

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の
実現プロジェクト」
終了時評価報告書

2024年3月

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
研究評価委員会

2024 年 3 月

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
理事長 斎藤 保 殿

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
研究評価委員会 委員長 木野 邦器

NEDO技術委員・技術委員会等規程第34条の規定に基づき、別添のとおり評価結果について報告します。

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の
実現プロジェクト」
終了時評価報告書

2024年3月

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
研究評価委員会

目 次

はじめに	1
審議経過	2
分科会委員名簿	3
研究評価委員会委員名簿	4
第1章 評価	
1. 評価コメント	1-1
1. 1 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋	
1. 2 目標及び達成状況	
1. 3 マネジメント	
（参考）分科会委員の評価コメント	1-3
2. 評点結果	1-11
第2章 評価対象事業に係る資料	
1. 事業原簿	2-1
2. 分科会公開資料	2-2
参考資料1 分科会議事録及び書面による質疑応答	参考資料 1-1
参考資料2 評価の実施方法	参考資料 2-1

はじめに

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構においては、被評価プロジェクトごとに当該技術の外部専門家、有識者等によって構成される分科会を研究評価委員会によって設置し、同分科会にて被評価対象プロジェクトの研究評価を行い、評価報告書案を策定の上、研究評価委員会において確定している。

本書は、「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」の終了時評価報告書であり、NEDO 技術委員・技術委員会等規程第 32 条に基づき、研究評価委員会において設置された「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」（終了時評価）分科会において評価報告書案を策定し、第 76 回研究評価委員会（2024 年 3 月 18 日）に諮り、確定されたものである。

2024 年 3 月

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
研究評価委員会

審議経過

● 分科会（2023 年 12 月 12 日）

公開セッション

1. 開会、資料の確認
2. 分科会の設置について
3. 分科会の公開について
4. 評価の実施方法について
5. プロジェクトの概要説明

非公開セッション

6. プロジェクトの詳細説明
7. 全体を通しての質疑

公開セッション

8. まとめ・講評
9. 今後の予定
10. 閉会

● 第 76 回研究評価委員会（2024 年 3 月 18 日）

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」

(終了時評価)

分科会委員名簿

(2023 年 12 月現在)

	氏名	所属、役職
分科会長	こばやし てつり 小林 哲則	早稲田大学* 理工学術院 教授
分科会長 代理	たかの しげる 高野 滋	株式会社 ANA 総合研究所 顧問
委員	いちかわ よしあき 市川 芳明	多摩大学 ルール形成戦略研究所 客員教授 一般社団法人ドローンサービス推進協議会 理事/認証担当
	いわもと まなぶ 岩本 学	株式会社日本政策投資銀行 産業調査部 兼 航空宇宙室 調査役
	さとう あきら 佐藤 彰	静岡理工科大学 理工学部 機械工学科 教授
	ほりぐち けんいち 堀口 賢一	大成建設株式会社 技術センター 社会基盤技術研究部 先端基盤研究室 先端施工チーム チームリーダー 主席研究員
	よねだ ひろし 米田 洋	帝京大学 理工学部 航空宇宙工学科 航空宇宙工学コース 教授

敬称略、五十音順

注*：実施者の一部と同一大学であるが、所属部署が異なるため（実施者：早稲田大学 基幹理工学部 機械科学・航空学科）「NEDO 技術委員・技術委員会等規程(平成 30 年 11 月 15 日改正)」第 35 条(評価における利害関係者の排除)により、利害関係はないとする。

研究評価委員会委員名簿

(2024 年 3 月現在)

	氏 名	所属、役職
委員長	きの くにき 木野 邦器	早稲田大学 理工学術院 教授
委員	あさの ひろし 浅野 浩志	岐阜大学 特任教授 一般財団法人電力中央研究所 研究アドバイザー
	いなば みのる 稲葉 稔	同志社大学 理工学部 教授
	ごないかわ ひろし 五内川 拡史	株式会社ユニファイ・リサーチ 代表取締役社長
	すずき じゅん 鈴木 潤	政策研究大学院大学 政策研究科 教授
	はらだ ふみよ 原田 文代	株式会社日本政策投資銀行 常務執行役員
	まつい としひろ 松井 俊浩	東京情報デザイン専門職大学 情報デザイン学部 学部長・教授
	まつもと ま ゆ み 松本 真由美	東京大学 教育学部附属教養教育高度化機構 環境エネルギー科学特別部門 客員准教授
	よしもと ようこ 吉本 陽子	三菱 UFJ リサーチ&コンサルティング株式会社 政策研究事業本部 経済政策部 主席研究員

敬称略、五十音順

第 1 章 評価

1. 評価コメント

1. 1 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋

本事業は、ドローンを活用した新事業創出に向け「多くの物流無人航空機が都市部で飛行できる社会」と「有人ヘリコプター等と同一空域で安全に飛行できる社会」の実現のため、性能評価手法、運航管理技術と衝突回避技術の開発など、必要な施策が網羅的に取り組まれたと認められる。また、知財・標準化戦略では、オープン、クローズの考え方は適切に設定されており、国際標準における取り組みは妥当なものであったと考えられる。

一方で、ドローンの様々なユースケースを実現するための基盤を整える戦略や、官民での役割分担にも、さらなる取り組みが必要であった。加えて今後のプロジェクトは、ビジネスを成長させるシナリオに基づいた開発技術を活かす活動にも力を入れ、我が国の市場競争力を高め、社会実装を加速すべきである。また、新製品導入や新市場開拓といった具体的な成長戦略が明示されていないため、ISO 化がどのように役に立つのかが見えにくい。ドローンの第二種型式認証については、NEDO のプロジェクトだけで解決できる話ではないが、他の省庁なども巻き込んで国全体として、効率的なあり方などの議論が必要であった。

1. 2 目標及び達成状況

4 つの開発テーマは目標を達成できており、さらに 2022 年 12 月の改正航空法の施行により、レベル 4 などを目指した機体開発が行われると予想されるなか、本プロジェクトでおこなった「性能評価手法」、「運航管理技術」、「衝突回避技術」が重要になると思われる。それらの中で、遠隔からの機体識別(RID)は実装され、機体認証関連の手法は後継プロジェクトに引き継がれており、アウトプットとして評価できる。特許出願や論文発表、国際標準化の提案、基準作りなど、多くの成果が得られており、特に国際標準化では、本事業を活用した ISO の規格が 3 件公開に至るなど目覚ましい成果であった。

一方、アウトカム目標である 2030 年の市場規模では、市場形成について具体的な裏付けに欠け、想定よりも現段階ではドローンの社会実装は進んでいない。後継プロジェクトでは、どのユースケース（点検・物流・農薬散布など）がどの程度の市場になる可能性があるといったシナリオを明確にして進めることを望みたい。また、研究開発成果を情報発信しているものの検索しにくく、誰もが検索・利用できる情報発信をお願いしたい。

1. 3 マネジメント

本事業の推進にかかわった実施者は、ドローンに関する技術力を有し、その能力を適切に発揮して事業を推進したと認められる。要素技術間の連携も一部でうまくとられ、中間評価で受けた指摘への対応も適切であったように見受けられる。

一方で、本事業のように、ドローン活用に関する環境整備事業においては、多くのステークホルダーを巻き込み、他の省庁とともにドローン普及の国家戦略として、改革に積極的に取り組むべきだったのではないかと思われる。また、小型無人航空機に関する事業なので、安全とは何かの議論を事業の最初に展開すべきであった。

今後は、欧米を中心とする海外市場の動向を的確に把握するとともに、本事業での経験を活かし、アウトカム達成に向けた戦略やプロジェクトの研究開発計画を見直しながら後継事業をすすめていくことに期待したい。

(参考) 分科会委員の評価コメント

1. 1 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋

＜肯定的意見＞

- ・ 研究開発フェーズと実用化促進フェーズに分け、アウトカム達成を目指したのは現実的であり評価できる。
- ・ ドローンの実装が予想よりも遅れ気味であったこと、機体認証制度が発足したことなどの社会変化に対応していた。
- ・ アウトカムとして将来像（「多くの物流無人航空機が都市部で飛行できる社会」と「有人ヘリコプターと同一区域で安全に飛行できる社会」）が示され、その実現のための道筋としてロードマップが示されていると理解する。そのロードマップには本事業の内容が主要項目として含まれているのでアウトカム達成までの道筋が示されているものと評価できる。
- ・ ロードマップにおいて社会実装に必要な取り組みはほぼ網羅されていると評価できる。また業界内外のステークホルダーへの情報発信も積極的に取り組んでいた。
- ・ 内閣官房による「小型無人機に係る環境整備にむけた官民協議会」で合意された「小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ」の変更を考慮した形で、アウトカム達成までの見直しが行われている。本事業のアウトカム（社会実装）の達成に向けて、ドローン技術に関する必要な施策が網羅的に取り組まれたと認められる。
- ・ 民間事業者の技術開発意欲を促進し、ドローン技術の事業化に向けた取り組みを、国際的な時勢に沿って積極的に推進したと認められる。
- ・ 将来像の実現に向けた必要な標準化や、性能測定手法の確立など、幅広い取り組みで網羅されていたと考える。
- ・ WRS 開催や ISO で提案して国際標準化できた案件があるなど、必要な取組が網羅され成果も上げている。
- ・ ドローンの安全性基準については、国土交通省の型式認証制定という状況変化に対応して、型式認証取得に向けた民間の理解促進への活動に切り替えるなど、フットワークの良いハンドリングがなされたと思う。
- ・ ISO の国際標準として 3 件公開されるなど、成果が認められる。
- ・ 知財、標準化戦略は妥当なものであったと考えられる。
- ・ ISO という最上位レベルの権威のある国際標準において、空間情報、リモート ID、UTM の機能構成、衝突回避等の規格化を本プロジェクト主導で達成できたことは大きな成果として評価できる。またリモート ID は既に社会制度に組み込まれておりアウトカムに貢献している。
- ・ 全体概要説明資料 P25 に記載されているように戦略を立てた上で標準化を進めていたと評価できる。
- ・ 研究開発項目②の「無人航空機の運航管理システムの及び衝突回避技術の開発」の成果と研究開発項目③の「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」との連携を図ることができた。

- ・ 本事業のオープン、クローズ戦略の範囲は適切に設定されており、それに基づき事業は適正に遂行されたと認められる。
- ・ 知的財産の取扱いや権利化は、本事業の知的戦略に基づくものであり、成果の事業化に資する手続きが推進されたと認められる。
- ・ ドローン技術に関する国際的な基準化づくりなどに、主導的な取組みがなされたと認められる。
- ・ 実施者の知財部分と公知技術とは、適切に設定されていたと思う。
- ・ セキュリティのガイドライン設定など、標準化にも取り組まれていた。
- ・ ISO などでの国際標準化も、地道に活動できていて成果も上がっている。

＜問題点・改善点・今後への提言＞

- ・ 何を、こういったレベルで実現すればアウトカムは達成できると考えるのか、その上でプロジェクトがどこまで貢献しようとするのかが曖昧。
- ・ **WRS** については、イベントを技術創出にどう結びつけるかの検討が不足している。
- ・ そもそも、アウトカム達成までの道筋自体が見えにくい状況があったように見受けられる。
- ・ 評価項目「本事業終了後の自立化」に照らすと、本事業の成果を誰がどのように活用することで自立化、つまりは経済的合理性がなりたつのかというビジネス面でのシナリオが見えてこない。本来の「実装」が「実証」に終わっている感がある。
- ・ 今後のプロジェクトにおいては、開発した技術がどのようにビジネスを成長させるのかというシナリオ（仮説）を明示し、それに基づいた開発技術を活かすための活動にも力を入れていただきたい。規制緩和への活用や、逆に規制に活用することで我が国の市場競争力を高めるなど、国際標準化の活動とも協調して社会実装を加速すべきである。
- ・ 外部環境の変化、特に海外の動向をどこまでタイムリーに捉えてアウトカム達成までの道筋を見直していたかよくわからなかった。空の分野は歴史的にも欧米が市場形成・ルール形成を主導していることから、現在の **ReAMo** で行っているような海外の市場・規制動向の定点観測調査は **DRESS** 事業の初期段階から実施していてもよかったかもしれない。
- ・ 本プロジェクトで担っている部分はドローンの様々なユースケースを実現するための基盤を整えるところだと思うが、ユースケースの拡大をどうやって進めるかという観点での戦略や官民での役割分担は不十分であったように感じた。
- ・ 本事業終了後の自立化について、新たな技術開発プロジェクトに成果が継承されているものの、本事業で残された技術的課題の内容とその継承の有無が明確でない。
- ・ 幅広いステークホルダーへの情報発信がなされているものの、本事業の具体的な成果が十分に周知されていない。
- ・ 制定された 2 種型式認証ではなく **JIS** 化するという方針については、もっと国土交通省と方針を相談してすすめるべきであったと残念でならない。**JIS** 化は良い施策

であっただけに悔やまれる。確かに国土交通省管轄の部分ではあるが、国全体としてどう進めるべきかなどの議論を巻き起こすなどもできたはず。今後のこういった大きな仕組み改革についての進め方に、反芻して活かしてほしい。DRESS が目指す社会を実現するには、経産省のみならず、総務省、国交省、あるいは官邸も足並みを揃えた課題解決が重要であって、NEDO のプロジェクトだけで解決できる話ではないということがあるが、それゆえ、もっともっと監督官庁への働きかけと連携が必要だったのだと思う。ドローン物流が、技術実証レベルから遅々として実運用に至らないのも、同じ理由によると思う。

- ・ 現在進行形のものも多く、評価には一定期間経過しないとわからない物が多かった点は、今後の教訓にしてほしい。
- ・ オープン領域とクローズ領域はビジネスへの活用の戦略があって初めて明確化できるものである。新製品導入や新市場開拓といった具体的な成長戦略が明示されていないため、せっかくの ISO 化が具体的にどのように役に立つのかが見えない。
- ・ 国際標準化という水平的な実施項目を置く場合、その他の垂直的な開発項目とのマトリクスを整理し、加えて明確な事業戦略を描きながら、オープン・クローズ戦略を設定すべきである。
- ・ 海外の標準化動向に関する調査やそれを踏まえた日本の戦略の見直しといった観点が備わっていなかったように思う。
- ・ 評価基準の基本はオープンとすべきと考えるが、クローズされている部分があるとの話があった。今後の認証での活用のことを考えると、誰もがアクセスして参照できるようにすべきではないか。
- ・ 評価基準では、ISO 化はすぐには難しいとことは理解するが、JIS 化に向けての検討は行っても良かったのではないか。
- ・ JIS 化を目指した戦略が途中で頓挫した件、国交省と経産省だけの問題ではなく、国家戦略としてどうするのかの議論を、もっと上位も巻き込んでやっておくべきではなかったかと、思っている。ドローンは空の産業革命なのだから、コペルニクスの転換が必要だと思う。
- ・ 性能評価手法の標準化について多方面で研究され成果も出ているが、参加企業の知財にはなっていない、公知となるべきアウトプットが見やすい形で社会に提示されていない。せっかくの知見を社会還元するように願いたい。

1. 2 目標及び達成状況

<肯定的意見>

- ・ アウトカム指標はプロジェクトの中では意識しにくい業界規模の数字なので、難しい面はあったと見受けられるが、個々のプロジェクトの管理を通して全体管理を行っていたように見受けられる。
- ・ 省エネ効果と市場形成の両方のアウトカム目標が達成できる見通しがついたことは評価できる。

- ・ CO₂削減量と市場規模の 2 つの数値目標及び達成時期が明確に設定されていた。CO₂削減目標については設定根拠も妥当。
- ・ 2022 年 12 月の改正航空法の施行により、レベル 4 開発のための機体開発が行われると予想される。これにより、今後、本プロジェクトでおこなっている「性能評価手法の開発」や「運航管理技術」、「衝突回避技術の開発」が重要な位置づけになることが期待されている。
- ・ アウトカム目標については、国際競争力の向上や省エネルギー化、CO₂排出量の削減など、ドローン技術の進展により期待される直接的、間接的な目標が適切に設定されていたと認められる。また、社会的動向に合わせて適切に見直されていたと認められる。
- ・ 着実に、ドローンの社会実装は進んでいると思います。
- ・ 設定された個別の目標は達成できている
- ・ RID の実装や ReAMo に引き継がれている 2 種の機体認証関連の事業、空飛ぶクルマの基礎調査など、アウトプットとして評価できる。
- ・ 4 つのプロジェクトはいずれもアウトプットは達成できていると評価できる。特に国際標準化の成果は見るべきものがある。
- ・ 特許出願や論文発表、国際標準化の提案、基準作りなど多くの成果が実現できていると評価できる。
- ・ 新型コロナウイルスの感染拡大という予期せぬ外部環境の変化に対して、World robot summit を開催年のずれはあったが予定どおり開催し、内外から多くの参加者があったことは評価できる。
- ・ 改正航空法の施行に向けて、研究開発項目の期間延長などが効果的におこなわれている。
- ・ アウトプット目標については、個別の要素技術ごとに適切な目標が設定され、遂行されたものと認められる。また、その成果に基づく論文発表や特許の出願、プレスリリースなどがなされたと認められる。
- ・ 個別課題の数値的な目標は、一部を除き、きちんと達成されていると思う。
- ・ 特にリモート ID は、ちゃんと社会実装までこぎつけていて立派である。

<問題点・改善点・今後への提言>

- ・ プロジェクトのアウトプットが、アウトカム（市場形成）の目標達成を加速するものであったかどうかわかりにくい。
- ・ アウトカムの目標が 2030 年 8000 億という市場規模であるとする、遠い将来であること、業界全体の中での NEDO プロジェクトの位置づけ、貢献が見えにくいことなどから、その達成状況を評価しにくいものとなっており、そもそも指標として適切であったかという点は今後の教訓とすべきではないか。
- ・ 市場形成については具体的な裏付けに欠ける。本プロジェクト無しでも自然にビジネスが大きくなる要素を引き算して、本プロジェクトの市場積み増し効果がどのよ

うな理由でどれだけの規模になるのかという仮説がない。つまり「達成状況の計測が可能な指標」になっていない。これがないと（仮に外れていたとしても）後日検証して後継プロジェクトの改善につなげられない。今後は、より経済合理性にこだわった仮説をより緻密にたてることで開発の効果を的確に評価できるようにすべきである。

- ・プロジェクト実施中にアウトカム目標（市場規模）を見直した形跡がなく、また委員会時にも説明がなかった。また設定根拠や今後の達成見込みについても具体性に欠ける内容だった。2030 年までに一定の市場規模到達を目指すという数値目標だけが提示されており、その目標を達成するためにどのような取組みが必要なのか、どのユースケース（点検・物流・農薬散布など）がどの程度の市場になる可能性があるのか、といったストーリー・シナリオ作りが明確ではないままにプロジェクトが進められていったような印象を受けた。更にドローンが市場形成期であり、本プロジェクトもドローンが発展するためのインフラを整備するものであると考えると、そもそも一定の市場規模の達成を本プロジェクトのアウトカムに設定することに無理があるように思う（更に言えばその到達具合を 2023 年時点で評価することも難しい）。後継の ReAMo においてはそもそもどのようにこのプロジェクトの成果を測るのか、他の指標も検討されるべき。
- ・改正航空法による市場拡大の効果は、現段階では少ないために、2030 年において予定どおりアウトカム目標が達成されるかは、予断を許さない状況と考えられる。今後も、市場動向を注視しながら、アウトカム達成にむけて、対応をおこなっていただきたい。
- ・本事業のアウトカム目標の達成状況の計測に関して、定量的な評価が難しい指標が設定されていたと思われる。具体的には、CO₂ 排出量の抑制効果がひとつの指標とされているが、ドローン技術に関わる CO₂ 排出量の具体的な算定方法が明示されておらず、そもそもその算定方法自体が本事業における検討すべき事項であったと考える。
- ・ドローンの社会実装は、当初計画より遅れていると言わざるを得ない。もちろんそれは、NEDO プロジェクトだけの問題では全くないが。またインプレスの見込み額も、感覚的には過大と感じる。
- ・ドローン物流がなかなか実用レベルにならないこと、UTM システムが乱立していて淘汰統合標準化が進まないのも、ボトムアップではどうにもならないからなのではないのか。特区でもなんでも、国として試して淘汰する戦略が必要なのではないのか。（これは NEDO に言ってどうなる話ではなく、縦割り行政の弊害と思うが。）
- ・サブプロジェクトの数が多く、総合的な評価が難しいほか、DRESS 前半で終わったプロジェクトなど情報が不足しており評価が難しいものが少なくなかった。
- ・研究結果をまとめて情報発信はしているものの、その情報が使われているかどうかなど、突っ込んだ評価をしてもよかったのではないかな。

- ・ 今後への提言：本プロジェクトでは国際標準化を主導するという積極的な取り組みがなされたが、今後のプロジェクトにおいても日本主導の国際標準を作るという点において劣ることのない、より大きな成果を目指していただきたい。
- ・ 本審査時点でアウトカム目標を達成できているかどうか評価することは不可能。
- ・ 「衝突回避技術の開発」においては、非協調式、相対速度 200km/h の目標値が、近年物流の主流となりつつある eVTOL 機に対して少し余裕のない設定ではないかと懸念される。相対速度がさらに大きくなったときには、非協調式でも可能なのかの検証もあれば良かったのではないかな。
- ・ プロジェクト全体としては、思っていたほどドローン社会実装は進んでおらず、総体として、目標達成に至っていないと思う。それは NEDO 単体の問題ではないが、こういった社会変革的目標を掲げている以上、十分に他の省庁なども巻き込むべきだったと思う。まあ、縦割り行政の中でどうすれば良いかは問題ではあるが。
- ・ 得られた成果や知見の社会還元については、まだまだ不十分と思うので、誰しもが利用できるように、個々の知財権に抵触しない範囲で、ネットを通じた掲示と発信をお願いしたい。

1. 3 マネジメント

<肯定的意見>

- ・ 実施者は、技術力を発揮したものと認められるものが多かった。(実用化、事業化の能力については、一定の時間を要する場合が多く、発揮されたかどうかの評価は現時点では困難の場合が多かった)
- ・ 多くのステークホルダーが関与する複雑なプロジェクトを柔軟かつ機動的にマネージしていたものと評価できる。技術委員会や WG の設置についても適切な対応だったものと思われる。採択プロセスについても特に問題なし。
- ・ 本事業の推進にかかわった NEDO および民間事業者は、ドローン技術に関する技術力を有し、その能力を適切に発揮して事業を推進したと認められる。
- ・ 指揮命令系統や責任体制は明確に構築され、適切に機能したと認められる。また、実施者間での連携を通じて社会実装を進める取組みがなされたと認められる。
- ・ 設定された個別課題に対しては、きちんと技術力を発揮できて、目標を達成しているので、体制的には妥当であったと考える。
- ・ 各プロジェクトのスケジュール管理は適切に行われていたように見受けられる。
- ・ 要素技術間の連携も一部でうまくとられていたように見受けられる。
- ・ 中間評価を受けた対応も適切であったように見受けられる。
- ・ 運航管理システムや衝突回避技術の開発と国際標準化の連携が取れていたことは評価できる。
- ・ スケジュールは適切に計画されていた。また後継のプロジェクトを切れ目なくスタートできた点も高く評価できる。

- ・ アウトプット目標の達成に必要な要素技術の開発は網羅的に挙げられており、要素技術間での連携をとりつつ、開発計画に沿った取組みがなされたと認められる。
- ・ アウトプット目標達成に必要な要素技術の開発は概ね網羅されていたと思う。スケジュールも適切であった。
- ・ 研究開発の進捗管理も担当者が妥当に管理しており、目標とする成果が得られていたと思う。

＜問題点・改善点・今後への提言＞

- ・ 当プロジェクトのように、インフラに強く係る事業においては、多くのステークホルダーを巻き込んで入念に計画するとともに、**NEDO** が強力なリーダーシップを発揮してプロジェクトをコントロールすることが必要なのではないか。個別アウトプットが目標を達成しながら、最終成果に組み込まれたように見受けられないのは、ステークホルダーの取り込みも、**NEDO** のリーダーシップも不十分であったことの現れではないか。
- ・ 成果の整理、公表等アウトリーチに関する努力が不十分である。個別の研究成果は安全性に係る貴重な知見を提供しているので、外部から容易にアクセスできる状態にすることが望まれる。ホームページには成果が網羅的に紹介されていない。事業原簿も情報が整理されておらず、成果の再利用が困難である。
- ・ 多くの個別サブプロジェクトを抱えるコンソーシアムでは、コンソのリード事業者は個別プロジェクト実施者に対して物が言いにくい状況があり、そもそも指揮命令系統が設定しにくい部分があるのではないか。
- ・ 中間評価でもコメントされていたが、国際標準化は独立に実施するものではなく、技術開発との関連をもってマトリクス状に整理されるものである。各々の国際標準化の戦略はビジネス戦略と密接に立てるべきであり、各ビジネス主体の経営戦略を考慮した適切なコーチングが必要である。このようなコーチングができる標準化と経営学の専門家が各々の技術開発においてもマネジメント体制に含まれていることが望ましい。
- ・ 欧米を中心とする海外市場の動向を的確に把握し、それをもとにアウトカム目標達成に向けた戦略や本プロジェクトの見直しを議論できる仕組みの構築は必要だったものと思われる。現在 **ReAMo** はそのように設計されているものと思うので、**DRESS** での経験が **ReAMo** で活かされていくことを期待したい。
- ・ また本件のような市場形成前の多様なステークホルダーが関与する複雑なプロジェクトを、担当者の人事異動がある中で **NEDO** 自身がどのように主体的にマネージしていけるかは潜在的な問題であるものと思う。
- ・ プロジェクト全体の方向性、妥当性について議論を行う外部有識者で構成する「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」技術委員会のメンバーは、各種の専門家にて構成されていると思われるが、ドローンの専門家の割合を少し増やしても良いのではないかな。

- ・ 技術開発データなり知見の利活用、公表は、不十分である。
- ・ 担当者は与えられた課題には真摯に取り組んでいるが、本来は最上位のマネジメント層が、他の省庁や国家戦略としての課題設定などに取り組むべきだったと思う。残念なのは、おそらく、そのレベルに、ドローンのなんたるかを知る人が少なかったのであろう。それはドローン業界の問題でもある。ドローン業界も既存の航空業界も、お互いをもっと知らねばならなかったと思う。UTM の関係での本プロジェクトでの活動はそれを促進できているとも言えるので、今後も続くことを願う。
- ・ これは小さなベンチャーが多いドローン業界の問題でもあるが、個別開発へのドローン業者の参画が少ないと思う。第二種型式認証の検討でも、同じであり、参加はしていても意見が出てこない。
- ・ プロジェクト前期と後期の成果に関連性が薄い。前期のアウトプットは計画どおりとされているので、それを後期で使えなかったとするならば、計画が悪いことの現れであり、使わなかったのであれば、それは連携に係るマネジメントが悪かったことの表れと考えられる。
- ・ 目標達成に必要な要素技術開発が網羅されていたかは評価資料からは不明であり、事業採択の段階や評価資料が、こうした評価基準を意識して行われるようになるというのではないか。
- ・ 多数の成果を上げた機体の性能評価基準開発が国際標準化と連携されていない。標準化がなされないことで社会への実装も遅れると予想される。既に機体の性能評価に関する国際規格が多数発行され、また開発中であることも考慮すると、今後は本成果を無駄なく国際標準に盛り込む活動を推進すべきである。
- ・ アウトプット目標をどう達成するかというシナリオの議論が不十分であったため、必要な要素技術が全て網羅されていたか評価しがたい。
- ・ JIS 化を方針変更して第二種型式認証の手順書作成に移行した際、性能評価などで研究してきたことはほとんど関係なかったのは、当初の計画の課題設定議論が今ひとつ不足していたのではないのかと言わざるを得ない。安全性をどう担保するのかは比較的普遍的な話であるので、最初からその研究や標準化が盛り込まれていてもよかったように思う。アメリカ FAA の基準が出てあたふたしている感は否めない。小型無人機に関わる人たちの安全意識の低さが露呈したようにも思う。
- ・ 第二種型式認証手法についても、FAA 基準の解釈に終始しているのもおかしい。自分らの安全とは何かの議論を最初に展開すべきであったと思う。
- ・ 衝突回避は、個別課題としては成功したかもしれないが、社会実装できる案にはなっていないし、実はこれの実現には総務省や国土交通省を大きく巻き込んだ戦略が必要だったと思う。

2. 評点結果

評価項目・評価結果		各委員の評価							評点
1. 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋									
(1)アウトカム達成までの道筋		B	B	C	B	A	B	B	2.0
(2)知的財産・標準化戦略		A	A	A	B	B	A	C	2.4
2. 目標及び達成状況									
(1)アウトカム目標及び達成見込み		C	B	C	C	A	B	C	1.6
(2)アウトプット目標及び達成状況		A	A	A	C	B	A	C	2.3
3. マネジメント									
(1)実施体制		C	B	B	B	A	A	C	2.0
(2)研究開発計画		C	B	B	B	A	A	B	2.1

《判定基準》
A：評価基準に適合し、非常に優れている。
B：評価基準に適合しているが、より望ましくするための改善点もある。
C：評価基準に一部適合しておらず、改善が必要である。
D：評価基準に適合しておらず、抜本的な改善が必要である。

（注）評点は A=3、B=2、C=1、D=0 として事務局が数値に換算・平均して算出。

第2章 評価対象事業に係る資料

1. 事業原簿

次ページより、当該事業の事業原簿を示す。

「ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト」

事業原簿【公開】

1. 概要
2. プロジェクト用語集
3. 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋
4. 目標及び達成状況
5. マネジメント

担当部

国立研究開発法人
新エネルギー・産業技術総合開発機構
ロボット・AI部

—目次—

内容

・事業原簿 7(1/4)

1.	概要.....	1-1
2.	プロジェクト用語集.....	2-1
3.	意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋.....	3-1
3.1.	事業の位置づけ・意義.....	3-1
3.2.	アウトカム達成までの道筋.....	3-8
3.3.	知的財産・標準化戦略.....	3-8
4.	目標及び達成状況.....	4-1
4.1.	アウトカム目標及び達成見込み.....	4-1
4.2.	アウトプット目標及び達成状況.....	4-2
5.	マネジメント.....	5-1
5.1.	実施体制.....	5-1
5.2.	受益者負担の考え方.....	5-8
5.3.	研究開発計画.....	5-9

・事業原簿 7 (2/4)

6. 目標及び達成状況の詳細

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

6.1.1. 性能評価基準等の研究開発

6.1.1.1	無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発	6-1
6.1.1.2	無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発	6-31
6.1.1.3	インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発	6-136
6.1.1.4	調査用無人航空機の評価手法の研究開発	6-181
6.1.1.5	陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発	6-222
6.1.1.6	各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発	6-242
6.1.1.7	目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準	6-269
6.1.1.8	無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発	6-487

6.1.2. 省エネルギー性能など向上のための研究開発

- | | |
|---|-------|
| 6.1.2.1 特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発 | 6-815 |
| 6.1.2.2 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発 | 6-816 |
| 6.1.3. 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発 | |
| 6.1.3.1 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発 | 6-839 |

・事業原簿7(3/4)

6.2. 研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

6.2.1. 無人航空機の運航管理システムの開発

- | | |
|---|--------|
| 6.2.1.1 1) 運航管理統合機能の開発(物流): 安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発 | 6-858 |
| 6.2.1.2 2) 運航管理機能の開発(警備): 警備業務に対応した運航管理機能の研究開発 | 6-902 |
| 6.2.1.3 2) 運航管理機能の開発(災害): 複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発 | 6-980 |
| 6.2.1.4 2) 運航管理機能の開発(衛星/災害): 衛星通信を利用するドローンの運航管理システムの開発 | 6-1016 |
| 6.2.1.5 3) 運航管理機能の開発(離島対応等): 準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発 | 6-1047 |
| 6.2.1.6 4) 情報提供機能の開発ー空間情報基盤: 無人航空機の安全航行のための空間情報基盤の開発 | 6-1097 |
| 6.2.1.7 4) 情報提供機能の開発ー気象情報提供機能ドローン向け気象情報提供機能の研究開発 | 6-1118 |
| 6.2.1.8 5) 運航管理システムの全体設計: 運航管理システムの全体設計に関する研究開発 | 6-1132 |
| 6.2.1.9 6) 遠隔からの機体識別に関する研究開発: 遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発 | 6-1148 |
| 6.2.1.10 7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発: 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発 | 6-1288 |
| 6.2.1.11 8) 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発(離島対応): 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発(離島対応) | 6-1494 |
| 6.2.1.12 9) 地域特性に考慮した情報提供機能に関する研究開発) : 空の道を組み込んだ統合型情報提供機能の実用化 | 6-1532 |

6.2.1.13 9) 地域特性に考慮した情報提供機能に関する研究開発) :

地域特性を考慮したドローン気象情報提供機能に関する研究開発 6-1550

6.2.1.14 10) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業 :

地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業 6-1568

・事業原簿 7 (4/4)

6.2. 研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

6.2.2. 無人航空機の衝突回避技術の開発

6.2.2.1 1) 非協調式 SAA の研究開発 : 電波・光波センサ統合技術の開発 6-1761

6.2.2.2 2) 協調式 SAA の研究開発 : 正確な位置情報を共有するための準天頂衛星対応受信機の研究開発 6-1801

6.2.2.3 2) 協調式 SAA の研究開発 : 準天頂衛星対応受信機の低消費電力化の研究開発 6-1808

6.2.2.4 3) 衝突回避システムの小型化・低消費電力化 :
衝突回避システムの小型化・低消費電力化の研究開発 6-1823

6.2.2.5 4) 準天頂衛星システムの小型化・低消費電力化 : 準天頂衛星システムに対応した受信機、アンテナ小型化・低消費電力化の研究開発 6-1842

6.3. 研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」

6.3.1. デジュール・スタンダード ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進
(1) デジュール・スタンダード 6-1860

6.3.2. デファクト・スタンダード 6-1933

6.3.3. ドローンに関する知財・国際標準を活用したグローバル展開に向けた
連携・支援体制の構築に係る調査研究事業 6-1605

6.4. 研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導研究調査」

6.4.1 海外における空飛ぶクルマの実証事例調査 :
空飛ぶクルマに関するオペレーション体制・事業モデル調査 6-1942

6.4.2 空飛ぶクルマの社会実装に向けた要素技術調査 :
空飛ぶクルマに関する海外制度及び国際標準化の動向調査 6-1953

7. 添付資料

(添付資料 1) プロジェクト基本計画 7-1

(添付資料 2) 空の産業革命に向けたロードマップ 7-32

(添付資料 3) プロジェクト開始時関連資料 7-35

(添付資料 4) 特許論文等リスト 7-43

1. 概要

		最終更新日	2023 年 11 月 13 日
プロジェクト名	NEDO プロジェクト名：ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト METI 予算要求名称：ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト	プロジェクト番号	P17004
担当推進部/ PMまたは担当者 及び METI 担当課	担当推進部：ロボット・AI 部 経済産業省担当課：製造産業局 航空機武器宇宙産業課 次世代空モビリティ政策室 製造産業局 産業機械課 ロボット政策室 【研究開発項目①、②、③(1)】 ＜プロジェクトマネージャー (PM) ＞ 宮本 和彦 (2017 年 4 月 ～ 2021 年 2 月) (アドバイザー2021 年 4 月～2023 年 3 月) 弓取 修二 (2021 年 3 月 ～ 2021 年 9 月 (PM 代行)) 林 成和 (2022 年 1 月 ～ 2022 年 3 月 (PM 代行)) 梅田 英幸 (2022 年 5 月 ～ 2023 年 3 月 (PM 代行)) ＜プロジェクト担当者＞ 山中 寛幸 (2017 年 4 月 ～ 2018 年 11 月) 永松 純 (2017 年 4 月 ～ 2021 年 3 月) 山名 宏昭 (2018 年 10 月 ～ 2020 年 3 月) 寺島 政博 (2019 年 4 月 ～ 2020 年 3 月) 中里 亮 (2019 年 4 月 ～ 2020 年 12 月) 田邊 栄一 (2019 年 10 月 ～ 2019 年 12 月、2022 年 2 月～2022 年 9 月) 林 修司 (2019 年 10 月 ～ 2019 年 12 月) 野口 恵古 (2020 年 4 月 ～ 2022 年 3 月) 大熊 正文 (2020 年 4 月 ～ 2023 年 3 月) 森 理人 (2020 年 5 月 ～ 2023 年 3 月) 西村 昌之 (2020 年 12 月 ～ 2023 年 3 月) 真野 真一郎 (2021 年 4 月 ～ 2023 年 3 月) 前田 一秀 (2021 年 4 月 ～ 2023 年 3 月) 若山 哲弥 (2021 年 4 月 ～ 2023 年 3 月) 三浦 辰男 (2021 年 4 月 ～ 2022 年 3 月) 佐藤 憲二 (2021 年 5 月 ～ 2022 年 3 月) 田沼 浩行 (2021 年 5 月 ～ 2022 年 3 月) 岡村 茂則 (2022 年 2 月 ～ 2023 年 3 月) 平山 紀之 (2022 年 4 月 ～ 2023 年 3 月) 安生 哲也 (2023 年 2 月 ～ 2023 年 3 月) 【研究開発項目③(2)】 ＜プロジェクトマネージャー (PM) ＞ 和佐田 健二 (2017 年 11 月 ～ 2021 年 10 月 (※2019 年 2 月より PM)) 細谷 克己 (2017 年 10 月 ～ 2023 年 3 月 (*2021 年 11 月より PM)) ＜プロジェクト担当者＞ 速水 一行 (2017 年 4 月 ～ 2017 年 9 月) 原 大周 (2017 年 4 月 ～ 2017 年 10 月) 藤井 祐造 (2017 年 4 月 ～ 2018 年 5 月) 金子 智幸 (2017 年 4 月 ～ 2018 年 7 月) 井上 麻里 (2017 年 4 月 ～ 2018 年 9 月) 石原 拓郎 (2018 年 4 月 ～ 2021 年 10 月) 飛塚 雄二 (2018 年 10 月 ～ 2021 年 10 月) 直井 理恵 (2019 年 3 月 ～ 2019 年 12 月) 神山 和人 (2020 年 5 月 ～ 2022 年 4 月)		

	弓取 修二 (2021 年 4 月 ～ 2021 年 9 月) 千田 和也 (2021 年 8 月 ～ 2021 年 10 月) 土井 浩史 (2022 年 5 月 ～ 2023 年 3 月) 【研究開発項目④】 <プロジェクトマネージャー (PM) > 森 理人 (2021 年 4 月 ～ 2022 年 3 月) <プロジェクト担当者> 若山 哲弥 (2021 年 4 月 ～ 2022 年 3 月) 三浦 辰男 (2021 年 4 月 ～ 2022 年 3 月) 佐藤 憲二 (2021 年 5 月 ～ 2022 年 3 月) 田沼 浩行 (2021 年 5 月 ～ 2022 年 3 月)
0. 事業の概要	小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている。このため、本プロジェクトでは、物流、インフラ点検、災害対応等の分野で活用できる無人航空機及びロボットの開発を促進するとともに、社会実装するためのシステム構築及び飛行試験等を実施する。 また、技術開発スピードが速く、デファクトが鍵を握るロボットについては、世界の最新技術動向を日本に集め、日本発のルールで開発競争が加速する手法を推進する。 加えて、「空飛ぶクルマ」を活用した社会の実現にむけて、離着陸時等の安全性と効率性を実現する運航技術の開発などに向けて、先導調査研究を行う。
1. 意義・アウトカム (社会実装) 達成までの道筋	
1.1 本事業の位置付け・意義	ドローンについては、無人地帯で目視外飛行が可能になり、荷物配送を実施する事業者も登場したが、他方、老朽化するインフラの点検、市街地の広域巡回警備など、有人地帯での目視外飛行を可能とする必要性は高まっている。 2019 年 6 月 5 日に閣議決定された成長戦略実行計画において、有人地帯での目視外飛行の目標時期を 2022 年度目処とするとされており、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会にて設定された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、2022 年度以降有人地帯での目視外飛行の実現にむけた UTMS の社会実装および安全性の高い機体開発について、具体行程として触れられている。 ロボットについては、「日本再興戦略」および「ロボット新戦略」において研究開発の促進および早期社会実装実現のための手段として、競技会や実証実験の有用性について触れられている。
1.2 アウトカム達成までの道筋	本研究開発事業では、4 つの研究開発項目を実施する。5 年間の事業期間のうち 2017 年度から 2019 年度の 3 年間で「研究開発フェーズ」として定め、各研究開発項目において要素技術開発や実証実験の実施等を進め、2020 年度以降は「実用化促進フェーズ」として定め、各研究開発項目成果の実用化・事業化を目指す。 また、こうした「研究開発フェーズ」や「実用化促進フェーズ」と併走する形式で、研究開発項目の一つとして国際標準化の活動を一貫して実施し、将来の実用化・事業化を見据えた形でプロジェクトを推進する。

			2017年度	2018年度	2019年度	2020年度	2021年度	2022年度
		研究開発項目①、② 各種研究開発	研究開発フェーズ (要素技術開発、実証実験など)			実用化促進 フェーズ		
		研究開発項目③ 国際標準化活動の推進	国際標準化活動					
		研究開発項目④ 空飛ぶクルマの先導調査研究					調査	
1.3	知的財産・標準化戦略	研究開発成果に関わる知的財産権については、「国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 新エネルギー・産業技術業務方法書」第 25 条の規定等に基づき、原則として、全て委託先に帰属させる。 標準化戦略として、委託事業で得られた研究開発成果は、研究開発項目③(1)にて標準化等との連携を図ることとし、標準化に向けて開発する評価手法の提案、データの提供等を積極的に行う。また、NEDO として、研究開発成果の国際標準化を戦略的に推進する仕組みを構築し、併せて、本研究開発終了後の国際標準化活動継続のための仕組みについて検討する。						
2. 目標及び達成状況								
2.1	アウトカム目標及び達成見込み	【アウトカム目標】 空撮や農薬散布など従来の無人航空機を活用したビジネスに加え、新たな技術を導入した物流ビジネスの荷物配送業務や災害対応等に展開するとともに、測量や観測、警備など様々な分野にも本プロジェクトの成果を繋げていく。 無人航空機による荷物配送は目視外飛行が前提となり、配送先での離着陸など複雑なプロセスを伴うものとなる。今後、無人航空機での荷物配送サービスが開始され、2020 年代頃以降には、あらかじめ設定されたルートどおりに飛行するだけでなく、衛星測位情報など高精度な位置情報を利用した運航管理システムや衝突回避等の技術の導入による他の有人航空機や無人航空機、障害物等を避けながら有人地帯での目視外飛行を本格化させるロードマップ（小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ(2016 年 4 月 28 日小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会決定)）の実現に寄与する。 省エネ効果としては、将来の物流分野やインフラ点検分野での無人航空機活用による省エネ効果および CO2 排出削減効果が見込まれる。 市場形成としては、物流、インフラ点検、災害対応、警備等分野のロボット市場が 2030 年には、約 8000 億と推測される中、日本における早期の市場拡大と日本企業の海外市場への参入により更なる事業拡大に寄与する。 【達成見込み】 2022 年 12 月に改正航空法が施行され、有人地帯上空での補助無し目視外飛行（レベル 4）が制度として開始に至っている。また、直近での市場予測でも市場が伸びることが期待されている。本事業においては、レベル 4 飛行を実現する機体開発などを円滑に進めるために必要な性能評価手法の開発や、多くのドローンが飛び交うために必要となってくると考えられる運航管理技術や衝突回避技術の開発を進めてきており、アウトカム目標の達成に向けて寄与している。加えて、2022 年度から開始している「次世代空モビリティの社会実装に向けた実現プロジェクト」において、小口のラストワンマイルドローン物流を促す研究開発事業を行っており、他政府施策も活用されながら、機体メーカーや実運航を行う事業者の開発投資、認証取得などが順調に進めば、2030 年のアウトカム目標が達成される見込み。						
		研究開発項目	アウトプット目標				達成状況	
2.2	アウトプット目標及び達成状況	研究開発項目①「 <u>ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発</u> 」	・分野（物流、インフラ点検及び災害対応分野）における各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）の性能評価基準に基づく各種試験方法等を福島県のロボットテストフィールド等に提案する。また、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用し、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための信頼				○	

			性及び安全性等の評価手法及び評価基準を開発する。 無人航空機等に省エネルギー性能等を向上させるための研究開発成果を搭載することで、2 時間以上の長時間飛行や火災現場等の特殊環境下での連続稼働を実現する。	
		<u>研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」</u>	- 無人航空機の物流分野等への適応を想定し、福島県のロボットテストフィールド等に設置された無線基地局等を介して 10km 以上の目視外試験飛行を実施する。 - 単機による障害物との衝突回避に加え、無人航空機同士の衝突回避までを想定し、200km/h 以上の相対速度での衝突回避システム技術を開発する。 - 無人航空機の飛行経路の風向及び風速等を含む気象情報や有人機情報等を重畳した 3D 可視化マップを開発し、福島県のロボットテストフィールド等での各種飛行試験に活用する。 - 国内外の関係者を構成員とする委員会を構成の上、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等を策定し、運航管理システムの開発及び各種試験に反映させる。 - 無人航空機の遠隔識別に必要な通信方式やセキュリティの検証、通信機器の設計や関連する要素技術等を開発し、運航管理システムとの情報共有を実施する。	○
		<u>研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」</u>	- 本プロジェクトの成果（性能評価基準、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等）の国際標準化を獲得するための提案すべき技術を含む活動計画を国へ提言し、標準化団体へ引き継ぐ。 - 福島県のロボットテストフィールド等で、World Robot Summit（日本発のルールに基づいた新たな競技等）を、4 カテゴリー（ものづくり、サービス、インフラ・災害対応、ジュニア）で実施する。また、World Robot Summit の継続的な実施に向けた取組や検討を行う。	○
		<u>研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」</u>	空飛ぶクルマの発展シナリオを整理の上、2025 年までの実証計画、及び 2025 年以降の自動・自律飛行、高密度運航に向けた技術的検証項目の提案を行う。	○
3. マネジメント				
	プロジェクトリーダー	中央大学 教授 大隅久 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構（JAXA） 研究領域主幹 原田賢哉 株式会社日刊工業新聞社 執行役員総合事業本部長（総合事業局次長）イベント事業部長 林英雄 玉川大学 教授 岡田浩之 東北大学 教授 田所諭 神戸大学 教授 横小路泰義 カリフォルニア大学サンディエゴ校 准教授 江口愛美		

プロジェクトマネージャー	【研究開発項目①、②、③(1)】 宮本 和彦 (2017 年 4 月 ～ 2021 年 2 月) 弓取 修二 (2021 年 3 月 ～ 2021 年 9 月 (PM 代行)) 林 成和 (2022 年 1 月 ～ 2022 年 3 月 (PM 代行)) 梅田 英幸 (2022 年 5 月 ～ 2023 年 3 月 (PM 代行)) 【研究開発項目③(2)】 和佐田 健二 (2017 年 11 月 ～ 2021 年 10 月) 細谷 克己 (2021 年 11 月 ～ 2023 年 3 月) 【研究開発項目④】 森 理人 (2021 年 4 月 ～ 2022 年 3 月)
委託先 (助成事業の場合「助成先」とする など適宜変更) (組合が委託先に 含まれる場合は、 その参加企業数及 び参加企業名も記 載) * 下線はコンソ代 表	研究開発項目① 「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」 (1) 性能評価基準等の研究開発 1-1)～1-6) 性能評価手法等の研究開発 (委託、2017 年度) 1-1) 無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発 ・ <u>株式会社自律制御システム研究所</u> 1-2) 無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発 ・ <u>富士通株式会社</u> ・ 日本電気株式会社 ・ 株式会社イクシスリサーチ ・ 株式会社エンルート ・ 株式会社プロドローン 1-3) インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発 ・ <u>パナソニック株式会社</u> ・ 朝日航洋株式会社 ・ パナソニックシステムソリューションズジャパン株式会社 1-4) 調査用無人航空機の評価手法の研究開発 ・ <u>株式会社SUBARU</u> 1-5) 陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発 ・ <u>三菱重工業株式会社</u> 1-6) 各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発 ・ <u>一般財団法人製造科学技術センター</u> 1-7) 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準 (委託、2018～2019 年度) ・ <u>国立研究開発法人産業技術総合研究所</u> ・ 株式会社自律制御システム研究所 ・ 独立行政法人労働者健康安全機構 労働安全衛生総合研究所 ・ 国立大学法人東京大学

	・株式会社プロドローン ・イームズロボティクス株式会社 1-8) 無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発（委託、2020～2022 年度） ・<u>国立研究開発法人産業技術総合研究所</u> ・国立大学法人東京大学 ・独立行政法人労働者健康安全機構労働安全衛生総合研究所 ・国立大学法人長岡技術科学大学 ・イームズロボティクス株式会社 ・株式会社プロドローン ・国立研究開発法人日本原子力研究開発機構 ・東京航空計器株式会社 ・本郷飛行機株式会社 (2) 省エネルギー性能等向上のための研究開発（助成、2017～2019 年度） 2-1) 特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発 ・<u>株式会社エンルート</u> 2-2) 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発 ・<u>株式会社プロドローン</u> (3) 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発（助成、2020～2021 年度） 3-1) 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発 ・<u>マクセル株式会社</u> ・古川電池株式会社 研究開発項目② 「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」 (1) 無人航空機の運航管理システムの開発 1) 運航管理統合機能の開発（委託、2017～2019 年度） 1-1) 安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発 ・<u>日本電気株式会社</u> ・株式会社エヌ・ティ・ティ・データ ・株式会社NTTドコモ ・楽天株式会社 ・株式会社日立製作所 2) 運航管理機能の開発（物流及び災害対応等）（委託、2017～2019 年度）
--	---

	2-1) 警備業務に対応した運航管理機能の研究開発 ・ <u>KDDI株式会社</u> ・ Terra Drone株式会社 2-2) 複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発 ・ <u>株式会社日立製作所</u> ・ 国立研究開発法人情報通信研究機構 2-3) 衛星通信を利用するドローンの運航管理システムの開発 ・ <u>スカパーJSAT株式会社</u> 3) 準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発（離島対応）（委託、2017～2019年度） ・ <u>株式会社SUBARU</u> ・ 日本無線株式会社 ・ 日本アビオニクス株式会社 ・ 株式会社自律制御システム研究所 ・ 三菱電機株式会社 4) 情報提供機能の開発（助成、2017～2019年度） 4-1) ドローン向け気象情報提供機能の研究開発 ・ <u>一般財団法人日本気象協会</u> 4-2) 無人航空機の安全航行のための空間情報基盤の開発 ・ <u>株式会社ゼンリン</u> 5) 運航管理システムの全体設計に関する研究開発（委託、2017～2019年度） ・ <u>国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構</u> 6) 遠隔からの機体識別に関する研究開発（委託、2020～2021年度） ・ <u>日本電気株式会社</u> ・ 株式会社日立製作所 ・ 株式会社NTTドコモ ・ KDDI株式会社 ・ Terra Drone株式会社 ・ 株式会社エヌ・ティ・ティ・データ ・ 国立研究開発法人情報通信研究機構 ・ 国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所 ・ 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発（委託、2020～2021年度） ・ <u>日本電気株式会社</u> ・ 株式会社エヌ・ティ・ティ・データ
--	--

	・株式会社日立製作所 ・株式会社ウェザーニューズ 8) 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発（離島対応） （委託、2020～2021 年度） ・<u>株式会社SUBARU</u> ・日本無線株式会社 ・日本アビオニクス株式会社 ・株式会社自律制御システム研究所 ・マゼランシステムズジャパン株式会社 9) 地域特性を考慮した情報提供機能に関する研究開発（助成、 2020～2021 年度） 9-1) 空の道を組み込んだ統合型情報提供機能の実用化 ・<u>株式会社ゼンリン</u> 9-2) 地域特性に考慮したドローン気象情報提供機能に関する研究 開発 ・<u>一般財団法人日本気象協会</u> 10) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業（委 託、2020～2021 年度） ・<u>KDDI 株式会社</u> ・パーソルプロセス&テクノロジー株式会社 (2) 無人航空機の衝突回避システムの開発 1) 非協調式 SAA（助成、2017～2019 年度） ・<u>日本無線株式会社</u> ・株式会社SUBARU ・日本アビオニクス株式会社 ・株式会社自律制御システム研究所 2) 協調式 SAA（助成、2017～2019 年度） 2-1) 正確な位置情報を共有するための準天頂衛星対応受信機の研究 開発 ・<u>マゼランシステムズジャパン株式会社</u> 2-2) 準天頂衛星対応受信機の低消費電力化の研究開発 ・<u>三菱電機株式会社</u> 3) 衝突回避システムの小型化・低消費電力化（助成、2020～2021 年度） ・<u>日本無線株式会社</u> ・日本アビオニクス株式会社 ・株式会社自律制御システム研究所
--	--

		4) 準天頂衛星システムの小型化・低消費電力化の研究開発（助成、2020～2021 年度） ・ <u>マゼランシステムズジャパン株式会社</u> 研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」 (1) デジュール・スタンダード（委託、2017～2022 年度） ・ <u>PwC コンサルティング合同会社</u> (2) デファクト・スタンダード（委託、2017～2022 年度） ・ <u>株式会社日刊工業新聞社</u> ・ 国立研究開発法人産業技術総合研究所 ・ 国立大学法人神戸大学 ・ 特定非営利活動法人国際レスキューシステム研究機構 ・ 学校法人玉川学園玉川大学 研究開発項目④空飛ぶクルマの先導調査研究（委託、2021 年度） (1) 海外における空飛ぶクルマの実証事例調査、空飛ぶクルマに関するオペレーション体制・事業モデル調査 ・ <u>日本航空株式会社</u> (2) 空飛ぶクルマの社会実装に向けた要素技術調査、空飛ぶクルマに関する海外制度及び国際標準化の動向調査 ・ <u>株式会社三菱総合研究所</u>						
3.2 受益者負担の考え方 事業費推移 （会計・勘定別に NEDO が負担した実績額（評価実施年度については予算額）を記載） （単位：百万円）	会計・勘定	2017fy	2018fy	2019fy	2020fy	2021fy	2022fy	総額
	エネルギー特別会計	3,144	3,180	3,718	3,267	4,994	416	18,719
	うち、開発成果促進財源	—	102	72	500	400	—	1,074
	総 NEDO 負担額	3,144	3,180	3,718	3,267	4,994	416	18,719
	委託	2,627	2,677	3,338	3,076	4,782	416	16,916
	助成：助成率 1/2 または 2/3	517	503	380	191	212	—	1,803
	事業取り消しなどによる返還	—	—	—	197	—	—	197
3.3 研究開発計画								
	情勢変化への対応	事業全体を通じて、社会情勢の変化、プロジェクトの進捗状況や技術推進委員会の結果を踏まえ、研究開発テーマの見直しや、新規テーマの導入を随時検討、実施した。 例えば、新型コロナウイルス感染拡大の影響を踏まえ、World robot summit（以下、WRS）は開催年を後ろ倒し、適切な感染症対策および開催形態をバーチャル空間と並行開催として、2021 年に開催した。その他、「空の移動革命に向けたロードマップ」の公表に伴い、空飛ぶ						

		クルマ等の普及において官民が取り組んでいくべき技術開発や制度整備等が整理された背景を踏まえ、空飛ぶクルマ等次世代エアモビリティに関するテーマを新たに実施した。 また、改正航空法（2021/6 公布）の 2022/12 までの施行に向けて、国交省航空局による機体認証関連検討を促進し、連携を図っていくため研究開発項目①の「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」を期間延長した。同時に、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（２）「デファクト・スタンダード」について、WRS の継続的な実施に向けた運営コミュニティの再構築、計画立案、競技種目再設定と概略設計の実施、成果普及の為のセミナーやフォーラムの実施、人材育成プログラムの実施、WRS 成果を中心にした研究者や技術者等のネットワーク構築の為の人的交流事業等の実施をするため、1 年事業期間を延長し、事業を推進した。 なお、研究開発項目①「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」（２）「省エネルギー性能等の向上のための研究開発」2-1）「特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発」については、不正が生じたため 2020 年度に交付決定の取り消しを行い、取り消した補助金については全額返還済みとなっている。	
	中間評価結果への対応	中間評価の「ロボット・ドローン技術は、期待される機能を発揮するための技術開発と、安全性確保を含めた運航システムの確立が極めて重要であり、国内の公的機関との連携、さらには国際的な協力が必要である。様々な利用における期待が大きいため、慎重にかつ迅速に研究開発を進めていただければと思う。」という指摘に対して、評価基準の規格化、技術開発（長時間飛行、運航管理の機能拡張、衝突回避システム等の小型化）として、委託 4 事業・助成 5 事業を 2020 年度からの研究開発小項目として追加した。また、国交省の改正航空法施行に向けて、研究開発項目①（①-(1)-8）「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」の期間延長も行い、航空局や業界関係者とも連携し、具体的な照明手法の事例検討などを行った。研究開発項目②（１）10）地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業（委託、2020～2021 年度）等においては、国内の多くの方々との連携を図り、実運用にむけての課題の整理、官民競技会運航管理WG 等への情報提供などをおこなった。 研究開発項目③（２）について、中間評価結果への「競技会を通じてどのように研究開発成果を世界のデファクト・スタンダードにつなげようとするのかについてしっかり考えてほしい。」という指摘に対して、WRS 災害対応ロボット競技で用いられた STM の評価手法の 1 つである Negotiate が、NIST と連携して、2022 年 6 月の ASTM(世界最大の標準化団体) E54.09 Robotics 委員会で、規格化の対象として議題に挙げられ、現在 ASTM の規格として再現性や運用性等の総合的評価が行われている。他の STM についても、NIST との意見交換を継続している。	
	評価に関する事項	事前評価	2016 年度実施 担当部 ロボット・AI 部
		中間評価	2019 年度 中間評価実施
		終了時評価	2023 年度 終了時評価実施
	別添		
d o	投稿論文	「査読付き」12 件、「その他」48 件	
	特 許	出願特許：25 件 うち外国特許：6 件 特記事項：なし	

k u	その他の外部発表 (プレス発表等)	●プレス発表：23 件 ・2018 年 5 月 30 日：インフラ点検や災害対応に活用する「ロボット性能評価手順書」を公表 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_100962.html ・2018 年 5 月 30 日：無人航空機の新たな安全評価基準の開発に着手 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_100963.html ・2018 年 7 月 26 日：インフラ点検・災害対応ロボットの普及拡大を目指した人材育成事業に着手 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101001.html ・2018 年 12 月 14 日：世界初、無人航空機に搭載した衝突回避システムの探知性能試験を実施。 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101048.html ・2019 年 3 月 1 日：同一空域・複数ドローン事業者のための運航管理システムを実証 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101072.html ・2019 年 4 月 10 日：NEDO と南相馬市がロボット関連人材育成などに関する協力協定を締結 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101100.html ・2019 年 5 月 30 日：衛生ドローンによる産学遭難者救助活動の実証実験に成功 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101127.html ・2019 年 6 月 27 日：無人航空機の遠隔からの機体識別技術などの研究開発に着手 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101143.html ・2019 年 6 月 28 日：「World Robot Summit 2020」を開催へ https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101148.html ・2019 年 6 月 28 日：同一空域・複数ドローン事業者のための運航管理システムの API 仕様書を公開 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101147.html ・2019 年 7 月 25 日：世界初、相対速度 100km/h での無人航空機の衝突回避試験を実施 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101167.html ・2019 年 10 月 3 日：同一空域・複数事業者のドローン運航管理システムとの相互接続試験の環境を構築 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101208.html ・2019 年 10 月 30 日：一般のドローン事業者も参画したドローン運航管理システムの相互接続試験に成功 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101228.html ・2019 年 12 月 25 日：無人航空機が緊急時でも自律的に危険を回避できる技術を実証 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101257.html ・2020 年 2 月 12 日：World Robot Summit 2020 アンバサダーにディーン・フジオカさんが就任 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101284.html ・2020 年 5 月 29 日：第三者上空飛行のための無人航空機の性能評価手順書を公表 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101313.html ・2020 年 8 月 7 日：ドローンの社会実装に向けた新たな研究開発に着手 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101343.html ・2020 年 11 月 17 日：無人航空機を遠隔から識別できるブロードキャスト型通信評価試験を実施 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101378.html ・2020 年 11 月 30 日：ドローンの社会実装に向け、複数の地域で実環境に合わせた実証試験に着手 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101385.html ・2021 年 4 月 15 日：複数拠点で接続した運航管理統合機能の実証試験に成功 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101420.html ・2021 年 11 月 24 日：国内最大規模、全国 13 地域で同時に飛行するドローンの運航管理に成功 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101494.html ・2022 年 2 月 24 日：ドローンが安全に飛び交う社会の実現を促進させる研究成果を発表 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101519.html 2022 年 3 月 31 日：無人航空機を対象としたサイバーセキュリティガイドラインを策定 https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101529.html
		作成時期 2017 年 1 月 作成

	基本計画に関する事項	変更履歴	2018 年 2 月 研究開発項目①(1)性能評価基準等の研究開発のうち、項目の追加及び実施期間変更に伴う改訂 2019 年 2 月 研究開発項目②(1)無人航空機の運航管理システムの開発のうち項目の追加及び実施期間変更、研究開発項目③(2)デファクト・スタンダードに係るプロジェクトマネージャー変更、プロジェクトリーダーの氏名及び所属機関名追記に伴う改訂 2020 年 4 月 研究開発項目①(1)性能評価基準等の研究開発のうち項目の追加及び実施期間変更、研究開発項目①(3)無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発の追加、研究開発項目②(1)無人航空機の運航管理システムの開発のうち項目の追加及び実施期間変更、研究開発項目②(2)無人航空機の衝突回避技術の開発のうち項目の追加及び実施期間変更、プロジェクトリーダーの氏名及び所属機関名追記に伴う改訂 2020 年 4 月 World Robot Summit の開催延期に伴う改訂 2021 年 4 月 研究開発項目④空飛ぶクルマの先導調査研究を新規研究開発項目として追加すること等に伴う改訂 2022 年 1 月 研究開発項目①及び PRISM 予算執行のための期間延長等に伴う改訂 2022 年 2 月 研究開発項目③(2)の内容追加および期間延長等に伴う改訂
--	------------	------	---

2. プロジェクト用語集

用語	意味
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance-Broadcast の略。有人航空機の位置情報を取得する装置のこと。
AIS	Automatic Identification System の略。呼出符号、船名、位置、針路、速力、目的地などの船舶情報を V H F 帯電波で自動的に送受信し、船舶局相互間、船舶局と陸上局間で情報の交換を行うシステムのこと。
API	Application Programming Interface の略。ソフトウェアコンポーネントが互いにやり取りするために使用するインターフェースの仕様のこと。
CLAS	Centi-meter Level Augmentation Service の略。センチメートル級測位補強サービスのこと。GPS の 10 メータ級の測位誤差を補正する測位補強信号を準天頂衛星から無償配信する。
DAA	Detect And Avoid の略。
DIPS	Drone/UAS Information Platform System の略。国土交通省が管理するドローン情報基盤システムのこと。
FAA	Federal Aviation Administration の略。アメリカ連邦航空局のこと。
FI	Flight Information の略。飛行情報のこと。
FIMS	Flight Information Management System の略。運航管理統合機能のこと。
GCS	Grand Control Station の略。地上局のこと。
GNSS	Global Navigation Satellite System の略。全球測位衛星システムのこと。GPS、GLONASS、Galileo、準天頂衛星（QZSS）等の衛星測位システムの総称である。
GPS	Global Positioning System の略。アメリカ合衆国によって運用される衛星測位システムを指す。
HIC	Head Injury Criteria の略。頭部損傷基準値のこと。
ICAO	International Civil Aviation Organization の略。国際民間航空機関のこと。国際航空運送の安全・保安等に関する国際標準・勧告方式やガイドラインの作成等を行う。
I/F	Interface の略。
ISO	International Organization for Standardization の略。国際標準化機構のこと。

JARUS	Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems の略。有志国の航空当局により無人機システムに関する規制の国際標準化について議論するために発足された。
Ku バンド	無線通信で用いられる周波数帯域のうち、12～18GHz の帯域のこと。
LIDAR	Light Detection And Ranging の略。光を用いたリモートセンシング技術の一つであり、光を使用してさまざまな周囲環境を 2 次元のまたは 3 次元的にセンシングするテクノロジーおよび機器の総称である。
LSI	Large-Scale Integration の略。大規模集積回路のこと。
L バンド	マイクロ波の周波数帯域の一つのこと。1GHz 帯の極超短波であり、通信やレーダーなどに用いられる。
MEMS	Micro Electro Mechanical Systems の略。微小な電気機械システムのことであり、半導体のシリコン基板・ガラス基板・有機材料などに、機械要素部品のセンサ・アクチュエータ・電子回路などをひとまとめにしたミクロンレベル構造を持つデバイスを指す。
NIST	National Institute of Standards and Technology の略。 米国国立標準技術研究所
NTP サーバ	Network Time Protocol の略。正しい時刻情報を取得・配信しているサーバーのこと。
PPP	Precise Point Positioning の略。高精度単独測位のこと。近接の基準局のデータを利用せずに、搬送波位相で数 cm の精度を達成する方式である。
QZSS	Quali-Zenith Satellite System の略。準天頂衛星システムのこと。
RF	Radio Frequency の略。電磁波や電気信号のうち、無線信号に利用できる周波数のこと。
SAA	Sense And Avoid の略。
SC16	Sub Committee の略。分科委員会のことであり、SC16 は無人航空機システムを対象とする。
SDSP	Supplemental Data Service Provider の略。情報提供機能のこと。
STM	Standard Test Methods の略。標準性能試験法 (STM) は米国の研究機関で試験方法が研究され主に消防・防衛関連の災害時の訓練手法として活用され機体性能の評価法
TC20	Technical Committee の略。技術委員会のことであり、TC20 は航空機および宇宙機を対象とする。
UAS	Unmanned Aircraft System の略。無人航空およびその制御システムの総称。
UASO	UAS Operator の略。UASO が管理する無人航空機を安全に飛行させる責任を持つ。

UASSP	UAS Service Provider の略。の UASO を安全に飛行させるため、運航管理サブシステムにおいて、UASO に対する運航管理サービスを提供する。
UTM	Unmanned Traffic Management の略。無人航空機管制のこと。
高高度無人機	パイロットが搭乗せずに無人で高度 20,000m 程度を飛行可能な航空機のこと。防災、監視、気象・環境観測、情報収集などの分野や用途で利活用が進むことが期待されている。
光波センサ	主として近傍の対象を課し映像より検知／識別可能な映像処理装置のこと。
コンフリクト	複数の同種の何かが同じ資源を同時に利用しようとし、競合状態になってしまうこと。
準天頂衛星	特定の一地域の上空に長時間とどまる軌道（準天頂軌道）をとる人工衛星のこと。高い測位精度が特徴。
第三者上空飛行	無人航空機の運航に関与しない第三者の上空を飛行すること。
ダウンウォッシュ	ヘリコプターが飛ぶためにローター（回転翼）により作り出される、下方に吹き下ろされる風のこと。
通信衛星	静止衛星及び周回衛星があり、広域性、同報性、耐災害性等の特長を生かして、企業内回線、地上回線の利用が困難な山間地・離島との通信、船舶・航空機等に対する移動通信サービスのほか、非常災害時の通信手段確保等に活用されている。
テレメトリ	遠隔測定法のこと。観測対象から離れた地点から様々な観測を行い、そのデータを取得する技術のこと。
電波センサ	主として遠方の対象を検知可能なレーダのこと。
ドップラーソーダ	音波を上空に発射し、空気の密度（温度）の違いによる反射波を受信して風向・風速を計測する手法のこと。地上から上空 1km 程度までの大気の成層状態の測定も可能とする。
ドップラーライダー	レーザー光を上空に発射し、エアロゾルからの散乱光を受信して風向・風速を計測する手法のこと。従来型の風向風速計では計測できなかった上空や前方の離れた地点の計測を可能とする。
トラヒック	LAN、電話回線などの回線利用量または送られる情報量のこと。
ハンドオーバー	移動中に無線端末で通信する際に、交信する基地局を切り替える動作のこと。
福島 RTF	福島ロボットテストフィールドの略。物流やインフラ点検、大規模災害などに対応する陸・海・空のロボットの一大拠点として、福島県南相馬市・浪江町に整備されている。
ペイロード	主に航空機を対象に、実際に搭載した旅客、貨物、郵便物等の重量のこと。
ベースバンド信号	圧縮信号に対する、圧縮前の信号のこと。

ヘカトンケイルシステム	各種無人機による能動的情報収集やフィードバックを半自律的に統合するシステムのこと。
マルチコプター	ヘリコプターのように回転翼を用いて飛行する機体のうち、3 つ以上のモーターを持つもののこと。
マルチホップ	無線機に備え付けられたセンサを中継器として利用し、長距離通信を可能とするネットワーク技術のこと。通信経路とも呼ばれる。
メッシュデータ	地図上で格子状に区切ったデータのこと。
目視外飛行	無人航空機の操縦者が、自分の目によって無人航空機の位置や姿勢及び航行の安全性を確認できない飛行のこと。
ラストワンマイル	通信や物流の業界において、利用者の最寄りに位置する基地局から受け取るユーザーまでを結ぶ最後の区間のこと。
ローラ方式	LPWA (Low Power, Wide Area) という少ない消費電力で広いエリアをカバーする無線通信方式の一つのこと。

3. 意義・アウトカム（社会実装）達成までの道筋

3.1. 事業の位置づけ・意義

(1) 政策的な重要性

ロボット・ドローンは様々な分野で革命を起こす可能性を秘めており、諸外国でも利活用分野の拡大のための制度設計、技術開発及び標準化活動が活発である。一方、我が国においても、サービスの高度化や社会課題解決のためにロボット・ドローンの高度利活用が期待されているとともに、政府の目指す名目 GDP600 兆円の実現に向けた新産業創出と市場規模拡大が期待されている。

このような中、日本再興戦略 2016（2016 年 6 月 2 日 閣議決定）において、社会課題を解決し、消費者の潜在的ニーズを呼び起こす、新たなビジネスを創出する第 4 次産業革命に勝ち残るための具体的な政策の一つとして、「小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備」や「防災・災害対応に係る IoT・ビッグデータ・人工知能・ロボット等の活用推進」が掲げられており、特に、無人航空機においては、官民協議会において、中長期のロードマップ等も示されている。

加えて、製造業の新たな競争力強化及びものづくり産業の革命のために必要な政策の一つとして、産業用ロボット技術の研究開発・社会実装の加速のための環境整備の一環であるイノベーション・コースト構想の下、福島県の浜通り地区で実証実験を行うテストフィールド整備や、分野毎に求められるロボットの性能、操縦技能等に関する国際標準を見据えた評価基準及びその検証手法の研究開発の開始、東京オリンピック・パラリンピック競技大会が開催される 2020 年に、世界が注目する高度なロボット技術を内外から集結させ、様々な社会課題の解決を目指した競技やデモンストレーションを行う国際競技大会を開催することが掲げられている。

更に、地球温暖化対策計画（2016 年 5 月 13 日 閣議決定）において、輸送効率・積載効率の改善による物流体系のグリーン化促進が掲げられており、ロボット・ドローンの活用によるグリーン化加速への期待も大きいところである。

(2) 我が国の状況

我が国の CO2 排出量の 17%を占める運輸部門（2 億 1,700 万トン）のうち、最も多くを占める要因が貨物車及びトラック（7,600 万トン）であるため、物流分野において無人航空機が広く活用されることは、CO2 排出量の削減及び省エネルギー社会の実現に大きく貢献することが期待される。

また、輸送事業者においては、ネット通販の拡大等を通じて荷主や消費者のニーズが多様化したことにより小口輸送が急速に拡大しており、その結果、トラックの積載率も 5 割を切っている状況にある。こうした中、無人航空機による小口や即時配送が実現すれば、都市部における渋滞緩和や再配達の減少及び過疎地における物流改善等を通じて、エネルギー消費を削減することが可能となる。

一方、高度成長期以降に整備された社会インフラは、今後 20 年で建設後 50 年以上経過する割合が急速に増加するため、効果的かつ効率的なインフラの長寿命化が喫緊の課題である。このため、インフラ維持管理及び更新に従来どおりの支出を行うと仮定した場合、2037 年度には現在の投資総額を上回り、2011 年度から 2060 年度までの 50 年間に必要な更新（約 190 兆円分）のうち、約 30 兆円分（全体の約 16%）の更新が

できなくなるとともに、インフラ維持管理の技術者の高齢化が著しいため、一定レベルの知見を有する技術者が不足するという試算もある。

他方で、先進的な自治体では、一律に設定される設計耐用年数に基づく更新投資ではなく、インフラ毎に最新技術を用いて劣化や損傷の程度に基づく耐久性を判断して長寿命化を図ることで、総事業費の縮減を図り、CO₂等の環境負荷低減を目指す取組も進みつつある。

このような背景の下、インフラ点検分野における整備及び点検業務にロボットや無人航空機を活用することで、建設現場のベテラン人材の不足を補いつつ、より効率的な整備及び点検が実施可能となるとともに、既存インフラの長寿命化が図られることにより、建て替えによる資源の消費を抑え、ひいてはCO₂の削減を主とした環境負荷の低減に繋げることが可能となる。

(3) 世界の取組状況

物流分野における無人航空機の活用については、世界的に開発競争が加速しており、米国ではNASAを中心に機体の性能評価のみならず、将来のインフラ輸出も見据えた社会実装に向けたシステム開発にも着手している。また、欧米では標準化に向けた活動が活発化しており、我が国もその動向を把握しつつ、研究開発及び標準提案を進める必要がある。

世界各国で機体開発が進む空飛ぶクルマにおいては、耐空性等の規制に係る検討や社会受容性の調査等、社会実装に向けた活動が活発

化している。特に米国と欧州においては、機体及び周辺領域における技術開発・成熟や社会実装を見据えたオペレーションの確立・慣熟等を目的とした実証実験が計画・実行されており、2020年代中盤以降のサービスローンチに向けた動きを加速させている。

また、インフラ点検分野におけるロボットの活用については、開発は進んでいるものの標準化はなされていないことから、国内の課題を背景に開発を進めつつ、安全規格の国際基準（ISO13482）を策定した生活支援ロボットの例にならい、日本発の国際標準を積極的に推進していくことが重要である。

(4) 本事業のねらい

物流やインフラ点検分野等の省エネルギー化の実現に向けて、小口輸送や点検作業を行うロボット・ドローンの活躍が期待されている。

そのため本事業では、物流やインフラ点検等の分野で活用できるロボット・ドローンの社会実装を世界に先駆けて進めるため、分野に応じて求められる機体性能の評価手法や運航管理と衝突回避の技術開発を行う。

また、開発されたロボット・ドローン技術やシステムの今後の国際標準化に向けた取組を併せて実施することで、世界の省エネに貢献するとともに、我が国発の省エネ製品・システムの市場創造・拡大を実現する。

さらに、ドローンが大型化し人が乗ることが可能な、いわゆる“空飛ぶクルマ”を活用した社会の実現に向け、離着陸時等の安全性と効率性を実現する運航技術の開発および落下時の安全システム等の開発に向け、先導調査研究を実施する。



図 1-1 経済産業省令和3年度予算要求資料



図 1-2 本事業を通じて実現したい将来像

(5) NEDO が関与する意義

日本再興戦略 2016 において、社会課題を解決し、消費者の潜在的ニーズを呼び起こす、新たなビジネスを創出する第 4 次産業革命に勝ち残るための具体的な政策の一つとして、「小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備」が掲げられており、これら環境整備には、ロボット・ドローンが安全・安心に活躍する社会の実現が重要である。

複数のドローンが安全に空を飛び交うためには、ドローン単体の安全性能の確立だけでなく、ドローン同士を安全に運航させる仕組みづくりが必要となり、仕組み作り構築のため、研究開発型ベンチャーを含むオールジャパン体制にて、先進的な社会実装を進める必要がある。航空機の運航管理の仕組み同様、資金・開発期間の両面において民間活動のみでは達成できないため、本事業は公共性が高い事業である。

上記の通り、「小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備」のためには、国（NEDO）がイニシアティブを取り、将来の運航管理システムを想定し、安全性・信頼性を確保しながら、法・制度的課題等を整理し、国際標準化をマネジメントしながら、本プロジェクトを推進していくことが必要である。

また、ロボット分野において、競技やデモンストレーションによるイノベーション促進手法の研究開発は、日本政府（経済産業省および NEDO）が主催する競技会と展示会の講演会で実施することで、我が国の研究開発力を促進させるとともに、イニシアティブを取り得る。特に、技術開発スピードが速く、デファクトが鍵を握るロボット産業の競争力強化のため、世界の最新技術動向を日本に集め、日本初のルールで開発競争が加速する手法を開発することが必要であり、他国においても、政府機関主導で競技会方式に拠って研究開発の促進を図っていることを鑑み、NEDO がこれまで持つ知識、実績を活かして推進すべきである。

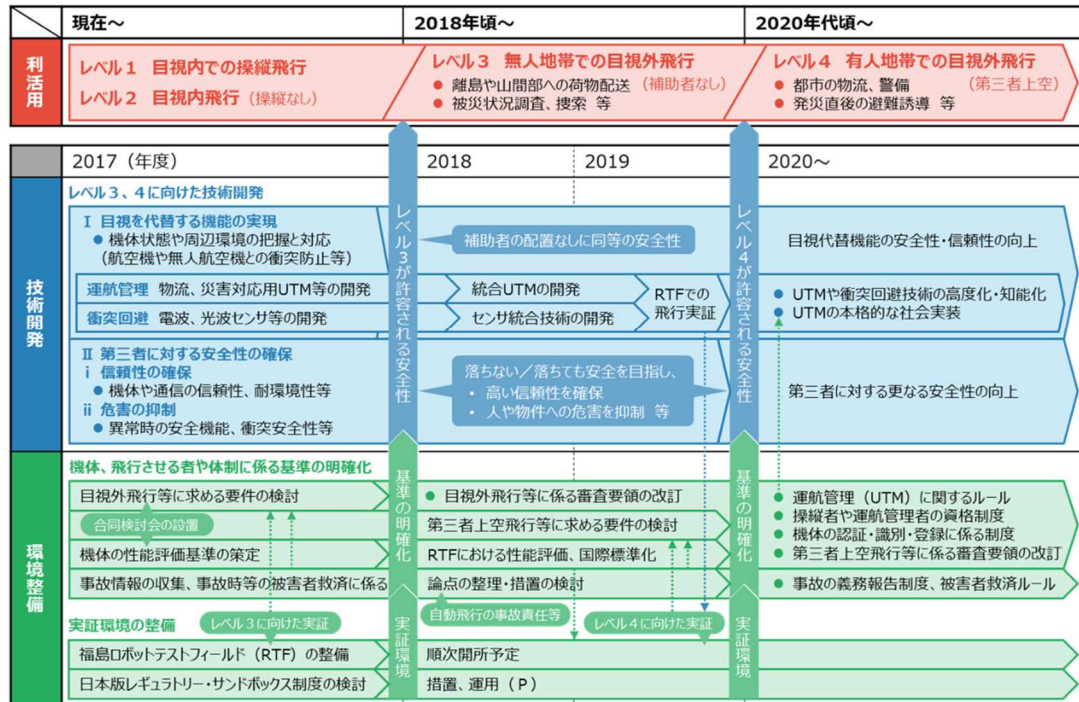


図 1-2 空の産業革命に向けたロードマップ 2017 年公表

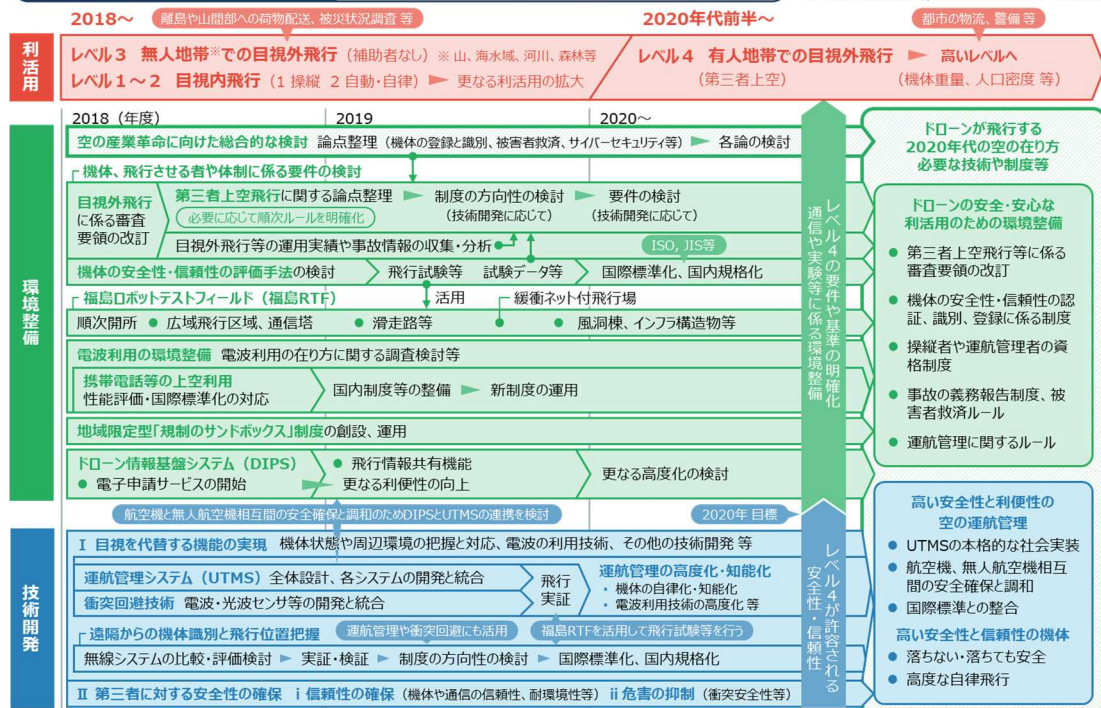


図 2-2 空の産業革命に向けたロードマップ 2018 年公表

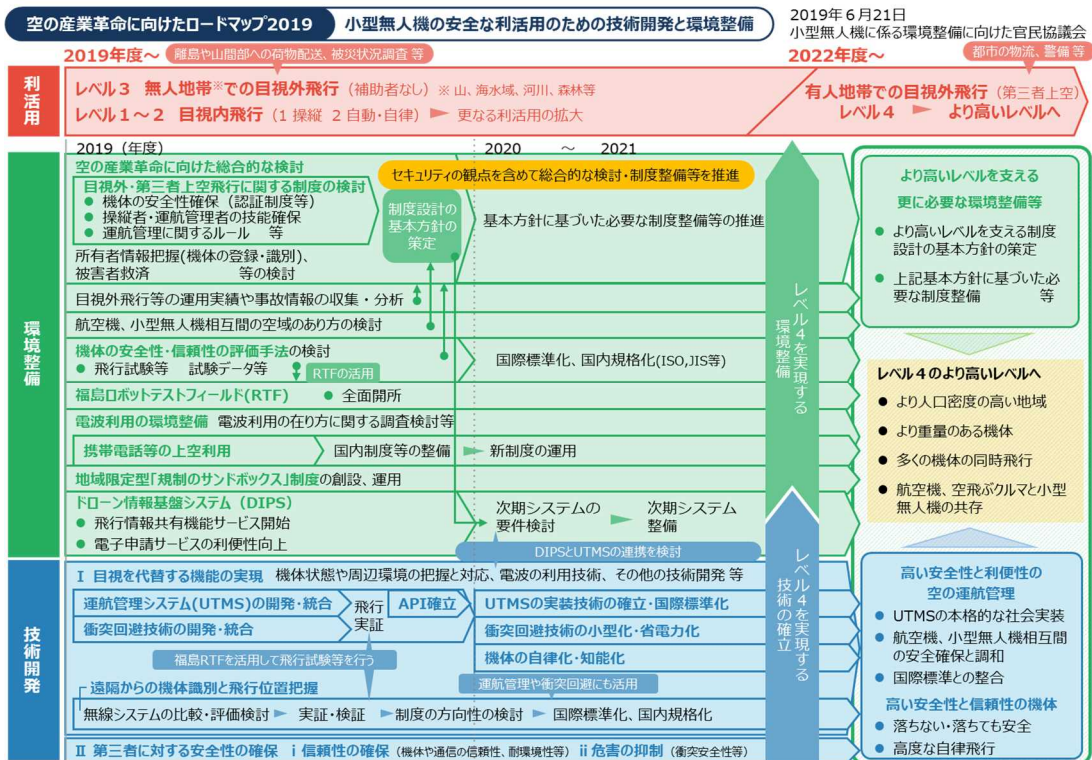


図 2-3 空の産業革命に向けたロードマップ 2019 年公表

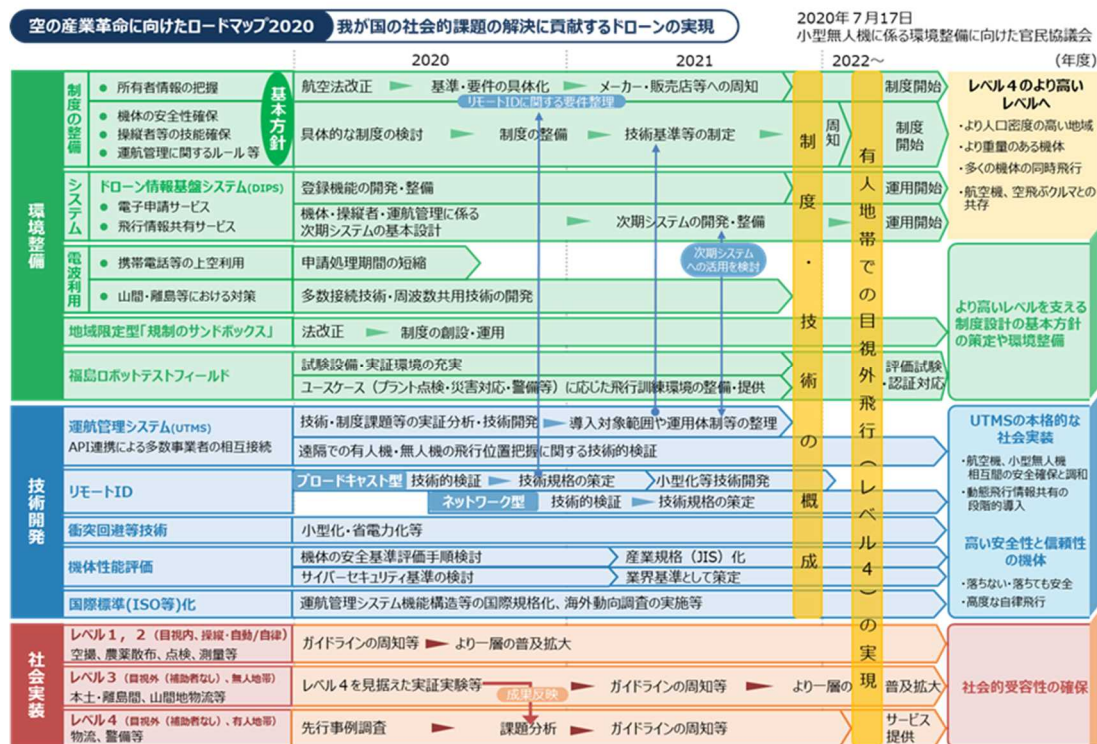


図 2-4 空の産業革命に向けたロードマップ 2020 年公表

空の産業革命に向けたロードマップ2021 レベル4の実現、さらにその先へ

2021年6月28日
小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会

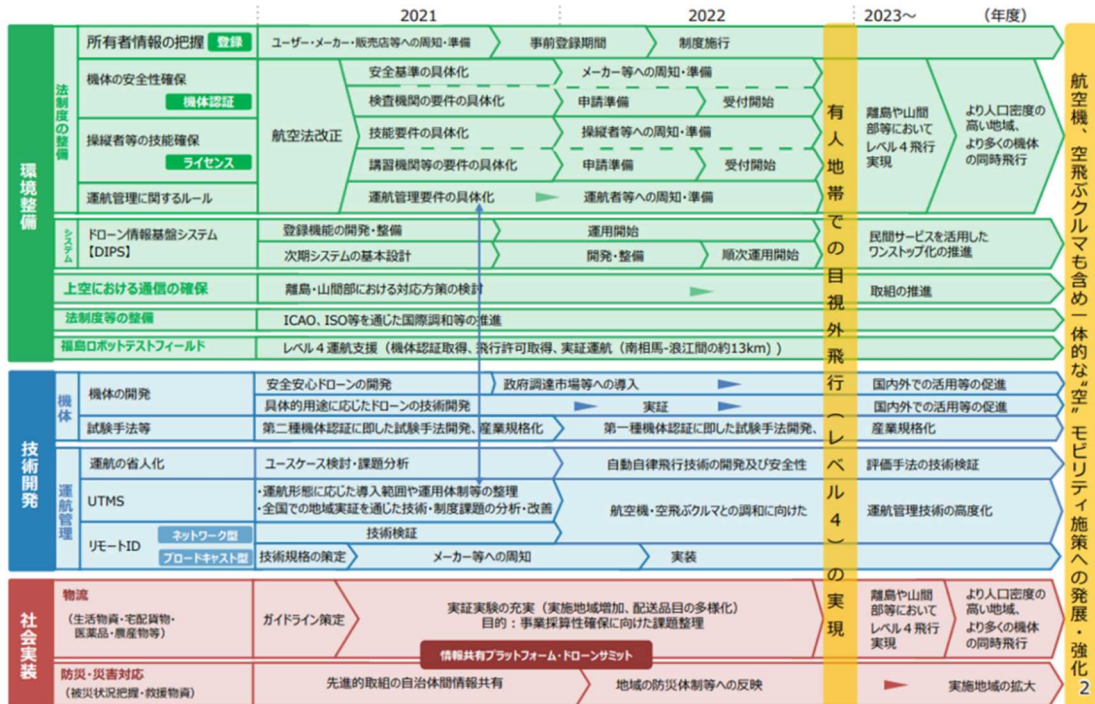


図 2-5 空の産業革命に向けたロードマップ 2021 年公表

空の産業革命に向けたロードマップ2020 我が国の社会的課題の解決に貢献するドローンの実現

2020年7月17日
小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会

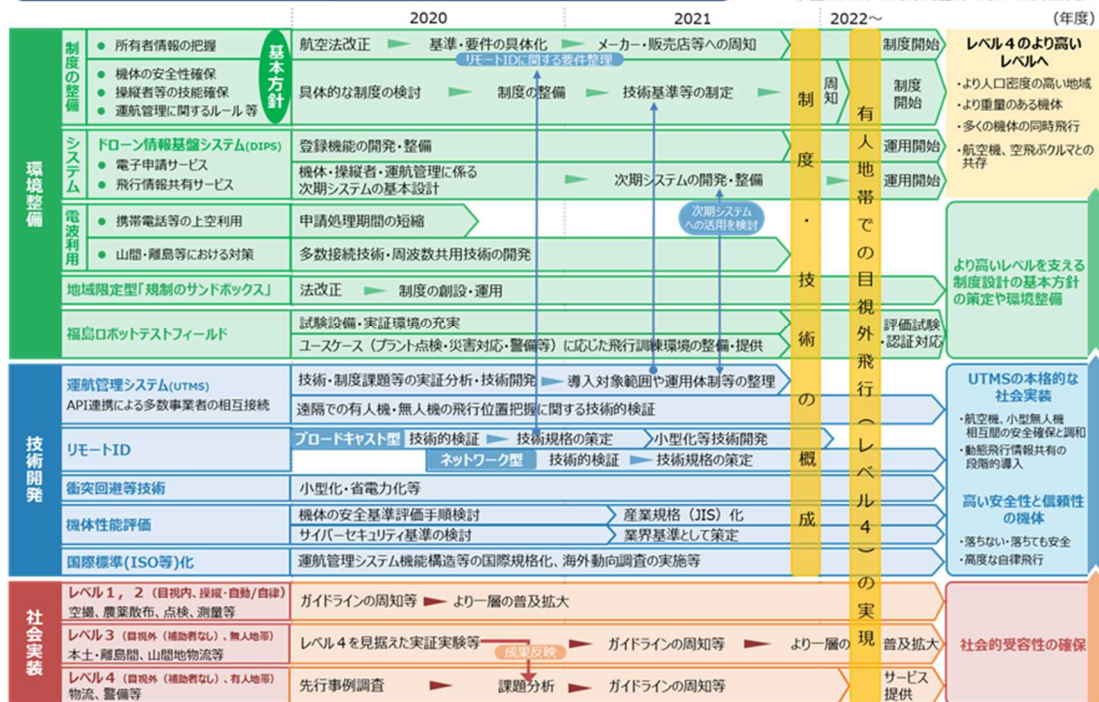


図 2-6 空の産業革命に向けたロードマップ 2022 年公表

3.2. アウトカム達成までの道筋

本プロジェクトの参加事業者が一体となり確実な成果が得られるよう、研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」（１）性能評価基準等の研究開発は 2017 年度に集中的に実施し、策定が完了した基準から、随時、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（１）デジュール・スタンダードに繋げる。

研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」については、2018 年度を目途に「目視外・無人地帯」での運用を可能とし、その後は「目視外・有人地帯」での運用に向けた高度化を図る。なお、諸外国の標準化動向と整合をとり、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（１）デジュール・スタンダードを推進する。加えて、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（２）デファクト・スタンダードにおいては、日本発のルールで開発競争が加速する手法を活用した研究開発及び社会実装の加速手法を並行して推進する。

さらに、特に小型無人機については、内閣官房による「小型無人機に係る環境整備にむけた官民協議会」で合意された「小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ」に沿って研究開発を実施する。

3.3. 知的財産・標準化戦略

(1) 共通基盤技術の形成に資する成果の普及

研究開発実施者は、研究成果を広範に普及するよう努めるものとする。NEDO は、研究開発実施者による研究成果の広範な普及を促進する。また、研究開発成果のうち共通基盤技術に係るものについては、プロジェクト内で速やかに共有した後、NEDO 及び実施者が協力して普及に努めるものとする。

(2) 標準化施策等との連携

委託事業で得られた研究開発成果については、研究開発項目③（１）にて標準化等との連携を図ることとし、標準化に向けて開発する評価手法の提案、データの提供等を積極的に行う。なお、先端分野での国際標準化活動を重要視する観点から、NEDO は、研究開発成果の国際標準化を戦略的に推進する仕組みを構築する。さらに、本プロジェクト終了後の国際標準化活動の継続のための仕組みについて検討する。

また、本プロジェクトの成果（性能評価基準・無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等）の国際標準化を獲得するための提案すべき技術を含む活動計画を国へ提言し、標準化団体へと引き継ぐことをアウトプット目標として設定している。

(3) 知的財産権の帰属、管理等取扱い

研究開発成果に関わる知的財産権については、「国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 新エネルギー・産業技術業務方法書」第 25 条の規定等に基づき、原則として、全て委託先に帰属させることとする。

(4) 知財マネジメントに係る運用

本プロジェクトは、「NEDOプロジェクトにおける知財マネジメント基本方針」を適用するプロジェクトである。

4. 目標及び達成状況

4.1. アウトカム目標及び達成見込み

(1) アウトカム目標

空撮や農薬散布など従来の無人航空機を活用したビジネスに加え、新たな技術を導入した物流ビジネスの荷物配送業務や災害対応等に展開するとともに、測量や観測、警備など様々な分野にも本プロジェクトの成果を繋げていく。

無人航空機による荷物配送は目視外飛行が前提となり、配送先での離着陸など複雑なプロセスを伴うものとなる。今後、早ければ 2018 年頃に無人航空機での荷物配送サービスが開始され、2020 年代頃以降には、あらかじめ設定されたルートどおりに飛行するだけでなく、衛星測位情報など高精度な位置情報を利用した運航管理システムや衝突回避等の技術の導入による他の有人航空機や無人航空機、障害物等を避けながら有人地帯での目視外飛行を本格化させるロードマップ（小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ(平成 28 年 4 月 28 日小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会決定)）の実現に寄与する。

ア) 省エネ効果

物流分野における無人航空機の活用については、2020 年に E コマースや物流大手、ベンチャー企業等が試験的に無人航空機による配送を実施することで、約 260 トンの CO2 排出削減効果が期待でき、2030 年には多数の事業者の無人航空機による配送業への参入と技術の進展による 24 時間配送サービスが実現した場合、約 8.6 万トンの CO2 排出削減効果が見込まれる。

また、インフラ点検分野については、2030 年に全国の長大橋の 10%がロボットや無人航空機を活用した整備や点検に置き換わった場合、約 30 万トンの CO2 排出削減効果が見込まれる。

また、次世代空モビリティについては、多数の事業者の無人航空機による配送業への参入と技術の進展により、24 時間配送サービスが実現することで、2030 年に約 8.6 万トンの CO2 削減効果が期待される。

イ) 市場形成

NEDO が実施した「ロボット産業の新規市場創出に向けた国内外動向及市場分析に係る情報収集」等の市場推計によると、本プロジェクトでターゲットとする物流、インフラ点検及び災害対応等分野に加え、実施する開発及び試験の応用展開可能な警備等他分野を含めた市場ポテンシャルは、2030 年で約 8,000 億円と推測されており、日本における早期の市場拡大と日本企業の海外市場への参入により更なる事業拡大に寄与する。

また、次世代空モビリティについては、順調に技術・インフラが整備され、従来のタクシー・バスなどの交通手段を空飛ぶクルマが代替されると、2030 年に機体約 500 億円、サービス約 6,000 億円の国内市場規模の形成が期待される。

(2) 達成見込み

ア) 省エネ効果

2022 年 12 月には、改正航空法が施行され、第三者上空補助者無し目視外飛行が制度として開始された。本事業を通じ、機体の安全性を評価する証明手法事例を具体化し、多数の無人航空機が飛び交う時代に備えた、運航管理技術や衝突回避技術の開発を行った。2022 年度から開始している「次世代空モビリティの社会実装に向けた実現プロジェクト」小口のラストワンマイルドローン物流の開発導入促す研究開発事業を行っており、他政府施策も活用されながら、機体メーカーや実運航を行う事業者の開発投資、認証取得などが順調に進むことで、非効率な物流から代替が始まることなどにより、2030 年頃には想定省エネ効果が達成される見込み。

イ) 市場形成

2022 年 12 月には、改正航空法が施行され、第三者上空補助者無し目視外飛行が制度として開始され、今後更なる市場の拡大が期待されている。インプレス総合研究所作成の国内ドローンビジネス市場規模の予測（2023 年 3 月公表）によれば、2027 年度事典で、市場全体が 8000 億円を超えるという試算がなされており、当初想定されたアウトカム目標の達成はなされる見込み。

4.2. アウトプット目標及び達成状況

(1) アウトプット目標

福島県のロボットテストフィールド等を活用した本プロジェクトを通じ、物流、インフラ点検及び災害対応分野等における無人航空機やロボットの社会実装に向けた取組みを推進するとともに、国際標準の獲得に繋げる。

各研究開発項目の主な目標は、以下のとおりとする。

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

- ・3 分野（物流、インフラ点検及び災害対応分野）における各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）の性能評価基準に基づく各種試験方法等を福島県のロボットテストフィールド等に提案する。また、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用し、無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための信頼性及び安全性等の評価手法及び評価基準を開発する。
- ・無人航空機等に省エネルギー性能等を向上させるための研究開発成果を搭載することで、2 時間以上の長時間飛行や火災現場等の特殊環境下での連続稼働を実現する。

研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

- ・無人航空機の物流分野等への適応を想定し、福島県のロボットテストフィールド等に設置された無線基地局等を介して 10km 以上の目視外試験飛行を実施する。

- ・単機による障害物との衝突回避に加え、無人航空機同士の衝突回避までを想定し、200km/h 以上の相対速度での衝突回避システム技術を開発する。
- ・無人航空機の飛行経路の風向及び風速等を含む気象情報や有人機情報等を重畳した 3D 可視化マップを開発し、福島県のロボットテストフィールド等での各種飛行試験に活用する。
- ・国内外の関係者を構成員とする委員会を構成の上、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等を策定し、運航管理システムの開発及び各種試験に反映させる。
- ・無人航空機の遠隔識別に必要な通信方式やセキュリティの検証、通信機器の設計や関連する要素技術等を開発し、運航管理システムとの情報共有を実施する。

研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」

- ・本プロジェクトの成果（性能評価基準、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等）の国際標準化を獲得するための提案すべき技術を含む活動計画を国へ提言し、標準化団体へ引き継ぐ。
- ・福島県のロボットテストフィールド等で、World Robot Summit（日本発のルールに基づいた新たな競技等）を、4 カテゴリー（ものづくり、サービス、インフラ・災害対応、ジュニア）で実施する。

研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」

- ・空飛ぶクルマの発展シナリオを整理の上、2025 年までの実証計画、及び 2025 年以降の自動・自律飛行、高密度運航に向けた技術的検証項目の提案を行う。

(2) 達成状況

(2-1) 事業全体

目標達成度について、下表に示す。なお、◎は大きく上回って達成を、○は達成を、△は達成見込みもしくは一部達成を、×は未達を示す。

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

(1) 性能評価基準等の研究開発（委託、2017～2022 年度）

最終目標	成果	達成度
各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）における適用分野（物流、インフラ点検及び災害対応分野）毎に必要なとなる性能や安全性に関する性能評価基準と検証方法等を定め、その基準に基づく各種試験方法を、福島県のロボットテストフィールド等に提案する。	・福島 RTF で各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット）の性能評価基準を検証し、分野（物流・インフラ点検・災害調査）及びロボット毎に「ロボット性能評価手順書」を策定し、経産省 HP で公開した。	○
目視外及び第三者上空等での飛行に向け、例えば、住宅地での昼間飛行を想定した場合の 55 デシベル以下等の飛行地域の特性を考慮した基準、ペイロード含む総重量が 10kg 程度の無人航空機が着陸または墜落した際に、約 80 ジュール(250g 以下の機体が墜落した際の衝突エネルギー)と同等まで抑制するための基準を策定し、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用した検証を行う。なお、達成目標については、今後	・【音響特性計測試験の開発】ドローンの音響特性評価手法として、残響室法を用いる新しい試験評価法を開発した。	○

の検討会等での議論を踏まえて必要に応じて改定する。		
ユースケース（機体規模や運航方法等）のリスクレベルに応じて、求められる無人航空機の安全基準策定に必要な性能や安全性に関する性能評価基準と検証方法を定め、その基準に基づく各種試験方法を、福島県のロボットテストフィールド等に提案する。	・2018～2019 年度の成果の一部を「無人航空機性能評価手順書」として経済産業省ホームページより公開した。 ・2021/12/15-17 に開催された第 22 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演会において、DRESS プロジェクトにおける研究項目（4. 非 GPS 環境下での飛行可能な小型機体に求められる性能評価基準の研究開発）の成果についての『非 GPS 環境下での性能評価手法開発』と題した論文投稿・講演がなされ、優秀講演賞を受賞した。	○
研究成果は、関連する国内外の各種産業規格との整合性を図りつつ、性能 評価手順書に取りまとめ、研究期間後速やかに公開する。	・2022/03 に「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン」を策定し、公表した。 ・2023/7 に「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG 活動報告書」を、証明手法の論点整理と今後の課題についてとりまとめ、公表を行った。	○

(2) 省エネルギー性能等向上のための研究開発（助成、2017～2019 年度）

最終目標	成果	達成度
技術開発の成果を搭載した各種ロボットにより、例えば、無人航空機においては2時間以上の長時間飛行、火災現場等の特殊環境下での連続稼働が可能であることを、福島ロボットテストフィールド等で検証する。	・SOFC システムを用いた燃料電池ドローンを開発し、300Hr の長時間稼働と 100 回の起動終了で劣化しない性能を確認した。	○

(3) 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発（助成、2020～2021 年度）

最終目標	成果	達成度
衝突回避システムや準天頂衛星システム、機体識別（Remote-ID 等）の関連システム等を搭載した無人航空機により、福島ロボットテストフィールド等で 10km 以上の 目視外試験飛行を実施する。	・バッテリー残量を高精度に把握するアルゴリズムを開発し、適切なエネルギーマネジメントを行うことで、福島 RTF にて10km 以上の飛行を行った。 ・また、ドローン用に高エネルギー密度電池（液系 280Wh/h）を試作し安全性を確認した。	○

研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

(1) 無人航空機の運航管理システムの開発（委託、2017～2021 年度）

最終目標	成果	達成度
福島県のロボットテストフィールド等に設置された複数の無線基地局等を介した飛行経路を設定し、物流分野等への適応を想定した場合の 10km 以上の目視外試験飛行を実施する。加えて、災害時に商用通信ネットワークの輻輳や回線断が発生する場合での迅速な状況把握を想定し、可搬型画像伝送システムや衛星	・福島県のロボット・テストフィールドや浜通り地区での同一空域・ドローン事業者の運航管理システムの研究開発、実証を実施した。実証にあたり、福島県に関する情報収集を踏まえて開発したマップを活用した。	△

通信システム等の地上には設置されていない無線通信システムを活用した無人航空機の試験飛行を実施する。さらに、マルチ GNSS による高精度な位置情報を活用した自律制御と後述する衝突回避技術を搭載した無人航空機の本土及び離島間飛行を実施する。 なお、福島県の浜通り地区での試験飛行は、無人航空機の飛行経路の風向及び風速等を含む気象情報や有人機情報等の各種情報を重量した 3D 可視化マップを活用して設定する。	・マルチ GNSS による高精度な位置情報を活用した自律制御及び衝突回避技術を搭載した無人航空機の飛行実証を遂行した。	
無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等の策定においては、国内外の関係者を構成員とする委員会を構成し検討及び策定を行った上で、運航管理システムの開発及び各種試験に反映させる。	・仕様および共通 IF 等の策定においては、外部有識者の意見や各種会議、シンポジウムにおいて検討を実施し、策定した。 ・またその仕様を活用し、実際のユースケースを想定し、接続実証も実施した。	○
複数の有人航空機と無人航空機の空域共有に必要な情報共有システム及び通信システムについて、有人航空機の飛行情報に関する仮想情報シミュレータ等を用いた運航管理システムとの相互接続性の評価を実施し、各システムの仕様及び共通 IF 等の策定においては、国内外の関係者を構成員とする委員会を構成し検討及び策定を行った上で、情報共有システム及び通信システムの開発及び各種試験に反映させる。運航管理システムの社会実装に向け、実証試験を行い、実用に向けた課題を整理する。	・仕様および共通 IF 等の策定においては、外部有識者の意見や各種会議、シンポジウム等において検討を実施し、API を公開した。 ・地域特性を考慮した、運航管理システムの実証も行い、実用に向けた適用課題の整理を行い、官民協議会下のWGで検証結果等の提示も行った。	○

(2) 無人航空機の衝突回避システムの開発 (助成、2017～2021 年度)

最終目標	成果	達成度
単機による障害物との衝突を回避することに加え、無人航空機同士の衝突の回避までを想定した 200km/h 以上の相対速度での衝突回避システム技術を開発し、福島県のロボットテストフィールド等において相対速度 100km/h 以上での飛行試験を実施することで、主に物流用途を想定した実環境下における当該技術の有効性を検証する。	・光波センサを搭載するハードウェアと衝突回避のアルゴリズムを開発した。 ・福島 RTF において高速移動する対象機の探知試験を実施し、100km/h で飛行する有人航空機を自動検知することに成功した。また、衝突回避試験も実施し、衝突回避に成功した。	○
有人航空機と無人航空機、無人航空機相互間で各々の正確な位置情報を共有するための準天頂衛星システム受信装置を開発し、福島県のロボットテストフィールド等において相対速度 200km/h 以上での飛行試験を実施することで、主に物流用途を想定した実環境下における当該技術の有効性を検証する。	・開発した自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発を行い、実装した無人航空機を用いて、福島ロボット・テストフィールド等にて飛行実証を行い、実環境下での技術の有効性を検証した。	○
小型無人航空機に搭載するために以下の小型化、軽量化、低消費電力化した衝突回避システムの各種センサ、準天頂衛星システム受信機を開発し、実環境下における当該技術の有効性を検証する。 光波センサは全方位をセンシングするものと 1 し、サイズ・重量・消費電力は 2250 cm ³ /0.8kg/25w 以下を目指す。 電波センサは全方位をセンシングするものと	・無人航空機が緊急時でも自律的に危険を回避できる技術を実証する飛行試験を実施した。 ・個別技術の成果は以下の通り。 ・有人機を離隔距離 1km で安定的に探知可能な光波センサを目標サイズ内で開発した。 ・離隔距離 500m で「有人機」／「有人機以外」を識別可能であることをシミュレーションにより確認し	○

し、サイズ・重量・消費電力は 2400 cm ³ /1.2kg/45w 以下を目指す。 自律管理装置のサイズ・重量・消費電力は 270 cm ³ /0.3kg/8w 以下を目指す 準天頂衛星システム受信機のサイズ・重量・消費電力は 12.5 cm ³ /0.5kg/2w 以下を目指す。	た。 ・全方位センシング可能なセンサを目標サイズ内で開発した。 ・相対速度 200km/h で飛行する有人ヘリコプターを 1km 以遠で探知し衝突回避するためのセンサの有効性を検証した。 ・対有人機相対速度 200km/h、対無人機相対速度 100km/h の衝突回避において、光波・電波センサからの情報をもとに回避を行う自律管理装置を開発し、動作検証を実施した。 ・半導体不足により小型モジュール開発が間に合わなかったが、既存受信機を小型無人機に搭載し、協調式 SAA による衝突回避の飛行試験を委託枠で実施した。	
衝突回避システムについては、国際的な標準化動向との整合を図りつつ、我が国としての社会実装に資する機能を規定する。	衝突回避分野について技術調査を行い、他標準化団体との役割分担を整理し、日本特有の ADS-B (out) 非搭載ヘリなどが存在する環境下でも有効な衝突回避技術の開発及び飛行実証を行い、機能評価を実施した。	○

研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」

(1) デジタル・スタンダード（委託、2017～2022 年度）

最終目標	成果	達成度
関連する海外の主要標準化団体（ISO 等）の会合への派遣や先行する諸外国の関連団体（例えば、米国の NASA、FAA 等）との研究者との意見交換・交流を通じて、最新の標準化動向を把握しつつ、国内関係官庁の政策のみでなく制度設計見直しに関する検討活動や、既に活動されている関連団体、協議会等の活動との協調を図り、本プロジェクトの成果（特に性能評価基準、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等）の国際標準化を獲得するための具体的な活動計画を国へ提言し、国際標準団体へ引き継ぐ。 なお、グローバル市場の拡大に寄与する技術領域においては、複数分野、異なるロボット領域の研究者及び技術者等により構成されるワーキンググループを設置した上で推進し、知的財産の権利帰属等の合意形成を図りつつ、我が国の国際標準化団体へ技術提案を実施するとともに、標準化活動に資する技術者の育成を行う。	・ ISO/TC20/SC16 へ規格提案し、2023 年 11 月時点で、3 件がすでに国際標準として公開され、1 件が委員会ドラフト段階となっている。 ・ ISO TC20/SC16 議長や米国の性能評価基準専門家等を招聘してシンポジウムを開催、標準化担当者への手続き・文書策定支援を実施した。	○

(2) デファクト・スタンダード（委託、2017～2022 年度）

最終目標	成果	達成度
福島県のロボットテストフィールド等で、World Robot Summit（日本発のルールに基づいた新たな競技等）を、4 カテゴリー（ものづくり、サービス、インフラ・災害対応、ジュ	・ プレ大会 World Robot Summit を開催（2019） ・ World Robot Summit を開催（2021）	○

ニア)で実施する。また、国際標準化を推進するための継続的な実施に向けた取組や検討を行う。	・ STM の評価手法の 1 つである Negotiate は ASTM において規格化の対象として議題に挙げられ (2022)、現在、再現性や運用性等の総合的評価中。	
--	--	--

研究開発項目④空飛ぶクルマの先導調査研究（委託、2021 年度）

最終目標	成果	達成度
空飛ぶクルマの発展シナリオを整理の上、2025 年までの実証計画及び 2025 年以降の自動・自律飛行、高密度運航に向けた技術的検証項目の提案を行う。	・ 2025 年までの実証計画及び 2025 年以降の自動・自律飛行、高密度運航に向けた技術的検証項目の提案を行う。	○

(2-2) 個別テーマ

個別テーマについては、事業原簿 第IV章を参照。

5. マネジメント

5.1. 実施体制

(1) 研究開発の実施体制

プロジェクトマネージャー（PM）として、研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」、研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」及び研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（１）デジュール・スタンダードについてはNEDO ロボット・AI部 宮本 和彦を任命（2021年3月より弓取修二、2022年1月より林 成和、2022年5月より梅田 英幸をPM代行任命）、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（２）デファクト・スタンダードについてはNEDO ロボット・AI部 和佐田 健二を任命（2021年10月より細谷 克己を任命）、研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」についてはNEDO ロボット・AI部 森 理人を任命し、プロジェクトの進行全体の企画・管理や、プロジェクトに求められる技術的成果及び政策的効果を最大化させる。



図 3-1 NEDO 内におけるプロジェクトの実施体制（2017 年度）



図 3-2 NEDO 内におけるプロジェクトの実施体制（2021 年度）

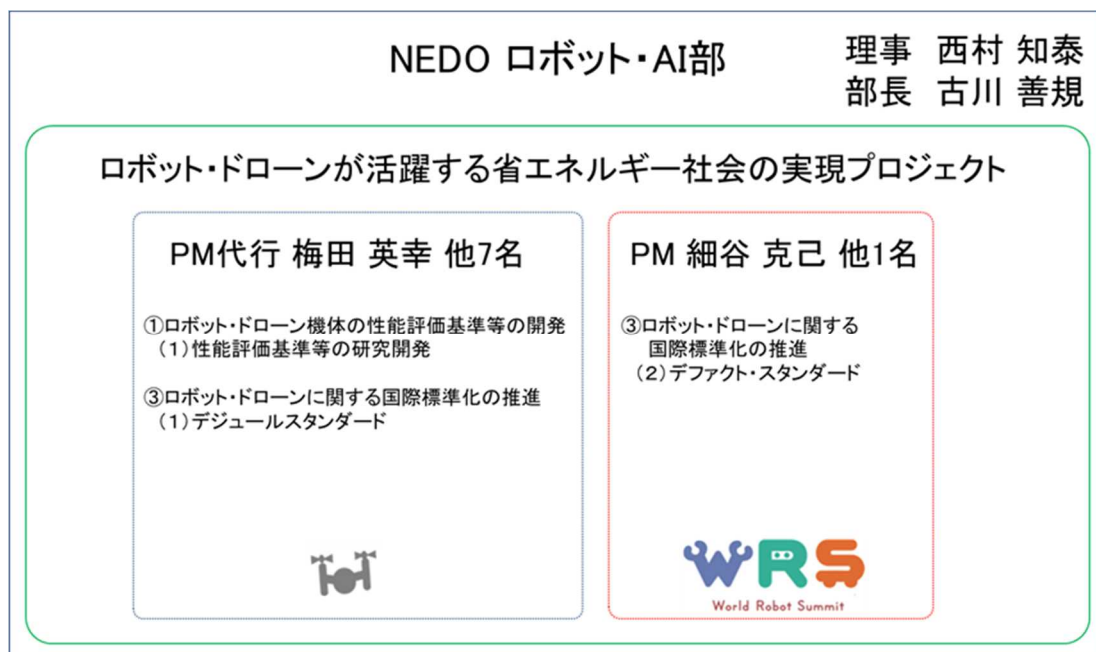


図 3-3 NEDO 内におけるプロジェクトの実施体制（2022 年度）

NEDO は公募により研究開発実施者を選定する。研究開発実施者は、企業や大学等の研究機関等（以下、「団体」という。）のうち、原則として日本国内に研究開発拠点を有するものを対象とし、単独又は複数で研究開発に参加するものとする。ただし、国外団体の特別な研究開発能力や研究施設等の活用又は国際標準獲得の観点から必要な場合は、当該の研究開発等に関し国外の団体と連携して実施することができるものとする。

なお、各実施者の研究開発能力を最大限に活用し、効率的かつ効果的に研究開発を推進する観点から、NEDO は、研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」については中央大学工学部精密機械工学科教授 大隅 久 氏を、研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」については国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構研究領域主幹 原田 賢哉 氏を、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」については株式会社日刊工業新聞社業務局イベント事業部副部長 林 英雄 氏、玉川大学教授 岡田 浩之 氏、東北大学教授 田所 諭 氏、神戸大学教授 横小路 泰義 氏、カリフォルニア大学サンディエゴ校 准教授 江口愛美 氏を研究開発責任者（プロジェクトリーダー）として選定し、各実施者はプロジェクトリーダーの下で研究開発を実施する。



図 3-4 プロジェクト全体体制図（2017 年度）



図 3-5 プロジェクト全体体制図 (2018 年度)



図 3-6 プロジェクト全体体制図 (2019 年度)



図 3-7 プロジェクト全体体制図 (2020 年度)



図 3-8 プロジェクト全体体制図 (2021 年度)



図 3-9 プロジェクト全体体制図 (2022 年度)

(2) 研究開発の運営管理

NEDO は、研究開発全体の管理、執行に責任を負い、研究開発の進捗のほか、外部環境の変化等を適時に把握し、必要な措置を講じるものとする。運営管理は、効率的かつ効果的な方法を取り入れることとし、次に掲げる事項を実施する。

①研究開発の進捗把握・管理

PM は、プロジェクトリーダーや研究開発実施者と緊密に連携し、研究開発の進捗状況を把握する。また、外部有識者で構成する技術検討委員会等を組織し、定期的に技術的評価を受け、目標達成の見通しを常に把握することに努める。加えて、外部有識者で構成する「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」技術委員会を組織し、プロジェクト全体の方向性、妥当性について議論を行うほか、全実施者間の交流によって協調、連携活動を促進する全体会議を開催する。

表 3-1 技術委員会の構成メンバー

委員名	所属	役職
浅間 一	国立大学法人 東京大学 工学系研究科 精密工学専攻科	教授
青木 義満	慶應義塾大学 理工学部 電子工学科	教授
梅田 和昇	中央大学 理工学部 精密機械工学科	教授
大橋 正良	福岡大学 工学部 電子情報工学科	教授
小林 正啓	花水木法律事務所	弁護士
佐藤 亨	国立大学法人京都大学 国際高等教育院	特定教授
中島 徳顕	国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所 電子航法研究所航空交通管理領域	領域長
舟木 剛	国立大学法人 大阪大学大学院 工学研究科 電気電子情報通信工学専攻 システム・制御工学講座	教授
森井 昌克	国立大学法人神戸大学 工学研究科 電気電子工学専攻	教授
藤島 実	国立大学法人広島大学 大学院先端物質科学研究科 半導体集積科学専攻	教授
屋代 眞	公立大学法人会津大学 復興支援センター	特任教授(統括プログラマネージャ)
米沢 晋	福井大学 産学官連携本部	教授

②技術分野における動向の把握・分析

PMは、プロジェクトで取り組む技術分野について、内外の技術開発動向、政策動向、市場動向等について調査し技術の普及方策等を分析、検討する。なお、調査の効率化の観点から、本プロジェクトにおいて委託事業として実施する。

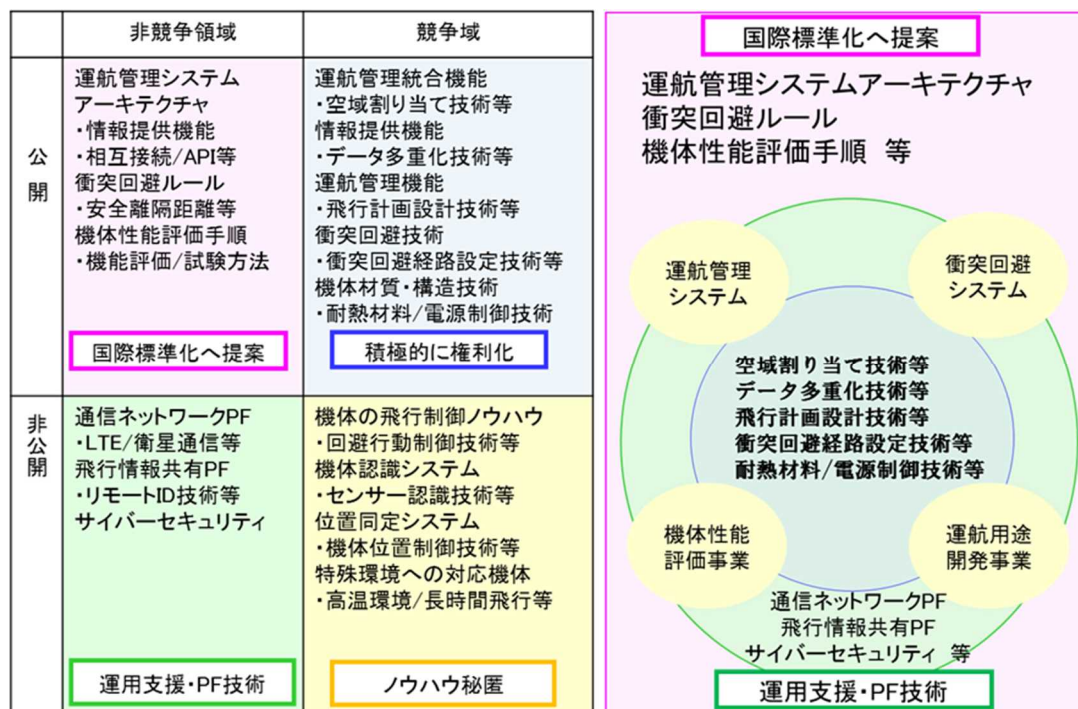


図 3-10 各技術分野における動向の把握・分析（模式図）

5.2. 受益者負担の考え方

産学官の複数事業者等が互いのノウハウ等を持ちより協調して実施する事業については、委託事業として実施する。また、実用化に向けて企業の積極的な関与により推進されるべき研究開発については、助成事業として実施する（NEDO 負担率：大企業 1/2 助成、中堅・中小・ベンチャー企業 2/3 助成）。

【委託事業】

- ・研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」
 - （１）性能評価基準等の研究開発
- ・研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」
 - （１）無人航空機の運航管理システムの開発 1）から 3）及び 5）から 8）及び 10）
- ・研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」
- ・研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」

【助成事業】

- ・研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」
 - （２）省エネルギー性能等向上のための研究開発

- (3) 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発
- ・研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」
 - (1) 無人航空機の運航管理システムの開発(4)及び(9)
 - (2) 無人航空機の衝突回避技術の開発

5.3. 研究開発計画

(1) 研究開発の内容

本プロジェクトでは小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている中、物流、インフラ点検、災害対応等の分野で活用できる無人航空機及びロボットの開発を促進するとともに、社会実装するためのシステム構築及び飛行試験等を実施する。特に小型無人機については、内閣官房による「小型無人機に係る環境整備にむけた官民協議会」で合意された「小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ」に沿って研究開発を実施する。

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

物流、インフラ点検及び災害対応分野等での活用が期待される各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）の性能評価基準を、分野及びロボット毎に策定する。策定が完了した基準から随時、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」（1）デジュール・スタンダードに繋げる。目視外及び第三者上空等での飛行に向けた無人航空機の信頼性及び安全性等の評価手法及び評価基準を開発する。また、各種ロボットの省エネルギー性能等向上に資する高効率なエネルギーシステムに関する研究開発を実施する。

加えて、無人航空機の産業規格に資する安全基準策定のための性能評価基準の策定に関する研究開発、無人航空機のエネルギーマネジメントシステムに関する研究開発を行う。

研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

多数の無人航空機が目視外環境下において、安全な飛行が可能となる運航管理システム及び衝突回避技術を開発する。また、開発したシステム及び技術を活用した飛行試験を福島県のロボットテストフィールド等で実施する。無人航空機の機体を遠隔から識別する技術（Remote-ID）を開発し、運航管理システムとの情報共有に関する研究開発を実施する。2018年度を目途に「目視外・無人地帯」での運用を可能とし、その後は「目視外・有人地帯」での運用に向けた高度化を図る。

加えて、運航管理システムの社会実装に資する機能拡張と地域に広く展開するための実証試験を実施する。

研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」

(1) 標準化を推進する国際機関や諸外国の団体等の動向を把握し、国際的に連携しながら検討と開発を進め、それらの成果を国際標準化に繋げるための活動を実施する。

(2) 技術開発スピードが速く、デファクトが鍵を握るロボットについては、世界の最新技術動向を日本に集め、日本発のルールで開発競争が加速する手法を推進する。

研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」

先行する海外における空飛ぶクルマの実証事例の調査を踏まえ、日本での実証計画、段階的シナリオ等の検討を行う。また、空飛ぶクルマの将来的な社会実装に向けて必要な要素技術の調査・適用可能性等の検証を実施する。



図 3-11 プロジェクト全体スケジュール

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

物流、インフラ点検及び災害対応分野等での活用が期待される各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）の性能評価基準を、分野及びロボット毎に策定する。加えて、目視外及び第三者上空等での飛行に向けた無人航空機の安全性及び信頼性等の評価手法及び評価基準を開発する。

また、各種ロボットの省エネルギー性能等の向上に資する高効率なエネルギーシステムに関する研究開発を実施する。

（１）性能評価基準等の研究開発

１）無人航空機を活用した物流分野

（ｉ）求められる性能評価の研究開発

目視外等での積載飛行、設定された長距離空路での安定飛行のための機体、システム及びデータ管理等の性能評価を研究開発する。

（ii）性能評価基準の策定

機体技術基準（衝突障害回避、自律飛行、電源発火、安全落下、機体回収等）、制御技術基準（風、雨、雷、濃霧等外乱要因、夜間飛行、位置情報等）、運用技術基準（半自動、全自動飛行、通信・電波障害対応等）の性能評価基準を策定する。

（iii）性能評価基準の検証

福島県のロボットテストフィールド等を活用し、例えば、10km 程度での飛行試験、模擬滑走路での離着陸試験、模擬積載物運搬飛行試験、模擬外乱環境下での積載物運搬飛行試験等、上記の（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく飛行試験を実施する。

２）無人航空機を活用したインフラ点検分野

（ｉ）求められる性能評価の研究開発

構造物及び点検個所へのアクセス飛行、点検データ取得に必要な安定飛行、取得データ管理、取得データ活用に求められる機体、システム及びデータ管理等の性能評価を研究開発する。

（ii）性能評価基準の策定

機体技術基準（衝突障害回避、自律飛行、電源発火、安全落下、機体回収等）、制御技術基準（近接撮影、打音検査密着、壁面追従、位置精度、操縦性、安全性、風、雨、雷、濃霧等外乱要因、夜間飛行、位置情報等）、運用技術基準（半自動、全自動飛行、通信・電波障害対応等）の性能評価基準を策定する。

（iii）性能評価基準の検証

福島県のロボットテストフィールド等を活用し、例えば、テスト飛行エリアでの飛行試験、模擬環境再現エリア（橋梁、テストピース等）の飛行点検試験、点検データ取得シミュレーション・実装・飛行試験、データベース運用シミュレーション及び実装試験等、上記の（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく飛行試験を実施する。

3) 水中ロボットを活用したインフラ点検分野

(i) 求められる性能評価の研究開発

水中構造物及び点検箇所へのアクセスや位置情報取得、水中点検データ取得に必要な近接撮影、水中作業に適した点検データ管理等に求められる機体、システム及びデータ管理等の性能評価を研究開発する。

(ii) 性能評価基準の策定

機体技術基準（推進力、速度、回頭性、安定性、連続稼働、測位条件、操縦性等）、制御技術基準（リモート、位置決め、動作・姿勢制御等）、データ管理基準（水中近接撮影、濁度、照度、明度、撮像機能、精度、解像度、姿勢記録等）の性能評価基準を策定する。

(iii) 性能評価基準の検証

福島県のロボットテストフィールド等を活用し、例えば、実験水槽での水中動作試験、実験条件可変実験での水中動作試験、模擬環境再現水槽での水中動作試験、実験条件可変水槽での水中センシング試験、データベース運用シミュレーション及び実装試験等、上記の（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく稼働試験を実施する。

4) 無人航空機を活用した災害対応分野

(i) 求められる性能評価の研究開発

災害調査やデータ取得に必要な安定飛行、災害調査データに適したデータ管理等に求められる機体、システム及びデータ管理等の性能評価を研究開発する。

(ii) 性能評価基準の策定

機体技術基準（衝突障害回避、自律飛行、電源発火、安全落下、機体回収等）、制御技術基準（高度、速度、姿勢、計測環境、高精度位置精度、操縦性、安全性、風、雨、雷、濃霧等外乱要因、夜間飛行、位置情報等）、運用技術基準（半自動、全自動飛行、通信・電波障害対応等）、データ管理基準（3Dモデルデータ、照度、明度等）の性能評価基準を策定する。

(iii) 性能評価基準の検証

福島県のロボットテストフィールド等を活用し、例えば、10km程度での飛行試験、調査データ取得、再現性確認試験、模擬環境再現エリアでの飛行点検試験、模擬外乱環境下での計測飛行試験等、上記の（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく飛行試験を実施する。

5) 陸上ロボットを活用した災害対応分野

(i) 求められる性能評価の研究開発

災害構造物・調査箇所へのアクセス、災害調査データ取得に必要な安定移動、災害調査作業に適したデータ管理等に求められる機体、システム及びデータ管理等の性能評価を研究開発する。

(ii) 性能評価基準の策定

機体技術基準（踏破性、速度、回頭性、安定性、防爆性、引火（ガス）、気温、湿度、腐食性等）、制御技術基準（探査、作業動作、姿勢制御等）、運用技術基準（非接触充電、連続稼働、操縦性、半自動、全自動走行、通信、電波障害対応等）、データ管理基準（照度、明度、目視精度、解像度、姿勢記録、レーザレンジファインダ等）の性能評価基準を策定する。

（iii）性能評価基準の検証

福島県のロボットテストフィールド等を活用し、例えば、防爆実験室での耐圧試験、模擬インフラ施設（トンネル等）での動作試験、点検データ取得、再現性確認試験、データベース運用シミュレーション、実装試験等、上記の

（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく稼働試験を実施する。

6）各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発

（i）性能評価基準の開発、評価

1）～5）の個別活動に対し、ロボット性能評価委員会及びワーキンググループを運営し共通目線で性能評価基準を策定する。性能評価基準の妥当性は福島県のロボットテストフィールドにおいて確認する。

（ii）国内外有識者との議論の場の形成

国内外の関連活動や関連組織から最新情報を入手し、性能評価基準へ反映する。性能評価基準は、国際標準化を目指す。

7）目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準

（i）求められる性能評価の研究開発

無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするため、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法に加えて無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準を研究開発する。

（ii）性能評価基準の策定

機体技術基準（信頼性及び安全性、危害抑制、騒音対策等）、制御技術基準（危害抑制機能の自動動作等）等の性能評価基準を策定する。

（iii）性能評価基準の検証

複数事業者の機体を福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、上記の（ii）で策定された各種性能評価基準に基づく飛行試験に加えて複数の無人航空機が同時に発生する総音圧レベルや異常発生時を想定した際の衝撃量の定量化及びデータ取得等を実施する。

なお、本事業を円滑に推進するための委員会を設置し運営する。また、進捗及び成果は「無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会（以下、「検討会」という。）」等に報告し、それらの検討に資するものとする。

8）無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発

(i) 求められる性能評価及びセキュリティ対策の研究開発

無人航空機が目視外及び第三者上空等での安全かつ環境に配慮した飛行の実現に向け、ユースケース毎（機体規模や運航方法等）のリスクレベルに応じて無人航空機に求められる安全基準の策定のため、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者、航空機に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法に加えて Lidar とビジョンのセンサーフュージョン等による暗所かつ非 GPS 環境下で飛行可能な小型機体に求められる性能評価基準を研究開発する。

また、無人航空機に求められるセキュリティ対策を検討し、無人航空機のセキュリティ対策基準について研究開発する。

なお、本研究開発に、6) の研究開発成果を反映させるものとする。

(ii) 性能評価基準及びセキュリティ対策基準の策定

ユースケース毎（機体規模や運航方法等）のリスクレベルに応じて求められる安全基準に対応した性能評価基準（信頼性評価、気概抑制評価、騒音評価等）、非 GPS 環境下で飛行可能な機体の性能評価基準を策定する。

また、無人航空機に求められるセキュリティ対策基準を策定する。

(iii) 性能評価基準及びセキュリティ対策基準の検証

複数のユースケースを想定するため複数事業者の機体を福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、上記の

(ii) で策定された各種性能評価基準に基づく評価試験に加えて異なるユースケースにおける事故発生時を想定した際の危害レベルの定量化及びデータ取得等を実施する。

また、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して、上記の (ii) で策定された各種セキュリティ対策基準に基づく評価試験を実施する。

なお、本事業を円滑に推進するための委員会を設置し運営する。

図 3-12 「性能評価基準の研究開発」の狙い

対象分野	対象ロボット
橋梁点検	無人航空機
ダムおよび河川点検	水中点検ロボット
トンネル災害/プラント災害	陸上移動ロボット

- ① ロボットの性能及び安全性の**評価軸**
- ② 評価軸に沿った**性能レベル（数値）**
- ③ これを評価するための**標準的な試験方法**

各種試験



試験用橋梁 完成予想図



屋内水槽試験棟 完成予想図



試験用トンネル 完成予想図



試験用プラント 完成予想図



【出所】福島県HPより抜粋

(2) 省エネルギー性能等向上のための研究開発

各種ロボットの省エネルギー性能等を向上させるための研究開発として、例えば、燃料電池等の重量エネルギー密度の高い電源を搭載する等により無人航空機の長時間飛行を可能とする研究開発、特殊環境下（火災現場等）での連続稼働等の研究開発を実施するとともに、これら技術の実装技術として低コスト及び軽量化、残量モニタリング等の周辺システムの研究開発を実施する。

なお、本技術開発の初年度の成果は、（１）性能評価基準等の研究開発で策定される性能評価基準と共有する。

(3) 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発

将来、無人航空機は衝突回避システムや準天頂衛星システム、機体識別（Remote-ID 等）の関連システム等を搭載することで、これまで以上にバッテリー負荷が高まると想定されることから、飛行の長時間化のためのバッテリーの性能向上も含め、安全で長時間の飛行を可能とするエネルギーマネジメント等の、周辺システムの研究開発を実施する。なお、本技術開発の初年度の成果は、（１） 7）無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発で策定される性能評価基準と共有する。

研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

物流や災害対応等の無人航空機の見視外飛行の本格化を目指して、同一空域内における複数の有人航空機や無人航空機の同時運用を可能とするために、地図情報や気象情報等を参照し作成される飛行計画について、安全性は勿論のこと省エネルギー等効率の観点も考慮した無人航空機の運航を管理する運航管理システムに関する研究開発を行う。

また、無人航空機が地形や建造物、空中を飛行する他航空機等を検知し衝突を回避する技術に関する研究開発を行う。

さらに運航管理統合機能及び運航管理機能の社会実装に向けた開発を実施する。運航管理統合機能について、社会実装に向けたユーザビリティ向上等の機能拡張の検討、課題の抽出と解決を行う。運航管理機能については、地域ごとに異なるユースケースに対応し得る無人航空機によるサービスの実現を目指し、社会実装に向け、地域に広く展開するための課題の抽出と設計を行う。2020 年度に上記の課題抽出と設計を完了させ一部機能については各エリアで機能検証を実施する。2021 年度に全ての機能を実装し、無人航空機によるサービスの事業化を見据えた実証試験を実施する。

(1) 無人航空機の運航管理システムの開発

本プロジェクトにおける運航管理システムは下図に示すとおり、運航管理統合機能、運航管理機能、情報提供機能から構成され、無人航空機の安全な運航をサポートする。以下に各機能の開発内容を示す。

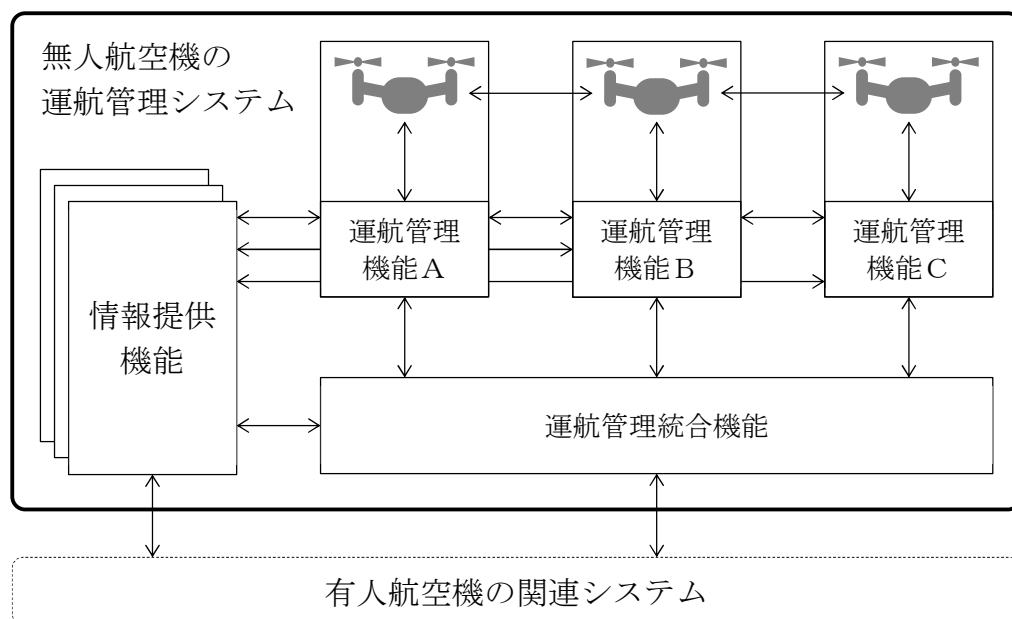


図 3-13 無人航空機の運航管理イメージ

なお、2019 年度以降の事業である 7) から 10) の研究開発項目については、2017 年度から 2019 年度の成果に基づき、社会実装に向けた研究開発を行うものである。

1) 運航管理統合機能の開発

無人航空機による物流や災害対応等においては、複数の運航管理機能が管理する無人航空機が同一の空域を飛行することが想定される。このような状況における無人航空機の安全な飛行を実現するため、例えば、以下のような機能を有する運航管理統合機能を開発する。

なお、運航管理統合機能は、十分なセキュリティ強度を確保するよう必要な対策を講じる。

- ・ 無人航空機の運用者が運用する無人航空機の機体情報（所有者及び利用者に関する情報を含む）を管理する。
- ・ 無人航空機の運用者が提出する飛行計画に対して、他の無人航空機及び有人航空機の飛行計画、機体情報及び利用する電波の情報、ならびに地図情報及び気象情報等の様々な情報を統合し、安全の観点から承認又は不承認等を判断して通知する。
- ・ 承認済みの飛行計画について、状況の変化に伴う変更（例えば、気象の急変に伴う飛行の中止、優先すべき飛行計画の提出に伴う飛行経路の変更等）を指示する。

- ・飛行中の無人航空機の情報を収集し、安全の観点から適切な指示（例えば、衝突の危険性を検知したときの飛行経路の変更等）を行う。
- ・その他、多数の無人航空機の安全な飛行を実現するために必要な機能。

2) 運航管理機能の開発（物流及び災害対応等）

運航管理統合機能及び情報提供機能を利用しつつ、物流や災害対応等（※1）において複数の無人航空機を運用するため、例えば、以下のような機能を有する運航管理機能（無人航空機との間の無線通信（※2）の機能を含む）を開発し、福島県のロボットテストフィールド等を利用した運航管理システムによる無人航空機の飛行試験を行う。

なお、運航管理機能は、十分なセキュリティ強度を確保するよう必要な対策を講じるとともに、1) 運航管理統合機能や4) 情報提供機能との連携は、5) の共通インターフェースを利用して行う。また、運航管理機能は、将来的に用途、無線通信種別又は地域等によって複数のものが共存すると想定されるため、本プロジェクトにおいても多様な運航管理機能を開発する。さらに、我が国で運用される運航管理システムについて国際的な整合を図るため、一部海外事業者の運航管理機能を利用した検証も可能とする。

- ・無人航空機の機体情報（所有者及び利用者に関する情報を含む）を管理する。
- ・情報提供機能を利用し、無人航空機の飛行計画を作成する。
- ・運航管理統合機能に飛行計画を提出し承認等を得る。または、各運航管理機能間で無人航空機の飛行情報等を授受し、飛行計画の見直しを行う。
- ・自らが管理する無人航空機の状態を監視しつつ、飛行に関する指示等を行う。

（※1）

・物流分野

無人地帯での目視外飛行（レベル3）（例えば、離島や山間部等への荷物配送）及び有人地帯での目視外飛行（レベル4）（例えば、都市を含む地域における荷物配送）を可能とする運航管理機能。なお、無人航空機との通信には、携帯事業者のネットワークに加えて、無人地帯（離島や山間部等）向けには、そのような地域でも利用可能な無線通信を利用できるようにする。

・災害対応

災害発生直後に複数の無人航空機を同時運用することで、速やかな災害対応を可能とする運航管理機能。なお、無人航空機との通信には、災害時には携帯事業者のネットワークが輻輳することも想定し、例えば、可搬型画像伝送システムや衛星通信システム等の無線通信を利用できるようにする。

・その他の分野

必要に応じて、その他の分野における運航管理機能についても開発と各種試験を行う。

(※2)

- ・携帯事業者ネットワーク、可搬型画像伝送システム、衛星通信システム、その他の周波数帯（特定小電力無線等）の利用による無線通信。

3) 運航管理機能の開発（離島対応）

準天頂衛星システムの補強信号を含むマルチ GNSS（Global Navigation Satellite System：全球測位衛星システム）により取得した高精度な位置情報により無人航空機の自律制御を行う。なお、本制御システムは、国内のみならず海外での利用も目指すものとする。

また、安全かつ信頼性の高い目視外での自律飛行を実現するために、（2）無人航空機の衝突回避技術の開発 において開発された技術を統合し、飛行試験によってその有効性を評価する。

離島間物流のように単独で長距離飛行を行う場合を想定した飛行試験においては、初年度に技術課題抽出のための飛行試験を実施することとし、福島県のロボットテストフィールド等を利用した衝突回避技術を実装した長距離飛行試験を経て本土及び離島間における飛行試験を行う。

4) 情報提供機能の開発

無人航空機の安全飛行に関連する情報を、運航管理機能や運航管理統合機能等に対して API(Application Programming Interface)等により提供する機能を開発する。

また、無人航空機が安全に飛行するために必要な情報の項目とデータ種別等についても検討し、情報を収集する技術の開発、特に福島県の浜通り地区における可視化情報を整備する。

なお、そのような情報（※3）として、例えば、以下に掲げるものを想定するが、将来的に情報提供システムは複数のものが共存すると考えられるため、外部のシステムに提供するための共通 API 等の実装を考慮した多様な情報提供機能を開発する。

(※3)

・飛行情報

運航管理統合機能に対して事前に提出する飛行計画、飛行中の無人航空機の情報（高度、位置、速度、飛行時間等）及び飛行実績に関する情報（事故情報を含む）等の無人航空機の飛行に関する情報。

・機体情報

無人航空機の種類、型式、性能に関する情報、個別の機体を識別する記号、所有者及び利用者に関する情報。

・地図情報

地形及び建造物等の三次元情報、飛行が可能な空域及び飛行が禁止された空域、その他の地図情報として提供されるべき無人航空機の飛行のための情報。特に福島県の浜通り地区における地図情報を整備する。

- ・ 気象情報

無人航空機が飛行する空域における、風（風向及び風速等）、降水、気温及び気圧等の無人航空機の飛行に影響を与える気象観測情報及び予測情報。特に福島県の浜通り地区における気象情報を整備する。

- ・ 電波情報

無人航空機が飛行する空域における電波の利用状況に関する情報。特に福島県の浜通り地区における電波情報を整備する。

- ・ 空域監視情報

無人航空機が飛行する空域における無人航空機や有人航空機等の高度、位置、速度及びサイズ等の情報。特に福島県の浜通り地区における空域監視情報を整備する。

- ・ ドローンポート情報（無人航空機の離着陸地点の情報）

無人航空機が離着陸するドローンポートの満空情報、離着陸の可否に関する情報。

5) 運航管理システムの全体設計に関する研究開発

無人航空機の運航管理システム全体のアーキテクチャの設計と共通インターフェース（運航管理システムの各機能間、運航管理システムと有人航空機の関連システム間、無人航空機間（後述する（2）2）協調式 SAA を含む上図の矢印を指す））で情報を授受するための共通の API（Application Programming Interface）及びデータフォーマット等の策定、セキュリティ対策の検討等を行い運航管理システムの開発及び各種試験に反映させる。

また、シミュレーションにより空域の安全性を評価し、運航管理システムの開発及び各種試験に反映させる。

なお、以上の検討事項については、国際的な検討状況との整合を図りつつ、

1）～4）の事業者の他、国内外の関係者を構成員とする委員会を構成し検討する。

6) 遠隔からの機体識別に関する研究開発

遠隔からの機体識別（Remote-ID 等）に必要な、要件定義・通信方式の選定を行い、データ形式・運用シーケンス等を検討し、機体搭載用の送信機・受信機を具備した無人航空機の機体識別情報、及び位置情報等を共有する通信システムのプラットフォームを開発する。また、有人航空機と無人航空機の空域共有を想定した飛行情報（無人航空機の運航管理者情報機能、飛行計画管理機能、機体情報管理機能等）の情報共有システムを開発する。

さらに、運航管理システムに統合するためのアーキテクチャ設計、API 及びデータフォーマット等を策定、セキュリティ対策の検討等を行い、無人航空機の機体情報の遠隔把握や地上の通信インフラを介した情報共有に関する各種試験へ反映させる。

なお、以上の検討事項については、国際的な検討状況との整合を図りつつ、国内外の関係者を構成員とする委員会を構成し検討する。

7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発

複数の運航管理機能が管理する多数の無人航空機が同一の空域を飛行するため、運航管理機能間での飛行計画、空域情報、飛行状況を共有するための運航管理統合機能の機能拡張について開発する。

社会実装のためには、将来的に各地域に展開される運航管理機能に対し運航管理統合機能が提供するサービスが、地域特性に応じて柔軟且つ安心して享受されるようにする必要がある。この実現に向け、運航管理統合機能の機能拡張を行う。併せて、運航管理統合機能による無人航空機を扱う事業者向けのサービスのユーザインタフェースを改善する。

また、全国規模で整備されている既存の地図情報と気象情報を活用し、各情報を運航管理統合機能に取り込み、運航管理機能へのサービス提供を実現する。

加えて、運航管理統合機能の社会実装に向け、異常時の対応処理を拡充して、システムの頑健性を向上するとともに、異常時の対処方針に関する関係者・法制度との要調整事項を明確化する。2020 年度に上記の課題抽出と設計を完了させ一部機能については福島ロボットテストフィールドでの機能検証を実施する。2021 年度に全ての機能の実装し相互接続試験を実施する。

8) 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発（離島対応）

準天頂衛星システムの補強信号を含むマルチ GNSS (Global Navigation Satellite System: 全球測位衛星システム) により取得した高精度な位置情報により、無人航空機の自律制御を行う。なお、本制御システムは、国内のみならず海外での利用も目指すものとする。

また、安全かつ信頼性の高い目視外での自律飛行を実現するために、(2) 無人航空機の衝突回避技術の開発において開発された技術、特に 3) ~ 4) の研究開発で小型化された各種センサ等を統合し、飛行試験によってその有効性を評価する。

なお、無人航空機の衝突回避技術の統合に当たっては、7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発との接続性を踏まえつつ、離島間物流のように単独で長距離飛行を行う場合を想定した運航管理機能について開発を行う。

9) 地域特性に考慮した情報提供機能に関する研究開発

無人航空機の安全飛行に関連する情報を、運航管理機能や運航管理統合機能等に対して API (Application Programming Interface) 等により提供する機能を開発する。

また、無人航空機が安全に飛行するために必要な情報の項目とデータ種別等についても検討し、情報を収集する技術の開発、特に②(1) 10) で指定したエリアに、より実用化に適合させた可視化情報を提供する。

なお、将来的に情報提供システムは複数のものが共存すると考えられるため、外部のシステムに提供するための共通 API 等の実装を考慮した多様な情報提供機能を開発する。

また、福島ロボットテストフィールド広域飛行区域を対象としてプロトタイプを開発し、飛行試験することで開発したルート的安全性を検証し全国展開に向けた実用性の向上を図る。

1 0) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業

運航管理システムは、無人航空機が有人地帯で目視外飛行する環境下（レベル4）を念頭に置いた場合、個人・企業の複数の無人航空機が同時に同じ空域を飛ぶ際には必要不可欠なシステムである。

これまで福島ロボットテストフィールドにおいて、運航管理が可能な技術の確立のため、運航管理システムの開発を行ってきたが、2022年のレベル4社会の実現に向け、2020年～2021年にかけて運航管理システムの実環境における実証を行う必要があり、技術的な検証を十分に行うためには、無人航空機の活用が想定される運航管理システムに接続した実証事業を実施する。実施体制として、これらの実証事業におけるビジネスモデル、地域における環境整備等を検討・立案推進し得る共同実施者を含める。

なお、実証事業の実施に当たっては、実証を行う地域の地域特性を考慮し、且つ地域産業振興に資するユースケースを複数検証することを目的に、全国の自治体・企業等からの提案・公募を初年度に実施する。また、これらの提案・公募の採択者に対して十分な技術サポートを行う。

提案・公募に際しては、下記のユースケースを明確に示す。

- ・東日本エリアにおける平常時のユースケース
- ・西日本エリアにおける平常時のユースケース
- ・災害対応時のユースケース

本事業を円滑に推進するための委員会を設置し運営する。

(2) 無人航空機の衝突回避技術の開発

無人航空機が地上及び空中の物件等（地形、樹木、建造物、有人航空機、無人航空機、鳥及び悪天候等）を検知し、即時に当該物件等との衝突を回避し飛行するための技術（いわゆる Sense And Avoid (SAA)に関する技術）を開発する。

なお、開発する技術は無人航空機の機上に搭載できるものとし、他分野で既に確立されている技術も応用しつつ、本プロジェクト終了時までには当該技術を実装した無人航空機の実用化を目指すものとする。また、開発した技術を（1）無人航空機の運航管理システムの開発（3）運航管理機能の開発（離島対応）に提供し、福島県のロボットテストフィールド等を利用した飛行試験に協力する。

なお、3）、4）については2017年度から2019年度の成果に基づき、社会実装に向けた研究開発を行うものである。

1) 非協調式 SAA

無人航空機に搭載された各種センサ（光学カメラ、LIDAR、レーダ等）からの情報をもとに、飛行の妨げとなる物件等の位置等を特定し、他の情報（気象、機

体の飛行性能等）も加味した上で、無人航空機自らが最適な飛行経路を生成し、衝突回避する技術を開発する。

例えば、飛行中の有人航空機や他の無人航空機、低高度飛行の妨げとなる送電線（高圧鉄塔間に加えて電柱間等の細径の電線を含む）及び飛行に大きな影響を与える悪天候等を検知するセンサ、ならびに当該センサを用いた物件等の検知、衝突回避の飛行経路生成及び機体の飛行制御を即時に行える無人航空機に搭載可能な演算ボードやフライトコントローラ等を含む非協調式 SAA システムを開発する。

2) 協調式 SAA

有人航空機及び無人航空機、無人航空機同士が、飛行中の飛行情報（高度、位置、速度等）を相互に通信し共有することで衝突回避する技術を開発する。

例えば、カメラ等の情報と地図情報の照合等により高精度な測位を実現するための準天頂衛星システムを利用した無人航空機に搭載可能な協調式 SAA システムを開発する。

3) 衝突回避システムの小型化・低消費電力化

2017 年度から 2019 年度に実施した研究開発である無人航空機に搭載された各種センサ（光学カメラ、LIDAR、レーダ等）からの情報をもとに、飛行の妨げとなる物件等の位置等を特定し、他の情報（気象、機体の飛行性能等）も加味した上で、無人航空機自らが最適な飛行経路を生成し、衝突回避する技術において各種センサの小型化、軽量化、低消費電力化を行い、小型無人航空機に搭載し、衝突回避する技術を開発する。

小型無人航空機において飛行中の有人航空機や他の無人航空機、低高度飛行の妨げとなる送電線（高圧鉄塔間に加えて電柱間等の細径の電線を含む）及び飛行に大きな影響を与える悪天候等を検知するセンサ、並びに当該センサを用いた物件等の検知、衝突回避の飛行経路生成及び機体の飛行制御を即時に行える小型無人航空機に搭載可能な演算ボードやフライトコントローラ等を含む非協調式 SAA システムを開発する。

4) 準天頂衛星システムの小型化・低消費電力化

2017 年度から 2019 年度に実施した有人航空機及び無人航空機、無人航空機同士が、飛行中の飛行情報（高度、位置、速度等）を相互に通信し共有することで衝突回避する技術において準天頂衛星システム受信機、アンテナの小型・軽量化、低消費電力化を行い、受信機を小型無人航空機に搭載した衝突回避する技術を開発する。

例えば、カメラ等の情報と地図情報の照合等により高精度な測位を実現するための準天頂衛星システムを利用した小型無人航空機に搭載可能な協調式 SAA システムを開発する。

研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」

無人航空機産業の発展には関連する各種技術等の国際的優位性確保が不可欠であるが、我が国が強みを有する分野の技術活用が期待されていることから、コア技術の見極め、取り扱いを決定する体制を構築しながら、各社共通基盤となるデジュール・スタンダードの早期確立を図る。あわせて、我が国発の目標設定に基づいた技術の競争の場（大会）を設定することによりデファクト・スタンダード化を推進する。

なお、デジュール・スタンダードの提案技術の選定に際しては、各企業及び機関が保有する既得知的財産の扱いや、プロジェクト成果として出願を予定するものも含め、権利帰属に関する慎重な取り扱いが必要となるため、知財調査に立脚した知財戦略に基づくライセンス・フリーや条件付き開示等について合意形成を図りながら共通ルールを設定する。また、欧米等の諸外国の標準化動向を把握するために関連する同活動への参画を進め、研究開発項目①（１）及び研究開発項目②の開発成果を国際標準に繋げる。

一方、デファクト・スタンダードの取組においては、有識者を糾合し課題先進国である我が国が世界共通になりうる課題設定を行うこと、技術開発を加速させるために海外からも参加者を募ること、そのためのプラットフォームを用意すること、社会実装を加速させるためにロボットの認知度向上を図ること、を念頭に競争の場（大会）を設定する。

（１）デジュール・スタンダード

研究開発項目①及び研究開発項目②について、国際機関や諸外国の団体及び事業者等（以下、「海外の関係者等」という。）の動向を把握し国際的な連携を図りながら検討と開発を進め、それらの成果（特に性能評価基準、無人航空機の運航管理システムの全体設計、各機能の仕様及び共通 IF 等）の国際標準化のために、例えば、次のような取組を行う。

また、海外の標準化・制度整備動向や国内開発動向の把握を行い、国内プレイヤーのグローバルな産業競争力の強化に向けた提案を行う。

【取組の例】

- ・ 国際的な検討の状況を把握する。

海外（特に米国、欧州、イスラエル、ロシア、中国、韓国、東南アジア等。以下同じ。）の関係者等との直接の情報交換や文献調査等を通じて、国際的な動向を把握し定期的（最低でも４半期単位）に報告書にまとめ、本プロジェクトの関係者等に共有する。

- ・ 本プロジェクトの検討状況や成果等を世界に発信する。

国際的な検討の場や海外の展示会等において、本プロジェクトにおける検討の状況を発信する。また、本プロジェクトにおける関連資料（本基本計画、各委員会、報告会等における公開可能な資料）を英訳し、速やかに web 掲載や海外の関係者等への共有を行う。

- ・ 国際的な意見を本プロジェクトに反映する仕組みを構築する。

海外の関係者等と継続的な情報交換を行うとともに、本プロジェクトの検討内容についての意見交換を行う。また、海外の関係者等を日本に招聘し意見交換できる場を設ける。

- ・本プロジェクト終了後の継続的な施策を検討する。

本プロジェクトの中間評価（平成 31 年度実施予定）を目途に施策を立案する。

- ・関連動向の調査・分析を行い、今後の取り組み提案を行う。

欧米の民間標準化団体も含めた標準化・制度整備の動向や国内主要プレイヤーの開発動向等を調査分析し、施策案の提案を行う。

(2) デファクト・スタンダード

1) プラットフォーム

競技種目及び競技ルールに沿ったプラットフォームを活用し、研究開発及び社会実装に資するものとする。

2) 競技やデモンストレーションによるイノベーション促進手法研究開発

挑戦的なテーマを設定して参加を募り、参加者によるエネルギー消費削減の観点を含む技術開発課題解決に向けた競争の場（大会）を活用する研究開発手法に取り組む。当該手法により参加者のモチベーションを高めて技術を競いあわすことでイノベーションを促進する。また、ロボット技術の社会実装を促進するためには、ロボットを活用する場を紹介し、一般市民にその有用性を示すことが必要不可欠であることから、ロボット関連のデモンストレーションを行う。なお、平成 32 年度の本大会を成功に導くため、必要に応じて本大会以前に試行的な取組等を行う。さらに本大会に向け専任の PM を指名し体制を強化する。

研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」

空飛ぶクルマの発展段階の整理（シナリオ作成）を行い、2025 年までに必要な技術的検証要素の抽出と具体的な検証項目、実証のプランの作成、2025 年以降の自動・自律飛行、高密度運航の実現に向けた技術的な検証項目の整理を行う。

(2) 研究開発成果の実用化・事業化に向けたマネジメントの妥当性

(2-1) 研究開発成果の実用化・事業化に向けたマネジメント

本プロジェクトでは、NEDOに技術委員会を設置し、事業進ちょくを報告、フィードバックを受けながら取り組みを進めた。

具体的な取り組みは以下の通り。

●「研究開発項目①ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発／（１）性能評価基準等の研究開発／７）無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」

委託先 9 者、再委託先 8 者の大規模なコンソーシアムであり、検討事項が多岐にわたり、また、経済産業省、国土交通省航空局や有識者、業界など適切なステークホルダーとの意見交換、連携を図りながら進めていく必要があるため、適切な委員を選定し、「無人航空機の性能評価検討委員会」を設置し、本事業の円滑な推進に資するよう、研究の計画、進ちょく状況、成果等の審議を行うこととし、その下位に具体的な検討を行うWGを設置し進めた。2021年度の委員会構成の一例は以下のとおり。



図 3-14 無人航空機の性能評価検討委員会構成（2021年度）

また、各WGにおいて、適切なメンバー選定を行いながら議論を実施した。性能評価試験WGについては、適合性証明手段としての対人安全、騒音評価、センサー評価など具体的な選択肢を提示していく必要性から、研究の進ちょくについて、毎年度成果報告を実施するなど、対外的な情報連携などを促した。

●「研究開発項目②無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」うち、運航管理システム

複数の研究開発コンソーシアムを並行し、適宜連携をする形で検討を進めた。主なトピックとしては、①運航管理システムの機能拡張、②地域特性運航管理システムの実証、③無人航空機の遠隔識別技術（リモートID）、④有人機の位置情報共有技術の開発などがあげられる。運航管理技術については、下記のロードマップに記載のとおり、

リモートID技術を開発し、無人航空機の登録制度の構築に貢献すること、運航管理システム関連技術については、運航管理関連の制度との連携・貢献が求められていた。

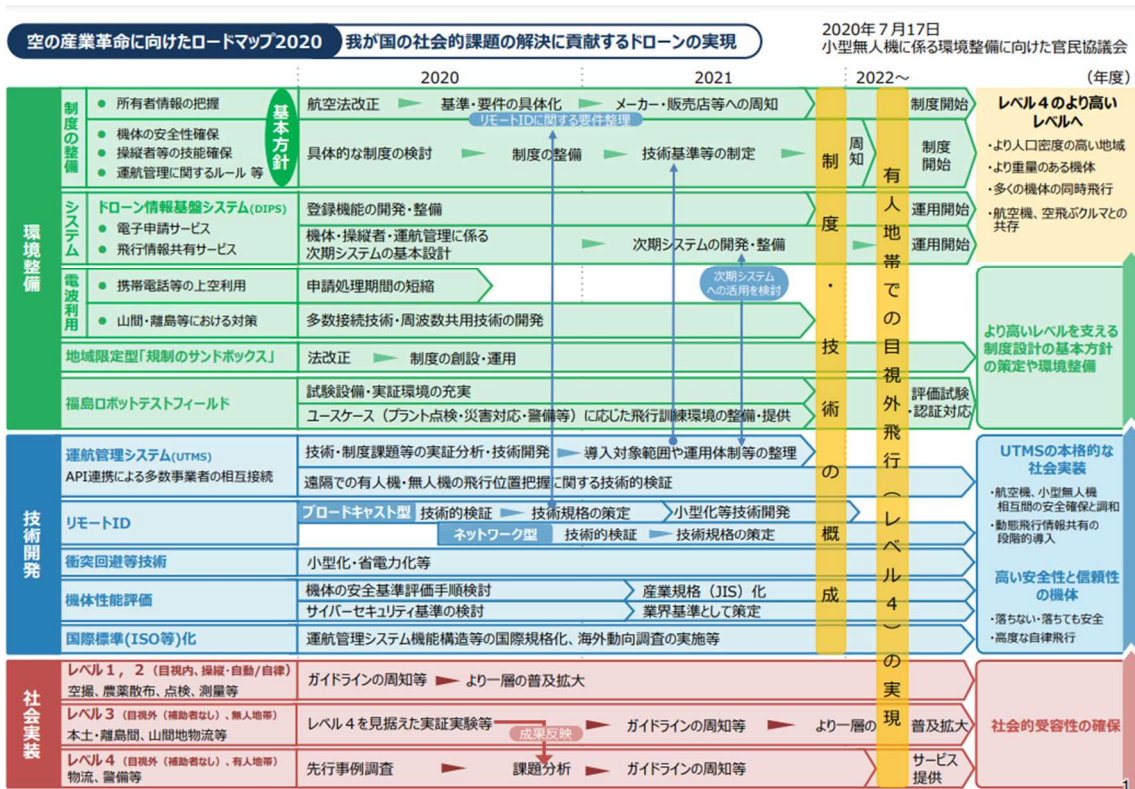


図 3-15 空の産業革命にむけたロードマップ2020（2020年7月官民協議会決定）

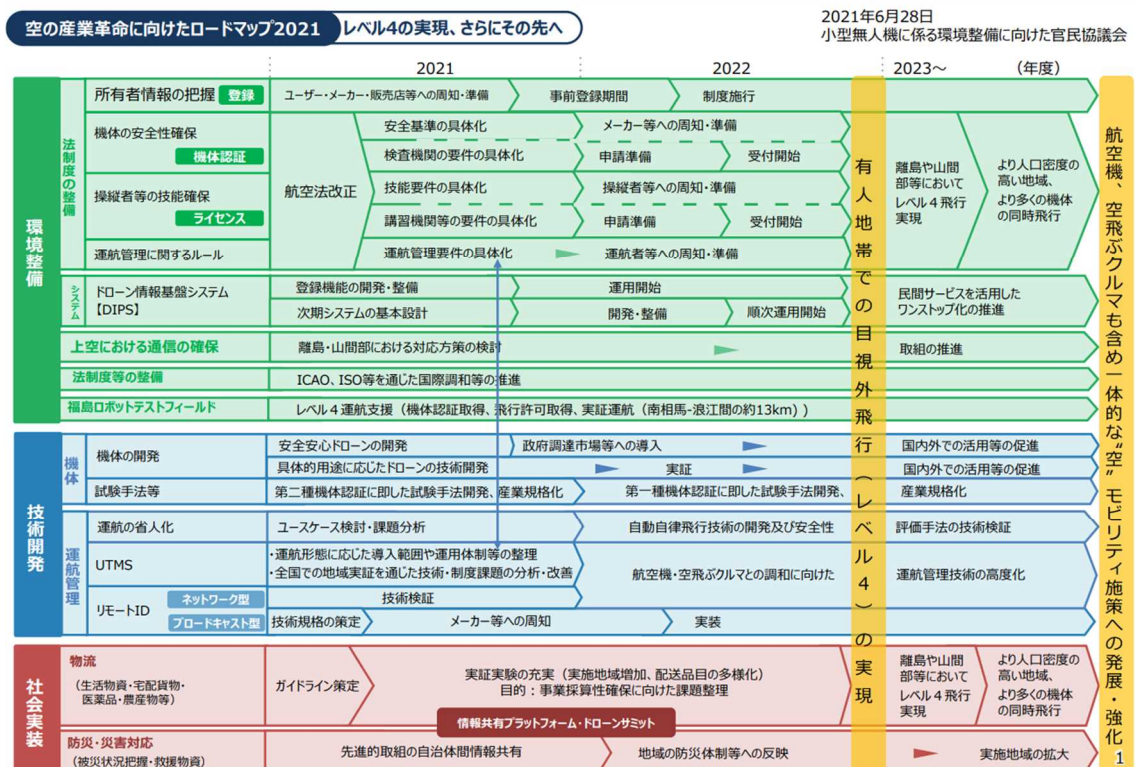


図 3-16 空の産業革命にむけたロードマップ 2021（2021年6月官民協議会決定）

そのような状況を踏まえ、研究の進ちょくについては、経済産業省製造産業局産業機械課や国土交通省航空局等の政府当局と連携、情報共有をし、更に、随時、小型無人航空機に係る官民協議会、無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会及び下部WGに、NEDOとしても参加しながら、情報提供・連携などを図った。同様に、無人航空機の遠隔識別技術及び有人航空機の位置情報の共有の開発においては、有識者委員会を組織し、関係ステークホルダーの意見、指導を受けながら、研究開発を進める体制とした。



図 3-17 リモートID技術の開発結果の官民協議会報告状況（例①）

出典：令和3年6月 小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会（第16回資料）

2. リモートID試作デバイスの仕様概要

(参考) 2020年10月実証 (外付け型)



2021年3月実証 (外付け型)



2021年3月実証 (内蔵型)



基板関連仕様

分類	項目	外付け型・内蔵型に共通
無線	無線方式	BLE (Bluetooth v5.0)
CPU	プロセッサ	Cortex-M4 (TI CC2642R)
メモリ	RAM	20kbyte/ROM:352kbyte
センサ	温度	TI TMP112
	Motion	ICM-42605
	GPS	u-blox NEO-M8Q
追加	気圧・コンパス	(ASTM (オプション))

アンテナ、電源、機構等関連仕様

分類	項目	外付け型仕様	内蔵型仕様
アンテナ	送信出力	3.3mW/2MHz (5.19dBm)	3.3mW/2MHz (5.19dBm)
	アンテナ利得	3.5dBi (アンテナ数1、基板にパターン組み込み)	3.24dBi (外付けダイポールアンテナ)
電源	電池	リチウムイオン二次電池 3.8V/1670mAh (7時間以上)	機体バッテリーに接続
	スイッチ方式	メカニカルスイッチ (タクトスイッチ)	-
機構	筐体材質	ナイロン12 (3D Printer品) (機能安全等非対応)	-
	工具	筐体ネジは特殊ネジ (トルクスネジ) を使用 (電波法) 電池交換部は十字穴付ネジ	-
法令	電波法	認証番号: 003 200276	認証番号: 003 200277

10

図 3-18 リモートID技術の開発結果の官民協議会報告状況 (例②)

出典: 令和3年6月 小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会 (第16回資料)

また、地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業においては、技術・制度課題等の実証分析・技術開発を進めることを目的に、全国13地域での大規模な実証を進める技術的な検証を実施するとともに、海外制度・技術標準動向も調査の上、実証参加者を中心に運航管理システム技術実装に係る制度課題、ニーズのヒアリングを行った。NEDOは実施者及び政府当局との連携を円滑にするほか、実施者が実施する調査内容、分析の進め方について、定期的に打合せを実施し、マネジメントを進めた。

(2-2) 研究成果の公表・ポータルサイトの開設

研究開発成果を公表する場として、2018年9月25日に外部ポータルサイト (<https://nedo-dress.jp/>) を開設し、プロジェクトの内容、研究開発の進捗・成果状況、リリース・イベント状況を掲載した。国内外からのアクセスがあり、ロボット・ドローン事業への関心度の高さを裏付けることができた。

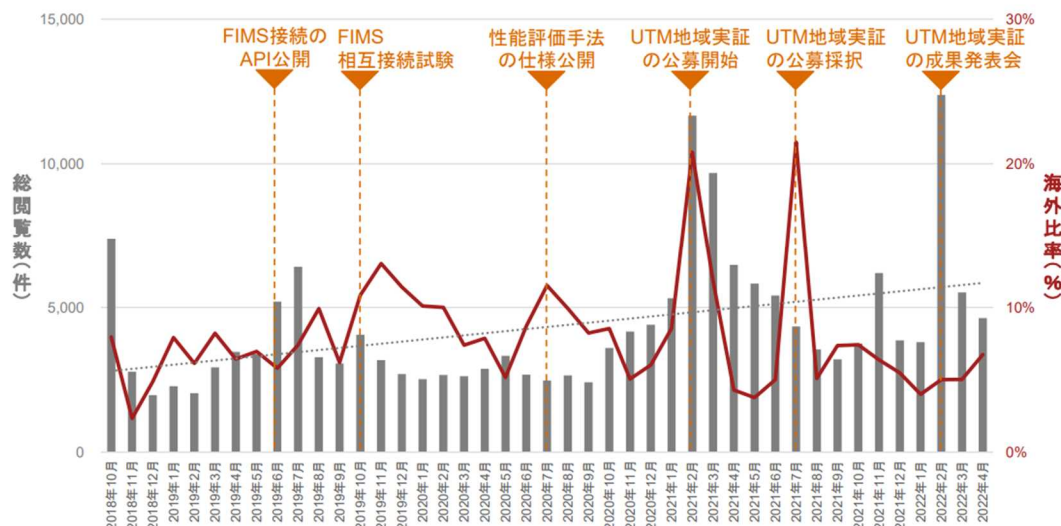
また、本ポータルサイトにてAPI仕様の公開を行い、一般事業者の参画するオープン飛行環境で1時間・1平方km・100機飛行を模擬するデモを実施することにより、相互接続試験参加者より広く意見を収集し、運航管理システムの実用化を目指した。



図 3-19 プロジェクトポータルサイト

また、日本語版・英語版ページを作成し、継続的に運営を続け、事業終了にかけて、各月毎のアクセス数は増加傾向にあった。

Webサイトの閲覧数推移



(3) 情勢変化への対応

2017年度に研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準などの開発」で委託6事業・助成2事業、研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」で委託7事業・助成5事業、研究開発項目③「ロボット・ドローンに関する国際標準化の推進」で委託2事業の合計22事業について研究開発に着手した。

研究開発項目①

- ・ (①-(1)-1) 無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発 [委託]
- ・ (①-(1)-2) 無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発 [委託]
- ・ (①-(1)-3) インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発 [委託]
- ・ (①-(1)-4) 調査用無人航空機の評価手法の研究開発 [委託]
- ・ (①-(1)-5) 陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発 [委託]
- ・ (①-(1)-6) 各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発 [委託]
- ・ (①-(2)-1) 特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発 [助成]
- ・ (①-(2)-2) 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発 [助成]

研究開発項目②

- ・ (②-(1)-1, 2) 安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発 [委託]
- ・ (②-(1)-2) 警備業務に対応した運航管理機能の研究開発 [委託]
- ・ (②-(1)-2) 複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発 [委託]
- ・ (②-(1)-2) 衛星通信を利用するドローンの運航管理システムの開発 [委託]
- ・ (②-(1)-3) 準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発 [委託]

- ・ (②-(1)-4-1) 情報提供機能の開発／無人航空機の安全航行のための空間情報基盤の開発 [助成]
- ・ (②-(1)-4-2) 情報提供機能の開発／ドローン向け気象情報提供機能の研究開発 [助成]
- ・ (②-(1)-5) 運航管理システムの全体設計に関する研究開発 [委託]
- ・ (②-(2)-1) 非協調式S A Aの研究開発／電波・光波センサ統合技術の開発 [助成]
- ・ (②-(2)-2) 協調式S A A／正確な位置情報を共有するための準天頂衛星対応受信機の研究開発 [助成]
- ・ (②-(2)-2) 協調式S A A／準天頂衛星対応受信機の低消費電力化の研究開発 [助成]

研究開発項目③

- ・ (③-(1)) 国内外の動向把握とプロジェクト成果の世界への発信 [委託]
- ・ (③-(2)) デファクト・スタンダード [委託]

2018 年度には、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会が取りまとめる「空の産業改革に向けたロードマップ」において示されたレベル4（有人地帯での目視外飛行）の実現を見据え、研究開発項目①について委託1事業を追加した。

研究開発項目①追加

- ・ (①-(1)-7) 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準 [委託]

また、状況の変化に対応し、3事業に対する加速予算を執行した。

- ・ (②-(1)-3) 準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発

有人航空機との実証試験を2019年度に実施する予定であったが、衝突回避に必要な機材を搭載した大型無人航空機を予定よりも早く完成させたことにより、有人航空機との実証試験を前倒しで行える状況となった。

また、当該技術分野においては国際的な議論が進む中、無人航空機が目視外飛行を実社会で実現することは、日本がプレゼンスを示し、日本企業・経済発展に寄与するものとなると考えた。

有人航空機側から見た無人航空機の接近検知や問題点なども含めた実証データを世界に先駆けて取得するため、加速予算により研究開発を前倒しした。

- ・ (②-(1)-1, 2) 安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発

当該分野で世界初の国際標準形成（ISO獲得）を行うことは、無人航空機分野で日本が主導できる分野の一つである。各国が国際標準を提案できていない状況の中、本実証実験の成果をいち早くNP提案に反映し当該技術分野における日本の主導権獲得につなげることは急務である。

そこで、複数ドローンや準天頂衛星システムと連結していない無人航空機を用いた実証試験を行いシステムに関する立証データの精度を高めるため、加速予算により研究開発を前倒しした。

- ・ (③-(1)) 国内外の動向把握とプロジェクト成果の世界への発信

無人航空機が産業用途で飛行するためには、政府主導での法的整備が必須であり、2018年3月、航空法において「無人航空機の見視外飛行に関する要件」が取りまとめ・公表された。本要件は「無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」にて議論され、当該プロジェクトの一部成果が反映されている。

無人航空機の飛行に伴う法的解釈に関しては更なる議論が必要で早急に取りまとめる必要があるため、加速予算により「ドローンの飛行に伴う法的解釈に関する検討会」（国交省・経産省・民間団体）を設置し、国内外の関連する法制度の調査を実施した。

2019年度には、ドローンの普及に伴い、機体の登録や識別方法、セキュリティなどに関する議論が喚起される中、その制度設計の前提となる「機体を遠隔から識別する技術（Remote-ID）」の確立が重要となった。また、開発を進める運航管理システム（UTMS）と平行して、ドローンを遠隔から識別するための通信方式やセキュリティの検証、通信機器の設計や関連する要素技術などの開発が必要になったことから、研究開発項目②について、委託1事業を追加した。

研究開発項目②追加

- ・ (②-(1)-6) 遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発〔委託〕

また、状況の変化に対応し、2事業に対する加速予算を執行した。

- ・ (②-(1)-3) 準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発

これまで開発してきた衝突回避技術は、極めて重要な基本特許が含まれ国際標準の確立が有望であり、国際競争上の優位性が確立できることが期待された。衝突回避技術を“日本からの新たなNP提案”としてISO/TC20/SC16総会で提案を行うため、加速予算により海外調査や技術レポートの作成を短時間で進めた。

- ・ (②-(1)-6) 遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発

ドローンにおける遠隔からの機体識別のユースケースのひとつとして管理システムでの利用が想定されるが、地上にいる人が飛行中のドローンを視認して機体情報を照会し、機体の運航者の身元を確認することで、不正な飛行を行うドローンの取締りに活用するには、導入・運用コスト、利便性の観点で汎用端末が必要である。

加速予算により、ASTM規格の評価／海外方式と日本方式の組合せ検討、当初実施計画にないRemote IDを活用した管理ソリューションの開発（スマートフォンアプリを活用した無人航空機の機体識別に関する研究開発）を行った。

2020 年度には、2019 年度の間評価の結果を反映し、社会実装フェーズの研究開発として、評価基準の規格化、長時間飛行、運航管理の機能拡張、衝突回避機器類の小型化に着手すべく、研究開発項目①で委託 1 事業・助成 1 事業、研究開発項目②で委託 3 事業・助成 4 事業を追加した。

研究開発項目①追加

- ・ (①-(1)-8) 無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発 [委託]
- ・ (①-(3)) 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発 [助成]

研究開発項目②追加

- ・ (②-(1)-7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発 [委託]
- ・ (②-(1)-8) 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発 (離島対応) [委託]
- ・ (②-(1)-9) -1) 空の道を組み込んだ統合型情報提供機能の実用化 [助成]
- ・ (②-(1)-9) -2) 地域特性に考慮したドローン気象情報提供機能に関する研究開発 [助成]
- ・ (②-(1)-10) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業 [委託]
- ・ (②-(2)-3) 衝突回避システムの小型化・低消費電力化 [助成]
- ・ (②-(2)-4) 準天頂衛星システムに対応した受信機、アンテナの小型化・低消費電力化の研究開発 [助成]

また、状況変化に対し、2 事業に対する加速予算を執行した。

- ・ (③-(2)) デファクト・スタンダード

2020 年 8 月に開催が予定されている World Robot Summit (WRS) について広く周知するとともに、開催地である福島ロボットテストフィールドに世界中から関連する専門家を広く集める。クローズドな競技実演会からオープン会場への設計変更及び来場者拡大に対応するための追加的措置を行った。

WRS は新型コロナウイルスのため、開催を 2021 年に延期した。

- ・ (②-(1)-6) 遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発

2019 年度の加速申請によって有益なリモート ID 技術に関する研究成果が得られたことから、2022 年度に向けた国内の制度ルールとの整合性・ASTM 等の国際規格への対応等を視野に、速やかな社会実装を実現することを目的にした追加的措置を行った。

2021 年度には、“空飛ぶクルマ”を活用した社会の実現に向け、日本での実証計画、段階的シナリオ等の検討、将来的な社会実装に向けた必要な要素技術の調査・適用可能性等の検証などの先導調査研究として、研究開発項目④「空飛ぶクルマの先導調査研究」の委託 2 事業を追加した。

研究開発項目④追加

- ・ (④-(1)) 海外における空飛ぶクルマの実証事例調査、空飛ぶクルマに関するオペレーション体制・事業モデル調査 [委託]

- ・ (④-(2)) 空飛ぶクルマの社会実装に向けた要素技術調査、空飛ぶクルマに関する海外制度及び国際標準化の動向調査 [委託]

また、状況の変化に対応し、2 事業に対する加速予算を執行した。

- ・ (②-(1)-6) 遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発

2020 年度に引き続き、国際的に影響のある ASTM にて策定・改訂議論が進められていたリモート ID のブロードキャスト型／ネットワーク型単独及び併用の技術検証を行い、国際調和を前提にブロードキャスト方式の技術諸元・性能評価基準を定義することや国内制度策定に必要な技術情報を提供することを目的に追加的措置を行った。

- ・ (②-(1)-10) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業
運航管理システムの社会実装にむけて、全国 10 地域以上との接続実証を行う場を活用し、どのような機能がどのような段階で必要か、運用する上でのどのような機能が必要なのか、実装課題、段階的なシナリオを整理することを目的に追加的措置を行った。

1 年延期していた WRS を開催。開催に当たっては、感染症対策としてバーチャル空間の WRS も開発し、リアルとバーチャルの並行開催を行った。

2022 年度には、S I P ガバニングボードの実施方針決定を踏まえ、研究開発項目③で 1 事業を追加した。また、改正航空法(2021/6 公布)の 2022/12 までの施行スケジュールを踏まえて、機体メーカー等が機体安全性を円滑に証明活動を進められるよう、研究開発項目① (①-(1)-8) 「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」の期間延長を行った。

研究開発項目③追加

- ・ (③-(1)-2) ドローンに関する知財・国際標準を活用したグローバル展開に向けた連携・支援体制の構築に係る調査研究事業 [委託]

令和 3 年度の官民研究開発投資拡大プログラム (P R I S M) のうち、システム改革型、標準活用加速化支援事業実施方針 (令和 3 年度 10 月 7 日 S I P ガバニングボード決定) にドローンに関する国際標準化が対象施策として追加がなされた。世界の標準化動向を踏まえ、技術開発成果 (機体安全性、運航管理等) の強みを活かした国際標準化を加速するため、ドローン分野で ISO の提案等を既に行っている本プロジェクトに組み込んで実施することが効率的と判断し、研究開発項目③に組み込む形で、2022 年度調査実施を行った。

研究開発項目① (期間延長)

- ・ (①-(1)-8) 「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」 [委託]

第三者上空補助者なし目視外飛行（レベル4飛行）を実現する改正航空法（2021年6月公布）は、2022年12月までに法施行を予定しており、国交省が政省令等の具体内容を検討していた状況。航空局は2022年3月までを目処に第1種及び第2種機体認証の審査要領を作成するため、WG等で審議していた。

本事業において、産業規格の案の検討を業界関係者を交えて検討を進めていたところ、2021年中頃以降に、欧米等の検討状況などを加味し、更なる検討を進める必要性が生じていた。

本事業で検討してきた産業企画の案開発は順調に進捗していたが、航空局の規制方針変更により、更なる検討を進め、業界の振興に資する体制が必要となったことから、基本計画を延長し、議論に供されていたD&R（Durability & Reliability）プロセスを国内メーカーが対応し、証明していくにあたっての具体事例（飛行実証による耐久性の証明や、起こりうる故障が生じた場合の安全性の証明など）を示していく必要性が生じた。具体的には、証明手法の案として産業規格の検討に関連した委託先（産総研、東大）に絞って、予算を本事業予算から捻出し、施行時期（2022/12）を踏まえ、飛行実証を伴った事例研究ができるよう期間延長した。

なお、事業（①-（2）-1）「特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発」（事業期間2017～2019年度）については不正のため、2020年度に交付決定を取り消し、全額返還済みとなっている。

事業延長に伴い、事後評価時期を2022年度から2023年度へ変更した。

本研究開発には、6年間で延べ35事業・91事業実施者が参画している。ひとつの研究開発項目の実現には、複数の事業実施者がコンソーシアムを組み対応することが必須であるため、研究開発には実証試験も含め複数年の期間が必要となった。

また、運航管理システムの開発では、研究開発項目間の連携が必要であり、事業実施者が一体となり確実な成果が得られるようマネジメントをする必要があった。

（4）中間評価結果への対応

第60回研究評価委員会（2019年12月20日開催）に諮り、以下の研究評価委員会コメントを得た。

- ロボット・ドローン技術は、期待される機能を発揮するための技術開発と、安全性確保を含めた運航システムの確立が極めて重要であり、国内の公的機関との連携、さらには国際的な協力が必要である。様々な利用における期待が大きいため、慎重にかつ迅速に研究開発を進めていただければと思う。

上記コメントに対する対応状況は以下の通り。

- 機体される無人航空機の機能を発揮する趣旨で、2020年度より助成事業を4テーマ開始し、事業化に進める一方、運航管理システムに関しては、国内政府、研究機関、民間事業者、関連団体とも連携した。迅速に取り組むべき事項については、研究内容の追加なども図り、事業を進めた。

表 3-2 中間評価結果の反映について

指摘	対応
- 研究開発の実施内容については、最終目標へ向けた開発スケジュールや具体的開発項目をより明確化することを望む。 - 最初に示されている全体計画は明確なもの、個別の成果それぞれが全体計画にどのように寄与できたかのまとめが必要である。 - 今後については、研究開発の運営管理を行う技術委員会に、ドローン技術の現状に精通した上でユーザーの立場からの意見を反映できる常任の外部有識者を含めると更に良い。 - また、国内外の動向を注視し、技術の進歩や社会・経済情勢の変化に応じて、新たな技術開発項目の追加の要否について、今後も定期的に検討が行われると良い。 - なお、実用化・事業化に向けては、民間企業だけでは実証実験からの壁があるため、NEDOが制度設計や実用化のステップを構築していくことが必要である。 - 短期で開始可能なビジネスモデルを複数・同時並行して準備、推進、育成していけるような戦略の準備を期待する。	2020 年度から開始した研究項目において、レベル 4 の実現にむけて必要な要素技術開発、システム、飛行等の実証を実施することとし、公募を行った。 - 運航管理システムや遠隔識別技術の検討にあたっては、委員会の設置を行い、ドローン関連団体、全航連、操縦者団体などの意見を伺いながら、最終的な実証試験の行い方などを検討し、事業を実施した。 - 各年度、途中に、技術進歩や社会情勢を踏まえ、研究内容の追加などを行い、また、一部項目については、期間延長の措置もおこなった。 - 性能評価、運航管理の両項目ともに、本事業を終了するに当たって、技術課題・制度課題の整理をおこない、経済産業省や航空局等との議論を行い、制度整備の方向性などの議論を行った。
- 多くの人が行き交う都市部の頭上を多数のドローンが飛行することを目指すのであれば、安全面を最大の課題とすべきであると考えられる。 - 安全な社会実装を実現するためには、様々な環境下における自立性、フェールセーフなどシステムとしての安全性、悪意ある第三者を想定したセキュリティなどについて、さらなる検討が必要である。 - 無人航空機の安全性・騒音などの性能評価について、社会的利用の価値を高めるために、人を意識した研究開発も実施されることを期待する。	2020 年度には研究開発項目①（１）８）「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」を追加公募し、安全面に考慮した性能評価基準を研究開発した。 - 産業規格化 WG を主催（航空局や関係ステークホルダーが一同に会する）し、安全性の証明方法を議論した。 - 労働安全観点でプロペラガード、ゴーグルの安全性を検証した。 - 機体セキュリティのほか、情報セキュリティ観点での、無人航空機分野におけるセキュリティガイドラインの策定を行い、経済産業省とともにリリースを行った。 - 研究開発項目②（１）６）「遠隔からの機体識別に関する研究開発」において、2022 年 6 月に開始したリモート ID で想定される脅威（なりすましなど）に対する暗号方式の検討・作動環境の確認等を実施し、業界・政府の制度策定議論や運用開始へ貢献した。 - 騒音の測定法の確立や、第三者のみならず、ドローンのパイロットなどの安全を鑑み、安全ゴーグルやプロペラガードなどの危害に関する評価などを実施した
ここでの研究開発成果は、国際標準化されない実用化を完了したとは言えないので、それぞれの研究開発毎に検討を強化していただきたい	- 国際標準化については、2019 年度に③（１）デジュール・スタンダードの国際標準推進活動にて中期的な研究開発戦略として PDCA を構築し、ISO/TC20/SC16 への提案を通じ、4 件の研究開発テーマの標準化活動を推進支援している。 - この成果として 2021 年 9 月に“ドローン用の地理空間情報に関

	する国際標準が発行”されている。引き続き、3 テーマの国際標準発行に向けた活動支援を実施している。 国際標準化は短期間では達成できないことから、後継事業（ReAMo）で継続支援している。また、航空局とともに、ICAO Drone Enable に参加するなど、普及に向けた取り組みを並行して実施している。
- なお、実用化・事業化に向けては、民間企業だけでは実証実験からの壁があるため、NEDO が制度設計や実用化のステップを構築していくことが必要である。 - 短期で開始可能なビジネスモデルを複数・同時並行して準備、推進、育成していけるような戦略の準備を期待する。	「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」との活動を通じて、関係組織との連携を図りながら制度設計や実用化ステップ構築を目指した。2019 年度に②（１）７）遠隔からの機体識別に関する研究開発を追加、2020 年度にドローンなど無人航空機の安心・安全な運航の制度設計に関連する、ブロードキャスト型通信システムによるドローンを遠隔から識別する研究開発及び評価試験を実施公表し、2021 年度に実証実験成果等を「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」へ報告している。 - その他、運航管理システムの開発については、制度整備及び官民の役割分担が明確化されることが不可欠なため、経済産業省のみならず、航空局・内閣官房ドローン室と連携を図り、実際の実装の絵姿や、開発状況の議論や実証の場へ参画していただく など、具体的な制度整備、実装に向けた議論を進めている。 2020 年度に追加公募した②（１）10）地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業において、全国的な実証実験を公募し、運航管理システムへの接続を事業者・自治体のマイルストーンに設定させることで、ユースケース開発レベルを一気に向上させる戦略を建てた。 - このような事業設計を行うことで、運航管理システムの実証のみならず、複数地域・複数事業者・複数ユースケースでのビジネスモデル検討に貢献した。

(5) 評価に関する事項

NEDO は技術評価実施規程に基づき、技術的及び政策的観点から研究開発の意義、目標達成度、成果の技術的意義並びに将来の産業への波及効果等について、プロジェクト評価を実施する。

評価の時期は、中間評価を 2019 年度、事後評価を 2023 年度とし、当該研究開発に係る技術動向、政策動向や当該研究開発の進捗状況等に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。

また、中間評価結果を踏まえ、必要に応じて研究開発の加速・縮小・中止等の見直しを迅速に行う。

事前評価（2017 年度）

①評価の実施時期：2016 年

②評価手法：外部評価

③評価事務局：評価部

④評価項目・基準：評価部

⑤評価委員：安宅委員、稲葉委員、亀山委員、五内川委員、佐藤委員、宝田委員、平尾委員、丸山委員、古川委員

中間評価（2019 年度）

- ①評価時期：2019 年 9 月
- ②評価手法：外部評価
- ③評価事務局：評価部
- ④評価項目・基準：標準の評価項目・基準
- ⑤評価委員：小林委員、李家委員、貝應委員、春原委員、長谷川委員、長谷川委員、宮内委員

「ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト」

事業原簿【公開】

6. 目標及び達成状況の詳細 (1/3)

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

	担当部	国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 ロボット・AI部	
--	-----	---	--

—目次—

6. 目標及び達成状況の詳細

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

6.1.1. 性能評価基準等の研究開発

6.1.1.1 無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発	6-1
6.1.1.2 無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発	6-31
6.1.1.3 インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発	6-136
6.1.1.4 調査用無人航空機の評価手法の研究開発	6-181
6.1.1.5 陸上移動ロボットの防暴性能評価手法等の研究開発	6-222
6.1.1.6 各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発	6-242
6.1.1.7 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準	6-269
6.1.1.8 無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発	6-487

6.1.2. 省エネルギー性能など向上のための研究開発

6.1.2.1 特殊環境下における連続稼働等が可能な機体の研究開発	6-815
6.1.2.2 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発	6-816

6.1.3. 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発

6.1.3.1 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発	6-839
---	-------

6.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

6.1.1. 性能評価基準等の研究開発

6.1.1.1 無人航空機等を活用した物流システムの性能評価手法等に関する研究開発

(実施期間：1 年間 (2017 年度))

(実施先：株式会社自律制御システム研究所)

(1) 事業の背景・意義 (目的・概要)

昨今のネットショッピングの利用増加に伴い、個別宅配件数は著しく増加しており、利用者が宅配を依頼した後に実際に受け取るまでの時間差は物流業界で大きな課題となっている。特に2017年に問題となった宅配クライシスは、ドライバー等の人的資源の不足、またそれに伴う財政的資源の確保が困難となる中で、利用者が受け取ることができず再宅配になる件数は全体の約20%程度まで増加しドライバーの負担を圧迫したことが原因である。その一時的な対策としてコンビニエンスストアでの受取代替や宅配ボックスの設置等もあるが、いずれも根本的な解決には至っていない。また定期航路が少ない離島や高齢化が深刻な山村等においては在住民の購買自体が難しいという問題も益々深刻化してきている。

このような中、小型無人航空機を活用した宅配業やインターネットサービス業等への代替又は事業化支援は、物流拠点における業務効率化のみならず、渋滞の緩和、離島や山村等へのサービス格差是正等を解決することが期待され、またラストワンマイル、すなわち物流業者と利用者を結ぶ最後の区間において掛かる人的及び財政的資源に関する根本的な解決を図ることが期待されるところである。また第2回未来投資に向けた官民対話において、「早ければ3年以内に無人航空機を活用した物流の実現を目指す」方針が表明され、国土交通省が進める小型無人航空機を活用した過疎地等における物流システムが検証されている中、本研究開発は小型無人航空機を活用した物流分野の性能評価手法を確立し、福島ロボットテストフィールド等で求められる性能試験の実施を経て長距離の物流システム事業化への貢献を目標としている。

本研究開発では、物流システム事業のサービス向上と新たな市場創出のために、物流ユーザのニーズに適合した機能及び性能と安全性能として求められる機能要件の洗い出し、物流における小型無人航空機の性能評価基準検討を実施した。検討の過程においては試験方法の妥当性(現実性)を検証するための実証実験も実施した。

現在の小型無人航空機の運用は、空撮業をはじめ、農業、計測業、インフラ点検等、操縦者から直接見える約200m以内の目視内飛行が殆どを占める。しかし、物流業での利用はそれらとは異なり長距離での運用を余儀なくされるため、長距離かつ目視外飛行の実現が必須となる。現行法に則った目視外飛行を行うためには、様々な規制や機体情報、状態映像等を伝送するための無線システムの上空電波強度限界等の制約がある。このような物流分野における運用面の特徴を技術要素として定義する場合、実際の運用者となる物流事業者が求めるスペックや異なる無人航空機を比較する際の選定基準となる項目という観点と、無人航空機の製造側であるメーカーの技術者が技術水準をベンチマークするための項目の観点という2つが存在する。本研究開発では両者が共通のモノサシで議論できる性能評価基準の導出を出発点としている。

また、本研究開発は図2.1.1.1-1に示した「空の産業革命に向けたロードマップ」では環境整備の一部として位置付けられており、その成果が第三者上空等に求める要件の検討や目視外飛行等に係る審査要領の改訂、そして福島ロボットテストフィールド(以下、福島RTF)の整備へとフィードバックされることも本研究開発を推進する目的のひとつである。

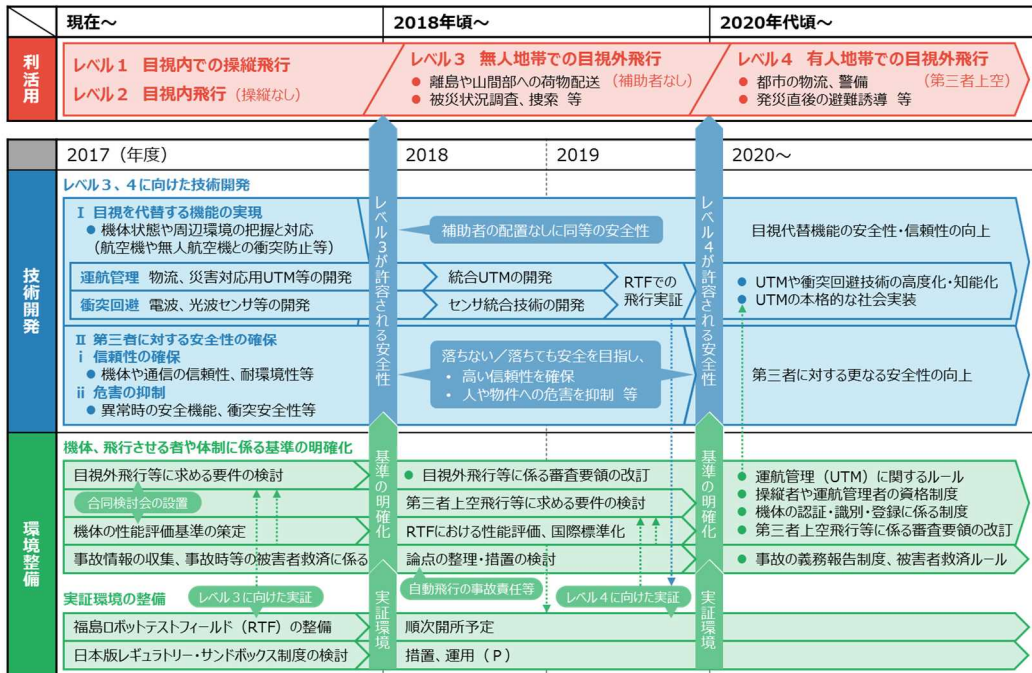


図 2.1.1.1-1 空の産業革命に向けたロードマップ (出展：内閣府 HP)

研究の推進に当たってはメーカー、ユーザ、有識者の声を反映させるため、定期的に「無人航空機性能評価基準検討委員会」の場において進捗を確認いただき、効率的かつ効果的な研究開発を実施した。研究開発のフローを図 2.1.1.1-2 に示す。

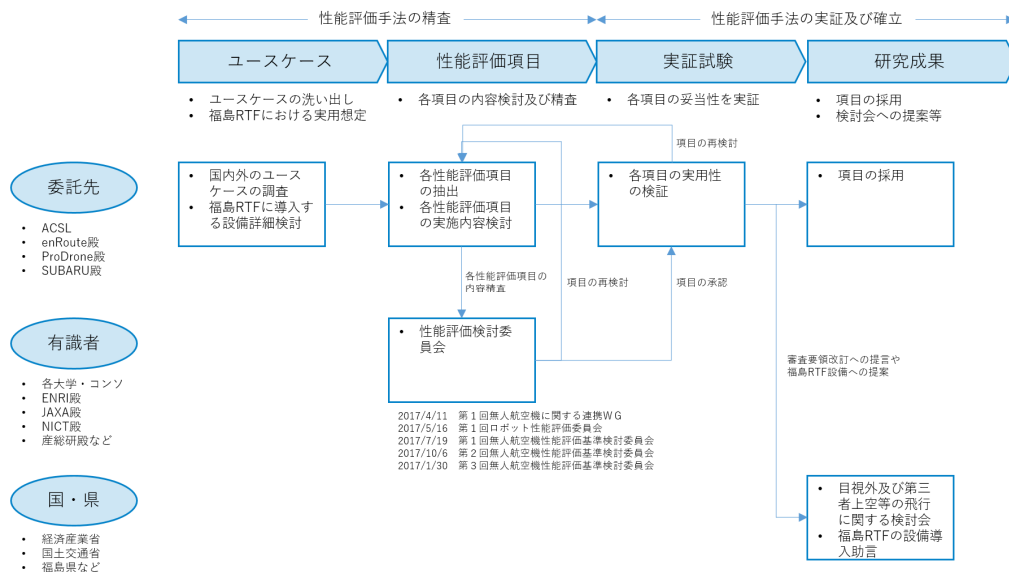


図 2.1.1.1-2 研究開発フロー

本研究開発では下記表 2. 1. 1. 1-1 に記載の小型無人航空機評価試験を行い、それぞれの評価項目についての評価基準案を検討した。

表 2. 1. 1. 1-1 実施試験項目一覧

	項目	試験	実施場所
A	安全性能	空気抵抗終端速度計測	福島 RTF
		パラシュート終端速度計測	福島 RTF
		鉄平板損傷非破壊検査	JSR
B	航続・離着陸性能	飛行・着陸精度計測	福島 RTF
C	長距離飛行性能	消費電力計測試験	JAXA 調布
D	環境負荷性能	騒音計測	産業技術研究センター
E	耐環境性能	電磁界ばく露試験	電力中央研究所
		EMC 試験	SGS ジャパン
		バッテリー性能試験	ダイヤサービス

A) 安全性能

① 落下終端速度

直径 1m 程度、重量 8kg の小型無人機を、高度 150m から自由落下および安全装置（パラシュート）展開の条件で落下試験を実施。結果は、自由落下で終端速度は 15m/s 程度、パラシュートで 5m/s で収束し、落下時の運動エネルギーはそれぞれ 850J 程度と 87J 程度となった。評価基準には無人航空機の安全基準で広く用いられている運動エネルギーでの評価を提案。ランク分けは頭部衝突時の致死基準である 80J という値を設定根拠とした。

② 落下時の鉄平板損傷度合

直径 1m 程度、重量 8kg の小型無人航空機を、高度 55m から鉄平板上に自由落下させ、鉄平板の損傷度合を検査した。検査結果では、接触部 32 箇所のうち、13 箇所ですべて 0.1mm 以下の凹みが見られ、溶接部に損傷は認められなかった。機体が鉄板に衝突することによる損害は限定的であると結論付け、安全性能の評価試験方法として基準書に含めなかった。

B) 航続・離着陸性能

GPS による測位結果で制御される小型無人機を一方からの外乱影響を最小化するため東西南北に自律飛行・離着陸させ、小型無人機単体の飛行精度の測定を行った。平均風速 5m/s 程度の環境下で、最大誤差は 0.7m、平均誤差は 0.3m 程度であった。この結果を元に、同様の試験方法および平均誤差を評価基準として提案。ランク分け

は離着陸場の面積を元に設定した。

C) 長距離飛行性能

風洞実験において 3 社の無人航空機を飛行させ、消費電力を測定。どの機体も概ね、10-12m/s で消費電力最小(=最大飛行時間)となり、17m/s で最大飛行距離を実現できることが分かった。機体構成に関わらず、同様の結果が求められたことから試験方法として風洞で行う妥当性を確認した。飛行速度、ペイロードによって評価する軸が異なるため、ランク分けを実施せず、これらの各値での飛行可能距離を表にし、当該機体の飛行性能とすることを合わせて提案した。

D) 環境負荷性能 - 騒音

無響室において無人航空機を架台に固定し、ホバリング想定で機体周囲 12 点の騒音測定を行った。測定する角度によって結果は大きく異なり、最大で 80dB (上下 45° 方向)、最小で 70dB (水平方向)となった。試験方法として機体より 3m の上下中央 3 点において騒音を測定し、A 特性騒音レベルを評価基準として提案した。ランク分けは環境基準の値を根拠に設定した。

E) 耐環境性能 - 耐電磁界、耐温度

① 耐電磁界性能

予備試験として EMC 試験を実施し、高電圧送電線が発生する周波数の電磁ノイズに対する小型無人機の影響を確認した。試験から 50/60Hz の周波数では目立った影響が認められなかった。次に実際に無人航空機を高圧送電線に近づける電磁界曝露試験を行った。電界 500kV、磁界 100 μ T において、電界試験では 80cm において電源喪失、磁界試験では地磁気を用いた制御では離隔 20m 相当の磁界でセンサ異常(方位誤差により飛行困難)が発生することが分かった。飛行時と架台固定時で結果に差異がなかったことから、試験方法として、架台固定状態で上記試験を実施し、センサ異常が認められる距離を安全離隔距離として評価基準に用いることを提案した。点検やその他の運用方法における高圧送電線との距離を元にランク分けを行った。

② 耐温度性能(バッテリー試験)

各試験項目における試験方法の検討に際し、気温によるバッテリー特性の変化を定量的に検証する試験を実施した。試験条件として考えられる、マイナス 20℃から 40℃の環境下で一定負荷を印可し放電時間と各時刻における電圧値を計測した。試験の結果から低温環境下(マイナス 20℃から 10℃)においては一般的な試験場所の標準状態である 25℃の結果と大きく乖離することが分かった。この結果から各試験項目の実証実験実施時には低温環境における値でないことを確認した結果のみを採用した。

（２）研究開発目標と根拠

1. ユースケースの分析

物流に関わる性能評価基準の項目について検討するために物流分野における無人航空機を用いた事例を研究し、ユースケースを導出した。ユースケース導出においては、楽天株式会社（以下、楽天）が取り組んでいるサービス（事業名：楽天ドローン）に関するヒアリング等を通して検討した。楽天の主な取組事例は以下のとおりである。

取組 1. 千葉県のキャメルリゾートゴルフ場内の宅配（2016 年 4 月から現在）

取組 2. 福島県南相馬市でのローソンと共同で実施する宅配（2017 年 10 月から現在）

これらは事業化されているとはいえ、いずれも第三者の進入が最小化できる環境や非人口密集地など限定的な運用である。またターゲットとしているのはラストワンマイルを想定した、2kg～2.5kg のペイロードの配達である。



図 2.1.1.1-3 楽天ドローンの運用のイメージ（出展：ITmedia 他）

ヒアリングの結果、物流分野でのドローン活用における課題として抽出した内容は以下のとおりである。

表 2.1.1.1-2 無人航空機を利用した物流における課題

項目	現状	課題
長距離運用	外部からの監視が必要なため、目視外運用が容易ではない ペイロードによって飛行できる距離が異なる	補助者や監視カメラに頼った監視 ペイロードに応じた機体スペックの明確化
飛行安全性	落下の可能性は無視できるほどではない	落ちても安全と断言できる基準 パラシュート等の搭載
飛行 / 離着陸精度	機体の運用は各運用者の管理 第三者が存在する場所での飛行及び離着陸は安全上困難	単機による運用 余裕を持った経路や離着陸エリアの確保

2. 研究開発項目の導出

ユースケースの分析から物流分野特有の機体性能評価基準を研究開発項目とした。本性能評価の試験は主に福島 RTF での運用を想定した。

福島 RTF における想定は以下のシナリオである。

区間：福島県南相馬市～浪江町間の最大 13km 程度

ペイロード：最大 2.5kg 程度

飛行経路：第三者の進入を最小化した経路で飛行

物流用途を想定した各検証項目を図 2.1.1.1-4 に示す。

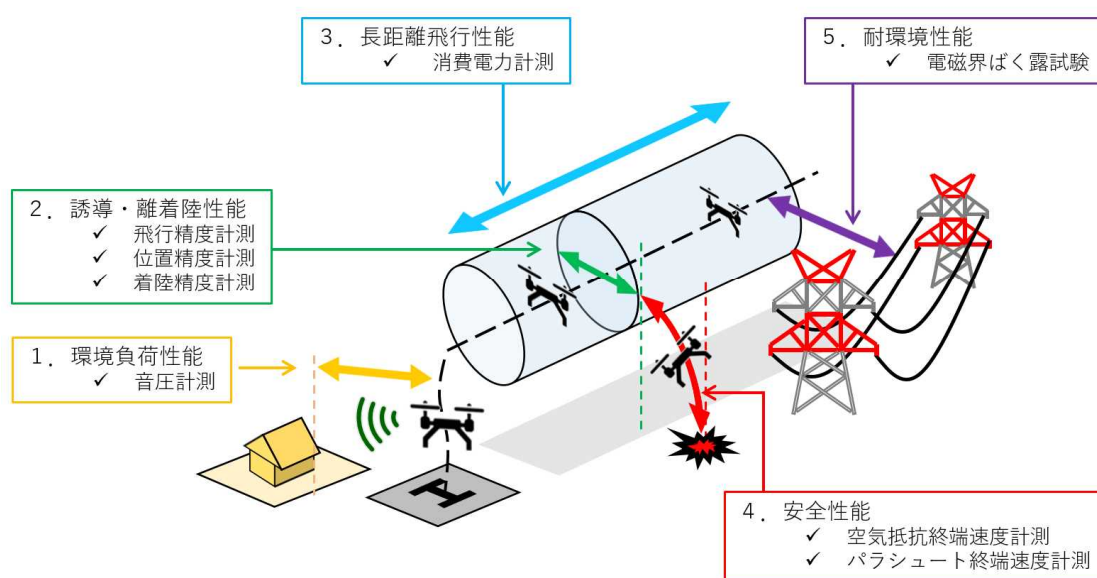


図 2.1.1.1-4 想定するシナリオと研究開発項目

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

表 2.1.1.1-3 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
① 目視外飛行実現のための制度的課題解決に向けた検討				
② 性能評価手法のブラッシュアップ				
③ 試験方法及び測定項目の見直し				
④ 無人航空機の安全性能に関する試験				

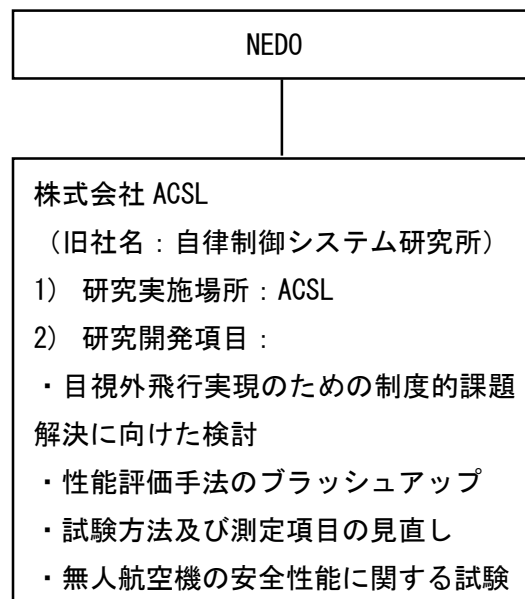


図 2.1.1.1-5 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

本研究開発では無人航空機の利活用ロードマップにおけるレベル3の実現に向けて、特に、物流分野のための無人航空機の安全性に関する検討を実施し標準的な性能評価試験方法等の妥当性の検証を含む3つの項目において活動を実施してきた。実施計画書内容に対応する達成事項を以下の表 2.1.1.1-4 に示す。

表 2.1.1.1-4 研究開発事項の達成状況

最終目標	成果	達成度	備考
(1) 補助者なし目視外飛行実現のための制度的課題解決に向けた検討	・ 実際にサービスインを行う企業と意見交換を行い、現状の課題整理と解決に向けた対策を検討した。 ・ 他の無人航空機メーカーと協力し、目視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会へ試験結果を報告と施策提言を行った。	○	
(2) 試験方法及び測定項目の策定	・ 性能を評価するための<u>試験方法と測定項目</u>を策定した。 ・ <u>性能評価検討委員会</u>において、性能評価基準項目、試験方法、測定項目の精査を実施した。 ・ <u>福島 RTF に導入される設備</u>について、ユーザ側の意見として設備の詳細な部分を助言した。	○	
(3) 無人航空機の性能評価に関する試験	・ 以下の<u>五種類の試験を実施</u>してデータを解析し、性能評価手法の妥当性を検証した。 ・ このうち、2 と 4 については<u>福島 RTF 予定地</u>で実施した。 1. 環境負荷性能（音圧計測試験） 2. 誘導・着陸性能（飛行精度・位置精度・着陸精度計測試験） 3. 長距離飛行性能（消費電力計測試験） 4. 安全性能（終端速度計測試験） 5. 対環境性能（電磁界ばく露試験）	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果と意義

1. 検証予備試験

A. バッテリー

小型無人航空機の動力源の多くはバッテリーである。これは小型軽量でありながら比較的大きなエネルギー密度をもち、かつ取り扱いが容易であることに起因する。ただし多くの無人航空機に用いられている LiPo バッテリーは、事故があった際に発火する危険があり安全対策は必須である。加えて温度による性能のバラツキが大きいいため、この温度特性を正しく把握せずに標準的な試験方法を策定するのは困難である。検証試験の実施にあたっては、福島 RTF をはじめ様々な屋外フィールドにおいて試験を実施するため、試験時の気温により試験結果が再現性の無いものにならないように予めバッテリーの温度特性を詳しく検証した。表 2. 1. 1. 1-5 に試験概要を示す。

表 2. 1. 1. 1-5 バッテリー検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 10 日～1 月 29 日
試験場所	自律制御システム研究所内の敷地に設置した恒温槽
試験方法	恒温槽において複数温度環境下でバッテリーの放電を行い、その際の出力特性を計測する。
測定項目	放電電圧 (V)

試験結果を図 2. 1. 1. 1-6 に示す。この結果より、バッテリーの放電特性は温度に大きく依存することが確認できた。また-10℃以下の場合、使用開始と同時に飛行不可となる基準を下回る電圧となることが確認できた。ただし、今回の性能評価基準の各項目の検証試験を行うことを想定する気温の範囲(0～25℃)では特性に大きな問題はない。また使用前にあらかじめバッテリーを保温することで特性を一定にできるので、試験への影響は最小化できることも確認できた。

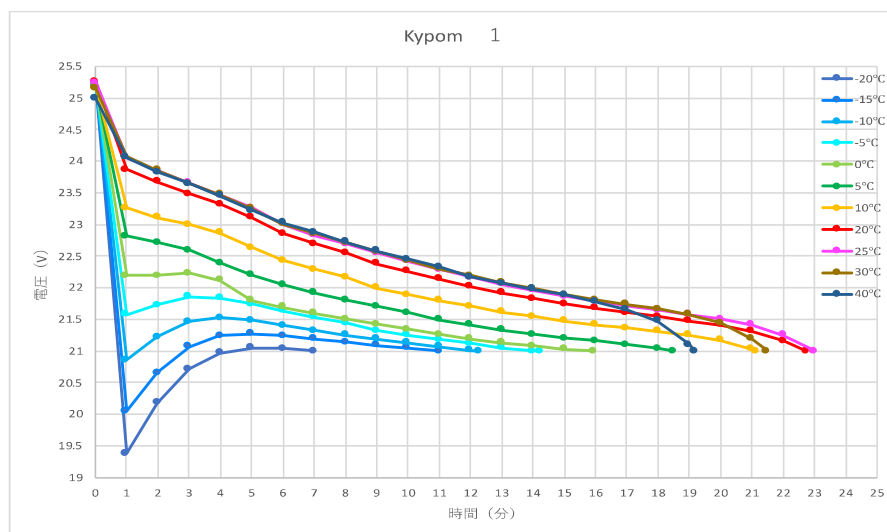


図 2.1.1.1-6 バッテリ検証試験結果

B. 振動試験

各飛行試験において機体の構造特性に起因する影響を最小化するために、供試体である PF1 の振動試験を実施した。これは通常の飛行状態ではなく、架台に固定した状態で実施する試験（後述の、「音響計測試験」および「電磁界ばく露試験」）において、機体振動特性が試験結果に影響を及ぼすか否かを確認する目的と、試験に用いる架台の構造的強度を算出するために実施した。表 2.1.1.1-6 に試験概要を、図 2.1.1.1-7 に振動試験の固定方法を示す。

表 2.1.1.1-6 振動試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 31 日
試験場所	都立産業技術研究センター 振動試験室
試験方法	無人航空機を脚部において固定し、3～500Hz の範囲で加振し、機体振動特性を取得する。
測定項目	共振周波数 (Hz)

振動試験1:脚部固定

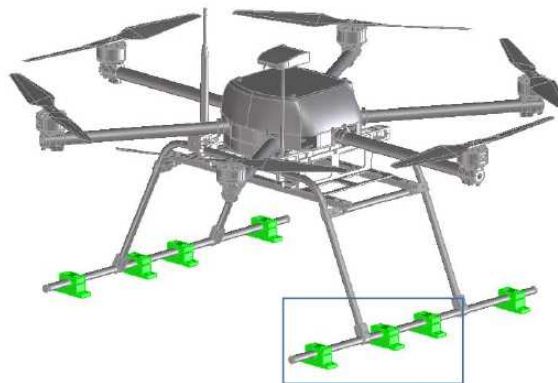


図 2.1.1.1-7 振動試験の固定方法

試験の結果を図 2.1.1.1-8 に示す。この結果より、機体振動特性を明らかにすることができ、合わせて、機体特性が飛行中と大きく異なることも確認できた。

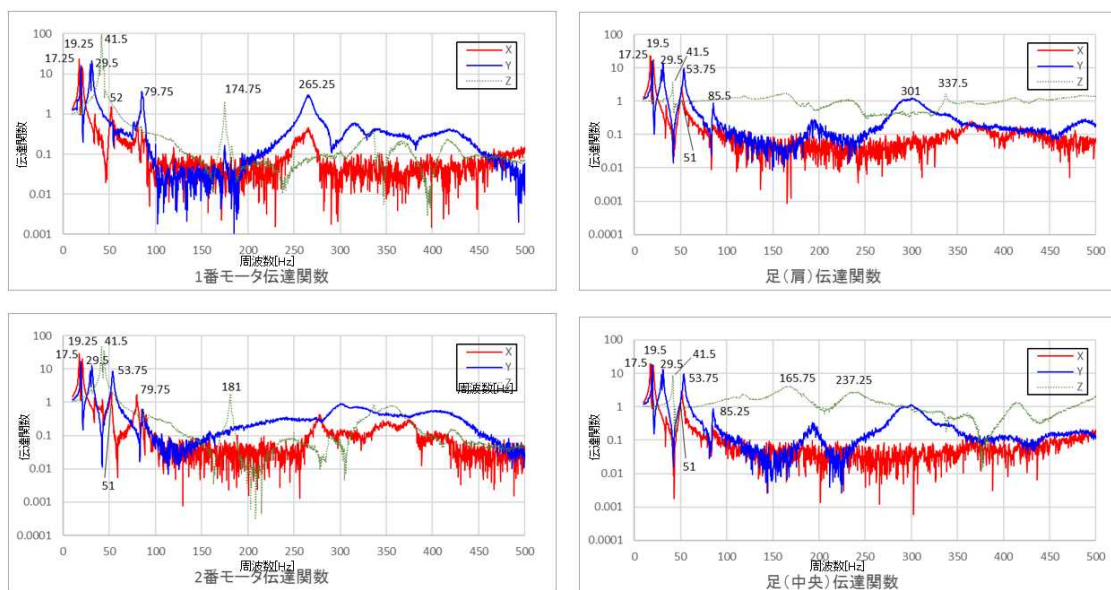


図 2.1.1.1-8 振動試験結果

2. 環境負荷性能

騒音は現状の法規制においても様々な制約が存在するため、無人航空機から発生される騒音は、どのような特性をもっており、騒音規制に照らし合わせた際に、どれほどのレベルのものであるかの検証が必要である。表 2.1.1.1-7 に試験概要、図 2.1.1.1-9 に試験の様子を示す。

表 2.1.1.1-7 音響計測試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 10 月 18 日～19 日
試験場所	都立産業技術研究センター 無響室
試験方法	無人航空機を架台に固定した状態でロータを回転させ、機体横方向の 9 地点で音圧レベルを測定する
測定項目	音圧レベル (dBA)

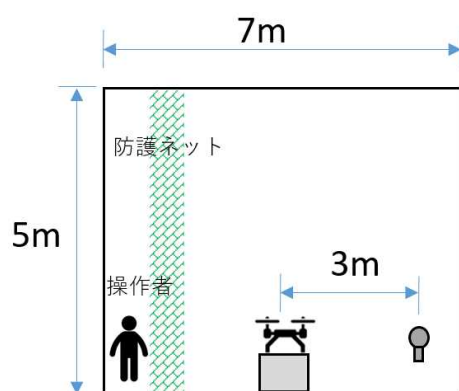


図 2.1.1.1-9 騒音計測試験のセットアップと試験を実施している様子

試験結果を図 2.1.1.1-10 に示す。この結果より、音圧レベルは機体上部および下部方向で大きく発生し、ロータ面では小さくなることが分かった。PF1 においてはその差が約 11dB となった。これは人間が感じる音の差で 10 倍以上の音の違いがあるということである。離着陸時の周辺家屋に対する騒音は機体下部から発生する音量が影響することになるため、無人航空機が発生する騒音の指向性を理解することは重要である。

測定点	角度 (度)
1	45
2	33.75
3	22.5
4	11.25
5	0
6	-11.25
7	-22.5
8	-33.75
9	-45

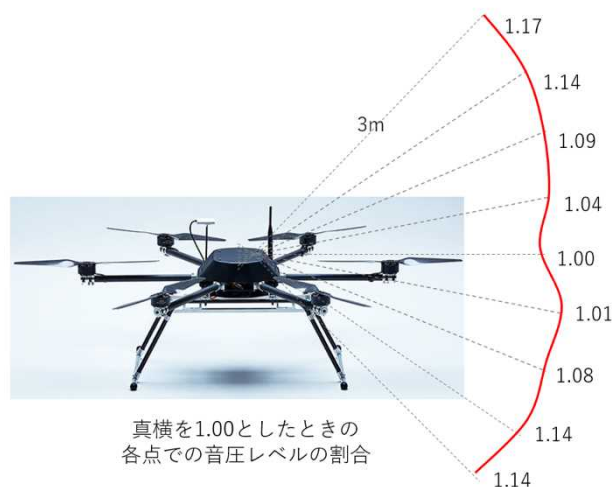


図 2.1.1.1-10 音圧を測定した点とそれぞれの点での音圧レベルの比較

検証試験結果から導出した試験方法を表 2.1.1.1-8 に、ランク分けを表 2.1.1.1-9 に示す。検証試験結果より、騒音特性を把握するためには上下と中央を測定すれば良いため測定点は 3 点としている。なお測定点の距離を 3m としているため、実際の敷地境界での騒音レベルを計算する際は次式を用いることができる。

$$L_2 = L_1 - 20 \log(r_2/r_1) \quad (1)$$

ここでは L_2 が敷地境界における音圧レベル、 r_2 が音源である無人航空機から敷地境界までの距離である。また L_1 は本試験における測定点での音圧レベルで r_1 が測定点までの距離(3m)である。

表 2.1.1.1-8 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 無響室内にマイクを無人航空機から 3m 地点でロータ面、上部 45 度方向、下部 45 度方向の 3 方向に設置する。 2. 無人航空機をホバリングさせた状態で、20kHz までの音圧を測定する。架台に固定した場合については、事前にホバリング時のプロペラ回転数を把握し再現することとする。 3. 測定した音圧は JIS C 1502-1990 規格に則った A 特性音圧とする。
測定項目	3 か所での音圧 (dBA)
必要設備	無響室

表 2.1.1.1-9 ランク分け

ランク	基準 (閾値)	基準 (閾値) の考え方
0	100dBA>	(参考) 電車が通る時のガード下
1	90dBA	(参考) 騒々しい工場内
2	80dBA	(参考) 窓を開けた地下鉄の車内
3	70dBA	幹線交通を担う道路に近接する空間における昼間の基準値 (福島県環境条例)
4	60dBA	福島 RTF (第三種地域) における昼間の基準値 (福島県環境条例)
5	50dBA	環境基本法における AA 地域・昼間の基準値
6	40dBA	環境基本法における AA 地域・夜間の基準値 (法令で定められている最も厳しい値)

3. 誘導・離着陸性能

無人航空機を目視外または第三者上空飛行させる場合には、予め規定された飛行航路に対してどれほどの精度で飛行可能かを把握することが重要である。また、配達先などで無人航空機が離着陸する場合には、安全確保のための空間的要件の導出も必要であり、離着陸場形状を定義する重要な指標となるため、誘導精度とともに離着陸精度も評価することが必要である。表 2. 1. 1. 1-10 に試験概要を、図 2. 1. 1. 1-11 に飛行経路図を示す。

表 2. 1. 1. 1-10 誘導・離着陸精度検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 12 月 18 日～20 日
試験場所	福島ロボットテストフィールド
試験方法	無人航空機を規定の飛行ルートで飛行させ、機体に搭載された位置測位装置、機体自体が誘導された位置、および外部から観測した機体位置の誤差を計測する。
測定項目	最大誤差 (m)、着陸時の位置精度と誤差の方角 (m. deg)

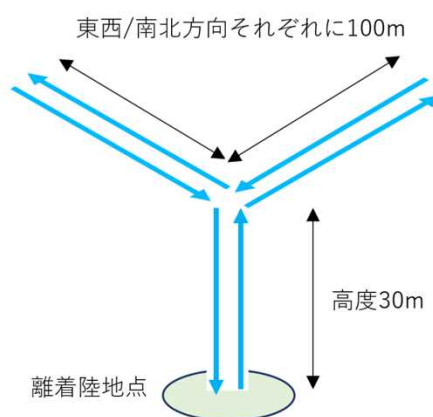


図 2. 1. 1. 1-11 誘導・離着陸精度検証試験に用いる飛行経路図

試験結果を表 2. 1. 1. 1-11 に、3 次元的に表現した飛行の経路を図 2. 1. 1. 1-12 に示す。本試験は屋外で行うため外乱による結果のばらつきが生じる。そのため、試験を 4 回繰り返すことで結果を平均化した。測位装置には GNSS や準天頂衛星があるが、これらは測位時刻や環境によって誤差が変動する。そこで無人航空機自身の性能を把握する際は誘導精度に注目する。ただし、実運用において機体位置は測位装置による誤差も加味したものになることに注意することが必要である。

表 2.1.1.1-11 誘導・離着陸精度検証試験結果

	東西方向		南北方向		着陸	平均風速
	位置精度	誘導精度	位置精度	誘導精度	位置精度	(開始時)
1 回目	0.67m	0.42m	1.00m	0.67m	250° , 1.5m	249° , 5.5m/s
2 回目	1.05m	0.29m	1.19m	0.70m	240° , 2.2m	234° , 3.9m/s
3 回目	1.13m	0.63m	1.08m	0.70m	220° , 0.9m	208° , 4.5m/s
4 回目	1.45m	0.40m	1.02m	0.37m	175° , 0.9m	204° , 2.6m/s
平均	1.08m	0.43m	1.07m	0.61m	N/A, 1.34m	N/A

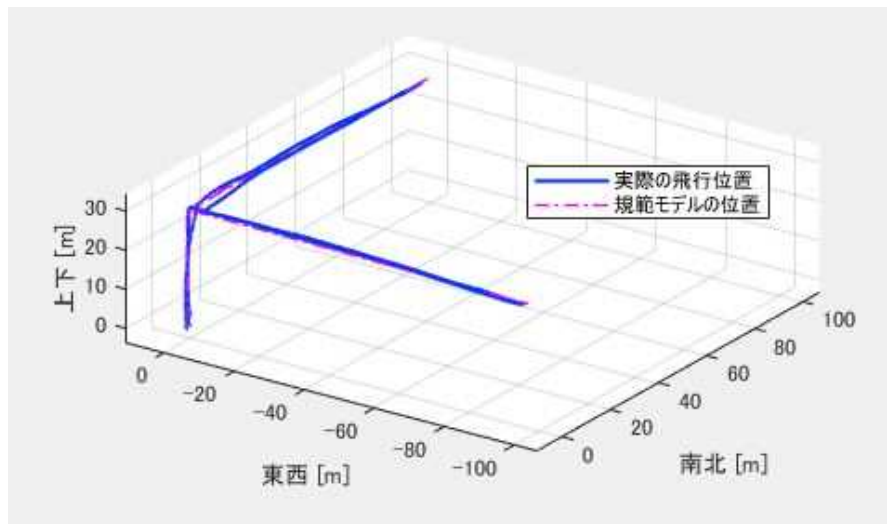


図 2.1.1.1-12 3次元飛行軌跡

検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-12 に、ランク分けを表 2.1.1.1-13 に示す。性能評価基準においては位置精度ではなく、無人航空機の制御方法に由来する誘導精度のみを見ることとした。測位装置の性能である測位精度は別途検証するものとする。

表 2.1.1.1-12 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 無人航空機を離陸後 30m の高度において東西／南北方向へそれぞれ 100m 移動する飛行経路で自律飛行させる。 2. 無人航空機が規定の飛行経路を飛行する際、計測器で位置を外部から測定する。 3. 各移動について無人航空機の位置と計画されていた位置との差異を平均誤差で評価する。
測定項目	飛行経路における機体位置と目標位置の最大誤差 (m)
必要設備	100x100m 程度の広さが確保可能なフィールド

表 2.1.1.1-13 ランク分け

ランク	基準(閾値)	閾値の考え方
0	誘導精度は 水平 : 50m 超、垂直 : 100m 超である	ランク 1 を満たさない無人航空機を想定して設定した。誘導精度が明示されていない無人航空機はこのランクに該当する
1	水平 : 50m、 垂直 : 100m の誘導精度 を有する	水平精度は米国規定上の GPS の最大誤差として設定。垂直精度は、GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
2	水平 : 5m、垂直 : 10m の誘導精度を有する	水平精度は「ヘリポート」に着陸できる程度の精度として設定。垂直精度は GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
3	水平 : 1m、垂直 : 2m の誘導精度を有する	水平精度は「駐車場」に着陸できる程度の精度として設定。垂直精度は GPS や準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の 1.5~2 倍程度であることから垂直精度の 2 倍の値として設定した。
4	水平 : 6cm、垂直 : 12cm の誘導精度を有する	内閣府発行の「準天頂衛星システムの運用等事業 業務要求水準書(案)」のセンチメートル級測位補強サービスの静止体に対する要求精度に基づき設定した。
5	水平 : 1cm、	水平精度は RTK-GPS 相当の精度として設定。垂直精度は GPS や

	垂直：2cmの誘導精度を有する	準天頂衛星等の垂直精度が概ね水平精度の1.5～2倍程度であることから垂直精度の2倍の値として設定した。
--	-----------------	---

4. 長距離飛行性能

物流用途における無人航空機の実運用では、ペイロードである配達物の重量が飛行ごとに変わることが想定される。またペイロード重量は無人航空機の航続距離等の飛行性能と密接に関わっている。そのため、物流用途に特化した無人航空機の総合的な評価指標として、長距離飛行性能を評価することは重要である。表 2.1.1.1-14 に試験概要を、図 2.1.1.1-13 に試験の様子を示す。なお本検証試験では異なる機体構成やメーカーでも問題なくデータが取得できるかを確認するため、無人航空機メーカー3社で同様の試験を実施した。

表 2.1.1.1-14 長距離飛行性能検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 29 年 10 月 10 日～31 日
試験場所	JAXA 調布 6.5x5.5m 大型低速風洞
試験方法	無人航空機を大型低速風洞内で複数ペイロードおよび複数風速(飛行速度)の組み合わせで飛行させ、その際の消費電力を測定する。
測定項目	消費電力 (W)



図 2.1.1.1-13 長距離飛行性能検証試験の様子

試験結果を図 2.1.1.1-14 から図 2.1.1.1-16 に示す。消費電力曲線は試験において実

測した電流値と電圧値の1分間の平均を用いて次式を適用し算出したものである。

$$P = V I \quad (2)$$

図 2.1.1.1-14 より、各機体はホバリング状態（飛行速度が 0m/s）から飛行速度の上昇に伴い消費電力が漸減し、およそ 10~12m/s で最低消費電力を記録している。

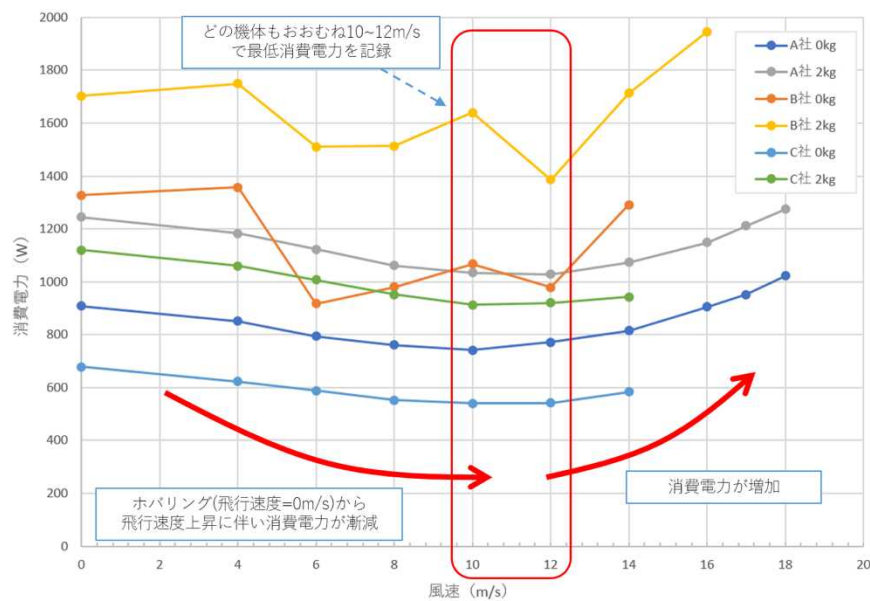


図 2.1.1.1-14 消費電力曲線

次に図 2.1.1.1-15 は飛行時間曲線を示す。これは搭載バッテリーの容量から電力量 E_{bat} を計算し、消費電力曲線で求めた消費電力を用いて理想的な飛行時間を用いて算出したものである。飛行時間 T_{flight} をバッテリーの持続時間とみなすと、次式を求めることができる。なおミッションプロファイルからバッテリー容量の 80%までの飛行時間での飛行距離を航続距離とみなすので、式ではその補正を行う。

$$E_{bat} = V_{bat} W_{bat} \quad (3)$$

$$T_{flight} = \frac{E_{bat}}{60 P} \times 0.8 \quad (4)$$

実際にはバッテリー特性は飛行時間に伴い変化するため、必ずしも飛行時間の実測値とは一致しない。図 2.1.1.1-15 より、どの機体もおおむね 10~12m/s で最長飛行時間を記録していることがわかる。

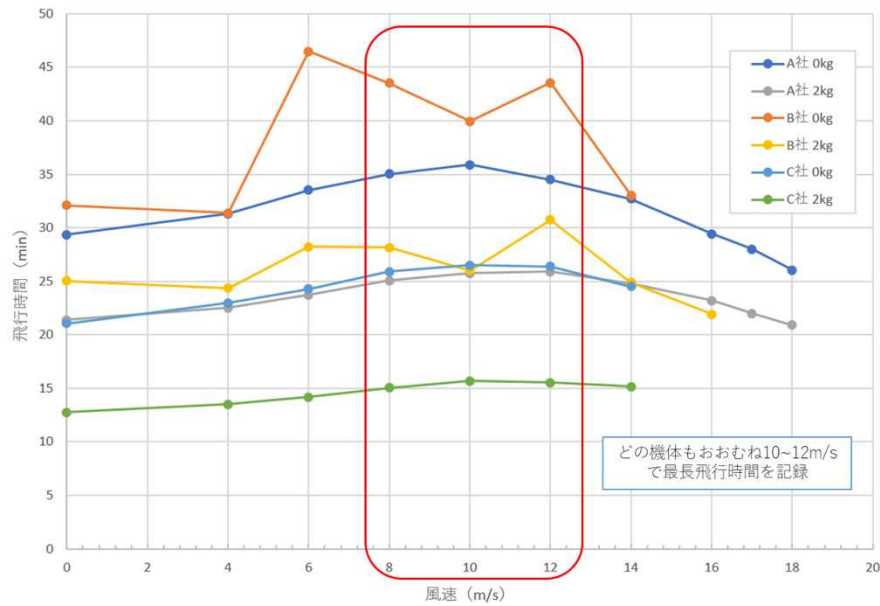


図 2.1.1.1-15 飛行時間曲線

次に図 2.1.1.1-16 は飛行距離曲線を示している。これは飛行時間曲線の結果を用いて算出したものである。距離は時間と飛行速度 U_{flight} の積になるので、航続距離 D_{flight} は次式で求めることができる。なお飛行時間曲線が理想的なバッテリー消費から算出されているため、飛行距離曲線も理想的な結果である。

$$D_{flight} = T_{flight} U_{flight} \quad (5)$$

図 2.1.1.1-16 より、どの機体においても、飛行可能距離は飛行速度の上昇に伴い線形的に増加し、今回試験した中では最大値を 17m/s で記録していることがわかる。

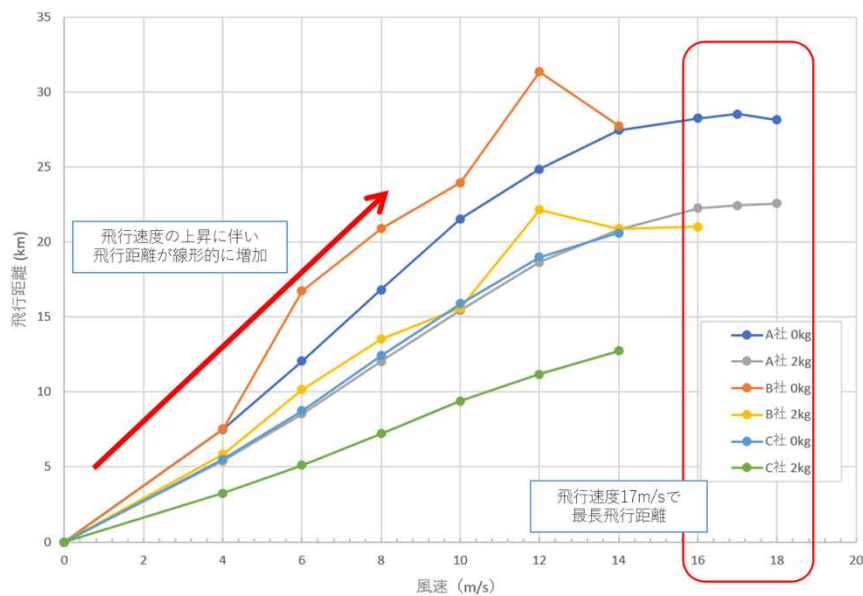


図 2.1.1.1-16 飛行距離曲線

本検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-15 に、ランク分けを表 2.1.1.1-16 に示す。本性能評価項目においてはランク分けではなく飛行時間と飛行距離を一元的に評価することができる性能評価マトリクスを用いて評価することを提案している。なお、ここでは性能評価マトリクスの使い方を分かりやすく示すため、25km 以上(実際は 20km であるがミッションプロファイルからバッテリー容量の 80%が巡航区間であると定義されるため $20/0.8=25$)の区間を緑色、南相馬市から浪江町間にあたる 16.3~25km(実際は 13km であるがミッションプロファイルからバッテリー容量の 80%が巡航区間であると定義されるため $13/0.8=16$)の区間を黄色、16.3km 以下の区間を赤色で示した。

表 2.1.1.1-15 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 風洞内で試験を行う条件(飛行速度・ペイロード)の組合せを決定する。 2. 各条件において無人航空機を 1 分間飛行させ、その際の電流値と電圧値を記録する。 3. 測定結果より消費電力を計算し、飛行時間、飛行距離を推定する。
測定項目	消費電力 (W)
必要設備	大型低速風洞

表 2.1.1.1-16 性能評価マトリクス

対気速度 \ ペイロード	0.0 kg	1.0 kg	2.0 kg
8 m/s	35 min (16.8 km)	29 min (13.9 km)	25 min (12.0 km)
10 m/s	36 min (21.5 km)	30 min (18.0 km)	26 min (15.5 km)
12 m/s	35 min (24.8 km)	30 min (21.5 km)	26 min (18.7 km)
14 m/s	32 min (27.5 km)	28 min (23.6 km)	25 min (20.8 km)
16 m/s	29 min (28.2 km)	26 min (24.9 km)	23 min (22.3 km)
18 m/s	26 min (28.1 km)	23 min (25.2 km)	21 min (22.6 km)

5. 安全性能

物流分野のみならず無人航空機の真の社会実装には安全性の担保が最重要課題である。本項目では現在の技術レベルと必要安全性のバランスに即した形で評価できる落下安全という部分に注目して性能評価手法の検討を行った。本性能評価にあたっては対人と対物の2つの観点での検証を実施した。まず対人想定で行った検証試験について記述する。表 2.1.1.1-17 に試験概要を、図 2.1.1.1-17 に試験の様子を示す。

表 2.1.1.1-17 安全性能検証試験概要(対人想定)

項目	内容
試験日時	平成 29 年 9 月 17 日・10 月 7 日・11 月 5 日・平成 30 年 2 月 22 日・3 月 2 日
試験場所	福島ロボットテストフィールド
試験方法	・無人航空機を 150m の高度から落下させ、自由落下した場合と速度減速装置(パラシュート)を利用した場合で落下速度や 2 次元的な落下位置の分散を計測する。
測定項目	終端速度 (m/s)、経過時間 (s)、落下位置 (m)

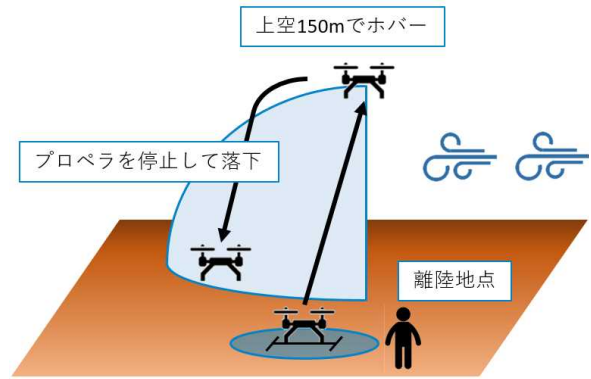


図 2.1.1.1-17 安全性能検証試験の様子(左)と概要図(右)

自由落下ケースの試験結果を図 2.1.1.1-18、パラシュートを開傘したケースの試験結果を図 2.1.1.1-19 にそれぞれ示す。なお落下高度は次式を用いて理論値を導出できる。

$$h(t) = \frac{m}{k} \ln \left(\cosh \left(t / \sqrt{m/gk} \right) \right), \text{ where } k = C_d \rho A / 2 \quad (6)$$

次に落下速度と経過時間をそれぞれ、次式を用いて求める。

$$v(t) = \sqrt{mg/k} \tanh \left(t / \sqrt{m/gk} \right) \quad (7)$$

$$t = \sqrt{m/gk} \operatorname{acosh} \left(e^{hk/m} \right) \quad (8)$$

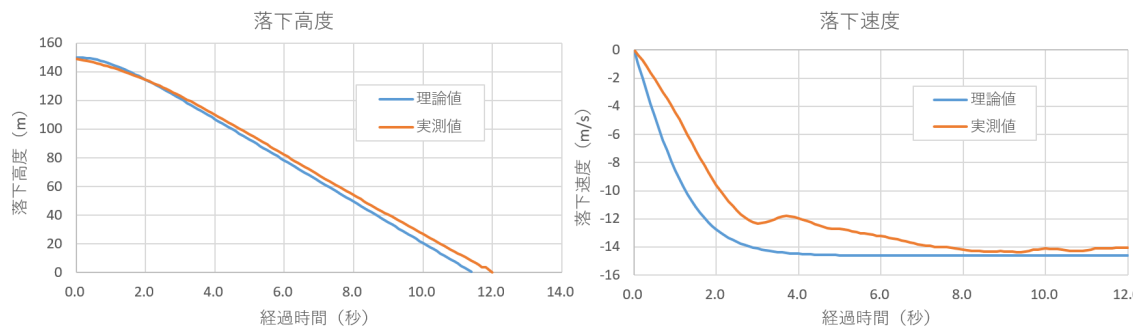


図 2.1.1.1-18 自由落下の試験結果

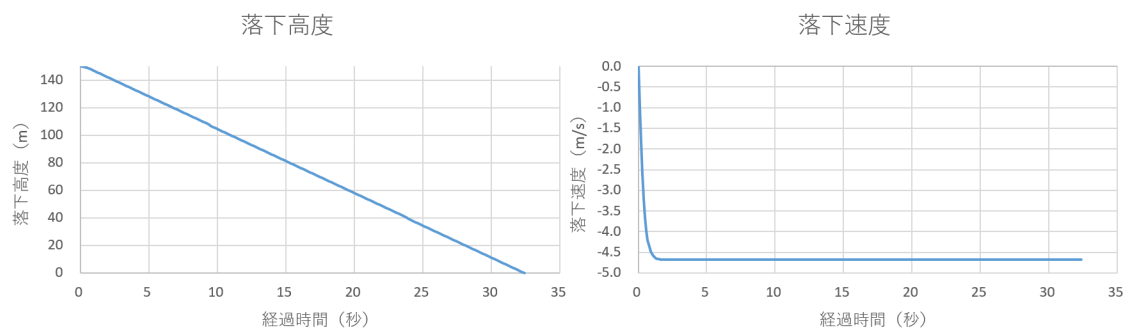


図 2.1.1.1-19 パラシュート開傘の試験結果

終端速度から安全性能を評価するにあたり、航空法の重量規制の根拠にもなっている運動エネルギーを用いた。試験結果を表 2.1.1.1-18 に示す。なお運動エネルギーは次式を用いて算出した。

$$E = \frac{1}{2} m v^2 \quad (9)$$

表 2.1.1.1-18 安全性能検証試験結果

項目	自由落下	パラシュート開傘
落下中の姿勢	水平(通常又は上下反転)	水平(通常)
落下時間(秒)	12.0	32.4
終端速度(m/s)	14.6	4.68
運動エネルギー(J)	854.98	87.61

無人航空機の運用では第三者上空での飛行を前提とするため、機体が落下した際には人命への影響を考慮することが最優先であるが、飛行空域に存在する第三者物件への影響も定量的に把握する必要がある。そこで安全性能検証では福島 RTF における落下試験に加え、鉄板への損傷を確認するため、JSR 鹿島工場敷地内でも落下試験を実施した。表 2.1.1.1-19 に試験概要を、図 2.1.1.1-20 にセットアップの概要図を示す。

表 2.1.1.1-19 安全性能検証試験概要(対物想定)

項目	内容
試験日時	平成 30 年 2 月 6 日
試験場所	JSR 鹿島工場内フィールド
試験方法	・ 無人航空機を 55m, 50m, 40m, 30mの高度からガイドワイヤで拘束した状態で落下させ、自由落下した場合の鉄板に対する損傷を計測する。 ・ 破片等の飛散状況をハイスピードカメラで撮影する。
測定項目	目視損傷検査、磁粉探傷試験

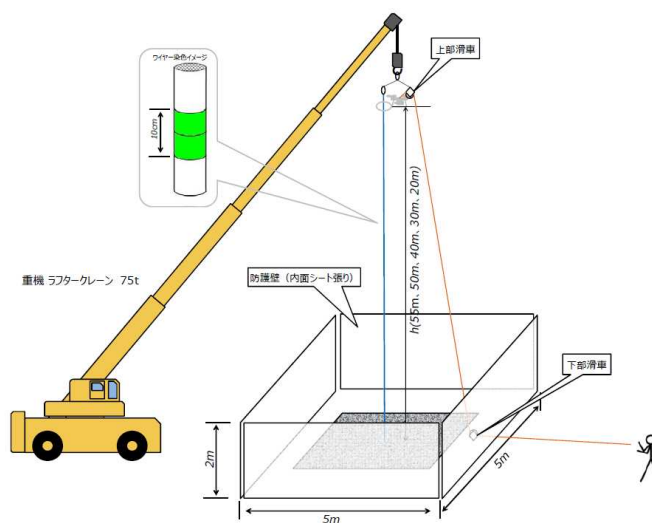


図 2.1.1.1-20 対象落下試験セットアップ概要図

試験の実施にあたり、損傷具合を正確に把握するために試験片の非破壊検査を実施した。非破壊検査の内容はそれぞれ JIS Z 2355 (超音波パルス反射法による厚さ測定方法) と JIS Z 2320 (非破壊試験-磁粉探傷試験) である。ここで試験の最大落下高度である 55m より無人航空機を落下させたケースにおける損傷例を図 2.1.1.1-21 に示す。

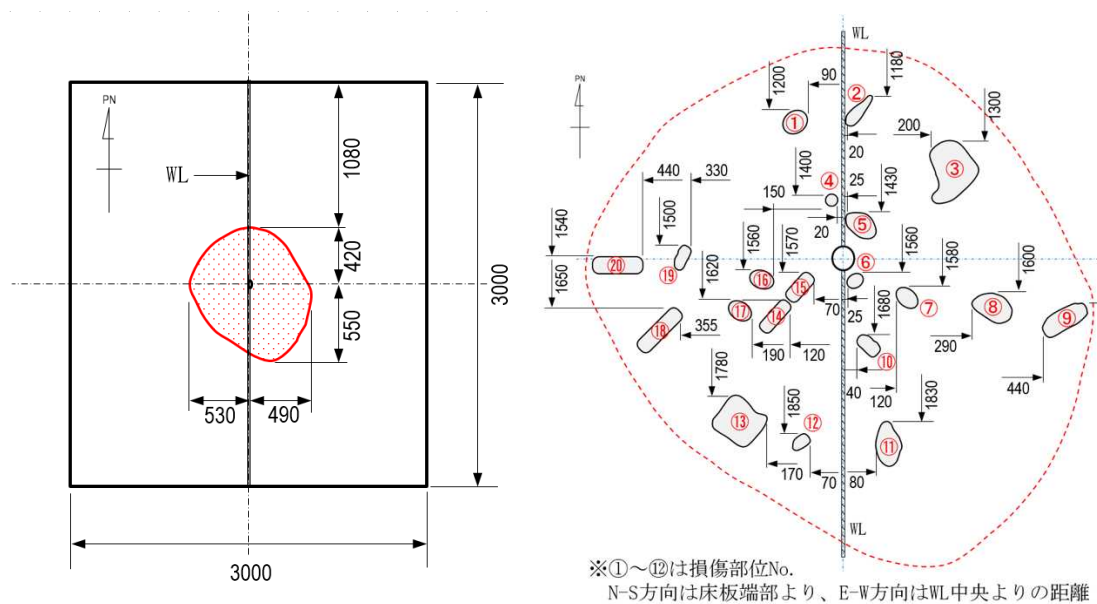


図 2.1.1.1-21 損傷範囲と詳細分布

本試験ケースにおける損傷の代表例として図 2.1.1.1-21 に示したうちの③について図 2.1.1.1-22 に示す。ここの損傷では鉄板にスレと塗装剥離が確認された。また塗装を剥離した後の詳細確認では鉄板に最大 0.1mm 未満の凹みが確認された。



図 2.1.1.1-22 塗装を剥離する前の損傷状況と塗装剥離後の母材損傷状況

試験の結果、目視検査によっていずれの高度からの落下でも表面の塗装に軽度の損傷が見られた。また損傷の深さは最大 0.2mm の凹みであった。ただし磁粉探傷試験の結果ではいずれのケースにおいても傷による指示模様は認められなかった。このように無人航空機の落下による鉄板構造への影響は限定的であることが確認できた。

これらの検証試験を元に導出した試験方法を表 2.1.1.1-20 に、ランク分けを表 2.1.1.1-21 に示す。自由落下の場合もパラシュート開傘の場合も終端速度に到達するまで数十メートルあれば十分であると判明したため落下開始地点を高度 100m とした。

表 2.1.1.1-20 試験方法

項目	内容
試験方法	1. 無人航空機を 100m の高度まで上昇させる。 2. 無人航空機の推進装置(ロータ)を停止し、落下を模擬する。 3. 衝突速度低減装置(パラシュート等)は落下を開始してから起動する。 4. 無人航空機が着地する際の終端速度を計測する。
測定項目	終端速度 (m/s)
必要設備	200x200m 程度の広さが確保可能なフィールド

表 2.1.1.1-21 ランク分け

ランク	基準(閾値)	閾値の考え方
0	80 J 以上	ランク 1 を満たさない無人航空機、又は明示されていない無人航空機が該当
1	80 J 未満	致命的な障害を与える運動エネルギーのしきい値とされる値より設定

6. 耐環境性能

現状の無人航空機の運用においては、高圧線、変電所、電波塔及び無線施設等の施設の付近では電波障害等により操縦不能となることが懸念されるため、十分な距離を保って飛行させることとされている。ただし高圧送電線からの定量的な離隔距離は規定されておらず、また小型無人航空機にどのような影響があるのかについても明確にされていない。そのため、本項目では無人航空機の耐環境性能としての電磁環境ばく露耐性を検証した。表 2.1.1.1-22 に試験概要を、図 2.1.1.1-23 に試験の様子を示す。なお電界は電線に印加される電圧によって決まるが、ここでは日本国内で使用される最大電圧である 500,000V を用いる。磁界の強度を決める電流値は電力需要によって時々刻々と変化するため、想定される最大レベルである電線に 1,000A を課電し、2m 離れた地点で発生する磁界を基準とした。また試験には、磁界に大きく影響を受けると想定された GPS と磁気コンパスによって制御される機体と画像処理のみで制御される機体の 2 種類を使用した。

表 2.1.1.1-22 電磁界ばく露検証試験概要

項目	内容
試験日時	平成 30 年 1 月 15 日～19 日
試験場所	電力中央研究所 塩原実験場
試験方法	無人航空機を架台に固定した状態およびホバリングさせた状態で電界発生装置と磁界発生装置において電磁環境にばく露させ、その影響を測定する。
測定項目	各種機体データ

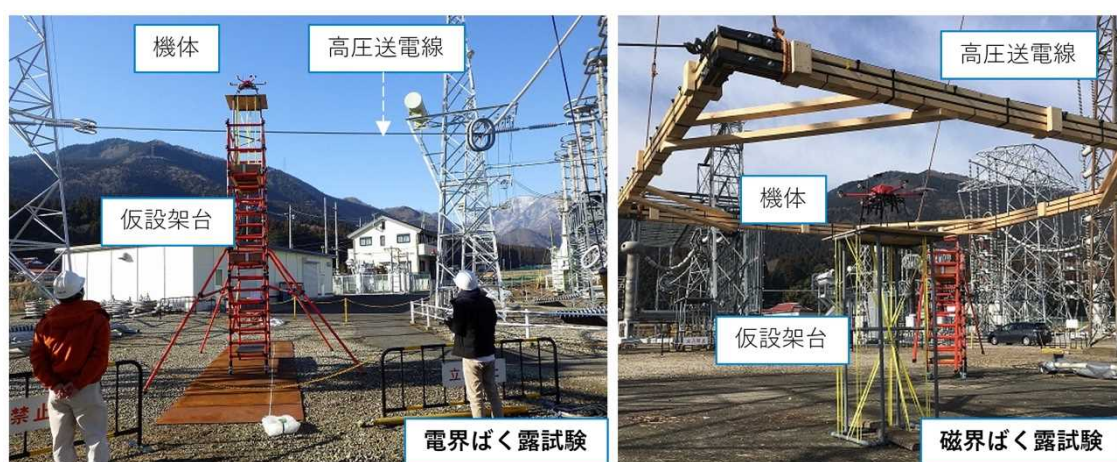


図 2.1.1.1-23 電磁界ばく露検証試験の様子

試験結果を表 2.1.1.1-23 に、離隔距離を図示したものを図 2.1.1.1-24 に示す。電界のばく露試験では機体の制御方法に関わらず、80cm の離隔距離で挙動に異常が生じた。次に磁界のばく露試験では GPS と磁気コンパスを用いる機体が $30\mu\text{T}$ の磁気異常を示した。これは 1,000A では 6m 地点に相当する。画像処理のみで制御される機体は磁界に対して特に影響を受けないことも確認できた。

表 2.1.1.1-23 電磁界ばく露検証試験結果

機体	制御方法	電界		磁界		離隔距離
		水平方向	垂直方向	高圧線南 北方向	高圧線東 西方向	
PF1 標準	GPS+ 磁気 コンパス	61.5 kV/m 印加時、 電源断	82.1 kV/m 印加時、 電源断	36 μT 印 加時、磁 束密度/方 位異常	30 μT 印 加時、磁 束密度/方 位異常	6m～18m (季節変 動)

		例) 500kV 時 80cm 相当	例) 500kV 時 60cm 相当	例) 3kA 時 15m 相当	例) 3kA 時 18m 相当	
PF1- Vision	画像処理	61.5 kV/m 印加時、 電源断 例) 500kV 時 80cm 相当	82.1 kV/m 印加時、 電源断 例) 500kV 時 60cm 相当	異常なし	異常なし	80cm

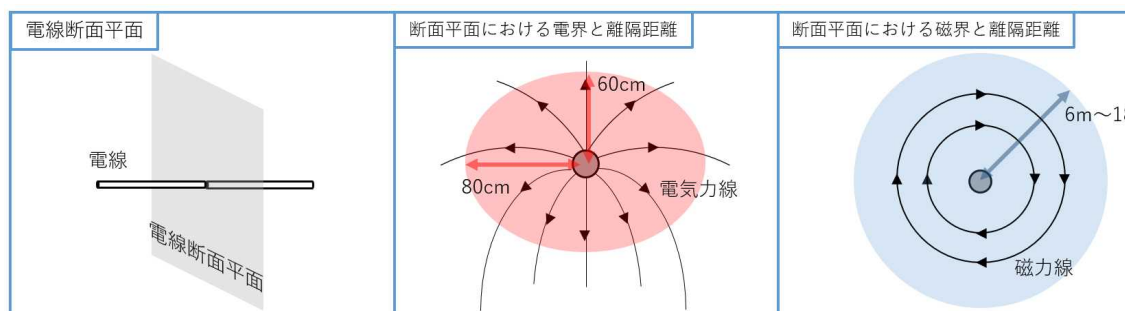


図 2.1.1.1-24 電界と磁界の離隔距離

検証試験結果より導出した試験方法を表 2.1.1.1-24 と表 2.1.1.1-25 に、ランク分けを表 2.1.1.1-26 に示す。検証試験では無人航空機を架台に固定した場合と飛行させた場合の両方で試験を実施したが、結果が同じであったため、試験方法としてより安全な架台固定式を提案した。

表 2.1.1.1-24 電界ばく露試験方法

項目	内容
試験方法	1. 試験対象となる無人航空機を耐電圧架台に固定し、起動する。 2. 無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時のデータを記録する。ここでは1分間のデータの平均値を正常値とする。 3. 電界試験装置に 500,000V を印加した状態で無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時と比較し異常値(正常値から 20%以上異なる値)がないか確認する。 4. 異常がなければ電界試験装置への通電を停止し、架台を次の水平距離まで移動する。

	5. 上記の 3～4 の工程を繰り返し、異常が認められる水平距離を測定する。
測定項目	機体テレメトリデータ、異常が発生する水平距離 (m)
必要設備	電界発生装置

表 2.1.1.1-25 磁界ばく露試験方法

項目	内容
試験方法	1. 試験対象となる無人航空機を非磁性架台に固定し、起動する。 2. 無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時のデータを記録する。ここでは 1 分間のデータの平均値を正常値とする。 3. 試験する離隔距離に相当する磁界を発生させる電流を磁界試験装置に印加した状態で無人航空機のテレメトリデータを監視し、通常時と比較し異常値 (正常値から 20%以上異なる値) がないか確認する。 4. 異常がなければ磁界試験装置へ印加する電流を次に試験する電流に変更する。 5. 上記の 3～4 の工程を繰り返し、異常が認められる印加電流を測定し、その際に相当する離隔距離を求める。
測定項目	機体テレメトリデータ、異常が発生する水平距離 (m)
必要設備	磁界発生装置

表 2.1.1.1-26 ランク分け

ランク	基準 (閾値)	閾値の考え方
0	30m>	ランク 1 を満たさない無人航空機
1	30m	遠望目視レベルの点検を実施する距離
2	11m	移動式クレーンの離隔距離を想定し設定 (電力会社が求める 500,000V 送電線における離隔距離)
3	3m	スクリーニング点検等のために撮影を実施する距離
4	1m	詳細な点検を可能とする距離

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	－	－	－	－	－	4
展示会出展	0	－	－	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	－	－	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	－	－	－	－	－	0
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本事業で検討された、第三者上空および長距離目視外飛行を行うために必要な技術的項目および機体性能を評価する手法について、実用化に向け我が国の検討委員会等（無人航空機性能評価基準検討委員会など）において検討・取りまとめ・結果の公表が重要である。

無人航空機の技術革新は継続的に進んでいることから、機体の性能を評価するうえで必要な基礎データの定期的な更新、ならびに評価手法の継続的な検討も必要である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能を評価する手法について「無人航空機性能評価基準検討委員会」（以下「検討委員会」という。）において検討し、2019 年度までに取りまとめて公表する。検討委員会は、政府の「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」及び「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」における議論の内容を踏まえて検討を行う。

また、検討委員会は、2017 年度までの無人航空機に関する性能評価基準の研究開発の成果を引き継ぎ、その早期の公表に向けて、検討委員会において必要な検討を行う。

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果として、第三者上空および長距離目視外飛行を行うために必要となる技術的項目について基準を検討したことが挙げられる。これは今後行われることが想定される航空法の審査要領の改正という形で実用化、社会実装されることが期待される。特に安全性能の面では終端速度や落下分散についての実測を行ったことで必要となる安全対策装置のパラメータの有効性を示すことができた。

また、本研究開発で検証が行われた誘導精度・離着陸精度は無人航空機の運航管理システムにおける飛行経路や同一空域に飛行可能である無人航空機の数を決める重要なパラメータであり、今回提案した基準が生かされることが期待される。

本研究及び後続の研究開発によって性能評価基準の策定および関係省庁や業界団体との合意形成が実現した暁には、各機体メーカーやドローンを利用したサービスを提供する業者等がこれに準拠した形で事業を運営することとなる。これにより本研究で示した各性能に関する研究開発が促進され、第三者上空および長距離目視外飛行をより安全な形で社会実装することが可能となると考えている。

6.1.1.2 無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1 年間 (2017 年度))

(実施先：富士通株式会社 日本電気株式会社 株式会社イクシス 株式会社エンルート 株式会社プロドローン)

(1) 事業の背景・意義 (目的・概要)

わが国にある約 73 万の橋梁 (図 2.1.1.2-1 参照) は、高度成長期から集中的に整備されてきた社会インフラである (図 2.1.1.2-2 参照)。近年この社会インフラの老朽化は急激に進みつつあり、建設後 50 年以上経過した橋梁の割合は、2017 年段階では 23%であったが 2027 年には 48%に達する (図 2.1.1.2-3 参照)。このため老朽化による橋梁の安全性及び利便性の低下や修繕・更新工事費用の急激な増加が社会課題となっており、2014 年 6 月に「橋梁定期点検要領」が改定された。この改定によりそれ以前までは全国約 2 万橋を対象に行なわれていた「近接目視」や「打音」による維持管理のための定期点検を約 73 万橋の全橋梁に対して実施することになり、点検対象橋梁の数が大幅に増加することとなった。一方、技能労働者は現在約 340 万人であるが、労働者の高齢化等により今後 10 年間で約 110 万人離職するといった予測もある。したがって、急激に増加する維持管理費・点検費用の抑制や点検効率化が喫緊の課題となっており、維持管理分野への ICT の活用が期待されている。

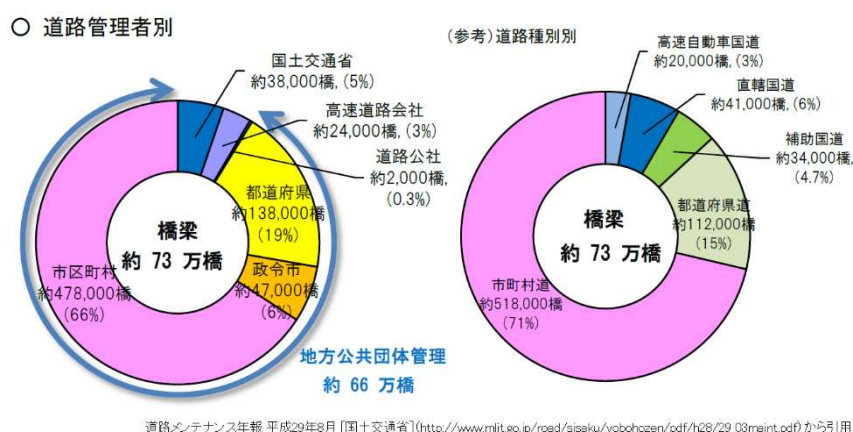
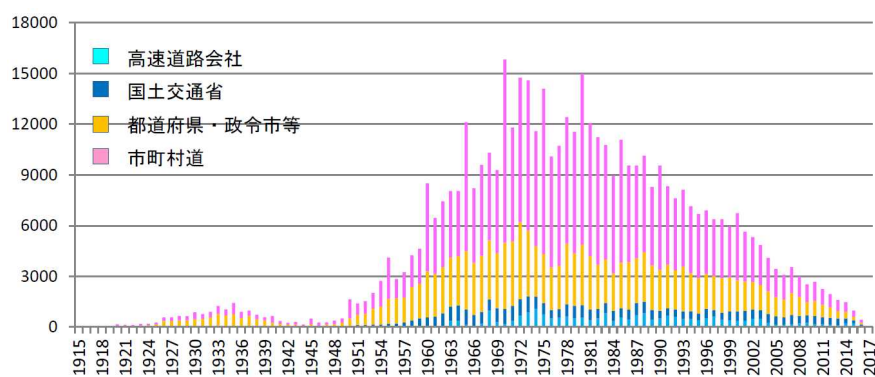


図 2.1.1.2-1 管理者別の橋梁数



※この他に建設年度不明橋梁約 23 万橋

(出典) 道路局調べ (H29.3 時点)

道路メンテナンス年報 平成29年8月 [国土交通省] (http://www.mlit.go.jp/road/sisaku/yobohozen/pdf/h28/29_03maint.pdf) から引用

図 2. 1. 1. 2-2 建設年度別橋梁数



※この他に建設年度不明橋梁約 23 万橋

(出典) 道路局調べ (H29. 3 時点)

道路メンテナンス年報 平成29年8月 [国土交通省] (http://www.mlit.go.jp/road/sisaku/yobohozen/pdf/h28/29_03maint.pdf) から引用

図 2. 1. 1. 2-3 建設後 50 年を経過した橋梁の割合

このような背景のもと、社会インフラに対する老朽化状態の把握や点検のために、周囲状況を自律的に把握しつつ高所や危険な場所にある対象物への移動・接近を実行する、無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットの開発が活発になっている。例えば、国家プロジェクトである「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト」[1]や「戦略的イノベーション創造プログラム (SIP) /インフラ維持管理・更新・マネジメント技術」[2]におけるインフラ点検用の各種ロボットの研究開発が挙げられる。また、民間でも各種インフラ点検ロボットが開発され、現場実証[3]等で実験・評価が行われている。更に、海外でも無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットの研究開発が進められており、今後、国内外を問わずインフラ点検ロボットの開発は益々加速されていくと予想される。

インフラ点検ロボット (図 2. 1. 1. 2-4 参照) の役割は、通常の Unmanned Aerial Vehicle (UAV) と比較して以下の 2 点で異なる。

- 1) 通常の UAV は物件に近づかないが、インフラ点検ロボットは点検箇所に近接及び接触する。
- 2) 点検箇所の状態把握に役立つデータを取得する。

2016 年度の「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト/ロボット性能評価手法等の研究開発/無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」では、図 2. 1. 1. 2-4 の“①橋梁のデータ取得個所に接近するときの構造物周辺における UAV の「運

動性能」と“②UAV に搭載されたセンサを用いて橋梁点検に必要なデータ（近接画像、打音データなど）を取得する「データ取得性能」」を明らかにするための評価手法を開発した。

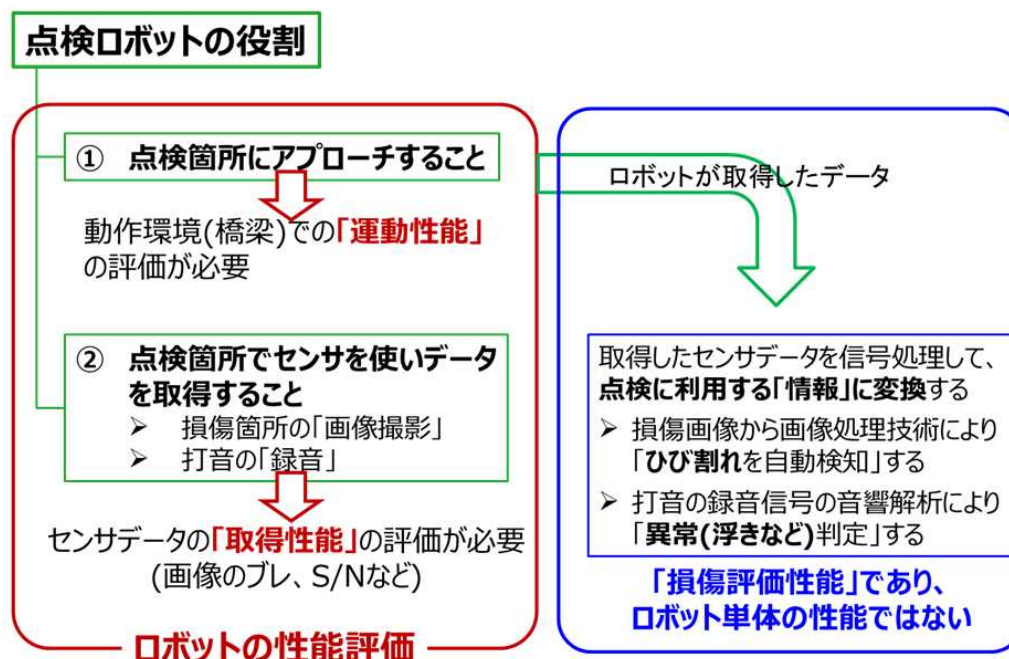


図 2. 1. 1. 2-4 インフラ点検ロボットの役割

1. 目的

2017 年度の研究開発の目的は、インフラ点検ロボットにおける運動性能とデータ取得性の評価基準とその評価手法をブラッシュアップすることである。運動性能においては、位置性能・姿勢性能といった評価基準と評価方法を明確にする。また、点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション試験を検討し、性能評価基準と評価方法を明確にする。更に、実証実験を通じて各評価基準と評価方法を検証するとともに、各評価に必要な計測装置を検討し、実証実験を実施したうえで妥当性を確認する。なお、実際の橋梁点検においては風の影響が大きいいため、その影響を評価するために実証実験環境において再現性のある人工風を生成できる風向風速装置を検討・検証する。

2. 概要

本目的を達成するためにインフラ点検ロボットの性能評価の評価基準と評価手法の策定、検証のための実証実験の施設構築や実施等を各社で以下のように分担した。

「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）

- ・インフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）

- ・インフラ点検ロボットの打音データ取得性能評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシス）

- ・インフラ点検ロボットの運動性能（位置精度）の評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）

- ・実証実験用施設構築、風向風速装置開発と近接画像データ取得性能評価を通じた検証

「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

- ・インフラ点検ロボットの運動性能（姿勢精度）の評価基準とその評価手法の策定と実証実験による検証

なお、本研究開発は、ロボット技術や橋梁点検業務等の有識者で構成される「橋梁点検のための無人航空機 性能評価検討委員会」での議論や審議内容を踏まえて進めた。

（２）研究開発目標と根拠

①「インフラ点検ロボットシステム」のインフラ点検適用検討（全社共通）

橋梁点検分野でのロボットシステム適用に関しては、国土交通省の定める点検要領への準拠に加え、ロボットシステムに求められる性能そのものを明確化する必要がある。2016 年度は国土交通省をはじめとする関連機関へのヒアリング調査や関連文献調査等により、ニーズの掘り起こしと性能評価基準（案）の作成を実施した。本研究開発においては、NEDO と共に国土交通省をはじめとする関連ステークホルダーと協議を行い、性能評価基準や測定項目、測定条件等の見直しを実施し、今後、優先すべき測定項目等を明らかにすると共に、福島ロボットテストフィールド（以下、福島 RTF）の施設・設備継続提案等へ反映する。

具体的な役割分担は以下のとおり。

②「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）

富士通株式会社（以下、富士通と略記）は、現在の近接目視点検の支援、高度化に利用できるインフラ点検ロボットシステムのロボット性能の評価軸（評価項目）、試験方法の妥当性確認及び評価値（数値）の決定のための研究開発を行う。2016年度の研究開発では推進委員長の指導の下、橋梁点検業務の有識者へヒアリング調査の結果、ドローンやロボットによる近接画像収集に対しての測定項目を以下の（A）と定義し性能評価基準と試験方法を定めた。また、（A）評価するための必要条件を（B）とした。

測定項目（A）：画像収集に要する時間

必要条件（B）：測定箇所の網羅性（漏れが無いこと）

（A）に関しては、現場の運用性を考慮した場合、短時間で行われることが望ましく、少なくとも点検員の近接目視に要する時間より短時間であることが必要である。また、（B）に関しては、部材に対する点検箇所として、「全面」と「指定点検箇所」があるが、いずれの場合も、目的箇所に対して漏れがあってはならない。

2017年度は、上記①での検討を踏まえ、近接画像データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかにする。

特に、点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、近接画像データ取得の性能評価検証技術の測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準

の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた検証を実施、妥当性のエビデンスを取得する。

屋外に設置した簡易模擬橋梁の周囲に各種センサを配置して、近接画像データ取得性能評価に必要なセンサ種類や配置を検討する。ミッション型試験は高橋脚を想定し、床版は個別性能評価試験にて検証する。

また、ミッションにおける詳細な飛行ルートおよび飛行状態を外部から記録し、取得した近接画像データを突き合わせて近接画像データの収集漏れの有無判断を行う。

近接画像取得環境を記録するための環境計測記録項目を策定する。

さらに、近接画像評価のためのテストチャートを検討試作、簡易模擬橋梁に設置し、評価を行う。本検証を通じ、性能評価基準の妥当性確認と評価値を策定する。

加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

③「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）

日本電気株式会社（以下、日本電気）は打音検査によるインフラ点検ロボットシステムが備えるべき性能および安全性の評価軸、それを測定するための標準的試験方法を研究開発する。

無人航空機等を用いた打音検査は、高所や危険な現場など人が近づきにくい場所に対しても足場を組む必要なしにアプローチして効率的な点検を実現し、また、対象部位の表面を直接たたくため対象内部の劣化や欠陥、締結構造の緩みの検出など、トンネル・橋梁などのインフラ点検における内部欠陥検出への効果が期待される。一方で、一点ずつの確実な対象表面への接触、打検位置の管理・記録、壁など構造物へ無人航空機の近接飛行、など困難な課題も多く含む。本打音検査ロボットシステムの実用化には、これらの課題を解決し適切な性能と安全性をロボットシステムが備える必要がある。

上記課題に取り組むため、2016年度の研究開発活動では推進委員長の指導の下、橋梁点検業務の権威ある有識者へのヒアリングによる調査を実施した。その結果、点検個所にロボットが正確にアプローチするための運動性能とデータ取得性能の重要性が明らかとなった。これを受け、打音検査ロボットに求められる性能基準の評価軸を検討し、ロボット位置測定を基本とする試験手法に関し簡易橋梁モデルを用いた計測の試行とその実現性を評価した。並行して橋梁の主たる部位ごとにロボットの性能試験項目を定め、打音検査による浮きの検出に係る性能試験項目と性能評価基準を定めた。

2017年度は前年度の評価結果及び上記①の結果を踏まえ、打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

さらに、2017年度は点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、打音によるデータ取得の性能評価検証技術の測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた検証を実施、妥当性のエビデンスを取得する。

③-1 屋内に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の検証

屋内に設置した簡易模擬橋梁の周囲に各種センサを配置して打音検査ロボットによる検査動作の計測を繰り返す初期検証により、打音検査ロボットおよび打音検査ツールの位置・姿勢計測に必要なセンサ種類や配置を検討する。

③-2 屋外に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の検証

③-1 で得られた結果を検査手法にフィードバックするとともに、打音によるデータ取得に関するロボット性能検証を所定の屋外環境下で実施可能なセンサ設置構造を検討・製作する。屋外に設置した簡易模擬橋梁に当該センサを設置し、ロボットのデータ取得性能評価試験を実施、試験方法と評価基準の妥当性を検証する。得られた結果はエビデンスとして記録する。以上を通して打音によるデータ取得性能評価項目と評価基準及び評価方式を策定する。

④「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシス）

株式会社イクシスは、無人航空機等を用いてインフラ点検を行う際に必要となる機体の性能を評価するための評価軸の策定および性能レベルを数値化するために、特に機体の位置測定手法の確立を研究開発する。

インフラ点検において無人航空機等を用いる場合、要点検箇所へアクセスする必要があるが、その際の位置決め精度は一定の評価基準の下で数値として示される必要がある。

2016 年度に策定した評価基準書案においては、開放空間での「静止性」「繰り返し再現性」の 2 点について、対象部位にアクセスするための性能を抽出し、どのような試験方法に設定すべきかを検討した。

表 2.1.1.2-1 2016 年度評価基準書案における検討項目

ロボット(ドローン)に求められる機能(機体性能指標)	性能基準(例)	xx()に入る数値(例)	試験方法(例)
安定性(静止性)	指定された位置取得手法(TS、モーションキャプチャ、iGPS等)を用い、橋梁座標系の下で撮影画角の小さい寸法のxx%以内に収まるか	±7.5	指定橋梁モックアップ下において、ロボットへの指令「静止」状態にて指定された位置取得手法を用い10秒間静止を5回行い、その振れ幅の最大値を計測する。
位置決め性能(繰り返し性)	指定された位置取得手法(TS、モーションキャプチャ、iGPS等)を用い、ホームと指定座標間の繰り返し移動において、指定座標への到達精度がデータ収集サイズの最小寸法のxx%以内に収まるか	±7.5	ロボットをホーム位置で静止した状態から特定の座標への移動指令を出し、静止指令(10秒)の後、再度ホーム位置への移動指令を出す。これを5回行い、その振れ幅の最大値を計測する。

これらの課題に取り組むため、2016 年度には既存性能評価施設を視察し、また、各種位置測定センサを用いた基礎実験を実施した。その結果、選定した位置測定センサによって、必要十分な位置情報が取得できない、または、位置取得のために機体側に各種マーカー等を設置しなければならず本来の機体性能が評価できない、など、新たな課題も浮き彫りになった。

2017年度は、これらの課題を解決するため、上記①の結果も踏まえ、位置精度の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、福島RTFへ試験のための設備等を提案していく。

また、以下を実施する。

- ・複数種類のドローンをミッションプロファイルに即して飛行させ、その姿勢を 3D モーションキャプチャで位置姿勢計測を行い、停止位置偏差を求める。
- ・操縦者の練度の違いを比較するため、複数オペレータにて飛行試験を行う。

- ・複数の停止位置偏差結果から、性能評価指標を決定する。
- ・性能評価指標に基づき数値化を行い、指標の妥当性を検討する。

⑤「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）

2016 年度に作成した性能評価基準を基に上記①の結果を踏まえ、耐風性能の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、具体的な試験方法や使用する測定器等の仕様を検討し福島 RTF へ試験のための設備等を提案していく。

点検業者（ユーザー）が行いたいミッションを把握し、ミッション（目的）、シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討し、耐風性能として、強風環境での近接画像データ取得を行った場合の性能評価検証技術及び、測定方法の詳細を検討する。追加実施項目として、開発する検証技術の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、以下の模擬橋梁を用いた強風環境での検証を行い、妥当性のエビデンスを取得する。

- ・屋外に設置した簡易模擬橋梁によるロボット性能評価試験技術の耐風性能検証
屋外に設置した簡易模擬橋梁の周囲に送風機を配置して近接画像データ取得を行い、風量や、風向きを変化させて計測を繰り返す初期検証により、送風量や送風機の位置・風向き、風速計測に必要な風速計の種類や配置を検討する。
- ・耐風性能検証で得られた結果を検査手法にフィードバックするとともに、近接画像データ取得に必要な損壊部を模擬した簡易なテストピースを検討・設置する。簡易なテストピースを設置し、ロボットのデータ取得性能評価試験を実施、試験方法と評価基準の妥当性を検証する。得られた結果はエビデンスとして記録する。以上を通して強風環境による橋梁点検データ取得性能評価項目と評価基準及び評価方式を策定する。

⑥「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

無人航空機を用いたインフラ点検においては、特殊な形状の対象に近接することになるため、開放空間での運動特性、安定性能とは異なる能力が必要であり、評価手法も変える必要がある。

上記①の結果を踏まえ、姿勢精度の測定項目と測定条件を明らかにする。加えて、具体的な試験方法や使用する測定器等の仕様を検討し福島 RTF へ試験のための設備等を提案していく。

なお、現段階で想定する評価項目は以下のとおりである。

- 1) 上下左右前後の位置変動量、および時間あたり変動量
- 2) 3 軸の回転変化量、および時間あたり変動量
- 3) 気圧もしくは風量センサの値変動量、および時間あたり変動量（参考値）

前記の取組により、この評価項目の妥当性を評価し具体的な検証方法を検討していく。

また、以下を実施する。

- ・当初想定していた中型～大型の点検用ドローンに加え、狭隘部の点検などにも検討可能なより軽量のドローンについてもミッションプロファイルを実施し、計測を行う。
- ・狭隘部撮影に関し、特殊なカメラを想定し、ミッションプロファイルを実現する複数の手法を検討、および計測し、評価手法として追加の可能性を検討する。

- ・ 性能評価指標に基づき数値化を行い、指標の妥当性を検討する。

(3) 研究開発スケジュール・実施 体制

●研究開発スケジュール

表 2.1.1.2-2 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
① 「インフラ点検ロボットシステム」の インフラ点検適用検討（全社共通）	ステークホルダーとの協議と性能評価基準の見直し等			
② 「インフラ点検ロボットシステムの性能 評価手法等の研究開発」（富士通株式 会社）	近接画像データ取得性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
③ 「打音検査ロボットシステムの性能評 価手法等の研究開発」（日本電気株式 会社）	打音データ取得性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
④ 「無人航空機および各種インフラ点検 ロボットの性能評価手法等の研究開発」 （株式会社イクシス）	位置精度の測定項目と測定条件の検討ほか			
⑤ 「無人航空機を活用したインフラ点検 ロボットの性能評価手法等の研究開発」 （株式会社エンルート）	耐風性能の測定項目と測定条件の検討ほか			
⑥ 「無人航空機等を活用したインフラ点 検ロボットのユースケース分析および性 能評価手法等の研究開発」（株式会社ブ ロドローン）	姿勢精度の測定項目と測定条件の検討ほか			

●実施体制

研究体制スキームは以下のとおり。研究開発成果の客観性および妥当性を担保するため、「推進委員会」を設置し、活動内容について適宜レビューを行うものとする。

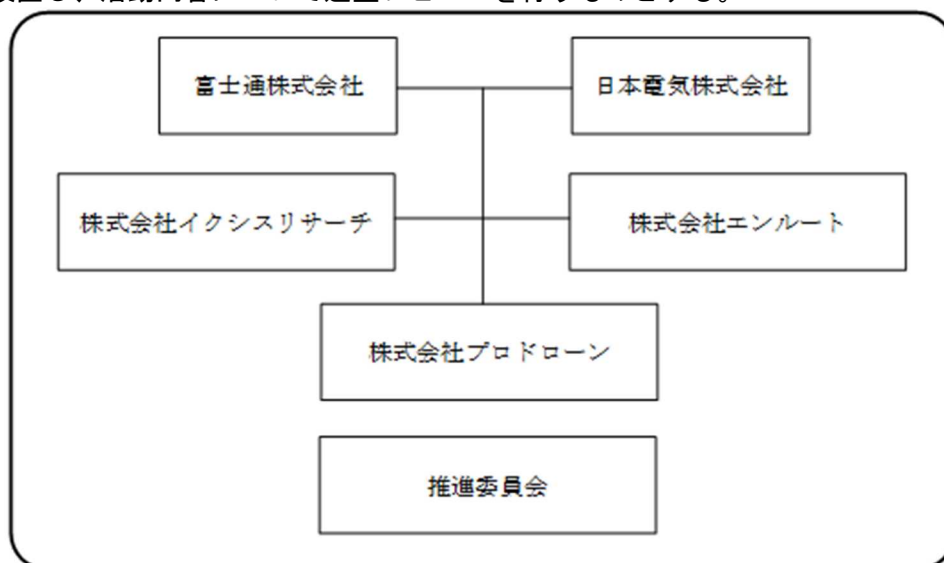


図 2.1.1.2-5 実施体制

研究開発項目における役割分担を以下に示す。

- ① 「インフラ点検ロボットシステム」のインフラ点検適用検討（全社共通）
- ② 「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（富士通株式会社）
- ③ 「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（日本電気株式会社）
- ④ 「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社イクシスリサーチ）
- ⑤ 「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（株式会社エンルート）
- ⑥ 「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」（株式会社プロドローン）

(4) 研究開発目標と達成状況

2016年度は橋梁点検業務に関する有識者へのヒアリング調査を実施し、インフラ点検ロボットの運動性能とデータ取得性能の重要性を明らかとした。2017年度は運動性能およびデータ取得性能の測定項目と測定条件を明らかとするとともに、点検業者（ユーザー）の点検ミッションを把握し、点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション試験を検討した。また、橋梁点検業務では風の影響が無視できないため再現性ある人工風を生成する送風装置を含む実証試験環境を構築した。そして、同試験環境での実証実験を通して評価基準や評価方法を検証し、福島 RTF に対して試験設備等を提案した。本結果を踏まえて性能評価手順を立案し、福島 RTF に向けた測定装置等を提案した。以上より、本研究開発の目的を達成した。

①インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

性能評価基準検討委員会の議論等を踏まえ、2016年度に開発した性能評価基準と評価方法を見直した。また、評価を実施する際の測定機器や近接画像撮影評価用テストピースを検討した。その検討結果に基づき簡易模擬橋梁にて実証実験を行い、策定した性能評価基準とその評価方法、計測機器等の妥当性を検証し、エビデンスを取得した。

最終目標	成果	達成度	備考
近接画像データ取得に要する時間・位置の測定	妥当性検証においてエビデンスを取得した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発

コンクリート橋梁の床版と桁及び橋脚への打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかとするともに、まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出し試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

最終目標	成果	達成度	備考
打音のデータ取得に要する時間・位置の測定	試験方法の妥当性のエビデンスを取得した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発

UAV を利用して橋梁点検を行う場合、風などの影響で支承部へのアクセスが難しいと考えられる。そこで、UAV の運動性能（位置性能）評価において、支承部に着目して UAV の性能評価手法を検討した。実証実験においてその手順を検証し、その結果から性能評価基準を定め、評価基準書案へ反映した。

最終目標	成果	達成度	備考
開放空間におけるロボットの位置精度の測定	性能評価基準を定め、評価基準書案へ反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発

橋梁点検において最大の敵となるのは風であり、再現性のある実証実験環境を構築する事で UAV の風に対する性能評価が可能となる。そこで、再現性のある人工風を生成する送風装置を開発し、近接画像データ取得性能評価のための実験を通して検証した。また、実証実験場においては安全対策を施した環境を構築した。

最終目標	成果	達成度	備考
------	----	-----	----

所定の条件に耐える風速値の測定	性能評価のための実験を通して検証した	○	
-----------------	--------------------	---	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発

インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法の研究開発において、特にドローンの運動性能の評価手法を検討した。評価方法の妥当性検証と精査のため、非開放空間における運動性能評価手法を掘り下げて検証した。特に構造へ近接したドローンの運動をモデル化し、その運動性能のパラメータを定量化することに注力し、評価手法を提案した。

最終目標	成果	達成度	備考
狭隘空間におけるロボットの姿勢精度の測定	運動性能のパラメータを定量化、評価手法を提案した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」

5.1.1. 「インフラ点検ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（実施者：富士通株式会社）

インフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能の評価基準とその評価方法案を開発した。UAV を用いた橋梁の近接画像データ取得においては、撮影に要する時間と画像品質が重要となる。加えて、それら要素は風や太陽光などの時々刻々と変化する自然環境条件下で飛行する UAV の運動性能と搭載するカメラの撮影機材性能との総合性能に依存する。そこで、近接画像データ取得性能をブラッシュアップした。データ取得性能の評価項目としては、機体性能や環境を含む撮影条件を明確にした上で撮影に要する「時間」と取得した近接画像の「品質」を基本的な性能基準と定めた。このうち「時間」においては、UAV の離陸地点から近接撮影を行う空域までの移動時間や撮影にかかる時間を計測することとした。また、「品質」においては、ひびわれ、亀裂、剥離・鉄筋露出、腐食、漏水・遊離石灰などの損傷を人が視認できる程度の品質を有していることが最低条件であるという考え方にに基づき、取得した近接画像を主観評価するものとし、近接画像データ取得性能の評価基準を表 2.1.1.2-3 のように定めた。

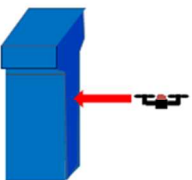
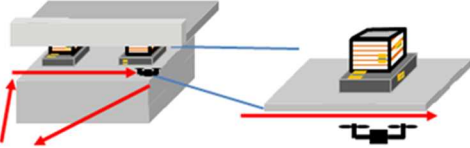
表 2.1.1.2-3 近接画像の取得に関する性能評価基準

指標	内容
作業時間	近接画像データを取得するのに要する時間
網羅性	全撮影対象画像に対して判読できた撮影箇所の総数との比 ※特定箇所のデータ取得の場合は、以下の値で定義する。 ・ 特定画像に対して判読できた撮影箇所の総数との比

また、性能評価基準検討委員会での協議等に基づき、性能評価手法は道路橋定期点検要領（2014 年 6 月 国土交通省道路局）の評価単位である 3 つのモデル（表 2.1.1.2-4 参照）に準じたミッション試験として定め、2016 年度の評価手法案に対して以下の見直しを実施した。

- ・ 今後のドローンの性能向上に対応できるように評価ランクは設けず評価時の実測値を記録する。
- ・ 性能評価基準と定めたデータ取得性能の網羅性では、点検ロボットの撮影特性を明らかにするため撮影成功箇所を具体的に図示する。
- ・ インフラ点検時の作業工数を見積れるようデータ取得時間に加え、機体準備等の時間を含むミッション試験全体の各作業時間を記録する。

表 2. 1. 1. 2-4 道路橋定期点検要領の評価単位に準じた 3 つのモデル

上部構造	コンクリート床版 コンクリート桁 鋼桁	
下部構造	コンクリート橋脚 鋼橋脚	
支承部	支承・沓座	

(A) 近接画像データ取得性能評価手法の検討

UAV による橋梁のひびわれ等の近接画像のデータ取得を想定した実験と評価を行う場合、以下のことに留意する必要がある。

- i. 基準となる被写体を客観的に評価できるか
- ii. どのような条件下で画像を取得したのか

UAV による画像取得は、UAV の機体性能（飛行）と機体に装着されたカメラ（撮影）の総合性能によるものである。そのため、取得画像の評価は、

- ・どのような自然環境下で飛行したのか（風等）
- ・どのような自然環境下で撮影したのか（照度、逆光等）

- iii. どこで撮影した画像なのか、どのようなルートで撮影を行ったのか
- iv. どのような飛行状態で飛行したのか

以下、それぞれについて、検討を実施した。

i. 基準となる被写体（テストピース）の検討

撮影画像を客観的に評価するためのテストピースに表現する内容（仕様）の検討。

■ひびわれの模擬

実際のひびを再現してテストピースとして表現する方法もあるが、ひびには無数の種類があり、また、ひびであるか否かは、最終的には取得した画像から総合的に判断するものである。そのため、取得画像の評価としては、適当な解像度で撮影されているかが定量的に評価できれば良い。そこで、基本的な画像の解像度を容易に評価するために、チェスボードをテストピース上に表現する（図 2. 1. 1. 2-6）こととした。

一方で実際の現場点検作業では、クラックゲージ(0.1mm～1.4mm の線幅)を用いて目視によりそのひび幅を記録している。そのため本テストピースでは、クラックゲージを模擬し分解能を線で表現することとした。ただし、実際のひびの要件（多種多様な方向へ亀裂が入る）に即した表現と

するために、水平線のみでなく放射状に多様な角度で表現するものとした。設計の詳細を図 2. 1. 1. 2-7 に示す。

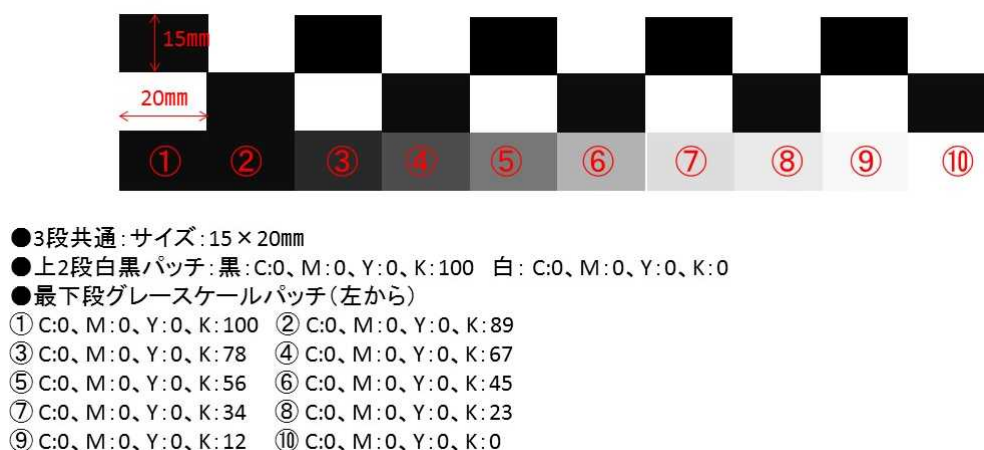


図 2. 1. 1. 2-6 チェスボードおよびグレースケールの設計

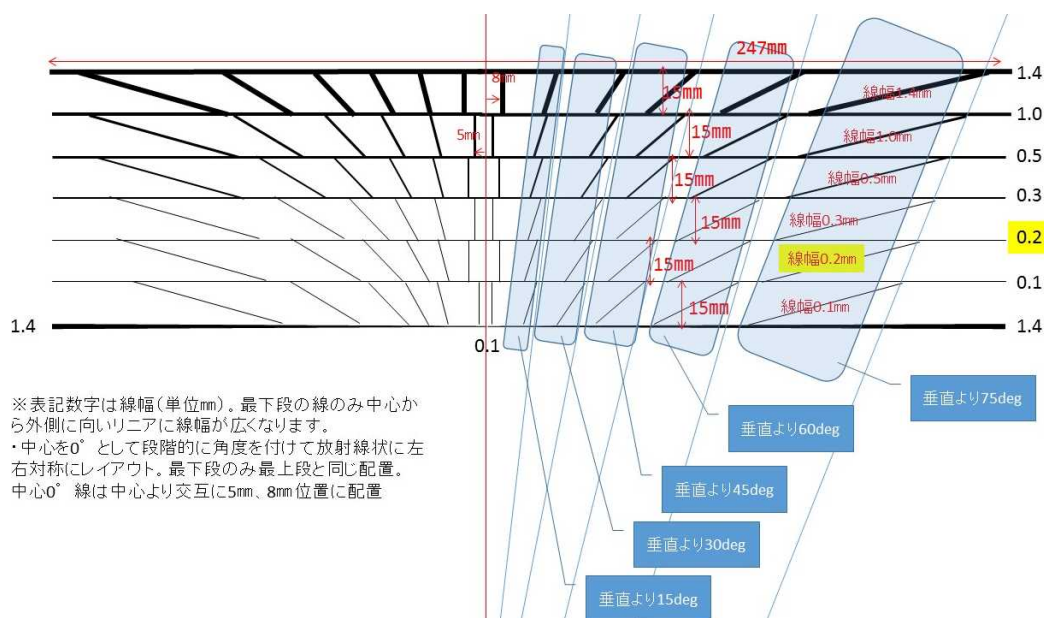
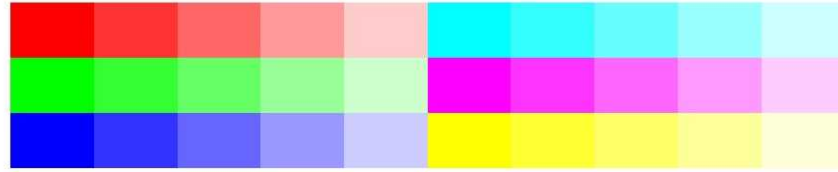


図 2. 1. 1. 2-7 線解像度の設計

■さびの模擬

さびの判断においては、解像度だけでなく、色の再現性が重要となる。それらを評価できるよう、グレースケールとカラーチャートをテストピース上に再現した。設計の詳細を図 2. 1. 1. 2-8 に示す。



- 3段共通: サイズ: 15×20mm
- 左上段Rパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M:100, Y:100, K:0 ② C:0, M:80, Y:80, K:0 ③ C:0, M:60, Y:60, K:0 ④ C:0, M:40, Y:40, K:0 ⑤ C:0, M:20, Y:20, K:0
- 左中段Gパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M:0, Y:100, K:0 ② C:80, M:0, Y:80, K:0 ③ C:60, M:0, Y:60, K:0 ④ C:40, M:0, Y:40, K:0 ⑤ C:20, M:0, Y:20, K:0
- 左下段Bパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M:100, Y:0, K:0 ② C:80, M:80, Y:0, K:0 ③ C:60, M:60, Y:0, K:0 ④ C:40, M:40, Y:0, K:0 ⑤ C:20, M:20, Y:0, K:0
- 右上段Cパッチ(左から順に)
 - ① C:100, M:0, Y:0, K:0 ② C:80, M:0, Y:0, K:0 ③ C:60, M:0, Y:0, K:0 ④ C:40, M:0, Y:0, K:0 ⑤ C:20, M:0, Y:0, K:0
- 右中段Mパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M:100, Y:0, K:0 ② C:0, M:80, Y:0, K:0 ③ C:0, M:60, Y:0, K:0 ④ C:0, M:40, Y:0, K:0 ⑤ C:0, M:20, Y:0, K:0
- 右上段Yパッチ(左から順に)
 - ① C:0, M:0, Y:100, K:0 ② C:0, M:0, Y:80, K:0 ③ C:0, M:0, Y:60, K:0 ④ C:0, M:0, Y:40, K:0 ⑤ C:0, M:0, Y:20, K:0

図 2.1.1.2-8 カラーチャートの設計

■サイズと背景

絶対サイズのスケールを表現し、また、背景色は、コンクリート橋を想定したグレーを模することとした。

■耐候性

本テストピースは屋外に設置することとなる。一方で、本テストピースは評価基準となるため、経年や環境によって変化があってはならない。（経年変化や日光に当たることによる変色やにじみ等）

そのため、本テストピースは、富士フィルム（株）がもつ、屋外広告印刷技術により製作することとで、2年間にわたる耐候性を保証するものとした。

これらを総合して、図 2.1.1.2-9 に、テストピースの基本設計案を示す。

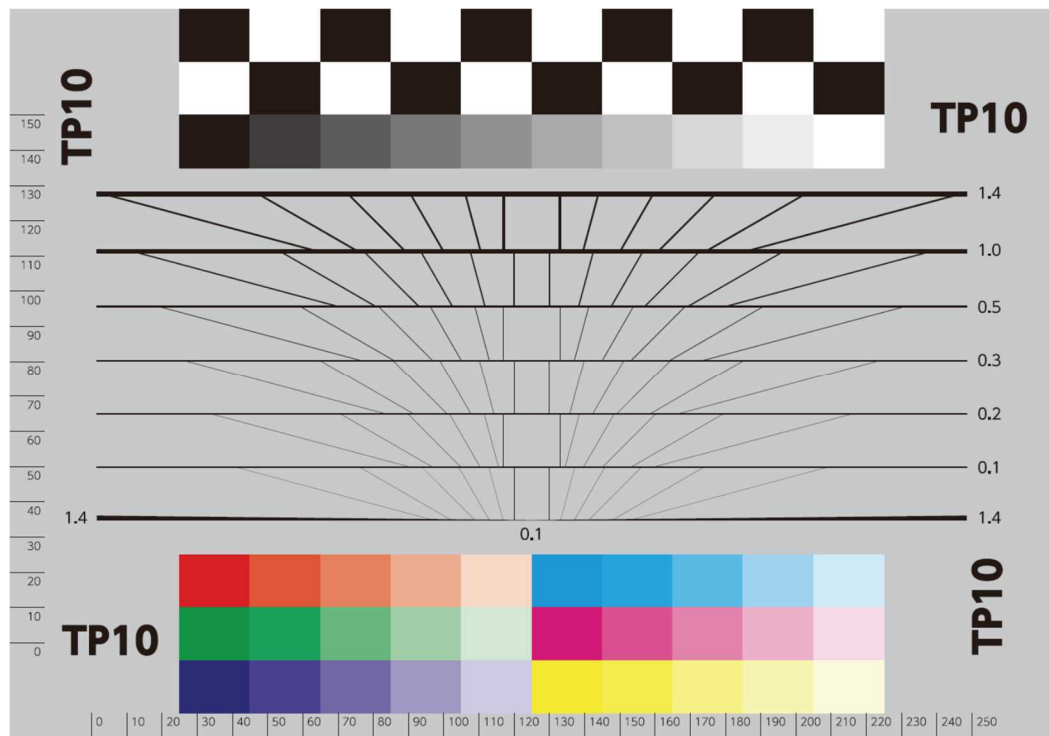


図 2.1.1.2-9 テストピース基本図案

テストピース基本図案にシリアル番号を四隅に記載することで、橋梁に複数配置した際、どのテストピースを撮影したのか判別可能とした。

ii. 実験環境測定の見直し

(a) 機体への影響（風速）、撮像への影響（照度）

現場の風の状況を正確に記録するための風向風速計と、被写体の明るさを正確に記録するために、リアルタイム情報を取得できる照度計を導入することとした。照度に関しては、単純な明るさのみならず逆光条件も取得画像に影響を与えるため、これらの条件を全て測定することが必要である。

(b) 時間軸の同期の必要性等

環境測定データは、飛行位置や取得画像の評価の際の環境条件となるため絶対時刻を記録する必要がある。画像取得時刻のみならず、風速や照度、このあと言及する飛行位置記録においても、絶対時刻を正確に合わせておき、かつ記録する必要がある。

iii. 実飛行位置データ記録の見直し

飛行位置記録手法について検討した。UAV の飛行位置は、UAV 自身が蓄積する記録ではなく客観的に評価できる方法を検討した。

(a) TS による（プリズム搭載）による計測

土木建設業界において、絶対位置を高精度に計測するための手法としては、トータルステーション（TS）による測定が一般的である。この手法は UAV の飛行位置追跡に対しても適用可能である。し

かしながら、以下の課題がある。

- ・プリズムが必要であり、TS からのレーザー光の反射が常に TS の方に向くようにしなくてはならない。
- ・機体の急激な移動や揺れが起きた際に、トラッキングをロストする可能性がある。
- ・機体にプリズムを設置する必要があり、飛行性能に影響する可能性がある。

本懸念事項においては、後述の実験用機体の検討の項で詳しく記述する。

(b) マーカーレスによる計測

機体が小さくプリズムを設置することができない機体を評価する際に必要となる場合が想定される。その場合には測域センサを使用（1 秒間に 1 スキャン以上）し、UAV の飛行位置を含む全体を記録する。記録した点群から静止構造物を除外し、抽出した点群の重心を計算することで UAV の動点を自動抽出することが考えられる。

本実証実験では、00 二種類の方法での実験を実施した。

iv. 飛行状態の記録方法の検討

飛行状態においても、UAV 本体に記録されるデータではなく客観的に記録する必要がある。本実験においては、万一の落下や衝突等不測の事態に備え、複数の方向から機体の状態を絶対時刻を記録しながら撮影し、他の記録と合わせて記録することで、どのような姿勢で飛行し記録したかを確認できることとした。

(B) 近接画像データ取得性能評価手法の実証実験

i. 実験環境の構築

(a) テストピースの配置検討

テストピース図案（A4 サイズ相当）を基本として、8 枚を印刷した大型版と基本図案を製作し、広い場所には大型版、隙間には基本図案を配置することとした。図 2.1.1.2-10 に本実証実験におけるテストピースの設置、配置を示す。

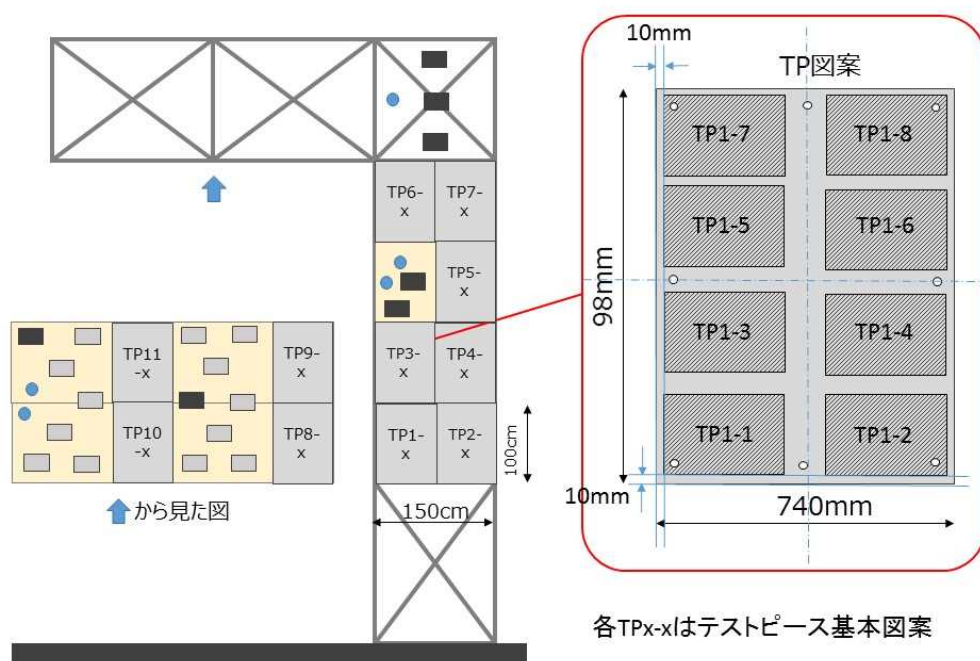


図 2. 1. 1. 2-10 テストピースの配置

(b) 測定器の選定、配置検討

測定項目としては、撮影データそのものに影響する環境条件の記録として、

- ・ 日射量、温湿度、気圧等の基本的な天候条件
- ・ 被写体の照度

撮影する際の機体に影響する環境条件として

- ・ 風向風速

が必要である。本実験では各部位の環境条件を網羅的に記録するために、以下のように設置した。

- ・ 橋上の風向風速
- ・ 各部位（床版、橋脚、トラス内部）の照度
- ・ 撮影面の反対面の照度（逆光条件等の光の条件を記録するため）
- ・ 各部位（橋脚面、床版）の風向風速（撮影面での機体への風向風速を記録するため）

また、各々の測定データは一か所に集中して記録できるようにした。データは記録すると同時にリアルタイムで手元でモニタリングすることができる。各センサ間を無線で接続することにより、配置の自由度を高めると同時に、設置コストを低減することができる。図 2. 1. 1. 2-11 に測定器の設置概要、表 2. 1. 1. 2-5 に機器の詳細を示す。

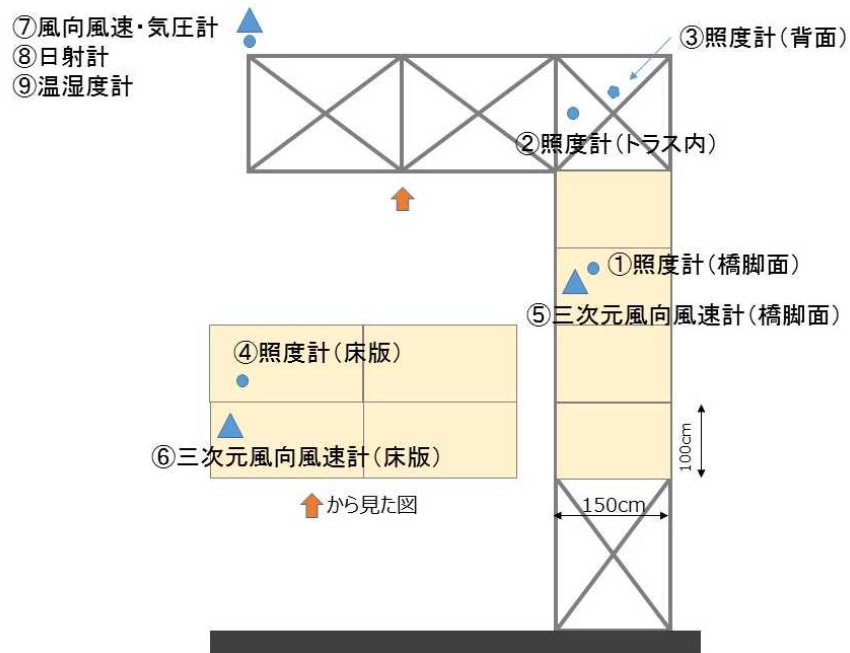


図 2. 1. 1. 2-11 測定器の配置

表 2. 1. 1. 2-5 機器名および更新間隔詳細

	取り付け位置	対応番号	名称	更新時間	チャネル
照度					
	橋脚前面	①	PIERS-FRONT	10秒	illuminance
	橋脚内側	②	PIERS-INSIDE	10秒	illuminance
	橋脚背面	③	PIERS-BACK	10秒	illuminance
	床板	④	SLAB	10秒	illuminance
風向風速					
	橋脚前面	⑤	PIERS-FRONT	1秒	上下 左右 前後 風速
	床板下側	⑥	SLAB	1秒	上下 左右 前後 風速
	支承	※	BEARING	1秒	風速 方位
気象用風向風速・大気圧					
	橋上	⑦	BRIDGE	10秒	風速 方位 大気圧
気象用日射計					
	橋上	⑧	BRIDGE	10秒	温度 湿度 日射
気象用温湿度計					
	橋上	⑨	BRIDGE	10秒 10秒	温度 湿度

※は運動性能試験で使用、支承内部に設置

各センサの更新時間は上記表のような設定とした。また、手元のモニタには、図 2. 1. 1. 2-12 のようにリアルタイムに計測データが表示かつ記録される。

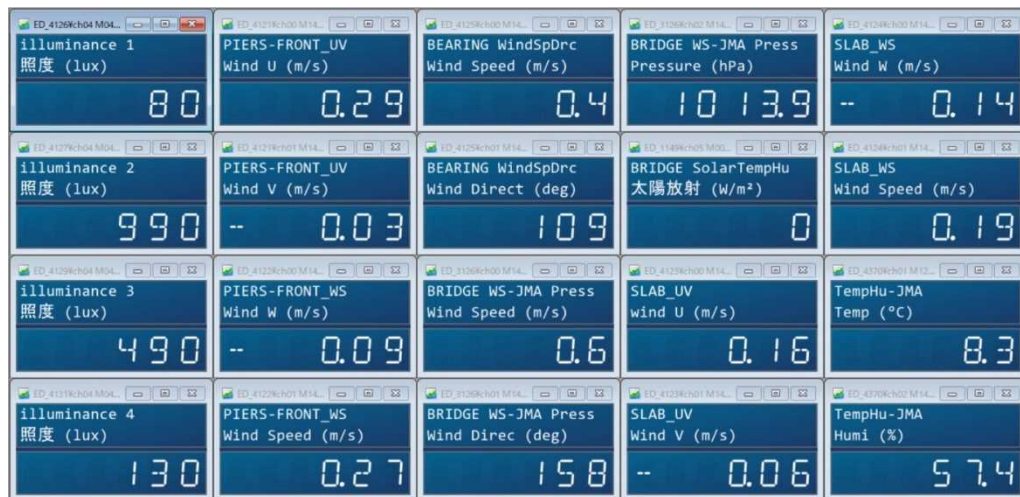


図 2. 1. 1. 2-12 環境計測リアルタイム表示 (例)

(c) 実験用機体の検討

実験用のリファレンス機体として、DJI 製 Matrice100 および Phantom4 に撮影用コンパクトデジタルカメラを取り付け (Phantom4 は内蔵カメラ)、合わせてトータルステーションによる位置補足のためのプリズムを取り付けた。機体の外観を図 2. 1. 1. 2-13 に示す。



図 2. 1. 1. 2-13 Matrice100 (改) の外観

(7) カメラ取り付け

カメラ取り付けにおいては、①橋脚等 UAV の飛行方向に対して水平方向、②床版等 UAV の飛行方向に対し垂直上向きに撮影することが考えられるため、撮影方向により自在に向きを変えられるよう、図 2. 1. 1. 2-14、図 2. 1. 1. 2-15 のような構造とした。カメラはできる限り軽量で、無線で撮影操作できる方が良い (動画を常時撮影の場合はこの限りでない)。本実験では、IXY-650 (Canon 製) を選定し搭載した。



図 2.1.1.2-14 カメラ水平方向設置



図 2.1.1.2-15 カメラ垂直方向設置

(イ) プリズム取り付け

トータルステーションにより UAV の位置を記録するためには、プリズムが安定して検出できる必要がある。そのためには、できるだけ多くかつ反射範囲の広いプリズムが必要となる。

しかしながら、大型機であれば、プリズムの設置個所や設置における飛行への影響は少ないが、小さな機体の場合は、その重量が飛行に与える影響は少なくない。

本実験でトラッキングに使用するトータルステーションは、サンプリングレートが 1000 回/秒と高速でありプリズムが正対している限り小型のプリズムも使用することができる FARO 社製を採用した。実証実験時には、図 2.1.1.2-16～図 2.1.1.2-21 の三種類のプリズムが設置できるよう考慮した。

(1) 一般的な 360° プリズム

トータルステーションのプリズムとして建設現場等で多く使われている ATP2S (TOPCON 社製) を Phantom4 に設置する例を示す。このような小型機体の場合(図 2.1.1.2-16, 図 2.1.1.2-17)、重量(約 260g)やサイズ(約 10cm)等、無視できない負荷となるが、PRODRONE 社製等の大型機であれば飛行性能に影響なく設置可能である(図 2.1.1.2-18、図 2.1.1.2-19)。



図 2.1.1.2-16 ATP2S 設置(小型機)1



図 2.1.1.2-17 ATP2S 設置(小型機)



図 2.1.1.2-18 ATP2S 設置〈大型機〉1



図 2.1.1.2-19 ATP2S 設置〈大型機〉2

(2) 小型プリズム

小型機の場合には小さいプリズムで負荷を小さくする必要がある。本実験では、FARO 社製の小型リピータビリティターゲットを（水平 100° 垂直 30°）を 4 つ、全周囲で検出できるように設置した（図 2.1.1.2-20、図 2.1.1.2-21）。1 つ当たりの重量が約 5g であり 4 つ搭載しても約 20g 程度であるため、ATP2S と比較し大幅に計量化可能である。ただし、ターゲットが小さいため、トータルステーションが高速にトラッキングできる必要がある。



図 2.1.1.2-20 小型プリズム設置
（全方位）1



図 2.1.1.2-21 小型プリズム設置
（全方位）2

(3) 小型プリズムをジンバルで安定化

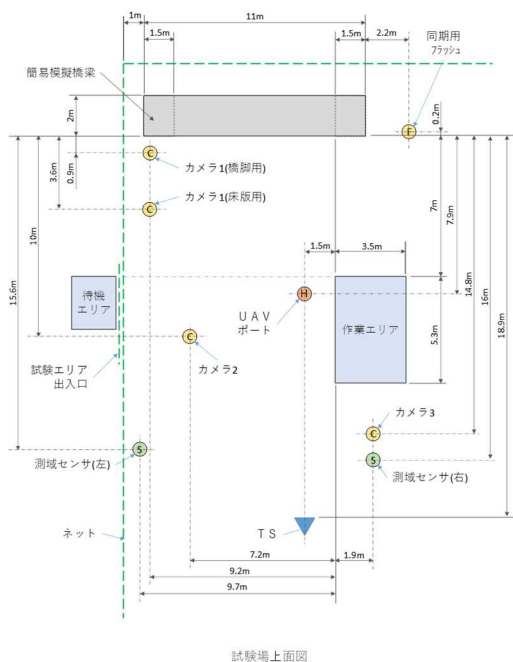
小型プリズムの設置は機体への負荷軽減に貢献できるが、垂直の反射角が小さいため機体の傾きに対してトラッキングロストが想定される。そこで、カメラ用ジンバルと一緒に固定することで、より安定してトラッキングすることを目指した（図 2.1.1.2-22、図 2.1.1.2-23）。これはプリズムが小型なために可能なことである。

今後は、各種機体に対応できるジンバル付き小型プリズムを開発されれば、機体位置のトラッキングが容易になると考えられる。



ii. 実証実験での検証

本項では、ブラッシュアップした近接画像データ取得性能評価基準の評価手法と評価手法に基づいて実証実験を実施した検証内容について述べる。実証実験における機器配置を図 2.1.1.2-24 に、本実験を実施したエンルート・ドローンフィールド東金の実証実験場（全景、測域センサ含まず）を図 2.1.1.2-25 に示す。



(a) 近接画像データ取得性能評価手法

近接画像データ取得性能評価として、ユーザーのニーズを踏まえミッション試験による評価手法を検討した。以下に、ミッション試験を示す。

- ・ ミッション試験（下部構造）

表 2.1.1.2-4 の下部構造に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-26 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-27 に示す。

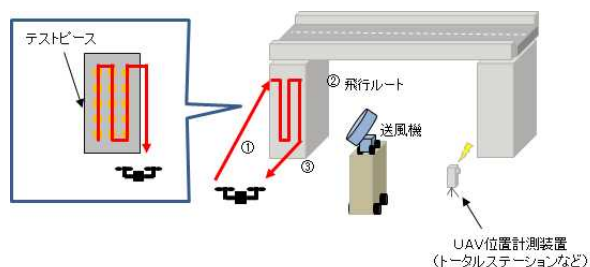


図 2.1.1.2-26 下部構造での飛行イメージ

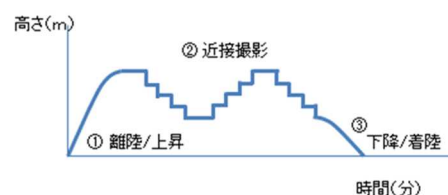


図 2.1.1.2-27 下部構造でのミッションプロファイル

・ ミッション試験（上部構造）

表 2.1.1.2-4 の上部構造に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-28 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-29 に示す。

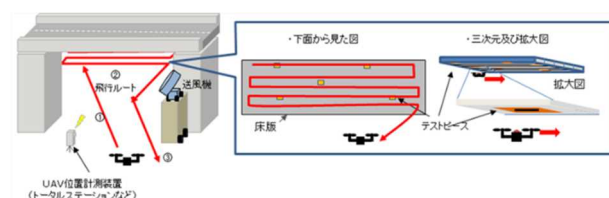


図 2.1.1.2-28 上部構造での飛行イメージ

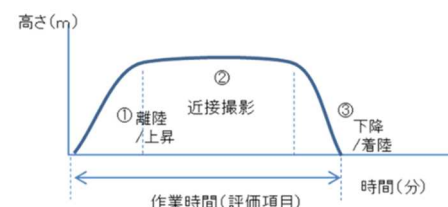


図 2.1.1.2-29 上部構造でのミッションプロファイル

・ ミッション試験（支承部）

表 2.1.1.2-4 の支承部に対する性能試験での飛行イメージを図 2.1.1.2-30 に、そのミッションプロファイルを図 2.1.1.2-31 に示す。

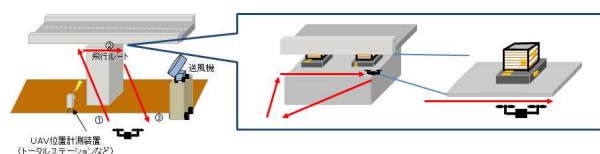


図 2.1.1.2-30 支承部での飛行イメージ

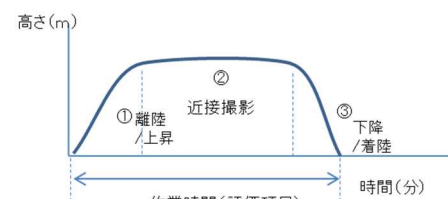


図 2.1.1.2-31 支承部でのミッションプロファイル

表 2.1.1.2-4 に示した 3 つのモデルに対する近接画像データ取得性能評価手法は、基本的に同じ手順で行われる。そこで、運動性能評価の検証等で支承部近傍での UAV 飛行を含む検証が行われることから、ここでは表 2.1.1.2-4 に示した 3 つのモデルのうち下部構造と上部構造の 2 つのモデルに対する評価手法を検証した。具体的には、実証試験場の簡易模擬橋梁に下部構造のコンクリート高橋脚上部に相当する撮影対象と上部構造のコンクリート床版に相当する撮影対象を設置

し、それらの撮影対象を用いて実証試験を実施した。なお、鋼橋脚において点検対象部位と撮影装置の間にトラスがある場合に、そのトラスにカメラのピントが合い点検対象部位がぼやけて撮影されることがあるが、今回の実証実験に用いた簡易模擬橋梁は鋼材で構築された簡易鋼橋であるため、この橋梁のトラスを利用してトラス越しでの近接画像データ取得についても個別試験として検証した。

(b) 実証実験

以下、上記各試験に対する実証実験について説明する。

(ア) ミッション試験（高橋脚上部）

高橋脚上部に対するミッション試験では、高橋脚上部に設置した近接画像データ取得対象であるテストピースを撮影することになるため、UAV の飛行経路を図 2. 1. 1. 2-32 のように設定した。この飛行経路では、UAV は UAV ポートから離陸後に橋脚面に設けたテストピースの近傍まで飛行して指定エリアを撮影し、撮影終了後は UAV ポートに戻るようになる。なお、本試験に対する実証実験では送風機による人工風は適用せず自然風下で実施した。

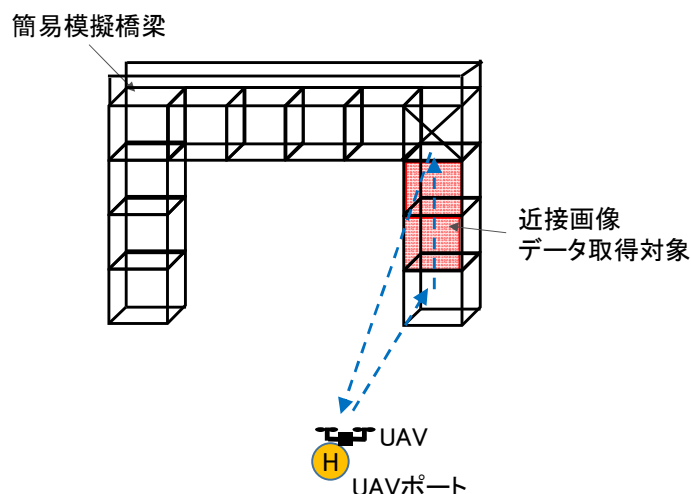


図 2. 1. 1. 2-32 UAV 飛行経路（高橋脚上部）

(1) 作業時間計測

ブラッシュアップした近接画像データ取得性能評価手法では、実際の点検作業が見積れるように UAV による近接画像データ取得時間計測に加えて、作業準備や片付け等の時間も計測することにした。そこで、高橋脚上部のミッション試験にて以下の手順で作業時間計測を行い検証した。

- 〈1〉 実証試験場入口で、作業者は試験に使用する UAV 等の機材を用意した上で待機する。
試験開始の合図で試験場に入場し、試験場内の作業エリアに機材を搬入する。
- 〈2〉 試験を行う機体のチェックやテスト飛行など、実際の UAV 飛行開始前に行う項目を全て実施する。

表 2.1.1.2-7 作業時間測定結果

No.	作業内容		時間	備考
①	機材搬入		20 秒	
②	機材準備		4 分 53 秒	箱出し、機体チェック、 テスト飛行等
③	試験 ミッション	離陸→近接	25 秒	橋脚上部を動画撮影カメラで撮影 ※時間は移動距離に比例
		近接撮影	26 秒	
		帰路→着陸	19 秒	
④	機材搬出		1 分 43 秒	
合計			8 分 06 秒	

■考察

- ・作業時間測定結果と共に図 2.1.1.2-33 のような試験場レイアウトの情報も提供することで、評価した UAV を実際の点検現場に適用する際の作業時間の見積もりも試験場レイアウト寸法等の情報を用いて比例計算でき、利用者が作業工数を算出できることになるため本結果は有効な評価結果になると考える。

(2) 近接画像データ取得

提案したミッション試験は、機器搬入から機器搬出までの一連の作業を再現することを想定しているが、ここでは高橋脚上部の近接画像データ取得の試験ミッションのみに着目した検証について説明する。本検証に適用した UAV とテストピースにおける判読対象線幅を表 2.1.1.2-8 に示す。

表 2.1.1.2-8 適用した UAV と判読対象線幅

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	デジタルカメラ (M100_X3Z or IXY650)
使用プリズム	ジンバル付き小型プリズム
判読対象線幅	0.2mm

■結果

近接画像データ取得性能評価手法に従い、図 2.1.1.2-33 の③に示した UAV の飛行軌跡によって簡易模擬橋梁の高橋脚上部に設置したテストピースを撮影した際の撮影画像例を図 2.1.1.2-34 に示す。また、簡易模擬橋梁の高橋脚上部全体を撮影する試験ミッションを実施した際のテストピース撮影画像と撮影時の環境情報等を加味した詳細記録表例を表 2.1.1.2-9 に、撮影画像を主観評価した全テストピースの判読可否の判断結果を図 2.1.1.2-35 に示す。

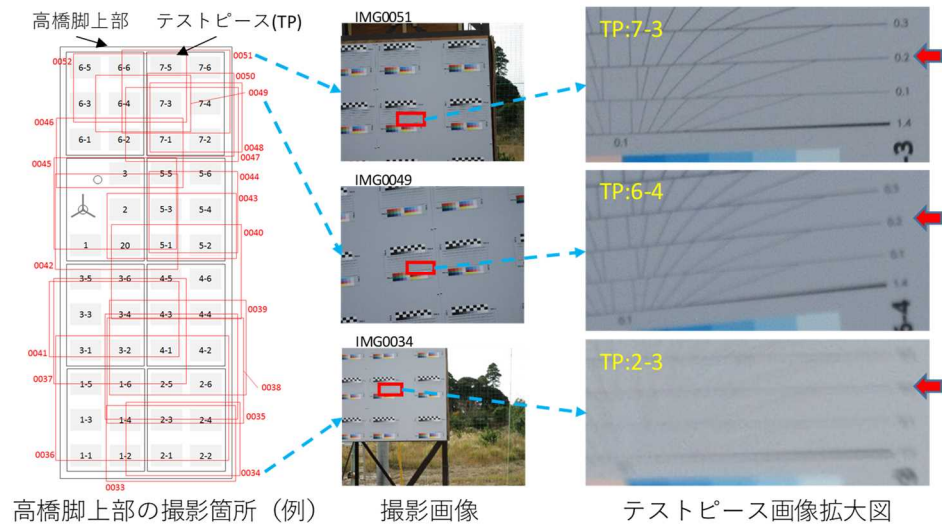


図 2. 1. 1. 2-34 高橋脚上部のテストピース撮影例

表 2. 1. 1. 2-9 詳細記録表 (高橋脚上部：抜粋)

詳細性能評価記録[データ取得性能 (画像) : 高橋脚上部] (案)																	平成30年3月x日版			
実施日		2017/12/22										天気		曇						
温度		6.1℃										湿度		53.1%						
試験種別		ミッション性能試験：高橋脚上部										試験ID		橋脚-FDC-12						
	テストピース		測定時刻	照度 [lux]		風向 [度] (0度：北)	風速 [m/s]	撮影位置 [m]			UAVから対象までの距離 [m]	取得画像						判定		
	No.	ID		橋脚面	橋脚背面			橋上	橋脚面	X座標		Y座標	Z座標	全体画像	(参考) 拡大画像	ファイル名	シャッタースピード		ISO感度	絞り
データ取得 (画像)	1	1-1																	—	
	2	1-2	11:25:16	10800	11610	333	1.29	2.94	0.13	0.48	2.94			DJI_0053.jpg	1/100秒	ISO-131	f/2.8	—		
	7	2-1	11:25:16	10800	11610	333	1.29	2.94	0.13	0.48	2.94			DJI_0053.jpg	1/100秒	ISO-131	f/2.8	○		
	14	3-2	11:25:34	10810	11800	333	0.15	3.31	0.25	1.55	3.31			DJI_0054.jpg	1/100秒	ISO-106	f/2.8	○		
	26	2	11:25:54	10820	12010	333	0.87	3.32	0.19	2.73	3.32			DJI_0055.jpg	1/100秒	ISO-125	f/2.8	○		
	45	7-6	11:26:10	10800	12220	327	0.26	3.48	0.19	3.68	3.48			DJI_0056.jpg	1/100秒	ISO-112	f/2.8	○		

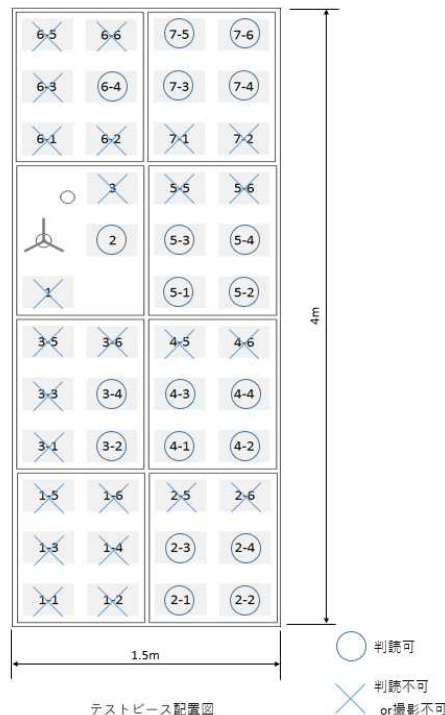


図 2.1.1.2-35 テストピース判読可否主観評価結果（高橋脚上部）

■考察

- ・ 図 2.1.1.2-34 の撮影例から、UAV の撮影時の飛行状態や環境条件によってテストピースの撮影画像品質が変わり、テストピースの指定線幅の実線の判読可否を主観評価することでその撮影画像品質を評価できることを確認できた。
- ・ 提案した手法に沿って、評価対象 UAV が簡易模擬橋梁に設置したテストピースを撮影した結果を表 2.1.1.2-9 の詳細記録に記録することで、評価対象 UAV は撮影対象に対してどのように撮影できたかを明確にすることができる。また、本詳細記録は撮影画像とその諸元も合わせて表記する書式であるため、開発者のみでなく利用者にとっても機体選定の指標として利用できると考える。
※本例は画質の違いを示すために読み取れない部分が生じたケースを示しているが、実際にはすべてのテストピースが読み取れる（網羅性 100%）ように飛行した時の作業時間を記録することになっているので、注意すること。
- ・ 提案した手法は、UAV がテストピースを撮影する際の環境条件を環境計測装置で計測することにしており、表 2.1.1.2-9 の詳細記録表にも撮影時の環境条件を記録している。この結果表より目的が達成できなかった（撮影が出来なかった）原因が、環境にあるのか機体等他に要因があるかを調査する材料になり、開発者にとって有用な情報を記録として残すことができると考える。
- ・ 図 2.1.1.2-35 はミッション試験を実施して得られた近接撮影画像に対する主観評価結果を評価対象エリア全体で示している。この図よりどの程度撮影対象を網羅したかを示すこ

とができ、利用者はこの評価機体が橋梁各部に対してどのような撮影特性を有するかを確認できる。

- ・近接撮影画像の評価におけるテストピースの位置特定にはテストピースに印字された ID を使用するが、人が撮影画像を確認して位置を特定するには相応の時間を要する。よって、印字された ID を使って位置を特定できるテストピースには、撮影画像からこの ID を画像認識で自動特定できる仕組みがあると評価作業の短縮に繋がると考える。

(イ) ミッション試験（床版）

床版に対するミッション試験では、床版に設置したテストピースを撮影するため UAV の飛行経路を図 2.1.1.2-36 のように設定した。また、支承部近くを撮影する際は、UAV は橋脚にかなり接近することになるため、支承部近くの床版の状況を撮影できるかは橋梁点検 UAV の性能として重要な評価ポイントになる。そこで、橋脚際の床版隅までテストピースを設置して検証することにした。なお、本試験に対する実証実験は送風機による人工風は適用せず自然風下で実施した。

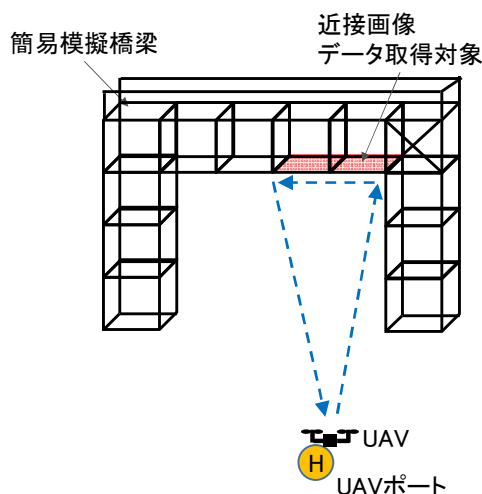


図 2.1.1.2-36 UAV 飛行経路（床版）

・近接画像データ取得

提案したミッション試験は機器搬入から機器搬出までの一連の作業を実施することを想定しているが、ここでは床版の近接画像データ取得に着目した検証について説明する。まず、本検証に適用した UAV とテストピースにおける判読対象線幅を表 2.1.1.2-10 に示す。

表 2.1.1.2-10 適用した UAV と判読対象線幅

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	デジタルカメラ (DMC_TZ85)
使用プリズム	ジンバル付き小型プリズム
判読対象線幅	0.2mm

■結果

近接画像データ取得性能評価手法に沿って、簡易模擬橋梁の床版に設置したテストピースを撮影した。その時の撮影対象であるテストピース撮影画像と撮影時の環境情報等を加味し詳細記録表に記載した例を表 2.1.1.2-11 に示す。また、撮影画像の線幅 0.2mm の判読可否を主観評価した結果を図 2.1.1.2-37 に示す。

表 2.1.1.2-11 詳細記録（床版：抜粋）

詳細性能評価記録[データ取得性能 (画像) : 床版] (案)															平成30年3月x日版			
実施日	2017/12/22										天気	曇						
温度	10.0℃										湿度	49.2%						
試験種別	ミッション性能試験：床版										試験ID	床版-FC-21						
	テスト ピース		測定時刻	照度 [lux]		風向 [度] (0度：北)	風速 [m/s]	撮影位置 [m]			UAVから 対象までの 距離 [m]	取得画像						判定
	No.	ID		床版	橋脚背面			橋上	床版	X座標		Y座標	Z座標	全体画像	(参考) 拡大画像	ファイル名	シャッタービード	
データ取得 (画像)	1	8-1																-
	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
	14	11	14:33:35	1860	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	15	12	14:33:35	1860	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
	24	10-6	14:34:50	1810	11030	112	0.66	-1.38	2.52	1.95	2.05			P1000078.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	25	11-1	14:33:35	1860	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
	33	6	14:34:50	1810	11030	112	0.66	-1.38	2.52	1.95	2.05			P1000078.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	34	7																-

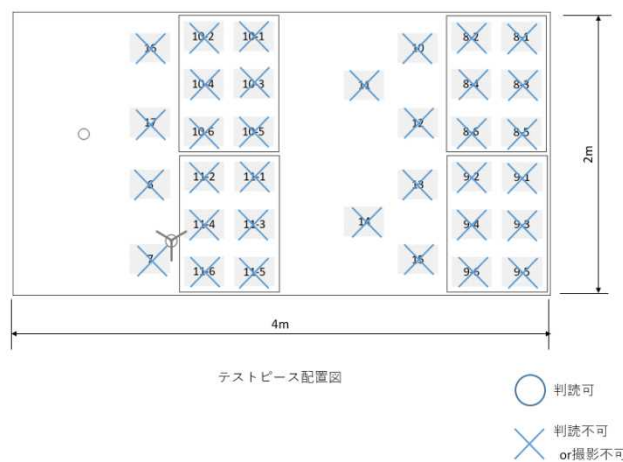


図 2.1.1.2-37 テストピース判読可否主観評価結果（床版）

■考察

- ・床版の近接画像データ取得性能評価手法においても、ミッション試験（高橋脚上部）の評価手法と同様に UAV の撮影画像やその時の環境条件等を記録として残すため、開発者のみ

でなく利用者にとって有用な情報を提供できると考える。なお、例に示した実証実験で使
用した UAV は床版に近づこうとすると機体が不安定になり十分接近することができなかつ
た。そのため、撮影できた画像に対する主観評価にて 0.2mm の実線は判読できなかった。

- ・ 床版の橋軸に平行な辺の傍にテストピースを設置すると上方の空が写り込みやすい撮影環
境を設定でき、逆光の影響を評価することができる。

(ウ) 個別試験（トラス越し）

・ 近接画像データ取得

鋼橋脚において点検対象部位と撮影装置の間にトラスがある場合、そのトラスにカメラのピ
ントが合い点検対象部位がぼけて撮影されることがある。そこで、簡易模擬橋梁の上部トラ
ス部を鋼橋のトラスと見立て、その背後にテストピースを設置して近接画像データ取得を検
証した。トラス越しに対する近接画像データ取得性能評価を検証するための個別試験実施時
の UAV の飛行経路を図 2.1.1.2-38 に示す。なお、本試験に対する実証実験は送風機による
人工風は適用せず自然風下で実施した。

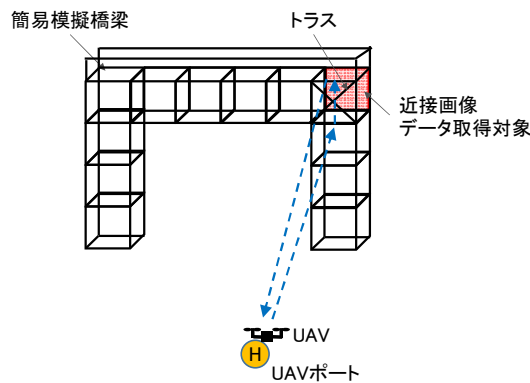


図 2.1.1.2-38 UAV 飛行経路（トラス越し）

■結果

本個別試験での撮影例を図 2.1.1.2-39、図 2.1.1.2-40 に示す。



図 2.1.1.2-39 トラス越しの撮影例
(手前のトラスにピントが合った場合)



図 2.1.1.2-40 トラス越しの撮影例
(手前のトラスを避けて撮影した場合)

■考察

- ・図 2.1.1.2-39 は手前のトラスにピントが合った場合で、図 2.1.1.2-40 は手前のトラスを避けてテストピースが撮影できた例である。このトラスのような撮影障害物がある場合には、その背後にテストピースを設置することにより今回の検証と同じ試験環境を構築でき、鋼橋におけるトラスのデータ取得に対する個別試験を実施することで評価できると考える。

次に、実証実験に基づく、近接画像データ取得性能評価用テストピース・計測装置の妥当性検証について説明する。

(c) 近接画像データ取得性能評価用テストピース・計測装置

(7) テストピース

今回の実証実験に適用したテストピースは、ひびわれを模した実線だけでなく、撮影画像の画像品質等も評価できる図案を設けている。0 の「近接画像データ取得性能評価」で実線の線幅の主観評価について検証したため、ここではこのテストピースの別図案の評価について述べる。なお、この評価では表 2.1.1.2-12 の UAV を用いて簡易模擬橋梁のテストピースを撮影した画像を用いた。

表 2.1.1.2-12 適用した UAV

ドローン	Matrice100 改
使用プリズム	小型プリズム
搭載カメラ	デジタルカメラ (M100_X3Z or IXY650)

■結果

撮影画像に対してデジタル画像処理ソフト Imatest を用いて撮影画像上のチェスボードから白と黒の交差点を設定し、そのエッジ近傍でのグレースケールの階調変化を求めた（図 2.1.1.2-41 ～図 2.1.1.2-43）。なお、各図の右図は撮影画像、左のグラフはその階調変化を求めたグラフで、そのグラフに示したピクセル値（評価結果）は、撮影画像におけるそのグレースケールの階調変化が最大値の 10%から 90%に変化する 2 点間のピクセル数である。

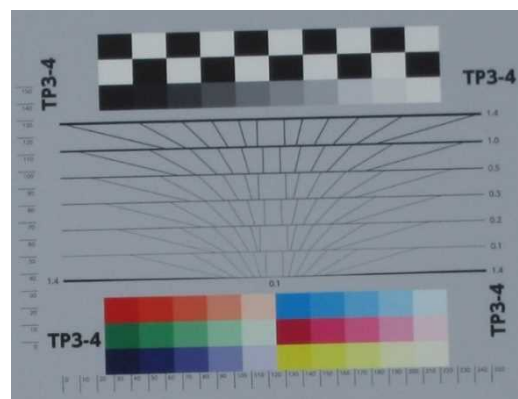
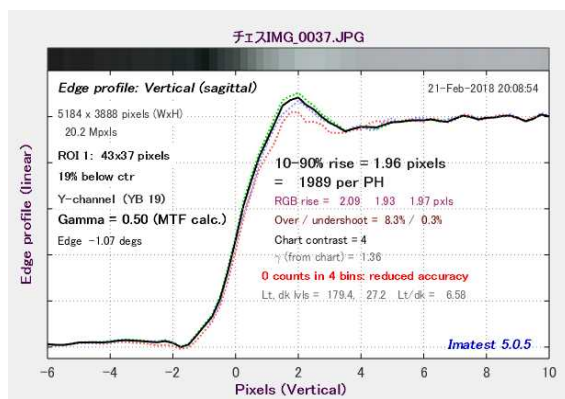


図 2. 1. 1. 2-41 評価結果と撮影画像例（評価値：1.96pixels、IMG_0037）

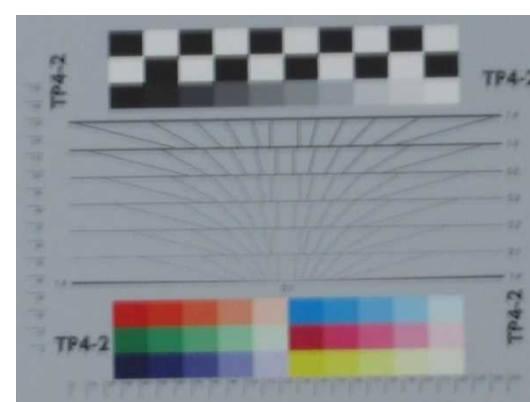
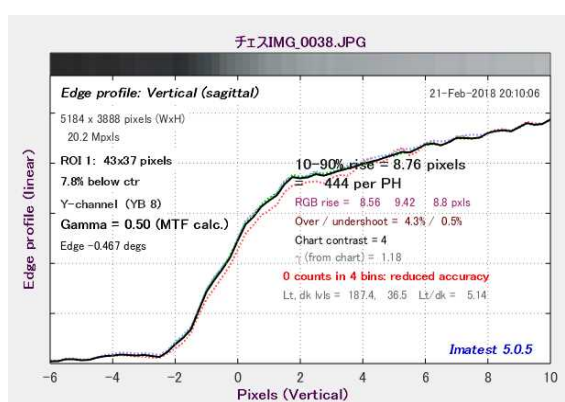


図 2. 1. 1. 2-42 評価結果と撮影画像例（評価値：8.76pixels、IMG_0038）

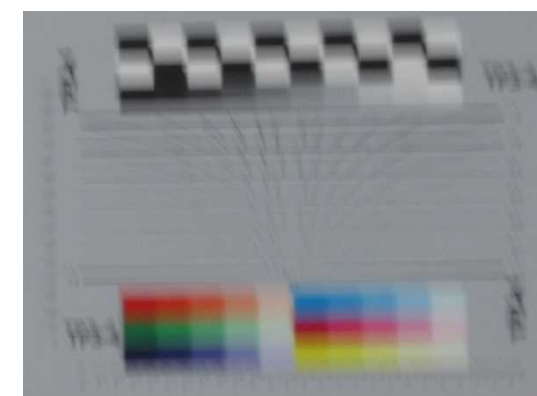
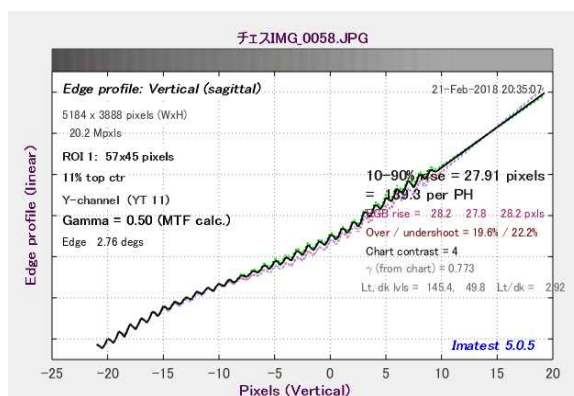


図 2. 1. 1. 2-43 評価結果と撮影画像例（評価値：27.91pixels、IMG_0058）

次に、カラーパッチの色差を求めた例を図 2. 1. 1. 2-44 ～ 図 2. 1. 1. 2-47 に示す。ここで示した色差は、撮影画像におけるテストピースのカラーチャートから各カラーパッチを抽出して得た撮影画像における各カラーパッチの $L^*a^*b^*$ 値と前記テストピース作成時に取得した該当カラーパッチの $L^*a^*b^*$ 値との二乗平均誤差から得た結果である。



図 2.1.1.2-44 撮影画像
(色差の大きい例、IMG_4465)

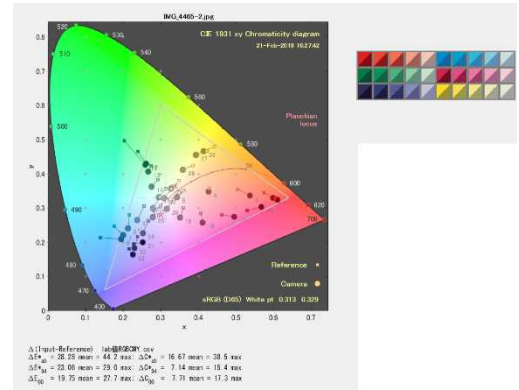


図 2.1.1.2-45 CIE1931 色空間での
参照結果と撮影画結果のずれ (IMG_4465)



図 2.1.1.2-46 撮影画像
(色差の小さい例、DJI_0052)

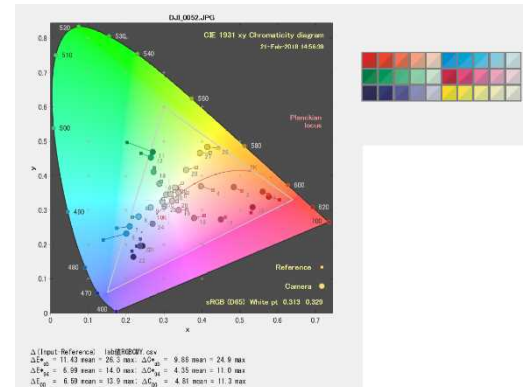


図 2.1.1.2-47 CIE1931 色空間での
参照結果と撮影画結果のずれ (DJI_0052)

■考察

- ・ 図 2.1.1.2-41 ～図 2.1.1.2-43 より、評価値（ピクセル値）が小さい程、右側に示した撮影画像のピントずれやぶれが少ないため、この評価値を算出することで撮影画像のピントずれやぶれを定量的に評価できる。また、図 2.1.1.2-43 の例では階調変化に細かな値の振れが見られることから、撮影カメラを搭載したドローン自体の振動が撮影画像の品質に影響した可能性も推定できると考える。
- ・ 図 2.1.1.2-44 に示した画像は色差 $\Delta E^*ab(\text{mean})$ が 28.63（図 2.1.1.2-45 参照）で、図 2.1.1.2-46 に示した画像の色差は 11.43（図 2.1.1.2-47 参照）である。撮影画像を比較すると前者は赤みが強く画像の色味に有意な差がある。また、図 2.1.1.2-45、図 2.1.1.2-47 の右上に示した色パターン（各パターンの左上：参照色[テストピース試作時に取得した色データから作成]、右下：実測色[撮影画像の色データから作成]）を比較すると、色差が大きい方が色の差がはっきりしていることが分かる。よって、この色差の比較により色ずれを定量的に評価できると考える。

- ・ 明け方や夕暮れ時では撮影箇所の色温度が大きく変わり、色ずれの基準となるテストチャート作成時の色温度と大きくずれる可能性がある。色ずれ評価を厳密に行う場合には、撮影時の色温度を測定して色差算出の補正を行えるようにするのも良いと考える。

(イ) 環境速計

(1) 風向風速計

今回の実証実験では橋脚の各箇所に風速計を設置し（図 2.1.1.2-48）、評価試験の際には近傍の風速計の計測値を記録することを検討した。簡易模擬橋梁の橋脚の風速の測定例を図 2.1.1.2-49 に示す。この測定時の測定周期は 1 秒であるが、10:24:26～10:24:28 の 2 秒間で 0.5m/s～2.5m/s の風速変動を捉えている。屋外環境ではこのような急激な風速変動が生じる場合があるので、風速変動を確実に捉えるためにも 1 秒周期での風速測定は妥当と考える。

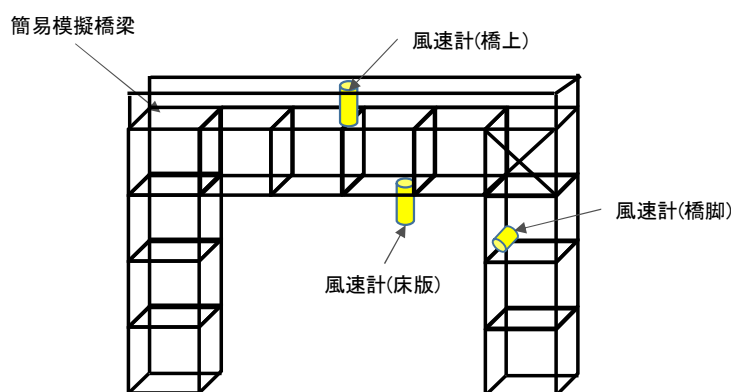


図 2.1.1.2-48 簡易模擬橋梁に設置した風速計

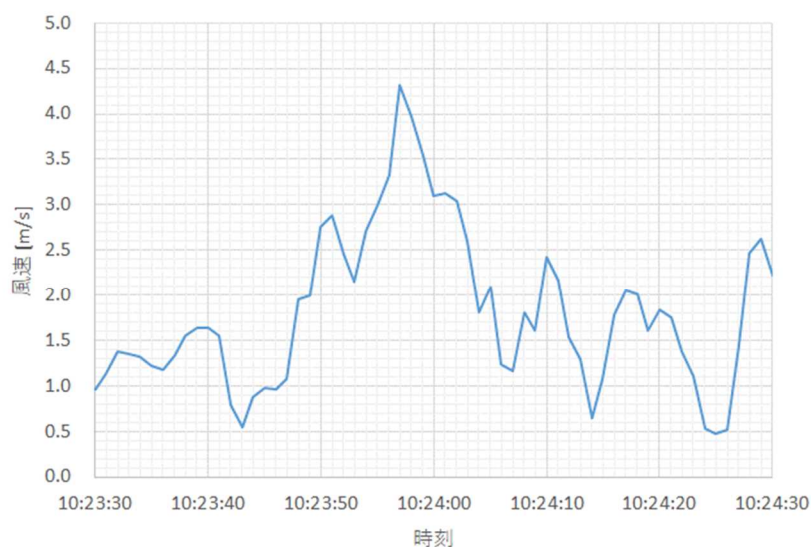


図 2.1.1.2-49 簡易模擬橋梁の橋脚の風速測定例

(2) 照度計

今回の実証実験では橋脚各所に照度計を設置し（図 2.1.1.2-50 参照）、ミッション試験の際には撮影近傍の照度を記録することを検討した。実際に簡易模擬橋梁の各所の照度計の測定例を図 2.1.1.2-51 に示す。本結果より橋脚南側に設置した照度計の照度は 80000Lux と高い値を示す場合もあり、太陽の照射具合によって照度が大きく変動する場合があることが確認された。したがって、実際に UAV が飛行して近接画像を撮影する際は太陽光の影響で撮影箇所の照度環境が大きく変わることもあるため、ミッション試験で飛行が想定される地点の近傍に照度計を設置することが望ましいと考える。また、逆光等の条件下での撮影も厳しい環境であるため、撮影対象物の背面にも照度計を設置し、どのような明るさの条件下であったか記録できるようにすることも有効であると考ええる。

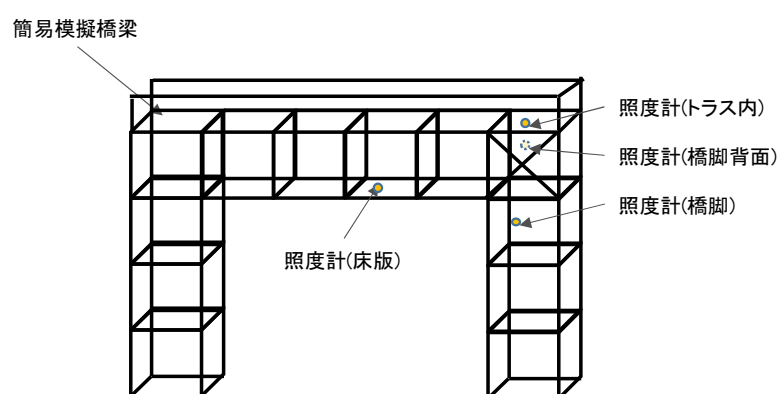


図 2.1.1.2-50 簡易模擬橋梁に設置した照度計

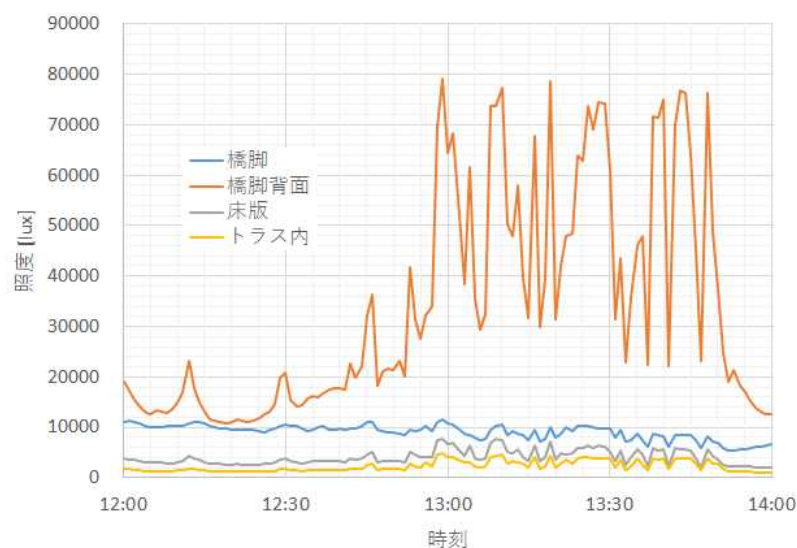


図 2.1.1.2-51 簡易模擬橋梁の各計測部位の照度測定例

(ウ) UAV 計測

(1) TS による UAV 飛行軌跡の計測

TS で計測したミッション試験実施時の UAV の飛行軌跡の例を図 2.1.1.2-52 に示す。この図は UAV の飛行軌跡を水平面と垂直面に投影した図であり、ミッション試験における UAV の離陸時から着陸時までの軌跡を示し、ミッション試験でのテストピースを撮影した時の UAV の位置を赤丸で表示している。この結果より TS でミッション試験時の UAV の軌跡を正確に計測できることが確認できた。これにより、測定結果を基に飛行軌跡を確認することで、ミッション遂行に要する時間がかかった際の原因も究明できると考える。また、ジンバル付き小型プリズムは、重量負荷軽減と姿勢変動による反射角が足りなくなるという問題を改善できることを確認した。この他、TS での UAV 計測における結果から得られた考察を以下に示す。

- ・ 撮影時間帯によっては、太陽光が TS の受光部に入光して、UAV のプリズムの反射光を捉えられず UAV をロストする場合があった。
 - 太陽光の入射光が入らない方向から UAV を計測できるように TS を設置する必要がある。
- ・ TS が UAV のインジゲータの点灯を誤認識する場合があった。
 - UAV をロストする頻度が高い場合はインジゲータの光を遮光する等の処置を実施する。
- ・ TS が測定対象 UAV から近い位置で計測すると、TS が UAV のプリズムを追従する際の仰角が大きくなるため、地上にある TS からプリズムを捉えるのが難しくなり UAV をロストする場合があった。
 - なるべく広範囲の方からのレーザー光を反射できるジンバル付き小型プリズムにより改善することを確認した。なお、UAV が移動した際にロストする頻度が上昇する場合は、UAV と TS との離隔距離を広げることで改善する可能性がある。

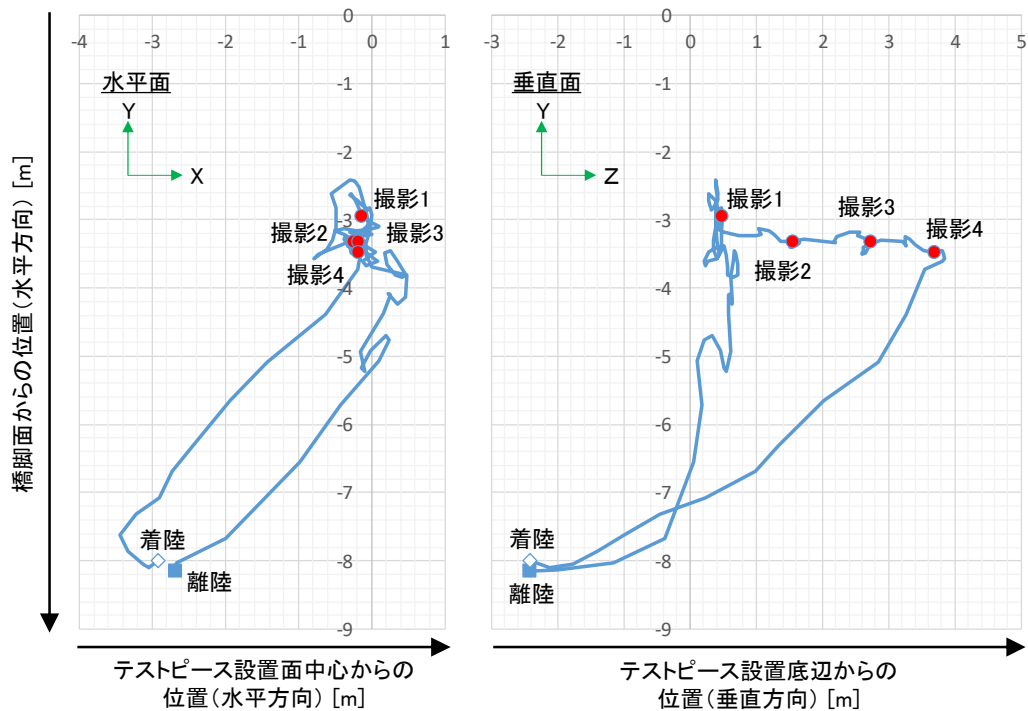


図 2. 1. 1. 2-52 UAV 飛行軌跡の測定例

(2) マーカーレスによる UAV 飛行軌跡の計測

トータルステーションで計測したミッション試験実施時の UAV の飛行軌跡の例を図 2. 1. 1. 2-53 に、その飛行軌跡をマーカーレスで測定した例を図 2. 1. 1. 2-54 に示す。なお、図 2. 1. 1. 2-54 では橋梁壁面に沿って飛行している辺りの軌跡を赤線で表記した。橋梁壁面に沿って飛行している辺りの軌跡はトータルステーションでの軌跡と同じような軌跡を示しているが、その前後では軌跡が大きくずれる場合があった。その原因としては、マーカーレスでの UAV の軌跡の算出処理で周辺の点群を除外できなかったことや、UAV の軌跡算出に重心をとっているが故に、取得できた点群数の多少により重心位置が変動したことが考えられ、橋梁から離れた場合の算出方法については改善する必要があると考える。その他、マーカーレスでの UAV 計測の考察を以下に示す。

- ・実験場を覆うネット近傍では、三次元レーザーセンサーの測定結果が大きくずれる場合があった。
→三次元レーザーセンサーで UAV を測定する場合、三次元レーザーセンサーで計測する面側には不要な部材が入り込まない位置に三次元レーザーセンサーを設置する必要がある。
- ・二方向から測定することで疑似的にサンプリングレートが上がり精度が良くなることや、片方が死角に入ったりしたときに補完できるかといったことを期待していたが、ネットに近すぎた左側のデータ処理がうまくいかず、二方向から測定については良好な結果は得られなかった。

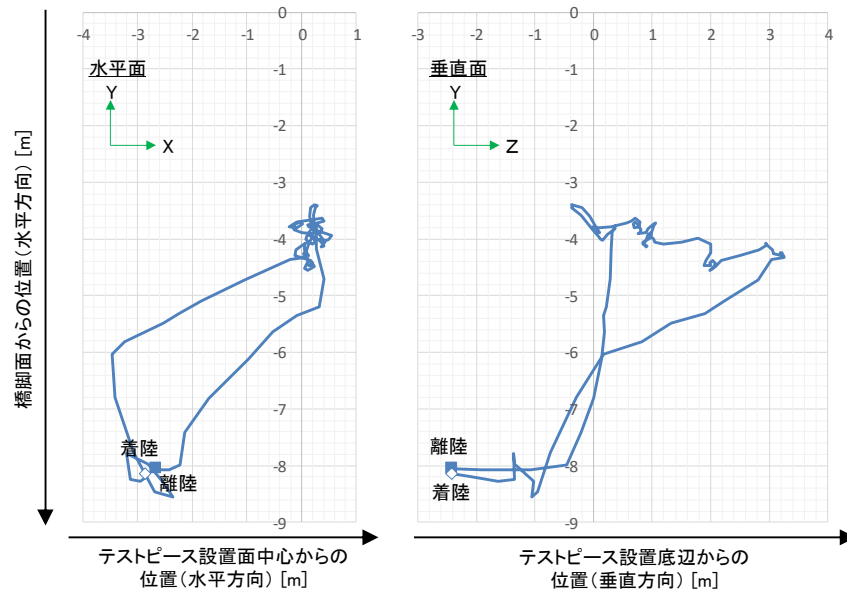


図 2. 1. 1. 2-53 トータルステーションでUAVの飛行軌跡を測定した例

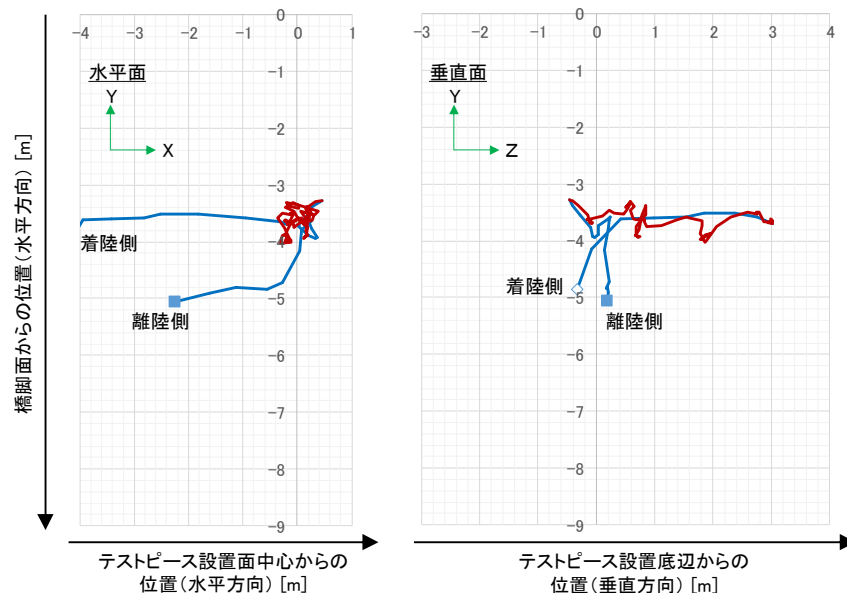


図 2. 1. 1. 2-54 マーカーレスで UAV の飛行軌跡を測定した例

(3) UAV 飛行状態の計測

ミッション試験実施時の UAV の飛行状態を撮影した例を図 2. 1. 1. 2-55 に示す。この図の上図は試験場において簡易模擬橋梁に設置した 3 台のビデオカメラの大凡の設置位置を示し、同図下図の 3 枚の写真はミッション試験時の UAV (赤丸で模式的に表記) を各ビデオカメラで撮影した映像を示している (赤色の破線丸で UAV を囲む)。この 3 台のビデオカメラは同じ時間軸で撮影できるため、UAV がどのような状態で飛行していたかを異なる方向から確認することが可能である。UAV 飛行状態の計測に関する考察を以下に示す。

- ・ UAV を撮影するビデオカメラの動画データを無線通信で制御用 PC に転送する構成であるが、UAV に搭載したカメラの撮影映像も無線通信で操作者手元の端末で確認する場合に、無線通信が途絶する場合があった。
→他の無線機器と干渉しない周波数を選定して運用するか、ビデオカメラ側の動画データの伝送を有線通信にする必要がある。

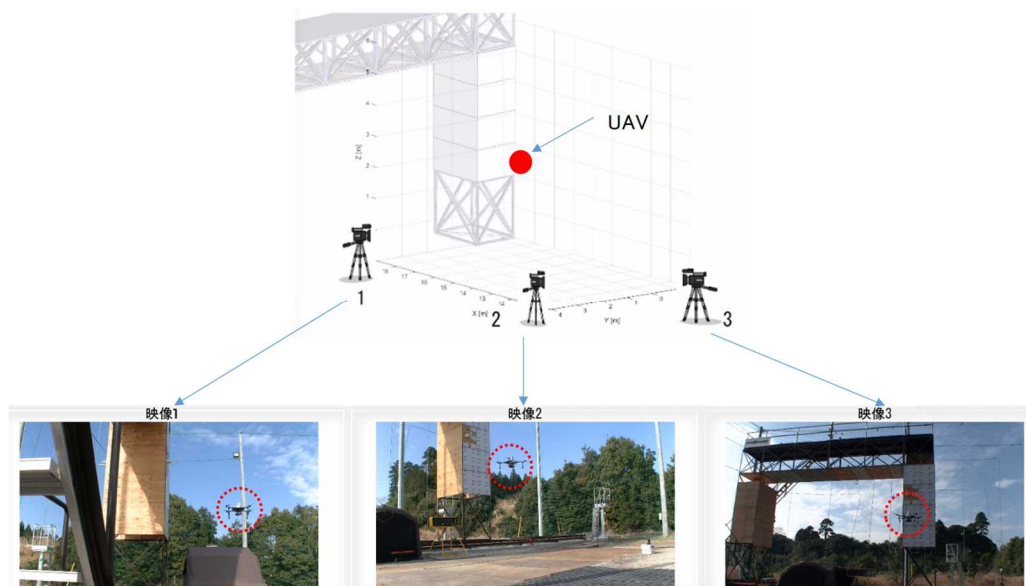


図 2. 1. 1. 2-55 UAV 飛行状態の撮影例

(C) 性能評価基準書の結果表案

以上の実証実験結果を踏まえ、表 2. 1. 1. 2-3 に示した性能評価基準の作業時間については、表 2. 1. 1. 2-7 の手順で測定することにした。また、網羅性については、試験ミッションでの撮影箇所に対して、判読できた撮影箇所の比率で定めた。特に、撮影箇所が今回用いたテストピースの場合には、判読対象はテストピースの実線の線幅を用い、判読可否はあくまで指定の線幅の線が判読できたかどうかで判断することとした。実証実験結果を踏まえて、作成した近接画像データ取得性能評価結果表への記載例を表 2. 1. 1. 2-13 に示す。

表 2.1.1.2-13 近接画像データ取得性能評価に関する結果表の記載例

データ 取得性能		
	データ取得箇所	
	画像	線幅
		網羅性
	打検	打検器
		先端
		網羅性
	作業時間	機材準備時間
		飛行時間
		機材撤収時間
		合計
		バッテリー交換時間
		工程A(離陸→移動)

■考察

- ・結果表により、近接画像データ取得性能の網羅性を、単なる割合ではなく各箇所における近接画像のデータ取得の成否で明示することができる。これにより、測定部位全体の網羅性が100%でない場合でも部分的には網羅性を100%できるエリアを明示し、測定エリアによっては利用可能なUAVを明らかにすることができる。よって、開発者のみなく利用者にもUAV機体選定の情報を提示できる出力方式を提案できたと考える。

(D) 福島 RTF への設備提案

今回の画像取得性能の実証実験において使用した設備機器を表 2.1.1.2-14 に示す。

表 2. 1. 1. 2-14 使用設備一覧

項目	品名	メーカー	型名	特徴性能
環境計測	照度センサ	デルタオーム	LP PHOT03	計測範囲0~200kLux
	三次元風向風速計	デルタオーム	HD2003	測定範囲0~70m/s、U-V-Wの要素風速、音速、音響温度[超音波計測]
	二次元風向風速計	デルタオーム	HD52.3DP	測定範囲0~60m/s、U-Vの要素風速、音速、音響温度[超音波計測]
	気象風向風速計	大田計器製作所	30-T-420	気象庁検定済、測定範囲0.4~70m/s、風向0~540° [飛行機型矢羽]
	大気圧計	デルタオーム	HD9908T BARO	計測範囲800~1100hPa
	温度計	フィールドプロ	TPT100-L5	気象庁検定済、計測範囲-40~100°C
	湿度計	ヴァイサラ	HMP110-L3	気象庁検定済、計測範囲0~100%RH
	データロガー	デルタオーム	HD35EDLW	センサデータをログ集約、HD35APJへデータ送受信
位置計測	データ収集	デルタオーム	HD35AP.J	HD35EDLWよりデータ送受信
	トータルステーション	FARO	LASER TRACKER VANTAGE E	計測範囲25m、サンプリングレート1000回/秒 ※80m測距のVANTAGE S在り
位置計測	三次元測域センサ	北陽電機	YVT-35LX	2590点/360deg
状態記録	ビデオカメラ	スポーツセンシング	GC-LJ20B	1276万画素、光学10倍、シャッタースピード最大1/10000、無線連携可能
時間計測	スポーツタイマー	セイコーウォッチ	ST-306	大型表示器、電池駆動、1秒単位

福島 RTF の橋梁規模やコンセプトの相違によって、設置するセンサ種や数量の考慮は必要であるものの、三次元測域センサを除く今回の使用機器を提案した。

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

本開発研究では、昨年度作成したインフラ点検ロボットの近接画像データ取得性能の評価基準とその手法案のブラッシュアップを実施した。性能評価基準検討委員会での協議等を踏まえて、データ取得性能評価として、定期点検要領の評価単位に準じた3つのモデル（上部構造、下部構造、支承）のミッション試験を策定した。また、策定した手法に沿って、簡易模擬橋梁にて UAV を用いた実証実験を実施した。その結果、開発した検証技術の正当性と性能評価基準の妥当性を検証し、エビデンスを取得した。

今回の結果を踏まえて、福島 RTF に向けた提言を以下に示す。

- ・評価試験では膨大なデータ量が発生するため、それを管理・活用するためにデータベース化等が必要と考える。
- ・今後、ドローンの急速な高性能・多様化により性能評価手法も柔軟に対応していくことが望まれ、陳腐化することがないように改訂体制は必要と考える。また、本手法を活かすために、福島 RTF にて第三者試験を実施していく体制の実現を望む。
- ・本手法に基づく評価結果を取得してから国土交通省や自治体の実証／NETIS 認定に進むこととするなど、本手法による評価を経ることが実用化の必須条件となる枠組みを期待する。

5.1.2. 「打音検査ロボットシステムの性能評価手法等の研究開発」（実施者：日本電気株式会社）

(A) 打音データ取得性能評価手法の検討

i. 性能評価の考え方

データ取得にあたっては、対象部位のデータを漏れなく取得する網羅性とデータ取得時間が重要となる。打音による対象部位の損傷の「うき」に関するデータ取得では、打検器を対象部位に接触させ対象部位表面を叩いた結果の音データを記録する。性能評価に当たっては、打検器先端の対象部位への接触がどのくらい確実に実行されたかの測定により網羅性を評価する。そこで、打検器先端の指定位置への位置精度（位置誤差）と対象部位表面となす角の規定値からのずれ（角度誤差）の大きさを評価し、対象部位に対して打検動作の実行を確認した部位の比率を網羅性の指標とする。

打音データ取得性能は、対象のうち指定部位全体に渡って広く必要なデータを取得する「指定部位のデータ取得（広域）」と、過年度データ取得箇所の損傷の進行度合いを確認するなどの目的でピンポイントに必要なデータを取得する「特定箇所のデータ取得」の二種にて評価する。性能評価にあたり、「指定部位のデータ取得（広域）」では打検器先端の指定位置への位置精度（位置誤差）と対象部位表面となす角の規定値からのずれ（角度誤差）を網羅性の性能評価指標とし、「特定箇所のデータ取得」ではさらに指定位置を細かく指定して検査を実施する。

以上に実行時間の測定結果を加えた4種の指標に関して評価を実施し、総合的に当該ロボットの性能評価を実施する。なお、取得したデータを処理することはUAVの基本能力とは異なるため、うきの有無判定などは含まない。

表 2.1.1.2-15 打音の性能評価指標

指標	内容
実行時間	指定作業の実行時間
打検器先端：位置誤差	打検器先端の指定位置への位置決め精度
打検器先端：角度誤差	打検器先端の対象面との接触角度精度
網羅性	対象部位に対して打検器によって検出できた部位総数の比 ※特定箇所のデータ取得の場合は、以下の値で定義する ・ 特定部位に対して検出できた部位総数の比

ii. 基準となる測定対象（テストピース）の検討

打音データ取得性能評価のためには表 2.1.1.2-15 に示した指標を測定する。打検器先端と測定対象表面の接触点に対する位置及び角度精度の測定が基本となるため、性能評価試験のための測定対象（テストピース）の構成が課題となる。打音に対するテストピースとして以下の2種が考えられる。

- (a) テストピースとして実際にうき領域を測定対象面に複数組み込み、各うき領域のサイズと中心座標をあらかじめ記録し、この中心座標を設定値とする。

→ロボットは打音検査の結果を使わないとき領域は分からず、より現実に応じた評価が可能。

(b) テストピースとしてうきは作りこまず試験対象表面にうき領域のサイズに相当するパターン（四角形など）をマーカーとして描画し、この中心座標を設定値とする。

→ ロボットは画像情報としてマーカー中心を特定する、また、人による遠隔操縦時には操縦者がマーカーを頼りに打点へのアプローチを操作する等の可能性があるが、ロボットによる打点への接触位置精度や角度精度を測定するデータ取得性能の評価としては意味を持つ。

ここでは、テストピース上に設定した接触点（打点）の座標を“設定値”と記す。性能評価にあたっては、この設定値と打検器先端の位置及び姿勢の測定値との差を誤差として評価することとなる。試験施設の企画時にどちらのテストピースとするかは適宜判断すればよい。

図 2.1.1.2-56 にマーカーを描画する形式のテストピース b) の例を示す。本例では表面をコンクリートに模した色及び汚れとし、打点目標を 16 点描画している。

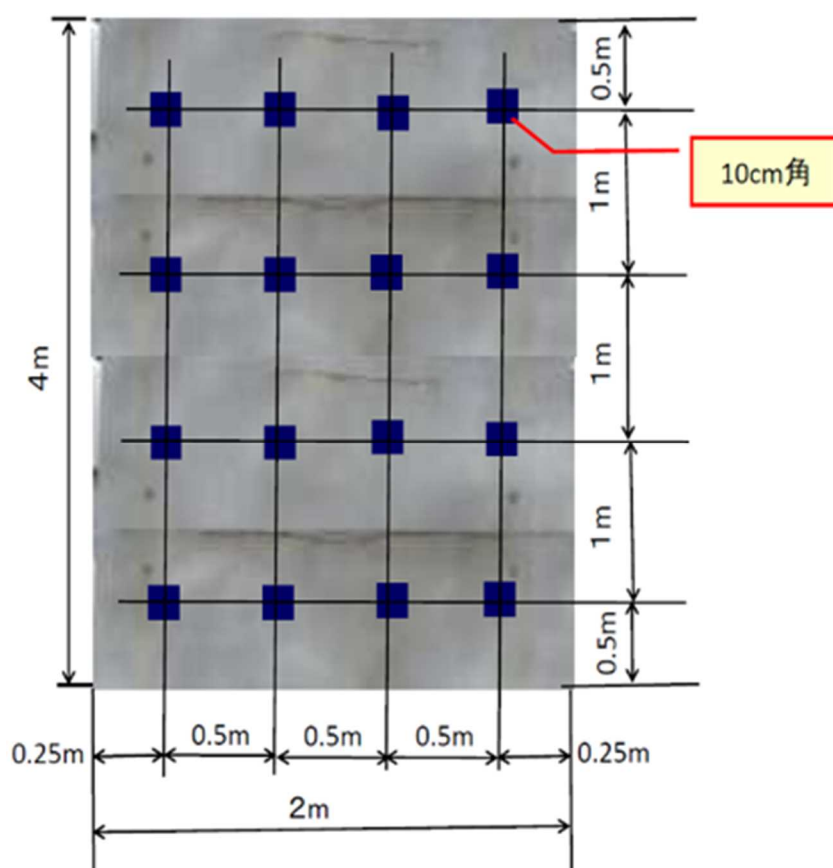


図 2.1.1.2-56 打音検査ロボット性能評価用テストピースの例

iii. 打検器先端位置決め誤差測定方式の検討

打音検査ロボットは打検器を対象部位に接触させ対象部位表面を叩いた結果の音データを記録する。システムの性能評価にあたっては以下の2種の誤差を計測し評価する。

- (a) 位置誤差：ロボットが測定対象部位に接触した打検棒先端位置（計測値）と、テストピースに設定した打点位置（設定値）との差
- (b) 角度誤差：ロボットが測定対象部位に接触した打検棒の接触角度（計測値）のテストピース面に対する直交方向（面の向き、設定値）との差

ここで、位置及び角度の計測方法には、座標の収集方法に異なる選択肢が考えられる。

- (a) ロボットが測定対象部位と判断した時点での“モーションキャプチャによる”打検棒先端位置および接触角度の計測。打検棒先端にキャプチャ用マーカの取り付けが必要。
- (b) ロボットが測定対象部位と判断した時点での“ロボットが出力する”打検棒先端位置および接触角度の計測。モーションキャプチャやキャプチャ用マーカは不要。

いずれも計測結果を上記の計測値とし、テストピースへの打点目標の設定値と比較して誤差を評価する。座標の収集方法としてはモーションキャプチャを利用することを基本としているが、打音検査方式によってはモーションキャプチャが利用できない場合がある。

モーションキャプチャを利用する場合、打音検査方式として打検棒をロボットに装着して物理的に対象表面をたたく方式を前提としているが、システムによっては非接触（対象表面の温度測定やレーザー走査など）にて検出することも考えられる。また、打検棒を用いる場合も、棒先端内部に対象面への垂直な接触を確保する機構が内蔵され棒そのものの面への直交性は意味をなさない場合も想定される。これらの場合は角度に関して計測結果は無条件に誤差最少として評価せず、位置誤差に関して非接触型であれば上記b)を、接触型であればa)もしくはb)を適用することとする。

iv. 打音検査ロボットの性能評価のためのミッション試験の検討

打音検査データ取得の目的はコンクリート表面内部のうきの検出である。このため、検査対象はコンクリート橋梁とし、その上部構造であるコンクリート床版・桁と、コンクリート橋脚を対象とする。さらに、対象のうち指定部位全体に渡って広く必要なデータを取得する「指定部位のデータ取得（広域）」と、過年度データ取得箇所の損傷の進行度合いを確認するなどの目的でピンポイントに必要なデータを取得する「特定箇所のデータ取得」の二種にて評価する。それぞれに対するデータ取得の試験方法の詳細を検討する。

(a) ミッション試験（床版、広域）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV に上向きに設置された打検器を用いてコンクリート床版や桁に対し、1 径間に渡る指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-57（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-58 に示す。指定領域（広域）の試験では指定領域内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

打音においては広域に渡るデータ取得においても一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返すため、ミッションプロファイルに示すように一定高さからの押し付けのための上昇と停止／計測・下降と移動、を繰り返す動作となる。

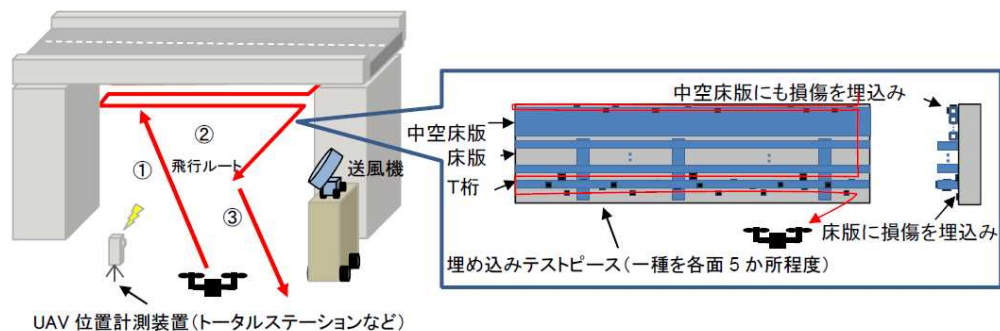


図 2.1.1.2-57 コンクリート床版・桁のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

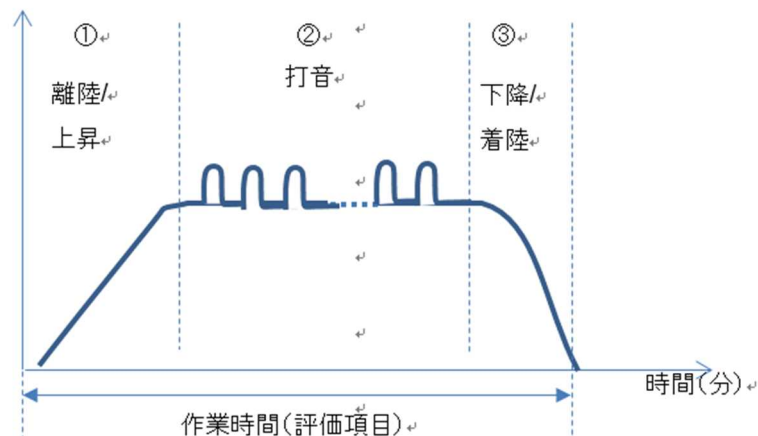


図 2.1.1.2-58 ミッションプロファイルの例

(b) ミッション試験（床版、特定部位）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV に上向きに設置された打検器を用いてコンクリート床版や桁に対し、指定した特定箇所を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-59（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-60 に示す。特定箇所の試験では部位内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

特定箇所の打音では、指定した部位に移動後に一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返して損傷面積を検出するため、ミッションプロファイルに示すように一定高さからの押し付けのための上昇と停止／計測・下降と移動、を繰り返す動作となる。

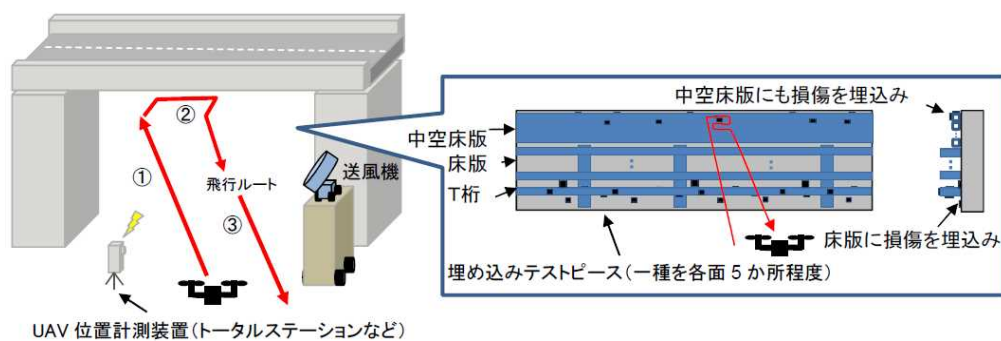


図 2.1.1.2-59 コンクリート床版・桁のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

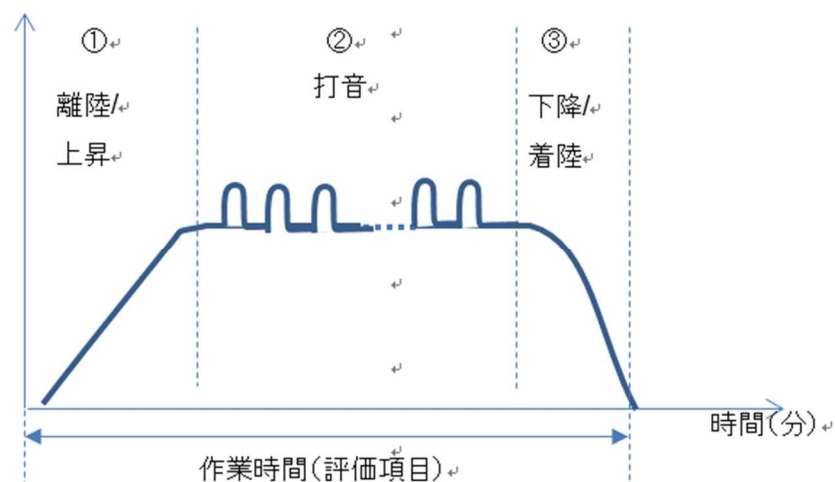


図 2.1.1.2-60 ミッションプロファイルの例

c) ミッション試験（橋脚、広域）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV の水平方向に設置された打検器を用いてコンクリート橋脚に対し、指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-61（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-62 に示す。指定領域（広域）の試験では指定領域内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

橋脚への打音においては広域に渡るデータ取得においても一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返すため、ミッションプロファイルに示すように高さを変えながら移動し、さらにミッションプロファイルには示していない押し付けのための前進と停止／計測・後退と移動、を繰り返す動作となる。

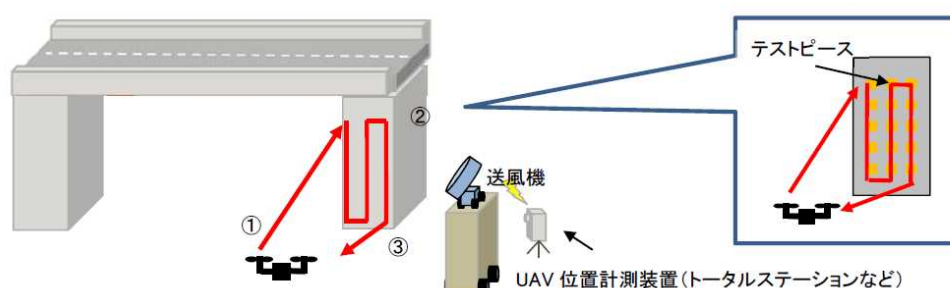


図 2.1.1.2-61 コンクリート橋脚のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

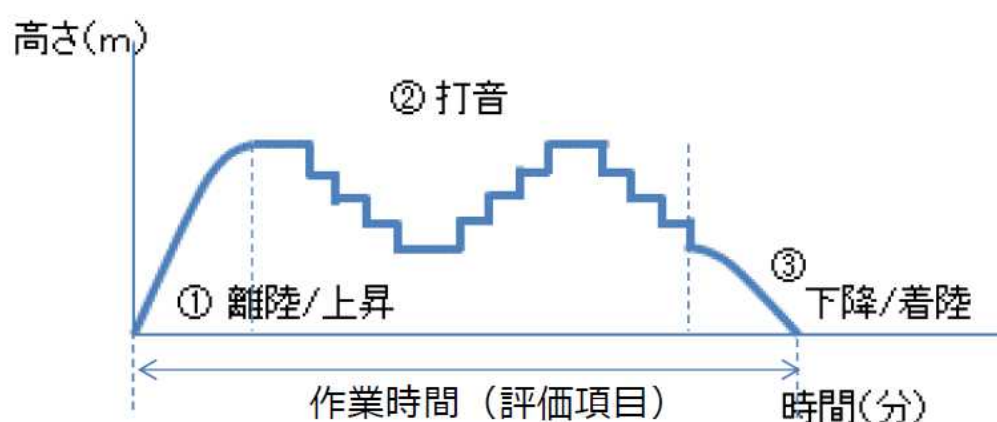


図 2.1.1.2-62 ミッションプロファイルの例

d) ミッション試験（橋脚、特定部位）

橋梁下部の地上から UAV が離陸し、UAV の水平方向に設置された打検器を用いてコンクリート橋脚に対し、指定領域を打音する。飛行イメージを図 2.1.1.2-63（環境条件を計測する風速計等は省略）に、ミッションプロファイルを図 2.1.1.2-64 に示す。特定箇所の試験では部位内での指定点への打音動作を連続して実施し、動作ごとの打検器先端の位置・姿勢を計測し、指定領域に対する実行結果と実行時間を記録する。

特定箇所の打音では、指定した部位に移動後、一定間隔ごとに移動・停止・データ取得・移動を繰り返して損傷面を検出するため、ミッションプロファイルに示すように高さを変えながら移動し、さらにミッションプロファイルには示さない押し付けのための前進と停止／計測・後退と移動、を繰り返す動作となる。

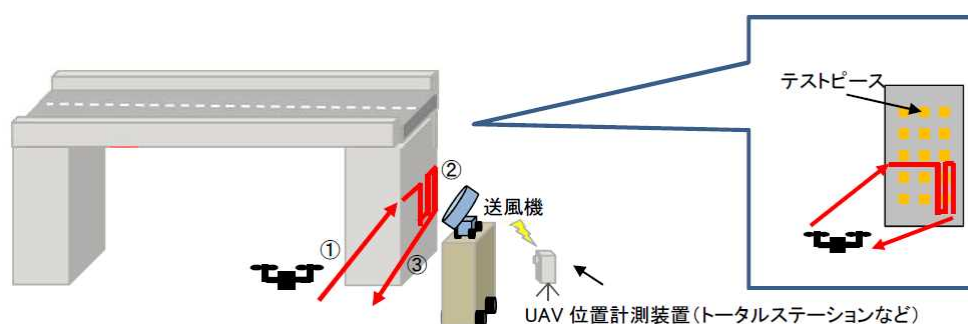


図 2.1.1.2-63 コンクリート橋脚のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

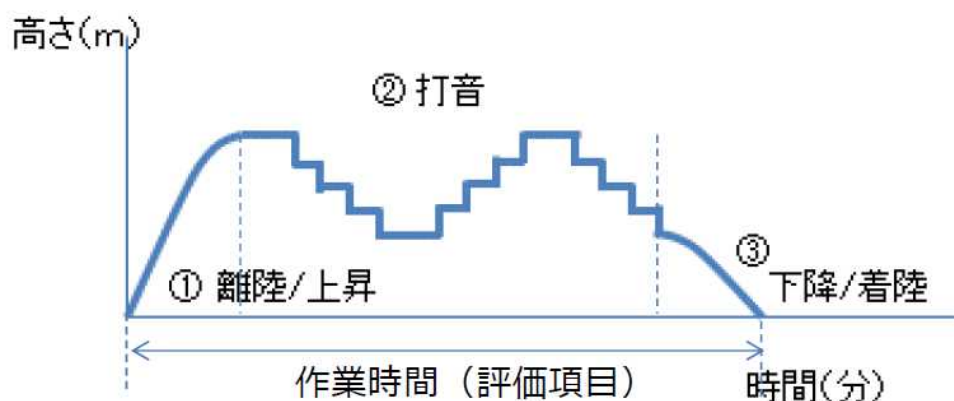


図 2.1.1.2-64 ミッションプロファイルの例

(B) 打音データ取得性能評価手法の実証実験

以上検討した打音検査ロボットの性能評価方式の正当性と試験項目および評価基準の妥当性を検証するため、模擬橋梁を用いた検証を実施した。まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出、試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

i. 初期検証

まず、屋内に橋梁の床版と桁及び橋脚の被測定面を模擬した面を設置し、モーションキャプチャのカメラを面の周囲に配置して打音検査ツールを模擬した打検棒の動きの測定を繰り返し、カメラ配置及び指向方向の妥当性を検証した。性能評価指標として打検棒先端の被測定面への接触位置と角度を測定する為、対象測定面の長辺両側に3台ずつ、短辺に2台のカメラを配置した(図 2.1.1.2-65)。



図 2.1.1.2-65 モーションキャプチャのカメラ配置

図の配置にて測定を繰り返した結果、以下の課題が明らかになりカメラの指向方向に関する知見が得られた。

- ・ 複数のカメラで対象の位置や方向を測定する為に全カメラ相互の位置関係のキャリブレーションが必須であり、カメラ同士の視野は極力重なることが好ましい。
- ・ 上記キャリブレーションは複数のマーカーを搭載した棒を移動させて全カメラによる計測を

繰り返すことで実施する。各カメラの視野は四角錐状であり、視野が対象面の中に潜るような方向にカメラが向くと前記キャリブレーション用の棒の移動が検出できず、キャリブレーションが失敗する。このためカメラは対象面の鉛直方向（面の向き）に対して極力対象面の表面に近い位置に設置し、面に対して浅い角度で指向方向を設定する必要がある。

上記検討結果によりカメラを設置し、打検器を模擬した棒にモーションキャプチャによる測定用の反射マーカを複数配置した棒による打音検査を模擬した動作を検出した結果を図 2. 1. 1. 2-66 に示す。

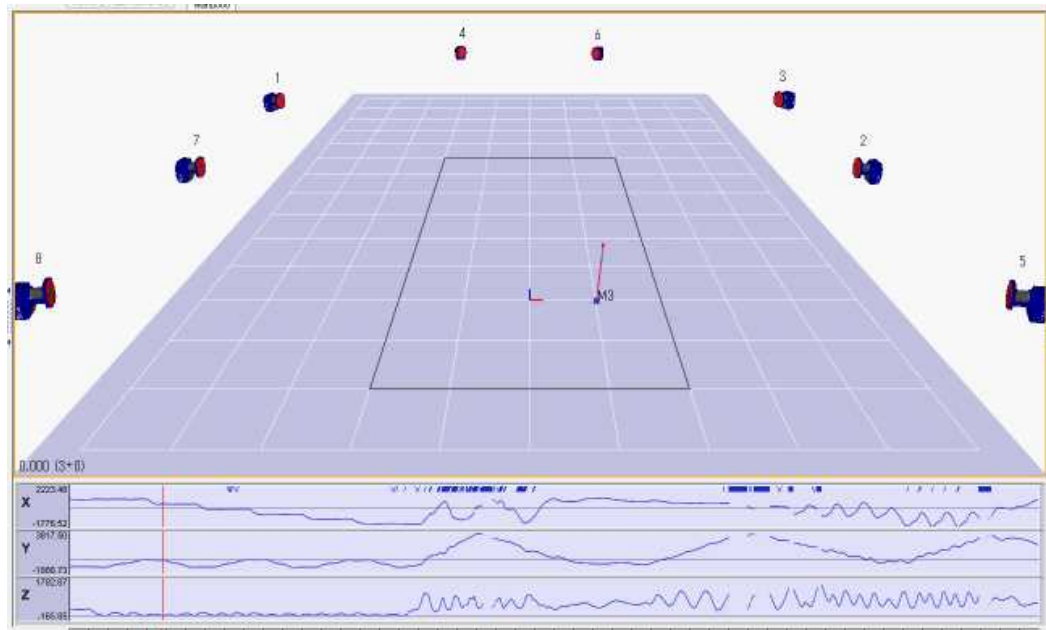


図 2. 1. 1. 2-66 モーションキャプチャによる計測結果

図 2. 1. 1. 2-66 に数字を付して示したカメラ配置により測定したマーカー（M3）の座標の推移が図の下方に表示されている。棒の上下の動きが Z として表示されている。Z の値が一定値以下の点列の X, Y 値を読み取れば、打検棒の対象面に対する接触位置が求まり、複数のマーカーの座標値から棒の対象面に対する接触角度が求まる。

室内での本検証実験により、対象面の全域で打検棒の位置と角度の動きが測定できることを確認した。

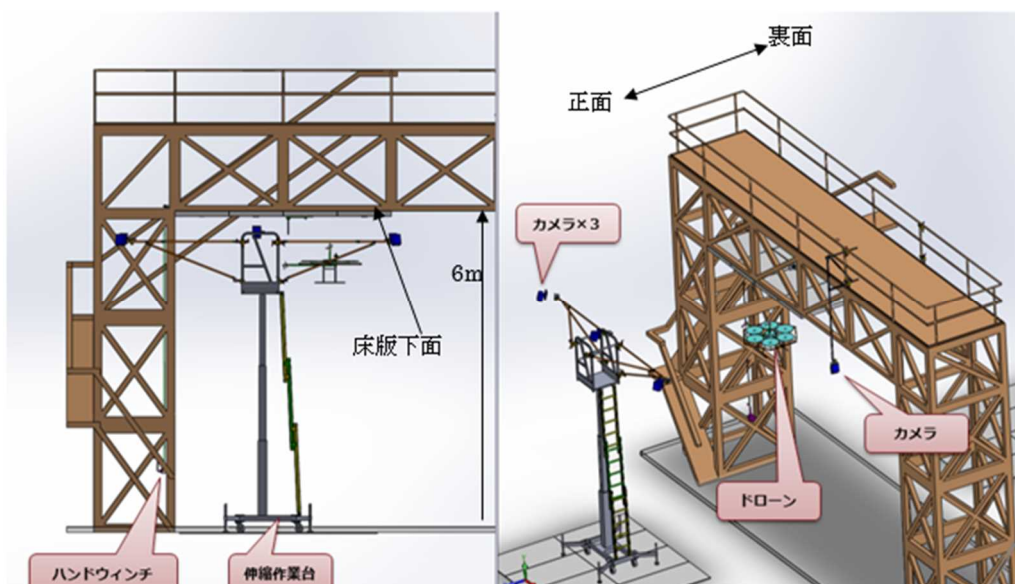
ii. 模擬橋梁を使用した検証

次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。千葉県東金市にあるエンルート・ドローンフィールド東金に設置された 幅：11m、高さ：9m、奥行：2m の模擬橋梁の床版面と橋脚側面に、2m×4m 大のコンクリート表面を模擬した板を設置し、その表面に 10cm 角の打点ターゲットを 16 点描画して模擬的な打音検査を実施した。ミッション試験として模擬橋梁の上部構造（床版）及び下部構造（橋脚側面）に対して、実際に無人航空機を飛行させ打音点検を再現し、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出した。

a) ミッション試験（上部構造：床版）

(7) 実験環境の構築

模擬橋梁の床版下面に接触する打検器先端の接触位置・姿勢を計測する為、モーションキャプチャの複数のカメラを、床版下面を主視野となるよう対象面を取り囲むように配置した。カメラ配置は前述の屋内試験の結果を基本としたが、屋外での予備検証実験では日中の明るい時間に雲や太陽の影響を受け、複数カメラ間のキャリブレーションの完了に多大な時間がかかるという課題が生じた。このため、図 2.1.1.2-67 に示すように、床版下面に近い高さに、かつ視線方向が斜め下方向を向くようにカメラを配置した。上方に設置するカメラを下向きとすることで明るい空が視野に入ることを避ける。床版側方には床版の長手方向に沿って正面・裏面各 3 台のカメラを伸縮式作業台に横棒を渡して配置した。床版を長手方向に沿って検出するカメラは模擬橋梁から吊り下げるように正面・裏面に各一台配置した。以上、8 台のカメラにより床版打音検出試験用モーションキャプチャシステムを構築した。



注：カメラは橋梁長手方向中心線に対し対象に更に 4 台を設置

図 2.1.1.2-67 上部構造計測試験でのカメラレイアウト

上部構造に対する実証試験では、ドローンの手動操作により打音検査を模擬するドローンに

取り付け棒を床版下面に接触させ、接触点の位置精度と姿勢精度を計測した。そのため、コンクリート表面を模擬した横幅 4m x 奥行 2m の模擬 PC パネルを製作し模擬橋梁の床版下面に貼付した。また、模擬打検器を接触させる位置の目標として、横 1m 間隔、奥行方向 0.5m 間隔で 10cm 角の正方形の打点ターゲットを表面に描画した（図 2.1.1.2-68）。また、パネル周囲には反射マーカを 6 点取り付け、測定時の座標系補正の参考となるようにした。



正面より



床版に設置した模擬 PC 板及び打点ターゲット



裏面より

図 2.1.1.2-68 実際の配置の様子

床版への打音検査の実施に当たり、計測器の制御機器及び操作者を配置するテントとドローンの制御機器及び管理者などを配置するテントを図 2.1.1.2-69 のように設置した。

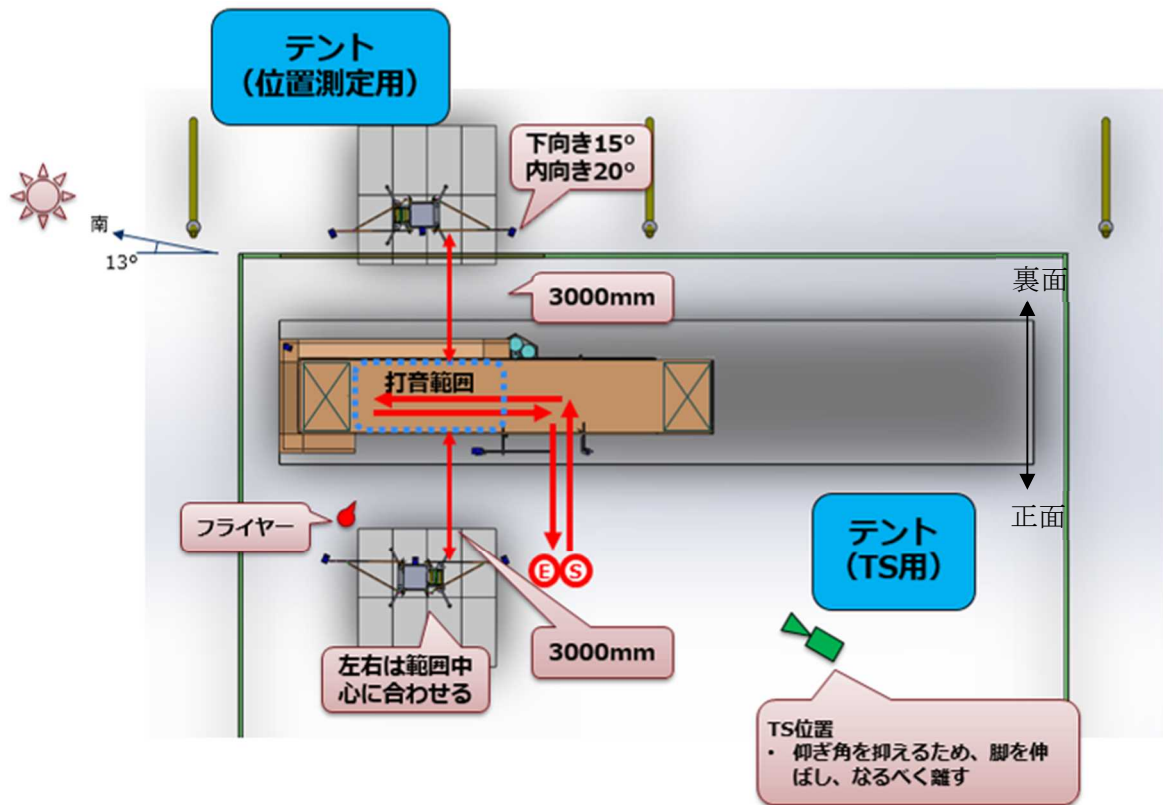


図 2. 1. 1. 2-69 テントの配置

モーションキャプチャでの計測にあたっては複数カメラ同士の位置・姿勢のキャリブレーションの為、L フレームという治具の設置と除去の操作が必要である。また、L フレームは検出対象面の基準とする位置に配置する必要がある。今回、床版下面という 6m の高さへの設置と除去のため L フレームを吊り、ハンドウインチで上下する構造を製作し模擬橋梁に設置した。(図 2. 1. 1. 2-70)

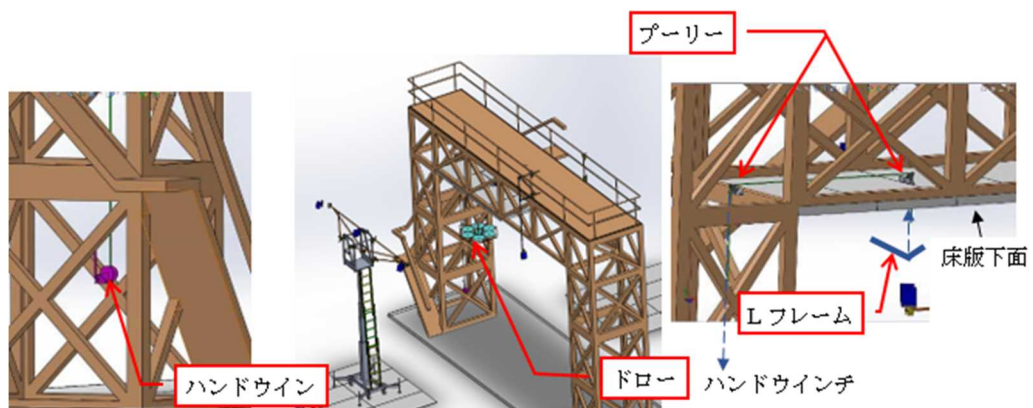


図 2. 1. 1. 2-70 L フレーム吊下げ構造等設置図

模擬橋梁の床版及び橋脚への打音検査の実施の為、打音評価治具としてドローン上面方向及び正面方向に模擬打検棒を配置した。床版打音検査の実験実施にあたっては中型機 (ACSL-PF1) の

機体上方に向けて棒を設置した(図 2.1.1.2-71)。小型機 (Phantom3) にも機体上方に向けて棒を設置した (図 2.1.1.2-72)。



(床版打検用)

図 2.1.1.2-71 中型機 (ACSL-PF1) への模擬打検棒の設置



(床版打検用)

図 2.1.1.2-72 小型機 (Phantom3) への模擬打検棒の設置

(イ) 実験結果

イ-1 中型機による測定

中型機（ACSL-PF1）を用いて床版下面に対する模擬的な打音検査を実施した。打音検査は4セット実施した。動作例を図 2.1.1.2-73 に示す。打点ターゲット 16 点の内、最も橋脚に近い4点及び橋脚から2列目の階段に近い1点はドローンが接触する可能性があるため打音検査の対象とせず、11 点に対して検査を実施した。このため、本機によるデータ取得性能の内、網羅率は 11/16（68%）となった。

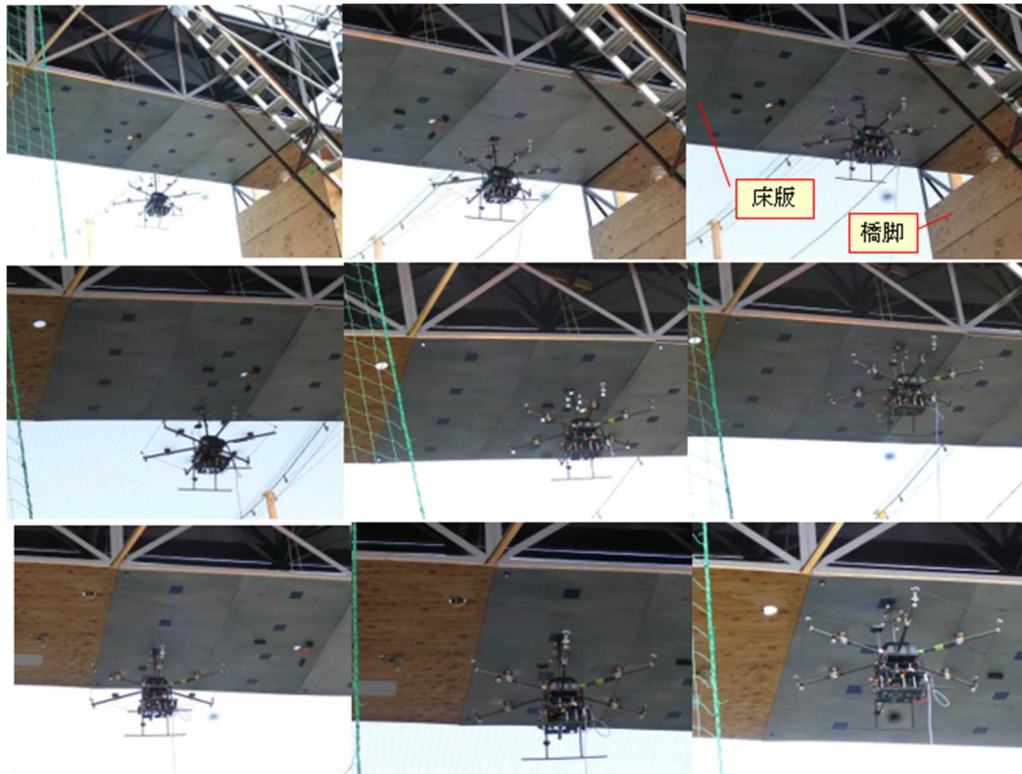


図 2.1.1.2-73 中型機による床版下面に対する打音検査例

イ-2 小型機による測定

小型機（Phantom3）を用いて床版下面に対する模擬的な打音検査を実施した。打音検査は2セット実施した。動作例を図 2.1.1.2-74 に示す。打点ターゲット 16 点の内 5 点に接触し、網羅率は 5/16（31%）を得た。小型機のためロータが面に近接し安定した飛行を阻害する。また安定化のため地面に対する超音波センシングや画像センシングを併用しているが本模擬橋梁では床版が相対する地面には複雑な凹凸があり安定化のためのセンシングに失敗している可能性が高い等、手動での安定した操縦が困難だった。小型であるため、中型機では打検をあきらめた橋脚から2列目の奥側で階段に近い点に接触できたのは評価できる。

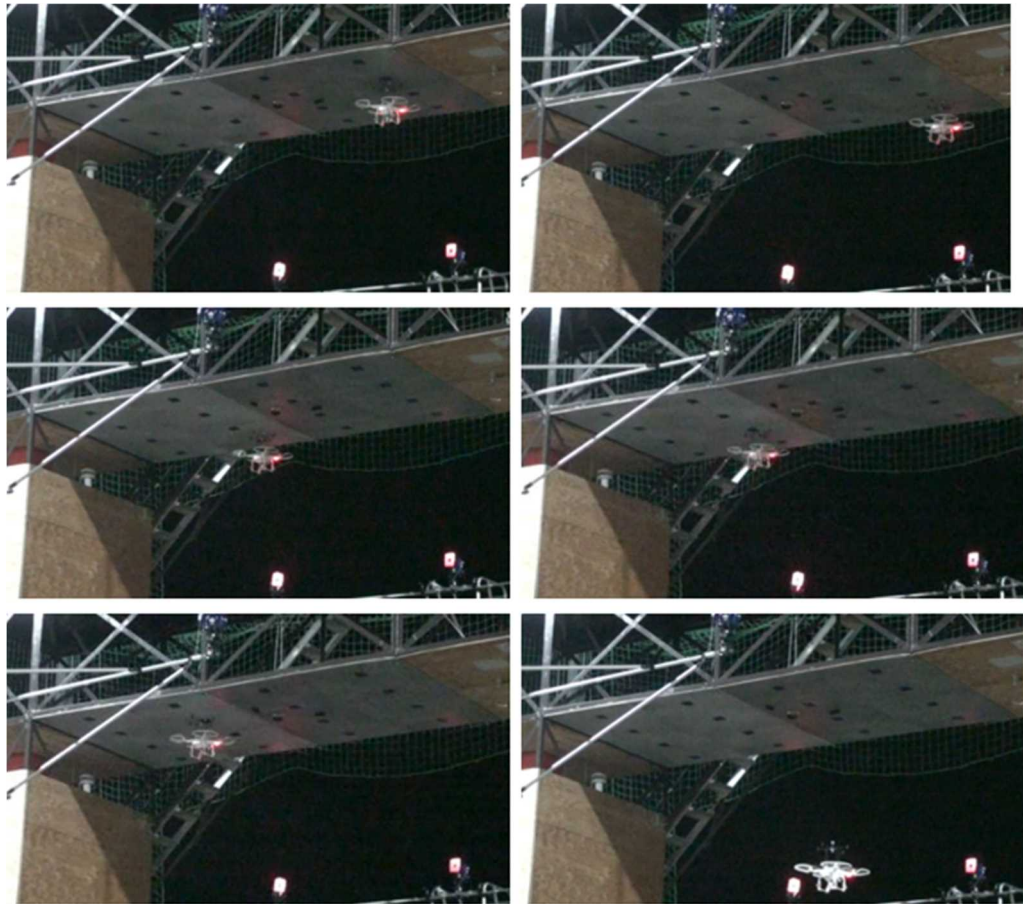


図 2.1.1.2-74 小型機による床版下面に対する打音動作例

イ-3 データ取得性能評価のためのデータ処理

本実証試験の目的は、模擬橋梁の床版下面・橋脚側面に対して模擬打検器を接触させ、打検器先端の接触位置・姿勢が計測できることを検証することである。この計測結果を、打音検査を実施する無人航空機のデータ取得性能の評価指標とし、この目的に用いるロボットの性能を比較するモノサシとすることが本研究の目標である。

試験の結果得られた種々のデータは処理により、以下の項目を抽出する。

- ・ 作業時間（工程 A：離陸→計測領域への移動、工程 B：データ取得、工程 C：帰路→着陸）
- ・ 計測点毎の位置誤差、角度誤差、設定した計測点に対するデータ取得の有無

上記項目抽出の為、評価システムは以下のデータを取得する。

- ・ モーションキャプチャによる打検器先端の位置、打検器の複数の場所の位置
- ・ データ取得動作全体のビデオ撮影

評価対象の機体によっては飛行状況の時々刻々のログを記録できるものもあり、飛行ログから時々刻々の飛行座標を抽出することで上記項目中の作業時間抽出が容易となる。

今回の評価に用いた中型機（ACSL-PF1）の床板下面に対する打検動作の飛行ログから抽出した飛行座標をデータ処理して 3 次元プロットしたものを図 2.1.1.2-75 に示す。上記項目の内、工程 A:17.8 秒、工程 B:164.9 秒、工程 C:14.0 秒と求まった。

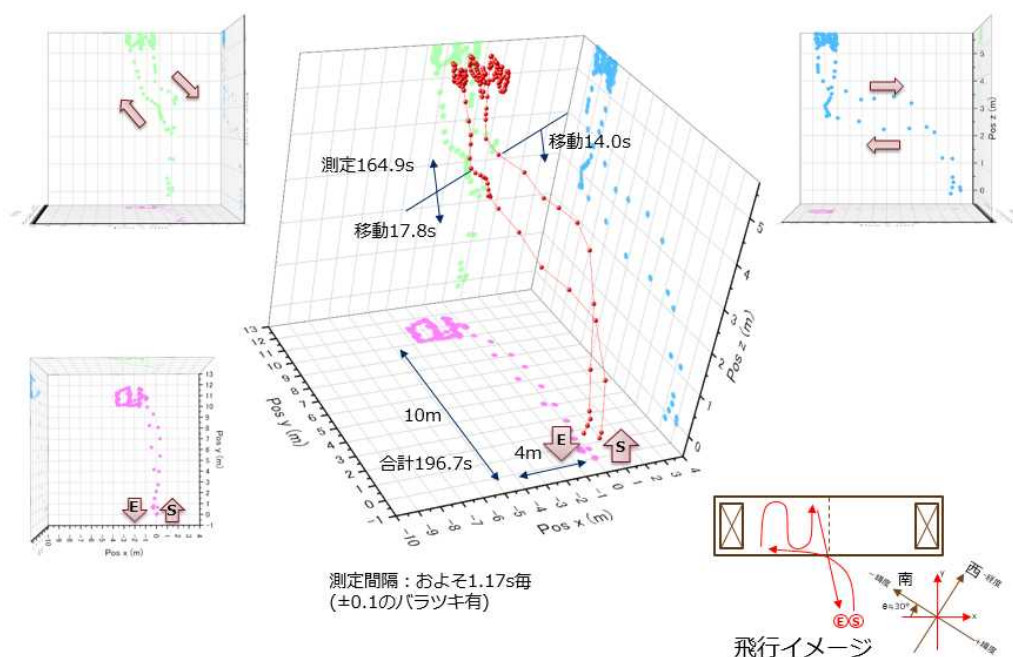


図 2. 1. 1. 2-75 ACSL-PF1 機の飛行ログから抽出した飛行座標及び各工程の作業時間

中型機 (ACSL-PF1) が床版下面の打点ターゲットを模擬打検棒で順次接触する動作をモーションキャプチャで測定し、設定した打点と実際に接触した模擬打検棒の接触位置誤差と接触角度誤差を求めた。

棒の先端位置の検出結果 (移動軌跡) を図 2. 1. 1. 2-76 左に示す。Y 上方から Y 下方 (マイナス方向) に向かって移動し、Y 方向の下端に達すると X の正方向に向かって一列分移動し、Y 方向に上昇・・・と順次移動している。図 2. 1. 1. 2-73 の説明に記述したとおり、模擬橋梁端に設置した階段への接触を避けるため X 方向左端の移動は Y 方向に 3 点のみ接触動作を実施している。残りの 2 列は Y 方向に 4 点ずつ接触動作を実施している。また、打点ターゲットに接触しては離れている様子が図 2. 1. 1. 2-76 右の Z 座標に見て取れる。Z 座標が小さい点が接触している点である。最初の 3 点への接触に対する X 座標は固定され Y 座標は各点毎に変化している。次に X 座標が増加した後 4 点 Y 座標が増加し、これを最後の 4 点も同様に繰り返す。

なお、モーションキャプチャの設定時の基準座標系の設定により、図 2. 1. 1. 2-73 に示す階段が図 2. 1. 1. 2-76 の左下に対応する。すなわち、図 2. 1. 1. 2-76 の左側 (X 座標が小さい側) が実際の床版の橋脚および階段が設置された側に対応することになる。

モーションキャプチャによる測定結果は連続した軌跡であり接触点を抽出する必要がある。Z 座標が一定値より小さい点を接触点とし、モーションキャプチャの座標系による各接触点 (11 点分) の XY 座標を求める。この座標はモーションキャプチャ固有の座標系による表現であり打点目標の設定座標との比較ができないため、パネル中心を原点とするパネル座標系に変換した (図 2. 1. 1. 2-77)。各接触点に対して対応する打点目標の座標との 2 乗差を打点位置誤差とし、打検棒の測定対象面方向との角度差を接触角度誤差として求めた結果を図 2. 1. 1. 2-78 に示す。打点位置誤差は最大 26mm、角度誤差は最大 5 度と求まった。

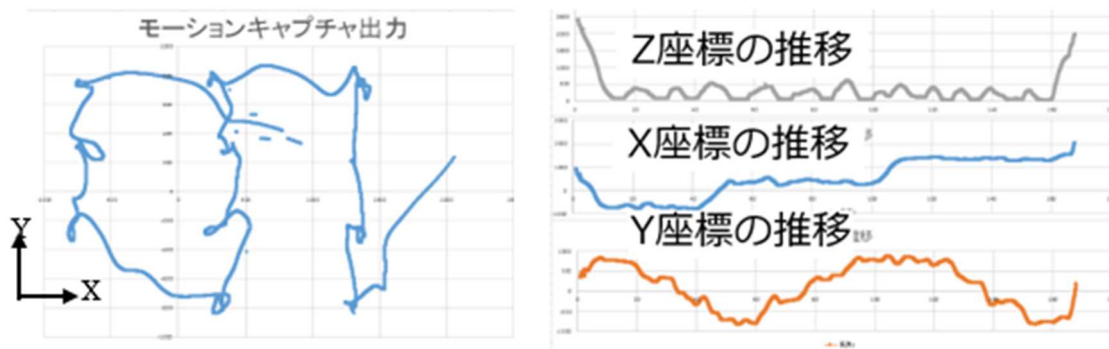


図 2.1.1.2-76 中型機（ACSL-PF1）による床版への打検位置のモーションキャプチャによる測定結果

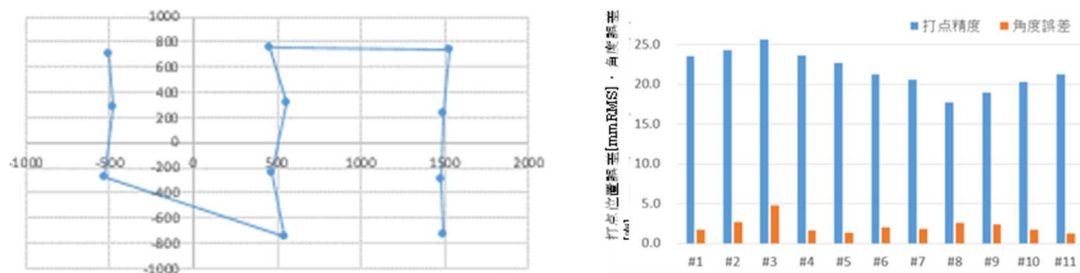
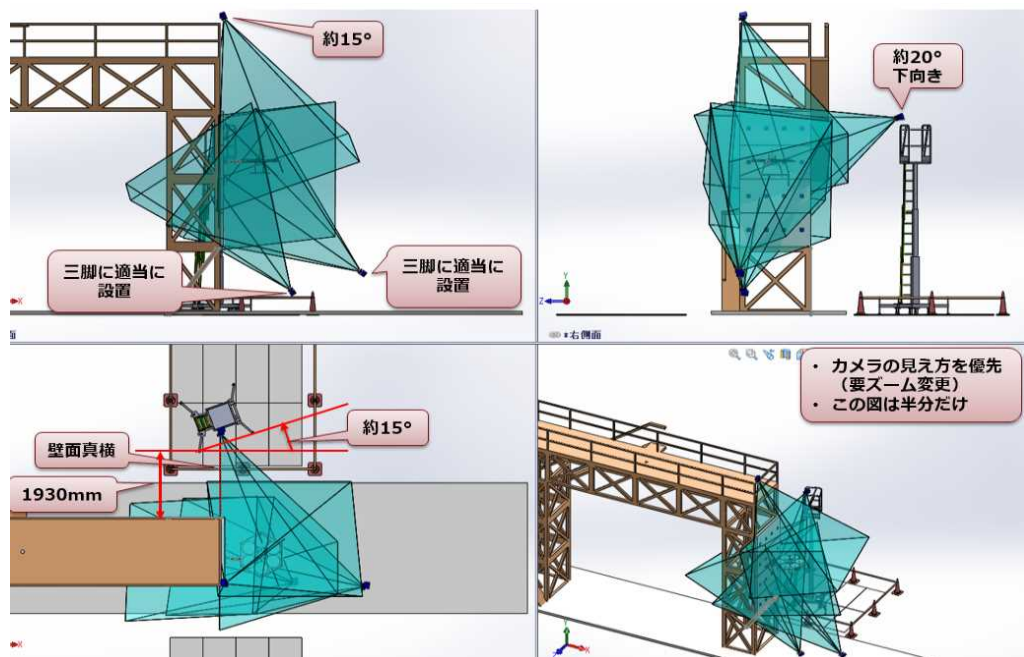


図 2.1.1.2-77 接触点の抽出と座標系修正 図 2.1.1.2-78 接触位置誤差と接触角度誤差

b) ミッション試験（下部構造：橋脚）

(7) 実験環境の構築

橋脚側面に対する打音検査の性能評価のための測定を実施する環境を設置した。打検器を模擬した棒状ツールの先端位置及び接触角度をモーションキャプチャ（Motion Analysis 社）により計測する。予備検証実験では日中の明るい時間に雲や太陽の影響を受け、複数カメラ間のキャリブレーションの完了に多大な時間がかかるという課題が明らかとなったため、図 2.1.1.2-79 に示すカメラ配置とし太陽の影響を最小化した。本レイアウトでは上方に設置するカメラは下向きとすることで明るい空が視野に入ること avoided、下から見上げるカメラは視野の多くを橋脚側面が占めるよう調整することで明るい空が視野に入ること防止し、明るすぎてやむを得ずマスクして検出除外する領域を最小化する。



注：橋脚中心に対し線対称で更に 4 台を設置

図 2.1.1.2-79 橋脚への試験のためのカメラレイアウト

橋脚に対する試験ではドローンの手動操作及び自律制御により打音検査を模擬する棒を橋脚側面に接触させ、接触点の位置誤差と角度誤差を計測する。この為、コンクリート表面を模擬した横 2m x 縦 4m の模擬 PC パネルを設計・製作し模擬橋梁表面に貼付した。また、模擬打検器を接触させる位置の目標として、横 0.5m 間隔、縦 1m 間隔で 10cm 角の正方形の打点ターゲットを表面に描画した（図 2.1.1.2-80）。各部の詳細寸法は図 2.1.1.2-56 に示す。また、パネル周囲には 6 点反射マーカータを取り付け、測定時の座標系補正の参考となるようにした。

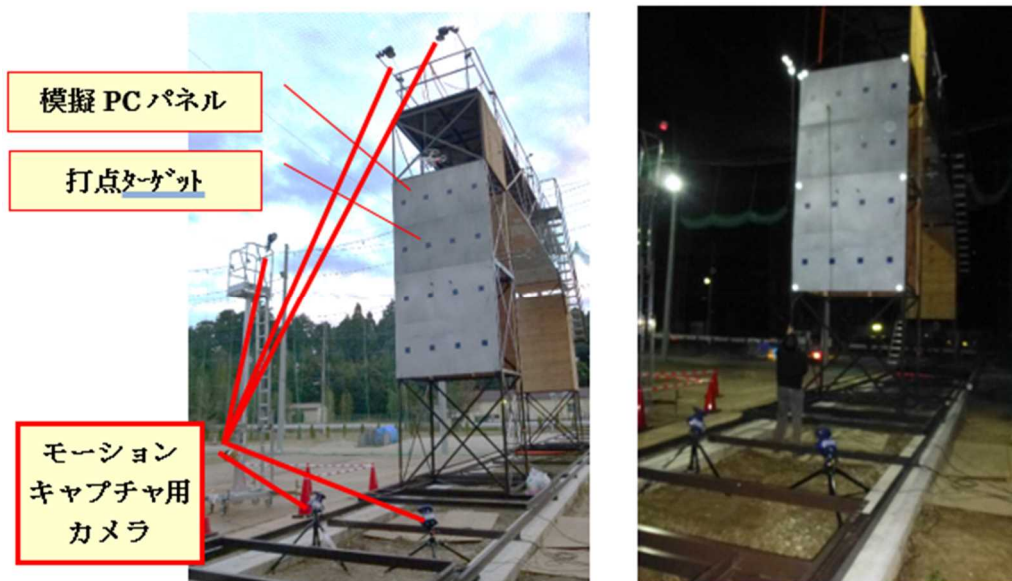


図 2.1.1.2-80 橋脚側面への模擬 PC パネル配置と打点ターゲット（左：昼間、右：夜間）

モーションキャプチャ用カメラは橋脚を挟んで 6m の高さに 2 台(図 2.1.1.2-81 左)、橋脚側面に向けて地面に 4 台(図 2.1.1.2-81 右)、橋脚上面の手すりから 70cm ほど張り出させて 2 台 (図 2.1.1.2-80 左上部) の計 8 台を設置した。

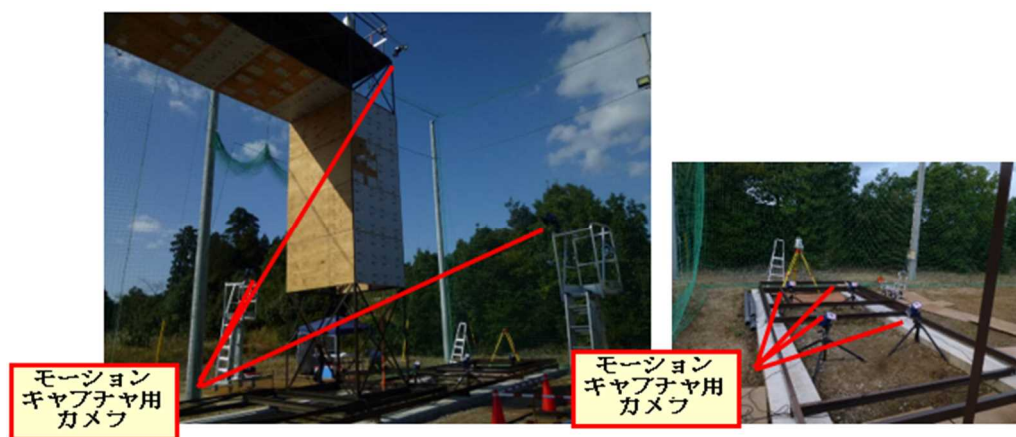


図 2.1.1.2-81 モーションキャプチャ用カメラの配置

カメラ設置後は時々刻々移動する太陽の影響を受けない位置と方向へのカメラの調整および複数カメラ間のキャリブレーションを実施後、小型ドローン (Phantom3) を飛ばしマーカの隠れ発生状況や飛行位置測定の正当性等を確認し、カメラ配置の妥当性を検証した(図 2.1.1.2-87)。



図 2.1.1.2-87 小型ドローン (Phantom3) の飛行位置測定検証

また、大型機 (ACSL-PF1) の自律飛行の為のセンサ系動作テスト及び飛行試験を実施した(図 2.1.1.2-83)。



図 2.1.1.2-83 大型機（ACSL-PF1）の飛行検証

模擬橋梁の橋脚への打音検査の実施の為、打音評価治具としてドローン正面方向に模擬打検棒を配置した。中型機（ACSL-PF1）への設置の様子を図 2.1.1.2-84 に、小型機（Phantom3）への設置の様子を図 2.1.1.2-85 に示す。



（橋脚打検用）

図 2.1.1.2-84 中型機（ACSL-PF1）への模擬打検棒の設置



(橋脚打検用)

図 2.1.1.2-85 小型機 (Phantom3) への模擬打検棒の設置

(イ) 実験結果

イ-1 中型機による測定

モーションキャプチャのカメラをセットアップし、測定を実施した。図 2.1.1.2-56 に示す 16 点の打点ターゲット (10cm 角) を描画した模擬 PC パネルを橋脚側面に貼付け、順次ターゲットに接触する動作を実施、接触点を計測した。四隅の 4 点のみへの接触を 6 セット、全 16 点への接触を 1 セット実施した (図 2.1.1.2-86)。

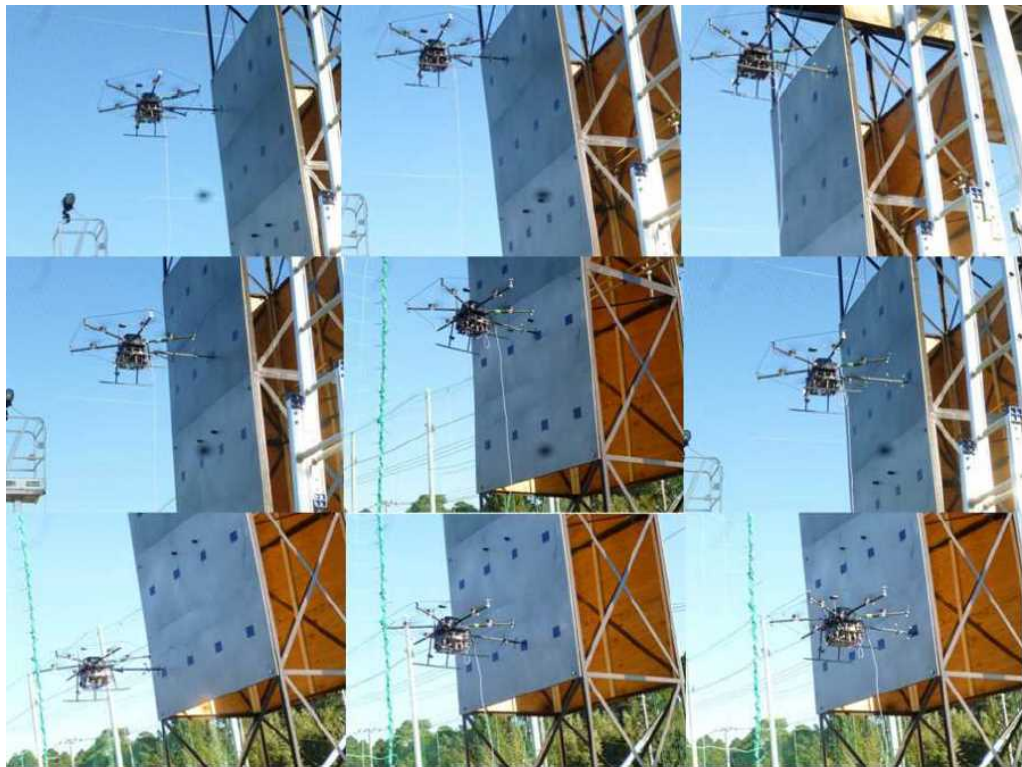


図 2.1.1.2-86 中型機による打音データ取得動作の例

イ-2 小型機による測定

小型機 (Phantom3) に模擬打検棒を取り付け、橋梁側面への接触動作を実施した (図 2.1.1.2-87)



図 2.1.1.2-87 小型機による打音データ取得動作の例

イ-3 データ取得性能評価のためのデータ処理

図 2.1.1.2-56 に示す 16 点の打点ターゲットすべてを模擬打検棒で順次接触する動作をモーションキャプチャで測定した。模擬打検棒に複数のモーションキャプチャ用マーカを取り付け、先端座標および棒の接触角度を測定した。

棒の先端位置の検出結果を図 2.1.1.2-88 左に示す。X 正方向から X 負方向に向かって#1、#2、#3、#4 と移動し、X 方向一列の移動が終わると Y の正方向に向かって順次移動している。この時、打点ターゲットに接触しては離れている様子が同図中央の Z 座標に見て取れる。Z 座標が小さい点が接触している点である。4 点への隣接した接触後、少し移動してまた 4 点接触している。この 4 点の組ごとに Y 座標がマイナスから一定値ずつ大きくなっていく様子が検出されている。

なお、モーションキャプチャの設定時の基準設定により、実際の模擬 PC パネル

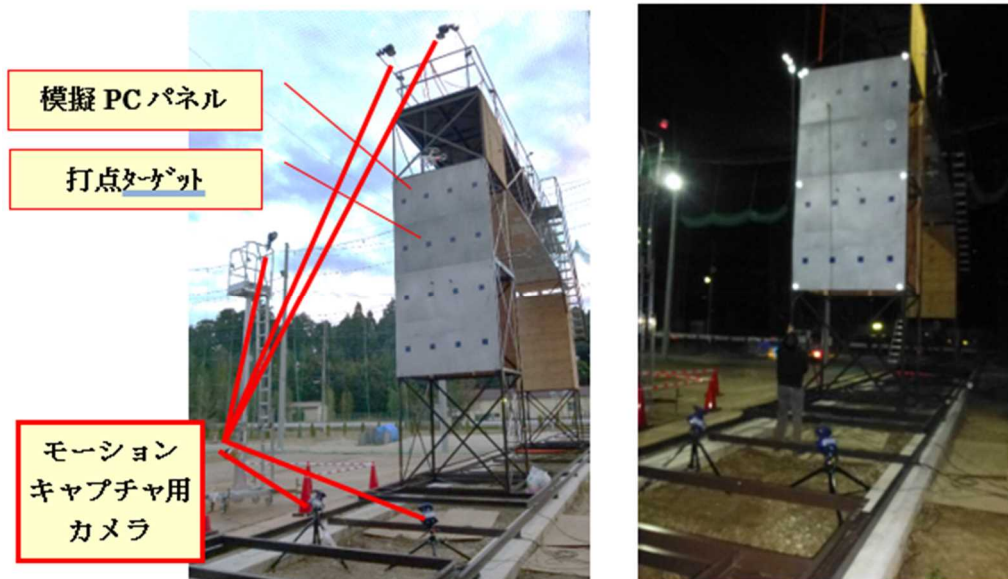


図 2.1.1.2-80) 上方は図 2.1.1.2-88 左の下方 (Y 軸マイナス方向) に対応している、すなわち、図 2.1.1.2-88 の軌跡図を Y 軸マイナス方向が上方になる様回転させると実際の模擬 PC パネル上の動きに対応することとなる。

モーションキャプチャによる測定点列から Z 座標が一定値より小さい点を接触点とし、モーションキャプチャの座標系による各接触点 (16 点分) の XY 座標を求めた。ただしこの XY 座標はモーションキャプチャ固有の座標系による表現であり打点目標の設定座標との比較ができない。これを、パネル中心を原点とするパネル座標系に変換した結果を図 2.1.1.2-88 右に示す。パネル上に描画した打点ターゲット各点の設定座標と比較することにより、実際の接触点位置の精度評価が可能となる。

各接触点に対して対応する打点目標の座標との 2 乗誤差を求めた結果を図 2.1.1.2-89 に示す。打点位置誤差は最大 32mm と求まった。

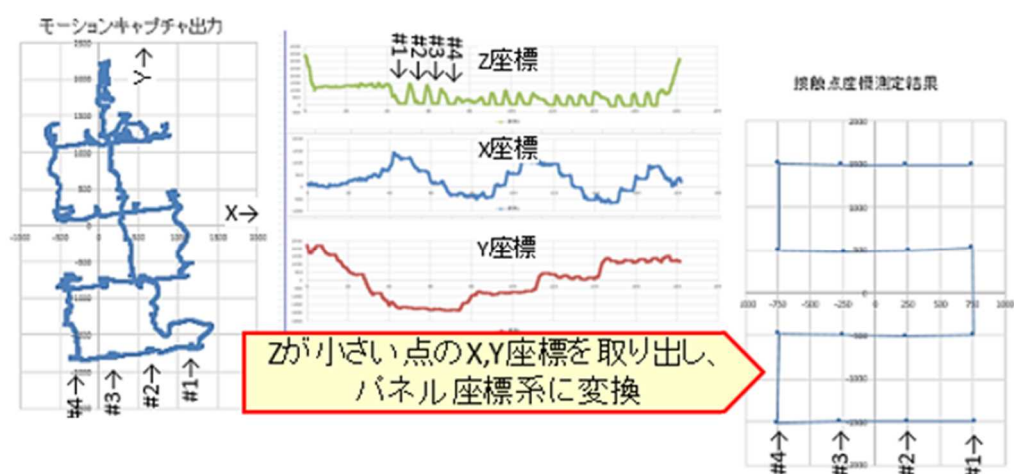


図 2.1.1.2-88 モーションキャプチャ結果と打点抽出及び座標変換結果

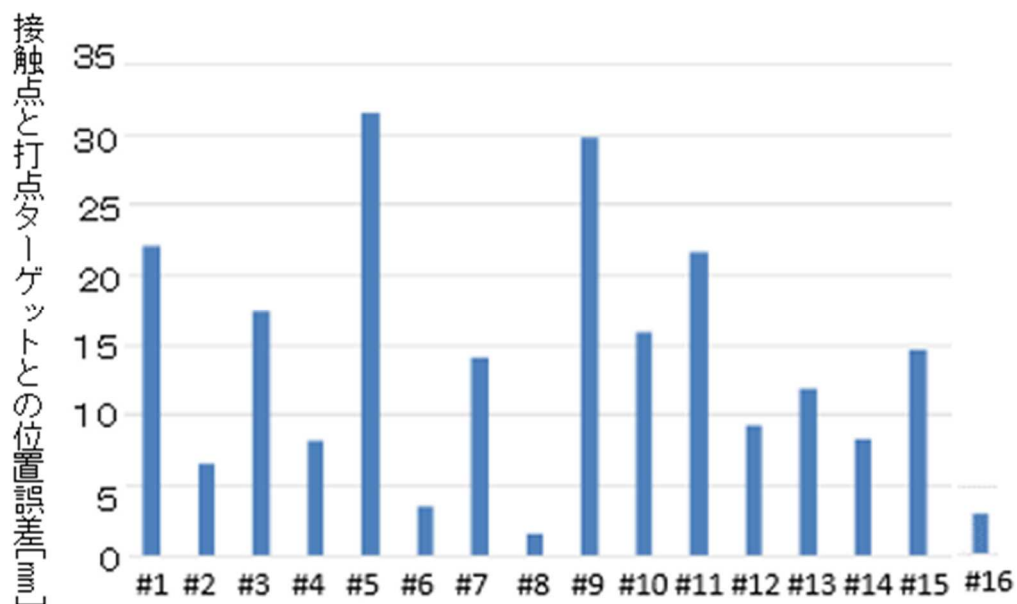


図 2.1.1.2-89 接触点の位置精度評価結果

また、接触点毎のモーションキャプチャによる Z 軸方向の検出値が一定値を下回っている時間を抽出した結果を表 2.1.1.2-16 に示す。概ね各点あたり 3 秒内外の接触時間が続いていることが計測された。

表 2.1.1.2-16 接触点毎の接触時間

Target Pos	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7	#8
Tbegin	45.767	54.775	61.783	69.583	86.958	92.55	99.608	106.475
Tend	48.767	57.467	64.367	72.558	89.367	95.883	102.483	108.917
Tduration	3	2.692	2.584	2.975	2.409	3.333	2.875	2.442

Target Pos	#9	#10	#11	#12	#13	#14	#15	#16
Tbegin	117.208	123.842	130.175	136.55	147.533	154.125	161.192	167.892
Tend	121.058	126.958	132.742	139.233	150.692	158.392	164.842	170.608
Tduration	3.85	3.116	2.567	2.683	3.159	4.267	3.65	2.716

以上の結果、提案した試験方法により打音検査における所望の結果が得られ、打音検査を想定したデータ取得性能を評価するための試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。

(C) 性能評価手順の立案

計測結果を記録する帳票のフォーマットを検討し性能評価検討委員会での議論も踏まえ、性能評価手順を立案した。打音検査ロボットのデータ取得性能評価手順として性能評価の考え方、テストピース、測定方法、ミッション試験などについてまとめた。実際の性能評価はミッションプロファイルに従い、「風速」「環境照度」の条件を変えて（環境条件を変えられない場合は評価時の環境条件を測定・記録する）屋外で試験を実施し、評価結果表に試験結果を記入する。なお、複数回試験を実施した場合には、結果表には試験結果の最悪値を記載することとする。

上記の性能評価手順に従って実際に中型機にて床版に対する打音計測を実施した結果の値を記載した例を表 2.1.1.2-17 に示す。なお、風速レベルの定義を表 2.1.1.2-18 に、環境照度レベルの定義を表 2.1.1.2-19 に示す。また、詳細性能評価記録の例として、橋脚に対する模擬的な打音検査実施結果の詳細結果を表 2.1.1.2-20 に示す。

表 2.1.1.2-17 評価結果表（打音）

部位 ※				コンクリート床版／コンクリート桁／ コンクリート橋脚
環境 条件	風速 [m/s] (参考：レベル)			1.2 m/s (レベル：0、 <u>1</u> 、2、3)
	照度 [lux] (参考：レベル)			8200 lux (レベル：0、 <u>1</u> 、2)
試 験 結果	取得動作 精度	打検器 先端	位置誤差	26 mm
			角度誤差	5 度
		網羅性		11／16
	作業時間	機材搬入時間		15 分 30 秒
		機材準備時間		24 分 20 秒
		飛行時間	工程 A (離陸→移動)	17.8 秒
			工程 B (データ取得)	164.9 秒
			工程 C (帰路→着陸)	14.0 秒
		バッテリー交換時間		秒
		機材撤収時間		30 分 45 秒
		合計		73 分 06.7 秒

※該当するものに○を付ける

表 2.1.1.2-18 風速レベル

レベル	範囲	考え方
レベル 0	無風	UAVを用いて点検できることが必須条件
レベル 1	平均風速 3m/s 未満	レベル 2 に至らない中間の風速として設定
レベル 2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル 3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが 2 メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想されるときは、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10 分間の平均風速が毎秒 10 メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

表 2.1.1.2-19 環境照度レベル

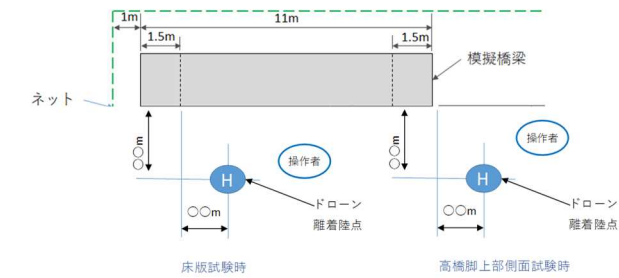
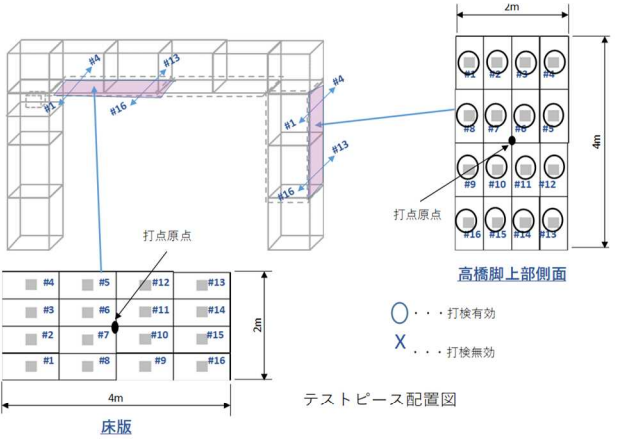
レベル	範囲	考え方
レベル 0	10klx 以上	晴れた日中の直射光 相当
レベル 1	10klx 未満	日中の木陰 相当
レベル 2	10klx 未満/10klx 以上の混在（照度差が 10klx 以上）	橋梁の木陰、直射日光の混在。撮影には最も厳しい（露光）条件

表 2. 1. 1. 2-20 詳細性能評価記録(打音)

詳細性能評価記録[データ取得性能(打音)]: 床版 ・ 高橋脚上部

平成30年3月x日版

実施日	2017/11/18					天気	くもり			
温度	8.6℃					湿度	35%			
試験種別	ミッション性能試験：高橋脚上部					試験ID	171118pear04			
作業時間	工程A(離陸→移動)		0 分 21 秒		機体 (形式)	ACSL-PF1		自動		
	工程B(データ取得)		2 分 05 秒		飛行制御	手動		自動		
	工程C(帰路→着陸)		0 分 19 秒		給電方式	内蔵バッテリー(飛行時間約20分)・有線給電				
	バッテリー交換時間		分 秒							
合計		2 分 45 秒		音信号フォルダ名	<テストピースID毎のファイルとしない場合はファイル名とすること>					
データ取得 (打検)	テストピース		測定時刻	接触時間 [秒]	風向 [度] (0度:北)	風速 [m/s]	位置誤差 [mm]	角度誤差 [度]	打検動作 有効: 1、 ／無効: 0	音信号ファイル名 ／音信号の有無 (有: 1、無: 0)
	No.	ID			橋上	橋脚面				
	1	#1	045.8	3.0	128	1.2	22.3	2.3	1	/0
	2	#2	054.8	2.7	128	1.2	7.4	2.8	1	/0
	3	#3	061.8	2.6	128	1.2	17.6	4.9	1	/0
	4	#4	069.6	3.0	120	1.0	8.0	2.1	1	/0
	5	#5	087.0	2.4	105	1.0	32.0	1.9	1	/0
	6	#6	092.6	3.3	105	1.0	4.3	2.5	1	/0
	7	#7	099.6	2.9	115	1.5	14.4	2.1	1	/0
	8	#8	106.5	2.4	115	1.5	2.2	3.0	1	/0
	9	#9	117.2	3.9	100	1.8	30.0	2.9	1	/0
	10	#10	123.8	3.1	094	1.8	15.8	2.2	1	/0
	11	#11	130.2	2.6	122	1.1	22.0	1.8	1	/0
	12	#12	136.6	2.7	132	1.0	9.5	3.5	1	/0
	13	#13	147.5	3.2	138	1.6	12.0	2.8	1	/0
	14	#14	154.2	4.3	128	1.4	8.2	2.2	1	/0
	15	#15	161.2	3.7	116	1.1	15.0	3.0	1	/0
16	#16	167.9	2.7	108	1.1	3.8	4.1	1	/0	
網羅性 =								16 / 16		



試験場上面図

(D) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-21 に打音の性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-21 打音の性能評価の施設・設備・機器一覧

施設設備(案)		性能評価 (対象)	測定データ	機器案/仕様
実験環境 形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島RTF模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所: GRL-8041(送風機能力:1 台ユニット 10m/s 以上、2 台直列ユニット 20m/s 以上)
実験環境 観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社: HD2003(三次元風向風速計)(橋脚、床版部用) HD52(二次元風向風速計)(支承部用) 大田計器製作所: No.30-T-420(観測地点用、気象庁検定対応)
	温湿度日射計	共通	温度 湿度 日射	フィールドプロ:TPT100(観測地点用、気象庁検定対応) ヴァイサラ:HMP110(観測地点用、気象庁検定対応) ヴァイサラ:PTB110(観測地点用、気象庁検定対応)
性能評価 設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ動画 (高品位)	アーカイブティップス株式会社:Qualisys

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

本研究開発ではコンクリート橋梁の床版と桁及び橋脚への打音データ取得性能の測定項目と測定条件を明らかにするとともに、点検業者（ユーザー）の打音点検ミッションを把握し、点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験を検討した。検討結果を性能試験項目として提案し、試験手順の妥当性を確認するため、まず屋内での初期検証によりカメラの配置及び指向方向の妥当性を検証した。次に、屋外に設置した模擬橋梁を用いて無人航空機による打音検査に対する性能評価手法を検証した。点検シナリオ、環境条件などを定義した上でのミッション型試験により、モーションキャプチャ測定結果から位置誤差と角度誤差を導出、試験方法の妥当性のエビデンスを取得した。この結果をもとに性能評価基準書を策定するとともに、実証試験結果をもとに測定方式及び試験設備などを福島 RTF へ提案した。以上により本プロジェクトの目標を達成した。

本研究開発では打音検査ロボット性能評価手法を定義し、実際に評価可能であることを示したが、実際に福島 RTF にて活用するに当たっては以下の検討が必要になると考える。

● 測定結果の自動処理及び自動でのデータベース化：

本研究開発は要素技術開発及びその妥当性の検証が目的のため、データは自動で取得したがデータ処理には随所に手作業が必要な部分を残した。例えば、接触点の安定した抽出のための Z 方向の閾値の最適値は手動による決定を要した。また、作業時間の測定、データ取得時間および誤差の抽出、風向・風速・気温・湿度等環境データの記録、のような異種データはそれぞれ別システムからの出力を手作業にて記録票に転記した。多数の利用者が本性能評価を実施するためには、測定結果の自動処理とデータベースへの統合を実施するシステムの開発及びデータベースシステ

ムの福島 RTF への設置、若しくは、クラウドサービスの利用が必要となろう。

- 測定に係るノウハウの固定化：

本評価手法には屋外での複数カメラによる測定システムの利用が必須であり、カメラ配置や太陽及び環境光の影響への注意深い対処が必要であった。複数カメラ間のキャリブレーション操作にもノウハウを要した。また、モーションキャプチャ利用にあたっては多数のカメラと計測システム間の十数 m に渡る配線の設置や片づけが必要であり、実験中の降雨時の対策など、多くの工数を要した。必要なノウハウのマニュアル化、カメラ配置や片づけのシステム化、システム利用に関するトレーニングコースの開発等、運用全般に渡り精通した人材が必要となろう。

打音検査ロボット性能評価に関する福島 RTF の一般の利用までには残課題があるものの、ロボットテストフィールドの現実の橋梁に近い環境でのロボット性能評価が実施できる意義は大きい。米国 Disaster City, NIST ロボットテスト施設など、ロボットの性能評価や利用者の訓練・試行施設では試験方法の研究開発や利用者にアドバイスをする要員が常駐し、大学の研究室などとも連携して試験方法の改良を継続している。福島 RTF にもこういった体制が構築されることが望ましいと考える。

5.1.3. 「無人航空機および各種インフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」（実施者：株式会社イクシス）

(A) 運動性能（位置精度）の評価手法の検討

ドローンの運動性能（位置精度）を評価するにあたり、橋梁上部構造の点検において風などの影響により、その運動性能に大きな差が生じやすく、また点検においてその性能が非常に重要になる部位として支承部を候補として挙げた。

支承部は幾つかの種類があるが、上部構造と下部構造を接続する部分で上部構造の重量及び振動を一手に支える重要部位であり、かつ損傷も出やすい部位である。そのため点検においては必ず実施され沓座の破損具合、ボルトの緩みなど橋梁点検要綱に沿って行われる。

このような部位にドローンの活用を想定した場合、支承部に近接して高精細な画像を取得する必要があり、また5年に1度の定期点検時に、毎回同じ位置から撮影できることも、経時変化を比較するうえでも重要である。

しかしながら支承部は上部構造と下部構造を接続する部位であるため、非常に複雑な風が吹くことが分かっており、このような環境下で正しくドローンの運動性能が評価できることが求められる。

そこで本研究開発では、風の影響下でのドローンの運動性能評価を行う。

その手順としては、橋軸方向から支承部を抜けてくる方向からの風速を表 2.1.1.2-22 に示す4つのレベルで設定する。

表 2.1.1.2-22 風速レベルの考え方

レベル	範囲	考え方
レベル0	無風	UAVを用いて点検できることが必須条件
レベル1	平均風速 3m/s 未満	レベル2に至らない中間の風速として設定
レベル2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが2メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想されるときは、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10分間の平均風速が毎秒10メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

それぞれの風速レベルにおいて、図 2.1.1.2-90、表 2.1.1.2-23 に示すサイズの異なるドローンを、図 2.1.1.2-91 に示す飛行イメージで、図 2.1.1.2-92 のミッションプロファイルに基づいて飛行させた。



図 2.1.1.2-90 サイズの異なるドローン（左から小、中、大）

表 2.1.1.2-23 ドローンの主要緒言

	小型	中型	大型
型式	DJI Phantom4 Pro	MKS-01Q	MKS-02H
プロペラ数	4 枚	4 枚	6 枚
プロペラ軸間距離	350mm	740mm	850mm
重量	1380g	約 4000g	約 5000g

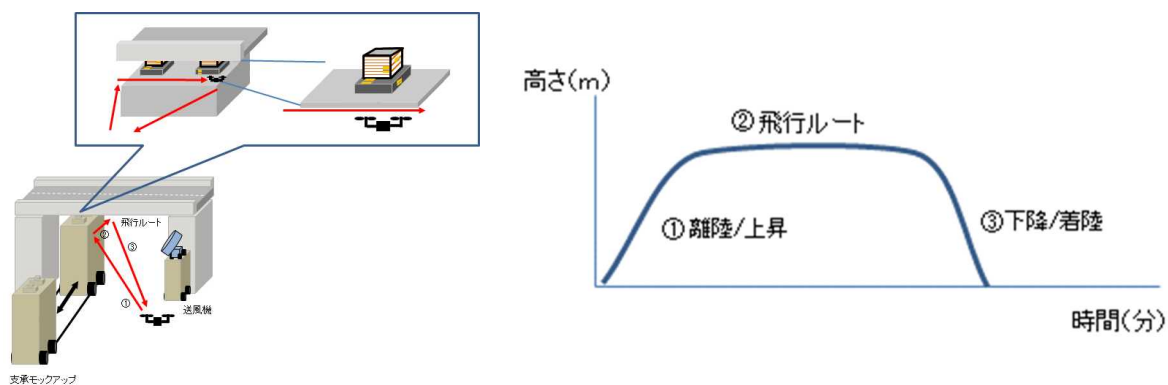


図 2.1.1.2-91 支承部での飛行イメージ

図 2.1.1.2-92 支承部のミッションプロファイル

この際の安定性能を評価するための測定項目および必要条件を以下のように定める。

測定項目： 対象物までの距離における、位置の変化量

必要条件： 指定位置に対して、安定していること。

※ここでの「安定」とは、規定した時間の間、規定の変化量以内の変動量で飛行を継続することを意味する。

(B) 複数オペレータによる練度の違いによる運動性能（位置精度）評価実験

表 2.1.1.2-23 に示す小型ドローンを用い、ドローンオペレータの練度の違いによる運動性能の違いを評価するため、表 2.1.1.2-24 に示す 2 名のオペレータを用意した。

表 2.1.1.2-24 ドローンオペレータ

	オペレータ A	オペレータ B
ドローン飛行実績時間	約 300 時間	200 時間

2 名のオペレータで大型、中型、小型ドローンをミッションプロファイルに基づいて操縦したところ、風の影響の少ない場所では問題なく操縦でき、風速 0、3、5m/s 下では、風の影響のある場所でも当て舵により安定した飛行が実現できた。一方、風速 10m/s 下では、どちらのオペレータも風の影響がある場所では飛行できなかった。

上記理由よりオペレータの練度の違いによる運動性能は、ドローンの性能評価としては適した性能評価指標とはいえず、むしろオペレータの能力を排除したドローン機体自体の性能を評価指標とすべきであると考えた。

(C) 運動性能（位置精度）の評価手法の実証実験

前章で示したミッションプロファイルに基づき、図 2.1.1.2-93 に示すエンルート・ドローンフィールド東金において各風速において実証実験を実施した。

ドローンの位置を取得するセンサとして 3D モーションキャプチャを用いた。



図 2.1.1.2-93 エンルート・ドローンフィールド東金での実証実験

また、ドローンの位置を取得するセンサとして図 2.1.1.2-94 に示すレイアウトで 3D モーションキャプチャを配置した。

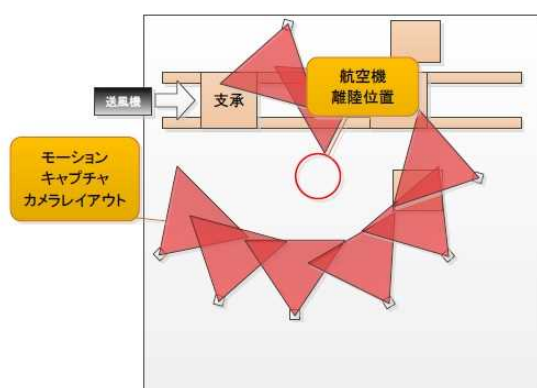


図 2. 1. 1. 2-94 3D モーションキャプチャの配置

そこでドローンが支承部付近で静止できる限界の位置までオペレータの操作により移動させ、その位置で 5 秒間、オペレータが操縦桿から手を離れた状態でのドローンの位置情報を 3D モーションキャプチャで計測する。

この時、ドローンの運動性能を評価する目的から、オペレータの能力を排除する必要がある。そこでドローンが支承部付近で静止できる限界の位置までオペレータの操作により移動させ、その位置で 5 秒間オペレータが操縦桿から手を離れた状態でのドローンの位置情報を 3D モーションキャプチャで計測する。

この時の静止できる限界の位置と対象物までの距離を最小静止距離と定義し、その位置と、図 2. 1. 1. 2-95 に示す静止した時のドローンの振れ幅を記録する。

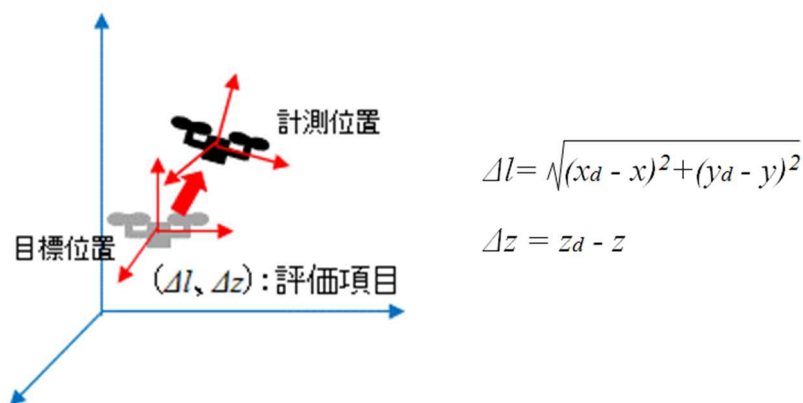


図 2. 1. 1. 2-95 目標位置に対する位置の変化量

その結果、図 2. 1. 1. 2-96 に示されるようなソフトウェアにて、3 種類のドローンおよび 4 つの風速レベルの計 12 パターンにおける変化量が図 2. 1. 1. 2-97～図 2. 1. 1. 2-108 に示すように計測した。

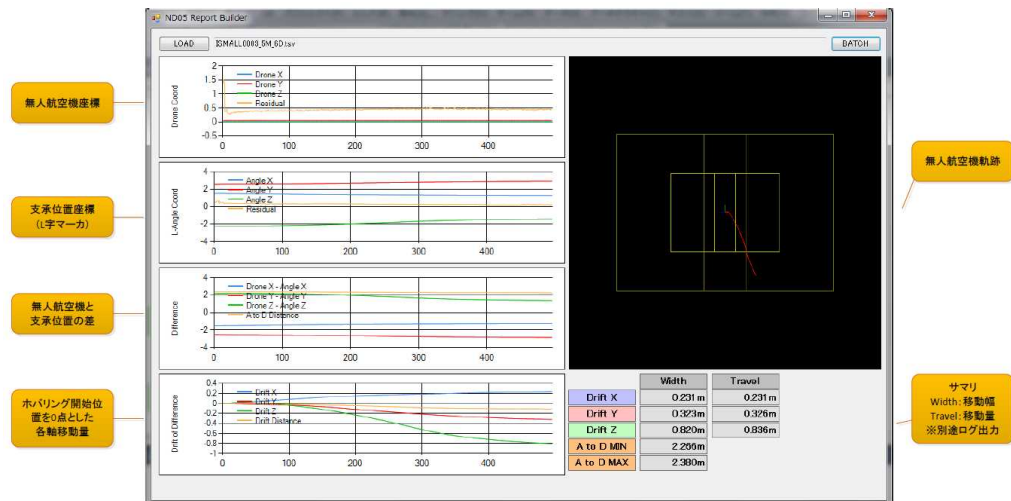


図 2.1.1.2-96 機種および風速レベルに応じたドローンの振れ幅

ソフトウェアは、左側最上段にドローンの位置座標 (X, Y, Z) が時系列で表示され、2 段目に計測された支承位置のマーカ座標 (X, Y, Z)、3 段目にドローンの位置と支承位置の距離 (X, Y, Z)、最下段にドローンの静止時の各軸の振れ幅 (X, Y, Z) が表示され、右側にその 3 次元の軌跡が表示されている。

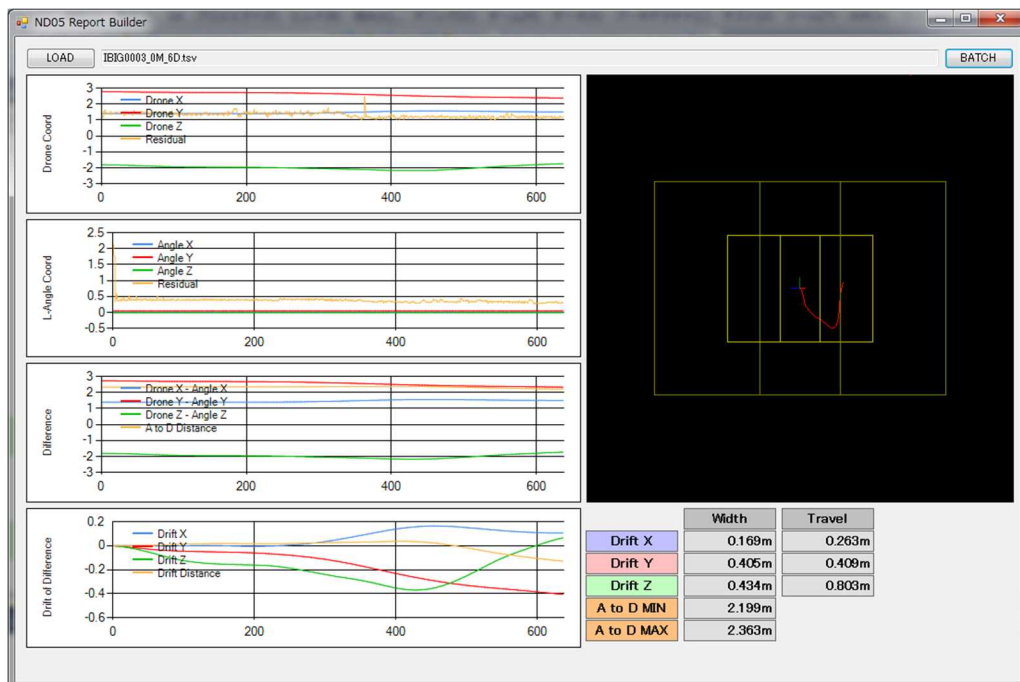


図 2.1.1.2-97 大型機、風速 0m/s 時

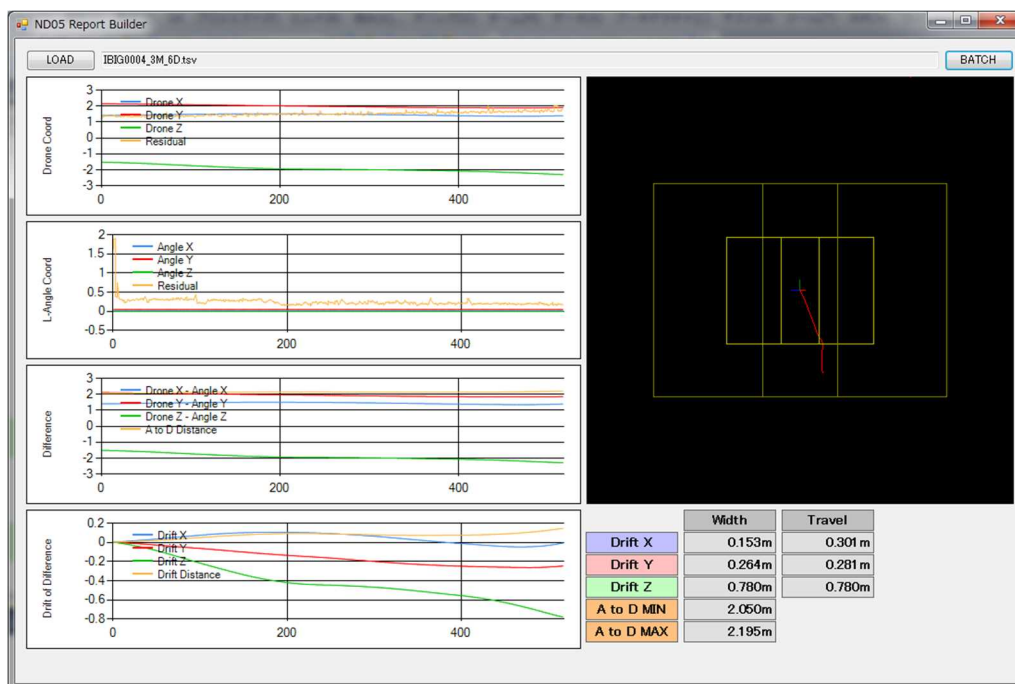


図 2.1.1.2-98 大型機、風速 3m/s 時

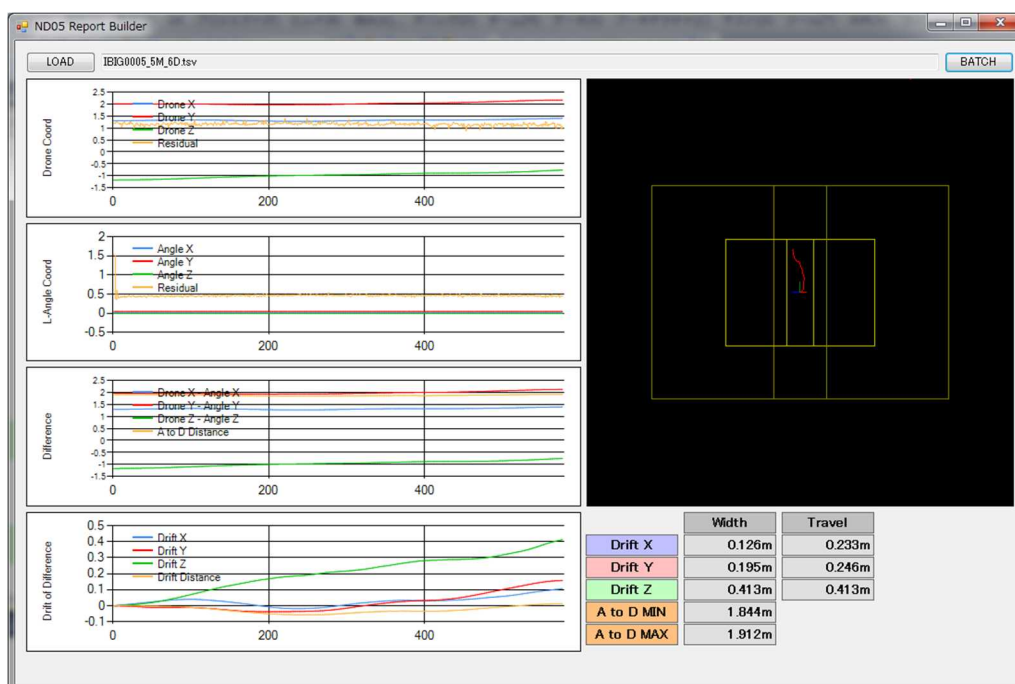


図 2.1.1.2-99 大型機、風速 5m/s 時

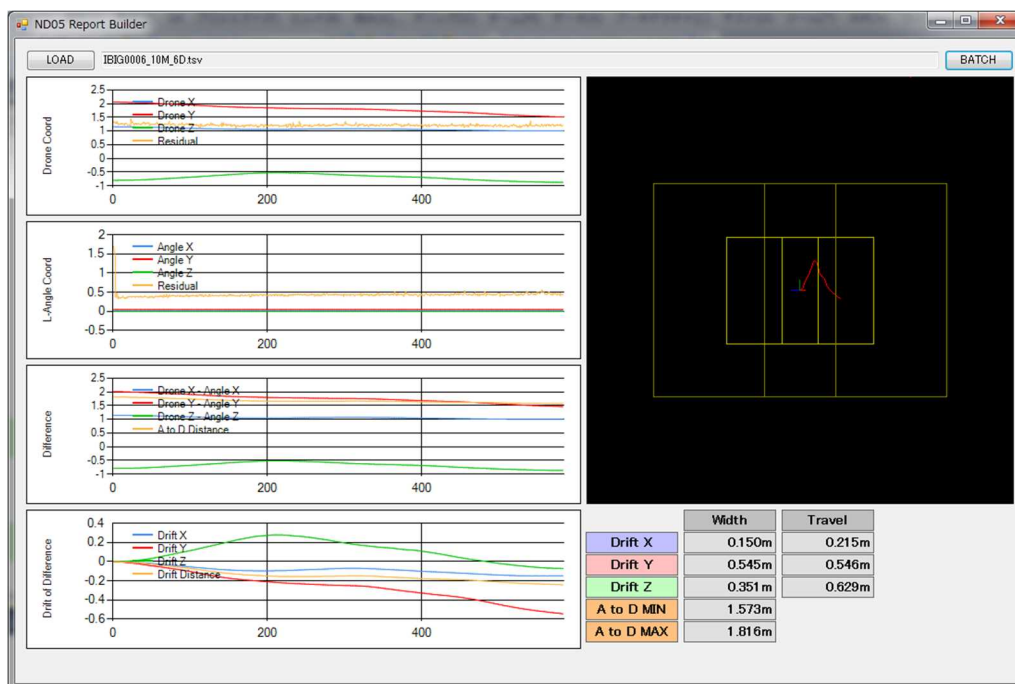


图 2.1.1.2-100 大型機、風速 10m/s 時

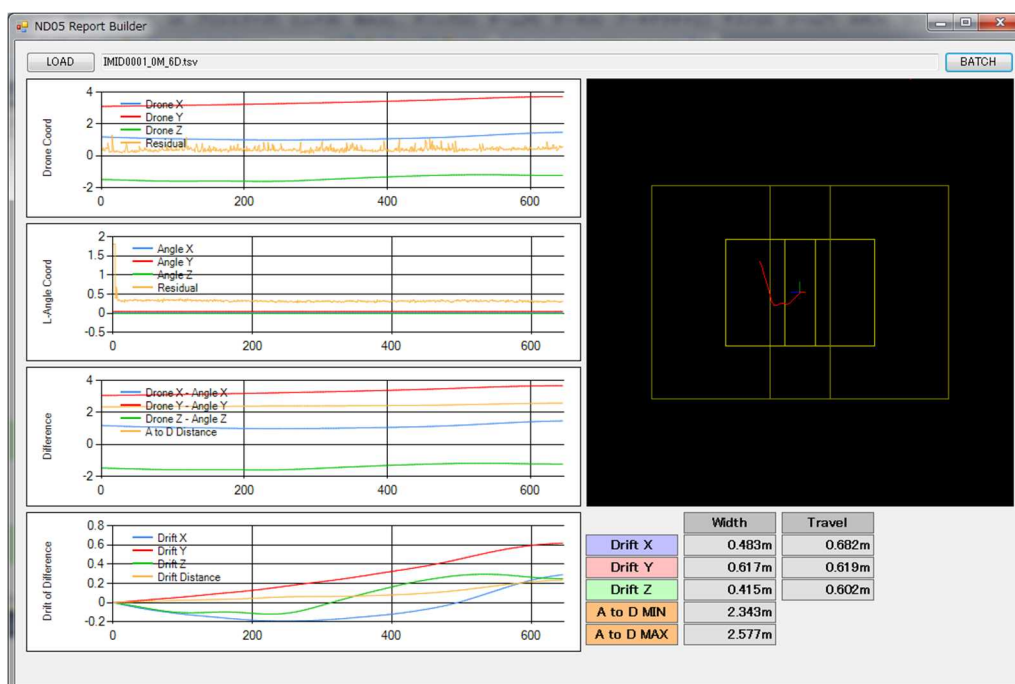


图 2.1.1.2-101 中型機、風速 0m/s 時

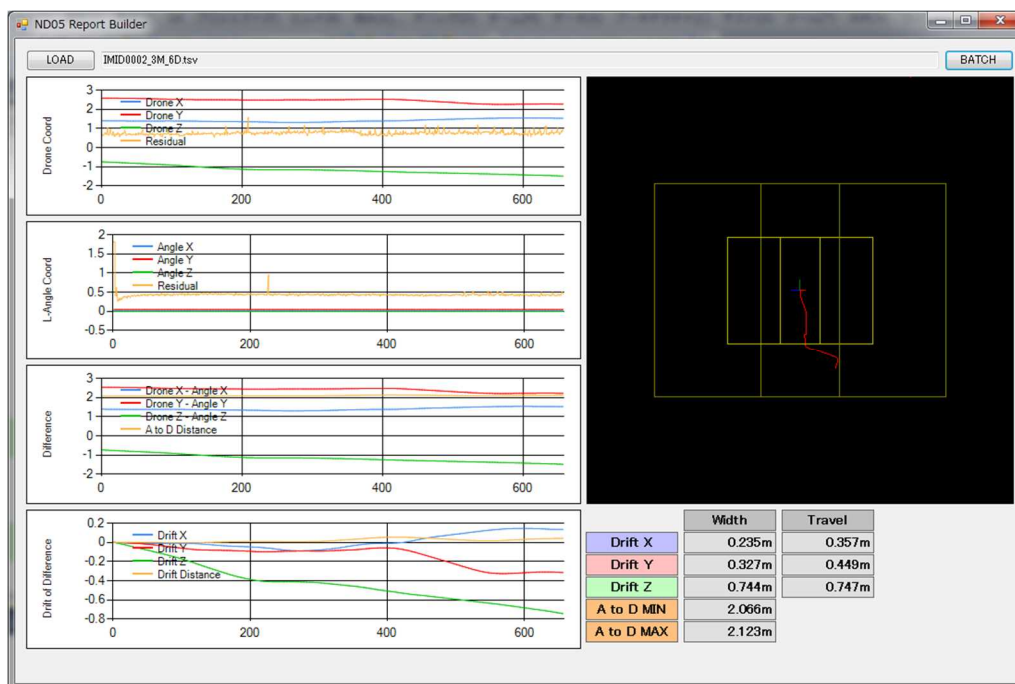


図 2.1.1.2-102 中型機、風速 3m/s 時

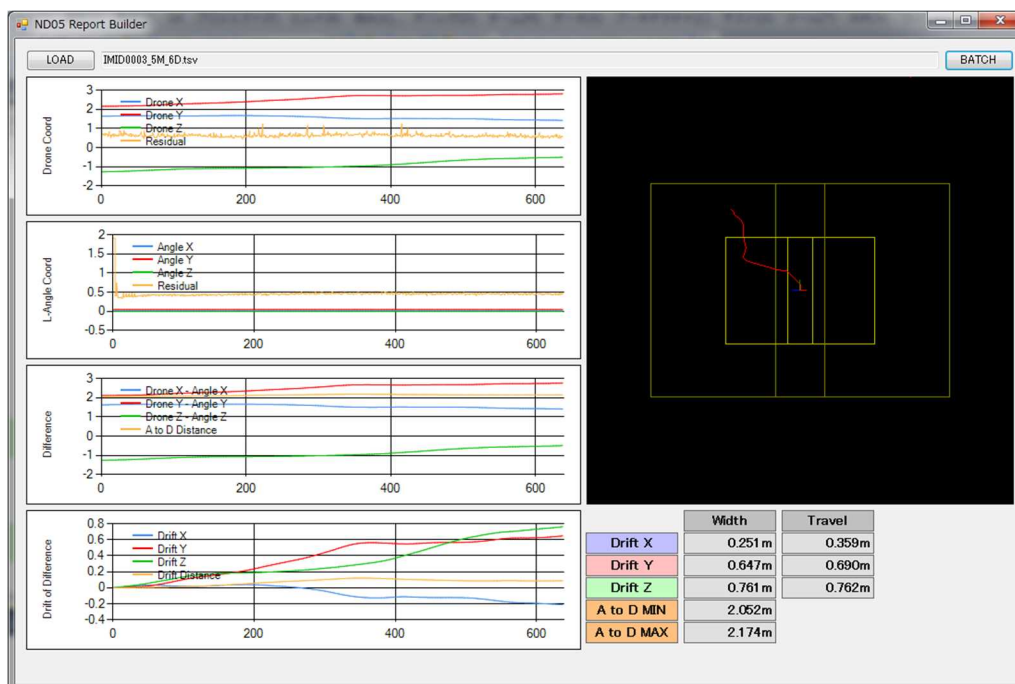


図 2.1.1.2-103 中型機、風速 5m/s 時

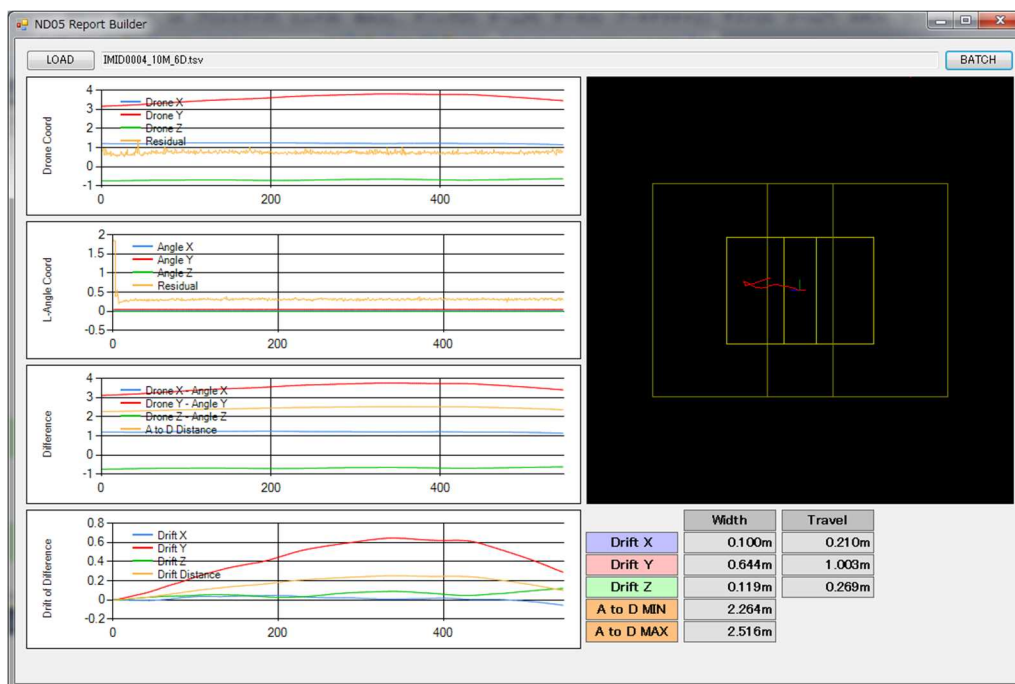


图 2.1.1.2-104 中型機、風速 10m/s 時

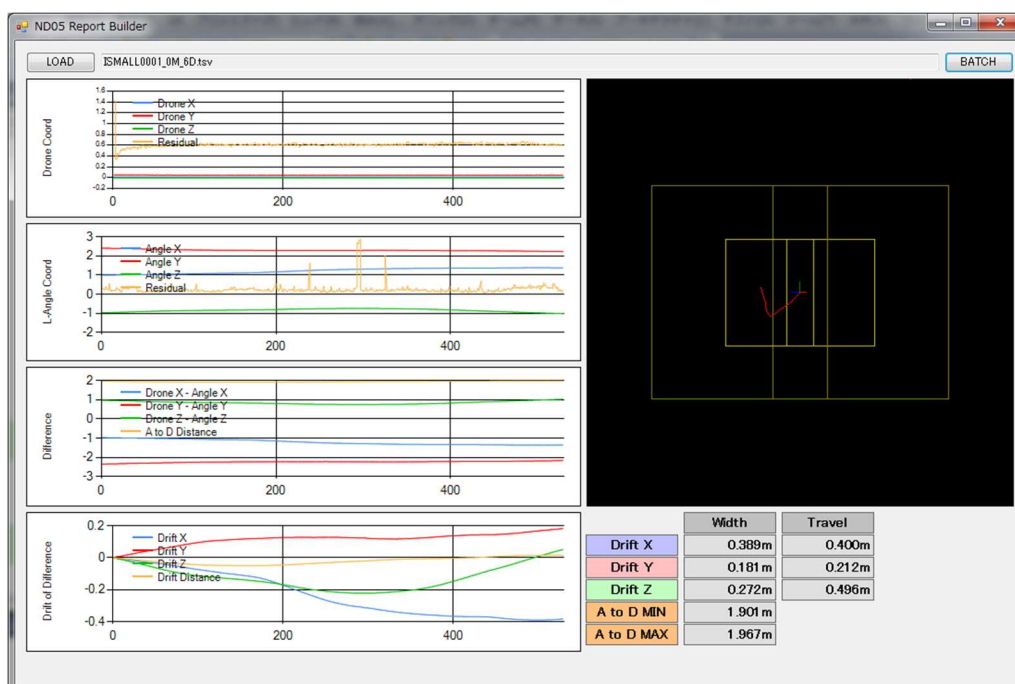


图 2.1.1.2-105 小型機、風速 0m/s 時

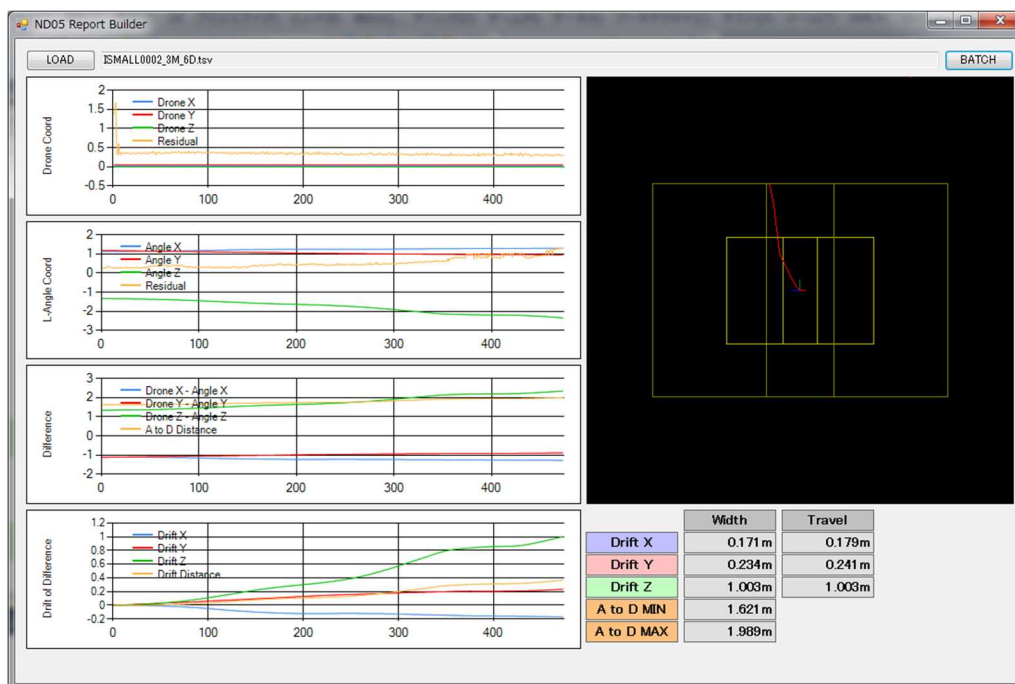


図 2. 1. 1. 2-106 小型機、風速 3m/s 時

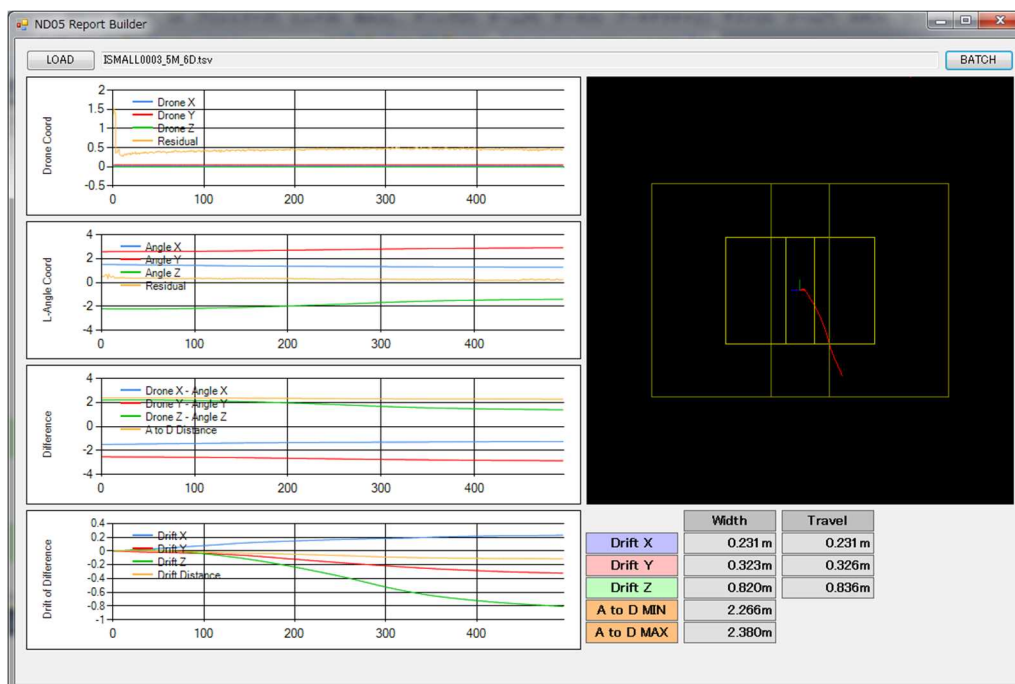


図 2. 1. 1. 2-107 小型機、風速 5m/s 時

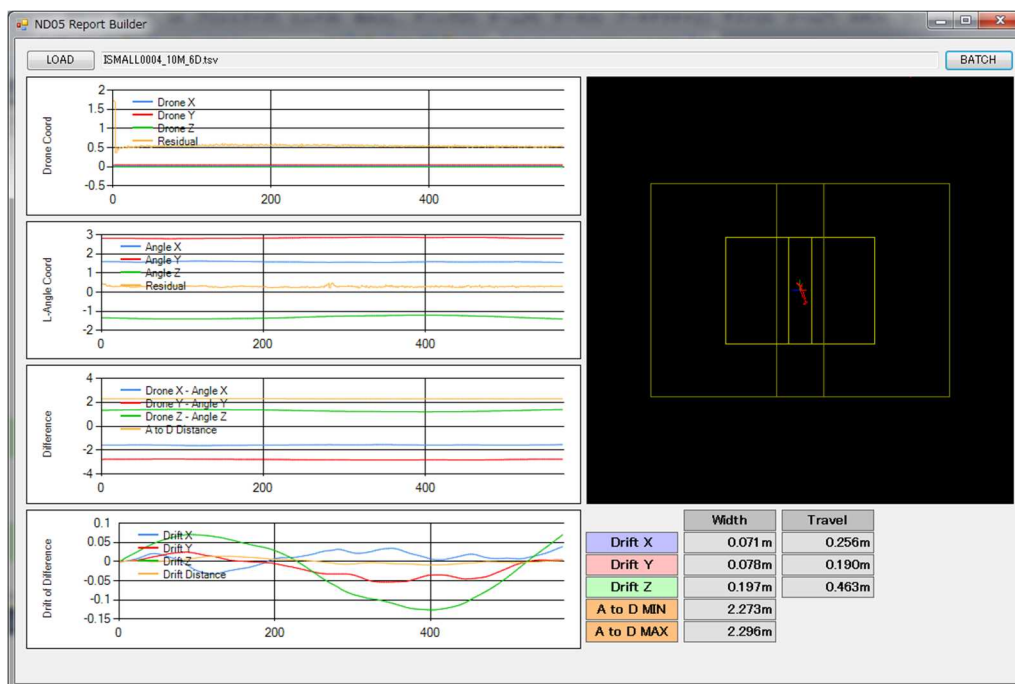


図 2.1.1.2-108 小型機、風速 10m/s 時

これらの計 12 個の実験結果より表 2.1.1.2-25、図 2.1.1.2-109 に示すように最大振れ幅が計測された。

表 2.1.1.2-25 機種および風速パターンによるドローンの位置振れ幅

機体	風速	ログ名称	移動幅			移動量			支所との距離	
			Wx	Wy	Wz	Tx	Ty	Tz	最小	最大
大型機	0m/s	IBIG0003_0M_6D.tsv	0.169 m	0.405 m	0.434 m	0.263 m	0.409 m	0.803 m	2.199	2.363
	3m/s	IBIG0004_3M_6D.tsv	0.153 m	0.264 m	0.780 m	0.301 m	0.281 m	0.780 m	2.05	2.195
	5m/s	IBIG0005_5M_6D.tsv	0.126 m	0.195 m	0.413 m	0.233 m	0.246 m	0.413 m	1.844	1.912
	10m/s	IBIG0006_10M_6D.tsv	0.150 m	0.545 m	0.351 m	0.215 m	0.546 m	0.629 m	1.573	1.816
中型機	0m/s	IMID0001_0M_6D.tsv	0.483 m	0.617 m	0.415 m	0.682 m	0.619 m	0.602 m	2.343	2.577
	3m/s	IMID0002_3M_6D.tsv	0.235 m	0.327 m	0.744 m	0.357 m	0.449 m	0.747 m	2.066	2.123
	5m/s	IMID0003_5M_6D.tsv	0.251 m	0.647 m	0.761 m	0.359 m	0.690 m	0.762 m	2.052	2.174
	10m/s	IMID0004_10M_6D.tsv	0.100 m	0.644 m	0.119 m	0.210 m	1.003 m	0.269 m	2.264	2.516
小型機	0m/s	ISMAIL0001_0M_6D.tsv	0.389 m	0.181 m	0.272 m	0.400 m	0.212 m	0.496 m	1.901	1.967
	3m/s	ISMAIL0002_3M_6D.tsv	0.171 m	0.234 m	1.003 m	0.179 m	0.241 m	1.003 m	1.621	1.989
	5m/s	ISMAIL0003_5M_6D.tsv	0.231 m	0.323 m	0.820 m	0.231 m	0.326 m	0.836 m	2.266	2.38
	10m/s	ISMAIL0004_10M_6D.tsv	0.071 m	0.078 m	0.197 m	0.256 m	0.190 m	0.463 m	2.273	2.296

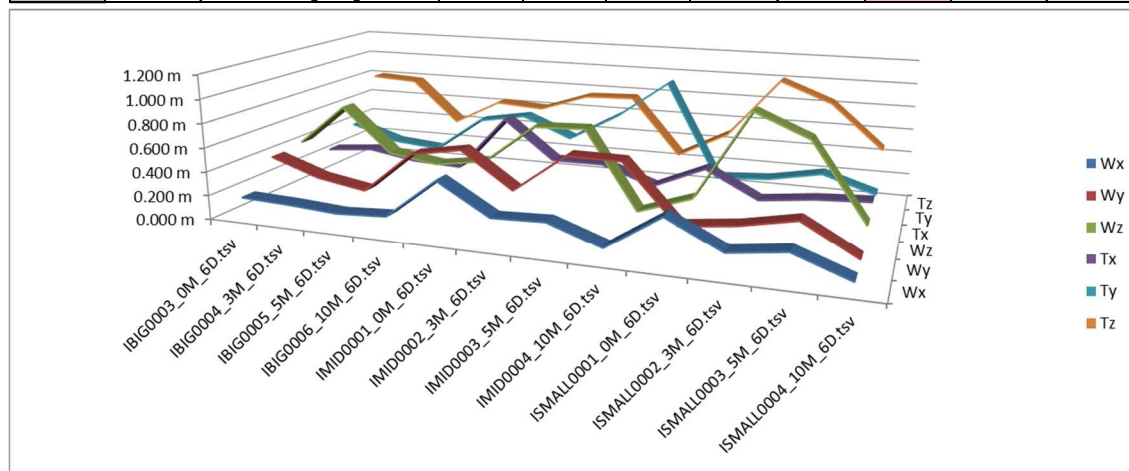


図 2. 1. 1. 2-109 機種および風速パターンによるドローンの位置振れ幅

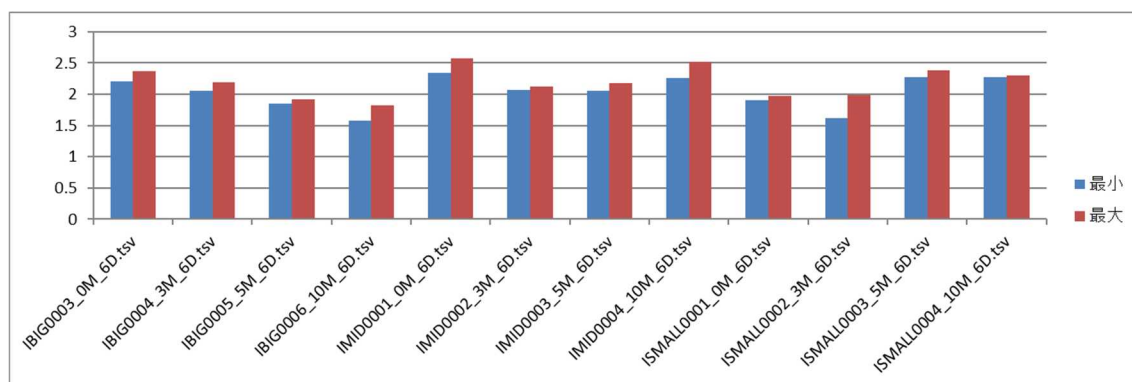


図 2. 1. 1. 2-110 機種および風速パターンによるドローンの支承までの距離

表 2. 1. 1. 2-25 では 12 試行の振れ幅最大値を示し、その大きさに応じてセル内の色を濃くして表示している。図 2. 1. 1. 2-109 ではその振れ幅を表示し、図 2. 1. 1. 2-110 では支承までの距離を示している。

(D) 性能評価手順の立案

以上の実証実験より表 2. 1. 1. 2-26 に示す評価結果表へ試験結果の最悪値を記載することとする。

表 2. 1. 1. 2-26 構造物近傍での安定性能に対する評価結果表

部位※	コンクリート床版／コンクリート桁／鋼桁／ コンクリート橋脚／鋼橋脚／支承／沓座	
接近距離＊	1m 未満 (cm) ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 Δ / [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]	

※該当するものに○を付ける

＊ 設定した距離に○をつける。1m 未満については実際の設定距離を記載する

(E) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-27 に運動性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-27 運動性能評価の施設・設備・機器の一覧

施設設備（案）		性能評価 （対象）	測定データ	機器案/仕様
実験環境形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島 RTF 模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所： GRL-8041（送風機能力：1 台ユニット 10m/s 以上、2 台直列ユニット 20m/s 以上）
実験環境観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社： HD2003（三次元風向風速計）〔橋脚、床版部用〕 HD52（二次元風向風速計）〔支承部用〕 大田計器製作所： No. 30-T-420〔観測地点用、気象庁検定対応〕
性能評価設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ 動画 （高品位）	アーカイブティップス株式会社：Qualisys
	トータルステーション	運動 性能	三次元位置	TPホールディング株式会社：Trimble S6

(F) まとめおよび福島 RTF への提言

以上、ドローンの運動性能（位置精度）の評価基準を策定するにあたり、ドローンの最小接近距離と、その場所でのドローンの位置振れ最大幅を評価軸として設定し、実証実験を通してその数値の算出手法を見出した。

今後、本運動性能評価指標を福島 RTF に適用させていくにあたり、風の発生方法について、定量的に設定できる方法を確立する必要があると考えられる。

5.1.4. 「無人航空機を活用したインフラ点検ロボットの性能評価手法等の研究開発」(実施者：株式会社エンルート)

(A) 簡易模擬橋梁実証実験用施設の構築

エンルート・ドローンフィールド東金に簡易模擬橋梁を構築し実証実験を実施した。本設備では、最大風速 20m/s までを再現可能な送風機を複数配置する事であらゆる方向から剪断流を生成することができたが、その後方に安定した渦管は生成しなかった。

■安全な簡易模擬橋梁実証実験用施設の構築

実証実験用設備は、第三者及び施設利用者の安全確保設備を具備する事が重要である。

施設内を全面ネットで覆う事で、UAV が第三者へ与える影響は無くなった。施設内に入る施設利用者には安全装具（ヘルメット、ゴーグル、革製手袋等）を装備して対応した（図 2.1.1.2-111）。



図 2.1.1.2-111 安全な簡易模擬橋梁実証実験用施設

■安全試験を実現するための施策等

全ての実証実験で TBM-KY（危険予知活動）を実施する事と毎日行う UAV の点検を书面化し、複数の作業員が二重チェックする事で安全意識が向上された。しかし、統一した実証実験を複数の UAV 企業が同じ場所を共有して行う実証実験の前例がないため、エンルート・ドローンフィールド東金で独自の安全マニュアルを作成し、毎朝の朝礼で作業工程と作業内容を共有して各社の安全責任者が声を掛け合う事で安全性を確保した。

(B) 可変型・風向風速装置の開発

本研究開発では、人工的な風を設定して評価を実施する。

送風機 1 台による評価は一方向からの一定風速（人工流 1）に対する能力の測定である。実際の環境のほうが厳しい環境となるが、その厳しさを定量的に再現性高く生成することが困難であった

め、限られた環境での再現性を重視し、多少厳しい状況で、足切り程度には判断できる環境として送風機2台による人工流（人工流2）も設定して計測した。

人工流のイメージを図2.1.1.2-112に示し、青矢印は送風機からの人工風の風向を示している。また、設定例を図2.1.1.2-113～図2.1.1.2-115に示す。このうち人工流2についての図2.1.1.2-115の例では、各送風機を左橋脚からの距離が5m、送風機の仰角が45度、送風機の2軸がなす角度が90度で模擬橋梁に対して左右対称になるように設置している。

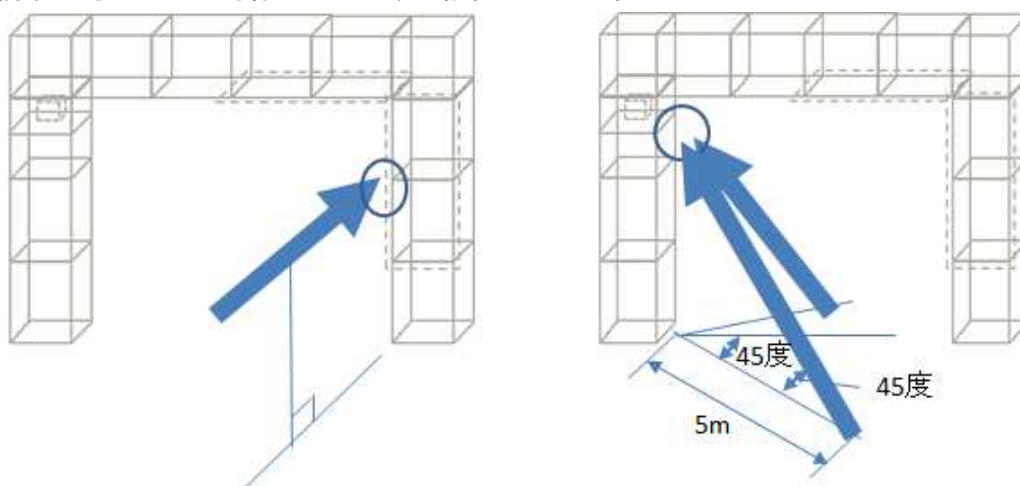


図 2.1.1.2-112 人工流1と人工流2のイメージ



図 2.1.1.2-113 送風機1台での人工流設定例



図 2. 1. 1. 2-114 発煙筒による人工流の見える化例



図 2. 1. 1. 2-115 送風機 2 台での人工流設定例

■開発した可変型・風向風速装置の検証結果

風速装置の回転数を調整出来るマイコン制御機能を開発し送風能力を可変可能とした。

開発した可変型・風向風速装置のうち、地上置き装置は送風機の車輪で移動が容易となるよう開発した事で、送風距離、送風方向、送風強度を容易に変更が可能になった。地表以上の送風では重機を使い移動させる事で、指定した方向から無段階の風を構築する事を可能にした。

次に、開発した風速装置による人工風下での近接画像データ取得性能評価に関する実証実験について説明する。実証実験に使用した機体等は以下の通り。

使用機体：ZION PG700(図 2. 1. 1. 2-116)、カメラ： α 6000、映像伝送システム：FPV (図 2. 1. 1. 2-117)



図 2. 1. 1. 2-116 ZION PG700



図 2. 1. 1. 2-117 FPV(映像伝送装置)

以下、実証実験を行った部位毎に説明する。

1. 支承部

・人工流 1（送風機 1 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の支承部に設置したポリタンクのラベルを撮影対象に見立て、近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは支承部を通過する人工流として 4 パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）下でポリタンクのバーコードを撮影した。なお、その時の実験状況を図 2. 1. 1. 2-118 に示し、環境条件を表 2. 1. 1. 2-28 に示す。その結果、今回使用した機体では、5m/s の人工流までは撮影画像にてポリタンクのバーコード 1mm を確認できたが、10m/s は機体不安定により作業を中断した。

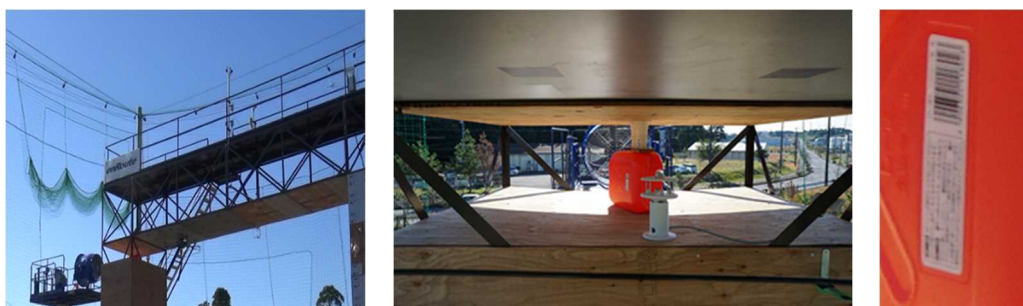


図 2. 1. 1. 2-118 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：撮影対象）

表 2. 1. 1. 2-28 環境条件

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3
風速	0～3	2.4	1.5	2.5
照度	0～2	暗部照度Ⅱ1	Ⅱ2	Ⅱ3
		5210	5230	5220

・人工流 2（送風機 2 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の支承部に設置したポリタンクのラベルを撮影対象に見立て、近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは支承部の下から人工流として 4 パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）下でポリタンクのバ

ーコードを撮影した。なお、その時の実験状況を図 2.1.1.2-119 に示し、環境条件を表 2.1.1.2-29 に示す。その結果、今回使用した機体では、5m/s の人工流までは撮影画像にてポリタンクのバーコード 1mm を確認できたが、10m/s は機体不安定により作業を中断した。なお、この環境下での風の流れに関するシミュレーション結果を図 2.1.1.2-120 に示す。

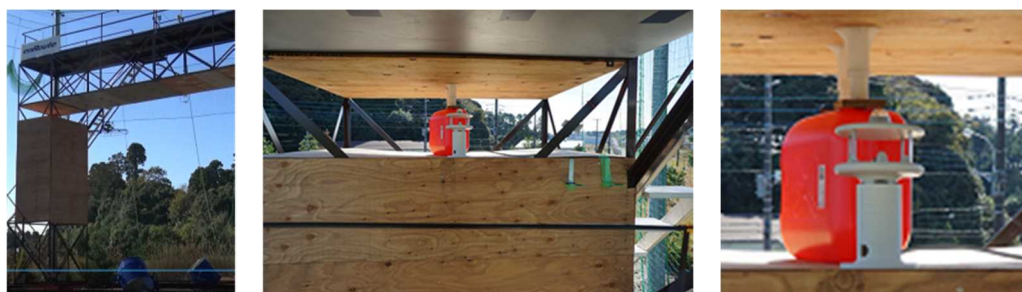


図 2.1.1.2-119 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：中画像拡大画像）

表 2.1.1.2-29 環境条件

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3
風速	0～3	3.9	3.4	2.5
照度	0～2	暗部照度II1	II2	II3
		5190	5300	5420

■ 風流入条件②における結果

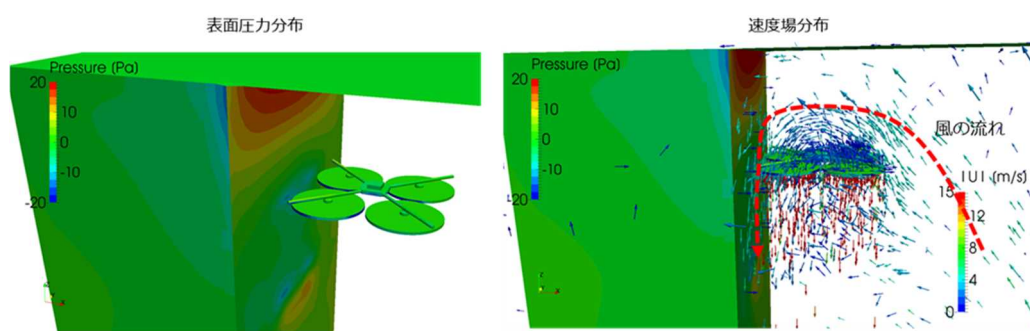


図 2.1.1.2-120 風流入シミュレーション結果

・ 考察等

人工流の設定風速は、機体周りは自然風との相乗効果でより強く感じた。

シミュレーション結果から、ドローン機体周囲で風の吹き上げと吹き降ろしが発生し、その影響で機体フレーム部に差圧が発生していることが確認できる。

検証の結果、右下方部からの風を機体が直接受けている部分と機体のプロペラからの風圧がぶつかり合う事で気流が乱れてバランスを崩すメカニズムについて証明出来た。

2. 高橋脚

・ 人工流 1（送風機 1 台）を適用した場合

簡易模擬橋梁の高橋脚のテストピースを用いて近接画像データ取得性能評価に関する実証実験を実施した。ここでは人工流として 4 パターンの風速（測定値 1:0m/s、測定値 2:3m/s、測定値 3:5m/s、測定値 4:10m/s）をドローン背面から加えて撮影した。なお、その時の実験状況を図 2.1.1.2-12、図 2.1.1.2-122 に示し、環境条件と得られた結果を表 2.1.1.2-30、図 2.1.1.2-123 に示す。



図 2.1.1.2-121 実験状況（左：全体画像、右：高橋脚撮影方向画像）



図 2.1.1.2-122 実験状況（高橋脚撮影方向画像の拡大画像）

表 2. 1. 1. 2-30 環境条件と取得画像の網羅率

環境条件	レベル	測定値1	測定値2	測定値3	測定値4
風速	0～3	2.6	1.9	2.1	4.0
照度	0～2	暗部照度Ⅱ1	Ⅱ2	Ⅱ3	Ⅱ4
		7080	7050	7020	7000
取得画像評価	ひび幅0.1mm	測定値1	測定値2	測定値3	測定値4
網羅率	TP数/全TP数	90%	80%	80%	70%

■ 風流入条件③における結果

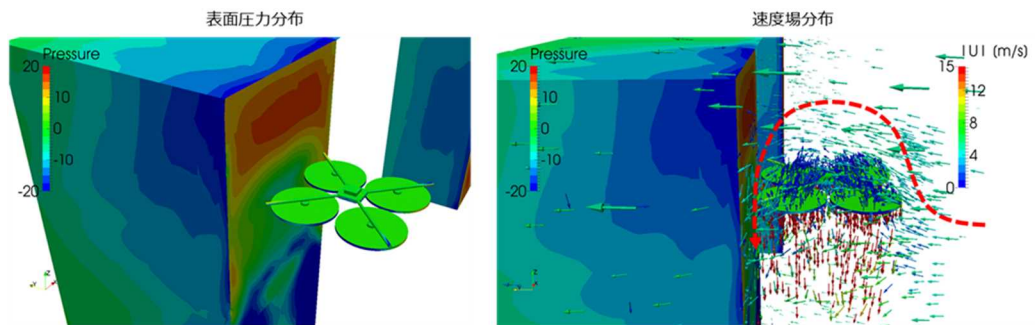


図 2. 1. 1. 2-123 風流入シミュレーション結果

・ 考察等

背面からの風が発生する環境下では機体の制御が困難であった。

このシミュレーション結果からも、ドローン機体周囲で風の吹き上げと吹き降ろしが発生し、その影響で機体フレーム部に差圧が発生しているのが確認できる。

機体のバランスを崩す原因である横風の流れを視覚的に検証した結果、右側からの風を機体が直接受けている部分と機体のプロペラからの吸排気と横風の風圧がぶつかり合う事で気流が乱れてバランスを崩すメカニズムについて証明出来た。

以上の結果より、橋梁点検に必要な風への検証結果が得られたと考える。

(C) 福島 RTF への設備提案

表 2.1.1.2-31 に運動性能評価の施設・設備・機器の一覧を示す。

表 2.1.1.2-31 運動性能評価の施設・設備・機器の一覧

施設設備（案）		性能 評価 （対象）	測定データ	機器案/仕様
実験環境 形成設備	模擬橋梁	共通	—	福島 RTF 模擬橋梁
	送風機	共通	—	株式会社 鎌倉製作所： GRL-8041（送風機能力：1 台ユニット 10m/s 以上、 2 台直列ユニット 20m/s 以上）
実験環境 観察設備	風速・風向計	共通	風速 風向	デルタオーム社： HD2003（三次元風向風速計）〔橋脚、床版部用〕 HD52（二次元風向風速計）〔支承部用〕 大田計器製作所： No. 30-T-420〔観測地点用、気象庁検定対応〕
性能評価 設備	3D モーション キャプチャー	共通	高速カメラ 動画 （高品位）	アーカイブティップス株式会社：Qualisys
	トータルステ ーション	運動 性能	三次元位置	T Pホールディング株式会社：Trimble S6

(D) まとめおよび福島 RTF への提言

実験用設備は、第三者及び施設利用者の安全確保設備の運用経験に基づき、施設内を全面ネットで覆う事で、UAV が第三者へ与える影響を最小限にする事を推奨する。送風機の高さ、送風方向、橋からの距離設定には重機を使っているが、同等以上の仕組みを期待する。風速装置の回転数を調整出来るようにマイコン制御等で、無段階で送風出来る事を推奨する。

5.1.5. 「無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットのユースケース分析および性能評価手法等の研究開発」(実施者：株式会社プロドローン)

(A)運動性能(姿勢精度)の評価手法の検討

詳細は本節 B) で記述するが、運動性能(姿勢精度)の評価指標として、外乱の有無による水平および垂直の変動距離[cm]、および外乱からの復元時間[sec]を採用した。

機体の傾斜角を評価指標として採用しなかった理由は、固定ピッチドローンにおける水平移動では姿勢変化を必要とするため、外乱を吸収、相殺するためには傾斜が必須であり、すなわち、外乱に対し現在位置を維持するためには、外乱の方向や強さに応じて積極的に姿勢を変動させる必要があり、傾斜の度合(姿勢角の変動量)で安定性を規定することが適切でないためである。

外乱の程度が大きくなると、姿勢を変動させて現在位置を維持することが困難となり、結果として水平位置や垂直位置が変動する。これはドローンが外乱に対応しきれなかった結果であり、この移動量を安定性の指標とすべきと考えた。すなわち「揺れたとしても動かない」ドローンを安定したドローンとして評価した。

測定では、外乱と水平および垂直に移動量を主として測定し、姿勢変動角は参考値とし、IMU の演算による値を測定した。

また、外乱として人工風の検討を行なった。送風機 1 台による評価は一方向からの一定風速に対する能力の測定である。オペレータの操作感覚および測定結果からも実際の環境のほうが、厳しいことが判明したが、その厳しさを定量的に再現性高く生成することが困難であったため、限られた環境での再現性を重視し、多少厳しい状況で、足切り程度には判断できる環境として送風機 2 台による人工流も設定して計測することとした。

なお、その時の「風速」は、表 2.1.1.2-32 に示すレベルの値を設定するものとし、開放空間となる環境で送風機 1 台毎に指定の値になるように設定した。

さらに外乱としての人工流は、表 2.1.1.2-33 に示すパターンとした。

上記の設定に関して、補足を記述する。

簡易模擬橋梁での実証実験では、剪断流を作ることができたが、その後ろに安定した渦管は生成しなかった。

レイノルズ数を上げることにより渦管は発生しやすくなるが、このレイノルズ数を上げることは、すなわち、より風速を上げるか、橋梁の幅を広くするか、空気密度を上げる(湿度を上げる)かなどの環境変更が必要である。しかし、今回調達可能な装置と設備ではこれらを容易に実現することが難しく、代替案として対向した位置に別の送風機を設置することである程度再現性のある乱流を作り計測した。それが渦管でないとしても、発煙筒で簡易に検証した結果、機体サイズ程度の乱流は生成できており、UAV の運動安定性能という観点のみで評価すれば、実際の環境を十分推測可能な測定ができたと考える。

表 2.1.1.2-32 風速レベル

レベル	範囲	考え方
レベル 0	無風	無風で点検出来る事が必須条件
レベル 1	平均風速 3m/s 未満	レベル 2 に至らない中間の風速として設定
レベル 2	平均風速 5m/s 未満	独自の飛行マニュアルを作成せず、「航空局標準飛行マニュアル」を用いる場合には、「風速 5m/s 以上の状態では飛行させない」とあるので、性能評価の目安になるように、この値を本レベルの値として採用する。
レベル 3	平均風速 5m/s 以上 10m/s 未満	労働安全衛生規則では「事業者は、高さが 2 メートル以上の箇所で作業を行なう場合において、強風、大雨、大雪等の悪天候のため、当該作業の実施について危険が予想されるときは、当該作業に労働者を従事させてはならない。」（第五百二十二条）と定められており、「強風」は「10 分間の平均風速が毎秒 10 メートル以上」とされている。人と同程度の作業能力を有するロボットは最大で平均風速 10m/s の状況下での作業性能を有している必要があり、このレベルの値として採用する。

表 2.1.1.2-33 人工流パターン

パターン	人工流の区分	内容	風速レベル
1	人工流なし	自然風のみ	—
2	人工流 1	リフターに搭載した送風機 1 台による水平方向流	レベル 1
3			レベル 2
4			レベル 3
5	人工流 2	送風機 2 台を用い異なる方向からの風が合流した空間で評価	レベル 1
6			レベル 2
7			レベル 3

人工流 1 と人工流 2 のイメージは再掲の図となるが、図 2.1.1.2-124 に示すものとなる。

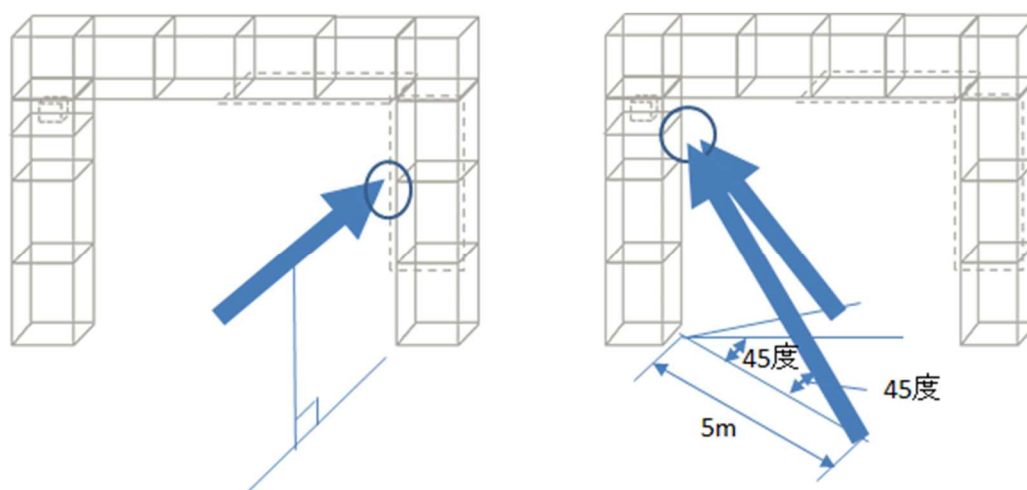


図 2.1.1.2-124 人工流 1 と人工流 2 のイメージ

測定値としての最大変化量は、UAV の位置変化を 30 秒間取得し、その位置変化の最大値で求めることとした。また、外乱復元時間は、フライトオペレータが手を離れた状態での計測時間が基本で、手が離せない場合の復元時間は無限大となる。外乱としては、設定した接近距離で 5 秒間(今後の機体性能の向上に合わせて調整可能とする)プロポのスティックから手を放すこととして、外乱復元時間を測定する。

これら構造物近傍での安定性能に対する評価結果表の部分を表 2.1.1.2-34 に示す。なお、接近距離は測定時に設定し、複数回試験を実施した場合には、結果表には試験結果の最悪値を記載することとした。

表 2.1.1.2-34 評価結果表

部位	コンクリート床版／コンクリート桁／鋼桁／ コンクリート橋脚／鋼橋脚／支承／沓座	
接近距離	1m 未満 (cm) ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 Δl [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]	

外乱復元時間は、手動操作を行う UAV の場合、変動量の絶対値の単位時間あたりの積分値が規定以下となるに要する時間とする。外乱を与えた際、水平位置および垂直位置が変動するが、外乱を与える前との位置の差は考慮しない。自律飛行を行う UAV の場合は、上記の条件に加え、機体の軸間距離(複数あるプロペラ軸間の最大値)を L とした場合、変動前の位置を基準とし $1.5L$ 以内に返ってくるまでの時間と規定した。

接近距離については実証実験の知見から、変化が確認できそうな 1m、2m、3m、4m を設定するものとした。なお、1m 未満は危険すぎるため、かなり特殊な運用の機体のみになると考え、設定する際は

独自に値を設定することとする。また、平成 29 年度の実証実験の環境では、4m 以上であるとよほど高速な風でないかぎり境界層の外になる（構造物とは関係ない状態になる）知見を得たので、4m を上限値として設定した。

(B) 運動性能（姿勢精度）の評価手法の実証実験

モーションキャプチャカメラでの測定結果と IMU による測定結果を比較するにあたり、前述の人工流 1 による試験（送風機一台による水平方向流）と、人工流 2（橋脚の下方から 2 台の送風機を対抗させた場合）について試験を実施した。

以下の 4 つのグラフは、風速 0, 3, 5, 10[m/s] を横軸として、縦軸がロール（横方向）、もしくはピッチ（前後方向）の傾斜角度を示し、単位は[degree]である。

また 3 本のグラフは、最大と最小および平均を示す。

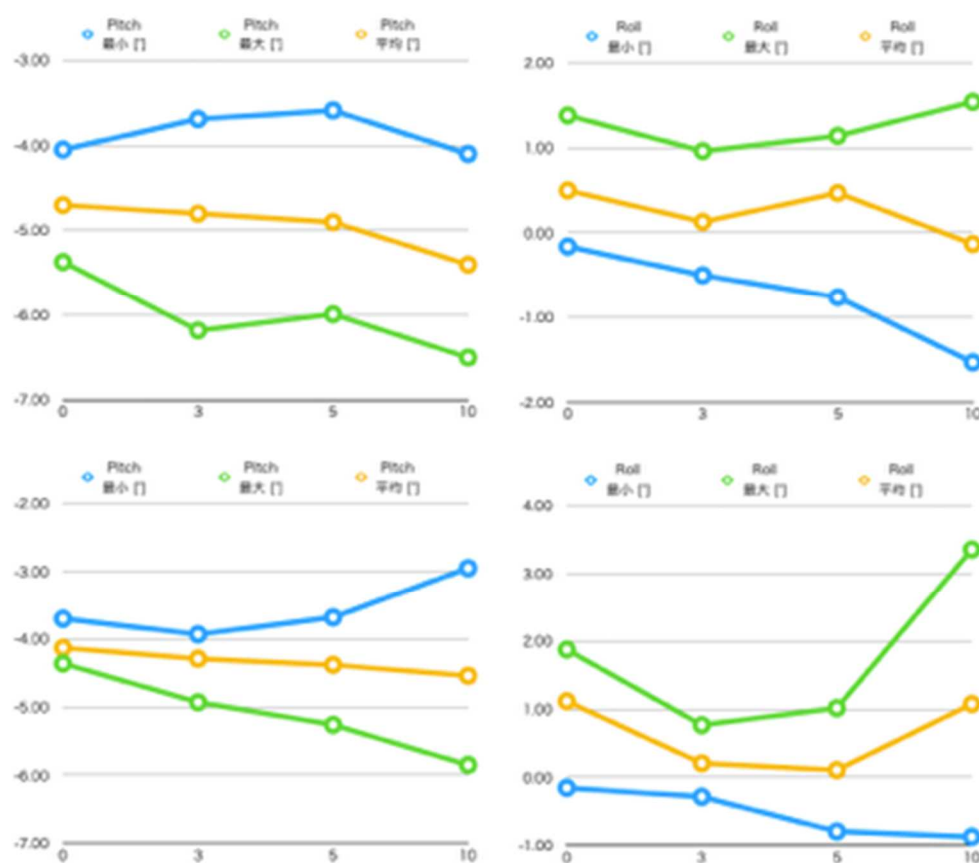


図 2.1.1.2-125 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（IMU）

上部の 2 つのグラフが、それぞれ左から人工流 1 におけるピッチとロールの変動値、下部 2 つのグラフが、それぞれ左から人工流 2 におけるピッチとロールの変動値を表す。

人工流 1 では、前後（Pitch）、左右（Roll）ともに風速の増加により、姿勢変動量と変動幅が増加し、概ね正相関を持つことが確認できる。しかしながら、変動量の変化の度合いは大きくなく、この際水平位置および垂直位置の変動はほとんど見られなかった。

また、前後方向の平均角度が風速に応じて傾斜を深くしていることから、乱流ではなくある程度方向性を持つ風になっていると思われる。

左右方向では風速 5m/s を超えるあたりから変動量が増加しており、風に乱れが起きていることが想定されるが、ここでも水平位置および垂直位置の変動はほとんど見られなかった。

平均に対して ± 1.5 度程度の変動で追従している範囲では、機体の傾斜による位置制御が十分に成立していることを示しており、すなわち機体は揺れているが、制御が正しく外乱に対応しており、機体が安定している状態、と判断できる。

人工流 2 では、前後方向の変動量では概ね同じ傾向が見られたが、人工流 1 に比較すると、風速が高い場合に変動量の増加が著しく、より乱れた風となっていることが確認できる。

左右方向については風速 3m/s の場合に、無風時や 5m/s 以上の場合に比較して安定しており、正の相関が崩れているが、これは一般的に、ドローンはある程度の対気速度で消費電力が最も少なくなるため、これと関連した機体の特性とも考えられる。消費電力が少ないということは、モータの負荷と回転数のバランスが最適な状態にあることを示しており、すなわち外乱に対してレスポンスがより俊敏となり、結果として傾斜角の変動（平均値と、最大、最小値との懸隔）が小さくなっていると考えられる。

次にモーションキャプチャカメラによる計測結果を示す。

図 2.1.1.2-126 に示す 4 つのグラフは、人工流 1 の結果で、横軸が経過時間（90Hz のカウンタで $90=1$ 秒）、縦軸が変動角[degree]であり、比較のため 4 つのグラフの縦軸は同一としている。左上が 0m/s、右上が 3m/s、左下が 5m/s、右下のものが 10m/s でのグラフである。なお、図の計測時間は 1 分から 1 分半程度であるが、この中間の 30 秒間を計測した。

概ね IMU からのデータと同じ傾向を示し、風速が上がるに従い、変動幅も IMU での計測同様な範囲で増大している。

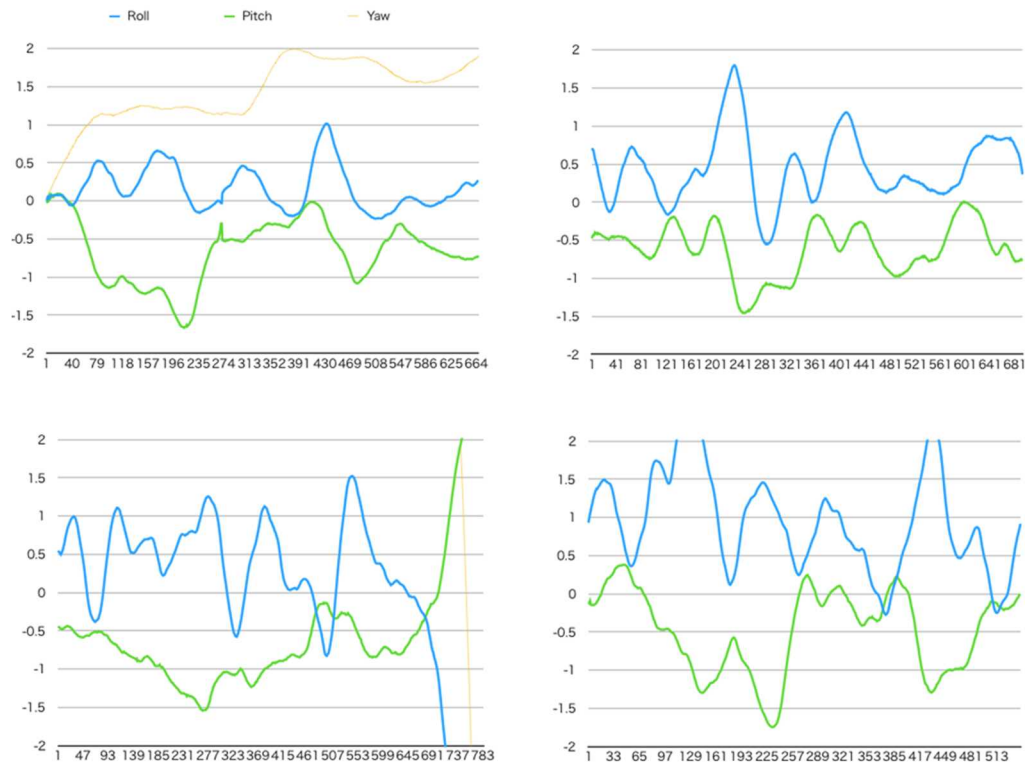


図 2. 1. 1. 2-126 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

次の 3 つのグラフは橋脚の下方から 2 台の送風を対抗させる、人工流 2 の結果で、左上から右上、下の順で 3m/s、5m/s、10m/s の 3 種類を示す。

人工流 1 の結果と同様に、IMU からの結果と同様な傾向を示しており、また変動の傾向については定量的にも同じ傾向を観察することができる。

しかしながら、各値のオフセットが大きいところで 1.5° 程度ずれており、これは基準位置のキャリブレーションの違いと思われる。なお、基準位置については指標にする必要はないと考えている。

これらモーションキャプチャカメラの場合は時系列で表現しているため、変動の急峻さがわかりやすく、風速が上がった場合に、より短時間での変動と補正が行われている様子がわかる。こうした急峻さは、外乱による変動への対応と、外乱自体の変化との兼ね合いによるオーバーシュートやアンダーシュートが原因と考えられ、変動量だけでなく、こうした急峻さを定量的に示すことで、制御性能の定量化表現が、推し進めて指標の規定が可能になる。しかし、姿勢変化により移動（位置の変動）を行う固定ピッチドローンの特性を考慮すると、前記の急峻さは運動性能を表現する手段となりうるが、結果として位置変動がなければ、角度の変動はむしろ望ましい動作であり、すなわち「揺れても動かない」ドローンを安定したドローンとして評価するべきである。

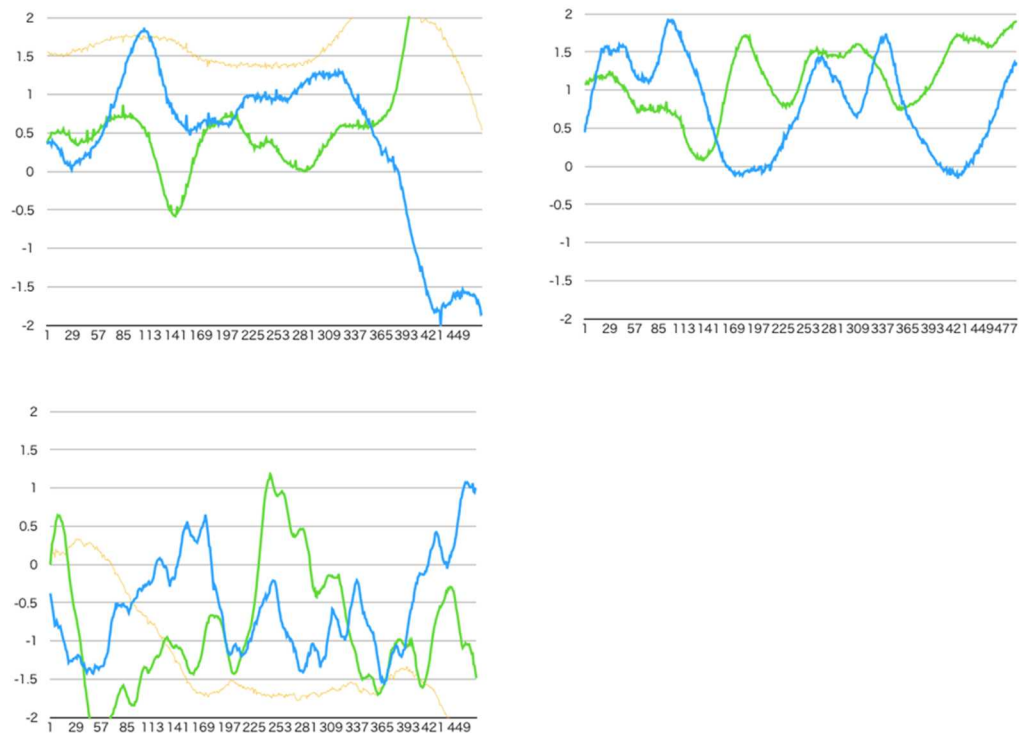


図 2. 1. 1. 2-127 人工流 2 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

次の図は、ドローンの動きを IMU 基準で時系列の点群データとしたものである。

図では 500msec ごとに青と白の線で動きを表現している。蓄積される誤差があるため、長時間の稼働では実際の位置とのずれが大きくなるが、3 秒程度以下であれば概ね 3cm 程度以下の精度が確保できた。

これらの測定においては乱流の様子が、統計的に再現性の高い形で実現できている必要があるが、これは前述の通り環境の確実な記録と不変な構造の規定、およびもう少し長時間の計測により平準化可能と考える。

2 種類の計測結果について、モーションキャプチャカメラの結果でも、左右方向のゆらぎの平均が＋側にオフセットしていたり、振幅や振動周波数の傾向も IMU の結果と同様に観測でき、IMU だけでも試験基準の検証が可能であると思われる。

ただし、IMU により誤差やオフセットなどの個体差があることを想定し、そのキャリブレーションツールとしてモーションキャプチャカメラを用いることは有効である。

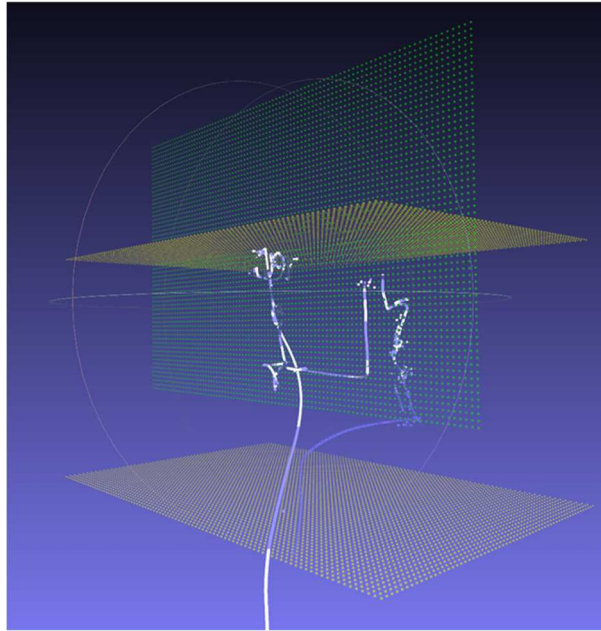


図 2. 1. 1. 2-128 IMU データから演算した機体移動の様子 1

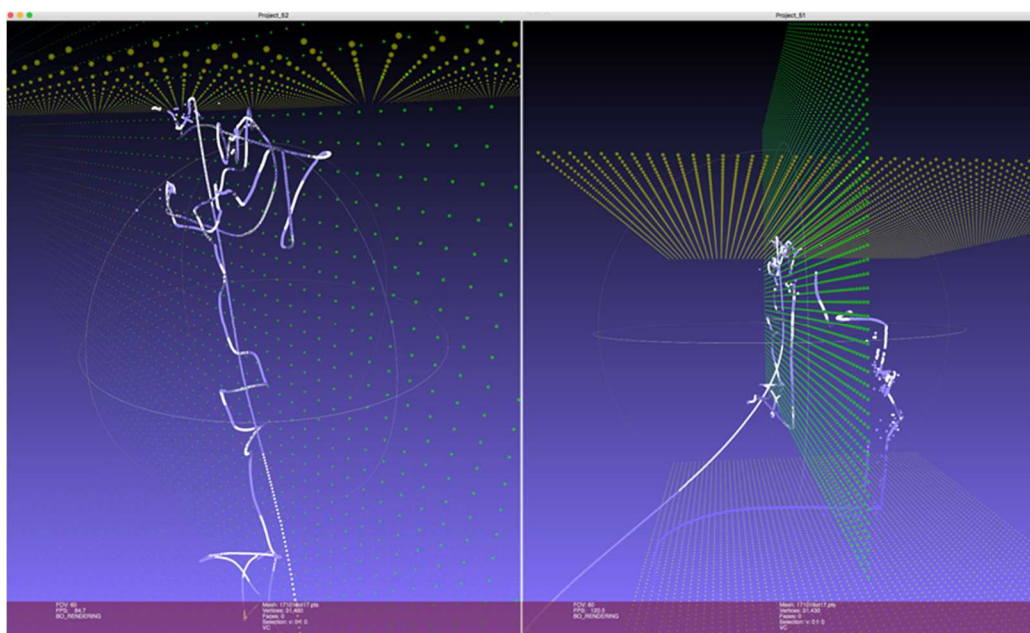


図 2. 1. 1. 2-129 IMU データから演算した機体移動の様子 2

(C) 性能評価手順の立案

以上の実証実験より表 2. 1. 1. 2-35 に示す評価結果表へ試験結果を記載することとする。

表 2. 1. 1. 2-35 構造物近傍での安定性能に対する評価結果表

部位※1	構造物近傍（ただし開放空間でも共通して利用可能）	
接近距離※2	1 m 未満（ cm） ・ 1 m ・ 2 m ・ 3 m ・ 4 m	
試験結果	最大変化量 Δ / [cm]	
	最大変化量 Δz [cm]	
	外乱復元時間 [s]※3	

※1：該当するものに○を付ける

※2：設定した距離に○をつける。1m 未満については実際の設定距離を記載する

※3：単位時間あたりの平均変化量（ Δ / および Δz ）が規定値以下となるまでの時間
元の場所に戻ることは規定しない

(D) 福島 RTF への設備提案

福島 RTF では風洞試験で剪断流を生成させることができる設備の導入が効果的であるため、設備に関する要請をまとめた。仮設の模擬橋梁では、期待される渦管のエネルギーも少なく、橋脚の風下に生成されることがあるカルマン渦も生成されることはなかった。福島 RTF の新しい設備においてもカルマン渦を安定して生成させることは難しいと思われるが、簡易模擬橋梁よりもレイノルズ数を上げるに資する構造と装置が設置されるため、より実際の環境に近い状況となることが期待され、評価基準についても福島 RTF での試験を以って詳細を規定することが期待される。

また、ドローンの恒常的な運行に必要と考えられる EMS（イミュニティ性能）試験が行える設備を導入することを提案する。

(E) まとめおよび福島 RTF への提言

運動性能の評価では、加速度角速度センサを用いた簡便な手法が、モーションキャプチャカメラでの撮影やトータルステーションのトラッキングなど精密な測定手法に比較して、十分使用可能であると判断している。

ドローンの非 GNSS 制御では、加速度および角速度センサのみに頼ると演算誤差が蓄積してしまうために代用は困難であるが、本評価では短い単位時間の変動の計測が重要であり、誤差の蓄積が問題とならない。このため、安定性を評価するには十分な値が取得できると考える。

福島 RTF においては、前記の高精度な位置測定装置（モーションキャプチャカメラやトータルステーション）が装備されとしても、ある程度標準的な加速度角速度センサを常備することが望ましいと考える。

これは、モーションキャプチャカメラでは、ドローンの移動範囲が十数 m 程度の狭い範囲に限定されてしまうことや、トータルステーションのトラッキングでは機体の姿勢や方向によりプリズムが見えなくなるオクルージョンが発生し、また遠距離や高速で移動するドローンでトラッキングが外れやすく、また基本的にドローンと測定機間で見通しが必要など制限も多いためであり、どのような場所でも安定して比較可能で指標となりうる精度のデータが簡便に取得可能な装置が必要である。

こうした装置は、より正確な測定装置で定期的にキャリブレーションする必要がある、キャリブレーションが容易であることが重要だが、キャリブレーションに前記の高精度測定装置を使えるため、設備、システムとして運用しやすくなると考える。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	－	－	－	－	－	4
展示会出展	0	－	－	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	－	－	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	1	－	－	－	－	－	1
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発により、性能評価手順書が定められ、公表された。これを受けて、2018 年度に「NEDO プロジェクトを核とした人材育成、産学連携等の総合的展開／ロボット性能評価手法に係る特別講座」にて、性能評価手順書と福島 RTF の活用によるインフラ点検などにおけるロボットの開発促進や活用加速、普及拡大を目指した人材育成事業が開始されている。また、本講座にはロボット開発者や点検業務受注者を始めとする多くの方々が参加されており、性能評価手順と福島 RTF への関心の高さを示していると言えるだろう。

講座の中では、性能評価手順書に基づいて、福島 RTF にて実際の性能評価作業が試行される予定になっている。さらに、講座を通じて、受講者が実践して得られた知見やノウハウなどのヒアリング調査などを実施して性能評価手法の見直しおよび改訂も計画されている。また、このような場を通じて、受講者であるロボット開発者や点検業務受注者・橋梁管理者など関係者間の意見交換による実用性向上も図られるであろう。

以上のように、研究成果である性能評価手法は、手順書としての公表、手順書利用のための教育、実環境を模した福島 RTF での手順書を用いた評価作業の試行、同施設での試行結果等を踏まえた改訂と進むことによって、実用化がさらに進展していくと期待される。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

本研究開発にて策定した無人航空機等を活用したインフラ点検ロボットシステムの性能評価手法を基にして、2018 年 5 月に「橋梁点検のための無人航空機に関する性能評価手順書」が経済産業省から公表された。これにより実際の環境を模擬した施設における適切な評価手法としての周知がなされ、実用化の第一歩となった。今後、性能評価手順書の活用が進むことが期待される。

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果は特定のロボットシステムの性能評価手法である。評価手法の実用化事業化とは、その手法による評価結果が評価対象となるロボットシステムの機能性能を適切に示すものとして、広く使用されることである。この観点から実用化の見通しについて述べる。

現在、橋梁管理者・点検業務受注者においては新技術利用の動きが活発になっており、橋梁点検業

務における無人航空機の活用要請が進むことが予想される。そのため、性能評価手順書による評価は、ロボット開発者・ユーザーとなる点検業務受注者・橋梁管理者間の性能確認手段として有効に機能し、多く活用されることになろう。結果として、策定した性能評価手法は、それぞれの事業に大きく貢献すると期待する。

本研究開発は福島 RTF で適用されることを目指して研究開発を進めてきた。今後は立案した性能評価手を基に福島 RTF での評価施設が構築され、同施設にてインフラ点検ロボットの性能評価が大いに実施されることにより、日本のインフラ点検ロボットの研究開発が促進することが期待される。

6.1.1.3 インフラ維持管理等に資する水中ロボットの性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1 年間 (2017 年度))

(実施先：パナソニック株式会社 朝日航洋株式会社 パナソニック システムソリューションズ ジャパン株式会社)

(1) 事業の背景・意義 (目的・概要)

ダム及び河川における水中ロボットを実際の現場に導入する前に性能を評価するための評価項目や評価方法等の手法を研究開発した。研究体制は、ダム水中ロボットの研究開発及び性能評価手法の研究開発を担当するパナソニック株式会社と、河川水中ロボットの研究開発を担当する朝日航洋株式会社、並びに研究開発プロジェクトを推進するパナソニック システムソリューションズ ジャパン株式会社 (現社名：パナソニックコネクト株式会社) の3社で実施し、また当該分野の有識者との推進委員会を構成し、専門的な意見を頂きながら推進した。

本書では、ダム及び河川における水中ロボットの性能評価手法に関して検討した内容と成果について報告する。現在、高度経済成長期に作られてきた公共インフラの老朽化、防災・減災対策として公共インフラの維持管理が社会課題の一つとして取り上げられ、ロボット利活用による点検業務の効率化や安全性向上が期待されている。

本研究開発の目的は、水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価手順等を、点検業者のミッションを把握し「ミッション型試験」を前提としたものとして開発すると共に、福島ロボットテストフィールド (福島 RTF) の施設・設備の提案を実施することである。

本研究開発では、インフラ点検用途等に関連し、相応の評価を得ているダム及び河川向けの水中ロボットを準備し、水中ロボットの性能評価手法を検討する。

水中ロボットは、国土交通省「次世代インフラ用ロボット現場検証委員会」の水中維持管理部会河川の部で試行導入に推薦された河川用ロボット (朝日航洋) と、同委員会ダムの部で試行導入に推薦されたダム用ロボット (パナソニック) を基にして性能評価手法の研究開発を実施した。また、当該分野の有識者との推進委員会を構成し、専門的な知見を加味して研究開発を推進する。

ダム、河川等の水域インフラ構造物は、インフラによって環境条件、点検項目、点検方法も異なり、水中ロボットに求められる性能品質も異なるため、インフラ毎に整理し、評価手法をまとめることとした。さらに性能評価施設案についても、併せて検討する。

以下に主な研究内容を記載する。

1) 保有情報の共有と整理

ダム及び河川点検におけるロボットに要求される機能、点検内容、環境条件等を実施機関間で共有し、水中ロボットの性能評価手法の検討に必要な事項を整理する。

2) 推進委員会での議論・検討

ダム及び河川における水中ロボットの点検項目、点検における性能、性能評価項目、性能評価手法等の検討に関して、推進委員会を3回実施し、有識者の助言、意見等を参考にしながら客観性のある研究開発を推進する。

3) 性能評価手法の検討

①性能評価における要求品質の検討

上記1)、2)の情報を基に、要求品質展開表を作成し、水中ロボットに共通な要求仕様と対象別の固有な要求仕様を整理する。

②性能評価項目と環境条件の検討

推進委員会での議論を踏まえ、水中ロボットの性能評価項目と性能を評価するための環境条件を整理する。

③性能評価手順案の検討

性能評価項目に対する評価指標等を検討し、性能評価項目、環境条件、性能評価指標等の性能評

価に必要な事項を整理し、性能評価手法としてまとめ、「ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会（以下、性能評価基準検討委員会）」及び推進委員会での議論を踏まえ、ダム及び河川における水中ロボット性能評価手順案を検討する。

④性能評価施設の検討

水中ロボット性能評価用の水槽施設の環境条件、構成案等を検討し、福島 RTF へ性能評価施設の提案を行う。

(2) 研究開発目標と根拠

①保有情報の整理・共有

(担当：パナソニック、朝日航洋)

各社それぞれがダム・河川のインフラ点検に求められると想定されている点検項目（環境条件を含む）とロボットの性能（現状のダイバーとの対比によるロボット点検の効果明確化を含む）、及びこれまでに実施した評価内容を抽出し共有化を図る。

②有識者（推進委員会含む）等へのヒアリング調査

(担当：パナソニック、朝日航洋、パナソニック システムソリューションズ ジャパン)

ダム・河川の管理者が要求する点検項目や環境条件（水中環境の変化を含む）、並びにテストピースにより、所望のテストが模擬できているか否かを調査する。

- ・調査項目： ロボットを活用したインフラ点検要領調査（ダム点検、河川点検）
- ・調査目的（その必要性含む）： 今後、構築が予想されるロボットを活用したインフラ点検要領で定められる基本点検内容と整合する評価項目になっているかの方向性を見極める。
- ・調査方法： インフラ維持管理に関連する有識者へのヒアリングにより、「今後のロボットを活用したインフラ点検要領策定」の方向性を探る。なお、本調査においては、具体的な機材使用の想定はなく、ドキュメントとしては、2016 年の活動成果である基準書を活用した調査活動を実施する。

③既存施設を用いた評価手法の検討

(担当：パナソニック、朝日航洋)

③-1 ダム点検：福島 RTF 大水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定するダム基本点検における性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-2 ダム点検：福島 RTF 小水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-3 河川点検：福島 RTF 大水槽を想定した試験方法について以下の点を具体化する。

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

③-4 河川点検：福島 RTF 小水槽を想定した評価手法の実験的模擬試験

- 1) 福島 RTF にて想定する性能評価項目と試験方法
- 2) 検査対象（テストピース）の仕様と配置に関する考え方

④他業種等へのヒアリング（担当：パナソニック、朝日航洋）

当該プロジェクトを通し、2016 年度に検討した性能評価手法（性能指標、施設仕様、等）の妥当性を証明するが、船舶の設計や実験の知見を有す企業に協力を仰ぎ、その方向性や考え方に偏りや不足がないか見識を得る。調整する必要があると判断した場合は、速やかにフィードバックする。

⑤複数機種、複数センサによる評価手法の妥当性検証（担当：パナソニック、朝日航洋）

2016 年度に検討した性能評価手法（性能指標、施設仕様、等）を、自社保有のロボットやセンサだけでなく、必要に応じて、その他のロボットやセンサを使って実証することで、その妥当性を検討し、調整する必要があると判断した場合は速やかにフィードバックする。実証フィールドは実際のダム/河川だけではなく、既存の水利実験水槽やドライドックを利用し、施設仕様や付属設備の過不足も確認・検討する。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.1.3-1 スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
①保有情報の整理・共有	→			
②有識者（推進委員会含む）等へのヒアリング調査		→		
③既存施設を用いた評価手法の検討				→
④他業種等へのヒアリング				→
⑤他機種、他センサによる評価手法の妥当性検証				

●実施体制：

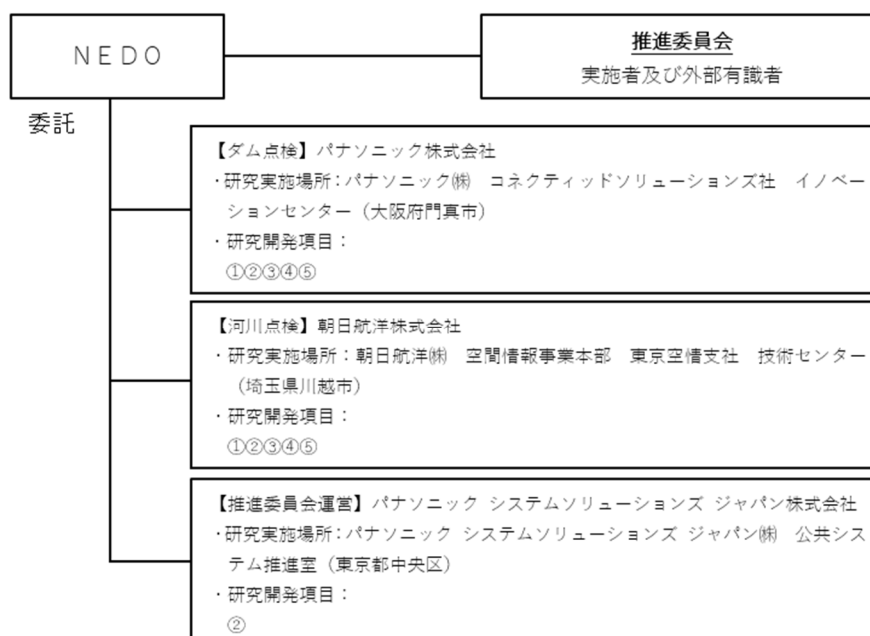


図 2.1.1.3-1 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

河川とダムに存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能評価のための手順を定めた性能評価手順を立案した。この性能評価手順は、単に水中ロボットの性能に優劣をつけるものではなく、ロボット開発者とロボット利用者が「共通のモノサシ」で評価するための手法であり、ロボットの開発者にとっては、自ら開発した水中ロボットの業界ポジション把握やこれから開発する水中ロボットのターゲット設定、または、開発途上の水中ロボットの評価検証に活用することができ、水中ロボットの導入を検討される点検業者や施設管理者等のロボットユーザーにとっては、使用目的に合致した水中ロボットを選定する上での参考とすることができるものである。

立案した性能評価手順は、性能評価の軸となる性能評価項目と各性能評価項目に対する考え方を示し、加えて性能試験方法と試験環境を例示している。試験方法は、ミッション型試験と個別性能試験の2種類の試験に大別した。ミッション型試験は総合性能を評価する試験であり、河川とダムの点検シナリオ(手順)と検査項目、環境条件、および試験結果を設定している。この試験を実施することで、被評価対象の水中ロボットの点検ミッション遂行性能を評価することができる。個別性能試験は特定の性能を評価する試験であり、試験手順、試験項目、環境条件、および試験結果を設定している。再現性のある共通の試験条件下で評価することにより、客観性の高い評価結果を得ることができる。

①ダム点検

最終目標	成果	達成度	備考
水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価基準等の開発	ダム点検における点検対象、点検項目を明確化した上で、同点検における品質要求を定義。ミッション型試験および個別性能試験によるダム点検水中ロボットの性能評価基準と評価方法を確立した。	○	
福島 RTF における試験環境及び設備案の作成	福島 RTF 大水槽および小水槽において、上記性能評価テストを実施するために必要な設備案を作成した。	○	

②河川点検

最終目標	成果	達成度	備考
水中ロボットを活用した水中インフラ点検を実施する上での機体の性能評価基準等の開発	河川点検における点検対象、点検項目を明確化した上で、同点検における品質要求を定義。ミッション型試験および個別性能試験による河川点検水中ロボットの性能評価基準と評価方法を確立した。	○	
福島 RTF における試験環境及び設備案の作成	福島 RTF 大水槽および小水槽において、上記性能評価テストを実施するために必要な設備案を作成した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

以下に各研究開発項目の成果と意義を示す。

5.1. 【河川点検における性能評価手法の開発】（朝日航洋株式会社）

・要求品質

既存の点検要領情報と国土交通省 実証実験、試行導入活動内容を踏まえ、河川に存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能を評価するための項目を考慮し、河川点検における要求品質展開表を作成したうえで、河川点検用ロボットに対する要求品質の全体像を確認した。本研究開発では、展開表の要求品質の中で代表的な要求品質の性能評価を対象としている。

・点検目的、点検対象項目

・点検目的

「堤防等河川管理施設及び河道の点検要領」に基づき、以下点検を対象とする。

表 2.1.1.3-2 点検対象

治水上の機能	点検内容
河道の流下能力	河積の減少をもたらす河道形状の変動
	流下阻害となる樹木繁茂等
河川管理施設の所要の機能	各施設そのものに生じた変状
	施設の機能・構造安定性に影響を及ぼす河床低下や河岸侵食、局所洗掘等の河道変化

・点検対象項目

「堤防等河川管理施設及び河道の点検要領」には自然および人工構造物に対する点検事項が広く規定されており、次表はその抜粋をまとめたものである。2014 年度から 2 ヶ年にわたり国土交通省が実施した「次世代社会インフラ用ロボット現場検証」では、河川の水中部のうち「河道」および「護岸・護岸基礎部」の点検に着目し、ロボットの能力や耐久性の確認が実施された。これに準じ、本研究開発では、ロボットによる点検対象・点検事項を次表の下線項目に絞って性能評価手順を策定した。

対象			点検事項（抜粋）
<u>河道（低水路）</u>			<u>土砂堆積</u> 、樹木の繁茂、流木、構造物の沈下、等
<u>河川管理施設</u>	堤防	土堤	
		<u>護岸</u> 、鋼矢板護岸、 <u>根固工</u> 、 <u>水制工</u>	<u>目地の開き</u> 、 <u>亀裂</u> 、 <u>破損</u> 、 <u>洗堀</u> 、 <u>侵食</u> 、 <u>劣化</u> 、 <u>腐食</u> 、 <u>沈下</u> 、 <u>崩れ</u> 、 <u>陥没</u> 、等

		高潮堤防、特殊堤、陸閘	
	河川構造物	樋門等構造物周辺の堤防	
	(周辺の堤防含む)	構造物本体	劣化、腐食、沈下、傾き、洗堀、吸い出し、土砂堆積

図 2.1.1.3-2 点検項目

・試験環境及び設備

・試験環境

(a) 屋内水槽

河川点検用ロボットの個別性能評価が可能な水槽を用いる。

※ 福島 RTF の大水槽 (30m×12m×D7m) 相当とする。

(b) 濁水調整水槽

河川点検用ロボットが具備する光学カメラの性能評価が可能な水槽を用いる。

※ 福島 RTF の小水槽 (5m×3m×D2m) 相当とする。

※ 濁水作成は、ホルマジン等の試験試薬を添加し、調整する。

(c) 屋外水槽

河川点検を想定したミッション型試験が可能な GNSS 受信可能環境下の水槽を用いる。

※ 福島 RTF の水没市街地フィールド (50m×25m×D0.7m、うち一部 10m×10m×D5m) 相当とする。

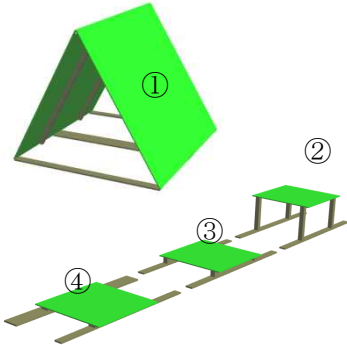
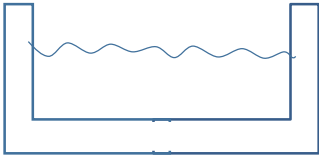
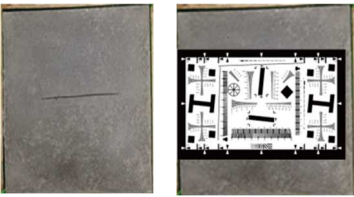
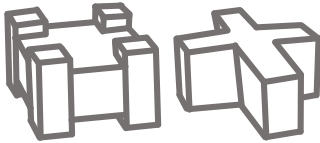
※ 水槽や周囲の広さ、GNSS 受信、が必要な個別性能試験（通信性能評価や位置認識性能評価等）は屋内水槽でなく本水槽を利用する。

・評価設備、模擬体

性能評価試験では、「河道」、「護岸・鋼矢板護岸」、「根固工・水制工」の点検事項に対し、ロボットがそれらの変状検出能力を有しているかを判定可能な評価設備や模擬体を用意する。模擬体は、1回の試験で模擬体自体の長さや高さ、色、面積などに変化があってはならない。また水中での模擬体の設置に関しては、試験のために発生させた水流やロボットが移動する際に発生する水流で位置ズレなどが生じないように固定する。なお、濁りがある河川では、水中部にある点検対象の形状把握のためにソナー（音響測深機、音響スキャナー、等）を用いる場合が多いが、クラックや目地開きなど護岸変状を把握する際には光学カメラを用いる場合もある。

点検対象ごとの模擬体例と、点検対象の計測において使用を想定しているセンサを以下に示す。

表 2.1.1.3 模擬体例とセンサ

点検対象	イメージ	仕様
河道（低水路）		傾斜や微小深度変化の認識可否を把握できる模擬体を制作する。 例：①三角柱（1.8m×1.8m×H1.56m） ②四角柱（0.9m×0.9m×H0.5m） ③四角柱（0.9m×0.9m×H0.1m） ④角柱（0.9m×0.9m×H0.05m） センサ： 音響測深機、等
護岸、鋼矢板護岸	水槽断面図  	水槽側面を護岸に見立てる、または、水槽側面に鋼矢板等を設置する。 センサ： 音響測深機、音響スキャナー、等 ダム点検用ロボットの評価設備とテストピース（コンクリートクラック、解像度チャート、等）を使って、護岸変状検出能力を把握する。 センサ： 光学カメラ、等
根固工、水制工		金属製の枠を作り、発砲スチロール等で枠内を埋めることで簡易的な模擬体を製作する。 センサ： 音響測深機、音響スキャナー、等

・試験に用いる装置及び測定機器

(a) 光束透過率測定器

濁水水槽での濁水調整のため、指標である光束透過率を測定することが可能な測定機器を用いる。

(b) 濁度計

濁水の指標として参考データとして濁度を用いることがある。その濁度を測定する際に、散乱光式の濁度計測器を用いる。

(c) 自動追尾型トータルステーション

水上を航行するロボットの位置を外部から観測する手段として、自動追尾型トータルステーションを用いる。ロボットにターゲットを取り付け連続で位置を観測し、ロボットの動作に関する情報を取得する。

・ 校正方法

(a) 試験装置・測定機器類

試験に用いる装置類は、定期的に校正された機器を使用する。

(b) 模擬体

模擬体を使用する前に校正済みのノギスなどの計測機器を用いて精度に誤差が生じていないかの確認を実施する。

(c) 水槽の水の濁り

性能評価試験実施前に試験結果に水の濁りの確認をするため、光束透過率を測定し初期の状態と同等であることを確認したうえで、点検条件を記録すること。

(例) 光束透過率計と濁度の値を例として記載

■ 屋内水槽の水の濁り

光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 95%以上であることを確認する。

■ 濁水調整水槽の水の濁り

波長 555nm における光束透過率により調整する。

例えば、光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 81%（ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 1 相当）、56%（ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 3 相当）など。

・ 試験方法

1) ミッション型試験

河川点検において、点検エリアへのロボット搬入出は 1 つの課題である。点検エリアを計測する際に、河道の地形や草木によって現場脇からロボットを進水できないために、現場から離れた進水ポイントから浅瀬等を回避しつつ点検エリアへ移動して所要の計測を実施した後に、再び進水ポイントへ戻ってロボットを回収する場合がある。そのため点検エリアへのアプローチ手段は点検方法と同様にミッションの一部として重要な要素であり、ロボットの特徴（そのロボットを現場で使う際の注意点）が現れる部分である。



図 2.1.1.3-3 ミッション型試験場

また、点検エリア付近に陸部がない、陸部があっても操縦者が入り込めない、等で、近くからの目視操作が困難な場合も想定される。この場合には、遠方陸部から目視外操作が可能か（もしくは自動航行可能か）、操縦者が水上から点検エリアに近づく必要があるか、でロボットの適用範囲や作業効率が変わってくる。

以上の運用場面を想定し、本ミッション型試験の点検シナリオと確認事項を以下に示す。

点検シナリオ：

ロボットを進水できるポイント、並びに、目視操作可能なポイントが付近になく、周辺が浅瀬の点検エリアにおける、河川構造物基礎部および周辺河床の状況把握

表 2.1.1.3-4 確認事項

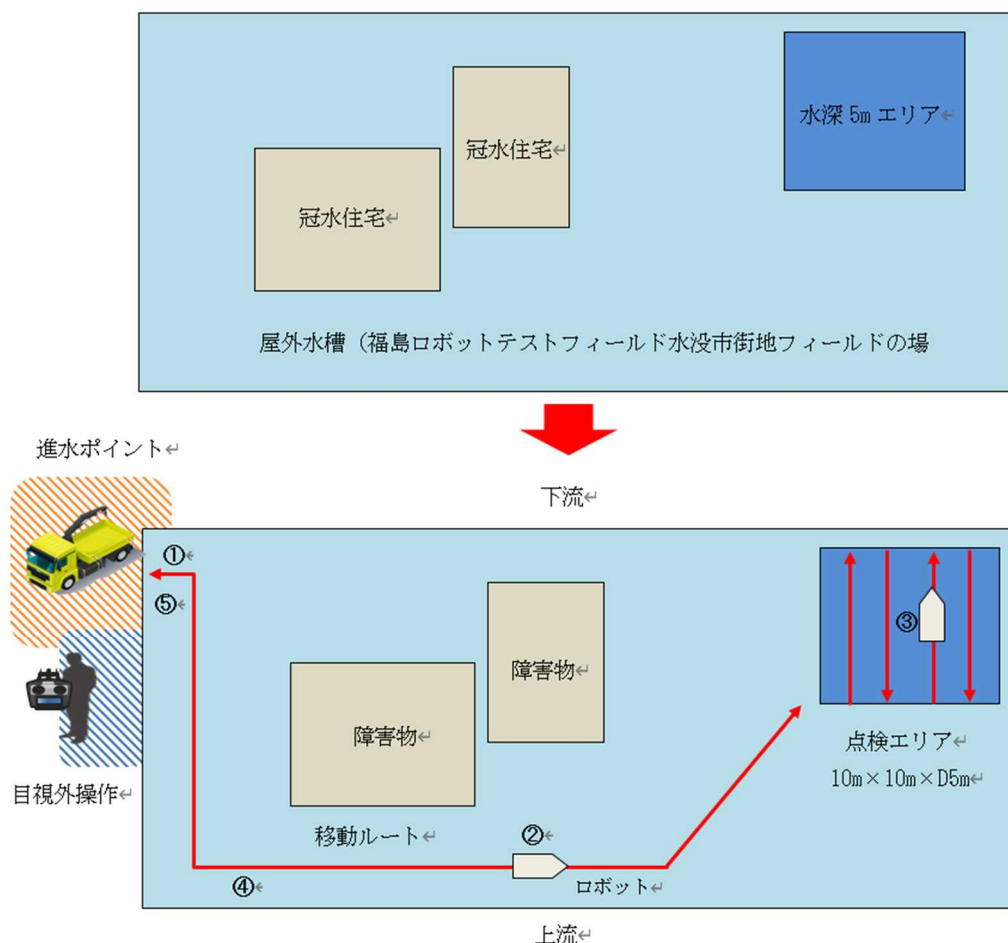
確認項目	着目点
搬入	搬入手段（ワンボックス車、ユニック車）
準備・進水	準備時間、必要人員、進水手段、安全性
移動	自動航行、手動航行、目視内、目視外、通信の安定状態、有人船による運搬の要否
点検	位置精度、分解能、目視内、目視外、通信の安定状態、必要人員
陸揚・撤収	撤収時間、必要人員、陸揚手段、安全性

河川点検用ロボットの多くは GNSS を使ってロボット自身や計測対象の位置を把握するため、本ミッション試験は GNSS 受信環境下の屋外水槽を使用して実施する。点検エリアから離れた箇所に進水ポイントを設定し、進水ポイントから点検エリアが見えないよう視界を遮る障害物を配置する。進水ポイントから点検エリアまでの移動において浅瀬が障害になることも想定しているため、点検エリア以外が浅い水槽とするか、台等を沈め浅瀬を模擬的に作りだす。

福島 RTF では、水没市街地フィールドを下図のように河川の一部と想定し本ミッション型試験を実施する。

左岸下流部を進水ポイント、右岸下流部の深さ 5m のエリアを点検エリア、として設定する。冠水住宅を草木等の障害物と見立て、進水ポイントから点検エリアの見通しは目視困難とする。進水ポイントから点検エリアまでのロボット移動手段は問わない。移動手段は、事前にルートを設定し自動で移動する方法、左岸陸部から目視外で遠隔操作する方法、有人船にロボット操縦者が乗り口

ボットを追従しながら目視操作する方法、等が考えられる。点検エリアに到着した後はエリア全域のデータが取得できるよう、ロボットを操作する。データ取得後、ロボットを進水ポイントまで移動させ、陸揚を行う。



手順：

- ① 進水ポイントでロボットを準備し、進水させる。
- ② 障害物を回避しロボットを点検エリアへ移動させる。
- ③ 点検エリアでロボットを使い計測する。
- ④ 障害物を回避しロボットを進水ポイントへ移動させる。
- ⑤ 進水ポイントでロボットを陸揚し、撤収する。

なお、点検エリアでの計測は、後述の個別性能試験「(e) データ取得性能評価（GNSS 受信環境下）」と同様の内容とする。

図 2. 1. 1. 3-4 福島 RTF の水没市街地フィールド

2) 個別性能試験

(a) 運動性能評価

本試験では水上での移動や計測に係る基本的な運動性能（直進性、最高速度・制動性、最小回転半径、旋回性）を確認する。水上でのロボットの動きを、試験施設が備える観測機材（本書では自動追尾トータルステーション）を使用して記録し、その航跡を解析することでロボットの動きの特徴を捉える。ロボットの動きを支援する機能（直進を維持する機能等）が備わっている場合は、それも特徴として評価すべき対象となる。

手順：

- ① ロボットに観測用マーカー（観測機材が追尾するマーカー）を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させ、開始位置に移動させる。
- ③ ロボットを一定速度で直進航行させる。（直進性-下図①）
- ④ 最高速度に達するまで直進航行させ、急停止させる。（最高速度・制動性-下図①）
- ⑤ ロボットを最小半径で旋回させる。（最小回転半径-下図②）
- ⑥ ロボットを水槽形状に合わせて航行させる。（旋回性-下図③）
- ⑦ 記録した航跡から、各運動性能を評価する。

条件等：

- ・ 外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ ロボットの位置および機首方向を連続して記録する。（本書では、自動追尾型トータルステーションを2基使って、機首方向の記録を提案する。）
- ・ 機首方向を正確に求められるようにするため、観測機材間の時間を事前に同期する。
- ・ 屋内水槽の利用を前提としているため、GNSS を使った航行支援機能はここでは評価対象としない。（ミッション型試験において評価対象とする。）
- ・ 試験は繰り返し実施し、偶発的な結果や操作ミスを排除する。

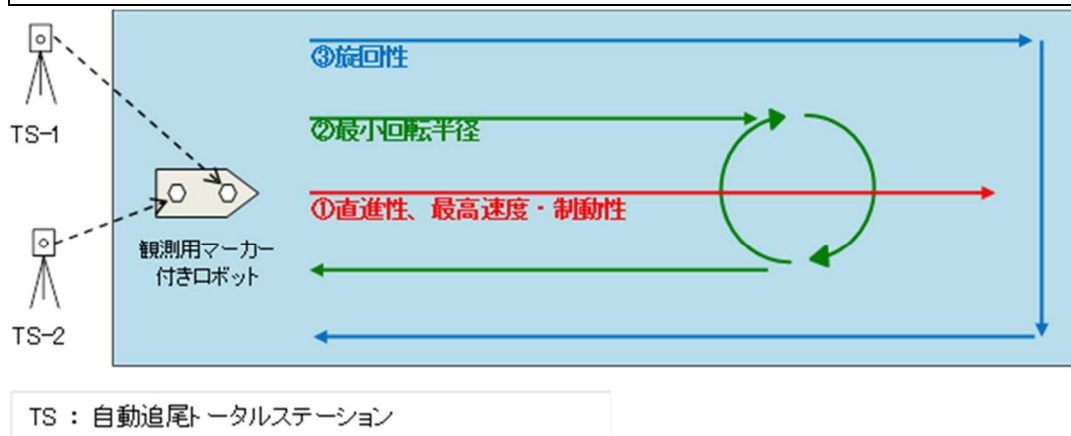


図 2.1.1.3-5 運動性能評価

(b) 連続動作性能評価

ロボットが水上を航行するタイプの場合、動力源は必ずしもバッテリーである必要はないが環境への配慮からバッテリーを採用する場合が多い。現状、バッテリーはロボットのサイズや動作に大きく影響し、ロボットに対する要求とその連続動作時間がトレードオフとなる原因のひとつになっている。連続動作時間が短い場合には、作業過程においてバッテリー交換（または充電）が頻繁に発生し、作業効率の妨げになる可能性が高い。従って、ロボットの連続動作性能の評価は、その利用シーンをイメージする上で重要である。

手順：

- ① ロボットに位置を固定する器具（ロープ等）を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させ、水槽内で固定される位置へロボットを移動させる。
- ③ 計測可能な状態で推進出力を一定させ、ロボットを連続動作させる。航行開始した時刻を記録する。出力は評価対象ロボットの計測時の出力とする。
- ④ 一定出力を保てなくなった時点の時刻を取得し、開始時刻との差分を取って、連続動作時間とする。

条件等：

- ・ 外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ ロボットに、位置を固定する器具が取り付けられること。また、ロボットの出力を固定でき、かつ出力変化を把握できること。



図 2. 1. 1. 3-6 連続動作性能評価

(c) 通信性能評価

ロボット動作の命令や映像・データの確認のために無線を利用するが多いが、河川は、幅が広い、蛇行している、岩や草木等の遮蔽物が存在する、等現場状況が多岐にわたるため通信の距離や指向性がロボットの適用範囲に大きく影響を及ぼす。また、自動航行機能を有するロボットでも、無線通信による状況確認は安全側面から必要となるため、ロボットの通信性能の評価は、その利用シーンをイメージする上で重要である。

手順：

- ① ロボットを水槽に進水させる。
- ② 計測可能な状態で、ロボットを往復航行させる。
- ③ オペレータ・地上局との距離を段階的に離し、②と同様の航行試験を行う。
- ④ 計測または操縦ができなくなった距離を記録する。
- ⑤ 中継器等を介して遮蔽物を回避できる場合は、必要機材をロボット開発者側で用意・設置し、遮蔽物を挟んで同様の試験を実施する。

条件等：

- ・ロボットと地上局（ないしオペレーター）の距離が十分に確保でき、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。

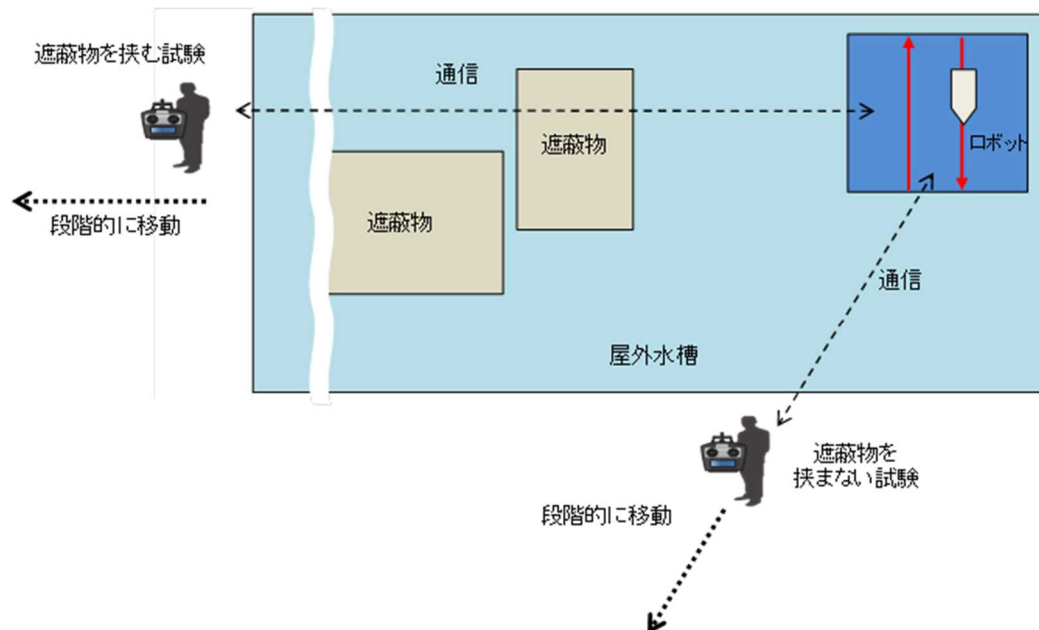


図 2.1.1.3-7 通信性能評価

(d) 位置認識性能評価（GNSS 受信環境下）

河川点検用ロボットの多くは、GNSS を使用して位置（ないし必要に応じて機首方向）を特定している。ロボットが即時に把握している位置情報は、水上で計画どおりに動作する上で重要な情報である為、試験施設が備える観測機材（自動追尾トータルステーション等）を使用して記録し、ロボットの位置認識性能を確認する。

手順：

- ① ロボットに観測用マーカー（観測機材が追尾するマーカー）を取り付ける。
- ② ロボットを水槽に進水させる。
- ③ あらかじめ設定したルートをロボットで航行する。同時に観測機材（本書では自動追尾型トータルステーション）によりロボットの航跡を記録する。
- ④ ロボット自身が記録した航跡と観測機材（本書では自動追尾型トータルステーション）で記録した航跡を比較する。

条件等：

- ・ GNSS が受信可能で、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。
- ・ ロボットの位置および機首方向を連続して記録する。（本書では、自動追尾型トータルステーションを2基使って、機首方向の記録を提案する。）

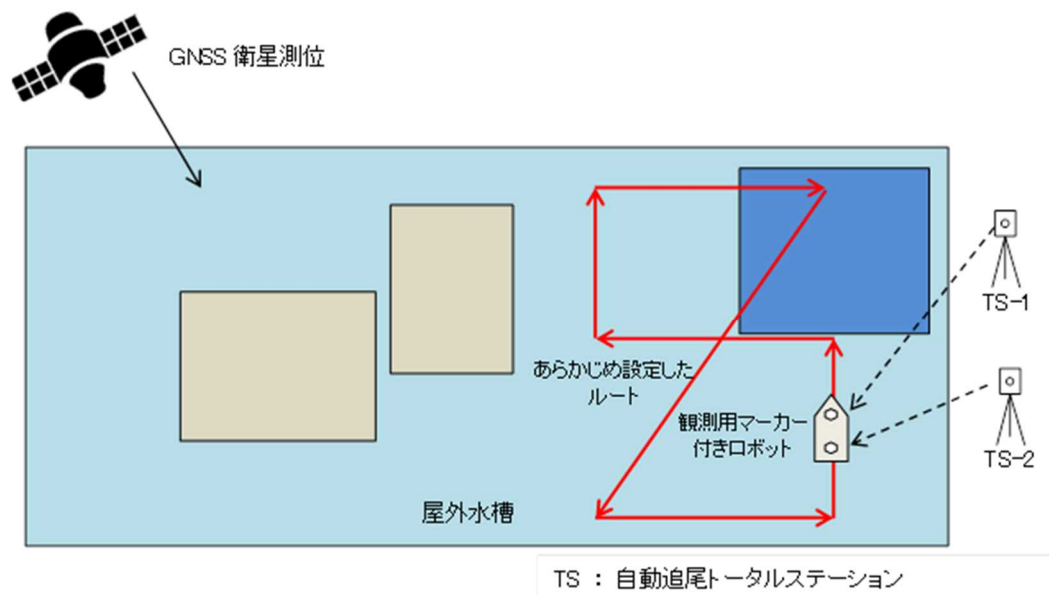


図 2.1.1.3-8 位置認識性能評価

(e) データ取得性能評価（GNSS 受信環境下）

濁りがある河川では、水面下にある点検対象の形状把握にソナーを用いるのが有効であり、河川点検用ロボットの多くは、ソナーを使って河床や護岸の形状データを取得する。また点検対象の位置は、GNSS を使って特定する能力を標準的に保有している。ロボットが取得したデータの特徴を把握することは、目的や環境に対しロボットの適用可否を検討するうえで重要となる。当試験では、事前に形状と位置を計測した模擬体を用意し、ロボットが取得した模擬体のデータ（形状と位置）を事前計測結果と比較することで、ロボットのデータ取得性能を評価する。水槽底に沈めた模擬体の位置は、模擬体に取り付けた浮きを使って特定する。

手順：

- ① 形状計測済みの模擬体を水槽底に沈め、設置する。
- ② 模擬体の位置をトータルステーションで計測する。模擬体は水面下に沈んでいるため、模擬体端点につけた浮きの位置を計測する。
- ③ ロボットを水槽に進水させる。
- ④ ロボットにより模擬体を計測する。
- ⑤ ロボットが計測したデータ（後処理が必要な場合はその処理後のデータ）と事前計測結果を比較する。

条件等：

- ・ GNSS が受信可能で、現場環境の模擬に適した、屋外水槽を利用する。

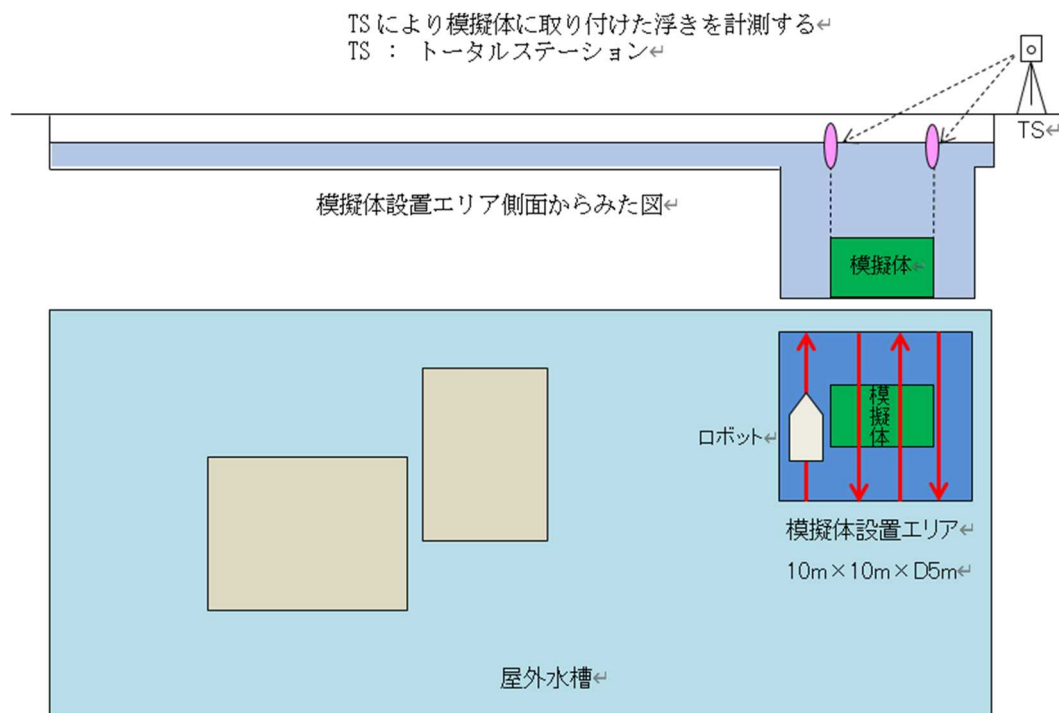


図 2.1.1.3-9 データ取得性能評価（GNSS 受信環境下）

(f) データ取得性能評価（非 GNSS 環境下）

橋梁など遮蔽物の存在で GNSS が受信できない環境も存在する。前述の「(e) データ取得性能（GNSS 受信環境下）」では、GNSS を使用して計測を行うロボットを対象としているが、本試験では、それに代わる仕組み（例えばトータルステーション）を使って位置情報を補完するロボットを対象とする。屋内水槽を非 GNSS 環境に見立て水槽底に模擬体を沈めて、(e) と同様のデータ取得性能評価を実施する。

手順：

- ① 形状計測済みの模擬体を水槽底に沈め、設置する。
- ② 模擬体の位置をトータルステーションで計測する。模擬体は水面下に沈んでいるため、模擬体端点に付けた浮きの位置を計測する。
- ③ ロボットを水槽に進水させる。
- ④ ロボットにより模擬体を計測する。
- ⑤ ロボットが計測したデータ（後処理が必要な場合はその処理後のデータ）と事前計測結果を比較する。

条件等：

- ・ 外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ 橋梁下などの GNSS 非受信環境での河床点検を想定し、試験を行う。
- ・ 非 GNSS 環境下でも計測が可能なロボットを対象とする。ロボットの位置を補完する機材が必要な場合は、ロボット開発者側で用意・設置する。

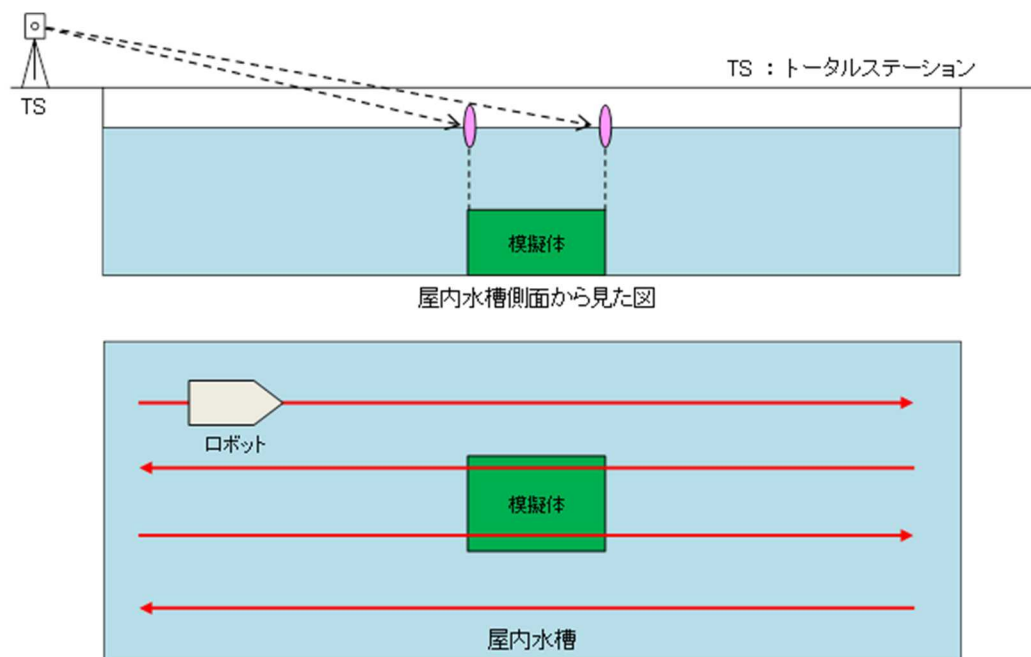


図 2.1.1.3-10 データ取得性能評価（非 GNSS 環境下）

(g) データ取得性能評価（構造物本体）

護岸等を光学カメラ等で水上から点検するロボットも存在する。本試験では、屋内水槽の水槽壁面を護岸に見立て、水槽壁面に配置した模擬体を計測しその結果を評価する。光学カメラ等による被写体の見え方は濁りの影響を受けるが、屋内水槽は濁りがないため、本試験実施前に濁水調整水槽を使って搭載カメラの最適な離隔距離を測定し、その離隔距離を維持した状態でロボットを計測航行させる。

手順：

- ① 模擬体を水槽壁面に設置する。
- ② ロボットを水槽に進水させる。
- ③ 一定離隔距離を維持しながら、水槽壁面を計測する。離隔距離は、事前に濁水調整水槽を使って測定する。
- ④ 計測データから変状箇所を特定し、実際の模擬体の変状と比較する。
- ⑤ 計測時間と計測面積から、時間当たりの出来高を算出する。

条件等：

- ・ 外部環境の影響を受けない屋内水槽を利用することで、適正比較や再評価可能とする。
- ・ 非 GNSS 環境下でも計測が可能なロボットを対象とする。ロボットの位置を補完する機材が必要な場合は、ロボット開発者側で用意・設置する。
- ・ 護岸の撮影能力（気中および水中）を評価するため、壁面に模擬体を設置する。模擬体の諸元は、ダム点検用ロボットの 4.3.2「評価設備、模擬体」に準じたものとする。

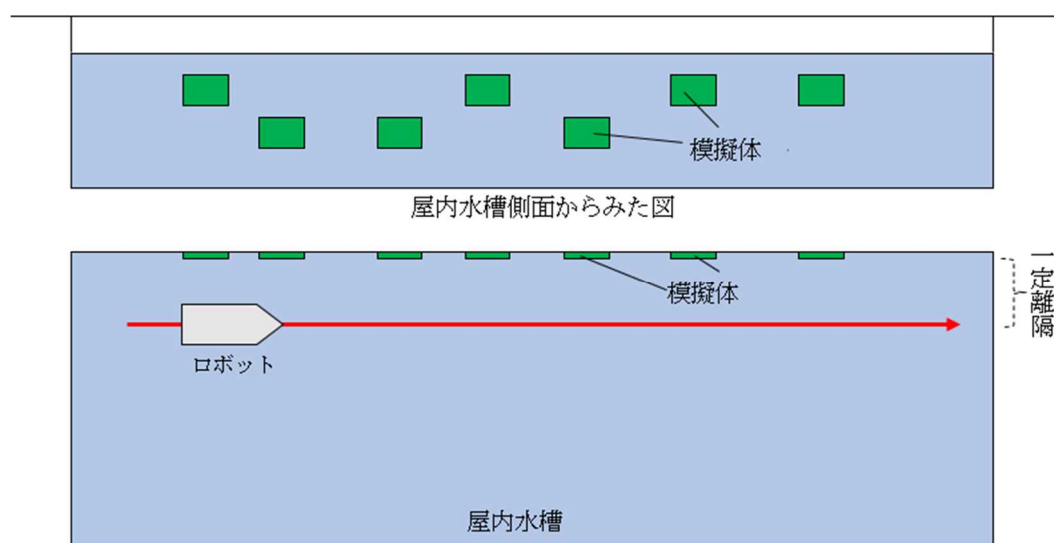


図 2.1.1.3-11 データ取得性能評価（構造物本体）

・試験結果の表示

・校正結果の表示

試験装置・測定機器類においては、校正証明書などの管理を規定された方法で行う。

また、水槽の水の濁りに関しては試験前に確認を実施し、確認結果を点検シートに記載し、同様に管理する。

・性能試験結果の表示

以下の性能試験結果一覧を作成し、その点検結果の詳細を別紙で作成する。

表 2.1.1.3-5 性能試験結果 一覧（例）

	項目	着目点、結果	設備	備考
ミ ッ シ ョ ン 型 試 験	点検対象	河床、護岸基礎	—	—
	搬入	搬入手段(ワンボックス車、ユニック車)	※1 屋外水槽、模擬体	GNSS受信可、障害物有り、等、現場環境に近い屋外水槽を使用する。点検エリアまでのアプローチも試験対象とし、搬入・準備から撤収までロボット点検に係る一連の作業を総合的に評価する。本ミッション型試験の各項目結果を参考にして、多彩な現場環境におけるロボットの適用性を、ユーザーが判断できることを目的とする。
	準備・進水	準備時間、必要人員、進水手段、安全性、動画映像※3		
	移動	自動航行、手動航行、目視内、目視外、通信の安定状態、有人船による運搬の要否、動画映像※3		
	点検	位置精度、分解能、目視内、目視外、通信の安定状態、必要人員、動画映像※3		
	陸揚・撤収	撤収時間、必要人員、陸揚手段、安全性、動画映像※3		
個 別 性 能 試 験	運動性能	直進性、最高速度、制動性、最小回転半径、旋回性	※1 屋内水槽	
	連続動作性能	〇〇時間	※1 屋内水槽	出力は計測時の出力
	通信性能	〇〇m	※1 屋内水槽	
	位置認識性能	誤差±〇〇m	※1 屋内水槽	
	データ取得性性能 (GNSS受信環境下)	位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、模擬体	
	データ取得性性能 (GNSS非受信環境下)	実施の可否、位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、模擬体	
	データ取得性性能 (構造物本体)	位置精度: ±〇〇cm、分解能〇〇cm	※1 屋内水槽、濁度調整水槽、模擬体	
水 中 ロ ボ ット 諸 元	外径寸法/重量	**×**×**[mm]/**[g]	※2	
	主要搭載物	動力： 船外機〇〇台 計測装置： ビデオカメラ〇〇台、ソナー〇〇台 電源： リチウムイオンバッテリー(24V80Ah) 〇〇台		
	動作電圧	船外機： 〇〇VDC ソナー： 〇〇VAC		
	通信規格	Wi-Fi： 〇〇GHz MU-MIMO： 〇〇MHz プロボ： 〇〇GHz		

※1 福島 RTF に設置されている設備相当

※2 ロボット開発で使用した設備

※3 ミッション型試験の動画映像について

各項目の作業を映像で記録し、付属すること。

現場適用のイメージ補助として利用する。

5.2【ダム点検用ロボット】（パナソニック株式会社）

・ダム水 midpoint 点検の背景

・ダム水 midpoint 点検の現状

1) 点検手法

点検を規制する法令は無く、自主的な取り組みとなっている。

潜水士が水中に潜り、構造物を目視して確認する事が現在主流の方式である。

2) 点検基準

堤体の外観の変状、ダム制御設備など

3) ダイバーの費用等

水 midpoint 点検は 1,000～1,600 万円/1 日

4) 課題

①人的課題（高齢化、トイレ等）

肉体的に過酷であり、危険を伴う作業である事から、人件費が高いほか、それでも人手が集まりにくい事が課題となっている。作業面では自分の現在地を把握するのが難しい、水深が深いと点検作業が長く続けられないという問題もある。

②技術的課題（繰り返し精度、ログ等）

人手（目視）が主体である為、潜水士の経験値による判断が全てであり、繰り返し精度はあまり高くない。また、結果報告もペーパーによるものであり、ログの電子化などの IT 活用も遅れている。

・ダム水 midpoint 点検のロボット化

1) 現状

ROV (Remotely operated vehicle) タイプのロボットが主流となっている。人間が操作するものと自律制御型のものがある。単なる制御技術から、自位置把握やマップ生成など情報収集技術の強化が進められている。

2) 技術動向

- ・映像から損傷箇所を自動抽出し、位置・サイズを定量的に二次元マップ化
- ・GPS 情報と周辺環境データから水平位置を、水中ロボットと接続したケーブルの長さから垂直位置を把握し、点検映像と位置情報を紐付け

3) 課題と解決策

①電源・・・電池の高効率化（リチウムイオン電池搭載など）

②耐久性・・・軽量、耐腐食性の強い素材（FRP、カーボンなど）

③暴走懸念・・・制御の二重化、無線断線時の自動停止機能など

- ・ 要求品質

既存の点検要領情報と国土交通省 実証実験、試行導入活動内容を踏まえ、ダムに存在する水域構造物の点検に資する水中ロボットの性能を評価するための項目を考慮し、ダム点検における要求品質展開表を作成したうえで、ダム点検用ロボットに対する要求品質の全体像を確認した(附属書3参照)。本研究開発では、本展開表の要求品質の中の代表的な要求品質の性能評価を対象とした。

- ・ 点検目的、点検対象項目

- ・ 点検目的

ダムの老朽化への対応として、長期的な経年変化の状況やダム土木構造物内部及び機械設備の状態に着目し、ダム土木構造物・機械設備の健全度について 調査、評価を行い、その結果から得られる維持管理方針を日常管理や定期検査等に反映させ、効果的・効率的なダムの維持管理の実現が急務となっている。

このような背景の中で、ダム堤体やダムゲート設備等の効率的な維持管理を目指し、水中での変状を点検することを目的とする。

- ・ 点検対象項目

本研究開発では、ダムにおける以下の項目を点検対象とした。

- 1) コンクリート堤体壁面の変状
 - ① コンクリート損傷
 - ② 横継目の開き、縦継目の開き
- 2) ゲート設備、選択取水設備の状況
- 3) 堆砂面・流木等（ダム底）の状況

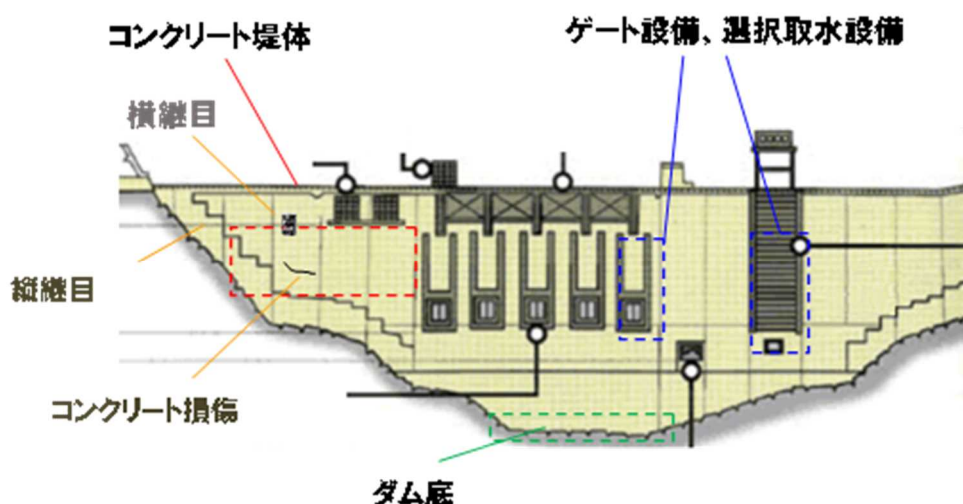
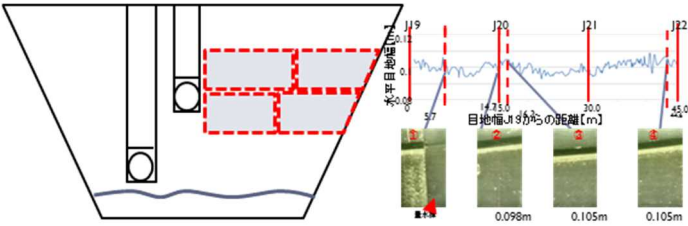
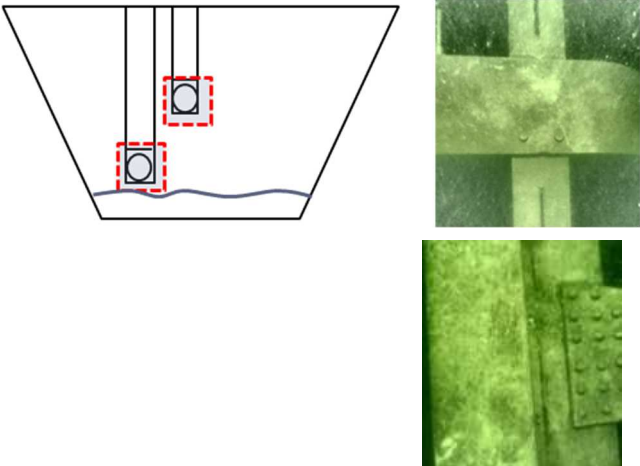
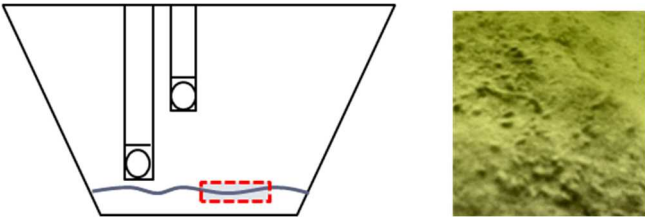


図 2.1.1.3-12 ダム点検対象項目

表 2.1.1.6 ダム点検項目とユースケース

点検項目	ユースケースイメージ
1) コンクリート堤体壁面の変状 ① コンクリート損傷 ② 横継目の開き、縦継目の開き	
2) ゲート設備、選択取水設備の状況	
3) 堆砂面・流木等（ダム底）の状況	

- ・試験環境及び設備

- ・試験環境

- (a) 屋内水槽

- ダム点検用ロボットのミッション型性能評価が可能な水槽を用いる。

- ※福島 RTF の大水槽（30m×12m×D7m）相当とする。

- (b) 濁水調整水槽

- ダム点検用ロボットの濁水中における視認性能評価が可能な水槽を用いる。

- ※福島 RTF の小水槽（5m×3m×D2m）相当とする。

- ※濁水作成は、ホルマジン等の試験試薬を添加し、調整する。

- ・評価設備、模擬体

- (a) 評価設備、模擬体

- 国土交通省が発行しているダム総合点検実施要領・同解説に添ったミッション型点検に使用する評価設備(案)を用いる。また、模擬体(案)は、実際のダムに設置される構造物等に見立て、テストピース化したものとする。

- 以下に、テストピースの例を挙げる。

- テストピース①：実際のダムにおける堤体のコンクリート壁面の外観点検を想定して見立てたコンクリートを模擬したものとする。テストピースの表面には、実際のダムにおける堤体のコンクリート壁面に発生する傷や異物を見立てた切創や凹凸形状などを付加する。

- テストピース②：実際に点検する種々の被写体を撮影する撮影機器の解像性能を評価するための解像度チャート（例えば ISO12233 規格に準拠した ISO 解像度チャートなど）とする。

- テストピース③：実際のダムの堤体に設置されたゲート設備、選択取水設備点検を想定して見立てた構造物を模擬したものとする。主に金属製の構造物（例えばグレーチングなど）が相応である。

- ※参考文献：ダム総合点検実施要領・同解説

- 2013 年 10 月 国土交通省 水管理・国土保全局 河川環境課

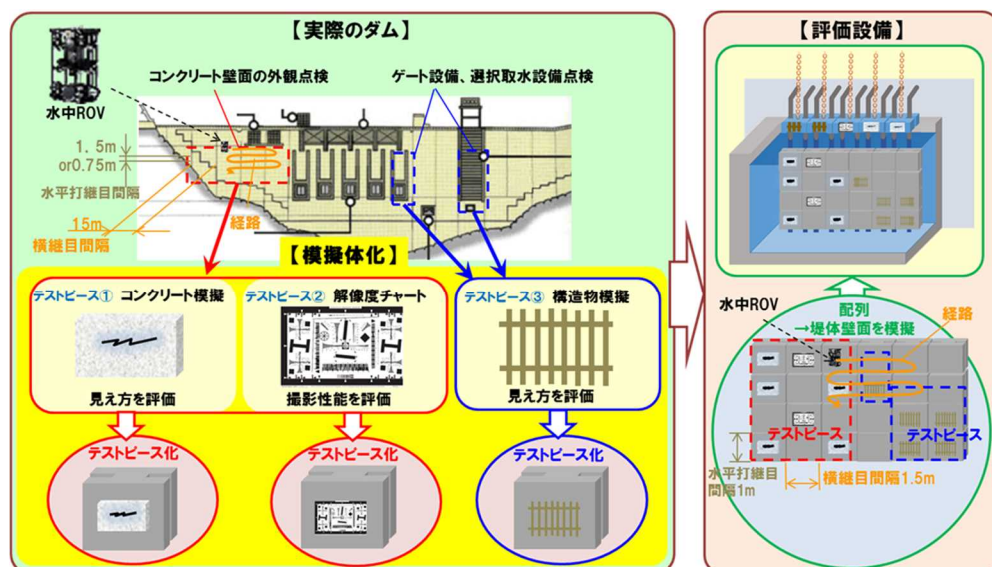
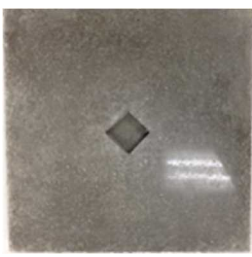
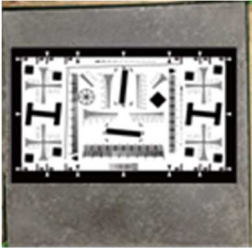


図 2. 1. 1. 3-13 実際のダムに対応して模擬体化し評価設備に設置するテストピース（例）

評価設備におけるテストピースは、各種類のものをランダムに配置できるよう構成し、試験毎に配置の変更が可能なものとする。またテストピースを構成するために定型の枠を用いて互いを隣接させ規則的に配列することでその接合部を継目とし実際のダムにおける継目の間隔を縮小した壁面に見立てる。テストピースはインフラ構造建築物に近い材質や色を選択し、1回の試験実施前後で劣化によりそれ自体の長さや高さ、色、面積などに変化があらはれない。

表 2. 1. 1. 3-7 点検項目ごとのテストピース例

対応点検項目	模擬体	イメージ図	仕様	仕上がり精度
1) コンクリート 堤体壁面の変状 (損傷、凹凸)	ノーマル (損傷無し)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷無し	±0.5 mm
	傷パターン A (2mm 幅 損傷)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷有り 長さ 400mm 幅 2mm 深さ 2mm	±0.5 mm

	傷パターン B (5mm 幅 損傷)		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：損傷有り 長さ 400mm 幅 5mm 深さ 2mm	±0.5 mm
	凸パターン		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：円柱 凸パターン 直径 78mm 高さ 21.5mm	±0.5 mm
	凹パターン		素材： コンクリート サイズ： 370×370×D30mm 外観：菱形柵状 凹パターン 対角 70mm 深さ 18mm	±0.5 mm
	解像度チャー ト (傷検出精度 確認用)		素材： 耐水シート サイズ： 420×297mm 外観：ISO12233 規 格準拠解像度チ ャート	—
2) ゲート設備、 選択取水設備 の状況	ゲート模擬 (錆無し)		素材： 鋼グレーチング (既成品) サイズ： 315×315mm 外観：生地	—
	ゲート模擬 (錆あり)		素材： 鋼グレーチング (既成品) サイズ： 315×315mm 外観：錆風塗装	—

水中でのテストピースの設置に関しては、ロボットが移動する際の水流などによる位置のズレなどが生じないように固定する。コンクリート壁面のエリア点検 横継目の開き 縦継目の開きに対する点検は、

例えば下図に示すようにテストピースを配置し、各枠の継目を横継目開き、水平打継目開きと見立て、点検観測する。

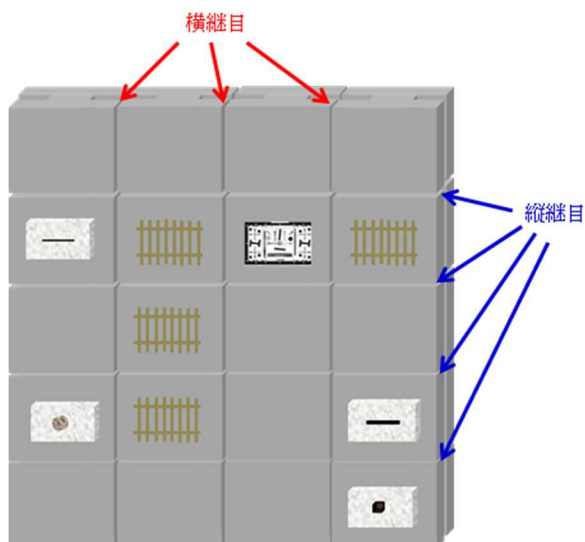


図 2.1.1.3-14 テストピース配置例

テストピースの配置は、一定期間毎に変更することで未知の損傷箇所探索検証も可能に点検試験毎に入れ替えを行うことで、未知の損傷箇所探索検証も可能なものとする。

・試験に用いる装置及び測定機器

(a) 光束透過率測定器

濁水水槽での濁水調整のため、指標である光束透過率を測定することが可能な測定機器を用いる。

※ダムでの光束透過率測定実施例については、附属書に記す

(b) 濁度計

濁水の指標として参考データとして濁度を用いることがある。その濁度を測定する際に、散乱光式の濁度計測器を用いる。

・校正方法

(a) 試験装置・測定機器類

試験に用いる装置類は、定期的に校正された機器を使用する。

(b) 模擬体

模擬体を使用する前に校正済みのノギスなどの計測機器を用いて、精度に誤差が生じていないか確認を実施する。

(c) 水槽の水の濁り

性能評価試験実施前に試験結果に水の水濁りの確認をするため、光束透過率を測定し、初期の状態と同等であることを確認したうえで、点検条件を記録すること。

(例) 光束透過率計と濁度の値を例として記載

■ 屋内水槽の水の水濁り

光束透過率測定距離が 30cm の状態において、波長 555nm での光束透過率が 95%以上であることを確認する。

■ 濁水調整水槽の水の水濁り

波長 555nm における光束透過率により調整する。

例えば、光束透過率測定距離が 30cm の状態における、波長 555nm での光束透過率が 81% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 1 相当)、56% (ホルマジンのみで濁水を調整した場合の濁度 3 相当) など。

・ 試験方法

本節で述べるミッション型試験および個別性能試験を実施し、表 2.1.1.3-8「性能試験結果一覧(例)」に例示する検証結果を作成することで、ロボットの性能を判断する資料とする。また、試験方法は技術の進化、試験設備の更新等に応じて改訂されることが想定される。

・ ダム点検用試験方法

試験方法は、ロボットのタイプに依存する場合がある。この観点から、性能評価試験は、ミッション型試験(シナリオ、調査等のミッション、環境条件が設定された試験)および、個別性能試験(特定の性能のみを評価する試験)を行う。

・ 性能試験：ミッション型試験(共通)

ダムを点検するロボットの点検対象は、ダム堤体周辺に設置される構造物等である。本研究開発では、ダム堤体周辺の水中を航行し設置される構造物等の情報を収集するタイプのロボットを評価対象とした。本章では、点検対象物により異なる点検ごとのシナリオにおける作業について説明する。

この中で全点検シナリオに共通の作業は、下記の通りである。

- ① 搬入口から機材一式を搬入する。
- ② 作業エリアで、現場作業の事前準備を行い、水中ロボットを水中へ投入する。
 ロボット操縦者は、点検中のロボットの場所、動作が把握できない作業エリアで操縦することとする。
 また、ロボットのケーブル処理も同様に点検中のロボットの場所、動作が把握できない作業エリアで作業を行う。
- ③ (A) ロボットの投入場所から点検ポイントに移動する。
 (B) 各点検シナリオに基づく作業に移る。(個別)
 (C) 点検エリアから、各点検シナリオに応じた点検作業を行った後、点検エリアからロボットの投入場所へ移動する。
- ④ ロボットの投入場所からロボットを引き上げる。
 機材の撤収作業を実施する。
- ⑤ 搬出口から、機材一式を搬出する。要した人数と時間を計測する。
- ⑥ 後日、ロボットの撮影映像を基に、モザイク図(原画／処理画像)、動画(原画／処理画像)、静止画(原画／処理画像)を提出し、模擬体の、変状、クラック、継ぎ目開きのサイズ、並びに、その位置情報をレポートする。本点検解析結果作成にかかる時間を記録し、解析時間を算出する。

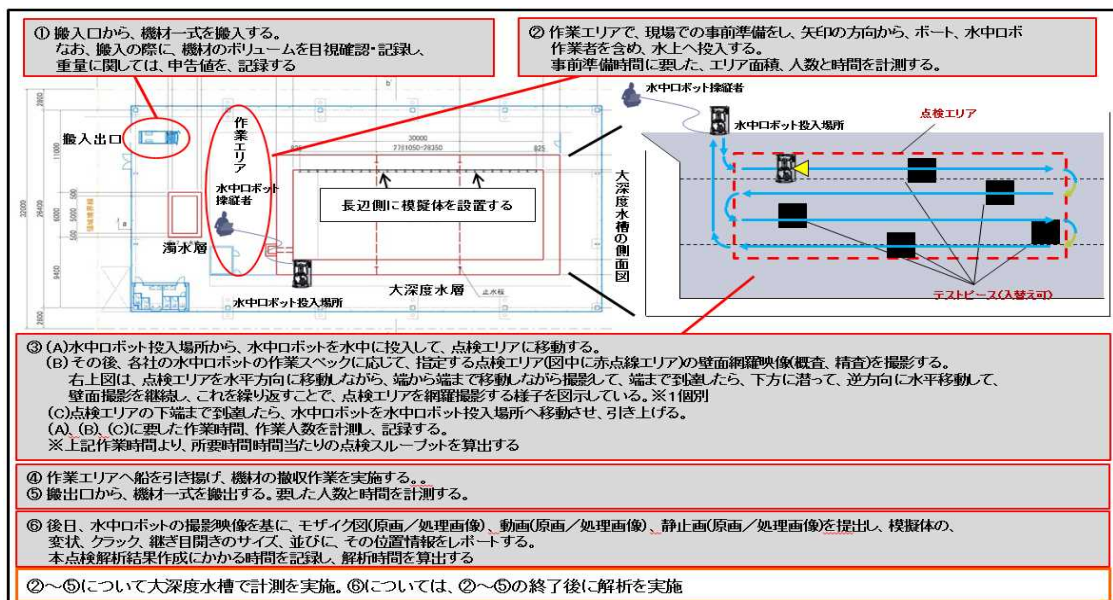


図 2.1.1.3-15 全点検シナリオに共通の作業

・性能試験：ミッション型試験（個別）

上記共通作業の中で、③における各点検シナリオに基づく作業としては、以下の 3 種類のシナリオに応じた作業を行う。

・点検シナリオ 1 堤体、ダムゲート点検（試験環境：屋内水槽）

ダムの中で、堤体の壁面およびダムゲートの点検における作業について説明する。

この中で、さらに以下の 3 種類に分類する。

- ・点検シナリオ 1-1 概査
- ・点検シナリオ 1-2 精査
- ・点検シナリオ 1-3 概査/精査兼用（概査を行いながら、特定の構造物に都度着目して精査を行う作業）
- ・点検シナリオ 2 横継目開き調査、堆砂面調査（試験環境：屋内水槽）
- ・点検シナリオ 3 縦継目開き調査（試験環境：屋内水槽）

以下に性能試験 ミッション型試験ごとの個別内容を示す。

以下の点検シナリオに使用する模擬体施設は、屋内水槽にて下図のような状態で設置する。

模擬体は、例えば下図のように配置する。

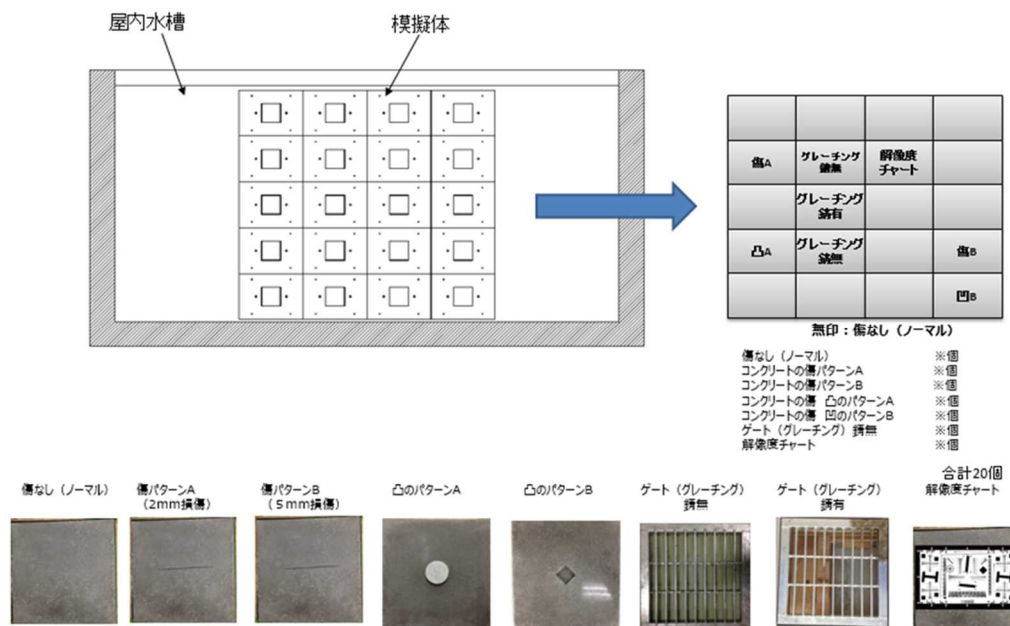


図 2.1.1.3-16 点検シナリオ検証 模擬体施設の概略図と模擬体の配置（例）

・点検シナリオ 1-1 概査：堤体、ダムゲート点検

目的) 概査：損傷箇所の有無及び、その損傷箇所を特定

下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピースの損傷調査

- ・横方向:横継目 J1～J5 の範囲
- ・深さ方向:水面 (EL5) から EL0 まで

損傷対象物に対し、静止しないで検査を行う。

— 軌跡 (例)

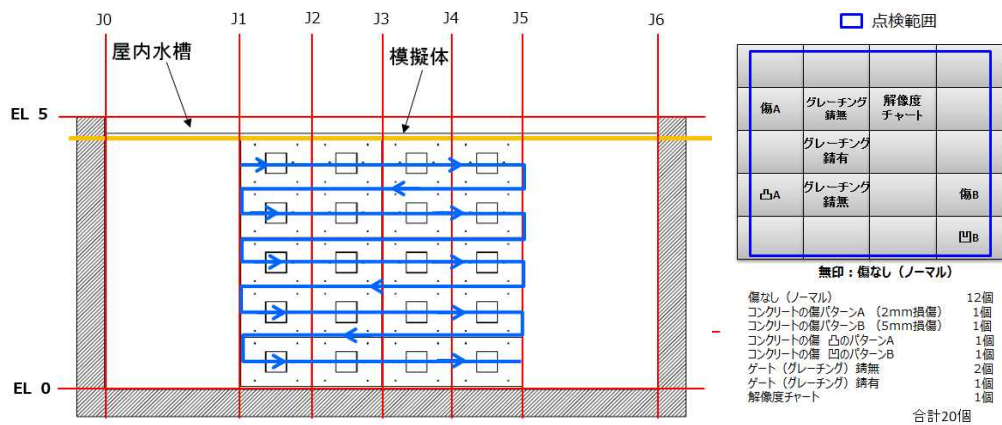


図 2. 1. 1. 3-17 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 1-2 精査：堤体、ダムゲート点検

目的) 精査：以下の損傷箇所の寸法確認及び、その損傷箇所を特定
 コンクリートの傷パターンA、コンクリートの傷 凸のパターンA
 ゲート（グレーチング）錆無、コンクリートの傷パターンB
 下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピース
 の損傷調査

- ・ 横方向: 横継目 J1～J5 の範囲
- ・ 深さ方向: 水面 (EL5) から EL0 まで

損傷対象物に対し、約 10 秒静止し検査を行う。

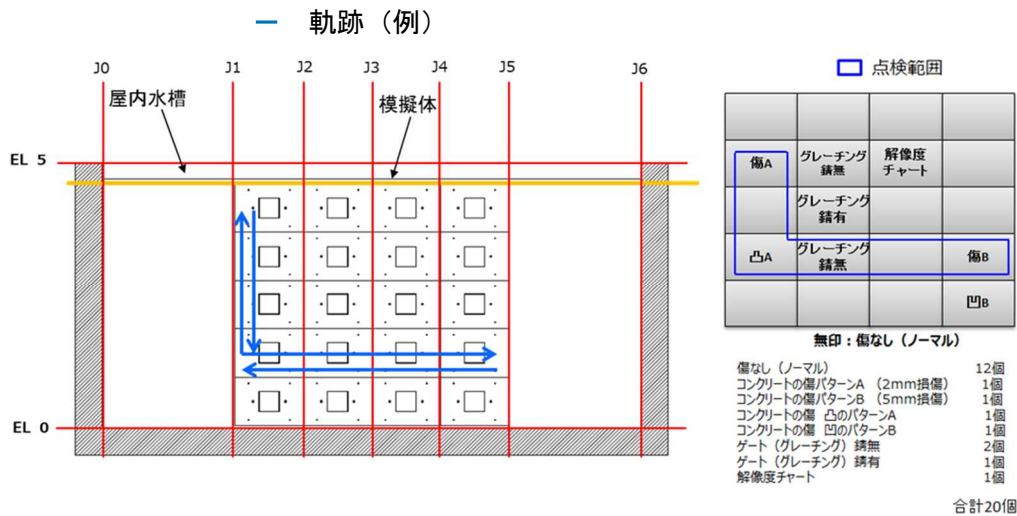


図 2.1.1.3-18 施設の概略図と模擬体の配置（例）

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 1-3 概査/精査兼用：堤体、ダムゲート点検

目的) 概査、精査兼用：損傷箇所の有無、損傷箇所の寸法確認及び、その損傷箇所を特定

下記の検証範囲について コンクリート表面の変状調査及び、テストピースの損傷調査

- ・横方向:横継目 J1～J5 の範囲
- ・深さ方向:水面 (EL0) から EL0 まで

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

— 軌跡 (例)

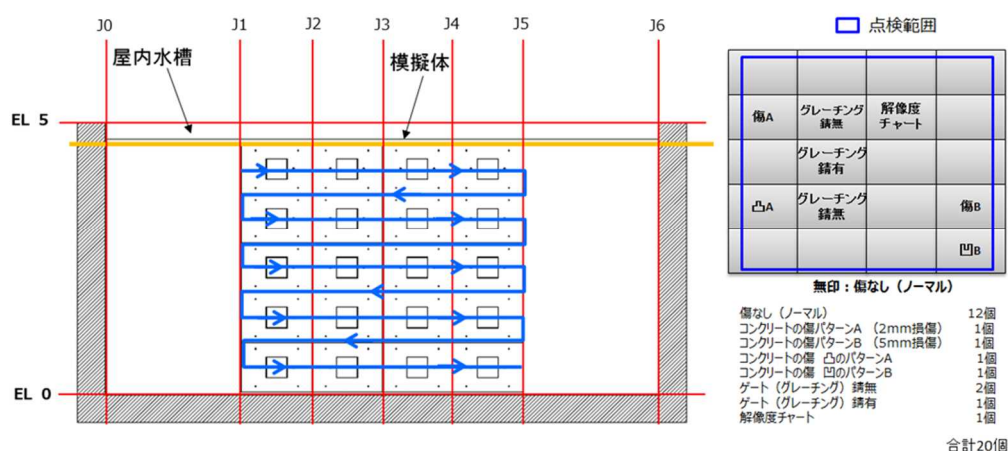


図 2.1.1.3-19 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

※模擬体の配置を一定期間毎に変更することで、未知の損傷箇所探索検証も可能とする。

・点検シナリオ 2 横継目開き調査、堆砂面調査

目的)

1. 下記範囲内の横継目 J2、J3、J4 (水面から EL0 まで) の開き具合の概査/精査
 - ・ 深さ方向: 水面 (EL0) から EL0 まで
2. J3 堆砂面の変状調査

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

— 軌跡 (例)

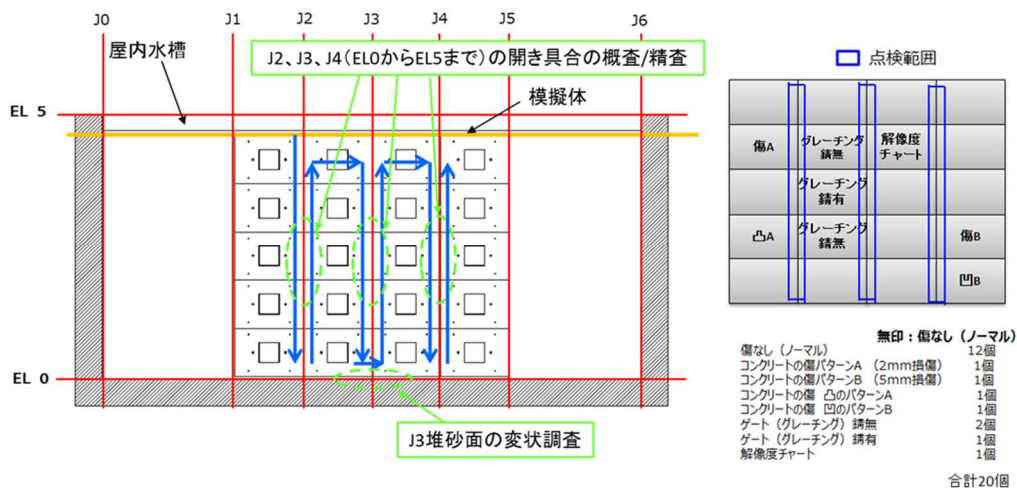


図 2. 1. 1. 3-20 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

・点検シナリオ 3 縦継目開き調査

目的)

下記範囲内の水平継目 J2、J3、J4(水面から EL0 まで)の開き具合の概査/精査

- ・ 横方向:横継目 J1～J5 の範囲
- ・ 深さ方向:水面 (EL0) から EL0 まで

静止せず損傷箇所の有無を点検し、特定の変状を確認した時点でその変状箇所にて対象物に対し約 10 秒静止し検査を行い、その後引き続き動き始め点検するという行程を継続的に行う。

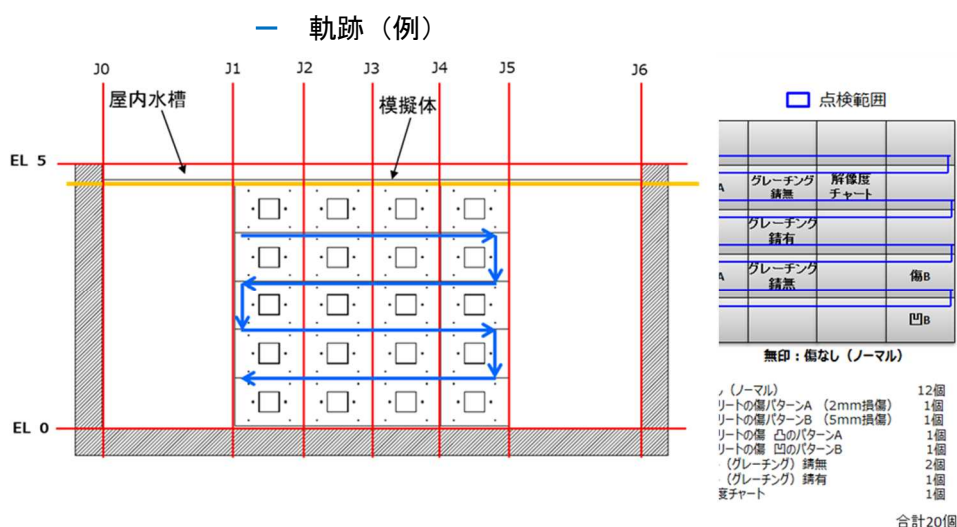


図 2.1.1.3-21 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※水中ロボットの軌跡は、指定する点検エリアを網羅撮影するイメージの一例であり、実際の移動方法はこれに規定するものではない。

- ・性能試験：個別性能試験（共通）

上記ミッション型試験以外に個別に評価することが必要な項目として、以下の濁水中視認性試験を行う。

・濁水中視認性試験

試験環境（濁水調整水槽：5m×3m×D2m）において、ロボットの形状等の要因により、試験投入可否が想定されるが、ここでは濁度整水槽にロボットを投入できる場合の試験内容を記載する。参考として投入できない場合は、ロボットの映像装置、照明装置を濁水調整水槽に投入できるよう新たに構成し、試験を行う。ただし、映像装置と照明装置との構成や構造により、濁水中での視認性特性が変化することが考えられるため、映像装置と照明装置との構成、構造は、ロボットに準じたものとする。

(a) 濁水調整水槽に水中ロボットを投入できる場合

手順

①以下の損傷箇所を模擬したテストピースを、各々都度入れ替え設置し、上記ミッション型試験で示したのと同様の作業を行う。

用いるテストピースは、下記の7種類である。

- 1) コンクリートの傷パターンA
- 2) コンクリートの傷パターンB
- 3) 凸のパターン
- 4) 凹のパターン
- 5) 解像度チャート
- 6) ゲート模擬(錆無し)
- 7) ゲート模擬(錆有り)

②上記ミッション型試験の場合同様、各作業の結果を記録する。

・施設の概略図

模擬体を撮影できる場所にロボット停止させ、損傷箇所を撮影する。

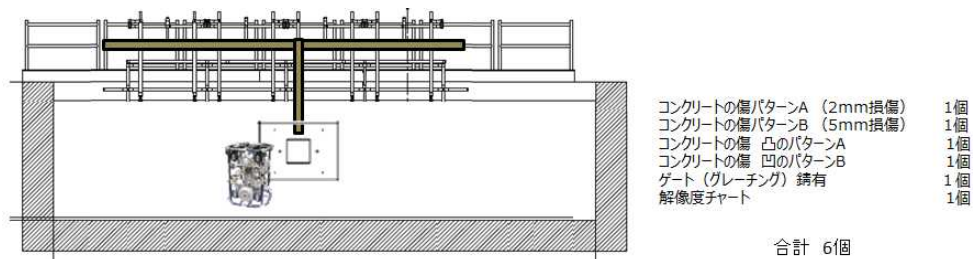


図 2.1.1.3-22 参考：ダム点検ロボット航行中における濁水中視認性試験

ミッション型試験においては、濁水ではない環境下での視認性能に関する評価について述べた。

しかしながら実際のダム点検は、濁水中での実施が一般的であるため、上記のとおり個別性能試験として濁水中視認性試験について触れた。

上記であれば、航行中、濁水中という個別の条件における性能が明らかになる。一方、双方が重畳された場合の性能として評価する必要性が生じる可能性が想定される。これを鑑み、その評価方法について参考として、以下に模擬体施設例を提示する。

(b) 濁水調整水槽に水中ロボットを投入できない場合

模擬体が撮影できる場所に水中ロボットを停止させ、停止したときの撮影と、移動中の撮影を行う。

模擬体の移動速度は、試験するロボットの点検時の航行速度に設定する。

手順

① 以下の損傷箇所を模擬したテストピースを、各々都度入れ替え設置し、上記ミッション型試験で示したのと同様の作業を行う。

用いるテストピースは、下記の7種類である。

- 1) コンクリートの傷パターン A
- 2) コンクリートの傷パターン B
- 3) 凸のパターン
- 4) 凹のパターン
- 5) 解像度チャート
- 6) ゲート模擬(錆無し)
- 7) ゲート模擬(錆有り)

②上記ミッション型試験の場合同様、各作業の結果を記録する。

・施設の概略図

模擬体を撮影できる場所にロボット停止させ、損傷箇所を撮影する。

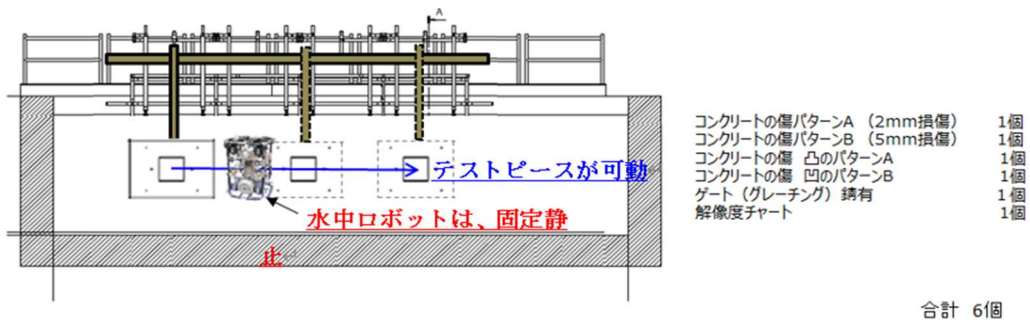


図 2.1.1.3-23 施設 8 の概略図

・試験結果の表示

・校正結果の表示

試験装置・測定機器類においては、校正証明書などの管理を規定された方法で行う。また、水槽の水の濁りに関しては試験前に確認を実施したうえで、確認結果を点検シートに記載し同様に管理する。

・性能試験結果の表示

以下の性能試験結果一覧を作成し、その点検結果の詳細を別紙で作成する。結果については、画一的な合否判定結果を示すのではなく、具体的な数値など、客観的な指標に対する評価結果により表現する。

表 2.1.1.3-8 性能試験結果 一覧（例）

項目	着目点、結果	設備	備考
ミッション型試験	点検対象	堤体、ダムゲート、継目開き調査	—
	点検シナリオ1	1-1 概査: 堤体、ダムゲート 1-2 精査: 堤体、ダムゲート 1-3 概査/精査兼用: 堤体、ダムゲート	※1 屋内水槽、模擬体 点検作業時間より、点検工数を算出し、水中ロボットによる点検性能(動作性能、点検精度)考慮に使用。また、点検結果を解析する時間を算出し、点検解析にかかる工数を把握する
	点検シナリオ2	継目開き調査(横継目開き)、堆砂面調査	
	点検シナリオ3	継目開き調査(水平打継目開き)	
個別性能試験	濁水中視認性試験	濁水下での視認性確認	※1 濁度調整水槽、模擬体
	漏水検知(参考)	有無 : ○or×	※5
	清掃機能(参考)	有無 : ○or×	※5
水中ロボット諸元	外径寸法/重量	**×**×**[mm]/**[g]	※2
	推進方向	前後移動制御: ○or× 上下 : ○or× 左右 : ○or×	※2
	航行速度	航行速度 **~**m/s	※2
	姿勢制御 傾斜角	有無 : ○or× 傾斜角 : 最大**度	※2
	距離制御	測定可能距離:**~**[cm]	※2
	潜行能力	最大***[m] (耐圧 **[MPa])	※1 耐圧性能評価試験機を使用することも可 (試験機仕様: 内寸φ1.5×H1.5m、最大2MPa) ※2
	照明	照度: 水中点検対象物1mの距離の照度:***lx以上	※2
	使用温度	*℃~**℃	※2
	ROV航行時間	最大**分	※2
	カメラ	解像度: ****×** 15fps 水平画角(水中): ***° 垂直画角(水中): **°	※2

※1 福島 RTF に設置されている設備相当

※2 ロボット開発で使用した設備

※3 ミッション型試験の点検動画映像について

ミッション型試験 シナリオ 1、2、3 の以下の映像を記録し、附属すること。

- ・ロボット操作映像（水中ロボットからみた操縦映像、水槽側から見た水中ロボットの点検映像）
- ・点検映像（鮮明化技術等がある場合は、その技術適用前後比較映像）

※4 点検解析時間

点検シナリオ 1, 2, 3 の水中ロボットの点検撮影映像をもとにモザイク図、動画(原画／処理画像)、静止画(原画／処理画像)を提出し、テストピースの変状、クラック、継ぎ目開きのサイズ、並びにその位置情報をレポートする。本解析結果作成にかかる時間を記録し、解析時間を算出する。

※5 個別試験、漏水検知、清掃機能は、個別試験の参考として本書での記載は省略。

漏水検知：コンクリート打継ぎ面の開きによりダム上流からの漏水の状況を確認する検査

清掃機能：ダム上流面を被覆する藻などを清掃する機能

濁水化検討

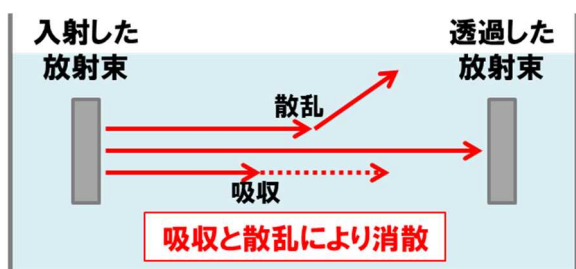
(参考添付)

現在、日本の河川やダムなどの水の濁りを表す指標として、濁度（NTU など）が用いられている。しかし、カメラの視認性で判断しようとした場合、濁度では懸濁物質の粒径やクロロフィルなどによる水の着色によって、視認性と相関が取れない可能性がある。

そこで、新たに水の濁りを表す指標としては、光束透過率を用いる必要があると考える。しかし、この光束透過率での指標が定まっていないため、実験室で行った濁度（NTU）と光束透過率との相関を参考として添付する。

《光束透過率》

通常、光束透過率を測定する機器は、光束透過率を算出するソフトが入っているが、今回の実験に使用した水中連続分光吸収係数／光束消散係数計においては、消散係数を算出するソフトを用いている。そのため、消散係数を光束透過率に換算するための式を下記に示す。なお、今回はカメラで撮影した距離と同等の 30 cm の距離での光束透過率を求めた。



光束透過率

光束の長さに比べて小さい直径をもつ
光束についての透過率

消散率(吸収率と散乱率の和): C



$$\text{消散係数 } c = -\Delta C / \Delta r \quad [1/m]$$

消散率(吸収率と散乱率の和): C



$$\text{消散係数 } c \cdot r = -\log_e(1-C)$$

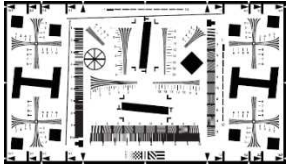
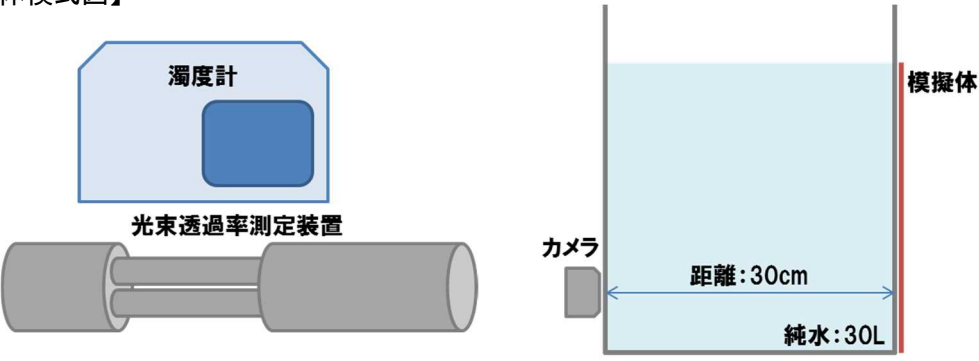
$$\text{透過率 } T = 1-C$$

消散係数から透過率を計算

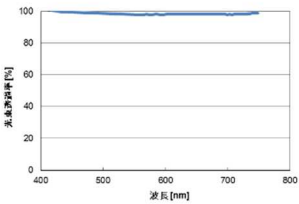
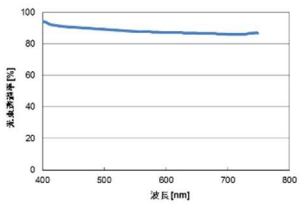
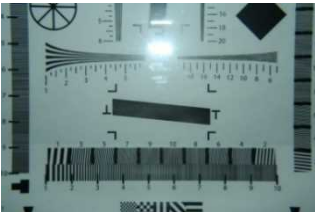
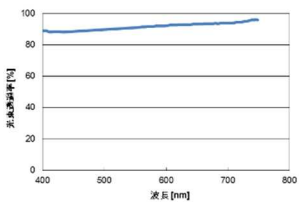
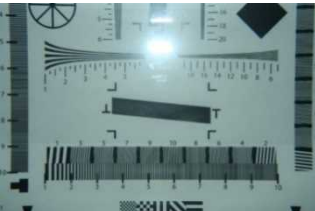
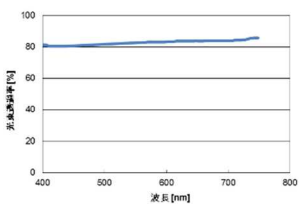
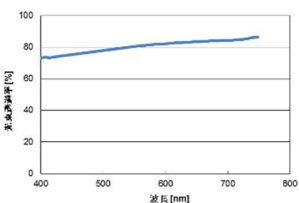
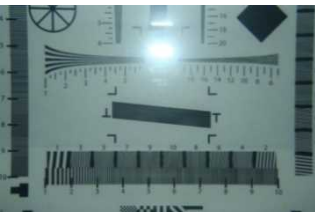
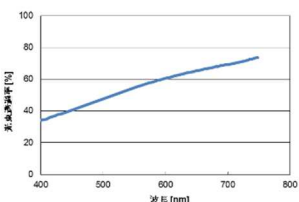
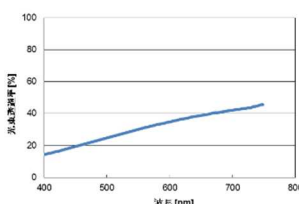
$$\text{消散係数 } c = \frac{1}{r} \ln \frac{1}{T}$$

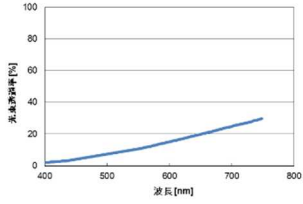
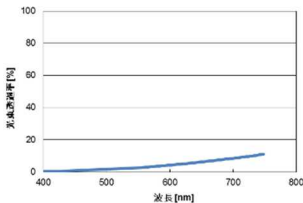
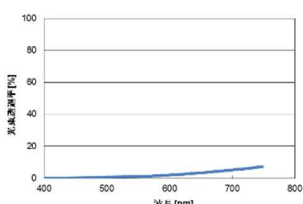
$$\text{透過率 } T = \frac{1}{e^{cr}}$$

《実験条件》

計測装置	
【濁度計】 高感度ラボ用濁度計 型式：2100N メーカー：ハック社製 	【光束透過率測定装置】 水中連続分光吸収係数／光束消散係数計 メーカー：WET Labs 社製 型式：ac-s 
試験環境	
【懸濁物質】 ホルマジン標準液 4000 度・400 度 メーカー：キシダ化学	【模擬体】 ISO12233 チャート 
【カメラ】 メーカー：Canon モデル：Canon EOS Kiss Digital N 絞り値：f/11 露出時間：1/8 秒 ISO 速度：ISO-400 露出補正：0 ステップ 焦点距離：28 mm フラッシュモード：フラッシュ（強制） 大きさ：2496×1664 幅：2496 ピクセル 高さ：1664 ピクセル 水平方向解像度：72dpi 垂直方向解像度：72dpi ビット深さ 24	【水槽】 アクリル水槽 外寸：60.0 cm × 30.0 cm × 36.0 cm 内寸：58.5 cm × 28.5 cm × 33.5 cm 
【全体模式図】 	

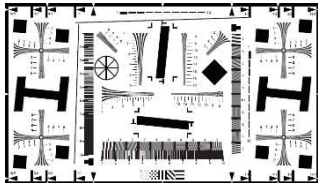
《実験結果》

濁度 [NTU]	光束透過率グラフ	光束透過率 [%]	カメラでの視認性
0.050 (純水)		98.1	
0.185		88.0	
0.411		91.2	
0.588		82.7	
0.921		80.7	
3.030		55.5	
4.900		30.8	

10.0		11.1	
15.0		2.8	
20.0		1.1	

実際の環境で光束透過率をどのように測定するかのサンプルとして、福島県南相馬市での測定の様子を参考として添付する。

《実験条件》

計測装置	
【光束透過率測定装置①】 水中連続分光吸収係数／光束消散係数計 メーカー：WET Labs 社製 型式：ac-s 	【光束透過率測定装置②】 海域基礎データ取得装置 メーカー：エスエーエス株式会社 
【濁度計】 高感度ラボ用濁度計 型式：2100N メーカー：ハック社製 	
試験環境	
【カメラ】 メーカー：Canon モデル：Canon EOS Kiss Digital N 絞り値：f/11 露出時間：1/8 秒 ISO 速度：ISO-400 露出補正：0 ステップ	【模擬体】 IS012233 チャート 

焦点距離：28 mm フラッシュモード：フラッシュ（強制） 大きさ：2496×1664 幅：2496 ピクセル 高さ：1664 ピクセル 水平方向解像度：72dpi 垂直方向解像度：72dpi ビット深さ 24	【水槽】 アクリル水槽 外寸：60.0 cm × 30.0 cm × 36.0 cm 内寸：58.5 cm × 28.5 cm × 33.5 cm 
--	---

《測定場所》

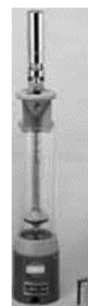
福島県南相馬市 横川ダム



《測定方法》

【光束透過率測定装置①】

水深約 20m の場所で、採水器を用いて採取した約 500ml の水を実験室に持ち帰り、測定。
 附属書 A と同様、波長 555nm での 30 cm の距離での透過率である。



《採水風景》

《リゴーB号透明採水器》

【光束透過率測定装置②】

堤体の上から測定装置を水深約 20m の場所まで沈め、測定。
 深度ごとの 1m の距離での透過率が測定値として得られる。そのため、20m 付近の 3 点を平均して値を求めた。また、ここで、求めた値は、緑の波長（525nm）での透過率である。



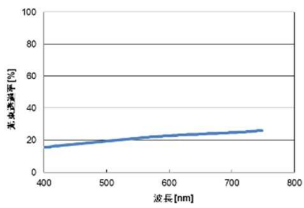
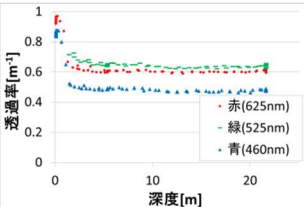
《測定風景》

【濁度計】

水深約 20m の場所で採取した約 500ml の水を、実験室に持ち帰り測定。

※光束透過率測定装置②にも濁度計が搭載してある。そのため、この値も下記の表中に記載する。

《測定結果》

測定装置	濁度	光束透過率グラフ	光束透過率 [%]	カメラでの視認性
①水中連続分光吸収係数／光束消散係数計	10.0NTU		21.5 (波長 : 555nm)	
②海域基礎データ取得装置	0.7FTU		87.1 (波長 : 625nm)	—

※ カメラでの視認性に関しても、現場で約 30L の水を採取して確認。

ここで、光束透過率計①と②に大きな差があるが、これは①が堤体の際から採水したのに対し、②は堤体から 10m 程度離れた箇所を測定した。そのため、水の濁りに差が生じたと考えられる。そのため、実際の水中ロボットが測定する位置と同等の位置での測定が必要である。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	－	－	－	－	－	4
展示会出展	0	－	－	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	－	－	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	－	－	－	－	－	0
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

■事業化目標

本研究開発テーマであるダム・河川点検のための水中ロボットの性能評価手法は、実現場での試行や導入の前段階において模擬環境下で点検作業に求められるロボットの性能を予め検証することで、ロボット開発者と点検業者との間で共通の認識を保有するとともに、ロボット開発者にとっては自社製品の性能把握を、また点検業者にとっては客観的なロボットの性能比較を可能となる「モノサシ」を開発するものである。また、福島イノベーション・コースト構想に基づいた福島 RTF にて、水中ロボット性能評価事業として活用されることを目標とする。

■取組み及び見通し

2020 年 4 月に福島 RTF 屋内水槽試験棟が開所されたことで、ロボット開発業者・点検業者が天候に左右されない同一の環境下での試行検討が可能となった。また、この屋内水槽試験棟で用いられるテストピースは、性能評価指標の中であげたものが採用されており、これらのことを総合的に勘案して本事業の取組みの事業化が達成されたと判断する。

1. 実用化・事業化に向けた戦略

■市場規模

約 5.5 兆円～6.0 兆円（2018 年度推計：2023 年度）

※国土交通省所管の 12 分野（道路、河川・ダム、砂防、海岸、下水道、港湾、空港、航路標識、公園、公営住宅、官庁施設、観測施設）の国、都道府県、市町村、地方公共団体、地方道路公社、水資源機構、一部事務組合（海岸、下水道、港湾）、港湾局（海岸、港湾）が管理者のものを対象に推計

https://www.mlit.go.jp/sogoseisaku/maintenance/02research/02_01_01.html

■期待経済効果

従来は、同一環境下で一般事業が利用可能な思考検証フィールドが存在しなかったが、福島 RTF の開設及び評価手法の開発により、上記市場規模のうち河川・ダム分野の老朽化対策に活用が可能と考える。現状ではまだロボットによる点検作業よりもダイバーによる点検作業が多く発注されている状況ではあるが、今後人口減少が進む中においてはロボットによる点検も多く発注されるものと考えられる。また、自然災害の激甚化が顕著になってきており、ダムや河川の決壊がもたらす被害額を考慮すると経済効果は計り知れないものとなる。

■整備した知的基盤・標準の維持管理・活用推進等の計画

本事業においては、上記手法の開発までを目的としており、活用推進の計画は立てていない。ただし、今回は対象としなかった海洋分野においてドローン開発が進んでいること等、利用シーンの違いや製品トレンドの変化、発注者が求める点検作業の変化（例えば概査・精査だけでなく＋αの作業など）が見られる場合は、更新作業が必要と考える。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

上記のとおり、福島 RTF 開所に実装されたことを持って完了しているため省略。

3. 実用化・事業化の見通し

上記のとおり、福島 RTF 開所に実装されたことを持って完了しているため省略。

6.1.1.4 調査用無人航空機の評価手法の研究開発

(実施期間：1 年間 (2017 年度))

(実施者：株式会社SUBARU)

(1) 事業の背景・意義 (目的・概要)

(1) 目的

我が国における災害危険箇所は国土の広範囲にわたり多数存在している。

土砂災害については、全国に約 68 万箇所の警戒区域があり、近年では年間平均 1,450 件の土砂災害が発生している。(図 2.1.1.4-1 参照)

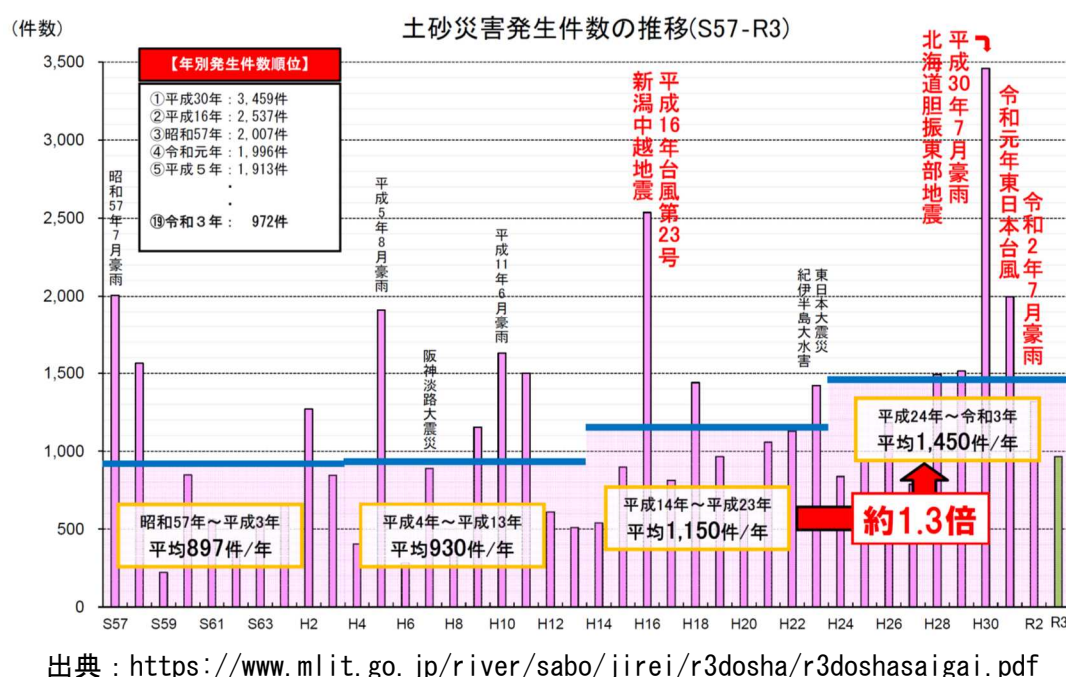
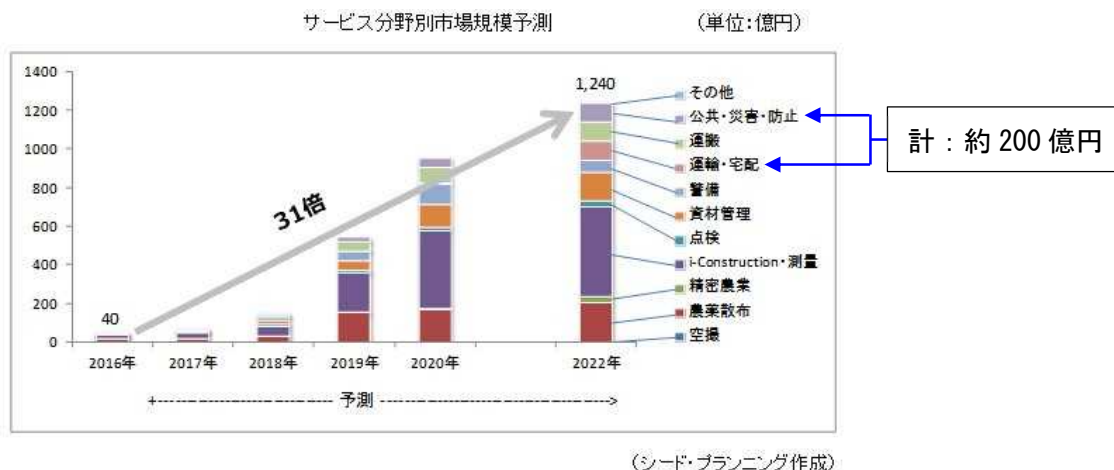


図 2.1.1.4-1 土砂災害発生件数の推移 (1982 年～2021 年)

また、河川の氾濫による水害についても、洪水予報河川として約 430 河川、水位周知河川として、1,500 以上の河川が指定されている。

こういった極めて広範囲で、高い頻度で災害が発生する危険性がある状況の中で、災害発生時に迅速な被害状況の確認に有効となる有人航空機の数には極めて限られている。更に、有人航空機では、悪天候下における計器飛行方式や、夜間の運用を実施する場合は、それらに対応した設備を有する飛行場を拠点とする必要があり、災害現場への進出に制約が多い。

従って、有人航空機を補完し、迅速かつきめ細やかに災害に対処できる無人航空機が我が国の国民の安全・利便性の向上には不可欠であり、災害対応や物流分野の国内における無人航空機の市場予測は、2022 年時点で年間およそ 200 億円の市場規模に拡大すると予想されている。(図 2.1.1.4-2 参照)



出典: <https://www.seedplanning.co.jp/archive/press/2017/2017092201.html>

図 2. 1. 1. 4-2 災害対応及び物流分野の無人航空機の市場規模

特に、現在、実用化されている無人航空機は、小型のマルチコプターのような、携帯電話等の一般家電製品レベルの技術に基づき開発されたもの、もしくは、軍用途を前提に開発されたものが大多数であり、国内の有人地域を前提とした飛行中の安全性の確保・第三者被害の観点では、まだ技術的に成熟したものとは言えない。

これらの背景の下、災害調査のために無人航空機を活用するユースケースを想定し、その性能評価手法の研究開発を実施する。

(2) 概要

無人航空機を活用した災害調査に関しては、従来の無人航空機では、①無人航空機を利用した災害調査任務の具体化、②運用安全性の確保、③国際標準化への対応、が実用化への課題となっている。そこで、従来の小型無人航空機（マルチコプター型ドローン）と異なり広範囲な利用が期待できる大型無人航空機を前提として、無人航空機の高精度の位置測位が可能となる我が国独自の準天頂衛星を利用したシステムを活用することで、無人航空機の 3 次元的な位置を精密に測定し、災害状況を正確かつ迅速に把握すると共に、有人航空機と無人航空機が入り混じる複雑な空域等における安全性を確保し、前述の課題に対応する。

本研究開発ではこのような災害対応の無人航空機の性能評価に必要な評価環境・評価項目・評価基準等を明らかにする。また、無人航空機のレベル 3 の実現に向けて、特に、無人航空機の安全性に関するデータ取得のための試験を実施し標準的な試験方法等の妥当性を検証する。

(2) 研究開発目標と根拠

本研究開発では、2016 年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導かれた災害調査のために必要な無人航空機の性能評価に必要な評価項目のうち、適用できる既存の規格・基準が無いものの中で、災害現場においてユーザーの注目度が高い安全性に関する「衝突回避」と「信頼性」の評価項目について、その具体化を進める。

①安全性に関する評価基準の具現化のための調査

災害運用下における安全性の評価について、衝突回避と運航管理の観点から、宇宙航空研究開発機構殿やドローン安全運行管理システム勉強会殿へのヒアリングを計画し、回避距離の定義や回避余裕時間の設定、回避機動の方法など現時点で標準化されていない項目について有識者の意見を反映し適切な評価基準を設定する。

また、安全性については無人航空機の特徴（人が搭乗していない、機体が比較的安価など）を考慮し、有人航空機の安全基準と異なり、自機の保護を優先せず、第三者の財産の保護を前提とした検討を進め、回避機動等へ反映する。

②災害調査用無人航空機のシステム構想

2016 年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現するための、無人航空機の機体規模や飛行性能の構想を検討し、シミュレーションにより検証し、システム構想を明確化する。

③技術動向の調査

無人航空機に関連する国際的な技術動向を調査し本研究の資とする。衝突回避と信頼性について以下の方針で動向を調査する。

(1) 衝突回避

- ・標準化機関として欧米の航空局を中心に、衝突回避技術の実証が進んでいるところであり、実証技術の進み具合、狙っているゴール、現状及び達成しようとしている技術レベル、達成時期について実状を把握する。
- ・調査方法は、ヒアリング及び文献調査により実施する。

(2) 信頼性

- ・航空機以外の各産業（鉄道、自動車、家電等）における信頼性の保証・試験・評価手法について把握する。
- ・調査方法は、ヒアリング及び文献調査により実施する。

④国際標準化に向けた提案検討

災害調査用の無人航空機の評価基準について ISO（International Organization for Standardization）等に提案するための情報提供を行う。

⑤衝突回避に係わる基礎データの取得

災害現場における有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる視認性、回避機動能力及びダウンウォッシュ影響についての基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映する。

(1) 視認性

有人航空機から見た無人航空機の視認性、並びに、無人航空機のカメラ等を通じて見た有人航空機の視認性について評価する。

(2) 回避機動能力

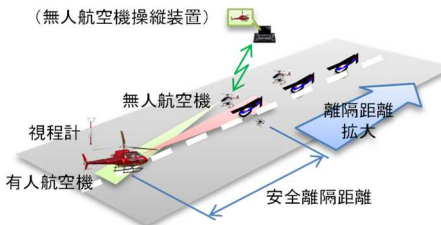
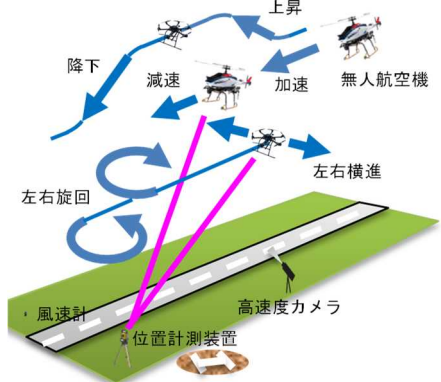
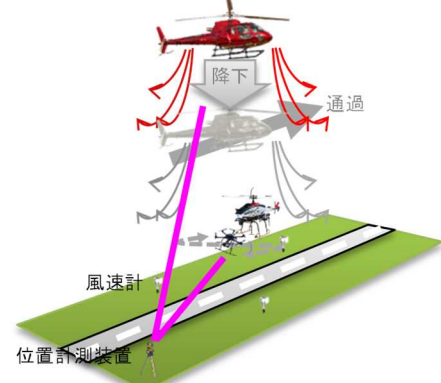
無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力について評価する。

(3) ダウンウォッシュ影響

有人航空機の下方を無人航空機が飛行することを想定し、有人航空機が発生させるダウンウォッシュ（吹き下ろし）による無人航空機への飛行の影響を確認する。

試験方法及び試験イメージを表 2.1.1.4-1 に示す。

表 2.1.1.4-1 有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる
基礎データ取得の試験方法及び試験イメージ

項 目	試験方法	試験イメージ
視認性	複数の離隔距離（安全離隔距離前後）で無人航空機／有人航空機が有人航空機／無人航空機から目視可能か確認する （地上試験／飛行試験）	
回避機動能力	大型／小型無人航空機で、上昇／降下／旋回／加速／減速／横進を実施し、衝突回避時の飛行経路設定の基礎データを取得する	
ダウンウォッシュ影響	ホバリング中の無人航空機の上空から有人航空機を降下又は通過し、接近させ、有人航空機の吹き下ろしの影響を把握する なお、小型無人航空機への影響が無いことを確認した場合は、大型無人航空機に対する試験は実施しない	

⑥異常対処の検証

空域からの逸脱防止に関して、各種の故障が発生した場合の無人航空機の対処をシミュレータにより検証する。

試験方法及び試験イメージを表 2.1.1.4-2 に示す。

表 2.1.1.4-2 無人航空機の異常対処検証の試験方法及び試験イメージ

項 目	試験方法	試験イメージ
異常対処	シミュレータに無人航空機の飛行制御部を接続し、飛行状態の模擬を実施した状態において、定められた故障を入力し、無人航空機が定められた対処を実施できるか評価する	Hardware in the loop Simulator

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

(1) 研究開発スケジュール

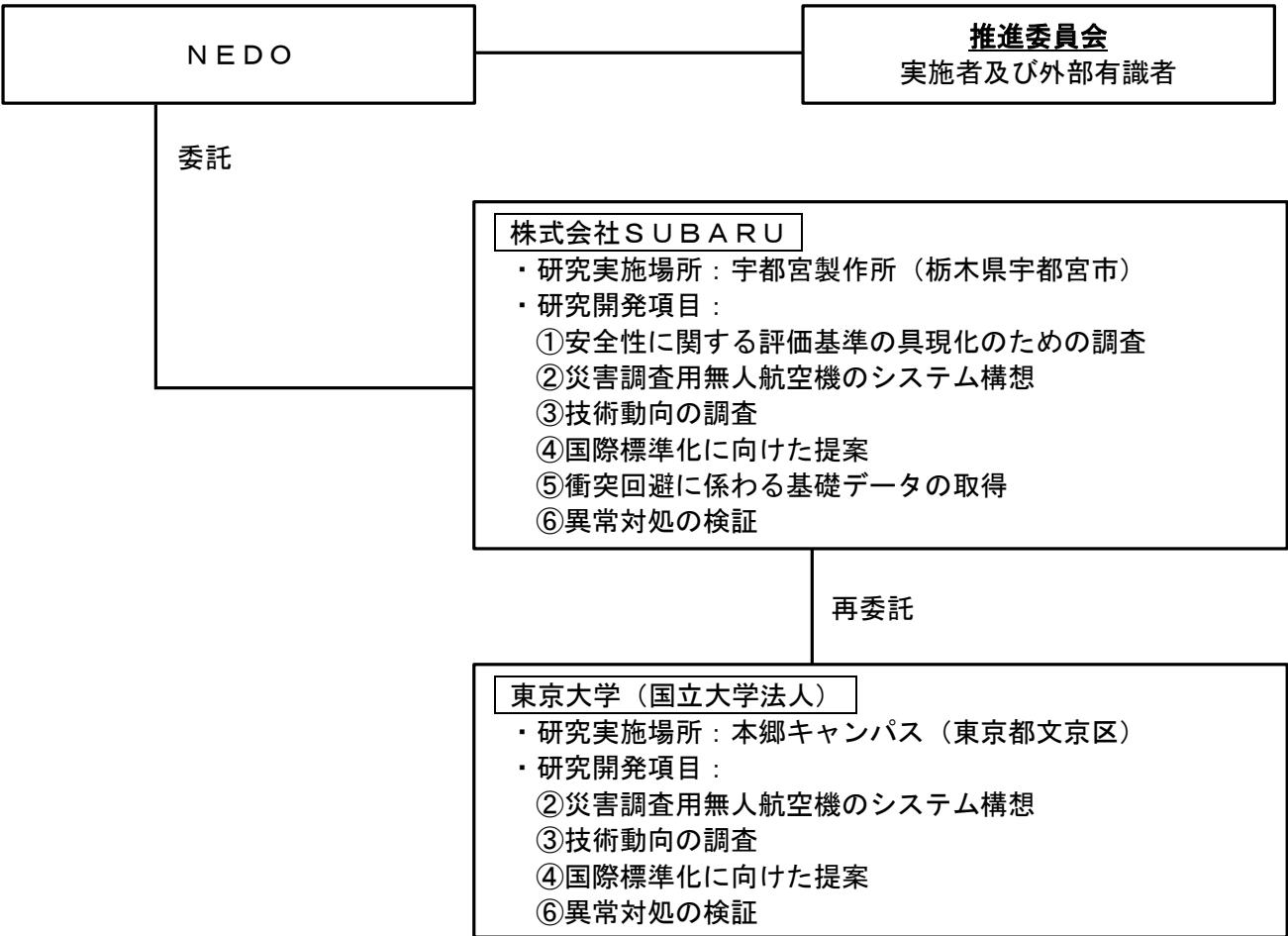
研究開発スケジュールを表 2. 1. 1. 4-3 に示す。

表 2. 1. 1. 4-3 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
性能評価基準書案作成				
①安全性に関する評価基準の 具現化のための調査				
②災害調査用無人航空機の システム構想				
③技術動向の調査				
④国際標準化に向けた提案				
⑤衝突回避に係わる基礎データ の取得				
⑥異常対処の検証				

(2) 実施体制
実施体制を表 2. 1. 1. 4-4 に示す。

表 2. 1. 1. 4-4 実施体制



(4) 研究開発の達成状況

①安全性に関する評価基準の具現化のための調査

最終目標	成果	達成度	備考
回避距離の定義や回避余裕時間の設定、回避機動の方法など現時点で標準化されていない項目について有識者の意見を反映し適切な評価基準を設定する	・衝突回避等の安全性に関する評価基準を、「⑤衝突回避に係る基礎データの取得」の結果等を踏まえて、無人航空機性能評価基準書に反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況：安全性に関する評価基準の具現化の調査を行い、適切な評価基準を設定し、この結果を無人航空機性能評価基準書に反映した。

②災害調査用無人航空機のシステム構想

最終目標	成果	達成度	備考
2016 年度委託を受けた「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現するための無人航空機の、機体規模や飛行性能の構想を検討し、シミュレーションにより検証し、システム構想を明確化する	・2016 年度委託を受けて「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を、「2015 年 9 月の関東・東北豪雨による茨城県常総市の洪水被害」を対象として、運用任務毎の運航シミュレーションを行い明確化した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況：2016 年度「調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された 8 つの運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を明確化した。

③技術動向の調査及び④国際標準化に向けた提案検討

最終目標	成果	達成度	備考
③無人航空機に関連する衝突回避と信頼性についての国際的な技術動向を調査する ④災害調査用の無人航空機の評価基準について ISO 等に提案するための情報提供を行う	・ 衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査し、その動向を明確化した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・ 達成状況：衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査した。

⑤衝突回避に係わる基礎データの取得

最終目標	成果	達成度	備考
災害現場における有人航空機又は無人航空機との衝突回避に係わる視認性、回避機動能力及びダウンウォッシュ影響についての基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映する	・ 有人航空機から無人航空機の見え方を確認する視認性、有人航空機の下方を飛行する場合の無人航空機への影響、及び無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力についての基礎データを取得した ・ この結果を衝突回避の性能評価に反映した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・ 達成状況：無人航空機との衝突回避に係わる基礎データを取得し、衝突回避の性能評価に反映した。

⑥異常対処の検証

最終目標	成果	達成度	備考
空域からの逸脱防止に関して、各種の故障が発生した場合の無人航空機の実処をシミュレータにより検証する	・ シミュレータに無人航空機の飛行制御部を接続し、飛行状態の模擬を実施した状態において、電波の途絶／地上装置の電源喪失、モーターの動作停止、センサ故障／操縦不能の故障を入力し、無人航空機が定められた実処を実施できることを確認した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

- ・ 達成状況：空域からの逸脱に繋がる故障が発生した場合の無人航空機の実処を、シミュレータにより検証した。

(5) 成果と意義

2.5.1 研究開発項目①「安全性に関する評価基準の具現化のための調査」(実施者：株式会社SUBARU)

安全性に関する評価基準の具現化にあたっては、衝突回避技術及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査し、その動向を明確化した(2.5.3 研究開発項目③「技術動向の調査」及び研究開発項目④「国際標準化に向けた提案検討」参照)とともに、有人航空機から無人航空機の見え方を確認する視認性、有人航空機の下方を飛行する場合の無人航空機への影響などの基礎データを取得(2.5.4 研究開発項目⑤「衝突回避に係わる基礎データの取得」参照)し、この結果を踏まえ、衝突回避をするための評価基準の明確化を行い、無人航空機性能評価基準書に反映した。無人航空機性能評価基準書に反映した内容を表 2.1.1.4-5 に示す。

なお、これらの内容は、国土交通省と経済産業省が主催している「無人航空機の日視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会」に報告され、今後の目視外飛行に必要な無人航空機の要件検討の資とされることになった。

また、無人航空機性能評価基準書そのものは、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構が取りまとめ「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編)」として、2020年5月に経済産業省のホームページにて公開された。

- ・「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編)」:
<https://www.meti.go.jp/press/2020/05/20200529004/20200529004-1.pdf>

表 2.1.1.4-5 安全性に関する無人航空機性能評価基準書への反映事項

性能評価基準書の項目等		性能評価基準書への反映事項
6.2.2 目視内飛行での操縦者からの視認性（視認可能距離）	試験方法 ・ 視程が 5km 以上確保されていることを、視程計等を用いて確認する ・ 評価者は 3 名以上とし、無人航空機を、ランクに対応する離隔距離に配置する。この際、評価者と無人航空機の間には障害物があってはならない ・ 評価者は地上の無人航空機を目視し、無人航空機であること及び無人航空機の機首方向を判別できるかを評価する ・ 評価者の過半数が判別できることを確認する	背景空を均一に入れた状態で、日中に実施することを追加
	計測設備・機器 ・ 試験実施時の視程が 5km 以上確保されていることを確認可能な視程計	離隔距離（水平、垂直）測定の特ータルステーションを追加
6.6 安全性	全般	JIS B 9700（機械類の安全性－設計のための一般原則－リスクアセスメント及びリスク低減）の評価手法と同様に、無人航空機としても、危険源（可動部の予期しない移動、故障等）を設定し、これに対するリスク低減の方策を取るような全般注意事項を追記
6.6 衝突回避 ①回避するための機能	試験方法	実際の衝突回避性能・機能を保証できる適切な代替手段の一例として、回避機動能力試験と同様に回避に要する時間を計測し、この結果から自機と回避対象との相対速度の許容値を満足していることを確認可能な試験方法を追加
6.6 衝突回避 ②回避されるための機能	被探知性向上機能の内容	灯火類の分類追加、背景の違い（空／地面）による塗色の視認性追加及び灯火以外の視認性を向上させる機能の削除

2.5.2 研究開発項目②「災害調査用無人航空機のシステム構想」（実施者：株式会社SUBARU、東京大学）

2016 年度委託を受けて「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト／ロボット性能評価手法等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」で導出された運用任務を実現する災害調査用無人航空機のシステム構想を明確化した。

(1) 「2015 年 9 月の関東・東北豪雨による茨城県常総市の洪水被害」を対象として、図 2.1.1.4-3 の検討フローに従い運用任務に必要なシステム性能のランクを設定した。

① : 洪水被害状況・災害対応状況等から、運用任務に要求されるシステム性能のランクを想定するとともに、運航シミュレーションを実施する上での前提条件（案）を検討した。

② : ①の結果について、茨城県庁、国土地理院にヒアリングを実施した。

③-1 : ②の結果を反映した前提条件に基づき運航シミュレーションを実施し、検討・評価を行い飛行性能及び任務対応性能等のランク想定を定義した。

また、耐環境性能についても、「災害予防」、「災害発生時」及び「災害復旧」の運用任務の実施時期に対応した茨城県常総市における耐風速等の調査を行い、この条件を付加して運航シミュレーションを実施した。

③-2 : ②の結果からランクの再整理を実施した。

(2) 2016 年度に導出した、災害調査用無人航空機を活用できる 8 つの運用任務を表 2.1.1.4-6 及び図 2.1.1.4-4 に示す。

また、災害調査用無人航空機的设计・製造・運用任務に必要なシステム性能 26 項目のランク分けを表 2.1.1.4-7 に、耐環境性能の評価項目 23 項目のランク分けを表 2.1.1.4-8 に示す。

(3) 茨城県常総市の洪水被害発生時及びその前後の時期に茨城県下妻において観測された大気・気象環境に基づく、「災害予防」、「災害発生時」及び「災害復旧」の際に要求されるそれぞれの耐環境性能の想定を表 2.1.1.4-9 に示す。

(4) 運用任務毎の運航シミュレーション結果に基づく運用任務毎のシステム性能のランク想定の一覧を表 2.1.1.4-10 に示す。

また、運航シミュレーションの条件と結果、及びこの結果に基づく大型無人航空機と小型無人航空機それぞれに要求されるシステム性能のランク想定の一例を表 2.1.1.4-11 に示す。

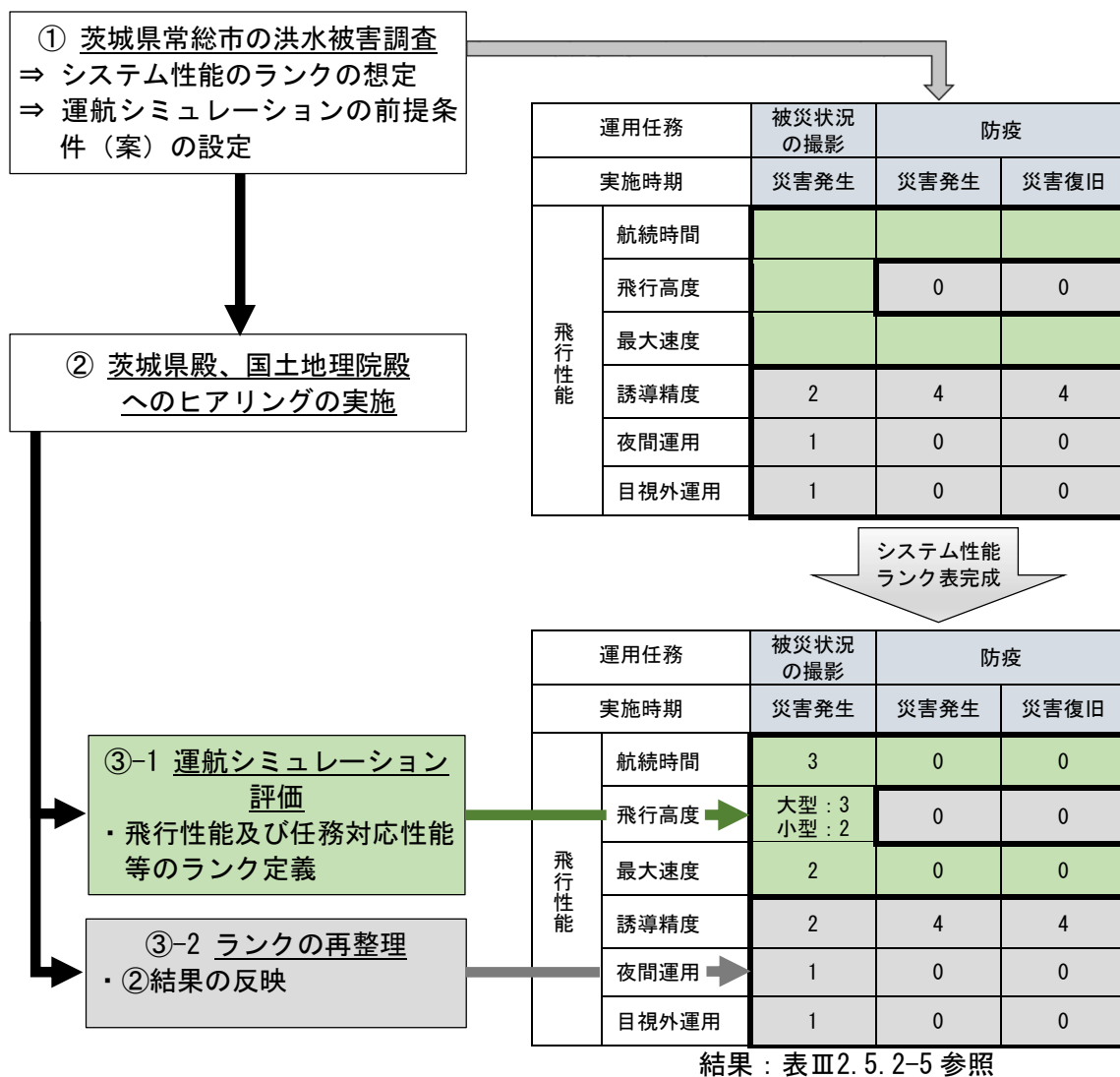


図 2.1.1.4-3 災害調査用無人航空機のシステム構想検討フロー

表 2. 1. 1. 4-6 災害調査用無人航空機の運用任務

番号	任 務	場 所	対 象	実施時期			具体的な方法
				災害 予防	災害 発生時	災害 復旧	
①	基礎調査	河川、山、道路、急傾斜地	地形	○	－	－	撮影
②	状況の 定量把握	河川、山、道路、急傾斜地	地形	○	－	○	撮影 (空中写真測量)
							撮影 (レーザ測量)
③	被災状況の 撮影	災害発生エリア	人、建築物、河川、道路、火災、災害状況	－	○	－	撮影
④	情報配信	災害発生エリア	避難指示	－	○	－	輸送 (スピーカー)
			支援情報	－	○	○	
⑤	通信中継	孤立地域	通信手段の確保	－	○	－	輸送、通信中継
⑥	消火	火災発生エリア	最重要防御地域	－	○	－	輸送 (消火弾)
⑦	物資輸送	孤立地域	救援物資	－	○	－	輸送 (水、毛布)
⑧	防疫	災害発生エリア	消毒	－	○	○	輸送 (消毒液)

(凡例) ○：実施する

－：実施せず

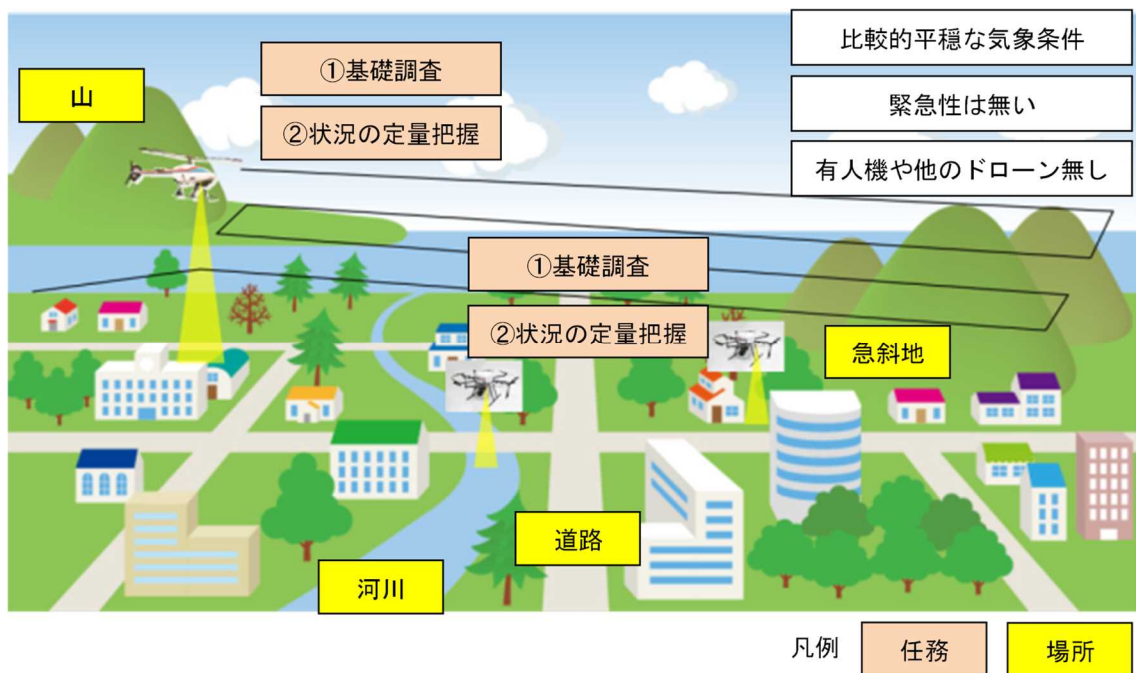


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害予防）（1/3）

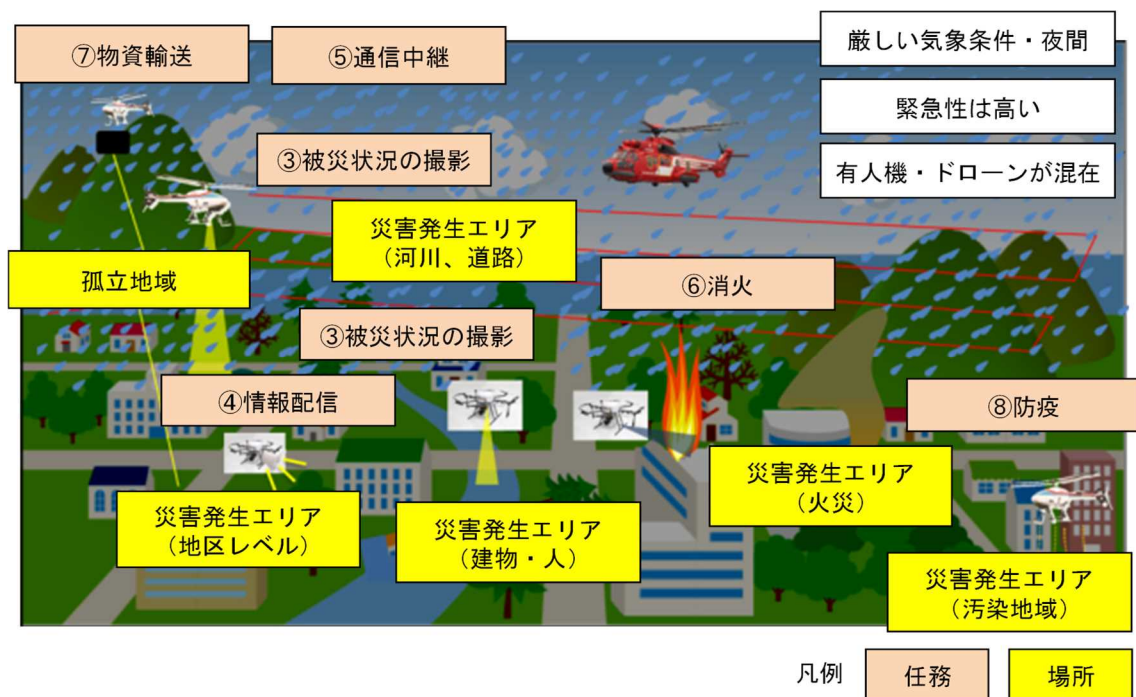


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害発生時）（2/3）

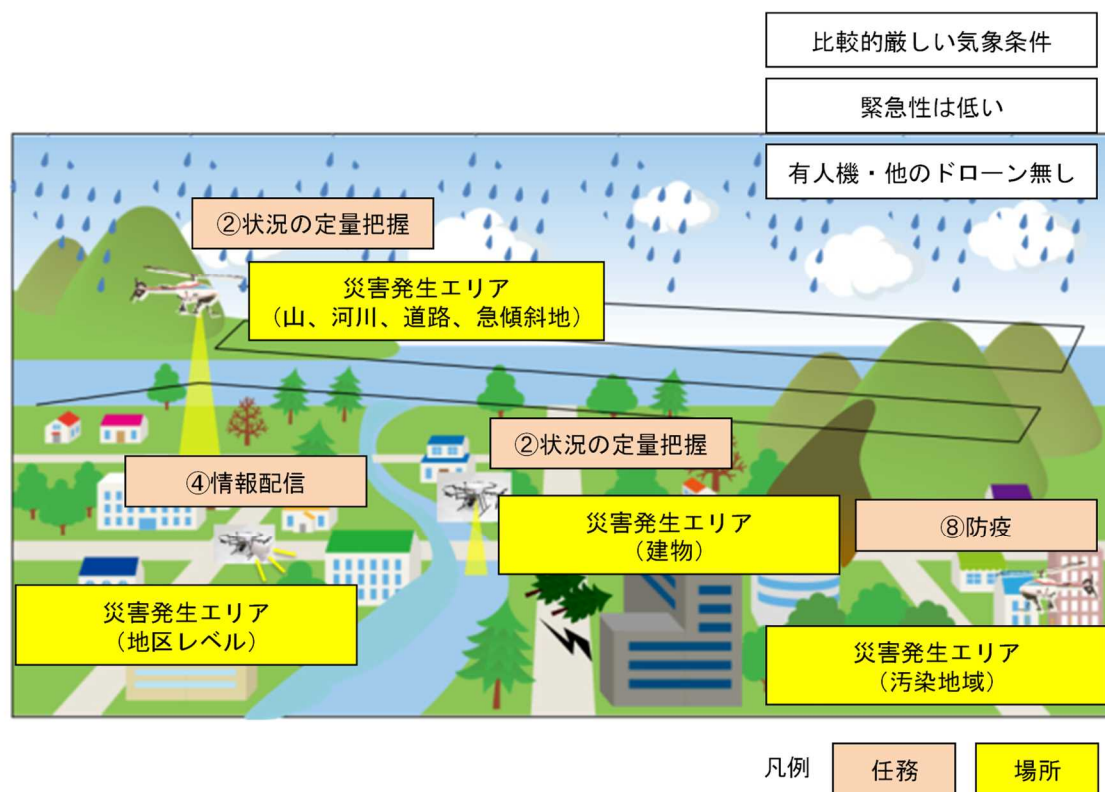


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害復旧）（3/3）

表 2.1.1.4-7 システム性能評価項目及びランク設定

区分・項目		ランク0	ランク1	ランク2	ランク3	ランク4	ランク5	ランク6	ランク7	ランク8
飛行性能	航続時間	15分未満	15分	30分	1時間	2時間	3.5時間	6時間	12時間	12時間超
	飛行高度	300m未満	300m	500m	1000m	2100m	2800m	3800m	3800m超	
	最大速度	30km/h未満	30km/h	60km/h	100km/h	150km/h	250km/h	350km/h	350km/h超	
	最低速度	ランクは特に設定せず、飛行可能な最低速度を計測し、明記することとする								
	誘導精度	水平:50m超 垂直:100m超	水平:50m 垂直:100m	水平:5m 垂直:10m	水平:1m 垂直:2m	水平:6cm 垂直:12cm	水平:1cm 垂直:2cm			
	夜間運用	不可能	可能							
	目視外運用	不可能	可能							
	行動半径	100m未満	100m	2km	10km	30km	70km	150km	350km	350km超
任務対応	撮影	精度	水平:50m超 垂直:100m超	水平:50m 垂直:100m	水平:5m 垂直:10m	水平:1m 垂直:2m	水平:6cm 垂直:12cm	水平:1cm 垂直:2cm		
		質量	1kg未満	1kg	3kg	10kg	20kg	55kg	55kg超	
		識別性能	150m以遠から 3km ² を識別	150m以遠から 122m ² を識別	150m以遠から 2m ² を識別	150m以遠から 0.5m ² を識別				
		更新	なし	1分超/回	1分/回	1Hz	30Hz	30Hz超		
	輸送	3kg未満	3kg	10kg	20kg	55kg	350kg	1000kg	1000kg超	
	中継	100m未満	100m	2km	10km	30km	70km	70km超		
安全性	異常発生時対応		飛行困難な異常とそれを検出する機能・異常対処機能の有無を記載する							
	ジオフェンス機能		無	有（静的）	有（動的）					
	衝突回避	回避する	回避可能な対象と自機と回避対象の相対速度の許容値を記載する							
		回避される	被探知性向上機能の有無を記載する							
	事故対応	失速防止	位置送信無	位置送信有						
		防失防止	水没防止無	水没防止有						
		要因特定	記録無	記録有						
	ターンアラウンド時間		12時間超	12時間	4時間	1時間	30分	10分	10分未満	
部品交換間隔		明示無	8時間未満	8時間	60時間	250時間	750時間	3000時間	3000時間超	
信頼性		明示無	1件超 /100時間	1件 /100時間	1件 /1000時間	10件 /10万時間	5件 /10万時間	1件 /10万時間	0.1件 /10万時間	0.1件未満 /10万時間
騒音		100dB超	100dB	80dB	60dB	40dB	40dB未満			
廃棄		特別管理産業 廃棄物、特別 管理一般廃棄 物を含む	産業廃棄物 を含む	特別管理一般 廃棄物、産業 廃棄物 を含まない						

- ・ジオフェンス機能：無人航空機に対し、仮想的な境界を設定する機能のこと。
- ・特別管理産業廃棄物及び特別管理一般廃棄物：廃棄物処理法で定められる爆発性、毒性、感染性その他の人の健康又は生活環境に係る被害を生ずるおそれがある性状を有する廃棄物のこと。

表 2.1.1.4.8 耐環境性能評価項目及びランク設定

区分	項目	ランク0	ランク1	ランク2	ランク3	ランク4	ランク5	ランク6	ランク7	ランク8
大気・気象環境	耐高度性	300m 未満	300m	500m	1000m	2100m	2800m	3800m	3800m 超	
	耐温度性	高温側	35℃未満	35℃	40℃	50℃	60℃	60℃超		
		低温側	5℃超	5℃	0℃	-10℃	-20℃	-25℃	-32℃	-46℃
	耐降雨性	無	10mm/h 未満	10mm/h	20mm/h	30mm/h	50mm/h	80mm/h	160mm/h	160mm/h 超
	耐雪性	降雪	無	有						
		積雪	無	有						
	耐湿度性	65%未満	65%	85%	95%	95%超				
	耐結露性	無	有							
	耐氷性	無	有							
	耐雷性/ 耐静電気性	無	被雷/静電 気対策有 (フライトエ ッセンシャル な構成部品)	被雷/静電 気対策有 (機体全体)						
周囲環境	耐風速	風力階級 3	風力階級 5	風力階級 6	風力階級 7	風力階級 8	風力階級 9	風力階級 10		
	耐かび	無	有							
	耐塩霧	無	有							
	耐砂じん(塵)	無	有							
	難燃性性能 (難燃性面積)	20000m ² 超	20000m ²	2500m ²	400m ²	12.5m ²	2.8m ²			
電磁的 環境	耐電磁波 干渉	加害	無	有						
		被害	無	有						
危険環境	防爆	無	危険度 2 区域	危険度 2 区 域、1 区域	危険度 2 区 域、1 区域、 0 区域					
	耐放射熱	2kW/m ² に耐 えられない	2kW/m ²	8kW/m ²	8kW/m ² 超					
	耐化学	無	有							
	耐生物	無	有							
	放射性雰囲気	INES 0+	INES 3	INES 5	INES 6	INES 7				

・風力階級 : 気象庁が定義する風速の大きさを表現する尺度のこと。

・危険度区域 : JIS C 60079-10 爆発性雰囲気中使用する電気機械器具—第 10 部 : 危険区域の分類で定義される区域のこと。

・ I N E S : 国際原子力機関と経済協力開発機構原子力機関が制定した原子力事故・故障の評価の尺度を表現する国際原子力事象評価尺度のこと。

表 2.1.1.4-9 「災害予防」／「災害発生時」／「災害復旧」の耐環境性能想定

区分	項 目		耐環境性能想定 (2015 年茨城県常総市の洪水被害)			出典及び想定理由等
			災害予防 (9/1～9/7)	災害発生時 (9/8～9/15)	災害復旧 (9/16～9/30)	
大気・気象環境	耐高度性		24m＋任務による高度設定			常総市の標高（5～24m）の最大値
	耐温度性	高温側	32℃ (9/2 の値)	29℃ (9/12 の値)	30℃ (9/28 の値)	茨城県下妻の各期間内における最大値
		低温側	21℃ (9/5 の値)	15℃ (9/15 の値)	13℃ (9/30 の値)	同上
	耐降雨性		1mm/h (9/2 の値)	51mm/h (9/9 の値)	11mm/h (9/17 の値)	同上
	耐雪性	降雪	無	無	無	同上
		積雪	無	無	無	同上
	耐湿度性		85% (9/2 の値)	98% (9/8 の値)	98% (9/17 の値)	同上
	耐結露性		無	無	無	結露の有無は確認できなかったため
	耐氷性		無	無	無	0℃以下となった日は各期間中なし
	耐雷性 ／耐静電気性		無	無	有	茨城県水戸の天気概況より
	耐風速		12m/s (9/2 の値)	14m/s (9/9 の値)	10m/s (9/29 の値)	茨城県下妻の各期間内における最大値
周囲環境	耐かび		無	無	無	かびの発生を伴った環境等への遭遇は確認できず
	耐塩霧		無	無	無	塩水雰囲気を伴った環境等への遭遇は確認できず
	耐砂じん（塵）		無	有	有	グラウンド等への砂塵環境下での離発着が必要と想定
	離発着性能 （離発着面積）		無	400m ²	400m ²	災害応急離着陸場等への狭小エリアへの離発着は必要と想定
	視認性 （視認可能距離）		視程 5km	視程 2km	視程 3km	茨城県つくば（館野）観測の 2015 年の各期間内における「1 時間ごとの値」の「視程」の最小値
電磁的環境	耐電磁波 干渉	加害	無	有	有	救難・救助ヘリとの混在飛行時には必要と想定
		被害	無	有	有	同上
危険環境	防爆		無	無	無	爆発性雰囲気下における運用は確認できず
	耐放射熱		無	無	無	火災現場における運用は確認できず
	耐化学		無	無	無	化学災害下における運用は確認できず
	耐生物		無	無	無	生物災害下における運用は確認できず
	耐放射性雰囲気		無	無	無	放射性物質が存在する環境下での運用は確認できず

表 2.1.1.4-10 運用任務毎のシステム性能ランク（運航シミュレーション結果反映）

運用任務		① 基礎調査	② 状況の定量的把握		③ 被災状況の 撮影	④ 情報配信	⑤ 通信中継		⑥ 消火	⑦ 物資輸送	⑧ 防疫	
実施時期		災害予防	災害予防	災害復旧	災害発生	災害発生	災害復旧	災害発生	災害発生	災害発生	災害発生	災害復旧
飛行性能	航続時間	ランク 3 1 時間	ランク 3 1 時間	ランク 3 1 時間	ランク 3 1 時間	大型ランク 5 3.5 時間 小型ランク 2 30 分	大型ランク 5 3.5 時間 小型ランク 2 30 分	大型ランク 3 1 時間 小型ランク 0 15 分未満		大型ランク 0 15 分未満 小型ランク 2 30 分	ランク 0 15 分未満	ランク 0 15 分未満
	飛行高度	大型ランク 3 1000m 小型ランク 2 500m	大型ランク 3 1000m 小型ランク 2 500m	大型ランク 3 1000m 小型ランク 2 500m	大型ランク 3 1000m 小型ランク 2 500m	ランク 1 300m	ランク 1 300m	ランク 0 300m 未満		ランク 0 300m 未満	ランク 0 300m 未満	ランク 0 300m 未満
	最大速度	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	ランク 2 60km/h	ランク 0 30km/h 未満	ランク 0 30km/h 未満	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	大型ランク 4 150km/h 小型ランク 2 60km/h	ランク 0 30km/h 未満	ランク 0 30km/h 未満
	最低速度	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	20km/h	20km/h	0km/h (ホバリング)	常 総 市 洪 水	0km/h (ホバリング)	10～20km/h	10～20km/h
	誘導精度	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m	ランク 2 水平 5m 垂直 10m		ランク 3 水平 1m 垂直 2m	ランク 4 水平 6cm 垂直 12cm	ランク 4 水平 6cm 垂直 12cm
	夜間運用	ランク 0 不可能	ランク 0 不可能	ランク 0 不可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 0 不可能	ランク 1 可能	被害時に 火災発生は無 かったの で、 消火につ いての必 要はラン クの想定 は実施せ ず	ランク 1 可能	ランク 0 不可能	ランク 0 不可能
	目視外 運用	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能	ランク 1 可能		ランク 1 可能	ランク 0 不可能	ランク 0 不可能
	行動半径	ランク 4 30km	ランク 4 30km	ランク 4 30km	ランク 4 30km	ランク 4 30km	ランク 4 30km	ランク 4 30km		ランク 4 30km	ランク 2 2km	ランク 2 2km
任務対応	操 影	精度	ランク 3 水平 1m 垂直 2m	ランク 3 水平 1m 垂直 2m	ランク 3 水平 1m 垂直 2m	(不要)	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
		質量	大型ランク 3 10kg 小型ランク 0 1kg 未満	大型ランク 3 10kg 小型ランク 0 1kg 未満	大型ランク 3 10kg 小型ランク 0 1kg 未満	(不要)	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
		識別 性能	ランク 2 2m 識別	ランク 2 2m 識別	ランク 2 2m 識別	ランク 2 2m 識別	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
		更新	ランク 4 30Hz	ランク 4 30Hz	ランク 4 30Hz	ランク 4 30Hz	(不要)	(不要)		(不要)	(不要)	(不要)
	輸送		(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	ランク 3 20kg	ランク 3 20kg	(不要)	大型ランク 5 350kg 小型ランク 2 10kg	ランク 1 3kg	ランク 1 3kg
	中継		(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	(不要)	ランク 3 10km		(不要)	(不要)	(不要)
ターンアラウンド 時間		大型ランク 4 30 分 小型ランク 5 10 分	大型ランク 4 30 分 小型ランク 5 10 分	大型ランク 4 30 分 小型ランク 5 10 分	ランク 3 1 時間	ランク 4 30 分	ランク 4 30 分	大型ランク 4 30 分 小型ランク 5 10 分		大型ランク 4 30 分 小型ランク 5 10 分	ランク 4 30 分	ランク 4 30 分
部品交換間隔		ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間		ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間	ランク 2 8 時間
信頼性		ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間		ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間	ランク 3 1 件/ 1000 時間
騒音		-	-	-	-	-	-	-		-	-	-
廃棄		-	-	-	-	-	-	-		-	-	-

・安全性の要求については、「無人航空機の目視外及び第三者上空等の飛行に関する検討会」の結論に準じるものとし、本研究開発における想定は実施しない。

・騒音、廃棄については今回の使用を想定した洪水被害への対応任務を実行する上で必要な性能に直接影響しないため、想定しないこととした。

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
及びシステム性能のランク想定の一例 (1/4)
運用任務: ①基礎調査／②状況の定量把握

項 目		大型無人航空機	小型無人航空機
運航シミュレーション条件	飛行高度	1,000m	500m
	最大速度	150km/h	60km/h
	搭載質量	10kg	1kg未満
	飛行機数	2機	19機
運航シミュレーション条件	飛行経路	・(離陸) 石下総合運動公園多目的広場 ⇒ 鬼怒川に沿って飛行・撮影(距離: 22.5km) ⇒ (着陸) きぬ総合公園多目的広場(または石下総合運動公園多目的広場) ・途中航続時間が不足する場合は、その他の災害応急離着陸場に着陸し、再発進しても良い	
	時間的制約等	・60分以内に鬼怒川の全体を飛行 ・状況の確認頻度: 60分に1回	
	風向・風速	風速: 14m/s、風向: 東南東	
運航シミュレーション結果	航続時間	32分 ⇒ ランク3	40分 ⇒ ランク3
	飛行経路		4つのブロック毎を、それぞれの小型無人航空機により撮影

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
及びシステム性能のランク想定の一例 (3/4)
運用任務：④情報配信

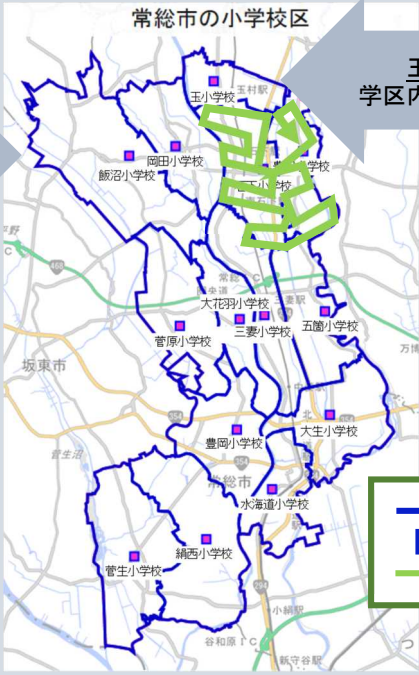
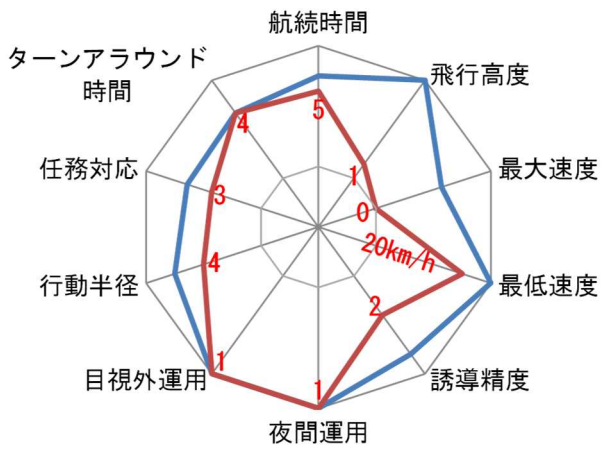
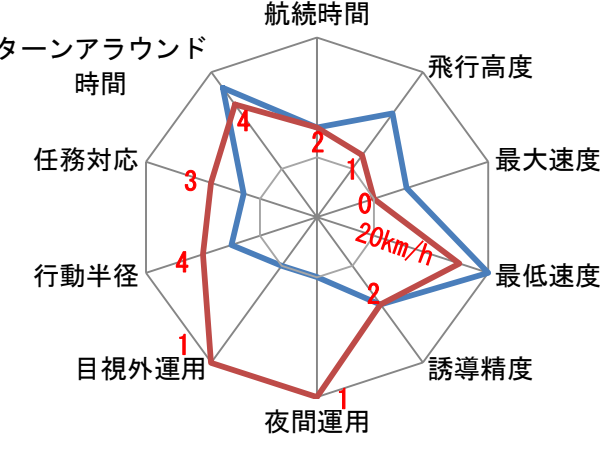
項 目		大型無人航空機	小型無人航空機
運航シミュレーション条件	飛 行 高 度	300m	
	最 大 速 度	20km/h	
	搭 載 質 量	20kg	
	飛 行 機 数	2 機	19 機
	飛 行 経 路	・刈幅：180m ・飛行パターン：ラダーパターン 	
	学 区	・飯沼小学校学区（面積：17.75km²） ・玉小学校学区（面積：4.71km²）	
	時 間 的 制 約 等	1時間で1学区を網羅	
運航シミュレーション結果	風 向 ・ 風 速	風速：14m/s、風向：東南東	
	航 続 時 間	飯沼小学校学区 玉小学校学区	約 170 分 ⇒ ランク 5 約 55 分 ⇒ ランク 3
			約 30 分 ⇒ ランク 2 約 12 分 ⇒ ランク 0
	飛 行 経 路	飯沼小学校学区 	玉小学校学区 

表 2.1.1.4-11 運航シミュレーション条件・結果
及びシステム性能のランク想定の一例（4/4）
運用任務：④情報配信

運用任務内容	市の各学区内をラダーパターンで情報配信する。
大型無人航空機	・ <u>航続時間 3.5 時間以上＋輸送 20kg（防災用スピーカの搭載）の性能ランク要求は、代表的な大型無人航空機で実現可能な要求である</u> — システム性能ランク（想定） — 代表的無人航空機の性能のランク 
小型無人航空機	・ <u>有人航空機に搭載実績のある防災用スピーカの質量は現状約 20kg 程度あるので、このスピーカを搭載可能なように輸送の性能ランクを現状の 1 → 3 まで増大するか、またはスピーカの軽量化を図る必要がある</u> — システム性能ランク（想定） — 代表的無人航空機の性能のランク 

2.5.3 研究開発項目③「技術動向の調査」（実施者：株式会社SUBARU、東京大学）及び研究開発項目④「国際標準化に向けた提案」（実施者：株式会社SUBARU、東京大学）

衝突回避技術の国際的な技術動向及び航空機以外の産業における信頼性の評価方法について調査した。

(1) 衝突回避

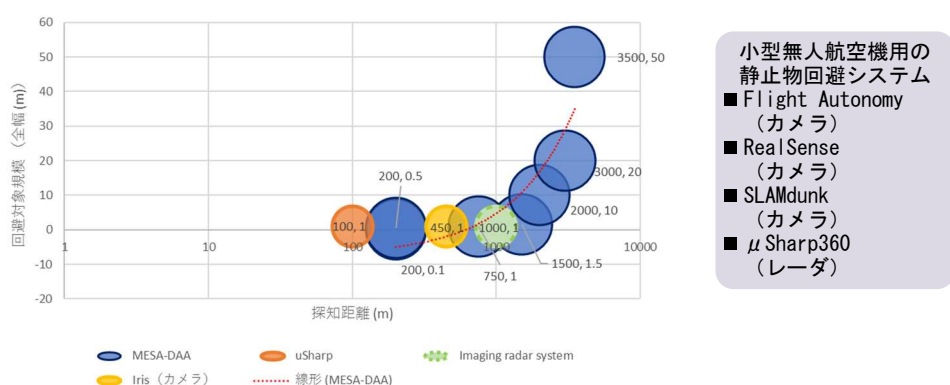
世界各国において無人航空機向けに検討されている衝突回避技術について調査した。

衝突回避技術は、システムとセンサそれぞれに開発が進められており、センサの技術レベルは、探知距離×回避対象規模の整理結果から解るように、小型無人航空機に搭載可能で探知距離が長い製品が出現する傾向にある。（表 2.1.1.4-12 参照）

一方衝突回避の性能評価としては、センサの探知距離だけではなく、回避に必要な時間を考慮する必要があるため、自動車と同様に相対速度×回避対象による評価方法が妥当と考えられる。

表 2.1.1.4-12 衝突回避技術の動向

システム名称	主なセンサ	探知距離	回避対象の規模
MESA-DAA	レーダ	オペレーション範囲：3.4km セスナ＞3km 小型無人機＞750m 鳥＞200m	- Cessna140：10m×6.55m - Phantom4：350m（対角）
μSharp	レーダ	0.5～120m	- 対象：移動対象物、静止物（壁、建物、樹木） - 規模：公開情報では取得できず
Imaging radar system	レーダ	約1km（目標値）	- 対象：レーダ信号を反射するあらゆる障害物 - 規模：公開情報では取得できず
Iris system	カメラ	約450m（1,500ft）	明記されていないが、動画では450m先の小型無人機の検出例を紹介



(2) 信頼性

他分野の信頼性、安全性の保証・試験・評価手法について整理し、無人航空機の信頼性、安全性を評価する上での基礎情報を調査した。

表 2.1.1.4-13 に示すとおり、協働ロボットは安全性に関する規格が整備され、リスクアセスメントの手法を導入し、ロボットと人との協働作業を可能にしているので、この評価手法を導入することにより、無人航空機に適合した信頼性、安全性の評価方法を整備できる可能性がある。

表 2.1.1.4-13 他分野の信頼性の動向

調査領域	調査対象に選定の着目点	信頼性の保証・試験・評価手法 についての調査結果
エレベーター	・ 使用者を特定せずに運用されている一種の自動運転システムである ・ 実用化されて以降、事故が発生するたびに、その対策が法制化されてきた歴史がある	法令・JIS・業界団体標準が規定・整備されており、体系を整理する上での参考になる
自動列車運転装置（ATO）	・ 駅を出発した以降、次の駅に停車するまでの運行が自動的に行われるシステムである ・ 乗車する運転者は、走行に関しては、非常停止以外の操作を行うことはない 運転者が登場せずに、遠隔監視で運行しているシステムも存在している	法令で要求事項は規定されているが、細部の基準についてはメーカー各社の規格であり、非公開のため、無人航空機への適用方法を探るのは難しい
協働ロボット	・ 人に対するリスクを低減することで、通常のロボットには必ず必要とされる柵を不要とし、ロボットと人の協働作業を可能にしたシステムである	人との共存や接触時の規格が整備されており、リスクアセスメントの手法も明確となっているため、無人航空機の評価手法に適用の可能性はある
自動車自動運転システム	・ 完全自動化（レベル 5）を目指して、自動車業界だけでなく、ICT（Information and Communication Technology：情報通信技術）関係の業界も開発に参加し、世界的にも大きな変革として着目されている ・ 現状では部分的自動化（レベル 2）はされているが、それ以上のレベルの実現には解決すべき課題が多い	法整備や体系の整理については、これから実施する見込みであり、今後の方向性を見通す上で参考となる

2.5.4 研究開発項目⑤「衝突回避に係わる基礎データの取得」（実施者：株式会社SUBARU）

衝突回避の性能評価基準の設定のためには、衝突回避の基本ルールを制定する必要があるが、これを整備するには「有人航空機が回避できるのか?」「無人航空機が回避できるのか?」「最低限確保すべき安全距離はどの程度なのか?」といったことが明確となる必要がある。

このため①「無人航空機が有人航空機からどの程度の距離で視認できるのか」の「視認性確認試験」、②「有人航空機のダウンウォッシュはどの程度無人航空機に影響を及ぼすのか」についての「ダウンウォッシュ影響確認試験」、及び③「無人航空機はどれくらいの機動性で回避できるのか」の「回避機動能力確認試験」の基礎データを取得した。

衝突回避に係わる基礎データ取得の試験の概要を図2.1.1.4-5に示す。

衝突回避に係わる基礎データは、2017年12月11日～22日にかけて、福島ロボットテストフィールド建設予定地において、株式会社SUBARUとりまとめのもと、株式会社自律制御システム研究所（現・株式会社ACSL）、株式会社エンルート、株式会社プロドローン、ヤマハ発動機株式会社の日本の無人航空機メーカーが一同に介し、有人航空機と無人航空機を使用した各種飛行試験を実施し取得した。

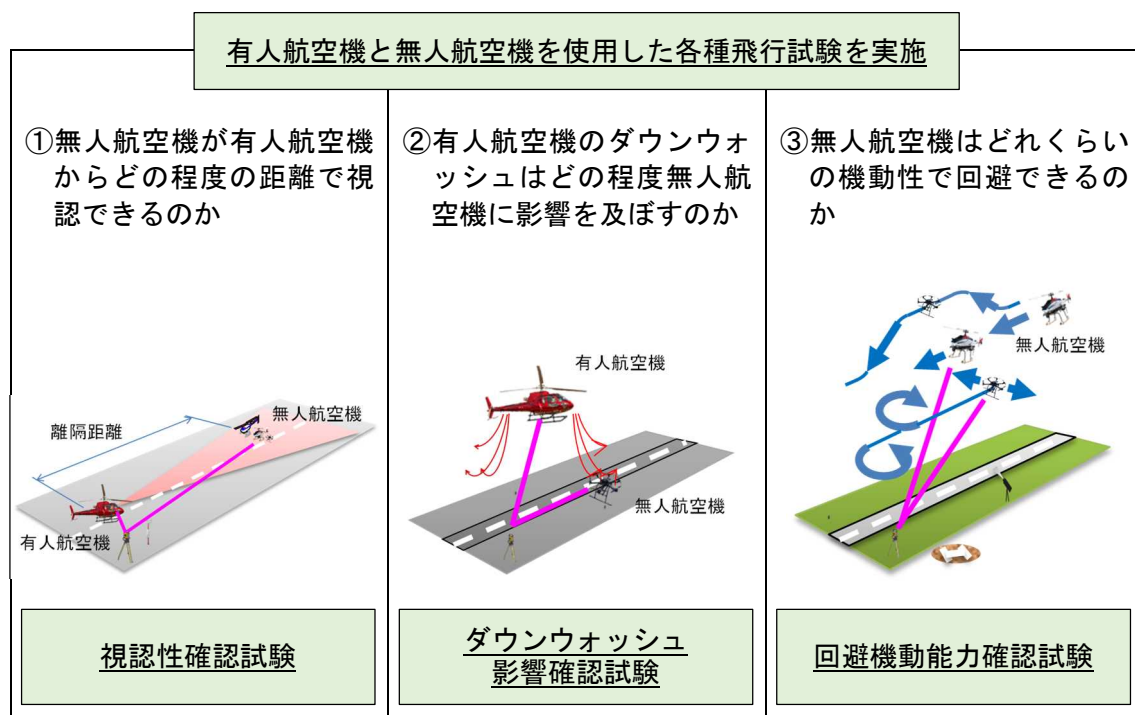


図2.1.1.4-5 衝突回避に係わる基礎データ取得の試験概要

(1) 視認性確認試験

視認性確認試験に使用した無人航空機は機種、大きさ、色、灯火の違いにより 15 種類を準備し、更に背景の違い及び明るさの違いによる見え方の違いのデータを取得した。使用した無人航空機の外観を図 2.1.1.4-6 に示す。

試験は、有人航空機と無人航空機の距離を 150m から最大 400m まで離隔し、有人航空機に搭乗しているパイロットから視認が可能か否かの試験を実施した。

この結果、無人航空機の視認性は、背景とのコントラストが強い塗色や、ストロボライトを搭載することで向上が期待できることや、視程の極端な低下等が無い気象条件においては、塗色が黒以外か灯火有りのものは 150m の相対距離であれば無人航空機の発見後の目視は可能であることが判明した。

試験の実施状況の例として、コントラストの違いによる見え方の違いを図 2.1.1.4-7 に示す。

また、得られた視認可能距離のまとめを表 2.1.1.4-14～表 2.1.1.4-16 に示す。



PF1 (軸間距離 1,173mm)
株式会社自律制御システム研究所 (現・株式会社 A C S L)



QC730 (軸間距離 730mm)
株式会社エンルート



PD6B
(軸間距離 1,620mm)



XF1
(軸間距離 1,534mm)



XF1
(軸間距離 1,534mm)



XS1
(軸間距離 1,058mm)

株式会社プロドローン



FAZER R G2
ヤマハ発動機株式会社



RPH2
株式会社 S U B A R U

図 2.1.1.4-6 使用した無人航空機の外観



機体色：赤
コントラストが弱い



機体色：白
コントラストが強い



機体色：黄
コントラストが最も強い
図 2.1.1.4-7 コントラストの違い

表 2.1.1.4-14 有人航空機及び無人航空機が地面にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：地面／無人航空機：地面 147 ケース



項 目	時 間	日 中						薄 暮					
機 種	色・灯火	相対距離 (m)						相対距離 (m)					
		150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
自律制御システム研究所	黒	○	○	×	×	×	×	×	×	—	—	—	—
	赤	○	○	○	○	×	—	○	○	×	—	—	—
	白	○	○	○	○	○	×	○	○	○	×	—	—
	橙	○	○	○	○	×	—	○	○	○	○	×	—
	白＋灯火	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	＋灯火	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	×	—	—	—	×	×	—	—	—	—
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	—	○	—	—	○
	黒／銀 (XF1)	○	○	○	○	○	×	○	○	○	×	—	—
	黒／銀 (XS1)	○	○	○	○	○	×	○	○	○	○	×	—
	黒 (PD6B)＋灯火	○	○	×	—	—	—	○	○	○	○	○	○
ヤマハ発動機	白／黒／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
SUBARU	白／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	＋灯火	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○

：分析の結果視認可能と判断したもの

：分析の結果視認不可と判断したもの

○：視認可能

×：視認不可

—：視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

表 2. 1. 1. 4-15 有人航空機が空、無人航空機が地面にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：空／無人航空機：地面 98 ケース



項 目	時 間	日 中						薄 暮					
機 種	色・灯火	相対距離 (m)						相対距離 (m)					
		150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
自律制御システム研究所	黒	○	○	○	×	×	—	○	○	×	×	×	×
	赤	○	○	×	×	×	×	—	—	—	—	—	○
	白	—	—	—	—	—	○	—	—	—	—	—	○
	橙	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒＋灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	×	○	○	○	○	○	×
	＋灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	○	○	×	—	○	○	×	—	—	—
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒／銀 (XF1)	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
	黒／銀 (XS1)	—	—	—	—	—	○	—	—	—	—	—	○
	黒 (PD6B)＋灯火	—	—	—	—	—	—	○	○	×	—	—	—
ヤマハ発動機	白／黒／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
SUBARU	白／青／赤	—	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○
	＋灯火	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	○

○ : 分析の結果視認可能と判断したもの

× : 分析の結果視認不可と判断したもの

○ : 視認可能

× : 視認不可

— : 視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

表 2. 1. 1. 4-16 有人航空機が地面、無人航空機が空にある場合の視認可能距離

(相対位置) 有人航空機：地面／無人航空機：空 133 ケース



項 目	時 間	日 中						薄 暮					
機 種	色・灯火	相対距離 (m)						相対距離 (m)					
		150	200	250	300	350	400	150	200	250	300	350	400
自律制御システム研究所	黒	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	白	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	橙	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	日中：黒＋灯火 薄暮：赤＋灯火	○	○	○	○	○	○	—	—	—	—	—	○
エンルート	白	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	＋灯火	○	—	—	—	—	○	○	○	○	○	○	○
プロドローン	黒 (PD6B)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黄 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	—	○	—	—	○
	黒／銀 (XF1)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黒／銀 (XS1)	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	黒／銀 (XS1) ＋灯火	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	○
ヤマハ発動機	白／黒／青／赤	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○

■ : 分析の結果視認可能と判断したもの

■ : 分析の結果視認不可と判断したもの

○ : 視認可能

× : 視認不可

— : 視認不可のため取得しなかった、当該距離よりも遠い距離または灯火無しで視認できたため取得しなかったケース

(2) ダウンウォッシュ影響確認試験

ダウンウォッシュ影響確認試験は、ドローンメーカー3社の無人航空機を使用して実施した。有人航空機はドクターヘリによく使われる機体の大きさに該当するヘリコプターのうち、国内において最も機数が多く、試験の安全性を考慮しエンジンを2基搭載しているAS355を使用した。

試験は、衝突回避の際に遭遇する最大の影響として、有人航空機がホバリングしている際に下方を通過した場合の影響の確認と、前進している有人航空機の下方を通過した際の影響の2種類を考慮し試験を実施した。

ダウンウォッシュは、環境風により流され、機体の真下に降下しなくなるため、風が極力無い早朝に試験を実施した。

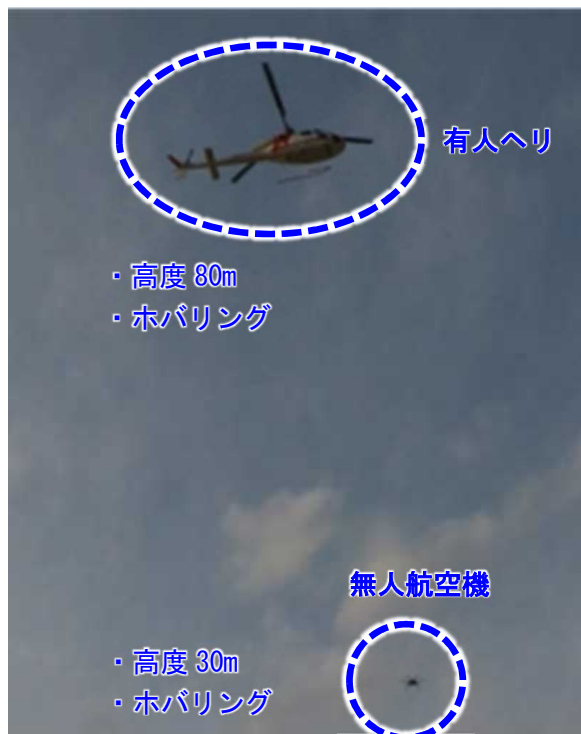
また、無人航空機への影響が未知数であったため、ダウンウォッシュが有人航空機との相対距離でどの程度発生するかを計測し安全を確保した上で、相対高度を設定し試験を実施した。

試験の結果、有人ヘリ（2.5トン級）が前進飛行している場合、速度28km/h（15kt）、高度差20mでは、有人ヘリの後方約340m付近で風速6m/s程度のダウンウォッシュが観測された。

有人ヘリ（2.5トン級）が前進するケースでは、無人航空機が、下方30mにいても、無人航空機の飛行が破綻するような影響を与えることはなかった。

また、ホバリングしている有人ヘリ（2.5トン級）の下方50mであれば、無人航空機の飛行が破綻するような影響を与えることはなかった。

ホバリングのダウンウォッシュ試験の状況を図2.1.1.4-8に示す。また、前進飛行のダウンウォッシュ試験の状況を図2.1.1.4-9に示す。



3次元風速計設置状況



ドップラーライダー

図 2.1.1.4-8 ダウンウォッシュ影響確認試験－ホバリング試験実施状況

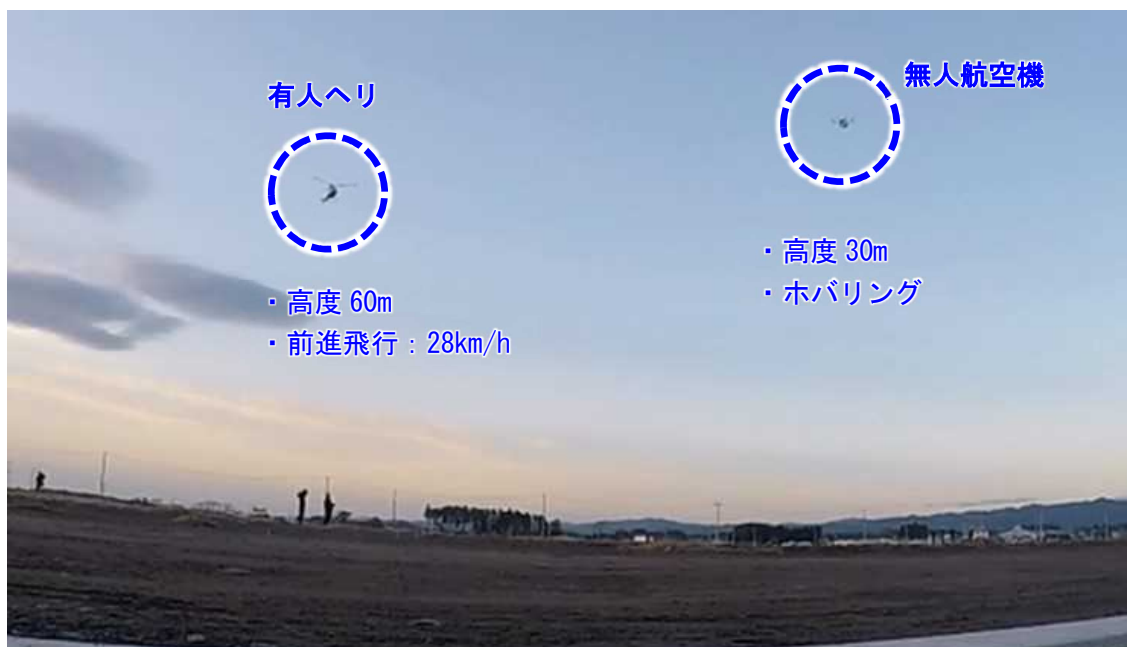


図 2.1.1.4-9 ダウンウォッシュ影響確認試験－前進飛行試験実施状況

(3) 回避機動能力確認試験

無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力についての基礎データを取得した。

無人航空機がホバリングしている状態において、有人航空機の最低安全離隔距離相当の回避行動を行う時間、及び無人航空機が巡航速度相当で飛行している状態において、有人航空機の最低安全離隔距離相当の回避行動を行う時間をそれぞれ計測した。

図 2.1.1.4-10 に示すとおり、それぞれの機動時間は異なり、約 10～40 秒程度の時間を要することが判った。

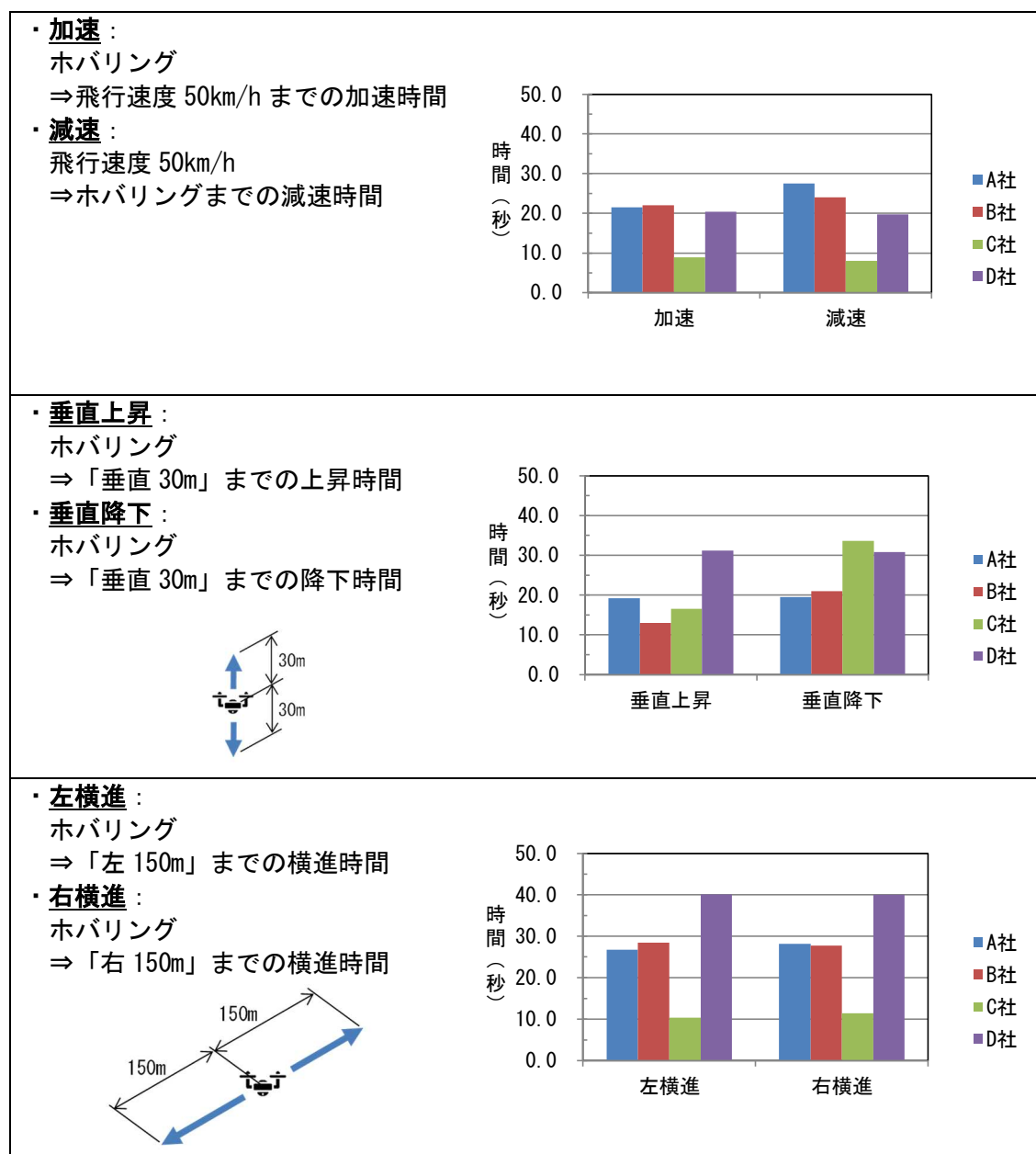
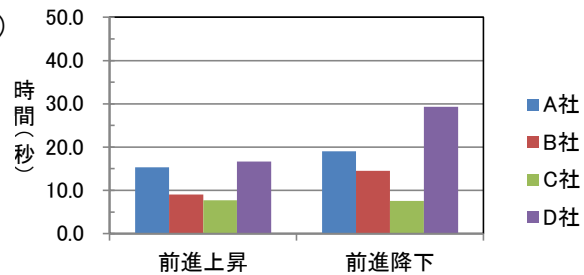
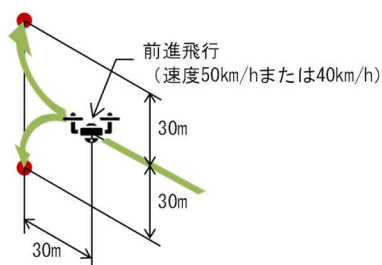


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (1/2)

- ・ **前進上昇：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒「前 30m+上 30m の位置」
までの上昇時間

- ・ **前進降下：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒「前 30m+下 30m の位置」
までの降下時間



- ・ **左旋回：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒「前 150m+左 150m の位置」
までの旋回時間

- ・ **右旋回：**
前進飛行（速度 50km/h または 40km/h）
⇒「前 150m+右 150m の位置」
までの旋回時間

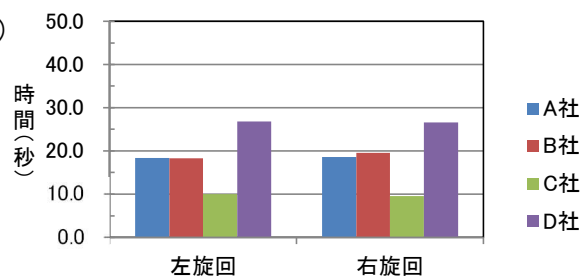
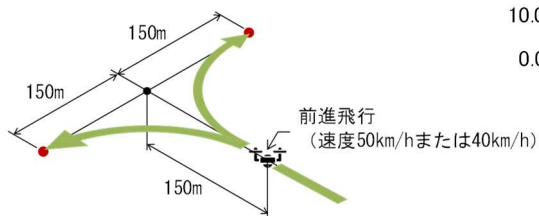


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (2/2)

2.5.5 研究開発項目⑥「異常対処の検証」(実施者：株式会社SUBARU、東京大学)

故障状況として、電波の途絶／地上装置の電源喪失、モーターの動作停止、センサ故障／操縦不能を操作装置から操作を実施し、これに対応する模擬信号を解析計算装置から出力し、この際の飛行制御装置の動作を表示装置にて確認した。

この無人航空機が定められた対処を実施できるか評価するために構築した検証ツールの概要を図2.1.1.4-11に示す。

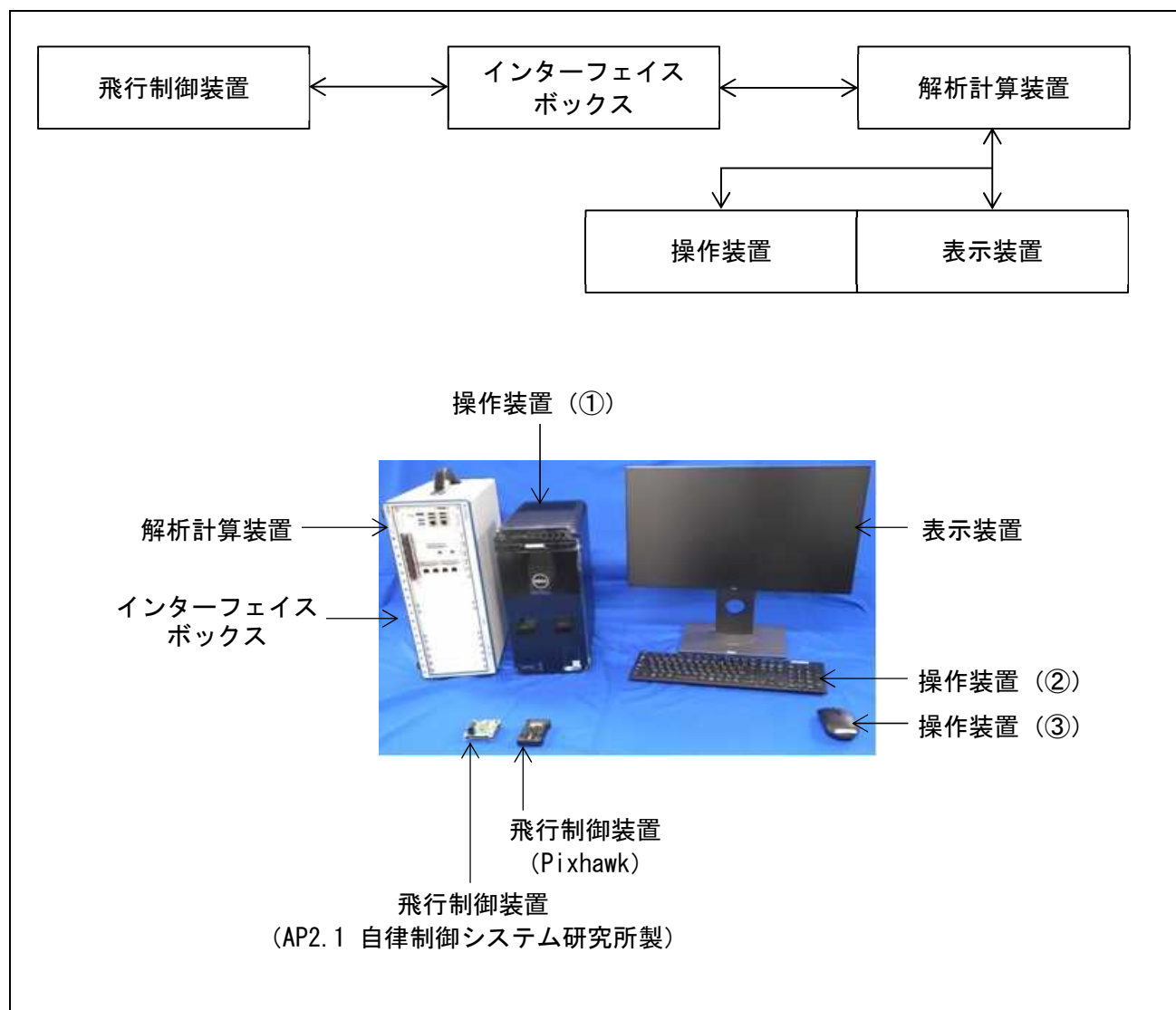


図 2.1.1.4-11 異常対処の検証ツールの概要

図 2.1.1.4-12 に示すとおり、電波の途絶を模擬する操作を操作装置から入力すると、飛行制御装置が PWM (Pulse Width Modulation : パルス幅変調) を変化させ、途絶時に対応した速度等の制御を実施することを確認した。

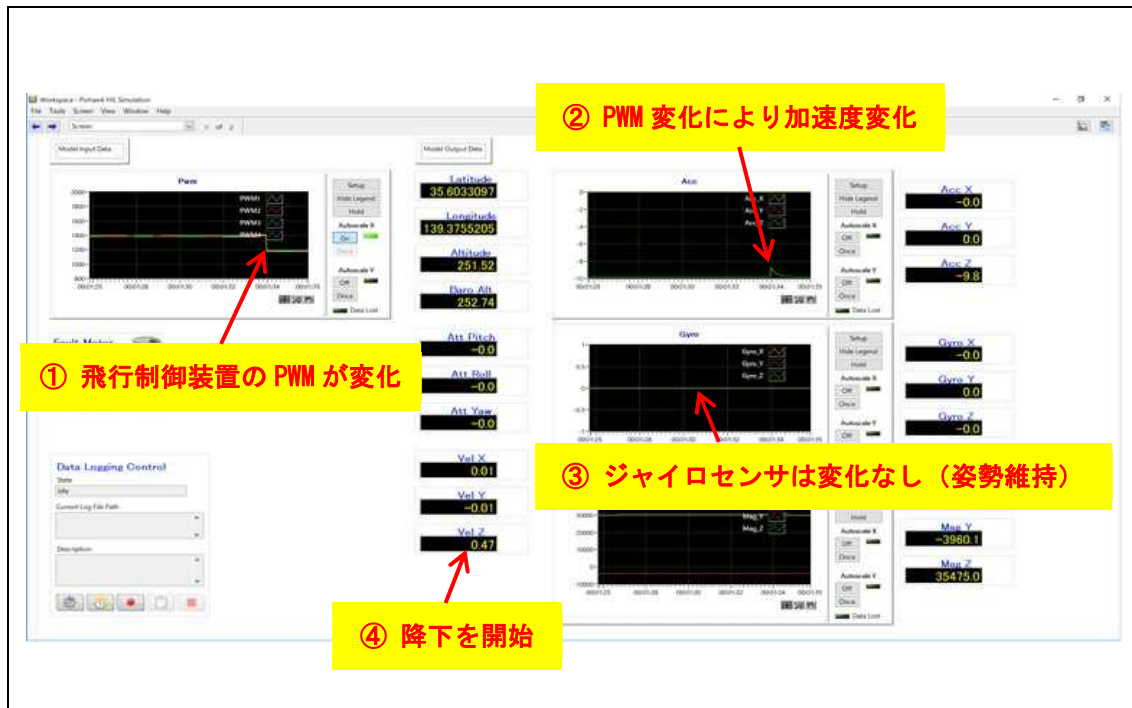


図 2.1.1.4-12 異常模擬の検証試験結果（電波の途絶／地上装置の不時消失）

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	6	－	－	－	－	－	6
展示会出展	0	－	－	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	－	－	－	－	1
ニュースリリース・プレスリリース	2	－	－	－	－	－	2
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

ドローンをはじめとする無人航空機の活用は爆発的に拡大しており、その有用性については十分に証明されつつある段階にある。一方、ドローンはその特性上、飛行する時間及び搭載できる機器に限られており、より大型の計測器材の運搬・設置や、交通手段が断たれた場合の緊急物資輸送等の過酷な環境の中での使用を要求される災害時には、必ずしもその能力を発揮できるとは考えられない。

このため、より大型の無人航空機を災害時に使用できるというニーズは今後顕著化することが予想され、このニーズを含めた無人航空機性能評価手順書とする。

この無人航空機性能評価手順書が有効に機能し、多く活用され、安全性・信頼性の極めて高い小型の無人航空機に加え、それよりも一回り大きく、より大きなペイロードや長時間の飛行が可能となる大型の無人航空機が開発されれば、災害対応や物流分野に大きく貢献することができる。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

我が国においては、極めて広範囲で、高い頻度で災害が発生する危険性がある状況の中で、災害発生時の救助活動や被害状況を迅速に把握するためにかかせない有人航空機は数が限られている。

従って、有人航空機を補完し、迅速かつきめ細やかに災害に対処できる無人航空機が我が国の国民の安全・利便性の向上には不可欠であるが、現在実用化されている無人航空機は、国内の有人地域を前提とした飛行中の安全性の確保・第三者被害の観点では、まだ技術的に成熟したものとは言えない。

このため本研究開発では、災害調査のために無人航空機を活用するユースケースを想定して、その性能評価手法を研究開発し、この成果は、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構が、「無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0（目視内及び目視外飛行編）」として取りまとめ、2020 年 5 月に経済産業省のホームページにおいて公開された。

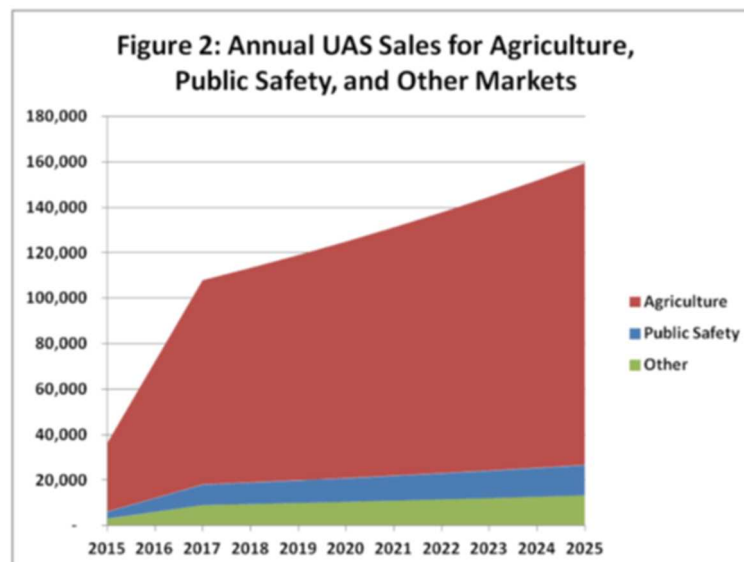
この無人航空機性能評価手順書は、無人航空機メーカーによる無人航空機の機体開発に係る性能目標の設定や機体選定の際の指標、無人航空機の運用の際の考慮事項など広く活用されることが期待され、無人航空機メーカーなどの事業化促進に、また、今後のドローン利活用拡大に向けた更なる制度設計における検討材料としても貢献するものと考えられる。

国内における災害対応や物流分野の無人航空機の市場予測は、2022 年時点で年間およそ 200 億円の市場規模と予想されている。（図 2.1.1.4-2 参照）

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の成果である無人航空機性能評価手順書が、無人航空機の機体開発に係る性能目標の設定の指標などになり、我が国で日常的に運用が可能な安全性・信頼性の極めて高い無人航空機が開発できれば、災害対応に限らず、広範囲な用途で、現有の無人航空機に対して高い競争力を発揮し、新たな民間市場の開拓が可能になるとともに、海外への輸出による経済的な効果も期待できる。

米国での民間用途の無人航空機産業は、2025 年で、約 16 兆円と推定されている。(図 2.1.1.4-13 参照)



出典：https://higherlogicdownload.s3.amazonaws.com/AUVSI/958c920a-7f9b-4ad2-9807-f9a4e95d1ef1/UploadedImages/New_Economic%20Report%202013%20Full.pdf

図 2.1.1.4-13 米国における無人航空機市場の拡大予測

6.1.1.5 陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施者：三菱重工業株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

近年、大規模災害やインフラの老朽化、産業施設等の事故が世界各地で発生しており、災害・事故時だけでなく、平時でも使用でき、迅速な事態収拾を可能とする特殊環境用ロボット(防災・減災、災害対応、インフラメンテナンスロボット等)の配備が急務となっている。

しかし、我が国は『ロボット大国』と言われ、優れた技術がありながら、特殊環境用ロボットは、未だ十分な産業化・市場化に至っていない。特殊環境用ロボットの産業化の促進や産業競争力の強化を図るためには、各種ユースケースに応じた適切な性能と安全性を備える必要がある。求められる性能水準、安全性等を、競合する海外製ロボットとも客観的な評価基準のもとで比較可能とした上で、我が国の特殊環境用ロボットの優位性を明らかにし、特殊環境用ロボットの国内外の産業施設、インフラ等への配備の促進に取り組むことが効果的である。そのため、本研究開発では、災害対応陸上移動ロボットを対象とし、その性能及び安全性の評価軸、評価軸に沿った性能レベル(数値)、それを測定するための標準的試験方法を研究開発する。

2016年度は災害対応陸上移動ロボットのうち社会的ニーズの高いトンネル災害に対応するファーストレスポндаに関する性能評価基準を開発したが、引き続きその対象としてプラント災害を追加し、日常的に使用されるプラント巡回点検への適用も可能とする災害対応ロボットの性能評価手法を開発するとともに、福島ロボットテストフィールドの利用を視野に入れた実ロボットによる試験方法の検証等を実施した。

共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案

ロボットユーザ(石油オペレータや消防など)と協力し、プラント点検など日常業務とトンネルやプラントの災害にも対応可能な共用ロボットの仕様を策定するとともに、共用ロボットとしての総合性能の妥当性を確認する方法として、模擬プラント・模擬トンネルを使ったミッション型の性能評価手法を立案した。

共用ロボットの基本性能評価基準の立案

共用ロボットの基本性能を、大規模な模擬プラントを使わずに検証しユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価手順」をまとめた。踏破性・探査性に関しては、NIST(アメリカ国立標準技術研究所)災害対応ロボットSTM(標準評価方法)を基本としながらも、トンネル災害・プラント災害対応で必要となる性能を検証すべく日本独自な評価手法を立案した。耐環境性・防爆性に関しては、既存規格を移動ロボットに適用しやすい形態にまとめ直した。

性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証

立案した総合性能評価手法に関して、福島ロボットテストフィールドを想定してミッション型試験として具現化するとともに、模擬環境で共用ロボット試作機を含む複数ロボットによる実走検証を行いブラッシュアップした。一方、基本性能評価手法として、“ジャングルジム[1]”をベースにプラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として改良し、複数ロボットを用いた実走によるデータ取得をするなど NIST への提案準備を行った。

[1] 木村哲也、大金一二：“標準性能試験法を用いた災害対応ロボット開発”、第 57 回自動制御
連合講演会予稿集（2B01-2）2014 年

推進委員会の立ち上げ・運営 ／ 性能評価手順書“使い方ガイド”の整備

以上の検討過程において、識者・ユーザ・メーカーによる推進委員会を立ち上げ意見を伺い、推進委員会等での検討過程でどう考えて基準を立案・改良したかをまとめた。最後に、今後のアップデート体制と NIST への確実な提案などを課題として提起した。

(2) 研究開発目標と根拠

災害対応陸上移動ロボットの共通基本性能および防爆性能に関する性能評価基準（案）は以下のとおりである。

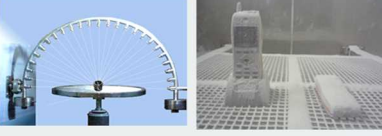
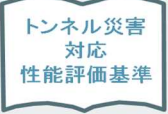
災害対応陸上移動ロボット 性能評価基準	性能評価基準の ベース	具体的な試験方法に展開されているか？	今後の展開
共通基本性能	NIST標準試験法 	○ 	日本発の性能評価 基準を提案 NISTが対象とし ていないプラント やトンネル災害 対応基本性能
個別性能	耐環境性能 	○ 	
	防爆性能 	× 移動ロボット用として展開されていない 新たな 性能評価基準 に展開 	移動ロボット 特有の 防爆性能
	各ユーザ・場所ご との特殊性能要求 ・個別の作業要求 ・特有環境	× 	プラント災害 対応 性能評価基準
2016年度案	その他 ・壁面・水陸両用 ・耐放射線性など	× (個別)	

図 2.1.1.5-1 性能評価基準案

本事業では、上記の中で社会実装の可能性の高い、プラント巡回点検ロボットと共用可能な災害対応ロボット（共用ロボット）の性能評価基準を開発する。

そのための具体的な手法は以下のとおり。

① 共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案

ユーザ（石油オペレータなど）と協力して、共用ロボットの仕様と、模擬プラントと共用ロボットを使って実施する性能評価手法を策定する。これをベースに、福島ロボットテストフィールドの模擬プラントの詳細仕様に対して提案を行うとともに、「プラント災害対応性能評価基準」としてまとめる。

② 共用ロボットの基本性能評価基準の立案

トンネル災害やプラント災害対応ロボットとしての共用ロボットの基本性能を、第一次評価として大規模な模擬プラントを使わずにユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価基準」を立案する。

③ 性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証

災害対応陸上ロボットの基本性能評価基準のうち、災害対応と日常巡回点検の双方に共通する最も基本的かつ厳しい「不整地走破機能」と、上記②で新たに立案した「プラント災害を想定した基本性能基準」に基づく検証用共用ロボットの仕様と試験方法を検討する。合わせて、将来、NIST 国際規格へ提案するために必要となるデータ種別や取得方法も検討し、検証用共用ロボットを用いて性能データ採取することで新しい「基本性能評価基準」の妥当性を検証する。

④ 推進委員会の立ち上げ・運営

⑤ 性能評価基準“使い方ガイド”の整備

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

下表のとおり、研究開発スケジュールを示す。

表 2.1.1.5-1 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
① 共用ロボットの仕様策定とプラント 災害対応性能評価基準の立案	→			
② 共用ロボットの基本性能評価基準の 立案		→		
③ 性能評価基準（案）に基づく検証方 法の具現化と検証		→	→	→
④ 推進委員会の立ち上げ・運営	→	→	→	→
⑤ 性能評価基準“使い方ガイド”の整 備		→	→	→

下図のとおり、実施体制を示す。

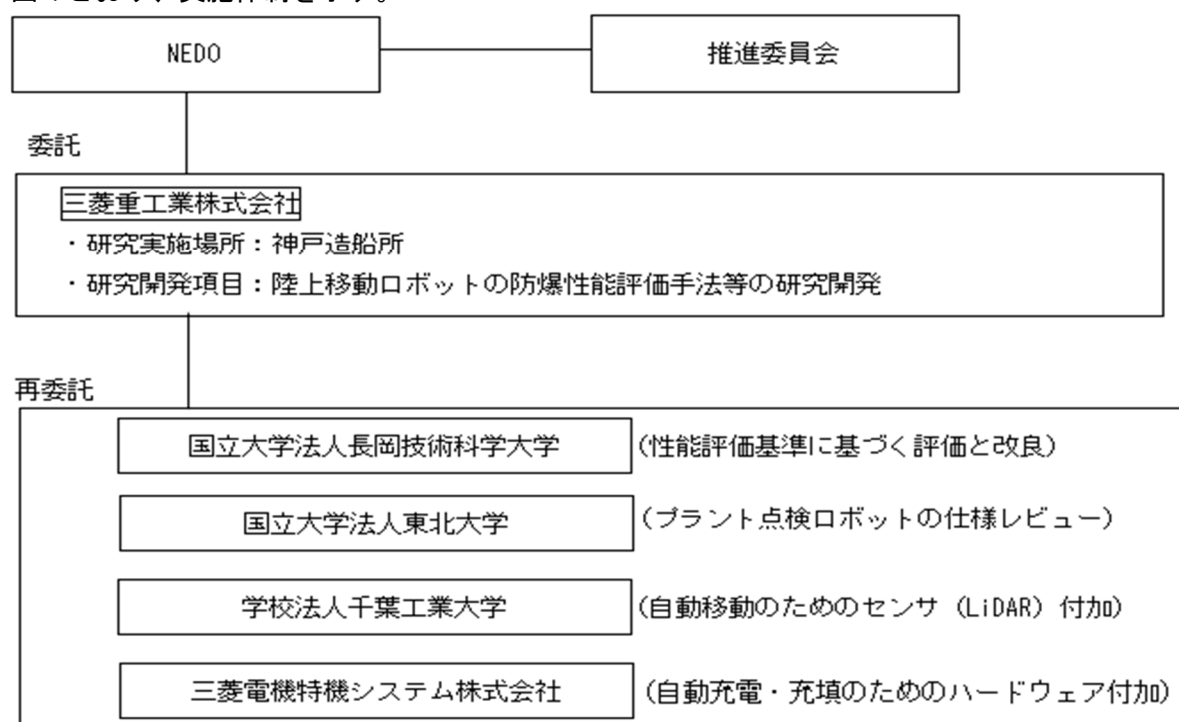


図 2.1.1.5-2 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

研究開発項目①陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

・達成状況：

防爆性能が必要と思われる災害（トンネル災害、プラント災害など）現場でのロボットニーズ調査に基づき、防爆移動ロボットの性能評価手法を立案し実ロボットによる検証テストによって手法の妥当性を確認することができた。さらに、福島に建設中のロボットテストフィールドに対して、各種設備・施設の提案・調整ができたことで、本研究事業の目的は達成できたと考えられる。

一方、本報告書で前述したように、災害への備えだけのために防爆ロボットを維持することは経済的な理由で社会実装が困難であることが明確になった。そこで本研究では、従来から対象としてきたトンネル災害に留まらず、日常使いとしての巡回点検ニーズと災害時の探査ロボット（ファーストレスポンド）としてのニーズとを共用可能な石油化学プラントや鉄鋼プラントへも対象を広げることにより、社会実装への期待が持てるようになった点が成功であり、実際に多くの国内外の石油化学プラントメーカー等から検討依頼がある。

さらに、災害対応ロボットのテスト手法として世界的にデファクトになりつつある NIST に対して、日本独自のテスト方法を提案する準備が完了したことも大きな成果である。

ロボット技術は日進月歩であり、その評価手法も順次更新されるべきものであることから、今後定期的にメンテナンスされ、ロボット開発者とロボットユーザとの“共通のモノサシ”として普及し、ロボットの社会実装が進んでいくことを希望する。

最終目標	成果	達成度	備考
共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案	仕様作成し立案完了	○	
共用ロボットの基本性能評価基準の立案	立案完了	○	
性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証	具体化して検証完了	○	
推進委員会の立ち上げ・運営	同左	○	
性能評価基準“使い方ガイド”の整備	整備完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①陸上移動ロボットの防爆性能評価手法等の研究開発

2016 年度において、災害対応陸上移動ロボットのうち社会的ニーズの高いトンネル災害に対応するファーストレスポンドに関する性能評価基準を開発したが、2017 年度は対象としてプラント災害を追加し、プラント巡回点検への適用可能な災害対応ロボット（以下共用ロボットと略称する）の性能評価手法を開発するとともに、福島ロボットテストフィールドの利用を視野に入れた実ロボットによる試験方法等の検証・ブラッシュアップを実施した。以下実施項目ごとに詳細を述べる。

5.1.1. 「共用ロボットの仕様策定とプラント災害対応性能評価基準の立案」

（実施者：三菱重工業株式会社、再委託（一部）：東北大学）

トンネル災害対応ロボットのニーズをヒアリングした結果防爆移動ロボットへのニーズが明確化されたものの、災害対応に限定した防爆ロボットは、マーケットが小さく高価になるため、いつ発生するか分からない災害のためにロボットを維持メンテナンスし続けることは、費用対効果の面で障壁が高いという課題も明確になった。

一方、産業プラントへのヒアリングの結果、プラント災害対応と日常点検で求められる機能は、トンネル災害対応で求められる機能と類似していることが判明した。プラント（平常時、災害時）とトンネル（災害時）に求められる機能について表 2.1.1.5-2 にまとめる。

表 2.1.1.5-2 プラント（平常時、災害時）とトンネル（災害時）に求められる機能

		プラント										トンネル											
点検区分		平常時巡回監視・点検					自然災害または事故対応																
現状頻度		日に2〜3回					非常にまれ																
作業		液・ガス漏れ検知	メータ確認	機器動作確認	センサ動作確認	生成物サンプル	状況確認(映像,ガス濃度)	漏洩箇所特定	被害拡大を防ぐ機器操作	生存者探索・救助	消火	状況確認(映像,ガス濃度)	漏洩箇所特定	被害拡大を防ぐ機器操作	生存者探索・救助	消火							
対象物		タンク配管	圧力,液量メータ	回転機械配管	液量センサハンドル	コックピンチューブ	配管フランジ	配管フランジ	バルブハンドルSW	人倒壊物	ホース消火栓	壁面天井設備	ガス湧出	バルブハンドルSW	人倒壊物	ホース消火栓							
必要機能	環境	防塵 (Zone1) : Upstream (洋上プラント)											トンネル										
		防塵 (Zone1,水系対応) : Downstream (製油所、化学プラント等)																					
	防水、防風、暗闇																						
	気温(-10〜30℃)																						
	移動	高温(150℃)、煙、粉塵																					
砂利、段差、配管またぎ&くぐり、階段、斜面、はしご、ドア																							
倒壊状況で移動(ガレキ、倒壊物による狭路部通過)																							
計測	自律移動・自律充電																						
	カメラ、サーモグラフィ、ガス検知器による計測(ロボットセンサ計測+アーム先端センサ計測)、中央制御室への無線データ転送																						
作業(アーム)	異温,異音,異臭,振動																						
	ふき取り											開閉操作		倒壊物除去		ホース運搬,放水		開閉操作		倒壊物除去		ホース運搬,放水	
ロボット導入価値	採取																						
	危険作業代行																						
	省人化																						
	計測精度向上																						
	位置情報統合																						
異常早期検知																							
広範囲,連続計測																							
																	共通技術		専用技術				

これら 3 つのタイプのロボットを、共用可能な 1 つのロボット機能としてまとめ、各タイプ特有の機能はオプション機能として装備可能となるように、ユーザ（石油オペレータや消防など）と協力し、プラント点検など日常業務と災害だけでなくトンネル災害にも対応可能な共用ロボットの仕様を策定した。

策定した共用ロボットの世代分け機能を表 2.1.1.5-3 に、そのうち第一世代機の仕様を図 2.1.1.5-3 に示す。再委託先の東北大学は、石油プラント巡回点検へのロボット適用の先駆け的活動である ARGOS チャレンジのファイナリストであり、その知見を織り込み、世界レベルの仕様設定を実施することができた

表 2.1.1.5-3 共用ロボットの世代ごと機能

	共通仕様	災害対応	日常プラント巡回点検	災害対応ロボット ↓ 日常はプラント巡回をする 共用ロボット実現のための リスクを洗い出した (主としてハードウェアの 防爆化の課題)
第一世代	<機能・用途> ・防爆性能 Zone1危険場所 水素ガス対応 ・耐環境 屋外IP47相当	<機能・用途> ・不整地走行 ・遠隔操作で状況確認 暗闇での目視、ガス検知 ・有線・無線両用	<機能・用途> ・ワンフロア走行（段差、小口径配管、スロープ） ・自動巡回して画像・熱画像、ガス濃度・音取得 ・無線（WiFiまたは4GLTE） ・ステーションで自動非接触充電（非危険場所）	 強化ガラス越しにLiDAR検出できるか Geガラスが防爆衝撃試験に耐えるか ガス検（本館安全防爆）と移動ロボットとのI/F マイクが防爆すきまで音を拾えるか 非接触充電が防爆仕様に見えるか ロボットの重量増・重心高により踏破性などの性能がどの程度損なわれるかが分かっていない
第二世代		+ 形状測定	+ 階段昇降を含む多層階走行 + マニピュレータによる計測範囲拡大 + 計器読み取り・異常音解析などの知能化	
第三世代		+ マニピュレータによるドア開け、隔離弁操作、消火用弁操作	+ マニピュレータによるバルブ操作、資料採取など + 危険場所での充電・保護ガス充填	 マニピュレータが移動タイプで防爆に見えるか 危険場所で非接触充電可能か（電磁波による引火）

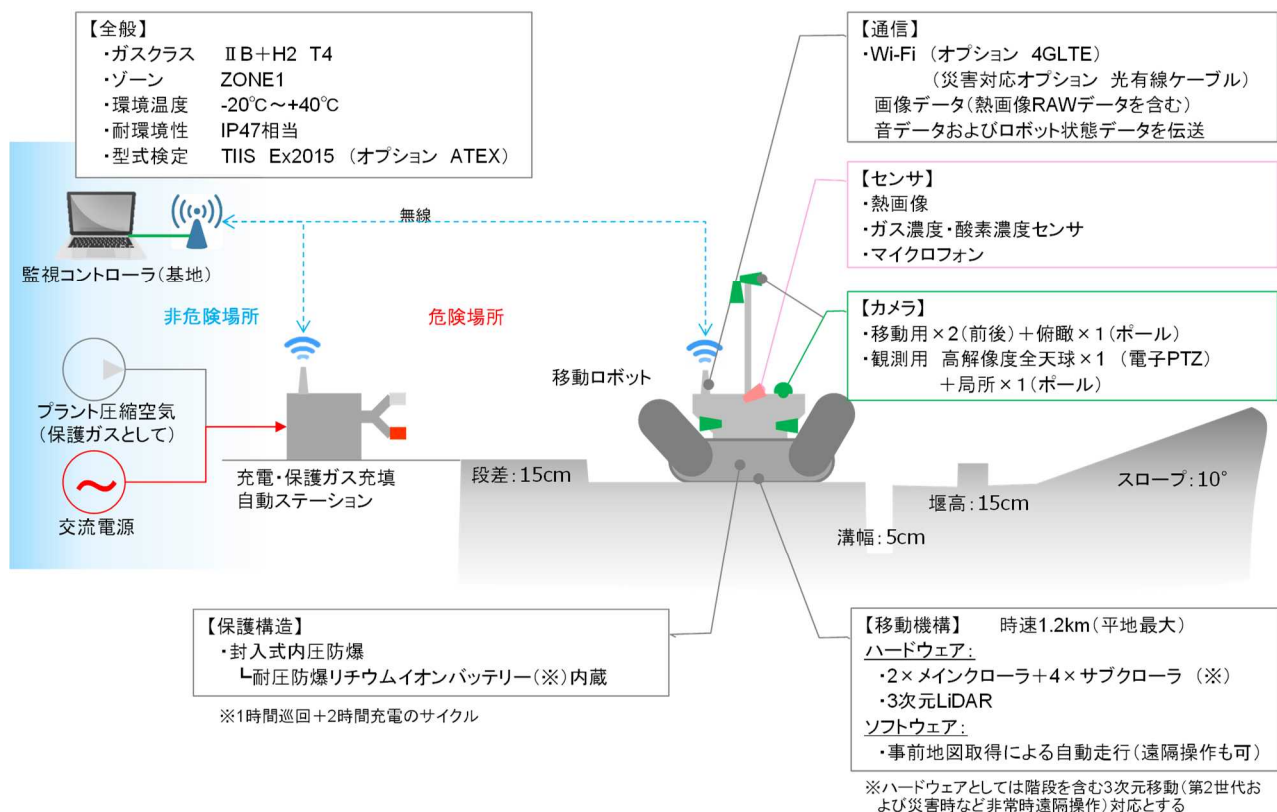


図 2. 1. 1. 5-3 共用ロボットの概略仕様

共用ロボットは、産業プラント等での巡回点検等日常的利活用に資する機能を具備することで社会実装を進め、当該ロボットのマーケットを拡大するとともに価格低廉化を実現することで、災害対応への展開を期待するビジネスモデルを想定する。

次に、共用ロボットとしての総合性能の妥当性を確認する方法として、模擬プラント・模擬トンネルを使用したミッション型の性能評価手法を立案した。トンネル災害を想定したミッション型試験の考え方を図 2. 1. 1. 5-4 に、プラント災害を想定したミッション型試験の考え方を図 2. 1. 1. 5-5 に示す。

実災害現場の想定

笹子トンネル天井版落下事故（2012年12月2日発災）の現場状況と人（消防隊など）の活動記録を参考に、人が入構せず情報収集を可能とする陸上移動型ロボットの性能を評価する手法と場を提案する。



5.1.2. 「共用ロボットの基本性能評価基準の立案」

(実施者：三菱重工業株式会社、再委託（一部）：長岡技術科学大学)

共用ロボットの基本性能を、大規模な模擬プラントを使わずに検証し、ユーザが比較検討するための指標となる「基本性能評価手順」をまとめた。踏破性・探査性に関しては、NIST（アメリカ国立標準技術研究所）災害対応ロボット STM（標準評価方法）を基本とした。しかしながら、NIST は 2001 年 9 月に発生した同時多発テロの経験を起点としているため、自然災害なども多い我が国のニーズを網羅しているとは言い難い。NIST と日本国内において、災害対応ロボットのカバーする範囲の違いを図 2.1.1.5-6 に示す。

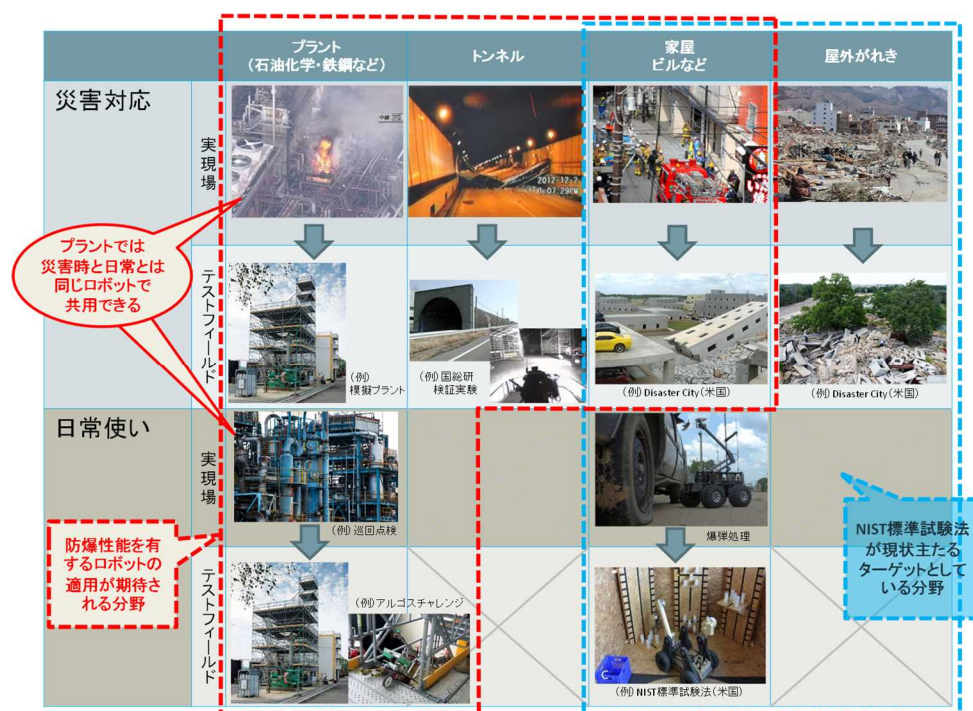


図 2.1.1.5-6 災害対応ロボットのカバー範囲比較

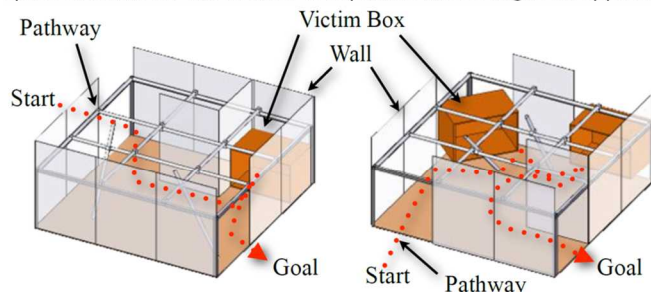
本研究開発では、トンネル災害・プラント災害対応で必要となる性能を検証すべく日本独自の評価手法を立案した。再委託先の長岡技術科学大学は、災害対応ロボットの性能評価手法としてデファクトスタンダードになりつつある NIST 標準試験法に精通しており、NIST の委員として新たな基本性能評価基準を発案し国際的に発信していくために支援いただいた。具体的には、“ジャングルジム[1]”をベースにプラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として改良することを立案した。

(図 2.1.1.5-7)

[1] 木村哲也、大金一二：“標準性能試験法を用いた災害対応ロボット開発”、第57回自動制御連合講演会予稿集（2B01-2）2014年

各ロボットに共通となる踏破性などの基本性能 Basic performance such as mobility

・プラント災害対応を想定した場合、日本家屋での災害を想定して考案された三次元狭部障害“ジャングルジム”などの手法が適用できそう
When assuming plant disaster, basic performance test methods such as "jungle gym" which have been devised as a 3D confined space obstacle for the disaster in Japanese house might be applicable.



引用
木村哲也、大金一二：“標準性能試験法を用いた災害対応ロボット開発”，第57回自動制御連合講演会予稿集（2B01-2）
T.Kimura and K.Oogane: "Disaster Response Robot Development vis Standard Performance Test Method" in Proc. of SSRR2011



ロボカップレスキューロボットリーグ世界大会2017で用いられた三次元狭部障害（左図）を基に、規格化を検討中。以下が課題。
-棒状障害物の数、設置間隔、設置角度
-棒状障害部への過剰な力の検出とその再現性*
*現状は摩擦結合により、過剰な力で障害物の結合部が外れる構造で再現性が不明。磁力結合等で再現性の高い結合法を検討中。

2017年11月20～24日長岡技大・2018年2月1～2日三菱重工にて複数ロボット実走による評価実験を実施。

図 2.1.1.5-7 狭隘部の通過性を検証する基本性能評価手法“ジャングルジム”概要

耐環境性に関しては、一般的となりつつある IP 試験の JIS を引用するにとどめた。

防爆性に関しては、既存防爆規格を移動ロボットに適用しやすい形態にまとめ直した。ロボットの主たる防爆構造である「内圧防爆」と「耐圧防爆」の試験方法と順番に関して図 2.1.1.5-8 に概略記載する。また、ロボット特有の事項で、現状の防爆規格では網羅できない事項（心配事）に関して、下記 3 点をまとめた。

- ・ バッテリー充放電に関わる温度上昇への対応
- ・ 静電気への対応
- ・ メカニカルスパークへの対応

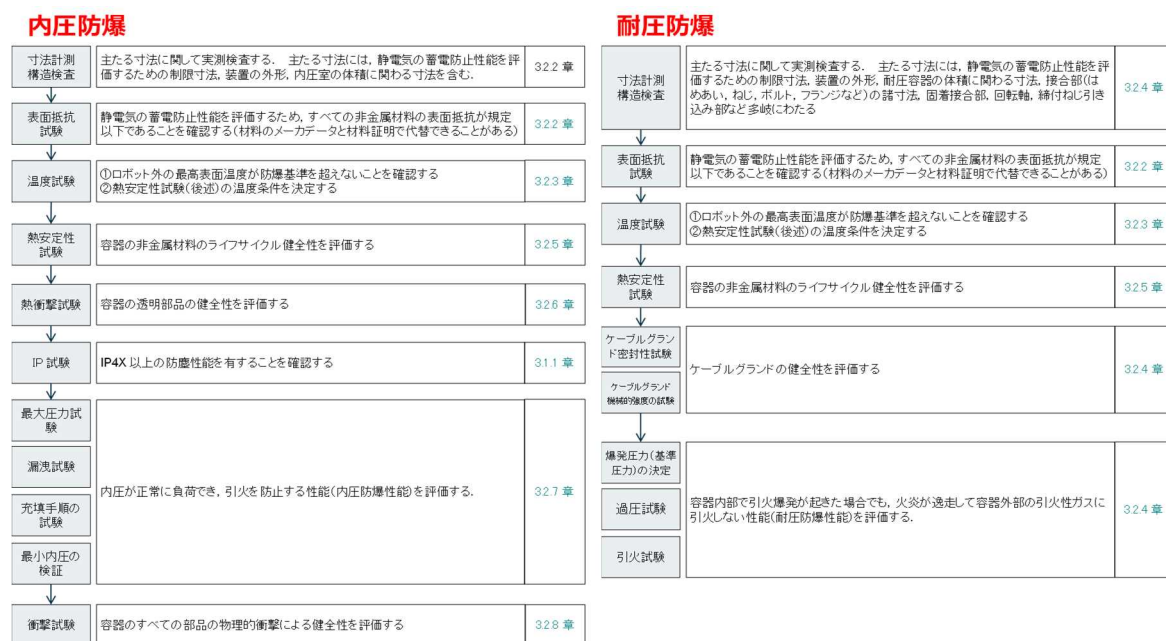


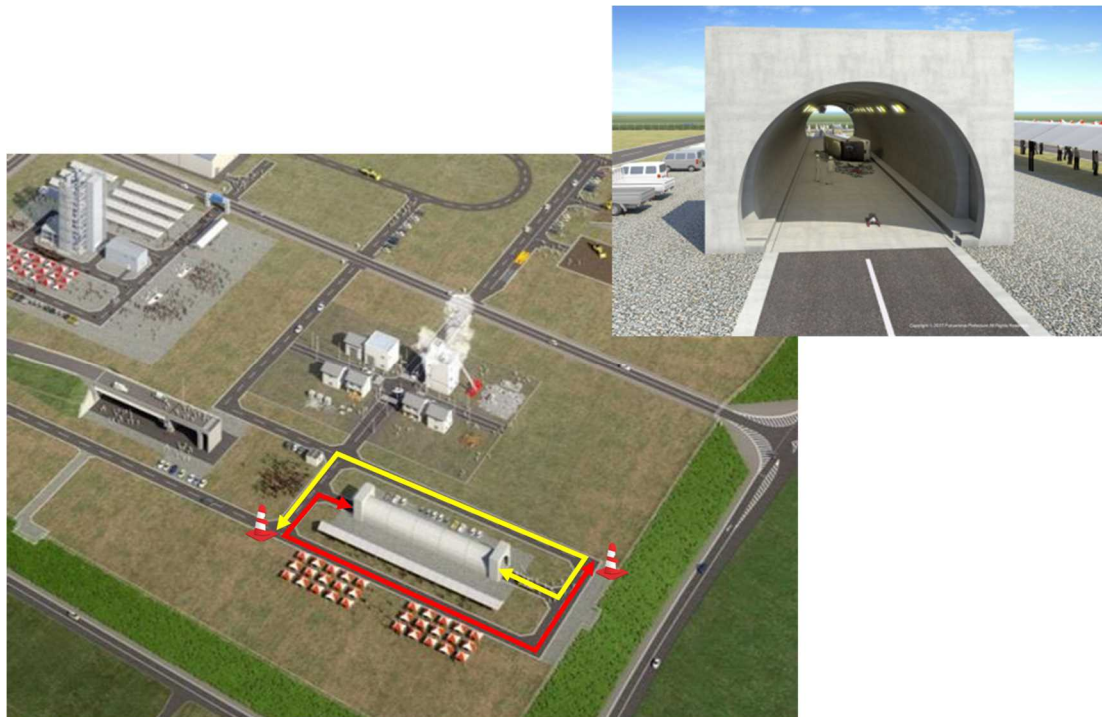
図 2.1.1.5-8 ロボット用としての防爆規格適用試験の概要

5.1.3. 「性能評価基準（案）に基づく検証方法の具現化と検証」

（実施者：三菱重工業株式会社、再委託（一部）：千葉工業大学、三菱電機特機システム株式会社、長岡技術科学大学）

立案した総合性能評価手法を、福島ロボットテストフィールドを使用して実施するミッション型試験として具現化した。図 2.1.1.5-10 および図 2.1.1.5-11 に、トンネルおよびプラント災害を想定したミッション試験を福島ロボットテストフィールドで実施する場合のルートを示す。

研究を実施した段階ではロボットテストフィールドは未完成であったため、具現化したミッション試験の妥当性を評価するために、模擬環境で共用ロボット試作機に加え、再委託先の各社・各大学からそれぞれロボットを持ち寄っていただき、複数ロボットによる実走検証を行った。図 2.1.1.5-11 および図 2.1.1.5-12 に、ミッション試験の模擬方法（モックアップ）を示す。図 2.1.1.5-11 のトンネル災害装置ミッション試験の検証モックアップは、現状実用化および研究開発中の機体すべてにおいてクリアできない程の難レベルであったため、図 2.1.1.5-13 に示すように、ロボット毎に差がわかるようにレベルを調整した。



【出展】福島ロボットテストフィールドカタログ <https://www.pref.fukushima.lg.jp/uploaded/attachment/253>

図 2.1.1.5-9 福島ロボットテストフィールドを使った
トンネル災害想定ミッション型試験

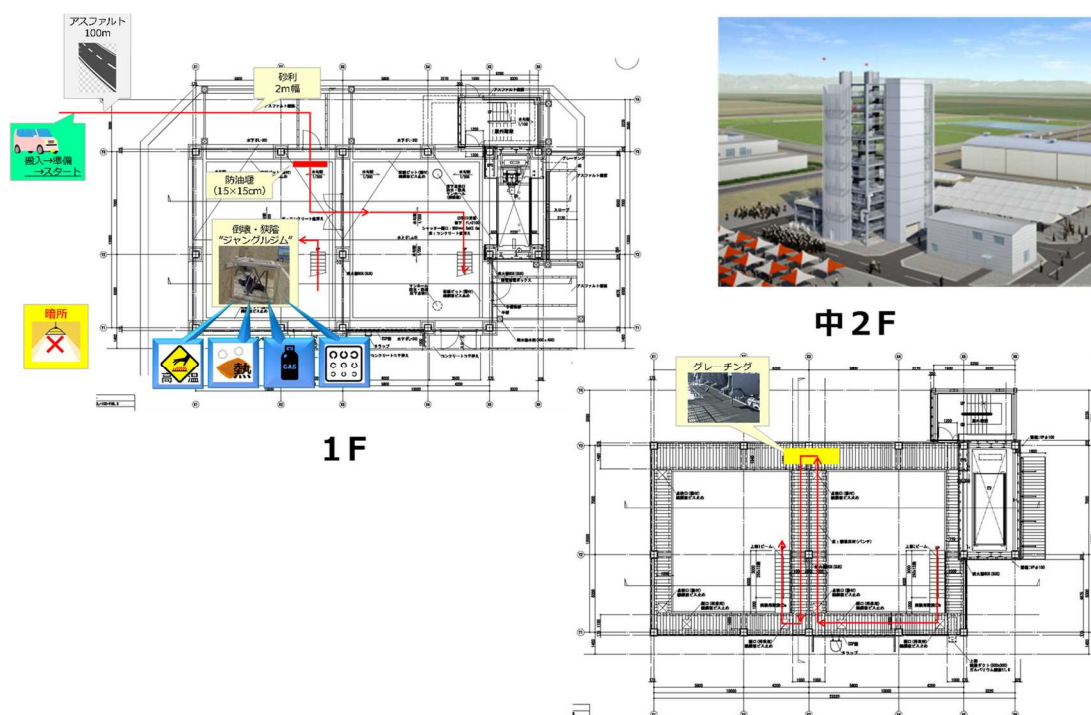


図 2.1.1.5-10 福島ロボットテストフィールドを使った
プラント災害想定ミッション型試験

ミッション型試験の検証 (三菱重工神戸造船所)



【出典】 Google

図 2. 1. 1. 5-11 トンネル災害想定ミッション試験の検証方法

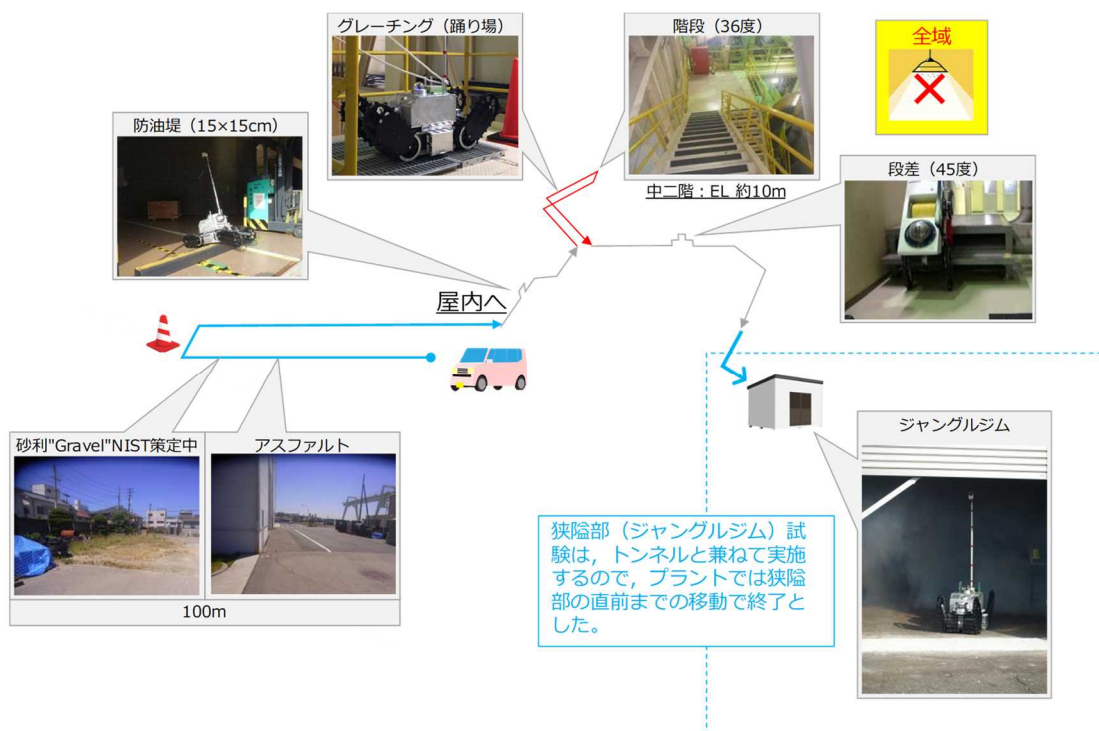


図 2. 1. 1. 5-12 プラント災害想定ミッション試験の検証方法

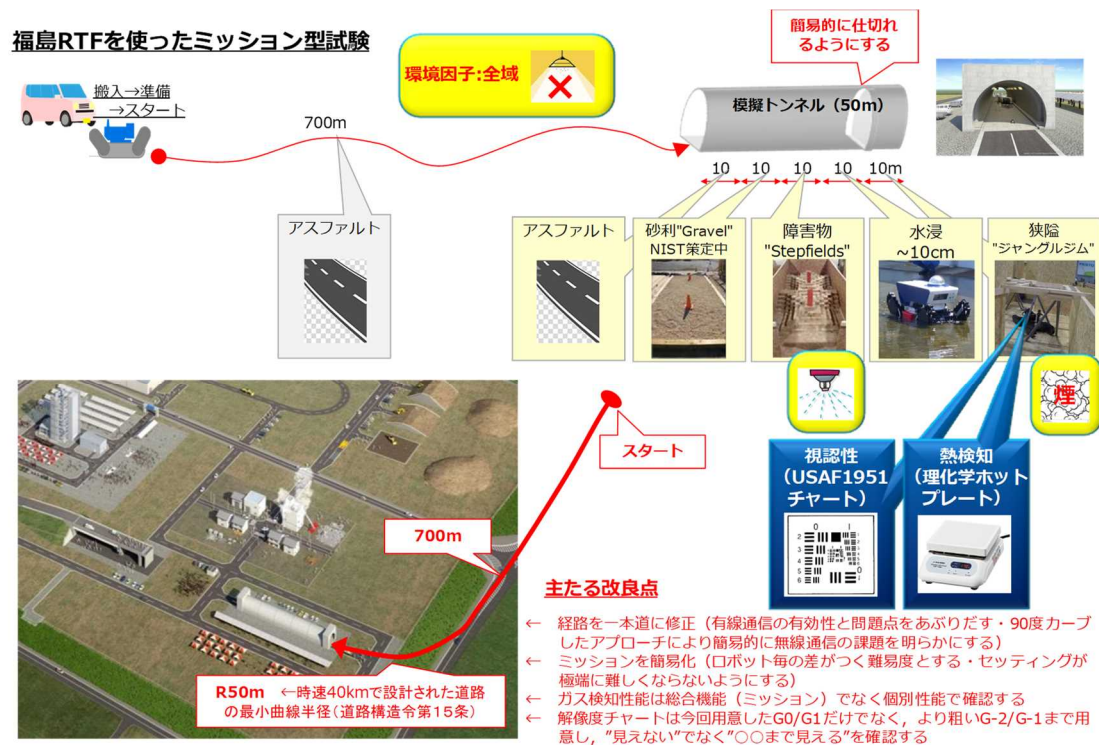


図 2. 1. 1. 5-13 トンネル災害想定ミッション試験の検証方法の調整結果

一方、日本独自の基本性能評価手法として、プラントやトンネル倒壊狭隘部の通過性を検証するための手法として立案した“ジャングルジム”に関しても、複数ロボットを用いた実走 (図 2. 1. 1. 5-14) によるデータ取得をするなど NIST への提案準備を行った。



図 2. 1. 1. 5-14 “ジャングルジム” 実装検証の様子

5.1.4 「推進委員会の立ち上げ・運営」／性能評価基準“使い方ガイド”の整備

(実施者：三菱重工業株式会社)

以上の検討過程において、識者・ユーザ・メカによる推進委員会を立ち上げ意見を伺い、推進委員会等での検討過程でどう考えて基準を立案・改良したかをまとめた。性能評価手法のロボット開発における“Wモデル”中の位置づけを図2.1.1.5-15に、使い方ガイドの内容例を図2.1.1.5-16に示す。

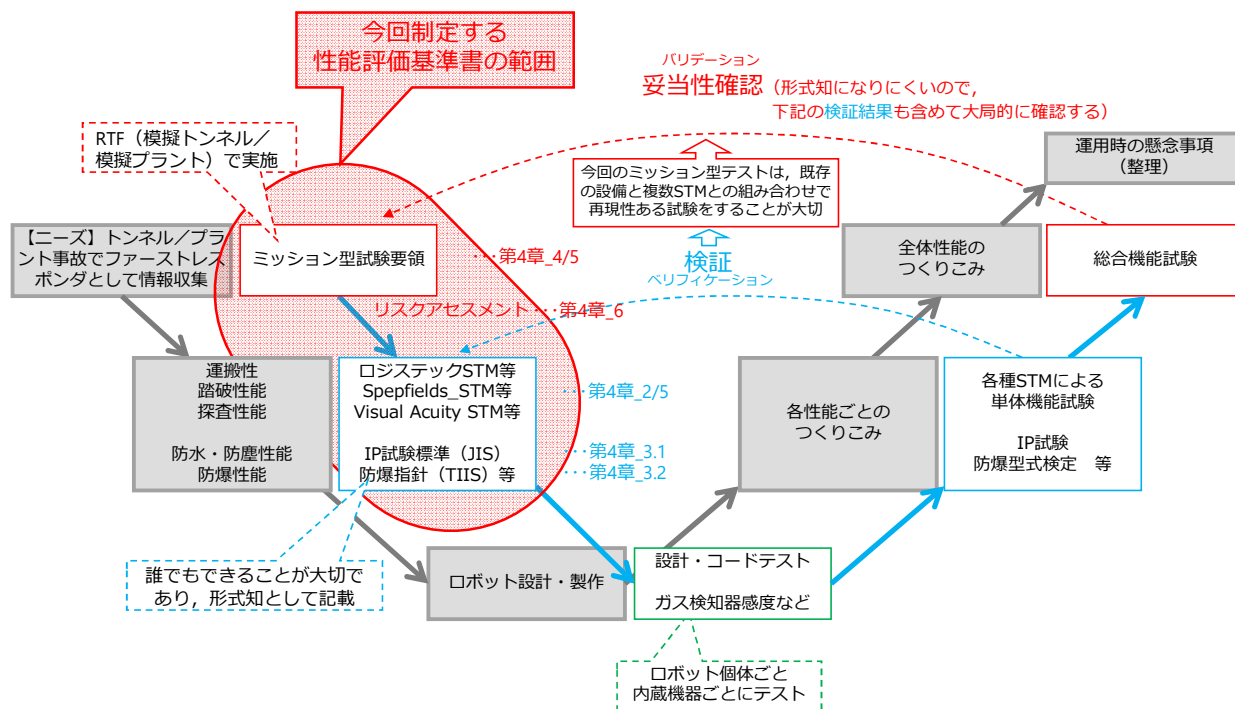


図2.1.1.5-15 ロボット開発“Wモデル”における本成果の位置づけ

0. はじめに『性能評価基準制定の Before & After』

仕様が具体的に！ →ユーザは他ロボットとの定量的な比較が可能
メカは性能表記をあれこれ悩まずにすむ

Before



(例) 三菱重工製防弾ロボット

外形寸法	L710×W420×H540mm
本体質量	60kg
走行速度	1.2km/h
昇降角度	45°
環境情報取得	PTZカメラ、ガス検知器
連続稼働時間	リチウムイオン電池 1.5時間
耐環境性	IP47相当
防弾性	Ex px d II B+H ₂ T4 Gb
通信	有線1000m/無線100m

After

外形寸法	L710×W420×H540mm
本体質量	60kg
走行速度	1.2km/h
昇降角度	45°
踏破性	Stepfields Om/s (ASTM E2828による) ジャングルジム △m/s (ASTM 000による)
環境情報取得	画像計測性能 PTZカメラ ○×※ (ASTM E2566による) ガス検知器
連続稼働時間	リチウムイオン電池 1.0時間 (ASTM 000による)
耐環境性	IP47相当
防弾性	Ex px d II B+H ₂ T4 Gb
通信	有線1000m (ファイバ長) (性能評価基準○、○に基づきRTFで試験) 無線130m (ASTM E2854/2855による)
その他	操縦性 ASTM E2829/2830クリア トンネル災害ミッション型試験 (性能評価基準 ○、○) を○時間○分でクリア 詳細は、 http://0000.co.jp の記録動画参照
	...
	...
	...

図2.1.1.5-16 使い方ガイド内容例(抜粋)

最後に課題として、性能評価手順のアップデート体制や NIST への確実な提案の他、福島ロボットテストフィールドでの試験実施に際して、環境（場所）提供に加え、試験機材の準備や記録活動への助勢がよりロボットの社会実装への助けとなること等を提起し、本事業を完了した。

（６）特許出願数、論文等の発表数

本事業の成果は、災害対応ロボット全般のユーザ・メーカ両者の益となるべく、お互いの情報共有を密にするための仕組み作りに供するものであり、できるだけ広く普及し利用されることにより成果がでる性格のものであるため、知財化やノウハウ化を避けるべきと考えている。

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	4	1	4	－	3	3	15
展示会出展	3	3	1	－	－	1	8
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	2	－	1	1	5
ニュースリリース・プレスリリース	1	－	1	1	－	2	5
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

（７）実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発の成果を元に、同事業他分野の成果と合わせ、2017 年度から別途 NEDO プロジェクトを核として「ロボット性能評価人材育成講座」を実施した。本講座は、MSTC が主体となり、以下の 3 分野（陸上・水中・橋梁）の専門家に講師になっていただき、一般募集した受講者に対して、座学およびロボットテストフィールド等を使用した実習により、ロボットの性能評価手法を会得してもらおうとする試みである。

- ①無人航空機を活用した橋梁点検分野（橋梁）
- ②ロボットを活用したダム及び河川点検分野（水中）
- ③ロボットを活用したトンネル及びプラント災害調査分野（陸上）

本講座には 100 数十名の参加があり、三菱重工も陸上分野のアドバイザーとして参加させていただいているが、すでに実マーケットが存在する橋梁点検分野が最も活況であり、分野ごとの参加人数だけを見ると、三菱重工が担当した「トンネル及びプラント災害調査分野（陸上）」は”反応がにぶい”と言わざるを得ない。陸上分野においては、ロボットの性能評価手法の制定・普及と並行して、災害対応ロボット自体のマーケット創出も必要であり、本研究開発実施中から災害時と通常時とのデュアルユース（特に、プラントにおける災害時のファーストレスポンスと通常時の巡回点検を 1 つのロボットで共用できる可能性があること）をキーとして挙げていた。

本研究開発完了後、デュアルユースロボットのマーケティングを実施し、石油ガス分野等におけるニーズを確認した。特に、海上や過疎地など現状その点検に多くの人手を割いているプラントなどでのニーズが高く、さらに防爆性能を要する環境ではカメラやセンサなどの選択肢が狭いため、防爆移動ロボットで代替できる可能性が高いことがわかった。ここを突破口として陸上移動ロボットの市場を創出し、本研究開発で開発した性能評価手法を利用してユーザとメーカとを密に接続することにより市場を拡大させていく。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

現在、石油ガスプラントにおいて遠隔操作および自動巡回点検をする防爆移動ロボットを開発中であり、国内外の石油ガス事業者と PoC (Proof of Concept) テストを実施中である。開発中のプロトタイプ機の仕様を次図に示す。

現在三菱重工では、防爆性能が必要な石油ガスプラント向けの”特殊な”ロボットを開発し、これを陸上移動ロボットのアーリーアダプタとして市場を創出すべく活動中である。本研究開発で開発した性能評価手法のうち防爆に関する部分をフル活用するとともに、ユーザに新たなニーズがあり現状の基準や規格に言及のないもの（例えば非接触給電など）について防爆型式検定を取得すべく認証機関とあらたな評価手法作成に向けて相談を継続している。一方、移動ロボットの性能評価手法のうち、基本性能に関する部分については認知度がまだまだ低いと言わざるを得ない。海外（特に米国）においては、NIST が制定した Standard Test Methods for Response Robots (STM) は知名度があり、たとえば米国ユーザ（石油ガスプラント事業者）に代表的な STM である StepFields (ASTM E2828) 試験状況を見せると定性的な評価は上がる。しかしながら、防爆移動ロボットは、いままでなかった市場での新しい製品であるため、標準的な性能評価手法が直観的にユーザのメリットに繋がらないようであり、結局ユーザごとの自らのテストフィールド、すなわちユーザ所有の実プラントで個別に PoC テストをしながら、性能を評価している。実態としては各ユーザ毎にほぼ同じ内容の性能評価をしており、ユーザ・メーカともに多くの労力を払っているため改善が望まれる。ユーザ同士の情報交換をアレンジし、ユーザ個別の PoC テストには共通評価項目が多いとの相互理解を醸成することにより

(STEP1) 特定ユーザの PoC テストへの共同参加で共通の実評価

(STEP2) パブリックのテストフィールドで共同での実評価

(STEP3) メーカでの標準的な評価をしたカタログデータで性能評価

と性能評価手法を普及させていくことができると考えている。

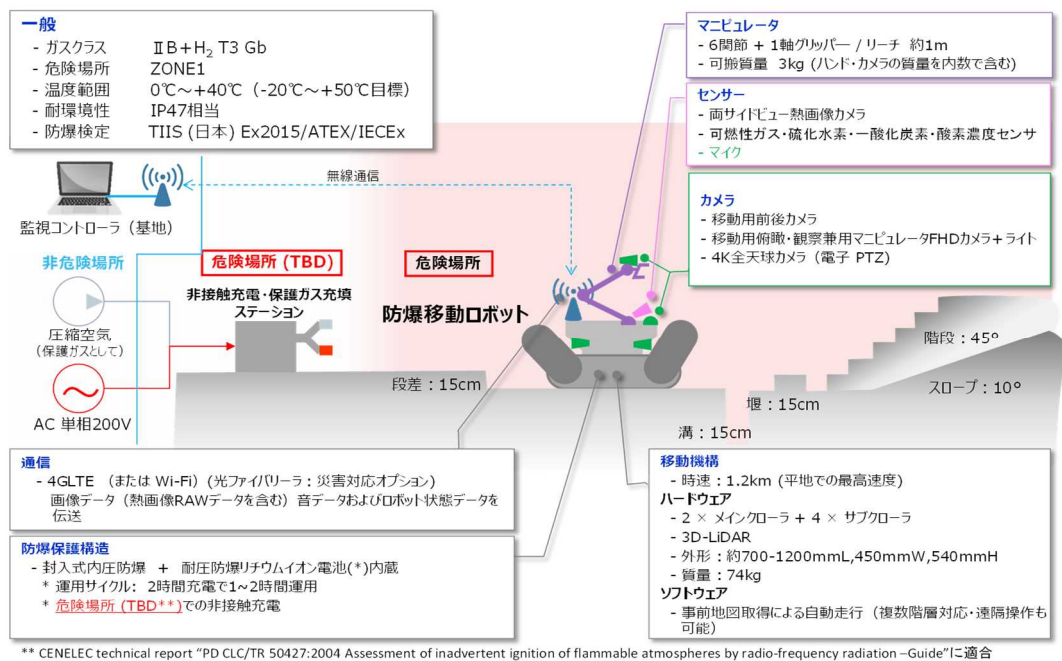


図 2. 1. 1. 5-17 開発中のプロトタイプ機の仕様

3. 実用化・事業化の見通し

2022 年度より、MSTC より声かけいただき、「ロボットのミッション型性能評価プロセスの仕組みに関する戦略策定」事業における戦略策定委員会および WG の委員として参画させていただき、実用化・事業化に関する議論を継続している。地上移動型ロボットは、産業用ロボットやドローン等よりも影響を受ける環境因子が多く、性能評価軸が多岐にわたるため、評価手法を定めにくい。例えば、産業用ロボットを生産ラインにどう組み込むかを SIer が判断する時に、ロボットの性能仕様と今までの生産ライン構築の実例を参考にするように、災害対応ロボットの性能仕様と、そのロボットを用いた災害対応の実例との組み合わせ実例が多く集まるほど、ユーザもロボット性能を評価しやすく、メーカーも出荷前に評価すべき性能仕様が明確になってくる。ただし実際には、実災害対応の実例は簡単に多くは集まらないと考えられるので、代替としてのミッション型性能評価手法をうまく簡単に立案し、実例を積み上げることができるようになることが肝心である。さらに、この活動（実例と性能仕様との突き合わせ作業）を継続してデータを蓄積・再利用できる仕組みの構築が望まれる。

三菱重工では現在、石油ガス分野向けの防爆移動ロボットの上市に向けて開発を進めているが、台数が増えれば価格も下がり、アフターサービス等の裾野も自然と広がっていくことから、石油ガス以外や災害対応専用など他分野の陸上移動ロボットの普及につながる。これと並行して性能評価手法の標準化と普及を進め、本研究開発の目的であるユーザとメーカーとの情報共有が安価に図れるようになり、陸上移動ロボットの市場をさらに拡大させると期待する。

6.1.1.6 各種ロボットの性能評価基準の策定等の研究開発

(実施期間：1年間(2017年度))

(実施先：一般財団法人製造科学技術センター)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている。福島県のロボットテストフィールド(福島 RTF)等を活用した本プロジェクトを通じ、物流、インフラ点検及び災害対応分野等における無人航空機やロボットの社会実装に向けた取組みを推進するとともに、国際標準の獲得に繋げる。

(2) 研究開発目標と根拠

本研究開発項目の主な目標は、以下のとおりである。

- ・各種ロボット(無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット)における適用分野(物流、インフラ点検及び災害対応分野)毎に必要な性能や安全性に関する性能評価試験手順や性能評価基準を定め、福島 RTF 等に提案する。性能評価試験手順や性能評価基準の正当性、有用性等を確認するために、福島 RTF 等で実証試験を行う。

- ・ここで定めた性能評価試験手順や性能評価基準について、国際標準(デジュール・スタンダード)に繋げることを目指す。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

スケジュール

表 2.1.1.6-1 スケジュール

実施項目	2017 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
(1) 委員会の設置・運営				→
(2) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の標準化活動				→
(3) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の福島テストフィールドへの提案				→
(4) 国内外有識者との議論の場の形成				→
(5) 実証試験の実施		→		→
(6) シンポジウムの開催				→

実施体制：

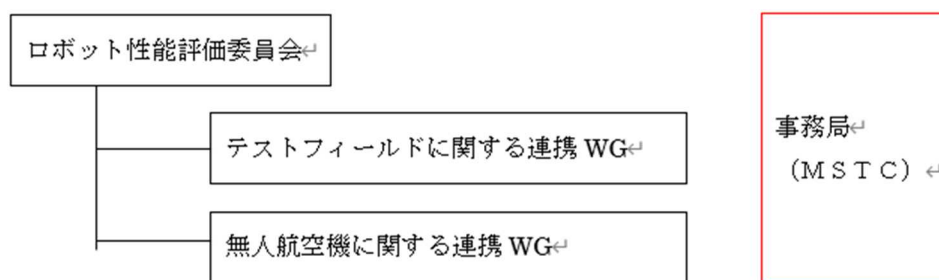


図 2.1.1.6-1 研究開発体制スキーム (2016 年 7 月～2017 年 5 月)

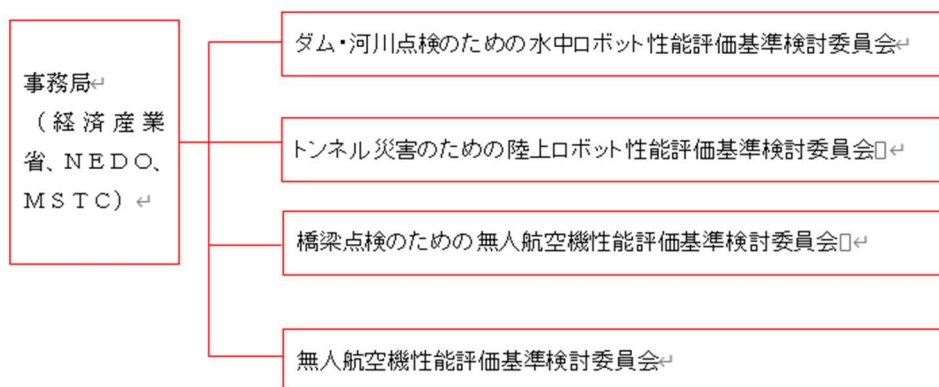


図 2.1.1.6-2 研究開発体制スキーム (2017 年 6 月～2018 年 3 月)

（４）研究開発の達成状況

2017 年度は、ロボット性能評価委員会のワーキンググループにおいて無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準の検討を進め下記の性能評価基準書（たたき台）の作成を完了した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、橋梁点検、災害対応）の性能評価基準書
- ・ 河川点検のための水中ロボットの性能評価基準書
- ・ 災害対応陸上移動ロボットの性能評価基準書

ロボット性能評価委員会については 2017 年 5 月に発展的に解消し、2017 年 6 月からは、無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準に関する 4 つの検討委員会を設置した。各検討委員会に於いては、無人航空機や各種ロボットの性能や安全に関する実証試験内容や性能評価手順書の記述内容についての議論が行われた。その議論の結果を反映した多くの実証試験が行われ、無人航空機やロボットの性能評価に関わる貴重なエビデンスを取得することが出来た。またその内容を反映し下記に示す性能評価手順書（案）を作成した。

- ・ 無人航空機（共通、物流、災害対応）性能評価手順書
- ・ 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ・ ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ・ 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

今後は、物流、橋梁点検、災害対応の無人航空機、ダム・河川点検用水中ロボット、災害対応陸上移動ロボットの実用化に向けて、策定された性能評価手順書の活用が期待される。しかしながら性能評価手法、性能評価基準に関する研究開発は、その第一歩を踏み出したばかりであり課題も多い。次のステップに向け、今後優先的に取り組むべき課題は次のようなものである。

- ①無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットの性能評価基準の策定
- ②研究開発成果である性能評価手法の社会受容
- ③性能評価手法のブラッシュアップと手順書の継続的な改定
- ③ 無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットに携わる人材の育成

以下、各課題について説明する。

① 性能評価基準の策定

ロボット及び無人航空機の性能を測るモノサシ、即ち性能評価基準が明らかになっていない。技術開発の促進及び普及のためにはロボット等の性能を測るモノサシを規定し、性能評価試験方法を含めた性能評価基準などの策定が喫緊の課題である。

②性能評価手法の社会受容

2016 年度から 2017 年度に、各種ロボット（無人航空機、水中ロボット、陸上ロボット等）における適用分野毎に標準的な試験方法等を含めた性能評価手法を開発したが、具体的な性能評価手法に関し社会受容性を向上させる必要がある。

③性能評価手順書の不断の改定

ロボット及び無人航空機分野においては技術的進展や国際的にも技術競合環境が厳しくなることが想定される。今回の研究開発成果である性能評価手法が陳腐化しないように、継続的な見直し改定が課題であり、各種試験設備や測定機器スペックの改定も課題となる。

④人材の育成

無人航空機、ロボット等の実用化にあっては、試験方法に基づく性能評価データの取得指導及び支援のみならず、福島 RTF の利用事業者に対し地方振興の観点からも新事業の創出や付加価値の付与ができる深い見識を持つ人材の育成が課題である。

最終目標	成果	達成度	備考
(1) 委員会の設置・運営	無人航空機性能評価基準作成、標準化の促進、福島テストフィールドへの提案等を推進した。	○	
(2) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の標準化活動	無人航空機等性能評価基準を基に国際標準化を推進し、ドラフトの作成を支援した。そのため標準化様式等についてノウハウを有している一般財団法人日本品質保証機構へドラフト作成の一部を外注した。	○	
(3) 無人航空機、ロボットの性能評価基準の福島 RTF への提案	策定された性能評価基準を基に、福島 RTF の各種試験方法等をまとめ提案した。性能評価基準の項目内容の妥当性や精度の向上、また新規項目の追加を検討した。	○	
(4) 国内外有識者との議論の場の形成	無人航空機性能評価基準の信頼性、有効性を高めるための国内外有識者との議論の場を形成した。 当該事業に関連する海外の標準化動向等の調査のため、ロボット性能評価委員会委員等の海外派遣（国内外連携ミッション）や翻訳等を実施した。2018 年 2 月に NIST において開催予定の災害ロボットの標準試験方法に関する会議に委員等の海外派遣を行った。	○	
(5) 実証試験の実施	性能評価基準、性能評価手法の有効性を確認するとともに、実用性を向上させるために福島 RTF 等において実証試験を行った。	○	
(6) シンポジウムの開催	福島 RTF が建設中である南相馬市にて本事業の中間成果を発表した。また年度末には、東京、名古屋、大阪にて、本事業の中で実施した実証試験の成果報告、無人航空機やロボットの性能評価手法、基準について発表を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果と意義

5.1 ロボット性能評価委員会の再編と検討委員会の設置・運営

（1）ロボット性能評価委員会

2017 年 5 月に第 1 回性能評価委員会を開催、2017 年 6 月以降は、性能評価手法、性能評価基準の完成度の向上のため新たに各種の検討委員会を構成し、実用化に向けて加速することとした。

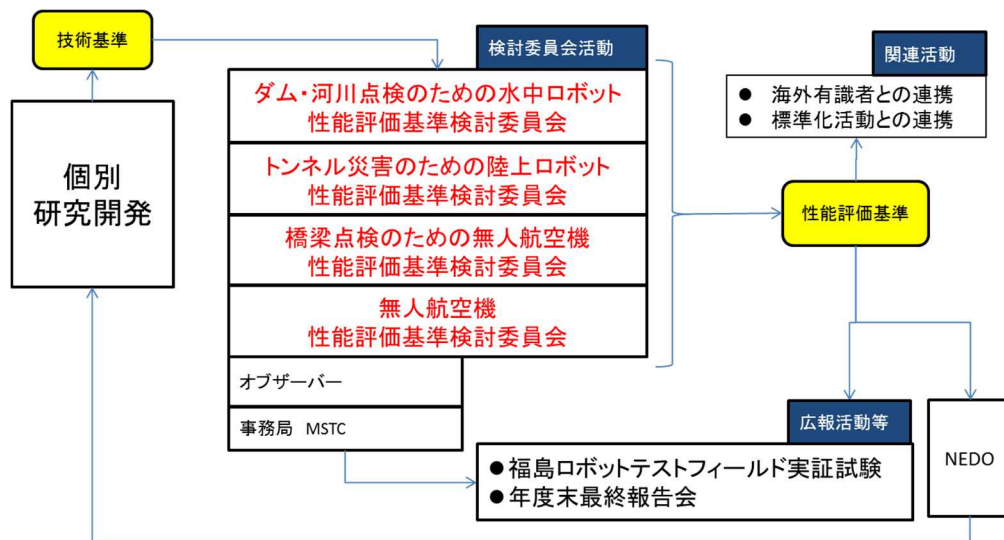


図 2.1.1.6-3 検討委員会の全体構成

（2）検討委員会

本年度 5 月末までは、物流、インフラ点検及び災害対応分野等での活用が期待される各種ロボット（無人航空機、陸上ロボット、水中ロボット等）についての性能評価基準について、共通性能評価項目、分野個別性能評価項目を優先度を勘案しながら抽出し、各評価項目に対する性能評価方法、性能評価基準を取り纏めた。

6 月以降は、その結果を踏まえ、福島 RTF などを実証試験を行うことで、性能評価の手法や基準のブラッシュアップを行った。また、研究開発成果である性能評価手法や基準の社会受容を目指し広報、標準化の促進活動を行った。また建設がスタートした福島テストフィールドへの提案、国内外有識者との議論の場の形成等を行い、無人航空機性能評価基準の有効性の向上を図った。この活動を推進するために、ロボット性能評価委員会およびワーキンググループ（以下、WG という）を改編し、各種ロボットの検討委員会を設置、運営し、性能評価基準の精度向上、実用化を目指し横断的な推進体制を構築した。

・検討委員会：

- ・ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会
- ・トンネル災害のための陸上ロボット性能評価基準検討委員会
- ・橋梁点検のための無人航空機性能評価基準検討委員会
- ・無人航空機性能評価基準検討委員会

- ・活動：
 - ・各種ロボットの性能評価手法、性能評価基準等について議論し、性能評価手法、手順、基準等を策定
 - ・実証試験に関し、実施事業者に対し有識者からのアドバイス等
 - ・福島テストフィールドと連携し、性能評価試験用施設や設備などの提案を実施
- ・運営：
 - ・計 18 回開催(下表参照)。

表 2.1.1.6-3 ①ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 13	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール) ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 12	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試方法の検討 ・ミッション型試験、試験結果報告書のフォーマット等 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 13	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試験方法の詳細内容について ②安全運用について
4	2017. 12. 20	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①実証試験結果の報告 ②性能評価基準書案の改定について ③安全運用について懸念事項の整理表
5	2018. 2. 20	TKP カンファレンスセンター(八重洲)	① 性能評価基準書案の改定について

表 2.1.1.6-4 ②トンネル災害のための陸上ロボット性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 13	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ(委員紹介、スケジュール) ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 6	TKP カンファレンスセンター(新橋)	①性能評価試験の考え方及び試験内容の検討 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 24	NEDO 虎ノ門分室 第一会議室	①実証試験内容の検討 ②安全運用について

4	2017. 12. 7	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験内容検討（続） ・トンネル災害及びプラント点検を模擬したミッション型試験等 ・試験結果報告書のフォーマットについて ②NIST 提案 STM（ジャングルジム方式）検討 ③安全運用について ・懸念事項の一覧表
5	2018. 2. 20	TKP カンファレンスセンター（八重洲）	①実証試験の結果報告 ② 性能評価基準書案の改定について

表 2. 1. 1. 6-5 ③橋梁点検のための無人航空機性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 6	経産省 7F、13 会議室	①キックオフ（委員紹介、スケジュール） ②事前アンケート集計内容の紹介 ・性能評価項目、安全運用等
2	2017. 9. 5	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験内容検討 ・模擬橋梁を用いた無人航空機による橋梁点検のミッション型試験等 ②リスクアセスメントに関する議論
3	2017. 10. 24	NEDO 虎ノ門分室第一会議室	①実証試験内容及び試験計画の説明と審議 ②安全運用について
4	2017. 12. 7	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①実証試験結果の報告及びその考察について ②安全運用について ・懸念事項のまとめ等
5	2018. 2. 8	TKP カンファレンスセンター（八重洲）	①性能評価基準書の改定案について説明及び審議 ②安全運用 ・懸念事項の一覧表などについて説明

表 2. 1. 1. 6-6 ④無人航空機性能評価基準検討委員会

	日時	場所	検討内容等
1	2017. 7. 19	NEDO 虎ノ門分室第一会議室	①キックオフ（委員紹介、スケジュール）
2	2017. 10. 6	TKP カンファレンスセンター（新橋）	①無人航空機（物流応用、災害対応）の性能評価実証試験検討

3	2018. 1. 30	TKP カンファレンスセンター (新橋)	①実証試験結果報告 ・ 物流応用無人航空機に関する性能評価実証試験 (風洞試験、強電磁界試験、落下衝撃試験等) ・ 有人機と無人航空機が混在した場合の安全性に関する試験 (視認性、ダウンウオッシュの影響、衝突回避のための運動性能)
---	-------------	-------------------------	---

5.2 ロボット及び無人航空機の性能評価に関する実証試験

2017 年度に作成した性能評価基準書等に基づいて物流、災害対応、橋梁点検などのための無人航空機、ダム・河川点検のための水中ロボット、水上ロボット、トンネル災害対応、プラント災害・点検対応の陸上移動ロボットについて性能評価に関する実証試験を行い、ロボットの運動性能、安全性能等に関するエビデンスを取得し、このエビデンスに基づいて性能評価手法や性能評価基準のブラッシュアップを行った。また並行して、福島 RTF の性能評価用設備に関する提案を実施した。

(1) 無人航空機(共通、物流、災害対応)に関する性能評価実証試験

①小型ドローンの耐風性、消費電力等実証試験

- ・ 日時：2017. 10. 27
- ・ 場所：宇宙航空研究開発機構（JAXA）
- ・ 試験実施者：自律研、エンルート、プロドローン
- ・ 動画記録：MSTC
- ・ 試験概要：
 - JAXA 大型風洞(写真 2.2(1)①-1, 2)を利用し、風圧 14～18m 程度の風での飛行の安定性や、消費電力等の計測
 - 長距離安定飛行等小型ドローンの飛行試験を実施(自律研、エンルート)
 - 試験項目は下記、
 - ・ 風のない状態で離陸し、徐々に風速を上げていく。この状況での無人航空機の飛行安定性を評価
 - ・ 最初から風を出した中での離着陸を行い、安定性を評価
 - ・ 対気速度と長距離飛行性能との関連を評価。着陸後の消費電力測定により飛行可能時間、距離を推定。

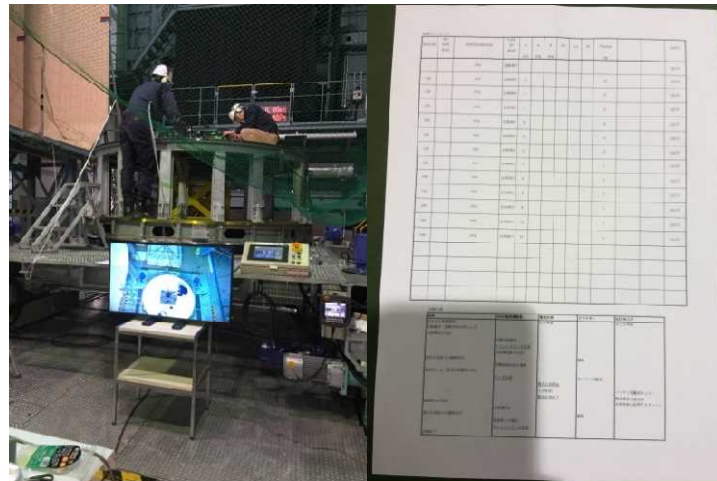


図 2.1.1.6-4 JAXA 大型風洞



図 2.1.1.6-5 JAXA 大型風洞（低速風洞）

②小型ドローンの耐強電磁界性能実証試験

- ・ 日時：2018.1.16～18
- ・ 場所：電力中央研究所塩原試験場
- ・ 試験実施者：自律研
- ・ 動画記録：MSTC
- ・ 試験概要：

○強磁界及び強電界環境下での小型ドローンの飛行安定性に関する試験

- ・ 大型コイルに大電流を流し、強磁界内の無人航空機飛行安定性試験の実施
- ・ 模擬送電線を用いて、強電界内の無人航空機飛行安定性試験の実施
- ・ 詳細報告は自律研資料(NEDO シンポ)による。

(強磁界試験は非 GPS モードでは見かけ上は異常なし。但し内部的に IMU センサーエラー発生)

(強電界試験で、送電線に接近時にドローン落下。コロナ放電発生により電源系に異常)



図 2. 1. 1. 6-6 電力中央研究所塩原試験場(コロナケージ)



図 2. 1. 1. 6-7 電力中央研究所塩原試験場(試験送電線他)

(2) 無人航空機(橋梁点検)に関する性能評価実証試験

富士通、NEC、エンルート、プロドローン、イクシスリサーチ社にて実施

① 橋梁点検時の飛行安定性等に関する実証試験

- ・ 日時：2017. 11. 14、15
- ・ 場所：エンルート社ロボット試験場(千葉県東金)
- ・ 試験実施者：エンルート、プロドローン、イクシスリサーチ
- ・ 動画撮影：MSTC
- ・ 試験概要：

○11月14日、15日の両日に渡り、エンルート社ロボット東金試験場に設けられた模擬橋梁を使用して、無人航空機による橋梁点検の実証試験が行われた。

○点検方法は、画像(富士通)、打音(NEC)の2種であり、画像については撮影画像の評価まで、また打音については点検ポイントへのアクセスまでの評価が行われた。

○エンルート社・プロドローン社・イクシスリサーチ等の機体を使用



図 2. 1. 1. 6-8 エンルート社ロボット試験場(千葉県東金)

(3) 有人ヘリと無人航空機の同時飛行を想定した安全性に関する実証試験

- ・ 日時：2017. 12. 10～17
- ・ 場所：福島 RTF (南相馬市)
- ・ 試験実施者：SUBARU、自律研、エンルート
- ・ 動画撮影、現地報告会対応：MSTC
- ・ 試験概要：

○視認性試験：有人ヘリから、無人航空機を見た場合の視認性の確認

○ダウンウォッシュ試験：有人ヘリからのダウンウォッシュの無人航空機への影響確認試験

○回避試験：無人航空機が有人機などを検知した場合の回避飛行性能確認

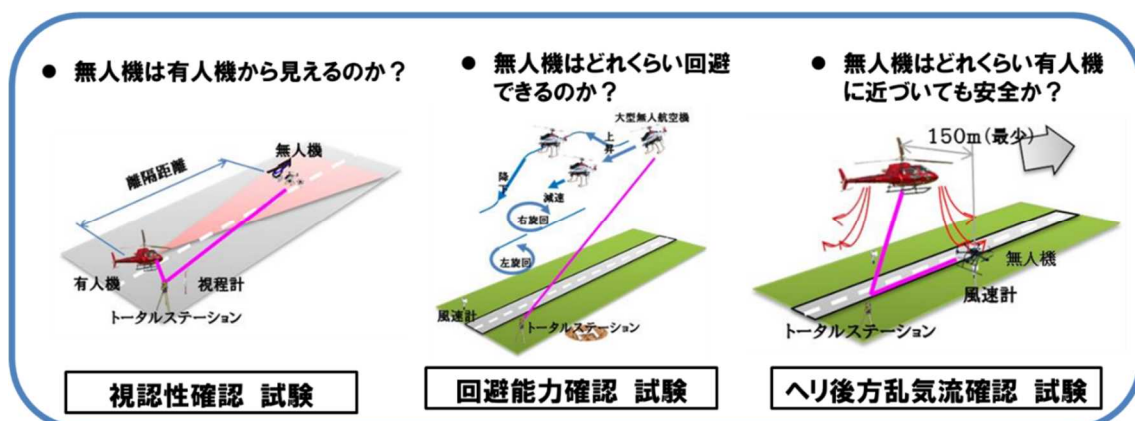


図 2. 1. 1. 6-9 有人ヘリと無人航空機の同時飛行を想定した安全性に関する実証試験内容

(4) 水中ロボット(ダム・河川点検)に関する性能評価実証試験

① 水上ロボットの河川点検性能に関する実証試験

- ・ 日時：2017. 12. 05
- ・ 場所：東京大学生産技術研究所柏の葉キャンパス 大型水槽
- ・ 試験実施者：朝日航洋
- ・ 動画撮影：MSTC
- ・ 試験概要：
 - 双頭船タイプの水上ロボットの運動性能及び水中等のセンシング能力に関して、性能評価手順書に基づき実証試験を実施。
 - 当該水上ロボットの運動性能。特に速度や停止制御、回転半径などの実証試験を実施。また川床の地形や異材等の有無、その形状等のセンシング性能の確認試験を行った。
- ・ 試験項目：
 - 無風状態での高速移動の性能評価
 - 高速移動時からのゼロスピードまでに制動距離やタイミング実証
 - 最小半径での回転移動性能の実証
 - 川床の形状や状況のセンシング
 - 風(10m)を発生した場合での同上の性能評価実証





図 2.1.1.6-10 東京大学生産技術研究所柏の葉キャンパス 大型水槽

②水中ロボット、ダム点検の実証試験

- ・日時：2017.12.14
- ・場所：東亜建設工業 技術研究開発センター（神奈川県鶴見）
- ・試験実施者：パナソニック
- ・動画撮影：MSTC
- ・試験内容：

○定期的な検査義務のあるダム点検を水中ロボットで行うための開発及び性能評価手法の実証試験を行った。具体的には、ダムの全面を検査しなければならない状況から自己位置特定や移動の制御。また、表面のセンシングを行う上での画像およびその修正方法等センシング及び補正技術が求められる。

水中ロボットの性能評価（基準）では、据え付け、検査、撤収までがそのターゲットで、限られた人員で作業をこなす必要がある。また、操縦者は透明度の高い上から、或いは横から観測しながらやれないため、試験時には後ろ向きで作業を行う。また、濁度の問題や光の反射等で、対象物が明確にわからなくなる問題があるのでビジョンシステムで捉えた映像に補正をかけ、ダム表面の状況を的確に把握することを目的としている。

- ・試験内容：
- 数名での対応（ダム検査時は、3～4名程度）になるため、搬入から設営、撮影、評価・分析から撤収まで一連の作業をミッションとして実施する。
- ダム表面までの濁度や光量によって、判断がつかねる部分に関しては、極力デジタルデータによる補正をかけて問題箇所等の認知率を上げる。
- 巨大構造物のダムの場合、センシング等それなりの時間がかかってしまうが、それらを高速移動、撮影等を行うことでユーザー視点での利用率を上げるための方策等評価する。

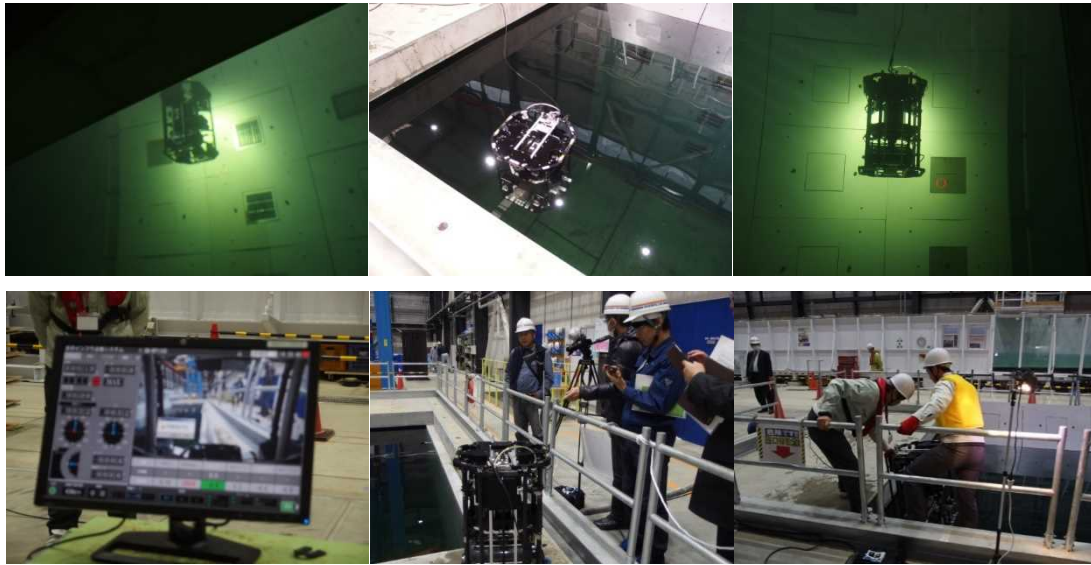


図 2. 1. 1. 6-11 水中ロボットによるダム点検の実証試験

(5) 陸上移動ロボット(災害対応、プラント点検)に関する性能評価実証試験

① トンネル災害対応ロボットミッション型試験

- ・ 日時：2018. 01. 31～02. 03(間野)、02. 01～02. 03(吉田)
- ・ 場所：三菱重工神戸造船所(神戸・和田岬)
- ・ 試験実施者：三菱重工、三菱電機特機システム、千葉工大、長岡技科大
- ・ 動画撮影：MSTC
- ・ 使用ロボット：三菱重工防爆型ロボット、三菱電機特機システム・長岡技科大・千葉工大の陸上移動ロボット
- ・ 試験概要：
 - トンネル災害対応陸上ロボットのミッション型試験(トンネル災害模擬、プラントメンテナンス模擬)が行われ、その状況の撮影対応等を行った。
 - 夜間の災害を模したので、主に夜間に試験を実施。昼間は主に試験の準備など。試験に参加したロボットは、MHI 社(製防爆型陸上ロボット)、千葉工大、長岡技科大、三菱電機特機システムの各陸上ロボット。
 - トンネル災害模擬試験コースの中に、長岡技科大、新潟工科大が提案しているジャングルジム STM 対応の試験用障害物が設定された。



図 2. 1. 1. 6-12 ジャングルジム STM

5.3 ロボット及び無人航空機の性能評価手順書(案)の作成

各種の無人航空機、ロボットに対し下記の性能評価手順書を作成した。

(1) 無人航空機性能評価手順書

物流、災害対応無人航空機に関する性能評価項目、また無人航空機に共通する性能評価項目に関し実証試験を行い、性能評価手法及びその基準をまとめた。

(2) 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書

無人航空機による橋梁点検について、個別性能評価に加え実際の点検シナリオベースのミッション型性能評価についても実証試験を行い、性能評価手順をまとめた。

(3) ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書

水中ロボットによるダム点検、水上ロボットによる河川点検のそれぞれについて実証試験を行い、性能評価手順書をまとめた。尚、水中ロボットによるダム点検については、ミッション型性能評価試験を実施した。

(4) 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

トンネル災害対応、プラント災害対応、プラント日常点検対応に使用する防爆型陸上移動ロボットに関し運動性能等について実証試験を行い、その結果に基づいて性能評価手順書をまとめた。

(5) その他

上記の(2)(3)(4)の各手順書に、ロボット、ドローン使用における安全に関する懸念事項とその対処に関する一覧表を折り込んだ。(一般財団法人日本品質保証機構(JQA)に外注)

5.4 国際化への取り組み

(1) NIST/ASTM 会議参加及び標準化に向けた意見交換

日 時 : 2018 年 2 月 26 日、27 日

場 所 :

2 月 26 日

① National Institute of Standards and Technology (NIST)

・ 100 Bureau Drive Gaithersburg, MD 20899 Washington D. C. U. S. A

② NEDO ワシントン事務所

・ 1901 L Street, N. W., Suite 720 Washington D. C. 20036 U. S. A

2 月 27 日

① National Institute of Standards and Technology (NIST)

・ 100 Bureau Drive Gaithersburg, MD 20899 Washington D. C. U. S. A

② NEXCO WEST

・ 8300 Boone Blvd., Suite 260 Vienna, VA 22182 Washington D. C. U. S. A

概要 :

DRESS プロジェクトのうちトンネル災害等陸上ロボットの性能評価手法に関する説明、意見交換会及び日本からの提案である試験方法(ジャングルジム)の発表、意見交換会、標準化に向けた取り組み状況(NIST_ASTM 会議)と米国のドローン等ロボットに対する取り組み状況(NEDO)、米国におけるインフラ点検等のニーズ調査(NEXCO WEST)を行い、今後の日米での取り組みの方向性や進め方等の基本情報収集、意見交換を行うことを目的とする。

会議の状況(出張報告書より) :

① National Institute of Standards and Technology (NIST)

- ・ 当初、26 日(月)夕刻からの予定で、日本からの提案(新ジャングルジム)評価手法に関して報告を行う予定であったが、急きょ午後 1 時より、イギリス、韓国、台湾の報告審議と合わせて行うことになり、ダレス空港より N I S T へ直行した。日本からの発表としては、DRESS プロに関して、木村准教授(長岡技術科学大学)、ワールドロボットサミットに関しては、奥川教授(愛知工業大学)、檜葉における遠隔制御センター等の取組に関しては、川端氏(日本原子力研究開発機構(JAEA))より報告がなされた。

また、日本提案の新 ASTM の考え方や実証試験結果等を踏まえ、翌 27 日(火)午前中に報告(木村准教授(長岡技術科学大学))を行い、その後ラボツアーを行った。

- ・ NIST に 11:30 頃到着、15 時からの会議までの間に、NIST の ASTM 実証フィールドの見学を行った。

- ・既存のステップフィールドや各タスク別の実証を行うフィールドのほか、野外に設置されたドローンの実証フィールドの見学を行った。
- ・ドローンフィールドでは、基本飛行性能やビジョン関連（下横上からの視点での目視確認）等の実証試験が行われていた。



図 2.1.1.6-13 NISTのASTM実証フィールド及びNIST/ASTM 会議

(2) 文献翻訳

(2-1) 無人航空機関係文献

翻訳物リスト(英文から和文に翻訳)

- ① ARUS guidelines on Specific Operation Risk Assessment: SORA
(JARUS: Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems)
特定運航リスクアセスメントに関する JARUS のガイドライン
- ② ①の附属書 A: 特定 UAS 運航のシステム及び運航に関する情報の取集と提示に関するガイドライン
- ③ ①の附属書 I 用語集
- ④ 無人航空機システム(UAS) 交通管理(UTM)のためのリアルタイムリスク評価フレームワークー(第 17 回 AIAA 航空技術、統合、及び運航に関する会議資料)ー
(Real-time Risk Assessment Framework for Unmanned Aircraft System (UAS) Tra_c Management (UTM))
- ⑤ 共通ルール作成の提案 欧州におけるドローン運航 (EASA)
(Proposal to create common rules for operating drones in Europe)
- ⑥ UAS 安全リスクのポートフォリオと分析 (EASA)
(・ UAS Safety Analysis by EASA)

⑦FAA UAS 研究センター タスク A4 : UAS 地上衝突の重大度評価(最終報告)

(Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation)

(2-2)NIST/STM 関係文献

⑧災害テロ対応ロボット用標準テスト方法を使用した即席爆発装置対処訓練

(Counter-Improvised Explosive Device Training Using Standard Test Methods for Response Robots)

5.5 広報・普及活動

(1) シンポジウム開催

- ・南相馬市でロボットセミナーを開催(2017. 10. 10)、また東京、名古屋、大阪にて期末シンポジウムを開催。
- ・東名阪のシンポジウムでは、前半は性能評価手法、実証試験に関する報告、後半はパネルディスカッションを実施。

①大阪シンポジウム

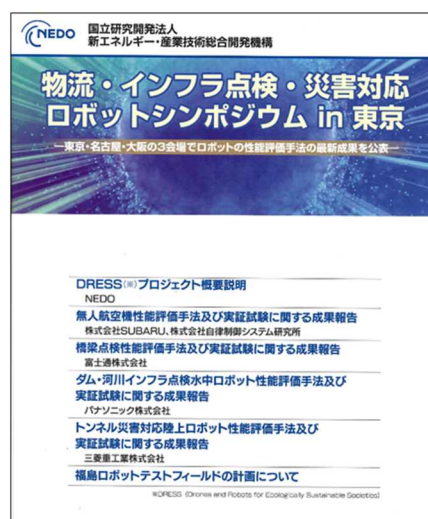
- ・2018. 3. 05、ホテルニューオータニ大阪(大阪市京橋)
NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。
- ・シンポジウムのプログラムは下記、
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：「トンネル災害やプラント災害／点検のための陸上ロボット」に関するパネルディスカッション
- ・大阪シンポでは、上述のプログラム通り、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介、災害・プラント点検対応陸上ロボットに関するパネルディスカッションが行われた。
- ・パネルディスカッションメンバーは、モデレータは長岡技科大の木村先生、パネラーは大西氏(MHI)、天野(消防庁)、高田氏(新日鉄住金)など。気心の知れた仲間が多く、わきあいあいとしたムードであった。
- ・パネルディスカッションの Q&A で、大阪府の関係者がから、福島 RTF に対して分担、協調の期待が述べられた。
- ・予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。

②名古屋シンポジウム

- ・ 2018. 3. 06、KP ガーデンシティ PREMIUM 名駅西口
- ・ NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。シンポジウムのプログラムは下記、
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：「ダム・河川点検のための水中点検ロボット」に関するパネルディスカッション
- ・ 大阪、名古屋及び東京で NEDO シンポジウムが開催される。名古屋シンポでは、上述のプログラム通り、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介、またダム・河川点検用ロボットに関するパネルディスカッションが行われた。
- ・ パネルディスカッションメンバーは、モデレータは名大の山田先生、パネラーは九郎丸氏 (PANA)。
- ・ 予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。

③東京シンポジウム

- ・ 2018. 03. 09、ホテル メトロポリタンエドモント(東京飯田橋)
- ・ NEDO 主催で、「ロボット性能評価」プロジェクトのシンポジウムが開催され、その準備と当日対応を行った。プログラムは下記の様に二部構成。
第一部：プロジェクトの研究成果報告および福島ロボットテストフィールドの紹介
第二部：第二部：「橋梁点検のための無人航空機」に関するパネルディスカッション
第一部のプログラムは、無人航空機、水中、陸上の各ロボットの実証試験報告と福島ロボットテストフィールドの紹介(図 2.5(1))参照。第二部として、橋梁点検対応の無人航空機に関するパネルディスカッションが行われた。パネルディスカッションメンバーは、モデレータは東大の浅間教授、パネラーは佐藤氏(富士通)、高梨氏(NEC)など。
予定の 100 名を超える参加者があり盛況であった。



④南相馬シンポジウム

- ・ 日時：2018. 2. 5～7
- ・ 場所：ラフィーン（南相馬市、原ノ町）
- ・ 目的：ロボット性能評価基準及び各分野実証試験報告会の運営
- ・ 一般社団法人ダム・堰施設技術協会 柏木委員
（ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価基準検討委員会委員）：現地ユーザーとの交流、潜在的ユーザー発掘のため
- ・ 概要：
 - ロボット性能評価基準及び各分野実証試験報告会の運営
 - 参加者は、予定の 100 人を大きく超え盛況。地元の新聞、TV でも報道された。
 - その他
 - ・ 当日午前に、福島 RTF で起工式が行われた。
 - ・ シンポジウムのアンケート集計結果は添付資料を参照

(2) その他広報、普及活動

①フェスタふくしま

- ・ 日時：2017. 11. 21～23
- ・ 場所：ビッグパレットふくしま（郡山市）
- ・ 目的：ロボットフェスタ、ロボット性能評価 NEDO ブース支援
- ・ イベント概要
 - 11 月 22 日、23 日の両日に渡り、「ロボット航空宇宙 フェスタふくしま 2017」が、開催された。
11 月 22 日ビジネスディ、11 月 23 日はビジネス客に加えて一般客向けに開催。会場には、地場のメーカーなどから多くのロボットの展示あり。
 - 「フェスタふくしま」にて、ロボット性能評価事業に関するブースを NEDO が設け、その立ち上げ、運営等を支援した。尚、22 日には、ロボット、ドローンに関する NEDO セッションが開催された。
 - その他
 - ・ 当日、NEDO と福島県の間で、ドローン・ロボットの実証試験に関する協定が結ばれた。（調印式が開催された）

5.6 成果ドキュメント等

(1) 無人航空機及びロボット性能評価手順書

- ①無人航空機（共通、物流、災害対応）性能評価手順書
- ②橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ③ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ③ 災害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

(2) 文献翻訳物

翻訳物リスト(英文から和文に翻訳)

① ARUS guidelines on Specific Operation Risk Assessment: SORA

(JARUS: Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems)

特定運航リスクアセスメントに関する JARUS のガイドライン

② ①の附属書 A: 特定 UAS 運航のシステム及び運航に関する情報の取集と提示に関するガイドライン

③ ①の附属書 I 用語集

④ 無人航空機システム(UAS) 交通管理(UTM) のためのリアルタイムリスク評価フレームワークー (第 17 回 AIAA 航空技術、統合、及び運航に関する会議資料)ー

(Real-time Risk Assessment Framework for Unmanned Aircraft System (UAS) Tra_c Management (UTM))

⑤ 共通ルール作成の提案 欧州におけるドローン運航 (EASA)

(Proposal to create common rules for operating drones in Europe)

⑥ UAS 安全リスクのポートフォリオと分析 (EASA)

(・ UAS Safety Analysis by EASA)

⑦ FAA UAS 研究センター タスク A4: UAS 地上衝突の重大度評価(最終報告)

(Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation)

(3) NIST/STM 関係文献

⑧ 災害テロ対応ロボット用標準テスト方法を使用した即席爆発装置対処訓練

(Counter-Improvised Explosive Device Training Using Standard Test Methods for Response Robots)

(4) 実証試験撮影動画 (DVD)

実証試験の状況を動画にて記録(本編及びダイジェスト版)し、19 分に纏めたダイジェスト版 DVD を作成した。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	－	－	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	0	－	－	－	－	－	0
展示会出展	0	－	－	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	－	－	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	－	－	－	－	－	0
その他	0	－	－	－	－	1	1
国内出願	0	－	－	－	－	－	0
外国出願	0	－	－	－	－	－	0

* その他：機械システム振興協会戦略策定事業実施（2022 年度）

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略 / 2. 具体的取組

2017 年度は、ロボット性能評価委員会のワーキンググループにおいて無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準の検討を進め下記の性能評価基準書（たたき台）の作成を完了した。

- ・無人航空機（共通、物流、橋梁点検、災害対応）の性能評価基準書
- ・河川点検のための水中ロボットの性能評価基準書
- ・災害対応陸上移動ロボットの性能評価基準書

ロボット性能評価委員会については 2017 年度 5 月に発展的に解消し、2017 年度 6 月からは、無人航空機及びロボットの性能評価手法、性能評価基準に関する 4 つの検討委員会を設置した。各検討委員会に於いては、無人航空機や各種ロボットの性能や安全に関する実証試験内容や性能評価手順書の記述内容についての議論が行われた。その議論の結果を反映した多くの実証試験が行われ、無人航空機やロボットの性能評価に関わる貴重なエビデンスを取得することが出来た。またその内容を反映した下記に示す性能評価手順書（案）を作成した。

- ・無人航空機（共通、物流、災害対応）性能評価手順書
- ・橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書
- ・ダム・河川点検のための水中ロボット性能評価手順書
- ・害対応陸上移動ロボット性能評価手順書

3. 研究開発項目毎の実用化の見通しについて

今後は、物流、橋梁点検、災害対応の無人航空機、ダム・河川点検用水中ロボット、災害対応陸上移動ロボットの実用化に向けて、策定された性能評価手順書の活用が期待される。しかしながら性能評価手法、性能評価基準に関する研究開発は、その第一歩を踏み出したばかりであり課題も多い。次のステップに向け、今後優先的に取り組むべき課題は次のようなものである。

- ①無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットの性能評価基準の策定
- ②研究開発成果である性能評価手法の社会受容
- ③性能評価手法のブラッシュアップと手順書の継続的な改定
- ④無人航空機やインフラ点検、災害対応ロボットに携わる人材の育成

以下、各課題について説明する。

①性能評価基準の策定

ロボット及び無人航空機の性能を測るモノサシ、即ち性能評価基準が明らかになっていない。技術開発の促進及び普及のためにはロボット等の性能を測るモノサシを規定し、性能評価試験方法を含めた性能評価基準などの策定が喫緊の課題である。

②性能評価手法の社会受容

2016 年度から 2017 年度に、各種ロボット（無人航空機、水中ロボット、陸上ロボット等）における適用分野毎に標準的な試験方法等を含めた性能評価手法を開発したが、具体的な性能評価手法に関し社会受容性を向上させる必要がある。

③性能評価手順書の不断の改定

ロボット及び無人航空機分野においては技術的進展や国際的にも技術競合環境が厳しくなることが想定される。今回の研究開発成果である性能評価手法が陳腐かしないように、継続的な見直し改定が課題であり、各種試験設備や測定機器スペックの改定も課題となる。

④人材の育成

無人航空機、ロボット等の実用化にあっては、試験方法に基づく性能評価データの取得指導及び支援のみならず、福島 RTF の利用事業者に対し地方振興の観点からも新事業の創出や付加価値の付与ができる深い見識を持つ人材の育成が課題である。

上述の課題解決と実用化・事業化促進のため、2018 年度～2020 年度に以下の事業を行った。

「NEDO プロジェクトを核とした人材育成、産学連携等の総合的展開／ロボット性能評価手法に係る特別講座」

(1) 事業目的、目標

(1)-1 目的

本人材育成講座の目的は、福島 RTF が継続的に利用されるためにロボット性能評価手法や福島 RTF 利用方法について理解し、将来この分野に関する事業推進のキーマンとなる人材の育成を行うことである。この目的の実現のために、人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を実施した。

(1)-2 目標

事業化目論見((1)-3 項)に示す事業に積極的に関与できるキーマンの育成を目標とする。具体的には、無人航空機/橋梁点検、水中ロボット/ダム河川点検、陸上移動ロボット/災害対応の各分野において事業を担うキーマン各 1 人を育成する。

(1)-3 事業化目論見

弊財団は、NEDO 人材育成講座や自主事業の経験を踏まえて、ロボット性能評価手法を活用した事業を立ち上げる。具体的にはロボット操縦者の技能育成およびその認定に関する事業等について、NEDO 人材育成講座のキーマンや福島 RTF を運営する（一財）福島イノベーション・コースト構想推進機構、ロボット性能に関する標準化関係団体等と連携しながら事業を立ち上げる。この促進のため、本事業では人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を通して、ロボット操縦者の技能育成およびその認定事業推進のキーマンの育成等を行う。

(2) 成果と達成状況

本人材育成講座の目的は、福島 RTF が継続的に利用されるためにロボット性能評価手法や RTF 利用方法について理解し、将来この分野に関する事業推進のキーマンとなる人材（受講生）の育成および無人航空機/橋梁点検、水中ロボット/ダム河川点検、陸上移動ロボット/災害対応の各分野において事業を担うキーマンとなる人材（主任講師）各 1 人を育成することである。この目的の実現のために、人材育成講座の実施、人的交流等の展開および周辺研究を実施した。

2018～2020 年度の 3 ヶ年にわたり次の 3 講座を開催した。

- ・ 無人航空機を活用した橋梁点検分野に関する性能評価講座（橋梁分野）
- ・ ロボットを活用したダム及び河川点検分野に関する性能評価講座（水中分野）
- ・ ロボットを活用したトンネル及びプラント災害調査分野に関する性能評価講座（陸上分野）

各講座は、座学と実習・演習から構成される。主任講師を中心にしたステアリング委員会を設置して、カリキュラムの作成、座学対応、実習・演習対応等の運営を行った。

2019 年 1 月から募集を開始し、3 分野に 179 名の応募があった。2019 年度にも 21 名の追加応募があり、応募者累計は、200 名であった。座学は、福島（南相馬市）、東京、名古屋、大阪の 4 地区において 50 回開催し、延出席者数は 546 名であった。福島 RTF での実習として、2019 年 11 月に陸上分野のプラント実習を開催した。2020 年度に計画した実習は、コロナ禍のため中止とし、実習代替として演習を実施した。2020 年 11 月にトンネル演習、水中演習、2020 年 12 月に橋梁演習を行い、2021 年 1 月に演習動画を受講生に配信しレポートをまとめることで実習の代替とした。本人材育成講座を修了した 40 名に修了証書を授与した。本講座の内容を広く PR するため、キックオフシンポジウムをはじめとして最後の事業成果報告シンポジウムまで合計 4 回のシンポジウムを行った。

2020 年 2 月 10～16 日、主任講師（1 名）を団長とする 8 名が、ロボット性能評価手法の標準化並びに福島 RTF の有効活用を目的に、この分野において先行する米国におけるロボット性能評価手法標準化への取組み及び福島 RTF の利活用状況に関する現地調査を実施した。

人材育成講座の開催実績を基に、主任講師は各分野の性能評価手順書の改訂方針およびロボット性能評価手順の応用について取りまとめた。

(2)-1 ロボット性能評価手順書の改訂

主任講師は、今までの人材育成講座から得られた知見に基づいて、ロボット性能評価手順書の改訂すべき内容を検討し、ロボット性能評価手順書の改訂方針を作成した。

- ・ 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 性能評価手順書の目的をはっきりさせる
 - (イ) 部位（上部構造，下部構造）に対する試験方法だけでなく、以下の条件での性能評価試験を行う方法を手順書に記載する
 - (ウ) 橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書の位置づけをはっきりとすべく、Dress プロジェクトの第三者上空飛行のための無人航空機の性能評価手順書，およびNISTのStandard Test Methods for Aerial Systemsとの関係性を記載する
 - (エ) (4)「安全対策に関する項目」を記載する（性能評価試験を行う際に，具体的な実施した安全対策や，試験者の具体的な行動など）

- ・ ダム・河川点検のための無人航空機性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 利用者により分かり易く、使い易い記述へ
 - (イ) 既存の試験手法（NIST 等）とのリンク・引用
 - (ウ) 試験項目の追加
 - (エ) ダム点検と河川点検に関する記述の統一感
 - (オ) 試験項目の妥当性評価

- ・ トンネル災害およびプラント災害対応のための陸上移動ロボット性能評価手順書の改訂方針
 - (ア) 共通基本性能（NIST ASTM をベースとした性能評価）
 - 全体的に箇条書きのようになっているので、文章としての説明が必要（個別性能、総合性能と書き方が合致していない）等
 - (イ) 個別性能（防爆性能）
 - 説明、用語の補足が必要。（防爆の基本的な説明の追加。平易な説明が必要）等
 - (ウ) 総合性能評価試験（ミッション型試験）
 - プラント実習、トンネル演習をモデルケース（サンプル）として掲載、実習アンケート「手順書を読んだだけでは再現できない」への対応が必要等

(2)-2 RTF への提案

主任講師は、ロボット性能評価手順書の改訂版に基づいて、RTF の設備仕様、RTF の運営等についての改善要望をまとめた。（(2)-1 ロボット性能評価手順書の改訂に含む）

(2)-3 ロボット性能評価手順の応用検討

主任講師は、人材育成講座から得られた知見に基づいて、ロボット性能評価手順の新たな分野への応用等を検討した。

・ 橋梁分野

- (1) NIST が公開している Implementing Standard Test Methods に示されている Combine and Sequence や Embed into Scenarios などと求められる長時間フライトを使用した試験に応用可能。
- (2) UAV 使用した性能評価試験では、橋梁点検に焦点を当てられていたが、インフラ点検や災害対応に活用する「ロボット性能評価手順書」で採り上げられている「ダム・河川点検」対応、「トンネル災害・プラント災害」対応にも応用できる。
- (3) 受講者レポート分析から、以下の応用例が考えられる。
 - ・ UAV による建築物（マンションやビル）点検に伴う性能評価試験
 - ・ UAV の機体が目視できない状況での性能評価や小型 UAV しか進入できない場所の性能評価試験
 - ・ 橋梁舗装面側を用いた性能試験

・ 水中分野

- (1) 海岸保全施設：「海岸保全施設維持管理マニュアル」（農水省／国交省）が発行されている。海中部分（前面海底地盤、根固工、基礎工）で潜水調査が必要とされている項目については基本的にダム・河川と同様に性能評価手順書の作成が有用。
- (2) 橋脚等の水中部：国交省が発行している点検要領の中で、特に橋脚の水中部の点検に関して別に指針が出されており、これを参考に性能評価手順書を作成することが可能。他の水中構造物もそれに準じて作成可能。
- (3) レスキュー・サルベージ：NIST の STM の項目の多くは、レスキュー・サルベージを想定したもの。これらを適宜引用しつつミッション型試験を構築することで性能評価手順書を作成可能。
- (4) 養殖漁業、船底検査：特に点検要領のようなものは無いが、既に実績のある分野。要求される性能の集約を行うことで性能評価手順書の作成は可能。

・ 陸上分野

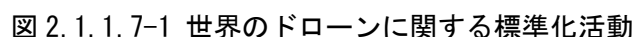
- (1) 頻度の高い災害（消防業務従事者にとって日常的災害（火災、水害、土砂災害、山岳救助、etc.）
- (2) ニューノーマルなロボット応用分野（コンビニ業務、運搬、受付、巡回、消毒、etc.）

(2) -4 2022 年 11 月時点の状況：

ロボット性能評価手法に係る特別講座の完了後に上述の改訂方針を METI、NEDO 等の関係者に伝え、性能評価手順書の継続的な維持改訂を提案中であるが実現できていない。

(実施期間：2年間（2018年度～2019年度））
(実施先：国立研究開発法人 産業技術総合研究所、株式会社自律制御システム研究所、独立行政法人 労働安全衛生総合研究所、国立大学法人 東京大学、株式会社プロドローン、イームズロボティクス株式会社)

小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化の実現が期待されている。新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準」に係る委託業務事業の一環として、無人航空機性能評価基準の研究を実施している。近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や災害対応等において、無人航空機の利用が期待されている。これらの利用分野において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全な飛行を実現するため、信頼性の高い機体の設計や安全機能等の性能評価に関する具体的な試験法案及びその評価手法の開発がドローン版耐空証明には必要とされる。現在、目視外及び第三者上空飛行を可能にするための安全性評価や安全規格およびその試験法等を整備する標準化活動は、図 2.1.1.7-1 のように世界中で研究開発が実施されしを削っている。



6-269

ASTM International Key Figures and Some of Working Group

- 1898 ~ (列車のトラックに関する標準の発行)
- 12500+ Global ASTM Standards
- 30000+ Volunteer Members
- 140+ Participating Countries

A	Ferrous Metals
B	Nonferrous Metals
C	Cementitious, Ceramic, Concrete and Masonry Materials
D	Miscellaneous Materials
E	Miscellaneous Subjects
F	Materials for Specific Applications
G	Corrosion, Deterioration, and Degradation of Materials

F37: Light Sport Aircraft
F38: Unmanned Aircraft Systems
F39: Aircraft Systems
F55: General Aviation Aircraft

図 2.1.1. 7-2 ASTM のワーキンググループ

ASTMと航空法

ASTM LSA Trainingマニュアルより

- Regulations and Standards
 - Regulation: A rule or order issued by an executive authority or regulatory agency of a government and having the force of law
 - Standard: The definition of terms; classification of components; delineation of procedures; specification of dimensions, materials, performance, designs, or operations; measurement of quality and quantity in describing materials, processes, products, systems, services, or practices; test methods and sampling procedures; or descriptions of fit and measurements of size or strength

Regulatory System Approach



図 2.1.1. 7-3 第三者認証機関と航空法

F38 Unmanned Aircraft Systems

- **F38.01** Airworthiness
- **F38.02** Flight Operations
- **F38.03** Personnel Training, Qualification and Certification
- **F38.90** Executive

Active Standards
F2851-10: UAS登録と表示 (小型を除く)
F2910-14: 小型UASの設計と構築の標準仕様
F2911-14e1 小型UASの製造 Acceptance
F3002-14a 小型UASのC2システム設計の標準仕様 *
F3003-14 小型UASの品質保証の標準仕様
F3005-14a 小型UASのパッケージの標準仕様 *
F3201-16 UASのソフトウェアの依存性確認
F3269-17 複雑な機能を持ったUASの飛行安全に関する方法
F3298-18 固定翼UASの設計、構築、認証 *

Proposed Standards
WK16285 250~550kgの固定翼の設計/性能仕様
WK27055 UAS識別IDとトラッキングに関するPractice
WK53964 VTOLの設計、構築、テスト
WK56338 第三者上空運航のための新しい仕様
WK56338 第三者上空を飛ぶUASの安全性
WK60171 小型UASの性能仕様 *
WK60936 小型UASの音響ベースのDetect and Avoid
WK60937 UASのための燃料電池の設計
WK57659 固定翼UAS設計、構築、立証
WK62668 Detect and Avoid 性能要求 /WK62668 DAA
WK62670 大型UAS設計と構築

図 2.1.1. 7-4 F38 委員会の中で議論されている項目

一方、そのような航空分野の活動を行ってこなかった日本では、無人航空機が登場したことにより、民間専門機関と政府機関の連携の場として、官民協議会を立ち上げ「空の産業革命に向けたロードマップ」等を作成するなどの活動を実施してきた。

2017 年 5 月に改訂が行われた「空の産業革命に向けたロードマップ」では、飛行させる空域や飛行の方法に応じて飛行レベル 1~4 を定義し、2018 年頃に無人地帯での目視外飛行 (レベル 3)、2020 年代頃以降に有人地帯 (第三者上空) での目視外飛行 (レベル 4) による無人航空機の利活用を本格化させるとしている。これを実現するための環境整備の一環として、2017 年度に国土交通省と経済産業省が事務局となって「無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」が開催され、2018 年 3 月にレベル 3 の実現に向け「無人航空機が目視外飛行に関する要件」が取りまとめられたところであり、今後「無人航空機の飛行に関する許可・承認の審査要領 (以下、審査要領)」に反映される見込みである。

こうした流れを受け、今後はレベル4の実現、つまり、第三者上空での目視外飛行の実現に向けた要件検討が求められている。これに資するため、第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準や手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている。

このため、本プロジェクトでは、物流、インフラ点検、災害対応等の分野で活用できる無人航空機の性能評価手法を図 2.1.1.7-5 に示す第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準、手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている項目一覧を基に検討するとともに、性能評価手法を検証するための飛行試験等を実施する。

性能項目区分		性能項目例	性能項目区分		性能項目例	性能項目区分		性能項目例
飛行性能	基本飛行性能	飛行速度	信頼性	システム全般	機体全体（HW&SW）	耐環境性能	耐気象環境	気象全般
		航続時間			HW全般			温度
		飛行距離			SW全般			風
		飛行高度			推進システム			高度
		飛行安定性			燃料システム			降雨
離着陸性能	重量	冷却システム		雪	湿度			
	誘導精度	バッテリー性能		結露	氷			
	基本離着陸性能（離発着面積等）	ジェネレータ性能		雷	静電気			
	狭あい空間における離着陸性能	ケーブル		かび	塩霧			
	離着陸性能	冗長性		アンテナ性能	砂塵			
衝突回避	衝突回避能力	送信性能	水	耐周囲環境	耐電磁環境	耐危険環境	電波干渉・電波妨害	
	視認性	受信性能	防爆					
	飛行継続（異常回復）	テレメトリ	放射熱					
	飛行継続（飛行経路逸脱防止）	通信品質・セキュリティ	化学					
	飛行中断	寿命	生物					
安全性	異常発生時の落下防止	落下時の警告	強度	耐久性	環境負荷性能	騒音、廃棄等		
		落下分散	耐食性					
		落下速度低減	構造の耐久性					
		落下時の衝撃吸収						
		発火・誘爆						
落下時の危害軽減								

図 2.1.1.7-5 第三者上空における目視外飛行が可能な無人航空機の性能評価のための基準、手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている項目一覧

物流、インフラ点検及び災害対応等の分野で活用できるロボット及び無人航空機の性能評価手法の開発を促すとともに、それらを社会実装するためのシステム構築等を進める。具体的には、以下の研究開発項目について実施する。

研究開発項目①「ロボット・ドローン機体の性能評価基準等の開発」

(1) 性能評価基準等の研究開発

6) 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準

(i) 求められる性能評価の研究開発

目視外及び第三者上空飛行に向けた性能評価基準の導出のため、国土交通省航空局審査要領の耐空類別 N 類相当の分析及び世界の性能評価基準分析を実施する。

(ii) 性能評価の手法の検討

(i) の評価項目の他に、落下分散、衝突安全、騒音評価の評価項目の機体技術（信頼性及び安全性、危害抑制、騒音対策等）、制御技術の性能評価手法を分析し、（危害抑制機能の自動作動等）の性能評価基準に資する素案を作成する。

(iii) 性能評価基準の検証

落下分散、衝突安全、騒音評価等の評価を運用条件シナリオに合わせて福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、上記の(ii)で作成された各種性能評価基準に資する飛行試験に加えて複数の無人航空機が同時に発生する総音圧レベルや異常発生時を想定した際の衝撃量の定量化及びデータ取得等を実施する。

なお、本事業を円滑に推進するための委員会を設置し運営する。また、進捗及び成果は「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」等に報告し、それらの検討に資するものとする。

本事業は、無人航空機という新規性と先進性の高い産業機械の性能に関して、目視外及び第三者上空での飛行に際して要求される適合証明に必要な評価法、汎用性を有した試験法などを開発することで、社会実装に貢献することが社会での位置付けとなる。これは、国外各国でこれから取り組もうとしている社会課題であり、世界に先駆けて本事業で挑戦するものである。

（２）研究開発目標と根拠

本事業では、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、機体の安全性や信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法に関する研究開発の結果を取りまとめることを目標としている。具体的には、無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、落下時の地上危害に関するリスク分散、対人衝突安全に関する研究、第三者上空飛行時の騒音の評価手法の研究開発を実施している。目視外及び第三者上空等での飛行に向けた性能評価手法を検討し、福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用した検証を行う。達成目標については、図 2.1.1.7-6 のように検討会等での議論を踏まえて必要に応じて改定する。



図 2.1.1.7-6 性能評価基準等研究開発プロジェクト概要

検討会等での議論を踏まえ必要に応じた性能評価を図 2.1.1.7-7 のサブテーマ①で分析し、サブテーマ②の研究開発目標へフィードバックを行う。
性能項目分析のステップは、図 2.1.1.7-8 に示す通りである。



図 2.1.1.7-7 性能評価手法及び評価基準検討とデータ取得試験／飛行試験

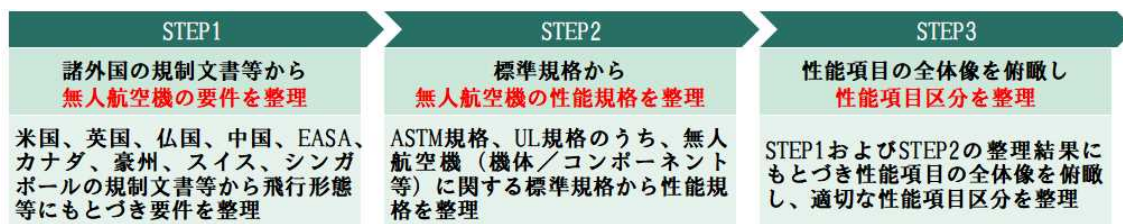


図 2.1.1.7-8 性能項目分析ステップ

(NEDO)「生活支援ロボット実用化プロジェクト」

NEDO → 協議 → プロジェクトリーダー
研究部門長 比呂川 博久

協議 → 推進

①生活支援ロボットの安全性検証のための検討

- ・第1)日本産業技術研究所
- ・第2)産業技術総合研究所
- ・第3)情報安全工学総合研究所
- ・名古屋大学
- ・一財)日本品質保証機構
- ・第7)日本ロボット工業会
- ・第8)製造技術開発センター

②安全信頼を導入した機動作業型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・パナソニック(株)
- ・富士通システムインテグレーション(株)

③安全信頼を導入した人型 humanoid 型（家庭・日常生活型）ロボットの開発

- ・CYBERDYNE(株)
- ・筑波大学

④安全信頼を導入した人型 humanoid 型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・本田技研研究所
- ・トヨタ自動車(株)
- ・フォージョーランドシステムズ(株)
- ・国立高度医療センター
- ・アイシン精機(株)
- ・日本橋洋行(株)
- ・オプティクス(株)
- ・デンソー(株) → 大阪大学 共同開発

⑤安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・東京理科大学

⑥安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑦安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑧安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑨安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑩安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑪安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑫安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑬安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑭安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑮安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑯安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑰安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑱安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑲安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

⑳安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉑安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉒安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉓安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉔安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉕安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉖安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉗安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉘安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉙安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉚安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉛安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉜安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉝安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉞安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㉟安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊱安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊲安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊳安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊴安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊵安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊶安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊷安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊸安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊹安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊺安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊻安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊼安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊽安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊾安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

㊿安全信頼を導入した施設型（施設を中心）生活支援ロボットの開発

- ・大阪大学

研究期間：平成21年度～平成25年度（5年間）

プロジェクト予算：平成21年度 16.0億円、平成22年度 23.6億円（補正予算含め）

平成23年度 11.5億円

本プロジェクトでロボットの安全性基準が確立されることで、家庭や公共空間において生活支援ロボットが導入され、生活の質や利便性向上が可能となります。また、国内のロボット産業の活性化、さらには日本発の国際標準が世界へ普及することにより、世界市場規模に大きく貢献することが期待されます。

NEDO

委託

①社会受容性検証
航空機N類の耐空性審査要領等の分析に基づく基準

②落下分散
・プロドローン

③衝突安全
・自律制御システム研究所

④騒音計測
・イームズロボティクス

・産総研
・安衛研
・東京大学

ロボット・ドローンが活躍する最先端社会の実現プロジェクト
Drones and Robots for Ecologically Sustainable Societies project

ロボット・ドローンの性能評価基準等の開発
(1)性能評価基準等の研究開発
(2)目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行の本格化に向けた検討体制（案）

資料 1 - 2

The diagram illustrates the proposed review system for unmanned aircraft flights outside visual line of sight and over third-party airspace. It is organized into four main functional areas:

- 物流における運用指針の策定 (Establishment of operation guidelines for logistics):** Led by the Ministry of Land, Infrastructure, and Transport (国土省), this area involves the Logistics Drone Port Network Association (物流用ドローンポート連絡会) and the Logistics Drone Port System (物流用ドローンポートシステム). It includes a task force for reviewing guidelines for drone use in logistics.
- 航空法に基づく審査要領の改訂 (Revision of examination guidelines based on the Aviation Act):** Led by the Ministry of Transport (国土省), this area involves the Civil Aviation Authority (航空局) and the Ministry of Health, Labour and Welfare (経産省). It includes a task force for reviewing examination guidelines for flights outside visual line of sight and over third-party airspace.
- 無人航空機の性能評価基準の策定 (Establishment of performance evaluation standards for unmanned aircraft):** Led by the Ministry of Economy, Trade and Industry (経産省), this area involves the Ministry of Defense (NEDO) and the Ministry of Health, Labour and Welfare (経産省). It includes a task force for reviewing performance evaluation standards for unmanned aircraft.
- 無人航空機分野の国際標準化 (International standardization in the unmanned aircraft field):** Led by the Ministry of Economy, Trade and Industry (経産省), this area involves the International Organization for Standardization (ISO) and the Japan Standards Association (JSA). It includes a task force for reviewing international standardization in the unmanned aircraft field.

The central part of the diagram shows the flow of information and coordination between these areas. A red arrow points to the '無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討委員会' (Review Committee for flights outside visual line of sight and over third-party airspace), which is the central body for reviewing and coordinating the efforts of the four functional areas. Below this, a red circle highlights the '無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討委員会' (Review Committee for flights outside visual line of sight and over third-party airspace).

将来の産業を
成した試験法
⇒低コスト高
効率試験法

6-274

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.1.7-1 スケジュール

事業項目	2018 年度				2019 年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
1) 無人航空機の性能評価手法の開発 (担当：産総研)		委員会開催						
2) 無人航空機の性能評価手法の素案 の作成		PJ 推進会議開催						
①無人航空機飛行性能の検討 (産総研)		航空機 N 類耐空性能分析技術の研究	福島 RTF 実証試験			風洞試験研究開発		
		イームズ社と試験手法開発						
		メーカー 3 社騒音計測試験						
		騒音評価法比較検証						
		落下試験装置研究開発@福島 RTF				大型落下試験装置研究開発@鳥羽		
		アンテナ性能評価研究開発(メーカー 3 社アンテナ試験)						
		標準試験法 (STM) 研究開発						
②無人航空機の飛行性能の調査 (東大)		各国認証制度等分析の研究						
		落下分散地上危害低減技術 (スカイガードレール) 研究開発						
③対人衝突安全性の検討 (安衛研)		対人衝突安全性評価の研究						
		対人切傷安全性評価の研究						
④無人航空機の安全性に関する研究開発 (自律研)		対人衝突安全試験装置開発 (福島ロボットテストフィールドで実証試験)				新型衝突安全試験装置開発@清瀬		
		対人衝突頭部インパクト試験装置開発						
		騒音計測試験@産総研						
		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		アンテナ性能評価試験@富岡				風洞試験研究開発@航装研		
⑤無人航空機の環境に関する研究開発 (イームズロボティクス)		騒音計測研究開発 (メーカー 3 社騒音計測試験支援)						
		騒音計測試験@産総研						
⑥無人航空機の危害抑制に関する研究開発 (プロドローン)		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		アンテナ性能評価試験@富岡						
		落下分散試験手法開発@鳥羽						
		騒音計測試験@産総研				燃料電池ドローン衝突試験@城里		
		落下・対人衝突試験@福島ロボットテストフィールド						
		福島 RTF 実証試験				アンテナ性能評価試験@富岡		

●実施体制：

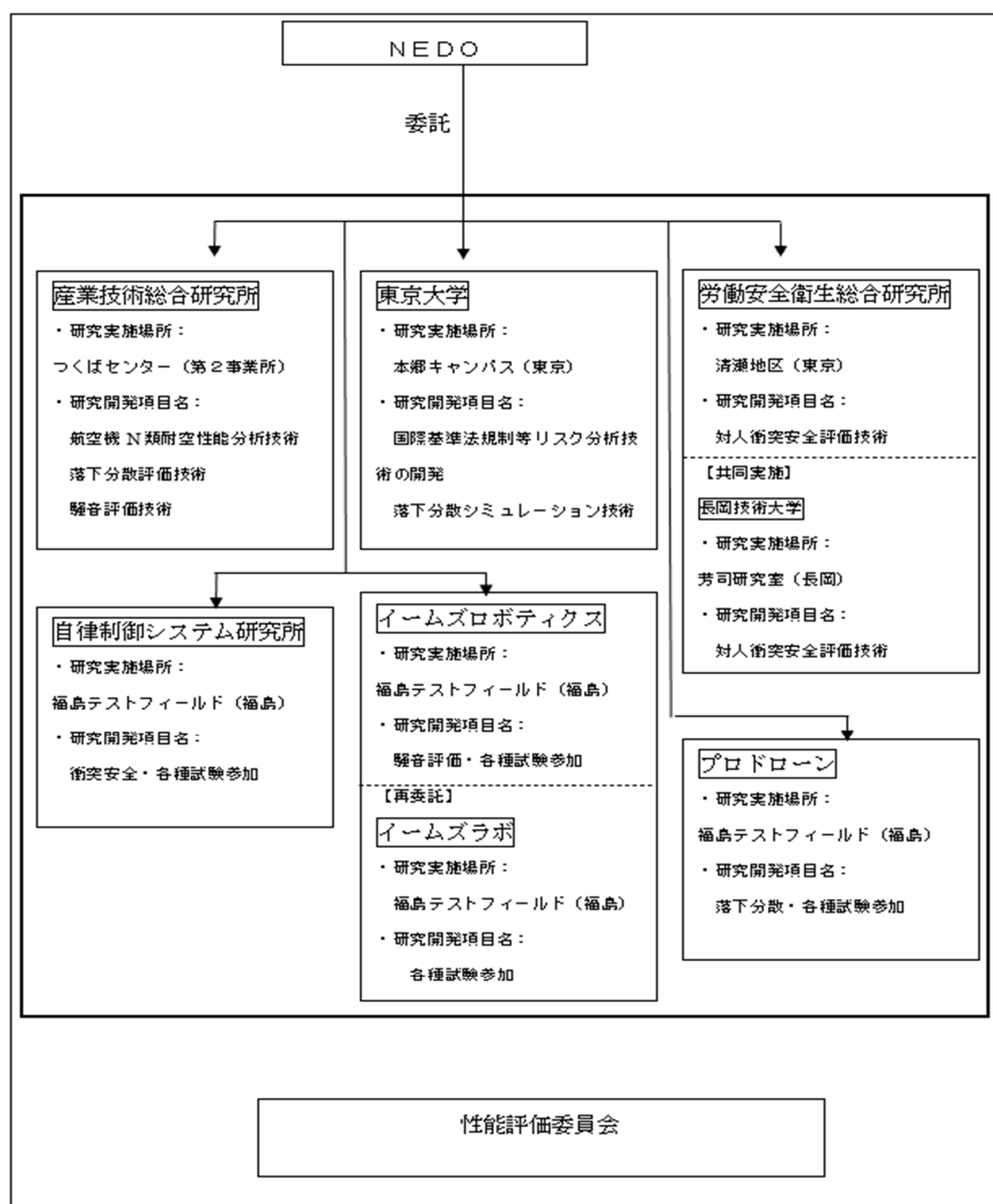


図 2.1.1.7-11 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

1) 無人航空機の性能評価手法の開発 (担当：産総研)

2) 無人航空機の性能評価手法の素案の作成

①無人航空機飛行性能の検討 (担当：産業技術総合研究所)

国内外における無人航空機の事故発生状況の調査、無人航空機の日視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能評価手法調査、無人航空機性能評価基準検討委員会の実施、無人航空機性能評価手順書の作成と公表を達成した。また、無人航空機飛行性能の検討、国土交通省航空局審査要領の耐空類別 N 類相当及び世界の性能評価基準分析、無人航空機の第三者上空飛行の安全性・信頼性に関する調査、大型ドローン落下受止装置試験法の開発、無人航空機の飛行性能の調査、小型無人航空機の利用分野ごとのアセスメント、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案検討、NEDO 研究成果及び国内基準検討動向調査、海外基準検討動向調査、米国の小型無人機の社会実装推進活動 (NUAIR) の調査、福島ロボットテストフィールドにおける性能評価基準及び試験方法の試験実施を達成した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の日視外及び第三者上空飛行等に必要となる機体の性能を評価する手法について「無人航空機性能評価基準検討委員会」において検討し、2019 年度までに取りまとめで公表する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②無人航空機の飛行性能の調査 (担当：東京大学)

無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。具体的には、無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために海外諸外国において講じられる、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討すると共に、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法についての検討を行った。更に、小型無人航空機の利用分野毎のリスクアセスメントの実施、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案の検討、NEDO 研究成果及び国内基準検討動向の調査、海外基準検討動向の調査、性能評価に関する調査を行った。

また、機体の落下分散に関する地上への危害低減の安全性能評価手法の一つとして、高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのカードインフラの検討を実施した。機体の落下分散範囲に該当する地上がガードレールで覆われている上空であれば、低リスクで無人航空機は横切ることが可能なスカイガードレールを研究検討調査した。自動車と異なり飛行機械は軽量でないと飛ばないために非常に軽量に製作されていることから、過剰な耐力や高コストの施工とならないように、少ない部品の種類の組み合わせで施工可能なために、産業的に普及することを考慮した構造となっている。実際に、スカイガードレールユニットを 2 個つないだ構造体を、2019 年 3 月 13-15 日に幕張メッセで開催されたジャパンドローン展の NEDO 出展ブースにて、実物展示を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性、及び安全性を評価する手法について検討する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③ 対人衝突安全性の検討（担当：労働安全衛生総合研究所）

ドローンが関係するシステムの安全性評価は、ドローンを設計・製造し、仕組みを理解している製造業者がもっとも実施しやすい。そこで、本プロジェクトに参画している製造業者と連携し、運送・配送システムの実用化を検討している運用側の事業者等でも、安全性評価を実施できるように、リスクアセスメントの実施手引等を作成して一般に公表することを提案した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行に従事する労働者等への危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される対人安全性を評価する手法を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④ 無人航空機の安全性に関する研究開発（担当：株式会社自律制御システム研究所）

騒音評価、落下分散、衝突安全等の評価を運用条件シナリオに合わせて福島ロボットテストフィールドや福島浜通りロボット実証区域等を活用して飛行させ、作成された各種性能評価基準に資する飛行試験を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするための方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される安全性を評価する手法やそれに資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤ 無人航空機に関する研究開発（担当：株式会社イームズロボティクス）

福島ロボットテストフィールドでホバリングするドローンを真下、45 度、真横に 10m から 50m までの計測した音圧をグラフ化。さらに、音響パワーレベルから「距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差（dB）」を引いた予想値グラフ（黒線）を検証した。470 機の場合、風速 10m 毎時と強い風が吹き計測値がバラバラだったが、ACSL 機と 695 機はほぼ 4 つのグラフの傾向が同じであった。

従って、残響室でドローンの音響パワーレベルを計測し、距離による減衰値からドローンの音圧が計算できる方法がドローンの音圧を表現する適正な手段であることを確認した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行を環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑥ 無人航空機に関する研究開発（担当：株式会社プロドローン）

飛行初期条件のホバリングから、産総研で開発した落下受止装置への無人航空機（ドローン）の落下試験を実施することにより、落下時の終端速度を測定し、落下分散のシミュレーションや地上への衝突試験条件の検討を行い安全評価手法の検討を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするため、第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法とそれに資する性能評価基準を研究開発する。	目標達成	◎	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「無人航空機の性能評価手法の開発」

5.1.1. 「国内外における無人航空機の事故発生状況の調査」(実施者：産業技術総合研究所)

国外における無人航空機の事故発生状況に関する動向

国内における無人航空機の事故発生状況に関する動向調査結果を踏まえて、経済産業省や国土交通省等の関係者と意見交換し、無人航空機性能評価手順書に反映させた。

産業技術総合研究所知能システム研究部門では、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準」に係る委託業務事業(以下、「本事業」)の一環として、無人航空機性能評価基準の研究を実施しており、その中で、

「無人航空機性能評価手順書作成支援業務」は、2020年春に予定されている本事業の成果となる「性能評価基準書」の完成を見据え、無人航空機が第三者上空を飛行するために必要な性能の試験法を作成し手順書にまとめる作業である。2018年度から2019年度にかけて「無人航空機性能評価手順書」の作成支援に必要な動向調査を実施した。具体的には、無人航空機の機体に関する標準規格等の官民協議会等における検討状況や無人航空機の事故の発生状況等に関する国内外の動向等を調査し、経済産業省産業機械課と国土交通省航空局安全企画課と意識合せをしたうえで、性能評価手順書の構成や内容等に適宜反映する作業を実施した。特に、世界的に未だ定まっていない無人航空機のルールや国家としての考え方を関係省庁との信頼関係を基に意見交換をした上で、臨機応変に適切な良案を提示し、本事業の目的や趣旨と結びつける作業を実施することで、無人航空機産業の社会実装に貢献している。

また、近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や災害対応等において、無人航空機の利用が期待されている。これらの利用分野において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全安心な飛行を実現するために、安全性・信頼性に関する利用可能な国内外の技術等の集積が必要である。そのための無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性・信頼性に関する調査を実施した。

無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性・信頼性に関する利用可能な国内外の技術等の集積を行い、性能評価装置や運航管理システムも含めた総合的な調査を実施した。作業にあたっては、無人航空機試験関係者へのヒアリングや試験準備・試験実施・試験データ取得・試験データ整理・記録等の一連の試験関連作業との情報共有を通じて、必要な情報を収集し、方策のとりまとめを実施した。

5.1.2. 「無人航空機が目視外及び第三者上空飛行等に必要な機体の性能評価手法」

(実施者：産業技術総合研究所)

無人航空機の利用分野において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全な飛行を実現するため、信頼性の高い機体の設計や安全機能等の性能評価に関する具体的な試験法案及びその評価手法の開発が必要であり、その開発に取り組んだ。具体的には、無人航空機の信頼性向上に向けて、現在、目視外及び第三者上空飛行の飛行申請の審査に資する無人航空機の機体の安全性能を評価する試験法の考察、工程記録、とりまとめ等の開発支援作業やその手順書作成の作業を実施した。各作業にあたっては、文献やインターネット等による机上調査の他、専門家や無人航空機機体メーカーへのヒアリング調査なども行いながら進めている。

人航空機の性能評価手法の素案の作成

a. 無人航空機飛行性能の検討

a-1. 国土交通省航空局審査要領の耐空類別N類相当及び世界の性能評価基準分析

目視外及び第三者上空飛行に向けた性能評価基準の導出のため、国土交通省航空局審査要領の耐空類別N類相当の分析及び世界の性能評価基準分析を実施した。

諸外国の動向調査結果、2016-2017 年度成果で整理された性能項目をもとに、無人航空機性能評価手順書の全体骨子（性能項目区分＋性能項目）を整理した。

表 2. 1. 1. 7-2 無人航空機性能評価手順書の全体骨子

性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例	性能項目区分	性能項目例
飛行性能	基本飛行性能	信頼性	システム全般	耐気象環境	気象全般
	飛行速度		機体全体 (RIS & IS)		温度
	航路時間		RIS 全般		風
	飛行距離		IS 全般		高度
離着陸性能	飛行高度	電気系統	推進システム	耐環境性能	降雨
	飛行安定性		燃料システム		電
	旋回		冷却システム		湿度
	誘導精度		バッテリー性能		振動
衝突回避	基本離着陸性能 (離着陸距離等)	通信系統 (C2 リンク等)	ジェネレータ性能	耐電磁環境	水
	狭い空間における離着陸性能		ケーブル		雷
	衝突回避能力		冗長性		静電気
	高度性		アンテナ性能		カビ
安全性	異常発生時の落下防止	耐久性	送信性能	耐危険環境	砂塵
	飛行継続 (飛行継続距離防止)		受信性能		水
	飛行中断		テレメトリ		電磁干渉・電磁妨害
	落下時の接触防止		通信品質・セキュリティ		放射線
	落下時の警告		寿命		放射能
	落下分散		強度		化学
	落下速度低減		耐食性		生物
	落下時の衝撃吸収		構造の耐久性		放射線雪崩気
	焼火・誘爆				環境負荷性能
					騒音・振動等

a-2. 無人航空機の第三者上空飛行の安全性・信頼性に関する調査

近年、小口輸送の増加や積載率の低下などエネルギー使用の効率化が求められる物流分野や災害対応等において、無人航空機による目視外及び第三者上空での安全安心な飛行を実現するために、安全性・信頼性に関する利用可能な国内外の技術等の集積が必要である。このため、無人航空機の第三者上空飛行に係る安全性・信頼性に関する調査として、①第三者上空飛行に必要な機体の安全対策に関する調査、②機体の性能評価装置に関する調査、③第三者上空飛行に必要な運航管理・体制等の安全対策に関する調査を実施した。

a-3. 大型ドローン落下受止装置試験法の開発

大型ドローンは、自動車が道路や信号、ガードレール、車線、駐車場、パーキングタワーなどのインフラに依存しているのと同様に、ドローンにも特に離着陸の部分でインフラに強く依存することが考えられる。これは、現在の航空機が固定翼機、回転翼機共に広大な敷地を有する空港というインフラなしに運用が成り立たないことを見るとよく理解できる。周囲にいる人に対する対人安全技術を含めた位置決め技術の不足を広大な敷地のインフラが補っているのである。このような大型インフラに依存する輸送システムは、陸上では鉄道がこれに相当する。鉄道では、多くの人を乗り降りさせるためのプラットフォームの安全対策など、ドア to ドア性能を有する自動車は、カーポート程度のコンパクトな駐停車インフラにより利便性を獲得している。大型ドローンも、従来の航空機と一線を画して、カーポート程度のコンパクトな離着陸インフラを獲得することが予測される。このため、そのコンパクトな離着陸インフラにも応用が可能で、落下試験の受止め装置としても使用可能な装置の開発と落下試験法の研究開発を実施した。詳細は、後述するが、最初に開発した落下受止め装置は、総重量 7kg 程度のドローンであれば、高度 120m から落下しても、無傷で減速加速度 7G 以下での着陸が可能であった。ただ、総重量 25kg の大型ドローンの受止めでは支柱が破断するなどの性能限界があったこと

から、2019 年度には、25kg 以上の大型ドローンに使用可能な実用域の性能を有する落下受止装置の開発を実施した。

その結果、総重量 25kg のドローンの高度 60m からの落下も、無傷で減速加速度 5G 以下での落下受止めに成功した。10m 以下の低高度からの落下受止めでは、総重量 150kg の着陸荷重に耐える荷重試験に成功しているが、8 本ある支柱の 2 本の耐荷重が 250kg であることから、網上 5m 程度の低高度からの落下受止めでは 1t の機体でも無傷で着陸させることが可能な性能を有している。

b. 無人航空機の飛行性能の調査

無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。

b-1. 小型無人航空機の利用分野ごとのアセスメント

プロジェクトメンバーである独立行政法人労働者健康安全機構労働安全 衛生総合研究所機械システム安全研究グループの岡部康平研究員により実施された「運送ドローン」のリスクアセスメント結果を活用し、下記の条件で見直しを行った。

- i) 最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプター
- ii) 物流だけでなく災害時の被災状況確認（空撮）等及び物資輸送を対象
- iii) 目視外飛行
- iv) 第三者上空を飛行する

小型無人航空機に関する危険源は、機体の電源が投入されていないとき（電源 OFF 状態）と電源が投入されているとき（電源 ON 状態）で大きく異なるため、それぞれの特徴に応じた 2 種類の解析手法を用いた。電源 OFF 状態では、機体構成要素の故障モードからその上位アイテムへの影響を解析するボトムアップの解析手法（FMEA）を用いて解析を行った。一方、電源 ON 状態では、想定されるハザードを基にトップダウンの解析手法（FTA）を用いて解析を行った。また、“リスクの見積”に関しては、一般的には、「危害の酷さ」×「危害の発生確率」で求めるが、小型無人航空機の実証実験や実運用の十分な実績がなく、「危害の発生確率」の設定が困難であること、また、現時点では、より網羅的な解析が望ましいと考えられることから、「危害の酷さ」のみを用いて算定した。

b-2. 目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案検討

上述の小型無人航空機の利用分野毎のリスクアセスメント結果から、最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプターが、物流だけでなく災害時の被災状況確認（空撮）等及び物資輸送を目的に、

目視外及び第三者上空飛行する際に、備えるべき機能と性能評価の必要性から性能評価項目案を検討し、また、過去の NEDO プロジェクトの成果である「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目との比較を行い、その網羅性を確認すると共に、追加を推奨する性能評価項目案の検討を行った。作業の結果、リスクアセスメント結果から得られた性能評価が必要と考えられる項目の多くは「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目としてすでに含まれていることが判明した。「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の試験項目に追加を推奨する性能評価項目案は主に下記のとおり。

□航空機としての信頼性

目視外第三者上空飛行をするにあたっては、故障しにくい機体でなければならない。

□ペイロード把持機構の信頼性・故障許容性

第三者上空飛行をするにあたっては、ペイロードや荷物が落下しない機構である必要がある。

⇒例えば、把持機構の1故障(アーム1本の故障)であっても、荷物が落下に至らない、といった、安全性能のレベル。

□プロペラガード／ゲージの取り付けとその信頼性

万が一、緊急着陸や不時着をする/した場合に、第三者に接触、もしくは、第三者が接触しに来た場合に、プロペラにより怪我(指の切断、失明等)をしない、またはしにくい構造であること。

⇒プロペラへの接触を防御できる構造に応じたレベル分け。

□位置精度

例えば、機体もしくは地上局(GCS)が持っている地図情報を基に、建造物や地形との衝突回避を実施する場合、実際の地形(建物)、地図情報、機体位置の位置誤差が性能に影響を与える。

⇒位置誤差も性能として評価し、レベル分けする。

⇒測位性能、誘導性能等の要素別に分解し性能評価基準を定める。(位置精度、誘導精度、測位精度等、用語の定義を決める必要あり)

b-3. NEDO 研究成果及び国内基準検討動向調査

上記 b-2 で実施した「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の調査結果と、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」を比較した。文書名称のとおり、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」は安全基準で、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は手順書であり、記載内容が異なっている。JUAV の基準は、一般社団法人農林水産航空協会(以下「農水協」)が認定している農業用途の無人航空機以外の産業用機体(国内製造品・輸入品共に)を対象としたもので、目視内・目視外両方の飛行を想定し、機体カテゴリに応じて4種類ある。いずれも、本文と付録で構成されており、本文(概要、設計基準、保守点検基準、操縦者資格基準、運用基準、顧客管理基準)と2点の付録「性

能確認立会い検査基準」と「操縦技術確認基準」で構成されている。

この付録部分が NEDO の手順書に相当する。ただし、JUAV の基準の付録は、手順に関して詳細な規定にはなっていない。「JUAV の基準をベースとした NEDO の手順書の対応」、「NEDO の手順書をベースとした JUAV の基準の対応」状況を表で整理した。

また、無人航空機の性能評価項目・基準および評価手法を検討する際の参考とするため、JUAV の基準の制定背景とベースとなっている考え方について、JUAV の和田昭久理事と河野敬マルチローター委員長にヒアリング調査を行った。JUAV の基準制定の目的は、「産業用無人航空機の運用に係る安全確保」であり、その目的を達成するために、機体だけでなく、保守、操縦、運用、顧客管理といった、製造・販売から廃棄に至るライフサイクルを通じたトータルシステムで、サプライヤー（製造メーカ・販売者・輸入代行者）がトレーサビリティの責任を負うシステムになっている。2018 年 1 月に制定された「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼機（第三者無人地帯用）』」の安全基準は、それ以前に制定・運用されてきた『回転翼機（第三者無人地帯用）』（両者の区分は最大離陸重量 25kg 未満か以上かの違い）の安全基準をベースに、マルチコプターも考慮に入れて策定されたものであり、機体技術の向上や法整備状況等に応じて、適宜見直しを図る前提で運用されている。安全基準の内容は、『小型回転翼機』のベースとなっている『回転翼機』ほか『固定翼機』、『小型固定翼機』を含め、先行して農業用無人航空機の基準を保有・運用してきた農水協の基準を念頭に、会員の意見を踏まえて決定されたものとのこと。

～参考～ 機体カテゴリに応じた JUAV の産業用無人航空機安全基準

- ◆回転翼機（第三者無人地帯用）25kg 以上
- ◆小型回転翼機（第三者無人地帯用）25kg 未満
- ◆固定翼機（無人地帯用（事実上、第三者無人地帯用と同等））25kg 以上
- ◆小型固定翼機（無人地帯用（事実上、第三者無人地帯用と同等））200g 以上 25kg 未満

前述同様、4 種類いずれも、本文（概要、設計基準、保守点検基準、操縦者資格基準、運用基準、顧客管理基準）と 2 点の付録「性能確認立会い検査基準」と「操縦技術確認基準」で構成されている。設計基準の中で、性能及び品質に関する詳細項目は、メーカー責任で自主基準を設定させ、それを遵守させることを前提としている。JUAV として基準を明示しているのは、（１）外観・視認性（２）安全性要求基準（３）故障等のフェールモードや飛行安全のために考慮すべき事項等限定的であり、これに、基本的な飛行性能試験項目と合格基準が付されている。

以上、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の調査結果と、JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」の比較及び JUAV へのヒアリング結果から、JUAV の規程が安全基準であるのに対し、NEDO の「無人航空機の性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は、性能を測定する物差しのような存在であることから、将来的に、NEDO の「無人航空機の性能評価手順書(案)Ver. 1.0」は、JUAV の安全基準の参考として活用される存在になり得るのではないかと思料した。

b-4. 海外基準検討動向調査

小型無人航空機に関する海外の基準検討動向のうち、主にリスクベースによる性能評価基準策定の検討を行っている活動に焦点をあてて調査を行った。

まずは、インターネットで“小型無人航空機のリスクアセスメント”のキーワードで検索を行い、各文書の概要を確認した。検索で得られた公開資料による調査では、アセスメントの結果を小型無人航空機の性能評価基準ではなく、操縦ルールや運用基準に反映させている文書が多くみられた。MITRE (The MITRE Corporation) の sUAS (Small UAS) 耐空性評価ツール (sAAT) に関する文書は、リスクアセスメントの結果を性能評価基準等へ反映することも念頭に入れていることがわかった。

リスクアセスメントの用途として、FAA の Waiver 承認のための根拠資料であったり、sUAS に過剰な基準を貸さない代わりに、リスクが許容レベルであることを示す手法として紹介されているものが複数見られた。

ASTM (米国材料試験協会) の F3178-16 「Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems」を調査した結果、システム安全 (MIL-STD-882) と同様の手法であり、本事業で実施したリスクアセスメントと同様の手法であることがわかった。

ISO (国際標準化機構) の UAV 機体の製造及び補修に関する基準案を調査したところ、ISO では小型マルチローター機以外も対象範囲としているため、有人航空機のようにシステム毎に細かく規定していることが確認された。安全要求は、システム固有の安全基準として、各システムの章の中に記載されていることがわかった。システム固有の安全基準を以下に記す。

◆機体構造

荷重条件及び Damage tolerance and durability を要求。

◆電池（電源系）の安全

内容未記載

◆飛行制御系、及び、アビオニクス系

- ・ 飛行安全に係るクリティカルなアビオニクスは、効果的なロバスト性
- ・ 信頼性を持つこと。
- ・ 飛行安全に係るセンサ・IMU・電源系・通信系の Hardware 及び Software に対し、冗長系を要求。
- ・ 故障時の警報、電波リンク切断後の return-to-home 機能、パラシュート、故障後の GPS によるトラッキング機能、ラダー故障後の飛行制御の切り替え

また、耐環境性能に関しては、有人航空機に関する環境性能を規定した RTCA/D0-160 を参照していることがわかった。

b-5. 性能評価に関する調査

性能評価に関する調査国内外で検討されている小型無人航空機の性能評価に関する調査を下記4つの視点で行った。各調査結果概要と本プロジェクトへの参考になると考えられる点を下記にまとめた。

① 米国の小型無人機の社会実装推進活動（NUAIR）の調査

無人航空機の性能評価項目案、基準案及び評価手法の検討の参考とするため、米国 Northeast UAS Airspace Integration Research Alliance, Inc. (NUAIR) が主催する「2018 New York UAS Symposium」に参加し、ニューヨーク州北部で取り組まれている、米国航空システム（NAS）への無人航空機の安全な導入に向けた活動状況を調査した。その調査の結果、テロ対策が進む米国では、日本ではあまり議論されていない「無人機のサイバーセキュリティ」に関する意識が非常に高いことを確認した。本プロジェクトで「性能評価項目」の検討にあたり、一定の機能を有する無人機に対して、通信傍受、乗っ取り（ハイジャック）、UASからのネットワーク不正侵入防止機能の標準装備化等も検討する必要があると考える。また、今回のシンポジウムでは紹介されなかったが、NUAIRの取組みとして、NASAのコンセプトをベースに、2019年の完成を目指し計画が進められている無人機の性能評価試験設備（NUSTAR: National UAS Standardized Test and Ratings）が、本プロジェクトの「性能評価基準案や評価手法」の検討の参考になることが考えられ、今後の調査対象とすべきことがわかった。

② アメリカ国立標準技術研究所（NIST）性能評価手法調査

無人航空機の性能評価手法の検討の参考とするため、アメリカ国立標準技術研究所 NIST（National Institute of Standards and Technology）が取り組んでいる小型無人航空機の STM（標準試験方法）に関する調査を行い、ImPACT-TRC（※未来の高度な屋外ロボットサービス事業開拓への礎の構築を目指し、時々刻々と変化する未知の環境下、極限の災害現場でもタフに仕事ができる遠隔自律ロボットの実現に向けて、屋外ロボットのカギとなる基盤技術を競争的環境下で研究開発する内閣府主導のプログラム）に参加している NIST の Dr. Raymond Sheh 客員研究員より、NIST で開発し、ASTME54.09（災害対応ロボット）部会で現在検討中の小型無人機の基本的な運動性能と操縦性能に関する標準試験方法（STM: Standard Test Method）についてご教示いただくと共に、ImPACT 評価会用に製作した試験機材（プラスチックバケツや木材といった材料費1万円程度の安価で、世界中どこでも製作、試験実施できる汎用性の高い機材）を入手した。

～E54.09 で検討中の小型無人航空機に関する主な試験項目～

- ・操縦性能（姿勢維持・障害物回避・着陸性能）
- ・センシング性能（視覚映像・視覚色彩・聴覚・熱）
- ・ペイロード性能（カメラの焦点／ズーム・物体識別／搜索、地図作成）
- ・エネルギー性能（耐久時間）

詳細な試験手法は、E54.09 部会にて検討段階の非公開文書に明記されているため、本プロジェクトの成果報告用に、2019 年 1 月に同部会の小型無人機分野から正式に規格化された、NFPA（米国防火協会）の文書「NFPA2400」を入手し、災害対応無人機に関する具体的な STM を確認したところ、両者は非常に類似しており、「NFPA2400」は十分に活用できることが分かった。「NFPA2400」に記載されている試験項目は下記のとおり。

～NFPA2400 に記載されている主な試験項目～

- <遠隔操縦性能>
- ・飛行位置と周回時の安定性
 - ・回転指向性
 - ・着陸精度
 - ・障害物回避
 - ・飛行直進性と高度安定性

- <ペイロード性能>
- ・カメラの焦点とズーム機能
 - ・目標物の識別
 - ・目標物の確認
 - ・広域地図作成
 - ・物件投下精度

本調査は、2019 年度の NEDO プロジェクトの性能評価基準の活動で、NIST、技大と連携して、性能評価手法に関する標準試験方法の開発に向けて検討を行う際の貴重な足がかりとなった。

③ 性能評価手法に関する長岡技大へのヒアリング調査

「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」の改訂に役立てる目的で、国内で性能評価の第一人者であり、昨年度までの NEDO プロジェクトで「トンネル災害およびプラント災害のための対応陸上移動ロボット性能評価手順書 Ver. 1.0」の策定を主導された長岡技大の木村教授に、性能評価に関するヒアリングを行い、昨年度までの NEDO プロジェクトの性能評価活動で策定された「トンネル災害およびプラント災害のための対応陸上移動ロボット性能評価手順書 Ver. 1.0」の性能評価手順書策定の際の作業手順と手順書策定の要点を御教示いただいた。

(手順書の構成について)

手順書は主に NIST の STM (Standard Test Methods : 共通基本性能) をベースに、個別性能として「防爆性能」、トンネル・プラントで利用する前提で「総合性能」のほか、環境因子(煙や照明条件等)付加時の性能とロボットオペレーション時の懸念事項への対応(リスクアセスメント後、3ステップメソッドでリスク低減策のとりまとめ)を加えてまとめられている。

(手順書策定の考え方について)

手順書策定にあたっては、システムズエンジニアリングに基づいたトップダウンと開発側によるボトムアップの両方向から検討を行っている。個別の性能評価の検証に加えて、運用シナリオに基づいた総合機能試験を行うことで V モデルの妥当性確認まで行っているのが特徴と言える。NIST の STM を使用する意義としては、米国 DHS (Department of Home and Security) 所管による 10 年以上の取組みで、STM にはロボットを使用する現場の知見が多く入っており、ロボット開発側と使用する現場のギャップが埋められており極めて実用的であるということ。ロボットの社会実装にあたっては、性能基準だけでなく、試験手順書、要員認証の 3 つが必要である他、性能評価を検証したデータの信頼性も重要で、一回のデータが良いから満足ということではなく、統計的に証明できることも必要(例えば航空機なら 10 マイナス 9 乗、一般的な家電なら 10 マイナス 8 乗といったもの)。

(「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」に不足しているもの、今後検討が必要なもの)

特に、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」に対しては、システムズエンジニアリング的アプローチで整備していくべきとの助言が得られた。

- ・ システムズエンジニアリングの考え方(ボトムアップだけでなく、陸上ロボのようにトップダウンで広く課題を抽出して統合してまとめあげること)が重要。
- ・ 環境因子の設定
(どんなところでどのように使用されるのか。シナリオと現場の環境設定・調査の不足)
- ・ 検証データの信頼性・統計的優位性
(1 回だけ良いデータが取れたではダメ)
- ・ 試験結果を記載する様式
(チェックシート)

④ 性能評価基準と評価試験開発に関する労安研へのヒアリング調査

無人航空機の性能評価基準および評価手法検討の参考とするため、労安研に、機器の安全基準や試験方法を開発する際の考え方や手法についてヒアリング調査を行った。労安研の安全基準開発手法は、基準を開発しようとする対象機器の（１）製造から廃棄までのサイクルでリスクアセスメントを行い、その結果から、必要な安全設計・安全対策を把握、（２）リスク低減につながる基準を考案、（３）現実的な試験方法を開発する、というもの。一度作った基準や試験方法は簡単に変えられないため、「一生残る覚悟」で「本当に必要なものは何か？」を考え、開発しているとのこと。

現実的な基準と評価方法になるよう、メーカーへのヒアリングを大変重視しているとのことであった。また、12月に実施した福島試験に関して、無人機の落下試験時に無人機の下に関係者が居合わせることであったことから、離着陸時にはヘルメットとゴーグルの着用や無人機の下に入ってはならないとするルールを設定するなど、試験手順の安全性を確保しなければならないという助言もいただいた。現実的な基準、評価方法となるよう、何がどうなるとどういうことが起きるのか、そして、それに対する基準のニーズやコストについて、機器メーカーに個別にヒアリングを重ねると共に、複数社を一同に集めて、課題や問題点を共有し、メーカー共通の基準や評価方法を開発していく手法を用い、機器メーカーの利益によらない、国研の立場での安全基準や評価試験の開発に関する取り組み方は、本 NEDO プロジェクト性能評価基準活動に大変参考になるものであった。

福島ロボットテストフィールドにおける性能評価基準及び試験方法の検討

NEDO 事業の性能評価のうち、騒音計測、落下試験、衝突安全対策にかかる試験法を、福島ロボットテストフィールドにおいて確認、性能評価基準案及び試験方法案を検討した。

【試験場所】 福島県南相馬市 福島ロボットテストフィールド（以下、福島 RTF）

仮設集会場及び横側スペース 飛行ロボ用控室（仮設集会施設 1F 東側半分）

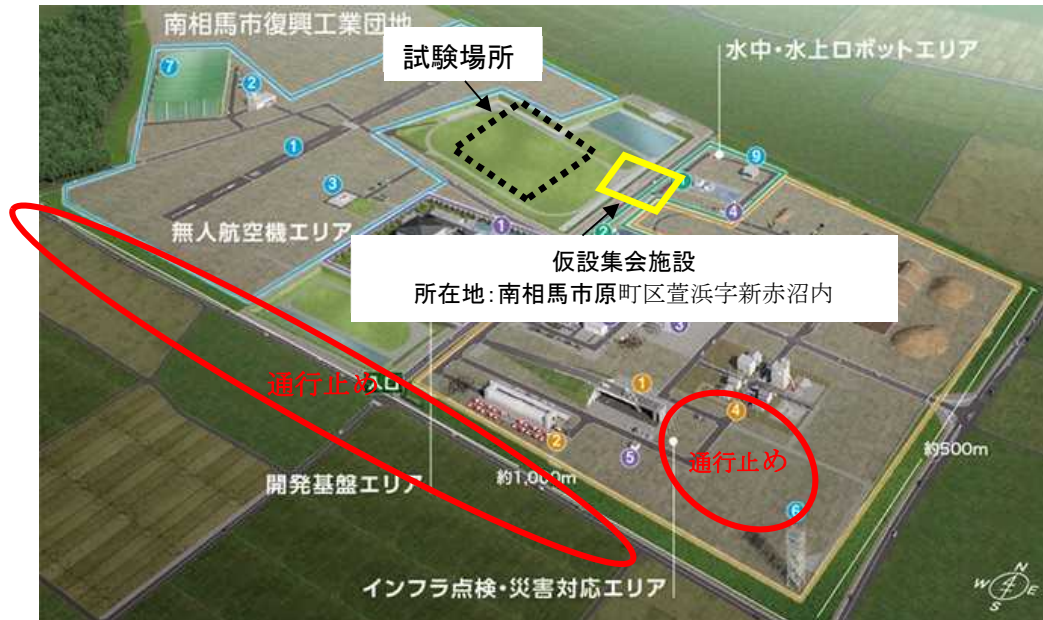


図 2.1.1.7-12 試験実施場所

画像出典：公益財団法人 福島イノベーション・コースト構想推進機構(ロボット部門), 福島イノベーション・コースト構想
福島ロボットテストフィールド, 2019, 10p. (パンフレットから転載)

【試験概要】

(1) 試験機：以下の機体を使用

表 2.1.1.7-3 試験機

機体名	サイズ	重量 (kg)	タイプ
ACSL 製 ACSL PF1	1.2m (プロペラ範囲) ×0.5m (全高)	6.2	6 枚羽
EAMS ROBOTICS 製 E-470	1.2m (プロペラ範囲) ×0.5m (全高)	5.8	4 枚羽
EAMS ROBOTICS 製 E-695	1.2m×0.5m (全高)	不明	6 枚羽
PRODRONE 製 X-S1	1.6m (プロペラ範囲) ×0.8m (全高)	5.2 (バッテリーを含む)	4 枚羽
PRODRONE 製 X-F1	1.6m (プロペラ範囲) ×0.8m (全高)	11.2kg (バッテリーを含む)	8 枚羽

(2) データ計測装置等

以下に示す通り、計測装置等を使用した。

表 2.1.1.7-4 計測装置

試験項目	データ計測装置	治具や共通試験装置等
騒音計測	各社のビデオ、騒音計 トータルステーション／プリズム	風速・風速・温度・湿度計 三角コーン
落下試験	各社のビデオ トータルステーション／プリズム	風速・風速・温度・湿度計 ドローン受け止め回収装置 大型クレーン、切り離し装置等
衝突安全対策	各社のビデオ トータルステーション／プリズム 頭部インパクト 高速度カメラ センサ情報表示装置(PC)	風速・風速・温度・湿度計 大型クレーン 切り離し装置等 安全柵 ポータブル照明

◆ 騒音計



騒音計は、ドローンの風上側、風下側の両サイドで計測した。

図 2.1.1.7-13 騒音計設置風景

◆ トータルステーション／プリズム



(Leica 製 Pin Point R1000)



(プリズム)

図 2.1.1.7-14 トータルステーション／プリズム

◆ ドローン受け止め回収装置(10m×10m)とクレーン



図 2.1.1.7-15 ドローン受け止め回収装置設置風景

◆ 安全柵



少し強い風(10m/s 弱くらいか)で、倒れてしまった

図 2.1.1.7-16 安全装置設置風景

◆ 切り離し装置等(吊り下げ装置、切り離し装置)



図 2.1.1.7-17 切り離し装置等(吊り下げ装置、切り離し装置)

◆ Kestrel 風速・風向・温度・湿度計



図 2. 1. 1. 7-18 Kestrel 風速・風向・温度・湿度計設置風景

(3) 通信塔による風向・風速データの取得

試験実施時の風向・風速データを取得し、試験結果の解析に供した。

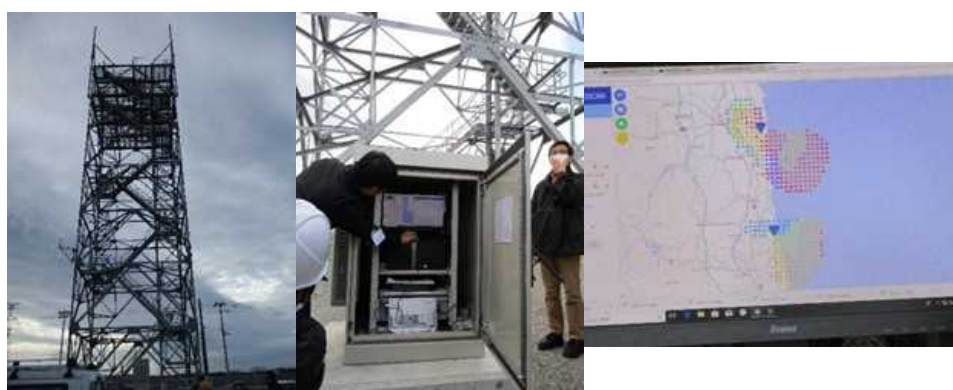


図 2. 1. 1. 7-19 表示設備(下段)

(4) 試験の実施

(4)-1 騒音測定

下記の通り、計測装置をセットアップし、試験を実施した。三角コーンに、原点からの距離(m)を表示し貼っている。



図 2. 1. 1. 7-20 騒音測定風景

i) 測定方法

異なる距離から機体の騒音を測定するため、上図に示す様に、飛行は1か所から上空に移動し、測定者側が地表を移動する方法とした。また、地表からの距離を記録する目的で、トータルステーションと機体に取り付けたプリズム間の距離も計測した。

ii) 暗騒音の測定

機体の騒音測定に先駆け、暗騒音を測定した。本日は風速が高く、約 60dB レベルの暗騒音が確認された。

iii) 測定

合計、6 回の測定を行った。

① EAMS E470、② ACSL PF1、③ EAMS E695、④ PRODRONE X-S1、⑤ EAMS E470、⑥ PRODRONE X-F1 の順に試験を実施した。

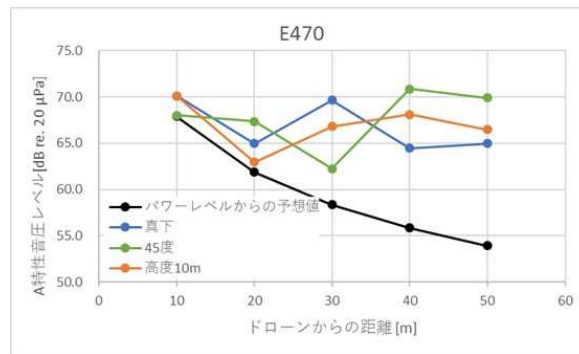


図 2.1.1.7-21 E470 の音響測定の結果

最初の①は風が強く、風による暗騒音レベルが高く、ドローンの音響データが暗騒音に重なった模様。
 午後実施した②から④については、比較的、風が弱かったためにドローンの音響データとしては良好なデータが取得できたと思われる。なお、⑤、⑥については、再び風が強くなったため、分析の結果、必要であれば翌日以降に再試験とした。

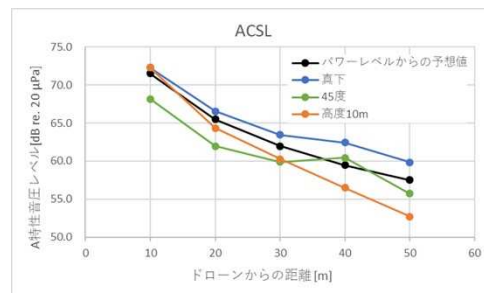


図 2.1.1.7-22 ACSL PF1 の音響測定の結果

午後実施した②の試験は、風が弱かったためにドローンの音響データとしては最良のデータが取得された。

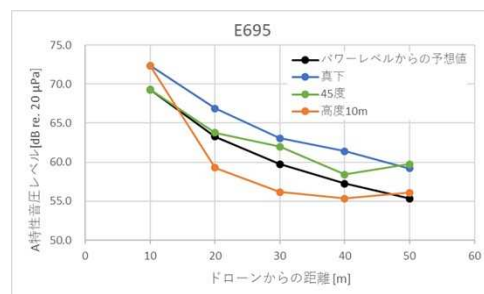


図 2.1.1.7-23 EAMS E695 の音響測定の結果

⑤ 午後実施した③の試験、比較的、風が弱かったためにドローンの音響データとしては良好なデータが取得された。

iv) 補足

12/5 11:40 に最初に測定した暗騒音が 60dB であったため、風速が小さくなる時間帯を待って実施する方針としたが、結局、風は収まらなかった。また、日中の陸から海への風向きは、夕刻には海から陸への風向きへ変化する見通しであり、その時間を期待したが、15:00 頃からも陸から海への風向きのまま、さらに風速は強くなり、16:00 の終了とした。

(4)-2 落下試験

以下の様なセットアップの後、試験を実施した。



図 2. 1. 1. 7-24 落下試験実施風景

i) 試験方法

①モータ停止による落下

飛行させた無人機に対して、モータ停止コマンドを発信し、ローターを停止させ、用意されたドローン受け止め回収装置(写真参照)に落下させた。

②クレーンからの落下

クレーンに吊り下げた無人機を落下させ、用意されたドローン受け止め回収装置に落下させた。



図 2. 1. 1. 7-25 クレーンによる落下準備

③移動中無人機のモータ停止による落下(放物線)

ドローン受け止め回収装置のネットを斜めに張り、無人機が移動中に停止させ、落下の状況を計測した。



図 2. 1. 1. 7-26 斜めにネットを張ったドローン受け止め回収装置

ii) 試験結果①EAMS E470

高さ 13.5m からモータ停止による落下試験を 2 回実施。試験の状況は次のとおり。1 回目は受け止め回収装置の中心・上空からリリースしたので、回収装置の端でぎりぎり回収。

① EAMS E470



図 2. 1. 1. 7-27 EAMS E470 落下試験風景(1 回目)

2 回目は回収装置の中心で回収できるように風上上空からリリースした。しかしながら、ほとんど風に流されず地上に落下した。



図 2. 1. 1. 7-28 EAMS E470 落下試験風景（2 回目）

モータ② ACSL PF1

クレーンに吊り下げた無人機の落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 10mから落下



高度 32.9m から落下

図 2. 1. 1. 7-29 ACSL PF1 落下試験風景

モータ停止による落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 30m から落下



高度 50m から落下

図 2. 1. 1. 7-30 ACSL PF1 落下試験風景

高度 50m からの落下では、西風によりネットには落ちずに地面に落下した。写真の通り、地上では西風であったが、遠方に見える火力発電所の煙突の煙から判断すると上空は北風であった。

④ PRODRONE X-S1

モータ停止による落下試験を、高度を変えて2回実施した。



高度 10m から落下



高度 20m から落下
但し、西風の影響でネットの外に墜落した

図 2. 1. 1. 7-31 PRODRONE X-S1 落下試験風景

⑥ PRODRONE X-F1

モータ停止による落下試験を、高度を変えて3回実施した。



30m から落下



高度 50m から落下



図 2. 1. 1. 7-32 PRODRONE X-F1 落下試験

ドローンがポール近くの網に落下したため、ポールが撓り折れた。

次に、ドローン受け止め回収装置のネットを斜めに張り、無人機が移動中に停止させ、落下の状況を計測した。



図 2. 1. 1. 7-33 PRODRONE X-F1 の放物線落下

ドローン受け止め回収装置のポールに衝突し、そのまま落下した。
その結果、ドローン本体がへこみ、搭載されているバッテリーが変形した。

(4)-3. 衝突試験

UAV 落下による人体頭部への影響を把握するため、HIC だけでなく衝撃力も計測する仕様で、試験装置を開発し、この装置による計測項目を下記とした。

- ・ UAV 落下速度 ([m/s])
- ・ 頭部衝撃荷重 ([N])
- ・ 頭部加速度 ([m/s²])

HIC は頭部の 3 軸方向の合成加速度から算出した。落下速度は光電センサと高速度カメラで算定した。衝撃荷重はロードセルで測定した。

開発した頭部ダミーの計測部を右写真に示す。自動車の試験で用いられる大人用ヘッドインパクト（HI）を最頂部に設置し、土台としてロードセルがヘッドインパクトを直接支えている。さらに、ロードセルは人体の頸部を模した 4 本のバネによる土台（頸部モデル）に固定されている。バネ定数は文献 (Matsui, Y., Tanahashi, M., “Durability Over Time of Skin Used for JAMA-JARI Pedestrian Headform Impactor Measured by Biofidelity Certification Testing”, Proc. of 19th International Technical Conference on the Enhanced Safety of Vehicles (ESV), 05-



0007 (20050)) を参考に 4 本で合計 400 N/mm とした。 図 2.1.1.7-34 計測部全体
この頸部モデルの導入により、加速度が大きく出やすくなる可能性を考慮する必要がある。

試験は、以下のとおりセットアップされた設備にて実施した。ただし、地上風が強いこと、衝突試験において、機体が頭部インパクトに命中しないことなどにより、最初のセットアップに対し、順次、コンフィグレーションを修正しつつ実施した。

- ①強風のため、安全柵が倒れてしまった。倒れてしまった後は、安全柵なしで、担当者が頭部インパクトから離れて試験を実施した。
- ②ガイドワイヤでは機体の落下位置が制御しきれないことが判明したため、水平位置保持用のロープにフックを取り付け機体の落下位置を制御するコンフィグレーションに変更した。

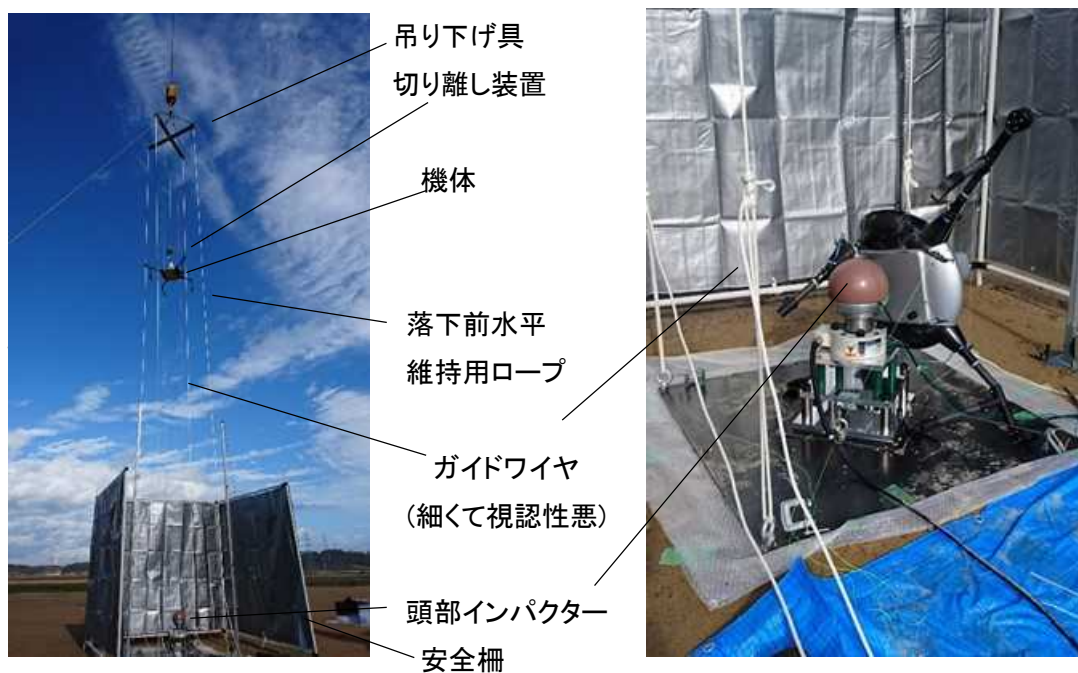


図 2.1.1.7-35 衝突試験 試験設備

i) 試験方法

大型クレーンを用い、20m 上空から落下させる。落下のために昨日の試験で使用した吊り下げ具と切り離し装置を活用。地面には加速度センサで衝撃を測定する頭部インパクトを配置して計測した。

試験機体には、プロジェクト参画企業 3 社の UAV を用いた。



図 2.1.1.7-36 試験機体

左: 落下試験で破損したドローンを利用して、衝突試験の練習用とした。

右: 衝突試験用の機体。手前は ACSL、奥側は EAMS (バッテリー代用で重し利用) の機体

(4)-3-1. 衝突結果

屋外での本試験の様子を下に示す。



図 2.1.1.7-37 試験風景①

ドローンのアームを利用して細い紐をガイドにした。
(写真では見えにくい)
しかし、風や落下の姿勢により、頭部インパクターの
中心には衝突しなかった。

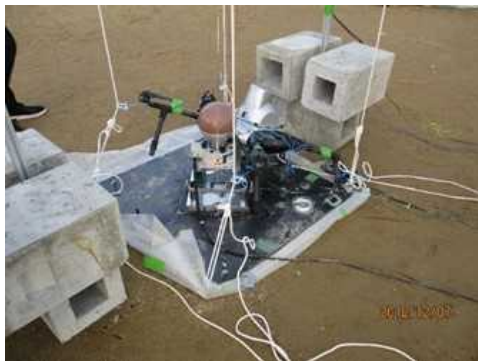


図 2.1.1.7-38 試験風景②

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けてガ
イドにした。
しかし、風や落下の姿勢によっては、頭部インパク
ターの中心に衝突しないケースがあった。



図 2.1.1.7-39 試験風景③

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けて
ガイドにした。
頭部インパクターの中心に衝突したケース。
最大瞬間値で 1.2 トンの荷重がかかった。



図 2.1.1.7-40 試験風景④

装置の水平維持用ロープ(白)にフックを引掛けて
ガイドにした。

頭部インパクターの中心に衝突したケース。

今回の試験では、直撃しなかった場合も含めて、全ての試行で、所定の計測結果（落下速度、頭部衝撃荷重、頭部加速度）が得られた。全試行の結果を下表 c. 1 に示す。

UAV が頭部ダミーに直撃した試行 B での、衝撃力の測定値は 7kN を超えており、人体に甚大な傷害を与える水準に達している。一方で、机上で想定した衝撃荷重値よりは低い結果となった。合成加速度は 1300m/s^2 を超えたが、 HIC_{15} は 200 程度と、これも想定よりは低い水準値となった。衝突時間が極めて短時間であるため、 HIC 値が低くなる結果となった。

衝撃力における安全性の水準としては、日本人女性の前腕（橈骨，尺骨）は 400N 程度の曲げ荷重で破壊される強度である（参考文献：岡部，山口，池田，女性上肢骨折耐性検討のための曲げ強度解析，第 35 回日本ロボット学術講演会，RSJ2017，CD-ROM.）。自動回転ドア等の扉の衝撃力が 1400N に制限されている。献体での実験では 2000N から 2450N で側頭-頭頂部に骨折が生じるとされる（参考文献：N. Yoganandan, F. A. Pintar, Biomechanics of temporo-parietal skull fracture, Clinical Biomechanics, Vol. 19, Issue 3, Pp. 225-239 (2004)）。UAV 落下衝突による頭部危害の評価は、 HIC だけではなく衝撃力にも基づく必要がある。

表 2.1.1.7-5 試験結果一覧

試験識別番号	速度 [m/s]	荷重 [kN]	最大合成 加速度 $[\text{m/s}^2]$	HIC_{15}	高さ [m]	位置エネルギー [J]	接触判定
A	19.49	1.91	972.85	8.70	20	1019	
B	16.67	7.37	1346.81	193.50	20	1137	直撃
C1	17.39	4.21	1125.81	111.31	20	1215	直撃
C2	16.84	4.16	1028.37	24.26	20	1215	
C3	16.56	7.91	1870.97	63.75	20	1215	

(4)-3-2. 試験装置の構成検討

上記衝突試験で計測項目とした、衝撃荷重と最大合成加速度は異なる装置で計測したものである。荷重はロードセルにて、合成加速度はヘッドインパクト内の加速度計にて計測した。衝撃荷重と合成加速度とに強い相関関係がある場合は、どちらか一方の計測値から他方を推定することが可能となり、計測装置を 1 つ減らすことが可能となる。そこで、ヘッドインパクトの質量（4.5kg）と計測された合成加速度との積算から衝撃荷重を推定すると、表 2.1.1.7-6 に示す比較一覧となる。

推定値が実測値よりも大きくなる場合が殆どであるが、試行 B では実測値の方が大きく、常に推定値の方が大きくなるとは限らない。つまり、より正確に評価するためには、ロードセル等の荷重計が必要となる。

なお、試行 B のように、実測値が推定値よりも大きくなる理由としては、UAV 機体の質量がヘッドインパクト衝突時に関与するためと考えられる。試行 B や C のように UAV がヘッドインパクトに直撃する場合や、UAV がヘッドインパクトに刺さる、あるいは、めり込む場合には頭部への衝撃力が大きくなると考えられる。計測装置としては、頭部構造を再現した自動車の衝突用人体ダミー（下写真参照）を使用することがより適切である。

表 2.1.1.7-6 衝撃荷重の推定値と測定値との比較一覧

	A	B	C1	C2	C3
推定値	4.38	6.06	5.07	4.63	8.42
実測値	1.91	7.37	4.21	4.16	7.91



図 2.1.1.7-41 自動車試験用人体ダミー

【試験全体のまとめ及び考察】

1) 音響試験について

冬の福島沿岸の気候の特徴として、非常に風が強いため、安定しない試験条件での実施となっている。このような環境であるが、風の影響を排除した結果分析が期待される。

2) 落下試験について

- ・ 姿勢制御を停止して落下させるケースでは、風に対抗して機体がやや傾斜している、かつローター間の負荷が均等ではないため、ローター停止と共に、その対抗力が反動となって機体にモーメントを与えている。一方、クレーンから自由落下させるケースでは反動がないデータが取得される。
- ・ 落下姿勢の分析においては、オートローター（プロペラが落下による風圧で回転させられる）により傾いた姿勢が水平に戻ろうとする作用がある様に観察されている。
- ・ また、一部のメーカー担当は、そのプロペラの回転は、制御されていた慣性で回転を続ける（飛行中のローター停止のケース）が、その後、オートローターが開始される際、制御と同方向に回転するプロペラと、風圧により逆に回転するものがある等、気付きを得ていた。
- ・ なお、今回の切り離し装置では、切り離した際の反動で、機体が吊り下げ装置に接触し、そこで意図しないモーメントが加えられる等の現象が確認されたため、改善が期待されている。
- ・ また、今回使用したネットのサイズは十分な面積でなかったため、風に流された機体がネットで回収できず、地面への落下が発生している。この点も改善が期待される。

3) 落下速度計測について

- ・ 落下試験の位置(速度)計測にて、トータルステーションでの計測がうまく行っていなかった。

- ✓ 雨のときは静止時から動き始めたときからロストした
- ✓ ドローンが回転等をして、プリズムがトータルステーションから隠れたときロストした
- ✓ 落下させる初期の高さが高いと、速度が速くなり、落下の途中でロストした

トータルステーションのオペレータによると、(水平に移動する)車は 90km/h で計測できるとメーカーはうたっているそうだが、本来、トータルステーションは正確に測量をする機械なので、ドローンが(垂直に)高速に移動する場合は不適であると考えられる。

落下速度(位置)を正確に計測するためには、次の方法が考えられる：

➤ 高速度カメラとトータルステーションの利用：

高速度カメラをドローンの正面方向にセットして全体を計測するような画角で固定する。ドローンにつけたプリズムで、ゼロ点(地上面)から数メートルごとに落下前の高さまで、高度(海拔)を測量することによって、高速度カメラのキャリブレーションデータとする。ドローンの OFF(モータ停止)をトリガとして、高速度カメラの録画を開始する。録画した高速度映像からキャリブレーションデータを元にして、落下時の時間 vs 高度(海拔)を求める。風があるときには、高速度カメラを2方向(直角方向)から撮影するべきである。

➤ 距離計センサ(レーザー変位)の利用：

ネット上に落下させる場合には、地上に距離センサを置くことは、ネットが邪魔をして距離を正確に測ることは困難であり、また、風で少しでもセンサを置いた位置から流されると計測することができない。したがって、ドローンのジンバルに真下方向に距離センサをセットし、ロギングすることで落下時の高度を取得することができる。ただし、距離センサのサンプリングレートは所望の周期である必要がある(サンプリングレートによっては、移動速度による誤差を考慮する必要がある)。また、ネットまでの距離を計測してしまう可能性もあるので、ネットは地面からの高さが計測され、水平に張る必要がある。

4) 落下に関するバッテリー破損について

- ・ 機体の損傷は止むを得ないが、内部に格納されているバッテリーが圧損、損傷することが課題として識別された。バッテリーは発火の可能性もあることから、今後継続して調査が必要である。



図 2. 1. 1. 7-42 落下試験により発生したバッテリーの圧損(機体が軽量化されたボディは、落下により比較的容易に変形し、内部のバッテリーにもダメージを与える。)

① 製造者(設計者)の観点

機体開発メーカーは落下等によるバッテリー損傷について設計に反映させる必要がある。
バッテリー損傷を防ぐために、落下等により生じる重量インパクトについて機体開発メーカーとバッテリーメーカーの設計方針の摺り合わせも必要である。

② 運用者(事業者)の観点

運用者はバッテリーが破損した場合の対処について備えておく必要がある。マクセル社等のホームページでも関連情報は記載されている。

i) リチウムバッテリーの発火には通常の消火器は不適(後始末が大変等)

ii) 塩水に浸すことが有効

iii) 発火したバッテリーは産業廃棄物扱いとする必要がある等のルール of 徹底が課題であろう

(長岡技術科学大学 五十嵐先生と意見交換済み。航空機におけるバッテリーの扱いが参考になるであろう)

5) 試験時のコミュニケーションについて

福島 RTF が広いため、各関係者間のコミュニケーションが円滑ではなかった。試験関係者全員が無線で交信できるような、無線ヘッドセットが必要である(福島 RTF の備品として、用意されているべきである)。

また、試験開始時・終了時には、タスクブリーフィング・タスクレビューを行い、試験関係者全員が試験の状況を共有できることが必要である(それをしない場合には、意図しない試験や事故が発生する可能性が高くなる)。

6) 試験方法の検討

今回の無人機の落下試験では、同時にローターが停止した後の落下姿勢、分散、最終速度に関するデータを取得した。同時にローターが停止する原因としては、バッテリー切れ、通信ロストなどが考えられるが、これ以外のケースとして、例えば、モータやアンプの不具合により、4ローターのうち1つとか2つが停止するようなケースも想定されるため、今後、落下試験の項目として、ローターが1つないしは2つ停止した場合の落下姿勢、分散、最終速度のデータを取得する必要性について検討する。

7) 試験体制の提案

風速が大きくなると試験順番の入れ替えや、必要であれば中止などを判断する必要がある。
試験リーダが対応困難な場合、試験リーダをサポートする”リプランナー”の役割も必要と思われる。

以上の結果を踏まえ、以下d～gの試験を実施した。

d.対人衝突安全性の検討

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に従事する労働者等への危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される対人安全性を評価する手法を研究開発した。目視外及び第三者上空飛行における無人航空機（UAV）事業従事者である労働者等の労働環境として想定される、離発着時の高度10m以下の飛行環境にて、労働者等の安全を確保する研究開発を重点的に実施した。評価手法の検討を行う際には、類似した安全基準などを参考とした。一例として、保護帽（作業ヘルメット）等の労働環境で使用される保護具等の安全基準（JIS規格など）をUAVとの対人衝突安全対策として比較検討する研究開発を実施した。
また、UAVに合わせた落錘荷重試験などを用いた衝突安全試験法の検討により、UAV製造者の検査コスト負担を軽減する試験法や、UAVの衝突試験などで衝撃荷重の人体影響を検証することも検討した。

d-1. リスク分析の実施

d-1-1. UAV 事故事例の収集

UAVの安全面における評価基準を検討する上で、すでに起きた事故（災害）事例を分析して原因を調査することは重要である。UAVの事故情報は国土交通省（国交省）が収集して公開している（参考文献：2015～2019年度 無人航空機に係る事故トラブル等の一覧（国土交通省に報告のあったもの）https://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk10_000003.html）。2016～2019年度までに国交省に報告された事故情報の中から、UAVとの接触や衝突による人身事故を抽出し、表2.1.1.7-5に示す。労働者が関係したと思われる、いわゆる、労働災害事例も2件確認された。同報告書の原因分析によると、事故の原因（要因）として、電波状況、気候（突風）、機体異常（誤作動）が挙げられている。これらの要因によりUAVが落下（暴走）して人身事故に至っている。これらはUAV落下の要因として広く知られている危険性であり、UAV機体による何らかの再発防止措置が必要である。

被害の程度としては、同報告書によると、マルチコプターの区分では、切傷・裂傷や打撲程度の軽傷であるが、ヘリコプターの区分においては骨折に至っている。再発防止装置として、

- ・ UAVに人との接触防止を目的とする保護カバーを搭載する
などが望まれる。さらに、被害の低減措置として、
 - ・ UAV操縦者や周囲の関係者に保護帽や保護メガネなどの保護具の着用を推奨する必要もある。
- UAVの機種によっては、保護具の着用を義務化すべき対象になりえるものと推察される。

表 2. 1. 1. 7-7 国交省に報告された事故情報の中の UAV との接触や衝突による人身事故

No.	発生日	飛行者等	飛行場所	機体 (種類、特徴等)	事案の概要	航空法上の許可 可否	許可 有無	当局の対応	報告された原因分析 及び是正措置
28 No. 27	2016/9/11	個人	岡山 県 津山市	ヘリコプター 全長約 1.0m、 ローター直径 約 1.1m、最大 離陸重量約 3.0kg	・趣味のため、飛行させていた ところ、制御不能となり、操縦 者自身に衝突した。 ・本件事案により、操縦者が右 肘を骨折した。 ※なお、操縦者の操縦経験は 70 時間以上。	不要	-	・操縦技量や天候等を 考慮した飛行を心がけ る等、安全飛行の徹底 について指導した。	【原因分析】・原因は不明 【是正措置】-
H28 No. 44	2017/2/18	工事 関係 事業 者	神奈 川県 藤沢市	マルチコプタ ー プロペラ除く 直径約 40cm、 最大離陸重量 約 1.3kg	・建築現場撮影のため、飛行さ せたところ、通信が途絶し、自 動帰還にて降下中にクレーン に衝突し、落下した。 ・本件事案により、落下場所に いた工事作業者に機体が接触 し、顔に切り傷を負わせた。ク レーンに損傷等はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 50 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)	有	・作業者を負傷させた 原因分析と再発防止策 の検討を当該事業者に 指示した。	【原因分析】・飛行場所の 電波環境の悪化のため、無 人航空機と送信機間の通 信が断絶し、操縦不能にな ったと思われる。 【是正措置】・業務開始前 及び電波状態が懸念され る飛行依頼場所の時は現 場確認時等に電波測定器 等を用いて電波状況を確認 して飛行させる。
H29 No. 43	2017/11/4	空撮 関連 業者	岐阜 県 大垣市	マルチコプタ ー プロペラ除く 直径約 70cm、 最大離陸重量 約 2.6kg	・岐阜県大垣市で開催中のイ ベントの一環として行われた ドローン菓子撒きのために飛 行中の無人航空機がバランス を崩して落下し観客を負傷さ せた。 ・本件事案により 6 名が救急搬 送され、3 名が軽傷を負った。 ※なお、操縦者の操縦経験は 260 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)、 第 132 条の 2 第 3 号、第 4 号及び第 6 号 (30m 未満の飛 行、催し場所 の上空の飛行 及び物件投下)	有	・本事案の原因分析と 再発防止策の検討を指 示した。 ・当該事案について 機体が飛行許可を受け ていたものと異なっ ていたこと、安全上必要 な確認を行わないまま 飛行させたことなどが 判明したことから、運 航者に対し厳重注意。	【原因分析】・現在確認中 【是正措置】・現在検討中
H30 No. 4	2018/5/4	個人	福井 県 三方上中 郡	マルチコプタ ー プロペラ除く 直径約 0.9m、 最大離陸重量 約 27kg	・農業散布のため無人航空機 を飛行させていたところ、離 陸時に突風に煽られ機体が横 転し飛行させる者に接触し た。飛行させる者は右足膝に 裂傷を負った。 ・本件事案による第三者の物 件の被害はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 10 時間以上。	第 132 条第 2 号(人口集中 地区)、 第 132 条の 2 第 1 号、第 3 号、第 5 号及 び第 6 号(夜 間飛行、30m 未 満の飛行、危 険物の輸送及 び物件投下)	有	・原因分析と再発防止 策の検討を指示した。	【原因分析】・離陸時の予 期しない突風に対応でき ず機体が姿勢を崩したも のと考えられる。 【是正措置】・気象状態を 常に把握し、状況が変化し た場合は直ちに飛行を中 止する。
H30 No. 47	2018/12/3	測量 関連 業者	山形 県 東村山郡	マルチコプタ ー プロペラ除く 直径約 122cm、 最大離陸重量 約 15.5kg	・試験飛行のため無人航空機 を飛行させていたところ、着 陸時、降着装置が誤作動した ため、姿勢を崩し、無人航空機 が飛行させる者と補助者に接 触した。 ・飛行させる者と補助者は裂 傷及び打撲を負った。 ・本件事案による第三者の物 件の被害はなかった。 ※なお、操縦者の操縦経験は 10 時間以上。	不要	有	・原因分析と再発防止 策の検討を指示した。	【原因分析】・着陸時に無 人航空機の降着装置が誤 作動し、機体の姿勢が不安 定になったものと考えら れる。 【是正措置】・無人航空機 の可動部分の定期点検を 徹底するとともに、関係者 から十分な距離を保って 飛行させる。

d-2. UAV 利用実態調査

d-2-1. 撮影現場での安全管理事例（現場訪問調査）

UAV を用いた撮影の安全管理について、撮影現場に訪問して実態を調査した。

撮影は北海道網走郡美幌町で行われ、農作物を安定して生産するための灌漑用パイプラインを設計する業務の一環として、主に平面図および基本図面を作成するために必要となる航空写真が撮影された。

この撮影は4名の従事者により行われ、

- ・総括責任者
- ・主操縦者
- ・副操縦者
- ・補助員

から構成されていた。

この撮影業者によると、通常は3名で実施しており、場合によっては2名で実施することもあるとの説明を受けた。操縦者は JUIDA の操縦訓練教育を受講した認定資格保持者であった。

撮影対象は総延長約 3km の幹線用水路と総延長約 4km の幹線用水路であり、UAV を上空 120m の高度に飛行させて水平移動して行われた。UAV の撮影航路は事前にシミュレーションされており、現地で手動操作により不具合がないか確認飛行が行われ、その後に、自動飛行により一定間隔で写真が撮影された。UAV の飛行は、申請手続き通りに周囲の民家（関係者）に許可を得て実施された。

安全管理については、今回の撮影対象である用水路が幹線道路脇であること、また、道路脇の送電線付近であること、野鳥が多く飛来する場所であることなど、安全管理で配慮すべき一般的な事項に適切に注意がなされていた。一方で、安全管理の教育では案内が十分になされていない、操縦者自身の安全確保については改善すべき事項が確認された。

d-2-2. 保護具の着用

UAV 操縦者の安全確保として保護具の着用が推奨されるが、今回の撮影では保護具への配慮はなされていなかった。自動車の運転車や周囲の人々に注意喚起するために、操縦者の存在を示すためのビブスは着用されていた。そこで、保護具の着用について、撮影の邪魔にならない程度に情報提供を実施するとともに、実際に、現場へ携行した保護具を操縦者に着用してもらい、その使用性について確認した。保護具着用の様子を図 2.1.1.7-43 に示す。今回の操縦においては、保護具の着用は操作の邪魔にならず、常用したいとの好印象であった。UAV が墜落する事故は既に各地で報告されており、物損事故の報告は多数ある。UAV の操縦者だけでなく、周囲の同行者にも保護具の着用が求められる。

保護帽と保護メガネは落下してくる UAV から、あるいは、地面に衝突して飛散する破片から頭や顔を保護するために重要である。

また、不意に近づいてくる UAV から身を守ろうと、とっさに手を伸ばしてしまう状況も考えられることから、手指を回転翼から保護するために保護手袋の着用も必要である。

今回の現場調査では、既製品の耐切創手袋を操縦者に使用してもらい、その使用感についてヒアリングした。その結果、操縦端末（iPad Pro）においてタッチパネル操作があるため、作業性が低下するが、UAV 操縦自体（プロポ操作）に作業性の低下はあまり感じない、との感想であった。UAV の操縦に適した手袋の開発および普及においては、タッチパネル操作に対応した機能を保護手袋に付与することが求められる。



図 2.1.1.7-43

保護具を着用した撮影準備の様子

d-2-3. 目視確認の実効性

現場で確認された安全面の懸念事項として、UAV 飛行時の目視確認の実効性も挙げられた。当日は概ね晴天ではあったが、薄暗い雲が遠方であり、その遠方の雲が背景となり、UAV がかなり目視しにくい状況があった。UAV と操縦者との地表面上での距離は 1km 未満であり、雲等がなければ通常は十分に目視可能な範囲である。

UAV を手動操作している際は、操縦者が一度 UAV を見失えば、事故につながる危険性がある。しかし、目視可能な範囲は、UAV 機種寸法や色、環境条件によって逐次変化する。操縦者の視認性に頼った安全管理だけでなく、UAV 機体本体でも、移動方向が分かりやすい視認性の向上や、環境条件を確認して飛行するなどの飛行制限措置の対応が望まれる。UAV を目視可能とする視認性についての性能評価も必要と判断された。



図 2.1.1.7-44 雲を背景とした UAV 飛行の様子
(写真中央の点が UAV)

d-3. リスク低減措置の実態調査

d-3-1. 安全防護物の装備

UAV との接触・衝突による切創被害などの危険性を低減する措置（保護方策）として、UAV 機体全体を覆うゲージや回転翼に装着する安全防護物（JIS B 9700）としての防護ガードが期待される。しかしながら、それらの装備は UAV 飛行時の空気抵抗となるため、飛行性能を下げることになる。そのため接触・衝突防止の防護ガードは普及しておらず、積極的に装着する操縦者も多くはない。ドローン製造業者の大手である DJI の対応状況について現行機種で調査した。対応状況を表 2.1.1.7-8 に示す。一部の機種ではプロペラガードも対応していない。また、DJI のプロペラガードは回転翼の破損等を保護するための装備であり、人との接触を防止するための防護ガードではない。

UAV 機体側での対応が十分ではない現状では、UAV 使用者側でのリスク低減装置として、保護帽、保護メガネ、保護手袋の着用が望まれる。

表 2.1.1.7-8 プロペラガードの対応状況（DJI 機種）

番号	機種名	重量 (g)	装着の 可否	種別等
1	tello	80	可	プロペラガード
2	Mavic mini	199	可	プロペラガード
3	Spark	300	可	プロペラガード（廃版）
4	Mavic air	430	可	プロペラガード
5	Mavic pro platinum	743	不可	
6	Mavic 2 pro	907	可	プロペラガード
7	Mavic 2 enterprise	905	不可	※Mavic 2 pro が流用可能かも
8	Inspire 2	3290	可	プロペラガード
9	P4 Multispectral	1487	不明	※Phantom 4 が流用可能かも
10	Matrice 200	4690	可	プロペラガード
11	Matrice 600	9100	可	プロペラガード
12	AGRAS MG-1	9800	不明	
13	Spreading Wings S1000+	4400	可	プロペラガード
14	Spreading Wings S900	3300	可	プロペラガード

d-3-2. 保護手袋の使用性

UAV と接触しうる危険な使用形態として、UAV をホバリングさせた状態で意図的に掴むハンドキャッチと呼ばれる誤使用や、山岳部や不整地などで UAV を地面に着地させることが困難なために、止むを得ずに UAV を人が保持する状態で UAV を離発着させる実態がある。

ハンドキャッチによる手指損傷の話題は広く知られている。

使用者側によるリスク低減措置として、保護手袋の着用が望まれる。UAV にも活用できる保護手袋として耐切創手袋がある。

耐切創手袋の有効性については、高速で回転するプロペラから手指を保護する一定の効果がある。大型サイズのプロペラに対しての保護には限度があるが、被害低減に大きく寄与している。しかし、UAV 向けの耐切創手袋として製造されていない耐切創手袋が UAV からの保護方策として活用できる事が、UAV 使用者にはあまり知られていない。UAV への活用を検証して周知する活動が望まれる。

(1) 耐切創性

耐切創手袋の保護性能は EN 388 規格で規定されている回転刃試験（クーブテスト）などにより評価されている。EN 388 の 2003 年版では保護性能を耐切創レベル 0 から 5 で区分する。レベル 5 が最も高い保護性能を示す。一般の軍手はレベル 0 でプロペラに対して保護性能はないに等しい。レベル 5 の保護手袋は既に広く流通している。現在は、EN 388 が 2016 年版に改定され、新たな試験方法として、EN ISO 13997 TDM 試験を追加することが規定されている。これにより TDM 試験結果の評価結果として、耐切創レベルを A から F で区別する。レベル F が最も高い保護性能を示す。

(2) タッチパネルへの対応

耐切創性能は今後、TDM 試験評価の表記に統一されていくものと思われるが、現状では、耐切創レベル 5 の保護手袋でも保護性能が異なるため、TDM 試験の追加表記があるかを確認する必要がある。また、耐切創手袋は切創保護のために柔軟性が劣るものも少なくない。厚みがあったり表面に樹脂が塗布されていたりして、UAV の操縦に不向きなものもある。さらに、スマートフォンやタブレット端末などのタッチパネル操作に対応していないものも多い。耐切創レベル 5 の保護手袋とタッチパネル操作への対応を独自に確認した。表 2.1.1.7-9 に確認結果の一例を示す。全く対応していない製品もあれば、一部のタッチパネルに反応しない製品もある。タッチパネルへの対応情報も詳細が表記されることが望ましい。

表 2.1.1.7-9 タッチパネル操作の動作確認例

検証端末	耐切創手袋						
	メーカー	TRUSCO	ミドリ安全	ミドリ安全	ミドリ安全	SHOWA	Ansell
	型番	TGL13	C130	CB130	W102	S-TEX KV3	HyFlex 11-735
	耐切創レベル (一部、製品web page参照)	EN388:2003 レベル5	EN388:2016 レベル3 EN388:2003 レベル5 (参考)	EN388:2016 レベルX・B EN388:2003 レベル5 (参考)	EN388:2016 レベルX・F EN388:2003 レベル5 (参考)	EN388:2016 レベルX・F EN388:2003 レベル5 (参考)	EN388:2016 レベルC (4X43C) EN388:2003 レベル5 (4543)
	網目ゲージ (一部、製品web page参照)	13	13	13	10	10	10
写真							
コーティング							
Google pixel 3a	タップ	○	○	○	○	×	×
	ダブルタップ	○	○	○	○	×	×
	ロングタッチ	○	○	○	○	×	×
	ドラッグ	○	○	○	○	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	○	○	×	×
	ピンチイン	○	○	○	○	×	×
	ピンチアウト	○	○	○	○	×	×
	回転	○	○	○	○	×	×
Google pixel 4	タップ	○	○	○	○	△	×
	ダブルタップ	○	○	○	○	△	×
	ロングタッチ	○	○	○	○	△	×
	ドラッグ	○	○	○	○	△	×
	フリック (スクロール)	○	○	○	○	○	×
	ピンチイン	○	○	○	○	×	×
	ピンチアウト	○	○	○	○	×	×
	回転	○	○	○	○	×	×
apple ipad mini	タップ	○	○	×	△	×	×
	ダブルタップ	○	○	×	△	×	×
	ロングタッチ	○	○	×	△	×	×
	ドラッグ	○	○	×	△	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	×	△	×	×
	ピンチイン	○	○	×	△	×	×
	ピンチアウト	○	○	×	△	×	×
	回転	○	○	×	△	×	×
Lenovo TabE10	タップ	○	○	△	△	×	×
	ダブルタップ	○	○	△	△	×	×
	ロングタッチ	○	○	△	△	×	×
	ドラッグ	○	○	△	△	×	×
	フリック (スクロール)	○	○	△	△	×	×
	ピンチイン	○	○	△	△	×	×
	ピンチアウト	○	○	△	△	×	×
	回転	○	○	△	×	×	×

備考:
 ○について: 反応する、意図する動きをする
 △について: 爪先部分のみで操作すると反応があるなど、意図する動きをさせるために、タッチ操作において配慮する必要がある
 ×について: まったく反応しない、ごくまれに反応する、反応するが意図する動きをしない
 検証アプリケーションはgoogle map

(3) 耐滑性

今回の使用性確認により、新たな課題となった性能として、握みやすさ（耐滑性）が挙げられる。今回の確認方法では、耐滑性が正確に評価できなかったため、表 2.1.1.7-9 では付記しなかったが、確認したレベル5の全ての手袋が、表面が滑りやすく UAV を握むのに不向きであった。

UAV を収納箱から取り出すことも困難な製品もあった。UAV の素材が樹脂であることや、空気抵抗を減らす表面仕上げにより滑りやすいのも要因である。

保護手袋の表面をあえて滑りやすくすることで、耐切創性能を確保していると推察される。耐切創手袋の UAV への活用を考えると、耐滑性と耐切創性の両立が喫緊の課題と言える。

そこで、手袋製造業者に耐滑性と耐切創性の両立を図った保護手袋の新規開発の協力を依頼した。新規開発された保護手袋を図 2. 1. 1. 7-45 に示す。写真の左が、掌に滑り止め加工されている状態である。指先には滑り止めが付いておらず、タッチパネル操作のために導電性の素材が縫合されている。

この新規開発された保護手袋を用いて簡単な使用性評価実験を実施し、手袋着用による UAV 操作に影響がないことを確認した。評価実験の風景を図 2. 1. 1. 7-46 に示す。



図 2. 1. 1. 7-45 新規開発した
滑り止め付き保護手袋（厚手）



図 2. 1. 1. 7-46 操作性確認実験の様子

評価対象とした作業内容は、

- ・ UAV の準備（片付け）作業（プロペラとバッテリーの着脱、電源操作）
- ・ タブレット操作による UAV 操縦（iPad による遠隔操縦）

とした。被験者は公募による男性 10 名と女性 10 名の合計 20 名とした。UAV 操縦経験は不問とし、男性 1 名のみが操縦経験者であった。評価対象とした手袋は薄手と厚手の 2 種類を用意した。被験者の主観評価は、薄手をより使いやすいとする回答と、厚手をより使いやすいとする回答があり、一様ではなかった。

d-4. 落下衝突試験の実施—頭部障害基準による評価

UAV が落下して人に衝突する場面を想像すると、人の頭や顔に UAV が直撃する衝突形態が最も被害が高いと考えられる。人体頭部に加わる衝撃の影響を評価する指標として、頭部障害基準（HIC : Head Injury Criterion）があり、この指標の利用は国際的に定着している。

この基準値は衝撃により人体頭部に加わる加速度の累積から算定される。HIC₁₅ は 15ms（ミリ秒）間の加速度の積分値から得られ、HIC₃₆ は 36ms 間の積分値から得られる。衝突の現象が短時間の場合には HIC₁₅ を適用することが望ましいとされる。

HIC を算出するためには、人体頭部を模した頭部ダミーが用いられる。自動車の衝突安全試験では車のボンネット等に、この頭部ダミーを射出して衝突させることで、加速度を計測して HIC を算出する。UAV の落下衝撃の評価基準として、この HIC の適用が有効であるものと期待されるが、UAV においても HIC の計測手法が応用できるかは、学術的にも実務的にも定かではない。

UAV と人体頭部との激突においては、自動車の試験方法とは異なり、人と激突する対象物となる UAV の質量が、荷物の積載を想定しても、自動車と比べて軽く、人体頭部の質量との相対的な差異が大きくなる。大人頭部ダミーが 4.5kg 程度に対して、UAV は機体全体が 10kg から 30kg 程度になる。

さらに、UAV との激突では、人体頭部である頭部ダミーの移動速度は、自動車とは異なり静的な状態で、ほぼ静止状態（固定されている）とみなされる。自動車では頭部ダミーが射出されて激突するのに対して、UAV では、頭部ダミーに UAV が激突する構図となる。

このように、試験方法が自動車と UAV とでは大きく異なることになるため、HIC が UAV の衝突に適用できるのかを検証する必要がある。本項目では、上記 c にて開発した試験装置の妥当性と有効性を確認するため、新たな試験装置を開発、c の試験結果と比較検証するための追試も実施した。

なお、この追試は産業技術総合研究所の外注により自動車研究所で実施された。

d-4-1. 射出型衝突試験装置を用いた衝突試験

上記 c の福島ロボットテストフィールドの屋外試験では、ヘッドインパクトを地面に据え置き、クレーンで吊り上げた UAV を落下させてヘッドインパクトに衝突させた。この試験方法は、ヘッドインパクトの本来の使用法とは異なる。自動車の歩行者頭部保護性能試験では、ヘッドインパクトを車両のボンネットに向けて射出して衝突させる。ドローン落下の衝突と自動車の衝突とでは、衝突の形態が異なるため、衝突を模倣・再現する試験方法も必然的に異なる。そこで、衝突試験におけるヘッドインパクトの使用法の違いが、HIC 計測に及ぼす影響を確認することを目的として、ヘッドインパクトを UAV に衝突させる形態の試験装置を新たに構成した。

(1) 射出型衝突試験装置

ヘッドインパクトを UAV に衝突させるために、新たに開発した試験装置を写真に示す。ヘッドインパクトを上方に設置した UAV に向かって射出する。射出装置は機械的なシーソー構造で構築した。ヘッドインパクトを射出するため動力は、ゴム製の錘より得た。錘を所定の高さから落下させ、地面衝突直前の運動エネルギーを、錘を吊るしたロープ（登山用ザイル）により、2箇所の滑車を介して、シーソー構造の梃子端（力点）の引下力（射出力）へと伝達（変換）した。錘によって引き下げられた梃子端（力点）は、ヘッドインパクトの梃子端（作用点）を持ち上げて自然に射出する。なお、錘は人力で所定の高さへ持ち上げた。

射出器をシーソー構造で構築し、さらに、梃子の原理における、作用点から支点までの距離を、力点から支点までの距離の 2 倍にすることで、衝突速度の増幅を図った。これにより、本来、UAV を自由落下させる半分の高さで衝突試験を実施できる。

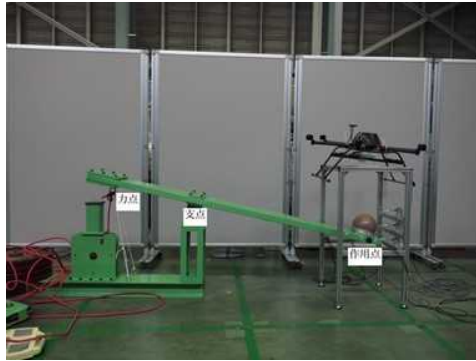


図 2.1.1.7-47 射出型衝突試験装置の全体像

(2) 先行試験

(2)-1 試験概要

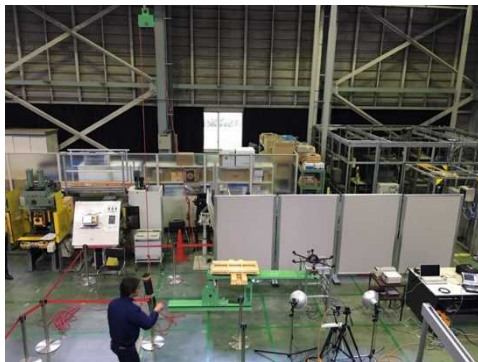


図 2.1.1.7-48 試験会場の様子



図 2.1.1.7-49 供試体

(ACSL 社製 PF-1 モデルダミー機)



図 2.1.1.7-50 重りを落下させる様子



図 2.1.1.7-51 重り落下直後、ヘッドインパクターが無人機に下から衝突し、無人機も飛び上がっている様子

(2)-2 試験結果

開発した射出型衝突試験装置の性能を確認するために、先行試験として簡易の衝突試験を実施した。自動車の歩行者保護基準との比較を目的とするため、ヘッドインパクトの衝突速度を $40\text{km/h} \div 11.1\text{m/s}$ となるよう試験条件を設定した。

錘 13kg の落下速度がそのまま力点となる槌子端の速度として伝達されると考えると、力学的エネルギーの保存法則により、理論上は、錘を 2m 程度の高さから自由落下させれば、作用点の槌子端で目標速度相当になる。そのため、試験条件として、錘の落下高さを 2.5m 、 5m 、 10m とした。その結果、計測された作用点の槌子端の速度は、順に、約 3m/s 、約 4m/s 、約 5m/s となり、目標速度を全く満たさなかった。期待した槌子の原理による速度増幅効果が得られなかった。

ヘッドインパクトの速度は、接触式センサと画像処理に基づき算出したため、速度計測方法ではなく、運動エネルギーの伝達に問題があると判断された。錘と力点の槌子端とを繋いだロープ（登山用ザイル）の剛性が足りずに、ロープが伸びてエネルギーが消散したようである。

自律制御システム研究所（ACSL）の協力により、UAV 実機で衝突試験を実施し、HIC を計測した。計測結果を表 2.1.1.7-10 に示す。UAV 用バッテリーの代替として鉄の錘 3kg を追加した試行では、HIC が高い計測値を示したが、他の試行では HIC は高くならなかった。鉄のような硬いものに衝突した場合には、衝突速度が低速でも HIC が高くなることが確認された。UAV の材質が HIC に大きく影響すると判断される。

表 2.1.1.7-10 先行試験結果一覧

落下高さ (m)	質量 (kg)	衝突部位	衝突速度 (m/s)	合成加速度 (G)	HIC ₁₅
約 2.5	3 (脚なし)	底部	3.65	26.10	11.26
約 5	3 (脚なし)	底部	3.66	22.01	7.40
約 5	3 (脚なし)	底部	4.40	34.19	13.28
約 10	6 (脚, 鉄錘 3kg 追加)	底部 (錘付近)	5.74	312.98	92.24

(3) 本試験

(3)-1 試験概要

対人衝突安全試験—頭部インパクト衝突式

試験供試体：ACSL 社製 PF-1 (1.2mW×0.5mH：ダミーバッテリー 3kg+機体重量約 4 kg)

計測機器及び計測補助ツール：

- ・ 投頭機
- ・ ヘッドインパクト (HI) (4.5kg+1kg(治具))
- ・ トリガ装置 (高速度カメラ起動スイッチ (1 個) が、及び、HI の速度計測用のスイッチ (2 個))
- ・ ドローン吊り下げ架台
- ・ 高速度カメラ
- ・ 高速度カメラ映像と試験結果記録用 PC 及びモニター
- ・ ビデオカメラ
- ・ 照明

安全対策

- ・ 供試体や HI 等が衝突の衝撃により周辺に飛ぶことを考慮し、防御壁で試験エリアを囲み、試験を実施した。
- ・ 試験参加者は保護具として、ヘルメット、及びゴーグルを着用することを推奨した。

試験概要

ドローンに対し、投頭機から発出された HI を衝突させ、HI にて衝撃加速度を測定した。

衝突速度は 2 種類 (約 10m/s、及び、錘落下高さを約 10m/s の時の半分の高さから落下) にて実施した。

衝突の方向は、以下の 2 種類が実施された。

- ・ ドローンのアーム部が HI に突かれる方向
- ・ ドローン本体腹側に HI が衝突する方向

なお、合計 9 回目を終えたところで、投頭機の板が折れ曲がり、試験続行不能のため、終了となった。

試験詳細

1) 試験項目

ドローン衝突時の衝撃力計測、及び、ドローンの損傷評価

2) セットアップ

① 試験エリアの設置

投頭機、ドローン、照明と高速度カメラ、ビデオカメラを設置する試験エリアに、衝撃による供試体や HI の落下、装置等の転倒に備えてマット等を敷く。また、安全を考慮し、試験エリア周囲に防護壁を設置する。

②投頭機の設置

試験エリアにHIを打ち出す「投頭機」、及び、HIを設置する。なお、HIには落下防止用の細いワイヤ4本を取り付け、トリガスイッチを取り付けた台に取り付ける。

③ ドローンの設置

衝突方向に合わせ、ドローンを吊り下げ、設置する。

④計測機器類及び照明の設置

高速度カメラ動画表示・記録用PC、記録用機材（静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）を各種機器が供試体を適切に観察できる位置に設置する。また、供試体を適切に観察できる位置に照明を設置する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器類を次の順序で試験を行う。

- ① 全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。
- ② 試験番号、試験条件、試験開始時刻等をコールする。
- ③ 照明を点灯し、記録装置を記録開始モードにする。
- ④ 錘を人力で所定の高さまで引き上げる。
- ⑤ 錘を放し、錘の落下により投頭機が動作する。
- ⑥ 試験終了をコールし、記録装置の記録を終了モードにする。
- ⑦ 記録された動画を確認し名称を付けて保存する。
- ⑧ ドローンの損傷状態を確認し、静止画カメラで撮影する。



図 2.1.1.7-52 射出試験機



図 2. 1. 1. 7-53 投頭機に設置されたヘッドインパクター



高速度
カメラ

図 2. 1. 1. 7-54 高速度カメラ及び照明装置



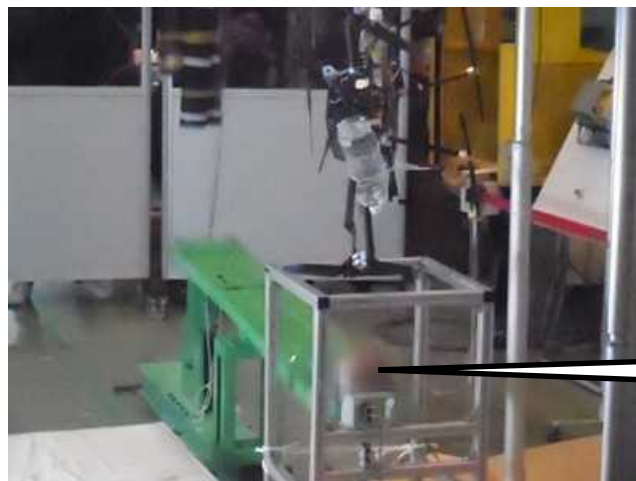
図 2. 1. 1. 7-55 アンカー止めされた投頭機台座部



図 2.1.1. 7-56 供試体 (ACSL 社製 PF-1)



図 2.1.1. 7-57 供試体の試験コンフィギュレーション

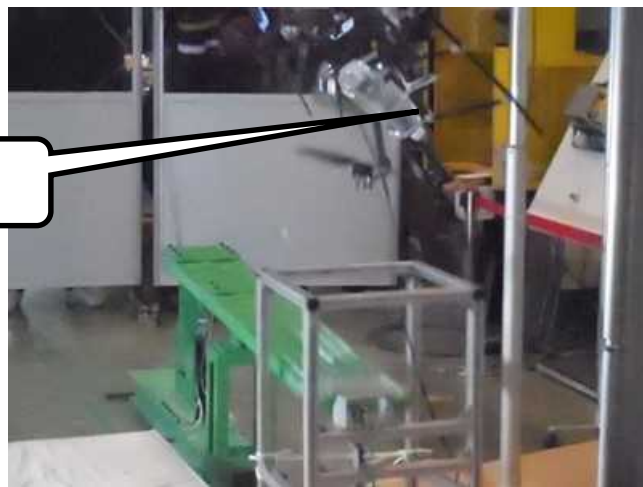


HI

(a) HI 加速時



(b) 衝突の瞬間



(c) 衝突後

図 2.1.1.7-58 試験の様子



図 2.1.1.7-59 試験後の供試体
(アームへの HI 衝突によるアームの破壊)

(3)-2. 試験結果

衝突速度が目標の半分程度に留まったため、錘をさらに追加し、さらに、連結ロープをザイルから鉄ワイヤへ変更して、後日、検証試験を実施した。

シーソー構造の跳板として利用したアルミ足場板が衝撃に耐えられず、支点付近で折れ曲がったため、そこで試験は終了となった。試行途中から衝突速度が低下しており、疲労破壊が進展し、跳上機能が劣化したものと推察される。結果的に、1回目の試行での衝突速度が最大となり目標速度をほぼ達成した。HICは約120程度となり、自動車の頭部障害基準値と比較すれば、福島屋外試験と同じく、かなり低い結果となった。

表 2.1.1.7-11 先行試験結果一覧

落下高さ (m)	質量 (kg)	衝突部位	衝突速度 (m/s)	合成加速度 (G)	HIC ₁₅
7.5	7.5	アーム	10.973	206.026	119.440
約3	7.5	アーム	8.802	179.472	68.241
約3	7.5	アーム	失敗		
約3	7.5	アーム	7.795	181.336	68.262
7.5	7.5	アーム	9.283	88.649	30.906
7.5	7.5	底部	7.031	45.932	82.034
約3	7.6	アーム	7.119	164.771	84.140
約3	7.6	底部	5.490	36.325	49.107
7.5	7.6	スキッド（脚）	3.678	16.020	5.529

以上の試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（対人安全衝突／頭部インパクト衝突方式／安衛研）」を開発、経済産業省が2020年5月に発表の「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

d-5. 無人航空機衝突時の頭部障害基準値（HIC）理論解析

上述のように、労働安全衛生総合研究所（以下、安衛研）は、無人航空機の対人安全試験装置（以下、安衛研計測装置）を開発した。これを床に設置し、真上から無人航空機を落下させて衝突させる垂直落下試験方法を提案している。この試験方法では、頭部傷害値 HIC（Head Injury Criteria）を用いて安全性を評価している。本章ではこの試験方法による安全性の評価について、その妥当性を検証する。

〈実験方法〉

試験方法の妥当性を検証するため、自動車衝突用人体ダミー（以下、人体ダミー）を比較ベースとし、安衛研計測装置を使用した場合と比較した。図 2. 1. 1. 7-60 に新たに開発した垂直落下試験装置（以下、JARI 落下試験機）を示す。この試験機は中央の支柱に沿って落下するスライダーが設置されている。スライダーに取り付けたアームに載せた無人航空機が、スライダーと同時に落下し、無人航空機の真下に設置した計測装置に衝突する仕組みである。落下させる高さを調整することで衝突時の速度を調整する。本装置を使用することで、落下した無人航空機を正確に目的の位置に落下させることが可能となり、実験データのばらつきを抑えることが可能である。なお、図 d-5-1 は計測装置に人体ダミーを利用した例である。なお、本実験では無人航空機ではなく複数の重さのおもりを用いて実験を行う。これは同一の条件で実施でき、かつ十分な剛性があるため繰り返し実施した場合に変形等により計測値に影響を与えないためである。使用したおもりは、200g（図 2. 1. 1. 7-61）と 10.8kg（図 2. 1. 1. 7-62）である。

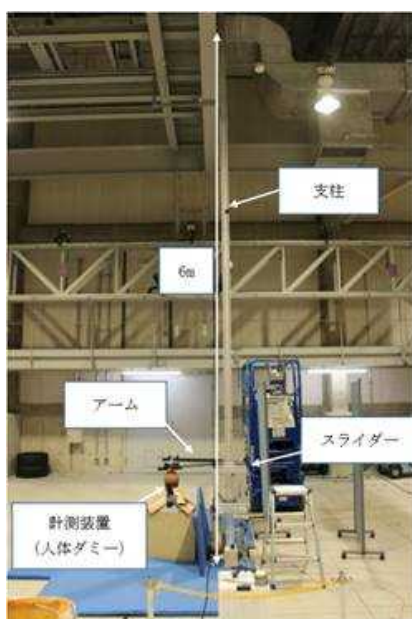


図 2. 1. 1. 7-60 JARI 試験装置（計測装置として人体ダミーを用いた例）



図 2.1.1.7-61 200g のおもり



図 2.1.1.7-62 10.8 kgのおもり

〈実験 1〉

人体ダミーを用いた垂直落下実験自動車の衝突試験では、生体忠実性を有する人体ダミーを用い、頭部については安全性を HIC で評価する。実験 1 では比較ベースとして人体ダミーを用いた HIC の計測を行った。使用した人体ダミーを図 2.1.1.7-63 に示す。使用した人体ダミーは Hybrid-ⅢAM50 ダミーである。これは自動車の衝突安全性試験で一般的に使用されている種類のダミーである。本実験では、頭部は 3 軸の加度、頸部は 3 軸の荷重・モーメントを計測した。なお HIC の算出方法については、頭部の 3 軸の加度を用いて行い、詳細については後述する。JARI 落下試験機に人体ダミーを設置した状態を図 2.1.1.7-64 に示す。JARI 落下試験機は、落下を開始する高さで度が決まる。実験を行った建物の高さ制限のため、落下開始高さは最大で地面から約 6m となる。落下開始高さに制限があるため、できる限り速い度で衝突させるには衝突位置をなるべく低くする必要があり、人体ダミーは座位姿勢で設置した。人体ダミーは背中が垂直になるように板に背中を当てた状態とする。頭部の位置は首の硬さで自然に傾斜した位置とする。なお、衝突させるおもりは人体ダミー頭頂部に衝突するように設置した（図 2.1.1.7-65）。



図 2.1.1.7-63 自動車衝突用人体ダミー



図 2.1.1.7-64 ダミーの設置状況

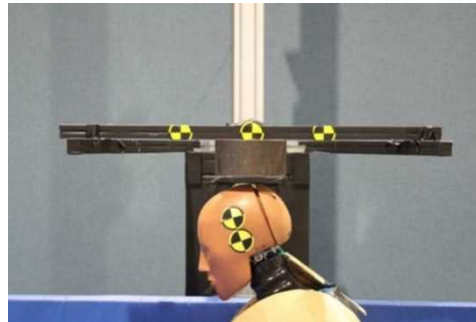


図 2.1.1.7-65 おもりの設置状況

〈実験 2〉

安衛研計測装置を用いた垂直落下実験安衛研計測装置の構成を図 2.1.1.7-66 に示す。安衛研計測装置はヘッドインパクト、荷重計、それらを支持する 4 つのバネと各部材を接続する治具で構成されている。ヘッドインパクトは自動車のボンネット等の衝突安全性試験「歩行車保護性能試験」で使用される人体の頭部を模擬したダミーである。ヘッドインパクトは 3 軸の加速度を計測することができる。荷重計は、50kN の容量を持つものが使用されている。バネは人体ダミーの頸部のバネ定数と同じものが使用されている。また、実験時はこの装置を固定するためにウェイトの上に取り付けて使用した。JARI 落下試験機に安衛研計測装置を設置した状態を図 2.1.1.7-67 に示す。衝突させるおもりは、ヘッドインパクトの中央に落下するように設置した（図 2.1.1.7-68）。

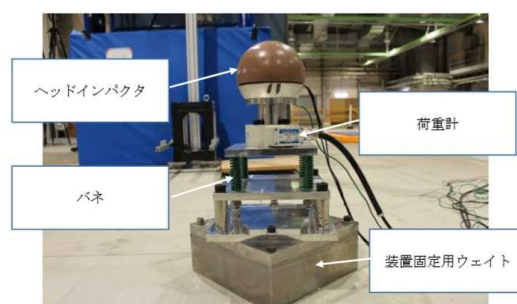


図 2.1.1.7-66 安衛研が開発した計測装置(安衛研計測装置)

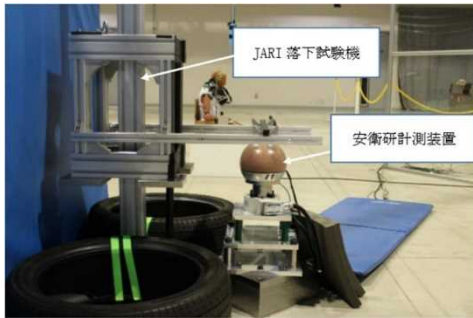


図 2.1.1.7-67 JARI 落下試験機に
安衛研計測装置を設置した状態

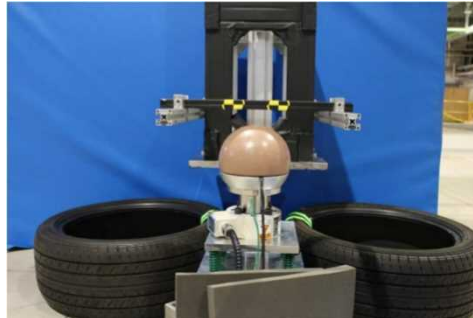


図 2.1.1.7-68 おもりの設置状況

＜試験条件＞

実験 1、2 とともに同じ条件で実施した。落下させるおもりの重さは、航空法の規制対象となる最も軽い 200g と、重い条件として実在する無人航空機を参考に 10.8kg の 2 条件とした。落下度は 200g おもりの場合、3m/s と 8.5m/s の 2 条件とした。なお、8.5m/s は JARI 落下試験機の最高高度で実施した。10.8kg おもりの場合、3m/s と 4m/s の 2 条件とした。4m/s は計測装置が故障しない範囲としたためである。おもりの落下度は、高速度カメラで撮影した映像を解析し、計測装置に衝突する直前の度を計測した。試行回数は各条件で 2 回とした。

＜実験結果＞

表 2.1.1.7-10 に HIC 及び頭部の合成加度の最大値、頸部にかかる圧縮方向の荷重の最大値の結果を示す。HIC の算出には次式を用いた。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max}$$

t : 時間 [ms]

A_R : 合成加度 [g]

max : HIC が最大となる時間幅 ($t_2 - t_1$) $\leq 15ms$

図 2.1.1.7-69 におもり 200g の場合の落下度に対する HIC の計測値を示す。同様に図 2.1.1.7-70 におもり 10.8kg の場合の結果を示す。HIC の値は、200g の場合、10.8kg の場合ともに、実験 2 の方が実験 1 と比べて値が小さい。エネルギーは参考として衝突させたおもりの重さと衝突時の度で算出した値を記載した。

表 2.1.1.7-12 実験結果

(頭部傷害値 HIC 及び頭部の合成加度の最大値、頸部にかかる圧縮方向の荷重の最大値)

	試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	頸部最大 圧 縮荷重 [N]	エネルギー [J]
実験 1	1-1	0.2	2.9	0.4	86	-465	0.9
	1-2		3.0	0.4	87	-462	0.9
	1-3		8.5	5.7	346	-1,140	7.2
	1-4		8.3	5.8	341	-1,154	6.9
	1-5	10.8	3.0	243	1,620	-4,709	48.6
	1-6		3.0	255	1,658	-4,742	48.6
	1-7		4.0	787	2,831	-5,823	85.1
	1-8		3.9	802	2,882	-5,951	83
実験 2	2-1	0.2	3.0	0.1	69	-404	0.9
	2-2		3.0	0.1	78	-384	0.9
	2-3		8.7	1.2	299	-1,407	7.6
	2-4		8.7	1.4	316	-1,458	7.6
	2-5	10.8	3.0	98	1,191	-8,862	48.6
	2-6		3.0	89	1,191	-8,637	48.6
	2-7		4.1	239	2,227	-11,862	90.8
	2-8		4.0	237	1,755	-11,776	86.4

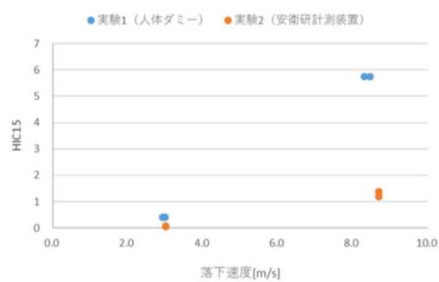


図 2.1.1.7-69 おもり 200g の場合の
に対する HIC の計測値

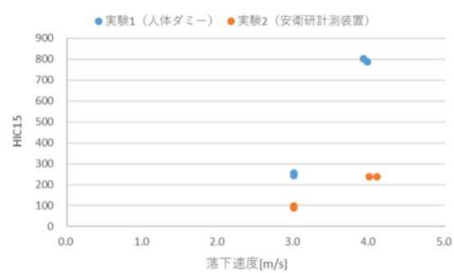


図 2.1.1.7-70 おもり 10.8kg の場合の落下度
落下度に対する HIC の計測値

〈考察〉

図 2.1.1.7-69、図 2.1.1.7-70 とともに、おもりの重さにかかわらず実験 2 の HIC は実験 1 に比べて低い値となった。これは計測装置の構造の違いによるものと考えられる。実験 1 で用いた人体ダミーの頭部を支える頸部は、前後に屈曲かつ上下方向に伸張、圧縮可能である。一方、実験 2 で用いたヘッドインパクトによる安衛研計測装置は上下方向の圧縮のみ可能な構造となっている。構造的違いから安衛研計測装置の場合、人体ダミーと比べて加度が低くなり、それに比例して HIC も低くなったと推察される。さらに、人体ダミーの頭部の重量は 4.5kg に対し、安衛研計測装置のバネから上の重量は 13kg であった。そのため首に相当する部分から上の慣性質量が大きいため衝突時の加度が人体ダミーに比べて低くなり HIC が下がったと考えられる。

d-6. 無人航空機衝突試験方法妥当性及び有効性の検討・分析

安衛研は無人航空機の人への落下を模擬する対人安全試験方法として、ヘッドインパクトを上方に射出して無人航空機に衝突させる試験装置（以下、安衛研射出試験機）を用いた方法を提案している。この試験方法では前述の試験方法と同様に、HIC を用いて安全性を評価している。本章では安衛研射出試験機を用いた試験方法による安全性の評価について、その妥当性を検証する。

〈実験方法〉

実験方法の妥当性を検証するため、前章と同様に JARI 落下試験機と人体ダミーを比較ベースとし、安衛研射出試験機とヘッドインパクトを使用した場合と比較した。

〈実験 3〉

安衛研射出試験機とヘッドインパクトを用いた安衛研射出試験機の全体図を図 2.1.1.7-71 に示す。また、図 2.1.1.7-72 にヘッドインパクトの設置状況を示す。図 2.1.1.7-71 に示すようにシーソーの形式となっている本体装置の片側に接続されたおもりを、所定の高さに持ち上げ射出の際、そのおもりを落下させることでシーソーの反対側に設置されたヘッドインパクトを射出する仕組みである。ヘッドインパクトは図 2.1.1.7-73 に示すとおり無人航空機に向けて上方へ射出される。なお、ヘッドインパクトの衝突時の度は、高度カメラによる画像解析で算出する。なお、実験 3 は安衛研にてすでに実施された実験結果であり、後述の比較ベースである実験 4 の結果と比較した。



図 2.1.1.7-71 試験方法 2 で使用する安衛研射出試験機の全体図



図 2.1.1.7-72 ヘッドインパクトの設置状況

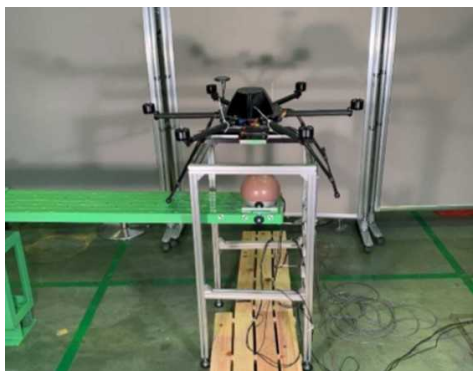


図 2.1.1.7-73 安衛研射出試験機に設置された無人航空機

〈実験 4〉

JARI 落下試験機と人体ダミーを用いた実験 d-1-2 節と同様に JARI 落下試験と人体ダミーを用いた実験を実施した。図 2.1.1.7-74、図 2.1.1.7-75 に無人航空機の設置状況を示す。d-1-2 節とは異なり、おもりではなく無人航空機の実機を用い、その重心位置が頭頂部に落下するように設置した。



図 2.1.1.7-74 無人航空機の設置状況



図 2.1.1.7-75 無人航空機の設置状況（人体ダミー後方）

＜実験条件＞

使用した無人航空機は、ACSL 社製 PF-1 である。無人航空機の重さは実験 3、実験 4 共に、本体フレームのみの 3kg とバッテリー分のおもりを追加した 7.6kg の 2 条件である。ただし、実験 3 と実験 4 に供した無人航空機の仕様が異なるため、実験 4 に供した無人航空機については追加のおもりにより実験 3 の機体と同じ重量になるように調整した（図 2.1.1.7-76）。度は 3kg の場合、3.7m/s、4.4m/s の 2 条件とし、7.6kg の場合は、5.5m/s の 1 条件とした。なお、度の条件は、本実験に先立ち実施された安衛研の実施した度に整合させた。



図 2.1.1.7-76 7.6kg に調整した無人航空機無人航空機（PF-1）

＜実験結果＞

表 2.1.1.7-13 に頭部傷害値 HIC 及び頭部の合成加度の最大値の結果を示す。図 2.1.1.7-77 に無人航空機 3kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値を示す。同様に図 2.1.1.7-78 に無人航空機 7.6kg の場合の結果を示す。また、図 2.1.1.7-79 に実験 4 の垂直落下実験後の無人航空機 7.6kg の状態を示す。本体下部のスタンドフレームが湾曲している。

表 2.1.1.7-13 実験 3 と実験 4 の実験結果

	試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	最大加速度 [m/s ²]	エネルギー[J]
実験 3	3-1	3.0	3.7	7.40	214	21
	3-2	3.0	4.4	13.28	335	29
	3-3	7.6	5.5	49.11	356	115
実験 4	4-1	3.0	3.7	0.73	69	21
	4-2	3.0	4.3	0.83	68	28
	4-3	7.6	5.4	6.29	172	111

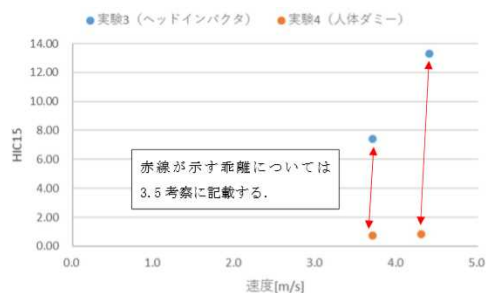


図 2. 1. 1. 7-77 無人航空機 3kg の場合
の衝突度に対する HIC の計測値

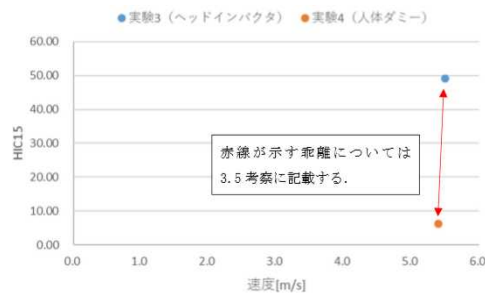


図 2. 1. 1. 7-78 無人航空機 7. 6kg の場合
の衝突度に対する HIC の計測値



図 2. 1. 1. 7-79 垂直落下実験後の無人航空機 7. 6kg の状態

〈考察〉

実験 3 の妥当性を、実験 4 との比較で検証を行うことができなかった。その原因は、図 2. 1. 1. 7-78 に示した無人航空機下部のスタンドフレームに起因する。実験 3 で使用した無人航空機のスタンドフレームのサイズが大きいため、射出されたヘッドインパクトはフレームと干渉することなく無人航空機の本体と衝突する。一方、実験 4 で使用した無人航空機のスタンドフレームのサイズは小さいため、人体ダミーの頭部に衝突した時に、フレームと干渉し頭部と無人航空機本体が直接衝突しなかった。そのため衝突時の衝撃をスタンドフレームが変形することで緩和し、実験 4 の HIC は実験 3 の HIC と大きな乖離を生じさせたと考えられる。

d-7. 無人航空機の垂直落下と異なる衝突形態の検討

前項までに検証した無人航空機の垂直落下とは異なる衝突形態として、水平飛行時の衝突が人体へ及ぼす影響を調査し、より厳しい衝突形態を明らかにし、大型無人航空機の衝突試験が実施可能な試験装置を開発した。

＜実験方法＞実験 5：水平衝突実験の方法

図 2.1.1.7-80 に JARI 水平衝突試験機を示す。この装置は支柱及びその上端に軸受、下端に無人航空機を設置するためのアーム、さらに支柱上部で固定されたウェイトで構成されている。同装置は軸受を中心に振り子の原理で振り下ろされ、最下点で無人航空機が人体ダミーに水平衝突する。衝突する度は振り上げる高さにより調整する。なお、上部に固定されたウェイトによって振り子の重心位置を高くし、先端の度を上げている。本試験装置は、25kg 超の大型無人航空機の試験ができるように設計した。

実験の計測装置として、人体ダミーを用いた。使用した人体ダミーは実験 1 と同様に Hybrid-Ⅲ AM50 ダミーである。

図 2.1.1.7-81 にアームへの無人航空機の設置状況を示す。試験装置の慣性質量が衝突に影響を与えないため、アームの上部に無人航空機を載せ水平方向への拘束を行わず、水平にフリーに動けるようにした。

ただし、後述するガード付きの無人航空機は、JARI 水平衝突試験機を振り上げた状態で姿勢が安定しないため、アームに引っ掛けた紐で吊るすよう設置した（図 2.1.1.7-82）。吊るした紐は衝突と同時にアーム部から外れる構造となっている。また、無人航空機を設置した状態で JARI 水平試験機を振り下ろした時に、無人航空機がアームから外れることが確認された。これは無人航空機が自由落下する度と、水平試験機の先端の度に差が生じるためと考えられる。そのため、図 2.1.1.7-83 に示すように両面テープを使用し、衝突時の影響がなるべく小さくなるように最小限に固定した。無人航空機はダミー頭部の重心位置に衝突する高さに設置した（図 2.1.1.7-84）

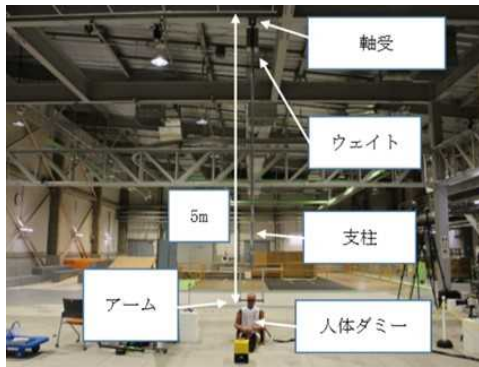


図 2.1.1.7-80 水平衝突試験装置

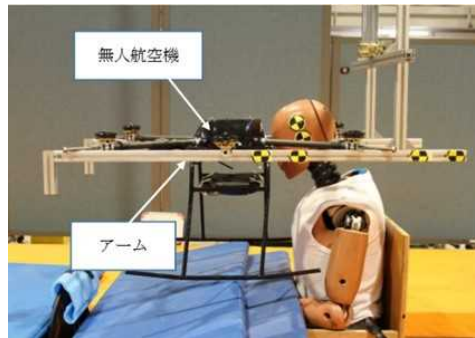


図 2.1.1.7-81 アームへの
無人航空機の設置状況



図 2.1.1.7-82 ガード付き
無人航空機の設置状況

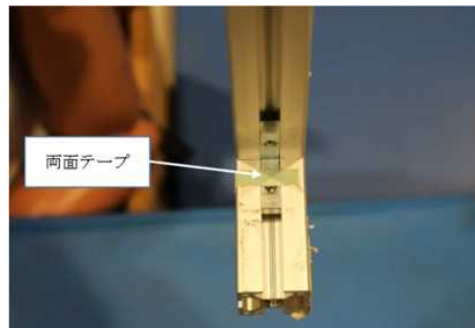


図 2.1.1.7-83 アームに取り付けた
無人航空機の固定用両面テープ

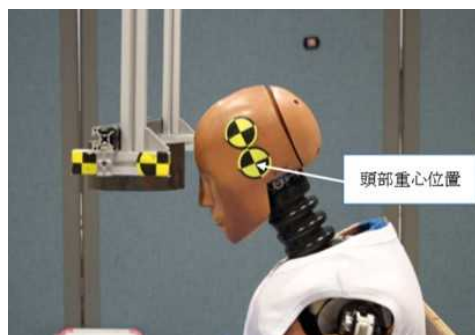


図 2.1.1.7-84 人体ダミー頭部に衝突させる位置

＜実験方法＞実験 6：垂直落下実験の方法

水平衝突実験（実験 5）と比較するため垂直落下実験を実施した。なお、使用した試験装置及び計測装置は実験 1 と同じである。本試験装置は、25kg 超の大型無人航空機の試験ができるように設計した。

〈実験条件〉実験 5：水平衝突実験の条件

水平衝突実験では、実験 1 と同じおもりを用いて実施した。おもりの重さは 200g、6.8kg、10.8kg の 3 条件とした。衝突度は、ダミーが壊れない範囲で実施したため、おもりによって異なり、200g の場合は 3m/s、10m/s、12m/s の 3 条件、6.8kg の場合は 2m/s、3m/s、4m/s、5m/s の 4 条件、10.8kg の場合は 2m/s、3m/s、4m/s の 3 条件とした。試行回数は各条件で 2 回とした。

〈実験条件〉実験 6：水平衝突実験の条件

垂直落下実験では、実験 5 と比較するため、おもりの重さ及び衝突度は同じ条件とした。

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-14 に実験 5 の結果を、表 2.1.1.7-15 に実験 6 の結果を示す。これまで評価指標として算出した HIC の他に頸部傷害値 N_{ij} (Normalized Neck Injury Criteria) の値を記載している。これは HIC と同様に自動車の衝突試験で用いられる頸部傷害値である。頸部のセンサで上下方向の圧縮、伸張、前後方向のせん断力、後方への曲げモーメントを計測し、次式により算出した値である。なお、自動車の傷害値基準は 1.0 以下が採用されている。

$$N_{ij} = \frac{F_x}{F_{xc}} + \frac{M_y}{M_{yc}}$$

F_x ：頸部軸方向荷重[N]

F_{xc} ：許容限界荷重[N]

M_y ：頸部合成モーメント[Nm]

M_{yc} ：許容限界モーメント[Nm]

また、頸部最大圧縮荷重として頸部の荷重計により計測された圧縮方向の力の最大値を記載し、頸部最大加度として頸部の 3 軸加度を合成した値の最大値を記載している。エネルギーは参考として衝突させたおもりの重さと衝突時の度で算出した値を記載した。

図 2.1.1.7-85 から図 2.1.1.7-87 に各おもりの重さごとの衝突度と HIC をプロットし、水平衝突実験と垂直落下実験を比較した結果を示す。比較しやすくするために各データに 3 次の近似曲線を追加した。図 2.1.1.7-85 (200g) と図 2.1.1.7-86 (6.8kg) は、水平衝突の HIC が大きくなる傾向にある。しかし、図 2.1.1.7-87 (10.8kg) は逆に垂直落下の HIC が大きくなる傾向である。

また、図 2.1.1.7-88 から図 2.1.1.7-90 に各おもりの重さごとの衝突度と N_{ij} をプロットし、水平衝突実験と垂直落下実験を比較した結果を示す。すべてのおもりの条件で、垂直落下の N_{ij} が大きい。

表 2.1.1. 7-14 水平衝突実験の結果

試験番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	Nij	頸部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
5-1	0.2	3.0	0.5	120	0.04	219	1
5-2		3.0	0.5	123	0.04	214	1
5-3		9.8	12	565	0.1	605	10
5-4		9.8	13	570	0.11	662	10
5-5		12.4	19	857	0.13	792	15
5-6		12.7	22	921	0.13	765	16
5-7	6.8	12.7	22	921	0.13	765	16
5-8		1.8	32	574	0.19	1,032	11
5-9		3.1	190	1325	0.31	1,673	33
5-10		3.0	187	1326	0.3	1,638	31
5-11		4.0	495	2107	0.38	2,060	54
5-12		4.0	534	2223	0.38	2,065	54
5-13		5.0	1,005	2961	0.46	2,463	85
5-14		5.0	1,032	2982	0.44	2,378	85
5-15	10.8	1.8	52	740	0.22	1,223	17
5-16		1.8	54	761	0.22	1,223	17
5-17		3.0	287	1642	0.34	1,852	49
5-18		3.0	292	1653	0.33	1,858	49
5-19		4.1	719	2475	0.43	2,355	91
5-20		4.9	1,408	3408	0.48	2,661	130

表 2.1.1.7-15 垂直落下実験の結果

試験 番号	おもり [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	Nij	頸部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギ ー [J]
6-1	0.2	2.9	0.4	86	0.08	465	1
6-2		3.0	0.4	87	0.08	462	1
6-3		5.0	1.6	157	0.14	816	2
6-4		4.9	2.0	176	0.15	879	2
6-5		8.5	5.7	346	0.20	1,140	7
6-6		8.3	5.8	341	0.19	1,154	7
6-7	6.8	1.8	29	571	0.47	2,565	11
6-8		3.0	151	1,299	0.7	3,838	30
6-9		3.0	154	1,347	0.7	3,838	30
6-10		4.0	426	2,104	0.88	4,888	55
6-11		4.1	434	2,173	0.85	4,844	56
6-12		5.0	1,095	3,215	1.08	6,352	84
6-13		5.0	1,165	3,395	1.14	6,671	85
6-14	10.8	1.8	39	646	0.54	2,917	17
6-15		1.9	41	651	0.55	2,952	18
6-16		3.0	243	1,620	0.85	4,709	49
6-17		3.0	255	1,658	0.85	4,742	49
6-18		4.0	787	2,831	1.03	5,822	85
6-19		3.9	802	2,882	1.03	5,951	83

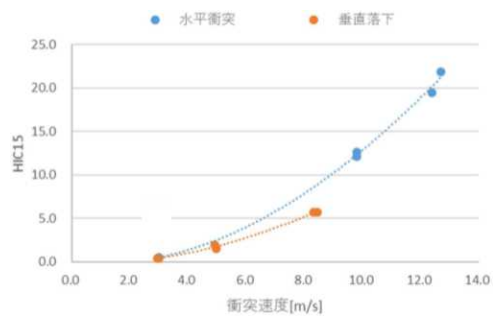


図 2.1.1.7-85 おもり 200g の場合の
衝突速度に対する HIC の計測値

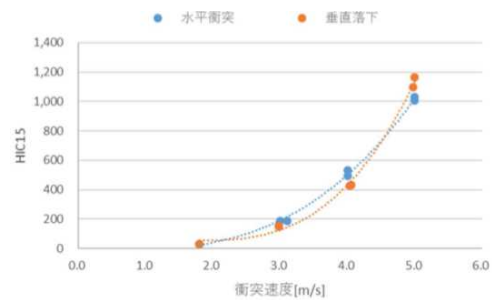


図 2.1.1.7-86 おもり 6.8kg の場合の
衝突速度に対する HIC の計測値

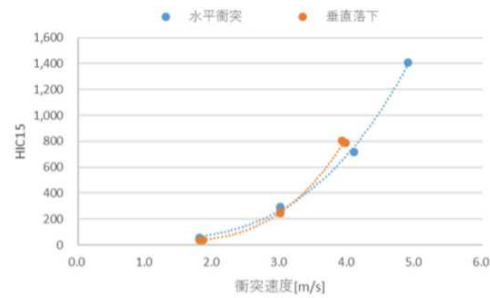


図 2. 1. 1. 7-87 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値

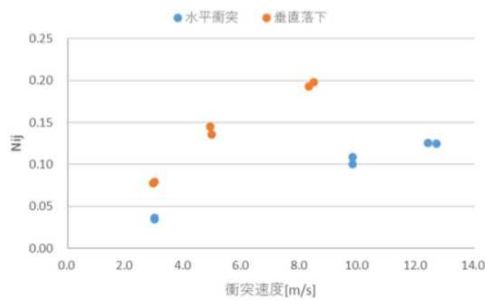


図 2. 1. 1. 7-88 おもり 200g の場合の
衝突度に対する $Ni j$ の計測値

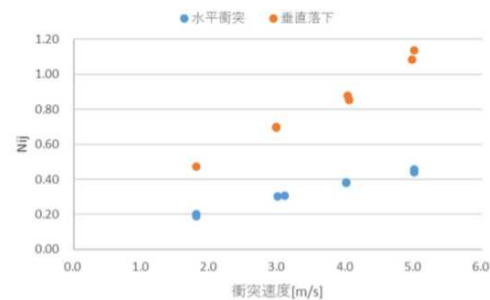


図 2. 1. 1. 7-89 おもり 6. 8kg の場合の
衝突度に対する $Ni j$ の計測値

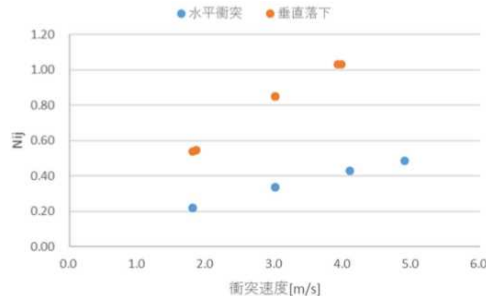


図 2. 1. 1. 7-90 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する $Ni j$ の計測値

＜考察＞

HIC の場合、おもりの重さによって水平衝突実験と垂直落下実験の HIC の大小が逆転する場合があります、どちらが厳しい条件となるかは明確ではない。一方、 $Ni j$ の場合、すべてのおもりの重さの条件で、垂直落下実験が水平衝突実験に比べて大きい。これは水平衝突実験の場合、頸部の曲げモーメントが支配的であるのに対し、垂直落下実験の場合、頸部の曲げモーメントだけでなく、圧縮方向の力が加わり、さらに無人航空機の自重も加わるためと推察される。評価指標として HIC だけでなく、 $Ni j$ についても評価する場合、垂直落下実験の方が水平衝突実験よりも厳しい試験方法と思われる。

d-8. 無人航空機ガードの有効性確認検証

無人航空機に取り付けたガードの有効性を確認する実験を行い、ガードにより人体に及ぼす影響についてその効果を検証した。

〈実験 7〉ガード有効性検証実験の方法

無人航空機に取り付けたガードの効果を検証するための実験として、水平衝突及び垂直落下の実験を行った。使用した試験装置は、前述の実験 1 及び実験 5 で使用した JARI 落下試験機及び水平衝突試験装置である。図 2.1.1.7-91 から図 2.1.1.7-93 に使用したガード付きの無人航空機を示す。試験対象の無人航空機は、ACSL 社製 PF-1、産業技術総合研究所によって追加された 200g ドローン例 1、200g ドローン例 2 とし、これらに産業技術総合研究所によってガードを追加されたものを使用した。それぞれの重量は 200g ドローン例 1 と 200g ドローン例 2 はガード、バッテリー含めて 280g、PF-1 はバッテリーを外した状態の機体にバッテリー重量相当のおもりを取り付け、ガードを含めて 8.68kg である。衝突させる向きは水平衝突実験及び垂直落下実験共に進行方向正面とする。水平及び垂直に設置した状態を図 2.1.1.7-94、図 2.1.1.7-95、図 2.1.1.7-96 に示す。なお、PF-1 及び 200g ドローン例 1 は水平、200g ドローン例 2 は垂直の条件で実施した。また、提供された機体は各 1 台であり、複数回の衝突による機体への損傷が実験データに影響する懸念がある。そのため、その影響をなるべく少なくするためガードがある条件から実験を実施した。なお、小型の無人航空機（200g ドローン）は、試験装置に設置するための治具として、軽量の金属棒を本体に取り付けている（図 2.1.1.7-97、2.1.1.7-98）。



図 2.1.1.7-91 ガード付きの無人航空機 (PF-1)



図 2.1.1. 7-92 ガード付きの
無人航空機 (200g ドローン例 1)



図 2.1.1. 7-93 ガード付きの
無人航空機 (200g ドローン例 2)



図 2.1.1. 7-94 水平に設置した状態
(PF-1)

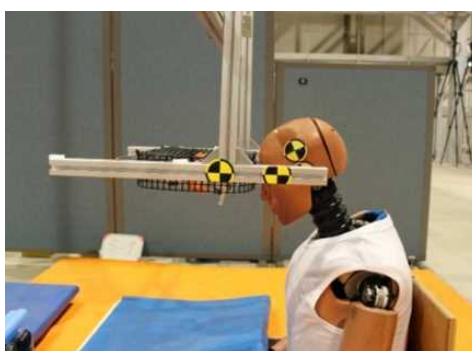


図 2.1.1. 7-95 水平に設置した状態
(200g ドローン例 2)



図 2.1.1. 7-96 垂直に設置した状態 (200g ドローン例 1)

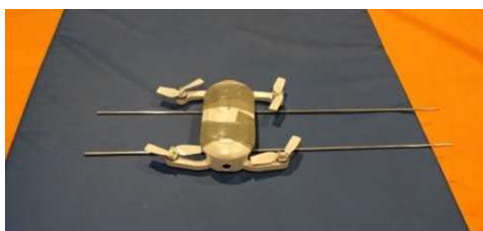


図 2.1.1. 7-97 治具を取り付けた
200g ドローン例 1



図 2.1.1. 7-98 治具を取り付けた
200g ドローン例 2

〈実験 1〉ガード効果検証実験の条件（水平衝突）

ガードの効果を検証するため、各機種でガードのあり及びなしの 2 条件とした。衝突度は、実験 5 の水平衝突実験に合わせ PF-1 は 3m/s、 4m/s、 5m/s、 200g ドローン例 2 が 8m/s、 11.5m/s とした。

〈実験 2〉ガード効果検証実験の条件（垂直落下）

ガードの効果を検証するため、ガードのあり、及びなしの 2 条件とした。衝突度は、実験 1 の垂直落下実験に合わせ 3m/s、 5m/s、 8m/s とした。

〈実験結果〉

表 2.1.1.7-16、表 2.1.1.7-17 にそれぞれ水平衝突及び垂直落下のガード性能検証実験の結果を示す。計測値として、実験 5 と同様に HIC、頭部最大加度、 N_{ij} 、頸部圧縮荷重、エネルギーを記載している。図 2.1.1.7-99 から図 2.1.1.7-101 にガードの有無による HIC を比較したグラフを示す。すべての機種、水平衝突、垂直落下の実験結果において、ガードがある場合の方がガードがない場合に比べて、HIC が減少した。

表 2.1.1.7-16 ガード効果検証実験の結果（水平衝突）

試験番号	機種	ガードの有無	実機重量 [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	N_{ij}	頸部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
7-1	PF-1	有り	8.68	3.0	0.2	30	0.18	-59	39
7-2				3.9	1.1	62	0.19	-97	66
7-3				5.0	0.7	56	0.3	-47	109
7-4		無し	6.26	3.0	15.0	324	0.17	-633	28
7-5				4.0	68	727	0.26	-1,012	50
7-6				5.0	165	1087	0.33	-1,665	78
7-7	200g ド ローン例 2	有り	0.28	8.1	0.6	103	0.06	-226	9
7-8				11.6	2.3	149	0.07	-320	19
7-9		無し	0.22	8.2	1.0	138	0.08	-380	7
7-10				11.5	2.8	234	0.08	-370	15

表 2.1.1. 7-17 ガード効果検証実験の結果（垂直落下）

試験番号	機種	ガードの有無	実機重量 [kg]	衝突速度 [m/s]	HIC15	頭部最大 加速度 [m/s ²]	Ni j	頭部最大 圧縮荷重 [N]	エネルギー [J]
8-1	200g ドローン 例 1	有り	0.30	3.0	0.0	27	0.04	-209	1
8-2				5.2	0.4	84	0.09	-471	4
8-3				8.0	3.3	300	0.15	-929	10
8-4		無し	0.22	3.0	0.3	79	0.08	-437	1
8-5				5.2	1.2	160	0.11	-620	3
8-6				8.0	4.5	309	0.16	-998	7

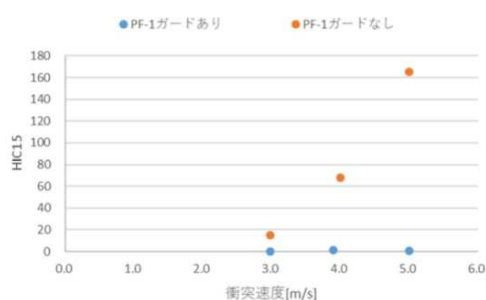


図 2.1.1. 7-99 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, PF-1）

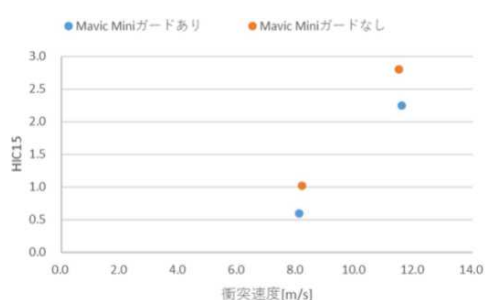


図 2.1.1. 7-100 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, MavicMini）

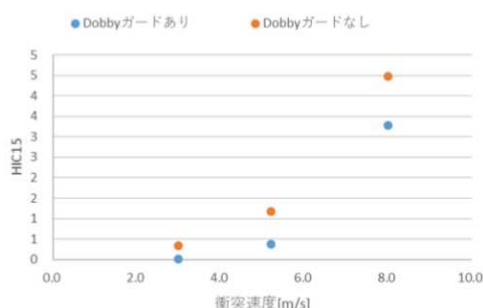


図 2.1.1. 7-101 ガードの有無による HIC の比較（垂直落下, Dobby）

〈考察〉

図 2.1.1. 7-99 に示すように PF-1 は度が高くなるほどガードなしと比べて顕著に HIC は下がり、ガードが有効的に機能していることがわかる。これは PF-1 のアームとアームの間に衝突するように設置したため（図 2.1.1. 7-102）、ガードが潰れて変形しながら衝突時のエネルギーを減らすことができたためと考えられる（図 2.1.1. 8-103）。衝突箇所がアーム周辺の場合、ガードが変形する空間が少ないため異なる結果となる可能性がある。図 2.1.1. 7-100、図 2.1.14. 7-101 に示すように 200g ドローン例 1 と例 2 は、ガードありとなしを比べると、HIC が低下しているが、PF-1 ほどの低減効果はなかった。200g ドローン例 1 と例 2 のガードは PF-1 のガードに比べて本体とガードの間の空間が狭く、衝突後の 200g ドローン例 2 には本体部分に破損箇所が確認され

た（図 2.1.1. 7-104）。このことから衝突した時にガードが潰れきってダミー頭部が本体に衝突していたため、PF-1 ほど効果的に働かなかったためと考えられる。なお、ガードなしの PF-1 の水平衝突実験の結果が、前項実験 5 の同程度のおもりを使った実験結果（図 2.1.1. 7-86）と比べて HIC が非常に小さい。これは PF-1 の重量バランスや機体が持つ剛性による影響に加え、図 2.1.1. 7-105 に示すように、頭部と本体が衝突すると同時に、本体に取り付けられたスタンドの先端がダミー腕部に衝突することで、荷重が頭部に集中しなかったことが影響していると考えられる。

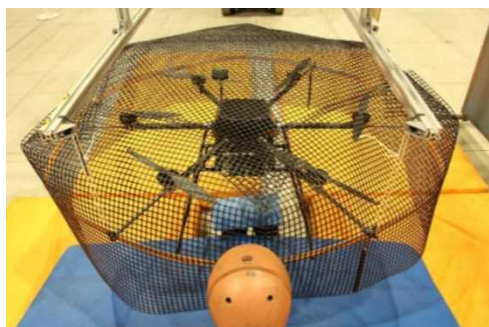


図 2.1.1. 7-102 PF-1 ガードありの衝突部位



図 2.1.1. 7-103 衝突により変形した PF-1 のガード

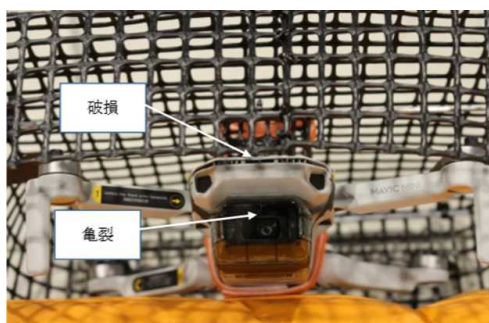


図 2.1.1. 7-104 200g ドローン例 2
ガードありの衝突後の状態



図 2.1.1. 7-105 PF-1
ガードなしの衝突の状況

以上の試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（対人安全衝突／垂直落下式/福島ロボットテストフィールド[2019 年]）」及び「無人航空機性能評価試験手順書（対人衝突安全/水平衝突式/福島ロボットテストフィールド[2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

d-9. 無人航空機による切傷事故に対する危害軽減策の評価

ドローンのプロペラの性質は、実験に用いた 200g 機体の場合、下に示す通りであり、その危害の大きさはプロペラの翼端速度とプロペラの鋭利さに依存する（ASSURE：Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation、2017.4）。

表 2. 1. 1. 7-18 200g ドローンプロペラ回転速度

	サイズ	形状	素材	回転速度（モータ）
200g ドローン 用ローター	4.7 インチ	折り畳み タイプ	炭素繊維樹脂素材 （射出整形）	9220rpm

ホバリング時にレーザー回転数計で回転数計測を実施



レーザー回転数計の
反射板に レーザー
が照射されている様子

レーザー回転数計



翼端速度
189ft/s

- ・ ASSURE※の報告によれば、プロペラによる危害の大きさは、プロペラの翼端速度（TIP 速度）とプロペラの鋭利さに依存する。下図に AIS とプロペラ翼端速度の関係を示す。
- ・ 翼端速度 189ft/s の場合、AIS は 2 未満と想定される。

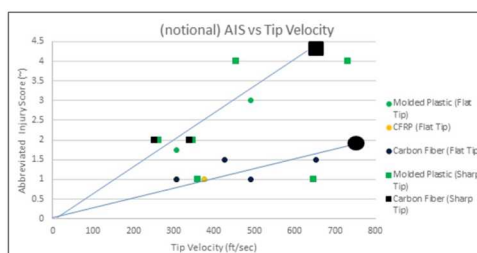


図 2. 1. 1. 7-106 AIS とプロペラ翼端速度の関係

出所) ASSURE：Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation, 2017.4 (<http://www.assureuas.org/projects/deliverables/sUASGroundCollisionReport.php>) に加筆

※ASSURE (Alliance of System Safety of UAS Research Excellence) は、23 の世界的な研究機関と 100 以上の産業/政府が連携し、UAS に関する広範な研究を実施し、FAA に成果を提供

UAV は、インフラの点検、空撮、測量、農薬散布などに用いられており、今後、物流などにも普及するとされている。UAV が普及するためには、求められる性能（例えば可搬重量）を満たすことはもとより、容易に操作できること、操作者や周囲の者の安全などが求められる。しかしながら、UAV

が操縦者や付近住民等に激突し回転するプロペラで指を切創するなどの事故が発生しており^[1]、安全対策が求められる。このような事故の安全対策を検討するためには、まずは、UAV でどのような危害が生じるのかを実験により検証することが必要である。

UAV による危害には、

- A) 飛行中の UAV、または墜落してきた UAV が人に激突して危害を生じるもの
- B) 回転している UAV のプロペラが人に当たって切傷するもの
- C) UAV に搭載しているバッテリーが劣化し、爆発することで付近の人に火傷などの危害を生じるもの

などが考えられる。ここでは、B) の回転するプロペラによる危害に着目することとする。併せて、産業現場で用いられる耐切創手袋を装着した場合に、どの程度、危害が軽減できるかを明らかにする。本年度は、用いるプロペラや耐切創手袋の種類を増やし、手袋や手指に生じた傷の程度を調査した。

(1) 実験概要

- ・ 実験装置の構成を図 2.1.1.7-107、図 2.1.1.7-108 に示す。リブのついたタイミングベルトを回転させ、プロペラとプロペラの制御装置を搭載した台座をレールに乗せて押し出し、模擬手に向かって射出する。駆動部にはモータを使用し、モータの回転をタイミングベルトでプーリに伝達し、メインベルトを動作させる。タイミングベルトで動力を伝達しているのは、駆動部の破損を防ぐためである。駆動部には、射出速度を記録するために、エンコーダ付きのモータを使用している。メインベルトに押された台座がストッパーに接触すると模擬手に向かって射出される。衝突する際には、プロペラは空中に射出され、模擬手に衝突して落下する。
- ・ 装置の全長は実験室に入る長さとし、その距離で必要な速度 (2 [m/s]) が出せるようベルト駆動用モータを選定した。
- ・ UAV のプロペラをその機種の高回転数で回転させ、UAV の飛行速度としては比較的低速の 2[m/s]で模擬手に衝突させて、プロペラによる切創等の状況を観察する。
- ・ 使用するプロペラは、インフラ点検などの産業現場でよく利用されている UAV のものを用いる。大きさは直径 9 [inch]、15 [inch]、22 [inch] の 3 種類、材質はプラスチックと炭素繊維の 2 種類、構造はストレートと折り畳みの 2 種類とする (表 2.1.1.7-19、図 2.1.1.7-109)。
- ・ 模擬手は、人の手の大きさに合わせた型を用意して、木の棒 (楯、直径 8[mm]) を骨の代わりとし、まわりをシリコンまたはゲルで固めて作成する (表 2.1.1.7-20、図 2.1.1.7-110)。
- ・ 保護手袋は欧州規格 EN388 の耐切創レベル 1、3、5 に適合したものを模擬手に被せて用いる (表 2.1.1.7-21、図 2.1.1.7-111)。EN 388 は、保護手袋の機械的物性強度を評価する規格基準であり、カッターナイフなどの鋭利なナイフやガラス片などによる切創を想定して作られている。

・実験を行う際の安全対策として、ポリカーボネート板を使用したガードを作成し、実験装置と作業者の間に設置するとともに、上部に飛散防止ネットを張る。作業者はプロペラが回転している間はガード内に立ち入らないこととし、プロペラが停止してガード内に立ち入る際には装置の誤作動や飛散したプロペラから身体を守るため、ヘルメット、保護めがね、長袖服、長ズボン、保護手袋を着用する。

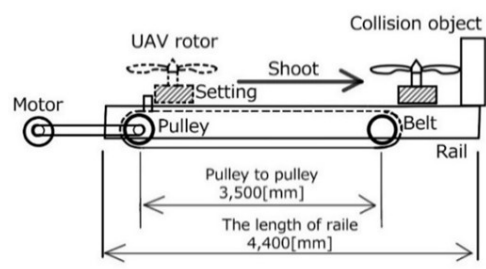


図 2. 1. 1. 7-107 実験装置の概要

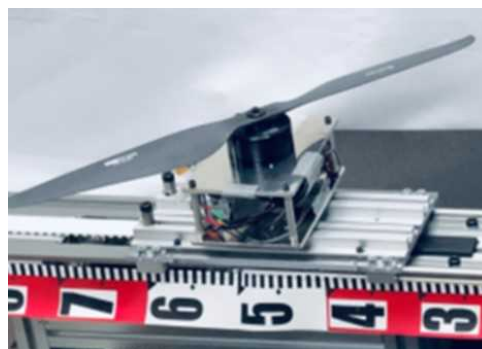


図 2. 1. 1. 7-108 実験装置
(プロペラの射出台車)

表 2. 1. 1. 7-19 実験に使用した UAV プロペラ

No	メーカー	直径	構造	素材	回転数(実測値)
1	DJI	9[inch]	ストレート	プラスチック	約 9500[rpm]
2	ACSL	15[inch]	ストレート	炭素繊維	約 5600[rpm]
3	DJI	15[inch]	ストレート	プラスチック	約 5000[rpm]
4	T-MOTOR	15[inch]	折り畳み	炭素繊維	約 6000[rpm]
5	T-MOTOR	22[inch]	ストレート	炭素繊維	約 5700[rpm]



図 2. 1. 1. 7-109 試験に用いたプロペラ

表 2. 1. 1. 7-20 実験に使用した模擬手

中指の先から付け根までの長さ	90mm
中指の先から手首までの長さ	180mm
中指の直径	17mm
シリコンの硬度(デュロメータ)	32 度
肌ゲルの硬度(デュロメータ)	8 度
骨材の木製丸棒	直径 8mm 長さ 200mm



(a) シリコンの模擬手 (b) 人肌ジェルの模擬手

図 2. 1. 1. 7-110 実験に使用した模擬手

表 2. 1. 1. 7-21 実験に使用した保護手袋一覧

No	メーカー名	商品名	耐切創レベル(EN388)
1	アトム(株)	タフレッド	1
2	スリーエム(株)	耐切創スタンダード	3
3	スリーエム(株)	耐切創ハイエンド	5



図 2. 1. 1. 7-111 実験に使用した耐切創手袋

(2) 実験結果

(ア) 9 [inch] プロペラ（プラスチック製・ストレート）による切創

- ・ 9 [inch] のプロペラ（プラスチック製・ストレート）で生じた傷の大きさを表 2.1.1.7-22 に示す。9 [inch] のプロペラでは、耐切創レベルが高い手袋を着用すると模擬手の傷を小さくすることができることが分かった。（図 2.1.1.7-112）

(イ) 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-113 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで模擬手の傷を小さくすることができるものの、十分に小さくなったとはいいがたい。

(ウ) 15 [inch] のプロペラ（プラスチック製・ストレート式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（プラスチック製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-114 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで傷を小さくできることが分かった。

(エ) 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・折りたたみ式）

- ・ 15 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・折りたたみ式）による切創を図 2.1.1.7-115 に示す。耐切創レベルが高い手袋を用いることで傷を小さくすることができるものの、十分に小さいとはいいがたい。

(オ) 22 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）

- ・ 22 [inch] のプロペラ（炭素繊維製・ストレート式）による切創を図 2.1.1.7-116 に示す。手袋なしでは指が切断され、耐切創手袋を着用しても大きな傷が生じることが分かった。

(カ) 9 [inch] （プラスチック）や 15 [inch] （プラスチック）では今回の実験では耐切創レベル 3 や 5 の手袋を用いることで模擬手に生じる傷をかなり小さくすることができた。しかしながら、15 [inch] （炭素繊維）のプロペラでは耐切創レベル 3 や 5 の手袋を着用しても模擬手に傷が生じ、折り畳み式のプロペラでも模擬手に傷を生じた。22 [inch] のプロペラでは耐切創レベル 3 の手袋を着用しても大きな傷が生じた。

プロペラがヘリコプターのように大きくなるとただで危険と分かり、うかつに近づかないようになると考えられる。それでも、ヘリコプターによる事故が発生している。まして、小型 UAV については、禁止されていても不意のトラブルの際につい近づいて怪我するとしまうと考えられる。このため、耐切創手袋を着用すべきである。

実験結果から、市販されている耐切創手袋は傷を小さくする効果があるものの、耐切創レベル 5 でも十分とは言えない。EN388 の耐切創レベルは 1 から 5 で規定されている。UAV 用の耐切創手袋には新たにレベル 6 以上を規定することも考えられるが、EN388 の試験とは異なる試験が必要なのかもしれない。

表 2.1.1.7-22 まとめ

プロペラ			模擬手傷の全長 (mm)			
長さ [inch]	素材	構造	手袋なし	レベル 1	レベル 3	レベル 5
9	プラスチック	ストレート	47	6	2	0
			45	7		
			138	36	22	17
15	炭素	折りたたみ	20	10	6	-
22	繊維	ストレート	200	87	64	



図 2.1.1.7-112 9[inch]のプロペラ（プラスチック製、ストレート）による切創



図 2.1.1.7-113 15[inch]のプロペラ（プラスチック製、ストレート）による切創



図 2.1.1.7-114 15[inch]のプロペラ（炭素繊維製、ストレート）による切創



図 2.1.1.7-115 15[inch]のプロペラ（炭素繊維製、折り畳み）による切創

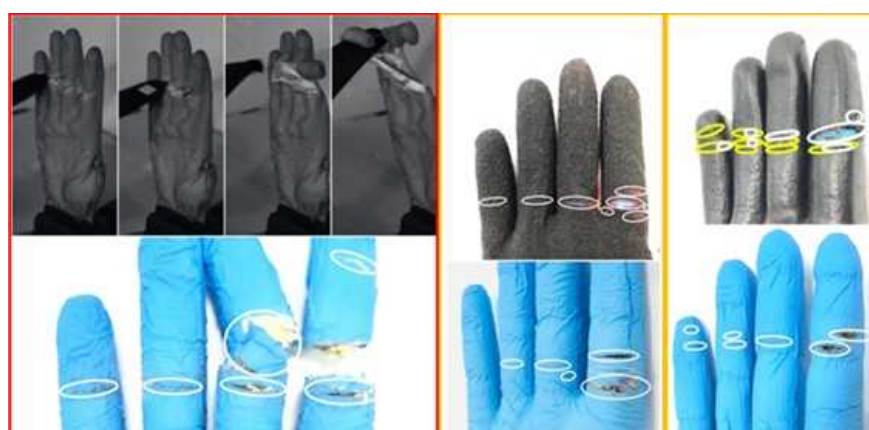


図 2.1.1.7-116 22[inch]のプロペラ（炭素繊維製、ストレート）による切創

(3) 今後

ア) 大型プロペラによる切創事故情報の調査

近年、UAV が大型化（搬送、農薬散布など）していることから、30 [inch] クラスのプロペラによる切創の事故事例などを調査する必要がある。実験装置を改良して 30 [inch] クラスのプロペラを搭載できるようにすることも必要である。

イ) UAV の耐切創手袋に求められる耐切創性を調査

EN388 の耐切創性能と UAV 作業で必要となる耐切創性能は異なることが考えられる。その性能とは何かを考察し、その試験方法を検討する。

ウ) 保護手袋以外の保護具に求められる性能を調査

今回の試験では、プロペラが保護手袋に衝突するとプロペラが割れて破片が飛散することが分かった。このため、保護メガネ（ゴーグル）を着用することが望ましいと考えられる。この際、保護メガネにプロペラが衝突して保護メガネが破損してしまうことも考えられる。このため保護メガネの強度を調査する必要がある。同様に、草刈り作業などで用いられる耐切創エプロンについて UAV 作業に用いることができるか否かの調査も必要となる。

(4) 試験方法の妥当性確認

対人衝突安全の試験方法として、昨年度より人の手指に回転翼が衝突する形態の接触試験を実施して回転翼接触のリスクを評価した。この試験方法の特徴として、回転翼は射出台車上で高速回転して僅かに浮いた状態で、模擬手指に向かって衝突する。大型の回転翼では台車が揚力でかなり浮き上がる現象が起きるため、台車の荷重を調整することで対応した。

この試験方法は、ハンドキャッチなどの UAV が浮いた状態で手指を損傷する状況を再現している。そのため、回転翼は高速回転させるが、全体の位置・姿勢は保持（拘束）せずに模擬手指（固定状態）と衝突させた。回転翼の位置・姿勢を保持して模擬手指（固定状態）と衝突させる場合や、回転翼も模擬手指も位置・姿勢を保持しない場合とでは、衝突・接触の形態は変わるため、被害の程度も変わるものと判断される。そこで、比較検証として、回転翼の位置・姿勢を保持して模擬手指（固定状態）と衝突させる切創試験を実施した。

回転翼の位置・姿勢を保持せずに衝突させた従来の試験例とその結果を図 2.1.1.7-117、図 2.1.1.7-118 に示す。模擬手指は、手指骨の強度と配置を再現し、簡易の模擬腱と模擬血管を内蔵した被害検証用を使用した。回転翼の位置・姿勢を保持して衝突させた試験例とその結果を図 2.1.1.7-119、図 2.1.1.7-120 に示す。この試験では、模擬手指が所定の位置にまで移動して到達した時点で、回転翼の電源を切ることで接触回数を制限した。回転翼の位置・姿勢の保持がある場合には、回転翼が何度も模擬手指を切りつけるため損傷が大きくなり、もはや切創ではなく断裂に近い状態となった。切創リスクの評価としては、これまでの試験方法が現時点では事故事例の再現性もあり妥当であると判断される。

リスク評価の観点では最悪の場合を想定することが重要である。そのため、よりリスクが大きくなると想定される試験条件を考えることも必要である。

被害の程度を優先する試験としては、回転翼の位置・姿勢を保持した状態で、強く把持固定した模擬手指を何度も切りつける方法が挙げられる。これまでの試験において想定した、

- ・ UAV が浮遊している状態で接触・衝突する

では、衝撃の反動により回転翼と手指との接触は、数回に限られるものと想定される。そのため、切創事故の再現性を重視するならば、

- ・ 回転翼との接触回数を調整する
- ・ 回転翼の接触・衝突機構の質量を調整する

などの工夫が必要となる。一方で、

- ・ UAV の質量が大きい（重たい）
- ・ UAV が着地している状態

では、回転翼と手指との接触は数回に終わるとは限らない。何回接触させるか（プロペラで手指を切りつける回数）が、重要な試験条件となる。当然、接触が一回で終わるような工夫のなされた回転翼、例えば、接触で粉々に割れやすいプロペラなどは、薄く割れにくいプロペラよりも、切創の観点ではリスクがより低く評価されることになる。ただし、割れたプロペラ端がより鋭利になる場合もあるため、注意が必要である。

回転翼単体のみのリスク評価としては、回転翼との接触回数を調整する工夫で実現できるため、この単体のリスク評価で切創リスクレベルを区別して検討するのが望ましいと判断される。

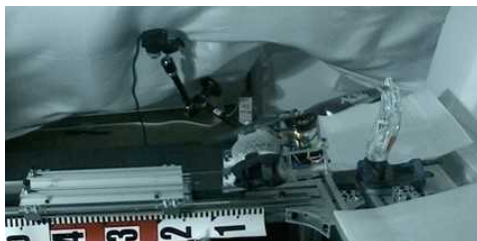


図 2.1.1.7-117 位置・姿勢保持なし条件での試験風景



図 2.1.1.7-118 手指ダミーの損傷

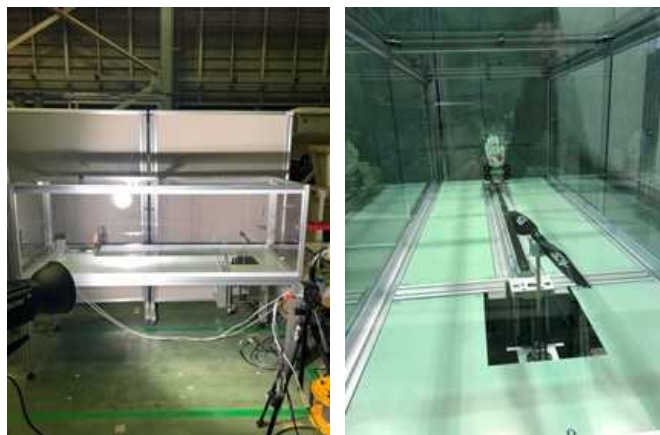


図 2.1.1.7-119 位置・姿勢保持あり条件での試験風景



図 2.1.1.7-120 手指ダミーの損傷（検証試験結果）

上記から、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「危害軽減策に関する評価試験手順書案」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

■用語の解説（1）

1. AIS (Abbreviated Injury Scale) とは？

AIS (Abbreviated Injury Scale) は 1971 年に米国自動車医学振興協会（AAAM）から発表された「外傷の種類と解剖学的重症度を表すコード体系」で、現在最新のものは AIS 90 update 98[1]
傷害の「人命に対する危険度」の尺度。[1]

2. AIS の特徴 [2]

外傷に特化したコード

- ・ 9 部位に分類されるコード

部位：頭部 頸部 顔面 胸部 腹部 脊椎 上肢 下肢 体表

- ・ 6 桁の整数と 1 桁の小数点以下の 7 桁のコード

3. AIS 損傷度評価

(1) AIS 損傷度 [3]

0: 無傷

1: 軽傷

2: 中等傷

3: 重傷

4: 重篤（じゅうとく）

5: 瀕死

6: 即死

(2) 各部位における AIS の定義 [4]

本試験においては、付表 1 の「Upper Limbs」の AIS 定義を使用する。

付表 1 各部位における AIS の定義

Body Part	Injury	AIS Rating
Head	Penetrating Injury - Superficial; ≤ 2 cm beneath the entrance	AIS 2
	Laceration resulting in blood loss of $> 20\%$ by volume	AIS 3
	Total scalp loss or blood loss of $> 20\%$ by volume	AIS 3
	Severing of the Optic Nerve	AIS 2
	Severing of the Facial Nerve	AIS 3
Brain	Superficial cerebellum contusions ≤ 15 cc; 1-3 cm	$< \text{AIS } 3$
	Concussive Injury Loss of Consciousness 1-6 hours	AIS 3
	All other concussions	AIS 2
Face	Penetrating Injury; with blood loss $> 25 \text{ cm}^2$	AIS 2
	Penetrating Injury with blood loss 20% by volume	AIS 3
	Massive destruction of whole face including both eyes	AIS 4
	Complete separation of the facial bones from their cranial attachments or any injury resulting in blood loss $> 20\%$ by volume	AIS 3
Neck	Penetrating Injury with blood loss 20% by volume	AIS 3
	Bilateral laceration of the Carotid Artery	AIS 3
Upper Limbs	Single amputation at the shoulder	AIS 4
	Amputation of a single hand, partial of complete	AIS 2
	Amputation of the thumb	AIS 2
	Amputation of other fingers, single or multiple	AIS 1

【出典】

- [1] 日本救急医学会. “医学用語 解説集”

<http://www.jaam.jp/html/dictionary/dictionary/word/0806.htm>, (参照 2020-1-9).

- [2] 坂本雄一郎. “医学用語 解説集”. AIS コーディング

https://www.jtcr-jatec.org/traumabank/dataroom/data/ais_coding_Nov2016plain.pdf, (参照 2020-1-9)

- [3] 日本建築学会 非構造材の安全性評価及び落下事故防止に関する特別調査委員会

日本建築学会 非構造材の安全性評価及び落下事故防止に関する特別調査委員会 報告書

“天井等の非構造材の落下事故防止ガイドライン”

<http://www.aij.or.jp/scripts/request/document/20130304.pdf> (参照 2020-2-16)

- [4] The FAA' s Center of Excellence for UAS Research

“ASSURE UAS Ground Collision Severity Evaluation Final Report”

http://www.assureuas.org/projects/deliverables/a4/ASSURE_A4_Final_Report_UAS_Ground_Collision_Severity_Evaluation.pdf, (参照 2020-2-16)

無人航空機の安全性に関する研究開発

e-1. 無人航空機のアンテナ性能評価

現在、無人航空機には機体の制御用アンテナ、気体状態を把握するための監視用アンテナ、位置情報を把握する GNSS アンテナ、画像伝送用アンテナなど複数のアンテナが使用されているが、多くは汎用品として市販されているものであり、専用設計されたアンテナを搭載している機体は限られている。また、それらの多く無人航空機に搭載された状態での性能が把握されていない。本研究では、機体性能の把握と安定飛行に資することを目的に、これらのアンテナ性能をドローンへ搭載した状態で評価する方法を検討し、「飛行型ドローンにおけるアンテナ性能評価作業手順書」を作成、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用を検討した。

無人航空機性能評価試験手順書
アンテナ性能 / 福島ロボットテストフィールド [2019 年]

1. 目的

本手順書は、無人機のパフォーマンス評価に用いるデータを取得するための各種試験を実施するための試験手順を規定するものである。

2. 対象とする試験

本年度、NEDO パフォーマンス評価プロジェクト事業として取り組んだ無人機パフォーマンス評価に関わる試験の内、以下を対象として手順を作成した。

●アンテナ性能

3. 試験方法

3.1. 試験の目的

本試験は、無人航空機に使用されている各種アンテナ（制御用アンテナ、機体状態を把握するための監視用アンテナ（制御用アンテナと兼用している場合もあり）、および位置情報を取得するための GNSS アンテナ等）のパフォーマンスを単体で、あるいは機体に取り付けた状態で計測し、無人機の評価指標の一つとして確認することを目的とする。

3.2. 試験方法

（ア）試験の概要

本試験は下記のデータを計測し、結果を分析するものである。

試験の概念図を図 2.1.1.7-121 に示す。また、計測するデータ、及びその計測におけるパラメータを表 2.1.1.7-23 に示す。

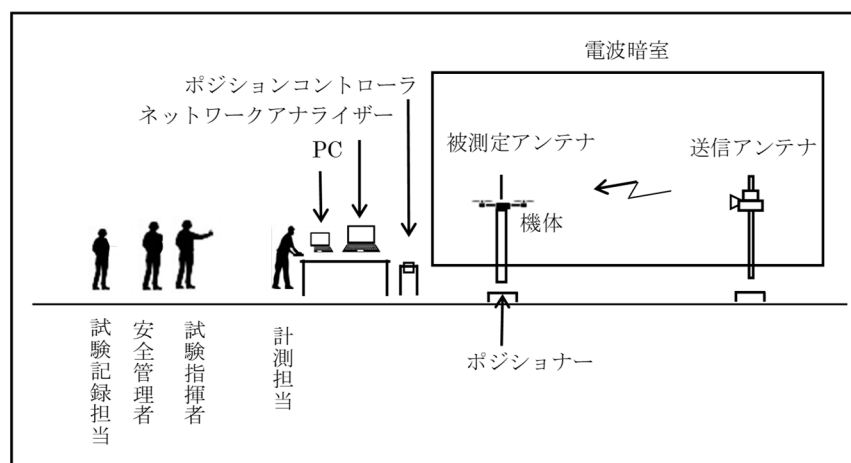


図 2.1.1.7-121 試験の概念図

表 2. 1. 1. 7-23 アンテナ性能評価試験で計測する項目、データ及び記録方法

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	直線偏波アンテナ* の場合		
1-1	送受信効率	・ リターンロス (あるいは S. W. R)	アンテナ単体 あるいは機体に取り付け た状態
1-2	利得	指向性利得	
2	円偏波アンテナ* の場合		
1-1	送受信効率	・ リターンロス (あるいは S. W. R)	アンテナ単体 あるいは機体に取り付け た状態
1-2	利得	・ 指向性利得	
1-3	GNSS アンテナの円偏波の受信性能 (=地上や周囲で発生する反射波による逆偏波の除去性能)	・ 軸比	

(イ) 試験実施体制

- | | |
|-----------|-----|
| 1) 試験指揮者 | 1 名 |
| 2) 計測担当* | 1 名 |
| 3) 安全管理者 | 1 名 |
| 4) 試験記録担当 | 1 名 |

* : ネットワークアナライザとポジションコントローラの操作技量を有する者
ただし、電波暗室は、電波が漏れないので、無線技士の資格は不要である。

(ウ) 試験系のシステム構成

本試験では、下記の様に設備・機器を構成し、データを取得・記録している。

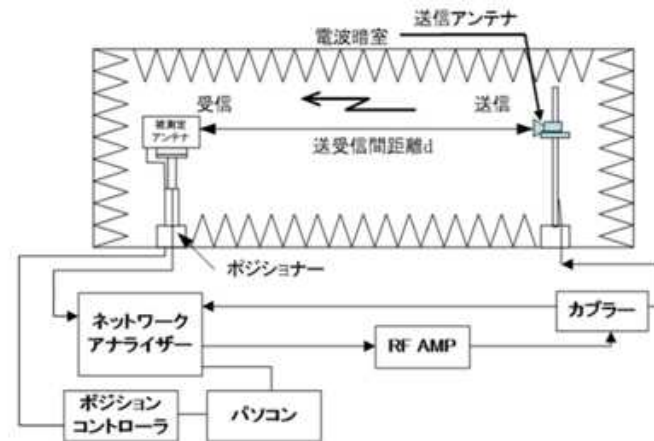


図 2. 1. 1. 7-122 試験システム構成

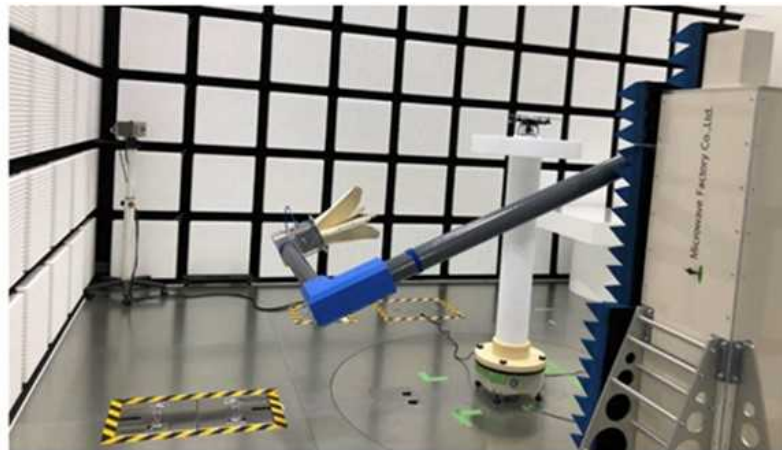


図 2. 1. 1. 7-123 アンテナ性能評価試験風景

(エ) 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

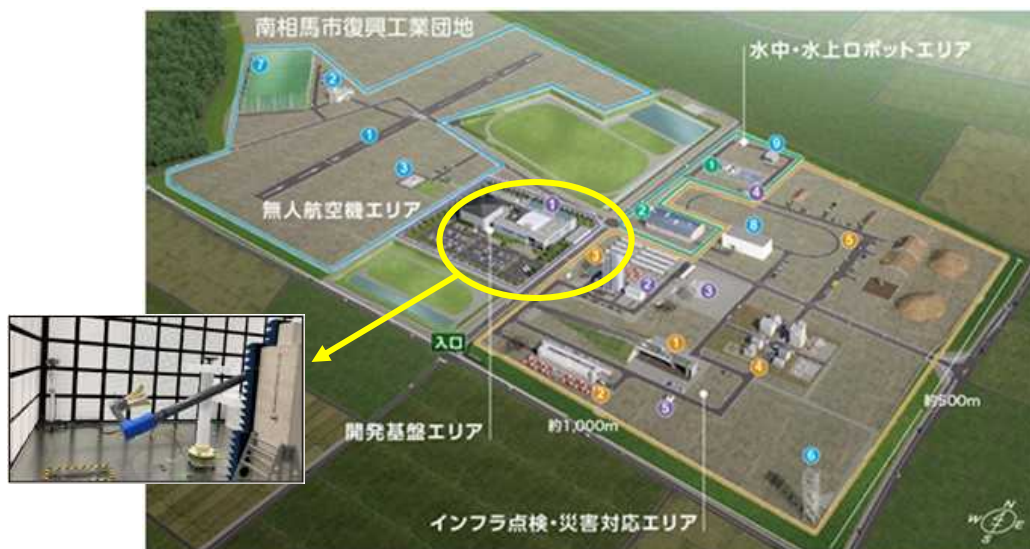
表 2. 1. 1. 7-24 計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	リターンロス	データアナライザによる処理結果を、必要であればプロットし、性能レベルに区分する。
2	指向性利得	
3	軸比	

3.3. 施設・設備・機器

(ア) 使用施設

福島 RTF 内 開発基盤エリア / 電波暗室（福島県南相馬郡）



（画像出典： 公益財団法人 福島イノベーション・コースト構想推進機構（ロボット部門）， 福島イノベーション・コースト構想

福島ロボットテストフィールド, 2019, 10p. (パンフレット))

図 2.1.1. 7-124 福島ロボットテストフィールド内 開発基盤エリア

(イ)使用機器・設備

1) 機体

事業者により持ち込まれる機体を評価する。機体は、あらかじめ用意されている測定台に取り付けて試験を行う。

- ・ 機体と測定台は機械的に結合しないため、特にインタフェース治具等の製作は不要。
- ・ ただし、大型機体の測定では落下等の危険が生じるため、あらかじめ福島ロボットテストフィールドの担当と相談しておくことを推奨する。
- ・ 重要：機体のアンテナへ同軸ケーブルが接続可能な状態であること。（ネットワークアナライザとの接続のため）

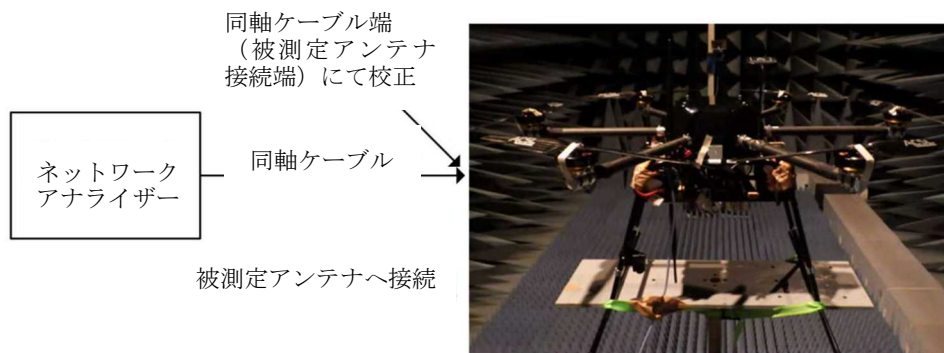


図 2. 1. 1. 7-125 設置した機体

2) 送信用アンテナ / ダブルリジッドホーンアンテナ

円偏波アンテナの軸比を計測するためには、送信アンテナから直線偏波を送信する手段が効率的であるため、直線偏波アンテナの一つであるダブルリジッドホーンアンテナを使用する。尚、回転させて使用するため、回転台も併せて取り付ける。（写真 3. 3-2 参照）

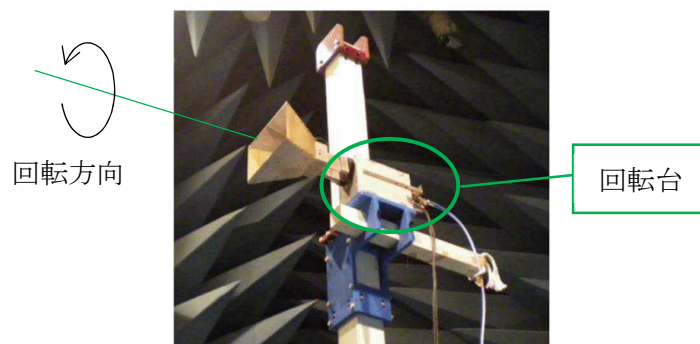


図 2. 1. 1. 7-126 ダブルリジッドホーンアンテナ（直線偏波アンテナの例）

3) 送信用アンテナ / ログスパイラルアンテナ

円偏波アンテナの計測において、受信側アンテナの校正用に使用する。対応している周波数において得られる利得が理論値に近い値となる既知のアンテナである。(図 2. 1. 1. 7-127 参照)



図 2. 1. 1. 7-127
ログスパイラルアンテナ



図 2. 1. 1. 7-128
ダイポールアンテナ

4) 校正用アンテナ / ダイポールアンテナ

直線偏波アンテナの計測において、受信側アンテナの校正用に使用する。対応している周波数において得られる利得が理論値に近い値となる既知のアンテナである。(半波長ダイポールアンテナ 図 2. 1. 1. 7-128 参照)

5) 校正用アンテナ / ログスパイラルアンテナ

3) のログスパイラルアンテナは、円偏波アンテナの計測を行う場合の、受信側の校正用アンテナとしても使用する。

(ウ) 計測機器

1) ネットワークアナライザ

RF 信号を出力し、送信アンテナから評価する機体のアンテナへ電波を送信させるとともに、機体のアンテナが受信した電波を、同軸ケーブルを介して受け取り、解析を行う装置である。

- ・ RF 信号は RF アンプで増幅され、カプラーを経由してアンテナへ供給。
- ・ さらに、受信した電力値は、RF 信号との電力差としてパソコンへ伝送する。



図 2. 1. 1. 7-129 (左) ポジションコントローラ (右) ネットワークアナライザ

2) ポジショナーとポジションコントローラ

機体を固定した架台を回転させるための台とコントローラであり、指向性利得の測定において使用する。

- ・ 0.5～1.0 度のステップで回転させながら指向性を測定する。
- ・ ネットワークアナライザーと共に共通の PC に接続してインストールされているソフトウェアから操作する。

3) PC

上記の 1) ネットワークアナライザーと 2) ポジションコントローラと接続し、インストールされている制御プログラムでアンテナ試験を実施する。また、取得したデータを保存する。

(エ) その他の試験関連機器

1) デジタルカメラ

- ・ 試験状況の撮影用
- ・ 画素数：1200 万画素以上で約 500 枚を記録可能なこと

3.4. 試験手順

(ア) 試験の流れ

試験は、各機体において、下記の様な流れで行う。

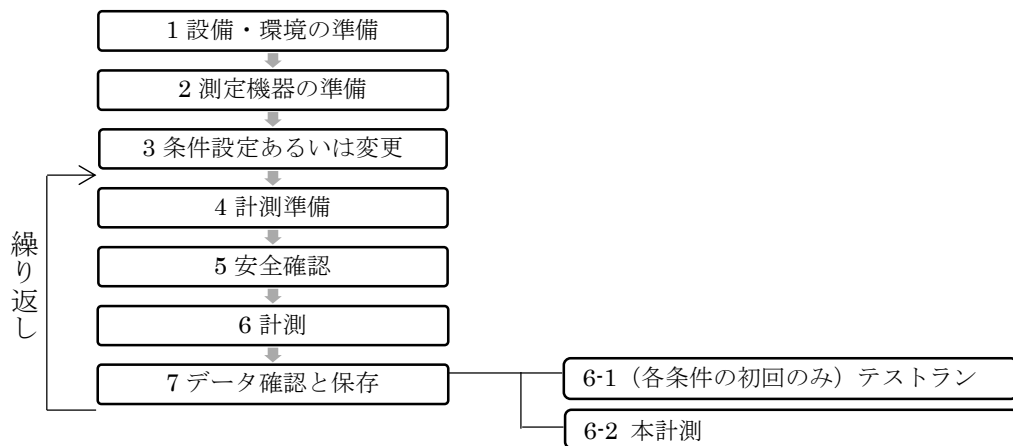


図 2.1.1.7-130 試験の流れ

(イ)試験の実施手順

試験は、以下の手順に沿って実施する。

1 設備・環境の準備

1)無線装置の通信仕様確認

以下を予め確認しておく。

- 通信周波数（評価すべき周波数を確認）
- 周波数帯域（使用する帯域の上限と下限の周波数を確認）
- アンテナ方式（直線偏波か、円偏波かを確認）

福島 RTF における試験での注意事項：

床面が金属になっているため、送信アンテナの指向性利得の性能にもよるが、送信アンテナが高仰角となった時に床面からの反射波の影響を受ける可能性が想定される。

少なくとも受信アンテナ周囲の床面へ電波吸収体を配置して床面からの反射波を軽減させるか、送信アンテナを機体と同じ高さへ固定（または低仰角に制限）して、機体側のみを回転させる 1 軸での評価とする必要がある。

2 測定機器の準備

1) 架台への機体の設置

- ・ 水平に設置するため、備え付けの発砲スチロール製のパーツで傾きを調整する。
- ・ ポジショナーの回転中心と、アンテナの位置を一致させる。

2) 受信側のアンテナへのネットワークアナライザーの接続

- ・ 同軸ケーブルで接続する。

注意： アンテナ側、およびアナライザー側でコネクタ形状が異なる場合は変換コネクタを用いて接続する。

3) ネットワークアナライザーの起動

- ・ データの正常な受発信を確認する。

4) ポジションコントローラの起動

- ・ 動作の健全性を確認する。

3 条件設定あるいは条件変更

- 1) 必要であれば、アンテナ単体、およびアンテナを機体に取り付けた状態で計測して比較する。

4 計測準備

1) リターンロスを計測する場合

- ①ネットワークアナライザーを設定する。
 - FORMAT : 「LOG」
(尚、S.W.R で測定したい場合は SWR を選択する。)
 - MAJOR : S11 (同軸ケーブルまたは被測定アンテナを接続しているポート)
 - CENTER : 被測定アンテナの中心周波数
 - SPAN : 測定したい周波数帯域の 4 倍程度
- ②被測定アンテナ端で測定系を校正する。
 - 備え付けのマニュアルを参照
注意 : 測定周波数を変更した場合、その都度校正が必要である。

2) 指向性利得を計測する場合

- ①通信仕様 (通信周波数、周波数帯域、およびアンテナ方式) に基づいて送信アンテナを選定して送信アンテナ固定台に固定する。
 - 直線偏波アンテナを測定する場合 : ダブルリジッドホーンアンテナ、ログペリオデックアンテナ (主に測定周波数が 1 GHz 未満の場合)
 - 円偏波アンテナを測定する場合 : ログスパイラルアンテナ
- ②アンテナ絶対利得を校正する。
 - 被測定アンテナ台へ、送信アンテナに対応した基準アンテナを固定
直線偏波の場合 : 基準ダイポールアンテナ
円偏波の場合 : 右旋または左旋円偏波の基準ログスパイラルアンテナ
注意 : 送信案手間と基準アンテナの中心は同じ高さに固定すること。
- ③測定する周波数を決定して各周波数の最大利得を測定する。
- ④各周波数における最大利得が基準アンテナの利得値と等しくなる様にオフセット値を決定する。
- ⑤再測定して得られた最大利得が基準アンテナの利得と一致していることを確認する。
(許容誤差 : $\pm$ TBD)
 - 誤差が逸脱している場合は、測定系の異常の有無を確認、あるいはオフセット値を見直す。
- ⑥基準アンテナを被測定アンテナに交換する。
注意 : 機体に搭載した状態で被測定アンテナを測定する場合は、アンテナの中心が基準アンテナの中心と同じ位置になる様にテープや紐はバンドなど、非金属系で誘電率が低い素材を使用すること。

注意 : 被測定アンテナの向きを調整して固定する場合も、発砲スチロールなど誘電率が少ないものを隙間に挿入して調整すること。

注意：被測定アンテナの中心が回転軸の中心となる様に機体を固定すること。
固定は確実にすること。

注意：アンテナがクワイエットゾーンからはみ出していないことも確認すること。

福島 RTF における参考情報：

送受信アンテナ間隔を1m としてアンテナ性能評価を行う場合、クワイエットゾーンは1GHz で約0.39m、2.5GHz で約0.24m となるので、2.4GHz の測定は、0.24m（回転軸の中心から12cm）以内に受信アンテナを固定しなくてはならない。
仮に、送受信アンテナ間隔：3m が確保できると、クワイエットゾーンは1GHz で約0.67m、2.5GHz で約0.42m（中心から21cm）と機体の固定に自由度が出てくる。

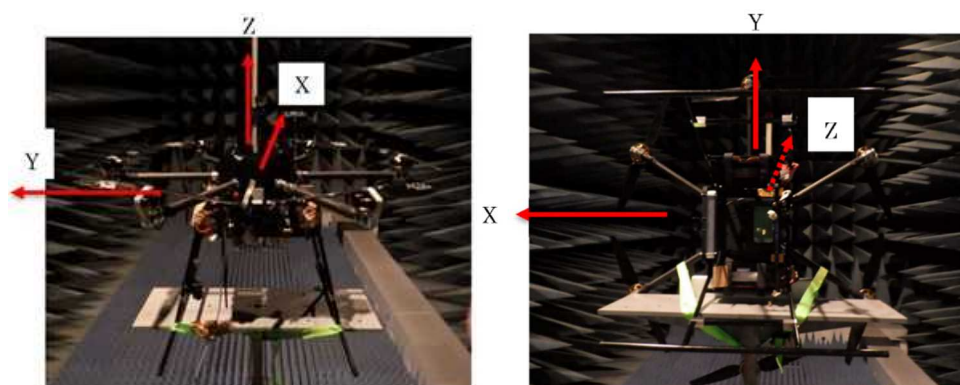
- ⑦被測定アンテナ端へ測定系の同軸ケーブルを接続する。
- ⑧計測する角度分解能を設定する。（0.5 ～ 1 度 のステップ）
- ⑨送信アンテナ側から見た被測定アンテナの向きが正しい関係になっていることを最終確認する。

（補足1）

被測定アンテナが直線偏波の場合、所望する偏波の他に直交する偏波についても測定する場合がある。（※1）

この場合は、以下の手順で準備する。

- ①送信アンテナを 90 度回転させて偏波面を切り替える。
- ②1 軸の測定系の場合は）3 面（上下方向（Z 軸）、前後方向（X 軸）、左右方向（Y 軸）における XY 面、XZ 面、YZ 面）を測定する。（※2）



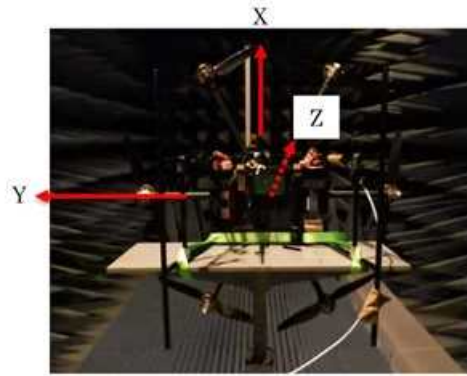


図 2.1.1.7-131

- (上左) XY 面の計測、
- (上右) XZ 面の計測、
- (下) YZ 面の計測

※1 コントローラとの通信用アンテナに直線偏波アンテナが使用されているドローンでは、コントローラとの位置関係が自在に変化し、常に一定の偏波を受信するとは限らない。また、良好な通信が行える向きや高さなどを把握するためにも、垂直偏波と水平偏波を測定し、指向性利得が高い偏波を確認する必要がある。

※2 正確な指向性利得を測定する際には球面上に測定する必要があるが、球面状に測定するには膨大な時間が掛かってしまい非効率なので、多くの場合は、アンテナの形状や方式から想定される指向性を考慮して、簡易的にアンテナの最大放射方向が判別できる1～3面の測定に限定して効率的に測定する。

円偏波アンテナ（GNSS アンテナ）においては、搭載されているパッチアンテナの特性が、天頂方向（+Z 方向）に向かって指向性があり、水平面は無指向性となるアンテナが主に使用されているため、理論的にはXZ 面とYZ 面で同一の指向性が得られる。この場合、測定効率の観点からXZ 面かYZ 面どちらかの1面のみの測定としても影響ない。

ただし、想定している指向性が得られなかった場合には、原因究明のためにも必要に応じて任意の面を測定する必要がある。

1) 軸比を計測する場合

（円偏波アンテナの軸比の測定方法の一つとして、送信アンテナに直線偏波アンテナを使用した手順の場合）

- ①送信アンテナに回転台とダブルリジッドホーンアンテナを固定する。
- ②被測定アンテナを受信アンテナ側へ固定する。

5 安全確認

機体が大型で重量が大きい場合には、架台の転倒、あるいは設置の際の機体落下に注意すること。そのため、重量物（20kg）以上の場合には2名で作業すること。

6 計測

6-1 （各条件の初回のみ）テストラン

- ・ 所望の周波数帯をカバーした健全なデータが取得できていることを確認する。

6-2 本計測

以下の手順とコミュニケーションで計測を行う。

- 1) 被測定アンテナの特性に影響がでない様、人やモノから十分に距離が離れていることを確認
- 2) 計測開始と試験番号の読み上げ（試験指揮者）
- 3) ネットワークアナライザによる記録開始（計測担当）
- 4) 画面表示を確認して健全なデータ取得をモニター（計測担当）
- 5) 計測終了を確認し、記録を停止（計測担当）

7 データ確認と保存

- 1) 計測者はデータが保存されていることを確認する。

（ウ）記録データの解析

1) 試験結果の記録

試験記録者は、毎回の測定において、附録に示した試験結果の様式に記録する。

2) 試験結果の解析

①リターンロス

ネットワークアナライザに表示されたリターンロス値[dB]が、どのレベルにあるかを以下の表を用いて判別する。

表 2.1.1.7-25 リターンロスレベル

レベル	リターンロス [dB]	性能
レベル 1	TBD (例：50.0～ 10.0)	TBD (例：機体が本来有している通信性能を安定して発揮 可能)
レベル 2	TBD (例：9.9～5.0)	TBD (例：通信はやや不安定であり、信頼性は下がる。
レベル 3	TBD (例：4.9～0.0)	TBD (例：通信性能は不安定であり、信頼性は下がる。)

参考までに、リターンロス、SWR、反射率、および通過率の関係を以下に示す。

表 2.1.1.7-26 リターンロス、SWR、反射率、および通過率の関係

リターンロス[dB]	S. W. R	反射率[%]	通過損失[dB]
46.1	1.01	0.0	0.0
19.1	1.25	1.2	0.054
14.0	1.50	4.0	0.177
9.5	2.00	11.1	0.512
7.4	2.50	18.4	0.881
6.0	3.00	25.0	1.249
5.1	3.50	30.9	1.603
4.4	4.00	36.0	1.938
3.9	4.50	40.5	2.255
3.5	5.00	44.4	2.553
1.7	10.00	66.9	4.807

②指向性利得

基準アンテナで測定した値と被測定アンテナで測定した値の差を絶対利得[dBi]とする。測定により得られる指向性利得は、送信アンテナと対向した状態を 0° としたとき、角度に対する利得値を円グラフとして下図の様にプロットする。

また、直線偏波の場合は、電波到達距離を求める必要がある場合などでは、必要に応じて得られた絶対利得の結果から最大利得や平均利得を計算する。

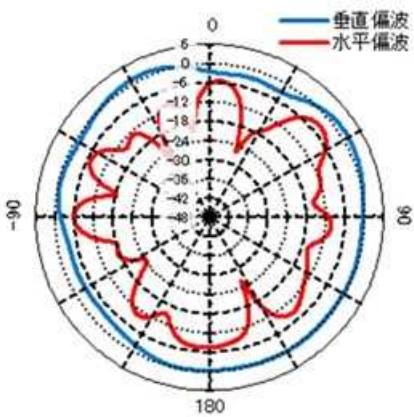


図 2.1.1.7-132 直線偏波の
測定結果の例（XY 面）

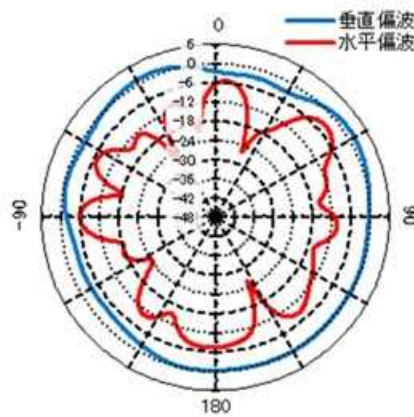


図 2.1.1.7-133 円偏波の
利得測定結果の例（YZ 面）

表 2.1.1.7-27 指向性利得と性能の関係

レベル	指向性利得	性能の解説
レベル 1	0.0 以上 ~ TBD 未満	TBD
レベル 2	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD
レベル 3	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD

③軸比

計測された軸比データから、下記の X を算出し、対象とするアンテナの軸比がどのレベルにあるかを解析する。

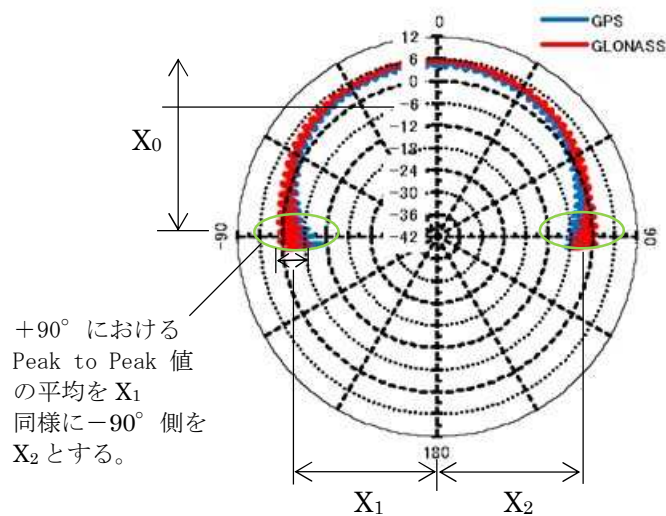


図 2.1.1.7-134 軸比

$$\text{軸比 } X = \frac{X_1 \text{ 又は } X_2 \text{ の小さい方}}{X_0}$$

(補足：この解析手順においては、+90、-90 のデータの内、値が小さい方を採用し、より軸比が悪化する結果としている。)

算出例：上記のプロットにおいて GLONASS から算出

$X_0 = 47$ 、 $X_1 = 39$ 、 $X_2 = 391$ により

$$X = \frac{39}{47} = 0.83$$

表 2. 1. 1. 7-28 軸比と性能の関係

レベル	X の値	性能の解説
レベル 1	0.0 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 機体が本来有している通信性能を安定して発揮可能)
レベル 2	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 通信はやや不安定であり、信頼性は下がる。(電波放出 (または受信) の損失が大きく、反射波による逆偏波の影響を受け易いため。))
レベル 3	TBD 以上 ~ TBD 未満	TBD (例: 通信性能は不安定であり、信頼性は下がる。)

(手順終了)

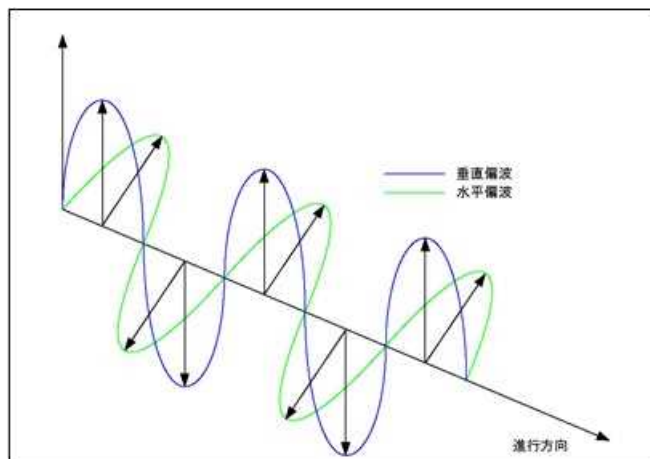
写真提供: 機体
装置

株式会社自立制御システム研究所
株式会社ヨコオ

■用語の解説（2）

1. 直線偏波

直線偏波とは、電磁波が空間を伝搬する電界の振動する方向（電界ベクトル）を偏波と称し、偏波面が大地に対して垂直の場合は垂直偏波、水平の場合は水平偏波と称します。

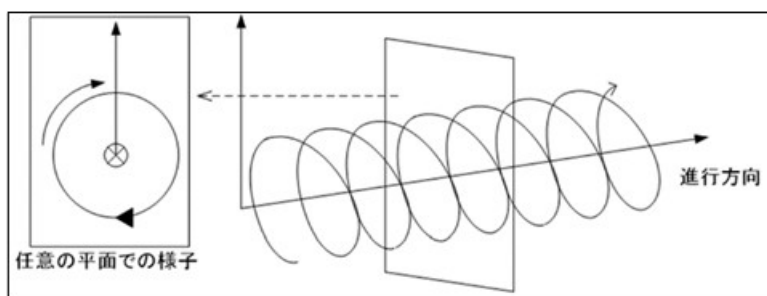


付図 1 直線偏波

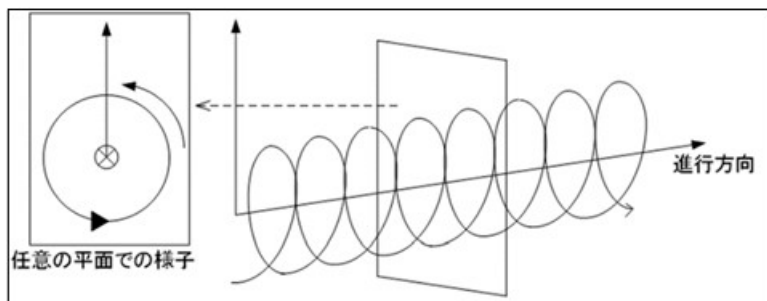
2. 円偏波アンテナ

時間的または空間的に偏波面が回転するもので円を描く場合に円偏波と称します。通常、送信の手前から伝搬方向を見たとき、伝搬の方向に垂直な任意の固定平面上で、電界ベクトルが時間と共に右（時計回り）に旋回する偏波を右旋円偏波（付図2参照）、左（反時計回り）に旋回する偏波を左旋円偏波と称します。（付図3参照）

付図 2
右旋円偏波



付図 3
左旋円偏波



円偏波では、完全な円偏波を形成させることが難しく、電界の頂点が楕円を描く電波（楕円偏波）となります。この楕円形の長軸と短軸の比が軸比と称されます。楕円偏波になること（軸比の悪化）は、電波を放射（または受信）する際に損失が発生します。また、反射波による逆偏波の影響を受けやすくなります。

1. S. W. R

定在波比（ていざいはひ、SWR: Standing Wave Ratio の略）は、交流の伝送線路における進行波と反射波の関係を示す数値であり、主として高周波で有用な概念である。

電圧の比を扱うことが多く、この場合は特に電圧定在波比（VSWR: Voltage Standing Wave Ratio）と呼ばれる。VSWR は VS と俗称されることがある。

無線通信で送信を行う際にはアンテナの定在波比の測定が必須と言える。

定在波は、周波数に対してどれだけの物理的大きさを持っているかによりその発生量が決まる。回路の大きさが相対的に大きい場合は、その位相変化が無視できなくなるためである。周波数が極端に低い（50Hz もしくは 60Hz）商用電源でも伝送線路網が何千キロにもなる場合、相対的に波長に比べ線路が長くなり位相の変換が無視できなくなり VSWR が高くなる可能性がある。

狭義の定在波比として、給電線と空中線（アンテナ）の関係について解説している。

給電線を伝送線路、アンテナを電子部品に置き換えて考えてよい。SWR = 1 の場合に給電線から空中線に供給された電力が全て放射され、それ以外の場合には電力の一部が給電線に反射波として分布し、有効に放射されなくなる。

出典 : Wikipedia

e-2. 飛行安定性・誘導制度に関する性能評価

e-2-1. 無人航空機の空力抵抗測定

無人航空機の飛行性能に関する試験として、産総研北サイト風洞にて、6 軸ロードセルによる無人航空機機体単体及びガード付無人航空機の空力抵抗を測定した。

本試験では、無人航空機ダミー機を、6 軸ロードセル（X、Y、Z 軸方向の軸力とモーメントを計測可能。サンプリング周波数 1,000Hz）が内蔵された試験架台に装着し、ホバリング状態を維持するに見合ったプロペラ回転数に調整して、傾斜角と風速を変えながら F_x を計測する。これにより、傾斜角と空力抵抗の相関（ $\theta - C_d$ ）及びホバリング状態を維持する（ $F_x=0$ ）ための傾斜角を求めた。試験条件は、傾斜角 0 度、5 度、10 度、15 度、20 度、風速毎秒 0m、2.5m、5m、7.5m、10m、20m で設定し、ダミー機単体の試験に加え、2 種類のケージを取り付けた状態で同様の計測を行った。

〈試験機体〉

Phantom3 ダミー機単体

Phantom3 ダミー機＋ケージ type2（円筒上部絞り型）

〈試験手順〉

供試体の重量を測り、ホバリング相当のプロペラ回転数を算出する。ケージ付の計測の場合は Phantom3 ダミー機にケージを取り付けた後、ロードセルが内蔵された試験架台に供試体を設置し、計測開始前にロードセルをリセットする。問題無いことが確認されたら、各傾斜角で無風状態から風速を徐々に上げながら計測する。

①供試体の重量計測とホバリング相当プロペラ回転数の算定

Phantom3 ダミー機単体とケージの重量を計測した結果、Phantom3 ダミー機単体では 13 ニュートン（N）、ケージ type1 付 Phantom3 ダミー機では 17N、type2 ケージ付 Phantom3 ダミー機は 16N となり、各々のプロペラを回転させる電圧（V）は、Phantom3 ダミー機単体で 0.325V、ケージ type1 付 Phantom3 ダミー機で 0.425V、type2 ケージ付 Phantom3 ダミー機で 0.4V で設定することとなった。

②試験架台への供試体取り付け

供試体を試験架台に取り付け、水平器を用いて、傾斜 0 度で設定する。ケージ付の場合は Phantom3 ダミー機にケージを装着してから試験架台に設置する。

③ロードセルリセット

試験架台に供試体を設置後、全ての計測開始前にロードセルをリセットする。

④計測

ロードセルの値を計測画面で確認し、問題無いことが確認されたら、傾斜角 0 度、風速 0m/sec の状態で計測を開始する。まずは、供試体毎の規定値になるまでプロペラを回転させ、回転数が規定値に達した時点でロードセルのデータの保存を開始する。計測（データ保存）時間は約 10 秒間とし、後で平均値をとる。計測終了後、プロペラの回転を止める。その後、同じ傾斜角で、

風速を徐々に上げていきながら、2.5m、5m、7.5m、10m、12.5m の条件で同様にデータを保存する。

⑤角度調節

傾斜角 0 度で全ての風速条件での試験が終了したら、水平器を用いて、供試体の設置角度を 5 度に変更する。角度変更が終了したら、④の手順で計測を開始する。

⑥計測

角度調整後、④の手順で計測を行う。計測が終わったら、⑤の手順で次の角度（10 度）に設定し、再び④の手順で計測を行う。これを傾斜角 20 度まで繰り返す。

⑦供試体取り外し

全ての計測が終了したら供試体を取り外し、指定の場所に搬出する。

〈試験結果〉

Phantom3 ダミー機及びケージ type2 取付 Phantom3 ダミー機のデータを取得した（パラメータは下記のとおり）。計測データは 10/10 のケージ type1 取付 Phantom3 ダミー機の試験終了後、下記の図の通りまとめられた。

表 2.1.1.7-29 試験結果

風速／角度	0 度	5 度	10 度	15 度	20 度
0m	0	0	0	0	
2.5m	0.20	0.20	0.20	0.20	
5.0m	0.50	0.50	0.50	0.51	
7.5m	1.20	1.20	1.21	1.23	
10.0m	1.97	2.00	2.02	2.05	
12.5m					

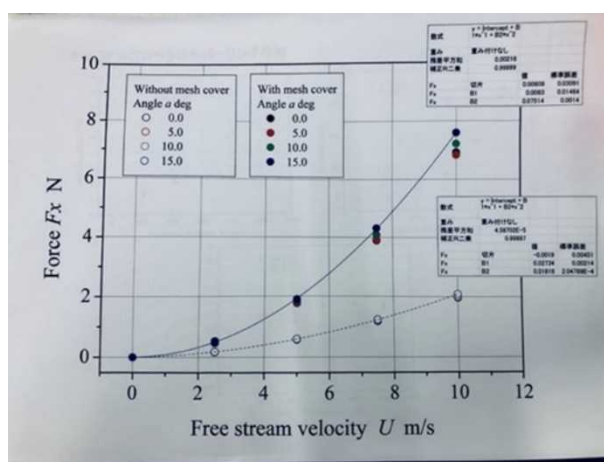


図 2.1.1.7-135 風洞試験の測定結果

表 2.1.1.7-30 (参考) 回流式風洞仕様

風速範囲	1~48m/s	測定部密閉
	1~45m/s	測定部解放 吹口 1.4×1.4m
	最大 50m/s 以上	測定部解放 吹口 0.75×0.75m
風速分布	±0.5%以下	風速 10m/s 以上
乱れ度	0.5%以下	風速 10m/s 以上
速度成層	直線状分布 $U_{max} \times U_{min} = 1.4$ 平均最大風速 30m/s	
変動流	疑似正弦波 0.2~2Hz 平均最大風速 40m/s	
測定カート	入口 1.407w×1.4hm 出口 1.433w×1.4hm 長さ 4m	

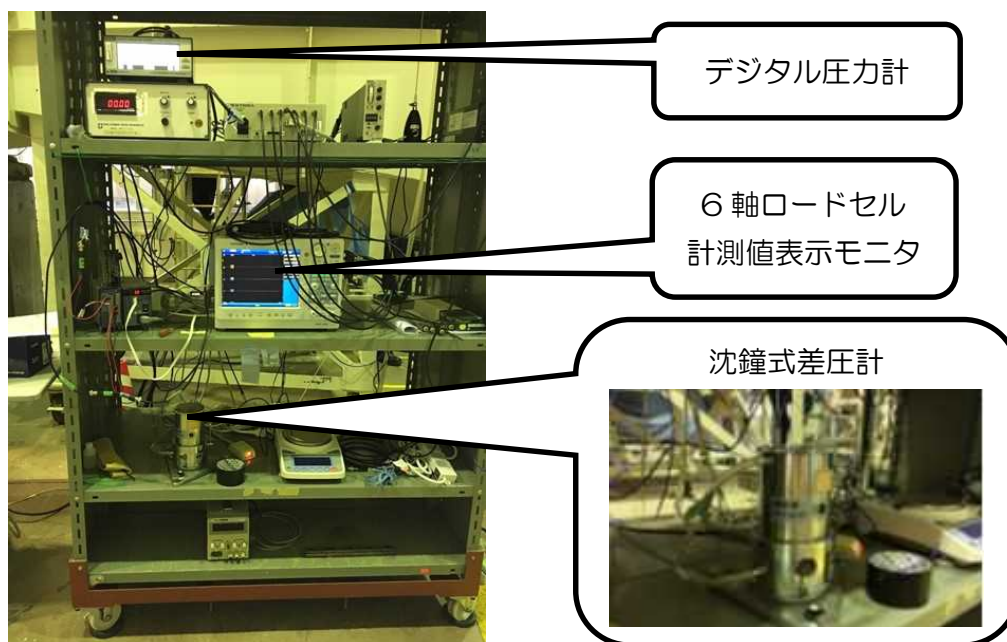


図 2.1.1.7-136 計測装置類



供試体の重量計測



供試体の試験架台への取付



試験架台に設置された供試体

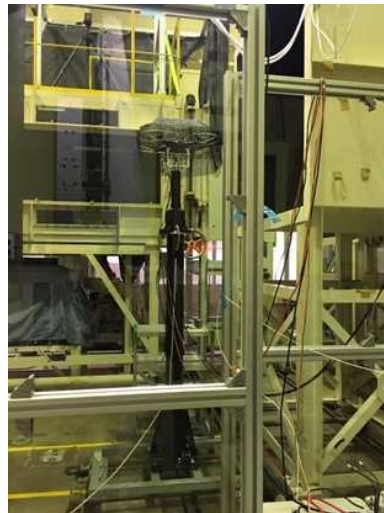
図 2. 1. 1. 7-137 供試体と試験架台への取付



Phantom3 ダミー機の試験状態



Phantom3 ダミー機で傾斜角を変えた状態



ケージ type2 設置 Phantom3 ダミー機の試験試験状態

図 2. 1. 1. 7-138 試験コンフィギュレーション

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験（風洞）/福島ロボットフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

また、今回の結果を、後述 g の落下終端速度計測に供した。

e-2-2. ドローンアナライザーによる空気抵抗係数計測

無人航空機の飛行安定性及び誘導精度を評価する目的で、大分県産業科学技術センター（以下 OIRI）にてドローンアナライザー（DA）を用いた空気抵抗係数計測試験を行った。

（1）試験

〈試験供試体〉

Phantom3 型の模型（産総研風洞チームにて作成したもの）＋保護ケージ〈計測機器及び計測補助ツール〉・DA

- ・ DA 操作卓とモニター
- ・ 機体マウント用器具
- ・ 送風機（風力調整装置含）
- ・ 静止画カメラ（試験風景撮影用）
- ・ 照明（撮影に十分な照度を確保）

〈安全対策〉

- ・ マウント器具のゆるみなどによる供試体等の飛散防止のため、試験エリア全体を防御ネットで囲み、試験エリアに人が立ち入らないようにした。
- ・ 試験参加者は保護具として、ヘルメット、及びゴーグルを着用することを推奨。

〈試験概要〉

マウント器具を用いて、無人航空機を DA に設置し、送風機で一定の速度の風を当てながら、無人航空機に加わる抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）を計測した。角度（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度）と風速（0m、2.5m、5m、7.5m、10m/s）を変えながら計測した（複雑で計測困難であれば、角度は、0 度と 90 度の 2 パターンでも良い）。

〈試験詳細〉

1）試験項目

ホバリング時の無人航空機に加わる抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）の計測

2）セットアップ

① 試験エリアの準備

DA の前に送風機 2 台を設置。送風機の高さや角度については、風速計で DA 周辺の風速分布を計測し、事前に速度分布を把握し、必要に応じて送風機の状態を調整しておく。また、試験エリアを囲むように安全ネットをはった。

② 供試体（無人航空機）の準備

供試体に計測用及び機器操縦用アンプ類を接続する。計測項目は、電流値、バッテリー残量、プロペラ回転数、3 軸加速度、温度（プロポにより直接操縦する場合は操縦用アンプの接続は不要）。

③ 供試体（無人航空機）の設置

マウント器具を用いて、供試体を DA に取り付ける。

④ DA 操作卓の起動と条件設定

DA 操作卓を起動し、「空気抵抗測定」メニューを選択する。供試体のモード（（操縦モード：飛行時の Cd 値計測）または（電源オフモード：落下終端速度計測））を選択する。本試験項目はホバリング時の Cd 値であるから「操縦モード」を選択する。また、プロペラ回転数を設定する。今回はホバリング時の 13N になるよう操作卓で設定する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器類を用いて次の順序で試験を行った。

- ① 全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。試験風景は適宜静止画カメラで撮影する。
- ② 操作卓で無人航空機を操作し、計測を開始する。まずは無風状態で角度を変えながら（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度：機体の重心点を自動で設定し、重心点を中心に自動で角度が変えられる）Fx と My を計測する（設定角度毎に、3 秒待機、3 秒計測（3 秒間の平均値をとる）、角度を変える、3 秒待機、3 秒計測、角度を変える、を繰り返して計測する）。この値が重力により無人航空機のロードセルにかかる値になる。この後、速度を加速した計測で得られる値から無風状態の値を引くことで、各風速における Fx と My を求めることができる。
- ③ 送風機の電源をオンにし、送風機のコントローラにより風速を 2.5m/s に設定し、2) と同様に設定角度（0 度、5 度、10 度、15 度、20 度）を変えながら、計測を行う。同様に、5m/s、7.5m/s、10m/s まで風速を上昇させながら計測していく。
- ④ 所定の計測が終了したら、操作卓で計測を終了させ、送風機の電源をオフにする。

〈試験結果〉

事前に、OIRI において、産総研から届いた送風機を設置、DA による無人航空機の空気抵抗（Cd）値の計測を試行しており、その結果を産総研風洞設備による試験結果と比較したところ、両試験による Cd 値は大きく異なっていた。今回の OIRI 試験現場の確認から、現状の OIRI での機体のマウント方法では、DA のロードセル（6 軸力覚センサ）部が無人航空機に近すぎるため、その影響を受けてしまうことが判明（写真 2 参照）、また、Cd 値を求めるにあたっての前面投影面積の求め方に課題があることが指摘された。そこで、下記のような産総研風洞と DA の相違を踏まえて、二つの設備で同じような傾向の計測結果が出るような手法を確立すべく、DA に対する改善案と今後の活動方策を決定した。

☆産総研風洞と DA の相違☆

【産総研風洞】 ・本格的な風洞設備であること

・ロードセルの耐荷重 100N（マウント強化で 300N までの供試体は計測可能）

【DA】 ・送風機で簡易に風の流れを作っていること（風速分布は数千点で計測済）

・ロードセルの耐荷重 1000N

(2) DA への改善案☆

ロードセル部に無人航空機の風があたらないよう、もっと供試体を上に設置するために固定台を数十センチ高くする。現状の固定台（X 形状）を棒状に変更（ロードセルから円柱を出すような感じ）し、棒に翼型のカバーをとりつける。棒のカバーはロードセル部に風があたらないようロードセルより下の部分でとめる。合わせて保護ケージもロードセル部に力がかからないように設置の仕方を工夫する。

(3) 今後の方策☆

OIRI では、現状、前面投影面積を板状で求めているが、マルチコプターの形状でかつプロペラが回転しており、また、保護ケージもかぶった状態での前面投影面積の求め方は非常に複雑になる（通常は光を当てて求める）。前面投影面積は後で処理するとして、まずは、OIRI で、抗力（ F_x ）とモーメント（ M_y ）を取得し、産総研風洞試験結果と同じような傾向のデータになるかを確認する。



図 2.1.1.7-139 試験外観

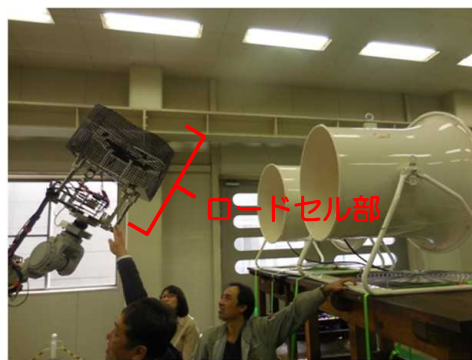


図 2.1.1.7-140 送風機に対する DA
に取り付けられたドローン

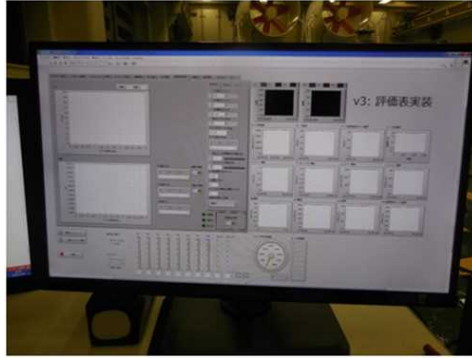


図 2. 1. 1. 7-141 空気抵抗計測時の操作画面



図 2. 1. 1. 7-142 試験装置とロードセル拡大図



図 2. 1. 1. 7-143 送風機と変速装置



図 2.1.1.7-144 供試体無人機の
電流・電圧操作装置

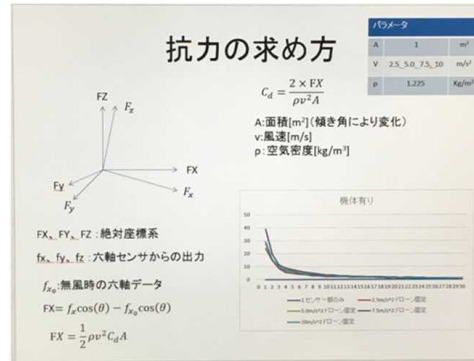


図 2.1.1.7-145 ドローンアナライザー
での計測による効力の求め方

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機の空気抵抗係数（Cd 値）の測定試験手順書案」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

e-3. 無人航空機の落下時の姿勢及び落下終端速度

無人航空機の落下時の姿勢及び落下終端速度を検証するため、防衛装備庁航空装備研究所の垂直風洞で試験を実施した。

(1) 試験

〈日時〉2019年11月25日（月）～11月29日（金）

〈場所〉防衛省 航空装備研究所 垂直兼用風洞及び控室

〈試験供試体〉試験項目毎の供試体は下記のとおり。

電源以外のコンフィギュレーションは試験項目と結果概要の表を参照

表 2.1.1.7-31 試験供試体

試験項目	供試体	電源状態
落下終端速度・落下姿勢観測	PF-1、PF-2、Phantom3	電源オフ
ボルテックスリング現象観測	PF-1	電源オン（操縦モード）
プロペラ回転数計測	PF-1	電源オフ

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・垂直兼用風洞（垂直コンフィギュレーション）
- ・風速計（25日と29日の風の分布計測時に使用）
- ・荷重計（27日以降は使用せず）
- ・動画記録システム（GoPR0、PX-0、PC、マウント、三脚等一式）
- ・静止画カメラ（全体試験風景撮影用）
- ・画像解析用マス目壁紙
- ・レーザー式ハンドタコメーター

※ 9軸モーションセンサは動作不良により使用しなかった。

機体マーカ用コインライトも使用しなかった。

〈主な試験実施支援ツール〉

- ・機体吊り下げワイヤ及び固定器具等
- ・機体制御用テグス
- ・風路覆い用ネット及び固定器具等
- ・照明器具
- ・工具類
- ・動画撮影用試験番号カード

〈主な安全対策〉

- ・風路への人、工具、部品等の落下防止のため、風路にネットをしっかりと張ると共に、供試体の交換、コンフィギュレーション変更はかならず風路の外で行う等、常に落下防止に配慮する。
- ・試験関係者は、高所作業時にはフルハーネスを、また、試験時には、ヘルメットとゴーグルで安全を確保する。
- ・風洞設備内は足場が悪いため、移動時には注意する。
- ・プロペラフリーでの風洞試験時は逆回転でプロペラが回転することで電流が流れ、発火の危険もあるので注意する。
- ・機体が暴れて壁や天井にぶつからないよう、機体にテグスを取りつけ、試験データに影響が出ない範囲で機体を制御する。また、試験関係者は誰であっても危険と判断した場合は、試験中止をコールする。
- ・ボルテックスリングの実証試験時には、機体が暴れることが想定されるため、立ち入り規制エリアを設けた。また、立ち入り規制エリア内で試験中に作業する要員は、板を設け、その後ろで作業する。

〈試験条件〉

天井を開けて真下から真上に通風されるため、中程度より強い雨天時や強風時には試験を控え、天候の回復を待って実施する。

〈セットアップ〉

①ネット設置

人や工具類の落下防止のため、風路にネットを張り付け、シャコ万力で固定。

②格子状壁紙貼り付け

画像解析を補助するため、風洞の背面壁に格子状の壁紙を貼り付ける。

③機体吊り下げワイヤの設置

機体を安全に、また、姿勢や揺動の観察に影響がでないようにワイヤを設置し、機体との接合部に荷重計を設置する（機体の揺動で荷重計への接触もあり、27 日以降、荷重計は使用しなくなった）

④計測機器、補助ツール類の設置

動画記録機材（GoPro0、RX-0 等）、データ表示用 PC、照明等の計測機器や補助ツールを設置し、起動する。

⑤風洞の試運転

風洞の天井を開放し、通風を行って試運転をする。

⑥供試体の調整と設置

計測目的に沿ったコンフィギュレーションになるよう調整し、風路の中心付近に設置する（プロペラ回転数計測は風路端 50cm 付近で試験要員 A が機体を保持する）。落下終端速度・落下姿勢観測試験では機体をワイヤで吊るした状態で通風を待つ。ボルテックスリング実証では、ゆるめにワイヤで固縛した機体を発砲スチロールの台に乗せた状態にする。

〈試験手順〉

セットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

- ①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。
- ②試験リーダによる試験番号、開始時刻のコールに応じて、記録装置を録画モードにし、試験番号を撮影する。
- ③ボルテックスリング検証では操縦で機体をホバリングさせ、機体を載せていた台を風路の外へ引き離す。
- ④通風を開始し、風速毎の機体の状態を観察する。供試体の状態を見ながら試験リーダが風速の指示を出し、運転者が徐々に風速を上げていく方向で風洞を運転する。試験リーダは、供試体の状況に応じ、また、何らかの危険が予見される場合はすぐに風洞の運転中止を指示する。
(プロペラ回転数計測では、要員 A によって保持された供試体のプロペラの反射板に、要員 B がレーザータコメータで照射し、要員 C がタコメータの数値を読み上げる)。試験リーダは試験の状況を観察しながら結果を試験ケース表に記入する。
- ⑤試験リーダの風洞停止のコールに応じて風洞を停止する。
- ⑥試験リーダの記録装置停止のコールに応じて記録装置の録画を停止する。
- ⑦供試体のコンフィギュレーションを変更する場合は供試体を回収する。

〈結果概要〉

初日に試験会場の設営を行い、二日目以降本試験を実施した。初日の設営では、風路への人や機体の落下防止のために風路上のネットを設置した他、機体を吊るすワイヤの設置、画像解析を補助する格子柄壁紙の貼付け、記録システムや照明の設置等を行った後、通風によるネットの安全性確認と風路上の風速分布の確認を行った。

二日目は、電源オフの PF-1 で落下終端速度と姿勢観察を水平姿勢のプロペラフリーと固定状態で、また、機体を吊るす角度を 40 度程度傾斜させた他、背面姿勢でも同様に計測した。

三日目は、電源オフの PF-2 で、二日目とほぼ同じメニューの試験を実施した。

四日目は、操縦モードの PF-1 でボルテックスリングの実証及び挙動確認を行った。

五日目は、電源オフの Phantom3 で、落下終端速度と姿勢観察を水平姿勢でプロペラフリーとプロペラ無し状態で、また、背面姿勢はプロペラ無し状態で行った他、PF-1 でプロペラ回転数計測と風路上の風速分布を確認して撤去作業を行った。

表 2. 1. 1. 7-32 結果概要

N0.	種類	機体	コンフィギュレーション	最大風速	結果概要
901	予備試験	—	—	18m/s	ネットの安全性確認 異常なし
902	予備試験	—	—	15m/s	速度分布確認（風洞設計上風路中心は制御盤上 風速値の 86%～90%の傾向）
903 904	予備試験 落速姿	PF-1	水平・ペラフリー	15～ 17m/s	903：9.7m/s でロータ回転、12m/s で LEDON 904：横方向に大きく移動
001 ～ 003	落速姿	PF-1	水平・ペラフリー	18～ 18.8m/s	001：10m/s で LEDON 002：19m/s 手前で停止
004	落速姿	PF-1	40 度傾斜水平・ペ ラフリー	18.15m/s	姿勢は安定方向の水平に戻ろうとした
005	落速姿	PF-1	40 度傾斜水平・ペ ラ固定	23.5m/s	左右に移動・中程度の安定
006	落速姿	PF-1	水平・ペラ固定	23.8m/s	左右に移動
007	落速姿	PF-1	背面・ペラ固定	24.5m/s	終始安定
008	落速姿	PF-1	背面・ペラフリー	22.4m/s	大きく回転するように移動、不安定
905	予備試験	—	—	27m/s	ネットの安全性確認 27m/s で 100mm 程度の膨ら み。ピトー管の風速が不安定になる
906	予備試験 落速姿	PF-2	水平・ペラフリー	15m/s	15m/s まで確認 すり鉢状に移動
009 010	落速姿	PF-2	水平・ペラフリー	15m/s	揺動収束せず。010:姿勢崩しペラでテグス切断
011 012	落速姿	PF-2	水平・ペラ固定	17m/s	揺動収束せず。012:最終的にほぼ反転状態
013 014	落速姿	PF-2	背面・ペラ固定	22m/s	013：22m/s で回転、振り子状態でテグス絡まる 014：21.78m/s で浮上。左右対称時計まわり
015 016	落速姿	PF-2	背面・ペラフリー	19～ 19.9m/s	約 18m/s で機体浮上。ワイヤに接触しペラ破損

017 ～ 019	落速姿	PF-2	40 度傾斜背面・ペ ラフリー	15～ 20m/s	安定した姿勢を保持するも 018：大きく回転し モータにテグス絡まり中止
907 908	予備試験 VRS	PF-1	標準装備	0～3m/s	無風&低速で飛行確認し、異常無し
020 ～ 022	VRS	PF-1	標準装備	7～9m/s	021：左側へ発散後手前にきて停止。022：6m/s 頃から不安定な挙動
023 024	VRS	PF-1	標 準 装 備 + 錘 1.0kg	8～12m/s	023：手前に発散し停止。 024：8～9m/s で不安定その後 10m/s 以降再安定
025	落速姿	Phantom3	水平・ペラフリー	14.5m/s	10m/s 以降断続的に LED 点滅とブザー音有。 14.5m/s で 1 枚ペラ脱落
026 027	落速姿	Phantom3	水平・ペラ無し	24～ 25m/s	低速で安定するも 24m/s でかなり不安定、ひっ くり返るような動き
028 029	落速姿	Phantom3	背面・ペラ無し	26～ 26.3m/s	028：回転運動有。最後は姿勢安定しながら脚が 左右に揺れる動き。029：脚が左右に揺れる動き
030	回転数	PF-1	水平・ペラフリー (一部)	10～ 14m/s	風路端 50cm 地点で計測 14m/s で 4600rpm
031	—	—		5～10m/s	風速分布確認

プロペラフリーの落下終端速度・姿勢観測試験では、いずれの機体も一定の速度になるとプロペラが一つずつ回転（回転方向は飛行時とは逆回転）を始め、最終的には全てのプロペラが風車状態になった。また、プロペラが風車状態になり回転することから、モータが発電し、機体の電源状態を示す LED が点灯した他、Phantom3 では警告音もなるなど、電源は OFF にもかかわらず、電源 ON 状態の様であった。プロペラ回転数計測結果からも落下時に、数千回転／分でプロペラが逆回転することがわかった。

また、ボルテックスリング実証においては、ある速度に達すると機体が激しく揺動しはじめるが、さらに速度が上がると揺動が落ち着く現象も見られた。

なお、今回の試験結果の記録は、制御盤の風速値等と正面及び横方向からのビデオ映像を時刻同期で記録するシステムを導入したことで、風速と挙動の相関が視覚的に容易に把握でき、大変貴重なデータとなった。

〈詳細〉試験項目と結果概要は次のとおり（900 番台は予備試験）。

【落速姿】落下終端速度・落下姿勢観測試験

【VRS】ボルテックスリング現象観測

【回転数】プロペラ回転数計測



図 2.1.1.7-146 垂直兼用風洞設備での設営の様子



図 2.1.1.7-147 垂直兼用風洞操作卓



図 2.1.1.7-148 時刻同期録画システム



図 2.1.1.7-149 録画システム表示画面
(操作卓、正面、横方向、(VRS は機体
操縦画面も) を時刻同期で表示可能)

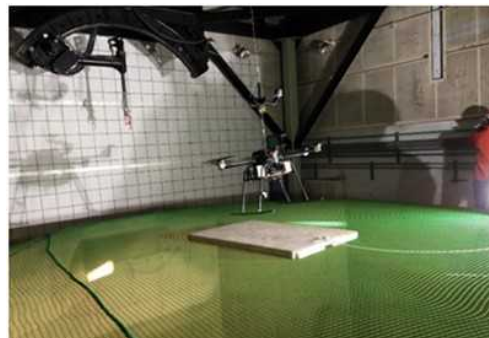


図 2.1.1.7-150 試験前の機体
吊るし確認



図 2.1.1.7-151 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-1 水平プロペラフリー)



図 2.1.1.7-152 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-1 背面プロペラフリー)



図 2.1.1.7-153 落下終端速度・
姿勢観測試験供試体準備
(PF-2 水平プロペラフリー)



図 2.1.1.7-154 落下終端速度・
姿勢観測試験供試体準備
(PF-2 背面プロペラフリー)



図 2.1.1.7-155 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-2 水平プロペラフリー)



図 2.1.1.7-156 落下終端速度・
姿勢観測試験
(PF-2 背面 40 度傾斜プロペラフリー)



図 2.1.1.7-157 ボルテックスリング
現象観測試験の様子 (PF-1)



図 2.1.1.7-158 ボルテックスリング
現象観測試験用供試体 (PF-1)



図 2.1.1.7-159 落下終端速度・
姿勢観測試験
(Phantom3 水平プロペラ無し)



図 2.1.1.7-160 落下終端速度・
姿勢観測試験
(Phantom3 背面プロペラ無し)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験（風洞）／防衛装備庁）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

e-4. 無人航空機に関する STM の検討

無人航空機の飛行安定性・誘導精度を評価する目的で、アメリカ国立標準技術研究所 (NIST) による無人航空機の性能評価検討活動を参考に、無人航空機に関する Standard Test Method (STM) の概念を活用した評価手法の検討を行い、産総研の風洞設備で評価手法を試行した。

本試験では、「誘導精度性能＝機体に装備されているビジョンセンサの性能」と捉え、非 GPS 環境下である風洞設備の中で、一様風と変動風各々で風速を徐々に上げていき、送風状態（＝飛行状態）で、どの程度の風速（＝飛行速度）まで機体の位置を保持できるかを計測した。また、結果を h 記載の落下終端速度の計測に供した。

(1) 試験

〈試験日時〉2019 年 12 月 24 日 (火) 13:30~18:00 (設営)

2 月 25 日 (水) 10:00~16:30 (準備と試験)

12 月 26 日 (木) 09:40~16:30 (準備、試験、撤収)

〈実施場所〉産業総合研究所つくば北サイト 回流式風洞設備

〈一様風による予備試験〉

①機体：Phantom4 (GPS オフ)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施、船の上に着陸。

試験結果：2m/s から 0.5 きざみで風速上昇させる予定だったが、風速 0m/s から風速 2m/s まで上げる途中、風が吹いていても機体に戻ろうとする気配が見られなかった（センサが反応しているとしても非常に微か）ため、1.8m/s 時で断念。

⇒この後、床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板を設置した。

②機体：Mavic2 Pro (GPS オフ)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船は使用せず、床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板のみ設置

試験結果：上記 Phantom4 の結果を踏まえ、1m/s から 0.5 きざみで風速上昇させた。風速 1.5m/s ~1.6m/s で断念。着陸時に船がなかったため、ディスプレイした際に風の吹き出し口方向に機体がずれてネットとベルマウス付近に軽く接触し、プロペラがほんの少し破損した。Phantom4 同様、風が吹いていても機体に戻ろうとする気配が見られなかった（センサが反応しているとしても非常に微か）。

③機体：MAVIC Mini (GPS オン)

試験条件：網の上に白い発砲スチロール製の船をおいて離陸し、船は引き出さずに試験実施、船の上に着陸（1 回目は船の上に蛇の目のターゲットをはりつけて実施。2 回目は真っ白い船の状態を実施。床の上（網の下）に水色の発砲スチロールの板設置。

試験結果：安全上、機体バッテリー残量 30%で制限を設けて 1m/s から 0.5 きざみで徐々に風速上昇させて試験を実施したところ、バッテリー残量の違いにより、1 回目は 5.5m/s まで、2 回目は 7m/s まで実施できた。機体は非常に安定性が高く、バッテリー残量の制約がなければ、さらに風速を上昇させても大丈夫そうであった。機体の安定性に関して、1 回目と 2 回目に大差はなかった。そもそも MAVIC Mini に GPS をオフにするメニューが見当たらないことと、試験における機体の高い安定性から、機体が GPS を受信している可能性が推察された。ただ、上部にある窓だけでは安定した GPS 捕捉はできないだろうとのことで、「IMU など機体の制御プログラムによるものではないか」との推察もされた。

〈一様風→変動風による試験〉

ビジュアルセンサは GPS オン状態でないと効果が出ないとの指摘があり、Phantom4 と Mavic2 Pro を GPS オンの状態で計測を実施(Mavic Mini については、前日同様 GPS オフができないため、同条件)、ビジュアルセンサが有効な最大風速を探った。その後、コンフィグレーションを変更し、変動風の試験を実施した。

①機体：MavicMini (ATTImode)

試験条件：一様風で 5m/s まで速度上昇させ、その後変動風に変更。変動風は 0.1Hz 刻みで、0.1Hz~0.5Hz まで徐々に変動を大きくして機体の様子をみた。と網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施

試験結果：6~6.5m/s でふらつくが姿勢は維持できている。7m/s で安定し、7.5~8m/s で苦しくなってきた。バッテリー残量を考慮し、8m/s で試験停止した。変動風の状態で着陸させるのは一様風より制御が困難になることが予想されたため、バッテリー残量 33%で風速の降下を開始し、2m/s で着陸させた。着陸時にバッテリー残量は 16%まで減少していた。

②機体：Phantom4 (GPS オン状態)

試験条件：一様風で 5m/s まで速度上昇させ、その後変動風に変更。変動風は 0.1Hz 刻みで、0.1Hz~0.5Hz まで徐々に変動を大きくして機体の様子をみた。と網の上に白い発砲スチロール製の船を置いて離陸し、船は引き出さずに試験実施

試験結果：~8m/s まで軽微な高度修正のみであり、水平方向は自動で維持できおりきわめて安定。8m/s 近辺では水平、および高度共に修正飛行が不要な瞬間もあり。その後、10.0m/s までは頻繁に上方への高度修正を繰り返すが、水平ズレはほぼ無し。しかし、10.5m/s から軽微な水平修正が必要となり、上方への高度方向の修正も増加。稀に下方に下げる修正も発生している。その状態で 12.0m/s までほぼ水平方向の中央の位置を維持し、頻繁な高度の修正のみで続けられたが、12.0m/s で一気に下方へ移動してしまい、操作者は姿勢を立ちなおせずに保護ネットへ落下し終了となった。

③機体：Mavic2Pro

試験結果：原因は不明であるが、機体との接続ができず、試験は断念。



図 2.1.1.7-161 試験エリア
(手前はターゲットのバケツ)



図 2.1.1.7-162 風洞操作卓



図 2.1.1.7-163
試験動画記録システム全体

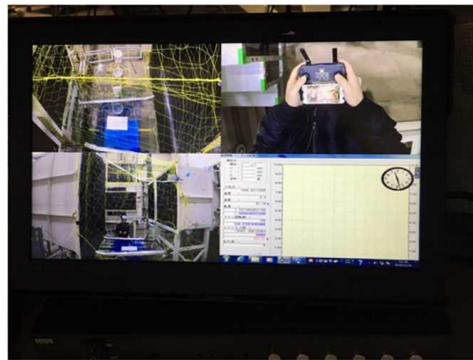


図 2.1.1.7-164
試験動画記録モニター部分



図 2.1.1.7-165
供試体 (DJI Mavic 2 Pro)



図 2.1.1.7-166
供試体 (DJI Mavic Mini)



図 2.1.1.7-167 供試体 (DJI Phantom 4)

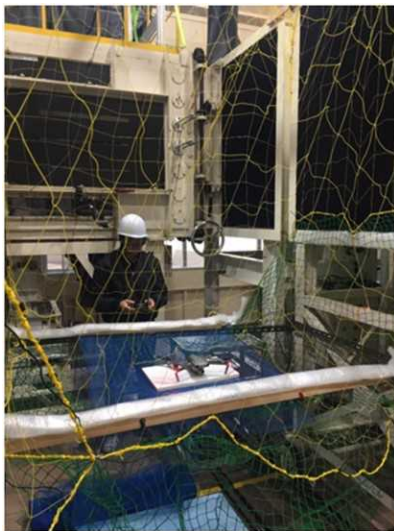


図 2.1.1.7-168
Mavic2 Pro 離陸準備



図 2.1.1.7-169
飛行中の Mavic Mini

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価手順書（誘導精度/福島ロボットテストフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

f. 無人航空機の環境に関する研究開発

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を、環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準の研究開発を行った。

f-1. 残響室を使用した音響試験

現状、無人航空機の騒音の計測方法は各メーカー任せで基準がない。今後の社会実装化を見据え、無人航空機の音圧を測定する方法を確立させ、無人航空機の騒音問題の発生を抑えることを目標に、残響室を使用した試験を実施した。

音響パワーレベル測定は、産総研分析計測標準研究部門の計測設備を使用し、プロペラの固定位置（上下互い違い等）、プロペラの種類（固定/折）、ESCの種類、機体メーカー、計測台等条件を変えつつ、騒音を測定、計測結果より、ドローンの騒音評価に使用できる音響スペクトルのピークが存在すること等を解明した。

（１）音圧測定方法の確立

＜理想的な測定数値＞

ドローンの音圧を測定する場合、一定の高さでホバリング（例；5m、10m）させ、一定の距離（例；10m、30m）から騒音計で測定など、様々な方法があり、メーカーの選択によっては測定数値が比較できなくなる。さらに野外的場合は風速があると計測値が高くなり、無風状態になるまで計測を待つ状況になると計測自体時間がかかり実態にそぐわない。

そこで、音源であるドローンそのものから発生する音響エネルギーとなる「音響パワーレベル」を室内での測定を目標とした。

＜測定環境の検討＞

音響パワーレベルの測定には、音の反射がほとんど無いか、反射する音の影響があらかじめわかっている環境で測定する方法がある。前者は無響室内による自由音場法で後者は残響室内による拡散音場法になる。



図 2.1.1. 7-170 自由音場法（無響室法）（左図）と拡散音場法（残響室法）（右図）

自由音場法の場合、音響指向性のデータも得られるが、音源の周囲 360 度の球状体を想定してマイクを設置する。その場合、マイクをどの位置で何本設置するか、機体もどのように固定するかが難しい。

拡散音場法は指向性こそ得られないが、音源の反響すべてがデータとして得られるため、機体やマイクの設置は楽で計測自体が容易なメリットがある。

・残響室内での安全・安定した測定検討

測定中の残響室内の様子を外部から見るためには、内部カメラを設置し画像を外部モニターで再現する。残響室内はGPS情報が得られず、操縦者がマニュアルでホバリング位置をキープしなければならない、安定したプロペラの回転が得にくく音圧データも一定にならない可能性がある。国内最大の産総研残響室（容積 350m³）内でも、モニターを見ながらホバリングさせるのは上級者でも難しく、安全・安定性に欠ける。

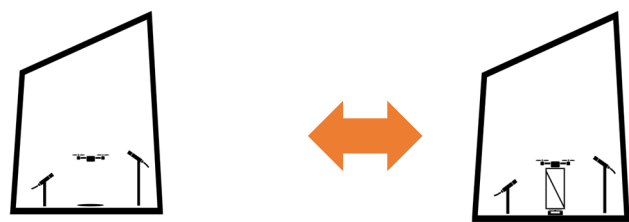


図 2.1.1. 7-171 残響室内での測定方法の検討

そこで、残響室内でホバリングする想定と体重計を下部に装着した架台にドローンを固定して測定したケースの結果を比較した。残響室は使わず、広い室内で操縦者がドローンをホバリングさせるのと、残響室内で使う体重計付き架台にドローンを固定したケースを、それぞれドローンから 5m 離れた地点で計測した。

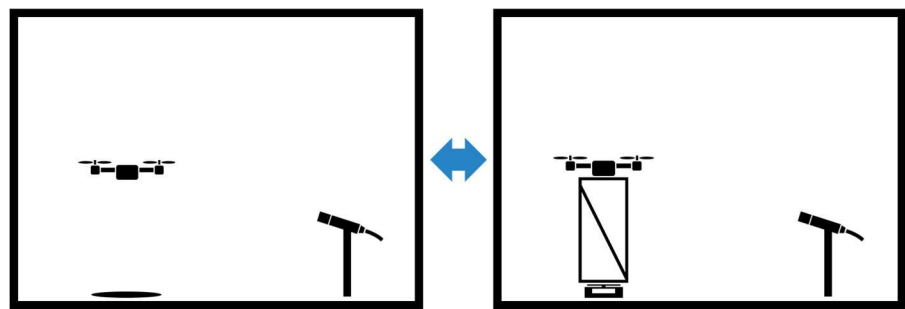
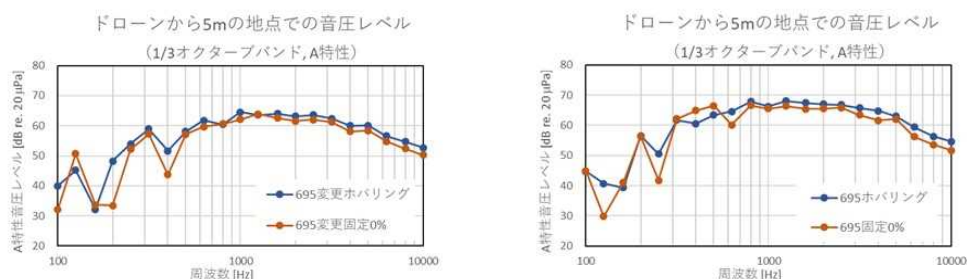


図 2.1.1. 7-172 広い室内でのホバリングと架台固定での測定

表 2.1.1. 7-33 ドローンから 5m の地点での音圧レベル（A 特性、overall）

	695	695プロペ ラ変更	470
ホバリング	77.1 dB	73.3 dB	70.9 dB
台固定0%出力	76.1 dB	72.0 dB	72.3 dB
差	-1.0 dB	-1.3 dB	+1.4 dB

測定したドローンはイームズロボティクス社の E695 と E470 を使用。695 のプロペラ変更は、固定ペラから折りペラに変えた。



・全周波数合計では±1.5 dB 程度で一致＝ほぼ近似値。

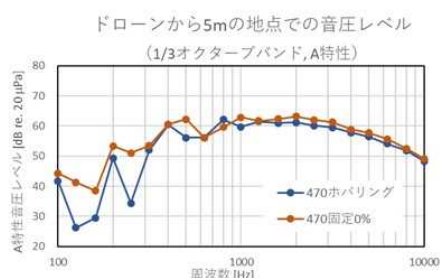


図 2. 1. 1. 7-173 ドローンから 5m 地点における音圧レベル

以上の測定から、残響室内のドローン音圧測定は体重計付き架台に固定して測定することにした。

* 体重計を使用するのは、ドローンの揚力が自重に達した時点をホバリングとして音圧計測するため

＜残響室内での計測＞

ドローンを固定して測定することから、架台の影響（振動音）があるかを確認するため、プロペラを外してモータだけで測定、及び架台から外して床において測定などを実施した。

計測したデータに大きな差異がないため、残響室内で架台に固定した計測でも、実際に単独でホバリングしている時のデータとすることに問題ないと判断した。



図 2. 1. 1. 7-174 機体設置風景

—測定方法—

①ドローンを固定

台のフレームにタイイングベルトで固定。

②ホバリング時の音響計測

ドローン+フレーム台の重量を計測後、はかりの目盛りを 0.00 kg にセット。残響室外のモニターによりはかりの目盛りが確認できること、および残響室内のカメラがドローン全体を確認。扉を閉めても Wifi で PC、プロポからドローンを始動できることを確認する。

プロペラを回転し、はかりの目盛りがドローン重量に達する出力値をホバリング時の出力値とし、音響パワーレベル計測を行う。

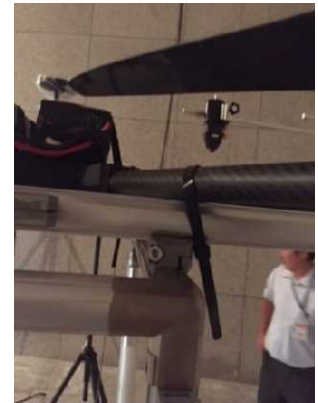


図 2. 1. 1. 7-175

タイイングベルトを用いた固定

＊＊注意； ドローンを GNSS 情報がとれない環境で架台に固定すると、ドローンの姿勢制御が入りプロペラが回転するため、少しでも傾くと姿勢を戻そうと回転数制御が働き正しい音響パワーレベルにならないセンサらに、固定されているため斜めになった状態が治らず、架台の上で振動を起こし危険なため測定前に姿勢制御を OFF にしなければならない。

D 社のフライトコントローラーを使用している機体は内部制御を OFF にできないため、計測することができない。そこで、各モーターへの ESC に同じ出力信号が伝達できる制御システムを開発した。

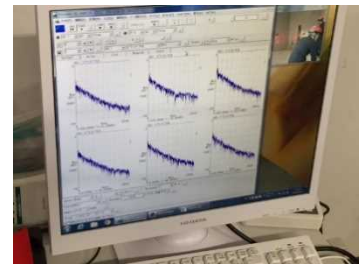


図 2. 1. 1. 7-176

モニター画像

<福島 RTF での野外計測>

野外測定試験は福島 RTF で実施した。ホバリングしたドローン直下に 10～50m、斜め横 45 度方向の 10～50m、ほぼ真横に 10～50m の間で 10m 毎に音圧を測定した。



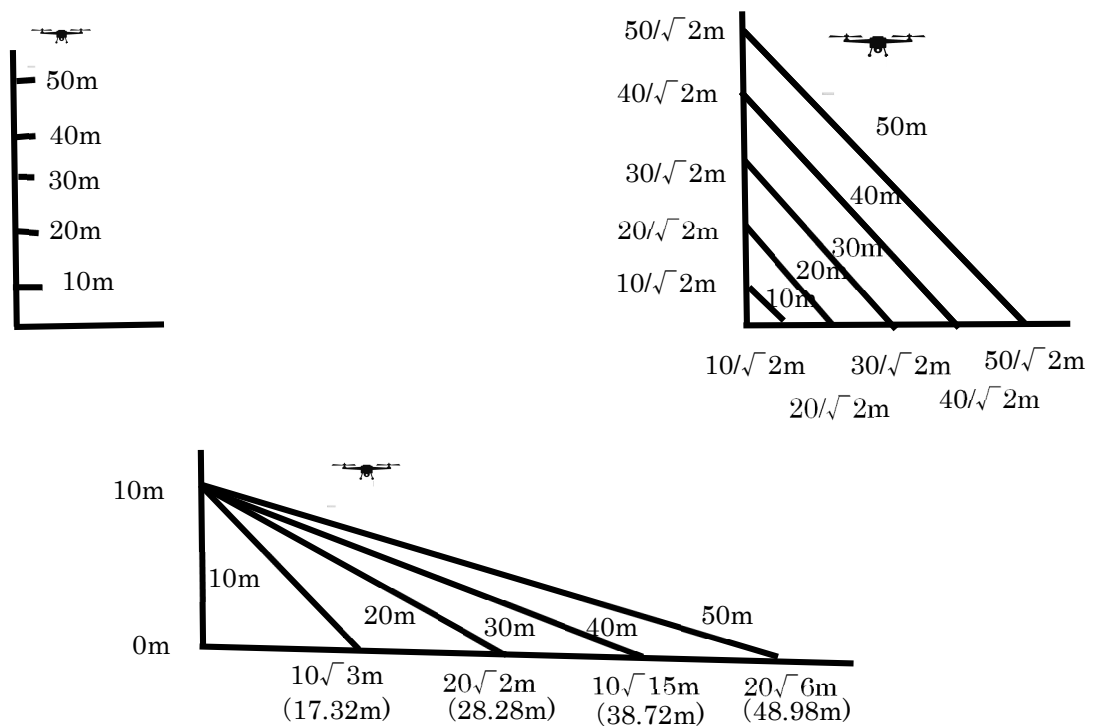


図 2. 1. 1. 7-177 福島テストフィールドにおける測定試験

以上の計測値と産総研残響室で計測した E695、E470、ACSL 機の音響パワーレベルの距離による減衰値をグラフ化した。

表 2. 1. 1. 7-34 残響室で測定されたドローンの音響パワーレベル
(A 特性、overall)

機体	ACSL	E695	E470
ペイロード0%	99.5 dB	97.3 dB	95.9 db

表 2. 1. 1. 7-35 距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 [dB]
(半自由音場を仮定した理論値)

距離[m]	数値差[dB]
10	-28.0
20	-34.0
30	-37.5
40	-40.0
50	-42.0

E695 と ACSL 機は音響パワーレベルからの減衰値（黒線）と野外での真下、斜め横、ほぼ横のグラフが近似値を示した。

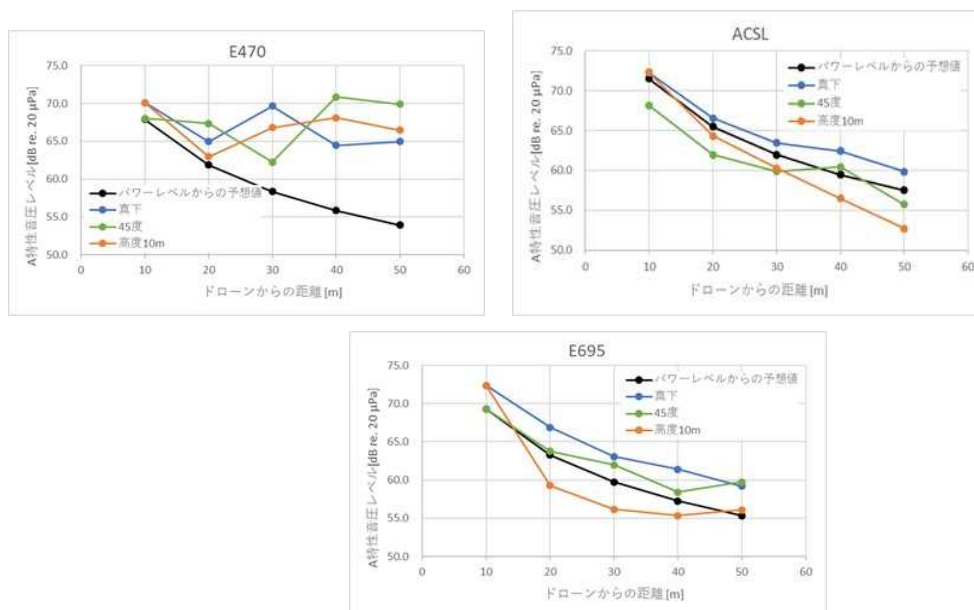


図 2. 1. 1. 7-178 福島 RTF における測定試験結果

E470 の計測時は 7~10m/s の横風が吹く状態での計測となり、騒音計に風の音が入ってしまい、正確な測定ができなかった。

以上の結果から、野外の音圧測定は気象条件、特に風の影響を受けるので、測定が難しいこと。及び、残響室で計測した音響パワーレベルからの減衰値が野外の測定に近いものであることが判明した。

つまり、ドローンの騒音値、音圧を表現するのに、音響パワーレベルを測定すれば、「ドローンから〇〇m 離れた位置での騒音は〇〇dB」と記載することができる。

(2) 静音化のアイデア

近年ドローンの大型化が進んでいる。産総研の残響室は広いが、それでもプロドローンの 8 発機（モータ軸間距離 1260mm）などは残響室内での測定がぎりぎりの大きさと感じられる。従って、大型機体の音圧を計測するために、その 3 分の 1、4 分の 1 の枚数のプロペラの音響パワーレベルを計測すれば、その倍数で音圧を計算することができないかを試した。

具体的には E695（プロペラ 6 枚）に 2 枚だけプロペラを付けて測定した。

推測ではプロペラ数が 3 分の 1 で音のエネルギーが 3 分の 1 になると、音響パワーレベルは、下記式のように減ると予想される。

$$10 \log_{10} (1/3) = -4.8 \text{ dB}$$

実際に計測すると、

ペイロード	0 %	50 %
プロペラ6枚	95.8	101.7
プロペラ2枚	87.0	93.9

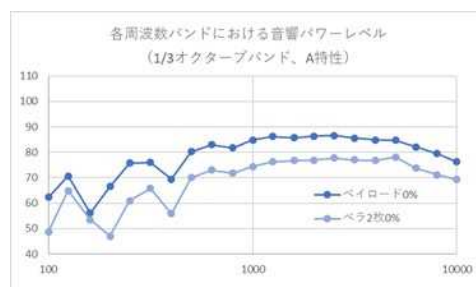


図 2. 1. 1. 7-179 ドローンの音響パワーレベル [dB] (A 特性、overall)

上記の表のように 8～9dB の現象と、予想より大きい差が表れた。

この結果から、少ないモータとプロペラで大型ドローンの音圧を計算できるとは言えなかったが、反面プロペラの枚数が多くなることで予想以上の騒音が発生させていることが分かった。

プロペラが生むダウンウォッシュ同士が干渉して起こる乱流から騒音が起こる可能性がある。

〈プロペラ回転面に段差をつける〉

乱流の影響を確認するため、プロペラ 6 枚の内 3 枚について高さを変え、音響パワーレベルに変化がどうか試験した。1 枚おきにモータの下部にスペーサーを装着し、計測した。スペーサーの長さは 4 cm。



図 2. 1. 1. 7-180 機体設置風景（プロペラ回転面に段差

モータ A 特性音響パワーレベル (overall)

4 cm段差をつけた場合、通常と比べ2.5dB も音響パワーレベルが下がった。6 発のプロペラを全部 4 cmかさ上げした場合は、通常と数値が変わらなかった。

明らかに段差をつけると音が小さくなった。

通常	段違い	全上げ
97.2 dB	94.7 dB	97.2 dB

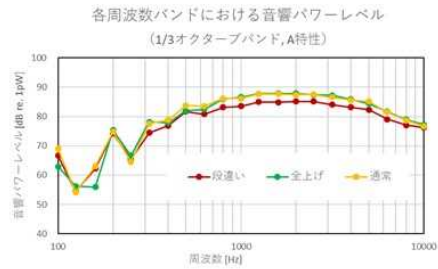


図 2. 1. 1. 7-181 4 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

続いて、段差を 8 cmにして測定した。

通常の 695 が 97.3dB で、4 cm で-2.5dB、8 cmにすると 94.1dB と 4.2dB も静かになった。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
695_通常	97.3 dB
695_4cmスぺーサ交互	94.8 dB
695_8cmスぺーサ交互	94.1 dB

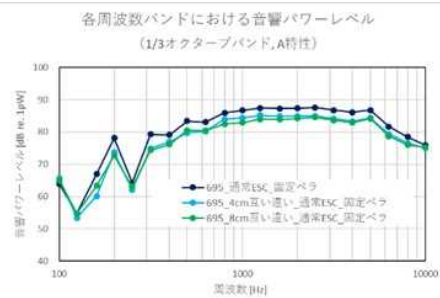


図 2. 1. 1. 7-182 8 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

さらに、固定ペラより折りペラの方が静かな事がわかった。8 cmの段差をつけた機体で固定ペラより折りペラの方が 1.0dB 下がっている。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
695_8cmスぺーサ_固定ペラ	94.1 dB
695_8cmスぺーサ_折りペラ	93.1 dB

図 2. 1. 1. 7-183 固定ペラと折りペラの音響パワーレベル

〈プロペラの枚数を増やす〉

現在のドローンは 2 枚プロペラが主流だが、プロペラの羽根が増えると少ない回転数で揚力が得られることが知られている。そこで、3 枚プロペラでのホバリング時の音響パワーレベルを計測した。

使用機体は E6106 でモータ軸間が 695 より 11 cm長い。



図 2. 1. 1. 7-184 3 枚プロペラを取り付けた機体

3 枚プロペラでも 2 枚より 1. 3dB 下がった。

機体	A特性音響パワーレベル (overall)
6106_折りペラ_3枚_18inch	94.1 dB
6106_折りペラ_2枚_20inch	95.4 dB

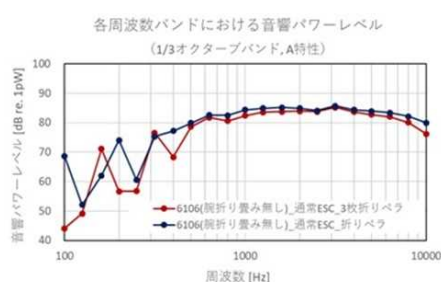


図 2. 1. 1. 7-185 3 枚プロペラ使用時の音響パワーレベル

(3) まとめ

ドローンの音圧は残響室で音響パワーレベルを計測することで、ドローンメーカー、機種が違って比較できることが分かった。

今後は、これらのデータからドローンの騒音基準として、「30m 離れた地点で〇〇dB 以下」といった規格化を進めたい。

また、ホバリング時のみならず、パワーをかけた時の音圧がどう変化していくかの測定方法や基準を確立させることも課題。

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（騒音試験/福島ロボットテストフィールド[2019 年]）」を開発、経済産業省が 2022 年 5 月に発表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

■音響パワーレベルと性能評価の考え方

音響パワーレベルとは、音源が出す音響パワー[W]（1秒当たりの音のエネルギー）を、1pWを基準値としてdB表示したものである。

- ・音源が発する音の全エネルギーを表すのに用いられる。
- ・人との距離や測定環境に依存せず値は一定。
（つまり地上で聞こえる機体の騒音レベルではない。）
- ・「ドローンの音響パワーレベルは90 dB」等といった使い方である。

この音響パワーレベルを用いた性能評価を以下に示す。

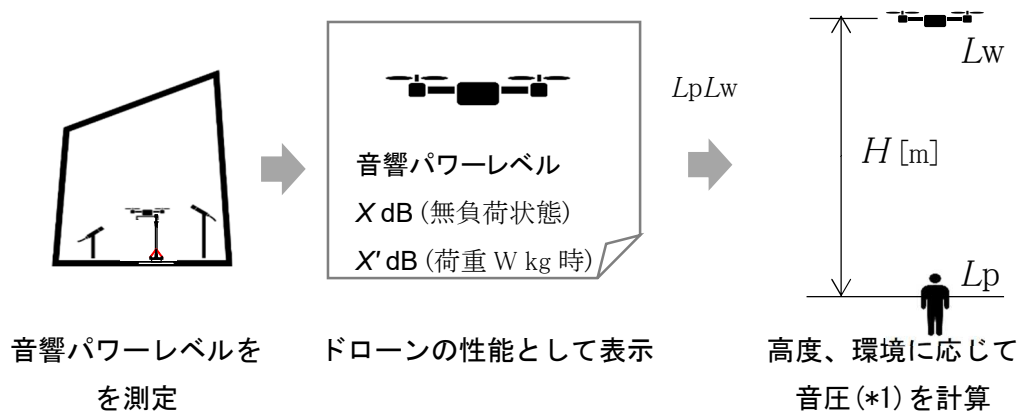


図 2. 1. 1. 7-186 音響パワーレベルを用いた性能評価

*1: 音響パワーレベル(L_w) X dB のドローンが上空 H m を飛行すると、地上における音圧レベル(L_p)は Y dB

$$L_p = L_w - 20 \log_{10} H - 8$$

(地面を完全反射面とし空気中での吸収を考慮しない場合)



さらに、規制においても、

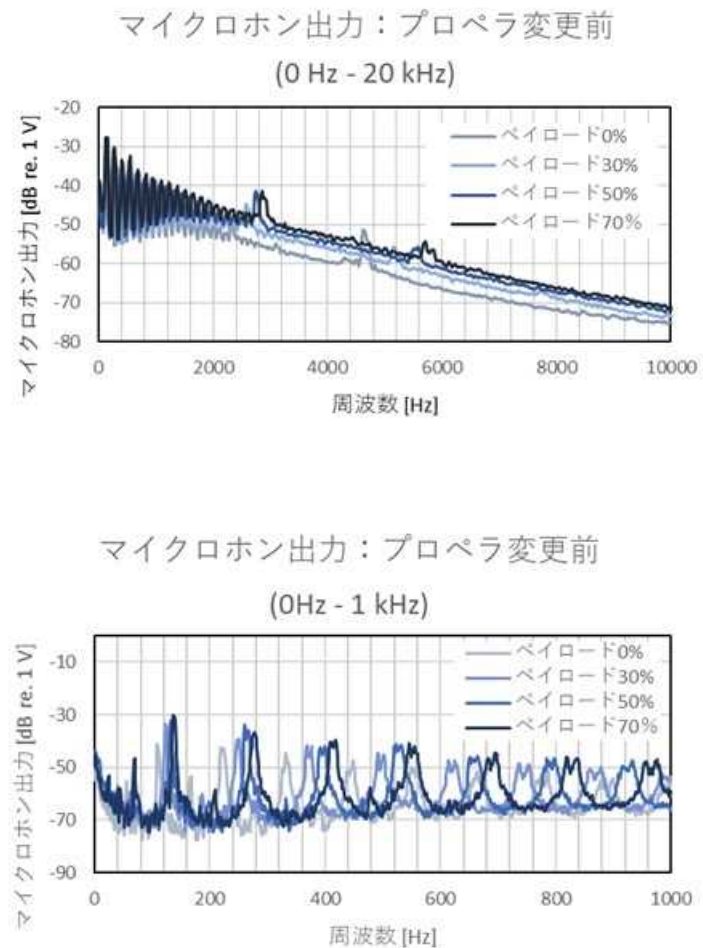
“〇〇地帯の上空 H m 以下を飛行するドローンの音響パワーレベルは X dB 以下とすること”

と使うことができる。

(他の航空機の基準等と比べて規制値を決定)

■音響パワーレベルの出力例

音響パワーレベルは、下記の各マイクロホンからの出力を元に、全周波数帯の音響パワーレベルを合算して算出する。



ペイロード0%	ペイロード30%	ペイロード50%	ペイロード70%
97.3 dB	100.3 dB	102.1 dB	103.3 dB

図 2. 1. 1. 7-187 マイクロホンからの出力例

f-2. 風洞における音響試験

上記 f-1. に述べた、産総研/残響室を活用しての無人機の騒音試験では、機体を架台に固定してプロペラを回転させる手法であり、無風の中でのホバー状態で音響を計測してきた。

一方、別途検討している安全のための保護ネットの業務において、保護ネットは機体の空気抵抗を増大させ、かつ風切り音も増大させることが確認されている。

これらの状況を踏まえ、「無人機は運用状態では風を受けながら飛行しており、機体自体が発生するモータ音とプロペラ音だけでなく、風切音も騒音として出している」ことに着目して騒音評価を行う必要があるとの考えに至り、風洞内で安定した風速を与えた状態での騒音試験を実施した。

(1) 試験

無人機の騒音評価として、回転するプロペラとモータ音による騒音を実際の飛行状態を模擬したコンフィギュレーションで実施した。

- ・ 風洞設備により制御された一定の風速を発生させ、その風の中で機体のプロペラを回転させることでより実際の風の中での飛行状態を再現して騒音計測を行った。
- ・ 機体の飛行姿勢を模擬するため、順次傾斜させて架台に固定して計測した。
- ・ 機体がホバリングしている状態を再現するため、機体と架台の間に取り付けられたロードセルに加えられている荷重の垂直成分 (F_z 方向) を確認し、操縦者がモータ出力を調整した。



図 2.1.1. 7-188 試験の様子



図 2.1.1. 7-189 騒音計

上記コンフィギュレーションにおいて、騒音計（写真（右））を用いて騒音を計測した。

〈試験結果〉

計測結果を以下に示す。

表 2.1.1.7-36 計測結果

イームズ社無人機風洞試験 結果										2020.1.9
・出力は、Fz値の電圧換算値が1.4v（ホバー時の出力）になる様に機体の出力。										
・出力は、±3%（つまり1.4に対して1.35-1.45v）を許容することとした。										
！同じNo.で複数の出力の記録がある場合は、一番下が最終値										
時刻	テスト	No.	プロペラ	ガード	角度(deg)	風速(m/s)	出力(%)	騒音(dB)	メモ(変動幅)	備考
午前	テスト	1	有	無	0	0.0	0	47.4		Background noise
午前	テスト		有	無	0	0.0	45	84.8		
午前	テスト		有	無	0	0.0	50	85.2		
午前	テスト		有	無	0	0.0	53	85.3		
午前	テスト		有	無	0	0.0	54	85.5		
1310頃	テスト	2	有	無	0	0.0	54	84.5		90秒固したが85秒しか動作せず。
1318	テスト		有	無	0	0.0	54	84.5		20秒しか動作せず。
1330	テスト		有	無	0	0.0	55	85.0	39-61	ここからは10secの飛行を更新し続けて90sec飛行とした。
		3	有	無	0	2.5	55	85.0	41-59	
1343		4	有	無	0	5.0	56	86.0	57-45	1.4V-->1.37vまで下がっていた
1356		5	有	無	0	7.5	54	87.5	55-60	
		6	有	無	0	10.0	51	86.2	57-66	中間データ
							50	85.9	54-64	中間データ
							48	85.8	55-61	中間データ
							47	85.8	56-60	中間データ
							46	85.6	57-60	
		7	有	無	0	12.5	50	85.6	57-60	
		8	有	無	0	15.0	49	85.8	54-62	
		9	有	無	5	0.0				
1419		10	有	無	5	0.0	58	84.1	32-49	
1423	失敗		有	無	5	2.5	59			PCフリーズ。モータが1個しか回っていないトラブル
1425										ここでミッションボタンを再起動
1428		11	有	無	5	2.5	58	85.5	49-60	
		12	有	無	5	5.0	58	85.7	54-60	
		13	有	無	5	7.5	57	84.9	46-52	
		14	有	無	5	10.0	51	85.6	52-60	
		15	有	無	5	12.5	50	85.7	52-62	
		16	有	無	5	15.0	49	86.6	61-72	ここから風速によりペラが回転させられる現象発生（風車効果）
		17	有	無	10	0.0				
		18	有	無	10	0.0	55	85.4	49-59	
		19	有	無	10	2.5	56	85.1	48-54	
		20	有	無	10	5.0	56	85.1	47-55	
		21	有	無	10	7.5	56	85.2	47-57	
1517		22	有	無	10	10.0	56	85.9	57-60	
1521		23	有	無	10	12.5	56	87.1	68-73	
		24	有	無	10	15.0	56	87.3	70-75	
		25	有	無	15	0.0				
		26	有	無	15	0.0	55	85.7	53-60	
		27	有	無	15	2.5	55	85.3	48-58	
1544		28	有	無	15	5.0	55	85.3	50-56	
1548		29	有	無	15	7.5	56	85.8	55-61	中間データ
							57	85.5	52-58	
		30	有	無	15	10.0	58	85.9	56-61	
1555		31	有	無	15	12.5	58	87.2	70-73	
1558		32	有	無	15	15.0	59	88.3	81-84	
		33	有	無	20	0.0				
		34	有	無	20	0.0	57	86.2	59-64	
		35	有	無	20	2.5	57	85.6	52-60	
		36	有	無	20	5.0	58	85.9	54-63	
		37	有	無	20	7.5	59	86.2	60-64	
							60	86.1	58-63	
		38	有	無	20	10.0	61	87.3	69-77	
		39	有	無	20	12.5	62	88.1	78-83	
		40	有	無	20	15.0	64	92.1	18-24	
↑80.0-80.0の4個の数値を記載している										
参考値 Background Noise										
		風速	騒音(dB)							
		0	47.5	47.0-48.0						
		2.5	48.8	48.0-49.5						
		5.0	51.1	52.1-50.1						
		7.5	53.5	52.8-54.2						
		10.0	57.1	55.9-58.2						
		12.5	61.1	59.0-63.2						
		15.0	63.2	58.0-68.4						

- ・騒音計による計測誤差について

今回は、ホバー状態の間に、計測担当が目視で騒音計のデジタル表示の値を読み取ったが、この値には約 1.0dB の変動幅がある。計測者はこの変動幅を目視で読み取り、その中央の値を採用して記録した。この記録方法では誤差が大きいため、より正確な計測を行うためには、工夫する必要がある。

- ・騒音計の自動 OFF 機能について

試験中、騒音計の自動 OFF 機能が働き、一定時間で表示が OFF されるため、常に注意を払い、ON を維持した。今後は、この機能を無効にできることが望ましい。



図 2. 1. 1. 7-190 風洞と設定した機体



図 2. 1. 1. 7-191 ロードセルからのデータ入力

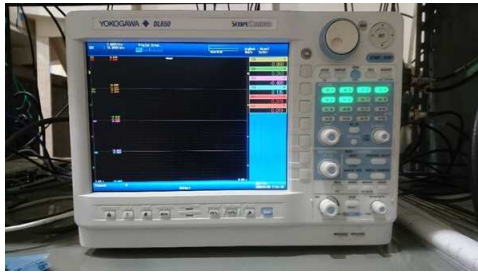


図 2.1.1.7-192 ロードセルからの荷重情報



図 2.1.1.7-193 騒音計と三脚



図 2.1.1.7-194 機体の取り付け状態
(5 度傾斜)



図 2.1.1.7-195 機体の取り付け状態
(10 度傾斜)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（騒音試験（風洞）/福島ロボットテストフィールド [2019 年]）」を開発、経済産業省から 2020 年 5 月に発表された「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

g. 無人航空機の危害抑制に関する研究開発

無人航空機の第三者に対する危害等を抑制する方法と、それにより確保される信頼性及び安全性を評価する手法・基準を研究開発するため、無人航空機落下時の分散等について検討した。

g-1. 落下（野外）試験手法の開発

目視外飛行の要件の検討において議論となった無人航空機の落下分散に関して、落下終端速度測定の測定等、落下試験に必要な落下受止め試験装置を開発した。

g-1-1. 落下受止め試験装置によるダミードローン落下試験

株式会社ホーペックに発注した「大型無人航空機用落下受止装置」を用い、ダミードローンの落下試験を行い、当該装置の性能について検証した。

（１）試験

〈試験日時〉2019 年 11 月 21 日（木）～12 月 16 日

〈試験場所〉株式会社ホーペック鳥羽工場

〈試験供試体〉

- ・ダミードローン：25kg、50kg、75kg、100kg の 4 種類

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・大型無人航空機用落下受止装置
- ・ダミードローン釣り上げクレーン
- ・ダミードローン落下トリガ
- ・9 軸モーションセンサとセンサデータ表示用 PC
- ・高速度カメラ（シャッタースピード 1/120）※21 日には使用無し
- ・空撮ビデオカメラ（Mavic Pro2）
- ・地上ビデオカメラ（全体試験風景撮影用）
- ・静止画カメラ（全体試験風景撮影用）
- ・気象観測装置（風向、風速、温度、湿度）

〈試験条件〉

強風時のクレーンによるダミードローンの釣り上げは危険が伴うと共に、受止装置に垂直落下させることが難しいこと、また、計測機器類（9 軸モーションセンサ及びセンサデータ表示 PC、ビデオカメラ等）は雨天に耐えられないため、天候の良い条件下で実施する。

〈試験詳細〉

1）試験項目

ダミードローン落下試験項目は次のとおり（④以下はスカイブルー様、ホーペック様の独自試験）。初日は①、②が実施され、③以下は翌週以降に延期となった。

①100kg ダミードローンの静荷重試験

②25kg ダミードローンの動的落下試験（地上 20m からの落下：最上部ネット高 10m のため、実質 10m からの落下試験）

③落下位置依存性評価試験（網の中心部から±4mで1m毎に試験）（延期）

④50kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

⑤75kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

⑥100kg ダミードローンの動的落下試験（延期）

2) セットアップ

①大型無人航空機用落下受止装置の設置

8本のカーボン支柱に3重のネットを装着する。現受止装置は支柱8本を2つのモータで制御している（4本毎に1モータ制御）。

②クレーンの設置

大型無人航空機落下受止装置に垂直にダミードローンが落下する位置にクレーンを設置する。

③ダミードローンの調整

試験項目に合わせてダミードローンの重量を調整する。常に9軸モーションセンサが最上部に装着された状態とする。また、ダミードローンに落下トリガとなるロープ及び落下時の回転と落下軌道のずれを防止するためのガイドロープをとりつける。

④計測機器類の設置

9軸モーションセンサデータ表示用PC、記録用機材（空撮用Mavic、静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）、気象観測装置を設置し起動する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。

②記録装置を記録開始モードにする。

③クレーンでダミードローンを釣り上げる

④静荷重試験ではダミードローンをゆっくりと受止装置に降ろす。動的落下試験ではトリガロープを引いて垂直に落下させる。

⑤記録装置の記録を終了モードにする。

⑥ダミードローンを受止装置から回収する。

〈結果概要〉

試験項目①の100kgダミードローンによる静荷重試験では、地上に接地することなく、問題なく受止められた。同②の25kgダミードローン動的落下試験もダミードローンは3段目のネットまで到達したがほぼ1回のバウンドでエネルギーを吸収し、問題なく受止められた。また、地上接地はなかった。

結果を受け、ダミーを開放する装置を改良し、より落下姿勢が安定した状態で、再度25kg重量から試験を行った。75kgの試験時にロープ破断（強風時にこすれで破損していた部分から破断3段目1ヶ所）、100kgネット結合フックの破損（中段ネット1ヶ所）の他、地中固定アンカの抜け1ヶ所が見られたが、装置としてはほとんど問題なく、ダミー落下試験の結果は、25kg、50kg、75kgまで問題なく受止装置で受け止められ、100kgでは地面に接触するかもしれないとの予測

により、仕様書のとおり、アブソーバー（クッションポール）を用いることで、無事に受止めに成功した。

〈実機の落下試験に向けての打合結果〉

実機の落下試験に向けて、ホーペック鳥羽工場内の敷地を調査し、実施方法の検討を行った。垂直落下試験には「大型無人航空機受止装置」をそのまま使用可能だが、水平飛行からの落下試験では、当該装置での受け止め確率を向上させるために、8本の支柱の内2本を抜くなどした上で、機体方向に向けてネットを斜めに設置するのが理想的である。

そこで、アレスティングワイヤ設置用に敷地内に設置された別の支柱を活用し、水平飛行からダイビングするあたりに支柱を移動し、昨年度福島 RTF での落下試験に使用したネットを設置して実施することとなった。



図 2.1.1.7-196 ホーペック鳥羽工場
全景図（Google Map より抜粋）



図 2.1.1.7-197 ホーペック鳥羽工場
敷地内

（左手手前車の奥に支柱の静荷重試験場、その左手奥に計測データ表示 PC を設置している緑屋根のテント、その奥が大型無人航空機受止装置、画像両脇に見える2本の支柱がアレスティングワイヤ設置用の支柱）



図 2.1.1.7-198

大型無人航空機受止装置（真中）、気象観測計（右端）、木造
6 角形のダミードローン（左手前）



図 2.1.1.7-199

気象観測機器モニター画面



図 2.1.1.7-200

気象観測機器モニター画面



図 2.1.1.7-201

9 軸モーショセンサデータ表示モニター



図 2.1.1.7-202

今回は使用しなかったネット地上接地防止用アブソーバー



図 2.1.1.7-203 支柱の静荷重試験場 図 2.1.1.7-204 支柱の静荷重試験場
(赤いチョークのラインまで支柱が曲がる)



図 2.1.1.7-205 ダミードローン重量計測 (100kg)



図 2.1.1.7-206 25kg ダミードローン動的落下試験風景

g-1-2. 落下受止め試験装置による実機ドローン落下試験

g-1-1. 記述のダミードローンの落下試験で「大型無人航空機用落下受止装置」の安全性が確認されたため、PRODRONE 社製 2 種類の実機で垂直及び水平移動からの落下試験を行い、当該装置に

ついて検証した。また、本試験により無人航航空機の落下終端速度測定について検討を行った。

(1) 試験

〈試験日時〉 2019 年 12 月 3 日 (火) 13:00~17:45

2019 年 12 月 4 日 (水) 09:00~17:45

〈試験日時〉 株式会社ホーペック鳥羽工場

〈試験供試体〉

・ PRODRONE X-S1 (直径 1180 mm、重量 4.6kg、4 発) 4 機

・ PRODRONE X-F1 (直径 1957 mm、重量 23.5kg、8 発) 2 機

(X-F1 の機体重量は 13.2kg。水タンクを積載し最終的に 23.5kg に調整)

〈計測機器及び計測補助ツール〉

- ・ 大型無人航空機用落下受止装置 (垂直落下試験に使用)
- ・ 無人航空機用落下受止装置 (水平飛行からの落下試験に使用)
- ・ 高速度カメラ (シャッタースピード 1/120)
- ・ 空撮ビデオカメラ (Mavic Pro2、Phantom4 等)
- ・ 地上ビデオカメラ (全体試験風景撮影用)
- ・ 静止画カメラ (全体試験風景撮影用)
- ・ 気象観測装置 (風向、風速、温度、湿度)

〈試験条件〉

強風時の高高度からの機体落下は、落下位置が受止装置の外にずれる可能性が高くなるため、風速が高い場合はタイミングを見計らって落下させる。

〈試験詳細〉

1) 試験項目

12 月 3 日 (火)

- ① X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 20m)
- ② X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 40m)
- ③ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)

12 月 4 日 (水)

- ④ X-F1 の垂直落下試験 (地上からの高度 20m)
- ⑤ X-S1 の垂直落下試験 (地上からの高度 110m)
- ⑥ X-F1 の垂直落下試験 (地上からの高度 60m)
- ⑦ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 20m)
- ⑧ X-S1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)
- ⑨ X-F1 の水平飛行からの落下試験 (水平飛行高度 30m)

2) セットアップ

① 大型無人航空機用落下受止装置の設置

8 本のカーボン支柱に 3 重のネットを装着する。現受止装置は支柱 8 本を 2 つのモータで制御している (4 本毎に 1 モータ制御)。

②無人航空機用落下受止装置の設置

支柱 2 本の間にケーブルを渡し、10m 四方のネットを、手前から奥側に 45 度傾けた状態で張り付けて固定する。

③供試体の調整

試験項目に合わせて供試体を調整する。X-F1 は増量するため、水タンクを搭載する（当初 25kg 設定で飛行したが重すぎたため、23.5kg で再調整した）

④計測機器類の設置

記録用機材（空撮用 Mavic、静止画カメラ、ビデオカメラ、高速度カメラ）、気象観測装置を設置し起動する。

3) 試験手順

2) でセットした供試体、計測機器及び補助ツールを用い次の順序で試験を行う。

①全ての装置、供試体、計測機器類、記録装置の健全性を確認する。

②記録装置を記録開始モードにする。

③垂直飛行では供試体を操縦して高度と位置を調整し受止装置上で風の状態を確認しながら待機する。水平飛行からの落下試験でも高度と位置を調整し、受止装置方法に飛行できるよう風の状態を確認しながら上空で待機する。

④垂直飛行試験では風の状態に問題無ければディスアームして落下させる。水平飛行からの落下試験では受止装置に向かって飛行を開始し、所定位置でディスアームするためのフラッグによる合図を確認してディスアームして落下させる。

⑤記録装置の記録を終了モードにする。

⑥供試体を受止装置から回収する。

〈結果概要〉

20m の低高度からの 4 発機の落下時には問題なく機体を受け止められたが、8 発機の機体では、ネットの網目 (100mm×100mm) にプロペラやアームが絡まり、絡まった状態で機体がネット上でバウンドしてプロペラやアームが引きちぎられたほか、ネットの強度に負けてプロペラが破損するなど、パーツが損傷した。また、4 発機、8 発機共に 40m～60m の中高度からの落下試験でも、機体本体は無事に受け止められたものの、8 発機の 20m 落下時と同様、パーツの破損が見られたことからネットの張り方を緩めに調整した。しかし、改善効果はあまり見られなかった。また、110m の高高度からの落下試験では、モータ停止状態にかかわらず、プロペラが逆回転する風車状態になった。

機体のプロペラが時間差で回転したと思われ、機体の落下位置が受止装置から右側手前に 15m ほど大きくずれて落下した（逆回転風車現象は立川の垂直風洞試験で見られた現象と同様）。さらに、無人機の実利用を想定し、水平飛行からの落下試験も実施した。昨年度の福島ロボットテストフィールドでの試験結果を踏まえ、JAMSS で整理した計測データに基づき、飛行高度と経路からディスアームの位置を決定して試験に臨んだ。しかしながら、水平飛行から所定の位置でモータをディスアームする際、昨年度の福島 RTF での試験で、いきなりディスアームしたことで大きく姿勢が崩れた経験から、初日はスロットルダウンからディスアームしたため、プロポの微妙な操作と機体の癖もあったためか、機体が飛行経路中心から右側にずれてしまい、初日の試験はいずれ

も受止装置で受止られなかった（PRODRONE で機体自動停止装置も準備していたが不具合により手動によるディスアーム操作となった）。2 日目の試験ではディスアームの操縦方法を微妙に調整すると共にタイミングについても、ディスアームポイントでのフラッグによる合図の精度が向上したことから、受止装置で受け止めることができた。高度 20m の水平飛行落下時には見られなかったが、30m 高度からの水平飛行落下時には、ネットの強度に負けてか、プロペラとアームの損傷が見られた。



図 2.1.1.7-207 ホーベック鳥羽工場に設置された 大型無人航空機落下受止装置（左）と無人航空機用落下受止装置（水平飛行からの落下受止装置）（右）



図 2.1.1.7-208 大型無人航空機
落下受止装置



図 2.1.1.7-209 無人航空機用
落下受止装置



図 2.1.1.7-210 X-S1 垂直落下試験の様子
(X-S1 の上空には空撮用 Mavic がホバリング中)



図 2.1.1.7-211 大型受止装置で
受け止められた X-S1



図 2.1.1.7-212 X-F1 の
垂直落下試験



図 2.1.1.7-213 大型受止装置で受止めた機体の回収作業



図 2.1.1.7-214 垂直落下試験で
プロペラが破損した X-S1



図 2.1.1.7-215 垂直落下試験で
プロペラが破損した X-F1



図 2.1.1.7-216 水平飛行からの落下
試験用受止装置（正面）



図 2.1.1.7-217 水平飛行からの落下
試験用受止装置（横から見た図）



図 2.1.1.8-218 水平飛行からの落下試験で受止装置外に落下して破損した X-S1



図 2.1.1.7-219 水平飛行からの落下
試験で受止装置ぎりぎりのライン
で落下した X-S1



図 2.1.1.7-220 水平飛行からの落下
試験で受止装置で受け止められたが、
ネット上の落下位置が低すぎたため、
地面に衝突して破損した X-F1

〈落下終端速度〉本装置による落下終端速度測定についての結果を以下に示す。

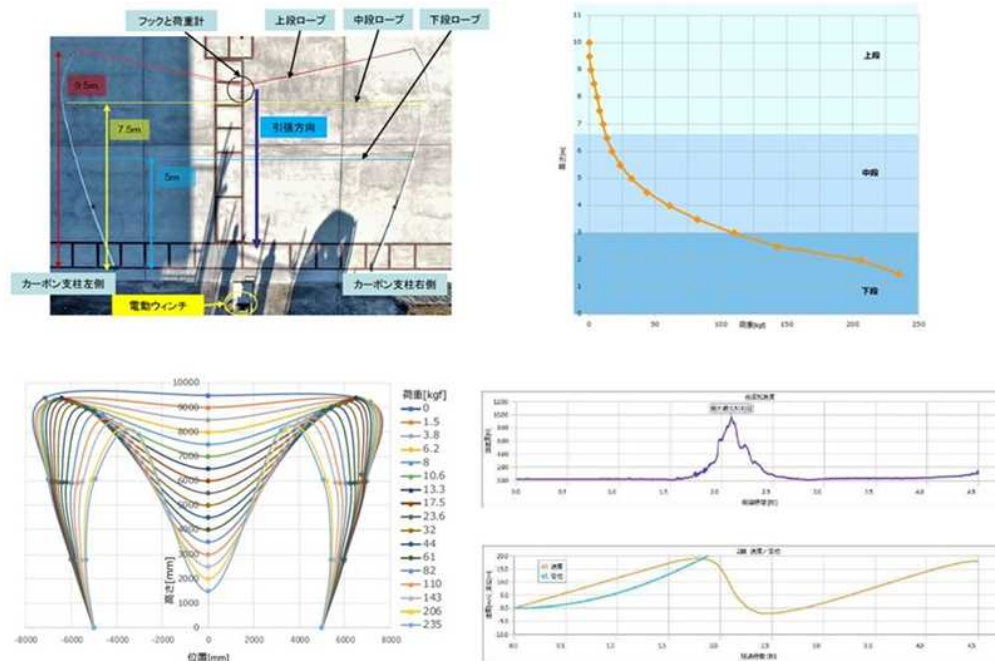


図 2.1.1.7-221 落下終端速度測定結果

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書（落下試験/福島ロボットテストフィールド[2019 年]」を開発、経済産業省が 2020 年 5 月に公表した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

g-2. 機体の信頼性・耐久性に関する性能評価

地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法の研究開発に資するため、「無人航空機による落下事故に対する危害軽減策（水素容器の保護）の評価試験」に関する衝撃実験を実施した。

具体的には、水素容器の 3m 落下試験と、プロテクター付き水素容器の 18m/s での衝撃試験との比較・検証を行う。参考として、容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験等を実施する。

<実施試験一覧>

表 2.1.1.7-37 試験リスト

試験 No.	日付	時間	容器 SN	試験名	速度 m/s	姿勢	保護材	重量 kg	備考
1	11/5	15:45	32391	3m 落下試験	7.8	垂直	なし	2.05	
2	11/5	16:00		3m 落下試験	7.8	水平	なし	↑	
3	11/5	16:30		3m 落下試験	7.8	アングル	なし	↑	
4	12/26	14:45	32395	比較用衝撃試験	7.7	垂直	なし	2.05	
5	12/26	15:15		比較用衝撃試験	7.7	水平	なし	↑	
6	12/26	15:45		比較用衝撃試験	7.7	アングル	なし	↑	試験後重量 2.05 kg
8	1/6	12:05	32392	容器①衝撃試験	18.4	垂直	なし	2.05	
11	1/6	14:20		容器①衝撃試験	18.6	水平	なし	↑	
17	1/7	11:10		容器①衝撃試験	18.3	アングル	なし	↑	
7	1/6	11:40	32339 3	容器②衝撃試験	18.3	垂直	なし	2.05	
12	1/6	14:50		容器②衝撃試験	18.6	水平	なし	↑	
18	1/7	11:30		容器②衝撃試験	18.4	アングル	なし	↑	
9	1/6	13:25	32394	容器③衝撃試験	18.4	パルプ	なし	2.05	
10	1/6	13:55	32401	保護付容器① 衝撃試験	18.4	垂直	あり	2.75	
13	1/6	15:30		保護付容器① 衝撃試験	18.6	水平	あり	↑	
19	1/7	12:05		保護付容器① 衝撃試験	18.3	アングル	あり	↑	
16	1/6	16:50	32396	保護付容器② 衝撃試験	18.7	垂直	あり	2.80	
14	1/6	16:00		保護付容器② 衝撃試験	18.6	水平	あり	↑	

20	1/7	13:35		保護付容器② 衝撃試験	18.4	アングル	あり	2.80	保護材のアルミ変更
15	1/6	16:25	32397	保護付容器③ 衝撃試験	18.6	バルブ	あり	2.75	
21	1/7	14:15	32400	保護付容器④ 衝撃試験	18.3	アングル	あり	2.80	保護材にCFRP パイプ3本使用
22	1/7	15:25	32398	ドローン① 衝撃試験	18.3	アングル	あり	10.95	容器重量 2.05 kg
23	1/7	17:20	32399	ドローン② 衝撃試験	18.2	アングル	あり	12.5	容器重量 2.05 kg

g-2-1. 水素容器の 3m 落下試験

＜試験日時＞2019 年 11 月 5 日（火）13 時 30 分～17 時 00 分

＜試験場所＞一般財団法人日本自動車研究所城里テストセンター

＜試験設備＞水素・燃料電池自動車の安全評価試験設備（Hy-SEF）

＜試験概要＞

水素容器 1 本に対して、「アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準 KHK0121（2005）」の「設計確認試験における落下試験」に従い、垂直落下試験、水平落下試験及びアングル落下試験を行い、高度カメラで計測、記録する。

＜試験条件＞

- ・対象供試体：水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg）、1 本
- ・落下面：コンクリート
- ・落下高さ：床面から容器最低部までの高さが 3m 以上
- ・高度カメラ計測条件：5,000fps、704×704pixel

落下試験概要を図 2.1.1.7-222 に、供試体重量を図 2.1.1.7-223 に示す。

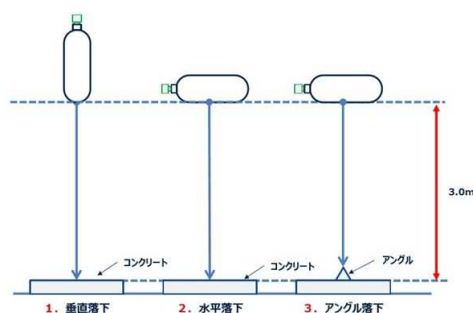


図 2.1.1.7-222 落下試験概要



図 2.1.1.7-223 試験前供試体重量

＜垂直落下試験結果（試験 No. 1）＞

垂直落下試験前後の写真を図 2.1.1.7-224～図 2.1.1.7-229 に示す。



図 2. 1. 1. 7-224

垂直落下試験前写真 1（全体）



図 2. 1. 1. 7-225

垂直落下試験前写真 1（高さ 3m 確認）



図 2. 1. 1. 7-226 垂直落下試験後写真 1
（全体）



図 2. 1. 1. 7-227 垂直落下試験後写真 2
（落下衝撃部位 1）



図 2. 1. 1. 7-228 垂直落下試験後写真 3
（落下衝撃部位 2）



図 2. 1. 1. 7-229 垂直落下試験後写真 4
（衝撃検出シール）

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-230、図 2.1.1.7-231 に示す。



図 2.1.1.7-230 垂直落下試験 高度
カメラ写真 1（コンクリート接触時）



図 2.1.1.7-231 垂直落下試験高度
カメラ写真 2（最大変形時）

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-36 に示す。容器の変形量は、数フレーム・数ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-38 垂直落下試験の容器変形量（参考）

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	3.9 mm (4pixel)
変形時間	0.6 ms (3frame)
変形時の変形時の加速度	13,000 m/s ²

※接触時の速度： 接触前 2ms (10frame) の容器の移動量
から、2ms の平均度を算出

＜水平落下試験結果（試験 No. 2）＞

水平落下試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-232～図 2. 1. 1. 7-236 に示す。



図 2. 1. 1. 7-232 水平落下試験前写真 1
（水平確認）



図 2. 1. 1. 7-233 水平落下試験前写真 2
（高さ 3m 確認）



図 2. 1. 1. 7-234 水平落下試験後写真 1
（全体）



図 2. 1. 1. 7-235 水平落下試験後写真 2
（落下衝撃部位 1）



図 2. 1. 1. 7-236 水平落下試験後写真 3（落下衝撃部位 2）

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-237、図 2.1.1.7-238 に示す。



図 2.1.1.7-237 水平落下試験高度
カメラ写真 1（コンクリート接触時）



図 2.1.1.7-238 水平落下試験高度
カメラ写真 2（最大変形時）

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-37 に示す。容器の変形量は、1 フレーム・1 ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-39 垂直落下試験の容器変形量（参考）

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	1.0 mm (4pixel)
変形時間	0.2 ms (3frame)
変形時の加速度	39,000 m/s ²

※ 接触時の速度： 接触前 2ms（10frame）の容器の移動量から、2ms の平均度を算出

<アングル落下試験結果（試験 No. 3）>

アングル落下試験前後の写真を図 2.1.1.7-239～図 2.1.1.7-243 に示す。



図 2.1.1.7-239 アングル落下試験前
写真 1（水平確認）



図 2.1.1.7-240 アングル落下試験前
写真 2（高さ 3m 確認）



図 2.1.1.7-241 アングル落下試験後
写真 1（全体）



図 2.1.1.7-242 アングル落下試験後
写真 2（試験後のアングル）



図 2.1.1.7-243 アングル落下試験後写真 3（落下衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-244、図 2.1.1.7-245 に示す。



図 2.1.1.7-244 アングル落下試験
高度カメラ写真 1（アングル接触時）



図 2.1.1.7-245 アングル落下試験
高度カメラ写真 2（最大変形時）

参考として、高度カメラ写真より算出した容器変形量を表 2.1.1.7-38 に示す。容器の変形量は、数フレーム・数ピクセルの変化から算出しているため、誤差が大きいと考えられる。

表 2.1.1.7-40 アングル落下試験の容器変形量（参考）

接触時の速度※	7.8 m/s
変形量	2.1 mm (4pixel)
変形時間	0.4 ms (3frame)
変形時の加速度	19,500 m/s ²

※ 接触時の速度： 接触前 2ms (10frame) の容器の移動量から、2ms の平均度を算出

g-2-2. 水素容器の 7.7m/s 衝撃試験

〈試験日時〉2019 年 12 月 26 日（木）14 時 00 分～16 時 00 分

〈試験場所〉一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

〈試験設備〉HYGE スレッド試験装置

〈試験概要〉

水素容器の 3m 落下試験と HYGE を使用した衝撃試験を比較するため、3m 落下の想定度である約 7.7m/s での衝撃試験を行う。試験は、水素容器 1 本に対して、垂直落下試験、水平落下試験及びアングル落下試験を想定した条件で衝撃試験を行い、高度カメラで計測、記録する。

〈試験条件〉

- ・ 対象供試体：水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg）、1 本
- ・ 衝撃面：鉄板または鉄板＋アングル
- ・ 衝撃時の度：約 7.7m/s
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

7.7m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-246 に示す。

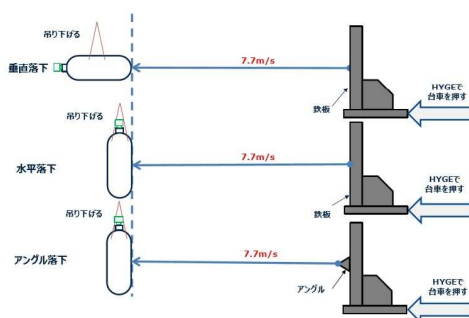


図 2.1.1.7-246 7.7m/s 衝撃試験概要

7.7m/s 衝撃試験の SLED（衝撃面）の加度解析データの一例として、7.7m/s 垂直衝撃試験（試験 No. 4）の加度解析データを図 2.1.1.7-247 に示す。図の青線（SLED-加度）の値が振動し始めるポイントが、容器と衝撃面が接触した時間である。その時の度は、SLED（衝撃面）の最大度であり、約 7.7m/s である。その他の試験も同条件で実施しており、接触時の度はいずれも約 7.7m/s であった。

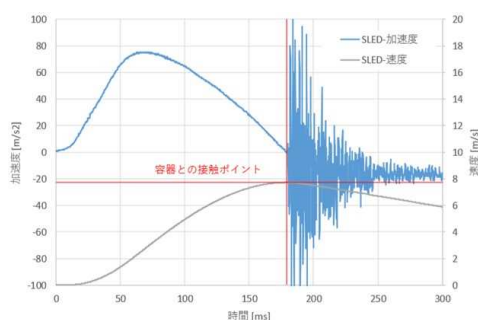


図 2.1.1.7-247 加度解析データ（7.7m/s 垂直衝撃試験、試験 No. 4）

＜7.7m/s 垂直衝撃試験結果（試験 No. 4）＞

7.7m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-248～図 2.1.1.7-251 に示す。

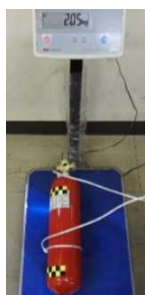


図 2.1.1.7-248 試験前重量測定



図 2.1.1.7-249 7.7m/s 垂直衝撃試験前写真

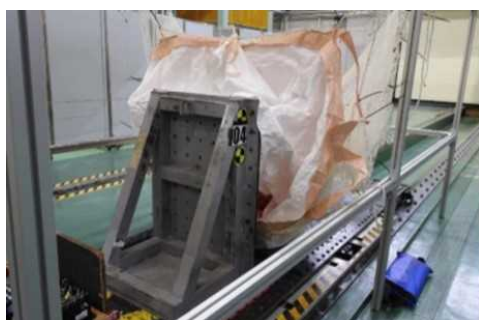


図 2.1.1.7-250
7.7m/s 垂直衝撃試験後写真 1
（全体）



図 2.1.1.7-251
7.7m/s 垂直衝撃試験後写真 2
（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-252 に示す。



図 2. 1. 1. 7-252 7. 7m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真（最大変形時）

<7. 7m/s 水平衝撃試験結果（試験 No. 5）>

7. 7m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-253～図 2. 1. 1. 7-255 に示す。



図 2. 1. 1. 7-253 7. 7m/s 水平衝撃
試験前写真



図 2. 1. 1. 7-254 7. 7m/s 水平衝撃
試験後写真 1（全体）



図 2. 1. 1. 7-255 7. 7m/s 水平衝撃試験後写真 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-256 に示す。



図 2. 1. 1. 7-256 7. 7m/s 水平衝撃試験 高度カメラ写真（最大変形時）

＜7. 7m/s アングル衝撃試験結果（試験 No. 6）＞

7. 7m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-257～図 2. 1. 1. 7-259 に示す。



図 2. 1. 1. 7-257 7. 7m/s アングル衝撃
試験前写真



図 2. 1. 1. 7-258 7. 7m/s アングル衝撃
試験後写真 1（全体）



図 2. 1. 1. 7-259 7. 7m/s アングル衝撃試験後写 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-260 に示す。



図 2.1.1.7-260 7.7m/s アングル衝撃試験 高度カメラ写真 1（最大変形時）

g-2-3. 水素容器の 18m/s 衝撃試験

＜試験日時＞2020 年 1 月 6 日（月）10 時 00 分～2 月 7 日（火）11 時 30 分

＜試験場所＞一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

＜試験設備＞HYGE スレッド試験装置

＜試験概要＞

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、垂直落下、水平落下、アングル落下を想定した条件、およびバルブが衝撃を受けた場合を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

＜試験条件＞

- ・対象供試体：水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、2.05kg）、3 本
- ・衝撃面：鉄板または鉄板＋アングル
- ・衝撃時の速度：約 18m/s
- ・高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-261 に示す。

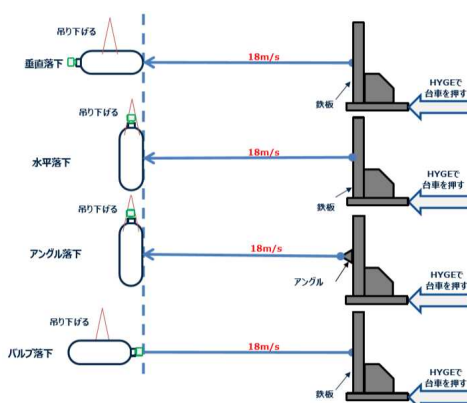


図 2.1.1.7-261 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

18m/s 衝撃試験の SLED（衝撃面）の加度解析データの一例として、18m/s 垂直衝撃試験（容器①-試験 No. 8）の加度解析データを図 2. 1. 1. 7-262 に示す。図の青線（SLED-加度）の値が振動し始めるポイントが、容器と衝撃面が接触した時間である。その時の度は、SLED（衝撃面）の最大度であり、約 18.4m/s である。その他の試験も同条件で実施しており、SLED（衝撃面）の最大度はいずれも約 18.3～18.6m/s であった。

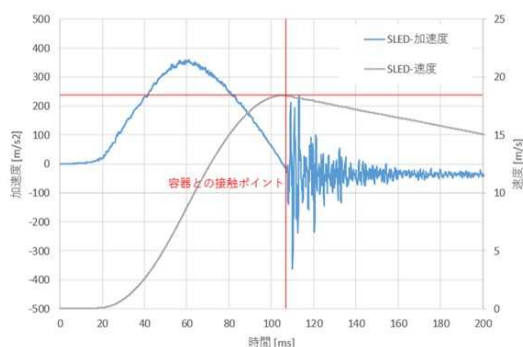


図 2. 1. 1. 7-262 加度解析データ（18m/s 垂直衝撃試験、容器①-試験 No. 8）

<18m/s 垂直衝撃試験結果（容器①-試験 No. 8、容器②-試験 No. 7）>

18m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-263～図 2. 1. 1. 7-265 に示す。



図 2. 1. 1. 7-263 試験前重量測定
（容器①）



図 2. 1. 1. 7-264 18m/s 垂直衝撃試験前写真
（容器①）



容器①



容器②

図 2. 1. 1. 7-265 18m/s 垂直衝撃試験後写真（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-266 に示す。

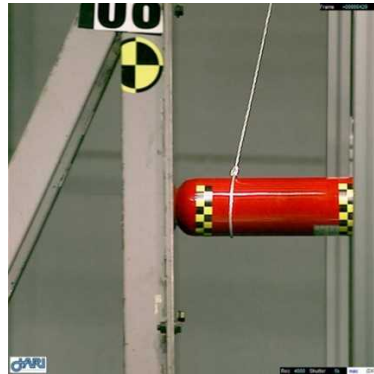


図 2. 1. 1. 7-266 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真
(容器①-試験 No. 8、最大変形時)

<18m/s 水平衝撃試験結果 (容器①-試験 No. 11、容器②-試験 No. 12) >

18m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 g-2-3. 7～図 g-2-3. 9 に示す。



図 2. 1. 1. 7-267 18m/s 水平衝撃試験前写真 (容器①)



図 2. 1. 1. 7-268 18m/s 水平衝撃試験後
写真 1 (容器①)



図 2. 1. 1. 7-269 18m/s 水平衝撃試験後
写真 2 (容器②)

高度カメラの写真の一例を図 2.1.1.7-270 に示す。



図 2.1.1.7-2780 18m/s 水平衝撃試験高度カメラ写真（容器①、最大変形時）

＜18m/s アングル衝撃試験結果（容器①-試験 No. 17、容器②-試験 No. 18）＞

18m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-271～図 2.1.1.7-273 に示す。



図 2.1.1.7-271 18m/s アングル衝撃試験前写真（容器①）



図 2.1.1.7-272 18m/s アングル衝撃
試験後写真 1（容器①）



図 2.1.1.7-273 18m/s アングル衝撃
試験後写真 2（衝撃部位）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-274 に示す。



図 2. 1. 1. 7-274 18m/s アングル衝撃試験 高度カメラ写真（容器①、最大変形時）

<18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験結果（容器③-試験 No. 9）>

18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-275～図 2. 1. 1. 7-276 に示す。



図 2. 1. 1. 7-275 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験前写真



図 2. 1. 1. 7-276 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-277 に示す。

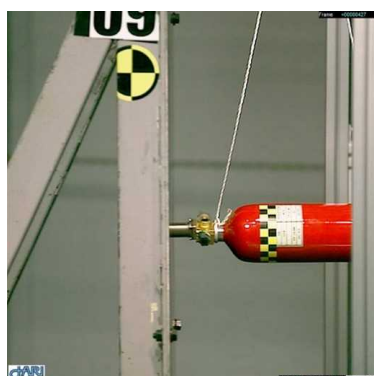


図 2. 1. 1. 7-277 18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験高度カメラ写真
（容器③、最大変形時）

g-2-4. 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験

＜試験日時＞2020 年 1 月 6 日（月）10 時 00 分～1 月 7 日（月）14 時 30 分

＜試験場所＞一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

＜試験設備＞HYGE スレッド試験装置

＜試験概要＞

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、保護付き水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、垂直落下、水平落下、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

＜試験条件＞

- ・ 対象供試体：保護付き水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、保護材付き、2.75～2.80kg）、4 本
- ・ 衝撃面：鉄板または鉄板＋アングル
- ・ 衝撃時の度：約 18m/s（加度解析の結果：18.3～18.7m/s）
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-278 に示す。

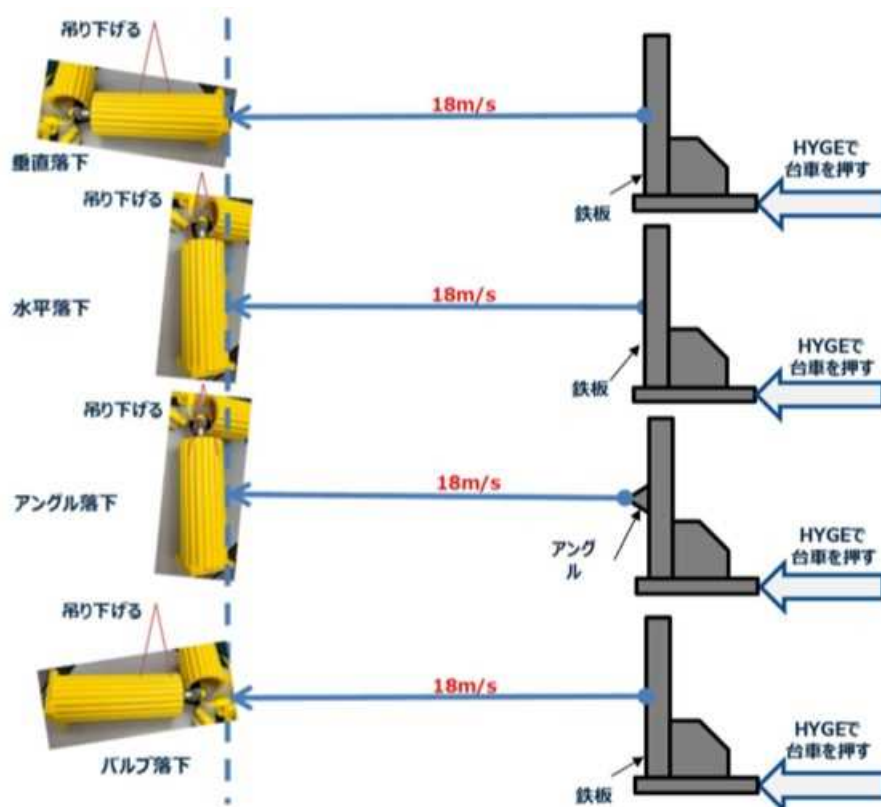


図 2.1.1.7-278 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

＜18m/s 垂直衝撃試験結果（保護付容器①-試験 No. 10、保護付容器②-試験 No. 16）＞

18m/s 垂直衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-279～図 2.1.1.7-283 に示す。



図 2.1.1.7-279 試験前重量測定
(保護付容器①)



図 2.1.1.7-280 18m/s 垂直衝撃試験前写真
(保護付容器①)



図 2.1.1.7-281 18m/s 垂直衝撃試験後
写真 1 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-282 18m/s 垂直衝撃試験後
写真 2 (保護付容器②)



容器①



容器②

図 2.1.1.7-283 18m/s 垂直衝撃試験後写真 3

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-284 に示す。

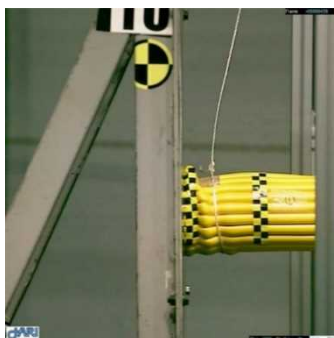


図 2.1.1.7-284 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真 (保護付容器①、最大変形時)

＜18m/s 水平衝撃試験結果（保護付容器①-試験 No. 13、保護付容器②-試験 No. 14）＞
18m/s 水平衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-285～図 2. 1. 1. 7-294 に示す。



図 2. 1. 1. 7-285 18m/s 水平衝撃試験前写真（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-286 18m/s 水平衝撃試験後
写真 1（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-287 18m/s 水平衝撃試験後
写真 2（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-288 18m/s 水平衝撃試験後
写真 3（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-289 18m/s 水平衝撃試験後
写真 4（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-290 18m/s 水平衝撃試験後
写真 5（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-291 18m/s 水平衝撃試験後
写真 6（保護付容器②）



図 2. 1. 1. 7-292 18m/s 水平衝撃試験後
写真 7（保護付容器②）



図 2. 1. 1. 7-293 18m/s 水平衝撃試験後
写真 8（保護付容器②）



図 2. 1. 1. 7-294 18m/s 水平衝撃試験後写真 9（保護付容器②）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-295 に示す。



図 2. 1. 1. 7-295 18m/s 水平衝撃試験 高度カメラ写真
（保護付容器①、最大変形時）

<18m/s アングル衝撃試験結果（保護付容器①-試験 No. 19、保護付容器②-試験 No. 20）>
18m/s アングル衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-296～図 2. 1. 1. 7-308 に示す。



図 2. 1. 1. 7-296 18m/s アングル衝撃試験前写真（保護付容器①）



図 2. 1. 1. 7-297 18m/s アングル衝撃
試験後写真 1（保護付容器①）

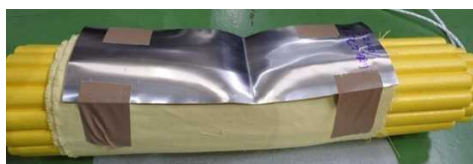


図 2. 1. 1. 7-298 18m/s アングル衝撃
試験後写真 2（保護付容器①）



図 2.1.1.7-299 18m/s アングル衝撃
試験後写真 3 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-300 18m/s アングル衝撃
試験後写真 4 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-301 18m/s アングル衝撃試験後写真 5 (保護付容器①)



図 2.1.1.7-302 18m/s アングル衝撃
試験後写真 6 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-303 18m/s アングル衝撃
試験後写真 7 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-304 18m/s アングル衝撃
試験後写真 8 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-305 18m/s アングル衝撃
試験後写真 9 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-306 18m/s アングル衝撃
試験後写真 10 (保護付容器②)



図 2.1.1.7-307 18m/s アングル衝撃
試験後写真 11 (保護付容器②)



図 2. 1. 1. 7-308 18m/s アングル衝撃試験後写真 12（保護付容器②）

高度カメラの写真を図 2. 1. 1. 7-309 に示す。



図 2. 1. 1. 7-309 18m/s アングル衝撃試験高度カメラ写真
（保護付容器①、最大変形時）

<18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験結果（容器③-試験 No. 15）>

18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験前後の写真を図 2. 1. 1. 7-310～図 2. 1. 1. 7-314 に示す。



図 2. 1. 1. 7-310 18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験前写真



図 2. 1. 1. 7-311 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真 1



図 2. 1. 1. 7-312 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真 2



図 2.1.1.7-313 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真 3



図 2.1.1.7-314 18m/s 垂直（バルブ）
衝撃試験後写真 4

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-35 に示す。



図 2.1.1.7-315 18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験高度カメラ写真
（最大変形時）

g-2-5. 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験

〈試験日時〉2020 年 2 月 7 日（火）14 時 30 分～17 時 30 分

〈試験場所〉一般財団法人日本自動車研究所つくば研究所

〈試験設備〉HYGE スレッド試験装置

〈試験概要〉

ドローンが上空から落下した時の終端度を想定した 18m/s で、水素容器搭載ドローンの衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、18m/s 衝撃試験を行い、高度カメラで記録する。

〈試験条件〉

- ・ 対象供試体：水素容器搭載ドローン（ドローン+2.8L 保護付き CFRP 容器、10.95～12.5kg）、2 体
- ・ 衝撃面：鉄板+アングル
- ・ 衝撃時の度：約 18m/s（加度解析の結果：18.2～18.3m/s）
- ・ 高度カメラ計測条件：4,000fps、808×800pixel

水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験概要を図 2.1.1.7-316 に示す。

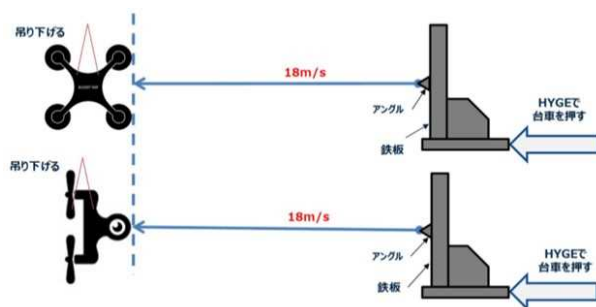


図 2.1.1.7-316 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験概要

＜水素容器搭載ドローン①の 18m/s 衝撃試験結果（ドローン①-試験 No. 22）＞

水素容器搭載ドローン①の 18m/s 衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-317～図 2.1.1.7-327 に示す。



図 2.1.1.7-317 試験前重量
測定（ドローン①）



図 2.1.1.7-318 18m/s 衝撃試験前
前写真（ドローン①）



図 2.1.1.7-319 18m/s 衝撃試験後
写真 1（ドローン①）



図 2.1.1.7-320 18m/s 衝撃試験後
写真 2（ドローン①）



図 2.1.1.7-321 18m/s 衝撃試験後写真 3（ドローン①）



図 2.1.1.7-322 18m/s 衝撃試験後
写真 4 (ドローン①)



図 2.1.1.7-323 18m/s 衝撃試験後
写真 5 (ドローン①)



図 2.1.1.7-324 18m/s 衝撃試験後
写真 6 (ドローン①)



図 2.1.1.8-325 18m/s 衝撃試験後
写真 7 (ドローン①)



図 2.1.1.7-326 18m/s 衝撃試験後
写真 8 (ドローン①)



図 2.1.1.7-327 18m/s 衝撃試験後
写真 9 (ドローン①)

高度カメラの写真を図 g-2-5.13～図 g-2-5.14 に示す。



図 2.1.1.7-328 18m/s 衝撃試験
高度カメラ写真 (足接触時)



図 2.1.1.7-329 18m/s 衝撃試験
高度カメラ写真 (容器接触時)

＜水素容器搭載ドローン②の 18m/s 衝撃試験結果（ドローン②-試験 No. 23）＞

水素容器搭載ドローン②の 18m/s 衝撃試験前後の写真を図 2.1.1.7-330～図 2.1.1.7-337 に示す。



図 2.1.1.7-330 試験前重量測定（ドローン②）



図 2.1.1.7-331 18m/s 衝撃試験前
写真 1（ドローン②）



図 2.1.1.7-332 18m/s 衝撃試験前
写真 2（ドローン②）



図 2.1.1.7-333 18m/s 衝撃試験後
写真 1（ドローン②）



図 2.1.1.7-334 18m/s 衝撃試験後
写真 2（ドローン②）



図 2.1.1.7-335 18m/s 衝撃試験後
写真 3 (ドローン②)



図 2.1.1.7-336 18m/s 衝撃試験後
写真 4 (ドローン②)



図 2.1.1.7-337 18m/s 衝撃試験後写真 5 (ドローン②)

高度カメラの写真を図 2.1.1.7-338、図 2.1.1.7-339 に示す。



図 2.1.1.7-338 18m/s 垂直衝撃試験
高度カメラ写真 (アーム接触時)



図 2.1.1.7-339 18m/s 垂直衝撃試験
高度カメラ写真 (ボディ接触時)

上記試験を基に、地上の第三者の危害軽減策に関する性能評価手法として、将来的に無人航空機の認証試験を行うと想定される福島 RTF 等の産業用試験施設で利用可能な「無人航空機性能評価試験手順書 落下衝撃試験(垂直落下)」及び「無人航空機性能評価試験手順書 落下衝撃試験(水平衝突)」を開発、経済産業省が 2020 年 5 月に公開した「目視外及び第三者上空飛行 無人航空機性能評価手順書」に反映させた。

h. 落下終端速度計測

福島 RTF 風洞施設における落下終端速度計測に資するため、上記 c 記述の 2018 年度に屋外落下試験にて、落下終端速度に達した際の速度を垂直風洞試験にてより精度よく計測した。次に、同 e-3 の垂直風洞試験にて空力抵抗と重力との平衡風速を精度よく計測したが垂直風洞は日本に 1 つしかないため、水平型風洞を用いて同等以上の精度で計測できる方法の開発に挑戦した。最終的に同 e-4 の水平風洞試験にて空力抵抗と、ロードセル荷重との平衡風速を計測し落下終端速度を精度よく算出することに成功した。



図 2.1.1.7-340 落下受止装置を使用した落下試験による落下終端速度測定

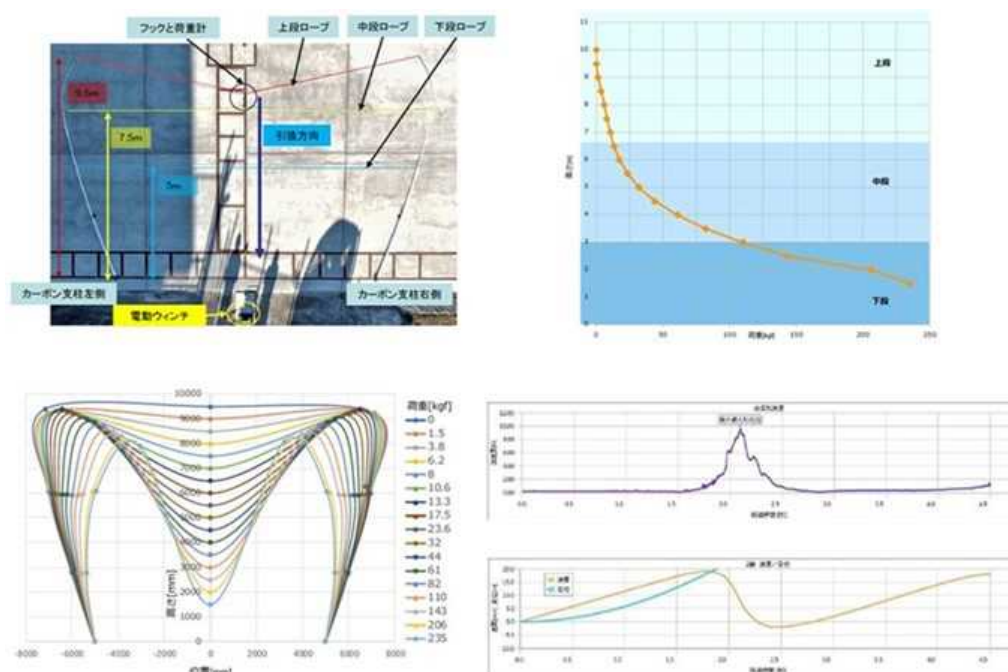


図 2.1.1.7-341 新型落下受止試験装置の受止ストロークと減速加速度時間特性

最終年度には、2018 年度に開発した落下受止試験装置を進化させた図 2.1.1.7-340 に示す離陸重量 25kg 以上の大型ドローンにも対応可能な新型落下受止試験装置を開発した。

図 2.1.1.7-341 に新型落下受止試験装置の支柱変形解析と落下受止めストローク、落下受止め減速加速度時間特性を示す。図 2.1.1.7-341 から、大きな変形量と 2 本で 250kg もの荷重に耐えるカーボン製の支柱の特性により、8.5m の大きな落下受止めストロークを確保し、その結果 1500ms

もの減速加速度持続時間を得るに至っている。

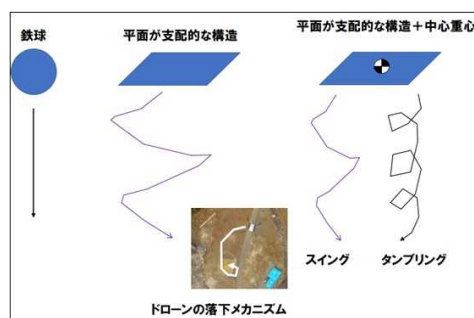


図 2.1.1.7-342 落下受止試験装置を用いたドローン落下メカニズムの解明

落下受止試験装置を用いたドローンの落下試験から、ドローンは水平面状に回転するプロペラやそれを支持するアームフレームなどを持つ平面が支配的な構造を有していることから、図 2.1.1.7-342 のように平面が支配的な構造の落下メカニズムに近いヒラヒラと落ちる落下をする特徴があることが分かってきた。また、その落下は無風時には、滑空などによる横滑り運動は生じないことも判明しており、無風時や微風時の落下分散は、高度 120m からの落下でも 10m 四方の落下受止装置での受止めに何度も再現性ある形で成功した。またこれにより、図 2.1.1.7-343 に示す通り、無風時の落下分散が無人航空機の運用高度 150m 以下の場合±10m 以下であることを実証することに成功した。

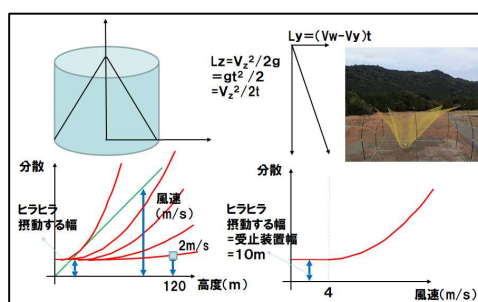


図 2.1.1.7-343 落下受止試験装置を用いた落下試験による落下分散の分析

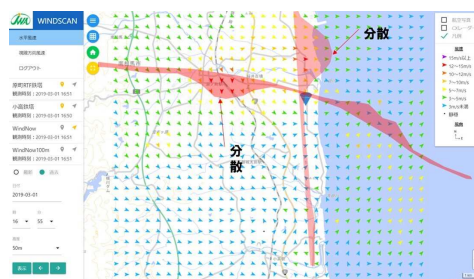


図 2.1.1.7-344 飛行高度での風速計測データと落下分散増加関数による自動落下分散算出の例

図 2.1.1.7-343 には、落下分散が外乱となる風速に強く依存することが示されている。この依存性は 2 次関数近似で関数化できるため、図 2.1.1.7-344 に示す通り、機体の飛行経路上で無風から風速 4m/s 未満の風速の時には、落下分散は±10m で、風速が高い場所では、関数化された落下分散の計算から自動的に落下分散が増加し、経路の赤い部分が膨らむ落下分散領域の算出が可能となることが分かった。これにより、リアルタイム風速計測による落下分散のリアルタイム推定が可能となることが判明した。

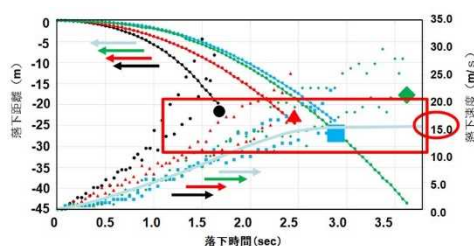


図 2.1.1.7-345 屋外落下試験から計測する落下終端速度計測法の結果の一例

野外での落下試験の映像データから落下終端速度を計測した一例を図 2.1.1.7-345 に示す。落下試験を記録した映像データのフレームレートが、60fps であったことから、誤差が大きいことがわかる。また、ライカ製トータルステーションによる落下過程の計測は、トータルステーションのサンプリングレートと追従速度の不足から計測不能であった。このことから、落下試験による落下終端速度計測は、200~1000fps 程度的高速撮影が必要であることが分かった。それでも、野外測定の場合、風の影響、気圧などの気象条件にも影響を受けることから、垂直風洞を用いた屋内試験を検討した。

風洞は下から上に風が流れ、供試体のドローンを風の抵抗により浮き上がらせる。浮き上がったことは、ドローンを釣り下げるバネばかりの指針がゼロになることで検出する。姿勢が正常でプロペラがフリーに回転しているケースでは、13.4~16.5m/s の落下終端速度が観測されているが、プロペラを固定すると、概して落下速度が増加する傾向があることが判明した。詳細は後述の 5.4 項に記した。

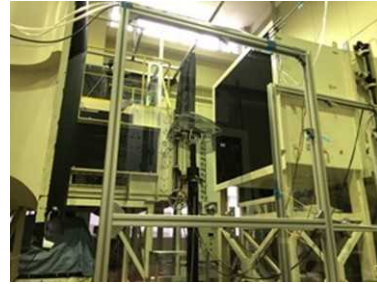
垂直風洞を用いた終端速度計測は、日本に一つしか無く 2020 年以内に廃棄が予定されてしまっている防衛省航空装備研究所の垂直風洞でしか計測できない点と、機体の浮き上がり時の判断が機体の振動や揺れにより誤差分布を有してしまう点があるため、機体の測定姿勢を 90 度回転して固定し、一般的な横型風洞により風を当てて力覚センサで荷重と空気抵抗の平衡点を計測する試験法を開発した。図 2.1.1.7-346 に、終端速度計測試験法開発の変遷を記した。



落下試験による落下
終端速度計測



垂直風洞試験による空力抗
力と重力との平衡風速計測



水平風洞試験による空力抗力とロ
ードセル荷重との平衡風速計測

福島ロボットテストフィールド風洞施設で落下終端速度計測が可能になる

図 2.1.1. 7-346 終端速度計測試験法開発の変遷

水平風洞試験による落下終端速度計測の結果と、開発した試験法を以下に示す。

200 g ドローンの水平風洞試験による落下終端速度計測結果

1. 対象：

Dobby (197.8g = 1.94N), Mavic mini (204.29g = 2.00N)

Dobby with CAGE (272.37g = 2.67N), Mavic mini with CAGE (274.16g = 2.69N)

Mavic mini with GARD (253.46g = 2.48N)

2. 風洞実験実施日 2019 年 12 月 18 日（水），2019 年 12 月 24 日（火）

3. 実験結果と落下終端速度の計算結果： ドローンは、逆さまに落下する状態（上面が下方）を想定。

実験では、各モデル上面を風洞上流に向けて設置した。下記の図の横軸は機体に作用する空気抵抗 F_x に対してその時の主流風速 U を縦軸に取っている。従って、各モデルの重量相当に対応した主流風速 U が落下終端速度となる。

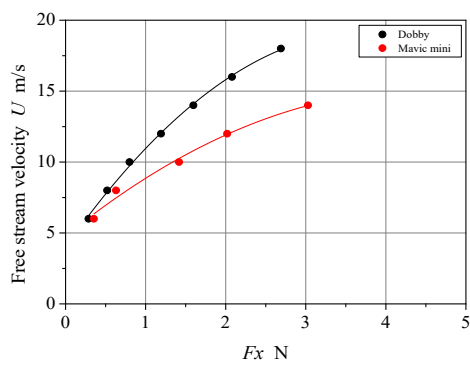


图 2.1.1.7-347

Dobby & Mavic mini
without GAGE & GARD

Fall end speed: Dobby 15.6m/s,
Mavic mini 11.9m/s

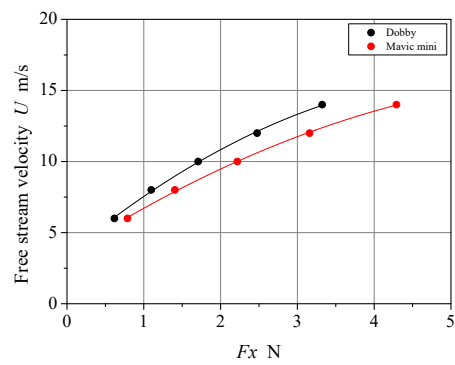


图 2.1.1.7-348

Dobby & Mavic mini
with GAGE

Fall end speed: Dobby 12.6m/s,
Mavic 11.1m/s

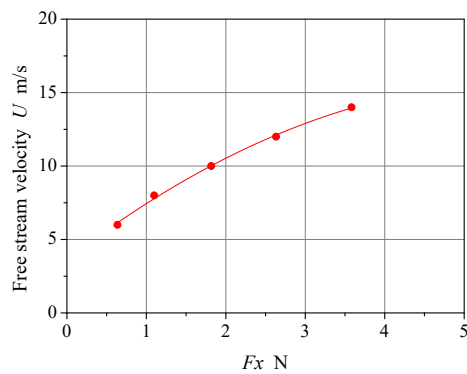


图 2.1.1.07-349

Mavic mini with GARD

Fall end speed: Mavic mini 11.8m/s

* Front 2 propellers rotate at 14m/s

無人航空機性能評価試験法
(落下試験 (風洞-200g) /産総研 北サイト[2019 年])

1. 目的

本手順書は、無人機の性能評価に用いるデータを取得するための各種試験を実施するための試験手順を規定するものである。

2. 対象とする試験

2019 年度に NEDO 性能評価プロジェクト事業として実施した無人機性能評価に関わる試験の内、以下を対象として手順を作成した。

- 落下試験 (風洞-200g)

3. 試験方法

3.1. 試験の目的

本試験は、無人航空機の機体に垂直下方から制御された風速を与えることで落下時の状況を模擬し、各機体の落下時の姿勢特性を性能の指標の一つとして評価することを目的とする。

3.2. 試験方法

(ア) 試験の概要

本試験は下記のパラメータを対象として、異なる機体、異なる計測条件でデータを取得し、違いを比較して分析するものである。

試験の概念図を図 3.2-1 に示す。また、計測するデータ、及びその計測におけるパラメータを表 3.2-1 に示す。

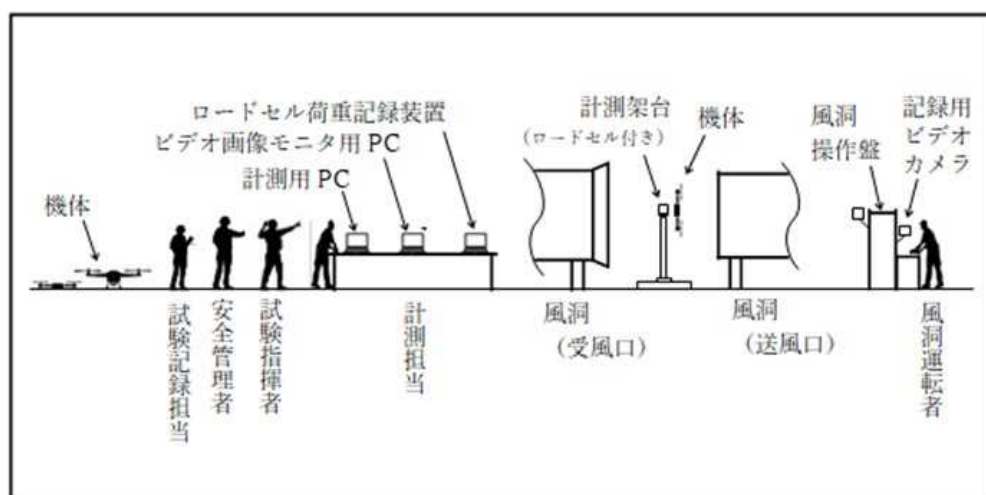


図 2.1.1.7-350 試験の概念図

表 2. 1. 1. 7-41 垂直風洞試験で計測する項目、データ及び記録方法

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	終端速度	・ 落下方向に該当する ロードセル荷重	以下の要素を変動させて計測 ・ 風速 ・ 異なる機体特性（重量/形状）
2	姿勢安定	・ 姿勢安定の有無 ・ 落下時のプロペラ回 転の有無と、そのプ ロペラ数（風圧によ るプロペラの逆回 転）	・ プロペラ特性（長さ/形状/固定） ・ 飛行性能に影響を与える要素 （例：機体の上下を反転）

（イ）試験実施体制

- | | |
|------------|--------|
| 1) 試験指揮者 | 1 名 |
| 2) 安全管理者 | 1 名 |
| 3) 計測担当 | 1 名 |
| 4) 風洞運転者 * | 1 名 |
| 5) 試験記録担当 | 4) と兼務 |

*：試験で使用する風洞装置の操作技量を有する者

（ウ）試験系のシステム構成

本試験では、下記の様に機器を構成し、データを取得・記録している。

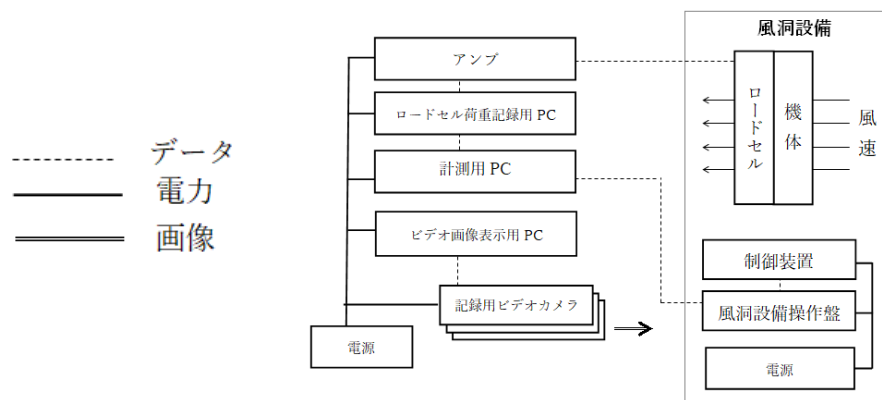


図 2. 1. 1. 7-351 試験システム構成

（エ）取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

表 2. 1. 1. 7-42 落下試験で計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	終端速度	・ 風洞の風速を増加させ、風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力(空気抵抗 F_x N)が機体重量と等しくなる風洞の風速(主流風速 U m/s)を測定する。
2	姿勢安定性	・ プロペラが風圧により回転する事象の有無と、その回転しているプロペラ数から安定性を解析する。 ・ 一定周期での揺動の有無を動画で記録する。

姿勢安定の考え方を以下に図示する。

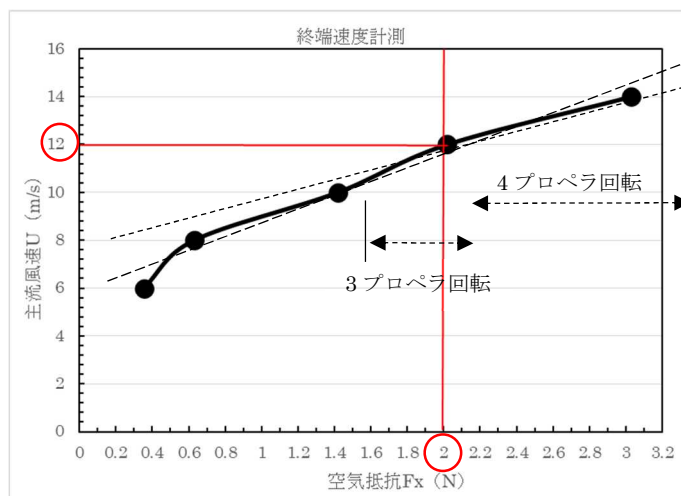


図 2. 1. 1. 7-352 主流風速、空気抵抗、及び落下時に回転するプロペラ数の関係

図の横軸は機体に作用する空気抵抗 F_x 、その時の主流風速 U を縦軸に取っている。従って、各モデルの重量相当に対応した主流風速 U が落下終端速度となる。回転するプロペラの枚数により、空気抵抗が変化する。

3. 3. 施設・設備・機器

(ア) 使用施設

産業総合研究所 北サイト風洞設備(茨城県)

- ・ 機体取り付け用の架台(ロードセル内蔵)も含む



図 2. 1. 1. 7-353 風洞設備

(イ) 機体

- ・ 事業者が持ち込み

(ウ) 計測機器

1) 計測架台（ロードセル付き）

機体を取り付け、風洞に設置するための架台。ロードセルにより、機体に付加される 6 軸の荷重を計測可能である。

2) ロードセル荷重記録装置

ロードセルからの荷重情報を表示・記録するための装置である。本試験では 6 チャンネルのデータを、アンプを介して入力している。

3) 計測用 PC

ロードセル荷重記録装置からのデータ、および風洞からの風速データを自動的にプロットするソフトウェアを搭載し、結果を保存もできる。

4) デジタル水平器

- ・ 0.1 度まで計測可能

5) 室内監視用カメラ

試験の様子を記録するためのビデオカメラである。

- ・ GoPRO、PX-0、PC、マウント、三脚等一式

6) カメラ画像モニタ用 PC

風洞周辺に設置したビデオ画像表示用の PC である。

- ・ Windows 10 CPU Corei5 以上

7) バッテリ充電器（事業者が持ち込み）

- ・ バッテリの種類、個数に応じて用意

8) デジタルカメラ（試験状況の撮影用）

- ・ 画素数：1200 万画素以上で約 500 枚を記録可能なこと

3.4. 試験手順

(ア) 試験の流れ

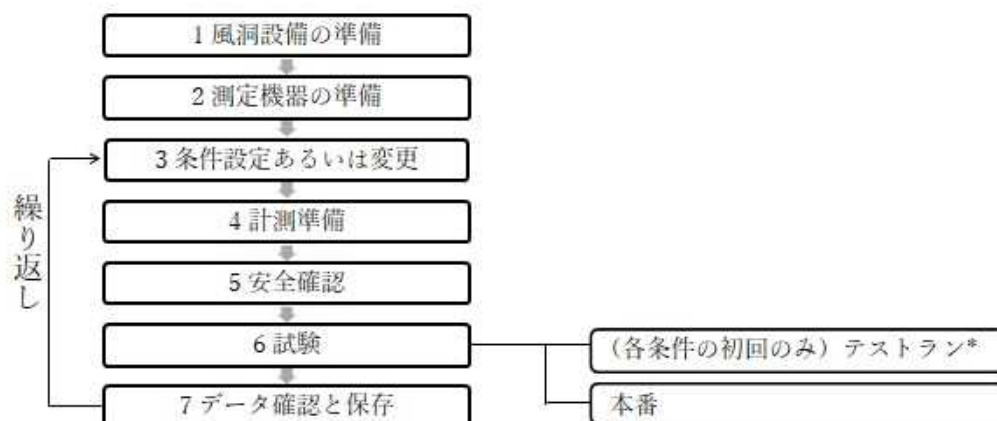


図 2.1.1. 7-354 試験の流れ

* テストランを実施し、必要であれば環境、条件設定、あるいは手順を改善してから以降の試験を継続すること。

(イ) 試験の実施手順

試験は、以下の手順に沿って実施する。

1 風洞設備の準備

- ・ 風洞設備担当により、通風準備を行う。
- ・ 試験関係者は、高所作業時にはフルハーネスを、また、試験時には、ヘルメットとゴーグルで安全を確保する。
- ・ 風洞設備エリア内は足場が悪いため、移動時には注意する。

2 測定機器の準備

- 1) ロードセル荷重記録装置の動作確認と校正を行う。
 - ・ 手順は、備え付けのマニュアルを参照のこと。
- 2) 計測用 PC を起動し、計測用ソフトウェアを立ち上げ、動作確認を行う。
- 3) ビデオ録画システムの設置
 - ・ 小型のビデオカメラシステムにより試験状況を記録する。
 - ・ 通信の制約に注意し、遠隔からリモートでモニタするカメラは最小限とすることが望ましい。
 - ・ 解析を容易にするため、4 画面を同時に表示＋録画することが望ましい。
 - ・ 大型モバイルバッテリーを用意することが望ましい。

3 条件設定あるいは条件変更

1) 供試体に以下の条件を設定する。

- ・機体の変更
- ・プロペラフリー/プロペラ固定
- ・正しく上下に吊り下げ/上下を逆に吊り下げ

4 計測準備

機体の架台への取り付け

- ・デジタル水平器で角度を正確に計測し、振動で緩まないよう、ねじ止めする。

5 安全確認

安全管理者は、計測開始前に下記を確認あるいは各担当へ指示する。

- ・立ち入り禁止区域が適切に安全を確保できていること確認する。
- ・プロペラフリーでの風洞試験時は逆回転でプロペラが回転することで電流が流れ、発火の危険もあるので、発災したらすぐに停止することを周知する。
- ・上記に備え、消火器も用意する。

6 試験

1) 共通準備作業を行う。

毎回の試験は、以下の共通手順で安全・確実に進行する。

① 試験指揮者：試験番号*を声で通知

* 機体と試験条件の組み合わせで予め試験一覧表を作成して全員で共有

② 試験記録者：ビデオシステムの記録開始

(全てのビデオの電源 ON→モニタ画面への表示確認→録画開始)

③ 試験記録者：中心となるビデオに試験番号を写し込み

④ 計測担当：ロードセル荷重記録装置の記録を開始

⑤ 計測担当：計測用 PC による計測を開始

⑥ 試験記録者：ビデオ画像の同期用フラッシュを閃光

2) 試験指揮者が試験開始を指示する。

① 風洞運転者は、テストランで当たりをつけてある風速まで徐々に風速を上昇させる。



図 2. 1. 1. 7-355 操作盤の例

3) 計測担当は、風圧により発生しロードセルで検出されている機体抗力が機体重量と等しくなったタイミングを声で合図する。

4) 試験指揮者は、その風速にて約 10 秒保持してから停止を指示する。

・ 更に高い風速で機体の挙動を確認する等の状況判断は試験指揮者が判断して進行する。

5) 風洞運転者は、運転を停止する。

6) ビデオシステムを停止する。

7) 機体の条件変更を行う。

7 データ確認と保存

・ 試験記録者はデータの健全性を確認し、確実に保存する。

(ウ) 記録データの解析

試験記録者は、毎回の測定において、添付 1 の試験結果の様式に記録する。

(試験手順終了)

添付 1 落下試験（風洞） 試験結果記録表

機体名称：

機体特性（重量/形状）：

プロペラ特性（長さ/形状/固定）：

その他飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転等）：

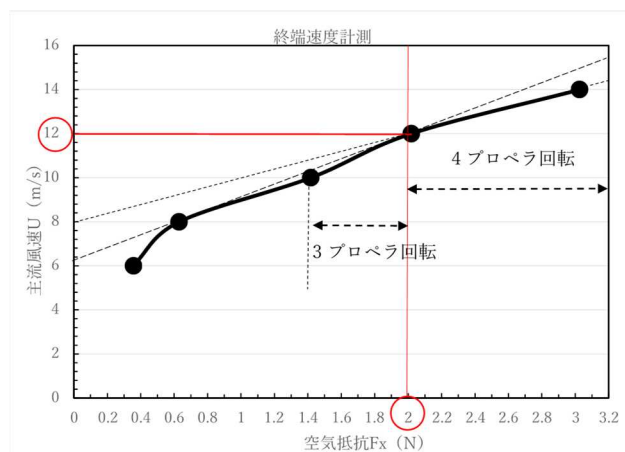
風洞実験実施日 年 月 日（ ）

風洞実験場所

試験 No.	機体空気抵抗値 (N)	風洞風速度 * (m/s)	姿勢安定	
			プロペラ回転の有無及び枚数	揺動の有無 (目視)

*：風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力が機体重量と等しくなった時点の風洞の風速

プロットしたグラフを貼りつけ（例）



添付 2 落下試験（風洞） 試験結果記録表（記入例 1）

機体名称：機体 A

機体特性（重量/形状）：197.8g = 1.94N/without rotor guard

プロペラ特性（長さ/形状/固定）：直径 77mm/ウイングレット無し/折りペラ

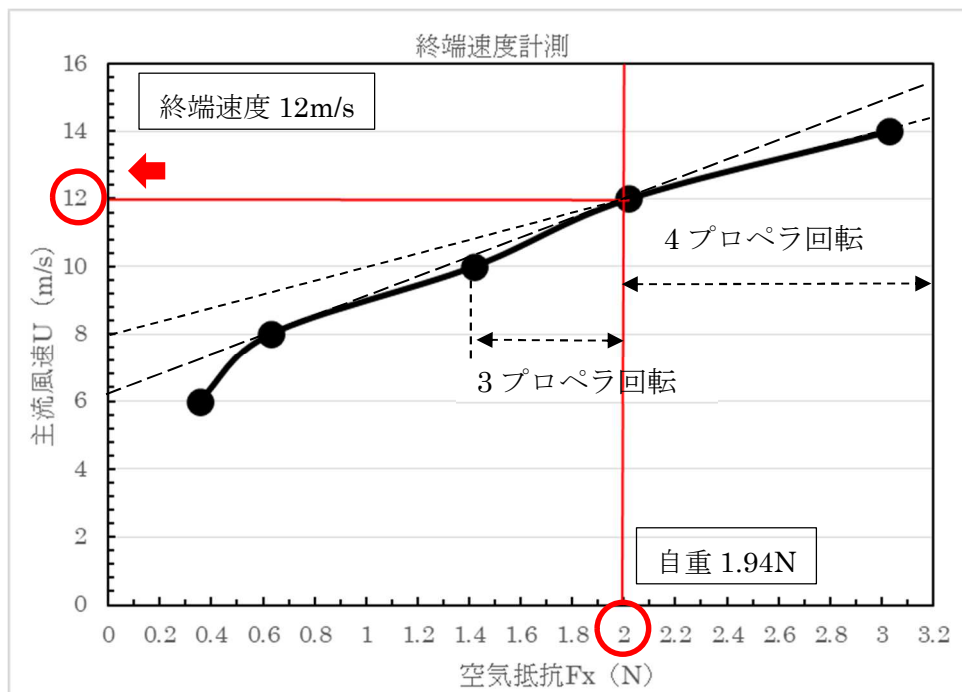
その他飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転等）：特になし

風洞実験実施日 20〇〇年〇月〇日（〇）

風洞実験場所 茨城県つくば市

試験 No.	機体空気抵抗値 (N)	風洞風速度 * (m/s)	姿勢安定	
			プロペラ回転の有無及び枚数	揺動の有無 (目視)
1	0.35	6	無	無
2	0.62	8	無	無
3	1.41	10	3 枚/4 枚中	無
4	2.01	12	4 枚/4 枚中	無
5	3.02	14	4 枚/4 枚中	無

*：風洞の風圧による機体抗力がロードセルで検出され、その検出された抗力が機体重量と等しくなった時点の風洞の風速



3.5. 試験結果

以上のように求めた落下終端速度を用いて、人体ダミーを使用した 200g ドローンの対人衝突試験を実施した。

図 2.1.1.7-356 に、人体ダミーを用いた 200g ドローンの対人落下衝突試験装置を示す。図 2.1.1.7-357 に示す通り、5000fps の高速度カメラの高い時間分解能を用いて衝突加速度の時間応答を計測し頭部損傷係数（HIC）を算出する。HIC（Head Injury Criterion）とは頭部損傷係数のことで、頭部の 3 軸合成加速度により算出される。合成加速度の積分時間により HIC15、HIC36 があり、HIC15 は近年頭蓋骨骨折と相関があるとされている。



図 2.1.1.7-356

人体ダミーを用いた 200g
ドローンの対人落下衝突試験装置



図 2.1.1.7-357

産総研製ガードドローン
対人衝突の高速度カメラ画像

図 2.1.1.7-358 に、200g ドローン対人頭部衝突試験における頭部衝突荷重の計測結果を示す。米国 FAA においても、250 g 以下のドローンの対人衝突荷重は、AIS2 レベルの最大 2450N としているが、計測の結果、200g ドローンの場合、最大 1800N 程度となることが明らかとなった。

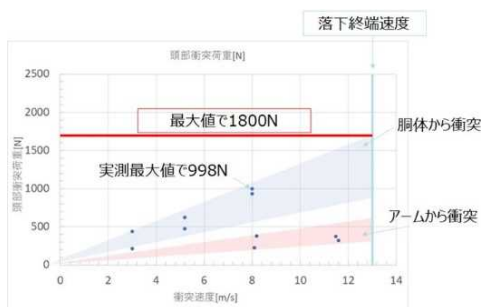


図 2.1.1.7-358

200g ドローン対人頭部
衝突試験：頭部衝突荷重計測

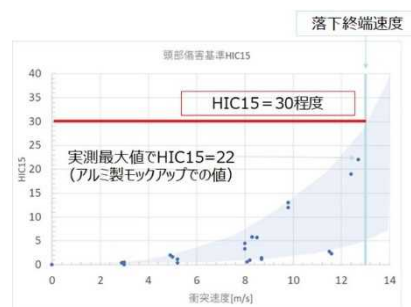


図 2.1.1.7-359

200g ドローン対人頭部
衝突試験：HIC15 の評価

図 2.1.1.7-359 に 200g ドローン対人頭部衝突試験における HIC15 の計算結果を示す。HIC の算出式は以下の通りである。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max}$$

t : 時間 [ms]

AR: 合成加速度 [g]

(ぶつかる方向だけでなく、その方向から直交する

3 軸 (x、y、z) の合成加速度)

max: HIC が最大となる時間幅 (t2 - t1) ≤ 15ms

HIC15 は、15ms 以内での衝突である。ドローンの筐体やアーム構造から衝突し、その構造が損壊していく時間の積分により合成加速度を算出するものである。ドローンの場合、プロペラを支持するアーム構造や、軽量化のための中空パーツや中空フレームが多用されており、これらの構造がクラッシュする時間が 10~20ms 程度の長時間となり HIC を減少させている。200g ドローンは更に軽量なこともあり、落下終端速度における HIC15 の最大値は 30 程度の低い値となっている。

定量化されたある質量の衝撃加速度による衝撃印加プロセスを、人体の損傷という定量化が困難な指標に変換する方法が、自動車産業分野の安全検証技術として取り組まれており、本事業においてもそれに準拠し検証した。図 2.1.1.7-360 のように、HIC と AIS (Abbreviated Injury Scale: 標準傷害スケール) の関係は、自動車においては以下のように AIS3 で 20% 程度の損傷率から HIC=1000 の基準値を決定しているの、同様の評価法をドローンにおいても適用することになると考えられる。今回評価した重量 200g 以下ドローンは、小型軽量で航空法適用外のため、AIS2 に相当すると国土交通省は判断しているため、この方法を AIS2 に応用した。図 5 の曲線は、以下の関数である。

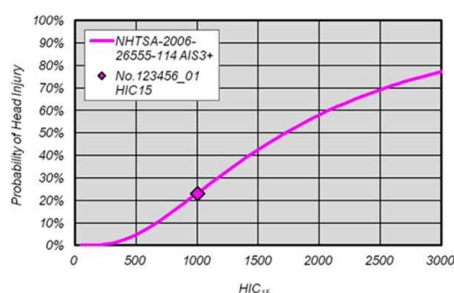


図 2.1.1.7-360 自動車における AIS3 レベルから HIC15 の基準値を決定する方法
(USDOT / NHTSA, Docket #NHTSA-2006-26555-114; Consumer Information; New Car Assessment Program, Federal Register, Vol. 73, No. 134, July 2008.)

$$P_{Head}(AIS3+) = \Phi((\ln(HIC_{15}) - m)/s)$$

ここで、

AIS2+ $m=6.96352$, $s=0.84664$

AIS3+ $m=7.45231$, $s=0.73998$

AIS4+ $m=7.65605$, $s=0.60580$

であることから、人体の骨折損傷の文献を参考に図 6 に示す相関を得た。

(出典) BOSCOs – development and benefits of a Bone Scanning System

Roger Hardy, James Watson, Cranfield Impact Centre, UK

Richard Frampton, Marianne Page VSRC, Loughborough, UK,

Peter Zioupos, Richard Cook, RMCS, Shrivenham, UK

Alan Kennedy NTCE, Cranfield, UK

Phill Sproston TRW, Birmingham, UK

Blair Forrester Autoliv, Havant, UK

Steven Peach McCue, Havant, UK

図 2.1.1.7-361 から、200g ドローンの $HIC_{15}=30$ の計測値は、AIS2 レベルの人体傷害確率で 1%程度であることが分かる。ただし、ドローンのプロペラによる手の切創評価を行っている長岡技術科学大学のレポートによると、AIS は「人命に対する危険度」であり、細かく指一本一本に対しての損傷度を評価するものではなく、親指のない模擬手を使用する現在の実験では、人差し指から小指のどれかが切断された場合 AIS1 となり、切断のない場合は AIS0 (無傷) となるとしている。

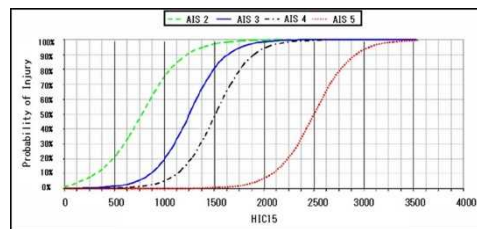


図 2.1.1.7-361 AIS2 レベルから HIC_{15} の許容値や基準を決める相関図

また、手の切創評価の場合だと、親指がぎりぎり肉だけでつながっていて、他の指が全て切断しているなどの場合は「AIS1」、人差し指から薬指まで残って、親指のみ切断の場合には「AIS2」となることから、ドローンの人体頭部への落下衝突における AIS2 において、200 g ドローンの質量はかなり小さいと考えられる。参考までに、今回検討した頭部傷害も含めた主要な AIS 損傷度とプロペラ切創実験の評価を図 7 に示した。

体の部分	損傷	AIS損傷度	プロペラ切創実験より
頭部	2 cm以下の鋭い損傷	AIS 2	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	20%以上の失血をもたらす裂傷	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	体積で20%を超える総頭皮損失または失血	AIS 3	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	視神経の切断	AIS 2	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
	顔面神経の切断	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
脊椎	1-3 cmの15cc以下の小脳損傷	AIS 3以下	
	脳震盪による意識喪失1-6時間	AIS 3	
	他のすべての脳震盪	AIS 2	
顔面	25cm ² 以上の失血のある鋭い傷害	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	出血量が20%の貫通性損傷	AIS 3	
	両目を含む顔全体の大規模な破壊	AIS 4	200g機体でもリスクがゼロではない (損傷の定義確認中)
	頭蓋骨から顔面の骨を完全に分離するか、体積で20%を超える失血をもたらす損傷	AIS 3	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
頸部	出血量が20%の貫通性損傷	AIS 3	
	頸動脈の両側性裂傷	AIS 3	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高
上肢	肩の単一切断	AIS 4	
	片手切断、完全または部分的な切断	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	親指の切断	AIS 2	カーボン繊維の20インチ以上のプロペラからリスク高
	単一または複数の他の指の切断	AIS 1	カーボン繊維の15インチ以上のプロペラからリスク高

図 2. 1. 1. 7-362 主要な AIS 損傷度

200g ドローンによる人体への切創に対するリスク検討のため、図 2. 1. 1. 7-363 に示す通り回転数の計測を行った。回転数計測の結果、翼端速度が求められることから、図 2. 1. 1. 7-364 の AIS の翼端速度依存性より、200g ドローンの計測値は、AIS2 レベル以下であることが判明した。

	サイズ	形状	素材	回転速度（モータ）
200gドローン用ローター	4.7インチ	折り畳みタイプ	炭素繊維樹脂素材 (射出成形)	9220rpm

ホバリング時にレーザー回転数計で
回転数計測を実施



レーザー回転数計の反射板に
レーザーが照射されている様子



レーザー回転数計

**翼端速度
189ft/s**

図 2. 1. 1. 7-363 200g ドローンプロペラ回転速度

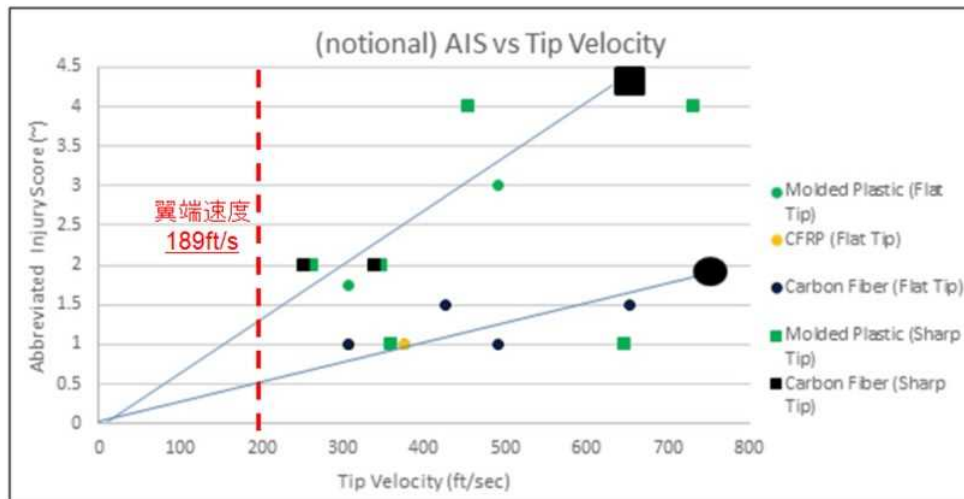


図 2.1.1.7-364 AIS の翼端速度依存性

図 9 のデータの出所は、ASSURE : Final Report for the FAA UAS Center of Excellence Task A4: UAS Ground Collision Severity Evaluation, 2017.4 である。

(<http://www.assureuas.org/projects/deliverables/sUASGroundCollisionReport.php>) に加筆されている。ASSURE (Alliance of System Safety of UAS Research Excellence) は、23 の世界的な研究機関と 100 以上の産業/政府が連携し、UAS に関する広範な研究を実施し、FAA に成果を提供している。手袋を用いたプロペラ切創試験や切創防護性能の評価の詳細は、前述の通りである。

5.2. 研究開発項目②「無人航空機の飛行性能の調査」

5.2.1. 「無人航空機の飛行性能の調査」(実施者：東京大学)

無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討した。具体的には、無人航空機が目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために海外諸外国において講じられる、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討すると共に、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法についての検討を行った。詳細は以下のとおり。

- ① 海外で行われているリスクベースによる性能評価基準策定の活動にならい、目視外第三者上空飛行する最大離陸重量 25kg 未満のマルチコプターを対象に、利用分野（物流と災害時の情報収集）毎、飛行前から飛行後までのフェーズ毎にリスクアセスメントを行い、目視外及び第三者上空飛行無人航空機に求められる性能評価項目案を検討すると共に、過去の NEDO 研究成果である「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」で整備されている性能評価項目の網羅性を確認し、航空機としての信頼性や位置精度などの新たに性能評価の必要がある項目を洗い出した。
- ② 「無人航空機性能評価手順書(案)Ver. 1.0」と既存の国内基準である JUAV の「産業用無人航空機安全基準『小型回転翼無人航空機・第三者無人地帯用』」を比較検証し、相互の位置づけを確認した。

- ③小型無人航空機に関する海外の基準検討動向のうち、主にリスクベースによる性能評価基準策定の検討を行っている活動に焦点をあてて調査を行い、MITRE(The MITRE Corporation)のsUAS(Small UAS)耐空性評価ツール(sAAT)に関する文書は、リスクアセスメントの結果を性能評価基準等への反映も念頭に置いていること、ASTM(米国材料試験協会)のF3178-16「Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems」は、システム安全(MIL-STD-882)と同様の手法であり、①で実施したリスクアセスメントと同様の手法であること、ISO(国際標準化機構)のUAV機体の製造及び補修に関する基準案では、有人航空機のようにシステム毎に細かく規定され、安全要求は、システム固有の安全基準として、各システムの章の中に定められていること、また、耐環境性能に関しては、有人航空機の基準である、RTCA/D0-160を参照していることなどが分かった。
- ④性能評価に関する調査として、米国NUAIR(The Northeast UAS Airspace Integration Research Alliance)主催のシンポジウムに参加し、米国の小型無人航空機の取り組みを調査し、テロ対策が進む米国では、「小型無人航空機のサイバーセキュリティ」に関する意識が非常に高いことを確認した。
- ⑤性能評価手法に関するヒアリングを同分野で研究実績が豊富なNIST(アメリカ国立標準技術研究所)、長岡技術科学大学(以下「長岡技大」)、労働安全衛生総合研究所(以下「労安研」)に対し行った。NISTのヒアリングでは小型無人航空機の性能評価に関する標準試験方法(STM: Standard Test Method)の検討動向が得られたと共に、小型無人航空機分野で正式に規格化されたNFPA(米国防火協会)文書を調査することで無人機の遠隔操縦性能とペイロード性能に関する具体的な評価手法を確認した。また、長岡技大から、「無人航空機性能評価手順書(案)Ver.1.0」に対し、システムズエンジニアリング的アプローチで整備していくべきとの助言が得られた。安全評価試験に詳しい労安研からは、基準や試験方法の開発に向けては、リスクアセスメントをベースにメーカーのヒアリングを重ねながら、現実的なものを開発していくことが重要であるとの知見を引き出した。

また、機体の落下分散に関する地上への危害低減の安全性能評価手法の一つとして、高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのガードインフラの検討を実施した。図2.1.1.7-365はスカイガードレールの正面から見た図で、図2.1.1.7-366はスカイガードレールの側面の図である。

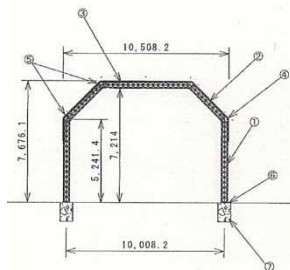


図 2.1.1.7-365
スカイガードレールの正面

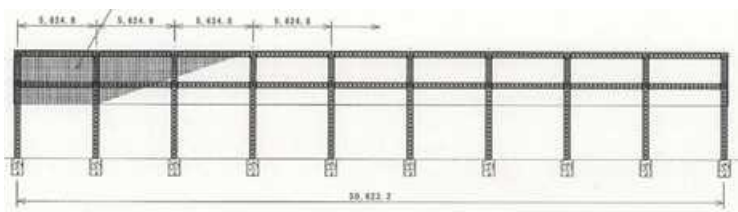


図 2.1.1.7-366
スカイガードレールの側面

高速道路や鉄道路線など、無人航空機の落下に伴う地上設備への危害低減のためのガードインフラで、このガードレールで覆われている上空であれば、低リスクで無人航空機は横切ることが可能となる。自動車と異なり飛行機械は軽量でないと飛ばないために非常に軽量に製作されていることから、過剰な耐力や高コストの施工とならないように、表1に示すような少ない部品の種類の組み合わせで施工可能なために、産業的に普及することを考慮した構造となっている。

表 2.1.1.7-43 少ない種類の部品で施工が容易な構造

品 番	品 名	数 量	材 質	記 事 (型 式)
1	支柱部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
2	アーム部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
3	横架部材		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8ダブルリング構造体
4	連結部材		SS	t3.2ort6.0溶接構造+亜鉛溶融メッキ仕上げ
5	連結プレート		SS	t3.2ort6.0溶接構造+亜鉛溶融メッキ仕上げ
6	ベースプレート		SS	t25溶接構造+溶融亜鉛メッキ仕上げ
7	基礎		RC	配筋+アンカーPL RC構造 800×800×1200程度
8	支柱パイプ		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8
9	リング		メッキ鋼板	先メッキパイプ t1.6×φ31.8
10	連結クランプ		SS	t2.3 クロメートor溶融亜鉛メッキ仕上げ
11	リング固定金具		SS	t2.3 クロメートor溶融亜鉛メッキ仕上げ
12	防護ネット		PET	無結節 100mm目合い

また、少ない種類の部品の組み合わせで作る 1 ユニット単位は、図 2.1.1.7-367 に示す通り、長さ 1.2m、幅 42cm のコンパクトな大きさで、このユニットを繋げるだけで施工が可能となる。地上のガードしたい施設の大きさに応じて、また無人航空機の落下分散の範囲に応じて、大きさをユニット単位で調整可能となっている。

実際に、この図 2.1.1.7-367 のユニットを 2 個つないだ構造体および、ダブルリンク構造体とパイプ部材単体で、強度試験を実施した。強度試験には、島津製作所製 UH-1000kNI を使用した。強度試験は、図 2.1.1.7-368 に示す通り、以下の 5 種類の試験を実施した。

- 1-1 2 ユニット構造 (ユニット A) の縦方向の強度試験
- 1-2 2 ユニット構造 (ユニット A) の横方向の強度試験
- 1-3 ダブルリング部材 B の縦方向の強度試験
- 1-4 ダブルリング部材 B の横方向の強度試験
- 1-5 パイプ部材部材 C の強度試験

それぞれの強度試験の結果は、以下の通り。

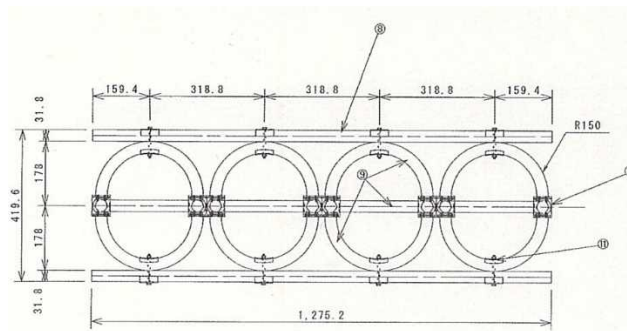


図 2.1.1.7-367 ダブルリング構造体

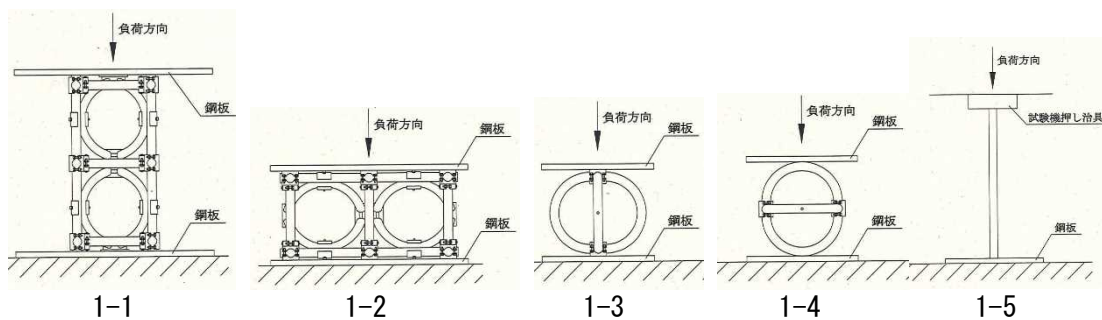


図 2.1.1.7-368 5 種類の強度試験。左からユニット A 縦, ユニット A 横, ダブルリング部品 B 縦, ダブルリング部品 B 横, 部品 C。



図 2.1.1.7-369 ユニット A 縦の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

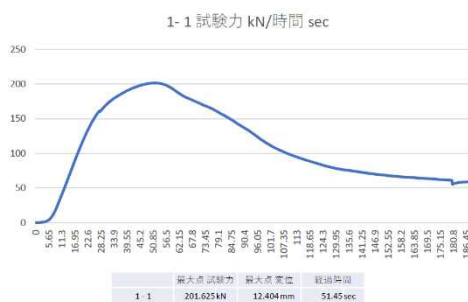


図 2.1.1.7-370 ユニット A 縦の強度試験結果



図 2.1.1.7-371 ユニット A 横の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

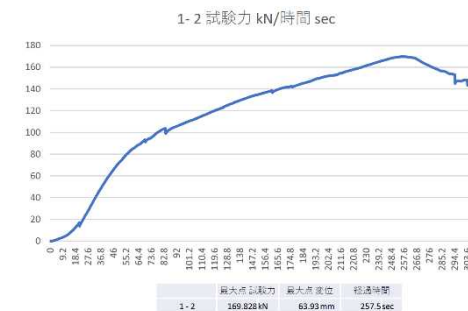


図 2.1.1.7-372 ユニット A 横の強度試験結果



図 2.1.1.7-373 ダブルリング部品 B 縦の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状

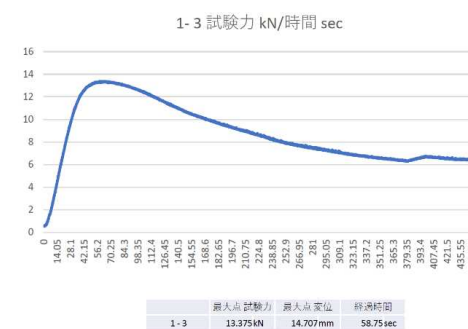


図 2.1.1.7-374 ダブルリング部品 B 縦の強度試験結果



図 2.1.1.7-375 ダブルリング部品 B
横の強度試験の様子と降伏塑性変形
後の形状

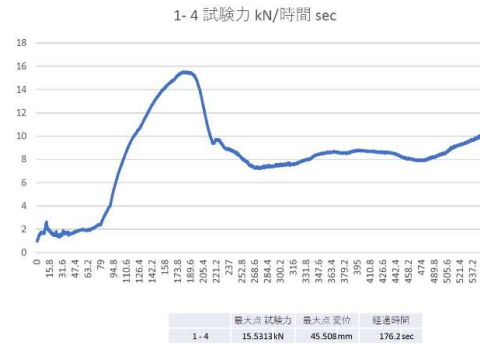


図 2.1.1.7-376 ダブルリング部品 B
横の強度試験結果



図 2.1.1.7-377 部品 C の強度試験の様子と強度試験結果

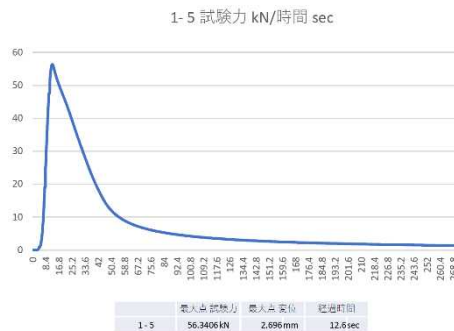


図 2.1.1.7-378 ジャパンドローン展の NEDO ブースでの展示

1-1 2 ユニット構造（ユニット A）の縦方向の強度試験

図 2.1.1.7-369 に、ユニット A の縦方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの支柱の強度を想定した試験となる。ユニットの外枠を支持する 4 本の鋼管が 200kN までの応力に耐力を示しその後捻れるように塑性変形を起こしていることがわかる。図 2.1.1.7-370 にユニット A の縦方向の強度試験結果を示す。4 本の鋼管が塑性変形後は全体が捻れるように塑性変形し中心部のダブルリンク構造体が降伏後の形状維持を行っていることがわかる。航空機部材の変形は、安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その性能を支柱に使用する場合に保有することを示した結果といえる。

1-2 2 ユニット構造（ユニット A）の横方向の強度試験

図 2.1.1.7-371 に、ユニット A の横方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの梁の強度を想定した試験となる。見た目には塑性変形を起こしているかどうか分からない程度の変形であることがわかる。図 2.1.1.7-372 にユニット A の横方向の強度試験結果を示す。ユニットの外枠を支持する鋼管が 100kN までの応力に弾性変形で耐力を示しその後ダブルリング構造により 160kN まで塑性変形を起こさない梁としては優れた耐力を示す結果となっている。また、塑性変形が始まってからも、強度の低下が緩やかで、降伏変形を起こしながらもある程度の強度を保持し耐える理想的な特性を持っていることがわかる。航空機部材の変形は安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その性能を梁に使用する場合に保有することを示した結果といえる。

1-3 ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験

図 2.1.1.7-373 に、ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの支柱の外側の 4 本の鋼管が降伏強度を超えた後に耐力を示すダブルリング部品の単独強度特性を評価する試験となる。ユニットの外枠を支持する 4 本の鋼管が 200kN までの応力に耐力を示したのは、図 2.1.1.7-370 の通りであるが、その後の形状保持を目的としている。図 2.1.1.7-374 にダブルリング部品 B の縦方向の強度試験結果を示す。ダブルリング構造体は、塑性変形後の形状維持が役割であるため、強度自体はそれほど高くはなく、塑性変形後に一定の耐力を保持する特性を有しているといえる。図 2.1.1.7-369 に示した 4 本の鋼管が塑性変形後は全体が捻れるように塑性変形し中心部のダブルリング構造体が降伏後の形状維持を行っていることもこの特性によるところが大きく、塑性変形後の強度保持は、捻れた直線鋼管の強度に依存していたことも判明した。航空機部材の変形は、安全のため弾性変形、降伏、破断の 3 段階に分け破断を起こさないように降伏変形後もある程度強度が保持される特性が耐空性能で求められている。本ユニットも、地上の要保護対象物から落下危害を低減するため、衝突衝撃による変形後、落下したドローンを保持し、要保護対象物に接触せずに形状を保持し続ける性能が要求されている。本試験結果は、その塑性変形後の形状保持を支柱において実現する場合に有効であることを示した結果といえる。

1-4 ダブルリング部品 B の横方向の強度試験

図 2.1.1.7-375 に、ダブルリング部品 B の横方向の強度試験の様子と降伏塑性変形後の形状を示す。これは、スカイガードレールの梁の降伏強度を超えた後の形状維持を想定した試験となる。図 2.1.1.7-376 にダブルリング部品 B の横方向の強度試験結果を示す。ダブルリング部品 B の縦方向の強度試験結果とピーク強度や塑性変形後の形状保持時の耐力も近い特性を示している。波形の違いは計測時の固定方法の影響もあるため、それを考慮するとダブルリング部品 B の横方向はダブルリング部品 B の縦方向ほぼ同様の特性と言える。これは、このダブルリング構造が強度的に球のような等方性を有していることを示しており、塑性変形が始まってからも、強度の低下が緩やかで、降伏変形を起こしながらもある程度の強度を保持し耐える理想的な特性を等方的に有していることがわかる。

1-5 パイプ部材部品 C の強度試験

図 2.1.1.7-377 に、パイプ部材部品 C の縦方向の強度試験の様子と強度試験結果を示す。パイプ部材部品 C の 1 本で、50 kN 強程度の強度を有していることから、図 2.1.1.7-369 の 2 ユニット A の外枠を支持する 4 本のパイプ部材部品 C で合計 200kN まで弾性変形で耐力を示していたことが、図 2.1.1.7-377 の試験結果からも分かる。このようなパイプ構造の場合、図 2.1.1.7-377 で見られる通り、塑性変形が始まる最大強度を示した後は、急激に強度が減少し、降伏後の形状維持を安全対策とする航空機部材の考え方では使用できないことがわかる。本試験結果からは、ダブルリング構造体を有するユニット構造をスカイガードレールがなぜ有しているかが分かる。

2019 年 3 月 13-15 日に幕張メッセで開催されたジャパンドローン展の NEDO 出展ブースにて、図 2.1.1.7-367 のユニットを 2 個つないだ構造体の実物（図 2.1.1.7-378）を成果展示した。

5.2.2 最終目標の達成の見通し

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするために、海外諸外国において講じられる機体の信頼性を向上させる方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を調査検討した。

それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法について検討する研究については、上記の海外等に関する詳細な調査研究を実施した。

特に海外における性能評価に伴う規格策定の分析結果は国土交通省航空局の方向性を本プロジェクトの方向性と合致させる重要な役割を担った。また、機体の落下分散に関する性能評価手法として、地上危害低減の安全策に注目し、シミュレーションより実物製作の手法を選択したことにより、より具体的な機体の落下分散に関する安全性能評価に必要な技術的要求性能を明らかにすることができた。

5.3. 研究開発項目①「対人衝突安全性の検討」

5.3.1. 「対人衝突安全性の検討」(実施者：労働安全衛生総合研究所)

(1) リスク分析の実施

- ・ドローンが関係するシステムの安全性評価は、ドローンを設計・製造し、仕組みを理解している製造業者がもっとも実施しやすい。そこで、本プロジェクトに参画している製造業者と連携し、運送・配送システムの実用化を検討している運用側の事業者等でも、安全性評価を実施できるように、リスクアセスメントの実施手引等を作成して一般に公表することを提案した。
- ・リスクアセスメントの手法としては、生活支援ロボットや介護ロボットで活用されてきた、ハイブリッド法による手法とその記入書式を定めた雛形を採用した。雛形を採用するにあたり、リスク分析の目的に照らして、FTA (Fault Tree Analysis) の緩やかな原因分析の観点を新たに書式へ取り入れた。
- ・リスクアセスメントの一覧に共通して挙げられると想定できる事項(危険源)を、「重要危険源」と呼び、この重要危険源を、製造業者、使用者、第三者で想起して共有することを目的とした。そして、そのための雛形を作成して公表することとした。
- ・ドローンが安全に活用されるためには、操縦者による安全確保が欠かせない。ドローン本体の安全性が向上しても、操縦者の知識や技能が不足しては、安全性は十分に維持されない。そこで、現状の操縦者に対する教習制度についても、調査を行い、実際に安全管理についての講習を受講することにより、現状を把握することとした。
- ・JUIDA (日本 UAS 産業振興協議会) 認定資格では、操縦技能だけでなく安全運航管理についても実習を行なっている。この安全運航管理の講習内容を調査するため、実際に受講して教育内容を把握することとした。両講習ともに有意義なものであり、ドローンの安全管理において非常に重要な役割を果たしているものと判断された。

(2) 落下衝突試験の実施

- ・ドローンが落下して人に衝突する場面を想像すると、人の頭や顔にドローンが直撃する事例が最も危険と考えられる。人体頭部に加わる衝撃の影響を評価する指標として、頭部障害基準 (HIC: Head Injury Criterion) があり、この指標の利用は国際的に定着している。この基準 HIC は衝撃により人体頭部に加わる加速度から、頭部に生じる障害の程度を算定する。ドローン落下による人体への影響を把握するため、HIC も含めて、衝撃力を計測する装置を独自に開発した。計測項目は
 - ・ 落下速度 ([m/s])
 - ・ 頭部衝撃荷重 ([N])
 - ・ 頭部加速度 ([m/s²])とした。
- ・配送システムへの活用を予定しているドローンを用いて、実際に屋外で落下衝撃計測試験を実施した。移動式クレーンを用いてドローンを高度 20m から自由落下させて計測部に激突させた。計測試験の結果は、直撃しなかった場合も含めて、全ての試行で、所定の計測結果(落下速度、頭部衝撃荷重、頭部加速度)が得られた。
- ・ドローンが頭部ダミーに直撃した成功試行での計測値は 7kN 超えと高く、人体に甚大な傷害を与える水準に達している。一方で、机上で想定した衝撃荷重値より低い値となった。合成加速度は 1300m/s² 超えとなったが、肝心の HIC₁₅ は 200 程度と低い水準値となった。衝突時間が極めて短時間であるため、HIC 値が低くなる結果となった。
- ・試験方法として、ドローンを実際に落下させて計測装置に衝突させる方法は、安全性の評価として最も再現性が高い一方で、その手間や試験の成功率は課題となる。試験自体の安全管理や保守管理も課題となりうる。そこで、ドローンを上空に吊り下げて落下させる方式を代替する方式を検討し、その方式による試験装置を試作した。動作確認により性能が確認でき次第に、ドローンを用いた試験を実施する。

(3) 回転翼接触試験の実施

- ・現在、ドローン用の回転翼（プロペラ）を製造しているメーカーは多くなく、中国メーカーの回転翼を選定しているドローンメーカーは少なくない。国内のメーカーもあるが多くはない。現在の回転翼の種類として、樹脂を単純に射出成形するものと炭素繊維を混合した成形が主流である。いずれにせよ回転翼の種類はさほど多くはないものの、その飛行性能（推力や効率）と安全性（リスク）の関係は検証・解明されていない。
- ・ハンドキャッチと呼ばれる、本来はドローンの運用管理として不適切な使用方法がインターネットの動画などを介して知られており、緊急回避的な手段としてではなく、興味本位でドローンを手で掴む運用実態がある。そのハンドキャッチなどの不用意な人の接近により、ドローンの回転翼で手指を切る事故が知られている。公式な実態調査はまだなされていないが、インターネットの動画などで手指損傷の報告が多数確認できた。
- ・ドローンは、インフラの点検、空撮、測量、農薬散布などに用いられているが、ドローンが付近住民等に激突し回転するプロペラで指を切創するなどの事故が発生している。このような事故の防止対策を検討するためには、まずは、ドローンでどのような危害が生じるのかを実験により検証することが必要である。ここでは、回転するプロペラによる危害に着目した。
- ・産業現場で用いられる耐切創手袋を装着した場合に、どの程度、危害が軽減できるかを明らかにする試験装置を構築した。
 - ・ドローンのプロペラをその機種の最高回転数で回転させ、移動速度 2[m/s] で擬似手に衝突させて、プロペラによる切創等の状況を観察した。
 - ・使用するプロペラは、点検や空撮等で用いられる代表的なものを使用。
 - ・擬似手は、皮膚をシリコン、骨を木の棒（直径 8mm）で作成した。
 - ・耐切創手袋は産業現場でよく用いられるもので、模擬手に被せた。
- ・主要なプロペラを用いてリスク評価を実施し、主に下記の事項が確認された。
 - ・折り畳み機構を有しない機種が、より危害が大きくなる傾向がある。
 - ・炭素繊維樹脂素材は、衝突で割れてより広範囲に飛散する。
 - ・プロペラや割れた破片が人に突き刺さるおそれは十分にある。
 - ・飛散物を想定してゴーグル（保護眼鏡）の着用が必須である。

5.3.2 最終目標の達成の見通し

当初計画した課題については、概ね予定通りの実施状況である。計画に対する課題達成としては順調であるが、目標を完全に達成するためには新たに発生した（確認できた）課題の解決が必要であり、最終目標達成のための計画を再度検討する必要があった。既に、再検討した計画の下で、関係機関と連携調整して始動しており、当初の最終目標への新たな達成課題に取り組んでいる。具体的に述べると、自動車の衝突安全基準である HIC₁₅ をドローンの対人衝突安全の基準に直接適用することには課題があることが、実験的に確認できた。これは世界的に新規の知見（成果）である。自動車分野の専門家の協力を得て慎重に検討を進めている。

5.4 研究開発項目①「無人航空機の安全性に関する研究開発」（実施者：株式会社自律制御システム研究所）

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするための方法及び第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される安全性を評価する手法やそれに資する性能評価基準を研究開発した。対人衝突安全性試験のための衝突試験速度を決定する落下終端速度計測のために、図 2.1.1.7-379 に示す垂直風洞を用いた屋内試験を実施した。



図 2.1.1.7-379 垂直風洞を用いた落下終端速度の計測の様子

図 2.1.1.7-380 に、垂直風洞の落下終端速度測定装置の配置図を示す。風洞は下から上に風が流れ、供試体のドローンを風の抵抗により浮き上がらせる。浮き上がったことは、ドローンを釣り下げるバネばかりの指針がゼロになることで検出する。図 2.1.1.7-381 に結果を示す。姿勢が正常でプロペラがフリーに回転しているケースでは、13.4～16.5m/s の落下終端速度が観測されているが、プロペラを固定すると、概して落下速度が増加する傾向があることが判明した。

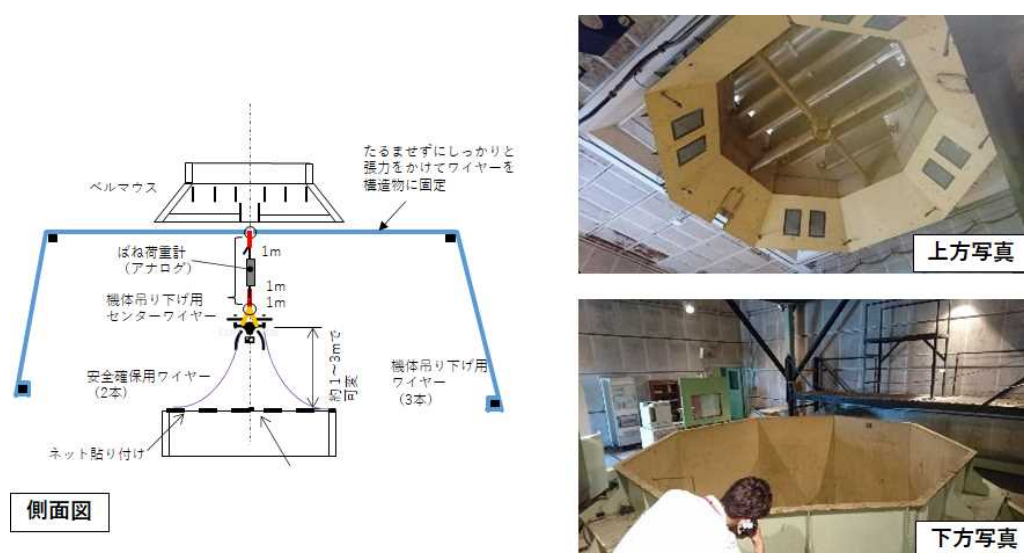


図 2.1.1.7-380 垂直風洞と落下終端速度計測試験の配置図

機種	開始姿勢	プロペラ	収束状況	風速 [m/s] (校正值)
PF1	正常	フリー	安定	16.5
PF1	正常	固定	安定	21.3
PF1	反転	フリー	やや不安定	20.2
PF1	反転	固定	安定	22.1
PF2	正常	フリー	不安定	13.4
PF2	正常	固定	不安定	15.2
PF2	反転	フリー	安定	17.6
PF2	反転	固定	安定	19.8

図 2. 1. 1. 7-381 垂直風洞の落下終端速度測定の結果一覧

垂直風洞を用いた終端速度計測は、日本に一つしか無く 2020 年内に廃棄が予定されている防衛省航空装備研究所の垂直風洞でしか計測できない点と、機体の浮き上がり時の判断が機体の振動や揺れにより誤差分布を有してしまう課題があることが明確となった。

5.5. 研究開発項目⑤「無人航空機の環境に関する研究開発」(実施者：株式会社イームズロボティクス)
5.5.1. 「無人航空機の環境に関する研究開発」

無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行を環境にも配慮して行えるようにするため、無人航空機の騒音対策に資する性能評価基準の研究開発を行う。音響パワーレベル測定は、産総研分析計測標準研究部門の計測設備を使用する。

標準的な計測方法や校正方法を確立した後、複数のドローンメーカーの機体を使用した騒音測定を実施する。野外での実測を必須とする標準性能評価手法の場合、黎明期のドローン製造産業には、その検査コストが重くのしかかり、産業の発展を阻害してしまう。そのため、製造メーカーの負担を軽減可能で実測値に近似可能な優れた計測法を開発する必要がある。その一手法として、残響室法（比較測定法）に基づいた音響パワーレベル測定によるドローンの騒音評価を検討する。測定の模式図を図 2.1.1. 7-382 に示す。野外での実測値と残響室法との比較検討により、産業にとって安価で効果的な計測法を開発する。

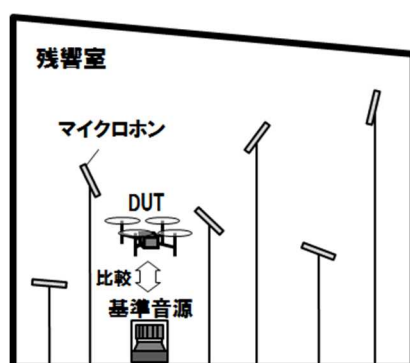


図 2.1.1. 7-382 残響室法（比較測定法）に基づいた音響パワーレベル測定

音響パワーレベルが既知の基準音源との比較によりドローンの音響パワーレベルを算出する。福島 RTF でホバリングするドローンを真下、45 度、真横に 10m から 50m までの計測した音圧をグラフ化。さらに、音響パワーレベルから「距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 (dB)」を引いた予想値グラフ（黒線）を検証した。

470 機の場合、風速 10m 毎時と強い風が吹き計測値がバラバラだったが、ACSL 機と 695 機はほぼ 4 つのグラフの傾向が同じだった。

従って、残響室でドローンの音響パワーレベルを計測し、距離による減衰値からドローンの音圧が計算できる方法がドローンの音圧を表現する適正な手段であることを確認した。

表 2.1.1.7-44 残響室で測定されたドローンの音響パワーレベル（A 特性、overall）

機体	ACSL	E695	E470
ペイロード 0 %	99.5 dB	97.3 dB	95.9 dB

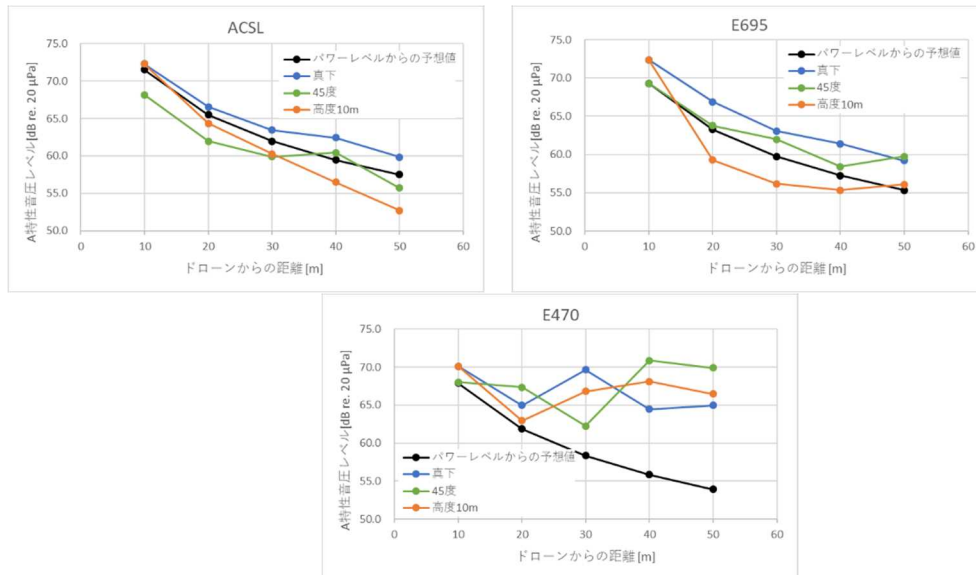


表 2.1.1.7-45 距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 [dB]

（半自由音場を仮定した理論値）

距離[m]	数値差[dB]
10	-28.0
20	-34.0
30	-37.5
40	-40.0
50	-42.0

5.5.2 最終目標の達成の見通し

ドローンの音圧を表現する手段は 2018 年度に残響室法からドローンの音響パワーレベル、音圧測定する方法を確立した。

＜ドローン静音化技術＞（2019 年）

ドローンの機体独自の静音化技術を検証する。プロペラ翼端の形状、Electric Speed Controller (ESC) による静音効果等の試験を実施する。

下表は、音源から 30m 離れた地点の理論値を示すが、目標値の 55dB 以下にするには、現状のドローンの音響パワーレベルを 5dB から 10dB 低減する必要がある。

表 2. 1. 1. 7-46 音響パワーレベル

	ACSL	E695	E470
音響パワーレベル * 1	99. 5	97. 3	95. 9
30m 離れた理論値－37. 5 を引いた数字	62. 0	59. 8	58. 4
NEDO 目標値 55 までの値	7. 0	4. 8	3. 4

* 1 昨年残響室データ（数字はすべて dB）

静音化技術は 2019 年を通して研究開発をするが、現時点（2019 年 7 月）でプロペラ回転面を工夫することで静音化が図れることが分かってきた。現在特許出願準備中。今後も残響室内で試験をし、より静かなドローン技術を検証し目標達成を行う。

5. 6. 研究開発項目⑥「無人航空機の危害抑制に関する研究開発」（実施者：株式会社イームズロボティクス）

5. 6. 1. 「無人航空機の危害抑制に関する研究開発」

無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行を安全に行えるようにするため、第三者に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法とそれに資する性能評価基準を研究開発した。落下分散は、初期条件や初速に大きく依存する。このため、本研究開発では、初期条件や初速の条件の限定の仕方を含めて検討を行った。落下時に初速や加速、風などの外乱による移動力が残った状態を排除するための緊急対応における条件の設定を検討した。例えば、緊急時や異常の検出があった時からプロペラ停止までの時間などの計測や、緊急時の対応別の初期条件設定を検討した。初期条件から、落下時の初速を設定し、落下分散のシミュレーションや試験条件の設定を行い評価手法の検討を実施した。また、初期条件で、パラシュートの使用の影響が落下分散にも大きく影響すると考えられる場合には、パラシュートも試験対象とした。機体のプロペラが時間差で回転したと思われ、機体の落下位置が受止装置から右側手前に 15m ほど大きくずれて落下した（逆回転風車現象は立川の垂直風洞試験で見られた現象と同様）。さらに、無人機の実利用を想定し、水平飛行からの落下試験も実施した。2018 年度の福島 RTF での試験結果を踏まえ、JAMSS で整理した計測データに基づき、飛行高度と経路からディスアームの位置を決定して試験に臨んだ。しかしながら、水平飛行から所定の位置でモータをディスアームする際、昨年度の福島 RTF での試験で、いきなりディスアームしたことで大きく姿勢が崩れた経験から、初日はスロットルダウンからディスアームしたため、プロポの微妙な操作と機体の癖もあったためか、機体が飛行経路中心から右側にずれてしまい、初日の試験はいずれも受止装置で受止められなかった（PRODRONE で機体自動停止装置も準備していたが不具合により手動によるディスアーム操作となった）。2 日目の試験ではディスアームの操縦方法を微妙に調整すると共にタイミングについても、ディスアームポイントでのフラッグによる合図の精度が向上したことから、受止装置で受け止めることができた。高度 20m の水平飛行落下時には見られなかったが、30m 高度からの水平飛行落下時には、ネットの強度に負けてか、プロペラとアームの損傷が見られた。試験結果詳細及び試験会場の様子は図 2. 1. 1. 7-384 から図 2. 1. 1. 7-392 の通り。



図 2. 1. 1. 7-384 ホーベック鳥羽工場に設置された 大型無人航空機落下受止装置（左）と
無人航空機用落下受止装置（水平飛行からの落下受止装置）（右）



図 2. 1. 1. 7-385 大型無人航空機落下
受止装置



図 2. 1. 1. 7-386 無人航空機用巡航落下
受止装置



図 2. 1. 1. 7-387 試験でプロペラが
破損した X-S1



図 2. 1. 1. 7-388 試験でプロペラが
破損した X-F1



図 2. 1. 1. 7-389 水平飛行から
の落下試験用受止装置



図 2. 1. 1. 7-390 横から見た
水平飛行落下試験



図 2. 1. 1. 7-391 水平飛行からの落下試験で受止装置外に落下して破損した X-S1



図 2. 1. 1. 7-392 水平飛行からの落下試験で、受止装置で受け止められたが、ネット上の落下位置が低すぎたため、地面に衝突して破損した X-F1

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	0	3	3	－	－	6
学会発表・シンポジウム講演等	－	1	3	2	5	2	13
展示会出展	－	1	6	6	1	－	14
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	0	0	－	－	－	－
ニュースリリース・プレスリリース	－	0	0	－	－	－	－
国内出願	－	0	0	－	－	－	－
外国出願	－	0	0	－	－	－	－

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための、機体の騒音計測、落下分散、衝突安全、アンテナ性能評価の評価方法の確立という最終目標であるが、それぞれ最適な評価方法の確立を達成した。今後は、検討会等での議論等から浮上する新たな課題（飛行安定性、誘導精度、地上への危害低減）等の解決を目標としてその達成を目指す。

性能評価、特に安全性能の評価法や試験方法の開発は、機体の安全性能の適正な評価により安全な機体開発の促進が期待される。これにより安全な機体の市場への投入が促進されれば、見視外及び第三者上空飛行の安全な実現を可能にする波及効果が期待できる。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

実用化・事業化に向けたシナリオは、無人航空機の見視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための、機体の騒音計測、落下分散、衝突安全、アンテナ性能評価等の評価方法の確立の延長線上にある。この中で、具体的取り組みとして、機体の騒音計測においては、ISO 国際標準において騒音の TC43/SC1 と無人航空機 TC20/SC16 のジョイントワーキンググループである JWG7 が設立され、無人航空機の事業化に向けた騒音計測標準の策定が開始されている。これにより、本事業で開発した騒音試験法による ISO 認証事業が創出される可能性がある。について記述する。計画・マイルストーンを明確に示す。実用化・事業化に向けた具体的取組についても記述する。

本研究開発成果の産業界における具体的な利用の形態として、標準化に伴うビジネスがある。既に前述の通り、機体の騒音については ISO 国際標準化が開始されている。

無人航空機の安全認証は、無人航空機が社会受容性を獲得するためにも必須の仕組みであるため、認証市場は潜在的に大きく、ユーザーの認証取得ニーズは高い。ISO 国際標準化に伴う市場の規模の拡大と成長も見込まれる。また、非競争領域の国際標準化の進行で、競合技術に対する性能面、コスト面での大きなプログレスを生み出し、シェア向上、製造コスト削減、省エネ効果、CO₂削減などでの競争力の向上が見込まれる。

知的基盤・標準を供給・維持するための体制の整備について、ISO での国際標準化活動の社会への波及効果が期待される。

実用化に向けては、引き続き研究開発が必要であり、一例として、株式会社イームズロボティクスが国土交通省航空局の機体認証取得に取り組むことが決まっている。

3. 実用化・事業化の見通し

騒音計測標準認証事業の実用化・事業化に向けた課題と今後の方針について以下に記述する。残響室によるドローンの音響パワーレベル測定法を確立したが、本格的な残響室は産総研（つくば市）にあるだけで、国内ドローンメーカーとして活用しやすい環境作りが今後の課題である。本格的な残響室は建築コストもかかるので、各社が自社で備えることは現実的ではない。株式会社アコーでは、残響室の小型版ともいえる「残響箱」（約 2.5m 角の四角形）を製作しており、中型までのドローンであれば測定も可能。2019 年度に実際の残響箱でドローンを測定し、産総研残響室とのデータ比較をする予定である。

こうした残響箱を例えば、福島 RTF に設置することができれば、同所でドローンのテストを行った際、同時に音響パワーレベルの計測も可能になるため、ドローンの販売基準として音響パワーレベルから「30m 離れた場所で〇〇dB」との表記、基準が可能になる。

波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）を記述する。性能評価、特に安全性能の評価法や試験方法の開発は、機体の安全性能の適正な評価により安全な機体開発の促進が期待される。これにより安全な機体の市場への投入が促進されれば、目視外及び第三者上空飛行の安全な実現を可能にする波及効果が期待できる。

整備した知的基盤について、利用されているか記述する。

内閣府の日本経済再生本部では 2019 年 6 月、成長戦略フォローアップとして「ドローンが荷物配送など、2022 年には有人地帯上空を目視外飛行が可能となるサービス」を実現すると提唱した。これによって有人地帯を静かに飛行するドローンのニーズが高まり、株式会社イームズロボティクス社の静音化技術の重要度が高まる。2020 年までにドローンの音響パワーレベル計測方法の統一化、2021 年には弊社の静音技術の普遍化に向けて、株式会社イームズロボティクス社がリーダーシップをとっていく。

波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）を記述する。2019 年度の DRESS Project の成果報告として、株式会社イームズロボティクス社はドローン静音化技術を開示する予定である。国内ドローン産業の発展のため、この技術を広く普及させていく。

6.1.1.8 無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発

(実施期間：3年間（2020年度～2022年度）)

(実施先：国立研究開発法人 産業技術総合研究所、国立大学法人 東京大学、独立行政法人 労働者健康安全機構労働安全衛生総合研究所、国立大学法人 長岡技術科学大学、イームズ ロボティクス株式会社、株式会社プロドローン、国立研究開発法人 日本原子力研究開発機構、東京航空計器株式会社、本郷飛行機株式会社)

(1) 事業の背景・意義（目的・概要）

近年、小口輸送の増加や積載率低下などエネルギー使用効化が求められる物流分野や、効果的かつ効率的な点検を通じた長寿命化による資源のリデュースが喫緊の課題となるインフラ点検分野において、無人航空機やロボットの活用による省エネルギー化実現が期待されている。2017年5月に改訂が行われた「空の産業革命に向けたロードマップ」では、飛行させる空域や飛行の方法に応じて飛行レベル1～4を定義し、2018年頃に無人地帯での目視外飛行（レベル3）、2020年代頃以降に有人地帯（第三者上空）での目視外飛行（レベル4）による無人航空機の利活用を本格化させるとしている。これを実現するための環境整備の一環として、2017年度に国土交通省／経済産業省が事務局となって「無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」が開催され、2018年3月にレベル3の実現に向け「無人航空機の日視外飛行に関する要件」が取りまとめられ、「無人航空機の日視外飛行に関する許可・承認の審査要領（以下、審査要領）」に反映され、NEDO事業においても、レベル4の実現に向けて、小項目「6）第三者上空での飛行に向けた無人航空機の日視外飛行の性能評価基準の研究開発」が2018年度～2019年度に実施された。

こうした流れを受け、今後は更に事業リスクが上昇するレベル4の日視外飛行の実現に向けて、産業用無人航空機の日視外飛行の機体の耐空性審査や型式証明などの制度整備が進み、その審査認証のための品質証明にJISなどの産業規格を活用することが想定される。つまり、無人航空機に求められる安全基準策定のための、仕組みの要件検討が求められている。これに資するため、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法、ならびにその技術的な検証データが必要とされている。

無人航空機に求められる安全基準は、現行の審査要領では機体に対し「機上カメラによる周辺監視」「地上における機体の位置・異常有無の把握」「不具合発生時の危機回避機能」が求められる他、飛行経路全体を見渡せる位置への「補助者の配置」等が求められている。これに加え、上述の「無人航空機の日視外飛行に関する要件」では、補助者を配置しない場合の日視外飛行の要件として「第三者の立ち入る可能性の低い経路設定」「第三者の立入管理」「有人機等の監視」「機体の状態監視」「機体周辺の気象状況の監視」等が定められた。

無人航空機に求められる安全な飛行基準については、現行の審査要領では機体の最大離陸重量により基準が異なっている。最大離陸重量25kg未満の機体の場合は、補助者を配置すると共に、機体に対し「高い信頼性のある設計や安全機能」「第三者・物件への危害軽減の構造」等が求められているが、いずれの機能も具体的な基準は無く、審査要領上は、いくつかの機能の例示にとどまっている。また、最大離陸重量25kg以上の機体の場合は、機体に対し「航空機に相当する耐空性能（例：規則附属書第1において規定される耐空類別がN類に相当する耐空性能）」が求められている。

無人航空機に求められる安全なレベル4飛行の実現に向け、補助者を配置しない第三者上空の飛行や、日視外における第三者上空の飛行を実現するために、耐空性能等の現行基準の考え方を分析・整理した。その結果、2017年にICAO（国際航空連盟）で示されたUASのパフォーマンスベース評価の方針を踏襲できる評価技術が必要であることが分かってきた。この結果を基に、現状の課題を克服する方策として、産業規格の引用等を活用した審査要領の仕組みの構築を考慮して、信頼性の高い設計や安全機能、第三者等への危害軽減等の性能評価に関する、具体的な産業規格に資する評価技術開発と、その技術的な検証データ収集を実施した。

また、無人航空機に求められる安全なレベル4飛行の実現にあたり、第三者の生活環境への配慮や無人航空機の更なる普及に向けた社会的受容性向上の観点から、プロペラの回転音に代表される騒音等の低減が必要である。また、限られた搭載エネルギーのエネルギーマネジメント性能やエネルギーリスクの評価法の技術開発を推進し省エネルギー社会への貢献を行うことが必要である。

このため、本プロジェクトでは、物流、インフラ点検、災害対応等の分野で活用できる無人航空機及びロボットの開発を促進するとともに、社会実装するためのシステム構築及び飛行試験、評価法開発等を実施した。基本計画に基づき、物流、インフラ点検及び災害対応等の分野で活用できる、ロボット及び無人航空機の開発を促すとともに、それらを社会実装するためのシステム構築等を進めた。

具体的には、以上に示した現状の課題認識の下、本研究開発では、無人航空機に求められる安全基準策定のための産業規格整備を実現するための機体の性能評価基準と、その評価手法を開発すると共に、国内の代表的な複数のメーカーが開発した機体を用いて、当該評価プロセスの開発を行い、開発した性能評価技術及び評価手法の妥当性を技術的に検証した。

性能評価手法、特に試験法の開発に当たっては、当該成果の普及展開や標準化推進の観点から、産業界や運用者にとって低コストで効果的な手法であることに配慮して開発した。

航空法でもそうであるが、国が審査をするとき、審査に必要な実測データを持っている必要があり、これに貢献するのが本プロジェクトとしては最も効果的である。本件の場合は高圧ガス保安法で、国の審査を委託されている KHK などの機関が実測データを保有することにより、審査が実測値に基づいたものとなるので、例えば水素燃料電池ドローンの場合、JARI の試験法による結果と KHK の試験法による結果を KHK が保有していること自体がとても大切であり、それにより、各試験法が国の審査に結びついて迅速な審査が実現しているという結果が得られている点が成果である。

2020～2021 年度委託事業では、無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発の中で、①各種機体の性能評価試験法開発、②産業規格化検討、③セキュリティ検討、④非 GPS 性能評価試験法検討を実施し、2022 年度委託事業では、②産業規格化検討を実施した。

①各種機体の性能評価試験法開発では、2017 年に発表した ICAO（国際民間航空連盟）の UAS のパフォーマンスベース評価に基づく D&R (Durability and Reliability) の適合性評価に必要な性能限界評価手法やリスク評価手法の研究開発を実施した。作業現場で浮上中のドローンが人に衝突するケースの対人衝突安全評価を、日本自動車研究所の衝突試験装置等を用いて実施した。ドローンガード等安全対策装備による飛行性能低下を評価するため、産総研の風洞と大分産業科学技術センターのドローンアナライザーを使用して、空気抵抗係数、最高速度限界測定、落下終端速度測定などの試験法研究を実施した。人体や頭部、手、顔、目のドローン衝突及び切創試験は安全衛生総合研究所、長岡技術科学大学らで実施した。また、ドローンの騒音試験法の開発のために騒音測定の試験を実施した。バッテリーにエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、外部短絡試験と内部短絡圧壊試験の評価による地上への危害と、有人機へのエアリスク（ドローンストライク）の 2 つの方向でバッテリーメーカーと共に、検証する試験を実施した。国土交通省 航空局適合性評価の CONOPS を決める重要な部分を占める最高速度や落下終端速度などの飛行限界性能評価を風洞により実施する方法の開発を実施した。炭素繊維複合材の固定翼機の飛行限界性能試験法や、VTOL (Vertical Take-Off and Landing) 機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法の検討を実施した。

②性能評価の産業規格化として、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の各種産業規格策定のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で、海事協会が「産業規格化ワーキンググループ」を設置し、開催と運営を実施した。

③セキュリティに関する検討として、無人航空機に必要なセキュリティの検討のために、有人航空機のセキュリティ規格である RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) DO-326/355/356 等や、IEC (International Electrotechnical Commission) など他の産業規格の調査を実施した。また、無人航空機のセキュリティ対策基準（ガイドライン）の検討のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で「無人航空機のセキュリティワーキンググループ」を設置し策定作業を実施し、2022 年 3 月 31 日に「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン」を経済産業省から発表した。

④非 GPS 飛行の性能評価として、小型無人航空機の非 GPS 飛行性能を評価する技術としての性能評価のための試験供試体の研究開発、およびその試験供試体を用いた性能評価法についての基礎的な検討を実施した。具体的には、センサデータに基づいた自己位置推定や位置制御等の非 GPS 環境

下で小型無人航空機に必要とされる性能を試験するために必要な、基礎的な試験条件や定義について検討した。さらに、海外の無人航空機の評価法の調査検討として、米国 ASTM International の委員会 (E54) の調査と共に、ASTM International と米国 NIST (National Institute of Standards and Technology) とが開発中の試験法の評価を実施した。主に、原子力機構と新潟工科大は、協力して性能評価のための試験供試体の研究開発を担当し、プロドローンと名工大は、既存の SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) 等の自己位置推定に必要なセンサの評価法の検討、本郷飛行機は自己位置推定技術等を搭載した小型無人航空機の開発を実施した。

限界飛行速度の評価手法として、産業界において低コストで計算が可能なように 2 次関数近似を用いて最小 2 乗フィッティングによる関数導出を用いた。扱いやすい 2 次関数近似を用いることにより、産業界で使いやすい飛行運用限界速度計算手法が開発できた。これを用いれば、耐空証明や型式認証の適合性評価の審査における D&R や CONOPS のための実測データになるだけでなく、開発現場の効率化と技術向上促進にも寄与することができる。

(2) 研究開発目標と根拠

① 各種機体の性能評価試験法開発

無人航空機に求められる安全基準策定のための各種評価法の開発、具体的には、対人衝突安全評価や風洞試験、騒音評価やエネルギーマネジメントシステムなど各種評価試験などでのリスク低減に関する研究開発を実施する。

1-1 対人衝突安全評価

ドローンの作業現場で浮上中のドローンがスライドして作業車に衝突するケースの対人衝突安全評価を、協力企業 (外注) の衝突試験装置等を用いて試験法を開発すると同時に、安全対策装置の開発をスカイドライブなどメカ 3 社で実施する。安全対策装置の装備による飛行性能低下を最小限に抑制するために、産総研風洞と大分産技センターのドローンアナライザーを使用して安全と性能のバランス点を見出す研究を実施する。一方、多くの機能と複雑な形状を有する人間の手や顔、目の切創試験は長岡技術科学大学で実施する。

1-2 騒音評価

ドローンの騒音試験法の JIS 化に求められる産業界が経済的に技術適に受容可能な試験法の実施を実施する。産業規模とサイズやリスクに応じた試験法体系を構築する。

1-3 エネルギーマネジメント

航空機でも未だに燃料が枯渇し墜落する事故が発生しているほど、燃料管理やエネルギーマネジメントはノウハウが必要な領域であり、ドローンが自動飛行する時のエネルギーマネジメントの際には、エネルギー消費率 (燃費) というパラメータは必須となるため、自動車の JC-08 モードのような測定法をドローンでも開発する。また、バッテリーというエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、地上への危害と有人機へのエアリスク (ドローンストライク) の 2 つの方向でバッテリーメカとともに検証する試験を実施する。

1-4 耐空強度等評価

国土交通省 航空局耐空審査要領の第 2 章の多くの部分を占める耐空強度試験法や飛行性能評価法の開発を実施する。炭素繊維複合材の固定翼の主翼耐空強度試験法や、VTOL 機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法などの開発を実施する。

1-5 その他各種性能評価試験

国土交通省の必要に応じた各種性能評価法の考案や試験法開発を実施する。

無人航空機の目視外及び第三者上空飛行等に求められる機体の安全基準策定のための性能を評価する手法について「無人航空機性能評価検討委員会」(以下「親委員会」という。)において検討し取りまとめる。親委員会は、政府の「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」及び「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」における議論の内容を踏まえて検討を行う。また、親委員会は、2017 年度までの無人航空機に関する性能評価基準の研究開発の成果を引き継ぎ、その早期の公表に向けて、親委員会において必要な検討を行う。なお、親委員会の事務局は親委員会に係る事務連絡、日程調整、会議室の手配、資料の作成、議事進行、議事録の作成その他の必要な事務を担う。本研究開発に「6) 目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準 (2018~2019 年度の研究開発項目)」の

研究開発成果を反映させる。このうち、主に産総研は各種試験や手順書の取りまとめを統括し、安衛研は安全（Safety）関係の各種試験や評価を統括する。長岡技大は主に対人安全の評価試験を担当し、大分産技センターは飛行性能の評価試験等を担当、筑波大は自律飛行関係の調査

研究を実施する。機体メーカーは各社の、イームズロボティクス、プロドローン、スカイドライブ、新明和工業らは、各種無人航空機の実機を用いた試験を実施して、評価法や手順書の検討を実施する。さらに、各実施者は海外動向を調査するために、国内外の学会や展示会、国内外の各種規格策定委員会等に参加し調査を実施する。なお、本研究開発課題の推進にあたって、各実施者の研究実施場所での実験等の他に、福島ロボットテストフィールド（福島 RTF）での実験や評価も実施する。ただし、新型コロナウイルス感染症（COVID-19）等の感染状況を踏まえ、実験場所については、各実施者が調整可能な試験や評価場所で、柔軟に対応する予定である。さらに、各実施者は無人航空機の運用講習や、リスクマネジメントや応急救護対応等の講習の受講や、個人保護具の整備など、安全・安心な実験環境の整備を目指す。無人航空機の産業界は他の産業に比べ、産業の成熟よりも技術の進展のスピードが速く、社会的な課題が露見しやすい状況であり、各企業や団体、行政、市民と共に「共創（創造的合意形成）」が必要である。このため、産総研デザインスクール等と連携し、対話を重視した円滑な標準化と社会実装を目指す。

②性能評価の産業規格化

（担当：東京大、産総研、一般財団法人日本海事協会（海事協会））、（リーダー：東京大 鈴木真二、サブリーダー：海事協会 平田純一）

無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化。本事業を円滑に推進するため各種産業規格策定 WG を設置し運営する。

目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準（2018～2019 年度の研究開発項目）の研究開発では、第三者上空飛行が社会的に許容されている航空機 N 類の耐空性審査要領を分析し、社会が許容するリスクレベルの分析とそのリスクレベルと同等のリスクレベルを実現する無人航空機の耐空審査性能基準の検討を行った。また、国際規程や各国の認証制度に包含する国際社会が許容するリスクレベルを耐空証明技術内容の分析から導出し、同等のリスクレベルを実現する無人航空機の耐空審査性能基準の分析を実施した。2015 年 11 月 17 日に制定（国空航第 684 号、国空機第 923 号）され、最近 2018 年 1 月 31 日に一部改正（国空航第 1896 号、国空機第 2030 号）された国土交通省航空局の「無人航空機の飛行に関する許可・承認の審査要領」の「第 5-2 項 人又は家屋の密集している地域の上空における飛行を行う場合」の（3）の a）に、耐空類別 N 類に関する記述がある。このことから、無人航空機における耐空性能を分析し耐空性審査要領の審査に資する試験データの収集が必要であり、そこから本研究である無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発が必要とされるが、ASTM (ASTM International) や SORA (Specific Operations Risk Assessment) 等の国際規程や、各国の認証制度に包含する耐空証明技術内容の分析も同時に必要であるため実施する。このため、各実施者は海外動向を調査するために、国内外の学会や展示会、国内外の各種規格策定委員会等に参加し調査を実施する。アメリカ連邦航空局 (FAA: Federal Aviation Administration) には、アメリカ航空宇宙局 (NASA: National Aeronautics and Space Administration) や ASTM 等との連携により Part107 の審査にフィードバックする仕組みがある。また、オーソリティの団体である JARUS (Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems) の定めたガイドラインである SORA を示している。このガイドラインを満たせば許可となる仕組みが整備されてきている。ただ、これらの仕組みは各国の航空の仕組みと民間製造産業の仕組みに、技術的、社会的、制度的、時間的など様々な面において、大小さまざまな差異やギャップが包含されており、その克服が産業側の課題となっており ISO 国際会議で議論されている。このような流れの中で、我が国の方針も、元来産業側と整合性の高い JIS 規格等の産業規格を審査要領サーキュラーに引用することにより、その様々なギャップの問題を克服する優れた戦略を目指している。それは、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会の「小型無人機の有人地帯での目視外飛行実現に向けた制度設計の基本方針」

(<https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryou13.pdf>)において、「我が国で開発する小型無人機の輸出を促進するために、小型無人機に係る欧米の規制との調和を図ることも重

要であり、制度の乖離は可能な限り少なくする必要がある」(p. 6)との記述や、「(審査の省略及び民間能力の活用の検討等)全国の無人航空機に対し適切に機体認証検査や修理改造検査を行うためには、民間能力の活用を含めた実施体制についての具体の検討が必要である。例えば、検査時

に、国が指定した者により検査を受けた場合は、国による各検査の一部又は全部を省略できる仕組み、製造者に対し、量産する場合は「型式認証」を取得することや、販売する際には個々の機体についての検査もあわせて実施することを義務化することにより、個別の利用者による検査負担を軽減する仕組み等」(p. 19)の記述にも現れている。

航空法の構成や国際法(シカゴ条約)上の仕組みが、欧州や北米と全く同じで航空局が認可するシステムであることから、北米や欧州が JIS と同じ仕組みを ISO にして同じ解法を選択することは十分考えられる点を考慮し、本事業で無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化を実施する。

2022 年度には、「無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」(国土交通省航空局)のうち「機体の安全性確保 WG」における議論との整合性を考慮し、研究実施期間を延長し「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」を設置し、第二種機体に対応した型式認証の適合性証明手段として活用可能な、証明方法(試験方法を含む)及びそれらの文書(証明手順書)化について検討する。

「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」の「サブ WG 305 起こりうる故障」について模擬検査を実施する。2021 年度に実施した「UAS300 番台」のように、ASTM など参考にする情報が確認できない段階であったため、実際に機体メーカーの協力のもと、実機による飛行試験を実施する。さらに、調査として無人航空機のセキュリティの調査や、手続きに関する勉強会を実施し調査を実施する。

「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」で検討した結果は、別途 WG の「活動報告」として公開する。

③セキュリティに関する検討

(担当：産総研、東京大、東京航空計器株式会社(TKK)、公立大学法人会津大学(会津大)、プロドローン)、(リーダー：産総研 五十嵐広希、サブリーダー：産総研 安藤慶昭)

既存の各種セキュリティガイドライン等を調査し、無人航空機に必要なセキュリティの性能評価に関するガイドラインとまとめる。また、無人航空機に求められるセキュリティ対策を検討し、無人航空機のセキュリティ対策基準について研究開発する。具体的には、小型無人航空機に関しては、IoT セキュリティガイドラインを基に無人航空機のセキュリティガイドライン策定及び取りまとめを実施する。無人航空機の情報漏洩防止対策のセキュリティ等に取り組む計画である。

無人航空機のセキュリティは、安全(Safety)にも影響を与える場合があるため、特に機能安全の側面も考慮する必要がある。このため、有人航空機の RTCA(Radio Technical Commission for Aeronautics) D0-326 のようなセキュリティガイドラインも参考として、リスクレベルが高い無人航空機に必要なセキュリティについての調査研究を実施する。

このうち、産業技術総合研究所は、小型無人航空機の IoT セキュリティガイドラインを基に無人航空機のセキュリティガイドライン策定の検討や調査研究を実施し、東京大学と会津大はリスクレベルが高い無人航空機のセキュリティの調査研究を実施する。東京航空計器やプロドローンは、検討するガイドラインの適合性や認証の可能性について評価、検討等を実施する。さらに、各実施者は海外動向を調査するために、国内外の学会や展示会、各種規格策定委員会等に参加し調査を実施する。

④非 GPS 飛行の性能評価

(担当：国立研究開発法人日本原子力研究開発機構(原子力機構)、産総研、学校法人新潟工科大学(新潟工大)、国立大学法人名古屋工業大学(名工大)、プロドローン、本郷飛行機株式会社(本郷飛行機)、東京大)、(リーダー：原子力機構 川端邦明、サブリーダー：名工大 佐藤徳孝)

小型無人航空機の非 GPS 飛行性能を評価する技術として、性能評価のための試験供試体の研究開発およびその試験供試体を用いた性能評価法について研究開発を実施する。特に、非 GPS 環境において小型無人航空機に搭載されたセンサから取得されたデータに基づいて飛行制御を行う性能に

について評価を行う方法について、研究開発を行うことを目的とする。

具体的には、センサデータに基づいた自己位置推定や位置制御等の非 GPS 環境下で小型無人航空機に必要とされる性能を試験するために必要な基礎的な試験条件についての研究、経路長、姿勢の

変化、に基づいて難易度設定をする観点から試験供試体の研究開発、小型無人航空機の飛行性能を定量的に評価する方法の研究開発等を実施する。また、研究開発を行った性能評価法をユーザが実施する際に参考となる手順書の形式としてまとめる。また、本研究開発過程において各担当が得た知見についても、将来の小型無人航空機の飛行性能評価試験拡張の要件、留意すべき事項等についても手順書等に付記する形式でまとめる。さらに、アメリカ国立標準技術研究所 (NIST : National Institute of Standards and Technology) 等の国内外の研究機関とも連携し、例えば、ASTM 等の規格標準化についても考慮する。

このうち、日本原子力研究開発機構は、性能評価試験法開発のとりまとめ、基礎試験条件の抽出等を担当し、新潟工科大学は、日本原子力研究開発機構と協力して性能評価のための試験供試体の研究開発を担当する。また、プロドローンと名古屋工業大学は、既存の SLAM 等の自己位置推定技術についての計算原理・性能の分析を担当するとともに、保有する小型無人航空機制御技術に基づいた、飛行中の自己位置推定技術等に必要なセンサ等の評価について担当する。本郷飛行機は自己位置推定技術等を搭載した小型無人航空機を提供し、開発される性能評価試験法の開発支援を担当する。さらに、産総研や東京大学は、ASTM など関連する海外の規格の調査や評価実験等を担当する。さらに、各実施者は海外動向を調査するために、国内外の学会や展示会、国内外各種規格策定委員会等に参加し調査を実施する。

なお、本研究開発課題の推進にあたって、各実施者の研究実施場所での実験等の他に、日本原子力研究開発機構は、日本原子力研究開発機構・福島研究開発部門・櫛葉遠隔技術開発センターの試験棟や附属施設等を活用し、新潟工科大学は、隣接する柏崎市ものづくり活性化センターの研究室の活用や、福島 RTF 等での実験や評価を計画する。ただし、新型コロナウイルス感染症 (COVID-19) 等の感染状況を踏まえ、実験場所については、各実施者が調整可能な試験や評価場所で、柔軟に対応する予定である。さらに、各実施者は無人航空機の運用講習や、リスクマネジメントや応急救護対応等の講習を受講や、個人保護具の整備など、安全・安心な実験環境の整備を目指す。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表(3)1 スケジュール

事業項目	2020 年度				2021 年度				2022 年度		
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期
① 各種性能評価研究開発 ・対人衝突安全評価や風洞試験、騒音評価やエネルギーマネジメントシステムなど各種評価試験などでのリスク低減に関する研究開発			対人安全性能評価試験法開発								
			各種性能評価試験法開発								
			音響、風洞、エネルギー管理等性能評価試験法開発								
② 性能評価の産業規格化 ・産業規格化の調査検討、委員会の開催			産業規格化調査検討								
			親委員会・各WG開催							▲ ▲ ▲	▲ ▲ ▲
③ セキュリティに関する検討 ・ガイドラインとりまとめ、セキュリティ対策の検討			ガイドラインとりまとめ								
			セキュリティ対策検討								
④ 非 GPS 飛行の性能評価 ・性能評価試験法開発、試験供試体開発			非 GPS 性能評価試験法開発								
			非 GPS 試験供試体開発								

 網掛部はプロジェクト終了期間

・委託先/再委託先、研究実施場所と研究項目は以下の通り。(点線内は 2022 年度体制)



(4) 研究開発の達成状況

①各種性能評価研究開発

- ・対人衝突安全評価や風洞試験、騒音評価やエネルギーマネジメントシステムなど各種評価試験などでのリスク低減に関する研究開発
- ・浮上中のドローンが人に衝突するケースの対人衝突安全評価を、日本自動車研究所の衝突試験装置等を用いて実施した。ドローンガード等安全対策装備による飛行性能低下を評価するため、産総研の風洞と大分産業科学技術センターのドローンアナライザーを使用して、空気抵抗係数、最高速度限界測定、落下終端速度測定などの試験法研究を実施した。人体や頭部、手、顔、目のドローン衝突及び切創試験は安全衛生総合研究所、長岡技術科学大学らで実施した。また、ドローンの騒音試験法の開発のために騒音測定の試験を実施した。バッテリーにエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、外部短絡試験と内部短絡圧壊試験の評価による地上への危害と、有人機へのエアリスク（ドローンストライク）の2つの方向でバッテリーメーカーと共に、検証する試験を実施した。国土交通省 航空局適合性評価のCONOPS を決める重要な部分を占める最高速度や落下終端速度などの飛行限界性能評価を風洞により実施する方法の開発を実施した。炭素繊維複合材の固定翼機の飛行限界性能試験法や、VTOL（Vertical Take-Off and Landing）機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法の検討を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
1-1 対人衝突安全評価法の開発	・評価法に HIC と共に NIJ（頸部衝撃荷重）が有効	◎	(*1)
1-2 騒音評価法開発	・残響室法や斜め計測法を開発 ・ISO 国際標準化 JWG7 に参画	◎	
1-3 エネルギーマネジメント評価法開発	・高圧ガス保安法大臣認可ガイドライン発表 ・水素燃料電池ドローンの認可試験法確立	◎	
1-4 耐空強度等評価法開発	・炭素繊維複合材の耐空強度試験評価法を開発 ・水素燃料電池ドローン安全保護方策へ応用	○	
1-5 その他各種性能評価試験法開発	・風洞試験や射出受止装置による新しい性能評価法を開発	◎	(*2)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) 自動車産業との比較、連携を行った

(*2) 空力技術評価のための風洞試験法開発は特に有用性が高い

② 性能評価の産業規格化

- ・無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化のために、各種産業規格策定のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で、海事協会が「産業規格化ワーキンググループ」を設置し、開催と運営を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
各種産業規格策定 WG を設置し運営する	産業規格化に向けて、各種試験や調査を実施した。国土交通省航空局の「機体認証制度を検討する機体 WG」において、「第一種型式認証の比較的リスクの低いもの」と「第二種型式認証」については、米国 FAA の D&R ベース安全基準を参考に検討する方向性が提示された。適合性証明方法について実際に試験を実施して検討した。	○	
第二種機体に対応した型式認証の適合性証明模擬検査の検討	「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」（国土交通省航空局）のうち「機体の安全性確保 WG」における議論との整合性を考慮し、研究実施期間を延長し「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」を設置し、第二種機体に対応した型式認証の適合性証明手段として活用可能な、証明方	○	

	法（試験方法を含む）及びそれらの文書（証明手順書）化について検討。無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討WG」の「サブWG 305 起こりうる故障」について模擬検査を実施		
--	---	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③ セキュリティに関する検討

- ・無人航空機に必要なセキュリティの検討のために、有人航空機のセキュリティ規格である RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) DO-326/355/356 等や、IEC (International Electrotechnical Commission) など他の産業規格の調査を実施した。また、無人航空機のセキュリティ対策基準（ガイドライン）の検討のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で「無人航空機のセキュリティワーキンググループ」を設置し策定作業を実施し、2022 年 3 月 31 日に「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン」を経済産業省から発表した。

最終目標	成果	達成度	備考
ドローンセキュリティのガイドラインを策定する。	ドローンセキュリティのガイドラインを策定し公表した。	○	(*4)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*4) 2022 年 3 月 31 日に「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン」を経済産業省から発表した。

⑤ 非 GPS 飛行の性能評価

- ・小型無人航空機の非 GPS 飛行性能を評価する技術としての性能評価のための試験供試体の研究開発、およびその試験供試体を用いた性能評価法についての基礎的な検討を実施した。具体的には、センサデータに基づいた自己位置推定や位置制御等の非 GPS 環境下で小型無人航空機に必要とされる性能を試験するために必要な、基礎的な試験条件や、定義について検討した。さらに、海外の無人航空機の評価法の調査検討として、米国 ASTM International の委員会 (E54) の調査と共に、ASTM International と米国 NIST (National Institute of Standards and Technology) とが開発中の試験法の評価を実施した。主に、原子力機構と新潟工科大は、協力して性能評価のための試験供試体の研究開発を担当し、プロドローンと名工大は、既存の SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) 等の自己位置推定に必要なセンサの評価法の検討、本郷飛行機は自己位置推定技術等を搭載した小型無人航空機の開発を実施した。

最終目標	成果	達成度	備考
小型無人航空機の非 GPS 飛行性能を評価する技術として、性能評価のための試験供試体の研究開発およびその試験供試体を用いた性能評価法について研究開発を実施する。特に、非 GPS 環境において小型無人航空機に搭載されたセンサから取得されたデータに基づいて飛行制御を行う性能について評価を行う方法について、研究開発を行うことを目的とする。	センサデータに基づいた自己位置推定や位置制御等の非 GPS 環境下で小型無人航空機に必要とされる性能を試験するために必要な、基礎的な試験条件や、定義について検討した。さらに、海外の無人航空機の評価法の調査検討として、米国 ASTM International の委員会 (E54) の調査と共に、ASTM International と米国 NIST (National Institute of Standards and Technology) とが開発中の試験法の評価を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

2020～2021 年度委託事業では、無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発の中で、研究開発項目①各種機体の性能評価試験法開発、研究開発項目②産業規格化検討、研究開発項目③セキュリティ検討、研究開発項目④非 GPS 性能評価試験法検討を実施した。

1 研究開発項目①「各種機体の性能評価試験法開発」

(実施者：国立研究開発法人産業技術総合研究所（産総研）、国立大学法人東京大学（東京大）、独立行政法人労働者健康安全機構労働安全衛生総合研究所（安衛研）、国立大学法人長岡技術科学大学（長岡技大）、イームズロボティクス株式会社（イームズ）、株式会社 PRODRONE（プロドローン）、大分県産業科学技術センター（大分産技センター）、国立大学法人筑波大学（筑波大）、株式会社 SkyDrive（スカイドライブ）、新明和工業株式会社（新明和工業））

2020～2021 年度委託事業では、無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発の中で、①各種機体の性能評価試験法開発を実施した。

各種機体の性能評価試験法開発では、2017 年に発表した ICAO（国際民間航空連盟）の UAS のパフォーマンス評価に基づく D&R (Durability and Reliability) の適合性評価に必要な性能限界評価手法やリスク評価手法の研究開発を実施した。作業現場で浮上中のドローンが人に衝突するケースの対人衝突安全評価を、日本自動車研究所の衝突試験装置等を用いて実施した。ドローンガード等安全対策装備による飛行性能低下を評価するため、産総研の風洞と大分産業科学技術センターのドローンアナライザーを使用して、空気抵抗係数、最高速度限界測定、落下終端速度測定などの試験法研究を実施した。人体や頭部、手、顔、目のドローン衝突及び切創試験は安全衛生総合研究所、長岡技術科学大学らで実施した。また、ドローンの騒音試験法の開発のために騒音測定の試験を実施した。バッテリーにエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、外部短絡試験と内部短絡圧壊試験の評価による地上への危害と、有人機へのエアリスク（ドローンストライク）の2つの方向でバッテリーメーカーと共に、検証する試験を実施した。国土交通省 航空局適合性評価の CONOPS を決める重要な部分を占める最高速度や落下終端速度などの飛行限界性能評価を風洞により実施する方法の開発を実施した。炭素繊維複合材の固定翼機の飛行限界性能試験法や、VTOL (Vertical Take-Off and Landing) 機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法の検討を実施した。総じて、無人航空機に求められる安全基準策定のための各種評価法の開発、具体的には、対人衝突安全評価や風洞試験、騒音評価やエネルギーマネジメントシステムなど各種評価試験などでのリスク低減に関する研究開発を実施した。

1-1 国内外における無人航空機の調査

国土交通省航空局が検討しているカテゴリ II（比較的高いリスクの飛行）で使用される無人航空機について、航空法の許可承認に係る審査において活用可能なガイドラインとなる規格案を策定する際の参考とするため、特に航空機の耐空性に関わる動向を調査した。ATSM、RTCA の各機関から発行されている関連規格に加え、UASCC/ANSI が発行している無人航空機の標準化ロードマップの概要を調査した。具体的な調査対象文書は以下の通り。

- ASTM F2910-14 Standard Specification for Design and Construction of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS)

- ASTM F3298-19 Standard Specification for Design, Construction, and Verification of Lightweight Unmanned Aircraft Systems (UAS)

- ASTM F3478-20 Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight

- RTCA 規格

 - RTCA DO-326 Airworthiness Security Process Specification

 - RTCA DO-355 Information Security Guidance for Continued Airworthiness

 - RTCA DO-356 Airworthiness Security Methods and Considerations

- UASCC/ANSI による無人航空機の標準化ロードマップ

 - Standardization roadmap for unmanned aircraft Systems, Version 2.0

無人航空機の耐空性に関する海外の産業規格概観は、以下の通り。

上記耐空性に関わる規格に加え、耐久性・信頼性の飛行実証プログラム開発のための標準実施要領 ASTM 3478-20: Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight は型式証明に向けて重要な規格である。

○ASTM F2910-14 の概要。

ASTM F2910-14: Standard Specification for Design and Construction of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS) 「小型無人航空機の設計及び構築に関する標準規格」

概要：本規格は、小型無人航空機（sUAS）の設計要件、構築要件、試験要件を規定している。

適用範囲：各国当局によって指定されていない限り、最大離陸重量 25kg（55 ポンド）以下の無人航空機が対象である。

文書構成と耐空性に関する機体要件の関係：第 5 章で要件を規定。

ASTM F2910-14 の INDEX は以下の通り。

第 1 章	Scope	スコープについて記載
第 2 章	Referenced Documents	関連文書について記載
第 3 章	Terminology	関連用語について記載
第 4 章	Applicability	適用範囲について記載
第 5 章	Requirements	

- 第 1 節において、一般要件を規定
- 第 2 節において、構造に関する要件を規定
- 第 3 節において、推進システムに関する要件を規定
- 第 4 節において、C2 リンクについては F3002 を参照すると規定
- 第 5 節において、データリンクについては reserved 状態のまま（要件の規定なし）
- 第 6 節において、システム及び機器に関する要件を規定
- 第 7 節において、ペイロードに関する要件を規定
- 第 8 節において、制御局に関する要件を規定
- 第 9 節において、発進システム及び回復システムに関する要件を規定
- 第 10 節において、システムレベルに関する要件を規定
- 第 11 節において、試験要件を規定

第 6 章 Keywords 関連キーワードについて記載

○ASTM F3298-19 の概要

ASTM F3298-19:Standard Specification for Design, Construction, and Verification of Lightweight Unmanned Aircraft Systems (UAS)

「軽量無人航空機（UAS）の設計、構築、検証に関する標準規格」

概要：本規格は、軽量無人航空機の設計のための耐空性に関する要件をカバーしており、ベースラインとなる設計要件、構築要件、検証要件を規定している。

適用範囲：必ずしも、最大離陸重量 25kg（55 ポンド）以下の無人航空機とは限らない。

固定翼機、VTOL 機、ハイブリッド機を含む。

文書構成と耐空性に関する機体要件の関係：第 5 章以降で要件を規定。

- 第 1 章 Scope スコープについて記載
- 第 2 章 Referenced Documents 関連文書について記載
- 第 3 章 Terminology 関連用語について記載
- 第 4 章 Significance and Use/Applicability 適用範囲について記載
- 第 5 章 Flight 飛行に関する要件を規定
- 第 6 章 Performance 性能に関する要件を規定
- 第 7 章 Design 設計に関する要件を規定
- 第 8 章 Construction 構築に関する要件を規定
- 第 9 章 Structure 構造に関する要件を規定
- 第 10 章 Command and Control System C2 システムに関する要件を規定
- 第 11 章 Other Required Off-Board Subsystems 非搭載サブシステムに関する要件を規定
- 第 12 章 Miscellaneous Equipment 種々の機器に関する要件を規定
- 第 13 章 Operating Limitations and Information 運用限界と情報について記載
- 第 14 章 Documentation 文書化について記載
- 第 15 章 Verification 検証要件を規定
- 第 16 章 Best Practices ベストプラクティスについて記載

○ASTM F3478-20 の概要

ASTM F3478-20: Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight

「FAA の監視下での低リスク無人航空機システム (UAS) の耐久性と信頼性の飛行実証プログラムの開発のための標準実施要領」

概要：本規格は、14CFR パート 21.17(b)に基づいて FAA による型式証明を求められる低リスク UAS に対して、耐久性と信頼性の適合手段 (MOC) に準拠することを目的とし、耐久性と信頼性の実証を通じて FAA による承認または認証を得るために必要な事柄が記載されている。航空機の信頼性を証明する一環として、低リスクの無人航空機の最低限の飛行計画を開発するための共通の方法論と考慮すべき事柄を記載している。耐久性と信頼性の計画、データ収集、報告に関する具体的な実施要領を記載している。無人航空機の開発試験の要件計画は扱わない。飛行計画を開発する際に利用可能な書式フォーマットも付録として添付されている。

適用範囲：G-1 Issue Paper に規定される運用概念、適格性基準、運動エネルギーの閾値によって定義される、低リスク無人航空機 (具体的な定義は 4.3 節に記載) が対象である。具体的な基準は下記の通り。操縦士が不測の事態の際に対応できるようコマンド・制御リンク (C2 リンク) を有する。適合手段の規定にもとづいて測定された無人航空機の運動エネルギーが 25000ft-lb 以下である。

高度 400 フィート以下で運用される。

野外の集会上空で運用しない (人の上で運用することは認められる)。

着氷可能性のある条件下で飛行しない。

航空機の数と操縦士の数之比は最大で 20:1 である。

無人航空機は電気駆動である (内燃機関と燃料電池は除く)

文書構成：第 8 章以降で標準実施要領を規定

第 1 章 Scope スコープについて記載

第 2 章 Referenced Documents 関連文書について記載

第 3 章 Terminology 関連用語について記載

第 4 章 Significance and Use 適用範囲について記載

第 5 章 Demonstration Prerequisites 実証の前提条件について規定

第 6 章 Documentation Structure 第 7 章以降の文書構成について記載

第 7 章 Front Matter 序文

第 8 章 Demonstration Planning 実証計画について含めるべき事柄を規定

(実証の設定、データ収集・保管、計装、データ分析、実証評価基準、実証制限、実証環境、実証リソース、実証ハザード分析、実証事例、実証マトリックス、実証手順)

第 9 章 Data Collection; Minimum Demonstration Data Content 実証において収集すべきデータについて規定 (飛行実証パラメータ、環境データの内容、システムパフォーマンスデータの内容、実証カードの見直し)

第 10 章 Demonstration Program Final Reporting 実証プログラムの最終報告について含め

るべき事柄、構成について規定

第 11 章 Keywords 関連キーワードについて記載

付属書として、3 種類の実証事例（①D&R 実証、②故障可能性に関する実証、③個別実証）を対象に、FAA21.17(b)に記載の MOC の記述と対応する実証事項の対応が整理されている。

○UASSC/ANSI の標準化ロードマップ

Standardization roadmap for unmanned aircraft Systems, Version 2.0

「無人航空機の標準化ロードマップ」

概要：UASSC/ANSI が 2020 年 6 月に発行した標準化ロードマップである。既存の標準と開発中の標準を確認し、その差異（ギャップ）を定義し、どのような研究開発を優先すべきか勧告している。（UASSC：Unmanned Aircraft Systems Standardization Collaborative）（ANSI：American National Standards Institute）

ロードマップ作成の経緯：無人航空機を安全に構成するため、標準と適合性の評価プログラムの開発を調整・加速することをミッションとして、現在そして今後求められる無人航空機標準化の動向を包括的に扱うロードマップを作成することが 2017 年に開催された UNSSC のキックオフ会合において合意された。

ロードマップ作成の具体的な目的は下記の通り。

無人航空機に関わる産業、標準化機関、規制当局間の調整と連携を促進すること

現在および将来の無人航空機標準化の展望を明確にし、関係者が標準参加リソースを集中できるようにすること

米国の一貫した政策のための基盤を提供し、地域または国際的な関係者に対して技術的な情報を提供すること

民間、商業、および公共の安全利用に重点をおき、無人航空機市場の成長をサポートすること

4 つの WG を設置し検討を行った。それぞれの WG の検討テーマは下記の通り。

WG1：耐空性標準

WG2：飛行運用標準のうち一般的に考慮すべき事柄、資格

WG3：飛行運用標準のうちインフラ検査、環境、民用サービス、場所の安全性

WG4：飛行運用標準のうち公的な安全性

ロードマップ全体の構成

第 1 章 Introduction 検討背景やロードマップの構造を記載

第 2 章 Federal Aviation Administration (FAA) and International Cooperation
規制者としての FAA の立ち位置と ICAO、JARUS と の連携について記載

第 3 章 Overviews of Other Selected U.S. Federal Government Agency Activities and
Intergovernmental Cooperation 政府機関の取り組みと政府間協力について記載

第 4 章 Overviews of Private-Sector Standards Development Organization Activities
民間セクターの標準開発組織の活動について記載

第 5 章 Overviews of Selected UAS Industry Stakeholder Activities
無人航空機産業関係者の活動について記載

第 6 章	Airworthiness Standards - WG1	耐空性の標準について記載
第 7 章	Flight Operations Standards: General Concerns - WG2	飛行運用標準の一般的な事項について記載
第 8 章	Flight Operations Standards: Infrastructure Inspections, Environmental Applications, Commercial Services, Workplace Safety - WG3	飛行運用標準のインフラ、検査等について記載
第 9 章	Flight Operations Standards: Public Safety - WG4	飛行運用標準の公的な安全について記載
第 10 章	Personnel Training, Qualifications, and Certification Standards: General - WG2	人材教育、評価、認証の標準について記載
第 11 章	Next Steps	今後の取り組みについて記載
付録	Appendix A, B, C	補足情報を記載

第 6 章～第 10 章までの構成

第 6 章から第 10 章では、標準が確立されていない項目についてギャップがあるものと定義し、標準化に向けて追加の研究開発 R&D が必要であるか、ギャップを埋めるために具体的に何に取り組むべきか、取り組むべき優先順位、関係する組織を整理している。2018 年に発行された Version 1.0 からの進捗状況について、完了（閉）、前進中（緑）、遅延（黄）、中断（赤）として信号の色になぞらえて進捗の判定をしている。それぞれのギャップに取り組むべき優先順位について、標準が発行されるまでに要すると想定される 時間スケールにあわせて、高（0-2 年）、中（2-5 年）、低（5 年以上）と定義している。特に優先順位が「高」のものは、さらに Tier1（最重要である）、Tier2（重要である）、Tier3（さほど重要でない）の 3 段階 の分類もなされている。

第 6 章の構成（耐空性）

ロードマップの第 6 章では、耐空性に関わる優先的な研究開発要素を整理している。

左から順に、

「節	タイトル	標準が確立されていない項目（ギャップ）	R&D 必要性	優先度
を以下に記述する。				
6.1	Design and Construction	無人航空機のデザインと設計	不要	高（Tier 1）
6.2	UAS System Safety	無人航空機のシステム安全性	必要	高（Tier 1）
6.3	Quality Assurance/Quality Control	-	-	-
6.4				
	・Avionics and Subsystems	航空電子工学とサブシステム	必要	高（Tier 2）
	・C2 Link and Communication	航空と無線通信の標準整合性と電波干渉の予測可能性	必要	高（Tier1）
	・Navigation Systems	無人航空機の運航システムと GNSS 干渉の回避	必要	高（Tier1）
	・Systems Performing Detect and Avoid (DAA) Functions	DAA 能力	必要	高（Tier1）
	・Software Considerations and Approval	ソフトウェアの検討と認可	必要	高（Tier1）

・Flight Data and Voice Recorders for UAS 飛行データと音声レコーダー		必要	中
・Cybersecurity	サイバーセキュリティ	必要	高 (Tier1)
6.5 Electrical Systems	電気システム	必要	高 (Tier 3)
6.6 Power Sources and Propulsion Systems	駆動源と推進システム	必要	高 (Tier 3)
6.7 Noise, Emissions, and Fuel Venting	雑音、排出、燃料ベンティング	必要	高 (Tier 3)
6.8 Mitigation Systems for Various Hazards to UAS	無人航空機への危険の緩和システム	必要	高 (Tier 2)
6.9 Parachutes for Small Unmanned Aircraft	小無人航空機のためのパラシュート	不要	高 (Tier 3)
6.10 Maintenance and Inspection	無人航空機のメンテナンス・検査	不要	高 (Tier 2)
6.11 Enterprise Operations: Level of Automation/Autonomy and Artificial Intelligence (AI)	自動化レベル	必要	高 (Tier 2)
6.12 Blockchain for UAS	無人航空機のためのブロックチェーン	必要	中

○6.1 節 Design and Construction の内容

ここでは、6.1 Design and Construction を例に、具体的な分析内容を紹介する。

ギャップ: 有人航空機の設計と構築に適用可能な標準は多数あるが、無人運用の安全性のために重要な事柄には必ずしも対応できていない。規制がない場合、メーカーやオペレーターは、コントロール地点のような飛行安全のための要素について、その設計と構築に関して許容範囲を示す産業標準が必要となる。有人航空機の電気部品に適用される標準が無人航空機に対してどのように活用できるか検討が必要な可能性がある。RTCA D0-278 はソフトウェアに対して適用可能な可能性があるが、無人航空機のコントロール地点に関する設計と構築を補う標準は、小型無人航空機を対象とした ASTM F3002-14a と SAE AS6512 以外にない。無人航空機やコントロール地点の設計・構築の標準を開発し、400 フィート以上の飛行のようなパート 107 のスコープを超えた運用について検討する。19000 ポンド以上の重量の無人航空機の設計・構築の標準と、コントロール地点の標準を開発する。R&D の必要性あり。

○6.1 節 Design and Construction の記載内容

関連する法律、規制、標準等の文書が紹介されている。特に標準に関わる文書として以下に示す文書が記されている。

6.2 節以降についても、同様の構成で標準化に向けた課題が整理されている。

上記の開発中の案件の下線を引いた部分は、本研究開発事業においても実施した内容である。

1-2 対人衝突安全評価

ドローン（無人航空機）の作業現場で浮上中のドローンが衝突するケースの対人衝突安全評価を、自動車研究所の衝突試験装置等を用いて実施した。安全対策装置の装備による飛行性能低下を最小限に抑制するために、産総研の風洞と大分産技センターのドローンアナライザーを使用して、安全と性能のバランス点を見出す研究を実施した。多くの機能と複雑な形状を有する人間の手や顔、目の切創試験は長岡技術科学大学らで実施した。

1-2-1 予防安全評価試験等の調査及び試験方法の検討

1-2-1. a 無人航空機の予防安全性能に関する評価項目についての検討

(1) 目的

目視飛行、目視外飛行共に、操作者は無人航空機（以下、ドローン）周辺の状況把握が難しく、飛行中に人や建物等への衝突等のリスクが想定される。そのためドローンには衝突を回避する等の予防安全機能の実装が求められると共に、この評価方法も必要となる。そのため、ドローン分野に加え、すでに予防安全機能の評価を実施している自動車分野についても評価方法に関する調査を行う。

(2) 調査対象

(2-1) 自動車分野

表 1-2-1. 1 に自動車分野の調査対象文献一覧を示す。自動車分野については以下を調査範囲とした。

- ・ NASVA JNCAP 予防安全性能試験/自動車等アセスメント試験評価方法

自動車の予防安全性能試験として独立行政法人自動車事故対策機構（以下、NASVA）が公開している試験方法のうち、車両の走行制御に関連する試験

- ・ ISO/TC204(Intelligent transport systems)/WG14(Vehicle and roadway warning and control systems)

ドライバーへの危険に対する注意喚起、事故回避/被害軽減を目的とした車両の走行制御技術や自動運転技術に関する規格を扱っている ISO/TC204 のワークアイテム

- ・ EU 自動運転関連の動向

欧州の自動運転関連の動向として、EURO NCAP の試験方法、欧州の自動車会社/パーツメーカーがまとめた自動運転の設計と検証についてまとめた文献等

(2-2) ドローン分野

表 1-2-1. 2 にドローン分野の調査対象文献の一覧を示す。ドローン分野については、EUSCG（The European UAS Standards Coordinate Group）が公開しているドローンの規格等をまとめた資料 RDP（Rolling Development Plan）を用いた。EUSCG は様々な機関と連携しながらドローンに関する標準化活動を行う団体である。参加している機関は、欧州標準化委員会 CEN、欧州航空安全機関 EASA など欧州の機関や米国自動車技術者協会 SAE、国際標準化機構 ISO 等である。RDP はドローンに関連する規制・標準化活動とその状況を広くまとめたものである。本資料に記載の規格等の文献タイトルからキーワード（評価、目視/目視外飛行、夜間飛行、安全、対空性証明、位置/経路）を用いて本件に関連すると思われるものを選定し調査することとした。また、国立研究開発法人新エネルギー・産業技

術総合開発機構（以下、NEDO）の「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」にて開発された無人航空機性能評価手順書も対象文献とした。

表 1-2-1.1 自動車分野の調査対象文献一覧

NASVA JNCAP 予防安全性能試験/自動車等アセスメント試験評価方法	
1	NASVA JNCAP ①衝突被害軽減制動制御装置〔対車両〕性能試験方法(2020) ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
2	NASVA JNCAP ①予防安全性能アセスメント 衝突被害軽減制動制御装置〔対歩行者・昼間〕性能試験方法(2020) ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2020)
3	NASVA JNCAP ①予防安全性能アセスメント 衝突被害軽減制動制御装置〔対歩行者：夜間〕性能試験方法(2020) ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
4	NASVA JNCAP ①予防安全性能アセスメント 車線逸脱抑制装置等性能試験方法(2019) ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
5	NASVA JNCAP ①予防安全性能アセスメント ペダル踏み間違い時加速抑制装置性能試験方法(2019) ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
ISO/TC204(Intelligent transport systems)/WG14(Vehicle and roadway warning and control systems)	
6	JISD0802(2015) 高度道路交通システムー前方車両衝突警報システムー性能要求事項及び試験方法前方車両追突警報システム(FVCWS)
7	JISD0803(2012) 高度道路交通システムー低速域周辺障害物警報(MALSO)ー性能要件及びその試験手順
8	JISD0808(2015) 高度道路交通システムー前方車両衝突軽減システムー操作、性能及び検証要求事項
9	ISO 22840(2010) Intelligent transport systems – Devices to aid reverse manoeuvres – Extended range backing aid systems (ERBA)

10	ISO 11270 (2014) Intelligent transport systems – Lane keeping assistance systems (LKAS) – Performance requirements and test procedures
11	ISO 16787 (2017) Intelligent transport systems – Assisted parking system (APS) – Performance requirements and test procedures
12	ISO 19237 (2017) Intelligent transport systems – Pedestrian detection and collision mitigation systems (PDCMS) – Performance requirements and test procedures
13	ISO 19638 (2018) Intelligent transport systems – Road boundary departure prevention systems (RBDPS) – Performance requirements and test procedures
14	ISO 20900 (2019) Intelligent transport systems – Partially automated parking systems (PAPS) – Performance requirements and test procedures
15	ISO 22078 (2020) Intelligent transport systems – Bicyclist detection and collision mitigation systems (BDCMS) – Performance requirements and test procedures
16	ISO/AWI 23375 Intelligent transport systems – Collision evasive lateral manoeuvre systems (CELM) – Performance requirements and test procedures
EU 自動運転関連の動向	
17	EURO NCAP (2020) Assisted Driving Test and Assessment Protocol Ver.1
18	European OEMs, Tier suppliers, Key technology providers SAFETY FIRST FOR AUTOMATED DRIVING (2019)
19	ECE/TRANS/WP.29/2020/81 Proposal for a new UN Regulation on uniform provisions concerning the approval of vehicles with regards to Automated Lane Keeping System
20	UN Regulation: 130 (2013) Uniform provisions concerning the approval of motor vehicles with regard to the Lane Departure Warning System (LDWS)
21	UN Regulation: 131(**) Uniform provisions concerning the approval of motor vehicles with regard to the Advanced Emergency Braking Systems (AEBS)

表 1-2-1.2 ドローン分野の調査対象文献一覧

JARUS (Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems)	
22	JAR-DEL-WG6-D.04 (2019) JARUS guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA)
SAE	
23	SAE SAE6857 (2018) Requirements for a Terrestrial Based Positioning, Navigation, and Timing (PNT) System to Improve Navigation Solutions and Ensure Critical Infrastructure Security
24	SAE AS8024 (2019) JAUS Autonomous Capabilities Service Set
NATO	
25	NATO STANAG 4702 (2016) ROTARY WING UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
26	NATO STANAG 4703 (2016) LIGHT UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
27	NATO AEP-80 Edition B (2016) ROTARY WING UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
28	AEP-83 Edition B (2016) LIGHT UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
ASTM	
29	ASTM F3322-18 (2018) Standard Specification for Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Parachutes
30	ASTM F3298-19 (2019) Standard Specification for Design, Construction, and Verification of Fixed-Wing Unmanned Aircraft Systems (UAS)
31	ASTM F2910-14 (2014) Standard Specification for Design and Construction of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS)

32	ASTM F3442/F3442M-20 (2020) Standard Specification for Detect and Avoid System Performance Requirements
33	ASTM F2245-20 (2020) Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane
34	ASTM F3120/F3120M-20 (2020) Standard Specification for Ice Protection for General Aviation Aircraft
35	ASTM F3003-14 (2014) Standard Specification for Quality Assurance of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS)
36	ASTM F3196-18 (2018) Standard Practice for Seeking Approval for Beyond Visual Line of Sight (BVLOS) Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Operations
37	ASTM F3178-16 (2016) Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)
38	ASTM F3269-17 (2017) Standard Practice for Methods to Safely Bound Flight Behavior of Unmanned Aircraft Systems Containing Complex Functions
39	ASTM F3389/F3389M-20 (2020) Standard Test Method for Assessing the Safety of Small Unmanned Aircraft Impacts
40	ASTM F2909-19 (2019) Continued Airworthiness of Lightweight Unmanned Aircraft Systems
41	ASTM F3201-16 (2016) Standard Practice for Ensuring Dependability of Software Used in Unmanned Aircraft Systems (UAS)
42	ASTM F2908-18 (2018) Standard Specification for Unmanned Aircraft Flight Manual (UFM) for an Unmanned

	Aircraft System (UAS)
43	ASTM F2911-14 (2014) Standard Practice for Production Acceptance of Small Unmanned Aircraft System (sUAS)
44	ASTM F3002-14a (2014) Standard Specification for Design of the Command and Control System for Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)
45	ASTM F3005-14a (2014) Standard Specification for Batteries for Use in Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)
46	ASTM F3060-20 (2020) Standard Terminology for Aircraft
EUROCAE	
47	EUROCAE ED-258 (2019) Operational Services and Environment Description (OSED) for Detect & Avoid [Traffic] in Class D-G airspaces under VFR/IFR
48	EUROCAE ED-252 (2018) Operational Services and Environment Definition for RPAS Automatic Take-off and Landing
49	EUROCAE ED-251 (2018) Operational Services and Environment Definition for RPAS Automatic Taxiing
50	EUROCAE ED-281 (2020) MASPS for RPAS Automation and Emergency Recovery
NEDO「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」成果報告書	
51	NEDO 無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編) (2020)
52	NEDO 無人航空機性能評価手順書 Ver 1.0 (第三者上空飛行編) (2020)
53	NEDO

	橋梁点検のための無人航空機 性能評価手順書 Ver. 1.0 (2018)
54	NEDO 2018年度～2019年度成果報告書 開発項目「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト ／性能評価基準等の研究開発／目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能 評価基準」 (2020)

(3) 評価項目の抽出方法及び調査

結果

文献調査の概要から試験方法等の開発の必要性に至る調査手順を以下に示す。

【調査手順】

1) 文献概要

試験の要件、試験方法、合否基準が示されているかに着目

2) 機体カテゴリ

マルチローター、回転翼、固定翼とし、その他必要に応じて追加した

3) 自律性

ドローンの自律飛行の程度によって、必要な試験及び方法が異なることが予想されるため、本報告ではSAE 自動運転レベル（以下、レベル）を参考に、便宜的に操縦支援、半自律飛行、自律飛行の三種類に分類した。

操縦支援 : 手動飛行で危険場面はシステム介入

レベル1 アクセルブレーキ操作またはハンドルの支援

レベル2 上記の両方の支援

半自律飛行 : 自律飛行の緊急時は手動に移行

レベル3 特定の走行環境条件を満たす限定された領域においての自動運転

ただし、緊急時は人が操作

レベル4 上記の緊急時も含め自動運転

自律飛行 : 緊急時を含み完全自律

レベル5 走行環境条件を限定せず緊急時も含め全てを自動運転

4) 試験項目

現実的な試験項目とするためドローン分野は現存する予防安全機能の試験項目、自動車分野は想定される予防安全機能の試験項目を整理

5) 想定危害シナリオ

現実的な試験項目とするため想定危害シナリオを整理

6) 環境/状況

試験環境として温度、風速、障害物/状況、飛行形態等を整理

7) 評価指標/基準

障害物検知停止性能の場合、検知距離、回避開始距離などの評価指標、及び回避可否等の合否基

準を整理

8) 計測項目

速度、位置、姿勢、回避距離、TTC 等の計測項目を整理

9) 計測方法

GPS、モーションキャプチャ、トータルステーション等の計測方法を整理

10) 試験方法等の開発

最終的に、試験方法開発、基準の開発、ラウンドロビンテストの必要性を整理

表 1-2-1.3 に自動車分野、表 1-2-1.3 にドローン分野から抽出した予防安全機能の試験項目及び評価項目を示す。なお、自動車分野については、自動車の予防安全機能に対する試験方法から想定されるドローンの予防安全機能の試験項目を抽出した。

表 1-2-1.3 自動車分野の試験項目から想定されるドローンの試験項目及び評価項目

自動車分野から想定される試験項目	評価項目
障害物検知（対機体、対歩行者）	・ 機能作動時刻 ・ 衝突/停止時刻 ・ 機体と障害物の位置 ・ 機体のヨーレート、加速度 ・ 操作量（アクセル、ブレーキ）
飛行経路維持	・ 飛行速度 ・ レーンマーカとの位置 ・ 逸脱時の速度 ・ 機体ヨーレート
離発着支援	・ 操作開始時刻（アクセル、ブレーキ） ・ 機体の位置、速度

表 1-2-1.4 ドローン分野の予防安全機能の試験項目及び評価項目

試験項目	評価項目
衝突防止灯	・ 可視範囲 ・ 色 ・ 明るさ
障害物検知・回避	・ 飛行速度 ・ 機体位置 ・ 時間 ・ 障害物との距離
防水機能	記載なし
A&ER システム	・ システム検知反応時間
離着陸時の性能	・ 機体位置（水平、垂直）
誘導精度	・ 機体位置
墜落時の警告	記載なし
ジオフェンス機能	・ 機体位置
横風を受けた時の運動性能（橋梁点検）	・ 橋梁と機体の距離 ・ 機体の位置変化量

表 1-2-1.3、1-2-1.4 から機体の挙動に関わる予防安全機能の評価項目には、機体の位置と速度の計測が共通していることがわかる。

1-2-1-b ドローンの予防安全性能に関する計測方法の検討

(1) 目的

1-2-1-a 節の調査結果では、いくつかの予防安全機能の試験項目で機体の位置と速度の計測が共通していることがわかった。この評価項目の計測方法を検討するにあたり、計測に求められる精度を確認する必要がある。そのため、予防安全機能を有する市販のドローンを用いた試験により、計測に求められる精度を調査する。

(2) 供試ドローン

試験で使用したドローンは予防安全機能を有する以下の2機種とした。

- ・ Autel Robotics 社製 EVO II Pro
ステレオビジョンによる障害物検知停止機能
- ・ DJI 社製 Matrice 300 RTK
ビジョン及び赤外線による障害物検知停止機能、ビジョンポジショニングシステム

(3) 試験方法

【計測方法】

用意した両機体に搭載されている障害物検知停止機能を用いて試験することとした。試験は風の影響を受けない広い屋内で試験を行うこととした。屋内では GPS 信号が受信できないため、高速度カメラを用いて計測した。計測方法は、ドローン及び検知対象にマーカを付け、画像解析により位置及び速度を算出した。試験では、ドローンの障害物検知停止機能を有効にした状態で、検知対象から離れた位置からホバリングさせ、ドローンの位置を調整する。ホバリング状態から検知対象に向かって移動し、進行方向に操作レバーを入力しても動かない位置まで近づける。移動開始から停止までの位置と速度を計測する。障害物検知停止機能は、2機種ともに検知可能な前方・後方・側方・上方・下方の5方向で試験する。

具体的な試験手順を以下に示す。

【水平方向（前方、後方、側方）試験】

1. 対象機体を離陸させ、ダミーの頭部と同じ高さでホバリング
2. 同じ高さを維持したまま、ダミーに向かって飛行させる
3. 操作レバーを倒してもそれ以上ダミーに近づかない位置まで移動したことを確認する
4. 計測終了

【下方試験】

1. 対象機体を離陸させ、ダミーの頭部の上空でホバリング
2. ダミー頭部の上方を維持しながらダミーに向かって下降させる
3. 操作レバーを倒してもそれ以上ダミーに近づかない位置まで移動したことを確認する
4. 計測終了

【上方試験】

1. 対象機体を離陸させ、鉄パイプの真下でホバリング
2. 鉄パイプ真下の位置を維持しながら、鉄パイプに向かって上昇させる

3. 操作レバーを倒してもそれ以上ダミーに近づかない位置まで移動したことを確認する
4. 計測終了

【検知対象】

水平方向及び下方試験で用いる検知対象は NASVA が実施している自動車の予防安全性能評価試験で使用される大人の可動式ダミー（以下、ダミー）である。ダミーは Euro-NCAP (Test Protocol - AEB VRU systems Version1.0.1 July 2015 ANNEX A EPT SPECIFICATIONS) で示された仕様と同等のもので、レーザーレーダー、ミリ波レーダー及びカメラなどのセンサに対して、歩行者に近い被検出特性を示すように設計されている。

上方試験で用いるドローン上方の検知対象は、ドローンが上昇時に衝突する可能性のある障害物として、送電線を想定した直径 45mm の鉄パイプを用いた。

各試験条件で試行回数は 3 回とした。

(4) 試験結果

表 1-2-1.5 に試験結果を示す。水平方向の停止距離の平均は、短いもので約 2m、垂直方向の平均は約 1m であった。速度については屋内の広い場所で行ったが、ドローンに搭載されたセンサが壁を検知し、速度に制限がかけられたため仕様通りの速度は出なかった。なお、下方、上方ともに検知精度が悪く、検知しないまま衝突し、プロペラ破損や機体落下等による危害発生の可能性があったため、速度は最高速度を出さずに実施した。そのため、下方、上方の速度は参考値として記載する。

この結果より、ドローンの予防安全機能評価で求められる計測方法の目標精度を、速度 2m/s の $\pm 3\%$ で $\pm 0.06\text{m/s}$ ($\pm 60\text{mm/s}$)、位置 1m の $\pm 3\%$ で $\pm 0.03\text{m}$ ($\pm 30\text{mm}$) とした。

表 1-2-1.5 試験結果

試験条件	DJI Matrice300RTK						Autel EVO II					
	速度 [m/s]			停止距離 [m]			速度 [m/s]			停止距離 [m]		
	各試行	平均	標準偏差	各試行	平均	標準偏差	各試行	平均	標準偏差	各試行	平均	標準偏差
ダミー対機体前方1	2.22	2.05	0.463	3.66	3.85	0.204	0.39	0.39	0.015	3.41	3.40	0.072
ダミー対機体前方2	2.40			3.81			0.40			3.46		
ダミー対機体前方3	1.52			4.07			0.37			3.32		
ダミー対機体後方1	1.31	1.79	0.515	1.93	2.03	0.148	1.32	1.30	0.052	2.36	3.21	1.134
ダミー対機体後方2	2.33			1.95			1.24			2.77		
ダミー対機体後方3	1.74			2.20			1.33			4.50		
ダミー対機体側方1	1.25	1.24	0.014	4.46	4.26	0.287	2.11	1.92	0.293	1.73	1.78	0.267
ダミー対機体側方2	1.25			4.39			1.58			2.07		
ダミー対機体側方3	1.22			3.93			2.06			1.55		
ダミー対機体下方1	(0.02)	(0.08)	(0.12)	1.50	1.33	0.266	(0.32)	(0.29)	(0.024)	0.72	0.72	0.055
ダミー対機体下方2	(0.01)			1.48			(0.29)			0.66		
ダミー対機体下方3	(0.22)			1.03			(0.27)			0.77		
鉄パイプ対機体上方1	(0.58)	(0.68)	(0.08)	1.14	1.17	0.021	(0.94)	(0.94)	(0.019)	0.96	0.97	0.010
鉄パイプ対機体上方2	(0.73)			1.18			(0.96)			0.98		
鉄パイプ対機体上方3	(0.72)			1.18			(0.92)			0.97		

1-2-1. c 計測方法の精度の検証

(1) 目的

1-2-1.1 節では評価項目を調査し、複数の試験項目で位置と速度が共通していることがわかった。1.2 節では位置と速度の計測方法に求められる精度を求めた。本節では位置と速度の計測を GPS で行った場合の計測精度が、目的の精度を有しているか確認するため、GPS 計測器を用いた試験を行い計測データを検証する。

(2) 試験方法

【試験機材】

ドローンにおいて、位置は水平及び垂直方向の計測が必要となる。また、高い高度を飛行中のドローンを計測する必要となる可能性もある。そのため、計測方法は位置及び速度を同時に計測でき、高い高度でも容易に計測が可能な GPS 計測器とした。本試験で用いる GPS 計測器の構成は NASVA 予防安全アセスメントでの使用実績がある RACELOGIC 社製の GPS 計測器 VBOX3i-V4 SL RTK である。RTK 測位により位置精度は緯度経度が 2cm 95% CEP、高度 5cm 95% CEP の精度を有する。RTK 測位では移動局と固定基地局が必要となる。なお本機器では、より精度よく計測が可能な状態を RTK Fixed と呼び、この状態のデータのみ解析に用いた。また、本機器で計測する速度は、ドップラー効果を利用した計測方法である。

GPS の精度検証は、GPS と同時に別の計測方法により GPS アンテナの位置、速度の真値に近い値を計測し、GPS 計測値と比較する。そのため、THK 社製リニアモータアクチュエータによりテーブル上を前後に移動するスライダにドローン及び GPS を固定し、GPS と同時に共和電業社製ワイヤ式変位センサにより距離を計測する。なお速度については変位センサによる位置計測値を時間微分し算出した。

変位センサの計測は、アンプを通して GPS データロガーに入力し、GPS と同期し 100Hz で記録した。高さ精度は、スライダが固定されたテーブルを高さが一定になるように水平に設置し、GPS 計測値の誤差を確認する。テーブルは、レーザ墨出し器を用いて水平になるように設置した。

【試験条件及び機体】

以降は各条件を設定した目的を概説する。GPS 単体をスライダに取り付け、後述の条件の比較ベースとして、GPS 単体をスライダに取り付け、静止状態とスライダを動かした状態の計測を行った。

試験に供した機体は Autel 社製 EV0 II Pro と DJI 社製 MG-1 とした。スライダにドローンを固定し、ドローン上部には GPS を搭載した状態で計測した。飛行中に発生するノイズ、プロポとの通信が GPS の計測値に与える影響を調査するため、ドローンの電源をオフにした状態に加え、プロペラのモータを回転した状態で計測した。なお、推力により機体が大きく振動するためプロペラを外した状態でモータを回転させた。各条件の移動速度は変位センサの最大追従速度である 1m/s とし、移動量はスライダの仕様から 1.8m とした。計測はスライダが 5 往復する間記録し、各条件の試行回数は 2 回とした。なお、GPS 単体の静止した状態で計測した条件については、計測時間を 60 秒とし、試行回数を 1 回とした。

【環境】

GPS の計測値に影響を与える自然現象として、電離圏嵐と太陽フレアがある。試験計測時の 2 つの状況については、国立研究開発法人情報通信研究機構宇宙天気予報センターが発表する値を参考として記録した。電離圏嵐に関する計測値として電離圏臨界周波数 (foF2)、太陽フレアに関する計測値として X 線フラックスを記録した。

(4) 試験結果

【速度検証】

変位センサの計測値を時間微分し算出した速度（以下、変位センサ速度）には、計測系のノイズがあるため、GPS 単体静止条件で計測したデータに 5Hz のローパスフィルタをかけ、ノイズの除去を行った。今後はドローン飛行時の挙動を考慮し、カットオフ周波数を再考する必要があるが、今回は暫定的に 5Hz とした。その他の条件で計測したデータについても同じ 5Hz のローパスフィルタをかけ解析した。GPS 及び変位センサ速度の解析結果によると、試験に用いたスライダは速度台形運転のため往路及び復路の初期は加速度が生じ、スライダが大きく振動する。そのため、スライダの速度が安定した 1 秒間（100 データ）を抜き出し、合計 5 往復分（1000 データ）を用いて行った。試験番号 1 及び 2 の解析の結果、GPS 単体の標準偏差は 43mm/s であり、目標精度の $\pm 60\text{mm/s}$ の範囲内であった。試験番号 3 及び 4（MG-1 電源オフ）と試験番号 5 及び 6（MG-1 モータ回転）の GPS 速度の標準偏差はいずれも 90mm/s であった。また、試験番号 7 及び 8（EV0 II 電源オフ）と試験番号 9 及び 10（EV0 II モータ回転）についてはいずれも 40mm/s 程度であった。このことから、モータ回転による電磁波が GPS 計測に与える影響は問題にならないと思われる。試験番号 1 から 10 の速度波形は、いずれの波形においても一定周期の振動があり、スライダに取り付けたドローンを設置するための板の振動によるものと思われる。特に、試験番号 3 から 6（MG-1）の GPS 波形はその振幅が大きく、これは高さが最も高い機体であり、スライダから離れた位置に設置した GPS の振動がより大きかったためと思われる。

【位置検証】

水平方向の検証は、変位センサ計測値を基準として GPS との誤差平均と誤差標準偏差で検証した。また、高さ方向については GPS 計測値の平均値、標準偏差で検証した。解析結果から水平方向の GPS 計測精度は誤差標準偏差の最大が 13mm、高さ方向については 14mm であり、目標精度 0.03m（30mm）を概ね満たすことがわかった。

1-2-2 衝突試験の実施及び衝突性能評価法の開発（バリア試験）

(1) 目的

ドローンの安全評価は1章の予防安全に加え、墜落もしくは構造物等へ衝突した際にも必要となる。現在、ドローンに適合する衝突性能の評価方法は存在しないことから、試験方法・計測方法・評価方法を開発することが急務である。本試験では、最大 100 km/h の高い速度で 25 kg を超えるような大型のドローンが地面に墜落する状況を再現させ、部品の飛散性を評価する試験法を開発することを目的とし、実機による衝突試験をおこない、各種データを取得する。

(2) 試験の実施方法に関する検討

ドローンが地面に墜落する状況を検証するにあたり、本試験では墜落時の状況とほぼ同等な衝撃が得られるように、地面に相当する直立した壁（以下、「バリア」という）に水平方向から衝突させる方法とした。ドローンの衝突性能を把握するため、以下の5項目を優先的に検討した。

- (1) バリアに対してドローンを最高速度で衝突
- (2) ドローンの飛行姿勢（前傾）の状態で衝突
- (3) ブレード（プロペラ）が回転している状態で衝突
- (4) バリア面の衝撃力の計測
- (5) 機体が衝突する際の加速度の計測

台車方式とガイド方式を検討し、両方式での課題を整理した。実際にドローンをバリアに衝突させる方法は、実施の容易性、精度等の様々な観点から検討し、台車方式とガイド方式のふたつに絞り込み、さらに、それぞれの利点を整理した結果、特に上記(2)と(3)の観点を重視しガイド方式を選択した。ガイド方式の採用に際し、小型軽量のドローンを用いて予備的検証をおこない、そこで得られた知見を実機試験に反映した。

(3) 試験方法

(3-1) 供試ドローン

本試験で使用したドローンは、DJI JAPAN（株）の MATRICE 600 PRO、（株）プロドローンの PD6B-Type2 およびサイトテック（株）の KATANA12D1750F の3機種であり、最も重い機体は、KATANA12D1750F の 36 kg であった。カタログに表記された最高速度は MATRICE 600PRO が 40km/h、残りの2機種は 60km/h となっていた。本試験では、MATRICE 600PRO を2台使用し、それ以外は1台の合計4回の試験をおこなった。

試験方法は、ドローンの挙動を制御するためのスライダ（重さ 4 kg）の両端にバリアから延びる2本のワイヤロープ（直径 6mm ステンレス製）を挿入し、ドローンのスキッド部に固定した。ドローンは発射台にて動力を起動させてバリアの中心の高さまで上昇して静止状態で保持される。その後、その高さを保持したまま前進させることでバリアへ衝突させる方式である。なお、ドローンの操作は、ドローンの特性を熟知した経験豊富な熟練者が務めた。

(3-2) 試験設備および機器

ドローンの衝突試験は JARI 実車衝突実験場内で実施した。同実験場では自動車を中心に年間 200

回の衝突試験を実施しており、牽引装置は 1 トンクラスの自動車であれば 150km/h の速度で衝突させる能力がある。ドローンの衝突中の挙動を把握するために、5 台の高速度ビデオカメラを用いて撮影をおこなった。撮影速度は、右側アップと左側アップが毎秒 10,000 コマであり、それ以外の 3 台は毎秒 1,000 コマとした。

ドローンがバリアへ衝突した際の衝撃度を計測するために、機体の重心位置近傍に、3 軸加速度計（前後/左右/上下方向を検知）を取り付け、その出力をデータロガーに記録した。また、バリア面には荷重計が組み込まれており、衝突時の衝撃荷重も計測した。なお、これらの電気データは、SAE J211-1（Revised MAR2014）に準拠する方法で測定し、解析時に必要となるフィルター処理等をおこなった。

（4）試験結果

1 回目の MATRICE 600 PRO（試験番号：MAT*）は、試験装置の動作確認を兼ねて実施したものである。同試験の衝突速度は、15.6km/h と目標よりも低い値であった。その要因としては、本試験で採用したガイド方式が想定以上にワイヤとスライダ間の抵抗が大きかったことがあげられる。このため、2 回目以降の試験ではワイヤによるガイドを一旦取り止め、操縦者の技量に基づいたフリーフライト方式で実施した。なお、試験前の段階において、操縦者がドローンの特性を把握し、習熟できるまでテスト飛行をおこなった。4 回目の試験（試験番号：KAT）では、ドローンがバリアに衝突し、路面に着地した際にバッテリーが損傷して発火した。

（4-1）衝突中の挙動

衝突速度および機体の前傾角度の 2 項目は、高速度映像を画像解析にて求めた値である。なお、MAT*試験については、衝突速度および前傾角度の測定のみに限定した撮影であったため、側方からの 1 画面でかつ衝突瞬間までを限定して撮影したものであり、衝突中の挙動に関する映像は記録していなかった。

衝突速度をみると MAT*試験を除き、3 試験ともにカタログ値の最高速度を上回った値を記録していた。各試験における主な挙動は次の通りである。

〔MAT 試験〕

- ・ 0.00 秒：機体のブレードがバリア面に衝突、衝突速度は 53.1km/h、機体の前傾角度は 28.9 度
- ・ 0.03 秒：機体の本体がバリア面に衝突
- ・ 0.09 秒：機体全体がバリア面より反発開始
- ・ 0.12 秒：バッテリー 1 個が本体から完全に分離（単独で落下）
- ・ 1.07 秒：機体が路面に着地

〔PD6 試験〕

- ・ 0.00 秒：機体のブレードがバリア面に衝突、衝突速度は 68.5km/h、機体の前傾角度は 42.8 度
- ・ 0.02 秒：機体の本体がバリア面に衝突
- ・ 0.07 秒：機体全体がバリア面より反発開始
- ・ 0.40 秒：バッテリー 1 個が本体から分離

- ・ 1.04 秒：機体が路面に着地

[KAT 試験]

- ・ 0.00 秒：機体のブレードがバリア面に衝突、衝突速度は 62.2km/h、機体の前傾角度は 44.2 度
- ・ 0.03 秒：機体の本体がバリア面に衝突
- ・ 0.08 秒：機体全体がバリア面より反発開始
- ・ 0.24 秒：バッテリー 1 個が本体から分離
- ・ 1.34 秒：機体が路面に着地
- ・ 1.50 秒：バッテリー部より発火

(4-2) 部品の飛散状況

部品の飛散距離をみると、最も遠くまで飛散していたのは KAT 試験での 32.9m でブレードの破片であった。それ以外はおおむね 30m 以内の範囲に止まっていたことがわかる。なお、各試験で共通する事象としては、衝突位置を中心にほぼ扇状に部品が飛散すること、より遠くに飛散する部品はブレードの破片であり、モータ等の比較的重量がある部品は衝突付近に集中する状況となっていた。

(4-3) 機体の加速度

”Resultant”は、X、Y、Z 軸（前後、左右、上下方向）を 3 軸合成（ $\text{Resultant} = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2}$ ）した値である。なお、MAT 試験の機体は予備機であったため、当初より加速度計が設置されていなかった。KAT 試験では、機体に加速度計およびデータロガーが設置されていたが、衝突直後にバッテリーが発火したことでデータロガーが損傷したため加速度データを回収できなかった。

MAT*試験の合成加速度の最大値は 209 m/s^2 、PD6 試験は $3,682 \text{ m/s}^2$ であった。PD6 試験での加速度波形をみると、X 軸（前後方向）と Z 軸（上下方向）でほぼ同等な値を示したが、これは衝突時に機体が前傾 42.8 度で衝突したためである。また、衝突直後（約 0.01 秒）に発生している 600 m/s^2 の加速度は、ブレードがバリア面に衝突後、モータを介してアームがバリア面に衝突した際のものである。その後、本体部分が 0.025 秒でバリアに衝突し、最大加速度が発生していた。

前述したように、機体の加速度を計測したのは MAT*および PD6 試験の 2 試験である。このため、この 2 試験以外は、バリア荷重を参考に機体に生じた加速度を求めた。これは機体の加速度に質量を乗じて求めた荷重（ $\text{m} \cdot \text{a}$ ）とバリア荷重の波形を重ねたものであり、最大値はほぼ同等とみなせる。MAT および KAT 試験のバリア荷重から機体の加速度を逆算すると、MAT 試験：約 $1,200 \text{ m/s}^2$ 、KAT 試験： $1,900 \text{ m/s}^2$ 以上（4-4 項で述べるが、荷重値が低めに出力されている可能性がある）が発生していたものと推定される。

(4-4) バリア荷重

バリア荷重は、バリア面の後方に配置した荷重計を積算した値である。KAT 試験において、高速映像をみると 0.08 s 以降で機体がバリア面から反発しており、荷重はゼロに収束するはずである。しかしながら、荷重波形をみると同時刻以降も 40 kN 程度の荷重が連続的に発生していることがわかった。荷重をフィルター処理を施す前の生波形で確認した結果、最大値に達する前に容量オーバーと

なったチャンネルが存在していることがわかった。このため、KAT 試験での最大値は 67.9 kN を超える値が発生していた可能性が非常に高いため参考値として取り扱うこととした。この結果から、ドローンの質量が 30 kg 以上、衝突速度が 60 km/h 以上でドローンの衝突試験をおこない荷重を計測する場合は、100kN もしくはそれ以上に達することが見込まれる。加えて、本試験でも荷重が最大値に達した以降で波形の振幅が認められた。これはバリア取付けベースの剛性不足によるものと考えられ、ドローンの衝突が想定以上に大きな衝撃であることがわかった。

(5) 考察

本試験ではドローンが衝突した際に破損した部品が広範囲に飛散しており、機種によっては、30 m 以上まで飛散した事例があった。飛散距離が長いものは、ブレードの破片であり、大きさは 5 cm 以下のものが多数を占めていた。ドローンの墜落事故で付近に人がいた場合を想定すると、部品が人に当たることが懸念される。そのため、評価項目として衝突時の部品の飛散距離の考慮が望ましい。また、ドローンがバリアに衝突した直後に、バッテリーが本体から放出され、単体で飛散する状況が確認できた。バッテリーは損傷を受けると発火の可能性が高まること、誤って手に取ることで感電のリスクも生じることが容易に予想される。そのため、評価項目として衝突時のバッテリーの飛散及びバッテリーセルの変形の考慮が望ましい。KAT 試験では機体がバリアに衝突・落下した直後にバッテリーが発火した。衝突直後かつ落下する前から動力ケーブルと思われる箇所にスパークがみられ、大電流が発生し、バッテリーセルの発熱・発火に繋がった可能性が懸念される。そのため、バッテリー発火のメカニズムを明らかにしたうえで、バッテリー単体だけではなく、回路設計、ケーブル配線、その他総合的なバッテリーの安全試験が必要かもしれない。

前述したように、衝突中にバッテリーが機体より分離することやスパークが発生する状況は、二次的被害を最小に留めるための対策が必要であることを示唆している。一方、ドローンよりも広く普及している電気自動車やハイブリッド自動車は、衝突時の安全対策がすでに確立されており、バッテリーは堅牢な車体フレームで囲まれ、さらに衝突時の変形が及びにくい位置に配置されている。また、衝突信号が検出された瞬間、バッテリー内のシステムメインリレーをオープンにすることで高電圧回路を遮断する機構が装備されており、電源を電氣的に隔離して過電流による電気火災を防止している。これらのコンセプトは、ドローンの安全対策としても活用できる技術と思われる。

同様に、自動車の安全に対する適合性評価においてドローンの安全対策としても活用できる技術の一つが予防安全である。以下に、自動車分野の予防安全とその適合性評価について調査しとりまとめた。バリア試験では屋外または半屋外の環境での試験であったため、試験条件の規定など参考になるところが多い。また予防安全は機能安全を多く含むため、現在も既に機能安全に依存しているドローンにとってその試験条件や記録法、霧や降雨降雪によるセンサ検知不良など、ドローン分野に取り込むべき部分が多いため以下に取りまとめた。ドローン物品輸送における物品の積み卸しの際はドローンオペレーター以外の人間が物品の着脱を行う機会があるが、その際、誤動作・操作でプロペラが回転して物品着脱する人間への切傷が危惧されるが、予防安全的には、物品着脱の際にモータの電源を切る等のインターロックスイッチが設定されている等の評価基準は既にデファクトスタンダードとなっており、アーム・ディスアームと呼ばれるインターロックは現在ほぼ全てのドローンに搭載されている。

○ドローン及び自動車分野の文献調査

予防安全機能 / 飛行試験に関連する要件

1. NASVA JNCAP
 - ①衝突被害軽減制動制御装置〔対車両〕性能試験方法(2020)
 - ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
2. NASVA JNCAP
 - ①予防安全性能アセスメント衝突被害軽減制動制御装置〔対歩行者：夜間〕性能試験方法(2020)
 - ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
3. NASVA JNCAP
 - ①予防安全性能アセスメント車線逸脱抑制装置等性能試験方法(2019)
 - ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
4. NASVA JNCAP
 - ①予防安全性能アセスメントペダル踏み間違い時加速抑制装置性能試験方法(2019)
 - ②自動車等アセスメント情報提供事業における安全性能評価方法(2019)
5. JISD0802 (2015)
高度道路交通システム－前方車両衝突警報システム－性能要求事項及び試験方法前方車両追突警報システム (FVCWS)
6. JISD0803 (2012) 高度道路交通システム－低速域周辺障害物警報 (MALSO)－性能要件及びその試験手順
7. JISD0808 (2015)
高度道路交通システム－前方車両衝突軽減システム－操作、性能及び検証要求事項
8. ISO 22840 (2010)
Intelligent transport systems – Devices to aid reverse manoeuvres – Extended range backing aid systems (ERBA)
9. ISO/AWI 23375 Intelligent transport systems – Collision evasive lateral manoeuvre systems (CELM) – Performance requirements and test procedures
10. EURO NCAP (2020)
Assisted Driving Test and Assessment Protocol Ver.1
11. European OEMs, Tier suppliers, Key technology providers
SAFETY FIRST FOR AUTOMATED DRIVING (2019)
12. ECE/TRANS/WP. 29/2020/81 Proposal for a new UN Regulation on uniform provisions concerning the approval of vehicles with regards to Automated Lane Keeping System
13. UN Regulation: 130 (2013)
Uniform provisions concerning the approval of motor vehicles with regard to the Lane Departure Warning System (LDWS)
14. UN Regulation: 131
Uniform provisions concerning the approval of motor vehicles with regard to the Advanced Emergency Braking Systems (AEBS)

15. JAR-DEL-WG6-D.04 (2019)
JARUS guidelines on Specific Operations Risk Assessment (SORA) 対象外
16. SAE
SAE6857 (2018) Requirements for a Terrestrial Based Positioning, Navigation, and Timing (PNT) System to Improve Navigation Solutions and Ensure Critical Infrastructure Security
対象外
17. SAE
AS8024 (2019) JAUS Autonomous Capabilities Service Set 対象外
18. NATO
STANAG 4702 (2016) ROTARY WING UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
記載なし
19. NATO
STANAG 4703 (2016) LIGHT UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS 記載なし
20. NATO AEP-80 Edition B (2016)
ROTARY WING UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS
21. AE P-83 Edition B (2016)
LIGHT UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS AIRWORTHINESS REQUIREMENTS 記載なし
22. ASTM
F3322-18 (2018)
Standard Specification for Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Parachutes 対象外
23. ASTM
F3298-19 (2019)
Standard Specification for Design, Construction, and Verification of Fixed-Wing Unmanned Aircraft Systems (UAS)
24. ASTM
F2910-14 (2014)
Standard Specification for Design and Construction of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS) 記載なし
25. ASTM
F3442/F3442M-20 (2020)
Standard Specification for Detect and Avoid System Performance Requirements
26. ASTM F2245-20 (2020)
Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane
A2.7.3 Anticollision Light System:
27. ASTM F3120/F3120M-20 (2020)
Standard Specification for Ice Protection for General Aviation Aircraft

28. ASTM
F3003-14 (2014)
Standard Specification for Quality Assurance of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS) 対象外
29. ASTM
F3196-18 (2018)
Standard Practice for Seeking Approval for Beyond Visual Line of Sight (BVLOS) Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Operations 対象外
30. ASTM
F3178-16 (2016)
Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS) 対象外
31. ASTM
F3269-17 (2017)
Standard Practice for Methods to Safely Bound Flight Behavior of Unmanned Aircraft Systems Containing Complex Functions 対象外
32. ASTM
F3389/F3389M-20 (2020)
Standard Test Method for Assessing the Safety of Small Unmanned Aircraft Impacts 対象外
33. ASTM
F2909-19 (2019)
Continued Airworthiness of Lightweight Unmanned Aircraft Systems
34. ASTM
F3201-16 (2016)
Standard Practice for Ensuring Dependability of Software Used in Unmanned Aircraft Systems (UAS) 対象外
35. ASTM
F2908-18 (2018)
Standard Specification for Unmanned Aircraft Flight Manual (UFM) for an Unmanned Aircraft System (UAS) 対象外
36. ASTM
F2911-14 (2014)
Standard Practice for Production Acceptance of Small Unmanned Aircraft System (sUAS) 対象外

37. ASTM
F3002-14a (2014)
Standard Specification for Design of the Command and Control System for Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS) 対象外
38. ASTM
F3005-14a (2014)
Standard Specification for Batteries for Use in Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS) 対象外
39. ASTM
F3060-20 (2020)
Standard Terminology for Aircraft 対象外
40. EUROCAE ED-258 (2019)
Operational Services and Environment Description (OSED) for Detect & Avoid [Traffic] in Class D-G airspaces under VFR/IFR 記載なし
41. EUROCAE ED-252 (2018)
Operational Services and Environment Definition for RPAS Automatic Takeoff and Landing 記載なし
42. 3. EUROCAE ED-251 (2018)
Operational Services and Environment Definition for RPAS Automatic Taxiing 記載なし
43. EUROCAE ED-281 (2020)
MASPS for RPAS Automation and Emergency Recovery
44. NEDO
無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (目視内及び目視外飛行編) (2020)
45. NEDO
無人航空機性能評価手順書 Ver1.0 (第三者上空飛行編) (2020)
46. NEDO
橋梁点検のための無人航空機性能評価手順書 Ver. 1.0 (2018)
47. NEDO
2018 年度~2019 年度成果報告書
開発項目「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／目視外及び第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準」(2020)

1-2-3 衝突試験（低速）の実施及び衝突性能評価法の開発

1-2-3-a 無人航空機 25kg 未満の機体の衝突試験

(1) 目的

無人航空機（以下、ドローン）が地上付近で低速飛行中に人と衝突した時に人体に与える衝撃や切創等により危害を与える可能性がある。ドローンにはドローンガード（以下、ガード）を付けた機種もあるが、衝突時の危害軽減に寄与するか評価する方法が必要である。そのためガードの有無によるドローンの衝突安全性能を評価するための手法と検証方法について研究開発を実施する。本試験では、最大 20km/h 程度の低い速度で 25kg を超えない大型のドローンが人と衝突する状況を再現させ、衝突時の安全性を評価する試験法を開発することを目的とし、実機による衝突実験を実施し、各種データを取得する。

(2) 試験方法

(2-1) 試験装置

ドローンが低速で衝突した時の安全性について評価するため、本試験ではドローンを低速で飛行させ、生体忠実性を有する自動車衝突用人体ダミー（以下、ダミー）に衝突させる方法とした。試験方法は、ドローンの挙動を制御するためのスライダ（重さ 4 kg）の両端に 2 本のワイヤロープ（直径 4mm ステンレス製）を挿入し、ドローンのスキッド部に固定した。ダミーは地面に固定せずに直立姿勢を保持させ、ドローンと衝突後に後方に倒れるように設置した。直立姿勢は、頭部重心高さが 154cm になるようし、ドローン前方のモータとダミー頭部が衝突するように配置した。

ドローンは発射台にて動力を起動させてダミー頭部の高さまで上昇して静止状態で保持させる。その後、その高さを保持したまま前進させることでダミー頭部へ衝突させる方式である。ドローンの飛行速度については、操縦者が試験前にスライダに取り付けた状態のドローンでテスト飛行を行い、目標速度になるよう操縦した。なお、ドローンの操作は、ドローンの特性を熟知した経験豊富な熟練者が務めた。

(2-2) 供試ドローン

本試験で使用したドローンは、DJI JAPAN（株）の MG-1、（株）ナイルワークスの Nile-T20 の 2 機種である。各ドローン用に用意したガードは、MG-1 に 2 種類（（同）スカイブルー製ガード（以下、SB ガード）、（国研）産業技術総合研究所製ガード（以下、AIST ガード））、Nile-T20 に 1 種類（（株）ナイルワークス製ガード（以下、NW ガード））である。ガードの有無の比較のため、各ドローンにガードなしの条件を加えて MG-1 は 3 条件、Nile-T20 は 2 条件の機体を用意した。なお、Nile-T20 のガードなしの条件では、ダミーと衝突するプロペラ周囲に装着されたガードのみ外した状態とした。

ドローンとダミーの衝突する箇所のプロペラ回転方向は、MG-1 は CW（時計回り）、Nile-T20 は上部プロペラが CW、下部プロペラが CCW（反時計回り）である。

(2-3) 試験設備及び機器

本試験は日本自動車研究所（以下、JARI）ロボット安全試験センター対人エリア内で実施した。

対人エリアには衝突安全性試験装置がある。本試験では、この場所にワイヤロープを張り試験を行った。

ドローンの衝突中の挙動を把握するために、2台の高速ビデオカメラを用いて撮影を行った。撮影速度は、全て毎秒 10,000 コマとした。本試験で使用したダミーは Hybrid-Ⅲ AM50 ダミーである。本試験では頭部及び頸部にセンサを取り付け、頭部の 3 軸加速度及び頸部の 3 軸荷重、モーメントを計測した。

(3) 試験結果

衝突速度、HIC15（以下、HIC）、頭部の合成加速度の最大値、 N_{ij} 、頸部にかかる圧縮方向の荷重の最大値を計測した。1 回目の試験番号 SB01 は試験装置の動作確認を兼ねて実施したものであり、衝突速度以外は計測していない。衝突速度は、高速ビデオカメラで撮影した映像を画像解析にて求めた値である。安全性の評価指標として、頭部傷害値 HIC（Head Injury Criterion）及び頸部傷害値 N_{ij} （Normalized Injury Criterion）を算出した。これらは自動車の衝突試験で用いられる評価指標である。HIC は頭部加速度の X、Y、Z 軸（前後、左右、上下方向）を 3 軸合成した値を一定区間で積分した値で、式 1 により算出した。 N_{ij} は頸部のセンサで上下方向の圧縮、伸張、前後方向のせん断力、後方への曲げモーメントを計測し、式 2 により算出した。なお、自動車の傷害値基準は HIC15 が 700 以下、 N_{ij} が 1.0 以下が採用されている。

HIC 及び N_{ij} は全体的に小さい値となった。そのため、各試験の値にはダミー頭部の衝突位置の差異による誤差が影響していると考えられる。また、衝突するドローンは本体サイズに対して重量が軽く、壊れやすい構造のため、頭部加速度のピークが低い傾向となっていると考えられる。

なお、 N_{ij} が最大となった NW02 は、衝突目標の頭部より低い胸付近に衝突したことにより、Nile-T20 の上部モータ軸がダミー頭部中央に衝突し、衝突後も頭部を押し付けるように墜落したため、 N_{ij} が高い値となったと考えられる。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max} \quad \cdots \text{式 1}$$

t: 時間[ms]

A_R : 合成加速度[g]

max: HIC が最大となる時間幅($t_2 - t_1$) $\leq 15ms$

$$N_{ij} = \frac{F_x}{F_{xc}} + \frac{M_y}{M_{yc}} \quad \cdots \text{式 2}$$

F_x : 頭部軸方向荷重[N]

F_{xc} : 許容限界荷重[N]

M_y : 頸部合成モーメント[Nm]

M_{yc} : 許容限界モーメント[Nm]

(3-1) 衝突時の挙動

ガードあり、ガードなしの 2 条件の代表として SB02 と SB06 の衝突中の挙動を観測した。ガードあり、ガードなしの 2 条件の代表として SB02 と SB06 のダミーが取得した頭部加速度、頸部荷重及びモーメントの時系列波形をまとめた。”Resultant”は X、Y、Z 軸（前後、左右、上下方向）を 3 軸合成（ $\text{Resultant}=\sqrt{X^2+Y^2+Z^2}$ ）した値である。SB02 及び SB06 の頭部加速度、頸部荷重及びモーメントに大きな差異はなく、ガードの有無による頭部及び頸部に与える危害の酷さに大きな差は生じないと考えられる。

(3-2) ダミー頭部の損傷状況

衝突後のダミーの損傷状況であるが、ドローンが頭部に衝突しなかった試験（SB04、05、NW01、02、05）があった。なお、使用したダミーの表皮は、人体の切創に関する生体忠実性については考慮されていない。

衝突による傷が確認できた部分を赤丸で囲った。SB シリーズは、ガードありの SB01、02、03、09 は衝突の跡が残っていたが、プロペラによる傷は確認されなかった。ガードなしの SB06、07、08、10 でプロペラによる傷が確認された。また、頭部正面だけでなく、側面、後方にも傷が確認された。これは衝突時にプロペラ先端は割れたが、モータ周辺部はプロペラが壊れずに残っていたため、それらが衝突後に傷つけたものと考えられる。NW シリーズは全ての試験で衝突時にガードが破損したため、ガードの有無に関わらず傷が確認された。

(4) 考察

本試験ではドローンが人に衝突した時の評価指標として HIC と N_{ij} を用いた。ガードの有無によるこれらの値を比較した。速度やガードの有無による相関関係は確認出来なかった。また、HIC、 N_{ij} 共に値としては自動車の基準と比べて十分に小さい値であり、ダミーの衝突部位の違いによる誤差と考えられる。そのため、20km/h 程度の速度でドローンが衝突した場合の傷害は、衝突による衝撃が頭部、頸部に与える影響よりも、回転するプロペラによる切創が主なものと考えられる。しかし、回転するプロペラが直接人体に接触する場合、危害を回避することが難しいため、ガードによる接触防止が必要と考えられる。本試験では衝突時にガードが大きく破損せず、接触を防ぐことができた場合、ダミーへの切創は確認されなかった。そのため、衝突時のガードの強度を確認する等の試験が必要と考えられる。

1-2-3-b 30 インチ程度のプロペラの衝突試験

(1) 目的

ドローンに搭載されたプロペラが人に直接接触した場合に、大きな危害を加えると考えられる。ドローンが頭部等へ衝突した時のプロペラによる切創を評価するための試験方法を開発する必要がある。本試験では、最大 20km/h の低い速度で 30 インチ程度のプロペラが衝突した場合を再現した試験方法を開発し、衝突試験を行い、各種データを取得する。

(2) 試験方法

(2-1) 試験装置

ドローンが低速で衝突した時の切創を評価するため、本試験では回転させたドローンのプロペラを牽引装置、台車を用いて、切創評価用の被衝突対象物（以下、被対象）に衝突させる方法とした。試験方法は、レール上を走行する牽引装置が台車を押して目標の速度まで加速する。目標速度に達した後、牽引装置は減速して停止する。減速時から徐々に台車が牽引装置から離れ、台車が衝突ポイントまで走行する。台車は衝突直前でストッパにより急停止し、台車上部に載せたプロペラ単体を取り付けた車輪付きのボックス（以下、プロペラ単体）を射出し、被対象に衝突させる。プロペラ単体には、プロペラを回転させるモータ、動力のバッテリーが搭載されている。左右の側面には上下2個ずつ車輪があり、アルミフレームのガイドに沿って台車上を走行する。また、離れた位置からプロペラを回転させるために、プロポ送信機を取り付けた。

本試験の手順は、牽引装置、台車、プロペラ単体の順に初期位置に設置する。モータとバッテリーを接続し、プロポと通信接続を行う。プロペラを最大まで回転させた状態で、牽引装置を作動させ、被対象にプロペラを衝突させる。

(2-2) 供試プロペラ、保護具

本試験で使用するプロペラは4種類であった。各プロペラはサイズ及び製造メーカーが異なる。また、各プロペラを回転させるためのモータ、バッテリーが異なるため、プロペラ単体としての全体重量も異なる。各プロペラは回転方向がCW、CCWの2種類があるため、モータの回転方向もプロペラに合わせて設定した。被対象は2種類（TYPE A、B）の頭部マネキン及び2種類の女性の前腕を模擬したダミー（以下、前腕ダミー）である。頭部マネキンは表面がラバー、内部がスポンジで構成されている。前腕ダミーは人骨を模擬した模擬人骨と腕の硬さのシリコンで構成されており、TYPE Cには赤色インクを入れた血管も模擬されている。この頭部マネキン及び前腕ダミーをベースに複数の保護具を装着させて切創を評価した。なお、メガネ1は落ちないようにマスキングテープで固定している。防護ズボンは頭部マネキン及び前腕ダミーには装着できないため、自動車衝突用人体ダミーAM50（以下、ダミー）に装着させた。

(2-3) 試験設備及び機器

プロペラ単体の衝突中の挙動を把握するために、2台の高速度ビデオカメラを用いて撮影を行った。撮影速度は、全て毎秒10,000コマとした。プロペラ単体の回転数を測定するため、プロペラに反射マーカを貼り付け、非接触式のデジタル回転計を用いて計測した。回転数の計測は、各試験開始前に行った。

(3) 試験結果

衝突速度は高速度映像を画像解析にて求めた値である。切創状況の詳細については1-2-1. 2. 3. 2に記載する。保護具ありの条件は、ヘルメット、防護ズボンを除く全ての保護具がプロペラとの接触により破壊、または外れることでベースの被対象に傷ができていた。プロペラは回転しながら複数回接触するため、1回目の接触を保護具が耐えられても、それ以降の接触で破壊されていた。

衝突速度の違いによる切創状況は、各試験を比較した場合、差異は確認できなかった。プロペラの回転速度が十分に早いため、衝突速度の影響は少なかったと考えられる。

(3-1) 衝突時の挙動

保護具なし、保護具ありの2条件の代表試験の衝突中の挙動を観察した。なお、機材トラブルにより高速ビデオカメラの映像が記録できなかった試験を除いた。

(3-2) 考察

被対象とプロペラの接触時に生じる切創は、深く傷をつけるものと、表面を撫でるように接触跡が残るものが確認された。前者はプロペラが固く、最初の接触で先端が破損しても、残ったプロペラで複数の深い傷をつけていた。後者は、最初の接触で先端が破損した後は、プロペラがたわみ、深い傷はついていなかったものの、無数の接触痕があった。

前腕ダミーは、手袋が破損しない場合でも、骨が折れるなど損傷が確認された。そのため、プロペラは切創だけでなく、打撃による傷害の可能性も考えられる。

頭部マネキンの固定治具はプラスチック製のため、プロペラの打撃により頭部マネキンの位置が動いたり、固定治具から外れることがあった。そのため固定方法を強固にしたが、切創の状況がよりひどくなる可能性がある。なお、前腕ダミーは金属製プレートで挟み込み、これを木製の台にネジで固定していたため、プロペラによる複数回の打撃を受けても前腕ダミーが動くことはなかった。

1-2-3-c 衝突試験（低速）の実施及び衝突性能評価法の開発のまとめ

無人航空機 25kg 未満の機体の衝突試験において、農業用ドローンの CONOPS でよくあるドローンが地上付近で低速飛行中に、人と衝突した時に人体に与える衝撃や切創等による危害の可能性はある。ドローンにはドローンガードを付けた機種もあるが、衝突時の危害軽減に寄与するか評価する方法が必要である。そのためガードの有無によるドローンの衝突安全性能を評価するための手法と検証方法について研究開発を実施した。その結果本試験では、最大 20km/h 程度の低い速度で 25kg を超えない大型のドローンが人と衝突する状況を再現することができ、衝突時の安全性を評価する試験法を開発することができた。また、実機による衝突実験を実施し、様々な対人衝突データを取得しデータベースを構築することができた。

○無人航空機の衝突性能評価法（機体構造）開発

無人航空機（以下、ドローン）のリスク低減を目的に、万が一の衝突等に対する機体損傷を最小にするための機体の衝突性能を評価可能な試験方法の開発が求められている。現在、ドローンに適合する衝突性能の評価方法は存在しないことから、試験方法・計測方法・評価方法を開発することが急務である。本試験ではドローンの衝突性能評価法について検討するため、概ね 50~60km/h 以上の高い速度でドローンが衝突する状況を再現させ、機体の衝撃力や加速度のデータ、機体の損傷及び部品の飛散状況などを記録し、ドローンの衝突性能評価法の観点から試験結果をとりまとめた。試験方法は以下の通り。

(1) 供試ドローン

本試験で使用したドローンは、DJI JAPAN（株）の Matrice 600 Pro、MG-1 および（株）プロドローンの PD6B-TYPE 2、TYPE 3 の 4 機種であり、最も重い機体は、PD6B-TYPE 3 の 19.5 kg（バッテリー含む）であった。カタログに表記された最高速度は Matrice 600 Pro が 65km/h、MG-1 が 54km/h、PD6B-TYPE 2 および TYPE 3 が 60km/h となっていた。本試験では、Matrice 600 Pro : 5 台、MG-1 : 2 台、PD6B-TYPE 2 : 1 台および TYPE 3 : 1 台を使用し、合計 9 回の試験をおこなった。

2020 年度の衝突試験は、操縦者がドローンを操縦し、フリーフライトの状態で固定バリアに衝突させた。その際、衝突直後のバッテリー損傷による火災が発生した事例があった。このため、試験実施者、関係者の安全を優先するため、2021 年度は動力源であるバッテリーを放電した状態で、かつプロペラを取り外した状態で試験をおこなうこととなった。

(1-1) ドローンの射出方式

2020 年度の高速度衝突試験では、衝突時の部品の飛散距離および機体の損傷状況、衝突時の衝撃量（荷重、加速度）を取得した。当初予定していたガイド方式での衝突は、ガイド用ワイヤと機体誘導用スライダとの抵抗が大きく、衝突時の目標速度に達しなかったため、2 試験目以降はフリーフライトで試験を実施した。その結果、固定壁へ衝突させること自体に問題はなかったが、衝突速度や衝突位置の精度が低く、機種間比較が困難であった。したがって、2021 年度は衝突精度が高く、フリーフライト方式よりも簡易に実施できるカタパルト方式を選択した。今回使用したカタパルトは、固定翼の機体を射出するために設計されたものであるが、マルチローターの機体も使用できるように改造を加えた。

標準状態のカタパルト (UAV launcher PL-40) は、空圧式で最大離陸重量 (Maximum Takeoff Weight) が 10~45 kg の模型飛行機や UAV を最大 25 m/s まで加速させる能力を有している。改造のポイントは、次の通りである。

- ・カタパルトのレールの仰角を無くして水平とすることで、ドローンが滑走する際の転がり抵抗を抑えること
- ・スキッド（機体を地面に着地させるための足となる部品）の下端に姿勢制御板を取り付け、ドローンの飛行姿勢（前傾）を再現させること（本試験では全機種ともに 15 度に設定）
- ・ドローンを押し出すための治具（姿勢固定治具）は、ドローンの重心高さに近い位置に合わせて設置すること
- ・機種毎にドローンのスキッドの長さが異なるため、ドローンの取付け時の高さ方向の調整は、滑走路側で調整ができること

(2) 試験設備および機器

ドローンの衝突試験は JARI 実車衝突実験場内で実施した。同実験場では自動車を中心に年間 200 回の衝突試験を実施しており、牽引装置は 1 トンクラスの自動車であれば 150km/h の速度で衝突させる能力がある。ドローンの衝突中の挙動を把握するために、5 台の高速度ビデオカメラを用いて毎秒 1,000 コマで撮影した。ドローンがバリアへ衝突した際の衝撃度を計測するために、機体の重心位置近傍に、3 軸加速度計（前後/左右/上下方向を検知）を取り付け、その出力をデータ収録装置に記録した。加速度の感度方向は、進行方向が X 軸、左右方向が Y 軸および上下方向が Z 軸と定義し

た。また、固定バリアには荷重計が組み込まれており、衝突時の衝撃荷重も計測した。なお、これらの電気データは、SAE J211-1 (Revised MAR2014) に準拠する方法で測定し、解析時に必要となるフィルター処理等をおこなった。

(3) 試験結果

衝突試験は、MAT-1～MAT-5、MG1-1、MG1-2、P-TYPE 2、P-TYPE 3 の 9 試験供試体で実施した。MAT-1～MAT-5 は Matrice 600 Pro であり、5 回のうち 3 回が衝突速度 55km/h で反復性を確認した。それ以外は、40km/h と 65km/h で実施したもので、衝突速度の影響を検証したものである。MG1-1、MG1-2 は、いずれも MG-1 を使用し、同じ条件で実施した。P-TYPE 2 は PD6B-TYPE 2、P-TYPE 3 は PD6B-TYPE 3 を使用した。

一連の試験において、MG-1 を用いた試験を除くと、目標衝突速度と実際の速度の差は最大で±4.6km/h に収まっていた。MG-1 の場合には、治具と機体が分離する際、機体の固定用治具が抵抗となり、速度が低下したと思われる。

(3-1) 部品の飛散状況

衝突により破損した部品の飛散距離を計測した。部品の飛散距離をみると、衝突位置から最も遠くまで部品が飛散していたのは、MAT-2 試験でのモータ部の 17.6m であった。ただし、実際には、衝突位置付近の路面に落下後、転がったため距離が伸びる状況であった。機体別にみると、Matrice を使用した 5 試験での部品の飛散距離は、すべてがモータであり、5.2～17.6m まで広く分散していた。一方、MG-1 および PD6B を使用した試験では 1.1～2.8m の狭い範囲に本体と部品が留まっており、機体毎で異なる結果となった。

(3-2) 機体の加速度

時間 0 (ゼロ) をトリガースイッチが押された瞬間とすると、ボンベに蓄圧された圧縮空気がカタパルト内のシリンダを押し、連結された発射台車とそれに設置されたドローンが移動を開始する。移動開始時の加速度は 90m/s^2 を記録していた。発射台車とドローンは、カタパルトのレール上を移動して 700msec 付近で滑走路からドローンが離脱し、フリーフライトの状態で固定バリアに衝突した。バリアとの衝突による加速度は、 1650m/s^2 を記録した。ドローンはバリアから反発して約 1600msec で路面に落下していた。落下時の加速度は、 560m/s^2 であり、バリアとの衝突に比べ約 $1/3$ の値であったことがわかる。機体のバリア衝突時の加速度波形は、前後、左右、上下軸方向を合成 ($\text{Resultant}=\sqrt{X^2+Y^2+Z^2}$) した値であり、時間ゼロはドローンがバリアに接した瞬間に統一している。加速度波形をみると全機種とも傾向は同じであり、最初にモータ部がバリアに衝突した直後の 1 つ目のピーク、30msec (0.03s) 以降の本体部分がバリアに衝突した際の 2 つ目のピークが発生するが、いずれの機体も本体がバリアに衝突した時点の加速度最大値を計測していた。今回実施した 9 試験における機体重心位置の加速度を衝突速度別にプロットすると、衝突速度の増加に比例して、加速度も上昇する傾向を示していた。ただし、66.5km/h で衝突した Matrice (試験番号: MAT-5) では、55km/h で衝突した同型機よりも低い加速度であった。機体の損傷状況を見ると、加速度計を取り付けたフレームの部分が破断する状況であった。55km/h で衝突した機体では、フレーム部分の破断は確認できなかったことから、加速度が低かった要因は、この部分の影響と思われる。具体的には、フレームの破断によって、衝撃が緩和されたことで加速度が低下したと推察される。

(3-3) 固定バリアのバリア荷重

機体のバリア衝突時の荷重波形の時間ゼロは、ドローンがバリアに接した瞬間に統一した。荷重波形をみると前述した加速度波形と類似する傾向であり、最初にモータ部がバリアに衝突した直後に最初のピークを記録し、30msec (0.03s) から 60msec (0.06s) で本体部分がバリアに衝突した際に最大値が発生していた。機種別にみると、機体の重い P-TYPE 2 および TYPE 3 (PD6B—TYPE 2、TYPE 3) の荷重値が高い結果であった。

(4) データの反復性

ここでは、Matrice3 台を用いた衝突速度 55km/h の試験および MG-1 の 2 回の試験結果からデータの反復性を検証する。検証したデータは、機体の重心加速度とした。Matrice を用いた 3 回の試験をプロットすると、加速度は 1 次ピークおよび 2 次ピークともに、同じタイミングで発生していることがわかる。加速度の最大値は 3 回の平均値 (2018m/s^2) に対して、 $\pm 6\%$ に収まっていた。なお、MAT-1 の 2 次ピークが早めに発生している理由は、衝突瞬間での機体の傾き（前下がり）が他の 2 試験に比べて大きく、その角度分で機体本体とバリアまでの距離が短くなったことが要因と思われる。

一方、MG-1 を用いた試験では、加速度の発生するタイミングおよび最大値もほぼ同等であった。このため 2 機種の結果ではあるものの、カタパルトを用いた試験は、機体への衝撃度合を検証するための方法として、十分な反復性があると判断できる。

(5) 衝突試験に求められる試験法の検討

ドローンの利活用の増加にともない、故障で制御不能となって衝突するような事故が発生した場合でも機体損傷を最小にとどめることが必要との認識からそれを評価する試験方法の開発が求められている。このため、2020 年度より墜落事故を想定した実機による衝突試験をおこない、各種のデータを取得している。2020 年度は操縦者の操縦により実際にドローンを飛行させて固定バリアへ衝突させる方式（フリーフライト方式）で試験を実施した。しかし、操縦者による操縦では、衝突速度や衝突位置を正確に制御できないため、試験毎で衝突条件が異なる状況であった。衝突試験は基本的に繰り返して試験を実行することができないため、1 回の試験で性能評価を行う場合は、精度が高く再現性のある試験方法とすることが望まれる。カタパルトを用いた射出方式による試験方法は、フリーフライトによる試験方法と比べて目標の飛行速度・姿勢で反復性の高い試験を実施することができた。この装置は比較的小型で可搬性もあり、カタパルトの動力である圧縮空気は、付属のバッテリーで駆動できるため、試験場所を問わず使用することができる。ただし、本試験の結果から、以下のような課題が明らかになった。

1) プロペラの有無について

本試験では電源オフでプロペラを外した状態で試験を実施した。これは通電状態で衝突させた場合に火災発生の可能性があり、安全確保のためである。また、プロペラについては射出時の抵抗になり、姿勢が不安定になること避けるためプロペラを外して実施した。2020 年度に実施したフリーフライトによる試験と今年度のカタパルトによる試験の衝突時の挙動は異なる。フリーフライト試験では、衝突後に浮き上がるように跳ね返り落下している。カタパルト試験では、衝突後にそ

の場で回転しながら落下している。フリーフライト試験では、ドローン前方のプロペラが衝突したあとも、後方のプロペラが回転し揚力を発生させている。この影響により衝突後の挙動に差異が生じたと考えられる。カタパルトによる射出方式では、プロペラの回転により発生する揚力や風の影響で正常に射出することが難しいため、フリーフライトと同様の状況を再現することはできない。

2) 25kg を超えるドローンについて

本試験で使用したドローンの中で最も重い機体は約 20kg であった。2020 年度に実施したフリーフライトによる試験では最大 36kg の機体もあり、今後はさらに大型の機種も開発される可能性がある。本装置は 25kg 程度のドローンを試験対象として作成したため、25kg を超える大型のドローンで同様に試験できるか不明である。特にドローンの重量が増えることで、カタパルトに取り付けるための治具の重さも増すことから射出速度が低下する恐れがある。また、サイズが大きくなることにより重心位置が高くなり、カタパルトと押し出す位置が離れることにより射出時の安定性が低下し、射出時の飛行姿勢が崩れる恐れもある。25kg を超えるドローンを対象とした試験方法については、再度検討が必要と思われる。

(6) まとめ

本試験ではドローンの衝突性能評価法について検討するため、概ね 50～60km/h 以上の高い速度でドローンが衝突する状況を再現させ、機体の衝撃力や加速度のデータ、機体の損傷及び部品の飛散状況などを記録し、ドローンの衝突性能評価法の観点から試験結果をとりまとめた。

1-2-4 プロペラケージの評価実験(2020/2021 年度) (安衛研)

回転翼(プロペラ)ケージの対人安全性として、新しい性能評価の試験内容を検討した。現在の UAV には障害物等から回転翼を保護することを目的とするプロペラケージが搭載されるようになった。回転翼が壁等に接触すれば UAV の落下事故を招く。そのため、プロペラケージは落下防止策としての機能が期待される。そこで、空撮などで壁面等に接触しても回転翼が保護される性能として、プロペラケージの接触性能を評価するための試験方法を検証した。

【接触性能試験】

UAV が防護柵等に接触した際の挙動を確認する。プロペラケージを搭載することによる UAV 落下・墜落防止性能を評価する。

1-2-4-a 2020 年度試験法開発

(1) 実施内容

2020 年度は、工事用シートに回転翼ケージを搭載した UAV を接触させたまま、接触面に沿って UAV を移動させても、回転翼が工事用シートを傷つけずに移動できるかを確認する試験装置を試作し実験検証した。

(2) 接触性能

接触性能として次の 3 項目を評価事項とした。

- 接触対象物の破損
- 回転翼の破損
- UAV 姿勢制御の喪失

接触対象は建設現場等でよく使用される流通性のあるメッシュシート(建築工事用シート)を選定した。

(3) 試験方法

上述の評価事項を実機で試験する方法は次とした。

- 1) UAV をメッシュシートに接触させる
- 2) 接触した状態でメッシュシートに沿って UAV を移動させる

UAV がメッシュシートに接触する箇所及び接触後の移動経路は、プロジェクタでメッシュシートに予め投影しておき、操縦者が手動で無線操縦する。そして、メッシュシートに接触した際の UAV の挙動(姿勢安定性等)、接触後のメッシュシートと回転翼の損傷具合を目視で確認する。

UAV には障害物を感知して接触を回避するセンサを備えた機種もあるため、この接触防止機能についても動作確認することとした。

(4) 供試体

実験検証の供試体として次を用意した。

- 強度の異なるメッシュシート 2 種類
- 小型の UAV 2 種類

- 純正と特殊の UAV ケージ 2 種類

メッシュシートについては、実際には 1 種類のみ用いた。

接触対象として用いたメッシュシートは、建築現場等で落下などによる危険の防止のため用いられるものであり、JIS 規格で性能が規定されている。強度の違いにより 1 類と 2 類に分類される。

1 類は 2 類よりも頑丈であり、メッシュシートだけで飛来落下に対応する。重量 5kg の足場用鋼管を高さ 3m から自由落下させて貫通しない強度を備える。一方の 2 類はシートに加えて金網等を併用することで飛来落下に対応する。今回の実験検証では 2 類のみを使用した。

UAV は DJI 社製の Phantom4 と Autel 社製の EV02 の 2 機種を用意した。Phantom4 はプロペラケージを標準で装着することができる。一方の EV02 はプロペラケージを装備することはできないが、障害物検知機能が優れているとの評判から選定した。プロペラケージは Phantom4 に装着できる純正品と他社製品の 2 種類を用意した。

(5) 試験装置

検証では次の装置を用いた。

- 衝立：標的とするメッシュシートを固定するための幅 2m 高さ 4m のアルミフレーム
- 投影装置：接触箇所をメッシュシートに投影する高輝度プロジェクタ
- 防護柵：衝立周囲三方を囲うアルミフレームと防護シート

UAV 墜落に備えて、消化器や UAV 受け止めネットなども用意した。

(6) 実験検証

実機を用いて次の事項を順に検証した。

- 障害物検知機能の動作
- 接触直後の UAV 姿勢制御
- 接触移動時の UAV 姿勢制御
- 接触後のメッシュシートの状態
-

(6-1) 接触方法

UAV は手動で操縦した。障害物検知機能を有効にした状態で、先ず、標的とするメッシュシートに手動で接近させて接触しないかを確認した。その後は障害物検知機能を無効にして手動でメッシュシートに移動させ接触させた。

(6-2) 障害物検知機能の検証

用意した UAV2 機種で障害物機能の動作を検証した。衝立から約 2m 離れた床に UAV を設置し、衝立を進行方向とした状態で UAV を手動操作した。Phantom4、EV02 とともに離陸前の状態から周囲に障害物を検知しており、Phantom4 は離陸して上下の移動操作まで実施できた。メッシュシートへの移動操作は無効化されており移動はできなかった。EV02 は離陸の操作の時点で実施できなかった。EV02 は周囲に障害物がある状態では離陸の操作もできないように初期設定されているようである。

(6-3) 低速接触

Phantom4 を 2 類のメッシュシートに低速で接触させて姿勢制御を検証した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。

(6-3-1) 純正プロペラケージ装着

Phantom4 用の純正プロペラケージを装着し、できるだけゆっくりと移動させてメッシュシートに微速で接触させた。メッシュシートに接触後、機体は接触の反動で後方に移動したが、機体姿勢に大きな乱れもなく接触状態を維持した。微速の接触を繰り返しても不具合は確認されなかった。メッシュシートと回転翼に損傷は確認されなかった。

(6-3-2) 他社製プロペラケージ装着

純正プロペラケージ同様の試行を実施した。他社製においても問題はなかった。メッシュシートと回転翼に損傷は確認されなかった。

(6-3-3) プロペラケージ非装着

プロペラケージを装着せずに同様の試行を実施した。墜落を想定していたが、結果は、姿勢に大きな乱れを生じずに、空中浮遊（ホバリング）を維持した。微速で軽く接触する程度では墜落には至らなかった。メッシュシートに損傷は確認されなかったが回転翼の損傷を確認した。接触時に熱で回転翼は溶けたようである。回転翼が熱で僅かに損傷しながらも姿勢制御で飛行を維持できたと推定される。

(6-4) 中速接触

低速接触と同様、機体を 2 類のメッシュシートに接触させて姿勢制御を検証した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。

(6-4-1) 純正プロペラケージ装着

純正プロペラケージを装着し、遅すぎず、また、早すぎない程度に移動させてメッシュシートに接触させた。結果、低速接触と同様、接触を繰り返しても姿勢に大きな乱れは確認されなかった。低速接触とは異なり、数度、回転翼がメッシュシートに接触する音が確認された。メッシュシートと回転翼に目立った損傷は確認されなかった。

(6-4-2) 他社製プロペラケージ装着

純正プロペラケージ同様の試行を実施した。他社製においても姿勢制御に問題はなく、回転翼とメッシュシートとの接触は確認されなかった。メッシュシートと回転翼に損傷は確認されなかった。

(6-4-3) プロペラケージ非装着

プロペラケージを装着せずに同様の試行を実施した。結果、接触直後に墜落した。接触時の状態次第では姿勢制御により空中浮遊に復帰できる場合もあるが、復帰できるのは稀であり、姿勢は大きく乱れており墜落寸前の不安定な状態であった。これにより、プロペラケージによる墜落防止の有用性が確認された。

(6-5) 接触移動

プロペラケージを装着して中速接触した後に、機体を 2 類のメッシュシートに接触させたまま移動させて姿勢制御を検証した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。

(6-5-1) 純正プロペラケージ装着

純正プロペラケージを装着し、遅すぎず、また、早すぎない程度に移動させてメッシュシートに接触させた。その後、メッシュシートに接触した状態で、左右方向（水平）と上下方向（垂直）に手動で移動させた。結果、左右、および、下方向（下降）へは問題なく移動したが、上方向へ昇降させた瞬間から UAV は大きく傾いて墜落した。メッシュシートと回転翼に目立った損傷は確認されなかった。上方向（昇降）への移動で墜落した理由としては、プロペラケージの装着状態が関係していると判断される。プロペラケージを装着すると、回転翼の下方部分はケージで覆われるが、回転翼の上方部分は何も覆われていない。上方部分もケージで覆われていれば墜落を回避できた可能性がある。

(6-5-2) 他社製プロペラケージ装着

純正プロペラケージ同様の試行を実施した。結果、他社製においても上方向へ移動させた場合に姿勢が崩れ墜落した。他社製においては、メッシュシートに損傷が確認された。

今回使用した他社製においても、純正品と同様に回転翼の上方部分は何も覆われていない。上方部分もケージで覆われていれば墜落を回避できた可能性がある。メッシュシートを損傷した理由としては、機体が傾いた際にケージが宥え（支持棒）となり、回転翼の先端がメッシュケージに接触し続けたものと判断される。回転翼先端とケージとの離隔距離も検討すべき大切な要素と言える。

1-2-4-b 2021 年度試験法開発

(1) 実施内容

上述の通り、回転翼の上方部分がケージで覆われていれば、上昇移動での落下を回避できた可能性がある。そこで、接触性能検証として、回転翼の上方部分も覆うプロペラケージを追加して性能評価することとした。

(2) 供試体

性能評価の供試体は、メッシュシートを 1 種類、小型 UAV を 3 種類、プロペラケージを 2 種類用いた。メッシュシートは 2 類のみを使用した。

UAV は DJI 社製の Phantom 4 に加えて Mavic mini、Mini 2 を用意し、合計 3 種類で検証した。Mini 2 は Mavic mini の後継機にあたり、モータ性能などが向上しているが、見た目にはほとんどない。モータ性能と制御性能の違いが接触時の姿勢制御に影響する可能性を想定して確認することとした。

UAV 全機種とも純正品のプロペラケージがあり、標準で装着することができる。この性能検証の目的は、プロペラの上方部も覆うケージで検証することであるため、Phantom 4 用は上方部にも囲いのある他社製品を用いた。Mavic mini と Mini 2 は純正品が上方部も覆うものであるため、両方とも純正品（同一）を用いた。

(3) 接触条件の追加

検証実験で実施した接触条件にさらに下記条件を追加した。

- 高速接触：中速よりも早く接触

(4) 評価結果

(4-1) 低速接触

メッシュシートにできるだけゆっくりと接触させて姿勢制御を検証した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。Phantom 4 は実験検証において、プロペラケージを装着しなくても接触後も姿勢が維持された。再現性があったため性能評価は省略とした。一方、追加した Mavic mini と Mini 2 では、ケージを装着しないと低速接触でも接触直後に落下した。メッシュシートと回転翼に損傷は確認されなかった。

これにより、プロペラケージがなくても接触して飛行を維持できる性能は、Phantom 4 固有のものと判断できる。おそらく、回転翼の構造（ストレートか折れ機構か）が関係していると推察される。

Mavic mini と Mini 2 用の純正プロペラケージを装着した場合、接触直後に落下せずに姿勢保持は可能であったが不安定な場合があった。

これらの結果から、低速接触は性能試験として省略できる可能性は否定され、低速接触も性能試験で実施する必要がある。

(4-2) 中速接触

メッシュシートに、遅すぎず、かつ、早すぎない程度に接触させて姿勢制御を検証した。プロペラケージは全機種に装着した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。

Phantom 4 は姿勢保持可能であった。一方、Mavic mini と Mini 2 は接触後の姿勢が不安定であり、落下する場合があった。

(4-3) 高速接触

メッシュシートに、中速よりも早く接触させて姿勢制御を検証した。プロペラケージは全機種に装着した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。その結果、全機種とも接触直後に落下した。

プロペラケージを装着していても、接触（衝突）する速度によって、UAV の機体が慣性で大きく傾いてしまい落下する。このような状態となる速度を、プロペラケージの接触性能として把握しておくことは重要である。障害物検知機能が無効化した場合には、飛行速度がこの限界速度内に制限されるような制御設計が望まれる。

(4-4) 接触移動

プロペラケージを装着して中速接触した後に、機体を 2 類のメッシュシートに接触させたまま移動させて姿勢制御を検証した。障害物検知機能は無効として手動操縦した。

Phantom 4 は水平移動と下降移動が安定して可能であった。上昇移動も不安定ながらも可能であった。一方、Mavic mini と Mini 2 は、水平移動は安定していたが、下降移動は不安定であった。上昇移動はできずに落下した。なお、低速接触後でも上昇移動はできなかった。

Phantom 4 は、プロペラケージが無くても、低速接触では姿勢が維持されることから、姿勢制御の性能が優れているものと判断される。そのため、上方部分を覆うプロペラケージの装着により、上昇移動が可能になったものと推察される。

Mavic mini と Mini 2 は機体質量が軽く、上昇移動するための回転翼の出力が比較的強く働くため、メッシュシートに接触した状態では、上昇する前に、おそらく気流の影響で機体がメッシュシート側に傾いてしまい（メッシュシートに吸い寄せられるように）姿勢を崩すものと推察される。

1-2-4-c 考察

接触対象として、流通性に優れた建設現場に利用されるメッシュシート 2 類を使用し、プロペラケージの有無による機体墜落につながる機体の姿勢安定性を実験検証した。接触条件として、低速接触、中速接触、高速接触、接触移動を設定した。プロペラケージは回転翼の周囲を覆う囲いを用いた。撮影用途の小型 UAV 3 機種での検証により、プロペラケージによる墜落防止の有用性と性能限界を確認した。

プロペラケージを装備することにより、低速接触による機体墜落の危険性や回転翼破損の危険性を防止する効果が得られることを確認した。また、機体の姿勢制御の性能及びプロペラケージの性能により、通常の移動速度（中速）での接触や、接触後の移動にも適応できることを確認した。一方で、操縦不能となったり故障したりして暴走した場合などの、速度域が高い場合（高速接触）には、今回のプロペラケージでは落下を防止できないことを確認した。異常時の対応にはやはり限界がある。

UAV と障害物との接触に伴う対人安全性の確保として、回転翼の周囲を適切に覆うケージの装備が必要である。回転翼の下方向のみを覆うケージ構造は、墜落防止としては不十分であり、全方位を囲うケージ構造がより優れていると言える。しかし、接触が落下に繋がるかどうかは、機体の姿勢制御の性能にも依存する。ケージの構造だけでは十分に性能検証することは難しいであろう。現状では、実機で実際に接触させて性能評価（試験）することが望ましい。

今後の課題には、UAV の接触速度の設定と実測、接触時の機体姿勢の計測などによる定量的な評価手法の検証が挙げられる。プロペラケージの性能限界を把握し、それに応じた制御設計を推進するためにも、落下防止として機能できる速度域を明確化することは重要である。試験手法として確立するためには、UAV の接触速度をどのように設定し計測するかの検討が必要である。

1-2-5 マルチコプターのアーム強度試験（2020/2021 年度）（安衛研）

(1) はじめに

近年、無人航空機（以下、ドローン）は、石油精製及び石油化学工業における施設の点検や、橋梁等のインフラ設備の点検、地形の空撮・測量³⁾などに利用されているだけでなく、災害現場への投入や警備目的による導入も進められており、多種多様な分野で活用できる技術として注目されている。ドローン等技術は、点検、物流、測量等に用途が大別され、各分野の状況に合わせた活用が進められており、これに加えて、各分野が抱える課題に対して検討がすすめられている。この中で、物流においては、過疎地や離島への物資の輸送、災害地域への救援物資の輸送などにドローンの活用が期待されており、官民一体となって、テスト飛行や検証が複数回行われている。

ドローンは、その自身の回転翼により、上昇と下降を繰り返している。その構造は、ドローンメーカーやドローンの種類、大きさや使用目的により様々ではあるが、本体、回転翼、本体と回転翼をつなぐアームで構成されている。駆動バッテリーは本体に搭載されていることから、ドローンの重量の多くは本体に集中しているといえる。したがって、ドローンが上昇する際は、回転翼による揚力とドローン本体の自重の関係から、アームには曲げ荷重が作用しているものと推定される。また、物資を搭載する場合、アームに作用する曲げ荷重はより大きいものとなる。特に物資の輸送においては、幾度となく離着陸が繰り返されるものと推定されることから、アームに繰り返しの曲げが作用し、疲労破壊が起きる可能性がある。飛行中にアームが折損した場合、これによりバランスを失ったドローンが人と接触する事故につながることは想像に難くない。

物資の輸送にかかわらず、ドローンの普及が急速に進むにつれ、操縦者を始めとする人とドローンとの接触事故が報告されている。国土交通省がまとめている無人航空機による事故等の情報提供によれば、2015 年度から 2021 年度において、人が負傷したと確認された事例は 12 件あり、年に 1～2 件発生している。ドローンの普及に伴い、人がドローンと接触して負傷するという事例の増加が推定される一方で、物流においては、ドローンから落下した物資と人の接触や、ドローンアームの折損によって落下したドローンと人との接触により、負傷者が発生する可能性が挙げられる。しかし、操作不能に陥ったドローンの落下による危険物や人への接触や、各種設備への接触は想定されているが、ドローンアームの折損に起因するドローンの落下は想定されていない。

一方で、2021 年に JIS W 0711 無人航空機システム設計管理基準が制定され、ドローンの強度について言及されている。前述したドローンアーム等の折損に起因する事故の防止も含まれるものと推察できることから、ドローンアーム等が破損しないことを前提とする安全設計に基づいた飛行性能評価を実施することは重要である。そこで、本報告では、近い将来普及すると見込まれている物資の輸送を行うドローンを対象に、ドローンアームに求められる強度評価手法を整理することを目的に、曲げ強度および曲げに対する疲労特性について調査および検討する。

(2) ドローンアームの材料について

ドローンアームは、プラスチック等の樹脂、炭素繊維強化プラスチック（以下、CFRP）により成形されている。また、ドローンの用途に応じて、マグネシウム合金などをはじめとする軽金属が採用されている。そこで本報告では、ドローンに使用される CFRP 材および軽金属材料を対象として試験材料を選定した。これら材料は、軽量化および高強度化を目的に使用される。ドローンによる物資運搬

において、運搬できる重量を増大させるためには、機体の軽量化が求められると推定できる。一方で、軽量化のデメリットとして、しばしば強度低下が指摘される。試験材料は、航空機の材料として採用されており、軽量化および高強度化を両立する目的で採用されていることから、物資運搬用のドローンの材料として適していると考えられる。

(3) 曲げ試験

(3-1) 試験方法の検討

前述したように、ドローンのアームは曲げ荷重を受ける構造となっており、物資を運搬する場合においては、物資の重量分による曲げ荷重がドローンアームに作用する。そこで、各材料における曲げ強さを実験的に取得し、比較する。日本産業規格によれば、CFRP 材および金属材料に関する曲げ試験は規格として、それぞれ、JIS K7074 炭素繊維強化プラスチックの曲げ試験方法、JIS Z 2248 金属材料曲げ試験方法が制定されている。それぞれの試験方法における代表的な試験片形状や試験条件が存在するが、それぞれ試験片形状や試験方法が異なっており、共通な点は多くない。そのため、JIS K 7074、および JIS Z 2248 に準じた曲げ試験で得られた変位量や最大曲げ荷重は、直接的な比較ができない。そこで、JIS K 7074 に準じた曲げ試験を CFRP 材および軽金属材料で行う一方で、JIS Z 2248 に準じた曲げ試験を CFRP 材および軽金属材料で行い、各材料における直接的な破損荷重や変形量の比較を行う。

(3-2) 試験片および試験治具

(3-2-1) 試験片

試験片の形状は JIS K 7074 に準じた板材の試験片であり、長さ 100mm、幅 15 mm、厚さ 2 mm である。なお、この試験片は JIS Z 2248 に準じた 3 号試験片としても利用できる。試験片は CFRP 材であり、それぞれ、東レ製の高性能炭素繊維トレカ®T300, T800S を使用したプリプレグから製作されており、繊維方向と長手方向が一致している UD 材となっている。なお、外観からその差を見分けることは困難である。アルミニウム合金 A2024-T4、マグネシウム合金 AZ61 の試験片も用意した。製品データシートによると、T300 の引張強さは 3530 MPa、引張弾性率は 230 GPa、伸びは 1.5 % である。また、T800S の引張強さは 5880 MPa、引張弾性率は 294 GPa、伸びは 2.0 % であり、その引張強さは T300 の引張強さに比べて 1.7 倍程度大きい。次に、Ti-6AL-4V の引張強さは 1020 MPa、降伏強さは 950 MPa、伸びは 19 % であり、A2024-T4 の引張強さは 410 MPa、降伏強さは 305 MPa、伸びは 12 %、AZ61 の引張強さは 311 MPa、降伏強さは 195 MPa、伸びは 17 % である。

(3-2-2) 曲げ試験治具

JIS K 7074 および JIS Z 2248 に準じた曲げ試験において、負荷部の曲率半径、支点部の曲率半径、支点間距離は、JIS K 7074 における負荷部の曲率半径は 5.0 ± 0.1 mm、JIS Z 2248 における負荷部の曲率半径は、特に指定がないことから JIS K 7074 と同一の 5.0 mm とした。次に、JIS K 7074 に準じた曲げ試験における支点部の曲率半径は 2.0 mm、JIS Z 2248 に準じた曲げ試験における支点部の曲率半径は 10 mm としている。支点部は、試験方法に合わせて脱着できる。

(3-3) 曲げ試験および試験結果

最大荷重（または破断荷重）と最大荷重負荷時の変位量を計測した。いずれの試験においても、CFRP 材は破断しており、破断時の変位量は軽金属材料に比べて著しく小さい。このことから、CFRP 材がドローンアームに使用されている場合において、ドローンで輸送する荷の重量が重いとき、顕著な変形が見られずに突然アームが破断する危険性がある。CFRP 材の引張強さはチタン合金 Ti-6Al-4V に比べて 3 倍以上大きい、JIS K 7074 の試験においては、その破断荷重は Ti-6Al-4V の最大荷重と同等であり、JIS Z 2248 の試験においては、その破断荷重は Ti-6Al-4V の最大荷重よりも小さい。また、CFRP 材において、T800S の引張強さは T300 の引張強さよりも 1.7 倍程度大きい、その破断荷重は同等である。これは、炭素繊維に含浸している樹脂の強度の影響が顕著に現れたものであり、したがって、CFRP 材の引張強度によらず、破断荷重は同等になったものと考えられる。軽金属材料においては、一部試験中に破断したものの、各軽金属材料の最大荷重の大きさは、機械的特性と矛盾しない結果となった。

次に、JIS K 7074 により得られた各材料の荷重-変位挙動を計測した。CFRP 材における挙動はほぼ直線的（いわゆる弾性挙動）であり、そのまま塑性挙動を示すことがないまま破断に至っていることが確認できる。CFRP 材においては、4 回中 3 回の試験において、破断する前にパキパキと音が鳴っており、これは強度試験の挙動において、荷重が低下していく様子として確認できる。一方、軽金属材料における荷重-変位挙動はいずれも弾性挙動を示した後に、塑性挙動を示していた。ただし、JIS K 7074 の試験においては、塑性域に到達後、荷重の値がほぼ一定であるが、JIS Z 2248 の試験では、その挙動は最大荷重の値に到達後、徐々に低下、または破断した。これら試験方法による挙動差の差は、支点間距離の差によるものと考えられる。

(4) 曲げ疲労試験

(4-1) 試験条件

曲げ疲労試験は、荷重波形を sin 波、荷重周波数 f を 4~10 Hz、応力比 $R=0.1$ で行った。応力比 R は最大曲げ応力 $S_{\max}$ と最小曲げ応力 $S_{\min}$ の比である。試験の打ち切り限界は繰返し数 2×10^6 回としている。なお、ドローンが 10 年間、1 回/時間の離着陸を繰返したとしても、その繰返し数は 8.8 万回であることから、現実的な離着陸数と比較しても、十分な繰返し数の負荷を与えている。なお、本試験では、ドローンアームの実際を考慮し、支点間距離の長い JIS K 7074 の試験法を採用し、曲げ疲労試験を実施した。

(4-2) 試験結果

軽金属材料の $S-N$ 線図を考える。縦軸は応力範囲 D_s 、横軸は破断繰返し数 N_f である。ここでは、試験の打ち切り限界は繰返し数 2×10^6 回を基準に疲労限度 s_w を決定している。各軽金属の疲労限度 s_w は、Ti-6Al-4V で 720MPa、A2024-T4 で 250 MPa、AZ61 で 165 MPa である。疲労限度 s_w より応力範囲の大きい領域の $S-N$ 関係においては、疲労限度 s_w 近傍でばらつきがみられるもの、傾斜する傾向を示した。次に、CFRP 材の $S-N$ 関係を考える。軽金属材料の結果と異なり、傾斜部が現れなかった。T300 においては、疲労限度以上において繰返し数 2×10^6 回達成しているものがある一方で、1000 回未満で破断することもあったことから、その疲労限度 s_w は 1620 MPa としている。曲げ試験で計測された最大曲げ応力 s' と疲労限度 s_w の関係を観測したが、軽金属材料の疲労限度 s_w は曲げ

試験で計測される最大曲げ応力 s' の 1/2 以下となっている。ドローンアームのように繰り返しの曲げモーメントが作用する部位においては、最大曲げ応力 s' の 1/3 以下程度の負荷までしか許容しないように留意が必要といえる。または、ドローンアームにおいて、発生する最大曲げ応力が有限要素解析や構造設計時の計算で既知であるならば、その 3 倍以上の応力に耐えられるようなドローンアームの設計、または材料の選定が必要といえるが、これは繰り返し数 2×10^6 回を試験の打ち切り限界としたときの結果であり、設計基準として試験の打ち切り限界を変更した場合は、この限りではない。一方で、CFRP 材においては $s'/s_w=0.92$ であり、疲労限度 s_w は最大曲げ応力の 9 割程度を示しており、軽金属材料と比べて疲労限度 s_w が高い。

(5) CFRP 材の残存強度評価

一例として、繰り返し数 2×10^6 回に到達した T300 の試験片に対して曲げ試験を実施し、得られた最大曲げ荷重を計測した。応力振幅の大きさによらず、繰り返しの負荷を受けた試験片の最大曲げ荷重は、繰り返し負荷を受けていない試験片 (No. 0) の最大曲げ荷重の 9 割程度まで低下する。ドローンアームのように繰り返しの曲げ荷重が負荷される部位において、CFRP 材が使用される場合、最大曲げ荷重 F の 90% 程度の負荷までは許容できるように見える。炭素繊維においては、 10^7 回疲労限度と引張強さの比は 0.9 になるとの報告もある。一方で、CFRP 材は、負荷方向に対する繊維配向角や強化材の種類や含有率等によって疲労特性が変わることが知られており、疲労試験において軽金属材料のように傾斜部が生じる報告もある。その他、CFRP 材は塑性変形を起こさずに破断することから CFRP 材をドローンアームの材料として使用する場合、材料の破壊特性を調査し、かつ必要に応じて十分な安全裕度を付与して、設計または使用することが推奨される。

(6) CFRP パイプ材の曲げ試験および曲げ疲労試験

(6-1) ドローンメーカーのアームの曲げ試験

本報告では、ドローンメーカーのアームの曲げ強度の実際を調査するため、3 社のドローンを入手し、その曲げ試験を実施した。各社ドローンアームはいずれも中空材であったが、内径 D と厚さ t は異なっていたが、各社のドローンアームの内径 D と厚さ t の比 t/D で整理すると、各社で大きな差はなく、平均で 0.043 程度であった。

ドローンアームは長さ 300 mm に切断し、支点間距離 290 mm で曲げ試験をおこなった。B 社のドローンアームは内径および厚さが最も大きい、最大曲げ荷重は C 社以下となった。また、いずれも圧縮側から破損した。各社ドローンアームの外観を確認したところ、その模様が異なっていたことから CFRP の繊維方向が各社で異なっているものと推定された。また、CFRP は種類によって線径も異なり、この線径はドローンアームにおける半径方向の積層数に影響することから、ドローンアームの曲げ強度には CFRP の繊維方向や積層数などが影響しているものと推定される。

(7) CFRP の繊維方向の影響調査

(7-1) CFRP パイプ状試験片の作製

CFRP を利用して作製されたドローンアームの曲げ強度に対し、CFRP の繊維方向が影響すると考えられたことから、繊維方向が異なる CFRP パイプ状試験片 (以下、パイプ試験片) を 5 種類作製した。

各社のドローンアームの t/D が平均で 0.043 程度であったことから、これを基準に、 $t/D=0.04$, 0.042 となるように内径 D と厚さ t をしている。なお、長さは 300 mm である。全てのパイプ試験片の最内層の CFRP の繊維方向は、成形の関係から周方向 (90°) で統一している。Pipe a, b は最内層を除いて、CFRP の繊維方向がパイプ試験片の軸方向と同一 (0°) となっている。Pipe c, d, e のパイプ試験片においては、最外層の CFRP の繊維方向がパイプ試験片に対して 0° と 90° 方向（以下、クロス方向）にある。

(8) CFRP パイプ状試験片の曲げ試験および曲げ疲労試験

パイプ試験片の曲げ試験は試験供試体 Pipe a, b, c, d, e を用いて実施した。Pipe a, b においては、最大荷重近傍で荷重の変動が大きかった。また、折損する前に負荷部において潰れるような変形が発生し、これが荷重の変動となって現れたものとして推察された。Pipe c, d, e における荷重の挙動は、最大荷重に到達後、緩やかに減少して破断に至った。これは、前述のドローンメーカーのアーム曲げ試験結果とよく類似している。なお、全てのパイプ試験片において、破断は圧縮側で発生した。最も大きい荷重を計測したのは Pipe c であるが、各パイプ試験片の寸法が異なることから、直接的な比較ができない。そこで、最大曲げ応力で評価したところ、Pipe e の最大曲げ応力が 116.5 MPa と最も大きかった。Pipe e は、最内層および最外層以外の CFRP の繊維方向がすべて 0° 方向にあり、Pipe d と比較すると、CFRP の繊維方向が 0° 方向となる層が多いことが曲げ強度の向上に寄与していると考えられる。一方で、Pipe b のように最内層を除いて CFRP の繊維方向が 0° 方向のみの場合、その最大曲げ応力は Pipe d, e よりも小さいことから、曲げ強度を確保する上で、パイプ試験片の最外層がクロス方向の CFRP となっていることは有効と考えられる。

次に、パイプ試験片の曲げ疲労試験結果であるが、最外層の CFRP がクロス方向となる Pipe c, d, e の 3 種類を試験対象とした。また、比較のため A2024-T4 のパイプ試験片の疲労試験結果を合わせて示している。曲げ疲労試験の繰り返し負荷の打ち切り回数は 10 万回としており、これは 8.8 万回の離着陸回数を基準に決定している。パイプ試験片の曲げに対する疲労強度は、曲げ試験と同様 pipe c が最も大きい。一方で、「(3-3) 曲げ試験および試験結果」にて述べた板材の試験片による疲労試験では見られなかった傾斜部が確認された。CFRP の疲労試験においては、その構造によっては傾斜部が現れると推定される。また、パイプ試験片の 10 万回における疲労強度は、A2024-T4 のそれと比べて $1/2$ 以下である。次に繰り返し数 10 万回に到達し、折損しなかった Pipe c, e に対して曲げ試験を実施し、最大曲げ荷重の計測を実施した。応力振幅の大きさによらず、繰り返しの負荷を受けたパイプ試験片の最大曲げ荷重は、繰り返し負荷を受けていない試験片 (c-0, e-0) の最大曲げ荷重の 7~9 割程度に低下した。CFRP を使用したパイプ材においては、CFRP を使用した板材よりも繰り返し負荷に対して残存強度が低下しやすい傾向にあるといえる。CFRP をドローンアームとして採用する上においては、CFRP 材の素材としての曲げ強度および曲げ疲労強度を把握するだけでなく、CFRP を使用した構造体としての曲げ強度および曲げ疲労強度を把握することも重要であり、これらは CFRP の繊維方向の影響を受けることに留意する必要がある。

1-2-6 安全ドローンガード強度試験（産総研）

無人航空機が万が一墜落した際の第三者への被害軽減を目的に、ドローンガードの規格化に向け、ドローンガードの静負荷試験及び衝突試験方法を開発すると共に、既製の標準ドローンガードと超軽量カーボン製安全ドローンガードで試験を行い、強度及び衝撃度合を比較した。

なお、本プロジェクトにおいては、無人航空機が地上付近で低速飛行中に人と衝突した時に人体に与える衝撃や切創等による危害軽減を目的に、ガードの有無による無人航空機の衝突安全性能を評価するための手法と検証方法について研究開発を実施しており、この目的のために、2021年3月1日及び2日に日本自動車研究所にて、長岡技大を主として実施された低速衝突試験において、本試験を経た安全ドローンガードを使用した。（当該試験の結果については、長岡技大による成果報告書を参照のこと）

1-2-6-a 静負荷試験の開発と、ドローンガードの評価

負荷装置を用いて、ドローンガードの正面、オフセット、45度、90度方向等の剛性を測定し、耐衝撃の傾向を確認する、ドローンガードの静負荷試験方法を開発、既製の標準ドローンガードと、今回開発した超軽量カーボン製安全ドローンガードに適用し、その性能を検証した。

(1) 試験方法

- 1) 測定センサ： ロードセル（100kg）、変位計（100mm）
- 2) 負荷方法： 電動シリンダ（定格推力 50kg）
- 3) データ計測方法： A/D変換し、エクセル変換、パソコンに取り込む。
- 4) ドローンの固定方法： ドローンを円盤型のベニヤに取付け負荷装置に固定する。
- 5) 負荷条件： プロペラガードがプロペラに接触するまで、若しくは破壊しない程度。なお、本試験にて、衝突先とした模擬バリアの仕様は以下の通り。
 - ・材質：発泡スチロール（梱包用）に、パラシュート生地をスプレーのり77で貼り付けたものとした
 - ・サイズ：300×300
 - ・t：60
 - ・負荷用ボス：材質ABS、サイズφ60×高さ25
 - ・負荷特性 5.7Kg/mm程度で、10mmで荷重が飽和する。
 - ・プロペラで切断面を確認するため、パラシュート生地を貼り付ける。

(2) 結果

既製の標準ドローンガードと超軽量カーボン製安全ドローンガード（TYPE3）の静負荷試験（試験順はDJI社製phantom4、同Mavic2、Matrice200）を実施した。安全ドローンガードはCFRPであり荷重を掛けた後、変形しても即復元し、フレームの配置によって剛性は大きく変化する。障害センサ優先設計では、プロペラをガードする面が省略されたため、弱い箇所がある。標準プロペラガードの材質はABSのため負荷試験後、塑性変形した。（Phantom4）本検討ではドローンに対して水平に負荷したが、衝突時機体は前下がりの姿勢となる。この角度でも確認が必要である。標準ガードと比較すると、安全ガードの方が概ね強度が高い。

1-2-6-b 吊り下げ式衝突試験法の開発と、ドローンガードの評価

無人航空機の低速での飛行中の衝突を想定したドローンガードの衝突試験法を開発するとともに、ガードの有効性を検証した。具体的には、吊り下げ状態にて目標速度 8km/h でバリアに衝突させ衝撃加速度、模擬バリアの損傷、飛行の安定性を確認した。

(1) 試験方法

- 1) ドローン吊り下げ方式：操縦にてドローンを飛行させ衝突。
- 2) 吊り下げは、方式 1：吊り下げロープ長さ固定と、方式 2：吊り下げロープ巻取装置付きの 2 種類を確認した。なお、方式 1 はドローンが少し上昇するとロープがプロペラに絡まり、飛行が出来なくなるため方式 2 での試験を推奨する。
- 3) 測定センサ： DSP ワイヤレスデュアル加速度 8 軸モーションセンサ。16G サンプリング周波数 200Hz 重量：24 g
- 4) データ計測方法：計測アプリで、エクセルでパソコンに取り込み、専用ソフト (DTAnalyzer) にて解析。
- 5) 目標速度：8km/h
- 6) 速度計測：DJI GO 4 アプリから飛行ログを再生し読み出す。
- 7) 結果：衝撃加速度、模擬バリアの損傷、飛行の安定性を確認する。

(2) 結果

DJI 社製 phantom4、同 Mavic2、Matrice200 の試験結果であるが、Phantom4 と Mavic2 の安全ドローンガード装着した場合、模擬バリアの損傷は無く飛行した。Matrice200 の安全ドローンガード装着は、衝突後損傷が無くても、衝撃が大きいケースではプロペラが停止し落下した。

標準プロペラガードではすべての試験で模擬バリアが損傷し、落下するケースが多い。試験番号：Ph4108 のみ復帰して飛行した。Mavic2 は模擬バリアに接近すると、推力の制御が働き、下降軌道となるため、操縦による衝突試験の難しさが有った。そのため模擬バリアを下側に追加する必要があった。吊り下げ方式では巻取装置が無いと、上昇時ロープがプロペラに絡まり飛行不能になった。

1-2-6-c スレット式衝突試験と吊り下げ式衝突試験の比較

ドローンをスレット台車に置き速度 9km/h でバリアに衝突させ、衝撃加速度及び模擬バリアの損傷を、吊り下げ式の試験方法と比較、検証を実施した。

(1) 結果

- ・台車層度速度 2.5m/s (約 9km/h) でバリアに衝突させ衝撃加速度、模擬バリアの損傷飛行の安定性試験を実施したところ、実際に飛んでいないのでスレット式は、衝撃加速度はやや高く、衝突後治具等に当たるのでドローンの負担が大きかった。また、台車の速度やドローンの衝突位置の制御精度は高い。

- ・吊り下げ式とスレット式の試験方法の比較では、スレット式は衝突後の姿勢が後に回転し、吊り下げ式は飛行姿勢が前下がりであり、慣性で前側に回転することがわかり、これは JARI の衝突試験と同様な姿勢であると言える。
- ・手動で飛行させるため、速度や衝突位置の制御は難しく、ガードの衝撃も大きい。

1-2-7 回転翼による危険性等の評価(2020/2021 年度) (安衛研)

UAV との接触・衝突による切創被害などのリスクを低減する保護方策として、UAV の機体全体を覆うゲージや回転翼に装着する安全防護物としてのガード(囲い)の使用が期待される。しかしながら、それらの装備は UAV 飛行時の空気抵抗となるため接触・衝突防止の保護ガードは普及しておらず、積極的に装着する操縦者も多くない。一部の機種では、プロペラガードをオプションとして用意しているが、プロペラガードは回転翼の破損等を保護するためのものであり、人との接触を防止するためのガードではない。このように、UAV 機体側での対応が十分でない場合はドローン使用者側でのリスク低減措置として、柵などの距離ガードの設置が必要である。そこで本研究では、建設現場で一般的に使用されている建築工事用シート(以下、メッシュシートという)が距離ガードとして機能するかどうかを検証した。

【回転翼接触試験】

UAV の回転翼にメッシュシートを接触させてその損傷の程度を確認する。メッシュシートが距離ガードとして機能するかを強化する。

1-2-7-a 2020 年度試験法開発

(1) 回転翼接触試験の概要

メッシュシートを回転翼に接触させる装置を試作した。試験装置の筐体はアルミフレームで構成されており、試験時にプロペラや試験片の飛来を防止するため全体をアクリル板で覆っている。プロペラとモータはユニット化され、ボールネジ機構によって上下の位置の調整が可能である。シートはスライダ上のベースに設置されたアルミフレームに固定し、所定の速度 V で移動が可能となっている。本実験での移動速度 V は 1000mm/sec とした。シートの寸法は、幅 $W=500\text{mm}$ 、長さ L が 400mm である。

(2) 試験方法

試験に使用したプロペラは、T-MOTOR 製の 15 インチおよび 30 インチのストレートタイプおよび折りたたみタイプの全 4 種類である。試験時のモータの回転数はプロペラの最適回転数を考慮して、15 インチについては 2500rpm 、30 インチでは 5000rpm とした。試験の様子を高速度カメラ(Photron 社製 FASTCAM Nova S16)で記録した。シートの停止位置については、プロペラの端部から 20mm の位置で停止するよう設定した。

建築工事用シートは、建築現場の周囲その他の危険防止上必要な場所に落下などによる危険防止のため用いられるものであるため、強度が保証されていることや、入手が容易であるという利点がある。JIS 規格(JIS A 8952-1995)では強度の違いにより 2 種類に分類されている。「1 類」は、素材を補強しメッシュシート本体だけで飛来落下物に対応するものであり、重量 5kg の足場用鋼管を 3m の高さから自由落下させて貫通しないものである。すなわち、耐貫通性を有する。一方、「2 類」は、

シートに金網等を併用して飛来落下に対応するものであるため、1 類のような耐貫通性を有していない。

(3) 試験結果

試験結果から、プロペラのサイズおよびタイプの違いに関わらず、JIS 1 類のシートは全て切断していないことがわかる。したがって、JIS 1 類に分類されるシートはドローン空撮時の「距離ガード」として利用できる可能性が高いことがわかった。次に、プロペラタイプの違いによる比較をすると、ストレートタイプは、JIS 2 類のシートがいずれも「切断した」結果であった。それに対して、折りたたみタイプは、30 インチの結果でシートが切断していないことがわかる。このことから、ストレートタイプに比べ折りたたみタイプのプロペラのほうが切創性は低いと考えられる。なお、本研究で想定している状況は、ドローンが不意の横風等で飛来する場合を想定したものであり、ドローンがある程度の速度でシートに衝突および接触した際には距離ガードとして機能しない可能性があることに留意する必要がある。

1-2-7-b 2021 年度試験法開発

(1) 実施内容

メッシュシートを使用した回転翼接触試験において、プロペラタイプの違いにより、結果に差が生じた。具体的には、ストレートタイプに比べ、折りたたみタイプのプロペラの方が、切創性が低い結果であった。そこで、本節では、模擬皮肉モデルを用いて、プロペラ接触時の衝撃力を計測し、プロペラの寸法およびタイプの違いの影響について実験的に検証した。

(2) 衝撃計測試験の概要

本研究では模擬皮肉モデルを使用した。模擬皮肉モデルは円弧状の人工骨の上に厚さ 5mm の模擬皮膚が貼り付けられたものである。模擬皮膚は注射の研修用として販売されている医療シミュレータで使用されているものと同等の特性を有している。衝撃計測試験は回転翼接触試験を流用して行った。スライダ上に設置されたアルミフレームの全面に模擬皮肉モデルを固定する治具を設置した。模擬皮肉モデルの固定治具とおり、治具の 3 ヶ所に共和電業製の加速度計（ASD-B-2KH、定格容量±2000G）を設置した。本研究では、フレームの進行方向の極性を x 軸、それと直行する方向の極性を y 軸、上下方向の極性を z 軸とした。

(3) 試験結果

回転翼の接触により、皮肉モデルの表面部分の模擬皮膚が切創され、損傷が内部の人工骨にまで及んでいることが確認できた。

衝撃計測試験の結果では、3 つのセンサで計測した結果が得られたが、各加速度の値は衝突から 0.5sec 経過後で増加していることがわかった。これはスライダが移動して、皮肉モデルが回転翼に接触したことを意味し、スライダを移動する際には加速度の値がほぼ 0m/sec² に近い値であることがわかる。また、各極性の値を比較すると上下方向成分（z 軸）の値が小さいのに対して、スライダの進行方向成分（x 軸）と左右方向成分（y 軸）の値が大きいことがわかる。

次に、3成分の加速度の値から合成加速度 a を式 (1-2-8-b-3.1) により求めた。

$$a = (a_x^2 + a_y^2 + a_z^2)^{1/2} \quad \cdots (1-2-8-b-3.1)$$

ここで、 a_x は x 軸成分の加速度、 a_y は y 軸成分の加速度、 a_z は z 軸方向の加速度の計測値である。

各試験条件における合成加速度 a を計測し、最大合成加速度 a_{max} を算出する。15 インチにおけるストレートタイプと折りたたみタイプの結果を比較すると、合成加速度は $a=400\text{m/sec}^2$ 前後であり、両者に明確な差は見られない。最大合成加速度 a_{max} の値を比較すると、折りたたみタイプ ($a_{max}=442.1\text{m/sec}^2$) に比べ、ストレートタイプ ($a_{max}=442.1\text{m/sec}^2$) の最大合成加速度がやや高い結果であった。

一方、30 インチでは折りたたみタイプに比べて、ストレートタイプの合成加速度の値が全体的に大きいことがわかる。最大合成加速度 a_{max} は折りたたみタイプが $a_{max}=499.5\text{ m/sec}^2$ であるのに対して、ストレートタイプは $a_{max}=1284.3\text{ m/sec}^2$ であり、プロペラタイプの違いにより衝撃力に明確な差があることが確認された。このことから、折りたたみタイプの方が耐切創性は低く、より安全であることが実験により明らかになった。

(4) 考察

建設現場で一般的に使用されている建築工事用シートが、「距離ガード」として機能するか否かを確認するため、回転翼接触試験機を試作し、実験的に検証を行った。その結果、プロペラのサイズおよびタイプの違いに関わらず、JIS 1 類のシートは全て回転翼の接触に対して切断しないことがわかった。したがって、耐貫通性を有する JIS 1 類に分類されるシートはドローン空撮時の「距離ガード」として利用できる可能性が高いことがわかった。また、プロペラタイプの違いにより、切創性に差が見られ、ストレートタイプに比べ、折りたたみタイプのプロペラの方が切創性は低いことがわかった。

上記の結果を検証するため、回転翼に皮肉モデルを接触させて、その衝撃力を 3 箇所を設置した加速度計により計測した。プロペラのサイズおよび形状の違いによる影響を検証した結果、大きさに伴って衝撃力も大きくなる傾向が確認された。また、プロペラのタイプの違いによる検証では、ストレートタイプに比べ、折りたたみタイプの a_{max} の値が小さいことがわかった。この傾向は、メッシュシートを使用した回転翼接触試験の結果と同様の傾向を示しており、折りたたみタイプの切創性が低いことが実験により明らかになった。なお、本研究で想定している状況は、ドローンが不意の横風等で飛来する場合を想定したものであり、ドローンがある程度の速度でシートに衝突および接触した際には距離ガードとして機能しない可能性があることに留意する必要がある。

今後の課題には、上記で述べたとおり、UAV がある程度の速度でシートに衝突した際の検証や、室内でドローンを飛ばす際、ケージとして使用されているネット等の距離ガードとしての耐切創性の評価が必要と考えられる。

1-3 騒音評価

ドローンの騒音試験法の開発のために騒音測定の実験を実施した。

1-3-1 無人航空機騒音評価試験 簡易残響室音響パワーレベル測定試験法 2020 年度 産総研

1. 名称

小型無人航空機簡易残響室音響パワーレベル測定騒音試験

2. 適用範囲

この規格は、半自由音場を簡易に模擬した測定環境を用いた無人航空機の騒音の測定試験方法について規定する。この規格の引用規格を次に示す。

JIS Z 8734: 2000 音響－音圧法による騒音源の音響パワーレベルの測定方法－残響室における精密測定方法

JIS A 8305:1988 建設機械の騒音の音響パワーレベル測定方法

3. 用語の定義

この規格で用いる用語の定義は、JIS Z 8734: 2000 及び JIS A 8305:1988 による。

4. 一般事項

4-1. 試験技術者の能力・資格

- ・音響計測者は、音響計測機器の扱いに習熟し、計測されたデータの健全性を目視評価できる有識者が担当すること。
- ・機体操縦者は、供試体のモータ駆動の正常・異常を聴覚で判断できる様、当該機体の扱いに習熟している者が担当すること。
- ・安全管理者は、試験計画段階でのリスクアセスメントを実施している等、この試験の不安全な状態を予測できる者が担当すること。

4-2. 試験記録

- ・試験実施者は、本手順書の記録様式を参考に結果を記録しておくこと。

5. 試験項目

下記の条件を変化させた小型無人機の飛行中の騒音を、音響パワーレベル (dB) の計測により評価する。

5-1. 機体の重量

5-2. プロペラ特性（長さ、形状、材質）

5-3. 各メーカーによる騒音対策（例：プロペラの上下取付向き変更）

5-4. モータ回転数

5-5. その他、騒音特性に影響を与える要素（異なるメーカーの ESC、安全ケージ取付）

6. 試験方法

6-1. 試験の目的

本試験は、比較的簡易な無人航空機騒音測定法開発を目的として、半自由音場を簡易的に模擬した試験環境において、機体のホバー中の騒音を計測し、機体、および各条件での騒音を評価するものである。評価で得られた計測値は、別途、残響室での計測値との比較に用いられる。

6-2. 試験の概要

広い室内で無人航空機を取り囲むようにマイクロホンを設置し、ホバー状態の機体の騒音を測

定する。また、測定環境における反射音の影響を補正ための基準音源を用意し、同様に騒音を測定する。

機体がホバー状態であることは、架台の下に取り付けられた荷重計の値から判断できる仕組みである。この試験においては、マイクロホンを機体や基準音源から同じ距離に設置することが重要である。

6-3. 試験系のシステム構成

本試験では、残響室内に騒音計測機器を構成し、データを取得・記録している。

6-4. 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

(参考) 音響パワーレベルと性能評価の考え方

音響パワーレベルとは、音源が出す音響パワー[W]（1秒当たりの音のエネルギー）を、1pWを基準値としてdB表示したものである。

- ・音源が発する音の全エネルギーを表すのに用いられる。
- ・人との距離や測定環境に依存せず値は一定。（つまり地上で聞こえる機体の騒音レベルではない。）
- ・「無人航空機の音響パワーレベルは90 dB」等といった使い方である。

この音響パワーレベルを用いた性能評価を以下に示す。

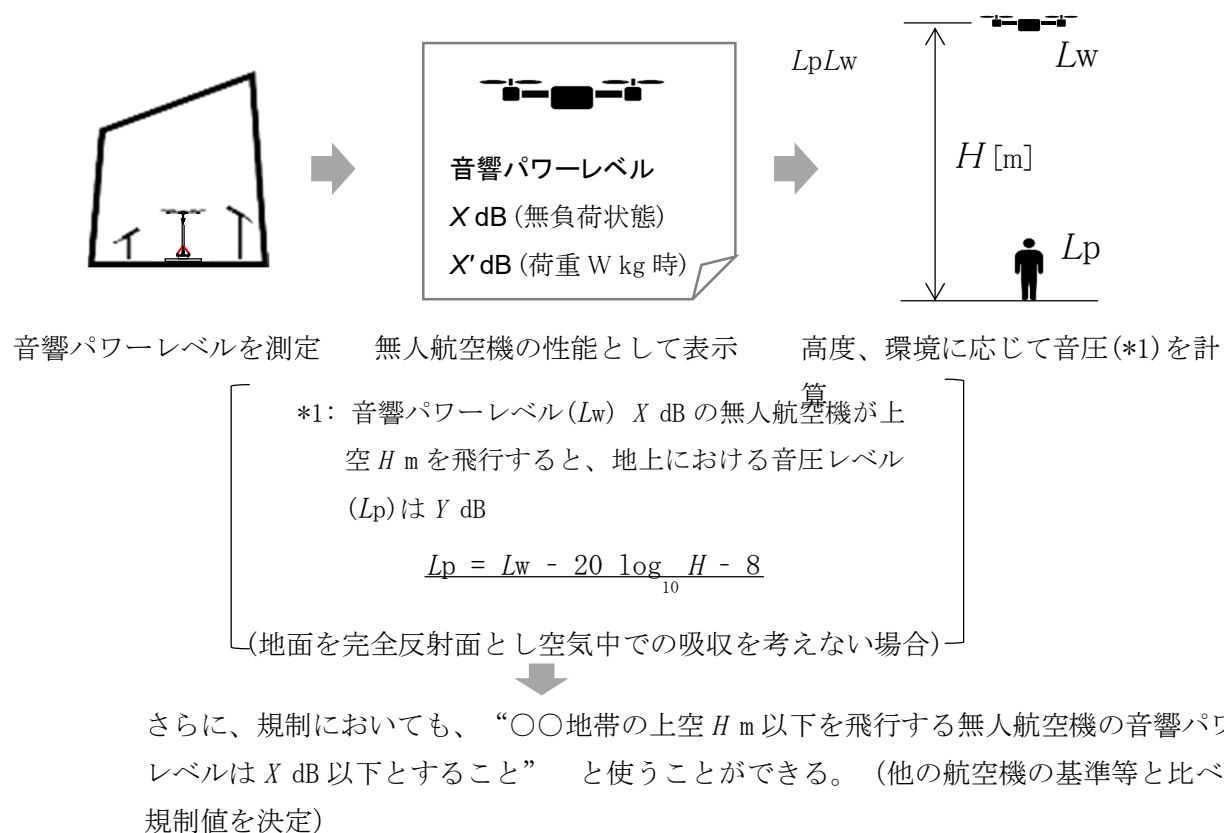


図 1. 3. 1-1 音響パワーモデルを用いた性能評価

7. 試験場所、試験設備、機材及び付属品

試験場所、試験設備

①産業総合研究所 試験場

本試験の特徴は、特殊な残響室環境なしで音響パワーレベルを測定することである。そのため、試験環境を設置して試験を実施する。残響室とは、音を反射する壁で覆って響きを良くし、音のエネルギー分布が均一となる様に作られた施設。写真の例では、壁、天井、床を固い材料（10cm 厚の花こう岩）で覆っている。

使用機器・設備

1) データ処理用 PC

マイクロホンからの出力信号を、アンプを介して入力し、専用ソフトウェアを用いてパワーレベルへと変換処理することを目的とした PC である。

- ・ Windows 10、 CPU Core i5 以上
- ・ 音響解析用ソフトウェアをインストール済み

2) カメラ画像・荷重モニタ用 PC

試験場内に設置した測定システム監視用カメラの画像表示、かつ計測用架台に取り付けられた重量データの表示を目的とした PC である。

- ・ Windows 10 CPU Core i5 以上
- ・ カメラ画像表示用ソフトウェアをインストール済み
- ・ 荷重計からのデータをテキストデータでリアルタイム表示するソフトウェアをインストール済み

3) 測架台

機体取り付け用の支柱と、荷重計から構成され、機体を取り付けて飛行させることで、機体の推力を計測することを目的とした架台である。

飛行前は機体重量を表示するが、ホバー状態においては荷重がゼロとなる事を利用し、ホバー状態での騒音を測定する手順である。

- ・ 荷重計の重量データは外部出力機能により PC へリアルタイムで配信可能。
- ・ 荷重計の値は、リセット可能である。
- ・ 機体を固定するためのインタフェースを有する。（機体サイズに応じて各種用意あり）荷重計は最大 150kg まで測定可能。

4) マイクロホン(含 プリアンプ)

- ・ 10Hz ～20kHz の範囲で計測可能（周波数特性 $\pm 4\text{dB}$ 推奨）・ 6 式
- ・ 三脚を使用（あらかじめ最適化された配置あり。床面の設置場所の目印を確認のこと）
- ・ アンプまでケーブル接続（BNCコネクタ）

5) マイクロホン用アンプ

- ・ 入力： 6 ch 以上 ・ マイクロホンからの出力を処理してデータ処理用 PC へ出力する。
- ・ 1Hz ～20kHz の範囲で処理可能（周波数特性 $\pm 0.5\text{dB}$ 推奨）

6) 基準音源

- ・ 周波数範囲： 100Hz～20kHz

1-3-2 無人航空機騒音評価試験法 無響室計測法パワーレベル測定試験法/産総研無響室[2021 年度])

1. 名称

音響試験（無響室計測法）パワーレベル測定試験法

2. 適用範囲

この規格は、無響室において、無人航空機の発する音響放射指向特性を測定する試験方法について規定する。この規格の引用規格を次に示す。

JIS Z 8732: 2000 音響－音圧法による騒音源の音響パワーレベルの測定方法－無響室または半無響室における精密測定方法

JIS A 8305:1988 建設機械の騒音の音響パワーレベル測定方法

3. 用語の定義

この規格で用いる用語の定義は、JIS Z 8732: 2000 及び JIS A 8305:1988 による。

4. 一般事項

4-1. 試験技術者の能力・資格

- ・音響計測者は、音響計測機器の扱いに習熟し、計測されたデータの健全性を目視評価できる有識者が担当すること。
- ・機体操縦者は、供試体のモータ駆動の正常・異常を聴覚で判断できる様、当該機体の扱いに習熟している者が担当すること。
- ・安全管理者は、試験計画段階でのリスクアセスメントを実施している等、この試験の不安全な状態を予測できる者が担当すること。

4-2. 試験記録

- ・試験実施者は、本手順書の記録様式を参考に結果を記録しておくこと。

5. 試験項目

下記の条件を変化させた小型無人機の飛行中（ホバリング時）の騒音を、音響パワーレベル(dB)の計測により評価する。

5-1. 機体の型式

5-2. 機体の姿勢（機体に対し全方向の指向性を計測する為、上下反転させる）

5-3. プロペラ特性（長さ、形状、材質）

5-4. 各メーカーによる騒音対策（例：プロペラの上下取付向き変更）

5-5. その他、騒音特性に影響を与える要素（例：異なるメーカーの ESC、安全ケージ取付）

6. 試験方法

6-1. 試験の目的

本試験は、無響室において、無人航空機のホバー中の騒音を計測し、機体、および各条件で無人航空機の発する音響放射指向特性を測定する。試験評価で得られた計測値は、別途、半自由音場及び屋外試験での同型式の機体による計測値の精度検証に用いられる。

6-2. 試験の概要

JIS 規格に準拠した精密測定に適用できる試験環境を持つ無響室は反射音の影響を避けることが出来る。この無響室において、無人航空機を取り囲むようにマイクロホンを配置し、ホバー状態の機体の騒音を測定する。

機体のホバー状態は、残響室法において音響測定した際に、機体の試験架台の下に取り付けられ

た荷重計の値から機体重量分の推力を発生させた状態と判断したモータ出力値を使用することで、条件を整えることとする。

また、ドローンを囲む球面上の音圧を多角度で測定する為、機体を上下反転しての計測も行う。この試験においては、機体真横から真上まで 17 本のマイクロホンをらせん状に配置に設置することが重要である。

6-3. 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

【音響パワーレベル[dB]による解析】

この機体は、「〇〇kg(*1)のペイロードを把持した場合、95.0dB の音響パワーレベルを持つ性能である」との結果となる。

(*1：仕様が最大 10 kgのペイロードを許容する機体の場合は、7 kg)

(参考) この計測においては以下の補正を行っている。

- ・マイクロホンの感度の特性に関する補正
- ・音の大きさの知覚に関する人の耳の周波数特性（A 特性）に合わせた補正
- ・音の高さの知覚に関する人の耳の周波数特性に合わせ、等比的に周波数帯を分割

【音放射性指向特性の影響と音放射指向特性測定目的】

音放射指向特性とは、音源からの音波の強さが方向によって異なる性質のことである。無指向性の場合にはどの方向で測定しても音響パワー計算結果は一定であるが、指向性が強い場合は測定角度により音響パワー計算結果が変化する。つまり、指向性が強いと音響パワー測定結果が過大または過少評価になる可能性がある。

無人航空機の発生する騒音の計測にあたり、屋外で、音響パワーレベルを測定する場合、地上での音圧レベルと距離から算出する。しかし、無人機の音放射指向特性が測定精度に影響が与える可能性が有る為、屋外測定法の精度検討のための基礎データとして、無響室における音響放射指向特性の計測を行う必要がある。

7. 試験場所、試験設備、機材及び付属品

①試験場所、設備

・産業技術総合研究所 無響室

本試験の特徴は、特殊な無響室(*1)で音響パワーレベルを測定することである。そのため、産業技術総合研究所の無響室を試験環境として設置して試験を実施する。

*1： 無響室とは、反射音の影響が無い状態で精密な音響測定を行う施設である。産業技術総合研究所の無響室は、厚いコンクリートの中にゴム固定されており、天井、床、上下左右の全壁面に楕型のガラス繊維の吸音材が貼り付けられ吸音処理されている。

—産総研無響室詳細—

寸法：4350mm (W) × 6000mm (D) × 2950mm (H)

吸音材厚：600mm

暗騒音：20dB (A) 以下

遮音性能：75dB 以上 (500Hz)

逆自乗特性：125Hz

防振性能：8 Hz

耐震性能：0. 6G (水平振動)

②使用機器

1) データ処理用 PC

マイクロホンからの出力信号を、アンプを介して入力し、専用ソフトウェアを用いてパワーレベルへと変換処理することを目的とした PC である。

- ・ Windows 10、 CPU Core i5 以上
- ・ 音響解析用ソフトウェアをインストール済み

2) カメラ画像モニタ用 PC

試験場内に設置した測定システム監視用カメラの画像表示を目的とした PC である。

- ・ Windows 10 CPU Core i5 以上
- ・ カメラ画像表示用ソフトウェアをインストール済み

3) マイクロホン(含 プリアンプ)

- ・ 10Hz ～20kHz の範囲で計測可能 (周波数特性 ± 4 dB 推奨)
- ・ 17 式
- ・ アンプまでケーブル接続 (BNCコネクタ)

4) マイクロホン用アンプ

- ・ 入力：6 ch 以上
- ・ マイクロホンからの出力を処理してデータ処理用 PC へ出力する。
- ・ 1Hz ～20kHz の範囲で処理可能 (周波数特性 $\pm 0. 5$ dB 推奨)

③付属品

1) 室内監視用カメラ

試験中の試験場内の様子を監視するためのカメラである。

- ・万が一、機体や計測架台の異常が確認された場合は、すぐに緊急停止できる用、機体操作者と試験指揮者は飛行中に常にモニタしておくこと。

2) バッテリ充電器（事業者が持ち込み）

- ・バッテリーの種類、個数に応じて用意

3) デジタルカメラ（試験状況の撮影用）

- ・画素数：1200 万画素以上
- ・動画撮影も可能であることが推奨
- ・SD カードにより画像を関係者へ配布が容易なこと

8. 供試体

①機体（事業者が持ち込み）

- ・機体
- ・バッテリー

注意：フライトコントローラーは、姿勢制御機能を無効にできること。

理由：姿勢制御機能は、計測架台の微小な傾斜や、飛行開始時の瞬間的な機体の傾きを補正しようと制御するが、機体が計測架台に物理的に固定されていて姿勢が補正されない状況となり、出力を継続的に上昇させて危険な状態となるため、試験は姿勢制御機能を無効にして実施することが重要。

②機体制御用 PC（事業者が評価対象機体とともに持ち込み）

本試験では、正確に、同一出力を一定時間連続させて騒音を計測するため、プロポではなく機体制御用ソフトウェアがインストールされた本 PC を用いて機体へコマンドを送る。

- ・モータ出力を手動で 1%ずつ変更できること。
- ・モータ出力時間を秒単位で設定できること。
- ・緊急停止できること。

1-3-3 機体の騒音評価法研究（屋外試験に向けた音響放射指向特性試験）（2020/2021 年度）（産総研）

無人航空機性能評価試験手順書案

音響試験（開空間計測法）/GOKO つくば試験飛行場〔2021 年度〕

1. 名称

音響試験（開空間計測法）

2. 適用範囲

この規格は、準自由音場と規定されている屋外での測定環境で無人航空機の騒音の測定試験方法について規定する。この規格の引用規格を次に示す。

JIS Z 8733: 2000 音響－音圧法による騒音源の音響パワーレベルの測定方法－反射面上の準自由音場における実用測定方法

JIS A 8305:1988 建設機械の騒音の音響パワーレベル測定方法

3. 用語の定義

この規格で用いる用語の定義は、JIS Z 8733: 2000 及び JIS A 8305:1988 による。

4. 一般事項

4-1. 試験技術者の能力・資格

- ・音響計測者は、音響計測機器の扱いに習熟し、計測されたデータの健全性を目視評価できる有識者が担当すること。
- ・機体操縦者は、供試体のモータ駆動の正常・異常を聴覚で判断できる様、当該機体の扱いに習熟している者が担当すること。
- ・安全管理者は、試験計画段階でのリスクアセスメントを実施している等、この試験の不安全な状態を予測できる者が担当すること。

4-2. 試験記録

- ・試験実施者は、本手順書の記録様式を参考に結果を記録しておくこと。

5. 試験項目

下記の条件を変化させた小型無人機の飛行中の騒音を、音響パワーレベル(dB)の計測により評価する。

5-1. 機体のサイズ（種類）

5-2. ホバリング状態の機体からの計測機の距離

6. 試験方法

6-1. 試験の目的

本試験は、準自由音場と規定されている屋外試験環境において、機体のホバー中の騒音を計測し、機体、および各条件での騒音を評価するものである。評価で得られた測定値は、別途、残響室での測定結果との比較検証に用いられる。

6-2. 試験の概要

屋外で無人航空機から一定の距離に騒音計を設置し、ホバー状態の機体の騒音を測定する。事前に暗騒音を計測しておくことで、機体の騒音を計測することができる。

機体が一定の位置でホバリングする為に、GNSS センサのある機体であることが必要であるが、機体毎のセンサの性能、環境条件により、ある範囲の誤差が生じることを許容しての評価方法である。

7. 試験場所、試験設備、機材及び付属品

①試験場所、試験設備

- ・ GOKO つくば試験飛行場

GOKO つくば試験飛行場の概要は下記のとおりである。

⇒30m×70m の広場

②使用機器・設備

1) データ処理用 PC (事後解析に必要)

騒音計の値を音響パワーレベルへと変換処理することを目的とした PC である。

- ・ Windows 10, CPU Core i5 以上
- ・ 音響解析用ソフトウェアをインストール済み

2) 騒音計

- ・ 10Hz ～20kHz の範囲で計測可能 (周波数特性 $\pm 4\text{dB}$ 推奨)
- ・ ハンディモバイルタイプ

③付属品

1) バッテリ充電器 (事業者が持ち込み)

- ・ バッテリの種類、個数に応じて用意

2) デジタルカメラ (試験状況の撮影用)

- ・ 画素数 : 1200 万画素以上
- ・ 動画撮影も可能であることが推奨
- ・ SD カードにより画像を関係者へ配布が容易なこと

8. 供試体

- ・ 機体 (事業者が持ち込み)

- ・ 機体 (特定位置でのホバリング機能を有すること (GNSS センサ搭載))
- ・ バッテリ

1-4 エネルギーマネジメント

ドローンのバッテリーというエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、地上への危害と、有人機へのエアリスク（ドローンストライク）の2つの方向でバッテリーメーカと共に、検証する試験を実施した。

1-4-1. 無人航空機のバッテリーに関する調査

・バッテリーに関する規格一覧

○ASTM F2840-14 軽スポーツ航空機のための電気推進ユニットの設計と製造のための標準的なプラクティス

- ・軽スポーツ航空機の電気推進ユニット（EPU）の設計及び製造に関する要件。
- ・火災、感電及びアーク放電の防止、充電システムの安全性確保並びに耐久性試験の概要について記述。

○ASTM F3005-14 小型無人航空機用バッテリーの標準仕様

- ・商業用途のための飛行又は業務用途に付随する飛行で使用され、この規格で定義される無人航空機システムの電気系統が対象
- ・小型無人航空機に使用される電池の要件。
- ・容量及び電圧測定の実施、物理的検査並びにセルの接続及び電気的な設計について記述。

○UL Standard 3030 無人航空機に関する ANSI/CAN/UL 規格

- ・無人航空機は内蔵リチウムイオンバッテリーを備えているものとする。
- ・通常使用時の電氣的試験並びに異常動作時における電氣的及び物理的試験について、具体的な試験方法が記載
- ・防水及び浸水の項目がある。

○UL Standard 1642 リチウム電池の安全性に関する規格

- ・製品の電源として使用する一次及び二次リチウム電池であり、技術者又は使用者が交換可能な用途で使用するリチウム電池が対象。
- ・短絡及び過充電などの電氣的試験並びに圧壊、振動及び加熱などの物理的試験について具体的な試験方法が記載。
- ・火災暴露試験の項目がある。

○ASTM F3266-18 無人航空機システム（UAS）の指揮下にある遠隔操縦士を訓練するための標準ガイド

- ・無人航空機の操作について、教育者と知識レベルを高めたい個人が対象
- ・燃料消費量から使用量と計画値を比較し、運航時間を管理する。

○ISO 21384-3:2019 UAS—第3部 運航手順

- ・安全な商用無人航空機運用のための要件。
- ・運航計画へのバッテリー容量の考慮、バッテリー残量の飛行前点検及び温度によるバッテリー寿命への考慮について記載。

・海外バッテリー規格調査まとめ

海外の無人航空機のバッテリーに関して、国際規格及び国家規格等並びに策定動向を調査した。技術者が考慮すべき規制として、ASTM F2840-14、F3005-14、UL 3030 及び UL 1642 が挙げられる。UL Standard 3030 及び UL Standard 1642 は、通常動作時の試験並びに異常動作時の試験などについて具体的な試験法が規定。運用者が考慮すべき規制として ASTM F3266-18 及び ISO 21384- 3:2019 があり、バッテリーの取り扱い方法やバッテリー寿命について考慮することを義務付けている。国内規格と比較すると飛行前点検や運航計画についての記述が多い。

・他分野として自動車分野の国際規格を調査した。

通常使用時及び事故時又は誤用時を想定した試験項目が規定されている。電池の内部短絡や熱暴走などが引き金となって生じる発火及び爆発を防ぐ措置に関する試験項目についても規定されている。自動車分野と無人航空機の規格（UL3030）を比較し、無人航空機には無い試験項目を抽出した。UL 3030 規定の試験項目や、その他規定の無い試験項目の必要性を検討する必要があると思われる。

UL 3030 に規定の無い試験項目

- ・通常使用時を想定した衝撃、熱衝撃及び低圧試験。
- ・衝突による圧壊、過放電、過電流、過昇温、加熱及び内部短絡試験等

(1) 目的

現在、新エネルギー・産業技術総合開発機構（以下 NEDO）のロボット及びドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクトにおいて「無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発」が進められている。このプロジェクトに係る委託業務事業の一環として、無人航空機性能評価手順及び産業規格化の研究が実施されている。無人航空機に求められる安全基準策定に向けた産業規格整備を実現するために、機体の性能評価基準及び評価手法を開発すると共に、それらの妥当性を技術的に検証している。

本件では無人航空機における安全基準の産業規格化に向け、無人航空機のリチウムイオン電池に代表される、バッテリーに関連する規制や規格、ガイドライン等の各国の動向について、技術者と運用者のそれぞれに対応するものに分類して調査を実施した。また、他分野のバッテリーに関連する規格及び規制として自動車分野を調査し、無人航空機との比較を行った。

(2) 無人航空機のバッテリーに関わる国内の規制及び規格等の動向

文献や国土交通省、（一社）日本産業用無人航空機工業会などのホームページを利用して、国内の無人航空機のバッテリーに関する規制及び規格の策定などの動向を調査した。

(2-1) 国内における技術者が考慮すべき規制等

国内において無人航空機（200g 以上が対象）の飛行レベルとして、目視内での操縦飛行（レベル 1）、目視内での自動及び自立飛行（レベル 2）、無人地帯における目視外飛行（レベル 3）並びに有人地帯における目視外飛行（レベル 4）が定められている。このうちレベル 4 の有人地帯での目視外飛行は、現行では飛行が認められておらず、レベル 1 及び 2 の一部を除いて国土交通省

へ飛行毎の許可及び承認が必要である。一方で、無人航空機に関する技術の向上や物流等の利活用へのニーズが高まっていることから、2022 年には レベル 4 の飛行が可能となるように機体認証制度や操縦ライセンス制度の整備が行われている。この機体認証制度に関して、国内における無人航空機の設計、製造に関する規制及び基準として、(一社)日本産業用無人航空機工業会(以下、JUAV)が提示している産業用無人航空機安全基準 2)~5)がある。JUAV とはヤマハ発動機株式会社及びヒロボー株式会社を発起会社として、無人航空機の安全基準の検討や整備を行うことを目的とした組織である。また、この JUAV は国際標準化機構(ISO)において機体(バッテリー及びセンサ等の装備品を含む)の製造に関する国内意見を取りまとめる役割である国内審議団体となっている。JUAV が策定している産業用無人航空機安全基準は、既存の回転翼及び固定翼の安全基準、マルチローター用の基準並びに各種運用条件の拡大などが規定されており、国内標準整備のため本安全基準を日本産業規格(JIS)化する活動も行われている。2021 年 11 月時点でこの安全基準をもとに認定された無人航空機は、回転翼無人機が 4 機種、小型回転翼無人機が 2 機種、固定翼無人機が 2 機種となっている。一方で、各種安全基準においてバッテリーに関して記載している内容は、バッテリーの管理方法について取扱説明書への明記並びに発煙及び発火を防止する機能の装備についてのみであり、使用するバッテリーの詳細な安全基準については述べられていない。その他にも無人航空機の機体に関して強制力はないものの、ガイドラインとして提示されたものとして 2020 年 5 月に NEDO 及び経済産業省が無人航空機による第三者上空での目視外飛行の実現に向けて公表した「無人航空機性能評価手順書」が挙げられる。この手順書は「目視内及び目視外飛行編」、「第三者上空飛行編」並びに「長距離飛行編」の三部構成となっており、様々な環境や長距離飛行に関する試験方法や性能のランク付けについて示している。手順書では無人航空機の機体全体に対する試験法が記されており、バッテリー部分に対する試験法は明記されていない。そこで、本手順書に規定されている試験法のうち、バッテリーを含む無人航空機全体に試験を実施した際に、バッテリーの安全性や信頼性に関わる可能性の高い以下の試験法として、以下の 4 規格を示す。

- ・ 耐温度性(低温側): JIS C 60068-2-1 第 2-1 部 低温(耐寒性)試験方法
- ・ 耐温度性(高温側): JIS C 60068-2-2 第 2-2 部 高温(耐熱性)試験方法
- ・ 耐降雨性: JIS C 60068-2-18 第 2-18 部 耐水性試験及び指針
- ・ 耐塩霧性: JIS C 60068-2-11 塩水噴霧試験方法

(2-2) 国内における運用者が考慮すべき規制等

現在、無人航空機を飛行させるために運用者に取得及び習得が義務付けられている免許及び資格は存在しないが、運用者が考慮すべき規制として航空法がある。2019 年に改訂された航空法に基づいた飛行マニュアルでは無人航空機のバッテリーに関し、バッテリーの充電量及び異常な発熱の有無について点検を行うことを義務付けている。また、飛行レベル 4 の有人地帯での目視外飛行に向けて、今後は無人航空機の運用者に対してライセンス制度が導入される予定である。このライセンス制度に関してはまだ具体的な内容が明らかとなっていないが、民間団体ではすでにライセンス認証が実施されている。現在、民間の無人航空機操縦士養成団体としてセキド無人航空機安全運用協議会や日本無人航空機産業振興協議会(以下 JUIDA)などがあり、これらの民間団体でライセンスを取得するにあたって無人航空機の運用者が考慮すべき基準及びガイドラインとして、JUAV の

無人航空機安全基準や JUIDA の無人航空機の安全に関する指針などがあり、バッテリーに関しては以下のように記載されている。

- ・ JUAV 無人航空機安全基準（第 7 章第 2 項）

バッテリーについては発火の危険性があることを認識し、充電、放電、保管について取扱説明書の指示に従い、安全かつ適切に取扱うこと。また、バッテリーの運搬、輸送については法令、規則を確認し適切な手段によること。

- ・ JUIDA 無人航空機の安全に関する指針（1-2）

予定飛行時間に対してバッテリーが十分なマージンを持っていることを確認する。バッテリーの取り扱いについては、専用の充電器を用いて安全に充放電を行うこと、耐用時間を超えて使用しないこと、衝撃を与えたものを再使用しないことなどに注意する。

（2-3）まとめ

国内の無人航空機のバッテリーに関して、技術者及び運用者が考慮すべき規制並びに規格の策定動向について、国土交通省及び JUAV などのホームページ並びに規格文献などを利用して調査を実施した。

国内における、技術者が考慮すべき無人航空機のバッテリーに関する規制及び規格として、JUAV が提示している産業用無人航空機安全基準がある。この基準では、既存の回転翼及び固定翼の安全基準、マルチローター用の基準並びに各種運用条件の拡大などについて記述されている。一方でバッテリーに関しては、バッテリーの管理方法について取扱説明書への明記並びに発煙及び発火を防止する機能の装備についてのみであり、使用するバッテリーの具体的な安全基準については述べられていない。

また、運用者が考慮すべき規制及び規格として、現在施行されている航空法及び今後適用されるライセンス認証制度がある。現行の航空法ではバッテリーの充電量及び異常な発熱の有無について点検を行うことを義務付けている。また現在取得可能な民間のライセンスにおいて、バッテリーの充放電及び保管などの取り扱い方法並びに発火の危険性について記述されているが、こちらに関しても具体的な対応や基準については述べられていないことが分かった。

(3) 無人航空機のバッテリーに関わる海外の規制及び規格等の動向

(3-1) 無人航空機のバッテリーに関わる海外の規制動向

海外における無人航空機に関する規格及び規制の策定動向について、経済産業省及び国土交通省が行っている「無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」や、国際民間航空機関などの各国の標準化に関わる組織のホームページを利用して調査した。

・国際民間航空機関（ICAO）

ICAO は、国際民間航空に関する原則及び技術を開発、制定し、航空ルールの発展を目的とした専門機関である。無人航空機の日常的な運用を支える基準、推奨慣行及び航空航法サービス手順に関してのロードマップを提示している。また、ICAO は 2015 年に無人及び有人の区別なく、遠距離操縦による航空機を RPAS (Remotely Piloted Aircraft System) と定義づけ、2016 年には無人機に関する国際規則等について議論するため、RPASP (RPAS Panel) を発足し、2020 年代には可能なところから遠隔操縦航空機と有人の航空機が同一空域での運航を開始することを目標としている。

・ISO

ISO は、各国の国家標準化団体で構成される、国際的な標準規格の策定を目的とする独立組織である。2014 年に無人航空機の国際標準化を担当する専門委員会として、ISO/TC 20/SC16 が設置され、空撮、インフラの点検及び農薬散布など様々なシーンでの利活用が急速に拡大している無人航空機の安全な飛行に向けて、機体、運航手順及び運行管理システム等に関する国際規格の開発を進めている。直近では、第 10 回総会が 2020 年 11 月にオンラインで開催された。機体システムに関する規格開発はまだ策定されていないが、ワーキンググループ 2 にて議論が行われている。

・Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE)

IEEE は電気、情報工学分野の学術研究団体及び技術標準化機関であり、会員の分布や活動は全世界的規模に及び、この種の専門職団体として世界最大規模である。IEEE は、急速に拡大している無人航空機の研究分野に携わる学術機関、産業界及び政府機関の代表者が一堂に会することを目的として国際ワークショップを開催している。第 1 回目のワークショップは 2011 年にスペインのセビリヤで開催され、2019 年には英国クランフィールドにて「無人航空機システムに関する研究、教育及び開発に関する国際ワークショップ」が開催された。

・欧州航空安全機関(EASA)

EASA は安全管理の分析及び研究、外国事業者の認可、EU 法の起草のための助言、安全規則の施行及びモニタリング（加盟国の検査を含む）、航空機や部品の種別証明の認証並びに航空製品の設計、製造及び保守に関わる組織の承認などを行う、欧州連合の専門機関である。無人航空機に関する活動として、EASA が主体となり有志国の航空当局において、ICAO で対象外のものも含めた無人機システムに関する国際規則づくりについて議論するため、JARUS (Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems) を発足した。JARUS では、無人機システムについて、技術面、安全面及び運航面での統一的な指針を定めることを目的とし、運航（ライセンス含む）、組織承

認、耐空性、検知、衝突回避、通信、無人機システム安全評価及び規制分類という分野ごとに 7 つのワーキンググループを設置し、それぞれ規則の検討を進めている。JARUS では運用リスクに応じて、最小限の規制を適用するカテゴリ A (OPEN)、無人機システムの設計、運用制限及び運用者の資格等を総合的に考慮した安全評価をベースとした規制を課すカテゴリ B (SPECIFIC)、有人機と同等な規制を適用するカテゴリ C (CERTIFIED) の 3 つに区分した。OPEN 及び SPECIFIC カテゴリに関しては、ガイダンス文書として SORA (JARUS guidelines on Specific Operations Risk Assessment) を策定し、規則枠組み案が提示されている。

また、EASA は SORA をもとに、新 EU 法制案 EU Regulations 2019/947, 2019/945 を策定し、EU 並びに EASA 加盟国における無人航空機の安全な運用のための枠組みを定めた。

- ・ 欧州民間航空機器機構 (EUROCAE)

EUROCAE は航空機と地上のシステムの両方を対象とした航空標準化に特化した組織で、航空業界専用の性能仕様書やその他の文書を開発している。EUROCAE の文書は、ICAO のガイダンス資料や EASA の規制文書へ広く参照されており、欧州全体の無人航空機関連の標準化活動を調整するために諮問グループを設立し、欧州の活動を国際レベルの活動に橋渡しする活動を行っている。2019 年 3 月には欧州無人航空機標準化ローリング開発計画の第 3 版を発表し、2020 年 7 月には第 5 版を公表した。

- ・ 欧州航空宇宙防衛工業会標準化協会 (ASD-STAN)

ASD-STAN は航空宇宙規格のための欧州標準化委員会の関連機関である。ASD-STAN では、無人航空機の分類、設計、製造、運用（メンテナンスを含む）及び無人航空機運用の安全管理に関するワーキンググループの下で、EU Regulations 2019/945 で定められた規制要件を満たす規格 (EN4709 シリーズ) の開発を行っている。

- ・ 米国国家規格協会 (ANSI)

ANSI はアメリカ合衆国の国内における工業分野の標準化組織である。ANSI そのものは規格を作成せず、280 以上の規格開発団体の作成した規格の認定を行う。無人航空機に関する活動として無人航空機の標準化ロードマップを策定しており、米国内の各組織の無人航空機に関する研究開発や、ANSI が設立したワーキンググループでの会議についても記述されている。また、この会議では航空機開発における耐空性基準、飛行要員の訓練や資格認証基準、無人航空機運用上のサービスやアプリケーションについての業務基準及び公共安全業務を実施するための運用基準について検討が行われている。

- ・ アメリカ連邦航空局 (FAA)

FAA とはアメリカ合衆国運輸省の下部機関であり、航空輸送の安全維持を担当する部局であるため、アメリカ国内での航空機の開発、製造、理及び運航の全てに関して、FAA の承認が必要となる。無人航空機に関して、FAA の無人航空機の定義づけや安全基準「FAA Modernization and Reform Act (FMRA) of 2012」及び「FAA Extension, Safety, and Security Act of 2016」をもと

に、法規則「U. S. Code Title 49 (TRANSPORTATION)」が規定された。アメリカでは第三者上空飛行の安全飛行基準はなく、現状では Waiver と呼ばれる申請等での個別審査により承認が実施されている。また、各州においても独自のガイドラインを設けている。テキサス州公共安全局では無人航空機操作手順書 25) を発行しており、公共安全局の職員が無人航空機を使用する際に適用される。また、ノースカロライナ州交通局航空部でも、独自の無人航空機操作時のマニュアルを発行しており、訓練要項や飛行時の操作及びトラブル対応などが記載されている。

- ・ 米国試験材料協会 (ASTM)

ASTM は世界最大規模の標準化団体であり、世界最大級の民間規格制定機関である。約 130 分野の標準試験方法、仕様、作業方法、ガイド、分類、用語集を作成及び出版を行っている。ASTM は無人航空機システム委員会を通じて、2003 年に規格の開発を開始した。現在この委員会では、無人航空機コミュニティの幅広い活動が行われており、すでに、耐空性、飛行運用、人員訓練、認証などをサポートする 12 以上の規格を作成している。また、目視外飛行に関する項目や、燃料電池設計に関する項目などの幅広い分野で追加基準案の検討を行っている。

- ・ 航空技術諮問機関 (RTCA)

RTCA とは航空に関する要求事項及び技術的コンセプトの調査検討を行い、FAA に提言を行うことを目的とした米国の民間非営利組織である。現時点で、無人航空機に関して、個別の航空要求事項を満たす電子技術の規格及び指針文書の作成を行っている。

- ・ イギリス

イギリスにおいて、無人航空機に対する規定は「Unmanned Aircraft System Operation in UK Airspace - Guidance」がある。また、商用飛行には Operating Safety Case (OSC) に基づく事前承認を義務付けており、飛行区分は運航の複雑さと重量によって分類されている。また、OSC には航空機システムに関する技術的詳細が記述されており、1.6~1.8 節には電気、燃料システムの基準が載っていると思われる。

- ・ フランス

フランスにおける無人航空機の飛行ルールは、民間 RPAS の設計、利用条件、利用者の技術要件に関する法令「Arrêté du 17 décembre 2015 relatif à la conception des aéronefs civils qui circulent sans personne à bord, aux conditions de leur emploi et aux capacités requises des personnes qui les utilisent」に規定されている。ホビー又は競技、実験目的、その他の項目で分類されており、運航シナリオと機体重量をベースとした飛行基準を規定している。また、設計証明に関しても運航シナリオによって各設計証明の提出が義務付けられている。

- ・ 中国

中国では無人航空機の経営性利用には企業情報や利用目的等の事前登録が義務化されている。また、無人航空機利用時の主な義務項目として、有効な環境保護対策を講じることや許可証の申請、

飛行活動終了後の活動報告などがある。機体の現行法規制としては、「AP-45- AA-2017-03」及び「MD-TR-2018-01」があるが、規制内容は航空機の実名登録等などが主である。

(3-2) 海外における技術者が考慮すべき規格等

海外における無人航空機の安全性確保のために、技術者が考慮すべき規格及びガイドラインについて、ASTM 及び IEC などの国際規格、ANSI 及び GB などの国家規格等並びに UL、FAA 及び EASA など影響力の大きい団体規格を対象に、調査する基準及び規格等を選定した。選定した基準及び規格等を表 3-1 に示す。選定した中から、特に無人航空機におけるバッテリーの安全性を対象としている以下の規格について調査を実施した。UL Standard 1642 は、ASTM F3005-14 において、当該規格への準拠が記述されていたため、関連規格として調査した。

1. ASTM F2840-14 軽スポーツ航空機のための電気推進ユニットの設計と製造のための標準的なプラクティス
2. ASTM F3005-14 小型無人航空機用バッテリーの標準仕様
3. UL Standard 3030 無人航空機 (UAV) に関する ANSI/CAN/UL 規格
4. UL Standard 1642 リチウム電池の安全性に関する規格

1) ASTM F2840-14 軽スポーツ航空機のための電気推進ユニットの設計及び製造のための標準的なプラクティス

適用範囲

軽スポーツ航空機の電気推進ユニット (EPU) の設計及び製造に関する要件。ただし、EPU は電動機やコントローラ、配線、エネルギー貯蔵装置及び EPU モニタリングメータで構成されていなければならない。また、EPU にオプションで搭載する、車載充電装置、機内充電装置又はその他の技術も含めることができる。

バッテリーの安全性に関する内容

ASTM F2840-14 には、バッテリー本体の安全性に関連する項目が記載されている。

2) UL Standard 3030 無人航空機に関する ANSI/CAN/UL 規格

適用範囲

商業用途のための飛行又は業務用途に付随する飛行で使用され、この規格で定義される無人航空機システムの電気系統を対象とする。ただし、無人航空機は外部電源から充電される内蔵リチウムイオンバッテリーを備えているものとし、無人航空機固有の機能に関連する感電、火災及び爆発の危険性並びに再充電用バッテリー及び充電システムの組み合わせも含まれる。また、この規格には一般に販売及び運営されている無人航空機、操縦士の操作や天候による事象、飛行中のバッテリー放電時の着陸能力、危険な場所での使用及び軍事目的での使用については含まれない。

3) UL Standard 1642 リチウム電池の安全性に関する規格

適用範囲

製品の電源として使用する一次及び二次リチウム電池であり、技術者又は使用者が交換可能な用

途で使用するリチウム電池を対象とする。ただし、この規格ではリチウム電池を製品に使用する際に火災及び爆発リスクを低減することを目的としており、最終的な許容性は製品での使用に依存する。また、この規格は指定量以下の金属リチウムを含むリチウム電池を対象としており（技術者：5.0g、使用者：4.0g）、指定量を超えるリチウムを含む場合は、更なる検査及び試験に基づいて判断される。試験法についても UL Standard 1642 には、バッテリー本体に関連する試験方法が記載されている。

(3-3) 海外における運用者が考慮すべき規格等

海外における、無人航空機の運用者が考慮すべき規格及びガイドラインについて、国際的及び各国における規格を対象に、特にバッテリーの運用に関して記述されている基準及び規格等を選定し、選定した基準及び規格等のうち、以下の規格について調査を実施した。

(1) ASTM F3226-18 無人航空機システム（UAS）の指揮下にある遠隔操縦士を訓練するための標準ガイド

(2) ISO 21384-3:2019 無人航空機—第 3 部 運航手順

(1) ASTM F3266-18 無人航空機システム（UAS）の指揮下にある遠隔操縦士を訓練するための標準ガイド 33)

適用範囲

無人航空機の操作について、教育者と知識レベルを高めたい個人が対象であり、商業目的で無人航空機を安全に運航するために必要な知識、技能及び能力を説明している。また、この規格では動力固定翼、垂直離陸及び回転翼機の無人航空機の操縦が対象である。

バッテリーに関する内容

ASTM F3266-18 について、バッテリーに関連する操作は、燃料消費量又はバッテリーの使用量において、実際に使用した使用量を計算し、計画値と比較することと、燃料又はバッテリーの使用量と運航時間の管理

(2) ISO 21384-3:2019 無人航空機—第 3 部 運航手順

適用範囲

この規格では、安全な商用無人航空機運用のための要件を規定している。

(3-4) まとめ

海外における、無人航空機バッテリーの安全性確保のための規格及びガイドラインについて、ASTM 及び IEC などの国際規格、ANSI 及び GB などの国家規格等並びに UL、FAA 及び EASA など影響力の大きい団体規格について調査を行った。

技術者が考慮すべき規格として ASTM F2840-14、F3005-14、UL Standard 3030 及び UL Standard 1642 がある。UL Standard 3030 及び UL Standard 1642 では、無人航空機のバッテリーにおいて絶縁抵抗試験及び防水試験等の通常動作時を想定した試験並びに過電圧試験や衝撃試験などの異常動作時を想定した試験が規定されている。また ASTM F2840-14 及び F3005-14 では、無人航空機におけるバッテリーの設置及び容量試験の実施に関しての記述はあるものの、具体的な数値基準などは

規定されていない。

また、運用者が考慮すべき規格として ASTM F3226-18 及び ISO 21384-3:2019 があり、国内の基準と同様にバッテリーの取り扱い方法やバッテリー寿命について考慮することが規定されている。これらの規格はすでに国家規格として採用されているものもあり、国内規格と比較すると飛行前点検や運航計画についての記述が多いことが分かった。

(4) 他分野のバッテリーに関連する規格及び規制の動向

他分野として自動車分野のバッテリーの安全に係わる国際標準 IEC 62660 シリーズ及び ISO 6469-1 並びに国際基準 UN/ECE R100.02 Part 2 及び世界統一技術規則 GTR No. 20 について、動向及び試験法の調査を行った。

IEC 62660-3 では異物による内部短絡時の安全性を確認する強制内部短絡試験が規定されている。電池を解体する必要がある、試験実施が難しい場合があることから、技術資料としてパート 4 で釘刺しによる代替試験法が記載されている。

ISO 6469-1 では、パック内の 1 セルが何らかの原因により熱暴走した際の、パックの耐性評価に関わる熱連鎖安全管理に関して、現在審議中である。熱暴走の起因となるセル内部短絡のトリガ手法、熱暴走を強制的に発生させることの可否及びパックにどこまで熱連鎖の耐性を求めるか等が議論されている。

GTR No. 20 では、熱連鎖試験、振動試験及び水没試験が議論されている。熱連鎖試験は、起点セルを内部短絡させるトリガ手法として、過充電、加熱及び釘刺しが検討されている。2021 年 1 月に行われた国際会議の資料によれば、手法としてヒータ加熱及び釘刺しが起点セルを内部短絡する手法として有望視されている。また、熱連鎖試験時に乗員へ危険が生じないようにガスについても議論されている。振動試験は、試験の必要性、プロファイルをサイン波にするかランダム波にするか及び周波数レンジについて議論されている。水没試験は、中国など海外で水没後に発火した電池パックがあることから試験法が議論されている。

いずれも、自動車の通常使用時及び事故時又は誤用時を想定して、バッテリーの安全性を評価する試験項目が規定されている。また、電池の内部短絡や熱暴走といった危険事象が引き金となり、発火や爆発が生じない措置を講じているか評価する試験項目も規定されている。したがって、無人航空機においても、安全性を確保するため、通常使用時及び事故時又は誤用時を想定した試験項目及び試験条件を検討する必要がある。そこで無人航空機、バッテリー、電動車の安全に関する規格の試験想定及び試験項目をまとめ、規格の比較を行った。

各規格の比較より、無人航空機の通常使用時及び誤用又は事故時を想定した試験項目を検討する。無人航空機の通常使用時では、飛行時の振動、離着陸時の衝撃、緩やかな温度変化、急激な温度変化及び低圧暴露が考えられる。UL 3030 では、衝撃試験、熱衝撃試験及び低圧試験が無いことから、これらを想定した試験の必要性を検討する必要がある。誤用又は事故時では、高速で障害物などに衝突した際に発生する荷重負荷（圧壊）や、過放電、過電流、過昇温、異常加熱及び内部短絡時に対する保護機能や電池の耐性が担保されるべきであり、それらの試験の必要性を検討する必要がある。バッテリーの異常時では、無人航空機が制御不能となることも考えられるため、落下試験の必要性も検討する必要がある。

(5) まとめ

国内及び海外における無人航空機のバッテリーに関する、技術者及び運用者が考慮すべき規制並びに規格の策定動向について調査を実施した。国内の技術者が考慮すべき規制及び規格としては、JUA-V が提示している産業用無人航空機安全基準が挙げられるが、バッテリーに関しての規定はバッテリーの管理方法について取扱説明書への明記並びに発煙及び発火を防止する機能の装備についてのみである。また、運用者が考慮すべき規制及び規格は、航空法及び今後適用されるライセンス認証制度がある。現行の航空法ではバッテリーの充電量及び異常な発熱の有無について点検を行うことを義務付けており、民間のライセンスにおいても、バッテリーの充放電及び保管などの取り扱い方法並びに発火の危険性の理解義務が記述されている。また、海外の規格及びガイドラインについて、技術者が考慮すべき規格として ASTM F2840-14、F3005-14、UL Standard 3030 及び UL Standard 1642、運用者が考慮すべき規格として ASTM F3226-18 及び ISO 21384-3:2019 の調査を実施した。UL Standard 3030 及び UL Standard 1642 は、無人航空機のバッテリーにおいて絶縁抵抗試験及び防水試験等の通常動作時を想定した試験並びに過電圧試験や衝撃試験などの異常動作時を想定した試験が詳細に規定されている。一方で、ASTM F2840-14 及び F3005-14 は、バッテリーの設置及び容量試験の実施義務などが規定されているが具体的な数値や基準の記載はない。また、ASTM F3226-18 及び ISO 21384-3:2019 は、国内の基準と同様にバッテリーの取り扱い方法やバッテリー寿命についての規定があることに加え、国内規格と比較すると飛行前点検や運航計画についての記述が多いことが分かった。自動車分野のバッテリーに関する規格を調査し、無人航空機の規格 UL 3030 と比較した。その結果、UL 3030 には無い無人航空機の通常使用時を想定した試験としては、衝撃、熱衝撃及び低圧試験が、誤用及び事故時を想定した試験としては、荷重負荷（圧壊）、過放電、過電流及び過昇温試験又はそれらの保護試験並びに加熱試験、内部短絡試験及び落下試験が挙げられる。これらを含めた試験の必要性や具体的な試験方法については、無人航空機の仕様、利用形態や既に発行されている規格などを参考にしながら検討する必要がある。

1-4-2 産業用ドローンのバッテリーの発火安全に関する試験（2021 年度）（産総研）

2020 年度に実施された無人航空機の衝突試験において、試験に用いた 3 機種のうち 1 機種（サイトテック株式会社製 KATANA 12D1750F）でバッテリーに発火が認められたことから、バッテリー発火の機序を明らかにするとともに、バッテリーの安全性試験として、従来の民生用や産業用、自動車用電池およびバッテリーを対象とした規格試験とは別に、無人航空機で生じうる状況を考慮した試験法を検討する必要性があることが認識された。

衝突試験時の映像の解析から、バッテリーの発火の原因として、動力ケーブル等の配線やバッテリー周辺の基板部における短絡の発生（外部短絡）と、衝突によって変形したバッテリーを構成する単電池（セル）の内部における正極と負極の電氣的接触の発生（内部短絡）の、大きく 2 つが推察された。そこで 2021 年度は、発火の原因の調査として、無人航空機用バッテリーについて、(a) 外部短絡試験、および (b)（内部短絡を発生させるための）圧壊試験、を実施した。また、バッテリーを構成するセルの安全性に係るポテンシャルを把握するために、バッテリーパックを解体して取り出したセルについて (c) 外部短絡試験、および (d) 加熱試験、を実施した。更に、衝突試験時のバッテリーの発火において火炎が数回に渡って舞い上がる様子が観察されたことから、発火したセルを起点に、隣接するセルに順番に発火が連鎖していく「類焼（熱連鎖）」が起こっていた可能性が推察されたため、類焼が起きることを検証するための (e) 類焼試験、を実施した。

本試験には、衝突試験で発火が確認されたバッテリー（深圳市格瑞普電池有限公司製 GRPA875175-150-44.4V 18000mA：以後、バッテリー A）と、参考のため、構造やサイズが類似した別の産業用ドローン用バッテリー（古河電池株式会社製 121L0978G8D1-1：バッテリー B）の 2 種のバッテリーを試料として用いた。これらはいずれも 12 個のラミネート型リチウムイオン電池を積層し、電極を直列に接続した構造となっており、公称電圧は 44.4 V とされている。なお、バッテリー B には過放電対策用の保護回路や、過充電および外部短絡からの保護機能を有する SCP（Self Control Protector）素子が搭載されていたが、本試験ではバッテリー自体の特性を評価するために、これらの保護回路や素子をバイパスさせる配線を施して供試した。

いずれのバッテリーについても専用の充電器で満充電とした後に試験に供試した。セルの試験においては充放電装置（東洋システム製 TOSCAT-3200）を用い、個別に満充電状態に調整して試験に用いた。

なお、バッテリーパックの外部短絡試験と圧壊試験は、産総研内には実施可能な設備や装置が十分でないため、一般財団法人日本自動車研究所に外注し、城里テストセンターの水素・燃料電池自動車の安全評価試験設備（Hy-SEF）にて実施された。

1-4-2-a バッテリーパック外部短絡試験

(1) 実施内容

バッテリーの基板や配線の損傷を想定した外部短絡試験を実施し、発熱や発煙・発火等の安全性に係る事象を観察した。

(2) 試験結果

セルの番号は正極端子側を 1、負極端子側を 12 として、順番に割り当てている。バッテリー A、バッテリー B のいずれにおいても、設定した短絡時間より短い時間で短絡が終了した。全てのバッテリーに

において、試験中に構成セルのうちの 하나가断線したとことを想定させる電圧異常を示したことから、短絡発生時に流れた大電流によりセル間で接続の不良が生じたものと考えられた。そこで試験後のバッテリーパックを解体したところ、断線が示唆されたセルにおいて実際に正極端子（アルミニウム製）のタブが喪失していることが確認され、短絡時の大電流により瞬時に正極タブの温度が 660℃（アルミニウムの融点）以上に上昇して断線したものと結論づけられた。

バッテリー A においては、短絡抵抗 5 mΩ 以下の 4 つの試験でバッテリーパックから火花や発煙が認められた。また短絡抵抗の大きい 50 mΩ の試験では電流ケーブルのコネクタ付近を中心に発煙が見られた。一方、バッテリー B については発煙・発火等の外観上の変化は認められなかった。いずれの試験においてもセル自体の表面温度は若干上昇しただけであった（試験 a-5 で最大 15℃ 程度の温度上昇、他の試験では 5℃ 程度）。

以上の結果から、仮に無人航空機に飛行中の衝突、あるいは落下が生じた際に、バッテリーの基板や配線が損傷して外部短絡が発生したとしても、その外部短絡抵抗が 50 mΩ 程度以下であれば、瞬間的に大電流が流れるものの、いずれかのセルの正極タブがヒューズのように作用して断線し、短絡が継続しないため、バッテリーの発煙や発火に至る可能性は低いことが確認された。しかし、より導電性の低い部材が媒介する外部短絡が発生した場合については熱暴走に至る可能性が否定できないので、より抵抗の大きな外部短絡試験も実施して、正極タブの溶断が生じる最小抵抗値を見極めることが必要と考えられる。

1-4-2-b バッテリーパック圧潰試験

(1) 実施内容

無人航空機が飛行中に衝突したり落下したりした時に、バッテリーが衝撃によって変形することを想定し、荷重を受ける方向や荷重をかける突起物の形状等をパラメータとして、発火の起きやすい条件を見極めることを目的に、圧壊試験を実施した。

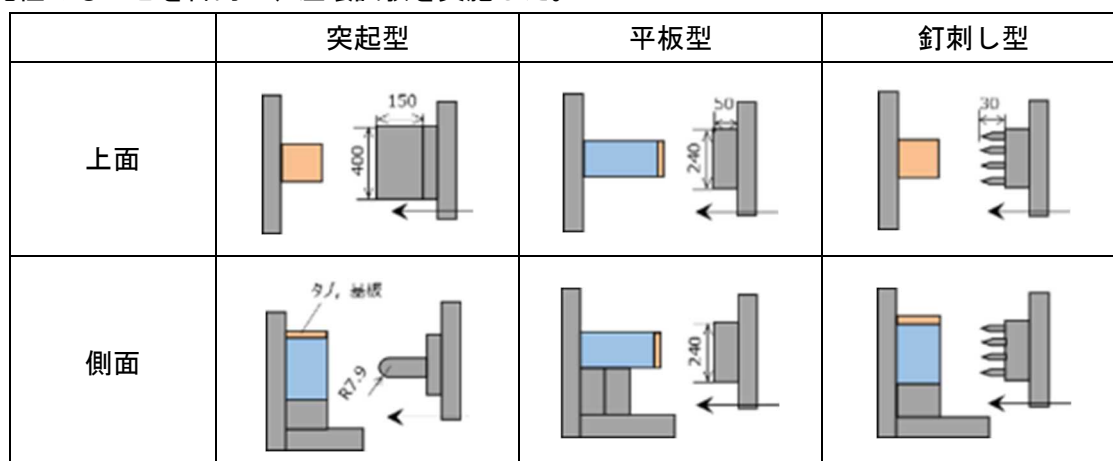


図 1-4-2-b-1.1 圧壊子形状の詳細

圧壊子は図 1-4-2-b-1.1 に示す 3 種類のものを使用した。更に、圧壊子および圧壊方向の組み合わせは図 1-4-2-b-1.2 に示すように分類した。

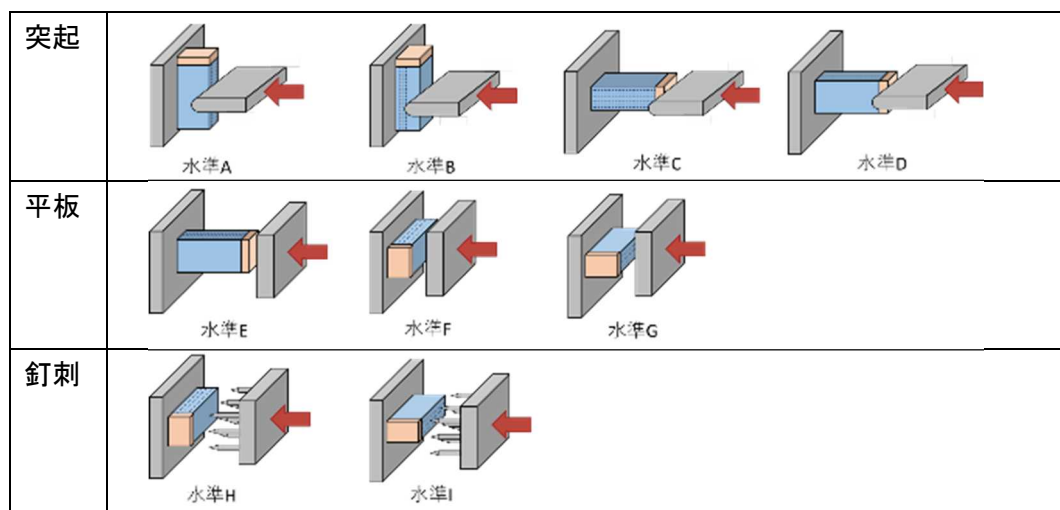


図1-4-2-b-1.2 圧壊子および圧壊方向の組み合わせによる試験水準の分類

表 1-4-2-b-1.1 バッテリーパック圧壊試験の試験条件

試験 No.	圧壊水準	バッテリー種別	放電の有無
b-1	A	バッテリー A	無
b-2	A	バッテリー B	無
b-3	B	バッテリー A	無
b-4	B	バッテリー B	無
b-5	C	バッテリー A	無
b-6	D	バッテリー A	有
b-7	D	バッテリー B	無
b-8	E-1	バッテリー B	無
b-9	E-2	バッテリー B	有
b-10	F (100 kN)	バッテリー B	無
	F (176 kN)	バッテリー B	無
b-11	G	バッテリー B	無
b-12	H	バッテリー A	無
b-13	H	バッテリー B	無
b-14	I	バッテリー A	無
b-15	I	バッテリー B	無

試験条件の概要について表 1-4-2-b-1.1 に示す。圧壊速度は 1 mm/s とし、以下のいずれかが確認された時点で圧壊を停止した。

- ・ 熱暴走（発煙、発火等）が発生
- ・ 圧壊方向に対してバッテリーパックの寸法が 90%変形
- ・ 荷重が 100 kN に到達

試験 b-6 と b-9 では実使用時の衝突を想定し、バッテリーに放電負荷をかけながら圧壊試験を実施

した。なお、放電電流は 2C 相当（30 分で全容量を放電しきる電流。バッテリー A：36 A、バッテリー B：18.6 A）とした。試験 b-10 については 23 kN 負荷時点で荷重の偏りによって装置が停止したため、位置を調整して 0 N から 100 kN までの試験をやり直し、その後更に装置の限界値（176 kN）までの試験を継続した。また、試験 b-11 では b-10 に用いたバッテリーパックを再使用した。

表 1-4-2-b-2.1 突起型圧壊子による圧壊試験の結果

試験 No.	圧壊水準	バッテリー 種別	総変位量 (mm)	最大荷重 (kN)	発生事象
b-1	A	バッテリー A	44.5	74.4	セル 7 が熱暴走後、類焼
b-2	A	バッテリー B	58.1	63.1	セル 10, 11 が熱暴走後、類焼
b-3	B	バッテリー A	27.0	90.4	セル 1 が熱暴走後、類焼
b-4	B	バッテリー B	34.2	66.8	セル 1 が熱暴走後、類焼
b-5	C	バッテリー A	157.2	9.2	少量の発煙および火花のみ発生
b-6	D	バッテリー A	124.8	65.1	セル 1, 2, 11, 12 が熱暴走後、類焼
b-7	D	バッテリー B	76.5	13.2	類焼（熱暴走の起点セルは不明）

表 1-4-2-b-2.2 平板型圧壊子による圧壊試験の結果

試験 No.	圧壊水準	バッテリー 種別	総変位量 (mm)	最大荷重 (kN)	発生事象
b-8	E-1	バッテリー B	161.5	44.5	少量の発煙のみ発生
b-9	E-2	バッテリー B	96.7	13.0	セル 5, 6 が熱暴走後、類焼
b-10	F (100 kN)	バッテリー B	32.1	100	変化なし
	F (176 kN)	バッテリー B	43.1	176	変化なし
b-11	G	バッテリー B	54.8	52.8	セル 5, 6 が熱暴走後、類焼

表 1-4-2-b-2.3 釘刺し型圧壊子による圧壊試験の結果

試験 No.	圧壊水準	バッテリー 種別	総変位量 (mm)	最大荷重 (kN)	発生事象
b-12	H	バッテ A	10.3	2.99	セル 1 が熱暴走後、類焼
b-13	H	バッテ B	25.0	7.75	セル 1 が熱暴走後、類焼
b-14	I	バッテ A	8.5	3.20	複数セルが熱暴走後、類焼
b-15	I	バッテ B	35.3	12.7	複数セルが熱暴走後、類焼

(2) 試験結果

突起型圧壊子による圧壊試験（水準 A～D）、平板型圧壊子による圧壊試験（水準 E～G）、釘刺し型圧壊子による圧壊試験（水準 H～I）のそれぞれについて、試験結果を表 1-4-2-b-2.1、表 1-4-2-b-2.2、表 1-4-2-b-2.3 にまとめて示す。また、これらの試験結果から、熱暴走が生じた水準における発火リスクについて図 1-4-2-b-2.1 にまとめた。無人航空機の衝突等によってバッテリーに衝撃が加えられた場合、水準 H や I のように鋭利な突起物によって損傷が発生すると発火に至る可能性が高いことが確認された。このことから、無人航空機において衝突や墜落が発生した時のバッテリーの発火リスクを低減させるには、バッテリーの周囲に極力硬質で鋭利な部材を配置しない等の配慮が重要であることが指摘できる。また、無人航空機の衝突や墜落におけるバッテリーの発火リスクを評価するためには、バッテリーパックの周囲の部材の配置状況等、実使用環境を模擬した圧壊試験等の実施が必要になると考えられる。

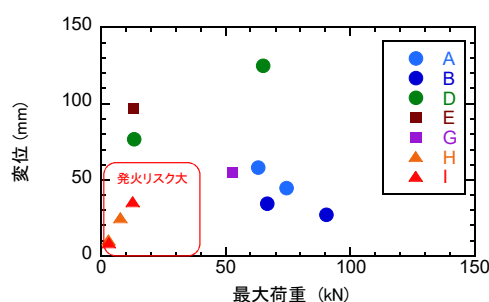


図 1-4-2-b-2.1 発火が生じた試験における最大荷重と変位

1-4-2-c 単セル外部短絡試験

(1) 実施内容

1-4-2-a で述べた通り、バッテリー A およびバッテリー B とともに、バッテリーパックでの外部短絡試験では、短絡抵抗が 50 mΩ 以下の場合には熱暴走が生じないことが確認された。ただしこれは短絡抵抗が低いため、大電流が流れて瞬時に正極タブが溶断したためであり、比較的抵抗の大きい外部短絡が発生し、タブの溶断が発生せずに短絡が継続した場合については熱暴走が発生しないとは断言できない。そこでバッテリーを構成するセルの外部短絡に対する限界性能を把握するために、試料として外部短絡試験を実施し、短絡抵抗をパラメータとし、外部短絡を継続した時に発生する事象の差異について評価を行った。試験装置の概要を図 1-4-2-c-1.1 に示す。短絡回路の配線抵抗は約 4 mΩ／約 7 mΩ／約 28 mΩ の 3 水準とした。更に、発火が確認された条件においては、実使用条件の模擬として、SUS 製の板でセルを拘束した条件でも試験を実施した。なお、本試験は排気処理システムを備えた防爆ピット内で実施した。

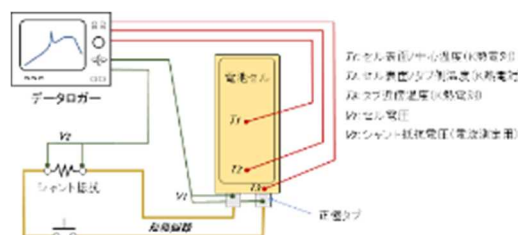


図 1-4-2-c-1.1 単セル外部短絡試験装置の概要

(2) 試験結果

結果を表 1-4-2-c-2.1 に示す。バッテリー A とバッテリー B のいずれのセルについても、短絡抵抗が 28 mW 程度であれば外観上の変化は認められなかったが、短絡抵抗が一桁低下すると外装のラミネート袋の開封と発煙が生じることが確認され、これらのバッテリーのセルにおいては最大短絡電流が 100A 程度に収まる場合と 450 A 以上となる場合の間に熱暴走に至るか至らないかの境界があることがわかった。

バッテリーパックの設計において外部短絡発生時の熱暴走を防止するためには、上記のような構成セルの外部短絡試験によってセルの限界性能を把握するとともに、熱暴走を起こしうる電流が流れる前に外部回路とセルを断線させることのできるタブやリード線の選択、および過電流防止素子の採用が重要と結論づけられる。

表 1-4-2-c-2.1 試験結果

試験 No.	バッテリー 種別	拘束板	短絡抵抗 (mW) <実測値>	最大電流 (A) <実測値>	発生事象
c-1	バッテリー A	なし	3.8	890	ラミネート袋完全開封, ガス噴出, 極板赤熱
c-2	バッテリー A	なし	7.2	458	ラミネート袋部分開封, ガス/液噴出
c-3	バッテリー A	なし	27.2	145	外観上の変化なし
c-4	バッテリー A	あり	4.0	815	ラミネート袋部分開封, ガス/液噴出
c-5	バッテリー B	なし	4.5	461	ラミネート袋部分開封, ガス/液噴出
c-6	バッテリー B	なし	28.7	118	外観上の変化なし

1-4-2-d 単セル密閉容器加熱試験

(1) 実施内容

バッテリー A およびバッテリー B について、それぞれを構成するセルが熱暴走する温度を把握するため、バッテリーの解体を行い、回収したセルを試料として、密閉容器内での加熱試験を実施した。

試験装置の概要を図 1-4-2-d-1.1 に示す。試験に用いる密閉容器は SUS304 製の円筒形耐圧容器（耐圧 9 MPa）で、容器側壁面に内蔵したカートリッジヒータにより試料温度を制御できる。試料の昇温速度を一定に制御することにより、昇温過程でのセルの発熱状態を検知できる。また、容器内の圧力変化から、セルからのガス放出状況が分かるので、セル電圧の変化と合わせて、温度上昇に伴う電池セルの状態変化を把握できる。本試験では、室温から 250℃ まで 0.2℃ /min で等速昇温した後、30 分間保持し、その後ヒータを停止して自然冷却した。

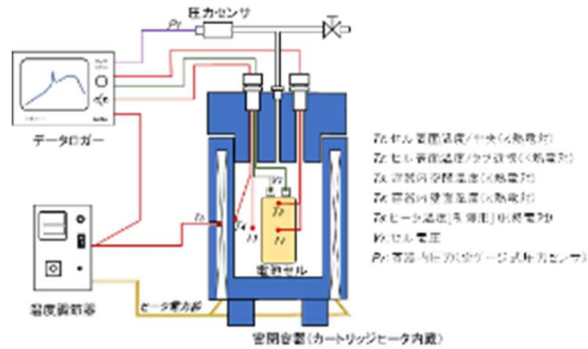


図 1-4-2-d-1.1 単セル密封容器加熱試験装置の概要

(2) 試験結果

結果を表 1-4-2-d-2.1 にまとめて示す。2 種のセルの間で、ラミネート袋が開封する温度には顕著な差は認められないが、熱暴走開始温度に大きな差が見られており、バッテリー B の方が相対的に熱暴走に至りにくいことがわかった。(3)-9-b で述べた圧壊試験において発火が生じた試験では、バッテリーが損傷してセルの内部短絡が発生し、セル内に大電流が流れて一気に温度が熱暴走開始温度（約 200℃）以上にまで上昇したものと推察される。

表 1-4-2-d-2.1 単セル密封容器加熱試験の結果

試験 No.	バッテリー種 別	SOC (%)	拘束板	加熱時に生じたイベントと その発生温度[@セル表面温度] (°C)	
				ラミネート開封	熱暴走開始
d-1	バッテリー A	100	あり	102	191
d-2	バッテリー B	100	あり	109	271

1-4-2-e 類焼試験

(1) 実施内容

バッテリーパック内の一つのセルが熱暴走した際に、隣接したセルが類焼するかどうか、類焼する場合はどの程度の時間の余裕があるかを評価することを目的に類焼試験を実施した。具体的には、バッテリー A およびバッテリー B のそれぞれについて、2 枚のセルを実際のバッテリーパック内と同様に密着させ、一方のセルについて、他のセルと接触している面とは反対の面をプレート型電気ヒータと接触させ、ヒータ加熱によって強制的に熱暴走させた。試験装置の概要を、図 1-4-2-e-1-1 に示す。2 枚のセルとヒータは、SUS 製の金属板で両側面から挟み込み、実際のバッテリーパックを模擬した拘束圧を印加した。1-4-2-b の圧壊試験においては、あるセルで熱暴走が発生した場合、バッテリー内の温度が数秒で 200℃ 以上上昇することが確認されているため、本試験では 1-4-2-d のような昇温速度の制御は行わず、ヒータには最大電力を印加した。なお、本試験も 1-4-2-c の単セル外部短絡試験と同様に防爆ピット内で実施した。

の機能低下により、バッテリーが廃棄され安全な運用の範疇に留まっているにすぎない状態である。



図 1-4-2-f-1 釘刺し試験を実施したバッテリー

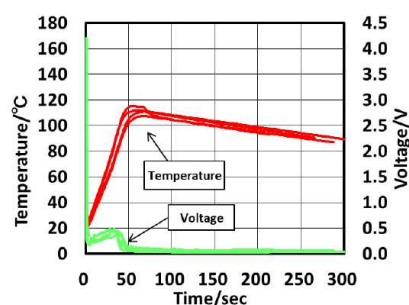


図 1-4-2-f-2 釘刺し試験による温度上昇

今回の試験に用いたバッテリーについて、これを搭載している無人航空機において衝突や墜落が発生し、衝撃によって基板部や配線に外部短絡が生じたとしても、回路抵抗が 5～50 mΩ 程度であれば大電流が流れることでセル同士を接続している正極タブの温度が瞬間的に上昇して溶断するため、バッテリーの発煙や発火には至らないことがわかった。しかし短絡回路の抵抗が大きくなるとタブの溶断が発生しない可能性がある。単セルの外部短絡試験の結果からは、最大短絡電流が 100 A 程度であれば外觀上の変化は見られないが、少なくとも 450 A 以上の電流が流れると発煙・発火等の熱暴走に至る可能性があることがわかった。おおよそ 100 A～1000 A の範囲の短絡電流が流れるような条件において、正極タブの溶断が起こらず熱暴走が発生する可能性が考えられるので、その電流範囲を見極めるとともに、必要に応じてバッテリー B のように SCP 素子を採用する等の外部短絡対策を行うことは極めて重要と言える。

一方、圧壊試験では、特に鋭利な突起物によってセルが損傷を受けるケースが最も発火に至りやすいことが確認された。衝突試験でバッテリーの発火が起こった無人航空機においては、バッテリー周辺にリベット等の突起物が配置されているため、衝突試験時にはこれらの突起物がバッテリーを損傷したことが発火の原因であったものと考えられる。衝突や墜落時のバッテリーの発火の確率を抑えるためには、バッテリー周辺の他の部材の配置を十分に検討するとともに、緩衝材等によってバッテリーが強い衝撃を受けることが無いよう保護することが重要であると思われる。また、バッテリーに衝撃を加える方向によって熱暴走に至るまでの荷重や変位に大きな違いが見られていることから、衝突や墜落時には熱暴走しやすい方向から荷重がかからないような配置方法を検討することも必要となるであろう。

無人航空機用バッテリーの安全性試験においては、高度十数メートルからの墜落等、民生用や産業用、自動車用バッテリーでは想定されない状況が起こりえるため、これらの既存機器類を対象とした従来の規格試験をそのまま適用するのではなく、無人航空機用に特有の事象を考慮した試験方法の修正や追加を検討する必要があると思われる。その際、衝突や墜落を想定した安全性試験に関しては、バッテリー単体での試験とするのではなく、周辺の突起物の配置等、実使用環境を模擬した試験を検討することが必要と考えられる。

今回の圧壊試験および類焼試験によって、供試バッテリーは内部のセルの一つが何らかの原因で熱暴走した場合、隣接するセルに熱が伝搬し、他のセルも相次いで熱暴走する類焼を起こしやすい構造であることも確認された。熱暴走の抑止策の検討が重要なのはもちろんであるが、放熱設計や冷却機構、消火機構等の類焼防止策を検討することも不可欠である。

1-4-3 ドローンアナライザーのエネルギーマネジメント評価試験、機体耐久性試験、フルパワー性能試験(2020/2021 年度) (大分県産業科学技術センター)

無人航空機の産業規格化に必要な各種試験においてドローンアナライザーを用いた実効可能性の調査を目的に、ドローンアナライザーを用いた各種試験を実施し、現在一般的に用いられているドローン機体の各種試験の有用性を検証した。

【a. プロペラガードが飛行性能への影響調査】環境風洞とドローンアナライザーを使用してドローン飛行時のプロペラガードの影響を調査

【b. エネルギーマネジメント評価試験】無人航空機の飛行シナリオに応じたエネルギー効率を定量的に評価する電費性能評価手法を開発

【c. フルパワー性能試験】フルパワーによる電費性能を評価することで、機体の動作ポイントの安全率を定量的に評価する手法を開発

【d. 機体耐久性試験】機体構造の耐久性評価手法を開発し、機体の耐久性能の定量的評価法を検討

1-4-3-a プロペラガードの飛行性能への影響調査

(1) 実施内容・方法

ドローンアナライザーに取り付けられた 6 分力計（共和電業製 LFM-A-1KN）は図 1-4-3-a-1.1 のように測定対象物と共に傾く。そこで、傾斜をつけての測定においては（1）式により補正した。ここで F_x 、 F_z は 6 分力計から得られた測定値。 θ は傾き角、 F_{0x} 、 F_{0z} を絶対座標軸のそれぞれの成分である。ドローンを設置した状態で各軸の出力をゼロとするため、 F_z 成分は得られない。そこで、45 度に傾けた時の F_x 成分から F_z 成分を求めている。ドローンは DroneWorkSystem 社製 DWS-C10 を用いた。図 1-4-3-a-1.2 外観写真を示す。図 1-4-3-a-1.3 に測定したドローンの設置写真を示す。安全対策プロペラガードの影響を調査するためプロペラガードの有無で測定を実施した。

$$\begin{aligned} F_{0x_F} &= F_x \cos(\theta) - F_z \sin(\theta) \\ F_{0z_F} &= F_x \sin(\theta) + F_z \cos(\theta) \end{aligned} \quad \cdots (1)$$

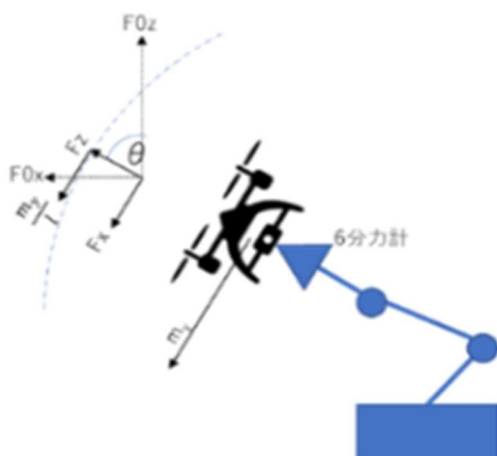


図 1-4-3-a-1.1 6 分力計と絶対座標関係式



図 1-4-3-a-1.2 DroneWorkSystem 社製

DWS-C10 の外観写真

(出典: [https://d-w-s.co.jp/product-](https://d-w-s.co.jp/product-introduction/agrdrone/dws-c10)

[introduction/agrdrone/dws-c10](https://d-w-s.co.jp/product-introduction/agrdrone/dws-c10))

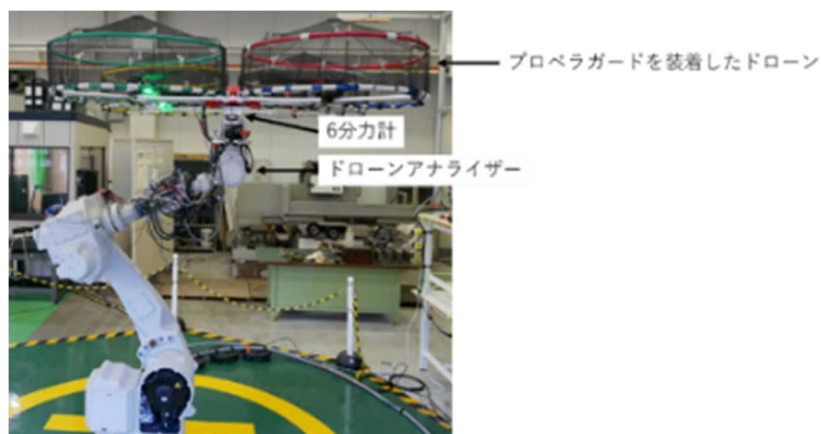


図 1-4-3-a-1.3 ドローンアナライザーへの設置外観写真と安全対策のプロペラガード

(2) 試験結果

プロペラガードの有無による測定結果を示す。測定条件はドローンを 0 度（地面に平行）から 30 度まで 5 度ごとに傾け、風速 2m/s から 10m/s まで 2m/s ごとにそれぞれ抗力を測定した。図 1-4-3-a-2.1 にプロペラガードなし図 1-4-3-a-2.2 にプロペラガード有のドローンの飛行中の空気抵抗に相当する後方に押される力を示す。風速が早くなると抗力も上昇し、傾き角 20 度までは比例関係で増加し、25 度付近から抗力の増加率が減少している。また、プロペラガードによる空気抵抗が 5 倍程度に増加することが明らかとなる。

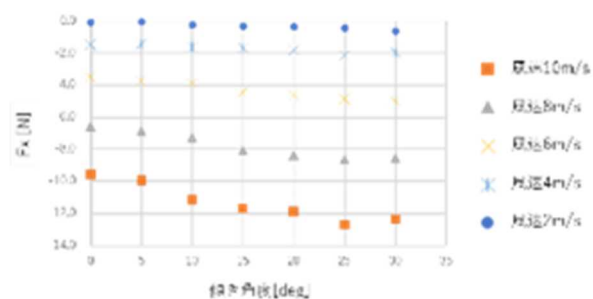


図 1-4-3-a-2.1 風速と傾き角度による抗力
(プロペラガードなし)
エネルギーマネジメント評価試験

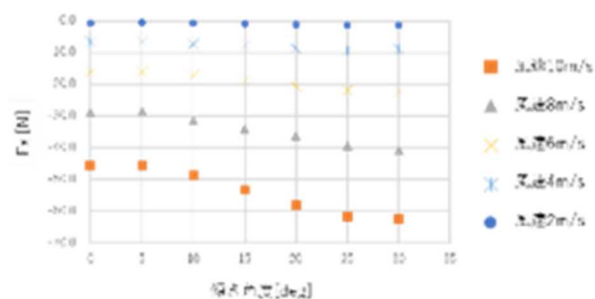


図 1-4-3-a-2.2 風速と傾き角度による抗力
(プロペラガード有) 1-4-3-b エ

(1) 実施内容・方法

無人航空機の飛行シナリオに応じたエネルギー効率を定量的に評価する電費性能評価手法を開発するため、農薬散布のモデル飛行ルートを矩形状に設定した。飛行条件は無風、飛行機体 ciRobotics 社製 R17、農薬積載量 10L、散布速度 1.25L/分として自動飛行にて散布し、飛行データを取得した。飛行時間は 543.2 秒であった。モデル飛行時の各プロペラの回転数、姿勢角度を記録しドローンアナライザー上で飛行再現実験を実施した。

(2) 試験結果

図 1-4-3-b-2.1 にドローンアナライザーから得られたモデル飛行再現時の各モータの回転数、供給電圧、供給電流、供給電力、モータの温度 2 か所、外気温度を示す。回転数は往路と復路で前進後進と傾きが変わることから前後のモータで回転数が異なることが再現されている。図 1-4-3-b-2.2 に 6 分力計測定結果を示す。Fz は時間と共に減少していることが再現できている。My は前進後進を繰り返していることを示している。

図 1-4-3-b-2.3 に飛行条件時の離陸重量を 100%とし、重量を 80%~120%にした際のドローンアナライザーから得られた飛行中の浮上力グラフを示し、図 1-4-3-b-2.4 に消費電流グラフを示す。負荷を増加させると浮上力も増加し、消費電流も増加していることがわかる。離陸重量に対して飛行時間と共に重量が軽くなるため浮上力も消費電流も小さくなっていることがわかる。図 1-4-3-b-2.5 に積算電力を示す。負荷の増加率に比べ積算電力の増加率は小さいことがわかる。これは飛行時の電力は積載重量の差で決まらないことが明らかとなった。

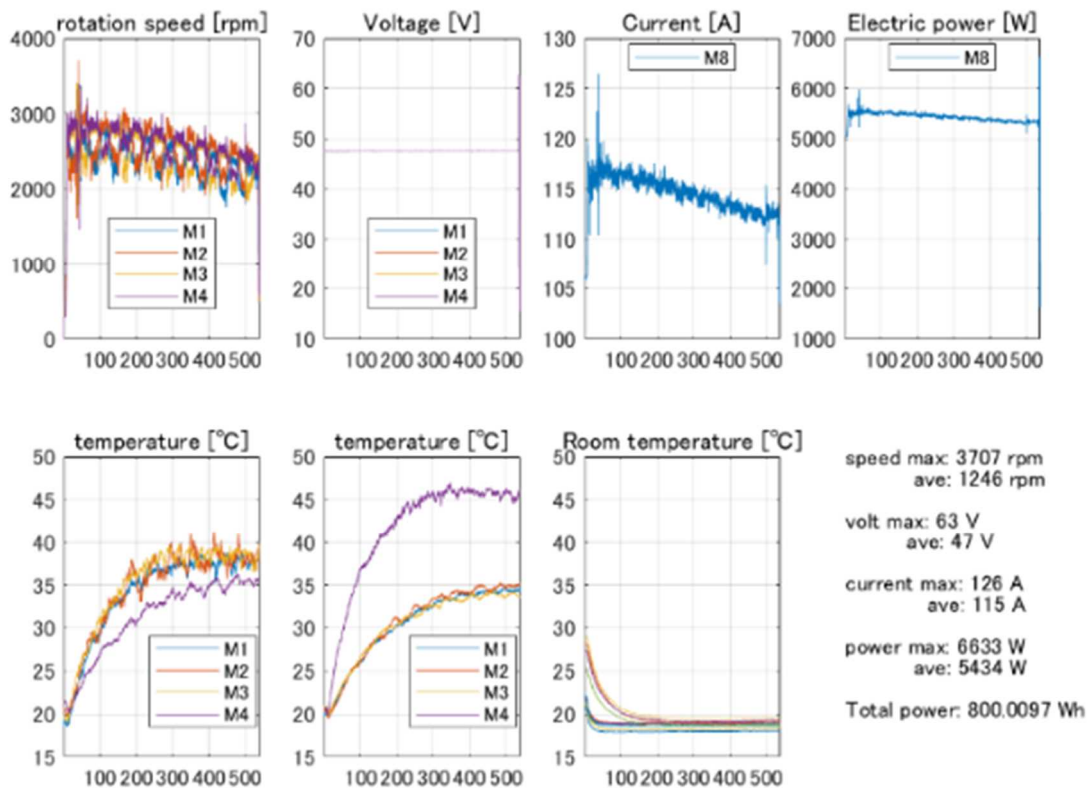


図 1-4-3-b-2.1 ドローンアナライザーから得られたモデル飛行再現時の各種測定結果

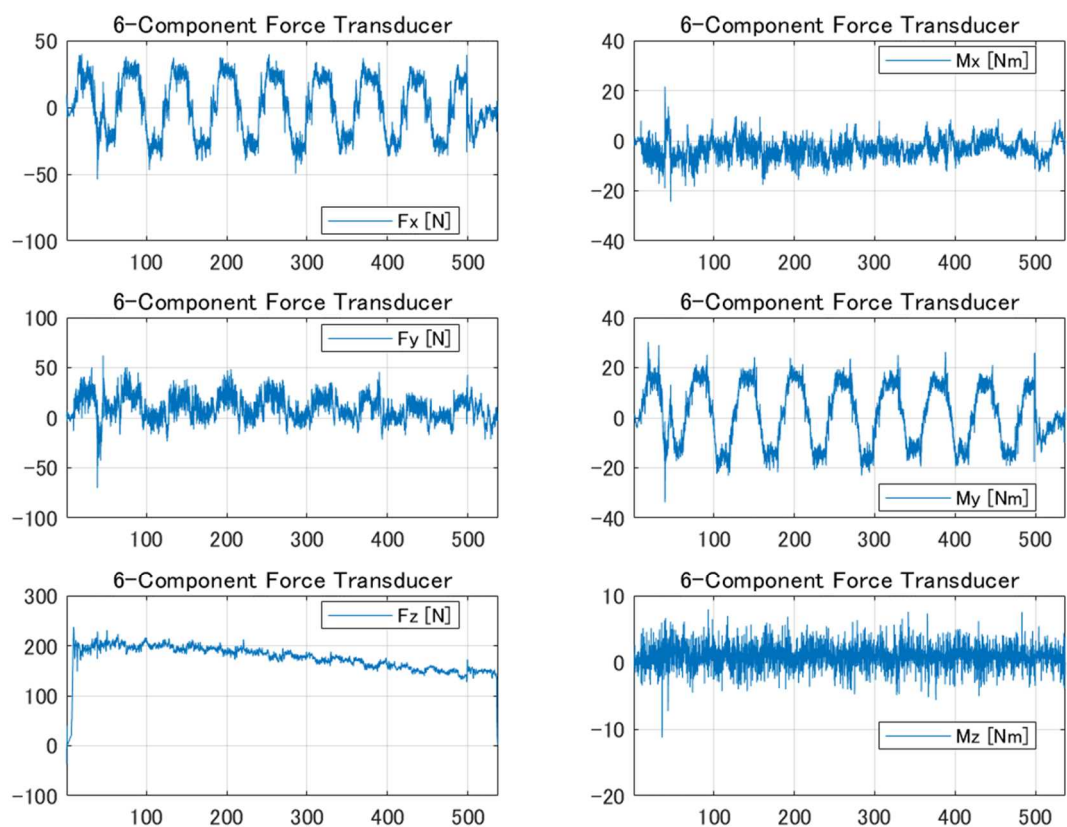


図 1-4-3-b-2.2 ドローンアナライザーから得られたモデル飛行再現時の 6 分力計測定結果

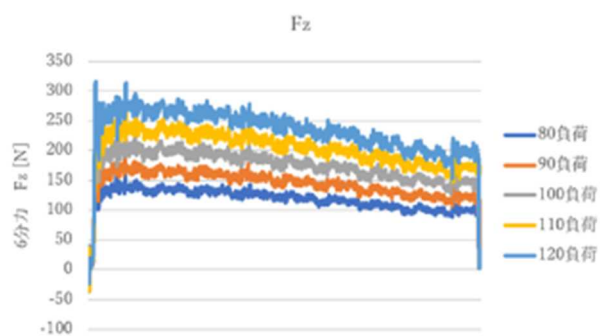


図 1-4-3-b-2.3 ドローンアナライザーから得られた飛行中の浮上力

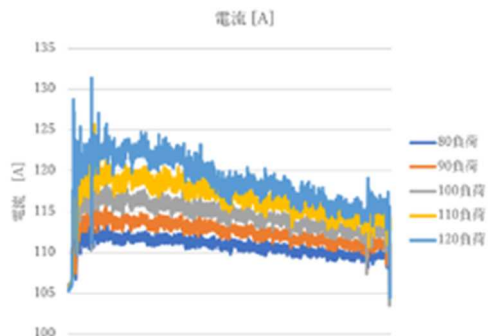
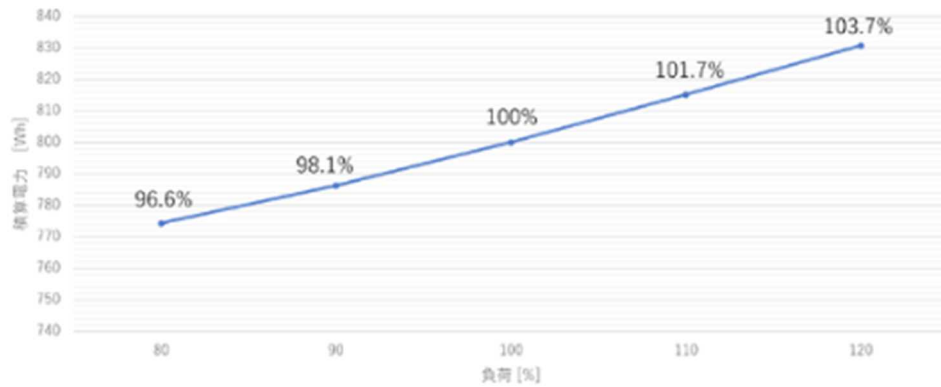


図 1-4-3-b-2.4 ドローンアナライザーから得られた飛行中の消費電流



1-4-3-b-2.5 ドローンアナライザーを用いたモデル飛行の負荷の違いによる積算電力

1-4-3-c フルパワー性能試験

(1) 実施内容・方法

ドローンのフルパワーによる電費性能を評価するため、ドローンアナライザーに実験 1 で用いたドローンをアクセル開度 0%から 100%に変化させ、浮上力、回転数、消費電力、消費電流を計測した。計測サンプリングは 10Hz である。図 1-4-3-c-1.1 にドローンアナライザーに設置した外観写真を示す。



図 1-4-3-c-1.1 ドローンアナライザーに設置した外観写真

(2) 試験結果

ドローンアナライザーは屋内設置であるため、ドローンが排出した風が部屋内を循環する。そのため、ドローンの設置高さが浮上力に与える影響を評価した。浮上力を 250N に設定し、消費電流値により評価した。図 1-4-3-c-2.1 にドローンの設置高さによる消費電流値を示す。高さは床と天井の midpoint を 0 とし、±で示す。測定結果より、床と天井の midpoint で最も小さな電流値となった。フルパワー試験はドローンを midpoint に設置して実施した。フルパワー試験はドローンに搭載された ESC に制御信号 (PWM 信号) を外部から直接制御され、フライトコントローラーからの制御ではない。

図 1-4-3-c-2.2 にアクセル開度と浮上力のグラフを示す。最大浮上力 457.8N となった。アクセル

開度に対して、浮上力は線形ではなく 2 次関数で上昇することがわかる。例えば離陸重量が 250N であれば、アクセル開度は 60%程度でホバリングすることとなり、操作マージンは 40%、200N 程度であることがわかる。図 1-4-3-c-2.3 にモータ回転数、図 1-4-3-c-2.4 に消費電流、図 1-4-3-c-2.5 に消費電力を示す。最大回転数は 3708rpm、最大電流 523.4A、最大電力 24.7kW となった。アクセル開度と回転数は比例し、電流非線形に増加することがわかる。そのため、回転数が低いと効率が良くなることがわかる。また、最大電流 523.4A と大電流が配電基板には流れるため、電気設計や熱設計が安全性には重要であることがわかる。

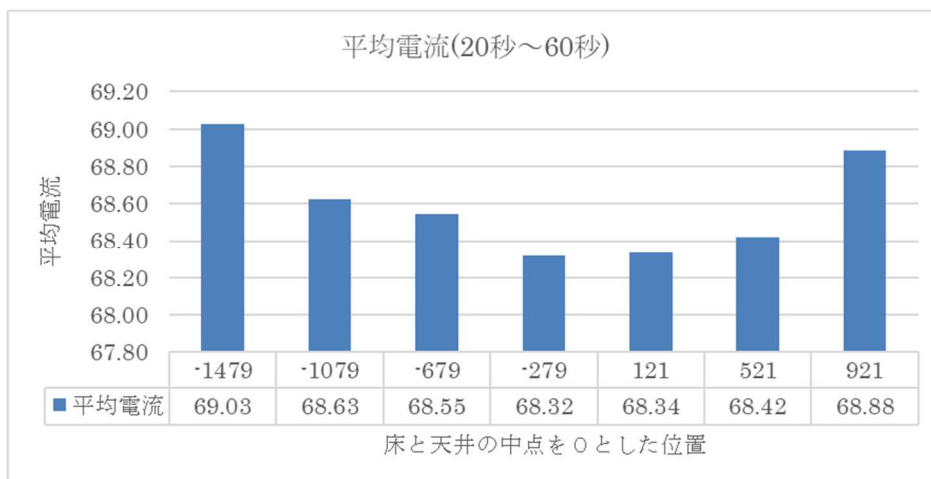


図 1-4-3-c-2.1 ドローンの設置高さによる消費電流の変化

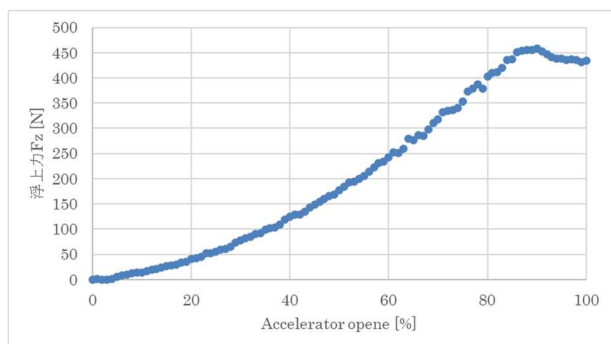


図 1-4-3-c-2.2 アクセル開度と浮上力

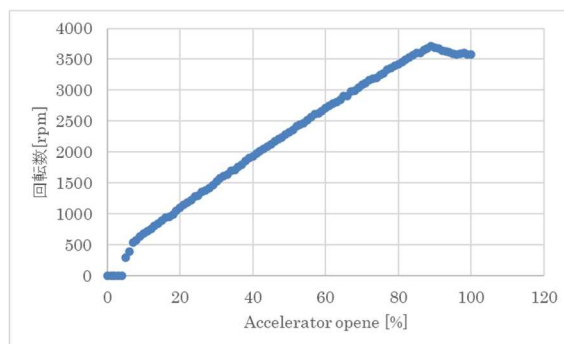


図 1-4-3-c-2.3 アクセル開度とモータ回転数

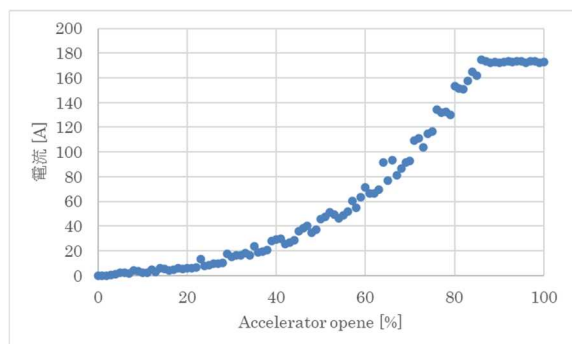


図 1-4-3-c-2.4 アクセル開度と消費電流

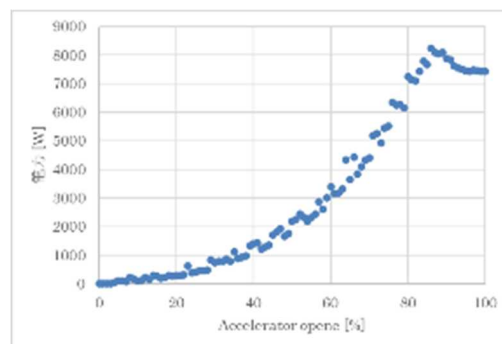


図 1-4-3-c-2.5 アクセル開度と消費電力

1-4-3-d 機体耐久性試験

(1) 実施内容・方法

機体構造の耐久性評価手法を開発するため、機体の耐久性能の定量的評価法を検討した。ドローンアナライザーで耐久試験を実施する場合は、飛行状態を外部制御装置より ESC をコントロールし、プロペラ付きのモータを回転させ再現する。表 1-4-3-d-1.1 にドローンアナライザーで飛行状態を再現の可否を示す。電気関連、モータ・プロペラ関連については原理的に再現可能である。一方、振動特性についてはドローンが、ドローンアナライザーに拘束される影響を調査するため、各種センサを搭載したドローンをドローンアナライザー上でホバリング状態（ここでは浮上力を一定に制御）と実飛行によるホバリング状態を比較した。図 1-4-3-d-1.1 にドローンアナライザー設置状態と飛行状態の写真を示す。計測器などの取付状態を同一とするため、ドローンアナライザーから取り外した状態で飛行させた。振動の検知は、3 軸の加速度センサを図 1-4-3-d-1.2 に示すように各アームの中央部、筐体中央部に設置した。飛行状態時の重量をあらかじめ測定しておき、その重量と同じ浮上力となるようにフィードバック制御される。

表 1-4-3-d-1.1 ドローンアナライザーで飛行状態を再現の可否

評価項目	飛行状態 再現	要因
モータの回転	○	
プロペラの受ける力	△	気流の再現不可
アームの振動	○	
機体中心部構造体の振動	△	固定方法に依存
配電装置の電流	○	
ESC の電流	○	
モータの電流	○	
フライトコントローラーのセンサ	×	外部コントロールより制御
姿勢制御	×	
位置情報	×	全球測位衛星システム不使用
風の影響	×	
気圧の影響	×	
地磁気の影響	×	

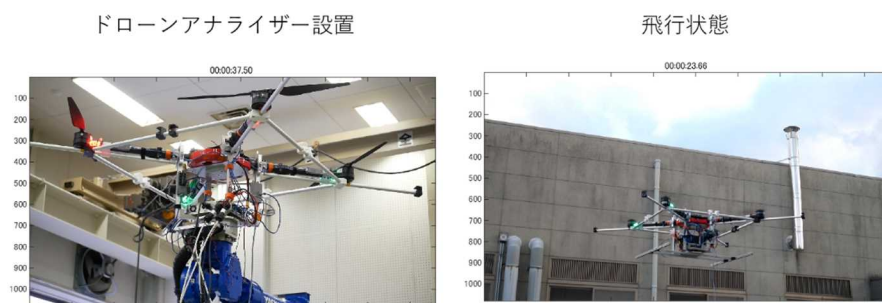


図 1-4-3-d-1.1 ドローンアナライザー設置状態と飛行状態の写真



図 1-4-3-d-1.2 加速度センサの設置位置

(2) 試験結果（飛行状態とドローンアナライザー上との振動特性測定結果）

図 1-4-3-d-2.1 に実飛行とドローンアナライザー上での飛行再現時の各種加速度の比較グラフを示す。M1-4 はモータを支持するそれぞれのアーム上の結果である。In right、In center、In left はドローン中心の構造体に設置したセンサの結果である。アーム上の振動が最も大きく、中心の構造体の加速度はアームに比べて小さい、また、ドローン上での飛行再現では実飛行と同等の振動が発生していることがわかる。表 1-4-3-d-2.1 にそれぞれの測定個所の平均値と最大値を示す。アーム上の実効加速度と最大加速度はドローンアナライザー上のほうが 7.8%、6.6%大きく測定された。筐体内部の振動は実効加速度がドローンアナライザー上のほうが 3.7%大きくなった。最大値においては実飛行のほうが 3.8%大きくなった。このことより、ドローンアナライザーを用いた耐久試験において振動条件は実飛行と同等であり、実飛行と同等の耐久試験が可能である。

表 1-4-3-d-2.1 各測定個所における実効加速度と最大加速度

飛行条件	平均加速度 「m/(s ²)」		最大加速度 「m/(s ²)」	
	ドローンアナライザー	実飛行	ドローンアナライザー	実飛行
M1	2.90	3.59	9.22	10.66
M2	3.30	3.03	10.79	9.31
M3	3.10	2.54	8.81	7.83
M4	2.86	2.14	8.02	6.76
アーム平均	3.04	2.82	9.21	8.64

In right	1.45	1.52	4.20	5.35
In center	1.67	1.69	6.25	6.61
In left	1.59	1.47	4.31	4.33
Inside 平均	1.94	1.87	5.99	6.23

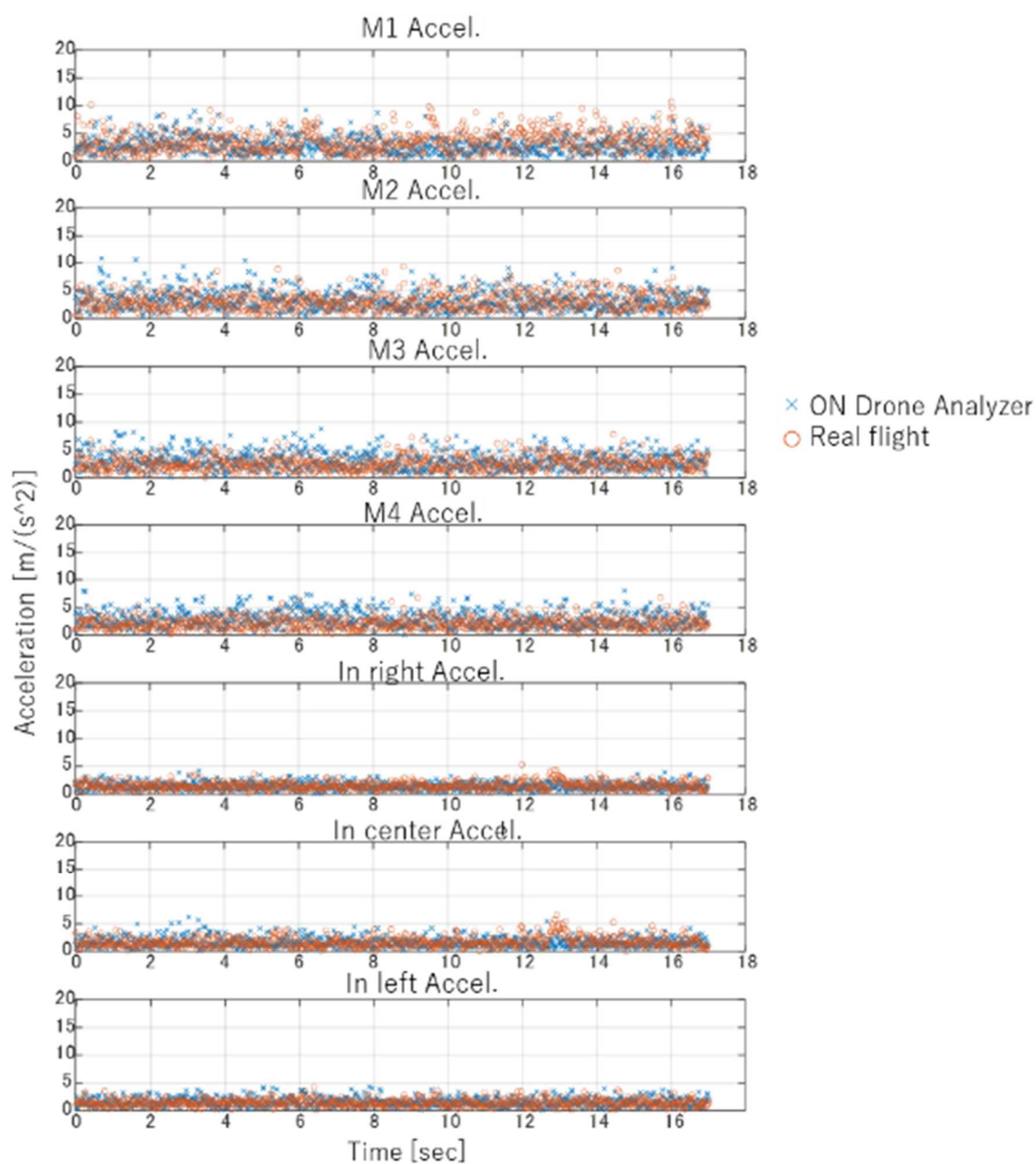


図 1-4-3-d-2.1 実飛行とドローンアナライザー上の加速度比較（3成分合成実効値）

1-4-4 水素燃料電池ドローン用高圧ガス保安法の大任特任審査適合評価試験

国土交通省の耐空性審査や経済産業省の高圧ガス保安法の大任特任審査を想定した、各種性能評価の試験を実施した。

高圧容器衝撃試験法(2020/2021 年度) 産総研

(1) 目的

無人航空機のリスク低減を目的に、万が一の墜落に備え、無人航空機が具備すべき性能として、無人航空機に搭載されるエネルギー源である燃料電池用高圧水素容器の衝撃安全性及びそれら进行评估するための手法と検証方法について研究開発を実施することを目的とする。このため、燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価の観点から、水素燃料電池自動車の予防安全評価試験等の調査等を実施するとともに、高圧水素容器搭載無人航空機衝撃試験を実施、無人航空機に使用される高圧水素容器が具備すべき安全性能とその評価法について検討・提案する。

(2) 水素燃料自動車の予防安全評価試験等の調査

(2-1) 実施内容

燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価を念頭に、予防安全の観点から水素燃料自動車の予防安全評価試験等の調査を行うとともに、得られた知見を活かし、緊急リークバルブなど試験すべき安全性能について検討し提案する。また緊急リーク安全対策の性能評価に必要な計測方法についても検討する。

(2-2) 水素燃料電池ドローンにおける高圧ガスの安全性評価

2020 年 4 月に経済産業省により「水素燃料電池ドローンにおける高圧ガスの安全のためのガイドライン」が策定されており、水素燃料電池ドローンに搭載する水素貯蔵用の高圧ガス容器の安全の確保が可能となっている。本ガイドラインでは、水素燃料電池ドローンに搭載する水素貯蔵用の高圧ガス容器として、「アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準 KHK S0121 (2016)」に準拠した容器を想定して、追加で必要となる措置および評価方法の具体例が示されている。具体的な評価方法を以下に示す。

以下の①、②及び③の試験を順に行い、最後の破裂試験において、破裂圧力が「最小破裂圧力×0.9」を満たすことをクライテリアとする。試験を行った場合、このクライテリアにより試験結果を評価し、これに合格した安全措置を採用することが適当である。

①衝撃試験

150m から落下した場合に想定される衝撃を加える。

②圧力サイクル試験

上記①の試験後の容器に、大気圧と最高充填圧力以上の上限圧力との圧力変動を毎分 10 回以下の割合で 1,000 回以上繰り返し、変形や漏れがないことを確認する。

③破裂試験

上記①及び②の試験後の容器において、現在、容器保安規則 例示基準に指定されている高圧ガス保安協会基準 0121「アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準

2016」KHKS0121 の落下試験における合格基準である「最小破裂圧力×0.9」を満たすことを確認する。

本ガイドラインにより、高圧ガス保安法に関するアルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の安全性の確保および認可の取得は可能である。一方、容器の取付方法等を含めた水素ドローンの安全性に関しては、高圧ガス保安法の対象ではないため、別途対応する必要がある。

(3) 水素燃料自動車の技術基準の調査

(3-1) 水素燃料電池自動車における安全対策について

水素燃料電池自動車における安全対策について、日本が 2005 年に世界に先駆けて「圧縮水素ガスを燃料とする燃料電池自動車等の基準」を策定した。この基準には、衝突時の安全を含む水素安全関連の基準と、高電圧（感電保護）関連の基準が含まれている。水素安全関連については、圧縮水素ガスを燃料とする自動車（燃料電池自動車だけでなく、内燃機関自動車も含む）に関し、

- ・水素ガスを漏らさない、漏れても滞留させない、漏れたら検知し遮断する。
- ・水素を含むガスを排出する場合には、安全に排出する。
- ・衝突時でもガソリン車等との同等の安全性確保（水素ガス漏れ抑止）を行う。を基本的な考え方とし、技術的要件を規定している。

（主な技術的要件）

- ・配管やその接続部からの水素ガス漏れを防止するため、気密性能について規定。
- ・ガス容器や配管から水素ガスが漏れたとしても、滞留したり、車室内に侵入しないようにするため、ガス容器や配管の取付位置、取付方法等について規定。
- ・水素ガス漏れを検知するため、検知器の取付位置及び性能について規定。
- ・燃料電池スタック（水素と酸素を反応させて電気を発生させる装置）からの不要な水素ガスの排出に関し、安全を確保するため、水素濃度上限値を規定。
- ・衝突（前・後面衝突、側面衝突）の際の水素ガス漏れを抑制するための技術的要件を規定。

この基準を基に、水素燃料電池自動車の車両については道路運送車両法、高圧水素システム（容器・附属品）については高圧ガス保安法によって規則・基準が定められている。

(3-2) 水素燃料電池自動車の燃料装置用高圧水素容器等の技術基準について

一般複合容器としては、アルミニウム合金ライナー製容器のみが規定されている。一方、水素燃料電池ドローンに搭載する水素貯蔵用の高圧ガス容器として、より軽量のプラスチックライナー製複合容器の使用も望まれている。一般複合容器としては、プラスチックライナー製複合容器の基準はないため、プラスチックライナー製複合容器も使用可能な、水素燃料電池自動車の燃料装置用高圧水素容器の技術基準が参考となると考えられる。さらには、容器の基準だけでなく、附属品の基準や、容器の搭載方法等の基準についても、水素燃料電池自動車の基準が参考になると考えられる。そこで、以下の基準を比較・検討した。

比較検討した容器の技術基準（高圧ガス保安法）

- ・ アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準 KHK S0121 (2016)
- ・ 圧縮水素自動車燃料装置用容器の技術基準 JARI S001 (2004)
- ・ 容器保安規則 別添 11 国際圧縮水素自動車燃料装置用容器の技術基準の解釈 (2019)
(世界統一技術規則 第 13 号 (GTR13) を参照した基準)
- ・ 国際相互認証に係る容器保安規則 別添 1 国際相互認証圧縮水素自動車燃料装置用容器の技術基準の解釈 (協定規則 第 134 号 (UNR134) を参照した基準)

比較検討した附属品の技術基準 (高圧ガス保安法)

- ・ 容器保安規則 別添 10 附属品の技術基準の解釈
- ・ 圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準 JARI S002 (2004)
- ・ 容器保安規則 別添 12 国際圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準の解釈 (2019)
(世界統一技術規則 第 13 号 (GTR13) を参照した基準)
- ・ 国際相互認証に係る容器保安規則 別添 2 国際相互認証圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準の解釈 (協定規則 第 134 号 (UNR134) を参照した基準)

比較検討した道路運送車両の保安基準

- ・ 道路運送車両の保安基準の細目を定める告示【2019. 10. 15】
〈第 1 節〉第 20 条 (高圧ガス燃料装置)
- ・ 道路運送車両の保安基準の細目を定める告示【2019. 10. 15】
〈第 2 節〉第 98 条 (高圧ガス燃料装置)
- ・ 道路運送車両の保安基準の細目を定める告示【2015. 06. 15】
別添 17 (衝突時等における燃料漏れ防止の技術基準)
- ・ 道路運送車両の保安基準の細目を定める告示【2014. 02. 13】
別添 18 (自動車燃料ガス容器取付部の技術基準)
- ・ 道路運送車両の保安基準の細目を定める告示【2018. 12. 28】
別添 100 (圧縮水素ガスを燃料とする自動車の燃料装置の技術基準)
- ・ 水素及び燃料電池自動車に関する世界統一技術規則 (第 13 号) (GTR13)
- ・ 水素燃料自動車の安全基準に係る協定規則 (第 134 号) (UNR134)

(4-1) 水素燃料電池自動車の圧縮水素自動車燃料装置用容器の技術基準の調査結果

表 1-4-5 2. 3-1 に容器の技術基準 比較結果を示す。一般複合容器と自動車燃料装置用容器の技術基準を比較すると、細かな条件は異なるが、評価項目にはあまり差はない。ただし、自動車燃料装置用容器は、一度自動車に取り付けると、容器寿命の 15 年間取り外さずに使用するため、許容欠陥確認試験や、自動車の使用環境を想定した環境試験や耐久性能試験等が追加されている。一方、水素燃料電池ドローンの場合、水素を消費した後は、容器を取り外して別の充填された容器を取付て使用することが想定されるため、ガイドラインで示されているように、一般複合容器の使用が適していると考えられる。

ただし、水素ガスは多くの金属材料を脆化させるため、金属材料については、自動車燃料装置用容

器と同様、水素脆化の影響がないアルミニウム合金 6061T6 およびステンレス合金 SUS316L を使用すべきである。

また、自動車燃料装置用容器には、一般複合容器では基準化されていないプラスチックライナー製複合容器も規定されている。プラスチックライナー製複合容器特有の評価項目としては、プラスチックライナー溶接部引張試験、ガス透過試験、ガスサイクル試験が追加されている。プラスチックライナー溶接部引張試験は、溶接部が非溶接部と同等の強度を有しているか確認する試験である。また、プラスチックライナーは、水素ガスを透過するため、ガス透過試験により水素ガスの透過量が許容値以下であることを確認し、ガスサイクル試験により、水素ガスの透過および内圧の変化によりライナーが損傷しないか確認する。水素ドローンでプラスチックライナー製複合容器を使用する場合、一般複合容器の技術基準にこれらの試験を追加することで、技術基準として成立するか検討する必要がある。

(4-2) 水素燃料電池自動車の圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準の調査結果

「容器保安規則 別添 10 附属品の技術基準の解釈」と「圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準 JARI S002 (2004)」の附属品の技術基準の比較を行ったが評価項目にはほとんど違いがなかった。ただし、自動車燃料装置用附属品には、熱作動式（溶栓式）の安全弁が必須となっており、火災にあった場合、全ての水素が放出される仕組みになっている。また、容器と同様、アルミニウム合金 6061T6 材およびステンレス合金 SUS316L のみ使用可能となっている。

「容器保安規則 別添 12 国際圧縮水素自動車燃料装置用附属品の技術基準の解釈(2019)」では、自動車の使用環境（15 年間）を想定した様々な環境試験が追加されている。水素ドローンで使用する一般複合容器に装置する附属品に関しては、ドローンからの取り外しおよび再検査（開放検査）が可能なことから、このような環境試験は、特に不要と考えられる。また、熱作動式安全弁に関しては、溶栓式である必要はなく、ガラスボール式等の熱作動式安全弁も使用されている。水素ドローンにおいても、森林火災や火事現場等への落下が想定されることから、熱作動式安全弁の設置が望まれる。

(4-3) 水素燃料電池自動車に関する道路運送車両の保安基準の調査結果

道路運送車両の保安基準では、水素ガス検知による容器主止弁の自動閉止や、衝突時の水素の許容漏れ量、容器取付部の技術基準等が規定されている。

水素ガス漏れ検知器は、水素構成部品の近辺の水素が滞留する場所に設置し、水素濃度が 3%を超えた場合には警告を発し、4%を超えた場合には、容器主止弁を自動閉止して、配管等からの水素漏れを止めるシステムが要求されている。また、容器主止弁は、ノーマルクローズの電磁弁のため、車のシステムが起動した後で主止弁が開き、システムが停止すると自動で主止弁が閉止する。

水素ドローンの場合、水素検知により主止弁を自動閉止すると機体落下に繋がるため、自動閉止する必要はないと思われるが、水素検知による警報を備えることにより、速やかな着陸・整備が実施できる仕組みは有用と思われる。また、容器主止弁をノーマルクローズの電磁弁とすることで、事故時などのシステムダウン時に自動で主止弁が閉止する仕組みにより、不要な水素放出を防ぐことが可能となる。

衝突後の水素ガスの許容漏れ量については、前面衝突および側面衝突後において、ヘリウムガスを

代用ガスとして、ガスの漏出流量が毎分 118NL（ノルマルリッター）を超えないことが規定されている。なお、毎分 118NL の根拠は、ガソリン車の衝突後のガソリンの許容漏れ量 30g/分と燃烧エネルギーが同等の水素漏出量を算出した結果である。

水素ドローンの場合、ヘリウムガスを代用ガスとして、ガスを充填した状態で衝突試験を実施することは困難であり、現実的ではない。また、水素ドローンの場合は、上空 150m からの落下を想定した水素容器の衝撃試験を実施するため、ドローン本体を使用した衝突試験は必須ではないと考えられる。

容器取付部の技術基準に関しては、共振試験と耐久試験が規定されている。共振試験では、ガス容器が車両振動と共振を生ずる振動数を求める。耐久試験では、ガス容器と車体との取付金具及び締付器具について、振動によるゆるみ又は破壊の有無を調べる。水素ドローンにおいては、水素容器の付け替えが発生するため、取付強度・ゆるみの有無の確認に加えて、取付ミスの対策や容器落下防止策の検討が必要と考えられる。

(4-4) 水素燃料電池自動車の燃料装置用高圧水素容器等の技術基準調査結果まとめ

アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器については、「水素燃料電池ドローンにおける 高圧ガスの安全のためのガイドライン」により、安全性の確保および認可の取得は可能となっている。

プラスチックライナー製複合容器については、一般複合容器の技術基準にプラスチックライナー製複合容器特有の試験を追加することで、技術基準として成立するか検討する必要がある。

附属品の技術基準および道路運送車両の保安基準の調査結果より、水素ドローン用の附属品については、以下を満たすことが推奨される。

- ・「容器保安規則 別添 10 附属品の技術基準の解釈」に準拠
- ・材料：アルミニウム合金 6061T6 材またはステンレス合金 SUS316L
- ・熱作動式安全弁を必須とすること
- ・容器主止弁をノーマルクローズの電磁弁とすること
- ・評価法については、「容器保安規則 別添 10 附属品の技術基準の解釈」によることが可能

水素容器のドローンへの取付に関して、取付強度・ゆるみの有無の確認方法の検討、および、取付ミスの対策や容器落下防止策の検討が必要と考えられる。

(5) 燃料電池用高圧水素容器衝撃試験の実施結果からの提言

本作業報告書 第 3 章 燃料電池用高圧水素容器衝撃試験の実施結果より、容器に保護材を装着することで、ガイドラインのクライテリアを満足する可能性があることが分かった。容器＋保護材でクライテリアを満足することで、ドローン本体等が変わっても、同じ容器＋保護材を搭載することが可能と思われる。ただし、保護材は、衝撃試験の衝撃部位だけでなく、容器全体を保護する必要があると思われる。また、容器と保護材が分離しない取付方法の検討が必要と思われる。

1-4-5_衝撃試験

1-4-5-a 燃料電池用高圧水素容器衝撃試験

(1) 実施内容

燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価のため、上空からの落下を想定した高圧水素容器の衝撃試験を実施し、保護材の効果を確認する。具体的には、高圧水素容器を搭載する機体構造の 18m/s での衝撃試験を実施する。

(2) 実施試験一覧

表 1-4-6. 2-1 試験リスト

試験 No.	日 付	時間	容 器 SN	試験名	速 度 m/s	姿勢	重量	備考
1	2/2	10:25	35944	容器① 衝撃試験	18.4	アングル	1.95	比較用（サイクル試験）
2	2/2	10:56	35945	容器② 衝撃試験	18.2	アングル	1.95	比較用（破裂試験）
3	2/2	11:33	35948	保護材⑥ 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
4	2/2	13:38	35947	保護材① 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
5	2/2	14:35	35949	保護材② 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
6	2/2	15:20	35950	保護材③ 衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
7	2/2	16:17	35951	保護材④ 衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
8	2/3	9:30	35952	保護材⑤ 衝撃試験	18.5	アングル	2.10	
9	2/3	10:50	35953	小型ドローン 衝撃 試験（底面）	18.3	底面、 アングル	7.60	
10	2/3	11:46	35954	小型ドローン 衝撃 試験（側面）	18.3	側面、 アングル	7.50	
11	2/3	14:00	32404	中型ドローン 衝撃 試験（底面）	18.3	底面、 アングル	8.70	旧容器
12	2/3	15:00	32405	中型ドローン 衝撃 試験（側面）	18.4	側面、 アングル	10.35	旧容器
13	2/3	15:55	35955	カーボンフレーム ① 衝撃試験	18.4	底面、 アングル	18.05	ウェイト15kg
14	2/4	9:50	35957	カーボンフレーム ② 衝撃試験	18.3	底面、 アングル	10.65	ウェイト7.5kg
15	2/4	11:00	35958	カーボンフレーム ③ 衝撃試験	18.3	底面、 アングル	10.65	ウェイト7.5kg +隙間あり
16	2/4	13:15	35959	カーボンフレーム ④ 衝撃試験	18.3	底面、 アングル	10.55	ウェイト7.5kg +半分切断

17	2/4	14:40	35960	カーボンフレーム ⑤ 衝撃試験	18.3	底面、 アングル	10.60	ウェイト7.5kg +隙間あり
18	2/4	15:20	35961	カーボンフレーム ⑥ 衝撃試験	18.3	底面、 アングル	10.65	ウェイト7.5kg +隙間あり

(3) 水素容器の 18m/s 衝撃試験

(3-1) 試験日時：2021 年 2 月 2 日（火）9 時 30 分～11 時 00 分

(3-2) 試験場所：一般財団法人日本自動車研究所（つくば）

(3-3) 試験設備：HYGE スレット試験装置

(4) 試験概要

ドローンが上空から落下した時の終端速度を想定した 18m/s で、水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高速度カメラで記録する。

(5) 試験条件

- ・対象供試体：水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、約 2kg）、2 本
- ・衝撃面：鉄板+アングル（KHK S 0121 準拠）
- ・衝撃時の速度：約 18m/s
- ・高速度カメラ計測条件：4,000fps、800×800pixel

水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 1-4-6.3.3.5-1 に示す。

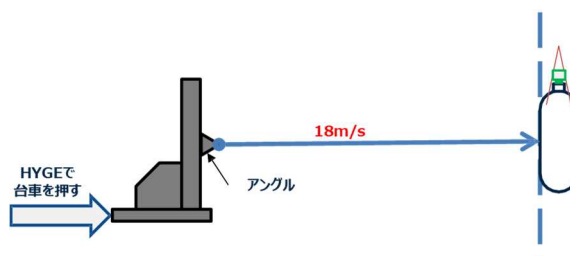


図 1-4-6.3.3.5-1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

18m/s 衝撃試験のスレッド（衝撃面）の加速度解析データの一例として、水素容器衝撃試験（試験 No. 1）の加速度解析データを図 1-4-5 3.3.5-2 示す。図の青線（スレッド-加速度）の値が振動し始めるポイントが、容器と衝撃面が接触した時間であり、スレッド（衝撃面）が最大速度を示す時間とほぼ一致する。このときのスレッド（衝撃面）の最大速度は約 18.4m/s である。その他の試験も同条件で実施しており、スレッド（衝撃面）の最大速度はいずれも約 18.2～18.5m/s であった。各試験のスレッド（衝撃面）の最大速度は、試験リストに示す。

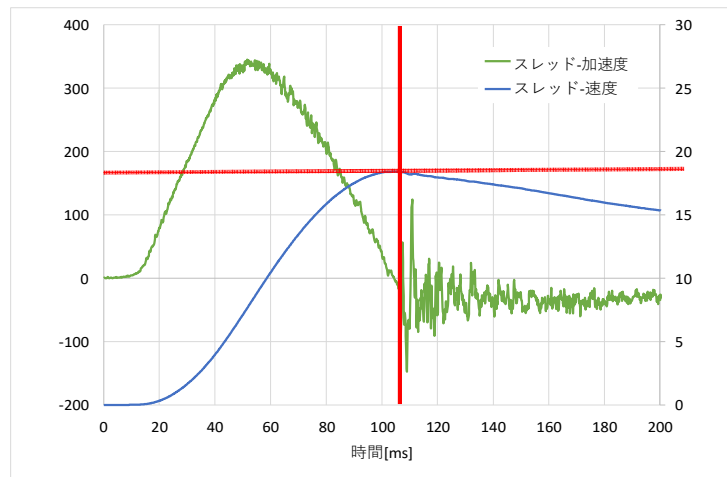


図 1-4-6 3.3.5-2 加速度解析データ（水素容器衝撃試験、試験 No. 1）

(6) 水素容器衝撃試験結果については、容器①-試験 No. 1、容器②-試験 No. 2において、計画通りの衝撃を水素容器に与えたことが確認された。

1-4-5. b 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験

(1-1) 試験日時：2021 年 2 月 2 日（火）11 時 00 分～2 月 3 日（水）10 時 00 分

(1-2) 試験場所：一般財団法人日本自動車研究所（つくば）

(1-3) 試験設備：HYGE スレット試験装置

(2) 試験概要

ドローンが上空から落下した時の終端速度を想定した 18m/s で、保護付き水素容器の衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高速度カメラで記録する。

(3) 試験条件

- ・ 対象供試体：保護付き水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、保護材付き、約 2.1kg）、6 種
 - ・ 積層内容
 - ① CFUD90/0°（3：1）交互積層（高強度仕様）
 - ② CFUD90/0°（3：1）交互積層 + 3K 平織クロス（高強度+割れ防止仕様）
 - ③ CFUD±72° 交互積層（フープ強化仕様）
 - ④ CFUD±72° 交互積層 + 3K 平織クロス（フープ強化+割れ防止仕様）
 - ⑤ オール 3K 平織クロス（衝撃吸収仕様）
 - ⑥ CFUD90/0°（1：4）交互積層（高剛性仕様）
 - ・ 衝撃面：鉄板+アングル
 - ・ 衝撃時の速度：約 18m/s
 - ・ 高速度カメラ計測条件：4,000fps、800×800pixel
- 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要を図 3.4.5-1 に示す。

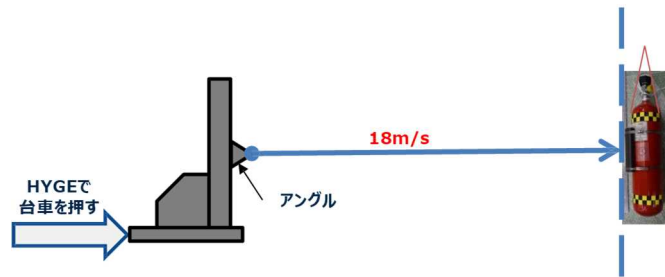


図 3.4.5-1 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

- (4) 保護付き水素容器衝撃試験結果（保護材①-試験 No. 4、保護材②-試験 No. 5、保護材③-試験 No. 6、保護材④-試験 No. 7、保護材⑤-試験 No. 8、保護材⑥-試験 No. 3）

保護付き水素容器衝撃試験（保護材①）の試験前後の写真を示す。



図 3.4.6-1 保護付き水素容器衝撃試験前と後の写真（保護材①）

1-4-5. c 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験

- (1-1) 試験日時：2021 年 2 月 3 日（火）11 時 00 分～15 時 30 分
 (1-2) 試験場所：一般財団法人日本自動車研究所（つくば）
 (1-3) 試験設備：HYGE スレット試験装置

(2) 試験概要

ドローンが上空から落下した時の終端速度を想定した 18m/s で、水素容器搭載ドローンの衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高速度カメラで記録する。

(3) 試験条件

- ・対象供試体：小型ドローン（アーム有、ウェイト 1kg）
 + 水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き）、約 7.5kg
 中型ドローン（底面試験：アーム無、側面試験：前 2 本アーム有、ウェイト 2kg）
 + 水素容器（2.8L、CFRP 容器、バルブ付き）、底面試験：約 9kg、側面試験：約 10kg
- ・衝撃面：鉄板＋アングル
- ・衝撃時の速度：約 18m/s

- ・ 高速度カメラ計測条件：4,000fps、800×800pixel

水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験概要を図 3.5.5-1 に示す。

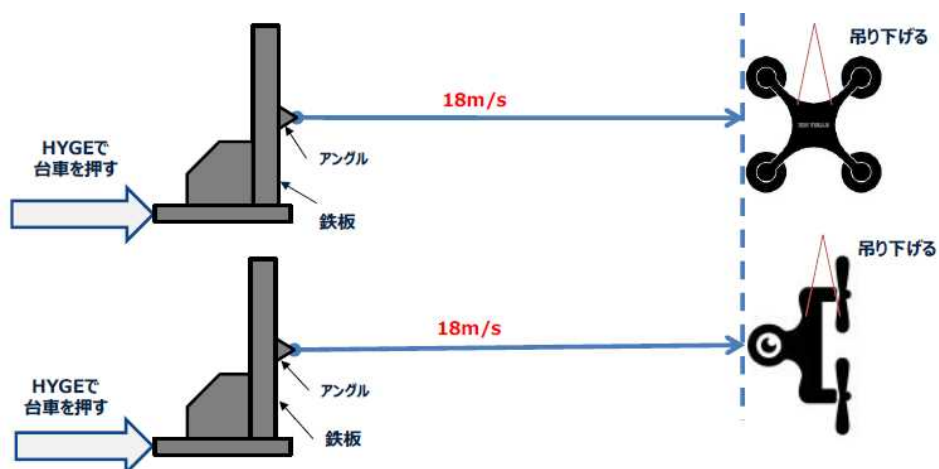


図 1-4-6.5.5-1 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験概要

(4-1) 小型ドローン（底面）衝撃試験結果（試験 No. 9）

小型ドローン（底面）衝撃試験前後の写真を図 1-4-6.5.6-1 に示す。

小型ドローンには、本体内にウェイト 1kg を設置した。アームは取り外さずに試験した。



図 1-4-6.5.6-1 小型ドローン（底面）衝撃試験前と後の写真

(4-2) 中型ドローン（底面）衝撃試験結果（試験 No. 11）

中型ドローン（底面）衝撃試験前後の写真を図 1-4-6.5.8-1 に示す。

中型ドローンには、本体内にウェイト 2kg を設置した。アームは全て取り外して試験した。



図 1-4-6.5.8-1 中型ドローン（底面）衝撃試験前後写真

(4-3) 中型ドローン（側面）衝撃試験結果（試験 No. 12）

中型ドローン（側面）衝撃試験前後の写真を図 3.5.9-1 に示す。

中型ドローンには、本体内にウェイト 2kg を設置した。アームは前 2 本のみ残し、その他は取り外して試験した。



図 1-4-6.5.9-1 中型ドローン（側面）衝撃試験前後写真

1-4-5-d カーボンフレームの 18m/s 衝撃試験

(1-1) 試験日時：2021 年 2 月 3 日（水）15 時 30 分～2 月 4 日（木）16 時 00 分

(1-2) 試験場所：一般財団法人日本自動車研究所（つくば）

(1-3) 試験設備：HYGE スレット試験装置

(2) 試験概要

ドローンが上空から落下した時の終端速度を想定した 18m/s で、カーボンフレームに水素容器を搭載し、ドローン本体想定 of ウェイト (15kg) を取り付けた状態で衝撃試験を行う。試験は、HYGE を使用し、アングル落下を想定した条件で 18m/s 衝撃試験を行い、高速度カメラで記録する。

(3) 試験条件

- ・ 対象供試体：カーボンフレーム①～⑥+ウェイト 15kg or 7.5kg
+水素容器 (2.8L、CFRP 容器、バルブ付き、約 2kg)、計約 10kg
 - ・ 積層内容 ① CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 (高強度仕様)
② CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 + 3K 平織クロス (高強度+割れ防止仕様)
③ CFUD±72° 交互積層 (フープ強化仕様)
④ CFUD±72° 交互積層 + 3K 平織クロス (フープ強化+割れ防止仕様)
⑤ オール 3K 平織クロス (衝撃吸収仕様)
⑥ CFUD90/0° (1 : 4) 交互積層 (高剛性仕様)
 - ・ 衝撃面：鉄板+アングル
 - ・ 衝撃時の速度：約 18m/s
 - ・ 高速度カメラ計測条件：4,000fps、800×800pixel
- カーボンフレームの 18m/s 衝撃試験概要を図 1-4-6 3.6.5-1 に示す。

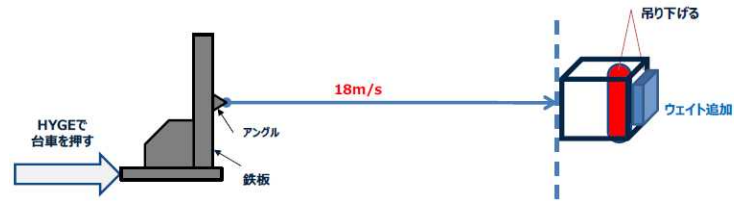


図 1-4-6 3. 6. 5-1 カーボンフレームの 18m/s 衝撃試験概要

(4) 試験結果

1. カーボンフレーム① 衝撃試験結果（試験 No. 13）

カーボンフレーム① 衝撃試験前後の写真を図 1-4-6 3. 6. 6-1 に示す。

カーボンフレーム①には、ウェイト 15kg を設置した。

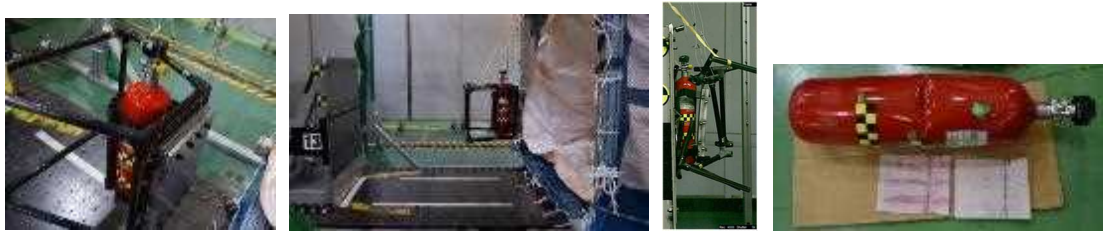


図 1-4-6. 6. 6-1 カーボンフレーム① 衝撃試験前後写真

今回のカーボンフレームに対し、ドローンの最大重量を想定した 15kg のウェイトでは大きすぎるため、以降の試験は、中型ドローンを想定した 7.5kg のウェイトを使用することとした。

2. カーボンフレーム② 衝撃試験結果（試験 No.14）

カーボンフレーム② 衝撃試験前後の写真を図 1-4-6 3. 6. 7-1 に示す。

カーボンフレーム②には、ウェイト 7.5kg を設置した。



図 1-4-6. 6. 7-1 カーボンフレーム② 衝撃試験前写真 1

試験 No. 13、No. 14 では、ドローン本体を想定したウェイトとカーボンフレームの間に隙間がない状態で固定している。実際は、ドローン本体とカーボンフレームの間には隙間があり、かつ、ドローン本体はある程度潰れるため、今回のウェイトの取付方法は、ドローン本体を模擬できていないと思われる。このため、次の試験では、ドローン本体とカーボンフレームの間に隙間を設けることとした。

3. カーボンフレーム③ 衝撃試験結果（試験 No. 15）

カーボンフレーム③ 衝撃試験前後の写真を図 1-4-6 3. 6. 8-1 に示す。

カーボンフレーム③には、ウェイト 7.5kg を、カーボンフレームとウェイトの間に約 15 mm の隙間を空けて設置した。



図 1-4-6. 6. 8-1 カーボンフレーム③とウェイトの隙間 衝突前後写真

試験 No. 15 では、ドローン本体とカーボンフレームの間に隙間を設けたが、ドローン本体の変形を模擬できていない。このため、次の試験では、ウェイトを二つに切断しカーボンフレームに固定した。

4. カーボンフレーム④ 衝撃試験結果（試験 No.16）

カーボンフレーム④ 衝撃試験前後の写真を図 3. 6. 9-1～図 3. 6. 9-4 に示す。

カーボンフレーム④には、ウェイト 7.5kg を半分に切断し、設置方向を 90° 回転して設置した。



図 1-4-6. 6. 9-1 カーボンフレーム④ ウェイト設置写真と衝突写真

試験 No. 16 では、ウェイトを二つに切断し、カーボンフレームに固定したが、ウェイトが完全に二つに分かれてしまい、容器にウェイトの荷重がかからないため、以降の試験では採用しないこととし、カーボンフレーム③（試験 No. 15）と同じ方法（ウェイト 7.5kg＋隙間あり）でウェイトを設置することとした。

5. カーボンフレーム⑤ 衝撃試験結果（試験 No. 17）

カーボンフレーム⑤ 衝撃試験前後の写真を図 3. 6. 10-1 に示す。

カーボンフレーム⑤には、カーボンフレーム③と同じ方法（隙間あり）でウェイト 7.5kg を設置した。



図 1-4-6. 6. 10-1 カーボンフレーム⑤ 衝撃試験前、衝撃試験後写真 1

6. カーボンフレーム⑥ 衝撃試験結果（試験 No. 18）

カーボンフレーム⑥ 衝撃試験前後の写真を図 3. 6. 11-1 に示す。

カーボンフレーム⑥には、カーボンフレーム③と同じ方法（隙間あり）でウェイト 7.5kg を設置した。

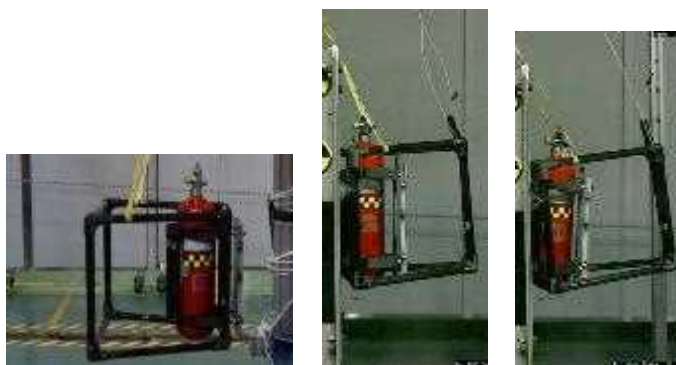


図 1-4-6. 6. 11-1 カーボンフレーム⑥ 衝撃試験前後写真

高速度カメラの写真の一例を図 1-4-6. 6. 11-1 に示す。左写真がアングル衝突による最大変形時、右写真がウェイトと障壁に挟まれた際の最大変形時である。

1-4-6 まとめ 水素燃料電池ドローン用高圧容器保護材の高圧ガス保安法の大任特任審査適合評価試験（2020/2021 年度） 産総研

・高圧容器衝撃試験法

無人航空機のリスク低減を目的に、万が一の墜落に備え、無人航空機が具備すべき性能として、無人航空機に搭載される燃料電池用高圧水素容器の衝撃安全性能（保護材耐衝撃性能）及びそれらを検証するための手法と検証方法について研究開発を実施した。なお、本衝撃試験を実施後の高圧水素容器を、下記に示す圧力サイクル試験と破裂試験の両方もしくは片方に供し、本試験法の妥当性等と、容器性能及び保護材の安全面における有用性を客観的に検証した。

【圧力サイクル試験】

- ① 参照する技術基準：高圧ガス保安協会による「アルミニウム合金ライナー・炭素繊維製一般複合容器の技術基準（以下、KHKS 0121）（2016）17. 2 の d に示す通り）
- ② 圧力範囲：0±2 ～19.6±2 MPa （規格 KHKS 0121 に規定されている通り）

- ③ サイクル回数：1,000 回
- ④ サイクルタイム：6 sec/cycle 以上（予定）
- ⑤ 温度・歪測定：無

【破裂試験】

- ① 参照する技術基準：KHKS 0121 (2016) 17. 2 の e に示す通り
- ② 昇圧速度：1.4 MPa/sec 以下
- ③ 備考：最小破裂圧力において 60 秒以上圧力を保持
- ④ 温度・歪測定：無

1-4-6-a 2020 年度試験法開発

(1) 実施内容

燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価のため、上空からの落下を想定した高圧水素容器の 18m/s での衝撃試験を実施し、試験法を開発・検証すると共に、容器保護材等の安全面における効果を検討した。試験概要を図 1-4-6-a-1.1 に示す。

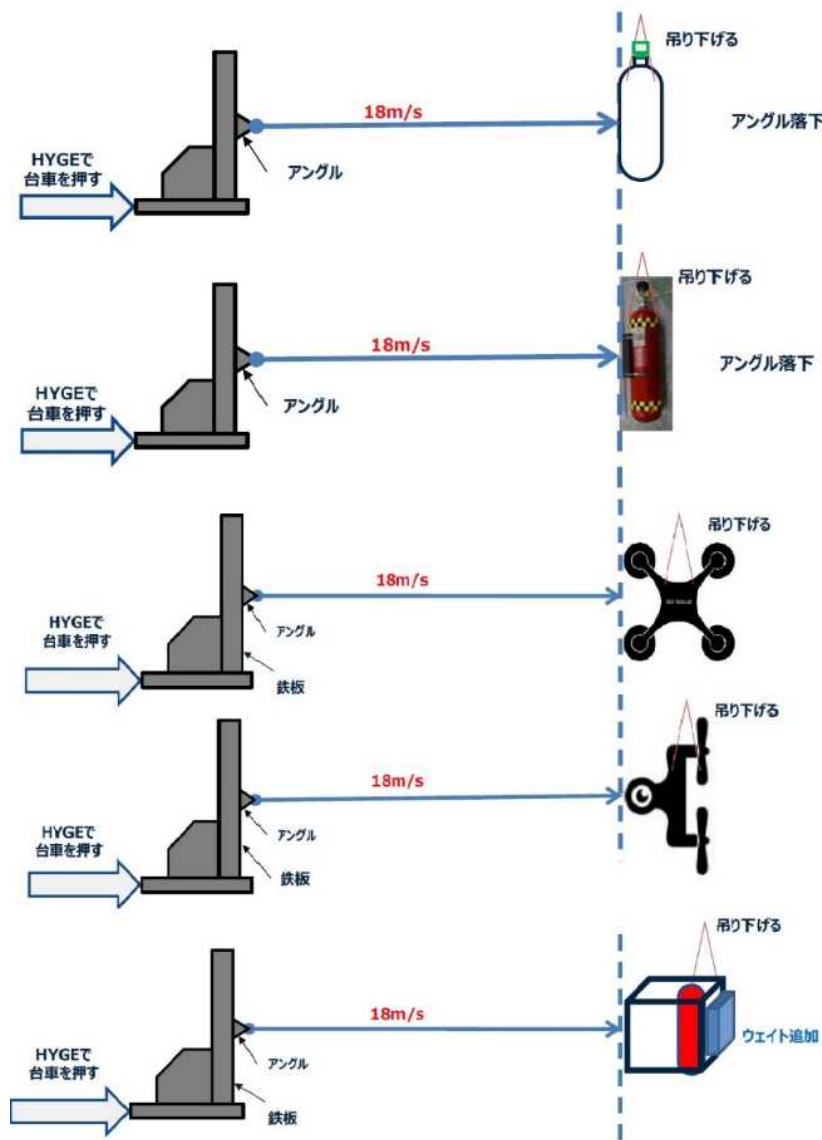


図 1-4-6-a-1.1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

(2) 実施試験一覧

実施した 18m/s での各種衝撃試験（3 種類衝撃試験、アングル衝撃試験、保護材衝撃試験）リストを表 1-4-6-a-2.1 に示す。なお、本試験において使用した高圧水素容器は、JFE コンテナナー社製 2.8L 容器（重量 2 kg）である。また、保護材及びカーボンフレームに使用した CFRP パイプの積層内容を、表 1-4-6-a-2.2 に示す。

表 1-4-6-a-2.1 試験リスト

試験 No.	日付	時間	容器 SN	試験名	速度 m/s	姿勢	重量	備考
1	2/2	10:25	35944	容器① 衝撃試験	18.4	アングル	1.95	比較用 (サイクル試験)
2	2/2	10:56	35945	容器② 衝撃試験	18.2	アングル	1.95	比較用 (破裂試験)
3	2/2	11:33	35948	保護材⑤ 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
4	2/2	13:38	35947	保護材① 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
5	2/2	14:35	35949	保護材② 衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
6	2/2	15:20	35950	保護材③ 衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
7	2/2	16:17	35951	保護材④ 衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
8	2/3	9:30	35952	保護材⑤ 衝撃試験	18.5	アングル	2.10	
9	2/3	10:50	35953	小型ドローン 衝撃試験 (底面)	18.3	底面、アングル	7.60	
10	2/3	11:46	35954	小型ドローン 衝撃試験 (側面)	18.3	側面、アングル	7.50	
11	2/3	14:00	32404	中型ドローン 衝撃試験 (底面)	18.3	底面、アングル	8.70	旧容器
12	2/3	15:00	32405	中型ドローン 衝撃試験 (側面)	18.4	側面、アングル	10.35	旧容器
13	2/3	15:55	35955	カーボンフレーム① 衝撃試験	18.4	底面、アングル	18.05	ウェイト 15kg
14	2/4	9:50	35957	カーボンフレーム② 衝撃試験	18.3	底面、アングル	10.65	ウェイト 7.5kg
15	2/4	11:00	35958	カーボンフレーム③ 衝撃試験	18.3	底面、アングル	10.65	ウェイト 7.5kg + 隙間あり
16	2/4	13:15	35959	カーボンフレーム④ 衝撃試験	18.3	底面、アングル	10.55	ウェイト 7.5kg + 半分切断
17	2/4	14:40	35960	カーボンフレーム⑤ 衝撃試験	18.3	底面、アングル	10.60	ウェイト 7.5kg + 隙間あり
18	2/4	15:20	35961	カーボンフレーム⑥ 衝撃試験	18.3	底面、アングル	10.65	ウェイト 7.5kg + 隙間あり

表 1-4-6-a-2.2 保護材及びカーボンフレームに使用した CFRP パイプの積層内容

保護材及びカーボンフレーム No.	保護材に用いた CFRP パイプの積層内容
No. 1	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 (高強度仕様)
No. 2	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 + 3K 平織クロス (高強度+割れ防止仕様)
No. 3	CFUD±72° 交互積層 (フープ強化仕様)
No. 4	CFUD±72° 交互積層 + 3K 平織クロス (フープ強化+割れ防止仕様)
No. 5	オール 3K 平織クロス (衝撃吸収仕様)
No. 6	CFUD90/0° (1 : 4) 交互積層 (高剛性仕様)

(3) 試験結果

試験結果の一例として、アングル衝撃試験結果 (容器①-2_試験 No. 13) と保護材付き衝撃試験結果 (容器①-4+保護材 A_試験 No. 21)、小型ドローン (底面) 衝撃試験結果、同 (側面) 試験結果、中型ドローン (底面) 衝撃試験結果、同 (側面) 試験結果、カーボンフレーム付き試験結果の写真を図 1-4-6-a-3.1~図 1-4-6-a-3.7 に示す。



図 1-4-6-a-3.1 水素容器
衝撃試験後（容器①）



図 1-4-6-a-3.2
保護付き水素容器衝撃試験後（保護材①）



図 1-4-6-a-3.3 小型ドローン（底面）
衝撃試験後



図1-4-6-a-3.4 小型ドローン（側面）
衝撃試験後



図 1-4-6-a-3.5 中型ドローン（底面）
衝撃試験後



図1-4-6-a-3.6 中型ドローン（側面）
衝撃試験後



図 1-4-6-a-3.7 カーボンフレーム①衝撃試験

(4) 圧力サイクル試験 and/or 破裂試験結果

1-4-6-a-3 の試験後高圧水素容器を、KHKs 0121 における圧力サイクル試験と破裂試験の両方もしくは片方に供し、試験法の妥当性等を検証すると共に、容器性能及び保護材等の効果について、客観的に検証を行った。結果を、表 1-4-6-a-4.1 に示す。

表 1-4-6-a-4.1 圧力サイクル試験 and/or 破裂試験結果（※0.9 以上で合格）

試験 No.	容器種別, 衝撃試験 種類	容器試験種類	結果	最 小 破 裂 圧 (67MPa) との比※	合 否
1	容器①, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 45.93MPa にて、胴部破裂。	0.69	×
2	容器②, アングル	破裂試験	最大圧力 48.25MPa にて、胴部破裂。	0.72	×
3	保護材⑥, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 54.93MPa にて、胴部破裂。	0.82	×
4	保護材①, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 91.47MPa にて、胴部破裂。	1.37	○
5	保護材②, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 85.13MPa にて、胴部破裂。	1.27	○
6	保護材③, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 95.4MPa にて、胴部破裂。	1.42	○
7	保護材④, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 85.24MPa にて、胴部破裂。	1.27	○
8	保護材⑤, アングル	①圧力サイクル試験 ②破裂試験	①サイクル回数 1000 回後の容器から漏洩なし。 ②最大圧力 66.7MPa にて、胴部破裂。	1.00	○
9	小型ドローン（底 面）, アングル	破裂試験	最大圧力 46.93MPa にて、胴部破裂。	0.70	×
10	小型ドローン（側 面）, アングル	破裂試験	最大圧力 56.03MPa にて、胴部破裂。	0.84	×
11	中型ドローン（底 面）, アングル	破裂試験	最大圧力 49.41MPa にて、胴部破裂。	0.74	×
12	中型ドローン（側 面）, アングル	破裂試験	最大圧力 71.67MPa にて、胴部破裂。	1.07	○
13	カーボンフレーム① （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 35.45MPa にて、胴部破裂。	0.53	×
14	カーボンフレーム② （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 33.89MPa にて、胴部破裂。	0.51	×
15	カーボンフレーム③ （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 56.91MPa にて、胴部破裂。	1.06	○
16	カーボンフレーム④ （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 70.79MPa にて、胴部破裂。	0.85	×
17	カーボンフレーム⑤ （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 49.79MPa にて、胴部破裂。	0.74	×
18	カーボンフレーム⑥ （底面）, アングル	破裂試験	最大圧力 48.61MPa にて、胴部破裂。	0.73	×

1-4-6-b 2021 年度水素燃料電池ドローン用大型水素容器保護材試験法開発

本作業では、燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価のため、無人航空機が上空からの落下を想定した 18m/s で、高圧水素容器および保護材を設置した高圧水素容器の衝撃試験を実施し、試験法を検証すると共に、容器保護材の効果を検討した。

(1) 実施内容

無人航空機が上空から落下した時の終端速度を想定した 18m/s で、水素容器の衝撃試験を行った。試験は、HYGE を使用し、KHK S 0121 の落下試験に準拠した垂直落下試験、水平落下試験及びアングル落下試験を想定した衝撃試験を行い、高速度カメラで記録した。試験概要を図 1-4-6-b-1.1 に、使用した高圧水素容器を、表 1-4-6-b-1.1 に示す。

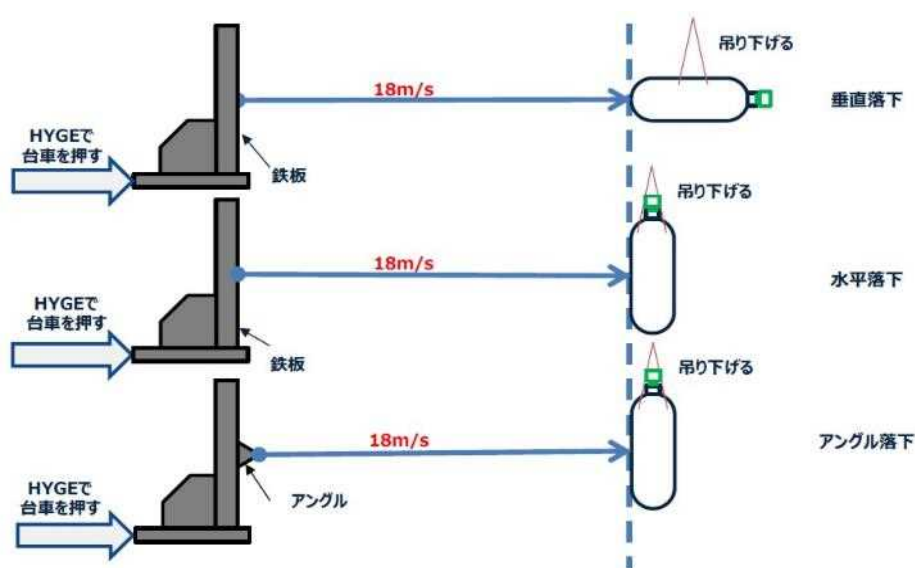


図 1-4-6-b-1.1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

表 1-4-6-b-1.1 衝突試験に使用した高圧水素容器の種類

	容器質量 (kg)	容器外径 (mm)	容器全長 (mm)
①帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器 (ALT1083J)	3.6	172.5	452.2
②帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器 (ALT841J)	3.6	160	521
③帝人エンジニアリング社製 9.1L 容器 (ALT604H)	5.4	182	539
④JFE コンテナナー社製 6.8L 容器	3.9	180	460

(2) 実施試験一覧

実施した 18m/s での各種衝撃試験（3 種類衝撃試験、アングル衝撃試験、保護材衝撃試験）リストを表 1-4-6-b-2.1 に示す。なお、本試験に用いた保護材 A 及び B の使用は下記の通り。

【保護材 A】

カーボンパイプ（形状：単管 外径 22.5φ 内径 21φ 長さ 300mm、材質特性：CFUD90/0°（3：1）交互積層＋3K 平織クロス）を用い、試験対象の高圧水素容器の半分を覆う形状とする（図 1-4-6-b-2.1）

【保護材 B】

インナーカーボンパイプ（形状：単管 外径 14.0φ 長さ 300mm、材質特性：CFUD90/0°（3：1）交互積層＋3K 平織クロス）を、アウターカーボンパイプ（形状：単管 外径 22.5φ 内径 21φ 長さ 300mm、材質特性：CFUD90/0°（3：1）交互積層＋3K 平織クロス）に入れて、容器側で接着、試験対象の高圧水素容器の半分を覆う形状とした（図 1-4-6-b-2.2）。

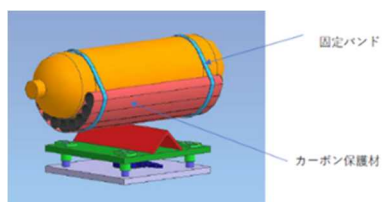


図 1-4-6-b-2.1 保護材 A

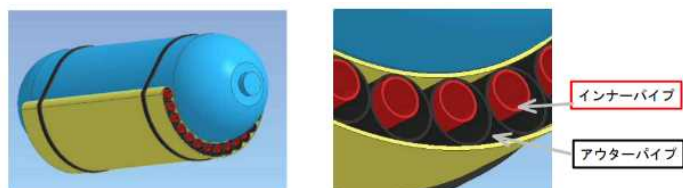


図 1-4-6-b-2.2 保護材 B

表 1-4-6-b-2.1 試験リスト

試験 No.	日付	時間	容器 SN	容器 No.	試験名	設定		重量		実績 速度 m/s	備考	衝撃試験後の予定
						速度 m/s	姿勢	容器 kg	全体 kg			
1	9/28	10:07	00039	①-1	3種類衝撃試験	18	垂直	3.90	-	18.1		破裂試験
5	9/28	14:11	00039	①-1	3種類衝撃試験	18	水平	3.90	-	18.1		破裂試験
12	9/29	11:54	00039	①-1	3種類衝撃試験	18	アングル	3.90	-	18.2		破裂試験
2	9/28	10:50	82425	②-1	3種類衝撃試験	18	垂直	4.00	-	17.9		破裂試験
6	9/28	14:46	82425	②-1	3種類衝撃試験	18	水平	4.00	-	18.0		破裂試験
15	9/29	14:56	82425	②-1	3種類衝撃試験	18	アングル	4.00	-	18.3	重心外れ(約40mm)	破裂試験
3	9/28	11:32	10135	③-1	3種類衝撃試験	18	垂直	5.70	-	17.9		破裂試験
7	9/28	15:20	10135	③-1	3種類衝撃試験	18	水平	5.70	-	18.2		破裂試験
18	9/29	16:43	10135	③-1	3種類衝撃試験	18	アングル	5.70	-	18.4		破裂試験
4	9/28	13:32	T0006	④-1	3種類衝撃試験	18	垂直	4.55	-	18.2		破裂試験
8	9/28	16:17	T0006	④-1	3種類衝撃試験	18	水平	4.55	-	18.2		破裂試験
9	9/29	9:46	T0006	④-1	3種類衝撃試験	18	アングル	4.55	-	18.5	高速度カメラエラー	破裂試験
13	9/29	13:32	00041	①-2	アングル衝撃試験	18	アングル	4.00	-	18.2		圧力サイクル＋破裂試験
14	9/29	14:23	00046	①-3	アングル衝撃試験	18	アングル	4.00	-	18.3		破裂試験
16	9/29	15:30	82421	②-2	アングル衝撃試験	18	アングル	4.00	-	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
17	9/29	16:06	82422	②-3	アングル衝撃試験	18	アングル	4.00	-	18.4		破裂試験
19	9/29	17:14	10140	③-2	アングル衝撃試験	18	アングル	5.70	-	18.4		圧力サイクル＋破裂試験
20	9/30	10:20	10138	③-3	アングル衝撃試験	18	アングル	5.70	-	18.2		破裂試験
10	9/29	10:38	T0004	④-2	アングル衝撃試験	18	アングル	4.60	-	18.2		圧力サイクル＋破裂試験
11	9/29	11:09	T0002	④-3	アングル衝撃試験	18	アングル	4.70	-	18.2		破裂試験
21	9/30	11:02	00048	①-4	保護材A 衝撃試験	18	アングル	4.00	4.80	18.2		圧力サイクル＋破裂試験
22	9/30	11:43	00050	①-5	保護材B 衝撃試験	18	アングル	3.90	4.90	18.2		圧力サイクル＋破裂試験
23	9/30	13:24	82428	②-4	保護材A 衝撃試験	18	アングル	4.05	4.75	18.2		圧力サイクル＋破裂試験
24	9/30	14:05	82427	②-5	保護材B 衝撃試験	18	アングル	4.05	4.90	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
25	9/30	14:42	10136	③-4	保護材A 衝撃試験	18	アングル	5.70	6.45	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
26	9/30	15:17	10141	③-5	保護材B 衝撃試験	18	アングル	5.55	6.50	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
27	9/30	16:07	T0003	④-4	保護材A 衝撃試験	18	アングル	4.70	5.45	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
28	9/30	16:37	T0001	④-5	保護材B 衝撃試験	18	アングル	4.65	5.60	18.3		圧力サイクル＋破裂試験
29	9/30	17:15	10137	③-6	バルブ 衝撃試験	18	垂直	5.60	-	18.3	参考試験	バルブ気密試験

表 1-4-6-b-2.2 保護材及びカーボンフレームに使用した CFRP パイプの積層内容

保護材及びカーボンフレーム No.	保護材に用いた CFRP パイプの積層内容
No. 1	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 (高強度仕様)
No. 2	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 + 3K 平織クロス (高強度+割れ防止仕様)
No. 3	CFUD±72° 交互積層 (フープ強化仕様)
No. 4	CFUD±72° 交互積層 + 3K 平織クロス (フープ強化+割れ防止仕様)
No. 5	オール 3K 平織クロス (衝撃吸収仕様)
No. 6	CFUD90/0° (1 : 4) 交互積層 (高剛性仕様)

(3) 試験結果

試験結果の一例として、アングル衝撃試験結果（容器①-2_試験 No. 13）と保護材 A 衝撃試験結果（容器①-4+保護材 A_試験 No. 21）の写真を図 1-4-6-b-3.1、図 1-4-6-b-3.2 に示す。容器保護材によって、高圧水素容器へのダメージが軽減されることが確認された。



図 1-4-6-b-3.1 アングル衝撃試験後写真（容器①-2_試験 No. 13）



図 1-4-6-b-3.2 保護材衝撃試験後写真（容器①-4+保護材 A_試験 No. 21）

(4) 圧力サイクル試験 and/or 破裂試験結果

図 1-4-6-b-3 の試験後高圧水素容器を、KHKS 0121 の圧力サイクル試験と破裂試験の両方もしくは片方に供し、試験法の妥当性等を検証すると共に、容器性能及び保護材等の効果について、客観的に検証を行った。結果を、表 1-4-6-b-4.1 に示す。

表 1-4-6-b-4.1 圧力サイクル試験 and/or 破裂試験結果

試験 No.	日 付	容 器 番 号	容器 SN	試験名	速 度 m/s	姿勢	重量 kg	備考	バースト圧 (Mpa)
1	d1	1	①-1	容器① 3 種類衝撃試験	18	水平	3.6	3 方向（破裂試験）	
2	d1	6	②-1	容器② 3 種類衝撃試験	18	水平	3.6	3 方向（破裂試験）	
3	d1	11	③-1	容器③ 3 種類衝撃試験	18	水平	5.4	3 方向（破裂試験）	
4	d1	16	④-1	容器④ 3 種類衝撃試験	18	水平	3.5	3 方向（破裂試験）	
5	d1		①-1	容器① 3 種類衝撃試験	18	垂直	3.6	3 方向（破裂試験）	
6	d1		②-1	容器② 3 種類衝撃試験	18	垂直	3.6	3 方向（破裂試験）	
7	d1		③-1	容器③ 3 種類衝撃試験	18	垂直	5.4	3 方向（破裂試験）	
8	d1	16	④-1	容器④ 3 種類衝撃試験	18	垂直	3.5	3 方向（破裂試験）	
9	d2	1	①-1	容器① 3 種類衝撃試験	18	アングル	3.6	3 方向（破裂試験）	49.7
10	d2	2	①-2	容器① アングル衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	漏れ 518 回
11	d2	3	①-3	容器① アングル衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（破裂試験）	53.02
12	d2	6	②-1	容器② 3 種類衝撃試験	18	アングル	3.6	3 方向（破裂試験）	46.66
13	d2	7	②-2	容器② アングル衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	漏れ 733 回
14	d2	8	②-3	容器② アングル衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（破裂試験）	48.84
15	d2	11	③-1	容器③ 3 種類衝撃試験	18	アングル	5.4	3 方向（破裂試験）	54.54
16	d2	12	③-2	容器③ アングル衝撃試験	18	アングル	5.4	アングル（サイクル＋破裂試験）	漏れ
17	d2	13	③-3	容器③ アングル衝撃試験	18	アングル	5.4	アングル（破裂試験）	42.28
18	d2	16	④-1	容器④ 3 種類衝撃試験	18	アングル	3.5	3 方向（破裂試験）	55.04
19	d3	17	④-2	容器④ アングル衝撃試験	18	アングル	3.5	アングル（サイクル＋破裂試験）	漏れ
20	d3	18	④-3	容器④ アングル衝撃試験	18	アングル	3.5	アングル（破裂試験）	57.34
21	d3	4	①-4	容器① 保護材 A 衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	115.68
22	d3	5	①-5	容器① 保護材 B 衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	107.2
23	d3	9	②-4	容器② 保護材 A 衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	109.18
24	d3	10	②-5	容器② 保護材 B 衝撃試験	18	アングル	3.6	アングル（サイクル＋破裂試験）	108.94
25	d3	14	③-4	容器③ 保護材 A 衝撃試験	18	アングル	5.4	アングル（サイクル＋破裂試験）	95.16
26	d3	15	③-5	容器③ 保護材 B 衝撃試験	18	アングル	5.4	アングル（サイクル＋破裂試験）	118.68
27	d3		④-4	容器④保護材 A 衝撃試験	18	アングル	3.5	アングル（サイクル＋破裂試験）	123.1
28	d3	20	④-5	容器④保護 B 衝撃試験	18	アングル	3.5	アングル（サイクル＋破裂試験）	124.4

1-4-6-c 考察

燃料電池用高圧水素容器を搭載した無人航空機の安全性評価に関し、高圧水素容器の上空からの落下を想定した、多様な容器及び保護材に対応し得る衝撃試験法の開発に成功した。

また、無人航空機搭載の燃料電池用高圧水素容器の、高圧ガス保安法に基づく国の審査において、本試験法で得られた実測データの利用が見込まれるという点でも意義深い。

水素を燃料とする無人航空機は今後広範な利用が見込まれており、2020 年 4 月には経済産業省により「水素燃料電池ドローンにおける高圧ガスの安全のためのガイドライン」が策定されている。本試験法は、同ガイドライン中に示された衝撃試験法として適切であり、また、汎用性及び再現性のある、無人航空機搭載高圧水素容器の試験方法として有用であることから、今後 JIS 化などにより普及を図っていく必要がある。また、本試験法により、容器保護材を用いた高圧水素容器の衝撃試験を実施した結果、産総研にて開発した容器保護材によって、高圧水素容器へのダメージが軽減されることが確認された。燃料電池用高圧水素容器搭載無人航空機の安全性を検討するにあたり、本保護材もしくは同等性能の保護材の使用に留意する必要性が示された。

航空法でもそうであるが、国が審査をするとき、審査に必要な実測データを持っている必要があり、これに貢献するのが本プロジェクトとしては最も効果的である。本件の場合は高圧ガス保安法で、国の審査を委託されている KHK が実測データを保有することにより審査が実測値に基づいたものとなるので、JARI の試験法による結果と KHK の試験法による結果を KHK が保有していること自体が大切でそれにより、各試験法が国の審査に結びついているという結果が得られている点が成果である。

1-4-7 高圧ガス容器衝突安全用カーボンパイプ及び保護材の構造検討及び試験法開発

無人航空機搭載の高圧ガス容器衝突安全用カーボンパイプ及び保護材について構造検討を実施した。また、その性能評価のための動的試験法（スレット試験）を開発した。

なお、本項における高圧容器衝突安全用保護材について、高圧ボンベメーカーの申し入れにより、保護材を市場投入に向け、開発する事が決定している。

1-4-7-a 2020 年度実施内容

表 1-4-7-a. 1 に示す CFRP パイプを用いて、カーボンパイプ 5 本を横向きに配置し、同材質のカバーで囲い接着した保護材（図 1-4-7-a. 1）と、ランディングギアタイプのカーボンフレーム型の保護材（図 1-4-7-a. 2）を製作、「1-4-6 高圧容器衝撃試験法」に述べる HYGE 衝撃試験と、パイプの内径 20 mm まで負荷を加える静負荷試験に加え、新たに動的試験法（スレット試験）を開発し、その性能を検証した。その結果、無人航空機搭載用高圧ガス容器の衝突安全策として用いるカーボンパイプの構造として、周方向をメインに、軸方向にも繊維を配列し、パイプ表層をクロス材で積層している表 1-4-7-a. 1 の②が有力であるとの結論に達した。

表 1-4-7-a. 1 製作した CFRP パイプ

No.	保護材に用いた CFRP パイプの積層内容
①	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 (高強度仕様)
②	CFUD90/0° (3 : 1) 交互積層 + 3K 平織クロス (高強度+割れ防止仕様)
③	CFUD±72° 交互積層 (フープ強化仕様)
④	CFUD±72° 交互積層 + 3K 平織クロス (フープ強化+割れ防止仕様)
⑤	オール 3K 平織クロス (衝撃吸収仕様)
⑥	CFUD90/0° (1 : 4) 交互積層 (高剛性仕様)



図 1-4-7-a. 1 保護材

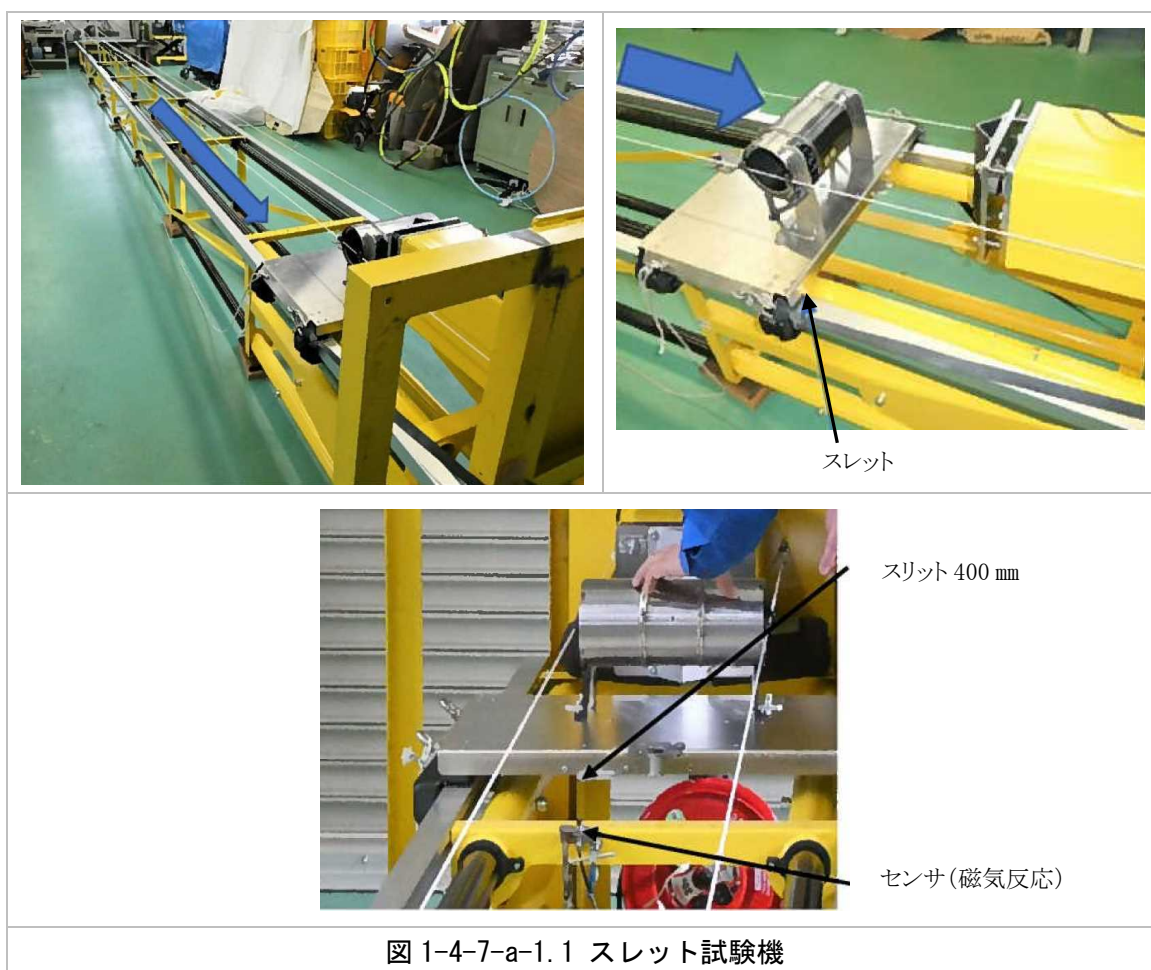


図 1-4-7-a. 2 カーボンフレーム

(1) 動的試験（スレット試験）の開発

開発したスレット試験機の概要は以下の通り。

- ・ スレットの動力はゴム紐による張力で行う。
- ・ スレットの重量は 3.9 kg（アルミ板、樹脂ベアリング 12 個）
- ・ 速度検出のスリットは 400 mm
- ・ ゴムの張力により、速度はほぼリニアな変化特性であった
- ・ ダミータンクは鋼管で重量は 1490g（高圧ガス容器等価重量）
- ・ ダミータンクとスレットは 2 個の磁石で保持する
- ・ 飛散防止用ガイドロープを 2 本レールに平行に張る



1-4-7-b 2021 年度実施内容

1-4-7-a の結果を受け、CFUD90/0°（3：1）交互積層+3K 平織クロスのカarbonパイプを用いて、無人航空機搭載高圧ガス容器衝突安全用の保護材を開発、その性能評価を実施した。

保護対象とした高圧ガス容器は、帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器 (ALT1083J)、帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器 (ALT841J)、帝人エンジニアリング社製 9.1L 容器 (ALT604H)、JFE コンテナ社製 6.8L 容器と 4 種であり、それぞれに対し、下記の 2 種類の保護材を開発、1-5-36-a で述べた「1-4-6 高圧容器衝撃試験法」に述べる衝撃試験と、静的試験、スレット試験により、その性能を検証した。

下記に、保護材 2 種の概要と、例として、帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器(ALT841J) を対象とする保護材の写真(図 4-7-b.1)を示す。

【保護材 A】

カーボンパイプ(材質特性: CFUD90/0° (3:1) 交互積層+3K 平織クロス、形状: 単管 外径 22.5φ) を並べて、パイプと同材質のカバーで囲い接着、試験対象の高圧水素容器の半分を覆う形状とした。

【保護材 B】

インナーカーボンパイプ(材質特性: CFUD90/0° (3:1) 交互積層+3K 平織クロス、形状: 単管 外径 14.0φ) を、アウターカーボンパイプ(材質特性: CFUD90/0° (3:1) 交互積層+3K 平織クロス、形状: 単管 外径 22.5φ) に入れて並べ、パイプと同材質のカバーで囲い接着、試験対象の高圧水素容器の半分を覆う形状とした。

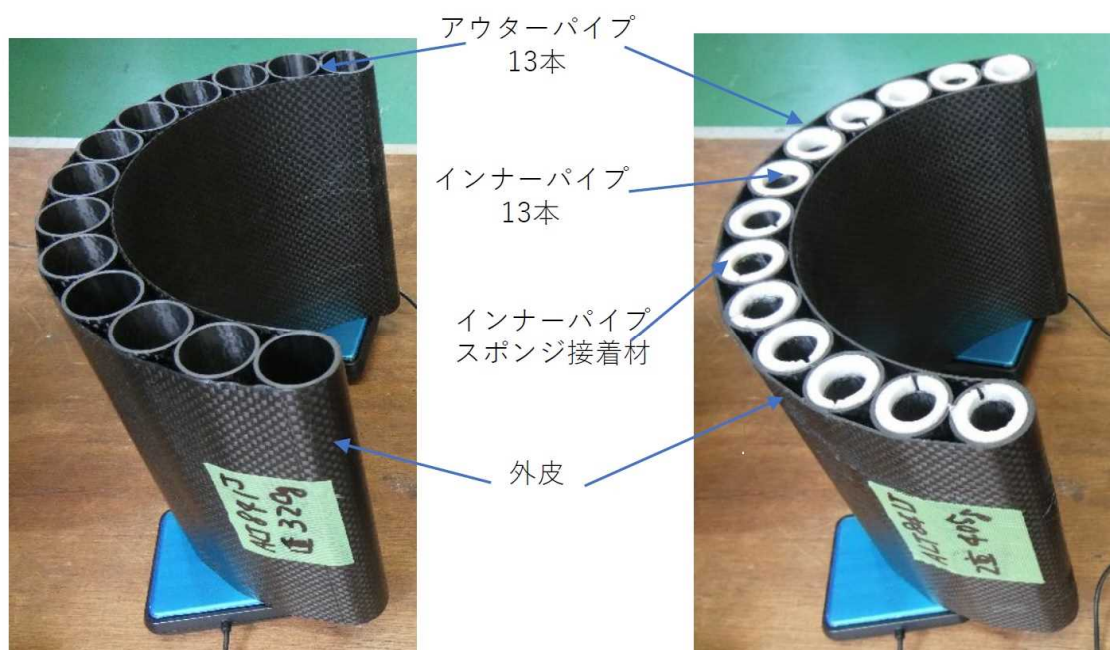


図 1-4-7-b.1 帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器(ALT841J) を対象とする保護材
(左: 保護材 A、右: 保護材 B)

これらの保護材に、「1-4-4 高圧容器衝撃試験法」に述べる HYGE 衝撃試験と、静負荷試験、スレット試験を実施した結果を以下に示す。

(1) HYGE 衝撃試験

HYGE 試験の詳細については、「1-4-6 高圧容器衝撃試験法」参照のこと。この試験における保護材の吸収量として、衝撃断面を切断してつぶれ残量を測定した。

結果は以下の通り。

- ・保護材の変位量は重量 5.4kg の ALT604J と JFE の保護材 A(1 重パイプ) がフルストロークした。保護材 B (2 重パイプ) は全て余裕があった。(図 1-4-7-b-1.1)
- ・衝撃時のボンベと保護材の圧力をプレスケール感度 HHS で測定したところ、最大圧力から 1 重

パイプと ALT1083J の 2 重パイプは 許容値を超えた。(図 1-4-7-b-1.2)

- ・ 想定通り 2 重パイプが優位で有るが、速度依存性解析から 1 重パイプは限界付近にあり、コスト面からパイプの肉厚増やす等の対応で同等の性能も可能と思われる。

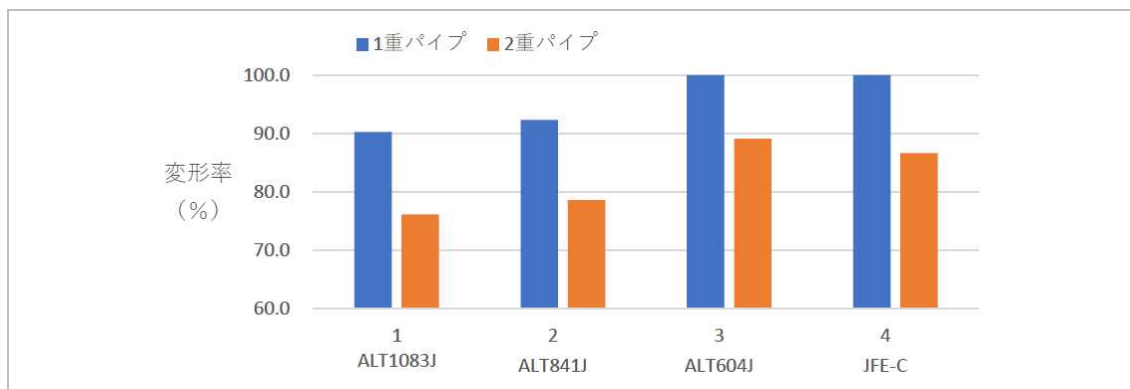


図 1-4-7-b-1.1 保護材の変形率

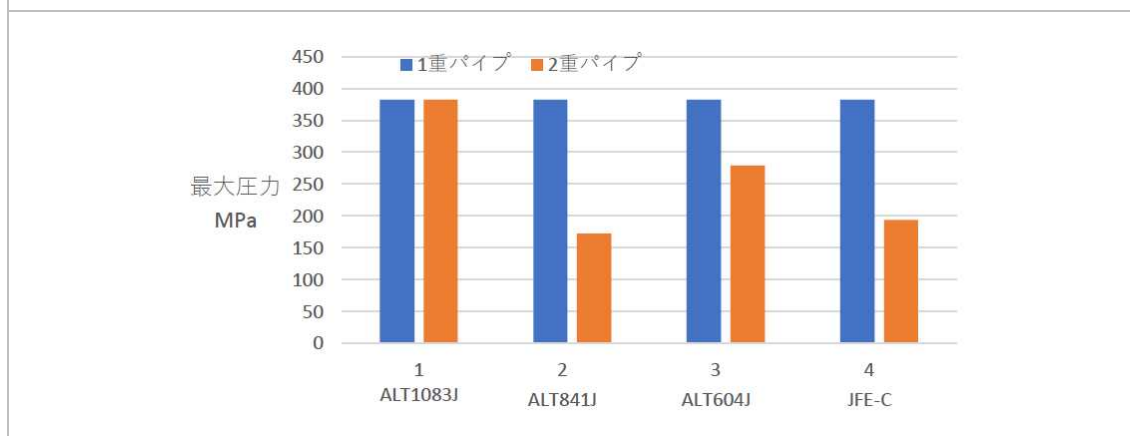


図 1-4-7-b-1.2 高圧容器の種類と最大圧力

(2) 静負荷試験

本試験では、油圧プレス機（図 1-4-7-b-2.1）を用い、エネルギー吸収能力は、変位 20 mmの位置（約 80%変形）の荷重で評価することとした。



図 1-4-7-b-2.1 静負荷試験装置

結果は以下の通り。

- ・保護材 B（2 重タイプ）は荷重が 10～20%程度吸収力増大する（図 1-4-7-b-2. 2）。
- ・高圧ポンベの外径が小さいほど荷重が下がる傾向にあった。
- ・昨年の保護材の荷重は同条件で 1040～1700kgf であり、本年度の荷重のほうが高い傾向にあった。

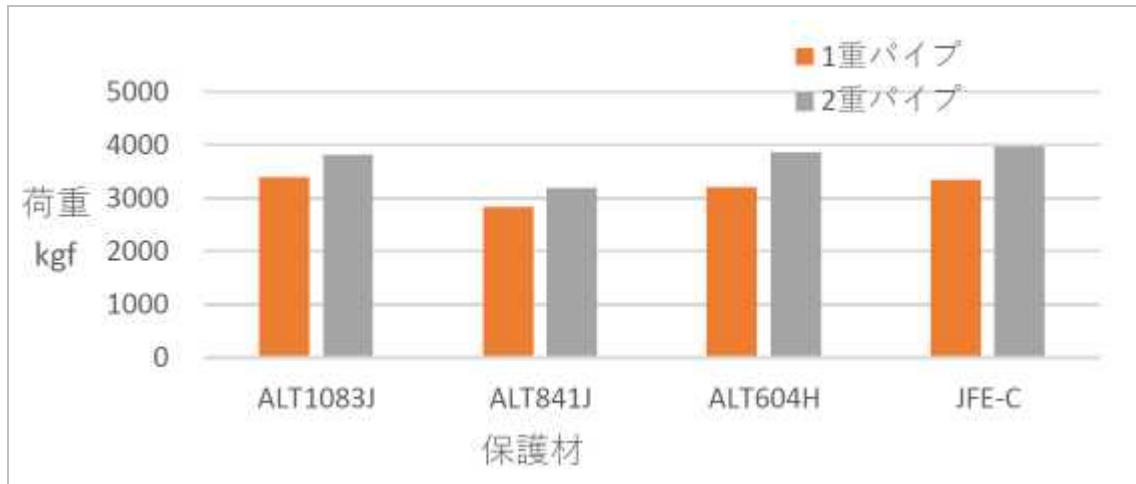


図 1-4-7-b-2. 2 保護材と変位 20mm 時の荷重

(3) スレット試験

昨年度開発されたスレット試験機を用い、スレット試験の速度 12～14m/s 保護材のつぶれ残量（保護材の厚み-つぶれ量）とプレスケールの最大圧力で速度依存性を調べた。HYGE 試験速度 18m/s による保護材のつぶれ残量結果も併せ、以下に詳細を示す。

- ・保護材の重量と速度依存性を図 1-4-7-b-3. 1 に示す。2 重パイプはつぶれ残量が大きく余裕があった。またプレスケールの最大圧力にも同様の傾向が表れた。
- ・スレッドの速度では 1 重、2 重の最大圧力の差は無いが、18m/s で 1 重パイプは測定限界の 300MPa 超え差が出た。（図 1-4-7-b-3. 2）

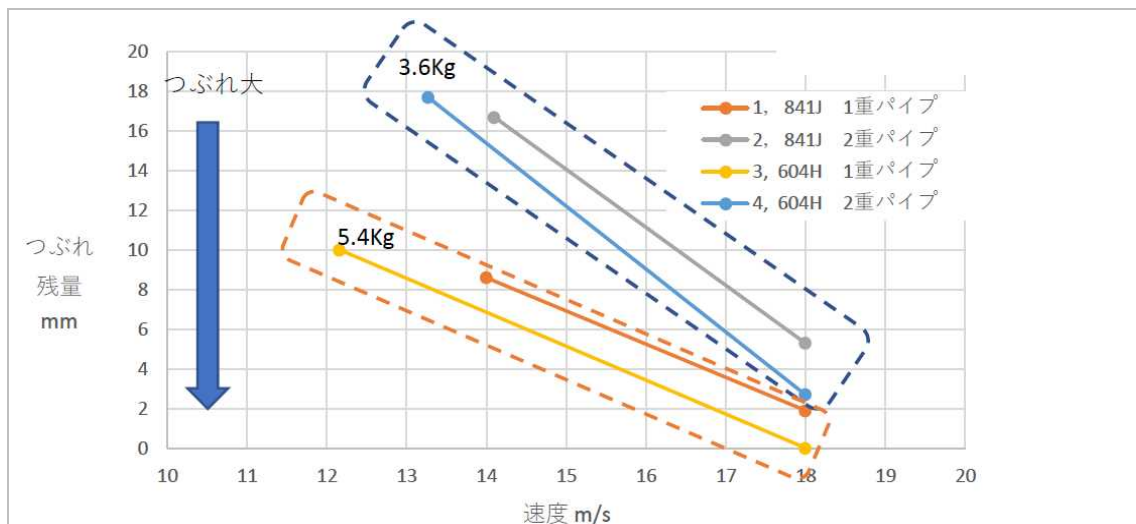
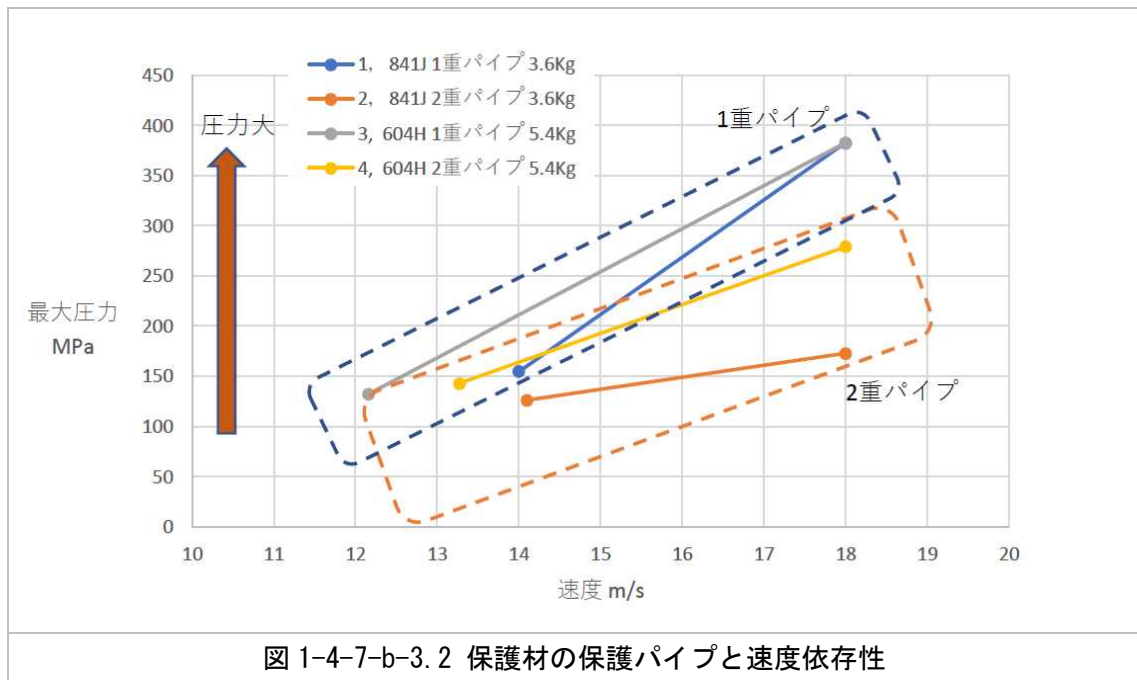


図 1-4-7-b-3. 1 保護材の重量と速度依存性



(4) 試験結果まとめ及び今後の展望

(1)～(3)の結果、シンプルな構造でコスト面で有利な保護材 A (1 重パイプ保護材) には、昨年度に製作した保護材と同等のエネルギー吸収能力がある一方、保護材 B (2 重パイプ保護材) は 1 重パイプ保護材よりも、エネルギー吸収能力が 10～20%高いことが示された。実際、HYGE 試験において、衝突試験後のボンベの損傷を調べたところ、1 重パイプ保護材では全ケースでボンベ表面に損傷が見られたが、2 重パイプ保護材では損傷は見られない。これらの試験の評価を受けて、2020 年 4 月 10 日、高圧ガス保安の観点から水素燃料電池ドローンを安全に運用するためのガイドラインが経済産業省から発表され、日本初の認可が 2021 年 11 月 29 日取得された。

1-5 小型ジェットエンジンドローンストライク試験

現代の旅客航空機の危険源として最も発生頻度が高いものの一つにバードストライクがあげられることを鑑み、本試験法では、無人航空機が万が一旅客機に接近し、ドローンストライクが発生してしまった時に、エンジンへのダメージの度合いを測定する試験法を開発した。

本試験法は、バードストライクによる損傷が特に多い旅客航空機の部位は、エンジン/プロペラ部があることから、無人航空機（ドローン）のエアリスクとしてもエンジン/プロペラ部が最重要である可能性が非常に高いため、その損傷がバードストライクと比較して同等でリスク許容がされる範囲であるかの確認を目的とする。具体的には、ジャンボジェット機に搭載されている直径 3.6m のジェットエンジンの約 1/20 スケールのジェットエンジンを製作し、発火等リスクの高い、無人航空機搭載リチウムイオンバッテリーを投入、吸い込まれたバッテリーがエンジン内部のどの部分で損壊し、破片がどの構造にまで達するのか、などの破片が到達するメカニズムを検討の上、本試験法の妥当性及び有効性の検討・分析、基礎的検証を実施した。

(1) ドローンストライク試験筐体準備

本試験に用いる小型ジェットエンジンは、長さ 334mm 程度×直径 158mm 程度、吸気口 52mmφ 条件を満たす Y S E C (株) 製 NSP-6 エンジン（エンジンサイズは長さ 337mm×直径 158mm、吸気口のサイズはφ76.25mm）とし、エンジン部品、エンジン制御装置、補器類の手配を行った。

ジェットエンジン組立手順書に従い、各部品組み立て及び補器類の組み込みを実施、回転部品に関しては、自社所有バランス修正機によりバランス修正を実施した。

組立後、エンジン制御装置を接続し、エンジン試運転を実施し、70,000rpm まで到達することを確認した。

(2) 試験準備

試験法開発にあたり、安全面の対策として、確認用窓、換気扇及び計器類付近にアクリル板を設置し、テストセルの内装を強化した。また、試験時に破壊されたバッテリー及びジェットエンジン部品の飛散を防止するため、ジェットエンジン周囲にアルミフレームを配置し、左右上面に厚み 3mm の透明ポリカーボネート板を設置した。

次に、ドローンストライク（バッテリー）打ち出し機構を開発した。小型リチウムイオンバッテリーをジェットエンジンに吸い込ませるための機構として振り子式を採用することとした。飛散防止柵天面を利用して支点とし、ジェットエンジン吸い込み口より 280mm 上部に糸を付けたバッテリーを配置、安全な位置からバッテリーを保持する固定ピンに結ばれた紐を引き、固定ピンを抜くことでバッテリーが落下、振り子式にエンジン吸い込み口に接近する機構を製作した。なお、バッテリーに取り付けた糸は試験時には細い綿糸を用いた。

なお、試験に用いたドローン用リチウムイオンバッテリーは 300mAh 3.7V Lipo（サイズ：20.0mm×34.0mm×厚み 7.6mm、重量：9.9g）である。

(3) ドローンストライク試験

(3-1) 映像撮影用機器設置

ドローンストライク試験映像撮影用として、4 台の小型カメラをそれぞれ、ジェットエンジン吸い込み口付近、ジェットエンジン吸い込み口付近（回転数表示器が映る位置）、ジェットエンジン排出口付近、試験設備全体が映る位置に配置し、マルチアングルでの撮影・データ保存が可能な環境を構築した。

また、ジェットエンジン吸い込み口正面にハイスピードカメラ（FASTCAM Mini AX100type 540K-M-16G）及びライトを設置し、シャッタースピードは 1/2000（s）にてバッテリー吸い込み時の挙動を撮影できるような設定とした。

撮影した映像データは、小型カメラによる映像は専用ハードディスクに保存、ハイスピードカメラによる映像はノートパソコンに保存でき、必要に応じて無線 LAN によりオンライン配信可能な環境を構築した。

(3-2) 予備試験

確認用試験として、ジェットエンジン吸い込み口に前面に金網を設置し、ジェットエンジン回転数が 60,000rpm（航空機の飛行状態に近いエンジン状態）に達してから約 20 秒後に手動でバッテリーの固定を解除、糸で吊るされたバッテリーが振り子でエンジン吸い込み口付近に到達することを確認した。



図 1-4-4-c-1.1 ドローンストライク試験映像撮影用機器
(ハイスピードカメラ及び固定小型カメラ)

(4) ドローンストライク試験映像記録作業

予備試験で設置したジェットエンジン吸い込み口の前金網を取り外し、バッテリーを再度ジェットエンジン上部に固定し、ジェットエンジン回転数が 60,000rpm に達してから約 20 秒後に手動でバッテリーを保持している固定ピンを抜去、バッテリーが振り子でエンジン吸い込み口に吸い込まれていく様子を小型カメラ及びハイスピードカメラで撮影した。



図 1-4-4-c-3.1 ドローンストライク試験
映像キャプチャ その 1



図 1-4-4-c-3.2 同その 2

図 1-4-4-c-3.1 及び図 1-4-4-c-3.2 に試験の映像キャプチャの例を示す。図 1-4-4-c-3.2 では、高速度カメラにより毎分 7 万回転で回転しているジェットエンジンに、リチウムイオンバッテリーを投入した様子がとらえられており、実際の航空機のバードストライク時に発生する空燃比の一時的な乱れによる異常燃焼と同じ火炎が観測された。

(5) ドローンストライク試験結果

(5-1) 試験直後及びエンジン分解確認による損傷個所の確認とその部位と位置と状態

図 1-4-4-d-1.1 は試験直後のエンジン吸い込み口付近である。コンプレッサーは全ての羽根が損傷し、燃料配管も吹き飛んだ。小型ジェットエンジン各部位と試験後の分解写真を、図 1-4-4-d-1.2 に示す。

エンジンを分解した結果、最も大きなダメージを受けていたのがコンプレッサー及びシュラウドである。コンプレッサーは全ての羽根が破損し、シュラウドはバッテリーを巻き込んだままコンプレッサーが回転したことが原因と思われる膨らみが発生、フィンガイドも一部のフィンに損傷が見られた。燃焼器及び排気整流に損傷は見られなかった。

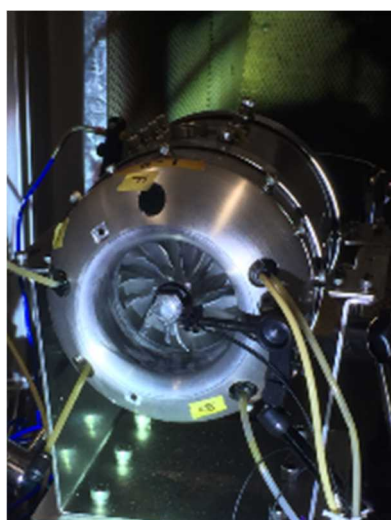


図 1-4-4-d-1.1 試験直後の
エンジン吸い込み口付近

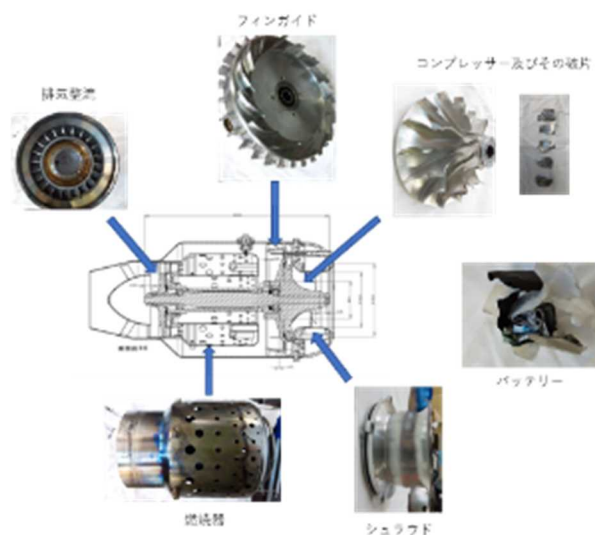


図 1-4-4-d-1.2 小型ジェットエンジン各部位
とエンジン吸い込み口付近

図 1-4-4-d-1.3 にドローンストライク試験によるジェットエンジンのタービンブレードの損傷の様子を示した。図 1-4-4-d-1.3 左が損傷を受ける前のタービンで、同右がドローンストライク試験による損傷を示している。タービン翼の翼端近傍部分が損傷を受け塑性変形および破断が生じていることがわかる。実際の航空機の事故例と比較し、実際の航空機のブレード損傷と同様のブレード損傷がドローンストライク試験でも確認されたことがわかった。



図 1-4-4-d-1.3 ジェットエンジンのタービンブレードの損傷の様子（左；試験前、右；試験後）

(5-2) 破片の散乱分布、破片の到達範囲

試験後、バッテリー及びエンジンそれぞれに由来する破片の飛散状況を図 1-4-4-d-2.1 に、試験後のジェットエンジンの口周辺拡大写真を 1-4-4-d-2.2 に示す。

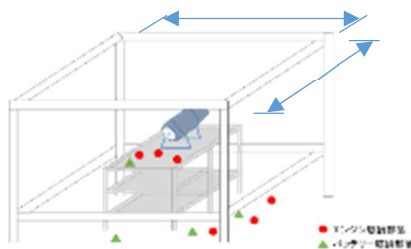


図 1-4-4-d-2.1
破片の飛散状況



図 1-4-4-d-2.2
ジェットエンジンの口周辺拡大写真

(5-3) 試験時のエンジン回転数、温度、経過時間

図 1-4-4-d-3.1 は YSEC (株) 所有のデータロガーにて取得した試験時のデータである。112 秒付近、バッテリー吸い込みにより回転数センサが損傷したことにより、瞬間的に回転数がゼロになっているが、エンジン自体は数秒間回転を続けていた。(バッテリー吸い込み時に燃料配管も損傷したことにより、その後停止)

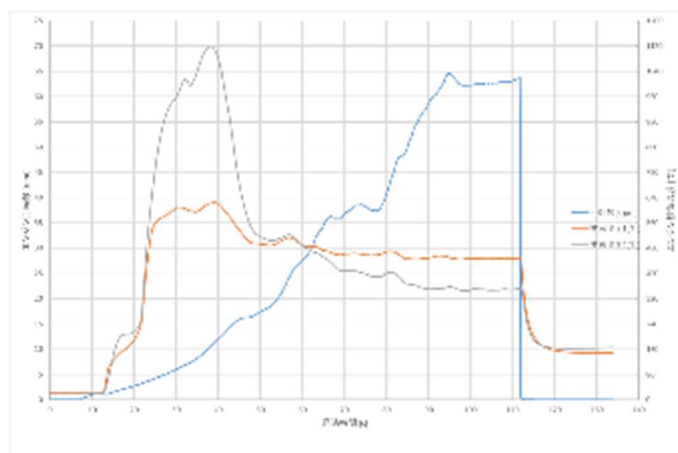


図 1-4-4-d-3.1 データロガーによる、試験時のエンジン回転数、温度、経過時間

(6) まとめ

本件では、無人航空機（ドローン）のエアリスクの性能評価を検討するため、実際の旅客航空機のエアリスクの発生確率がトップとなっているバードストライクに注目し、ドローンによるドローンストライクが発生した際に、現在運用においてかろうじて許容されているバードストライクと同等のリスクであるのか、それとも大きく差異のあるものであるのかを検証する試験法を開発、実施した。

バードストライクとドローンストライクの一番大きな違いは、発火燃焼するバッテリーを搭載しているか否かであることから、ドローンストライク試験では、バッテリーを最大出力で運転中のジェットエンジンに投入し、バードストライクの発生プロセスとの比較を行った。バードストライクは、ジェットエンジンへの鳥の突入衝撃によるタービブレードの損傷とそれに伴う一時的な大気圧縮率の変化に伴う空燃比の変化による異常燃焼火炎の放出などがあるが、ドローンストライク試験においても全く同じ現象が観測され、バッテリーの蓄積するエネルギーに起因するバードストライクで発生するプロセス以外の現象は観測されなかった。

この結果、ドローンストライクのエアリスクは、バードストライクのエアリスクとほぼ同程度であることが明らかにされた。

なお、ドローンストライクは、発生頻度においては現在のドローンの普及台数から考慮してバードストライクの発生確率に遠く及ばないが、旅客航空機のエアリスクの中で現在最も大きなリスクの一つとして対処されているバードストライクと同程度であることは、ハイリスクであることを意味しており、現在の空港周辺での飛行規制や許可制度は重要で遵守しなければならないことを示している。

1-6 無人航空機限界飛行性能の評価

国土交通省 航空局耐空審査要領の第2章の多くの部分を占める耐空強度試験法や飛行性能評価法の開発を実施した。炭素繊維複合材の固定翼の主翼耐空強度試験法や、VTOL 機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法の検討を実施した。

1-6-1 VTOL 搭載要素レベルの信頼性・耐久性、機体飛行性能・安全性能評価手法の検証

高い利便性が期待されている4発ティルトウィングの垂直離着陸機（以下「VTOL 機」という。）の目視外・有人地帯飛行（レベル4）の実現に向けた、カテゴリⅡ及びⅢの型式認証手法の確立を目的に、VTOL 機搭載要素（コンポーネント）の信頼性・耐久性評価を実施の上、飛行試験による機体飛行性能及び安全性能評価手法について研究開発を実施した。

(1) 4 発ティルトウィングの VTOL 機の性能基準及び性能評価手順

4 発ティルトウィング VTOL 機の性能基準及び性能評価手順案作成のため、関連する国内外の既存の小型無人航空機の機体認証に関わる動向について調査を実施するとともに、4 発ティルトウィング VTOL 機の特徴を抽出した。次に、これらの結果を基に、静岡県庁の次世代無人航空機開発・実証事業（2016～2018）において開発されたプロトタイプ機「FWD02」をベースとした 25 kg 級から 150 kg 級の機体を想定し、性能基準及び性能評価手順案の検討を実施した。

なお、飛行カテゴリは、国土交通省航空局のリスク別無人航空機のカテゴリ分けにおけるカテゴリⅢ（リスクが高い飛行）を想定、規準項目は FAR Part 107 に基づく小型無人航空機（sUAS）用特別クラス基準をベースラインに設定、達成すべき安全性のレベルとしては、現在の民間航空機で達成されているレベルと同等の安全性を確保することを前提とした。図 1-5-1-a.1 にプロトタイプ機「FWD02」を示す。



寸法	全長 1.7m 全幅 2.3m
重量/搭載	最大 25 kg/搭載 2 kg
高度	150 未満
飛行速度	0（VTOL モード）～100km/hr（飛行機モード）
航続性能	50 km相当（約 30min）
推進	電動モータ（固定ピッチプロペラ 19inch）
搭載機器	制御計算機（FCC）、通信装置（特小モデム）他
搭載センサー	対気センサ, GPS/INS, 回転数, 電流、電圧, 温度
操縦	離着陸（手動操縦）、巡行（自動プログラム飛行）

図 1-5-1-a.1 4 発ティルトウィングの VTOL 実証機（FWD02）

表 1-5-1-a.1 に、4 発ティルトウィングの VTOL 機の性能基準の項目を示す。詳細及びこれに対応する性能評価手順（適合性証明法）の案については、以下の規格等の資料を参照のこと。

表 1-5-1-a.1 4 発ティルトウィングの VTOL 機の性能基準の項目

No.	項目
00	総則
100	地上局装置
110	ソフトウェア
115	サイバーセキュリティ
120	C2 リンク喪失時の対応計画
125	耐雷性
130	悪天候
135	重要部品
200	飛行規程
205	耐空性を維持するための指示書（ICA）
300	耐久性と信頼性
305	起こりうる不具合
310	能力および機能
315	疲労
320	限界の検証

表 1-5-1-a.2 無人航空機関連国内規準

(a) 国内規準関連（無人航空機）

対象	著者・発行者	国	発行年	タイトル	種別	備考
1 sUAS	航空局	日本	2020	無人航空機の飛行に関する許可・承認の審査要領	規準	
2 sUAS	官民協議会・小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会（第15回）	日本	2020	無人航空機のレベル4の実現のための新たな制度の方向性について	解説（議論）	
3 sUAS	交通政策審議会・無人航空機の有人地帯における目視外飛行（レベル4）の実現に向けた検討小委員会	日本	2020	第4回委員会配付資料3	解説（議論）	
4 sUAS	無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会、第8回会合資料	日本	2018	諸外国の第三者上空の飛行に関する規制動向	解説（議論）	
5 UAV	JUAV	日本	2016	無人航空機安全基準	規準（社内）	
6 UAV	JAXA	日本	2017	無人機システム安全技術基準	規準（社内）	開示手続き要す

表 1-5-1-a.3 無人航空機関連米国規準

(b) 米国規準関連（無人航空機）

対象	著者・発行者	国	発行年	タイトル	種別	備考
7 sUAS	FAA	米国		PART 107 SMALL UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS	規準	
8 sUAS	FAA	米国	2020	Special Class Airworthiness Criteria for the Wingcopter GmbH 198 US (Docket No. FAA-2020-1087)	規準（案）	他の機種も
9 sUAS	FAA	米国	2018	Airworthiness Criteria: Special Class Airworthiness Criteria for the Yamaha Fazer R	規準（案）	
10 sUAS	FAA	米国	2019	UAS Type Certification Durability and Reliability Means of Compliance	プレゼン	
11 UAS	ASTM	米国	2018	F2908-18 Standard Specification for Unmanned Aircraft Flight Manual (UFM) for an Unmanned Aircraft System (UAS)	標準	
12 sUAS	ASTM	米国	2014	F2910-14 Standard Specification for Design and Construction of a Small Unmanned Aircraft System (sUAS)	標準	
13 sUAS	ASTM	米国	2014	F2911-14e1 Standard Practice for Production Acceptance of Small Unmanned Aircraft System (sUAS)	標準	
14 sUAS	ASTM	米国	2014	F3002-14a Standard Specification for Design of the Command and Control System for Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)	標準	

15	UAS	ASTM	米国	2016	F3201-16 Standard Practice for Ensuring Dependability of Software Used in Unmanned Aircraft Systems (UAS)	標準	
16	UAS	ASTM	米国	2017	F3269-17 Standard Practice for Methods to Safely Bound Flight Behavior of Unmanned Aircraft Systems Containing Complex Functions	標準	
17	UAS	ASTM	米国	2019	F3298-19 Standard Specification for Design, Construction, and Verification of Lightweight Unmanned Aircraft Systems (UAS)	標準	
18	sUAS	ASTM	米国	2018	F3322-18 Standard Specification for Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Parachutes	標準	
19	UAS	ASTM	米国	2020	F3389/F3389M-20 Standard Test Method for Assessing the Safety of Small Unmanned Aircraft Impacts	標準	
20	UAS	ASTM	米国	2020	F3478-20 Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight	標準	
21	UAS	ASTM	米国	2019	F2909-19 Standard Specification for Continued Airworthiness of Lightweight Unmanned Aircraft Systems	標準	
22	sUAS	ASTM	米国	2016	F3178-16 Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS)	標準	
23	sUAS	ASTM	米国	2018	F3196-18 Standard Practice for Seeking Approval for Beyond Visual Line of Sight (BVLOS) Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Operations	標準	

表 1-5-1-a. 4 有人航空機関連米国規準

(d) 規準関連(有人航空機)

	対象	著者・発行者	国	発行年	タイトル	種別	備考
30	有人機	航空局	日本		耐空性審査要領	規準	
31	有人機	FAA	米国		FAR Part 23: Airworthiness Standards:Normal, Utility, and Acrobatic Category Airplanes	規準	
32	有人機	FAA	米国		AC 23.XXXX: Advisory Circular	証明法	
33	eVTOL	EASA	欧州	2019	Special Condition for Small VTOL	規準	
34	eVTOL	EASA	欧州	2020	Special Condition for VTOL and Means of Compliance	証明法	

表 1-5-1-a. 5 有人航空機関連規準

表 3-2. 機体の型式認証に関わる検討状況(2021.1)

地域	状況	参考文献番号
日本	無人航空機の有人地帯における目視外飛行(レベル4)の実現に向け、型式認証に関する検討などを進めている。	3
米国	25kg 未満の小型無人航空機(sUAS)に対して、FAR Part 21 に基づいて、耐空性規準として各機体に対する特別クラスの耐空性規準案が提示されている。	8, 10
欧州	小型無人機の目視外運用に向け法・制度作りの準備を進めている。	24, 25, 28

表 1-5-1-a. 6 小型無人航空機関連米国規準

表 3-3. FAA により規準案が提示された小型無人機 sUAS(2020.11)

	製造者	機種名	文書番号	形態
1	Airobotics Inc.	OPTIMUS 1-EX	(Docket No. FAA-2020-1092)	マルチコプタ
2	Amazon Logistics, Inc.	MK27	(Docket No. FAA-2020-1086)	マルチコプタ
3	Matternet, Inc.	M2	(Docket No. FAA-2020-1085)	マルチコプタ
4	TELEGRID Technologies, Inc.	DE2020	(Docket No. FAA-2020-1088)	マルチコプタ
5	Wingcopter GmbH	198 US	(Docket No. FAA-2020-1087)	VTOL
6	Zipline International Inc.	Zip UAS Sparrow	(Docket No. FAA-2020-1084)	固定翼
7	Flytrex, Inc.	FTX-M600P	(Docket No. FAA-2020-1090)	マルチコプタ
8	Percepto Robotics, Ltd.	Percepto System 2.4	(Docket No. FAA-2020-1089)	マルチコプタ
9	3DRobotics Government Services	3DR-GS H520-G	(Docket No. FAA-2020-1083)	マルチコプタ
10	Flirtey Inc.	Flirtey F4.5	(Docket No. FAA-2020-1091)	マルチコプタ

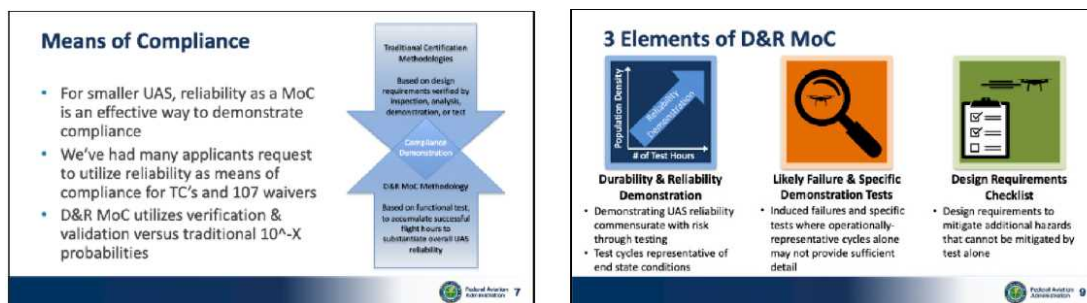


図 3-2 FAA の小型無人機(sUAS)認証の考え方

図 1-5-1-a. 2 FAA の小型無人機認証の考え方 D&R Moc

表 1-5-1-a. 7 小型無人航空機飛行速度域

	飛行速度域		離着陸スペース	飛行時間
	低速	高速		
マルチコプター			狭いスペースでOK	× 大推力必要で効率悪い
ヘリコプター			狭いスペースでOK	× 大推力必要で効率悪い
VTOL			狭いスペースでOK	○ 大推力必要だが、巡航時は不要
飛行機(固定翼)			× 滑走路スペースや装置(ex.カタパルト)必要	◎ 揚力を利用。効率よい。



図 1-5-1-a. 3 QTW 無人航空機の飛行形態

	ピッチ制御 前後プロペラの推力差	ロール制御 左右プロペラの推力差	ヨー制御 フラップロン (プロペラ後流効果)
VTOL モード			
飛行機 モード			

図 1-5-1-a. 4 QTW 無人航空機の制御モード

表 1-5-1-a. 8 QTW 無人航空機の特徴

	長所	短所
ティルトロータ 	・VTOL性能がよい ・低速性がよい。 ・オートローテーション	・ロータ機構が複雑 ・吹き下ろし損失がある
ティルトウイング(2発) 	・V/STOL性能がよい ・高速、長距離性がよい ・吹き下ろし損失が少ない	・テイルロータがある ・オートローテーションできない ・パン・ドア効果への懸念
ティルトウイング(4発) 	・V/STOL性能がよい ・高速、長距離性がよい ・吹き下ろし損失が少ない ・デッドウェイトがない	・オートローテーションできない ・パン・ドア効果への懸念
ティルト・マルチコプタ 	・遷移飛行が簡単。	・大推力が必要(ホバ) ・巡航抵抗増大する。
ハイブリッド 	・構造がシンプル。 ・遷移飛行が簡単。	・デッドウェイトがある。 ・巡航抵抗増大する。
テイルシッター 	・構造がシンプル ・デッドウェイトがない。	・着陸時と巡航時の姿勢変化が大 ・中から低速域の定常飛行困難

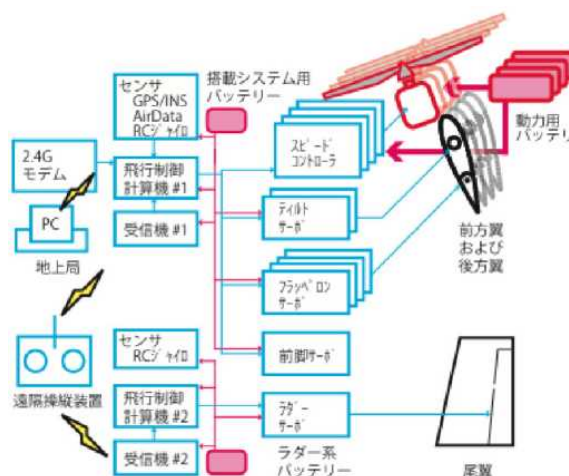


図 1-5-1-a. 5 QTW 無人航空機の制御系統



図 1-5-1-a. 6 QTW 無人航空機のグランドステーション

(2) 搭載要素（コンポーネント）の耐久性評価

(1) で述べた 4 発ティルトウィングの VTOL 機の性能規準および性能評価手順を軸に、搭載要素（コンポーネント）の供試体を用いた耐空性能評価に関する試験・評価を実施、その試験計画および結果を、性能規準および性能評価手順項目への適合性確認手法の観点でまとめ、手順書案等の改良・更新に反映させた。

表 1-5-1-b. 1 に、4 発ティルトウィング VTOL 機の運用範囲（CONOPS）の例を示す。

表 1-5-1-b. 1 4 発ティルトウィング VTOL 機の運用範囲 (CONOPS) 例

項目		QTW25 (プロトタイプ機もとに仮設定)	QTW150 (仮設定)	備考
a) 運用の種類	用途	情報収集(災害含む)、 検査・測量、農林水産業、研究、 (少量)物資輸送/投下	物資輸送 農林水産農業、検査・測量 情報収集(災害含む)、研究	
	運用様式	目視内(VLOS) 監視付き目視外(EVLOS) 目視外(BVLOS)	→	
	日中・夜間	日中および夜間	→	
b) 機体システム 性能 (限界事項)	離陸重量	25kg	150kg	
	巡航速度	30m/s (108km/h)	50m/s (180km/h)	
	運用高度	150m (AGL)	150m (or above)	
	最大重量	25kg	150kg	
	許容重心範囲	基準点±30mm	→	
	対気速度限界	40m/s (CLN) * 表 4-4	60m/s (CLN)	表 4-4 に各形態設定時
	動力装置限界	DualSky 4 基	8 基	
	コントローラ	50Vmax/3500Wmax	TBD	
	プロペラ	Hase: 19inch x 11p 4 翅	8 翅	
	燃料/バッテリー	LiPo 44.4V 34Ah (22.2V, 17Ah x 4)	44.4V	
	制限荷重倍数	-1.52~3.8G	→	
	最大進出距離	50km	555km	
c) 気象条件	最大航続時間	30min	180min	
	風速	15m/s 以下	25m/s 以下	
	気温	-10°C~40°C	-20°C~40°C	
	着氷気象条件	飛行不可(既知)	飛行不可(既知)	
	雨	可	可	
d) 運用者の責任	降雪	不可	不可	
	雷	不可	不可	
e) 運用者の責任		地上局オペレータ 1 名 手動操縦パイロット 1 名(離着陸) * どちらかが PIC となる。	地上局オペレータ 1 名(PIC)	
e) 地上局および 支援機材	構成	バックアップ機能付地上局装置	→	詳細は図 4-9
f) コマンド通信および口話 口話通信	RC 通信 1	2.4GHz RC 送信機/受信機	TBD	
	出力/周波数	10mW / 2.4GHz	TBD	
	電磁感受性	DMSS 8ch	TBD	
	コマンド通信 1	1.2GHz データモデム	TBD	
	出力/周波数	10mW / 1.2GHz	TBD	
	電磁感受性	ARIB STD-T67 適合	TBD	
	コマンド通信 2	LTE モデム	TBD	
	出力/周波数	(携帯電話と同様)	TBD	
	電磁感受性	(同上)	TBD	
	(口話通信) 運用員間	簡易無線トランシーバ	→	
g) 運用関連事項	管制との連絡	電話による	(常時接続)	
	人口密度	最大 10 人/km ² 上空	DID 上空含む (4,000 人/km ² 以上)	
	地理的限界	日本国内	→	
	空域	非管制区 (Class G)	非管制区および航空交通管制区 (Class E&G)	
	離着陸エリア	立入制限/監視区域設定する。	→	
	運用域の混雑度	NA	NA	
	ATC との交信	NOTAM, 電話による	(常時接続)	
	視認可能距離	800m	(1600m)	
	機体間隔保持	(UTM 利用による)	(UTM 利用による)	

(3) 4 発ティルトウィング VTOL 機の飛行試験による性能検証法

国土交通省航空局のリスク別無人航空機のカテゴリ分けのうち、カテゴリ II を想定した機体認証規準項目に対して、飛行試験による適合性検証の手法作成および試験実施（試行）によるデータ取得・評価を実施した。作業においては、主要な認証規準項目として、飛行可能範囲および安全機能に関わる事項などを対象として、これらへの適合性確認を目的とした飛行試験の計画策定、試験実施の調整、試験実施および試験結果の解析・評価を行い、一部の項目については飛行試験の代替としてハードウェア・イン・ザ・ループなどの地上試験を適用した。

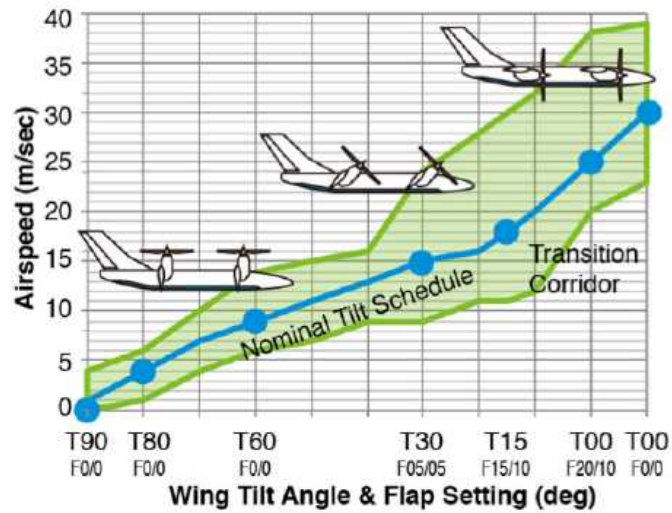


図 1-5-1-c. 1 QTW 無人航空機の運用限界速度

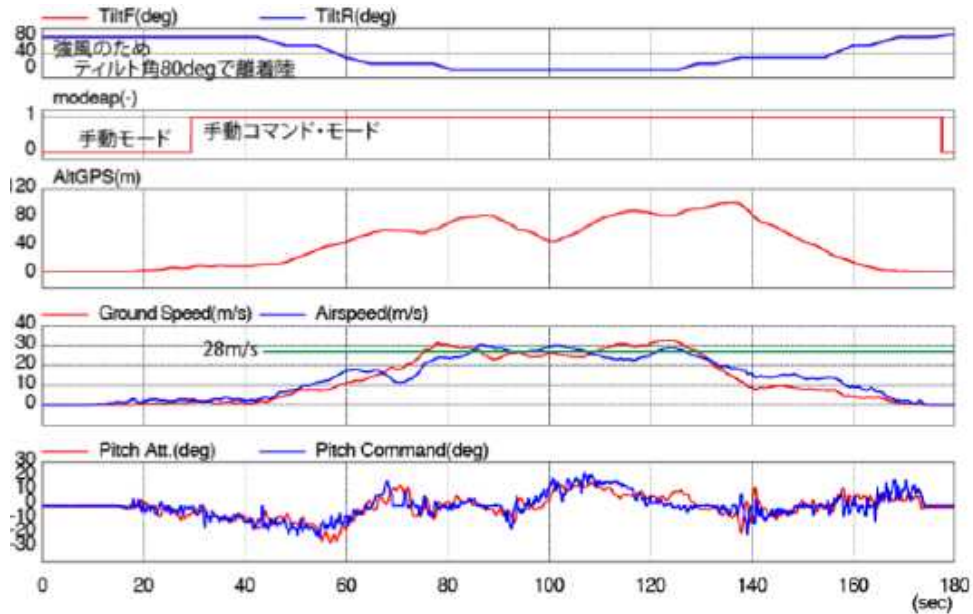


図 1-5-1-c. 2 QTW 無人航空機の飛行記録

No.	形態名	ティルト角 (deg)	Flap F/R (deg)	Vmin (m/s)	Vmax (m/s)
1	T90	90	0/0	0	4
2	T80	80	0/0	0	6
3	T60	60	0/0	6	14
4	T30	30	5/5	9	24
5	T15	15	15/10	11	30
6	T0	0	15/10	20	38
7	CLN	0	0/0	24	40

図 1-5-1-c. 3 QTW 無人航空機 of 各チルト角の運用速度

(4) まとめ

墜落時のリスク評価手法を以下に示す。

FAA Taskforce, 2017 (*1) の方法（地上の人間に致死障害を与える確率）は、以下の通り。

$$P_{event} = \frac{S_{UAS} * \left(\frac{n}{S_s}\right) * EF * P_l}{MTBF}$$

P_{event} : 地上の人間の事故被害確率(人/h)

S_{UAS} : 墜落時の影響面積(m²)

$\left(\frac{n}{S_s}\right)$: 人口密度(人/m²)

EF : 一度の墜落で被害を受ける人と外にいる人の比

P_l : 墜落時事故被害率

$MTBF$: 平均故障時間(h)

(*1) 出典 : FAA Unmanned Aircraft System (UAS) Registration Task Force (RTF), Aviation Rulemaking Committee (ARC), Task Force Recommendations Final Report. Available online: https://www.faa.gov/uas/resources/event_archive/media/micro-uas-arc-final-report.pdf (accessed on 20 November 2015).

図 1-5-1-d.0 地上の人間の事故被害確率

また、欧州の EUROCAE の文献 (*2) には、無人航空機が地上にいる人に危害を与える確率が示されている。

Using these results, it is reasonable to estimate the probability of such a lethal event occurring per sUAS flight hour, by the following approach:

$$P_{event} = MTBF^{-1} * \left(\frac{S_{UAS}}{S_h}\right) * \left(n * \frac{S_h}{S_s}\right) * EF * P_l$$

S_{UAS} = Area of UAS,
 S_h = Area of human,
 S_s = Area of surface,
 n = Number of humans

$$P_{event} = \frac{S_{UAS} * \left(\frac{n}{S_s}\right) * EF * P_l}{MTBF}$$

Where:

$$Population\ Density = \frac{n}{S_s}$$

(For these purposes, we have used population density numbers reflecting a relatively densely packed urban environment. We have done so despite the fact that sUAS operations are prohibited over unprotected persons not connected to the operation).

MTBF = mean time between failures (of the sUAS in hours).

Exposed fraction (EF) = fraction of people outdoors and directly exposed to the falling object at any one time.

図 1-5-1-d.1 地上の人に損傷を与える確率 (*2)

(*2) Aircraft Lightning Environment and Related Test Wave forms, EUROCAE ED 84, European Organization for Civil Aviation Equipment, 2013.

また、日本でも JAXA の文献 (*3) に、無人航空機の地上にいる人に対する衝突確率の導出方法が示されている。

● 予測事故被害者数

$$V(t1,t2) [人] = \int_{t1}^{t2} v(t) dt$$

ここで

$t1, t2$: $0(\text{離陸時刻}) \leq t1 \leq t2 \leq T(\text{着陸時刻})$ を満たす任意の時刻 [s]

$v(t)$: 予測事故被害者数密度 [人/s] (予測事故被害者数の増加率)

また

$$v(t) = f(t) \times P(t) \times S(t) \times r(t)$$

ここで

$f(t)$: 機体墜落確率密度 [/s] (機体が単位時間あたり墜落する確率, $\int_0^{\infty} f(t) dt = 1$)

$P(t)$: 機体直下の地区の人口密度 [人/m²]

$S(t)$: 墜落時影響面積 [m²] (機体が墜落時に地上に被害を及ぼす区域の面積)

$r(t)$: 墜落時事故被害率 ($0 \leq r(t) \leq 1$)

(機体墜落時に墜落時影響面積の領域内の人が事故被害を受ける確率)

また

$$f(t) = R(t) \times \lambda(t)$$

ここで

$\lambda(t)$: 機体墜落率 [/s] (飛行中の機体が単位時間あたり墜落する確率)

$R(t)$: 信頼度 (時刻tに機体が飛行している確率, $0 \leq R(t) = 1 - \int_0^t f(t) dt \leq 1$)

図 1-5-1-d.2 JAXA 文献による地上の人に損傷を与える確率 (* 3)

(*3) 宇宙航空研究開発機構「JERG-5-001B 無人機システム安全技術基準 (平成 29 年 8 月 4 日 B 改訂)」

文献 (*4) では、衝突時の運動エネルギーに基づく被害確率について検討されており、例として図 1-5-1-d.3 が挙げられている。

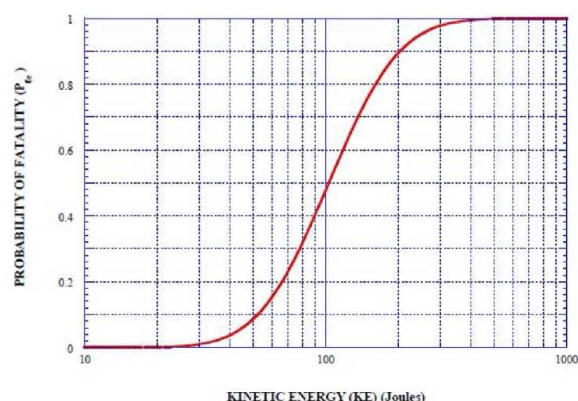


図 1-5-1-d.3 事故被害確率 (縦軸 : 墜落時事故被害率に相当、横軸 : 運動エネルギー)

(*4) "Lethality Criteria for Debris Generated From Accidental Explosions, " Jon Henderson, available at <http://www.dtic.mil/cgi-bin/GetTRDDoc?AD=ADA532158>.

文献 (*1) と (*3) を用いた 4 発ティルトウィング VTOL 機の信頼性計算の例を表 1-5-1-d.1 に示す。文献 (*3) の方法が文献 (*1) より厳しい値となっていることがわかった。

表 1-5-1-d.1 4 発ティルトウィング VTOL 機の信頼性計算の例

表 1. 機体諸元

項目	単位	QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	備考
機体重量	kg	25	50	100	150	4.5	
スパン	m	2.4	2.8	3.0	3.5	0.65	
翼面積	m ²	0.962	1.000	1.500	2.300	0.423	
ゼロ降下抗力	CDdes	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	
速度ゼロ降下	V0 m/s	37.2	51.7	59.6	59.0	23.8	
設計急降下速度	Vd m/s	45	55	60	60	26	
パラ降下速度	Vpara m/s	6	6	6	6	NA	
上面投影面積	m ²	4.6	6.2	7.1	9.6	0.3	=pi*R ²
墜落時影響面積	m ²	8.8	10.9	12.1	15.4	1.8	

注: 墜落時影響面積 = $\pi R^2 + 3R + 0.5$

表 2. 衝突時の運動エネルギーを, V0, Vd, Vpara で計算した。

	単位	QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	備考
終端 E(V0)	J	17337	66712	177898	261047	1279	300J 以上
終端 E(Vd)	J	25313	75625	180000	270000	1521	なら
終端 E(Vpara)	J	450	900	1800	2700	NA	PI=1.0

表 3. 計算用のパラメータ設定

		QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	備考
死傷確率	PI	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	
EF	—	0.2	0.2	0.2	0.2	0.2	文献 1 参考

表 4. 地上の人間に致死障害を与える確率

(a) (MTBF = 100)

人口密度(人/km ²)	MTBF = 100					備考
	QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	
1	1.8E-08	2.2E-08	2.4E-08	3.1E-08	3.6E-09	
10	1.8E-07	2.2E-07	2.4E-07	3.1E-07	3.6E-08	
100	1.8E-06	2.2E-06	2.4E-06	3.1E-06	3.6E-07	
500	8.8E-06	1.1E-05	1.2E-05	1.5E-05	1.8E-06	
1000	1.8E-05	2.2E-05	2.4E-05	3.1E-05	3.6E-06	
4000	7.0E-05	8.7E-05	9.7E-05	1.2E-04	1.4E-05	DID

(b) (MTBF = 1000)

人口密度(人/km ²)	MTBF = 1000					備考
	QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	
1	1.8E-09	2.2E-09	2.4E-09	3.1E-09	3.6E-10	
10	1.8E-08	2.2E-08	2.4E-08	3.1E-08	3.6E-09	
100	1.8E-07	2.2E-07	2.4E-07	3.1E-07	3.6E-08	
500	8.8E-07	1.1E-06	1.2E-06	1.5E-06	1.8E-07	
1000	1.8E-06	2.2E-06	2.4E-06	3.1E-06	3.6E-07	
4000	7.0E-06	8.7E-06	9.7E-06	1.2E-05	1.4E-06	DID

(c) (MTBF = 10000)

人口密度(人/km ²)	MTBF = 10000					備考
	QTW25	QTW50	QTW100	QTW150	マルチ(参考)	
1	1.8E-10	2.2E-10	2.4E-10	3.1E-10	3.6E-11	
10	1.8E-09	2.2E-09	2.4E-09	3.1E-09	3.6E-10	
100	1.8E-08	2.2E-08	2.4E-08	3.1E-08	3.6E-09	
500	8.8E-08	1.1E-07	1.2E-07	1.5E-07	1.8E-08	
1000	1.8E-07	2.2E-07	2.4E-07	3.1E-07	3.6E-08	
4000	7.0E-07	8.7E-07	9.7E-07	1.2E-06	1.4E-07	DID

D&Rの実証-FAAは、UAの喪失や制御の喪失、規定された飛行経路や運航範囲からの逸脱、運航者が規定した回収エリア外への緊急着陸等に帰結する不具合がなかった場合に実証の成功を認定するシステムになっている。

ASTMのF3478でも運航の種類（CONOPS）ごとに実証ケースを設定することが要求されているが、実際に期待コンフィグレーションや運航条件が変わらなければミッションが変わっても立証項目はかわらないこともあるので、「運航の種類（CONOPS）」をどこまで細分化するのか議論が必要である。

以下、想定する耐空性規準項目を表1-5-1-d.2にまとめた。

表 1-5-1-d.2 想定する耐空性規準項目

規準項目(仮定)		引用/ 参照元 文献	飛行実証 が求められるか	あり
1. 一般				
(1)	該当耐空類別の範囲: -最大離陸重量 25kg 未満 -無人地帯(第三者上空以外)の飛行 -その他	2)普通 N		
2.飛行				
2-1. 一般				
(1)	重量分布限界: ・安全に運用できる重量限界及び重量分布限界を設定すること。	2)普通 N		
(2)	重量限界: ・最大および最小重量を設定すること。	2)普通 N		
(3)	自重及びその重心位置: ・自重及びその重心位置を決定すること。	2)普通 N		
(4)	プロペラ回転速度: ・安全なプロペラ回転範囲を設定すること。	2)普通 N		
2-2. 性能				
(1)	以下の性能に関して飛行にて実証すること。 ・最大/最小速度	1)	あり	
(2)	・形態変更許容速度(例:フラップ下げ速度)	1)	あり	
(3)	・最大運用高度	1)	あり	
(4)	・電波到達距離	1)	あり	
(5)	・飛行可能風速	1)	あり	
(6)	・最大搭載可能重量	1)	あり	
(7)	・最大使用可能時間(航続時間)	1)	あり	
2-3. 飛行性, 操縦性, 安定性				
(1)	遠隔操作により飛行させることができる無人航空機の場合: a) ・特別な操作技術又は過度な注意力を要することなく、安定した離陸及び着陸ができること。	1)	あり	

表 1-5-1-d.2 想定する耐空性規準項目（続き）

b)	・特別な操作技術又は過度な注意力を要することなく、安定した飛行（上昇、前後移動、水平方向の飛行、ホバリング（回転翼航空機に限る。）、下降等）ができること。	1)	あり	
c)	・緊急時に機体が暴走しないよう、操縦装置の主電源の切断又は同等な手段により、モーター又は発動機を停止できること。	1)	あり（地上代替）	
d)	・操縦装置は、操作の誤りのおそれができる限り少ないようにしたものであること。	1)	あり	
e)	・操縦装置により適切に無人航空機を制御できること。	1)	あり	
(2)	自動操縦により飛行させることができる無人航空機の場合：	1)	あり	
a)	・自動操縦システム（自動操縦により飛行させるためのシステムをいう。以下同じ。）により、安定した離陸及び着陸ができること。			
b)	・自動操縦システムにより、安定した飛行（上昇、前後移動、水平方向の飛行、ホバリング、下降等）ができること。	1)	あり	
c)	・あらかじめ設定された飛行プログラムにかかわらず、常時、不具合発生時等において、無人航空機を飛行させる者が機体を安全に着陸させられるよう、強制的に操作介入ができる設計であること。ただし、飛行中に不具合が発生した際の対応も含め操作介入等を必要としない機能を有する設計であり、かつ、その機能に関しては十分な信頼性（例：飛行のリスクに応じた DAL レベルに相当する信頼性）を有することを製造者が証明できる場合はこの限りではない。	1)		
3. 強度				
(1)	（仮定省略： 強度要求や地上における静強度試験に関わる要求 または、CONOPS に則した試験飛行により強度が保たれていることを実証するなどの規準設定が考えられる。）	2) 普通 N		
4. 設計および構造				
(1)	鋭利な突起物のない構造であること（構造上、必要なものを除く。）	1)		
(2)	無人航空機の位置及び向きが正確に視認できる灯火等を有していること。	1) 夜間飛行		
(3)	無人航空機を飛行させる者が燃料又はバッテリーの状態を確認できること。	1)		
(4)	航空機からの視認をできるだけ容易にするため、灯火を装備すること又は飛行時に機体を認識しやすい塗色を行うこと。	1) 目視外飛行		
5. 動力装備				
(1)	無人航空機に搭載された動力装置の仕様を示すこと。	1)		
6. 装備				
(1)	無人航空機に搭載された装置の仕様を示すこと。	1)		
(2)	操縦装置の仕様を示すこと。	1)		
(3)	自動操縦システムを装備し、機体に設置されたカメラ等により機体の外の様子を監視できること。	1) 目視外飛行		

表 1-5-1-d.2 想定する耐空性規準項目（続き）

(4)	地上において、無人航空機の位置及び異常の有無を把握できること（不具合発生時に不時着した場合を含む）。	1) 目視 外飛行		
(5)	不具合発生時に危機回避機能（フェールセーフ機能）が正常に作動すること。	1) 目視 外飛行	あり	
7. 運用限界および飛行規程				
(1)	運用限界として以下を設定すること。 ・対気速度限界 ・運用運動速度 ・形態変更許容速度（例：フラップ下げ速度） ・最小操縦速度 ・重量及び重心位置 ・動力装置の運用限界 ・最小クルー数 ・運用様式限界 ・最大運用高度 ・耐空性を維持するための指示書（整備、部品交換時期等）	2) 普通 N	あり	
(2)	飛行規程には以下の事項を記載すること ・運用限界 ・不具合発生時の手順 ・通常時の手順 ・性能資料 ・積載に関する情報	2) 普通 N		
その他の必要事項				
	型式認証においては、 機体の製造や 品質管理に関する 方法や体制などを確認する。			

1-6-2 固定翼無人航空機の飛行性能に関わる飛行試験計測法の検討

1-6-2-a 炭素繊維複合材を用いた試験法開発

軽量・高強度を特徴とする炭素繊維複合材は、無人航空機分野において、特に利用が期待される素材の一つである。当PJでは、炭素繊維複合材の強度及び弾性、耐腐食性等に着目し、各種試験法の開発を実施した。

(1) 落下受け止め試験法開発

2018年度から実施してきたマルチローター型無人航空機の落下受止試験に続いて、固定翼型無人航空機を含む各種無人航空機に対応する、落下受止試験装置試験法を開発した。

(1-1) 落下受け止め試験装置開発

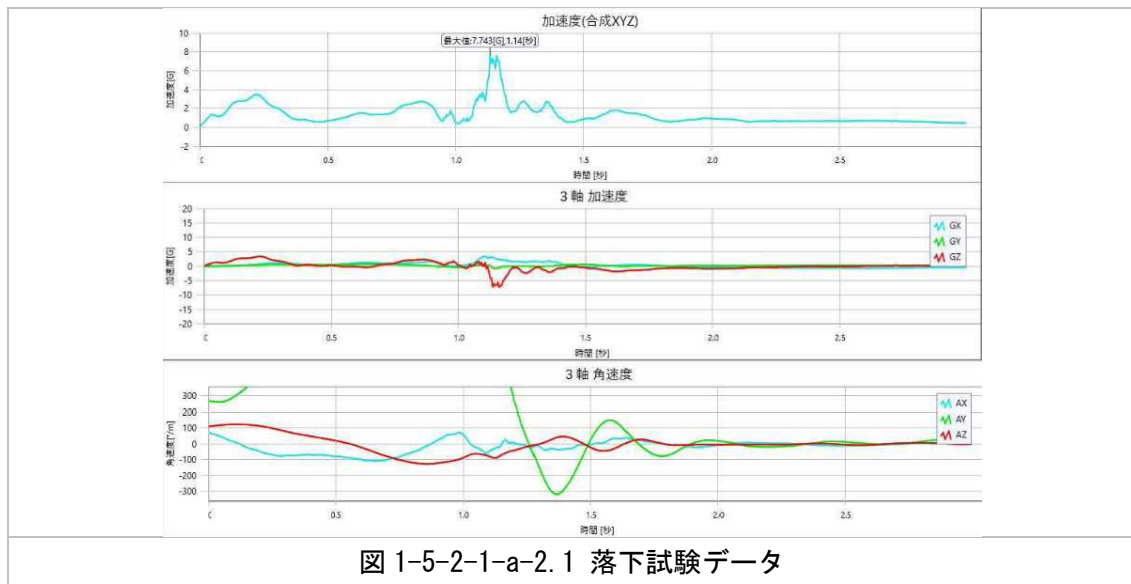
開発した落下受け止め試験装置は、図1-5-2-1-a-1のとおり。なお、本装置は汎用性及び利便性を追求し、①基礎工事など不要かつ、軽量で容易に設置・分解可能な構造（作業所要時間：設置20分、撤収10分）であり、②垂直から落下するドローン受止装置としての利用以外に、ネットの片バンクを倒すことで水平からの無人航空機の受け止め可能になるなど、ドローンネットとして活用できる多目的着陸装置となっている。



(1-2) 落下受け止め試験

前項で開発した装置を用い、落下受け止め試験法を開発した。

ネット上10mの位置から10kg以下のダミードローンを落下させた（加速度7.7G）。7m/s程度の強風下での試験であったために、ダミードローンは回転しながら落下したが、問題なく受け止め可能であることを確認した。落下試験データを図1-5-2-1-a-2.1に、ダミードローンが試験装置に到達する寸前及び受け止め時の様子を図1-5-2-1-a-2.2及び図1-5-2-1-a-2.3に示す。



1-6-2-b 固定翼機発射試験法開発

無人航空機の発着時の試験機体のリスクを低減することは、評価時間の短縮、機体費用の節約等により、各種試験の低コスト・効率化が見込まれる。このため、固定翼機の安全な離陸試験法を開発した。

(1) 固定翼機発射装置開発

開発した固定翼機発射装置は、図 1-5-2-1-b-1.1 のとおり。なお、本装置は、①水平、垂直、指定の角度の方向に発射可能な構造の発射台を有し、②発射に際して、カーボン支柱（炭素繊維複合材）

の“しなり”を利用することを特徴としている。



カーボン支柱：

サイズ：直径 150 mm、長さ 12m

支柱の素材：炭素繊維複合材

図 1-5-2-1-b-1.1 2020 年度開発 固定翼機発射装置

(2) 固定翼機発射試験

前項で開発した装置を用い、固定翼機発射試験を開発した。

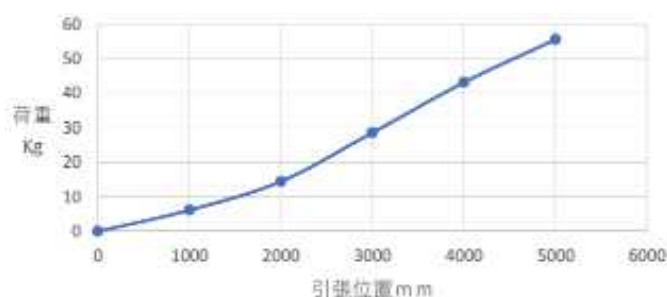


図 1-5-2-1-b-2.1 発射装置の位置と加重

表 1-5-2-1-b-2.1 試験ケースと測定値

No	試験番号	角度(度)	重量(kg)	牽引位置(m)	速度(m/s)	速度(km/h)	最大加速度(G)	飛距離(m)
1	CA0001	0	8	4	6.2	22.32	2.5	9.1
2	CA0002	0	8	5	11.3	40.68	3.7	12
3	CA0003	0	15.5	4	6.9	24.84	1.8	6.2
4	CA0004	0	15.5	5	10.2	36.72	2.7	10.4
5	CA0005	0	22	4	6.5	23.4	1.5	4.2
6	CA0006	0	22	5	8.7	31.32	2	9.8
7	CA2001	20	8	4	8.2	29.52	2.5	8.3
8	CA2002	20	8	5	11	39.6	3.4	8.8
9	CA2003	20	15.5	4	6.2	22.32	1.4	6
10	CA2004	20	15.5	5	8.5	30.6	2.1	10
11	CA2005	20	22	4	5	18	0.9	3.9
12	CA2006	20	22	5	7	25.2	1.5	7.1

合板製疑似飛行体（ダミードローン）重量各 8 kg、15.5 kg、22 kg を、前項で開発した装置に設置し、発射角度 0 度及び 20 度で発射、加速度を計測し、速度を算出した。結果の概要は下記の通り。

- ・ 引張荷重は 4m で 43.1kg、5m で 55.5kg であった。(図 1-5-2-1-a-1-2.1)
- ・ 機体の発射性能は 4m と 5m の引張位置で 1.53G、(表 1-5-2-1-b-2.1)、速度を 30 km/h と想定した場合、十分な性能を有している。
- ・ 今回は 5m 付近の牽引位置で性能が出たが、出来る限り加速距離を長くした方が機体の安定性が増すと考えられるため、試験法としては、10m 程度からの発射とすることが好ましいと思われる。また、そのためカーボン支柱は複数の支柱の中からの組合せから選択する方法も検討する必要が確認された。

1-6-2-c 固定翼機キャッチ試験法開発

無人航空機の発着時の試験機体のリスクを低減することは、評価時間の短縮、機体費用の節約等により、各種試験の低コスト・効率化が見込まれる。このため、固定翼機の安全なキャッチ試験法を開発した。

(1) 固定翼機キャッチ装置開発

1-6-2-a(1-1)で述べた落下受け止め試験装置のカーボン支柱 2 本を間隔をあけて設置、両支柱の先端に渡したキャッチロープで受け止める構造の、固定翼機キャッチ装置(図 1-5-2-1-c-1.1)を開発した。



図 1-5-2-1-c-1.1 固定翼機キャッチ装置

なお、本装置では、切離し装置付き移動用ドーリーを取付け、疑似飛行体を吊り下げ、ドーリーを車両で牽引、台上にてキャッチロープに“ひっかかり”、ドーリーから機体を切離す機構を採用し、ドローンのフックキャッチロープに接触すると、ラッチの解錠レバーを押し、フックがキャッチロープ引っかかる構造を考案した。図 1-5-2-1-c-1.2 にその仕組みを示す。

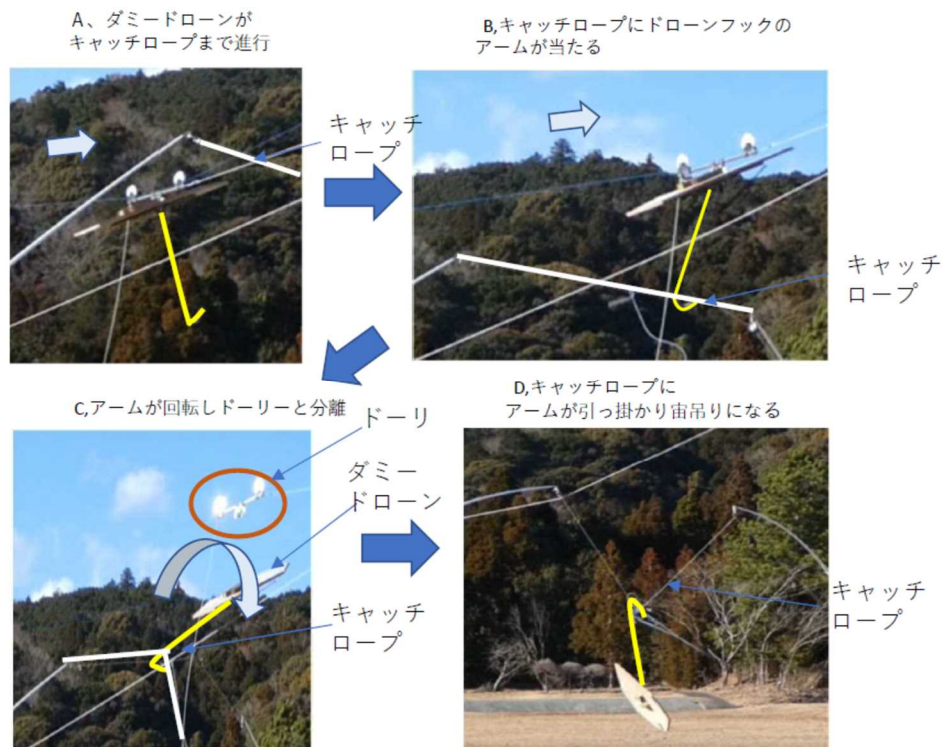


図 1-5-2-1-c-1.2 固定翼機キャッチ装置の仕組み

(2) 固定翼機キャッチ試験

前項で開発した装置を用い、固定翼機キャッチ試験法を開発した。

受け止めの対象とするダミードローン重量は 20 kg、速度は 20 km/h とした。加速度は 3～4G 程度。機体フックが受止ロープに引っ掛かり、機体を受け止めることに成功したが、キャッチロープが低すぎたため、受け止め後ダミードローンが地面に接触した。なお、フックをひっかけるための、移動用ロープとキャッチロープの微調整作業の効率が悪かったため、キャッチロープの複数化や、移動ロープの高さを変化させるなどの構造を今後検討する必要がある。図 1-5-2-1-c-2.1 に、試験時の加速度等の計測波形を示す。

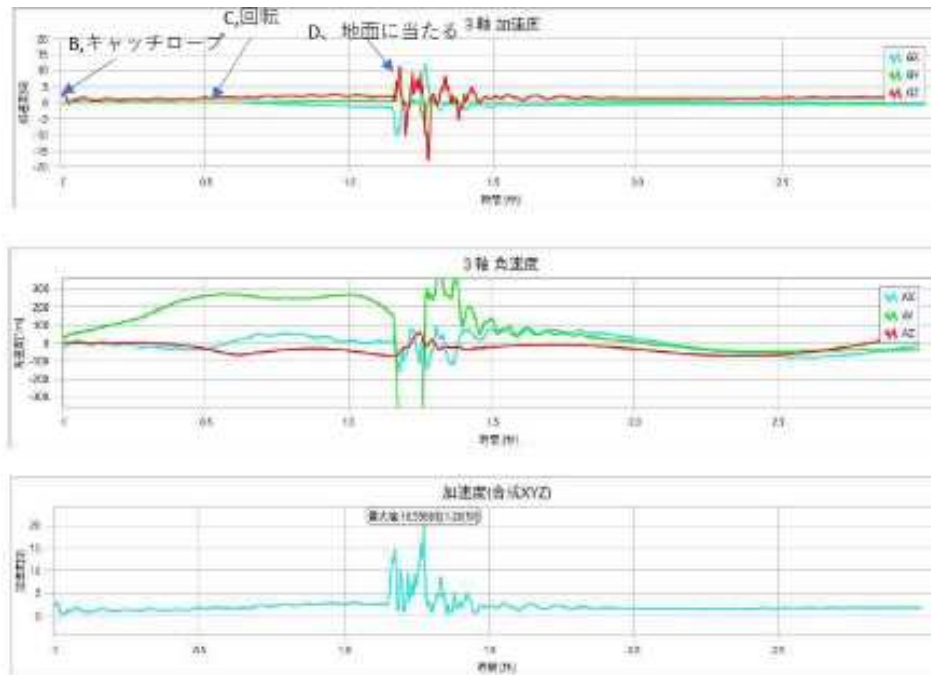


図 1-5-2-1-c-2.1 固定翼機キャッチ試験時の加速度等計測波形

1-6-2-d. 固定翼機射出及び受け止め試験（2021年度実施内容）

固定翼機の落下分散や対人衝突安全の評価に必要な落下時の速度、衝突時の速度、失速時の速度等のデータを射出装置と受止装置を組み合わせることで、簡便に安全に計測する試験法を検討するため、固定翼無人航空機の射出発射装置及び受け止め装置を開発、それらを用いた試験法を開発した。

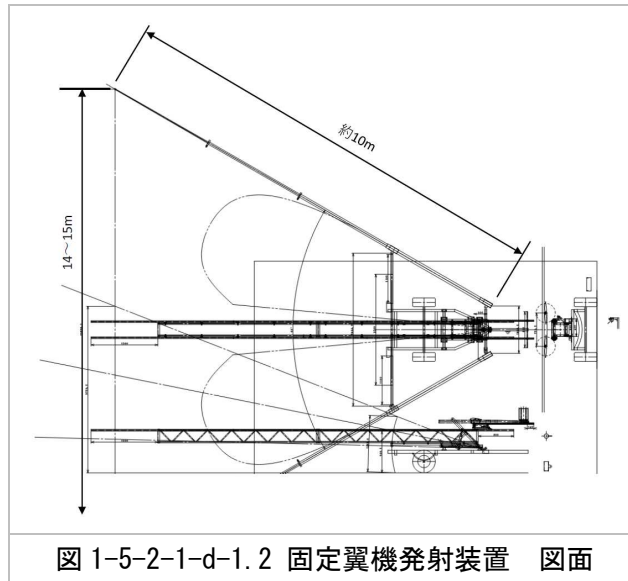
(1) 固定翼機発射装置開発

射出試験用に、迎え角 11 度、射出速度約 12m/s で供試体を射出可能な、トレーラー型のカタパルト式射出装置を開発した。本装置は、移動および風向きに対応した方向転換を容易にするため、牽引トレーラー上に設置の上、油圧式の射出角度調整機構と、電動式ウィンチを搭載した。また、本装置において、カーボン支柱の“しなり”特性を利用したが、これに先立ち、太さや長さが異なる複数のカーボン支柱を製作し、引張試験を実施した。この引張試験の結果、この射出装置の最大引張荷重（最大打ち出し力）は 130kgf 程度で、それ以上の荷重をかけるとカーボンの支柱の 1 番竿（先端側）が破損することが分かっている。

射出装置の写真を図 1-5-2-1-d-1.1、図面を図 1-5-2-1-d-1.2 に示す。



図 1-5-2-1-d-1.1 固定翼機発射装置 写真



(2) 固定翼機受け止め装置開発

図 1-5-2-1-d-2.1 に示す受け止め装置を製作した。受け止めネットの幅は 20m 、長さ 20m で、ポール的高度やロープの長さを調節することで、高さ 2~10m に変化可能な構造とした。

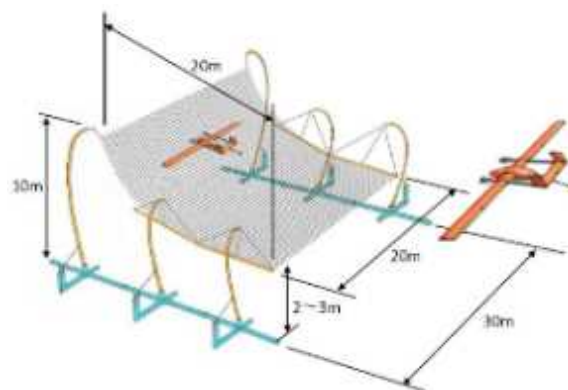


図 1-5-2-1-d-2-1.1 固定翼機受け止め装置の概要



図 1-5-2-1-d-2-1.2 固定翼機受け止め装置の設置風景

(3) 固定翼機射出及び受け止め試験

固定翼機の落下分散や対人衝突安全の評価に必要な落下時の速度、衝突時の速度、失速時の速度等のデータを射出装置と受止装置を組み合わせることで、簡便に安全に計測する試験法を検討した。

(3-1) 射出装置の調整と性能計測試験

機体の射出試験に先立ち、射出装置のポールの太さや長さ、先端ロープの長さ、ポール開き角度を変化させて、ドリーの引張荷重を計測（表 1-5-2-1-d-3-1.1）、今回の射出試験では安全性を考慮して、引張荷重（打ち出し力）が 120kgf 程度になる設定で実施することとした。

表 1-5-2-1-d-3-1.1 射出装置の仕様と射出力計測結果

試験 No.	射出装置の仕様					計測結果		備考
	1 番ポール	2 番ポール	3 番ポール	ポール開 き角度 (°)	ロープ 長 (m)	引張距 離(m)	最大引 張荷重 (kgf)	
①	初期品	初期品	初期品	62	11.0	未計測	130 以上	左 1 番ポール破損
②	長く弱い	0.7mm外 径削り	↑	↑	↑	6.5	57.6	
③	初期品	↑	↑	↑	↑	6.5	91.6	
④	↑	↑	0.4mm外 径削り	↑	↑	7.5	109.5	
⑤	↑	↑	0.6mm外 径削り	↑	↑	8	135.5	
⑥	↑	↑		↑	↑	8.3 (最 大)	129.0	
⑦	↑	↑		↑	↑	↑	121.0	
⑧	↑	↑	1.1mm外 径削り	↑	↑	↑	121.0	11/19 射出試験に適 用
⑨	↑	↑	↑	↑	↑	↑	162.0	右 1 番ポール破損
⑩	100mm 長 く強い	↑	↑	90	15.2	↑	96.4	
⑪		↑	↑	↑	15.1	↑	99.8	
⑫	短く弱い	↑	↑	↑	15.0	↑	70.1	
⑬		↑	↑	↑	14.0	↑	80.2	
⑭	標準長さ 強い	初期品	↑	↑	13.0	↑	105.8	
	↑	↑	↑	↑	15.0	↑	115.5	
	↑	↑	↑	↑	14.7	↑	140.0	
	↑	↑	↑	↑	14.9	↑	122.8	11/26 射出試験に適 用
	↑	↑	↑	↑	13.0	↑	121.1	11/29～2/9 射出試 験に適用

(3-2) 射出及び受け止め試験

射出装置と受け止め装置を用いて、ベニヤ合板で製作した無動力機体、1-6-3 「固定翼無人航空機の安全性能に関わる耐空強度及び飛行試験計測法の検討」で述べる、産総研開発の固定翼無人航空機（舵固定・無動力）、同機（動力飛行）、同機（動力飛行・重りあり）を対象に、試験を実施した。いずれも場合も、機体に小型計測器を搭載、3 軸加速度と 3 軸角速度を計測した。

その結果、本射出装置の固定翼無人航空機の基本的な発射性能と、本受け止め装置の受け止め及び衝撃吸収性能を確認することができた。なお、基本的に射出装置は風上に向けて機体を射出すべきであるが、無風時や、何らかの理由で追い風での射出が必要となる場合まで考慮すると、現状の射出装置の能力をさらに向上させることが望ましいと考える。

以下に、そのうちの固定翼無人航空機（動力飛行）の射出及び受け止め試験結果を示す。

《試験目的》

カタパルトをネットから 50 m離れた位置に設置し、カタパルト離脱後にネットまで動力飛行して、ネットで問題なく受け止められるかを確認する。

《試験条件》

- ・ カタパルト先端からネットまでの距離： 約 50m
- ・ カタパルト最大張力： 121kgf (1186N)
- ・ 発射角度： 11°



図 1-5-2-1-d-3-2.1 固定翼機射出～飛行～受け止めまでの様子

①射出状況

- ・ 発射の前からスロットル:25%程度でモータを回した状態で待機し、発射と同時にフルスロットル
- ・ 加速、離脱は問題なし
- ・ 発射速度： 12.5m/s (45.0km/h)
- ・ 発射時の最大加速度： 5.9G
- ・ カタパルト離脱して上昇し水平飛行に移行することができた

②飛行状況

- ・ 離脱直後は修正操舵することなく安定して上昇
- ・ その後、進路が左にずれたため、エルロンで修正
- ・ 飛行中の最高速度はネット突入直前に 15.7m/s (56.5 km/h)
- ・ 最高高度 8m
- ・ カタパルトとネットの中間地点でスロットルを 50% に、ネット突入直前にスロットルを 20% に下げて、エレベーターフルアップで降下しながらネットに突入

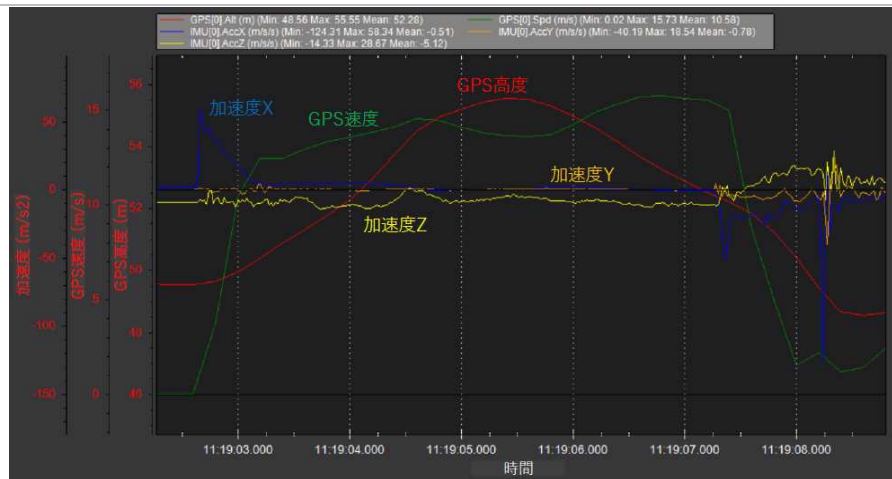


図 1-5-2-1-d-3-2.2 飛行時データ



図 1-5-2-1-d-3-2.3 飛行時経路



図 1-5-2-1-d-3-2.4 飛行の様子

③受け止め状況

- ・ ほぼネット中央に突入し、その際の前後方向減速度は約5G
- ・ ネット受け止め後に機首が地面に接触し、その際の前後方向減速度は約13G
- ・ 飛行距離（カタパルト先端から機体が静止した位置までの距離）：55m
- ・ ネットの衝撃吸収性能は十分にあることが分かった



図 1-5-2-1-d-3-2.5 受け止めの様子

1-6-2-e 考察

固定翼ドローンの飛行特性を計測するためには、滑走路を含む広い空域を確保する必要があるが、国土の 67%を山地が占める日本では、産業規模の割に試験場所が少ないのが現状である。この国土的ハンディキャップを克服するために、今回試験を実施した三重県鳥羽市の山奥の山地でも飛行試験が可能な射出装置と受止装置を組み合わせた飛行特性試験装置が果たす役割は大きいと期待される。

1-6-3 固定翼無人航空機の安全性能に関わる耐空強度及び運用限界飛行試験計測法の検討

固定翼無人航空機の見視外及び第三者上空での安全安心な離発着と飛行、また万が一の墜落・落下時の危害低減を目的とし、無人航空機翼の耐空強度基準及びその評価試験法を開発すると共に、得られた知見を用いて、飛行試験を実施、飛行性能の計測法を開発した。

1-6-3-a 無人航空機(固定翼)の製造手法と精密板金型でのシートワインディング(SW)製造手法

固定翼無人航空機に最適な翼及びその試験法を開発を念頭に、炭素繊維複合材を用いた固定翼機の製造法及び精密板金型でのシートワインディング(SW)製造法を開発を実施し、試験供試体を製作、試験飛行を実施した。

(1) 炭素繊維(カーボン)翼の製作

無人航空機の固定翼の製造手法を図 1-5-3-a-1.1～図 1-5-3-a-1.4 に示す。



図 1-5-3-a-1.1

精密板金型 (左; 構造、右; 外皮溶接)



図 1-5-3-a-1.2

SW 製法による炭素繊維シート巻き付け



図 1-5-3-a-1.3

炭素繊維シートの精密板金型への巻き付け成形



図 15-3-a-1.4

加熱成形後完成品

上述の翼を加工、組み立て、製作したメインボディ及び水平尾翼、垂直尾翼、機体後部ボディ、ラダー等と組み合わせ、バッテリーを搭載、試験供試体(図 1-5-3-a-1.5)とした。



機体サイズ: 全長 1600mm、翼長 3500 mm
バッテリー: 12 セル 5200mA 4 本
推力: ダクテッドファン JP90 6.1Kg 2 台
機体重量: 12Kg

図 1-5-3-a-1.5 試験供試体 完成品

(2) 飛行試験

2021年2月19日(金) 15:00、三重県鳥羽市株式会社ホーペック第2工場敷地内にて、(1)で述べた試験供試体を用い、ラジオコントロール装置による飛行試験を実施。良好な飛行結果を得たが、着陸後、障害物に衝突し機体一部破損。ただし、(1)で開発した主翼には全く損傷がなかった。

1-6-3-b 耐空強度試験の検討

固定翼無人航空機翼が具備すべき性能基準検討のため、1-6-3-a で開発された翼を用いて、構造強度評価試験を開発した(図 1-5-3-b. 1)。なお、負荷試験手順は下記の通り。

【負荷試験手順】

- ①主翼固定用のフレームを準備する。
- ②幅は主翼と同じ位置に固定フレームを調整する。
- ③主翼はあらかじめホイスト等で軽く吊り上げておく。
- ④荷重計と変位計組込みの電動ジャッキを準備し収まる高さとする。
- ⑤主翼には負荷に耐えられる強度の負荷ステーを取り付ける。
- ⑥主翼の荷重を上下どちらからの方向からも負荷出来ること。
- ⑦主翼を負荷する時、最適な荷重点を探すため、負荷点を変更してデータ測定する。



図 1-5-3-b. 1 カーボン主翼の耐空強度試験

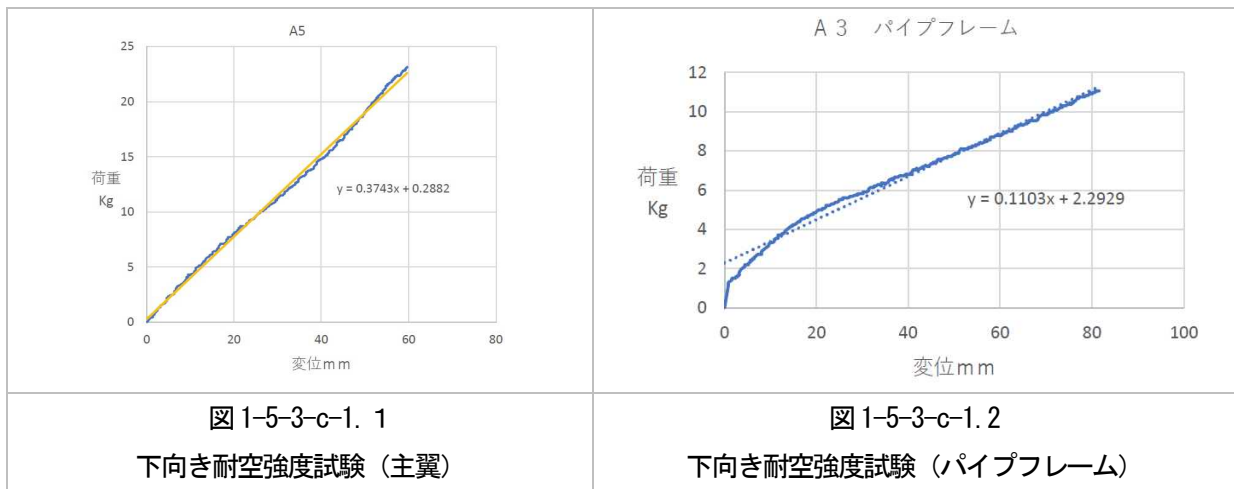
1-6-3-c 耐空強度試験結果

1-6-3-a で製作した試験供試体翼について、1-6-3-b に述べた耐空強度試験を実施した。

(1) 主翼下向き計測結果

主翼及びパイプフレームに対して、下向きに負荷をかけて実施した、耐空強度試験の結果を、図 1-5-3-c-1. 1～2 に示す。

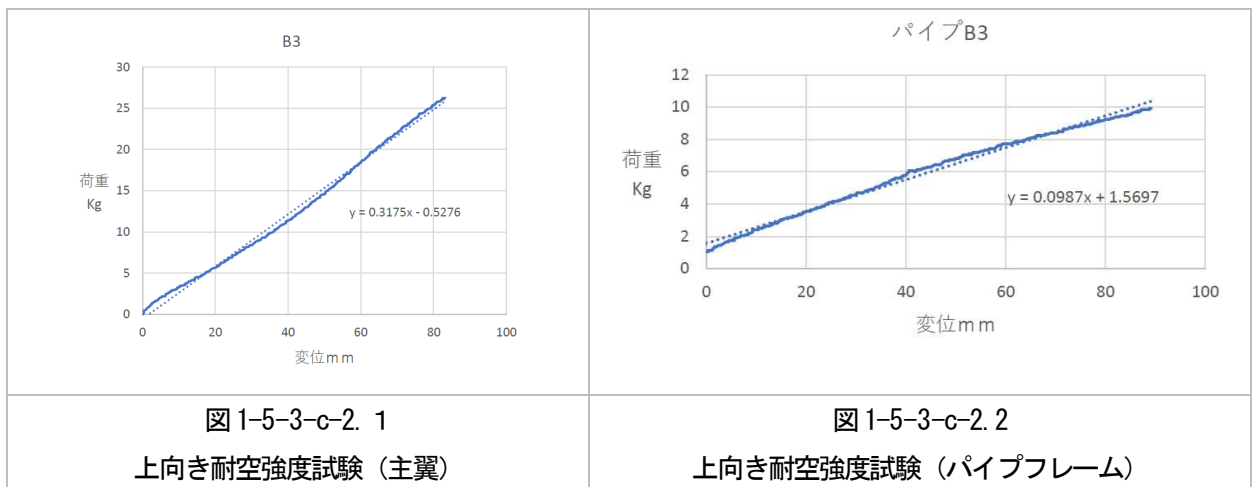
- ・ 20 kg の負荷で 50mm の変位、傾きは $y = 0.3743x$
- ・ パイプ単品強度は同様に $y = 0.1103x$ で主翼の 1/3 程度の強度
- ・ 強度的な余裕は残っている。



(2) 主翼上向き計測結果

主翼及びパイプフレームに対して、↑向きに負荷をかけて実施した、耐空強度試験の結果を、図 1-5-3-c-2. 1～2 に示す。

- ・ 20 k g の負荷で 50mm の変位であり傾きは $y = 0.3175x$ であった。
- ・ パイプ単品強度は同様に $y = 0.0987x$ で主翼の 1/3 程度の強度であった。
- ・ 下向きとほぼ同じ剛性であった。
- ・ 強度的な余裕は残っている。



1-6-3-d 固定翼無人航空機の安全性能に関わる飛行試験計測法の検討

無人航空機に求められる飛行性能評価に向け、上記 1-5-3-a～c の知見を基に、固定翼無人航空機の供試体を製作した。本供試体を用いて、飛行試験を実施し、落下分散や対人衝突安全の評価に必要な落下時の速度、衝突時の速度、失速時の速度等のデータ、最小旋回半径を計測した。また、万が一の墜落・落下時の落下分散範囲を狭くする安全対策として、旋回滑空による落下とパラシュート開傘による落下の試験を実施した。

(1) 固定翼無人航空機供試体製作

試験供試体として計 3 機の固定翼無人航空機体を製作した。

図 1-5-3-d-1.1～3 に各機体の外観写真、表 1-5-3-d-1.1 に、スペックを示す。



図 1-5-3-d-1.1 2 号機外観



図 1-5-3-d-1.2 3 号機外観



図 1-5-3-d-1.3 4 号機外観

表 1-5-3-d-1.1 各機体スペック

	2 号機	3 号機	4 号機
翼長 (mm)	3720	3320	3720
全長 (mm)	2150	2150	2150
翼面積 (m ²)	1.20	1.14	1.20
アスペクト比	11.4	10.8	11.4
重量 (kg)	19.0	18.6	17.0
翼面荷重 (kg/m ²)	15.8	16.3	14.2

主翼、尾翼、胴体の構造は、全て炭素繊維強化プラスチック（CFRP）で製作した。

主翼、尾翼には、精密板金型を製作し、その金型に炭素繊維を巻き付けて成型するシートワインディング SW) 製法を用いた。なお、両翼端をフレームに固定した状態で、2、3、4 号機の主翼中央に +40kgf、-20kgf の負荷を与え、主翼の変形量を計測する耐空強度試験を実施した結果、各翼共に破損等はなく、十分な強度を有することを確認した。図 1-5-3-d-1.4～6 に、そのうちの 2 号機の試験の様子及び負荷時の主翼変形量を例示する。

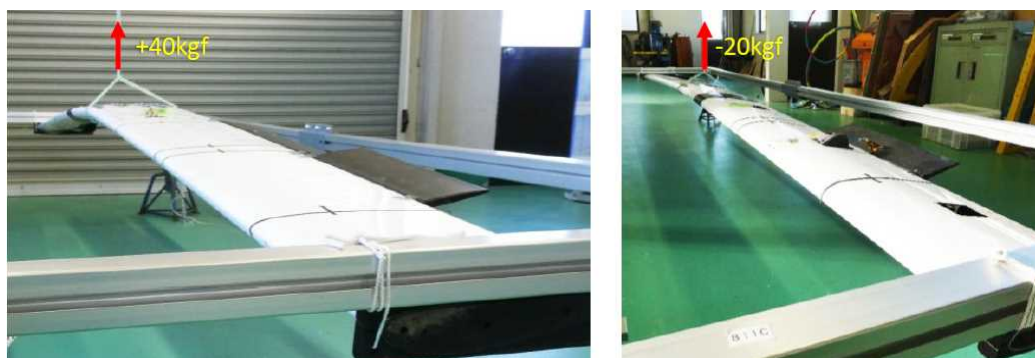


図 1-5-3-d-1.4 2 号機の耐空強度試験の様子

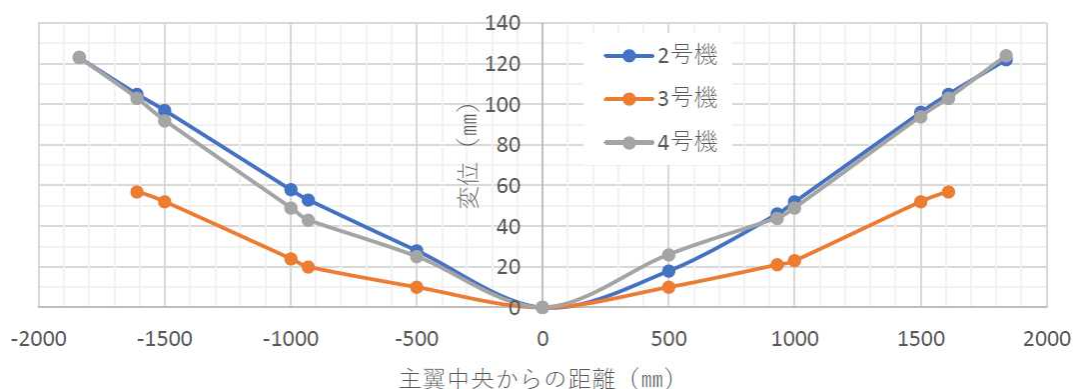


図 1-5-3-d-1.5 +40kgf 負荷時の主翼の変形

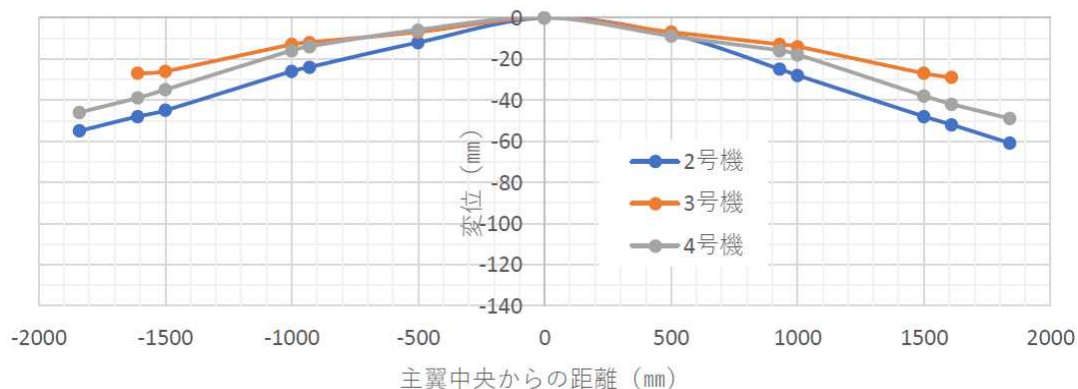


図 1-5-3-d-1.6 -20kgf 負荷時の主翼の変形

胴体については、直径 $\phi 60$ の CFRP パイプで製作し、アルミ製の部品を介して主翼と結合する構造とした。動力として、機首に外径 50 mm のモータを 2 機搭載した。異なる直径のプロペラを用いて（直径 17～20 インチ）、静止推力を計測した結果、モータ 2 機合計の最大推力は、装着するプロペラによって異なり、9.15～12.5kgf であった。尾翼構造は、尾翼を固定したまま胴体後部を取り外し可能な構造とした。バッテリーは、3 セル 6000mAh のリチウムイオンバッテリー 2 個とモータユニットを一体構造として、左右胴体パイプ内にそれぞれ搭載した。搭載機器は 2～4 号機共通で、動力用の電動モータを 2 機搭載し、自動操縦のため、GPS を含む各種コントローラーおよびセンサを搭載した。機体制御用のファームウェアとしては、ArduPilot を適用した。この ArduPilot を機体のフライ

トコントローラーと地上局 PC に適用することにより、指定したコースの自律飛行や自動離着陸を可能にした。また、タブレット機能を持つ送信機を採用し、送信機にも ArduPilot を適用した。

なお、上記のとおり製作した固定翼機の飛行性能と自動操縦機能が妥当であるかを確認するため、試験飛行を実施したところ、機体の基本性能と制御の設定については大きな問題がないことを確認することができた。

(2) 固定翼機の落下分散試験の検討

無人航空機の落下時のグランドリスクを考える際の指標となる、落下分散を測定する試験を検討するため、1-6-3-d で製作した固定翼機を用い、落下分散試験（滑空試験、旋回試験、パラシュート降下試験）を実施した。

(2-1) 滑空試験

本試験においては、無人航空機滑空時の落下滑空距離の測定及びその方法の検討を目的とした。

飛行中のシステムフェールを想定して、動力をカットした状態での滑空性能を計測した。1-5-3-d-1 で述べた 3 号機を使用して、高度:100~130m まで上昇後にスロットルを OFF し、ダイブ角を変えて 3 回の滑空試験を実施した。飛行コースを図 1-5-3-d-2-1.1 に、図 1-5-3-d-2-1.2 に、試験飛行記録表（高度と速度）を示す。

今回の飛行では完全に安定した滑空状態を実現できていないが、計測したデータから滑空比を求めると、試験時の滑空比は 3.5~7 程度で、最良滑空比は 7 程度であると推測される。



図 1-5-3-d-2-1.1 滑空試験飛行コース

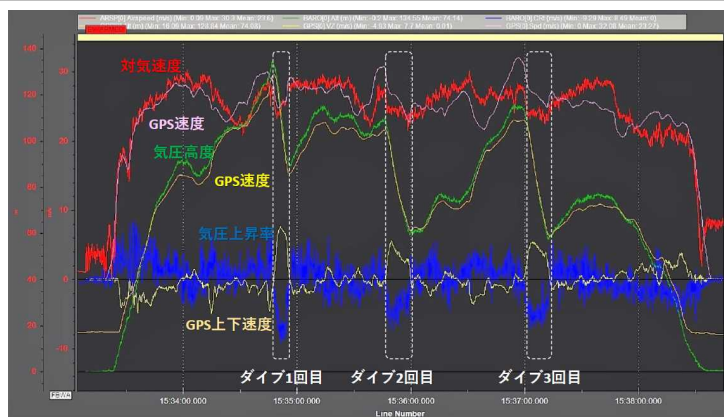


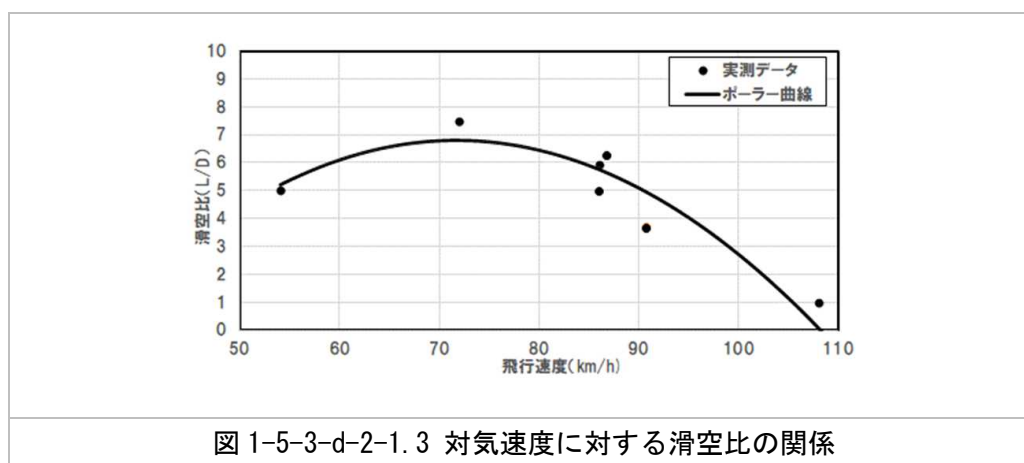
図 1-5-3-d-2-1.2 滑空試験データ

本滑空飛行の、3回のダイブにおいて、図 1-5-3-d-2-1.2 に示す滑空状態が安定した区間の平均値を読み取り、その平均値から滑空比と沈下速度を求めた。ただしデータには誤差が多分に含まれるため滑空比については複数の計算式から算出した。計算結果を表 1-5-3-d-2-1.1 に、対気速度に対する滑空比の関係を図 1-5-3-d-2-1.3 に、対気速度に対する沈下速度の関係を図 1-5-3-d-2-1.4 に示す。計測点が少なく精度には難があるものの、この結果から、3号機の最良滑空比は対気速度 24.2m/s で 7.0 程度、最小沈下速度は 3.7m/s 程度であると推測される。

なお、折ペラを装着していたにも関わらず、滑空時にプロペラが折りたたまれることなく空転していた。これは、スロットル最小の場合にモータにブレーキをかける設定としていなかったためであるが、もしブレーキをかける設定にしていればプロペラが折りたたまれて、滑空比はさらに向上し、沈下率も小さくなると思われる。

表 1-5-3-d-2-1.1 滑空比計算結果

		ダイブ 1 回目	ダイブ 2 回目	ダイブ 3 回目
グラフ 読取值	平均対気速度 : Vas (m/s)	24.6	24.1	23.9
	平均 GPS 速度 : Vgps (m/s)	25.2	25.3	26.3
	気圧高度差 : Hbaro (m)	32.5	32.6	39.9
	GPS 高度差 : Hgps (m)	31.5	28.7	36.7
	平均気圧上昇率 : CR (m/s)	-6.75	-3.86	-4.83
	平均 GPS 上下速度 : Vz (m/s)	6.81	3.5	4.48
	区間時間 : T (s)	4.45	8.55	8.25
滑空比 計算値	Vas/CR	3.66	6.24	4.95
	Vgps/Vz	3.70	7.23	5.87
	Vas*T/Hbaro	3.37	6.32	4.94
	Vgps*T/Hgps	3.56	7.54	5.91
	平均	3.57	6.83	5.42



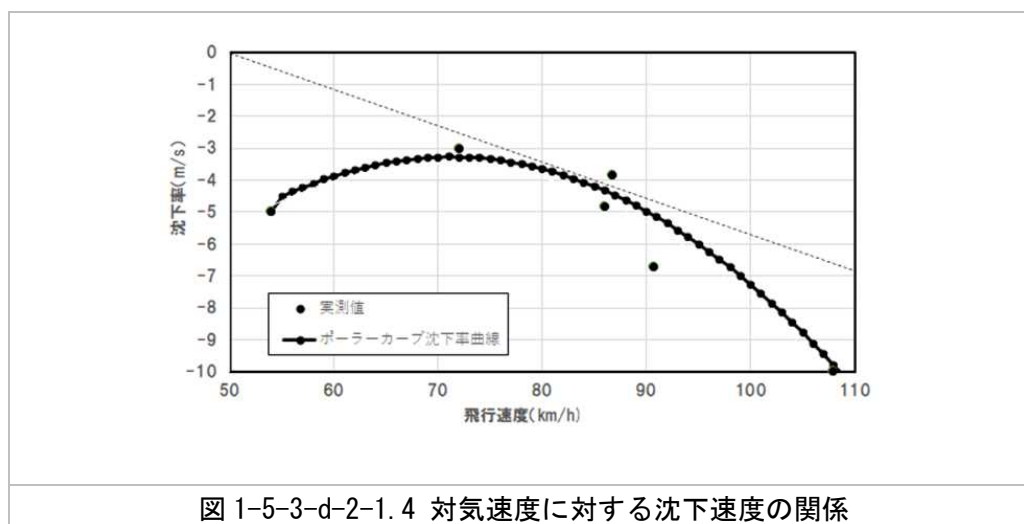


図 1-5-3-d-2-1.4 対気速度に対する沈下速度の関係

実験機の揚抗比曲線を図 1-5-3-d-2-1.3 に示す。実測値が飛行速度 85km/h に多いのはこの近辺の飛行速度がこの機体最良滑空速度であり巡航速度となっているためであることが、図 1-5-3-d-2-1.4 からわかる。この沈下率曲線の最大値が最小沈下速度であり、原点からの直線の接点が最良滑空速度を示している。失速に至った実測値と、巡航飛行時の時速 85km 付近の実測値と、全飛行を通じた最高速度 108km/h を表 1-5-3-d-2-1.1 のデータに加えて図 1-5-3-d-2-1.3 にプロットし、2 次関数近似を行った。本来、ポーラーカーブは、低速域での高迎角による前面投影面積増加による空気抵抗値の増大に寄与する三角関数と高速域の速度の 2 乗に比例する空気抵抗値の増加の合成関数であるが、原点付近における三角関数と 2 次関数の近似性を利用し 2 次関数近似でポーラーカーブ関数を記述する手法により産業での利用を促進する手法とすることを目指した。以下にその導出方法の詳細を示す。

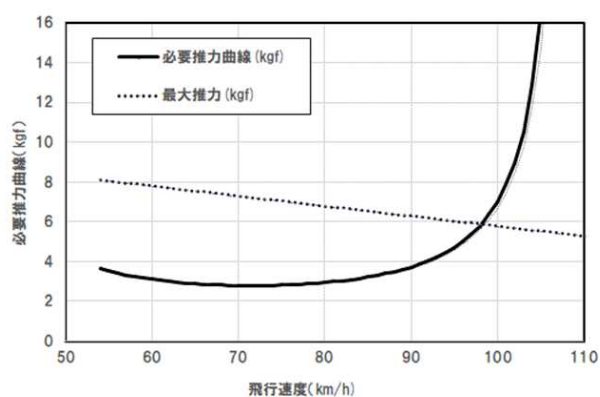


図 1-5-3-d-2-1.5 必要推力曲線

図 1-5-3-d-2-1.5 に、必要推力曲線を示す。必要推力曲線の導出は、以下の通りである。

$$D = C_D (1/2) \rho V^2 S = T_r \quad \dots (1)$$

$$L = C_L (1/2) \rho V^2 S = W \quad \dots (2)$$

L: 揚力、D: 抗力、T: 水平飛行に必要な推力、W: 重力、 ρ : 大気密度、V: 対気速度、S: 翼面積、 C_D : 抗力係数、 C_L : 揚力係数。

(1)、(2) 式より、

$$T_r = W / (C_L / C_D) \quad \dots (3)$$

の関係が成り立ち、実測の揚力抗力比曲線から図 1-5-3-d-2-1.5 の必要推力曲線が得られる。

最大推力曲線は、実測の静止推力とプロペラメーカーが開示しているデータにより計算されている。

飛行運用の限界性能として、これ以上上昇できない速度は運用限界を示しており、その限界範囲内での運用が義務付けられるため、上昇率は重要な性能評価軸の一つである。上昇率は、対気速度 V と上昇角 θ との間に、 $\omega = V \sin \theta$ 、 $L = W \cos \theta$ の関係が成り立っている。機体に備わっている推力を T_a とすると、

$$(T_a - D)V = W \sin \theta \quad \dots (4)$$

となり、 ω は、

$$\omega = (T_a - D)V / W \quad \dots (5)$$

と上昇率の対気速度依存性が計算でき、その結果を図 1-5-3-d-2-1.6 に示す。本実験機の場合、最小沈下速度で最大上昇率を示し、プロペラの推力の限界から最大推力で上昇しない水平飛行で最良滑空速度が巡航速度になっていることがわかる。これらの性能評価は、実際の飛行のウェイポイント間の安全な飛行速度を設定する上で必要なパラメータとなる。

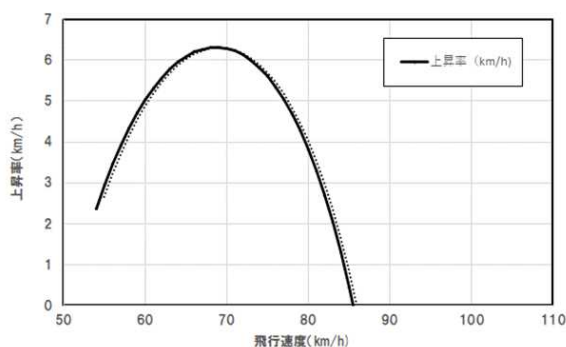


図 1-5-3-d-2-1.6 固定翼ドローンの上昇限界と速度の関係

(2-2) 旋回試験

本試験においては、無人航空機旋回時の最小旋回半径の計測及びその方法の検討を目的とした。

【1 回目】

2 号機を用い、FBWA モードで実施。対気速度:23.27m/s で、最大バンク角約 40° の安定した旋回ができることを確認した。最小旋回半径は約 70m であった。

【2 回目】

3 号機を用い、指定した高度で定常旋回を維持する自動操縦モード:RTL モード(リターンモード)を使い、高度は 100m、旋回半径:100m、旋回中心を離陸位置(ホームポジション)に設定の上、機体の旋回特性を計測した。離陸位置から約 400m 方で RTL モードに切り替えたところ、旋回半径約 50m、50° 以上のバンク角で急旋回してホームポジションに向かい、その後ホームポジションを中心に安定した定常旋回に入った。旋回中の平均高度:101m、旋回半径:100~110m、平均速度:26.5m/s、平均バンク角:32° であった。

図 1-5-3-d-2-1.1 に、本試験の飛行コース、図 1-5-3-d-2-1.2 に定常旋回中の高度、速度、ロール

角計測値を示す。

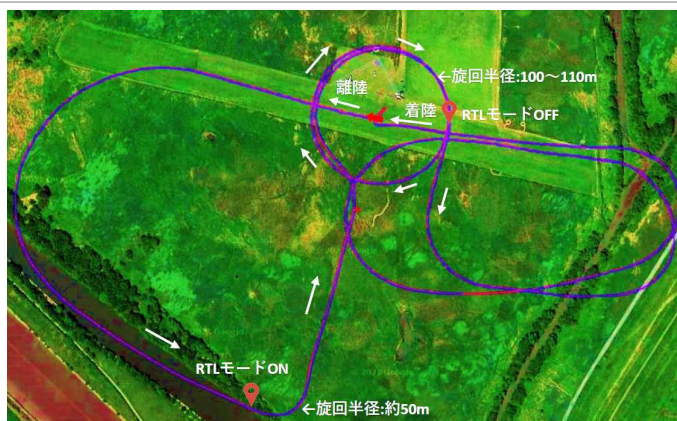


図 1-5-3-d-2-1.1 旋回試験（2 回目）飛行コース

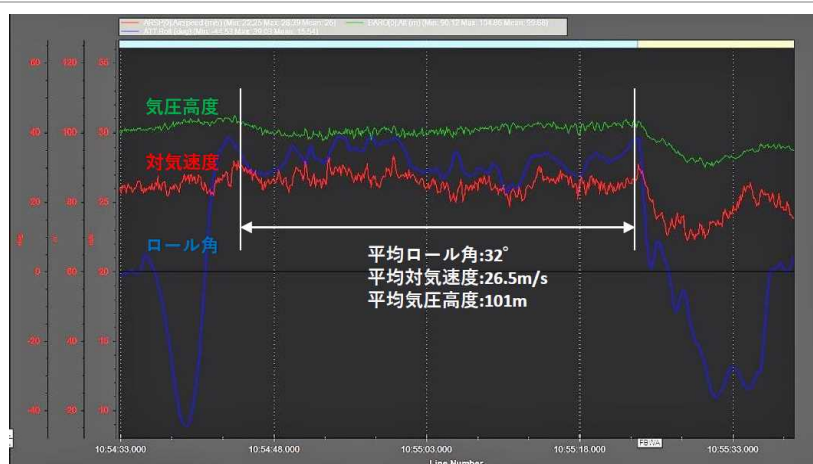


図 1-5-3-d-2-1.2 旋回試験（2 回目）定常旋回中の高度、速度、ロール角計測値

【3 回目】

3号機を用い、指定した高度で定常旋回を維持する自動操縦モード:RTL モード(リターンモード)を使い、高度は 100m、旋回半径:7m5、旋回中心を離陸位置(ホームポジション)に設定の上、機体の旋回特性を計測した。離陸位置から 500m 遠方で RTL モードに切り替えたところ、 50° 以上のバンク角で急旋回してホームポジションに向かい、その後、ホームポジションを中心に安定した定常旋回に入った。定常旋回中の高度約 100m、旋回半径:75~80m、速度約 29m/s、バンク角: 35° ~ 50° (平均 42°)であった。

(2-3) パラシュート降下試験

本試験においては、無人航空機の電源消失などにおいて、パラシュートを使用した場合の落下分散の測定及びその方法の検討を目的とした。

【1 回目】

高度 100m まで上昇し、目標地点(滑走路脇の茂み)に着地するよう、風向きを考慮してスイッチ操作にてパラシュートを展開した。補助パラシュート、メインパラシュートともに機体に干渉することなく展開した。展開直後の減速度(前後 G)は約 7G であった。展開後に着地するまでの時間

は 19 秒で、平均降下速度は計画通り約 5m/s あった。展開後に風に流されて北西方向に約 100m 移動したが、ほぼ目標地点に着地した。着地時の衝撃は、前後約 5G、上下約 4G、左右約 2.5G で、機体の損傷は無かった。

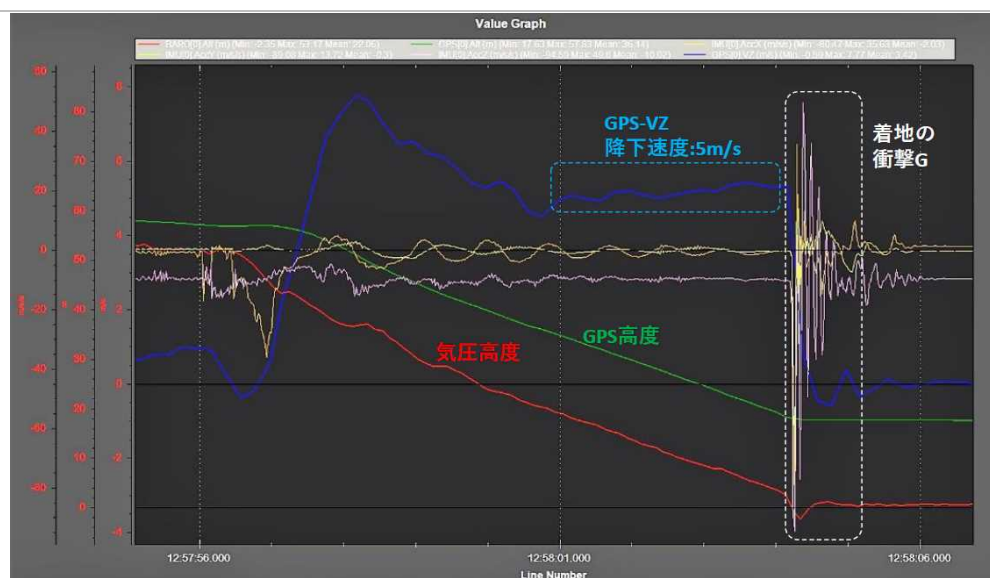
【2 回目】

1 回目の結果を受け、滑走路内に着地させるべく試験を実施した。ほぼ無風だったため、目標地点である滑走路の真上、高度約 50m でパラシュートを展開した。補助パラシュート、メインパラシュートともに機体に干渉することなく展開した。メインパラシュート展開により機体は急減速し、この時の減速度は約 4G で 1 回目試験時の 7G よりも小さかった。展開後に着地するまでの時間は 8 秒で、降下速度は 1 回目試験時と同等の約 5m/s であった。無風であったため、展開地点から風に流されることなくほぼ真下に降下し、予定通り滑走路内に着地した。着地時の衝撃は、草地に着地した前日より大きく、前後約 8G、上下約 9G、左右約 9G で、脚の支柱が一部破損した。

図(1-5-3-d-2-3.1 に、本試験の飛行コース、 図 1-5-3-d-2-1.2 に試験中の高度、速度、ロール角計測値、図 1-5-3-d-2-3.3 に試験写真を示す。



図(1-5-3-d-2-3.1 パラシュート試験（2 回目）の飛行コース



図(1-5-3-d-2-3.2 パラシュート試験（2 回目）の高度、速度、ロール角計測値



図 1-5-3-d-2-3.3 パラシュート試験（2 回目）試験写真

1-6-3-e 考察

国土の 67%が山地で海に囲まれた日本は、長い滑走路と場周飛行を可能にするための広い敷地という条件が揃いにくい。このため滑走路や広い敷地を不要とする固定翼ドローンの射出装置と受止装置を組み合わせた飛行特性計測装置の開発を実施した。飛行特性計測に必要な供試体固定翼ドローンの開発過程を通じて、固定翼ドローンの性能評価を実施した。航空機では、開発及び運用に必要な運用限界性能の評価は、適合性評価の性能評価と中身は同じなので、航空法機体認証適合性評価のロールプレイともなっている。固定翼ドローンの場合は、ポラークラブの測定から必要推力曲線を導出し、推力曲線との差分をとる計算により上昇率の飛行速度依存性などの運用限界を連続的に示す関数が導出される。通常、滞空証明にはこれらの計算を行った飛行特性関数のデータを審査することから、その方法を示した。その評価手法として、産業界で低コストで計算が可能のように 2 次関数近似を用いて最小 2 乗フィッティングによる関数導出を用いた。扱いやすい 2 次関数近似を用いることにより、産業界で使いやすい飛行運用限界速度計算手法が開発できた。これを用いれば、耐空証明や型式認証の適合性評価の審査における D&R や CONOPS のための実測データになるだけでなく、開発現場の効率化と技術向上促進にも寄与することができる。

1-6-4 固定翼無人航空機の飛行速度運用限界試験法の検討(2020/2021 年度) 産総研

短距離離着陸が可能な低翼面荷重固定翼無人航空機は、高い利便性が期待されており、当プロジェクトにおいてもその耐空性能評価を実現する為に必要とされる要求事項や試験等の手順書の開発に取り組んでいるところであるが、今回、低翼面荷重固定翼無人航空機が具備すべき性能基準とその評価手順についてさらなる研究開発を実施し、評価方法の手順書化を検討した。

「各種性能評価研究開発」に関し、低翼面荷重固定翼無人航空機の安全等にかかる性能基準作成を目的に、その性能評価手法を開発、固定翼無人航空機の性能評価手順書化について検討したとともに、それらをまとめた。関連する国内外の情報等を必要に応じて調査し、また、試験準備・試験実施・試験データ取得・試験データ整理・記録等の一連の試験関連作業の情報共有を通じて、必要な情報を収集し、方策をとりまとめて実施した。

下記①～③の通り飛行試験を実施、低翼面荷重固定翼無人航空機の飛行限界性能評価について検討した。その他の試験条件は、低翼面荷重固定翼無人航空機の性能評価手法を手順書化する際に必要とされる条件を考慮しとりまとめた。

① 飛行性能試験

リニアアクチュエーター装備後の最高速度、巡行速度、失速速度等を測定。

試験場所：北海道 鹿部飛行場



図 1-5-4-1 飛行エリア



図 1-5-4-2 地上局のメイン画面

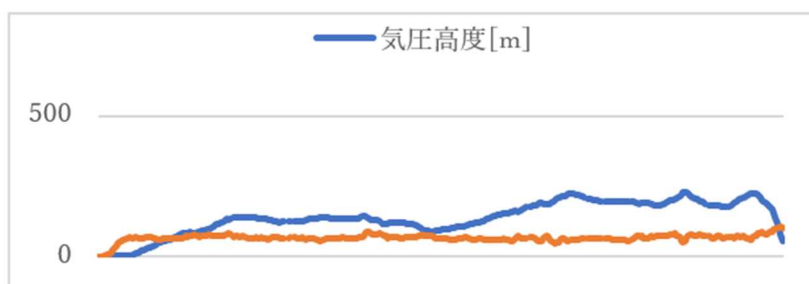


図 1-5-4-3 手動操縦時の高度と速度

② 外的環境検証試験

安全飛行に必要とされる気象条件を確認するため、上空での限界風速度や雨天時の飛行限界を調査した。結果は以下の通り。

- 高度 149m、風速 3m/s 程度の環境では問題なことが確認できました。
- 天候に関しては、雨天時には未実施。

③ ラダー等による最小旋回半径の計測

落下分散を導出するため、ラダー等による最小旋回半径の計測を実施しました。これは、線電源喪失などの異常時に、落下範囲を狭めグランドリスクを低減する安全方策の検証の一つである。結果は以下の通り。

- 旋回半径 80m 程度で旋回できることを確認。



図 1-5-4-4 旋回半径 80m 程度の軌跡



図 1-5-4-5 飛行試験時の計器画面の速度表示（左）と高度表示（右）

運用限界速度の評価に関する考察

本プロジェクトでは、FAA 基準や ASTM F3478-20 を参考にして、具体的な試験方案の策定・検証を進めている。FAA の D&R ベース安全基準には、運用限界の確認は重要なファクターの一つとなっている。

UAS300 番台の条項は、機体レベルの飛行試験により、運用限界の確認、飛行性・操縦性の確認などを求めることを目的としており、ASTM F3478-20 に規格化されている。

航空機の運用限界は、飛行時の航空機の安全、強度破壊や構造破壊、変形による機能損失や、飛行の安全を確保するための操縦操作範囲の決定のために不可欠な性能評価物性値である。ウイングアンドアロー構造の矩形翼航空機の運用限界を構成する理論値の計算法は確立されているが、本試験を実施した低翼面荷重固定翼無人航空機は、揚力中心が分布を持つなど矩形翼と異なる性質を持つデルタ翼で無尾翼構造のカイト翼とウイングアンドアロー構造の胴体を組み合わせた独特の構造を有しているため、新たな計算法の確立が必要となる。このことから、カイト翼に対して空力的影響の少ない独立した胴体となる重心物体がぶら下がっている構造と考えると、カイト翼の揚力抗力比曲線（L/D 曲線、揚抗比曲線、ポーラーカーブとも呼ばれる）から必要推力曲線が計算できるようになる。必要推力曲線導出法については、まず L/D の抗力と揚力をそれぞれ以下のように表す。

$$D=C_D(1/2)\rho V^2S=Tr \quad \cdots (1)$$

$$L=C_L(1/2)\rho V^2S=W \quad \cdots (2)$$

L:揚力、D:抗力、T:水平飛行に必要な推力、W:重力、 ρ :大気密度、V:対気速度、S:翼面積、 C_D :抗力係数、 C_L :揚力係数。

本試験に用いた機体のカイト翼の製造メーカは、実測した揚力抗力比のデータを提供しており、そのデータから得られたカイト翼の揚力抗力比曲線を図 1-5-4-6 に示す。

揚力抗力比曲線から計測される最良滑空速度を青丸、最低沈下速度を赤丸で示す。

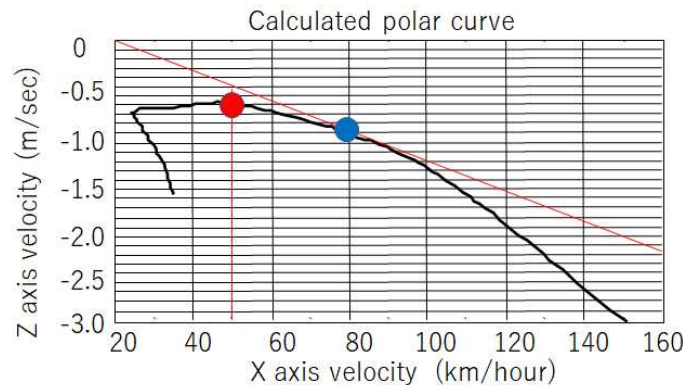


図 1-5-4-6 揚力抗力比曲線と裁量滑空速度（青丸）と最低沈下速度（赤丸）

次に、必要推力曲線を導出する。

(1)、(2) 式より、

$$Tr = W/(C_L / C_D) \quad \cdots (3)$$

の関係が成り立ち、図 1-5-4-6 の実測の揚力抗力比曲線から図 1-5-4-7 の必要推力曲線が得られる。

2 機のレシプロエンジンのプロペラが発生する推力を図 1-5-4-7 に点線でプロットした。

実際に飛行試験を行った機体には、2 機のレシプロエンジンによるプロペラ推進機関のほかに、2 機のジェットエンジンが搭載されており、実際に北海道鹿部飛行場での飛行試験時には、レシプロエンジン 2 基とジェットエンジン 2 基による飛行が実施されていたが、ジェットエンジンは補助のための推進器であるため、平均化した推力がプロットされている。

図 1-5-4-7 の必要推力曲線と推力線との差分から、上昇率が計算できる。上昇率 ω は、対気速度 V と上昇角 θ との間に、 $\omega = V \sin \theta$ 、 $L = W \cos \theta$ の関係が成り立っている。機体に備わっている推力を Ta とすると、

$$(Ta - D)V = W \sin \theta \quad \cdots (4)$$

となり、 ω は、

$$\omega = (Ta - D)V/W \quad \cdots (5)$$

と上昇率の対気速度依存性が計算でき、 θ の対気速度依存性から上昇角が得られる。

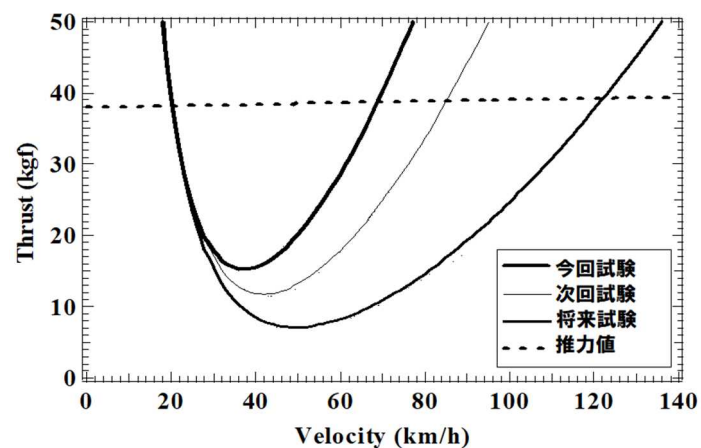


図 1-5-4-7 必要推力曲線と推力値

上昇率の対気速度依存性を図 1-5-4-8、上昇角の対気速度依存性を図 1-5-4-9 に示す。

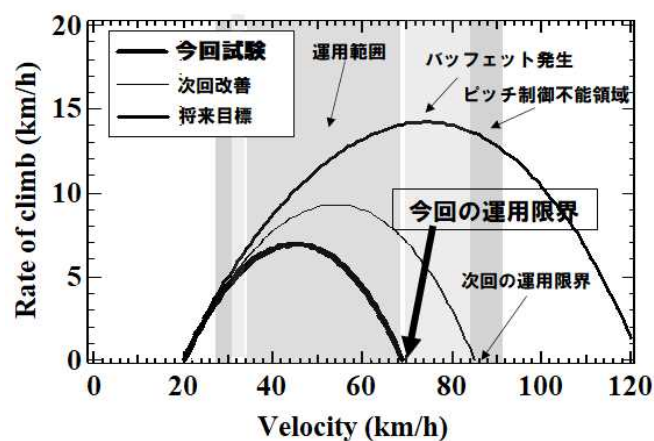


図 1-5-4-8 上昇率運用限界

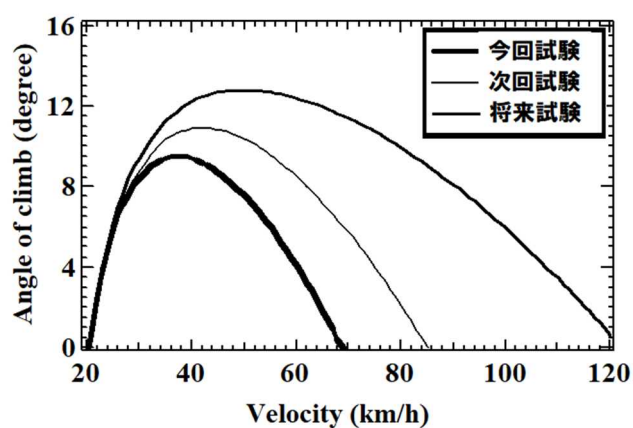


図 1-5-4-9 上昇角の速度依存性

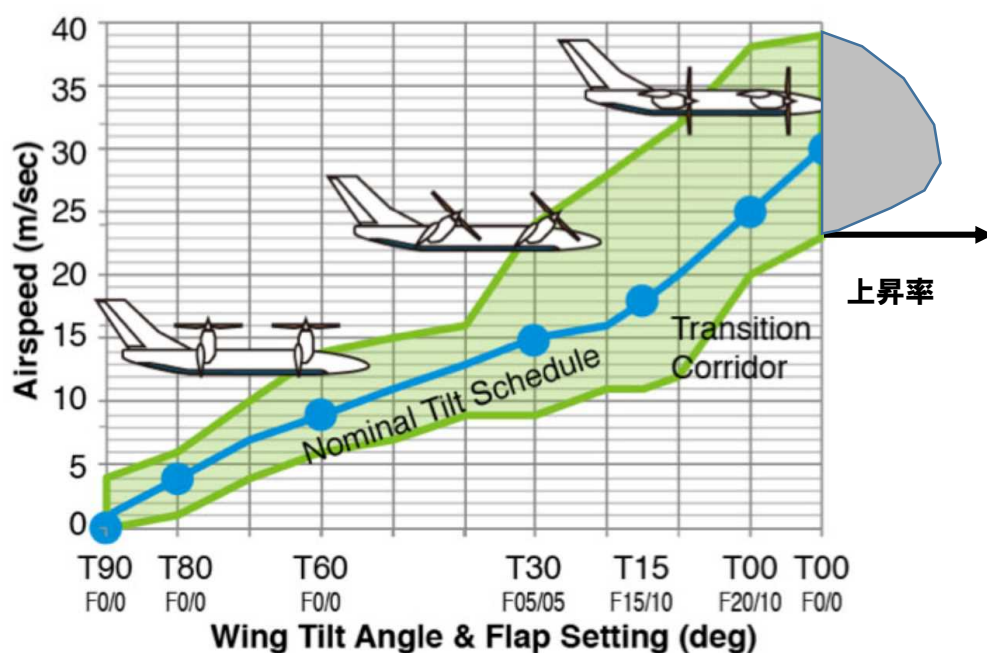


図 1-5-4-10 4 発ティルトウィング機の運用限界

図 1-5-4-10 は、ティルトウィング型の VTOL の運用限界を示す図である。ティルトウィング機は、T00 において固定翼機となる。このため、図 1-5-4-10 中の固定翼機の上昇率と対気速度の依存性をその断面は示している。図 1-5-4-10 中の T00 における運用限界の断面は上昇率と対気速度の関係を示していて、図 1-5-4-8 と同じ曲線となっている。

このように、固定翼機の運用速度限界が上昇率でプロットすると明確に示せることがわかる。また、飛行試験のフライトログから、多数の上昇率とその時の対気速度のデータをピックアップし、横軸対気速度、縦軸上昇率のプロットをし続けると、これまでの計算から逆算していくと、揚力抗力比曲線を計測できることになる。これは運用限界の性能評価の新たな計測方法である。

まとめ

ログデータは本報告書では図 1-5-4-3 に示したが、ログデータからのサンプリングのみで運用限界値を導出することができた。

固定翼無人航空機の方が一の墜落の際に、地上のリスクが及ぼされる範囲を最低限にするために、極力バンク角をかけない旋回で、かつ旋回半径を低減できる安全技術とその性能評価のために旋回半径の計測とグランドステーションを使用した計測法を示した。

また、大気速度と位置データから運用限界を算出する試験法を示した。

1-6-5 風洞試験による運用限界最高速度評価試験（産総研、イームズロボティクス）

ドローンに限らず旅客機も含めて空中を飛行する飛行機械には必ず高度や速度や気圧に応じた運用限界速度が存在する。その Verification of limits (VOL) を正確に計測して性能評価することは CONOPS と呼ばれる運用条件を定めるのに必須事項である。本プロジェクトでは、機体重量が 5kg 程度のドローンの場合の運用速度限界値の風洞による計測法の開発を実施したので、その試験手順を以下に示す。

無人航空機の運用速度限界値の風洞による計測法試験手順

ドローンの空気抵抗係数（Cd 値）の測定試験/産総研 [2020 年度]

名称：無人航空機の運用速度限界値の風洞による計測法

適用範囲

この規格は、産総研風洞を用いた無人航空機の運用速度限界性能評価試験方法について規定する。

備考 この規格の引用規格は現時点では特に存在しない。

用語の定義

この規格で用いる用語は現時点では特に他の規格で定義されたものではない。

一般事項

（１）試験技術者の能力・資格

- ・ Cd 値計測者は、6 軸センサの計測モニタから、一定風速の中でホバー状態を作り、飛行中の推力 0 状態になっていること、また、My（モーメント）の数値により姿勢安定状態であることを目視評価できる有識者が担当すること。
- ・ 風洞運転者は、十分な経験を有する者が担当すること。
- ・ 機体操縦者は、供試体のプロペラの取付やモータ駆動の正常・異常を聴覚等で判断できる等、当該機体の扱いに習熟している者が担当すること。
- ・ 安全管理者は、試験計画段階でのリスクアセスメントを実施している等、この試験の不安全な状態を予測できる者が担当すること。

（２）試験記録

- ・ 試験実施者は、本手順書の記録様式を参考に結果を記録しておくこと。

試験項目

下記の条件を変化させた小型無人機の飛行中の空気抵抗値（N）を、6 軸センサによる計測で評価する。

- （ア）ドローンガードの種類（2020 年度は 3 種類のガードで計測）
- （イ）風速（0m/s～機体姿勢が安定している状態まで上昇させる）
- （ウ）機体の入射角

試験方法

(1) 試験の目的

本試験は、ドローンガードを装着し、架台に固定されたホバー状態にある無人航空機の機体に、風洞設備から一定風速の風を当てながら飛行させることにより、ドローンガード毎の無人航空機の空気抵抗値（N）を測定し、比較することを目的とする。

(2) 試験の概要

本試験は下記のパラメータを対象として、異なる機体、異なる計測条件でデータを取得し、違いを比較して分析するものである。

試験の概念図を図 1-5-5-1 に示す。また、計測するデータ、及びその計測におけるパラメータを表 1-5-5-1 に示す。

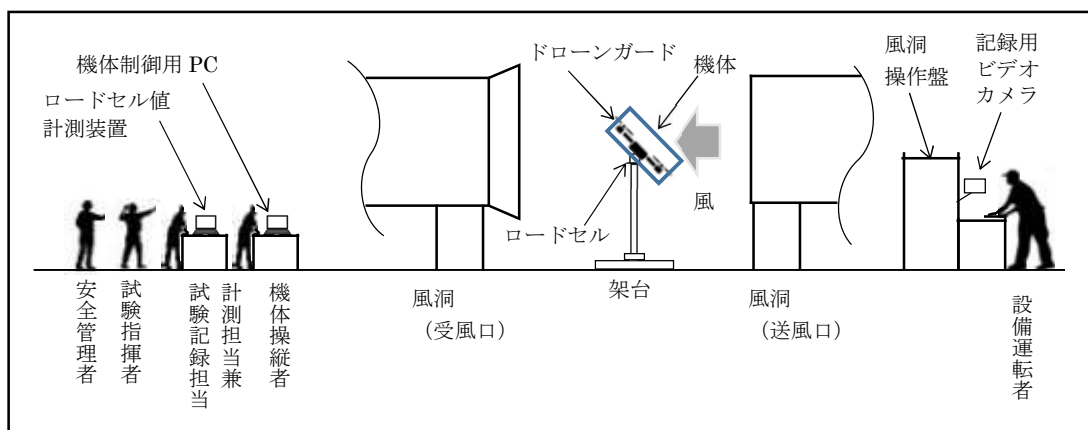


図 1-5-5-1 試験の概念図

表 1-5-5-1 試験で計測する項目、データ及び記録方法

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	空気抵抗値（N）	・ 一定風速でホバー状態にある機体の推力をロードセルで計測	以下の要素を変動させて計測 ・ 風速 ・ 流体の流れ方向に対する機体角度（入射角） ・ ドローンガード（3 種類） ※比較用にプロペラ無の計測も行う

参考： Cd 値算出の考え方

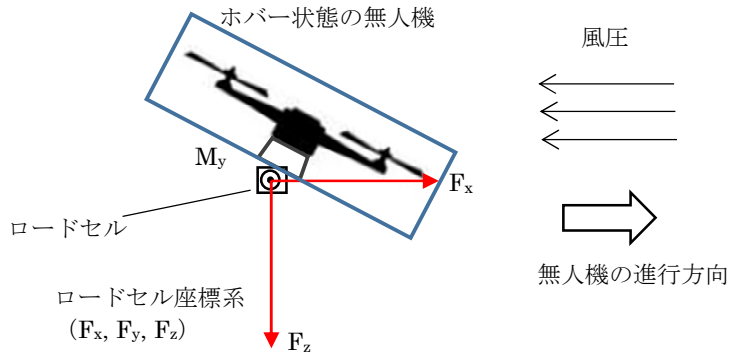


図 6-2 架台のロードセルの座標と絶対座標の関係

この図では、機体は進行方向に対して θ° の角度でホバーしているため、ロードセルの値 f_x を元に以下の式で F_x を算出しておく。

$$F_x = f_x - f_{x0}$$

注意：無風状態の時にロードセルに付加されている機体質量による荷重 f_{x0} を f_{x0} として計測しておき、飛行中に計測される f_x から減ずることで純粋な F_x 方向成分を算出している。

この F_x から、

$$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 C_d A \text{ より、}$$

$$C_d = \frac{2 \times F_x}{\rho v^2 A}$$

C_d	： 空気抵抗値
F_x	： 飛行中の推力[N]
f_{x0}	： 無風＋停止時のロードセルの X 方向の荷重
ρ	： 空気密度 [kg/m ³]
A	： 進行方向から見た前面投影面積 [m ²]
v	： 風速 [m/s]

補足： 進行方向から見た機体の投影面積は、別途、算出しておく。

図 1-5-5-2 試験数値算出法

(3) 試験系のシステム構成

本試験では、図 1-5-5-3 の様に機器を構成し、データを取得・記録している。

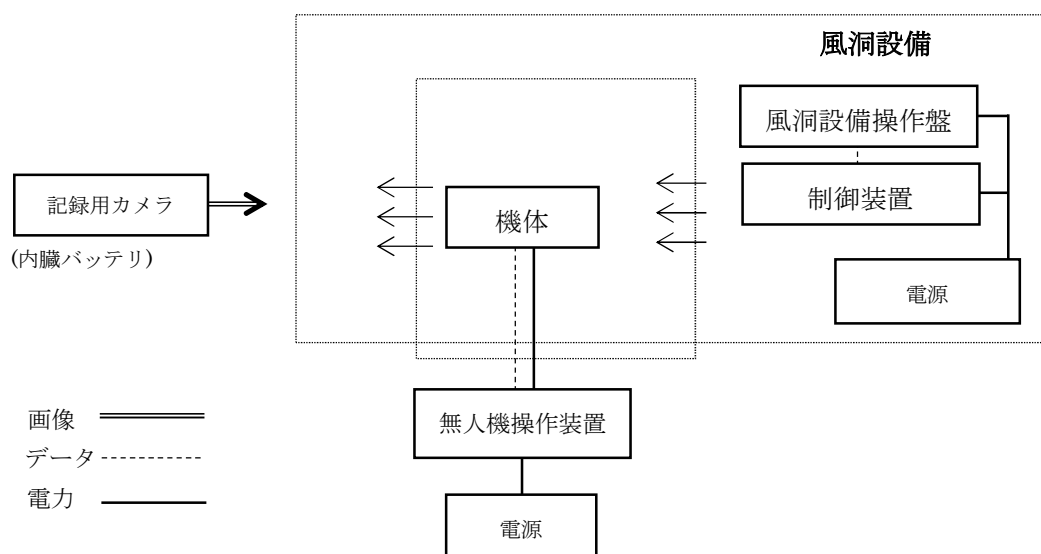


図 1-5-5-3 試験系のシステム構成

(4) 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

表 1-5-5-2 試験で計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	空気抵抗係数 (C_d 値)	- 一定風速の中でロードセル荷重を確認しながらプロペラの回転数を上昇させてホバー状態 ($F_z = 0$) を作り、その時の F_x を計測する。 - 計測された F_x から空気抵抗値 C_d を算出する。(算出方法は図 1-5-5-2 を参照)

< 参考データ M_y の計測について >

本試験においては、すべてのプロペラを同じ回転数で制御しているため、機体が風速に対して力の均衡が取れている状態では、物理的には下記の M_y (Y 軸回りのモーメント) は発生しないはずである。

しかし、過去の計測において、風速が一定量を超過すると M_y が増加する現象が確認されている。そのため測定台やドローンの固定治具等に許容範囲を超えた力を与えず、安全に試験を継続するために、この M_y をモニタし、姿勢の安定を判定する。産総研風洞では、使用しているロードセルの仕様から、ロードセルの計測モニタで、 M_y の数値が $5V=40Nm$ を上限とし、この数値を超えない範囲で試験を実施した。

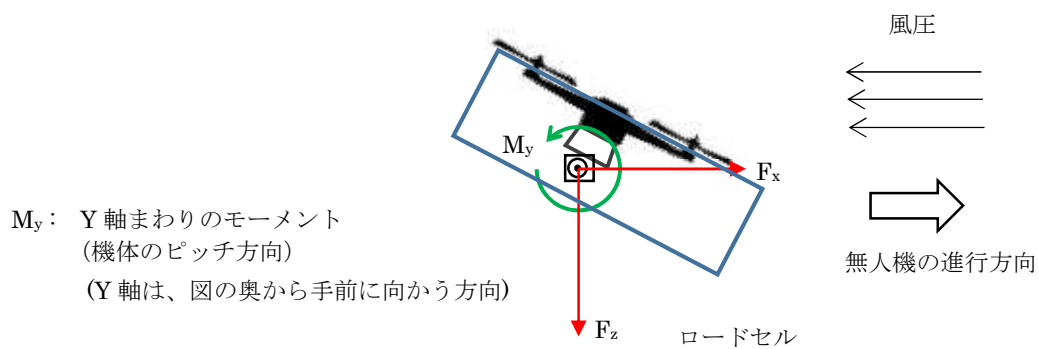


図 1-5-5-4 Y 軸まわりのモーメントの計測

写真での記録

映像記録システムのモニタに投影された設営状況

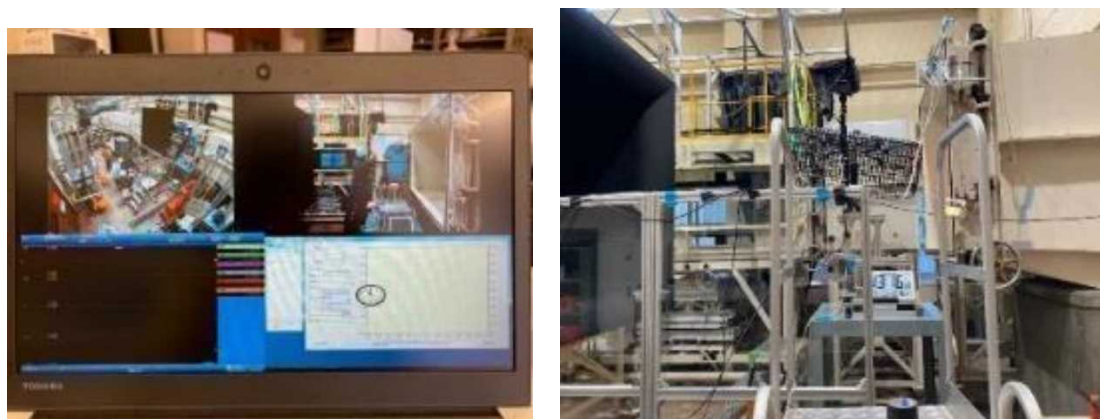


図 1-5-5-5 設営状況（計測中の様子（左）、PC から機体を制御している様子（右））

風洞試験会場の様子

図 1-5-5-6 のように風洞にて運用限界速度の計測を実施した。



図 1-5-5-6 ドローンの速度限界計測風洞試験

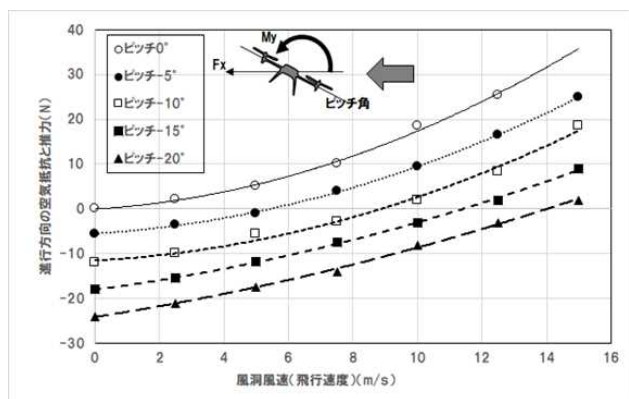


図 1-5-5-7 ドローンの水平速度限界計測結果

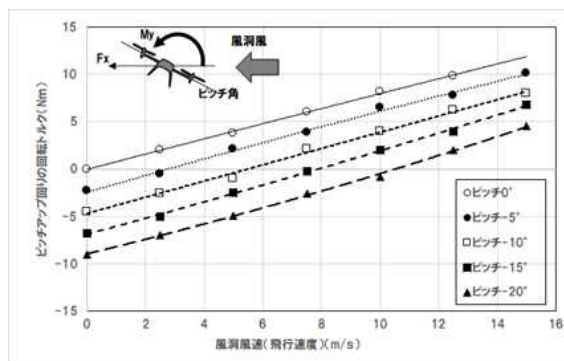


図 1-5-5-8 速度限界時のピッチ上げトルク発生

風洞試験装置の中のドローンに加わる力は図 1-5-5-6 の XYZ 軸方向の力 (N) と XYZ 軸回りのトルク (Nm) でありこれを計測した。風洞の風は、図 1-5-5-6 の X 軸方向に最大 50m/s の速度で流すことができる。

図 1-5-5-7 にマルチローター型ドローンの速度限界計測結果を示す。風洞の風の空気抵抗により図 1-5-5-6 の X 軸方向に F_x が加わるため、ドローンを図 1-5-5-6 のように傾斜させて空気抵抗と推力の水平方向の分力が釣り合う速度を計測する。推力は推力の Z 軸分力が機体重量と同じになるように調整して全ての計測がなされている。最大制御ピッチ角 20° のドローンでは最大速度限界は図 1-5-5-7 から 14m/s であることがわかる。このとき、つまりピッチ角 20° で飛行速度 14m/s のドローンには図 1-5-5-8 のように Y 軸回りに 3Nm ものピッチ角を水平に戻そうとするトルクが生じていることが計測されている。このトルクは空気抵抗と共に最大速度限界を決める要因となっている重要な空力的力学的作用である。

1-6-6 落下終端速度域のローターフリー回転によるドローン姿勢復元力の風洞計測法

ドローンの安全の適合性評価には、落下終端速度のデータが不可欠である。ドローンの落下終端速度計測を実際に野外で落下させて計測する手法は、既に 2019 年に開発し報告済であるが、落下時のフリーローテーションによる空気抵抗値の増減や、ドローンの落下姿勢を決定する作用の解明を行った。

無人航空機性能評価風洞試験の手順を以下に記す。

（落下速度緩和検証の為の可変ピッチドローンによるフリーローテーション落下姿勢評価試験）/産総研風洞 [2021 年度]

名称：風洞試験 （落下速度緩和検証の為の可変ピッチドローンによるフリーローテーション落下姿勢評価試験）

適用範囲

無人航空機の上空からの落下時の落下速度に関わる性能評価試験の内、プロペラのフリーローテーションによる減速効果を計測するための試験方法について規定する。

備考 この規格の引用規格は現時点では特に存在しない

用語の定義

フリーローテーション：ローターがモータ駆動によって回転するのではなく、動力停止時に、下から上に通過する空気により、抗力でローターが回転する状態

一般事項

（ア）試験技術者の能力・資格

- ・風洞設備操作者は、風洞設備の扱いに習熟し、計測されたデータの健全性を目視評価できる有識者が担当すること。
- ・機体操縦者は、試験中の供試体の正常・異常を目視ならびに異音から判断できる者が担当すること。
- ・安全管理者は、試験計画段階でのリスクアセスメントを実施している等、この試験の不安全な状態を予測できる者が担当すること。

試験項目（試験パラメータ）

風洞内に設置した小型無人機に対して下記の試験パラメータを変化させながらデータを計測する。

表 1-5-6-0 試験パラメータ

機体パラメータ	試験パラメータ	計測するデータ
1. 機体の重量 2. 機体の重心位置 3. プロペラ特性 - サイズ（長さ、幅） - プロペラ断面形状（含 キャンパー、翼厚分布） - 材質 - 枚数（あるいはローター数） 4. 落下速度抑制のための機体形状の工夫、機能の有無 5. モータ出力 （プロペラの回転方向のサーボ剛性（サーボによるプロペラ回転の保持力）） 6. プロペラガード等の保護具など、落下速度に影響を及ぼすオプション類の有無	1. プロペラのピッチ角度 2. 機体（本体）の角度 3. ローターのサーボ ON/OFF	1. プロペラがフリーローテーションを開始した風速 2. フリーローテーション時のローター回転数 3. フリーローテーション中に機体へ負荷される外力（6 軸成分）

試験方法

（ア）試験の目的

無人航空機（回転翼機（マルチ））は、飛行中の不具合等により落下する際、機体に対して働く風圧によりプロペラが回転させられる現象を伴う。（以下、フリーローテーションという。）本手順書は、このフリーローテーションにより機体の落下速度を減速させる効果の大きさを性能の一部として計測することを目的とする。また、固定ピッチだけでなく、ピッチ制御が可能な機体を用い、ピッチ角度を変えることで、落下速度の減速効果を評価する。

（イ）試験の概要

小型無人航空機（以下、供試体という）を風洞内に設置し、落下時の機体に作用する地面側からの風力を、風洞設備からの制御された送風により模擬してデータを計測することが目的である。

試験の概念図を図 1-5-6-1 に示す。

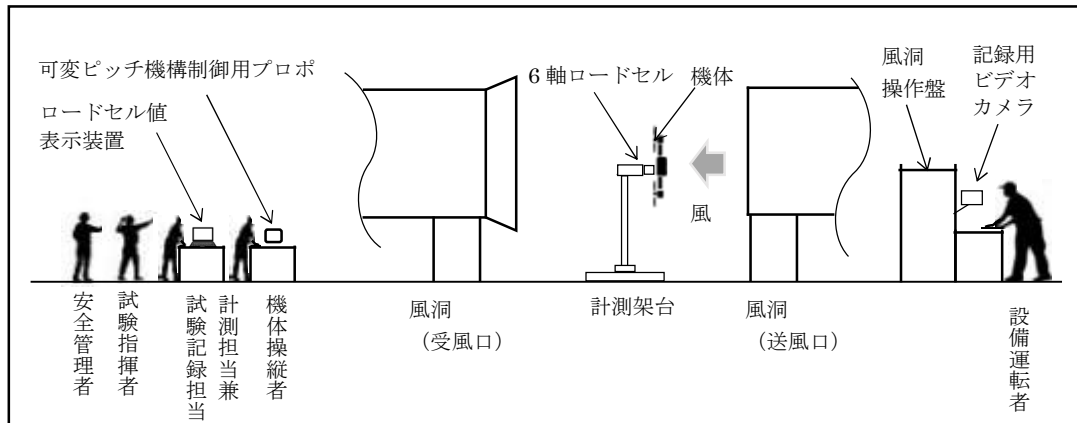


図 1-5-6-1 試験の概念図

(ウ) 試験実施体制

- | | |
|--------------|--------|
| 1) 試験指揮者 | 1 名 |
| 2) 安全管理者 * | 1 名 |
| 3) 機体操縦者 * | 1 名 |
| 4) 風洞設備操作者 * | 1 名 |
| 5) 作業者 | 1 名 |
| 6) 試験記録担当 | 5) と兼務 |

* : 業務遂行の能力・資格がある者

(エ) 試験系のシステム構成

本試験に関わるシステム機器の構成を以下に示す。

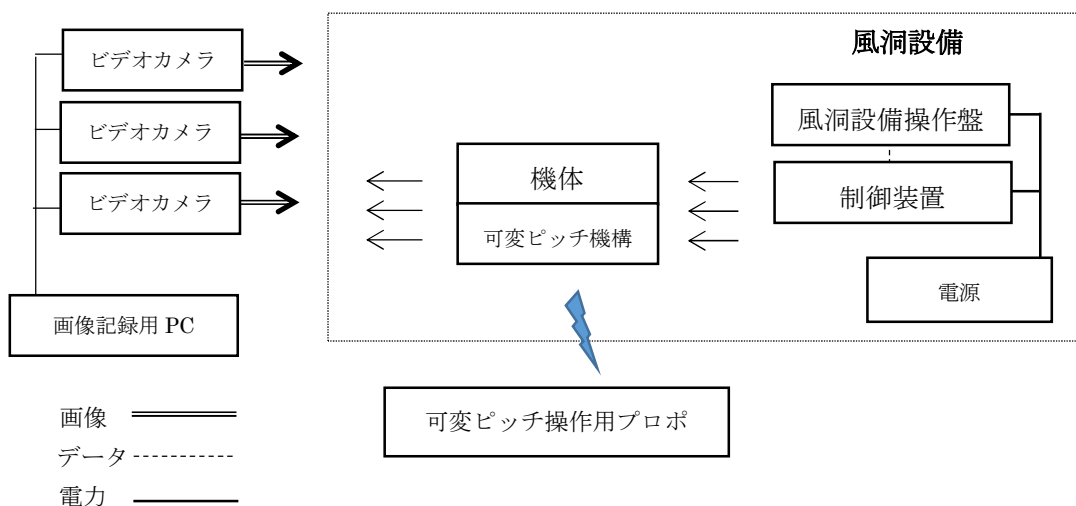


図 1-5-6-2 試験系のシステム構成



写真 1-5-6-2-1 試験装置全体図

(オ) 取得したデータの解析方法

試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析する。

表 1-5-6-1 計測する項目と計測データの解析方法

	項目	計測データの解析方法
1	プロペラのフリーローテーションによる揚力	(現在、データ分析により解析方法確立中)

(参考)

風洞設備を用いた落下終端速度、フリーローテーションによる減速性能の評価方法

落下時のフリーローテーション
により発生する揚力
(各プロペラにて発生)

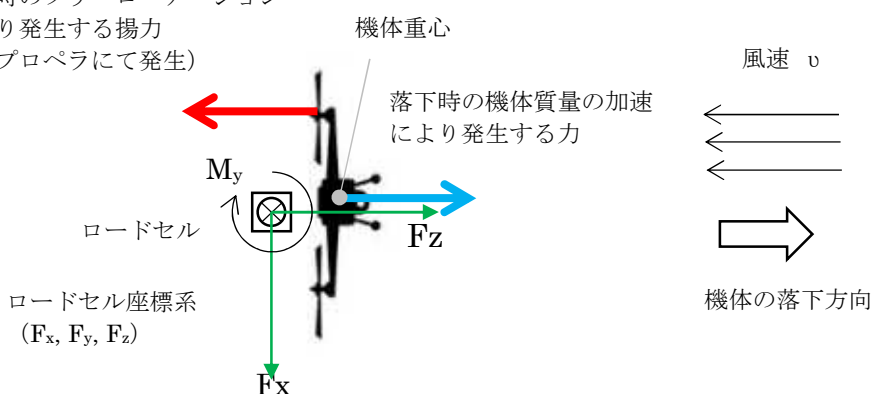


図 1-5-6-3 落下時の機体に働く力の関係

1. 風洞設備により風流と垂直に設置された機体に風力を加えることで落下状態を模擬する。
2. 機体に取り付けられたロードセルにより風速の変化に伴う上記の作用力を計測する。
3. 同時にフリーローテーション時のローター回転数も記録しておく。

4. これらの情報から、フリーローテーションによる落下速度の減速の度合いを解析する。
- ・なお、分析のために機体に対する風の入射角（上の図では0度）を変更したデータも取得し、落下姿勢による影響も分析する。

試験装置・機材及び付属品

①試験装置

- ・産業技術総合研究所 北サイト内 風洞設備
- ・本試験においては風速 0~20m/s の範囲で使用



風洞制御盤



受風口

送風口 ピトー管

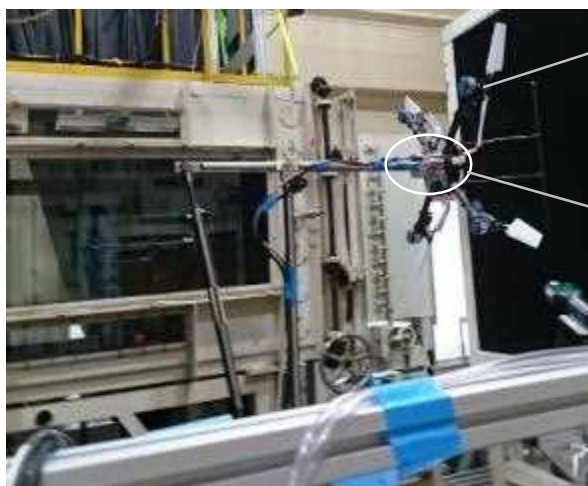
写真 1-5-6-2 風洞設備

②使用機器・設備

1) 計測架台

以下から構成される計測架台を使用

- ・6軸ロードセル内蔵
- ・無人機取付機構（機体に応じてアダプタを用意）
- ・無人機の取付角度調整機構



機体

6軸ロードセル

・特徴

- 風圧に共振しない高剛性
- 風流の乱れを最小限とする形状

写真 1-5-6-2 計測架台

2) ロードセルからの力覚データ表示・記録装置

- ・ 6 軸ロードセルからのデータを計測・記録

Ch. 1 F_x
Ch. 3 F_z
Ch. 5 M_y
Ch. 7 回転数
(X, Y, Z の方向は
図 1-5-6-3 参照)

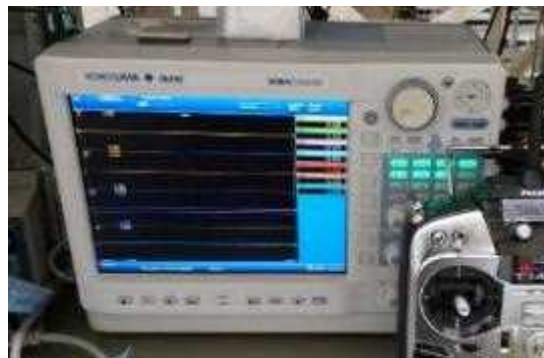


写真 1-5-6-44 ロードセルからの力覚データ表示・記録装置

3) 回転数計測用装置

- ・ ローターの回転数を非接触型の回転数計測装置で計測



回転数表示装置



回転計測器 被計測部（ローター外表面）

ローター外表面に反射テープを貼り
回転計測計が回転数を検知

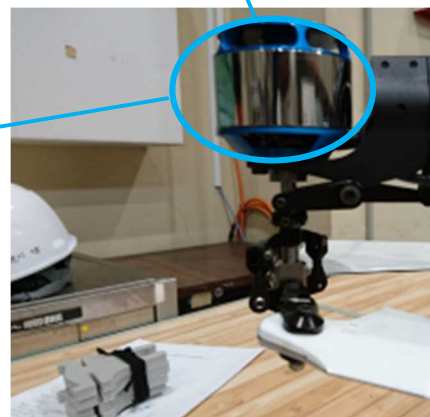


写真 1-5-6-5 回転数計測用装置

4) 試験記録用機材一式

- ・ ビデオカメラ（3 台）
- ・ 映像記録用 PC（1 台）
 - － 高負荷で映像を処理するため NVIDIA 内蔵のこと

- 画像編集/録画/配信用ソフトウェア (Open Broadcaster Software)
- ビデオカメラからの画像変換アダプタ、ケーブル
- ・試験参加者用モニター (1台)

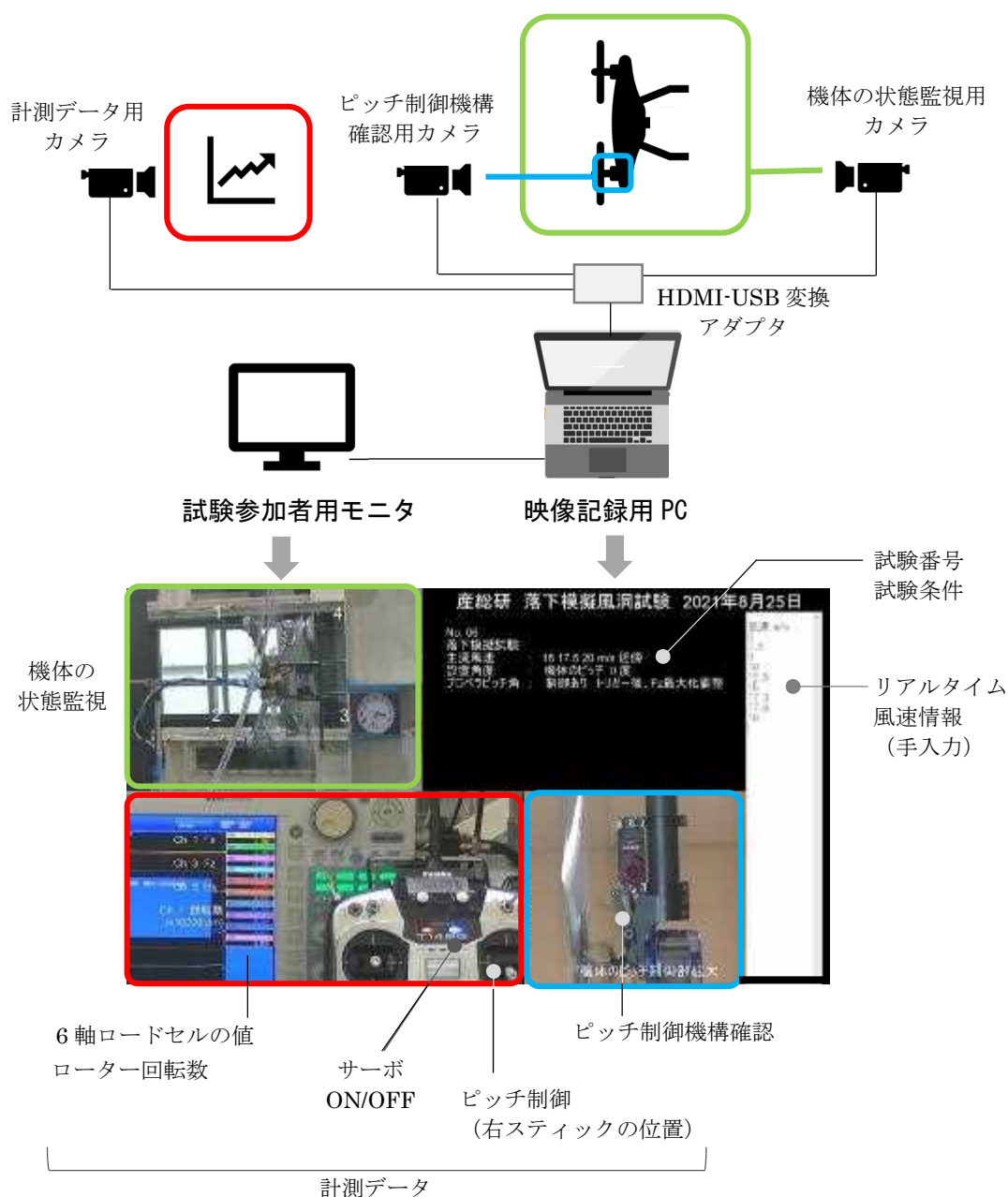


図 1-5-6-4 試験記録用機材一式と記録画面 (動画)

供試体

①機体

本試験で使用する機体は以下のとおり。

- ・ピッチ可変機構付き回転翼機 (産総研オリジナル)
- ・計測架台への取り付け用インターフェース付き



写真 1-5-6-2-1 ピッチ可変機構付き回転翼機

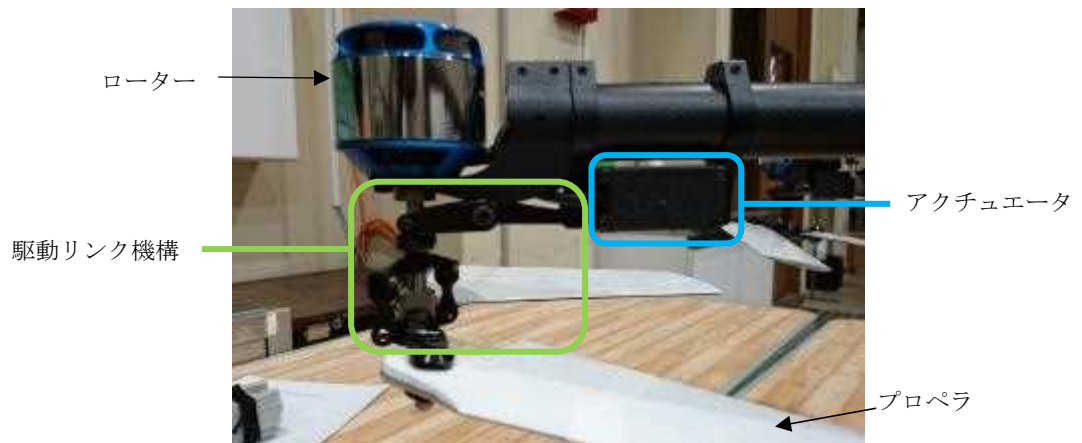


写真 1-5-6-2-2 ピッチ可変機構

②機体制御用プロポ

本試験ではプロポからの飛行制御は行わないが、下記を制御するために使用する。

- ・各ローターのピッチ角度を制御
(右スティックを使用。スティックの中央位置がピッチのニュートラルに対応)
- ・サーボの ON/OFF を制御

計測結果

ここでは、シングルローターヘリコプターのオートローテーションと区別するために、マルチローター型ドローンが電源 OFF 状態で落下時に風圧を受けてローターが回転することをフリーローテーションと記述する。風洞試験は、垂直風洞ではなく通常の横向きの風洞にドローンを横向きに置いて実施する。シングルローターヘリコプターのオートローテーションの場合は、通常垂直オートローテーションはほとんど使われず、通常は前進速度でパワーが一番低いところでオートローテーションする。また、有人航空機のヘリコプターのエンジンは逆回転しないので、ピッチを変えないままのオートローテーションはあり得ないが、ドローンは電動モータなので、落下中は風を受けてローターが逆回転する。落下開始時に正回転が止まり、7m/s くらいの落下速度になると逆回転するようになる。その落下の挙動分析は重要である。有人航空機のヘリはスワッシュプレートがあるため、オートローテーション中でも舵が効くため、最低沈下率となる速度で前進した状態でオートローテーションをしているが、本プロ

ジェットのフリーローテーションの風洞を用いた試験法開発は、垂直に落ちた後から接地直前までの落下終端速度と落下姿勢の変化を司る回転トルクの計測をターゲットとしている。このため、上述の試験手順の通り、その終端速度を風洞速度にして、横向きにドローンを設置して、ローターが風車のように回る風速と印加される力やトルクを計測する一つの試験法開発の基礎データを収集する。

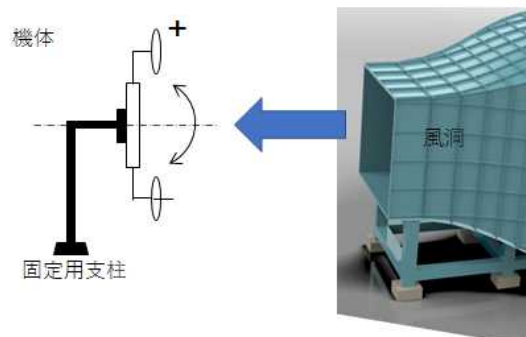


図 1-5-6-5 風洞を用いた落下姿勢復元回転トルク計測法の開発

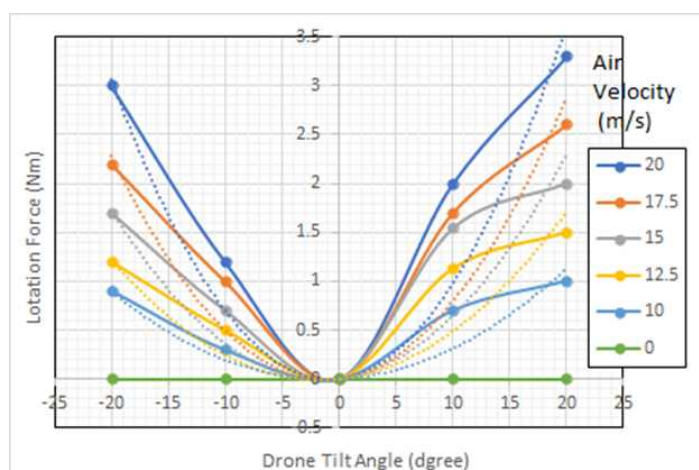


図 1-5-6-6 計測された落下姿勢復元力

図 1-5-6-5 のような風洞とドローンの配置により、風洞を用いた落下姿勢復元回転トルク計測法の開発を実施した。ドローンのピッチ軸回りの正負の方向は、図 1-5-6-5 であり、観測された回転トルクは、全てドローンの姿勢を復元する方向に発生したことが確認されたため、図 1-5-6-6 では、縦軸は絶対値の復元力でプロットした。図 1-5-6-6 からわかる通り、横風などの外乱が少ない場合は、落下終端速度 15m/s 近辺では 2Nm の回転トルクが発生してドローンの姿勢を水平に保とうとすることが分かった。ただし、この作用はローターがフリーローテーションしているときに観測されるため、フリーローテーションがないと落下終端速度は 24m/s 近くまで大幅に増大することを確認した。

1-6-7 風洞試験による飛行安定性に関する研究（ビジョンポジショニングシステム試験法）（2020 年度）
（産総研）

無人航空機の安全基準作成の為の性能評価手法の開発において、無人航空機の高バーリング時の誘導精度の評価を目的とする。将来的に自動離陸後、機体が自律的に位置決めしようとする位置と実際の飛行位置の差分をカメラ等のセンサで計測し差分をゼロにする制御を行う位置制御システムを前提に、本システムの利用を想定した風洞試験法の開発に取り組む。

1-6-7-a 試験法開発

(1) 実施内容

試験を実施するにあたり、作業者の安全、機体及び設備の保護を目的に、開放された測定部にネットを張った。記録システムとしては、複数のカメラ等によるフリーフライ時を撮影し、さらに外部関係者が様子を確認できるようにインターネットによるライブ配信ができる状態で、試験を実施した。今回は、位置制御システムを代替するパイロットの操縦により、位置制御システムの利用を想定した風洞試験法となる。また、本試験にあたり風洞装置の一部である変動風発生装置の改良を行い、既存の正弦波型に加えて突風型も生成できるようにしている。

(2) 風洞仕様

本実験に使用した回流風洞の仕様は次の通りである。

表 1-5-7-a-1 風洞仕様

風 速 範 囲	1～48m/s	測定部密閉
	1～45m/s	測定部解放 吹口 1.4×1.4m
	最大 50m/s 以上	測定部解放 吹口 0.75×0.75m
風 速 分 布	±0.5%以下	風速 10m/s 以上
乱 れ 度	0.5%以下	風速 10m/s 以上
速 度 成 層	直線状分布 $U_{max} \times U_{min} = 1.4$ 平均最大風速 30m/s	
変 動 風	正弦波型、突風型 0.2～2Hz 平均最大風速 40m/s	
測 定 カ ー ト	入口 1.407w×1.4hm 出口 1.433w×1.4hm 長さ 4m	

(3) 変動風

既存の変動風発生装置の問題点として、速度の変動幅が狭い等が挙げられた。これらを改善するために、装置内に水平に12枚配置された変動翼の弦長を長くする加工を施した。

本装置ではモータ回転軸をカムで偏心させて変動翼の振幅をコントロールした。図1-5-7-a-3は、変動風発生装置のカート部分を示す。変動風を扱う場合は、このカートを風洞吹き出し口に設置する。図1-5-7-a-4は、変動風の変動成分を流れ方向 U と垂直方向 W に分けた場合を示す。通常は、流れ方向に乱れの無い U 成分のみとなり、図1-5-7-a-5のように、 U 成分のみがある風速を維持し、 W 成分は零となる。

図では10秒間の計測において風速5m/sが維持されていることがわかる。これに対して各変動翼を隣同士で同位相に稼働すると図1-5-7-a-6のように W 成分に変動が現れる。また各変動翼を隣同士で逆位相に稼働すると図1-5-7-a-7のように U 成分に変動が現れる。図1-5-7-a-8は、逆位相変動1周期平均の風速 U の変化であり、正弦波型変動風の例である。計測点は測定部下流断面の中心から $\pm 60\text{mm}$ の範囲を示すが、この計測幅120mmは上下に並ぶ変動翼のピッチ相当である。横軸に1周期で無次元化している。図1-5-7-a-9は、入射角の変化を示す。またこのときの変動翼を上下に動かす周期は1.0Hzであった。図1-5-7-a-10の場合、時間平均風速は10m/sであり、変動幅は $\pm 1\text{m/s}$ である。大気流れにおける変動風が10%程度であることが知られており、このことから妥当な数値であると考えられる。また、図1-5-7-a-11においては変動風の入射角が ± 9 度程で大きく波を打っているが、これら風速と入射角は、風洞ファン回転数と、変動翼の動きにより調整される。



図 1-5-7-a-3 変動風発生装置

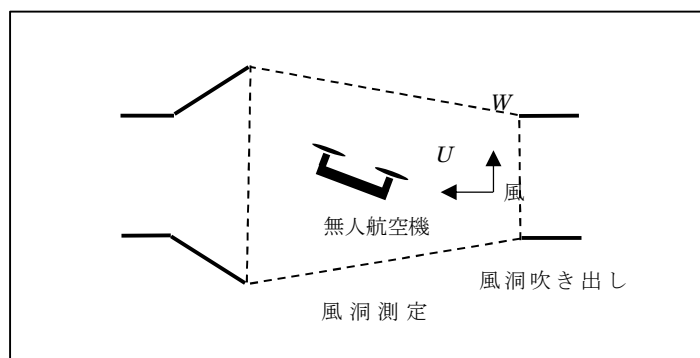


図 1-5-7-a-4 変動風の変動成分 U と W の概念図

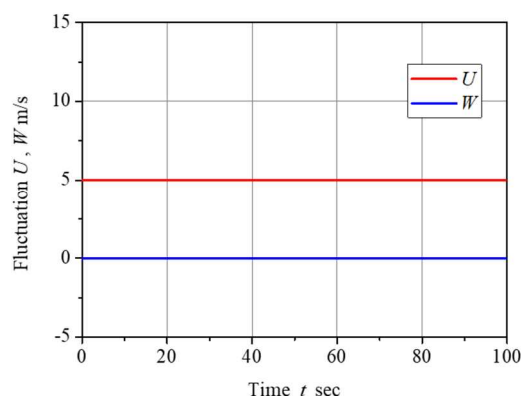


図 1-5-7-a-5 乱れの無い U 成分のみの流れ

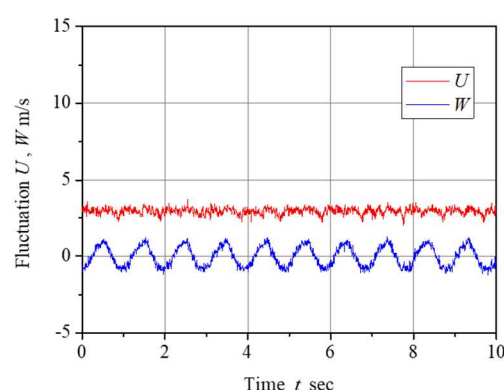


図 1-5-7-a-6 同位相変動

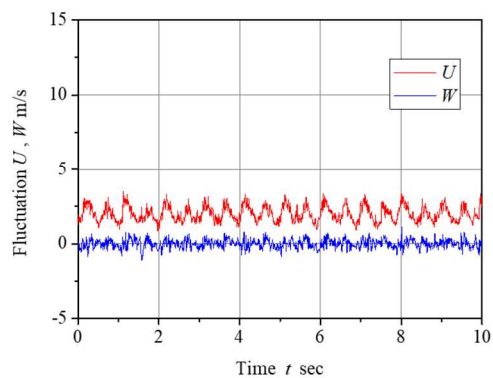


図 1-5-7-a-7 逆位相変動

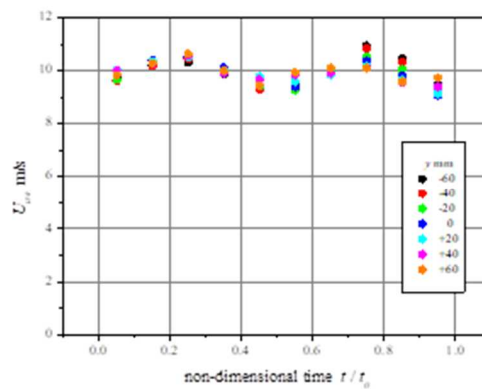


図 1-5-7-a-8 変動翼 1 周期の風速の変化

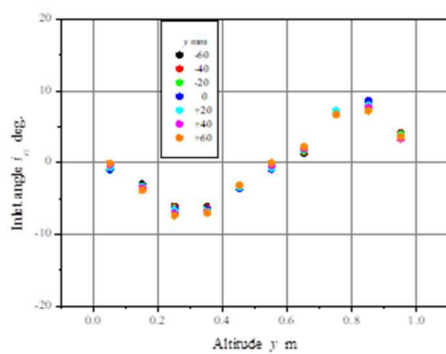


図 1-5-7-a-9 変動翼 1 周期の入射角の変化



図 1-5-7-a-10 風洞測定部

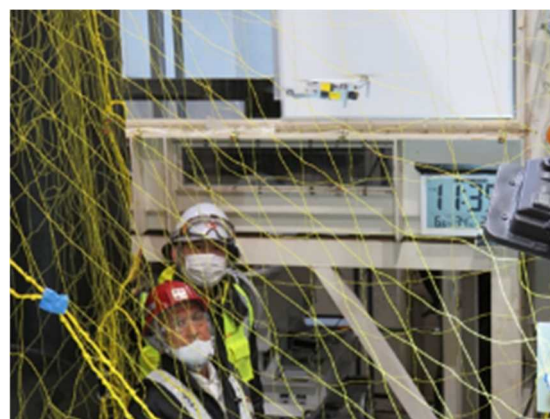


図 1-5-7-a-1 フリーフライトするドローン

供試体

ドローンは、DJI MAVIC mini 2、DJI Mavic Air 2 の 2 機種を用いた。

試験

1-1) 一様風フリーフライト試験

- ・ MAVIC mini 2 : 最大耐風速 13m/s、MAVIC Air 2 : 最大耐風速 18m/s

1-2) 同位相変動風フリーフライト試験

- ・ 変動風 : 同位相変動 (正弦波型)、カム角 5 度~15 度、周波数 1.0Hz
- ・ 平均風速 : 5.0m/s、7.5m/s、10.0m/s、10m/s 以上は耐風速まで計測
- ・ 録画時間 : 10 秒

1-3) 試験結果

- ・ MAVIC mini 2 : カム角 5 度の最大耐風速 12m/s 程度
カム角 10 度の最大耐風速 12m/s
カム角 15 度の最大耐風速 13m/s 強
- ・ MAVIC Air 2 : カム角 5 度の最大耐風速 14m/s 弱
カム角 10 度の最大耐風速 15m/s 強
カム角 15 度の最大耐風速 15m/s 強

2-1) 逆位相変動風フリーフライト試験

- ・ 変動風 : 逆位相変動 (突風型)、カム角 5 度、周波数 1.0Hz
- ・ 平均風速 : 5m/s
- ・ 録画時間 : 10 秒

2-2) 試験結果

- ・ MAVIC mini 2 : カム角 5 度において風速 5m/s までホバーリング維持
それ以上の風速に対しては徐々に後退し続け、コントロール出来ずに網にかかる。
- ・ MAVIC Air 2 : カム角 5 度において最大耐風速 14m/s
カム角 10 度において耐風速 5m/s クリア
カム角 10 度において 5m/s 以上の風速試験は、風洞性能上限のため実施できず。

(4) まとめ

今回、目的である「改良変動風装置による無人航空機のホバーリング時の耐風性能を評価する風洞試験法の開発」において流れ方向と垂直方向に分けた変動風を生成し、フリーフライトによる試験に用いた。その結果、各機体の変動風に対する挙動、耐風速が明らかとなった。このことから通常の風洞に比べて、大気流れに近い状態を再現する変動風発生装置は非常に有用であることが確認できた。今後定量的に評価するには、フリーフライト状態にあるドローンの挙動を数値的に把握できるモーションキャプチャやトータルステーションによる光計測を用いた計測手法を利用すると良いであろう。

1-7 電磁干渉に関する調査・実験(2020/2021 年度)

1-7-1 電波干渉に関する調査実験

ドローンの空域は、航空法により高度 150m 未満の低空域に規制されている。また、使用目的から「構造物の近隣や内部・送電線や無線施設の近隣」などを飛行することが多い。低空域のフライトは、ドローンの強みでもある。このような特徴を持つ無人機飛行機は、従来なかった。そこで、本テーマでは、ドローンに空域に特有の課題として、電磁干渉等の観点から、以下の三点の調査・実験に取り組んだ。

- ・無線通信

無人機は、無線通信による遠隔操作が前提である。機体制御の「テレコントロール」、機体情報の「テレメトリ」、この双方向通信のリアルタイムかつ常時確保が必須となる。高画質映像など、広い帯域を必要とする用途も多い。本調査では、ドローンで多用される 2.4GHz 帯を中心に低空域上空での電波強度のスペクトル特性を調査した。通信障害の要因となりうる要素を検討し、通信耐性の評価基準へとつなげるものである。それら結果をもとに、数 m～数 km を飛行するドローンの通信状態を模擬する環境を構築し、イミュニティ試験や各種無線機に対する通信耐性の評価・実験を行った¹。

- ・地磁気センシング

ドローンのフライトにおいて、地磁気のセンシング性能は重要である。飛行中のドローンは、自己位置については GNSS を、機体の向きについては磁北を参照するのが一般的である²。低空域を飛行するドローンは、さまざまな建屋や金属構造物に近接する場合が多い。地磁気を十分な精度で検知できるかどうかの検証が必要である。

- ・風況特性

固定ピッチ型マルチコプターであるドローンは、原理的に、突風や煽り風に弱い。建築物や構造物、地表の凹凸など、複雑化な形状で構成されるドローン空域は、高高度を対象とした航空気象などの知見とは異なる風況が考えられる。本調査では、提供を受けた風況計を環境計測ドローンに搭載し、データ取得を試みた。

(1) 環境計測ドローンの開発

- ・ベース機体

環境計測にかかる各種センサに加え、センシング制御やデータ収集に使用するノート PC、計測器の駆動バッテリーなど、さまざまな装置類を実装する必要がある。そこで、ペイロードに余裕があり、産業機としての実績が豊富な dji 社製「Matrice600Pro」をベース機体として選定した。全体の構成は図 1-6-1-0 のとおり。



図 1-6-1-0 機体の全体構成

¹ 航空局のホームページ「無人航空機による事故等の情報提供」によると、通信関連のトラブルによる事故は、全体の 15～20%程度と推測できる。港湾やプラント、橋梁のドローン点検の事業者によると、通信関連のトラブル発生頻度は年間を通じて 30～50%という意見もあった。

² 製品化されているドローンは、加速度センサ、ジャイロセンサ、GPS データなどの情報を加味して方角を決定している。しかし、静止が長く続く場合は、磁気センサによる磁北情報のみに依存する状態となる。

・ スペクトラムアナライザ

小型軽量、高速処理、広帯域、などの理由から、テクトロニクス社製 USB 接続型リアルタイムスペクトラムアナライザ「RSA306B」を選定した。主な仕様は以下のとおり。

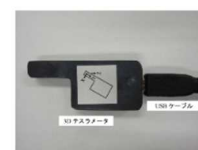
- ◆ 周波数レンジ：9KHz～6.2GHz。入力レベル：+20～-160dBm。
- ◆ スパン全域 2 回/秒の高速掃引が可能。
- ◆ 40MHz 帯域幅のワイドバンド・ベクトル解析が可能。
- ◆ 27 μ s 信号捕捉率 100%。



・ 磁気センサ

精度・サイズ・三次元・サンプリング速度などの仕様を要するため、磁気関連のセンサや計測装置で高い技術力と実績を有するメーカー（株式会社ブライテック）より、専用のセンサを導入した。主な仕様は以下のとおり。

- ◆ 分解能：1 μ T 以上。最大計測値は 500 μ T。
- ◆ x-y-z の三軸計測が可能。三軸の角度精度は 5 度以下。
- ◆ ロギングの時間分解能は 0.1 秒以上。



・ 風況計

ドローン用として開発された「超小型 2 次元超音波風向風速計 FT205（FT テクノロジー社製）」の提供を受けた。主要な仕様は以下のとおり。

- ◆ 風向測定範囲：0～360、分解能：1°。精度： $\pm 4^\circ$ RMS。
- ◆ 風速測定範囲：0～75m/s、分解能：0.1m/s。
- ◆ 精度： ± 0.3 m/s（0～16m/s）、 $\pm 2\%$ （16～40m/s）。
- ◆ 寸法・重量 $\phi 56.4 \times 55.1$ (mm) ・ 約 100g。



(2) 環境計測ドローンのフライト

・ 計測地点

ドローン空域の代表例として、以下の 8 地点において環境計測フライトを実施した。

表 1-6-1-0 環境計測フライト

地点①	空港内	大分県央空港	2021 年 09 月 25 日(土)
地点②	トンネル内外	旧笹無田トンネル	2021 年 09 月 28 日(火)
地点③	大型スポーツ施設	昭和電工ドーム大分	2021 年 10 月 04 日(月)
地点④	大型橋梁下	大分舟本大橋	2021 年 10 月 18 日(月)
地点⑤	複数ドローン会場	大分農業文化公園	2021 年 10 月 27 日(水)
地点⑥	大型プラント近傍	旧大分火力発電所	2021 年 10 月 28 日(月)
地点⑦	5G 基地局周辺	大分市役所大南市民センター	2021 年 11 月 13 日(土)
地点⑧	市街地中央部	大分県庁舎新館屋上ヘリポート	2021 年 12 月 02 日(木)

・ 計測結果（電波）

- ◆ 8 地点において、600MHz～3GHz 帯にスペクトルを計測した。代表例として、地点⑥「大型プラント近傍」の例を図 1-6-1-1 に示す。高度約 25m での計測値である。
- ◆ いずれの地点においても、携帯キャリア基地局による強い電波が顕著に観測された。

バンドは、地点による差異があった。都心部～山間部などによって、電波の分布・強度は異なる。

- ◆ 観測された主な周波数と、想定される発射元は表 1-6-1 のとおり。

表 1-6-1-1 想定される電波の発射元

945MHz～960MHz	W-CDMA バンド 8、LTE バンド 8 におけるダウンリンク周波数
885MHz 付近	LTE バンド 18～19 におけるダウンリンク周波数
1500MHz 付近	LTE バンド 11、21 におけるダウンリンク周波数
1850MHz 付近	LTE バンド 3 におけるダウンリンク周波数
2140MHz 付近	LTE バンド 1 におけるダウンリンク周波数
2450MHz 付近	Wi-Fi 機器や Bluetooth ほか ISM 機器など

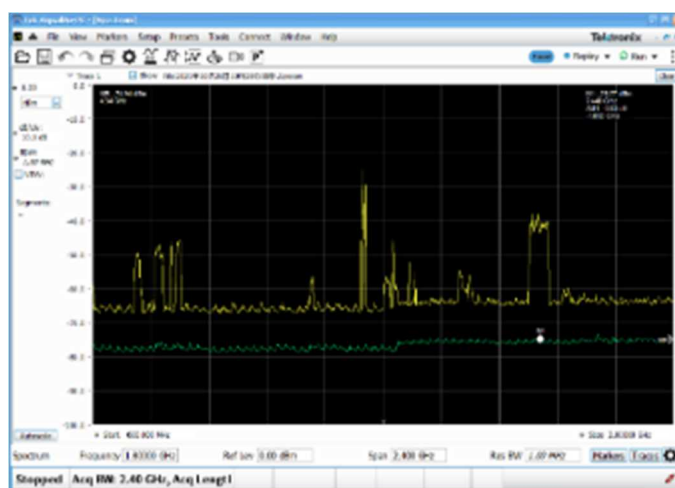


図 1-6-1-1 電波の強度分布の例（大型プラント近傍上空）

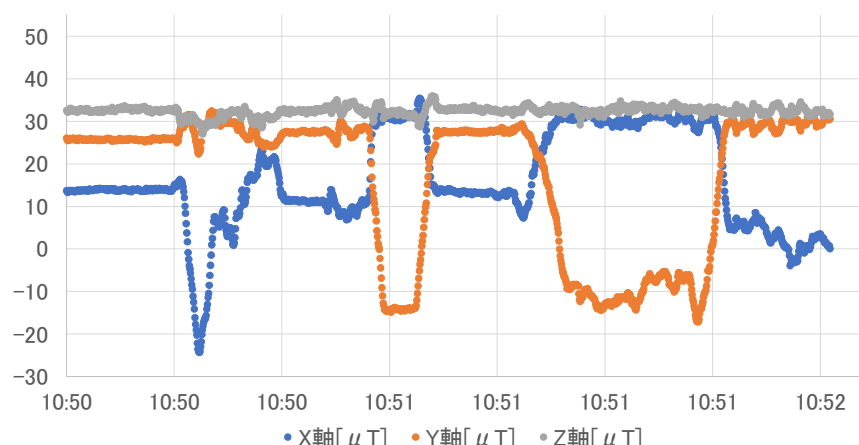


図 1-6-1-2 磁気センサ出力例（橋梁下の往復）

・計測結果（地磁気）

- ◆ 代表例として、地点④「大型橋梁下の往復フライト」でのセンサ出力を図 1-6-1-2 に示す。
- ◆ この地点では、橋梁下をくぐり抜けける際、y 軸と x 軸が大きく逆転する様子が観察できた。

- ◆ 磁気センサの出力は、周辺環境の影響を非常に受けやすいことが分かる。

・計測結果（風況）

- ◆ 代表例として、地点②「トンネル内外」での風速・風向例を図 1-6-1-3 に示す。
- ◆ トンネル内への進入とトンネル内部、トンネルから出る際など、本計測では、短時間で風速・風向が大きく変わる確認できた（風況は当日の天候による影響が大きい）。

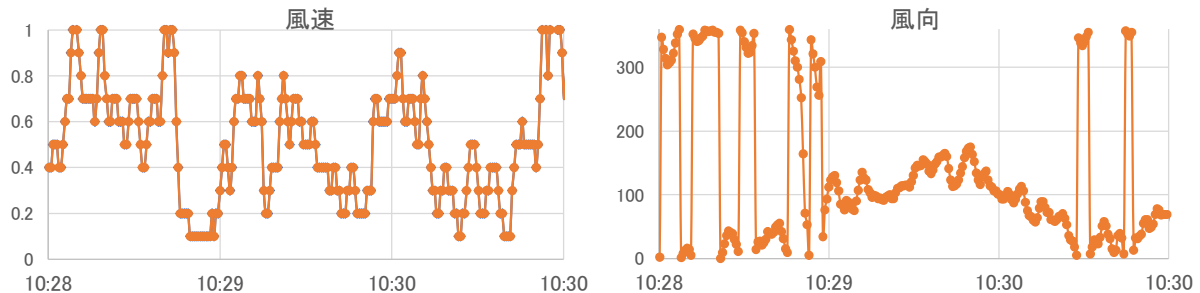


図 1-6-1-3 風速センサの出力例（トンネル内外での計測）

(3) 減衰量可変型電磁波シールドテントの開発

・長距離フライトを模した無線通信の評価

ドローンやロボットなど、無線通信によるテレコントロール・テレメトリを行う機器では、「操縦対象が長距離」や「多様な電波が飛び交う空域」などの状況での通信品質、特に通信途絶や途絶回復に関する評価が重要である。しかし、無線機器の評価施設として一般的である EMC サイト（電波暗室＋エミッション試験機・イミュニティ試験機）では、暗室内に通信機器を相対で設置するのが通常である。送信機～受信機間が近接する状態のため、通信的にはごく近距離であり、強いリンク状態が維持される。このため、長距離フライトで通信状態が良好でない状態を模した評価が難しい。

・電波の減衰量を可変する電磁波シールドテントの導入

本調査では「減衰量可変型電磁波シールドテント」を開発した。テント内に設置したドローンのから発射される電波の漏洩強度を、任意に可変することが可能となる機構を有するものである³。同テントを用いた実験系の概要を図 1-6-1-4 に示す。

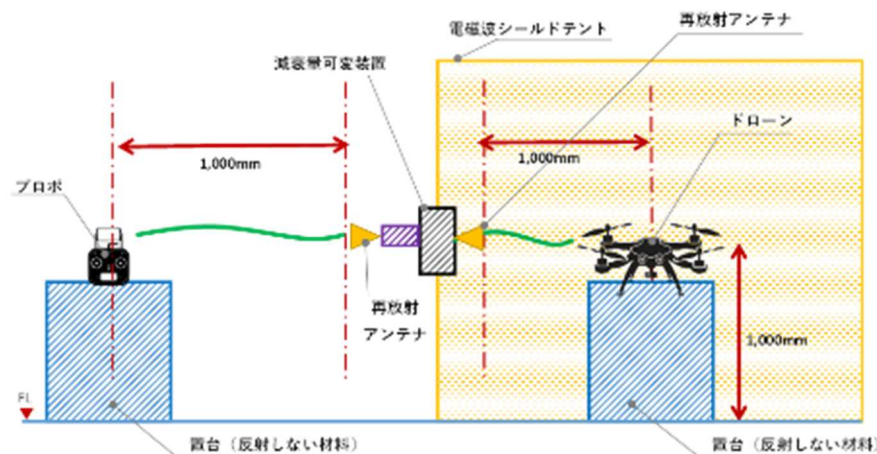


図 1-6-1-4 減衰量可変型電磁波シールドテントを用いた実験

³ 「ドローン暴走防止機能を有する減衰量可変型電磁波シールド装置」として特許出願を検討している。

ATT の設定値と 2.45GHz の電波での相当する伝搬距離を表 1-6-1-2 と図 1-6-1-5 に示す⁴。このプロットの場合、ATT 設定値 0 dB で伝搬距離 46m、ATT 設定値 40 dB で伝搬距離 4,584m となる。

表 1-6-1-2 ATT 設定値と相当する伝搬距離 (@2.45GHz)

ATT設定値 (dB)	系全体の損失 (dB)	相当する伝搬距離 (m)
0	73.5	46
10	83.5	145
20	93.5	458
30	103.5	1,450
40	113.5	4,584
50	123.5	14,496

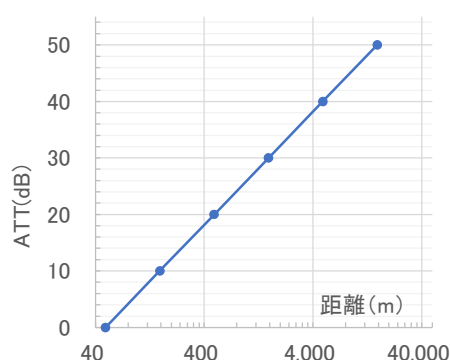


図 1-6-1-5 ATT 設定値と相当する伝搬距離 (プロット)

・評価対象としたドローン

本調査では、以下のドローン（機体と送信機のペア）を評価対象とした⁵。

- ◆ 機体① dji 製 Phantom4 (2019 年製)
- ◆ 機体② dji 製 Matrice600Pro (2021 年製)
- ◆ 機体③ dji 製 Mavic3 (2021 年製)

・減衰可変テントを用いた通信品質の評価 (GHz 帯@電波暗室)

・試験条件・試験環境

減衰量可変型電磁波シールドテントを、電波暗室内に設置した。テント内にドローン機体、テント外に送信機（以下、プロポ）を配置し、電磁波イミュニティ試験を実施した。

図 1-6-1-6 に試験環境の様子を、表 1-6-1-3 に試験条件を示す。試験レベルは規格 (IEC61000-4-3) に準拠した。

⁴ 以下、本レポートでは、減衰可変テント試験における距離の表記は 2.45GHz の場合を示す。今回の評価試験に用いたメーカー製ドローンがすべて、2.4GHz 帯を制御・映像の通信に用いる機器だったためである。

⁵ 当センター保有の自作小型ドローンと Futaba 製プロポ 10J も評価対象としたが、プロポにコンソール画面がないこと（電波暗室でのビデオ監視によるイミュニティ試験が不可）、ドローン自体の動作がやや不安定であること、などから、調査対象としなかった。

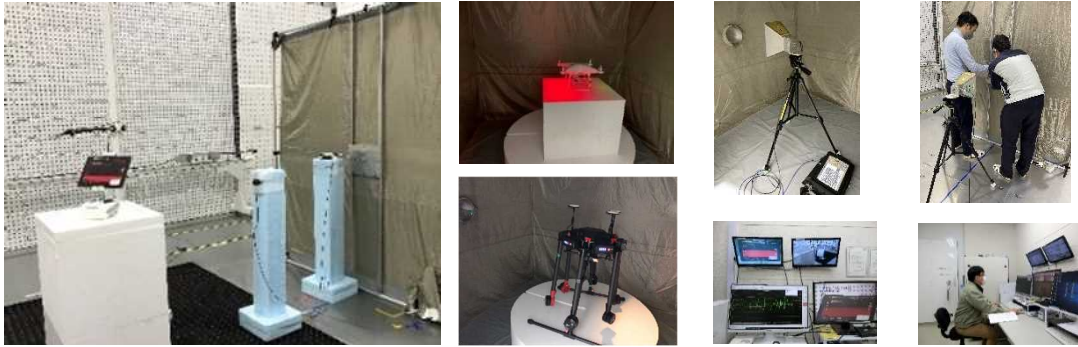


図 1-6-1-6 減衰量可変型電磁シールドテントを用いた評価環境の様子

表 1-6-1-3 試験条件（GHz 帯）

試験 周波数	試験 レベル	変調	備考
1GHz～ 6GHz	10V/m	AM 変調	偏波：垂直 照射時間：3 秒 掃引：3%ステップ

・イミュニティ試験の結果

代表例として、機体①での電磁波イミュニティ試験の評価結果を示す。図 1-6-1-7 は映像信号が途絶した場合、図 1-6-1-8 は機体制御を含めすべての通信が途絶した場合のプロポ（送信機）画面例である。図 1-6-1-9～1-6-1-10 は、通信のエラーや途絶の発生を 2 値の散布プロットしたものである。上段は機体制御、下段は映像伝送のエラーや途絶の発生を示している。横軸は周波数である。距離 145m 相当の場合は 2.4GHz 帯でのみ途絶が発生、距離 4,584m 相当の場合は、多数のエラーや途絶の発生が確認できた。なお、本実験の環境下において、機体②は ATT 値 43dB を超えると通信が確立できなかった。

他の機体でも、ATT 設定値 43 dB 以上（伝搬距離 6,512m 以上）では、エラーの多発や、そもそも接続しないなどの状況が見られた。機体制御系よりも、映像伝送の方が途絶頻度が高い。必要な通信品質に要する電波帯域が広く、干渉や抑圧に弱いと考える。



図 1-6-1-7 映像信号の途絶の例

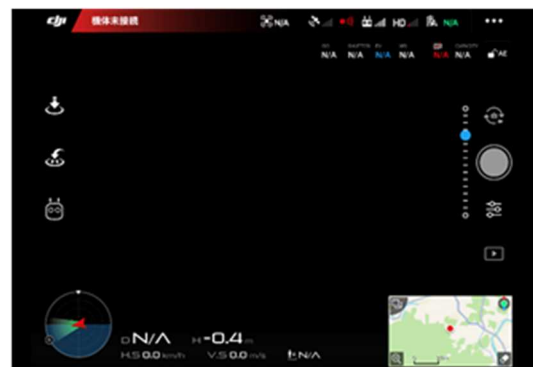


図 1-6-1-8 全通信の途絶の例

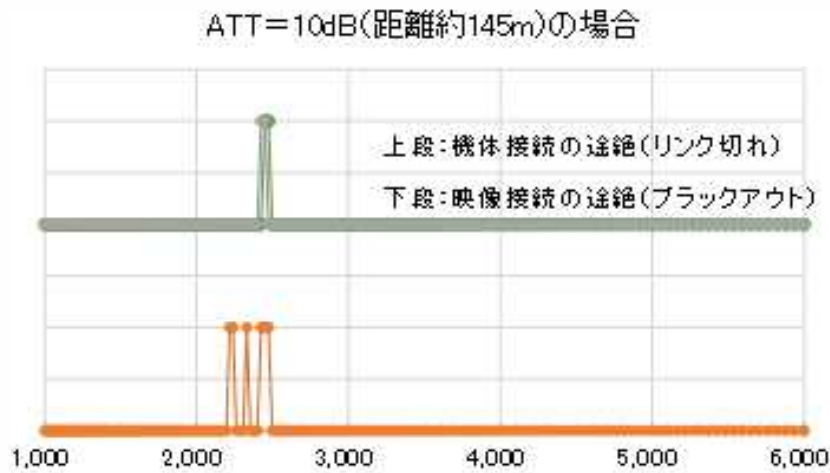


図 1-6-1-9 通信途絶の発生例 1

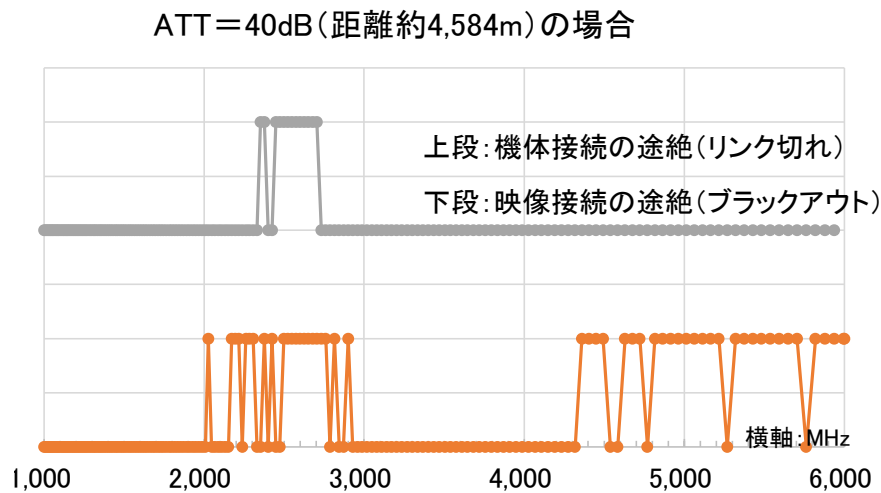


図 1-6-1-10 通信途絶の発生例 2

・減衰可変テントを用いた通信品質の評価 (MHz 帯@電波暗室)

・試験条件・試験環境

GHz 帯と同様の配置にて、MHz 帯の電磁波イミュニティ試験を実施した。表 1-6-1-4 に試験条件を示す。試験レベルも同じく規格 (IEC61000-4-3) 準拠とした。

代表例として、機体③での電磁波イミュニティ試験の評価結果を示す。図 1-6-1-11 は正常な通信状態、図 1-6-1-12 は機体制御を含めすべての通信が途絶した場合のプロポ画面例である。機体②、ATT 設定値 30dB (伝搬距離 1,562m 相当) での途絶発生プロットを図 1-6-1-13 に示す。GHz 帯の評価と比較すると、この周波数区間では途絶の発生頻度はかなり低い。しかし、プロポ画面へのエラーメッセージ表示や映像の途絶は、若干数ながら確認できた。放送局なども多数存在する周波数帯であることから、評価をさらに深めていく必要がある。

表 1-6-1-4 試験条件 (MHz 帯)

試験 周波数	試験 レベル	変調	備考
80MHz～ 1GHz	10V/m	AM 変調	偏波：垂直 照射時間：3 秒 掃引：3%ステップ

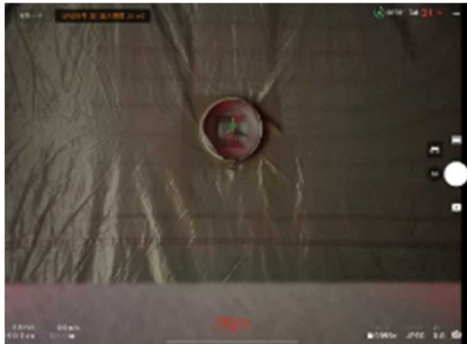


図 1-6-1-11 映像・制御いずれも正常な例



図 1-6-1-12 全通信の途絶の例

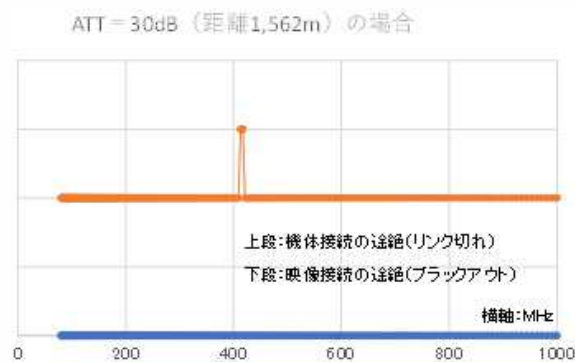


図 1-6-1-13 信号途絶の発生例

(4) スマートフォン・WiFi・業務用無線機等による影響

ドローン空域およびオペレーター近辺には、日常的にさまざまな電波が飛び交っている。EMC 試験機による電波発射の評価とは別に、スマートフォンや WiFi の各種機器、業務用無線機やアマチュア無線機を用いた通信耐性の評価実験を実施した。IEC や CISPR 等の EMC 規格に準拠する試験ではないが、実際のフライト環境に近い状況、よく起こりうる状況での通信耐性について調査したものである。

・ 電波暗室内

イミュニティ試験実施と同じ環境設定において、放射用のアンテナ先端の代わりに、スマートフォンや各種無線機から電波を発射した⁶。

・ 屋内ホール

電波暗室内より長距離が設定できる環境として、当センター内の大ホールでの計測を実施した。図 1-6-1-14 に試験の様子を示す。床・壁・天井などからの電波反射が想定されるが、屋内用途のドローンを想定した実験である。

⁶ 電波暗室内でスマートフォンによる携帯キャリア通信を用いる場合は、暗室のドアを開放した。



図 1-6-1-14 屋内ホールでの試験の様子

・屋外開放エリア

センター敷地内に、約 50m×100m の芝生エリアがある。建物や構造物の近接も少ない。このエリアに電磁可変テントを設置し、機体①と機体③について評価を行った。図 1-6-1-15 に試験の様子を示す。



図 1-6-1-15 屋外開放エリアでの試験の様子

・評価法

「電磁可変テント内のドローン」に対して、オペレーター近隣の無線機を想定して、「オペレーターは片手でプロポを操作、一方の片手でスマートフォンでの通話やネット閲覧、業務用やアマチュア用無線機器を操作」という方法にて、途絶の発生やエラーの表示有無について調査した。電波を発射する装置をプロポ操作者の手に持たせ、発射した場合の挙動を見るものである。用いた無線機の周波数や型式などを、表 1-6-1-5 に示す。

表 1-6-1-5 電波発射試験に用いた周波数帯・型式・電力

	周波数	電波の型式	空中線電力
無線機①	7MHz 帯	A3E	50W
無線機②	14MHz 帯		
無線機③	21MHz 帯		
無線機④	28MHz 帯		
無線機⑤	50MHz 帯		
無線機⑥	144MHz 帯	F2D、F3E	5W
無線機⑦	351MHz 帯	F1E	
無線機⑧	430MHz 帯	F2D、F3E	
無線機⑨	1200MHz 帯	F3E	1W

・評価の結果

評価の結果抜粋を表 1-6-1-6 に示す。機体①～③に全てにおいて、電波の発射にともなう何らかのエラー表示や、機体の異常動作が見られた。本試験は簡便な方法である。今後はより定量的な評価法の検討が必要である。

表 1-6-1-6 プロポ操縦者の近隣無線機からの電波発射によるエラー等の例

機体①	4G通話の通話	5G通話の通話	スマートフォンによるネット閲覧	WiFi基地局	業務用無線機	アマチュア用無線機
接続限界 ATT値@電波暗室	●異常なし		●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ
接続限界 ATT値@屋内ホール(18m)	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ
接続限界 ATT値@屋外(48m)	●異常なし	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ

機体②	4G通話の通話	5G通話の通話	スマートフォンによるネット閲覧	WiFi基地局の近接	業務用無線機	アマチュア用無線機
接続限界 ATT値@電波暗室	●異常なし		●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応
接続限界 ATT値@屋内ホール(18m)	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応
接続限界 ATT値@屋外(48m)	●異常なし	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応	●通信不安定のエラーメッセージ ●電波の発射にともなう回転数の異常反応

機体③	4G通話の通話	5G通話の通話	スマートフォンによるネット閲覧	WiFi基地局の近接	業務用無線機	アマチュア用無線機
接続限界 ATT値@電波暗室	●異常なし		●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ
接続限界 ATT値@屋内ホール(18m)	●異常なし	●異常なし	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ
接続限界 ATT値@屋外(48m)	●異常なし	●異常なし	●異常なし	●異常なし	●通信不安定のエラーメッセージ	●通信不安定のエラーメッセージ

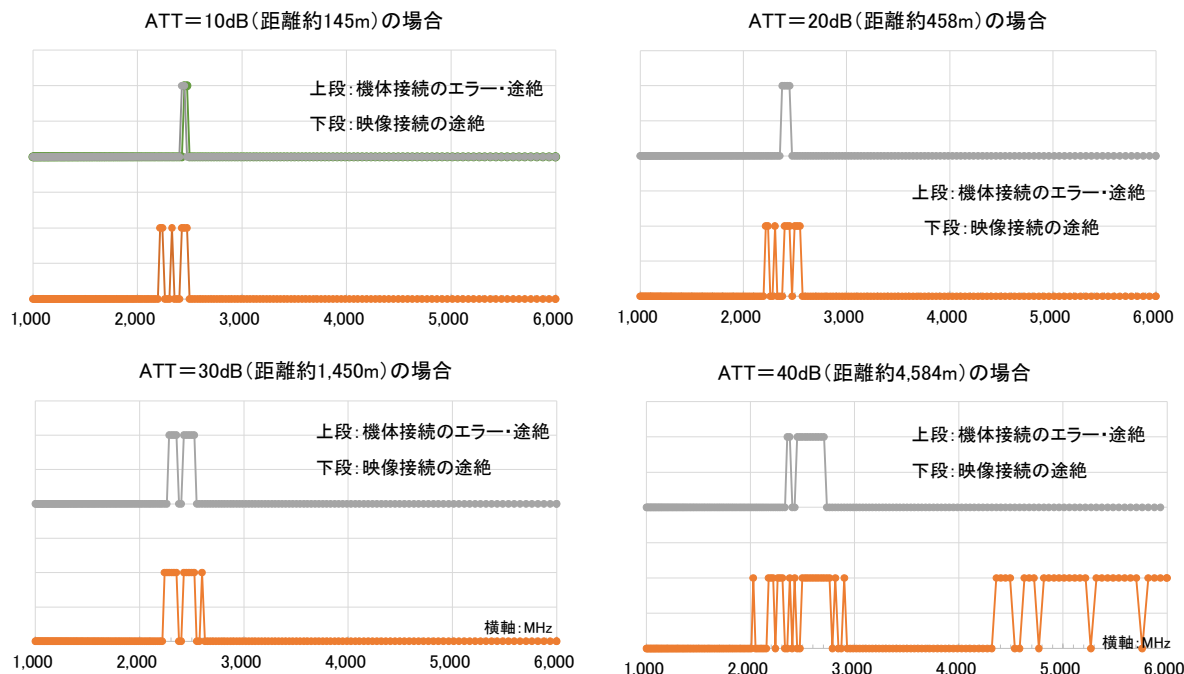
(5) まとめ

- ◆ GHz 帯の電波は、ドローンフライトのサンプル空域とした全ての地点で計測された。強度・周波数・型式などの違いはあるが、どのような電波の照射に対しても、正常な通信や正常なフライトを維持できる性能が必要である。
- ◆ 通信途絶が発生する電波的な距離は機体によって異なるが、ATT 値 40～50 dB 以上（約 5 km 以上）では、すべての機体が通信不能となった。ドローン通信で多用される ISM 帯は、WiFi や Bluetooth など、微弱ではあるが電波の発射機器が極めて多い。長距離フライトにおける ISM 帯へのイミュニティ耐性向上は、すべてのドローンにとって重要な課題である。
- ◆ ドローン通信用として、920MHz 帯や 5GHz 帯の導入も進む。近接するバンドには強力な電波を発射する携帯キャリアの基地局が多く存在する。これらの存在を考慮したフライト、客観性のある試験法の確立も、ドローン性能評価としては必要になる。
- ◆ 業務用無線機等による通信や制御の乱れも観察できた。放送局も含め、多種多様な電波が飛び交うドローン空域では、通品品質の定量的な評価法の確立が必要である。従来は考慮が少なかったアマチュア無線局の存在も要注意である。2021 年末時点で約 38 万局が国内に存在し、無線局数としてはもっとも多い。業務局とは異なり、不定期に電波が発射される。少数ではあるが空中線電力 1kW を許可されているアマチュア局もある。フライトルートがこれら無線局に近接する可能性は十分にある。
- ◆ 最大手メーカー製である機体①～③の場合、無線通信の方式が「Lightbridge 2 → OcuSync → OcuSync 2.0 → 03+」と変化している。03+で動作する機体③の場合、途絶や距離への耐性が大きく向上している。無線通信の方式についての標準化やオープン化も、ドローンフライトの品質向上には必要と考える。
- ◆ 磁気センサの出力は、周辺環境の影響を大きく受けることが分かった。加速度・ジャイロ・GNSS などのセンサ出力から方位を判断することが難しい場合は、磁気センサの精度が重要になる。フライト時の磁気センサ精度についてのドローン性能評価の課題である。
- ◆ 風向・風速、いずれもフライト中に大きく変化するケースが多かった。天候も関係するため、「このような地形や建屋では、このように風況が変化する」との一般化は困難である。風向・風速は急変する…という前提で、ドローンの性能評価法を検討する必要がある。

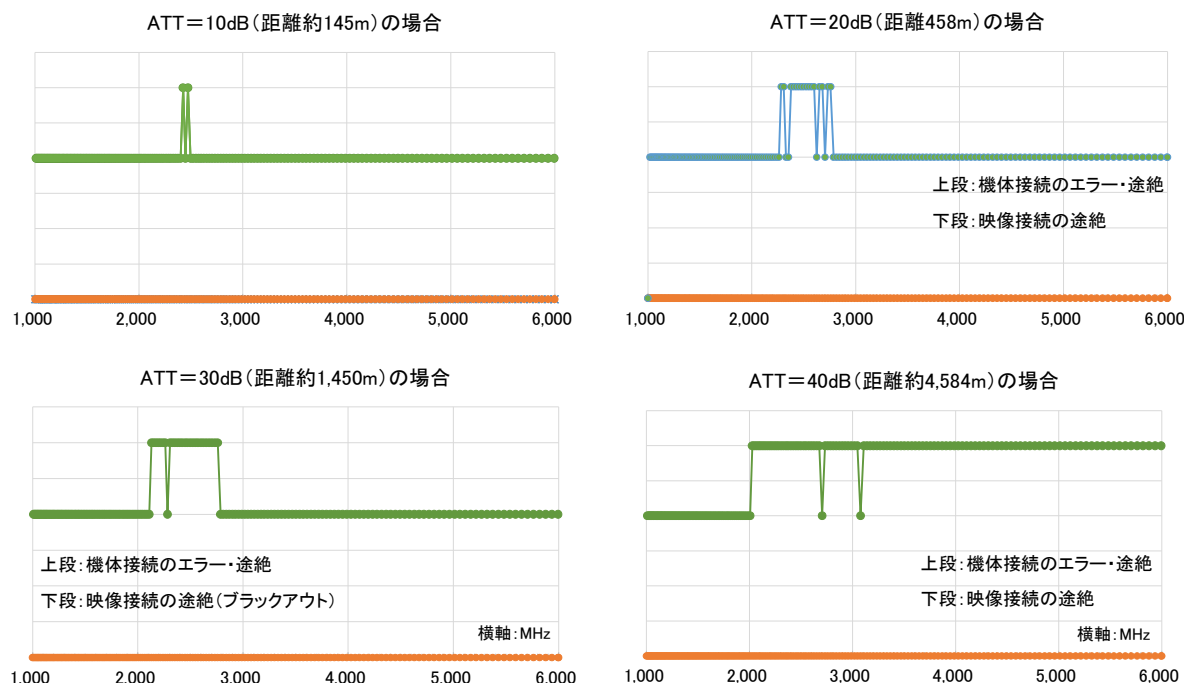
1-7-2 環境計測データ集、減衰量可変テント概要、通信エラーデータ集

以下、ドローン3機種における通信エラーや通信途絶の発生例を示す。いずれも上段が機体制御、下段が映像伝送に関するエラーや途絶の発生プロットである。機体②は環境計測ドローンの機体であり、映像伝送の装置は搭載していない。

機体①

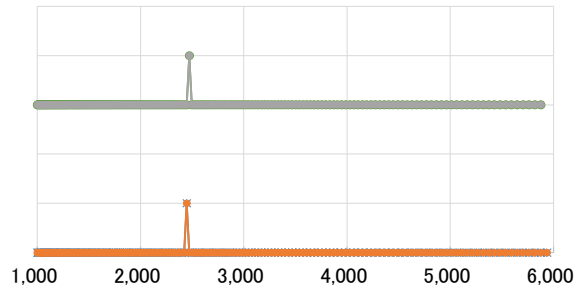


機体②

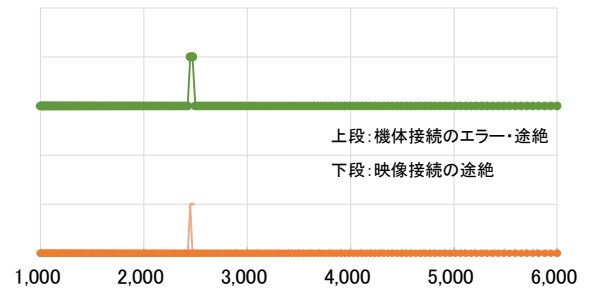


機体③

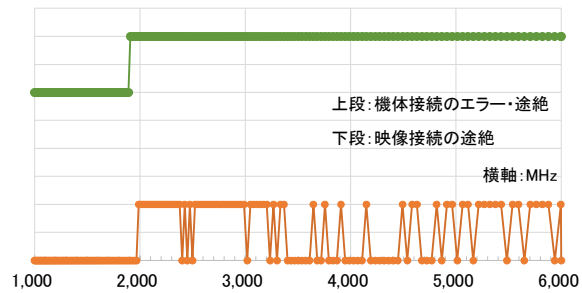
ATT=10dB(距離約145m)の場合



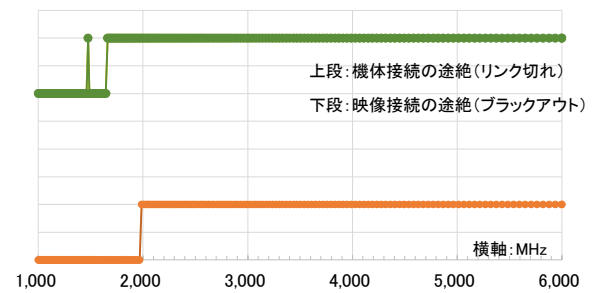
ATT=20dB(距離約458m)の場合



ATT=40dB(4,584m距離約)の場合



ATT=50dB(距離約14,496m)の場合



1-8 無人航空機性能評価手順書（案）Ver. 2.0（第三者上空飛行編）

1-8-1 地上の第三者への危害軽減に関する性能（半自由音場騒音試験）

（1）性能評価の考え方

危害軽減の観点から、飛行中の騒音を評価するための音響試験の性能評価手順を以下に示す。
本試験は、無人航空機の飛行中の騒音を簡易な方法で計測かつ記録し、無人航空機の性能として評価することを目的とする。

（2）試験方法

（ア）試験の概要

本試験は、音響パワーレベルを計測かつ記録し、騒音の性能を評価するものである。試験の概念図を図 1-8-1.1、図 1-8-1.2 に上方と横からの設置位置図を示す。また、計測するデータ及び計測条件を表 1-8-1.1 に示す。

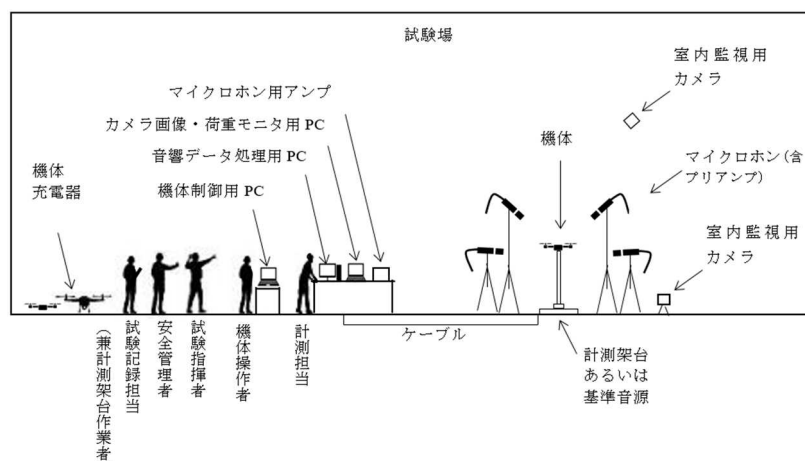


図 1-8-1.1 試験の概念図（音響）

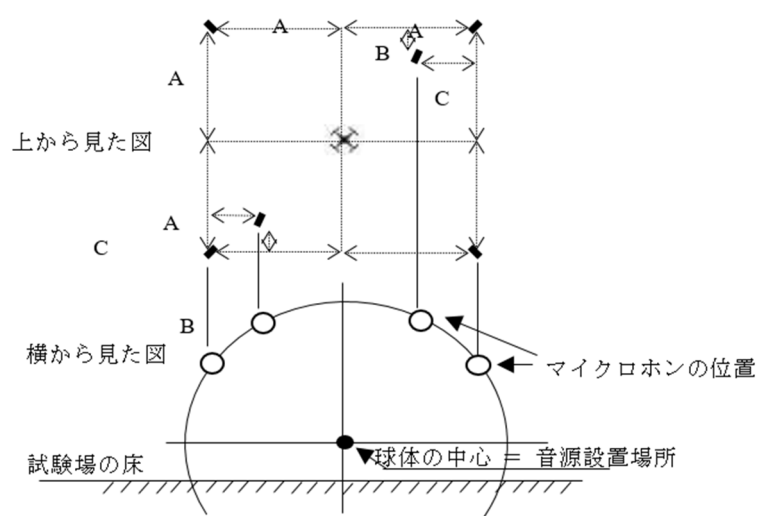


図 1-8-1.2 マイクロホン設置位置

表 1-8-1.1 計測するデータ及び計測条件（音響）

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	騒音レベル	音響パワーレベル（dB）	以下の要素を変動させて計測 ・機体重量 ・プロペラ特性（形状、材質、長さ） ・各メーカーによる騒音対策（例えば、プロペラの上下取り付け向きを変更） ・モータ回転数 ・その他、騒音特性に影響を与える要素（例えば、異なるメーカーの ESC、安全ケージの取り付け）

（イ）試験のシステム構成

本試験は、図 1-8-1.3 のように機器等を構成し、データを取得かつ記録する。また、試験装置全体を図 1-8-1.4 試験装置を図 1-8-1.5 に示す。

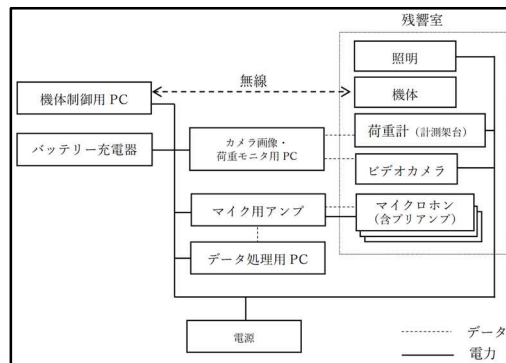


図 1-8-1.3 試験のシステム構成例（音響）



図 1-8-1.4 試験装置全体



図 1-8-1.5 試験装置

(ウ) 取得したデータの解析方法

試験結果にもとづき、取得したデータを表 1-8-1.2 のように解析する。

表 1-8-1.2 取得したデータの解析方法（音響）

	パラメータ	計測データの解析方法
1	音響パワーレベル	マイクロホンからの全周波数帯のソフトウェアでパワーレベルへ変換する

上記処理をデータ処理用 PC にて処理した結果は、以下のようにグラフ表示される。

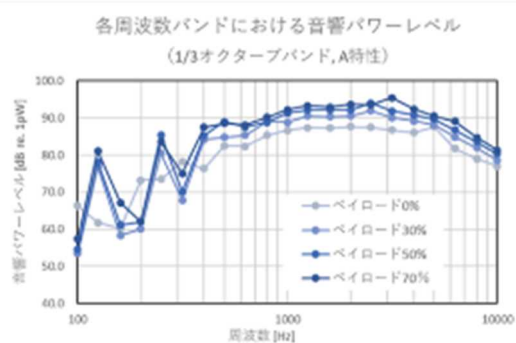


図 1-8-1.6 音響パワーレベルの例

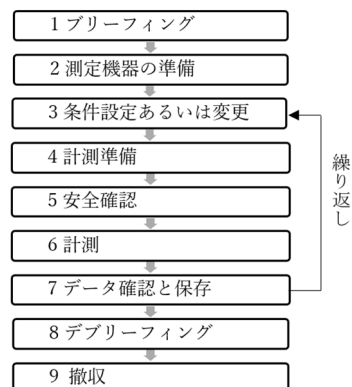


図 1-8-1.7 試験の流れ（音響）

(エ) 試験手順

試験の流れ

試験の流れを図 1-8-1.7 に示す。

1) 試験の実施手順

① ブリーフィング

A) 試験概要の説明

- 担当者から試験概要を説明する。

- ✓ 目的
- ✓ 方法
- ✓ 試験設備
- ✓ 供試体

B) 試験計画の説明

- 担当者から本試験に関わる日程、および毎日のスケジュールを説明する。

C) 試験体制の説明

- 担当者から試験体制を説明する。
 - ✓ 試験指揮者
 - ✓ 安全管理者
 - ✓ 機体操縦者
 - ✓ 計測担当
 - ✓ 作業員
 - ✓ 試験記録担当

D) 試験の実施要領の説明

- 担当者から本試験の実施要領について説明する。

E) 安全事項の説明

- 担当者から本試験に関わる安全確保のための制御について説明する。
- 担当者から非常時の対応、緊急連絡体制について説明する。

F) 注意事項等の共有

- 参加者全員で、実施における注意点、留意点等を共有する。

②測定機器の準備

A) 図1のとおり機器を設置する

- 計測架台を設置する場所を決定する。作業性が良く、かつ要員が安全に観察できる場所を選定する。
- マイクロホン（三脚付き）（6式）は図2に示す位置に配置する。
- マイクロホンの高さを調整する。尚、マイクロホンの設置高さも図2で示す様に予め算出された位置とする。
- マイクロホンをケーブルでアンプへ接続する。
 - データが正しく記録される様、予め決められている番号に合わせてミスの無いように接続すること。
- 試験記録用カメラを設置する。
 - 試験場全体を俯瞰する位置であること。
- カメラ画像をPCへ表示、録画する場合はPCへ接続する。

B) 計測用PCの準備

- PCを起動し、データ記録用ソフトウェアを起動する。
- データロガーを起動する。

C) 集音の準備

- マイクロホン及びマイク用アンプの電源を投入する。
- 計測用 PC で専用ソフトウェアを立ち上げ、音が正常に集音できていることを確認する。

D) 測定の準備

➤ 無人機の場合

- ✓ 計測架台を設置する。
 - ◇ 本体とベース間のボルトを 4 本で固定する。
 - ◇ 横揺れ防止装置を取り付けて安定化させる。
 - ◇ 荷重計をベースに取り付ける。
 - ◇ 荷重計-PC 間ケーブルを接続する。
 - ◇ ケーブルは足でひっかけないようにテープで床に貼り付ける。
 - ◇ 荷重計の電源ケーブルをコンセントに接続する。
 - ◇ 荷重計の電源を投入し、数値が表示されることを確認する。
 - ◇ 計測架台の荷重計からの重量データを受信できていることを確認する。
- ✓ マイクロホン（三脚付き）（6 式）の配置を確認する。
 - ◇ 床のマーキングに正しく配置されていることを確認する。
- ✓ カメラの位置を確認する
 - ◇ 試験場内の床に設置しているカメラからの画像を PC 上で確認する。
 - ◇ 計測架台全体が計測用 PC に映る様にカメラの位置を調整する。

E) 基準音源の場合

- 1) 基準音源を設置する。
 - ✓ 本体を設置位置に配置する。
 - ✓ 基準音源の電源ケーブルをコンセントに接続する。
- 2) マイクロホン（三脚付き）（6 式）の配置を確認する。
 - ✓ 床のマーキングに正しく配置されていることを確認する。
- 3) カメラの位置を確認する。
 - ✓ 試験場内の床に設置しているカメラからの画像を PC 上で確認する。
 - ✓ 基準音源が計測用 PC に映る様にカメラの位置を調整する。

③ 条件設定あるいは条件変更

A) 試験計画に沿って機体の条件を変更する。

- プロペラの種類（長さ、形状、材質等）
- 安全ケージの取り付けの有無
- その他の騒音軽減のための施策（プロペラの上下取付向き変更等）

B) 条件を設定した機体を計測架台へ設置する。

- 事前に荷重計をゼロにリセットしておく。
- 機体を設置する。
- 設置後の荷重計の増加を記録する。（＝機体の重量）

- 再度、ゼロリセットする。
- C) 計測架台への固定ボルトは確実に締め付けたことを作業員へ再確認する。
- D) バッテリーはフル充電の状態として試験条件を統一しておく。
- E) バッテリーは機体中央に配置してあることを確認する。
- F) プロペラの回転が架台や保護ネット等と干渉しないことを確認する。

④計測準備

- A) 計測の準備を行う。
 - 荷重計の値がゼロにリセットされていることを再確認する。
 - 機体の動作確認を行う。
 - 機体操作者は、20 秒間の自動運転を行う様、制御装置を設定する。
 - 試験に先駆けて動作確認を行う。
 - 計測担当はマイクロホンからのデータ入力を確認し、データ取得開始に備える。

⑤安全確認

- A) 安全管理者は、計測開始前に下記を再確認・周知する。
 - (初回測定のみ) 測定架台のベースと土台の組立ボルトは確実に固定されたこと。
 - 機体が確実に計測架台に固定されたこと。
 - 測定架台とプロペラの回転に干渉がないこと。
 - 制御用 PC 操作者は、カメラ画像をモニタできる場所で試験を実施し、異常時の緊急停止に備えていること。
 - 次の試験の準備作業員は、関係者に周知することなく機体を駆動してプロペラを回転させないこと。

⑥計測

- A) 無人航空機の場合
 - 音響計測するモータ出力を決定する。
 - ✓ ホバー状態となる (荷重計の表示が 0 kg となる) モータ出力 (%) を調査する目的で、30% (5 秒間) ・ 40 % (5 秒間) ・ と順に上昇させながら飛行し、計測 PC 画面上の荷重計の表示が 0kg になるモータ出力 (%) を決定する。
 - 決定したモータ出力で 20 秒間の飛行を行う。
 - ✓ 計測架台に横方向の振動を与えない様、3 段階で徐々に出力を上げることとし、試験指揮者から「30-40-51 (%) 各 5 秒」(51%で計測する場合) 等と指示する。
 - ✓ (参考：低出力では計測架台に少し横揺れが発生する場合も、出力を上昇し、推力を高めることで安定する状況となる。)
 - ✓ 試験指揮者の「開始」の合図で機体操作者は飛行を開始する。
 - ✓ 計測担当は荷重計の表示がほぼ 0 kg となっていることを確認しながら計測する。
 - ✓ 計測担当は、計測を開始し、20 秒間のデータを取得して「終了」と合図する。

✓ 操縦者は飛行を停止する。

➤ 機体の異常の有無を目視確認する。(プロペラの破損等)

注意：決定されたモータ出力(%)の値は、バッテリーの消費により変動することに注意する。つまり、同じバッテリーで繰り返し試験を行うと同じ出力(%)であっても推力は落ちてくるため正確な計測ができない。この状態を回避するために測定は極力完全充電されたバッテリーで行うこと。

B) 基準音源の場合

➤ 基準音源の計測を行う。

✓ 試験指揮者の「開始」の合図で基準音源を起動する。

✓ 計測担当は、計測を開始し、20 秒間のデータを取得して「終了」と合図する。

✓ 基準音源を停止する。

⑦ データ確認と保存

➤ 計測者はデータの健全性を確認し、名前を付けて保存する。

➤ 必要であれば関係者へデータをコピー配布する。

➤ 下記の注意を行う。

注意：本試験で取得したデータ、写真、及び動画等は、NEDO 業務の実施を目的とした範囲でのみ使用可能である。許可なく独自に外部発表等を行ってはいけないことを周知する。

⑧ デブリーフィング

試験実施責任者あるいは指名された担当の進行によりデブリーフィングを実施する。

A) 試験実施責任者から試験の実績を報告する。

➤ 試験の実績を報告する。

➤ 計画との違いがある場合にはその原因と対応について報告する。

➤ 取得したデータの 1 次評価結果を報告する。

➤ 今後のデータ解析予定を説明する。

➤ 実施要領の改善の有無について確認する。

B) 安全管理担当から試験の安全管理面での気づき事項を報告する。

➤ 安全面での改善事項を説明する。

➤ 改善のための実施要領等の変更を全員で協議する

➤ 改善のために必要なアクションアイテム、担当、期限を明確にする。

C) 必要であれば今後の予定を調整する。

⑨ 撤収

A) 撤収を行う。

➤ 測定機器の電源を停止し、試験環境を解体する。

✓マイク、及びマイクからケーブルが出ている箇所が、一番ダメージを与えない様に
注意すべき箇所

➤測定機器を試験場から搬出し、撤収する。

(3) 試験施設・設備・機材及び付属品

(ア) 試験施設

1) 産業技術研究所試験場残響室

本試験の特徴は、特殊な残響室(*1)環境なしで音響パワーレベル(添付1参照)を測定することである。そのため、図1-8-1.8、図1-8-1.9に示す試験環境を設置して試験を実施する。

*1) 残響室とは、音を反射する壁で覆って響きを良くし、音のエネルギー分布が均一となる様に作られた施設。図の例では、壁、天井、床を固い材料(10cm厚の花こう岩)で覆っている。



図1-8-1.8 産業総合研究所 残響室

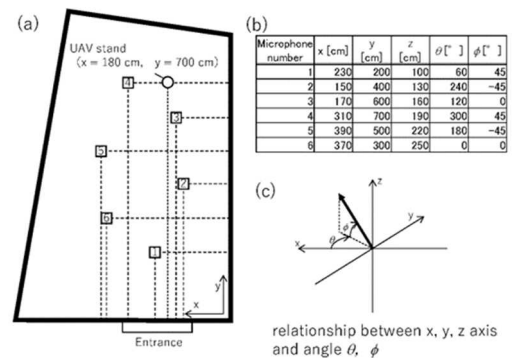


図1-8-1.9 産総研残響室(容積 350 m³)における
UAV とマイクロホンの配置

(イ) 使用機器・設備

1) データ処理用 PC

マイクロホンからの出力信号を、アンプを介して入力し、専用ソフトウェアを用いてパワーレベルへと変換処理することを目的とした PC である。

➤ Windows 10、CPU Core i5 以上

➤ 音響解析用ソフトウェアをインストール済み

2) カメラ画像・荷重モニタ用 PC

試験場内に設置した測定システム監視用カメラの画像表示、かつ計測用架台に取り付けられた重量データの表示を目的とした PC である。

➤ Windows 10 CPU Core i5 以上

➤ カメラ画像表示用ソフトウェアをインストール済み

➤ 荷重計からのデータをテキストデータでリアルタイム表示するソフトウェアをインストール済み

3) 計測架台

機体取付用の支柱と、荷重計から構成され、機体を取り付けて飛行させることで、機体の推力を計測することを目的とした架台である。図 1-8-1.10 に荷重系表示盤、図 1-8-1.11 に計測架台の例を示す。

飛行前は機体重量を表示するが、ホバー状態においては荷重がゼロとなる事を利用し、ホバー状態での騒音を測定する手順である。

- 荷重計の重量データは外部出力機能により PC へリアルタイムで配信可能。
- 荷重計の値は、リセット可能である。
- 機体を固定するためのインターフェースを有する。(機体サイズに応じて各種用意あり)
- 荷重計は最大 150kg まで測定可能。



図 1-8-1.10 荷重計の表示盤



図 1-8-1.11 計測架台



図 1-8-1.12 基準音源

4) マイクロホン(含 プリアンプ)

- 10Hz ~20kHz の範囲で計測可能 (周波数特性 $\pm 4\text{dB}$ 推奨)
- 6 式
- 三脚を使用 (あらかじめ最適化した上で、床面の設置場所の目印を確認のこと)
- アンプまでケーブル接続 (BNCコネクタ)

5) マイクロホン用アンプ

- 入力 : 6 ch 以上
- マイクロホンからの出力を処理してデータ処理用 PC へ出力する。
- 1Hz ~20kHz の範囲で処理可能 (周波数特性 $\pm 0.5\text{dB}$ 推奨)

6) 基準音源(図 1-8-1.12)

- 周波数範囲 : 100Hz~20kHz

1-8-2 水素燃料容器の安全性に関する性能（水素燃料容器水平衝突試験）

（1）性能評価の考え方

水素燃料電池ドローンが飛行中に落下して地面等に衝突する状態を想定した試験の準備として、水素燃料容器 (Type3) を有する水素燃料電池ドローンの安全性に関する性能評価手順を以下に示す。本試験は、水素燃料容器 (Type3) を有する水素燃料電池ドローンが落下して地面等に衝突する状態を、水平方向の衝突装置により模擬し容器の破損、変形の有無を確認すると共に別に実施するサイクル試験及びバースト試験により、水素燃料容器の安全性に関する性能として評価することを目的とする。なお、高圧ガス保安法等の関連法令を理解及び遵守したうえで、試験を実施することに留意する。

（2）試験方法

（ア）試験の概要

本試験は、水素燃料電池ドローンを水平方向に移動する衝突装置により水平衝突させ、水素燃料容器の破損、変形の有無、変形箇所の確認を行う試験供試体を生成し水平衝突条件を記録するものである。試験の概念図を図 1-8-2.1 に示す。高圧ガス保安法に則り、床面は鉄板及び鉄製アングルとすることに留意する。また、計測するデータ及び計測条件を表 1-8-2.1 に示す。

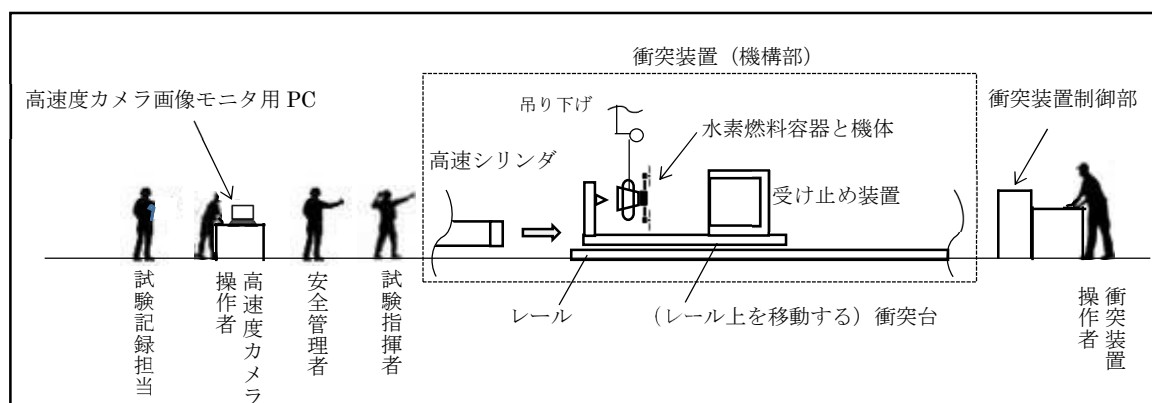


図 1-8-2.1 試験の概念図（水素燃料電池ドローン水平衝突）

表 1-8-2.1 計測するデータ及び計測条件（水素燃料電池ドローン水平衝突）

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	水素燃料容器の変形、破損	- 水素燃料容器の変形 - 水素燃料容器の破損	以下の要素を変動させて計測 - 容器の衝突の向き - 容器の保護の有無 - 容器単体と機体搭載状態 - カーボンボックスフレームとダメージウェイト搭載状態

(イ)試験実施体制例

- | | | |
|--------------|-----|---------------|
| 1) 試験指揮者 | 1 名 | |
| 2) 安全管理者 | 1 名 | |
| 3) 衝突装置操作者 * | 3 名 | * : 操作技量を有する者 |
| 4) 高速度カメラ操作者 | 1 名 | |
| 5) 試験記録担当 | 1 名 | |

(ウ)試験のシステム構成

本試験は、図 1-8-2.2 のように設備・機器を構成し、データを取得・記録している。図 1-8-2.3 に試験装置全体写真を示す。

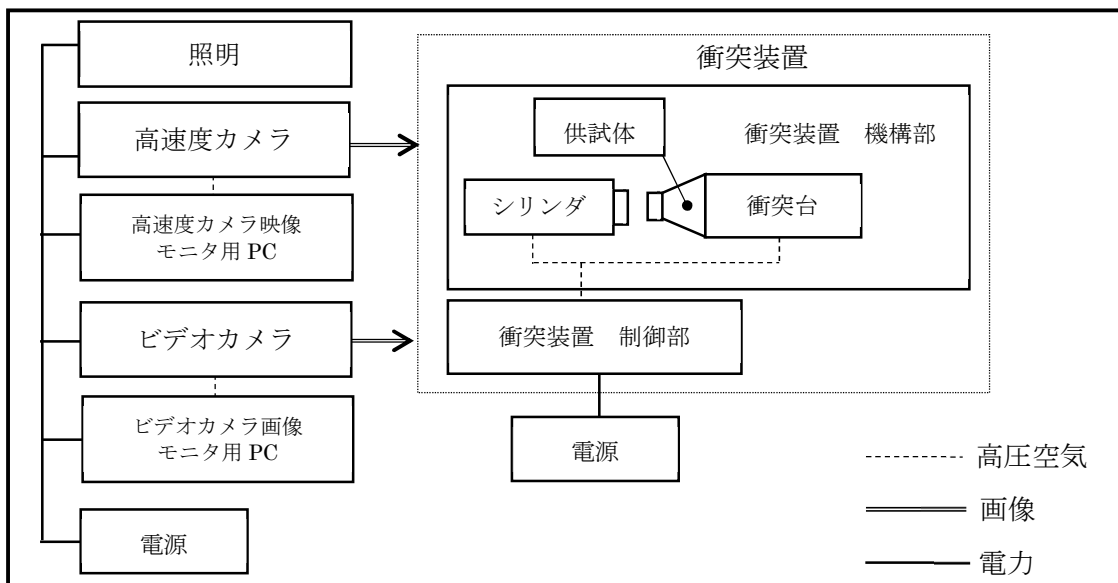


図 1-8-2.2 試験のシステム構成例（水素燃料電池ドローン水平衝突）



図 1-8-2.3 試験装置全体

(エ)性能評価のためのデータ解析方法

試験結果にもとづき、取得したデータを表 1-8-2.2 のように解析する。

表 1-8-2.2 取得したデータの解析方法（水素燃料電池ドローン水平衝突）

	パラメータ	計測データの解析方法
1	水素燃料容器の変形、破損	・衝突後の容器の外観検査、および変形量計測（含、高速度カメラによる確認） ・（要すれば）3次元解析による変形量測定 ・外部機関での試験後の水素容器に対するサイクル試験、破裂試験 等

（オ）試験手順

1) 試験の流れ

試験の流れを図 1-8-2.4 に示す。

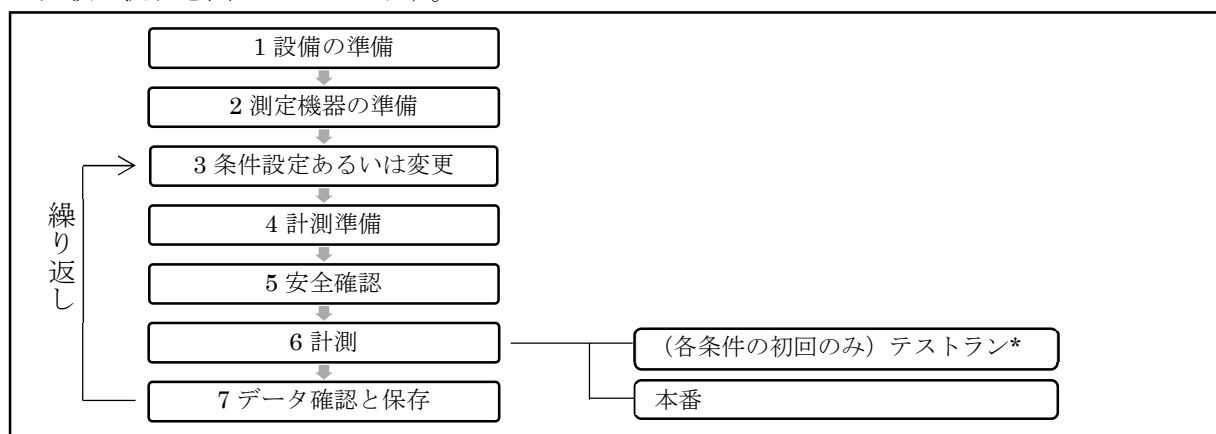


図 1-8-2.4 試験の流れ（水素燃料電池ドローン水平衝突）

2) 試験の事前準備

- 衝突装置は、約 15 分の圧縮空気の加圧が必要である。
- 衝突前の衝突対象物取付、および衝突後のレール上を移動したスレッドの復元等の準備のため、1 サイクルに約 40 分を要する。
- テストランにおいて以下を確認し、要すれば環境、条件設定、あるいは手順を改善してから以降の試験を継続すること。
 - ✓ 衝突速度があらかじめ設定された機体落下速度と同一であることの確認
 - ✓ 水素燃料容器が、目的とする箇所と角度で確実に衝突していることの確認
 - ✓ 衝突による破片の飛散等、人の安全に想定外の懸念がないことの確認
 - ✓ 特に衝撃音の大きさも人体に影響がないことを確認
 - ✓ 高速度カメラによる撮影タイミングの妥当性
 - ✓ 衝突後の容器、あるいは機体の確実な捕獲

3) 試験の実施手順

① ブリーフィング

A) 試験概要の説明

- 担当者から試験概要を説明する。
 - ✓ 目的
 - ✓ 方法
 - ✓ 試験設備
 - ✓ 供試体

B) 試験計画の説明

- 担当者から本試験に関わる日程、および毎日のスケジュールを説明する。

C) 試験体制の説明

- 担当者から試験体制を説明する。
 - ✓ 試験指揮者
 - ✓ 安全管理者
 - ✓ 衝突装置操作者
 - ✓ 高速度カメラ操作者
 - ✓ 試験記録担当

D) 試験の実施要領の説明

- 担当者から本試験の実施要領について説明する。

E) 安全事項の説明

- 担当者から本試験に関わる安全確保のための制御について説明する。
- 担当者から非常時の緊急連絡体制について説明する。

F) 注意事項等の共有

- 参加者全員で、実施における注意点、留意点等を共有する。

② 測定機器の準備

A) 設備を準備する。

- 衝突速度の設定をする。(※1 設定例を図 1-8-2.5 に示す)
- 衝突装置の動作確認をする。
- 衝突台にアングル材を取り付ける。(図 1-8-2.6 に示す)

※1：あらかじめ、対象とする機体の落下時の終端速度を他の試験により算出しておくこと。この終端速度と同一の衝突速度で設定する。

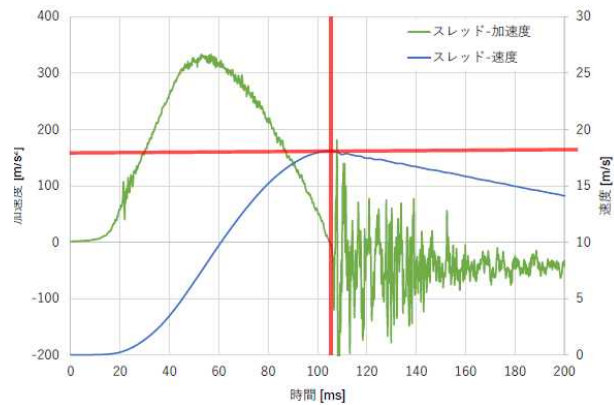


図 1-8-2.5 衝突速度の確認例（衝突装置からの出力データ）



図 1-8-2.6 衝突台にアングルを取り付けた状態

B) 測定機器の準備を行う。

- 高速度カメラの動作確認、ズーム、フォーカス、シャッタースピードを設定する。
- ビデオカメラ、デジタルカメラの充電、設置、起動を行う。

③ 条件設定の変更

A) 試験計画に沿って供試体の条件を変更する。

- 水素容器の保護材の有無及び保護材の種類（材質）
- 水素容器を装着する無人航空機の種類と衝突姿勢（機体側面・機体底面）
- 水素容器を装着するカーボンボックスフレームの種類（材質）

B) 条件を設定した供試体の重量を計測し、衝突部に吊るすための紐をつける。

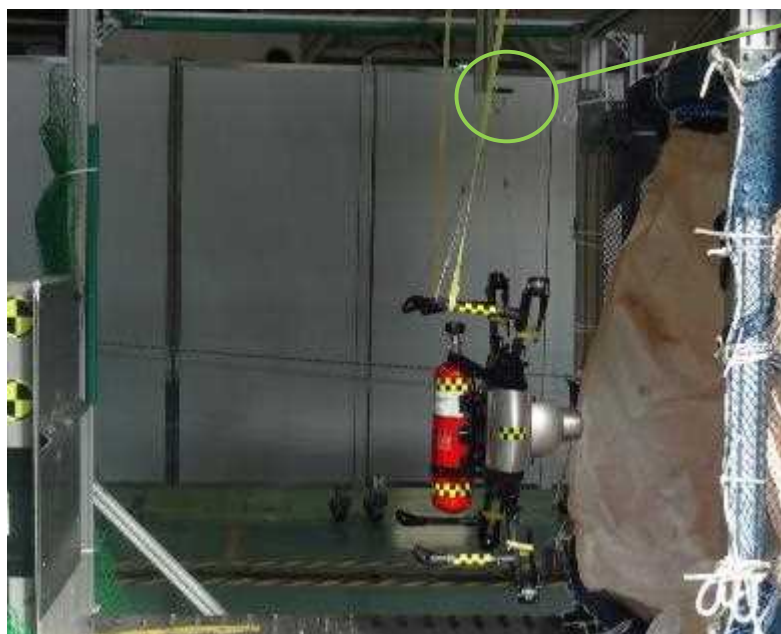
- 保護材有またはカーボンボックスフレームに装着する水素容器の場合圧力測定フィルムをとりつける。
- 供試体の重量を計測する。
- 衝突部に吊るすための紐をとりつける。図 1-8-2.7 に例を示す。

④ 計測準備

A) 供試体の取り付け。

- 衝突前に供試体が回転しない様に取り付ける。
- 容器の重心点にアングルを衝突させる様、調整する。

水素燃料容器を設置する。本手順書では、フックにリングを掛けて細い紐で供試体を吊り下げる方式をとっている。図 1-8-2.7 に例を示す



フック（リングは衝突台の衝突により容易に外れる）

図 1-8-2.7 水素燃料容器と設置例

注意：図 1-8-2.8 の様に距離 X を常に一定に保つ。

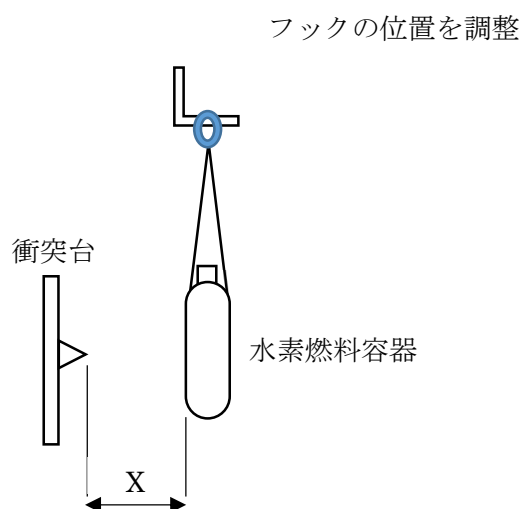


図 1-8-2.8 水素燃料容器と衝突台の距離の調整

(3) 試験装置・機材及び付属品

(ア) 試験装置

一般財団法人 日本自動車研究所 つくば地区（研究所）衝撃試験装置（HYGE）

図 1-8-2.9、図 1-8-2.10 に示す。

(イ) 使用機器・設備

1) 衝突装置

- 設定した速度で衝突板を対象物へ衝突させることが可能
 - ✓ 最大 時速 74km（対象重量が 2.4 ton の時）
- 衝突対象物を設置する架台は任意の高さに調節可能
- 衝突速度の計測、記録が可能
- 衝突板にアングルも取り付けられることができるため、KHK（高圧ガス保安協会）が定める「アングルへの衝突」も試験可能

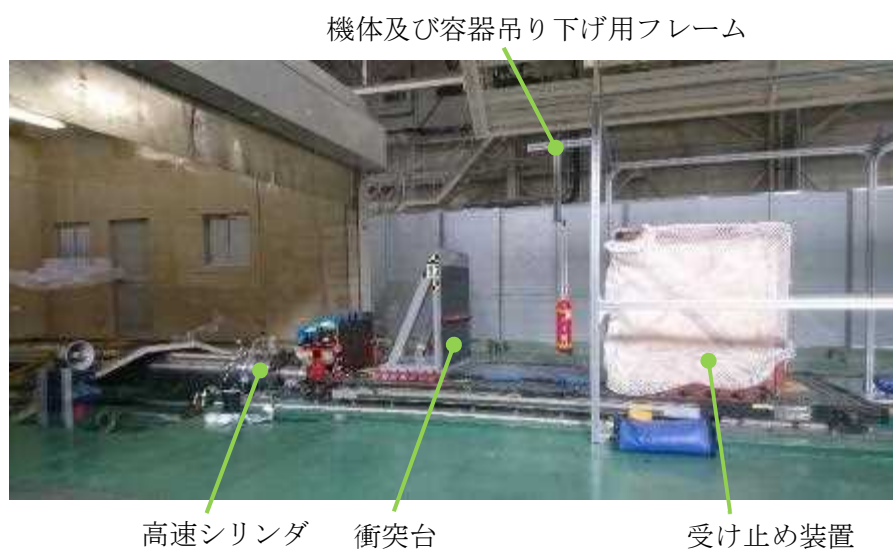


図 1-8-2.9 衝撃試験装置 外観-1



図 1-8-2.10 衝撃試験装置 外観-2

2) 供試体

1) 機体

機体メーカー等が持ち込み、試験に供する。供試体(機体)の例を図 1-8-2.11 に示す。

- 機体は、水素燃料容器を搭載するための機構を有していること。
- 衝突装置へ取り付けることが可能であること。
- 試験計画に基づき、必要数の予備機も準備すること。
- 水素燃料容器の衝突試験を実施するときは、衝突に関する安全のために機体に搭載されるバッテリーは外し、重量調整はダミーウェイトを搭載して実施すること。
- 容器の変形、損傷に影響を及ぼさないと見做されるパーツは取り外すことを可とする。例としては衝突しない部分の脚などが考えられる。



図 1-8-2.11 水素燃料容器搭載用機構のついた機体の例

2) 水素燃料容器

機体メーカーあるいは容器開発メーカー等が持ち込み、試験に供する。

図 1-8-2.12 に容器例を示す。

- 保護材ありの試験を実施する際は、保護材を持ち込む。
例を図 1-8-2.12、図 1-8-2.13 に示す。
- 試験計画に基づき、必要数の予備容器も準備すること。



高速度カメラでの画像解析を
容易にするためのラベル

参考データ取得のために貼り
付けた圧力測定フィルム

図 1-8-2.12 水素燃料容器の例

(この写真は、アングルへの水平衝突を行った結果のものである。)

3) 保護剤

水素燃料容器に直接取り付けて衝撃荷重を緩和する部材である。保護材有の試験を実施する際は、保護材開発メーカーが持ち込み、試験に供する。



図 1-8-2.13 保護材の例



図 1-8-2.14 保護の例

4) カーボンボックスフレーム

水素燃料容器に直接取り付けて衝撃荷重を緩和する部材であると共に無人航空機の子としても衝撃を吸収する。図 1-8-2.15 にカーボンボックスフレームの例を示す



図 1-8-2.15 カーボンボックスフレーム例

5) 圧力測定フィルム

水素容器と保護材、または水素ボンベとカーボンボックスフレームの間に挟んで保護材及びカーボンボックスフレームによる水素容器へのアングル材の衝撃低減効果を計測する。図 1-8-2.16 に圧力測定フィルムと保護材に取り付けた圧力測定フィルムを示す。

ただし、今回の圧力測定フィルムは、標準的な圧力継続時間より短いため、圧力データとしては参考扱いとなるが、ある程度の圧力の及ぼす範囲はモニタ可能。



図 1-8-2.16 圧力測定フィルムと保護材に取り付けた圧力測定フィルム

6) 計測機器

① 高速度カメラと高速度カメラ画像モニタ用 PC

機体と水素燃料容器が衝突した瞬間を確認するためのカメラと、映像確認用のパソコンである。高速度カメラの例を図 1-8-2.17 に示す



図 1-8-2.17 高速度カメラの例

7) その他の試験関連機器

① ビデオカメラ

試験状況を記録するためのビデオカメラと、その画像を表示する PC である。

- 一般的な動画撮影用ビデオカメラの仕様（HD 以上）であること。

② デジタルカメラ

試験状況を撮影し、報告書作成で画像を使用するためのカメラである。

- ・画素数：1200 万画素以上で約 500 枚を記録可能なこと

③ 荷重計

試験対象とする水素燃料容器の重量を計測する秤である。

- 150 kg まで計測可能

(4) 性能評価基準例

水平衝突試験による水素燃料容器の破損の有無や程度により、水素燃料容器の損傷状態を評価する。衝突状態評価ランク例として、ランク 0 からランク 2 の 3 段階を設定した（表 1-8-2.3 参照）。

表 1-8-2.3 水素燃料容器の安全性の性能評価基準例

性能ランク	性能評価基準	性能評価の考え方
ランク 0	水素燃料容器の傷が肉眼では確認しにくく、衝突箇所をマーキングしなければわからなくなる程度	水素燃料容器のサイクル試験は高圧ガス保安法規定の 1000 回をクリアし、バースト試験のバースト圧が新品の容器バースト圧に相当する場合は、このランクに該当する。
ランク 1	水素燃料容疑の損傷は明確に確認できるが、損傷が表面の塗装層に留まり、容器の凹み部分が容器の直径の 5 % 未満	水素燃料容器のサイクル試験は高圧ガス保安法規定の 1000 回をクリアし、バースト試験のバースト圧も容器の再使用規定をクリアする場合は、このランクに該当する。
ランク 2	水素燃料容疑の損傷は容器の凹みとして明確に確認でき、容器の凹み部分が容器の直径の 5 % 以上 10 % 未満	水素燃料容器のサイクル試験は高圧ガス保安法規定の 1000 回はクリアするが、バースト試験のバースト圧が容器の再使用規定を下回る場合が、およそこのランクに該当する。
ランク 3	水素燃料容疑の損傷は容器の凹みとして明確に確認でき、容器の凹み部分が容器の直径の 10 % 以上	水素燃料容器のバースト試験においてバースト圧が容器の再使用規定を確実に下回り、サイクル試験において圧力漏洩が発生するレベル。高圧ガス保安法上の粗暴な扱いの結果に相当する損傷状態は、このランクに該当する。

1-8-3 水素燃料容器の安全性に関する性能（水素燃料容器内圧試験）

（1）性能評価の考え方

水素燃料電池ドローンが飛行中に落下して地面等に衝突する状態を想定した試験の準備として、水素燃料容器を有する水素燃料電池ドローンの安全性に関する性能評価手順を以下に示す。本試験は、水素燃料容器を有する水素燃料電池ドローンが落下して地面等に衝突する状態を、水平方向の衝突装置により模擬し容器に衝撃を与えたのち、水素容器に規定に則った内圧試験を行い水素燃料容器の安全性に関する性能として評価することを目的とする。なお、高圧ガス保安法等の関連法令を理解及び遵守したうえで、試験を実施することに留意する。

（2）試験方法

（ア）試験の概要

本試験は、水素燃料電池ドローンを衝突装置により衝突させて生成した漏洩と内圧評価を行う為の水素燃料容器の試験供試体を内圧試験（破裂試験及びサイクル試験）にかけ、結果を記録するものである。試験の概念図を図 1-8-3.1 に示す。高圧ガス保安法に則り、床面は鉄板及び鉄製アングルとすることに留意する。また、計測するデータ及び計測条件を表 1-8-3.1 に示す。

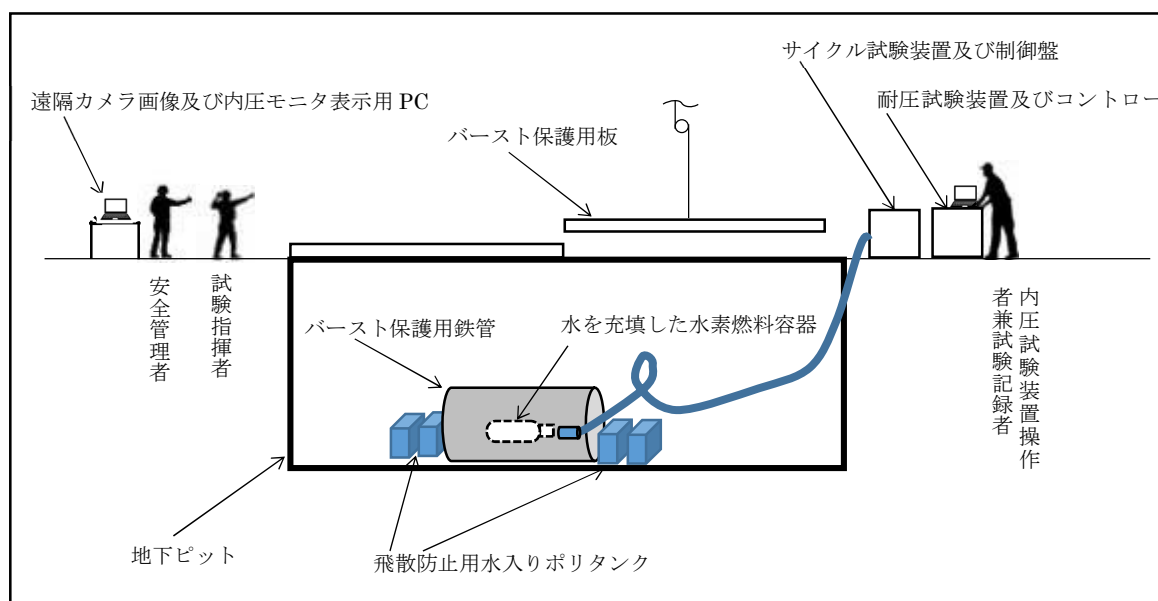


図 1-8-3.1 試験の概念図（水素燃料容器内圧試験）

表 1-8-3.1 計測するデータ及び計測条件（水素燃料容器内圧試験）

	パラメータ	計測するデータ	計測条件
1	圧力サイクル試験	・ サイクル試験中における水素燃料容器の漏れ、変形、破損	・ KHS 0121 17.2 試験法に基づく ・ 水素燃料容器には水を充填 ・ 規定圧力を規定回数充填
2	破裂試験	・ 水素燃料容器の破裂限界圧力	・ 水素燃料容器には水を充填 ・ 破裂圧力まで加圧

(イ) 試験実施体制例

- 1) 試験指揮者 1 名
- 2) 安全管理者 1 名
- 3) 内圧試験装置操作者兼試験記録者 1 名 *：操作技量を有する者

(ウ) 試験のシステム構成

本試験は、図 1-8-3.2 のように設備・機器を構成し、データを取得・記録している。図 1-8-3.3 にピット全体例、図 1-8-3.4、にサイクル試験装置例、図 1-8-3.5 に耐圧試験装置例、を示す。

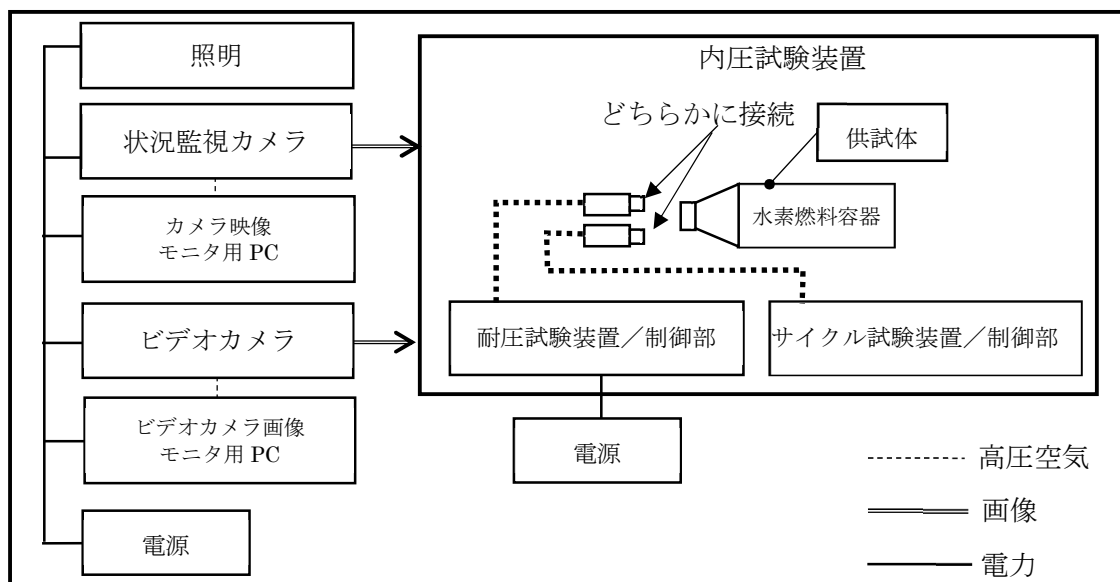


図 1-8-3.2 試験のシステム構成例（水素燃料容器内圧試験）



図 1-8-3.3 試験ピット例全体例 図 1-8-3.4 サイクル試験装置例 図 1-8-3.5 耐圧試験装置例

(エ) 性能評価のためのデータ解析方法

試験結果にもとづき、取得したデータを表 1-8-3.2 のように解析する。

表 1-8-3.2 取得したデータの解析方法（水素燃料容器内圧試験）

	パラメータ	計測データの解析方法
1	サイクル試験時の水素燃料容器への加圧圧力及び加圧回数	・サイクル試験後の容器の外観確認 ・サイクル試験時の内部充填水の外部への漏れ（センサによる確認） ・耐圧試験における破壊圧力（バースト時圧力）
2	破壊試験時の水素燃料容器への加圧圧力及び破壊圧力	・破壊試験後の破損容器の外観確認 ・破壊試験時の加圧時データ及び破壊圧力の確認 ・破壊部位等の確認

(オ) 試験手順

1) 試験の流れ

試験の流れを図 1-8-3.6 に示す。

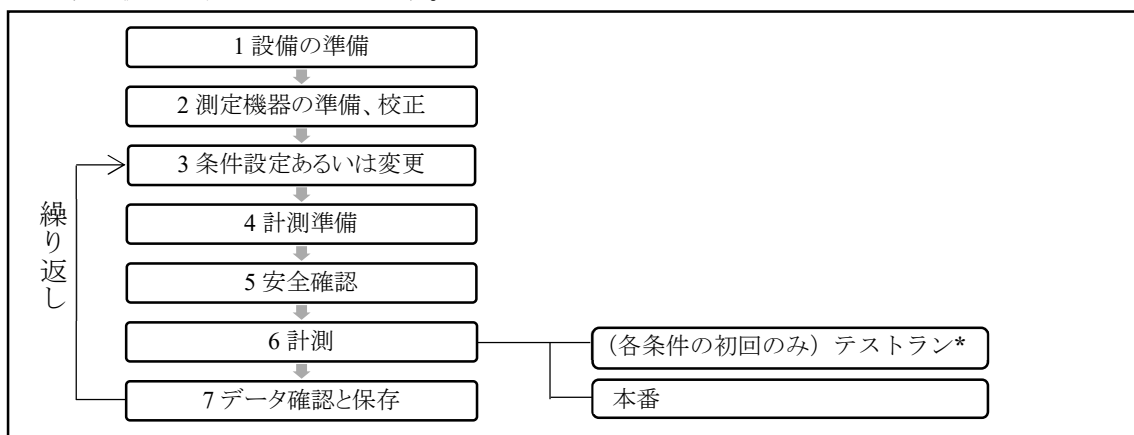


図 1-8-3.6 試験の流れ（水素燃料容器内圧試験）

2) 試験の事前準備

- 衝突評価後に提供された供試体（水素燃料容器）の衝突部位、容器種類などを確認する
- 各容器別の試験設定、装置設定などを事前に確認する
- 供試体の水素燃料容器に気相部が残らないように水道水を充満させる。
- 破壊試験、サイクル試験の各試験条件を確認する

3) 試験の実施手順

① ブリーフィング

A) 試験概要の説明

- 担当者から試験概要を説明する。

- ✓ 目的
- ✓ 方法
- ✓ 試験設備
- ✓ 供試体

B) 試験計画の説明

- 担当者から本試験に関わる工程を説明する。

C) 試験体制の説明

- 担当者から試験体制を説明する。
 - ✓ 試験指揮者
 - ✓ 安全管理者
 - ✓ 内圧試験装置操作者兼試験記録者

D) 試験の実施要領の説明

- 担当者から本試験の実施要領について説明する。

E) 安全事項の説明

- 担当者から本試験に関わる安全確保のための制御について説明する。
- 担当者から非常時の緊急連絡体制について説明する。

F) 注意事項等の共有

- 参加者全員で、実施における注意点、留意点等を共有する。

② 測定機器の準備

A) 設備を準備する。

- 試験装置（耐圧試験装置、サイクル試験装置）の設定をする。（※1 サイクル試験例を図 1-8-3.7、破壊試験設定例を図 1-8-3.8 に示す）
- 試験装置（耐圧試験装置、サイクル試験装置）の動作確認をする。
- ピット内に供試体を設置し各装置に接続した加圧ホースを準備する。（図 1-8-2.9 に示す）

※1：あらかじめ、対象とする水素燃料容器の容量、材質、規定圧力などを確認しておくこと

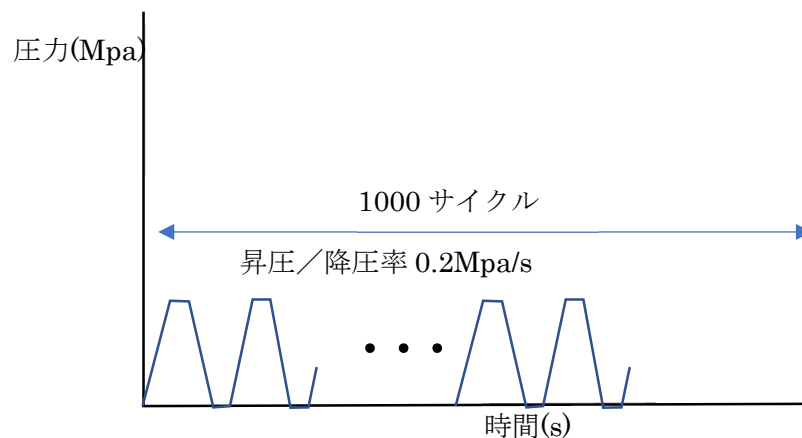


図 1-8-3.7 サイクル試験時の設定例

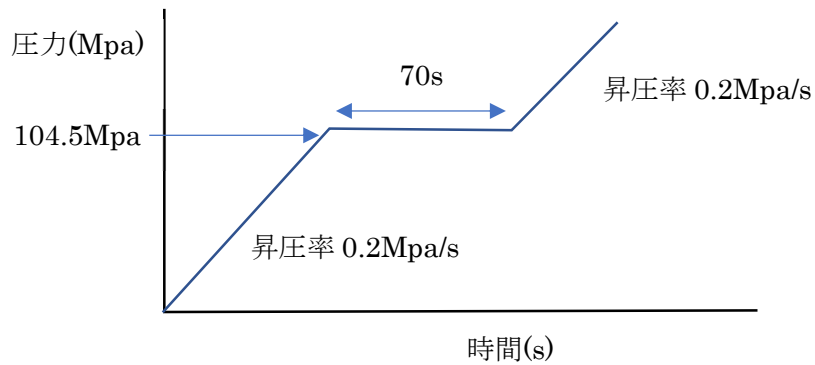


図 1-8-3.8 破裂試験時の設定例



図 1-8-3.9 試験用加圧ホースに供試体が接続された状態

B) 測定機器の準備を行う。

- ピット内モニタカメラ、記録用ビデオカメラの設置、動作確認及び撮影の設定をする。
- ビデオカメラ、モニタカメラの起動を行う。

③ 条件設定あるいは変更

A) 試験計画に沿って供試体条件を確認する。

- 供試体である水素燃料容器の容量、種類（材質）
- 衝突試験を行った際の部位、供試体番号等

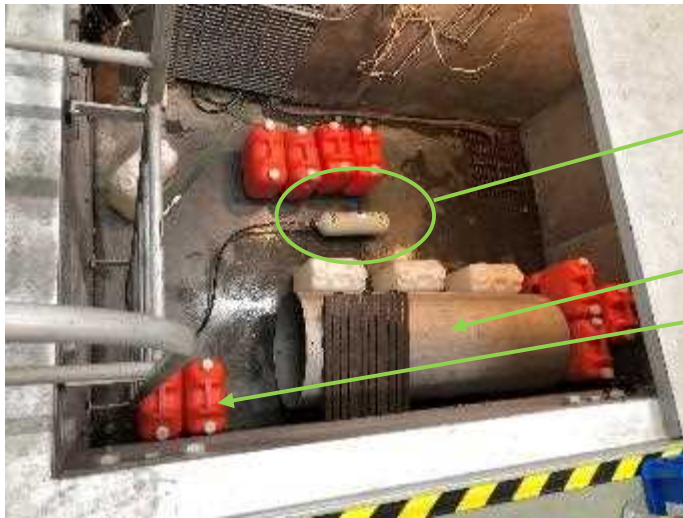
④ 計測準備

A) 供試体を取り付ける。（図 1-8-3. 10 参照）

- 水道水を充填した供試体（水素燃料容器）を各試験装置に接続されている加圧用ホースに接続すること。
- 加圧用ホースに接続された供試体を、破裂時保護用鉄管内に収容する
- 収納したのち鉄管の前後の開口部に、水を充填した収納容器飛散防止用に複数のポリタンクを

設置する

- ピット上部に破裂時保護用蓋を設置する。



供試体(水素燃料容器)は
加圧ホースに接続後、
破裂時の飛散防止用鉄
管内に收容し前後をポ
リタンクで覆う

図 1-8-3.10 ピット内水素燃料容器と設置例

⑤ 安全確認

A) 安全管理者は、加圧前に下記を確認あるいは各担当へ指示する。

- ピット内及び加圧試験室
 - ✓ 立ち入り禁止区域に作業者が残っていないことを目視確認する。
- ピット外の加圧試験室
 - ✓ 破裂による破片の飛散の可能性がないことを最終確認する。
 - ✓ 緊急停止を行う担当が明確で、かつボタンをすぐに操作できる状態であることを確認する。
 - ✓ 破裂による衝撃音も大きいので、周囲の関係者へ注意を促す。

⑥ 計測

A) 以下の手順とコミュニケーションで計測を行う。

- 試験指揮者：計測開始と試験番号の読み上げ
- 試験記録担当：ビデオモニタの録画開始
- 圧力センサデータ記録者：記録開始
- 圧力試験装置操作者：カウントダウンの後、加圧開始
 - ✓ サイクル試験の場合は、規定昇圧率及び規定保持時間のサイクルを 1000 回繰り返す
 - ✓ 破壊試験の場合は既定の昇圧率と中間点での停止、再加圧を実施し破壊するまで加圧する
- 試験記録担当：センサデータ記録停止、ビデオ録画の録画停止
- 作業員：サイクル試験は供試体が破壊しなかった場合は試験装置から外し供試体の回収を行う。
破壊試験及びサイクル試験で供試体が破壊した場合は、破壊によりピット内で飛散している CFRP（炭素繊維強化プラスチック）や GFRP（ガラス繊維強化プラスチック）の飛散が収まるのを待つ。

- 飛散が収まった後、ピット蓋を開放し、内部状況と安全を確認したのち圧力容器の破損状況を確認する。

⑦ データ確認と保存

計測者はデータの健全性を確認し、名前を付けて保存する。

⑧ デブリーフィング

試験実施責任者あるいは指名された担当の進行によりデブリーフィングを実施する。

A) 試験実施責任者から試験の実績を報告する。

- 試験の実績を報告する。
- 計画との違いがある場合にはその原因と対応について報告する。
- 取得したデータの1次評価結果を報告する。

B) 安全管理担当から試験の安全管理面での気づき事項を報告する。

- 安全面で改善事項がある場合は説明する。
- 改善する場合、実施要領等の変更を全員で協議する
- 改善のために必要なアクションアイテム、担当、期限を明確にする。

⑨ 撤収

撤収を行う

(3) 試験装置・機材及び付属品

○試験装置

高圧ガス保安協会 サイクル試験装置図 1-8-3. 11、耐圧試験装置を図 1-8-3. 12 に示す。

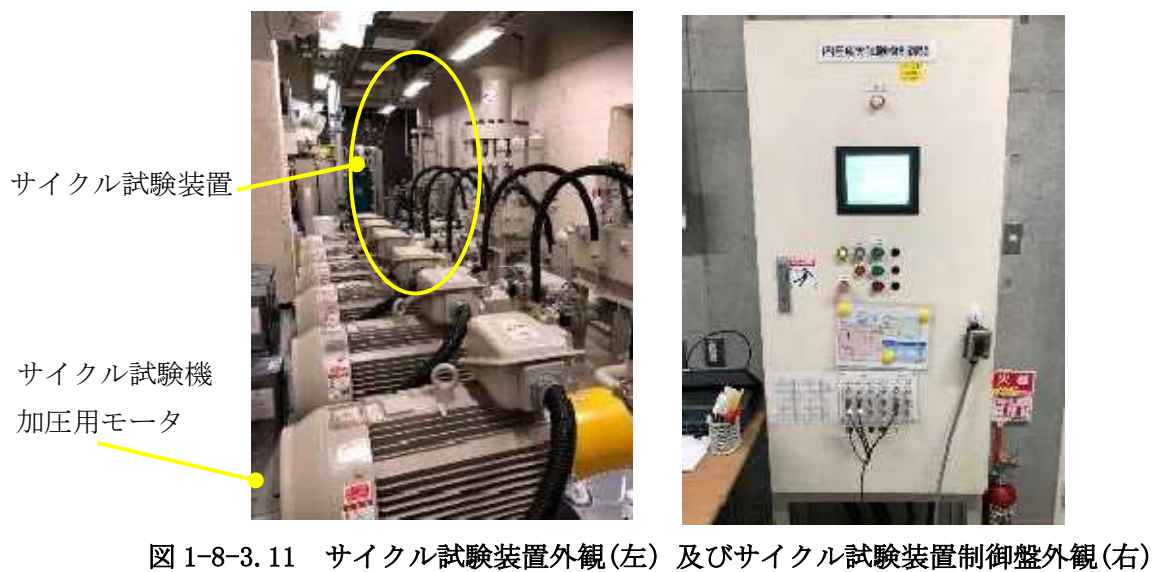
○使用機器・設備

1) サイクル試験装置 (図 1-8-3. 11 エラー! 参照元が見つかりません。)

- 設定したサイクルで規定回数の圧力負荷をかけることが可能

2) 耐圧試験装置 (図 1-8-3. 12)

- 設定した破壊圧力まで圧力負荷をかけることが可能



3) 供試体

- Type 3 水素燃料保存容器（衝突試験実施容器）
- 衝撃試験にて評価した供試体を持ち込み、試験に供する。図 1-8-3.13 に容器例を示す。
- 試験計画に基づき、必要数の予備容器も準備すること。



図 1-8-3.13 衝撃試験後の水素燃料容器の例

(この容器はアングルへの水平衝突を行ったものである。)

8) 計測機器

② ピット内モニタ及び映像撮影用ビデオカメラ

ピット内の水素燃料容器の状況を確認するためのカメラと、映像確認用のビデオカメラパソコンである。高速度カメラの例を図 1-8-3.14 に示す



図 1-8-3.14 ピット内モニタ及び映像撮影用ビデオカメラの例

③ 圧力モニタ及びカメラ画像モニタ用 PC

- ④ 水素燃料容器の圧力モニタとピット内モニタカメラ映像を表示するためのパソコンである。圧力モニタ及びカメラ画像モニタ用 PC の例を図 1-8-3.15 に示す。



図 1-8-3.15 圧力モニタ及びカメラ画像モニタ用 PC の例

9) その他の試験関連機器

⑩ ビデオカメラ

試験状況を記録するためのビデオカメラである。

➤ 一般的な動画撮影用ビデオカメラの仕様（HD 以上）であること。

試験状況を撮影し、報告書作成で画像を使用するためのカメラである。

・画素数：1200 万画素以上で約 500 枚を記録可能なこと

⑪ ブルゾン管

圧力試験装置のセンサ値の校正を行うための実測用圧力測定装置である。ブルゾン管の例を図 1-8-3.16 に示す

➤ 200Mpa まで計測可能



図 1-8-3.16 ブルゾン管の例

(4) 性能評価基準例

水素燃料容器の破損の有無により、水素燃料容器の安全性を評価する。性能ランク例として、ランク 0 からランク 1 の 2 段階を設定した（表 1-8-3.3 参照）。

表 1-8-3.3 水素燃料容器の安全性の性能評価基準例

性能ランク	性能評価基準	性能評価の考え方
ランク 0	水素燃料容器のバースト圧低下が 10%以上	ランク 1 をみたさない場合は、このランクに該当する。
ランク 1	水素燃料容疑のバースト圧低下が 10%未満	水素燃料容器のバースト圧が 10%未満の場合は、このランクに該当する。

最後に、事業項目「①各種性能評価研究開発」のまとめとして、ユースケース毎（機体規模や運航方法等）のリスクレベルに応じて無人航空機に求められる安全性を満足するため、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者、航空機に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法等について研究開発を行うと共に、無人航空機に求められる安全性を満足するための性能評価手法の検討を行ってきたが、これらの事業の方向性の検討や、進捗・成果の共有や検討方針、性能評価方法・試験方法、安全性認証のプロセスの審議を目的に、産業技術総合研究所の主催で、東京大学 永谷圭司 特任教授をWG長に「性能評価試験WG」を開催した。

本WGでは、①機体認証の制度化を見据え、登録検査機関における認証プロセスを具体化、②適合性証明手段をガイドラインとして作成すると共に、申請用資料サンプル等の関連文書案を作成、③無人航空機の飛行性能、対人安全、騒音評価、センサ評価などの新たな試験法開発を実施、基礎データを取得、④非GPS環境下での性能評価試験法の開発を検討事項とした。表1-8-3.4に本WGの主な議題を示す。詳細は別報告書（NEDO 報告書管理番号：20220000001023、2020年度～2021年度成果報告書 ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト/性能評価基準等の研究開発/無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発1,3,4）にて報告した。

表 1-8-3.4 開発された試験法の概要と意義

性能大項目／その他	性能小項目	実施試験名	試験概要	研究開発意義	現状のTRL※	対応する飛行リスク	
						カテゴリII	カテゴリIII
飛行	飛行安定性（上昇、前後移動、水平方向の移動、ホバリング、下降）	VTOL 搭載要素の信頼性・耐久性による適合性評価手法の開発及び飛行試験法の検証（産総研/武蔵スカイブラス）	データ収集及び評価解析を実施し、搭載要素レベル（搭載電子機器、電動機等）の信頼性・耐久性評価と飛行試験によるシステム評価を組み合わせ安全レベル証明法を開発する。	固定翼機と回転翼機の間接的な性質を持つVTOL機は現状開発数・製品数が限定的であり、その性能評価試験法が未確立である。しかしVTOL機は物流等での活用が有望視されており、今後利用数が増加する可能性があることから、搭載要素レベルの信頼性・耐久性の評価試験方法及び、機体を用いた飛行試験により全般の飛行性能・安全性能を評価する手法（試験計画の立案、データの取得・解析、結果判定などの方法）を確立する必要がある。	4～6	—	✓
飛行	飛行安定性（上昇、前後移動、水平方向の移動、ホバリング、下降）	固定翼無人航空機の安全性に関わる飛行試験（産総研/スカイブルー）	固定翼機を用いて、固定翼ドローンの安全性に係る滑空試験、最小旋回半径計測、パラシュート落下試験及び飛行時の速度計測手法を検証する。	落下分散は、立入管理区域を設定する際に用いられる指標であることからその計測手法の確立が求められている。そこで、固定翼機がらせん飛行を行いながら降下する場合のピトー管流速計による落下分散計測手法を開発する。またドローン落下時の速度計測手法が確立されていないことから、（動）画像解析による速度計測の可能性を検証する。	4～6	✓	✓
飛行	飛行安定性（上昇、前後移動、水平方向の移動、ホバリング、下降）	固定翼無人航空機の安全性に関わる飛行試験（産総研/フジインバック）	対気速度における揚力係数や上昇率のデータを取得し、固定翼機の運用限界を評価する。	耐久性・信頼性を評価にあたっては、機体の運用限界を把握し試験計画を立てる必要がある。そこで、飛行試験により無人航空機の運用限界を評価する手法を開発する。	4～6	✓	✓
動力・装備	フェールセーフ機能	落下速度緩和試験法（フリーローテーション風洞試験法）	風洞において、モーメント計測により落下姿勢を計測し、落下速度との相関関係を評価する。そしてフリーローテーションがある場合の落下速度を、可変ピッチマルチを用いてピッチ角による落下速度を評価し、落下分散評価手法を新たに開発する。	フリーローテーションは落下速度を緩和する可能性があることから、落下時にフリーローテーションがあることを想定し、フリーローテーションがある場合の落下速度を、可変ピッチマルチを用いてピッチ角による落下速度を評価し、落下分散評価手法を新たに開発する。	4～6	✓	✓

		(産総研)	コプターを用いてピッチパラメータを様々変えて機体に生じる力を計測する。				
構造	人への危害を最小限にすること	衝突試験法の検討 (労安研/産総研/JARI)	ドローンを高速で衝突させ、飛散等の現象の確認と対策、その確認方法を検討する。	機体が衝突した場合の部品の飛散速度の代表値など、飛散の計測方法が未確立である。機体メーカーのリスクアセスメントの参考データを取得する。2020年度の試験において、衝突によりバッテリーが発火する機体もあり、バッテリー周辺の構造の安全性確認を行う効率的な試験法が必要であることが明らかになった。既存の衝突試験設備では発火の許容が求めないため、2021年度は衝突試験方法を再検討し、バッテリー等の重要部品の保護状態の確認を行う。	1～3	✓	(✓)
構造	人への危害を最小限にすること	プロペラガードの評価実験 (労安研)	プロペラガードを柵、壁などと接触させ、プロペラガードの性能を評価する。	プロペラガードは接触や飛散を防止する目的で一般に利用されているが、プロペラガードを有しても、物と接触した場合に、プロペラが物や人体に衝突する可能性があり、ガードの性能評価が必要である。対象物形状等を想定して、ガード性能について定義し、その性能評価試験法を開発する。	4～6	✓	—
構造	人への危害を最小限にすること	プロペラのリスクの定量評価法の研究 (長岡技大/産総研/JARI)	プロペラによる人体切創のリスクを評価する。而切創手袋(EN388)など、他の製品を指標とした定量評価法の検討と、個人保護具やプロペラガードの必要性を検討する。	ドローンのプロペラによる人体(第三者に加え、ドローンの操縦者・作業者を含む)の切創リスクを定量的に評価する方法が未確立である。 事業フェーズでは労働安全の観点から、関連する作業者が追加の保護方策でリスクを下げる、あるいはドローン側にプロペラガードを付けてリスクを下げることを検討することになる。その際、活用可能な指標を開発する。	4～6	✓	—
構造	構造強度	マルチコプターのアーム強度試験 (労安研)	マルチコプターのアームとして使用される軽金属材料およびCFRPをサンプルとして、曲げおよび繰返し曲げ負荷試験を実施する。また、実際のマルチコプターのアームに対して曲げ試験を実施し、曲げに対する強度の実態を調査する。	強度不足による墜落リスクを評価するためには機体に使用される強度評価の実施が必要である。最大ペイロードと機体重量の関係から算定されるアームに作用する曲げ応力、および曲げ強度試験から、適切な材料の選定および適切なアームの寸法の決定が容易になると推定される。また、取得された強度の参考値は、メーカーは機体設計の際、例えば最大ペイロード(あるいはプロペラの大きさ)や、アームの本数を検討する際に活用できる。	1～3	—	✓
構造	火災の防止	バッテリーの試験、認証/型式に関する調査(産総研/JARI)	発火試験を行い、既存規格JIS8715-2と試験結果を比較し、修正や補足試験の追加を検討する。	単電池及び電池システムの安全性試験に関する既存の規格に定められた試験手法がドローン用バッテリーの性能評価試験として適用可能な試験を行い、ドローン用バッテリーの性能評価試験法を新たに開発する。	4～6	—	✓
装備	燃料やバッテリーの残量や健全性を把握できること	ドローンアナライザーの有効活用に関する研究 (大分県)	1) 飛行時の機体の状態を再現し、飛行特性やエネルギー効率などの測定手法を検討する。 2) ハードウェアの耐久試験の治具(装置)としての活用研究を行う。	1)ドローンの航続距離や飛行時間、飛行特性等を定量的に測定する計測手法は確立されておらず、エネルギー効率や飛行特性を高精度に計測する方法の確立が求められている。 2) 25kg以上の機体に求められる100時間の耐久試験を、飛行試験の前に構造部(ハードウェア)を確認する試験法を開発する。	1～3	✓	✓
装備	その他	高圧容器衝撃試験法 (産総研/JARI)	上空からの落下を想定した水素ボンベの衝撃試験により、保護材及びCFRP製フレーム等の効果を確認する。	ドローンに搭載された高圧容器(水素ボンベ)が衝突した場合のリスク評価と有効な保護方策が確立されていない。保護方策の検討に資する高圧容器への衝撃に関する基礎データを取得する。 本成果は、高圧ガス保安法の審査への活用が期待される。	7～9	—	—
装備	その他	障害物検知/回避機能の悪天候時における評価法の研究	ドローンに搭載された障害物検知/回避センサが悪天候時に正常に動作する補償が無く、メーカーが提示する機能の実動作を確認する。	自動運転自動車では、特定の環境下で各種自動機能が正常に動作しないことが知られており、ドローンでも霧や降雨、逆光など同様の現象が起きるかを確認する。これにより、センサ技術や自律飛行技術向上の支援を目指す。	1～3	—	—

		(産総研)					
C2 リンク	電磁干渉	電磁干渉に関する調査・実験 (大分県)	EMC に関する評価試験を実施する。多様な環境でのフライトを繰り返し、ドローン性能評価に必要なイミュニティ特性・磁気センサー特性・風況特性の知見を蓄積する。	市街地では電磁干渉によりドローンを制御するための通信が妨げられる可能性があるが、電磁干渉の具体的な影響程度の把握が求められている。金属フェンス、鉄筋建築物、電波塔、橋梁等の構造物が運動中のドローンに及ぼす影響を評価するための基礎データを取得・蓄積する。	4~6	✓	✓
その他	試験装置	炭素繊維複合材を用いた試験法開発 (産総研/スカイブルー)	炭素材料複合材を用いた受止装置の改良、固定翼機の短距離離発着を可能にする発射・受止装置を開発する。	カタパルトによる固定翼機の射出試験を確実に安全に行う手段がなく、複数タイプの固定翼機の離発着速度、射出条件を定量的かつ安全に試験するための試験方法の開発が求められている。	4~6	—	—
その他	騒音	機体の騒音評価法研究 (産総研)	音響パワーレベル測定法を用い、産業用ドローンに適した標準音響観測法を開発する。	産業用ドローンが社会に受容されるためには、発する騒音が許容可能な程度であることが求められる。しかし産業用ドローンに適した、騒音の音響計測法は未確立である。騒音レベルを機体固有の性能として取り扱い、音響パワーレベルにより定量的に評価する手法を開発する。	4~6	—	—
その他	非GPS環境における飛行性能	非GPS環境で飛行するUAVの性能評価に関する研究開発 (JAEA/名工大/新潟工科/産総研)	非GPS環境下での小型飛行体の飛行が求められる性能試験法の開発を行う。	非GPS環境下における小型飛行体の性能試験法については未確立であり、小型飛行体の技術レベルに対応し、技術開発を促進するような標準的な試験方法の開発は急務であるとともに、今後の関連技術開発についてのイニシアチブをとることにつながり得る。	1~3	—	—
その他	非GPS環境における飛行性能	UAVの飛行性能評価に関する研究開発 ASTM E54 動向調査と実験 (産総研)	米国で研究・開発されてきた標準性能評価試験法“STM for sUAV”の日本国内環境下（法制度、無人機、操縦者及び技量評価者のおかれている状況や文化的背景等）における有効性を評価する。	米国NISTらが開発するASTME54でのsUAVの標準性能評価試験法STMを自実施することで、上記非GPS試験法へのフィードバックを行う。	4~6	✓	✓
その他	セキュリティ	ドローンに対するペネトレーションテストの実施 (東京大学、会津大学、サイバーディフェンス研究所、プロドローン、東京航空計器、産総研)	市販されている既存の無人航空機に対してセキュリティの侵入テスト（ペネトレーション）を実施し、乗っ取りへの対策状況の実態を調査する。	無人航空機の利用ケースによっては社会的・経済的影響、人命・安全への影響が大きい。セキュリティ対策を実施する必要があり、その基準となるセキュリティ要件の策定が求められている。既存の機体に対してペネトレーションテストを実施し、乗っ取りへの現在の対策状況を把握し、セキュリティ要件策定やその検証方法の検討のための基礎データとする。	7~9	—	✓

産総研：国立研究開発法人産業技術総合研究所、東京大学：国立大学法人東京大学、労資研：独立行政法人労働者健康安全機構労働安全衛生総合研究所、JAEA：国立研究開発法人日本原子力研究開発機構、長岡技術大：国立大学法人長岡技術科学大学

※本事業では、各性能評価試験の研究開発段階を定量的に表現するため、JAXA 航空事業のTRL（技術成熟度）定義を参照（https://www.jaxa.jp/press/2020/01/files/20200120-1_research01.pdf）し、無人航空機の性能評価試験の技術成熟度を評価した。なお、詳細なTRL評価は付表、大まかに①TRL：1~3、②TRL：4~6、③TRL：7~9に分類評価した。

TRL 1	TRL 2	TRL 3	TRL 4	TRL 5	TRL 6	TRL 7	TRL 8	TRL 9
基本原理の観察・報告	コンセプト・アプリケーションの明確化	コンセプト・アプリケーションの解析・実験による証明	実験室環境での検証	相当環境での検証	システムモデルまたはプロトタイプの相当環境での実証	システムプロトタイプの相当環境での実証	実システムの試験または実証通过了飛行認証	実システムの運用での証明

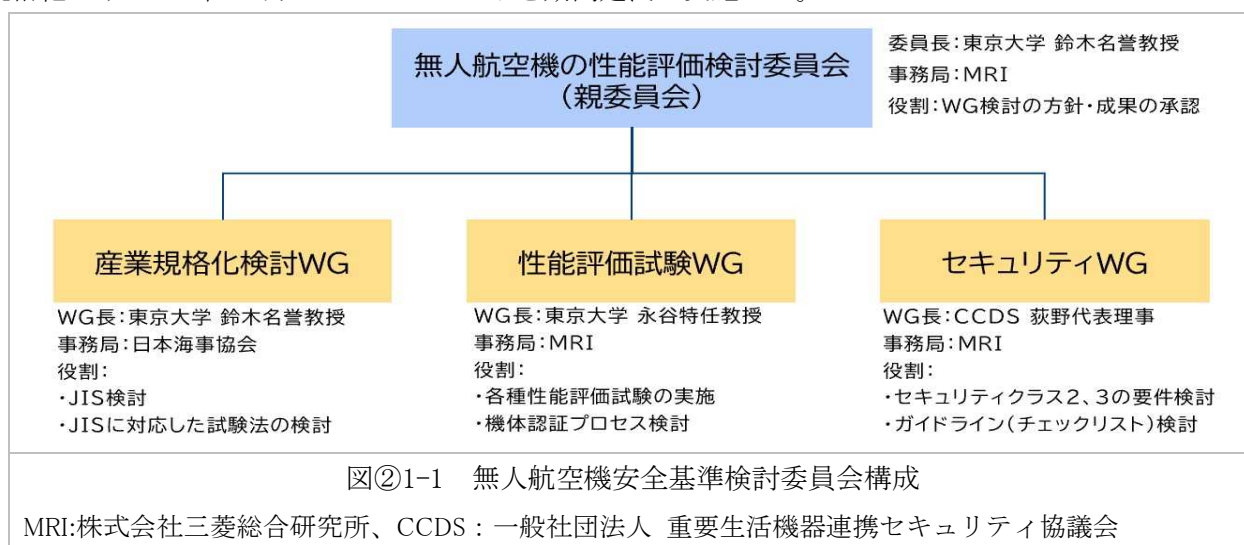
2 研究開発項目②「性能評価の産業規格化」

事業項目「②性能評価手法の産業規格化」においては、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化を目的に各種調査・事業を実施した。取りまとめや、各種産業規格策定のために、2020～2021 年度に「産業規格化 WG」等の各種委員会を設置し、開催と運営を実施した。各委員会については下記「(1) 各種委員会」に示す。2022 年度には、「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」（国土交通省航空局）のうち「機体の安全性確保 WG」における議論との整合性を考慮し、研究実施期間を延長し「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」を設置し、第二種機体に対応した型式認証の適合性証明手段として活用可能な、証明方法（試験方法を含む）及びそれらの文書（証明手順書）化について検討した。2022 年の委員会については、下記「(1) -5 無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」に示す。2021 年度には、米国航空局 FAA：Federal Aviation Administration（以下、FAA）の D&R（Durability and Reliability）ベース安全基準を参考に検討する方向性が提示された。飛行試験に関する規定（UAS300 番台）は、ASTM F3478-20（Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight）にて策定済みであり、適合性証明方法について実際に試験を実施して検討した。さらに、2022 年度には「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」において、個別の検討を行うサブ WG を設置し、特に「サブ WG 305 起こりうる故障」について模擬検査を実施した。試験については下記「(2)性能評価の産業規格化」に示す。さらに、調査として無人航空機のセキュリティの調査や、手続きに関する勉強会を実施し調査を実施した。

(1)各種委員会

担当：産業技術総合研究所、東京大学、日本海事協会、会津大学

これらの研究開発を効果的に実施するために、①各種性能評価研究開発、②性能評価手法の産業規格化、③セキュリティに関する検討、④非 GPS 飛行性能評価の項目に区分けし、事業の推進をおこなった。各項目の方向性や、事業等の進捗状況、成果の検討・確認のために、有識者や関係者を招集し、委員会や WG（ワーキンググループ）を開催した。それらの委員会や WG 等構成を、図②1-1 に示す。なお、④非 GPS 飛行性能評価については、委員会形式ではなく意見交換会の形式にて実施した。②性能評価手法の産業規格化のみ 2022 年 12 月までプロジェクトを期間延長し実施した。



(1)-1 無人航空機性能評価委員会

無人航空機の性能評価手順及び産業規格化の実施あたり、無人航空機が第三者上空を飛行するのに必要な、性能評価・試験法やセキュリティについて、社会情勢等の観点を含め総合的に判断・選定すること及び検討方針、研究や検討の実施計画、産業規格化案等の審議等を目的に、産業技術総合研究所の主催で東京大学 鈴木真二 特任教授を委員長に、「無人航空機性能評価委員会（図 1-1 には親委員会と記す）」を開催した。以下に、本委員会の主な議題を示す。

- ・ 研究開発の実施状況について
- ・ 性能評価検討委員会の進め方について
- ・ 各 WG（性能評価試験 WG、産業規格化 WG、セキュリティ WG）の検討状況について

(1)-2 産業規格化 WG（2020～2021 年度）

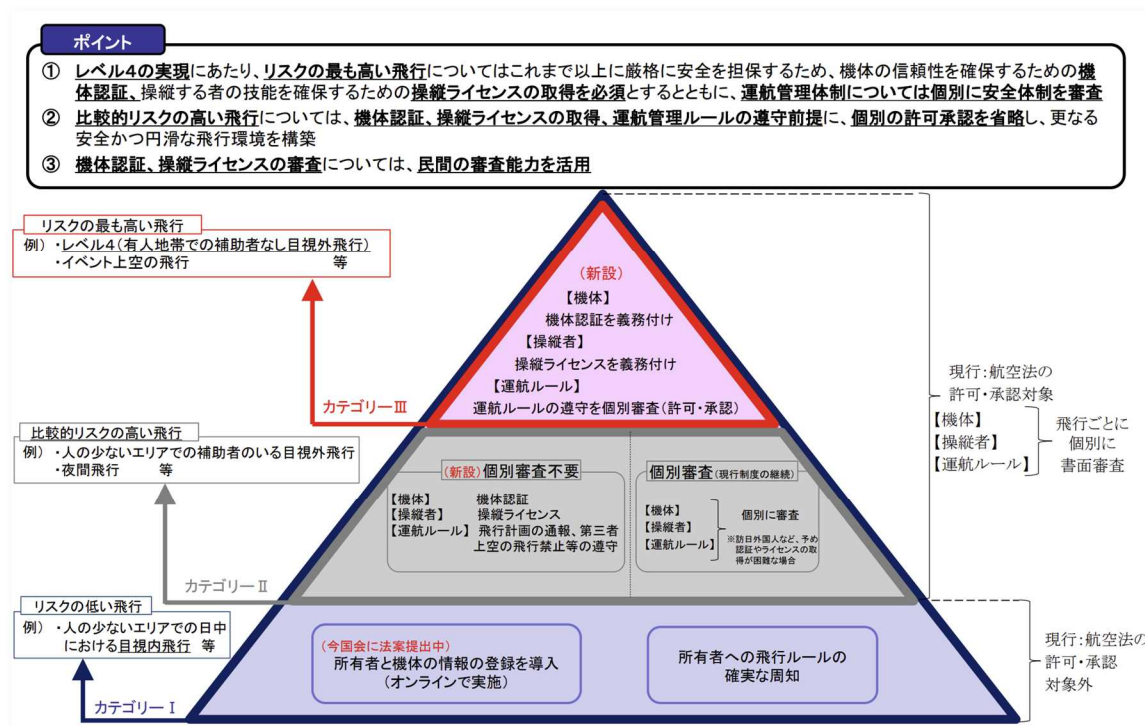
事業項目「②性能評価手法の産業規格化」においては、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化を目的に各種調査・事業を実施した。2020 年度及び 2021 年度に実施した「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクトに関する性能評価の産業規格化 WG(ワーキンググループ)」(以下「産業規格化 WG」という。)においては、審査要領における「無人航空機の機能及び性能」についての基本的な基準及び「飛行形態に応じた追加基準」をもとに、立入管理措置を講じた上で行う特定飛行を目的とした無人航空機に対する要求事項をまとめた JIS 規格(日本産業規格)の素案「無人航空機の機能及び性能に関する要求事項」を作成した。WG では表②1-1 に示す学識経験者、有識者等を招へいし、本会が事務局となり、2020 年度及び 2021 年度にかけて、産業規格化 WG を計 9 回開催した。

表②1-1 産業規格化 WG メンバー（第 1 回産業規格化 WG 資料より抜粋）

構成員資格	所属	代表者氏名
委員長	国立大学法人 東京大学 未来ビジョン研究センター 特任教授	鈴木 真二
委員	一般社団法人日本産業用無人航空機工業会(以下、JUAV) 顧問(ISO 委員長)	佐藤 彰
委員	福島ロボットテストフィールド(以下、RTF) 副所長	細田 慶信
委員	有人宇宙システム株式会社(以下、JAMSS) 安全開発・ミッション保証部主任	田中大貴
委員	一般財団法人 日本海事協会(以下、NK)	平田 純一
委員	国立研究開発法人産業技術総合研究所(以下、産総研) インダストリアル CPS 研究センターフィールドロボティクス研究チーム	岩田 拓也
関係官庁	国土交通省航空局安全部航空機安全課航空機技術基準企画室 経済産業省製造産業局産業機械課次世代空モビリティ政策室	
オブザーバー	国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 株式会社三菱総合研究所	
事務局	一般財団法人日本海事協会	

産業規格化 WG では、国土交通省航空局が策定を進める耐空性審査要領のうちカテゴリ II（図② 1-2）に相当する機体を飛行させるうえでの機体認証に用いる設計、構造、試験の規格化に向けた素案を策定した。JIS 規格(日本産業規格)の素案における要求事項のうち、無人航空機の機能及び性能を評価するための手法として、飛行試験が必要となるものから代表的なものを選定し、実証飛行試験を機体の安全性の証明活動の主な手段とする D&R(Durability & Reliability)方式における試験方法を定めている ASTM

F3478-20(Standard Practice for Development of a Durability and Reliability Flight Demonstration Program for Low-Risk Unmanned Aircraft Systems (UAS) under FAA Oversight)の要件・要素を考慮のうえ、当該要求事項に対する適合性を確認するための飛行試験を実施し、無人航空機の機能及び性能を評価するための課題を整理した。



図②1-2 小型無人機の有人地帯での目視外飛行（レベル4）の実現に向けた制度設計

https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai13/siryou1.pdf

産業規格化 WG は、以下に示す日時で開催した。

- ・ 2020 年度(令和 2 年度) 第 1 回産業規格化 WG (2021 年 1 月 7 日、10～11 時、オンライン)
- ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
- ・ 議題
 - 1) 令和 2 年度本 WG による研究開発の概要及び実施状況報
 - 2) プレ WG 議事録
 - 3) 実施状況報告、3. その他(次回予定)について議論を実施
- ・ 産業規格化に向けて、全体のスケジュール感や分析方法や検討内容等を確認し、NK、JUAV、RTF における業務分担や WG の進め方について確認
- ・ 提示された産業規格化 JIS 案のアウトプットイメージについて議論

- ・ 2020 年度(令和 2 年度) 第 2 回産業規格化 WG (2021 年 2 月 4 日、10～11 時、オンライン)
 - ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
 - ・ 議題：
 - 1) 第 2 回 WG 議事録確認
 - 2) 研究開発の実施状況報告及び今後の作業の進め方
 - ・ 作業部会を設置し、関係者で議論を深めていき、議論結果を次回の WG で委員に報告する旨を説明
- ・ 2020 年度(令和 2 年度) 第 3 回産業規格化 WG (2021 年 3 月 3 日、10～11 時、オンライン)
 - ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
 - ・ 議題：
 - 1) 第 3 回 WG 議事録確認
 - 2) 研究開発の実施状況報告及び今後の作業の進め方
 - ・ 次年度（令和 3 年度）の進め方について議論
- ・ 2021 年度(令和 3 年度) 第 1 回産業規格化 WG (2021 年 4 月 8 日、10～11 時、オンライン)
 - ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
 - ・ 議題：
 - 1) 令和 2 年度 第 3 回 WG 議事録確認
 - 2) 令和 3 年度の 研究開発スケジュールおよび作業の進め方
 - ・ 令和 3 年度の進め方について議論
- ・ 2021 年度(令和 3 年度) 第 2 回産業規格化 WG (2021 年 5 月 12 日、10～12 時、オンライン)
 - ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
 - ・ 議題：
 - 1) 令和 3 年度 第 1 回 WG 議事録確認
 - 2) JIS 素案作成の進め方及び実施スケジュール
 - 3) 「無人航空機の機能及び性能に関する技術標準」検討案
 - 4) 「無人航空機の機能及び性能に関する技術標準」検討案に対する質疑応答
 - ・ 作業部会で検討した、JIS 素案を提示し議論
- ・ 2021 年度(令和 3 年度) 第 3 回産業規格化 WG (2021 年 7 月 13 日、14～16 時、オンライン)
 - ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田

- ・ 議題：
 - 1) 令和3年度 第2回 WG 議事録確認
 - 2) JIS 素案の進捗説明
 - 3) 年度の作業とスケジュールについて
- ・ 作業部会で検討した、JIS 素案を提示し議論
- ・ JIS 原案委員会への提出スケジュール等を確認

- ・ 2021年度(令和3年度) 第4回産業規格化 WG (2021年10月29日、10時30分～12時、オンライン)
- ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
- ・ 議題：
 - 1) 令和3年度 第3回 WG 議事録確認
 - 2) 飛行試験の概要について
 - 3) 試験方案策定の実施方針・実施契約
- ・ 第2回機体の安全性確保 WG の「機体の安全性基準（第二種）の考え方」で示された「米国のD&R方式」と原稿の飛行の許可承認の比較を実施
- ・ RTF で検討した飛行試験について確認

- ・ 2021年度(令和3年度) 第5回産業規格化 WG (2021年11月25日、13～15時、オンライン)
- ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
- ・ 議題：
 - 1) 令和3年度 第4回 WG 議事録確認
 - 2) 飛行試験の概要について
- ・ 航空局から示された「米国のD&R方式」と検討してきたJIS素案を比較
- ・ RTF で検討された飛行試験について確認と、JIS 素案、ASTM F3478-20 を比較検討

- ・ 2021年度(令和3年度) 第6回産業規格化 WG (2022年2月21日、14～16時、オンライン)
- ・ 参加(略称)：東京大学：鈴木、JUAV：佐藤、RTF：細田、JAMSS：田中、産総研：岩田、NK：平田
- ・ 議題：
 - 1) 令和3年度 第5回 WG 議事録確認
 - 2) 飛行試験の報告
 - 3) 今後の予定
- ・ RTF で実施された飛行試験を報告

(1)-3 無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG（2022 年度 期間延長）

2022 年度には「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討WG（以下、事例検討 WG）」を新たに設置し、「無人航空機の目視外及び第三者上空等での飛行に関する検討会」（国土交通省航空局）のうち「機体の安全性確保 WG」における議論との整合性を考慮し、第二種機体に対応した型式認証／機体認証の適合性証明手段として活用可能な、証明方法（試験方法を含む）及びそれらの文書（証明手順書）化について検討した。事例検討 WG では、年度内に全 5 回 WG を開催調整した（開催時期・各回の議題は後述）。5 つのサブ WG の検討成果の報告内容を審議しその内容を取りまとを実施した。事例検討 WG とサブ WG の構成を図②1-3 に示す。

事例検討 WG の効率的な運営に資するため、主要な委員や国土交通省や経済産業省、新エネルギー・産業技術総合開発機構の関係省庁・団体等との会合に同席する等の調整支援、各会合の議題検討支援、議論の方向性や論点整理に資する資料作成、関連法制度と本件の内容に齟齬がないかの確認及び調整等を適宜実施した。ここでは、NEDO、東京大学、事務局（MRI：株式会社三菱総合研究所）らと共に、事例検討 WG の実施方針について調整するため、凡そ隔週開催で各サブ WG を 2022 年 6 月以降、合計 12 回参加した（開催日：2022/6/27、7/11、7/25、8/1、8/22、8/29、9/5、9/20、10/3、10/24、11/7、11/21）。さらに、サブWG開催準備のために、準備会合を実施した。

<令和4年度の委員会(WG)構成>



事例検討 WG の構成委員の名簿は表②1-2 の通りである。WG の委員長には、国立大学法人 東京大学 未来ビジョン研究センター鈴木真二特任教授とし、他構成員は、専門性に鑑みて各機関に委員委嘱を行い、参加を頂いた。研究開発関係機関として、イームズロボティクス株式会社、株式会社プロドローン、東京航空計器株式会社、ソニーグループ株式会社、AeroVXR 合同会社、株式会社 SClabAir、有人宇宙システム株式会社、株式会社電通国際情報サービスに適宜参加を頂いた。

関係省庁には、内閣官房 小型無人機等対策推進室（ドローン室）、国土交通省 航空局 安全部 航空機安全課、国土交通省 総合政策局 技術政策課、警察庁 長官官房 技術企画課、警察庁 警備局 警備運用部 警備第一課、警察庁 警備局 警備運用部 警備第二課、総務省 総合通信基盤局 電波部 移動通信課、農林水産省 大臣官房政策課 技術政策室 技術調査班、経済産業省 製造産業局 産業機械課 次世代空モビリ

ティ政策室に適宜参加を頂いた。

オブザーバとして、国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構、国立研究開発法人 産業技術総合研究所、一般財団法人 日本規格協会 産業基盤系規格開発ユニット、独立行政法人情報処理推進機構 デジタルアーキテクチャ・デザインセンターに加え各団体（一般社団法人 航空イノベーション推進協議会 航空機装備品認証技術コンソーシアム、一般社団法人 日本航空宇宙工業会、一般社団法人 日本産業用無人航空機工業会、一般社団法人 日本ドローンコンソーシアム）所属の無人航空機の機体メーカー等に適宜参加を頂いた。

表②1-2 事例検討 WG 構成員一覧

構成員資格	所属	代表者氏名
委員長	国立大学法人 東京大学 未来ビジョン研究センター	鈴木 真二
委員	一般社団法人 日本ドローンコンソーシアム	野波 健蔵
委員	一般社団法人 日本産業用無人航空機工業会	佐藤 彰
委員	一般社団法人 農林水産航空協会 航空安全・技術室長	菊地 隆
委員	一般社団法人 日本航空宇宙工業会 技術部	佐々木 徹
委員	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門	藤原 健
委員	福島ロボットテストフィールド	細田 慶信
委員	一般財団法人 日本海事協会	平田 純一
委員	公立大学法人 会津大学 情報システム学部門	矢口 勇一

事例検討 WG 実施では、無人航空機の目視外及び第三者上空等での安全かつ環境に配慮した飛行の実現に向け、ユースケース毎（機体規模や運航方法等）のリスクレベルに応じて無人航空機に求められる安全性を満足するため、機体の信頼性を向上させる方法及び第三者、航空機に対する危害を抑制する方法を検討し、それらの方法を講じることで確保される信頼性及び安全性を評価する手法等について研究開発を実施し、第二種機体認証/型式認証の適合性証明手段として活用可能な証明方法（試験方法を含む）を検討した。無人航空機の設計検査の証明手段の検討及びそれらの文書（証明手順書）化の検討にあたり、有識者等で構成される「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」を合計 5 回開催し審議を行った（表②1-3）。下表に各回の主な議題を示す。なお、開催 WG は原則 Web 会議（オンラインミーティング）での実施として、第 3 回会合のみ対面会議（福島ロボットテストフィールド、福島県南相馬市）と Web 会議（オンライン）を組み合わせた「ハイブリッド会議形式」として開催した。

表②1-3 事例検討WGの各回の主な議題

委員会	主な議題
第1回 2022年7月29日、13～15時 オンライン	WGの進め方について CONOPOSの検討状況について 他
第2回 2022年8月25日、13～15時 オンライン	サブWGの進め方について 飛行試験実施計画について CONOPS テンプレート素案について（図②1-5）
第3回 2022年9月14日、13～15時 ハイブリッド開催（福島ロボットテストフィールド会議室およびオンライン）	サブWGの検討状況について 9月飛行試験実施結果について 他
第4回 2022年10月31日、13～15時 オンライン	サブWGの検討状況について 10月飛行試験実施結果について WG成果のとりまとめ方針について 他
第5回 2022年11月28日、13～15時 オンライン	サブWGの検討成果について WG成果のとりまとめ方針について 今後の活動方針について 他

事例検討WGにおいては、国土交通省通達「無人航空機の型式認証等における安全基準及び均一性基準に対する検査要領」及び2022年9月22日から同年10月21日まで意見募集（パブリック・コメント）が実施された「無人航空機の型式認証等の取得のためのガイドライン(案)」を参考に、第二種型式認証を受けようとする型式の無人航空機に適用される安全基準（以下単に「安全基準」という。）に対する適合性証明手段として活用可能な証明方法の検討を行った。また、安全基準のうち「001 設計概念書（CONOPS）」「105 無人航空機の安全な運用に必要な関連システム」「110 ソフトウェア」「115 サイバーセキュリティ」「300 耐久性及び信頼性」及び「305 起こり得る故障」については、優先的に検討すべく、サブWGを設置し、無人航空機の製造者、登録検査機関候補者及び有識者参加の下で検討を実施した（表1-4）。検討を通じ、さらに検討を深めるに当たっての共通認識を醸成するとともに、安全基準への適合性証明を行うための論点及び今後の課題を整理した。サブWGの活動の詳細は、別途「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討WG活動報告書」として公開した。

表② 1-4 各サブ WG の検討対象安全基準と検討体制

サブWG	検討対象安全基準の基準区分	サブ WG の主査・副査
001 設計概念書 (CONOPS) サブ WG	001 設計概念書 (CONOPS)	主査：五十嵐広希 (国立大学法人 東京大学) 副査：2022 年 10 月まで 刈田修 (一般財団法人 日本海事協会) 2022 年 11 月から 堀越文樹 (一般財団法人 日本海事協会)
105 無人航空機の安全な運用 に必要な関連機器 サブ WG	105 無人航空機の安全な運用 に必要な関連機器	主査：山崎まりか (株式会社電通国際情報 サービス) 副査：村田光生 (有人宇宙システム株式会 社)
110 ソフトウェア／ 115 サイバーセキュリティ サブ WG	110 ソフトウェア	主査：各務博之 (株式会社 SClabAir) 副査：矢口勇一 (公立大学法人 会津大学)
	115 サイバーセキュリティ	
300 耐久性と信頼性 サブ WG	300 耐久性と信頼性	主査：中田博精 (AeroVXR 合同会社) 副査：岩倉淳 (シーメンス株式会社) 副査：三輪昌史 (国立大学法人 徳島大学)
305 起こり得る故障 サブ WG	305 起こり得る故障	主査：村田光生 (有人宇宙システム株式会 社) 副査：中田博精 (AeroVXR 合同会社)

001 設計概念書 (CONOPS) のサブ WG においては、図 1-4 に示すような CONOPS のテンプレート素案を、日本時海事協会と東京大学が中心となり開発し、サブ WG の活動の議論に活用した。

CONOPSテンプレート

セクション001 運用のコンセプト (CONOPS)

申請者は、型式認証を希望する無人航空機の我が国の空域における想定される運用 (Concept of Operations: CONOPS) を定義し、航空局又は登録検査機関 (以下「検査者」という。) に提出すること。

CONOPS には、試験及び運用限界の値と範囲を決定するために十分に詳細な以下の説明を少なくとも含むこと。

(a) 意図する運用のタイプ

(b) 無人航空機の仕様

(c) 気象状態

(d) 使用者、無人航空機を飛行させる者及び関係者の責任

(e) コントロールステーション (Control Station: CS)、補助機器及びその他安全基準に適合するために必要な関連システム (Associated Elements: AE)

(f) 無人航空機の操縦のために、無人航空機と操縦装置との間で使用される無線通信機能 (コマンド、コントロール及びコミュニケーション)

(g) 人口密度、運用 (地理的) の境界、空域、離着陸エリア、運用エリアの混雑度、航空交通管制 (Air Traffic Control: ATC) との連絡、目視内飛行又は目視外飛行の種類 (目視内の場合は最大通信距離、目視外の場合は利用する無線システムの種類 (携帯電話事業者の無線システムを使用する場合は携帯電話事業者名も記載) 及び最大通信距離)、航空機との間隔等の運用パラメータ

(h) 認証に必要な場合、衝突回避装置

申請者名:

機体名:

型式:

文書番号

A.0	一般的なガイドライン	設計者/製造者による記載
	設計者/製造者は、認証を受ける無人航空機の運用を十分理解したうえで、運用者により想定される運用に対する CONOPS を作成し、設計/製造者の立場で安全な運用に責任を持つ必要がある。	
A.0.1	文書管理	
	CONOPS の作成と変更 (変更履歴を含む) を適切に管理、記録すること。	
	CONOPS は、検査機関による評価確認と承認を受ける必要がある。承認後の内容変更は、機体/型式認証の証明内容 (D&R 飛行試験など) の追加や修正等が必要になる可能性があるため、検査機関に再度確認すること。	
A.0.2	参考文献	
	CONOPS に記載されているすべての文献 (ドキュメント、URL、マニュアル、付録等) をリストアップする。	
A.1	運用に関連する情報の収集と提示のためのガイダンス	
	本 CONOPS は、認証を受ける無人航空機の設計/製造者が、安全な運用に必要な情報を抜け落ちなく記載することも目的としている。証明内容 (特に、D&R 飛行試験の実施内容) は CONOPS の記載内容により定められるため、設計/製造者の立場から正確で詳細な情報を記載すること。また本 CONOPS は、形に記載の無い項目であっても安全な運用に必要な情報は追加して記載すること。	
A.1.1	リザーブ	
A.1.2	運用体制 ・ 001 (d) ・ 300	認証を取得する無人航空機で安全に運用する際に最低限運用者に求める又は推奨する管理体制と、管理体制を規定する文書について記載すること。(運用体制を構成する運用要員については、A.1.2.5 に記載すること。)
A.1.2.1	安全管理	(a) リスクが高い運用の場合の運用者に求める又は推奨する、安全管理について記載することが望ましい。 (b) その他、安全を確保するための活動や体制等があれば記載することが望ましい。
A.1.2.2	設計と製造 同上	(a) 認証を受ける無人航空機の設計/製造者の設計/製造に関わる組織及び体制を記載すること。 (b) 認証を受ける無人航空機の全体又は一部の製造を外注、もしくは購入している場合、外注製造者、購入先業者について記載すること。 (c) 必要に応じて、第三者機関の生産組織に関する情報を証拠として提出する。
A.1.2.3	運用に関わる要員の資格と教育・訓練 ・ 300	直接運用に関わる要員 (以下運用要員) について、各運用要員に必要な資格要件と、技能維持及び又は非常事態及び異常事態に対応するための教育及び訓練について、設計/製造者の立場から記載すること。
A.1.2.4	整備 ・ 205 ・ 300 ・ 205	(a) 認証を受ける無人航空機の安全な運用に必要な点検・整備の考え方について、記載し、作成した整備手順書案を示すこと。 【余白】 (b) 整備を実施するにあたり整備体制や資格などが必要な場合は記載すること (例えば、運用者に特定の体制や資格が要求される場合や整備実施に当たり認められた外部機関に委託が必要な場合など)。
A.1.2.5	運用要員 ・ 001 (d)	(a) 運用者に求める又は推奨する運用体制の詳細について、最低限必要な運用要員と各要員の任務及び責任を、少なくとも以下の要否を含め具体的に記載すること。 ・ 運用責任者 ・ 操縦者 ・ 操縦補助者 ・ 監視者 ・ 安全管理者

図②1-4 CONOPS テンプレート素案 一部抜粋

(2)性能評価の産業規格化

担当：東京大学、会津大学、日本海事協会

無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化のために、各種産業規格策定のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で「産業規格化ワーキンググループ」を設置し、開催と運営を実施した。また、海外の規格動向を調査するために、国内外の学会や展示会、国内外の各種規格策定委員会等に参加し調査を実施した。

以下(2)-1 には、2021 年度に ASTM F3478-20 を元に実施した試験について掲載し、(2)-2 には 2022 年度には国土交通省航空局の「機体の安全性確保 WG」の議論の内容、航空局から発行された安全基準を元にした試験と模擬検査を紹介する。さらに、主に 2020 年度に実施した無人航空機の海外規格調査を(2)-3 に、無人航空機のセキュリティの調査結果について(2)-4 に示す。

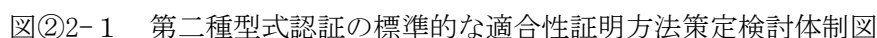
1.1.1.1. (2)-1 D&R 飛行試験：UAS300 番台（2021 年度実施）

担当：日本海事協会、東京大学

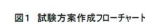
国土交通省航空局の機体認証制度を検討する機体 WG において、「第一種型式認証の比較的リスクの低いもの」と「第二種型式認証」については、米国 FAA の D&R ベース安全基準を参考に検討する方向性が提示された。この FAA D&R ベース安全基準のうち、飛行試験に関する規定（UAS300 番台）については、ASTM F3478-20 が策定済である。一方で他の規定（特にソフトウェアやセキュリティなど）の適合性証明方法は記載されていなかった。

2022 年 12 月からの機体・型式認証制度の施行に向けて、第二種型式認証の標準的な適合性証明方法を早急に策定する必要があることから、図②2-1 の通り「模擬検査（ロールプレイ）」に参画するコアメンバー（国土交通省航空局、航空機技術審査センター(AECC)、東京大学、日本海事協会、AeroVXR 合同会社、日本産業用無人航空機工業会、有人宇宙システムら）による検討を 2021 年度に実施した。

ロールプレイで策定される試験方案は、ASTM F3478-20 等に基づき現時点で考えられる標準的な一例を策定するものであり、実際の型式認証の審査に当たっては、その設計等に応じて別の方法によることも許容されるものである。詳細は「RTF-TR-0011 無人航空機に求められる安全基準策定のための試験法案開発 成果報告書」（図②2-2）としてまとめ、福島ロボットテストフィールドの Web 等で公開の予定である。



(a) 無人航空機に求められる安全基準策定のための試験法
案開発 成果報告書目次



6-742

- 飛行の目的
第二種機体認証を想定し、比較的申請が多いと想定される「空撮」と「輸送・宅配」とした。
- 運用範囲
運用範囲は、「屋間の無人地帯における目視外補助者なし」までの範囲とした。
- 飛行プロファイル
本供試機は、飛行目的を「空撮」と「輸送・宅配」としていることから、図5、図6に示す代表的な飛行プロファイルを設定した。なお、「空撮」は手動飛行、「輸送・宅配」は自動飛行により行われるものとした。



RTF-TR-0011

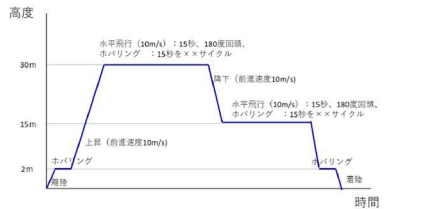


図5 「空撮」における飛行プロファイル

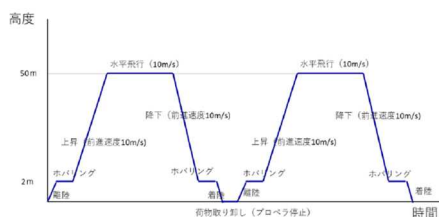


図6 「輸送・宅配」における飛行プロファイル

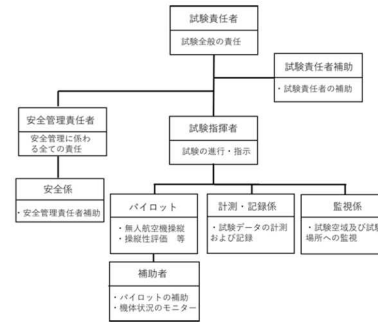


図9 試験実施体制

表3 試験要員の役割と行動

試験職名	役割	行 動
試験責任者	飛行試験の統括	飛行試験のすべてに責任を持つ。
試験責任者補助	飛行試験の統括の補佐	試験責任者の補助を行う。
安全管理責任者	飛行試験の安全管理に関する統括	安全管理の計画立案、計画に基づいた安全管理体制の確立、試験各工程における危険事象発生時の防止、事象発生時の対応(RTF敷地外を含む。)
安全係	飛行試験の安全管理に関すること	安全管理責任者の指示により消火用資材、救急用器材の準備、火災・負傷者発生時の初期対応を行う。
試験指揮者	飛行試験の各工程の指示、実行の監督	パイロット、補助者、計測係に対する指示および監督を行い供試機の運用を統括する。
パイロット	供試機の操縦	試験指揮者の指示により操縦を行う。

(c)各飛行プロファイル

(d) 試験実施体制と役割(抜粋)

図②2-2 RTF-TR-0011 無人航空機に求められる安全基準策定のための試験法案開発 成果報告書 抜粋

(2)-2 模擬検査：「305 起こりうる故障」(2022 年度)

担当：東京大学、日本海事協会、会津大学、産業技術総合研究所

「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討WG」の「サブWG 305 起こりうる故障」について2022年度に模擬飛行試験と共に、模擬検査を実施した。2021年度に実施した「D&R 飛行試験：UAS300 番台」のように、ASTM など参考にする情報が確認できない段階であったため、実際に機体メーカー(4社：イームズロボティクス株式会社、プロドローン株式会社、東京航空計器株式会社、ソニーグループ株式会社)の協力のもと、実機による飛行試験を実施することとした。また、検査については、「仮想の検査機関」として、国土交通省航空局 航空機技術審査センター(AECC)や、登録検査機関候補の日本海事協会、日本産業用無人航空機工業会、農林水産航空協会、認証コンサルとなる、AeroVXR、サイバーネットシステム株式会社らの協力により実施した。模擬検査の概要を表②2-1と、各メーカーの試験項目を表②2-2に示す。

表②2-1 模擬検査の概要

模擬検査実施	日付：2022 年 9 月 12～14 日、2022 年 10 月 17～20 日 場所：福島ロボットテストフィールド（福島県南相馬市）
メンバー構成	主査：大坪弘(サイバーネットシステム)、副査：五十嵐広希(東京大学) 各機体メーカーや登録検査機関候補、国土交通省航空局などから、合計約 30 名
協力機体メーカー	イームズロボティクス株式会社、プロドローン株式会社、 東京航空計器株式会社、ソニーグループ株式会社
仮想登録検査機関	一般財団法人日本海事協会、一般社団法人日本産業用無人航空機工業会、一般社団法人農林水産航空協会
対象項目	安全基準セクション 305“起こり得る故障”の試験実証方法について具体的な試験を実施して検討（第二種型式認証、最大離陸重量 25kg 以上、マルチを想定）
活動概要報告	「起こりうる故障の識別」の試験法の具体事例について、4 社/4 機体の試験（表 2-2）で実施、課題を共有、実施した課題をサブ WG305 にフィードバックする
議論の概要	「起こりうる故障」について具体的な事例を元にアジャイル的に実施 「プロセスの整理」や「検査方法の詳細化」などについて議論

表②2-2 協力機体メーカーの試験項目

	試験ケース	Prodrone	EAMS	Sony	TKK
1	推進系統		X		
2	C2 リンク	X	X		X
3	全球測位衛星システム（GNSS）			X	X
4	単一障害点がある操縦系統の機器	X			
5	コントロールステーション			X	
6	申請者によって指定されるその他の関連システム（AE）				
実施時期		9 月	9 月	10 月	10 月

2022 年 9 月の試験では、イームズロボティクス/プロドローンの 2 社の機体に対して、「推進系統」と「C2 リンク」、および「単一障害点がある操縦系統の機器」の 3 つの試験ケースを実施した(図②2-3、②2-4)。試験の結果、検査側との事前の「試験方案の確認」や「合意」のプロセスが十分でないために、検査自体が不十分という課題があった。さらに、試験内容を示した「試験カード」の準備不足や、試験の結果を示す「試験記録用紙」（図②2-5）に記載する機体メーカー側の人員不足など、実際の検査/試験の経験や認識不足により、試験は十分な結果ではなかったが、「不足している」という認識の共有することができた。

		試験方案準備	試験方案審査	試験準備	試験実施	合否判定
国土交通省 航空局						
検査機関						
申請者						

```

graph TD
    subgraph "国土交通省 航空局"
        direction TB
        S1[1 試験方案作成] -- 提出 --> S2[2 試験方案確認]
        S2 --> S3[3 試験方案説明会]
        S3 --> S4[4 試験方案審査]
        S4 -- "修正依頼  
(必要に応じて)" --> S4
        S4 -- "再提出  
(必要に応じて)" --> S4
        S4 -- "試験方案修正  
(必要に応じて)" --> S4
        S4 -- "相談・問合せ  
(必要に応じて)" --> S4
        S4 --> S5[5 試験方案合意]
        S5 --> S6[6 検査実施]
        S6 --> S7[7 試験報告書作成]
        S7 --> S8[8 合否判定]
        S8 -- "結果通知" --> S1
    end
    subgraph "検査機関"
        direction TB
        S2
        S4
        S6
    end
    subgraph "申請者"
        direction TB
        S1
        S3
        S5
        S7
        S8
    end
    style S6 stroke:#f00,stroke-width:2px
    style S7 stroke:#f00,stroke-width:2px
    subgraph "9月の実施内容"
        S6
        S7
    end

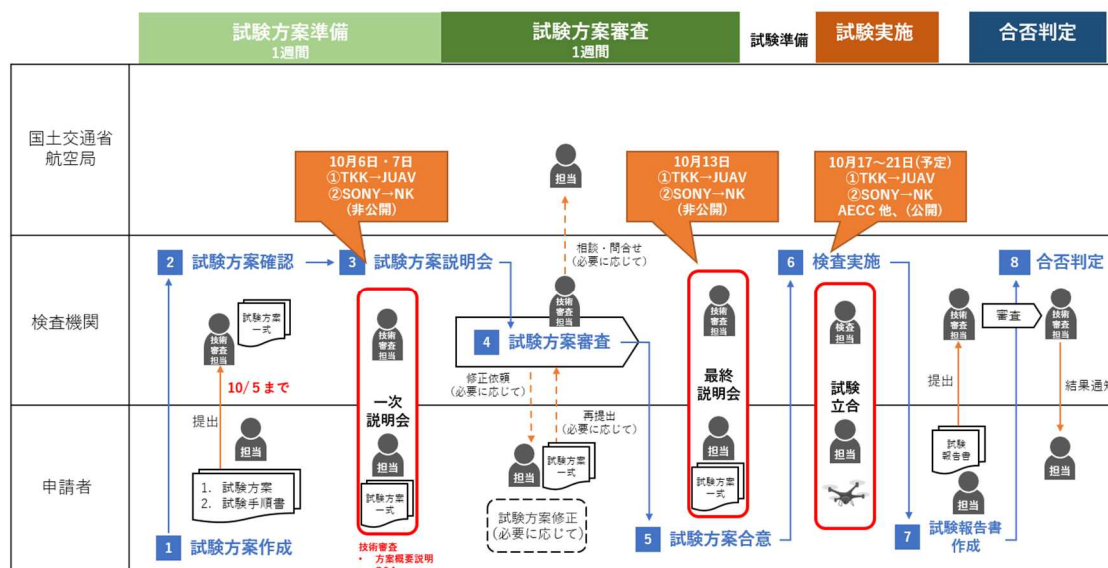
```

1 試験方案作成 → 2 試験方案確認 → 3 試験方案説明会 → 4 試験方案審査 → 5 試験方案合意 → 6 検査実施 → 7 試験報告書作成 → 8 合否判定

9月の実施内容

[illegible]

②2-7)した。10月の試験では9月の試験の課題を踏まえ、図②2-7に示す「(3)試験方案の説明会」「(4)試験方案の合意」について、機体メーカーと共に、仮想等の検査機関として日本海事協会/日本産業用無人航空機工業会/農林水産航空協会が検査を実施した。ただし、本来であれば図②2-6の「(1) 試験方案作成」～「(8)合格判定」までの一連のプロセスの実施が必要であるが、時間的な制約を考慮して、一部のみの実施とし、説明・合意共に十分ではない前提での「(6)検査実施」した。図2-7に福島ロボットテストフィールド（福島県南相馬市）で実施した「(6)検査実施」となる、模擬検査/試験の様子を示す。



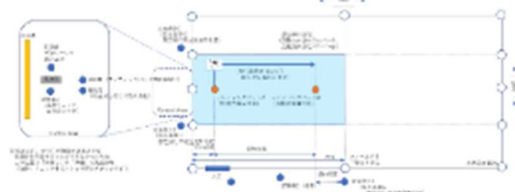
図②2-6 「305 起こりうる故障」(10月) 模擬検査/試験のプロセス 実施イメージ



図②2-7 「305 起こりうる故障」(10月) 模擬検査/試験の様子

2022年10月の試験では、当初想定した検査・試験のプロセスを予定通り実施することが出来た。試験を実施した各社の内容は、実際の機体の検査としては必ずしも十分では無いが、9月の課題を踏まえて試験方案を作成(図②2-8)することが出来き、各社共に概ね実際の検査・試験に沿ったプロセスを実施した。さらに、検査側も各種課題を共有することができる有益な機会であった。一方で、サブWG305を方案検討から切り離したために、方案検討側との連携不足もあった。また、形式知化しづらい項目も多く、検査/試験の会場に居なかった機体メーカーや他の登録検査機関候補へ、課題をどのように共有するかが、今後の課題であった。サブWGの活動と共に、模擬検査についての詳細は、別途「無人航空機の第二種認証に対応した証明手順例」として別途公開予定である。

飛行試験エリアおよび試験装置、試験要員の配置については下記の通りとする。2022 年 10 月の機体試験においては立ち入り制限エリアについては、防護ネット内への立ち入りを禁止し、エリアとしては定めない。詳細については Appendix 3 に示す。



姓名：_____ 学号：_____	实验报告模板	日期：_____
实验名称：_____	实验目的：_____	实验地点：_____
实验原理：_____	实验步骤：_____	实验结果：_____
实验结论：_____	实验心得：_____	实验评价：_____
实验总结：_____	实验反思：_____	实验展望：_____

型式証明試験カード

国名 シンガポール共和国 首都 シンガポール	面積 710km ²	人口 550万人
国名 シンガポール共和国 首都 シンガポール	面積 710km ²	人口 550万人

図②2-8 作成された試験方案の抜粋

(上左：試験セットアップ、上右：試験方案、下：型式認証試験カード)

(2)-3 国内外の規格調査

担当：東京大学

無人航空機性能評価手順やその産業規格化案等の検討に資するよう、無人航空機の機体に関する標準規格等について国内動向調査及び海外動向調査を実施した。調査の結果の一部は、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で「産業規格化WG」議論に活用した。

特に航空機の耐空性に関わる動向を調査した。UASSC (UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS STANDARDIZATION COLLABORATIVE) / ANSI (American National Standards Institute)が発行している無人航空機の標準化ロードマップの更新内容の概要を調査し、本プロジェクトにおける研究開発の位置づけを国際動向に位置づけるための検討材料とした。具体的な調査対象文書等は以下の通りである。

- 標準化動向の概要：UASCC/ANSI による無人航空機の標準化ロードマップ
Standardization roadmap for unmanned aircraft Systems, Version 2.0
June 2021 Progress Report on ANSI UASCC Roadmap v2 Gaps
- 騒音認証基準：FAA の認証基準例
Noise Certification Standards: Matternet Model M2 Aircraft

Standardization roadmap for unmanned aircraft Systems, Version 2.0

June 2021 Progress Report on ANSI UASSC Roadmap v2 Gaps

- 騒音認証基準：FAA の認証基準例

Noise Certification Standards: Matternet Model M2 Aircraft

(2)-4 無人航空機システムのための耐空性セキュリティガイダンス検討

担当：会津大学

本検討課題は、無人航空機システム(Unmanned Aircraft System: UAS)の機能安全に対する安全基準とともに、電子情報及び通信を用いて遠隔制御や無人、自動制御で運航する際に具備される電子的なセキュリティ

セキュリティ（Cybersecurity）の保障が必要であることから、UAS の機能安全に資する Cybersecurity 保障活動に関わるセキュリティ指標、セキュリティ活動及びセキュリティアセスメント手法に対する検討を行うものである。対象として、航空局の定めるフライトカテゴリ II に対するフライトの機体側要件である、『第二種型式認証・機体認証』に資する安全基準の策定のための研究である。一方で、安全基準や許容可能な準拠手段（Acceptable Means of Compliance, AMC）などは、本来国土交通省航空局が管轄するものであることから、本検討では種々の方針・方策の調査と検討、及び特定の UAS プラットフォームに対する『機体認証を行うなら適用可能となるガイダンス』を作成することを目的としている。

(2)-4-1 検討成果の要旨

本検討の対象とする部分は UAS に対する『耐空性セキュリティ（Airworthiness Security）』の確保である。UAS に対する耐空性については賛否両論あるが、本検討においては、Airworthiness という言葉は『飛び続ける』ということのみではなく、『制御可能である』という視点に立って考察している。この耐空性は、機能安全の面で見ても、運用を開始してから様々な理由によって耐空性が棄損されていくが、Cybersecurity においても同様にシステムの脆弱性の発見や、ハッキング技術の高度化などによって時間と共に棄損されていくことから、耐空性セキュリティの確保には、型式として保障される『セキュリティ構造（Security Architecture）』とその構造に対するセキュリティアセスメント指標、及び手法が必要である。そのため、本検討は、以下の 3 つの項目について行われた

- (ア) 2020 年度：耐空性セキュリティに対する種々の文献調査（標準文書、法令、学術論文、一般記事）と、一般的なソフトウェアに対する開発方法（要求定義、要件定義）の非機能要件としてのセキュリティの記述に対する検討
- (イ) 2021 年度：セキュリティリスクアセスメントの具体的な方法の検討セキュリティリスクアセスメントの指標の検討、簡便な記述方法へのとりまとめ、できるだけ定量的となるセキュリティアセスメント手法の構築とそのガイダンス文書の検討
- (ウ) 2022 年度：型式認証のためのサブ WG（110/115 ソフトウェア・セキュリティ）内でセキュリティの要件や具体的な証明手法について議論し、証明手法案と現時点での議論項目を抽出

これらの項目に対して、2020 年度及び 2021 年度は実際の無人航空機システムに対して本検討で考察されている、有人航空機の耐空性セキュリティ評価手法を簡易化したものの適用を行ない、参照可能な実例ドキュメントを構築することで検証を行った。また、2022 年度分は、型式認証のためのサブ WG 内で、2021 年度までの考察資料を基に各ステークホルダーと議論し、そこから課題とコンセンサスを抽出するようにした。

(2)-4-2 検討成果の主たる内容

本検討は、主としてオープンソースソフトウェア・ハードウェアを用いたマルチコプター型 UAS を対象として検討を進めたが、最終的には機体の開発手法・公開範囲に関係なく適用できるガイダンスを検討している。

(2)-4-2.1 耐空性セキュリティの範囲の検討

セキュリティとは一般的に『他者からの攻撃により守るべき資産が棄損される脅威』から守るための行

為である。耐空性セキュリティとは、特に UAS の耐空性（Airworthiness）を棄損する行為に対して、つまり安全性への影響に対して考慮するものであるが、そのうち Cybersecurity の側面、すなわち『電子的相互作用（Intentional Unauthorized Electronic Interaction, IUEI）』に係わる部分である（表②2-3）。

有人航空機は航空機の開発の安全のためのシステムズエンジニアリングとして、SAE ARP 4754A, 4761 によって全体開発のプロセスと評価を、RTCA DO-178C, DO-254 によってソフトウェア・電子的ハードウェアの機能安全を、RTCA DO-326A, DO-356A によって耐空性セキュリティのプロセスとリスクアセスメント手法について定義している。これらのプロセスを統合して、システムズエンジニアリングの V 字モデルとして成果物を表記したものが図②2-9 である。図②2-9 において、事前評価の部分と最終的な検証の部分があり、この部分に対してモデルベースの手法を用いた簡略化が必要であると仮説を置いた。

表 ②2-3 耐空性セキュリティの範囲

	安全への影響	運用への影響	商業への影響
物理的脅威	[有人機] ARP4754, ARP4761, DO-178C, DO-254 [DRESS] 安全基準/	[有人機] 地上オペレーション, 空 中オペレーション, 管制 [日本] UAS免許制度 (ISO?)	
情報システムの脅威	[有人機] DO-326A, DO-356A	[有人機] DO-355A, ED-205	
	本稿の範囲	UASへの情報セキュリティ基準 (NEDO DRESS, セキュリティWG)	

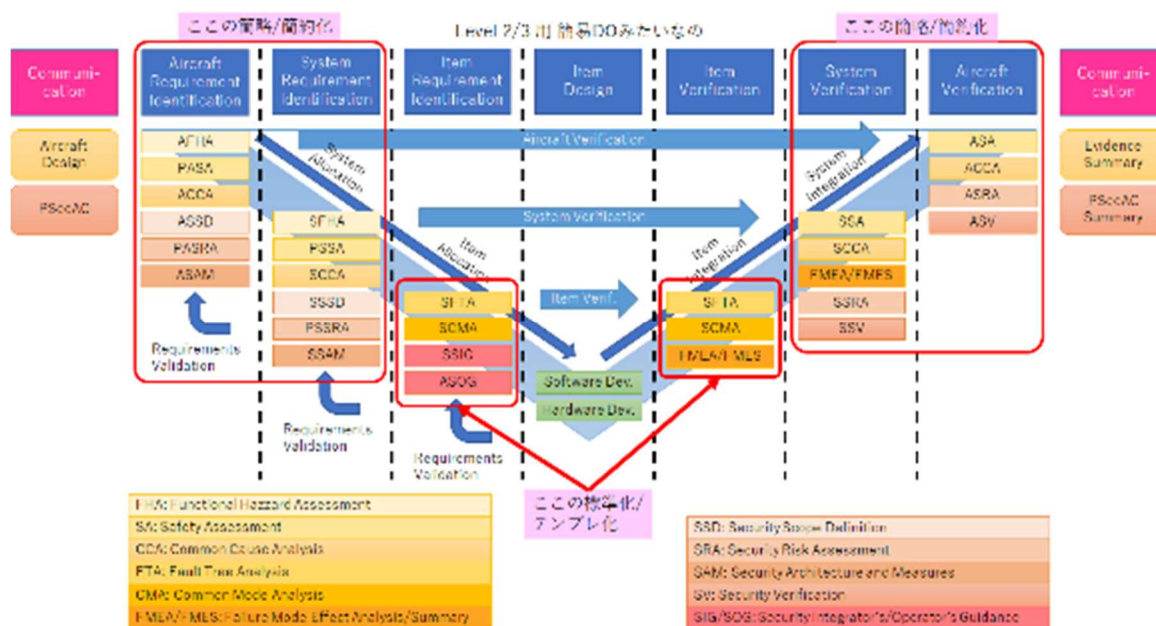


図 ②2-9 ARP-4754 と DO-326A/ED-202A を統合した V 字開発モデルと簡略化すべきと思われる範囲

(2)-4-2.2 セキュリティリスクアセスメントの手順の検討

前述(2)-4-2.1.項と、機体の型式認証のプロセスを考慮すれば、図②2-10の様に Cybersecurity プロセスは開発フェーズで想定され、運用フェーズでの評価に利用されるようになるべきである。この条件を基に、有人航空機のプロセスを無人航空機用に簡約した Airworthiness Security プロセスが図②2-11となる。

なお、この図②2-11のプロセスを行う場合は、安全に対するリスクアセスメントと並行して行われる必要があり、システム開発プロセスにおいてスクラムベースの開発手法で行われるべきである。

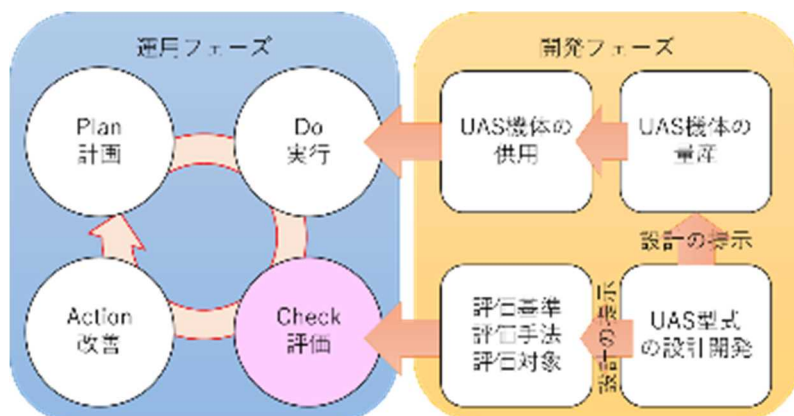


図 ②2-10 運用フェーズと開発フェーズに基づく評価活動の関連

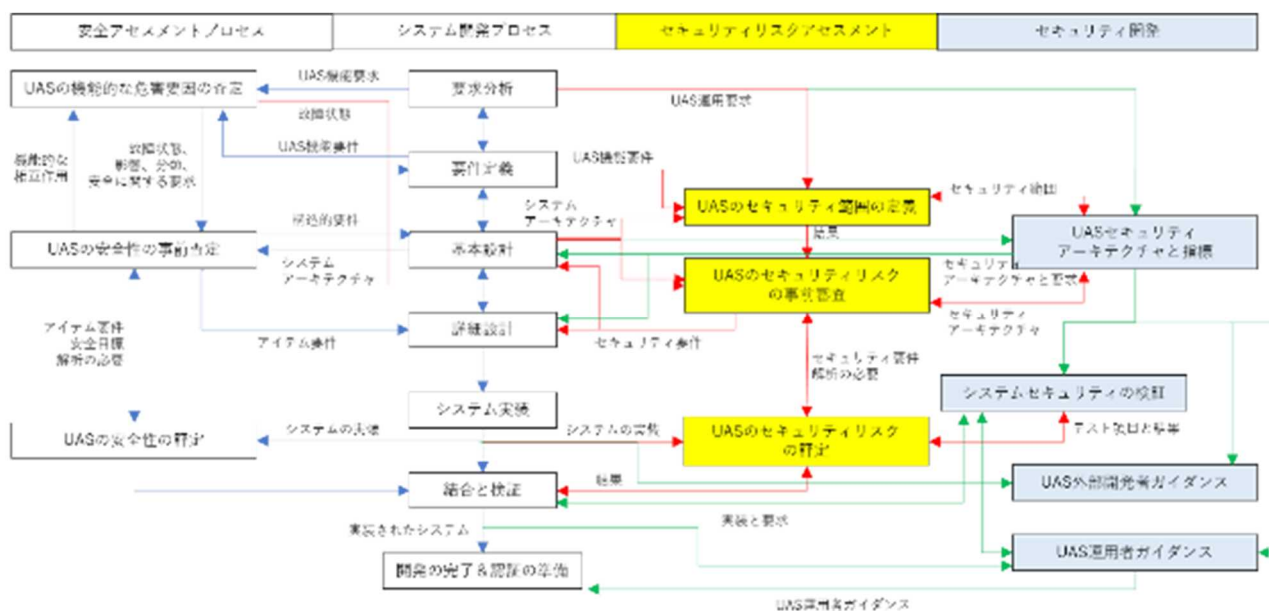


図 ②2-11 システム開発プロセスとシステム開発、安全・セキュリティリスクアセスメント、セキュリティ開発の相関

(2)-4-2.3 セキュリティリスクアセスメントの指標の検討

セキュリティリスクアセスメントを行うには、リスクアセスメントで行うべき活動と深度、及び許容可能なレベルの数値目標としての定性表現ないし定量表現が必要である。本検討では、システム開発モデルに対する粒度や開発行為に対する詳細化をベースとした『完全性レベル』を図②2-12 の様に定義した。完全性レベルは安全性に対しての UAS-DAL (Development Assurance Level) と、セキュリティに対しての UAS-SIL (Safety Integrity Level) の 2 つの側面を持ち、それぞれ相互に検証されながら、開発モデルの段階で定義される粒度に対してセキュリティアセスメント活動が定義されるべきである。また、UAS は実際に使用されるユースケースによってリスクが変動する。そのため、JARUS SORA を用いた地上リスクに対して、保障レベルをどの程度付与するかに対応表を表②2-4 として定義した。この対応表で指定されている数値は図②2-12 の完全性レベルである。これによって UAS に対する型式のための証明活動を定義できる。



図 ②2-12 UAS に対するデザイン完全性レベルとセキュリティ完全性の定義案

表② 2-4 地上リスクと保障レベルに基づく完全性レベルの定義

Usecase = SORA v2	Assurance Level [AL] (保障レベル) = Severity				
	No Effect (PFD: N/A)	Minor (PFD>10 ⁻⁵)	Major (PFD≤10 ⁻⁵)	Hazardous (PFD≤10 ⁻⁷)	Catastrophic (PFD≤10 ⁻⁹)
GRL > 6 (Cat. 3 High)	1	3	4	5	5
GRL ≤ 6 (Cat. 3 Mid)	1	2	3	4	5
GRL ≤ 4 (Cat. 3 Low)	1	2	2	3	4
GRL ≤ 2 (Cat. 2)	1	1	2	2	2 (3)

(2)-4-2.4 セキュリティリスクアセスメントの手法の検討

セキュリティリスクアセスメントの実際の手法として、以下の手順を示している。

- (i). セキュリティ環境の定義（システムアーキテクチャ・要素の列挙）
- (ii). セキュリティ境界の定義（境界の定義と攻撃者の定義）
- (iii). 脅威源・資産・既存の保護策の抽出（STRIDE-per-Element を用いた攻撃者を含むデータフロー図の記述）
- (iv). 攻撃シナリオの抽出（Attack Tree 解析）
- (v). シナリオに対する深刻度と保護策に基づくセキュリティ受容マトリクスによる判断

特にセキュリティ受容マトリクスは、IEC/ISO31010 に基づくリスク受容マトリクスを用いて記述している（表②2-5）。また、この時に用いる防護策では、CVSS を用いて得られる脆弱性レートを参照して定義できる（表②2-6）

表②2-5 セキュリティリスク受容マトリクス

		SEV				
		1	3	5	7	9
LoT	LoP					
9	1	0	2	4	6	8
7	3	-2	0	2	4	6
5	5	-4	-2	0	2	4
3	7	-6	-4	-2	0	2
1	9	-8	-6	-4	-2	0

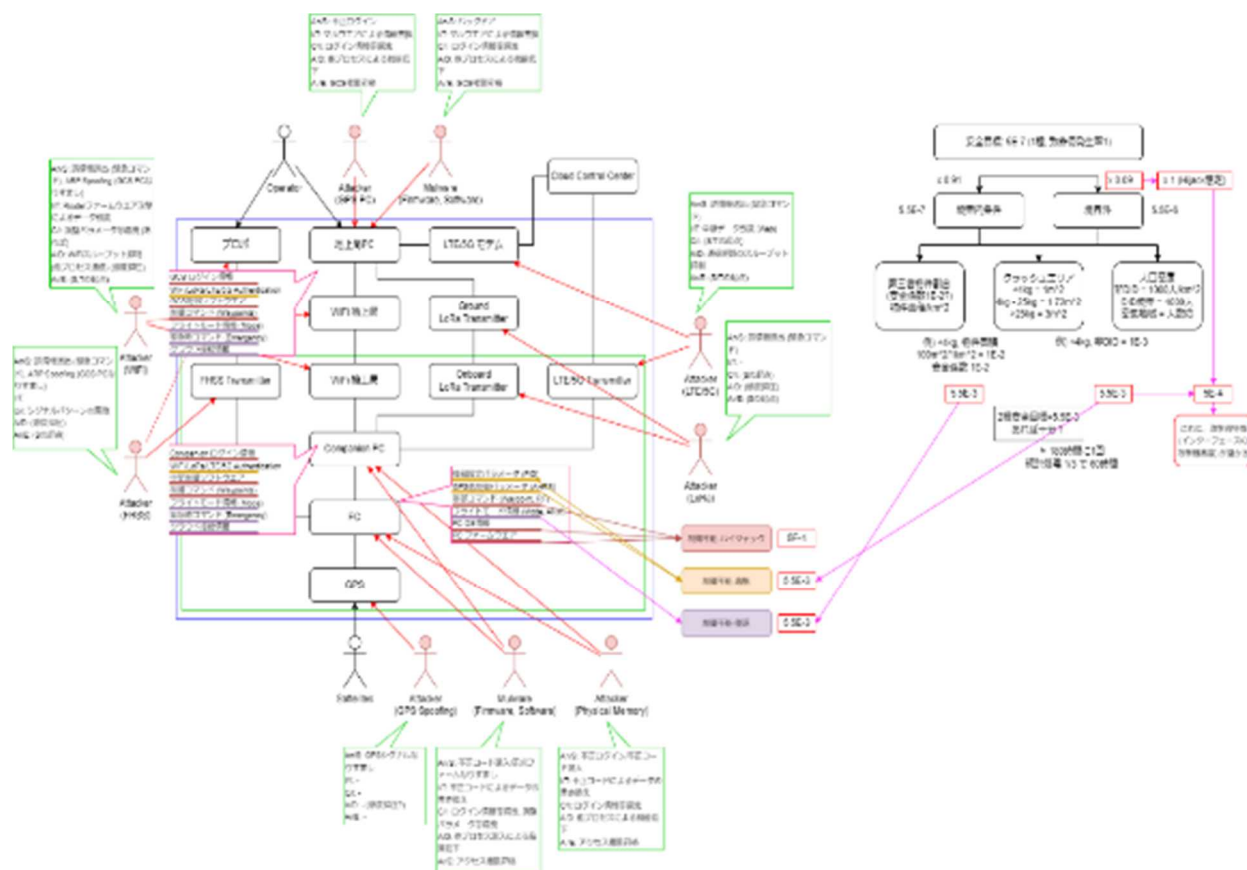
表 ②2-6 CVSS の脆弱性レートによる LoP の制限

Vulnerability Rating	LoP Capped at:
Critical	1
High	3
Medium	5
Low	7
None	9

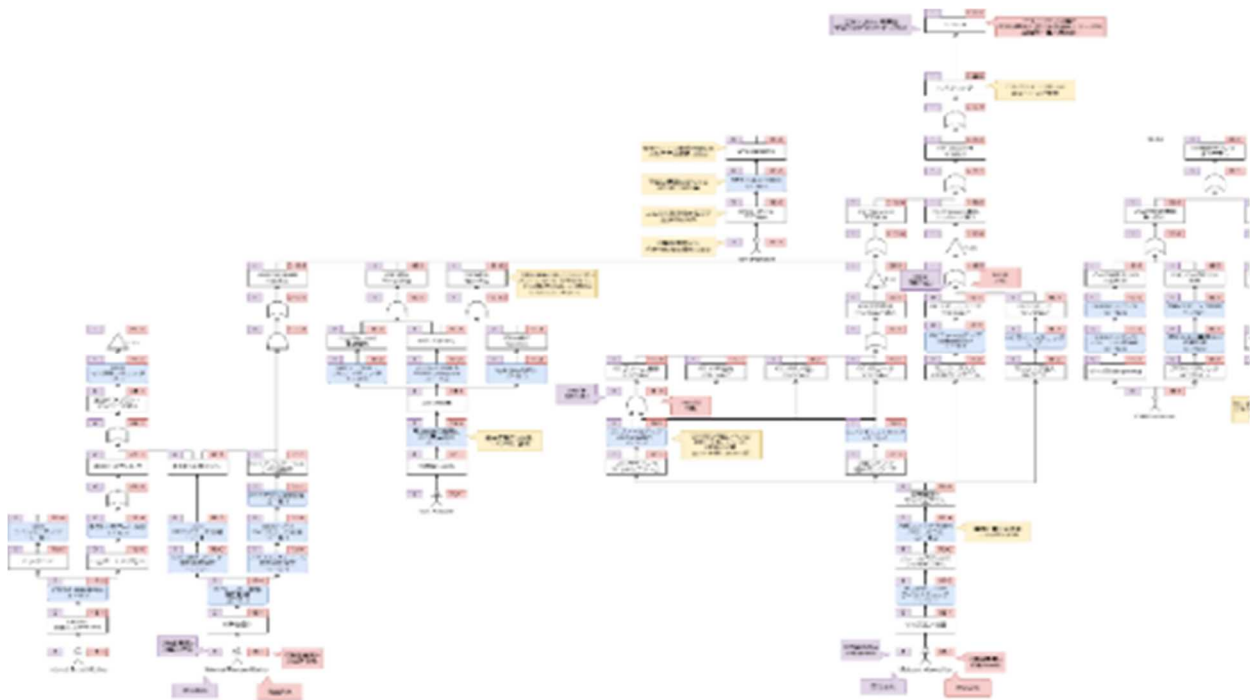
(2)-4-3 具体的なセキュリティリスクアセスメント事例の検討

具体的なセキュリティアセスメント事例として、特定の規模の UAS に対して、実際のフライトに対する Probability of Failure on demand per Hour (PFH) 値と、それに基づく脅威事象、脅威事象に紐づく情報資産、攻撃者特徴と攻撃ベクトルを可視化した図として図②2-13 を示す。また、その図より、仮想的な防護策を付与した Attack Tree を図②2-14 として示す。

また、型式認証のためのサブ WG (110/115 ソフトウェア・セキュリティ) で議論されたプロセス全体の流れと課題感を図②2-15 として示す。



図②2-13 IEC61508 からくる安全目標の設計とセキュリティアセスメントの組み合わせ



図②2-14 木構造解析による (Attack Tree) セキュリティアセスメントの例

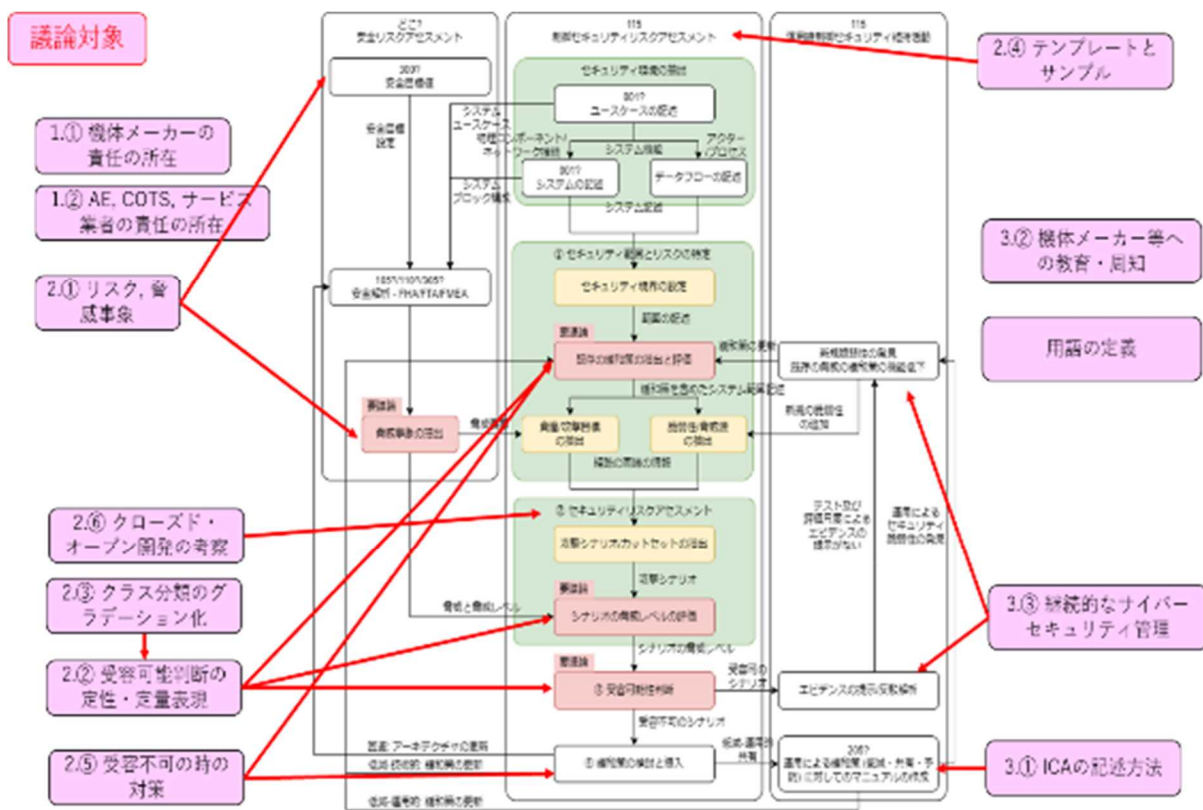


図 ②2-15 セキュリティリスクアセスメントの相関と議論対象

(2)-4-4 まとめと課題

本検討において、実用的な耐空性セキュリティアセスメント指標、手法、プロセスを定義し、産業界に提案しているが、厳密に適用しようとするするとそれらを満足に実証できない企業が多いことが指摘されている。そのため、アセスメントの精度を落とさずに、簡素化できる方法を探る必要がある。また、第一種型式認証のために、国際標準を見据えた議論が必要である。研究活動の一環として、以下の調査や勉強会を実施した。

(3)航空機に関する勉強会及び意見交換会

(3)-1 2021年1月15、19、21、25、26日 無人航空機のセキュリティに関する勉強会

無人航空機のソフトウェア・セキュリティの検討のために、有人航空機のセキュリティの動向についての勉強会を2021年1月15日～1月25日(5日間)で実施した。主に RTCA DO-178 Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification、RTCA DO-254 Design Assurance Guidance for Airborne Electronic Hardware などのソフトウェアや関連アーキテクチャに関する他、RTCA DO-326 Airworthiness Security Process Specification、DO-356 Airworthiness Security Methods and Considerations の有人航空機のセキュリティ動向について、米国 Arfuzion 社に講演を頂き、約 70 名の参加者で意見交換を実施した。

表 ②3-1 実施した勉強会の概要

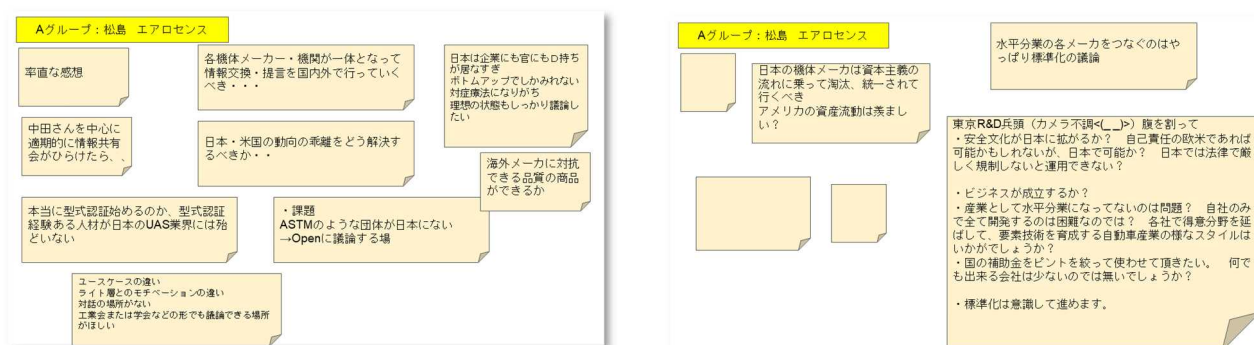
実施日時		タイトル	説明者	概要	参加者
2021/1/15 (金)	10:00 ～ 12:00	航空機用搭載品のソフトウェア開発におけるポイント	東京航空計器	航空機装備品は要求される TSO に基づいて開発されるが、認証はガイドラインである DO-160 /DO-178 /DO-254 に基づいた取得が必要であり、それらについて企業側が準備する必要がある概要を説明する。	合計：30 名 機体メーカー：19 名 基準検討/関連：11 名
	14:00 ～ 17:30	航空機の安全・開発保証ガイドライン	有人宇宙システム	航空機装備品のソフトウェア認証やセキュリティ認証は、航空機の安全・開発保証プロセスを基に構成されており、これらのガイドラインである SAE ARP4754A 及び ARP4761 についての概要を説明する。	
2021/1/19 (火)	13:30 ～ 17:00	航空機装備品のソフトウェア認証ガイドライン	MHI エアロスペースシステムズ	民間航空機に搭載するソフトウェアを開発する際は、高い安全性、信頼性を担保するために RTCA DO-178C が定める開発プロセスに準拠することが求められている。ここでは、DO-178C の概要について説明する。	合計：23 名 機体メーカー：15 名 基準検討/関連：8 名
2021/1/21 (木)	13:30 ～ 17:00			近年、航空機のサイバーセキュリティの重要性が高まっており、RTCA が耐空性セキュリティプロセスのガイドラインとして DO-326A と DO-356A を制定した。ここではこれらの概要について説明する。	合計：22 名 機体メーカー：16 名 基準検討/関連：6 名

2021/1/25 (月)	15:00 ～ 20:00	航空機のセ キュリティ ガイドライ ン	Afuzion (米国企 業)	航空機のサイバーセキュリティのガイドラインであ る RTCA が制定した DO-326A 及び DO-356A につい て、解説を行う。	合計：27 名 機体メーカ：17 名 基準検討/関連：10 名
2021/1/26 (火)	15:00 ～ 20:00		同時通訳 あり		合計：25 名 機体メーカ：17 名 基準検討/関連：8 名

(3)-2 2022 年 3 月 11 日 無人航空機業界の課題共有の意見交換会

国内の無人機航空機業界内における、課題の認知や、認識の共有手法の検討のために、本件では意見交換手法の試行として、参加した全員の意見や知識を集める対話手法の一つ「ワールドカフェ」等を用いて、オンライン（2022 年 3 月 11 日（金） 16 時～18 時 30 分）で実施した。

ワールドカフェの運営（ファシリテーション）には、話題提供者として AeroVXR 合同会社 COO 中田 博精氏を迎え、約 70 名の無人機航空機（ドローン）の機体メーカ、調達事業者等がオンラインで参加し、ワールドカフェの経験を有するファシリテーター 2 名で実施した。



図②3-1 ワールドカフェのグループの結果（一部抜粋）

以下に、アンケートの抜粋を記載する。

- ・ 話ができる場所ができた。気づいていなかったり、気づいていても重要性を認識できていなかった課題（教育、人材流動、国に専門家がいらない）を知ることができた。
- ・ 機体を作っている一担当者として話が聞けた。勉強になった。
- ・ 是非オープンフォーラムな工業会か学会を作りましょう。
- ・ 定期的にこのような柔軟に話せる民間の場を設け、事業形態毎に課題感を合わせて国や各所へ提言していくような次のアクションに繋げる組織を作れば良い。
- ・ 大変勉強になった。情報が分散しているようなので、情報共有の場を増やす、整備する必要がある。

- ・ 議論部分では多種多様の分野の方がご参画され本音の議論ができ、各分野の悩みや取り組みを知ることができて非常に有意義であった。
- ・ 様々な立場の方の問題意識に触れられて良かった。一方で、こういう場に出てこないドローン関係者も多いと思うので、そういう人達の生の声が意外と重要かも知れない。

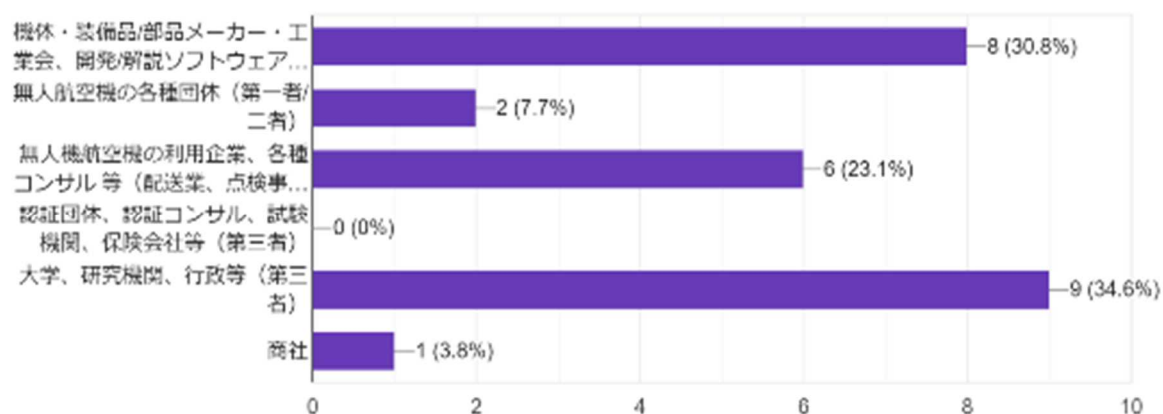
(3)-3 2022年3月22、23日 NEDO 性能評価 PJ 性能評価 成果共有/報告会

事業項目「①各種性能評価研究開発」で実施した内容（「(1)-2 性能評価 WG」項を参照）について成果を共有する、「NEDO 性能評価 PJ 性能評価 成果共有/報告会」を2日間（2022年3月22日（火）9時～17時30分、3月23日（水）8時30分～12時、両日オンライン）にわたり実施した。無人機航空機（ドローン）の機体メーカーや調達事業者等を中心に約90名（発表者除く）が参加した。

なお、「NEDO 性能評価 手順書を活用した風洞試験の事例紹介」（発表番号1、三菱重工業）のみ、2020年5月に経済産業省から公開された「第三者上空飛行のための無人航空機の性能評価手順書」(*)の事例の活用事例として講演を頂いた。参加者の属性を図②3-2に、発表内容を表3-2、3-3、事後アンケート結果を図②3-3～②3-5に示す。

※ 「第三者上空飛行のための無人航空機の性能評価手順書を開発しました」（経済産業省）

<https://www.meti.go.jp/press/2020/05/20200529004/20200529004.html>



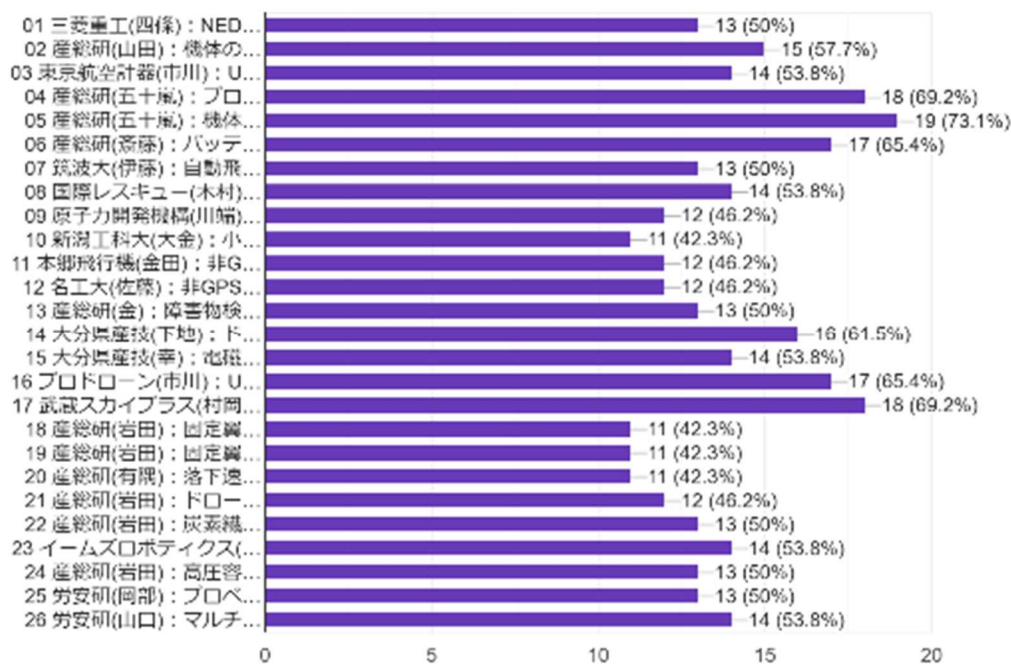
図②3-2 参加者の業種・業態（事後アンケートより、回答数 n=26）

表②3-2 1日目(3月22日)のスケジュール

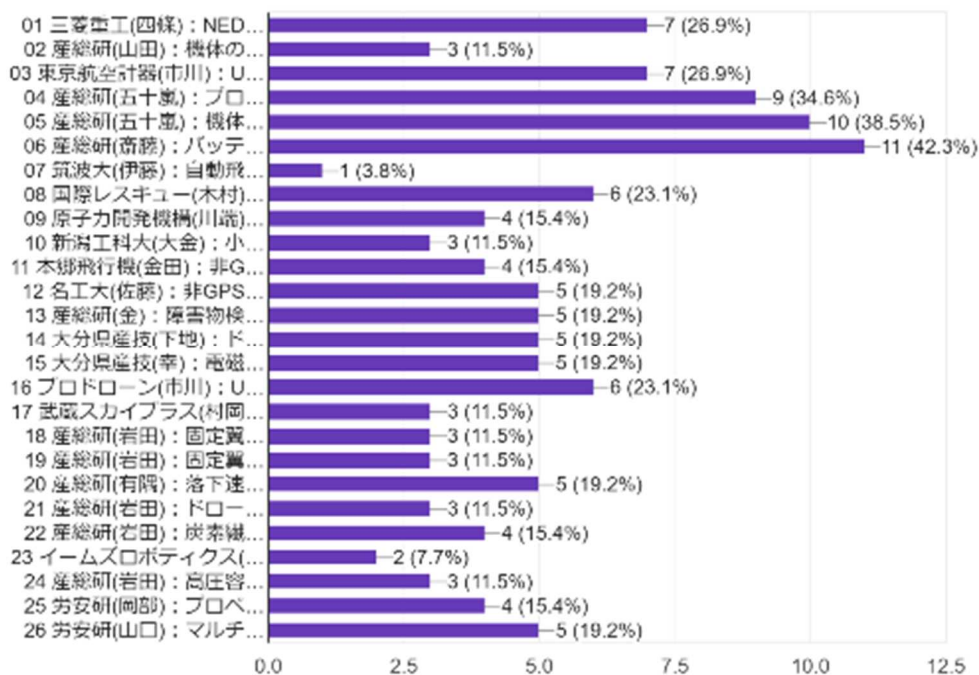
	No	項目	内容(時間は発表と質疑込み)	発表者(略称)	実施者
8:50	オンライン開場(8:45ごろ)				
9:00	挨拶 NEDO、開催意図説明 産総研(五十嵐)				
9:10	01	事例紹介	NEDO性能評価 手順書を活用した風洞試験 の事例紹介(仮)	三菱重工 四條 利久磨	三菱重工
9:20					
9:30					
9:40	02	その他：騒音	機体の騒音評価法研究	産業技術総合研究所 山田 桂輔	産業技術総合研究所/ イームズロボティクス
9:50					
10:00	03	その他：セキュリティ	UAVのセキュリティに関する研究開発 等	東京航空計器 市川 智康	東京航空計器/東京大学/会津大学 (サイバーディフェンス研究所)
10:10					
10:20	休憩				
10:30	04	構造：人への危害を最小限 にすること	プロペラのリスクの定量評価法の研究	産業技術総合研究所 五十嵐 広希	長岡技大/労安研/産総研 (日本自動車研究所)
10:40					
10:50	05	構造：人への危害を最小限 にすること	機体衝突試験法の検討	産業技術総合研究所 五十嵐 広希	長岡技大/産総研/労安研 (日本自動車研究所)
11:00					
11:10	06	構造：火災防止	バッテリーの安全性試験法の検討	産業技術総合研究所 齋藤 喜康	産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
11:20					
11:30	07	その他：	自動飛行の操縦時の安全性に関する研究	筑波大学 伊藤 誠	筑波大学
11:40					
11:50	全般的な質疑				
12:00	お昼休み				
13:00	08	装備：その他	UAVの飛行性能評価法に関する研究開発 ASTM E54 動向調査と実験	国際レスキューシステム研究機構 木村 哲也	産業技術総合研究所 (国際レスキューシステム研究機構)
13:10					
13:20	09	その他：非GPS 環境における 飛行性能	非GPS 環境で飛行するUAVの性能評価法に 関する研究開発	日本原子力研究開発機構 川端 邦明	JAEA/新潟工科大/名工大/プロド ローン/本郷飛行機
13:30					
13:40	10	その他：非GPS 環境における 飛行性能	小型無人飛行体による風と小型無人飛行体 の安定性に関する実験	新潟工科大学 大金	新潟工科大学
13:50					
14:00	11	その他：非GPS 環境における 飛行性能	非GPS環境下で飛行する評価用UAVの研究 開発	本郷飛行機 金田 賢哉	本郷飛行機
14:10					
14:20	12	その他：非GPS 環境における 飛行性能	非GPS 環境で飛行するUAVのセンサ評価法 の研究開発	名古屋工業大学 佐藤 徳孝	名古屋工業大学
14:30					
14:40	13	装備：その他	障害物検知回避機能の悪天候時における評 価法の研究	産業技術総合研究所 金 奉根	産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
14:50					
15:00	全般的な質疑				
15:10	休憩				
15:20	14	装備：燃料やバッテリーの残量や 健全性を把握できること	ドローンアナライザーの有効活用に関する 研究	大分県産技センター 下地 広泰	大分県産業科学技術センター 産業技術総合研究所
15:30					
15:40	15	C2リンク：電磁干渉	電磁干渉に関する調査・実験	大分県産技センター 幸 嘉平太	大分県産業科学技術センター
15:50					
16:00	16	その他：セキュリティ	UAVのセキュリティに関する研究開発 等	プロドローン 市原 和雄	プロドローン/東京大学/会津大学 (サイバーディフェンス研究所)
16:10					
16:20	17	飛行安定性評価	VTOL搭載要素レベルの信頼性・耐久性、機体 飛行性能・安全性能評価手法の検証	武蔵スカイプラス 村岡 浩治	産業技術総合研究所 (武蔵スカイプラス)
16:30					

表②3-3 2日目(3月23日)のスケジュール

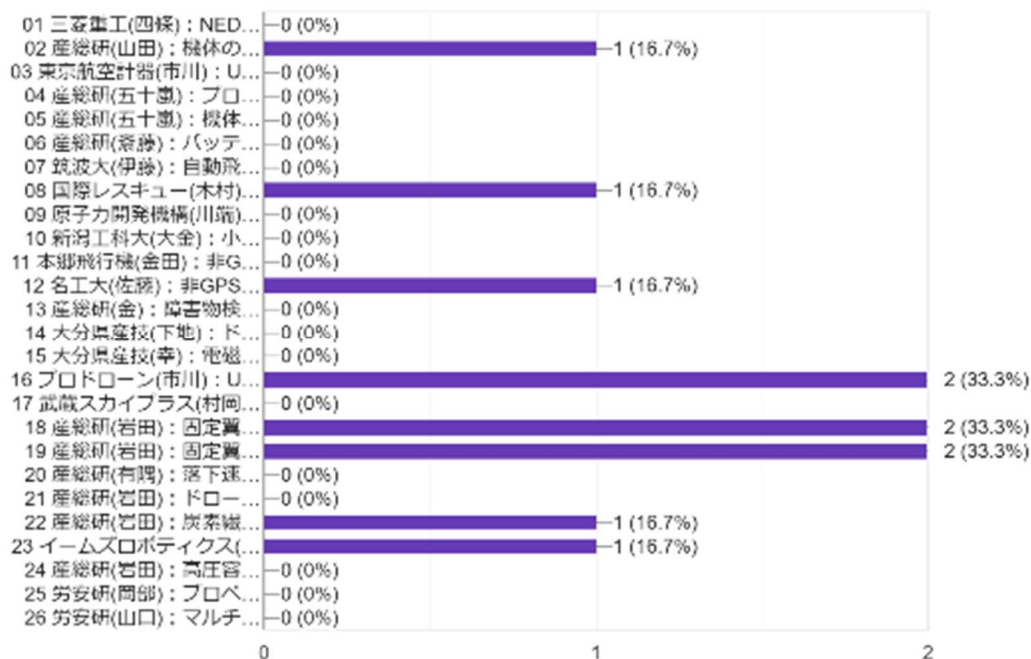
	No	項目	内容(時間は発表と質疑込み)	発表者(略称)	実施者
8:20	オンライン開場				
8:30	18	飛行安定性評価	固定翼無人航空機の安全性能に関わる飛行試験計測法の検討	産業技術総合研究所 岩田 拓也	産業技術総合研究所 (スカイブルー)
8:40					
8:50	19	飛行安定性評価	固定翼無人航空機の安全性能に関わる飛行試験計測法の検討	産業技術総合研究所 岩田 拓也	産業技術総合研究所 (フジンバック)
9:00					
9:10	20	動力装備： フェールセーフ機能	落下速度緩和試験法（フリーローテーション風洞試験法）	産業技術総合研究所 有隅 仁	産業技術総合研究所
9:20					
9:30	21	その他：	ドローンストライクに関する実験	産業技術総合研究所 岩田 拓也	産業技術総合研究所 (山之内製作所)
9:40					
9:50	全般的な質疑				
10:00	休憩				
10:10	22	その他：試験装置	炭素繊維複合材を用いた試験法開発	産業技術総合研究所 岩田 拓也	産業技術総合研究所 (スカイブルー)
10:20					
10:30	23	--	固定翼型VTOLの研究研究開発 等	イームズロボティクス 塙 正典	イームズロボティクス/ 新明和工業
10:40					
10:50	24	装備：その他	高圧容器衝撃試験法	産業技術総合研究所 岩田 拓也	産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
11:00					
11:10	25	構造：人への危害を最小限にすること	プロペラガードの評価実験	労働安全衛生総合研究所 岡部 康平	労働安全衛生総合研究所
11:20					
11:30	26	構造：構造強度	労働安全衛生総合研究所	労働安全衛生総合研究所 山口 篤志	労働安全衛生総合研究所
11:40					
11:50	全般的な質疑				
12:00	閉会挨拶				



図②3-3 説明を聞いた研究内容 (事後アンケートより、回答数 n=26)



図②3-4 「興味があった」または「有益性が高いと思われる」研究テーマを「最大 5 つまで」選択 (5 つ未満でも可) (事後アンケートより、回答数 n=26)

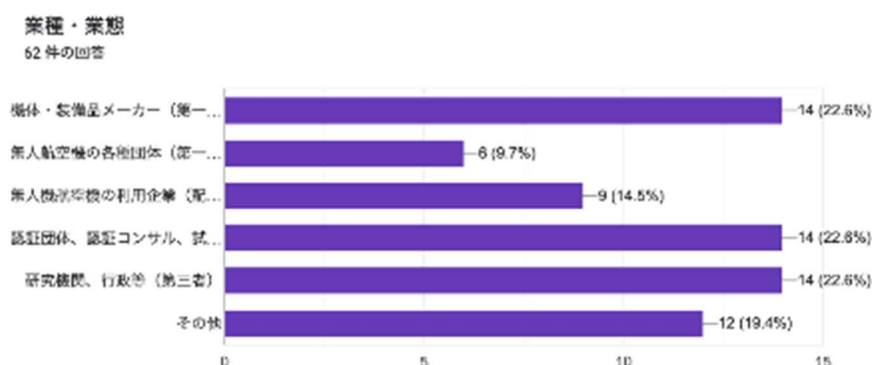


図②3-5 「興味が無かった」または「有益性が低いと思われる」研究テーマを「最大 5 つまで」選択 (5 つ未満でも可) (事後アンケートより、回答数 n=26)

(3)-4 2022 年 8 月 26 日 標準化に関する動向調査

国内の無人機航空機業界内における、課題の認知や、認識の共有手法の検討のために、「標準化活動の重要性 ドローン業界で勝ち残るために必要なルールメイキング／標準化活動とは？」と題して、2022 年 8 月 26 日 (金) 14 時～17 時 にオンラインで意見交換会を実施した。

本件では意見交換手法の試行として、無人機航空機 (ドローン) の機体メーカー、調達事業者等の方々約 140 名で、話題提供者に AeroVXR 合同会社 COO 中田 博精氏を迎え、グループで意見や知見を深めると共に、全体への共有も行いながら文脈を醸成していく対話の設計を行い、参加者の属性を図②3-6 に示す。



図②3-6 参加申し込み者の属性
(事前申し込み時のアンケート、n=62 名)

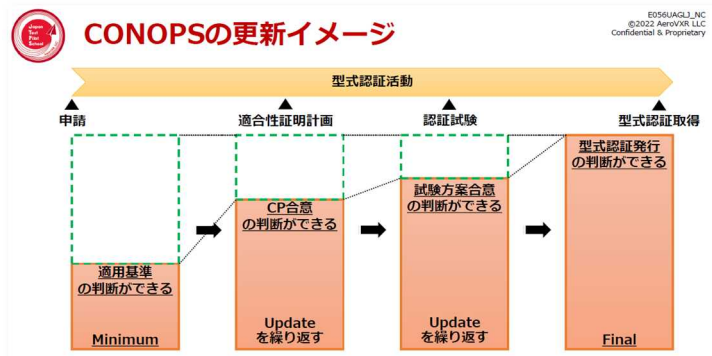
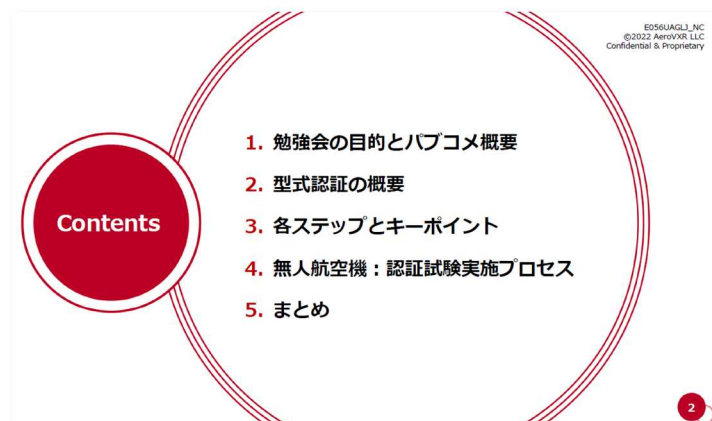
(事前申し込み数と、オンラインの参加者数の差異は、同一組織内等において、参加 URL の共有があったためと推察される)

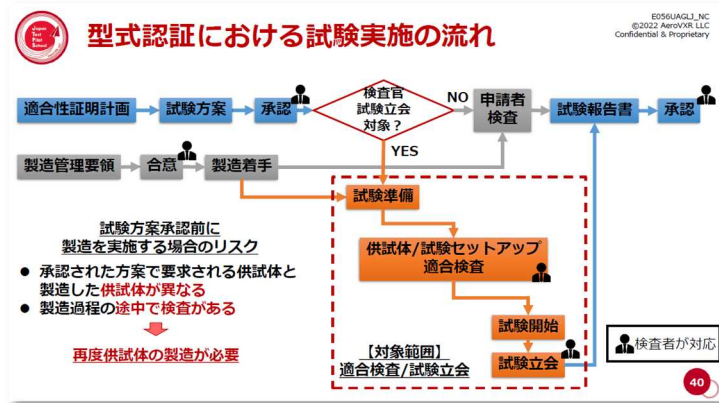
<アンケート結果（一部抜粋）>

- ・ 日本の制度は一部の人が集まって開催される会議で議論されて決定されているように思えるのでオープンな議論の機会は貴重。
- ・ 日本が世界のドローン業界で勝ち残るために、欧米のルールがどのように市場創出につながっているのかを学び、日本が取りくむべき市場、ルールとは何かを考えるきっかけにしたい。
- ・ ドローン運航の地上設備の提供を事業として検討している。”国内の無人航空機業界における「望ましい市場像」を描くための対話の場”が必要、との趣旨に大いに賛同し、参加を希望する。
- ・ 国際間でのルール差が市場形成にどう影響するか、を前提事項として確認したい。
- ・ 輸入産業ではなく、輸出産業になりそうか？そのためには何が大事か？
- ・ 認証試験における標準化（規格化）についても触れていただけることに期待する。

(3)-5 2022 年 11 月 10 日 無人航空機の型式認証等の手続きの勉強会

2022 年国土交通省航空局から型式認証等のプロセスに関する通達案と、ガイドライン案のパブリックコメントが実施された。ガイドライン案のパブリックコメントの内容に関する勉強会（「無人航空機の型式認証等の手続き」の内容に関する勉強会）を AeroVXR 合同会社 COO 中田博精氏を迎え 2022 年 11 月 10 日(木) 9～12 時に、オンラインで実施した（図②3-7）。機体メーカーを中心に約 85 名が参加した。





図②3-7 勉強会のスライド（一部抜粋）

3 研究開発項目③「セキュリティに関する検討」

3-1 はじめに

本検討では、①航空法の許可・承認に係る航空安全に資するセキュリティと、②高度情報通信技術活用システムとしての無人航空機の普及に資するセキュリティの両面から、必要な基準について検討を行う。

表 2-1 セキュリティの位置付け

	航空安全のセキュリティ	無人航空機普及に資するセキュリティ
関連法令	航空法	5Gドローン促進法
目的	無人航空機の耐空性を確保	カメラやセンサ収集情報、飛行記録の漏洩等の防止により、無人航空機の普及を促進
アウトカム	航空法の許可・承認に関する審査等における参照(カテゴリII)	高度情報通信技術活用システムとしての無人航空機の普及促進
アウトプット	耐空性のためのセキュリティに関する産業規格の策定	セキュリティ認定等に活用可能なガイドラインの策定

産業規格化 WG、セキュリティ WG の検討対象は、耐空性の確保（航空法）、利活用促進（5G ドローン法）の目的に基づき整理した。

具体的な規格検討に当たっては、各 WG に技術的に共通する内容が含まれることから、セキュリティ検討委員会の場で情報共有や意見交換を行い、各 WG における効率的な検討を実施した。

表 2-2 セキュリティの位置付けの違い

対象区分	機体または操縦装置の不正な制御 (乗っ取り等)	機体と操縦装置間の情報交換への不正な 干渉(データ保護)
目的 耐空性の確保 (航空法) →産業規格化WG にて検討	○	○
	・ カテゴリIIIの耐空性審査のセキュリティ要件に対応した規格を検討。(カテゴリIIのセキュリティ要件は、“推奨要件”として設定。) ・ 具体的には、RTCA DO-326,355,356※等をもとに、必要な規格を検討。検討にあたり、システム構成や伝送されるデータの整理が必要。 ・ 2021年度中に検討。	
利活用促進 (5Gドローン法) →セキュリティWG にて検討	△	○
	・ セキュリティクラス等に応じ、対象とするか否かを検討。 ・ セキュリティクラス等に応じ、対象とするデータや必要な規格を検討し、段階的に整理。 ・ 2020年度中にクラス2(ビジネス利用を想定した領域)について検討。 ・ 2021年度中にクラス3(安全に係る領域(防犯・警備・災害対策等))について検討。	

※RTCA DO-326 Airworthiness Security Process Specification

RTCA DO-355 Information Security Guidance for Continued Airworthiness RTCA DO-356 Airworthiness Security Methods and Considerations

3-2 セキュリティガイドラインの運用方針

(1) セキュリティガイドラインの運用主体の考え方

5G ドローン法に基づくセキュリティガイドラインの趣旨に鑑みると、セキュリティガイドラインの運用方針としては、以下3つの観点が挙げられる。

- ① セキュリティ確保の促進
- ② 機体の普及促進
- ③ ドローンの利用促進

下表に、各観点を踏まえた、ガイドラインの運用主体例を整理する。

表 2-3 セキュリティのステークホルダー

ガイドライン運用の観点	運用主体例
セキュリティ確保の促進	重要生活機器連携セキュリティ協議会(CCDS) 等
機体の普及促進 (機体メーカーへの対応)	日本産業用無人航空機工業会(JUAV) 等
ドローンの利用促進 (オペレータ/ユーザへの対応)	日本無人機運行管理コンソーシアム(JUTM) 等

○RTCA D0-326 の概要

RTCA D0-326: Airworthiness Security Process Specification

「耐空セキュリティに関するプロセス仕様」(2010年12月8日発行)

概要: 本規格は、耐空セキュリティのプロセスの仕様として開発段階で検討すべき評価と手順を規定している。航空機の安全性に有害な影響を及ぼさない許容範囲の利用となるよう、航空機の開発と認証プロセスにおける情報セキュリティガイダンスを提供するものである。

○RTCA D0-326、RTCA D0-326A の概要

RTCA D0-326A: Airworthiness Security Process Specification

「耐空セキュリティに関するプロセス仕様」(2014年8月6日発行)

概要: D0-326 との差異について Appendix E に記載されている。2010年当時は航空情報セキュリティがまだ広く実装されていなかったため、D0-326 はベストプラクティスから構成され、差し迫った業界の懸念に応え実装の取り組みに対してフィードバックするため急いで発行された。D0-326A は航空安全のプロセスを精選し更新したものである。

(2) 耐空セキュリティのプロセスの概要

- ・耐空セキュリティのプロセス
- ・航空機とシステムへのセキュリティリスクが許容範囲であることを確かめ、耐空セキュリティリスクの評価を確立する。
- ・そのためにステップ1~3、決定ゲート4、ステップ5~7を経て進める。耐空セキュリティリスク管理の全体構造及びRTCA D0-326A 文書中の記載箇所は図 0-41 に記載されている。

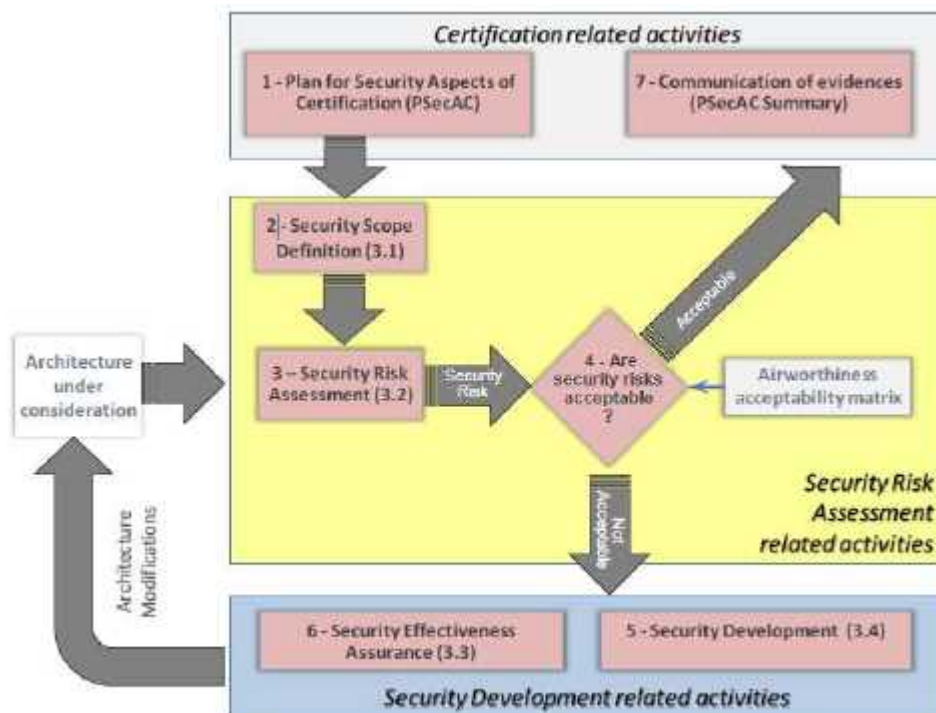


Figure 2-1 : Airworthiness Security Risk Management Framework

図 0-41 耐空セキュリティリスク管理のフレームワーク

・ 耐空セキュリティの各プロセス

ステップ／決定ゲート	内容
ステップ 1	認証のセキュリティに関する事柄を計画
ステップ 2	セキュリティスコープの定義
ステップ 3	セキュリティリスクの評価
ステップ 4	セキュリティリスクが許容範囲であるか判断
ステップ 5	セキュリティの開発
ステップ 6	セキュリティの有効性の保証セキュリティの伝達
ステップ 7	セキュリティの伝達

(2-1) RTCA D0-326 の概要

・ RTCA D0-326 の構成

- 第 1 章 Introduction スコープや関連文書について記載
- 第 2 章 Airworthiness security process 耐空セキュリティに関するプロセスの概要について記載
 - 第 1 節において、セキュリティに関するプロセスの概観を記載
 - 第 2 節において、開発段階でのセキュリティリスクの評価手順を記載
- 第 3 章 Fundamental concept 耐空セキュリティに関するプロセスの活動の基本的な考え方を記載

第1節において、セキュリティスコープを規定

第2節において、セキュリティリスク評価について記載

第3節において、セキュリティの有効性について記載

第4節において、セキュリティの開発活動について記載

第4章 Aircraft modifications 航空機とシステムの改造について記載

第1節において、航空機あるいはシステムいずれのレベルでリスクアセスメントすべきかの考え方を記載

第2節において、改造プロセスの活動について記載

第3節において、耐空セキュリティに関するプロセスとセキュリティリスク評価の基準について記載

第4節において、航空機システムの改造のためのデータ提出について記載

第5章 Membership 検討メンバーについて記載

付録 Appendix A, B, C, D, E 補足情報を記載

(2-2) RTCA D0-355A の概要

・ RTCA D0-355A: Information Security Guidance for Continued Airworthiness

「耐空性を継続的に維持するための情報セキュリティガイダンス」(2020年9月10日発行)

概要：本規格は、航空機の運用、メンテナンス、管理、解体ステージにおける情報セキュリティを規定している。耐空性の認証を行う主体と航空機をメンテナンスするオペレーターを支援し、航空機の安全性に対する情報セキュリティの脅威が許容可能なレベルにする。適合手段の目的をいかにして満たすかを申請者が理解できるようにガイダンス内容の説明と、適合手段が記載されている。本規格では航空機の部品やシステムに直接関連する事柄だけでなく、航空機の情報システムとデータネットワークの安全に関係する航空機地上支援機材及び航空機地上支援情報システムも扱っている。本文書が扱う対象は図0-42にまとめられる。D0-355 (2014年7月17日)からの改訂の概要はAppendix Fに記載されているが、この改訂で文書構成に大きな変更はない。

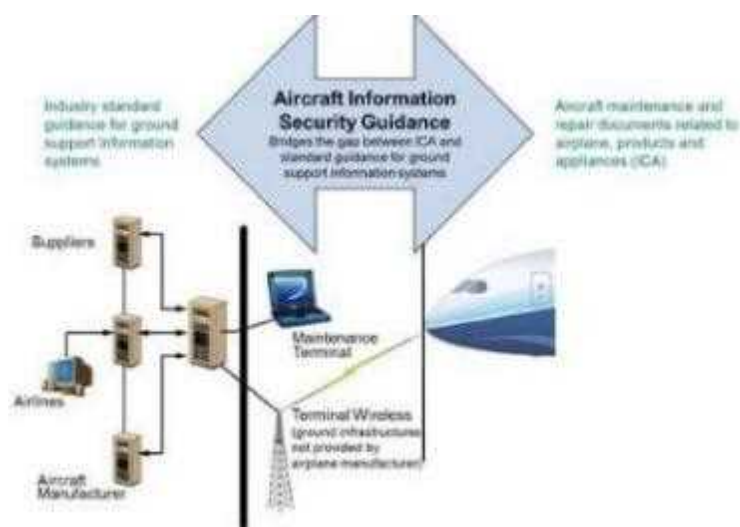


Figure 1-1: Aircraft Information Security Guidance

図0-42 航空機情報セキュリティの対象

- ・ RTCA DO-355A の構成：各章は、トピックに関する一般的な情報（第 1 節）、どのような運用上のセキュリティ対策が取られ得るか（第 2 節）、設計認証保有者の責任（第 3 節）、運用者の責任（第 4 節）から構成されている。

章	小見出し	記載事項
第 1 章	Introduction	スコープや関連文書について記載
第 2 章	Airborne software	航空機のソフトウェアについて記載
第 3 章	Aircraft components	航空機の各構成要素をについて記載
第 4 章	Aircraft network access points	航空機システムの外部システムやネットワークとの接続について記載
第 5 章	Ground support equipment (GSE)	航空機地上支援機材について記載
第 6 章	Ground support information systems	航空機地上支援情報システムについて記載
第 7 章	Digital certificates	デジタル証明書について記載
第 8 章	Aircraft information security incident management	航空機情報セキュリティのインシデント管理について記載
第 9 章	Operator aircraft information security program	運用者による航空機情報セキュリティプログラム(AISP)について記載
第 10 章	Operator organization risk assessment	運用組織のリスク評価について記載
第 11 章	Operator personnel roles and responsibilities	航空機情報セキュリティに関連する職の役割と運用組織で各役割に求められるスキルを記載
第 12 章	Operator personnel training	運用者の訓練のうち航空機情報セキュリティに関わる事柄を記載
第 13 章	Membership	検討メンバーについて記載
付録	Appendix A, B, C	補足情報を記載

(2-3) RTCA DO-356 の概要

- ・ RTCA DO-356: Airworthiness Security Methods and Considerations

「耐空セキュリティに関する手法と考慮すべき事項」（2014 年 9 月 23 日発行）

概要：本規格は、耐空セキュリティのプロセス実行のためのガイドライン、方法、ツールを提示する。航空機開発のプロジェクト開始から型式証明が発行されるまでの間に耐空性を確保するための方法、考慮すべき事柄が示されている（図 0-43）。DO-326A で特定された活動を実施するためのガイダンスを行うとともに、情報リスクの分析とネットワークセキュリティ領域における技術的要求を管理するための方法を示す（図 0-44、図 0-45）。航空機に対する物理的なセキュリティや攻撃、空港や航空会社や航空交通管制のセキュリティ、国家組織や同様の国際的組織による通信・航行・監視サービスは取り扱わない。網羅的な内容となることは意図されておらず、新たな手法や考察によって更新されていくことが想定されており、申請者と規制当局は代替となる手法が提案された際には検討すべきと記載されている。

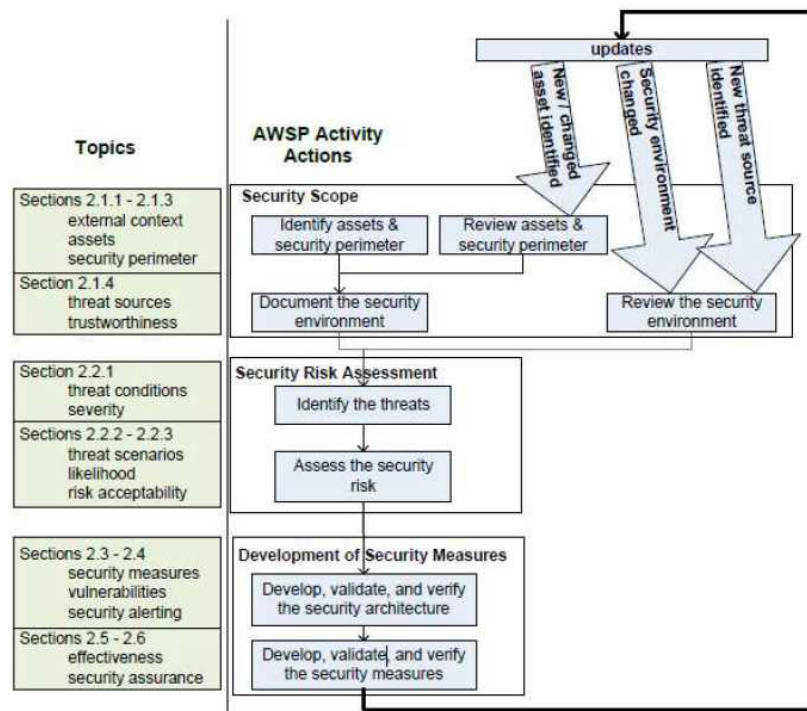


図 0-43 耐空セキュリティプロセスの具体の活動

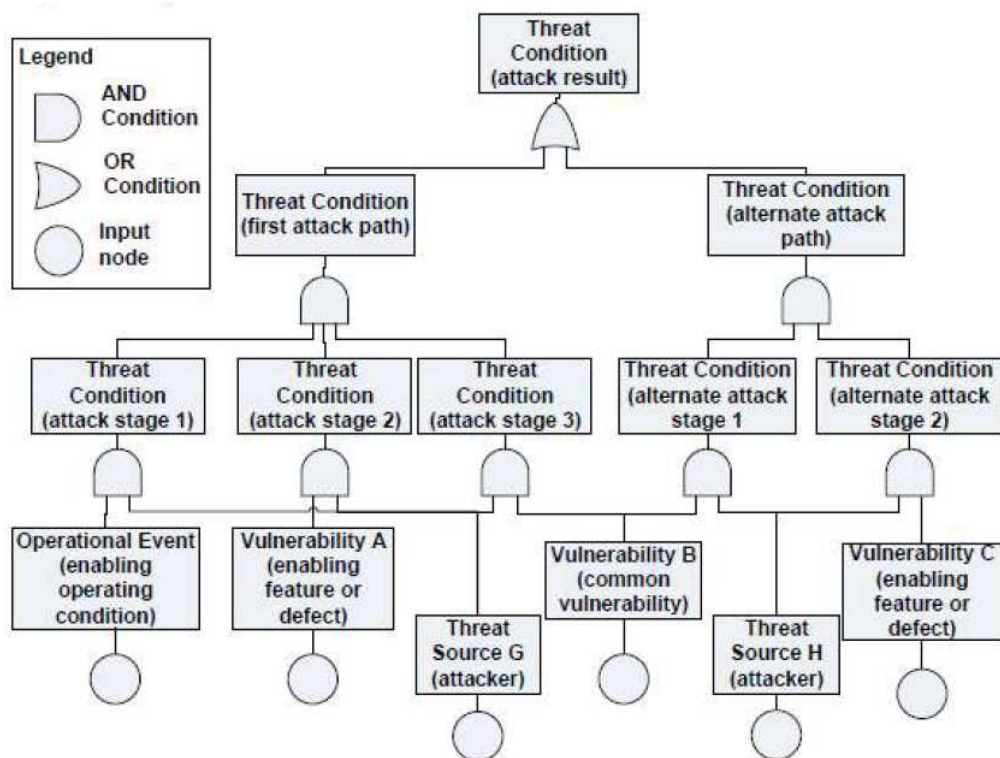


図 0-44 脅威ツリーを用いた脅威シナリオ

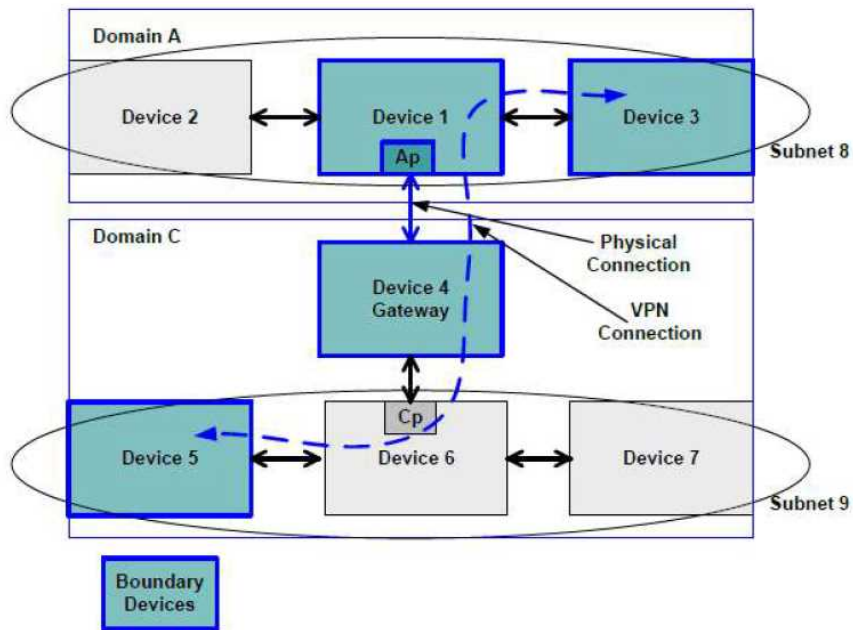


図 0-45 セキュリティ境界

・構成：

第 1 章 Introduction スコープや関連文書について記載

第 2 章 General methods and considerations 耐空セキュリティプロセスに関する D0-326A の要件を遵守するための情報を記載

第 1 節において、セキュリティのスコープを記載

第 2 節において、セキュリティのリスク評価について記載

第 3 節において、不正アクセスに対する有効性に基づいてセキュリティ対策の特徴を記載

第 4 節において、セキュリティロギングとアラートについて記載

第 5 節において、セキュリティの有効性について記載

第 6 節において、セキュリティ保証について記載

第 7 節において、有用な情報ソースについて記載

第 3 章 Specific methods 脅威ツリーを用いたセキュリティリスク分析と、セキュリティネットワークドメインの定義の方法を記載

第 1 節において、リスク評価のための脅威ツリーについて記載

第 2 節において、ネットワークに基づくセキュリティドメインについて記載

第 4 章 Membership 検討メンバーについて記載

付録 Appendix A, B 補足情報を記載

3-3 無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン作成プロセス報告

非耐空性の領域における情報セキュリティの対応指針

3-3-1 第1章（背景～ドローン分野におけるセキュリティの現状と課題）

（1-1）無人航空機分野における社会的、政策的背景

近年、無人航空機分野は市場規模としても著しい成長を示しており、2020年度には前年度比37%増の1932億円に拡大し、2025年度には6427億円（2019年度の約4.6倍）に達すると見込まれている⁷。産業分野としても、物流、防犯、農業、点検、建設など、幅広い分野へ利用領域が拡大しており、無人航空機による業務の効率化や、省エネルギー化が期待されている。こうした状況を踏まえ、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会は2020年4月に「空の産業革命に向けたロードマップ2019」を公開し、2021年度までに無人地帯における目視外飛行（レベル3）、2022年度以降に有人地帯での目視外飛行（レベル4）の実現に向けた計画が示されている。NEDO事業においても、レベル4の実現に向けて、小項目「6）第三者上空での飛行に向けた無人航空機の性能評価基準の研究開発」が2018年度～2019年度で実施された。

（1-2）無人航空機におけるセキュリティの現状

一方で無人航空機におけるセキュリティという面では、既に多くのICT（情報通信）技術が組み込まれ、IoT機器と同様の高度化、自動化が進行している。我が国におけるIoT（Internet of Things）領域の政策としては、平成28年1月22日に閣議決定された「第5期科学技術基本計画」において、サイバー空間とフィジカル空間を高度に融合させることにより、多様なニーズにきめ細かに対応したモノやサービスを提供し、経済的発展と社会的課題の解決を両立する超スマート社会「Society5.0」を提唱している。「Society5.0」及び、様々なつながりによって新たな付加価値を創出する「Connected Industries」では、IoTによって製品やサービスに対する新たな価値の創出が期待される一方、企業やサプライチェーンについては、より複雑化したサイバーセキュリティ上の脅威に対応していく必要がある。無人航空機分野においても、こうした状況への対応が急務であり、国際的なセキュリティカンファレンスである「Blackhat」や「DEFCON」においても、アーキテクチャ上の脆弱性の指摘や、ハッキング事例が示されている。

具体的なセキュリティ対策の指針としては、本項に先行して2018年3月には「ドローンセキュリティガイド 第1版」⁸が、また類似領域としてはロボットを対象とした「サービスロボット・セキュリティガイドライン」⁹が2019年5月に公開されている。また、広くIoT分野を対象としたセキュリティ基準としては、一般社団法人重要生活機器連携協議会（以下、CCDS）が、2019年10月にIoT機器を対象としたセキュリティ基準のガイドライン「IoT分野共通セキュリティ要件ガイドライン2019年版」を公開すると共に、民間主導による認証制度「サーティフィケーションプログラム」¹⁰を開始している。

⁷ インプレス総合研究所 「ドローンビジネス調査報告書2020」

⁸ 一般社団法人セキュアドローン協議会 「ドローンセキュリティガイド 第1版」

⁹ 公立大学法人会津大学、TIS株式会社、ネットワンシステムズ株式会社「サービスロボット・セキュリティガイドライン 第1版」

¹⁰ 一般社団法人 重要生活機器連携セキュリティ協議会
<https://www.ccds.or.jp/certification/index.html>

(2) 本項の目的

本項は、無人航空機を中心に、その制御に関わる関連機器や、サービス用のクラウド（サーバ）を対象とし、その開発、生産、販売、サービス運用におけるセキュリティ対策の指針となる事項を示すものである。

(3) 本項の対象範囲

本項の対象範囲は、無人航空機システムの下記構成要素を対象とし、非耐空性のセキュリティ（Non-Airworthiness Security）に関するリスク分析の指針をフレームワークとして提示し、対象領域において必要とされるセキュリティ対策事項の導出に資するものである。なお、セキュリティ対策については、Appendix_Aにて、サンプルドキュメントとして検討の一例を示す。

(3-1) 本項で対象とする構成要素

- 無人航空機本体（以降ドローン本体とする）
- 地上制御局に相当するプロポやトランスミッター、グラウンドコントロール・ステーション（以降GCSとする）
- 無人航空機システムメーカーが運用するクラウドシステム（メンテナンス機能）及び、無人航空機のデータを活用するサービス事業者が運用するクラウドシステム

※ドローン本体、地上制御局は産業利用を想定した量産品を対象とし、特殊用途の機体（開発中の機体や実験に使用するために試験的に飛行が必要なもの等）は対象に含まれない。

※無人航空機運航管理システム（以降UTMとする）については、2018年DRESSプロジェクト¹¹において研究開発が実施されており、本項の対象外とする。

(3-2) 本項で対象とするセキュリティ領域の定義

- 無人航空機システムの製品ライフサイクルとして、次の各段階を対象とする。
- 「企画」、「設計・製造※1」、「評価」、「運用」、「廃棄※2」における、セキュリティ管理上のリスク及びその対策

※1)「設計・製造フェーズ」におけるサプライチェーン上のセキュリティリスク及びその対策を含む

※2)廃棄あるいは墜落などにより窃取された無人航空機におけるセキュリティリスク及びその対策を含む

- なお、構成要素（表-2）において取り扱われる「情報※3」のセキュリティリスクを対象としており、無人航空機の安全性（耐空性）に影響を与えるリスクについては取り扱わないものとする。

参考とした航空機分野において定義された耐空性の対象範囲を図-1に示す。

※3)構成要素間の伝送データ、各構成要素内データなど。

¹¹ 2018年 DRESS プロジェクト「無人航空機の運行管理システム及び衝突回避技術の開発」

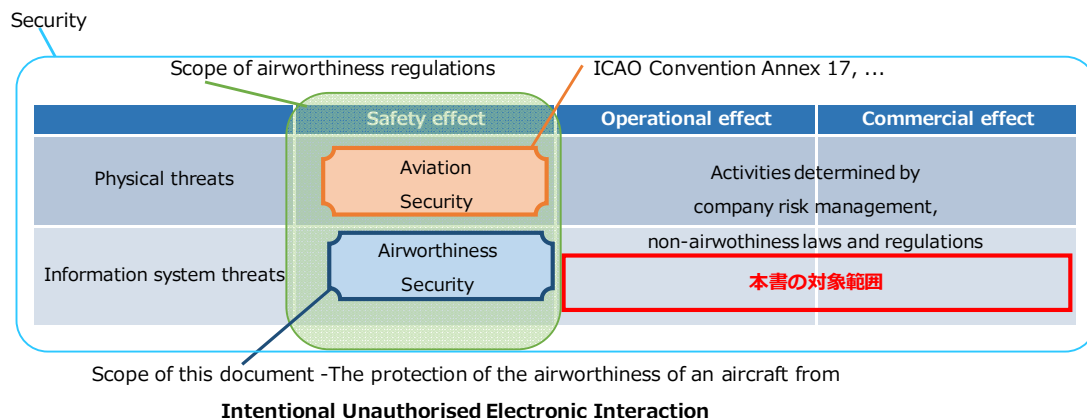


図-1 DO-356A が定義する耐空性に関するセキュリティの範囲¹²と、本項の対象スコープ

(3-3) 本項が対象とする非耐空性のセキュリティ (Non-Airworthiness Security) の定義

本項において対象範囲とする、無人航空機の耐空性に影響しないセキュリティ領域を非耐空性のセキュリティ (Non-Airworthiness Security) と定義する。

- ・ What : 無人航空機システムにおいて実装されるソフトウェアや、取り扱われるデータが
- ・ When : 「企画」、「設計・製造」、「評価」、「運用」、「廃棄」に至るまで
- ・ Where : 電子情報及び、電子通信における経路上において
- ・ Who : 第三者や外部、あるいは内部から
- ・ Why : 意図的または随意的な
- ・ How : 攻撃を受けた場合や過失により
- ・ Event : 経済的損失、社会的信用の失墜、法制度への抵触、プライバシー侵害、セキュリティ機能の低下につながる

(3-4) 本項の対象者

本項は、上記の対象範囲において開発、生産、販売を行う無人航空機システムメーカ（以降メーカと呼称）、部材（ハードウェア及びソフトウェア部品）の提供を行うサプライヤ、無人航空機システムのデータを活用したサービス事業者（サービスプロバイダ）を対象とする。また、副次的な対象者として、セキュリティの検証を行う検証サービス事業者をも対象とする。無人航空機分野におけるステークホルダーマップについては、第2章の図-6に示す。

3-3-2 第2章（システムモデルイメージの定義、取り扱われるデータの明確化）

本項の構成及び、各章の関係性を、図-2に示す。

第1章においては、本項の背景や目的、対象範囲、対象者を示した。

第2章においては、無人航空機のシステムモデルイメージを定義し、システムモデル上のデータフローから取り扱われるデータを明確化する。また、無人航空機分野におけるステークホルダーとユースケー

¹² RTCA DO-356A "Airworthiness Security Methods and Considerations"
https://my.rtca.org/NC_Product?id=a1B36000006xdusEAA

スを定義し、取り扱われるデータを明確化する。(取り扱われるデータは本項の第 4.2 節において守るべき資産の検討へつながる)

第 3 章では、無人航空機分野に関連する法令や、ハッキング・脆弱性事例、技術動向の調査結果、並びに航空機分野における情報セキュリティ対策の調査結果を示し、無人航空機分野として考慮すべきセキュリティ対策事項を導出する。

第 4 章では、第 2 章の無人航空機のシステムモデルに対するリスク分析プロセスや、実施例を示す。第 5 章では、第 3 章の調査結果及び、第 4 章のリスク分析結果を踏まえ、無人航空機システムの構成要素別（無人航空機、地上制御局、クラウドなどの機器）にセキュリティ要件を示す。また、第 3 章の調査結果及び、製品ライフサイクルに対するリスク分析結果を踏まえ、ステークホルダー別（メーカ、サプライヤ、サービス事業者）別に、組織の活動に関するセキュリティ要件を示す。

Appendix_A では、第 5 章のセキュリティ要件について、国内外の主要なガイドラインとの対応関係を示す。

Appendix_B では、第 4 章のリスク分析結果に対するリスク評価の実施例を示す。

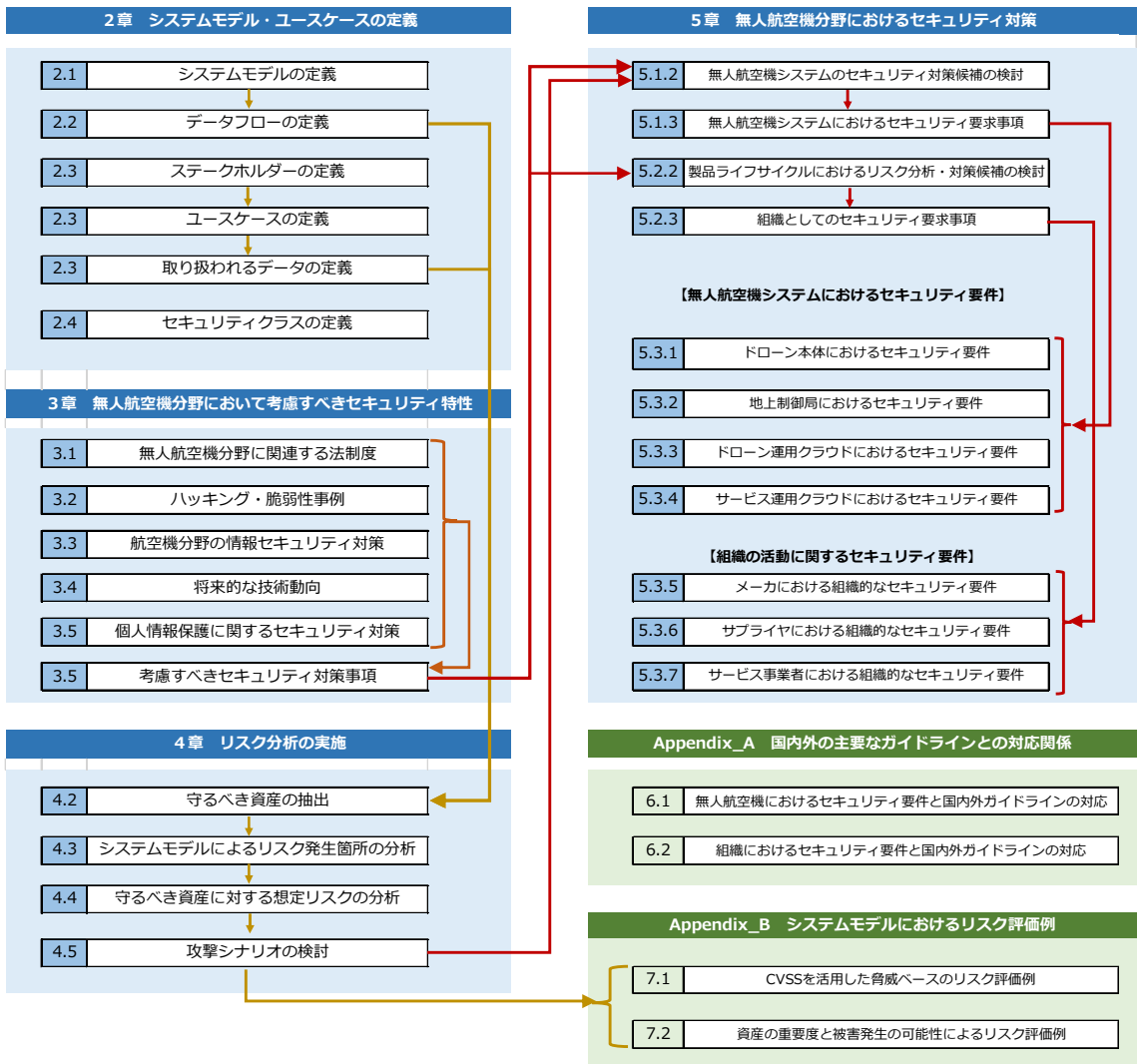


図-2 本項の構成と、各章の関係性の整理

(1) システムモデルの概略

以下にシステムモデルの概略を示す。

[ドローン本体]

まずドローン本体は、姿勢、飛行制御（自動操縦を含む）を行うフライトコントローラーが中心となり、制御に必要な情報を収集するための GNSS（GPS）や IMU、各種センサ、そして機体制御装置である UBEC、ECU、モータ、バッテリーが主要な構成となる。加えて地上制御局や、クラウドシステムと通信を行うための通信モジュール、フライトログ記録用の記録装置が実装される。またドローンが様々なユースシーンで動作を行うためには、他にもカメラや、散布機、DAA システム¹³などペイロードやアプリケーション用のユニットが実装され、オンボードコンピュータにより制御される。リモート ID モジュールについては航空法の改正により、無人航空機の機体情報と所有者の登録を義務化する法案（100g 以下の無人航空機を除く）が可決し、2022 年までには登録制度が開始予定である。将来的な方向性としてドローン本体の識別を行うためのリモート ID を電波発信し、管理していく方針が示されているが、本項では現状想定可能な範囲として国土交通省 航空局 次世代航空モビリティ企画室発行の「リモート ID 技術規格書（案）」¹⁴を参考としてシステムモデルに記載している。

[地上制御局]

ドローン本体を操作するための地上制御局は、GCS やプロポなどが該当し、ドローン本体やクラウドと通信を行うための通信モジュールを実装している。また、地上制御局のアプリケーションを補完する目的で、スマートフォンとの通信連携が行われる場合もある。

[ドローン本体・地上制御局の通信モジュール]

ドローン本体及び、地上制御局の通信モジュールについて、本項では制御信号通信用のモジュールと、データ通信用のモジュールに分離しているが、既に運用されている無人航空機システムでは、同一のモジュールを利用するケースや、同一のモジュールの中で周波数を分けているケースなど多くの形態がある。なお、制御信号通信モジュール及び GNSS については、耐空性に影響する領域であり、本項第 4 章のリスク分析では対象外とする。

[クラウドシステム]

本項においてクラウドシステムは、メーカーが運用し、ドローン本体や地上制御局の更新ソフトウェアを管理するドローン運用クラウドと、サービスプロバイダーが映像やデータを利活用したサービスを展開するための、サービス運用クラウドに分類している。ドローン運用クラウドでは、ドローン本体の更新用ソフトウェアを配信する目的でメーカーが管理、運用することを想定している。一方でサービス運用クラウドは、撮影した映像・画像や収集データの処理、解析等の具体的なサービス提供及び、受発注情報や顧客情報の管理など実務上必要な管理機能など、サービス事業者が管理、運用するサービス提供を目的としたクラウドを想定している。

¹³ DAA (Detect and Avoid) : 危険回避機能

¹⁴ 国土交通省 航空局 次世代航空モビリティ企画室 「リモート ID 技術規格書（案）」
https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai16/betten1.pdf

[UTM]

UTM¹⁵は、ドローン運用事業者が運用し、無人航空機のサービスに応じて、個別に運航管理を行う UASSP と、各 UASSP と連携し、フライト情報・飛行計画、空域情報、運航状況の一元的な管理を行う FIMS で構成されるが、本項はメーカを主たる対象とするため、詳細は除外する。

[リモート ID キャプチャ機器]

リモート ID キャプチャ機器は、航空局や重要施設管理者、警察官などが、飛行中の無人航空機を識別、照会する目的で、無人航空機から発信されたリモート ID の受信機器を示す。

[各構成要素間の通信]

各構成要素間の通信は、まずドローン本体と地上制御局の間では、姿勢・飛行制御の信号と、映像やテレメトリデータなどのデータの通信が行われる。この通信には、2.4GHz 帯など無人移動体画像伝送システムが用いられるシステムと LTE などのモバイル通信が用いられるシステムが存在する。クラウドシステム及び UTM と、ドローン本体及び地上制御局間は、モバイル通信網を経由し、通信が行われる。

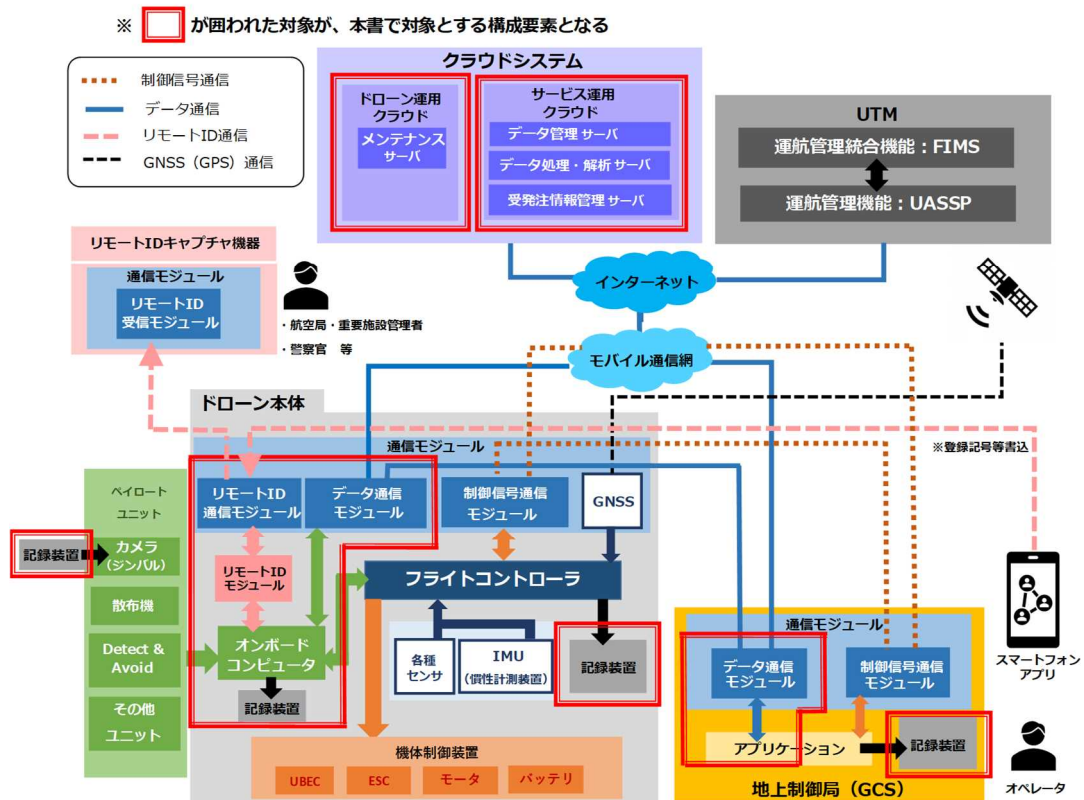


図-3 無人航空機の汎用的なシステムモデル

¹⁵ UTM (Unmanned Air System Transport Management) : ドローン運航管理システム

無人航空機のシステムモデルにおける構成要素の説明を表-2 に示す。

表-2 システムモデルにおける構成要素

名称	説明
■ ドローン本体	
フライトコントローラー	位置情報や各種センサの情報を演算処理し、ドローン本体の姿勢制御や自律飛行の制御を行う。
オンボードコンピュータ	映像の撮影やセンサによるデータの収集、ペイロードユニットの管制御などを行うマイクロコンピュータを示す。
ペイロードユニット	カメラや散布機、危険回避機能など、無人航空機のアプリケーション機能を実現するユニット。
リモート ID モジュール	無人航空機を識別するためのリモート ID の管理を行う。
機体制御装置	ESC ¹⁶ 、UBEC ¹⁷ 、モータ、バッテリー等で構成され、ドローン本体の動作制御を行う。
記録装置	フライトログなどを蓄積する記録装置。
GNSS	(Global Navigation Satellite System: 全地球的航法衛星システム) 航空機から3つの航法衛星(GNSS用周回衛星)を捕捉することで各衛星からの距離を得るとともに、4つ目の航法衛星からの信号で時刻合わせを行い、航空機の3次元での飛行位置を得ることができる航法システム。
各種センサ	姿勢制御用センサ: ジャイロセンサ、加速度センサなど 高度制御用センサ: 気圧センサ、超音波センサなど その他: 磁気方位センサ、障害物検知センサなど
IMU (慣性計測装置)	加速度センサ、角速度(ジャイロ)センサにより、3次元の慣性運動(直行3軸方向の並進運動および回転運動)を検出する。
通信モジュール	無人航空機の制御(コマンド送信)や、データ送受信、リモート ID の送信に使用される通信モジュール。国内の無人航空機では、制御(コマンド送信)・監視(テレメトリ受信)、映像信号の伝送に2.4GHz帯の無線通信を利用することが主流であるが、産業用としては73MHz帯のほか、特定小電力無線局である920 MHz帯も一部利用されている。また、モバイル通信用のLTEの実装も進んでおり、将来的には5Gの利用も想定される
■ 地上制御局	
アプリケーション	ドローンを制御するためのアプリケーション。ドローン本体へ、オペレーターの操作を制御信号として伝送する他、自律飛

¹⁶ ESC (Electronic Speed Control) : モータの回転速度制御を行うモジュール

¹⁷ UBEC (universal Battery Elimination Circuit) : 電圧の降圧制御を行うモジュール

	行のミッション情報や各種フライトモードの送信、受信したフライトログによりバッテリー残量などの機体状態を測定する機能などを有する。
記録装置	フライトログなどを蓄積する記録装置。
通信モジュール	無人航空機の制御（コマンド送信）や、データ送受信、リモート ID の送信に使用される通信モジュール。国内の無人航空機では、制御（コマンド送信）・監視（テレメトリ受信）、映像信号の伝送に 2.4GHz 帯の無線通信を利用することが主流であるが、産業用としては 73MHz 帯のほか、特定小電力無線局である 920 MHz 帯も一部利用されている。また、モバイル通信用の LTE の実装も進んでおり、将来的には 5G の利用も想定される。
■クラウドシステム	
A) ドローン運用クラウド	
メンテナンスサーバ	ドローン本体や地上制御局の更新ソフトウェアの配信を行う。
B) サービス運用クラウド	
映像管理サーバ	ドローン本体から送信された映像の管理を行う。
テレメトリサーバ	ドローンが収集したテレメトリデータのエッジ処理を行う。
■UTM	
UASSP（運航管理サブシステム）	・ UASSP 自身が管理する複数のオペレーターを安全に飛行させるための以下のサービスを提供することに責任を持つ。 ・ UASO に対する運航管理サービス：飛行計画作成/申請、飛行経路の最適化、飛行監視、機材・操縦者管理／飛行中の Conflict 情報等安全運航に関する情報提供
FIMS（運航管理統合サブシステム）	・ 無人航空機に関する情報を一元管理し、飛行承認に責任を持つ。 ・ 各運航者（UASSP、オペレーター）に飛行計画、運航状況等の無人航空機の運航状況の情報共有/提供を行う。

(2-1) システムモデルにおけるデータフローの定義

定義したシステムモデルをもとに、第 4 章の守るべき資産の検討に向けて、データフローの定義を行う。本項では、「レベル 1～2 飛行におけるデータフロー」と、「レベル 3¹⁸～レベル 4¹⁹ 飛行におけるデータフロー」をそれぞれ定義する。本項のデータフローでは、無人航空機の飛行開始から飛行終了までの流れを分かりやすく整理するため、セキュリティ対策の検討対象から除外している UTM や制御信号についても記載を行っている。

¹⁸ レベル 3：無人地帯（離島や山間部等）における補助者なし目視外飛行

¹⁹ レベル 4：有人地帯（都市を含む地域）における目視外飛行

・レベル1～レベル2飛行におけるデータフロー

レベル1～レベル2飛行におけるデータフローを図-4に示す。レベル1～レベル2飛行では、地上制御局より、制御信号をドローン本体へ送信し、オペレーターが直接操作を行う。便宜上、データフローでは1～5の連番を記載しているが、実際には、1～5はほぼ並行して通信や処理が行われる。具体的な内容については、表-3を参照とする。

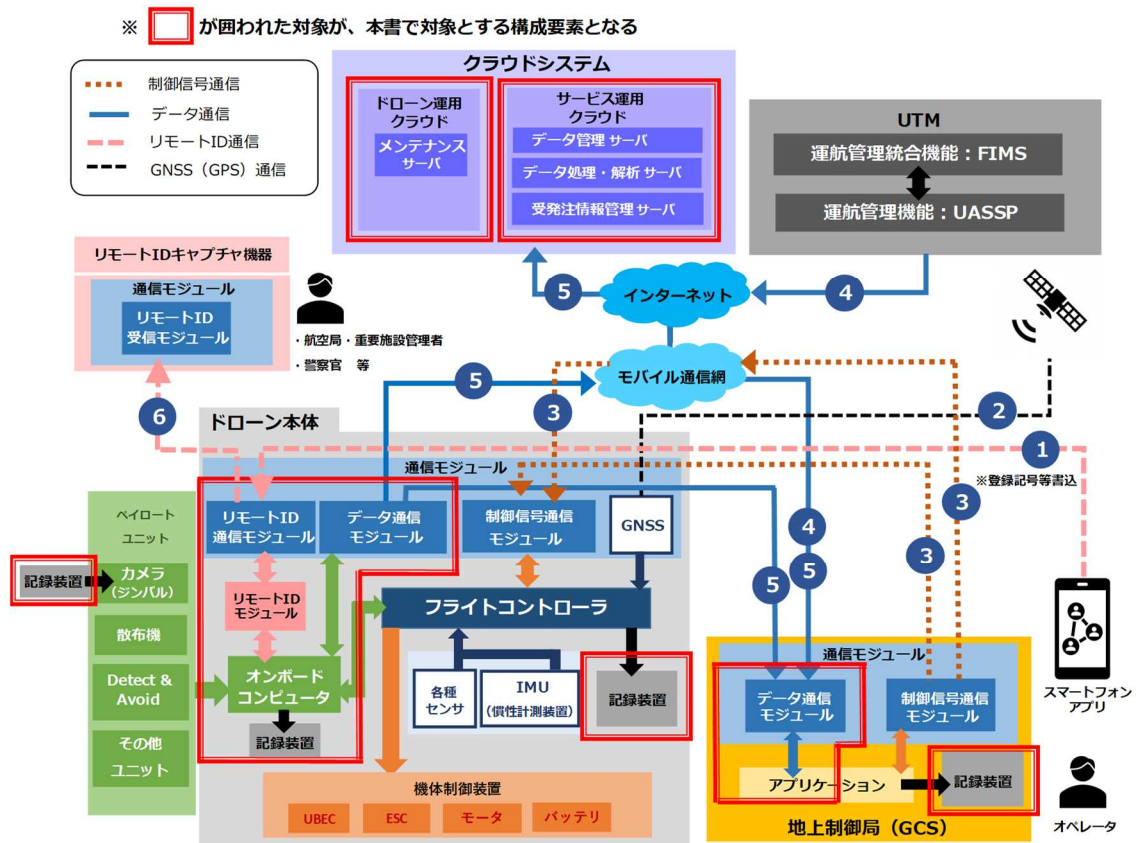


図-4 データフローの例（レベル1、レベル2）

表-3 データフローの説明（レベル1、レベル2）

図番号	アクション	説明	取り扱われるデータ
1	リモートIDの通知	周辺のスマートフォン端末へ、BroadcastによるリモートIDの送信を行う。	リモートID
2	位置情報受信	GPSを使用し、衛星から位置情報を受信する。	位置情報
3	地上制御局による操作	地上制御局から、ドローン本体へ機体操作のコマンドを送信する。 ※将来的にはLTEや5G通信への対応が想定される。	制御信号
4	UTMからの	UTMから地上政局に対し、近傍機体情報、	・空域情報

	通知	警報情報などの通知を送信する。	・ 警報情報
5	テレメトリ情報の送受信	ドローン本体から、地上制御局及びドローン運用クラウドへ映像や、テレメトリデータを送信する。※製品によって2.4GHz 帯などの無線通信に加えて、LTEなどのモバイル通信に対応するものもある。	・ 記録映像 ・ テレメトリデータ ・ フライトログ その他センサ取得情報（測量データなど飛行制御に関係しない情報）
6	リモート ID の受信	航空局、重要視施設管理者、警察官等が、キャプチャ機器にて飛行ドローンのリモート ID を受信し、識別、照会を行う。	リモート ID

・ レベル3～レベル4 飛行におけるデータフロー

レベル3～レベル4 飛行におけるデータフローを図-5 に示す。

レベル3 飛行については、全国的にまだ事例は少なく、物流分野や農業、森林資源調査といった領域で実証実験が行われている。レベル4 飛行については、2022 年度の解禁が政府によって、閣議決定される見通しとなっている。本項では、現状想定可能な範囲のデータフローを記述している。レベル3～レベル4 飛行では、地上制御局より、自律飛行のミッション情報がドローン本体へ送信され、プログラムにもとづく飛行が行われる。具体的な内容については、図-5 を参照とする。

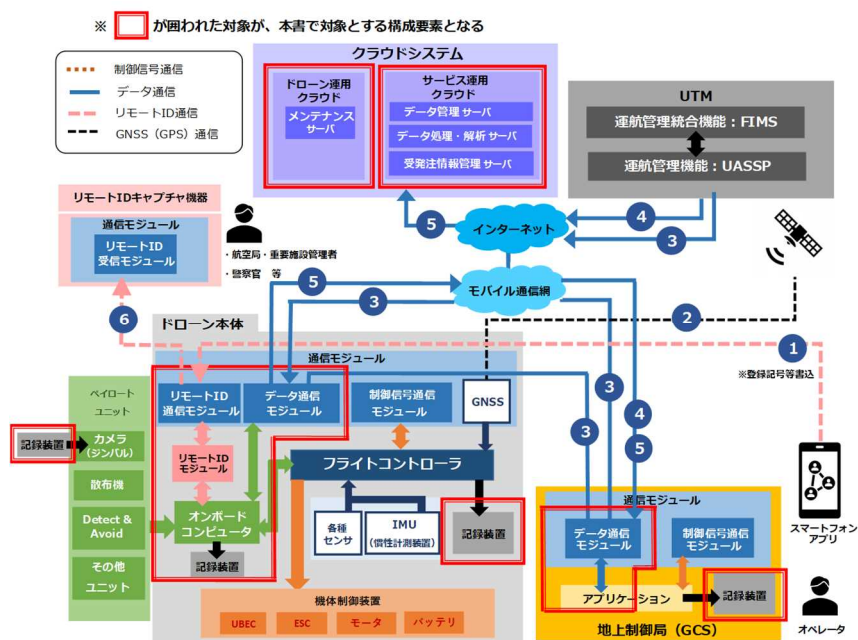


図-5 データフローの例（レベル3、レベル4）

表-4 データフローの説明（レベル3、レベル4）

図番号	アクション	説明	取り扱われるデータ
1	リモート ID の通知	周辺のスマートフォン端末へ、Broadcast によるリモート ID の送信を行う。	リモート ID
2	位置情報受信	GPS を使用し、衛星から位置情報を受信する。	位置情報
3	自律飛行用のミッション情報にもとづく飛行	地上制御局（あるいは UASSP）からドローン本体へ、自律飛行用のミッション情報を送信する。プログラムはオンボードコンピュータを経由し、フライトコントローラーへ伝達される。※地上制御局からの通信は、製品によって 2.4GHz 帯などの無線通信に加えて、LTE などのモバイル通信に対応するものもある。	・ミッション情報（自律飛行用ウェイポイント・イベント等）
4	UTM からの通知	UTM から地上政局に対し、近傍機体情報、警報情報などの通知を送信する。	・空域情報 ・警報情報
5	テレメトリ情報の送受信	ドローン本体から、地上制御局及びクラウドへ映像や、テレメトリデータを送信する。※製品によって 2.4GHz 帯などの無線通信に加えて、LTE などのモバイル通信に対応するものもある。	・記録映像・テレメトリデータ・フライトログ ・その他センサ取得情報（測量データなど飛行制御に関係しない情報）
6	リモート ID の受信	航空局、重要施設管理者、警察官等が、キャプチャ機器にて飛行ドローンのリモート ID を受信し、識別、照会を行う。	リモート ID

(3) ユースケースの定義

本節では、無人航空機分野におけるステークホルダー及び、ユースケースを整理し、無人航空機サービス利用においてデータを取り扱う主体や取り扱われるデータの検討を行う。ユースケースについては、特定の産業分野に依存しない汎用ユースケースモデルと、産業分野別のユースケースとして6例のサンプル（測量分野、物流分野、設備点検分野、警備分野、災害対応分野）を示している。

また、ユースケースに図については、統一モデリング言語（Unified Modeling Language, UML）の記載ルール従い記述し、表-5 に使用する記号の説明を示す。

表-5 ユースケース図で使用する記号の説明

名称	記号	説明
アクター	 アクターの名称	システムを利用する、またはシステムに働きかけるユーザやシステム（機器）を示す。
ユースケース		システムがどのように利用されるのか、アクターによるシステムへの具体的な働きかけや命令の内容を示す。
関連		アクターとユースケースの関係を示す。アクターとユースケースが実線でつながれている場合、アクターが対象のユースケースを利用（実行）することを示す。
先行	<<precedes>> A----->B	ユースケースとユースケースの関係を示し、B のユースケースに先行して A のユースケースが利用（実行）されることを示す。
拡張	<<extend>> A----->B	ユースケースとユースケースの関係を示し、A のユースケースを利用すると B のユースケースが追加されることを示す

(3-1) 無人航空機分野におけるステークホルダーの定義

無人航空機分野のユースケースを定義するにあたり、まずはステークホルダーの整理を行う。

図-6 に各ステークホルダーと担当する役務を相関図として示す。

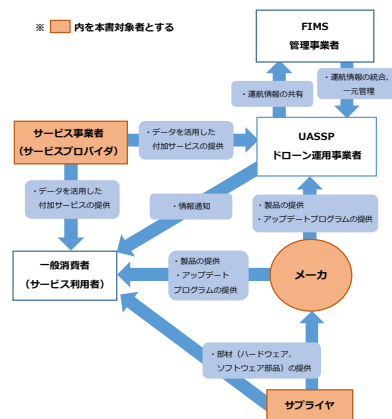


図-6 無人航空機分野におけるステークホルダーマップ

(3-2) 汎用的なユースケースの定義

ユースケースの整理にあたり、まず特定の産業分野に依存しない汎用的なユースケースを定義し、ユースケース図とデータ一覧を、それぞれ図-7 及び表-6 に示す。取り扱われるデータについては、ユースケース図の () に番号を記載し、表-6 において番号別に具体的なデータの例を示している。

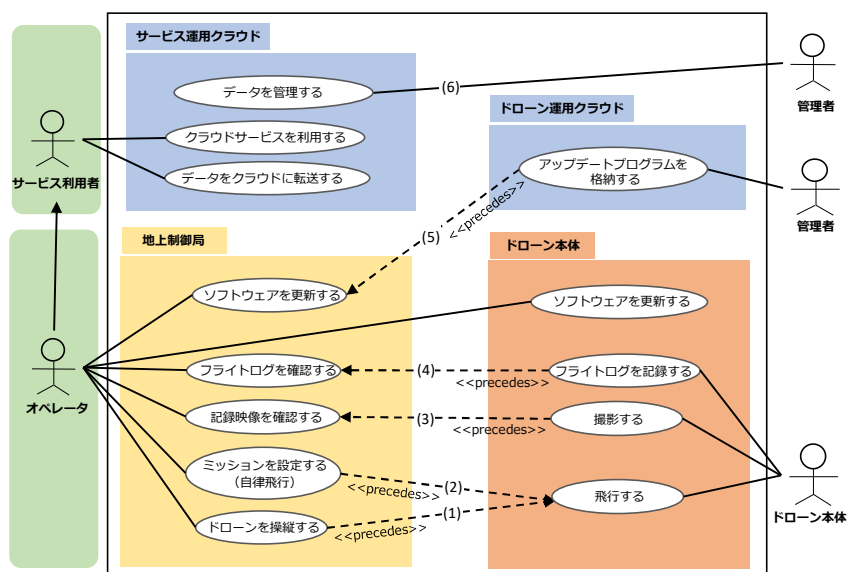


図-7 無人航空機の運用における汎用ユースケース図

表-6 汎用ユースケース図において取り扱われるデータ一覧

※ () 内のデータはユースケース図の番号に対応

番号	取り扱われるデータ
(1)	制御信号、設定情報（フライトモード等）
(2)	ミッション情報（自律飛行用ウェイポイント・イベント等）、設定情報（フライトモード等）
(3)	記録映像
(4)	テレメトリデータ、フライトログ、センサ取得情報
(5)	アップデート用のプログラムコード
(6)	記録映像、テレメトリデータ ※クラウド上で管理されるデータ

(3-3) 産業分野別のサンプルユースケース

次に産業分野別のサンプルユースケースと取り扱われるデータを示す。本項に示す産業別のサンプルユースケースは、実際に事業を展開している事業者及び、事業化に向けて実証実験を実施している事業者にヒアリングを行い作成している。また各事業者にとって、競争領域に関わる機微な情報は極力排除し、公開可能な範囲で作成している。

A. 測量分野におけるサンプルユースケース

- ①ドローンによる測量対象地域の飛行：オペレーター（サービス利用者）

※飛行は自律飛行の場合を含む

- ②記録映像を PC へ移動：オペレーター（サービス利用者）

- ③オルソ画像の作成等、アップロード用のデータ作成：サービス利用者

- ④サービス運用クラウドへのログイン：サービス利用者

- ⑤映像処理、解析サービスの利用：サービス利用者

※提供サービスはオルソ化、3D 化、点群化や業種別の画像解析など、サービスによって異なる

B. 物流分野におけるサンプルユースケース

- ①商品の発注：サービス利用者

- ②商品の受発注確認及び、発送指示：サービス事業者

- ③飛行ルート、目的地等の設定：サービス事業者

- ④商品受領用の鍵情報の受領：サービス利用者

※医薬品は、厳格な本人確認が求められるため、本人認証用の鍵情報が別途送信される

- ⑤商品の受け取り：サービス利用者

※最寄りのドローンポート等の配送先より商品を受領

C. 設備点検分野におけるサンプルユースケース

- ①点検時の飛行ルート設定：オペレーター（サービス事業者/サービス利用者）

- ②飛行及び設備の点検：オペレーター（サービス事業者/サービス利用者）

※設定ルート、センサ取得情報を利用した自律飛行

- ③ドローンの飛行状況の確認：オペレーター（サービス事業者/サービス利用者）

※レベル 3 飛行時には、地上制御局側のモニタで飛行状況をリアルタイムで確認

※レベル 4 飛行時には、遠隔地の拠点（例、ドローンコントロール室）からモニタで飛行状況をリアルタイムで確認

- ④気象情報や接近機体等を監視し、適宜オペレーターへ通知：運航管理者（サービス事業者）

※サービル運用クラウドが UTM の一部機能を有する場合

- ⑤点検～飛行終了後、記録映像から設備、機器の状態を確認：サービス事業者/サービス利用者

※サービスによっては AI による解析技術を活用

D. 警備分野におけるサンプルユースケース

D-1. 巡回監視サービス 巡回監視サービスにおけるサンプルユースケースを以下に示す。

[サンプルユースケース]

- ①ドローンの巡回ルート設定：サービス事業者による設定

- ②発進指示：サービス利用者

※もしくはスケジュールで設定された時刻に自動で発進

- ③記録映像の確認：サービス利用者

※監視室モニタでリアルタイムの映像を確認

- ④過去の記録映像の確認：サービス利用者

D-2. 侵入監視サービス

①施設内への侵入を検知

②ドローンが自動で発進

※不審者、不審車両を識別し、自動追記を行う

③記録映像の確認：サービス利用者

※監視室モニターでリアルタイムの映像を確認

※ドローンによる追跡は補助的な対応であり、平行して警備員が現地へ駆け付ける

④過去の記録映像の確認：サービス利用者

E. 災害対応分野におけるサンプルユースケース

①ドローンによる飛行：オペレーター（サービス利用者）

※自律飛行を含む

②記録映像、データによる被災状況の確認：オペレーター（サービス利用者）

※要救助者の情報を含む

③記録映像の送信：オペレーター（サービス利用者）

※国や自治体の各対策拠点へ

④記録映像を PC へ移動：サービス利用者

⑤記録映像などのデータのアップロード：サービス利用者

⑥映像処理、解析等を利用し、詳細な被災状況や、要救助者の情報を確認：サービス利用者

※平時のドローン運用で蓄積されたデータを利用し、災害発生時との比較や解析に活用することも想定される

※地方自治体と民間サービス事業者との協力協定により、非常時には民間サービス事業者の無人航空機（システム）による運用協力も想定される

※災害時の被害認定など、課税分野への応用も想定される

(4) 業態別の利用目的に応じたセキュリティ対策のクラス分類（セキュリティクラスの定義）

本節では業態別の利用目的を整理し、それぞれの目的に応じたセキュリティ対策の検討を行うため、クラス分類を行う（以下、分類したクラスをセキュリティクラスと呼ぶ）。本項第5章では、本節のセキュリティクラス別に、セキュリティ対策の検討を行う。

(4-1) 無人航空機の利活用が想定される業態、利用目的の定義

本項では無人航空機の利活用が想定される業態や利用目的（ミッション）を調査し、全16のケースに分類した。

各業態における利用目的（ミッション）に分類結果を表-7に示す。

表-7 無人航空機の活用が想定される業態²⁰、利用目的

分類	利用される業態	No.	利用目的（ミッション）
一般利用	一般消費者	①	撮影、娯楽
産業利用 公共利用	娯楽業	②	スポーツ、ショーなどの企画、開催
	物品賃貸業	③	無人航空機のレンタル
	農業水産業	④	・ 調査、点検（撮影） ・ 農薬、肥料等の散布
	設備工事業	⑤	・ 調査、点検（撮影） ・ 運搬（工事補助）
	総合工事業	⑥	・ 調査、点検（撮影） ・ 測量（出来形管理） ・ 施工補助（塗装・洗浄など）
	道路貨物運送業	⑦	・ 配送
	情報通信業	⑧	・ 映像配信など
	専門技術サービス業	⑨	・ 広告宣伝 ・ 映像、画像、データの営業利用等 ・ 調査（非破壊検査業）
	教育・学習支援業	⑩	・ 無人航空機の技能教授業
	設備工事業 （公共的インフラ設備）	⑪	・ 調査、点検（撮影）
	警備業	⑫	・ 巡回（撮影）、緊急通報など
	情報通信業	⑬	・ 通信中継（移動型の通信基地局）
	公務、道路貨物運送業	⑭	医療（緊急）物資や機器の輸送
	公務	⑮	災害状況調査（撮影）、救助
その他	公務（軍事・国防）	⑯	哨戒、防衛任務など

²⁰ 日本年金機構「事業所業態分類票」に基づき整理

(4-2) セキュリティクラス分類基準の定義

次に表-7 で定義した業態別の利用目的に対して、セキュリティ対策事項の基準となるセキュリティクラスの定義を行う。

セキュリティクラスは、経済産業省が2020年11月に公開した『IoTセキュリティ・セーフティ・フレームワーク』²¹を参考に、無人航空機システムが遂行すべきミッションに着目し、Mission Criticalness＝ミッション失敗時における影響度を「Mission Criticalness 1：ミッションの社会的、経済的影響」、「Mission Criticalness 2：ミッションの安全や人命に対する影響」という2つの軸にて分類を行った。

また影響がもたらす重要度の算定基準については、IPAが発行した「制御システムのセキュリティリスク分析ガイド 第2版²²」の事業被害レベルの判断基準を参考に策定を行った（表-8）。

Mission Criticalness の重度を「深刻」、「重大」、「軽微」、「なし」の4段階に分類し、「Mission Criticalness①」×「Mission Criticalness②」の算出結果に対して、重要度1をセキュリティクラス1、重要度2以上～4以下をセキュリティクラス2、重要度6以上をセキュリティクラス3として、定量的に分類している。

クラス1は、ミッションの達成が阻害されたとしても、「Mission Criticalness 1：社会的、経済的な影響」、「Mission Criticalness 2：安全や人命に対する影響」共に被害が想定されない領域である（主にホビー利用が想定される領域）。クラス2はミッションの達成が阻害された場合に「Mission Criticalness 1：社会的、経済的な影響」において被害が想定される領域となる。クラス3はミッション達成が阻害された場合に「Mission Criticalness 1：社会的、経済的な影響」に加えて、「Mission Criticalness 2：安全や人命に対する影響」において被害が想定される領域となる。各クラスに応じて、求められるセキュリティ対策のレベルは異なり、レベルが上がる、につれて、より厳格な対策が求められる。後述する第5章では、本セキュリティクラスに対応したクラス2、クラス3のセキュリティ対策事項を示す。なお、クラス4の「軍事や国防を想定した領域」については、本項のスコープからは外れるため、対象外する。

表-8 業態別のセキュリティクラス分類例

重要度		Mission Criticalness 1 社会的・経済的影響	Mission Criticalness 2 安全・人命の影響
深刻	4	ミッションの失敗により、広範な社会的被害、経済的被害が発生する 例）電力設備、橋梁、道路、情報通信網、上下水道など公共的なインフラ設備が利用不可	ミッションの失敗により安全・人命への直接的な被害が発生する 例）災害時の救助活動

²¹ 経済産業省 『IoTセキュリティ・セーフティ・フレームワーク』
<https://www.meti.go.jp/press/2020/11/20201105003/20201105003.html>

²² IPA 『制御システムのセキュリティリスク分析ガイド 第2版』
<https://www.ipa.go.jp/security/controlsystem/riskanalysis.html>

重大	3	ミッションの失敗により、企業単位での社会的被害、経済的被害が発生する 例) 個別企業への深刻な経済的被害の発生等	ミッションの失敗により安全・人命への間接的な被害が発生する 例) 緊急物資、医療物資の搬送
軽微	2	ミッションの失敗により、一部利用者への社会的被害、経済的被害が発生する	ミッションの失敗により安全・人命への間接的な被害が発生する可能性がある 例) 施設警備等
なし	1	被害想定なし	被害想定なし

表-9 業態、利用目的に対するセキュリティクラスの定義

計算式：「Mission Criticalness 1」 × 「Mission Criticalness 2」 =
 1 = セキュリティクラス 1
 2 以上～ 4 以下 = セキュリティクラス 2
 6 以上 = セキュリティクラス 3

分類	利用される業態	No	利用目的 (ミッション)	Mission Criticalness1: 社会的・経済的 影響	Mission Criticalness2: 安全・人命への 影響	重 要 度	セキュリティ クラス
一般 利用	一般消費者	①	撮影、娯楽	1	1	1	クラス 1: ホビー利用を想定した領域
産業 利用	娯楽業	②	スポーツ、ショーなどの企画、開催	3	1	3	クラス 2: ビジネス利用を想定した領域
	物品賃貸業	③	無人航空機のレンタル	2	1	2	
	農業水産業	④	・ 調査（撮影） ・ 農薬、肥料等の散布	3	1	3	
	設備工事業	⑤	・ 調査（撮影） ・ 運搬（工事補助）	3	1	3	
	総合工事業	⑥	・ 調査（撮影） ・ 測量（出来形管理） ・ 施工補助（塗装・洗浄など）	3	1	3	
	道路貨物運送業	⑦	・ 配送	2	1	3	

	情報通信業	⑧	・映像配信など	3	1	3	
	専門技術サービス業	⑨	・広告宣伝 ・映像、画像、データの営業利用等 ・調査（非破壊検査業）	3	1	3	
	教育・学習支援業	⑩	・無人航空機の技能教授業	2	1	2	
	設備工事業（公共的インフラ）	⑪	・公共的インフラの調査（撮影）	4	1	4	
産業 / 公共利用	警備業	⑫	・巡回（撮影）、緊急通報など	3	2	6	クラス 3 : 人命や安全にかかわる領域
	情報通信業	⑬	・通信中継（移動型の通信基地局）	3	2	8	
	公務、道路貨物運送業	⑭	医療（緊急）物資や機器の輸送	3	4	12	
	公務	⑮	災害状況調査（撮影）、救助	4	3	12	
その他	公務（軍事・国防）	⑯	哨戒、防衛任務など				クラス 4 : 軍事や国防を想定した領域※本項対外

3-3-3 第3章（無人航空機分野において考慮すべきセキュリティ特性）

本章では、無人航空機分野において特有のセキュリティ特性について検討を行う。

調査領域としては、1）関連する法制度、2）ハッキング及び脆弱性の事例、3）将来的な技術動向の3領域について調査を行い、必要となるセキュリティ対策の考察を示す。

（1）無人航空機分野に関連する法制度への対応

・セキュリティ対策に影響する法制度

無人航空機分野において関連する法制度については、表-10 に示す制度を対象に調査を行った。対象の法制度の中で、セキュリティ対策への影響が想定される制度は、「航空法」と「電気通信事業法」が該当し、それぞれの概要と必要とされるセキュリティ対策の考察を示す。

表-10 無人航空機分野に関連する法制度

法制度	法令番号	セキュリティ対策への影響
航空法	昭和 27 年 7 月 15 日法律第 231 号	有り
重要施設の周辺地域の上空における小型無人機等の飛行の禁止に関する法律	平成 28 年法律第 9 号	無し
道路交通法	昭和 35 年法律第 105 号	無し
電波法	昭和 25 年法律第 131 号	無し
電気通信事業法	昭和 59 年 12 月 25 日法律第 86 号	有り

・航空法において関連するセキュリティ対策

まず航空法については、無人航空機の所有者の登録を義務付ける航空法の改正案が、6 月に参議院本会議で可決され、2022 年の初頭まで登録制度が導入される予定である。規制対象となる無人航空機は 2020 年 12 月に 100 g 以上の機体が対象となる方針が示されており、一部のホビー利用の機体を除き、殆どの機体が対象となる。今後の方向性としては機体の識別を行うためのリモート ID を電波発信し、管理していく方針が示されており、具体的な実装の方法については、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会にて検討が行われている。リモート ID を含む発信情報については、認証情報を付加することが求められており、鍵情報は暗号化による保護が必要となる。

・電気通信事業法に関連するセキュリティ対策

次に電気通信事業法については、無線免許が不要な周波数帯（2.4GHz 帯 ※送信出力が 10mW/MHz のもの）を使用する無人航空機については、電気通信事業法に基づき、技術基準適合認定を受ける必要がある。技術基準適合認定は、近年セキュリティに関する規則が追加され、2020 年 4 月に施行となり、無人航空機において対応が必要となる。表-11 に技術基準適合認定において求められるセキュリティ対応事項を示す。

表-11 技術基準適合認定におけるセキュリティ対応事項²³

No.	認定要件	対象となる規則
1	規則第 34 条の 10 第 1 号関係 アクセス制御機能	当該専用通信回線設備等端末に備えられた電気通信の機能に係る設定を変更するためのアクセス制御機能（不正アクセス行為の禁止等に関する法律（平成十一年法律第百二十八号）第二条第三項に規定するアクセス制御機能をいう。以下同じ。）を有すること。
2	同 2 号関係 アクセス制御機能 に係る識別符号の 初期状態変更を促 す機能	前号のアクセス制御機能に係る識別符号（不正アクセス行為の禁止等に関する法律第二条第二項に規定する識別符号をいう。以下同じ。）であって、初めて当該専用通信回線設備等端末を利用するときにあらかじめ設定されているもの（二以上の符号の組合せによる場合は、少なくとも一の符号に係るもの。）の変更を促す機能若しくはこれに準ずるものを有すること又は当該識別符号について当該専用通信回線設備等端末の機器ごとに異なるものが付されていること若しくはこれに準ずる措置が講じられていること。
3	同第 3 号関係 ソフトウェアの更 新の機能	当該専用通信回線設備等端末の電気通信の機能に係るソフトウェアを更新できること
4	同第 4 号関係 電力供給停止時の アクセス制御機能、 ソフトウェア維持 の機能	当該専用通信回線設備等端末への電力の供給が停止した場合であっても、第一号のアクセス制御機能に係る設定及び前号の機能により更新されたソフトウェアを維持できること。

・法制度に関連し、求められるセキュリティ対策事項の整理

法制度に関連し、求められるセキュリティ対策事項は以下のように整理される。

- LR-01：リモート ID 発信時の暗号化対応：航空法
- LR-02：電気通信機能に係る設定変更については、アクセス制御機能を有する：電気通信事業法
- LR-03：アクセス制御機能については、識別符号の初期値の変更を促す機能を有する：電気通信事業法
- LR-04：ソフトウェアの更新機能を有する：電気通信事業法
- LR-05：電力供給停止時も、アクセス制御機能の設定、更新ソフトウェアを維持する：電気通信事業法

(2) 無人航空機分野におけるハッキングや脆弱性事例

国際的なセキュリティ会議や学会等において、ホビー用途だけでなくハイエンドな無人航空機に

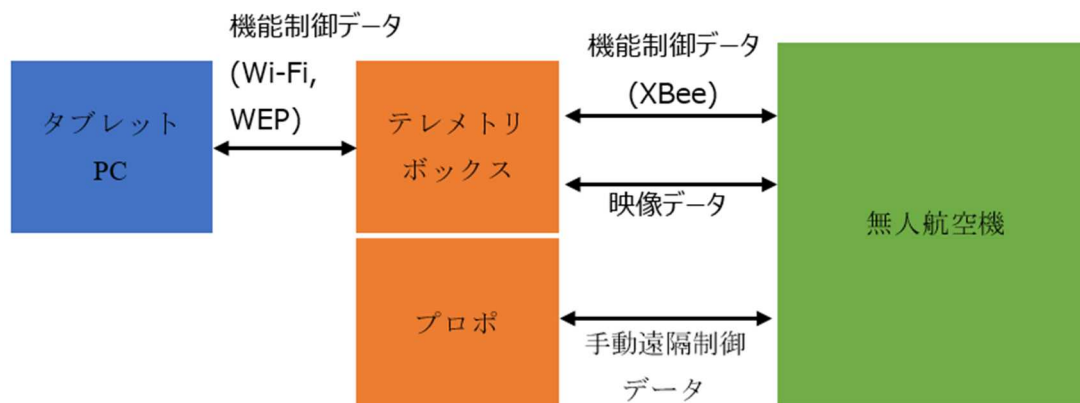
²³ 総務省、「電気通信事業法に基づく端末機器の基準認証に関するガイドライン」
https://www.soumu.go.jp/main_content/000615696.pdf

についても十分なセキュリティ対策がされておらず脆弱なシステムとなっている事例が報告されている。本節では、無人航空機分野におけるサイバーセキュリティ上の脅威事例として発表されたハッキングや脆弱性について紹介する。

- ・ 暗号通信、非暗号通信の脆弱性を利用した不正操作

セキュリティ会議「Black Hat Asia 2016」において、警察や農業分野で利用されるハイエンドな無人航空機に対し、地上制御局との無線通信をなりすました攻撃を行い、不正制御が可能な事例が発表された。対象の無人航空機のシステム構造を図-8 に示す。同無人航空機は、手動の遠隔制御用のプロポと通信チャンネルがあり、機能制御用のテレメトリボックスに XBee プロトコルの通信チャンネルがある。また、テレメトリボックスはタブレット PC とも WEP 暗号方式を利用した Wi-Fi の通信チャンネルでつながっており、タブレット PC から機能制御が可能となっている。この機能制御では、無人航空機のエンジンの起動や停止、自律飛行や飛行地点の設定が可能であり、これらの制御を不正に行われる恐れがあった。不正操作が可能となる主要な原因として、XBee プロトコルの通信が暗号化されていなかったことが挙げられる。また、WEP は脆弱なプロトコルであり、暗号鍵が容易に解析されてしまうことも指摘されていた。

以上のように、通信が暗号化されていない、または、脆弱な暗号方式を利用している場合には、なりすましやデータ改ざん等のリスクが高くなるため、これらのリスクの軽減には通信の適切な暗号化が必要となる。第三者による解析によるセキュリティリスクを軽減するためには、リバースエンジニアリングやハードウェアハッキング等への対策が有効である。また、脆弱性診断を実施することで、これらの対策が効果的かどうかを評価可能である。



※テレメトリボックスとプロポは独立したシステム

図-8 事例として発表された無人航空機システムの構成
(発表資料を参考に構成図を作成)

- ・ サービス不能 (DoS) 攻撃による無人航空機の停止

米国ジョンス・ホプキンス大学ラニエ・ワトキンス教授の研究発表において、ホビー用途の無人航空機システムの脆弱性を利用して同システムをサービス不能状態にする攻撃手法の実証結果が報告された。本研究発表では、次の 3 つの攻撃実験の事例が紹介されている。

- 無人航空機に対して約 1,000 回の無線接続要求パケットを送信

- 無人航空機の CPU が過負荷になり、サービス不能になった
- 制御用アプリケーションになりすまし、無人航空機のソフトウェアのバッファ容量を超えるデータパケットを送信
- 無人航空機のシステムがクラッシュし、サービス不能になった
- 無人航空機のコントローラになりすましたデータパケットを繰り返し送信し、無人航空機とコントローラの接続を遮断
- コントローラとの接続が切断されたため、無人航空機が緊急着陸モードで着陸後、停止した

上記の事例は、本ガイドラインのセキュリティクラスの定義ではクラス 1 のホビー用途の無人航空機ではありサービス不能攻撃による影響は少ないが、無人航空機の停止後に機体本体が回収され、記録した映像データやフライトログ等が盗まれる恐れがある。また、クラス 3 などサービス不能によって人命や安全に関わるシステムでは、インシデント発生による影響が大きくなってしまう。このため、機密性の高い収集データの暗号化や、ネットワーク通信における一定の負荷試験の実施等のサービス不能対策が求められる。

・不正なファームウェアへの書き換え

米国 InGuardians 社のセキュリティアナリストによる発表では、ビジネスでも利用されている市販の無人航空機のファームウェア更新機能に脆弱性があり、非正規なファームウェアへ書き換え可能なことが実証された。また、同氏は該当する製品のファームウェアを実際に書き換える手順をツール化して公開している。本脆弱性は、レースコンディション脆弱性に分類されるものであり、ファームウェアの更新時にファームウェアの正当性を検証する機能に対して予期せぬタイミングや同時アクセスにより、非正規ファームウェアの書き換えされる脆弱性となっている。

本脆弱性により脆弱性のあるファームウェアへのダウングレードやマルウェア等へ書き換えられる恐れもあるため、ファームウェア更新機能の実装に合わせたセキュアな実装や、更新機能に脆弱性が報告された場合には同機能自体の修正が求められる。

・ハッキング、脆弱性事例において求められるセキュリティ対策事項の整理

本節で紹介した脅威事例に関連するセキュリティ対策を以下に整理する。

- VR-01：通信の暗号化、および、セキュアな暗号方式の採用
- VR-02：機密性の高い収集データの暗号化
- VR-03：ネットワーク通信における一定の負荷試験の実施
- VR-04：ソフトウェア（ファームウェア）更新におけるセキュアな更新機能の実装
- VR-05：リバースエンジニアリング対策
- VR-06：ハードウェアハッキング対策
- VR-07：脆弱性診断の実施

無人航空機分野のセキュリティにおいては、無線を中心とする通信の機密性や完全性に関連するセキュリティリスクが特徴となっており、通信の暗号化等の対策が必要となる、また、可用性に

(4) 無人航空機分野における将来的な技術動向

「空の産業革命に向けたロードマップ」では技術開発項目として、運行管理システムや衝突回避等技術等が挙げられている。本節では、これらの技術の動向や社会実装における事例を紹介する。

(4-1) 自律制御・目視外飛行の事例

2017 年に行われた新エネルギー・産業技術総合開発機構「インフラ維持管理・更新等の社会課題対応システム開発プロジェクト」の「完全自律制御の無人航空機による長距離荷物配送の実証実験」を皮切りに、国内では物流や警備分野など将来的な無人・有人地帯での目視外飛行を見据えた実証実験が幅広く行われている。また、2019 年頃より、モバイル通信キャリアを中心として、自律制御や目視外飛行システムを実際のビジネスソリューションとして提供するサービスも展開され、無人航空機システムの社会における実用化が進んでいる。

福島県にあるロボットテストフィールドで行われている「無人航空機の運行管理システムの開発プロジェクト」では、同一空域における複数事業者の無人航空機の安全飛行のため、統合管理された運行管理システムと複数事業者の無人航空機の相互接続試験が行われている。同システムは、運行管理統合機能として、無人航空機の飛行計画やリアルタイムの飛行状況等の情報をその他の無人航空機と共有するサービスを提供する。安全な運行管理のためには、飛行計画や飛行状況の正しい情報が必要であり、正しく認証・識別された相手との通信や経路上のデータ改ざん等への対策が必要となる。

(4-2) モバイル通信ネットワークを利用したデータ通信の事例

2016 年より開始されている総務省の「無人航空機における携帯電話等の利用の試験的導入」の取り組み以降、無人航空機分野においてもモバイル通信ネットワークを利用したデータ通信の活用が進んでいる。国際的にはモバイル通信に関する国際標準化機関 3GPP によって「携帯電話の上空利用時の送信電力制御機能（パワーコントロール）に関する国際標準（3GPP Release 15）」が制定され、同標準に準拠した製品が国内でも発表されている。国内で行われている無人航空機の実証実験におけるモバイル通信ネットワークの利用事例では、運行管理情報の伝送による遠隔操作、映像データやテレメトリデータの伝送のための通信手段に利用されている。

一方、サイバーセキュリティの観点では、これまで無人航空機と地上制御局との通信のみが行われていたシステムに、無人航空機とクラウドシステム等へのデータ伝送の経路が増えるため、モバイル通信ネットワークを介したデータ伝送に起因するセキュリティリスクの分析や対策が必要となる。

(5) 技術動向事例において求められるセキュリティ対策事項の整理

本節で紹介した技術動向の事例に関連するセキュリティ対策を以下に整理する。

- TR-01：通信相手の適切な認証、識別
- TR-02：通信の暗号化、および、セキュアな暗号方式の採用
- TR-03：新たなデータ伝送方式、経路を考慮したリスクアセスメントの実施

「空の産業革命に向けたロードマップ」の構想では、無人航空機は機体本体や地上制御局だけでなく、他の機体やクラウドシステム等との連携が進められており、なりすましやデータ改ざん等のセキ

セキュリティリスクが発生する。各セキュリティリスクに起因するインシデントによって無人航空機のミッション達成への影響が懸念されるため、セキュリティリスクへの適切な対策や軽減策が求められる。

- ・ 個人情報保護、プライバシー保護に関する対応事項

無人航空機を利用した映像等の撮影には、一般の被撮影者の写りこみが想定される場合、個人情報保護法に配慮した対応を行う必要がある。また無人航空機分野におけるサービスでは、例えば測量分野などにおいて、地理空間情報を活用した情報の処理、解析によるサービス提供が行われるケースもある。

本節では撮影、記録された映像及び地理空間情報に関して、個人情報やプライバシー、肖像権を保護する上で必要な対応事項を、公開されている文書の調査結果から整理を行う。

- ・ 撮影、記録された映像の取り扱い

無人航空機分野において、撮影、記録された映像を活用したサービス提供を行う場合には、個人情報保護に留意した対応が必要となる。

本項では「ドローンによる撮影映像等のインターネット上での取扱いに係るガイドライン²⁶」及び、「カメラ画像利活用ガイドブック_ver2.0²⁷」を対象として調査を行った。

(5-1-1) 個人情報保護に関する基本的な考え方

- ・ 無人航空機による撮影行為により、プライバシーや肖像権といった権利を侵害する可能性がある。
- ・ 撮影行為の違法性は、一般的には、①撮影の必要性（目的）、②撮影方法・手段の相当性、③撮影対象（情報の性質）等を基に、総合的かつ個別的に判断される。
- ・ 撮影行為が違法とされる場合には、当該映像等をインターネット上で閲覧可能とした場合、原則として閲覧可能とした行為自体も違法となる。
- ・ 個人情報保護については、サービス事業者が対応の主体となり、サービス提供における組織的あるいは、運用上の対応を行う必要がある。

(5-1-2) 想定される対応事項

- 取得・処理・保存・利活用の各過程におけるデータのライフサイクルを定義すること。
- データが記録・保存される機器やサーバ群、及びネットワーク上の各所における責任主体を定め、リスク分析を適切に実施すること。
- データの取得と利活用にあたっては、運用実施主体を明確に定め、相談や質問・苦情等を受け付けることのできる一元的な連絡先を設置すること。
- パブリック空間を撮影する場合、設置場所の自治体で定められる条例を遵守すること。

²⁶ 総務省 「ドローンによる撮影映像等のインターネット上での取扱いに係るガイドライン」

https://www.soumu.go.jp/main_content/000376723.pdf

²⁷ IoT 推進コンソーシアム 「カメラ画像利活用ガイドブック_ver2.0」

https://www.soumu.go.jp/main_content/000542668.pdf

- 個人情報が含まれる情報を利活用する場合には、利活用に対する方針を被撮影者へ事前告知し、同意を得る。

(5-2-1) プライバシ及び肖像権との関係

- ・ プライバシについては、公開する利益と公開により生じる不利益との比較衡量により侵害の有無が判断される。

※一般に、個人の住所とともに当該個人の住居の外観の写真が公表される場合には、 プライバシとして法的保護の対象になり得る。

※屋内の様子、車両のナンバープレート及び洗濯物その他生活状況を推測できるような私物が写り込んでいる場合もプライバシーとして法的保護の対象となり得る。

- ・ 肖像権については、公共の場での情景を機械的に撮影しているうちに人の容貌が入り込んでしまった場合は、容貌が判別できないようにぼかしを入れたり解像度を落として公開したりしている限り、社会的な受忍限度内として肖像権の侵害は否定されると考えられる。

※公共の場でない場所における撮影はこの限りではない。

- ・ プライバシ及び肖像権についてはサービス事業者が主体となって対応を行う必要があるが、無人航空機システムを開発、販売するメーカーについても撮影態様への配慮等を、利用者（ユーザ）へ注意喚起することが望ましい。

(5-2-2) 想定される対応事項

- 住宅地にカメラを向けないようにするなど撮影態様に配慮すること。
- 撮影映像や測量成果等をインターネット上で公開する場合、削除依頼への対応を適切に行うこと。
- 削除依頼の担当者、担当窓口等を明確化し、インターネットでの相談窓口に加え、必要に応じて電話対応もできるようにすること

(5-3) 地理空間情報、測量成果の取り扱い

無人航空機分野において、地理空間情報を活用したサービス提供を行う場合には、地理空間情報の個人情報保護にも留意した対応が必要となる。

本項では「地理空間情報の活用における個人情報の取扱いに関するガイドライン²⁸⁾」及び、「地理空間情報の活用における個人情報の取扱いに関するガイドライン（測量成果等編）²⁹⁾」を対象として調査を行った。

²⁸⁾ 地理空間情報活用推進会議 「地理空間情報の活用における個人情報の取扱いに関するガイドライン」

<https://www.gsi.go.jp/common/000055897.pdf>

²⁹⁾ 測量行政懇談会 「地理空間情報の活用における個人情報の取扱いに関するガイドライン（測量成果等編）」

<https://www.gsi.go.jp/common/000063604.pdf>

(5-3-1) 個人情報保護に関する基本的な考え方

- ・ 無人航空機のカメラによって撮影された映像、画像が特定の個人を識別可能な場合、個人情報として取り扱うこと。
- ・ 地理空間情報や、測量成果には、地番又は住居番号、所有者名等の情報が含まれる場合があることに注意すること。
- ・ 地番、住居番号が含まれる場合、不動産登記情報（全部事項証明書、所有者証明書等）や市販の住宅地図と照合することで、個人情報に該当する可能性があるので注意すること。
- ・ 上記に該当する情報をデータ処理、描画表示し、活用する場合、個人情報保護法の遵守と対策が必要となる。

(5-3-2) 想定される対応事項

- インターネットによるサービス提供において地理空間情報や測量成果が取り扱われ、かつ地番又は住居番号、所有者名等の情報が含まれる場合は、削除要求対応の仕組み整備し、削除依頼への対応を適切に行うこと。

3-3-4 リスク分析の実施

(1) リスク分析の実施プロセス

無人航空機システムの開発メーカーにとって、必要なセキュリティ対策の検討を行うにあたり、リスク分析を実施し、検討の指針とすることが必要となる。リスク分析には、様々なアプローチが存在するが、本項では、IPA「IoT 開発におけるセキュリティ設計の手引き³⁰」を参考としたプロセスを示すものとする。

リスク分析のプロセスは図-10 に沿って、「ステップ1 守るべき資産の分析」から、「ステップ4 攻撃シナリオの検討」までを順を追って実施する。

リスク分析実施後、リスク分析結果が受容可能かを決定するリスク評価を行う。

リスク分析の結果として、セキュリティ対策の検討を行うが、本項では第5章にて、セキュリティ要求事項及び対応すべきセキュリティ要件を示す。

³⁰ IPA 「IoT 開発におけるセキュリティ設計の手引き」
<https://www.ipa.go.jp/security/iot/iotguide.html>

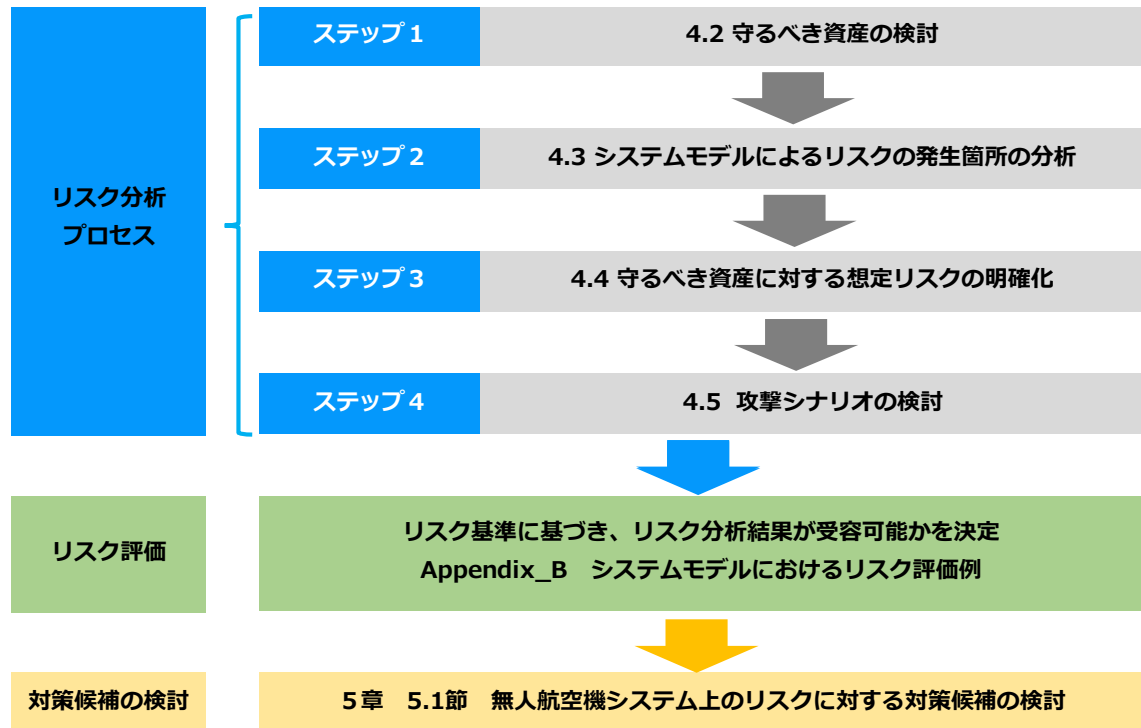


図-10 リスク分析の実施プロセス

(2) 守るべき資産の抽出

リスク分析の最初のステップとして、守るべき資産を抽出する。

守るべき資産の選定については、表-3、表 2-3、表-6 にて定義した取り扱われるデータを対象とし、インシデント発生時に製品提供や企業活動に与える影響（＝重要度）の検討を行う。

以下に具体的な影響の例を示す。

- 経済的な損失につながる
- 業務活動やサービス提供が阻害される
- 法制度に抵触する（航空法、個人情報保護法など）
- 評判、ブランドの毀損につながる
- 改ざんやなりすましによって飛行の安全に影響が生じる
- 守るべき資産を保護するためのセキュリティ機能に影響する（機能が無効化される）

無人航空機分野では、機密性の高い資産だけでなく、完全性、可用性についての考慮や、情報が漏洩した結果、解析によってなりすましなどに悪用される可能性がある資産についても考慮する必要がある。ただし、具体的に何を守るべき資産として取り扱うかについては、メーカー側で実際の利用シーンや上記例の影響を踏まえて、個別に検討を行う必要がある。本項では、無人航空機のメーカーや、無人航空機を活用したサービスを提供しているサービス事業者ヒアリングを行い、重要度を決定している。

(3) システムモデルによるリスク発生箇所の分析

守るべき資産の検討後、システムモデルをもとにリスクの発生箇所の分析を行う。システムモデルは、対象機器やその周辺機器に限らず、サービス提供に利用されるクラウドなどのサブシステムを含めたシステム全体を俯瞰し、検討対象とする。

無人航空機システムにおいてリスクが発生する箇所は下記が想定されるが、本内容では参考文献³¹をもとに本項独自で考察を行った内容となる。

- 対象機器における入出カインタフェース：機器に対する入出カインタフェースを介した攻撃・侵入の入り口となる可能性
例：Ethernet、無線 LAN (Wi-Fi)、Bluetooth、IrDA、USB、SD カード、JTAG など
- 対象機器の基板、回路に存在する伝送経路：機器の電子基板上の伝送経路に対する攻撃・侵入の入り口となる可能性
例：CPU Bus、Memory Bus など
- システム構成上の通信経路：中間者攻撃など、経路上での情報漏洩、改ざんの可能性

無人航空機システムの各構成要素において、想定されるリスク発生箇所の例を図-11、図-12、図-13に示す。また各構成要素間の通信経路において想定されるリスク発生箇所の例を図-14に示す。なお、制御信号通信モジュール及び GNSS については、耐空性に影響する領域であり、本項では対象範囲外とし、通信経路を含めてリスク発生箇所から除外している。

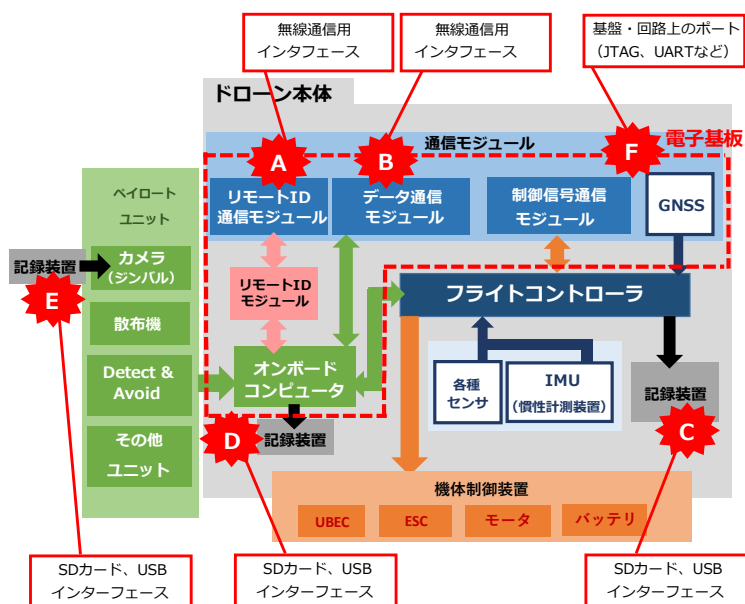


図-11 ドローン本体、地上制御局における攻撃ポイント例

³¹ Michael Howard, Jon Pincus, Jeannette M. Wing "Measuring Relative Attack Surface"
https://www.researchgate.net/publication/227020448_Measuring_Relative_Attack_Surfaces

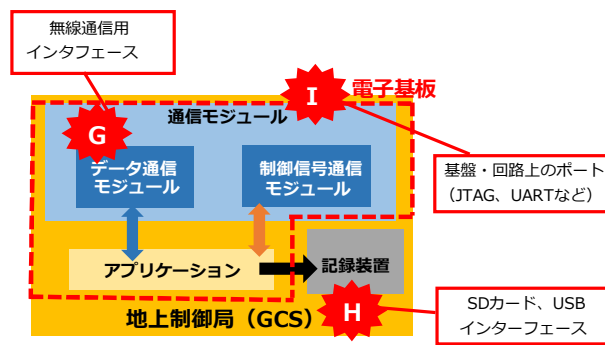


図-12 地上制御局における攻撃ポイントの例

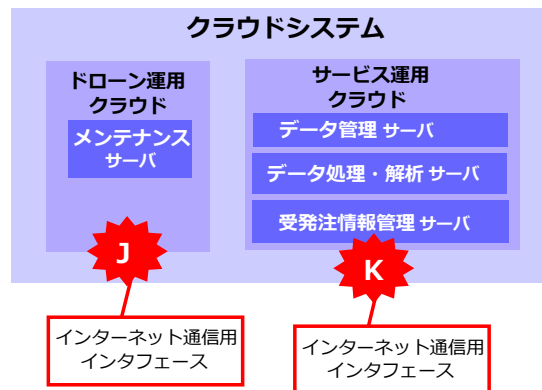


図-13 クラウドシステムにおける攻撃ポイントの例

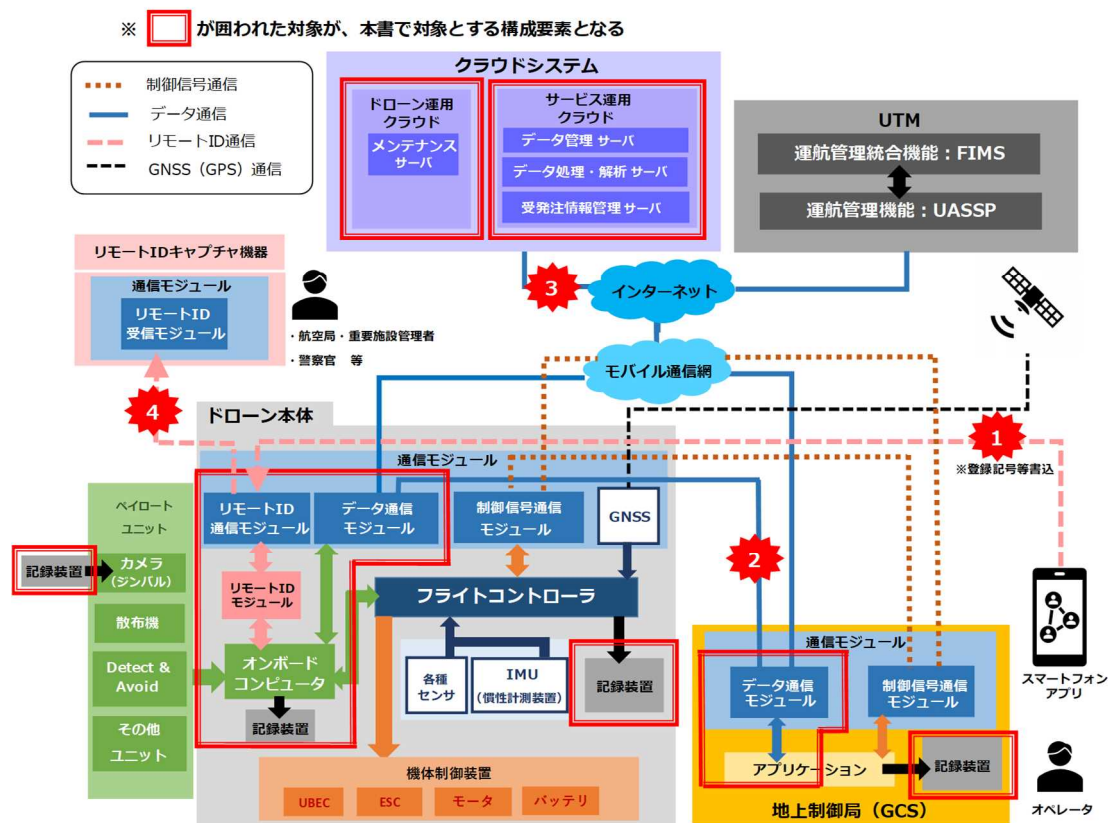


図-14 無人航空機システムの通信経路における攻撃ポイント例

補足事項）モバイル通信網による通信は、国内通信キャリアによってセキュリティ強度の高い認証（RADIUS³²など）及び、通信経路の暗号化（排他的論理和によるストリーム暗号方式）によって対策されているため、攻撃ポイント除外している。また、UTM とインターネット間の通信経路は本項対象外として、検討範囲から除外している。

(4) 守るべき資産に対する想定リスクの分析

本節では発生箇所において想定されるリスクの分析を行う。想定リスクの分析については、マイクロソフトが考案した脅威分類モデル「STRIDE モデル」³³を参考とし、カスタマイズしたモデルを用いて分析の指標とする。実施手順としては、各発生箇所において、脅威分類モデルをガイドワードとして順にあてはめていき、該当する脅威の抽出を行っていく。

以下に脅威分類の検討方法については、考慮すべきポイントを示す。

- ・ 無人航空機や関連 IoT 分野の事例から、各発生箇所において、それぞれの脅威が該当する可能性はあるか
- ・ 一つの脅威に起因し、複数の脅威が該当する場合には、それぞれを漏れなく抽出できているか

³² RADIUS : RFC 2865 等で規定されたユーザ認証の認証プロトコル

<https://tools.ietf.org/html/rfc2865>

³³ STRIDE : マイクロソフト提唱による脅威分類モデル

<https://docs.microsoft.com/ja-jp/security-updates/planningandimplementationguide/19871865>

一つの脅威に起因し、複数の脅威の可能性がある場合であっても、それぞれの脅威に応じて異なるセキュリティ機能の実装や対策が必要となる可能性があるため、該当するものを漏れなく抽出することが必要となる。

表-12 脅威分類モデル（STRIDE モデルをもとにしたカスタマイズモデル）

脅威名称	英語表記	説明
なりすまし	Spoofing	コンピュータに対し、他のユーザを装うこと
データの改ざん	Tampering with Data	権限なしでデータを改ざんし、データの完全性を失わせること
否認	Repudiation	ユーザがあるアクションを行ったことを否認し、相手はこのアクションを証明する方法がないこと
情報の暴露(漏洩)	Informal Disclosure	アクセス権限を持たない個人に情報が公開されること
サービス不能	Denial of Service	正規のユーザがサーバやサービスにアクセスできないこと
権限の昇格	Elevation of Privilege	権限のないユーザがアクセス権限を得ること
不正アクセス	Unauthorized access	アクセス権限を持たない者にアクセスされること
マルウェア感染	Malware infection	他の機器への汚染源になる。ランサムウェアなどにより業務妨害を受けること
踏み台	Stepping stone attack	他の機器へ不正アクセス等を行う際の中継地点として使用されること
不正改造 (HW/SW)	Tampering with device	不正（違法）なハード、ソフトウェアの改造により、内部データを抜き取りや、脆弱性の要因を組み込まれること

(5) 攻撃シナリオの検討

次のステップとして、脅威分類に対する攻撃シナリオを検討する。攻撃シナリオの検討手順としては、まず回避しなければならない被害を列挙し、その被害を発生させる複数の攻撃シナリオの抽出を行う。

以下に攻撃シナリオの検討にあたり、考慮すべきポイントを示す。

- 無人航空機や関連 IoT 分野において過去の脆弱性報告事例を参照し、どのような攻撃が想定されるのか。
- 攻撃方法に対して、影響を受ける対象は構成要素のみに留まるのか、それとも機器に接続された他の要素やシステムにも影響が発生しうなのか。
- 具体的に攻撃の影響を受ける資産は、どのような資産が想定されるのか。

本項の攻撃シナリオは、検討の一例として全体の網羅性を確保できる粒度で記載を行っているが、攻撃シナリオを更に複数の攻撃手順に分解（攻撃ツリー）し、AND 条件や OR 条件で細分化を行う場合もある。また本項の攻撃シナリオについては無人航空機分野や IoT 分野において、実際に報告があった内容（研究報告を含む）を記載している。なお、本項では非耐空性のセキュリティ領域を対象とし、システムモデルにおいて分析の対象を明確に区分しているが、想定されるリスクが、結果として耐空性にも影響する可能性がある項目については、「耐空性への影響」の欄に「影響有り」としている。

3-3-5 第 5 章（セキュリティ要件）

(1) 組織の活動に関するセキュリティ対策の検討

無人航空機の製品ライフサイクルにおいて、一定水準のセキュリティ品質を確保するためには、製品本体やクラウドシステムについて、情報セキュリティ管理や製造プロセス管理、そして運用から廃棄にいたるサイクル全般での活動が求められる。本章では、無人航空機のメーカーやサプライヤ、サービス事業者を対象とした製品開発のライフサイクルごとのセキュリティ要求事項を定義する。本セキュリティ要求事項は以下の流れで定義する。

1. 無人航空機の製品ライフサイクルにおけるフェーズを定義する

抽出した守るべき資産に対し、各フェーズでのセキュリティ上の脅威とセキュリティ要求事項を導出する（2-3-2 項及び 3-3-3 項）

なお、セキュリティ活動指針のフェーズごとの分類については、経済産業省「IoT セキュリティ・セーフティ・フレームワーク（IoT-SSF）」を参考に、製品ライフサイクルにおけるフェーズに分けて要求事項を整理している。IoT セキュリティ・セーフティ・フレームワークでは、「発生したインシデントの影響の回復困難性の度合い」と「発生したインシデントの経済的影響の度合い」を元にシステムや機器の重要度をカテゴライズし、セキュリティ・セーフティ要求を複数の観点から分類している（図-15）。本項ではこれらの観点に対し、製品ライフサイクルのフェーズにセキュリティ要求事項を割り当てて分類している。



図-15 カテゴリに応じて求められるセキュリティ・セーフティ要求の観点のイメージ
 （出典：経済産業省「IoT セキュリティ・セーフティ・フレームワーク（IoT-SSF）Ver1.0」³⁴⁾

最後にまとめとして、事業項目「③セキュリティに関する検討」においては、既存の各種セキュリティガイドライン等の調査や、無人航空機に必要なセキュリティの性能評価に関するガイドラインとりまとめを実施した。無人航空機に求められるセキュリティ対策を検討し、無人航空機のセキュリティ対策基準について調査した。ここでは無人航空機のシステムモデル及びユースケース、セキュリティ特性、セキュリティ要件等について整理し、その結果をまとめたガイドライン「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン案」について検討することを目的に「セキュリティWG」を開催し協議した。セキュリティWGで検討したガイドライン案は、2022年3月31日に経済産業省のWebページに「無人航空機を対象としたサイバーセキュリティガイドラインを策定」として、ガイドラインを公開した（図 0-67）。

³⁴⁾ 経済産業省「IoT セキュリティ・セーフティ・フレームワーク（IoT-SSF）Ver1.0」
<https://www.meti.go.jp/press/2020/11/20201105003/20201105003-1.pdf>



図 0-67 経済産業省の Web に掲載したガイドライン
 経済産業省「無人航空機を対象としたサイバーセキュリティガイドラインを策定」
 (2022 年 3 月 31 日)

https://www.meti.go.jp/policy/mono_info_service/mono/robot/drone_cybersecurity.html

4 研究開発項目④「非 GPS 飛行の性能評価」

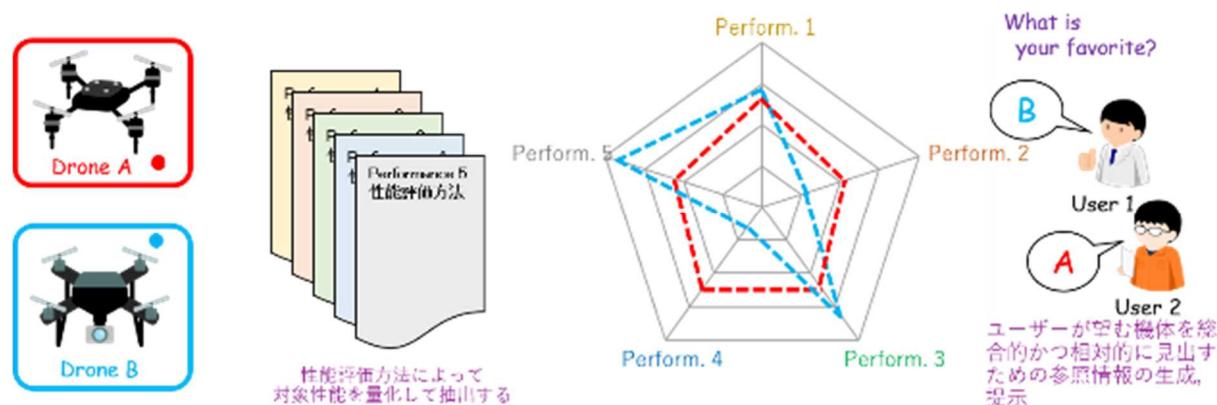
4-1 非 GPS 環境で飛行する UAV の性能評価法に関する研究開発(2020/2021 年度) (JAEA/新潟工科大学)

小型無人飛行体の非 GPS 飛行性能を評価する技術として、非 GPS 環境で小型無人飛行体に要求される作業に対して備えておくべき要素的・基盤的な機能についての性能評価法について研究開発を実施した。本研究開発では、非 GPS の定義を「GPS 等の外部リファレンスに基づく位置測位の情報が得られない環境・状況」とし、この定義のもと評価対象として「GPS からの信号を遮断する物理的な遮蔽物や障害物を飛行中に認識し、回避し、帰還する動作に必要な制御性能」を選定し、性能評価法の研究開発を実施した。

本研究開発では、まず、①性能評価法のあり方の検討、②評価対象となる性能を選定した。議論の結果として、上述の「GPS からの信号を遮断する物理的な遮蔽物や障害物を飛行中に認識し、回避し、帰還する動作に必要な制御性能」として、③小型無人飛行体の狭隘な環境下での飛行性能について性能評価法を開発するべきと判断した。性能評価法の開発では、試験供試体およびその試験供試体を用いた性能評価法を開発した。また、開発した性能評価法について、性能評価法の実施者と想定される小型無人飛行体のユーザやメーカーの意見が重要となる。また、ユーザが小型無人飛行体の比較可能とするためにはより多くのユーザとメーカーが本評価法を用いることが重要であるため、④意見交換会を繰り返し実施し、ユーザとメーカーの意見を収集し、評価法の改善を行うとともに、本研究開発の評価法について広く情報の発信を行った。以下、その実施内容と成果について報告する。

(1) ①性能評価法のあり方の検討

本研究開発における性能評価法とは「対象作業に対して備えておくべき要素的・基盤的な性能について評価、比較の議論を行うための標準的な方法（枠組み）」とした。この性能評価法は、小型無人飛行体のユーザが求める作業に対する性能について各小型無人飛行機を比較可能にすることで、ユーザが的確に小型無人飛行機を選定するための判断材料となり、また、メーカーの健全な技術競争を促進して、産業の発展に資することを意図している。



図④(2)-①. 1 性能評価法

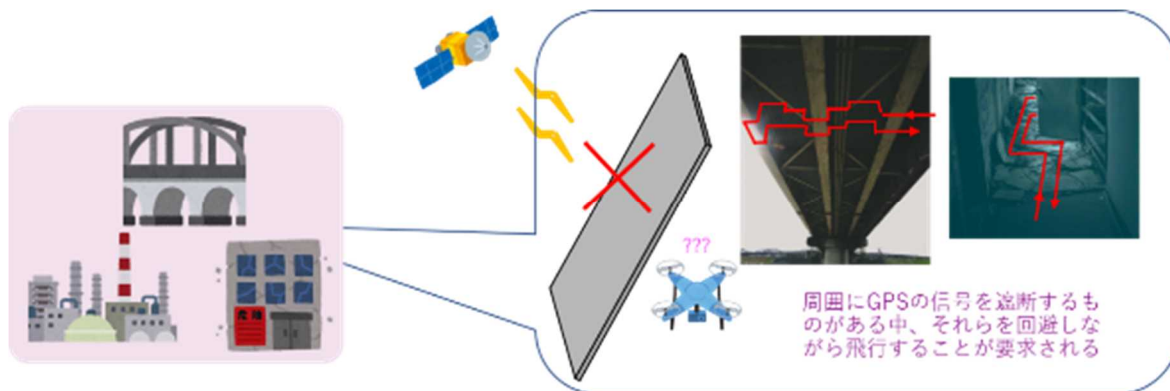
性能評価の対象となる小型無人飛行体とは、「非 GPS 環境下における動作について指令を行うエージェント（操作者、計算機等）と指令によって動作するエージェント（小型飛行体）から構成されるシステム」としている。これは遠隔操縦型や自律制御型等の動作形態に対する評価は小型無人飛行

体のユーザに委ねるべきものとし、本研究開発の性能評価は動作形態を問わず飛行のシステムとしての性能を評価することを意図としている。また、多くの小型無人飛行体の性能を比較可能とするために、性能評価法はだれでも容易に実施できるように単純であることが望ましい。以上の議論のもと、性能評価法は以下の特徴を備えるべきとして研究開発を実施した。

1. 性能評価の結果を比較可能とするために、評価結果は時間や成否の回数等の数値で定量的に示すこと
2. 誰でも容易に実施可能とするために、試験供試体は単純な構造であり、入手性の良い素材で作成できること、また、性能評価法の実施には特殊な計測装置等を必要としないこと
3. 評価する性能に対して直接影響を及ぼし、かつ、小型無人飛行体のユースケースに応じて変化する環境のパラメータ（移動に関する性能に対する空間の広さ等）は可変とし、難易度を変更できること

(2) ②評価対象となる性能の選定

評価対象となる性能については、小型無人飛行体のユーザのニーズを考慮すべきであるため、運用実態等についての調査と議論を行ったところ、点検や撮影等の対象の映像をとる作業が求められることがわかった。これらの作業は対象に応じて映像の取り方の要求は異なるものの、移動機構である小型無人飛行体には目的地までの「移動」は共通して必要とされる。そこで、非 GPS 環境で要求される「移動」に関する性能として「GPS からの信号を遮断する物理的な遮蔽物や障害物を飛行中に認識し、回避し、帰還する動作に必要な制御」(図④(2)-②.1)について、狭隘な環境下での飛行性能として水平方向の制御性能と垂直方向の制御性能を評価することとした。



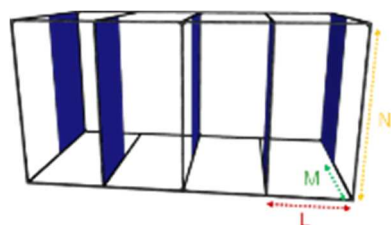
図④(2)-②.1 非 GPS 環境での小型無人飛行機の移動

(3) ③小型無人飛行体の狭隘な環境下での飛行性能

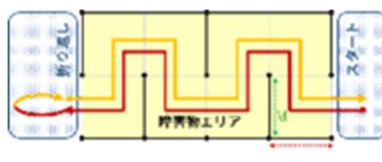
(3-1) 制御性能評価のための試験供試体

性能評価の結果を比較可能とするためには、共通した条件で性能を評価する必要がある、試験供試体には再現性の高さが求められる。このため、試験供試体は評価の対象となる性能が要求される環境を抽象化した単純な構造で構築することとした。水平方向の制御性能、垂直方向の制御性能が要求される単純な環境について、それぞれ図④(2)-③-1.1の(a.1)(a.2)のように、フレームで区切られた狭隘な空間にそれぞれ水平、垂直方向の移動の障害物となる壁材を設置する構造とした。

どの程度狭隘な環境の飛行が求められるかはユースケースに応じて変化と考えられるため、壁材を取り付けるフレームの長さや壁材の大きさを変更することで空間の狭隘さを調節できるとした。また、GPSからの信号が遮断される環境では外からの光も遮光され、暗所であることも想定されるため、図④(2)-③-1.1の(c.3)に示すようにフレームの側面と天井面に壁材を設置することで暗所を想定した性能評価にも対応できる構造としている。



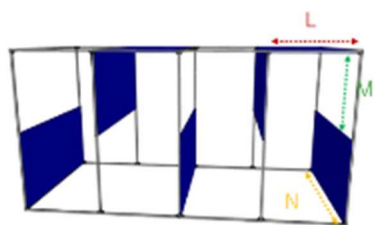
(a.1) 水平方向制御性能評価
の試験供試体の構造



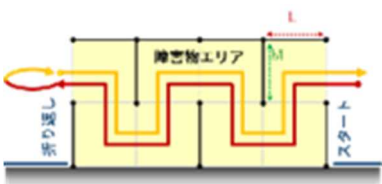
(b.1) 水平方向制御性能評価
の飛行経路



(c.3) 水平方向制御性能評価
の試験供試体実例



(a.2) 垂直方向制御性能評価
の試験供試体の構造



(b.2) 垂直方向制御性能評価
の飛行経路



(c.2) 垂直方向制御性能評価
の試験供試体実例

図④(2)-③-1.1 制御性能評価のための試験供試体

(3-2) 制御性能の評価法

性能評価法は、試験実施者と試験監督が実施する。試験実施者は試験監督の指示のもと、評価のための試験課題を実施する。試験監督は試験実施の指示を出すとともに、試験条件と試験結果を記録する。試験課題は、図④(2)-③-1.1の(b.1)(b.2)に示す飛行経路を1往復5分の時間制限のもと5回試行する。なお、時間制限については試験課題の実施に対して十分に長い時間を設定し、この時間制限を超過した場合は往復に失敗したと判断できるものとしている。試験監督は小型無人飛行体の性能の高さを示す定量値として往復に掛かった時間を、安定性・信頼性を示す定量値として往復に成否を試験結果に記録する。また、試験条件として、可変としたパラメータの空間の狭隘さと照明条件について記録する。図(2)-③-2に性能評価法の記録シートの例を示す。

以下に性能評価法の実施において、飛行経路を1往復する間に試験監督が指示および試験の記録に関して実施すべき手順を示す。

1. 試験実施者から試験の準備完了の通知を受けるとともに飛行体がスタート地点またはスタート地点鉛直上で待機していることを確認する
2. 試験開始の宣言し、試験開始を試験実施者に通知すると同時に時間の計測を開始する

- [illegible]

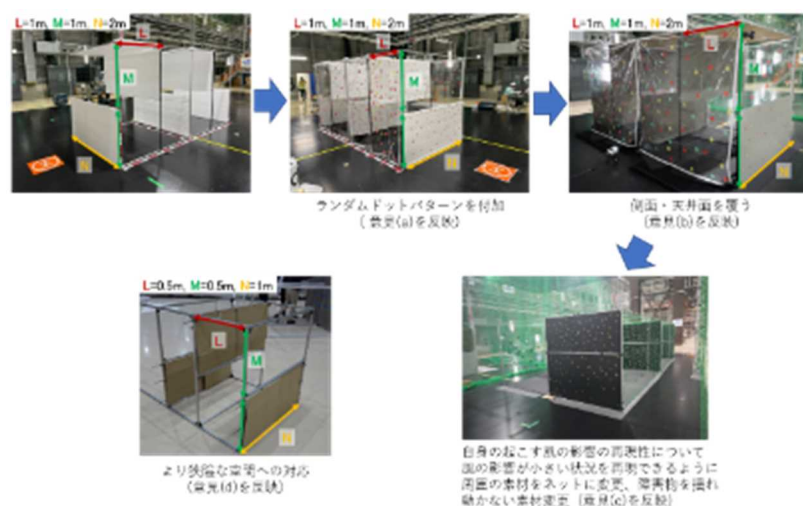
図④(2)-③-2 性能評価法の記録シート例

(4) 改善

- (a) 障害物が一様な単色であると、移動した際のカメラ画像の変化が乏しく、距離感をとらえることが困難となるため、模様があるとよい
- (b) 自律制御型の性能を評価する場合、自動の経路生成によって試験供試体の外を迂回しないように、天井や周囲が覆われて通過できなくなっているとよい
- (c) 小型無人飛行体自身が起こす風の影響について、共通の試験条件にできるように再現性があるとよい
- (d) 小型無人飛行体を用いた業務において 0.5m 程度の隙間を通り抜けたことがあるため、その程度の狭隘な空間についても対応できるとよい

試験供試体の改善について図④(2)～④-1.1に示す。(a)について、自律制御型の小型無人飛行体の画像処理などにおいても立体的な情報を得やすく、また、設置も容易である模様として、障害物に用いた壁材に養生テープをランダムに張ることで対応した。(b)について、天井面と側面にも壁材を設置することとした。また、遮光無しの条件においては側面にビニールカーテンなどの視認性のよい素材を用いることで、飛行の様子を確認可能にして、利便性に考慮した。(c)について、試験供試体のような環境における小型無人飛行体の自身が起こす風と小型無人飛行体の安定性について実験を行

った。実験結果として壁面や天井面に風が通る隙間が生じると風の影響が変化することが示唆された。この実験結果より風の影響の再現性については、風が通る隙間が生じないように壁の設置の際に隙間の密閉を徹底するか、或いは、開口した状態で試験すべき、と考えられる。試験供試体の作成の容易さの観点から、天井面と側面はネットで覆って開口し、風の影響が小さい状況を再現することとした。また、障害物に用いる壁材については風で揺れ動くことが少ない素材を用いることとした。(d)については、実際に小型無人飛行体を用いて業務をしている事業者の人より、狭隘さの目安となる情報が得られた。また、試験供試体が同程度の狭隘な空間に対応できることが確認できた。



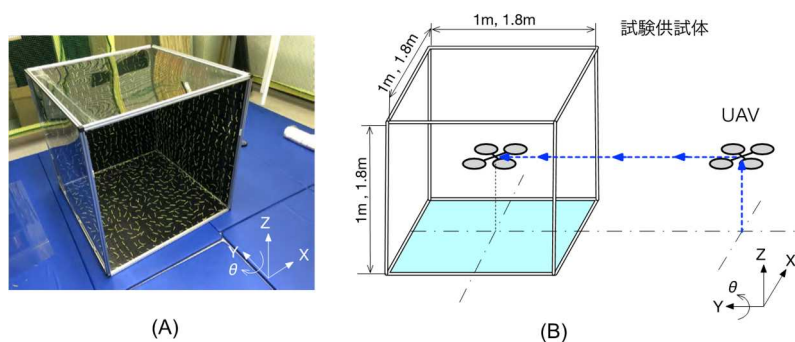
図④(2)-④-1.1 評価法の改善

(5) 小型無人飛行体による風と小型無人飛行体の安定性に関する実験

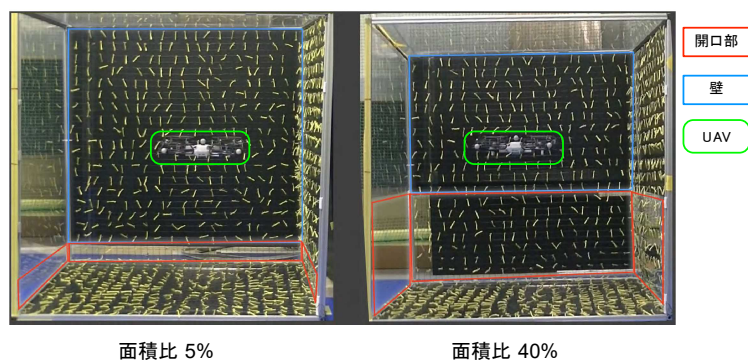
本実験では、試験供試体内を飛行する小型無人飛行体による風が飛行の安定性に与える影響について確認を行った。本実験では基準高さ、幅がそれぞれ 1m、1.8 mの試験供試体を製作し、タフトグリッドによる試験供試体の壁面付近の流れの可視化、および、試験供試体内で飛行する小型無人飛行体の挙動の計測を行った。図④(2)-⑤-1.1 (A) にタフトグリッドを取り付けた基準高さ、幅が 1 mの試験供試体を示す。試験供試体は床に設置し、側面 3 面には試験供試体を構成するフレームの開口部の面積 (1m²) と下部に設けた開口部との面積比 (以下、面積比と略す) を 5%から 50%とした壁を設置した。この試験供試体に所定の位置でホバリングさせた小型無人飛行体を中央付近まで微速で進入させ(図④(2)-⑤-1.1 (B))、小型無人飛行体のロール角(θ)の変化をモーションキャプチャ装置で計測した。また、天井の壁がある場合と無い場合についても同様に計測した。なお、小型無人飛行体は、DJI 社の Mavic mini (質量 : 199g、プロペラガードを含む最大直径は 360mm) を使用した。基準高さ、幅 1mの試験供試体によるタフトグリッドによる可視化の結果、小型無人飛行体が比較的安定して飛行している場合、正面の下部のタフトに大きな変化はなく、小型無人飛行体が不安定な状態の場合、正面の下部にタフトに大きな乱れが見られた。図④(2)-⑤-2 に小型無人飛行体が比較的安定して飛行した面積比 40%の場合と不安定な状態となった面積 5%の場合のタフトの様子を示す。

図④(2)-⑤-3 にロール角の変化と開口部の面積比の関係を示す。ここで、縦軸は試験供試体から

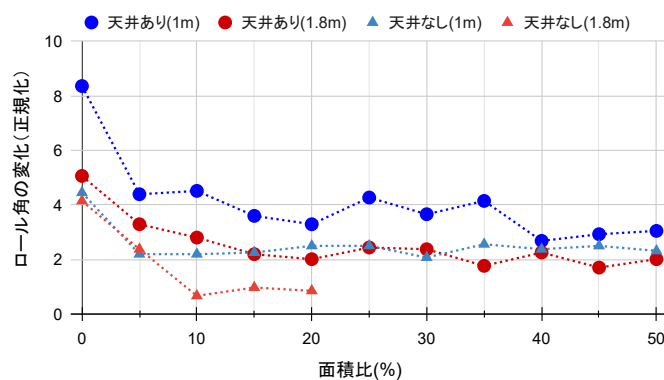
の影響をほぼ受けない壁、天井のない基準幅 1.8 mの試験供試体での標準偏差の平均値を基準とし、各条件でのロール角の標準偏差の平均値を正規化した値である。図④(2)-⑤-3 から、各条件とも試験供試体の下部に開口部を設けることで飛行が安定し、試験供試体の面積比、基準高さ、幅が大きい場合、また、天井が無い場合に基準値との比が小さくなり、安定した飛行状態を得られることがわかる。図④(2)-⑤-2 と 図④(2)-⑤-3 から、正規化したロール角の値が3程度であれば、小型無人飛行体は比較的安定して飛行することが可能で、壁等の影響を考慮する必要がないことが本実験により示された。



図④(2)-⑤1.1 試験供試体（基準高さ 1m、幅 1.8m）



図④(2)-⑤-2 試験供試体壁面近くの流れ



図④(2)-⑤-3 小型無人飛行体のロール角の変化と開口部の面積比の関係

5 まとめ

NEDO 性能評価プロジェクトは、フィージビリティスタディとしての調査事業のような形で全体の DRESS プロジェクトより 1 年早期に 2016 年度から開始され、既存の性能評価のための試験法や規格を調査し、後に手順書の中に組み込まれる形で 2020 年に公開された。その内容はドローンのシステムとしての広範性に伴い評価すべき性能の多様性が明らかにするものであったため、その後性能評価プロジェクトは拡張を続け、多くの性能評価手法、試験法の開発を行ってきた。これらの試験法開発は、オーソリティの耐空証明や型式承認の適合性評価に寄与するだけでなく、UAS の分野でパフォーマンスベースの制度運用を方針とした ICAO の判断に伴い各国のオーソリティが活用する民間規格の適合性証明の方法として重要な役割を果たす。このように、制度と技術はその産業の前進を実現するための車輪の両輪であり、その推進の障害となる知見の不足による判断不可の事態を克服するための試験技術を保有する機関のネットワークを構築した。また、柔らかく不確定要素の高い人体に対する傷害、対人衝突安全などの定量評価や、航空機では必須の運用限界性能評価の効率的な手法の開発など様々な知見の蓄積を行い本報告書に取りまとめたので、ネットワーク共々活用され本分野の産業発展に寄与することを期待する。

2020～2021 年度委託事業では、無人航空機に求められる安全基準策定のための研究開発の中で、①各種機体の性能評価試験法開発、②産業規格化検討、③セキュリティ検討、④非 GPS 性能評価試験法検討を実施した。①各種機体の性能評価試験法開発では、2017 年に発表した ICAO（国際民間航空連盟）の UAS のパフォーマンスベース評価に基づく D&R (Durability and Reliability) の適合性評価に必要な性能限界評価手法やリスク評価手法の研究開発を実施した。作業現場で浮上中のドローンが人に衝突するケースの対人衝突安全評価を、日本自動車研究所の衝突試験装置等を用いて実施した。ドローンガード等安全対策装備による飛行性能低下を評価するため、産総研の風洞と大分産業科学技術センターのドローンアナライザーを使用して、空気抵抗係数、最高速度限界測定、落下終端速度測定などの試験法研究を実施した。人体や頭部、手、顔、目のドローン衝突及び切創試験は安全衛生総合研究所、長岡技術科学大学らで実施した。また、ドローンの騒音試験法の開発のために騒音測定の試験を実施した。バッテリーにエネルギーを蓄積した状態のドローンが衝突した際のリスク低減の度合いを評価する手法を、外部短絡試験と内部短絡圧壊試験の評価による地上への危害と、有人機へのエアリスク（ドローンストライク）の 2 つの方向でバッテリーメーカと共に、検証する試験を実施した。国土交通省 航空局適合性評価の CONOPS を決める重要な部分を占める最高速度や落下終端速度などの飛行限界性能評価を風洞により実施する方法の開発を実施した。炭素繊維複合材の固定翼機の飛行限界性能試験法や、VTOL (Vertical Take-Off and Landing) 機の垂直飛行から水平飛行への移行遷移過程の飛行安定性評価法の検討を実施した。② 性能評価の産業規格化として、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化のために、各種産業規格策定のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で、海事協会が「産業規格化ワーキンググループ」を設置し、開催と運営を実施したが、②は 2022 年度まで延長して「無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討 WG」を設置し、第二種機体に対応した型式認証の適合性証明手段として活用可能な、証明方法（試験方法を含む）及びそれらの文書（証明手順書）化について検討し、実際に機体メーカの協力のもと、実機による飛行試験を実施した。③ セキュリティに関する検討として、無人航空機に必要なセキュリティの検討のために、有人航空機のセキュリティ規格である RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics) DO-326/355/356 等や、IEC (International Electrotechnical Commission) など他の産業規格の調査を実施した。また、無人航空機のセキュリティ対策基準（ガイドラ

イン)の検討のために、「無人航空機性能評価検討委員会」の元で「無人航空機のセキュリティワーキンググループ」を設置し策定作業を実施し、2022年3月31日に「無人航空機分野 サイバーセキュリティガイドライン」を経済産業省から発表した。④ 非 GPS 飛行の性能評価として、小型無人航空機の非 GPS 飛行性能を評価する技術としての性能評価のための試験供試体の研究開発、およびその試験供試体を用いた性能評価法についての基礎的な検討を実施した。具体的には、センサデータに基づいた自己位置推定や位置制御等の非 GPS 環境下で小型無人航空機に必要とされる性能を試験するために必要な、基礎的な試験条件や、定義について検討した。さらに、海外の無人航空機の評価法の調査検討として、米国 ASTM International の委員会(E54)の調査と共に、ASTM International と米国 NIST (National Institute of Standards and Technology) とが開発中の試験法の評価を実施した。主に、原子力機構と新潟工科大は、協力して性能評価のための試験供試体の研究開発を担当し、プロドローンと名工大は、既存の SLAM (Simultaneous Localization and Mapping) 等の自己位置推定に必要なセンサの評価法の検討、本郷飛行機は自己位置推定技術等を搭載した小型無人航空機の開発を実施した。航空法でもそうであるが、国が審査をするとき、審査に必要な実測データを持っている必要があり、これに貢献するのが本プロジェクトとしては最も効果的である。本件の場合は高圧ガス保安法で、国の審査を委託されている KHK が実測データを保有することにより審査が実測値に基づいたものとなるので、JARI の試験法による結果と KHK の試験法による結果を KHK が保有していること自体が大変重要であり、それにより各試験法が国の審査に結びついて迅速な審査が可能になるという結果が得られている点が大きな成果である。限界飛行速度の評価手法として、産業界において低コストで計算が可能なように 2 次関数近似を用いて最小 2 乗フィッティングによる関数導出を用いた。扱いやすい 2 次関数近似を用いることにより、産業界で使いやすい飛行運用限界速度計算手法が開発できた。これを用いれば、耐空証明や型式認証の適合性評価の審査における D&R や CONOPS のための実測データになるだけでなく、開発現場の効率化と技術向上促進にも寄与することができる。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	3	1	0	4
学会発表・シンポジウム講演等	2	5	5	13
展示会出展	6	1	0	8
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	0	1
ニュースリリース・プレスリリース	4	1	0	5
国内出願	0	0	0	0
外国出願	0	0	0	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

無人航空機の日視外及び第三者上空等での飛行を安全かつ環境にも配慮して行えるようにするための、機体の騒音計測、落下分散、衝突安全、アンテナ性能、非 GPS 環境での性能評価方法などを実証でき、今後の飛行リスク評価および機体認証に適用することで、無人航空機利用の拡大、無人機航空機開発拡大に貢献する。そのために、各種試験方法のデータのさらなる蓄積により、適用範囲を明確にし、標準化を目指す必要がある。性能評価の産業規格化に関しては、2022 年 12 月から施行された改正航空法による機体認証の適合証明方法の研究開発のために構築できた産官学検討チームの活動を更に継続的に実施し、機体認証の取得およびその検査をより合理的に実施可能とすることで、無人航空機の利用を促進するとともに、無人航空機産業の発展に貢献する。その結果、無人航空機による目視外及び第三者上空飛行の安全な飛行により、過疎化や人手不足、災害対応などの社会の課題解決に貢献する。さらに、そうした社会実装のために、本事業でも取り組んだ無人航空機オペレーション時の作業安全確保措置をさらに確実化し、社会受容性の拡大、および運行コストの低減に向けた取り組みが必要である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

無人航空機の機体認証は、リスク評価とリスクマネジメントを正確に行うために、機体の運用環境や、目的を CONOPS により明確に設定することが求められており、本事業で研究開発した各種評価方法に関してもユースケースごとにデータを集積する必要がある。また、機体認証の要求もリスクに応じた適正化が求められ、今後は、産業規格の検討を、リスクに応じてカテゴリ分けし、各カテゴリにおける適合証明方法の研究開発を本事業の後継である、次世代空モビリティの社会実装に向けた実現プロジェクト（Realization of Advanced Air Mobility Project : ReAMo プロジェクト）において実施する。特にリスクの高い人口密度エリアでの第三者上空飛行に関しては、D&R 方式の評価方式では、長時間の飛行実績が求められるため、設計開発プロセス自体の認証を行うような有人機の認証方式も無人航空機用に研究開発することが必要である。また、実飛行を行うことなく、操縦訓練や、機体開発が可能となるようなシミュレータの活用方法を研究開発するとともに、シミュレータに要求される性能要件を明確化する必要がある。作業安全向上に関しては、航空法上の耐空性能とは異なる側面があるので、無人航空機特有の作業安全確保措置を国際動向も参考に進める必要がある。社会受容性に関しては、実証実験やシミュレーションを通して、実際の地元コミュニティとのコミュニケーションを構築するとともに、未来社会における無人航空機利用の利用シナリオを提示する研究も求められる。運行コストの低減のためには、自律運航を拡大させて、複数の無人航空機を同時に運行する可能性を検討することが求められ、その際のリスク評価手法を研究開発する必要がある。

こうした研究成果の標準化活動を、国内での標準化に留まらず、国際的な業界標準化、さらには国際規格化を目指す必要がある。

3. 実用化・事業化の見通し

本事業で研究開発した評価技術は、試験機器や試験装置として事業化が可能であり、一例として残響室の小型化・低コスト化が期待される。また、評価試験を通して、機体自体の競争力向上にも貢献できる可能性は大きい。

性能評価の産業規格化に関しては、効率よく機体認証が進むことで無人航空機産業が発展することはもとより、認証取得を促進するコンサル事業も立ち上がる可能性が高く、民間の登録検査機関はすでに発足し、登録検査自体が事業として生み出されている。こうした直接および間接的な事業化が期待される。

6.1.2. 省エネルギー性能など向上のための研究開発

6.1.2.1 特殊環境下における連続稼動等が可能な機体の研究開発

(実施期間：3 年間 (2017 年度～2019 年度))

(実施先：株式会社エンルート)

本事業（事業期間 2017～2019 年度）については不正のため、2020 年度に交付決定を取り消し、全額返還済みとなっている。

6.1.2.2 長時間作業を実現する燃料電池ドローンの研究開発
(実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度）)
(実施先：株式会社プロドローン)

(1) 事業の背景・意義（目的・概要）

【ドローンのニーズ】

「日本再興戦略 2016」において、新産業を創出する第 4 次産業革命の具体的な施策の一つとして「小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備」が挙げられている。近年、ネット通販の拡大等によって貨物輸送の小口化が進んでいるが、地球温暖化対策の観点から、輸送・積載効率の改善による物流のグリーン化促進が望まれている。CO₂ 排出量の 17 %を占める運輸部門の内、貨物車及びトラックから排出される CO₂ 排出量は年間 7600 万 t にのぼるが、この内 10 %の貨物輸送をドローンに置き換えた場合、ディーゼル車から電気自動車に置き換えたのと同等の省エネ（-58 %）が期待される。また、ドローンは地震や水害・火災等過酷な災害現場での作業も可能であり、道路の寸断等によって孤立した地域へ物資を供給できるようになるため、防災面からも普及拡大が望まれている（図 2.1.2.2-1 左図）。

一方、高度経済成長期に整備された社会インフラの老朽化が課題となっており、効果的かつ効率的なインフラの長寿命化が求められている。橋梁・トンネル等のインフラは高所・狭所等作業困難な場所に建設されていることが多く、検査だけでも莫大なコストが掛かっている。これをドローンによって効果的かつ効率的に検査し、16 %のインフラについて長寿命化が達成された場合、再建設によって排出される CO₂ や廃棄物の抑制等、環境負荷低減に貢献することができる。また、インフラ維持管理の技術者の高齢化が進む中、ドローンによるインフラ検査の自動化は、将来の人材不足に対する懸念を払拭することが期待される。



CO₂ 排出量の 17%を占める運輸部門の内、
宅配便等の小口輸送をドローンに置き換え

+

災害現場等における作業・物流での活用



効果的かつ効率的なインフラ検査
インフラ長寿命化によるコスト削減

+

自動化による人材不足の解消

図 2.1.2.2-1 ドローン化によるメリット

【ドローンの飛行時間の問題】

株式会社プロドローンでは、小口輸送やインフラ検査に活用可能な産業用ドローンの開発・販売を行っている。特に、ペイロード 30kg 以上の大型ドローンやロボットアームを用いて直接作業が可能なドローンでは世界的にも先進の技術を有している。これらのドローンは、電源として大容量リチウムイオンポリマー二次電池を用いている。しかし、リチウムイオンポリマー電池のエネルギー密度は 0.2 kWh/kg (0.5 kWh/L) 程度しかないため、飛行・作業時間が 15～30 分に留まっている。電池の搭載本数を増やすと自重も増加するため、2 本積みば 2 倍の時間飛行できるというわけではない。自重と飛行時間のバランスを計算した結果、最も効率の良い点が 15～30 分である。

小口輸送における荷物や、インフラ検査における測定機器等の重量物を搭載する業務では、さらに飛行・作業時間が短くなってしまう問題がある。農業散布や航空測量においても、事前に大量の二次電池を充電しておく手間が問題となっている。地震や水害・火災等の災害現場では二次電池を充電するための電源が確保できない場合が多く、長距離・長時間飛行ができるドローンの開発があらゆる分野で望まれている。

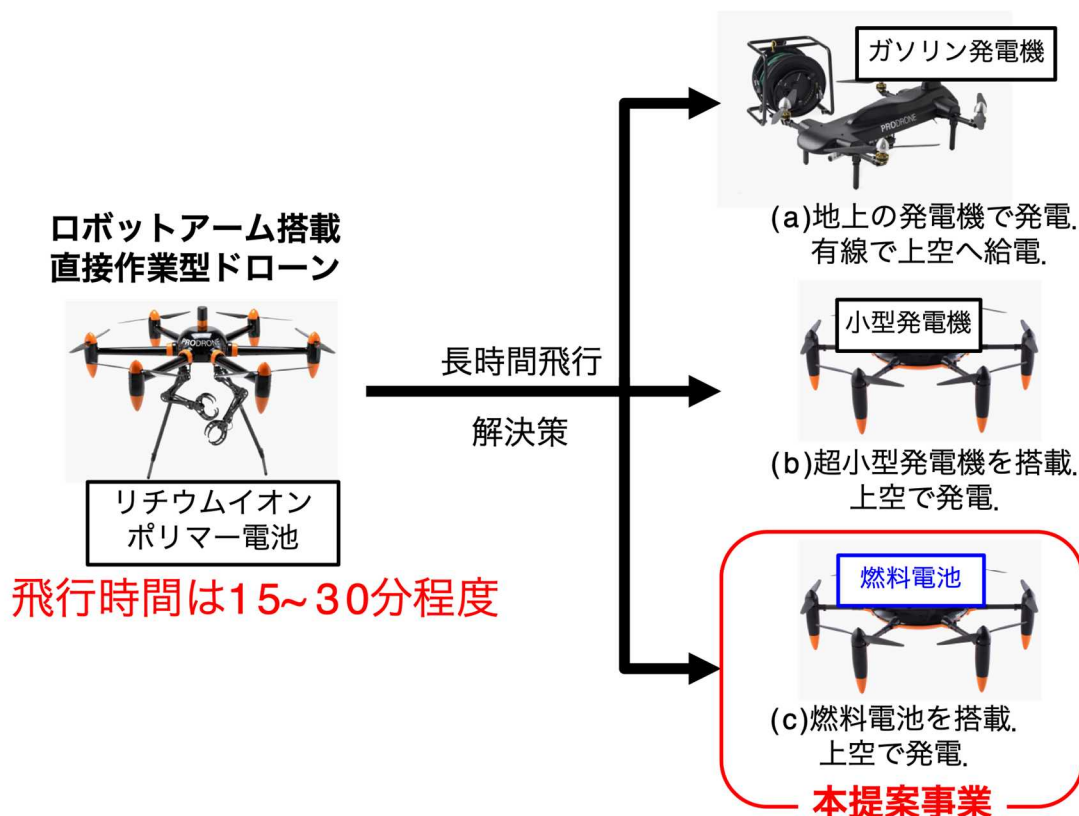


図 2. 1. 2. 2-2 (株)プロドローンでの飛行時間を伸ばすための取り組み

図 2. 1. 2. 2-2 に示すように、株式会社プロドローンでは飛行時間を延長するために様々な研究開発を行ってきた。図 2. 1. 2. 2-2(a) は、地上のガソリン発電機で発電し、金属電線を通してドローンに電力を供給する有線給電システムである。地上の発電機の燃料が続く限り飛行が可能だが、行動範囲は金属線のケーブル長に制限されるため、広域の輸送や点検、測量などには適さない。図 2. 1. 2. 2-2(b) は、発電用に模型用エンジンを搭載したドローンである。エンジンで発電機を回転させる方式だが、効率の良い発電機が作れなかったため飛行には至っていない。図 2. 1. 2. 2-2(c) は、上空で溶液と触媒を反応させて水素を生成し固体高分子形燃料電池 (PEFC) で電力を発生させるドローンである。これを開発した 2014 年当時の燃料電池・水素発生器は重量が大きい割に電力が少なく、電流サポート用のリチウムイオンポリマー電池と併用してやっと 20 分飛行したのみで、燃料電池だけの単独飛行は実現できなかった。(世界初の燃料電池搭載ドローンだったが、委託先との守秘義務によって公式発表はしていない。)

【燃料電池】

燃料電池は、外部から供給する燃料の搭載量分を電気に変換することができるため、エネルギー密度の高い燃料を用いることによって長時間運転を実現することができる。固体高分子形燃料電池 (PEFC) は重量エネルギー密度 33 kWh/kg の高圧水素を燃料に用いることができ、燃料電池自動車等の動力源として実用化されている。しかし、体積エネルギー密度がリチウムイオンポリマー電池の 2 倍程度 (1 kWh/L) しかないため、特に高出力が求められる大型ドローンでは高圧水素タンクの容積が大きくなってしまいう問題がある。



図 2.1.2.2-3 二次電池・燃料のエネルギー密度

共同研究先である国立研究開発法人産業技術総合研究所と株式会社アツミテックは、固体酸化物形燃料電池 (SOFC) を用いた「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している (2017 年 2 月 9 日プレスリリース)。SOFC は 600 °C 以上の高温で作動し、酸化物イオン (O^{2-}) が伝導種であるため、水素以外に液化石油ガス (LPG) 等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。既に商品化されている LPG 駆動エンジン発電機 (900 W) の熱効率は 7~15 % に対して、開発した燃料電池 (100~400 W) の熱効率は 30~40 % と高く、CO₂ 排出量を大幅に低減することが期待される。市販の LPG カセットボンベ 2 本 (500 g) は 6.5 kWh のエネルギーを有しており、熱効率 30 % の場合、大型ドローンの飛行に必要な 800 W を 2 時間以上出力できる計算になる。二次電池を充電するための電源が確保できない災害現場等でも、カセットボンベを交換、またはエタノールを補充するだけで継続的に利用することが可能になる。また、セラミックスで構成される SOFC はエンジンよりも重量が軽く、ドローンの飛行に適した発電システムである。



図 2.1.2.2-4 LPG 駆動エンジン・燃料電池の熱効率

【本事業の目標】

本事業では、①燃料電池用ドローンの設計・開発、②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発、③上空でも電力供給可能な燃料電池システム開発を行う。①では、既に商品化されている PEFC システム及び高圧水素タンク等を用いて燃料電池で駆動するドローンの設計・開発を行い、将来的には②および③で開発されたシステムに置き換えて実証を行う。②では、LPG またはエタノール燃料を用いた時の出力や耐久性を向上させ、長時間・繰り返し飛行・作業ができる SOFC 材料を開発する。③では、飛行のために軽量・コンパクト化し、低温・低気圧・強風の上空でも安定に発電できる SOFC システムを開発する。

(2) 研究開発目標と根拠

表 2.1.2.2-1 研究開発目標

項目	中間目標 (2018 年度末)	最終目標 (2019 年度末)
① 燃料電池ドローンの設計・開発	PEFC システム及び高圧水素タンク等を用いて2時間以上飛行する中型燃料電池ドローンを開発・実証する。	PEFC システム又は SOFC システムを用いて2時間以上飛行する大型燃料電池ドローンを開発・実証する。
② 長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発	LPG またはエタノールを用いて 300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料を開発する。	LPG またはエタノールを用いて 100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料を開発する。
③ 上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発	地上にて、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。	上空にて、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。

① 燃料電池ドローンの設計・開発

- ・リチウムイオンポリマー電池を搭載した中型ドローンの世界記録が 88 分であることから、中間目標として、既に商品化されている PEFC システム及び高圧水素タンク等を用いて 2 時間以上飛行できる中型ドローンを開発し、燃料電池の有効性を実証する。
- ・燃料電池搭載の大型ドローンを開発し、プロジェクトの目標である 2 時間以上の飛行・作業を実証する。PEFC/SOFC のどちらかにはこだわらず、双方の可能性を追求していく。

【機体開発】

株式会社プロドローンでは、クライアントの要求に応じてオーダーメイドでドローンを開発しているため、機体の大きさやモータ、電池などに縛られることなく自由に機体が開発できる(図 2.1.2.2-5)。燃料電池を搭載して飛行するドローンにおいても、PEFC の場合は機体の構造材の一部を水素圧力タンクと一体化して作ったり、SOFC の場合は耐熱隔壁のスペースを考慮し重心位置に電池を配置したりすることも可能である。また、極度に軽量の機体が必要な場合には、金型を作成してモノコックボディで作ることも可能である。



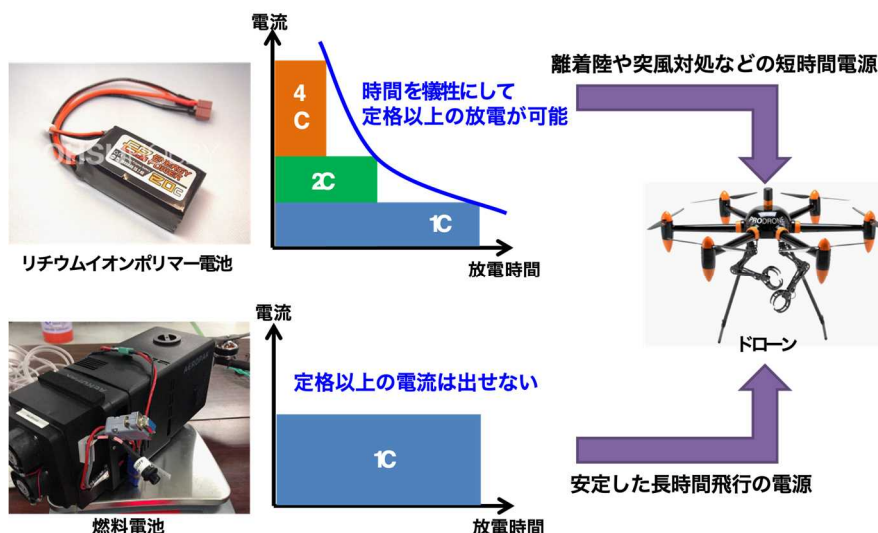
図 2.1.2.2-5 (株)プロドローンでは様々なデザインやモノコックボディのドローンが開発可能

【電池・制御回路開発】

リチウムイオンやニッケル水素などの化学的な二次電池が、例えば 10000mAh の仕様になっている場合、電流 10000mA (10A) を 1 時間放電し続けることが可能である。この 10A・1 時間という定格電流での放電 (1C 放電) に対して、20A で 30 分 (2C 放電)、40A で 15 分 (4C 放電) という使い方もできる (図 2.1.2.2-6 左上)。10000mAh の電池で 15 分飛ぶ機体は、瞬間的に 40A 放電 (4C) してホバリングしている計算になる。実際には、離着陸時に大電流が必要となるので理論通りにはならず、機体毎に電力消費パターンを計測する必要がある。

燃料電池は化学電池ではあるが、定格 (1C) 以上の放電は出来ない (図 2.1.2.2-6 左下)、最大電力点追従 (MPPT) が必要、といった特性は太陽電池に近い。例えば前述した内容を受けて 40A 出力の燃料電池を作った場合、40A を超える電流は取り出せない。従って、離着陸の際や瞬間的な突風に対処する際は、リチウムイオン電池などを補助電池として不足電流を補う必要がある。そこで、燃料電池だけで飛行したり、燃料電池と補助電池を両方使って飛んだり、あるいは燃料電池の余剰電流で補助電池を充電したりといった電源の切り替えを行うマネジメント回路基板が必要になる (図 2.1.2.2-6 右)。太陽電池システムの充放電回路やノートパソコンのバッテリーの充放電回路と比較して、ドローンでは瞬間的な負荷変動が大きいいため特別なマネジメント回路を開発する必要がある。短いスイッチング時間と大電流を考慮したパワー FET の選定や、発振対策の回路設計など高い専門性が必要となる。

図 2.1.2.2-6 リチウムイオン電池と燃料電池の長所を活かした電源管理が必要



② 長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

- ・「コンパクトハイパワー燃料電池システム」開発において、LPG またはエタノールを用いて 100 時間連続運転を実証した。外部改質器を用いない SOFC の耐久性としては世界最高レベルにあるが、更に耐久性を向上させる SOFC 材料を開発し、300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する。
- ・ドローンの飛行では、室温と 600 °C 以上の高温との熱サイクルが伴う繰り返し起動停止特性も求められる。熱衝撃に強い SOFC セラミック材料を開発し、100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する。

【LPG、エタノール燃料使用時の耐久性向上】

SOFC は、原理的に水素以外に液化石油ガス (LPG) 等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。しかし、炭化水素やアルコールを SOFC に直接供給すると、熱分解によって燃料側の電極 (燃料極) 上で炭素析出が起こり、電極性能が急激に低下することが知られている (図 2.1.2.2-7)。共同研究先の産総研では、LPG やエタノールを直接供給しても炭素析出を抑制できるナノ構造電極を開発し、さらに LPG/空気比やエタノール/水比等の改質条件最適化によって、100 時間以上の連続発電ができる運転制御技術を確認した (図 2.1.2.2-8 左)。運転時間を更に延ばし、300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現するために、電極触媒の改良等、耐久性を向上させるための SOFC 材料

技術を開発する。

【繰り返し起動停止時の信頼性向上】

また、SOFC は 600 °C 以上の高温で動作するため、白金等の高価な貴金属触媒を使用する必要がなく、一般的に安価なニッケル触媒が用いられている。しかし、ドローンの飛行で頻繁に繰り返されると想定される運転停止（燃料供給停止）の際に燃料極側への空気の混入が想定され、ニッケル触媒の酸化によって電極性能が低下してしまう問題がある。ニッケルの酸化は粒子内部から金属ニッケルが拡散することによって被膜が外側へ成長し、スポンジ状に異常膨張することが知られており、SOFC の機械的信頼性を損なう最も大きな要因となっている。これまでに、10 回程度の起動停止に耐え得る燃料極の開発を行ってきたが(図 2.1.2.2-8 右)、繰り返し回数を更に多くし、100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料技術を開発する。

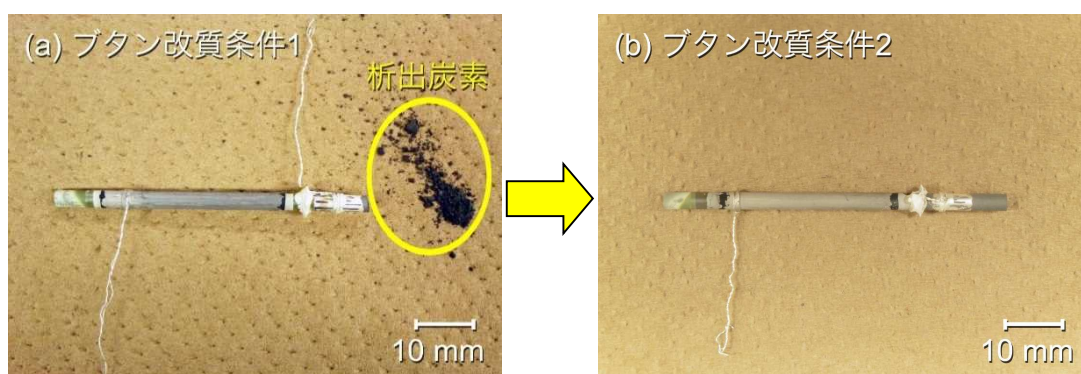


図 2.1.2.2-7 ナノ構造電極および運転制御技術の確立による
LPG 直接供給時の炭素析出の抑制

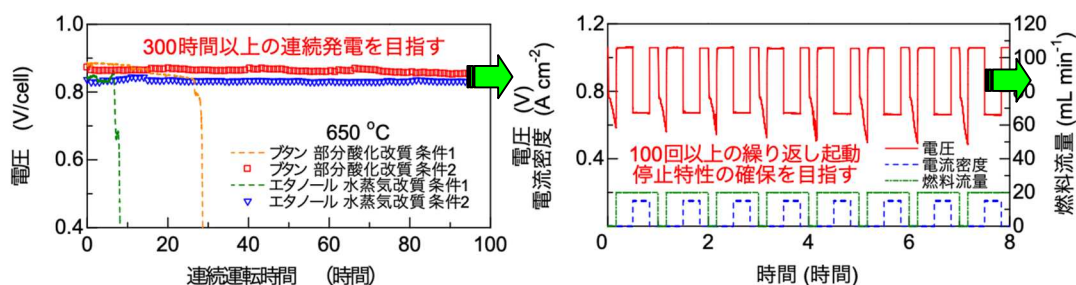


図 2.1.2.2-8 LPG, エタノール駆動 SOFC の連続発電(左)と繰り返し起動停止特性(右)

③ 上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発

- ・海外において 100 W 級ポータブル SOFC システムの開発が行われている例もあるが、400 W 級 LPG 駆動 SOFC システムを持ち運び可能にしたのは「コンパクトハイパワー燃料電池システム」が世界初である。大型ドローンを飛行させるためには、更なる高出力化と軽量・コンパクト化の相反する課題を克服する必要があり、中間目標として地上にて LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。
- ・上空では気圧や気流の変化等、地上では想定されない不確定要素があり、ドローンに SOFC システムが搭載された例は未だない。①で取得したデータを元に上空でも LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。

【SOFC システムの高出力・軽量化】

共同研究先の株式会社アツミテックでは、LPG で駆動する「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している。電極内部で燃料を改質し、起動用バーナーを搭載するため、外部改質器や起動用の外部電源が不要で、断熱材などの部材の配置を最適化して非常にシンプルかつコンパクトな SOFC システムとなっている。更に振動や衝撃に対して有利で電極抵抗の極めて少ない独自のメタルサポート構造の SOFC セルの技術も有しており、これをベースにして大型ドローンの長時間飛行・作業を実現するため、システムの再設計によって更なる高出力化と軽量・コンパクト化を進め、LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電する 800 W 級 SOFC システムを開発する。

【上空で発電可能な SOFC システムの開発】

また、上空では気圧や気流の変化等、地上では想定されない不確定要素がある。特に、LPG／空気比等の改質条件の見直しが必要になることが想定されるため、ドローンの飛行に適合した SOFC システム運転制御技術を開発し、実際に上空で LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電できることを実証する。

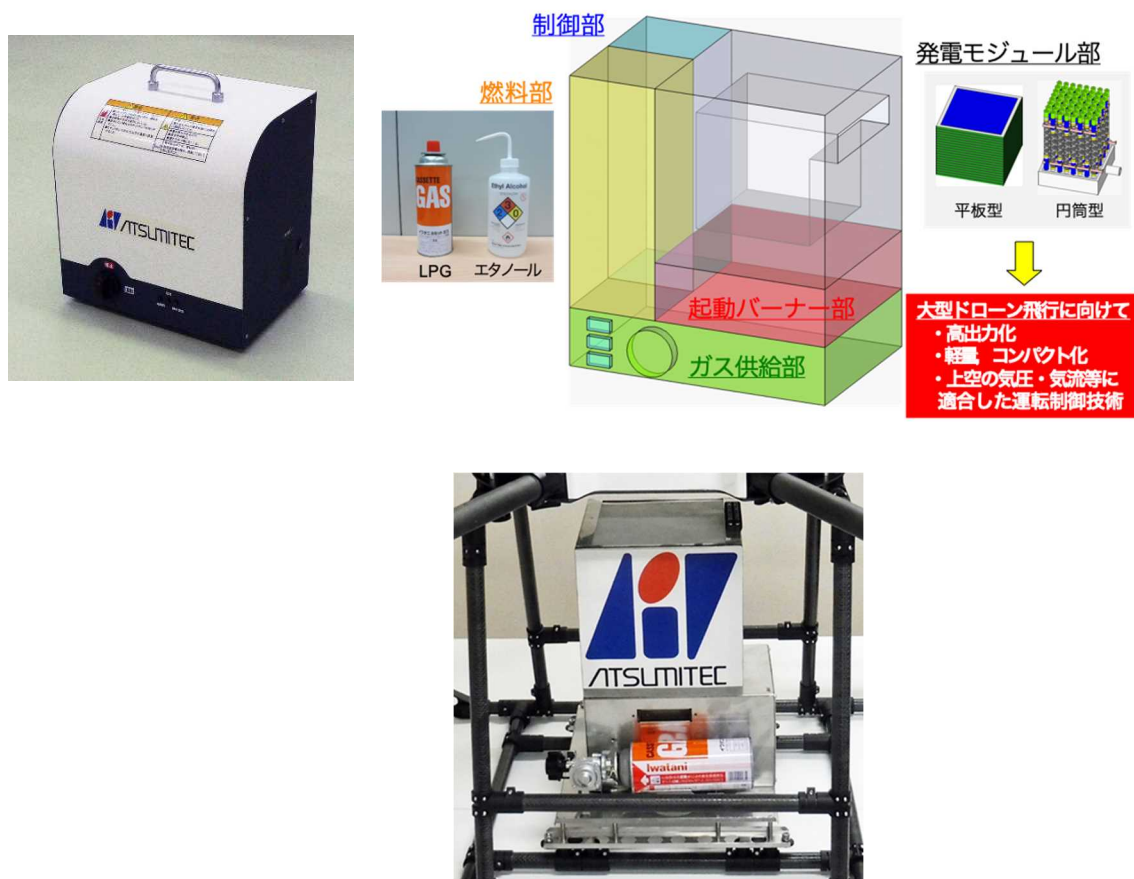


図 2.1.2.2-9 コンパクトハイパワー燃料電池システムの外観と構成

（３）研究開発スケジュール・実施体制

【2017 年度】

海外製の既製品の PEFC を何社か検討し、購入して基本的なデータや動特性を計測する。並行して、プロドローン製の中型・大型ドローンをリチウムイオン電池で飛行させ、電力消費パターンを計測する。空撮や輸送、農薬散布、点検などの様々なユースケースのパターンを収集し、モデル化と評価指標の作成を行う。その後、PEFC とドローンの特性を比較し、燃料電池をドローンに搭載した際の運用モデルを作成する。また、離着陸時や突風時の高負荷を補うため、高効率な電源切り替えマネジメント装置を設計・開発する。年内目標としては、既製品 PEFC と電源マネジメント装置を使用して燃料電池の電力のみでの飛行（長時間で無くても良い）を目指す。

また、共同研究先の産総研・アツミテックにて、LPG、エタノールで 300 mW/cm^2 （現行比 1.5 倍）の出力密度が得られる SOFC 材料を開発し、水素燃料で大型ドローンの飛行に必要な 800 W の出力が得られる SOFC システムの設計を完了する。

【2018 年度】

昨年度作成した電源マネジメント装置を量産化して利用し、高負荷時の挙動検証を行う。これらは必ずしもドローンに搭載して実験する必要はなく、有線給電による検証でもかまわない。また、燃料電池搭載を前提として特別軽量化したモノコックボディの専用の中型ドローンを開発する。年内目標としては、福島ロボットテストフィールド（福島 RTF）にて 2 時間を目指したフライト実験を実施する。

また、共同研究先の産総研・アツミテックにて、LPG またはエタノールを用いて 300 時間連続運転で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料、及び 2 時間以上発電する SOFC システムを開発する。

【2019 年度】

LPG またはエタノールを用いて 100 回繰り返し起動停止で劣化率 5 %以内を実現する SOFC 材料、及び上空にて LPG またはエタノールを用いて 2 時間以上発電可能な SOFC システムを開発する。

前年度の評価から抽出した課題を解決し、SOFC システム搭載型の大型ドローンを開発する。福島 RTF において耐久飛行実験を実施し、最大何時間飛べるかチャレンジする。また、燃料電池搭載の専用ドローンとしての販売以外にも、燃料電池だけを既存のリチウム電池の代替として販売する可能性も検討する。マルチローター型ドローンだけでなく、ヘリコプター型や固定翼型など様々な機体への搭載も検証する。

●スケジュール：

表 2.1.2.2-2 スケジュール

平成29年度 開発日程表							
開発項目	期間	平成29年		平成30年	開発目標		
		7～9月	10月～12月	1月～3月			
① 燃料電池ドローンの設計・開発		海外既存の燃料電池を調査・選定	燃料電池の調達	燃料電池ドローンの設計	燃料電池と電源マネジメント装置を使用して、ドローンを開発する。		
		既存ドローンの評価	ユースケース毎のデータ計測				
		電源マネジメント装置の機能検討	回路基板の試作(1回目)	評価検証		回路基板の試作(2回目)	評価検証
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発		高出力化・耐久性向上を実現するSOFC材料の調査・選定	ドローン向けSOFC製造技術の確立	ドローン向けSOFC初期性能の評価(水素)	ドローン向けSOFC初期性能の評価(LPG、エタノール)	LPG、エタノールで300 mW/cm ² (現行比1.5倍)の出力密度が得られるSOFC材料を開発する。	
		LPG、エタノール燃料を用いたSOFC評価法の検討		ドローン向けSOFC材料の改良			
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発		上空で要求される燃料電池の仕様調査(気圧・気流の影響等)			SOFCシステム試運転(水素)	SOFCシステムの設計を完了し、水素で大型ドローンの飛行に必要な800 Wの出力を得る。	
		ドローン向けSOFCシステム設計・試作					
平成30年度 開発日程表							
開発項目	期間	平成30年			平成31年	開発目標	
		4～6月	7月～9月	10月～12月	1月～3月		
① 燃料電池ドローンの設計・開発		モノコックボティドローンの設計・金型発注	ドローン開発・テスト飛行	燃料電池組み込み・飛行テスト	飛行試験(福島RTFにて実験)	福島ロボットテストフィールドにて2時間を目指したフライト実験を実施する。	
		燃料電池の評価					
		回路基板最終テスト	量産化試作	電源マネジメント装置の高負荷試験	計測用センサードローンの開発・テスト飛行		計測試験
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発			ドローン向けSOFC材料の改良(LPG、エタノール内部改質触媒の開発)			LPGまたはエタノールを用いて300時間連続運転で劣化率5%以内を実現するSOFC材料を開発する。	
			LPG、エタノール燃料を用いたSOFC初期耐久試験(50～100時間)	LPG、エタノール燃料を用いたSOFC耐久試験(300時間)			
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発			SOFCシステム試運転(LPGまたはエタノール)	地上でのSOFCシステム実証(LPGまたはエタノール)		地上にて、LPGまたはエタノールを用いて2時間以上発電するSOFCシステムを開発する。	
			ドローン向けSOFCシステム改良				

平成31年度 開発日程表					
開発項目	期間	平成31年			開発目標
		4～6月	7月～9月	10月～12月	1月～3月
① 燃料電池ドローンの設計・開発		大型ドローンの設計・金型発注	ドローン開発・テスト飛行	SOFC組み込み・飛行テスト	福島ロボットテストフィールドにて2時間以上を目指した耐久飛行実験を実施する。
		前年度ドローンの評価 改善点の抽出	改良・テスト飛行	連続飛行試験 (福島RTFにて実験)	
② 長時間作業を実現するSOFC材料技術開発			ドローン向けSOFC材料の改良 (起動停止に強いニッケル触媒の開発)		LPGまたはエタノールを用いて100回繰り返し起動停止で劣化率5%以内を実現するSOFC材料を開発する。
			LPG、エタノール燃料を用いたSOFC起動停止試験(100回)		
③ 上空でも電力供給可能なSOFCシステム開発			SOFCシステムとドローン補機とのシステム統合	上空でのSOFCシステム実証 (LPGまたはエタノール)	上空にて、LPGまたはエタノールを用いて2時間以上発電するSOFCシステムを開発する。
			上空でのSOFCシステム試運転		

●実施体制：

研究開発体制

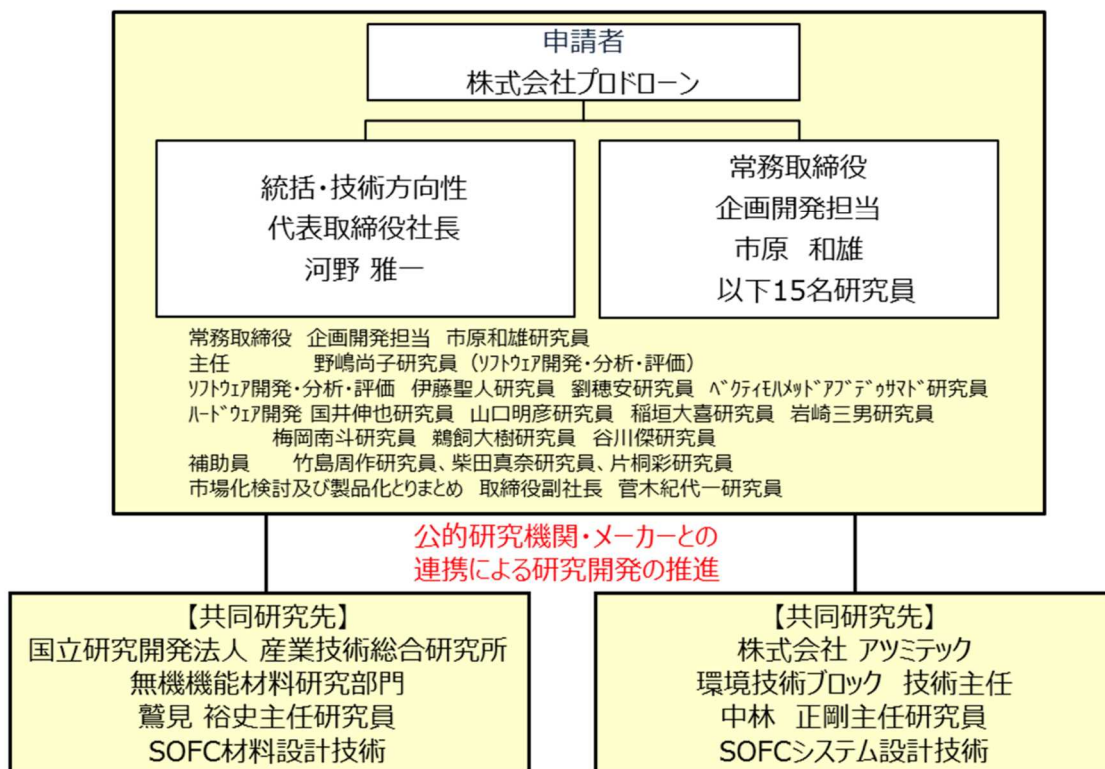


図 2.1.2.2-10 研究開発体制

(4) 研究開発の達成状況

①燃料電池ドローンの設計・開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	搭載してフライトすることができた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	300H の長時間稼働と100回の起動終了で劣化しない材料を開発できた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③上空でも電力供給可能なドローン用燃料電池システム開発

最終目標	成果	達成度	備考
実施計画書に記載した最終目標	スタンドアロンの燃料電池ユニットを開発することができた	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果の意義

【機体開発】①燃料電池ドローンの設計・開発

軽量化を課題として開発を進めるが、当初スタンドアロンで稼働する SOFC 燃料電池スタックは 20kg 近い重量となることが想定された。

このため最大ペイロードを 30kg とし、重心が上下にずれてもこれを吸収できるための構造を備えた試験用の機体を設計・製作した。

また SOFC のセルは 650 度以上の高温で稼働する必要がある。燃料電池スタックとしても熱を保持し外部との熱交換を遮断する仕組みを持つが、外部に露出している部分は高温となるため、搭載部近傍の熱対策が必要となり、20kg 近い重量の燃料電池スタックを振動から守る構造を一体化して作成した。



図 2.1.2.2-11 製作した機体外観

燃料電池スタックの排熱は二箇所にダクトを設置し、ドローンの主要な構造に高温の排気が当たらない構成としている。シンプルな構造ながら、ペイロードに応じて最適な回転を調整できる仕組みや、重心を調整する仕組み、および負荷を考慮した動力特性を設定することができる専用の機体となった。

【電池・制御回路開発】③上空でも電力供給可能なドローン用システム開発

下図は最初に作成したハイブリッド回路である。燃料電池の出力は短い時間、たとえば 100 ミリ秒程度で数倍の大電流を供給することはできない。このため、大きな電流供給能力を持つ二次電池を組み合わせる必要がある。

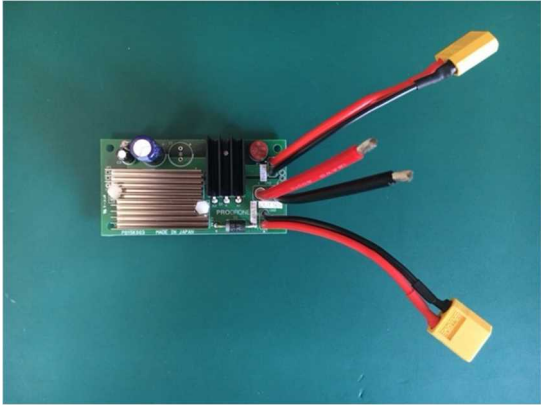


図 2. 1. 2. 2-12 製作した簡易ハイブリッド回路

下図は重量に対する電力の割合である。

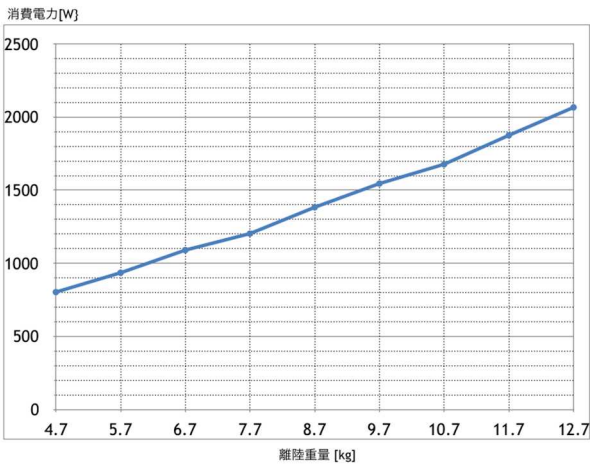


図 2. 1. 2. 2-13 離陸重量対消費電力

重量と電力が概ねリニアな相関を持っているのがわかる。

これは平均電力であるが、これを横軸に時間を設定すると、下図のようになる。短時間で急峻な電力の増減が発生していることがわかる。

特にグラフ左側の離陸後の移動や上昇で消費電力の増減が激しい。グラフ右側は一定速度での巡航状態であるが、外乱となる風が弱かったため、あまり消費電力に増減がない。

黄色い部分が燃料電池の出力から賄われる電力とすれば、青い部分が余剰電力であり、灰色の部分が不足する電力で、これを二次電池から賄う必要がある。

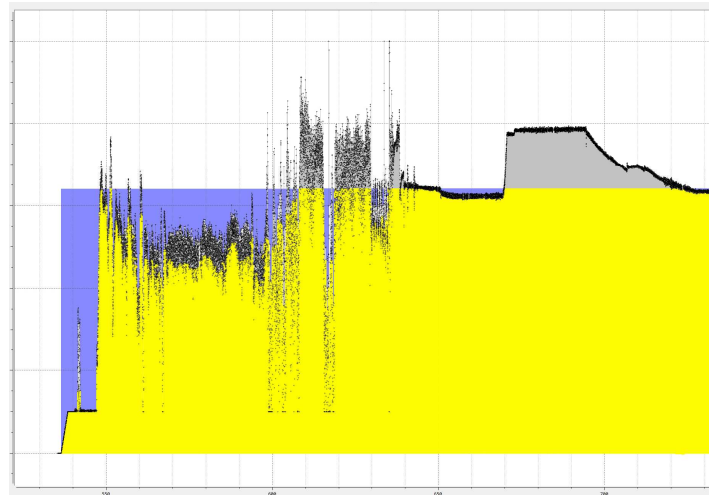


図 2.1.2.2-14 実飛行における電力消費の様子

この電力測定を元に、受動回路のみで構成したハイブリッド回路を作成した。下図は設計・製作したハイブリッド回路である。部品点数も少なく、かつロスが少なくコストも安いなどのメリットがあったが、長時間飛行を考慮した場合、二次電池の放電量が制御できず、充電機能がないことと併せて十分な信頼性を確保することができなかった。

このため一旦二次電池にすべての電力を蓄え、出力はすべて二次電池から行うシリーズハイブリッド構成を検討した。下図はシリーズハイブリッド装置の外観である。

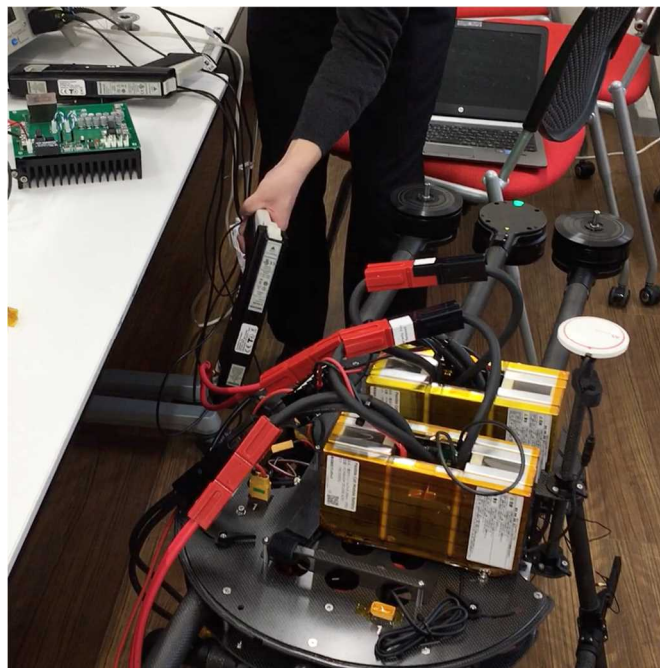


図 2.1.2.2-15 製作した二次電池を持つハイブリッド回路

100msec 以下の時間単位で常時の数倍の電流を供給する必要があり、また放電に対して十分高速な充電性能を持ち、さらに大電流での充電に対して耐久性があり、温度耐性もあるデバイスとして、東芝製の SCiB を利用した。

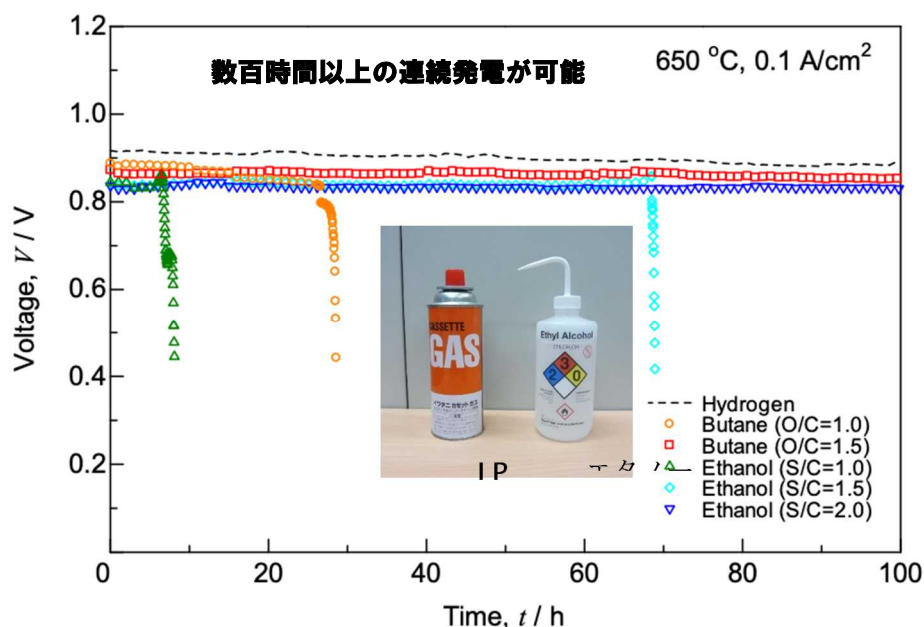
SCiB は、リチウムイオン電池に分類されるが、現在の多くのドローンに使用される主流の電池である、リチウムポリマー電池と同じくリチウムイオンを電荷として利用する原理は同じだが、酸化物系材料（チタン酸リチウム）の採用などにより、外力などで内部短絡が生じても熱暴走を起こしにくく、充放電 20,000 回以上の長寿命、6 分間での急速充電、キャパシタ並みの入出力密度、 -30°C の低温での動作等、優れた諸特性を持つ。

SOFC 燃料電池スタックは基本的にこの SCiB を充電することに専念できるため、緩やかな出力制御での運用が可能で効率や寿命を最適化した環境で動作させることができる。

また、SCiB 自体は単体でもドローンを動作させることができるため、ハイブリッドシステムに起因する特殊な制約がなく、従来と同様な使いかたが可能となった。

【LPG、エタノール燃料使用時の耐久性向上】②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

SOFC は、原理的に水素以外に液化石油ガス (LPG) 等の炭化水素やエタノール等のアルコールを燃料として用いることができる。しかし、炭化水素やアルコールを SOFC に直接供給すると、熱分解によって燃料側の電極（燃料極）上で炭素析出が起これ、電極性能が急激に低下することが知られている。LPG やエタノールを直接供給しても炭素析出を抑制できるナノ構造電極を開発し、さらに LPG/空気比やエタノール/



水比等の改質条件最適化によって、100 時間以上の連続発電ができる運転制御技術を確認した。

図 2. 1. 2. 2-16 連続稼働実験の結果（出力低下度合の検証）

【繰り返し起動停止時の信頼性向上】②長時間作業を実現する SOFC 材料技術開発

また、SOFC は 600°C 以上の高温で作動するため、白金等の高価な貴金属触媒を使用する必要がなく、一般的に安価なニッケル触媒が用いられている。しかし、ドローンの飛行で頻りに繰り返されると想定される運転停止（燃料供給停止）の際に燃料極側への空気の混入が想定され、ニッケル触媒の酸化によって電極性能が低下してしまう問題がある。ニッケルの酸化は粒子内部から金属ニッケルが拡散することによって被膜が外側へ成長し、スポンジ状に異常膨張することが知られており、SOFC の機械的信頼性を損なう最も大きな要因となっている。これまでに、10 回程度の起動停止に耐え得る燃料極の開発を行ってきたが、繰り返し回数を更に多くし、100 回繰り返し起動停止で劣化率 7%以内を実現した。

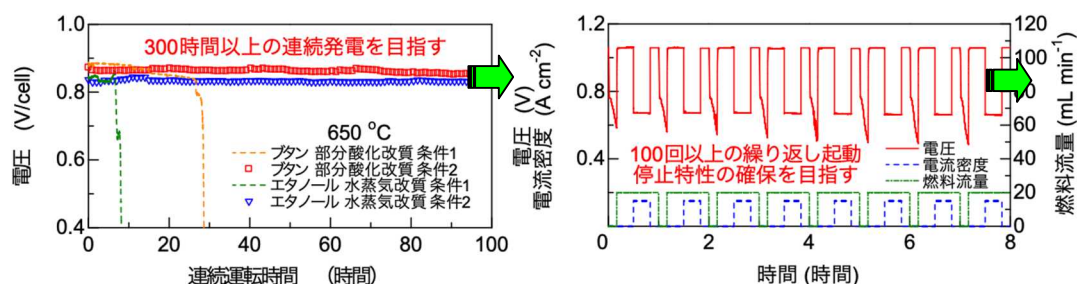


図 2. 1. 2. 2-17 連続稼働試験と繰り返し起動試験の様子

下図は触媒機能を付与したセルの出力と耐久性を示すグラフである。ともに大幅な向上を実現した。

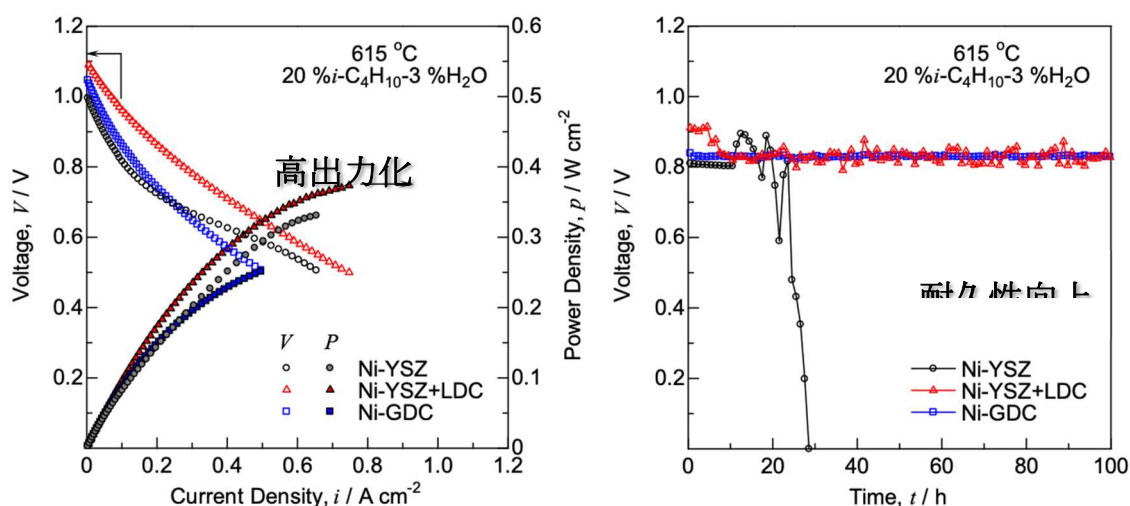


図 2. 1. 2. 2-18 出力と耐久性改善の結果

【SOFC システムの高出力・軽量化】③上空でも電力供給可能なドローン用システム開発
共同研究先の株式会社アツミテックでは、LPG で駆動する「コンパクトハイパワー燃料電池システム」を開発している。電極内部で燃料を改質し、起動用バーナーを搭載するため、外部改質器や起動用の外部電源が不要で、断熱材などの部材の配置を最適化して非常にシンプルかつコンパクトな SOFC システムとなっている。更に振動や衝撃に対して有利で電極抵抗の極めて少ない独自のメタルサポート構造の SOFC セルの技術も有しており、これをベースにして大型ドローンの長時間飛行・作業を実現するため、システムの再設計を行い、更なる高出力化と軽量・コンパクト化を進めた。
昨年度までで LPG を用いて 400 W 級 SOFC システムを開発し地上給電によるフライトテストを行った。

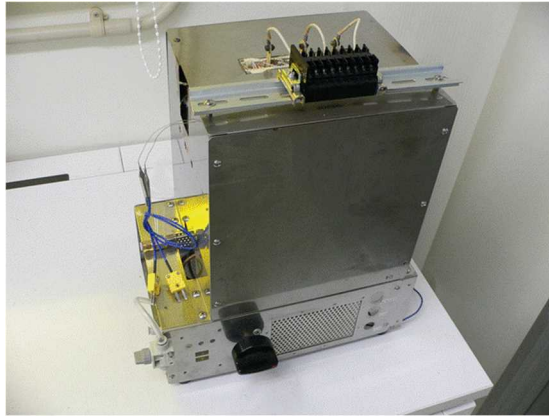


図 2.1.2.2-19 発電ユニット

また下図は軽量化の概略である。ユニットを並列接続した形で、小規模から中規模までスケラブルな構成を可能とした。

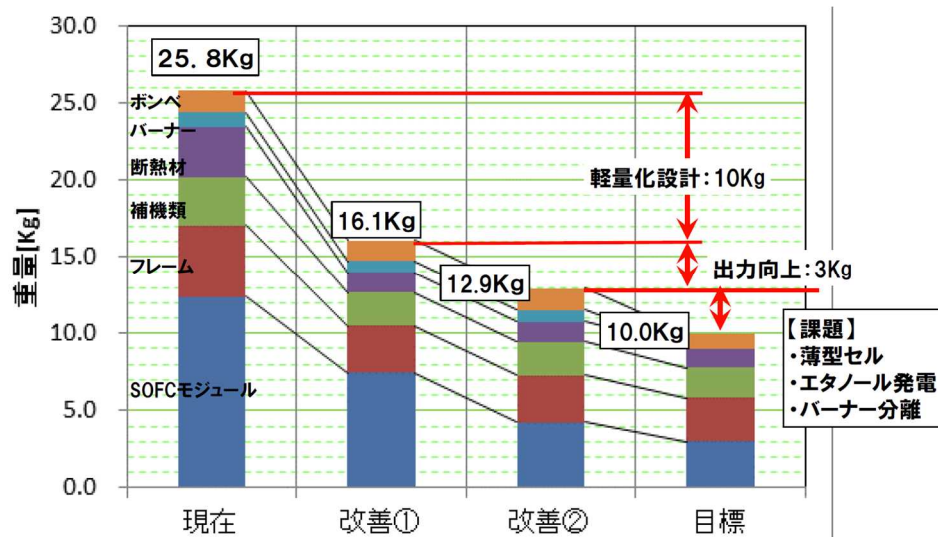


図 2.1.2.2-20 発電ユニットの重量の構成と軽量化

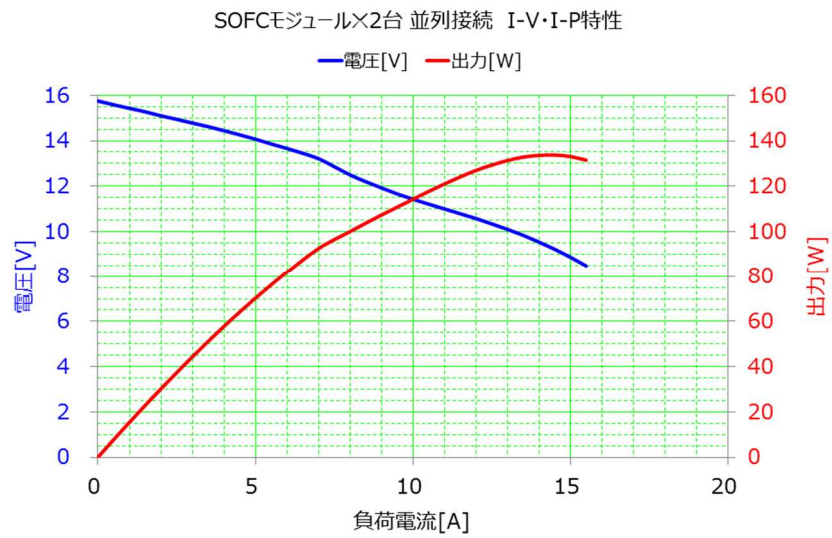


図 2. 1. 2. 2-21 製作した発電ユニット外観

- ・ 複数モジュールの連結（目標：モジュール 4 個）
 - ⇒ 熱量アップ（バーナー容量変更）
 - ⇒ バーナー排ガスの導入
 - ⇒ 断熱構造の見直し

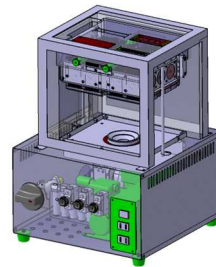


図 2. 1. 2. 2-22 発電ユニット構造イメージ図

引き続きの研究開発において以下の目標を達成する見込みである。

表 2. 1. 2. 2-3 目標達成見込み

軽量化 ⇒部品点数の削減 ⇒セルの薄肉化 研磨	
出力密度の向上 (目標 : 390mW ⇒ 600mW/cm²) ⇒集電材の拡散接合 ⇒ガス拡散性の向上 ⇒ユニットの温度分布の改善	
ハイブリッドドローン ⇒二時間超のフライト ⇒世界初 SOFC エンジンでのフライト	
ハイブリッド回路 ⇒出力 5000W 以上 ⇒SOFC 出力の効率化	

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	1	1	4	0	－	－	6
学会発表・シンポジウム講演等	1	1	4	0	－	－	6
展示会出展	0	0	0	0	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	1	1	5	1	－	－	8
ニュースリリース・プレスリリース	0	0	1	0	－	－	1
国内出願	0	0	0	0	－	－	0
外国出願	0	0	0	0	－	－	0

①事業化の基盤となる取得特許、ノウハウ等の内容

特許の名称 (最新状況)	出願/登録番号 (出願/登録日)	出願人	係争の有無
無人航空機 (特許出願済)	特願 2016-083760 (出願日 H28. 4. 19)	株式会社プロドローン	無し
ロボットアームおよびこれを備える無人航空機 (特許出願済)	PCT/JP2017/000724 (出願日 H29. 1. 12)	株式会社プロドローン	無し
電気化学リアクターセル (特許取得済)	特許第 5935220 号 (登録日 H28. 5. 20)	国立研究開発法人産業技術総合研究所 株式会社ノリタケカンパニーリミテド	無し
固体酸化物形燃料電池スタック及び固体酸化物 形燃料電池モジュール (特許出願済)	特願 2015-116751 (出願日 H27. 8. 26)	国立研究開発法人産業技術総合研究所	無し
発電装置 (特許出願済)	特願 2010-88648 (出願日 H22. 4. 7)	株式会社アツミテック	無し

②国内・国外他社における関連特許の取得状況

- ・小型ドローンに関する特許は国内外から多数出願されているが、大型荷物の運搬やロボットアームを搭載した産業用ドローンに関する特許は株式会社プロドローンから出願されている。
- ・国内外において、1 kW～1 MW 級 SOFC システムを実現するための発電モジュールに関する特許は多数出願・権利化されているが、100～400 W 級ポータブル SOFC システム向け小型発電モジュールに関する特許は産総研が多く保有している。

③内外における技術との相違及び内外における特許との関連

- ・特許 1～2 に関して、ロボットアームや計測機器の搭載等、作業に適した大型ドローン、およびこれを安定に飛行させる技術において、競合他社より優位性がある。
- ・特許 3～5 に関して、1 セルあたり 1 V、1～10 W 程度の SOFC を、よりシンプルかつコンパクトに接続して 100～400 W 級小型発電モジュールを得る点において、競合他社より優位性がある。

④事業化の基となる技術を生み出したプロジェクト等

- ・NEDO「固体酸化物形燃料電池等実用化推進技術開発／次世代技術開発／マイクロ SOFC 型小型発電機」を受託し、基盤技術を構築
- ・NEDO「中堅・中小企業への橋渡し研究開発促進事業／プラズマ溶射法による SOFC セルの製造技術構築」を受託し、基板技術を構築

- ・国際システム・ネットワーク情報会議(International Conference on Systems and Networks Communications; ICSNC)2009, 2010 年最優秀論文賞を受賞
- ・2011 年度日本セラミックス協会東海支部学術研究発表会優秀講演賞, 第 64 回電気科学技術奨励賞を受賞。

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

<開発内容>

以下の内容について実用化開発を行う。

- 1) ドローン搭載用 SOFC エンジン
- 2) ドローン搭載用ハイブリッドシステム
- 3) 燃料電池システム搭載可能なドローンおよび制御装置
- 4) UTM 対応制御ソフトウェア

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

<開発フェーズ>

上記は成果物であり、開発プロセスを勘案した開発フェーズは以下の通りとなる。

- ・フェーズ 1
軽量・高耐久性 SOFC ユニットの開発
- ・フェーズ 2
SOFC ユニットの効率を最大化するハイブリッド回路の開発
- ・フェーズ 3
上記を搭載した大型ドローンの設計製作と浮上試験
- ・フェーズ 4
信頼性、メンテナンス性、耐久性など製品化に必要な非機能要件の明確化と対応開発
(含む UTM 対応開発)
- ・フェーズ 5
福島 RTF での二時間フライトテスト

<製品化フェーズ>

- ・フェーズ 1
SOFC ユニットの製品化 (特に耐久性と運用性の向上)
- ・フェーズ 2
SOFC ドローンの製品化 (特に信頼性と電力効率の向上)
- ・フェーズ 3
DasS としての機体システム構築

3. 実用化・事業化の見通し

LiPo 電池では不可能であった、高ペイロードで長時間運行可能なドローンの実現において、環境負荷が少なく、低騒音な燃料電池システムとハイブリッド回路は今後の大型ドローンの中心的な動力源となることが期待される。

また、本研究開発成果の実現により、特にドローンを用いた市場、特に物流や警備、監視などの市場でサービスのしくみのみならず、市場そのものを大きく変える可能性がある。

このうち物流市場は目的と運搬物の性質から大きく分けて二種類考えられる。ひとつは生活必需品の運搬サポートを目的とする地方特に中山間地の物流と、高額であったり緊急の用途で生活を豊かにするための嗜好品などの運搬を行う都市物流である。

都市部ではドローンがフライトするにあたっての法的制約や安全性の確保が難しく、まず地方物流から活用されていくことが想定されるが、その際の要件としては、中山間地で 10~20kg、20km とい

った値が提示されている。ペイロードが 20kg 可能なドローンは現在の一般的な実装では概ね離陸重量が 45kg 程度になると考えられ、標準的な LiPo バッテリーを使用した場合、安全を見込むと 5km 以下しか運用できない。

大型ドローンに用いられる標準的な大型バッテリーは例えば 22V、16Ah 程度であるが、この重量は 2.5kg 程度あり、バッテリーを増やすことで離陸重量が増えてしまうため、バッテリーを増やして航続距離を伸ばすには限界がある。こうした事例においては、できなかったことができるようになるため、一気に現実的な運用が見えてくる。

6.1.3. 無人航空機のエネルギーマネジメントに関する研究開発

6.1.3.1 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計及び高エネルギー密度電池の開発

(実施期間：2年間(2020年度～2021年度))

(実施先：マクセル株式会社、古河電池株式会社)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

1.1 事業目的

2019年国内ドローン市場1450億円、CAGR+143%と成長市場であり、2024年には5000億円に達すると見ている。国内産業用ドローンは2018/6/15の「未来投資戦略2018」閣議決定されたように、PEST(Political:政治面、Economical:経済面、Social:社会面、Technological:技術面)による強力な後押しのある「進歩分野」であるが、その中でドローン用電池ビジネス規模としては100億円程度。大手電池メーカーから見ると売上規模は小さすぎる課題のある市場であり、現時点ではニッチ分野としての事業競争力の高さが求められる。

本助成事業による技術開発後、引き続き、製品化(ドローン機体とのマッチング)および量産化のプロセスを経て市場投入されることで産業用ドローンの性能向上に貢献する。その結果、産業用ドローンの手段を用いた改革として国策的に進められている「インフラ老朽化」「農家高齢化問題」「物流の小口多頻度化による物流労働力不足」の大きな社会的課題に対しても、大きく貢献することができる。

1.2 国内外の研究開発の動向と比較

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

電池の残量計は、電気自動車では必須の機能であり、自動車メーカーのみならず、大学・半導体メーカー・電池メーカー等で活発な研究開発が行われている。特にカルマンフィルタを使った適用制御については、実際に適用が進められている。しかし、自動車用途には適しているものの、ドローンに適用するには、リソースが過大であるなどの難点がある。一方で、残量計を搭載していないドローンも多く、搭載している場合も既存の残量計を流用していることが多く、ドローン用の残量計開発については公表されている事例はない。

しかし、今後は、第三者上空の高リスク飛行など、ドローンの適用分野が広がるとともにその安全性に対して厳しい要求が課せられつつあり、残量計についても今後重要度は増していくと考えられる。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発(液系280Wh/kg)

高エネルギーの材料の使いこなしや、構成部材の軽薄短小化については、スマートフォン用の電池の技術が先行してきた。また、電動工具用途や、車載用途では、電池の内部抵抗の減少や電池の発熱の抑制など、動的な性能に対する技術開発が先行している。ドローン用途ではこれら高エネルギー密度と高出力の両方を併せ持つ必要があり、電池にとっては最も高いレベルを求められる領域になる。実用化されているドローン用電池には、これら特性を追求するため、寿命特性や安全性が充分でないものもあり、高次元での特性バランスを図る技術構築が求められている。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発(全固体)

リチウムイオン電池は高いエネルギー密度を達成できるため、1990年代に上市されて以来急速に普及が進んだ。一方で、電解液に可燃性の液体を用いる点や、負極にリチウムデンドライト析出が起きることがあり、より安全性の高い電池の開発が望まれていた。電解液に替えて固体の電解質を用いることで安全性を格段に向上することができる。固体電解質の研究開発はリチウムイオン電池が上市される前から盛んにおこなわれてきたが、イオン伝導性の低さが課題で実用化に至るまでに高いハードルがあった。

2010 年代前半に東京工業大学の菅野了次教授らが硫黄系の固体電解質で液系の電解質よりも高いイオン伝導性を示す化合物を発見し、全固体電池の実用化への研究開発の流れが一気に加速した。現在、国内外で少なくとも数十社が全固体電池の実用化に向けた研究開発を行っている。全固体電池用の電解質は大きく分けて、硫化物系無機電解質、酸化物系無機電解質、高分子固体電解質などがある。この中で、硫化物系無機電解質は、イオン伝導性が良好で、柔軟で加工しやすいという特徴を持ち自動車メーカーを中心に電気自動車用途での開発が進められている。

また、国単位でのプロジェクトも盛んにおこなわれており、国内においては、NEDO のプロジェクトである SOLiD-EV が進行中であり、また、アカデミアを中心とした、ALCA-SPRING の蓄電界面化学プロジェクトが進行中である。海外においても、米国、中国、欧州、韓国各拠点で国家プロジェクトによる開発が進められている。また、ドローンや航空機などの飛行体用途としても、高エネルギー密度であり、高安全であるという特徴から全固体電池の研究開発が行われている。

（２）研究開発目標と根拠

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

担当：2020 年度 マクセル株式会社、2021 年度 古河電池株式会社

ドローンの“電池切れ”は直ちにドローンの落下（墜落）を意味し、エネルギーマネジメントの根本には、電池残量の正確な把握が重要となる。ドローン墜落を回避するためのマージン配分例は、【A】現時点から離着陸ポイントまでの距離、【B】その距離を飛行するのに必要な電力量、【C】着陸に必要な電力量、【D】現在の電池残量、【E】安全マージン、で分類されるが、この時、墜落しないためには、常に “ $D > B+C+E$ ” でなければならない。B、C、D の誤差は、すべて安全マージン E として見込む必要があり、誤差が大きければそれだけ飛行距離が短くなるため、高精度残量計が重要になる。

一般的な電池残量計は、満充電に対する割合（％）で表示される。また、電池残量を容量で計算する場合も電流積算値（Ah）を単位としている。しかし、ドローン用で求められるのは、飛行できなくなる限界までの飛行時間に相当するエネルギー量（Wh）である。それを精度よく推定することができれば、電池の持つエネルギー量を無駄なく、ぎりぎりまで飛行に費やすことができるようになる。さらにドローンでは高出力（高負荷）条件も加わるため、電池の内部抵抗からの高精度な算出式の構築も重要になる。また電池劣化での残量精度の低下についても容量低下量と内部抵抗増加の関係式を構築することで、さらに高精度化することができる。

本プロジェクトでは、電池パックだけでなく、新規に充電器も含めたシステムとしての残量推定アルゴリズム開発を進め、精度の検証を行う。この残量推定アルゴリズムに用いる「残量と静止時電圧の関係」は、電池材料の正極材と負極材の選択によって関係式が変わるが、チューニングは可能なため、先の全固体電池への適用も可能。電池の内部抵抗については、液系リチウムイオン電池より全固体の方が温度依存性が低いため、さらに精度の向上が期待できる。

またドローンのトータルエネルギーマネジメントとして必要になる「ドローン全体システムや他の部品の低消費電力化」等については、別途事業性を精査しながら計画含めて検討していきたいと考える。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

担当：2020 年度 マクセル株式会社、2021 年度 古河電池株式会社

ドローン用途に求められる性能は、軽量化（高エネルギー密度：Wh/kg）、かつ高出力（W/kg）の両方を併せ持つ必要があり、電池にとっては最も高いレベルを求められる領域になる。高エネルギー密度を達成するには、高エネルギーの材料の使いこなしや、構成部材の軽薄短小化を図ることが重要になり、特にこの領域は、スマートフォン用の電池の技術が先行してきた。一方、高出力に関しては、電池の内部抵抗の減少や電池の発熱の抑制など、動的な性能に対する技術開発が重要になり、特に、電動工具用途や、車載用途での技術展開が求められる。高エネルギー密度と高出力はそれぞれトレードオフの関係にもなるため、両方の特性バランスを図る技術構築も必要になる。技術ベースとなる高容量電極材に加え、他電池構成材の開発も併せて行うことで、事業目標のエネルギー密度 280Wh/kg × 出力 1000W/kg のセル実現を目指す。また高エネルギー密度化に伴う安全性の確保については、電池の重量増になるトレードオフを出来るだけ避けるために、電池だけではなく、充電器やドローン機体含めたシステム全体での全体最適化を検討していく（例：①墜落時の衝撃：電池パック単体での落下試験

基準ではなく、電池パックをドローンに含めたかたちでの安全性確保。電池に対する衝撃をドローンの構造全体で緩和させる考え。②電池の短絡：電池パックに”刺さるような構造物が無い“ようなドローン機体の必要性の確認、等)

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発(全固体)

担当：マクセル株式会社

全固体電池はリチウムイオン電池の主要課題を解決できる究極の電池と考えられ、世界中で研究開発が進められている。全固体電池には、固体電解質の違いにより硫化物系、酸化物系、高分子系など様々な種類がある。その中で硫化物系は電解液レベルのイオン伝導度を有し、かつ室温で成形可能であることから、現在、車載用全固体電池として非常に盛んに研究開発が進められている。電池特性としての最大の課題は、高いイオン伝導度を有しているにも関わらず、粒子間および層間の抵抗のため高い出力が実現できていない点である。EV 向けは 1C~2C の放電レートと考えているが、ドローン向けは少なくとも 5C 以上の放電レートが必要であるため、現在、実際にドローン飛行可能な全固体電池は存在していないと考える。

一方で全固体電池は、電解液系のリチウムイオン電池では使用できなかった高容量材料が適用可能であり(例えば定格電圧 3.7V⇒4.6V)、さらなる高容量化のポテンシャルを有している。よって、ドローン飛行を実現のため、新たな高出力かつ高容量の全固体電池開発が必要である。一方、全固体電池の特長として、液系リチウムイオン電池に比べて適用温度範囲が広いことがある。高温域で置かれる場合の性能経時劣化が小さく、低温域では出力性能に優れる等、ドローンの使用用途範囲の拡大が期待できる。

本プロジェクトにおいて、「高出力全固体 LIB の開発 1」として車載向けとは異なる高出力材料を用い、かつ弊社が有する分散、塗布技術による低抵抗化を加えた 1Ah 級のドローン用ラミネート電池を作製し、ドローン飛行のための課題を抽出する(目標値 E/D=120Wh/g、出力：700W/kg)。また、「高出力全固体 LIB の開発 2」においては、より大きな機体の長時間飛行のため、根本的な開発として正極及び負極活物質の新規開発を行い、ドローン飛行実現可能なセルの開発を行う(目標値 E/D=250Wh/g 以上、出力：1000W/kg 以上)。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.1.3.1-1 スケジュール

事業項目	N1年度 (2020/4-2021/3)				N2年度 (2021/4-2022/3)			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
高精度残量計開発 【2020年度 マクセル、2021年度 古河電池】								
1 構想設計 システム検討、アルゴリズム検討、調査		→						
2 システム開発 電池バック残量計プログラム作成 充電器制御プログラム改造			→	→				
3 補正用データ計測			→	→				
4 動作検証 単体動作検証、合体検証				→	→	→	→	→
5 性能評価 実機想定動作検証						→	→	→
高エネルギー密度電池の開発（液系リチウムイオン電池） 【2020年度 マクセル、2021年度 古河電池】								
6 正極材の決定		→						
7 正負極・電解液仕様の検証		→						
8 構造部材の検証			→					
9 10Ah級ラミネートセルの作製				→				
10 ラミネートセル特性評価					→			
11 ラミネートセル安全性試験検証						→	→	→
12 10Ah級ラミネートセル特性検証報告実施								→
高エネルギー密度電池の開発（全固体電池） 【マクセル】								
高出力「全固体LIB」の開発1								
13 低抵抗化検証		→	→	→				
14 電極仕様決定		→	→	→				
15 構造部材検証		→	→	→				
16 1Ah級ラミネートセル作製設備構築		→	→	→				
17 1Ah級ラミネートセルの作製			→	→				
18 ラミネートセル特性評価					→			
19 ラミネートセル安全性試験検証						→	→	→
20 1Ah級ラミネートセル特性検証報告実施								→
高出力「全固体LIB」の開発2								
21 高出力正極材適用検証		→	→	→				
22 高出力負極適用検証		→	→	→				
23 コインセルでの低抵抗化検証			→	→			→	→
24 テストセル検証結果及びドローン向け 全固体電池の可能性に関する報告実施							→	→

●実施体制：

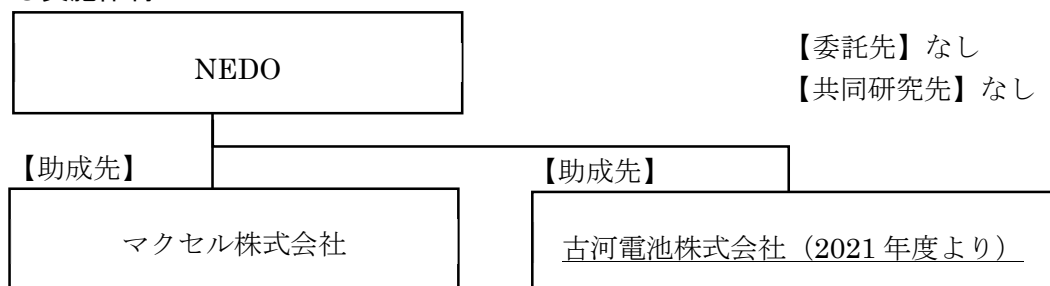


図 2.1.3.1-1 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 1】高精度残量計アルゴリズム検討	ドローン用途としての高精度化を達成するためシステムとアルゴリズムの検討を行い、電池残量については電流積算アルゴリズムを、電池劣化については充電時に容量学習アルゴリズムを選択した。	○	
【事業項目 2】高精度残量計の構成と制御方法検討	選択したアルゴリズムに対して具体的な構成を検討し、残量計は電池パックにマイコンを追加搭載し残量計プログラムを組込、容量学習については充電器の放電機能を生かし充電器から書き込む構成にすることにした。	○	
【事業項目 3】残量計各種補正データ計測	電流積算方式の誤差を改善するため、5 項目の補正用データの計測を行い、プログラムに組み込んだ。	○	
【事業項目 4】残量計の動作検証	回路基板単体及び疑似電池と組み合わせでのプログラム動作検証を行い、システムが要求通り動作することを確認した。	○	
【事業項目 5】残量計精度評価：従来を超える精度	残量計の精度を評価し、従来の 19%誤差に対して 6.6%の結果を得た。	○	
【事業項目 5(追加)】実機飛行試験：目視外飛行 10 km	目視外飛行要件に準拠した実機ドローンに搭載し 10 km飛行を確認した。	○	(*1)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) 10 km飛行に使用した電池容量は 82~31%と余裕があった。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 6】正極材の決定	電池の基本材料となる正極材を評価し、選定した。	○	
【事業項目 7】正負極・電解液仕様の検証	選定した正極材に合わせて負極と電解液の組み合わせを評価し、選定した。	○	
【事業項目 8】構造部材の検証	正負極集電箔およびセパレータを評価し、選定した。	○	
【事業項目 9】10Ah 級ラミネートセルの作製	6~8 で選定した材料を用いて 10Ah 級のラミネートセルを試作した。	○	
【事業項目 10 および 12】ラミネートセル特性評価	試作した電池の電気特性（出力・容量・温特・保存・サイクル）の評価を行った。	△	(*2)
【事業項目 11 および 12】ラミネートセル安全性試験検証	試作した電池の安全性試験（外部短絡・過充電・過放電・落下）を行った。	○	(*3)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況【事業項目 10 および 12】：さらなる高温特性の改善を実施中。

(*2) エネルギー密度：×255Wh/kg、出力密度：◎1600W/kg、高温特性：△

(*3) 各安全性目標：全て達成

③ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

最終目標	成果	達成度	備考
【事業項目 13】低抵抗化検証	バインダー量を最適化することで低抵抗化を確認した。	○	
【事業項目 14】電極仕様決定	目標とするエネルギー密度をベースに電極仕様を決定した。	○	
【事業項目 15】構造部材検証	水分透過性、耐酸化還元性を考慮して各部材を選定した。	○	
【事業項目 16】1Ah 級ラミネートセル作製設備構築	プレス装置として 400MPa 級のプレス圧を確保するため CIP を選定した。	○	
【事業項目 17】1Ah 級ラミネートセルの作製	正負極を 32 組積層して 1Ah 級のラミネートセルを作製した。	○	
【事業項目 18】ラミネートセルの特性評価	試作したセルの特性評価を実施した。	○	(※4)
【事業項目 19】ラミネートセルの安全性試験検証	IEC62133 を元に安全性試験を実施し、安全であることを確認した。	○	
【事業項目 21】高出力正極材適用検証	正極材料として 5V 級のスピネル材料を選定した。	○	
【事業項目 22】高出力負極材適用検証	負極材料として単斜晶ニオブ複合酸化物を選定した。	○	
【事業項目 23】コインセルでの低抵抗化検証	低抵抗化のために特に負極を薄くする必要があることが判明したが、現状では目標達成は困難であった。	×	(※5)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

・達成状況【事業項目 23】：導電助剤の改善を実施し、達成度は 77%まで改善。

(※4) 出力密度 811W/kg、エネルギー密度 108mAh/g、エネルギー密度は電極仕様の見直しで 121mAh/g を達成見込。

(※5) 負極の改善は継続して検討する。

（5）成果と意義

5.1. 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

【事業項目 1】構想設計（高精度残量計アルゴリズム）（実施者；マクセル株式会社）

各種の残量推定方式の分類を行い、ドローン用に最適な方法を選択した。また、電池の残量計における表示形態についても考察を行った。

1) 電池残量の表示形態

「化学的相対電池残量%」を電池残量 (SOC: State Of Charge) の定義とすることが多い。しかし、実用上の電池残量は「あとどれだけ飛べるか」という値である。このため、一定の条件を想定し「実用的相対残量%」や「放電可能残容量 Wh」を表現することとした。

2) 各種方式調査

表 2.1.3.1-1 SOC 推定方式比較

	充放電による測定	端子電圧測定法	OCV (Open Circuit Voltage) 測定法	電流積算法	モデルによる推定
現行電池	—	—	初期化時	通常時	—
精度	○	○	◎	○	○
ドローン適合性	×	×	○保管時に適	○シンプルで即時性高	△規模大
課題	即時性がない	負荷変動誤差大	動作条件判定	温度依存性等誤差	モデル化データが膨大
判定	×	×	○条件成立時	○	×

表 2.1.3.1-3 電池劣化度 (SOH: State Of Health) 推定方法比較

	充放電による測定	交流インピーダンス	電流・電圧特性	ステップ応答	充放電曲線解析法	モデルによる推定
対象	容量	抵抗 (交流)	抵抗	抵抗 (直流)	抵抗	容量と抵抗
外部	放電 or 充電	交流源	なし	放電 or 充電	なし	なし
精度	◎	○	△	◎	○～△	△～×
課題	完全放電方法	高精度電圧測定	負荷変化率	電圧緩和時間	負荷変化率	構築が複雑
判定	○	×	×	△	×	×

3) アルゴリズム検討

SOC については、電流積算方式により化学的 SOC を計算。その際、下記に配慮。

初期値：カウンタの初期値が必要→初期起動時に OCV でセット

誤差累積：電流積算は電流検出オフセットやクーロン効率の誤差が累積する→満充電時にリセット

SOH については、充電器により設定レベルまで放電後、充電時に容量学習を実施。手順は次の通り

- i) 放電実施判定：一定サイクル数稼働後に学習実施
- ii) 放電実行・終止：電池パック最小セル電圧で終止。条件のブレを補正
- iii) 充電開始・容量測定：電池パック内蔵のクーロンカウンタで積算
- iv) 満充電判定：CCCV 条件で充電停止。条件のブレを補正
- v) 容量学習結果：電池パックのクーロンカウンタ値から充電器が計算、残量計に書き込む出力については下記とした。

“定格消費電力”での放電可能な電力量 Wh = 飛行可能なエネルギー量を出力

“出力可能電力” = “現時点で出力可能な電力の最大値 W ” を出力

また、誤差により過大推定にならないように Wh にはマージンを付与することとした。

【事業項目 2】システム開発（高精度残量計の構成と制御）（実施者；マクセル株式会社および古河電池株式会社）

1) 残量計の構成
下図のとおり

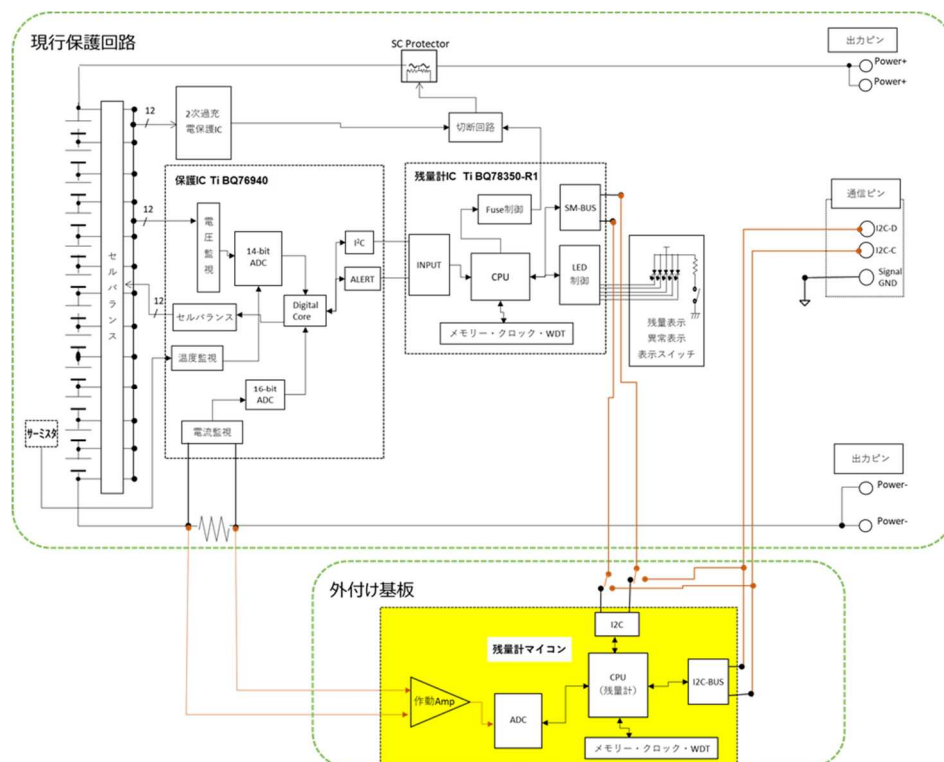


図 2.1.3.1-2 残量計の構成

現行製品の保護回路基板にマイコンを追加搭載し、マイコンに残量計プログラムを動作させる。

2) 充電器制御

保管モード（電池を長期保管する際に、電池残量を調整する機能）のため、充電器にはすでに放電回路が搭載されている。このため、充電器の現行制御プログラムに対して、前記アルゴリズムに従って容量学習処理を追加する。

【事業項目 3】補正データ計測（残量計の各種補正）（実施者：古河電池株式会社）
下記 5 項目の補正データを計測した。

1) OCV 補正

シャットダウンからの起動時にリセット、保管中の保護回路やセルの内部消費電流による SOC 減少を補正する。

2) 容量学習量補正

放電終止時：理想完全放電に対する現在値のずれを温度・劣化度に応じて補正する。

満充電時（容量学習時）：理想満充電条件に対する現在値のずれを電圧、温度、劣化度により補正する。

3) 満充電補正 (通常時)

満充電レベルのばらつきを充電電圧、温度、内部抵抗 (SOH) で補正する。

4) 消費電流補正

保管中 SOC 減少を計算で補正する。OCV 補正と併用する。

5) サイクル補正 (SOH 補間)

SOH 学習は放電を行うため、時間がかかり、またセルの劣化を促進するため、一定の頻度で実行する。その間の劣化については、サイクルカウント (積算充電量/定格値) から補正する。

【事業項目 4】動作検証 (残量計の動作検証結果) (実施者: 古河電池株式会社)

残量計の動作検証を行うため、マイコンを搭載した試作基板に残量計プログラムと補正用データを書き込み、現行保護回路と組み合わせた基板の状態で、直流電源および抵抗電圧分圧回路を使い、システムが要求仕様通りに動いていることを確認した。

【事業項目 5】性能評価とまとめ (残量計精度評価結果) (実施者: 古河電池株式会社)

1) 温度および SOH を変えた時の残量計精度

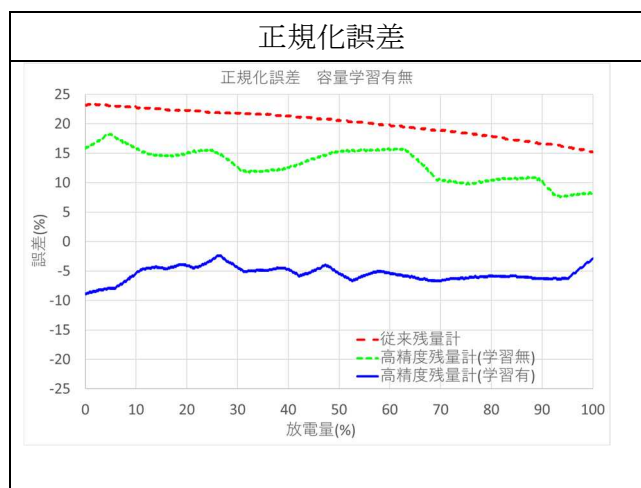
本開発による高精度残量計の評価として、高精度残量計と従来残量計の電力量 (Wh) の精度の比較を行った。

2) 充電器による容量学習

本開発では充電器を使った容量学習を行い、満充電容量 (FCC) を更新して電池容量低下量 (SOH) を求め、SOH の変化を残電力量の算出に反映して残量計の精度を高める容量学習機能を実現した。

表 2.1.3.1-4 容量学習前後での残量計精度

	相対誤差	正規化誤差
従来残量計	66.14	18.97
高精度残量計(容量学習前)	36.02	10.31
高精度残量計(容量学習後)	-22.98	-6.59



考察

測定で求めた Wh 算出テーブルの値を検証したところ、SOC の粒度は 5 %ステップで問題なかったが、温度の粒度 (10℃ステップ) については、さらに改善の余地があることが分かった。

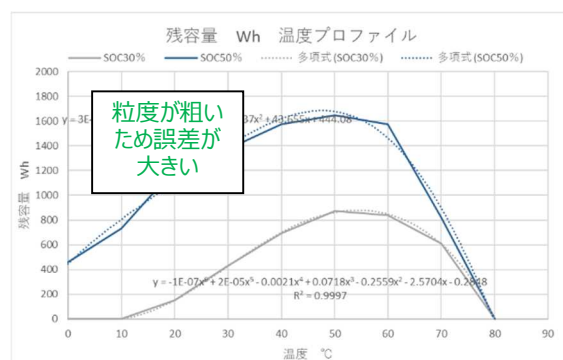


図 2.1.3.1-3 残量計温度プロファイル

【事業項目 5 (追加)】性能評価とまとめ(実機飛行試験結果) (実施者：古河電池株式会社)

目視外飛行要件を満たした無人航空機へ、本開発の電池を 2 本搭載し、29 分で 10.3km を飛行させることができた。なお、今回 10 km 試験の前に同じ電池での短い飛行テストを行っており、飛行開始時すでに電池残量が 82%まで低下していた。仮に満充電から飛行させた場合、40 分 13 km 程度飛行できたと推定される。



【仕様】

1. サイズ
1,498*1,600*574mm
2. 重量（バッテリー込） 13 kg
3. 耐風速 15 m/s
4. 最高速度（無風時） 15 m/s

【カスタム内容】

古河電池バッテリーの搭載（開発品③）

バッテリー情報の保存

バッテリー電圧低下エラー表示

Flight Distance : 10323.67 [m]

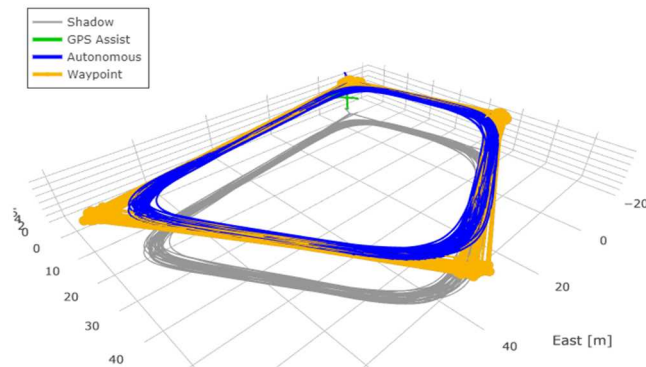


図 2. 1. 3. 1-4 実機飛行試験

5. 2. ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

【事業項目 6】 正極材の決定（実施者：マクセル株式会社）

正極材の選定にあたり、単量あたりの容量と平均電圧が高いコバルト酸リチウム (LC0) への変更を行った。候補材料として、3 種を評価した。本 LC0 はドローンの高出力に対応すべく新たに検討した材料である。評価にあたっては、カードセル（正極 1 枚/負極 1 枚 フットプリント 2550 ラミセル）で検討を行った。負極にはグラファイトを用いた。カードセルの評価項目として、放電容量、直流抵抗 (DCR: Direct Current Resistance)、サイクル (25°C、45°C)、45°C 連続充電を行った。結論として、DCR が最も低い LC0 の採用を決定した。理由として、ドローンに電池を搭載する際は、基本的に満充電状態であり、ドローンが飛び立つ時に非常に大きな電流が流れる。DCR が高いと電圧が大きくドロップし、ドローンが不安定となる。また、平均電圧も低くなるので、結果的に飛べる時間も短くなってしまう。したがって、DCR を優先項目とし、採用することとした。

【事業項目 7】 正負極・電解液仕様の検証（実施者：マクセル株式会社）

負極仕様については、量産性と初回容量から現行品と同じ組成を採用する。正極仕様については、高出力維持のため現行品と同じ塗料組成を採用した。電解液については現行品の電解液をベースとして、種々の電解液の評価を行った。評価にあたっては、mini セル（正極 9 枚/負極 10 枚 フットプリント 78168 ラミセル）で検討を行った。評価項目として、DCR、7C 維持率 (C: 充放電レート)、サイクル (25°C、45°C)、60°C 貯蔵、45°C 連続充電を行った。電解液の水準については、溶媒・添加剤の比率変更や追加検討を行った。本結果から性能確認の上、組成を決定した。最終的な性能は後述の 10Ah 級ラミネートセルで判断した。

【事業項目 8】 構造部材の検証 (実施者：マクセル株式会社)

エネルギー密度 UP のため、箔の厚み、セパレータの厚みの変更を実施した。各厚みの変更については、生産性への影響を確認した。セパレータは生産ラインでの搬送と加工を主に確認し、問題なく搬送と加工ができることを確認した。箔は電極打ち抜きを主に確認し、生産ラインの電極打ち抜きを実施した。判定基準として、セパレータを貫通するようなバリがないことを条件とした。結論として、正極は可、負極は不可となった。

【事業項目 9】 10Ah 級ラミネートセルの作製 (実施者：マクセル株式会社および古河電池株式会社)

前項目までの結果を加味し、10Ah 級のラミネートセルの試作を行った。試作は現行品と同じく生産ラインで行った。負極の打ち抜きは生産ラインで実施できなかったため、トムソン刃を用いて手動で実施した。ラミネートセルの作製は 2021 年 2 月、10 月、11 月と 3 回に分けて実施した。

【事業項目 10 および 12】 ラミネートセル特性評価 (実施者：古河電池株式会社)

生産ラインで試作したセルを用いて、電気特性の評価を実施した。試験内容は下記の 4 項目である。

1. 容量・出力特性 (放電負荷【エネルギー密度、出力密度】、DCR)
2. 温度特性 (0°C 放電負荷)
3. サイクル特性 (25°C、45°C)
4. 貯蔵特性 (60°C 10 日 残存容量、回復容量)

1. 容量・出力特性

1C = 10.8A として、放電負荷試験を実施した。図 2.1.3.1-5 に現行品と比較した放電負荷試験時の放電曲線、温度曲線を示す(赤線：開発品、黒線：現行品)。また、評価結果を表 2.1.3.1-5 に示す。放電負荷試験では、現行品と同等な 7C 連続放電を確認した。また、DCR は 8.0mΩ と現行品同等を確認した。0.2C (2.16A) の実測容量は 10.98Ah であり、平均電圧は 3.86V となった。また、セル質量は 166.3g を確認した。また、放電電流は 7C (75.6A) を確認した。したがって、エネルギー密度は 255Wh/kg、出力密度は 1600W/kg と算出した。今回のセルでは出力密度のみ事業目標達成となった。

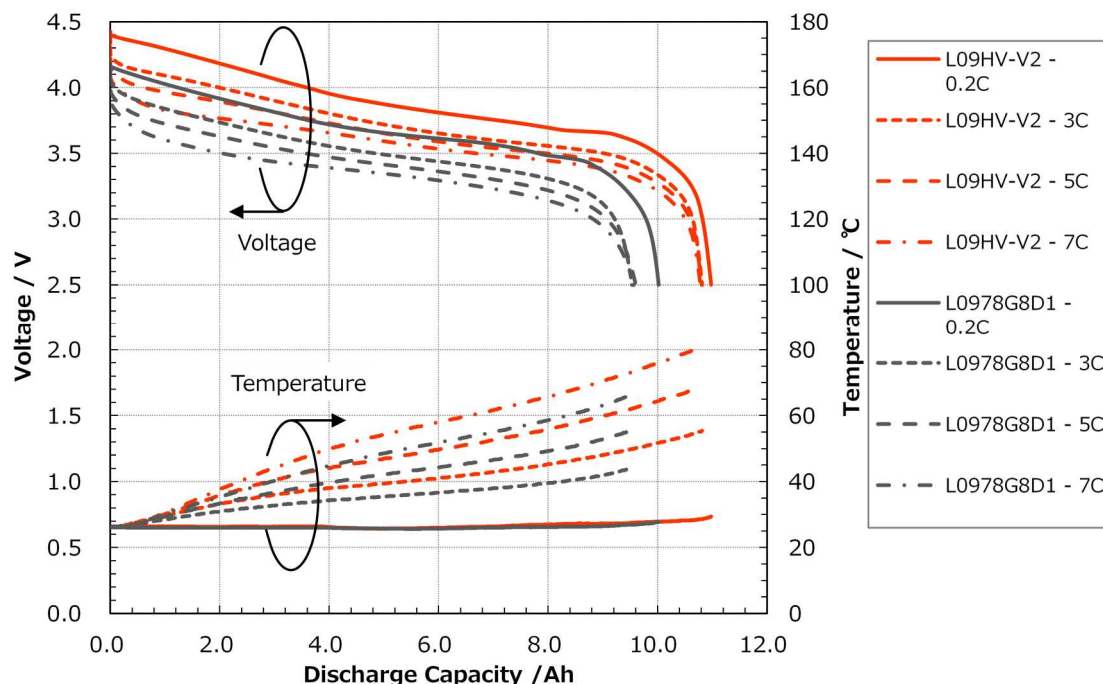


図 2.1.3.1-5 ラミネートセル放電負荷試験

表 2.1.3.1-5 容量・出力まとめ

項目	単位	目標値	L0978G8D1 (現行品)	L09HV-V2 (開発品)
エネルギー密度	Wh/kg	280	211	255
出力密度	W/kg	1000	1250	1600
DCR	mΩ	8.1	8.1	8.0
最大連続放電	C (A)	7	7 (65.1)	7 (75.6)

2. 温度特性

低温の温度特性を確認するため、0℃放電負荷試験を実施した。0℃放電負荷試験では、現行品同様 7C 放電可能と確認できた。また、3C での放電初期の電圧ドロップは現行品とほぼ同等であった。5C 以降については若干ではあるが向上を確認した。これは、電解液組成の変更によって低温時のリチウムイオン拡散が向上したからだと推測する。

3. サイクル特性

25℃および 45℃サイクル特性試験を実施した。25℃サイクルについては、目標達成だが 200 サイクル以降に容量が急落した。これは電解液量不足による液枯れだと推測する。一方、45℃サイクルについては、サイクル開始直後から容量が急落し、目標未達となった。電解液による正極保護が不完全のため、高温サイクルによる Co の溶出が発生し、容量の低下につながったと推測する。改善のため電解液組成の変更や LC0 の改良等引き続き行っていく。

4. 貯蔵特性

60℃環境での満充電 10 日保存を行った。4.50V 充電と 4.45V 充電での試験を実施した。結果として、60℃貯蔵後の残存容量は目標未達となった。また、60℃貯蔵後の回復容量は 4.45V 充電のみ目標達成となった。残存容量に関しては、正極材が LC0 に変わったことによる自己放電の差だと考えられる。回復容量に関しては、高温貯蔵時の Co 溶出による容量劣化が原因であると推測する。貯蔵特性に関しても電解液組成の変更や LC0 の改良等引き続き行っていく。

【事業項目 11 および 12】 安全性試験検証（実施者：古河電池株式会社）

現行品 L0978G8D1 の安全性と比較するためにラミネートセルの安全性試験として、下記の 4 項目の試験を行った。

1. 外部短絡
2. 過充電
3. 落下
4. 過放電

1. 外部短絡

はじめに、外部短絡試験を実施した。試験条件としては、IEC62133-2 の外部短絡試験とほぼ同等な条件を用いた。電流値の測定にはシャント抵抗（50mV-150A）を用いた。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。最大温度も 88℃であり、外部短絡は問題ないことが確認できた。

2. 過充電

次に、過充電試験を実施した。試験条件としては、パックでの過充電保護によってヒューズが切断される電圧まで充電を行った。今回の試験では、試験装置が10Aまでしか対応していないため、本来10.8A充電のところを9.9A充電としている。しかし、試験結果への影響は軽微であると考え、本条件で試験を行った。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。最大温度も29℃であり、過充電は問題ないことが確認できた。

3. 落下

次に、落下試験を実施した。試験条件としては、パック作製時に作業者が地面にセルを落とすことを想定した条件で行った。結果として、発火・破裂・発煙はなく、加えて漏液も確認できなかった。さらに、電圧が試験前後でほとんど低下していない点や、4日放置後の電圧も短絡レベルの電圧低下がない点から落下での内部短絡が発生していないことが確認できた。よって、落下は問題ないことが確認できた。

4. 過放電

最後に、過放電試験を実施した。試験条件としては、パックの過放電保護を想定した条件で行った。結果として、発火・破裂・発煙・漏液はなく、異常なセル膨張も確認できなかった。よって、過放電は問題ないことが確認できた。

5.2. ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

(1)「高出力「全固体LIB」の開発1」(実施者：マクセル株式会社)

【事業項目13】低抵抗化検証

ドローン用電池には高出力が求められる。高出力を達成するためには電池の内部抵抗を低減する必要がある。抵抗を低減するためには、電極層内、固体電解質層内の空隙を低減することが重要である。また、作製した電極体の断面を観察したところ、電極層 - 固体電解質層の界面に空隙が生じていることが分かった。抵抗を低減するためには電極層内、固体電解質層内の空隙を低減するのに加えて、電極層-固体電解質層界面の空隙低減が重要であることが判明した。電極層内、固体電解質層内の空隙を低減する検討は【事業項目16】の設備検討で実施した。電極層 - 固体電解質層界面での空隙の低減には、高圧でプレスを行うだけでは改善せず、固体電解質層と正負極界面が剥離し、固体電解質層の最表面が正負極にそれぞれ転写されていた。固体電解質層と電極層の剥離を改善するために、固体電解質層のバインダー比率の最適化を実施した。バインダーの増量は抵抗成分を増やすことにつながるため、増やしすぎると、かえって抵抗を上昇させる結果になる。このため、必要な結着力を発揮できる最低限のバインダー量を見出すことが重要である。今回の検討ではバインダー比率を5wt%にすることで界面の接着性が改善し、最も抵抗が低減した。

【事業項目14】電極仕様決定

正極活物質としては液系LIBで実績のある LiCoO_2 を選択した。また、負極活物質としてはLiの吸蔵放出特性に優れたハードカーボンを用いた。これらの活物質を用いることで、充電電圧の設計値を4.3Vとした。

固体電解質には成形性に優れたアルジロナイト型硫化物固体電解質を用いることとした。固体電解質層はハンドリングを考慮し自立膜とすることとした。固体電解質層を自立化するために基材として、厚みが $19\mu\text{m}$ の不織布を選定し、不織布に固体電解質を含浸させて合計厚み $25\mu\text{m}$ のシートとして用いた。これらの設計値を基にモデルセルを作製し特性評価を行った。その結果、重量エネルギー密度 121Wh/kg (目標 120Wh/kg)、出力密度 811W/kg (目標 700W/kg)を達成し、目標を達成できる電極体仕様を決定した。

【事業項目 15】構造部材検証

硫化物系固体電解質は通常の液系 LIB と比較して、より水分の影響を受けやすく、水分の影響を排除することが重要である。セルの外装材としては水分遮断性を考慮し、厚み 0.15mm のアルミラミネートフィルムを採用した。また、正負極のタブは、大電流で出力することを考慮してタブ幅は 4mm とした。材質は酸化還元耐性を考慮し、正極にアルミ、負極にニッケルを選定した。

【事業項目 16】1Ah 級ラミネートセル作製設備構築

まず、電極体の空隙を低減するためのプレス機の選定を行った。社内に既設の平板プレスで検討を行ったところ、プレス圧としては 400MPa 程度のプレス圧が必要との結論を得た。

さらに、良好な電極体を形成するために、等方的に圧力をかけることが可能な静水圧プレス機(CIP)を検討し、70mm 角の電極体を 392MPa でプレス可能な CIP を選定した。装置が高額なため、電極体のプレスは外注加工とすることで対応した。CIP に投入できる電極体のサイズに制限があるため、容量を 1Ah とするためには電極体の積層が必要であり、積層に必要な治具を内作り、治具を使って試作を行った。

スラリーの作製に必要な混練機、電極の塗工に必要な塗工機、ラミネートセル作製に必要なヒートシール装置については、社内に既設のもので対応できることを確認し、既設の設備を用いて試作を行った。

【事業項目 17】1Ah 級ラミネートセルの作製

正極と負極をそれぞれ 1 層ずつからなる電極体の試験結果より、容量を 1Ah とするためには電極体を 32 組積層することが必要であった。電極体を複数積層して規定の容量が得られるかを確認するため、まず電極体を 4 組積層したラミネートセルを試作した。4 組積層を行っても電極体 1 組あたりの容量に変化はなく、規定の容量が得られることが判明した。この結果より、1Ah 級セルは電極体を 32 組積層して作製することとした。電極体を 4 組積層した積層体を 8 組用意し、これらを組み合わせて都合 32 組積層したラミネートセルを作製した。

【事業項目 18】ラミネートセル特性評価

作製した 1Ah 級セルについて、まず初期容量を確認した。初期の放電容量は 1026mAh であり、目標としていた 1Ah を達成した。放電容量から計算した重量エネルギー密度は 108Wh/kg であった。

また、出力密度は 811W/kg であった。1Ah セルのエネルギー密度は目標を達成できていなかったが、負極の利用容量を見直した設計とし、正極、負極それぞれ 1 層の電極体で確認したところ、1Ah のセルに換算したエネルギー密度が 121Wh/kg と目標をクリアできることを確認した。

低温での放電特性を 1C の放電電流で測定した。0℃の放電容量は 20℃での値に対して 77%、-20℃での放電容量は 29%であった。また、高温での放電容量は、60℃のとき 20℃に対して 120%であった。

貯蔵特性に関しては、満充電状態で 60℃にて 12 時間保存したときの残存容量が初期容量の 93%であった。このセルを再び充電し、放電容量を測定し、回復容量を評価したところ、回復容量は初期容量に対して 97%であった。

また、充放電の電流値を 1C/1C とし、20℃でサイクル特性試験を行った。500 サイクル後の容量維持率は初期容量の 70%であった。

【事業項目 19】ラミネートセル安全性試験検証

試作したラミネートセルの安全性試験を実施した。実施した項目は、過放電、外部短絡、過充電、落下の各項目である。

過放電試験は放電電流が 1C で、0V になるまで放電を行った。その後、短絡状態で 60℃にて 12 時間保存した後に充電を行った。充電挙動に異常は無く、放電容量は初期状態の 100%を維持していた。

外部短絡試験は 55℃で実施した。外部の接続抵抗は 10mΩ とし、IEC62133 に比べて厳しい条件で試験を行った。短絡直後から電池の表面温度が上昇し、最大で 110℃まで温度が上昇したが、それ以外に特に変化はなく、数分後には外部温度と同じ温度になった。

過充電試験は、15V 3C の条件で実施した。過充電試験も印加電圧 15V と厳しい条件で試験を行った。内部短絡が発生した兆候を確認したが、電池の表面温度は最大で約 40℃と大きな温度上昇はなく、大きな発熱を伴う分解反応などは起きていないと推定された。

落下試験は、試験したラミネートセル自体の重量が軽く、落下の衝撃が小さいことが予測されたので、セルに 400g の重しを取り付け、落下衝撃を増した状態で試験を行った。試験は 1.5m の高さからコンクリートに 5 回落下させて実施した。落下の衝撃でラミネートの外装材に破損が生じ、電極体が折れ曲がり内部短絡が発生した。しかしながら、顕著な発熱、発火は確認できなかった。

安全性試験については、IEC62133 に準じる条件ないし、それよりも厳しい条件で試験を実施したがいずれの項目でも安全性に問題なく全固体電池が安全性に優れることが確認できた。

【事業項目 20】1Ah 級ラミネートセル特性

ドローンに適用することを想定して、ややサイズの大きなセルとして 1Ah 級のセルを試作し、特性の評価を行った。電池特性には特に大きな問題はなく、エネルギー密度は目標値に対してやや未達であったが、出力密度は目標値を達成した。エネルギー密度に関してはセルの設計を見直すことで、容量の小さなセルで目標を達成することを確認した。この設計値を 1Ah 級セルに適用することで目標は達成できる見込みである。

安全性に関しては、IEC62133 に準じた、あるいはより厳しい条件での安全性試験を実施し、いずれも発火、破裂は確認されず、安全性に優れていることを確認した。さらに大型化した場合に課題が出る可能性はあるものの、今回のテスト結果から推定すると、極端な温度上昇等、危険要因となる兆候が見られなかったため、全固体電池は基本的に安全であると考えられる。特にドローンの場合、高所から落下したときに、電池が発火する危険性を考慮する必要があるが、今回の安全性試験での落下試験の結果から、落下により内部短絡が発生した場合でも発熱、発火が見られず、ドローンに適用した場合の安全性にも問題がないと推定される。

(2)「高出力「全固体 LIB」の開発 2」(実施者：マクセル株式会社)

【事業項目 21】高出力正極材適用検証

正極材料としては、液系 LIB では電解液の分解反応により適用が難しい 5V 系スピネル材料である $\text{LiNi}_{0.5}\text{Mn}_{1.5}\text{O}_4$ を選定した。電極組成と合材混合プロセスを最適化し、電極での重量エネルギー密度が開発着手時よりも 16% 向上、放電出力密度が 24% 向上した。しかしながら、サイクル特性がよくないことが判明し、サイクル特性の改善が実用化への課題である。

また、活物質の焼成条件を検討し、Mn の価数を適正に保つことが重要であることを見出した。

【事業項目 22】高出力負極適用検証

負極材料としては、活物質として単斜晶ニオブ複合酸化物を選定し、特性改良のため元素添加と焼成条件を検討した。条件検討により、容量を最大化する組成、出力を最大化する組成を作製した。容量を最大化した場合、活物質重量当たりの容量は 326mAh/g であった。体積当たりのエネルギー密度に換算するとグラファイトの 2 倍、 $\text{Li}_4\text{Ti}_5\text{O}_{12}$ の 3 倍であった。出力を最大化した場合、容量は 292mAh/g にとどまるものの、出力特性は 4C 放電時の容量が 0.1C 放電時の容量の 82% であり、良好な出力特性を得ることができた。出力特性を最大化するために平均粒子径の小さな活物質を用いた場合、電極中に未使用の孤立した活物質が発生し、本来の容量が発揮できなかった。

【事業項目 23】コインセルでの低抵抗化検証

開発した高出力正極と高出力負極を組み合わせたコインセルを用いて、低抵抗化に必要な課題の探索を行った。

高出力と同時に高容量であることも重要であるため、電極体のエネルギー密度を高めるために、正極と負極の電極中の活物質含有率を高める検証を行った。その結果、正極・負極共に活物質含有率が高くなると、電池の出力が低くなる傾向が見られ、高い出力性能を保つためには、電極厚みを薄くする必要があることが分かった。高出力負極活物質のエネルギー密度は高出力正極活物質の2倍以上であるため、正極と負極の容量バランスを適正に保つためには、負極の厚みを正極の厚みの半分以上に設計する必要がある。従って、高出力・高容量の電極体を作製するためには、特に負極に関しては電極体の厚みをかなり薄くする必要があり、現在の技術では必要な負極厚みの電極を安定に作製することは困難であることが分かった。

【事業項目 24】テストセル検証結果及びドローン向け全固体電池の可能性に関する報告実施

将来的にドローン用の電池に適用することを想定し、高出力の正極、負極材料の検討を行った。

正極材料に関しては、液系電池では遷移金属の電解液中への溶出や、電解液の酸化分解が問題になるため現在のところ実用化できていない材料である、高電圧の正極活物質の適用を行った。電解質を固体電解質とすることで、電解液への溶出などの問題は起こらず、高出力、高容量を達成することができた。しかしながら、サイクル特性が想定よりよくないという結果が得られた。一般的に硫化物系固体電解質を用いた電池で適用されている、 LiNbO_3 を用いた表面被覆では効果が弱く、高電圧にさらされたために、正極活物質、固体電解質界面での反応により劣化が進み、被覆材そのものが劣化した可能性がある。実用化のためには新たな表面被覆材を開発する必要があると思われる。

負極材料に関しては、単斜晶ニオブ複合酸化物系の材料を用い、添加元素、焼成条件を最適化することで、高出力化を達成できた。しかしながら、出力特性を最大化するために、平均粒子径の小さな活物質を用いると、電極中に未使用の孤立した活物質が発生してしまい、活物質そのものの容量を100%引き出すことができなかった。開発した活物質の特性を最大限に引き出すためには活物質、導電助剤などの電極の構成要素の混合状態をより均一化するための手法を検討し、電極内での各構成要素の最適化を図る必要がある。また、活物質そのものの更なる特性向上、導電助剤等の構成材料についてより高性能な材料の検討を行う必要がある。

最後に今回の検証の結果から、全固体電池をドローンに適用するための課題を下記する。

高出力「全固体LIB」の開発1の項で完全ではないものの全固体電池をドローンに適用するための電極構成、セルの構造について検討し、実用化の目途を得た。また、安全性に関しても、十分ではないもののある程度は実証できたと考えている。しかしながら、飛行時間を左右する容量、出力に関してはまだまだ液系のLIBに及んでいないのが現状であり、ドローンの利用を拡大するためには更なる高容量、高出力な電池の開発を推進する必要がある。今回の検討で正極材料、負極材料について、従来材料に対して高出力、高容量化を達成できる材料を見出すことができた。しかしながら、サイクル特性などの耐久性に対する課題、高容量と高出力の両立という特性バランスに対する課題があることが判明した。また、液系LIB並みのエネルギー密度を達成するためには、電極中の活物質含有率を85%以上にする必要があることが分かった。活物質含有率を高めると出力密度は低下する傾向があり、出力密度を維持するためには電極厚みを薄くする必要がある。実用化のためには、薄く、均一で安定に電極を製造する技術開発も必要である。

今後、ドローン向けの全固体電池を実用化するためには、これらの課題の克服は必要不可欠であると考えている。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

採用したアルゴリズムは比較的シンプルであり、そのままでは特許化は難しいと判断、その具体的な応用を検討し、特許出願することを予定している。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

高エネルギー密度電池の構成を特長とした特許出願を行った。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

「高出力「全固体 LIB」の開発 1」では、材料系としては従来から液系のリチウムイオン電池で用いられている材料を用い、構造面で特徴を持たせる構成としたため、構造を特徴とした特許出願を行った。

高出力「全固体 LIB」の開発 2」では、従来の液系リチウムイオン電池では使われていなかった材料を用いてより高エネルギー密度、高出力を目指して開発を行ったため、材料に主眼を置いた出願を行った。

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	－	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	－	0	1	1	2
展示会出展	－	－	－	1	2	－	3
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	－	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	－	0	1	－	1
国内出願	－	－	－	2	7	1	10
外国出願	－	－	－	0	2	2	4

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

開発した残量計を製品に実装するに際してはいくつかの課題があり、特に電池パックへの搭載についてはさらなる検討が必要である。

一方で、充電器の放電機能による電池容量の実測定（SOH 機能）については、十分有効であることが検証されている。また、現行残量計に対しても適用可能であることから、先行して製品への適用を図っていく予定である。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

高エネルギー密度電池を新たに開発し、2023 年度中の上市を目標に製品化を進める。想定する販売先は、産業用ドローンメーカー（農業散布、インフラ点検、空撮・調査、物流等）。また、産業用ロボット分野にも適用可能。まずは国内を主とし、その後海外への販売も検討する。高エネルギー密度化と寿命特性や安全性はトレードオフの関係性にあるため、これらを高次元にバランスさせた製品を開発することで市場優位性を保つ。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

今回の助成事業による検討で、1Ah 級のセルを試作するための仕様は決定できた。しかしながら、ラボレベルの試作段階であり、量産化するためにはより効率的に作製するプロセスの検討が必要である。また、ドローンとして実用化するためには、更なる高エネルギー密度化、高出力化が必要である。更に容量も 1 Ah ではドローンとして実用化するには容量が不足しており、高容量化の検討も必要である。当社としては、まずは小型の全固体電池の量産化に向けて注力している段階であり、その後、より大きなセルを量産化するための検討を実施し、市場動向、コストなどを見極めて量産化の判断を行う予定である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

充電器の放電機能による電池容量の実測定（SOH 機能）について、先行して製品への適用を検討していく。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

高エネルギー密度電池を新たに開発し、2023 年度中の上市を目標に製品化を進める。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

2030 年度からの量産を目指し、高容量、高出力化のための材料開発、ドローン搭載用の電池に必要な大型化の検討、信頼性の検討を行い、量産化技術の開発を行う。

開発期間	2022年度	2023年度	2024年度	2025年度	2026年度	2027年度	2028年度	2029年度	2030年度
開発フェーズ	技術開発			製品開発			量産化		量産
高容量材料開発									
高出力化検討									
大型化検討									
信頼性検討							サンプル出荷	認証取得	
量産化技術開発									
製品販売									

図 2. 1. 3. 1-6 製品化計画

2. 3. 実用化・事業化の見通し

① 高効率エネルギーマネジメントのための高精度残量計の開発

ドローンにおいては電池切れで墜落するリスクがあり、残量計の精度に対して保証が求められる可能性がある。しかし、実際には、個々の電池それぞれに使用環境や放電ストレスの状態が異なり、電池自体のばらつき要因も多数あり、あらゆる状態を事前に想定し、実験データを取って精度の保証を行うことは困難である。このため、現状、残量計の精度については基準がない。公表されている場合でも、特定した条件の範囲での値となっている。今後、精度の検証条件について、統一基準やガイドラインの制定が望まれる。それにより、機体側においても、異なる電池に対して統一した判断が可能となる。当社として、基準制定の動きがあれば率先して対応していきたい。

② ドローン用高エネルギー密度電池の開発（液系 280Wh/kg）

実用化に向けては、高温での貯蔵・サイクル特性が目標未達であり、運用コストが高くなるなどの懸念がある。材料の改良等を引き続き行っていく。

③ ドローン用高エネルギー密度電池の開発（全固体）

硫化物系の全固体電池を生産するにあたっては、電極や固体電解質層の充填率をできるだけ高くする必要がある。ドローン用のサイズの電池を検討するため、今回の検討では CIP（冷間等方圧プレス）を用いた。しかしながら、量産化のためには、より効率が良く、高い充填率を達成できる生産プロセスを構築する必要がある。

また、液系 LIB に匹敵するエネルギー密度 (250Wh/kg)、出力密度 (1000W/kg) を達成するための電極活物質については、正極の高電圧化による出力向上の可能性を見出したものの、サイクル特性を実用レベルに高める技術の開発が必要である。加えて、目標とするエネルギー密度を達成するためには、正極・負極ともに電極中の活物質の含有率を 85%（質量ベース）以上に高める必要があり、そのような高い活物質含有量の電極を用いた電池において目標とする出力密度を達成するためには、電極や固体電解質層の厚みをさらに薄くする技術の開発が必要である。小型の全固体電池の量産化で培った技術も含めて技術検討を行い、実用化の可能性判断を行う。

「ロボット・ドローンが活躍する 省エネルギー社会の実現プロジェクト」

事業原簿【公開】

6. 目標及び達成状況の詳細 (2/3)

6.2. 研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム 及び衝突回避技術の開発」

6.2.1. 無人航空機の運航管理システムの開発

	担当部	国立研究開発法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構 ロボット・A I 部	
--	-----	---	--

—目次—

6.2. 研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」	
6.2.1. 無人航空機の運航管理システムの開発	
6.2.1.1 1) 運航管理統合機能の開発（物流）：	
安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発	6-858
6.2.1.2 2) 運航管理機能の開発（警備）：警備業務に対応した運航管理機能の研究開発	6-902
6.2.1.3 2) 運航管理機能の開発（災害）：複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発	6-980
6.2.1.4 2) 運航管理機能の開発（衛星/災害）：衛星通信を利用するドローンの運航管理システムの開発	6-1016
6.2.1.5 3) 運航管理機能の開発（離島対応等）：	
準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発	6-1047
6.2.1.6 4) 情報提供機能の開発—空間情報基盤：無人航空機の安全航行のための空間情報基盤の開発	6-1097
6.2.1.7 4) 情報提供機能の開発—気象情報提供機能ドローン向け気象情報提供機能の研究開発	6-1118
6.2.1.8 5) 運航管理システムの全体設計：運航管理システムの全体設計に関する研究開発	6-1132
6.2.1.9 6) 遠隔からの機体識別に関する研究開発：	
遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発	6-1148
6.2.1.10 7) 運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発：	
運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発	6-1288
6.2.1.11 8) 単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発（離島対応）：	
単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発（離島対応）	6-1494
6.2.1.12 9) 地域特性を考慮した情報提供機能に関する研究開発）：	
空の道を組み込んだ統合型情報提供機能の実用化	6-1532
6.2.1.13 9) 地域特性を考慮した情報提供機能に関する研究開発）：	
地域特性を考慮したドローン気象情報提供機能に関する研究開発	6-1550
6.2.1.14 10) 地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業：	
地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業	6-1568

6.2. 研究開発項目②「無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発」

6.2.1. 無人航空機の運航管理システムの開発

6.2.1.1 1) 運航管理統合機能の開発（物流）：

安心・安全で効率的な物流等のサービスを実現する運航管理システムの研究開発
（実施期間：3年間（2017年度～2019年度））

（実施者：日本電気株式会社、株式会社エヌ・ティ・ティ・データ、株式会社NTTドコモ、楽天株式会社、株式会社日立製作所）

（1）事業の背景・意義（目的・概要）

（1）事業目的

2016年度、政府省庁主導で開催された「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」において小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ¹⁾が策定された。当該ロードマップにおいては2020年代以降に無人航空機が目視外・有人地帯における都市を含む地域での荷物配送を含む物流分野での利活用が実現される姿として掲げられている。さらに同協議会においてまとめられた「小型無人機の更なる安全確保に向けた制度設計の方向性」²⁾においても目視外飛行の実現においては安全が確保できる運航管理システムの構築やそれに伴う制度整備の重要性がうたわれている。

また経済産業省は、米国（NASA）や欧州（Eurocontrol/EUROCAE）における無人航空機の運航管理システム（UTM）の開発動向を視野に入れ、無人航空機システムの国際標準化推進体制と技術開発体制の整備を行おうとしている。

かかる国内外の状況において、我が国が無人航空機の幅広い利活用を目的とした国際競争力を備えた運航管理システムの研究開発を行うことは今後の我が国における無人航空機産業の国際的優位性を確立する上で極めて重要である。

以上の観点から、本研究開発においては無人航空機の、特に物流分野に代表される複数の無人航空機が空域を共有しつつ相互に安全確保が行える運航管理・情報共有の在り方を研究開発の主題とし、将来、多数の無人航空機が目視外環境下において、安全な飛行が可能となるよう、無人航空機の運航管理システムを構築する必要があると考える。さらに本研究開発は、運航管理システムが具備すべき要件として空域・空間や電波といった有限資源の効率的な活用を目的として、複数の無人航空機間の衝突を回避しつつ運航の最適化を図ることにより省エネルギー社会の実現に貢献することを目標とした。

参考資料

1) <http://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/shiryou6.pdf>

2) <http://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/dai6/siryou3.pdf>

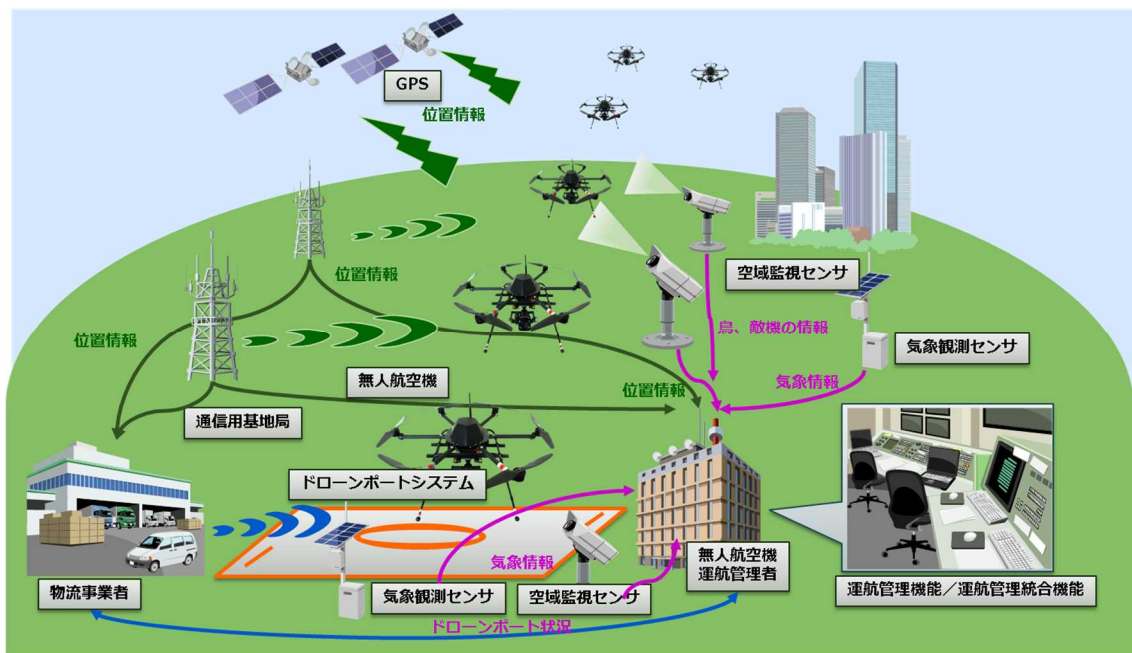


図 2.2.1.1-1 運航管理システムのイメージ図

(2) 事業概要

[研究の範囲と進め方]

本プロジェクトでは、無人航空機の運航管理を実現するために、有人航空機航空管制、通信、物流、無人航空機、気象、地図の実績のある企業による共同実施体制を組み、以下のアプローチによる研究開発を行った。

- ① 運航管理システムのアーキテクチャの提案
- ② 無人航空機の運用を想定したユースケースの策定、および策定したユースケースから運航管理統合機能、運航管理機能の役割分担を策定し、機能間のインターフェースの策定の提案
- ③ 提案に基づく実験システムの構築
- ④ 運航管理システム全体の福島ロボットテストフィールドへの実装と実証実験による検証

[運航管理システムのアーキテクチャの提案]

提案する運航管理システムの基本アーキテクチャを図に示す。

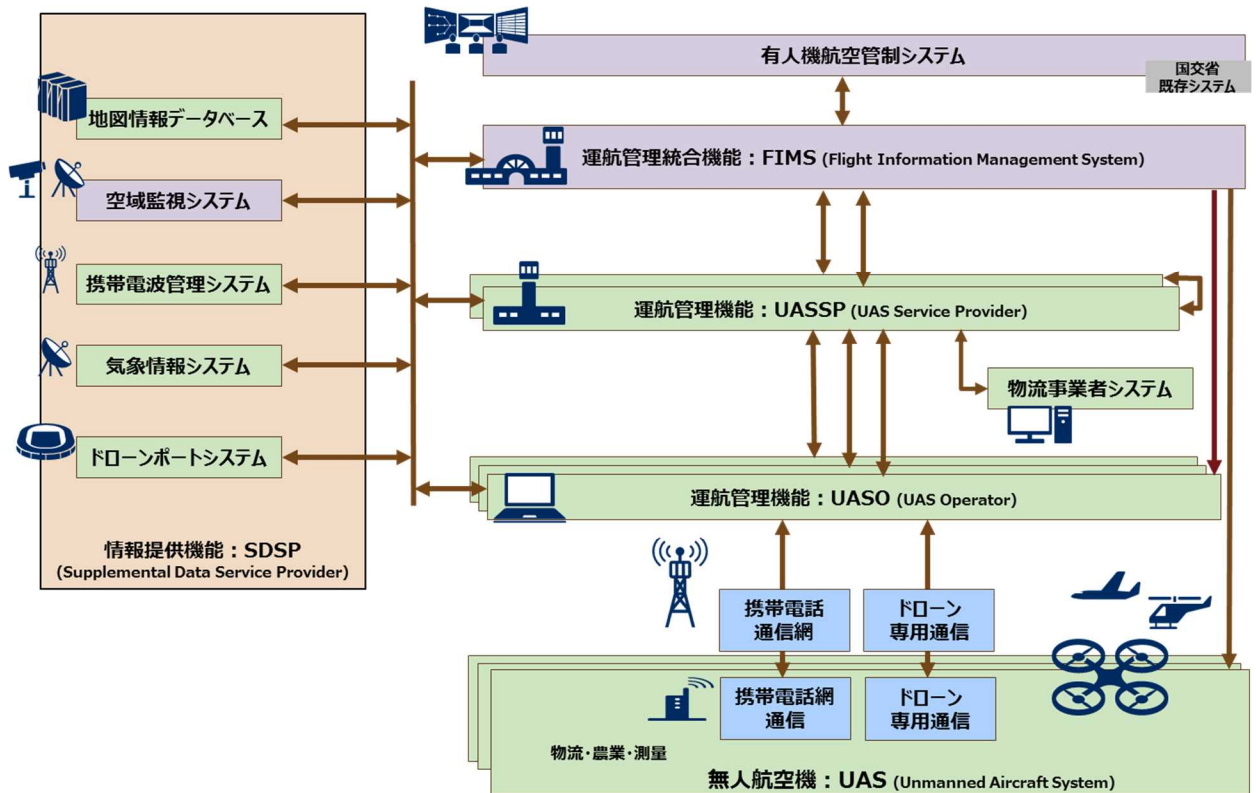


図 2.2.1.1-2 運航管理システムの基本アーキテクチャ

本提案時での各機能の役割を以下とする。また、詳細の役割・機能分担については本研究の中で明確化した。

運航管理統合機能 FIMS（Flight Information Management System）：

- ・ 運航管理機能から要求された無人航空機の飛行空域の効率的な割り当て、承認を実施する。
- ・ 無人航空機の飛行空域の安全性（他の空域との接近状態等）の確保を行う。
- ・ 有人航空機航空管制システムとの連携を図り、有人航空機との空域調整を実施する。
- ・ 無人航空機の緊急制御を実施する。

運航管理機能 UASSP（UAS Service Provider）：

- ・ 割り当てられた空域を飛行する個々の無人航空機の安全性の確保を行う。
- ・ 無人航空機の出発承認・誘導を実施する。
- ・ 運航管理機能（UASSP）間で空域の調整を実施する。

運航管理機能 UASO (UAS Operator) :

- ・ 無人航空機と直接通信を行い、現在位置情報等の情報を運航管理統合機能 (FIMS)、運航管理機能 (UASSP) に提供する。
- ・ 通信経路として携帯電話通信網の他に無人航空機専用通信を用意し、非常時の通信経路の切り替えを実施する。

情報提供機能 SDSP (Supplemental Data Service Provider) :

- ・ 運航管理統合機能 (FIMS)、運航管理機能 (UASSP)、運航管理機能 (UASO) で必要な以下の情報の提供を行う。

地図データベース :

無人航空機の飛行に必要な地形および建造物等の三次元情報、飛行が可能な空域及び飛行が禁止された空域、その他の地図情報として提供を行う。

空域監視システム :

レーダー等で無人航空機を監視し、検出した機体情報の提供を行う。

携帯電波管理システム :

無人航空機が飛行する空域における電波の利用状況に関する情報の提供を行う。

気象情報システム :

無人航空機が飛行する空域における、風 (風向及び風速等)、降水、気温及び気圧等の無人航空機の飛行に影響を与える気象観測情報および予測情報に気象情報 (風向、風速等) の提供を行う。

ドローンポートシステム :

無人航空機が離着陸するドローンポートの満空情報、離着陸の可否に関する情報の提供を行う。

無人航空機 UAS (Unmanned Aircraft System) :

- ・ 本プロジェクトの研究では、25kg 以下の小型無人航空機のうちマルチロータヘリ型の無人航空機を対象とする。

(2) 研究開発目標と根拠

本プロジェクトでは、最終年度までに福島ロボットテストフィールドに運航管理システムを実装し、実証実験によるシステムの検証を行う。具体的に以下の検証を実施する。

- 南相馬～浪江町の 12km の距離を飛行すること。
- 実際の物流のシーンにあわせ、注文、モノの発送、受取、までの一連の運用を実施すること。
- 複数事業者の運航管理システムで管理された無人航空機が同じ空域を飛行すること。
- 10 機程度を同時に飛行させ、すれ違い、追い越しなどのシーンで衝突しないこと。
- 指定された空域を逸脱しないこと。
- 指定された空域の気象状況や飛行物体の位置・速度が複数事業者の運航管理システムで共有できること。
- 災害発生時など通信網が使えなくなった場合に、バックアップ通信網に切り替え、運航を継続できること。バックアップ通信網としてはロボット用無線帯域を用いた通信システムを利用すること。
- 2 以上の運航管理機能を有するシステムと結合した検証を実施すること。
- 3 以上のベンダーが提供する無人航空機を利用した検証を実施すること。
- 各サブシステムの接続にはセキュリティの担保をすること。
- 運航管理システムによる省エネルギー効果を評価すること。
- 1 時間 1 平方 km100 機の密度で運航管理システムの相互接続試験を実施すること。

本プロジェクトの目標の設定根拠について述べる。将来、無人航空機が大量、多頻度、高密度に飛行する社会を想定し、複数事業者、複数ベンダーの機体がある状態での試験を実施する。目標数字について、無人航空機が物流等のサービスで本格運用される時を想定し、1 時間 1 平方 km あたりに飛行するフライト数を見積もる。年間日本国内において宅配は約 40 億件発生している。人口 1 億人とすると、1 時間あたりに一人が受け取る荷物は $50 \text{ 億個} \div 1 \text{ 億人} \div 365 \text{ 日} \div 8 \text{ 時間}$ （宅配便が 1 日に動く時間を想定） $\approx 0.014 \text{ 個}$ となる。また、東京都の人口密度が約 6000 人/平方 km である。1 時間あたり、東京で 1 平方 km の範囲で 1 時間に荷物が届けられる数は、 $6000 \text{ 人/平方 km} \times 0.014 \text{ 個} = 82 \text{ 個}$ となる。そこで、1 時間 1 平方あたりに飛行する機体数を 82 個を超える 100 機と設定した。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

[実施体制]

以下に、本プロジェクトにおける共同実施者の研究内容を示す。

表 2.2.1.1-1 共同実施者の研究分担

研究項目		内容
① 運航管理統合機能のフライト管理に関する研究（日本電気株式会社）		
A	FIMS のフライト管理に関する研究	機能分担、ルールに関する研究
B	FIMS と UASSP との連携の研究	FIMS と UASSP の IF 開発
C	FIMS と UASO/UAS との連携の研究	FIMS と UASO/UAS の IF 開発
D	空域監視システムと FIMS/UASSP/UASO の連携の研究	空域監視システムの基本装置製造と IF 開発
E	気象情報システムの FIMS/UASSP/UASO の連携の研究	気象情報システムの基本装置税像と IF 開発
F	FIMS の AI の研究	フライト管理などへの AI 適用
② 運航管理統合機能の空域情報管理に関する研究（株式会社エヌ・ティ・ティ・データ）		
A	FIMS の空域情報管理に関する研究	機能分担、ルールに関する研究
B	FIMS と 有人航空機情報との連携の研究	FIMS と 有人航空機関連システムとの IF 開発
C	地図情報データベースと FIMS/UASSP/UASO の連携の研究	3D マップの物流応用拡張と IF 開発
③ 電波品質に基づく運航管理機能に関する研究（株式会社 NTT ドコモ）		
A	電波品質等の情報に関わる研究	電波品質情報に関わる装置製造と IF の開発
B	UASSP/UASO と UAS 間機能に関する研究	障害時の無線機切り替えを含む、装置製造と IF 開発
C	UASSP と UASSP 間連携に関する研究	UASSP 間の機能分担、ルールに関する研究
D	携帯電波管理システムと FIMS/UASSP/UASO 間連携に関する研究	携帯電波管理システムの機能分担、ルールに関する研究
④ 事業サービスに応じた運航管理機能の開発（楽天株式会社）		
A	UASSP と UASO の連携の研究	IF 開発
B	物流サービスに応じた UASSP の研究	機能分担、ルールに関する研究
C	その他サービスに応じた UASSP の研究	機能分担、ルールに関する研究
⑤ 運航管理統合機能の運航状況管理に関する研究（株式会社日立製作所）		
A	運航状況管理における統合的判断の研究	運航状況の把握と診断/警報発出条件等に関する研究および開発
B	外部機関連携機能の開発	防災ヘリ等の動態管理システム/無人移動体画像伝送システム運用調整サービスとの IF 開発

[研究開発スケジュール]

以下に各社の研究開発スケジュールを示す。

表 2.2.1.1-2 スケジュール

事業項目	2017年度				2018年度				2019年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
①日本電気株式 A)～C)												
・運航管理システム機能設計												
・FIMSシステム設計												
・FIMS評価機材開発												
・FIMS評価												
・FIMSシステム設計(追加)												
・FIMS評価機材開発(追加)												
・全体評価												
D)～E)												
・空域監視、気象情報システム設計												
・空域監視、気象情報システム評価機材開発												
・FIMSと接続評価												
・空域監視、気象情報システム設計・追加開発												
・追加開発												
・全体評価												
F)												
・AIシステム設計												
・AI評価機材開発、評価												
・全体評価												
②株式会社エヌ・ティ・ティ・データ A)～B)												
・運航管理システム機能設計												
・FIMSシステム設計												
・FIMS評価機材開発												
・FIMS評価												
・FIMS評価機材開発(追加)												
全体評価												
C)												
・地図情報データベース設計												
・地図情報データベース評価機材開発												
・全体評価												
③株式会社NTTドコモ A)～D)												
・UASP、携帯電波管理システム機能設計												
・UASP、携帯電波管理システム評価機材開発												
・他システムとの接続評価												
・評価機材開発(追加)												
・全体評価												
④楽天株式会社 A)～C)												
・要件定義・設計												
・システム開発												
・単体評価・検証												
・他システムとの接続評価												
・プログラム改修・改良												
・全体評価												
⑤株式会社日立製作所 A)～B)												
・運航管理システム機能設計												
・FIMS評価機材開発												
・FIMS評価												
・FIMS評価機材開発(追加)												
・全体評価												

研究体制スキーム

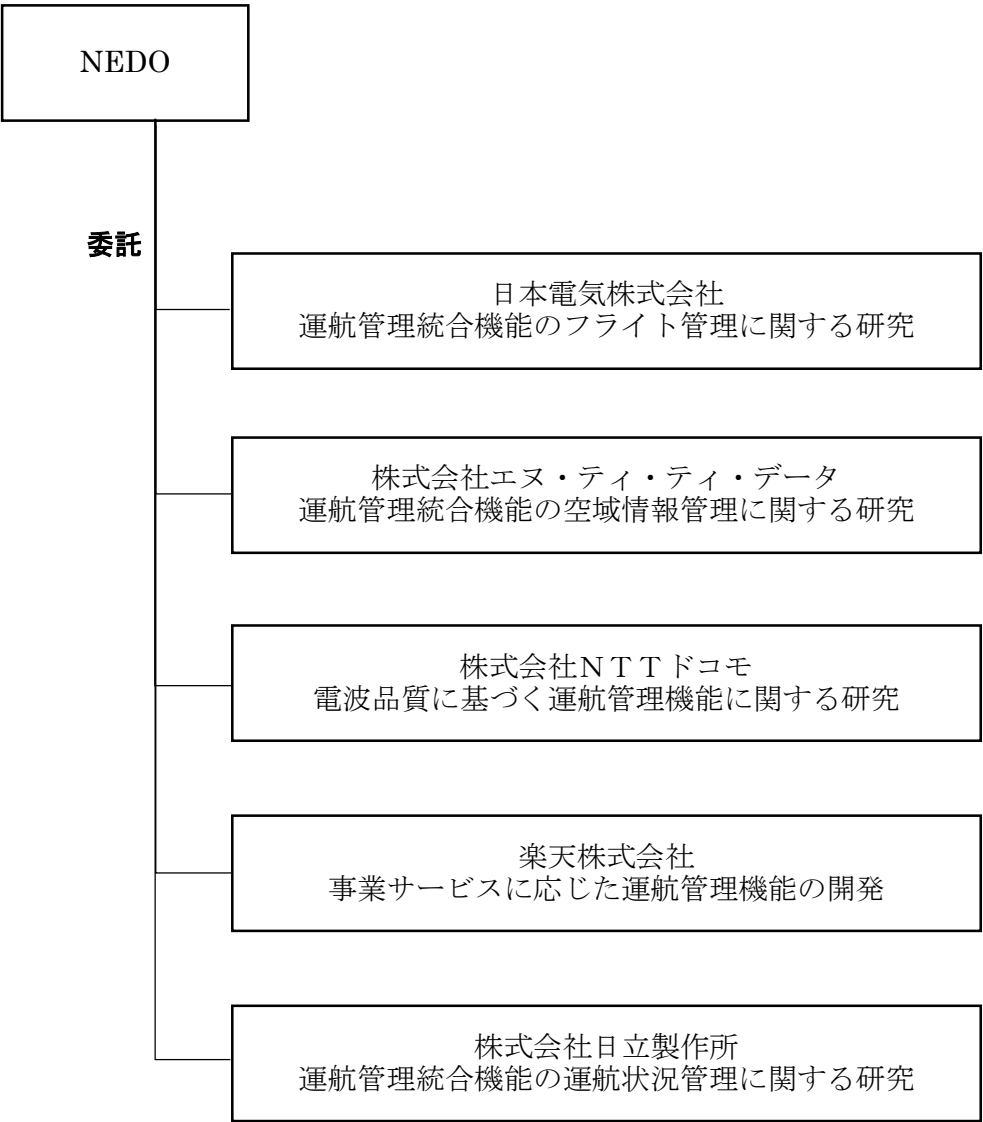


図 2.2.1.1-3 実施体制

（４）研究開発目標と達成状況

[運航管理システムの実証試験に関する達成状況（日本電気、NTT データ、日立製作所、NTT ドコモ、楽天）]

2018 年度に「福島ロボットテストフィールド」（福島県南相馬市）にて同一空域で複数事業者の無人航空機が安全に飛行するための運航管理システムの実証試験を行った。実証試験の結果、運航管理統合システム（FIMS）が正常に作動し、基本的な運航管理機能に基づいて同一空域において、複数の運航管理事業者（UASSP）の飛行を支援できることを確認した。さらに、今回の試験では、無人航空機を活用した「災害調査」、「警備」、「物流」、「郵便」の 4 つの利用シーンを想定し、合計 10 機の無人航空機を目視外で自律飛行させることに成功した。

また、開発した運航管理システムの普及に向けて、現在参画している無人航空機事業者以外の国内外の無人航空機事業者が、運航管理統合機能と接続した無人航空機運航試験を福島ロボットテストフィールド内で実施できるよう、運航管理システムの API を 2019 年 6 月に公開した。今後、国際標準への提案を見据え、あらゆる無人航空機事業者が安心・安全に無人航空機を運航できる社会を目指す。

2019 年 10 月 23 日から 24 日に、「福島ロボットテストフィールド」（福島県南相馬市・浪江町）において、ドローン事業者 29 者が参加した、同一空域で複数事業者のドローンが安全に飛行するための各事業者の運航管理システムとの相互接続試験を実施し、1 時間 1 平方 km100 フライト以上のドローンの飛行試験に成功した。

4.1 「①運航管理統合機能のフライト管理に関する研究」（日本電気株式会社）

(A) FIMS のフライト管理に関する研究/ (B) FIMS と UASSP との連携の研究/ (C) FIMS と UASO/UAS との連携の研究

運航管理統合機能のフライト管理に関する研究の研究開発目標と達成状況を以下の表Ⅲ 2.4.1 に示す。フライト管理として飛行計画の段階でのコンフリクト判定プログラム、および、飛行計画の登録プログラムの開発が完了し、運航管理機能との接続試験を行った。接続試験は、福島ロボットテストフィールドを活用した複数機の無人航空機の飛行を伴う試験であり、想定したアーキテクチャの最適性確認を行った。今後、更なるユースケースを想定した評価を実施することで目標達成できる見通しが立った。

(D) 空域監視システムと FIMS/UASSP/UASO の連携の研究

空域監視システムは UAS が飛行する空域をカメラなどのセンサを利用して監視して、空域に存在する飛行物体の位置、速度などを計測した情報を FIMS/UASSP/UASO に提供する。どのようにやりとりするかインターフェースについて研究を行った。更に、福島ロボットテストフィールドでの実証研究に向けて、上記のインターフェースの研究結果を反映した空域監視システムの試験用装置を製造した。具体的には、FIMS/UASSP/UASO に提供するに有効

な情報内容について検討し、インターフェース仕様を整備した。実証実験に向けて、飛行体の自動検知と識別機能、位置推算機能を有するステレオカメラ方式の評価装置を 1 セット製造した。

(E) 気象情報システムと FIMS/UASSP/UASO の連携の研究

UAS が離陸前に飛行可能かどうかを判断する為に必要な気象情報、更に UAS が飛行中の安全を確保する為に必要な気象情報を集約し、これらの観測/予測データを FIMS/UASSP/UASO に提供する為の「気象情報試験システム」を製造し、気象が要因となる事故を未然に防ぎ、安全運航管理に役立てる事を目標とした。具体的には、有人航空機に提供の航空気象情報より更に低高度の高解像度な情報提供となる無人航空機向けに必要な気象情報の選定を行い、気象情報システムのデータを FIMS/UASSP/UASO とどのようにやりとりするかについて研究を行った。また、データフォーマット・送信頻度・データ受け渡し手続き等の IF 及び気象の急変（UAS 飛行ルート周辺での急激な雨雲発達、落雷等）が発生した場合に、迅速な危険回避のアラート提供の設計、開発を行った。

F) FIMS の AI の研究

FIMS が UASSP に空域を割り当てる際、適切な枠組みがない場合、特定の事業者が空域を独占してしまい、空域の公平性が損なわれるという問題が生じうる。また、有人航空機の臨時飛行や天候変化といった事象に応じて、UASSP の運航リスクを低減するための空域の再割当ても検討する必要がある。このような課題を解決するため、空域の安全性や効率性に加え、複数 UASSP 間の公平性と計画変更の柔軟性といった観点から、空域利用を最適に調整するための FIMS の AI 機能の研究を行った。

これまでに、UASO (UASSP) 間の飛行計画調整の枠組みとして 1 対 1 交渉、および、多数 UASO 間の調整調停の 2 つの枠組みを提案。

UASO 間の 1 対 1 の飛行計画交渉については、交渉プロトコルの提案と、飛行中に計画変更が必要となった場合を想定した簡易シミュレーションにより評価を完了した。

また、多数 UASO 間で計画調整を行う場合について、飛行計画調整を調停するコーディネータ機能の設計と、コアアルゴリズム実装、簡易シミュレーション評価を完了した。

表 2.2.1.1-3 フライト管理機能に関する研究開発目標と達成状況

研究分担	研究目標	成果	達成度
A)FIMS の フライト管 理に関する 研究	・ 運航管理システム全体としての各機能での役割の検討を行いFIMS の機能を定義し、運航管理システムおよび空域利用等に関するユースケースの検討を行う。 ・ 検討結果を基にFIMS の試験装置を製造する。	・ FIMS の試験装置を実装するにあたって FIMS /UASSP 各機能の役割定義を実施し、最適なアーキテクチャ、ソフトウェア構造を検討し FIMS 内の機能一覧を完成させた。 ・ フライト管理として飛行計画の段階でのコンフリクトの判定方針を策定した。 ・ 整理した機能に基づき FIMS 試験装置の製造を行った。	○
	・ FIMS のコンフリクト管理、ターゲット管理、運航実績および無人航空機への指示について検討を行う。 ・ 検討結果を基にFIMS の試験装置を製造する。	・ FIMS 機能を実装するにあたり必要なアプリケーション・フレームワークを開発し、FIMS 開発担当他社に提供を行った。	◎
	・ FIMS の緊急時の運用フロー、ユースケースを検討および有人航空機管制システムへの情報提供の検討を行う。	・ FIMS の更なるユースケース検討を実施した。	○
B)FIMS と UASSP との 連携の研究	・ FIMS-UASSP 間での空域情報共有等、FIMS-UASSP 間の共有情報について検討を行う。 ・ FIMS-UASSP 間で授受するデータの構造やデータ送信頻度、データ受け渡しのためのインターフェースについて検討を行う。	・ FIMS-UASSP (UASO 含む) 間インターフェース仕様の初版を完成させた。	○
	・ 2017 年度に作成する FIMS の試験装置と UASSP の試験装置との連携の評価を行う。福島ロボットテストフィールドにおいて 4 事業者の UASSP による 10 機の無人航空機を飛行させ、飛行計画管理やコンフリクト管理の検証を実施する。なお、限られた空域での多数機の飛行試験になるため、十分な安全対策を施す。	・ UASSP との接続評価を完了した。福島ロボットテストフィールドを活用した複数機の無人航空機の飛行を伴う試験であり、想定したアーキテクチャの最適性確認を行った。 ・ インターネットを介した接続であることを考慮し、セキュリティ向上のため FW/IDS (ファイアウォール/侵入検知・防御システム)を導入した。	◎ (*1)
	・ 2018 年度までに開発した機能をもとに運航管理システム全体での試験を実施し、FIMS-UASSP 間の有用性および実用性を検証する。 ・ 福島ロボットテストフィールドに FIMS 機能のサーバを実装し、FIMS 機能の社会実装に向けた運用方式などを含む有用性および実用性を検証する。	・ 2019 年 7 月時点で福島ロボットテストフィールド設置用の FIMS サーバを構築中であり、8 月末までに現地設置を完了した。 ・ 9 月以降、社会実装時の運用を想定し、一般の無人航空機事業者で持ち合わせるシステムとの接続を可能とした。	○
C)FIMS と UASO/UAS との連携の 研究	・ FIMS からの UASO および UAS にどのような指示が出来るかの検討を行う。FIMS-UASO/UAS 間で授受するデータの構造やデータ送信頻度、データ受け渡しのためのインターフェースについて検討を行う。	・ FIMS-UASSP (UASO 含む) 間インターフェース仕様の初版を完成させた。	○
	・ 2017 年度に作成する FIMS の試験装置と UASO/UAS の試験装置との連携の評価を行う。	・ FIMS-UASO との連携について検討を行った。	○
	・ 2018 年度までに開発した機能をもとに運航管理システム全体での試験を実施し、FIMS-UASO/UAS 間の有用性および実用性を検証する。	・ 2018 年度に実施した接続評価試験のユースケースを拡張し、検証した。	○

D) 空域監視システムとFIMS/UASSP/UASOの連携の研究	・UASをカメラなどのセンサを利用して監視する仕組みについて検討し、検討結果を基に空域監視システムの試験装置を製造する。	・実証実験に向けて、飛行体の自動検知と識別機能、位置推算機能を有するステレオカメラ方式の試験装置を1セット製造した。	○
	・2019年度に作成する空域監視システムの試験装置とFIMSの試験装置との連携の評価を行う。	・FIMS/UASSP/UASOに提供するに有効な情報内容について検討し、インターフェース様式を整備した。	○
	・2018年度までに開発した機能をもとに運航管理システム全体での試験を実施し、空域監視システムの有用性および実用性を検証する。	・機能・性能を向上のため、更なる改良を行い、実証実験用評価装置を2セット製造し、有効性および実用性を評価した。	○
E) 気象情報システムのFIMS/UASSP/UASOの連携の研究	・UASが飛行中の安全を確保する為に必要な気象情報について検討し、検討結果を基に予測システムの試験装置を製造する。	・有人航空機に提供の航空気象情報より更に低高度の高解像度な情報提供となる無人航空機向けに必要な気象情報の選定を行った。 ・これに基づき、API仕様を整備し、プロトタイプを製造した。また、実証実験に必要な気象観測機器の現地調査検証と配備を実施した。	○
	・気象情報観測／予測システムとFIMSの試験装置との連携の評価を行う。	・気象情報システムのデータフォーマット・送信頻度・データ受け渡し手続き等のAPI仕様を整備。 ・気象の急変（UAS飛行ルート周辺での急激な雨雲発達、落雷等）が発生した場合に、迅速な危険回避のアラート提供の設計を行った。	○
	・2018年度までに開発した機能をもとに運航管理システム全体での試験を実施し、気象情報システムの有用性および実用性を検証する。	・2018年度のプロトタイプで抽出した課題改善を目的とした改良を行い、その評価と福島RTFにおける実証評価にて、有効性および実用性を検証した。	○
F) FIMSのAIの研究	・FIMSによる最適な空域管理のためのユースケースを検討し、検討結果を基にAIシステムを設計する。	・FIMSによる調整が必要なユースケースを検討し、それに基づいて、UASOの業務都合を考慮した飛行計画調整AIシステムのアルゴリズムを提案し、プロトタイプ設計、開発と評価を行った。	◎ (*2)
	・2017年度に設計したFIMSのAIシステムの開発と評価を行う。	・2017年度の成果をもとに、UASO(UASSP)間の飛行計画調整の枠組みとして1対1交渉、および、多数UASO間の調整調停の2つの枠組みを提案。 ・UASO間1対1の飛行計画交渉については、プロトコル提案と、プロトタイプ実装を行い、飛行中に計画変更が必要となった場合を想定した簡易シミュレーションによる評価を完了した。 ・多数UASO間の調整の調停を行うコーディネータ機能の設計を完了した。	○
	・2018年度までに開発した機能をもとに運航管理システム全体での試験を実施し、FIMSのAI機能の有用性および実用性を検証する。	・JAXA無人機シミュレータを用いた飛行中の計画交渉・調整を評価するため、接続インターフェースの設計を完了した。 ・コーディネータ機能のコアアルゴリズム実装と簡易シミュレーション評価を完了した。	○

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) (*2) 目標を大幅に達成

4.2 「②運航管理統合機能の空域情報管理に関する研究」（株式会社エヌ・ティ・ティ・データ）

A) FIMS の空域情報管理に関する研究

UASSP や FIMS 飛行計画管理が効率的な空域の割り当ておよび使用を考慮する際に必要とする共通的な空域情報と、それらの情報の一元的な管理および共有の方法について研究を行った。2018 年度までに地表障害物情報・飛行禁止空域情報を統合的に管理するとともに、FIMS および UASSP が無人航空機の飛行計画段階および飛行中における建物・地表・空域への接近判定に活用可能な機能を実装し API として提供することができた。

B) FIMS と有人航空機情報との連携の研究

有人/無人航空機双方がそれぞれ必要とする情報と情報連携機能について評価を行った。2018 年度までに FIMS/UASSP と有人航空機との間で、無人航空機の飛行計画と動態情報を、また有人航空機の動態情報を共有するためのインターフェースを策定し実装した。また、有人航空機側の模擬システムを製造し、FIMS/UASSP の間で必要な情報を共有できることを検証した。

C) 地図情報データベースと FIMS/UASSP/UASO の連携の研究

物流・災害対応の個別用途に必要となる地図情報の拡張仕様、提供手法の設計・開発を実施した。2018 年度までに全国避難所情報およびイベント情報を収集しデータベース化した。さらに、これらの情報を FIMS/UASSP に提供するためのインターフェースを実装した。

表 2.2.1.1-4 空域情報管理機能に関する研究開発目標と達成状況

研究分担	研究目標	成果	達成度
A) FIMS の空域情報管理に関する研究	・ 運航管理システム全体としての各機能での役割を検討する。 ・ 運航管理システム全体としての空域運用に関するユースケースを検討する。 ・ FIMS で一元管理し UASSP と連携すべき空域情報を検討する。 ・ FIMS-UASSP 間のインターフェースを検討する。 ・ 空域情報管理のための試験装置を導入する。	・ 限られた空域内を安全かつ効率的に多くの無人航空機を飛行可能とするシステムアーキテクチャおよび機能を共同実施者と共に検討し決定した。 ・ 決定したアーキテクチャに基づき、FIMS と UASSP との間で共有すべき空域情報案を検討し、外部インターフェース・DB 設計書を作成した。 ・ 一部試験装置の構築を行った。	○
	・ FIMS-UASSP 間の空域情報連携 I/F を開発する。 ・ FIMS と一部 UASSP を接続し、空域情報共有の評価を行う。 ・ 評価で明らかになった運用面/技術面の課題を整理し、機能・性能の向上策を検討する。	・ 試験装置にインターフェースを実装し、FIMS 他機能および一部 UASSP と接続し評価を行った。 ・ 飛行禁止空域・地表障害物情報提供 API を製造し公開した。	○

	・複数の UASSP と接続し、共同実施者全体で空域情報を共有できる環境を整備する。 ・幾つかのユースケースに基づき実証実験を行い、構築した空域情報管理システムの有効性および複数 UASSP 間での空域調整運用の有効性・効率性を評価する。 ・福島ロボットテストフィールドへの FIMS 機能のサーバ構築にあわせ、空域情報管理機能の社会実装に向けた運用方式などを含む有用性および実用性を検証する。	・複数 UASSP および SDSP と接続し、空域情報共有の実証・評価を行った。 ・評価で明らかになった課題等、以下の項目について最終年度内に機能向上を検討し評価を完了した。 － 高精度障害物情報を用いた FIMS での衝突検知手法の検討および実装 － 特定空域における無人航空機の交通量を定量的に測定する手法の検討 － 避難所情報およびイベント開催エリア上空の飛行規制情報の FIMS への組み込み	○
B) FIMS と 有人航空機 情報との連 携の研究	・運航管理システム全体としての各機能での役割を検討する。 ・運航管理システム全体としての有人航空機情報連携に関するユースケースを検討する。 ・FIMS で一元管理し UASSP と連携すべき有人航空機情報を検討する。 ・FIMS-有人航空機関連システム間のインターフェースを検討する。 ・有人航空機情報連携のための試験装置を導入する。	・限られた空域内を安全かつ効率的に多くの無人航空機を飛行可能とするシステムアーキテクチャおよび機能を共同実施者と共に検討し決定した。 ・決定したアーキテクチャに基づき、FIMS と UASSP との間で共有すべき有人/無人航空機情報案を検討し、外部インターフェース・データベース設計書を作成した。 ・一部試験装置の構築を行った。	○
	・FIMS および UASSP と連携すべき有人航空機情報のデータベースを構築する。 ・FIMS と有人航空機関連システムとの I/F を製造する。	・有人/無人航空機動態情報を共有するデータベースを構築した。 ・これらの情報を共有するための API を製造し公開した。	○
	・FIMS/UASSP/UASO 全体を連携させ、ユースケースに基づいた実証実験を行い、有人/無人航空機を含めた空域全体の安全性・効率性を向上させるために求められる有人航空機との情報連携要件（情報の種類、情報連携の手段・頻度など）を纏める。	・有人航空機側システムの模擬装置を製造し、FIMS と UASSP 間で情報連携して評価できる環境を構築した。 ・引き続き様々な情報提供者から得られる有人航空機動態情報を効率的に収集/管理するための技術を検討し、評価を完了した。	○
C) 地図情報 データベー スと FIMS/UASSP /UASO の連 携の研究	・物流/災害対応等の個別用途に必要な地図情報の要件定義を行う。 ・要件に応じた地図情報の拡張仕様を規定する。 ・規定した仕様の実装に向け仕様に準じた情報の収集・整備手法を検討するとともに、地図情報 DB と FIMS/UASSP/UASO のインターフェースを検討する。	・要件定義を実施し、必要となる地図情報のデータ項目及び特性を規定した定義書を作成した。	○
	・前年度に策定した個別用途向けの仕様に準じて追加の地図情報を整備する。 ・物流向け地図情報提供 API については試験装置を製造する。	・地図情報の実現可能な収集・整備手法を明らかにし、地図情報提供 API の試験装置の開発計画を策定した。	○
	・飛行実験用に地図情報 API の試験装置を提供する。	・全国避難所/イベント情報データベースの構築および API 提供を実施した。 ・データ項目等の仕様検討実施中。並行して FIMS での活用に向けた検討を完了した。	○

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

4.3 「③電波品質に基づく運航管理機能に関する研究」（株式会社 NTT ドコモ）

無人航空機 (UAS) の安全な目視外飛行を実現するためには、UAS が飛行中でも地上の UASSP/UASO から UAS に対し、状態監視（位置、高度、機体状態など）や制御指示（フライトプランの変更など）ができるよう、広域、高速かつ大容量の通信環境が必要となり、上空における携帯電話等の活用が期待されている。

上空での携帯電話の利用については、既存の地上ユーザの通信や他の業務への影響が無いように、携帯電話を活用した無人航空機の管理および運用が必要となる。

以上の経緯を背景に、NTT ドコモは電波状況を考慮した運航管理システム（図 2.2.1.1-4）の開発を実施した。本テーマの研究開発項目および目標、研究成果と達成状況を表 2.2.1.1-5 に記載する。

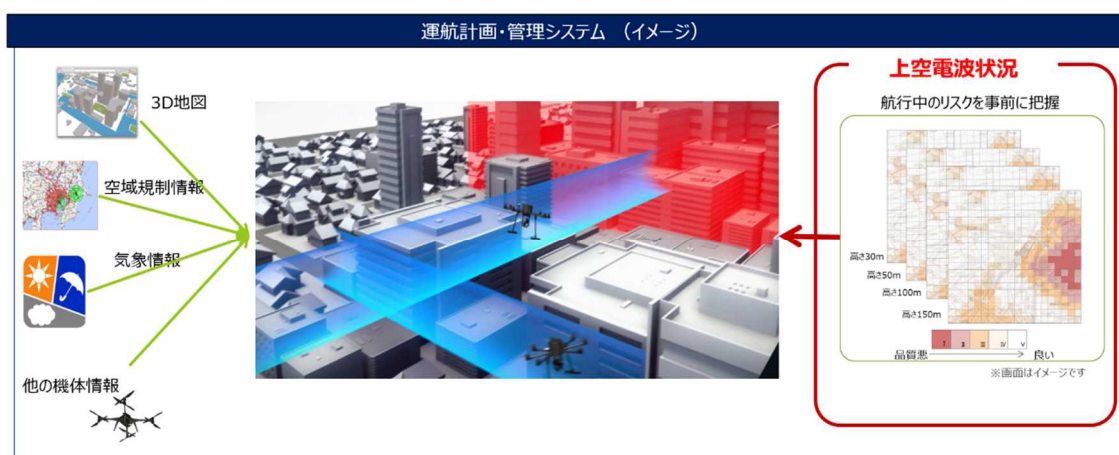


図 2.2.1.1-4 上空の電波状況を考慮した運航管理(イメージ)

表 2.2.1.1-5 運航管理機能に関する研究開発目標と達成状況

研究分担	研究目標	成果	達成度
A) 電波品質等の情報に関わる研究	・電波品質を基にしたフライトプラン策定のため、地図情報等に電波情報を加えた FI (Flight information) のデータ構造等の定義 ・UAS からのテレメトリ情報をもとにした FI の更新手法等の検討	・FI のデータ構造等の定義について、2017 年度に設計完了した。 ・FI の更新手法について、アーキテクチャの設計を完了した。	○
	・2017 年の検討内容をもとにした、FI 機能の開発 ・B) の機能と連携した、FI の更新実証	・2018 年に試作および福島ロボットテストフィールドでの実証実験を完了した。 ・FI の更新手法について、実証実験にて計画段階の FI と飛行中の FI を取得、比較し FI 更新の有用性を確認した。	○
	・2018 年の実証結果をもとにしたシステム改善 ・開発した FI の機能を用いた、福島ロボットテストフィールドでの実証 ・実証結果の評価及び実用化に向けた課題抽出	・実測した電波情報の FI への更新機能を試作、所望の性能が得られることを確認した。	○

B) UASSP/ UASO と UAS 間機能に関 する研究	・ UASSP/UASO と UAS 間の機能に関する処理内容、データの構造、データ送信頻度、データ受け渡しのためのインターフェース等についての検討	・ 2017 年度に当該インターフェースの設計を完了した。 ・ UASSP/UASO と UAS 間を LTE で接続するモジュールを試作し、所望の性能が得られることを確認した。	○
	・ 2017 年の検討内容をもとにした、UASSP/UASO 及び UAS の機能の開発 ・ 開発した機能を用いた実証	・ 2018 年に試作および福島ロボットテストフィールドでの実証実験を完了した。 ・ PS-LTE (Public Safety-LTE : 公共安全-LTE) に対応した複数無線システムを活用したマルチ接続機能を開発し、UASSP/UASO と UAS 間の接続試験を完了した。	○
	・ 2018 年の実証結果をもとにしたシステム改善 ・ 開発した UASSP/UASO 及び UAS 間の機能を用いた、福島ロボットテストフィールドでの実証 ・ 実証結果の評価及び実用化に向けた課題抽出 ・ 海外製 UAS への携帯電話通信機器の搭載に係る調査検討、および福島ロボットテストフィールドでの検証支援	・ 海外製 UAS への携帯電話通信機器の搭載に向けた機体の選定および搭載方法の検討を完了、福島ロボットテストフィールドでの実証試験を通じて計画通りの性能を確認した。 ・ 実証結果から今後の課題について抽出した。	○
C) UASSP と UASSP 間連 携に関する 研究	・ UASSP 間の機能に関する処理内容、データの構造、データ送信頻度、データ受け渡しのためのインターフェース等についての検討	・ 2017 年度に当該インターフェースの設計を完了した。	○
	・ 2017 年の検討内容をもとにした、UASSP 間の機能の開発 ・ 他システムとの I/F 機能実証	・ 2018 年に試作およびスタブを用いた性能試験を完了した。	○
	・ 2018 年の実証結果をもとにしたシステム改善 ・ 開発した UASSP 間の機能及び他システムを用いた、福島ロボットテストフィールドでの実証 ・ 実証結果の評価及び実用化に向けた課題抽出	・ 開発した UASSP 間の調整インターフェースを用いたシナリオ実証実験を福島ロボットテストフィールドにて実施し、その機能の有効性を確認した。	○
D) 携帯電波 管理システ ムと FIMS/UASSP /UASO 間連 携に関する 研究	・ 携帯電波管理システムと FIMS/UASSP/UASO 間の機能に関する処理内容、データの構造、データ送信頻度、データ受け渡しのためのインターフェース等についての検討	・ 2017 年度に当該インターフェースの設計を完了した。	○
	・ 2017 年の検討内容をもとにした、携帯電波管理システムと FIMS/UASSP/UASO 間の機能の開発 ・ A) の機能と連携した、FI の更新実証及び評価	・ 2018 年に試作および福島ロボットテストフィールドでの実証実験を完了した。 ・ FI の更新手法について、実証実験にて計画段階の FI と飛行中の FI を取得、比較し FI 更新の有用性を確認した。	○
	・ 2018 年の実証結果をもとにしたシステム改善 ・ 開発した携帯電波管理システムと FIMS/UASSP/UASO 間の機能を他研究課題の実証に活用し、その実証結果の評価及び実用化に向けた課題抽出	・ 実測した電波情報の FI への更新機能について実装、福島ロボットテストフィールドでの実証試験を通じて所望の性能が得られることを確認した。	○

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

4.4 「④事業サービスに応じた運航管理機能の開発」（楽天株式会社）

UASSP は UASO と FIMS の双方とコミュニケーションをとる機能を有しており、これは UAS の効果的かつ効率的な運航管理実現のために重要な構成機能の 1 つである。今後、UAS の運航数は大きく増加すると予測されるが、UASSP と FIMS 間、複数の UASSP 間、および UASSP と UASO 間の連携に関する最適なルールや要件を整理することは、UAS の安全な運航とその管理のために必要不可欠である。

本研究テーマでは、UAS の安全な運航管理を実現するため、具体的なアプリケーションの分野として物流分野に焦点をおくとともに、他のサービス分野での利活用も視野に入れて、以下の 3 項目について研究開発を実施した。

(A) UASSP と UASO の連携に関する研究開発

安全な UAS の運用を実施するために、UASSP に集約すべき情報（FIMS／他の UASSP／SDSP／物流システムからの情報）について検討・整理するとともに、UASSP が UASO に与えるべき情報について要件定義を行った。さらに、複数の UASO から UASSP が取得すべき情報（例えば UAS の機体情報、飛行場所、飛行時間、操縦者の情報など）についても検討した。上記のとおり UASSP と UASO 間で共有されるべき項目を整理し、その情報共有の方法について適切なデータ連携が行えるよう、データフォーマット、送信頻度、データ受け渡し手続き等のインターフェースについて設計を行った。

(B) 物流サービスに応じた UASSP の研究開発

省エネルギー社会の実現を推進するため、また社会的な課題（例えば買い物弱者の増加やトラック運転者の不足）に対する解決策として UAS の活躍が期待されており、物流分野における UAS の活用については、海外や我が国において既に積極的な取り組みが始まっている。その一方、原則として目視内飛行が求められるなどの制約も存在している。

「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」が取り纏めた「小型無人機の利活用と技術開発のロードマップ」では、2018 年頃以降に無人地帯での目視外飛行（レベル 3）及び有人地帯での目視外飛行（レベル 4）が記載されており、これに沿って物流分野で UAS の利活用を加速させるためには目視外飛行の実証に積極的に取り組むことが必要である。

本研究項目では物流 UAS の安全な目視外飛行を実現するために、UASSP と物流システムに関して、a) UASSP と物流システム間の情報連携機能、b) 最適な配送経路の調整・修正機能、c) 配送状況の追跡機能、d) 物流 UAS のデータ集積・分析機能、e) 物流システムと連携するためのインターフェースの開発、f) ドローンポートシステムとの連携機能、g) ドローンポートシステムと連携するためのインターフェースの開発、の 7 点について、必要に応じて飛行試験を含めた検討を行った。

(C) その他サービスに応じた UASSP の研究

物流を Point to Point の移動（線での飛行）とすると、点検・測量・農業は一定空間内での移動（面での飛行）であり、飛行ならびに運航管理の形態が異なる。物流のように線での飛行とは異なり、面での飛行を行うサービスでは、飛行承認を受けた UAS が一定の空間を一定時間占有することになる。UASSP には、これら 2 種類の異なる飛行形態に対応し得ることが求められるため、UASSP に求められる機能を検討し、a) UASSP が把握・共有すべき、面での飛行を行う UAS の情報、b) 面での飛行を行う UAS の飛行空域に対する管理機能、c) 最適な飛行空間の調整・修正機能、d) 以上の各機能と UASSP が連携するためのインターフェース開発、の 4 点について研究開発を行った。

以上の各項目に関して、3 年間の研究開発目標と達成状況を表 2.2.1.1-6 に示す。

表 2.2.1.1-6 運航管理機能に関する研究開発目標と達成状況

研究分担	研究目標	成果	達成度
A) UASSP と UASO の連携の研究	・ UASSP と UASO 間の連携に関する要件定義および I/F の検討	・ UASSP と、UASO および FIMS のそれぞれとの間の連携に関して、種々のユースケースを検討し、UASSP として必要となる機能を明らかにして、要件定義を行うとともに、API の検討を行った。	○
	・ UASSP と UASO との IF の開発および検証 ・ 他システムとの連携について検証	・ 上記の検討結果に基づき、UASSP と UASO および FIMS との API 開発を行うとともに、その実機検証を行った。 ・ 他システムとの連携について検討を行い、複数の UASO から UASSP が取得すべき情報（UAS 機体情報、飛行場所、飛行時間、操縦者の情報など）の明確化を行った。	○
	・ FIMS、他の UASSP、SDSP との連携に関する追加実証およびシステムの改善	・ UASSP と、FIMS、他 UASSP、SDSP との連携に関して、それぞれの API の検討ならびに見直しを行い、実証に向けてソフトウェアを構築した。	○
B) 物流サービスに応じた UASSP の研究	・ 物流システムに特化した UASSP 機能の要件定義 ・ 物流システム及びドローンポートシステムと UASSP 間で授受するデータに関する IF の検討	・ 物流システムのために必要となる UASSP 機能に関して、種々のユースケースの検討を通して要件定義を行った。 ・ 物流システムと UASSP との間で授受するデータ、ならびにドローンポートシステムと UASSP との間で授受するデータに関して検討を行い、それぞれの API 仕様の策定を行った。	◎
	・ UASSP と物流システムおよびドローンポートシステムとの IF の開発 ・ 開発したシステムの検証 ・ 従来の GPS による測位情報と比較し精度が向上する準天頂測位情報を利用した飛行試験による飛行経路精度や着陸精度等の検証	・ UASSP と物流システム、ならびに UASSP とドローンポートシステムのそれぞれの間の API に関して具体的な開発を行うとともに、その実地検証を行った。また、荷物収納機能を備えたドローンポート機構の試作を行った。 ・ 準天頂衛星による測位情報を利用した飛行試験として、周囲に構造物を有する屋内環境における飛行のためのシステム構築ならびに	◎

		飛行試験を実施し、着陸精度等の検証を行った。	
	・物流システムやドローンポートシステムと連携した UASSP が提供する情報を利用し、正常時及び異常時の双方を想定した状況下での、無人航空機物流の実証実験 ・準天頂衛星による高精度測位情報を利用した飛行における経路精度、着陸精度等の検証、空域割当方式に関する検討 ・ドローンポートの改良、小型化	・ UASSP と物流システム、ドローンポートシステムとの連携のもとに、正常時及び異常時の双方を想定した状況における無人航空機物流の実証実験を実施した。 ・ 準天頂衛星による測位情報を利用した飛行試験を行い、各種条件下での経路精度、着陸精度等の計測とその結果の分析を実施するとともに、空域割当方式に関する検討を完了した。 ・ 準天頂衛星による高精度化を前提として、ドローンポートの小型化を図るとともに、先の試作機で明らかとなった課題に対応した改良を完了した。	○
C) その他サービスに応じた UASSP の研究	・ その他サービス（点検、測量、農業、撮影等）に対応した UASSP 機能の要件定義	・ 物流に代表される点接続型とは異なる面型の飛行を行う点検、測量、農業、撮影等のサービスに対応する UASSP 機能に関して、ユースケースに基づき要件定義を行った。	○
	・ 2017 年度に検討する機能の開発および検証	・ 上で行った要件定義に基づき、具体的機能に関する API の開発とその検証を実施した。	○
	・ FIMS、他の UASSP、SDSP と連携した UASSP が提供する情報を利用し、正常時及び異常時の双方を想定した状況下での、点検、測量、農業、撮影等の物流用途以外の UAS の運航管理の実証実験	・ UASSP と、FIMS、他 UASSP、SDSP との連携に対して、物流用途以外の運航に関する飛行試験を、正常時及び異常時の双方を想定して行い、開発した API の実証を完了した。	○

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

4.5 「運航管理統合機能の運航状況管理に関する研究」（株式会社日立製作所）

A) 運航状況管理における統合的判断の研究

運航計画申請の審査（承認、不承認等）を行うためには、様々な情報（利用者情報、機体情報、飛行情報、地図情報、気象情報、電波情報、空域監視情報、ドローンポート情報 等）を基にして総合的な判断を行う必要がある。また、運航計画の審査結果（不承認の場合は、その理由も含む）を申請元である運航管理機能に対して確実に通知し、運航管理機能における運航計画の見直し等に役立てる必要がある。

また、運航中の無人航空機に、安全な運航に問題がある場合（問題が発生する兆候がある場合を含む）には、該当する運航管理機能へ警報や注意報及びそれらに対する対処指示を即座に通知するとともに、必要に応じて、機体の操縦者に対して連絡を取ることが必要となる。

本研究では、安全な運航に問題があると運航管理統合機能で判断するための運航ルール（例：提出された運航計画に問題がないか（他提出運航計画/飛行禁止エリアとの干渉 等）、運航計画申請の内容から逸脱した運航を実施、通信断絶等による機体位置情報が更新されない、運航禁止空域（臨時、常設）への接近・侵入、他の無人航空機や有人航空機との接近・衝突、地形・建造物との接近・衝突、気象状態の急変等）について、研究開発テーマ「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会と連携した検討を実施し、その検討結果を機能実装した、プロトタイプによる有効性判断を実施した。

B) 外部機関連携機能の開発

無人航空機を取巻く主な共有の資源として、空域と電波の2種類が存在する。

空域を共有の資源として活用する有人航空機については、主に高高度の空域を利用する旅客機と比較的低高度の空域を利用する消防・防災ヘリ等が存在する。空域の安全性を確保するためには、無人航空機と同様に、有人航空機の運航計画や位置情報等を運航管理統合機能で把握することは必要不可欠である。一方、電波を共有の資源として活用する既存の地上無線局に関しては、JUTM（（一財）総合研究奨励会「日本無人機運行管理コンソーシアム」）が無人移動体画像伝送システムの運用調整サービスを運用しており、同システムと同周波数帯を利用する既存の地上無線局（医療機関、電力会社等）に関する情報を保有している。

本研究開発では、共有資源である電波と空域に関する情報と、接続する手法を検討した。

連携する外部機関と入手する情報としては、主に有人航空機動態情報、無人移動体画像伝送システムを想定の上で、有人航空機動態情報の運行状況管理機能連動、電波監理コンセプトとの接続を実施した。

表 2.2.1. 1-7 運航状況管理機能に関する研究開発目標と達成状況

研究分担	研究目標	成果	達成度
A) 運航状況管理における統合的判断の研究	・「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会に参画し、システムアーキテクチャ及び共通インターフェースの仕様を委員会メンバとともに決定する。 ・委員会で決定した仕様に基づき、運航管理統合機能のシステム設計（概要設計及び詳細設計）内容の整合性調整を図る。 ・「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会メンバと、本機能の運用に関する意見交換を行い、運用方法の早期検討と設計内容への反映を行う。 ・運航計画管理機能のプロトタイプ開発を行う。 ・プロトタイプの評価を行い、2018 年度のプログラム開発に反映するための課題抽出を行う。	・ NEC コンソ 5 社にてシステムアーキテクチャ/共通インターフェースを検討。 ・「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会に提示の上決定。 ・ 運行状況管理機能プロトタイプ開発を実施。 ・ プロトタイプ評価の上、インターフェースの有用性を確認。インターフェース仕様詳細への課題を抽出。	○
	・ 2017 年度実施内容に基づき、プログラム開発を行う。 ・ 運航管理統合機能プログラムと結合し、福島ロボットテストフィールドによる飛行を含む、運航管理統合機能の結合試験を実施。	・ 運行状況管理機能プログラム開発を実施。 ・ FIMS を担当した NEC、NTT データ、日立製作所が開発したプログラムを結合し、福島ロボットテストフィールドにて、10 機同時飛行実証にて結合動作を確認。	◎ (※1)
	・ 2018 年度に実施した結合試験の結果を元に、処理方式の改良を行い、機能の完成度を高める。 ・ 福島ロボットテストフィールドで実証と評価を行い、本機能が容易に利用可能であることを確認する。 ・ 実システムとの接続が実現困難となる場合は、シミュレータを活用した実証及び評価を行う。 ・ 福島ロボットテストフィールドへの FIMS 機能のサーバ構築にあわせ、運航状況管理機能の社会実装に向けた運用方式などを含む有用性及び実用性を検証する。	・ 10 機同時飛行実証にて、課題抽出を実施。 ・ 2019 年 10 月及び 12 月飛行実証にむけて、Inflight 中のインシデント対応機能の実装を完了し、検証をした。	○
B) 外部機関連携機能の開発	・「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会に参画し、システムアーキテクチャ及び共通インターフェースの仕様を委員会メンバとともに決定する。 ・委員会で決定した仕様に基づき、運航管理統合機能のシステム設計（概要設計及び詳細設計）内容の整合性調整を図る。 ・ 防災ヘリ等の動態管理システム、無人移動体画像伝送システム運用調整サービスとのインターフェース情報の明確化・具体化を行う。	・ NEC コンソ 5 社にてシステムアーキテクチャ/共通インターフェースを検討。 ・「運航管理システムの全体設計に関する研究開発」で設置される委員会に提示の上決定。 ・ 有人航空機動態情報との連携機能設計、電波監理コンセプトを含めた、無人移動体画像伝送システム運用調整サービスとの連携シーケンス検討を実施。	○

	・2017年度実施内容に基づき、プログラム開発を行う。 ・運航管理統合機能プログラムと結合し、福島ロボットテストフィールドによる飛行を含む、運航管理統合機能の結合試験を実施。	・運行状況管理機能プログラム開発を実施。 ・FIMSを担当したNEC、NTTデータ、日立製作所が開発したプログラムで結合し、福島ロボットテストフィールドにて、10機同時飛行実証にて結合動作を確認。 ・有人航空機動態情報連携について確認を実施。	◎
	・2018年度に実施した結合試験の結果を元に、処理方式の改良を行い、機能の完成度を高める。 ・福島ロボットテストフィールドで実証と評価を行い、本機能が容易に利用可能であることを確認する。 ・実システムとの接続が実現困難となる場合は、シミュレータを活用した実証及び評価を行う。	・10機同時飛行実証にて、課題抽出を実施。 ・2019年10月及び12月飛行実証にむけて、電波監理コンセプトとの接続実装を完了した。	○

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(※1) 目標を大幅に達成

（５）成果の意義

[全体アーキテクチャ設計に係る成果]（日本電気、NTT データ、日立製作所、NTT ドコモ、楽天）

運航管理システム全体として、FIMS/UASSP/UASO 各機能（各サブシステム）の役割定義を行った。また、FIMS としての機能検討を行い、FIMS 機能一覧および FIMS-UASSP 間インターフェース仕様を完成させた。通信方式として REST (REpresentational State Transfer) 方式と、Pub/Sub（パブリッシュ / サブスクライブ）方式を採用した。

表 2.2.1.1-8 FIMS-UASSP 間インターフェース

インターフェース名	情報の流れ		通信方式
	FROM	TO	
飛行計画情報	UASSP	FIMS	REST
	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行計画申請結果通知	FIMS	UASSP	REST
運航状況情報	UASSP	FIMS	REST
近傍機体情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
警報情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
	UASSP	FIMS	REST
空域問い合わせ情報	UASSP	FIMS	REST
有人航空機動態情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行禁止空域情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行注意空域情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub

[2018 年度実証試験の成果]（日本電気、NTT データ、日立製作所、NTT ドコモ、楽天）

「物流」、「郵送」、「災害調査」、「警備」の各利用シーンにおいて、同一空域（福島 RTF 約 50ha）、かつ目視外での 4 つの異なる事業者の無人航空機 10 機の同時自律飛行試験に成功した。これにより、本アーキテクチャの有用性が立証され、試作した運航管理統合サブシステムを用いて、複数の運航管理サブシステムの計 10 機の飛行経路変更や離発着タイミングの最適化を図ることが可能となった。

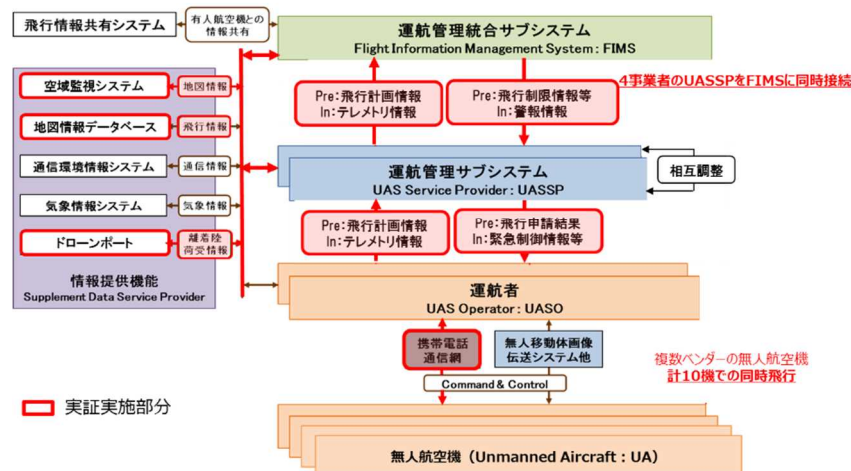


図 2.2.1.1-5 運航管理アーキテクチャと実証実施機能

[2019 年度相互接続試験の成果]（日本電気、NTT データ、日立製作所、NTT ドコモ、楽天）

同一空域で複数事業者の無人航空機が安全に飛行するための運航管理システム相互接続試験の環境整備に向けて、運航管理システムの API 仕様書を公開した。

この API 仕様書を利用することにより、NEDO プロジェクトに参画していない国内外の無人航空機事業者が福島ロボットテストフィールド内で運航管理システムと相互接続試験を行うためのソフト開発が可能となった。

10 月 23 日から 24 日に、「福島ロボットテストフィールド」（福島県南相馬市・浪江町）において、ドローン事業者 29 者が参加した、同一空域で複数事業者のドローンが安全に飛行するための運航管理システムとの相互接続試験を実施し、1 時間 1 平方 km に 100 フライト以上のドローンの飛行試験に成功した。具体的には、福島ロボットテストフィールドの総合管制室に設置した複数のドローン事業者が情報共有するための運航管理統合機能のサーバや、先般公開した運航管理システムの API および API 接続支援サービスを利用して、ドローン運航管理システムの相互接続試験を実施した。本試験には、NEDO プロジェクト参画の 17 事業者に加え、プロジェクトに参画していない一般のドローン事業者 12 社が参画した。一般のドローン事業者が本試験に参加したことで、運航管理システムの実用性や相互接続に関するセキュリティ対策の有効性を実証できた。

5.1 「①運航管理統合機能のフライト管理に関する研究」(日本電気株式会社)

(1)FIMS 実装要件の整理

FIMSに求められるシステム要件の整理を行った。要件の整理にあたっては、2030年における無人航空機による物流量(宅配個数)を試算した上で、運用の仮説を定義した。FIMS実装要件は、運用の仮説に基づき、研究期間内における要件と2030年頃の社会実装要件とで分けて整理した。

表 2.2.1.1-9 2030 年における無人航空機による物流量(宅配個数)の試算

2030 年における宅配便取扱個数は 56 億個に増加すると推定される(出所(A)の宅配便個数過去 10 年の平均増加率から推定)。2030 年に宅配便の半数が無人航空機に置き換わると仮定すると、

- ・ 1 日当り無人航空機の配送個数は、 $56 \text{ 億個} \times 50\% / 365 = 770 \text{ 万個}$ 、
- ・ 1 秒あたりの飛行申請件数は、 $770 \text{ 万個} / 12\text{H} / 3600 \text{ 秒} = 180 \text{ 申請/秒}$ (1 日当り配送 12 時間稼動と仮定)、
- ・ 1 配送当りの無人航空機の平均飛行時間を 20 分とした場合、必要な機体数は、 $180 \text{ 申請} \times 20 \text{ 分} \times 60 \text{ 秒} = 21 \text{ 万機}$

2030 年に全国で物流無人航空機として 21 万機が飛び交うと推定。

出所：(A)H28 国交省「宅配便等取扱個数の推移」

表 2. 2. 1. 1-10 運用の仮説

分類	研究期間内	社会実装時（2030）
ルール／法律	現行航空法に則る 機体管理/利用者管理は、 ・ 物流/災害ミッション ・ 飛行計画申請 ・ 衝突判定 の基準に必要な情報を仮設定する	・ 機体認証／登録の義務化 ・ 運用者に対する免許制度
対象機体	実施計画書の記載内容に準ずる	TBD
同時飛行機数	南相馬市から浪江町までの 13 キロの区間を、操縦者が肉眼で機体を確認することなく飛ばす「目視外」の状況で、10 台以上を運航させることを目指す	日本全国で 21 万機
機体性能	・ 現状存在する機体 ・ マルチコプター ・ UAS0/UASSP 間 IF を搭載	・ 航続時間 2 時間 ・ 最高速度 100km/h 以上 ・ 非協調 SAA 搭載
運用時間	実証実験に支障がないこと	24 時間 365 日
運用者	実証実験に支障がないこと	存在し、運航の監視を行う
管理者／保守者	実証実験に支障がないこと	存在し、システムの管理／監視を行う

表 2.2.1.1-11 FIMS 実装要件（処理能力）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
トランザクション数	TBD	日本全国で 21 万機分の飛行計画及び動態を同時処理できる事
データ容量	飛行計画： $100 \text{ 件} \times 1024 \text{ byte} \times 30 \text{ 日} = 3 \text{ MB}$ 運航状況情報： $100 \text{ 機} \times 100 \text{ byte} \times 3600 \text{ 秒} \times 12 \text{ H} \times 30 = 13 \text{ GB}$ コンフリクト： $1 \text{ 日} 100 \text{ 件} 30 \text{ 日} \times 256 \text{ byte} = 0.8 \text{ MB}$ 警報： $1 \text{ 日} 100 \text{ 件} 30 \text{ 日} \times 256 \text{ byte} = 0.8 \text{ MB}$ 他： 地図/気象等 SDSP の情報格納。 100GB 程度あれば十分と想定。	飛行計画： $28 \text{ 億件} \times 1024 \text{ byte} \times 5 \text{ 年} = 14.3 \text{ TB}$ 運航状況情報： $21 \text{ 万機} \times 100 \text{ byte} \times 3600 \text{ 秒} \times 12 \text{ H} \times 365 \text{ 日} \times 5 \text{ 年} = 1,660 \text{ TB}$ コンフリクト： $28 \text{ 億件} / 10000 \times 256 \text{ byte} = 71.7 \text{ MB}$ 警報： $1 \text{ 件} \times 365 \text{ 日} \times 5 \text{ 年} \times 256 \text{ byte} = 0.5 \text{ MB}$ 他： 地図/気象等 SDSP の情報格納。 最低 1,700TB は必要と想定。
同時アクセス数（対 UASSP）	6 UASSP	10 UASSP

表 2.2.1.1-12 FIMS 実装要件（応答性）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
現況管理⇒コンフリクトの通知	位置情報受信⇒コンフリクト通知送信まで 1 秒以内	TBD
管理者画面設定変更の応答性	サーバサイドでの要求受付⇒応答完了までに 1 秒以内	TBD

表 2.2.1.1-13 FIMS 実装要件（操作性）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
操作端末	PC(Web)	PC(Web/専用ビューア)
視認性等 HMI 基準	－	TBD
変更容易性	考慮無し	デザイン変更スキンやテーマ等を導入し、視認性の要求に容易に対応可能とする

表 2.2.1.1-14 FIMS 実装要件（拡張性）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
機能拡張の容易性	2030 年における機能拡張方法を意識した SW 実装	TBD
接続容易性	2030 年における機能拡張方法を意識した SW 実装	TBD
性能向上の容易性	2030 年における機能拡張方法を意識した SW 実装	TBD

表 2.2.1.1-15 FIMS 実装要件（セキュリティ）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
認証	方式検討に留める もしくは、 ユーザ／パスワード認証	・アカウントによるユーザ／パスワード認証 ・UASSP 等との通信は、API キー/Oauth2.0 等を用いた認証による、承認された UASSP との通信のみ許容 ・シングルサインオン
通信暗号化	SSL による通信暗号化（自己証明書でも可）	SSL/TLS による暗号化、サーバ証明書必須
アクセス制御	運用者/システム管理者で、データアクセス制御を実施	FIMS 運用者/FIMS システム管理者で、データアクセス制御を実施
ログ管理	1 ヶ月 ・ソフトデバッグログ ・警報・コンフリクト ・飛行状況情報 ・飛行計画	5 年と仮定 （他案件の法的制約等参考） ・ソフトの動作ログ（異常のみ） ・警報 ・コンフリクト ・飛行状況情報 ・飛行計画

表 2. 2. 1. 1-16 FIMS 実装要件（その他）

定義	研究期間内	社会実装時（2030）
使用時間	実証期間（2W）	24 時間 365 日
業務継続性	－	TBD
（冗長化の場合） 切り替え時間	10 分以内（ACT/ColdSBY で、ACT 系障害時は待機系システムをブートするなど）	60 秒以内
時刻精度	NTP サーバによる時刻同期 （誤差 1ms 以内）	・ オンプレミスの場合、FIMS NW 内に Stratum1 の GPS クロックを設置。GPS⇒FIMS⇒UASSP で時刻同期を実施 ・ クラウドの場合、クラウド選定の条件とする
運用監視	－	各サーバの障害監視を実施 ・ ハードウェア ・ ソフトウェア ・ ネットワーク

(2) FIMS-UASSP 間インターフェースの定義

FIMS-UASSP 間インターフェースについては、接続要件定義、業務インターフェース定義を行った。接続要件は、インターネットを介して接続する様々な UASSP を考慮し、プラットフォームに依存させない通信方式（REST、Pub/Sub）、証明書を用いた認証方式を確定させた。通信および認証の仕組みのイメージ以下の図 2. 2. 1. 1-6 に示す。

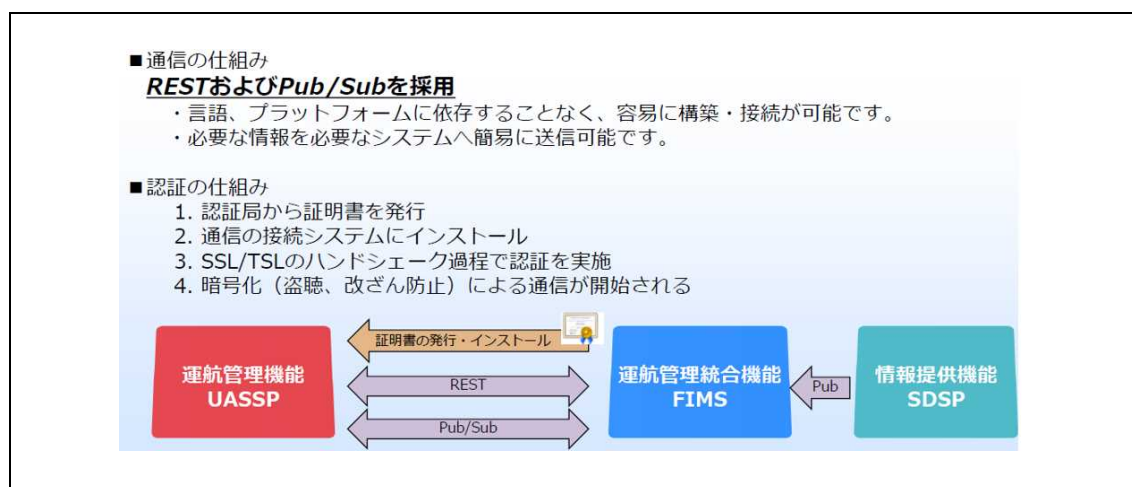


図 2. 2. 1. 1-6 通信および認証の仕組み

■ 2つの通信方式

① リクエスト/リプライ型（REST APIによるアプリケーション連携）

1. UASSPがFIMSへリクエストを実施 [Request]
 2. FIMSからリプライで同期的にデータを返却 [Reply]
- ※REST APIは、SwaggerHUBで公開しています。



② Pub/Sub型（MQTTによるメッセージ連携）

1. UASSPがあらかじめ入手したい情報（トピック）をFIMSに登録 [Subscribe]
 2. FIMSが情報（トピック）を収集、情報が更新される
 3. FIMSがUASSPに対してSubscribeしているデータを非同期的に一斉通知 [Publish]
- ※Pub/Sub型では、インタフェースのドキュメントの提供を行います。



図 2. 2. 1. 1-7 REST と Pub/Sub

業務インターフェースについては、運航管理システムで想定するユースケース、FIMS および UASSP に対して求められる実装要件を考慮して確定させた。確定インターフェースを以下の表 2. 2. 1. 1-17 に示す。

表 2. 2. 1. 1-17 FIMS-UASSP 間インターフェース（表Ⅲ2. 5 の再掲）

インターフェース名	情報の流れ		通信方式
	FROM	TO	
飛行計画情報	UASSP	FIMS	REST
	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行計画申請結果通知	FIMS	UASSP	REST
運航状況情報	UASSP	FIMS	REST
近傍機体情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
警報情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
	UASSP	FIMS	REST
空域問い合わせ情報	UASSP	FIMS	REST
有人機動態情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行禁止空域情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub
飛行注意空域情報	FIMS	UASSP	Pub/Sub

(3) フライト管理機能の開発

フライト管理として飛行計画の段階でのコンフリクト判定プログラム、および、飛行計画の登録プログラムの開発を行った。コンフリクト判定は、無人航空機の飛行計画における飛行経路上に保護空域を設定し、その保護空域の重なり判定による方式とした。判定方式については、「飛行計画基準」としてまとめた。保護空域の設定、コンフリクト判定のイメージを以下の図 2. 2. 1. 1-8 および図 2. 2. 1. 1-9 に示す。

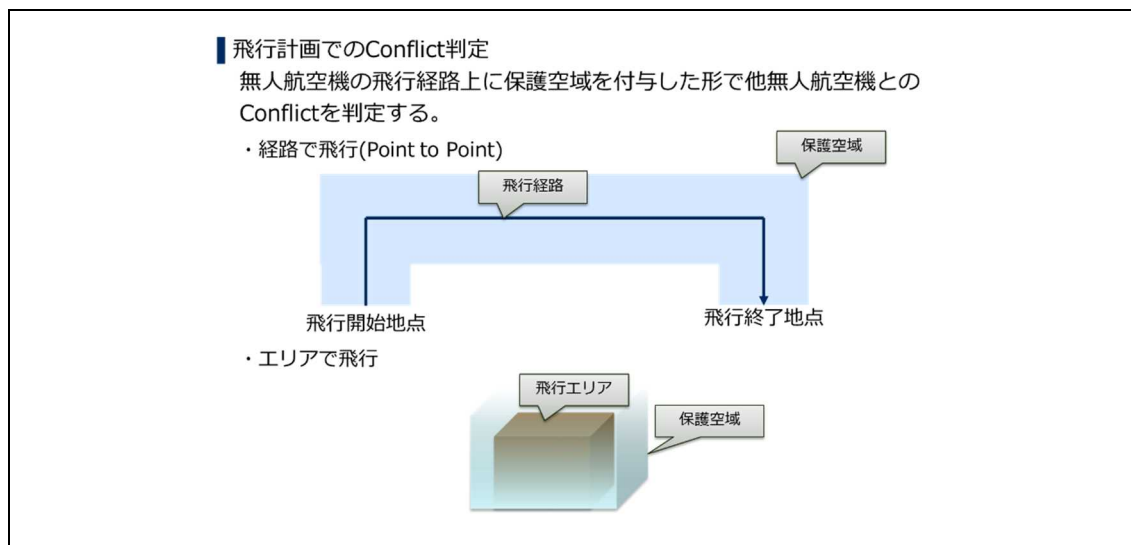


図 2. 2. 1. 1-8 保護空域の設定

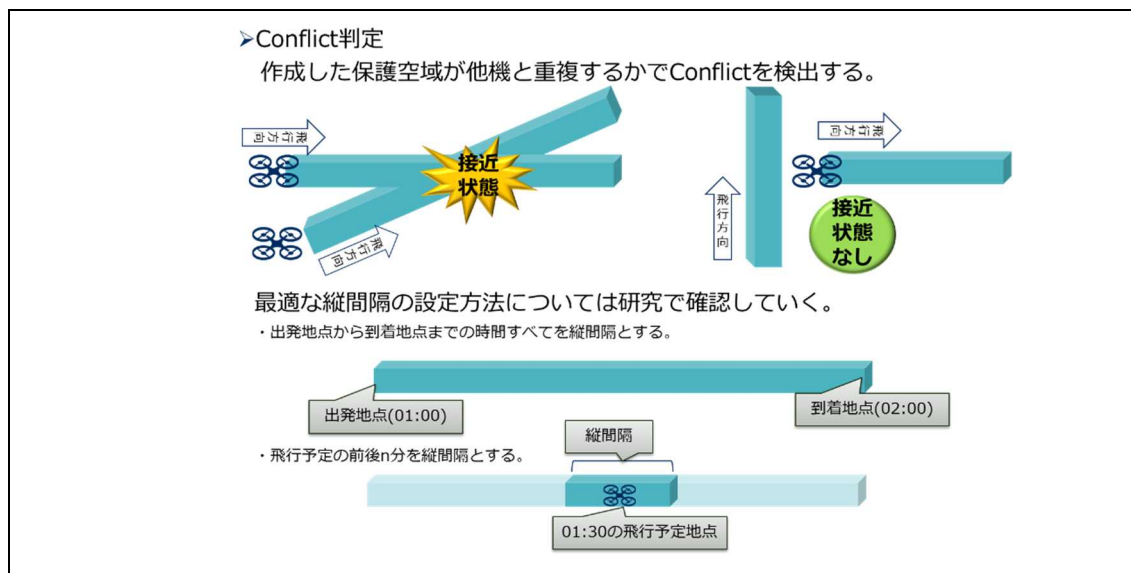


図 2. 2. 1. 1-9 コンフリクト判定

(4) FIMS-UASSP 接続評価の実施

2017～2018 年度で作成した FIMS 評価機材と UASSP 評価機材を接続し福島ロボットテストフィールドで災害が発生したことを想定し「災害調査」「警備」「物流」「郵便」の 10 機の無人航空機を目視外で自律同時飛行の接続評価試験を実施した。FIMS システムで設計した飛行計画の策定、コンフリクト判定が問題なく動作し、安全な運航が実施できることを確認した。

運航管理システム全体での接続評価試験を継続して実施し、FIMS-UASSP 間の有用性および実用性を検証した。検証にあたっては、2018 年度に実施した接続評価試験のユースケースを拡張し、異なるユースケースを策定すると共に、同時飛行機数を増加した。また、福島ロボットテストフィールドに FIMS 機能のサーバを実装し、FIMS 機能の社会実装に向けた運用方式などを含む有用性および実用性を検証した。継続した接続評価、実用性の検証により最終目標を達成した。

(5) 空域監視システムの開発

空域監視の目的・監視範囲に基づくカメラやレーダー等のセンサ方式の整理を行った。その推定要件に基づく、機能・性能検討とインターフェース仕様の整備を行った。

ポート上空を監視領域とする、ステレオカメラ方式の試験用装置を試作製造した。画像処理技術により、複数飛行体の自動検知と無人航空機識別機能、位置の推算機能を有する。また、画像処理機能を持たないカメラ映像監視システムも構築し、2018 年度の実証実験で利用した。（構内遠隔監視利用にて 5GHz 無線 LAN 通信による映像伝送を確認。）

空域監視システムについては、カメラ監視による監視領域の設計を完了し、福島ロボットテストフィールドに設置し、2019 年度の実証実験で機能検証をした。

(6) 気象情報システムの開発

飛行計画策定・飛行前判断・安全飛行管理に必要な気象要素と粒度の検討と、それに基づく API 仕様書の整備、プロトタイプの作成。及び実証実験に必要な気象観測機器の現地調査検証と配備を実施。

FIMS 試験装置との連携開発。気象の急変が発生した際、UAS が危険回避する為のアラート仕様の構築と実装、連携検討を行った。

2019 年度の実証実験において UASSP/UASO へ気象情報の提供を実施した。

(7) FIMS の AI の研究

UASSP/UASO 間の飛行計画調整が必要なユースケースを検討し、それに基づいて、UASSP を介した UASO 間の 1 対 1 の計画交渉、および、多数 UASO 間の計画調停機能の提案を行った。

前者の 1 対 1 の飛行計画交渉に関しては、飛行中に計画からの逸脱などで他者計画との干渉が避けられない場合を想定し、UASSP/UASO 間で飛行計画を調整するインターフェース

を試作し、簡易シミュレーションにより評価を完了した。

後者に関して、多数 UAS0 間で調整を行う場合には、合意が得られずに交渉が決裂してしまう可能性が高いこと、また、衝突を回避する計画を第三者が強制的に決定する場合、事業者が望まない飛行経路が割り当てられる可能性がある、といった課題がある。このような課題を解決するため、多者間の経路調整を調停するコーディネータ機能の研究開発を実施。UAS0 個々の飛行経路に対する望ましさを予測するモデルを学習し、各々の業務都合を考慮した計画調停を行うコーディネータ機能を設計し、コアアルゴリズム実装と簡易シミュレーション評価までを完了した。

さらに 2019 年度に 1 対 1 の飛行計画交渉、多数の飛行計画調停機能に関して、運航管理システム全体を模擬した試験システムと JAXA の無人機シミュレータとを接続し、より現実的なシミュレーションにて有効性および実用性の評価を行うことで、目標を達成した。

5.2 「②運航管理統合機能の空域情報管理に関する研究」(株式会社エヌ・ティ・ティ・データ)

空域情報管理については、飛行禁止空域・地表障害物情報を統合的に管理/共有する基盤を開発し、FIMS および UASSP との連携実証を行った。FIMS との連携においては、本基盤の提供する機能を活用することで、飛行計画管理機能・飛行状況管理機能が飛行計画および飛行中の無人航空機の飛行禁止空域への侵害や地表・障害物への接近を検知する機能を実現できることを確認した。UASSP との連携においては、本基盤機能の提供する飛行禁止/注意空域情報提供の API を活用することで、福島ロボットテストフィールド内の工事中エリアなどの飛行禁止空域を各 UASSP に確実に共有することができた。これにより安全を担保しつつ複数の無人航空機を飛行させることができ、本機能の有用性を確認できた。最終的に、より高精度な建物データを用いた接近検知の仕組みを実装し、有効性の評価を完了した。

有人航空機との情報連携については、有人航空機の動態情報を外部から入手し FIMS の他機能および UASSP に提供する API を開発した。また、有人航空機側システムに対して無人航空機の飛行計画および位置情報を提供する API を開発した。研究段階においては、実際に接続可能な相手側の有人航空機側システムが無いため、模擬機能を開発して実証を行った。最終的に、実際の航空機の動態情報を取得して FIMS の他機能で活用できる仕組みを構築し、有人/無人航空機間の情報共通の仕組みを検証した。

地図情報データベースについては、物流/災害対応等の各用途で必要となる地図情報の項目及び要件を検討し、災害時の医療・支援物資輸送および緊急時の着陸可能場所として利用可能と想定される避難所情報と、飛行禁止空域となるイベント開催エリアの情報を提供することとした。昨年度までにこれらの情報を現地調査により収集しデータ化するとともに、他システムに情報提供するための API を開発・公開して実証を行い、情報の有効性を確認した。最終的に南相馬-浪江町間の長距離飛行の実現に向け、飛行を推奨するエリア・経路を決定するための調査・開発を完了した。

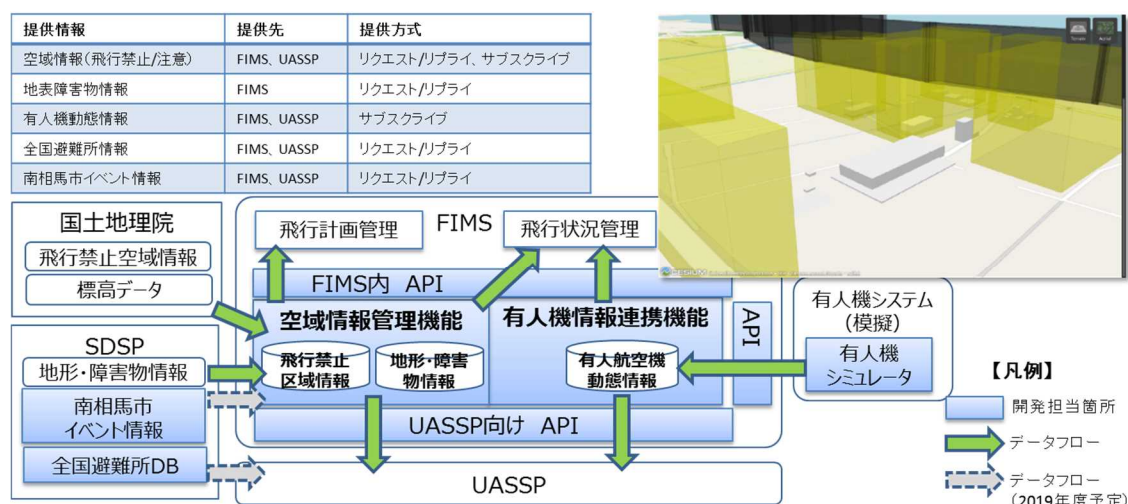


図 2.2.1.1-10 空域情報管理

5.3 「③電波品質に基づく運航管理機能に関する研究」(株式会社 NTT ドコモ)

(A) 電波品質等の情報に関する研究

2017 年度に本研究に必要なインターフェース仕様を設計、2018 年度には上空の携帯電波情報を考慮した飛行計画の策定が可能な UASSP を開発し、福島ロボットテストフィールドにて実証実験を実施、当初計画通りの性能が得られることを確認した(図 2.2.1.1-11)。2019 年度は、携帯電波管理システムと FIMS/UASSP/UASO 間連携に関する研究において運航計画を検討する際の事前情報として用いることで、空域としての安全性だけでなく通信環境の安定性も含めた適切な航路設定に有効に資することを確認した。

(B) UASSP/UASO と UAS 間機能に関する研究

PS-LTE と LTE のマルチ接続通信環境を構築し、無人航空機に搭載した端末との疎通試験、性能試験、通信経路切替試験を実施して、無人航空機フライトに向けた基礎検証を完了した(図 2.2.1.1-12)。2019 年度は福島ロボットテストフィールドにおいて、実環境下における通信性能試験を実施した。あわせて、海外製の無人航空機や空撮および測量等を目的に広く市中で調達可能な無人航空機を既に活用している事業者が個別に機能開発することなく FIMS に接続できるように、開発した自社 UASSP を活用した接続支援を行った。

(C) UASSP と UASSP 間連携に関する研究

2017 年度に本研究に必要となるインターフェース仕様を設計、2018 年度は当該のインターフェースを用いて、FIMS への飛行計画申請前に UASSP 間にて事前調整を行う UASSP 間機能を開発、基本的な動作試験を実施し、当初見込み通りの動作性能を確認した。2019 年度は実際に開発された UASSP 間で当該インターフェースを用いた接続実証実験を完了した。

(D) 携帯電話システムと FIMS/UASSP/UASO 間連携に関する研究

上空の携帯電波状況の収集に対応した UASSP/UASO を開発し、福島ロボットテストフィールドにて実証実験を実施した。



図 2.2.1.1-11 携帯電波情報の可視化および飛行計画策定への反映



図 2. 2. 1. 1-12 PS-LTE/LTE マルチ接続通信環境

5.4 「④事業サービスに応じた運航管理機能の開発」(楽天株式会社)

(A) UASSP と UASO の連携に関する研究開発

まず、物流アプリケーションの実運用経験に基づき、通常時の物流シーンおよび災害発生時における物資搬送シーンのユースケース・シナリオを作成した。また FIMS と複数 UASSP を含むユースケースに関して、飛行前から飛行後までのシーケンス検討を行い、UASSP-UASO 間共有情報、送信頻度等を含むインターフェース仕様初版を策定した。

次いで、通常時の物流シーンおよび災害発生時における物資搬送シーンに対して、注文から配送までの一貫コンセプトを確立し、飛行申請・承認取得、状況把握などの機能を備えた UASSP インターフェースを開発した。

2019 年 10 月および 12 月の実証試験にてシステムを機能検証し、目標を達成した。

(B) 物流サービスに応じた UASSP の研究開発

物流システムにおける情報とオペレーションの流れを整理し、無人航空機の発着と物資の荷積み、荷下ろしを行うためドローンポートシステム(図 2.2.1.1-13)の要件定義を行った。また、ドローンポート周辺空域の状態を監視するセンサを含むシステムの構成、予約システムの仕様を明らかにするとともに、インターフェース仕様の初版を策定した。

次いで、物流システムにおける情報とオペレーションを考慮し、無人航空機の発着と物資の収納を行うためのドローンポート機構(図 2.2.1.1-14)の試作を行った。ドローンポートは幅、奥行き共に約 2m と、一般自動車用の駐車スペースに設置可能なサイズまで小型化を達成した。さらに、2019 年 12 月に無人航空機着陸実験を含む機能確認を行った。本装置は荷物の自動収納と電子錠による開扉機能を備えたものである。併せてドローンポート予約システムの試作を行った。

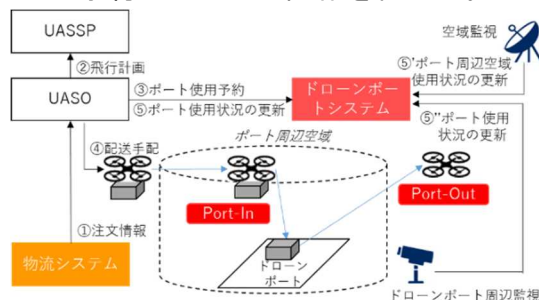


図 2.2.1.1-13 ドローンポートシステム

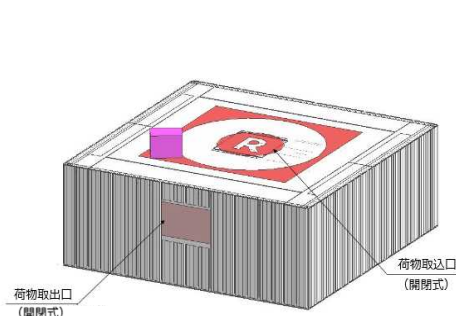


図 2.2.1.1-14 ドローンポート機構

(C) その他サービスに応じた UASSP の研究

点と点とを結ぶ形で経路が定義される物流に対して、空撮、測量など、一定の面領域

内を飛行する形態のアプリケーションの分析を行い、これらの用途においても対応可能となるよう、インターフェース仕様への反映を行った。

また、従来の GPS による測位と比較して高精度な準天頂衛星による測位情報を利用した飛行制御技術により、飛行経路精度、着陸精度の向上が可能であることを確認した。2019 年 10 月までに経路精度、着陸精度等の検証のためのデータ計測とその結果の整理を行い、性能検証を完了した。着陸位置誤差 25cm 以下を達成した。

5.5 「⑤運航管理統合機能の運航状況管理に関する研究」（株式会社日立製作所）

(A) 運航状況管理における統合的判断の研究

飛行中の運航状況の管理観点から、飛行中のコンフリクト判定基準、警報一覧の整理を実施した。これら成果をベースとし、運航管理統合機能の運航状況管理関連のアーキテクチャ／インターフェース仕様を策定した。インターフェース仕様のうち、無人航空機運航管理に必要な一部機能（飛行計画情報、飛行計画申請結果通知、運航状況情報、近傍機体情報、飛行禁止エリア情報）を実装した FIMS 飛行状況管理部プロトタイプを構築し、動作検証、インターフェースによる情報交換の有用性を評価した。

さらに、飛行中のコンフリクト判定基準、警報一覧と、これら成果をベースとし、運航管理統合機能の運航状況管理関連のアーキテクチャ／インターフェース仕様 2.0 版を制定した。運航状況情報、近傍機体情報、警報情報の API 及び情報を元に衝突判定、警報判定処理を実装した FIMS 飛行状況管理部を製造し、動作検証、実証実験を行った。

2019 年度は気象（降雨、風速）、機体異常の警報発出の追加を行い、Inflight 中に機体からの警報を検知した場合、飛行禁止エリアを生成する等の方法を用いて、Inflight 中のインシデント対応方式を実装した。10 月実証及び 12 月実証にて機能の評価を完了した。

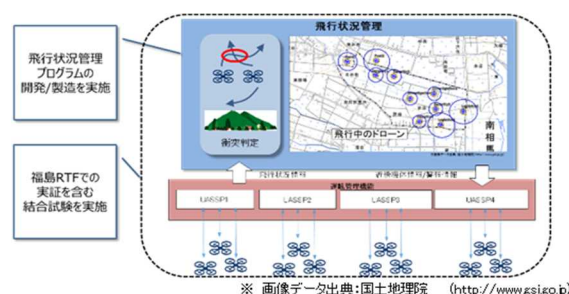


図 2.2.1.1-15 飛行状況管理機能概念図



図 2.2.1.1-16 飛行状況管理画面

(B) 外部機関連携機能の開発

無人移動体画像伝送システム運用調整サービス、ドクターヘリ動態管理システムの情報要素を精査し、インターフェース仕様の初版を作成した。また、無人移動体画像伝送システム運用調整サービスの情報を活用するために、JAXA 殿開発予定の電波伝搬シミュレータとの連動業務フローを策定した。

NTT データ提供機能が受信した飛行禁止エリア情報、有人航空機情報、3D 障害物情報を運航管理統合機能内で共有し、運航状況管理機能内で衝突判定/警報判定に使用するフレームワークを実装した。

さらに電波監理コンセプトとの接続インターフェースを実装し、シミュレーションを含めた評価を実施の上、電波監理の有用性について評価を実施した。

各機能は 10 月の実証実験において機能検証を実施した。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

6.1 「①運航管理統合機能のフライト管理に関する研究」(日本電気株式会社)、「②運航管理統合機能の空域情報管理に関する研究」(株式会社エヌ・ティ・ティ・データ)、「⑤運航管理統合機能の運航状況管理に関する研究」(株式会社日立製作所)

運航管理統合機能に関する成果を、ISO の国際標準化活動を通して普及させる取り組みを行っている。具体的には運航管理統合機能とその周辺の機能に関する機能構造について、欧米の研究開発・制度設計の動向を踏まえ、ISO 23629-5 UTM Functional Structure という規格文書を開発中である。2022 年 11 月に最終規格案に対する投票を実施し、2023 年初頭に規格文書として発行予定である。

6.2 「③電波品質に基づく運航管理機能に関する研究」(株式会社 NTT ドコモ)

小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会における“空の産業革命に向けたロードマップ”に則り、NTT ドコモは携帯電話事業者として、携帯電話等の上空利用に係る性能評価・国際標準化の対応を推進するとともに、本研究開発プロジェクトにおいては、“目視を代替する機能の実現に係る運行管理システム(UTMS)の全体設計および各システムの開発および統合”について、運航管理統合コンソの一員として取り組んでいる。

並行して、同ロードマップに示されているように、物流、災害対応、農林水産業、インフラ維持管理、測量、警備など様々な分野での無人航空機の活用および高度化が見込まれており、NTT ドコモは、2019 年 3 月より無人航空機を活用するユーザと機体メーカーや AI を活用した解析サービスを提供する事業者をつなぐドローンプラットフォームの商用サービスを開始している。

本テーマで開発した機能およびインターフェースは個社に限らず無人航空機を活用した事業全体を底上げし、無人航空機の早期社会実装を促進するものであることから、自社無人航空機事業の推進においても実用化が見込まれる。

6.3 「④事業サービスに応じた運航管理機能の開発」(楽天株式会社)

本研究開発と社会実装状況を鑑み、運航管理者が必要とする情報の提供や飛行許可申請機能を具備した「楽天ドローンゲートウェイ」をリリースし社会実装を推進するとともに、「楽天ドローンアカデミー」を開設し、物流のみならず空撮・調査・点検・レースなど業界全体の技術向上と社会受容性の向上を推進している。

* 楽天ドローンゲートウェイ : <https://gateway.drone.rakuten.co.jp/lp/>

* 楽天ドローンアカデミー : <https://academy.drone.rakuten.co.jp>

6.4 知的財産権及び成果の普及

研究開発の成果は運航管理統合機能 API としてプロジェクト外に公開した。併せて福島ロボットテストフィールドに運航管理統合機能の装置を設置し、無人航空機の飛行実証を行う国内外の事業者幅広く利用いただき実績を積むことで事業化に繋げる。

また、本プロジェクトで設計した運航管理システムのアーキテクチャについて、国際標準化に向け ISO へ提案をすすめる。2019 年 6 月にロンドンで開催された ISO TC20/SC16（無人航空機分野）での WG4 のミーティングにおいて、UTM Functional Structure に関する NP 提案に向けた取り組みを推進したいことを提言し、認められた。今後 36 か月で、各国の UTM 関係者と協議し、UTM Functional Structure に関する規格文書の作成をする計画である。

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	0	4	3	－	－	－	7
展示会出展	2	2	4	－	－	－	8
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	4	0	1	－	－	－	5
ニュースリリース・プレスリリース	0	1	3	－	－	－	4
国内出願	2	3	1	－	－	－	6
外国出願	2	0	0	－	－	－	2

（７）実用化・事業化への道筋と課題

1. 事業化に向けた戦略

1.1 運航管理統合機能（日本電気株式会社、株式会社エヌ・ティ・ティ・データ、株式会社日立製作所）

“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”にて制定されている「空の産業革命に向けたロードマップ 2019」に協調しつつ運航管理事業の在り方を継続して検討する。様々な運航ルールの仮説をたて、実証実験を継続して行い、技術開発を促進する。更には、その検証結果をもととした運航ルールの策定に関して積極的に関係省庁へ提案を継続し、環境整備の促進を図ると共に、運航管理事業を確立させる。あわせて、関連する海外の主要標準化団体（ISO 等）の会合への派遣や先行する諸外国の関連団体（例えば、米国の NASA、FAA 等）の研究者との意見交換・交流を通じて、最新の標準化動向を把握しつつ、国内関係官庁の政策のみだけでなく、本プロジェクトの成果の国際標準化を獲得するための具体的な活動計画を提言していく。

1.2 株式会社 NTT ドコモ

本研究開発で得られた知見については、運航管理統合システムの社会実装の進捗にあわせて既に商用サービス中のドコモドローンプラットフォームの事業の高度化に向けて適宜反映する計画である。

例えば、携帯電話等の上空利用に係る電波管理機能と運航管理機能の連携強化を通じた

無人航空機の運航管理の安全性向上、ならびに携帯電話を活用した無人航空機（セルラードローン）の普及拡大を推進していく計画であり、2020 年代に全国規模でのセルラードローンの運航が可能なシステムの構築を検討している。

1.3 楽天株式会社

研究開発実施者の楽天（株）は、無人航空機を用いた物流サービスの実用化を目指した運用を積極的に進めており、国内各地において具体的な運用実績を蓄積しつつある。また、物流用途のみならずその他の用途に対しても利用可能な運航管理プラットフォームの提供を目指して検討ならびに試行を進めている。今後とも、このような形で UASSP の実運用への適用事例を増やしながら、着実に事業化を進めて行く。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取り組み

2.1 運航管理統合機能（日本電気株式会社、株式会社エヌ・ティ・ティ・データ、株式会社日立製作所）

無人航空機は、物流分野のみならず、橋梁、道路、トンネルといった社会インフラ点検、災害地における救援支援、空撮等、様々な分野での活用が期待されている。更に、その市場は今後、益々拡大していくものと予想されている。

しかしながら、無秩序に無人航空機が飛行する様になれば、限りあるリソースである「空」に混雑が発生し「空」リソース枯渇による無人航空機の衝突等が発生する可能性が高まるため、安全性が低下する。無人航空機および空域の統制／管理により、「空」の安全を保つ必要がある。複数の無人航空機が空域を共有しつつ、多数の無人航空機が目視外環境下において、安全な飛行を可能とさせる運航管理統合機能（FIMS）の存在が必要となる。

本研究開発対象である FIMS は、低高度空域を管理する社会インフラシステムに位置づけられると想定される。社会インフラシステムは、行政事業として整備され、国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。運営の在り方及びそれに伴う責任の所在については、運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、運航管理を主体とする運営事業は、必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

2.2 株式会社 NTT ドコモ

小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会における“空の産業革命に向けたロードマップ”に則り、NTT ドコモは携帯電話事業者として、携帯電話等の上空利用に係る性能評価・国際標準化の対応を推進するとともに、本研究開発プロジェクトにおいては、“目視を代替する機能の実現に係る運行管理システム（UTMS）の全体設計および各システムの開発および統合”について、運航管理統合コンソの一員として取り組んでいる。

並行して、同ロードマップに示されているように、物流、災害対応、農林水産業、インフラ維持管理、測量、警備など様々な分野での無人航空機の活用および高度化が見込まれてお

り、NTTドコモは、無人航空機を活用するユーザと機体メーカーやAIを活用した解析サービスを提供する事業者をつなぐドローンプラットフォームを2019年3月より商用サービスを開始している。

本テーマで開発した開発した機能およびインターフェースは個社に限らず無人航空機を活用した事業全体を底上げし、無人航空機の早期社会実装を促進するものであることから、自社無人航空機事業の推進においても実用化が見込まれる。

2.3 楽天株式会社

UASの実運用拡大に伴い、運航管理システムの必要性はますます高まっており、公的な運航管理を司るFIMSへの接続を希望する事業者に接続・管理サービスを提供する存在としてのUASSPに対する必要性ならびに機能向上が求められている。

本研究の研究開発項目は、A) UASSPとUASOの連携、B) 物流サービスに応じたUASSP、C) その他サービスに応じたUASSP、であり、物流用途はもちろん、それ以外の様々な用途に対しても柔軟に対応可能なサービスプロバイダとしてのUASSPシステムに対する社会的ニーズの増大が見込まれるものである。本研究開発では、物流を代表例とする具体的な用途を想定し、実用化、事業化を視野に入れた形でUASSPシステムの仕様を策定し開発を進めた。

楽天は、飛行禁止空域や天気情報、飛行許可申請を行える機能を備えた「楽天ドローンゲートウェイ」<https://gateway.drone.rakuten.co.jp/lp/>をリリースした。

3 実用化・事業化の見通し

3.1 運航管理統合機能（日本電気株式会社、株式会社エヌ・ティ・ティ・データ、株式会社日立製作所）

運航管理事業の確立とともに無人航空機を活用するサービスますます発展すると想定される。運航管理統合機能により、安心・安全に無人航空機が利活用されることになり、物流等の分野で、今後加速していくと予想される労働者人口不足の課題を解消する1つの手段となり、経済成長を促す無人航空機産業の発展に貢献すると考えられる。

3.2 株式会社NTTドコモ

ドコモの運航管理システムは、通信機能とテレメトリ取得、運航管理接続機能を一つの小型デバイスに統合した構成としており、国内の産業用無人航空機だけでなく海外製無人航空機や民生用無人航空機にも適用可能な構成となっている。このため、比較的小規模な無人航空機事業者においても比較的容易に適用できることから、運航管理統合システムへの接続に係る負担を軽減し、本テーマで開発した運航管理統合システムの社会受容性の早期醸成に貢献できるものと考えられる。

本プロジェクトの成果を別途検討が進む上空での携帯電話等の活用に係る検討と合わせて、例えば、無人航空機のインフラ構築に係るコスト低減、無人航空機の単位面積・

単位時間あたりの飛行可能台数ならびに航続距離の拡大といった効果が見込まれる。

3.3 楽天株式会社

無人航空機運航数の大幅な増加には、航空法などの法的な問題を含めて様々な課題の解決が必要であると考えられるが、そのための環境整備の一つとして、UASSP を含む運航管理システムの実用化は極めて重要な要素である。また逆に、運航管理システムの実運用が開始される状況になれば、無人航空機を使用する事業者の増加が見込まれ、サービスプロバイダとしての UASSP に対するニーズの増大が期待される。すなわち、本研究開発の直接的な結果としての UASSP の具体化は、競争領域としての UASSP 事業の発展のみならず、車の両輪として、様々な用途、分野への無人航空機の普及促進が、波及効果として期待できる。

6.2.1.2 2) 運航管理機能の開発（警備）：

警備業務に対応した運航管理機能の研究開発

（実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度））

（実施者：KDDI 株式会社 テラドローン株式会社）

（1）事業の背景・意義（目的・概要）

近年の GPS 技術の普及及び Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) 技術を利用した慣性航法装置等の出現に伴い、小型の無人航空機でも高精度な測位を利用した自律飛行が可能となっている。また、2016 年 6 月に閣議決定がなされた日本再興戦略 2016 において、小型無人機の産業利用拡大に向けた環境整備が第 4 次産業革命の実現に向けた具体的な施策の 1 つとして掲げられており、2017 年 5 月に取りまとめが行われた「空の産業革命に向けたロードマップ ～小型無人機の安全な利活用のための技術開発と環境整備～」では、飛行させる空域や飛行の方法に応じて飛行レベル 1～4 を定義し、2018 年頃からレベル 3 の飛行（無人地帯における目視外飛行）による利活用、2020 年代前半からレベル 4 の飛行（有人地帯における目視外飛行）による利活用を本格化させることを目標とする計画が公表された。こうした技術・政策の両面で、無人航空機の利用を促進する環境整備がなされていることを背景に、測量、物流、インフラ点検、警備等の分野において、無人航空機の利用が拡大しつつある。

このような無人航空機の産業利用が拡大すると、同時運用機数が増加し、無人航空機同士の衝突や無人航空機の意図しない領域への侵入等が生じることで、社会の安全を脅かす可能性がある。無人航空機を安全に運用するためには、無人航空機の飛行計画を集約し、飛行経路上の地理空間情報や気象条件等を考慮した上で、離発着や飛行経路を一元的に管理する運航管理システムが必要である。

他方、近年の国際情勢の不安定化や 2020 年に開催を控えている東京オリンピック等を踏まえると、強固な警備体制の構築が重要となる。無人航空機の持つ俯瞰性や高い機動性は、特に都市エリアにおける警備体制の強化に大きく貢献する。また、海域においては、不審船の効率的な監視が急務となっている。現在、一定以上の規模の船舶は自動船舶識別装置（Automatic Identification System: AIS）により船舶信号を送信しており識別が可能となっているが、小型の船舶についてはその限りではなく、不審船か否かの判別する場合には個別対応が必要とされる。無人航空機を利用することで、不審船の識別と海域警備の効率化・省力化が期待される。

こうした背景を踏まえ、本研究開発では、無人航空機の警備分野への適用を想定した運航管理機能の開発と、様々な警備ミッションで目視外飛行を行う複数の無人航空機の運航管理実証を行い、都市エリアを含めた広域警備への無人航空機の導入を後押しすることを目的とする。特に、無人航空機の広域運用を実現するための通信ネットワークとして期待される、LTE 網を介した無人航空機の運航管理機能を開発・実証し、広域警備における無人航空機の実用性を示す。

研究開発項目としては、次の 3 項目を設定した。

- 1 無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発
- 2 警備用無人航空機の運航管理機能の開発
- 3 警備業務に対応した運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実証

上記研究開発項目毎の概要は以下の通り。

研究開発項目① 無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発

本研究開発項目では、無人航空機の警備用アプリケーションの実証のために使用される運航管理機能の開発を実施した。具体的な実施内容を以下に示す。

- 警備業務における無人航空機の要求条件整理

現状の警備業務のタイプや業務フローの分析を行い、無人航空機の利用が期待されるユースケースを複数抽出し具体化する。

抽出したユースケースに対し、無人航空機の要求条件を整理する。無人航空機の要求条件としては、大きく飛行シナリオに関する条件、搭載ペイロードに関する条件、無人航空機の機体に関する条件が挙げられる。

飛行シナリオに関する条件については、運用機数、離陸要件、飛行経路・高度の要件、飛行環境（地理空間、気象、通信用電波 等）、監視対象との離隔要件、周辺構造物との離隔要件、運用機数、不審者等への対処等について検討する。

搭載ペイロードについては、画像取得用のカメラへの要件（画素数、感度、波長等）、警告用マイク等、必要なペイロードとその要求仕様について整理する。

最後に、無人航空機の機体に関する条件としては、飛行シナリオや搭載ペイロードを実現するために必要となる機体の要件として、積載重量、飛行速度、連続飛行時間、自律制御要件、衝突防止要件、安全対策等を整理する。

- 無人航空機を利用した警備アプリケーション試作

要求条件整理の検討結果をもとに、本研究開発の飛行実証の対象となる、広域警備に適したアプリケーションの試作を行う。

広域警備においては、長距離飛行と上空からの画像取得を行うと共に、不審者等を発見した際には、監視対象に応じた対処が必要となる。例えば、不審者に対しては、証拠となる顔等の画像取得や、逃走する不審者の追跡、あるいは音声等による警告等を行うことが想定される。技術的には、カメラ等による人や顔の検出とフォーカシング・追跡の実現、これらの夜間対応、無人機側フライトコントローラとの連携技術等が想定される。定期巡回途中から、特定不審者の追跡を実施する場合には、他の無人機の運航に影響を与える可能性があり、警備用無人航空機向けの運航管理機能としても対処が必要な要件となる。

本研究では、このような、警備用運航管理機能の開発と連動する警備アプリケーションを特定し、その試作を行うと共に、広域警備を想定した運航管理実証において、広域警備における無人航空機利用の有効性を検証する。

研究開発項目② 警備用無人航空機の運航管理機能の開発

本研究開発項目では、警備業務における無人航空機の要求条件を検討し、その成果を運航管理機能開発にインプットするとともに、無人航空機を利用した警備アプリケーションを試作し、その成果をもとにした飛行実証を実施した。具体的な実施内容を以下に示す。

- 警備業務における運航管理機能の要件定義

研究開発項目①で検討した警備業務の無人航空機の要求条件をもとに、これを実現するために必要な運航管理機能の要件定義を行う。

運航管理機能の基本機能としては、機体登録情報などの機体管理機能、航空管制に係る機能（フライトプランの作成・編集・検証等に係るフライトプラン管理機能、機体から位置情報等の受信やフライトプランから想定される干渉（コンフリクト）の自動解消などを担う飛行情報管理機能等）、各種メディアへの表示機能などのユーザーインターフェース等が挙げられる。

加えて、警備業務における複数のユースケース（広域定期巡回、特定施設警備、広域巡回中の異常対応 等）が同じエリアで運用される場合、飛行計画段階における干渉防止に加え、突発的な機体側の自律制御に対応した運航管理が求められる。特に、都市エリアにおいては、

高精度な地理空間情報に基づく運航管理が要求される。また、監視対象の動きに応じた自律制御が行われる場合、機体テレメトリの転送頻度やディスプレイへの表示更新頻度の向上等も想定される。

さらに、警備業務においては、飛行だけでなく、無人航空機に搭載されたペイロード制御の要求も想定される。例えば、搭載された監視用カメラの向きやズーム、警告用マイクの設定変更、さらには機体に付属するロボットアームの制御等が挙げられる。

こうした諸条件を踏まえ、警備業務に必要な運航管理機能項目を整理し、新規開発あるいは既存機能の改修が必要な機能を特定すると共に、その要件を定義する。

- 警備業務における運航管理機能の開発

定義した要件を踏まえて、各機能のソフトウェア開発を実施する。

特に開発が必要な機能項目としては、飛行計画管理やリアルタイムフライトに関する機能がある。例えば、飛行計画の検証機能では、複数の飛行計画の干渉が想定される場合、一定の干渉条件に基づき、飛行計画の許可が行われるところ、警備業務のユースケースに適した干渉条件のパラメータ設定や検証ロジック策定等が想定される。また、リアルタイムフライトに関しては、監視対象を追跡する際の追跡ロジックの開発、周辺構造物との離隔条件や衝突回避ロジックの開発等が想定される。

このように、警備業務に必要な運航管理機能の要件定義結果に基づき、必要な機能開発を実施する。

- 情報提供機能・統合管理機能等とのインタフェース開発

他の研究開発テーマとして、情報提供機能、統合管理機能とのインタフェース開発を行う。

情報提供機能については、地理空間情報や気象情報、通信用電波情報等の提供が予定されており、共通 API が提供される。これに対応した、当該運航管理機能側のインタフェースを整備し、提供される情報の取得と運航管理機能への反映を可能とする。

統合管理機能については、当該運航管理機能から機体情報や飛行計画等の情報を提供すると共に、統合管理機能側から計画承認、あるいは飛行計画変更等の指示が提供され、当該運航管理機能への反映が必要となる。これに対応した、当該運航管理機能側のインタフェースを整備し、情報の授受を可能とする。

研究開発項目③ 警備用無人航空機の運航管理機能の開発

本研究開発では、研究開発項目①②で開発した研究開発成果について、LTE 網を介した長距離飛行試験を実施し、警備業務に対応した運航管理機能の総合的な実証・評価を行った。また、有意義な飛行実証試験を行うための、実証・評価基盤整備を実施した。実証・評価基盤の整備としては、以下の 5 項目を実施した。

- ・ 運航管理システム・LTE 連携機能開発
- ・ 警備用運航管理者向け情報提供機能整備
- ・ LTE 実証エリア整備
- ・ 警備用無人航空機の試作
- ・ 市場動向調査
- ・ 検証会議開催

研究項目ごとの具体的な実施内容を以下に示す。

実証・評価基盤の整備

- 運航管理システム・LTE 連携機能開発

LTE 網を介した無人航空機の運航管理を実現するため運航管理システム・LTE 連携機能を開発する。KDDI 株式会社が自主開発した LTE 連携運航管理システムのプロトタイプを基盤

とし、基本機能の整備・検証を実施すると共に、警備業務のユースケースに対応した機能改修・新機能開発を実施する。

基本機能としては、無人航空機に搭載した LTE 通信モジュールを用いて、LTE 網を介した運航管理システムにアクセスし、制御情報・テレメトリ情報の送受信を行う。まずは、安定した無人航空機の運航制御の確認、基地局ハンドオーバーによる長距離運航管理機能の確認を行う。さらに、研究開発項目①で検討した警備業務における無人航空機の要求条件をもとに、LTE 網に対する要件を検討する。例えば、監視対象の動きに応じた無人航空機の自律制御に対応した機体テレメトリの転送頻度の向上を実現するための、LTE 通信モジュールの仕様改修等が想定される。

こうした LTE 網側の機能開発を実施すると共に、要求される運航管理システムとのインタフェース等を開発する。

- 警備用運航管理向け情報提供機能整備

別途実施される「情報提供機能の開発」では、無人航空機の運航管理に共通的な地理空間情報、気象情報、通信用電波情報等が整備されることが想定される。こうした警備用運航管理機能から特に要求される情報提供機能の整備を行う。

具体的には、研究開発項目①で検討した警備業務における無人航空機の要求条件や研究開発項目②で検討した運航管理機能の要件定義を踏まえ、情報提供機能に対する要件定義を行うとともに、要件定義の結果を踏まえた地理空間情報等の開発や情報提供機能側の API 開発を行う。

- LTE 実証エリア整備

実証試験の実施エリアにおける LTE 網の整備を行う。1 年目は相模湖プレジャーフォレスト、2 年目は埼玉スタジアムにおける実証試験に向けて追加的なリソース配置を含め、LTE カバレッジの検討を実施した。3 年目は、福島県浪江町の沿岸エリアにおける LTE 実証エリアの整備を検討する。

- 警備用無人航空機の試作

警備用アプリケーションに対応した運航管理機能の飛行実証で使用する無人航空機の試作を行う。具体的には、研究開発項目①で検討した無人航空機の要求条件に基づき、必要な要件を具備した無人航空機を制作する。

警備用無人航空機では、異常対応時の自律制御に対応した機能の開発、監視対象に対する安全対策、高精細映像伝送、長距離飛行等の要求に対応する。

- 市場動向調査

本研究開発の実施方法やアウトプットの方向性を有意義なものにするため、本研究の技術開発要素に関する海外の開発・実証動向や実用化・商用化に向けた取組み状況を調査する。

- 検証会議開催

本研究開発の方法と結果・課題等を共有し、対処方針を調整する検証会議を開催する。本研究開発の実施機関、再委託機関及び主要な外注機関のメンバーで構成し、2 ヶ月に 1 回程度の頻度で定期的に開催する。

実証試験の実施・評価

- 実証試験の計画策定・評価

上述の検証会議の場において、実証試験の計画策定や課題整理、結果の評価等を実施する。1 年目に 3 年間の実験スケジュールと達成目標を確認すると共に、各年度に計画の見直しを行う。また、各年度の実験結果を評価、課題抽出と対応方針を検討する。

- 要素技術の飛行実証

1～2 年目において、各研究項目の要素技術開発の成果に関する飛行実証を行う。この実証では、個々の研究開発項目における成果の検証、研究項目間の部分的な機能統合の検証を行うことを目的とする。また、2 年目までに無人航空機による長距離飛行の確認、警備アプリケーションの実装性、運航管理機能の検証を行い、広域警備アプリケーションにおける無人航空機利用の可能性を技術的に確認する。

- 広域警備アプリケーションの総合実証

都市エリア等における広域警備アプリケーションに関する総合的な運航管理機能の実証を行う。具体的には、広域定期巡回、特定施設警備、異常時対応等の複数ユースケースに対応した飛行シナリオを設定し、それぞれ飛行計画の策定から離陸、運航、警備アプリケーションの作動、着陸までの流れを同時に実施する。

1 年目は遊園地の警備、2 年目はスタジアムの警備を対象に実証を行い、広域警備アプリケーションの実用性を確認すると共に、これを実現する運航管理機能開発成果の実効性を確認した。3 年目は、広域の重要施設の警備を対象とした実証を行う。

- 沿岸警備アプリケーションの総合実証

沿岸警備を想定した、無人航空機の飛行実証を行う。重要施設及び周辺の沿岸の巡回警備と突発的運航といったユースケースに対する運航管理機能と、10km 程度以上の長距離飛行を実証し、広域監視への適用可能性を確認する。

(2) 研究開発目標と根拠

「① 無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発」に関する研究開発項目では、無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発を、無人航空機のユーザーの視点から実施する。また、「② 警備用無人航空機の運航管理機能の開発」に関する研究開発項目では、無人航空機の警備用アプリケーションの実証のために使用される運航管理機能の開発を目的とする。最後に、「③ 警備業務に対応した運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実証に関する研究開発項目」に関する研究開発項目では、研究開発項目①、②で開発した研究開発成果について、LTE 網を介した長距離飛行試験を実施し、警備業務に対応した運航管理機能の総合的な実証・評価を行う。

研究開発項目毎の中間目標及び根拠の詳細は以下の通り。

表 2.2.1.2-1 研究開発毎との中間目標と根拠

- ・ 無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発

2017 年度の中間目標	設定根拠
警備業務における無人航空機の要求条件の整理	別途開発する運航管理機能の要件定義に寄与するため
無人航空機を利用した警備アプリケーションの試作（限定的な機能の動作確認）	2018 年度 of アプリケーション試作における課題を抽出するため

2018 年度の中間目標	設定根拠
無人航空機を利用した警備アプリケーションの試作・検証	飛行実証に備えるとともに、今後の警備用無人航空機の産業利用拡大に資するため

- ・ 警備用無人航空機の運航管理機能の開発

2017 年度の中間目標	設定根拠
--------------	------

警備利用に必要な運航管理機能項目の整理	別途開発する運航管理システムの開発項目の検討に寄与するため
運航管理機能の要件定義	
運航管理機能の一部機能開発と検証	飛行実証に備えるとともに、段階的に機能の検証を行い、2018 年度以降の研究開発課題の課題を抽出するため

2018 年度の間目標	設定根拠
警備利用に必要な運航管理機能の開発と実装	飛行実証に備えるとともに、今後の警備用無人航空機の産業利用拡大に資するため

・ 警備業務に対応した運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実証

2017 年度の間目標	設定根拠
運航管理システム・LTE 連携の基本機能整備	2017 年度の飛行実験に備えるため
LTE を介した運航管理に基づく飛行実証	LTE 網の有用性や有効性について評価し、将来開発の課題を抽出するため

2018 年度の間目標	設定根拠
運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実装	2017 年度業務の成果も踏まえ、2018 年度の飛行実験に備えるため
警備用無人航空機の試作（警備アプリケーションに対応）	飛行実証に備えるとともに、今後の警備用無人航空機の産業利用拡大に資するため
LTE を介した運航管理に基づく 10km の目視外飛行実証	LTE 網を介した長距離飛行試験を行い、LTE 網を介した無人航空機の広域警備の実証・評価を行うため

なお、最終目標は、研究項目ごとではなく、本研究開発全体として以下の通りとする。

表 2.2.1.2-2 研究開発全体の最終目標と根拠

2019 年度の間目標	設定根拠
複数ユースケースの無人航空機に対する運航管理機能の実証	広く将来の警備用無人航空機の産業利用拡大に資するため
広域警備アプリケーション、海域警備アプリケーションの実証	無人航空機の持つ俯瞰性や高い機動性を生かした警備用無人航空機の産業利用書く際に資するため
LTE を介した運航管理に基づく 10km 以上（30km 程度を目標）の目視外飛行実証	LTE 網を介した無人航空機の実用性を示すため

	FY- 2017				FY- 2018				FY- 2019			
	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q	1Q	2Q	3Q	4Q
1 無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発(実施主体:セコム 参画:KDDI)												
1.1 警備業務における無人航空機の要求条件検討	用途・要求条件整理											
1.2 無人航空機を利用した警備アプリケーション試作	アプリ設計				アプリ試作				検証・修正			
2 無人航空機の警備利用に必要な運航管理機能の開発(実施主体:テラドローン)												
2.1 警備業務における運航管理機能の要件定義	機能要件定義											
2.2 警備業務における運航管理機能の開発	機能開発、インタフェース開発、検証											
2.3 情報提供機能・統合管理機能等とのインタフェース開発	インタフェース開発											
3 警備業務に対応した運航管理システム・LTE連携機能の開発・実証(実施主体:KDDI 参画:テラドローン、セコム)												
3.1 実証・評価基盤の整備(KDDI)												
3.1.1 運航管理システム・LTE連携機能開発	基本機能の要件定義・基本機能開発				追加機能開発(警備アプリ対応等)				検証・修正			
3.1.2 警備用運航管理向け情報提供機能整備	要件定義				地図・API制作				運用・保守			
3.1.3 LTE実証エリア整備	実証エリア設計				実証エリア整備				運用・保守・改修			
3.1.4 警備用無人航空機の試作	要件定義・設計				要件定義・設計				検証・改修			
3.1.4 市場動向調査	動向調査				動向調査				動向調査			
3.1.5 検証会議開催					開発・実証方針調整、進捗調整、成果検証等							
3.2 実証実験の実施・評価(KDDI、テラドローン、セコム)												
3.2.1 実証実験の計画策定・評価	全体計画策定・評価指標策定				年度計画策定				評価・課題整理			
3.2.2 要素技術の飛行実証									年度計画策定			
3.2.3 広域警備アプリケーションの実証実験									評価・課題整理			
3.2.4 沿岸警備アプリケーションの実証実験									まとめ			

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

下表のとおり、研究開発スケジュールを示す。

表 2.2.1.2-3 スケジュール

下图の通り、研究体制を示す。

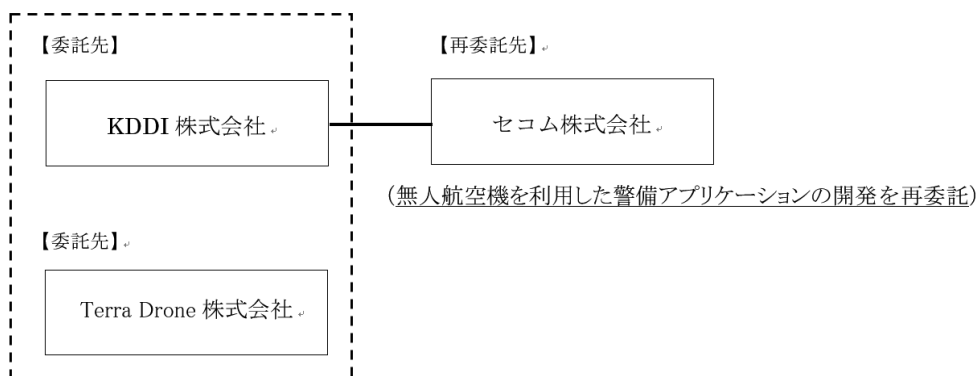


図 2.2.1.2-1 研究体制

(4) 研究開発の達成状況

1 研究開発項目①「無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発」(実施者：セコム株式会社／KDDI 株式会社)

研究開発項目毎の目標に対する成果及び達成状況以下の通り。

研究開発項目	中間目標	成果	達成度
①無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発	(2017年度)警備業務における無人航空機の要求条件の整理	「計画的運航」と「突発的運航」それぞれについて要件を整理	◎
	(2017年度)無人航空機を利用した警備アプリケーションの試作(限定的な機能の動作確認)	私有地内の巡回監視(計画的運航)を軸に、手動操作による突発的運航を組み合わせたユースケースを対象に実証シナリオを構築し、これに対応した警備アプリケーションを試作	◎
	(2018年度)無人航空機を利用した警備アプリケーションの試作・検証	計画的運航と突発的運航を組み合わせたユースケースを対象に実証シナリオを構築し、これに対応した警備アプリケーションを試作	◎
②警備用無人航空機の運航管理機能の開発	(2017年度)警備利用に必要な運航管理機能項目の整理	研究開発項目①で検討した警備アプリケーションを踏まえ、運航管理機能項目を整理	◎
	(2017年度)運航管理機能の要件定義	上記運航管理項目の要件やプロトコル検討を実施	◎
	(2017年度)運航管理機能の一部機能開発と検証	LTE 網を介したリアルタイム通信、自動離陸の精緻な時間管理、3D 地図に基づく飛行高度制御、高度階層を含む複数機同時制御と衝突回避、等の機能を開発・検証	◎
	(2018年度)警備利用に必要な運航管理機能の開発と実装	UTM の基本的な階層構造を前提とした上での UASSP(運航管理サブシステム)としての機能を開発。俯瞰ドローンのカメラによる自動異常検知を端緒として、巡回ドローンの飛行計画を変更し突発的運航を可能にする機能を開発。	◎
③警備業務に対応した運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実証	(2017年度)運航管理システム・LTE 連携の基本機能整備	通信要件や情報伝達機能要件の整理を受け、飛行実証に向け開発	◎
	(2017年度)LTE を介した運航管理に基づく飛行実証	遊園地警備を対象に、LTE 網を介した 4 機同時飛行制御・空域管理に成功すると共に、警備アプリから運航管理システム、各無人航空機に至るシステム間の接合と情報伝達を確認	◎
	(2018年度)運航管理シス	機体数、飛行エリア、映像伝送品	◎

	テム・LTE 連携機能の開発・実装	質、アプリ端末数等、運用要件検討のための検証データを取得し、LTE 連携機能を開発・実装するとともに、地図情報、気象情報、電波情報に関する高精度な 3D 情報等の情報提供機能を開発・実装	
	(2018 年度)警備用無人航空機の試作(警備アプリケーションに対応)	ユースケースや警備アプリケーションの検討結果をもとに、4 機の無人航空機(俯瞰ドローン 2 機、巡回ドローン 2 機)を試作するとともに、シナリオに応じた 4K 映像伝送等のペイロードも開発。	◎
	(2018 年度)LTE を介した運航管理に基づく 10km の目視外飛行実証	スタジアム警備を対象に、LTE 網を介した運航管理機能を実証。数 km の目視外飛行を確認。2019 年度に予定する沿岸警備実証において 10km の目視外飛行を達成見込み。	△

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

2 研究開発項目②「警備用無人航空機の運航管理機能の開発」(実施者：テラドローン株式会社)

※最終目標は研究項目毎ではなく総合的なものとする。

最終目標	成果	達成度	備考
複数ユースケースの無人航空機の運航を支える運航管理機能の開発完了	警備業務における複数のユースケース(広域定期巡回、特定施設警備、広域巡回中の異常対応 等)のそれぞれに対応する機能の設計及び製造を完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果と意義

5.1. 研究開発項目①「無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発」（実施者：セコム株式会社／KDDI 株式会社）

5.1.1. 「警備業務における無人航空機システムの要求条件整理」

5.1.1.1. 警備業務における無人航空機のユースケースの検討

警備業務で必要とされる無人航空機の運航方法として、「計画的運航」と「突発的運航」の２つに整理される。計画的運航は、警備対象地域の巡回など、予め決められた地域を予め決められた時間に運航するものである。一方、突発的運航は、異常発生時の対応や顧客からの通報への対応など、突発的な飛行要求に基づき運航するものである。それぞれの運航の概要と特徴を下表に示す。

表 2.2.1.2-4 計画的運航及び突発的運航の概要と特徴

運航方法	概 要	特 徴
計画的運航	警備対象地域の巡回など、予め決められた地域を予め決められた時間に運航	- 警備業務の秘匿性の観点から毎回の飛行ルートや飛行時間を変更 - 複数ドローンの同時運航・引継ぎ、複数ドローンポートの使用・管理
突発的運航	異常発生時の対応や顧客からの通報への対応など、突発的な飛行要求に基づき運航	- 計画外の飛行ルート設定、他の飛行計画と調整に基づく優先的な運航 - 不審者追跡等、対象の動きに応じた運航等の適切な管理

計画的運航と突発的運航の観点から、警備用無人航空機のユースケースを下表の通り整理した。

表 2.2.1.2-5 警備業務における無人航空機のユースケース

ユースケース	①計画的運航の基本ケース	②突発的運航の基本ケース	③計画&突発的運航1	④計画&突発的運航2	⑤計画&突発的運航3	⑥計画&突発的運航4
概要	物件・施設等の巡回	物件・施設への侵入・火災	災害時の初期状況把握	沿岸イベント監視	スポーツイベント（選手村）	スポーツイベント（会場）
ミッション	定期監視 等	異常対応 不審者追跡 等	被害状況把握 迅速対応 等	広域監視 異常対応 等	定期監視 異常対応等	定期監視 異常対応 非認可機検知
エリア	過疎地（私有地）	過疎地（私有地）	過疎地	過疎地	人口密集地	人口密集地 構造物内
時間帯	24時間					

ユースケース①は、計画的運航の基本ケースとして、巡回警備の契約をした顧客の物件や施設（学校・公園・工場・不法投棄場所等）を巡回することを想定している。例えば、学校の監視であれば、プール・運動場・校舎屋上への侵入の有無や校舎出入口や窓ガラスの状態の確認、公園の監視であれば、定期的な巡回と開園時・閉園時の監視、工場の監視であれば、周辺に不審人物がいなかったかの確認、外周に異常がないかのチェック、不法投棄の監視であれば、不法投棄場所に近づく不審人物の監視や不法投棄された物の状態の変化の確認等が想

定される。

計画的・定期的に監視を行うため、衝突回避や運航中のドローンの引継ぎは想定しておらず、従ってドローンポートの UTM による管理も不要である。また、基本ケースであるため、画像監視は、カメラ映像を管制員が遠隔で見て、異常を検知することとしている。また、利用するドローンとしては、PTZ カメラ、全方位カメラ、熱画像カメラを搭載した基本型ドローンか、PTZ カメラ、熱画像カメラを搭載したズームレンズ熱画像搭載型ドローンの 1~4 台を利用し、中距離飛行させることで、監視を行う。

ユースケース②は、突発的運航の基本ケースとして、巡回警備の契約をした顧客の物件や施設で、不審者の侵入や火災といった異常事態が起こった際にドローンで緊急対応を行うことを想定している。基本ケースであるため、衝突回避、ドローンの運航の引継ぎ、ドローンポートの UTM による管理は行わないこととしているが、2~4 台と複数機のドローンをそれぞれ干渉することなく飛ばすことを目的としている。利用するドローンや画像監視方法はユースケース①と基本的に同じであるが、侵入者への対策として威嚇（音声・光）用の機器を搭載予定であり、火災対応には耐火性能や消火用ペイロードを持ったドローンを用いることも想定される。

ユースケース③は、過疎地において、災害時の状況把握とそれを踏まえた初期対応を目的として、計画的運航と突発的運航を、時間を区切って組み合わせた飛行を行うことを想定したものである。初期対応としては、例えば、突発的運航として、救護対象者と一時対応者の元へ急行し、AED を運搬するとともに遠隔から対応指示を出すことが想定される。衝突回避、ドローンの引継ぎ、ドローンポートの UTM による管理は前の 2 つのユースケースと同じく想定されておらず、画像の監視方法としても、遠隔地で管制員がカメラ映像を見て確認する方法が想定されている。災害対応を目的としているため、想定されるドローンの数は 4~8 台と多く、利用するドローンの種類は、基本型ドローン、ズームレンズ熱画像搭載型の他、AED 搭載型ドローンも考えられている。最後に、本ユースケースは、管制員との会話を行うことが特徴であり、このための音声機器の搭載も必要とされる。

ユースケース④は、計画的運航と突発的運航を組み合わせた飛行の第 2 ステップとして、沿岸地域での長距離飛行（10 km 以上）を行い、広域監視を実施することを想定している。想定される条件は基本的にユースケース③と同じであるが、想定ドローン台数を 2~4 台としている点と、基本型ドローン、ズームレンズ熱画像搭載型、AED 搭載型ドローンの他、長距離飛行型ドローンも使用が想定される点が相違点である。

ユースケース⑤は、計画的運航と突発的運航を組み合わせた飛行の第 3 ステップとして、人口密度がある程度高い環境下で、計画的運航と突発的運航の両方を同時に実施すること

を想定している。例えば、巡回・非常ボタンとの連動機能をドローンシステムに持たせ、東京オリンピックの選手村等を舞台に、ドローン急行・夜間の一人歩き時のエスコートを行うことが想定される。その他、迷子・認知症高齢者等の探索も利用用途として考えられる。本ユースケースでは、計画的運航と突発的運航の組み合わせが比較的複雑な場合として、ドローン間のミッション引継ぎも想定しており、衝突回避も、UTM 機能を用いて実現することを目指す。また、画像監視方法としては、入ってはいけないエリアに人が侵入したことを自動検知したり、前回巡回時になかったものが、今回巡回時に存在している事を自動検知したりする機能を実現することとしている。その他、ドローンの種類やペイロードはユースケース④と同じであるが、想定機体台数は、引継ぎ用の予備のドローンも含めて、2～6 台が想定されている。

最後に、ユースケース⑥は、計画的運航と突発的運航を組み合わせた飛行の最終ステップとして、ユースケース⑤のミッションに加え、非認可ドローンの検知も行うことが想定されている。具体的なイメージとしては、東京オリンピックの有明エリア（有明アリーナ、有明体操競技場、有明テニスの森、お台場海浜公園）のような複数のスポーツ施設が集中している地域を舞台に、イベントが開催されていない時（ほぼ無人の時）は定期巡回で人の有無や施設の破損をチェックし、イベントが開催されている時には、混雑状況・喧嘩・暴動のチェックや火災発生のチェック等を行うと同時に、非認可ドローンの検知も行うことが想定されている。前述のシナリオとの相違点としては、ドローンポートの UTM による管理も実施し、ドローンの有無や充電状態も確認できる機能を付与する点や、衝突回避を UTM だけでなく機上においても実施する点が挙げられる。さらに、画像監視方法としては、混雑しているエリア、火災発生エリア、喧嘩・暴動の発生エリアの自動検知を想定しているおり、想定機体台数も 4～8 台に増やしている。

なお、これらのユースケースは全て、運航時間帯は 24 時間を想定している。

5.1.1.2. 実証シナリオ及び無人航空機の要求条件の検討

ユースケースの整理結果をベースに、2017 年度、2018 年度、2019 年度の年度ごとに、実証シナリオを検討し、無人航空機に対する要求条件を整理した。また、当該整理結果を、各研究テーマの要件定義に反映した。ユースケースの整理結果と各年度の実証シナリオとの対応関係を下図に示す。

ユースケース	①計画的運航の基本ケース	②突発的運航の基本ケース	③計画&突発的運航1	④計画&突発的運航2	⑤計画&突発的運航3	⑥計画&突発的運航4
概要	物件・施設等の巡回	物件・施設への侵入・火災	災害時の初期状況把握	沿岸イベント監視	スポーツイベント（選手村）	スポーツイベント（会場）
ミッション	定期監視 等	異常対応 不審者追跡 等	被害状況把握 迅速対応 等	広域監視 異常対応 等	定期監視 異常対応等	定期監視 異常対応 非認可機検知
エリア	過疎地 （私有地）	過疎地 （私有地）	過疎地	過疎地	人口密集地	人口密集地 構造物内
時間帯			24時間			
	2017年度の実証 （さがみ湖リゾートプレジャー フォレスト）		2019年度の実証（原町火力発 電所周辺の広域警備）		2018年度の実証 （埼玉スタジアム2002）	
	※第三者上空飛行は残課題					

図 2. 2. 1. 2-2 ユースケースの整理結果と各年度の実証シナリオとの対応関係

2017 年度

2017 年度は、0 で検討されたシナリオ①及び②をベースとして、私有地内の巡回監視（計画的運航）を軸に、不審者の発見を受けて、手動操作による突発的運航を組み合わせるユースケースを対象に実証シナリオを構築した。具体的には、高高度から俯瞰監視を行う俯瞰ドローンと、低高度を巡回し、詳細監視、追跡、警告等を行う巡回ドローンの 2 種類の無人航空機を利用し、高度 2 階層による同時監視体制を敷く中で、俯瞰ドローンが不審者を発見し、巡回ドローンを発見場所に急行させるというシナリオを想定した。

無人航空機としては、不審者の発見と遠隔カメラ操作による不審者特定、および機体の遠隔操作による対象物への接近撮影を実現することを要求条件とした。その他、音声やライトによる不審者への警告、赤外線カメラによる不審火の検知、夜間の監視等の要件を加えた。

2017 年度の実証シナリオの概要を下図に示す。

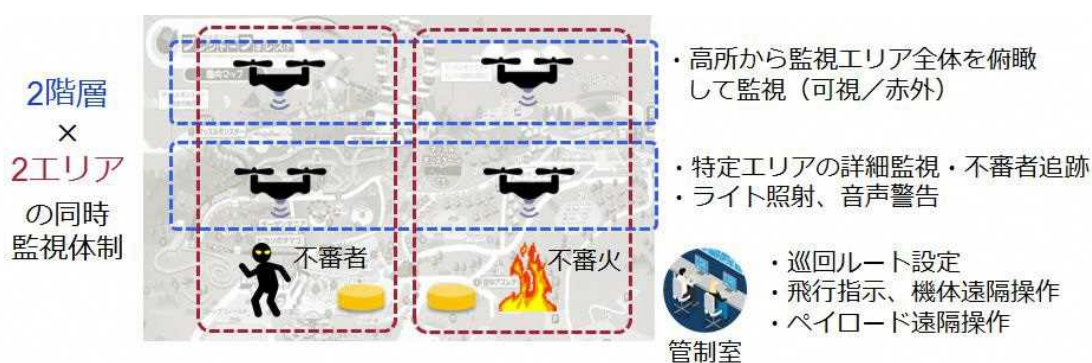


図 2. 2. 1. 2-3 2017 年度実証シナリオの概要

また、当該シナリオにおける無人航空機のミッションを下表に示す。

表 2.2.1.2-6 2017 年度実証シナリオにおける無人航空機のミッション

実証シナリオの項目	無人航空機のミッション
施設内巡回警備	・ 複数機体で計画的に巡回警備 ・ ドローンポートで充電
不審者検知	・ 遠隔で映像を監視し、不審者を発見 ・ 遠隔のカメラ操作で不審者を特定 ・ 機体の遠隔操作で接近
不審者警告	・ 遠隔で LED ライトを制御、不審者を照射 ・ 状況に応じて音声メッセージで警告
不審火検知	・ 遠隔で映像を監視し、不審火を発見 ・ 機体の遠隔操作で接近 ・ 通報、消火活動の指示

上記のシナリオや無人航空機のミッションを踏まえ、ペイロードとしては、可視カメラ、赤外線カメラ、LED ライト、スピーカの必要が確認された機体及びペイロードの要求条件が下表の通り整理された。

表 2.2.1.2-7 2017 年度 無人航空機の要求条件

機体		重量	20kg 未満
		飛行時間/航行距離	10～15 分
		最大ペイロード重量	10kg
		最高速度	65km/h
		バッテリー	10000mAh のバッテリー使用
		その他機能	1. 雨天飛行可 2. カメラには 2 軸のサーボジンバル搭載
ペイロード	カメラ	画素数	1920×1080 以上
		ズーム	光学 30 倍
		重量	1kg 以下
	LED ライト	重量	1kg 以下
		最大照射距離	30m 以上
		定格光束	1500lm 以上
	スピーカ	重量	0.5kg 以下
		出力音圧レベル	95dB (at 1m) 以上
		メッセージの最長再生時間 メッセージ数	60 秒以上 20 メッセージ以上

2017 年度

2017 年度においては、場所を変えて実証し、競技が開催されていないスタジアム及び当該敷地内の周辺施設の警備（夜間警備を含む）を対象に、2016 年度と同様、俯瞰ドローンと巡回ドローンによる計画的運航と突発的運航を組み合わせたユースケースを実証シナリオとして想定した。さらに、追加の検討事項として、シナリオの一連動作の自動化を主目的として、AI による不審者の自動検知や、不審者発見時の巡回ドローンへの自動飛行指示に関する機能を実証する計画とした。具体的なシナリオは以下の通りである。

- ・ 高高度を飛行する俯瞰ドローンが不審者を検知し、位置情報を特定
- ・ 不審者の位置情報を、俯瞰ドローン（1 機）から運航管理システムを経由し、低高度を巡回飛行する巡回ドローン（2 機）に伝達すると共に、不審者位置への急行を指示
- ・ 急行指示を受けた巡回ドローンは、巡回の飛行計画を変更し、不審者の位置へ飛行、

不審者の画像を取得すると共に、不審者の逃走を追跡

2017 年度の実証シナリオの概要図を下図に示す。

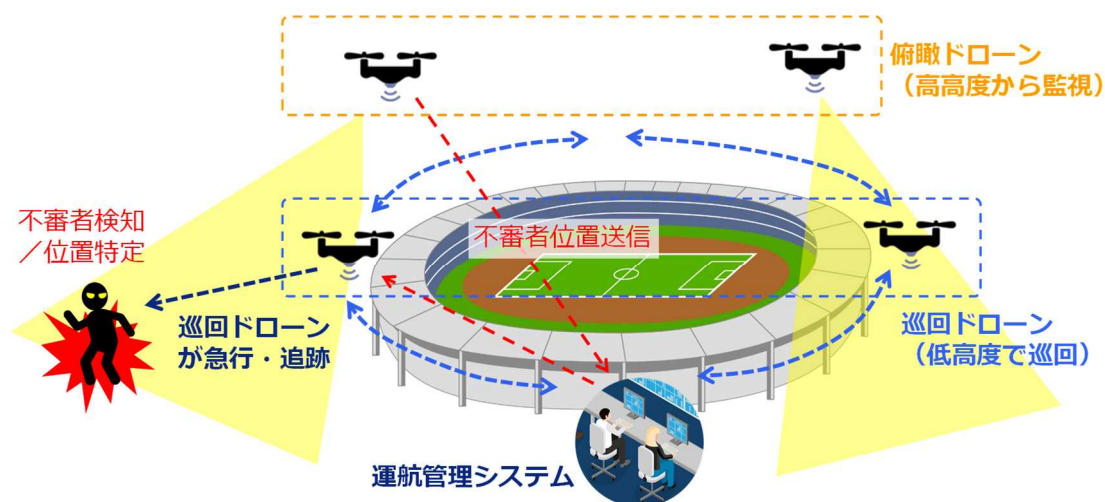


図 2.2.1.2-4 2017 年度実証シナリオの概要

また、本実証実験では、巡回ドローンについて、機体ごとにミッション（不審者特定、威嚇等）を分けることにより、それぞれの搭載ペイロードを必要最低限に抑え、機体の軽量化を図った。俯瞰・巡回ドローンの各機体の主なミッションを下表に示す。

表 2.2.1.2-8 2017 年度実証シナリオにおける無人航空機のミッション

機体種類	無人航空機のミッション
1号機（俯瞰機）	● 高高度から、俯瞰的に監視を実施 ● AIにより不審者を自動で検知し、その位置情報を運航管理システムに送信
2号機（巡回機）	● 低高度で巡回監視を実施 ● 俯瞰機から送られた不審者の位置情報をもとに、現場に急行 ● 改めて自動で不審者検知・位置特定を実施 ● 不審者を自動追尾
3号機（巡回機）	● 低高度で夜間に巡回監視を実施 ● 俯瞰機から送られた不審者の位置情報をもとに、現場に急行 ● 改めて自動で不審者検知・位置特定を実施 ● 状況に応じて音声メッセージで警告

上記シナリオを踏まえ、無人航空機の要求条件が下表の通り整理された。

表 2.2.1.2-9 2017 年度 無人航空機の要求条件

機体要件	重量	18kg 未満
	飛行時間/航行距離	10～15 分
	最大ペイロード重量	7kg
	最高速度	65km/h
	バッテリー	10000mAh のバッテリー使用
	その他機能	不審者自動検知・位置特定機能

なお、ペイロードの要求条件は、実証実験時の無人航空機のミッションが大きく変わらないことから、2016 年度と基本的には同じであった。以下に、変更部分のみ記載する。

1. ミッションから不審火検知がなくなったため、赤外線カメラが不要となった。
2. 不審者検知のためのモジュールが必要となった。
3. 俯瞰ドローンによる不審者の検知の精度を高めるため、俯瞰ドローン用のカメラの解像度要件を 4K とした。
4. 新たに夜間警備が想定されたため、暗視カメラが必要となった。

2019 年度

2019 年度においては、長距離飛行を検証するとともに、より社会実装を意識したユースケースでの飛行実証を行うため、広域重要設備内で、災害時を想定した自治体要請による災害監視を実証シナリオとして想定した。特に、発電所や自治体のニーズを踏まえ、災害等緊急時を想定した突発的計画変更とそれに伴って運航管理システム連携・調整を行う飛行シナリオを設定した。

実証シナリオは、過去 2 年間と同様に俯瞰ドローンと巡回ドローンによる計画的運航と突発的運航を組み合わせたユースケースとしつつ、災害発生時には発電所の敷地内から、敷地外の沿岸エリアの状況把握を行うことを想定した。災害時には他の事業者が運航する無人航空機が飛び交うことが想定されるため、運航別に飛行の優先権や飛行禁止ゾーンを付与し、機体の飛行位置に加えて上記の情報も踏まえ、飛行中に運航事業者間で運航調整や衝突回避を実施するシナリオを想定した。実証シナリオの具体的な流れは以下の通り（一連の動作を自動で実現）。

- ・ 運航別に飛行の優先権や飛行禁止ゾーン（NFZ）を付与
- ・ 高高度を飛行する俯瞰ドローンによる不審者や被災者の検知と位置情報の特定
- ・ 位置情報に基づき、運航管理システムを用いて巡回中ドローンに急行指示
- ・ 優先権や NFZ 情報に基づき、インフライトで UASSP 間の運航調整・衝突回避を実施

2019 年度の実証シナリオの概要図を下図に示す。

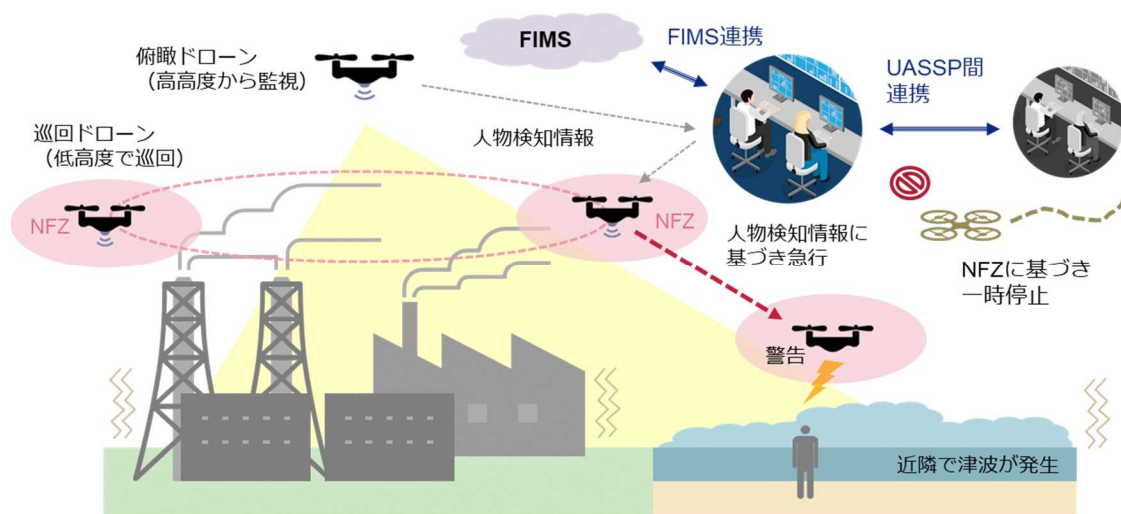


図 2.2.1.2-5 2019 年度の実証シナリオの概要図

また、本実証実験では、過去二年と基本的には同じ機体要件を実現しつつ、長距離飛行に対応可能な機体の利用が想定された。ペイロードの要求条件については、長距離飛行の実現を目的とし、より軽量化を図る為、機体ごと最小限とし、搭載物についても軽量化を図った。また、可搬性を高めるためにアーム部分を折り畳み可能な構成とした。

上記を踏まえ、無人航空機の要求条件が下表の通り整理された。

表 2.2.1.2-10 2019 年度 無人航空機の要求条件

機体要件	重量	10kg 未満
	飛行時間/航行距離	25 分程度
	最大ペイロード重量	4kg 程度
	最高速度	65km/h
	バッテリー	10000mAh のバッテリー使用
	その他機能	可搬性が高いこと

5.1.2. 「無人航空機を利用した警備アプリケーション試作」

2017 年度に試作した警備アプリケーションは、複数機体の操作に対応した、ユーザー向け iPad アプリであり、巡回ルート設定・変更、飛行指示、各種ペイロード制御をタッチパネル操作により実現した。また、機上カメラ映像や飛行位置、バッテリー状況、電波状況等をリアルタイムで参照可能とした。下図に、試作したアプリケーションの画面イメージを示す。



図 2.2.1.2-6 試作した警備アプリケーション（2017 年度）

続いて 2018 年度に試作した警備アプリケーションは、UTM の階層構造の中で、ドローンの運用者である UASO として位置づけ、昨年度同様、ユーザーが飛行計画作成や各種情報参照を UI 上で可能とすると共に、複数機体の操作に対応した iPad アプリとした。2018 年度の主な開発ポイントは以下の通りである。開発した警備アプリケーションのイメージを下図に示す。

1. 機体が検知した不審者位置の画面表示、アラート表示機能
2. 不審者発見時の突発的運航の飛行計画自動作成機能
3. 地図、気象、電波情報の参照 UI
4. 機体が撮影した 4K 映像の表示機能

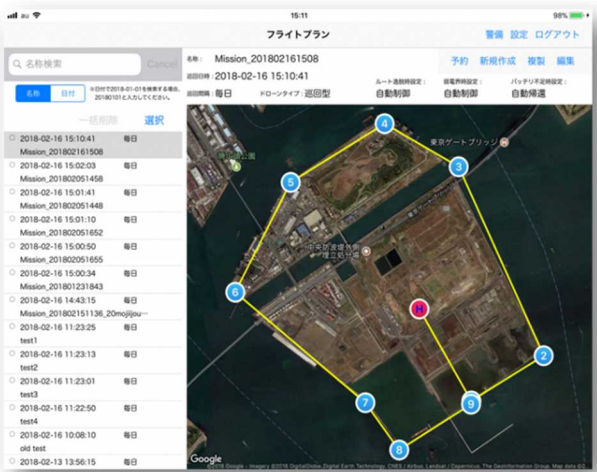


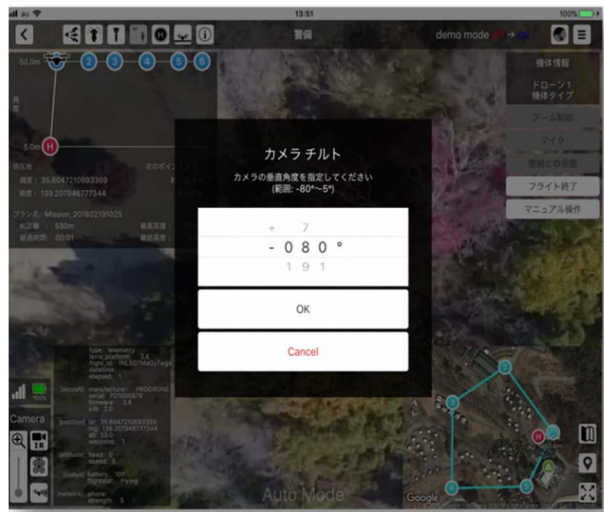
図 2.2.1.2-7 試作した警備アプリケーション（2018 年度）

最後に、2019 年度は、発電所や自治体のニーズを踏まえ、LTE を通じた、撮影映像のリアルタイムの他拠点配送を可能とする機能や、社会実装を見据え、レベル 3 の飛行（無人地帯における目視外飛行）要件に適合した仕様に改良を行った。具体的には、LTE 経由で遠隔から運航中のエラー情報（通信断、バッテリーエラー、コンパスエラー、GPS ロスト、姿勢異常等）の把握及び、機体周辺情報（電波環境、気象情報）の把握を可能とした。

最終的に開発された警備アプリケーションの主な機能とインタフェースは下表の通り。

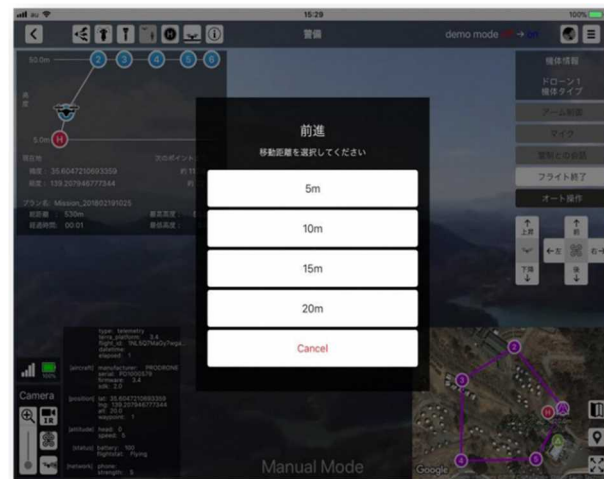
表 2.2.1.2-11 警備アプリケーションの主な機能とインタフェース

機能		インタフェース例
フライトプラン作成	新規作成	フライトプラン新規追加画面の一例 
ラン作成	編集／複製	
	削除	
	予約	
警備画面の操作	警備画面への遷移 マルチ画面モード シングル画面モード	マルチモード表示画面の一例 
カメラ操作	パン／チルト／ズーム カメラ切り替え	チルト操作画面の一例



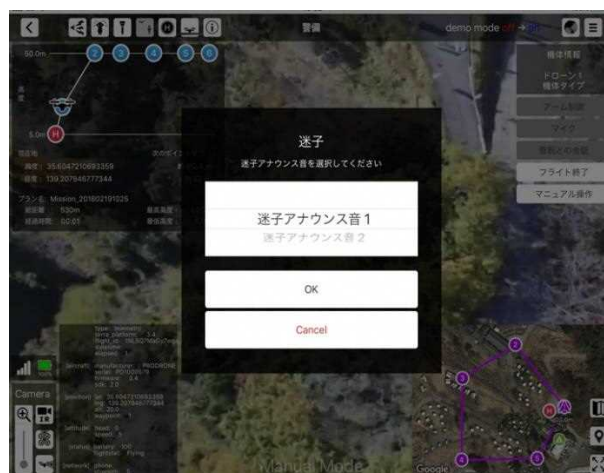
ドローン操作
マニュアル操作への切り替え
オート操作への切り替え
フライト終了
割り込みフライト
強制帰還
緊急着陸

マニュアル操作ダイアログの一例



その他の警備操作
威嚇
迷子アナウンス
ライト点灯／消灯

迷子アナウンス音声選択画面の一例



成果と課題

本研究では、当初計画通り、警備業務における無人航空機の運航形態とユースケースを整理し、これに基づき実証シナリオと無人航空機の要求条件が検討された。具体的には、警備用無人航空機の主な運航形態として、警備対象地域の巡回等、予め決められた地域を予め決められた時間に運航する計画的運航と異常発生時の対応や顧客からの通報への対応等、突発的な飛行要求に基づき運航する突発的運航の2つを定義し、この2つを様々な監視エリアやミッションに応じて組み合わせた6つのユースケースを整理した。また、そのうちの一部のユースケースを実証シナリオとして取り上げ、飛行のルートやシナリオの詳細検討を行った。これらの検討により、3年間で以下の運航シナリオの詳細検討と実証に成功した。また、これらの運航シナリオを実施するための無人航空機の要件検討が実施された。

1. 俯瞰ドローンと巡回ドローンによる私有地内の巡回監視（計画的運航）を軸に、不審者の発見を受けて、手動操作による突発的運航を組み合わせるユースケース
2. 競技が開催されていないスタジアム及び当該敷地内の周辺施設の警備（夜間警備を含む）を対象に、俯瞰ドローンと巡回ドローンによる計画的運航と突発的運航を自動で行うユースケース
3. 重要設備内と設備外の沿岸エリアを対象に、災害監視を想定し、広域での計画的・突発的運航を行うとともに、運航事業者間で運航調整や衝突回避を実施するユースケース

今後の課題としては、無人航空機の要件検討の中でも特にミッション機器の検討について、不審物・不審者・被災者等の特定に必要な機能やその性能を継続的に検討・定義し、異常事態の発見の精度を高めていくことが想定される。特に、夜間警備のためのカメラやライト等のミッション機器の要件の検討が課題として残っている。また、将来的に過疎地で第三者上空を飛行するシナリオ（レベル4）に対応するため、こうしたエリアを飛行する場合に必要な追加要件（衝突時の衝撃吸収機能、プライバシー保護要件への対応機能等）を今後検討する必要がある。

警備アプリケーションの試作・実証については、2017年度には、ドローンを実際の警備で運用するにあたり最低限必要な機能の実装に成功し、2018年度には、機能の改良や突発的運航の自動化に対応した機能の追加等を行った。さらに最終年度には、潜在ユーザーのニーズを踏まえ、LTEを通じた、撮影映像のリアルタイムの他拠点配送を可能とする機能や、社会実装を見据え、レベル3の飛行（無人地帯における目視外飛行）要件に適合した仕様に改良を行った。総じて、現時点で社会実装可能な警備アプリケーションの開発を行うことができた。

課題としては、将来的にUASSP間の相互調整機能やUASSPとFIMSの連携機能が実装され

た場合の、他の運航事業者との運航調整における UASO の位置づけや、UI の検討が挙げられる。

5.2 研究開発項目②「警備用無人航空機の運航管理機能の開発」（実施者：テラドローン株式会社）

5.2.1. 「UASO（運航者）内の運航管理機能開発の評価」

UASO（運航者）内の運航管理機能の開発対象部分を下図に示す。

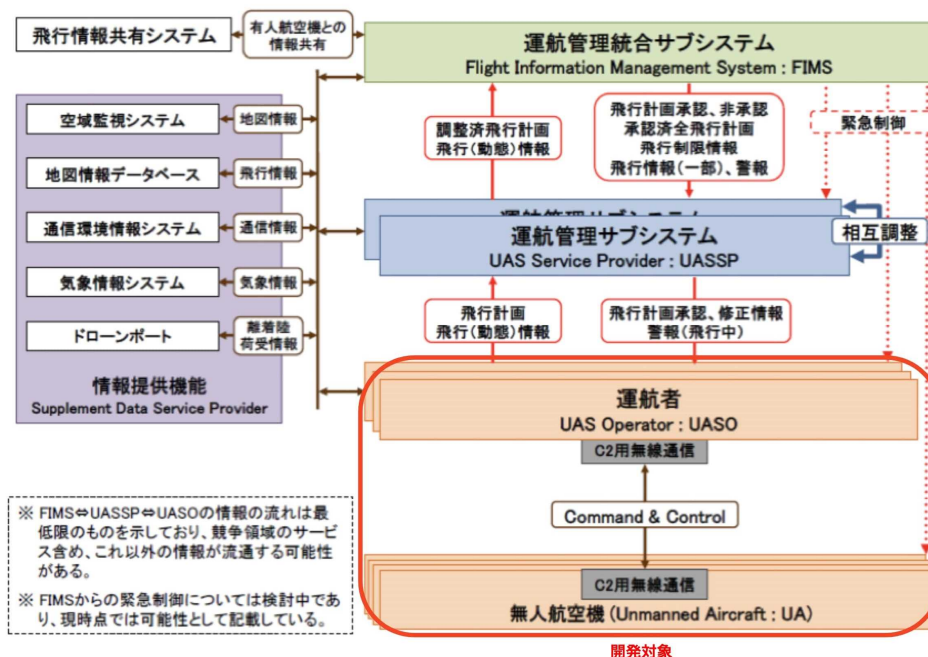


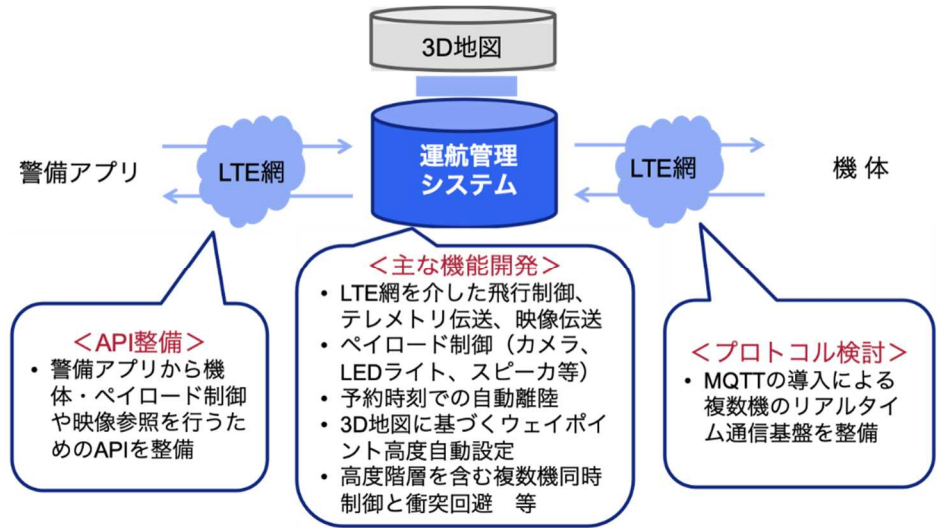
図 2.2.1.2-8 UASO（運航者）内の運航管理機能の開発の対象範囲

出所）運航管理委員会 JAXA 殿資料に一部追記

UASO（運航実施者、運航者）内の運航管理機能の開発では、警備アプリケーションを用いて警備ドローンの運航管理を行うための機能開発を実施した。具体的には、事前のフライトプランの設定に基づく計画的運航機能、高度二階層・複数エリアの空域設定機能、カメラ等のペイロード制御機能等の開発、また警備アプリ向け API 整備、LTE 網を介した複数機体同時制御や映像伝送に適したプロトコル検討等を行った。また外部の SDSP（情報提供機能）から情報を取り込み、3D 詳細地形データに基づく飛行高度調整機能を開発した。

警備業務のユースケースに特徴的な開発項目としては、巡回警備を想定した指定時刻での自動離陸制御、俯瞰機・巡回機での高度階層分離、不審者発見時の追跡等の機能が挙げられる。追跡のユースケースのような突発的運航の機能の実現にあたっては、手動で自律飛行中の無人航空機に対し警備アプリ端末で遠隔操作を行い、自動操縦から手動操縦に切り替

えて新たな飛行経路を指示するといった機能を開発した。本研究開発における UASO 内の 運航管理機能の概要図を下図に示す。



また UASO 内の運航管理機能として開発した機能の項目一覧を下表に示す。

表 2. 2. 1. 2-12 UASO 内の運航管理機能の開発項目一覧

機能項目	対応ユースケース	備考
飛行計画投入	計画的運航	事前に警備アプリ等で作成した飛行計画データを飛行前に機体に読み込ませる機能
ウェイポイント設定	計画的運航	自動飛行用に地図上に仮想通過点を設定する機能
フライト監視	計画的運航	飛行中の機体の位置や状態などのデータをリアルタイムに地図上に表示する機能
予約飛行	計画的運航	指定時刻または一定周期で自動飛行をスケジュールリングする機能
機体遠隔制御	計画的運航	地上局から機体に直接 C2 制御を行うのではなく、LTE ネットワークを介してクラウド経由で機体を制御する機能
映像伝送	計画的運航	機体搭載カメラで取得した映像を機体から Web やアプリ等のクライアントに伝送し閲覧できる機能
ペイロード操作	計画的運航	機体搭載のカメラ等の装置を遠隔操作する機能

対地高度補正	計画的運航	外部ソースから標高データを取り込むことで、現在飛行高度と地表高度との差（対地高度）が一定値になるように補正する機能
外部地図表示	計画的運航	外部ソースから多様な地図タイルデータを取り込むことで、表示する地図を切り替えられる機能
メディア管理	計画的運航	機体搭載のカメラで取得した画像や動画等のメディアデータをアプリ側で閲覧できる機能
衝突検知	計画的運航	機体搭載のセンサ等を用いて近接する機体や障害物との接触の危険性を事前検知する機能
機体管理	計画的運航	機体の登録データ、諸元データ等を管理する機能
ログ管理	計画的運航	自動飛行時に機体から送信されたテレメトリログをサーバー上で管理する機能
複数台同時飛行	計画的運航	一つの飛行計画で複数機体分の経路を設定し同時に実行する機能
異常検知	計画的運航	飛行時の機体の異常状態を検知する機能
離陸地点への帰還	計画的運航	自動飛行中に一定の契機に応じて離陸地点への自動帰還を行う機能
ウェイポイント到達時動作設定	計画的運航	各ウェイポイントに到達した際にあらかじめ設定された動作を順序通り機体が自動実行する機能
経路往復	計画的運航	同一飛行経路を繰り返し往復するような飛行を実現する機能
飛行計画実行経過引継機能	計画的運航	飛行計画を途中まで実行した機体が帰還する際に、他の予備機が代わりに残りの計画を引き継いで実行する機能
軌道上 GoTo	突発的運航	事前に設定された飛行経路上を自由に行き来するためのGoTo（ウェイポイント番号指定、進行指示）機能
逸脱後復帰	突発的運航	自動飛行中に飛行経路を逸脱した際に自動で元の経路に機体を復帰させる機能

5.2.2. 「UASSP（運航管理サブシステム）の運航管理機能開発の評価」

UASO（運航者）内の運航管理機能の開発対象部分を下図に示す。

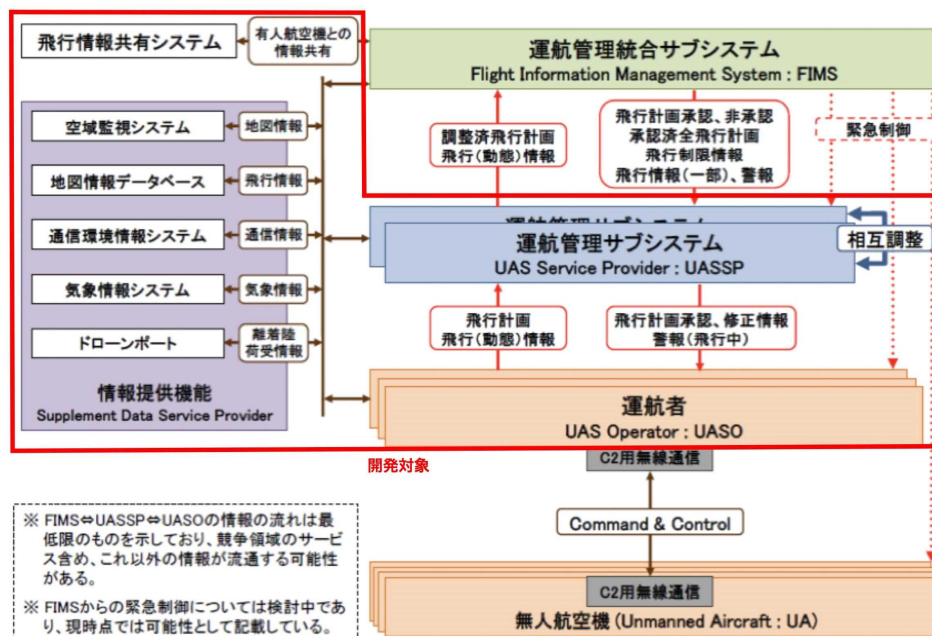


図 2.2.1.2-10 UASSP（運航管理サブシステム）の運航管理機能の開発の対象範囲

出所）運航管理委員会 JAXA 殿資料に一部追記

UASSP 運航管理機能の開発では、UTM の基本的な階層構造のアーキテクチャを前提とした上で UASO からの無人航空機の飛行計画の申請や SDSP（情報提供機能）から取得したデータ等に基づく飛行計画の総合的な干渉判定、また運航範囲設定及びその自動承認といった、UASSP-UASO-SDSP の階層構造に対応した機能開発を行った。

その上で警備業務向けのユースケースを実現するため、突発的事象発生時の緊急飛行指示を想定した飛行計画の臨時変更が可能となるような機能開発もあわせて行った。具体的な UASSP 運航管理機能の開発項目は以下の通りである。

- ・ UASSP、UASO、SDSP、UA（無人航空機）の各機能レイヤー間の相互接続
- ・ 突発的運航時の干渉判定、飛行計画変更・承認、緊急飛行指示等の機能
- ・ SDSP 機能（地図、気象、電波）に基づく干渉判定機能
- ・ 機体間衝突検知機能 等

UASSP の運航管理機能の研究開発の概要図を下図に示す。

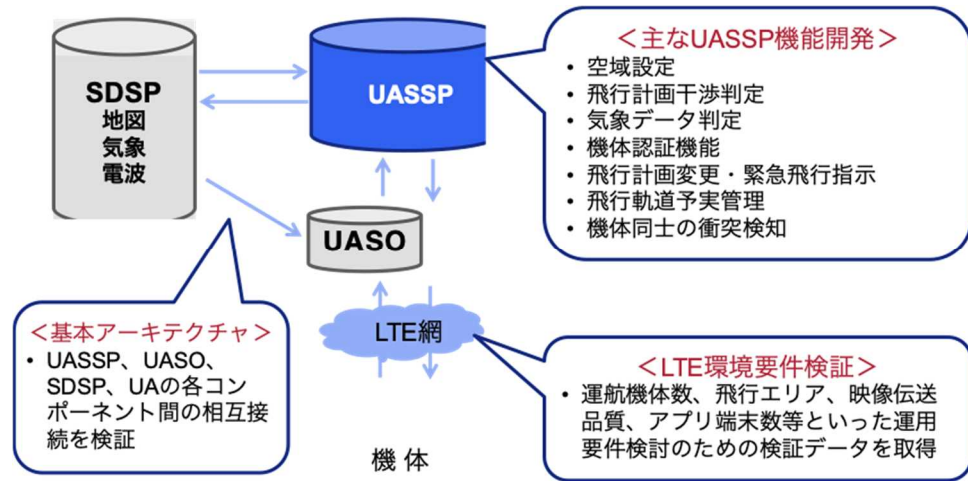


図 2. 2. 1. 2-11 UASSP の運航管理機能の研究開発の概要図

UASSP の運航管理機能として開発した機能の項目一覧を下表に示す。

表 2. 2. 1. 2-13 UASSP の運航管理機能の開発項目一覧

機能項目	備考
空 域 設 定 機 能	ジオフェンス機能を持った飛行可能空域および飛行禁止空域を地図上で設定する機能
機 体 認 証 機 能	あらかじめ登録されている機体を選択して飛行させる機能
飛 行 軌 道 予 実 管 理 機 能	計画上の軌道と実際に飛行した軌跡との差分を記録し、逸脱時の原因や傾向等を分析する機能
衝 突 検 知 機 能	サーバー側で取得した機体の位置情報と他の構造物等の 3D 位置情報から衝突危険性を予測し検知する機能
3D データ取 り 込 み 機 能	外部から点群データやメッシュデータ等の 3D データをシステム内に取り込む機能
飛 行 計 画 干 渉 判 定 機 能	飛行計画作成時に時間的・空間的に他の飛行計画や空域等との干渉がないか判定する機能
気 象 データ 判 定 機 能	外部から取り込んだ風況等の気象データを元に飛行計画の安全性を事前検証する機能

さらに、2019 年度には従来計画に加えて UASSP 間の相互調整機能の開発を行った。具体的には、FIMS（運航管理統合サブシステム、飛行情報管理システム）を媒介して得られる

近傍機体情報では検知範囲が狭く予測が立てづらかったこともあり、特に発災等の緊急時には UASSP 間の直接的かつ迅速な運航意図のやりとりが必要となってくることを踏まえ、干渉対象の他 UASSP との近傍機体情報連携機能の開発を行った。

本来、システムの繋がりのない運航事業者同士 (UASSP α と UASSP β) が、FIMS が提供するディスカバリ機能を活用することで、互いに運航調整を図ることが想定されている。飛行前フェーズ (図 2-5-1-2-3) で FIMS を媒介して調整対象の相手方 UASSP がひとたび特定できれば、後の飛行中フェーズ (図 2-5-1-2-4) においては FIMS を介することなく当事者である UASSP 間で直接運航情報のやり取りを行い、インフライト中の柔軟な干渉回避を実現することが可能となる。本研究開発では、UASSP 間での直接的な調整を行うまでのフローを設計し開発・実地検証までを行った。

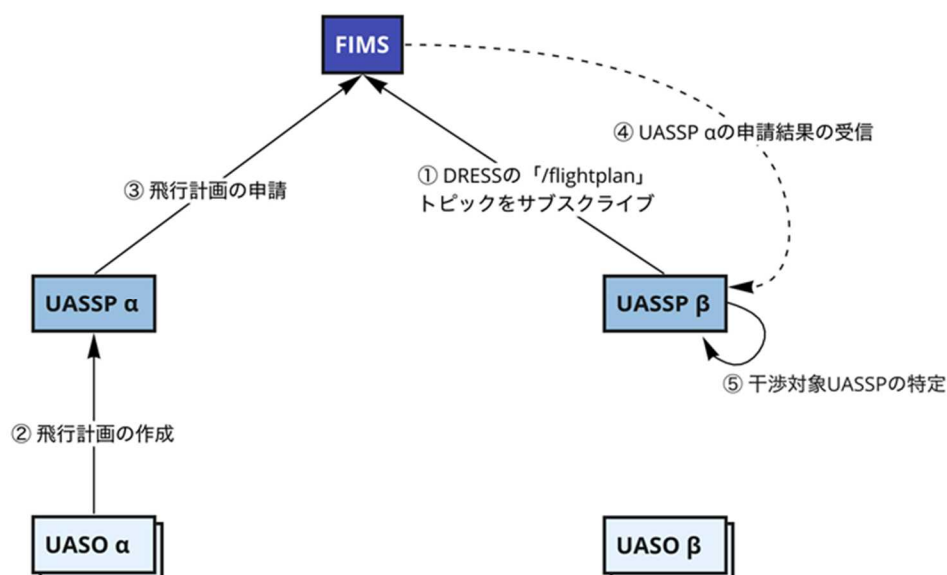


図 2. 2. 1. 2-12 干渉対象の UASSP との近傍機体情報連携機能 (飛行前)

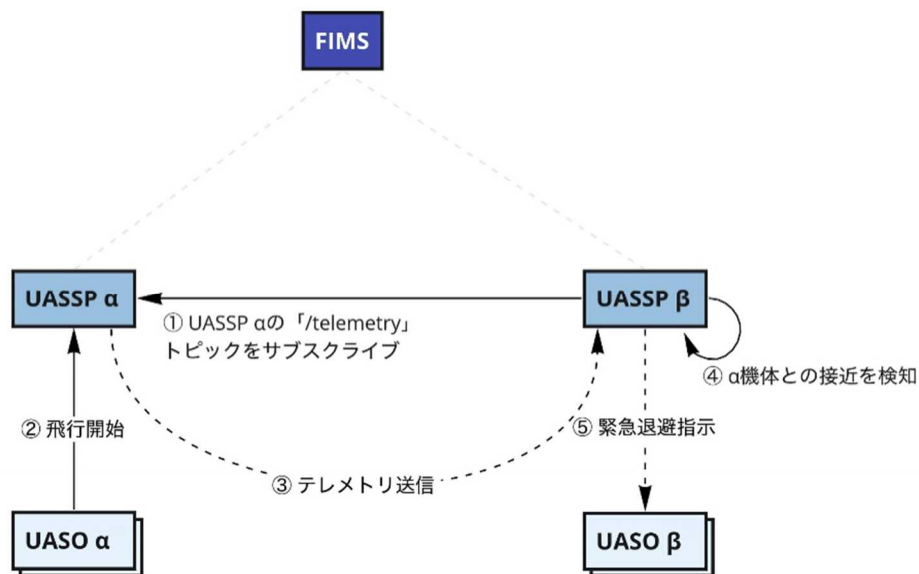


図 2.2.1.2-13 干渉対象の UASSP との近傍機体情報連携機能（飛行中）

加えて、上記の UASSP 間の相互調整機能と FIMS 連携機能に基づき、他の UASSP との干渉が検知された場合の UASO への飛行指示機能として、近傍機体との衝突回避（DAA: Detect and Avoid）機能が開発された。

近傍機体との衝突回避機能として、災害発生時に高優先度の運航として設定されている機体（災害時の物資輸送等）が緊急の飛行計画を申請した際に、同機体が通過するまで優先度の低い他の機体はその場で一時停止させ、優先度の高い機体が通過して安全を確認できた後に飛行を再開するよう指示する機能である。

最後に、FIMS の連携機能の開発を行い、他の UASSP コンソーシアムも含めた運航管理のために必要な機能を開発した。本開発の対象部分を下図に示す。

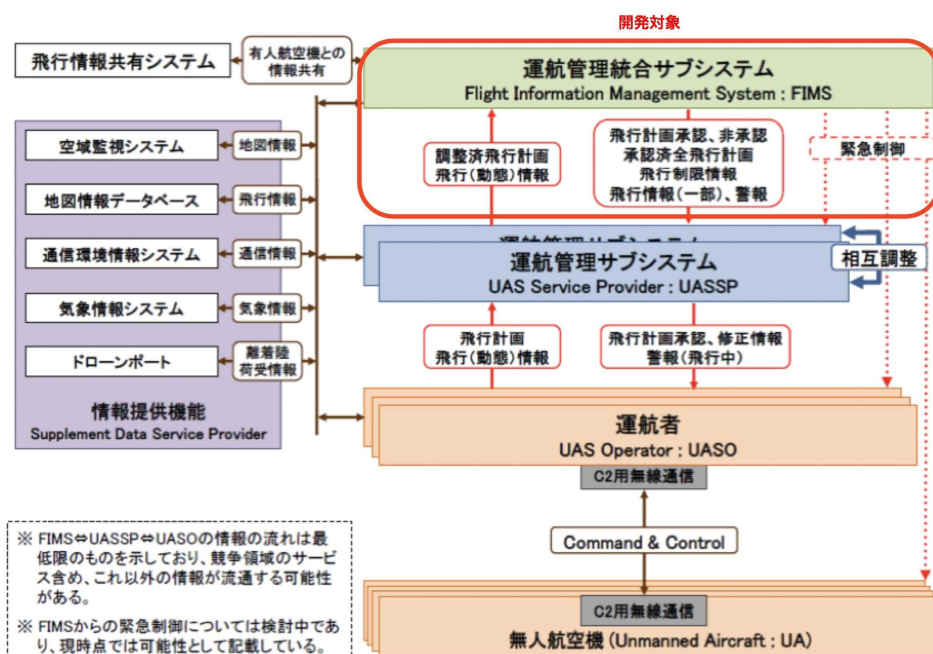


図 2.2.1.2-14 FIMS（運航管理統合サブシステム）との連携機能の開発の対象範囲
出所）運航管理委員会 JAXA 殿資料に一部追記

FIMS との連携機能の開発では、FIMS（運航管理統合サブシステム）への飛行計画の申請と審査結果の受信、といった、FIMS-UASSP-UASO の階層構造に対応した機能開発を実施し、計画運航時・突発運航時の両方を想定した他の UASSP コンソーシアムとの運航調整も実現した。

FIMS との連携機能として開発した機能の項目一覧を下表に示す。

表 2.2.1.2-14 FIMS との連携機能の開発項目一覧

機能項目	概要	備考
飛行計画申請	UASO から連携された飛行経路データを始めとする、機体、開始予定時刻情報を元に FIMS 側に申請する機能	飛行開始予定時刻から飛行終了想定時刻+バッファ 30 分までの間を対象として飛行申請を出すように設定。
飛行計画審査結果受信	飛行申請結果を FIMS から受信し UASO 側に即時連携する機能	FIMS への飛行申請時に指定したコールバック URL に対して通知される申請結果を、UASSP 管理下の該当する UASO に通知する。

飛行計画干渉情報受信	承認済み飛行計画に重複する緊急の飛行計画が申請された際に干渉状態があればその旨の通知が届く機能	緊急の飛行計画が申請された際には、飛行開始前の通常緊急度の飛行計画は干渉情報を付された上で強制的に否認される仕様となっている。
運航状況情報共有	UASO から連携される機体のテレメトリ情報を FIMS 側に転送する機能	1 秒に 1 回の頻度でやり取りされる大量のデータ送信が必要なため、通信の遅延を最小限に抑えるためのヘッダ情報の軽量化やデータ自体の圧縮等も考慮する必要がある。
他飛行計画承認通知受信	他 UASSP の飛行計画が承認され公開されたタイミングで即時に当運航計画情報を受信できる機能	他事業者の飛行計画の全情報が閲覧できてしまうが、近接する事業者を発見する手段としての活用が可能。
近傍機体情報受信	他 UASSP の飛行中機体位置が自機位置から一定範囲内に検出された場合にアラート通知される機能	3 秒に 1 回の頻度で近傍機体の位置情報が通知され、UASSP 間の衝突回避への利用を想定。
警報情報受信	FIMS 側で検知した警報（有人機接近、地表接近、高度超過、軌道逸脱等）が通知される機能	FIMS 側が故障と判定した機体に対しては警報とともにそれを囲む形でジオフェンスが動的に設定される。
飛行禁止空域 (NFZ) 情報	空港周辺や重要施設等の、無人航空機の飛行が制限される空域情報を照会する機能	UASSP から任意のタイミングで必要な場所についての制限空域情報を問い合わせる仕組み。
緊急飛行計画の優先的承認	緊急フラグが設定された飛行計画であれば、通常の飛行計画と干渉していた場合でも優先的に承認される機能	飛行前フェーズでは緊急フラグ (emergency_id) が設定されていない方の飛行計画は干渉時に否認されるが、当該飛行計画が飛行中フェーズの場合は、現在の飛行を妨げないように緊急飛行計画との干渉ステータスのみを通知し否認はされない仕様となっている。

NFZ 内 飛 行 計 画 の 優 先 的 承 認	NFZ 内を飛行させる必要がある場合、事前に特別承認を得ている飛行計画であれば優先的に承認する機能	現 状 は 飛 行 禁 止 空 域 許 可 フ ラ グ (no_fly_area_id) に固定値を入れて一律 承認としているが、今後 NFZ ごとに個別の ID が採番され、特別承認を得た対象の NFZ を指定して個別に許可できるようになる見 込み。
緊 急 運 航 時 に お け る 警 戒 範 囲 円 の 動 的 生 成	緊急運航を行っている機体、 または機器の故障が発生して いる飛行中機体の周辺に 警戒範囲円を地図上に表示 し、他の運航者への注意を促 す機能	飛行中の機体のテレメトリ情報に優先度フ ラグ (priority) の値を含めることで、当該 機体に何らかの異常事態が発生しているこ とを周囲の運航者に伝える手段として利 用。
飛 行 経 路 逸 脱 バ ッ フ ァ 設 定	機体のホバリング精度や旋 回方法を考慮した軌道逸脱 閾値を飛行申請時にあらか じめ設定することで、当該閾 値内の逸脱であれば FIMS か ら逸脱とみなされないよう にする機能	飛行計画時の空間エラー (space_err) の値 に飛行軌道の中心線から何 m 範囲の逸脱を 許容するかを設定し、飛行中の不要な逸脱 アラートを抑制可能。
飛 行 経 路 逸 脱 時 の 緊 急 NFZ の 動 的 生 成	飛行中の機体が飛行計画に 設定された経路を逸脱した 際、緊急で逸脱部分に警戒空 域を生成する機能	逸脱した経路上の箇所から、逸脱の進行方 向及び飛行速度を考慮することで、生成す る警戒空域の形状を動的に変化させること を今後検討。

また、開発時に想定された FIMS 連結時における、飛行申請から審査結果の返却までのシーケンスフローを下図に示す。

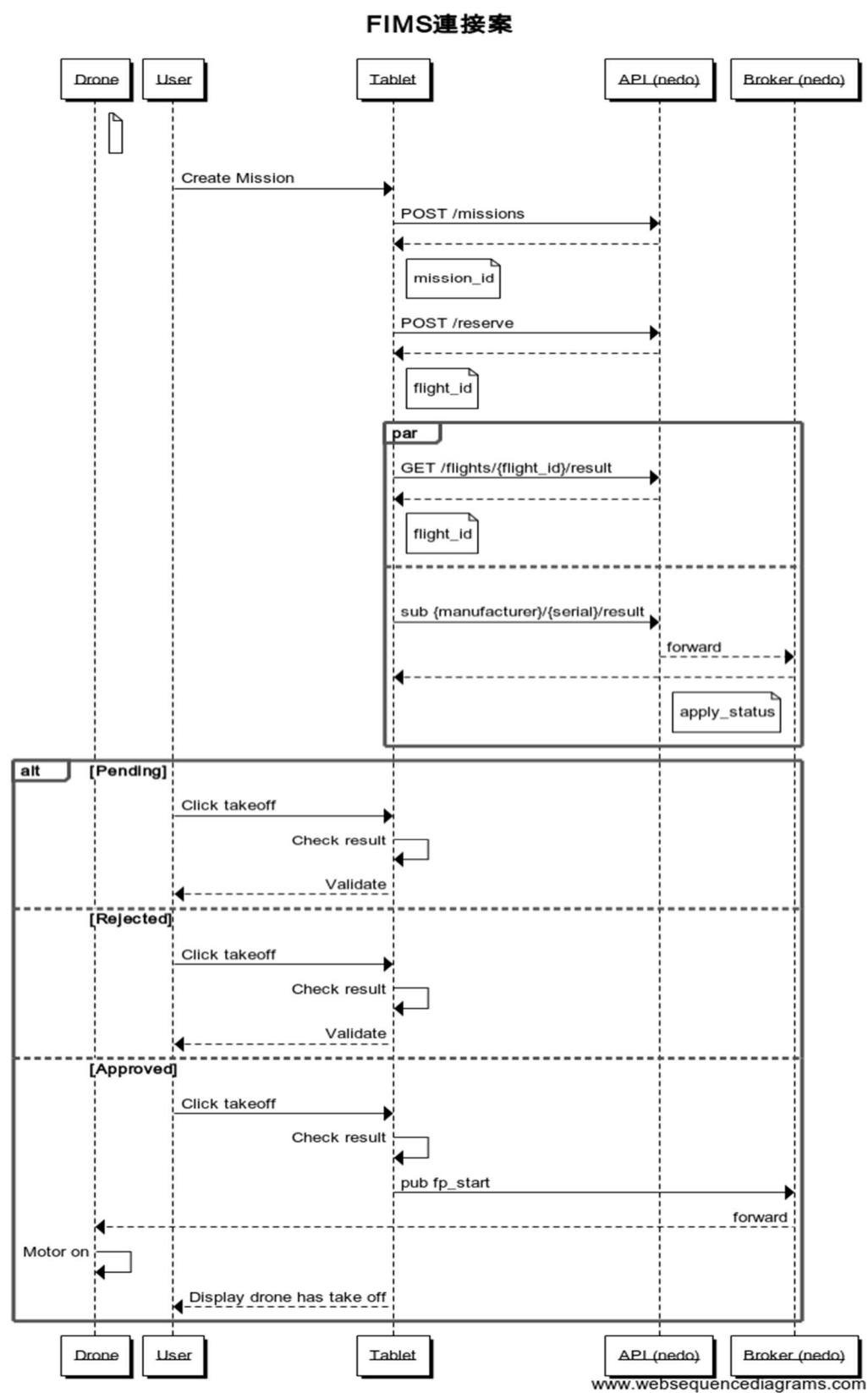


図 2.2.1.2-15 FIMS 連携フロー図

5.3. 研究開発項目③「警備業務に対応した運航管理システム・LTE 連携機能の開発・実証」（実施者：KDDI 株式会社）

5.3.1. 「実証・評価基盤の整備」

運航管理システム・LTE 連携機能開発

LTE 網を介した無人航空機の運航管理を実現するため運航管理システム・LTE 連携機能を開発した。無人航空機に搭載した LTE 通信モジュールを用いて、LTE 網を介した運航管理システムにアクセスし、テレメトリ情報・コマンドの送受信を可能とすることで、遠隔からのドローンの運航状況の把握を実現した。ドローンに搭載した LTE 通信モジュール仕様、送受信させたテレメトリ情報・コマンドを以下に示す。



図 2.2.1.2-16 LTE モジュール「KYM12」外観

表 2.2.1.2-15 LTE モジュール「KYM12」基本仕様

製品名	KYM12
メーカー	京セラ株式会社
サイズ	37x50x5.3 (mm)
重量	約 11g
通信方式	LTE
通信速度	下り：最大 75Mbps 上り：最大 25Mbps

表 2.2.1.2-16 テレメトリ情報・コマンド一覧

テレメトリ Telemetry	高度 height
	フライトプラン実行からの経過秒 Elapsed time after flight plan start
	バッテリー残量%(100~0) Battery amount %

エネルギーステータス	Energy status
エラーコード	Error code
飛行モード	Flight mode
飛行状態	Flight situation
GNSS 補足個数	The number of capturing GNSS
GNSS 品質 0(最低)~5(最高)	The quality of GNSS (0(min) -5(max))
対地高度	Attitude above ground level
緯度	latitude
経度	longitude
UAV ヨー角	UAV yaw angle
UAV ピッチ角	UAV pitch angle
UAV ロール角	UAV roll angle
ミッション状態	mission status
LTE ステータス	network status
アンテナ本数	antenna
プロボ状態	The status of transmitter
飛行速度 m/s	flight speed
フライトプラン、WayPoint 経過数	The number of elapsed waypoint in the flight plan
フライトプラン、WayPoint 総数	The total number of elapsed waypoint in the flight plan
ジンバル基準モード	Gimbal standard mode
ジンバル、現在ロール値	Roll value in the gimbal
ジンバル、現在ヨー値	Yaw value in the gimbal
ジンバル、現在ピッチ値	Pitch value in the gimbal
ズーム値	Zoom value
boot 後からの経過時間	Elapsed time after boot
ロール速度	Roll speed
ピッチ速度	Pitch speed
ヨー速度	Yaw speed
バッテリー温度	Battery temperature
バッテリー電圧	Battery voltage
バッテリー電流	Battery electric current
セル電圧	cell voltage
現在のミッション番号	The current number of mission

	水平精度低下率 (HDOP) The percentage of horizon accuracy lowering
	垂直精度低下率 (VDOP) The percentage of vertical accuracy lowering
	測位の種類 The kind of positioning
	垂直速度 Vertical speed
	方位 Direction
	モーターの回転設定 (%) Rolling setting of the motor
	モーターの状態 State of Motor
コマンド Command	オートフライト 開始 Auto flight start
	オートフライト 中断 Auto flight pause
	オートフライト 再開 Auto flight resume
	オートフライト 停止 Auto flight stop
	強制帰還 Return to homepoint
	着陸 Landing
	緊急介入 GoTo
	上下左右前後移動
	ジンバル制御 Gimbal control
	光学ズーム Optical zoom
	デジタルズーム Digital zoom

LTE 実証エリア整備

2018 年度に、実証を行った埼玉スタジアム 2002 にて、LTE エリア整備を行った。埼玉スタジアム 2002 はイベント時を前提とし、スタジアム内観客席のカバーを目的としたエリア設計がなされているため、今回ドローンの飛行を行ったスタジアム周囲の上空については考慮されておらず、またイベント時の多人数が密集した状態でも対応できるよう多くの基地局が設置されているため、一部干渉が大きいポイントがあるという特徴があった。そこで、今回の実証時は休館日であるため、ほとんど使われていないスタジアム内の基地局をあえて停波することで、干渉量を減らしエリア整備を行った。結果、干渉が低減されたことでドローンから伝送する映像の安定性が向上したことが確認できた。

情報提供機能整備

無人航空機の要求条件の検討や、運航管理機能の開発を踏まえ、警備用運航管理向けの情報提供として、地図情報、気象情報、上空電波情報、ドローンポート情報を対象に、要件定義を行った上で、機能整備を実施した。

2017 年度には、地図情報の情報提供機能について、警備用途に対応する UASO に必要な地

物情報、粒度や高度分解能、地物の属性情報等の要件を検討すると共に、運航管理機能向けの API 仕様を検討、定義した。

地図情報の要件定義を行うにあたり、警備用途の飛行における地図情報のユースケースを網羅的に抽出し、下表の通り整理した。

表 2.2.1.2-17 警備用途の飛行における地図情報のユースケース

運用フェーズ	No.	ユースケース
飛行前 (Pre-Flight)	1	緊急着陸が可能な警備ルートか確認する
	2	主要な道路上空を飛行しないか判定する
	3	警備ルートに障害物(詳細版)が無い判定する
	4	警備ルートの地上属性を確認する
	5	地物に対する高度を確認する
	6	警備巡回完了予測時間を算出する
	7	人混みの上空を飛行しないか判定する
	8	船舶の海上航路の上空を飛行しないか判定する
	9	撮影禁止エリア上空を飛行しないか判定する
飛行中 (in-flight)	1	地物への衝突が発生しないか監視する
	2	警備経路からの逸脱がないか監視する
	3	警備対象エリア内を飛行しているか判定する
飛行後 (Post-flight)	1	飛行実績の警備対象物に対する高度を確認する
	2	警備記録画像の撮影地点を表示する
	3	警備記録動画の撮影軌跡を表示する
	4	イレギュラー事象発生位置を表示する

上記の整理結果を踏まえ、警備対応 UAS0 のユースケース実現に必要なデータを下表の通りとりまとめた。データ一覧は、データの名称、データ概要の補足説明、想定される UASSP の利用方法、データの出典元、地物の 4 分類（地図・地形、障害物情報、規制エリア、動的情報）、データ型の 3 分類（Polygon、Polyline、Point）、空間解像度/地図情報レベル（精度）、提供可能エリア、標準セット or 拡張セット、整備難易度（○：容易、△：一部検討が必要、×：困難）の項目でとりまとめた。

さらに、必要 API 機能一覧を下表に示す。

表 2. 2. 1. 2-18 地図情報 データ一覧

No	データ	概要説明	想定利用用途	出典	地物分類	データ型	空間解像度/ 地図情報レベル	提供可能エリア	標準/ 拡張	整備難易度
1	DEM	地表面を等間隔の正方形に区切り、それぞれの正方形の中心点に標高値を持たせたデータ。取得される標高値には、地表面に存在する植生や建築物も含まれる。	飛行ルート周辺の地表面の高さを参照する。	国土地理院	地図・地形	Polygon	5mメッシュ	全国	標準	○
2	道路ネットワーク	道路の形状を中心線のPolylineとして取得し、属性として道路種別情報を含む。	飛行ルート周辺の国道、県道など、管轄を参照し、主要道路上空の通過有無を確認する。	ゼンリン	地図・地形	Polyline	地図情報レベル2500	全国	拡張	○
3	猛禽類生育分	猛禽類が生息するとされる	飛行ルート周	福島	規制エリア	Polygon	地図情報	南相	拡張	×

	布図	空域を示す。	辺の猛禽類の生態系保護及び接触可能性を低減するため参照する。	県	ア		レベル 2500	馬市		
4	防災無線屋外スピーカ	防災無線屋外スピーカの設置位置及び高さ情報を示す。	飛行ルート周辺の障害物情報として参照する。	南相馬市	障害物情報	Polygon	地図情報レベル 2500	南相馬市	拡張	△
5	広告看板	コンビニなどの広告看板の設置位置及び高さを示す。	飛行ルート周辺の障害物情報として参照する。	南相馬市	障害物情報	Polygon	地図情報レベル 2500	南相馬市	拡張	△
6	人口統計	携帯電話GPSの位置情報を統計化した滞留人口を示す。	飛行ルート周辺の人の密集度を参照する。	ゼンリンデータコム	動的情報	Polygon	250mメッシュ/最大1時間単位	南相馬市	標準	○
7	飛行禁止区域(DID)	航空法に基づき飛行申請・承認が必要となる	航空法に基づいた飛	総務省	規制エリア	Polygon	地図情報レベ	全国	標準	○

		る空域を示す。	行申請・承認要否を確認する。				ル 2500			
8	飛行禁止区域 (空港周辺)	航空法に基づき飛行申請・承認が必要となる空域を示す。	航空法に基づいた飛行申請・承認要否を確認する。	国土交通省	規制エリア	Polygon	地図情報レベル 2500	全国	標準	○
9	イベント開催エリア	イベントが開催される領域や日時を示す。	イベント上空における飛行規制に対応するため、開催対象となるエリアを参照する。	自治体	規制エリア	Polygon	地図情報レベル 2500	南相馬市	拡張	△
10	DSM/DTM	最大30cmメッシュ解像度の地表面の標高値。	飛行ルート周辺の地表面の高さを参照する。	NTTデータ	地図・地形	Polygon	0.3 ～ 0.5m メッシュ	南相馬市	拡張	○
11	鉄塔位置・高さデー	鉄塔の中心位置座標、及び地表面の高さ	飛行ルート周辺の鉄	国土	障害物情報	Polygon	地図情報レベ	南相馬	標準	○

	タ	から、構造物としての位置、大きさを示す。	塔の位置・高さを参照する。	理院			ル 2500	市		
12	建物高さ	建物の地表面からの高さ情報を示す。	飛行ルート周辺の建物の高さを参照する。	ゼンリン	障害物情報	Polygon	地図情報レベル 2500	南相馬市	標準	○
13	無人航空機等禁止エリア	国の重要機関上空の飛行禁止空域を示す。	飛行不可エリアとして参照する。	警察庁	規制エリア	Polygon	地図情報レベル 2500	全国	標準	○
14	航路NWデータ	海上交通の航路を示す。	海上の飛行ルートを設定する際に参照する	ゼンリン	地図・地形	Polyline	地図情報レベル 2500	全国	拡張	△
15	行政界ポリゴン	各都道府県市町村の境界を示す。	発災時の避難勧告区域等を表示する。	ゼンリン	地図・地形	Polygon	地図情報レベル 2500	全国	標準	○
16	各種ポリゴン	道路、住宅、公園、河川、溜池等の領域を示す。	緊急時の着陸地点選定や、地上属性を判	ゼンリン	地図・地形	Polygon	地図情報レベル 2500	全国	拡張	△

			定する ために 参照す る。							
--	--	--	-------------------------	--	--	--	--	--	--	--

表 2.2.1.2-19 地図情報 API 機能一覧（拡張セット）

No	機能名称		概要説明
	大分類	中分類	
1	検索機能	その他	指定地点から住所ポリゴンを検索する。
2	幾何学 IF	ジオメトリック	指定した 2 点間の緯度経度から距離をメートル単位で計算する。

表 2.2.1.2-20 地図情報 API 機能一覧（標準セット）

No	機能名称		概要説明
	大分類	中分類	
1	地図表示制御	モード切替	地図の表示を 2D 表示もしくは 3D 表示に切り替える。
2		地図ウィジェット	地図表示位置、拡大縮小レベル、方角（ヘディング角）を変更する。
3		チルト設定	3D 表示時の地図の傾きを変更する。
4		地図制御	マウスやタッチ、キーボードからの操作機能の有効無効を制御する。
5		地図情報	地図の縮尺レベルや指定箇所の緯度経度や海拔高度を取得する。地図の中心や縮尺レベルを変更する。
6		幾何学判定	指定された地点に建物が存在するかどうかを判定する。
7	ウィジェット制御	マーカ作成	指定した位置に、テキストを含んだマーキングを行う。
8		地図のコントロール	スケールバー
9		線、多角形の描画	地図上に任意の線の太さ、色で線や図形（多角形）を描画する。

10		円または楕円の描画	地図上に任意の線の太さ、色で図形（円、楕円）を描画する。
11		ユーザーウィジェット/スタティックユーザーウィジェットの重畳	地図の表示方法を変更する。
12	検索機能	住所検索	文字列や郵便番号、緯度経度から該当箇所の住所を検索する。
13	レイヤー重畳	レイヤー重畳	任意の画像取得 IF、WMS(WMTS) タイル、TMS(z/x/y) を重畳する。
14	GIS データ重畳	GIS データ重畳	GeoJSON データを重畳する。
15	イベント	イベント取得	何らかのアクションが発生した際にプログラムに信号を発信する。
16	ユーティリティ IF	ユーティリティメソッド	測地系を変換する。
17	認証	認証	

また、2017 年度には、実証試験エリアにおける地形データを取得し、3D モデルを構築した。構築した 3D モデルを下図に示す。



図 2.2.1.2-17 実証試験エリアの 3D モデル（2017 年度）

加えて、2017 年度には、気象情報の要件定義と API 仕様の検討も行った。気象情報の要件定義においては、警備用途の無人航空機の運航管理を行うにあたり必要な要件ではなく、無人航空機の運航における全般的な要件として、以下を特定した。

1. リアルタイムの気象情報
2. 高解像度の気象情報
3. 高度 50m ごと（150m まで）の上空の気象情報
4. 地震、津波、注意報・警報等の緊急防災情報
5. 上記を踏まえた飛行判定ロジック

これらの要件定義を踏まえ、開発された気象情報の情報提供機能を下表に示す。

表 2.2.1.2-21 気象情報 API 機能一覧

大項目	中項目	説明
250m メッシュ気象予測（実況）：緯度経度、メッシュ数、時刻情報の入力により以下がレスポンスとして表示される		
位置情報	中心	中心メッシュの中心緯度経度情報
	左上	最北西メッシュの左上緯度経度情報
	右下	最南東メッシュの右下緯度経度情報
	標高	単位：m
地表面の予測	天気	時刻と、天気の種類を示す数値の文字列データを表示
	気温	時刻とデータを表示
	風向き	時刻と風向きの種類を表す数値の文字列データを表示
	風速	時刻とデータを表示

	相対湿度	時刻とデータを表示
	気圧	時刻とデータを表示
	降水量	時刻とデータを表示
上空の予測		150m まで 10m 毎で上記の気象予測情報を表示
気象センサ（実況）：デバイス ID の入力により以下がレスポンスとして表示される		
デバイス ID		
観測日時		
風速		単位：m/s
風向		単位：度
最大瞬間風速		単位：m/s
最大瞬間風速の風向き		単位：度
気温		単位：℃
相対湿度		単位：%
気圧		単位：hPa
照度		単位：lx
250m メッシュ降水タイル（一時間間隔）：時刻の入力により以下がレスポンスとして表示される		
タイルリスト	リスト	タイル画像の時系列リスト
	URL	タイル画像の URL
	時刻	タイル画像の時刻
最大ズームレベル		タイル画像が用意されている最大のズームレベル
雨雲レーダータイル		
タイルリスト	リスト	タイル画像の時系列リスト
	URL	タイル画像の URL
	時刻	タイル画像の時刻
	予報フラグ	データが予報なのか否かのフラグ
最大ズームレベル		タイル画像が用意されている最大のズームレベル
警報注意報：緯度経度、メッシュ数の入力により以下がレスポンスとして表示される		
位置情報		※250m メッシュ気象予測と同様
警報注意報	市町村名	当該メッシュの中心が位置する市町村
	データ	警報注意報の種類を数値の文字列で表示
警報注意報（リスト）		
発表時刻		
警報注意報情報	市町村名	

	市町村コード	
	データ	警報注意報の種類を数値の文字列で表示
地震：地震 ID の入力により以下がレスポンスとして表示される		
地震 ID		地震ごとに割り振られる ID
発生時刻		
最大震度		
震源地		
マグニチュード		
津波の有無		震源の深さ
震度 1～6 強を 観測した地点 ※震度ごとに表示	震度	
	都道府県名	
	市町村リスト	
津波に関する付加情報		例) この地震による津波の心配はありません、等
地震リスト		
リスト		
発生時刻		
最大震度		
震源地		
マグニチュード		
震源の深さ		
津波		
発生時刻		
大津波警報 (soon)		大津波警報が発表されているエリアのうち、ただちに到着するおそれのあるエリア ※発表単位は津波予報区（以下同様）
大津波警報		大津波警報が発表されているエリアのうち、上記に該当しないエリア
津波警報 (soon)		津波警報が発表されているエリアのうち、ただちに到着するおそれのあるエリア
津波警報		津波警報が発表されているエリアのうち、上記に該当しないエリア
津波注意報 (soon)		津波注意報が発表されているエリアのうち、ただちに到着するおそれのあるエリア

津波注意報	津波注意報が発表されているエリアのうち、上記に該当しないエリア
津波到達状況	津波の到達状況（来襲する恐れがある、すでに到着している場合「1」）
発表フラグ	発表されている津波注意法警報があるかどうか

続いて、2018 年度は、上空電波シミュレーターを活用し実証エリアである埼玉スタジアム 2002 の上空電波シミュレーションを行った。

上空電波情報については以下に示す。

表 2.2.1.2-22 上空電波情報

上空電波 情報要件	対象パラメータ	電波強度
	対象エリア	埼玉スタジアム 2002 周辺
	対象高度	対地高度 25m、75m、125m
	メッシュ粒度	25m×25m メッシュ

加えて 2018 年度は、2017 年度の継続的な開発として、地図情報、気象情報、電波情報に関する高精度な 3D 情報と API を整備し、運航管理機能や警備アプリケーションとの接続検証を実施した。各情報提供機能の警備アプリケーションの UI 上のイメージを以下に示す。

各情報提供機能は、UASSP における飛行可否判断や、警備アプリケーションの UI での遠隔情報参照に活用できることを実証試験により確認した。



図 2.2.1.2-18 情報提供機能のイメージ

続けて、2019 年度はドローンポート情報について運航管理機能や警備アプリケーションとの接続検証を実施した。

警備アプリケーションの UI 上のイメージと図 2.2.1.2-19 警備アプリケーション上でのドローンポート位置表示を以下に示す。



図 2.2.1.2-19 警備アプリケーション上でのドローンポート位置表示キャプチャ

警備用無人航空機の試作

2017 年度

実証試験で使用する警備用無人航空機について、検討したユースケースと無人航空機の要求条件をもとに、4 機の無人航空機（俯瞰ドローン 2 機、巡回ドローン 2 機）を試作した。各機体の役割定義をもとに、カメラや LED ライト、警告用スピーカ等のペイロード仕様を検

討した上で、これらを搭載可能な機体を設計した。各機体の主な仕様と、試作した機体（2号機）の外観を以下に示す

表 2. 2. 1. 2-23 2017 年度 開発機体の主な仕様

	1号機（親機）	2号機（親機）	3号機（子機）	4号機（子機）
総重量	16kg 程度	16kg 程度	24. 5kg 程度	24. 5kg 程度
ペイロード	Trillium HD50、 充電用電極	CANON 高感度カメラ、 単焦点レンズ	Sony カメラ、 LED サーチライト、 威嚇用スピーカ	Sony カメラ、 LED サーチライト
機体性能	飛行速度 7m/s 飛行時間 7min	飛行速度 7m/s 飛行時間 7min	飛行速度 7m/s 飛行時間 7min	飛行速度 7m/s 飛行時間 7min
航続距離	2. 9km	2. 9km	2. 9km	2. 9km



図 2. 2. 1. 2-20 試作した機体の外観（2017 年度）

また、無人航空機のミッションを踏まえ、ペイロードとしては、可視カメラ、赤外線カメラ、LED ライト、スピーカの必要が確認され、それぞれ要求条件に応じて機器選定が行われた。

カメラについては、Trillium HD50 カメラ、Canon 高感度カメラ、Sony FCB-EV7520 が選定された。各カメラの仕様を以下表 2. 2. 1. 2-24 に示す。

表 2.2.1.2-24 2017 年度実証用のカメラの仕様

	Trillium	Canon		Sony
				
品名	Orion HD 50	ME20F-SN	EF24mm F1.4L II USM	FCB-EV7520
価格	約¥7,000,000	約¥3,000,000 + ¥235,000		6万円台
サイズ	Φ127 × 180	(ME20F-SN)118 × 102 × 116 (EF24mm F1.4)Φ83.5 × 86.9		50 × 60 × 89.7
重量	1600g	約1100g + 約650g		約255g
映像I/F	Video Out	3G/HD-SDI 1端子, 2端子 HDMI OUT端子		HD Y/Pb/Pr: 4:2:2 SD VBS: 1.0 Vp-p
最低被写体照度	不明	0.0005lux以下 (最大ゲイン75dB時、ISO感度400万相当)		ICRなし 0.01lux(30fps/HD) 0.0013lux(4fps/NTSC, 3fps/PAL) ICRあり 0.0015lux(30fps/HD) 0.0008lux(4fps/NTSC, 3fps/PAL)
解像度	可視 720p 赤外 VGA	1080p, 1080i, 720p		1080p, 1080i, 720p
ズーム	可視 光学30倍 (FOV: 63° -2.2°) 赤外 デジタル10倍 (FOV: 10.5° -1.3°)	可視 デジタル2x, 3x, 4x		可視 光学30倍 (FOV: 63.7° -2.3°) デジタル12倍
電源	10～30VDC 15W～20W	11～17VDC 12W		6～12VDC 3.2～4.0W
備考	可視&赤外カメラ付き 角度分解能: 0.04°	小雨程度であれば動作可能 レンズは水平画角90°のものを検討 災害対策用ドローンのジンバルを使用 価格については微調整可能		災害対策用ドローンのジンバルを使用 FRPの軽量ハウジングを実装する必要あり http://www.sankei-n.com/housing/item/item_apbox.html

続いて、LED ライトについては、オプテックス社製 VAR2-w4-1 が重量と定格光束の値のバランスにて最も適切であると判断した。他の LED 候補とともに、VAR2-w4-1 の主な仕様を以下に示す。

表 2.2.1.2-25 2017 年度実証用の LED ライトの仕様

メーカー	光電気LEDシステム	オプテックス			スタンレー
写真					
型番	LED-12-40DA/LED-12A	VAR2-w8-1	VAR2-w4-1	VAR2-w2-1	LLM0576A_80/LLM0576A_120
価格	¥67,700-	¥71,100-	¥51,900-	¥33,300-	¥70,000～ ¥80,000-(詳細確認中)
サイズ	縦154mm × 横154mm × 厚み39mm	縦180mm × 横135mm × 厚み68.2mm	縦135mm × 横100mm × 厚み66mm	縦100mm × 横75mm × 厚み64mm	縦288mm × 横254mm × 厚み255mm
重量	1.15kg(コ型金具含む)	1.65kg	0.95kg	0.6kg	2.7kg
配光角	40/60度		最大120 × 50度		80/120度
防塵・防水性能	IP56		IP66		IP56
定格電圧	DC12,18V		DC12～24V		AC100～240V
定格光束	3066/3025lm	3720lm	1860lm	930lm	7650/7800lm
色温度	4500～5200K		6000K		5000K
備考	・消費電力 25.6W ・演色性 70～73Ra ・有効到達距離(屋外) 前方 17m ・空撮用LEDとして 使用実績有り	・消費電力 42W ・配光角10 × 10度 有効到達距離180m ・配光角20 × 10度 有効到達距離105m ・配光角35 × 10度 有効到達距離95m ・配光角60 × 25度 有効到達距離50m ・配光角80 × 30度 有効到達距離35m ・配光角120 × 50度 有効到達距離25m	・消費電力 24W ・配光角10 × 10度 110m ・配光角20 × 10度 70m ・配光角35 × 10度 65m ・配光角60 × 25度 35m ・配光角80 × 30度 25m ・配光角120 × 50度 15m	・消費電力 11W ・配光角10 × 10度 60m ・配光角20 × 10度 50m ・配光角35 × 10度 40m ・配光角60 × 25度 25m ・配光角80 × 30度 20m ・配光角120 × 50度 10m	・消費電力 91W ・演色性 70Ra

本運用に最も適している

最後に、威嚇・警告用のスピーカとしてはパトライト社製の盤用 MP3 音声合成報知器/BKV-

31KF が再生できるメッセージ数が多いことから最も適切であると判断した。他のスピーカ候補とともに、BKV-31KF の主な仕様を以下に示す。

表 2.2.1.2-26 2017 年度実証用のスピーカの仕様

メーカー	パトライト			
写真				
品名／型番	ホーン型MP3再生報知器／EHV-M1	盤用MP3音声合成報知器／BKV-31KF	電子音報知器／BD-24A-B	超小型電子音報知器／BM-202D
価格	¥37,638-	¥31,212-	¥9,936-	¥3,434-
サイズ	(口径)縦112×横166.5×長さ198.2mm	(口径)縦120×横120×長さ62.8mm	(口径)縦80×横80×長さ94.7mm	(口径)縦50×横50×長さ64mm
重量	約1.25kg	530g	180g	100g
出力音圧レベル	105dB (at 1m)	95dB (at 1m)	90dB (at 1m)	75dB (at 1m)
防塵・防水性能	IP65	IP54	IP54	IP34
定格電圧	DC12～24V	AC100V	DC12～24V	DC24V
特徴	・1台に63音の音色を内蔵 ビット入力時は8チャンネル、 バイナリ入力時は63チャンネル の音色を制御可能。 ・SDカードを使って音色の組み 合わせが可能 別売のSDカードを使って内蔵ア ラーム、メロディ音の63音に手持 ちのMP3データも共用することが 可能。	・1台で最大31メッセージ(63秒)の 再生が可能 ビット入力時は1～5チャンネルで 最大5メッセージの再生が可能。 バイナリ入力時は1～5チャンネル で最大31メッセージまで再生する事 が可能。	・1台に32音の音色を内蔵 1ビット入力4チャンネルの音色 の再生が可能 ・SDカードを使って音色の組み合 わせが可能	・1台に2音の音色を内蔵 CH1(ピーポー ピーポー) CH2(ビビビビ・・・)

本運用に最も適している

2018 年度

検討したユースケースと無人航空機の要求条件をもとに、新たに4機の無人航空機(俯瞰ドローン2機、巡回ドローン2機)を試作した。各機体の役割定義をもとに、カメラやLEDライト、警告用スピーカ等のペイロード仕様を検討し、これらを搭載可能な機体を設計した。試作した機体の主な仕様と、外観を以下に示す。特に4K映像の伝送を実現すると共に、学習アルゴリズムを搭載し、画像解析による不審者の自動検知と位置算定機能を開発した。

表 2.2.1.2-27 2018 年度 開発機体の主な仕様

	1号機(俯瞰機)	2号機(巡回機)	3号機 (夜間巡回機)	4号機(巡回機)
総重量	約16kg	約14kg	約14kg	約13kg
ペイロード	LTEモジュール、 不審者検知AI、 Sony 4Kカメラ	LTEモジュール、 不審者検知AI、 Sony FullHDカメラ	LTEモジュール、 不審者検知AI、 D-eye暗視カメラ、	LTEモジュール、 充電用電極、 LEDライト

			威嚇用スピーカ	
機体性能	飛行速度 8m/s 飛行時間 10min	飛行速度 10m/s 飛行時間 10min	飛行速度 10m/s 飛行時間 10min	飛行速度 10m/s 飛行時間 10min
航続距離	最大約 4km	最大約 5km	最大約 5km	最大約 5km



図 2. 2. 1. 2-21 試作した機体の外観（2018 年度）

機体ペイロードは 2017 年度と基本的には変わらないが、一部のカメラが 4K 対応となったとともに、一部の機体には暗視カメラが搭載された。

なお、2018 年度の実証実験では、不審者検知の自動化が大きなテーマになっていたことから、画像解析技術を機体に搭載した。

画像解析技術は、深層学習アルゴリズムを用い、取得画像をもとに不審者を自動検知し光学計算と機体内の位置情報を用いて位置算定を可能とする技術であり、実証実験では、同 AI 技術により算定された位置情報に基づき、運航管理システムに情報が自動的に通達され、システムに登録している最近傍の巡回ドローンが不審者の発見場所に急行した。また、本技術には動体追跡機能も備えられており、フレーム内に識別対象が収まるよう機体が動くことで、識別対象の自動追尾も可能となっている。実証実験では、不審者の発見場所に急行した俯瞰ドローンにより、不審者の自動追尾が実証された。

2019 年度

検討したユースケースと無人航空機の要求条件をもとに、新たに無人航空機を試作した。各機体の役割定義をもとに、機体仕様を検討し、これらを搭載可能な機体を設計した。試作した機体の主な仕様と、外観を以下に示す。

表 2.2.1.2-28 2019 年度 開発機体の主な仕様

	1 号機（俯瞰機）	2 号機（施設内巡回機）	3 号機（海岸巡回機）
総重量	約 9.4kg	約 9.4kg	約 9.4kg
ペイロード	LTE モジュール、 Sony FullHD カメラ	LTE モジュール、 Sony FullHD カメラ	LTE モジュール Sony FullHD カメラ 警報用ブザー
機体性能	飛行速度 15m/s 飛行時間 約 30min (ペイロードなし)	飛行速度 15m/s 飛行時間 約 30min (ペイロードなし)	飛行速度 15m/s 飛行時間 約 30min (ペイロードなし)
航続距離	最大約 10 km	最大約 10 km	最大約 10 km



図 2.2.1.2-22 試作した機体の外観（2019 年度）

成果と課題

運航管理システム・LTE 連携機能開発に関しては、機体に搭載した LTE 通信モジュールを用いて運航管理システムおよびアプリケーションと接合し、遠隔で制御・運用実証することでレベル 3 目視外飛行の基本要件にも適合できたため事業化段階である。上空電波利用は民間利用拡大に向けて 2020 年度に法改正がされており、本事業成果を他用途にも拡大していく予定である。

LTE 実証エリア整備に関しては、今回は実証をターゲットとした一時的な対応として、一部基地局を停波することで電波干渉を抑制し、上空の LTE エリアの整備が出来ることが確認できた。課題としては、今後ドローンをイベント時や常時活用する際は、今回のような停波対応は実施が困難である点が挙げられる。そのため電波や空間の観点で無人航空機が飛行するルートを整備するといった対応が今後必要である。

情報提供機能整備に関しては、計画通り、無人航空機の運用において共通的な地理空間情報、気象情報、通信用電波情報の高精度な 3D 情報の整備と API 提供が実施され、UASSP に

において、飛行可否判断への活用や、UAS0 である警備アプリ上での各情報の沿革参照が実証された。課題としては対応エリアやミッションの拡大や、様々な環境に適応するための UASSP の飛行判定ロジックの汎用性向上が挙げられる。

警備用無人航空機の試作に関しては、警備業務における無人航空機のユースケースの検討において定義された、警備用無人航空機の要求条件を満たした機体の開発を計画通り実施した。特に、警備に必要なペイロードを搭載可能とする機体仕様、夜間飛行や長距離飛行を可能とする機体仕様が検討され、これらを満たす機体が開発された。また、各年度で機体の軽量化を進めることができた。課題としては、人物検知等の AI 機能の高精度化への対応や、将来的なレベル 4 への運航の実現に向け、機体の信頼性向上や地上の第三者への危害を軽減する機能の装備等が挙げられる。

5.3.2. 「実証実験の実施・評価」

2017 年度

検討した実証試験シナリオに基づき、さがみ湖リゾートプレジャーフォレストにおいて実証試験を実施した。

実証試験は、2018 年 2 月から 3 月に掛け 6 日間にわたり技術的な検証を行うと共に、3 月 15 日には公開実証を実施した。実証試験の目的は、遊園地警備を想定した運航管理機能の開発成果の検証であり、具体的には、4 機の無人航空機による「高度 2 階層・2 エリア」の同時運航管理の実証、巡回警備（広域監視・詳細監視）や不審者・不審火対応等の無人航空機による警備ミッションの有効性の実証である。

実証試験の結果、4 機同時飛行制御・空域管理に成功すると共に、警備アプリから運航管理システム、各無人航空機に至るシステム間の接合と情報伝達が確認された。また、遠隔での突発的動作指示による不審者への接近と画像取得、カメラや証明・音声警告等の遠隔ペイロード制御に成功した。これにより、当初計画した運航管理機能、LTE 連携機能、警備アプリの機能確認とミッション有効性が実証された。

一方、課題としては、LTE 網を介した映像配信の不安定性が挙げられた。4 機の無人航空機からの映像伝送に加えて地上の複数の警備アプリ端末に対する映像配信が同時に行われたことにより、映像品質の低下が生じたことから、次年度は映像配信に関するシステム構成等の見直しを検討することとした。さらに、同時に複数機のフライト予約を短時間で実施する場合の処理プロセスの課題が抽出され、フライト予約機能の改修や運航管理システムのサーバー構成の見直し等を行うこととした。また、不審者の自動検知の可能性や、突発的運航時の他の無人航空機との運航管理方法については、引き続き検討を行うこととされた。

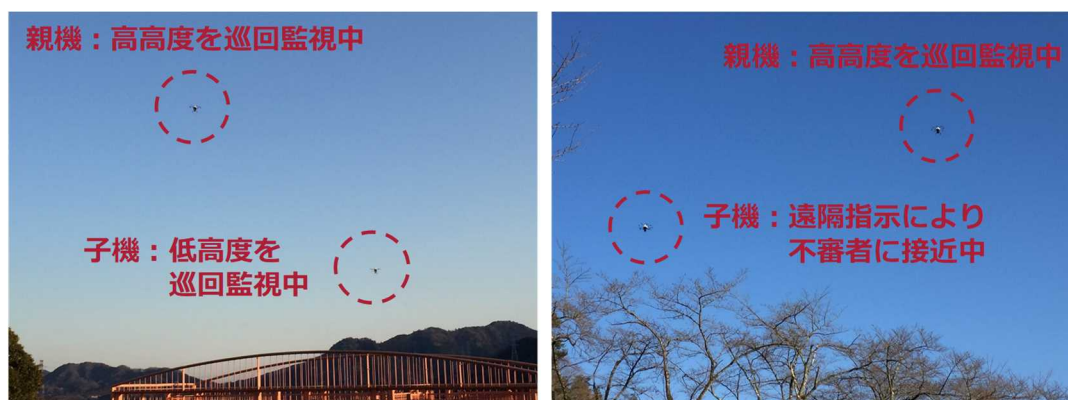


図 2. 2. 1. 2-23 実証試験の様子（2017 年度）

2018 年度

2018 年度は、二つの実証試験を実施した。一つは検討した実証試験シナリオに基づくスタジアム警備の実証試験を行った。もう一つは、当初計画からの追加として、FIMS との接続実証試験に参加した。前者のスタジアム警備の実証試験の様子を下図に示す。

スタジアム警備実証については、埼玉スタジアム 2002 において実証試験を実施した。実証試験については、2018 年 10～11 月にかけて段階的に複数回実施し、UASSP/UASO/SDSP/UA の相互接続の検証や、開発した各種開発機能の技術的な検証を行うと共に、2017 年度の課題を踏まえ、俯瞰ドローンによる不審者検知から運航管理機能による巡回ドローンの飛行計画変更と緊急対応指示、巡回ドローンによる不審者確認と追跡に至る一連動作の自動化を実証した。

課題としては、運航管理機能や警備アプリケーションの各種運航ロジックの汎用化が挙げられた。干渉判定や異常検知・急行・追跡ミッションの自動化等のアルゴリズムを様々な環境に適応可能なロジックに修正することが必要である。また、今年度開発したドローンポートシステムについて、UASSP/UASO とシステムとしての運用検証が必要である。更に、上空における LTE 利用について、運航可能な機体数やデータ伝送量、アプリ端末数等の最適化について、国際標準化動向も考慮しつつ検証を実施することが必要である。次年度に向けては、こうした課題に対応しつつ、長期間の連続飛行、連続運用を含めた実証試験による実用性の検証を実施することが想定された。



図 2. 2. 1. 2-24 スタジアム警備の実証実験の様子（2018 年度）

2019 年度

2019 年度は、二つの実証試験を実施した。一つは実証試験シナリオに基づく広域重要設備内の災害監視の実証試験であり、もう一つは、FIMS との接続実証試験である。前者の広域重要設備内の災害監視の実証試験の飛行経路を下図に示す。



図 2. 2. 1. 2-25 広域重要設備内の災害監視の実証試験の飛行経路

広域重要設備内の災害監視の実証試験は、福島県の東北電力設備内で 2020 年 1 月 27 日に実施された。本実証実験では、検討した広域重要設備内での災害監視の飛行シナリオを実証するとともに、運航管理機能の技術開発の実証として、FIMS と連携したインフライトの運航調整（緊急時の飛行の優先度判断、重要設備内の空域飛行許可等）に加え、UASSP 間連携による運航調整（突発的飛行計画変更時の動態管理等）の技術実証がなされた。

具体的には、災害発生時を想定し、俯瞰ドローンによる被災者検知、運航管理機能による巡回ドローンの飛行計画変更と緊急対応指示、インフライトでの他の運航事業者との運航調整・衝突回避、巡回ドローンによる被災者確認、の一連動作の自動化を実証した。また、

本実証の中で、以下の運航管理機能の実証に成功した。

- 1. FIMS との接続
 - 1. 緊急飛行計画の優先的承認（emergency_id フィールドの活用）
 - 2. NFZ 内飛行計画の優先的承認（no_fly_area_id フィールドの活用）
 - 3. 緊急運航時における警戒円の動的生成（priority フィールドの活用）
 - 4. 飛行経路逸脱時の緊急 NFZ の動的生成（space_err フィールドの活用）
 - 5. 飛行計画干渉状態の検知（target_flightplan_id フィールドの活用）
- 2. UASSP 間運航調整
 - 6. 干渉対象の UASSP との近傍機体情報連携
- 3. UASO への運航指示
 - 7. 緊急 NFZ の動的迂回（ダイナミックリルーティング）
 - 8. 近傍機体との衝突回避（DAA）

以降で、各項目の実証内容について補足する。
まず、緊急飛行計画の優先的承認の機能については、事前に自治体と締結された協定に基づき、災害時には重要設備脇の沿岸部に緊急ジオフェンスを設置し、許可された機体のみが運航可能という状況を想定して機能実装を行った。実証の様子を下図に示す。

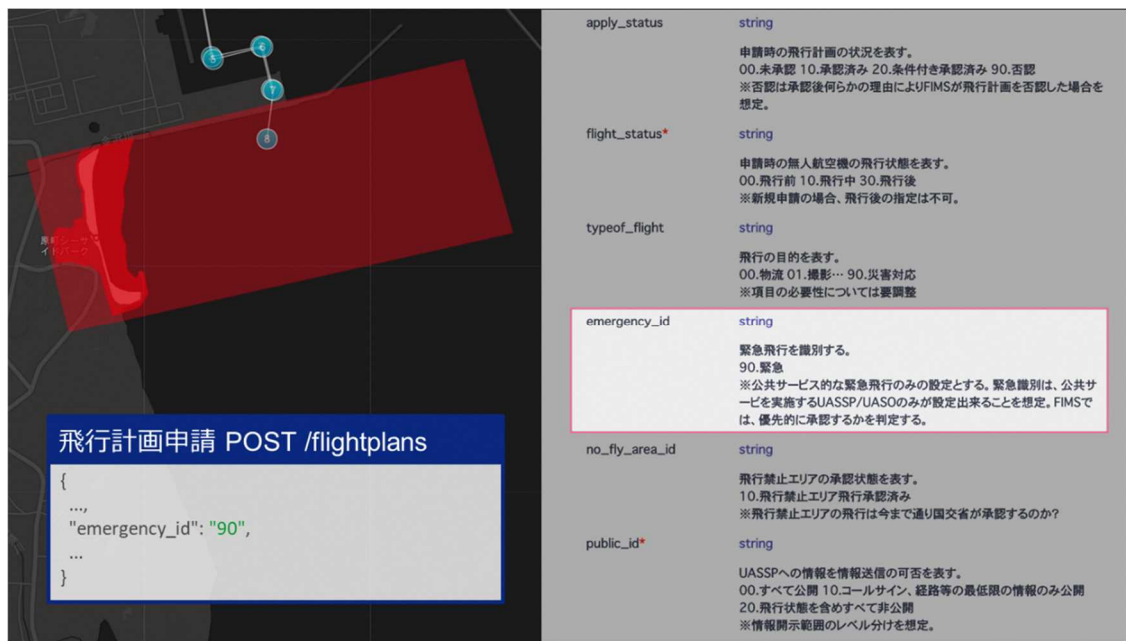


図 2.2.1.21-26 実証試験の様子（緊急飛行計画の優先的承認）

NFZ 内飛行計画の優先的承認の機能については、NFZ として設定されている重要設備内を飛行させる際に、事前に特別承認を得ている飛行計画が優先的に承認されるシナリオを想定

し、NFZ 内の飛行を許可する機能を実証した。実証の様子を下図に示す。



図 2.2.1.2-27 実証試験の様子（NFZ 内飛行計画の優先的承認）

飛行経路逸脱時の緊急 NFZ の動的生成の機能については、NFZ を動的に生成する機能だけでなく、機体のホバリング精度や旋回方法を考慮した軌道逸脱閾値を飛行申請時に設定することで、当該閾値内の逸脱であれば FIMS からの逸脱と見なされない機能の実証も行った。実証の様子を下図に示す。

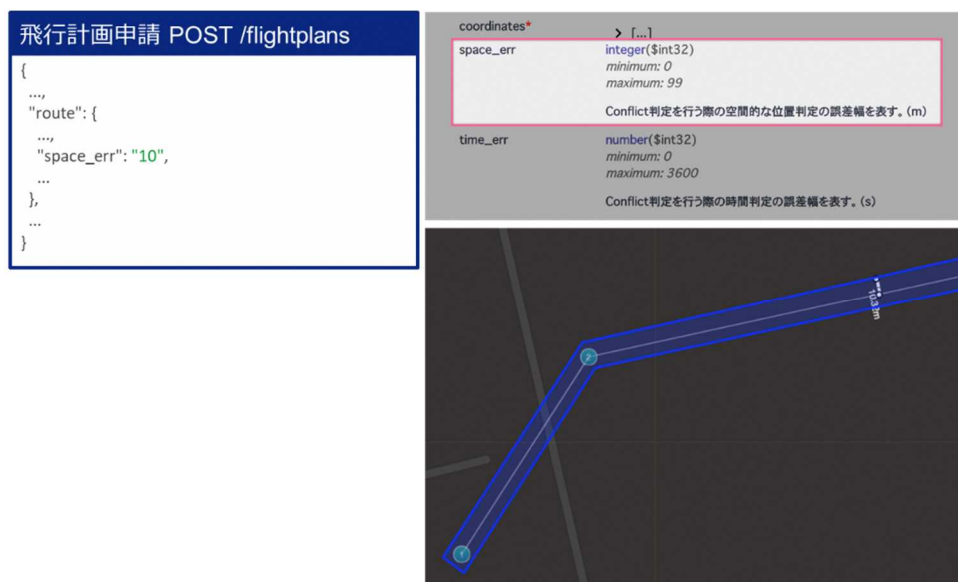


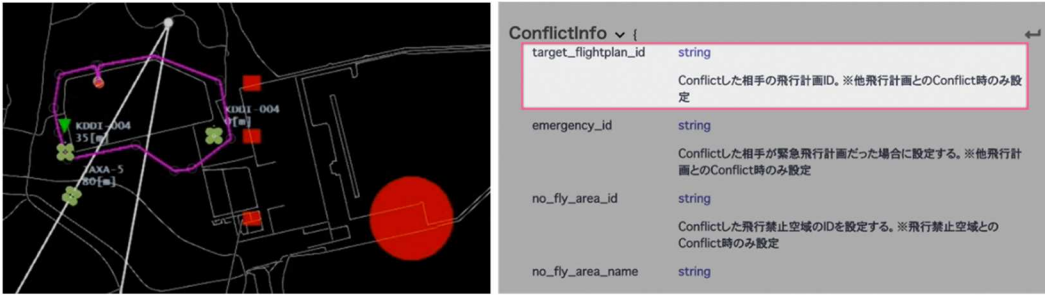
図 2.2.1.2.28 実証試験の様子（飛行経路逸脱時の緊急 NFZ の動的生成）

緊急運航時における警戒円の動的生成については、緊急フラグが警告レベル以上に設定されている機体の周囲には FIMS 指定の警戒円が設定され、他の運航者への注意を促す機能の実証を行った。実証の様子を下図に示す（警戒円は赤の円で示されている）。



図 2.2.1.2-29 実証実験の様子（緊急運航時における警戒円の動的生成）

飛行計画干渉状態の検知については、飛行計画申請の結果として、承認状態の如何にかかわらず干渉対象の飛行計画ないしは飛行禁止区域の情報が返却され、調整先の運航者を特定できる機能が実証された。実証の様子を下図に示す。



ConflictInfo {

- target_flightplan_id string
Conflictした相手の飛行計画ID。※他飛行計画とのConflict時のみ設定
- emergency_id string
Conflictした相手が緊急飛行計画だった場合に設定する。※他飛行計画とのConflict時のみ設定
- no_fly_area_id string
Conflictした飛行禁止空域のIDを設定する。※飛行禁止空域とのConflict時のみ設定
- no_fly_area_name string

申請結果 Webhook Callback

```
{
  ...,
  "result_info": {
    "incomplete_info": null,
    "conflict_info": [
      {
        "target_flightplan_id": "bdf6654c-d3c5-4881-b396-afdf6de9f851",
        ...
      }
    ]
  }
}
```

図 2. 2. 1. 2-30 実証実験の様子（飛行計画干渉状態の検知）

干渉対象の UASSP との近傍機体情報連携については、FIMS を介して得られる近傍機体情報では検知範囲が狭く予測が立てられないため、災害などの緊急時には UASSP 間の直接的な飛行情報のやりとりが必要となってくることが踏まえ、本来システム的な繋がりのない運航事業者同士が、FIMS が提供するディスカバリ機能を活用することで、互いに運航調整を図るきっかけを作る機能を実証した。実証の様子を下図に示す。

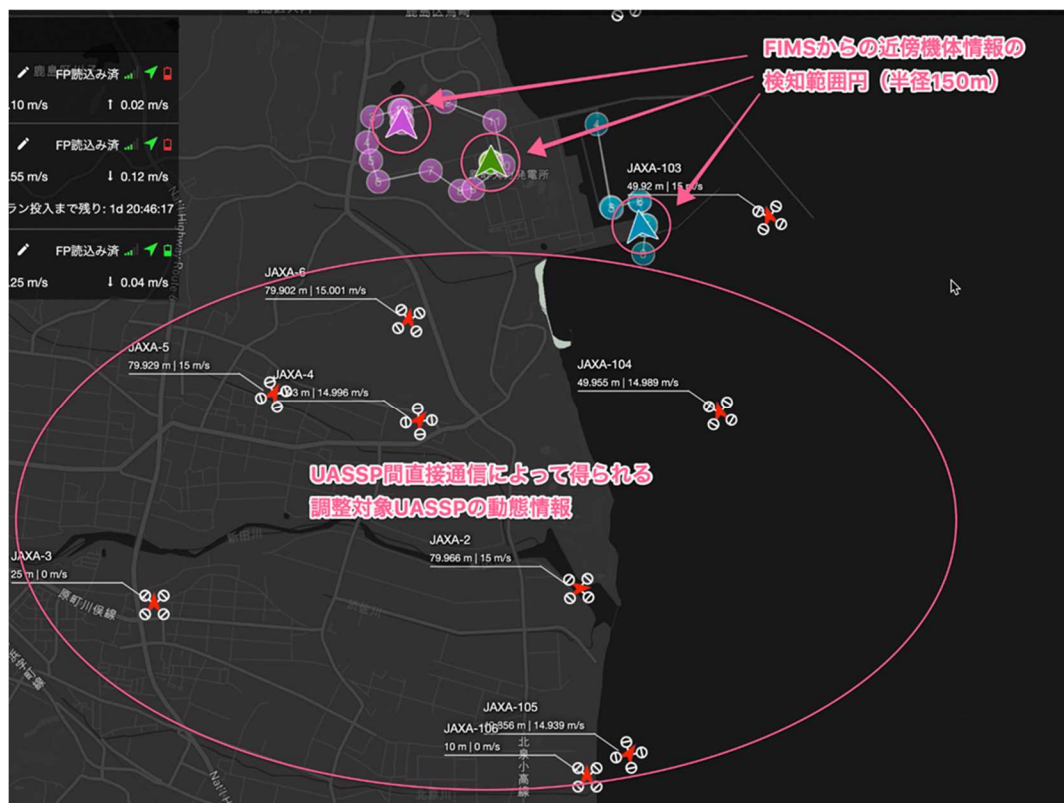


図 2. 2. 1. 2-31 実証実験の様子（干渉対象の UASSP との近傍機体情報連携）

緊急 NFZ の動的迂回については、巡回警備機 [KDDI-001] が運航中に災害が発生し飛行計画を逸脱後 FIMS によって緊急ジオフェンス（下図赤色矩形部分）が設定され、当該エリアと干渉する経路を北上する物資輸送機 [JAXA-103] はジオフェンスを迂回後に元経路に復帰するというシナリオで、機能実証が図られた。実験の様子を下図に示す。

て機体の耐風性能値との比較を行うことで離陸可否判定を行う機能を実施した。さらに、ハザードマップを活用し、重要設備のある臨海地域で津波などの災害が発生することを想定して、平時における指定緊急避難場所が避難可能な状態になっているかを警備巡回機にて確認した。

本実証実験の課題としては、さらなる長距離飛行、長期連続飛行や連続運用といった、様々な環境に提供可能な UASSP/UASO の各種ロジックを改良するため、引き続き、実用的な飛行実証経験の蓄積を積むことが挙げられた。また、本実証実験で確認された UASSP 間の相互接続機能は、JAXA のみとの調整での実証に留まっているため、他の運航事業者との調整も継続的に実施し、運航シナリオや運用エリアに応じた干渉判定スキームを検討するとともに、これらの経験から得られた課題や知見をもとに、FIMS 連携や運航管理アーキテクチャの在り方についても継続検討するのが望ましい。

FIMS 機能との接続試験

1 回目の FIMS 接続試験は、福島ロボットテストフィールドにおいて 2019 年 2 月 25 日から 3 月 1 日にかけて実施された。本試験では、FIMS との接続環境下で、警備用途の 4 機のドローンの運航管理を実証した。具体的には、空域、飛行計画承認 API により FIMS と接続し、他の各種用途の UASSP との間で運航管理を実施し、結果として合計 10 機のドローンの同時飛行に成功した。FIMS の接続実証試験の様子を示す。

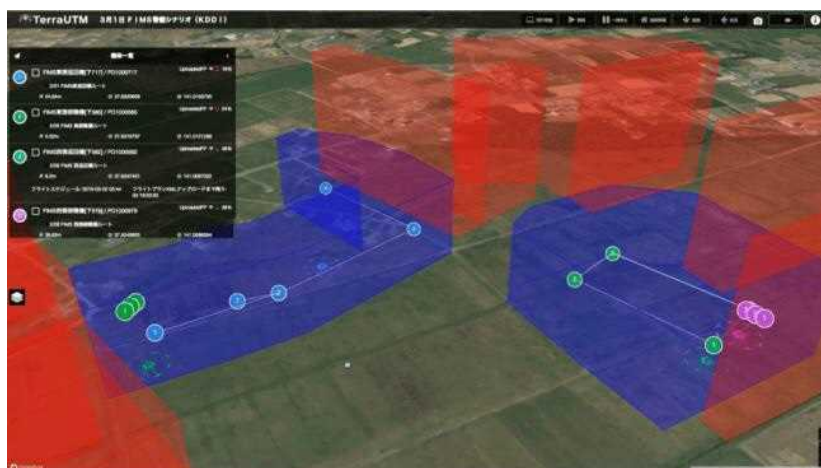


図 2.2.1.2-34 FIMS の接続実証試験の様子（2018 年度）

2 回目の FIMS との接続実証試験は、2019 度 10 月 21 日から 25 日にかけて実施され、前年度と同様、運航管理システムの API にアクセスし、複数のドローン事業者間での飛行計画、飛行状況に関する情報共有機能の評価を行った。なお、1 回目の接続実証試験との差分として、単に FIMS と接続するだけでなく、より実際のユースケースに近い形で評価を行う

ために、市街地を想定したドローン定期巡回警備、及び緊急事態への突発的運航の検証も行うとともに、FIMS を介した突発運航時の動態管理や飛行情報共有を検証した。後者では、JAXA 殿と協力して、動態管理として FIMS の近傍機体情報を参照し、シミュレーション上での衝突回避を行う機能を実証・評価した。

実証・評価の結果、FIMS を介してドローン事業者間の運航調整を行うにあたっては、FIMS を介して得られる近傍機体情報では検知範囲が狭く予測が立てづらいことが課題として明らかになった。また、緊急時の飛行計画変更に対応した運航調整や、他の運航管理システムのユースケースに即した運航調整の実証の必要性が挙げられた。これらの課題については、2019 年度の警備向け実証実験において、さらなる実証・評価が実施された。



図 2.2.1.2-35 FIMS の接続実証試験の様子（2019 年度）

成果と課題

3 年間における警備向け実証試験の実施・評価を通じての成果としては、以下が挙げられる。

1. UTM アーキテクチャにおける機能群の階層分離の実現
2. 警備業務に適した機能・スペックのアプリケーション、ドローン機体の開発
3. 運航管理システム統合実証による事業者間の干渉判定機能実証
4. LTE を用いた UTM の社会実装を見越した機能実証の成功

課題としては、実用的な飛行実証経験の蓄積と、運航管理機能の高度化の 2 点が挙げられる。

一点目の実用的な飛行実証経験の蓄積の今後の対応策としては、長期間の連続飛行や連続

運用を含めた実証試験を継続的に実施し、さまざまな環境に適応可能な UASSP/UASO の各種ロジックの修正・実用性検証を行うことが想定される。

二点目の運航管理機能の高度化の今後の対応としては、実運用を踏まえた機能分担や遅延等を考慮した FIMS 連携の在り方を継続検討すると共に、新機能の実証を実施することが想定される。特に、運用シナリオや運用エリアに応じ、UASSP 間の干渉判定に適したスキームを検討する必要がある。

総じて、これまでに、レベル 3 やレベル 4 の運航を想定したユースケースの実証試験・機能実証を実施してきた知見を踏まえ、2020 年度には、LTE を用いた運航管理システムによる、レベル 3 警備を本格社会実装する目途を立てることができた。

今後の社会実装方針としては、警備に限らない各アプリケーションが接続可能な運航管理システムを構築することで、様々なドローン適用領域への活用を目指し、用途ごとに異なる UASO アプリケーションにおける個別事業者の開発規模の最小化を実現することを目標とする。また、レベル 4 実現に向けては統合的なシステム開発を継続実施していくこととする。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

6.1. 研究開発項目①「無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発」(実施者：セコム株式会社/KDDI 株式会社)

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	1	6	4	－	－	－	11
展示会出展	0	1	2	－	2	1	6
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	2	－	－	－	2
ニュースリリース・プレスリリース	1	2	1	2	1	1	8
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

6.2 研究開発項目②「警備用無人航空機の運航管理機能の開発」(実施者：テラドローン株式会社)

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	0	0	0	－	－	－	0
展示会出展	0	0	0	－	－	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	0	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	0	0	－	－	－	0
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

6.3 知財活動

主な対外訴求活動を以下に示す。

- 2019年3月22日、ジャパン・ドローン2018の同時開催セミナー「DRESSプロジェクトフォーラムドローンの社会実装加速のための研究開発～ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト～」にて発表を実施した。
- 2019年2～3月に相模湖フォレストにおいて実施した警備実証試験の結果については、2018年3月に公開実験を開催し、その結果、61本（2019年1月10日時点）の報道等が行われた。
- 2019年10～11月に埼玉スタジアム2002において実施したスタジアム警備実証試験の結果については、2018年12月にメディア向け説明会を開催し、その結果、61本（2019年1月10日時点）の報道等が行われた。

（7）実用化・事業化への道筋と課題

1. 研究開発項目①「無人航空機を利用した警備アプリケーションの開発」（実施者：セコム株式会社／KDDI株式会社）

1.1 実用化・事業化に向けた戦略

地上の無線通信の信頼性およびインフラ投資の観点からドローン運航における4G LTE携帯回線の活用が期待されており、今後も各ユースケースで市場の拡大が予測されている。また、今後本格普及していく5Gネットワークと共に爆発的な市場拡大を目指し3GPP等の標準化団体を通じて日本のみならず各国で研究が加速している。

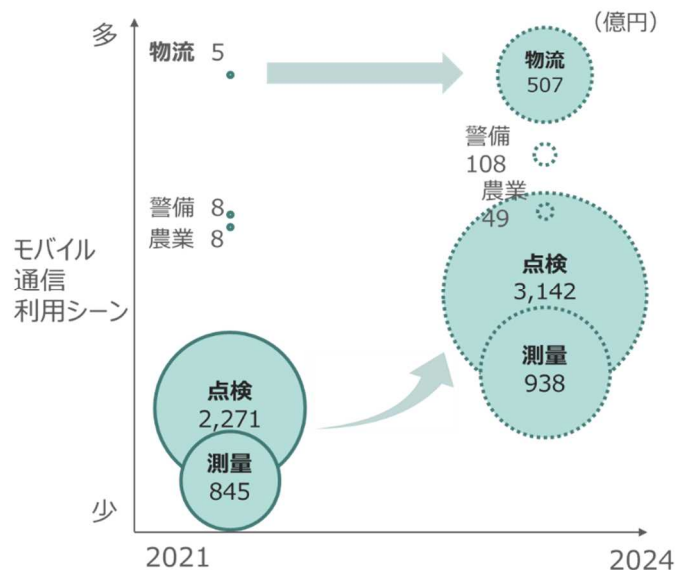


図 2.2.1.2-36 市場規模とモバイル通信利用シーン

「スマートドローンプラットフォーム」は、携帯回線を用いて無人航空機の遠隔飛行制御を行い、監視、警備、点検、物流等のドローン活用をトータルで提供するサービスである。

スマートドローンプラットフォームは、4G LTE／5G ネットワークに接続するドローン機体、運航管理システム、通信で構成され、モバイル通信ネットワークを利用するスマートドローン機体や、ドローン運航管理、ドローンが取得したデータの蓄積・分析などのクラ

ウドサービスをまとめたトータルソリューションの提供を目指す「プラットフォーム（基盤）」である。

スマートドローンプラットフォームの展開に向けては、NEDO DRESS プロジェクトにおいて 2020 年度～2021 年度に委託事業として参画した「地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業」において得たドローンの運航管理に必要な機能やノウハウ等の成果も活用し、2022 年 3 月よりユーザーが自由に上空でのモバイル回線やそれを活用した運航管理、集約されるデータを管理するクラウドをセットで提供する、「スマートドローンツールズ」の提供を開始している。

ただし、実証結果から今後目視外飛行の本格的な社会実装を拡大させていくには、現行制度下ではプレフライトにおける法令の定める各種手続き・関係機関との調整や、インフライトにおける飛行ルート下の第三者の立ち入り管理措置等に多大なコストを要する等のドローンの社会実装に向けた様々な課題が明らかとなった。

また、持続的なビジネスモデルの構築に向けて、一対多運航をはじめとする高度な自動・自律飛行の実現による更なるコスト低減が求められており、一対多運航を前提としたドローンの離島間物流および広域警備の安全性評価手法の構築、技術開発、およびそれらの検証を目的とした飛行実証が不可欠となっている。

ドローンがネットワークにつながり、各事業者が効率的に安全に多数のドローンの運航を実現することで、様々なエリアでドローンが飛び交い、活躍する社会を実現していくことを目標としている。



図 2.2.1.2-37 KDDI スマートドローンツールズ

1.2 実用化・事業化に向けた具体的取組

KDDI ではこれまでの上空でのモバイル通信活用の知見等の成果を活かし、上空でのモバイル通信が可能な「スマートドローンツールズ」の提供を開始したが、今後一対多運航の社会実装の本格展開に向けては様々な業種のソリューションや用途別機体と接続してサービス拡大をしていく必要がある。

各業種に必要なアプリケーションや用途別機体を全て自社開発することは不可能なため

これまで開発してきた通信や運航管理システムをベースにプラットフォームに各事業者が開発した機体・アプリケーションが接続可能なシステムを開発予定である。

本研究開発における実証を通じて対応機体やアプリケーションを研究協力企業と連携して機能拡張していく予定である。また業界や地域ごとのニーズ、必要機能をプラットフォームにフィードバックすることで運航管理システム利用ユーザーの拡大が見込まれる。

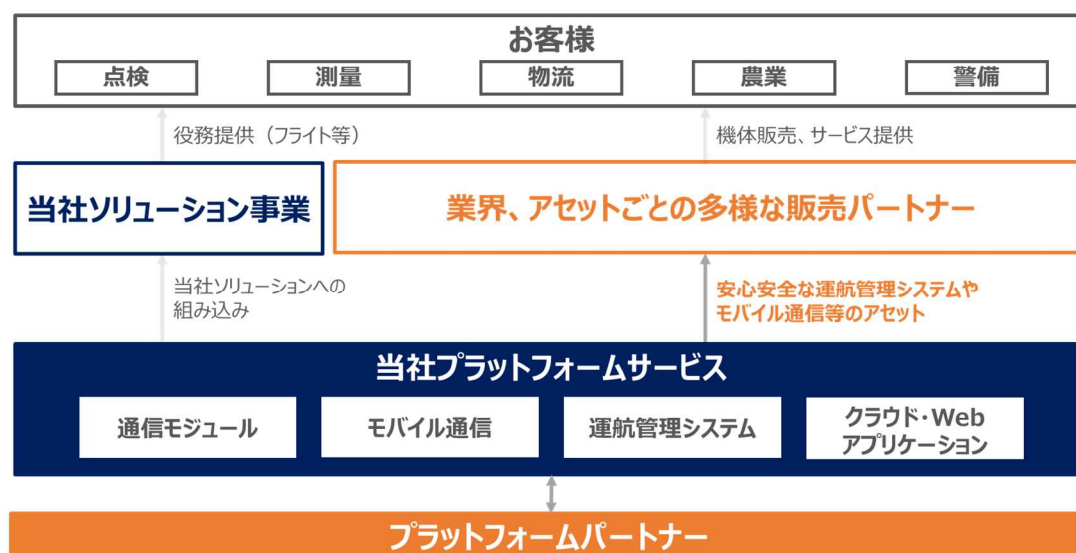


図 2.2.1.2-38 スマートドローンプラットフォームの様々な業界への提供

・用途（販売予定先）

スマートドローンプラットフォームは様々な分野において活用可能なソリューションサービスである。

スマートドローンプラットフォームの活用用途例は以下のとおりである。それぞれの用途に対して最適な機体やシステムをパッケージで提供することを予定している。例えば、災害対応ではLTEを活用したドローンによる広域運航、遠隔監視が実施可能であり、販売予定先としては自治体や大規模なインフラを保有する鉄道会社等が想定され、災害時対応の効率化に寄与するものと考えられる。

2020年8月には長野県の伊那市でドローン物流の定期便の配備や2020年9月にはJPOWERと風力発電点検ドローンの配備実証を公表するなど社会実装を推し進めている。

また、将来的には下記ソリューション以外にも、このプラットフォームを活用し、多様な分野の市場開拓が可能となることが想定される。

点 検	物 流
 自律飛行やAIを活用して、幅広い点検ニーズに対応 ・ 風力/水力発電設備の点検 ・ 道路や線路の点検	 長距離自立飛行を実現し、地域課題に応じたモデルを提供 ・ 過疎地域での日用品配送 ・ 災害時の物資配送
測 量	監 視
 高精度な測量を手軽に実現 ・ 地形データの取得 ・ 建設現場の進捗管理	 ポート付きドローン等を活用して自動・遠隔での監視を実現 ・ 建設現場の監視 ・ 災害現場の監視

図 2. 2. 1. 2-39 スマートドローンプラットフォームの活用用途例



図 2. 2. 1. 2-40 長野県伊那市での定期ドローン物流配備や JPOWER との風力発電点検ドローン配備検証

以下 URL 参照

- ・ 国内初の自治体運営によるドローン配送事業、伊那市支え合い買物サービス「ゆうあいマーケット」の本格運用開始

<https://news.kddi.com/kddi/corporate/newsrelease/2020/08/05/4601.html>

・JパワーとKDDI、ドローンを用いた風力発電設備の自動点検の有効性を実証

<https://news.kddi.com/kddi/corporate/newsrelease/2020/10/07/4714.html>

また、ドローンの適用領域が幅広くソリューション提供の際には専門的な知識が求められるため自社の販売チャネルを活用した直接販売のみでなく、パートナーと協業してプラットフォームを展開する間接販売モデルを組み合わせるビジネスモデルを検討している。今後ドローンの社会実装が進むにつれ各領域に強みのある業者と協業して運航管理システムを活用するケースがより増えるの見込みである。ドローンは法制度的にも地方から社会実装が進んでいくと予測されるが地方の小規模な会社は大規模な投資でドローンの提供環境を全て構築するのは難しい。そこでスマートドローンプラットフォーム上でニーズに即したアプリケーションを開発するだけでビジネスが可能な環境を構築する予定である。

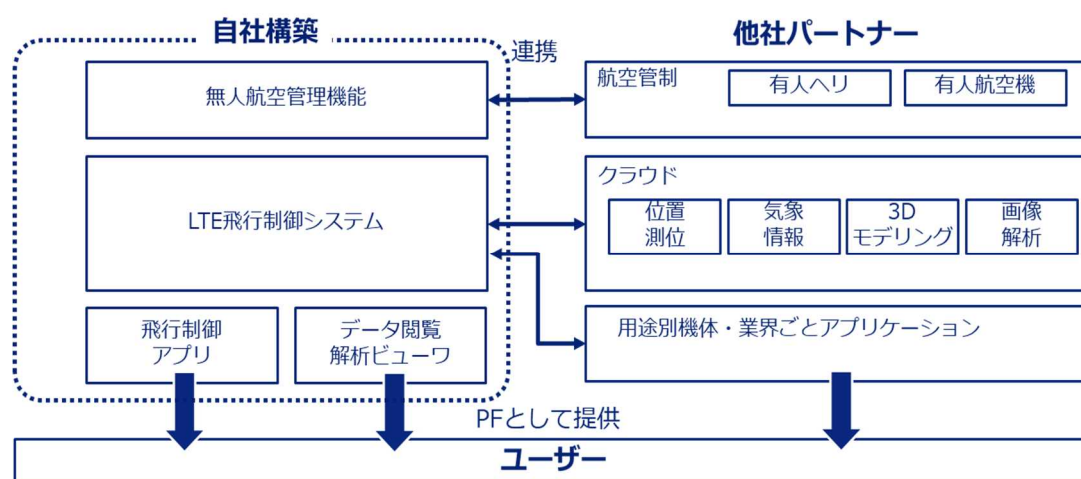


図 2.2.1.2-41 スマートドローンプラットフォームのビジネスモデル案

1.3 実用化・事業化の見通し

スマートドローンプラットフォームの運航管理においては、従来のローカル通信網ではなく携帯通信網を活用することが大きな特長である。本研究開発の検証に用いる携帯通信網を活用して自律飛行するスマートドローンは、広域を運航する多数のドローンの運航状況を遠隔から常に把握できる必要がある一対多運航の実現において多くの優位性を有する。

まず飛行エリアについて、遠隔からの長距離の自律飛行が可能となるため、一人のオペレーターが1拠点で複数のドローン機体を遠隔監視することが可能となる。また、安全性についても飛行可能なエリアが広いと、ローカル通信網と比較してロストリスクが低く、遠隔操作による人件費の圧縮が可能となる。また、ネットワーク構築にあたっては、Wi-Fi構築は不要のためモジュールの搭載のみであり、コストの低減を図ることが可能となる。

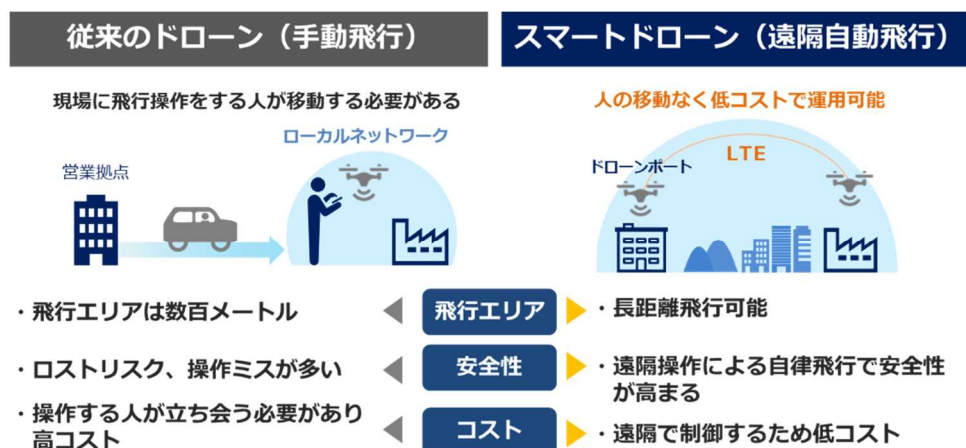


図2. 2. 1. 2-42 ドローン運用における従来のローカル通信網活用と携帯通信網活用との特徴比較

また、携帯電波の上空利用は当初地上などの他システムとの干渉回避の観点から総務省へ通信事業者が実用化試験局免許申請して運用していたが、通信事業者が他システムとの電波干渉を回避する上空電波利用システムを導入することで申請手続きの簡素化を行う法改正が実施されており、より民間普及拡大が見込まれる。

なお、課題としては、多様な用途に応じたプラットフォームの継続的な開発や、規制等の競争環境により市場規模の不拡大や収益悪化のリスクが想定されるが、想定市場分野における徹底したリサーチを実施する。

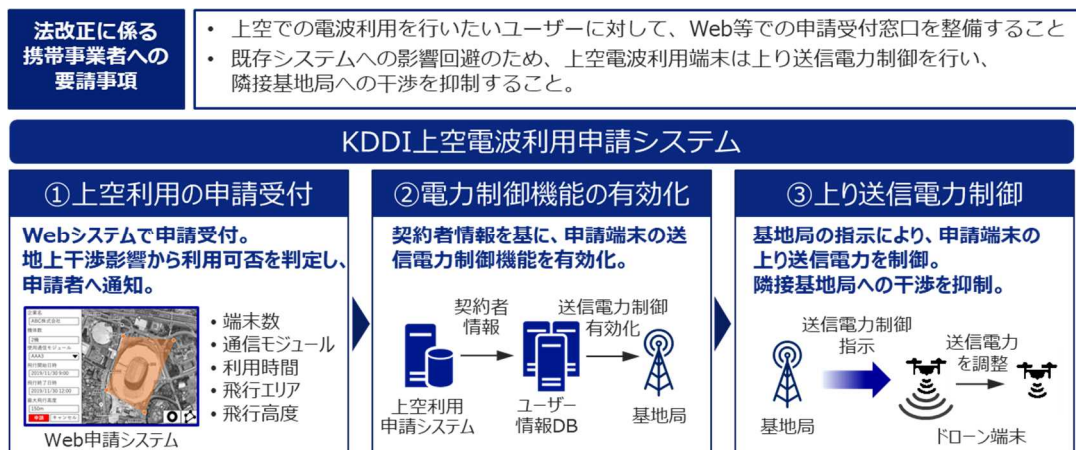


図 2. 2. 1. 2-43 上空電波利用システム概要

今後のビジョン実現に向けたマイルストーン及び、実用化・事業化のスケジュールを下図に示す。

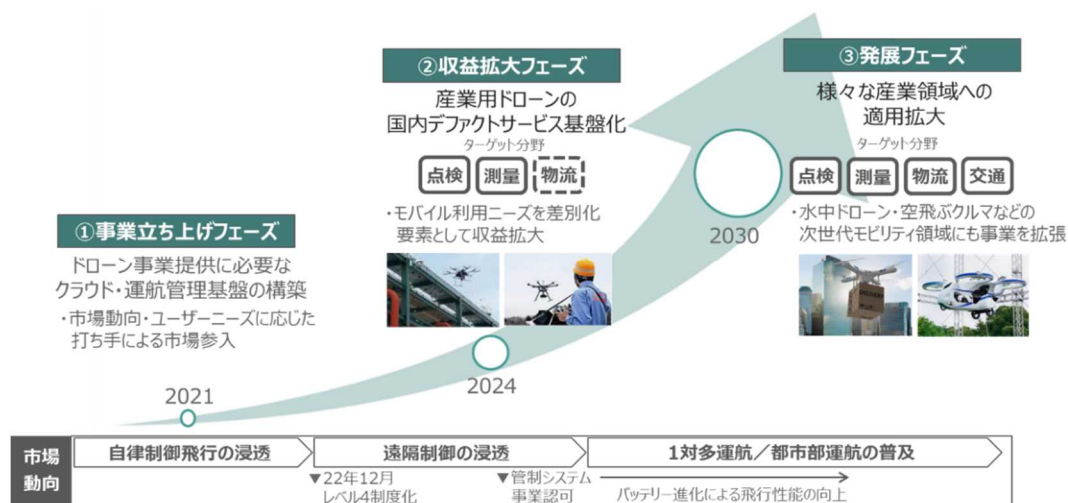


図 2. 2. 1. 2-44 ビジョン実現に向けたマイルストーン

2022 年 12 月 5 日に予定されている航空法改正に伴い実現が可能となるレベル 4 運航を中心に今後、より多数のドローンが場所を選ばず自律的に運航する未来に向け、事業の拡大を図っていく。

2 研究開発項目②「警備用無人航空機の運航管理機能の開発」（実施者：テラドローン株式会社）

2.1 実用化・事業化に向けた戦略

現状人の手を介して行われている大半の警備業務に対して RPA（Robotic Process Automation）を推進することで徐々にロボットに業務遂行主体を部分的に移管していく必要があるということを前提とする。

警備分野での無人機の運航管理を事業化まで推し進めることを想定した場合、突発的な出動要請や緊急的な追跡要請のみに頼ってでは事業の採算性を確保できるだけの飛行数が担保できない。そのため、平常時の計画的運航における警備巡回等の業務をベースとした課金モデルを構築し、また当該警備業務において発生しうる事前評価されたリスクに応じた課金体系が一種の保険料率設定のように機能して全体としての無人航空機警備業務の事業成立を見込む。

その上で現時点研究段階にある運航管理システムをより社会実装に近づけるための具体的なステップを以下のように整理する。

表 2.2.1.2-29 事業化までのシナリオの進め方

項番	ステップ	概要	備考
1	ユースケースの机上検証	警備業務の自動化に必要なユースケースを洗い出し、各ユースケースの実現性を、仮想的なシステムを想定して机上検証を行う。ブレインストーミング形式であらゆるケースを列挙する。 具体的なユースケースとして考えられるのは、事前に設定された警備区画内を巡回警備中の無人航空機が不審な対象を発見し次第、区画範囲を越えて当該不審対象を追跡するような場面が想定される。	システムありきではなく、実業務に資するか否かを主軸とし、どのような機能・インプットに対するどのようなアウトプットが必要となるかを整理。
2	ユースケースの有効性の整理	あらゆる警備対象、警備シチュエーション、警戒レベル、等を想定してユースケースの有効性の検証を行うことでパターン毎に利点・欠点の整理を行う。ここでユースケースの網羅性に欠損がないかという点もあわせて確認する。 具体的には、夜間の重要施設の警備のような一般的な警備ケースだけでなく、催事場上空警備時におけるテロリスト等への警戒、重要人の警備とその他傷病者対応等との優先度判断が極めて困難となるような状況、また災害発生時の緊急退避等の警備以外の用途でも必要となりうる運航管理システムとしての権能等も考慮したユースケースの検討が必要となる。	警備業務のみを対象としたユースケースの検証を行ったところで、他の同時発生しうる用途（点検、調査、災害対応、救命救急、運搬等）を考慮しない縦割りの検証方法では実際の社会実装に耐えられなくなることが想定される。
3	ニーズの特定、ユースケースの選定	整理された利点・欠点を元に、警備業務の自動化において最もニーズが高い、かつ最も検証の効果が大きくなるユースケースを選定する。 各ユースケースの検証内容を複数包含するようなユースケースに抽象化し、現実的な実施内容に絞る。	全てのユースケースを実証することは不可能かつ不要であるため。
4	システムの最適化	選定したユースケースを検証するために必要な機能を備えた運航管理システム及び無人航空機システムの調達及び調整を行う。 具体的にはシステムのプロトタイプ作成、既存	大きく分けて、すでにあるベースとなるシステムを利用するパターンと、新しく

		の商用プロダクトを活用した追加機能開発、受注生産型の機体開発等を予算に応じて推進する。	システムのプロトタイプを開発するパターンがある。
5	概念実証の実施	開発したシステムを用い、実際の警備業務を想定した場所及び時間帯での実地検証を行う。無人機の運航については人為的介入の割合を極力減らし、警備業者の協力の下、警備業法や実業務に即した実施を心掛ける。	既存の業務規則や法令では規定されていない新しい概念の実証となることから、従来の規則の枠に囚われない検証を行う必要がある。
6	継続的な改善	概念実証と通して得られた課題を元に機能改善の優先順位を設定し開発に当たる。無人機関連システムを用いたユースケースの実現だけではなく、他の警報システムや周辺情報を集約するような機器とのシステムの連携の可能性も考慮に入れた機能開発方針を設定する。	本研究の成果物であるシステムを実際の警備業務の一部を代替する形で適用し、理想型からの乖離度合いを検証することも視野に入れる。

2.2 実用化・事業化に向けた具体的取組

警備向け運航管理システムの実用化に向けた具体的取組として大きく、1) 運航管理システムアーキテクチャにおける機能群の階層化、2) 警備分野に特化した運航管理機能の開発、に分けて説明する。

1) 運航管理システムアーキテクチャにおける機能群の階層化

運航管理システムの機能要件をベースに考える場合には必要とされない機能群のサブシステム毎の分離が、非機能要件を考慮した場合に必要となってくることを前提として考える。つまり、大量かつ高頻度のシステムトラフィックを処理しうるサーバーシステムとして構築する場合には可用性・拡張性・汎用性の担保が必然的に求められ、その実現のためにはモノリシックで重厚なシステムよりも役割や利用のされ方によってサブシステムとして分割していき、システム稼働の可用性を担保するための冗長化構成、拡張性を担保するための外部 API としての機能の切り出し、汎用性を担保するためのコア SDK の提供等が必要となる。

実際には単一の事業者のみで運用することではなく、不特定多数の運航者及び当局管理者が各々の目的で使われるのが運航管理システムであると理解する。本研究ではその運航者が利用する部分を UASO レイヤーとして機能整理し、実運航に必要なコアな飛行制御系の機能を SDK として集約した上で警備等の特殊な制御が必要な部分に関しては当該 SDK の拡張という形をとって実現を図った。またそれら運航者が個々の具体的な警備任務の遂行に

専念できるよう、それ以外の飛行計画間の十分な離隔距離の確保や飛行空域内の効率的な運航の支援、また運航者や機体毎の差異を画一的に処理し円滑な飛行申請を実現する部分については UASSP レイヤーとして機能を分離して開発を行った。その二つの主体をベースとし、運航に必要な補助情報の提供機能としての SDSP、また飛行申請を審査し他の飛来する有人機の検知や他運航との干渉状態の検知を行う FIMS、それぞれの外部サブシステムとの連携を行い、エコシステム全体が相互に協調しながら機能する構成を意識して開発した。

2) 警備分野に特化した運航管理機能の開発

システム開発自体がゴールとならないよう、警備業務における見回り・駆けつけ等の実業務から想定される業務要件を規定し、無人航空機により代替・補完される恩恵が大きいと見込まれる部分を優先して開発を行った。特に警備業務においては他の無人航空機利用ケースとは異なり 24 時間常時監視するようなケースもあり、持続飛行が可能な時間が数十分程度に制限されるような無人航空機がいかに間隙なく飛行を継続できるかという点について数々の考慮工夫を必要とした。実際には複数機体による給電ポートでの交代飛行や、バッテリー消費を最小限にしながら高高度を低速で飛行する俯瞰用機体と、その指示を受け現場にいつでも急行できるように低高度を巡航する巡回用機体とに分けることで広域警備のユースケースをシステムとして実現した。

これらの具体的取組を通して得られた考察及び課題について以下に整理する。

表 2.2.1.2-30 実用化に向けた課題

項番	課題	概要
1	干渉する他事業者の発見	一般的な共有空域での無人航空機の運航となると、飛行申請自体が承認され飛行計画として実施の段階に進んだ場合でも、実際には近辺で他の事業者が別目的で運航を予定していて、それぞれの飛行空域が干渉してしまうことがある。実際のフローとしては、干渉対象の発見→調整要否判断→事前の干渉回避もしくは運航中の衝突回避のための離隔距離の確保、といったものが想定される。 単一の UASSP（運航管理事業者）が運用するシステム内では干渉対象が発見できない場合でも、複数の UASSP が各々の管理する運航情報を相互に共有することで初めて干渉対象が発見できることもある。そのためのハブとして FIMS（飛行情報管理システム）を利用し、干渉が発生している他方の UASSP を発見し、発見後は直接当該 UASSP とのリアルタイムでの運航情報の共有を図るような Inter USS のアプローチ

		を仮想的に実現した。
2	通 信 遅 延 の 切り分け	多数の無人航空機が同時に同一空域を飛行している場合に、リアルタイムでの衝突回避を行おうとすると、それだけ精度の高い位置情報の把握が必須となってくる。無人航空機側の通信方式は様々であるが基本的には GPS で受信した位置情報は即時的に運航管理サーバーに転送される。しかし運航管理システム内ではそれら同時に受信した大量のテレメトリ情報を集約して近接度合いの計算を行い回避の要否判断を行い必要に応じて回避指示を運航者に送信する必要がある、各処理間のデータの受け渡しに数百ミリ秒程度の時間を要すると全体としては実際の無人航空機の現在位置とは乖離した位置情報が通知されてしまうことに繋がる。 そのような通信遅延や位置情報の不一致については様々なパターンでの検証が必要となり、問題の切り分けが非常に困難となる。この解決のためにはシステム内の各ノード間でのデータの受け渡しがどのタイミングでどの順序でなされたのかというものを可視化し、一定の条件に該当した異常データを検出して運航管理者に通知する等のリアルタイムなフィードバック機能の開発が必要となると考える。
3	シ ス テ ム イ ン タ フ ェ ー ス の 多 様 化 への対応	複数事業者が各々の方針で採用した通信プロトコルまたはインタフェースでは、ひとたび他システムとの接続を行う際にデータの変換のための処理を間に加える必要があり、それにより処理の分岐が増えて複雑化し、またシステム間遅延の原因にもなりうる。その解決のためには各事業者が概念実証を通して得られた画一的な見解または他国で実証され標準化された通信方式を参考にして国内事業者全てが準拠すべき標準のインタフェースを確立する必要がある。
4	各 サ ブ シ ス テ ム の 役 割 の線引き	運航管理システムアーキテクチャにおける主な主体である FIMS・UASSP・UASO・SDSP のそれぞれのレイヤーでどの機能を持ち、反対にどの機能を持たないか、ということが議論されないまま個々がより多くの機能を持つようとして重複した開発がなされている部分が少なからずある。特に UASO が担うべき飛行制御に近い部分の機能を UASSP が持ちすぎてしまっていたり、SDSP ですでに提供している機能を FIMS がさらに代替して提供しようとしてしまったり、というものが挙げられる。 各サブシステムが自律的に機能し他システムの不足部分を補完してシステム全体が効率的かつ協調的に機能するようなシステム毎の役割の明確な線引きが必要となってくる。
5	突 発 的 事 象	無人航空機の運航時に発生する突発的事象の中には、想定内の準正常

	への対応	的な事象もあれば全く想定外の異常と捉えられるような事象も存在する。平常運航時から想定内の突発的事象が発生する場合には可及的速やかに緊急フェーズに移行し、事前に設定しておいた選択肢を用いて円滑に対処する。またそのように円滑に対処できる割合を継続して増やしていく必要がある。どうしても想定から外れてしまうような災害等の事態に関しては緊急用務空域のような特例を敷き、そこでそれぞれの運航にどのような対応が求められるのかを迅速に指示、対応状況の即時把握が要求される。そのような場合に各無人航空機の任務間の優先順位を明確に決定できるルールの設定、またそのための関係者間でのコンセンサスの醸成が必要となる。
--	------	--

2.3 実用化・事業化の見通し

警備業務が比較的秘匿性の高い業務であることから、無人航空機運航管理システムを用いた自動化及び事業化となるといくつかの外的課題に直面する。以下に想定される課題とそれぞれに対する解決方針を列挙する。

表 2.2.1.2-31 無人航空機警備の実現を阻みうる課題とその解決方針

項 番	課題	解決方針
1	なりすまし 操縦、乗っ取 り	明確に悪意を持ってパブリックセーフティを脅かすなりすまし操縦、乗っ取り等に対してはサイバーセキュリティ対策、および対無人航空機システム（C-UAS）等の導入検討を行う。 警備業務に当たる無人航空機に関しては厳重な事前のチェックを義務化し、また実際の運航中に発信中の電文には常に当局での解読が可能な暗号を含める等の措置を図ることで、悪意のある第三者が警備目的と偽って制限空域に侵入する等の事態を未然に防ぐ 等の対応を行う。
2	身元不明の 野良ドロー ン	機体登録制度および操縦ライセンス制度の導入によって最も解決が見込める分野であり、リモート ID 信号情報を辿ることにより操縦者の身元特定までが可能となる。 無人機購入から飛行実施までの一連の流れの中で、各運航者に対して登録義務化の法令が施行されたことの注意喚起を徹底して行っていくことが求められる。
3	許可基準逸 脱ドローン	飛行許可の申請内容とは異なる、あるいは申請された基準および範囲を逸脱する形で運航してしまった場合には、逸脱の程度に対して閾値を設ける等の段階的な検知・警報の仕組みを設ける必要がある。 また、飛行許可を得ている運航であってもテレメトリ情報の発信頻度が緩慢であったり、あるいは発信必須項目の欠落等の未達事項がある場合にも、飛行許可基準逸脱の場合と同様に運航の傾向分析結果を元に運航者や機体製造元に対するフィードバックを行う仕組みを整える必要がある。

このように飛行中の無人航空機の身元や目的の確認、そして必要に応じた追跡や無力化等の措置を図る手段としての警備システムが求められることとなる。すなわち本研究の社会的意義は十分に大きく、運航管理システムの事業化の見通しを考えた場合に相応の予算の確保も可能となると考える。

6.2.1.3 2) 運航管理機能の開発（災害）:

複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発

（実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度））

（実施者：株式会社日立製作所 国立研究開発法人情報通信研究機構）

（1）事業の背景・意義（目的・概要）

ドローンに代表される無人航空機は、物流や災害対応、インフラ点検、報道、農業等の様々な分野で革命を起こす可能性を秘めており、日本国内のみならず、諸外国においても利活用分野拡大のための制度設計、技術開発及び標準化活動が活発に行われている。

日本国内においても、「2016年4月28日 小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」において、小型無人機の利活用と技術開発のロードマップが策定されており、産業活性化の牽引力となることが期待されている。

一方で、今後は同一空域内で複数の無人航空機が飛び交うケースが増加し、運行の安全性の確保と効率向上を図るために、無人航空機の運航管理が必要となる。

物流分野では離島や山間部、更には都市部での荷物配送のニーズがあり、災害分野では発災直後に複数の有人航空機／無人航空機の同時運用のニーズがある。

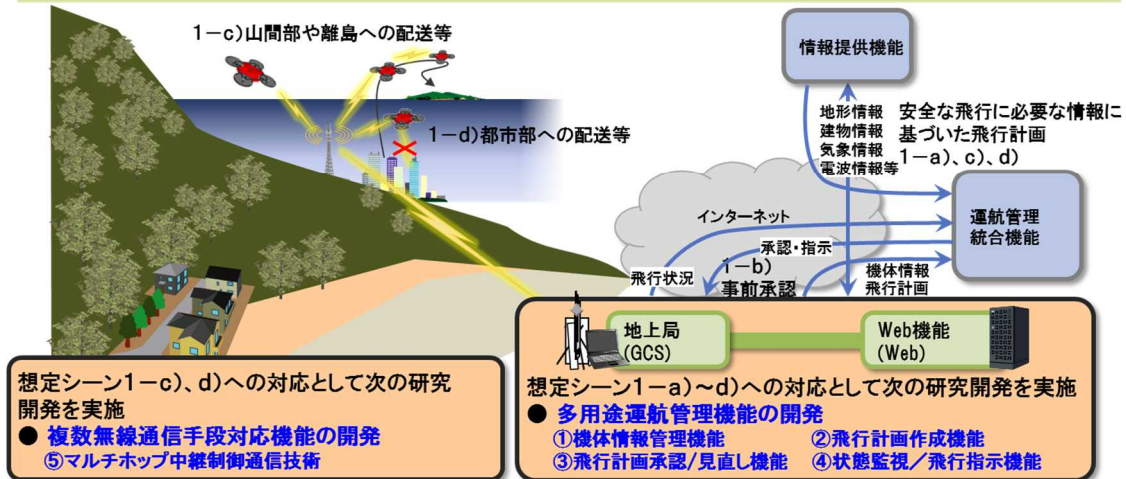
これらについては、空域を飛び交う無人航空機の増加に伴う運航管理機能の高度化が必要であると共に、長距離飛行や地形起伏／建物の影響による通信途絶への対応が必要である。

そこで、本研究開発では、複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発と実用化により、「安全かつ広域をカバーする無人航空機活用機会の創出」及び「国際競争力を有する運航管理技術の確立と事業化により、日本経済再生・復興の加速及び省エネルギー社会を実現すること」を目的とする。

本事業は、多数の無人航空機活用事業者が利用する複数の機体が、同一空域内で飛行することを想定し、無人航空機の安全な飛行支援のために必要となる機能の研究開発を行うと共に、福島ロボットテストフィールド（福島 RTF）と積極的に連携した研究開発機能の評価・検討を行う。本事業における想定運用シーンを以下に示す。

想定シーン1 物流：郵便物、荷物の無人航空機による配送

- a) 安全な飛行に必要な情報(地形、建物、気象、電波情報等)に基づく飛行計画の作成
- b) 無人航空機は、事前に承認された計画に従い飛行
- c) 地形の起伏が大きい山間部や、離島への配送等、目視外の長距離飛行
- d) 建物等、衝突リスク、通信遮蔽リスクのある都市部への配送等



想定シーン2 災害対応

- a) 被災地に向けて情報収集、捜索・救助、物資輸送等の有人/無人航空機が多数出動し、飛行計画に割込が発生
- b) 被災地近辺空域では、緊急活動と平常運用の機体が乱舞する為、空中での接触や落下の危険への対応が必要
- c) 被災により中央の管制センターとの通信が遮蔽された場合の飛行状況の把握や運航統制への対応が必要

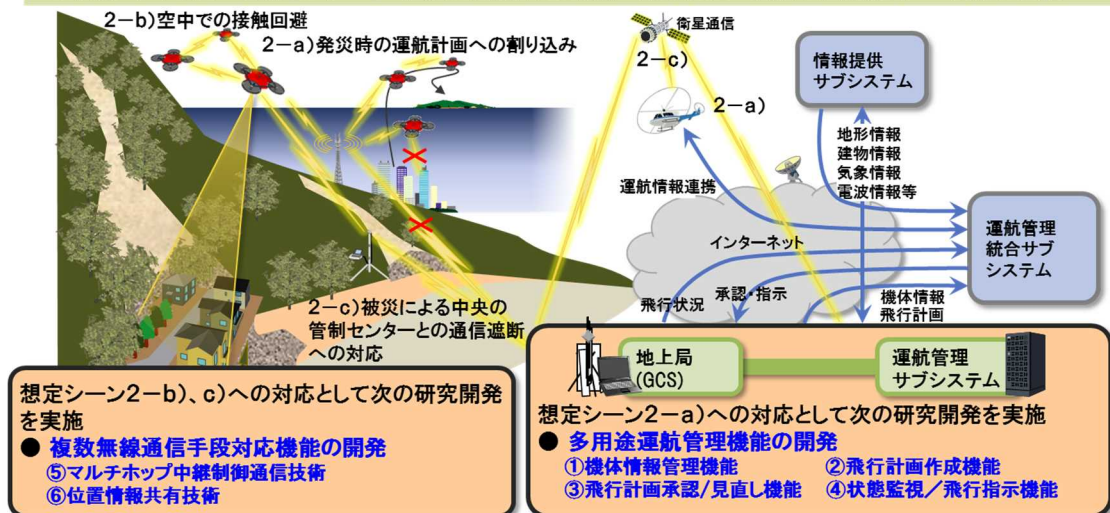


図 2.2.1.3-1 想定運用シーン

これらの想定運用シーンに対して、本事業では2つのサブテーマ毎に研究開発を行う。

1) 多用途運航管理機能の開発

多用途運航管理機能の研究開発では、①機体情報管理機能、②飛行計画作成機能、③飛行計画承認/見直し機能、④無人航空機の状態監視/飛行指示機能の開発を行う。各機能の開発にあたっては、用途、無線種別又は地域等による相違、及び国際的な整合を考慮した研究開発を行う。

これらの開発により、GCS（Grand Control Station：地上局）から送信される現況情報と、情報提供機能から得られる安全飛行に必要な情報（飛行情報、機体情報、地図情報、気象情報、電波情報、空域監視情報、ドローンポート情報等）をクラウド連携にて管理し、帳票出力及び地図上にマッピングすることで、飛行計画の作成を可能とする。また、作成した飛行計画は、運航管理統合機能に Web 経由で承認依頼を行い、承認結果及び指示内容に従い、修正を行うことを可能とする。飛行時には、飛行状態及び気象情報等をリアルタイムで監視し、運航管理統合機能にて情報共有の上、飛行時の指示を受信し、無人航空機の安全な飛行を可能とする。

開発に際しては、運航管理統合機能及び情報提供機能と連携を図りながら、福島 RTF での検証・評価を行い、その評価結果を基に、実用化に向けた改修・改良を随時実施していく。

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

複数無線通信手段対応機能の研究開発では、マルチホップ中継制御通信技術と位置情報共有技術の開発を行う。

これらの実現により、無人／有人地帯での目視外飛行（レベル3および4）を実現するための安全かつ確実な運航管理機能の実現に必須となる基盤技術を確立し、携帯電話ネットワークがカバーしていない山間部等や、災害時に輻輳や基地局障害により携帯電話ネットワークが使用困難な状況においても、無人航空機の制御と状態監視を可能とする。

遅延時間保証型でかつ信頼性の高いマルチホップ中継制御通信システムを開発し、フィールドにおいて無人航空機を飛行させて実証評価を行う。

（２）研究開発目標と根拠

研究開発を推進することにより、2017年度の目標として、情報提供機能の利用及び運航管理統合機能と連携した多用途運航管理機能のプロトタイプ開発に対する概ねの研究開発を終え、以降の2019年度までの研究開発期間内で、テストフィールドでの実証により安全性と受容性の評価を行い、実用性の高いシステムを構築する。以下に、各研究開発テーマの目標を示す。

1) 多用途運航管理機能の開発

物流、災害対応及びその他の分野で活用する多用途運航管理機能を実現するため、機体情報管理機能、飛行計画作成機能、飛行計画承認／見直し機能、無人航空機の状態監視／飛行指示機能について、以下の目標を設定し、研究・開発を進める。

表2. 2. 1. 3-1 多用途運航管理機能の開発目標

完了年度	目標	選定根拠
2017年度 中間目標	運航管理システムアーキテクチャ、セキュリティ強度の確保方法及び共通インタフェース仕様の策定	運航管理システムの全体設計と本機能は非常に密接な関係があるため、各々の研究開発テーマを担当する事業者が共同で検討を行う必要がある。
	研究開発機能のシステム設計（概要設計及び詳細設計）	
	運航管理統合機能や情報提供機能とのインタフェース情報の明確化・具体化	以降のプログラム開発を行うために、連携する機能とのインタフェース情報はシステム設計段階で策定しておく必要がある。
	物流事業者や災害対応事業者、インフラ点検事業者等の複数分野の事業者との意見交換を行い、ニーズ把握と設計内容への反映	無人航空機の活用が想定される実事業者のニーズを早期に把握し、設計内容へ反映する必要がある。また、事業分野により異なるニーズが発生する可能性があるため、システム設計段階でこれらのニーズを整理しておく必要がある。
	プロトタイプ開発・検証	
2018年度 中間目標	システム設計内容を基に、プログラム開発	ロボットテストフィールドにおける実証までに、プログラムを開発しておく必要がある。
	運航管理統合機能や情報提供機能と連携して福島RTFでの実証・評価	実際の運用を見据えて早期に課題や改善点の抽出を行い、最終年度の改修・改良作業にインプットする必要がある。
2019年度 最終目標	2018年度の実証評価結果を基に、HMI及び処理方式の改良	本事業終了後に実用化されることを見込み、2018年度までの検証・実証の評価結果（利用者、運用者の意見取込み含む）を取込み、実運用に耐えうるシステムを完成させる必要がある。
	複数無線通信手段対応機能と連携し、複数ドローンによる福島RTF周辺で10km以上の飛行実証と評価	

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

本技術は、山や建物等の遮蔽により目視外かつ直接電波見通し外となった状況でも、地上設置あるいは複数の無人航空機に搭載した中継局が互いに連携し、途切れることのない連続的な無人航空機の制御・監視を可能とする。遅延時間を制限するため、ホップ数は最大3ホップまでとする。

本システムは、物流や災害対応等で想定されている距離である対向で1km～10km程度の伝搬距離（周波数と送信出力による）が期待でき干渉も受けにくい特定小電力無線局（UHF帯）や無人移動体画像伝送システム局（VHF帯）等の利用を想定する。地上から制御コマンドを送信してから制御対象となる無人航空機がこれをマルチホップ経由で受信し、さらにそのテレメトリ信号が同じくマルチホップ経由で地上まで到達するまでの3ホップの場合の合計遅延時間は100ミリ秒以下とする。これは、時速70kmで飛行している場合に約2m進む時間であり、一般的なGPSによる位置誤差とほぼ同程度のオーダーである。

また位置情報共有のための無線通信システムでは、操縦者自身の制御局あるいは無人航空機、あるいは本システムを搭載した有人航空機を中心として半径2km以上の範囲における5機以上の無人航空機や有人航空機の位置や高度、識別情報等の情報を1秒に1回以上の頻度で1つの画面に表示することを可能とする。

上記を実現するためのステップとして、以下の目標を設定し、研究・開発を進める。

表2. 2. 1. 3-2 複数無線通信手段対応機能の開発目標

完了年度	目標	選定根拠
2017 年度 中間目標	研究開発システムの設計 （マルチホップ中継制御通信）	山や建物等の遮蔽により目視外かつ直接電波見通し外となった状況でも、地上設置あるいは複数の無人航空機に搭載した中継局が互いに連携し、途切れることのない連続的な無人航空機の制御・監視を可能とする必要がある。以降の試作評価に先立ち、システム設計を行う必要がある。
	研究開発システムの設計 （位置情報共有）	上空での衝突防止という観点で、異なる事業者が運用する無人航空機間や無人航空機とその近傍を飛行する有人航空機との間での位置情報等の共有が必要である。以降の試作評価に先立ち、システム設計を行う必要がある。
2018 年度	研究開発システムの試作評価	設計結果に基づく試作評価により、

中間目標	(マルチホップ中継制御通信)	課題抽出を行う。
	研究開発システムの試作評価 (位置情報共有)	設計結果に基づく試作評価により、 課題抽出を行う。
	ロボットテストフィールド実証 (マルチホップ中継制御通信)	試作システムでの課題を解決しロボ ットテストフィールドでの実証評価 を行う。
	ロボットテストフィールド実証 (位置情報共有)	試作システムでの課題を解決しロボ ットテストフィールドでの実証評価 を行う。
2019 年度 最終目標	実証評価結果に基づく改良	本事業終了後に実用化されることを見込み、2018 年度までの検証・実証の評価結果を取込み、実運用に耐えうるシステムを完成させる必要がある。
	ロボットテストフィールドによる再 実証と評価	

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

スケジュール：

表 2.2.1.3-3 スケジュール

項目	2017年度				2018年度				2019年度			
	第1四半期	第2四半期	第3四半期	第4四半期	第1四半期	第2四半期	第3四半期	第4四半期	第1四半期	第2四半期	第3四半期	第4四半期
<1> 多用途運行管理機能												
①機体情報管理機能												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・プログラム開発					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	
②飛行計画作成機能												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・プログラム開発					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	
③飛行計画承認／見直し機能												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・プログラム開発					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	
④無人航空機の状態監視／飛行指示機能												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・プログラム開発					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	
<2> 複数無線通信手段対応機能の開発												
⑤マルチホップ中継制御通信技術												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・試作及び評価					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	
⑥位置情報共有技術												
・利用者ニーズ把握・設計内容反映、システム設計、プロトタイプ開発	→											
・検証				→								
・試作及び評価					→							
・テストフィールド検証						→						
・改良、及び、再実証・評価								→				
・報告書作成											→	

実施体制：

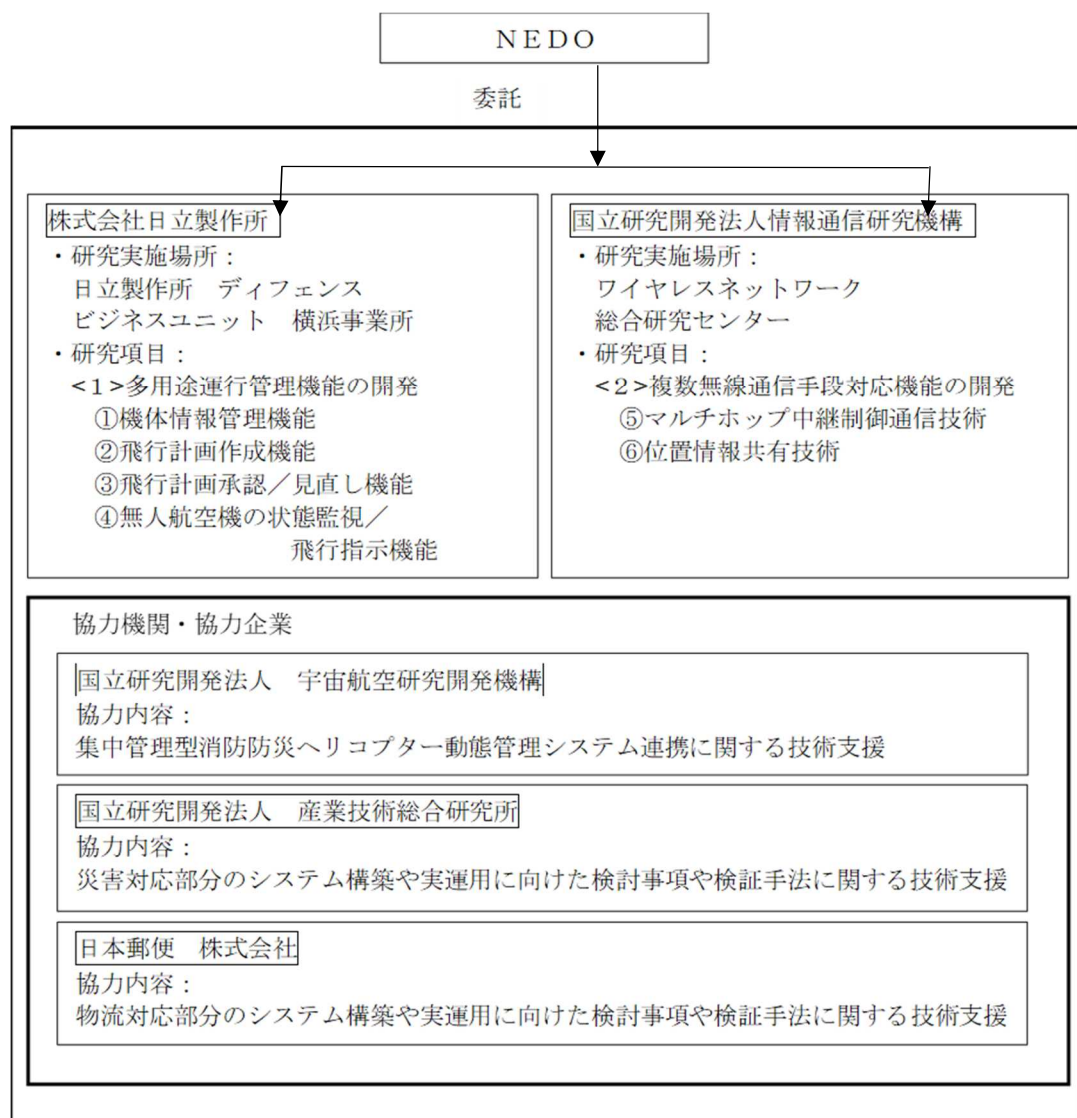


図 2.2.1.3-2 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

1) 多用途運航管理機能の開発

最終目標	成果	達成度	備考
実証評価結果を基に、HMI 及び処理方式の改良	機体情報管理、飛行計画作成機能、飛行計画承認／見直し機能、無人航空機の状態監視／飛行指示機能について検証、改修を実施。 2019 年 10 月及び 2020 年 1 月に実証実験にて有効性を確認した。	○	
複数無線通信手段対応機能と連携し、福島 RTF 周辺で 10km 以上の複数ドローンによる実証と評価	RTF において 2019 年 10 月及び 2020 年 1 月に実証実験を行った。10 月の実験では総延長 10km の区間において 5 機のドローンを飛行させ、それらのテレメトリ信号を受信し、多用途運航管理機能に接続し、そのモニタ上にドローンが表示できることを確認した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

最終目標	成果	達成度	備考
実証評価結果に基づく改良	長距離化の改修を実施した。また改修された多用途運航管理機能との連携機能に対応できるようインタフェースの改良を行った。	○	
ロボットテストフィールドによる再実証と評価	ロボットテストフィールドにおいて 2019 年 10 月及び 2020 年 1 月に多用途運航管理機能と連携した再実証実験を行った。10 月の実験では総延長 10km の区間において 5 機のドローンを飛行させ、それらのテレメトリ信号を受信し、多用途運航管理機能に接続し、そのモニタ上にドローンが表示できることを確認した。また 169MHz 帯を用いた場合は、地形の起伏や構造物等にもなう障害物を超えてドローンへのコマンド送信とテレメトリ受信を行うことに成功した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「多用途運航管理機能の開発」(日立製作所)

運航管理システム開発推進委員会にて策定された運航管理コンセプト/アーキテクチャを基に多用途運航管理機能のプログラム開発を実施した。また運航管理統合サブシステム、情報提供サブシステムとのインタフェースにおいても、委員会にて策定された共通のインタフェースに準拠し、多用途運航管理機能の開発を行った。準拠した運航管理アーキテクチャを以下に示す。

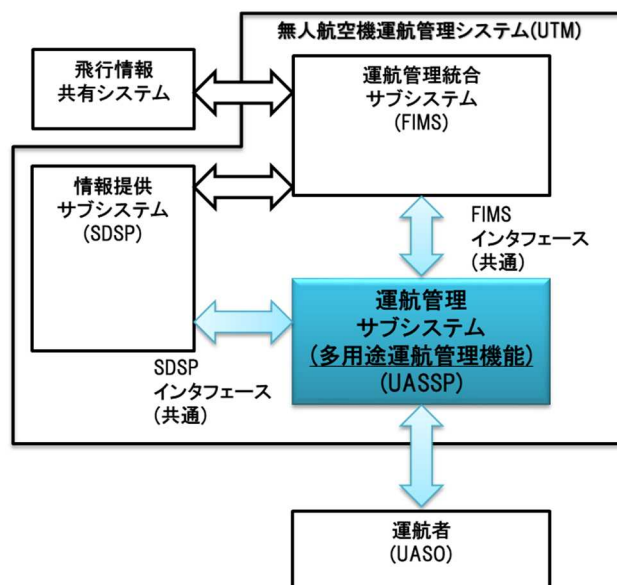


図 2.2.1.3-3 運航管理アーキテクチャ

多用途運航管理機能を開発する上で、以下のサブ機能の開発を行った。

(1) 機体情報管理

無人機の機体情報には、事前に申請され、情報提供サブシステムで管理及び共有される情報と、飛行時の情報がある。

事前に申請される情報としては、無人航空機の種類、型式、性能に関する情報、積載物に関する情報、個別の機体を識別する記号、所有者及び利用者に関する情報がある。

本機能については、運航管理システム開発推進委員会で策定されたシステムアーキテクチャ及び共通インタフェースから機体情報が対象外とされたため、情報提供サブシステムとは未連携とし、多用途運航管理機能内部にて管理可能とするよう開発した。

なお、機体情報の用途としては、運航管理統合サブシステムへの飛行計画の承認申請、現況表示において、共通インタフェースにて使用した。

(2) 飛行計画作成機能

無人航空機の飛行情報には、事前に(飛行前)に申請し、情報提供サブシステムで管理及び共有される情報、飛行中に無人航空機本体及びGCSから送信される情報(高度、位置、速度、飛行時間等)、飛行後に報告する飛行実績に関する情報がある。

本機能では、飛行計画作成支援のため各サブシステムから以下の情報を取得し、地図上に重畳表示する機能、飛行計画の登録、変更、削除を行う機能、作成した飛行計画が飛行禁止区域、他飛行計画等との干渉がないことの検証を行う機能の開発を行った。

＜各サブシステムからの取得情報＞

- ・ 情報提供サブシステム：地図情報、気象情報
- ・ 運航管理統合サブシステム：飛行禁止空域及び他 UASSP 飛行計画情報

飛行計画の作成については、ユーザビリティを向上するため、飛行計画を地図上で作成可能とし、飛行計画を作成する上で必要となる情報を参照可能とする UI 設計とした。

飛行計画を作成する上で必要な情報としては、情報提供サブシステムの共通インタフェースで公開されている地図情報、気象情報（風速、降水量）、運航管理統合機能より共通インタフェースで提供される飛行禁止空域情報、他 UASSP 飛行計画情報となる。

これらの情報を参照し、飛行計画の予定経路を作図し、飛行計画名、飛行予定時刻、使用機体等の飛行計画の作成に必要な情報を入力することで飛行計画を容易に作成可能とした。本機能における UI の例を下图に示す。



図 2.2.1.3-4 飛行計画作成 UI の例

飛行計画の検証としては、飛行計画の作成時において、多用途運航管理機能内で登録されている飛行計画と飛行禁止空域と干渉がないことを飛行計画作成前に検証することを可能とした。本検証機能で干渉がないことが確認できた場合に、飛行計画を作

成することができる。

運航管理統合サブシステムへの飛行計画の申請前に、飛行計画と飛行禁止空域の干渉を事前検証することにより、運航管理統合サブシステム内での干渉判定の処理負荷について軽減することができた。

(3) 飛行計画承認／見直し機能

作成した飛行計画は、運航管理統合サブシステムに、Web 経由で承認依頼を行い、承認・否認の結果及び指示内容に従い、飛行計画の修正を行う必要がある。

本機能では、飛行計画の承認申請を行う機能、依頼した飛行計画に対する承認結果及び指示内容を受領する機能の開発を行った。受領した情報を基に飛行計画を修正する機能については飛行計画作成機能を利用した。

飛行計画の承認状況を把握するため、作成した飛行計画については、飛行計画の一覧表示により管理を可能とし、未申請の飛行計画については、UI 操作により、運航管理統合サブシステムへ承認申請を可能とした。

承認結果については、運航管理統合サブシステムにて判定された結果を受信し、UI 上に反映し、利用者から確認可能とした。

承認結果を反映した UI の例を下図に示す。

運航計画一覧

ここにカラムをドラッグするとグループ化できます。

編集	運航計画名	機体	機体番号	開始時刻	終了時刻	運航時刻	状態	承認状況	外部承認状況	承認結果
	サンプル飛行計画	HITACHI-001	機体RTF 配達員 1	2020/01/13 10:00:00	2020/01/13 10:30:00	0:30:00	発行済み	地上	PR-00000933	許可

承認申請結果が反映される

編集	外部参照	機体	説明	状態	タイプ	申請日	承認履歴
	PR-00000933	HIT-047A1	Contact the Ministry c	許可	自動	2020/01/10 10:01:43	Hitachi 2020/01/10 10:01:46 : 運航管理統合サブシステムに承認されました Hitachi 2020/01/10 10:01:43 : 運航管理統合サブシステムへ承認依頼を送信しました

	デモ飛行計画2	HITACHI-002	機体RTF 配達員 2	2020/01/01 14:23:00	2020/01/01 14:23:04	0:00:04	発行済み	地上	PR-00000922	許可
	デモ飛行計画1	HITACHI-001	機体RTF 配達員 1	2020/01/01 14:14:24	2020/01/01 14:15:41	0:01:17	発行済み	地上	PR-00000921	許可
	デモ1226-2	DEMO-1226-I	日立太郎1226 デモユーザ	2019/12/26 09:38:59	2019/12/26 10:39:04	1:00:05	発行済み	地上	PR-00000932	未申請
	デモ飛行	デモ機 - Dji - A 太郎 日立		2019/12/25 19:07:57	2019/12/26 19:08:05	24:00:08	取り消し済み	地上	PR-00000928	キャンセル
	デモ飛行計画機体2	HITACHI-002	機体RTF 配達員 2	2019/12/20	2019/12/26	151:58:03	発行済み	地上	PR-00000927	許可

図 2. 2. 1. 3-5 飛行計画承認結果 UI の例

(4) 無人航空機の状態監視／飛行指示機能

無人航空機の飛行中における機体情報(位置情報、障害情報など)を収集し、地図上に重畳表示し、監視する機能、収集した機体情報を運航管理統合サブシステムへ通知

する機能の開発を行った。重畳表示した UI の例を下図に示す。

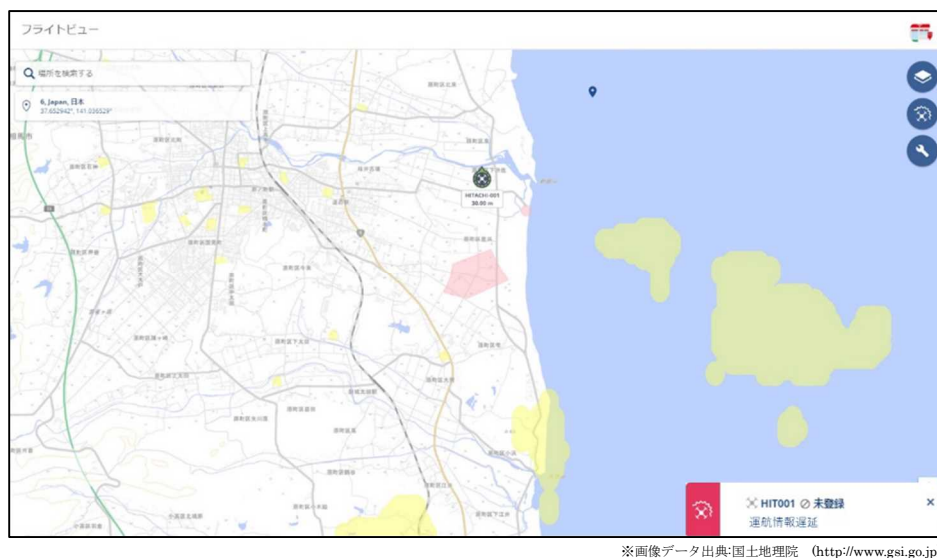


図 2.2.1.3-6 無人航空機の状態監視 UI の例

状態監視にて表示する地図上には、飛行計画作成の地図と同様に飛行禁止空域、気象情報等を表示する。重畳表示する情報の一覧を下表に示す。

表 2.2.1.3-4 重畳表示一覧

#	名称	情報元	説明
1	飛行禁止エリア	FIMS	運航管理統合サブシステムにて飛行禁止として判断されたエリア。
2	飛行注意エリア	SDSP	運航管理統合サブシステムにて飛行注意として判断されたエリア。
3	地図情報	SDSP	地図上で飛行に注意が必要な施設等の情報。
4	気象(風速)情報	SDSP	風速の実況情報。
5	気象(降雨量)情報	SDSP	降雨量の実況情報
6	他 UASSP 飛行計画情報	FIMS	他 UASSP の飛行計画情報。
7	ドローンポート、離着陸ポイント	地上局	地上局より事前に入手したドローンポート及び離着陸ポイントの情報。

また機体の位置情報より他無人航空機、飛行禁止空域との近接状況、飛行計画からの逸脱監視を行うとともに、運航管理統合サブシステムより通知された警報情報を受信し、運航者に対して注意喚起する機能の開発を行った。

UI 上に表示する警報の一覧を下表に示す。

表 2.2.1.3-5 警報対象一覧

#	警報名称	警報通知元		警報の詳細	ユーザの対処
		UASSP	FIMS		
1	地表接近	—	○	飛行中の無人機が地表に接近した場合に通知される。	UAの飛行状況を確認する。
2	制限高度超過	—	○	飛行中の無人機の飛行高度が制限高度に接近した場合に通知される。	UAの飛行状況を確認する。
3	飛行禁止エリア侵入	○	○	飛行中の無人機が飛行禁止エリアおよび飛行注意エリアに接近した場合に通知される。	UAの飛行状況を確認のうえ、回避行動を実施すべきか判断する。
4	UAS間コンフリクト	○	○	機体同士のコンフリクトに対する警報。	UA及び周辺の飛行状況を確認のうえ、回避行動を実施すべきか判断する。
5	飛行計画逸脱	○	○	飛行中の無人機が以下の飛行計画から逸脱した場合に通知される ・申請日時逸脱 ・申請経路/エリア逸脱	特別な許可がある場合や緊急時を除き、申請日時逸脱であれば速やかに飛行中止すべきか判断し、経路/エリア逸脱であれば経路/エリア内飛行に留まるよう飛行制御すべきか判断する。
6	有人機間コンフリクト	—	○	有人機と無人機の飛行中コンフリクトが発生した場合に通知される。	UAの飛行状況及び周辺の飛行状況を確認のうえ、回避行動の実施判断を行う。
7	地表障害物接近	—	○	飛行中の無人機が地表障害物（建物等）に接近した場合に通知される。	UAの飛行状況を確認する。

#	警報名称	警報通知元		警報の詳細	ユーザの対処
		UASSP	FIMS		
8	気象警告	—	○	飛行中の無人機が気象警報領域とコンフリクトした場合に通知される。	UAの飛行状況を確認のうえ、緊急着陸の要否判断を行う。
9	機体ロスト	○	—	地上局からの現況情報の受信が一定時間以上ない場合に通知される。	UAの飛行状況を確認のうえ、緊急着陸の要否判断を行う。
10	機体異常	○	—	地上局からの現況情報の受信にて機体ステータスが異常である場合に通知される。	UAの飛行状況を確認のうえ、緊急着陸の要否判断を行う。

また、各種警報情報のうち、飛行禁止エリア侵入、UAS 間コンフリクト、飛行計画逸脱での衝突判定の考え方について、図 2.2.1.3-7、表 2.2.1.3-6 に示す。

NMAC をコンフリクト判定時点で無人機が存在する可能性がある範囲とし、コンフリクトの回避行動をするために要する時間を考慮した範囲を CA と定義して、発出する警報のレベル判定に用いた。警報レベルと重要度の関係を表 2.2.1.3-7 に示す。重要度が高い場合には、機体の運航者に即時対応を促すものとする。

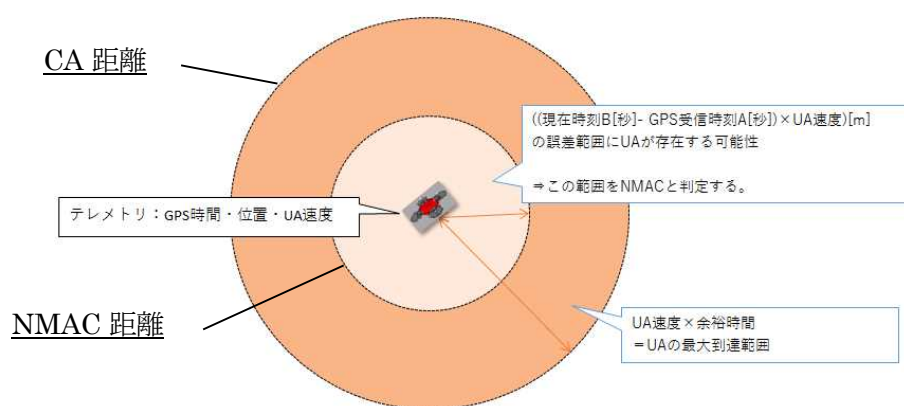


図 2.2.1.3-7 NMAC/CA の考え方

表 2.2.1.3-6 各警報種別における警報の通知方針

警報種別		判定 範囲	警報通知の方針	警報 レベル
飛行禁止エリア 侵入		CA	飛行禁止エリアに接近しているため、回避行動のための警報を通知する。	warning
		NMAC	飛行禁止エリアに侵入したものとし、critical レベルで警報を通知する。	critical
UAS 間コンフリクト		CA	無人機同士が接近しているため、回避行動のための警報を通知する。	warning
		NMAC	無人機同士が衝突したものとし、critical レベルで警報を通知する。	critical
飛行 計画 逸脱	申請日 時の逸 脱	—	飛行計画申請日時からの逸脱しているため警報を通知する。	critical
	申請経 路・エ リアの 逸脱	CA	申請経路・エリアの範囲外に接近しているため、回避行動のための警報を通知する。	warning
		NMAC	申請経路・エリアを逸脱したものとし、critical レベルで警報を通知する。	critical

表 2.2.1.3-7 警報レベル一覧

#	警報 レベル	名称	重要度
1	00	normal	低 ↑
2	10	informational	
3	30	notice	
4	50	warning	↓ 高
5	70	alert	
6	90	critical	

(5) 評価

本実証実験において、5機の無人航空機を実際に飛行し、10km以上の長距離飛行実証において、多用途運航管理機能の再評価を行った。

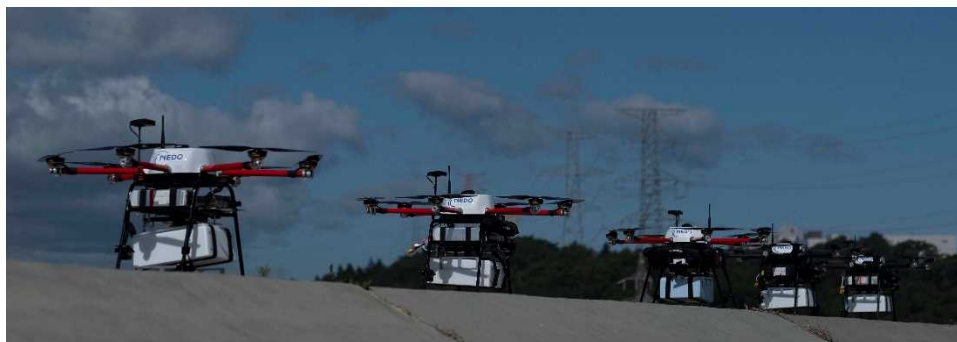


図 2.2.1.3-8 実証時の使用機体

① 多用途運航管理機能による飛行計画の作成・申請

本実証実験において、5機分の飛行計画をUI操作により、作図を行い、飛行開始時刻、機体情報管理機能で登録された機体情報等を入力することで、容易に飛行計画を作成可能であった。

飛行計画作成の際には、2018年度の実証と同様に情報提供サブシステムからの気象情報(風速)と、運航管理統合サブシステムからの飛行禁止空域情報を参照することができた。また2018年度実証の抽出課題のうち、気象情報(降雨)と他運航管理サブシステムの飛行計画を運航管理統合サブシステムから取得し、飛行計画作成画面上に重畳表示することができた。

ただし、他運航管理サブシステムの飛行計画については、飛行計画の開始時刻経過後に重畳表示されるといった課題が判明した。本課題に対しては、実運用に向けた開発時の課題とした。



図 2.2.1.3-9 飛行計画の作成例

なお、飛行空域については、複数事業者と共有していたが、運航管理統合サブシステムと連携し、飛行計画の承認申請を行うことで、飛行計画を干渉することなく、作成することができた。

② 多用途運航管理機能による飛行状況の共有の確認

本実証実験において、多用途運航管理機能で管理する 5 機の機体の飛行状況を同時に確認することができた。飛行状況の表示例を図 2.2.1.3-10 に示す。

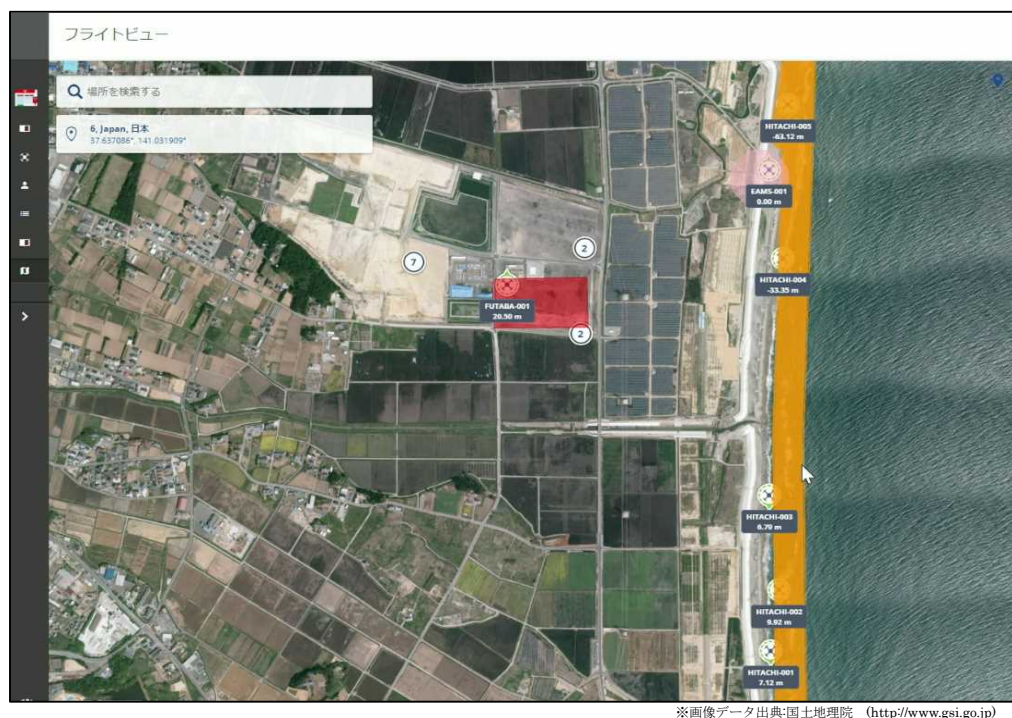


図 2.2.1.3-10 5 機の飛行状況表示例

飛行状況においては、2018 年度と同様に運航管理統合サブシステムからの近傍機体情報、飛行禁止空域情報と情報提供サブシステムからの気象情報を画面に重畳表示することにより、長距離飛行ルートにおける中間地点、着陸地点の気象情報を事前に把握することができ、無人航空機の運航者に対して事前に注意喚起を行うことができた。実際に飛行実証の際には、本画面において気象状況を把握し、飛行を中断した場合もあった。

また機体に対する警報情報として、安全面に配慮しつつ、下表に示す警報について確認することができた。警報情報の表示例を図 2.2.1.3-11 に示す。

表 2.2.1.3-8 検出警報

検出警報種別	結果
飛行計画逸脱	実フライトが飛行計画より逸脱した場合に、運航者に対して注意喚起を行うことができた。
UAS 間コンフリクト	無人航空機同士が近接した場合に、運航者に対して注意喚起を行うことができた。
地表障害物接近	運航管理統合サブシステムより地表障害物との接近警告を受信し、運航者に対して注意喚起を行うことができた。

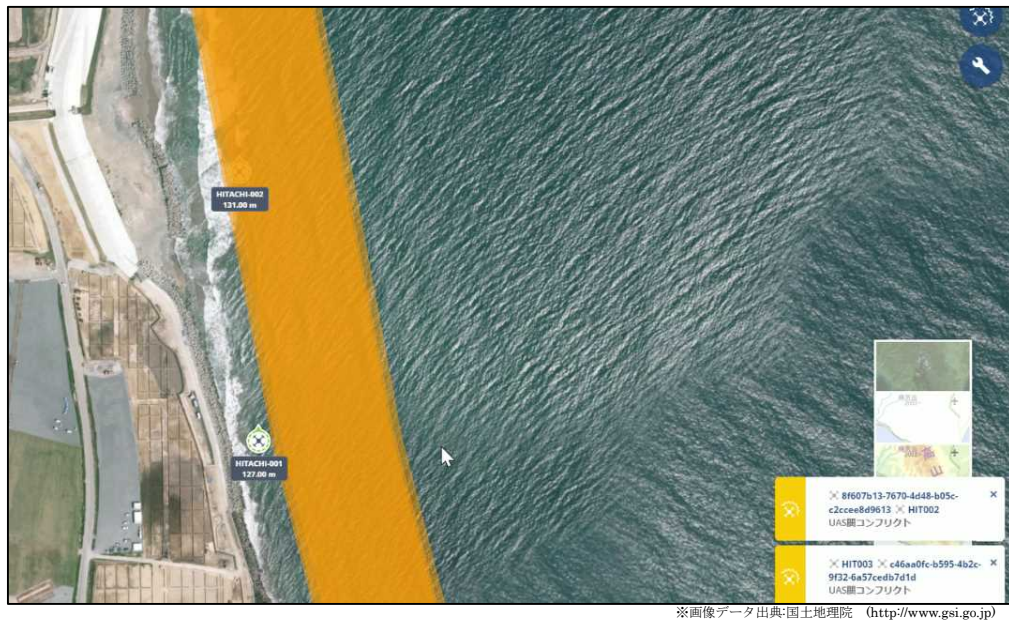


図 2. 2. 1. 3-11 飛行中における警報検出例

③ 複数無線通信手段対応機能の位置情報共有装置との連携

本実証では、複数無線通信手段対応機能の位置情報共有装置をドローンに搭載し、1台のみ中継モードとして、中間地点にて中継させることにより、見通し外における長距離飛行 10 km の飛行において、飛行状況を多用途運航管理機能にて監視することができた。詳細については、複数無線通信手段対応機能にて後述する。

(6) 結論

本研究期間において、多用途運航管理機能を運航管理推進委員会で規定された運航管理アーキテクチャ、及び共通インタフェースに準拠し、運航管理統合サブシステム、情報提供サブシステムと連携可能とし、物流、災害対応用途のみならず、多用途に利用可能な運航管理サブシステムとして開発することができた。

研究開発した多用途運航管理機能については、福島 RTF 周辺において、運航管理統合サブシステム、情報提供サブシステムと連携し、2019 年 2 月の複数事業者が飛行空域を共有する状況下にて、物流事業者の協力のもと配送飛行の検証、2019 年 10 月の複数無線通信手段対応機能と連携し、見通し外の長距離飛行 (10 km) の配送飛行検証の実証実験を通じて、開発機能の有用性が実証され、多用途運航管理機能の開発にかかる所期の目的を達成した。

5. 2. 研究開発項目②「複数無線通信手段対応機能の開発」(情報通信研究機構)

山間部や離島などにおいて、目視外かつ直接電波が届かない環境や長距離となる環

境でドローンを運用する場合、無線リンクを常時確保する手段として、コマンド・テレメトリ通信用マルチホップ通信システムが有効であり、かつその減衰や干渉に対する信頼性を高める手段として、複数無線通信手段を備えることが効果的である。

本研究開発で開発したマルチホップ中継制御通信技術では、従来の 920MHz 帯特定小電力無線局（免許不要）に加え、169MHz 帯無人移動体画像伝送システム（要免許）を搭載し、通信環境に応じてこれらの 2 周波数帯を飛行前あるいは飛行中に切替え、ドローンと地上制御局の間の通信がなるべく切れないようにする仕様となっている。図 2.2.1.3-12 に試作実装した 169MHz 機能追加版のマルチホップ中継制御モジュールを示す。また、表 2.2.1.3-9 に本モジュールの諸元を示す。制御局から端末局への伝送（コマンドリンク）速度と端末局から制御局への伝送（テレメトリリンク）速度を非対称としている。これはコマンドリンクがドローンの制御信号など比較的小さな情報を断続的に送るのに対し、テレメトリリンクはドローンの緯度・経度・高度・速度・センサ情報などの比較的大きな情報を連続的に送るためである。

本研究開発では、169MHz 帯による無線通信部に高性能アンテナを採用し、通信距離特性の評価を行った。具体的には、地上制御局用にスリーブアンテナ（図 2.2.1.3-13）ドローン搭載用にはラジアルライン付きモノポールアンテナを採用した。また、多機能運航管理システムへの接続インタフェースを開発し、本中継制御システムで得られた端末局（制御対象ドローン）の位置情報を多機能運航管理システムのモニタ画面に表示できるようにした。



図 2.2.1.3-12

169MHz 機能追加版マルチホップ
中継制御通信システム



図 2.2.1.3-13

地上制御局 169MHz 帯ス
リーブアンテナ

表 2. 2. 1. 3-9 マルチホップ中継制御モジュールの主な諸元

	通常通信モード	バックアップ通信モード
利用周波数帯	920MHz帯	169MHz帯
送信電力	20mW未満	1W未満 (上空の場合は10mW未満)
伝送速度 (制御局→端末局)	5~27.5kb/s	0.5~4kb/s
伝送速度 (端末局→制御局)	30~64kb/s	4.5~10kb/s
サイズ (ケース含む) (アンテナ含まず)	100 x 99 x 90 mm	
重量 (ケース含む) (バッテリー含まず)	約340g	
消費電力	約4W	10mW出力時：約4W 1W出力時：約5W

開発した複数無線通信手段対応機能の通信距離特性を評価するため、福島 RTF において、通信試験を実施した。図 2. 2. 1. 3-14 左の図は 920MHz 帯を従来の送信出力(20mW)で使用した場合のマルチホップ(3 ホップ)での受信電界強度の分布を示す。原町通信塔最上階に制御局、自動車のルーフ上とドローンに中継局を1局ずつ搭載し、制御対象となる端末局ドローンを飛行させた。その結果、制御局から約3km 付近まで端末局ドローンを飛行可能であることが確認できた。また図 2. 2. 1. 3-14 右側の図は 169MHz 帯(送信出力1W)における受信電界強度分布を示す。高さ30m の原町通信塔最上階と広域を移動する車載局(ルーフ上)の間の1 ホップで測定した。送信局から約2.4km 地点までは見通し内範囲であるが、送信局から約2.4km ~約10km は見通し外範囲である。見通し外範囲であっても169MHz 帯で通信が可能であることを本実験で確認できた。またUTM との接続機能の確認も実施できた。図 2. 2. 1. 3-15 は 169MHz 帯の受信電界強度の強さを地図上にプロットし、自由空間電波モデル及び地面反射を想定した二波モデルと対比したものである。見通し内範囲である約2.4km 地点までは自由空間損失および二波モデルの損失特性とよく一致している。

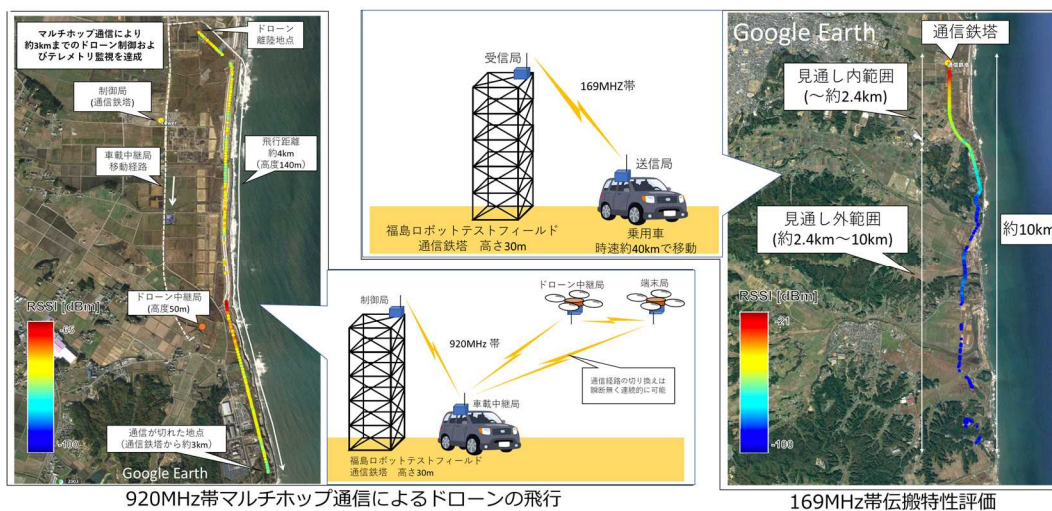


図 2.2.1.3-14 920MHz 帯のマルチホップ通信及び 169MHz 帯シングルホップ通信における距離減衰特性

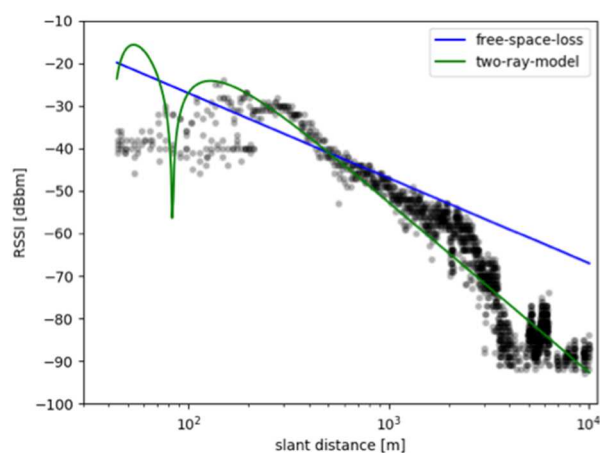


図 2.2.1.3-15 169MHz 帯シングルホップ通信における距離減衰特性の伝搬モデルとの対比

169MHz の障害物環境での電波到達性を評価するため、福島 RTF の試験用トンネルにて、遮蔽環境での電波伝搬特性測定を行った。図 2.2.1.3-16 に測定実験概要を示す。

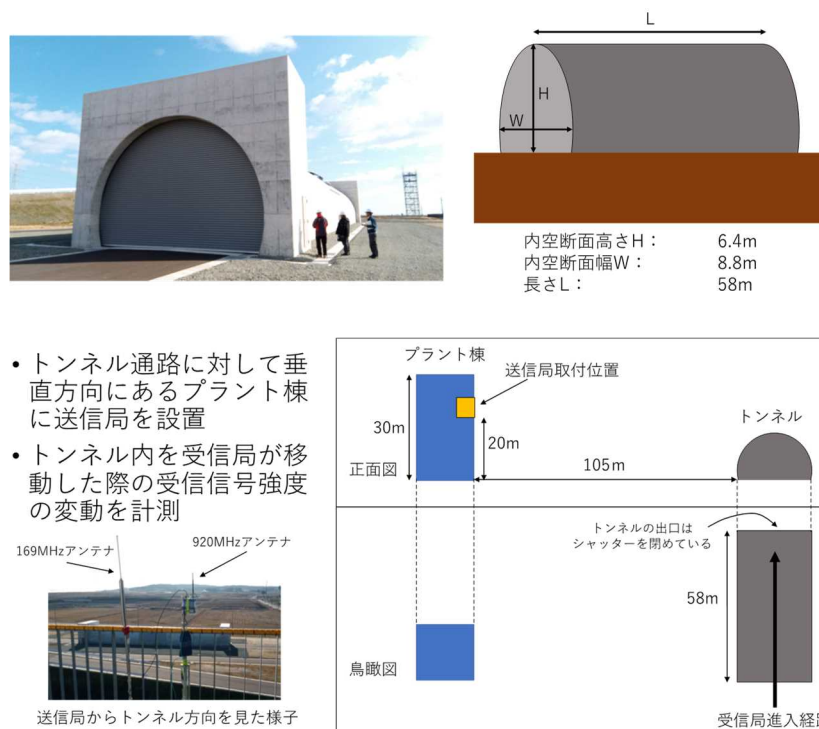


図 2.2.1.3-16 試験用トンネルでの 169MHz 電波伝搬測定実験概要

試験用トンネルから 105m 離れた建物に送信局(地上 20m)を取り付け、受信局であるドローンをトンネル内に進入させた場合の距離対受信信号強度を測定するものである。測定の様子を図 2.5-15 に示す。当初はドローンを飛行させて測定する予定であったが、風が極めて強くドローンを飛行させられる環境ではなかったため、やむを得ず車両の屋根にドローンを固定して測定を行った(図 2.2.1.3-17)。

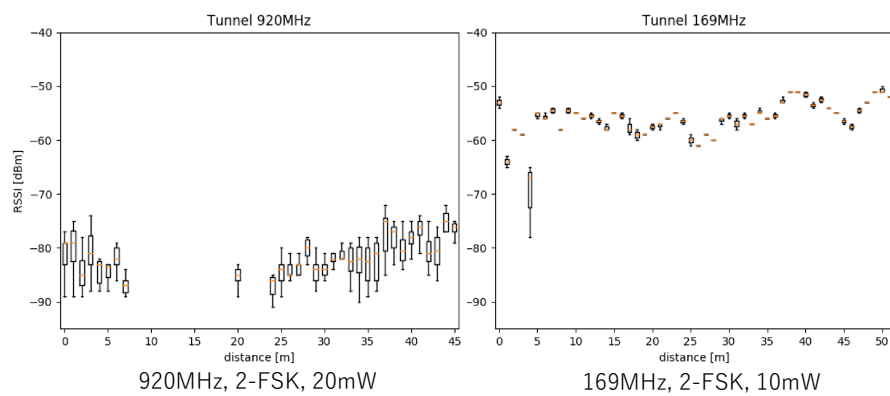
測定結果を図 2.2.1.3-18 に示す。図 2.2.1.3-18(a) は 920MHz の信号強度をトンネル内で測定したものであり、図 2.2.1.3-18(b) は 169MHz の信号強度をトンネル内で測定したものである。プロットは各距離での受信信号強度(RSSI)を箱ひげ図で示したものである。920MHz の場合はトンネル内 10m~20m 付近で完全に遮断されているが、169MHz の場合はトンネルの終端まで常に接続が確保されている状態であった。さらに、920MHz と 169MHz で土砂や地形によって遮蔽されている場合の電波伝搬特性の違いを評価した。測定結果を図 2.2.1.3-19 に示す。土砂による遮蔽の場合も試験用トンネルの場合と同様、169MHz の回折・反射等による到達性の高さにより土砂遮蔽の裏側でも安定して通信を確立することができた。

このことから、電波伝搬環境が不安定な入り組んだ構造物付近でドローンを運用する場合、バックアップ回線として 169MHz を併用することが有効であると考えられる。また、多用途運航管理システムとの接続も行い、同システムのモニタ画面上にマルチホップ中継制御通信モジュール経由でドローンの位置が表示されることを確認した(図

2. 2. 1. 3-20)。



図 2. 2. 1. 3-17 測定時の様子



(a) 920MHz トンネル内電波伝搬特性 (b) 169MHz トンネル内電波伝搬特性

図 2. 2. 1. 3-18 試験用トンネル内の 920MHz/169MHz の電波伝搬特性の比較

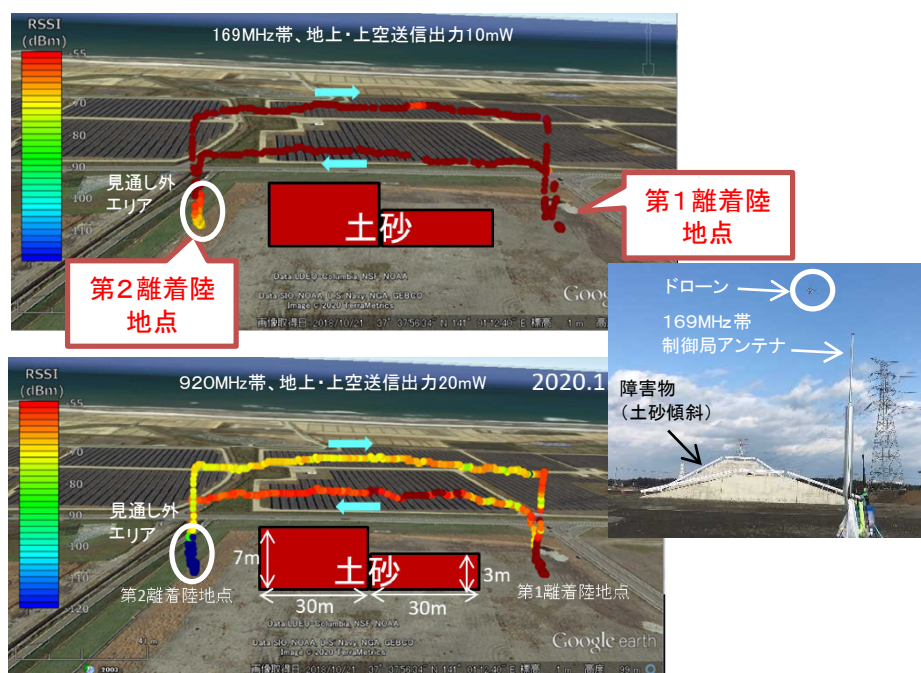


図 2.2.1.3-19 コマンドホッパーを用いた土砂・地形による障害物環境での
920MHz/169MHz の電波伝搬特性の比較 (2020 年 1 月@福島 RTF)

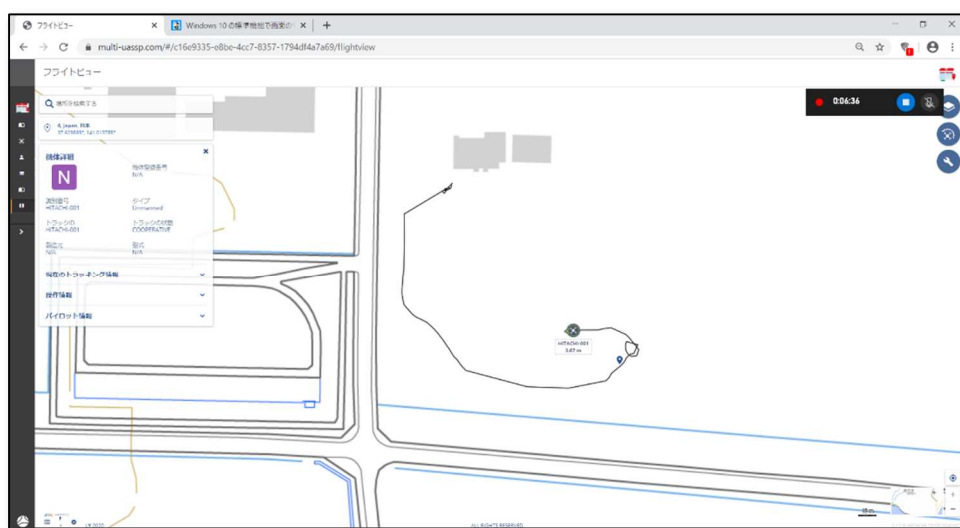


図 2.2.1.3-20 多用途運航管理システムのモニタ画面への表示 (920MHz 帯の例)

さらに、複数周波数対応化したマルチホップ中継制御モジュールを汎用のマイコンで実装する研究開発を進めた。従来のモジュールは入手性の低い専用ハードウェアで実装されていたが、量産試作に向けた第一歩として比較的入手性の良い汎用マイコンである Raspberry Pi を主マイコンとして採用し設計・実装した(図 2.2.1.3-21)。



汎用マイコン版コマンドホッパー



RF モジュールを接続した様子

図 2. 2. 1. 3-21 汎用ハードウェア版マルチホップ中継制御モジュール

一方、位置情報共有システムは、異種事業者による複数のドローンを地上のネットワークを経由せずに直接、移動体端末間の双方向ブロードキャスト型通信によってそれぞれの位置情報や識別情報等を交換し、UTM に集約することを可能とするものであり、1 秒ごとにデータ更新する場合の同時接続台数を最大 50 機とする（スロット固定の場合）とともに、UTM への接続インタフェースの設計と開発を行った。周波数は前記マルチホップ中継制御通信技術と同じ 920MHz 帯特定小電力無線局(免許不要)を利用する。図 2. 2. 1. 3-22 にそのシステム構成、図 2. 2. 1. 3-23 に試作実装した移動体端末間通信モジュールを示す。内部に GNSS アンテナを内蔵している。本モジュールには多用途運航管理システムへの接続インタフェースにも実装されており、本モジュールで受信される複数のドローンの位置情報はリアルタイムに多用途運航管理システム上のモニターに表示される仕様となっている。表 2. 2. 1. 3-10 に本モジュールの主な諸元を示す。



図 2. 2. 1. 3-22 移動体端末間の直接通信によるドローン位置情報の UTM への集約



図 2.2.1.3-23 位置情報共有技術を実装した移動体端末間通信モジュールと
共有情報モニタ用タブレット

表 2.2.1.3-10 移動体端末間通信モジュールの主な諸元

周波数 920MHz帯 (特定小電力無線局) 送信出力 20mW 変調方式 LPWA (LoRa) 位置情報 GPS, GLONASS, QZSS マルチホップ 2ホップまで可	データ内容 緯度・経度・高度・速度・方向・ 時刻・機体種別・機体ID (合計352bit) 更新頻度 0.5～1秒毎 収容台数 約30～50機 (1キャリア・シングルホップ時)
--	---

本技術の基本通信特性を確認するため、福島 RTF の通信塔（高さ 30m）を利用した基本評価試験を実施した。通信塔の直下の地上に地上モニタ局用の移動体端末間通信モジュール、通信塔最上部にマルチホップモードに設定した中継用の同モジュールを配置し、通信塔から約 4km 離れた地点の上空の高度 100m～140m に同モジュールを搭載したドローンを飛行させた（図 2.2.1.3-24）。

結果を図 2.2.1.3-25 に示す。この飛行軌跡と受信電力は原町通信塔直下に配置した地上モニタ局において、通信塔最上部の中継局を経由して得られたデータであり、約 4km の通信距離が安定して得られていることを確認できる。なお、受信電力はドローンが高度 100m を飛行している時よりも高度 140m を飛行している時の方が弱くなっているが、これはドローンに搭載されたアンテナの指向性あるいはドローン機体との電磁的な結合（カップリング）の影響によるものと推定される。また、約 80m より低い高度では、信号が受信できていないが、これは地形の遮蔽によるものと考えられる。

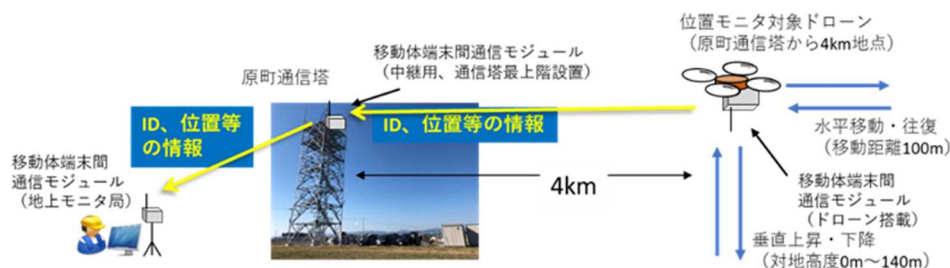


図 2. 2. 1. 3-24 位置情報共有技術の基本評価試験の構成
(2018 年 11 月@福島 RTF)

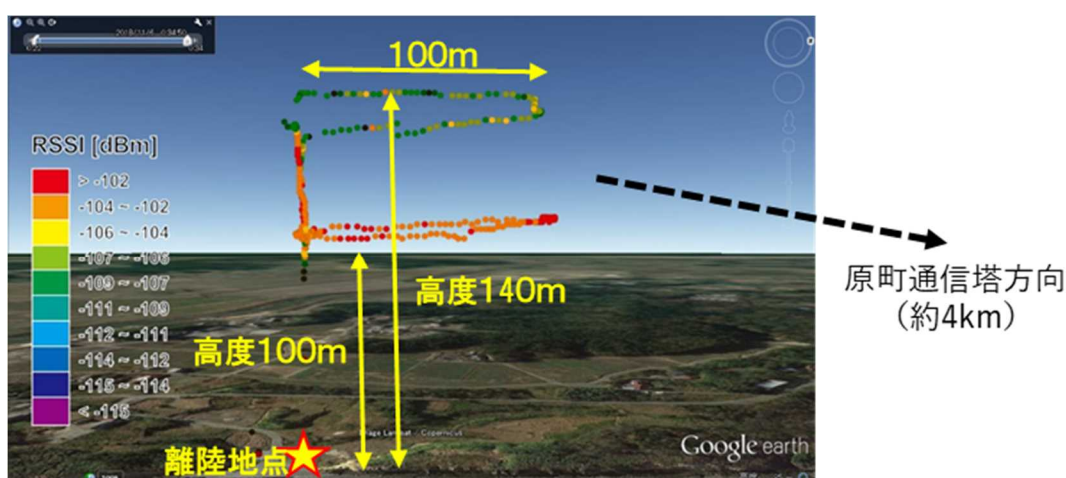


図 2. 2. 1. 3-25 移動体端末間通信モジュールで受信・記録されたドローンの位置及び
地上モニタ局（原町通信塔直下）での受信電力

次に 2019 年 10 月に福島 RTF で実施された統合運航管理システム実証試験において、郵送を模擬した配送用ドローン 5 機を同時に長距離飛行させる実験を行った際、各ドローンに移動体端末間通信モジュールを搭載し、そのうち 1 機をマルチホップモードに設定して中継局とし、配送ドローンが着陸のために高度を下げて中継局経由で通信が維持できるような構成とした。実験では、福島 RTF 東側の海岸線沿いの堤防上に地上モニタ局を設置し、そこから約 6km 南の地点（中間着陸地点）まで 3 機の配送ドローンが飛行し、約 10km 南の地点（遠方着陸地点）まで 2 機の配送ドローンが飛行した（図 2. 2. 1. 3-26、図 2. 2. 1. 3-27）。

結果を図 2. 2. 1. 3-28 に示す。10km の区間のほぼ全てにおいて、ドローンの位置情報が受信できている。なお、実験では中間着陸地点まで飛行した 1 機のみ、搭載した通信モジュールの不具合により位置把握ができていなかったが、残り 4 機は全て受信に成功した。地上モニタ局での受信電力（RSSI）も、10km 離れた地点においても -100dBm 前後であり、本モジュールの最低受信感度は -117dBm であるため、まだ余裕があるものと推

定される。

なお、本実験は常時、多用途運航管理システムと接続した状態で実施し、同システムのモニタ及び携帯電話ネットワークを経由してスマートフォンの画面に各ドローンの位置が地上モニタ局の移動体端末間通信モジュールを経由してリアルタイムで表示されていることを確認した（図 2. 2. 1. 3-29）。

また、地上モニタ局との間の直接通信が途絶えた時のみ、上空を飛行する中継局を経由した通信で位置データの受信が維持できるように設定したが、実験の結果、10km のほとんどの区間において、中継局を経由しないで直接通信での受信が可能であった。ただし、着陸するために高度を下げていった場合においては、直接通信が途絶え、中継局経由の通信に切り替わっていることを確認した。

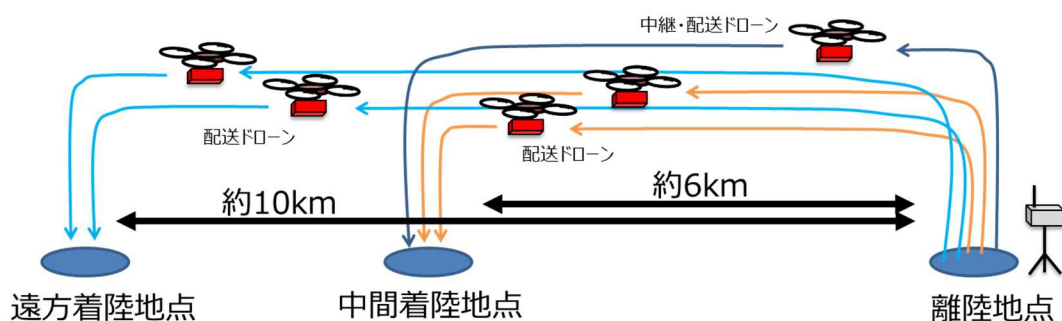


図 2. 2. 1. 3-26 5 機の配送ドローンの長距離同時飛行における位置把握と運航管理システムへの接続実証試験
(2019 年 10 月 @福島 RTF)



図 2. 2. 1. 3-27 5 機長距離同時飛行に使用したドローン



図 2. 2. 1. 3-28 5 機同時長距離飛行において離陸・受信地点に設置した地上モニタ局の移動体端末間通信モジュールで受信された移動軌跡と各ドローンからの受信電力

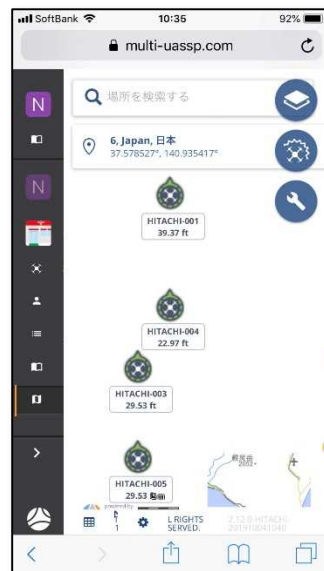


図 2. 2. 1. 3-29 移動体端末間通信モジュール及び多用途運航管理システムを経由してスマートフォンの画面に表示された各ドローンの位置

以上から、マルチホップ中継制御通信技術及び位置情報共有技術とともに、見通し外・目視外でのドローンと地上局との間の通信維持と運航管理の実現を目的として設計・開発・機能拡張を図り、フィールドでの実証試験において、その長距離及び障害物環境での通信性能が実証され、複数無線通信手段対応機能の開発にかかる所期の目的を達成した。

複数無線通信手段対応機能のうち、マルチホップ通信システムについては、携帯電話の電波が届きにくい山間部や洋上沖合等に加え、ビルの多い都市部など、電波遮蔽の多

い地域での目視外・見通し外運用や長距離運用が要求されるような場所でのドローン運航とその管理に役立つものと期待され、アプリケーションは災害対応、物流、インフラ点検、空撮、測量など多岐にわたるものと考えられる。

また、位置情報共有システムについては、地上ネットワークを経由せずに地上局から数キロメートル以上の広範囲にわたりドローンや有人ヘリの動態情報を把握する手段として有効であり、地上の通信インフラが障害を受けるなどの災害時等においては空の安全を確保するための重要な手段の1つになり得るものと考えられる。

さらに、本位置情報共有システムはドローンと地上局間だけでなくドローン間で直接相互の動態情報を把握する手段としても利用することができ、本システムをドローンのフライトコントローラと接続することより、地上を経由せずに直接ドローン間で共有した位置情報等を複数のドローン間の協調飛行制御に活用することも可能であり、例えばドローン同士の自律的な衝突回避や複数ドローンの自律的隊列飛行などの実現を可能とし、地上ネットワークを経由する運航管理システムを補強して、空が多数のドローンで混雑する際の空の安全の確保や1人の操縦者による多数のドローンの同時運用を実現するための基本技術として拡張・発展させることも可能であると考えられる。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	2	－	1	3
学会発表・シンポジウム講演等	1	9	4	－	3	1	18
展示会出展	1	6	2	－	－	－	9
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	1	1	－	2	－	4
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

知的財産権は株式会社日立製作所、国立研究開発法人情報通信研究機構に帰属することを希望するとともに、NEDO知財方針に記載された「知財運営委員会（又は同機能）」を整備し、「知財の取扱いに関する合意書」に則り、推進した。

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

1) 多用途運航管理機能の開発

プロジェクト期間内に開発を完了するとともに、前項で挙げた業者／機関に対するマーケティングを合わせて実施する。事業者／機関が持つ既存の運用システムへの実装が必要な場合には、必要に応じ、共同開発あるいは委託開発によりカスタマイズ対応できるような製品コンセプトとして製品化を図る。

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

本研究開発と並行して実施するポテンシャルユーザとしてのインフラ事業者やサービス事業者との共同研究や共同実験を通じてアプリケーション実証を進めるとともに、メーカとも連携して量産に向けた品質向上と生産体制の検討を行い、本成果の一部についての商品化と事業化を目指す。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

1) 多用途運航管理機能の開発

市場予測では、2025年度付近までは、点検／農業などの単機ユースが中心となるが、法制度面で、2022年度にリモートID義務化、Level4解禁等が実施され、目視外飛行でのドローン利活用の検討が進むと考えられる。

また、2023～2025年度に、目視外飛行におけるリスクアセスメント基準が整備され、完全目視外飛行によるドローン利活用の方策が決定され则认为。また、2025年度以降も随時法制度、利活用ユースケースが拡大されると想定しており、それらに追従した、継続的システム拡充を実施することで、ニーズに適した多用途運航管理システムの開発を推進する。

項目	小項目	2017	2018	2019	2020～2022	2023～2025	～2030	2031～
市場動向					インフラ点検/農業中心		物流中心	
法制度動向					リモートID義務化 Level4解禁	目視外飛行における リスクアセスメント義務化		
多用途運航管理機能の開発	機体情報管理			中	最			
	飛行計画作成機能			間	終			
	飛行計画承認/見直し機能			評	価			
	無人航空機の状態監視/飛行指示機能			価				
製品化開発					初期整備システム開発		段階的機能開発	

図 2. 2. 1. 3-30 製品化計画

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

複数無線通信手段対応機能のうち、マルチホップ通信システムについては、現在のところ、電力インフラ事業者、立入が難しい活火山におけるドローンによる監視技術を開発する企業、山岳遭難救助へのドローン応用を目指すベンチャー企業、及び自衛隊から、本研究開発の成果に匹敵する既存技術は見当たらないとして、本成果である複数無線通信手段対応のマルチホップ通信システムの導入に強い関心が寄せられており、それぞれ、共同研究契約あるいは共同実験のための覚書の取り交わしを行い、本成果をベースにした実用化に向けた検証実験や検討を実施している。

また、位置情報共有システムについては、すでに本成果をベースとして NEDO DRESS プロジェクトにおける「遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発」においてさらなる高機能化・小軽量化を行い、国内で制度化された Bluetooth ベースのリモート ID や有人航空機に一部利用されている ADS-B との互換性を確保して汎用化を図るための研究開発や、本位置情報共有システムでは、地上を経由せずにドローン間での自律的な協調飛行制御に活用するための研究開発を実施し、ドローンが自律的に他のドローンとの接近を回避したり自律的に他のドローンに追従して隊列飛行を行ったりする実証実験に成功している。協調飛行制御については今後のさらなる空の混雑を想定し、システムの改良にも着手している。

さらにこうした研究開発と並行して、試作機製造や実証実験を担当した国内の通信やドローンのベンチャー企業が技術移転及び実用化に向けた検討を開始している。

項目	小項目	2017	2018	2019	2020	2021	2022～2025
ユーザニーズ					山間部での調査・点検・捜索		山間部での調査・点検 洋上での観測
プロジェクト・法制度			DRESS運航管理				・ リモートID義務化 ・ レベル4解禁 ・ 目視外飛行におけるリスクアセスメント義務化
複数無線通信手段対応機能の開発	マルチホップ通信システム	研究開発			社会実装に向けたユーザとの共同実験		実用化に向けた改良
	位置情報共有システム	研究開発			応用開発		協調制御応用への改良 実用化に向けた技術移転等

図 2. 2. 1. 3-31 実用化計画

3. 実用化・事業化の見通し

1) 多用途運航管理機能の開発

「複数無線通信網を利用した多用途運航管理機能の開発」で得られた技術は、物流及び災害対応等の分野で、同一空域内で複数の小型無人航空機が飛び交うケースが増加するものと想定される。物流分野では、離島や山間部、さらに将来的には都市部での荷物配送の所要があり、目視外、携帯網無し、気象／地形／建造物等の空間情報、落下リスク等を考慮した機能が必要となる。

また、災害分野では、発災後に複数の有人航空機／小型無人航空機同時運用のニーズがあり、有人航空機情報、携帯網無し等を考慮した通信機能が必要となる。

本研究にて得られた技術を日立の運航管理システムに併合し、製品やサービスの形態で小型無人航空機の運用を計画している物流事業者、国、自治体等の防災関連組織、インフラ点検を計画する公共的施設管理者／電気事業者／ガス事業者／鉄道事業者／電気通信事業者に対して提供を行う。

2) 複数無線通信手段対応機能の開発

マルチホップ通信システムについては、現在、社会実装にむけてより信頼性を高めるための改良を実施しており、その成果をフィールド実験等で確認したあと、実用化に向けてメーカーと協議を進める計画である。

また、位置情報共有システムについては、すでに実用化可能なレベルに達しており、すでに試作機製造を担当した国内ベンチャー企業にドローンメーカーも加え、本システムの技術移転と実用化生産にむけた NDA も締結しており、今後具体的な協議を進めていく予定である。

6.2.1.4 2) 運航管理機能の開発（衛星/災害）：

衛星通信を利用するドローンの運航管理システムの開発

（実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度））

（実施者：スカパーJSAT 株式会社）

（1）事業の背景・意義（目的・概要）

(1) 背景

昨今、ドローンの物流・インフラ点検・災害対応分野等で活躍する社会の実現に向けた動きが活発化しているが、その中で、安全かつ効率的にドローンを運用するためには、運航管理が最も重要な要素のひとつであると考えられる。

(2) 課題

従来の運航管理では、ドローンの運航をおこなうオペレータ（以下オペレータ）同士が、連絡を取り合いながら安全な運航をおこなっているが、複数のドローンを飛ばす場合は、連携を取るための情報が輻輳して安全な飛行ができない。

また、自動飛行をおこなう際に、LTE 等の移動通信網不感地帯（例えば、海上、山岳地帯等）に入った場合は、オペレータとの通信が確保されないためにドローンの飛行状況が全く把握できず、更に緊急時における帰還や着陸命令等を送信することも出来ない。

さらに、防災対策の観点からドローンは活火山の定点観測等にも利用ができると言われているが、移動通信網不感地帯では上記問題から定常的に活用することが難しい。

(3) 本研究開発の目的

上記課題の解決方法として、本研究開発では通信衛星や高高度無人機を使ったドローン運航管理システムを構築・活用することにより、通信インフラが整わない場所や状況において安全かつ効率的なドローンの運用を実現させることを目的とする。

(4) 事業概要

①課題解決に向けた研究開発の主な要素

本課題の解決に向け、主に以下の内容について研究開発及び調整を行う。

1) 衛星通信を利用した運行管理システムの構築

災害発生時には、通信網の遮断や輻輳によって運用ができない可能性があり、また山間部や僻地、離島等、通信インフラが整っていない箇所での運用も困難を極める。このような技術的課題を克服するため、ドローンの飛行計画と運航情報をリアルタイムでサーバーに蓄積したものを、WEB 等のユーザーインターフェースを介し、衛星通信を利用することによりオペレータが自機を含めたドローンの運航状況を確認可能なシステムを構築する。



図 2. 2. 1. 4-1 衛星を利用した管理システムの優位性

移動通信網不感地帯での飛行情報（テレメトリ（機体識別コード、飛行位置、飛行方向、飛行速度、飛行高度、バッテリー状態、等））の送信を実現するため、衛星通信装置を搭載したドローンを活用する。

また、オペレータの通信回線の確保として、Wi-Fi アクセスポイントと Ku バンドの通信衛星システムを組み合わせた衛星 Wi-Fi スポットを構築することにより、移動通信網不感地帯においても運航管理センターとの通信回線の提供を可能にする。さらに、オペレータが、衛星 Wi-Fi スポットを通じて、ドローンからの位置情報等を受け取り、衛星経由でドローンに制御信号を送ることを実現する。

2) 高高度無人機を利用したドローンの一括管理

衛星通信が可能なドローンについては、通信装置が非常に高額であることから、利用者が限定されてしまうことが懸念される。また、衛星通信装置はある程度の重量があることから、小型のドローンに搭載することは難しく、災害時等で利用可能な機体は限られてしまい、現場の状況に沿った柔軟な機体選定が困難となる。

そこで、ドローンよりもさらに上空に、衛星通信装置を搭載した高高度無人機(母艦)を定点飛行させ、配下の空域にあるドローンの位置情報等を一括管理できるシステムを構築する。



図 2. 2. 1. 4-2 高高度無人機によるドローンの一括管理イメージ

母艦となる高高度無人機は、太陽電池を搭載したソーラープレーンを想定し、高度2000m 前後の空域を日の出から日没まで飛行可能なものを目指す。また、配下のドローンの位置情報等は、搭載した衛星通信装置経由で運行管理センターへ送信する。

ドローン～高高度無人機間の通信は、小電力かつ軽量の通信ユニットを活用することにより実現する。

3) ドローン・高高度無人機搭載用小型小電力無線ユニット開発（高高度無人機～ドローン間通信用）

災害時に活躍するドローンの機体選定に制限がかからないことが必須となるため、小電力の通信が可能で、軽量（500g 程度を想定）、かつ必要な情報（機体識別コード、飛行位置、飛行速度、飛行高度等）の通信が可能な通信ユニットを開発する。

また、高高度無人機～ドローン間の長距離通信を低コストで実現可能な通信システムに関し、これまで実績のある技術の中から2つの小電力通信方式を選定し、通信距離、通信容量、通信頻度に関する評価検討を行う。

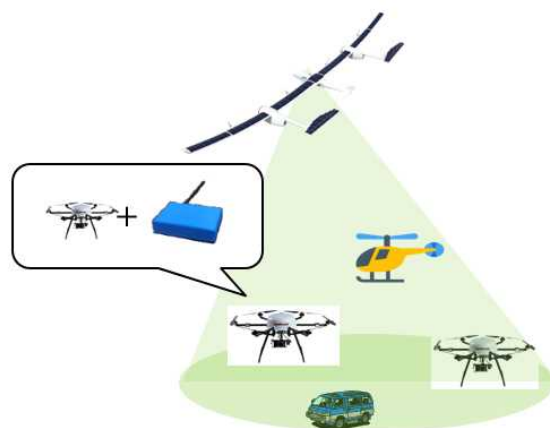


図 2.2.1.4-3 高高度無人機による小型小電力無線ユニット搭載ドローン等の一括管理イメージ

4) 本運行管理システムの実運用に向けた関係各署との調整

本研究開発は、技術的なハードルだけでなく、高高度無人機の運用や安全管理において国土交通省、無線通信の周波数割り当てや無線装置の認可等において総務省、他の関係省庁との連携が必要であるため、積極的に活動を行う。

②研究開発結果を活用した想定事業

本運行管理システムの開発により、災害発生時に緊急的に出動する目視内飛行を行う小型ドローンや、目視外飛行をする中型以上のドローン等の一括管理が実現する。また、小型小電力無線ユニットを有人機等にも取り付けることで、高高度無人機の配下で

あればドローンのみならず有人機等の運行状況も一括で把握することが可能となる。

また、高高度無人機においては、将来的に実現すべき課題である長時間飛行を実現することにより、カメラ（許容ペイロード内ならば、赤外線カメラや分光カメラ）を搭載する事で、高高度からの広域監視をするドローンとしての役割も果たすことが可能である。

本システムを活用できるフィールドとして、山間地域での遭難者対策、洋上の不審船等の監視、火山地帯の定点観測等が挙げられ、防災・安全対策の市場に対し大きく寄与できることが想定される。

（２）研究開発目標と根拠

・通信衛星を利用したドローン運行管理システムの開発

【２０１７年度】

1) 年度目標

衛星通信装置搭載型ドローン（以下衛星ドローン）を活用し、目視外の自動飛行を福島ロボットテストフィールド（RTF）等で行う。

通信衛星を介して地上無線の届かない遠隔地からドローンの飛行情報を取得できることを目標とする。

2) 実施内容

（ア）衛星ドローンの設計

単独で UTM との通信が可能となる、小型衛星通信装置を搭載したドローンの設計を行う。

（イ）衛星ドローンの制作

衛星ドローンを制作する。完成したドローンを使って衛星通信機能の地上試験を行う。

（ウ）衛星通信装置非搭載型ドローンの設計

高高度無人機と通信を行う小型小電力無線ユニットを搭載した試験に特化したドローンの設計を行う。

（エ）ドローンの製作

ドローンを製作する。完成したドローンに小型通信装置のダミーを搭載して地上試験を行う。

（オ）UTM の設計

UTM のハードウェア、ネットワーク、ソフトウェアの設計を行う。特に重要なインターフェースの設計を行う。

（カ）UTM の構築

UTM サーバーやネットワーク機器は、YSCC(スカパーJSAT 横浜衛星管制センター)に構築する。また、UTM ソフトウェアは、単体試験が終わったところで、UTM サーバーに実装する。

(キ) Lバンド衛星通信ネットワークの構築

Lバンドを使った小型衛星通信装置の通信ネットワークを構築する

(ク) UTM のシステム試験

ドローンに見立てたシミュレータを使用し、UTM の機能が設計どおりに機能するか試験する。

(ケ) 衛星ドローンの通信試験

衛星ドローンの飛行情報を、通信衛星経由で UTM まで送る試験を行う。

(コ) UTM 配下での衛星ドローンの単機飛行試験

衛星ドローンの飛行情報をリアルタイムに通信衛星経由で UTM へ送り、UTM 上で飛行状態をモニターする。

(サ) 衛星 Wi-Fi スポットの通信試験

通信インフラが整っていない場所でも衛星 Wi-Fi スポットを使ってオペレータ端末から UTM を使用できることを検証する。

(シ) 衛星 Wi-Fi スポットを経由したドローンからの画像伝送試験

災害現場を想定した試験として、衛星ドローンに搭載したカメラの画像データを衛星 Wi-Fi スポット経由で UTM へ送れる事を検証する。

(ス) ドローンの単独飛行試験

小型小電力無線ユニットを搭載したドローンの位置情報等を、リアルタイムで UTM に送信する試験を行う。

【2018年度】

1) 年度目標

衛星ドローンを使った UTM の実用化を目指した改修と試験を行い、安全な運行ができるところまでを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 衛星ドローンの画像データ伝送システムの改修

衛星ドローンにトラフィックを軽減するためのエンコーダを組み込み、移動通信網不感地帯でもリアルタイムで飛行情報と画像データを UTM に送信できるような機能の組み込みを行う。

(イ) 衛星ドローンに指示コマンドの送信をするための改修

衛星ドローンが、移動通信網不感地帯やオペレータの見通し外での運行中においても、衛星回線経由で緊急時のコマンドを受け付けるようにするための機能の組み込みを行う。

(ウ) 追加機能を使った衛星ドローン単機での飛行試験

(ア)、(イ)で行った改修を反映させた機能確認のための飛行試験を行う。

(エ) 複数のドローンを使用した飛行試験

衛星ドローンとドローンを同時に飛行させ、UTM で2機のドローンを管理す

る。

【2019年度】

1) 年度目標

2018 年度に行った試験結果を解析し、また 2020 年度以降の事業化に必要な安全対策や機能強化を組み込んだ改修を行って、要求性能を満たす事を目標とする。

2) 実施内容

(ア) 衛星ドローンの改修

2018 年度に実施した試験の結果を解析して、最適化が必要な部分の改修を行う。

また、2020 年以降の事業化に必要な安全対策や機能強化を組み込んだ改修を行う。

(イ) 複数ドローンの飛行試験

福島 RTF を試験場所とし、衛星ドローンとドローンを同時に飛行させ、UTM システム上で各機の運行状況を確認する試験を行う。また、問題発生時や衝突回避対応を想定した、衛星ドローンへの帰還コマンドの送信及び動作確認試験も行う。

・高高度無人機の機体開発

【2017年度】

1) 年度目標

高度無人機の基本的な機体設計を完了させ、次年度の製作に向けた必要部材や機体部品の調達を可能な限り進める。

2) 実施内容

(ア) 機体設計

日の出から日没までの任意の時間帯に、高度 2000m 前後の定点飛行を目標としたソーラープレーンの設計を行う。

【2018年度】

1) 年度目標

高高度無人機の機体組み立てを完了させ、次年度の飛行試験に向けた必要な各種試験項目の実施及び、データ測定等を進める。

2) 実施内容

(ア) 機体製作

調達を完了した部品から、適宜組み立てを行う。

(イ) 地上試験

アビオニクスまでの組み立て完了後、高高度無人機の各機能が正常に動作

する事を確認するため、地上に係留した状態で試験を行う。

(ウ) 地上走行試験

完成した機体の作動状態を確認するため、離陸を行わない状態での地上走行試験を行う。

(エ) 実機での遠隔操縦による飛行試験

機体の離着陸、旋回、上昇、下降等の基本性能が要求性能を満たしているか、また正常に飛行できるか等の基本性能確認試験を、試験場周辺の見通し内飛行で行う。また、見通し外で、メインの通信系統となる衛星通信装置経由の飛行情報等が、UTM 及び試験場のオペレータに届くかの飛行試験も行う。

【2019年度】

1) 年度目標

前年度の飛行試験結果を分析し、高高度飛行に適した機体の改修を行う。
ペイロードを搭載した設計性能を満たすことを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 高高度無人機の改修

前年度行った飛行データを解析し、不具合の修正や要求性能を満たすために必要な機体改修を行う。

(イ) 地上試験

改修した個所が、正常に作動するか、また他の装置や構造体に干渉しないか、地上で試験を行う。

(ウ) 地上走行試験

改修した個所を含めた機体の作動状態を再確認する。

(エ) 実機での遠隔操縦による飛行試験

機体の離着陸、旋回、上昇、下降等の基本性能が要求性能を満たしているか、また正常に飛行できるか等の基本性能確認試験を、試験場周辺の見通し内飛行で行う。また、太陽電池の発電状況や電源管理状況等をモニタリングし、ソーラープレーンとしての性能が要求通りの仕様を満たしているかの確認をする

(オ) 実機での自動操縦による飛行試験

前項目の試験で安定した飛行が確認された後、自動操縦試験に移行する。遠隔操縦によって一定高度に到達後、自動操縦による上昇・滞空・降下飛行及び通信試験を行う。

最終目標である「ドローンからの位置情報を高高度無人機で収集し通信衛星経由で UTM へ送る」ことを実現するために、機体を安定させて制御できるかを確認する。

・高高度無人機の自動操縦システム開発

【2017年度】

1) 年度目標

高高度無人機の自動操縦システムの設計を行い完了させることを目標にする。
また、可能範囲で機能の一部について製作を始める。

2) 実施内容

(ア) 自動操縦システムの設計

高高度無人機が離陸し、安定空域に達した後、自動で所定の範囲を滞空し続ける為の自動操縦システムの設計を行う。

(イ) 自動操縦システムの製作（2018年度まで継続）

高高度無人機の自動操縦システムは、機体に搭載されるハードウェア（センサー、制御用コントローラー、通信装置等）とソフトウェア（機体搭載部分、地上コントロール等）があり、この両方を JAXA が製作する。また、製作に際しては、機器の正常動作を確認するための単体機能試験も適宜実施する。

【2018年度】

1) 年度目標

自動操縦システムの製作を完了し、システムを実験室または機体に艀装した状態で正常に作動させる事を目標とする。

2) 実施内容

(ア) 自動操縦システムの実装前結合試験

製作が完了したシステムは、実装する状態に近い環境を作り、動作試験を行う。

(イ) 実機への実装

製作中の高高度無人機に、完成した自動操縦システムを組み込む。

(ウ) 実機での地上動作試験及び改修（2019年度まで継続）

完成した高高度無人機に組み込まれた自動操縦システムの試験を、駐機した状態で行う。

【2019年度】

1) 年度目標

自動操縦システムの地上動作確認及び改修を完了し、高高度無人機の自動飛行を実施する事を目標とする。

2) 実施内容

(ア) 実機での自動操縦による飛行試験

東海大学で行う「高高度無人機の機体開発 2019 年度 2) の(エ)」の試験で

安定した飛行が確認された後、自動操縦試験に移行する。

遠隔操縦によって一定高度に到達後、自動操縦による上昇・滞空・降下飛行及び通信試験を行う。徐々に飛行範囲を拡大し、最終的には配下のドローンに対して十分な通信エリアを確保することを目標とする。

・高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

【2017年度】

1) 年度目標

ペイロードの重量が最大 1kg 程度のドローンにも、特にカスタマイズ等をせずとも簡単に搭載でき、位置情報のロギングと送受信が可能な小型小電力無線ユニットを製作する。周波数帯は、920MHz の小電力で利用できるものとし、GPS の内蔵及び個別の電源(バッテリー)を持たせることにより、機体に影響を与えない独立したユニットを目指す。

2) 実施内容

(ア) 通信装置の設計

ペイロードが最大 1kg 程度のドローンに搭載可能なユニットを目指し、RoLa 方式で周波数 920MHz を利用すること前提に、適切な仕様を検討する。

(イ) 通信装置の製造

小型小電力通信装置の製造は、NICT で行い単体での対向試験も行うものと SJC が制作する 2 タイプを製造し性能面や搭載性を比較できるようにする。

(ウ) 通信装置の地上試験

小型小電力無線ユニットを地上で対向させて通信試験を行う。920MHz 小電力無線の限界通信距離、安定使用が可能な距離、通信品質等を測定する。

(エ) 通信装置をドローンに搭載しての試験

小型小電力無線ユニットをドローンに搭載し、対向側の小型小電力無線ユニットを東海大学所有のソーラープレーンに搭載して、ドローンからの位置情報を受信する通信試験を行う。

【2018年度】

1) 年度目標

2017 年度に試験をした 2 方式の通信装置の試験結果を解析し、高高度無人機との通信(最大 8km 程度)が安定して行える改良型通信装置の設計と開発を行い、地上での品質試験を完了するまでを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 改良型通信装置の設計

2017 年度に行った通信装置の開発と試験結果を解析し、高高度無人機との通信に最適な小型小電力無線通信装置の設計を行う。

(イ) 改良型通信装置の地上試験

小型小通信装置を地上で対向させて通信試験を実施し、無線の限界通信距離、安定使用が可能な距離、通信品質等を測定する。

試験は、上記の要件を満たすため、見通し距離 10km 程度が必要となるため、適切な距離が確保できる場所を選定し、実施する。

【2019年度】

1) 年度目標

ドローンと高高度無人機に開発した小型無線通信機を搭載し、ドローンの位置情報を UTM に送信できるところまでを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 高高度無人機に改良型通信装置を搭載

制作が完了した小型通信機の対向側を高高度無人機に搭載する。

搭載後、飛行していない状態で、ドローンに搭載する予定の子機から位置情報を受け取り、衛星通信装置を介して UTM へ位置情報を受け取れることを確認する。

(イ) 飛行時通信試験

ドローンと高高度無人機に小型通信装置を搭載して飛行させ、高高度無人機の衛星通信装置を経由して UTM にドローンの位置情報を送信する試験を行う。

・ 小型無線装置の制作

【2017年度】

1) 年度目標

ペイロードの重量が最大 1kg 程度のドローンにも、特にカスタマイズ等をせずとも簡単に搭載でき、位置情報のロギングと送受信が可能な小型小電力無線ユニットを製作する。

周波数帯は、920MHz の小電力で利用できるものとし、GPS の内蔵及び個別の電源(バッテリー)を持たせることにより、機体に影響を与えない独立したユニットを目指す。

開発後は、ドローンに搭載した状態での通信性能を測定し、データを集めて解析する所までを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 通信装置の仕様作成

ペイロードが最大 1kg 程度のドローンに搭載可能なユニットを目指し、RoLa 方式で周波数 920Mhz を利用すること前提に、適切な仕様を検討する。
また、本ユニットは対向側として東海大学の既存ソーラープレーンに搭載

して試験を行うことを想定して設計を行う。

(イ) 通信装置の製造

小型小電力無線ユニットの製造は、メーカーに外注し、単体での対向試験も行う。

(ウ) 通信装置の地上試験

小型小電力無線ユニットを地上で対向させて通信試験を行う。

(エ) 通信装置をドローンに搭載しての試験

小型小電力無線ユニットをドローンに搭載し、対向側の小型小電力無線ユニットを東海大学所有のソーラープレーンに搭載して、ドローンからの位置情報を受信する通信試験を行う。

【2018年度】

1) 年度目標

2017年度に解析した試験データを基に、NICTとの協力で新たに設計をする小型小電力無線ユニットの製造を行い、単体での試験を行うところまでを目標とする。

2) 実施内容

(ア) 改良型通信装置の制作

NICTと検討をした小型無線装置の設計図（高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発の2018年度（ア））を基に、メーカーに製造をさせ、基本機能の試験等を行い完成させる。

・現用ソーラープレーン実証機の改造

【2017年度】

1) 年度目標

既存のソーラープレーンを活用し、ドローンに搭載した小型小電力無線ユニットから送信される位置情報等の受信試験を行い、通信品質データ取得を行う。取得したデータは、本研究開発で製作をする高高度無人機の開発に反映させる。

2) 実施内容

(ア) 既存ソーラープレーンの改造設計

搭載する通信装置が、機体の操縦装置などに干渉しないように設計を行う。

2種類の通信装置を搭載するので、取り外しなど比較的容易にできるように設計を行う

(イ) ソーラープレーンの改造

通信装置を搭載できるように機体の改造を行う。

(ウ) ソーラープレーンでの飛行試験

改造後、ダミーのペイロードを搭載して、飛行性能に影響がないかを試験する。

(エ) 通信装置を実装しての地上試験

「高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発 2017 年度 2) の(イ)」及び「小型無線装置の制作 2017 年度 2) の(イ)」で作成された各小型小電力無線ユニットをソーラープレーンに搭載し、通信時に操縦システムに干渉が起きないかを試験する。

(オ) ソーラープレーンに通信装置を実装した状態での飛行試験

(エ) で搭載した状態で機体を飛行させ、同様の小型小電力無線ユニットを搭載したドローンから位置情報を受信する試験を行う。

・ 衛星を使ったドローン運行管理システムの総合試験

【2019 年度】

1) 年度目標

福島 RTF を使った総合試験を行い本研究開発の目標をすべて完了させ、成果はデモを通じて発表する。

北海道大樹町で完成した高高度無人機とその中継システムを飛行させ、地上通信が届かない遠隔地のドローン位置情報をリアルタイムで中継する試験を行う。

2) 実施内容

(ア) 福島 RTF を使った総合試験

衛星ドローン 1 機、小型通信装置搭載ドローン 2 機を飛行させ、UTM が仕様通りに機能するかを試験する。

(イ) 福島 RTF を使ったデモンストレーション

(ア) の試験構成で災害発生時を想定したデモンストレーションを福島 RTF で行う。

(ウ) 高高度無人機を使った総合試験

北海道大樹町で完成した高高度無人機を実験場上空で周回自動飛行をさせながら、遠方に離れたドローンを飛行させ、ドローンに積んだ小電力無線機から位置情報を中継し衛星通信経由でドローンの位置を UTM の地図上に表示させ、システムが有効であることを実証する。

・ 試験を行う為の許認可・法整備等の調整作業

【2017 年度】

(ア) 現用ソーラープレーンの飛行許可（高度 150m 以上）

→ 国土交通省 東京航空局 仙台空港事務所

2017 年度に福島 RTF 高高度無人機を高度 150m 以上にて飛行させるための許可に係る申請及び運航調整を実施し、事務所からの質問等に適宜対応する。

→ 国土交通省 東京航空局 釧路空港事務所

2017 年度に大樹町多目的航空公園から高高度無人機を高度 150m 以上にて飛行させるための許可に係る申請及び運航調整を実施し、事務所からの質問等に適宜対応する。

(イ) 高高度無人機、ドローンに係る通信の周波数割当、法制度化

→ 総務省東北総合通信局無線通信部

ドローンと地上間の通信を行うための周波数（400MHz 帯）等の新たな割当に係る活動を行う。

【2017 年度～2018 年度】

(ウ) 高高度無人機、ドローンに係る通信の周波数割当、法制度化

→ 総務省総合通信基盤局電波部 基幹・衛星移動通信課

将来高度 20,000m での高高度無人機の飛行を事業化するためには、多数の一般ドローンを高高度無人機によって管理することが必要となり、その際一般ドローンと高高度無人機間の通信の帯域も広くする必要があり、小型無線設備の電力も増やす必要がでてくる。

これらの課題をクリアするために 5.03GHz 帯等の法制度化に向けた活動を行う。

【2017 年度～2019 年度】

(エ) 高高度無人機（高度 20,000m 前後 + α ）に対する機体性能基準・安全基準

→ 国土交通省 航空局 安全部 航空機安全課

将来高度 20,000m での飛行を事業化するために必要となる高高度無人機に対する性能・安全基準について、具体的な相談をしつつ、性能基準や安全基準の法制度整備に向けた活動を行う。

→ ICAO 等の国際標準化に係る活動

(オ) 高高度無人機、衛星ドローン、一般ドローンと有人機の衝突回避に係る法制度

→ 国土交通省 航空局 安全部 安全企画課

(カ) 高高度無人機、ドローン等の無線免許取得

→ 総務省東北総合通信局無線通信部

高高度無人機の制御用回線（UHF 等）無線局の免許申請に係わる対応を行う。

衛星ドローン、衛星 Wi-Fi スポットの可搬局等、人工衛星を相手とする無線局の免許申請に係わる対応を行う。

【2018年度～2019年度】

(キ) 高高度無人機の飛行許可と安全対策（高度 150m 以上）

→ 国土交通省 東京航空局 仙台空港事務所

2018 年度、2019 年度に福島 RTF にて高高度無人機を高度 150m 以上にて飛行させるための許可に係る申請及び運航調整を実施し、事務所からの質問等に適宜対応する。

→ 国土交通省 東京航空局 釧路空港事務所

2018 年度、2019 年度に大樹町多目的航空公園から高高度無人機を高度 150m 以上にて飛行させるための許可に係る申請及び運航調整を実施し、適宜、事務所からの質問等に対応する。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制 スケジュール

表 2.2.1.4-1 スケジュール

①通信衛星を利用したドローン運行管理システムの開発

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ①-1-(ア) 衛星ドローンの設計												
①-1-(イ) 衛星ドローンの制作												
①-1-(ウ) 衛星通信装置非搭載型ドローンの設計												
①-1-(エ) ドローンの製作												
①-1-(オ) UTMの設計												
①-1-(カ) UTMの構築												
①-1-(キ) レバンド衛星通信ネットワークの構築												
①-1-(ク) UTMのシステム試験												
①-1-(ケ) 衛星ドローンの通信試験												
①-1-(コ) UTM配下での衛星ドローンの単機飛行試験												
①-1-(サ) 衛星Wi-Fiスポットの通信試験												
①-1-(シ) 衛星Wi-Fiスポットを経由したドローンからの画像伝送試験												
①-1-(ス) ドローンの単独飛行試験												
H30 ①-1-(ア) 衛星ドローンの画像データ伝送システムの改修												
①-1-(イ) 衛星ドローンに指示コマンドの送信をするための改修												
①-1-(ウ) 追加機能を使った衛星ドローン単機での飛行試												
①-1-(エ) 複数のドローンを使用した飛行試験												
H31 ①-1-(ア) 衛星ドローンの改修												
①-1-(イ) 複数ドローンの飛行試験												

②高高度無人機の開現用ソーラープレートの改造

1) 現用ソーラープレート実証機の改造

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ②-1-(ア) ソーラープレート改造のための設計												
②-1-(イ) ソーラープレートの改造												
②-1-(ウ) ソーラープレートの低高度での飛行試験(150m)												
②-1-(エ) 通信装置を装着しての地上試験												
②-1-(オ) ソーラープレートに通信装置を装着した状態での飛行試験												

2) 高高度無人機の機体開発

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ②～2)～(ア) 機体設計												
H30 ②～2)～(ア) 機体製作(パーツの品質試験含む)												
②～2)～(イ) 地上試験												
②～2)～(ウ) 地上走行試験												
②～2)～(エ) 実機での遠隔操縦による飛行試験												
H31 ②～2)～(ア) 高高度無人機の改修												
②～2)～(イ) 地上試験												
②～2)～(ウ) 地上走行試験												
②～2)～(エ) 実機での遠隔操縦による飛行試験												
②～2)～(オ) 実機での自動操縦による飛行試験												

3) 高高度無人機の自動操縦システム開発

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ②～3)～(ア) 自動操縦システムの設計												
②～3)～(イ) 自動操縦システムの製作												
H30 ②～3)～(ア) 自動操縦システムの実装前結合試験												
②～3)～(イ) 実機への実装												
②～3)～(ウ) 実機での地上動作試験及び改修												
H31 ②～3)～(ア) 実機での自動操縦による飛行試験												

③高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

1) 高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ③～1)～(ア) 通信装置の設計												
③～1)～(イ) 通信装置の製造												
③～1)～(ウ) 通信装置の地上試験												
③～1)～(エ) 通信装置をドローンに搭載しての試験												
H30 ③～1)～(ア) 改良型通信装置の設計												
③～1)～(イ) 改良型通信装置の地上試験												
H31 ③～1)～(ア) 高高度無人機に改良型通信装置を搭載												
③～1)～(イ) 飛行時通信試験												

2) 小型無線装置の製作

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ③～2)～(ア) 通信装置の仕様作成												
③～2)～(イ) 通信装置の製造												
③～2)～(ウ) 通信装置の地上試験												
③～2)～(エ) 通信装置をドローンに搭載しての試験												
H30 ③～2)～(ア) 改良型通信装置の制作												

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ⑥～2)～(ア) ソーラープレーン改造の為の設計												
⑥～2)～(イ) ソーラープレーンの改造												
⑥～2)～(ウ) ソーラープレーンの低高度での飛行試験(150m)												
⑥～2)～(エ) 通信装置を実装しての地上試験												
⑥～2)～(オ) ソーラープレーンに通信装置を実装した状態での飛行試験												

④衛星を使ったドローン運行管理システムの総合試験

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
H29 ④-1)-(ア) 福島テストフィールドを使った総合試験												
④-1)-(イ) 福島テストフィールドを使ったデモンストレーション												
④-1)-(ウ) 大樹航空宇宙実験場での高高度無人機を使った総合試験												

⑤試験を行う為の許認可・法整備等の調整作業

事業計画	平成29年度				平成30年度				平成31年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
⑤-1)-(ア) 現用ソーラープレーンの飛行許可(高度150m以上)												
⑤-1)-(イ) 高高度無人機、ドローンに係る通信の周波数割当、法制度 化												
⑤-1)-(ウ) 高高度無人機、ドローンに係る通信の周波数割当、法制度 化												
⑤-1)-(エ) 高高度無人機(高度20,000m前後+α)に対する機体性能 基準・安全基準												
⑤-1)-(オ) 高高度無人機、衛星ドローン、一般ドローンと有人機の衝突 回避に係る法制度												
⑤-1)-(カ) 高高度無線機、ドローン等の無線免許取得												
⑤-1)-(キ) 高高度無人機の飛行許可と安全対策(高度150m以上)												

実施体制

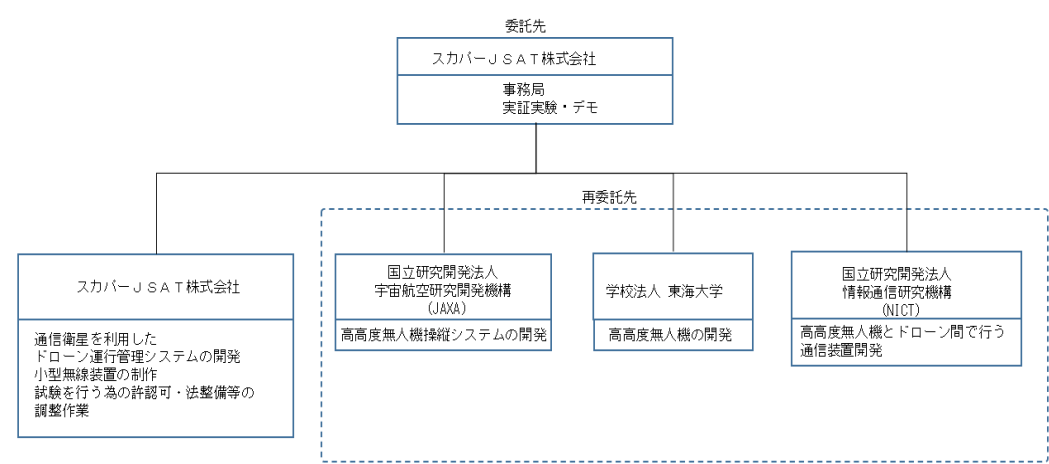


図 2.2.1.4-4 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 通信衛星を利用したドローン運行管理システムの開発

最終目標	成果	達成度	備考
衛星ドローンの設計	設計完了	○	
衛星ドローンの制作	制作完了	○	
衛星通信装置非搭載型ドローンの設計	設計完了	○	
ドローンの製作	制作完了	○	
UTM の設計	設計完了	○	
UTM の構築	構築完了	○	
L バンド衛星通信ネットワークの構築	構築完了	○	
UTM のシステム試験	システム試験完了	○	
衛星ドローンの通信試験	通信試験完了	○	
UTM 配下での衛星ドローンの単機飛行試験	単独飛行試験完了	○	
衛星 Wi-Fi スポットの通信試験	通信試験完了	○	
衛星 Wi-Fi スポットを経由したドローンからの画像伝送試験	画像伝送試験完了	○	
ドローンの単独飛行試験	単独飛行試験完了	○	
衛星ドローンの画像データを衛星経由で UTM へ送る為の改修	改修完了	◎	(*1)
衛星ドローンに指示コマンドの送信をするための改修	改修完了	○	
追加機能を使った衛星ドローン単機での飛行試験	飛行試験完了	○	
10km 以上の長距離飛行を可能とする衛星ドローンの改修	改修完了 12km 見通し外飛行を達成	◎	(*2)
複数ドローンの飛行試験	飛行試験完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) (*2) 追加機能である。

② 高高度無人機の開発

1) 現用ソーラープレーン実証機の改造

最終目標	成果	達成度	備考
既存ソーラープレーンの改造設計	設計完了	○	
ソーラープレーンの改造	改造完了	○	
ソーラープレーンでの飛行試験	飛行試験完了	○	
通信装置を実装しての地上試験	地上試験完了	○	

ソーラープレーンに通信装置を実装した状態での飛行試験	飛行試験完了	○	
----------------------------	--------	---	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

2) 高高度無人機機体開発

最終目標	成果	達成度	備考
機体設計	設計完了	○	
機体製作	制作完了	○	
地上試験	地上試験完了	○	
実機での遠隔操縦による飛行試験	飛行試験完了	○	
実機での自動操縦による飛行試験	自動飛行試験完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

3) 高高度無人機の自動操縦システム開発

最終目標	成果	達成度	備考
自動操縦システムの設計	設計完了	○	
自動操縦システムの製作	制作完了	○	
自動操縦システムの実装前結合試験	結合試験完了	○	
実機への実装	実装完了	○	
実機での地上動作試験及び改修	地上試験及び改修完了	○	
実機での自動操縦による飛行試験	飛行試験完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③ 高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

1) 高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

最終目標	成果	達成度	備考
通信装置の設計	設計完了	○	
通信装置の製造	製造完了	○	
通信装置の地上試験	地上試験完了	○	
通信装置をドローンに搭載しての試験	試験完了	○	
改良型通信装置の設計	設計完了	○	
改良型通信装置の地上試験	地上試験完了	○	
飛行時通信試験	通信試験完了	○	
双方の無人機が通信機を介して衝突回避を行う改造	試験完了	◎	(*3)
400MHz 帯無線機の開発	開発完了	◎	(*4)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*3) (*4) 追加機能である。

2) 小型無線装置の制作

最終目標	成果	達成度	備考
通信装置の仕様作成	仕様作成完了	○	
改良型通信装置の製造	製造完了	○	
通信装置の地上試験	地上試験完了	○	
改良型通信装置の制作	制作完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④ 衛星を使ったドローン運行管理システムの総合試験

最終目標	成果	達成度	備考
福島テストフィールドを使った総合試験	総合試験完了	○	
福島テストフィールドを使ったデモンストレーション	デモンストレーション完了	○	
高高度無人機を使った総合試験	総合試験完了	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤ 試験を行う為の許認可・法整備等の調整作業

最終目標	成果	達成度	備考
現用ソーラープレーンの飛行許可	飛行許可取得	○	
高高度無人機に対する機体性能基準・安全基準による飛行許可	国交省本省、地方空港管理事務所等と機体性能基準・安全基準を説明し飛行許可取得	○	
高高度無人機、ドローンに係る通信・運航管制関係の標準化、法制度化	総務省と標準化・制度化を目指して、本研究開発高度化を検討	◎	(*5)
高高度無人機、ドローン等の無線免許取得	総務省本省、地方総通と交渉し免許取得	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*5) 2020 年 RTCA DO-362A に高高度無人機経由ドローン運航管制 C2 リンクの技術基準改訂に反映

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目① 通信衛星を利用したドローン運行管理システムの開発



図 2.2.1.4-5 「運行管理システム (UTM) の制作」(実施者：スカパーJSAT 株式会社)

衛星通信を搭載して見通し外飛行を行うマルチコプター型無人機や市販されている産業用ドローンのほぼすべてにマジックテープなどで張り付けるだけで位置情報を送る装置等に対応した UTM を開発した。

この UTM は、リアルタイムで無人機の位置情報と飛行計画を上位の統合運航管理システムに送ることと他の UTM 配下で付近を飛行(計画も含む)する無人機の位置情報をリアルタイムで収集し自身の UTM 内で安全運航を行う飛行計画を作成する事も可能とした。

また、衛星ドローンが撮影した画像を UTM サーバーに保存し閲覧することも可能とした。これらの成果は、見通し外飛行を行うドローンの運航管理をリモート ID の実装や統合運航管理システムと連携したドローン運航管理事業の実現に大きく貢献できた。

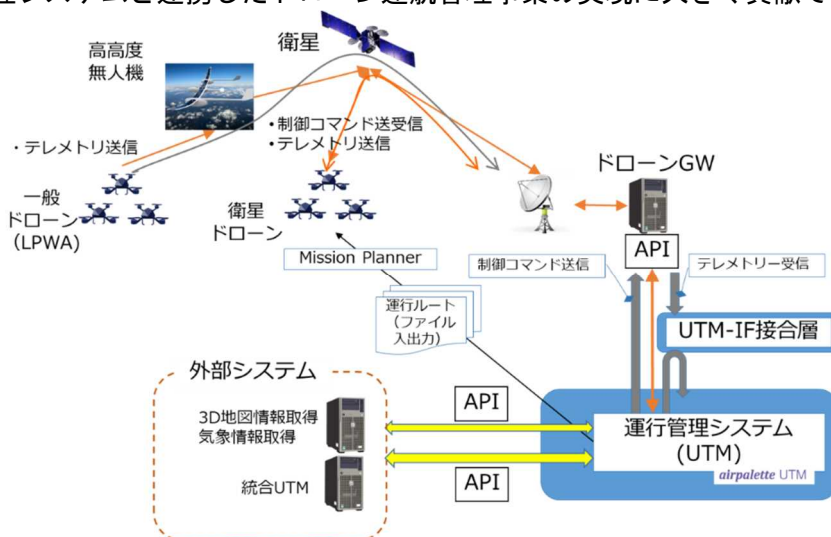


図 2.2.1.4-6 運行管理システム全体イメージ

5.1.2. 「衛星ドローンの制作」(実施者：スカパーJSAT)

衛星ドローンとは、見通し外飛行中にテレメトリ、画像の収集及びコマンド指令を衛星通信（インマルサット）を使って行うことができるマルチコプター型の無人機である。2017 年度に完成した機体は、速度 7m/s で耐風速 7m/s 飛行距離は予測で 3.6km であったが、2018 年～2019 年に行った改良により、速度 14m/s で耐風速 10m/s で飛行が可能となり、当初設計値を大幅に上回る無着陸、自動操縦での飛行距離 12km 以上（自動飛行で実測）を可能とした。この結果、本機は安全に操縦できる電動マルチコプターとして山岳地域の救助支援や海上輸送等の自動飛行を可能とした。本研究開発は、より長距離飛行を必要とするマルチコプター型産業用ドローン市場に LTE 通信が届かない僻地での見通し外運用が可能なソリューションとして提供が可能になった。

2018 年 5 月 29 日には、鳥取県警が行う大山での救助訓練に参加し、救助隊は当コンソで開発した小電力通信装置を持ち位置情報をリアルタイムで UTM に表示させることで衛星ドローンから送られてくる画像で遭難者を発見し、遭難者から最も近い救助隊に遭難者の位置と安全な登山ルートを指示して救助に成功するデモンストレーションを成功させた。

このように衛星通信装置を実装して実用的な飛行を可能としたマルチコプター型のドローンを日本で最初に実現した。また、本研究開発の完了後、新明和工業が固定翼無人機に衛星通信装置を使い遠隔飛行を試みるにあたり、この研究成果を活かして技術的な支援を行った。

項目		仕様	
機体仕様	モデル	FH1440衛星ドローン	
	機体形式	ローター数 6枚	
	機体寸法	ローター径	660mm
		直径	2100mm
		幅	1440mm
		高さ	720mm
	機体重量	20.8kg	
	オートパイロットシステム	フライトコントローラ	RidgeHawk
		自動飛行機能	あり
		飛行ログ機能	あり（位置情報、高度、時刻、飛行姿勢）
その他		自動帰還機能	
最大飛行時間	ホバー	約30分（43.8Vでフェールセーフ起動）	
最大飛行距離		約12km以上（7m/s飛行時）	
飛行速度	水平	14m/s	
	上昇	5m/s	
性能	耐風性能	10m/s	



図 2.2.1.4-7 完成機の諸元と実機写真

5.2. 研究開発項目② 高高度無人機の開発

5.2.1 「現用ソーラープレーン実証機の改造」(実施者：東海大学)

これまで飛行実績があった機体を改造し本研究で開発を行っている中継通信装置を搭載できるように軽量化とペイロード部分の補強を行って福島スカイパーク (37.822422, 140.389587 : 標高 402m) で飛行試験と 2.5.3 で開発を行っている通信装置の試験も行った。

機体は、申請対地高度 280m（海拔高度 680m）でも 2017 年 11 月末 11 時～15 時の太陽光が強くない環境でも安定した飛行を行い、バッテリー残量は 99%を保ったままだった（これは、このような環境下でも太陽光だけで飛行に必要な十分なエネルギーを得る事が出来ると証明でき、2.5.2.2 で開発する大型ソーラー無人機の設計に反映することができた）。

通信ペイロードに関しては、その成果は、2.5.3 で記述するが、通信機器に対する機体から発するノイズの影響や GPS 信号を含む電波に対する機体の干渉の影響についても通信機担当チーム（NICT、スカパーJSAT）と協力して解析に使用するデータを提供できた。

5.2.2 「高高度無人機機体開発」(実施者：東海大学)

この機体は無人ソーラー固定翼機としては国内最大(翼長 15.71m、重量 69kg)で繰り返し離着陸が可能な車輪を持たせたことで、将来の HAPS 事業を行う為のペイロード(本研究開発では主に通信ミッション)や 2.5.2.3 で開発する自動操縦技術、成層圏中層(高度 18km~22km)を飛行させる場合の課題などを集める事ができた。

完成した機体は、2019 年 2 月 10 日~16 日沖縄県伊是名場外離着陸場(26.937080, 127.916972)で見通し内マニュアル操縦での試験を行った。機体は、設計通りの飛行性能を出したが、機体の一部に不具合が見つかり、機体の一部設計を見直し大幅な改造を施した。また、設計の見直しに当たり、より適切な改造となるように航空機メーカー(新明和工業)の支援を受けて改造機体を完成させた。この機体は、2019 年 8 月 19 日~8 月 24 日に大樹航空宇宙実験場で 2019 年 2 月の試験と同じ内容の試験を実施した。その結果 2.5.2.3 の研究開発に必要な飛行データを収集することができ、機体の発電率や電力消費量を収集することができ、総合試験で使用する 2.5.3 で開発した通信装置を実装しても飛行に全く影響が出ない事を確認できた。

この結果を踏まえて、2019 年 9 月 22 日~27 日に同じく大樹航空宇宙実験場で、2.5.1.2 で使用した同じモデルの衛星通信装置、2.5.2.3 の自動操縦システム、2.5.3.1 で開発した通信中継装置を全て稼働させた状態での飛行試験を 4 回行い(内 2 回は自動飛行)全てのミッションを成功させた(ミッションの内容と成果については、2.5.4.3 で記述)。

この時の飛行時間は、1 回目マニュアル 5 分、2 回目マニュアル 5 分、3 回目自動 15 分、4 回目自動 30 分。

この成果は、スカパーJSAT 社と共有し、その後スカパーJSAT 社が HAPS の総務省研究開発(主に通信ミッション)と事業化(2022 年 7 月 20 日 NTT 社と共同出資で Space Compass 社を立ち上げ、2025 年の HAPS サービスを目指している)に大きく貢献している。

また開発したソーラー無人機は、このタイプとして、実際に飛行する機体として国産国内最大級(2022 年現在)であり、世界の開発競争で後れを取っている HAPS 機体で国産開発の可能性を示した。

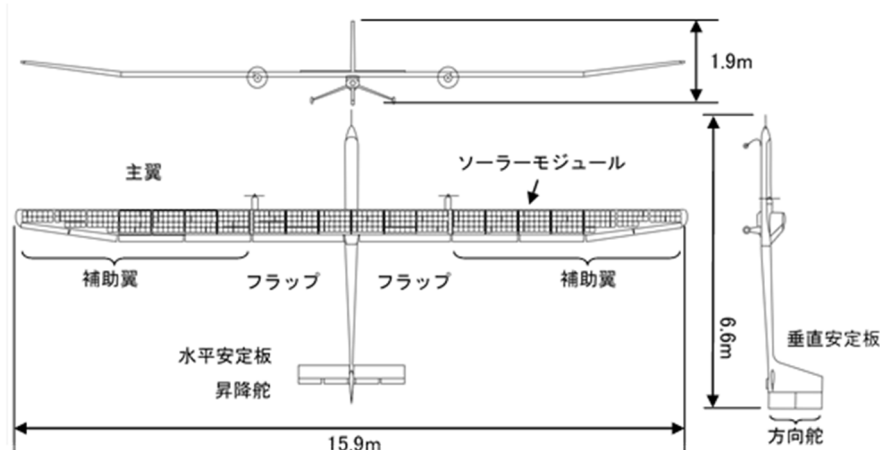


図 2.2.1.4-8 完成機図



図 2.2.1.4-9 実機の写真

5.2.3 「高高度無人機の自動操縦システム開発」(実施者：JAXA)

本システムは、大きく、機体に搭載するフライトコントロール装置、飛行制御プログラム、グラウンドコントロールステーションからなる。大型(翼長 15.7m 最大離陸重量 90kg)のソーラー無人機のアビオニクス開発は国内でも初めての試みになる為、これまで JAXA が開発してきた無人機(U-ARMS 等)のノウハウを生かしながらも専用の設計を行った。

特に飛行制御プログラムは、機体の特性が設計値でしかわからず、機体開発を担当している東海大学と連携を取りながらの開発となった。設計値だけで足りないデータに関しては、2019 年 8 月 19 日～8 月 24 日に大樹航空宇宙実験場で行った飛行試験時の飛行データを収集することで機体特性の解析が進み、2019 年 9 月 22 日～27 日に大樹航空宇宙実験場で行った高高度無人機の自動飛行試験では、設計通りの加速度負荷に抑えるように飛行させることができた。

また、高度や飛行コースの変更を行うコマンドに対しても機体に負荷のかからない範囲の加速度を維持した。さらに繰り返し実施した飛行試験を通じて機体に組み込まれた各種センサーから送られてくるテレメトリデータを飛行終了後ただちに解析し、飛行プログラムへとフィードバックさせることで完成度を上げることができた。

これらの成果は、スカパーJSAT 社と共有し本研究プロジェクト終了後にスカパーJSAT 社が行っている HAPS 事業に役立てられている。また、本研究成果は国産 HAPS 開発にも大きく貢献できると考えている。

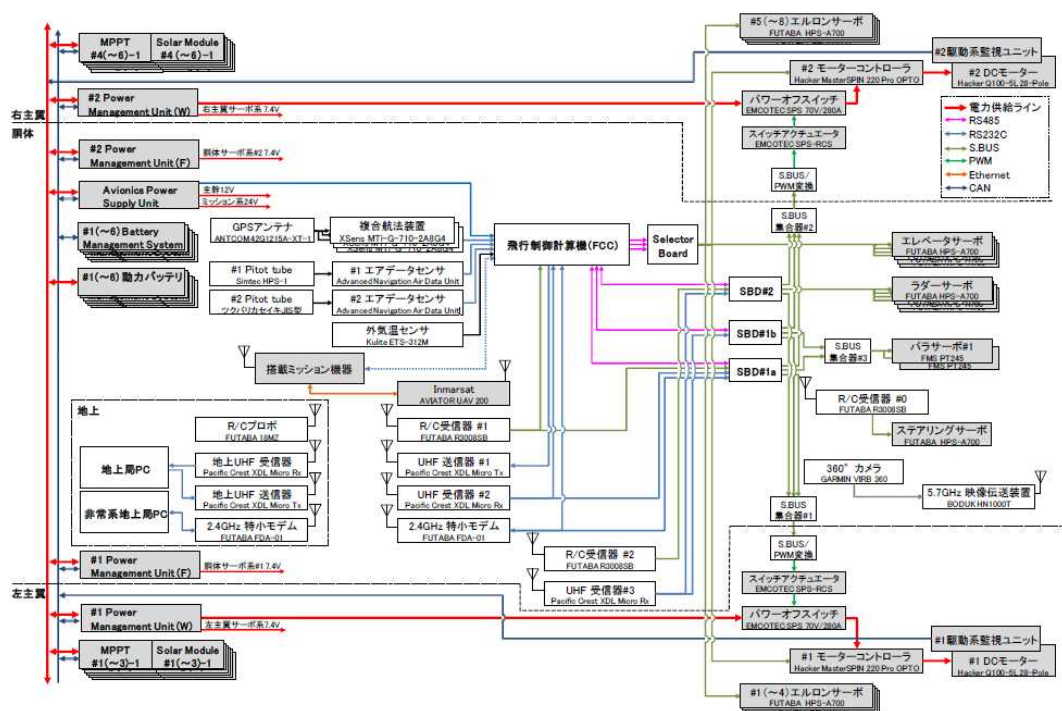


図 2.2.1.4-10 自動操縦システム構成図

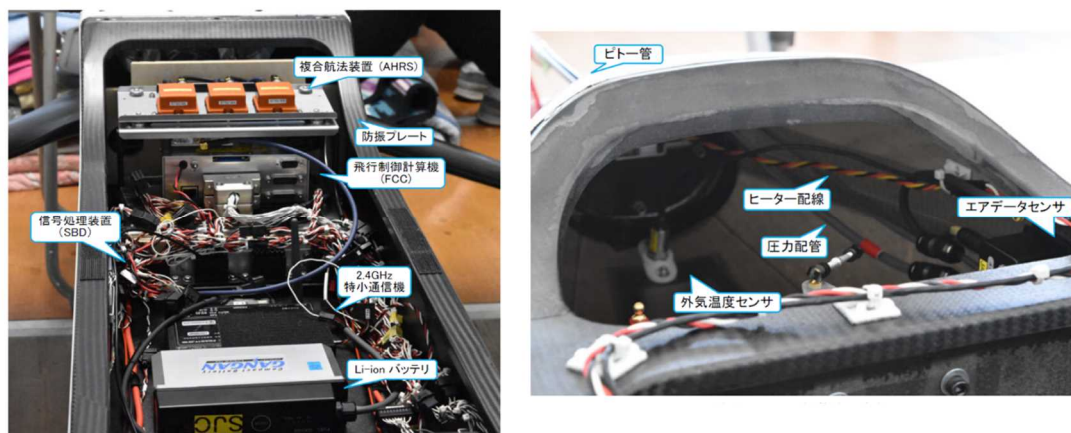


図 2.2.1.4-11 機体に実装されたシステム

5.3 研究開発項目③ 高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発

5.3.1 「高高度無人機とドローン間で行う通信装置開発」(実施者：NICT)

2017年11月27日～12月1日に福島スカイパーク(37.822422, 140.389587:標高402m)で改造した既存ソーラー無人機に開発をした通信機(FSK方式)を搭載し地上局(自動車に設置)を移動させて測定した結果、飛行場から約2kmまで良好に通信が出来た。データのスループットは1秒以下で問題ないと判断されるが、通信距離2kmは、実用的ではないので課題として残った。

2.5.3.2で製作された小型無線通信装置のLoRa方式を取り入れながらスループットを維持した小電力無線装置の開発に成功した(スループットは1秒以下で通信距離7.5kmを2019年1月16日～18日に福島RTFの試験で実証した。また小型化にも成功し初期バー

ジョンの無線装置(70×125×40mm)から改良型(82×70×24mm)では体積比で約2/5の小ささにできた。本研究成果はDRESSプロジェクトの他のコンソであるSUBARUに協力し、ヘリ型無人機に搭載して貢献をした。無線機の改良は最終的に改良型の厚さが約半分(12mm程度)まで小型化を実現し、追加機能として互いの小電力通信装置が衝突回避を行うべくドローンの制御を行う機能と遠隔でドローンの制御を可能とした。また、追加研究として400MHz帯の無線機を開発した。これらの成果は、2020年1月23日～24日に福島RTFで試験を行い実証した。本研究の成果は、スカパーJSAT社と共有し、その後スカパーJSAT社が総務省研究開発(HAPS C2リンク通信の暗号化等)に引き継がれ、NICTも総務省研究開発(HAPS C2リンク通信装置の開発)へと発展的に継続して今後の国産HAPS開発の通信パイロード開発への貢献が期待される。

小電力通信システムを利用して、ドローンの位置情報をソーラー無人機が収集し、衛星回線を経由して、UTMへ伝送することに成功



図 2.2.1.4-12 北海道大樹町で行った通信試験結果



図 2.2.1.4-13 完成した小型通信機

5.3.2 「小型無線装置の製作」(実施者：スカパーJSAT)

小型の小電力無線通信としてIoT等で一般的なLoRa方式の無線装置をベースにマルチコプター型無人機に搭載可能な小型軽量を開発し、2017年11月27日～12月1日に福島スカイパーク(37.822422, 140.389587 : 標高 402m)で改造した既存ソーラー無人機に搭載して通信性能を測定した。

その結果通信距離は約8kmと良好な結果であった。しかし、スループットが極端に悪く1電文(24byte)を送信するのに4秒程度かかってしまった。これは高速(10m/s前後)で移動するマルチコプター型無人機では、安全な見通し外飛行ができないが、この試験結果を解析しNICTでLoRa方式及びFSK方式の良い特徴を持った通信機の開発につなぐこ

とができた。

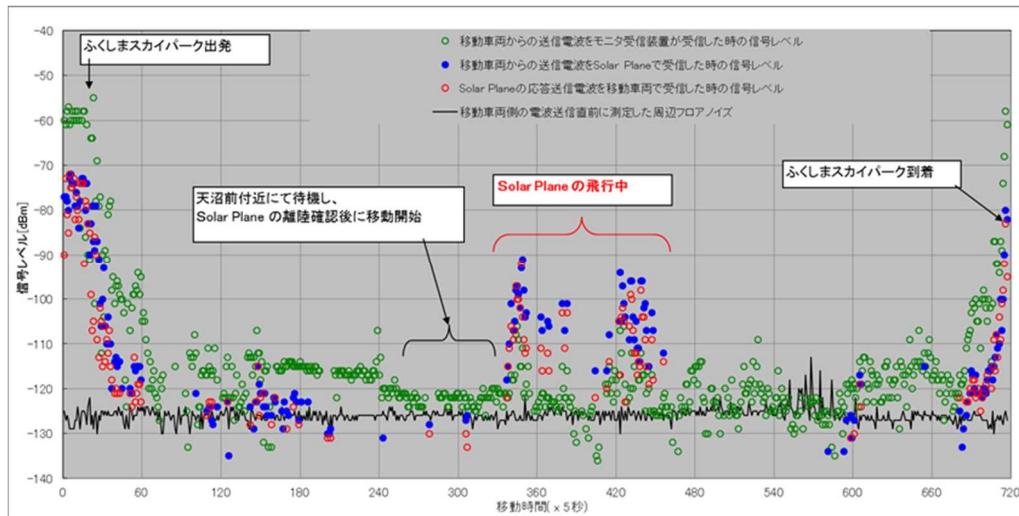


図 2.2.1.4-14 ふくしまスカイパークで行った通信テスト結果

5.4 研究開発項目④ 衛星を使ったドローン運行管理システムの総合試験



図 2.2.1.4-15 UTM 上で他コンソ（黄色マーク）と自コンソ（青マーク）のリアル飛行データの表示

5.4.1 「福島 RTF を使った総合試験（実施者：スカパーJSAT、NICT）」

2019 年 10 月 24 日～25 日に福島 RTF で、本研究開発の 2.5.1. 及び 2.5.3 のテーマの実証実験を行った。各課題の成果はそれぞれの成果で明記しているが、この総合試験では、さらに上位の統合運航管理システム (FIMS) と常にデータの送受信を行う事で他社の無人機の飛行情報を当コンソが開発した UTM 画面上にリアルタイムで表示することができ、互いの無人機安全飛行を実現できた。

5.4.2 「福島 RTF を使ったデモンストレーション」（実施者：スカパーJSAT、NICT）

2019 年 11 月 7 日～8 日に福島 RTF で、2.5.1. 及び 2.5.3 のテーマのデモンストレーションを行った。特にこのデモンストレーションでは、RTF 周辺に 100 機以上のマルチコプター型無人機が FIMS 管理配下で安全に飛行をさせる事ができる事を証明した。当コンソ

も付近を飛行する SUBARU コンソの無人機との干渉を FIMS からの情報を基に衝突を回避する飛行を行いながら、当コンソで開発した各機能も電波干渉や統合運航管理システム (FIMS) との情報通信の負荷に影響させる事なく動作し実用レベルの安定性を証明することができた。

この成果は、2022 年 7 月 20 日にスカパーJSAT と NTT が合併で立ち上げた HAPS オペレータ企業である Space Compass 社が運用する HAPS の運航管理システム、更に他の HAPS オペレータが運用する場合に必ず必要となる統合運航管理システム (FIMS) の開発に繋がる。

5.4.3 「高高度無人機を使った総合試験」

(実施者：スカパーJSAT、東海大学、JAXA、NICT)

本研究開発を始めたかなり早い段階で、福島 RTF の滑走路の提供が当研究開発に間に合わない事がわかり、日照条件は悪いが、高高度無人機の組み立てや整備が可能な格納庫と離着陸を安全に行う為に必要な滑走路を有している、大樹航空宇宙実験場で 2019 年 9 月 22 日～27 日に本研究開発の全てのテーマ (一部 FIMS との連携などは接続環境がないため使用していない) の実証を行った。特に高高度無人機を飛行場内～海上までの範囲で自動飛行をさせながら約 5km と 10km 離れたマルチコプター型無人機に搭載した小電力無線装置の位置情報を高高度無人機が衛星経由で中継しリアルタイムで UTM に送り、UTM 上で常に無人機の位置をモニタリングすることができた。

この成果は単に無人機の運航管理にとどまらず、将来の HAPS を使った無人機や空飛ぶクルマ等の安全飛行を支えるインフラとして非常に有効であると証明できた。

またこの成果は 2022 年 7 月 20 日にスカパーJSAT と NTT が合併で立ち上げた HAPS オペレータ企業である Space Compass 社のサービス開発に役立てる事ができると確信している。

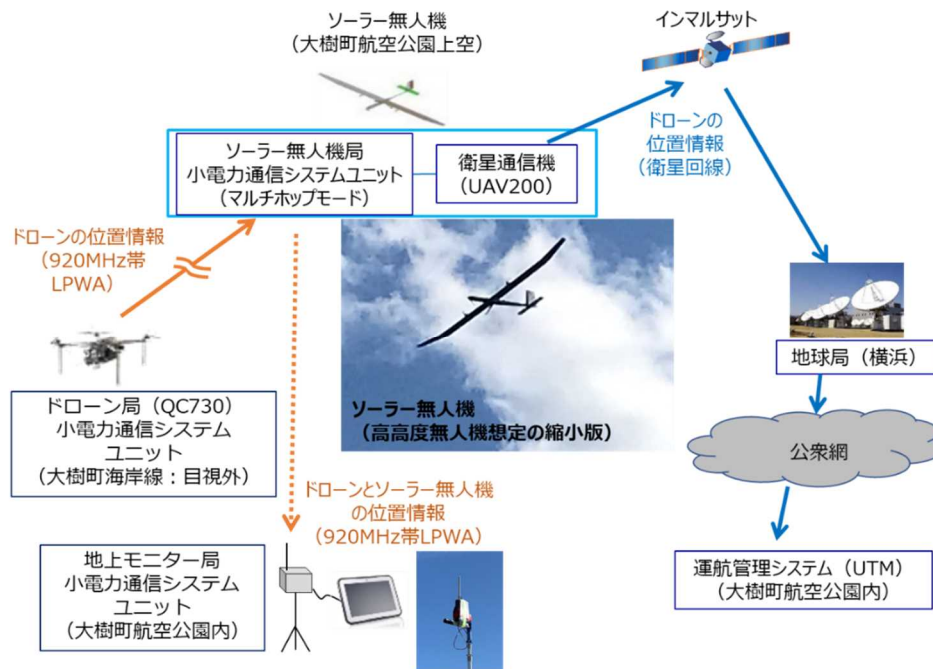


図 2.2.1.4-16 検証試験のネットワーク構成と位置情報の流れ

5.5 研究開発項目⑤ 試験を行う為の許認可・法整備等の調整作業

(実施者：スカパーJSAT)

本研究開発にて実施した高高度無人機、ドローン及び衛星を介した運航管制システムは、総務省で推進している Beyond5G において、その主要な技術課題となっている超カバレッジの実現に向けた非地上ネットワーク NTN (Non-Terrestrial Network) の先駆けとなる開発である。スカパーJSAT は、本稿のⅣの 1.1 項に記載する通り、5.03GHz 帯にて高高度無人機経由でドローンを運航制御する C2 リンクの研究開発を総務省から受託し実施し、その成果を 2020 年に RTCA (米国航空無線通信技術委員会) の技術基準文書 (DO-362 A) に反映し、引き続き ICAO の標準文書 (SARPs) やマニュアル (C2 リンクマニュアル) に反映すべく活動しているところであるが、本研究開発成果はこれらの活動の基本ベースとなっている。

また、スカパーJSAT は、本研究開発の成果をベースとして、NICT、NTT ドコモ等と協力して高高度無人機 (HAPS) を利用した 5G ネットワーク実現を目指す総務省研究開発を 2020 年に受注し、その技術開発及び事業実現に向けた法制度整備の交渉を 2022 年から国交省航空局及び総務省総合通信基盤局と実施しているところである。また、本研究開発の成果を高度化させて、多数の HAPS を同時に運航管制する仕組みの開発や制度化についても、経済産業省、総務省、国土交通省と相談しつつ、関連する事業者、有識者と連携し、取り組みを開始しているところである。

本研究開発の成果は、NTN 事業に向けた HAPS の技術開発や標準化・制度化の活動に繋がっており、国策である Beyond5G 推進や、空の産業革命推進にとっても、大変有意義なものであったと考える。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	2	3	2	-	-	7
学会発表・シンポジウム講演等	4	9	5	-	-	-	18
展示会出展	0	4	0	-	-	-	4
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	1	-	-	-	1
ニュースリリース・プレスリリース	2	1	2	-	-	-	5
国内出願	0	0	0	-	-	-	0
外国出願	0	0	0	-	-	-	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発では、衛星及び高高度無人機 (HAPS: High Altitude Platform Station) 経由で上空のドローンや飛翔体を運航管理するシステムの開発を目指すとともに、高高度無人機の機体開発に加え、衛星、高高度無人機、及び、ドローン間を接続する無線通信機器の開発も行った。これらの開発は、ドローンや空飛ぶクルマなどの安全産業利用の基盤となる技術であり、高高度無人機 (HAPS 等) の産業利用や、Beyond5G 時代のサービスエリア拡張に資する衛星、HAPS から構成される非地上系 (NTN: Non Terrestrial Network) の無線通信システムの実現に資する技術となっている。

当社は、高度 3 万 6 千 Km の静止衛星通信 (GEO) をベースとしてサービスを提供しているが、高度 1000Km 程度の低軌道衛星 (LEO)、高度 20Km 程度の高高度無人機 (HAPS) や高度数 100m 程度のドローンや空飛ぶクルマなど、高度を下げた全ての通信ノードを繋いだ非地上系 (NTN) と地上系の光ファイバー網や Beyond5G 等の次世代の移動通信システムとの融合ネットワークの実現を目指している。本研究開発は、NTN の基本構成要

素の一部である GE0／高高度無人機（ソーラー無人機）／ドローンを繋ぐ通信ネットワークの利用例として、ドローン運航管制システムの開発を行ったもので、2025 年頃以降に利用が期待される HAPS を用いたドローンや空飛ぶクルマに対する安全運航システムや Beyond5G 等の次世代移動通信システムの国内サービス提供に資するものである。これらのシステムは、Beyond5G の超カバレッジ提供を可能とし、携帯電話事業者や光ファイバー事業者のサービス展開に寄与し、また陸、海、空の交通、物流管理、インフラ点検、リモートセンシング等の高度化や有人システムと無人システムの統合的な安全運航管理などを推進し、HAPS を含む NTN の実用化・事業化を図るものである。

本研究開発の主な構成要素の一つである高高度無人機の開発や HAPS 及び衛星を利用した運航管理システムの開発を事業化に結び付けるためには、将来事業化を目指す HAPS の運航管理や衛星・HAPS を含む NTN の標準化、制度化が出口戦略として必須である。HAPS 等の高高度無人機の運航管理については、ICAO の RPASP（Remotely Piloted Aircraft System Panel）で 2025 年の ICAO 総会における標準化に向けて活動が行われている。また、総務省発行の「Beyond 5G に向けた情報通信技術戦略の在り方」の報告書において、HAPS の標準化については、2023 年の ITU 世界無線通信会議（WRC-23）において、IMT 基地局としての HAPS が利用可能な周波数が不足している状況を改善するため、日本としては HAPS に必要な周波数を確保するように対応していくとしている。更に、2027 年の ITU 世界無線通信会議（WRC-27）において、HAPS を含めた NTN の利用できる周波数の拡大の議論ができるよう共用条件等の対応をしていくとされており、当社は、これらの標準化を推進すべく、総務省の HAPS システムと 5G システムの連携に係わる研究開発及び、NICT の NTN システムと Beyond5G システムの連携に係わる研究開発等を通して標準化・制度化を推進する。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

本研究開発の実用化・事業化に向けた出口戦略は、HAPS を含む NTN システムのサービス提供を世界に先駆け提供することである。本年 7 月に当社は NTT 社と共同出資（50%：50%）で資本金 180 億円の Space Compass 社を設立し、2025 年頃に HAPS 経由でスマホ等の携帯電話端末に直接通信を提供する国内でサービスを開始する予定で準備を進めているところである。本サービスは、まずは離島、山間部などの情報通信条件不利地域からサービスを開始し、2030 年代前半ころまでには、衛星及び HAPS で構成される NTN システム経由で日本の領海・領空をカバーする次世代移動通信システムの規格に対応したサービスを全国に展開する予定である。また、ウクライナ情勢や台湾情勢の国際情勢の緊迫化を踏まえ、経済安全保障の確保の観点からも、宇宙や上空システムを利用した領空・領海内のリモートセンシング能力の向上が喫緊の課題となっており、日本国としての課題解決の方策として、国内事業者による HAPS を含む NTN システムの事業化が期待されているところである。HAPS の実用化については、欧州の Airbus 社や、米国の AeroVironment 社、UAVOS 社、SCEYE 社等の機体メーカーで機体開発が順調に進んでおり、成層圏での試験飛行が報告されているところで、これらの状況を踏まえ、HAPS メーカーと連携し国内デモ、大阪万博でのデモを計画中である。

本研究開発の出口戦略である HAPS を含む NTN システムの事業化を実現するためには、世界において現時点で事業化されていない NTN のユースケースを具体化し、国際的な標準化や国内制度化に取り組む必要がある。NTN の標準化、制度化には、国内的には、衛星事業者である当社、地上通信事業者である NTT 社、携帯電話事業者である NTT ドコモ社、ソフトバンク社、NTN 事業実現のために発足した Space Compass 社が、標準化、制度化に向けて定期的に会合を持ち、電波法の制度化については総務省に、HAPS など航空法の制度化については国交省に定例的に相談しているところである。また、標準化

については、HAPS 産業界メンバーを中心として発足した HAPS アライアンスに 2022 年に参画し、ITU-R、3GPP での HAPS・NTN 関連の標準化を国際的な産業界メンバーとの連携のもと活動を開始し、また、3GPP に 2022 年より参加し、NTN の標準化についても NTT ドコモ社と連携して Rel. 18 への提案など本格的な活動を開始したところである。

当社としては、引き続き 2023 年度まで総務省の 5G 網と連携した HAPS システムの研究開発を NTT ドコモ社、NICT、パナソニック社、ソフトバンク社と連携して取り組むとともに、2024 年度まで NICT の NTN システムとユースケースの開発を NTT 社、NTT ドコモ社、パナソニック社とともに取り組み、事業化を目指す。

また、Beyond5G と連携する HAPS や NTN の高度化に向けて新たな研究開発が必要な技術については、当社及び Space Compass 社が総務省と相談し、次年度以降の提案を検討しているところである。

更に、大規模 HAPS ネットワークを運航管制するシステムや次世代 HAPS 機体の要素技術の研究開発についても、主に Space Compass 社が経済産業省と相談し、次年度以降に更なる提案を検討しているところである。

3. 実用化・事業化の見通し

本研究開発の出口として、HAPS の実用化があげられるが、HAPS 実用化については、上空の偏西風が強い日本の緯度の高いエリアに対応した機体の推進系開発や複数機体運用時の運航管制技術、離発着時の有人機との運用調整ルール確立が課題となっており、機体メーカーの開発状況を踏まえつつ、日本に特有の課題については、経済産業省や国土交通省と相談し、機体認証要件や運航管制ルールと連携した HAPS の運航管理システムの研究開発や燃料系システムやモーター等の推進系単体技術の開発を推進する。HAPS は、世界に先駆けた事業であるため、参照すべき国際標準、他国で前例となる制度が確立しておらず、電波法、航空法における国内制度化が事業化に向けた最大の課題である。

電波法に係わる制度面では、HAPS の携帯電話サービスに必要な国際的な周波数の確保と国内制度化、運航管理に必要な C2 リンク周波数及び空域管制センターと HAPS 間の周波数の国内制度化など、総務省と定期的に相談し、技術試験事務、情報通信審議会等の審議を経て、2025 年度の事業化を目指している。

また、航空法に係わる制度面については、HAPS 機体規模に応じて、無人航空機か、無操縦者航空機のいずれかに該当し、飛行するエリア（無人地帯、人口密度の低いエリア、人口集中エリア）等のカテゴリによって、制度化の必要性、要件が異なっているため、ICAO 標準化や欧米各国の制度化動向を確認しつつ、機体能力に応じた制度化を国土交通省と相談し HAPS 機体仕様に反映することが重要課題となっている。これらの課題をクリアしつつ世界に先駆けて日本で事業化ができれば、その事業化、制度化ノウハウ、サービスを海外展開することが期待できる。

具体的には、Beyond5G と連携したドローン、空飛ぶクルマ等の交通・物流管理、ローカル通信ネットワークの提供を制度面とパッケージして日本での事業事例を横展開することなどが考えられる。

本研究開発で開発した高高度無人機経由でドローンを運航管理する無線機器の周波数は、920MHz 帯と低い周波数で、割り当て帯域も狭いため、ドローン収容台数が抑えられて、事業化に適していなかったため、本研究開発の想定モデルをベースとして、事業化に適した高い周波数で無人機の C2 リンクに専用的に割り当てられた C 帯（5030-5091MHz）を用いた HAPS 経由の C2 リンクシステム開発を総務省の研究開発で 2019 年度～2021 年度で実施した。

総務省の研究開発システムをベースとした高高度無人機経由の通信システムを米国航空無線技術委員会（RTCA）の技術基準文書の DO-362 A に日本提案として入力し、そ

の内容が盛り込まれ 2020 年末に発行された。更に本内容を ICAO の RPASP で D0-362 A 内容を 2025 年発行予定の C2 リンクマニュアルに盛り込むべく活動中である。

HAPS の携帯電話事業化に向けた標準化については、ITU-R の WRC-23 において IMT 基地局としての HAPS が利用可能な周波数が不足している状況を改善するため周波数の確保を目指した議題 1.4 にて、ソフトバンク社が主導し、NTT ドコモ社とともに標準化を目指してサポートを行っている。一方、国内の制度化においては、本年 5 月以降、当社と Space Compass 社が主体となって定期的に総務省と打ち合わせを行い、移動系、固定系及び C2 リンク系等の事業化の HAPS の利用形態毎に検討項目や検討スケジュールをソフトバンク社と NTT ドコモ社と連携し整理しているところで、2025 年度上期までに制度化を終える予定である。

また、ITU-R の WRC-27 に向けては、ソフトバンク社及び NTT ドコモ社とともに NTN に利用できる周波数確保や規則の見直しに係わる課題を検討しており、更に 3GPP においては、NTT ドコモ社と連携し、日本の固有特性（海洋立国、災害大国）を踏まえて、Rel. 19 に新規 NTN ユースケース・要求条件を検討して提案を反映する予定である。提案に際しては、今年参加した衛星業界グループ（SSIG : Satellite Standardization Interest Group）と連携して実施する予定である。

6.2.1.5 3) 運航管理機能の開発（離島対応等）：

準天頂衛星システムを利用した無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発

（実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度））

（実施者：株式会社SUBARU、日本無線株式会社、日本アビオニクス株式会社、株式会社自律制御システム研究所、三菱電機株式会社）

（1）事業の背景・意義（目的・概要）

1) 目的

ロボット・ドローンは様々な分野で革命を起こす可能性を秘めており、諸外国でも利活用分野の拡大のための制度設計、技術開発及び標準化活動が活発である。一方、我が国においても、サービスの高度化や社会課題解決のためにロボット・ドローンの高度利活用が期待されており、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会（第6回）（2017年5月19日開催）にて取りまとめられた「空の産業革命に向けたロードマップ」に沿って、離島や山間部での無人航空機による荷物配送の実現等を目指し、官民一体となって取り組んでいると認識している。

この「空の産業革命に向けたロードマップ」に示された無人地帯での目視外飛行（レベル3）（例えば、離島や山間部への荷物配送）及び有人地帯での目視外飛行（レベル4）（例えば、都市の物流、警備）の本格化に向けては、他の飛行体（有人航空機、無人航空機等）や障害物との衝突を回避しつつ飛行するための衝突回避技術の開発が必要不可欠である。

このため、離島間物流（以下、「離島運航」）のように、地上と無人航空機間の通信インフラが十分に整備されておらず、また、様々な状況の変化が想定される長距離飛行において、無人航空機が自律的に飛行経路を変更し、準天頂衛星システムを利用して精密に飛行する技術（＝自律的ダイナミック・リルーティング技術）を実装したシステムを開発する。この自律的ダイナミック・リルーティング技術の実装イメージ図を図2.2.1.5-1に示す。

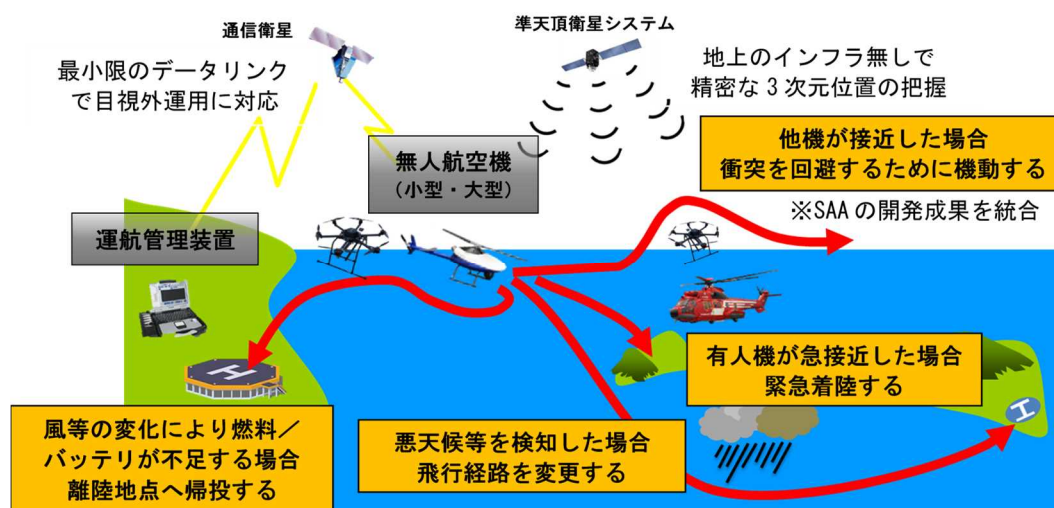


図 2.2.1.5-1 自律的ダイナミック・リルーティング技術の実装イメージ図

また、自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発に当たっては、準天頂衛星システムによる高精度な位置情報に基づく自律飛行を実装する無人航空機を用いた基礎的

な性能データを取得した後、自律的ダイナミック・リルーティング技術を開発し、それを実装した無人航空機を用いて、福島ロボットテストフィールド（以下、「福島 RTF」）にて、定量的な性能評価を実施し、本土及び離島間での実環境下における飛行試験を行いその有効性を評価する。

本土～離島運用を想定した運航管理システム＝飛行空域に十分な地上設備なしで実現



- ①準天頂衛星システム → 地上装置なしで精密な 3 次元位置測定を実現
- ②通信衛星データリンク → 地上装置なしで目視外運用を実現
(通信遅延・データ量制約あり)



②の課題を①を用いて解決するために、自律的ダイナミック・リルーティング技術を開発

(2) 研究開発目標と根拠

1) 技術課題と解決手法

自律的ダイナミック・リルーティング技術は、周辺状況の変化を把握し、飛行経路を再設定する技術であり、飛行経路の再設定は、衝突回避も統合されたものである。

「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト」の基本計画に示される研究開発内容に対する技術課題とその解決手法について表 2.2.1.5-1 に示す。

表 2.2.1.5-1 研究開発内容（基本計画）に対する技術課題とその解決手法

研究開発内容 (基本計画)	技術課題	解決手法
①マルチ GNSS (Global Navigation Satellite System)により取得した高精度な位置情報により無人航空機の自律制御を行う	①-1 長距離の飛行を行うため、飛行中に発生する機器故障や気象急変など状況変化が予測できない	①-1 無人航空機の内部データや準天頂衛星システム等を含む搭載センサの情報により、自機の故障や、気象条件の変化など周辺状況変化の把握ができる状況判断アルゴリズムを開発
	①-2 主として洋上となる離島までの飛行経路においては、地上と無人航空機間に、十分な伝送速度と伝送容量を有する通信インフラが確保できないため、地上の操作員からの詳細な管理・操作ができない	①-2 地上操作員からの最小限の管理・操作でも、周辺状況の変化に対応した無人航空機の飛行経路を再設定できる自律的な経路生成アルゴリズムの開発及び、時間遅れ・伝送容量制約が大きい見通し外通信インフラでも、最小限の無人航空機からの情報と無人航空機への操作で、安全性・信頼性の確保が可能な地上管理装置の開発
②安全かつ信頼性の高い目視外での自律飛行を実現するために、無人航空機の衝突回避技術の開発において開発された技術を統合する	②-1 目視外における衝突回避を実施する場合、無人航空機は、有人航空機や無人航空機において標準化されたルールに従った衝突回避の機動を行う必要がある	②-1 将来的には国内／国際的な標準化を考慮し、様々な衝突シナリオ（衝突対象、相対速度、自機の飛行状態）に対応する標準的な衝突回避ルールの設定
	②-2 本土・離島間の長距離飛行において想定される様々な衝突リスクに対応する必要がある	②-2 準天頂衛星システムによる位置情報の共有や、有人航空機に搭載される ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) データの利用、無人航空機に搭載された電波センサや光波センサによる衝突対象の探知情報など、複数の協調 SAA (Sense And Avoid) と非協調 SAA を組み合わせることで、より多様な衝突リスクを回避する衝突回避技術の統合の実施

2) 飛行実証

1) 技術課題と解決手法で示した研究開発成果を実証するために、以下の(a)～(c)のステップで飛行実証を実施する。

(a) 基礎データの取得

- ・準天頂衛星システムの高精度位置情報を使用した無人航空機の誘導制御の基本性能データと、離島運用を想定した各種センサの基礎データを取得し、自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発の資を得る。
- ・自律的ダイナミック・リルーティング技術を搭載した無人航空機と有人航空機を福島 RTF 等で飛行させ、空中で停止している有人航空機に無人航空機が接近した際に、各種センサが有人航空機を検知し予め定めた回避機動の動作検証試験を実施する。
- ・これまで実施しているシミュレーションは自機と回避対象機が 1 対 1 の場合を想定しているが、より実フライトに近い環境での検証のために、回避対象機を増やしたパターンを追加検証する。

(b) 定量的な評価試験

- ・開発した自律的ダイナミック・リルーティング技術を用い、設定した運航シナリオが安全に実現できることを、計測設備が整備された福島 RTF において実証し、定量的な性能を把握する。
- ・レーダのノイズにまぎれて探知できないまま相手が接近する場合やレーダの上下方向覆域外からの脅威機が接近する場合といった、特殊な状況まで想定し、近距離で探知した場合でも確実に衝突回避を行うための緊急回避機能についても追加検証する。
- ・ドローン運航管理システム (UTM: Unmanned Air System Transport Management) の相互接続試験に参加し、他の無人航空機が複数機、同一空域を飛行する状態での飛行実証を実施する。

(c) 実環境での飛行実証

離島運航シナリオを設定し、本土及び、離島間において実環境下での自律的ダイナミック・リルーティング技術の有効性を評価する。

3) 国際標準化の提案活動

1) 技術課題と解決手法及び 2) 飛行実証の成果に基づき、無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けた以下の提案活動を実施する。

- ・標準化に向けた海外技術動向の調査
- ・ISO(International Organization for Standardization)のTC(Technical Committee) 20「航空機及び宇宙機」の分科委員会である SC(Sub Committee) 16「無人航空機システム」向け技術レポートの作成
- ・ISO 国際会議への参加

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

目標達成に向けた研究開発のスケジュールを表 2.2.1.5-2 に示す。
また、研究開発の実施体制を図 2.2.1.5-2 に示す。

表 2.2.1.5-2 研究開発スケジュール

事業項目	2017 年度				2018 年度				2019 年度			
	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期	第 1 四半期	第 2 四半期	第 3 四半期	第 4 四半期
①自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発	設計・製造				地上試験				試験結果の反映・改善			
②飛行実証												
(1) 基礎データの取得												
(2) 定量的な評価試験												
(3) 実環境での飛行実証												
③国際標準化提案												

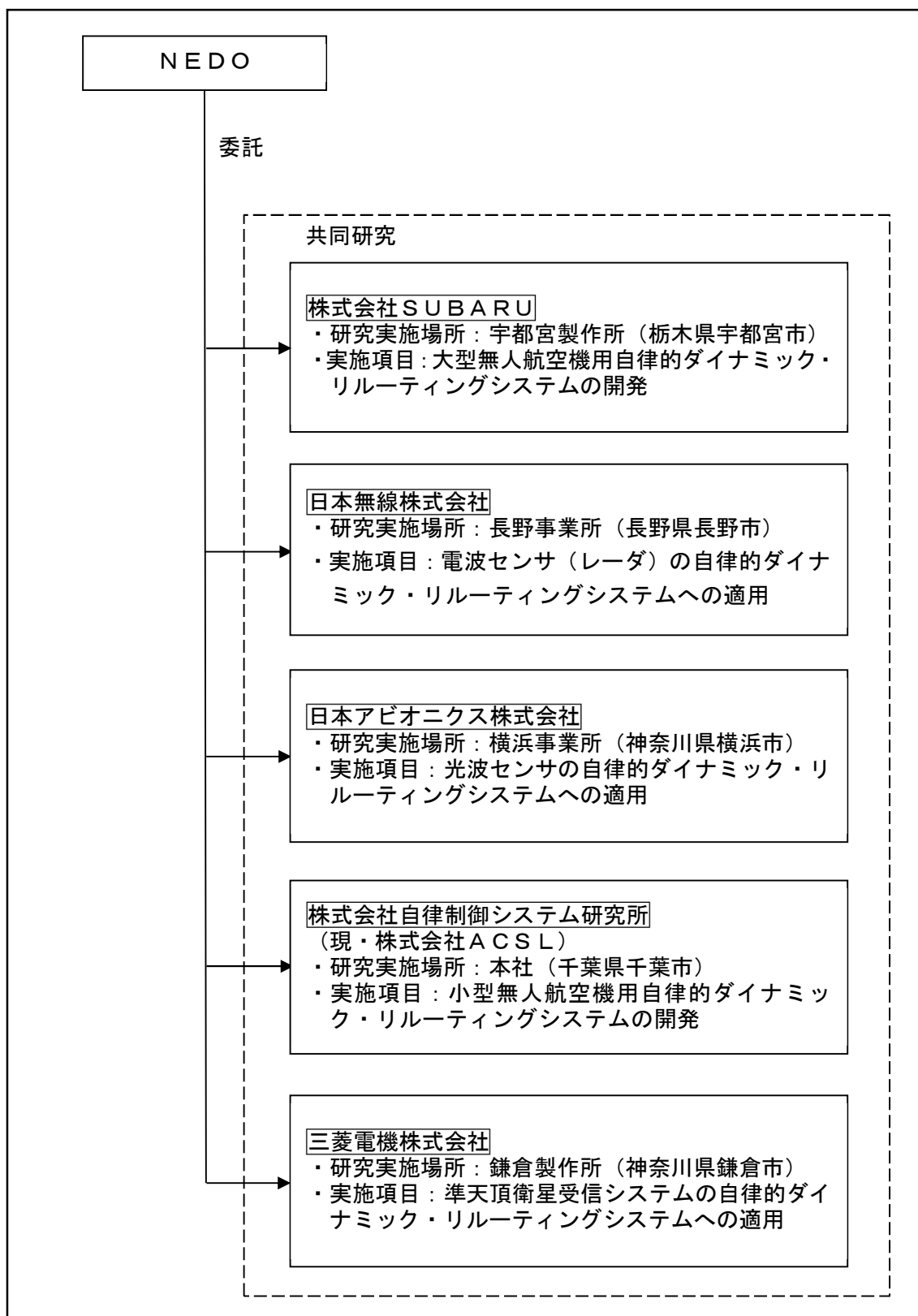


図 2.2.1.5-2 研究開発実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発

準天頂衛星システムによる位置情報の共有や有人航空機に搭載される ADS-B データの利用、無人航空機に搭載された電波センサや光波センサによる衝突対象の探知情報など、複数の協調 SAA と非協調 SAA を組み合わせることで、より多様な衝突リスクを回避する衝突回避技術を統合して、無人航空機自らが最適な飛行経路を生成し、衝突回避するシステムを開発した。

最終目標	成果	達成度	備考
(1) <u>長距離飛行を行うための状況判断</u>： 無人航空機の内部データや準天頂衛星システム等を含む搭載センサの情報により、自機の故障や、気象条件の変化など周辺状況変化の把握ができる状況判断アルゴリズムの開発	自律的ダイナミック・リルーティングシステムが「探知し回避する障害の種別」と「それに対する対応方法」について具体的内容を検討し、対処方法をソフトウェアに実装した	○	
(2) <u>離島における無人航空機の管理</u>： 地上操作員からの最小限の管理・操作でも、周辺状況の変化に対応した無人航空機の飛行経路を再設定できる自律的な経路生成アルゴリズムの開発及び、時間遅れ・伝送容量制約が大きい見通し外通信インフラでも、最小限の無人航空機からの情報と無人航空機への操作で、安全性・信頼性の確保が可能な地上管理装置の開発	全体構想の案を構築し、離島運用における管理方法及び運航管理統合システム等との連携について具体化した	○	
(3) <u>衝突回避ルールの設定</u>： 将来的には国内／国際的な標準化を考慮し、様々な衝突シナリオ（衝突対象、相対速度、自機の飛行状態）に対応する標準的な衝突回避ルールの設定	諸外国の状況を踏まえた、有人航空機等の協調・非協調を含めた衝突回避のルールの調査を行い、ルール（案）を設定した	○	
(4) <u>協調・非協調の衝突回避技術の統合</u>： 準天頂衛星システムによる位置情報の共有や、有人航空機に搭載される ADS-B データの利用、無人航空機に搭載された電波センサや光波センサによる衝突対象の探知情報など、複数の協調 SAA と非協調 SAA を組み合わせることで、より多様な衝突リスクを回避する衝突回避技術の統合の実施	センサ間のインタフェースを明確化し、長距離の飛行において、回避を行うことができるシステムを構築し検証を完了した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②飛行実証

小型／中型無人航空機を用いた基礎的なデータを取得した後、自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発を行い、それを実装した無人航空機を用いて、福島 RTF にて定量的な性能評価を実施し、本土及び離島間での実環境下における飛行試験を実施して、その有効性を評価した。

最終目標	成果	達成度	備考
(1) <u>基礎データの取得</u>： (a) 準天頂衛星システムの高精度位置情報を使用した無人航空機の誘導制御の基本性能データと、離島運用を想定した各種センサの基礎データを取得し、自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発の資を得る 加えて、自律的ダイナミック・リルーティング技術を搭載した無人航空機と有人航空機を福島 RTF 等で飛行させ、空中で停止している有人航空機に無人航空機が接近した際に、各種センサが有人航空機を検知し予め定めた回避機動の動作検証試験を実施する (b) これまで実施しているシミュレーションは自機と回避対象機が 1 対 1 の場合を想定しているが、より実フライトに近い環境での検証のために、回避対象機を増やしたパターンを追加検証する	(a) 自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発に必要な各種センサの基礎的なデータを取得した ・小型無人航空機に小型化した準天頂衛星システムを統合し、水平・上下方向の位置精度向上を確認した ・離島での運用を想定した実環境において実装するセンサの探知データを取得した (b) 搭載センサのモデルを組み込み、回避対象機を増やしたパターンなど、より実フライトに近い環境でのシミュレーションを行い、回避できることを確認した	○	
(2) <u>定量的な評価試験</u>： (a) 開発した自律的ダイナミック・リルーティング技術を用い、設定した運航シナリオが安全に実現できることを、計測設備が整備された福島 RTF において実証し、定量的な性能を把握する (b) レーダのノイズにまぎれて探知できないまま相手が接近する場合やレーダの上下方向覆域外からの脅威機が接近する場合といった、特殊な状況まで想定し、近距離で探知した	(a) 福島 RTF にて飛行実証を行い、定量的な性能を把握した ・中型無人航空機を用い、相対 100km/h で正対する有人ヘリコプターとの自律的な衝突回避に成功した ・小型無人航空機を用い、相対 100km/h で正対する小型無人航空機との自律的な衝突回避に成功した (b) 近距離で探知した場合でも確実に衝突回避を行うための緊急回避機能についても追加検証し、有人航空機及び小型無人航空機を回避できることを確認した	○	

場合でも確実に衝突回避を行うための緊急回避機能についても追加検証する (c) ドローン運航管理システムの相互接続試験に参加し、他の無人航空機が複数機、同一空域を飛行する状態での飛行実証を実施する	(c) ドローン運航管理システムの相互接続試験において、自律的ダイナミック・リレーティング技術を実装した小型／中型無人航空機をUTMと相互に接続し、他の無人航空機が複数機、同一空域を飛行する状態で飛行できることを確認した		
(3) 実環境での飛行実証： 離島運航シナリオを設定し、本土及び、離島間において実環境下での自律的ダイナミック・リレーティング技術の有効性を評価する	・離島運航シナリオを設定し、離島環境を模擬した実フィールドにおいて、飛行中に故障や燃料残量の減少、悪天候を検知した場合、無人航空機が自らの判断で経路を変更し、事前に設定された緊急着陸地点まで飛行する機能を実証した	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③国際標準化の提案活動

①自律的ダイナミック・リレーティング技術の開発及び②飛行実証の成果に基づき、無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けて、ISO 国際会議等で研究成果の情報発信を行った。

最終目標	成果	達成度	備考
①自律的ダイナミック・リレーティング技術の開発及び②飛行実証の成果に基づき、無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けた提案活動を実施する 具体的には、(1)標準化に向けた海外技術動向の調査、(2)ISO の TC20「航空機及び宇宙機」の分科委員会である SC16「無人航空機システム」向け技術レポートの作成、(3)ISO 国際会議への参加を行う	・ダイナミック・リレーティング技術の開発及び飛行実証の成果に基づき、無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けた提案活動として、標準化に向けた海外技術動向の調査及びISO 国際会議等で研究成果の情報発信を行った	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果と意義

5.1 研究開発項目①「自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発」

5.1.1 「長距離飛行を行うための状況判断」（実施者：株式会社SUBARU、自律制御システム研究所）

中型無人航空機と小型無人航空機の自律的ダイナミック・リルーティングシステムが「探知し回避する障害の種別」と「それに対する対応方法」について表 2.2.1.5-3 のとおりに、また、「探知し回避する障害の種別」と「安全距離及び探知方法」を表 2.2.1.5-4 のとおりに設定し、装置に実装した。

表 2.2.1.5-3 探知し回避する障害の種別とそれに対する対応方法

探知し回避する障害の種別		対応方法	
		中型無人航空機 	小型無人航空機 
有人航空機		「衝突回避のルールの設定」の項目にて説明	
無人航空機			
鳥		無人航空機に準じる	
地形・樹木		上昇	
鉄塔			
悪天候（雲・雨域）		旋回	
風速変化		予定経路を変更し、離陸地点又は着陸地点の近い方へ直線飛行	
故 障	バッテリー低下／推力低下	緊急着陸地点 、離陸地点、着陸地点の近い方へ直線飛行	
	航法データ異常		
	通信途絶		
帰投困難		その場降下	

表 2.2.1.5-4 探知し回避する障害の種別と安全距離及び探知方法

探知し回避 する障害の 種別	安全距離		中型無人航空機		小型無人航空機	
	離隔距離	離隔高度	探知方法	監視範囲	探知方法	監視範囲
有人航空機	(※1) 150m	(※1) 前進飛行時 ： 30m ホバリング時 ： 50m	①ADS-B ②レーダ ③光波センサ	全周 (360 度)	①ADS-B ②光波センサ	ADS-B 全周 (360 度) ・ 光波センサ 前方 (20 度)
中型 無人航空機	(※2) 自機寸法 × 5	(※2) 自機寸法 × 5	①レーダ ②光波センサ		①光波センサ	
小型 無人航空機						
鳥						
地形・樹木	(※3) 30m	—	①レーダ			
鉄塔	(※3) 30m	—				
悪天候 (雲・雨域)	(※4) 700m	—	①UTM 気象情報 ②レーダ ③光波センサ		①UTM 気象情報	—

※1 : ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト 性能評価基準等の研究開発 調査用無人航空機の評価手法の研究開発の試験結果

※2 : 過去飛行実績による (コンソーシアム独自設定)

※3 : 無人航空機 (ドローン、ラジコン機等) の安全な飛行のためのガイドライン (国土交通省) の第 3 者との距離

※4 : 航空法における高度 3,000m 未満の有視界飛行条件における雲からの離隔距離に 100m の余裕を加算

5.1.2 「離島における無人航空機の管理」（実施者：株式会社SUBARU、自律制御システム研究所）

離島運航における無人航空機の管理に関する全体構想を図 2.2.1.5-3 のとおり具体化した。

離島運航における無人航空機の管理は、運航管理装置に楽天株式会社の UASSP（運航管理機能）サーバを経由して、FIMS（運航管理統合機能）サーバと接続して管理を行う方針とした。

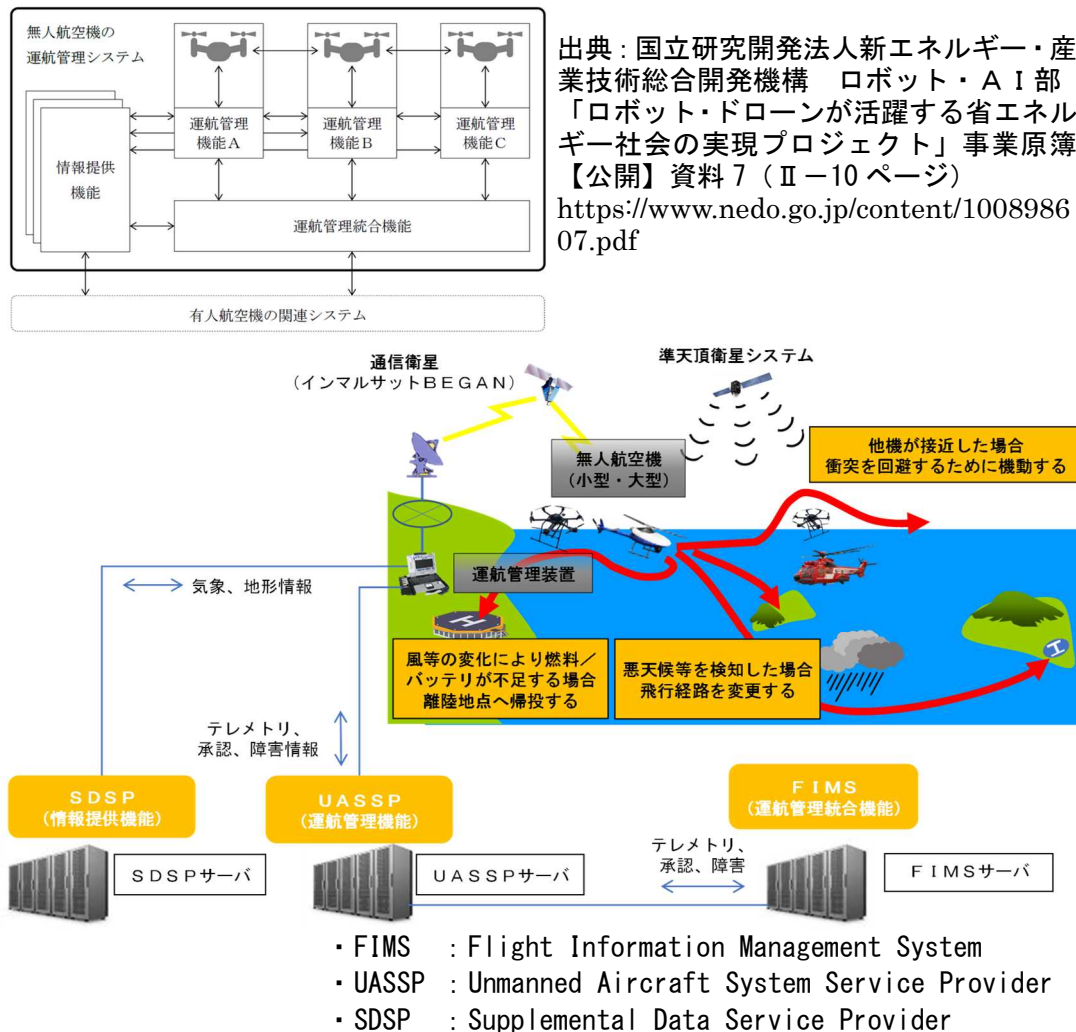


図 2.2.1.5-3 離島運航における無人航空機の管理要領 (1/2)

表 2. 2. 1. 5-5 既存の衝突回避ルール

項 目	区分	回避ルール
日本航空法	有人航空機 無人航空機	・進路の優先権を種別ごとに設定 (<u>無人航空機は最も低い優先権</u>) ・<u>同順位の航空機</u>においては、<u>互いに進路を右</u>に変更 ・追い越す場合は右を通過
ACAS II (ICAO)	有人航空機	・一定の距離に近づくと<u>上下方向</u>の回避を指示
ACAS III (ICAO)	有人航空機	・一定の距離に近づくと、<u>上下、水平方向</u>の回避を指示
RTCA DO-362	無人航空機	・150m 以上の空域における衝突回避の方法について、探知情報に基づき回避行動 (<u>旋回、上昇、降下</u>) をとるよう規定されている ・<u>回避ルールについての明示は無い</u>
ACASX (NASA)	有人航空機 無人航空機	・エアライン等で使用されている衝突防止装置 (TCAS) の発展型として検討が進められており、旅客機のような大型機との衝突回避を想定している

- ・ ACAS : Airborne Collision Avoidance System
- ・ ICAO : International Civil Aviation Organization
- ・ RTCA : Radio Technical Commission for Aeronautics
- ・ DO-362 : Command and Control (C2) Data Link Minimum Operational Performance Standards (MOPS) (Terrestrial)
- ・ NASA : National Aeronautics and Space Administration
- ・ TCAS : Traffic alert and Collision Avoidance System

表Ⅲ2. 2. 1. 5-6 本プロジェクトにおける衝突回避ルール

探知し回避する 障害の種別	回避行動を実施する無人航空機の種別	
	中型無人航空機	小型無人航空機
有人航空機 	正面からの接近 : <u>旋回</u> 上記以外 : <u>減速</u> > <u>旋回</u> > <u>降下</u> / <u>上昇</u> の優先順位で経路を選択	正面から接近 : <u>降下</u> 上記以外 : <u>減速</u> (停止)
中型無人航空機 		正面から接近 : 降下し、状況が改善されない場合は <u>右旋回</u> 上記以外 : 減速 (停止)
小型無人航空機 		

5.1.4 「協調・非協調の衝突回避技術の統合」(実施者：株式会社SUBARU、日本無線株式会社、日本アビオニクス株式会社、三菱電機株式会社)

自律的ダイナミック・リルーティング技術を実現できるように、協調・非協調センサ間のインタフェースを図 2.2.1.5-4 に示すとおり設定した。

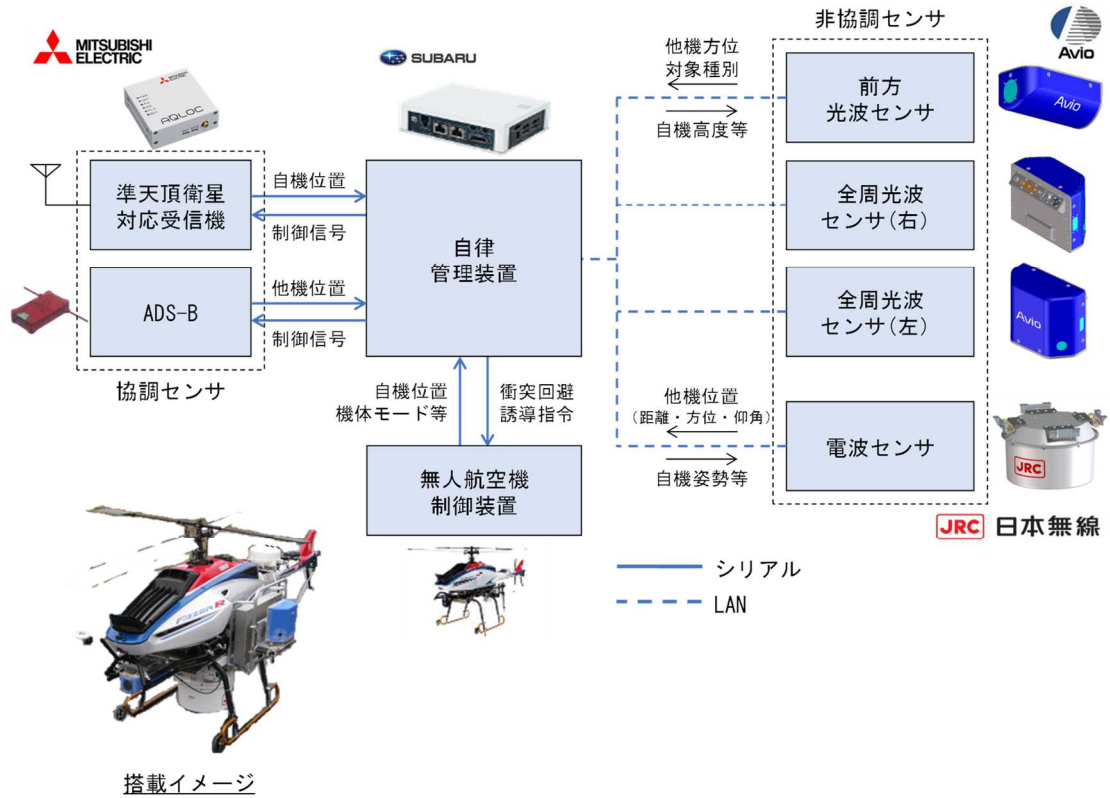


図 2.2.1.5-4 協調・非協調センサ間インタフェース

5.2 研究開発項目②「飛行実証」

自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発に当たっては、準天頂衛星システムによる高精度な位置情報に基づく自律飛行を実装する無人航空機を用いた基礎的な性能データを取得した後、自律的ダイナミック・リルーティング技術を開発し、それを実装した無人航空機を用いて、福島 RTF にて、定量的な性能評価を実施し、本土及び離島間での実環境下における飛行試験を行いその有効性を評価した。

5.2.1 「基礎データの取得」(実施者：株式会社SUBARU、日本無線株式会社、日本アビオニクス株式会社、自律制御システム研究所、三菱電機株式会社)

- (1) 自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発に必要な基礎データの取得を2018年12月に福島 RTF において計画しており、これに先立ち、2018年9月18日から9月21日の間、ヤマハ森野試験場(静岡県周智郡森町)及び遠州灘沖(静岡県掛川市)において、センサ搭載形態の中型無人航空機が正常に飛行できか確認した。

自律的ダイナミック・リルーティング技術を実装したシステム構成品の一部の電波センサ及び光波センサを中型の無人航空機に搭載し、飛行試験を行い、印加される振動等のデータを取得し、中型無人航空機との接続が問題無く実施できることを確認した。

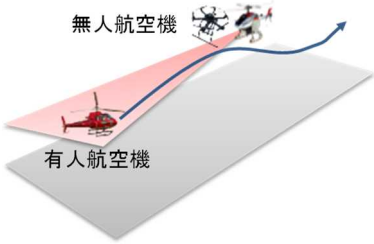
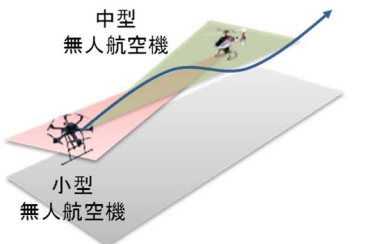
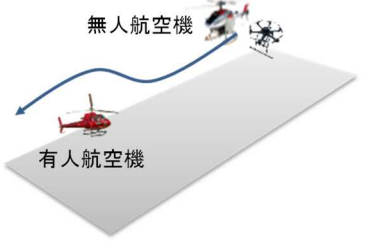
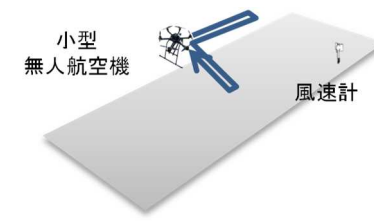
具体的な内容としては、電波センサ(レーダ)のアンテナ部を回転させ、この状態における中型無人航空機の姿勢変動等の影響を確認した。また、光波センサの振動対策を実施した形態の検証を実施した。

- (2) この飛行試験結果を踏まえ、2018年12月10日から12月14日に、福島 RTF において、離島運用を想定した電波センサ及び光波センサの基礎データと、準天頂衛星システムの高精度位置情報を使用した小型無人航空機の誘導制御の基本性能データを取得した。

①有人航空機探知試験として、各種センサを搭載した空中で停止している無人航空機に有人航空機が接近し、探知性能を確認する。②無人航空機探知試験として、各種センサを搭載した空中で停止している中型無人航空機に小型無人航空機が接近し、探知性能を確認する。③無人航空機回避機動基礎試験として、無人航空機が回避機動を模擬し、飛行中の有人航空機の探知性能を確認する。④準天頂衛星受信機精度確認試験として、小型無人航空機に準天頂衛星受信機を搭載し、前後、左右に飛行させ、測位精度を定量的に把握する4つの実証試験を実施した。これら基礎データの取得の試験成果概要を表2.2.1.5-7に示す。

基礎データの取得試験は、共同実施者12社・機関、50名規模の参加者と協力し、安全確保の上、5日間で、100ケースの基礎試験データを取得できた。この基礎データの取得の試験実施状況を図2.2.1.5-5に示す。

表 2.2.1.5-7 基礎データの取得の試験成果概要

試験名称	試験成果概要
① 有人航空機探知試験	空中で停止している無人航空機（各種センサ搭載）に有人航空機を接近させ、無人航空機が有人航空機を探知できるか確認した  The diagram shows a red manned aircraft (有人航空機) flying towards a stationary black unmanned aircraft (無人航空機) on a grey ground plane. A red cone representing the sensor's field of view extends from the unmanned aircraft towards the manned aircraft. A blue arrow indicates the flight path of the manned aircraft.
② 無人航空機探知試験	空中で停止している中型無人航空機（各種センサを搭載）に小型無人航空機を接近させ、中型無人航空機が小型無人航空機を探知できるか確認した  The diagram shows a small black unmanned aircraft (小型無人航空機) flying towards a stationary medium-sized black unmanned aircraft (中型無人航空機) on a grey ground plane. A green cone representing the sensor's field of view extends from the medium-sized aircraft towards the small aircraft. A blue arrow indicates the flight path of the small aircraft.
③ 無人航空機回避機動基礎試験	無人航空機が回避機動を模擬し、飛行中の有人航空機の探知性能を確認した  The diagram shows a black unmanned aircraft (無人航空機) performing a curved evasion maneuver (indicated by a blue arrow) to avoid a red manned aircraft (有人航空機) flying in a straight line. A red cone representing the sensor's field of view is shown around the unmanned aircraft.
④ 準天頂衛星受信機精度確認試験	小型無人航空機に準天頂衛星受信機を搭載し、前後、左右に飛行させ、測位精度を定量的に把握した  The diagram shows a small black unmanned aircraft (小型無人航空機) flying over a grey ground plane. Blue arrows indicate its movement in different directions. A wind speed sensor (風速計) is also shown on the ground plane.

プレスリリース：試験状況についてプレスリリースを実施し、共同通信、時事通信、日本経済新聞、福島民友、福島NHK等で報道された他、2019年3月号の航空情報にて試験結果についての記事が記載され広く周知できた。

- ・ 日本経済新聞（北海道・東北版）

無人航空機の衝突回避試験実施 NEDO など福島県で

- ・ 福島民友

ドローン衝突防げ！センサー作動試験 福島県から夢や期待発信

- ・ 航空情報（2019年3月号）

世界初、衝突回避の試験実施

■ 試験結果：共同実施者12社・機関、50名規模の参加者と協力し、安全確保の上、5日間で、100ケースの基礎試験データを取得できた。

試験実施状況（高度30mで無人航空機・
有人ヘリコプターすれ違い）



有人ヘリコプター
機内



無人航空機
飛行前確認



地上モニタ

図 2. 2. 1. 5-5 基礎データの取得の試験実施状況

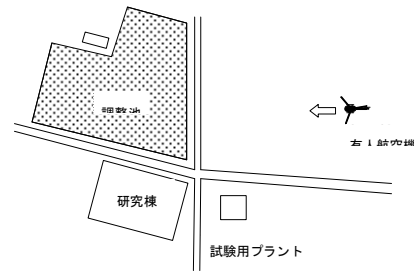
(a) ①有人航空機探知試験、②無人航空機探知試験及び③無人航空機回避機動基礎試験の結果詳細

(7) 電波センサ

中型の無人航空機に電波センサを搭載し飛行させ、建物等の固定物の反射を抑圧し、移動目標の検出ができることを確認した。(図 2. 2. 1. 5-6 参照)



電波センサの無人航空機への搭載状態



試験実施場所概略

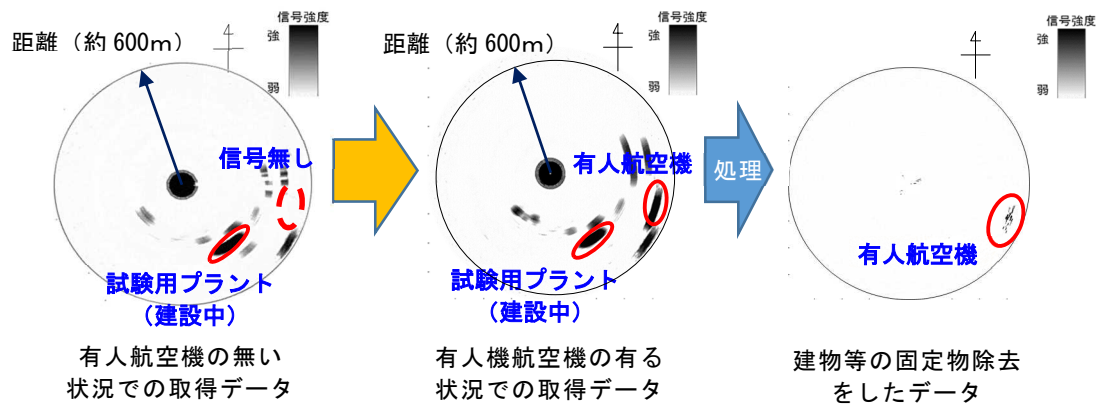


図 2. 2. 1. 5-6 電波センサの基礎データ取得状況

(イ) 光波センサ

光波センサを中型無人航空機に搭載し、飛行状態における機上撮影画像の画質確認、及び探知・識別処理の確認並びに課題抽出を行った。

取得した映像は免振機構が有効に作動し、処理に必要な解像度及び画質を有していることを確認した。

有人航空機（AS350）と小型無人航空機（ACSL-PF1）を対象機として、探知及び識別の処理性能の確認と今後の課題抽出を行った。（表 2.2.1.5-8、図 2.2.1.5-7 及び図 2.2.1.5-8 参照）

表 2.2.1.5-8 光波センサの基礎データ取得 探知・識別処理の成果及び課題

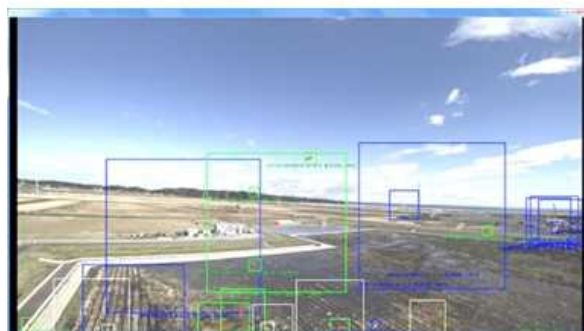
ケース (カメラ)	対象機種	探知・識別処理 所見	今後の課題
正面接近 (前方カメラ)	有人航空機	探知安定、物体方向により識別不安定要素あり	学習データの改善
	小型無人航空機		
正面接近 (全周カメラ)	有人航空機	地上構造物の影響による障害発生	探知マスキング処置の改善
	小型無人航空機		
全周カメラ間 移動	有人航空機／ 小型無人航空機	カメラ間物体移動時の同定が出来ていない。	オーバーラップ領域内同定処理追加



図 2.2.1.5-7
正面接近 前方カメラ処理画像



図 2.2.1.5-8
正面接近 全周カメラ処理画像



(b) ④準天頂衛星受信機精度確認試験の結果詳細

小型無人航空機（ACSL-PF1）を用いて、図 2.2.1.5-9 の実証用受信端末の無人航空機搭載時の測位精度を評価し、図 2.2.5-10 の結果が得られた。

この実証用受信端末は、衛星からの信号のみでセンチメートル級の測位精度が得られる準天頂衛星のセンチメートル級測位補強サービスに対応したものである。

なお、本試験では機体誘導精度の影響を除外し、受信機の測位精度を評価するため、小型無人航空機には RTK 測位機器（RTK 測位は地上の既知位置に設置した固定基準局と移動局、この場合は小型無人航空機を比較することで GNSS 単独測位の誤差を取り除く手法）を搭載し、RTK 測位によって得られたデータを真値として準天頂衛星受信機の測位結果と比較した。

・ アンテナ

幅 : 59mm
奥行 : 59mm
高さ : 33mm

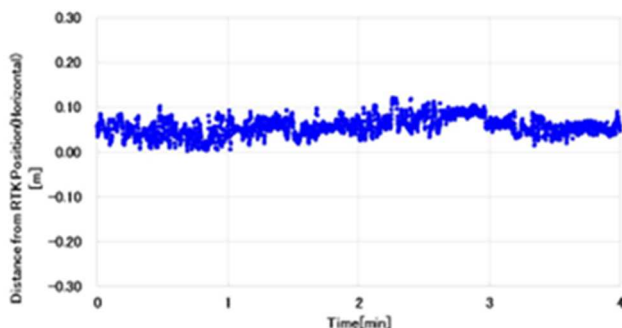
・ 受信機

幅 : 139mm
奥行 : 94mm
高さ : 39mm



図 2.2.1.5-9 実証用受信端末（アンテナ及び受信機）

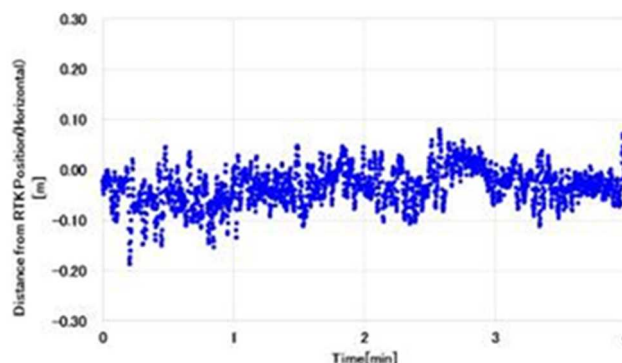
準天頂衛星測位と RTK 測位の水平方向誤差[m] 時間推移



準天頂衛星受信機の
水平方向測位精度

- ・ RMS : 6.0cm
- ・ MAX : 12.0cm

準天頂衛星測位と RTK 測位の高度方向誤差[m] 時間推移



準天頂衛星受信機の
高度方向測位精度

- ・ RMS : 5.0cm
- ・ MAX : 18.7cm

図 2.2.1.5-10 準天頂衛星受信機測位精度評価結果

(3) これまで実施しているシミュレーションは、自機と回避対象機が1対1の場合を想定しているが、より実フライトに近い環境での検証のために、回避対象機を増やしたパターンを追加検証した。

具体的には、搭載センサの探知分解能を加味するとともに、回避手段として、水平旋回に加え、減速・上昇・降下から最適な経路を選択する探知ロジックを組み込み、回避対象機を2機とした場合でも、全方位から直線飛行で相対速度 200km/h の有人航空機に対する非協調衝突回避を実現できる飛行シミュレーション結果を得た。

シミュレーション結果の代表例を図 2.2.1.5-141 に示す。

■ 全方位及び経路オフセットの 1,872 ケースが回避できることを、シミュレーションにより確認した。

➤ 試験パターン (1,872 ケース)

＝経路交差角 (24) × 経路オフセット (13) × 高度差 (3)

× 回避対象機数 (2)

- ・ 経路交差角 : 360 度を 15 度刻み
- ・ 経路オフセット : -600m～+600m を 100m 刻み
- ・ 高度差 : -50m、0m、+50m
- ・ 回避対象機数 : 1 機ないしは 2 機

例) 有人航空機 (速度 130km/h・赤色)、無人航空機 (速度 70km/h・青色)

⇒ 相対速度 200km/h の正面接近を想定したパターン

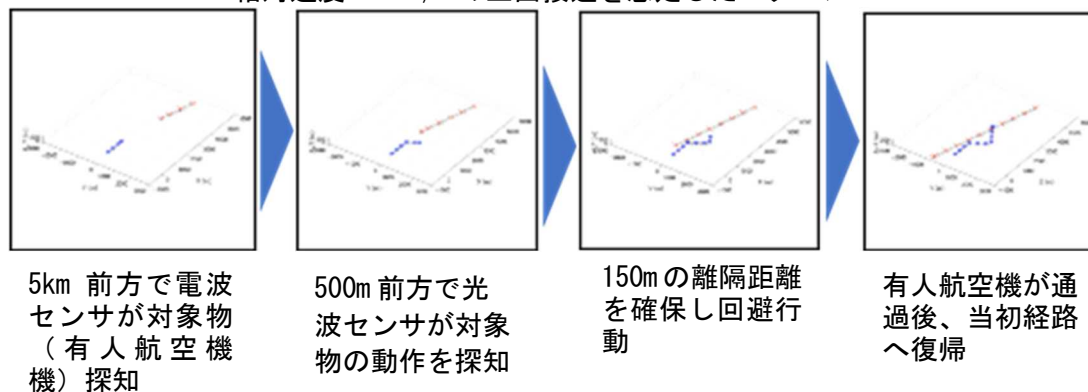


図 2.2.1.5-11 シミュレーション結果の代表例

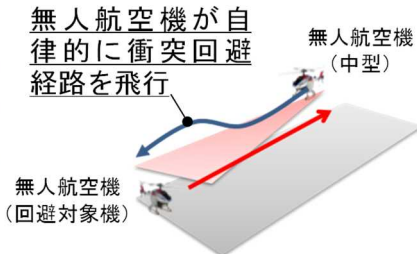
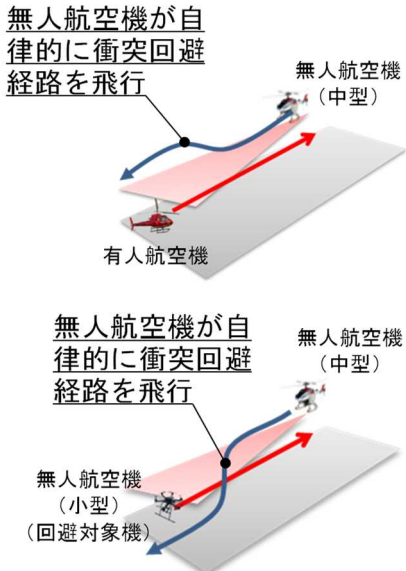
5.2.2 「定量的な評価試験」(実施者：株式会社SUBARU、日本無線株式会社、日本アビオニクス株式会社、自律制御システム研究所、三菱電機株式会社)

(1) 無人航空機衝突回避の基本性能評価試験

無人航空機の衝突回避を飛行実証する前の事前確認として、2019年5月13日から5月17日、及び2019年6月25日から6月28日の間、福島RTFにおいて、有人航空機を模した無人航空機を回避対象機とし、衝突回避を行う基本的な性能を定量的に把握した。

また、この結果を踏まえ、同じく福島RTFにおいて、2019年7月21日から26日の間、無人航空機衝突回避機能を飛行実証するための衝突回避基本性能評価飛行実証試験を実施し、設定した運航シナリオが安全に実現できることを確認した。これら試験の成果概要を表2.2.1.5-9に示す。

表 2.2.1.5-9 衝突回避事前確認(対無人航空機)飛行試験
及び衝突回避基本性能評価飛行実証試験成果概要

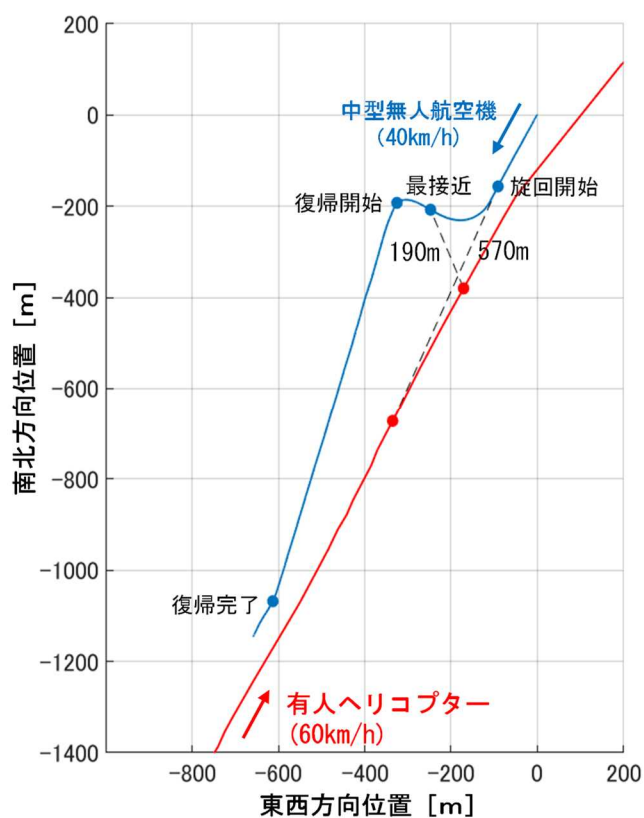
試験名称	試験成果概要
衝突回避事前確認(対無人航空機)飛行試験	無人航空機に搭載する電波センサ及び光波センサにより、有人航空機を模した相対速度 100km/h 以下で接近してくる移動目標を飛行中に探知し、衝突回避を行う基本的な機能を検証した  無人航空機が自律的に衝突回避経路を飛行 無人航空機 (中型) 無人航空機 (回避対象機)
衝突回避基本性能評価飛行実証試験	無人航空機に搭載する電波センサ及び光波センサにより、相対速度 100km/h 以下で接近してくる有人航空機及び小型無人機を飛行中に探知し、衝突回避を行う機能を実証した  無人航空機が自律的に衝突回避経路を飛行 無人航空機 (中型) 有人航空機 無人航空機が自律的に衝突回避経路を飛行 無人航空機 (中型) 無人航空機 (小型) (回避対象機)

衝突回避事前確認(対無人航空機)飛行試験においては、中型無人航空機の衝突回避機能の検証として、電波センサ及び光波センサの探知状況を相対速度 100km/h 以下の飛行状態で確認するとともに、自律管理装置が搭載センサの探知状況により、無人航空機に対し指示指令を出力し経路を変更できることを飛行状態で確認した。

また、衝突回避基本性能評価飛行実証試験においては、無人航空機に搭載する電波センサ及び光波センサにより、相対速度 100km/h 以下で接近してくる有人航空機及び小型無人機を飛行中に探知し、衝突回避を行う機能を実証することができた。この

試験実施の状況及び試験結果を図 2.2.1.5-12～2.2.1.5-15 に示す。

また、これらの試験状況については、2019 年 7 月 25 日にニュースリリースを実施した。



飛行実証試験航跡プロット

図 2.2.1.5-12 中型無人航空機の衝突回避基本性能評価飛行実証試験の実施状況及び試験結果 (1/4)

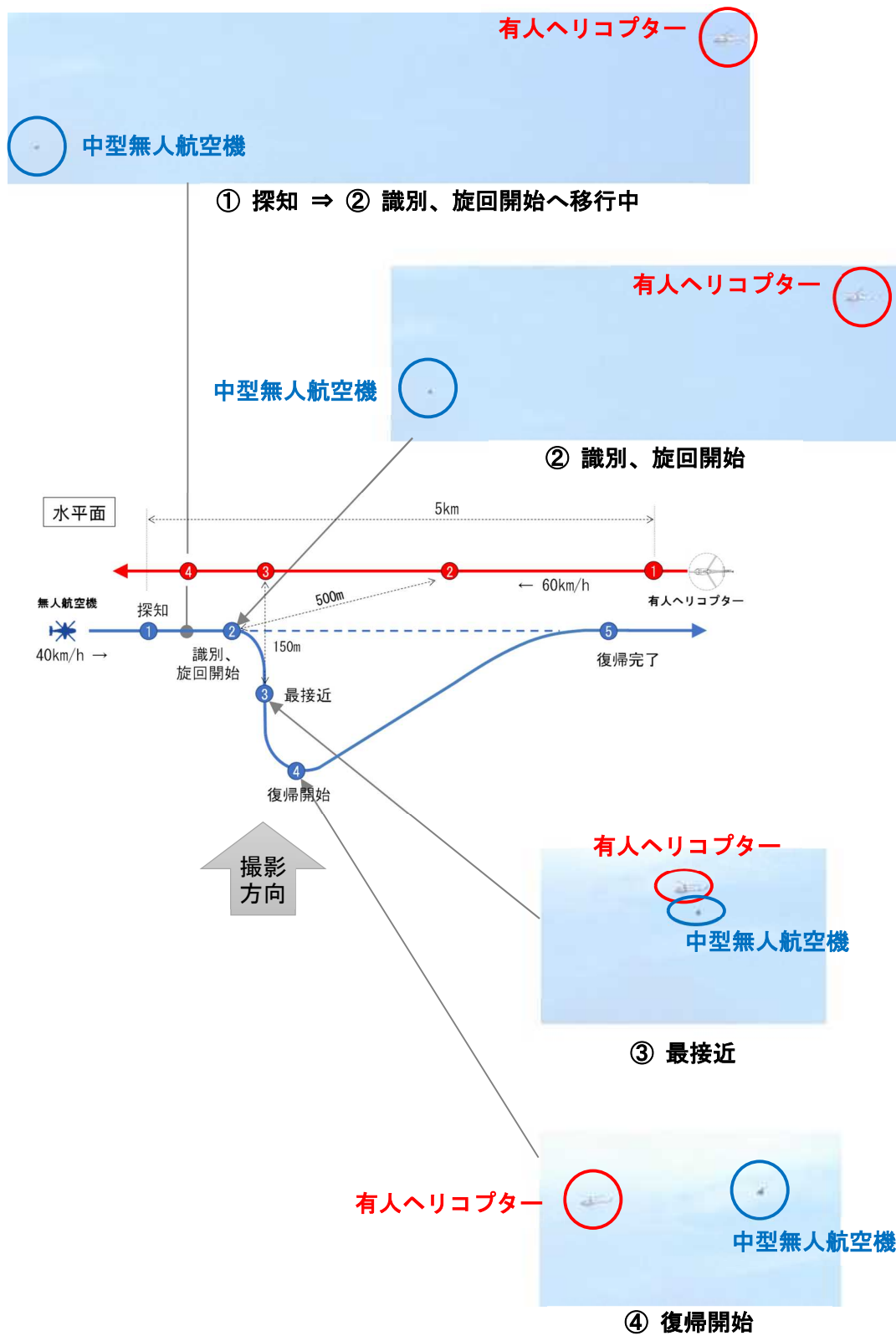


図 2. 2. 1. 5-13 中型無人航空機の衝突回避基本性能評価飛行実証試験の実施状況及び試験結果 (2/4)

(a) 電波センサ（レーダ）

- ・電波センサを中型無人航空機に搭載して他器材との接続を行い、相互に干渉等は無く正常に動作できることを確認した。
- ・中型無人航空機飛行状態において、回避対象機である有人ヘリコプターを5km以遠で検出して、衝突回避に必要な情報を出力できることを確認した。

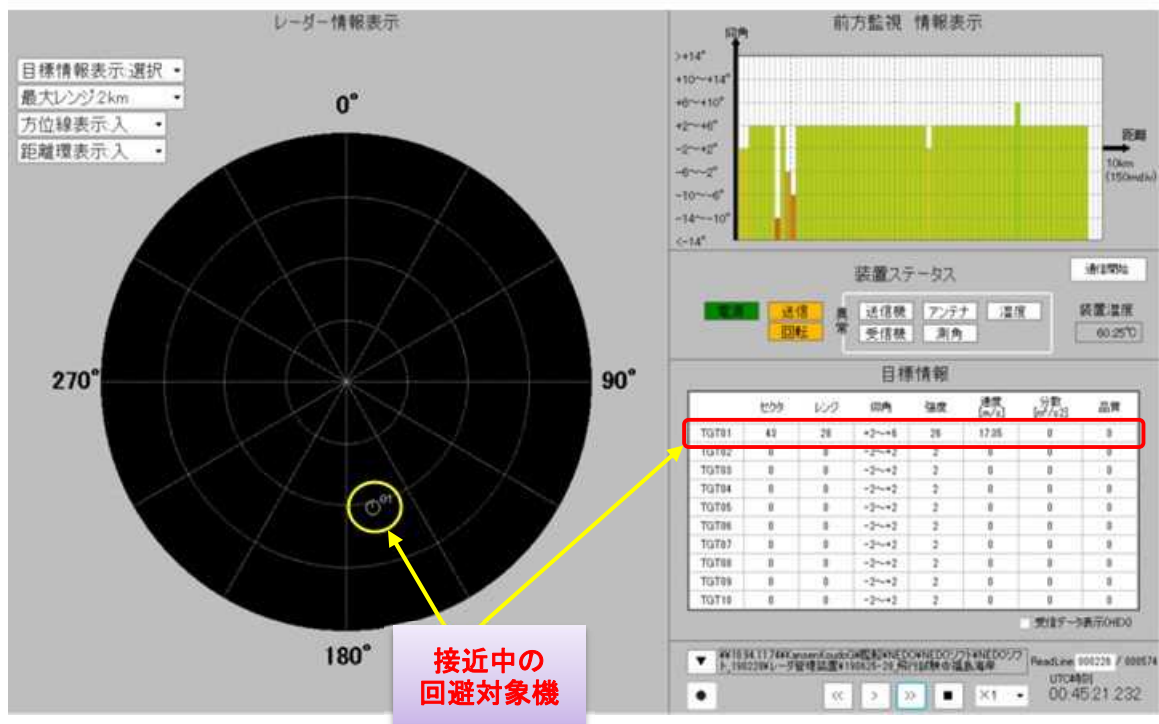


図 2.2.1.5-14 中型無人航空機の衝突回避基本性能評価飛行実証試験の実施状況及び試験結果 (3/4)

(b) 光波センサ

- ・ 光波センサを中型無人航空機に搭載して他器材との接続を行い、相互に干渉等は無く正常に動作できることを確認した。
- ・ 中型無人航空機飛行状態において、回避対象機である有人ヘリコプターを離隔距離 1km で安定的に探知し、離隔距離 500m で「有人ヘリコプター」又は「有人ヘリコプター以外」であることを識別することに成功した。



中型無人航空機への光波センサ搭載状況



前方カメラによる回避対象機の探知状況例



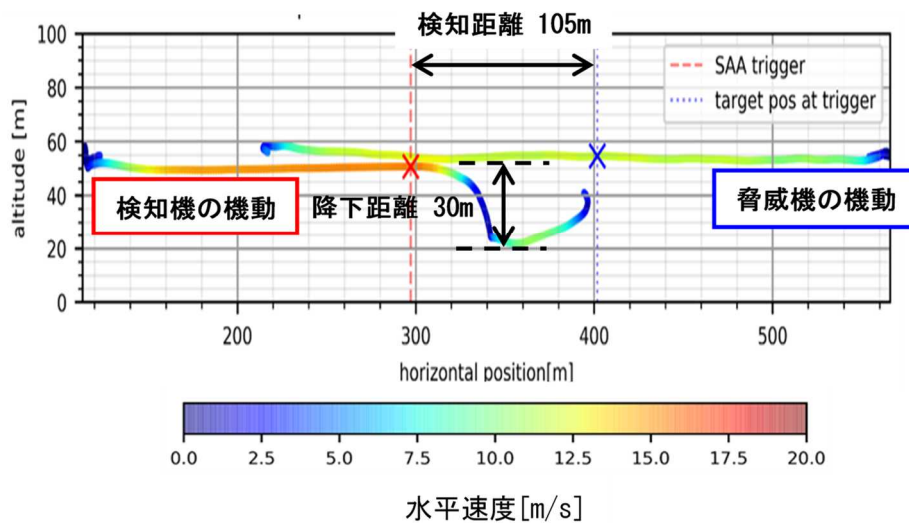
全周カメラによる回避対象機の探知状況例

図 2.2.1.5-15 中型無人航空機の衝突回避基本性能評価飛行実証試験の実施状況及び試験結果 (4/4)

(2) 小型無人航空機の衝突回避の飛行実証

小型無人航空機の衝突回避の飛行実証は、小型無人航空機に搭載可能な大きさに小型・軽量化した準天頂衛星受信機を搭載するとともに、この準天頂衛星受信機の受信データを小型無人航空機の飛行制御とも統合した形態にて、小型無人機同士を相対速度 100km/h の条件で飛行させ、自律的に設計された機動で回避可能であることを確認した。試験の結果を図 2. 2. 1. 5-16 に、準天頂衛星受信機の小型・軽量化等の詳細を図 2. 2. 1. 5-17 に示す。

試験時の両機の数値および位置推移（水平面）



- 目標検知距離である 105mでの検知
- 降下減速機動の生成
- 安全離隔距離である 30m以上の降下
- 復帰機動の生成

図 2. 2. 1. 5-16 小型無人航空機の衝突回避飛行実証試験結果



➤ 2017 年度と比較した際の小型・軽量化

- アンテナ寸法 : 1215cm³ → 115cm³ ⇒ 90%の削減
- 受信機寸法 : 2275cm³ → 243cm³ ⇒ 89%の削減
- 全体重量 : 4kg → 0.4kg ⇒ 90%の削減

➤ 飛行制御との統合

- 様々な環境での飛行試験データ収集
- 準天頂衛星受信データを用いた飛行を実現

図 2.2.1.5-17 準天頂衛星受信機小型・軽量化等の詳細

(3) 緊急回避機能

自律的ダイナミック・リルーティング技術を実装した中型の無人航空機は、無人航空機飛行中に接近してくる有人航空機及び無人航空機を、まずは遠距離から電波センサ（レーダ）で探知して回避のための初動を開始するとともに、更に近くまで接近した後に光波センサで相手を識別し、より適切な回避行動を行う 2 段階の回避を行うことで、安全を十分に確保可能な離隔距離を実現している。

一方、実際の運用場面を想定した場合、レーダのノイズに紛れて探知できないまま相手が接近する場合や、レーダの上下方向覆域外からの脅威機（回避対象機）が接近する場合といった、特殊な状況まで想定し、近距離で探知した場合でも確実に衝突回避を行うための緊急回避的に避ける機能が必要であり、この緊急回避機能についても追加検証し、回避できることを飛行実証した。この緊急回避機能に関する飛行検証実施の概要図を図 2. 2. 1. 5-18 に示す。

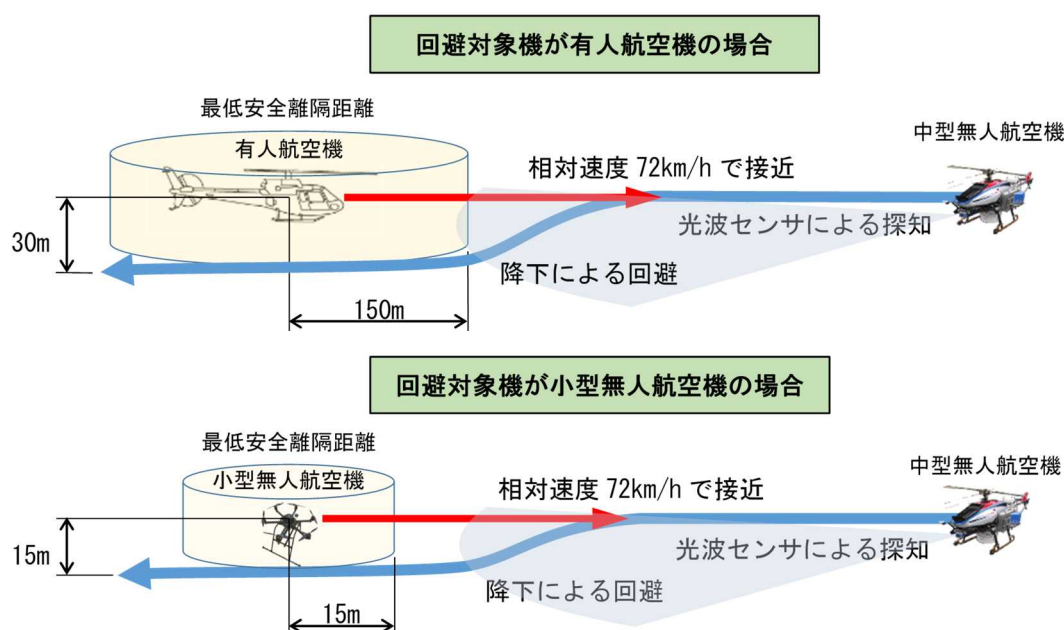


図 2. 2. 1. 5-18 中型無人航空機の緊急回避機能の飛行実証概要図

(4) UTM 相互接続試験

2019 年 10 月 21 日から 26 日、及び 2019 年 11 月 6 日から 9 日に、福島 RTF において、UTM の相互接続試験に参加し、他の無人航空機が複数機、同一空域を飛行する状態での飛行実証を実施した。結果、自律的ダイナミック・リルーティング技術を実装した小型無人航空機及び中型無人航空機を、UTM と相互に接続し、飛行できることを実証できた。

この UTM 相互接続試験に関する国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構によるニュースリリース「一般のドローン事業者も参画したドローン運航管理システムの相互接続試験に成功 ―29 事業者が飛行試験を実施―」（2019 年 10 月 30 日）からの抜粋を図 2.2.1.5-19 に示す。



・ 出典

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構によるニュースリリース「一般のドローン事業者も参画したドローン運航管理システムの相互接続試験に成功 ―29 事業者が飛行試験を実施―」（2019 年 10 月 30 日）からの抜粋
<https://www.hitachi.co.jp/New/cnews/month/2019/10/1030c.pdf>

図 2.2.1.5-19 ドローン運航管理システム相互接続試験ニュースリリース抜粋

5.2.3 「実環境での飛行実証試験」(実施者：株式会社SUBARU、日本無線株式会社、日本アビオニクス株式会社、自律制御システム研究所、三菱電機株式会社)

2019年11月17日から22日に実環境での飛行実証予備試験を、2019年12月15日から26日に実環境での飛行実証試験を豊川市御津町、田原市白浜及びこれらを結ぶ海上で実施した。具体的には、離島での無人航空機の運用を想定し、相対速度100km/hでの中型の無人航空機の自律的な衝突回避に加え、飛行中に故障や燃料残量の減少、悪天候を検知した場合、無人航空機が自らの判断で経路を変更し、事前に設定された緊急着陸地点まで飛行する機能の実証を行った。

この自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発により、離島間物流のように、地上と無人航空機間の通信インフラが十分に整備されておらず、緊急時の回避経路の指示などの地上からの支援が受けられない状況下でも、無人航空機を安全に運用することが可能になった。

実環境での飛行実証試験に関する試験実施場所、試験成果の概要及び試験結果の詳細を次に示す。

- ・図 2.2.1.5-20 実環境での飛行実証試験の実施場所
- ・表 2.2.1.5-10 実環境での飛行実証試験成果概要
- ・図 2.2.1.5-21 故障時経路変更機能確認試験の試験結果概要
- ・図 2.2.1.5-22, 23, 24 長距離飛行・雨雲回避機能確認試験の試験結果概要

また、この実環境での飛行実証試験の実施状況については、2019年12月25日に「無人航空機が緊急時でも自律的に危険を回避できる技術を実証 ―故障や悪天候などの緊急事態に対応―」として、ニュースリリースを実施した。

試験実施場所

- ① 豊川市御津町
- ② 田原市白浜
- ③ 及び、上記 2 点を結ぶ海上



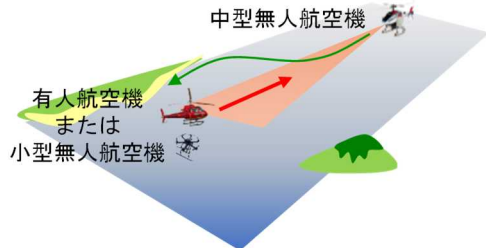
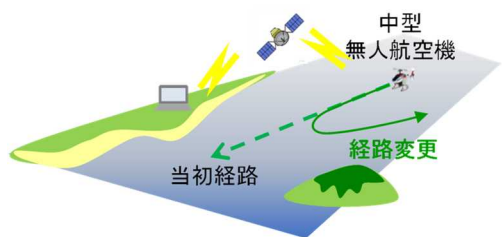
豊川市御津町



田原市白浜

図 2. 2. 1. 5-20 実環境での飛行実証試験の実施場所

表 2.2.1.5-10 実環境での飛行実証試験成果概要

試験名称	確認する機能	試験成果概要
① 衝突回避機能確認試験	回避対象機（脅威機）を電波センサ、光波センサで検知し回避する機能	飛行中の中型無人航空機に対して、有人航空機及び小型無人航空機を接近させ、衝突回避することを確認した 
② 緊急回避機能確認試験	レーダ覆域外から接近する回避対象機（脅威機）を光波センサで探知し緊急回避する機能	飛行中の中型無人航空機に対して、レーダ覆域外から有人航空機及び小型無人航空機を接近させ、衝突回避することを確認した 
③ 燃料警告発生時経路変更機能確認試験	燃料警告発生時に離陸地点、着陸地点の近い方へ飛行する機能	燃料警告模擬信号／故障発生模擬信号／雨雲回避の経路変更指令の各入力に対して、経路変更を開始することを確認した
④ 故障時経路変更機能確認試験	故障発生時に緊急着陸地点、離陸地点、着陸地点の近い方へ飛行し着陸する機能	
⑤ 雨雲回避機能確認試験	接続する SDSP（情報提供機能）等の情報により飛行経路を、雨雲を避ける経路に変更する機能	

■故障時経路変更機能確認試験の試験結果

- ・豊川市御津1区から田原市田原4区へ事前にプログラムした直線経路を飛行させ、故障（模擬）が発生した際に事前に設定された複数の緊急着陸点から最寄りのものを選択し、準天頂衛星の測位情報を用いて飛行することを確認した。



図 2.2.1.5-21 故障時経路変更機能確認試験の試験結果概要

■長距離飛行・雨雲回避機能確認試験の試験結果

- ・豊川市御津1区から田原市田原4区までの約12kmの予め設定された直線経路を飛行中、悪天候情報（模擬情報）に基づき自律的に回避経路を生成・飛行し、元のコースに復帰することを確認した。

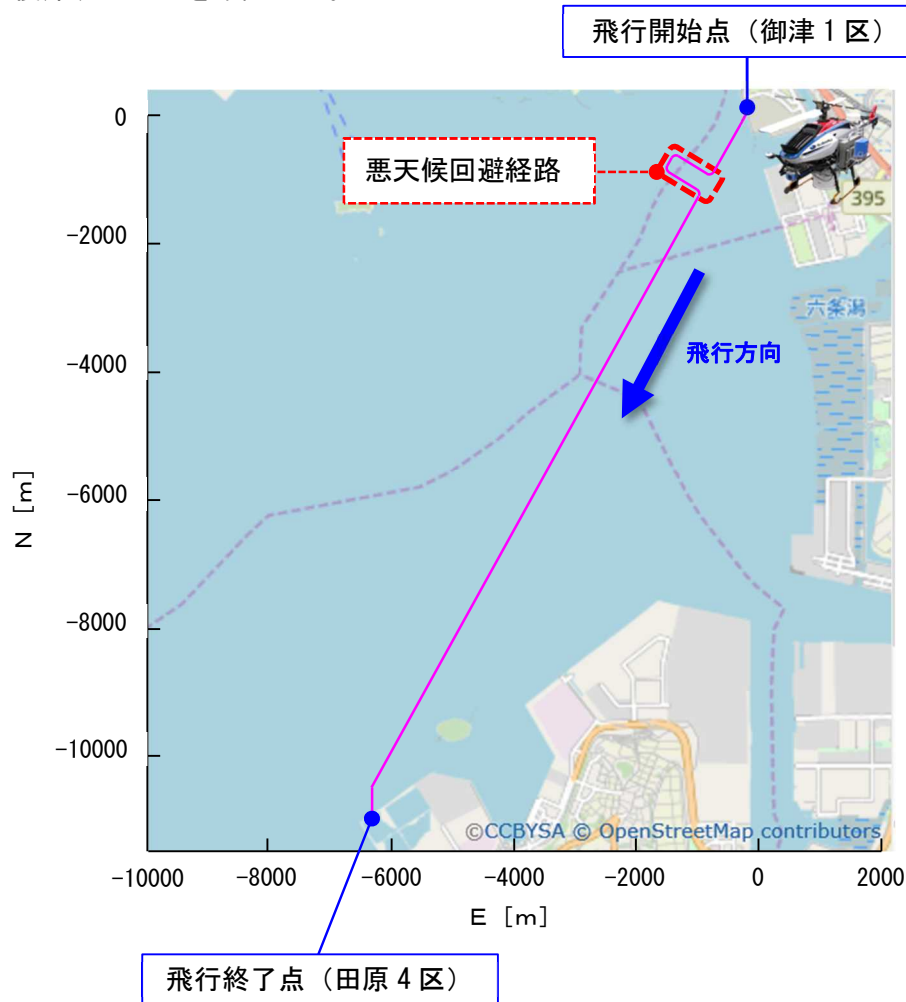


図 2.2.1.5-22 長距離飛行・雨雲回避機能確認試験の試験結果概要（1/3）

■ 準天頂衛星受信機測位結果と機体出力結果（GPS 単独測位）は、ほぼ一致していることを確認した。

- ・ 飛行日時 : 2019 年 12 月 24 日 08:50~09:21
- ・ 飛行場所 : 三河湾
- ・ 飛行ケース : 長距離飛行・雨雲回避機能確認試験
 - : 準天頂衛星受信機測位結果
 - : 機体出力結果（GPS 単独測位）

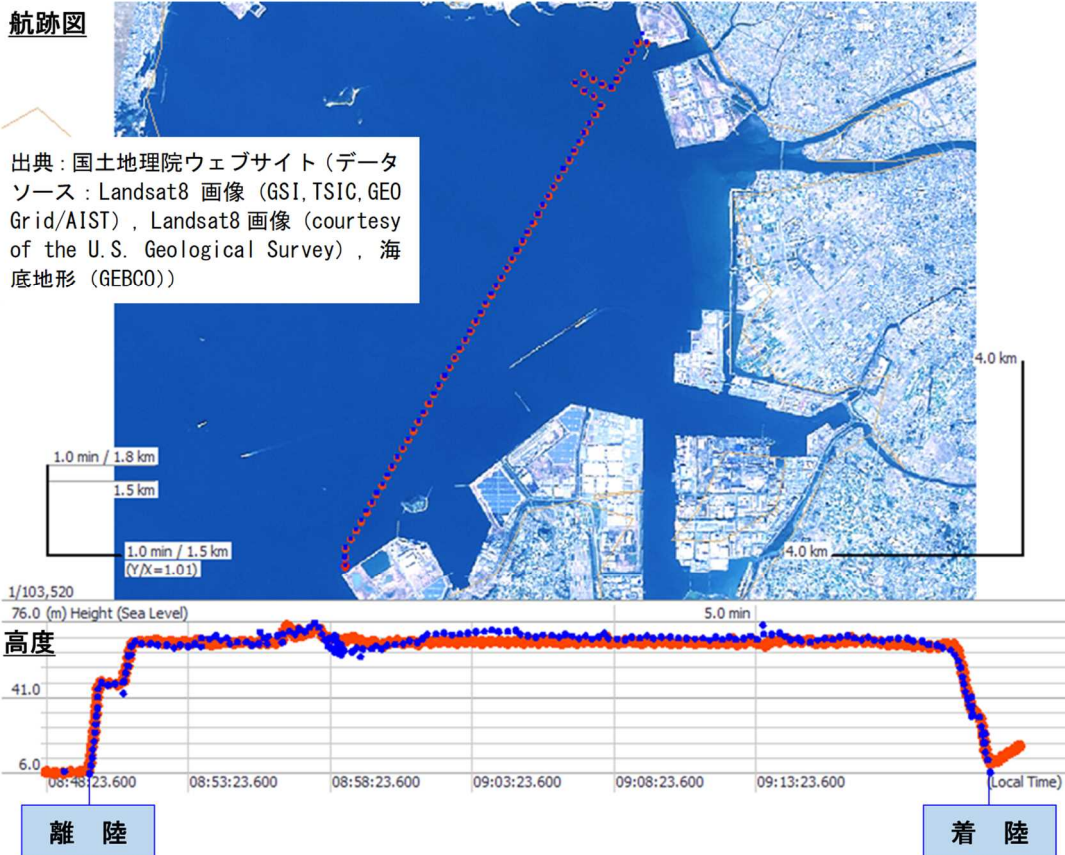


図 2.2.1.5-23 長距離飛行・雨雲回避機能確認試験の試験結果概要 (2/3)

■ 準天頂衛星受信機測位結果の優位事例

地上静止時(離陸前)、機体出力（GPS 単独測位）で高度が大きく変動しているケースでも準天頂衛星受信機測位結果は安定していることを確認した。

- ・ 飛行日時 : 2019 年 12 月 17 日 13:28~13:41
- ・ 飛行場所 : 三河湾
- ・ 飛行ケース : 雨雲回避機能確認試験

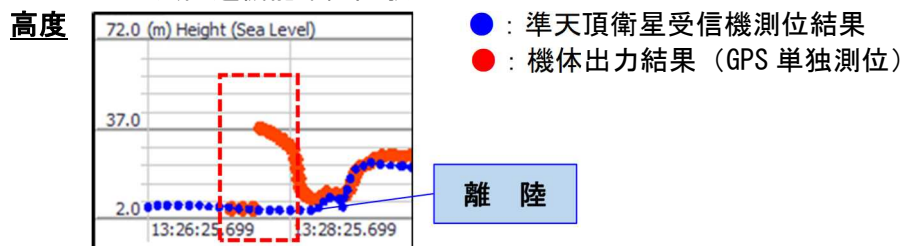


図 2.2.1.5-24 長距離飛行・雨雲回避機能確認試験の試験結果概要 (3/3)

5.3 研究開発項目③「国際標準化の提案活動」

5.3.1 「無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けた提案活動の実施」(実施者：株式会社SUBARU)

自律的ダイナミック・リルーティング技術の開発及び飛行実証の成果に基づき、無人航空機の衝突回避技術に関する国際標準化に向けた提案活動として、標準化に向けた海外技術動向の調査及び ISO 国際会議等で研究成果の情報発信を行った。

(1) 国外の標準化団体及び法規制当局における衝突回避技術に関する標準化・法制化の動向について調査した。調査の結果、法制化については ICAO が主体となっており、標準化に関しては、国際的には ICAO、ISO、米国では UASSC、欧州では EUSCG が互いに協調して活動を行っていることがわかった。

(2) 2019 年 11 月に中国 南京市にて開催された、ISO の TC20 の分科委員会である SC16 の第 9 回国際会議に参加した。

- ・ 日時 : 2019 年 11 月 17 日から 11 月 22 日
- ・ 場所 : 南京市 金城大厦 A 区 (Tower A, Jincheng Building)
- ・ 参加国・参加人数 : 約 9 ヶ国、約 70 人 (全体会議)

SC16 全体会議 (Plenary) の中において、株式会社 SUBARU より、「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／性能評価基準等の研究開発／調査用無人航空機の評価手法の研究開発」の成果及び本研究開発の成果に基づき、衝突回避システムの標準化の必要性についてのプレゼンテーションを実施した。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	1	5	4	－	－	－	10
展示会出展	1	2	0	－	－	－	3
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	0	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	1	2	－	－	－	3
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

(1) 大型の無人航空機用衝突回避システム

一般にドローンと呼ばれる小型の無人航空機や、それよりも一回り大きく、より大きなペイロードや長時間の飛行が可能となる大型の無人航空機は、我が国においては、レベル3の無人地帯での目視外飛行及びレベル4の有人地帯での目視外飛行による「離島や山間部等における荷物配送」、「被災状況の把握及び災害対応活動（救助等）の支援」並びに「都市を含む地域における荷物配送」等の離島間を含む物流や災害対応はもとより、広範囲な分野・用途に利活用されると想定している。

これらの利活用においては、より混雑した空域や通信インフラが十分でない空域での運航が必要となるため、無人航空機が自律的に最適な飛行経路を生成する高安全な衝突回避システムを使用できるというニーズは、今後ますます顕在化することが期待できる。

この無人航空機が自律的に最適な飛行経路を生成する技術は、図2.2.1.5-25に示しており、国土交通省の定める「無人航空機の飛行に関する許可・承認の審査要領」の目視外飛行に関する要件に対して有効であり、実用化を実現することで成長性が見込まれる。

また、物流や災害対応分野の国内における無人航空機の市場予測は、2022年時点で年間おおよそ200億円の市場規模に拡大すると予想されており（図2.2.1.5-26参照）、経済効果も十分に期待できる。

更に、我が国で日常的に運用が可能な安全性・信頼性の極めて高い衝突回避システムを実装した無人航空機が開発できれば、物流や災害対応に限らず、広範囲な用途で、現有の無人航空機に対して高い競争力を発揮し、今後拡大が期待される民間市場の開拓が可能となり、2025年で約16兆円と推定されている米国など海外への輸出による経済的な効果も合わせて期待できる。（図2.2.1.5-27参照）

以上より、より小型で安価な衝突回避システムの実用化・事業化を実行することで、本事業の成功が見込まれる。

協調・非協調の衝突回避のセンサで、**飛行経路付近の障害物**を感知し、**衝突回避**もしくは、**緊急的な着陸**を行う

無人航空機の目視外飛行に関する要件(概要)

国土交通省

現行の補助者の役割である「①第三者の立入管理」、「②有人機等の監視」、「③自機の監視」及び「④自機周辺の気象状況の監視」を代替するために必要な機上装置や地上設備等の安全対策を含め、新たな要件として以下の通り設定。

全般的要件

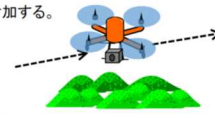
(当面の要件)

現行の技術レベルでは補助者の役割を機上装置や地上設備等で完全に代替できないため当面は以下の条件を付加する。

- 飛行場所は第三者が立ち入る可能性の低い場所(山、海水域、河川・湖沼、森林等)を選定すること。
- 飛行高度は、有人航空機が通常飛行しない150m未満でかつ制限表面未満であること。
- 使用する機体は想定される運用で十分な飛行実績を有すること。

(その他)

- 不測の事態が発生した場合に備え、着陸・着水できる場所を予め選定するとともに、緊急時の実施手順を定めていること。
 - 飛行前に、飛行経路又はその周辺が適切に安全対策を講じることができる場所であることを現場確認すること。
- また、運航にあたっては、当該要件に関わらず、運航者自身が飛行方法に応じたリスクを分析し安全対策を講じること。



個別要件

①第三者の立入管理

○機体性能・運用条件を考慮した落下範囲を算出・設定(立入管理区画)し、以下のいずれかの措置を講ずることによって第三者の立入管理ができること。

- ・機体や地上にカメラ等を装備又は設置し、進行方向の飛行経路下に第三者が立ち入る兆候等を常に遠隔監視できること。
- ・立入管理区画について、近隣住民等に対し看板等の目印やポスター・インターネット等により広く周知すること。

②有人機等の監視

○有人機からの視認性向上のため機体に灯火・塗色を施し、以下のいずれかの措置を講ずることによって有人機などの監視ができること。

- ・機体や地上にカメラ等を装備又は設置し、飛行する空域の有人機の有無等を常に遠隔監視できること。
- ・無人機の飛行予定を有人機の運航者に事前に周知するほか、有人機の飛行日時・経路等を確認し有人機との接近を回避できること。

③自機の監視

○機体の状態(位置、速度、姿勢、飛行経路との差等)を把握し、機体の異常が判明した場合には、付近の安全な場所に着陸させるなど、適切な対策をとることができること。

④自機周辺の気象状況の監視

○飛行経路又は機体に設置した気象センサ、カメラ等により気象状況の変化を把握し、運用限界を超える場合は、付近の安全な場所に着陸するなど、適切な対策をとることができること。

⑤操縦者等の教育訓練

○異常状態を把握した機体に対し、機体性能・周辺の地形・飛行フェーズ・不具合の有無等のあらゆる要素を勘案した上で、最適な判断を迅速に行い操作できること。

出典：国土交通省ホームページ

<https://www.mlit.go.jp/common/001227435.pdf>

機上の電波センサ(大型無人航空機)もしくは地上からの情報により**雨雲の接近などを感知**し、**安全な飛行経路に変更**する

飛行中の風速変化により、燃料消費／バッテリー消費が想定外に大きい場合、飛行を中断して**離陸地点に引き返す**

推力の低下、通信の途絶、機体の動揺増加などから故障判定を行い、**最寄の非常着陸地点に着陸**する

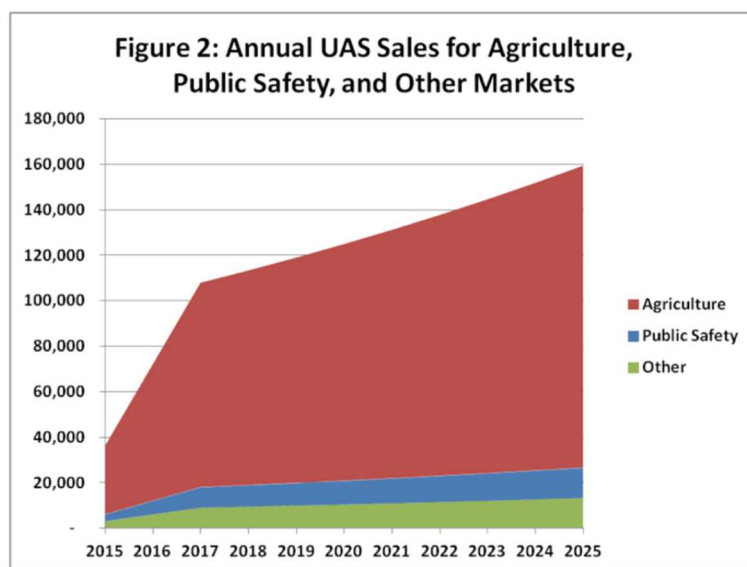
図 2. 2. 1. 5-25 無人航空機が自律的に最適な飛行経路を生成する技術と無人航空機の目視外飛行に関する要件との対応



(シード・プランニング作成)

出典 : <https://www.lnews.jp/2017/09/j092517.html>

図 2. 2. 1. 5-26 物流及び災害対応分野の無人航空機の国内市場規模



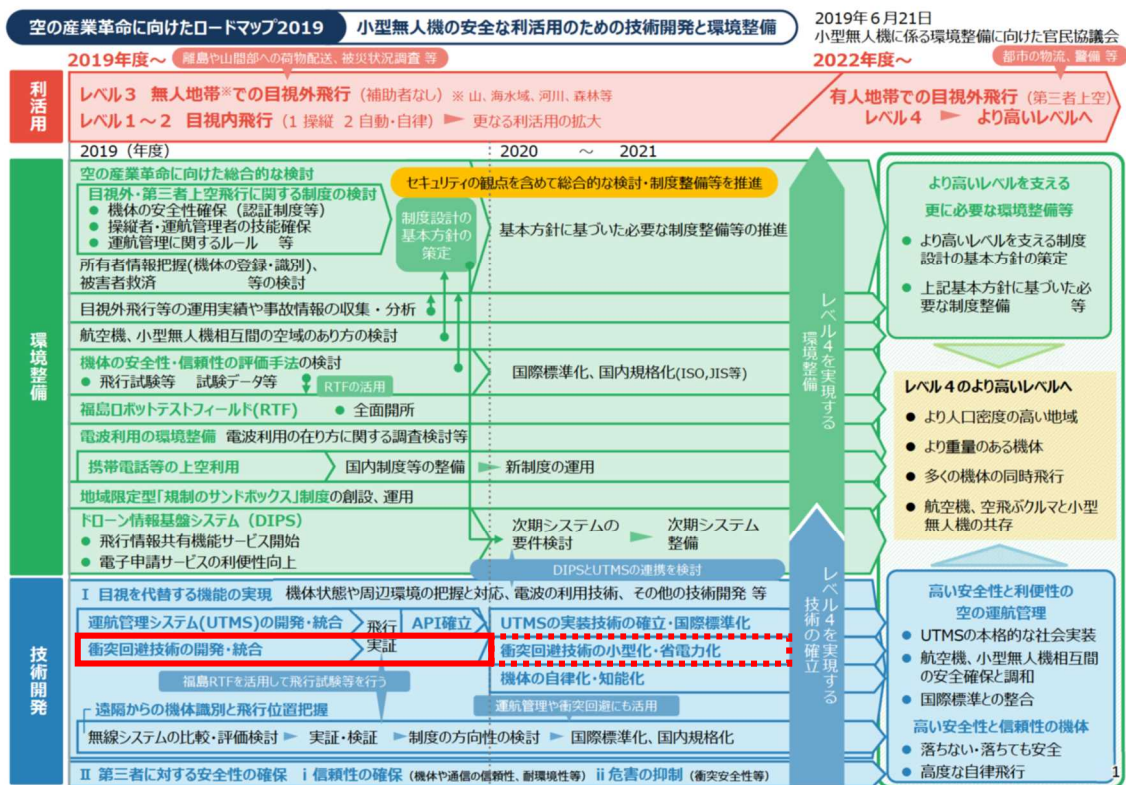
出典 : https://higherlogicdownload.s3.amazonaws.com/AUVSI/958c920a-7f9b-4ad2-9807-f9a4e95d1ef1/UploadedImages/New_Economic%20Report%202013%20Full.pdf

図 2. 2. 1. 5-27 米国における無人航空機市場の拡大予測

(2) 小型の無人航空機用衝突回避システム

小型無人航空機は、図 2.2.1.5-28 のように経済産業省主催の「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」において、2022 年度から「有人地帯での目視外飛行（レベル 4）」の実現をロードマップとして掲げ、各種取組みを行なっている。そのロードマップの中で、衝突回避技術（赤枠内）が項目として明記されており、今後の小型無人航空機でのレベル 4 目視外飛行では必須の技術となる可能性が高い。

本事業での研究成果は、国家レベルで推進されている空の産業革命に大きく貢献することが可能となる。なお、現在のところ、相対速度 100km/h で飛行する有人航空機を自律的に衝突回避する、遠距離飛行物体との衝突回避機能が搭載された小型無人航空機は他に存在しない。すなわち、本事業で開発した自律的な衝突回避機能を搭載した小型無人航空機は競合が存在しないため、現在のところ優位な立ち位置であると考えられる。



出典：経済産業省ホームページ

<https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryou12.pdf>

図 2.2.1.5-28 空の産業革命に向けたロードマップ 2019

インプレス総合研究所の「ドローンビジネス調査報告書 2019」によると、2019 年度ドローン市場全体 1,450 億円に対して年間のドローン機体市場は 471 億円（32%）、2024 年度は 908 億円（18%）となっている。また、高性能の空撮ドローンが活用されている空撮、土木・建築・点検・防犯市場は 2019 年度で合計 271 億円、2024 年度で 1,914 億円であり、各年度の高性能の空撮ドローン機体市場は各々約 88 億円と 343 億円となる。現状、これらの大部分は外国製のドローンである。

Global Market insights Inc.によると、世界の空撮ドローン市場は 2017 年に 17 億 USD（1,870 億円；110 円/ドル換算）と推定され、年間 12%CAGR（Compound Average Growth Rate）で成長すると推定されている。結果、2019 年は 21 億 USD（2,346 億円）、2024 年は 38 億 USD（4,134 億円）となる。

本事業で開発するドローンは、海外製の既製品に対して価格競争力を持ちつつ、サイバーセキュリティについては、既製品には無い機能や耐性を有する。リモート ID や LTE 通信等、最先端の機能も実装されている。現在、市場の大部分が外国製ドローンとなっているが、市場シェアを獲得することが期待できる。さらに、助成事業による主要部品高性能化により、さらに競争力を持つと推定される。結果、市場シェアは広がっていくと計画する。従って、市場規模及びシェアは表 2.2.1.5-11 の通りを計画する。

表 2.2.1.5-11 市場規模及びシェア

	市場規模 (国内/国外)	シェア（国内／国外）	
		衝突回避システム搭載	衝突回避システム搭載 ＋ 主要部品高性能化
2019 年	88 億円 / 2,346 億円	0% / 0%	0% / 0%
2021 年	204 億円 / 2,942 億円	5% / 0%	10% / 0%
2022 年	253 億円 / 3,296 億円	8% / 1%	13% / 1%
2025 年	403 億円 / 4,630 億円	20% / 5%	30% / 7%

(3) 準天頂衛星対応受信機

三菱電機株式会社社内開発による小型軽量の準天頂衛星受信機をドローンに搭載することで蓄積した受信機アルゴリズムを今後のドローン向け受信機に活用し、他の受信機と差別化を図る。さらに、必要に応じて国内外のドローン機体メーカーやシステムメーカーをパートナーとして選定することにより、ユーザー側のニーズを的確に把握し、成果を実用化・事業化につなげることを目指す。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

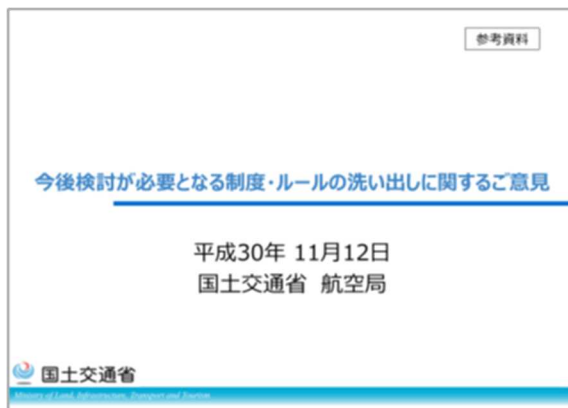
(1) 大型の無人航空機用衝突回避システム

無人航空機が自律的に最適な飛行経路を生成する技術を活用し、無人航空機全体としてのマーケットのみならず安全性や省エネルギーに寄与するセンサや衝突回避判断装置等の無人航空機アプリケーションのマーケットに対して、製品を提供する。

無人航空機としては物流、農業、インフラ監視等の使用ユーザーを対象に販売もしくは使用ユーザーに対するリース会社に提供するとともに、無人航空機用衝突回避システムとしては、無人航空機製造メーカーに販売する。

この衝突回避システムの実用化に当たっては、下記2点の結果などを踏まえながら、電波センサ（レーダ）を担当する日本無線株式会社、光波センサを担当する日本アビオニクス株式会社、準天頂衛星システム対応受信機を担当する三菱電機株式会社と調整を図りながら本研究開発の成果を実用化・事業化につなげることを目指す。

- ・レーダ、画像認識による衝突回避ルールについては、2018年11月12日に国土交通省がとりまとめた「今後検討が必要となる制度・ルールの洗い出しに関するご意見」では、継続した検討が必要と整理されている。（図2.2.1.5-29参照）
- ・図2.2.1.5-30に示す「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」において取りまとめられた「空の産業革命に向けたロードマップ 2019：小型無人機の安全な利活用のための技術開発と環境整備」において、「多くの機体の同時飛行」や「航空機、空飛ぶクルマと小型無人機の共存」に関する環境整備が今後計画されている。



制度・ルール化を検討すべき項目・論点の洗い出し		
検討すべき大項目	早期にルール化すべきもの (早期に検討すべき内容)	継続した検討が必要なもの (結論までに時間を要する内容)
衝突回避ルール	○目視による衝突回避ルール ○飛行ルートの分離を前提とした機体の種類、目的、エリア等に応じた衝突回避ルール ○有人機に対する見張り義務及び回避義務法制化 ○飛行ルートのバッファエリアや衝突回避時の回避距離の設定基準策定 ○空港周辺等の飛行禁止空域の見直し ○UTMSを利用した衝突回避ルール ➢ UTMSの位置づけ、運用主体 ➢ UTMSの要件の整理 ➢ UTMSを活用した許可承認ガイドライン ➢ 3次元地図情報活用 ○衝突回避センサーの標準搭載	○遠隔からの機体識別・飛行位置情報の把握 ○UTMSを利用した衝突回避ルール ➢ UTMSを前提とした飛行ルール ➢ UTMS事業者の認証 ➢ UTMS利用事業者の認証 ➢ UTMSの性能認定制度と第三者機関による認定 ○有人機へのADS-Bの搭載義務化 ○UTMS以外の目視に頼らない衝突回避ルール(レーダー、画像認識等) ○飛行目的に応じた連航情報の公開範囲の検討
運航管理ルール	○基本的な運航管理ルール ➢ 運航カテゴリーの分類(運航リスク、重量、運用分野、飛行方法等) ➢ 新たな航空機カテゴリーの新設(ホビー用・事業用/後続距離等による分類)	○基本的な運航管理ルール ➢ 航路設定(目視外飛行)の要否 ➢ 飛行速度の制限要否 ➢ 飛行優先権(無人航空機同士)

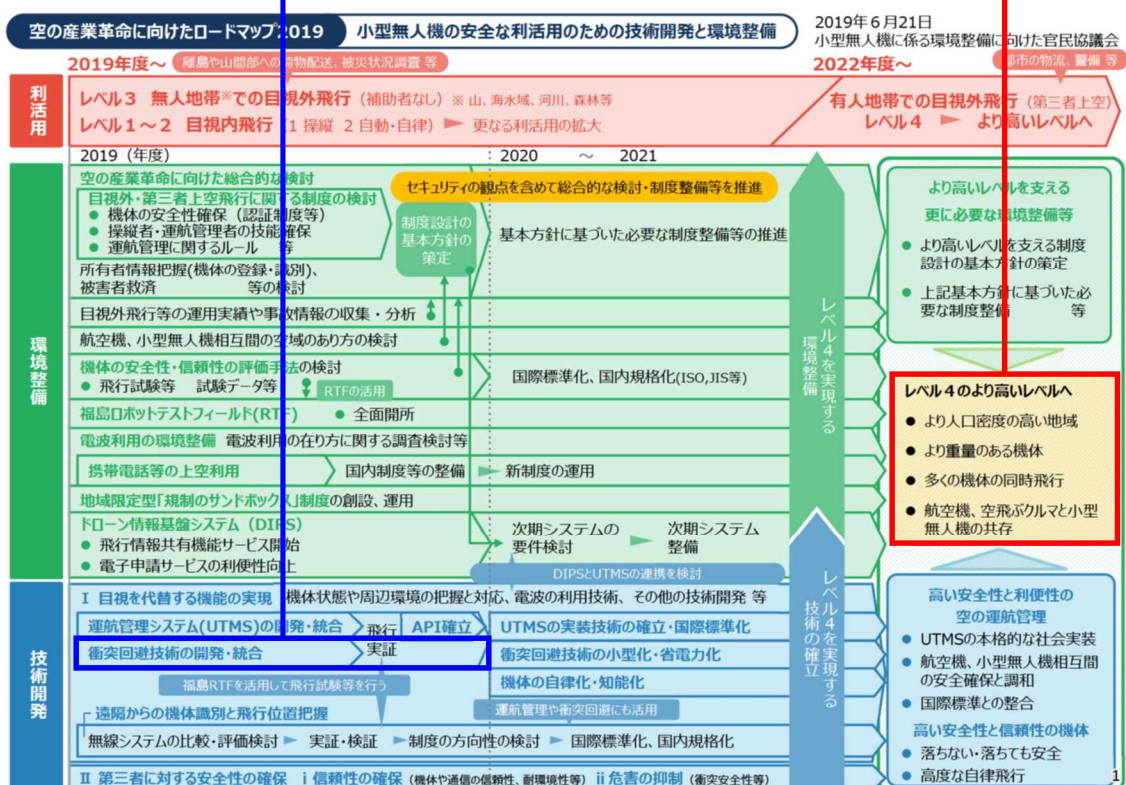
目視に頼らない
衝突回避ルール

出典：国土交通省ホームページ

- ・平成30年11月12日 国土交通省 今後検討が必要となる制度・ルールの洗い出しに関するご意見
https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/anzenkakuho_dai9/sankou1.pdf

図 2.2.1.5-29 制度・ルール化を検討すべき項目・洗い出し結果

「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会」において取りまとめられた「空の産業革命に向けたロードマップ 2019：小型無人機の安全な利活用のための技術開発と環境整備」に示されたとおり、今後「多くの機体の同時飛行」や「航空機、空飛ぶクルマと小型無人機の共存」に関する環境整備が計画されており、この結果などを踏まえながら、本研究開発の成果を実用化・事業化につなげることを目指す。



出典：経済産業省ホームページ

<https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/pdf/siryou12.pdf>

図 2.2.1.5-30 空の産業革命に向けたロードマップ 2019 と
衝突回避システム実用化の対応

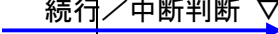
(2) 小型の無人航空機用衝突回避システム

本事業の研究開発成果及び本事業の成果を活用した、2020 年度から 2021 年度に実施の「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクト／無人航空機の運航管理システム及び衝突回避技術の開発／単独長距離飛行を実現する運航管理機能の開発（離島対応）」の研究開発成果を基に、2020 年代前半を目処に衝突回避ルールが整理された後、要件に合致する形で衝突回避システムを搭載したドローンとして開発・製造・販売する。特に本機能は、今後の小型無人航空機の広い社会実装に向けた、レベル 4 目視外飛行（有人地帯目視外）実用化のための重要な安全機能になると考えられる。本研究開発成果をドローンへ搭載可能な形で当該システムを応用した衝突回避システムの開発・製造・販売を計画しており、量産機体に搭載する場合は、500 万円程度で、年間 200 台程度の数量を見込んでいる。

実用化・事業化のシナリオについて、物流分野においては、過疎地域での物流において積載重量約 5kg 程度までの荷物をラストワンマイル配送する事業から開始されていくと見込んでおり、徐々に人口密集地域でのレベル 4 目視外飛行へ活用が広がっていくと見込んでいる。災害分野においては、大規模災害発生時に可視光カメラや赤外線カメラを搭載したドローンが目視外範囲まで飛行し長距離無線通信を使用したリアルタイム映像通信による調査での活用が期待される。いずれも同時に複数機のドローンや有人航空機などが飛行することが想定され、研究開発成果を用いた衝突回避技術は非常に有効な手段である。

実用化・事業化に向けた計画を表 2.2.1.5-12 に示す。

表 2.2.1.5-12 実用化・事業化計画

年度	2022 年度	2023 年度	2024 年度	2025 年度	2026 年度
製品化設計					
信頼性試験		続行／中断判断 ▽ 			
販売					
収益発生					

予想される重大な障害：

- ・ 製品化設計段階：法規制の強化による利用制限、市場環境の変化によるニーズ減退
- ・ 信頼性試験：想定外の不具合による販売遅延
- ・ 販売：競合の参入による販売低減

(3) 準天頂衛星対応受信機

2019 年 11 月に販売開始した準天頂衛星対応受信機については現段階ではドローン搭載実用化の事例は無く、更なる小型・軽量化を図った準天頂衛星対応受信機を市場投入すべく社内開発を継続している。

ドローン市場は急速に拡大しており、5 年後(2027 年度)には機体市場が 1,788 億円(2022 年度の約 2.1 倍)に達する見込みとの報告もある。2021 年度以降も、農業散布、物流、点検、測量などの各分野に向けた機体が投入されており、産業用機体の市場の増大とともにドローン搭載向け準天頂衛星対応受信機の実用化事業化の見通しは高いと考える。

3 実用化・事業化の見通し

(1) 大型の無人航空機用衝突回避システム

(a) 実用化・事業化に向けた課題と今後の方針

実用化・事業化に向けた課題と今後の方針については、2. 実用化・事業化に向けた具体的取組のとおりである。

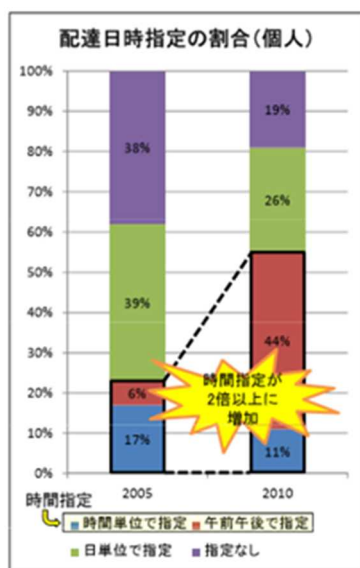
(b) 波及効果

我が国のCO₂排出量の約18%を占める運輸部門（2億1,300万トン）のうち、貨物自動車は運輸部門の約37%（約7,800万トン）を排出しており、物流分野において無人航空機が広く活用されることは、CO₂排出量の削減及び省エネルギー社会の実現に大きく貢献することが期待できる。

輸送業者においては、通信販売の急速な利用拡大やネットを利用した個人間売買の増加に伴って宅配便取扱個数が急増しているとともに、クール宅配便や時間帯お届けサービス等、ユーザーニーズの拡大に伴い宅配サービスも多様化し、例えば、「時間指定」の割合が5年で急激に増加（図2.2.1.5-31参照）している等、きめ細かいサービスへの需要が増大しており、その結果、トラックの積載率も4割程度の状況にある。

宅配サービスにおける過疎地域と都市部の輸送効率を比較した場合、一例としては、荷物1個あたりのトラック走行距離は、過疎地域の方が都市部より平均で約6倍長い。（図2.2.1.5-31参照）

こうした中、本研究開発により離島や山間部への無人航空機による小口や即時配送が実現すれば、過疎地における物流改善等を通じてエネルギー消費を大幅に削減することができる。更に、レベル4を実現する環境整備や本研究開発を含む技術の確立によって、都市部物流が本格化し、都市部における渋滞緩和や再配達の減少等を通じてエネルギー消費を削減することが可能になる。



宅配サービスにおける過疎地域と都市部の輸送効率の比較(例)
(物流事業者A社実績/月間営業日)

地域	トラック走行距離	トラック台数合計	荷物個数	荷物1つあたりのトラック走行距離
過疎地域	約34万(km/月)	約100(台/月)	約30万(個/月)	約1.2(km/個)
都市部	約37万(km/月)	約350(台/月)	約160万(個/月)	約0.2(km/個)

※過疎地域は、過疎地域自立促進特別措置法に基づく地域から選定。

出典：A社実績データより作成

出典：https://www.mlit.go.jp/common/001068998.pdf

図2.2.1.5-31 宅配サービスにおける配達日時指定の割合及び過疎地域と都市部の輸送効率の比較

(2) 小型の無人航空機用衝突回避システム

本研究開発の成果を適用する機器及びシステムは物流分野や災害調査用途に限らず他の分野への応用が可能である。以降の市場拡大としては本研究開発において目標とする自己位置推定、環境認識による障害物回避、飛行軌道実時間生成などの技術により初めて可能となる、真の意味での自律飛行機能が必要となる用途への適用が急速に進捗すると考える。具体例としては、自律飛行機能が不可欠である目視外飛行の運用が前提となる災害対応や火山・森林観測支援、あるいはメディアの緊急報道支援への展開が候補として挙げられ、各市町村や警察消防本部、研究機関やテレビ局等も視野に入れた展開が期待されるほか、インフラ点検等の分野においても点検場所への移動あるいは点検対象との干渉回避等を考えれば十分に応用可能であると考ええる。(表 2.2.1.5-13 参照)

2022 年度ごろからは、衝突回避機能を有した無人航空機を有した他企業の参画も活発化することが予想され、市場の規模は急速に拡大すると考えられる。

表 2.2.1.5-13 物流、インフラ点検以外の用途への適用予測

適用可能範囲	想定される市場	用途
災害対応支援 (監視及び配送等)	各市町村 地方警察消防本部等	災害時において地理的に孤立した被害者に対して緊急物資輸送及び監視支援
観測支援 (火山及び森林監視等)	各省庁 研究機関等	既存無人航空機の課題である飛行時間を解決した長距離化実現による観測支援
緊急報道支援	大手テレビ局等	災害時に中継で使用するヘリコプターに代わる報道支援
道路運営	大手道路運營業等	道路橋、トンネル等の点検
鉄道運輸	大手鉄道業等	鉄道橋、トンネル等の点検
土木修繕	大手企業等	修繕対象の点検確認

(3) 準天頂衛星対応受信機

準天頂衛星対応受信機により、高精度なドローンの自己位置認識が出来るようになり、本研究開発による衝突回避技術と共用することで、様々なドローンサービスへの展開が見込める。具体的には、地域物流に必要なラストワンマイルへのドローン適用であり、離島物流や過疎地域の物資輸送、個人宅への玄関前へのピンポイント輸送やインフラ詳細監視・点検等が考えられ、より一層の日本ドローン市場拡大に向けた貢献に期待できる。

6.2.1.6 4) 情報提供機能の開発－空間情報基盤：

無人航空機の安全航行のための空間情報基盤の開発

(実施期間：3 年間（2017 年度～2019 年度）)

(実施者：株式会社ゼンリン)

(1) 事業の背景・意義（目的・概要）

2016 年 6 月に閣議決定された「日本再興戦略 2016」のなかで、“早ければ 3 年以内にドローンを使った荷物配達を可能とすることや災害現場における被災状況調査・捜査・救助、インフラ維持管理、測量、農林水産業などを含む様々な分野でより一層活用されることを目指す”（当時）としており、政府も無人航空機の活用拡大を後押ししている。

図 2.2.1.6-1 に示すように「小型無人機の利活用と技術ロードマップ」では、無人航空機の飛行レベルを 4 段階に分類し、各段階の実現目標時期を定めている。



図 2.2.1.6-1 ロードマップ

現状ではレベル 3 の技術実証が一部エリアで始まっているが、依然、空撮や測量、農薬散布等の狭域且つ目視内での利用用途に限定されていることが多い。飛行レベル 3 及び 4 を実用化するためには、物流や警備などの新たな用途へ活用の幅を広げる必要があり、その実現に向けては、安心・安全に飛行するために必要な 3 次元地図データベースが不可欠と考えている。

本開発は、地図情報をプラットフォームとして、無人航空機の安全飛行に必要となる各種情報を重畳した「3D 可視化マップ」の飛行実験への提供をアウトプット目標とし、現在不足している情報や技術を新たに整備・開発することを目的とする。本開発のシステム全体像を図 2.2.1.6-2 に示す。なお、本書でいう「3D 可視化マップ」とは、地図情報に気象情報や電波強度情報等を重ね合わせたものを指す。また、「3 次元地図データベース」は、無人航空機の運航管理に必要となる障害物情報や規制空域情報等により飛行可能空域を 3 次元で表現したものを指す。

はじめに、既存で当社が整備・提供している地図情報に加えて、①新たに無人航空機の運航管理に必要となる 3 次元地図データベースを新規に開発する。また、②地図データベースを外部システムからアクセス可能とする提供機能を開発する。次に、③無人航空機の安全飛行に必要となる情報を集約する情報統合システムを開発する。地図情報以外の不足情報に関しては、各情報保有主体から調達することを予定している。

加えて、事業の継続性と競争力を担保するために④3 次元地図データの更新技術を開発する。本項目では、コストや更新体制等の運用モデルを合わせて整理する。最後に、⑤福島県浜通り地区を対象とした無人航空機の飛行実験への 3D 可視化マップの提供を通じて、システムの統合検証・評価を実施する。

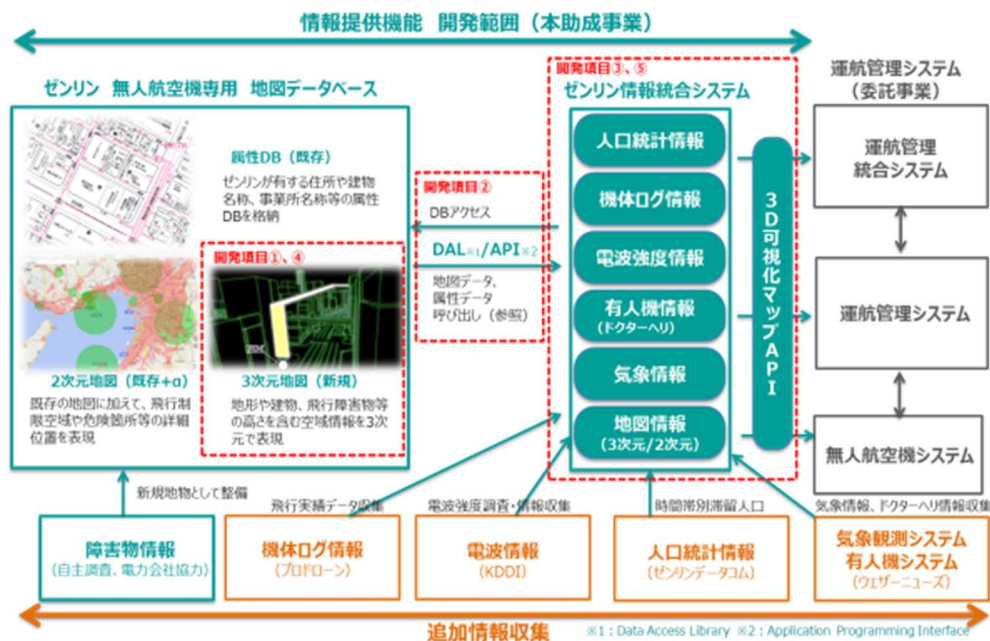


図 2. 2. 1. 6-2 システムの全体像

1. 1 研究開発項目 1：無人航空機専用の 3 次元地図データベースの開発

①要件定義・共通仕様策定

飛行計画や運航管理に必要となる 3 次元地図データベースの共通的な要件を定義するとともに、データベースの共通仕様を定める。具体的には、要件として想定される無人航空機の用途ごと（物流、災害対応、離島等）に必要な地物・属性を整理するとともに、その最大公約数を共通仕様として、各分野で共用性の高い地物・属性として規定する。特にデジュールスタンドの獲得を狙うには、海外の多様な地理的要因や経済性に適応可能とする、過剰なスペックにならない仕様とすることが重要と考える。

そのため、各地物に求める要求精度や新規取得を要する地物・属性の整備コストも併せて整理し、事業の全国・海外展開を見据えて実行可能かつ最適な仕様を策定する。

また、可能な限り国内外の地図データベース事業者の動向調査を実施し、本仕様の海外展開の可能性を検討する。図 2. 2. 1. 6-3 に 3 次元地図データベース開発のポイントを示す。

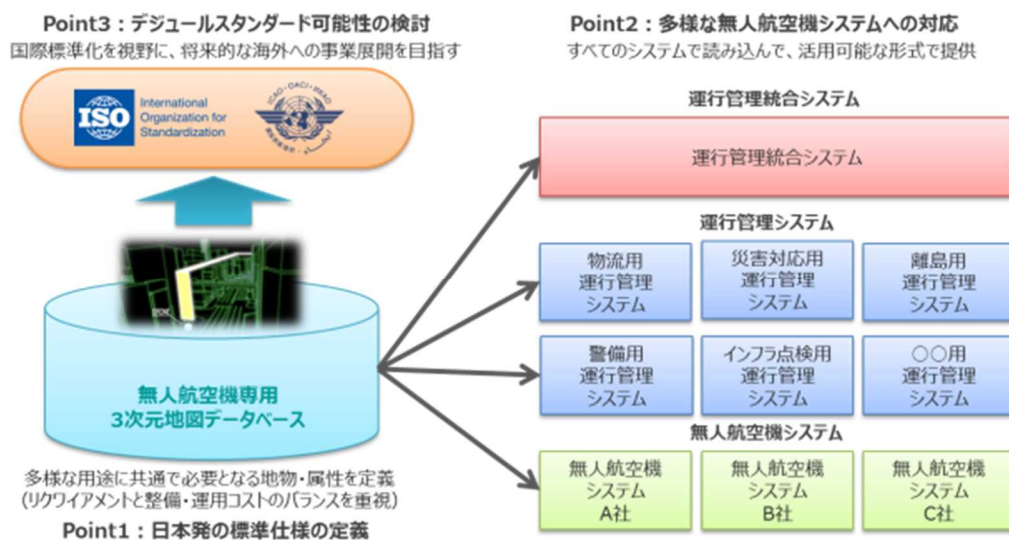


図 2. 2. 1. 6-3 3 次元地図データベース開発のポイント

②福島県浜通り地区の出典情報収集

実験フィールドとなる福島県浜通り地区において、上記①で定めた仕様に準じた地図を作製するために必要となる情報を得るための原典資料を収集する。特に、既存の地図で未整備の、無人航空機の飛行障害となる地物（鉄塔、高圧線など）の電力インフラ情報について、電力会社等と連携した情報収集手法を検討し、原典資料の収集を行う。

③現地調査による情報収集

実験フィールドとなる福島県浜通り地区において、上記②では収集が困難な情報の取得などを目的として、現地の計測など実地調査を行う。

④プロトタイプデータ開発

上記②および③のデータをもとに当社が保有している地図化技術を用いて、飛行実験フィールドとなる福島県浜通り地区における3次元地図データベースを開発する。

⑤サービス用DBの設計・プロトタイプ開発

本項目では、実サービスを考慮した多様な地図フォーマットへ対応するための中間ファイルであるサービスDBを設計し、プロトタイプデータを試作する。具体的には、地図データの標準的なフォーマットであるGeoJSON形式（ベクトル形式）やGeoTiff形式（ラスタ形式）等へ変換するプログラムに対応可能とする。また、精度（詳細度）が異なるデータを扱えることを設計上の要件とし、構造物データとの連携の可能性を検討する。

⑥国際標準開発

本項目では、国際標準化に向けた知財戦略の検討およびISO/TC20/SC16へのNP提案を実施する。また提案にあたっては、当社とともに情報提供機能を担当する日本気象協会と連携し実施する。

1.2 研究開発項目2：地図データベース提供機能の開発

①要件定義

3次元地図を情報統合システムに接続する地図提供機能に関する要件を定義する。特に、情報統合システムとのインタフェースとなる、DAL(Data Access Library)およびAPI(Application Programming Interface)の定義が可能となるよう要件定義を行う。

②設計

地図提供機能の概略設計を行う。具体的には、システムの全体設計を行うとともに、インタフェースとなるDAL、APIの論理設計及び物理設計を行う。

③開発

インタフェースとなるDAL、APIの開発を行う。

④検証

前項で開発する情報統合システムから地図データベース提供機能を介して地図データベースにアクセスし、意図した3次元地図情報や属性DB等が取得できるかなどに関する検証を行う。

1.3 研究開発項目3：情報統合システムの開発

①要件定義

気象やLTE電波などの無人航空機の飛行安全性に関係する多様な情報を収集する情報統合システムに関する要件定義を行う。具体的には、気象情報、有人機情報（ウェザーニューズ）、電波強度情報（KDDI）などを対象に、それぞれの情報保持者から仕様等の情報収集を行い、統合するための要件を定義する。本検討では、3次元地図データベースの仕様同様にデジュールスタンドの獲得と海外への事業展開を見据えて、飛行計画や運航管理に最低限必要となる項目を集約するためのシステムの要件定義を対象とする。また、人口統計情報などの地表面の人の滞留情報などの集約方法に関する要件も検討する。

情報項目名	概要	空間解像度	更新頻度
気象情報	上空の風向・風速・天気等の気象予測情報。予定経路における気象条件を把握するために利用	1kmメッシュ～ 高度は4段階 (0m, 50m, 100m, 150m)	1時間～3時間
有人機情報 (ドクターヘリ)	ドクターヘリ等の有人機の飛行位置情報。有人機との衝突可能性を飛行計画段階で把握するために利用	ポイント	逐次反映
電波強度情報	LTE通信網の上空の電波強度を調査した結果を統計化した情報。電波の強弱をヒートマップで表現し、予定経路の通信安全性を予測	1kmメッシュ～ 高度は4段階 (0m, 50m, 100m, 150m)	年1回以上
機体ログ情報	無人航空機の飛行実績情報。飛行経路の緯度経度高度やGPSの補正数、通信状態等の、無人航空機の飛行安全性を回る尺度として利用	ポイント	逐次反映
人口統計情報	携帯電話のGPS情報を集計・統計化した時間帯別の人口滞留情報。滞留人口の有無によって、地表面の人的被害を最小化するエリアを規定	500m～1kmメッシュ	月1回～年1回

図 2.2.1.6-4 収集する情報項目（案）

②設計

前項で要件定義を行った情報統合システムの設計を行う。具体的には、クラウドサーバ上に、本プロジェクトで開発する3次元地図や既存の2次元地図、気象、電波、機体情報などを一元的に集約し運航管理システムに提供する機能の設計として、必要な機能モジュールの具体化などを行う。

③各種情報の収集

情報統合システムに取り込むための気象情報、電波情報、機体のログ情報などの収集を行う。

④開発

前項で設計を行った結果を踏まえ、統合システムの開発を行う。

⑤データ取得 API の開発

地図データ（2次元、3次元）を GeoJSON 形式でダウンロードする機能を具備したデータ取得 API を開発する。開発にあたっては、サービス用 DB と連携し、より利用者が扱いやすいデータ構造での提供を目指す。

⑥検証

開発した情報統合システムを運航管理システム等に試験接続し、3次元地図情報とともに、気象情報、電波情報、機体のログ情報などが適切に取得可能かどうかの検証を行う。なお、本項目は別途委託事業で開発する運航管理/運航管理統合システム事業者と連携し、検証を行う。

1.4 研究開発項目 4：3次元地図データベースの更新技術の開発

①要件定義

地物毎に3次元地図の更新タイミング、手法に関する要件を具体化する。要件定義では、更新に必要なコストや技術課題も併せて整理する。

②更新技術の調査・実地検証

無人航空機に搭載されたセンサやカメラなどを用いて地図情報を更新するための技術に関して調査を行う。その上で、センサやカメラを用いた地図更新の可能性について実地検証

を行う。

③運用モデルの策定

事業の全国展開を見据え、3次元地図データベースや各種情報の更新についてどのように運用を行うかのコストを含めたモデルを策定する。具体的には、必要な関係者の列挙を行うとともに作業分担、継続的に行うための仕組み（各者のインセンティブ）を整理する。

④更新実験

①から③までの検討を踏まえ、必要な関係者を巻き込んだかたちで3次元地図の更新に関する実験を行う。具体的には、プロジェクト期間中で1年間程度の期間をとり、実際の3次元地図の更新作業について、本実験成果を用いて行う。

⑤外部取得データを用いた更新手法の検討

本項目では、今後、大量のドローンが空を舞う世界を見据えて、自社保有以外のドローンから取得可能な外部データを用いた地図更新手法を検討する。まずは、ドローンから取得可能なデータ（オルソ画像、測量データ、ジャイロセンサ等）を調査し、あわせてドローンの実測により実データを収集する。収集したデータを用いて、地図更新の変化トリガーの取得可否や精度、更新頻度、コスト等を整理し、実運用を可能とする更新手法を考案する。

1.5 研究開発項目5：飛行実験によるシステム統合検証・評価

①外部システムと情報統合システムの接続試験

福島県相馬市で実施予定の各種飛行実験へ向けて、実験で用いる運航管理システム等と情報統合システムの接続試験を本番環境で行う。なお、本項目は別途委託事業で開発する運航管理/運航管理統合システム事業者と連携し、検証を行う。

②3D可視化マップの提供による評価

各種飛行実験に、本プロジェクトのアウトプット目標である風向や風速、電波状況等を地図に重畳した「3D可視化マップ」を提供し、開発した地図やシステムの最終評価を行う。

(2) 研究開発目標と根拠

本事業のアウトプット目標である「3D 可視化マップ」の飛行実験への提供に向けて下記の観点から目標値を設定した。

①開発システムの検証完了および正常稼働・・・検証完了率 100%、システム稼働率 99.9%

②3次元地図データベースの品質の担保・・・

水平位置精度 σ 1.75 (地図情報レベル 2,500)、エリア網羅性 100%、正確性 100%

③3次元地図データベースの更新作業の品質・・・作業完了率 100%、エラー率 0%

①に関しては、一般的な情報システムの要求水準を満足することを条件として設定している。

②③は、現時点で競合サービスが存在していないため、当社の既存地図データベースで要求する品質水準を目指すこととする。特にデータベースの3大要求品質である精度・鮮度・網羅性と、実運用にかかるコストの最適なバランスを最重要視し、コスト競争力の高い製品として全国展開が可能となることを達成基準とする。

表 2.2.1.6-1 研究目標

項目	中間目標 (2018 年度末)	最終目標 (2019 年度末)
1. 無人航空機専用の3次元地図データベースの開発	飛行実験フィールドである福島県浜通り地区の3次元地図データベースの仕様に準じた整備を完了する。 【目標】 ・ 水平位置精度・・・ σ 1.75m ・ 対象エリア網羅率・・・100% ・ 地物・属性網羅率・・・100%	(2018 年度末で開発完了)
2. 地図提供機能の開発	無人航空機の安全飛行に必要なとなる地図情報(3次元/2次元)をAPI経由で提供する機能を開発し、情報統合システムとの接続検証を完了する。 【目標】 ・ 接続検証完了項目数・・・100% ・ システムエラー発生率・・・0%	(2018 年度末で開発完了)
3. 情報統合システムの開発	気象、電波、機体情報等の無人航空機の安全飛行に必要なとなる多様な情報を収集し、これらの情報を一元的に集約する統合システムを開発し、外部の運航管理システム等との接続試験による検証を完了する。	(2018 年度末で開発完了)

	【目標】 ・ 接続検証完了項目数…100% ・ システムエラー発生率…0% ・ システム稼働率…99.9%	
4. 3次元地図データベースの更新技術の開発	無人航空機のセンサ・カメラ等から得られる地物情報の活用可能性を視野に入れた、実運用を見据えた3次元地図の更新技術を開発する。 必要な関係者を巻き込んだかたちで3次元地図の更新に関する実験を行う。 【目標】 ・ 更新作業完了率…100% ・ 更新コストの算定…100% ・ 更新頻度…1回以上/年	前年度から1年間程度の期間をとり、実際の3次元地図データベースの更新作業を実施し、コスト・体制を含めた運用モデルを策定する。 【目標】 ・ 更新作業完了率…100% ・ 更新エラー発生率…0% ・ 運用モデルの決定…100%
5. 飛行実験によるシステム統合検証・評価	統合システムと飛行実験で使用する運航管理システム等と本番環境で接続し、検証を実施する。 【目標】 ・ 接続検証項目完了数…50%	飛行実験の本番環境でのシステム検証を完了し、本助成事業の成果目標である3D可視化マップを提供する。 【目標】 ・ 接続検証項目完了数…100% ・ システムエラー発生率…0% ・ 飛行実験時のシステム稼働率…99.9% ・ 飛行実験における本システムに起因するエラー率…0%

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール

図 2.2.1.6-2 スケジュール

■2017 年度

開発項目	期間	2017年度 開発日程表				開発目標
		2017年 4～6月	2017年 7月～9月	2017年 10月～12月	2018年 1月～3月	
1. 無人航空機専用の3次元地図データベースの開発						・仕様書策定完了 ・情報収集完了
(1)要件定義・共通仕様策定						
(2)福島県浜通り地区の出典情報収集						
(3)現地調査による情報収集						
(4)プロトタイプデータ開発						
2. 地図提供機能の開発						・要件定義完了 ・設計完了
(1)要件定義						
(2)設計						
(3)開発						
3. 情報統合システムの開発						・要件定義完了 ・設計完了
(1)要件定義						
(2)設計						

■2018 年度

開発項目	期間	2018年度 開発日程表				開発目標
		2018年 4～6月	2018年 7月～9月	2018年 10月～12月	2019年 1月～3月	
1. 無人航空機専用の3次元地図データベースの開発						データ開発完了
(4)プロトタイプデータ開発						
2. 地図提供機能の開発						機能開発・検証完了(実験環境) (稼働率99.9%、エラー率0%)
(3)開発						
(4)検証						
3. 情報統合システムの開発						システム開発・検証完了(実験環境) (稼働率99.9%、エラー率0%)
(3)各種情報の収集						
(4)開発						
(5)検証						
4. 3次元地図の更新技術の開発						更新実験完了 (更新率…100%、更新コスト算定…100%、更新頻度…1回以上/年)
(1)要件定義						
(2)更新技術の調査・実地検証						
(3)運用モデルの策定						
(4)更新実験						
5. 飛行実験によるシステム統合検証・評価						本番環境での統合試験の開始 (検証…50%完了)
(1)外部システムと統合システムの試験						

■2019 年度

開発項目	期間	2019年度 開発日程表				開発目標
		2019年 4～6月	2019年 7月～9月	2019年 10月～12月	2020年 1月～2月	
5. 飛行実験によるシステム統合検証・評価						3D可視化マップの飛行実験への提供 (検証完了数…100%、 エラー発生率…0%、稼働率…99.9%)
(1)外部システムと統合システムの接続試験						
(2)3D可視化マップの提供による評価						

●実施体制：

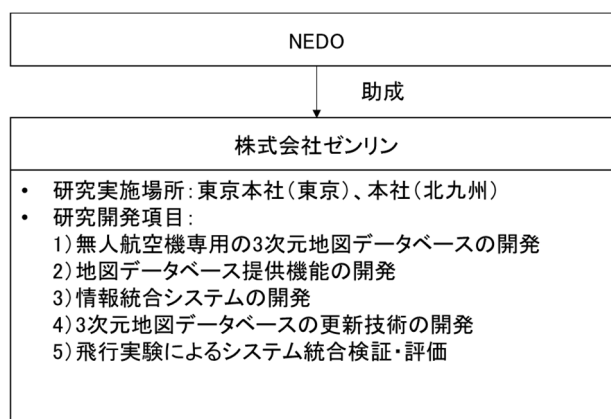


図 2. 2. 1. 6-5 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 無人航空機専用の3次元地図データベースの開発

最終目標	成果	達成度	備考
飛行実験フィールドである福島県浜通り地区の3次元地図データベースの仕様に準じた整備を完了する。 【目標】 ・水平位置精度・・・ σ 1.75m ・対象エリア網羅率・・・100% ・地物・属性網羅率・・・100%	福島県浜通り地区のデータベース整備を完了し、目標値達成	◎	(*1)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*1) 策定したデータベースの仕様を ISO TC20 SC16 へ提案し、2019 年 1 月に NP 提案を通過した。(ISO/AWI 23629-7 Data model related to spatial data for UAS and UTM)

② 地図提供機能の開発

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機の安全飛行に必要なとなる地図情報（3次元/2次元）を API 経由で提供する機能を開発し、情報統合システムとの接続検証を完了する。	開発完了、目標達成	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③ 情報統合システムの開発

最終目標	成果	達成度	備考
気象、電波、機体情報等の無人航空機の安全飛行に必要なとなる多様な情報を収集し、これらの情報を一元的に集約する統合システムを	目標値達成	◎	(*2)

開発し、外部の運航管理システム等との接続試験による検証を完了する。 (開発完了) 【目標】 ・ 接続検証完了項目数…100% ・ システムエラー発生率…0% ・ システム稼働率…99.9%			
---	--	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(*2) 計画当初に予定していなかった日本気象協会の風雨実況データを統合した「統合型情報提供機能の開発を完了。2018年11月には、プロジェクト内でのAPI公開を実施した。2019年6月には、API仕様を一般公開した。またダウンロードAPIの高速化の開発を完了。当初の処理時間から最大20倍の速度でのデータダウンロードを実現した。

④ 3次元地図データベースの更新技術の開発

最終目標	成果	達成度	備考
無人航空機のセンサ・カメラ等から得られる地物情報の活用可能性を視野に入れた、実運用を見据えた3次元地図の更新技術を開発する。実際の3次元地図データベースの更新作業を実施し、コスト・体制を含めた運用モデルを策定する。 【目標】 ・ 更新作業完了率…100% ・ 更新エラー発生率…0% ・ 運用モデルの決定…100%	目標値達成	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤ 飛行実験によるシステム統合検証・評価

最終目標	成果	達成度	備考
飛行実験の本番環境でのシステム検証を完了し、本助成事業の成果目標である3D可視化マップを提供する。 【目標】 ・ 接続検証項目 完了数…100% ・ システムエラー発生率…0% ・ 飛行実験時のシステム稼働率…99.9% ・ 飛行実験における本システムに起因するエラー率…0%	目標値達成	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1 研究開発項目①「無人航空機専用の3次元地図データベースの開発」

【成果1】南相馬～浪江町の3次元地図データベースの整備を完了

福島ロボットテストフィールドから浪江滑走路までの南北約13kmのエリアを包含したドローンの運航管理システム（運航管理統合機能/運航仮機能）で利用する3次元地図データベースの設計・整備を完了した。

本件の設計にあたり、はじめに運航管理システムで提供される機能を勘案し、必要となる地物、属性および出典を整理した。整理した一覧を次に示す。

表 2.2.1.6-3 整備コンテンツ一覧

項目	地物名称	属性項目	出典
Ground Map (地形情報)	道路領域	高速自動車国道、一般国道、都道府県道、一般道路、その他、	ゼンリン
	立体横断施設	歩道橋	ゼンリン
	鉄道領域	トンネル、ケーブルカー	ゼンリン
	鉄道構造物	プラットホーム	ゼンリン
	鉄道軌道		ゼンリン
	建物	娯楽施設、店舗施設、厚生施設、教育施設、宿泊施設、官公署施設、スポーツ・競技施設、その他	ゼンリン
	敷地	公園・緑地、都市緑道・緑道、教育施設、その他	ゼンリン
	陸部構造物	送電塔・輸送管	ゼンリン
	土地	登高面	ゼンリン
	水部	海、湖池沼、河川	ゼンリン
	分蘗帯		ゼンリン
	行政界	郡市・特別区界、町村指定都市区界、町・大字界、丁目・字界	ゼンリン
	道路構造物	車止め	ゼンリン
	水部構造物	水門、堰	ゼンリン
	通路領域	階段	ゼンリン
Obstacle Data (障害物情報)	植生		NTTデータ（衛星画像）
	鉄塔		NTTデータ（衛星画像）
	送電線		ゼンリン（新規整備）
	電波塔		ゼンリン（新規整備）
	屋外広告看板		南相馬市
	建物	福島ロボットテストフィールド施設	福島県（設計図書）
Virtual Data (論理エリア)	標高	DEM（5m解像度）	国土地理院
	空港	制限表面	国土交通省航空局
	イベント開催エリア		南相馬市
Dynamic Data (動的情報)	人口集中地区（DID）		総務省統計局
	電波強度		NTTドコモ、KDDI
	混雑統計		ゼンリンデータコム
	有人機（ドクターヘリ）		ウェザーニューズ
	気象情報	風速、風向、降水量、視程、雲量等	ウェザーニューズ、日本気象協会

地物は、地形情報、障害物情報、論理エリア、動的情報の4つの階層に分類し、それぞれの階層のみを抽出して利用可能となるようにしている。例えば、飛行計画の安全性確認のために障害物情報のみ抽出し、鉄塔や建物とのコンフリクト判定に利用する等の方法が考えられる。これにより、運航管理システムの搭載機能やスペックに応じて、適切な情報を取捨選択することが可能となる。

次に、整理した一覧を元に、実際にゼンリンの現地調査や外部からの出典を入手し、データベースの整備を実施した。福島ロボットテストフィールドの施設に関しては、整備したタイミングでは建設中であったため、福島県からCAD形式の図面データを入手し、3次元データを作成した。また、イベント開催エリアに関しては、南相馬市の協力の下、イベント情報を保有している市内の関係機関へのヒアリングを実施し、イベント情報を学校や公園、寺社仏閣等の定期的に行われるエリアと花火大会や相馬野馬追等の開催期間が特定できるエリアに分類し、前者をイベント警戒エリア、後者をイベント開催エリアと定義した。イベント警戒エリアに関しては、飛行計画ルートが干渉する場合は、関係機関に連絡をしたうえでイベントの実施有無を事前に把握し、イベント開催エリアは、データ属性に含まれる開催日程と飛行計画ルートおよび日程を照合することで、飛行の可否を検討できる仕様としている。また、通常の地図データベースに含まれない屋外広告看板や鉄塔・送電線等の追加整備も実施した。

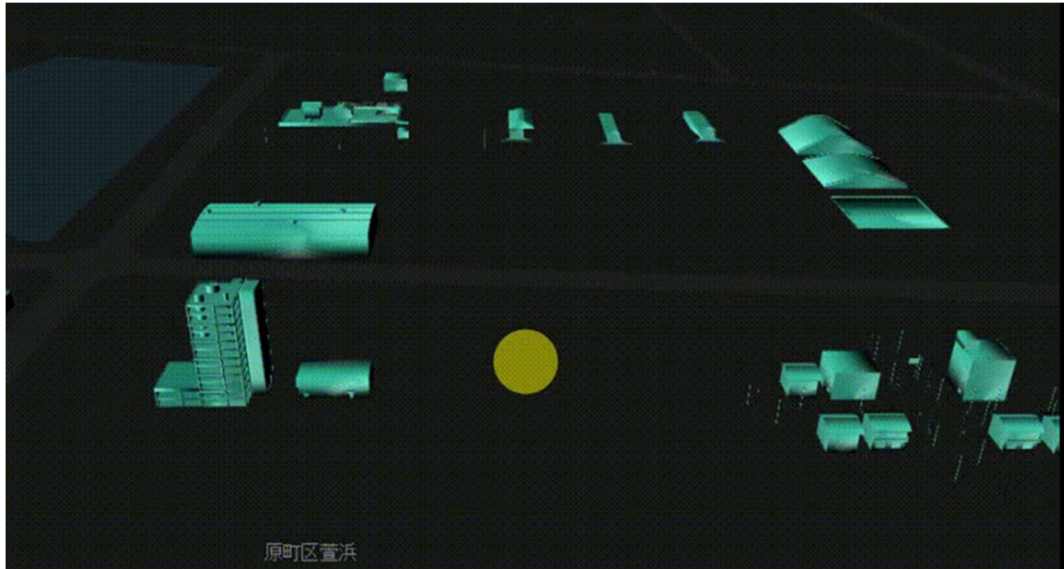


図 2.2.1.6-6 福島ロボットテストフィールド周辺の 3 次元地図のイメージ

【成果 2】当社データベース仕様を軸に ISO TC20 SC16 へ国際標準化へのロビー活動を強力に実施。2019 年 11 月には CD 投票を通過し、2021 年度中に IS 発行の見通し

前述した 3 次元地図データベースの 4 階層のモデルを軸に、ISO TC20 SC16 へ国際標準化の提案を実施した。具体的には、ドローンの安全飛行に係るシステム（GCS/UTM）を対象とし、システム間で取り扱う情報項目や属性情報を規定することで、システム間の認識の違いをなくし、適切な情報を流通させることを目的としている。図 2.2.1.6-7 にデータモデルを示す。地形情報が各階層を接続させる主のパッケージとし、各階層が副パッケージとして紐づけるモデルとなっている。

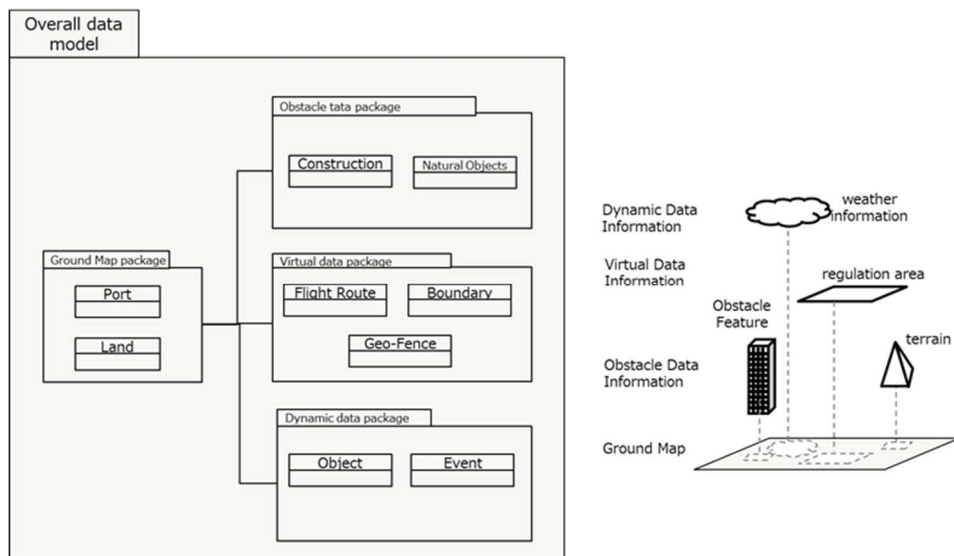


図 2.2.1.6-7 地理空間情報のデータモデル

また、表 2.2.1.6-4 にデータモデルに含まれる各階層の説明と分類、および事例を示す。2018 年 11 月から提案を開始、2019 年 1 月に NP 提案、2019 年 11 月に CD 投票を通過した（表 2.2.1.6-5）。今後、2022 年 1 月を目途に国際標準発行の見通しが立っている。

表 2. 2. 1. 6-4 3次元地図データベースの概念モデル

Classification	Preliminary Definition	Preliminary Element	Preliminary Examples
Ground Map	Ground areas designed for specific activities	Ports: Areas for UAS take-off and landing	drone port, emergency landing site, emergency landing area
		Land: Artificially divided areas for specific activities	residential area, farmland, park, road, railway, sidewalk
Obstacle Data	Tangible objects that can be detected by visual observation or sensors	Artificial Structures: Objects designed and constructed artificially for specific purposes	transmission line tower, distribution pole, distribution line, transformer substation, power plant, tower building, high-rise apartment building, construction crane, stadium, factory,
		Natural Objects: Objects existing naturally	terrain (river, mountain, ..) tree
Virtual Data	Virtual objects that are not tangible, which cannot be detected by visual observation or sensors	Flight Routes: Virtual area for object to fly	flight route
		Boundaries: Artificially defined lines for classifying Land	administrative boundary, national border
		Geo-Fences: Area surrounded by virtual boundary lines	public areas, airport vicinities, regulation area, radio wave service area
Dynamic Data	Objects with time-varying positions	Objects	aircraft data
	Phenomena with time-varying status	Phenomena	Weather observation data

表 2. 2. 1. 6-5 IS 提案のステータス状況

ステージ	内容	計画	期限	完了日	ステータス
10.00	新規プロジェクト案の登録			2018-10-16	終了
10.20	新規プロジェクトの投票開始	2018-10-15		2018-10-16	終了
10.60	投票の終了	2019-01-07		2019-01-08	終了
10.99	新規プロジェクト登録 (NP) の承認			2019-01-11	終了
20.00	TC/SC作業計画への新規プロジェクト登録			2019-01-11	終了
30.00	Committee draft (CD) の登録	2019-09-16	2019-11-11	2019-11-11	現在
40.00	DISの登録	2020-10-31	2021-01-11		予定
50.00	正式承認のためにFDIS を登録	2021-08-31			予定
60.60	国際規格の発行	2022-01-07	2022-01-11		予定

5.2 研究開発項目②、③「地図提供機能の開発、情報統合システムの開発」

【成果 1】日本気象協会の風・雨の実況データを統合した、統合型情報提供機能の開発を完了

計画当初は予定していなかったプロジェクト参画事業者である日本気象協会が提供する風雨の実況データを、API を介してリアルタイムに情報統合システムに統合し、FIMS/UASSP へ提供する「統合型情報提供機能」の開発を完了した。

図 2. 2. 1. 6-8 に風速情報を重畳した原ノ町駅周辺の 3 次元地図を示す。

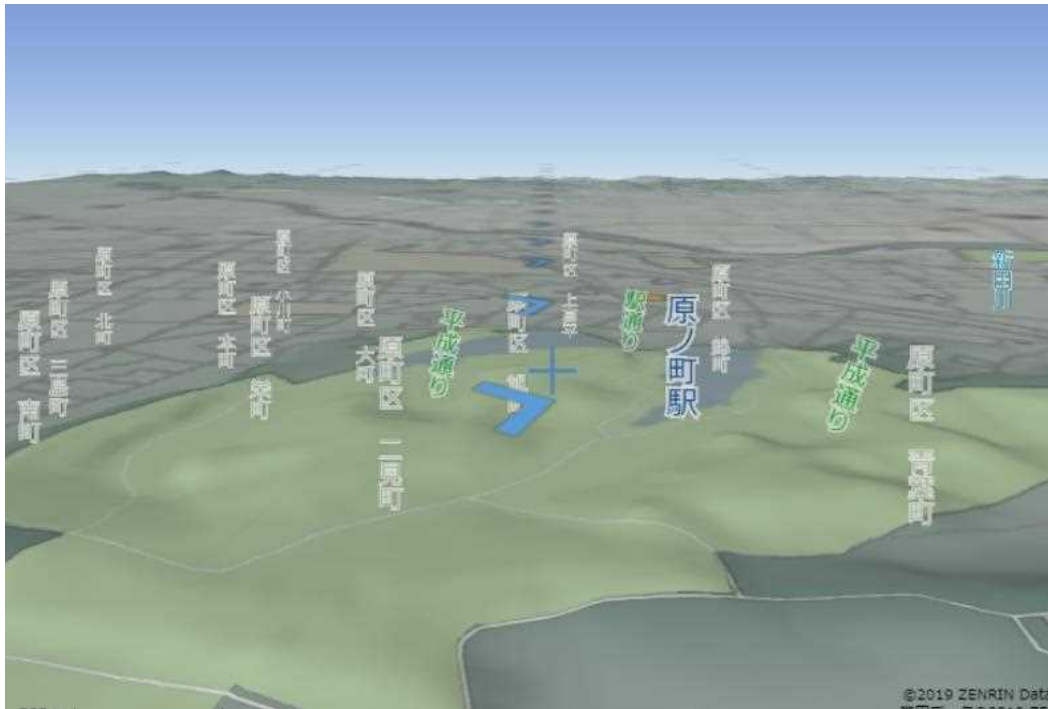


図 2.2.1.6-8 風速情報の重畳イメージ

これにより、ドローンの飛行可否判断にとって重要な指標である現地の風速情報を周辺の障害物の位置情報と合わせて取得することが可能となり、ドローンの飛行状況管理のシーンで、より簡便に情報を扱えることとなった。

【成果 2】汎用フォーマット（GeoJSON）で地図情報をダウンロードする API の追加開発を完了。高速化を実現

プロジェクト参画企業へのニーズ調査の結果を受け、地図情報の汎用形式である GeoJSON フォーマットで生データをダウンロードできる API の開発を完了した。

図 2.2.1.6-9 にダウンロード API の取得画面を示す。

3 次元地図データベースは、2 次元に比較してデータ容量が多いため、通信を介したデータ流通では環境によっては、レイテンシーが発生する可能性がある。特に、リアルタイムな飛行状況監視において、障害物とドローンの接近を自動検知する等の機能を実装する場合、通信の遅延は検知の遅れにつながり、飛行安全性を低下させる。このため、事前にダウンロード API を通じてデータを FIMS/UASSP 側のローカル環境に格納しておくことで、通信品質に依存しない機能実装が可能となった。また 2019 年度には、ダウンロードの高速化の開発を実施し、最大 20 倍の速度でのダウンロードを実現した。これにより商用利用を可能とする品質レベルを達成した。

ダウンロードAPIについて - 3D取得版

APIの仕様

リクエストサーバ : <https://uav-api.its-mo.com/>

リクエストURL : サーバ名/geojson-loader3d

HTTPメソッド : GET

レスポンス形式 : GeoJSON、一括取得の場合はZIP

文字コード : UTF-8

リクエストパラメータ

	キー	必須	利用方法
アクセスキー	key	必須	固定キー（評価ユーザー向けに別途ご提供）
範囲指定一括取得	area	必須	矩形の緯度経度範囲を示して、矩形と重なるすべてのメッシュ
3D精度	precision	省略可能 省略時はすべての3D精度を取得	3Dデータの精度を指定
			3Dポリゴン低精度 : 1
			3Dポリゴン中精度 : 2

図 2.2.1.6-9 ダウンロード API 取得画面

【成果 3】プロジェクト内外での API 公開を完了

前述した統合型情報提供機能の仕様を 2018 年 11 月にプロジェクト内、2019 年 6 月にはプロジェクト外を含めた一般公開を実施した。表 2.2.1.6-6 に API の機能一覧を示す。

表 2.2.1.6-6 API 機能一覧

項番	機能分類	クラス名	機能概要
1	地図	ZDRONE.Map	地図を表示する
2	ウィジェット	ZDRONE.MapCenter	中心点画像（地図中央の「+」マーク）を作成する
3		ZDRONE.Marker	マーカを作成する
4		ZDRONE.ScaleBar	スケールバーを作成する
5		ZDRONE.Polyline	線や多角形を描画する
6		ZDRONE.Polyline3D	3Dの線を描画する
7		ZDRONE.Oval	円または楕円を描画する
8		ZDRONE.UserWidget	地図のスクロールに追従する動的なユーザウィジェットを作成する
9		ZDRONE.StaticUserWidget	地図のスクロールに追従しない静的なユーザウィジェットを作成する
10		ZDRONE.GroundOverlay	地図に画像を重ねる
11	レイヤー	ZDRONE.WMSLayer	地図にWMS形式の画像を重ねる
12		ZDRONE.TMSLayer	地図にXYZ形式のタイル画像を重ねる
13		ZDRONE.GeoJSON	GeoJSON形式のデータを地図に描画する
14		ZDRONE.RainJwa	日本気象協会の降水量情報を地図に表示する
15		ZDRONE.RainWNI	ウェザーニュースの降水量情報を地図に表示する
16		ZDRONE.WindJwa	日本気象協会の風速風向情報を地図に表示する
17		ZDRONE.WindWNI	ウェザーニュースの風速風向情報を地図に表示する
18		ZDRONE.Airplane	ドクターヘリの現在位置情報を地図に表示する
19		ZDRONE.Demographics	ゼンリンデータコムの高層統計を地図に表示する
20		ZDRONE.RadioWave	LTEの電波強度情報を地図に表示する
21	検索・空間解析	ZDRONE.Search	住所、POI検索を実行する
22	その他	ZDRONE.LatLon	緯度経度を保持する
23		ZDRONE.LatLonAlt	緯度経度、高度を保持する
24		ZDRONE.LatLonBox	2地点の緯度経度の矩形を生成する。引数で指定された2点で矩形を生成する
25		ZDRONE.Pixel	座標を保持する
26		ZDRONE.PixelBox	2地点の座標の矩形を生成する。引数で指定された2点で矩形を生成する
27		ZDRONE.TL	top、leftの値を保持する
28		ZDRONE.WH	width、heightの値を保持する
29		ZDRONE.Map3DEx	3D表示の低精度・中精度・高精度の表示切替を行う

全部で 29 の機能開発を完了した。地図の表示や住所検索等の標準的な地図機能に加えて、飛行計画ルートやジオフェンス等を描画する図形作成機能やドローンの安全

飛行に影響する風速や電波状況を重畳する機能、また、障害物の位置を取得する機能など運航管理に必要となる機能群を実現した。

API仕様の公開にあたっては、各機能の説明およびソースコードを例示したマニュアルサイトを作成し、地図の専門知識がなくともシステムに取り込めるようユーザビリティを高める取り組みを実施した（図 2.2.1.6-10）。

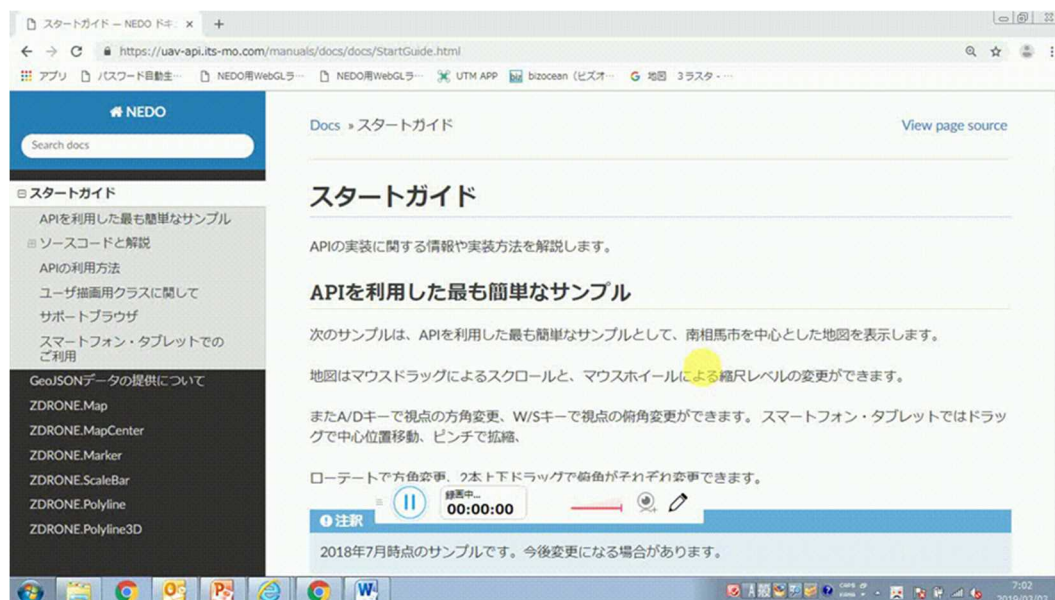


図 2.2.1.6-10 マニュアルサイト例

5.3 研究開発項目④「3次元地図データベースの更新技術の開発」

【成果1】地図更新に必要な情報の特性を加味し、更新レベルを定義。各レベルに応じた運用モデルの設計を完了

地図データベースは新規整備だけでなく、日々刻々と変化する情報を精度よく定期的かつ持続的に更新することが重要となる。そのため、本開発では、はじめに飛行情報の特性を整理し、それぞれの特性に応じた地図更新レベルを規定した。次に地図データを更新する運用アーキテクチャを設計し、即時に更新するモデルと変化ポイントを蓄積し、ゼンリンの現地調査を経て更新するモデルの2つの更新モデルを定義した。

図 2.2.1.6-11 に規定した地図更新レベルを示す。まず、飛行情報を網羅性、鮮度、位置精度、地物特性の4つの軸で評価し、Light から High までの3パターンの更新情報レベルを規定した。

Light は地物と場所をピンポイントで特定できないが、現在のデータベースと何かしらの変化がある状態を指す。Middle は、地物は明確に特定できないが、変化の場所はピンポイントで把握している状態を指す。High は、変化した地物と場所を特定できる状態を指す。

Light では、変化があるであろう周辺の空間をジオフェンスとして提供、Middle では、変化がある場所の緯度経度座標と高度を提供、また、High では、さらに何が変化したのかの情報を提供可能となる。

航管理システムとの相互接続試験へ API 提供を実施。システム遅延なく情報提供が可能であること検証完了した。

図 2. 2. 1. 6-13 に FIMS での実装例を示す。統合型情報提供機能のダウンロード API を通じて、FIMS に 3 次元の障害物情報を提供し、FIMS での正常稼働を確認した。また、ドローン事業者 29 者に対し API を通じて情報提供することで、ページビュー数の増加にも耐えうるサーバ環境であることを確認した。

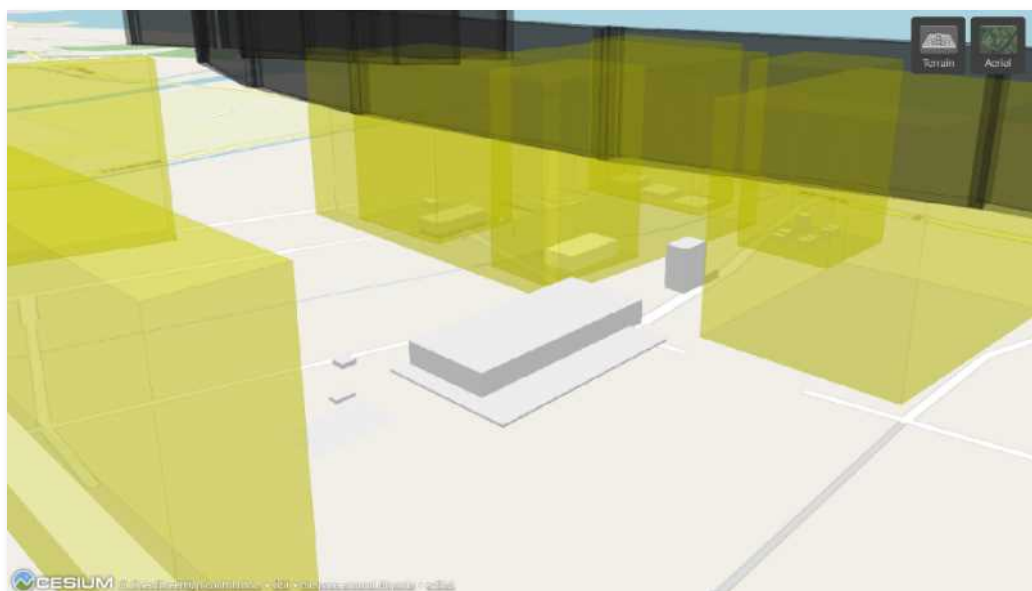


図 2. 2. 1. 6-13 FIMS での実装例

【成果 2】ドローン専用空路の設計と安全性評価を完了

福島ロボットテストフィールド広域飛行区域において、当社が設計したドローン専用空路の安全な高さ情報の収集実験と離着陸ポイントの実用性の評価を実施し、長距離目視外補助者なし飛行の安全なルート案の構築を完了した。

図-17 に設計したドローン専用空路の案を示す。はじめに、南相馬市、浪江町等の地元自治体から第三者の存在する可能性が高いエリアの情報を収集し、ドローンが侵入しない空域を設定した（図 2. 2. 1. 6-14 の紫色エリア）。次に、市町が保有する土地からドローンの離着陸に利用可能なエリアを抽出し、離着陸地点として設定した（図 2. 2. 1. 6-14 の黄緑色エリア）。最後に、送電設備への接近を最小限に留めること、巨大な構造物が少ないこと、第三者上空を飛行する可能性が低いことの 3 点を条件として、飛行ルート案を設計した。

設定した飛行ルート案は水平方向（x、y 座標）の定義のみ実施し、高度は実際にドローンを飛行させることで確定させることとした。具体的には 2020 年 2 月 3 日から 4 日にかけて、直上方向にドローンを飛行させドローン、地上の双方から視認可能な高度を確認し、最低飛行高度を定義した。また、一部のルートで楽天株式会社の協力の下、実際に離着陸ポイントから飛行させ、ルートの安全性の評価を実施した。今後、現地での調査を継続し、福島ロボットテストフィールドにおける広域飛行実証を安全に実施可能な環境構築に貢献していく。



図 2.2.1.6-14 ドローン広域飛行ルート案

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	0	1	0	－	－	－	1
展示会出展	0	1	0	－	－	－	1
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	0	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	0	3	－	－	－	3
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

知財確保の考え方：地図データベースの整備手法や具体的なアルゴリズムに関しては、ブラックボックス化することで知的財産権を確保することを方針としている。

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本事業では、通信状況の情報（無人機の安全航行に関わる通信の電波情報の調査・重畳）、有人機の情報、気象情報、地図情報、インフラ等の障害物情報、人口統計情報（時間帯別の滞留人口統計の重畳）等の無人航空機の飛行安全に関係する多様な情報をクラウドサーバ上に一元的に集約し3次元地図上に表現する「無人航空機専用 3D 可視化マップ」およびその API を開発する。この API を通じて、想定ユーザーである無人航空機運航管理システムや無人航空機操縦者のシステムに対して上記の統合情報を提供するクラウド型情報提供システムを実現する。サービスの適用先である無人航空機運航管理システムや無人航空機操縦者は、本開発の成果として想定される API を各々が持つ運航管理のシステムに組み込むことにより、本開発の成果品である一元化された多様な情報を持つ無人航空機専用 3D 可視化マップと運航管理を統合することが可能となる。販売形態としては、本クラウドサービス利用のライセンス販売を想定している。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

事業化に向けたスケジュールを下記に示す。助成期間終了後、データベースのユーザー評価や拡張性の検討・実行を通じて製品化フェーズへ速やかに移行する。次に拡張部分の設備投資及び生産により、製品化を実現する。2022 年度には販売を開始する見込みである。



図 2.2.1.6-15 事業化スケジュール

3. 実用化・事業化の見通し

実用化を確実にするために、デジュールススタンダード獲得の施策として ISO TC20 SC16 へ国際標準提案を実施済みであり、2021 年度を目途に IS 発行となる見込みである。また、他社との競争優位性として、地図に関しては、ゼンリンググループでこれまで作成し管理、メンテナンスを行っているデータベースを転用することが可能であり、新規で開発および取得すべきデータは少ないことから、製造コストの面で他社より優位性がある。また、質の担保においても、別事業において運用体制を確立しており、その体制を転用できることから、新規で構築するよりも質やコストの面で優位性がある。

また、気象情報など本製品へ重畳するデータについては、外注先からの提供を予定しているが、外注先データベースと弊社開発システムをつなぐ API の開発も想定している。データ自体は外注先が合意すれば競合他社も購入可能であるが、API によるシームレスな統合は競合他社と比較して、情報のリアルタイムな更新という点において優位性がある。そのため実用化は達成するものと見込んでいる。

6.2.1.7 4) 情報提供機能の開発－気象情報提供機能

ドローン向け気象情報提供機能の研究開発

(実施期間：3年間(2017年度～2019年度))

(実施者：一般財団法人日本気象協会)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

無人航空機(以下、ドローンという)は、離着陸時、空路の飛行中などで様々な気象に遭遇する。ドローンが遭遇し、飛行に影響を与える気象は、突風、強風、高温・低温、高湿度、降雨、降雪、雷、霧など様々な現象がある。2016年4月～2019年3月までに、国土交通省に報告されたドローンの事故・トラブルのうち、全体の18.9%が気象に関連した事故・トラブルであった(図2.2.1.7-1)。気象に関連する事故トラブルの内訳をみると、風に関連する事故トラブルは81.6%であった。(図2.2.1.7-2)

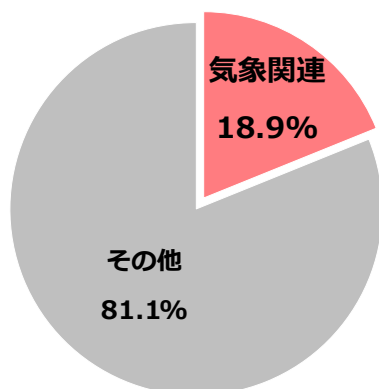


図2.2.1.7-1 国土交通省に報告された事故のうち気象に関連する事故の割合

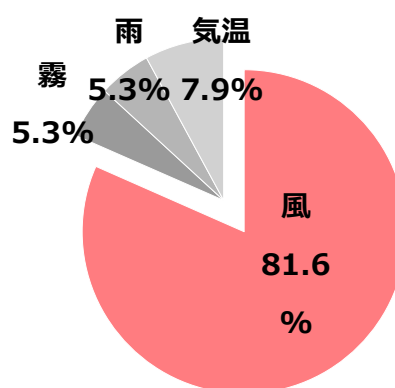


図2.2.1.7-2 気象に関連する事故トラブルの気象要因別の内訳

資料：「無人航空機に係る事故トラブル等の一覧(国土交通省)」を独自に集計
集計期間：2016年4月～2019年3月

今後、「空の産業革命に向けたロードマップ2019(2019年6月21日、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会)」に従い、有人地帯での目視外飛行や都市での物流や警備などのより高いレベルでの運航が実現した場合、より多くのドローンが様々な気象に遭遇する確率は大きくなることが想定される。

ドローンの安全を確保するために気象は重要であり、「無人航空機が目視外飛行に関する要件(2018年3月29日、国土交通省)」では、自機周辺の気象状況の監視が要件の一つに挙げられた。ここでは、「飛行経路又は機体に設置した気象センサー、カメラ等により気象状況の変化を把握し、運用限界を超える場合は、付近の安全な場所に着陸するなど、適切な対策をとることができること」とされた。地上付近は、周囲の雑木林や住宅などの抵抗により、風が弱くなる場合がある。風向・風速計を用いた直接観測では、地上に近い場所での観測となるが、地物の影響を大きく受け、空路となる高度の風とは大きく異なることがある。また、高度が高くなるほど風速は大きくなるのが一般的であり、安全なドローンの飛行のためには、飛行高度の風の把握及び予測が重要となる。一方、飛行高度の風を観測することは容易ではない。このため、多くのドローン運用者は、ドローンの飛行高度の風の状態を知らないままに飛行を開始することが多い。このような状況が、気象、特に風による事故トラブルの要因の一つであり、ドローン運用者が飛行前に上空の状況を把握できれば、ドローン飛行の安全性を高めることが期待できる。

一方、気象庁または民間気象事業者が提供する気象情報は、地上の気象情報がほとんどである。航空運輸事業者向けには上空の気象情報はあるものの、1000m 以上の高層の気象情報（航空気象情報）となる。このため、ドローンの飛行高度である高度 150m 以下の気象情報は、観測や予測がほとんど提供されていない。また、この高度では、地形や建物の影響により複雑に変動する風が発生するため、解像度の低い数値気象予測データを単純に内挿する方法では、実態とかけ離れた情報となることがある。ドローンは、有人航空機に比べ小さく、微細な気象の変化による影響を大きく受け、航続距離や飛行時間も短いことから、時空間的に高解像度な気象情報が必要となってくる。

以上を踏まえ、本研究開発では、ドローン飛行高度での風観測技術について整理し、気象観測ドローンを用いたリアルタイムモニタリングによるドローンの飛行高度での気象実況情報の開発、リモートセンシングを用いた飛行高度での高解像度な気象情報の開発を行った。これらのデータを分析し、ドローン専用の高解像度な 3 次元の風向風速の実況推計値と予測を開発した。さらに、この情報に加え、入手可能な気象情報のうち、ドローン運航に有用な気象情報を整理し、気象情報提供機能としてドローン気象情報 API を開発した。

本研究開発で開発したドローン気象情報は、ドローンが安全かつ効率的な運航を実現するために重要なデータとなる。このデータの標準化を図ることにより、ドローン運航管理システムの開発を効率的に進めることが可能となる。また、新たな運航管理事業者の市場参入を容易にし、国内産業の発展が期待できる。そこで、ドローン関連技術の国際競争力の強化を目的に、ドローン運航管理に係る気象情報についても国際標準化を目指した。

（２）研究開発目標と根拠

研究開発目標を表 2.2.1.7-1 に示す。

表 2.2.1.7-1 研究開発目標

開発項目	研究開発目標
① ドローン向け強風ナウキャスト情報提供機能の開発	100m メッシュの高度 30～150m の風実況推定値の実現 100m メッシュの高度 30～150m の 60 分先予測の実現
② ドローン向け総合気象情報提供機能の開発	ドローン向け総合気象情報提供機能としてニーズの高い風、降水、雷、台風などの実況及び予測情報をポイントデータまたはメッシュデータとして、運航管理システムに提供する機能を開発し、UTM に試験提供する。
③ 気象観測ドローンによる、上空の気象観測データの取得	気象観測ドローンによる上空風のリアルタイムモニタリングの実現
④ ドローン気象情報提供機能の国際標準化	ドローン気象情報提供機能の国際標準化提案

ドローン気象情報のニーズを把握するために、初年度（2017 年度）に DRESS プロジェクトの参加機関、2017 年 10 月に実施された JUTM 実証実験の参加機関を対象として、ドローン気象情報に係るアンケート調査を実施した。この結果に基づき、本研究の最終目標を設定した。なお、アンケートは、45 機関に行い、回答率 60%であった。

① ドローン向け強風ナウキャスト情報提供機能の開発

ドローンの目視外飛行で、目的地までの片道飛行時間を 30 分と想定した場合、目先 60 分先までの気象予測情報が重要であり、30 分以上前にシビアな気象現象の有無を予測する必要がある。また、ドローン気象情報に係るアンケート調査でも、実況及び 0～6 時間先までの短時間の予測を 5～10 分の時間解像度、水平メッシュ 100m、高度 30～150m での提供を希

望するニーズが高かった。そこで、福島ロボットテストフィールド（以下、RTF という）を中心としたエリアで、高解像度な風実況推定値並びに 0～9 時間先までの高解像度風予測の開発を行った。

② ドローン向け総合気象情報提供機能の開発

ドローン気象情報に係るアンケート調査では、実況及び 0～6 時間先までの予測のニーズが高く、予測時間が長くなるほどニーズが下がっていた。気象予測の特性から 1 週間先のピンポイント予測は、位置ずれや時刻ずれを要因とする精度低下が発生することから、高解像度情報のニーズもいまのところ高くはない。そこで、本研究のドローン向け総合気象情報提供機能として、要望の高いポイント予測と高解像度メッシュ予測を提供するドローン気象情報 API を開発した。対象とする情報は、風、雨とし、参考情報として雷、気象警報・注意報などの情報を提供可能な機能を開発し、UTM に試験提供することを目指した。

③ 気象観測ドローンによる上空の気象観測データの取得

ドローンが飛行する高度 30～150m の気象観測データで、入手可能なデータは非常に少ない。また、観測手法もドップラーソーダ、ドップラーライダーなど高価なリモートセンシング機器を用いる方法が主流である。そこでドローン自体に気象センサーを搭載し、自律航行しながら気象観測を行うことで、従来よりも安価に観測データをリアルタイムに取得する機能を実現する。

④ ドローン気象情報提供機能の国際標準化

ドローン関連技術の国際標準化に向けた取り組みは、各国で進みつつある。しかし、ドローン運航の判断に活用するドローン気象情報は、国際的な提案はなされていない。ドローン気象情報の標準化に向けた議論は、国内でも十分には行われておらず、今後、運航管理に利用する気象情報の標準化に向けた議論を進めるために、国内委員会ならびに国際会議への提案を目標とした。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

研究開発スケジュールを表 2.2.1.7-2 に示す。なお、「④ドローン気象情報提供機能の標準化」は 2018 年度から実施した項目である。

表 2.2.1.7-2 研究開発スケジュール

		2017 年度	2018 年度	2019 年度
①ドローン向け 強風ナウキャスト	仕様・予測手法検討	■		
	プロトタイプ構築	■		
	精度検証・手法改良		■	
	オンラインシステム設計		■	
	オンラインシステム構築			■
②ドローン向け 総合気象情報	仕様・予測手法検討	■		
	プロトタイプ構築	■		
	精度検証・手法改良		■	
	オンラインシステム設計		■	
	オンラインシステム構築			■
③気象観測ドローン による観測データ活用	仕様検討	■		
	試作機作成	■		
	試験試行・観測データ検証		■	
	試作機改良		■	
	観測データ提供システム設計		■	
	観測データ提供システム構築			■
④ドローン気象情報 提供機能の標準化	知財状況調査		■	
	気象情報の海外動向調査		■	
	国際標準化方針の検討		■	
	国内機関への提案		■	
	国際機関への提案			■
	国際会議等への出席			■

実施体制を図 2.2.1.7-3 に示す。

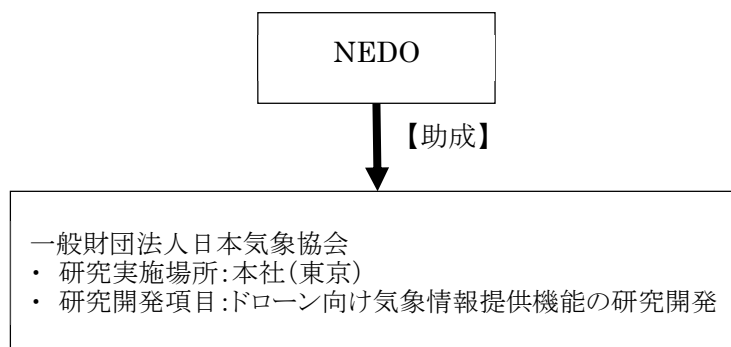


図 2.2.1.7-3 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

ドローン向け気象情報提供機能の研究開発

① ドローン向け強風ナウキャスト情報提供機能の開発

最終目標	成果	達成度	備考
100m メッシュの高度 30～150m の風実況推定値の実現	3D ライダーの 500m メッシュ観測データに、気象学的補間技術を適用することにより、3D ライダーの未計測エリアの推定と高解像度化を行い、高度 30、50、100、150m の風向・風速の実況推定を実現した。	○	
100m メッシュの高度 30～150m の 60 分先予測の実現	高解像度風実況推定データの特徴量を分析し、5 分毎に 100m メッシュで高度 30、50、100、150m の風向・風速を 60 分先まで予測する超短時間予測（ナウキャスト）を実現した。これに加え、気象モデルによるダウンスケール技術と実況値による補正技術を用いて、60 分毎に 200m メッシュで高度 30、50、100、150m の風向・風速を 10 時間先までの予測を実現した。	○	

◎：大きく上回って達成、○：達成、△：度末までに達成見込み、×：未達

② ドローン向け総合気象情報提供機能の開発

最終目標	成果	達成度	備考
ドローン向け総合気象情報提供機能としてニーズの高い風、降水、雷、台風などの実況及び予測情報をポイントデータまたはメッシュデータとして、運航管理システムに提供する機能を開発し、UTM に試験提供する。	運航管理システム（UTM）へのデータ連携を実現するために、気象情報提供機能を試作した。試作した機能では、①で開発した風予測に加え、雨、雷、気温、アラートなどの情報を実装した。開発した気象情報提供機能は、運航管理に係る実証実験で試験提供を行い、その有効性を確認した。	○	

◎：大きく上回って達成、○：達成、△：度末までに達成見込み、×：未達

③ 気象観測ドローンによる、上空の気象観測データの取得

最終目標	成果	達成度	備考
気象観測ドローンによる上空風のリアルタイムモニタリングの実現。	気象センサーを搭載し無線伝送により地上局にデータを伝送するドローンを試作した。また、地上局で受信した上空気象観測データを WebAPI で運行管理者に提供するシステムを試作した。試作した気象観測ドローンは、運航管理に係る実証実験で飛行試験を行うとともに、データ提供試験を行い、開発した機能の実現を確認した。	○	

◎：大きく上回って達成、○：達成、△：度末までに達成見込み、×：未達

④ドローン気象情報提供機能の国際標準化

最終目標	成果	達成度	備考
ドローン気象情報提供機能の国際標準化提案。	ドローン用の地理空間情報データモデル（気象情報を含む）を無人航空機国際標準化国内委員会への提案し、2020年2月現在で Committee Draft 提案まで実現した。	○	

◎：大きく上回って達成、○：達成、△：度末までに達成見込み、×：未達

(5) 成果と意義

5.1. ドローン向け強風ナウキャスト情報提供機能の開発（実施者：日本気象協会）

① リアルタイム高解像度風実況推定

RTF の 3D スキャニングライダー（以下、3D ライダーという）の観測データを用いて、高度 30、50、100、150m の風向・風速を 100m メッシュの高解像度で 5 分毎に推計することにより、3 次元・リアルタイム・高解像度・風向風速・実況推定データを作成するシステムを構築した。RTF の 3D ライダーは、500m メッシュ毎に風向風速を観測している。3D ライダーは、レーザー光線によるリモートセンシングであるため、光を遮る障害物があると、その方向の風向・風速を観測できない。また、ドローンが飛行する RTF は、南北 500m × 東西 1000m の敷地であり、500m メッシュの観測では、数点しか観測値が得られない。さらに、線形補完では、メッシュ間の細かな地形効果が得られず、物理学的な整合性を満たすことができない。そこで、本研究開発では、物理学的整合性を満足できる手法として、気象学的補完技術を適用し、未計測エリアの推定および高解像度化を実現した（図 2.2.1.7-4 および図 2.2.1.7-5）。

以上により、3D ライダーの観測データを基に、高度 30、50、100、150m での 100m メッシュの風向・風速を 5 分毎に得られる「リアルタイム高解像度風実況推定」を開発し、情報提供機能を通じて UTM がデータ利用可能な環境を整備した。

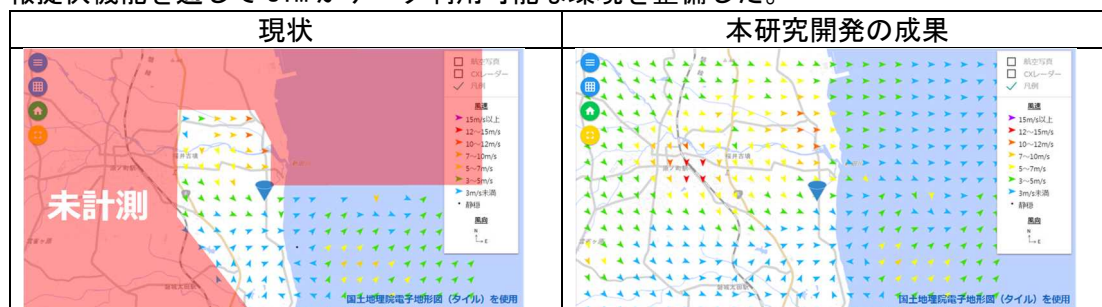


図 2.2.1.7-4 3D ライダーの未計測エリアの推計



図 2.2.1.7-5 風向風速実況推定の 100m メッシュへの高解像度化

② ドローン向け強風ナウキャスト（60 分先予測）

リアルタイム高解像度風実況推定から得られる強風の特徴量から移動ベクトルを算出し、60 分先までの風向・風速予測（ドローン向け強風ナウキャスト）を開発した。予測の更新頻度は 5 分とし、60 分先までの予測を 10 分間隔に予測する。空間解像度は、実況推定と同様に水平 100m メッシュとし、高度 30、50、100、150m を予測する。予測例を図 2.2.1.7-6 に示す。

これにより、ドローン飛行を開始後 30～60 分先までの風の変化予測が可能となった。

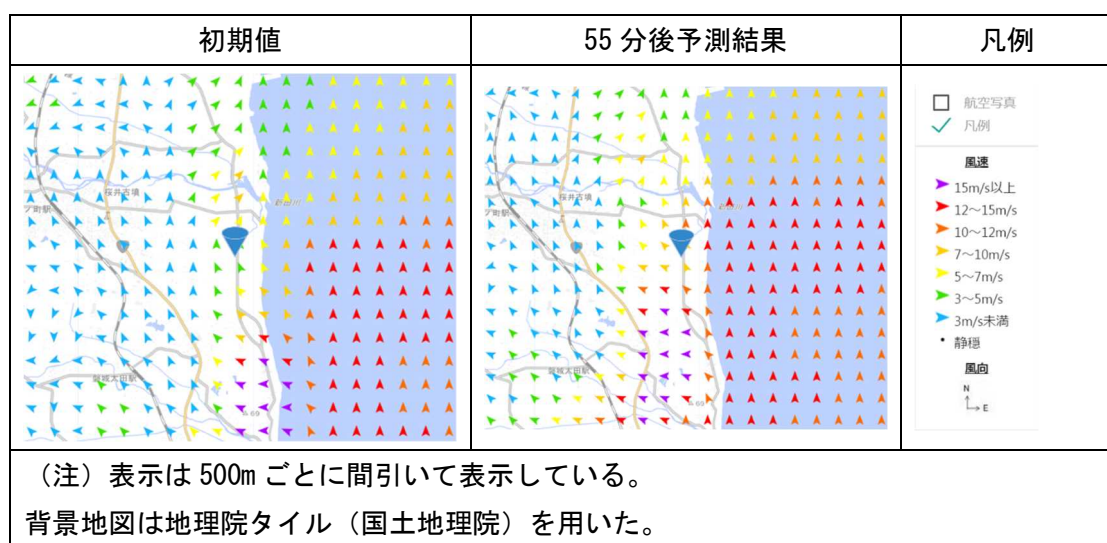


図 2. 2. 1. 7-6 ドローン向け強風ナウキャスト（60 分先予測）の予測例

③ 気象モデルを用いたドローン向け風予測（9 時間先予測）

3D ライダーの観測を基にしたドローン向け強風ナウキャストでは、3D ライダー観測データが得られないと予測ができない。そこで、3D ライダーを利用せずに高解像度な風予測を実現するために、気象モデルを利用する手法を開発した。入力値に気象庁が発表する LFM（局地モデル）を用い、気象モデル WRF（領域モデル）を用いて 200m メッシュまで高解像度化した。なお、LFM は 1 時間毎に更新があり、地上予測の解像度は、水平 2 km メッシュ、時間間隔 30 分、予測時間は初期時刻から 10 時間先までの予測となる。

本研究で開発した予測は、更新頻度を LFM に合わせ 1 時間とし、初期時刻から 10 時間先までの風向風速を 10 分間隔で予測する。空間解像度は、水平 200m メッシュ、高度 30、50、100、150m としている。この予測例を図 2. 2. 1. 7-7 に示す。

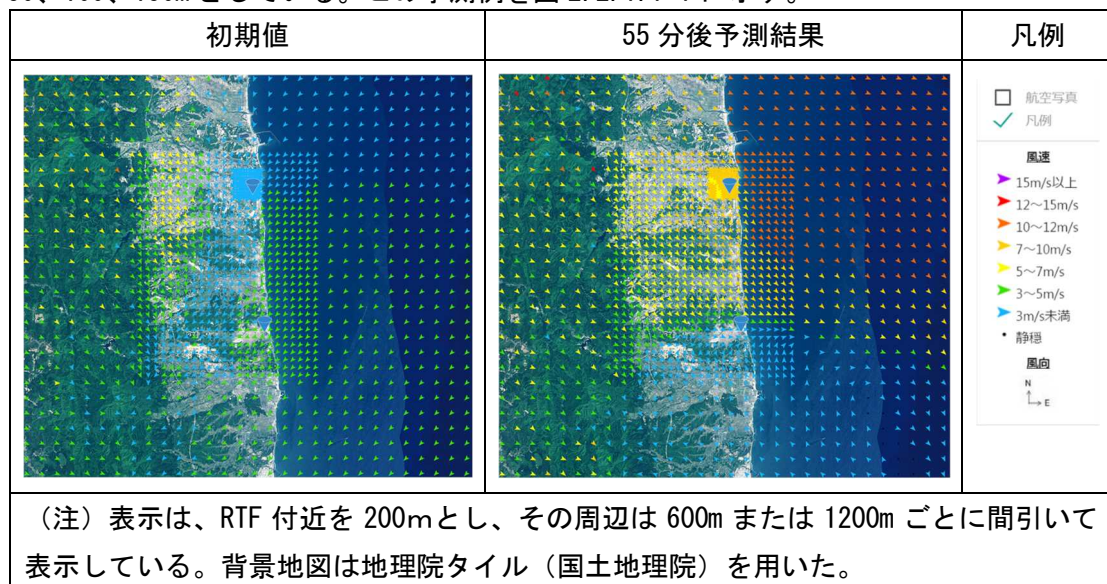


図 2. 2. 1. 7-7 気象モデルを用いたドローン向け 9 時間先の風予測の例

5.2. ドローン向け総合気象情報提供機能の開発

風の高解像度情報は「(1) ドローン向け強風ナウキャスト情報提供機能の開発」により推計および予測が可能となった。このほか、ドローンの運航に影響する降水、雷、気温、アラートなどの情報は既存の気象情報を利用し、ドローン気象情報 API により情報提供機能を実現した。

ドローン気象情報 API に実装した気象情報を表 2.2.1.7-3 に示す。データ形式は GeoJSON を基本とした。提供範囲は福島県エリアとした。

表 2.2.1.7-3 ドローン気象 API で実装した気象情報

気象要素	協調領域	競争領域
風	LFM (GeoJSON) MSM (GeoJSON)	ドローン向け強風ナウキャスト (60 分先予測) (GeoJSON) ドローン向け風予測 (9 時間先予測) (GeoJSON) JWA1 kmメッシュ (GeoJSON、JWA 独自形式)
雨	LFM (GeoJSON) MSM (GeoJSON)	高解像度降水ナウキャスト (GeoJSON、JWA 独自形式) JWA1 kmメッシュ (GeoJSON、JWA 独自形式)
雷	なし	LIDEN 雷情報 (GeoJSON、JWA 独自形式) 雷ナウキャスト (GeoJSON、JWA 独自形式)
気温	LFM (GeoJSON) MSM (GeoJSON)	JWA1 kmメッシュ (GeoJSON、JWA 独自形式)
アラート	気象警報・注意報 (気象庁 XML)	—
その他	府県天気 (気象庁 XML) 台風情報 (気象庁 XML)	—

(注) () はデータ形式を示す。

ドローン気象情報 API の有効性を検証するために、2019 年 2 月 26 日～3 月 1 日に実施したドローン運航管理システムの合同実証試験で、UTM 向け地理空間情報としてゼンリンの地図情報と連携して情報提供を行った。実証実験の体制は、図 2.2.1.7-8 のとおりであり、統合機能、運航管理機能と連携した。

2019 年 2 月の合同実証実験では、運航管理に係る実証試験の参加者は限定的であった。2019 年 10 月に行われた相互接続試験では、100 フライト/1 時間/1km² 以上でのドローン運航による検証が行われた。参加事業者と位置づけを図 2.2.1.7-9 に示す。この実証実験では、29 事業者が、最大 37 機のドローンを飛行させる大規模実験であった。日本気象協会は気象情報提供機能として参加することにより、ドローン気象情報提供機能の有効性を検証した。

2019 年度の実証実験で日本気象協会は、ドローン気象情報 API として整備した情報提供機能の実証に加え、現地での地上気象センサー、小型気象センサー、ドップラーライダー、気象観測ドローンによる気象観測のリアルタイム提供を実装し、観測、実況推定、予測、アラートの総合気象情報としてデータ利活用を検証した。

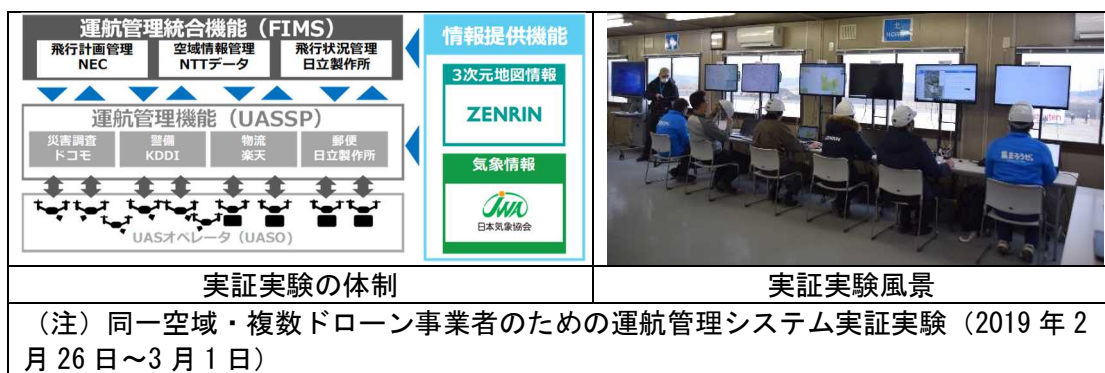


図 2.2.1.7-8 ドローン運航管理システム実証実験の体制と実験風景

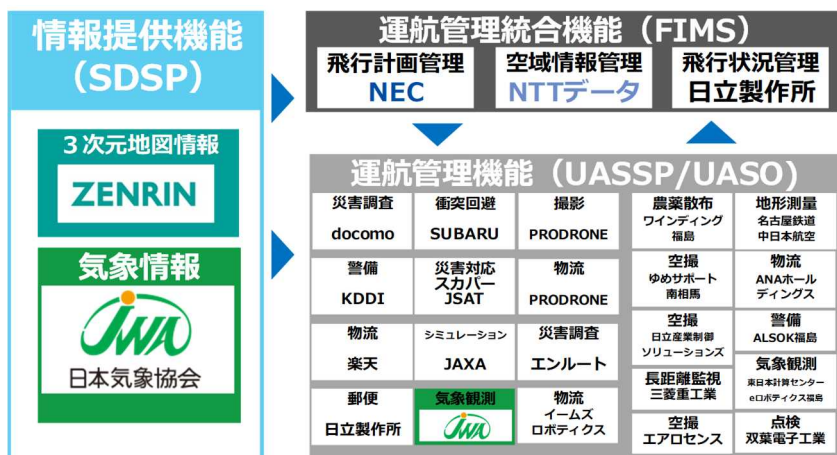


図 2.2.1.7-9 運航管理統合機能・情報提供機能の相互接続試験 (2019年10月21日、23～25日)

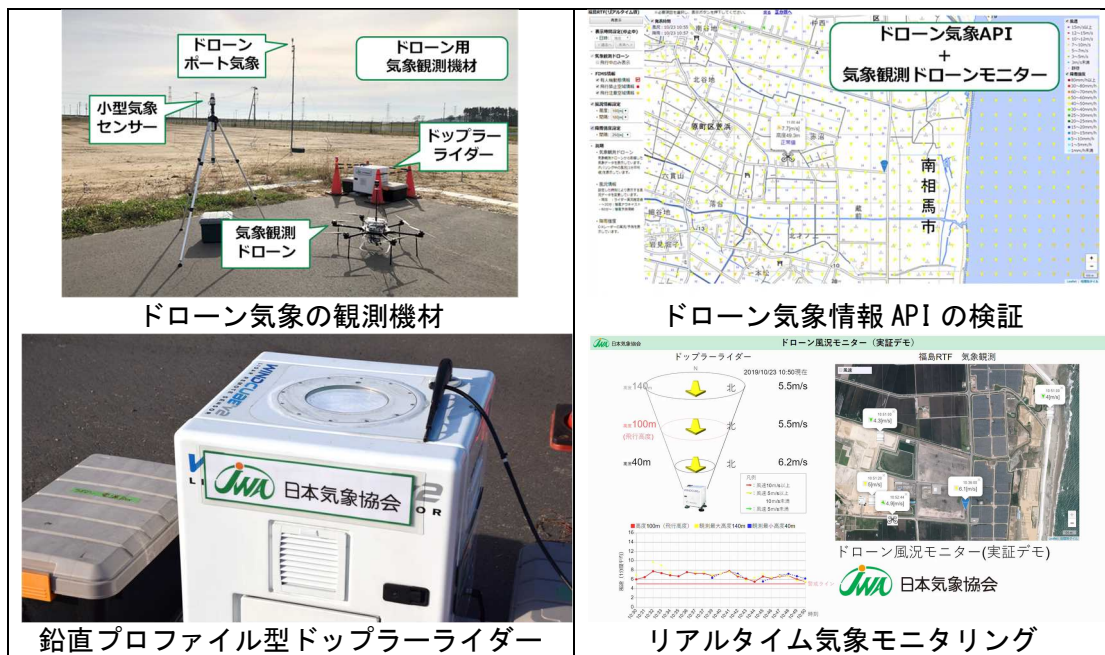


図 2.2.1.7-10 ドローン用の気象観測とリアルタイム気象モニタリングシステム デモ画面

このほか、気象情報の有効性を検証するために、2017 年度から他の研究課題のコンソーシアムの実証実験にも同行し気象情報を提供するとともに、ドローン運航の現場での気象情報のニーズの把握に努めた。

表 2.2.1.7-4 ドローン運航実証試験での気象情報提供の実績

年度	提供先	目的	提供時期
2017 年度	JUTM	JUTM 福島社会実証	10 月
	スカパーJSAT	NEDO DRESS スカパーJSAT コンソ実証実験	11 月
	SUBARU	NEDO DRESS SUBARU コンソ実証実験	12 月
	KDDI	NEDO DRESS KDDI コンソ実証実験	2、3 月
2018 年度	スカパーJSAT	NEDO DRESS スカパーJSAT コンソ実証実験	8 月
	NEC 等	NEDO DRESS NEC コンソ実証実験	9 月
	SUBARU	NEDO DRESS SUBARU コンソ実証実験	12 月
	NEC 等	NEDO DRESS 合同実証実験	2、3 月
2019 年度	NEC 等	NEDO DRESS 合同実証実験	4 月
	SUBARU	NEDO DRESS SUBARU コンソ実証実験	7 月
	NEC 等	NEDO DRESS FIMS・SDSP 相互接続試験	10 月
	NEC 等	NEDO DRESS FIMS・SDSP 相互接続試験	11 月
	SUBARU	NEDO DRESS 衝突回避試験	12 月

5.3. 気象観測ドローンによる上空の気象観測データの取得

ドローンが飛行する高度で気象情報を取得する手段として、図 2.2.1.7-11 のとおり、気象センサーを搭載したドローンが直接観測を行うことによって、リアルタイムに気象を把握するシステムを開発した。ここで得られたデータは、ドローン気象情報 API で提供可能とした。

ドローンに気象センサーを搭載した場合、その搭載位置や飛行方法により観測精度に影響を及ぼす。特に、風はその影響が顕著である。そこで、ドローンのロータ風の影響を回避し、高い精度で測定可能な気象観測ドローン（図 2.2.1.7-12 の左写真）を開発した。観測精度が確認できている風向風速の鉛直分布が測定可能なドップラーライダー（図 2.2.1.7-12 の右写真）と同時観測を行い、精度検証を行ったところ、良好な観測精度が確認できた。2019 年度の相互接続試験では、日立製作所（UASSP）の運航管理下で、気象観測ドローンの定時運航を行い、安定した情報提供が実現できることを確認した。10 月 23、24 日の相互接続試験では、気象観測ドローンは、10 時～16 時までの間、毎正時の定期飛行を行った。この際、UASSP の UTM を介して飛行計画管理と動態管理を行った。FIMS での動態管理の様子を図 2.2.1.7-13 に示す。この際、観測データはドローン気象情報 API を通じてリアルタイム提供試験を行い、RTF 管制室に設置したドローン気象情報端末で閲覧可能な環境を提供し、期間中の安定的な稼働を確認した。

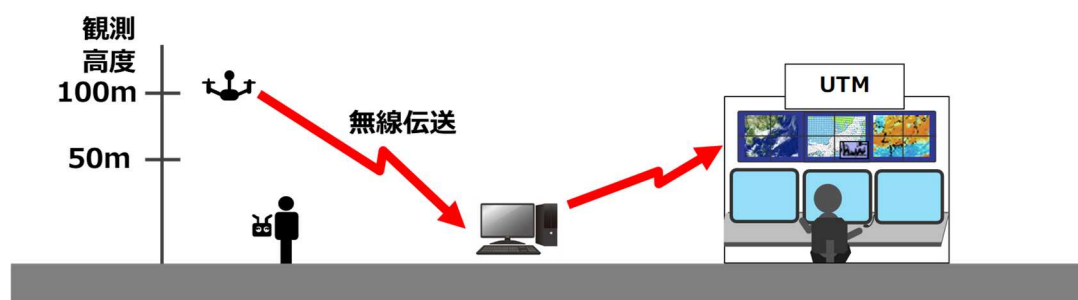


図 2.2.1.7-11 気象観測ドローンの観測データ伝送イメージ

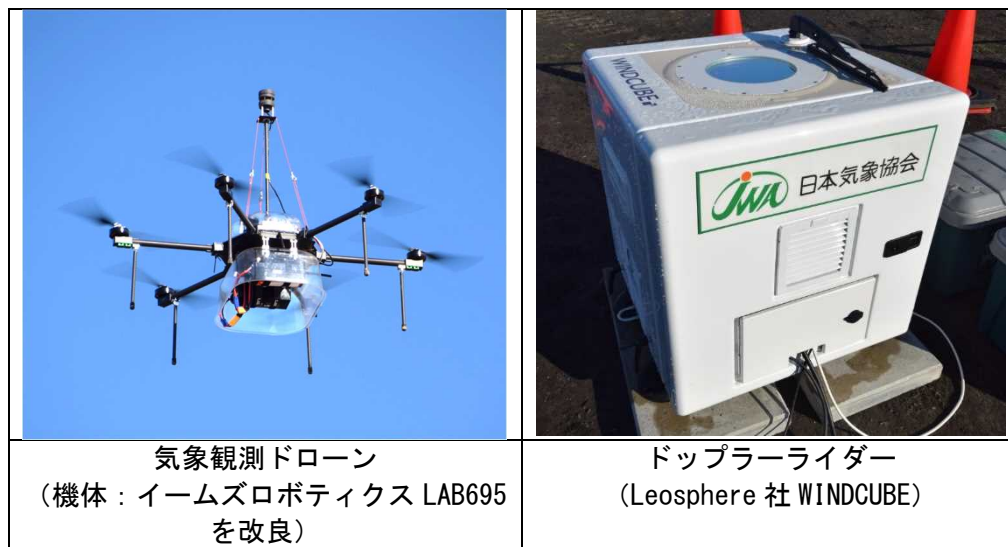


図 2.2.1.7-12 気象観測ドローンとドップラーライダー



図 2.2.1.7-13 FIMS での動態管理の様子

5.4. 国際標準化

ドローン気象情報の国際標準化に向けて、国内外の知財・開発動向・ニーズ調査を実施した。海外調査（中国、米国、豪州）を行い、運航管理システムで利用する気象情報の開発状況とニーズを把握した。国際標準化に向けて、ISO/TC20/SC16 にゼンリンと共同で「地理空間情報データモデル」として NP 提案を行った。「地理空間情報データモデル」のなか

で、気象情報は、動的情報と位置づけ提案している。



図 2.2.1.7-14 地理空間情報データモデルのイメージ

(6) 特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	0	0	－	－	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	1	1	2	－	－	－	4
展示会出展	1	2	0	－	－	－	3
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	2	0	2	－	－	－	4
ニュースリリース・プレスリリース	4	1	2	－	－	－	7
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

知財確保の考え方：本研究の技術開発の要素が多く、基本的にクローズ戦略とした。

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本プロジェクトの成果は、ドローン運航管理の社会実装に並行して、サービス化を進めることを基本とする。ドローン運航管理の実証実験等に参画しながら、サービスの多様化やサービスレベルの向上を図り、当協会の企業活動に貢献する。

本プロジェクト終了後、ドローン運航の頻度の多いエリアを選定し、ドローン気象情報 API のサービスインを目指す。本成果について、山間部や海上での有効性・精度等を確認したうえで、山間部向けサービス、海上向けサービスに展開し、サービスエリアを拡大する。最終的には、すべてのエリアを統合したサービスに展開予定である。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

当面は、ドローン運用者（UASO）向けサービスを軸とするが、ドローン運航管理システム（UTMS）の普及に合わせ、これらのシステム向けに機能向上を図りながら、気象情報提供サービスとしてシステム安定性も向上を進める。ドローン活用社会の実現に向けたドローンの産業利用拡大と本開発の気象情報提供のサービス化を連動させながら、運用者が利用可能なドローン気象閲覧サービスや、運航管理者が利用するデータ連携サービスなどに当協会のドローン気象サービスを展開していく。

表 2.2.1.7-5 ドローン気象情報提供機能の事業化シナリオ

	2020	2021	2022	2023	2024	2025
標準化の推進						
気象観測サービス						
気象予測提供サービス						
サービスエリア拡大						

3. 実用化・事業化の見通し

本成果を事業化したサービスを利用することにより、ドローン運航時の気象リスク軽減が期待できる。ドローン運用者にとって、飛行前にドローン飛行の可否判断が可能となるほか、目視外飛行で気象リスクの高いエリアへの侵入防止、気象リスクの低いエリアの優先利用、気象急変時の安全な避難措置など、ドローンの運用や運航の安全性を向上することが可能となる。ドローン専用の気象情報の活用によりドローン飛行の安全性が向上することで、ドローンの普及にも寄与することが期待できる。また、飛行頻度が増加するに従い、気象による遅延や運航停止は、ドローン事業の収益に直結するようになるため、より精度の高い気象情報の提供により、効率的なドローン運航に寄与できる。

6.2.1.8 5) 運航管理システムの全体設計：

運航管理システムの全体設計に関する研究開発

(実施期間：3 年間 (2017 年度～2019 年度))

(実施者：国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構)

(1) 事業の背景・意義 (目的・概要)

運航管理システムとは、無人航空機の機体や操縦者等の登録・管理を行うとともに、空域や電波の共用を効率的に行うための地上支援システムである。特に目視外飛行を実現するためには、操縦者の目視に代わって周囲の状況を認識し、衝突等のリスクを回避する必要があるが、これを機上のセンサのみで実現するのは技術的に困難であるため、運航管理システムを通じて空域の情報を共有することが期待されている。

本事業の目的は、多数の無人航空機が目視外で運用される環境において、空域の安全はもとより利用効率など多様な要求を満たすための運航管理の方法（運航管理コンセプト）を定め、それを実現するための仕組み（運航管理システムのアーキテクチャ）を設計することである。そのためのツールとして運航管理シミュレータを開発し、空域の安全性や利用効率等を評価してコンセプト/システム設計に反映するとともに、このシミュレータによってシステム開発要素（運航管理統合機能、運航管理機能等）の部分的な検証や、各機能を組合せたシステム統合実証を支援し、運航管理システムの有効性を確認する。これらの概要を以下に示す。

課題①：運航管理コンセプトの定義

無人航空機の用途・利用形態、関連技術、法規・基準整備等に関する現在～10 年後までの動向を調査・分析して複数のユースケースを作成する。この無人航空機のユースケースをもとに、目視外飛行を実現するための運航管理方法を立案する。すなわち、空域の安全を確保しつつ求められる無人航空機の運用を実現するための空域設計/管理や衝突回避の方法に加え、電波管理（通信の安全と容量拡大/効率化のための動的な周波数割当て等）、機体管理（セキュリティやプライバシー問題への対処のための機体及び運用者の登録・認証・識別等）も含めた統合的な「運航管理」のあり方を具体化する。そして、それを実現するための全体システム（運航管理システム及び接続する外部システム）やその運用に関する基本構想を「運航管理コンセプト」として定める。

また、提案する運航管理コンセプトが真に社会実装に耐えるものとなっているのかを評価することも重要な課題であり、一般社会に受け入れられるための安全性や、事業者が受容可能な運用コスト等の評価指標の設定にも取り組む。

課題②：運航管理システムのアーキテクチャ設計

運航管理コンセプトから定義されるシステム要件に加え、スケーラビリティやセキュリティにも留意して運航管理システムのアーキテクチャ設計を行う。また、システム構成要素（サブシステム）間及び外部システムとのインターフェース仕様を定め、API やデータフォーマット等を策定する。

これらに際して、運航管理統合機能/運航管理機能として想定しているシステム要件や前提とする環境条件（例えば通信ネットワークや監視システムなど）を適切にシステムアーキテクチャに反映するために、設計/検討作業は各機能の開発事業者（システム開発事業者）を含む作業部会によって実施する。システムアーキテクチャやインターフェース仕様については、後述する運航管理シミュレータによって、その妥当性

を検証する。また、当該システムは多数の外部システムと接続し、人間の関与も含まれる複雑なシステムとなるため、ハザード解析手法を用いた安全評価を実施して設計に反映する。

課題③：運航管理シミュレータの開発、及び運航管理コンセプト/システムの評価・検証

無人航空機の運用環境等を模擬して運航管理による空域の安全性や効率等を評価する「運航管理シミュレータ」を開発し、以下の目的に供する。

目的 1. 運航管理コンセプト/システムアーキテクチャの評価・改善

運航管理コンセプトの定義やシステムアーキテクチャ設計に対して、安全性や効率などの評価指標からその妥当性を評価し、設計にフィードバックする。先進的な運航管理手法/アルゴリズム等の研究を行うためのプラットフォームとしても利用する。

目的 2. システム開発要素の検証

運航管理統合機能/運航管理機能/情報提供機能を接続した統合シミュレーション/実証試験等を支援し、運航管理システムの有効性等を評価/検証する。

課題④：運航管理システム開発推進委員会の開催

運航管理システムのコンセプト定義及び設計に際しては、本プロジェクトに参画するシステム開発事業者をはじめ多様なステークホルダや有識者による委員会を設置し、その知見や技術を結集してこれに取り組む。

なお、上記の各課題への取組みにおいては、それぞれに幅広い専門性や技術基盤が必要になるため、以下の研究機関の協力を得て実施する。

情報通信研究機構：通信及び電波管理（再委託）

産業技術総合研究所：機体管理及び安全性検証（再委託）

国立情報学研究所：実時間システムの設計及びアルゴリズム（再委託）

電子航法研究所：有人航空機との情報共有（研究協力）

（２）研究開発目標と根拠

運航管理コンセプトは、前提とする無人航空機の飛行形態（例えば自動化の程度）や運用環境（通信・監視インフラ等）に依存する。また、それによって実現できる安全性や効率のレベルも異なる。したがって、目指す運用レベルに応じた運航管理コンセプト～運航管理システムを構築する必要がある。本事業では、2019 年度までのプロジェクトにおけるシステム開発（技術開発）や、その成果に基づく早期の社会実装を想定した運航管理コンセプト/システムを対象とするが、5～10 年後における無人航空機の飛行形態や運用環境を想定した先進的な運航管理コンセプトの研究にも取り組む。

本事業における年度毎の中間目標及び最終目標は、各事業者によるシステム開発への反映を想定して以下のように設定した。その具体的な内容や範囲は、運航管理システム開発推進委員会に諮り、主要なステークホルダの意見を反映して設定する。

【2017 年度の中間目標】

○システム開発事業者等との連携体制として推進委員会/作業部会を設立する。

○運航管理コンセプトを定義し、運航管理システムのアーキテクチャ記述書を策定する。ただし、

- 例えば福島ロボットテストフィールドなど限定的な地域や運用条件下で早期に社会実装～運用されることを想定した運航管理コンセプト/システムを対象とする。
- 空域の安全性等に対して定量的な目標は定めないが、システム設計に対しては安

全解析による定性的なリスク評価を行う。

- 成果物（システムアーキテクチャ記述書）は各機能に適用され、2019 年度までに開発・試験に供されなければならない。したがって、その仕様についてはシステム開発事業者と調整し、合意を得る。

【2018 年度の間目標】

- 運航管理シミュレータの基本機能を実装して空域の安全性等を評価可能にするとともに、前年に策定した運航管理コンセプト及びシステムアーキテクチャ設計に対する評価と改善を行い、結果をシステム開発事業者等と共有する。

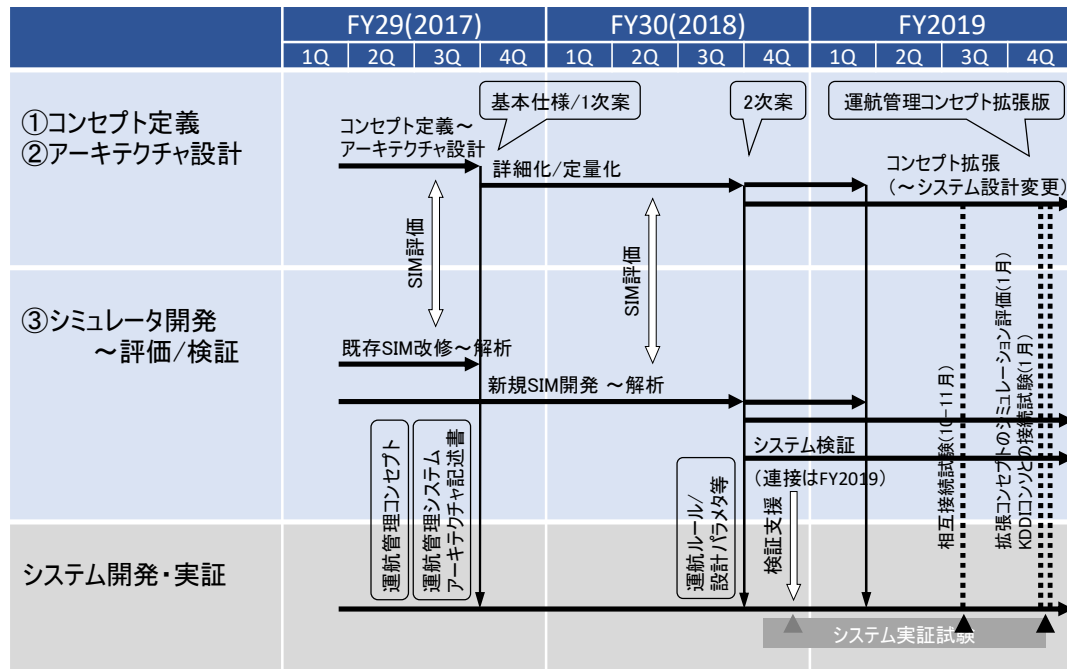
【2019 年度の最終目標】

- 運航管理シミュレータをシステム開発要素（運航管理機能等）と接続して統合シミュレーションを行い、システムの妥当性、有効性を検証・評価する。また、可能な範囲で無人航空機システムとも接続し、実飛行運用条件におけるシステム実証を行う。
- 将来の先進的な運用環境を想定し、有人地帯における目視外飛行への発展を見据えた先進的な運航管理コンセプトを提案するとともに、その実現に必要な課題を抽出して開発計画を策定する。

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

●スケジュール：

表 2.2.1.8-1 スケジュール



●実施体制：

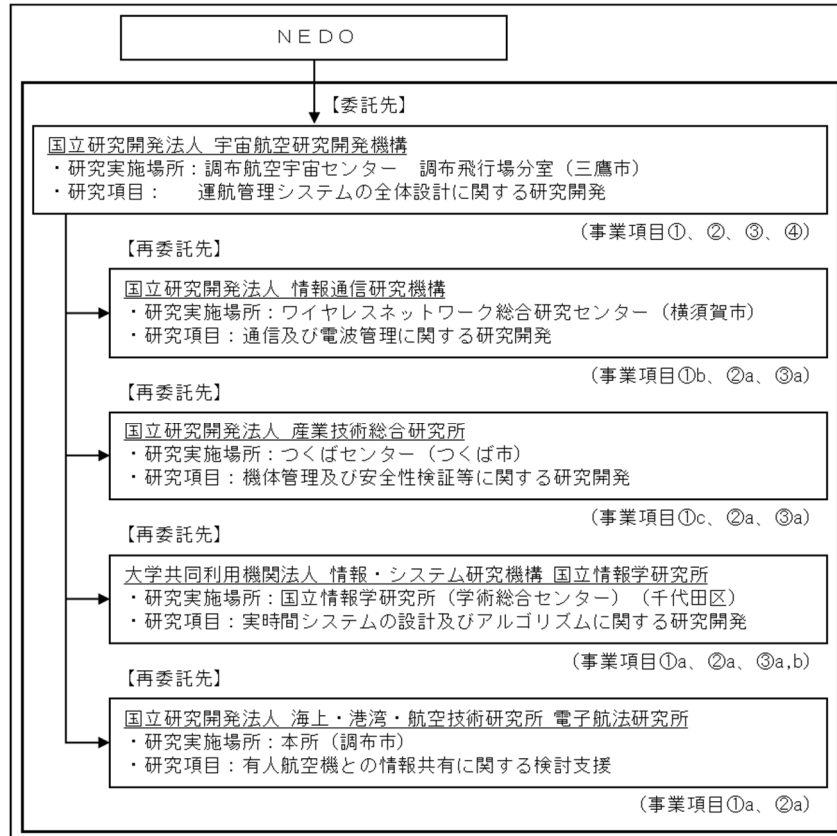


図 2.2.1.8-1 実施体制

(4) 研究開発の達成状況

① 運航管理コンセプトの定義

最終目標	成果	達成度	備考
無人機の日視外飛行を実現するための運航管理について、その方法を具体化した運航管理コンセプトを定義する。	空域及び電波の共用を安全かつ効率的に行うという観点から、飛行前に飛行計画のコンフリクトを防止する飛行計画管理と、飛行中の状況（動態情報）をもとにそのコンフリクトを防止する動態管理について、その基本概念を定義するとともに、具体的なコンフリクトの解消方法を設計し、シミュレーション及びシステム実証試験によって有効性を確認した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

② 運航管理システムアーキテクチャの設計

最終目標	成果	達成度	備考
運航管理コンセプトを実現するためのシステムのアーキテクチャ及び共通インターフェースを設計する。	協調的な情報共有にもとづいて複数事業者（のシステム）による同一空域の運航管理サービスを可能にするという基本計画のもと、その分散的なシステム構成と、システム間の機能配分や通信プロトコル等を定め、共通インターフェース（API）の策定に反映した。また、システム全体の安全性解析を行ってシステム要素やシステム間通信等における不具合の影響を評価するとともに、セキュリティ対策としてのシステム認証の方法や取得要件を明確化した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③ 運航管理シミュレータの開発、及び運航管理コンセプト/システムの評価・検証

最終目標	成果	達成度	備考
運航管理シミュレータを開発し、空域の安全や利用効率等を評価してコンセプト/システム設計に反映するとともに、システム開発要素の検証や、各機能を組合せた統合的な検証を実施し、運航管理システムの有効性を確認する。	固定翼機を含む多様な無人航空機の飛行特性や突風などの環境条件をモデル化し、同一空域における250機の飛行とその運航管理を模擬できる運航管理シミュレータを開発した。そして、都市部における複数事業者の高密度運航を想定したモデルケースに対して、空域の安全性と効率を評価し、運航管理方法/運航ルール等の設計に反映した。また、シミュレータの一部を利用してシステム開発要素（本プロジェクトにおいて他社が開発した運航管理機能等）と接続し、その評価・検証に協力した。相互接続試験では、登録された全飛行計画に対する飛行を解析して突風等の影響を評価するとともに、試験時にはシミュレータを接続して実システム（運航管理機能及びその管理下	○	

	で飛行する無人航空機）との間で動態管理におけるコンフリクトの検出・解消等を試行し、有効性と課題を明らかにした。		
--	---	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④ 運航管理システム開発推進委員会の開催

最終目標	成果	達成度	備考
システム開発事業者等との連携体制として推進委員会/作業部会を設立・運営する。	運航管理システムの開発事業者に加え、業界団体、学識経験者等から構成する委員会を設置、運営するとともに、公開シンポジウムを開催し、無人航空機の運航事業者を含む広範なステークホルダと研究開発成果を共有し、社会実装に向けた課題等について議論した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(5) 成果と意義

5.1. 研究開発項目①「運航管理コンセプトの定義」

5.1.1. 「空域管理及び評価指標の検討」(実施者：宇宙航空研究開発機構、国立情報学研究所、電子航法研究所)

●運航管理コンセプトを空域の安全かつ効率的な利用(空域管理)の観点から検討し、基本的な要件や方法を整理した。そして、その核となる飛行計画管理(飛行前における飛行計画の調整による安全確保)及び動態管理(飛行中における飛行状態の調整による安全確保)におけるコンフリクトの検出・解消機能について、アーキテクチャ設計及びシミュレータ開発に反映した。また、安全性や効率等に係る評価指標を選定し、シミュレータによる評価/検証計画を策定するとともに、その前提とする無人航空機のユースケースを整備した。

●空域の安全かつ効率的な利用方法について検討を進め、飛行計画管理に関しては、計画上の飛行経路/空域に所定のバッファ(保護空域/間隔)を加えた空間・時間範囲を「飛行計画領域」として定め、そのコンフリクトの検出及び解消方法を具体化した。また、動態管理に関しては、飛行禁止空域等からの回避/退避方法や、無人航空機間の間隔維持～衝突回避方法を具体化した。特に無人航空機間の衝突回避方法については、従来の航空機向けの衝突回避ロジックを拡張したルールベースの方法に加え、飛行計画情報を用いた経路最適化アルゴリズムにより多数の無人航空機の交錯にも対応可能な方法を開発した。また、効率的かつ柔軟な空域利用のあり方について検討し、飛行中の経路変更への対応や、局所的な空域管理に対する方案を示した。

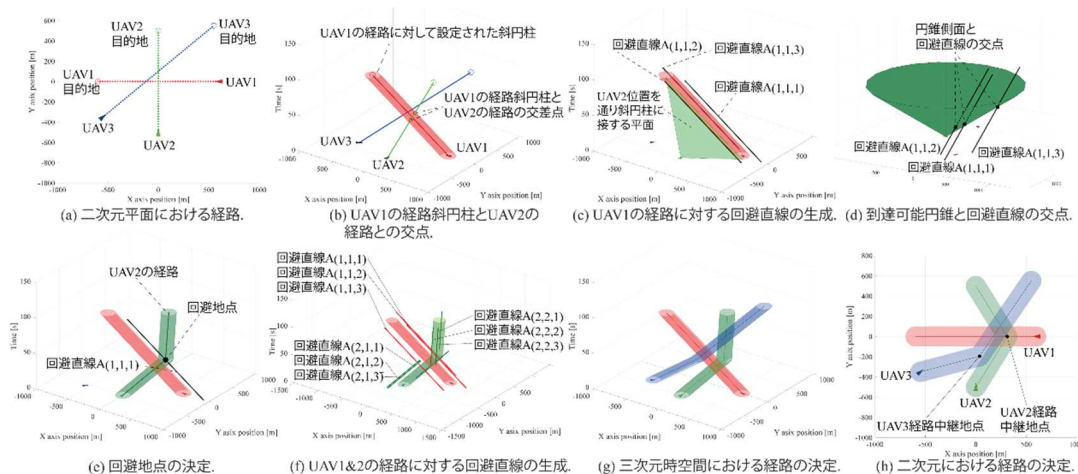


図 2.2.1.8-2 飛行計画情報を用いた衝突回避方法(経路探索手順)

●より多様な条件に対するシミュレーション評価や実環境におけるシステム検証を通じて、空域管理コンセプト/運航ルールの有効性を確認するとともに、その改善や拡張を行った。

5.1.2. 「電波管理の検討」(実施者：情報通信研究機構)

●運航管理コンセプトを電波の安全かつ効率的な利用(電波管理)の観点から検討した。対象とする電波情報(周波数資源)の監視を基本とする管理方法(電波管理コンセプト)を推進委員会/作業部会に提案してコメントを収集した。その結果、電波に関する運航管理システムの機能や責任分岐点が定義されていない部分もあるため、現段階で想定可能な範囲に限定し、また通信システム毎に、電波管理コンセプトを検討する方針を定

めた。

●電波管理の範囲や方法について、その主体や責任に関する前提や基本となる考えを整理するとともに、各通信方式（事業者免許バンド、免許・調整バンド、共用バンド）に対して、必要な機能とその配置（システム構成要素への割付け）を定めた。

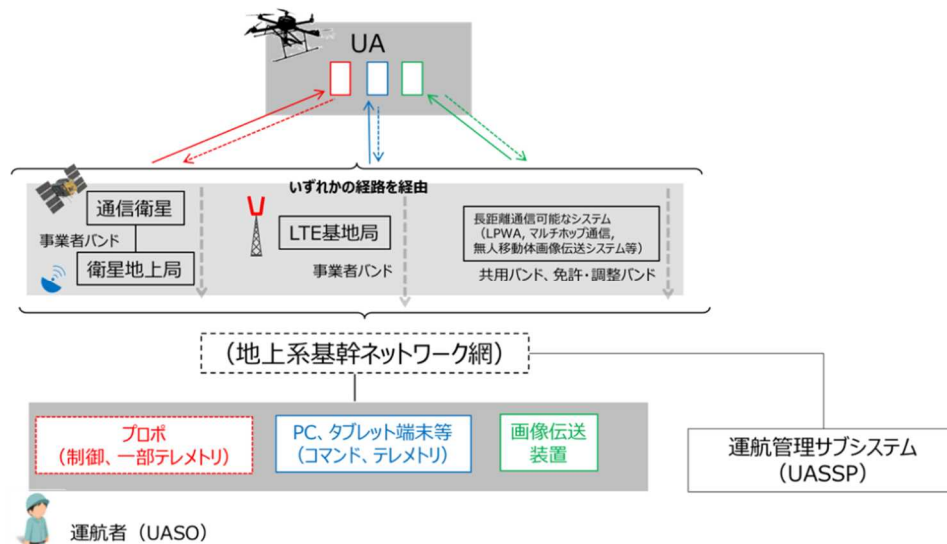


図 2. 2. 1. 8-3 無人航空機運航者の責任；無線設備の選択と適正な利用

●電波伝搬シミュレーションによる定量的評価等を実施し、電波管理コンセプトに反映した。

5. 1. 3. 「機体管理及びセキュリティ対策の検討」（実施者：産業技術総合研究所）

●セキュリティ対策について懸念事項の意見収集を実施し、内容の抽出と分類を行った。セキュリティと安全が混合している事案は、区別を行い、分類した結果、情報管理と人的管理、電波管理の3つの要素に係る対策が必要であることが分かった。また、情報管理については既存のセキュリティ技術が充当可能であること、電波管理についてはセキュリティを脅かす具体的手法の分析が必要なこと、人的管理には飛行情報を共有する航空管制側とのセキュリティギャップが問題となることが分かった。

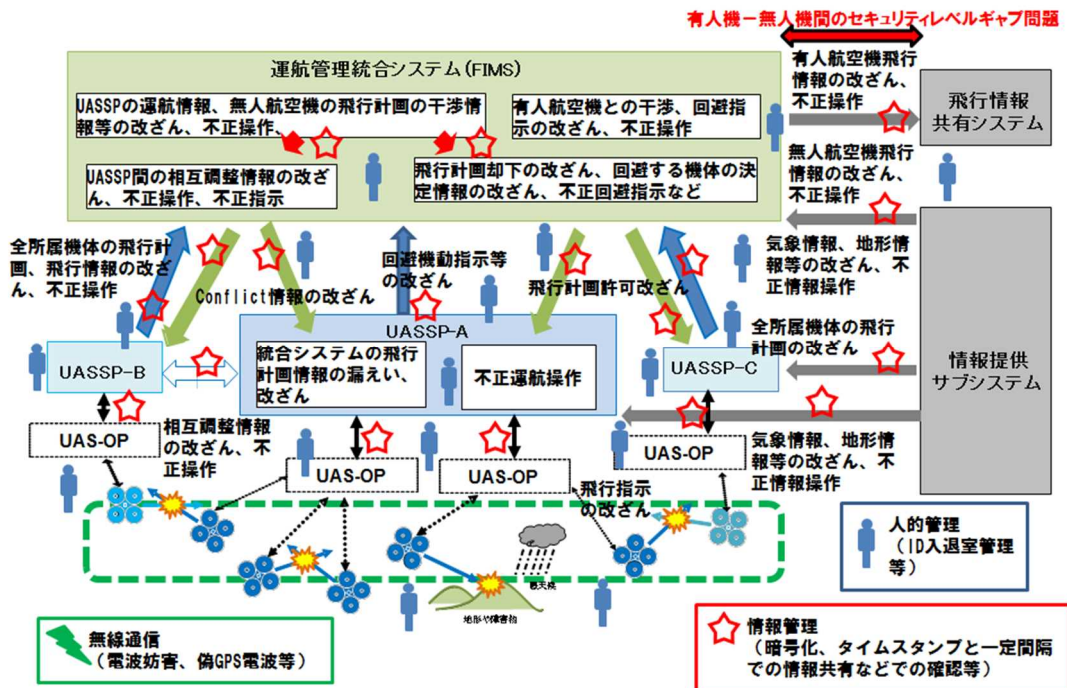


図 2.2.1.8-4 運航管理システム全体のセキュリティ対策案と対応箇所

●前年度の検討結果に加え、現在セキュリティ対策の指針となっている経済産業省及び総務省で策定した「IoTセキュリティガイドライン ver1.0」を参考に、情報システムとして考えられうるリスクを洗い出しセキュリティ箇所の検討を行った。更に、運航管理システムのセキュリティガイドラインを検討するため、運航管理システムのセキュリティ面での社会受容性を得ることが重要であると考え、運航管理システムのセキュリティ認証として適用可能な既存国際認証規格の調査を行い、適用方法を検討した。また、その一例として ISO/IEC 27001 及び ISO/IEC 27006 を運航管理システムの認証に適用したケースについて具体的な検討を行った。

●運航管理システムを運用する組織がセキュリティの第三者認証を取得する条件や方法等を取りまとめ、無人航空機の運航管理に係る規格を検討した。

5.2. 研究開発項目②「運航管理システムアーキテクチャの設計」

5.2.1. 「運航管理システムの要件定義及びアーキテクチャ設計」(実施者：宇宙航空研究開発機構、国立情報学研究所、情報通信研究機構、産業技術総合研究所、電子航法研究所)

●運航管理システムの構成、特に、無人航空機間の間隔維持、衝突回避における運航管理統合機能と運航管理機能の機能分担に着目してアーキテクチャ設計を行った。JAXA による初期案、システム開発事業者からの対案をベースに検討し、最終的な基本構成案を得て推進委員会に提示した。このアーキテクチャ(基本仕様)では、運航管理統合機能が空域全体の最低限の安全性を担保する一方で、複数の運航管理機能が互いに飛行計画を共有し、また場合によっては運航管理機能間で直接調整を行うなどの機能を持つことにより、ユーザの求める多様かつ高度なサービスを提供可能な設計とした。また、これらの機能(システム構成要素)間の共通インターフェースに対して通信プロトコル等を定め、アーキテクチャ記述書を策定した。

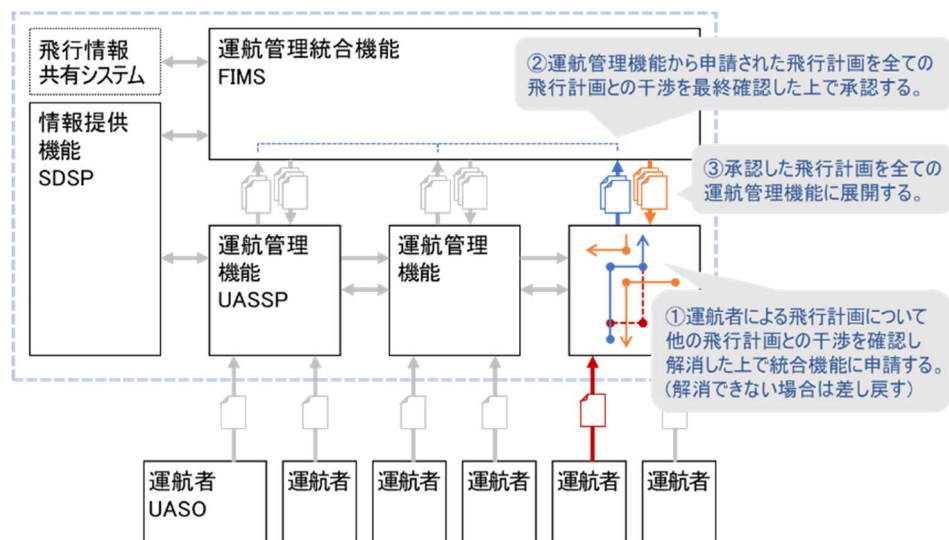


図 2.2.1.8-5 飛行計画管理における無人航空機間 CDR の機序

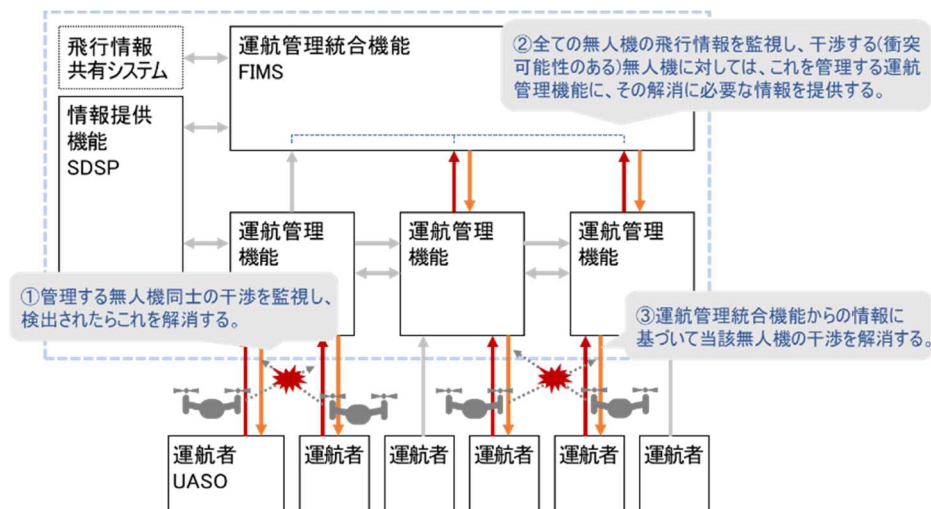


図 2.2.1.8-6 動態管理における無人航空機間 CDR の機序

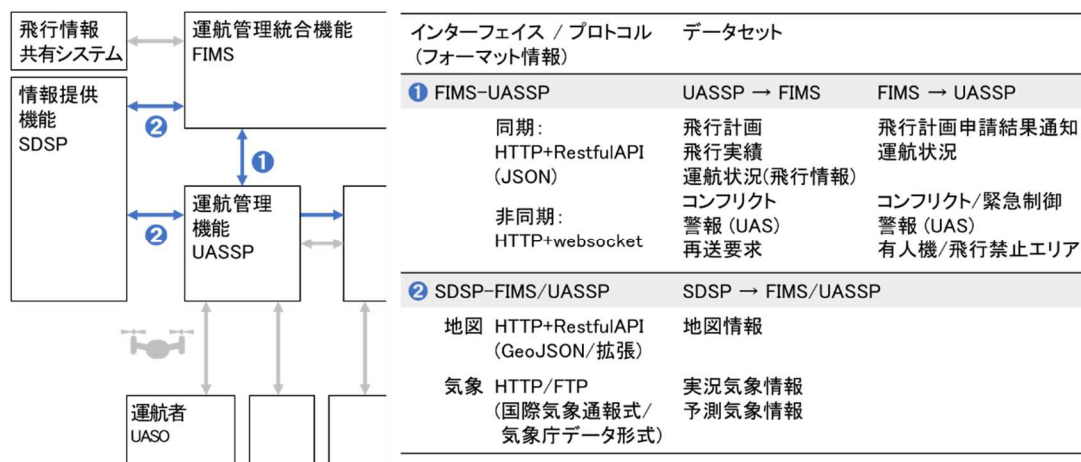


図 2.2.1.8-7 サブシステム間の共通インターフェース

●システムアーキテクチャ（基本仕様）におけるインターフェース情報等を管理し、システム構成要素（運航管理統合機能、運航管理機能、情報提供機能）間の API 接続を支援した。また、有人航空機の接近情報や Remote ID 等、基本アーキテクチャには含まれない拡張要素に関する基礎検討を行った。更に、2018 年度に開催した UTM シンポジウムにおいて、AI・IoT・ビッグデータという観点からの UTM の発展性と、Urban Air Mobility や High Altitude Platform Station への UTM 概念の適用に関する討論を行った。

●API により複数の運航管理機能を接続したシステム実証試験（相互接続試験）等において、アーキテクチャ設計の結果を検証した。また、先進的な運航管理コンセプトに応じたシステムアーキテクチャの検討を進め、その実現に向けた開発計画を策定した。

5.2.2. 「安全性の解析・評価」（実施者：宇宙航空研究開発機構）

●運航管理システムやそこに接続する各無人航空機システムの不具合、違反行為、悪意の攻撃等により空域全体に発生するハザードを明らかにし、必要な対策等を検討するための安全性解析を実施した。空域に発生しうるハザードを識別したうえでそれらを起点とした FTA 解析を行い、またシステムの構成要素を起点とする FMEA 解析、さらにそれらシステム要素間の関係性に着目した STAMP 解析等を実施することにより、運航管理システムの各要素、不具合モードと空域全体のハザードとの関係を整理し、システムセキュリティの検討にあたって参考となる知見を得た。

●運航管理システムの基本コンセプト（運航管理統合機能（FIMS）を介した情報共有を基本とするコンセプト）に対する安全性解析に対して、その拡張を視野に入れ、

Case1: 運航管理統合機能（FIMS）を持たず、運航管理機能（UASSP）間の調整によりコンフリクト検出・解消（CDR）を行う分散型のコンセプト

Case2: 基本コンセプトに、機上センサや機体間通信による衝突回避（DAA）を組み合わせたコンセプト

Case3: UASSP 間の相互調整による分散型コンセプトに機上センサや機体間通信による DAA を組み合わせたコンセプト

の 3 ケースについて FTA、FMEA 解析を行い、特に各サブシステムに不具合が生じたシナリオについて、飛行安全のみならず無人航空機の運航の重大な阻害や空域の利用効率の大幅な低下を防ぐ観点から空域への影響を比較評価した。

5.3. 研究開発項目③「運航管理シミュレータの開発、及び運航管理コンセプト/システムの評価・検証」

5.3.1. 「運航管理シミュレータの開発」（実施者：宇宙航空研究開発機構、国立情報学研究所、情報通信研究機構、産業技術総合研究所）

●シミュレータを用いたシステム/開発要素の検証についてシステム開発事業者と調整し、運航管理統合機能（FIMS）/運航管理機能（UASSP）間および複数 UASSP の同時接続等に係る仕様を策定した。

●運航管理シミュレータの開発を進め、FIMS、UASSP、無人航空機シミュレータを含む基本機能を実装した。並列化/高速化処理によって 150 機以上の無人航空機の同時飛行のリアルタイム解析を可能とした。また、飛行計画管理における申請～承認プロセスについて、無人航空機オペレータの操作を含む評価・検証を行うためのシミュレータも開発した。電波管理コンセプト（免許・調整バンドや共用バンドの安全性向上に資する機能等）の評価のためのネットワークシミュレーションモジュール（電波伝搬シミュレータ）については、複数無人航空機間のコンフリクト計算機能（時間率の考慮）の追加と、

地形データ読み込み機能の追加、共通 API への対応を実施した。

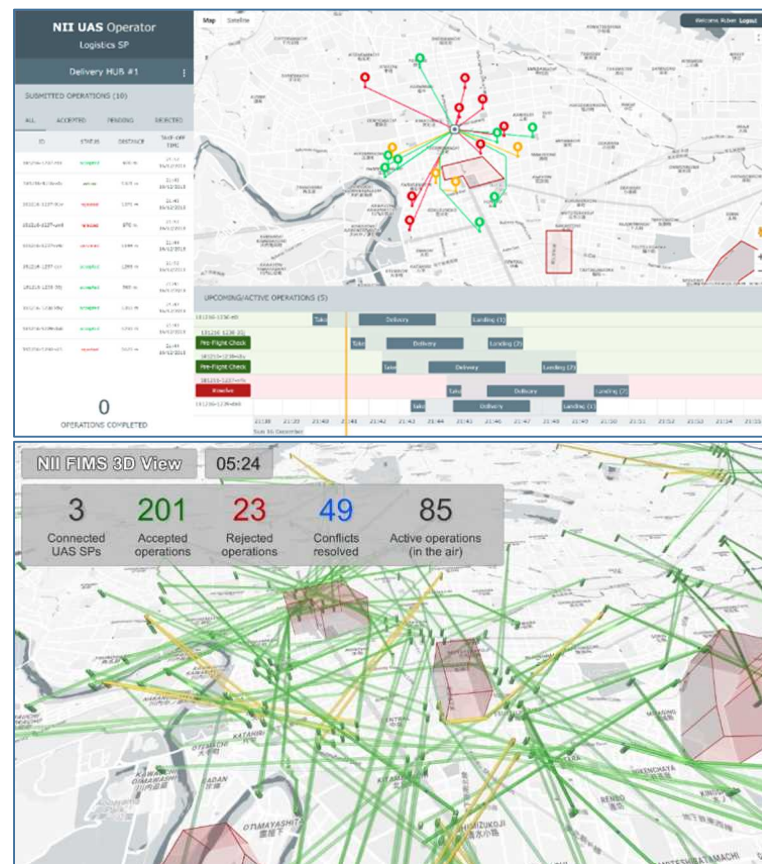


図 2.2.1.8-8 飛行計画管理における申請～承認プロセスのシミュレーション

●システム実証試験（相互接続試験）等においてシステム開発要素と接続するための機能を実装するとともに、多様な条件に対する評価を効率的に行うための高速化や解析機能等を開発した。

5.3.2. 「運航管理コンセプト及びシステムアーキテクチャの評価」（実施者：宇宙航空研究開発機構、国立情報学研究所）

●安全性と効率に関する評価指標を定義し、運用に係る諸条件（運航密度、制限速度、通信頻度など）の影響を統計解析によりモデル化して空域の安全性に係る基本的な特性を把握するとともに、運航管理コンセプト（運航ルール）に反映して安全性を維持しながら効率を最大化する空域管理の具体的方法を考案した。飛行計画管理（Pre-flight フェーズ）におけるコンフリクト検出・解消（CDR: Conflict Detection and Resolution）の方法について、スケーラビリティの観点から適切なアルゴリズムを評価・検証するとともに、空路設定によるコンフリクト（～計算負荷）低減方法を考案した。動態管理（In-flight フェーズ）における CDR の方法については、既存の衝突回避アルゴリズムをもとに、通信遅延や優先度、協調の有無などの影響/要素を考慮した CDR アルゴリズムを開発し、先行開発したシミュレーション等により検証した。

●空域の利用効率やスケーラビリティの観点から運航管理コンセプト/システムアーキテクチャを評価するために、大都市における物流やインフラ点検など複数ミッションの大規模・高密度な運航環境を具体化したモデルケースを作成した。そして、このモ

デルケースに対する運航管理コンセプト（飛行計画管理及び動態管理における運航ルール等）の安全性及び効率を評価し、離隔距離等の設計パラメタの定量化を行った。また、飛行計画管理における申請～承認プロセスについて、モデルケースに対するスケーラビリティを評価し、考案したバッチ処理方式によるスループット改善等の効果を確認した。

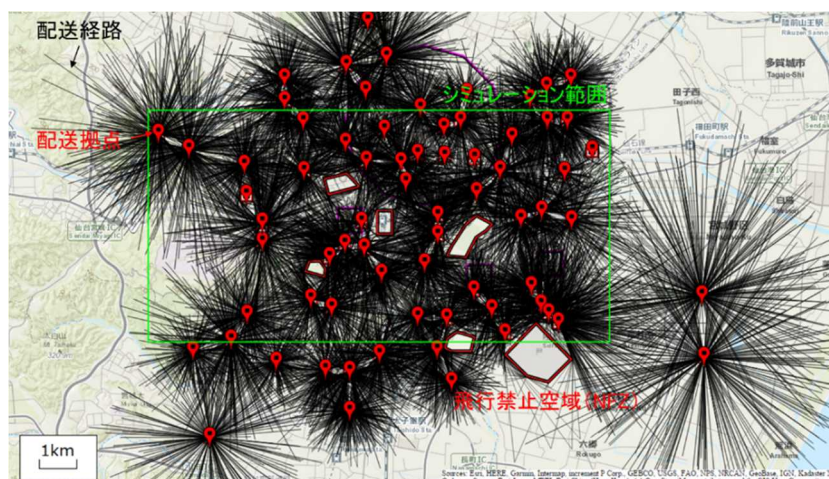


図 2.2.1.8-9 仙台市における物流を想定した無人航空機の運用シナリオ（モデルケース）

●災害対応ミッションを想定したモデルケース等を作成するとともに、より多様な条件に対する運航管理コンセプト及びシステムアーキテクチャの評価を行って、これらの改善や拡張を実施した。

5.3.3. 「システム開発要素の検証」（実施者：宇宙航空研究開発機構）

●運航管理シミュレータを用いたシステム開発要素の検証に向けて、運航管理機能と無人航空機システムとのインターフェースに関する確認・調整等を行った。また、システム実証試験におけるデータを入手し、運航管理シミュレータを用いたオフラインでのシステム評価・検証を実施した。

●システム開発要素との接続のための運航管理シミュレータの改修を行うとともに、以下のシステム実証試験においてシステム開発要素と接続し、実環境における運航管理コンセプトの検証を実施した。

- 相互接続試験
- ドローン警備実証実験

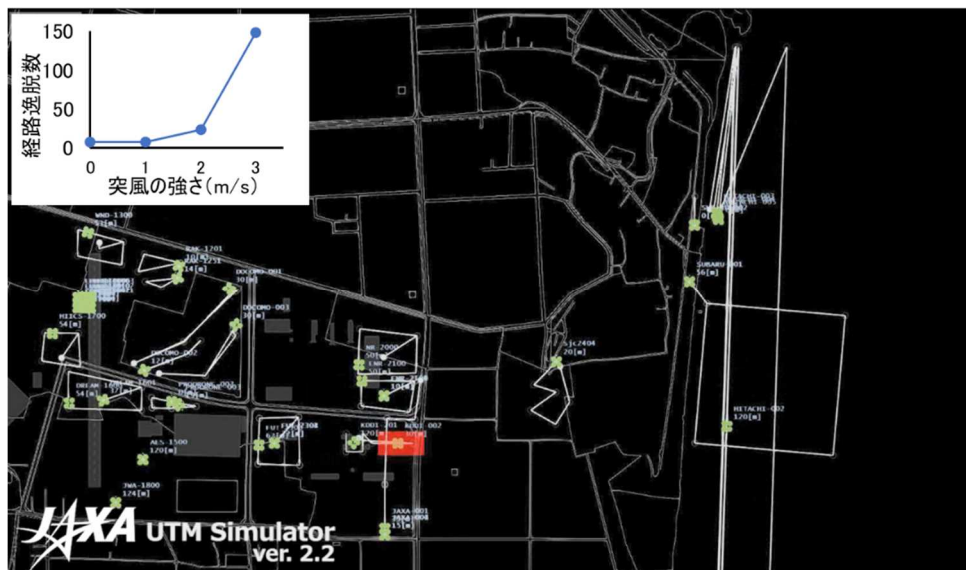


図 2.2.1.8-10 相互接続試験の飛行計画に対するシミュレーション評価

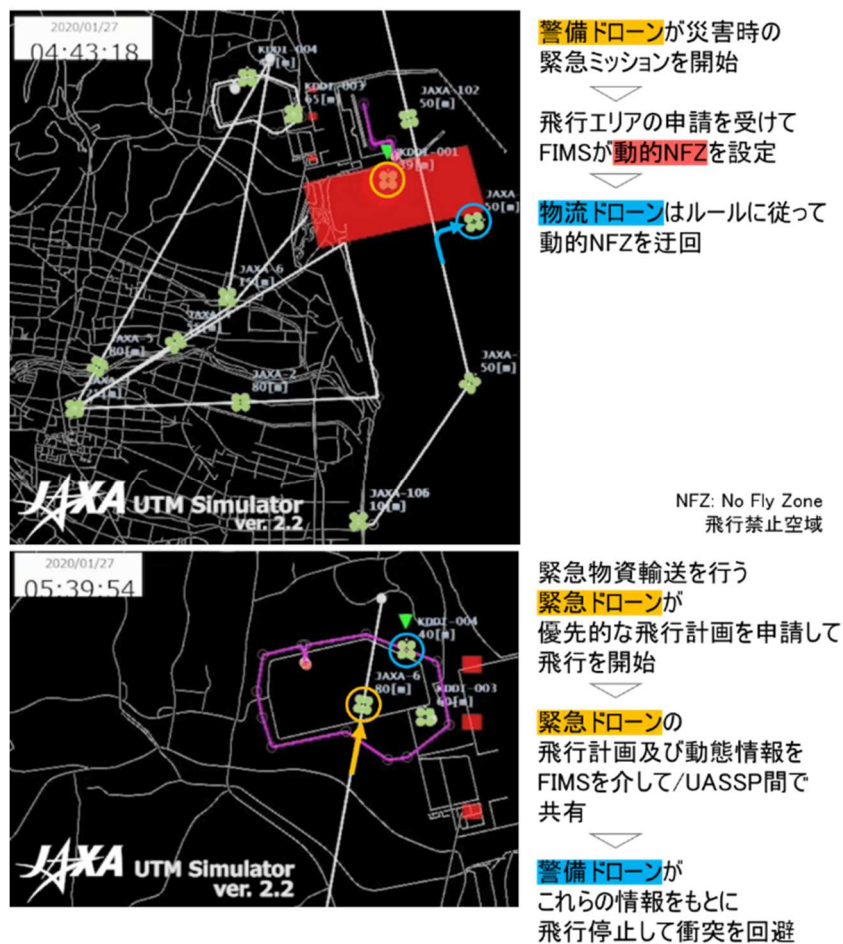


図 2.2.1.8-11 ドローン警備実証実験における実証シナリオ

5.4. 研究開発項目④「運航管理システム開発推進委員会の開催」(実施者：宇宙航空研究開発機構)

●課題①～③をステークホルダと合意形成を図りながら進めるために、システム開発事業者、業界団体、学識経験者等から構成する運航管理システム開発推進委員会（以下、推進委員会）を設置、運営した。また、作業部会として、アーキテクチャ、システム実装、実証計画の各テーマを対象に3つのタスクフォースを設置して検討し、その結果を推進委員会で共有した。推進委員会は9回、作業部会は21回の会合を開催した。

●研究開発成果をより広範なステークホルダと共有し、その意見や要望を研究開発に反映するために、公開シンポジウム（UTM シンポジウム）を開催した。また、最終年度には、名古屋、大阪、東京において UTM シンポジウムを開催し、各地のステークホルダと研究開発成果を共有するとともに、社会実装に向けた課題と対策などについて議論した。

（６）特許出願数、論文等の発表数

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	0	1	1	－	1	－	3
学会発表・シンポジウム講演等	5	14	17	－	－	－	36
展示会出展	0	5	6	－	－	－	11
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	0	0	0	－	－	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	0	0	0	－	－	－	0
国内出願	0	0	0	－	－	－	0
外国出願	0	0	0	－	－	－	0

（７）実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

本研究開発項目では、無人航空機の高度な運用を支える運航管理システムの実現を目指して、プロジェクトにおいて運航管理システムの構成要素を開発する民間事業者と共に、その全体設計に取り組んだ。本項では、本研究開発項目における成果、すなわち運航管理システムの全体設計に基づいて、民間事業者が運航管理システム／サービスを「実用化・事業化」するための戦略と取組み、見通しについて述べる。

運航管理システムの基本概念は、協調的な情報共有（によって無人航空機の運航者の状況認識を支援する方法／仕組み）にあり、これを実現するためには無人航空機の運航者をはじめとする広範なステークホルダとの連携協力が不可欠となる。そこで、本研究開発では運航管理システム開発推進委員会等を通じて関連する業界団体や行政機関と合意形成を図りながら全体設計を進めた。また、公開シンポジウムを開催して無人航空機の運航事業者をはじめとする様々なステークホルダと直接対話し、その意見や要望を取り入れた。そして、本プロジェクトにおいてシステム開発を担う事業者とともに実施した運航管理システムの実証試験（相互接続試験）では、一般の運航事業者の参加協力も得てその基本的な機能／サービスの有効性を確認することができた。これらの取組みを通じて、運航管理システムの実現に繋がる所期の成果が得られたと考えている。

今後は、運航管理システム／サービスの実用化・事業化に向けて、様々な条件のもとで試験運用（またはリスクの低い環境における実運用）を行って技術データを蓄積し、これを適確に分析・評価して運航管理システムやその運用方法（運航ルール等）に反映するとともに、必要な制度の整備を適時適切に進めることが重要となる。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

本研究開発において構築した運航管理シミュレータを活用すれば、限られた条件下の無人航空機の運用に対しても、技術データの蓄積やその分析・評価が可能になる。例えば多種・多様な無人航空機が高密度で運航される環境の模擬をはじめ、様々な危険事象への対応、多数の運航管理システム間の相互調整など、実機・実環境だけでは困難な実証を安全かつ効率的に実施することができる。また、公的研究機関として、民間事業者による運航データの分析・評価、運航管理コンセプト（運航ルール等）への反映、航空当局による制度整備の技術支援などを効果的に実施することができる。そのような構想をもとに実証事業の計画を立案し、本プロジェクトにおいて2020年度に公募がなされた「地域特性を考慮した運航管理システムの実証事業」に提案した。この提案は不採択であったが、当該実証事業を受託した事業者からの要請により、災害対応シナリオ/ユースケース（無人航空機による被害状況把握等）の実証試験に協力し、運航管理シミュレータによる模擬運航データの提供や異なる運航管理システム間の情報共有に関する検証を支援した。

また、本研究開発の成果、すなわち運航管理システムの全体設計を基に、2019年度より開始された「遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発」では、遠隔からの機体識別（Remote-ID）や有人航空機との空域共有（の為の位置情報共有）を組み込んだ運航管理システムの拡張に取組み、その情報統合アーキテクチャの設計等を実施した。ここでも運航管理シミュレータを改修して空域の安全性評価等に活用している。

3. 実用化・事業化の見通し

宇宙航空研究開発機構は、防災航空機の運航管理技術/システム（D-NET）等のコア技術を活用して、災害・危機管理対応等において公的機関が有人航空機と無人航空機を統合的に運用するための運航管理システムの実用化に向けた研究開発を開始した。当該システムは、限定的な空域及び機体を対象とするものであるが、その実運用を通じて得られた知見やデータは、本プロジェクトが目指す「平時における多様な事業者の無人航空機」を対象とする運航管理システムの実用化・事業化の促進に貢献できると考えている。

6.2.1.9 6) 遠隔からの機体識別に関する研究開発：

遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発

(実施期間：3年間(2019年度～2021年度))

(実施者：日本電気株式会社 株式会社日立製作所 株式会社NTTドコモ KDDI株式会社 Terra Drone 株式会社 株式会社エヌ・ティ・ティ・データ 国立研究開発法人 情報通信研究機構 国立研究開発法人 海上・港湾・航空技術研究所 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構)

(1) 事業の背景・意義(目的・概要)

1.1 事業目的

(1) 研究開発の概要

無人航空機の普及に伴い2020年代は1時間1平方kmあたり100機といったレベルで無人航空機が多数飛行する世界となることが想定される。このように多数の機体が高密度に飛行することが想定された世界を実現するために、以下の5項目の研究項目を設定する。

①無人航空機の機体識別技術の研究

多数の機体が高密度で飛行するにあたって、機体の登録や識別方法およびこのシステム全体のセキュリティ等を含めた、機体の遠隔識別(リモートID)に関する研究が必要となる。

②有人航空機との空域共有の研究

無人航空機と空域を共有し飛行する有人航空機との安全確保のため、無人航空機の飛行計画情報・機体情報・運航者情報を共有、また、有人航空機の飛行位置情報を収集し共有するための情報共有システムの研究が必要となる。

③情報統合アーキテクチャの研究

遠隔からの機体識別システムの運用、無人航空機と有人航空機の空域が共有されることを想定した運用を検討し、運航管理システムを拡張する情報統合アーキテクチャを設計する必要がある。

④社会実装を目指したリモートIDの研究開発

リモートIDの方式の国際標準が進み、2020年2月にASTM(American Society for Test and Material International)より規格文書”Standard Specification for Remote ID and Tracking”が発行された。世界各国で本規格のリモートIDの導入の検討、議論が進んでいる。本状況を鑑みて、日本においても本規格の導入の可能性を検証し、技術的な評価をする必要がある。

2020年7月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された、「空の産業革命に向けたロードマップ2020」においてブロードキャスト方式とネットワーク型のリモートIDへの両方式の技術開発が明確化され、ブロードキャスト方式の先行開発工程が示された。さらに、本プロジェクト有識者会議にも参加している関連省庁との意見交換から、ブロードキャスト方式のセキュリティ技術に関して共通鍵方式の技術開発の必要性が顕在化、社会実装に向けたさらなる技術開発を急ぎ行う必要がある。2020年12月3日「小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会(第15回)」において、リモートID信号の発信義務付けに伴うリモートIDの基本設計(案)が示され、軽量な小型無人機も対象になることが示された。さらに、2021年1月14日以降、全5回にわたる関係省庁および業界団体との意見交換、また3月12日福島ロボットテストフィールドでのブロードキャスト方式通信評価実証視察からも、軽量な小型無人機に搭載可能なブロードキャスト型デバイスの技術開発の必要性が顕在化、社会実装に向けたさらなる技術開発を急ぎ行う必要がある。

⑤ 運航管理システムと調和したリモートID開発

運航者、識別者双方に必要な情報取得が可能となることで目視外飛行の社会実装の加速が見込まれる。そのため、運航管理システムと調和したリモートIDの研究開発を行う必要がある。

(2) 研究の目的

遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究の目的は以下である。

① パブリックセーフティ

無人航空機のID、所有者、運用者などの情報を遠隔から確認可能とする。不正な運航をしている運用者の取り締まり、正規の飛行をしている無人航空機の確認に利用する。

② フライトセーフティ

複数の無人航空機間と複数の有人航空機がお互いの位置、運航情報などを共有することで、航空機間の衝突の危険性を事前に把握し、安全距離を保つことを可能とする。

1.2 事業概要

(1) 研究の範囲と進め方

研究の範囲について説明する。

① 無人航空機の任務、利用シーン：

空撮、物流、警備、災害対応の利用シーンとする。

さらに農業、インフラ点検、測量といった分野についても検討をする。

②対象とする無人航空機：
航空法上の無人航空機を対象とする。

③対象とする有人航空機：
VFRで飛行することが想定される航空機を対象とする。

(2) 共同実施者の研究分担

以下に本プロジェクトにおける共同実施者の研究内容を示す（表2.2.1.9-1）。
なお、今後資料では以下の共同実施者の企業名として以下の略称を用いる。

日本電気株式会社	: N E C
株式会社日立製作所	: 日立製作所
株式会社NTTドコモ	: N T T ドコモ
K D D I 株式会社	: K D D I
Terra Drone株式会社	: テラドローン
株式会社エヌ・ティ・ティ・データ	: N T T データ
国立研究開発法人情報通信研究機構	: N I C T
国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所	: M P A T
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	: J A X A

表 2.2.1.9-1 共同実施者の研究分担

研究テーマ	分担
①無人航空機の機体識別技術の研究	
1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究	N E C
2. 位置情報共有プラットフォームの研究	日立製作所
3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究	N T T ドコモ
4. 機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究	K D D I
4.1. ネットワーク型通信方式の研究	K D D I
4.2. 機体間通信方式の研究	N I C T
4.3. 通信制御の研究	テラドローン
②有人航空機との空域共有の研究	
1. 飛行計画管理機能の研究	N E C

2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究	N T T データ
3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究	M P A T
4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究	J A X A
③情報統合アーキテクチャの研究	
1. 機体識別および有人航空機空域共有のための情報統合アーキテクチャの研究	J A X A
④社会実装を目指したリモート ID の研究開発	
1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上	N E C
2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発	N E C
3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発	日立製作所
4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発	N T T データ
5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発	K D D I
6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発	N T T ドコモ
7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発	N I C T
8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証	N E C
9. ブロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証	K D D I
10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発	N E C
11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発	N E C
⑤運航管理システムと調和したリモート ID 開発	
1. 運航管理システムと識別技術の調和システム開発	K D D I
2. 遠隔識別技術の海外訴求活動	K D D I

（２）研究開発目標と根拠

〔本プロジェクトの目標〕

福島ロボットテストフィールド（RTF）に無人航空機の機体識別および位置情報を共有するための通信システムのプラットフォームを整備する。機体識別や位置情報共有のための通信機を搭載した無人航空機を飛行させ、通信システムの実証をする。通信機および地上局については2019年度に要件定義と設計、2020年度に試験システムを開発し、2021年度にRTFでの実証実験を実施する。

また、複数の有人航空機と無人航空機の空域共有に必要な情報共有のための技術および試験システムを開発し、有人航空機の飛行情報に関する仮想情報シミュレータ等を用いた運航管理システムとの相互接続性の評価を実施する。2019年度に要件定義と設計、2020年度に情報共有システムを実装し、2021年度にRTFでの実証実験を実施する。

さらに、これらの情報共有を補完・補強する通信システムおよび情報共有システムを運航管理システムに統合するためのアーキテクチャ設計を実施し、空域シミュレーションによってシステムワイドの安全性を評価する。各システムの仕様および共通インタフェース等の策定においては、国内外の関係者を構成員とする委員会を構成し要件などの検討および策定を行った上で、通信システムおよび情報共有システムの開発および各種試験に反映させる（図2.2.1.9-1）。

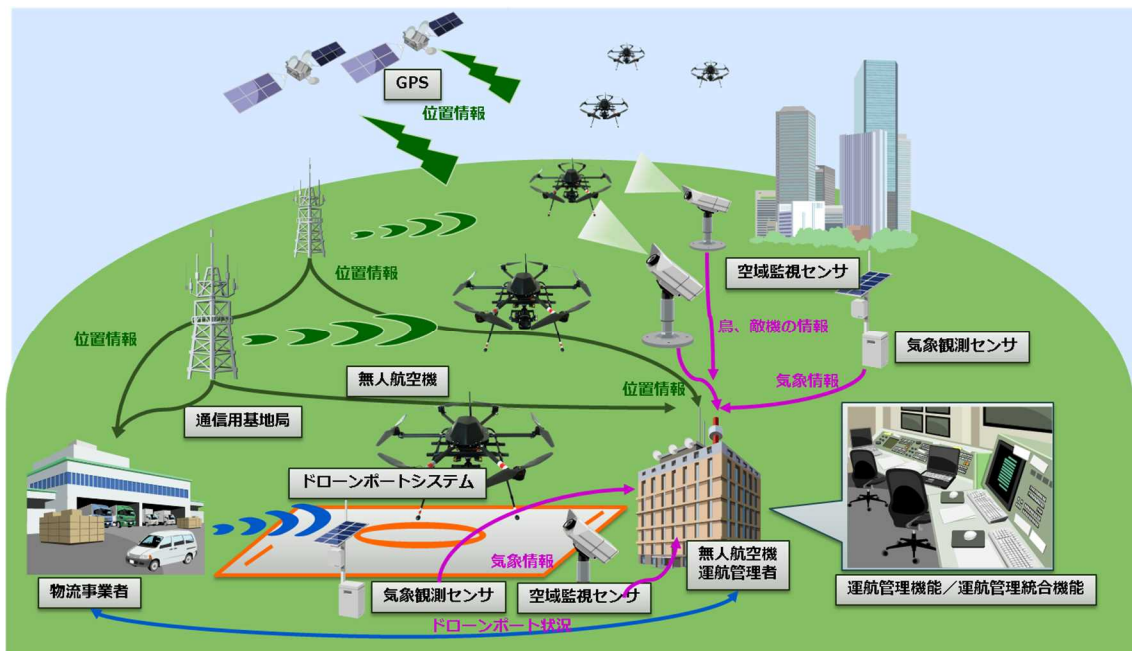


図 2.2.1.9-1 運航管理システムのイメージ

(3) 研究開発スケジュール・実施体制

以下に各社の研究開発スケジュールを示す。

表 2.2.1.9-2 実施体制

N E C

①-1. 「機体識別情報共有プラットフォームの研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・ユースケース毎の方式検討 およびリスクアセスメント		→										
・インタフェース設計			→									
・開発、単体評価					→							
・他サブシステムとの接続試験							→					
・全体実証									→			

②-1. 「飛行計画管理機能の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・アーキテクチャの検討			→									
・インタフェース設計				→								
・開発、単体評価					→							
・他サブシステムとの接続試験								→				
・全体実証											→	

④-1. 「ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計					→							
・製造					→							
・評価						→						
・デモ、技術検証							→					

④-2. 「識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・インタフェース 設計						→						
・実装						→						
・評価／改良							→					
・デモ、技術検証								→				

④-8. 「ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計							→					
・実装							→					
・評価							→					
・デモ、技術検証							→					

④-10. 「リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計							→					
・実装							→					
・製造、評価							→					
・デモ、技術検証							→					

④-11. 「小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計									→			
・実装、評価									→			
・デモ、技術検証										→		

日立製作所

①-2. 「位置情報共有プラットフォームの研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・システム設計		→	→	→								
・プロトタイプ開発				→								
・プロトタイプ評価				→								
・プログラム開発					→	→	→					
・総合試験								→				
・機能・性能向上									→	→	→	
・全体実証											→	
・納入品作成												→

④-3. 「位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・ネットワーク方式評価システム 開発・連接評価						→	→					
・検証試験								→				

N T T ドコモ

①-3. 「情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・アーキテクチャの検討			→									
・インタフェース設計				→	→	→	→	→				
・開発・単体評価							→	→	→	→	→	→
・他サブシステムとの接続試験												
・全体評価												→

④-6. 「携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義						→						
・アーキテクチャの検討						→	→	→				
・インタフェース設計						→	→	→				
・開発・単体評価							→	→				
・他サブシステムとの接続試験							→	→				
・実証・評価								→				

KDDI

①-4. 「機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・ネットワーク構成、プロトコル整理												
・EtoE 通信性能、品質評価												
・状況に応じた最適な通信方式の整理												
・要件、データの見直し												
・実証シナリオの設定												
・通信アーキテクチャの取りまとめ												

①-4.1. 「ネットワーク型通信方式の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・各種要件定義												
・運用シーケンスの検討												
・要件の実現性評価												
・端末、無人航空機の試作												
・アプリを用いた機体識別												
・実機検証												
・飛行実証												

④-5. 「ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・アーキテクチャの検討												
・インタフェース設計												
・通信モジュール開発												
・システム接続試験												
・実証・評価												

④-9. 「ブロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計												
・実装												
・評価												
・デモ、技術検証												

⑤-1. 「運航管理システムと識別技術の調和システム開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・設計										→		
・実装										→		
・評価										→		
・デモ、技術検証										→		

⑤-2. 「遠隔識別技術の海外訴求活動」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・調査										→		
・訴求活動										→		

テラドローン

①-4.3.「通信制御の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
①要件定義		→										
②基本設計		→										
③詳細設計			→		→							
④製造					→	→	→					
⑤要素検証(机上)					→	→	→					
⑥要素検証(実地)						→	→	→	→			
⑦総合システム検証								→	→	→		
⑧機能評価								→	→	→	→	→

N T T データ

②-2.「運航者情報および機体情報管理機能の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・運航者／機体情報管理機能設計		→	→	→								
・航空機動態情報管理機能設計		→	→	→								
・機能評価機材開発					→	→	→					
・単体評価							→	→				
・機能改善								→	→	→		
・全体評価											→	→

④-4.「運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモートIDの開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・ネットワーク方式の運航者／機体情報管理機能設計						→	→	→				
・ネットワーク方式評価用システム開発						→	→	→				
・単体評価							→	→				

N I C T

①-4.2. 「機体間通信方式の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・基本設計		→			→							
・詳細設計						→						
・部分試作、単体評価							→					
・開発、全体評価									→			
・総合実証											→	

④-7. 「ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・検討・設計							→					
・実装								→				
・性能評価								→				

M P A T

②-3. 「有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
(ア) 実験サイトの整備		基本構成	→			拡張構成	→					
(イ) 実験システムの製作		基本構成	→			拡張構成	→		総合構成	→		
(ウ) 評価実験			基本実験	→		拡張実験	→		総合実験	→		
(エ) システム性能評価			基本評価	→		拡張評価	→		総合評価	→		
(オ) 海外調査		欧州動向	→			米国・欧州動向	→		米国・欧州・アジア動向	→		

J A X A

②-4. 「有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・設計			→									
・開発					→							
・部分実証							→					
・改良								→				
・全体実証										→		

③-1. 「機体識別および有人航空機空域共有のための情報統合アーキテクチャの研究」

事業項目	2019年度				2020年度				2021年度			
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期
・要件定義		→										
・設計				→								
・開発					→							
・部分実証							→					
・改良								→				
・全体実証										→		
・有識者委員会の開催			→								→	

研究体制スキーム

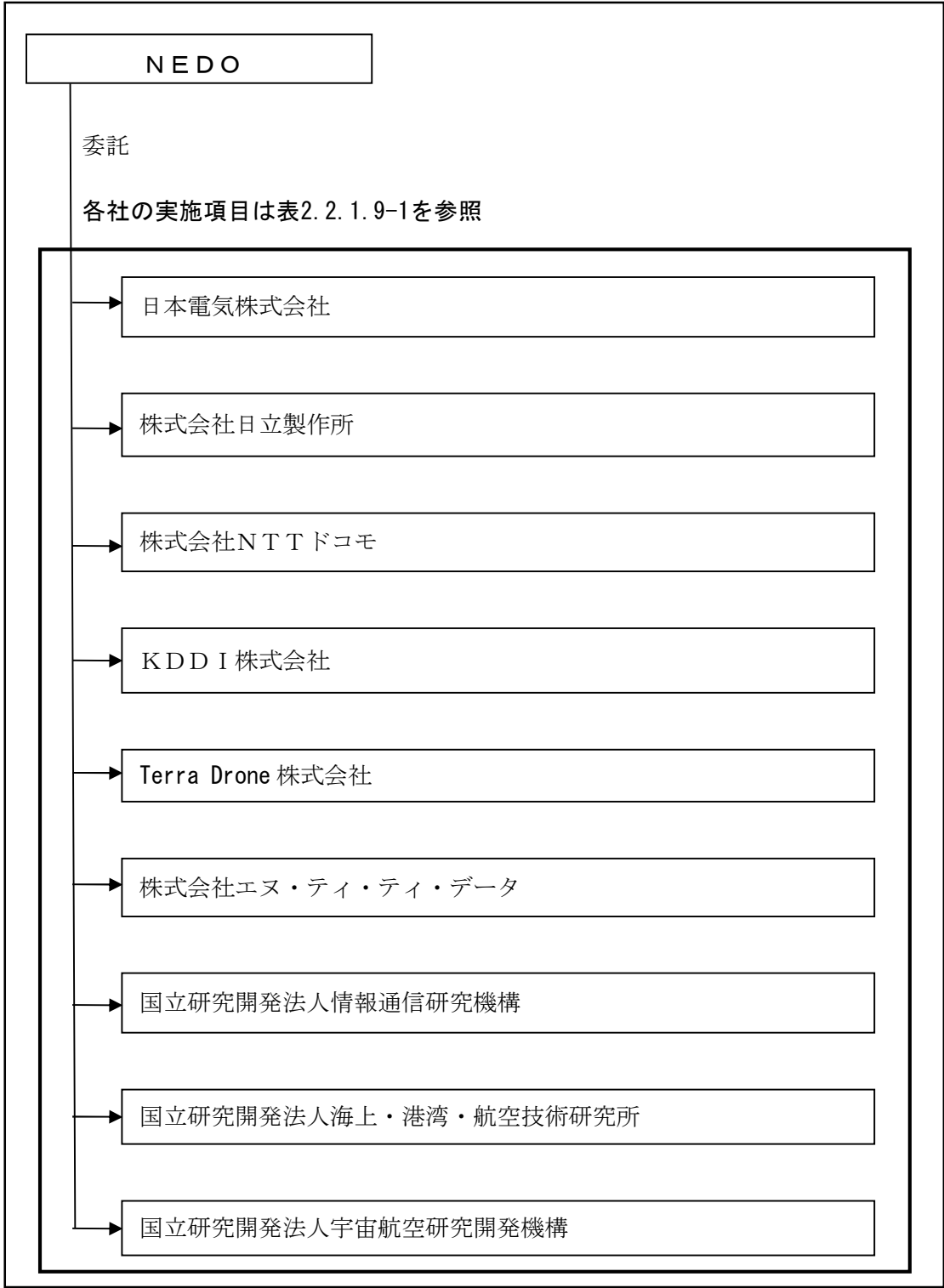


図 2. 2. 1. 9-2 研究体制

(4) 研究開発の達成状況

N E C

①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究

最終目標	成果	達成度	備考
機体識別情報共有プラットフォームのユースケース検討、要件定義を行い、アーキテクチャ、データフロー、データ項目、データ形式、運用シーケンスを設計する。	・遠隔からの機体識別のために収集した識別情報を管理する識別情報共有プラットフォームの機能要件を定義した。	○	
ユースケースやシステム構成に応じたセキュリティリスクを評価し、セキュリティリスクの対策と実現性を検討する。	・ユースケースやシステム構成に応じてセキュリティリスクを評価し、国際的に検討が進められている方式の一つであるブロードキャスト方式では機体から発信する情報のなりすましおよび改ざんのリスクがあるため、なりすましおよび改ざんを検出できる機体認証方式を開発した。	○	
ブロードキャスト型通信方式に対応した機体識別における機体認証については、スマートフォンで機体識別情報を受信することを想定し、実装した動作検証を先行して行う。	・機体認証方式の有効性を検証するために機体搭載用無線機、受信スマートフォンおよび受信アプリ、機体識別・認証のためのサーバから構成システムを構築して有効性を検証した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

②-1. 飛行計画管理機能の研究

最終目標	成果	達成度	備考
有人航空機のフライトプラン、運航情報の事例分析を行い、無人航空機の運航管理への活用ユースケースを整理する。	有人航空機システムで取り扱うVFR機の情報調査を行った。 ・VFR機の飛行計画等が管理され、運用されているか調査を行った。 ・無人航空機システム側で利用可能な情報を精査した。 ・無人航空機の飛行ユースケースに上記で調査した有人航空機のユースケースを組み合わせ、情報共有のユースケースを定義した。	○	
有人航空機フライトプランシミュレータ、運航情報シミュレータの設計・製造を行う。	有人航空機フライトプランシミュレータ、運航情報シミュレータの設計・製造を行った。	○	

	・ 有人航空機システムとのインタフェースを定義した。 ・ 有人航空機の飛行計画情報等、無人航空機システム側で利用可能な情報の共有方法の設計を行った。 ・ 有人航空機フライトプランシミュレータのインタフェース部分の製造を行った。		
有人航空機フライトプランシミュレータ、運航情報シミュレータを用いて有人航空機の飛行計画および飛行を模擬した実証実験を行い、整理したユースケースの検証を行う。	有人航空機フライトプランシミュレータ、運航情報シミュレータを用いて有人航空機の飛行計画および飛行を模擬した実証実験を行った。また、整理したユースケースの検証を行った。 ・ 設計内容を実装したうえでユースケースの一部を実施し、情報共有の有効性を確認するために実証実験を行った。 ・ 実証実験によって得られた検証結果をフィードバックし、実システムへの INPUT を整理した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未

④-1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上

最終目標	成果	達成度	備考
ASTM で提示されたデータフォーマット、通信方式にあわせた Bluetooth5.0 を採用したブロードキャスト方式リモート ID デバイスを開発する。	ASTM 準拠のデータフォーマット、通信方式にあわせた Bluetooth5.0 を採用したブロードキャスト方式リモート ID デバイスの製造を完了した。	○	
質量 30g 以下（バッテリーなし）、通信距離性能は水平距離 300m 以上とする。	重量 29g のリモート ID デバイスを機体に内蔵し、高度 150m で水平距離 300m の地点でリモート ID データの受信に成功した。	○	
機体に搭載した評価を実施し性能を明らかにし、社会実装に向けた課題を整理する。	社会実装を見据え、基板実装タイプ、外部アンテナタイプのリモート ID デバイスを設計し、評価を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発

最終目標	成果	達成度	備考
基本機能を実装した試験システムを開発し、基本機能の技術検証をする。	ASTM 規格に準拠した、識別情報管理プラットフォームの構築し、評価を実施した。	○	
ASTM 規格を日本で実装するにあたっての課題を明らかにする。	ブロードキャスト方式、ネットワーク方式を受信し、通信方式に合わせた振り分け処理を実装し、評価を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証

最終目標	成果	達成度	備考
共通鍵暗号方式のアーキテクチャについて検討し、基本機能を実装した試験システムを開発し、基本機能の技術検証を実施する。	共通鍵 (AES-CBC) 方式を実装した識別情報管理プラットフォームを構築し、なりすましおよび改ざんを検出できる機体認証方式を実装し評価を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発

最終目標	成果	達成度	備考
リモート ID デバイス内に、共通鍵暗号化方式で使用する共通鍵を安全に管理する方式、ユースケースの検討を行う。	リモート ID デバイス内に共通鍵を格納する機能の実装を行い、評価を実施した。	○	
評価用のリモート ID デバイスを試作し、実機評価を通じた検証を行う。	リモート ID デバイスへの設定は、スマートフォン (Android OS、iOS) を介して行い、技術検証を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発

最終目標	成果	達成度	備考
リモート ID 技術規格書(案)で提示されたデータフォーマット、通信方式にあわせた Bluetooth5.0 を採用したブロードキャスト方式リモート ID デバイスを試作する。	リモート ID 技術規格書(案)のデータフォーマット、通信方式に対応した、ブロードキャスト方式リモート ID デバイスの製造を完了した。	○	
質量を 10g 以下(バッテリーなし)、通信距離性能は水平距離 300m 以上(通信機間距離 336m 以上)とする。	重量 9.8g のリモート ID デバイスを機体に内蔵し、高度 150m で水平距離 300m の地点でリモート ID データの受信に成功した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

日立製作所

①-2. 位置情報共有プラットフォームの研究

最終目標	成果	達成度	備考
「情報統合アーキテクチャの研究（機体識別および有人航空機空域共有のための情報統合アーキテクチャの研究）」で設置される委員会に参加し、システムアーキテクチャおよび共通インタフェースの仕様を委員会メンバーとともに決定し、委員会で決定した仕様と整合をとったシステム設計（概要設計および詳細設計）を行う。 無人航空機運航管理システム（UTM）や有人・無人航空機飛行情報共有システムとのインタフェース情報の明確化・具体化を行い、位置情報共有プラットフォームアーキテクチャに関するプロトタイプ開発・検証を行い、2020 年度のプログラム開発に反映するための課題抽出を行う。	【位置情報共有プラットフォームの開発】 ・パブリックセーフティおよびプライベートセーフティにおけるユースケースの整理および位置情報共有プラットフォームに求められる機能を設計した。 ・位置情報共有プラットフォームの接続プロトコルおよびデータフローを検討し、システム間連携向けインタフェースを策定した。 【位置情報による無人航空機識別の研究】 ・パブリックセーフティおよびプライベートセーフティにおけるユースケースの整理および位置情報共有プラットフォームに求められる機能を設計した。 ・位置情報共有プラットフォームの接続プロトコルおよびデータフローを検討し、システム間連携向けインタフェースを策定した。 【機体位置情報のセキュリティに関する研究】 ・位置情報共有プラットフォームに関するセキュリティリスクを明確化し、セキュリティ対策方式を検討した。	○	
2019 年度に行ったシステム設計内容を基に、プログラム開発を行う。 無人航空機運航管理システム（UTM）や有人・無人航空機飛行情報共有システムと連携して福島ロボットのフィールドによる実証を行い、実運用に向けて耐える機能であるか評価を行い、実際の運用を見据えて早期に課題や改善点の抽出	【位置情報共有プラットフォームの開発】 ・リアルタイムデータおよび過去データを配信可能な位置情報共有プラットフォームのプログラム開発および評価を実施した。 【位置情報による無人航空機識別の研究】 ・有人・無人航空機飛行情報共有システムと連携した有人機動態情報の提供機能および携帯電話位置情報共有サーバと連携した	○	

を行う。	機体相関処理機能の開発・評価を実施した。 【機体位置情報のセキュリティに関する研究】 ・リアルタイムデータおよび過去データを配信可能な位置情報共有プラットフォームのプログラム開発および評価を実施した。		
2020 年度の実証評価結果を基に、視認性／操作性の改善および処理方式の改良を行い、機能の完成度を高め、全体システムに結合して機体位置情報共有プラットフォームの有用性を福島ロボットテストフィールドで検証し、運用評価を行う。	【位置情報共有プラットフォームの開発】 ・20 年度の実証評価結果を基に、視認性／操作性の改善および処理方式の改良を実施した。 ・リモート ID 技術規格書（案）で定義されているデータフォーマットへの対応を実施した。 ・運航管理統合機能（FIMS）との連携機能の開発・評価を実施した。 ・福島ロボットテストフィールドで位置情報共有プラットフォームの有用性検証および運用評価を実施した。 【位置情報による無人航空機識別の研究】 ・20 年度の実証評価結果を基に、視認性／操作性の改善および処理方式の改良を実施した。 ・福島ロボットテストフィールドで位置情報共有プラットフォームの有用性検証および運用評価を実施した。 【機体位置情報のセキュリティに関する研究】 ・福島ロボットテストフィールドで位置情報共有プラットフォームの有用性検証および運用評価を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発（日立製作所）

最終目標	成果	達成度	備考
本研究の検討成果を実装した動作検証を早期に実施し、ネットワーク方式リモート ID の実用性の評価を行	・ASTM International で定められたネットワーク方式リモート ID に対応した評価用の位置情報共有プラットフォームの機能開	○	

い、評価結果より得られた課題を整理する。	発および評価を実施した。 ・ネットワーク方式では無人航空機から発信された情報が情報を確認したい利用者の受信端末に到着するまでに複数のネットワーク・システムを経由するため、データを発信した無人航空機の実際の位置と受信端末に表示される無人航空機の位置に差が発生する可能性がある。このため、受信端末に表示される無人航空機の位置をリモート ID の時刻、速度などから補正する無人航空機位置情報補正機能の開発および評価を実施した。		
----------------------	---	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未

N T T ドコモ

①-3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究

最終目標	成果	達成度	備考
・機体識別情報プラットフォームおよび位置情報共有プラットフォームへの提供が期待される情報の特定 ・当該情報の提供の実現に向けた通信管理機能のアーキテクチャの検討	・リモート ID の妥当性検証に活用することが期待される携帯電話網固有の識別情報及び位置情報の特定を実施 ・無人航空機から USS を経由した情報共有プラットフォームへの提供における、当該情報の取得方法及び提供のアーキテクチャを定義	○	
・2019 年度の研究成果に基づいた情報提供に係る開発および製造	・無人航空機から情報共有プラットフォームまで連携するための各種インタフェース仕様等を策定	○	
・2020 年度の研究成果に基づいた、機能評価と有用性の検証	・無人航空機から情報共有プラットフォームまで連携するための各種インタフェース仕様等を策定 ・福島ロボットテストフィールドにて、試作システムを用いた機能評価及びその有用性の検証を実施 ・検証の結果、リモート ID とは異なるところで管理されている携帯電話網固有の情報の連携を確認 ・さらにリモート ID の妥当性検証への有用性も確認 ・検証結果を元に、リモート ID の信憑性確保に向けた課題を整理	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発

最終目標	成果	達成度	備考
・ ASTM 規格に沿った評価用システムを開発 ・ 評価システムを用いた検証 ・ ASTM 規格に則ったネットワーク方式リモート ID の社会実装に向けた課題を整理	・ ネットワーク型リモート ID 方式の評価のため、携帯電話網に直結した専用環境を活用したシステム構成及び具備する機能を定義 ・ 定義した内容を元に、ネットワーク型リモート ID を実現するためのシステムを開発 ・ 福島ロボットテストフィールドにて、試作システムを用いたネットワーク型リモート ID 送信の所要時間についての検証を実施 ・ ネットワーク型リモート ID 送信の所要時間の比較検証のため、携帯電話網直結の専用環境のほか、公衆通信環境を経由する試験環境も用意し、検証を実施 ・ 検証の結果、リモート ID 送信にかかる所要時間は短時間であり、専用通信環境は安定性があることを確認 ・ 検証結果を元に、ネットワーク型リモート ID の社会実装時の課題を整理	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

KDDI

①-4. 機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究

最終目標	成果	達成度	備考
リモート ID に係る制度化動向や標準化動向を調査し、適用可能な代表的な通信方式を比較検討することにより、機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャを整理する。	リモート ID に係る欧米の制度化動向や ASTM 等の標準化動向を調査し、想定されている通信方式やネットワーク構成等を整理した。適用可能なブロードキャスト型通信方式として Bluetooth および Wi-Fi、ネットワーク型通信方式として LTE、機体間通信方式として LPWA を選定し、通信性能や耐干渉性等の比較検討を通じて、有人航空機も含めた機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャを整理した。	○	
ネットワーク型通信方式および機体間通信方式のデバイスを開発し、実機を用いた検証により、リモート ID	ネットワーク型通信方式として LTE、機体間通信方式として LPWA を用いた、無人航空機に搭載可能なデバイスを開発した。福島ロボ	○	

における有効性を評価する。	ットテストフィールド等で通信性能等を検証し、リモート ID や機体間の情報共有における有効性を評価した。		
機体識別・位置情報共有プラットフォームとの接続に関する制御システムを開発・評価する。	通信アーキテクチャにもとづき、I/F を整理したうえで、機体識別・位置情報共有プラットフォームとの接続に関する制御システムを開発した。福島ロボットテストフィールド等でシステム間遅延等を検証し、性能評価を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

①-4. 1. ネットワーク型通信方式の研究

最終目標	成果	達成度	備考
セルラーを用いたネットワーク型通信方式の技術的な要件を整理する。	ネットワーク型通信方式に必要なデータ項目やデータレート等を整理し、要件定義や I/F 仕様のとりまとめを行った。また、基地局から無人航空機を直接制御する際における制御／テレメトリプロトコルに対しての識別情報の付加方法を整理した。さらに、無人航空機が LTE カバーエリア内から LTE カバーエリア外に移動した際における切替技術の検討および I/F 仕様を整理した。	○	
ネットワーク型通信方式のデバイスを開発し、実機を用いた検証により、リモート ID における有効性を評価する。	ネットワーク型通信方式として LTE を用いた、無人航空機に搭載可能なデバイスを開発した。ブロードキャスト型通信方式、ネットワーク型通信方式、機体間通信方式のマルチ搭載時における搭載性や干渉等の課題も整理した。また、福島ロボットテストフィールドで通信性能等を検証し、ブロードキャスト型通信方式の受信エリア外において、ネットワーク型通信方式の受信が可能なことを確認する等、リモート ID における有効性を評価した。	○	
リモート ID を認識するためのアプリケーションを開発・評価する。	タブレット端末 (Android OS) 等でブロードキャスト型通信方式およびネットワーク型通信方式のリモート ID を認識するための受信アプリケーションを開発した。福島ロボットテストフィールド等で	○	

	システム間疎通等を検証し、性能評価を行った。		
--	------------------------	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発

最終目標	成果	達成度	備考
国際標準に準拠したネットワーク方式リモート ID の通信・システムを開発・評価する。	ASTM方式に準拠したデータ形式や接続シーケンスのもと、ネットワーク方式リモート ID の通信モジュールおよび受信アプリケーションを開発した。また、受信アプリケーションには、リモート ID のエンド-エンド（通信モジュール～セルラーネットワーク～リモート ID プラットフォーム～受信アプリケーション間）での受信成功率および遅延時間算出機能を実装した。福島ロボットテストフィールド等でシステム間遅延時間等を検証し、性能評価（遅延時間は平均 1.4 秒程度）を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-9. ブロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証

最終目標	成果	達成度	備考
ブロードキャスト方式とネットワーク方式調和型識別技術の開発および検証を行うため、ブロードキャスト方式とネットワーク方式兼用の通信モジュールの試作および評価を行う。	ブロードキャスト方式とネットワーク方式の調和型通信モジュール、受信アプリケーションの開発、評価を実施した。本通信モジュールにて、機体飛行情報のテレメトリおよびリモート ID の送信が可能であることと、ブロードキャスト方式での受信強度に応じて、ネットワーク方式受信情報への表示切り替えが可能であることを福島ロボットテストフィールド等にて確認した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤-1. 運航管理システムと識別技術の調和システム開発

最終目標	成果	達成度	備考
運航管理システムおよび遠隔からの識別システムの双方の機能を用いることで無人航空機利用における一連のフローをシステム管理可	運航管理システムと調和したリモート ID の実証を行い、機体登録から識別までの一連の運用フローがシステム管理可能か確認し、運航管理システムとリモート ID が併	○	

能か検証を行う。	用して社会実装する構成を検証した。また、今まで管理対象外であったトイドローンにネットワーク方式の通信モジュールを搭載し、運航管理システムでも管理が可能となることにより、フライトセーフティおよびパブリックセーフティの向上に寄与することを確認した。		
----------	--	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

⑤-2. 遠隔識別技術の海外訴求活動

最終目標	成果	達成度	備考
海外標準化動向を踏まえて開発内容の優位性および標準化検討との差異を明確にする。また NW 方式の技術開発内容の先行性および活用ユースケースを明確化する。	本プロジェクトにおける UTM とリモート ID の両者が調和したシステムのあり方を検討し、欧米において想定されている機能を実現できることを実証試験において検証した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

テラドローン

①-4-3. 通信制御の研究

最終目標	成果	達成度	備考
リモート ID 信号受信インタフェースの開発完了	・ネットワーク方式および直接放送方式それぞれの通信経路でリモート ID 信号を受け付けるインタフェースの設計および製造を完了	○	
通信経路優先度判定機能の開発完了	・ネットワーク方式および直接放送方式それぞれの経路で受信した同時刻の複数のリモート ID 信号の中で信号強度が高いものを選出して PF (Platform) 側に転送する処理の設計および製造を完了	○	
データエンコード処理機能の開発完了	・ASTM 規格に従い、元データの欠損が起きないようにエンコード処理を施したものを機体識別情報共有 PF への API 呼び出しに用いる処理の設計および製造を完了	○	
受信端末向けデータ一斉発行処理機能の開発完了	・位置情報共有 PF にて集約された無人航空機および有人機のリモート ID 信号データを地域メ	○	

	ツッシュ単位で一括取得し、地上の表示端末用に個別機体毎にデータを分割して転送する部分の処理の設計および製造を完了		
運航管理サブシステム間データ連携機能の開発完了	・発信端末から受信したリモートID信号を、飛行制御アプリケーションから連携される既存のテレメトリデータと同じ形式で統合運航管理サブシステムに対して一部のデータを連携する部分の処理の設計および製造を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未

N T T データ

②-2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究

最終目標	成果	達成度	備考
有人航空機—無人航空機間での動態情報共有を目的とし、有人機飛行位置探知システムとのインタフェース設計を行う。	有人航空機—無人航空機間での動態情報共有を目的として、有人機飛行位置探知システムから情報を受信し、機体識別情報・位置情報共有プラットフォームに情報を提供するインタフェース設計を行った。 有人機飛行位置探知システムから複数の探知技術（ADS-B と MLAT（Multilateration））により受信した有人機動態情報を評価して、採用する位置情報を特定するフュージョン機能の設計を行った。	○	
2019 年度の研究成果に基づき、有人機飛行位置探知と連携して運用・機能評価を行う。評価で明らかになった運用面／技術面の課題については、機能・性能の向上策を検討する。	有人機飛行位置探知システムから情報を受信し、機体識別情報・位置情報共有プラットフォームに情報を提供するインタフェース製造を行った。 有人機飛行位置探知システムから複数の探知技術（ADS-B と MLAT）により受信した有人機動態情報を評価して、採用する位置情報を特定するフュージョン機能の設計を行った。 製造したインタフェース機能およびフュージョン機能を用いて、有人機飛行位置探知システムおよび機体識別情報・位置情報共有プラットフォームと連携し、無人航空機の運航者に対して有人機動態情	○	

	報を提供する一連のフローについて、運用・機能の評価を行い、課題を抽出した。		
2020 年度の評価で明らかになった運用面／技術面の課題については、機能・性能の向上策を検討するとともに対策を実施する。システム全体を接続し運用評価を行う。	有人機飛行位置探知システムから受信するデータとして、MLAT（モード AC）を追加し、シミュレーションデータとして LTE を受信する機能を追加製造した。 2019 年度の実証において課題となった有人機動態情報の異常値を除去する機能の開発を行った。 位置情報共有プラットフォームに加えて、FIMS と連携し、システム全体を接続した運用評価を実現した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

④-4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発

最終目標	成果	達成度	備考
運航者情報および機体情報の運用フローを検討し全体アーキテクチャを決定し、管理・共有する情報のデータ項目を決定する。また、情報管理のためのデータベース設計、データフォーマット設計、情報交換のための API 設計を行う。	無人航空機の運航における運航者情報および機体情報の利用ユースケースを元にシステム構成およびシステム間の情報連携を明確にした。 システム間で連携する項目を定め、運航者情報管理・機体情報管理機能のデータベース設計、データフォーマット設計、情報交換のための API 設計を行った。	○	
2019 年度の研究成果に基づき、運航者情報管理・機体情報管理機能の製造を行う。また、機体識別情報・位置情報共有プラットフォームと連携して運用・機能評価を行う。評価で明らかになった運用面／技術面の課題については、機能・性能の向上策を検討する。	2019 年度研究成果に基づき、運航者情報管理・機体情報管理および有人機動態情報連携機能および関連システム IF の製造を行った。 機体識別プラットフォームと連携し、利用者からのリモート ID に基づく問い合わせに対する運航者情報管理・機体情報の返信について、運用および機能の評価を行った。	○	
2020 年度の評価で明らかになった運用面／技術面の課題については、機能・性能の向上策を検討するとともに対策を実施する。システム全体を接続し運用評価を行う。	リモート ID の技術企画書（案）に基づき、運航者情報管理・機体情報管理のデータフォーマット設計、情報交換のための API 設計を修正した。 機体識別プラットフォームと連携して、システム全体を接続した運用・機能評価を行った。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

N I C T

①-4. 2. 機体間通信方式の研究

最終目標	成果	達成度	備考
機体間通信モジュール、インタフェース等の要件定義を行い、機体間通信方式の基本設計を完了する。	①機体間通信（ブロードキャスト型）モジュール・インタフェース等の要件定義を行い、基本設計を完了。 ②次年度計画を前倒しし、機体間通信モジュールの一部試作を実施。 ③機体間通信モジュールのセキュリティ確保のためのデバイス・情報認証方式について基本設計を完了。	○	
基本設計に基づき、機体間通信モジュールの詳細設計、部分実装を行い、一部試作開発する。また、試作を用いて部分評価を行い、多数の同時運用時の通信性能および課題等を明らかにする。	④920MHz 帯 LPWA(送受信)、BLE5.0（送信又は受信）、ADS-B(受信)の複数通信方式に対応可能な機体間通信モジュール（マルチ通信端末）の試作開発を完了。 ⑤福島 RTF 等において、無人航空機・有人ヘリコプタ間での通信性能の評価および無人航空機側での飛行制御機能との連携試験を実施。	○	
得られた部分評価の結果と顕在化した課題に基づき、機能改修と性能改善を行う。3種類以上の機種を用いた実証評価を行い、有用性および実用性を検証する。	①機体間通信モジュールのソフトウェア改修により位置精度とデータ更新頻度の改善、ネットワーク接続機能の追加を実施。また有人ヘリ内持込み位置の再検討を実施し、無人航空機2機種と有人ヘリによる実証評価を行い、通信成功率の改善を確認。 ②有人ヘリと無人航空機間で7km程度までの通信距離を確認。無人航空機側で受信した有人ヘリの位置情報により、2km以上の距離で無人航空機が自動的にニアミス回避動作に入ることの実証に成功。 ③無人航空機間での機体間通信により、操縦者やネットワークを経由せずに無人航空機同士で自律的にニアミス回避や自動追従隊列飛行ができることの実証に成功。 ④共通鍵で暗号化された認証コードの付加によりグループ内か外かの識別が可能であることを確認。	◎	(*1)

	⑤ 地上に設置したモニタ端末を経由して機体間通信で得られる各無人航空機や有人ヘリの動態情報をリモート ID 管理サーバに転送できることを確認。		
--	---	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(※1) 当初計画での目標である機体間通信の開発と実証評価をさらに進め、機体間通信に基づく飛行制御により自律ニアミス回避と自律隊列飛行が実現できることのコンセプト実証に成功したことで、当初の目標を越える成果を達成した。

④-7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発 (NICT)

最終目標	成果	達成度	備考
BLE5.0 信号、LPWA 信号、ADS-B 信号に加え、Wi-Fi Aware 信号にも対応した複数のブロードキャスト方式によるリモート ID の通信性能評価システムの開発を完了する。	リモート ID 通信性能評価システムの開発を完了。	○	
フィールドにおいて各無線方式を受信し、通信性能評価を行う。	フィールドにおいて各無線方式を受信し、通信性能評価を実施し、受信レベル、通信成功率および通信距離特性の評価が共通の基準で比較評価できることを確認。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

MPAT

②-3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究

最終目標	成果	達成度	備考
福島ロボットテストフィールドおよび周辺に複数の受信局を設置し、質問信号の発信も含めた全体システムの実フィールドにおける動作実証を行い、低高度を飛行するモード A/C トランスポンダ搭載機のリアルタイム監視を実証する。	福島ロボットテストフィールドおよび南相馬市にシステムを構築し、テストフィールドから 10km 高度 1000ft の低高度を飛行するモード S およびモード A/C トランスポンダを搭載する有人航空機を探知できることを実証した。	○	(※2)

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

(※2) 将来配備が予想される無人機運航管理システムでの利用を模索する。

JAXA

②-4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究()

最終目標	成果	達成度	備考
複数の ADS-B 搭載航空機を近接して飛行させ、無人航	ヘリコプタ EC135-P2+と BK117C-2 に Skyecho2 を搭載し、ポータブル	○	

空機運航者の状況認識の課題を明らかにする。ポータブル ADS-B 装置を広く社会実装するための技術面および制度面の課題を洗い出し、社会実装に向けたロードマップを定義する。	ADS-B 送受信評価を行った。無人航空機のリモートパイロットに同情報を伝達表示する画面を試作し、飛行実証において安全確保に利用する実験を実施した。ポータブル ADS-B 装置を日本国内で実利用する場合の課題に関して整理し、社会実装に必要な制度検討等の課題と手順を整理した。		
---	---	--	--

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

③. 情報統合アーキテクチャの研究

最終目標	成果	達成度	備考
設計された情報統合アーキテクチャを評価、シミュレーションによって妥当性を示す。他のサブテーマと連携して飛行試験において実証を行う。	有人機の動態情報共有による空域の効率改善と安全性をファスト・タイム・シミュレータによって示した。情報統合アーキテクチャを設計し、2021 年 12 月に共同提案者のシステムを接続した飛行実証試験を実施した。	○	

◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

（５）成果と意義

N E C

5.1. 研究開発項目「①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究」

5.1.1. 「ブロードキャスト型の通信方式に対応した機体識別実現方式の研究」（実施者：N E C）

本研究においては、識別情報共有プラットフォームのユースケースを洗い出し、機体識別情報管理のためのシステムアーキテクチャ、データフロー、データフォーマット、運用シーケンスの検討を行った。検討結果から、機体から地上設備を介してプラットフォームへ機体識別情報を伝達する通信方式としてブロードキャスト型の方式に対応した模擬システムの実装を行い、動作検証を先行して実施することにより識別情報共有プラットフォームのベースとなる仕組みの実現性を確認できた。

動作検証時の全体構成を図 2.2.1.9-3 に示す。2019 年度の機体識別情報共有プラットフォーム動作検証はシステム全体の構成要素を決定し、データフロー、データフォーマットを仮定して機体識別の一連の流れを確認することが目的だったため、無人航空機としては疑似的に機体識別情報を発信する無線通信基板、地上受信設備としてはスマートフォン上で動作する簡単なアプリケーション、機体識別情報共有プラットフォームはクラウドサーバ内に仮決めで選択した認証方式を利用した機体認証アプリケーションを用意して実施した。

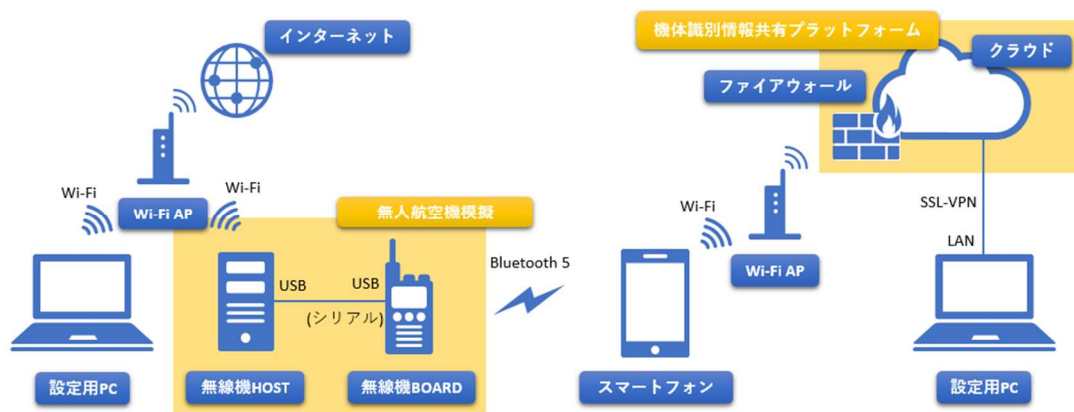


図 2.2.1.9-3 2019 年動作検証時の全体構成図

動作検証時の流れを図 2.2.1.9-4 および図 2.2.1.9-5 に示す。機体識別の運用シーケンスとしては、機体認証に必要な情報を各構成要素へ登録しておく事前準備と、飛行中に機体認証を適宜行う運用時に分かれる。事前準備としては今回使用した認証方式である電子証明書ベース方式およびワンタイムトークン方式に必要な署名、ワンタイムトークンといった情報をそれぞれのシステムに入れ込む作業を行った。運用時には無人航空機を模擬した無線機から試験用の機体識別情報および認証情報を発信し、地上受信設備を模擬したスマートフォンを介して識別情報共有プラットフォームへ伝達、プラットフォーム内で電子証明書ベース方式又はワンタイムトークン方式による機体認証を行い、スマートフォン上のアプリにて照合結果が参照できることを確認した。

また、なりすましの無人航空機を模擬した試験データを複数パターン流すことにより、照合結果が NG となり不審機体が検知できることを確認した。

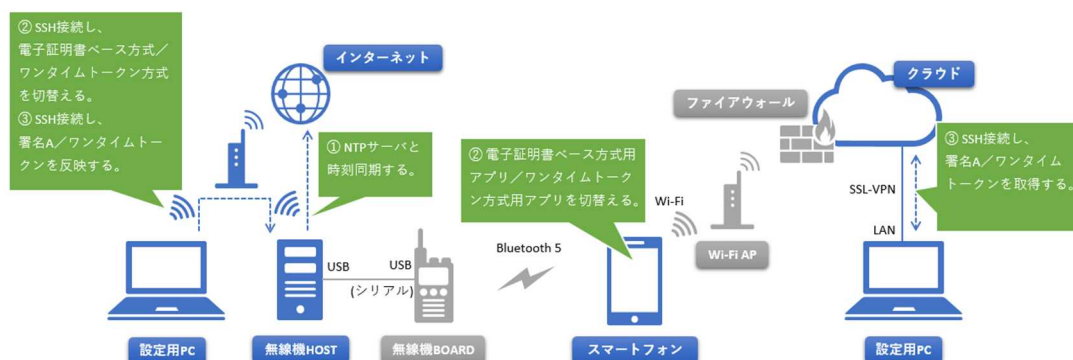


図 2.2.1.9-4 動作検証の流れ（事前準備）

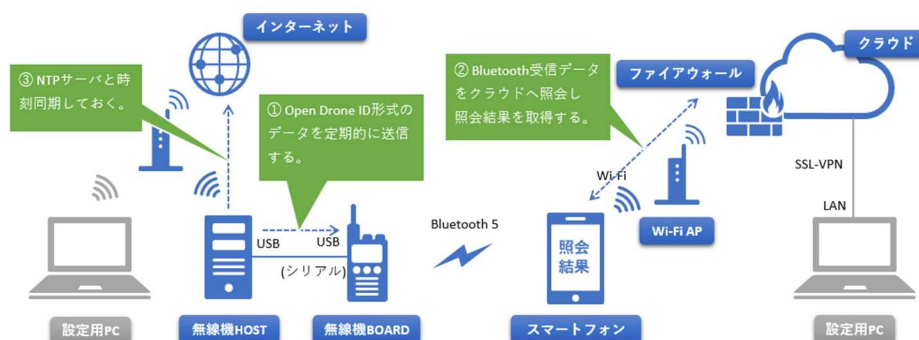


図 2.2.1.9-5 動作検証の流れ（運用時）

本研究においては、機体識別情報管理のためのアーキテクチャ検討を行い、ブロードキャスト型の方式に対応した機体識別情報共有プラットフォームの模擬システムを構築し、実現性の検証を行った。

研究を通じて得られた課題としては、リモート ID の仕様を規定した国際標準が最終決定されていないため、採用する規格によっては将来国際的には使用されていないものになってしまうリスクがある点が挙げられる。今後正式に採用するリモート ID の仕様決めの際には、国際的な動きへの配慮が必要となる。

ブロードキャスト方式の通信としては認証情報を付加できるデータサイズが必要であることから、今回は Bluetooth 5 Advertising Extensions を利用して実装を行った。BLE としては 1 フレームのサイズが大きいこともあり、無人航空機の模擬環境と地上受信設備であるスマートフォンの距離を取ると、40m を超えたあたりから受信に失敗し始める状況があった。屋内の障害物が多い環境で評価していたことも原因の一つではあるが、実際に飛行している無人航空機は地上受信設備から 100m 以上離れていることがあるため、BLE の設定を最適化して通信飛距離を確保する必要があると考えられる。

機体認証に使用する認証方式としては、今回は電子証明書ベース方式とワンタイムトークン方式の実装を行った。どちらもリモート ID の ID 情報を詐称したりしたなりすましのパターンを検出することはできたが、電子証明書ベース方式は認証局が必要になる等で実現コストが高く、ワンタイムトークン方式は一回の飛行中は同一のトークンを使い続ける

ためセキュリティ堅牢度が低めとなっている。今後認証方式を選択する際にはこれらのメリットデメリットを考慮する必要がある。

5.1.2. 「機体識別情報共有プラットフォームのネットワーク方式およびブロードキャスト方式における機体識別に関する研究」（実施者：NEC）

2020 年度は、前年度に検討した機体識別および機体認証の実現方式に従って機体識別情報共有プラットフォームの実装を行った。機体識別情報のデータフォーマットや接続シーケンスについては ASTM 規格に沿った内容を取り込み、機体認証の方式としてはデジタル署名方式へ対応した。

実証検証時の全体構成図を図 2.2.1.9-6 に示す。今回は通信経路として機体から地上設備を介してプラットフォームへデータを受け渡すブロードキャスト方式と、機体から LTE 通信により LTE 基地局を経由してプラットフォームへデータを受け渡すネットワーク方式の 2 方式に対応できるようにした。

実証検証では福島ロボットテストフィールドにて機体の飛行を行い、機体に搭載されたリモート ID デバイスからブロードキャスト方式とネットワーク方式でのリモート ID を発信、機体識別情報共有プラットフォームで受信し、必要に応じて機体認証がされることを確認した。機体認証後のリモート ID は他システムとの連携に使用するため、位置情報管理を模擬したシステムにデータを受け渡した。この検証により、今回実装した機体識別情報共有プラットフォームが期待どおり機体識別情報の管理や機体認証を実施できることを確認した。

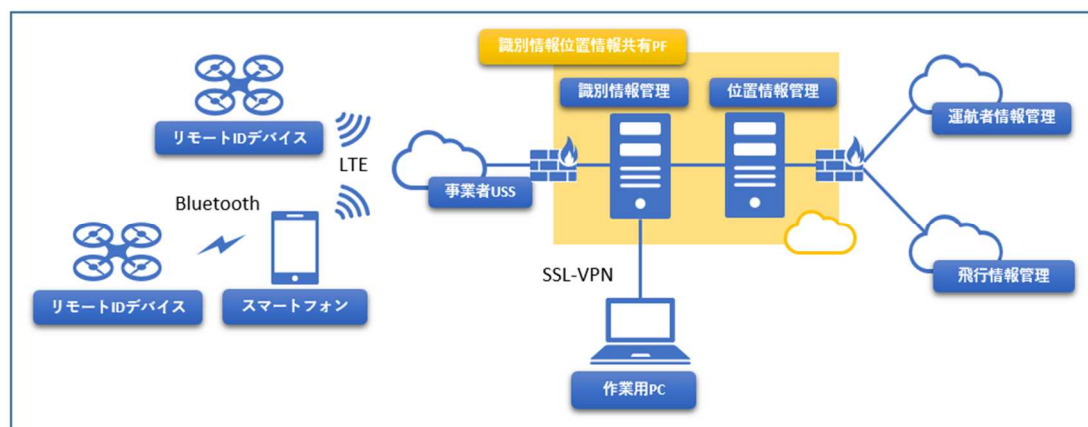


図 2.2.1.9-6 2020 年実証検証時の全体構成図

2020 年度の研究においては、前年度に検討した機体識別および機体認証の実現方式に従い、実際に機体識別情報共有プラットフォームの実装を行い、動作検証まで実施することができた。

機体認証方式としてはデジタル署名方式を採用し、なりすましの機体を検出できることを確認した。他の方式でも同様だが、機体認証には飛行前に機体識別情報共有プラットフ

フォームと無人航空機の間で認証に必要な情報をやり取りしておく必要がある。今回は作業用 PC で直接リモート ID デバイスへ必要情報を書き込んだが、将来的には一般ユーザが簡単に設定できる手段が必要となる。

ブロードキャスト方式では地上受信設備にて受信したリモート ID 情報をプラットフォームへ伝送する。この時に地上受信設備が複数台あると、民間 USS やプラットフォームへは同一のリモート ID 情報が複数届くことになり、データ量が増えてしまう。また、通信区間途中でデータの追い抜きが生じる場合があり、飛行ルートの確認を行うといったデータの順序が重要なユースケースにて考慮が必要となる。

今回実装した機体識別情報共有プラットフォームは、秒間で 100 件以上のデータを受信し続ける負荷をかけた場合に処理が間に合わず、プラットフォーム内に滞留データが発生してしまうことがわかっている。今後は性能改善の対応が必要である。

2.5.1.3. 「(3) 機体識別情報共有プラットフォームの機能改修と性能改善に関する研究」 (実施者：NEC)

2021 年度の研究では、前年に開発した機体識別情報共有プラットフォームで課題となっていた性能面の改善と、リモート ID 技術規格書に合わせた機能改修を実施した。改修した機体識別情報共有プラットフォームにおいて実証検証を行い、リモート ID 技術規格書に沿った仕様での機体識別情報の管理と、機体認証が実現可能であることを確認した。

図 2.2.1.9-7 に実証検証時の全体構成を示す。構成としては前年度から変化はないが、識別情報管理と同様にリモート ID 技術規格書対応を行ったリモート ID デバイスと民間 USS、位置情報管理に変更になっており、規格書に沿った形式での接続評価環境を実現した。接続評価は福島ロボットテストフィールドにて無人航空機および有人航空機を飛行させて実施し、有人航空機に搭載したリモート ID デバイスからのリモート ID も同時に識別管理できることを確認した。

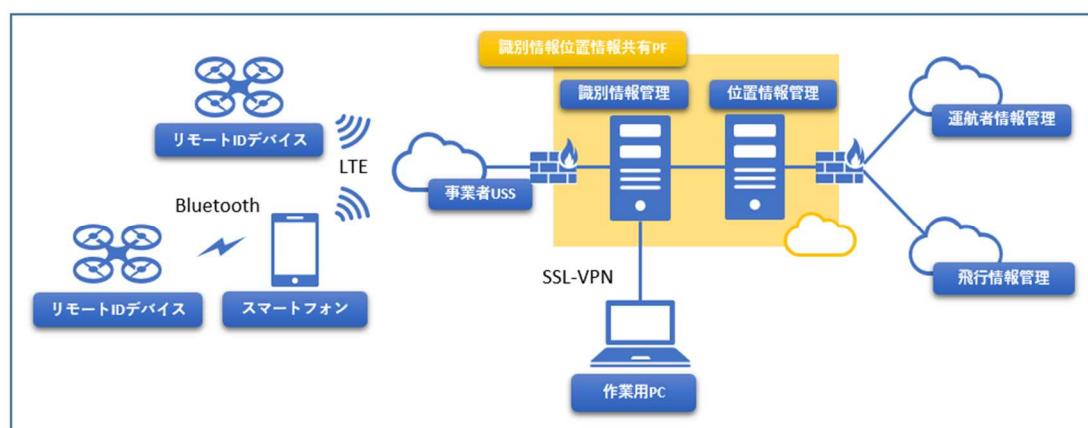


図 2.2.1.9-7 2021 年実証実験時の全体構成図

今回実施した機体識別情報共有プラットフォームの性能改善については、同時に 100 台 200 台のリモート ID デバイス実機からデータを流すという評価環境を用意できなかったため、テストデータを使用して性能の評価を行った。

機体認証に使用する鍵情報を毎回 DB から取り出していた対策として実施した DB キャッシュの追加では、一定期間内にキャッシュしてあるリモート ID デバイスから再度データを受信した場合については、キャッシュから鍵情報を取り出すことで DB アクセスを減らすこととした。図 2.2.1.9-8 は 600 秒間連続してテストデータを流した時に識別情報共有プラットフォーム内で処理にかかった時間を測定した結果である。この図から、DB キャッシュがある場合の方が処理時間を短く抑えられると言える。ただし、キャッシュにないリモート ID の場合は DB へ鍵情報を取りにアクセスする必要があるため、多量のリモート ID デバイスのキャッシュを全て一つのサーバに保持しておくことはできないため、社会実装時にこの方法での性能改善は困難なケースがあると考えられる。

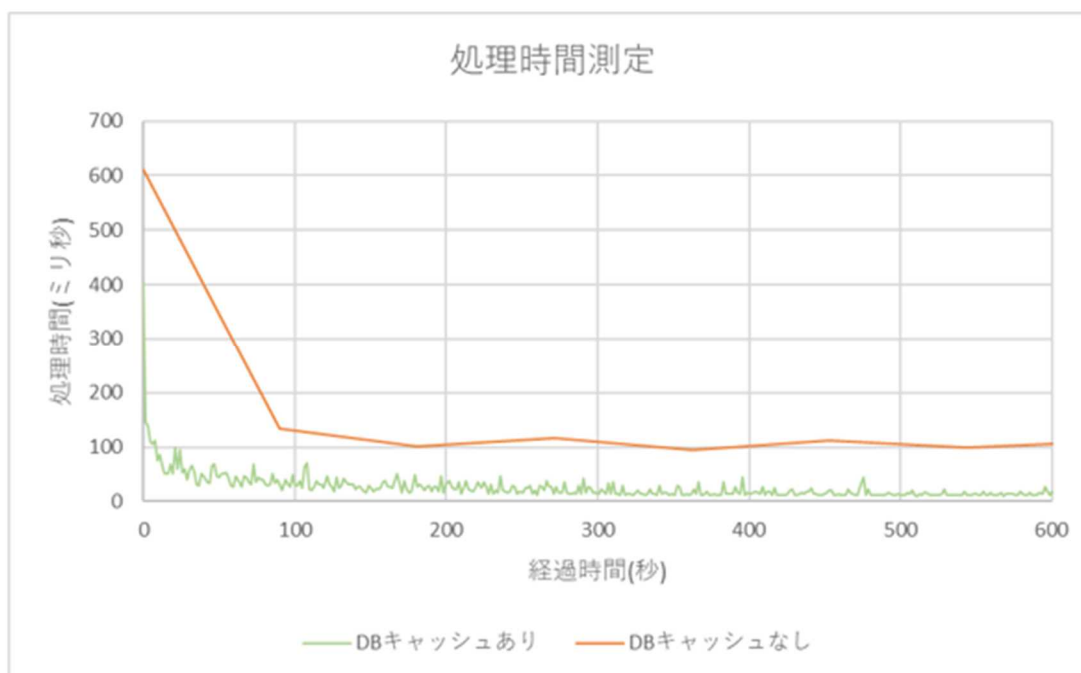


図 2.2.1.9-8 DB キャッシュによる処理速度の変化

DB キャッシュの対応に加えて機体認証処理のマルチスレッド化とサーバリソースのスケールアップを実施した環境において、秒間 200 件のテストデータを 1 時間流す評価を実施した。この性能測定では負荷試験用のソフトウェアである JMeter を使用し、秒間 200 件のテストデータを識別情報管理へ送信、識別情報管理で受信したものは位置情報管理へ渡すという条件で評価を実施した。評価時に計測した処理時間の推移を図 2.2.1.9-9、図 2.2.1.9-10 に記載する。この図から秒間 200 件のデータを遅延なく処理し、別システムである位置情報管理へ送ることができることを確認した。



図 2.2.1.9-9 性能改善環境での負荷試験時処理件数（識別情報管理）

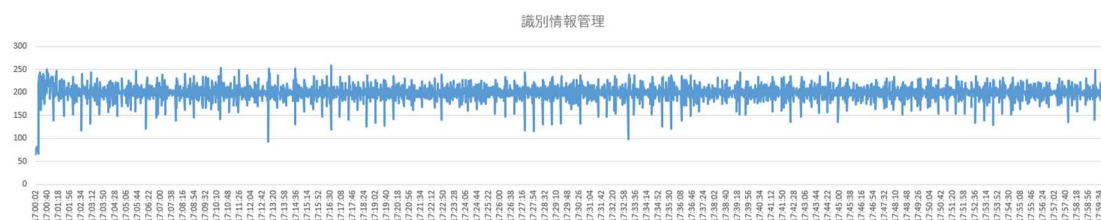


図 2.2.1.9-10 性能改善環境での負荷試験時処理件数（位置情報管理）

2021 年度の研究においては、前年に開発した機体識別情報共有プラットフォームで課題となっていた性能の改善と、内閣官房主催の小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会で公表されたリモート ID 技術規格書に合わせた機能改修を行い、関連システムとの接続実証試験により機体識別情報共有プラットフォームの実現性を確認した。

研究を通じて得られた課題としては、無人航空機としてリモート ID 技術規格書で示されている機体認証方式に対応することは可能であるが、こういった機関、事業者が機体認証を実施するのか、機体認証を実施する機関は機体認証に必要な情報をどのように得るのか明確になっていない点となる。今後の社会実装フェーズでは機体認証を必要とする機関、事業者があると想定されるため、国が管理する無人航空機の登録情報を活用する手段の検討が必要と考えられる。

5.2. 研究開発項目「②-1. 飛行計画管理機能の研究」

5.2.1. 「飛行計画管理機能の研究」(実施者：NEC)

有人航空機との空域共有に関して、有人航空機の状態（フライト前、フライト中）によって空域共有の方法および無人航空機の運用ユースケースが異なる。

フライト前の有人航空機に関する空域共有は飛行計画（以降、フライトプランという）を航空局から入手し、無人航空機運航者にてフライトプランを共有する事により、有人航空機、無人航空機双方の安全かつ効率的な運用を図ることができると考えられる。

フライトプランは出発地、出発予定時刻、到着地、到着予定時刻、飛行経路、経由地等の情報で構成される。フライトプランが航空局内で受理されたタイミングからフライトプランを共有し、無人航空機の飛行計画に活用するユースケース等の分析を行った。

また、フライト中においては、フライトプランに示される目的地や飛行経路と、有人航空機位置情報に基づいて、飛行空域におけるより精度の高い、飛行経路、到着予定時刻を推定することができると考えられる。有人航空機位置情報はその時点の航空機の位置（緯度・経度・高度）と速度ベクトル（速度、進路）で構成されるが、定期的な位置情報取得タイミングが旋回中であつた場合、次の位置情報取得タイミングまでの間隔が長い場合およびより高速で移動している機体ほど位置の予測位置の誤差が大きくなるが、目的地や経路がわかっている場合は、到着予定時刻を容易かつ高い精度で求めることができると考えられる。

有人航空機の現在位置だけでなく将来位置をより正確に把握することで無人航空機の飛行計画、運航管理を図ることができる。効率的な情報把握の方法等の研究を実施した。

・有人航空機システムで取り扱う VFR 機の情報

有人航空管制システムから得られる情報(航空会社等から提供される情報)の活用研究として、有人航空機が飛行する上で必要な情報を無人航空機の運航管理に使用できる情報の整理を行った。

以下に活用できる情報と無人航空機の運航管理での活用方法についてまとめる。

表 2.2.1.9-3 情報の整理

情報(略称)	内容	無人航空機の運航管理への活用
フライトプラン (FPL)	航空機が飛行を行うに際して航空交通管制機関に通報する飛行予定に関する計画	主に低高度を飛行する VFR 機の飛行計画を活用することで無人航空機と有人航空機の Conflict を事前に検出することに活用する。
出発情報 (DEP)	航空機の出発情報	航空機の出発時刻で飛行計画の飛行時刻の補正を行うことで、飛行計画の正確性を補填する。
遅延情報 (DLA)	出発時間(移動開始時間)の遅延情報	飛行計画の飛行時刻の更新を行う。
変更情報 (CHG)	フライトプランの変更情報	飛行計画の変更を行う。

情報(略称)	内容	無人航空機の運航管理への活用
取消情報 (CNL)	フライトプランの取消情報	飛行計画の取消を行う。
到着情報 (ARR)	航空機の到着情報	飛行計画の削除を行う。
位置通報 (PSN)	飛行中に通報地点などを通 過した時間等の情報	通報された地点の通過時刻で飛行計画の飛行 時間の補正を行うことで、飛行計画の正確性 を補填する。 ただし、VFR 機の場合、IFR 機と異なり全 ての飛行地点の通報は実施しない。主にレー ダーサービスを受ける場合に使用。

・フライトプラン解析

有人航空機のフライトプランから経路解析を行う場合、飛行計画の第 15 項の巡航速度、巡航高度、経路を使用するが、VFR 機の経路情報は FIX（航空路誌に公示された航空路などを形成する地点情報）、ATS ルート（航空路誌に公示された航空機が安全に飛行出来る飛行経路）での指定ではなく通過地点の地名(OMAEZAKI:御前崎)が指定されるケースが多いため、地名の解析を行った上で、経路解析を行う必要がある。

また、出発空港、到着空港についても場外飛行場 を指定されるケースがあるため場外飛行場の解析も必要となる。

これらのことを考慮し飛行計画の解析を行う。

・解析制度の向上

(a) 有人航空管制システムから得られる情報での精度向上

有人航空管制システムから得られる情報で以下の情報を活用し、解析経路の精度向上の検証を行った。

(b) 有人航空機動態情報による精度向上

飛行計画の経路解析の精度向上のために、飛行計画に紐づく動態情報(飛行実績)を活用して経路の再解析を行う。

再解析処理は、飛行計画毎にスケジュールを組んで、定期実行する形で行う。



図 2.2.1.9-11 再解析の全体イメージ

・無人航空機側との情報共有

(a) 共有する情報

以下の情報を無人航空機の運航管理統合機能と共有することで、無人航空機と有人航空機

の衝突回避の支援を実施する。

- ・有人航空機の解析済み飛行経路
- ・有人航空機動態情報

(b) 情報の活用

共有する有人航空機の飛行計画と無人航空機の飛行計画に経路上の衝突がないか判定する。

(以降コンフリクト判定と記載する。)

コンフリクト判定では、無人航空機、有人航空機の飛行計画経路の図形を作成して、重なりを確認する。



図 2. 2. 1. 9-12 コンフリクト判定イメージ

・ システムイメージ

今回の研究で作成した試験用システムのイメージを図 2. 2. 1. 9-13 に示す。

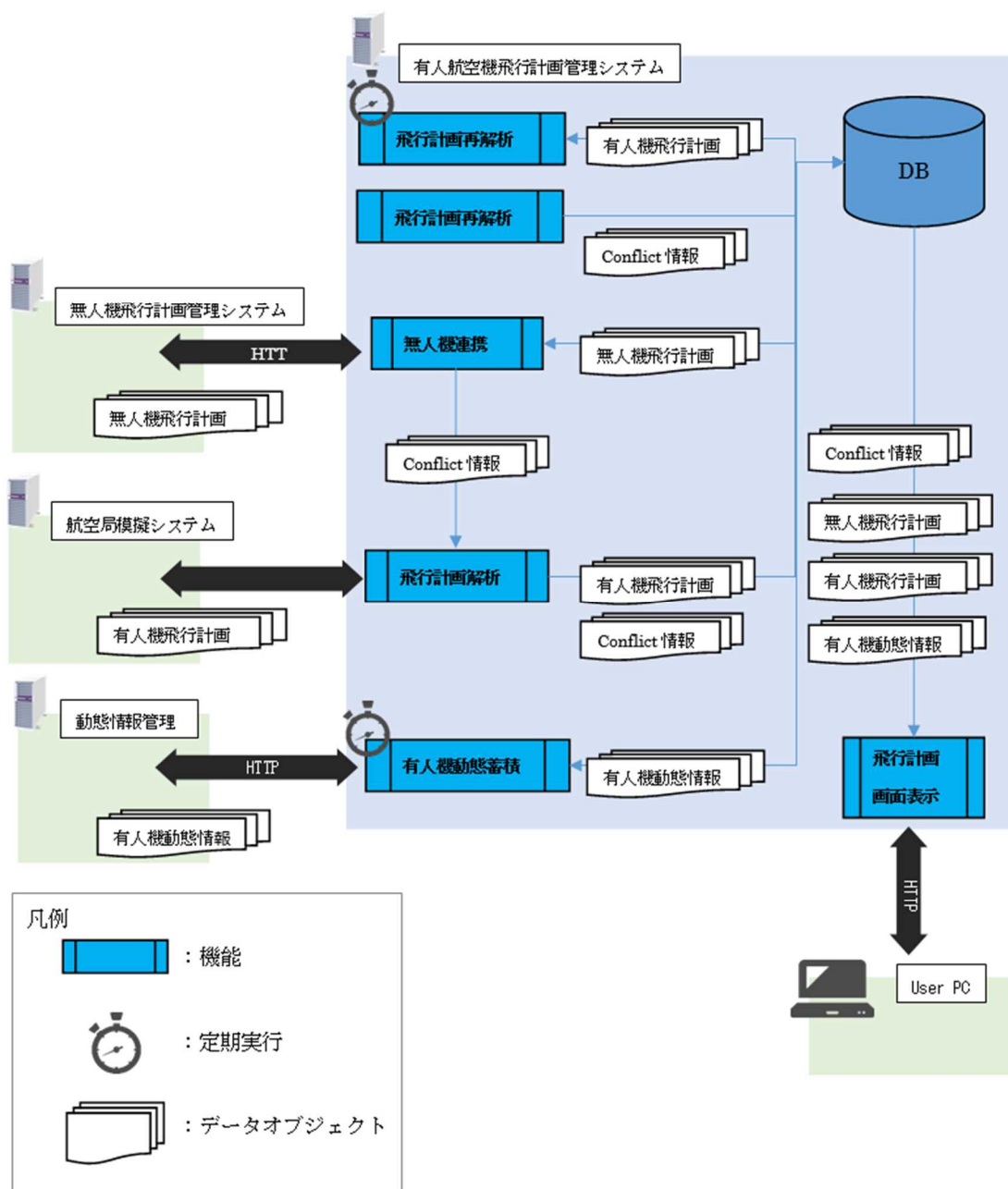


図 2.2.1.9-13 システムイメージ図

- ・ 研究を通じて得られた課題や改善点を抽出した。以下に示す。

表 2. 2. 1. 9-4 飛行計画管理機能の課題と今後の対応

課題	今後の対応
有人航空機システムから得られる情報をどの程度無人航空機を扱う事業者提供に良いか検討する必要がある。 フライトプランには機微情報も含まれるため全ての情報を提供するのは難しいと考える。	運航管理システムの標準化、法整備を進めていく。
フライトプランの経路解析が 100%ではないため、さらに経路解析精度を向上する必要がある。	実際の運用データ(フライトプラン)と飛行実績の突き合わせを実施し曖昧検索以外にも、機械学習等による解析の研究を行う。
今回の研究では、社会実装時の処理能力を満たすサーバ構築を実施していない。	社会実装時を意識したサーバのアーキテクチャを検討する。
API を公開し、民間事業者が容易に情報を得られる仕組みの検討が必要である。	民間事業者がさらに容易に接続できるよう API の改善を検討する。

5.3. 研究開発項目「④-1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」

5.3.1. 「ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」（実施者：NEC）

ASTM で提示されたデータフォーマット、通信方式に合わせた Bluetooth5.0 を採用したブロードキャスト方式リモート ID デバイスとして以下の通り開発および検証を行った。

・主要デバイス

ブロードキャスト方式リモート ID デバイスに実装した主要デバイスを表 2.2.1.9-5 に示す。

Bluetooth デバイスとして、CPU、メモリに加え Bluetooth 通信機能を実装した TI 社製 SoC (System on Chip) を実装した。

その他 GPS、各種センサデバイスを実装した。

表 2.2.1.9-5 主要デバイス一覧

デバイス	メーカー	品名	仕様
Bluetooth	TI	CC2642R	Bluetooth : v5.1 CPU : Cortex-M4 RAM : 80kbyte ROM : 352kbyte
GPS	u-blox	NEO-M8Q	受信可能衛星 : GPS/QZSS、GLONASS、Galileo、BeiDou
モーションセンサ	TDK	ICM-42605	加速度測定レンジ : $\pm 16g$
温度センサ	TI	TMP112A	精度 : $\pm 1^{\circ}\text{C}$
コンパス	AKM	AK09915C	最大測定レンジ : $\pm 4912\mu\text{T}$
気圧センサ	STM	LPS22HH	測定範囲 : 260~1260hPa

・ブロック図

ブロードキャスト方式リモート ID デバイスのブロック図を図 2.2.1.9-14 に示す。

Bluetooth、GPS のアンテナは外付けアンテナを接続した。

電源は給電コネクタから供給する仕様とし、電源 IC で電圧変換して SoC に供給する構成とした。

LED、on/off スイッチ、主電源スイッチはユーザ IF のデバイスである。

FW 書き換え用のコネクタを実装した。

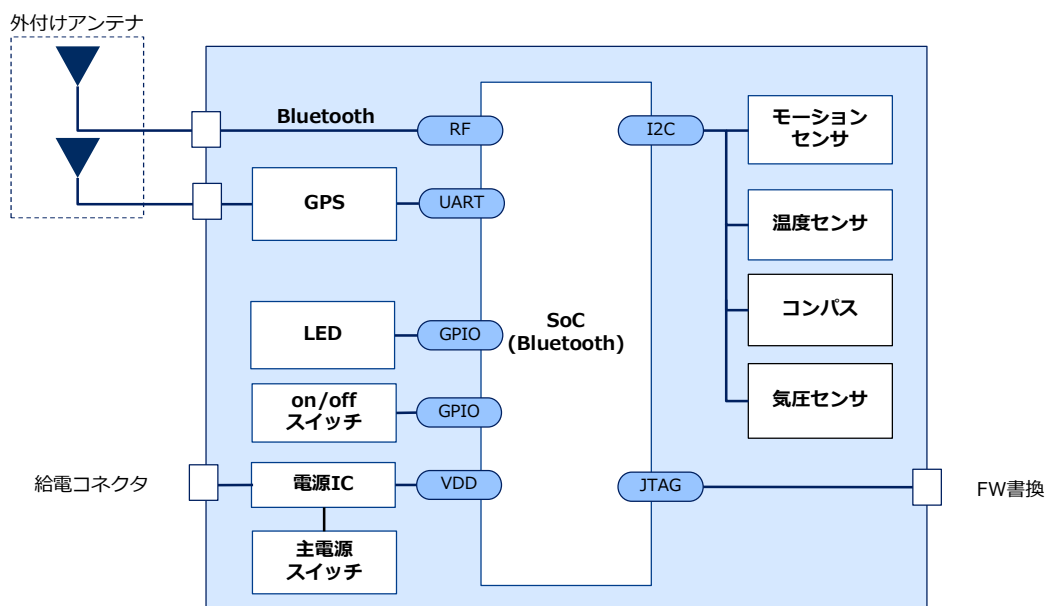


図 2.2.1.9-14 ブロック図

・質量・サイズ

制作した基板およびアンテナの質量を測定した結果を表 2.2.1.9-5 に示す。

目標値である 30g 以下を達成することができた。

表 2.2.1.9-5 基板およびアンテナ質量

基板質量	アンテナ質量	トータル質量
7 g	17 g	24 g

基板およびアンテナのサイズを図 2.2.1.9-15、図 2.2.1.9-16 に示す。

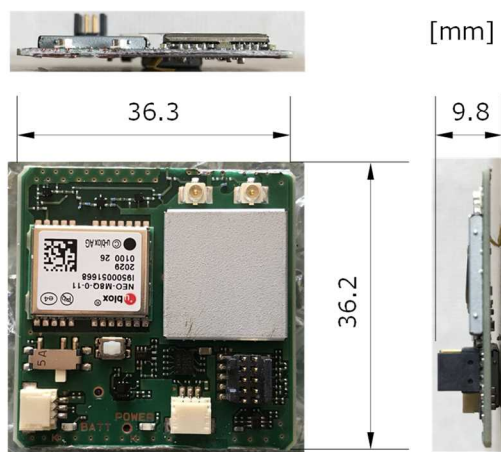


図 2.2.1.9-15 基板のサイズ

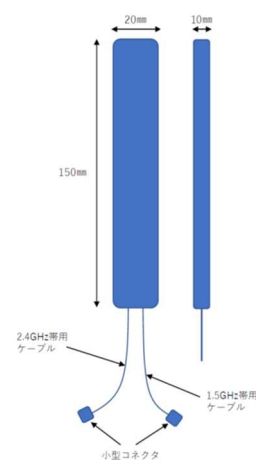


図 2.2.1.9-16 アンテナのサイズ

・通信距離

下記の通り通信距離の確認検証を行った。

- ①実施日：2021 年 3 月 9 日
- ②場所：福島 ロボットテストフィールド
- ③飛行条件：高度 140m、ホバリング、4 方向
- ④受信端末：Xiaomi/Redmi Note 9S、Samsung/ Galaxy S10、Samsung/ Galaxy S20、ASUS/Zenfone
- ⑤受信位置：水平距離 100m ずつ移動して確認
- ⑥リモート ID 受信アプリ設定

送信単位秒数 1

送信回数 1

更新間隔 20

20 秒間測定した後、アプリが表示する受信率を記録

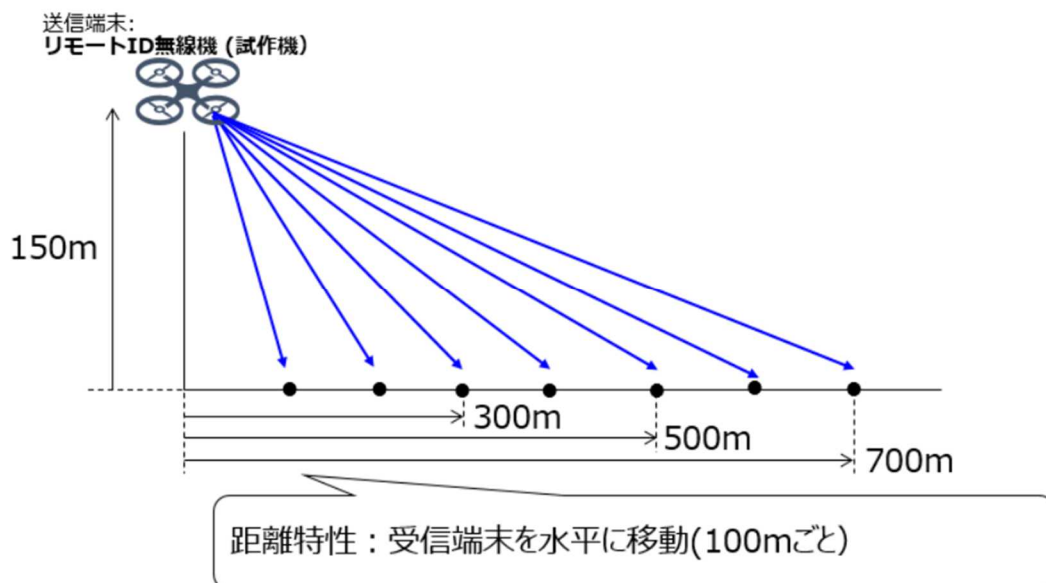


図 2. 2. 1. 9-17 通信距離の確認検証

確認結果を表 2. 2. 1. 9-7 通信距離の確認結果に示す。目標値である通信距離 300m において、概ね受信率 100%が確認できた。

表 2.2.1.9-7 通信距離の確認結果

受信機との 通信距離	無線機の 向き	受信率 [%]			
		Redmi	S10	S20	ZenFone
約100m	0	100.0	100.0	100.0	100.0
	90	100.0	100.0	100.0	100.0
	180	100.0	100.0	100.0	100.0
	270	100.0	100.0	100.0	100.0
約200m	0	100.0	52.2	91.3	78.3
	90	100.0	100.0	100.0	100.0
	180	100.0	100.0	100.0	100.0
	270	100.0	100.0	100.0	100.0
約300m	0	100.0	100.0	100.0	65.2
	90	100.0	100.0	95.7	100.0
	180	17.4	100.0	100.0	100.0
	270	100.0	54.2	100.0	100.0
約400m	0	44.4	0.0	40.0	17.4
	90	100.0	100.0	95.7	100.0
	180	100.0	75.0	54.5	58.3
	270	100.0	100.0	91.7	100.0
約500m	0	52.2	30.4	100.0	36.4
	90	100.0	100.0	100.0	100.0
	180	18.2	100.0	9.1	13.0
	270	100.0	100.0	100.0	100.0
約600m	0	0.0	47.8	16.7	12.5
	90	100.0	100.0	100.0	100.0
	180	9.1	0.0	22.7	0.0
	270	100.0	100.0	100.0	100.0
約700m	0	52.0	33.3	100.0	58.3
	90	100.0	100.0	100.0	100.0
	180	0.0	4.2	0.0	0.0
	270	100.0	100.0	100.0	100.0

・ 研究を通じた成果

質量の目標値である 30g を達成できた。

通信距離の目標値である 300m を達成できた。

・ 課題と今後の対応

100g の機体への搭載が可能となるよう更なる軽量化が課題である。

質量 10g を目標とし試作を行う。

5.4. 研究開発項目「④-2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

5.4.1. 「識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」(実施者：NEC)

本研究では ASTM 規格で規定されているデータフォーマット、接続シーケンスなどを踏まえたネットワーク方式リモート ID に対応した識別情報管理プラットフォームを開発し、機体に搭載された LTE 端末からのリモート ID を受け取って管理する実証検証を行った。

検証時のシステム構成を図 2.2.1.9-18 に示す。実証実験では福島ロボットテストフィールドにて実際に機体の飛行を行い、機体に搭載された LTE 端末からリモート ID を発信して検証を行った。LTE 端末から発信されたリモート ID は通信事業者が管理する LTE 基地局を介して民間 USS に渡し、民間 USS から識別情報管理プラットフォームに受け渡す流れで検証した。識別情報管理プラットフォームは受け取ったリモート ID を他システムへ連携するため、位置情報管理を模擬したサーバへデータ受け渡しを行う構成とした。

検証に使用したネットワーク方式リモート ID のデータフォーマットを表 2.2.1.9-8 に示す。検証では LTE 端末から発信されたリモート ID データを識別情報管理プラットフォームがリアルタイムで欠損なく受信できること、リモート ID がフォーマットに沿っていない場合は問題のあるデータとして検出できることを確認した。また、識別情報管理プラットフォームで受信したデータは位置情報管理を模擬したサーバへリアルタイムで欠損なく受け渡しされることを確認し、ネットワーク方式でのリモート ID の識別および管理の実現が可能であることを確認できた。

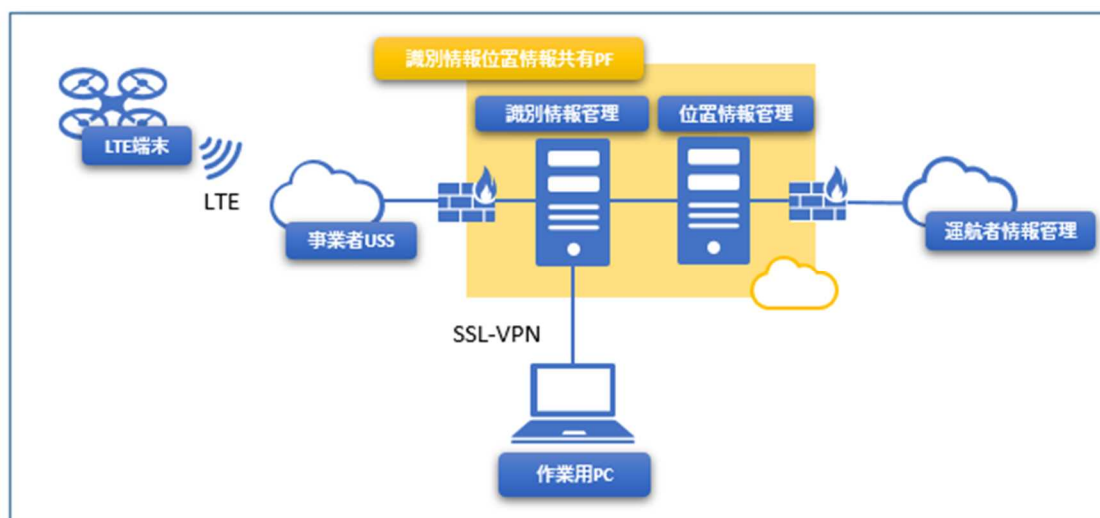


図 2.2.1.9-18 本研究で実証検証を行ったシステムの全体構成

表 2.2.1.9-8 機体識別情報受信・ネットワーク方式 API のデータフォーマット

項番	項目階層	論理項目名	物理項目名	必須	型	値域	説明
1	1	ID 情報	BasicID	○	object	—	ID 情報メッセージを格納。
2	2	ID 情報バージョン	BasicIDVersion	○	integer	0～15	ID 情報メッセージのバージョン。
3	2	機体 ID 種別・機体形式	IDUAType	○	integer	0～255	機体 ID の種別(上位 4bit) 0: なし 1: シリアル番号 (ANSI / CTA-2063-A) 2: CAA が割り当てた登録 ID 3: UTM が割り当てた UUID 機体の形式(下位 4bit) 0: なし 1: 飛行機 2: ヘリコプタ (or マルチローター) 3: ジャイロプレーン 4: ハイブリッドリフト 5: オーニソプター 6: グライダー 7: カイト 8: フリーバルーン 9: キャプティブバルーン 10: 飛行船 11: フリーフォール/パラシュート 12: ロケット 13: テザードパワード航空機 14: 地表障害物 15: その他
4	2	無人航空機 ID	UASID	○	string	64 文字以下	ID として UUID (Universally Unique Identifier) を使用する場合には文字列表記とすること。
5	1	位置情報	Location	○	object	—	位置情報メッセージを格納。
6	2	位置情報バージョン	LocationVersion	○	integer	0～15	位置情報メッセージのバージョン。

項 番	項 目 階 層	論理項目 名	物理項目名	必 須	型	値域	説明
7	2	機体状 態・フラ グ	StatusFlag s	○	integer	0～255	機体の状態(上位 4bit) 0 : なし 1 : 地上 2 : 上空 3-15 : 予約済み フラグ(下位 4bit) Bit[3] : 予約済み Bit[2] : 高度種別 0 : 離陸時 1 : AGL Bit[1] : E/W 方向セグメント 0 : < 180 1 : ≥ 180 Bit[0] : 速度乗数 0 : x0.25 1 : x0.75
8	2	進行方位	Direction	○	integer	0～179	真北を 0° として時計回りの角 度。(単位 : 度)。エンコードし た値を指定する。
9	2	速度	Speed	○	integer	0～255	秒速。エンコードした値を指定 する。
10	2	垂直速度	SpeedVerti cal	○	integer	-127～124	垂直方向の秒速。エンコードし た値を指定する。不明な場合の 値 126。
11	2	緯度	Latitude	○	integer	-900000000～ 900000000	緯度。エンコードした値を指定 する。不明な場合の値 Latitude, Longitude 共に 0。
12	2	経度	Longitude	○	integer	-1800000000～ 1800000000	経度。エンコードした値を指定 する。不明な場合の値 Latitude, Longitude 共に 0。
13	2	気圧高度	AltitudeBa ro		integer	0～65534	気圧高度。エンコードした値を 指定する。
14	2	測地高度	AltitudeGe o	○	integer	0～65534	測地高度。エンコードした値を 指定する。
15	2	高さ	Height		integer	0～65534	高度。エンコードした値を指定 する。

項番	項目階層	論理項目名	物理項目名	必須	型	値域	説明
16	2	垂直精度・水平精度	HVAccuracy	○	integer	0~255	垂直精度(上位 4bit) 0 : ≥ 150 m or 不明 1 : < 150 m 2 : < 45 m 3 : < 25 m 4 : < 10 m 5 : < 3 m 6 : < 1 m 7-15 : 予約済み 水平精度(下位 4bit) 0 : ≥ 18.52 km (10 NM) or 不明 1 : < 18.52 km (10 NM) 2 : < 7.408 km (4 NM) 3 : < 3.704 km (2 NM) 4 : < 1852 m (1 NM) 5 : < 926 m (0.5 NM) 6 : < 555.6 m (0.3 NM) 7 : < 185.2 m (0.1 NM) 8 : < 92.6 m (0.05 NM) 9 : < 30 m 10 : < 10 m 11 : < 3 m 12 : < 1 m 13-15 : 予約済み
17	2	気圧高度精度・速度精度	BaSpAccuracy	○	integer	0~255	気圧高度精度(上位 4bit) 0 : ≥ 150 m or 不明 1 : < 150 m 2 : < 45 m 3 : < 25 m 4 : < 10 m 5 : < 3 m 6 : < 1 m 7-15 : 予約済み 速度精度(下位 4bit) 0 : ≥ 10 m/s or 不明 1 : < 10 m/s 2 : < 3 m/s 3 : < 1 m/s 4 : < 0.3 m/s 5-15 : 予約済み

項番	項目階層	論理項目名	物理項目名	必須	型	値域	説明
18	2	位置情報タイムスタンプ	TimeStamp	○	integer	0～36000	直近の正時からの秒数を 10 倍した時間。エンコードした値を指定する。 認証情報の TimeStamp と同じ時点（同じ秒）の時刻情報であること。
19	2	タイムスタンプ精度	TSAccuracy	○	integer	0～255	時間精度 予約済み(上位 4bit) 時間精度(下位 4bit)
20	1	認証情報	Authentication	○	object	—	認証情報メッセージを格納。
21	2	認証情報バージョン	AuthenticationVersion	○	integer	0～15	認証情報メッセージのバージョン。
22	2	認証方式	AuthType	○	integer	0～15	認証方式 0：なし 1：UAS ID 署名 2：Operator ID 署名 3：メッセージセットの署名 4：ネットワークリモート ID によって提供される認証 5-9：仕様のために予約済み 10-15：プライベートで利用可能 本 API を使用する場合、「4」を指定すること。
23	2	認証情報タイムスタンプ	TimeStamp	○	integer	0～2147483640	2019/1/1 0:00:00 からの経過秒数(UTC)。 位置情報の TimeStamp と同じ時点（同じ秒）の時刻情報であること。
24	2	認証データ	AuthData	○	string	148 文字以下	認証情報の署名を Base64 エンコードした文字列(改行なし)を指定。 値域の最大サイズは、ASTM 規定の最大サイズ(109byte)の Base64 エンコード後(改行なし)のサイズ。
25	1	セルフ ID	SelfID		object	—	セルフ ID メッセージを格納。
26	2	セルフ ID バージョン	SelfIDVersion		integer	0～15	セルフ ID メッセージのバージョン。

項番	項目階層	論理項目名	物理項目名	必須	型	値域	説明
27	2	飛行説明種別	Type		integer	0～0	説明の種別 0：テキスト形式 1-200：予約済み 201-255：私的利用可能
28	2	飛行説明	Description		string	23 文字以下	飛行の説明。
29	1	システム情報	System		object	—	システム情報メッセージを格納。
30	2	システム情報バージョン	SystemVersion		integer	0～15	システム情報メッセージのバージョン。
31	2	オペレータ位置情報種別	Flags		integer	0～2	オペレータ (GCS) の位置情報の種別を指定する。 予約済み (上位 6bit) 位置情報 (下位 2bit) 0：離陸時の位置 1：リアルタイムに変化する操縦者の位置 2：本部等の固定の位置
32	2	オペレータ位置情報緯度	OpLatitude		integer	-900000000～900000000	操縦者の緯度。エンコードした値を指定する。 不明な場合の値 Latitude, Longitude 共に 0。
33	2	オペレータ位置情報経度	OpLongitude		integer	-1800000000～1800000000	操縦者の経度。エンコードした値を指定する。 不明な場合の値 Latitude, Longitude 共に 0。
34	2	エリア総無人機数	AreaCount		integer	0～65000	飛行するグループでの総無人機数。
35	2	エリア円柱半径	AreaRadius		integer	0～250	飛行するグループの円柱領域の半径。実半径の 1/10 の値を指定する。エンコードした値を指定する。
36	2	エリア最高飛行高度	AreaCeiling		integer	0～65534	飛行するグループの最高飛行高度。エンコードした値を指定する。
37	2	エリア最低飛行高度	AreaFloor		integer	0～65534	飛行するグループの最低飛行高度。エンコードした値を指定する。
38	1	オペレータ情報	OperatorID		object	—	オペレータ情報メッセージを格納。

項番	項目階層	論理項目名	物理項目名	必須	型	値域	説明
39	2	オペレータ情報バージョン	OperatorID Version		integer	0～15	オペレータ情報メッセージのバージョン。
40	2	オペレータ ID 種別	OperatorID Type		integer	0～255	オペレータ ID 種別 0：オペレータ ID 1-200：予約済み 201-255：私的利用可能
41	2	オペレータ ID	OperatorID		string	20 文字以下	オペレータ ID

実際に飛行中の機体に搭載した LTE 端末から発信されたリモート ID について、図 2.2.1.9-19 に示す計測点で時刻の確認し、区間ごとの所要時間を算出した。所要時間の結果を表 2.2.1.9-9 に示す。所要時間としては、リモート ID が LTE 端末から発信されてから識別情報管理プラットフォームへ到達するまでの区間 A にかかる時間が支配的となっており、プラットフォーム部分については比較的少ない所要時間であることを確認した。

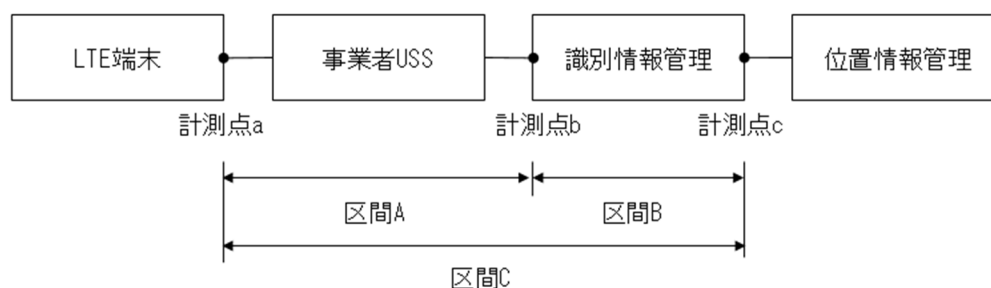


図 2.2.1.9-19 所要時間の計測箇所

表 2.2.1.9-9 所要時間評価結果

区間	計測点始点	時刻 1	計測点終点	時刻 2	所要時間 [msec]
飛行速度 10 m/s					
A	計測点 a	12:12:10.256	計測点 b	12:12:13.487	3231
B	計測点 b	12:12:13.487	計測点 c	12:12:13.493	6
C	計測点 a	12:12:10.256	計測点 c	12:12:13.493	3237
飛行速度 5 m/s					
A	計測点 a	12:15:21.362	計測点 b	12:15:24.547	3185
B	計測点 b	12:15:24.547	計測点 c	12:15:24.554	7
C	計測点 a	12:15:21.362	計測点 c	12:15:24.554	3192
飛行速度 15 m/s					
A	計測点 a	12:16:18.006	計測点 b	12:16:21.554	3548
B	計測点 b	12:16:21.554	計測点 c	12:16:21.560	6
C	計測点 a	12:16:18.006	計測点 c	12:16:21.560	3554

・研究を通じて得られた課題と今後の対応

今回の研究では、識別情報管理プラットフォームにおいて ASTM 規格に従ったネットワーク方式リモート ID へ対応し管理する仕組みを実現することができた。

リモート ID のセキュリティ観点での検証については、LTE 通信網での識別情報を識別情報管理プラットフォームで取り扱うことが困難なため、識別情報管理プラットフォームでは実施が難しいと判断している。今後の取り組みとして、ネットワーク方式においてセキュリティ観点で検証するための仕組みや、どのような機関又は事業者が仕組みを構成するか検討、議論が必要となる。

社会実装へ向けては機体へ一意なリモート ID を割り振る機関、リモート ID を機体へ登録する仕組みが必要となってくる。リモート ID の割り振りは公的機関又は公的機関に認められた事業者、リモート ID を機体へ登録する仕組みは機体メーカー等の事業者がステークホルダーと考えられ、官民で検討を進めていく必要がある。また、ネットワーク方式リモート ID の課題として、リモート ID を発信しているとどこにいても位置情報が識別情報管理プラットフォームへ送信できてしまうため、機体所有者の居住地や現在位置が意図せず漏洩する懸念がある。対策としてリモート ID を発信中であることを機体所有者が目視で確認できる仕組みや、飛行中でない場合はリモート ID を発信しないといった対応が考えられる。

社会実装後には全国を飛行する無数の機体からデータが集まってくることが想定され、今後の対応としては大量通信に耐えられてかつ、データ量に応じてスケールイン／アウトできるインフラ構成とすることが望ましい。

5.5. 研究開発項目「④-8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」

5.5.1. 「ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」(実施者：NEC)

本研究では、ブロードキャスト方式における認証情報のセキュリティ対策として、共通鍵暗号方式を用いた機体認証のためのデータ形式や運用シーケンスを検討し、実機評価により検証を行った。

検証時のシステム構成を図 2.2.1.9-20 に示す。実機評価では福島ロボットテストフィールドにて無人航空機の飛行を行い、無人航空機に取り付けたリモート ID デバイスから共通鍵暗号方式を用いて生成した認証情報を含むリモート ID を BLE 通信により発信させた。リモート ID は地上設備であるスマートフォンで受信、識別情報共有プラットフォームへ伝送し、プラットフォームにて共通鍵暗号方式により機体認証が可能であることを確認した。識別情報共有プラットフォームは認証結果を含むリモート ID 情報を位置情報共有プラットフォームへ連携し、スマートフォンから位置情報共有プラットフォームへ結果を取得しに行く構成とした。飛行中に現地スマートフォンで認証結果が参照できることを確認し、共通鍵暗号方式を用いた機体認証の実現が可能であることを確認できた。

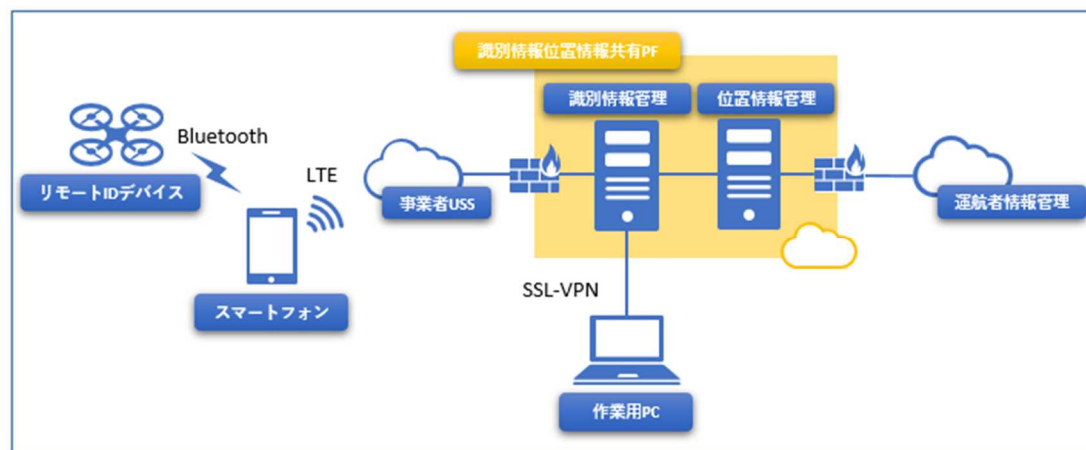


図 2.2.1.9-20 本研究で実証検証を行ったシステムの全体構成

実機評価ではなりすましのリモート ID デバイスを用意しての検証も実施した。なりすましのケースとしては登録記号を詐称しているケース、他の無人航空機から発信されたリモート ID を盗聴しリプレイ発信するケースが考えられるため、2 ケースの検証を実施した。登録記号を詐称しているケースについては全データで機体認証 NG となり、なりすまし機体として検知できることを確認した。他の無人航空機から発信されたリモート ID をリプレイ発信するケースについては、過去に飛行していたデータを保管しリプレイ発信しているパターンではなりすまし機体として検知した。正しい無人航空機が発信している最中のものを別のリモート ID デバイスでリプレイ発信しているパターンでは、なりすまし機体としては検知できなかった。ただし、ブロードキャスト方式においては無人航空機が飛行しているエリアに機体認証結果を参照するユーザがおり、その場でリプレイ発信している機体がいればリモート ID の位置情報からどの機体がなりすまし機体かは目視で判別することができる。と言える。

共通鍵技術の検証としては、従前の研究開発であるデジタル署名方式との比較検証も実施した。テストデータを用いて従前のデジタル署名方式、今回の共通鍵暗号方式それぞれについて機体識別情報共有プラットフォーム内の処理時間を測定した結果を図 2.2.1.9-21 および図 2.2.1.9-22 に示す。処理時間の観点においては、機体識別情報を流し始めた過渡状態の最大処理時間、定常状態の平均処理時間共に今回の共通鍵暗号方式の方が短い時間となっており、負荷が小さいということを確認した。セキュリティ堅牢度としては、認証情報の生成に使用する機体秘密鍵をネットワークでやり取りすることがないデジタル署名方式の方が、認証情報生成に使う共通鍵の情報をネットワーク上でやり取りする共通鍵暗号方式と比較するとより堅牢であると言える。しかし、運用面としては、デジタル署名方式では認証局に相当する機関やシステムが必要となること、認証局と機体識別情報共有プラットフォームの間で CA 公開鍵の受け渡しが必要となることから実現にはハードルが高いと考えられる。社会実装へ向けてはこれらのメリットデメリットを加味して方式を選択することが望ましい。

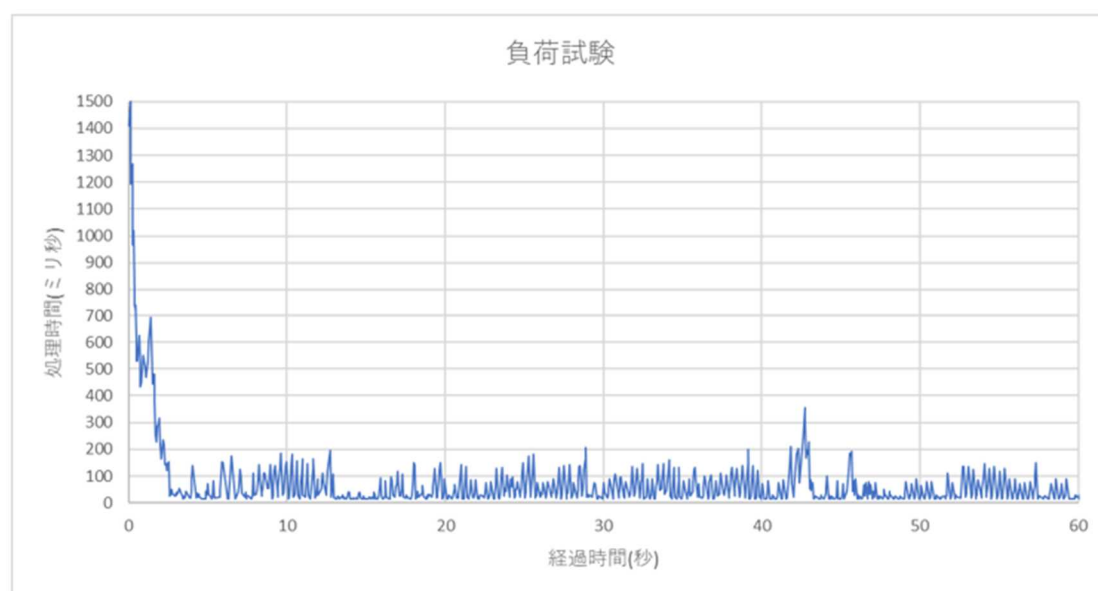


図 2.2.1.9-21 処理時間測定結果（従前のデジタル署名方式）

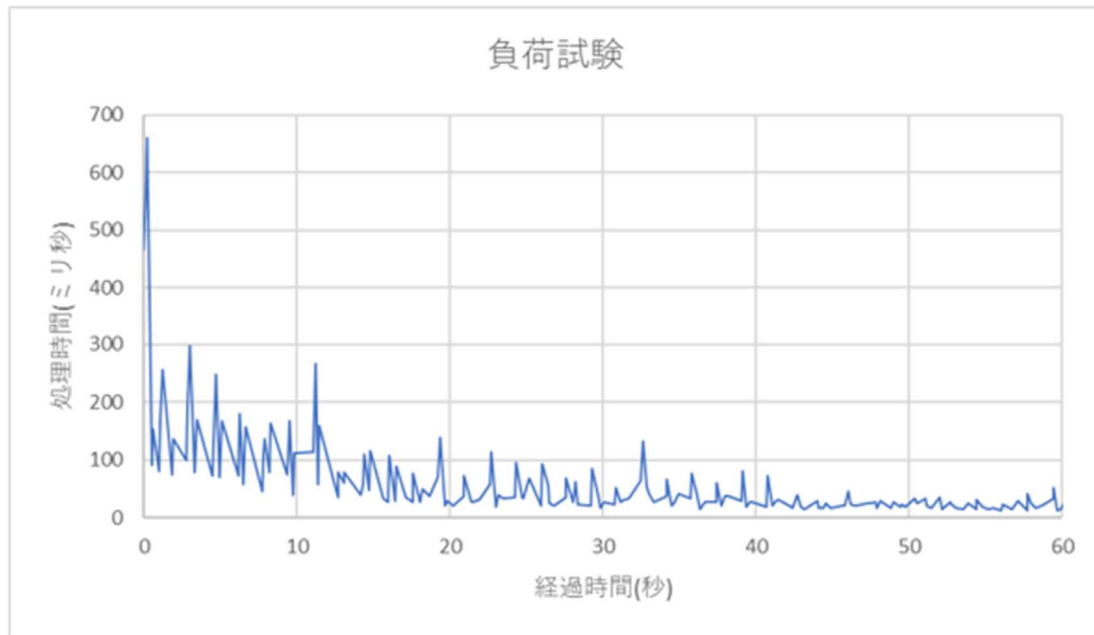


図 2. 2. 1. 9-22 処理時間測定結果（今回の共通鍵暗号方式）

・研究を通じて得られた課題と今後の対応

本研究では、ブロードキャスト方式において共通鍵暗号方式を用いて機体認証する仕組みを実現し検証することができた。

社会実装へ向けては認証情報を生成するために使用する共通鍵の情報をプラットフォームからリモート ID デバイスへ受け渡す通信区間において盗聴等のセキュリティリスクを排除する対策の検討が必要となる。

今回の研究では暗号方式として AES-CBC を採用したが、暗号技術を取り巻く環境は常に変化しており、将来に渡って安全が保障される方式は存在していない。総務省および経済産業省が策定している「電子政府における調達のために参照すべき暗号のリスト」に掲載されている推奨暗号技術も随時見直しがされているため、リモート ID の社会実装後についても使用する暗号方式の見直しを適宜行う必要がある。社会実装へ向けては、使用する暗号方式を将来変更することができるよう、インタフェース仕様等で配慮することが求められる。

実機評価においては、事前に詳細なインタフェース仕様の共有を行っていたが、仕様認識齟齬等により疎通確認を複数回実施する必要があった。本システムに限らず、異なるシステム間で通信を行う場合は疎通確認を行ったり、通信規格として広く公開されているものは認証機関が規格に準拠している製品か認証試験を行ったりすることで正しく動作するものとしている。社会実装フェーズにおいては国内外の多数の事業者がリモート ID に対応した製品、サービスを展開することが考えられるため、製品、サービスが規定に沿ったものであることが保障できる仕組みが必要となる。

5.6. 研究開発項目「④-10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」

5.6.1. 「リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」(実施者：NEC)

本研究ではリモート ID デバイス内に共通鍵暗号化方式で使用する共通鍵を安全に管理する方式を検討し、評価用のリモート ID デバイス、スマートフォンアプリ、プラットフォームを開発した。実現性検証としては福島ロボットテストフィールドにて飛行前のリモート ID デバイスへスマートフォンアプリを用いて共通鍵の情報を書き込み、飛行中にリモート ID デバイスから発信されたリモート ID の認証情報をプラットフォーム側で検証できることを確認した。図 2.2.1.9-23 に実証検証時のシステム構成を示す。

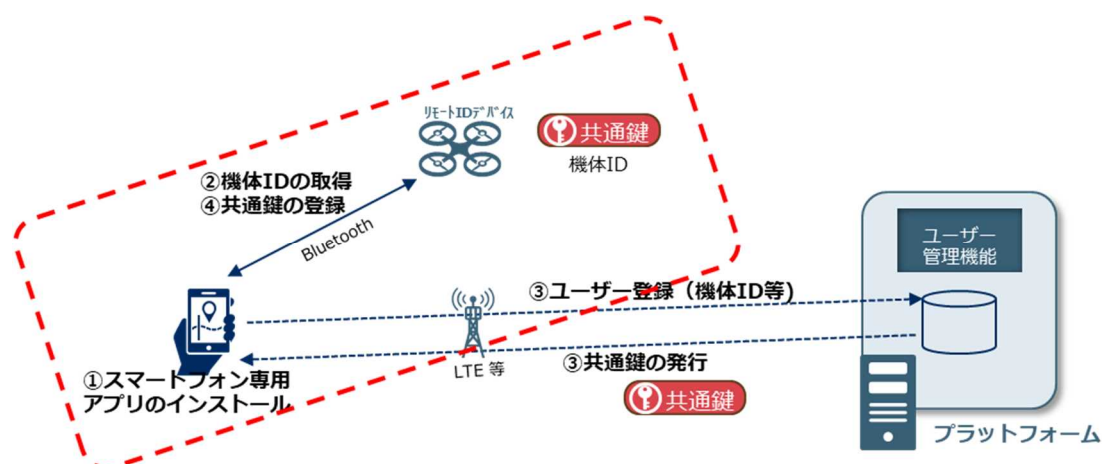


図 2.2.1.9-23 実証検証時のシステム構成

検証は Android OS 端末および iOS 端末を使用して実施した。スマートフォンアプリからユーザ管理機能へのユーザ登録を行い、ユーザ管理機能から発行された機体 ID および共通鍵の情報をリモート ID デバイスへ書き込む流れで正常パターンおよび通信不安定等の異常パターンの動作を確認した。正常パターンにおいてはリモート ID デバイス側に機体 ID と共通鍵の情報が格納されていることを確認した。図 2.2.1.9-24、図 2.2.1.9-25 に検証時のスマートフォンアプリ画面をサンプルとして記載する。



図 2. 2. 1. 9-24 リモート ID 設定アプリ評価画面（ユーザー登録処理）



図 2. 2. 1. 9-25 リモート ID 設定アプリ評価画面（リモート ID 書き込み処理）

・ 研究を通じて得られた課題と今後の対応

今回の研究では、リモート ID デバイス内に共通鍵暗号化方式で使用する共通鍵を安全に管理する仕組みを実現することができた。

社会実装へ向けては、リモート ID デバイスへの書き込みコマンドで受け渡すデータの精査や共通鍵の有効期限を管理する仕組みの検討、リモート ID デバイスへの書き込みインタフェースについて標準化が必要となる。

今回検証で開発したユーザー登録機能に相当する、機体 ID および共通鍵を生成する仕組み

については公的機関で用意することとなる。機体ユーザより申請を受け付けるところから機体 ID および共通鍵を発行するところまでの制度化が求められる。

リモート ID デバイス側の課題としては、機体 ID および共通鍵が書き込まれるまではリモート ID を発信しても識別情報管理プラットフォーム等でリモート ID の正当性を検証できないため、飛行できないようにするといった対応策の検討が必要となる。また、悪意を持ったユーザが機体 ID および共通鍵の情報を抜き出したりすることがないように、リモート ID デバイスで安全に管理する対応についてデバイスメーカーへ義務付けるといった対策も検討されるべきと考えている。

5.7. 研究開発項目「④-11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」

5.7.1. 「小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」(実施者：NEC)

リモート ID 技術企画書(案)で提示されたデータフォーマット、通信方式に合わせた Bluetooth5.0 を採用したブロードキャスト方式リモート ID デバイスとして以下の通り開発および検証を行った。

なお、小型無人航空機へ搭載するため、質量は 10g 以下(バッテリーなし)を目標とした。

・軽量化の方針

ブロードキャスト方式リモート ID デバイスとして質量 24g は達成した。内訳として、基板が 7g、アンテナが 17g であった。

さらに軽量化し質量 10g を実現するにあたり、基板としては冗長機能を実装していないことから、基板については基本的な構成は変えず質量 7g とし、アンテナの質量を 3g に軽量化する方針とした。

・アンテナ

ブロードキャスト方式リモート ID デバイスのアンテナを図 2.2.1.9-26 に示す。軽量化を最優先とするため、アンテナエレメントを覆う外装樹脂はなしとした。

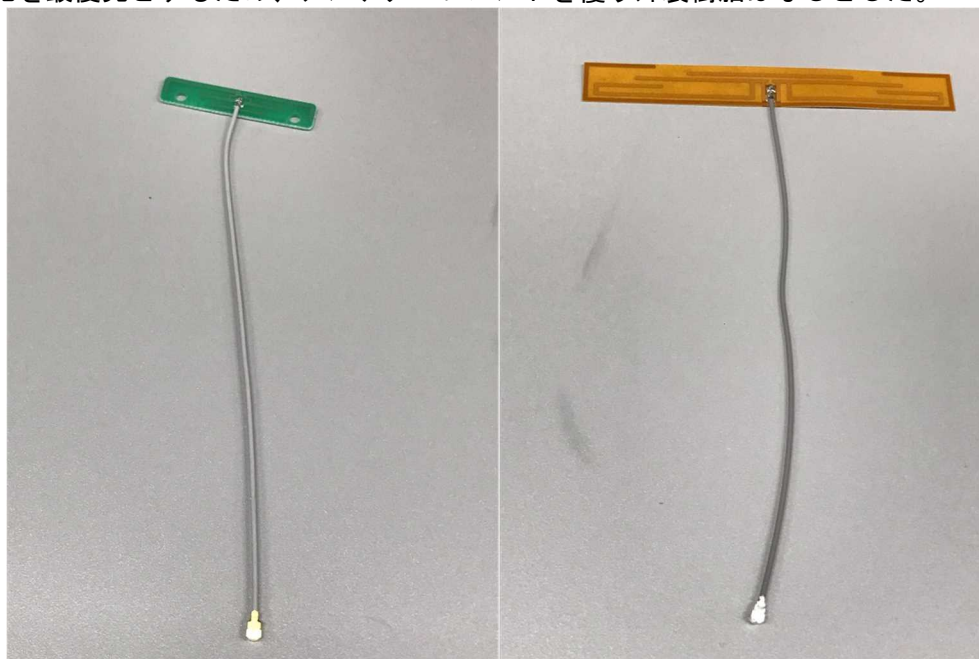


図 2.2.1.9-26 Bluetooth/GPS アンテナ

・質量・サイズ

製作した基板およびアンテナの質量を測定した結果を表 2.2.1.9-10 に示す。

目標値である 10g 以下を達成することができた。

基板およびアンテナのサイズを図 2.2.1.9-27～図 2.2.1.9-29 に示す。

表 2.2.1.9-10 基板およびアンテナの質量

基板質量	アンテナ質量	トータル質量
7 g	3 g	10 g

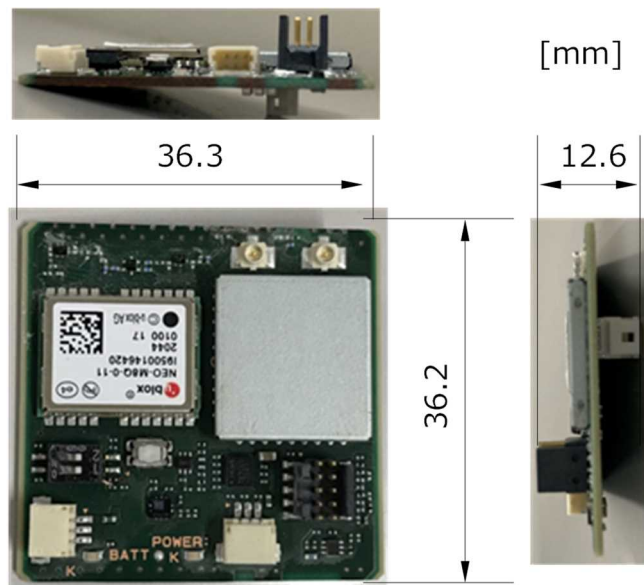


図 2.2.1.9-27 基盤

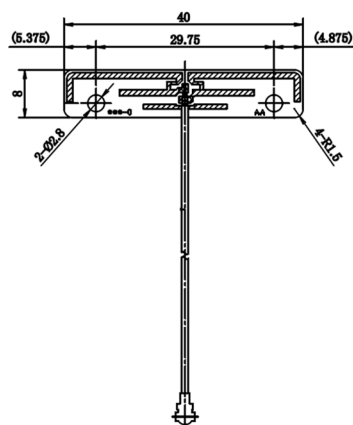


図 2.2.1.9-28
Bluetooth アンテナ

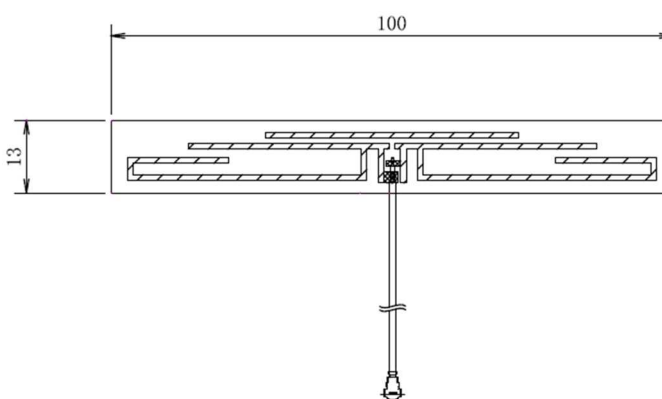


図 2.2.1.9-29
GPS アンテナ

・通信距離

下記の通り通信距離の確認検証を行った。

- ①実施日：2021 年 12 月 14 日～16 日
- ②場所：福島 ロボットテストフィールド 浪江町滑走路
- ③飛行条件：高度 140m、ホバリング、4 方向
- ④受信端末：Xiaomi/Redmi Note 9S、Samsung/ Galaxy S10、Samsung/ Galaxy S20、ASUS/Zenfone 富士通/arrows Be4
- ⑤受信位置：水平距離 100m ずつ移動して確認

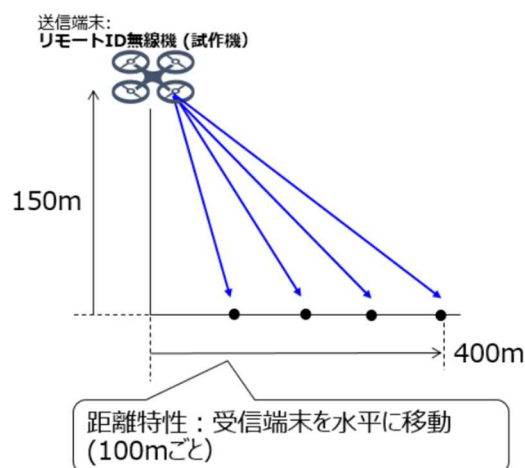


図 2. 2. 1. 9-30 通信距離の確認検証

確認結果を表 2. 2. 1. 9-10 に示す。

目標値である通信距離 300m において、概ね受信率 100%が確認できた。

表 2. 2. 1. 9-10 通信距離の確認結果

受信機との 通信距離	無線機の 向き	受信率 [%]				
		Redmi	S10	S20	ZenFone	arrows
約100m	0	100.0	100.0	100.0	100.0	100.0
	90	48.0	100.0	72.0	33.3	0.0
	180	100.0	50.0	100.0	100.0	100.0
	270	50.0	100.0	58.3	100.0	0.0
約200m	0	100.0	100.0	100.0	100.0	100.0
	90	29.2	29.2	20.8	100.0	12.5
	180	100.0	10.0	100.0	100.0	100.0
	270	100.0	0.0	41.7	100.0	0.0
約300m	0	100.0	91.7	100.0	100.0	100.0
	90	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
	180	100.0	100.0	100.0	100.0	100.0
	270	100.0	37.5	100.0	100.0	0.0
約400m	0	100.0	0.0	100.0	100.0	-
	90	0.0	-	0.0	0.0	0.0
	180	0.0	100.0	96.0	100.0	100.0
	270	0.0	4.0	4.0	0.0	0.0

・ 研究を通じた成果

質量の目標値である 10g を達成できた

通信距離の目標値である 300m を達成できた

・ 研究を通じて得られた課題と今後の対応

通信距離 300m において、無線機向き 0° および 180° では良好な受信率を得たが、90° では受信率が低い結果となった。

これはアンテナの指向性によるものと考えられる。

社会実装に向けては全方位で受信可能となるよう指向性を調整する設計が必要である。

ただし、指向性は実装される無人航空機機体の構造によっても変化することが想定され

るため注意が必要となる。

日立製作所

5. 8. 研究開発項目「①-2. 位置情報共有プラットフォームの研究」

5. 8. 1. 「位置情報共有プラットフォームの開発」(実施者：日立製作所)

リモート ID/その他センサで取得される位置情報を集約し情報共有する方法について、適切なデータ連携が行える設計となるように、位置情報共有プラットフォームにおけるデータ形式およびデータ管理方法、API (Application Programming Interface)、運用シーケンスの設計を行った。また、図 2. 2. 1. 9-31 に示す通り位置情報共有プラットフォームと関連システム(無人航空機運航管理システムサービス提供者(USS)、機体識別情報共有プラットフォーム、有人機・無人航空機飛行情報共有システムおよび携帯電話位置情報共有サーバ)の関係性および構成を整理し、システムアーキテクチャおよびシステム間連携向けインタフェースの仕様を策定した。その結果を元に、位置情報共有プラットフォームのプロトタイプを製造し、動作検証およびインタフェースによる情報交換の有用性を評価した。

さらに、プロトタイプ検証で得られた成果、課題をベースとし、位置情報共有プラットフォームの機能改善およびリモート ID 技術規格書で定義されたデータフォーマットに則ったインタフェース仕様の改定を行い実証試験を行った。

実証試験では異なる USS に接続されたブロードキャスト方式又はネットワーク方式でリモート ID を発信する無人航空機を飛行させて試験を行った。ブロードキャスト方式とはドローンに搭載された送信機からリモート ID を発信する方式の一つで送信機から地上の受信機に直接リモート ID を送信する方式である。試験では地上受信機が USS にリモート ID を送信することで位置情報共有プラットフォームにリモート ID が共有される。ネットワーク方式はドローンに搭載された送信機からインターネットを介してリモート ID を発信する方式である。

試験において以下の 2 点を確認することができた。

- ・ リモート ID 技術規格書(案)にて定義された登録記号など機体識別に必要となる情報が共有されていること
- ・ 複数の方式で収集した無人航空機の位置情報をクライアントに共有できていること

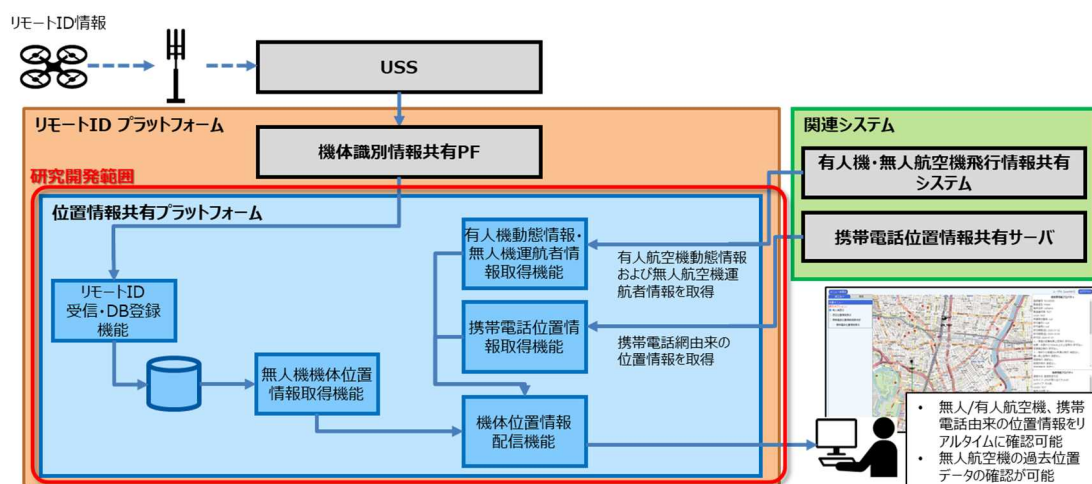


図 2. 2. 1. 9-31 位置情報共有プラットフォーム全体構成図

(地図出展：OpenStreetMap © OpenStreetMap contributors

<https://www.openstreetmap.org/copyright>)

また、位置情報共有プラットフォームとロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクトで開発している運航管理統合機能 FIMS (Flight Information

Management System) との連携方式を検討した。図 2.2.1.9-32 に示す通り運航管理対象外(=FIMS に接続されていない)の無人航空機の位置情報を位置情報共有プラットフォームから FIMS に共有し、運航管理対象および運航管理対象外の無人航空機の位置情報を集約する方式とした。本検討結果を位置情報共有プラットフォームに実装し、FIMS と接続した実証試験を行った。

実証試験では、位置情報共有プラットフォームで収集した無人航空機位置情報を FIMS に送信し、ブロードキャスト方式リモート ID の無人航空機など運航管理対象外(=FIMS に接続されていない)の無人航空機の位置情報を FIMS に共有できることを確認した。

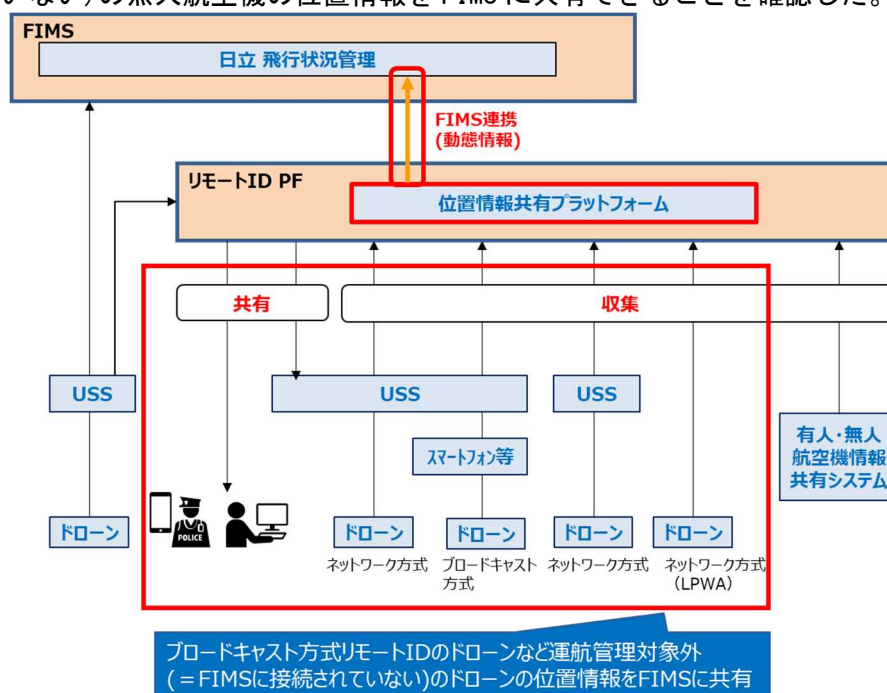


図 2.2.1.9-32 FIMS-位置情報共有プラットフォーム間連携

5.8.2. 「位置情報による無人航空機識別の研究」（実施者：日立製作所）

無人航空機が発信するリモート ID に含まれる位置情報の改ざんを検知することを目的に、無人航空機に搭載された携帯電話の携帯電話網由来の位置情報と無人航空機が発信するリモート ID に含まれる位置情報を比較(相関処理)することで、位置情報による機体識別を行う機能について検討した。リモート ID に含まれる位置情報と同時刻の携帯電話網由来の位置情報の位置情報が大きく異なる場合はリモート ID に含まれる位置情報が改ざんされている可能性がある。検討した機能を位置情報共有プラットフォームに実装し図 2.2.1.9-33 に示す通り無人航空機の位置情報と携帯電話網由来の位置情報が連携できることを確認した。

相関ありの場合



※左右で地図のスケールが異なる

相関無しの場合（なりすましの可能性あり）



図 2. 2. 1. 9-33 相関処理による機体識別

（地図出展：OpenStreetMap © OpenStreetMap contributors

<https://www.openstreetmap.org/copyright>）

5. 8. 3. 「機体位置情報のセキュリティに関する研究」（実施者：日立製作所）

有人・無人航空機飛行情報共有システム、機体識別情報共有プラットフォーム、位置情報共有プラットフォームおよび無人航空機運航管理システム間通信における情報漏えい、なりすまし、データ偽造などによるサイバーセキュリティリスクを考慮し、位置情報共有プラットフォームに係わるセキュリティ対策方式について評価対象定義、脅威抽出、リスク評価、発生要因の分析、対策方針立案のステップで検討した。

本研究では、セキュリティ対策として以下を行う機能を位置情報共有プラットフォームに実装し、検証・評価を行った。

- ・ SSL/TLS によるシステム間通信の暗号化
- ・ 無人航空機以外のソースより取得した位置情報（携帯電話位置情報）の活用による位置情報のなりすまし防止、信頼性向上
- ・ ユーザ権限（一般ユーザ、特権ユーザ）に応じた適切な情報開示

5.9. 研究開発項目「④-3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

5.9.1. 「位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」(実施者：日立製作所)

国際標準機関の1つである ASTM International が 2020 年 2 月に公開したリモート ID のデータフォーマットおよびデータ項目定義を参考に、ネットワーク方式でのデータ管理方法およびデータ共有方法を検討しネットワーク方式リモート ID に対応した評価用の位置情報共有プラットフォームを製造し、動作検証を実施した。動作検証では図 2.2.1.9-34 に示す通りブロードキャスト方式の地上ネットワーク経由での位置情報の登録および、LTE 無線通信機を搭載したネットワーク方式での位置情報の登録を行った。あわせて図 2.2.1.9-35 に示す通り ASTM International のデータフォーマット対応により追加された操縦者位置情報を表示できることを確認した。本機能については該当無人航空機と操縦者の位置情報を線で結んで表示することができるよう位置情報共有プラットフォームに実装した。



図 2.2.1.9-34 ネットワーク方式における機体位置情報表示結果

(地図出展：OpenStreetMap © OpenStreetMap contributors

<https://www.openstreetmap.org/copyright>)



図 2.2.1.9-35 操縦者位置情報の表示結果

(地図出展：OpenStreetMap © OpenStreetMap contributors

<https://www.openstreetmap.org/copyright>)

また、図 2.2.1.9-36 に示す通りネットワーク方式では無人航空機から発信された情報が情報を確認したい利用者の受信端末に到着するまでに複数のネットワーク、システムを経由するため、データを発信した無人航空機の実際の位置と受信端末に表示される無人航空機の位置に差が発生する可能性がある。このため、受信端末に表示される無人航空機の位置

を、リモート ID の時刻、速度などから補正する機能についても検討、実装し実証試験を行った。

実証試験においてリモート ID に含まれる位置情報・進行方向・速度を元に、位置情報補正機能により補正した位置情報と実際の無人航空機の位置情報について距離差分を算出し評価した。評価の結果、補正した位置と受信端末に表示時の実際の飛行位置を比較しても大きな位置誤差は見られず、位置情報補正機能による位置補正の有用性を確認することができた。今回の研究では直線上に飛行する無人航空機の位置情報補正について有用性を確認することができたが、今後はさまざまな速度や飛行経路に対応した位置情報補正機能の設計、評価が必要である。

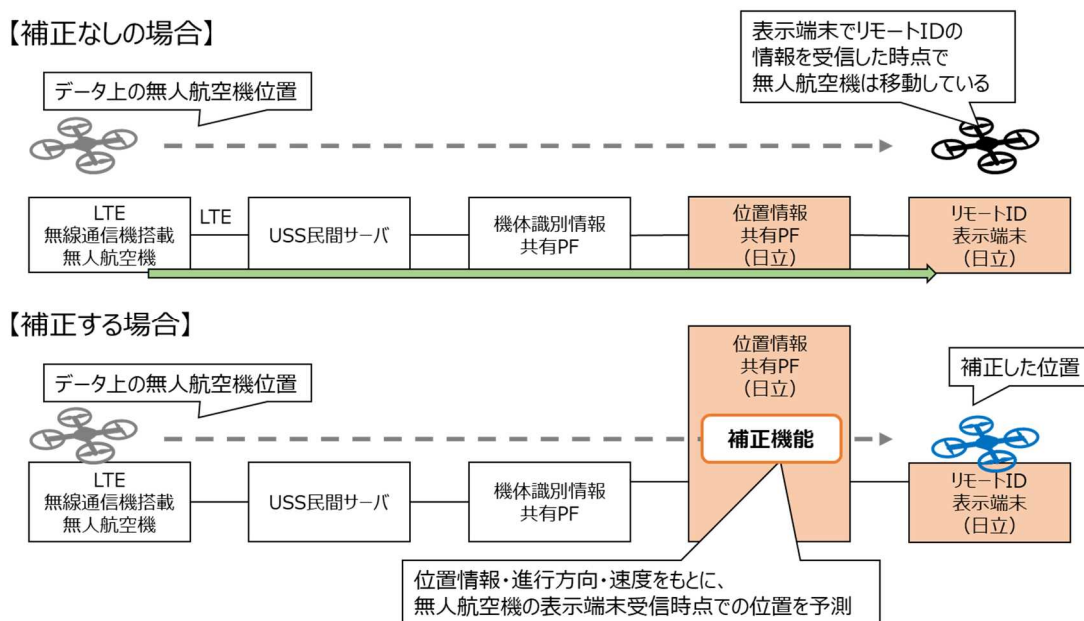


図 2. 2. 1. 9-36 位置情報補正機能

N T T ドコモ

5. 10. 研究開発項目「①-3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」

5. 10. 1. 「情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」 (実施者：N T T ドコモ)

本研究開発では、情報共有プラットフォームへ提供することで、リモート ID の妥当性検証に活用することが期待される携帯電話網固有の情報を特定し、その情報の取得方法及び情報共有プラットフォームへの提供のアーキテクチャを定義した。

さらに、その内容を元に、無人航空機から情報共有プラットフォームまで連携するための各種インタフェース仕様等を設計し、その内容を元に試作システムを開発し、福島ロボットテストフィールドでの検証を実施した。

結果としては、想定通り無人航空機から情報共有プラットフォームに対して、リモート ID とは異なる場所で管理されている携帯電話網固有の情報の連携を確認することができ、さらにリモート ID の妥当性検証への有用性についても確認することができた。

この成果は、リモート ID を送信するのに付随して得られる携帯電話網固有の識別情報や位置情報が、リモート ID の信憑性確保に資する手段であることを示しており、今後のリモート ID における不正防止手段の一助になり得るものである。

5. 11. 研究開発項目「④-6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」

2. 5. 11. 1. 「携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」(実施者：N T T ドコモ)

本研究開発では、ネットワーク型リモート ID 方式を評価するため、ASTM (F3411-19) の内容をベースに、システム構成を定義した。

またそのシステム構成と合わせて、ネットワーク型リモート ID の実現において必要な機能についても定義した。

システム構成においては、無人航空機から USS 間及び USS から情報共有プラットフォーム間の通信環境の一部に、携帯電話網に直結した専用通信環境を利用することとした。

上記で定義した内容を元に、ネットワーク型リモート ID を実現するためのシステムを開発し、検証を実施した。

検証においては、無人航空機に搭載された移動体端末より USS に対してリモート ID を送信するのにかかった所要時間を計測することとし、比較検証のため、携帯電話網直結の専用通信での試験環境のほかに、通常利用されている公衆通信環境を経由してネットワーク型リモート ID を USS へ送信する試験環境も準備した。

検証の結果、両環境において、リモート ID は短時間で送信されており、平均の所要時間においては、大きな差は見られなかった。

一方、通信環境の安定性については、公衆通信環境に比べて、専用通信環境のほうが安定していることが、明らかとなった。

この成果より、ネットワーク型リモート ID の通信環境（専用通信環境/公衆通信環境）における所要時間の平均は大きな差がないことが明らかになり、今後、利用ユースケースに応じた実現の検討情報の一助となった。

to Virtual) 技術における通信アーキテクチャを取りまとめた。

5. 13. 研究開発項目「①-4.1 ネットワーク型通信方式の研究」

5. 13. 1. 「ネットワーク型通信方式の研究の評価」(実施者：KDDI)

各年度の成果を以下に示す。

【2019年度の成果】

ネットワーク型通信方式による機体の遠隔識別に必要なデータ項目、データレートを整理し、IF仕様を整理した。具体的には、データ仕様および遠隔識別モジュールに必要な機能の要件定義を実施するとともに、機体に外部搭載するブロードキャスト方式の検証用モジュールによる実証試験用のネットワーク環境を構築した。また、リモートID受信用スマートフォンおよびアプリケーションを開発した。

【2020年度の成果】

2019年度成果物であるリモートID受信アプリケーションのネットワーク方式への対応およびネットワーク方式に対応した通信モジュールの開発、評価を実施した。2020年10月の福島ロボットテストフィールドにて当該方式・構成の実証およびデモを実施し、ブロードキャスト方式にてリモートID受信ができないエリアにおいてネットワーク方式によるリモートID受信が可能なことを実証した。

【2021年度の成果】

社会安全、安全運航に資する実証シナリオにもとづく飛行実証を行った。特に、LTEネットワークを通じ、機体間通信方式など異なる方式を使用するユーザとの間で位置情報、ID情報を共有し、所望の目的を達成できることを確認した。



項目	仕様
サイズ/重量	90 x 49 x 14mm/約42g
通信	LTE 800MHz、2GHz
位置測位	GPS/GLONASS/Galileo/BeiDou/QZSS
リモートID	ネットワーク方式のみ対応

図2. 2. 1. 9-38ネットワーク型通信方式のリモートIDデバイス

機体位置・ID・運航者情報表示



認証ステータス



図 2.2.1.9-39 リモート ID 受信アプリケーション

5.14. 研究開発項目「④-5 ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発」

5.14.1. 「ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発の評価」（実施者：KDDI）

2020年度の成果を以下に示す。

【2020年度の成果】

ASTM 方式に適応したネットワーク方式リモート ID の通信モジュールおよび受信アプリケーションの開発、評価を実施した。受信アプリケーションにリモート ID のエンド-エンド(通信モジュール ～ セルラーネットワーク ～ リモート ID プラットフォーム ～ 受信アプリケーション間)での受信成功率と遅延時間算出機能を実装した。2020 年 10 月の福島ロボットテストフィールドにて、本通信モジュールからテラドローン社の USS を介し受信アプリケーションに至るシステム構成における遅延時間の評価を実施した。ネットワーク方式リモート ID の遅延時間は平均 1.440 秒(ホバリングの場合)程度であることを確認した。(「表 2.2.1.9-12」参照)

表 2.2.1.9-12 システム遅延評価結果（全体評価）

無線機送信から表示端末の位置情報受信までの所要時間について、計測結果を示す。

#	方式	飛行速度 [m/s]	所要時間		
			最大値[sec]	最小値[sec]	平均値[sec]
1	直接放送方式	ホバリング	2.377	1.303	1.800
2		5	2.229	1.458	1.971
3		10	1.800	1.454	1.615
4	NW方式	ホバリング	2.367	0.484	1.440
5		5	1.725	0.538	1.437
6		10	1.750	1.226	1.480

5. 15. 研究開発項目「④-9 ブロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証」

5. 15. 1. 「ブロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証の評価」

(実施者：KDDI)

2020年度の成果を以下に示す。

【2020年度の成果】

ブロードキャスト方式とネットワーク方式が調和する方式の通信モジュール、受信アプリケーションの開発、評価を実施した。通信モジュールは、機体飛行情報を付加したネットワーク方式・ブロードキャスト方式兼用通信モジュールを開発し、同一通信モジュールにて、機体飛行情報のテレメトリおよびリモートIDの送信が可能であることを確認した。

両方式の調和の実現機能として、受信アプリケーションに、BLEの受信強度に応じて表示するリモートID情報の方式切り替えを行う機能を実装。2021年3月の福島RTFにて、ブロードキャスト方式のBLE受信強度が閾値以下のエリアにおいて、ネットワーク方式受信情報への表示切り替えが可能であることを確認した。また、マルチキャリア（サービサー）対応として、受信したリモートIDの運航情報および登録運航者情報の取得機能を受信アプリケーションに実装し確認した。

5. 16. 研究開発項目「⑤-1 運航管理システムと識別技術の調和システム開発」

5. 16. 1. 「運航管理システムと識別技術の調和システム開発の評価」(実施者：KDDI)

2021年度の本研究の成果を以下に示す。

【2021年度の成果】

運航管理システムと調和したリモートIDシステムを用いて機体登録から識別までの一連の運用フローがシステム管理可能か確認し、運航管理システムとリモートIDが併用して社会実装する構成を検証した。具体的にはDRESS地域実証プロジェクト(運航管理統合機能の機能拡張に関する研究開発/地域特性・拡張性を考慮した運航管理システムの実証事業)で開発した運航管理システム、リモートIDプラットフォーム、民間USS間双方で動態情報および識別情報を共有することを確認すると共に、リモートIDプラットフォームを介した複数民間USS間の情報共有も確認した。運航管理システムとリモートIDプラットフォーム間の共有イメージを図2. 2. 1. 9-40に示す。また、民間USSを想定したKDDI管制システムでの情報共有の確認イメージを図2. 2. 1. 9-41に示す。FIMSやUSSといった運航管理システムにおいて今まで管理対象となっていない(以下、運航管理対象外と呼ぶ)トイドローン等の機体にLTEを利用したネットワーク方式通信モジュールを搭載し運航管理システムの情報共有することにより管理することが可能となることを実証し、フライトセーフティおよびパブリックセーフティの向上に貢献することが確認された。フライトセーフティとパブリックセーフティが実現するイメージを図2. 2. 1. 9-42に示す。パブリックセーフティの具体的な成果としては、全登録対象機体へのリモートID搭載義務化を見据え、100g以上の機体を含めて搭載可能な小型(基板タイプ)リモートID装置の有用性の実証を行い、トイドローンを含め、ブロードキャスト方式における現場での識別機能、ネットワーク方式によるPF経由での識別機能(遠隔での識別等を含む)の双方を検証した。フライトセーフティについては、2022年のレベル4の実現を見据え、リモートID共有技術を活用した運航管理システムによる安全運航管理を実証した。本実証では、リモートIDで取得したトイドローンを含むカテゴリI相当機体の位置情報、有人機探知/V2V通信技術に基づくVFR機の位置情報、民間ヘリ情報システムから共有されるVFR機の位置情報を運航管理システムに連携し、無人航空機の日視外飛行の運航管理への活用効果を検証した。

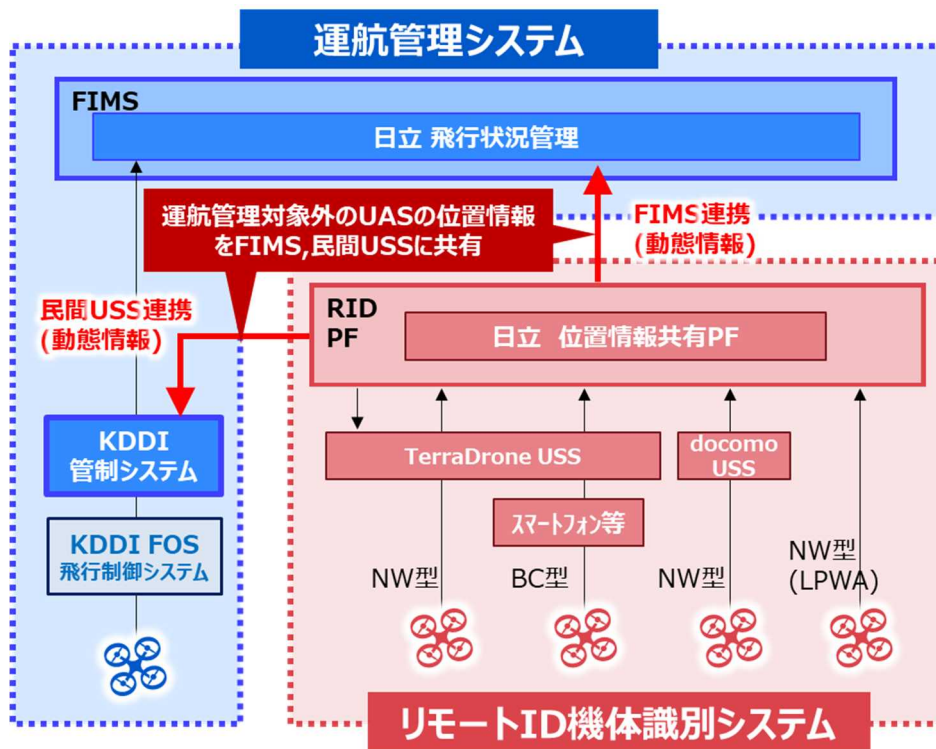


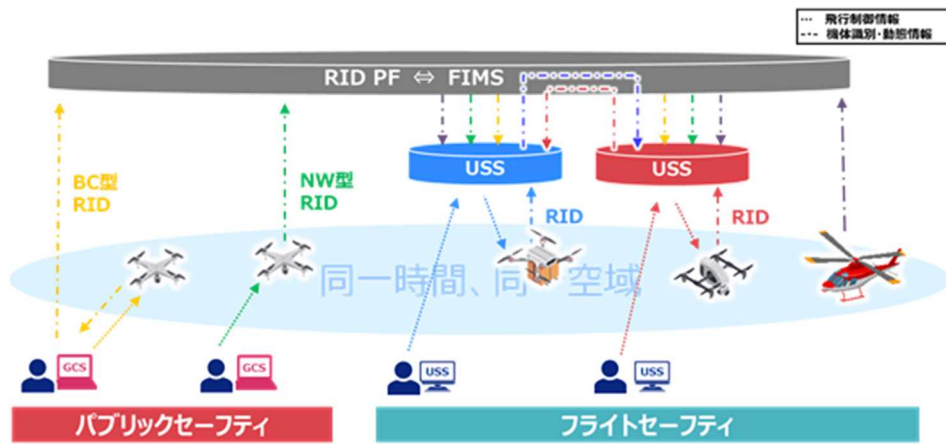
図 2.2.1.9-40 運航管理システムとリモート ID プラットフォーム間の共有イメージ

KDDI管制システム画面



- KDDI管制システム上に、RID PFを介した運航管理対象外の機体情報の確認が可能
- RID PFを介した複数USS間の連携により広範囲で多数の機体情報の検索が可能

図 2.2.1.9-41 民間 USS を想定した KDDI 管制システムでの情報共有の確認イメージ



5. 17. 研究開発項目「⑤-2 遠隔識別技術の海外訴求活動」

5. 17. 1. 「遠隔識別技術の海外訴求活動の評価」(実施者：KDDI)

各文書等の調査結果を基に、UTMアーキテクチャやFIMS/UASSPの役割について、日米欧の比較整理を行った。日本は本プロジェクト、米国はUTM ConOps v2.0、欧州は先進事例としてSwiss U-Space ConOps v1.1のUTMのアーキテクチャを参考として整理を行った(表2.2.1.9-13参照)。

表2.2.1.9-13に基づき、日本(本プロジェクト)、米国、欧州において運行管理システムと機体識別システムの連携のイメージを図2.2.1.9-43に示す。システム連携により飛行計画情報と動態情報がUSS・USP・FIMS間で共有される。DSS(Discovery & Synchronization Service)はリモートID情報のやり取りを実現するために重要な機能であるとして、既存のASTM規格に記載されている。DSS機能とは、USS同士がUSS間調整を必要とする状況を互いに発見するサービスである。本プロジェクトにおいては欧米のシステムアーキテクチャで想定されているUSS間の直接な情報共有の仕組みは検討されていないが、UTMとリモートIDのシステム連携により情報共有が可能となり、DSSに相当する欧米同様の機能を実現できる。

GSMAによる“Unmanned aircraft remote identification through cellular network”ではNW式リモートIDの仕組みが解説されている。NW式RIDを用い、すべてのUTMサービスプロバイダがデータを共有し、相互運用可能な仕組みを作ると、運行管理者は空域の無人航空機の情報をほぼリアルタイムに把握できるようになり、目視外飛行が可能になるとしている。

表2.2.1.9-13 UTMアーキテクチャの日米欧比較

		日本(DRESS PJ)		米国(UTM ConOps 2.0)		欧州(Swiss U-Space ConOps v1.1)	
UTMアーキテクチャ		中央集権型 ・FIMSをUASSPの統合管理機能として位置付け、無人航空機や空域に関する情報を一元的に管理する		分散型 ・航空当局の管理領域と、産業領域とで分けられており、両領域のゲートウェイとして、FIMS(米)やCommon Information Function(FIMSを含む)(欧) ^{※2} を位置付け ・全体として、各UTMコンポーネントがAPIにより分散的に連合したアーキテクチャを想定している ・航空当局の管理領域は、FIMS、登録・認証データベース、空域データベース、ANSPを含む			
FIMSの管理主体		未定		FAA		Skyguide(管制サービスプロバイダー)	
FIMSの役割		UASSPを統合し、無人航空機や空域に関する情報を集約して空域全体の状況を認識・監視するとともに、UASSP間のコンフリクトを管理する		管制空域における飛行許可と、全体の空域制限の指定について責任を持つ		無人航空機向けの空域情報のマップ、(有人航空機を含む)トラフィック情報、NOTAM情報をUSSPIに提供する	
UASSPの役割		所掌する無人航空機運航者の飛行計画を管理するとともに、FIMSと接続することで所掌外のUASSP・無人航空機運航者との運航調整を実施する		飛行計画の策定やコンフリクト回避等、運航の安全を担保するためのサービスを提供する		飛行計画の策定やコンフリクト回避等、運航の安全を担保するためのサービスの他、登録やID識別等のセキュリティサービス、フリート管理やネットワーク最適化等の業務効率化サービスを提供する	
主な機能の分担	FIMS	UASSP		FIMS		USS	
	空域管理	○		○		○	
	無人航空機間の飛行計画共有	○		(Inter-USS間)		○	
	有人航空機情報集約(収集)	○				○	
有人航空機情報通知(共有)						○	

※1 Swiss U-spaceの機能や役割分担もEU新規則に合わせて再整理されていくと想定される

※2 EU規則2021/664では、主管庁の認定を受けた共通情報サービスプロバイダーがCIFのような機能を担うよう規定されている

テラドローン

5. 18. 研究開発項目「①-4. 3 通信制御の開発」

5. 18. 1. 「エッジコンピュータ通信データ消失防止機能の評価」（実施者：テラドローン）

リモート ID 発信端末を無人航空機とは別に用意する別モジュール方式ではなく、無人航空機に通信モジュールを直接組み込んだ形でリモート ID を送信する埋め込み方式の利点及び課題、またそこから導出される実現可能性の検証を行った。

表 2. 2. 1. 9-14 エッジコンピュータ構成内容

項目名	内容
機体	
フライトコントローラ	機体の制御を行う装置
オンボードコンピュータ	
デバイス本体	フライトコントローラ、各種機器、センサ等と接続しステータス値や機器情報を取得し、エッジランタイムを介してクラウドへデータを送信し、またローカルストレージにデータを保存する機能
各種機器およびセンサ等	オンボードコンピュータと接続された機器やセンサ
エッジランタイム	クラウド上の MQTT ブローカーと通信を行う機能を備えたプログラム
メッセージキュー	エッジランタイムと MQTT ブローカーの間に構成されオフラインでも一時的にフライトコントローラのステータス値データを保持するバッファリング機能
ローカルストレージ	メッセージキューとは別にフライトコントローラのステータス値をデバイス内部に保存するための機能
クラウド	
MQTT ブローカー	エッジランタイムと通信し、オンボードコンピュータから送信されたデータを後段の別機能に転送するための機能
NoSQL データベース	流入する大量のステータス値を永続化するためのデータベース

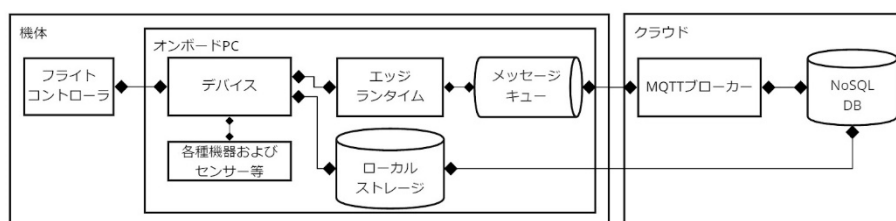


図 2. 2. 1. 9-44 エッジコンピュータ構成図

このような構成が必要な背景としては、機体システムと直接接続されていない外付けタイプの発信端末上では無人航空機の飛行状態（現在飛行中か否か等）が判別できず、位置情

報についても機体内部の GNSS モジュールとは別で取得しているため、同一機体において複数の位置情報が常に更新されるため、位置情報の選定及び同定判定等の様々な考慮が必要となってくる。

特に高度情報については通常、離陸地点でオフセットされた気圧高度を機体内部の GNSS 受信機で補正している。これが単体の GNSS モジュールで取得している高度値を送信する外付けの発信端末では実態の離陸高度等の考慮が無いため大幅な誤差が生じうる。そのため機体システムに直接組み込まれたオンボードコンピュータ上でリモート ID を送信するようにすることで、機体の飛行状態の取得はもちろん、センサデータの統合化や軽量化が可能となる。

さらに重要な視点として通信モジュール側で何らかの原因で瞬断等の通信障害が発生してしまった場合には機体のオンボードコンピュータ側で取得した位置データをあらかじめバッファリングしておかなければ、再度オンライン状態に復帰した際に切断していた間の送信データを消失させてしまうおそれがある。

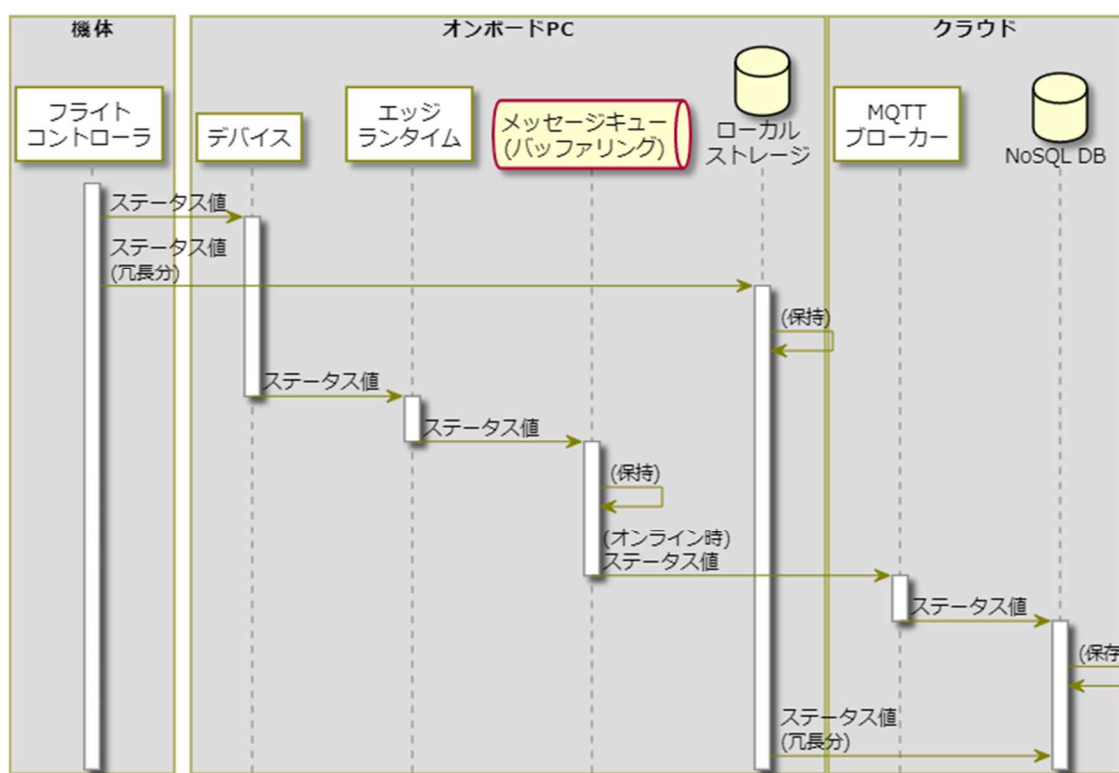


図 2. 2. 1. 9-45 エッジデータ送信および保存シーケンス図

既存の機体制御用のオンボードコンピュータと通信する内蔵型の形式でリモート ID 発信端末を搭載することで以下のような利点があることが確認できた。

- フライトコントローラ側のステータス値を取得することでリモート ID 信号中の機

体ステータスで地上か上空かの値を確定的に入力することが可能となる

- 外付け型のように機体に追加で積載するリモート ID 発信端末側で GNSS 情報を別途取得する必要がなくなり、無人航空機に搭載された GNSS 受信機および VRS 等その他の補正された高精度の位置情報を送信することが可能となる
- 無人航空機に標準搭載されている気圧高度計を用いることで離陸地点の標高値からの相対高度変分をよりの確に特定することができるため垂直位置精度の向上を見込め、かつ気圧高度計の値を用いて GNSS 高度値の補正を行うことも可能となる
- 外付け型に比べて電源系統や通信アンテナ等を重複して搭載する必要がなくなるため離陸重量の軽減に繋がる
- 飛行中に LTE および Bluetooth いずれの通信も切断した場合に本来送信するはずのリモート ID 信号がそのまま切り捨てられてしまうが、機体がオフラインの間のリモート ID 信号データをオンボードコンピュータ側でバッファリングすることで機体がオンライン復帰した際に未同期分のデータを送信し直すことが可能

本研究開発項目の意義としては、リモート ID 信号の断続的な送受信が可能な通信環境を確保するために重畳的に複数の通信手段を備えておく必要性和その実現方法を示すものとする。

5. 18. 2. 「リモート ID 信号送達遅延低減機能の評価」(実施者：テラドローン)

リモート ID 発信端末から送信されるリモート ID 信号が、民間 USS (UAS Service Supplier) サーバを経由して機体識別情報共有 PF および位置情報共有 PF に連携され、そこからさらに民間 USS サーバを経由して最終的にリモート ID 受信端末 (アプリ等) 側で機体位置データの地図上での表示を行うまでの全体のデータフローにおいて、複数のサーバ間を連携することによる通信経路全体の遅延が発生してしまうことが想定された。リモート ID 信号の送達遅延は遠隔識別の意義そのものを損なってしまう可能性を孕んでいるため、民間 USS サーバにおけるデータの間引き処理やエンコード処理を行う部分の処理高速化を図り送達遅延の軽減対策をとった。

またリモート ID 信号を機体識別情報共有 PF に連携する前段で民間 USS サーバを媒介させることにより、同一の機体から同じリモート ID 信号が複数の経路を通じて重複したデータとして機体識別情報共有 PF に送信されることを防ぐ役割を果たすことが可能である。そのためには、ネットワーク方式と直接放送方式の二つの異なる通信方式で連携されるリモート ID 信号のどちらを送信すべきかという判断を行うための基準が必要となってくる。

現在のサーバ構成では同一の機体から二つの経路から同一機体の位置情報が複数個分サーバに届くこととなる。ASTM 規格にある通り、最低でも 1 秒に 1 度はデータ更新を行えるように、使用するデータの優先度判定対象期間を判定処理の所要平均時間の 100 ミリ秒を除いた残り 900 ミリ秒とし、リモート ID 発信端末から USS サーバに送信された情報を元に

以下のパターンでの検討を行った。

- リモート ID 発信端末-民間 USS サーバ間の通信電文に RSSI（受信信号強度）の項目を追加し判定期間の間に受信した同一機体のデータのうち最も受信強度が強いデータを機体識別情報共有 PF に送信する
- ASTM の仕様に則り直接放送方式のデータを優先的に送ることとし、判定期間中に直接放送方式のデータを一つ以上受信していれば、他にネットワーク方式経由での取得したデータが存在するか否かにかかわらず、当該データを機体識別情報共有 PF に送信する

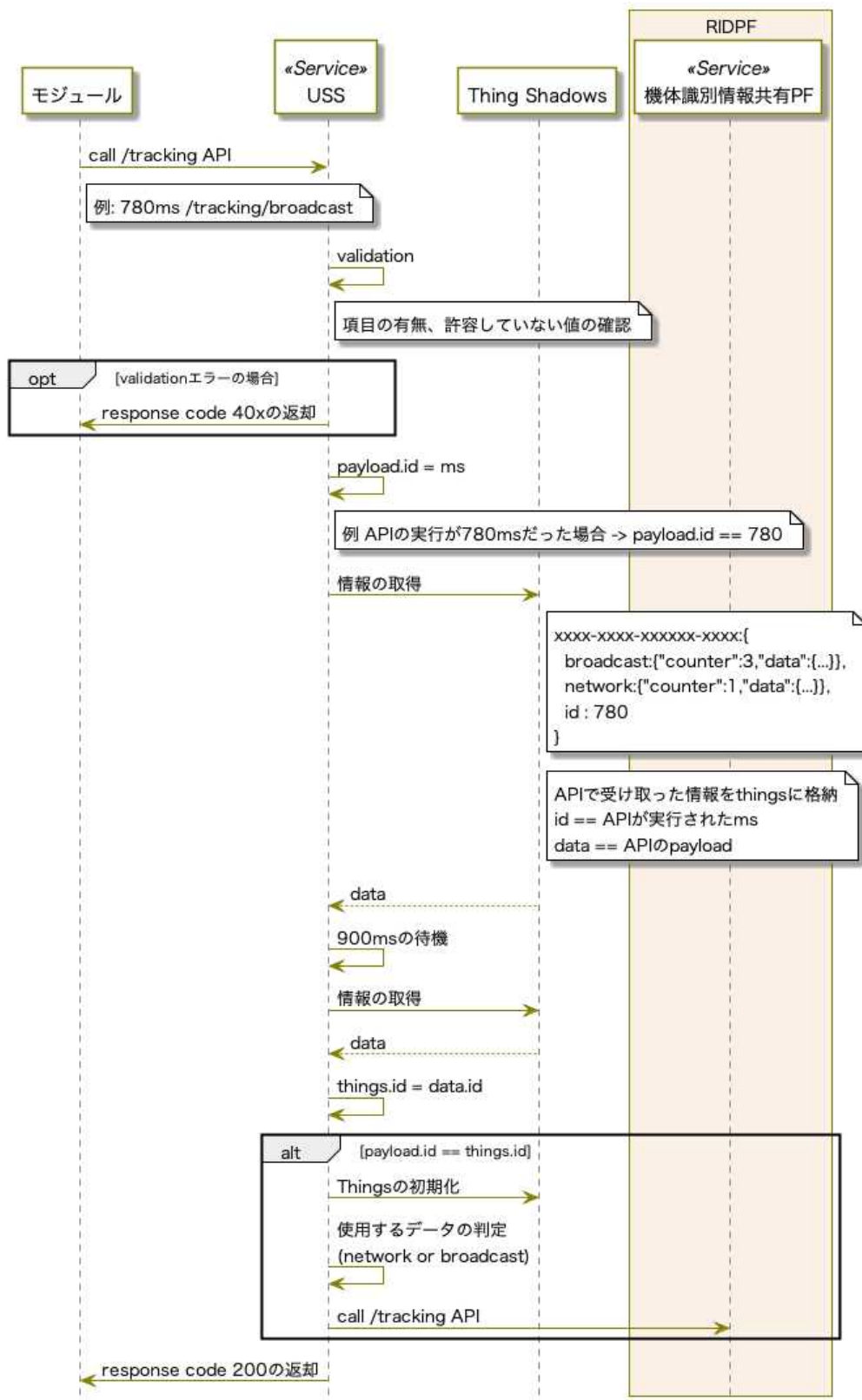


図 2.2.1.9-46 リモート ID データ優先度判定シーケンス

同一タイムスタンプで連携される二つのリモート ID 信号において、より優先されるべきなのはリモート ID 信号中に含まれる位置・速度メッセージ内の位置精度である。より精度の高い位置情報（緯度・経度・高度）を含む方のリモート ID 信号のみを採用し他方を民間 USS サーバ側で切り捨てることにより、機体識別情報共有 PF に本来必要ではない大量のデータが送信されることを防ぐことを目的として優先判断処理の実装を行った。

加えて飛行制御システムから連携される飛行計画の承認元、およびテレメトリデータの共有先として利用される FIMS（飛行情報共有システム）との動態情報の連携部分の実装を行った。なお FIMS へのデータ連携のための条件は以下を想定した。

- 飛行計画が登録されていない機体は flight_status: 90 (=リモート ID 向け) を設定し、機体識別情報共有 PF（玉川環境）に対して動態情報を送信する
 - 厳密にはリモート ID として設定されている UAS ID が FIMS サーバに存在するか否かを事前に確認することで飛行計画登録済みか否かの判断を可能とした
- 飛行計画が事前に登録されている機体に関しては、運航管理システムへの連携が必要と判断し、flight_status: 10 (=飛行中) を設定して FIMS（福島環境）に対して動態情報を送信する

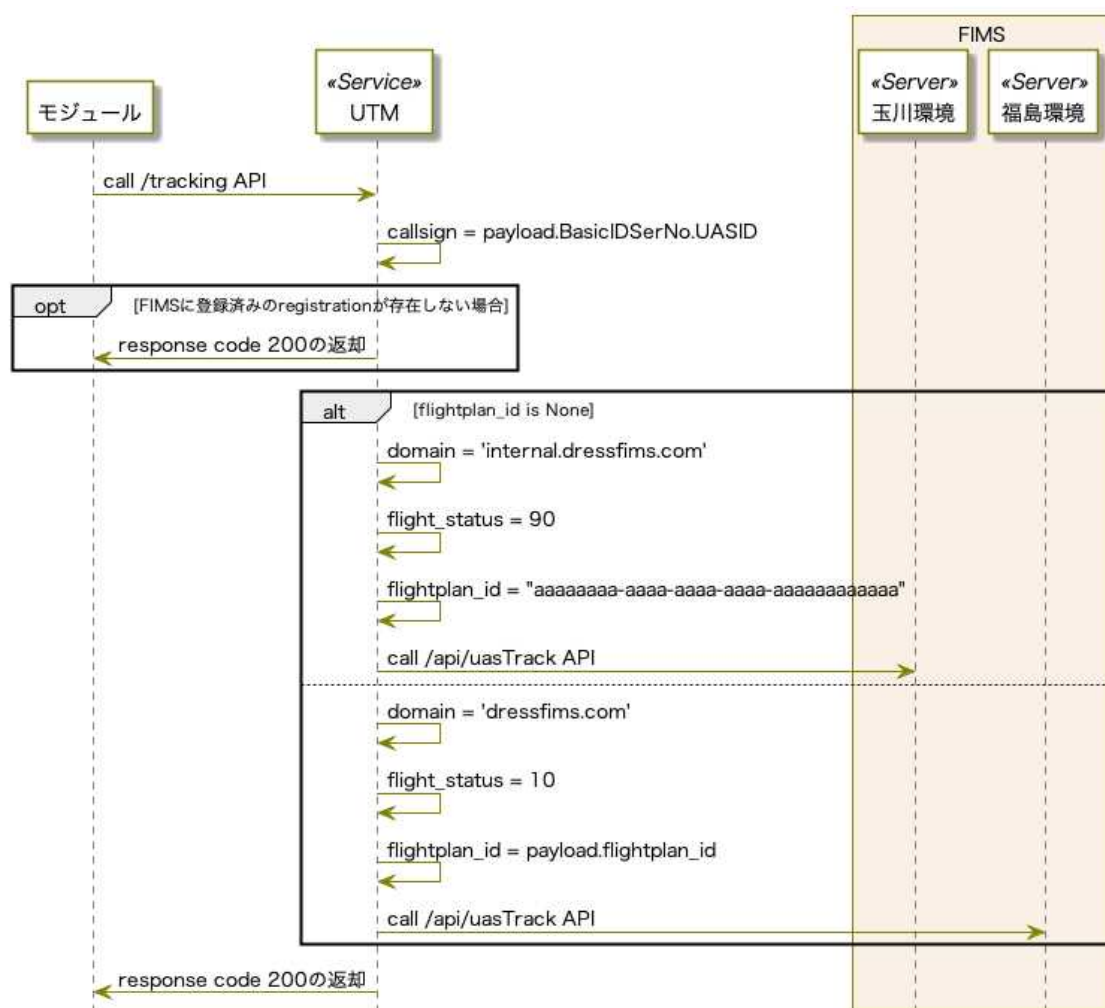


図 2. 2. 1. 9-47 FIMS データ連携判断シーケンス

当該判定処理の実装によって元来 FIMS にて統合管理されていたテレメトリデータに対してリモート ID 信号データが重複して入り込むことを防止し、飛行計画に紐付かないテレメトリデータのみがネットワーク通信方式経由で機体識別情報共有 PF に流入するように制御することを可能とした。

N T T データ

5. 19. 研究開発項目「②-2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究」

5. 19. 1. 「運航者情報および機体情報管理機能の研究」(実施者：N T T データ)

研究では、J A X A が運航する有人航空機を、地上の有人機位置探知システムが ADS-B、MLAT のモード S およびモード AC など複数の手段にて情報取得し、その情報を N T T データの有人機動態情報管理機能が受信してフュージョンを行い、一意に特定した位置情報を、位置情報プラットフォームや FIMS に提供する一連のフローで実証を行った。

結果として、無人航空機の位置情報と有人航空機の位置情報をユーザ管理プラットフォームに集約して、情報提供するサービスを実現した。サービスの利用者は無人航空機から発信される情報とプラットフォームの情報を参照して、無人航空機と有人航空機の位置情報を確認することが可能となり、安全な無人航空機運航に寄与する情報提供の形を実現したと考える。

その他、有人機位置探知システムより明らかな異常値を受信することがあったため、前回受信の位置情報と比較して、異常な位置情報であった際にはその位置情報を破棄する機能を追加した。これにより、飛行軌跡を見た際に、異常値がもたらすガタツキをなくすことに成功した。

5. 20. 研究開発項目「④-4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発」

5. 20. 1. 「運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発」(実施者：N T T データ)

研究では、リモート ID を問合せのキー情報として受け取り、それに対応する「機体関連情報」「運航者関連情報」「許可期間・飛行場所等その他情報」を機体識別情報・位置情報共有プラットフォームに返信することにより、利用者が受信したリモート ID を元に、飛行する無人機の情報を取得するユースケースを検証した。

また、提供する情報について、個人情報を含まない一般向けと個人情報を含む捜査機関向けに分け、利用する機関の必要に応じた情報を展開することにより、それぞれのユースケースに対応可能としていた。

一連のユースケースの実証を通じて、無人航空機の運航を目撃した第三者が、無人航空機の情報を取得することにより、申請許可の有無など必要な情報を確認して行動を取ることを可能とする仕組みが構築可能であることを実証した。

N I C T

5.21. 研究開発項目「①-4.2. 機体間通信方式の研究」

5.21.1. 「機体間通信方式の研究」(実施者：N I C T)

(1) 研究開発の概要

無人航空機の機体識別情報と位置情報を無人航空機間、あるいは無人航空機と地上局間で直接送受信するための免許不要周波数帯等を利用した機体間通信方式を開発し、複数の無人航空機等に通信機を搭載して実際に飛行させ、その精度や通信品質、通信容量等の性能を評価する。また、運航管理システムに接続していない無人航空機の運航管理に役立てるため、本システムで得られる無人航空機の機体識別情報と位置情報を運航管理システムにリアルタイムで提供するインタフェースを開発する。

上空を飛行する無人航空機の機体識別と位置把握により、無人航空機を管理する運航管理システムの研究開発が進められている。運航管理システムは無人航空機の飛行の安全運航を図り、不正利用を防止するために必要不可欠であるが、これは携帯電話やインターネットなど地上の通信インフラが利用可能であることを前提とする。しかし、山間部等でそうした通信インフラが行き届かない地域での飛行運用や、災害で通信インフラ自体が被災した状況下での飛行運用においては、運航管理システムに接続することができない状態で無人航空機を運用せざるを得ない。そのような場合には、運航管理システムに必ずしも頼らず、地上局と無人航空機の間、もしくは無人航空機同士(機体間)の間で直接通信を行い、相互の機体識別や飛行位置把握を行うことが必要となる。

機体間通信の方式は、全世界で1つの方式に統一し、相互に互換であることが理想であるが、国によって使用できる周波数に差がある一方、共通に利用できる周波数(Wi-Fi 帯等)は通信距離が短い、干渉を受けやすいなどの課題がある。また国際標準化には国際的な同意に達するまでの手続きに数年以上かかることなどから、早期の社会実装が困難であるという問題がある。

これまでN I C Tでは、安価なデバイスを用いて構成可能な920MHz 帯(免許不要)を用いた同報型の機体間通信方式を開発し、機体の識別番号および位置情報等を複数の無人航空機および地上局間で共有できることを示す飛行実証を多数行ってきた。この方式はGNSS 位置情報、機体識別番号、飛行速度、進行方向等の情報を1秒ごと(変更可能)にあらかじめ決められたタイミングあるいはランダムなタイミングで間欠的に周囲にブロードキャストし、それを機体間で相互に受信しあう方式である。N E D OのDRESS プロジェクトにおいて、これに対してLPWA(Low Power Wide Area)方式を採用した拡張を行うことで、小電力かつ免許不要でありながら、見通し環境で10km 以上の距離を隔てて情報共有が可能であることが上空を飛行する有人ヘリコプタと無人航空機(ドローン)を用いた実験で実証された。仕様上は、無線が届く範囲で1チャンネル(帯域幅500kHz)当り、数10~200機程度が収容可能である(収容台数は1パケット当たりの必要データ量およびデータ更新頻度による)。さらにこの方式は、途中の遮蔽により直接無線が届かない環境においても、別の無線ユニットを高所に固定あるいは別の無人航空機に搭載することで、これを中継して情報共有できるという特徴をもつ。

この方式を全ての無人航空機が搭載すれば、遠隔識別と位置把握の問題は解決できるものと期待されるが、前述の理由によりこの方式を他国を含めた全機体で統一することは難しい。一方、920MHz 帯以外の方式で遠隔識別/位置把握ができる通信方式で、海外等で検討が進められているものとしては、有人航空機で採用されているADS-B(1090MHz 帯)、スマートフォンなどで広く普及していてインテルがOpen Drone ID Projectで提唱するBluetooth(2.4GHz 帯)による方式がある。ADS-B(送信)は無線局免許および無線従事者免許が必要で、かつID数が限られていることと無人航

空機に導入されると電波が混雑して有人航空機側に影響を与えることなどから、小型の無人航空機への導入は難しいとみられ、また Bluetooth (BLE5.0) は、リモート ID 方式として我が国でも標準搭載・義務化に向けて技術開発と制度整備が進められているが、長距離通信には不向きで、また遮蔽や Wi-Fi 等の干渉の影響を受けやすいという課題がある。

本研究開発では、別途研究開発される遠隔識別や位置情報共有のための通信アーキテクチャに基づいて、そうした技術とも互換性を確保し、かつ日本独自の方式である 920MHz 帯同報型通信方式の利点を生かす新しい通信方式として、920MHz 帯 LPWA 方式、BLE5.0、ADS-B (受信のみ) からなる複数通信方式を 1 つのユニットに実装し、それらの通信方式で得られる情報を統合可能な機体間通信のためのマルチ通信方式を開発する。また別途研究開発されるリモート ID 管理プラットフォームとも連携し、無人航空機を用いた実証評価および運航管理システムとの統合実証を行う。

さらに、機体間通信技術の応用実証として、飛行する複数の無人航空機間でリアルタイムに位置情報を交換し合うことで操縦者を経由しない自動衝突回避機能、自動連携 (スウォーム) 飛行機能、有人ヘリの接近検知による無人航空機の自動危険回避・自動着陸機能の検証を行う。

(2) 機体間通信デバイスの設計と開発

Bluetooth (BLE5.0) の送信あるいは受信機能、920MHz 帯 LPWA の送受信機能および ADS-B の受信機能を一体化し、かつそれらの異種通信手段で得られた各機体の動態情報 (位置、高度、速度等) を ID 番号とともに 1 つのモニタ画面に統一的に表示可能なマルチ通信端末について、小型・軽量化した試作機の開発と性能評価を行った。マルチ通信端末によるブロードキャスト型機体間通信経路の概念を図 2.2.1.9-48 に示す。また特に開発に力を入れた長距離通信に適した LPWA 通信機能の主な諸元を表 2.2.1.9-15 に示す。

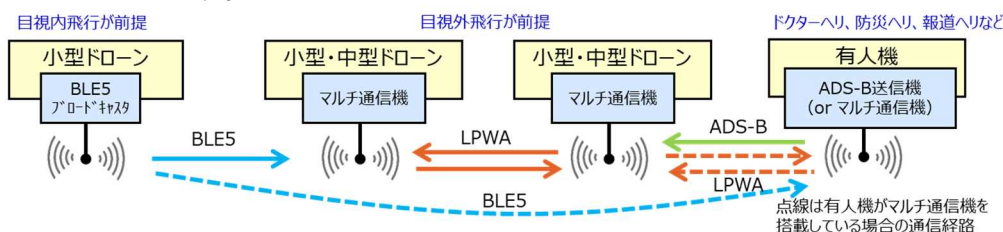


図 2.2.1.9-48 ブロードキャスト型機体間通信 (V2V) の通信経路

(多様な機体間で位置情報や ID 等を共有し、自律協調型の衝突回避、群飛行、連携動作等を可能とする)

表 2.2.1.9-15 LPWA 方式機体間通信システムの主な諸元

周波数: 920MHz帯 (特定小電力無線局) 送信出力: 20mW 帯域: 500kHz 変調方式: LoRa (チャープ変調) 位置情報: GPS, GLONASS, QZSS 通信距離実績: 約10km以上 マルチホップ: 2ホップまで可	データ内容: 緯度・経度・高度・速度・方向・時刻・機体種別・機体ID (合計352bit) 更新頻度: 0.5~1秒毎 収容台数: 約10~200機 (1キャリア・シングルホップ時、データサイズ・送信頻度とのトレードオフ) なりすまし・改ざん防止: 有り (簡易型、認証コードサイズ 4 byte)
--	---

マルチ通信端末試作機は小型機と汎用機の 2 種類を開発した (図 2.2.1.9-49、図 2.2.1.9-50)。

① 小型機

GNSS、920MHz 帯 LPWA、BLE の各アンテナを外付けで用いるタイプと内蔵タイプの 2 種類を開発した。サイズ・重量は、アンテナ・バッテリーを除き、60×75×10mm、55g である。比較的小型の無人機にも搭載できるよう、小型軽量であることを重視し、外部インターフェースはタブレット端末接続用（充電端子兼用）の Type micro-B USB 端子のみとした。

② 汎用機

GNSS、920MHz 帯 LPWA の各アンテナは内蔵しているが、外部インターフェースとして、外付け BLE と外付け ADS-B 受信機接続用および充電用の Type A USB 端子のほか、Wi-Fi 接続機能、リモート ID 管理サーバ接続用のインターフェース、ドローンのフライトコントローラと接続する UART 端子、認証デバイスと接続する I2C 端子を備えた。サイズ・重量は、60×75×40mm、100g である。

これらの通信端末は Android OS のタブレット端末あるいはスマートフォン端末に接続することで、受信された複数のドローンの位置が Google Map 上にアイコン表示されるとともに、それぞれ、GPS 時刻、緯度、経度、高度、進行方向、速度、距離、受信レベル (RSSI)、オプションデータ等（ドローンの動作モード、バッテリー残量等、ユーザが設定）がリアルタイム（1 秒ごと）に表示される。モニタ表示の一例を図 2.2.1.9-51 に示す。



図 2.2.1.9-49 マルチ通信端末小型機

（白いアンテナは LPWA、黒いアンテナは BLE、ADS-B に不对応）



図 2.2.1.9-50 マルチ通信端末汎用機

（GPS と LPWA アンテナは内蔵、写真のアンテナは ADS-B 受信用、
白の Dongle は BLE5 送受信用）



(a) 地図上へのオーバーレイ表示

(b) 受信レベル・受信タイミング表示

図 2.2.1.9-51 タブレット端末へのモニタ表示の一例

(3) 長距離通信距離特性の実証評価

開発した通信端末の長距離通信特性の評価を行うため、2021 年 3 月と同 12 月に福島 RTF において、マルチ通信端末による機体間通信評価試験を実施した。

初めに、920MHz 帯による LPWA 通信の距離特性を評価するため、JAXA の有人ヘリにマルチ通信端末小型機（アンテナ外付け型）を搭載し、RTF 格納庫付近においた三脚に取り付けた汎用機の LPWA 地上端末でヘリ搭載端末から LPWA 通信方式で送信されるヘリの位置情報を受信した時の評価結果について報告する（図 2.2.1.9-52）。ヘリ搭載端末は手荷物として搭乗員がヘリ機体内部に持ち込んだ。このため、機体自体による伝搬減衰が生じ、通信環境はベストとはなっていない。しかし、ヘリ搭載コストを低く抑えるための手段としてこの方法は現実的である。ヘリ機体内部の端末搭載位置を図 2.2.1.9-53 に示す。ヘリ機体内部の搭載位置による違いを確認するため、ヘリ左側前方窓（コパイロット席の前）とヘリ左側横の窓（搭乗員の後部座席横）の 2 か所に端末を置いた。端末は、ヘリ機長の許可を得て吸盤付きの携帯電話ホルダーを利用してヘリの各窓に仮固定した。

Google Earth 上にヘリ前方窓の端末からのデータが受信できたヘリの位置とその場所での受信電力を図 2.2.1.9-54 に示す。ヘリの最大飛行高度は 600m ほどであり、RTF へのアプローチでは、高度を下げ、着陸あるいはローパスを行っている。結果をみると、最も RTF 地上局から遠いポイントで 19km くらいから受信ができているが、安定して受信できている距離は 8~9km 程度からであることがわかる。



図 2.2.1.9-52 LPWA 端末（マルチ通信端末）の有人ヘリへの搭載と地上端末の設置の様子

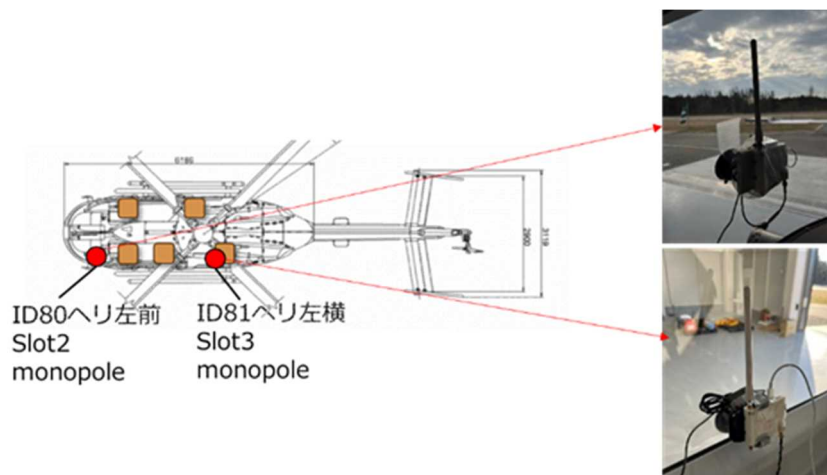


図 2. 2. 1. 9-53 ヘリ機体内部の LPWA 端末搭載位置

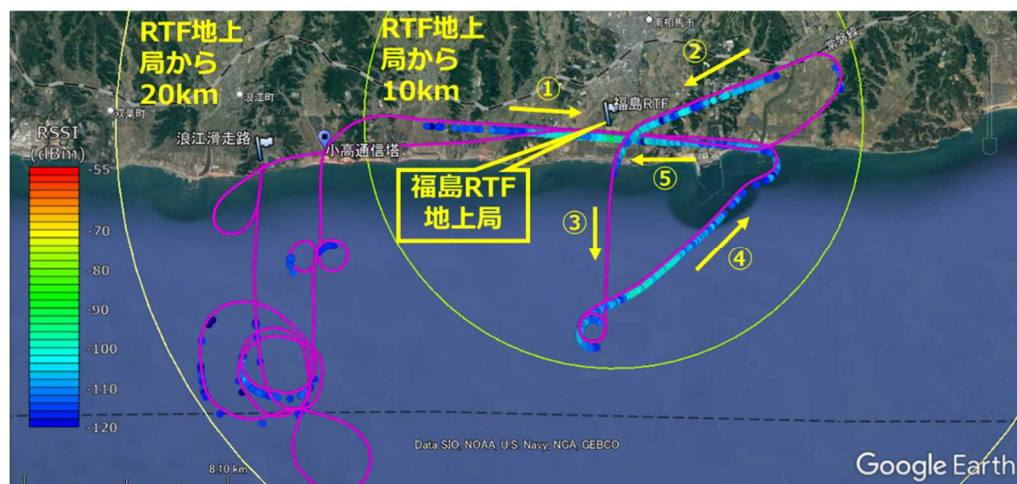


図 2. 2. 1. 9-54 RTF の地上局と有人ヘリの間の通信状況（受信位置と受信電力）
（紫はヘリの飛行軌跡、●印は受信ポイント、●印の色は受信電力（RSSI）を表す）

さらにもっと詳しく受信状況を見るため、RTF へのヘリのアプローチごとの受信状況を図 2. 2. 1. 9-55 に示す。今回の実験における RTF へのアプローチは 3 回あったが、いずれもヘリの RTF への接近時（ヘディングが RTF の方向を向いている）は 7～9km の距離より安定した受信が始まり、RTF 通過後（ヘディングが RTF とは逆方向）は 1～2km の距離まで受信できていることがわかる。このことから、本通信方式を有人ヘリとドローンの間の機体間通信に利用し、ニアミス回避等に応用する場合、ヘリの向きはドローン側に向くことになるので、約 7km 以上の十分な距離で双方にてその位置を確認できることとなる。

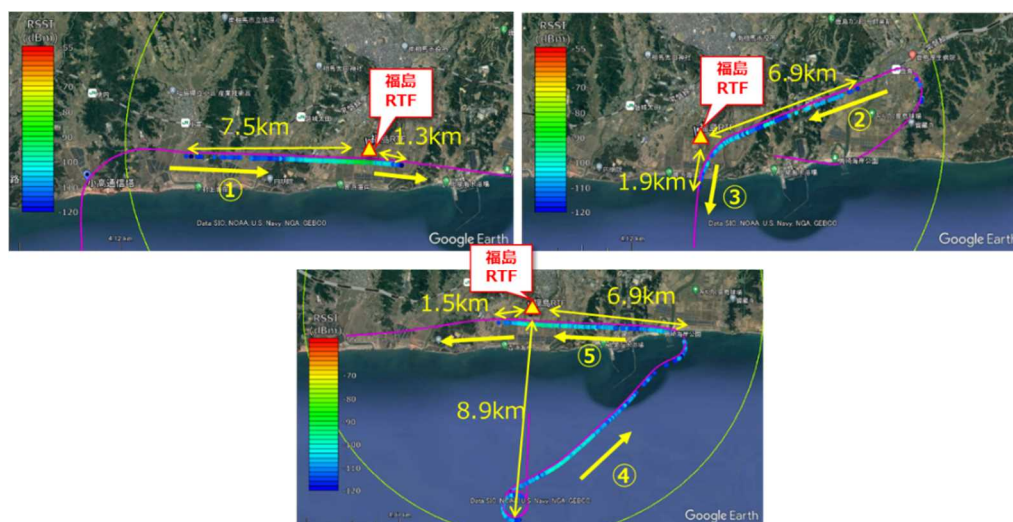


図 2. 2. 1. 9-55 ヘリの RTF への各アプローチにおける受信状況

次に、通信性能を見るため、ヘリに搭載した各端末の受信電力の距離特性を図2. 2. 1. 9-56に、通信成功率の距離特性を図2. 2. 1. 9-57に、ヘリからみた通信成功率の方位特性を図2. 2. 1. 9-58に示す。いずれも、ID80は左前方、ID81は左横に設置した端末を示す。通信成功率のウィンドウは20秒間とした。これを見ると、受信電力はヘリの方向や地面反射等によってバラつきがあるものの、ほぼ自由空間伝搬の減衰率に従っている。また、1km以上の距離では、ID81はID80に比べて大きく受信電力と受信データ数が低下している。通信成功率でも同じ傾向となっており、成功率80%以上が得られる距離は、ID80は10km程度、ID81では2km程度となっている。これをヘリからみた方位特性で比較すると、明らかにID80はヘリ前方～右側で高くなり、ID81は低くなっている傾向がみられる。以上から、ヘリが接近する際にドローンにニアミス回避の対応をさせるには、ヘリ前方に端末を搭載する必要があることがわかる。

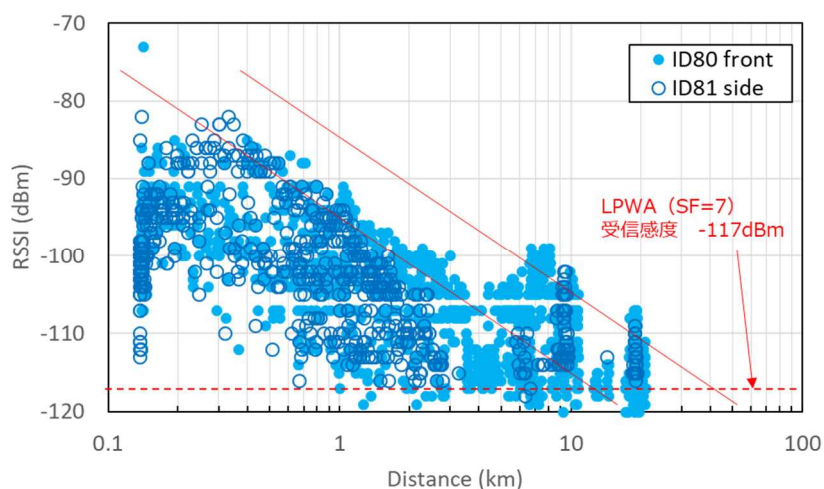


図 2. 2. 1. 9-56 受信電力の距離特性（直線は自由空間減衰率）

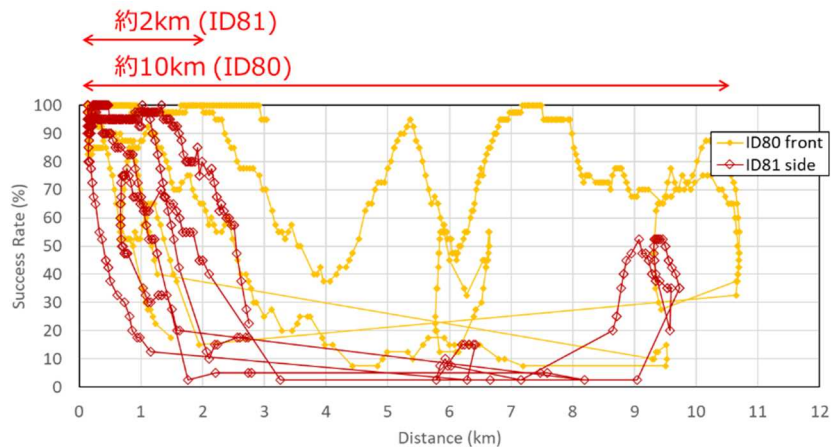


図 2.2.1.9-57 通信成功率の距離特性

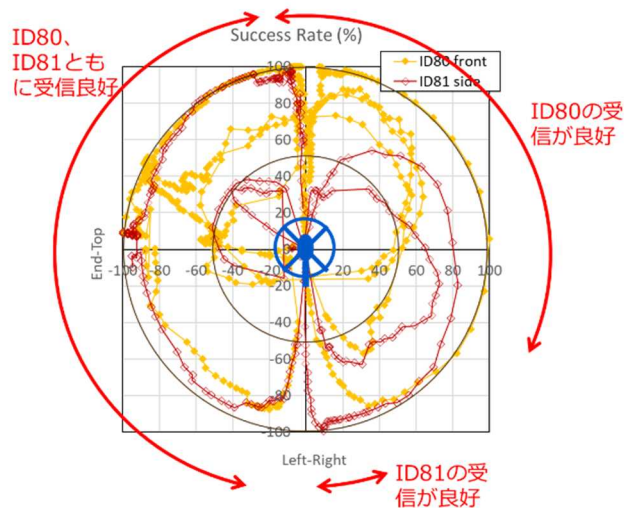


図 2.2.1.9.58 通信成功率のヘリから見た方位特性

(4) 機体間通信を利用した複数ドローン間の連携飛行制御による自律ニアミス回避と自律追従隊列飛行の実証

次に、開発したマルチ通信端末のLPWA通信による機体間（V2V）通信に基づく地上を経由しない位置情報共有により、ドローン同士およびドローンと有人ヘリの間で自律ニアミス回避機能及び複数機による自律追従隊列飛行機能の実証を行った結果を報告する。

機体間通信による位置情報共有システムをドローンの飛行制御に接続するため、図 2.2.1.9-59に示すコマンド生成装置を開発した。この装置は、LPWA通信装置を経由して得られる他機の位置情報とフライトコントローラから得られる自機の位置情報とから次に進むべき自機の位置を計算し、MAVリンクコマンド（多くの無人航空機で利用されている標準的な制御通信用プロトコルの1つ）に変換してフライトコントローラに送出する。これにより、他機と自機の位置情報を用いたニアミス回避や群飛行制御が可能となる。

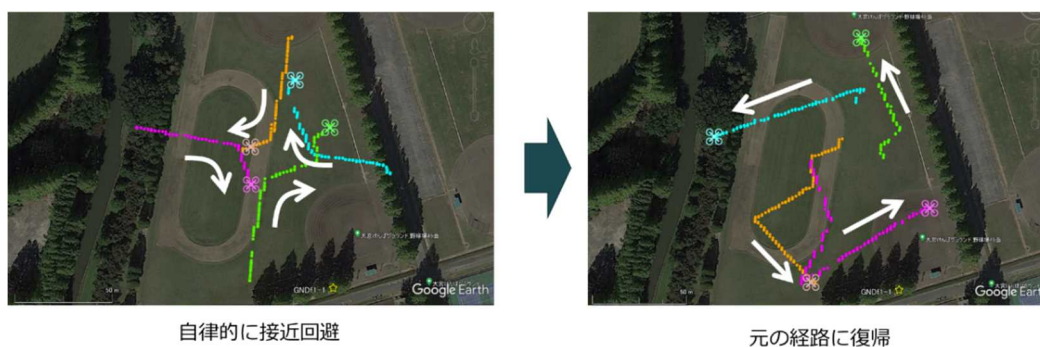


図 2. 2. 1. 9-59 コマンド生成装置を介した LPWA 通信装置と
フライトコントローラの接続

ドローン2機および4機がそれぞれ鉢合わせになる方向にウェイポイント飛行させた時にニアミス回避動作が機能した実験結果を図2. 2. 1. 9-60と図2. 2. 1. 9-61図2. 2. 1. 9-61に示す。これらの回避動作では、地上のパイロットによる介入を受けずに各ドローンが自動的に回避動作を行っている。回避後は、一定の距離まで離れたことを確認してから元の飛行経路に戻るよう設定した。実験では安全を考慮し、万一衝突回避機能が動作しなかったことも想定し、各ドローンの高度は5mずつずらして飛行経路を設定した。なお、この時の各ドローンの飛行速度は2m/sとした。回避ルールとしては、単純に自機の進行方向に他機を確認したらそれぞれ右側に針路を変える方法とした。回避動作に移るドローン間の距離は図2. 2. 1. 9-60の場合に40m、図2. 2. 1. 9-61の場合に20mに設定したが、これは任意に変更可能である。



図 2. 2. 1. 9-60 機体間通信による 2 機のニアミス回避実験結果



自律的に接近回避

元の経路に復帰

図 2. 2. 1. 9-61 機体間通信による 4 機のニアミス回避実験結果

同様の回避制御実験をドローンと有人ヘリ（JAXA 機）の間で行った。この実験では、LPWA による直接機体間通信に基づき、ドローンの機上側で有人ヘリの接近を検知し、地上の操縦者を經由せずに、自動帰還・自動着陸（RTL）モードに切り替わるようプログラムを実装した。有人ヘリ側は位置情報を発信すると同時に、ドローンの位置をモニタリングするのみとした。有人ヘリ機内での LPWA 通信端末の位置は図 2. 2. 1. 9-53 におけるヘリ左横の位置としている。有人ヘリ内に持ち込んだタブレット端末のモニタ画面に表示された約 2km 先のドローンの位置を図 2. 2. 1. 9-62 に示す。実験の結果、図 2. 2. 1. 9-63 に示すように、有人ヘリとドローンの距離がちょうど 2km となった時点でドローン側の回避動作が起動し、RTL モードに切り替わって自動帰還・自動着陸が実現できており、有人ヘリがドローン飛行現場に到着する前にドローンは着陸を完了し、安全が確保されている。



図 2. 2. 1. 9-62 有人ヘリ内のタブレット端末モニタ画面に表示された 2km 先のドローン位置

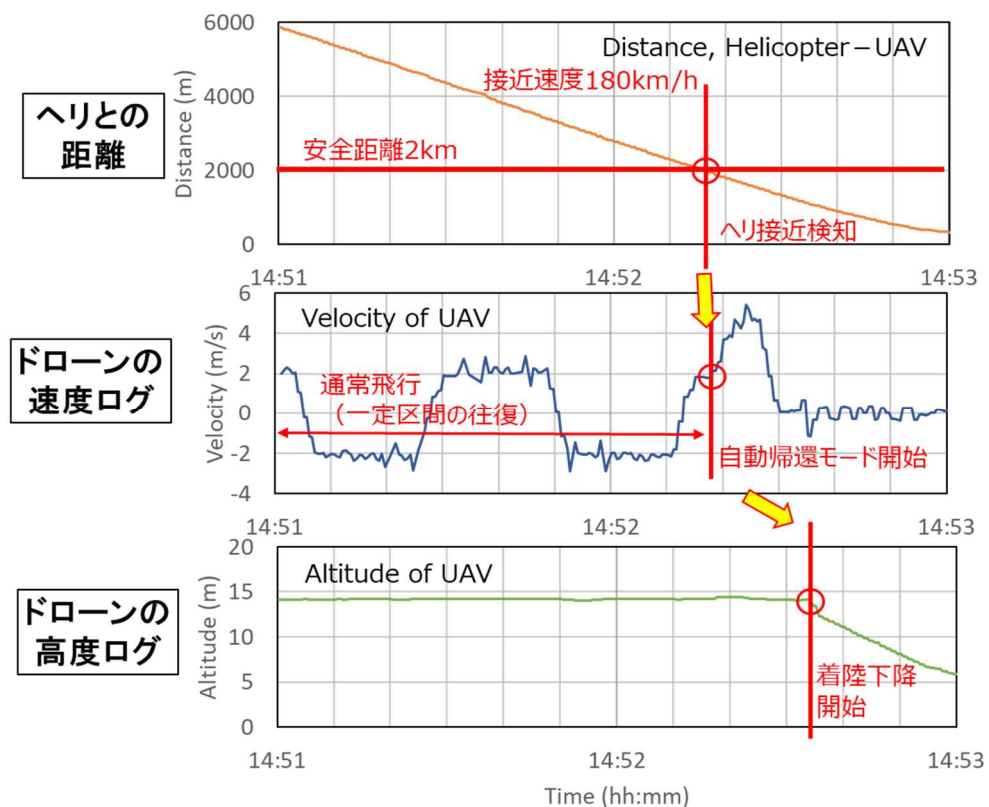


図 2.2.1.9-63 有人ヘリの接近に伴うドローンの自動着陸実験結果
(自動帰還・着陸のドローンの動きと有人ヘリとの距離)

次に、機体間通信に基づいて複数のドローン同士が一定の相対位置関係を保って連携して飛行する自律追従隊列飛行の実証を行った結果を報告する。

実験では、4機のドローンで編隊を組み、そのうちの1機をリーダー（先導）機、残りの3機をフォロワ（追従）機とし、地上からの飛行制御（ウェイポイント飛行）はリーダー機に対してのみ行い、フォロワ機はリーダー機との間の機体間通信により、自動的に一定の相対距離（約10m）と相対角度を維持したまま飛行するようプログラムを組んだ。機体間通信の位置情報の送信頻度は2回/秒とし、ドローンの飛行速度は1m/秒とした。その時の飛行軌跡を図2.2.1.9-64に示す。フォーメーションを維持したまま飛行し、リーダー機が方向転換した場合でも保たれていることがわかる。フォロワ機が飛行速度2m/秒でも編隊飛行をできたが、多少フォーメーションが崩れる（フォロワ機が遅延する）現象があった。本実験では、100m四方程度の狭いエリアでの飛行であったため、ドローン間の距離を短くせざるをえなかったが、よりドローン間の距離を長くとなれば、2回/秒あるいは1回/秒の更新頻度でも十分にフォーメーションが維持できるものと推測される。

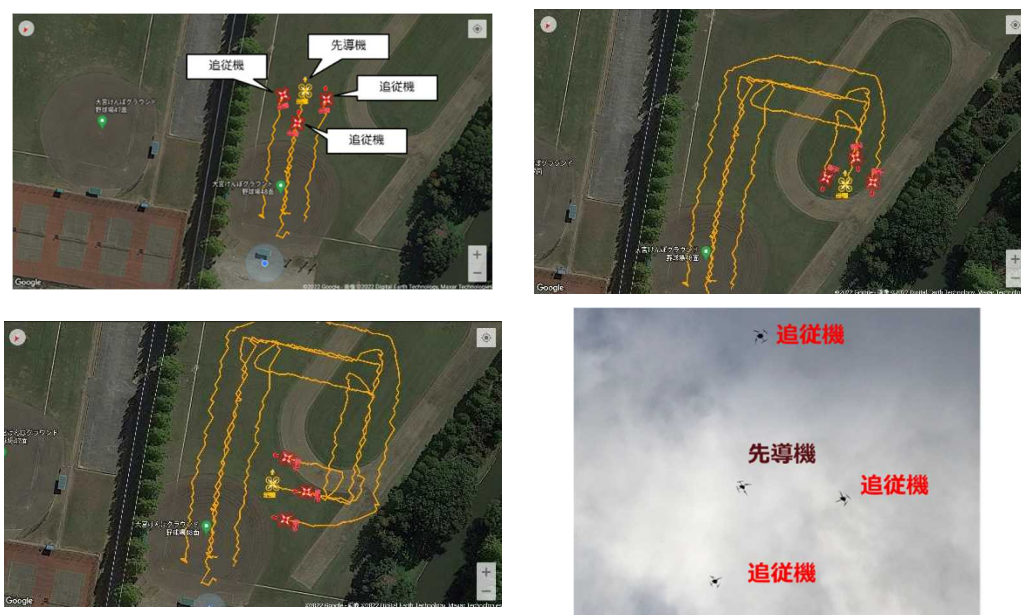


図 2. 2. 1. 9-64 ドローン 4 機による自律追従隊列飛行の軌跡と飛行の様子

(5) 同報通信内容の認証方式の実装と実証

最後に、LPWAの通信パケットに認証コードを埋め込み、共通鍵で暗号化することでグループ内（正規）ドローンかグループ外（非正規）ドローンかを識別する実証を行った結果を報告する。

本認証方式では、LPWA通信のパケットに含まれる時刻、緯度、経度、高度等の各情報に対して共通鍵を用いて暗号化することで認証コード（4byte）を生成し、暗号化しないこれらの情報（平文）に付加してLPWAでブロードキャストを行う。受信側では認証コードを共通鍵で復号し、平文情報と比較して一致するかどうかを判定することでパケットデータがグループ内のものかグループ外のものかを識別する。共通鍵を格納するデバイスとしては、共通鍵の上書きは可能だが読み出しする手段をもたないセキュアエレメント（SE）チップを採用し、これをマルチ通信端末のLPWA機体間通信モジュールにI2Cインターフェースで接続した（図2. 2. 1. 9-65）。



図 2. 2. 1. 9-65 認証システムの構成と採用したセキュリティエレメント（SE）
（MicrochipTechnology 社製 ATSHA204A）

実験の結果を図2. 2. 1. 9-66に示す。グループ外ドローンは「？」で表示され、グループ

内外が識別できていることがわかる。本識別方式は、LPWA通信を行う全てのドローンに対してグループ管理（例えば、同じ会社のドローンか否か、同じルートを飛行するドローンか否か、許可されたドローンか否か等）を行う場合に利用することが想定される。また故意のなりすまし（スプーフィング）被害を防止するために有効であると考えられる。なお、共通鍵は特定のサーバに正規のアクセス権限により接続することで入手するシステムで管理されるが、そのセキュアな管理方法については今後の課題である。

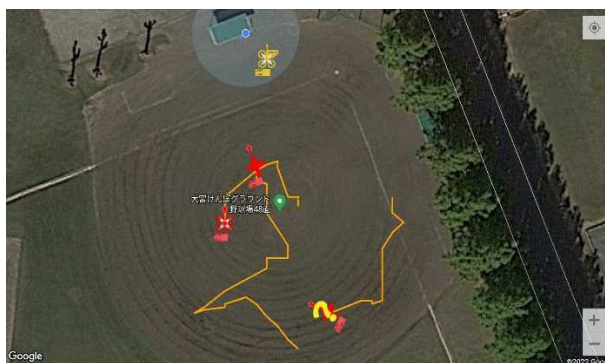


図 2. 2. 1. 9-66 認証コードによるグループ外ドローンの識別
（“?” マークで表示されている機体がグループ外のドローン）

(6) 成果のまとめ

本研究開発を通じて、マルチ通信端末の LPWA 通信機能を使った機体間通信方式の小容量長距離特性が確認できたとともに、当初予定していた成果を上回る成果として、この機体間通信技術を応用し、地上の操縦者やネットワークを経由せずに、ドローン側だけで自律的にニアミス回避や隊列飛行に応用できることが実証できた。また、LPWA 通信信号だけでなく、BLE ベースのリモート ID 信号並びに ADS-B 送信機搭載有人機の位置をモニタに統合表示するとともに、上記の連携制御飛行に応用することが可能であること、認証コードの付加によりグループ内かグループ外かの識別が可能であることが確認できた。

リモート ID 受信機能により、LPWA 通信端末を搭載していないがリモート ID 端末のみを搭載しているドローンの位置を地上を経由せずにドローンが直接検知することが可能である。また ADS-B 受信機能により、今後制度化が期待されるポータブル ADS-B を搭載した有人ヘリの動態情報を、上記と同様、地上を経由せずにドローンが直接検知することが可能である。

一方、マルチ通信端末を有人ヘリに手荷物物品として持ち込む場合は、その位置により大きく影響を受けることがデータにより示された。有人ヘリにとって、最も注意すべき方向は進行方向であるヘリ前方だとすれば、マルチ通信端末の最も適切な機体内位置は副操縦士席の前方窓際である必要がある。そうすれば、大きなコストをかけずにドローンとの危険回避に必要な十分な通信品質を得ることができる。

また、ドローン同士のニアミス回避や隊列飛行に応用する場合には、自機の位置情報をドローンのフライトコントローラから取得すること、位置情報の更新頻度を機体間の距離や速度に応じて適切に設定する必要があること（機体間の距離が短いほど、また速度が速いほど、更新頻度を多くする必要がある）が確認できた。

これらの成果は、地上の通信インフラ上に整備された運航管理システムの下でド

ローンが統合運用されるようになったとしても、地上の通信インフラが災害や障害等で利用不能となるような状況下でのレベル4 運航や通信インフラが貧弱な山間部等でのレベル3 運航における安全性確保に役立つものと期待される。

海外においては、まだ機体間通信に関する取組みはほとんどなされた例がなく、主にセルラー通信経由の地上通信インフラを前提とした運航管理システムをベースとする検討が中心となっている。本研究成果である機体間通信は、今後の国際競争力強化のための要素技術としての発展・実用化が期待される。なお、機体間通信に基づく自律追従隊列飛行は、より高度な複数ドローン間の連携・協調飛行に発展させることが可能であり、例えば複数機体の連携による重量物運搬などを可能にすることも想定され、今後の多数機運航の重要な要素技術の1つになるものと考えられる。

今後はこうした機体間通信方式のさらなる信頼性の向上を図るとともに、運用性の改善、実証データの蓄積、並びに国内外における標準化への寄与を行っていく必要がある。できれば、目視外を飛行するドローンには搭載を制度化し、またドローンと空域を共有する可能性のある有人機や空飛ぶクルマ等にも搭載できるようなガイドラインが策定されることが期待される。

5.22. 研究開発項目「④-7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」

5.22.1. 「ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」(実施者：NICT)

(1) 研究開発の概要

小型無人航空機の遠隔識別のためのブロードキャスト方式について、現在国際的な技術・制度化動向に合せ、BLE (Bluetooth Low Energy) による通信方法の開発が行われており、国内における制度化に向けた準備が進められている。NICT はその通信性能評価手法の開発を進めている。一方、国際的に大きなシェアをもつドローンメーカーの中には Wi-Fi Aware による通信方法を採用し、普及させようとする動きが出てきている。このため、追加の課題として BLE に加え、Wi-Fi Aware によるブロードキャスト方式の通信性能評価手法を開発し、その通信性能の客観的な評価を行う。

通信性能評価は、機体間通信用に開発し、BLE 方式のリモート ID 信号が受信でき、かつその通信性能を記録・評価することが可能なマルチ通信端末を用いて行う。Wi-Fi Aware 方式については、Wi-Fi Aware と GPS が実装された Android 端末（スマートフォンあるいはタブレット）を 2 台用い、その一方の端末に新たに開発する Wi-Fi Aware 受信信号に含まれる位置情報等を地図上に表示し、かつログを記録するソフトウェアを組み込む。ソフトウェアは、マルチ通信端末に接続される Wi-Fi Aware 対応の Android タブレット端末用の位置表示・ログ取得ソフトに機能追加することで実現する。その結果として、1つのタブレットあるいはスマートフォン端末上の地図に BLE、920MHz 帯 LPWA、ADS-B、Wi-Fi Aware の各無線インタフェース経由で受信される無人航空機（ドローン）や有人航空機の位置がアイコンで同時に表示できるとともに、それらの情報をまとめてログとして記録し、あとで PC 等にデータを移して通信成功率等を解析することを可能とする。

(2) 通信性能評価手法の設計と開発

Wi-Fi Aware 受信信号に含まれる位置、識別情報等のデータを Android OS 対応のマルチ通信端末の表示インタフェースに BLE 経由で得られた ID や位置情報等と統合表示し、かつログを記録するソフトウェアを設計・実装し、ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発を完了した。本手法では、「2.5.21①-4.2. 機体間通信方式の研究(NICT)」で報告した LPWA 通信経由の情報に加え、ADS-B モジュールを USB インタフェースで外付けすることにより、1つのタブレットあるいはスマートフォンのモニタ上に BLE5 (BLE version 5.0)、Wi-Fi Aware、LPWA、ADS-B を統合表示することを可能としている。

開発した評価システムと、BLE5 を受信した場合の受信電力 (RSSI) および受信頻度のモニタの例を図 2.2.1.9-67、図 2.2.1.9-68 に示す。これらのデータはデバイスに CSV 形式のログとして記録され、飛行軌跡解析、通信距離特性、通信成功率等の評価に活用することが可能である。

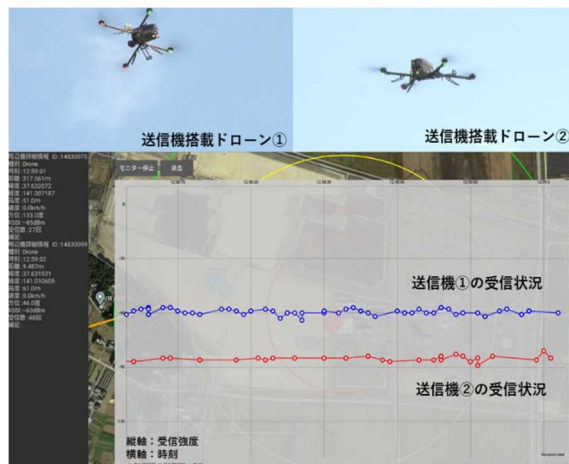
開発したWi-Fi Aware対応機能を追加したリモートID評価端末
(マルチ通信端末のモニタデバイス)



図 2.2.1.9-67 リモート ID 評価用受信機



(a) リモート ID 評価用受信機



(b) 2機のドローンに対する BLE5 受信電力・受信頻度モニタ例

図 2.2.1.9-68 リモート ID 評価用受信機による BLE5 通信品質測定

試作開発したリモート ID 評価用受信機的主要仕様を表 2.2.1.9-16 に示す。

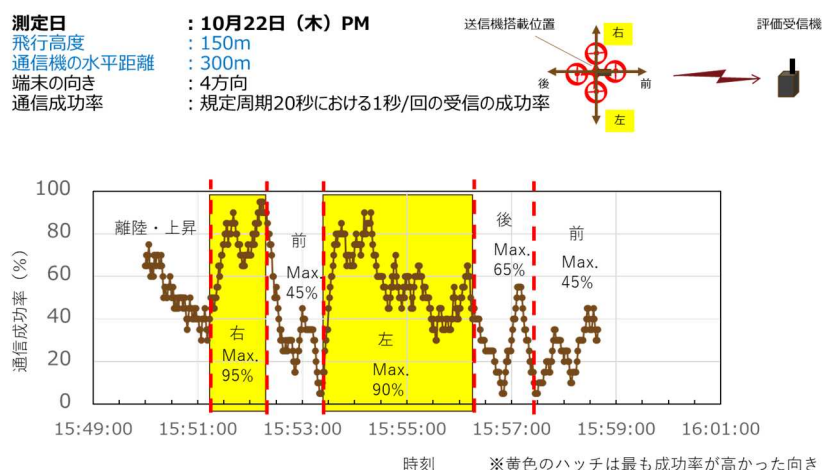
表 2.2.1.9-16 リモート ID 評価用受信機的主要仕様

対応通信方式 - Bluetooth Low Energy 5.0 (BLE5.0) ※OpenDrone ID準拠 - Wi-Fi Aware (対応予定) - Drone Mapper (920MHz帯LoRa) - ADS-B	ログデータ項目 - 位置座標値 (緯度、経度、海拔高度) - 送信JST日付・時刻 (年、月、日、時、分、ミリ秒) - 送信機ID - 速度(m/s)・進行方向(deg) - 受信信号強度 (RSSI, dBm) ※ 受信時刻と送信データ頻度より通信成功率が計算可能
モニタ表示機能 (Androidタブレット端末) - Google Map (地図・衛星写真) 上での送信端末位置・ID・進行方向ベクトルのリアルタイムアイコン表示 (BLE、Wi-Fi Aware、930MHz、ADS-B を統合表示) - 位置座標値 (緯度deg、経度deg、高度m) - 送信JST日付・時刻 (年、月、日、時、分、ミリ秒) - 送信機ID - 送信機からの水平距離 (m) - 速度・進行方向の数値 (m/s, deg) - 受信したパケットのRSSI数値 (dBm) 及びリアルタイムグラフ表示 (受信頻度が確認可能) - 同時表示機数: 10機以上	ログファイル形式 - CSV形式 電源 - モバイルバッテリー (5V、5000mAh程度) - インタフェース: マイクロUSB - 持続時間: 4~5時間 その他機能 - 自己位置ブロードキャスト (920MHz帯LoRa、V2V 位置情報共有用)

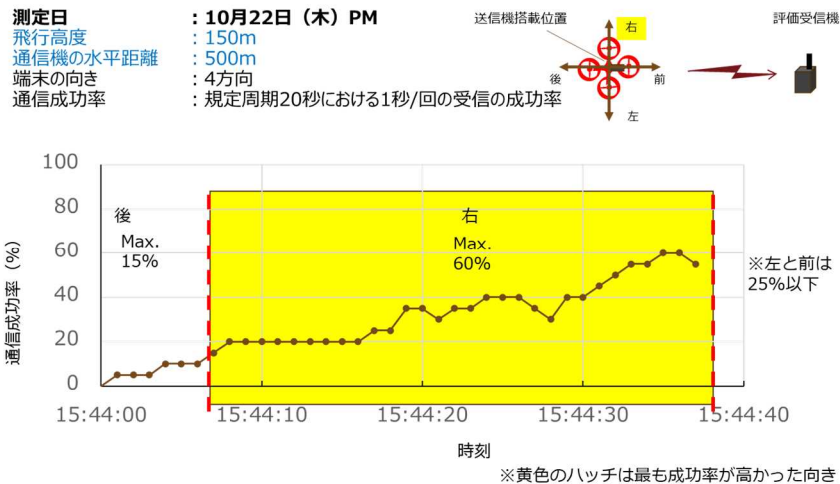
(3) BLE 方式リモート ID 信号の受信評価

この手法を用い、BLE 方式 (BLE5 を利用) 及び Wi-Fi Aware 方式のリモート ID 信号の通信評価試験を福島 RTF で実施し、その動作を確認した。

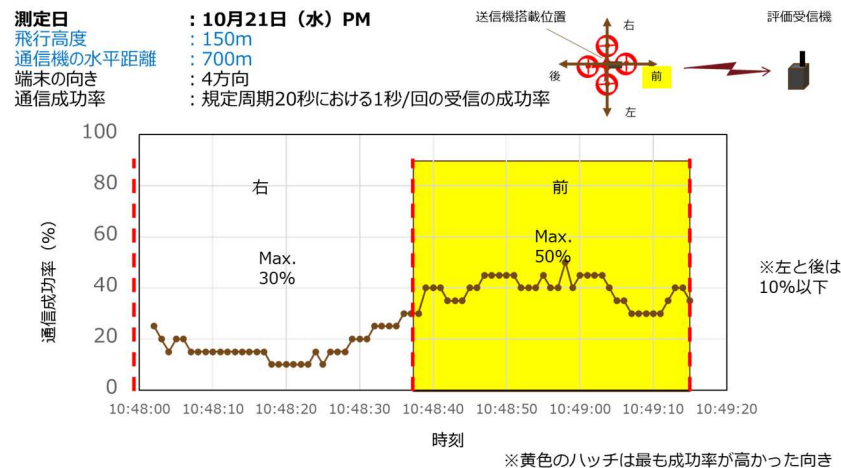
BLE 方式リモート ID 信号の受信信号評価結果の一例を図 2.2.1.9-69 に示す。リモート ID 送信機を 1 本のアーム上に搭載したドローンを地上の受信機方向を基準に前、右、後、左の 4 方向に水平回転させて通信成功率の変化を比較している。ドローンの飛行高度は全て対地 150m である。通信成功率は、コンソ内で規定した周期 20 秒間で 1 秒に少なくとも 1 回以上受信できた場合を受信成功と判断し、受信成功数の最大値 (20 回) を母数とする割合で定義した。



(a) 水平距離 300m



(b) 水平距離 500m



(c) 水平距離 700m

図 2.2.1.9-69 BLE 方式リモート ID 信号の受信品質評価の一例

(リモート ID 送信機を搭載したアームが受信機の方である場合が「前」、それを基準にしてドローンを右方向に 90 度回転させた場合が「右」、その逆に回転させた場合が「左」、アームが受信機とは反対の方である場合が「後」)

上記結果から送受信間の水平距離と通信成功率が最大となるドローンの方向とその時の最大通信成功率をまとめたものを表 2.2.1.9-17 に示す。ドローンの向きによる依存性が顕著に表れており、ドローン搭載送信機のアンテナにおけるドローン機体による干渉（遮蔽・減衰）が大きく影響している可能性があることが数値として表れている。

表 2.2.1.9-17

水平距離	300m	500m	700m
通信成功率	右95%、左90%	右60%	前50%

(4) Wi-Fi Aware 信号の受信評価

次に、試作した評価用受信機を用いて BLE の評価と同じく福島 RTF において Wi-Fi Aware 信号の受信評価を実施した。送信機、受信機ともに Wi-Fi Aware の送信機能を搭載するスマートフォン (Google Pixel) を用い、受信機にはマルチ通信端末で試作開発した機体間通信データの受信・ログ収集ソフトウェアを用いた。

このシステムを利用して得られた送信機と受信機の距離を遠ざけていったときの受信電力 (RSSI) 及び通信成功率を図 2.2.1.9-70、図 2.2.1.9-71 に示す。伝搬経路が地面に近くまた近傍の建物の影響などもあるため、完全な自由空間伝搬特性とはなっていないが、距離 600m 近くまでの通信が確認でき、条件によっては 90%以上の通信成功率が得られている。通信成功率は、BLE の場合と同じく、コンソ内で規定した周期 20 秒間で 1 秒に少なくとも 1 回以上受信できた場合を受信成功と判断し、受信成功数の最大値 (20 回) を母数とする割合で定義した。

なお、本実証では市販のスマートフォンに搭載の Wi-Fi Aware 信号を評価に利用したが、実際のドローンに用いられている Wi-Fi Aware 信号に関する詳細なデータフォーマット情報を入手すれば、それらのモニタと評価に利用することが可能となる。

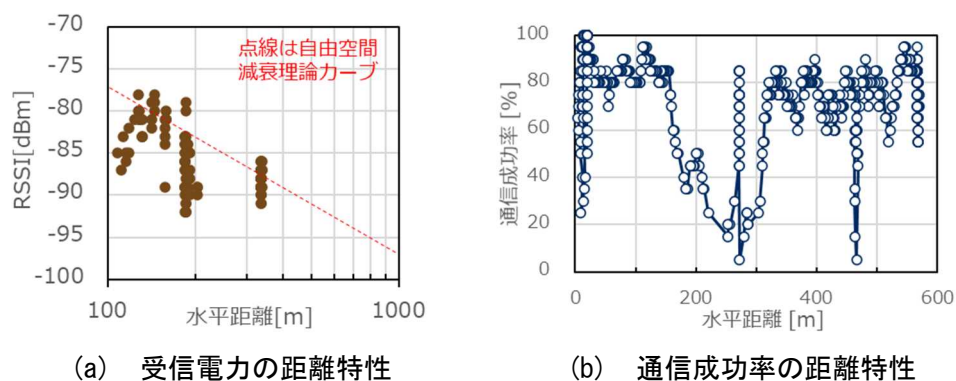
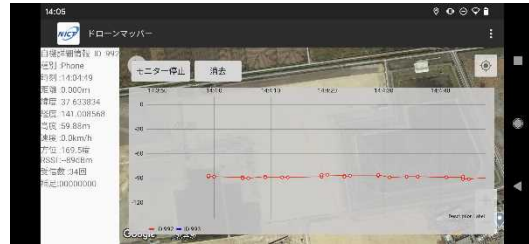


図 2.2.1.9-70 Wi-Fi Aware の通信特性測定例



(a) Wi-Fi Aware 信号の受信
成功ポイント



(b) 受信電力のリアルタイムモニタ

図 2.2.1.9-71 Wi-Fi Aware 信号の受信成功ポイントと受信電力の
リアルタイムモニタ

次に、開発したマルチ通信端末に USB インタフェースを介して外付けで ADS-B 受信モジュールを接続することにより、タブレットあるいはスマートフォンのモニタ画面上に、LPWA 通信端末搭載ドローンに加えて ADS-B 送信端末搭載機（有人機）を同時表示できるか確認を行った。結果を図 2.2.1.9-72 に示す。モニタした場所は埼玉県大宮の大宮けんぼグラウンドであり、そこから 30~40km 離れた場所を飛行する ADS-B 送信機搭載の有人機がモニタできている。このため、本端末を搭載することにより、LPWA 搭載機だけでなく、ADS-B 送信機のみを搭載した有人機の位置も同時に把握することができ、目視外運航における安全性向上に役立てることが可能となる。

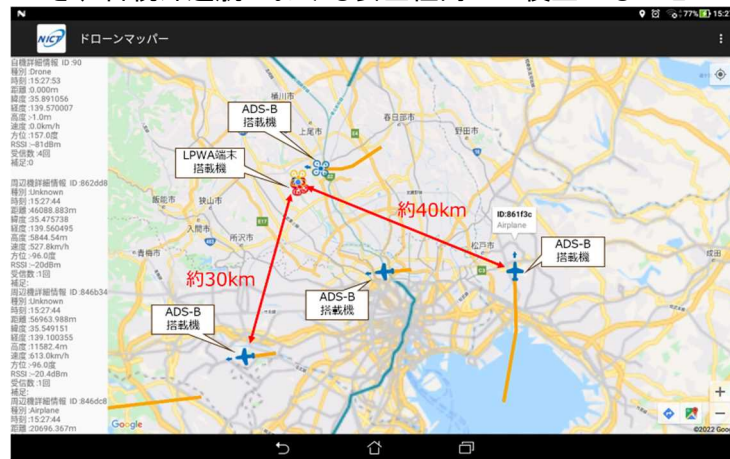


図 2.2.1.9-72 LPWA 通信端末搭載ドローンと ADS-B 搭載有人機の
タブレット上での同時リアルタイムモニタ表示
(ドローンのアイコンが LPWA 端末搭載機、飛行機のアイコン
が ADS-B 送信機搭載有人機)

(5) 成果のまとめ

本研究開発では、マルチ受信端末による BLE5、LPWA、ADS-B、Wi-Fi Aware の各通信方式に対応した統合位置表示とともに、それぞれの受信レベル、通信成功率などの解析が可能なりモート ID 受信評価端末を試作し、その実証評価を行った。これにより、異なる種類の通信方式やリモート ID 送信端末を共通の基準で比較評価すること

が可能となるとともに、USB 接続された Android タブレットあるいはスマートフォンモニタ上にそれらの異なる型式の信号により受信された各移動体の位置情報がリアルタイムにアイコンで表示・可視化できることを確認した。

一方、Wi-Fi Aware については、実際ドローンで使用されている方式のフォーマット（Wi-Fi アライアンスで認証された Wi-Fi Aware 方式とは少し異なる）にはまだ準拠していないため、リモート ID に Wi-Fi Aware 方式を採用したメーカーの協力を得てフォーマットを適合させる必要がある。

このようなマルチ通信方式に対して通信品質評価ができるシステムは世界的に見ても例がないため極めて独自性が高く、複数のリモート ID 方式を共通のプラットフォームで同一条件にて比較評価する場合に有効であると考えられる。

M P A T

5. 23. 研究開発項目「②-3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」

5. 23. 1. 「有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」（実施者：M P A T）

本研究開発では有人航空機に一切手を加えることなしにその飛行位置探知できる手法として、マルチラテーションと呼ばれる技術を適用した有人航空機の位置探知システムを開発した。システムは、福島ロボットテストフィールド（RTF）および南相馬市に設置し、有人航空機の位置をリアルタイムで探知する実証実験を実施した。これにより、モード S トランスポンダを搭載する有人航空機を RTF から 15km 圏内において 1000ft 高度の位置を探知できることを確認した。また、モード A/C トランスポンダを搭載した有人機を RTF から 10km 圏内において 1000ft 高度の位置を探知できることを確認した。また、無人機管理システムとの接続実験により所望のデータをリアルタイムで受信し、情報共有システムを介して無人機ユーザに表示提供できることを確認した。

低高度を飛行する有人航空機の探知は技術的に難しい問題であり、これを解決できるシステムは存在しなかった。マルチラテーションの低高度域の監視は世界的にも未開拓の領域である上、これを実現できるシステムは世界的にも少ないことから、今後の次世代空モビリティの運航管理システムにおいて、有人航空機の協調的な空域共有を実現において広く利用されることが期待できる。

J A X A

5. 24. 研究開発項目「②-4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」

5. 24. 1. 「有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」(実施者: J A X A)

1) ポータブル ADS-B 装置の飛行評価

<研究成果>

- ・ ポータブル ADS-B 装置を JAXA 実験用ヘリコプタ他に搭載し、飛行実験にて通信特性（距離や搭載状態での指向性）を計測した。
- ・ 結果、航空機前方では 20km 程度まで 1 秒に 1 回程度の受信が可能であることが確認できた。これは無人航空機が安全対応するのに十分な距離であり、本デバイスが有人航空機と無人航空機の安全確保用途に必要な性能を有していることが確認された。一方で機体真後は機体自体の遮蔽効果により、数 km 程度で受信出来なくなることが確認された。



図 2. 2. 1. 9-73 実験用ヘリコプタに搭載したポータブル ADS-B 装置（左）
評価飛行パターン（福島 RTF 周辺）

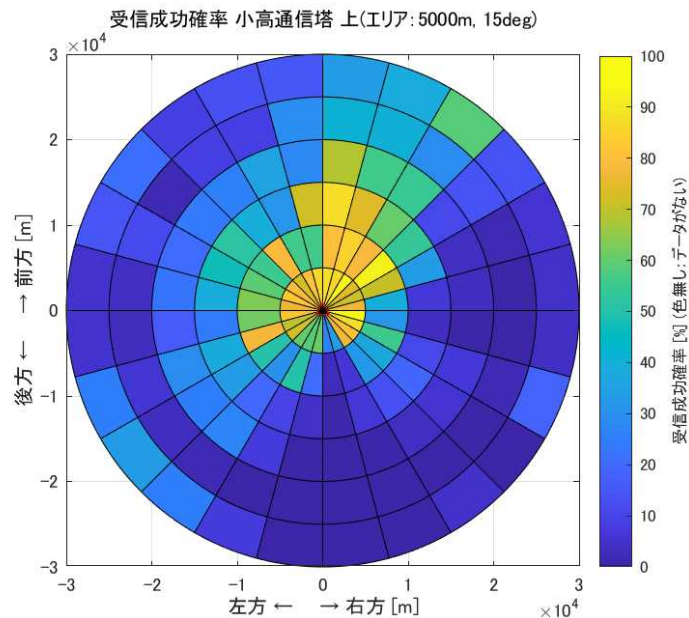


図 2. 2. 1. 9-74 ポータブル ADS-B 信号の受信成功確率分布
(機体からの相対的な位置でプロット)

<意義>

- ・ 取得されたポータブル ADS-B の送受信特性の実計測データにより、本技術が有人航空機と無人航空機間の安全確保に有効であることが示された。有人航空機接近時の安全確保は無人航空機の産業利用拡大にとって必須要件であり、重要な意味を持つ。
- ・ また、取得された送受信特性データを用いることで、複雑な運航環境における有人航空機と無人航空機の安全確保の統計的なシミュレーション評価検討が実施可能になる。同シミュレーションを通して、将来の無人航空機自律飛行時の回避行動アルゴリズムの研究開発等に役立てることが出来る。本課題は後継となる ReAMo プロジェクトにおいて取り組む計画である。

2) 社会実装に向けた手順の整理

<研究成果>

- ・ 本研究開発でポータブル ADS-B 装置の飛行実験を実施するため、当局からの実験許可を取得する調整と技術的な調査を実施した。
- ・ 日本国内における飛行試験を実施するため、国土交通省航空局安全部安全企画課装備品係との調整し、以下の論点を整理した。
 - ①電波を発する機材の航空機への持ち込みの観点。
 - ②1090MHz 航空周波数での信号発信航空管制への影響の観点。技術的な問題は生じないことを確認した上で、航空法第 17 条第 3 項において準用する同法第 11 条第 1 項ただし書に係わる試験飛行の許可申請を行い、飛行許可を得た。
- ・ 無線装置としてのポータブル ADS-B の実験使用許可を取得するため、総務省と調整を行い、必要な検査を実施した上で、無線実験試験局免許を取得した。
- ・ 社会実装のためには実用局として利用可能にする必要がある。そのための手順（ロードマップ）案を作成した。
 - ① 設備施工規則の定義（制度議論）（航空周波数 1090MHz の扱いの議論）
 - ② ポータブル ADS-B 装置の工事設計認証（技適）取得
 - ③ 電波を発する機材の持ち込みに関わる D0-160 Sec. 21.5（エミッション試験）
 - ④ 航空機アドレス発行申請・無線局免許申請（個別）
 - ⑤ 搭載機体毎の EMC 地上試験の定義（個別）

<意義>

- ・ 飛行実験の許可を取得するための当局（航空局および総務省）との調整過程で、その後の社会実装に向けた基本的な課題が識別された。
- ・ 上記課題を解決して社会実装するための手順（ロードマップ）案を作成したことで、関係者との議論方針が明確になった。本手順に沿って関係者との調整を進める。本課題は後継となる ReAMo プロジェクトにおいて取り組む計画である。

5. 25. 研究開発項目「③. 情報統合アーキテクチャの研究」

5. 25. 1. 「機体識別および有人航空機空域共有のための情報統合アーキテクチャの研究」 (実施者：JAXA)

1) ファスト・タイム・シミュレータ開発と空域リスク評価

<研究成果>

- ・ 空域リスクの統計的評価が可能なファスト・タイム・シミュレータ (Skale-FT) を開発し、有人航空機と無人航空機の干渉確率評価を行った。
- ・ その結果、従来の衛星通信を介した有人機位置情報に基づくアラート方式では、今後運航数が増大する無人航空機の任務が大きく影響を受けてしまうことが示された。
- ・ 従来方式では通信遅延が存在し、かつ、非常に大きな安全余裕を持ったアラート通知がされるが、これにより必要以上に無人航空機側に緊急着陸の対応が必要になってしまう。仙台市周辺空域を想定した試算では 43.8% の無人航空機任務が影響を受けてしまう。
- ・ 本研究で提案する ADS-B のような遅延が無い動態情報を用いることで無駄が排除され、影響を緩和することが出来る。任務中断率をおおよそ半減 (23.6%) させられる。
- ・ さらに速度ベクトル情報から将来位置を推定することで、任務中断率を一桁減らす (→1.8%) ことが出来ることが明らかになった。

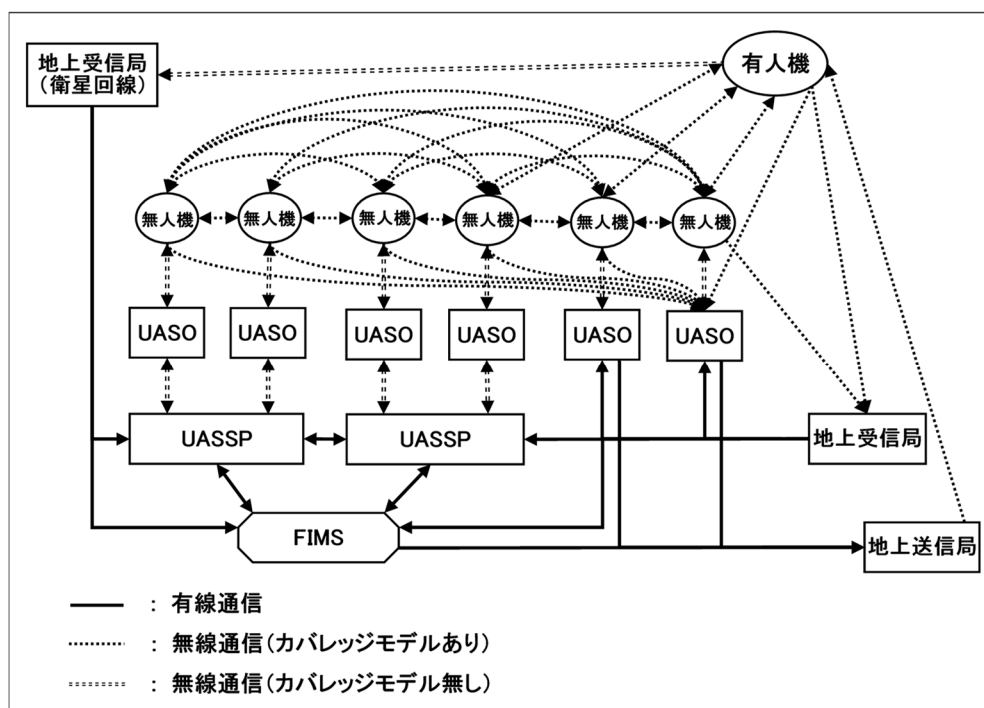


図 2. 2. 1. 9-75 空域ファスト・タイム・シミュレータの機能構成

比較ケース：

- ① 遅延がある動態共有（現状のSATCOMベースの退避アドバイザリを想定）
 - ・退避判定は単純距離12.3 kmと仮定。単純距離なので極めて多くのドローンが影響を受けてしまう。
- ② 遅延が無いADS-Bでの動態共有想定（退避判定は単純距離）
 - ・退避判定は単純距離7.3 kmと仮定。遅延が無い分距離マージンを削減すると仮定。
- ③ 遅延が無いADS-Bでの動態共有想定（速度ベクトルから予想経路も考慮）
 - ・退避判断は、速度ベクトルも考慮してWell Clear違反が予想される場合のみに限定。

有人機動態共有方法	退避発生回数	Well Clear違反回数	ドローン任務中断率	
① SATCOM (単純距離判定)	8394回	0回	43.8%	有人機と無人機のセパレーションを保守的な数字（12km）のままにして、全有人航空機を対象に対応する場合、ドローン任務への影響が大きい
② ADS-B (単純距離判定)	5126回	0回	23.6%	アラートに影響される面積が減ったため
③ ADS-B (ベクトル考慮)	484回	5回	1.8%	遅延が無い動態情報と、速度ベクトルを考慮した退避判断条件とすることで、必要以上の退避行動を削減できるため、ドローンの運航効率が改善できる

ランダム要素に関して40エピソードの平均値。ドローンの飛行数は21,792回。

図 2. 2. 1. 9-76 有人航空機の動態情報共有による無人航空機運航効率の低下の緩和

<意義>

- ・ 有人航空機および無人航空機間の安全確保のためには飛行情報共有が必須であるが、現在のアラート方式のまま情報共有範囲を拡大すると無人航空機の運航効率が大幅に悪化してしまうことが明らかになった。
- ・ 動態情報共有と共にアラート方式、回避方式の合理的な設定が必要である。本課題は後継となる ReAMo プロジェクトにおいて取り組む計画である。

2) 情報統合アーキテクチャの設計

<研究成果>

- ・ 学識経験者や、関連産業分野における業界関係者を委員として招き、「遠隔からの機体識別および有人航空機との空域共有に関する研究開発有識者委員会」を設置、議論を行った。
- ・ DRESS プロジェクトで検討された FIMS および UASSP 等による UTM の基本アーキテクチャに加え、新しい要素としての「有人航空機動態情報」および「遠隔識別情報」を加えた UTM アーキテクチャとして、情報統合アーキテクチャを設計した。

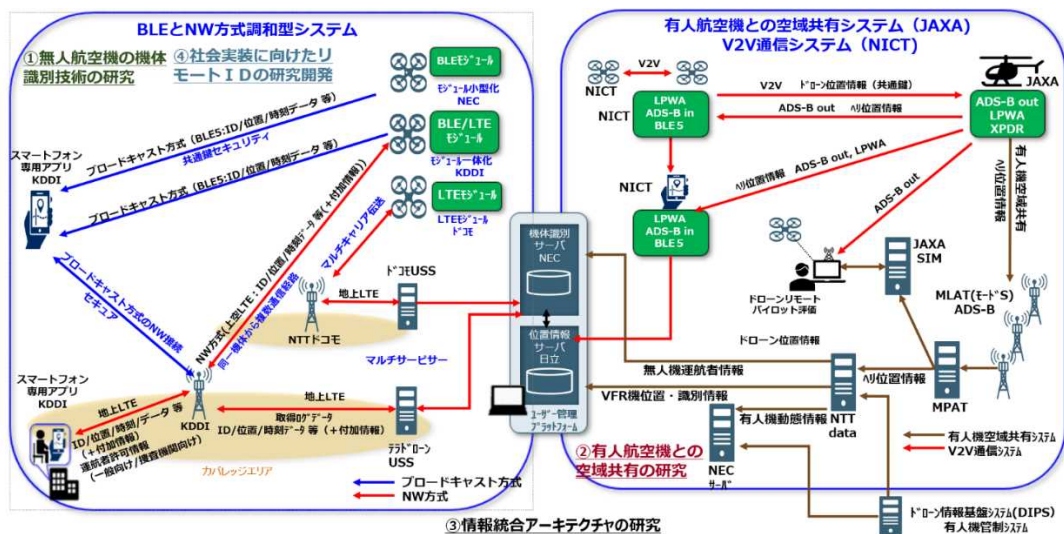


図 2.2.1.9-77 情報統合アーキテクチャ（実証実験の全体システム系統）

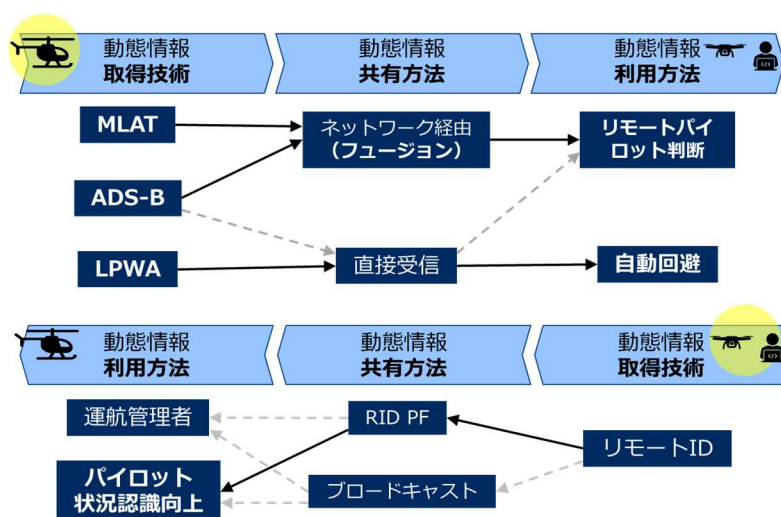


図 2.2.1.9-78 情報統合アーキテクチャ

（有人航空機動態情報と無人航空機動態情報（リモート ID）の共有の主要な系統）

<意義>

- ・ UTMにおいて追加要素である「有人航空機動態情報」および「遠隔識別情報」の取り込み方の例を示すと共に、その飛行実証を行うことで、今後の日本における広い意味での UTM アーキテクチャ検討に資する知見を得ることが出来た。本課題は後継となる ReAMo プロジェクトにおいて、次世代空モビリティ運航管理のアーキテクチャとして発展した検討に進むことになる。

3) 総合接続飛行試験成果

<研究成果>

- ・ 有人航空機と無人航空機の情報統合アーキテクチャを模擬したシステム構成により、想定シナリオ（有人機接近時の無人航空機緊急回避）の飛行実証を実施し、そ

の有効性を確認することができた。

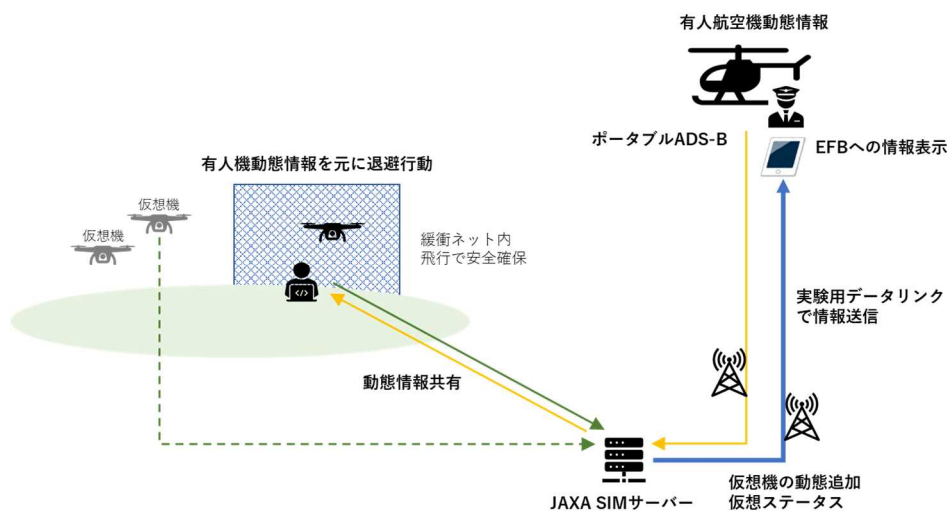


図 2.2.1.9-79 情報統合アーキテクチャ
(有人航空機動態情報と無人航空機動態情報 (リモート ID)
共有環境の模擬)



図 2.2.1.9-80 無人航空機パイロットへの有人機接近情報提供と、ヘリパイロットへのドローン位置情報提供（ドローンが有人航空機の Well Clear（パイロットが十分に安全であると見做せる安全距離）を維持して退避行動をとったケース模擬）

〈意義〉

- ・ 総合接続試験における飛行実証を通じて、システムコンセプトの有効性の確認ができた。
- ・ 特に無人航空機側の対応方法（有人機接近時に退避行動をとるための判断パラメータや、その閾値、退避行動自体の定義等）に課題が残っていることが確認された。本課題は後継となる ReAmo プロジェクトにおいて取り組む計画である。

(6) 特許出願数、論文等の発表数

NEC

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

日立製作所

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	1	0	0	－	1
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

知財確保の考え方：位置情報の共有に関して有効と考えらえる技術を知的財産として特許申請する

NTTドコモ

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

KDDI

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

テラドローン

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0

学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

N T T データ

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	0	－	0
展示会出展	－	－	1	1	2	－	4
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

N I C T

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	3	2	5
展示会出展	－	－	0	0	1	－	1
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	2	18	20
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	1	1
国内出願	－	－	0	0	0	－	0
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

M P A T

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	1	1	1	3
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	1	0	－	1
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	1	1
外国出願	－	－	0	0	0	－	0

知財確保の考え方：基本特許として時刻同期技術の知財確保を実施した。

J A X A

	2017 年度	2018 年度	2019 年度	2020 年度	2021 年度	2022 年度	総計
論文	－	－	0	0	0	－	0
学会発表・シンポジウム講演等	－	－	0	0	4	1	5
展示会出展	－	－	0	0	0	－	0
学会誌・雑誌、新聞などへの掲載	－	－	0	0	0	－	0
ニュースリリース・プレスリリース	－	－	0	0	0	－	0
国内出願	－	－	0	0	0	－	0

外国出願	-	-	0	0	0	-	0
------	---	---	---	---	---	---	---

(7) 実用化・事業化への道筋と課題

1. 実用化・事業化に向けた戦略

NEC

1.1. 研究開発項目「①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究」

小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会の「リモート ID の基本設計（案）（概要）」に定義されている、登録システムへの所有者情報等の照会・回答のユースケースを想定し、機体識別技術を継続して検討する。様々な利用方法の仮説を立て、技術開発を促進する。検証結果をもととした利用方法を関係省庁へ提案し環境整備の促進を図る。

1.2. 研究開発項目「②-1. 飛行計画管理機能の研究」

“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”にて制定されている「空の産業革命に向けたロードマップ」に協調しつつ、無人航空機運航管理と本研究開発対象である飛行計画管理機能の在り方を継続して検討する。

また、有人航空機の情報共有について運用ルールの策定に関して関係省庁への積極的な提案を継続し、環境整備の促進を図るとともに、無人航空機運航管理事業を確立させる。

1.3. 研究開発項目「④-1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」

2021 年 12 月に“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”で提示された、「リモート ID の導入について」にて、管理対象が 100g 以上の機体となり、リモート ID デバイスの更なる小型化が必要となった。社会実装を想定して、100g の機体に搭載可能な小型かつ頑健性のあるリモート ID デバイスの検討が必要となり、新たな研究テーマ「④-11 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」を設定した。

1.4. 研究開発項目「④-2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

2020 年 12 月 3 日の“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”で改訂された空の産業革命に向けたロードマップ 2020 に則り、有人地帯での目視外飛行の社会実装を行うことを想定して、機体識別管理技術の検討を継続して実施する。ブロードキャスト型、ネットワーク型のリモート ID からの情報を活用し、実証実験を継続して行い、技術開発を促進し、また、検証結果を元にしたネットワーク方式のリモート ID の有効性を関係省庁へ提案し、環境整備の促進を図る。

1.5. 研究開発項目「④-8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」

研究開発内容は、関連省庁に報告し、暗号化方式は AES-128bit-CBC (Cipher Block Chaining Mode) で検証を行った。

2021 年 6 月 28 日の同協議会にて、「リモート ID 技術規格書（案）」として、ブロードキャスト方式の認証データの暗号化方式は AES-128bit-CCM (Counter with Cipher block chaining Message authentication code) となり、「①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究」にて、AES-128bit-CCM の研究を実施し事業化検討を進めている。

1. 6. 研究開発項目「④-10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」

リモート ID の基本設計（案）にて定義されている、登録システムへの所有者情報等の照会・回答のユースケースを想定し、継続して検討する。様々な利用方法の仮説を立て、技術開発を促進する。検証結果をもととした利用方法を関係省庁へ提案し、環境整備の促進を図る。

1. 7. 研究開発項目「④-11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」

無人航空機が様々な分野で活用され多数の機体が高密度に飛行する将来において、今回の研究開発で得た技術情報を元に、機体製造業社への技術提供、デバイス供給を行う検討を継続して行う。

日立製作所

1. 8. 研究開発項目「①-2. 位置情報共有プラットフォームの研究」

無人航空機は、物流分野のみならず、橋梁、道路、トンネルといった社会インフラ点検、災害地における救援支援、空撮など様々な分野での活用が期待されている。さらにその市場は今後、益々拡大していくものと予想されている。

無人航空機の普及に伴い 2020 年代に 1 時間 1 平方 km100 機といったレベルで多数飛行する世界となることが想定され、多数の機体が高密度に飛行することが想定された世界を実現するためには、機体の登録や識別方法を含めた機体の遠隔識別（リモート ID）が必要不可欠であり、その全体システムの一部として本研究開発対象である位置情報共有プラットフォームも必要になると想定する。

1. 9. 研究開発項目「④-3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

無人航空機は、物流分野のみならず、橋梁、道路、トンネルといった社会インフラ点検、災害地における救援支援、空撮など様々な分野での活用が期待されている。さらにその市場は今後、益々拡大していくものと予想されている。

無人航空機の普及に伴い 2020 年代に 1 時間 1 平方 km100 機といったレベルで多数飛行する世界となることが想定され、多数の機体が高密度に飛行することが想定された世界を実現するためには、機体の登録や識別方法を含めた機体の遠隔識別（リモート ID）が必要不可欠であり、その全体システムの一部として本研究開発対象である位置情報共有プラットフォームも必要になると想定する。また、その際には受信端末での受信範囲を超える無人航空機との位置情報共有も可能とするネットワーク方式リモート ID も必要になると想定する。

NTTドコモ

1. 10. 研究開発項目「①-3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」

リモート ID 発信においては、まずはブロードキャスト型での整備が進んでおり、ネットワーク型については、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会におけ

る「空の産業革命に向けたロードマップ 2022」にて示されている通り、引き続き運航管理技術の高度化に向けて、継続検討がなされていく見込みである。

ネットワーク型の検討に際しては、リモート ID が無人航空機にて生成ないし保持/送信される性質の情報であるため、その無人航空機にて生成ないし保持/送信されたリモート ID の信憑性の確保が重要となってくる。本研究開発にてリモート ID の信憑性の確保のために用いた携帯網固有情報の取得及び送信に関する実装方式については、既に商用サービス化されているものの組み合わせであるため、技術的観点においての実現性は高い。一方、事業化においては、信憑性確保も含めたネットワーク型リモート ID のサービスの提供方法について検討が必要である。具体的には、本研究開発にて用いた携帯網固有情報を利用する場合、携帯電話事業者がリモート ID の信憑性確保も含め垂直統合型でサービス提供するのか、あるいは、リモート ID の信憑性確保のみを携帯電話事業者が提供し、その他のサービス提供を別事業者で行う水平分業型でサービス提供するのか等の検討である。水平分業型だと、事業者間の調整に係るオーバーヘッドコストを踏まえた事業化が必要となるが、垂直統合型であればその分のコストを抑えること可能であり、それらの特徴を踏まえた検討を実施する必要がある。

1. 11. 研究開発項目「④-6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」

前項の通り、リモート ID 発信においては、まずはブロードキャスト型での整備が進んでおり、ネットワーク型については、引き続き運航管理技術の高度化に向けて継続検討がなされていく見込みである。その継続検討の中では、本研究開発を踏まえ、ネットワーク型リモート ID の実用化に向けた実装方式等のさらなる検討も継続していく必要がある。

ネットワーク型リモート ID はブロードキャスト型と比較し、その通信に LTE を使用する方式が検討されていることから、長距離からの識別が可能であり、さらに、携帯電話網固有の識別情報や位置情報が、リモート ID の詐称への対策も可能であるという特徴を有している。その為、現在法整備が進められている飛行レベル 4 のような第三者上空での目視外飛行においては、その飛行特性から、長距離からの無人航空機の識別、さらに、その情報が詐称されていないことの担保が重要であり、上記で挙げた特徴を有する、ネットワーク型リモート ID が適切であると考えられる。上記を踏まえると、今回の研究開発で検証したネットワーク型リモート ID は、その特徴を有する構成となっており、実証結果においても実用に耐えうる結果であったことから、本研究開発の結果をベースとした実用化が見込まれる。

K D D I

1. 12. 研究開発項目「①-4. 機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究」

2022 年 6 月の登録制度で施行された直接放送型のリモート ID によるパブリックセーフティの実運用性を継続注視すると共に、2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）を踏まえながら、ネットワーク型のリモート ID に関わる技術開発と実証実験を継続し、検証結果に基づく技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

1. 13. 研究開発項目「①-4. 1 ネットワーク型通信方式の研究」

2022 年 6 月の登録制度で施行される直接放送型のリモート ID における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題を踏まえたパブリックセーフティの実運用性を継続注視

すると共に、2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）を踏まえながら、ネットワーク型のリモート ID に関わる技術開発と実証実験を継続し、検証結果に基づく技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

1. 14. 研究開発項目「④-5 ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発」

2022 年 6 月の登録制度で施行される直接放送型のリモート ID における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題を踏まえたパブリックセーフティの実運用性を継続注視すると共に、2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）を踏まえながら、ネットワーク型のリモート ID に関わる技術開発と実証実験を継続し、検証結果に基づく技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

1. 15. 研究開発項目「④-9 ロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証」

2022 年 6 月の登録制度で施行される直接放送型のリモート ID における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題を踏まえたパブリックセーフティの実運用性を継続注視すると共に、2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）を踏まえながら、ネットワーク型のリモート ID に関わる技術開発と実証実験を継続し、検証結果に基づく技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

1. 16. 研究開発項目「⑤-1 運航管理システムと識別技術の調和システム開発」

2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）や、ASTM 規格など国際標準に適合した運航管理システムとの連携システムの技術開発と実証実験を継続し、国際動向調査と実証実験の検証結果に基づくフライトセーフティの実現に向けた技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

1. 17. 研究開発項目「⑤-2 遠隔識別技術の海外訴求活動」

2021 年 6 月の官民協議会で示された、2022 年 12 月のレベル 4 飛行の実現に向けた新たな制度整備における運航管理要件（運航ルール）や、ASTM 規格など国際標準に適合した運航管理システムとの連携システムの技術開発と実証実験を継続し、国際動向調査と実証実験の検証結果に基づくフライトセーフティの実現に向けた技術要件の策定、並びに関係省庁への環境整備の提案と促進を図る。

テラドローン

1. 18. 研究開発項目「①-4.3 通信制御の開発」

リモート ID 信号の発信義務化が制度として運航者側に根付くことで定常的に一定数以上の無人機運航数が担保され、民間 USS サーバの事業としての採算性が確保できると仮定した場合、その運用定着化までのシナリオとして以下のようなステップで進めていくことを想定している。

表 2.2.1.9-18 事業化までのシナリオの進め方

項番	ステップ	概要	備考
1	ユースケースの机上検証	リモート ID 情報共有のための様々なユースケースの検証を実稼働想定システムを用いて机上にて行う。 具体的なユースケースとしては、催事場上空で不審ドローンを検出した地上警備員から機体識別情報共有 PF に対して無人機運航者情報 API を介して操縦者の身元確認を行うものが挙げられる。	パラメータの固定値化や通信ノードのスタブ化を行い、E2E (End to End) でどのような操作が必要とされるかを整理。
2	ユースケースの有効性の整理	様々な通信経路や接続方式にてユースケースの有効性の検証を行うことでパターン毎に利点・欠点の整理を行う。 具体的には機体 (→地上リモート ID 受信端末) (→民間 USS サーバ) →遠隔識別 PF (→民間 USS サーバ) →地上リモート ID 受信端末という一連の経路の中で地上リモート ID 受信端末あるいは民間 USS サーバを経由するか否かで複数のパターンが存在する。	システム間遅延やコンピュータリソース制限、通信セキュリティや接続の安定性等様々な観点でユースケースを整理。
3	ニーズの特定	整理された利点・欠点を元に最適な接続形態および通信方式のユースケースを選定すると同時に、リモート ID 信号自体の分析を行うことでリモート ID 情報共有の具体的なニーズを特定しインタフェースの調整を行う。 具体的には ASTM 規格に含まれていない位置情報補正フラグや有人機インタフェースの追加等が挙げられる。	リモート ID 通信電文中の項目で過不足があればその補完を実施。
4	システムの最適化	特定できたニーズに合わせて民間 USS サーバ側の内部処理を最適化する。 具体的にはネットワーク型通信方式でリモート ID 発信中に十分なセルラー通信強度が確保できなかった場合に直接放送型通信方式に縮退運転 (fall back) する等。	民間サーバを介してリモート ID 信号を扱う上で電文のデータ検証処理やエンコード処理、優先度決定処理等を最適化。
5	概念実証の実施	民間 USS サーバに接続してもらう運航者側の理解を得るための提案および情報共有等の活動を行う。 具体的には国内で標準化されたリモート ID 通信規格に則った機体および制御ソフトを利用して、リモート ID の処理自体は USS 民間サーバ側で隠蔽してしまい、最小限の労力でリモート ID 発信義務を履行することが可能になる。	事業化を見据え、システムとしての信用を得て実績を積むための概念実証を実施。
6	継続的な改善	民間 USS サーバに接続する運航者数の増加を図るために接続形態の多様化等への対応およびニーズに合わせた改善を継続して行っていく。	今後の取組みとして検討。

NTTデータ

1. 19. 研究開発項目「②-2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究」

今回の研究では、ADS-B や MLAT など有人航空機の位置を補足するための複数の技術を使って取得した情報を比較検討し、優先度の高い位置情報を採用するフュージョン機能を開発した。今後、無人航空機と有人航空機の位置情報を共有する仕組みを構築する場合に、どのような手段で有人航空機の位置情報を取得し、採用する情報を判別するかについて、今回の研究結果を踏まえた設計が必要になる。

また無人航空機と有人航空機の位置情報を共有する仕組みについて、公的機関にてインフラを整備するのか、民間事業者間の情報連携で実現するのか、方針を決める必要がある。公的機関と民間事業者のどちらが位置情報共有の仕組みの実現を担うかにより、必要となる技術やインフラは異なってくる。公的機関と民間事業者のどちらが無人航空機と有人航空機の位置情報共有を担うのかの方針に従って、法制度やインフラが整備され、事業化されていくことになる。

1. 20. 研究開発項目「④-4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発」

無人航空機の運航者情報および機能情報の取得や管理については、法制度やシステムが整備されている。今後、これらの情報を活用した無人航空機の安全安心な運航のための各種サービスが事業化する見込みである。

この実現のためには、現在の無人航空機に関する情報を保有する公的機関の各種システムが情報を提供し、民間事業者においてユースケースに合わせた各種サービスの開発が可能になる必要がある。また API 等により、公的機関と民間事業者のシステムが連携することにより、個々のユースケースに合わせた情報のやり取りが効率的に行われることで、サービスの利便性が向上していく。

また、無人航空機の利用が進むにつれて、管理すべき情報や参照したい情報が個々のユースケースごとに発生することが想定される。これらのニーズに対応する形で、法制度とシステムの整備がさらに進むことで、無人航空機の安全安心な運航に寄与する情報提供の事業は発展していく見込みである。

NICT

1. 21. 研究開発項目「①-4. 2. 機体間通信方式の研究」

研究開発終了後、実用化を想定したソフトウェアの改良を実施するとともに、継続的な実証実験を通じて信頼性向上のための課題への対応を行う。また国際的な標準化活動における機体間通信の議論の動向を注視し、適切なタイミングで寄与を行い、日本発の技術が国際的に認知されるよう努める必要がある。これらの活動を行いつつ、2022 年度より、実用化に賛同するメーカとの協議を始め、システムの製品化を目指す。

1. 22. 研究開発項目「④-7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」

研究開発終了後、実用化を想定したソフトウェアの改良を実施し、システムの製品化を目指す。

MPAT

1. 23. 研究開発項目「②-3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」

本研究で実証した技術は低高度を飛行する既存の有人航空機の位置をリアルタイムで得ることができる。得られた情報を無人機に無線伝送することで、有人機と安全な距離を保つことが可能となり、衝突やニアミスなどを事前に回避し、安全安心な空

域共有を実現が期待できる。無人機の安全運航のみならず、今後発展予想される空飛ぶクルマなど次世代空モビリティにおける安全運航の管理などより幅広い分野への適用を進める。

J A X A

1. 24. 研究開発項目「②-4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」

ポータブル ADS-B の社会実装に向けて関係当局との調整を継続する。無線設備規則の定義（電波法）が必要であることから、業界からのニーズを取りまとめて当局に説明することが必要。

1. 25. 研究開発項目「③. 情報統合アーキテクチャの研究」

空域ファスト・タイム・シミュレータは次世代空モビリティの研究開発でも重要な役割を果たす。広く産業界に技術提供する。

2. 実用化・事業化に向けた具体的取組

N E C

2. 1. 研究開発項目「①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究」

無人航空機運航数の大幅な増加には、航空法などの法的な問題を含めて様々な課題の解決が必要であると考えられるが、そのための環境整備の一つとして、無人航空機の機体識別技術は重要な要素であると考えられる。

2. 2. 研究開発項目「②-1. 飛行計画管理機能の研究」

無人航空機の運航管理を活用した無人航空機を活用するサービスは、ますます発展すると想定される。

限りあるリソースである「空」で無人航空機、有人航空機の混雑が発生し「空」リソース枯渇による無人航空機の衝突等が発生する可能性を回避し、無人航空機を安心・安全に飛行させる仕組みを提供することで無人航空機産業の発展に貢献すると考えられる。

今後の課題としては、無人航空機の運航管理として航空交通管制システムとの連携が必要であり、有人航空機の運用ルールの制定とあわせて議論・検討する必要がある。

また、今回の研究で検討課題として上げた項目への取り組みが必要と考える。

表 2. 2. 1. 9-19 飛行計画管理機能の課題と今後の対応

課題	今後の対応
有人航空機システムから得られる情報をどの程度無人航空機を扱う事業者を提供して良いか検討する必要がある。 フライトプランには機微情報も含まれるため全ての情報を提供するのは難しいと考える。	運航管理システムの標準化、法整備を進めていく。

課題	今後の対応
フライトプランの経路解析が 100%ではないため、さらに経路解析精度を向上する必要がある。	実際の運用データ（フライトプラン）の経路解析結果と飛行実績の突き合わせを行い、曖昧検索以外にも、機械学習等による解析精度の向上の検討を行う。
今回の研究では、社会実装時の処理能力を満たすサーバ構築を実施していない。	社会実装時を意識したサーバのアーキテクチャを検討する。
API を公開し、民間事業者が容易に情報を得られる仕組みの検討が必要である。	民間事業者がさらに容易に接続できるよう API の改善を検討する。

2.3. 研究開発項目「④-1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」

小型化の実現のために、「④-11 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」のテーマにて、100g の機体への搭載が可能となるよう更なる軽量化を検討し、質量 10 g 以下を目標に研究を実施する。

2.4. 研究開発項目「④-2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

無人航空機運航数の大幅な増加には、航空法などの法的な問題を含めて様々な課題の解決が必要であると考えられるが、そのための環境整備の一つとして、無人航空機の機体識別技術は重要な要素であると考えられる。

2.5. 研究開発項目「④-8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」

今回の研究では暗号方式として AES-128bit-CBC を採用したが、暗号技術を取り巻く環境は常に変化しており、将来に渡って安全が保障される方式は存在していない。総務省および経済産業省が策定している「電子政府における調達のために参照すべき暗号のリスト」に掲載されている推奨暗号技術も随時見直しがされているため、リモート ID の社会実装後についても使用する暗号方式の見直しを適宜行う必要がある。社会実装へ向けては、使用する暗号方式を将来変更することができるよう、インタフェース仕様等で配慮することが求められる。

2.6. 研究開発項目「④-10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」

無人航空機運航数の大幅な増加には、航空法などの法的な問題を含む様々な課題の解決が必要であると考えられる。本研究で開発したユーザ登録機能に相当する、機体 ID および共通鍵を生成する仕組みについては行政事業として整備され、国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。また、リモート ID デバイスで共通鍵を安全に管理する対応については、無人航空機の製造業者並びにリモート ID 製造業者の無人航空機登録制度への早期対応を促進するものである。

2.7. 研究開発項目「④-11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」

開発および実証実験等を通して、リモート ID の通信距離性能、アンテナ特性に関する確認を行うことができた。この中で、機体製造業者から見た場合の実装方式については、更なる改善を継続的に実施して行くことが必要と考えられる。無人航空機のセンサなどの既存機能を活用して、リモート ID の基本機能を実現することで、正確

で安全なオペレーションの実現にも資するものであり、機体製造業者と連携して具体的な適用事例を一つずつ着実に実施して行くことで、社会実装に関する実績を蓄積しながら質的な向上を図って行くことが重要であると考え。

日立製作所

2.8. 研究開発項目「①-2. 位置情報共有プラットフォームの研究」

“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”にて制定されている「空の産業革命に向けたロードマップ 2022」に協調しつつ機体識別事業の在り方を継続して検討する。実証実験を継続して行い、技術開発を促進し、その検証結果をもととした機体識別ルール策定に関して積極的に関係省庁への提案を継続し、環境整備の促進を図るとともに、機体識別事業を確立させる。あわせて、関連する海外の主要標準化団体の会合への派遣や先行する諸外国の関連団体の研究者との意見交換・交流を通じて、最新の標準化動向を把握しつつ、国内関係官庁の政策のみだけでなく、本プロジェクトの成果の国際標準化を獲得するための具体的な活動計画を提言していく。

2.9. 研究開発項目「④-3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”にて制定されている「空の産業革命に向けたロードマップ 2022」に協調しつつ機体識別事業の在り方を継続して検討する。実証実験を継続して行い、技術開発を促進し、その検証結果をもととした機体識別ルール策定に関して積極的に関係省庁への提案を継続し、環境整備の促進を図るとともに、機体識別事業を確立させる。あわせて、関連する海外の主要標準化団体の会合への派遣や先行する諸外国の関連団体の研究者との意見交換・交流を通じて、最新の標準化動向を把握する。

N T T ドコモ

2.10. 研究開発項目「①-3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」

前述の通り、ネットワーク型リモート ID の整備は未定となっているため、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会における「空の産業革命に向けたロードマップ 2022」に則り、本研究開発をベースに引き続き運航管理技術の高度化及び実用化に向けて、継続検討を官民含めて実施していく予定である。

また、上記検討に合わせて、パブリックセーフティの実現に向け、ネットワーク型リモート ID の信憑性の確保についても継続検討が必要である。リモート ID の信憑性の確保の必要性や詐称に対するリスク等を官民含めて議論し明らかにしたうえで、その実現性及び実現に向けたスケジュールやコストの検討を行っていく必要がある。さらに、実用化においては、上記に加えて、事業性/採算性や具体的な提供形態の実現方法の検討も必要となってくる。

2.11. 研究開発項目「④-6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」

前述の通り、ネットワーク型リモート ID の整備は未定となっているため、小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会における「空の産業革命に向けたロードマップ 2022」に則り、本研究開発をベースに引き続き運航管理技術の高度化及び実用化に向けて、継続検討を官民含めて実施していく予定である。

本研究開発で得られた知見については、リモート ID の社会実装の進捗にあわせて既に商用サービス中のプラットフォームの事業の高度化に向けて適宜反映する計画

である。特に、ネットワーク型リモート ID は、NTT ドコモが目指している、無人航空機の見視外飛行（飛行レベル 3, 4）の社会実現においても、重要な要素である。ネットワーク型リモート ID の発信にも活用が期待される、上空でのモバイル通信の利活用の促進と合わせて、実用化の検討を継続していく。

KDDI

2. 12. 研究開発項目「①-4. 機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究」

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けて、直接放送型のリモート ID の運用実態を踏まえたパブリックセーフティにおける補完としての位置づけや、フライトセーフティにおける運航管理システムとの連携を踏まえた技術要件の策定、機体搭載に向けた無線モジュールのさらなる小型化を図ると共に、制度整備に向けては、一般運用者によるトイドローン等の利用における上空でのネットワーク通信費の負担等を含めた、制度運用面での課題検討が必要となる。

2. 13. 研究開発項目「①-4. 1 ネットワーク型通信方式の研究」

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けて、直接放送型のリモート ID の運用実態を踏まえたパブリックセーフティにおける補完としての位置づけや、フライトセーフティにおける運航管理システムとの連携を踏まえた技術要件の策定、機体搭載に向けた無線モジュールのさらなる小型化を図ると共に、制度整備に向けては、一般運用者によるトイドローン等の利用における上空でのネットワーク通信費の負担等を含めた制度運用面での課題検討が必要となる。

2. 14. 研究開発項目「④-5 ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発」

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けて、直接放送型のリモート ID の運用実態を踏まえたパブリックセーフティにおける補完としての位置づけや、フライトセーフティにおける運航管理システムとの連携を踏まえた技術要件の策定、機体搭載に向けた無線モジュールのさらなる小型化を図ると共に、制度整備に向けては、一般運用者によるトイドローン等の利用における上空でのネットワーク通信費の負担等を含めた制度運用面での課題検討が必要となる。

2. 15. 研究開発項目「④-9 ロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証」

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けて、直接放送型のリモート ID の運用実態を踏まえたパブリックセーフティにおける補完としての位置づけや、フライトセーフティにおける運航管理システムとの連携を踏まえた技術要件の策定、機体搭載に向けた無線モジュールのさらなる小型化を図ると共に、制度整備に向けては、一般運用者によるトイドローン等の利用における上空でのネットワーク通信費の負担等を含めた制度運用面での課題検討が必要となる。

2. 16. 研究開発項目「⑤-1 運航管理システムと識別技術の調和システム開発」

フライトセーフティの実現に向けた制度整備と併せて、トイドローン等の運航管理対象外の無人航空機における機体識別、動態情報のネットワーク共有に向け、ネットワーク型を含むリモート ID の技術要件の策定、また、運航管理システムとの連携に向けて、国際標準の動向を踏まえた国内運航管理システムにおける FIMS や UASSP (USS) の位置づけと機能整理を含む技術要件の策定が必要となる。

2. 17. 研究開発項目「⑤-2 遠隔識別技術の海外訴求活動」

フライトセーフティの実現に向けた制度整備と併せて、トイドローン等の運航管理対象外の無人航空機における機体識別、動態情報のネットワーク共有に向け、ネットワーク型を含むリモート ID の技術要件の策定、また、運航管理システムとの連携に向けて、国際標準の動向を踏まえた国内運航管理システムにおける FIMS や UASSP (USS) の位置づけと機能整理を含む技術要件の策定が必要となる。

テラドローン

2.18. 研究開発項目「①-4.3 通信制御の開発」

リモート ID 発信義務化が制度として定着することにより、以下のような社会受容性の向上が見込まれる。



図 2.2.1.9-81 社会受容性向上のステップイメージ

一般市民が地上アプリから遠隔で飛行中の機体の身元を確認できるようになると、物流ユースケース等における民家上空の飛行時においても情報の透明性向上が見込め、さらには権利侵害等の事案発生時に任意で通報できる仕組みが存在することによる安心感の高まりによって、結果的に社会受容性が確保されと考えられる。社会受容性が高まることにより多くの無人航空機が第三者上空で目視外飛行できる場所が広がり、物流以外の様々なユースケースでの無人航空機の利活用が促進されることが予想される。

ただし、上記のような社会受容性を構築していく過程で一度でも無人航空機に第三者上空を目視外で飛行されることを忌避するような市民感情が根付いてしまえば、それまでの実績が水泡に帰すことになってしまう。そのため、民意醸成のための施策と並行して無人航空機が及ぼしうる社会的脅威への対応策を用意していく必要があると考える。

表 2.2.1.9-20 社会受容性を損なうおそれのある課題とその対応方針

項番	課題	概要
1	なりすまし操縦、乗っ取り	明確に悪意を持ってパブリックセーフティを脅かす存在としてのなりすまし操縦、乗っ取り等に対してはサイバーセキュリティ対策、および対無人航空機システム（C-

		UAS)等の導入検討を行う必要がある。 特に空港や大使館等の重要施設周辺においては機体が発信する位置情報の誤報は社会に対する著しい脅威となり得るため、有事の際に対応できるように準備を整えておく必要がある。
2	身元不明の野良ドローン	機体登録制度および操縦ライセンス制度の導入によって最も解決が見込める分野であり、リモート ID 信号情報を辿ることにより操縦者の身元特定まで可能となる。 無人機購入から飛行実施までの一連の流れの中で、各運航者に対して登録義務化の法令が施行されることの注意喚起を徹底して行っていくことが求められる。
3	許可基準逸脱ドローン	飛行許可の申請内容とは異なる、あるいは申請された基準および範囲を逸脱する形で運航してしまった場合には、逸脱の程度に対して閾値を設ける等の段階的な検知・警報の仕組みを設ける必要がある。 また、飛行許可を得ている運航であってリモート ID 発信時の発信頻度不足あるいは発信必須項目の欠落等の未達事項がある場合も、飛行許可基準逸脱の場合と同様に運航の傾向分析結果を元に運航者や機体製造元に対するフィードバックを行う仕組みを整える必要がある。

NTTデータ

2.19. 研究開発項目「②-2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究」

今回の研究では、有人航空機の位置情報を捕捉する仕組みとして、ADS-B、MLAT（モード S）、MLAT（モード AC）を採用し、シミュレーションデータを使用したLTEデータの取込機能を準備したが、事業化に向けて、全ての有人航空機の位置情報をどのような手段をもって補足するのか明確にする必要がある。

また、同一の有人航空機を識別するためのコードとして ICAO コードがあるが、MLAT（モード AC）には ICAO コードが含まれていない。今回の実証における MLAT（モード AC）の同一機体判定には追尾番号を使用した、どのような手段により同一の有人航空機であるかを識別するかも、同様に明確にする必要がある。

2.20. 研究開発項目「④-4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発」

無人航空機の運航者情報および機体情報の利用が進む中で、誰にどのような情報を、何を持って提供するか観点が重要になる。今回の研究では、提供する情報を一般向けと捜査機関向けに分け、一般向けには無人航空機の運航者情報を提供しない形とした。このような提供先ごとの情報項目の選別や、個人情報のような機密性の高い情報のセキュリティ確保は、今後の課題と考える。

また、無人航空機の運航者情報および機体情報に関する海外の制度との共通化を考慮する必要がある。これらの登録に関する国際的な標準は存在しないが、海外の無人航空機ユーザが日本国内で無人航空機を運航することを想定して、諸制度における海外との相違を少なくする営みが必要になると考える。

NICT

2.21. 研究開発項目「①-4.2. 機体間通信方式の研究」

開発した機体間通信方式に用いている LPWA 通信方式が利用する 920MHz 帯は、他の事業にも利用される共用バンドであるため、将来は無線 LAN が利用する 2.4GHz 帯と同様に混雑してくる可能性がある。その場合、複数チャネル化によるダイナミックチャネル制御などの干渉回避技術の導入も課題となる。

また、本方式は、目視外で運用する無人航空機の安全運航に役立てるための応用として、無人航空機同士、あるいは無人航空機と有人機間の操縦者や地上ネットワークを経由しない自律的なニアミス回避への応用が可能であることが本研究開発で実証され、特に数キロ以上の距離を隔ての動態把握が可能であるため、十分な余裕をもって予防安全を図ることが可能であることが示された。一方、本方式で得られた他機的位置情報を元に、どのように飛行経路を変更すればよいのか、他機が複数存在し、かつそれらが互いに独立な方向に飛行している場合にどのように最適な飛行経路を見つければよいのか、についてはさらなる検討が必要であり、知財化並びに実証実験に向けた具体的な検討を進めている。

さらにもう 1 つの応用として、複数無人航空機の隊列飛行の実現可能性についても本研究開発で実証された。この方法を用いることにより、将来 1 操縦者が複数の無人航空機を運航する場合に、それぞれの無人航空機毎に C2 通信（コマンド・テレメトリ通信）を行うことなしに、リーダー機のみとの通信を行えばよくなるため、電波の有効利用が図れ、かつ複数無人航空機の同時運航の際の安全性も向上できる可能性が示された。この方式については、まだ実証事例が多くないため、今後さらに物流などのアプリケーションを想定した実証を重ね、フィールドでの信頼性の向上と有効性のアピールを行っていくことが課題となる。2022 年度は飛行制御アルゴリズムの改良検討を行い、2023 年度をめどに物流アプリケーションを想定した複数機隊列飛行の実証実験を行う計画である。

また、本技術を用いた無人航空機社会全体の安全性向上を目指すには、目視外を飛行する無人航空機には搭載を制度化し、また無人航空機と空域を共有する可能性のある有人機にも搭載できるようなガイドラインが策定されることが期待される。

2.22. 研究開発項目「④-7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」

本手法で使用した Wi-Fi Aware については、実際無人航空機で使用されている方式のフォーマット（Wi-Fi アライアンスで認証された Wi-Fi Aware 方式とは少し異なる）にはまだ準拠していないため、リモート ID に Wi-Fi Aware 方式を採用したメーカーの協力を得てフォーマットを適合させる必要がある。

M P A T

2.23. 研究開発項目「②-3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」

米国においては、低高度の空域共有は USP（民間事業者：UTM Service Provider）が担うという形の施策が進んでいる。欧州においても同様の傾向があり、低高度の空域共有に USP が関与することが予想される。本研究で実証した技術は海外 USP においても必要とされるソリューションであることから、海外の展示会などにおいて USP 等のユーザに対して積極的にシステム有効性・有用性の発信を行う。また、システムを製造販売するメーカーとともに、システムの販売やサービスの提供の準備を進める。

J A X A

2.24. 研究開発項目「②-4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」

航空局の UTM 社会実装ロードマップでは有人航空機の動態情報の義務化が示唆されており、2025 年以降となる。そのタイミングでポータブル ADS-B の社会実装が実

現しているように関係当局との調整を継続する。後継の ReAMo プロジェクトで継続して取り組む。

2. 25. 研究開発項目「③. 情報統合アーキテクチャの研究」

航空局の UTM 社会実装ロードマップでは有人航空機の動態情報の義務化が示唆されており、2025 年以降となる。そのタイミングでポータブル ADS-B の社会実装が実現しているように関係当局との調整を継続する。後継の ReAMo プロジェクトで継続して取り組む。

3. 実用化・事業化の見通し

NEC

3. 1. 研究開発項目「①-1. 機体識別情報共有プラットフォームの研究」

小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会の、「小型無人機の有人地帯での目視外飛行実現に向けた制度設計の基本方針」に則り、小無人機が発信する機体識別情報の管理や、共有する必要性は高まると考えられる。また、2022 年 6 月 20 日より施行される無人航空機の登録制度により、無人航空機が他の無人航空機を装い、他の無人航空機の機体識別情報を発信する「なりすまし」によって、無人航空機が悪用される危険がある。有人・無人航空機の安全な運航および公共の安全を確保するためには「なりすまし」の対策も重要となると考えられる。

本研究の開発項目は、無人航空機を飛行させるために、必要となる申請情報と飛行中の無人航空機が発信する機体識別情報を照合することで正式に登録された無人航空機かどうかを判定することが可能となり、登録済みの無人航空機を識別する社会インフラシステムに位置付けられると想定される。社会インフラシステムは、行政事業として整備され、国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。運営の在り方およびそれに伴う責任の所在については、運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、登録機体の識別を主体とする運営事業は、必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

3. 2. 研究開発項目「②-1. 飛行計画管理機能の研究」

無人航空機は、実用化が進みこれからますます産業での活用が期待されている。

しかしながら、空には有人航空機がすでに飛行しており、有人航空機と無人航空機の衝突等が発生する可能性が高まるため、安全性が低下する。有人航空機の情報を無人航空機の運航管理に取り込む必要がある。

本研究開発対象である有人航空機との空域共有の研究のうち、飛行計画管理機能の研究を行った内容は、社会インフラシステムに位置付けられると想定される。

社会インフラシステムは、国土交通省で整備されている航空交通管制システムとの連携が必要であり、有人航空機の運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、無人航空機運航管理を主体とする運営事業は、必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

3.3. 研究開発項目「④-1. ブロードキャスト方式のリモート ID デバイスの小型化・性能向上」

2019 年 6 月に“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”で制定される空の産業革命に向けたロードマップ 2019 が改定され、2022 年度より有人地帯での目視外飛行の社会実装を行うことが明確化された。さらに 2020 年 7 月には、同協議会での議論を経て改訂されたロードマップ 2020 においてブロードキャスト型とネットワーク型のリモート ID の両方式の技術開発が明確化され、ブロードキャスト型の先行開発工程が示された。2022 年 6 月 20 日より無人航空機の登録制度が施行され、無人航空機を飛行させる際にブロードキャスト型のリモート ID が必要となる。

本研究で試作し性能評価を行ったブロードキャスト型リモート ID デバイスは、仕様および性能評価結果を公開したことにより、無人航空機の製造業者並びにリモート ID 製造業者の、無人航空機の登録制度の早期対応を促進すると考えられる。

3.4. 研究開発項目「④-2. 識別情報管理プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

2019 年 6 月に“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”で制定される空の産業革命に向けたロードマップ 2019 が改定され、2022 年度より有人地帯での目視外飛行の社会実装を行うことが明確化された。また、2019 年に ASTM 等で国際的なリモート ID の規格標準化の検討が進められている中において、ブロードキャスト型に加えてネットワーク方式によるリモート ID 技術の併用が社会実装においては重要であるとされており、ネットワーク方式に係る規格案が提案されている。さらに 2020 年 7 月には、同協議会での議論を経て改訂されたロードマップ 2020 においてブロードキャスト型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化されている。

ネットワーク型のリモート ID が将来無人航空機に搭載されると予想され、無人航空機を飛行させるために、必要となる機体登録から得られる登録、申請情報と飛行中の無人航空機が発信する機体識別情報を照合することで正式に登録された無人航空機かどうかを判定することが可能となる。本開発対象は、登録済みの無人航空機を識別する社会インフラシステムに位置付けられると想定される。社会インフラシステムは、行政事業として整備され、国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。運営の在り方およびそれに伴う責任の所在については、運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、登録機体の識別を主体とする運営事業は、必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

3.5. 研究開発項目「④-8. ブロードキャスト方式のセキュリティにおける共通鍵技術の検証」

2020 年 7 月“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”での議論を経て改訂されたロードマップ 2020 においてブロードキャスト型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、ブロードキャスト型の先行開発工程が示された。その後、本プロジェクト有識者会議にも参加している関連省庁との意見交換から、ブロードキャスト型のセキュリティ技術に関して具体的に共通鍵方式の技術開発の必要性が顕在化し、実用化、事業化を想定して開発を行った。

3.6. 研究開発項目「④-10. リモート ID デバイスの共通鍵の管理技術の開発」

2020 年 7 月“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”での議論を経て改訂されたロードマップ 2020 においてブロードキャスト型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、ブロードキャスト型の先行開発工程が示された。その後、本プロジェクト有識者会議にも参加している関連省庁との意見交換から、ブロードキャスト型のセキュリティ技術に関して具体的に共通鍵方式の技術開発の必要性が顕在化し、リモート ID デバイス内で共通鍵を安全に管理する方式が必要となり本件研究開発を開始した。リモート ID 技術規格書（案）では、暗号鍵情報は、暗号化して格納する等、窃取、改ざんその他の第三者による攻撃が容易にできないための対策を講じた上で RID 機器等に保持しなければならないと定義されており、具体的な用途を想定し、実用化、事業化を視野に入れた形で仕様を策定し、当初の目標通り、開発を完了した。

3.7. 研究開発項目「④-11. 小型無人航空機へ搭載するブロードキャスト方式リモート ID の開発」

2021 年 12 月 3 日の“小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会”で、リモート ID の基本設計（案）が示され、100g 以上の軽量な小型無人機も対象になることが示された。関係省庁および業界団体との意見交換、実証視察からも軽量な小型無人機に搭載可能なブロードキャスト型デバイスの技術開発の必要性が顕在化した。この状況を鑑み、社会実装を想定して 100g の機体に搭載可能な小型かつ頑健性のあるリモート ID デバイスの検討が必要となり、本件研究開発を開始した。

本研究で試作し、性能評価を行ったブロードキャスト型リモート ID デバイスの仕様および性能評価結果を公開することにより、無人航空機の製造業者並びにリモート ID 製造業者の、無人航空機の登録制度の早期対応を促進するものである。

日立製作所

3.8. 研究開発項目「①-2. 位置情報共有プラットフォームの研究」

本研究開発対象である位置情報共有プラットフォームは、低高度空域を管理する社会インフラシステムに位置づけられると想定される。社会インフラシステムは、行政事業として整備され国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。運営の在り方およびそれに伴う責任の所在については、運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、運航管理を主体とする運営事業は必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

3.9. 研究開発項目「④-3. 位置情報共有プラットフォームのネットワーク方式リモート ID の開発」

本研究開発対象である位置情報共有プラットフォームおよびネットワーク方式リモート ID は、低高度空域を管理する社会インフラシステムに位置づけられると想定される。社会インフラシステムは、行政事業として整備され国もしくは国からの委託により運営されることが想定される。運営の在り方およびそれに伴う責任の所在については、運用ルールの制定とあわせて慎重に議論・検討する必要があるものの、運航管理を主体とする運営事業は必然的にビジネスモデルが確立されるものと想定する。

NTTドコモ

3.10. 研究開発項目「①-3. 情報共有プラットフォームへの携帯電話網から得られる情報提供に係る研究」

ネットワーク型リモート ID の信憑性の確保に向けた具体的な実装方式について、本研究開発を踏まえた、さらなる検討が必要である。例えば、無人航空機から情報共有プラットフォームへの情報連携方法の整理、具体的には無人航空機からリモート ID 情報と共に携帯網固有の情報を送信するか、リモート ID を送信してきた無人航空機を移動体通信事業者が特定し、当該無人航空機にかかわる携帯網固有の情報を付加して、送信するかといったアーキテクチャについての検討である。

本研究開発の内容はリモート ID の信憑性の確保に資するものであるため、本研究内容をベースとしたさらなる高度化や実用化は、無人航空機の安全な飛行の実現に寄与する。結果として、無人航空機に対する社会受容性が高まり、さらなる無人航空機の利活用の拡大が期待できる。

3.11. 研究開発項目「④-6. 携帯電話網を活用したネットワーク方式リモート ID の開発」

本研究開発のネットワーク型リモート ID の送信にかかる所要時間の検証において、安定性という観点では専用通信環境のほうが優れていることが明らかになった

が、ネットワーク型リモート ID の送信にかかる所要時間自体が非常に短時間であることから、公衆通信環境を利用した構成でも、実用に耐えうる結果であった。しかし、今後その両環境の差分が影響するようなユースケースが想定される場合には、そのユースケースにおける仕様等を明らかにしたうえで、どのような実現方法が適切かを判断し対応する必要がある。特に、ネットワーク型リモート ID を専用通信環境で実現するには、相応のスケジュールとコストが必要となるため、その観点も加味したうえでの検討が必要である。例えば、飛行レベル 4 のような第三者上空での目視外飛行においては、その飛行特性から、安定した通信環境での飛行が適切であると考えられるため、専用通信環境を利用する等が想定される。

一方、公衆通信環境での実現においては、その実現に要するスケジュールやコストは専用通信環境での実現と比較すると、現実的なものになると想定される。ただ、公衆通信環境においては、その特徴から輻輳が生じる可能性があるため、専用通信環境と公衆通信環境の双方の特徴を踏まえ、適切に通信環境を選択する必要がある。

今後、無人航空機の目視外飛行においては、国土交通省にて定められている「無人航空機の目視外飛行に関する要件」にて、常に機体の状態（位置、進路、姿勢、高度、速度等）を把握することが求められており、その機体の状態把握には、長距離通信が可能な LTE のようなモバイル通信の活用が期待されている。ネットワーク型リモート ID は目視外飛行における無人航空機の安全な飛行の実現につながるものである。さらにその実現は、無人航空機の物流での活用等に資するものであり、ひいてはさらなる無人航空機の利活用の拡大に寄与する。

KDDI

3. 12. 研究開発項目「①-4. 機体識別および位置把握のための通信アーキテクチャの研究」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした、直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。

他方、ネットワーク型のリモート ID については、KDDI が研究開発テーマ「①-4. 1. ネットワーク型通信方式の研究（KDDI）」、「④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発（KDDI）」および「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（KDDI）」を通じて技術開発と実

証実験を行ってきた直接放送型のリモート ID との調和、連携の観点に加え、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理の制度整備や、研究開発テーマ「⑤-1. 運航管理システムと識別技術の調和システム開発（KDDI）」および「⑤-2. 遠隔識別技術の海外訴求活動（KDDI）」を通じて技術開発と実証実験を行ってきた運航管理システムとの連携の観点を踏まえて、実用化に向けた技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

3. 13. 研究開発項目「①-4.1 ネットワーク型通信方式の研究」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。一方、ネットワーク型リモート ID においても、KDDI が研究開発テーマ「①-4.1. ネットワーク型通信方式の研究（KDDI）」、「④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発（KDDI）」および「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（KDDI）」を通じて技術開発と実証実験を行う中で、直接放送型における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題へのネットワーク型の有効性を実証してきた。

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けては、直接放送型との調和、連携の観点に加えて、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理システムとの連携の観点を踏まえて、技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

3. 14. 研究開発項目「④-5 ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした、直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。一方、ネットワーク型リモート ID においても、KDDI が研究開発テーマ「①-4.1. ネットワーク型通信方式の研究（KDDI）」、「④-5. ネットワーク方式リモ

ート ID の通信・システム開発（ＫＤＤＩ）」および「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（ＫＤＤＩ）」を通じて技術開発と実証実験を行う中で、直接放送型における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題へのネットワーク型の有効性を実証してきた。

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けては、直接放送型との調和、連携の観点に加えて、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理システムとの連携の観点を踏まえて、技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

3. 15. 研究開発項目「④-9 ロードキャスト方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした、直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。一方、ネットワーク型リモート ID においても、ＫＤＤＩが研究開発テーマ「①-4. 1. ネットワーク型通信方式の研究（ＫＤＤＩ）」、「④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発（ＫＤＤＩ）」および「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（ＫＤＤＩ）」を通じて技術開発と実証実験を行う中で、直接放送型における「通信距離」や「耐干渉性」等の課題へのネットワーク型の有効性を実証してきた。

ネットワーク型のリモート ID の実用化に向けては、直接放送型との調和、連携の観点に加えて、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理システムとの連携の観点を踏まえて、技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

3. 16. 研究開発項目「⑤-1 運航管理システムと識別技術の調和システム開発」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした、直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート

ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。他方、フライトセーフティの実現に向けた研究の取り組みとして、トイドローン等の運航管理対象外の無人航空機における機体識別、動態情報のネットワーク共有のため、KDDI の研究開発テーマ「①-4.1. ネットワーク型通信方式の研究（KDDI）」、「④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発（KDDI）」、「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（KDDI）」を通じて、直接放送型のリモート ID の地上端末経由のネットワーク共有、或いはネットワーク型リモート ID の技術開発と実証実験、また研究開発テーマ「⑤-1. 運航管理システムと識別技術の調和システム開発（KDDI）」および「⑤-2. 遠隔識別技術の海外訴求活動（KDDI）」を通じて、ASTM 等の国際標準規格や欧米の動向を踏まえ、DRESS プロジェクトで開発している運航管理システムとのシステム連携の技術開発と実証実験を行う中で、これらのシステムや運用フローの有効性を実証してきた。

本研究開発テーマの取り組みを踏まえ、フライトセーフティの実現に向けては、直接放送型との調和、連携するネットワーク型リモート ID の実用化と共に、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理システムとの連携を踏まえて、技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

3. 17. 研究開発項目「⑤-2 遠隔識別技術の海外訴求活動」

2020 年 7 月に小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会での議論を経て改訂された「空の産業革命に向けたロードマップ 2020」において、直接放送型とネットワーク型のリモート ID への両方式の技術開発が明確化され、直接放送型の先行開発工程が示されたことを受け、パブリックセーフティの実現を目的とした、直接放送型のリモート ID については、2021 年 6 月の同協議会にて公表された「リモート ID 技術規格書（案）」へ本研究開発における技術開発と実証試験の成果が反映され、2022 年 6 月の登録制度の施行に向けて民間での実用化フェーズに入っている。他方、フライトセーフティの実現に向けた研究の取り組みとして、トイドローン等の運航管理対象外の無人航空機における機体識別、動態情報のネットワーク共有のため、KDDI の研究開発テーマ「①-4.1. ネットワーク型通信方式の研究（KDDI）」、「④-5. ネットワーク方式リモート ID の通信・システム開発（KDDI）」、「④-9. 直接放送方式と調和するネットワーク方式の技術開発と検証（KDDI）」を通じて、直接放送型のリモート ID の地上端末経由のネットワーク共有、或いはネットワーク型リモート ID の技術開発と実証実験、また研究開発テーマ「⑤-1. 運航管理システムと識別技術の調和システム開発（KDDI）」および「⑤-2. 遠隔識別技術の海外訴求活動（KDDI）」を通じて、ASTM 等の国際標準

規格や欧米の動向を踏まえ、DRESS プロジェクトで開発している運航管理システムとのシステム連携の技術開発と実証実験を行う中で、これらのシステムや運用フローの有効性を実証してきた。

本研究開発テーマの取り組みを踏まえ、フライトセーフティの実現に向けては、直接放送型との調和、連携するネットワーク型リモート ID の実用化と共に、レベル 4 飛行の実現に向けた運航管理システムとの連携を踏まえて、技術要件の策定、制度整備を含めた継続検討がなされていく見込みである。

テラドローン

3. 18. 研究開発項目「①-4. 3 通信制御の開発」

無人航空機が普及し飛行許可申請台数が増加するなか、航空法改正によって 100g 以上の機体のリモート ID 信号の発信が令和 4 年度より義務化される運びとなった。そのため無人機を製造する各メーカは今後リモート ID 信号発信のためのモジュールおよびその送信先のインフラ基盤が必要となった。各機体メーカそれぞれが個別にリモート ID 信号の発信および転送処理を独自に開発するのではなく、民間 USS という単位で一度リモート ID 信号を集約し、それを中央の統合基盤にまとめて転送するサービスを提供する。こうすることでリモート ID メーカ・機体メーカだけでなく、様々な発信端末からのリモート ID 信号を一手に受信する機体識別情報共有 PF にとっても、予測可能な加工済みデータとして一様に処理することができ、細かなパラメータ等の調整も容易になることが予想される。

今後リモート ID システムが実用化に至るためには 1 日あたり何千何万件というリモート ID 信号を処理できるサーバ構成が必須となる。無数の無人航空機の運航が定期的に発生し、各無人航空機から遠隔識別 PF に対して大量のリモート ID 信号が送信されるとシステムの許容範囲を超えることが容易に予測されるため、遠隔識別 PF と各無人航空機あるいは地上局との間に民間 USS サーバを媒介させることの有意性が出てくると考えられる。

ここで民間 USS サーバの運用事業者の立場として実用化および事業化を果たすためには、以下のような条件が必須となってくる。

- ・無人航空機の運航需要の高まり・・・運航数が多ければ多いほど、民間 USS サーバにて分散的に処理する意義が大きくなる
- ・同一機体上の通信方式の冗長化・・・リモート ID が機体から連携される際の通信経路および方式が、運航条件や外乱状況によって動的に変化する状況では、エッジ側の運航状況を正確に判定するためのフォグとしての民間 USS サーバの存在意義が大きくなる
- ・無人航空機が利活用されるユースケースの多様化・・・無人航空機を用いた多様なユースケースが増えることにより、各運航ニーズへのきめ細かな対応が必要

となってくるが、その度に中央の遠隔識別 PF をアップデートすることなく民間 USS サーバにてニーズの変化部分を吸収することで民間 USS サーバの意義がより大きくなる

- ・低空域運航の高密度化・・・空飛ぶクルマの実用化に伴い、無人航空機が飛行する低空域の運航密度がより一層高まることとなり、運航間の適切なセパレーションを図るためにも全ての運航がリモート ID として常に識別できている必要が出てくるが、高密度運航が発生している空域の管制だけではなく、リモート ID の転送処理も合わせて民間 USS サーバが担うことにより、局所的な空域内での最適化された低遅延での運航意図共有を実現することが可能となる

無人航空機が当たり前に利活用される社会を築くために、今後も無人航空機に対する社会受容性の醸成を図っていく。

NTT データ

3. 19. 研究開発項目「②-2. 運航者情報および機体情報管理機能の研究」

無人航空機と有人航空機の接触は重大事故につながる可能性が高く、無人航空機を安全に安心して飛行させるためには、有人航空機の位置情報を把握することは不可欠である。基本的には、飛行高度により無人航空機と有人航空機の住み分けが成されるが、今後、無人航空機の飛行エリアが拡大し目視外飛行が進む中で、飛行計画時だけでなく飛行中の無人航空機、有人航空機それぞれの位置情報を共有する仕組みの実用化が不可欠になることは間違いない。

今回の研究では、無人航空機の発信する情報からの位置情報と、有人航空機の位置を捕捉した情報を、スマートフォンアプリの地図上で表現した。このような形で、無人航空機の運航者が有人航空機の位置情報を把握できるようにすることを、早期に実現することが望まれる。

3. 20. 研究開発項目「④-4. 運航者情報・機体情報管理機能のネットワーク方式リモート ID の開発」

今回の研究では、リモート ID をキー情報としてドローン情報基盤システムで管理する情報を提供する仕組みを構築することにより、飛行する無人航空機の情報をスマートフォンアプリにて確認可能とした。すでにドローンやラジコン機等の無人航空機を、飛行禁止区域で飛行させる場合や夜間飛行や目視外飛行等の方法により飛行させる場合は、事前に所定の窓口に申請書を提出し、国土交通大臣による許可又は承認を受ける必要があり、その情報をドローン情報基盤システムにて管理している。また、機体重量（バッテリー含む）が 100g 以上の無人航空機（ドローン・

ラジコン機など)について、国土交通省への機体登録が2022年6月20日から義務化され、その情報はドローン登録システムにて管理される。

これらの制度やシステムにより、無人航空機の運航者や機体の情報管理が可能となり、それらの情報は、無人航空機が発信するリモートIDをキー情報として取得できる見通しである。

N I C T

3.21. 研究開発項目「①-4.2. 機体間通信方式の研究」

試作開発した機体間通信方式(マルチ通信端末)は、小型機が55g、汎用機が100g程度(ともにバッテリーは除く)で市販の半導体デバイスを用いた試作が実現できており、目視外で運用することを想定した規模の無人航空機を対象とすることを前提とすれば、小型化・軽量化・材料の入手性の観点では実用レベルにほぼ達していると考えられる。またLPWA通信方式(920MHz帯)は無線局免許が不要であり、送信電力や送信時間も十分小さく同じ周波数帯を用いる他の無線局とも共存がしやすいこと、数キロ以上にわたる十分長距離での通信が可能であることも一般への普及にあたっての利点である。ただし、本研究開発では様々な機能追加やオプション追加を行った結果、技術仕様やユーザインタフェースが複雑化しているため、実用化に当たってはこれを整理し、ユーザのニーズに合わせて使いやすくするためのソフトウェア改良が必要である。

レベル4が解禁され、また運用業務の効率化・省力化並びに空の安全に対するニーズに対応するため、研究開発が進められている運航管理システムを災害時・障害時なども想定してこれを補強することを可能とする機体間通信技術への期待は高まっており、こうした動きに合わせ、2022年度より、実用化に向けた具体的な協議をメーカーとともに進める予定となっており、2年後程度での実用化を目指すこととしている。

3.22. 研究開発項目「④-7. ブロードキャスト方式の通信性能評価手法の開発」

試作開発した通信性能評価手法の実用化は、「機体間通信方式の研究(情報通信研究機構)」の項目に記載した機体間通信方式の実用化に準ずるものであり、機体間通信方式が実用化できれば本通信性能評価手法も実用化できる。課題としては、機体間通信方式と同様、技術仕様やユーザインタフェースを整理し、ユーザのニーズに合わせて使いやすくするためのソフトウェア改良が必要である。

M P A T

3.23. 研究開発項目「②-3. 有人航空機のネットワーク型探知技術の研究」

現状、無人機は一部の限定された空域での利用にとどまっており本システムのニ

ーズは小さい。一方、関東財務局（令和３年１１月）の経済レポートによると、無人機市場（機体、サービス、周辺サービス）で、令和２年（２０２０年）１８４０億円、令和７（２０２５年）６４６８億円と予測している。周辺サービスだけでも令和７年 ７９７億程度を見込んでいる。上記レポート予測では周辺サービスは年間１５％程度の市場拡大を予測しており、市場が拡大し無人航空機の飛行頻度が高まるについて空域管理の重要性が増し、本システムの市場ニーズに拡大し、これに応じて事業化が進むことが予想される。

J A X A

3. 24. 研究開発項目「②-4. 有人航空機と無人航空機の機体間飛行情報共有技術の研究」

ポータブル ADS-B の社会実装は技術のみならず法制度化が必要であり相当の時間を要すると考えられる。早期に着手することが必要。

3. 25. 研究開発項目「③. 情報統合アーキテクチャの研究」

空域ファスト・タイム・シミュレータは次世代空モビリティの研究開発にも活用可能である。