

# 「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	無人航空機を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者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場所である。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。

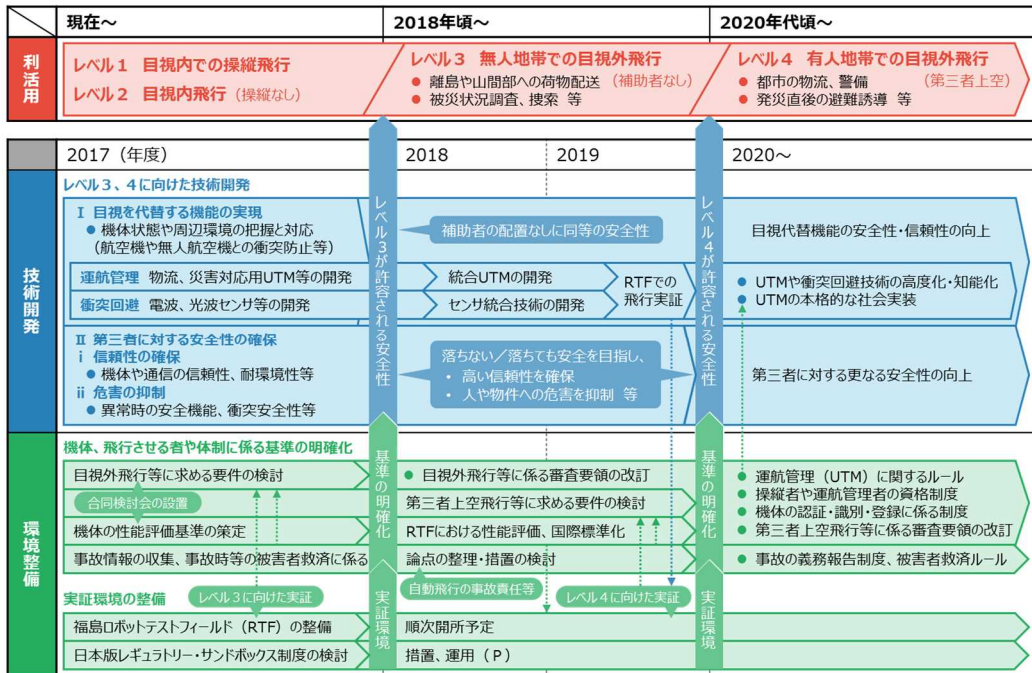


図 2.1.1.1-1 空の産業革命に向けたロードマップ (出展：内閣府 HP)

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。

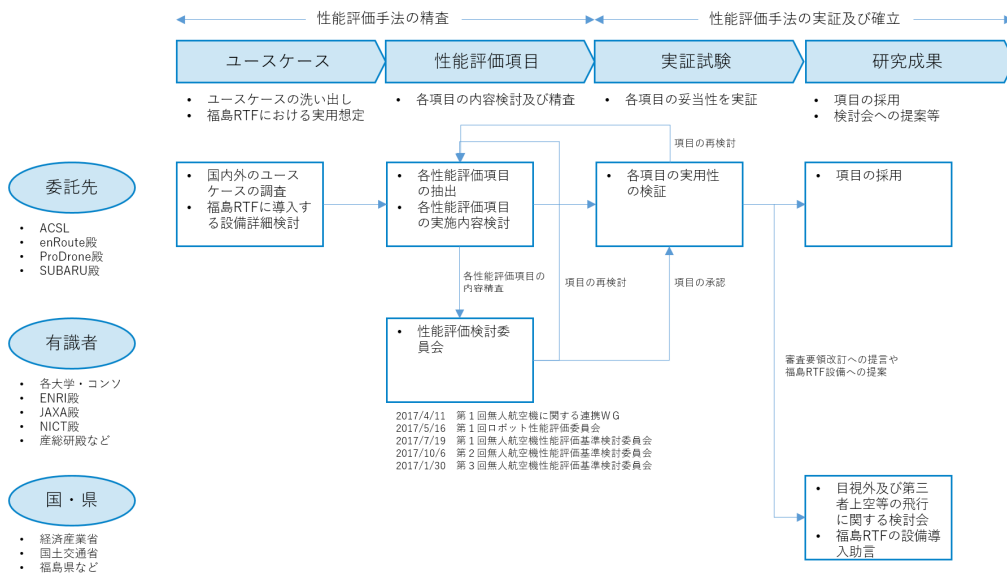


図 2.1.1.1-2 研究開発フロー

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 箇所まで 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  $\mu$ 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°C から 40°C 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°C から 10°C)においては一般的な試験場所の標準状態である 25°C 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. 千葉県のカ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。

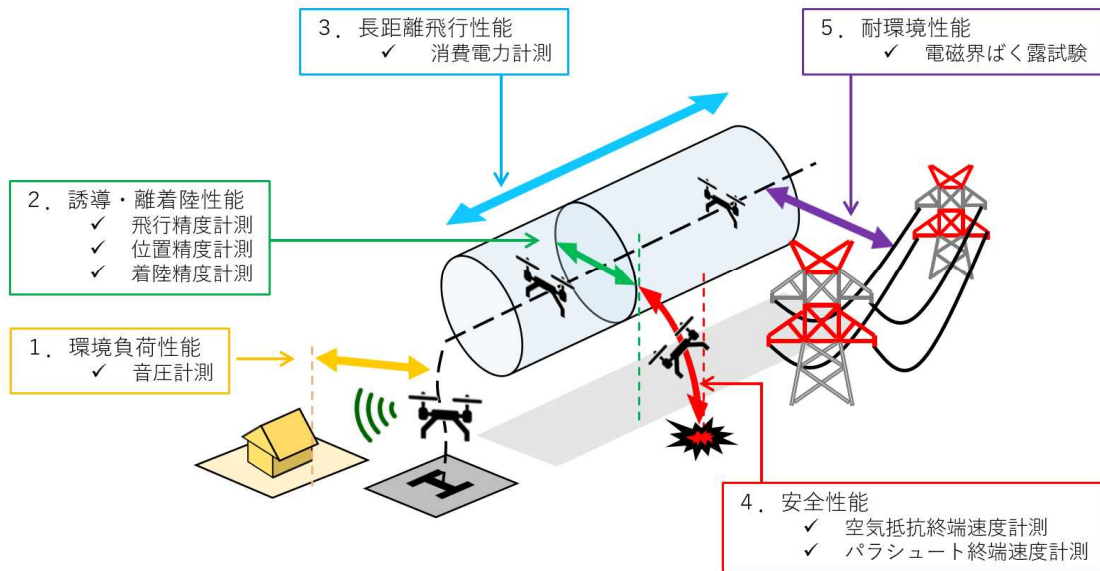


図 2.1.1.1-4 想定するシナリオと研究開発項目

(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		→		

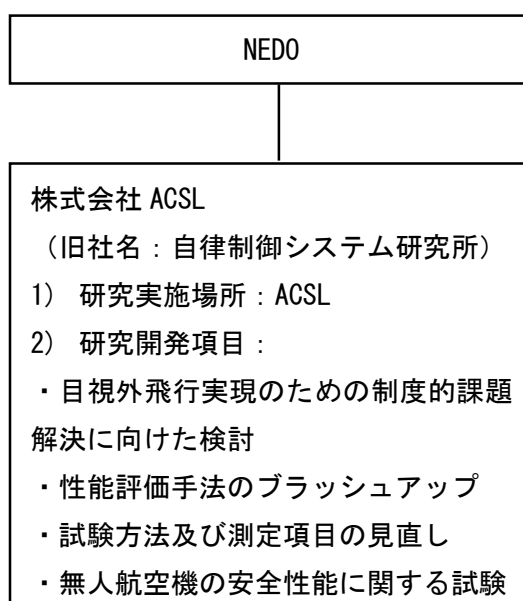


図 2.1.1.1-5 実施体制

#### (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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 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。</li> </ul>	○	
(2) 試験方法及び測定項目の策定	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ <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。</li> <li>・ <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。</li> </ul>	○	
(3) 無人航空機の性能評価に関する試験	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 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。 <ol style="list-style-type: none"> <li>1. 環境負荷性能（音圧計測試験）</li> <li>2. 誘導・着陸性能（飛行精度・位置精度・着陸精度計測試験）</li> <li>3. 長距離飛行性能（消費電力計測試験）</li> <li>4. 安全性能（終端速度計測試験）</li> <li>5. 対環境性能（電磁界ばく露試験）</li> </ol> </li> </ul>	○	

◎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 $-10^{\circ}\text{C}$ 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( $0\sim 25^{\circ}\text{C}$ )では特性に大きな問題は無い。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。

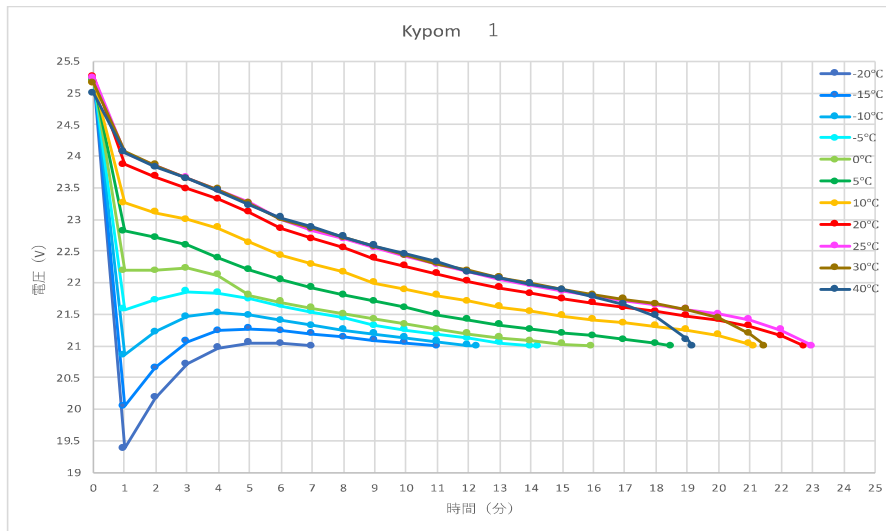


図 2.1.1.1-6 バッテリ検証試験結果

## 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

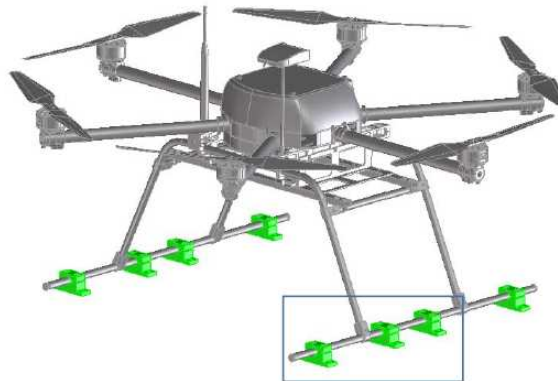


図 2.1.1.1-7 振動試験の固定方法

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。

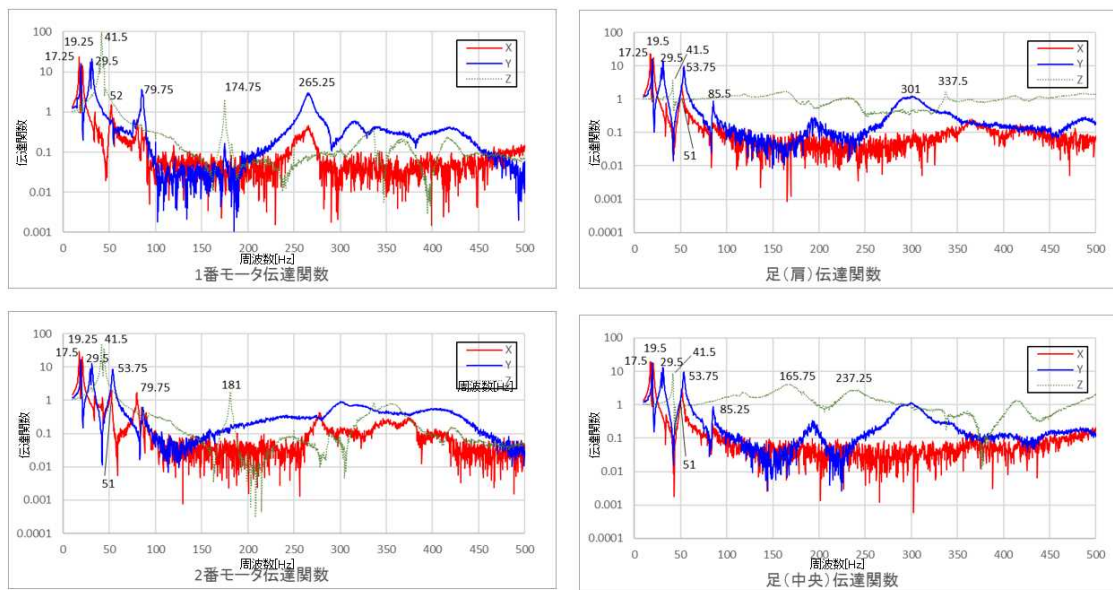


図 2.1.1.1-8 振動試験結果

## 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)

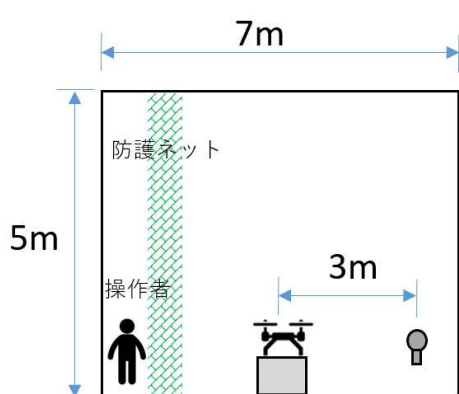


図 2.1.1.1-9 騒音計測試験のセットアップと試験を実施している様子

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のが分かった。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。



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。

$$L_2 = L_1 - 20 \log(r_2^2/r_1) \quad (1)$$

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屋間の基準値 (福島県環境条例)
4	60dBA	福島 RTF (第三種地域) における屋間の基準値 (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)

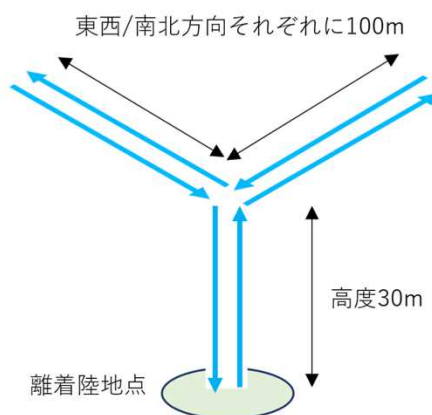


図 2. 1. 1. 1-11 誘導・離着陸精度検証試験に用いる飛行経路図

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す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 位置精度	平均風速 (開始時)
	位置精度	誘導精度	位置精度	誘導精度		
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

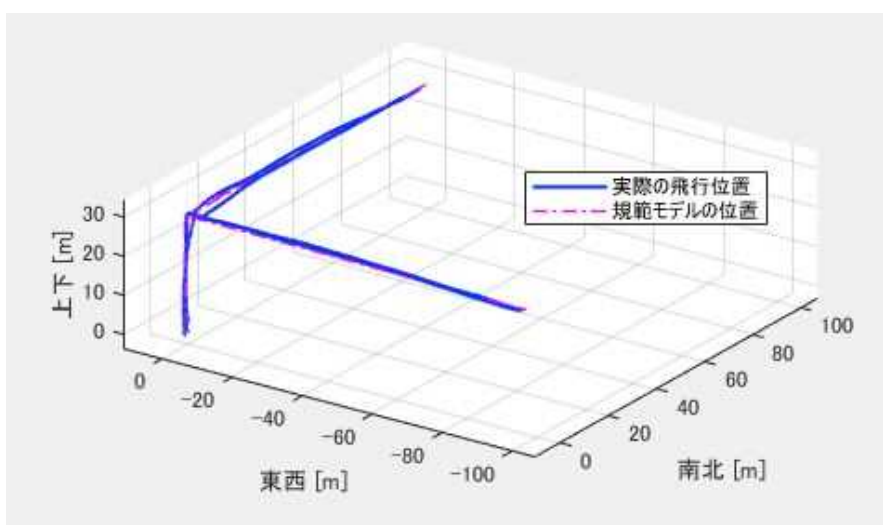


図 2.1.1.1-12 3次元飛行軌跡

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	<p>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。</p> <p>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。</p> <p>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。</p>
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化す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)

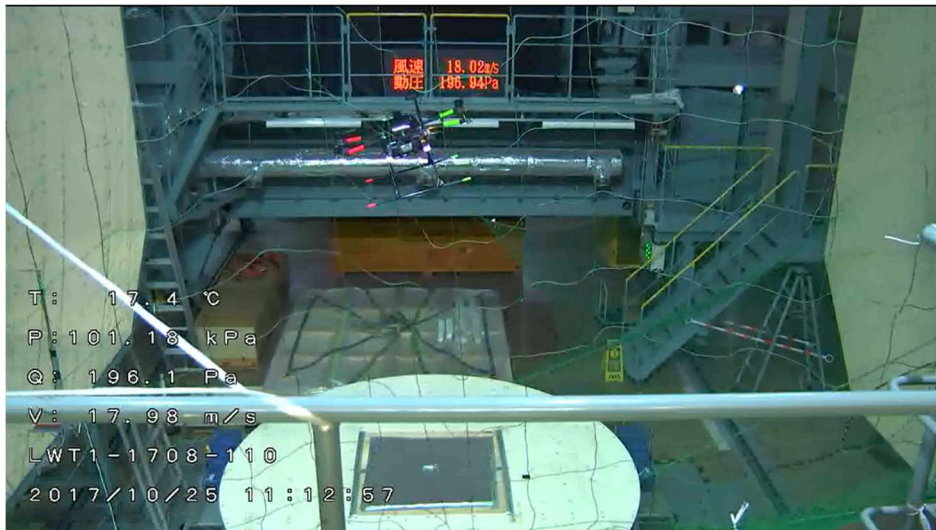


図 2.1.1.1-13 長距離飛行性能検証試験の様子

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。

$$P = VI \quad (2)$$

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。

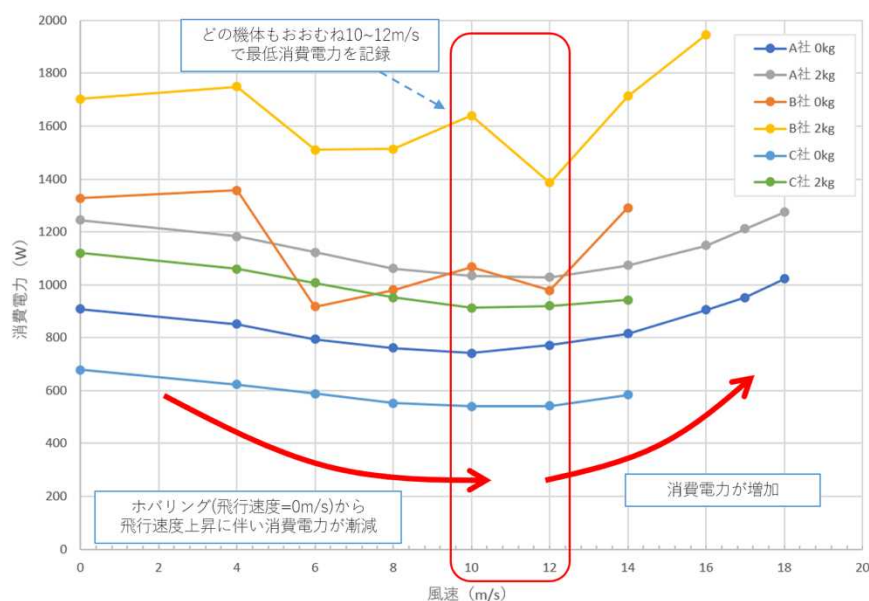


図 2.1.1.1-14 消費電力曲線

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。

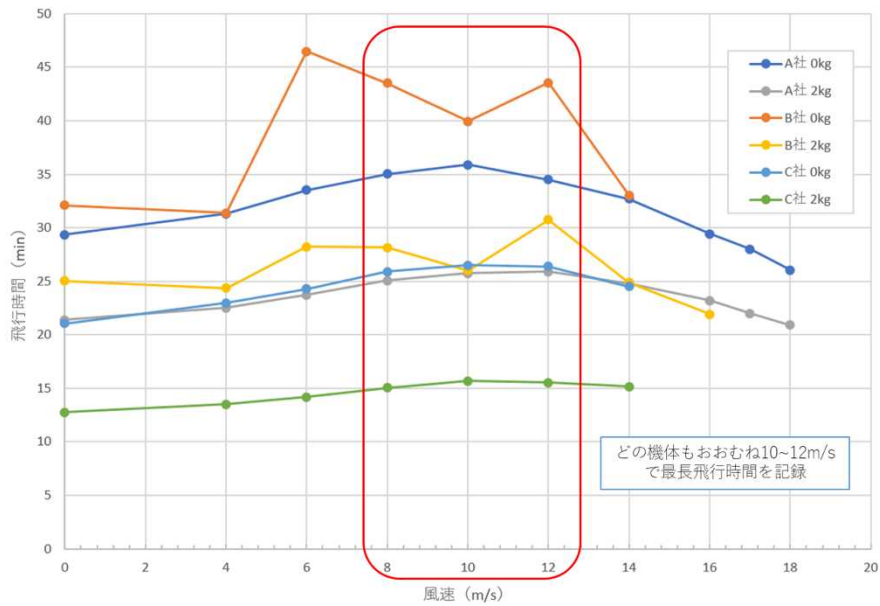


図 2.1.1.1-15 飛行時間曲線

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。

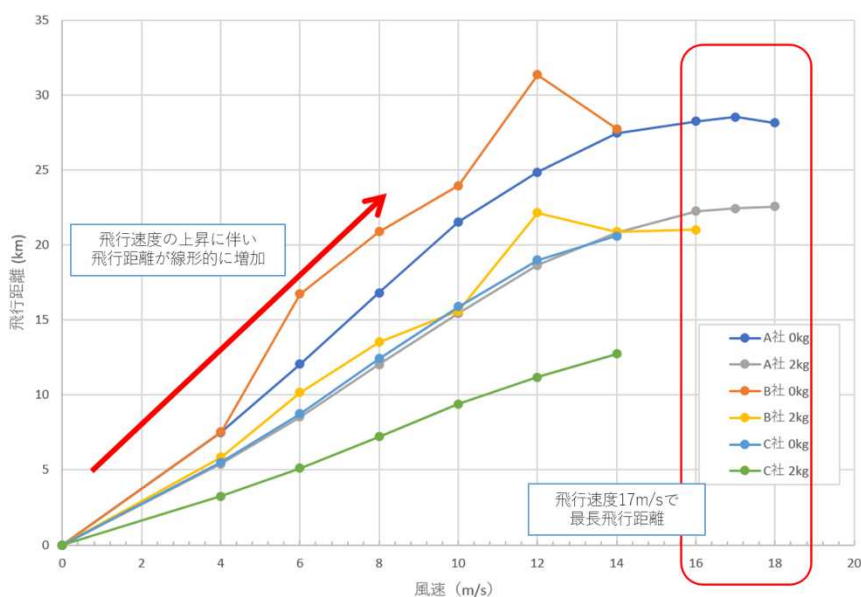


図 2.1.1.1-16 飛行距離曲線

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)

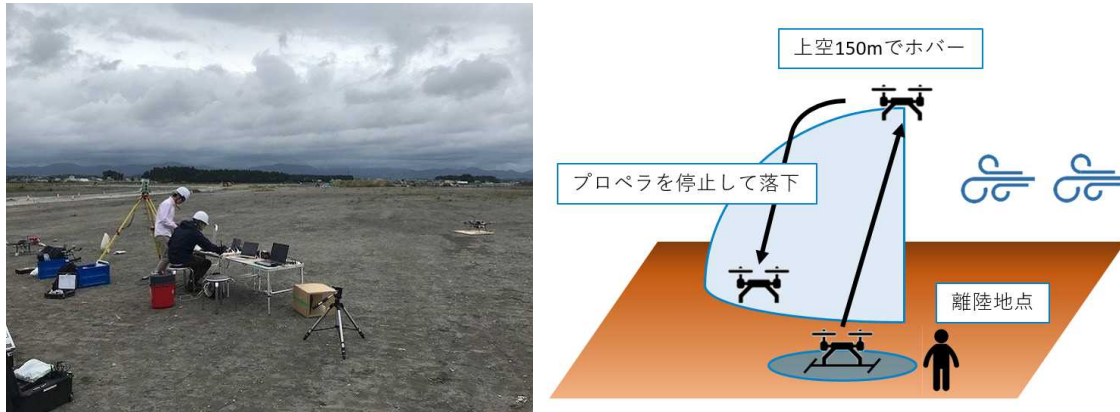


図 2.1.1.1-17 安全性能検証試験の様子(左)と概要図(右)

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。

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

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

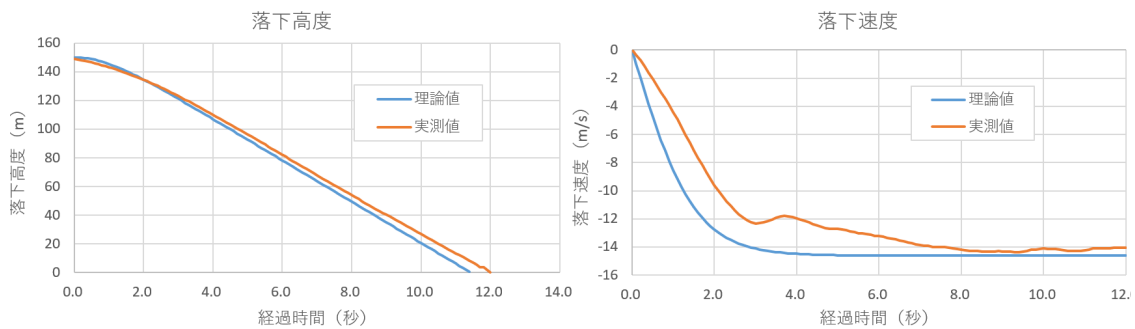


図 2.1.1.1-18 自由落下の試験結果

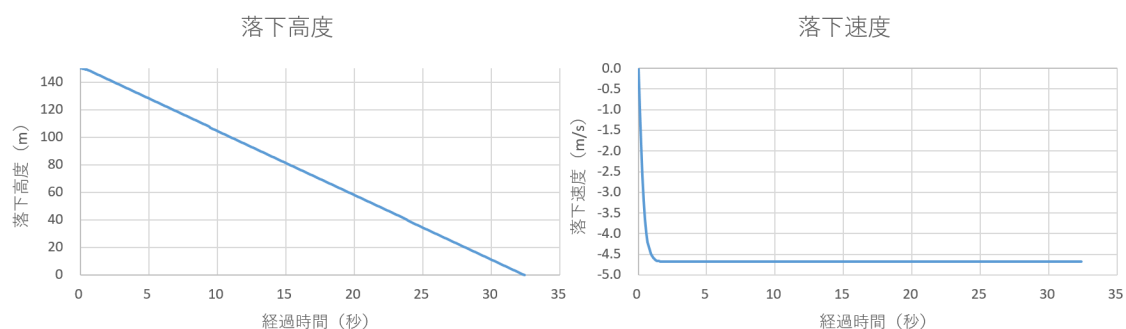


図 2.1.1.1-19 パラシュート開傘の試験結果

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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 破片等の飛散状況をハイスピードカメラで撮影する。</li> </ul>
測定項目	目視損傷検査、磁粉探傷試験

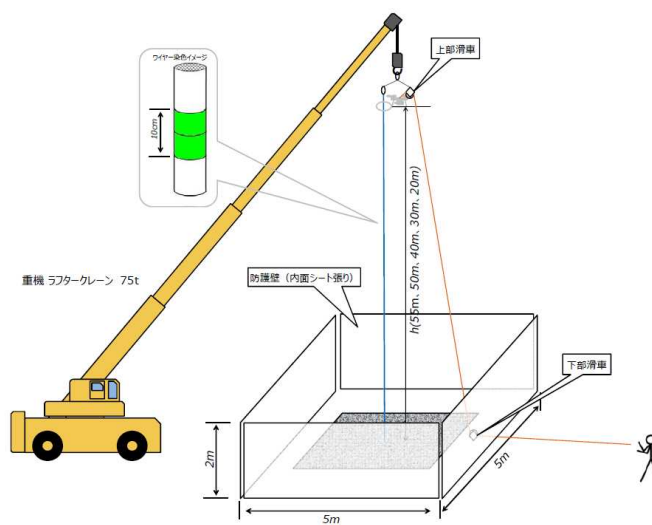


図 2.1.1.1-20 対象落下試験セットアップ概要図

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。



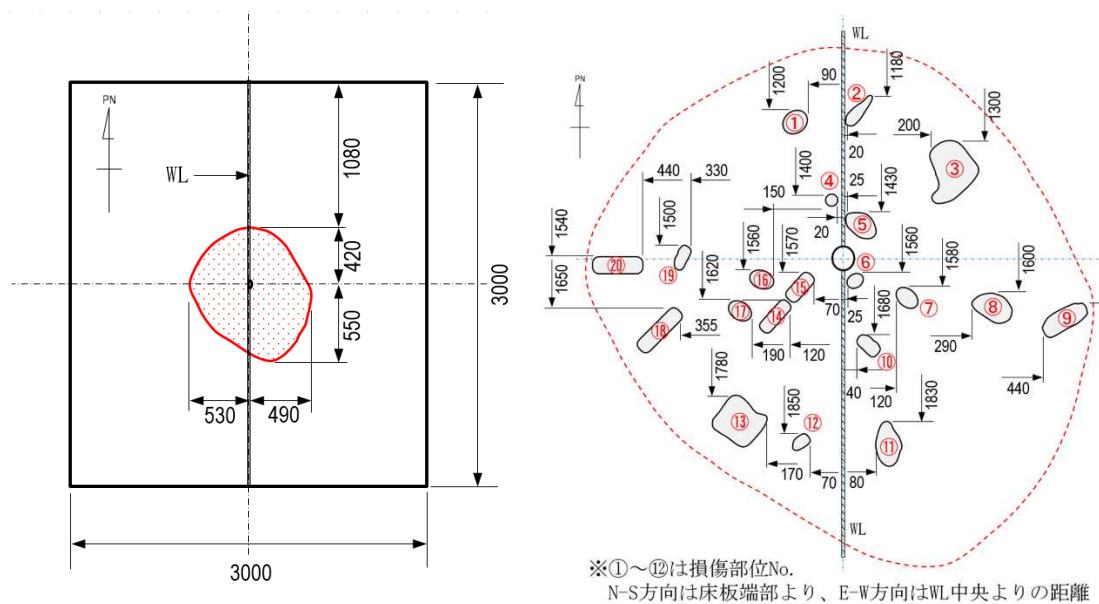


図 2.1.1.1-21 損傷範囲と詳細分布

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  $30\mu\text{T}$  の磁気で異常を示した。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	$36\mu\text{T}$ 印 加時、磁 束密度/方 位異常	$30\mu\text{T}$ 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

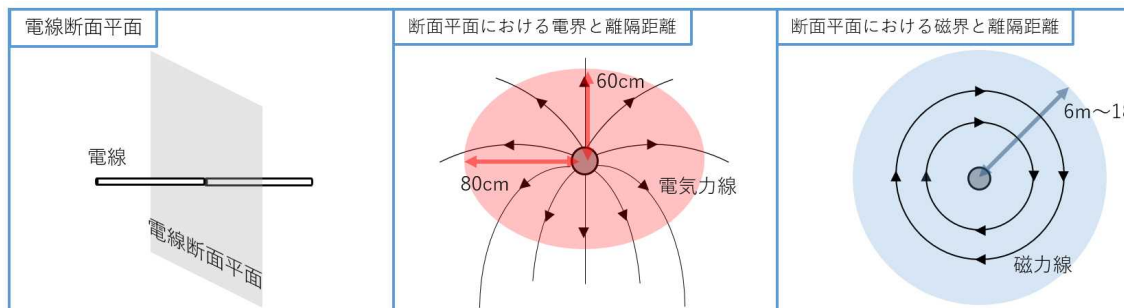


図 2.1.1.1-24 電界と磁界の離隔距離

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	<ol style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> </ol>

	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	<ol style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> </ol>
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。

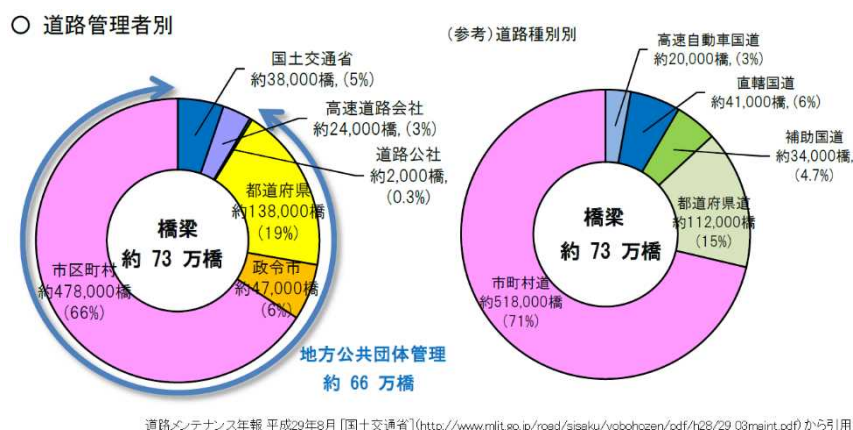
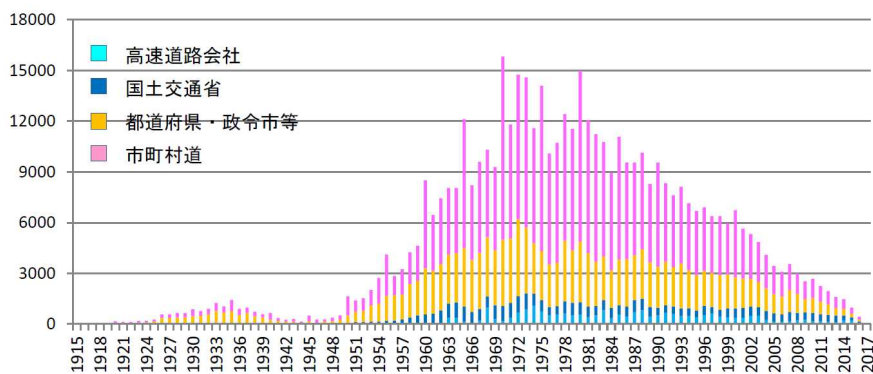


図2.1.1.2-1 管理者別の橋梁数



※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](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](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。

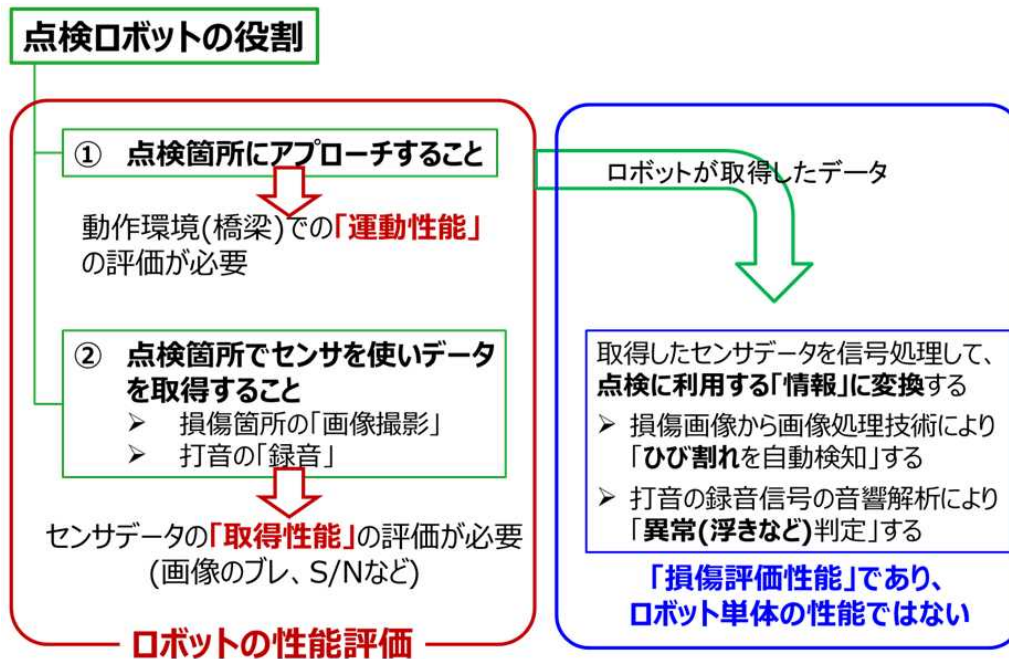


図 2. 1. 1. 2-4 インフラ点検ロボットの役割

## 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」（株式会社プロドローン）	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。

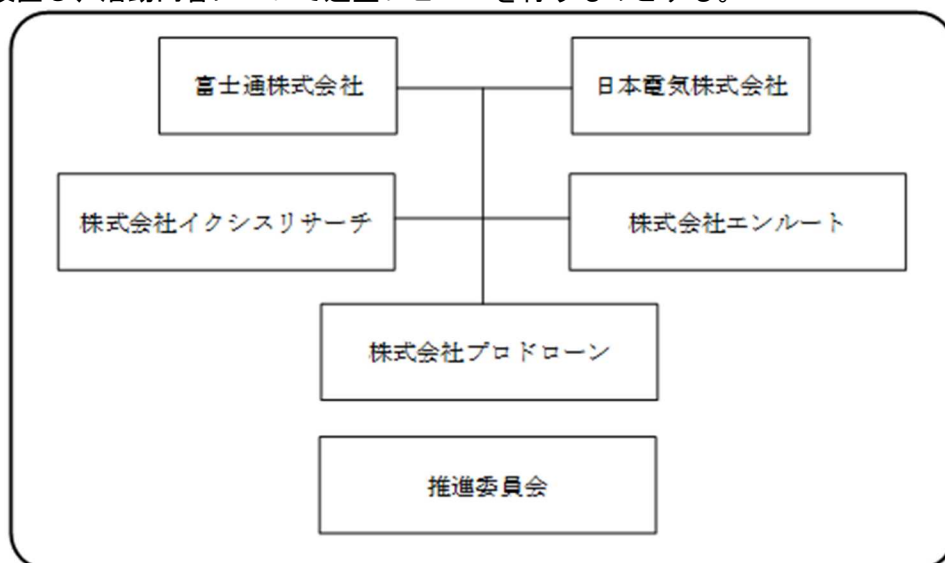


図 2.1.1.2-5 実施体制

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するとともに、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。


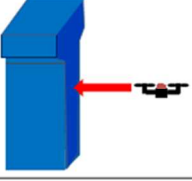
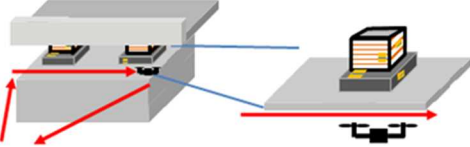
表 2.1.1.2-3 近接画像の取得に関する性能評価基準

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

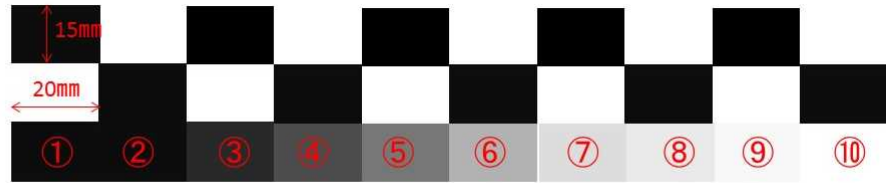
撮影画像を客観的に評価するためのテストピースに表現する内容（仕様）の検討。

■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。



- 3段共通：サイズ：15×20mm
- 上2段白黒パッチ：黒：C:0、M:0、Y:0、K:100 白：C:0、M:0、Y:0、K:0
- 最下段グレースケールパッチ(左から)
- ① C:0、M:0、Y:0、K:100 ② C:0、M:0、Y:0、K:89
- ③ C:0、M:0、Y:0、K:78 ④ C:0、M:0、Y:0、K:67
- ⑤ C:0、M:0、Y:0、K:56 ⑥ C:0、M:0、Y:0、K:45
- ⑦ C:0、M:0、Y:0、K:34 ⑧ C:0、M:0、Y:0、K:23
- ⑨ C:0、M:0、Y:0、K:12 ⑩ C:0、M:0、Y:0、K:0

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

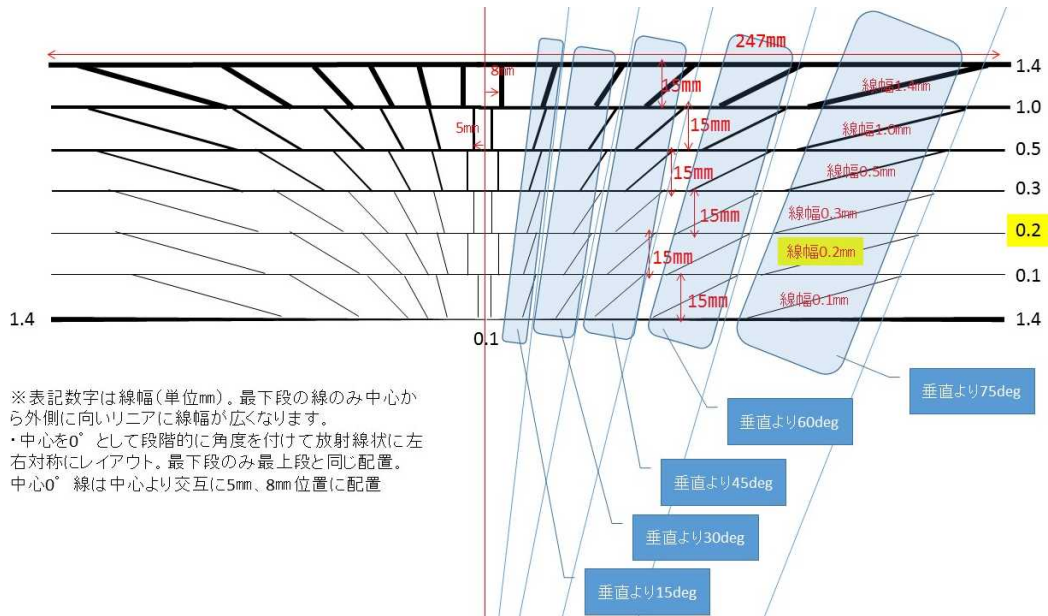
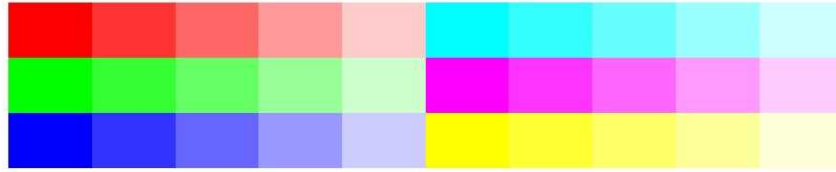


図 2.1.1.2-7 線解像度の設計

### ■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。

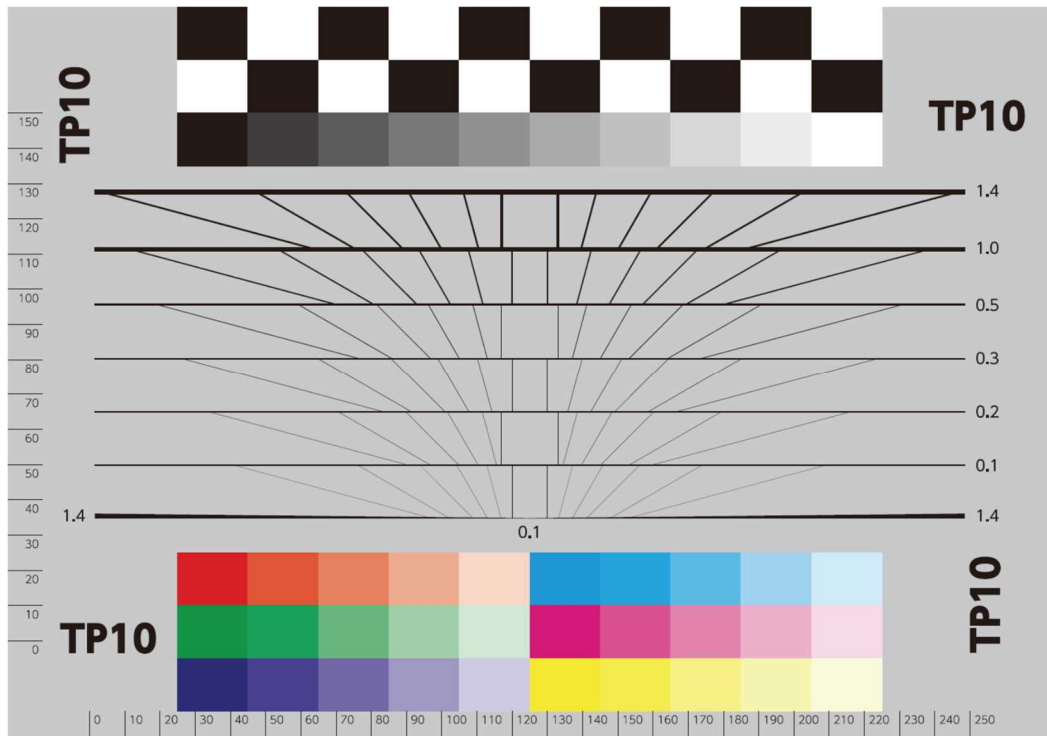


図 2.1.1.2-9 テストピース基本図案

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。



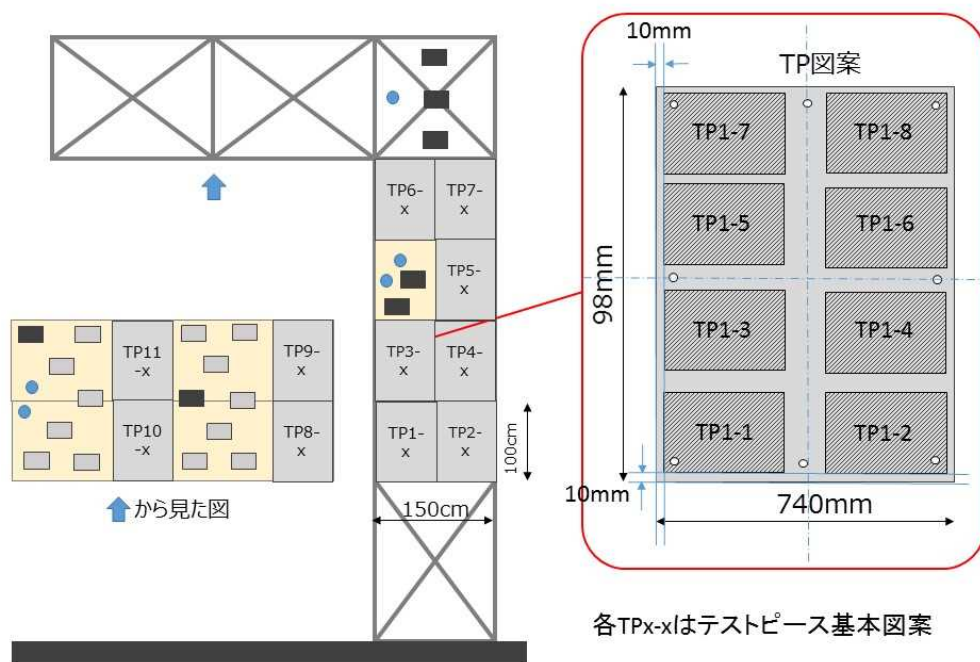


図 2. 1. 1. 2-10 テストピースの配置

(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。

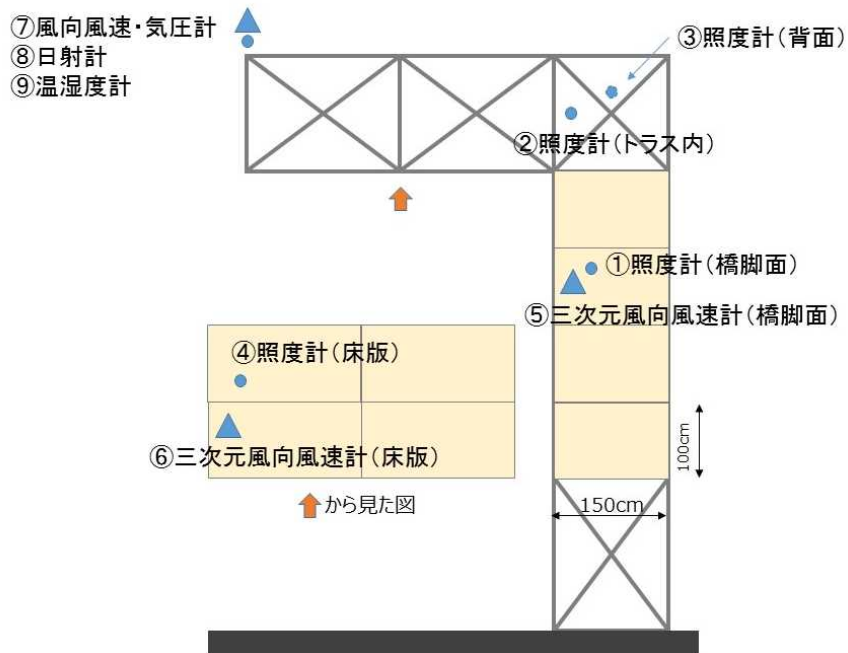


図 2. 1. 1. 2-11 測定器の配置

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
<b>照度</b>					
	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
<b>風向風速</b>					
	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
<b>気象用風向風速・大気圧</b>					
	橋上	⑦	BRIDGE	10秒	風速 方位 大気圧
<b>気象用日射計</b>					
	橋上	⑧	BRIDGE	10秒	温度 湿度 日射
<b>気象用温湿度計</b>					
	橋上	⑨	BRIDGE	10秒	温度
				10秒	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  $100^\circ$  垂直  $30^\circ$ ）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。



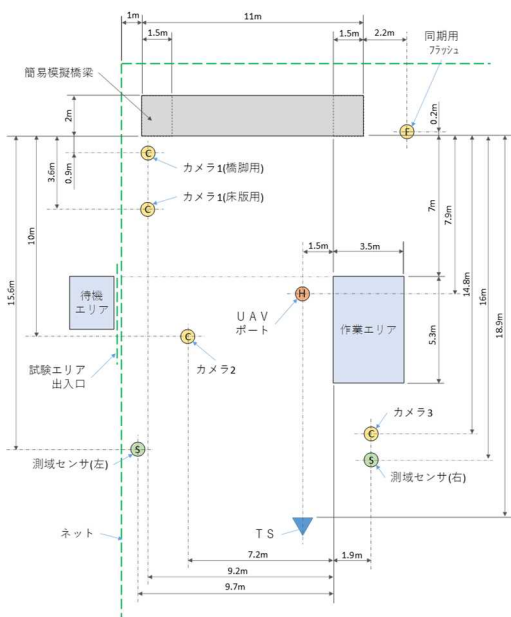
図 2.1.1.2-22 小型プリズムジンバル  
設置 1



図 2.1.1.2-23 小型プリズムジンバル  
設置 2

## 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。



試験場上面図

図 2.1.1.2-24 実証実験における  
各機器配置図



図 2.1.1.2-25 実証実験場（全景）

### (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。

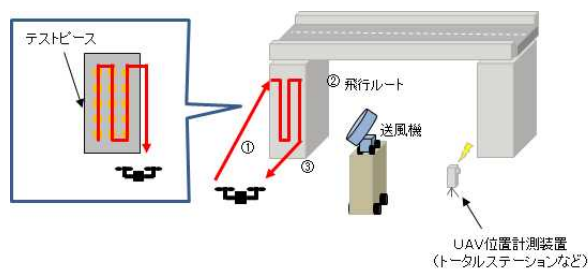


図 2.1.1.2-26 下部構造での飛行イメージ

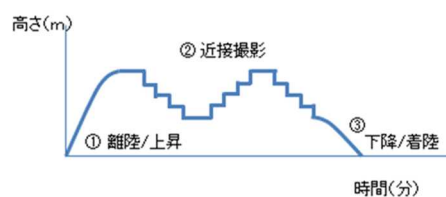


図 2.1.1.2-27 下部構造でのミッションプロファイル

・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。

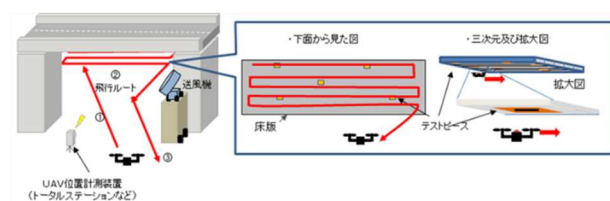


図 2.1.1.2-28 上部構造での飛行イメージ

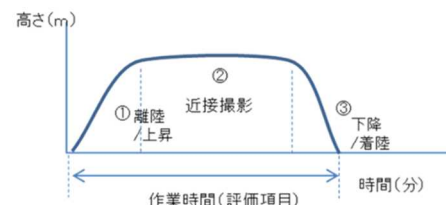


図 2.1.1.2-29 上部構造でのミッションプロファイル

・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。

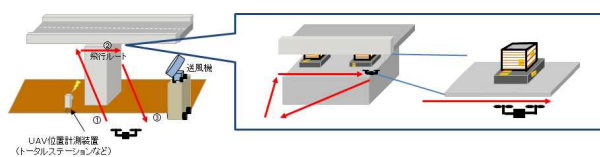


図 2.1.1.2-30 支承部での飛行イメージ

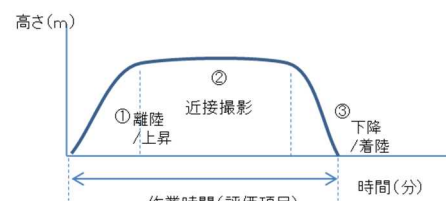


図 2.1.1.2-31 支承部でのミッションプロファイル

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。

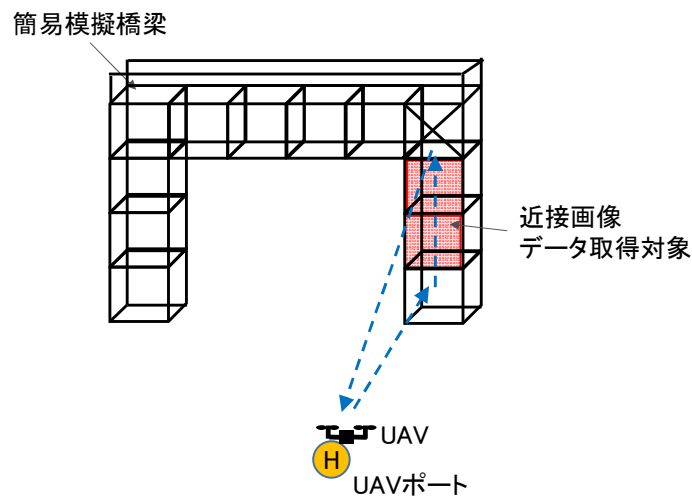


図 2. 1. 1. 2-32 UAV 飛行経路（高橋脚上部）

### (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。



- 〈3〉 試験ミッション内容（本試験では高橋脚上部の近接画像データの取得）に従い、近接画像のデータ取得を行う。なお、試験に使用する飛行経路やミッションプロファイルは事前に策定する。また、試験中は風速や照度等の環境条件を計測・記録する。
- 〈4〉 試験終了後、作業者は機体などを片付け、試験場から退場する。

検証に使用した機器と適用条件を表 2.1.1.2-6 に示し、試験場レイアウトを図 2.1.1.2-33 に示す。

表 2.1.1.2-6 適用機器と適用条件

ドローン	Matrice100 改
搭載カメラ	動画撮影カメラ (GoPro)
作業員	3名 (試験指示者、ドローン操縦者、作業補助者)
前提	飛行計画は事前に立案済

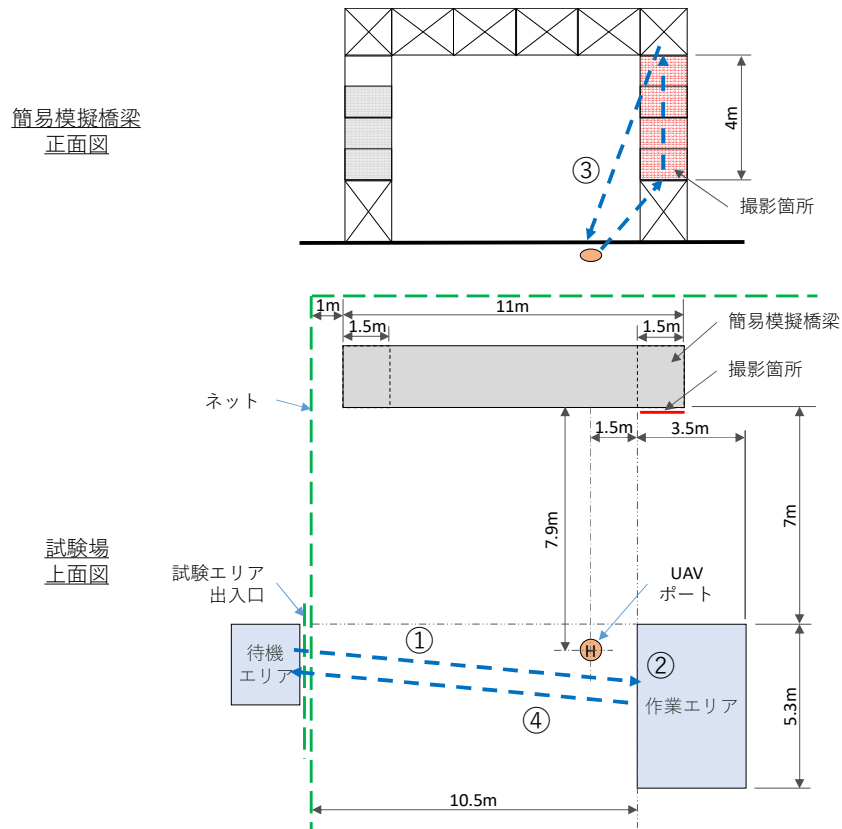


図 2.1.1.2-33 試験場レイアウト

■結果

本検証における作業時間測定結果の例を表 2.1.1.2-7 に示す。

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
		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。

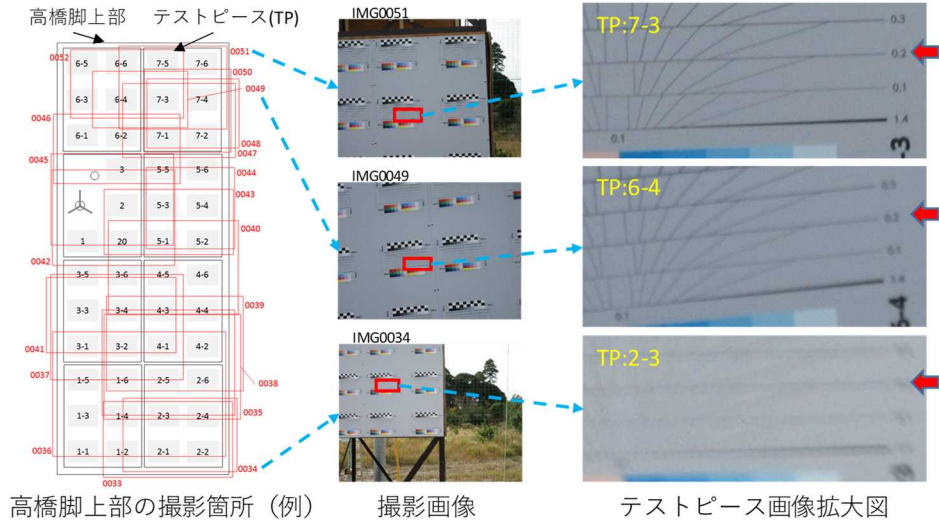


図 2. 1. 1. 2-34 高橋脚上部のテストピース撮影例

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			
データ取得 (画像)	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
	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	1/1000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	1/1000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	1/1000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	1/1000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	1/1000秒	ISO-112	f/2.8	○	

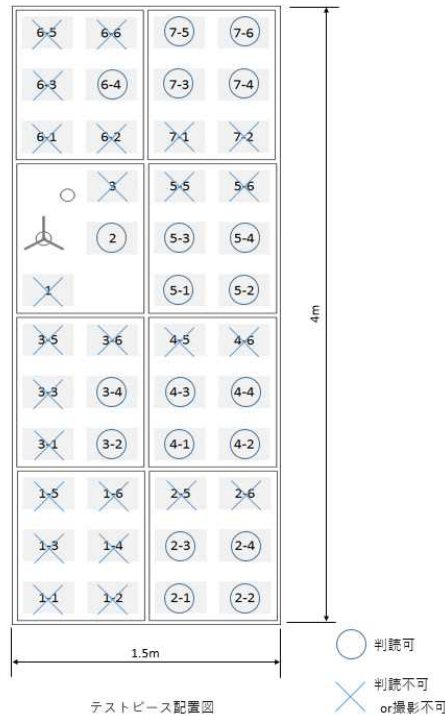


図 2. 1. 1. 2-35 テストピース判読可否主観評価結果（高橋脚上部）

■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。

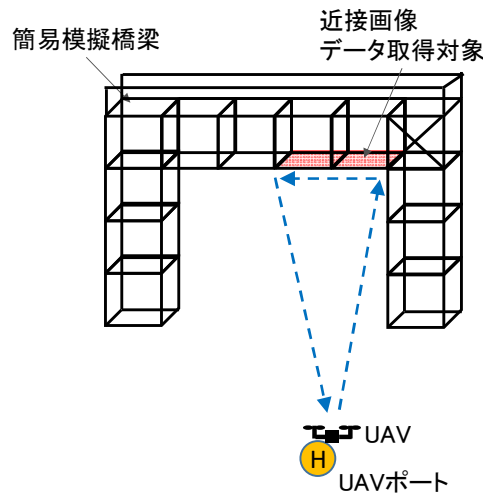


図 2.1.1.2-36 UAV 飛行経路（床版）

・ 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4日版																		
実施日	2017/12/22										天気	曇						
湿度	10.0°C										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						
データ取得 (画像)	テスト ピース		照度 [lux]			風向 [度] (0度：北)		風速 [m/s]			撮影位置 [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	距離 [m]	全体画像	(参考) 拡大画像	ファイル名	シャッター速度	ISO感度	絞り	評価	
	1	9-1																
	14	11	14:33:35	1880	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	1880	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	1880	11240	141	0.59	-0.67	3.39	2.19	1.81			P1000076.jpg	1/60秒	ISO-320	f/7.1	-
	33	8	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																

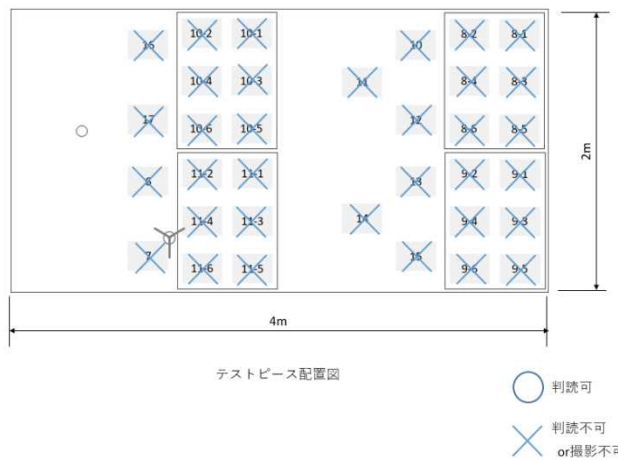


図 2.1.1.2-37 テストピース判読可否主観評価結果 (床版)

■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った。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。

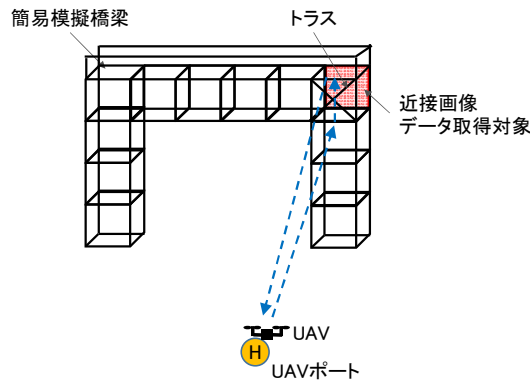


図 2.1.1.2-38 UAV 飛行経路（トラス越し）

■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。



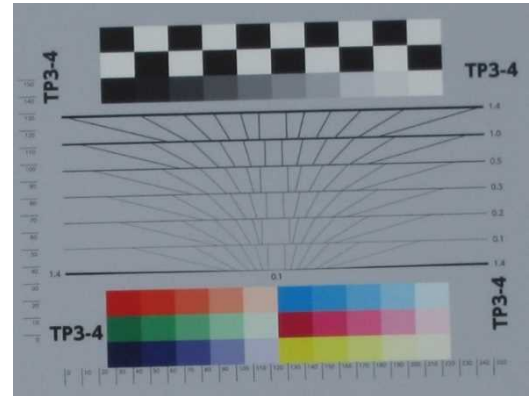
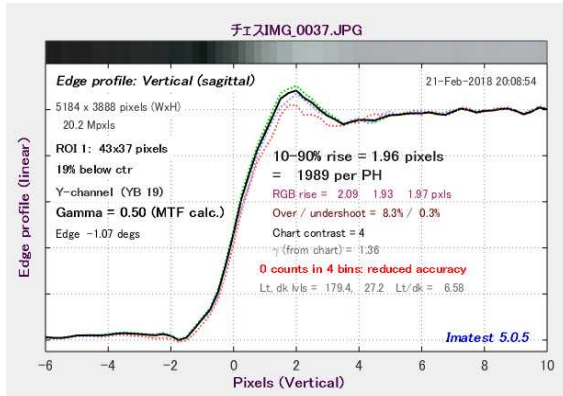


図 2. 1. 1. 2-41 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 1.96pixels、IMG\_0037)

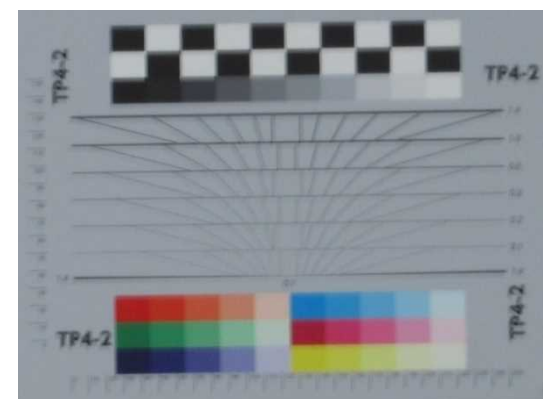
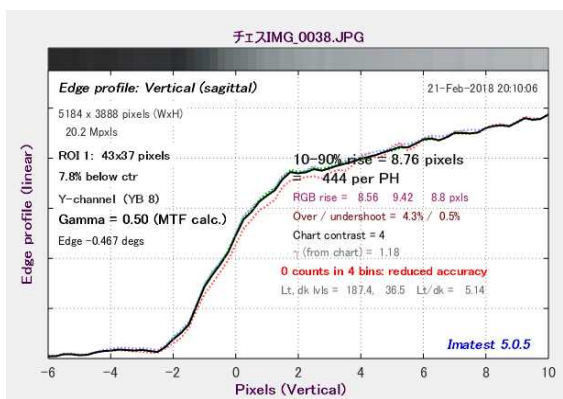


図 2. 1. 1. 2-42 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 8.76pixels、IMG\_0038)

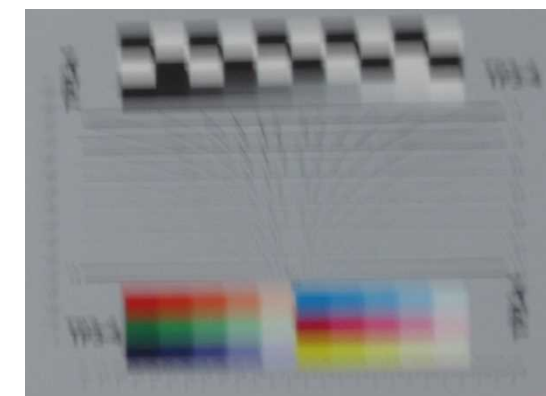
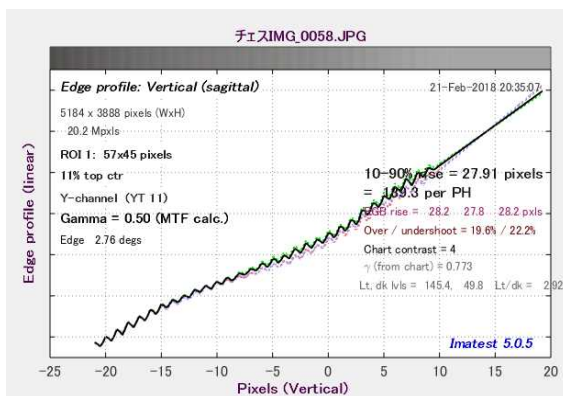


図 2. 1. 1. 2-43 評価結果と撮影画像例 (評価値 : 27.91pixels、IMG\_0058)

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)

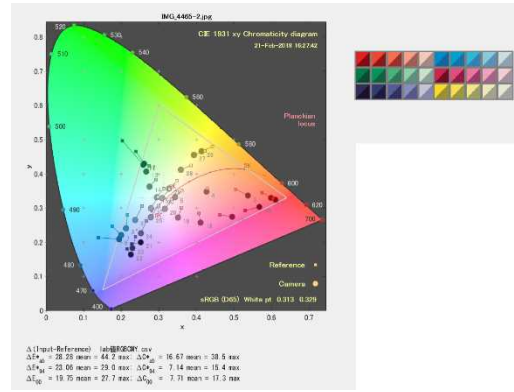


図 2.1.1.2-45 CIE1931 色空間での  
参照結果と撮影画結果のずれ (IMG\_4465)



図 2.1.1.2-46 撮影画像  
(色差の小さい例、DJI\_0052)

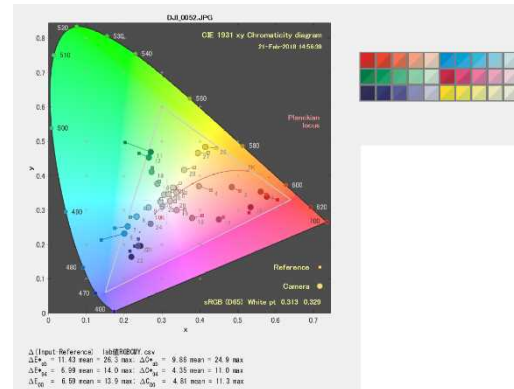


図 2.1.1.2-47 CIE1931 色空間での  
参照結果と撮影画結果のずれ (DJI\_0052)

### ■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。

(1) 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。

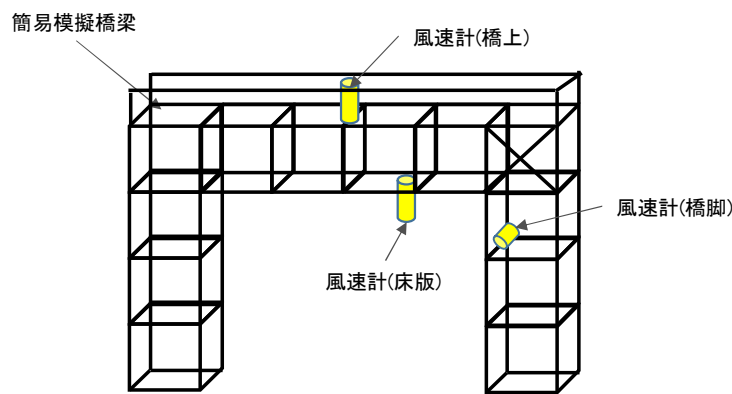


図 2. 1. 1. 2-48 簡易模擬橋梁に設置した風速計

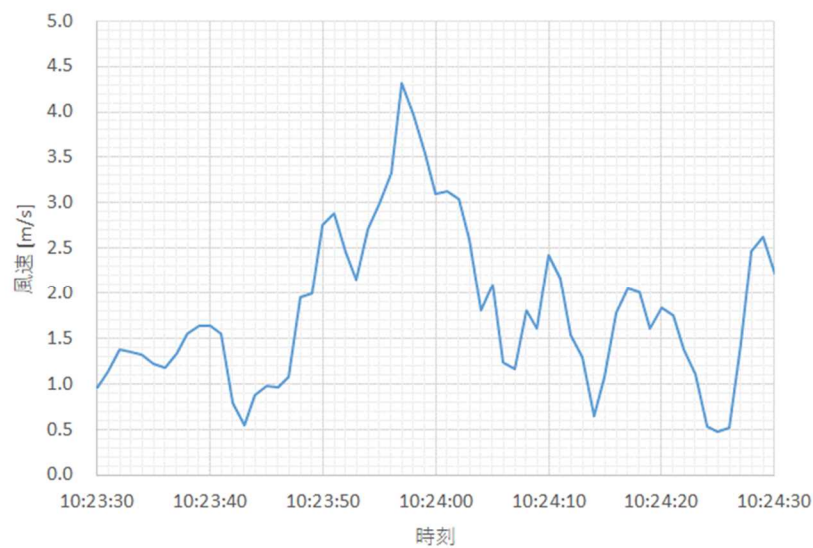


図 2. 1. 1. 2-49 簡易模擬橋梁の橋脚の風速測定例

## (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可能性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られる。

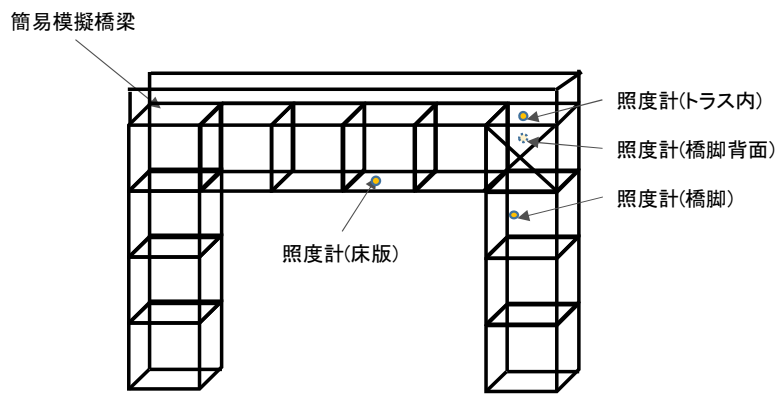


図 2.1.1.2-50 簡易模擬橋梁に設置した照度計

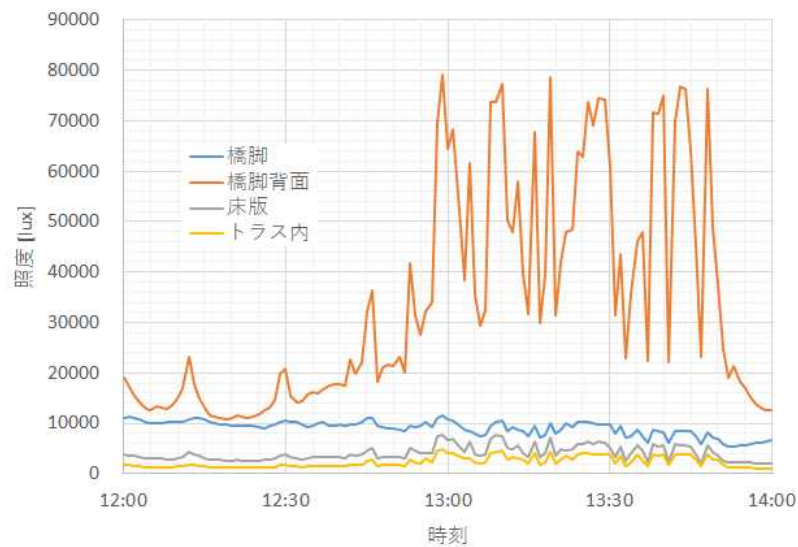


図 2.1.1.2-51 簡易模擬橋梁の各計測部位の照度測定例

## (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。



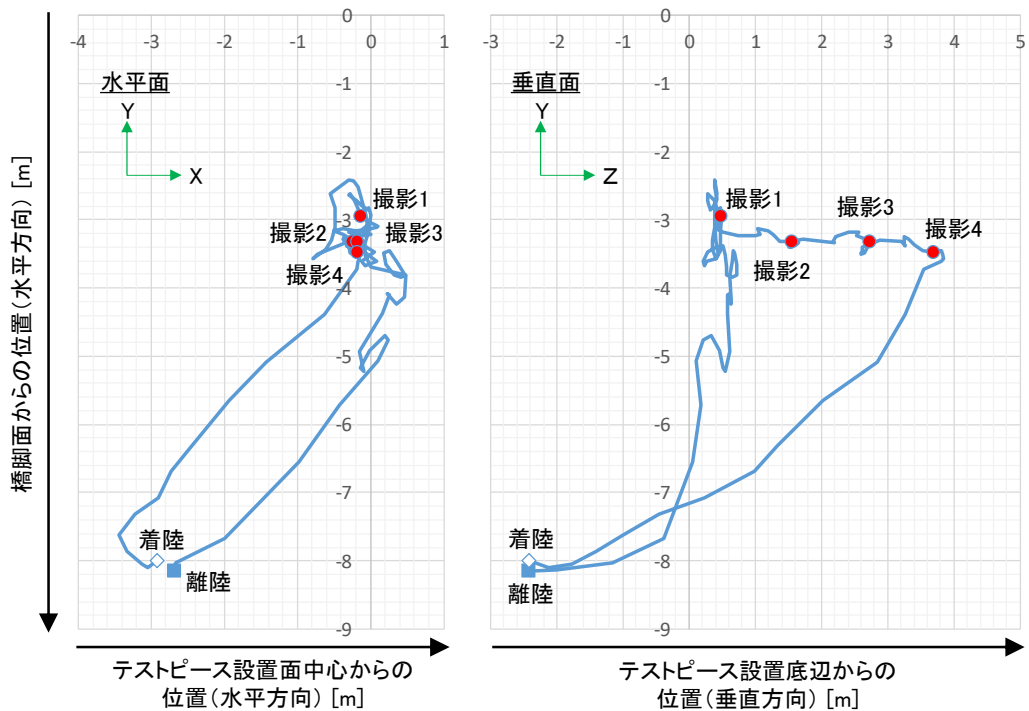


図 2. 1. 1. 2-52 UAV 飛行軌跡の測定例

(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。

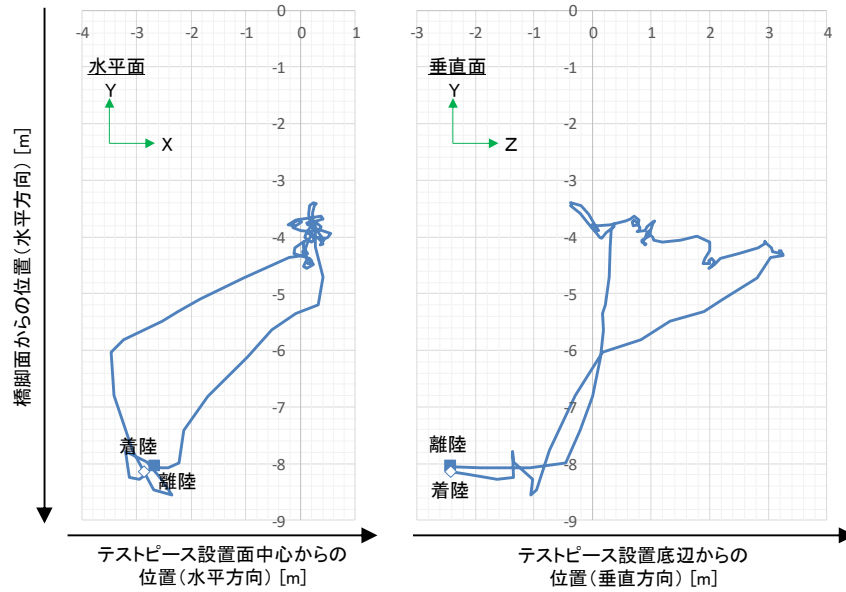


図 2. 1. 1. 2-53 トータルステーションで UAV の飛行軌跡を測定した例

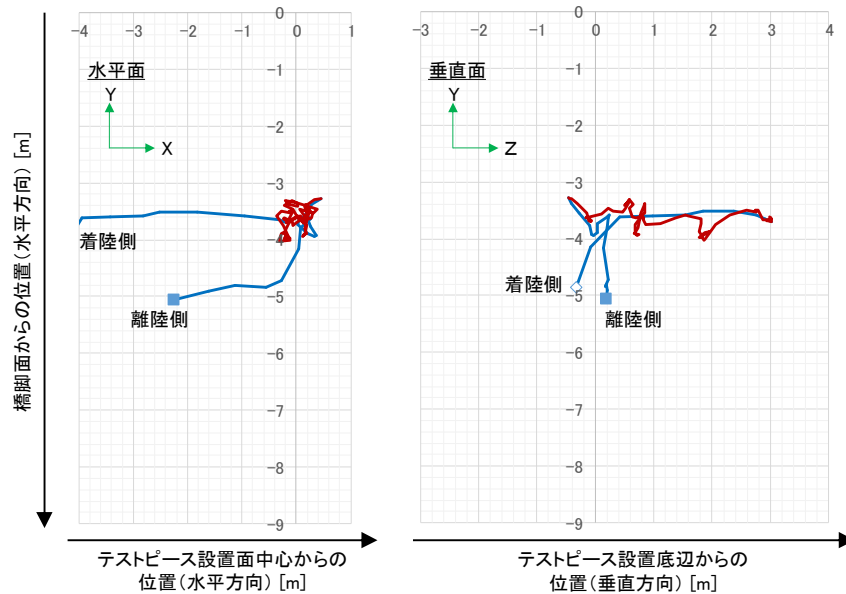


図 2. 1. 1. 2-54 マーカーレスで UAV の飛行軌跡を測定した例

### (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。

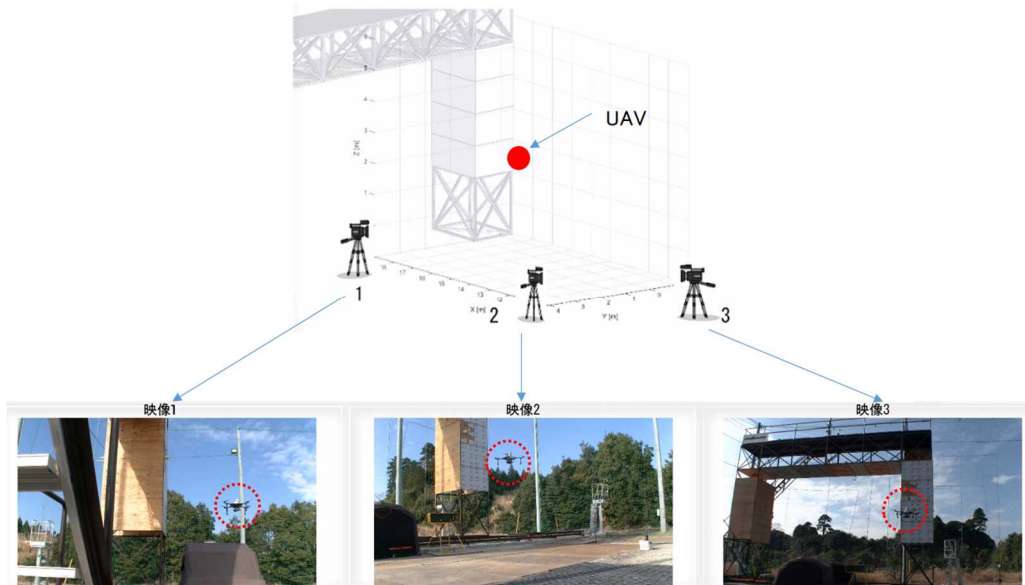


図 2. 1. 1. 2-55 UAV 飛行状態の撮影例

(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	<p>UAV飛行経路 データ取得成功箇所 (○:成功、×:失敗)</p> <p>○支承 ○床版 (画像) ○床版 (打音) ○高橋脚上部 (打音) ●高橋脚上部 (画像)</p>		
	データ取得箇所	全箇所・広域 / 特定箇所	
画像	線幅	0.1mm・0.2mm・0.3mm・0.5mm・1.0mm	
	網羅性	3 8 / 4 5	
打検	打検器	位置誤差	
	先端	角度誤差	
	網羅性		
作業時間	機材準備時間	3分43秒	※備考:組立済機体に対し機体チェック、テスト飛行等を実施
	飛行時間	工程A(離陸→移動)	17秒
		工程B(データ取得)	1分20秒
		工程C(帰路→着陸)	15秒
	バッテリー交換時間	0秒	(交換して再飛行する場合)
	機材撤収時間	50秒	※備考:機体を梱包し、実験エリアから退避
合計	6分25秒		

■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
状態記録	三次元測域センサ	北陽電機	YVT-35LX	2590点/360deg
時間計測	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
	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、より現実に即した評価が可能。

(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。

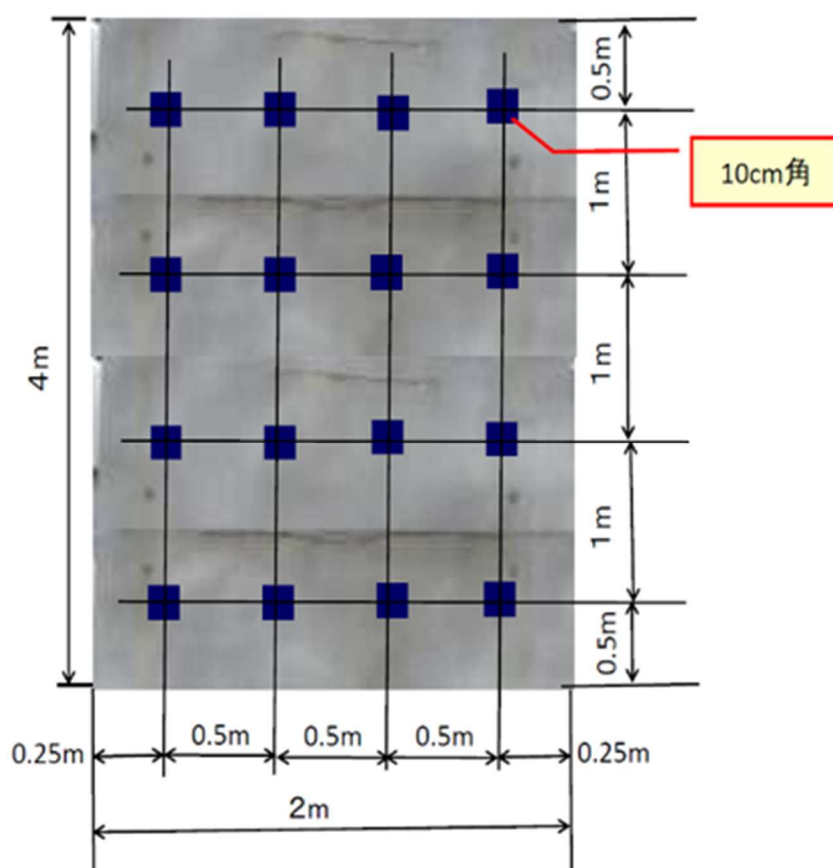


図 2. 1. 1. 2-56 打音検査ロボット性能評価用テストピースの例

### 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。

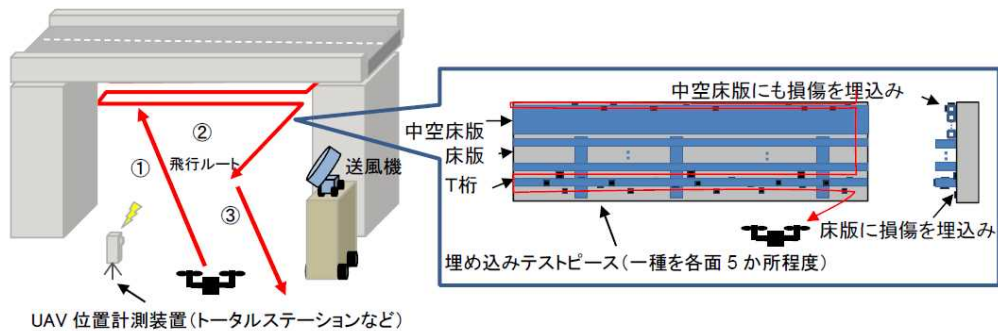


図 2.1.1.2-57 コンクリート床版・桁のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

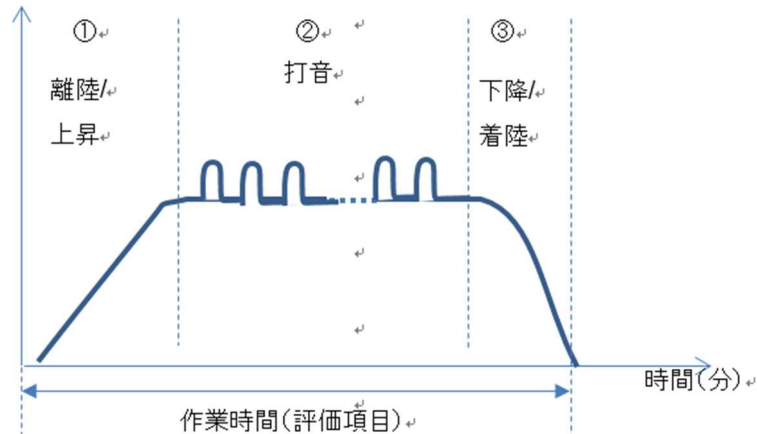


図 2.1.1.2-58 ミッションプロファイルの例

(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。

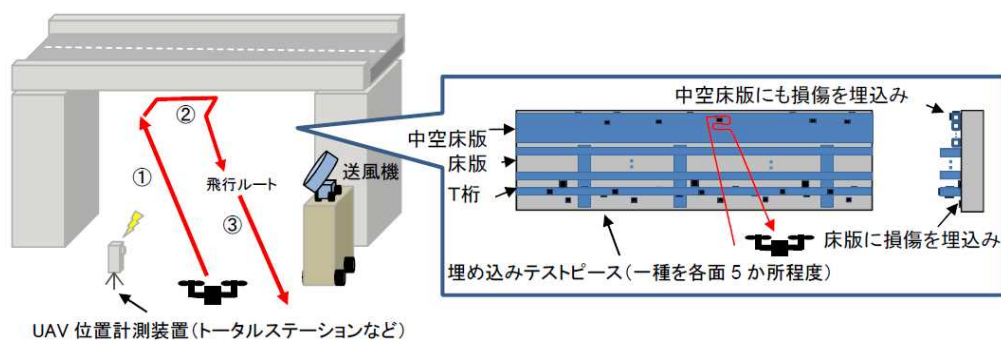


図 2.1.1.2-59 コンクリート床版・桁のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

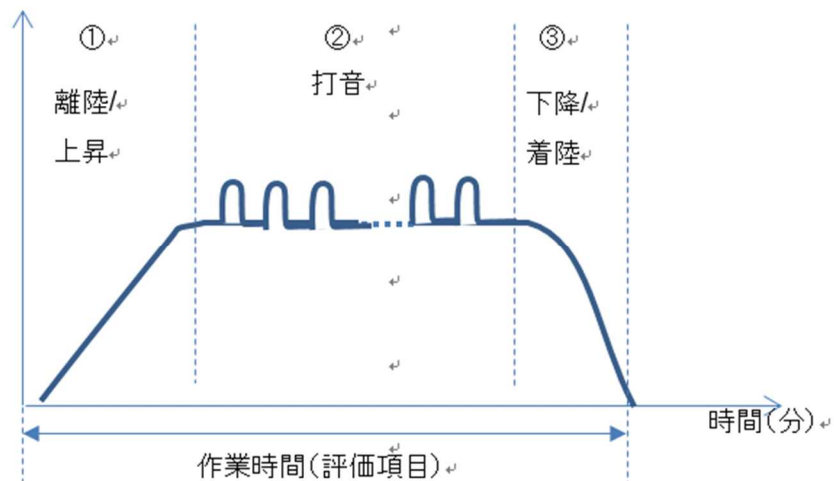


図 2.1.1.2-60 ミッションプロファイルの例



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。

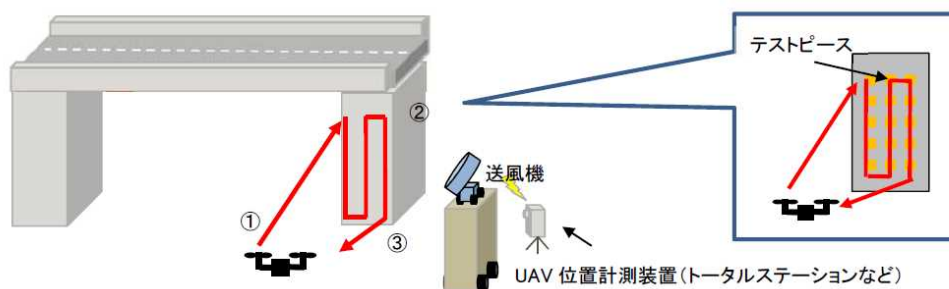


図 2.1.1.2-61 コンクリート橋脚のうきを指定領域の打音でデータ取得する場合のイメージ

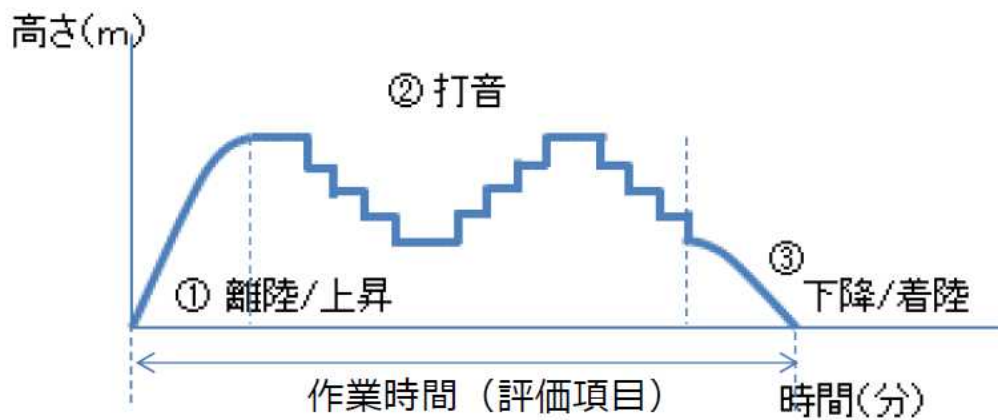


図 2.1.1.2-62 ミッションプロファイルの例



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。

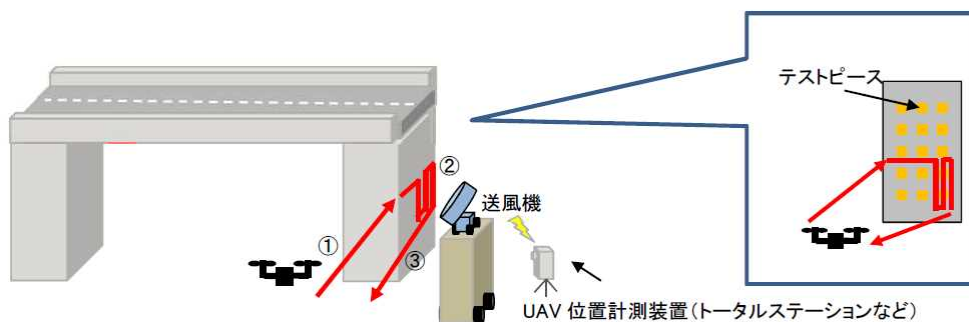


図 2.1.1.2-63 コンクリート橋脚のうきを特定箇所の打音でデータ取得する場合のイメージ

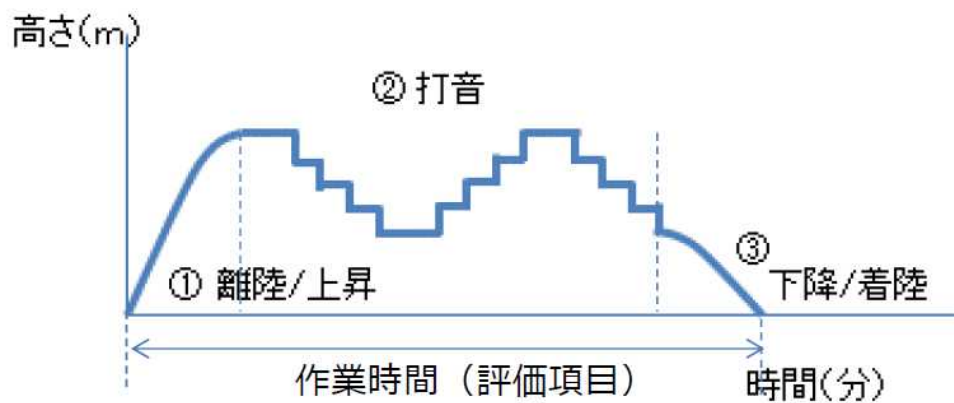


図 2.1.1.2-64 ミッションプロファイルの例

## (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。

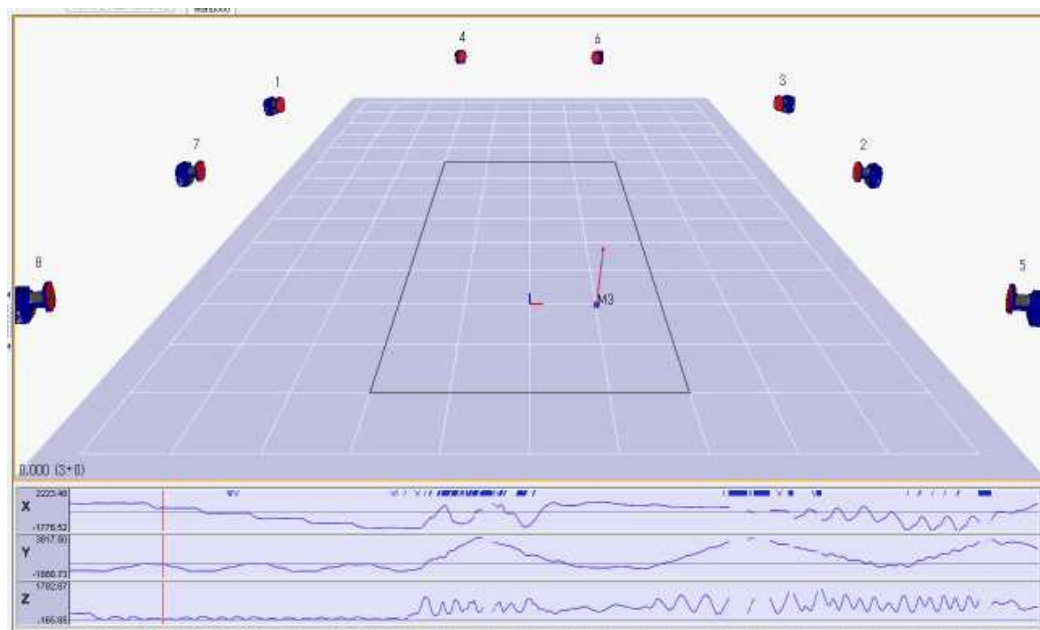


図 2. 1. 1. 2-66 モーションキャプチャによる計測結果

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。

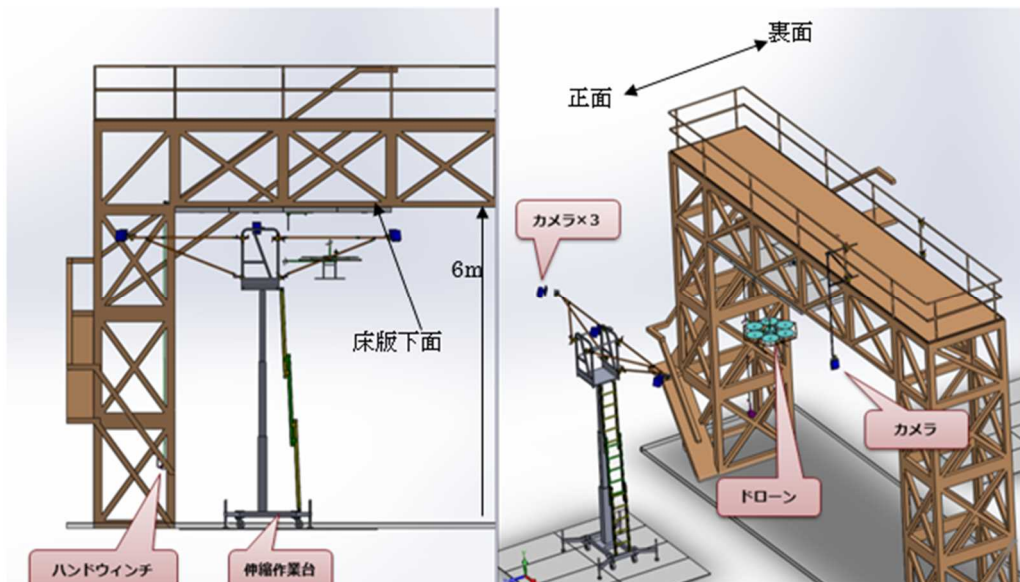
## ii. 模擬橋梁を使用した検証

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



取り付けた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。

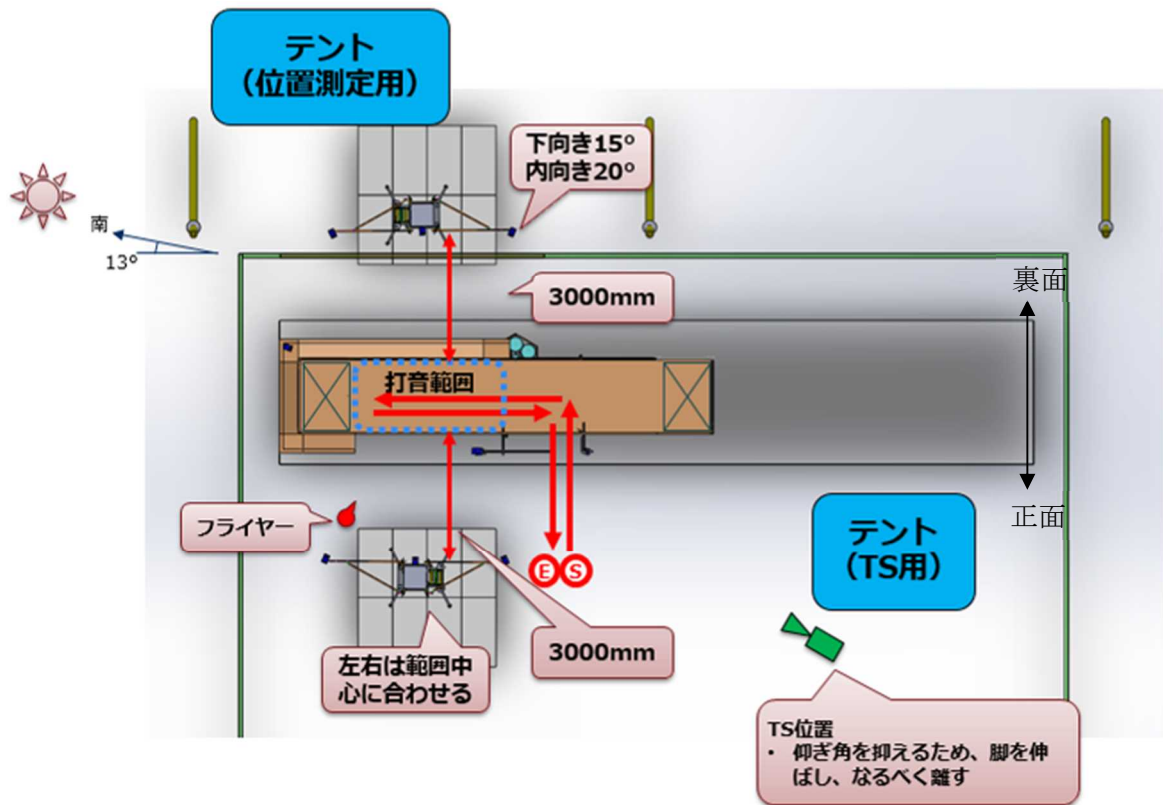


図 2. 1. 1. 2-69 テントの配置

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)

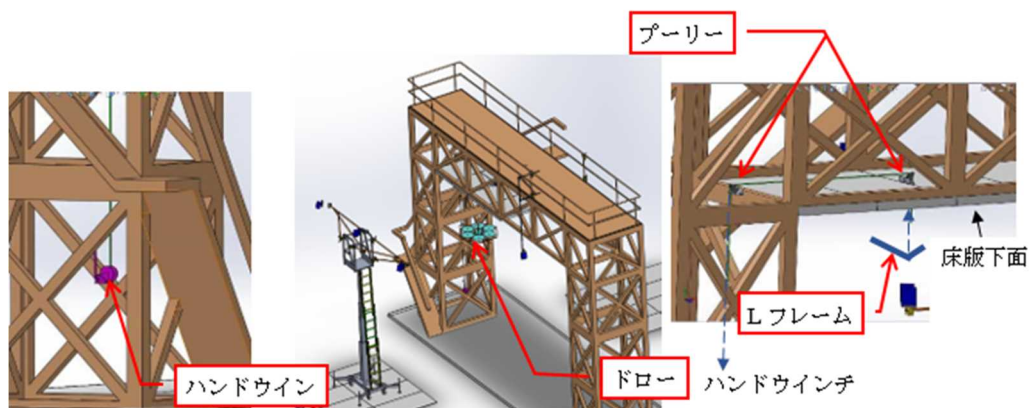


図 2. 1. 1. 2-70 L フレーム吊下げ構造等設置図

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



## (1) 実験結果

### 1-1 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。

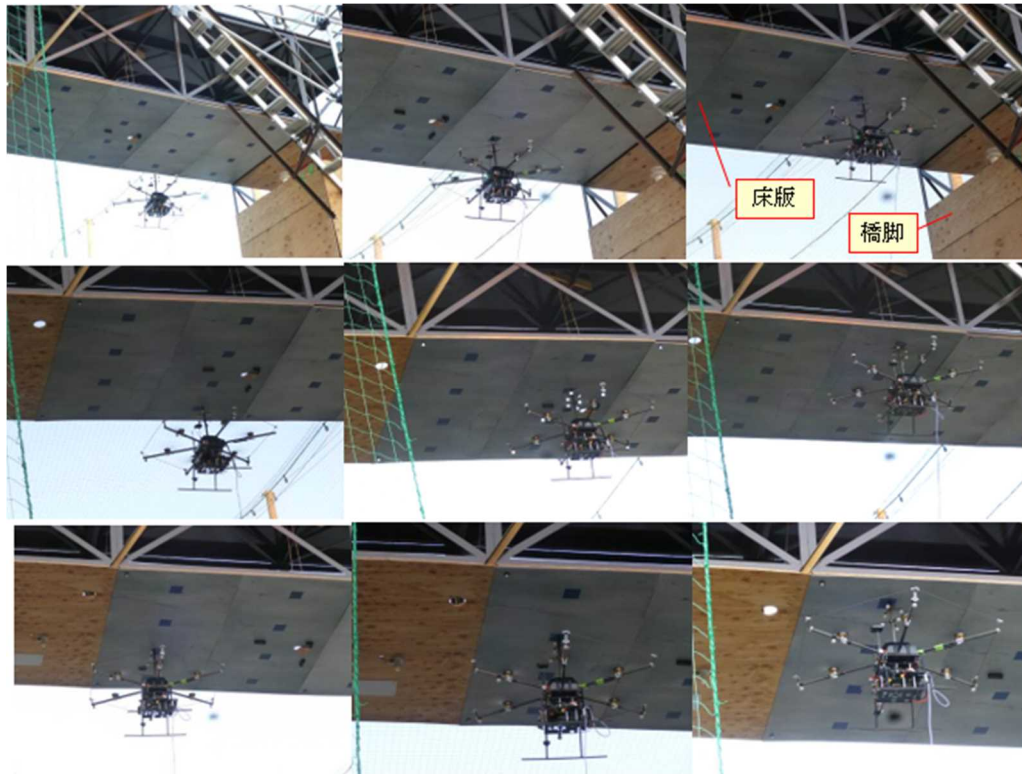


図 2.1.1.2-73 中型機による床版下面に対する打音検査例

### 1-2 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。

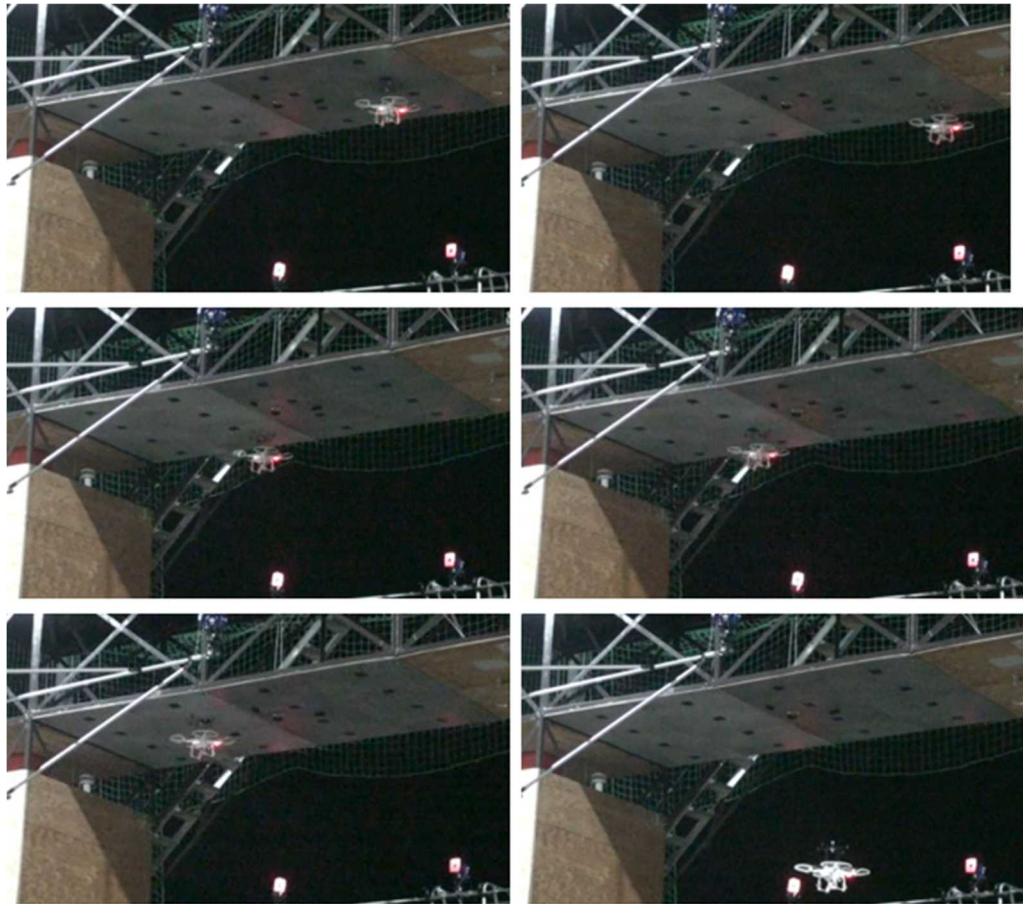


図 2. 1. 1. 2-74 小型機による床版下面に対する打音動作例

### 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）の床版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。

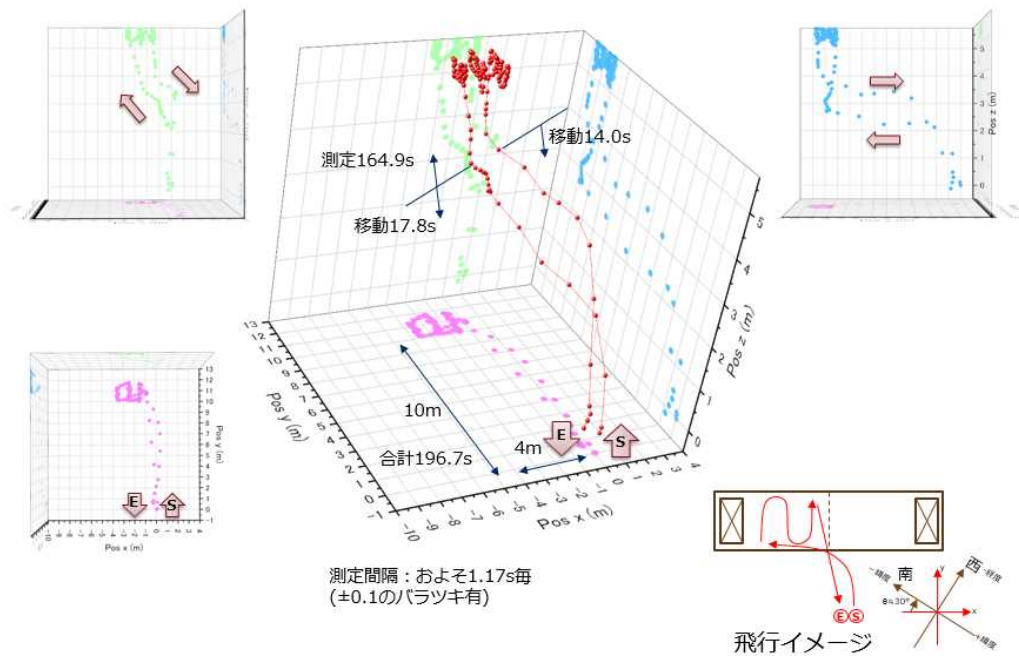


図 2. 1. 1. 2-75 ACSL-PF1 機の飛行ログから抽出した飛行座標及び各工程の作業時間

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。



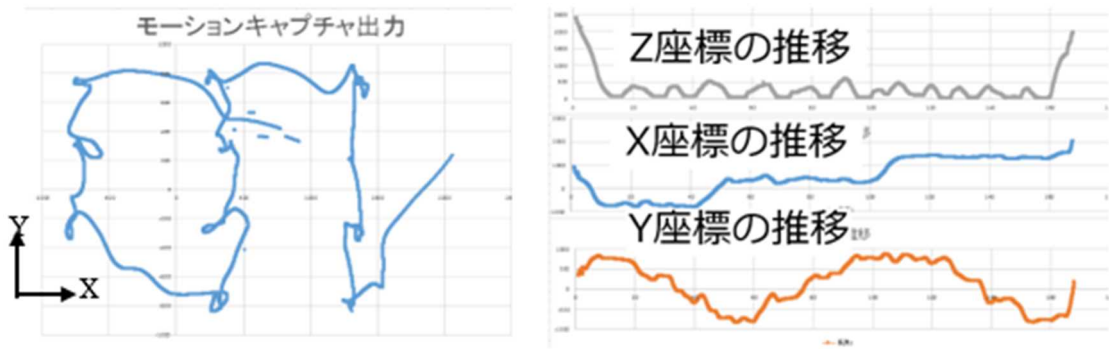


図 2.1.1.2-76 中型機 (AGSL-PF1) による床版への打検位置のモーションキャプチャによる測定結果

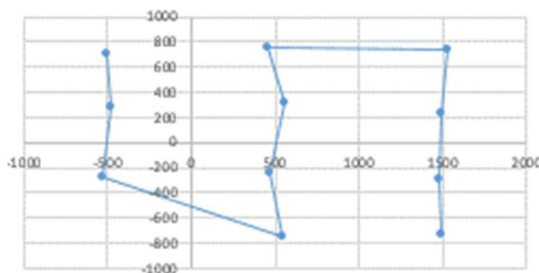


図 2.1.1.2-77 接触点の抽出と座標系修正

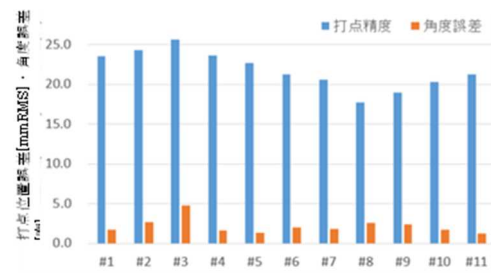
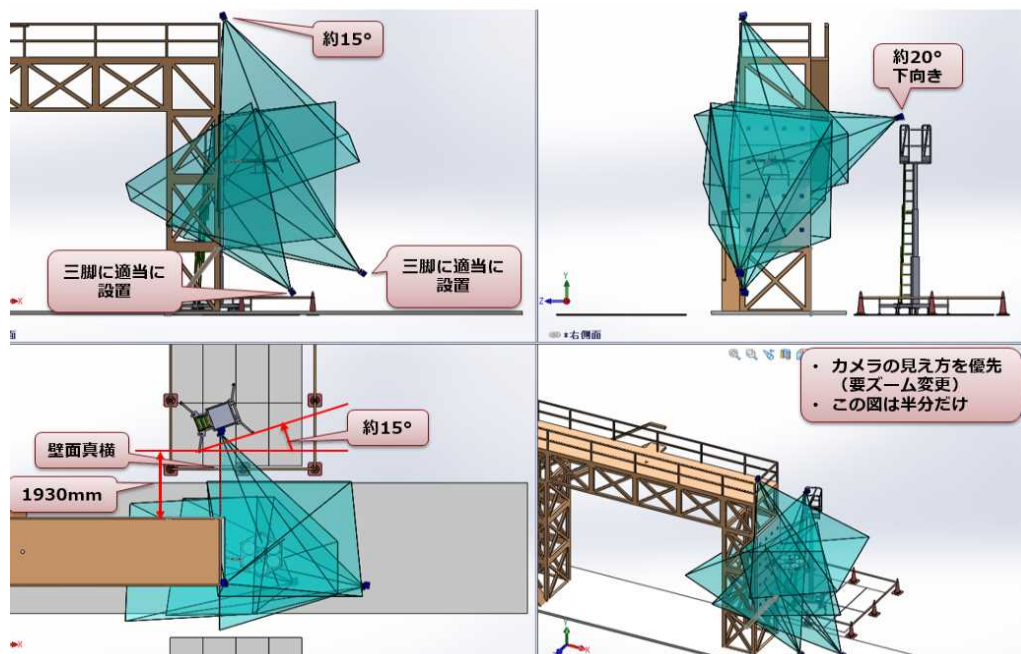


図 2.1.1.2-78 接触位置誤差と接触角度誤差

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を避け、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を防止し、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。

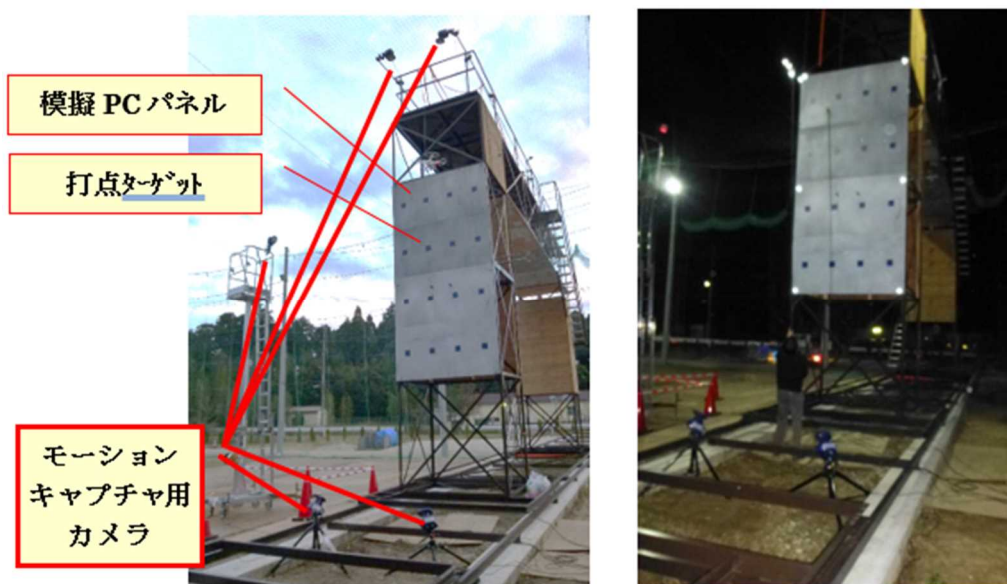


図 2.1.1.2-80 橋脚側面への模擬 PC パネル配置と打点ターゲット (左:昼間、右:夜間)

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) の計 8 台を設置した。

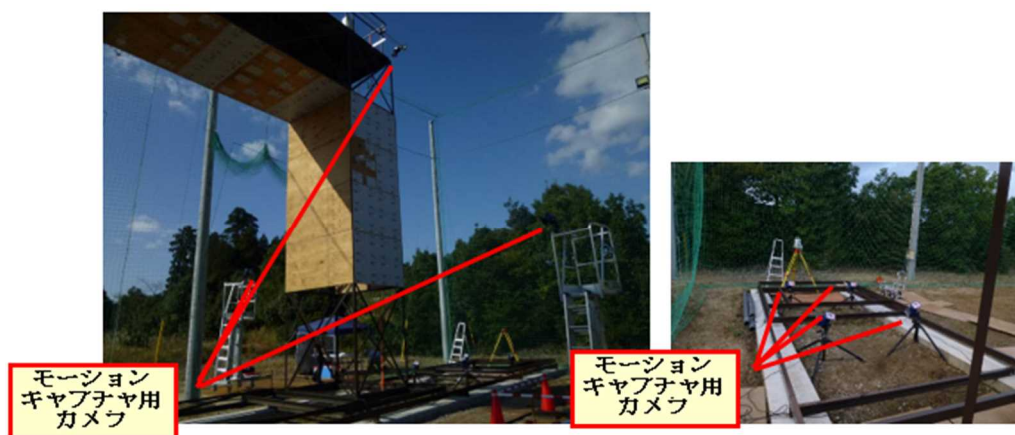


図 2.1.1.2-81 モーションキャプチャ用カメラの配置

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)。

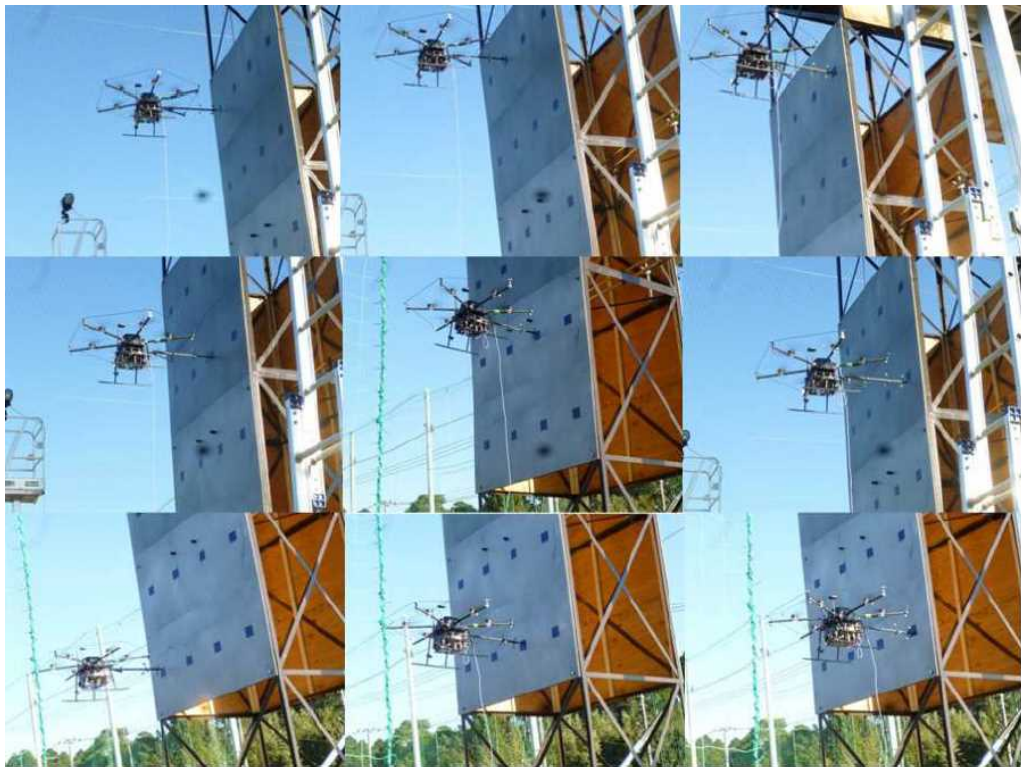


図 2.1.1.2-86 中型機による打音データ取得動作の例

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

#### 4-3 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

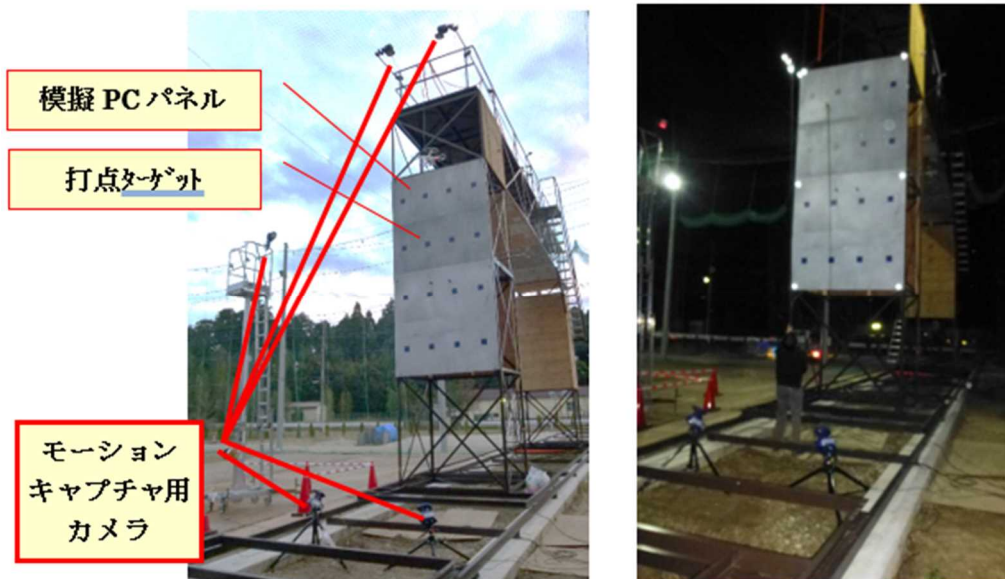


図 2.1.1.2-80) 上方は図 2.1.1.2-88 左の下方 (Y 軸マイナス方向) に対応している、すなわち、図 2.1.1.2-88 の軌跡図を Y 軸マイナス方向が上方になる様回転させると実際の模擬 PC パネル上の動きに対応することとなる。

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。

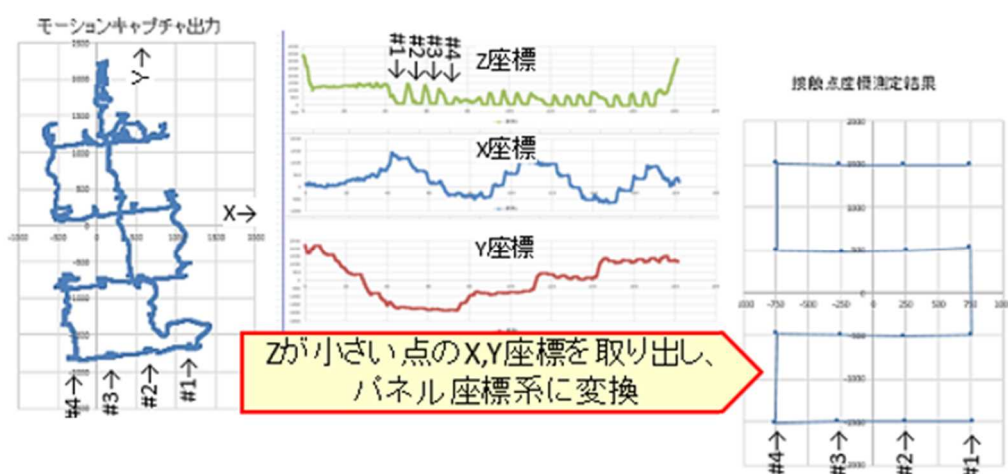


図 2.1.1.2-88 モーションキャプチャ結果と打点抽出及び座標変換結果

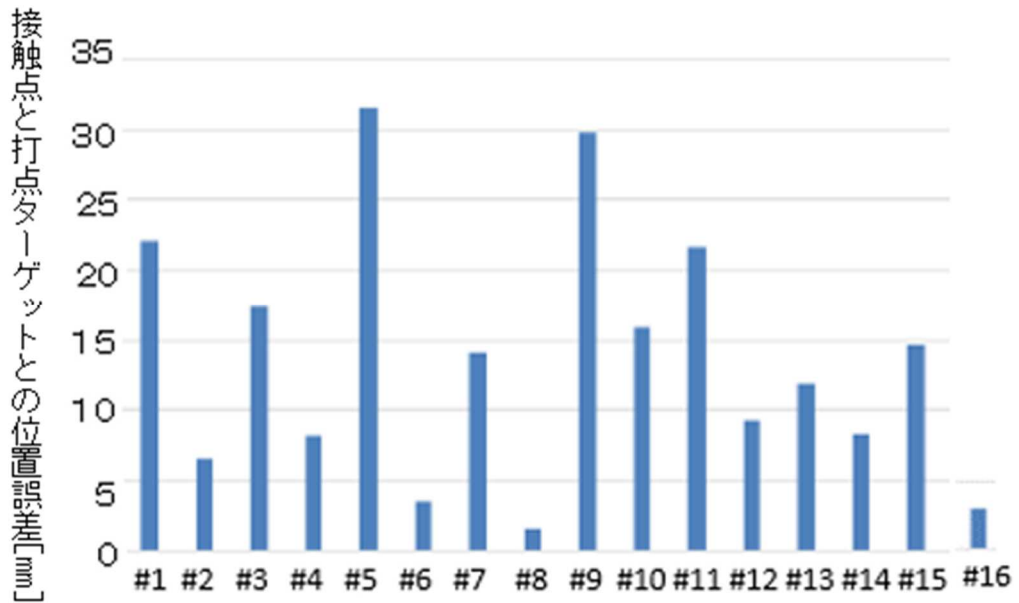


図 2.1.1.2-89 接触点の位置精度評価結果

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、 <b>1</b> 、2、3)		
	照度 [lux] (参考：レベル)	8200 lux (レベル：0、 <b>1</b> 、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

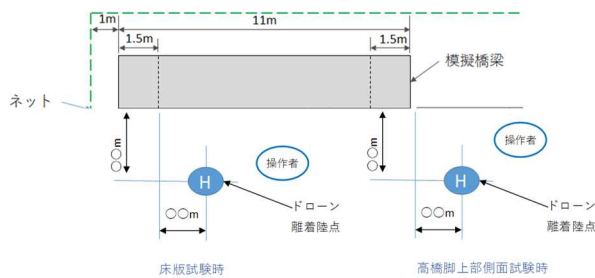
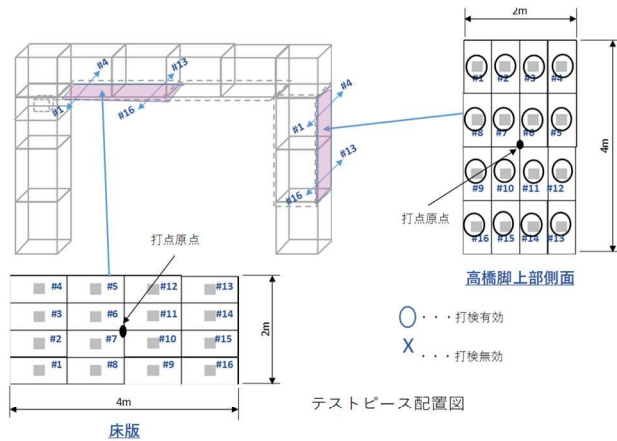


表 2.1.1.2-20 詳細性能評価記録(打音)

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°C		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					
	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
	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とするとともに、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へ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

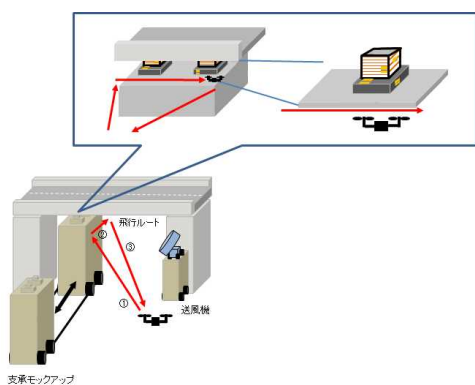


図 2. 1. 1. 2-91 支承部での飛行イメージ

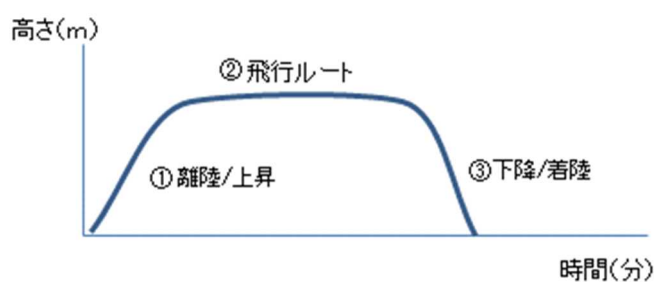


図 2. 1. 1. 2-92 支承部のミッションプロファイル

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。



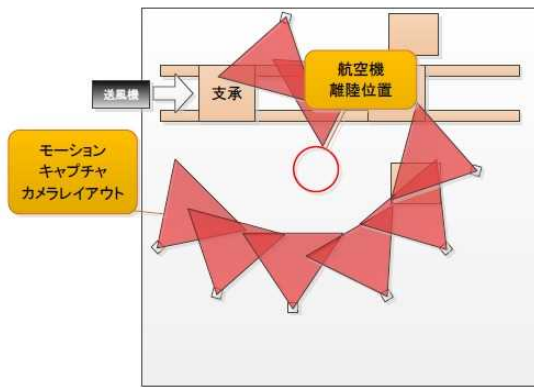


図 2. 1. 1. 2-94 3D モーションキャプチャの配置

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。

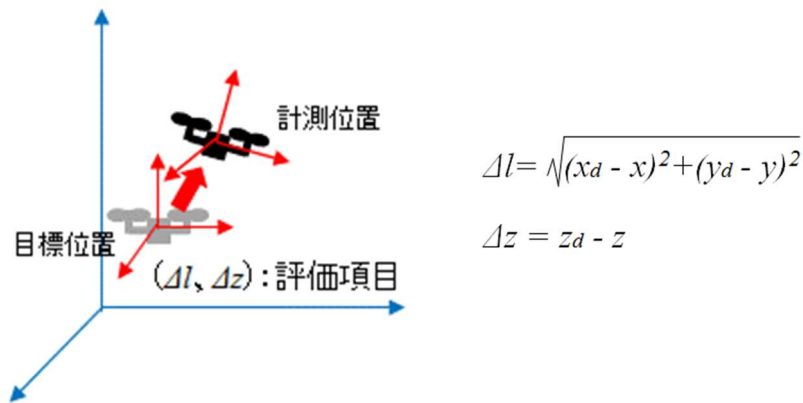


図 2. 1. 1. 2-95 目標位置に対する位置の変化量

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。

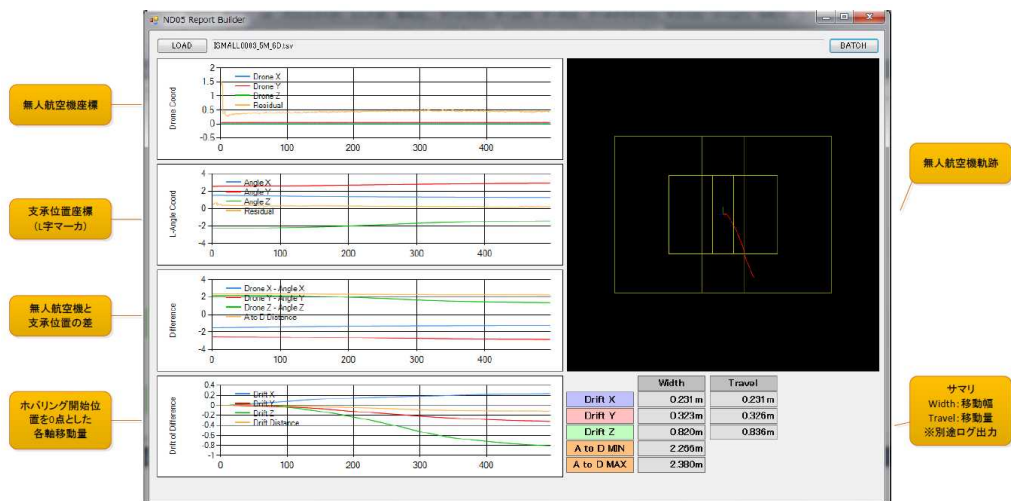


図 2. 1. 1. 2-96 機種および風速レベルに応じたドローンの振れ幅

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。

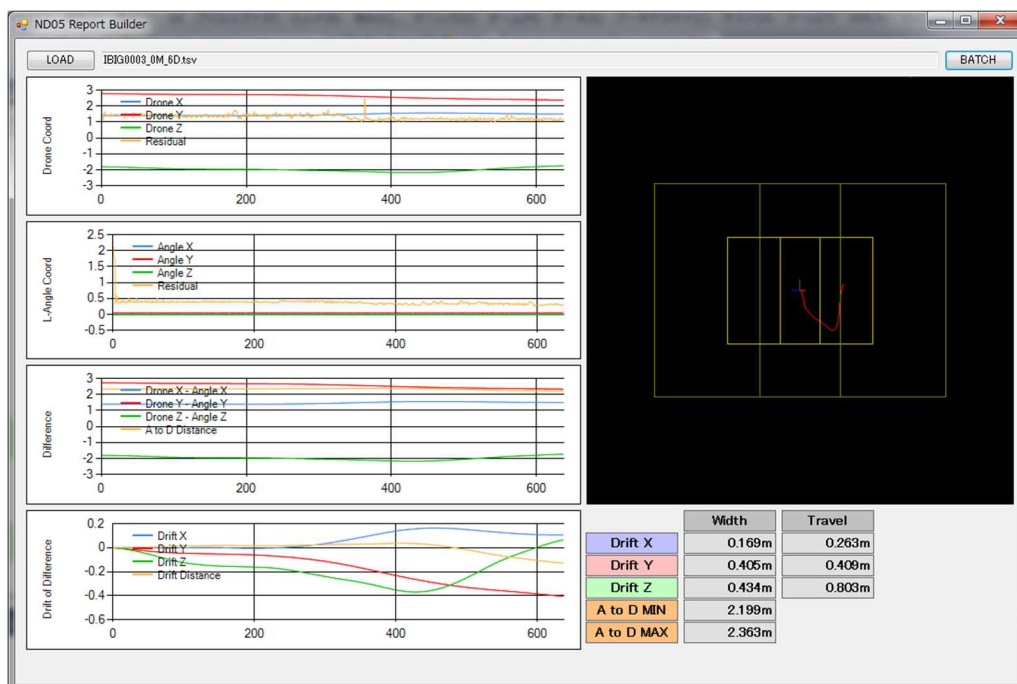


図 2. 1. 1. 2-97 大型機、風速 0m/s 時



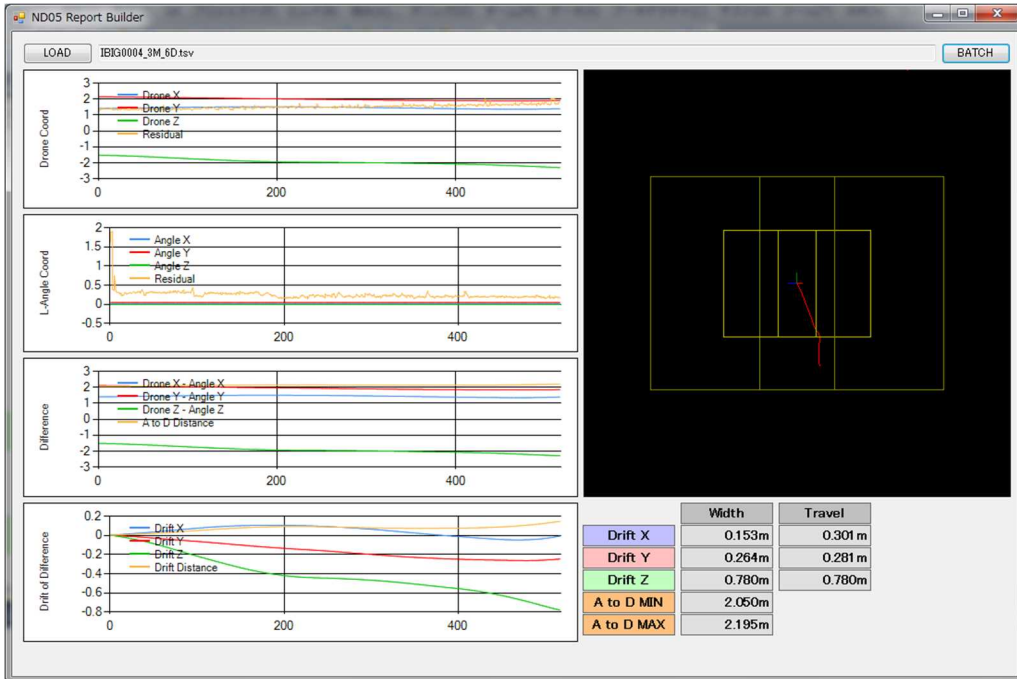


图 2.1.1.2-98 大型機、風速 3m/s 時

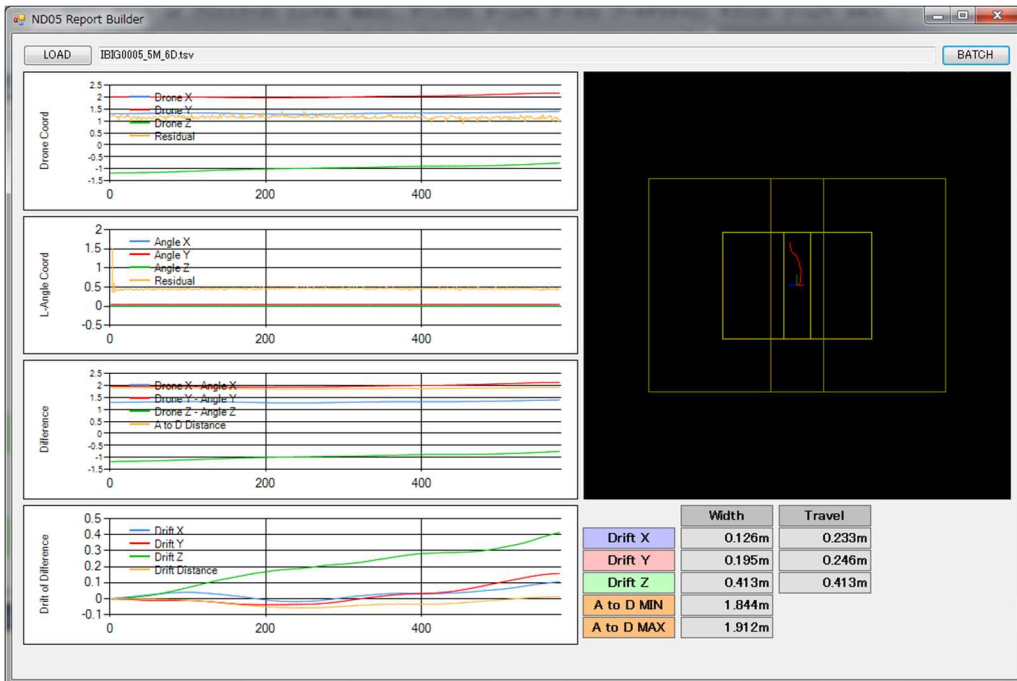


图 2.1.1.2-99 大型機、風速 5m/s 時

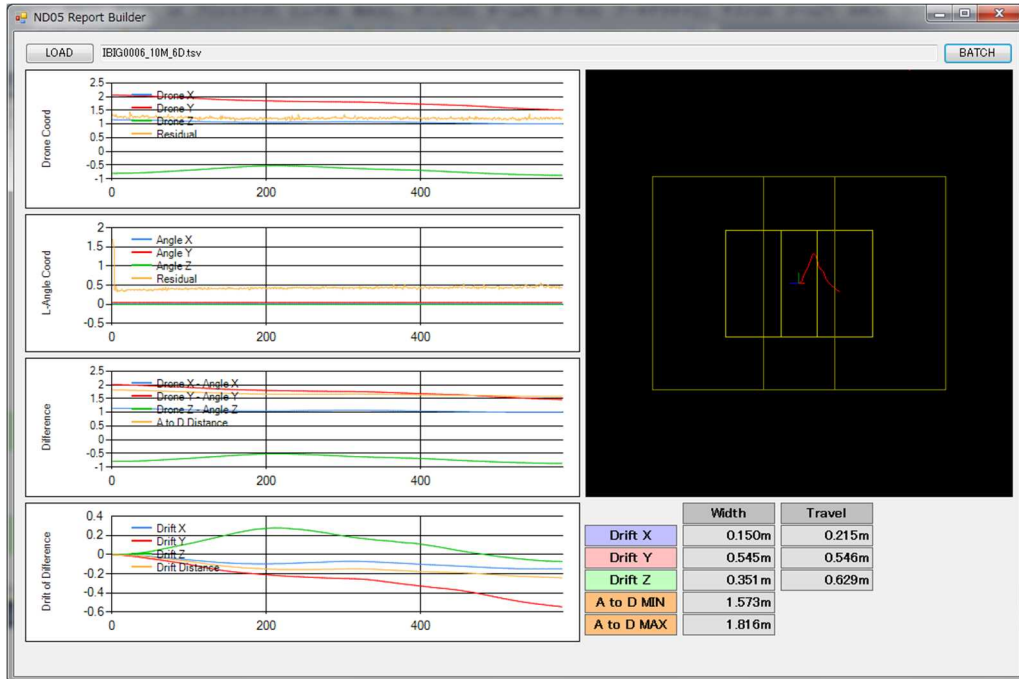


图 2.1.1.2-100 大型機、風速 10m/s 時

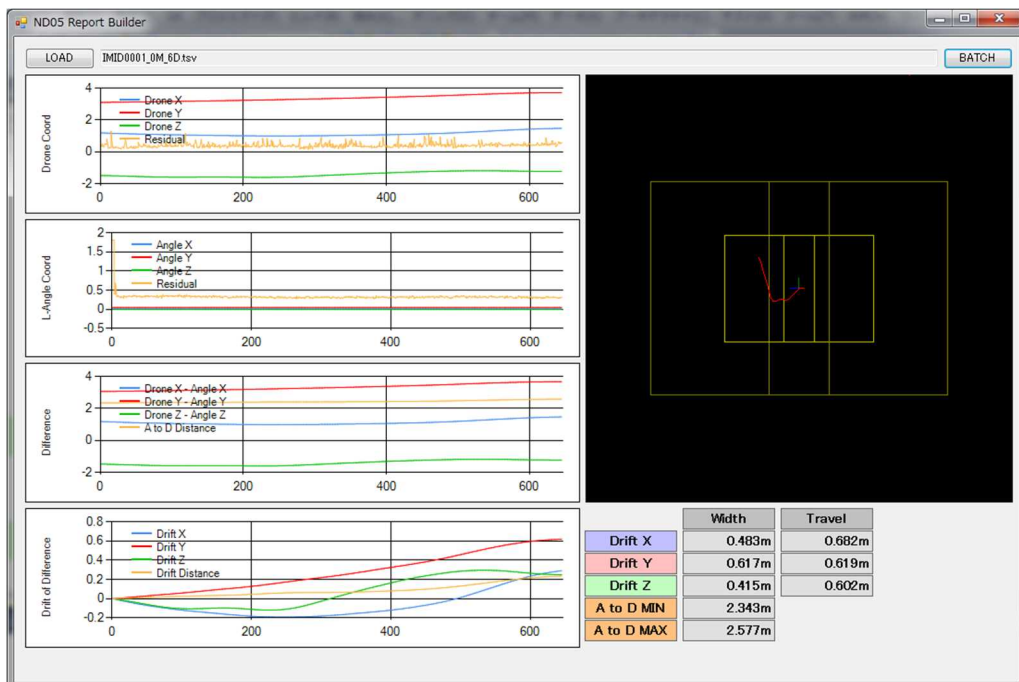


图 2.1.1.2-101 中型機、風速 0m/s 時

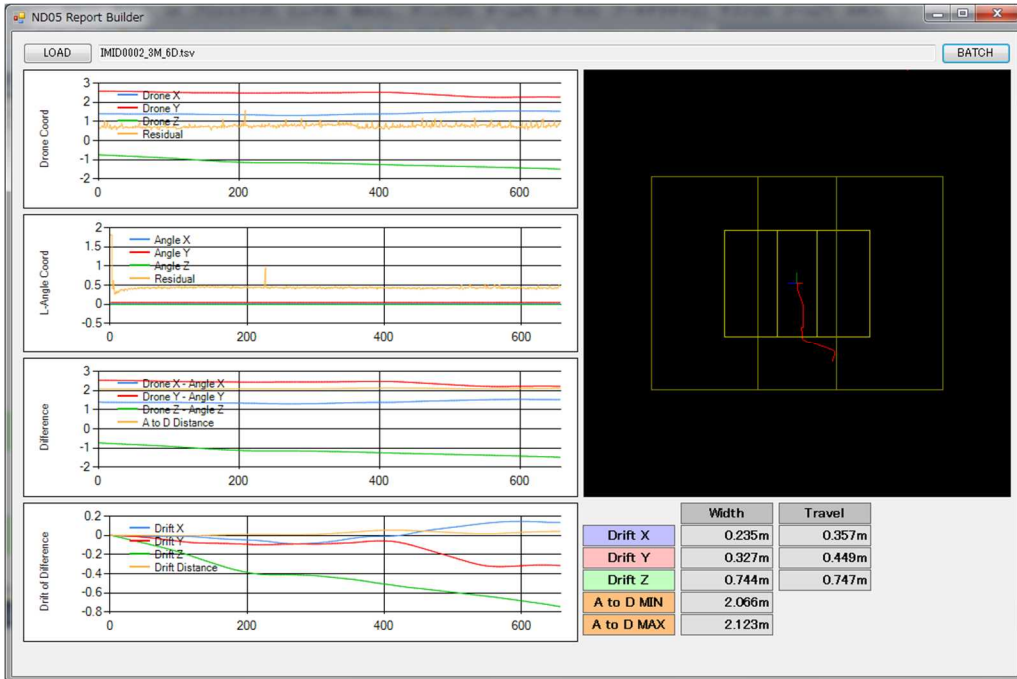


图 2.1.1.2-102 中型機、風速 3m/s 時

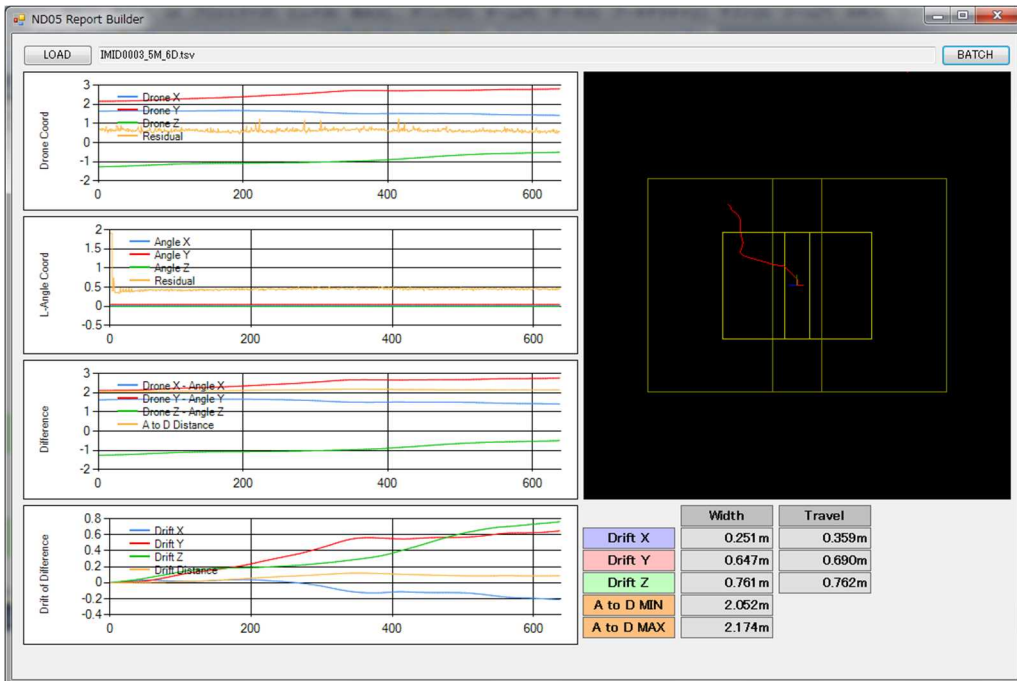


图 2.1.1.2-103 中型機、風速 5m/s 時

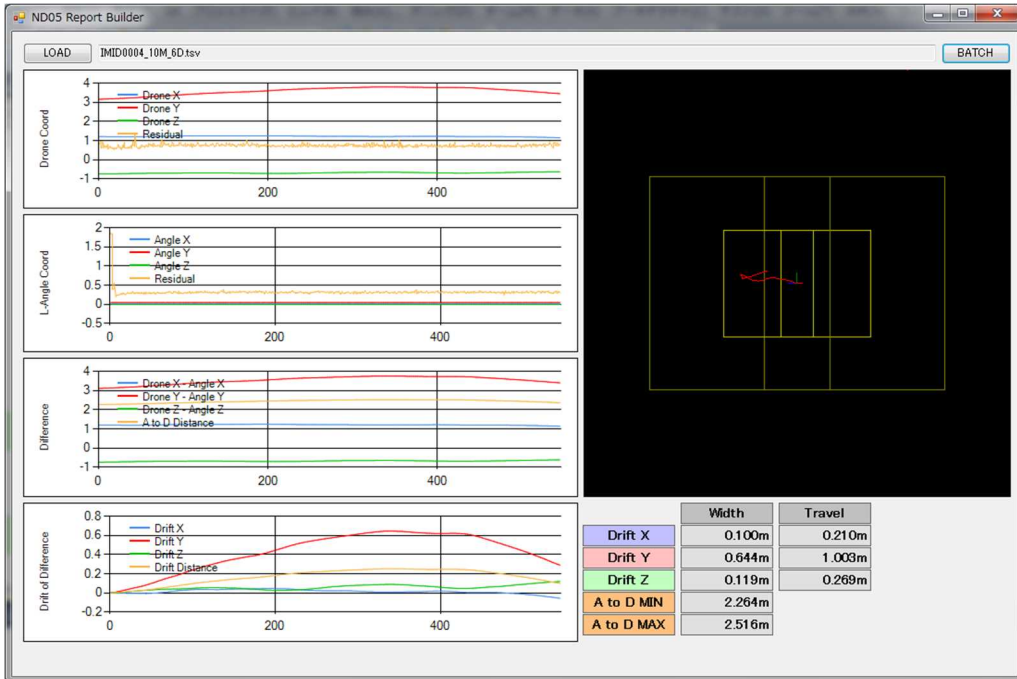


图 2.1.1.2-104 中型機、風速 10m/s 時

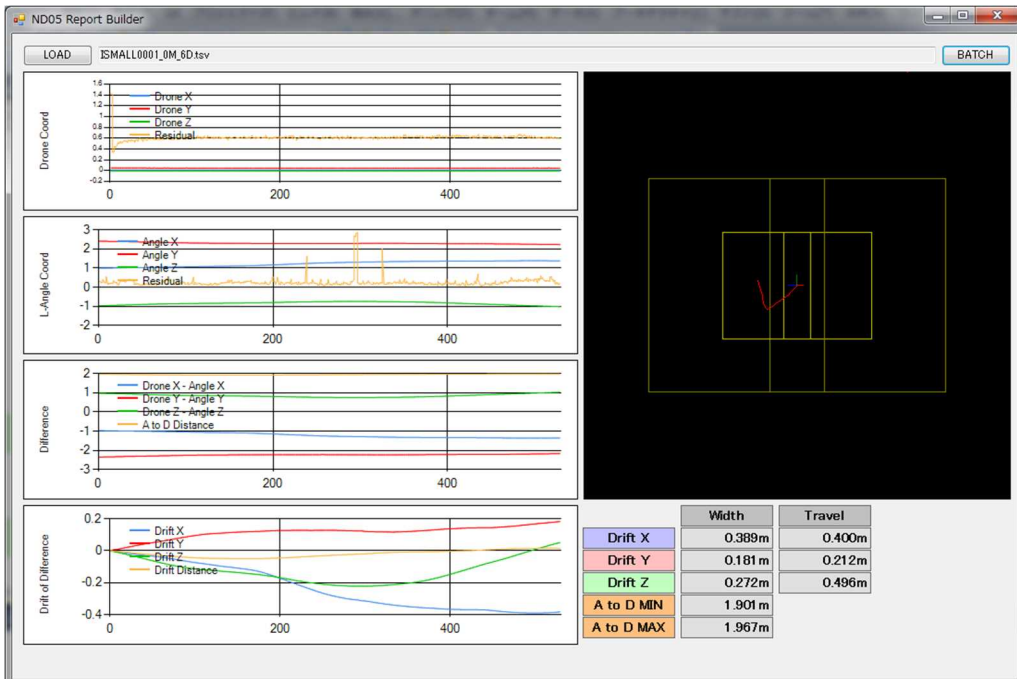


图 2.1.1.2-105 小型機、風速 0m/s 時

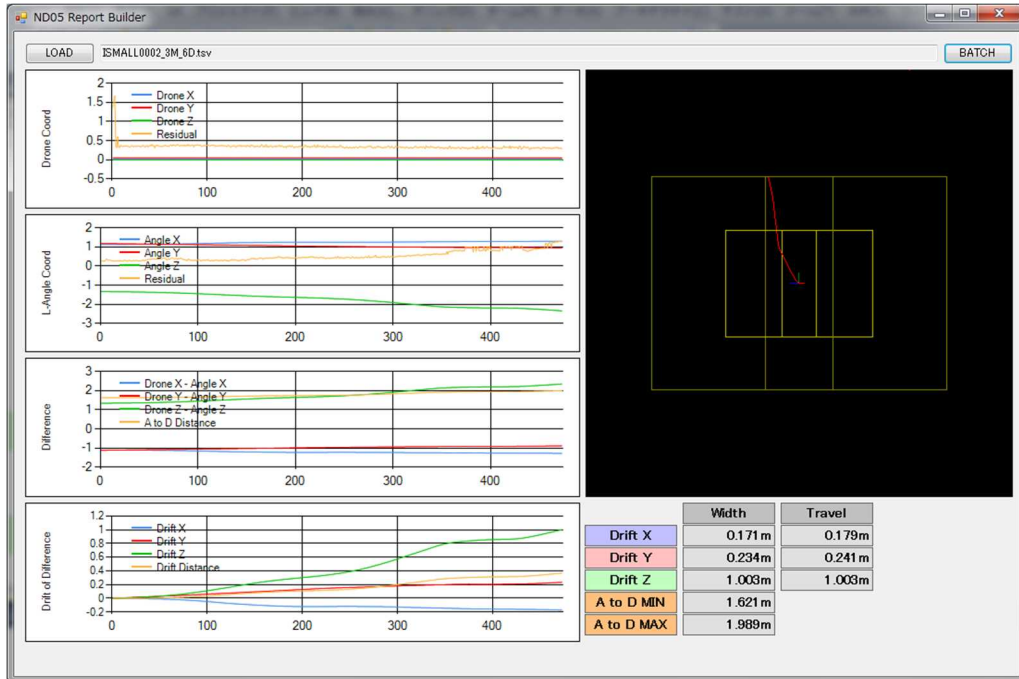


图 2.1.1.2-106 小型機、風速 3m/s 時

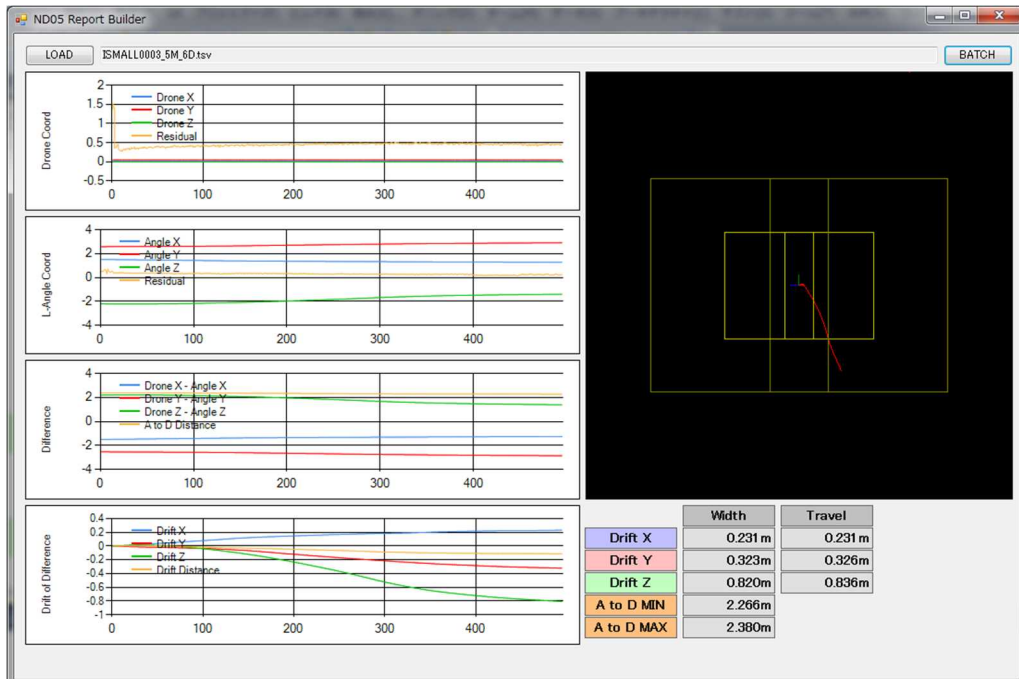


图 2.1.1.2-107 小型機、風速 5m/s 時

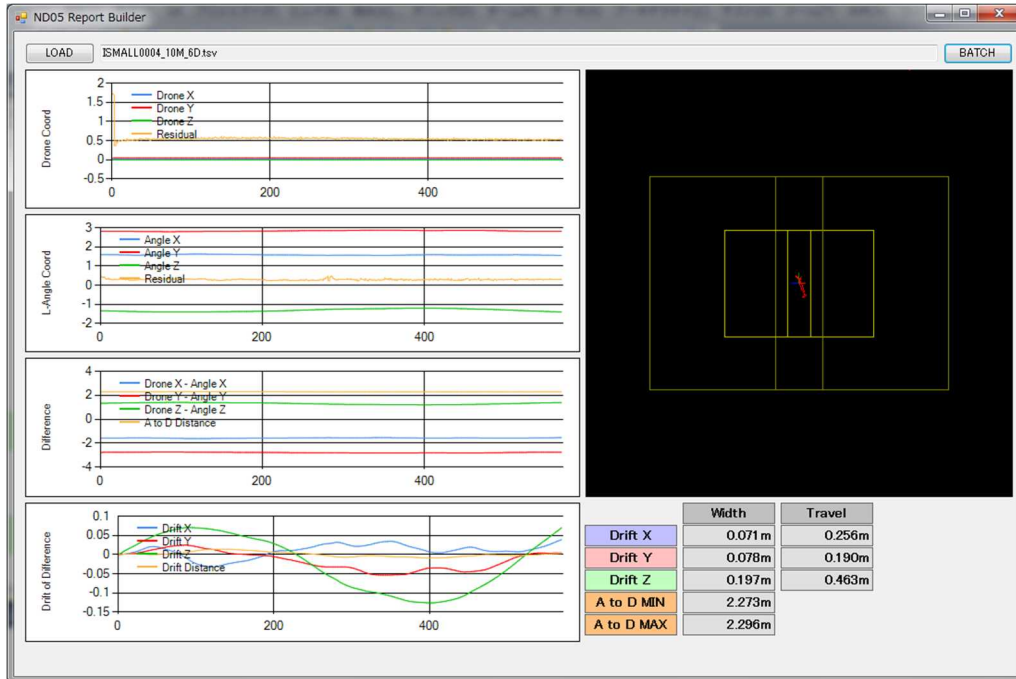


図 2.1.1.2-108 小型機、風速 10m/s 時

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幅

機体	風速	ログ名称	移動幅			移動量			支承との距離	
			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	ISMALL0001_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	ISMALL0002_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	ISMALL0003_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	ISMALL0004_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

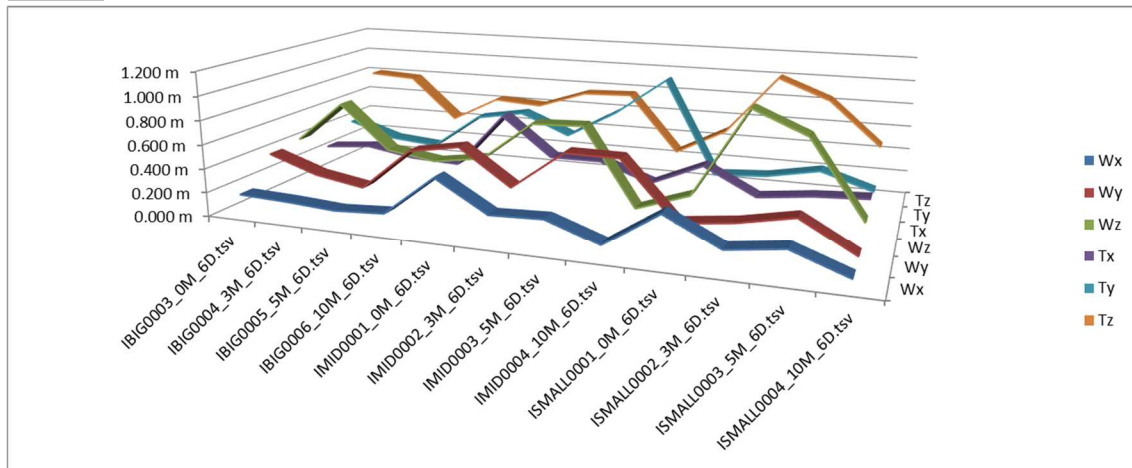


図 2. 1. 1. 2-109 機種および風速パターンによるドローンの位置振れ幅

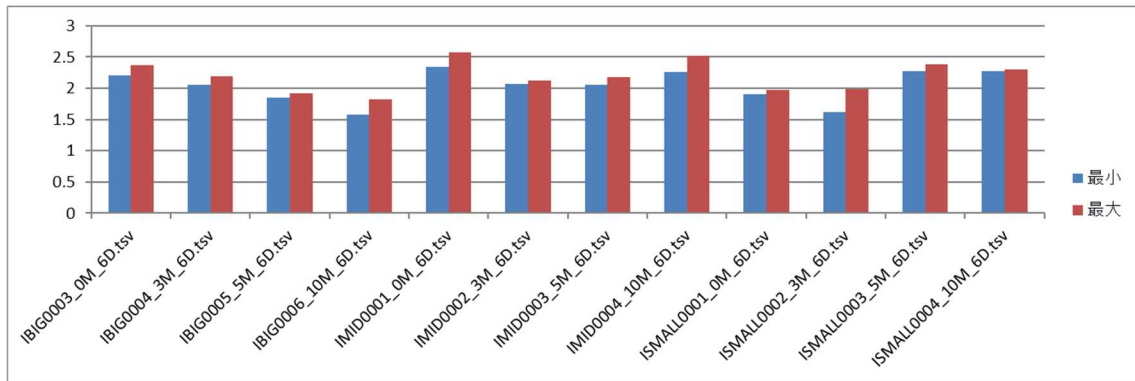


図 2. 1. 1. 2-110 機種および風速パターンによるドローンの支承までの距離

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 $\Delta$ / [cm]	
	最大変化量 $\Delta z$ [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。

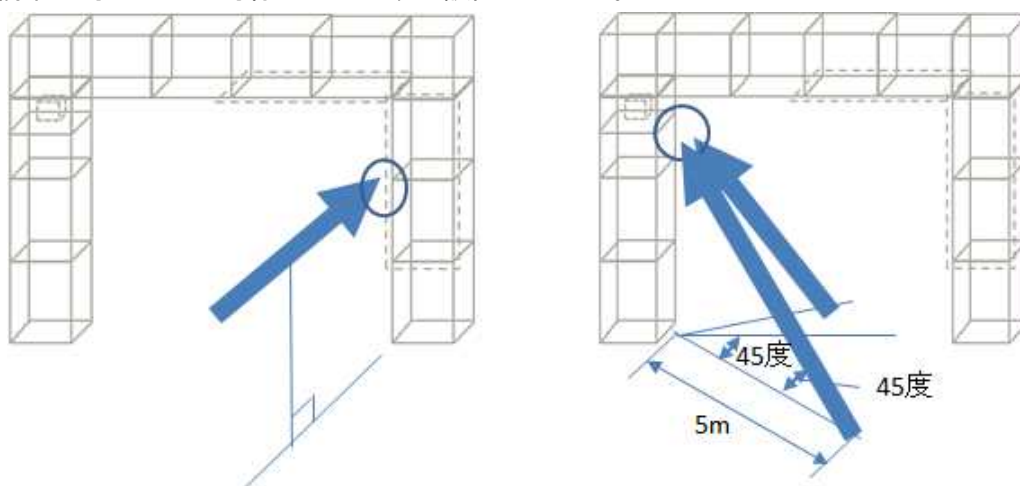


図 2.1.1.2-112 人工流1と人工流2のイメージ



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：α6000、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。

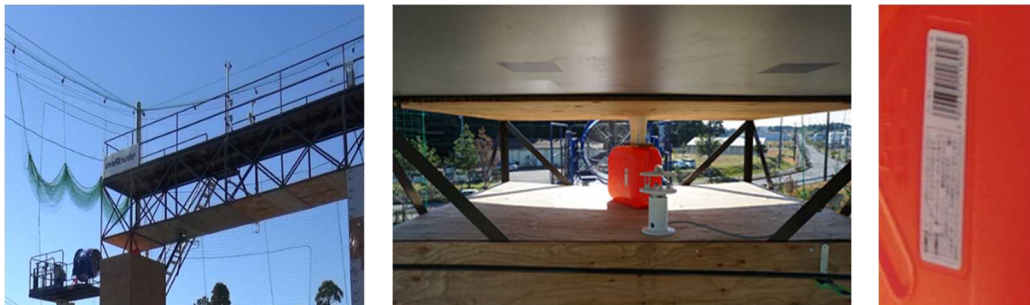


図 2. 1. 1. 2-118 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：撮影対象）

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。

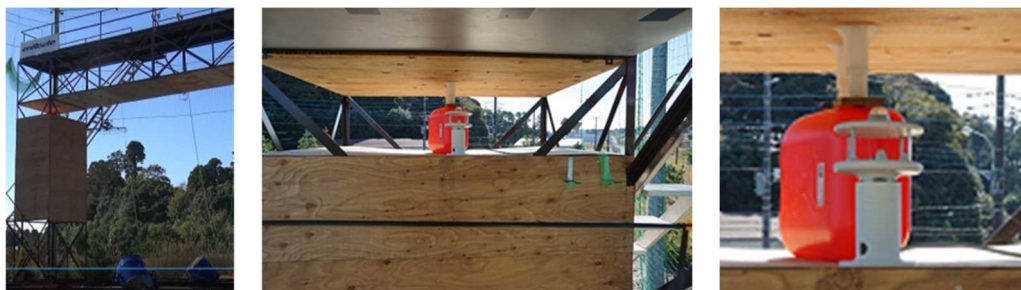


図 2.1.1.2-119 実験状況（左：全体画像、中：支承部撮影方向画像、右：中画像拡大画像）

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

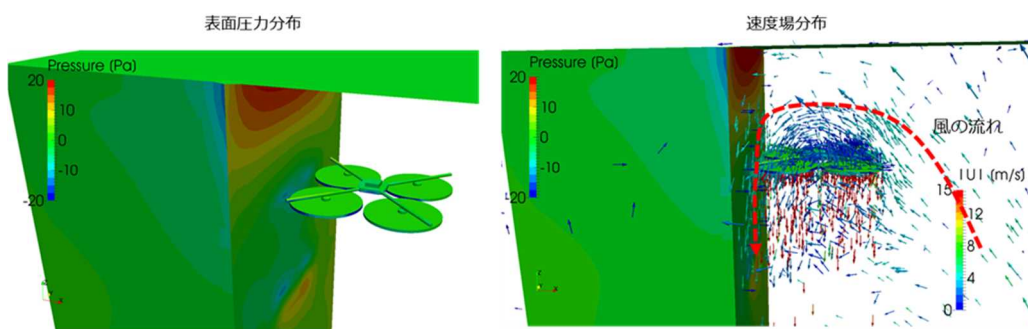


図 2.1.1.2-120 風流入シミュレーション結果

・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）

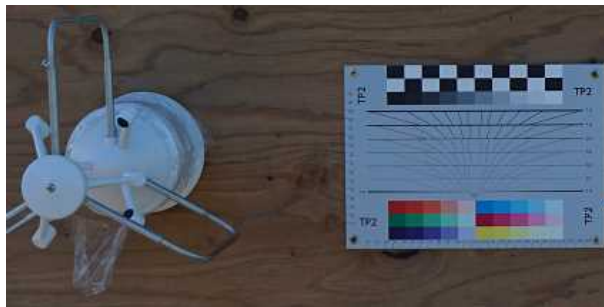


図 2.1.1.2-122 実験状況（高橋脚撮影方向画像の拡大画像）

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I1	I2	I3	I4
		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

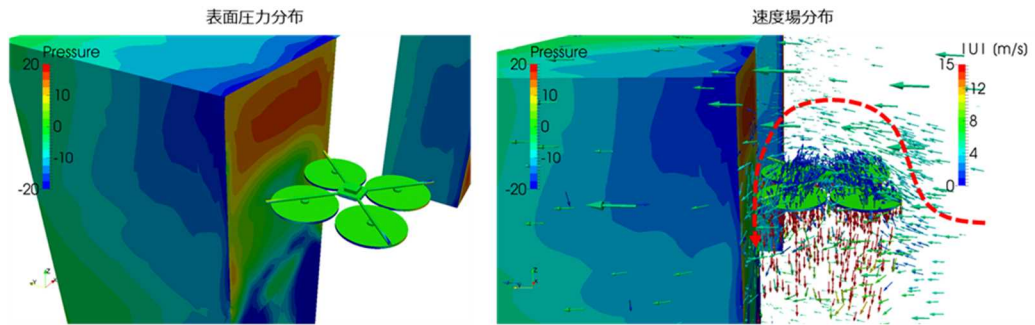


図 2.1.1.2-123 風流入シミュレーション結果

・ 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	TP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場合は、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。

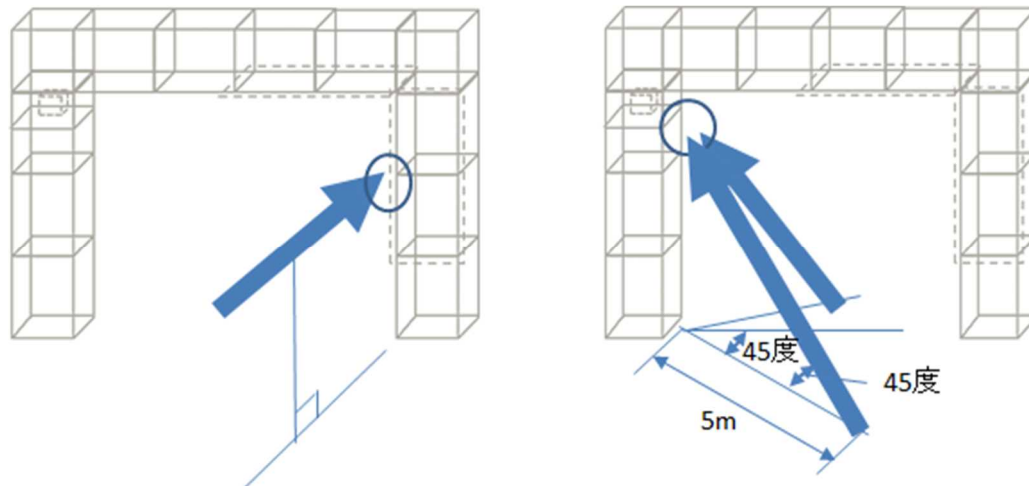


図 2.1.1.2-124 人工流 1 と人工流 2 のイメージ

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 $\Delta l$ [cm]	
	最大変化量 $\Delta z$ [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。

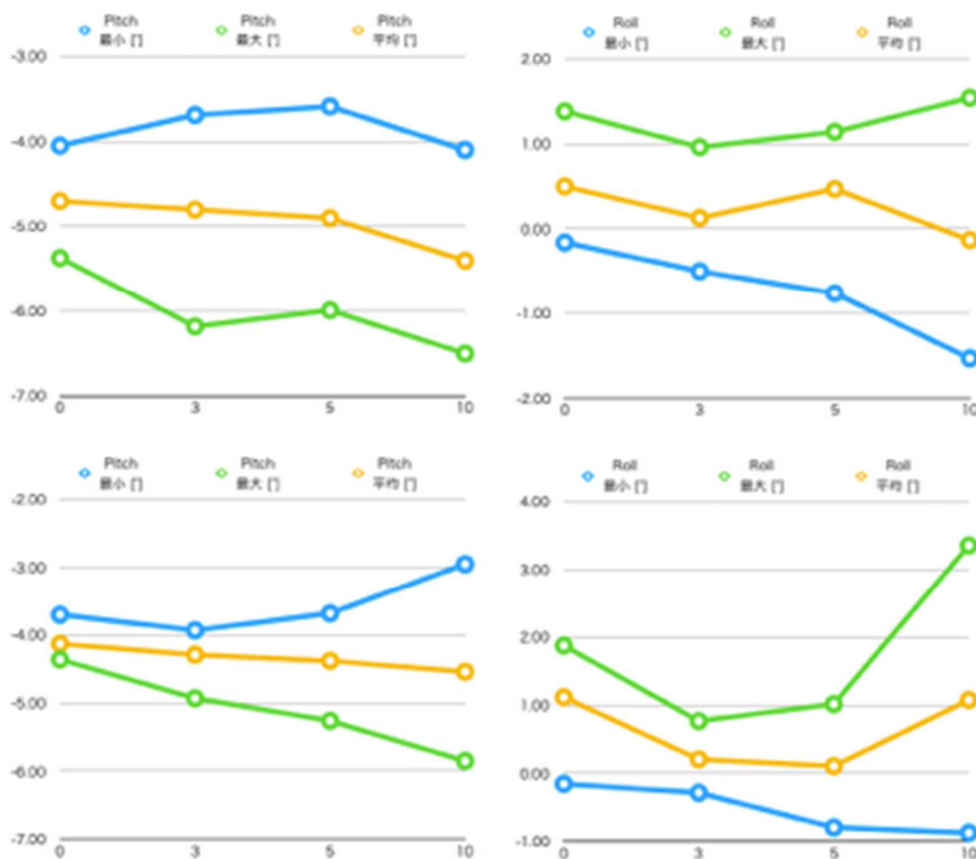


図 2.1.1.2-125 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（IMU）

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、変動量の変化の割合は大きくなく、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。

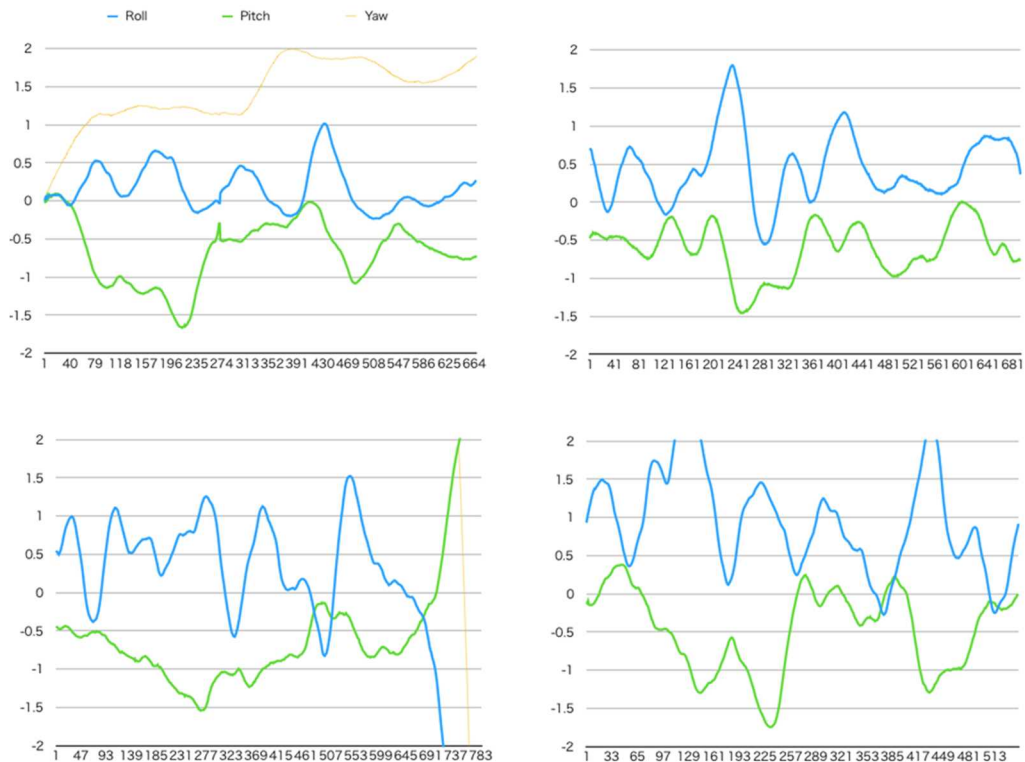


図 2. 1. 1. 2-126 人工流 1 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

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  $1.5^{\circ}$  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。

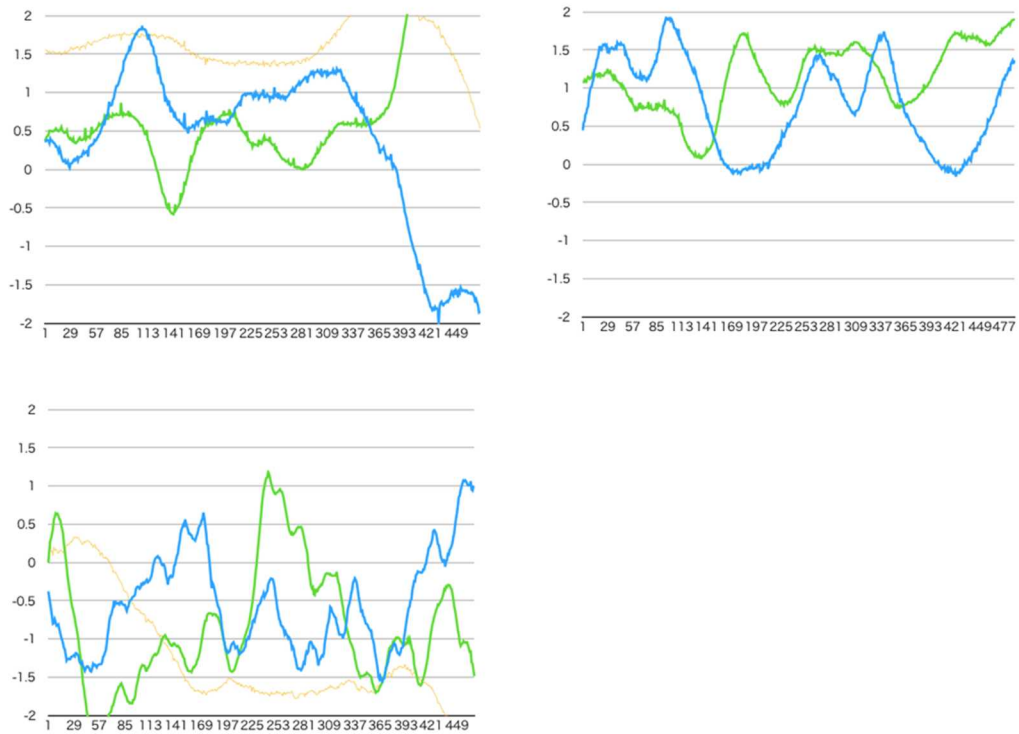


図 2. 1. 1. 2-127 人工流 2 による風速ごとの機体傾斜の様子（モーションキャプチャカメラ）

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。

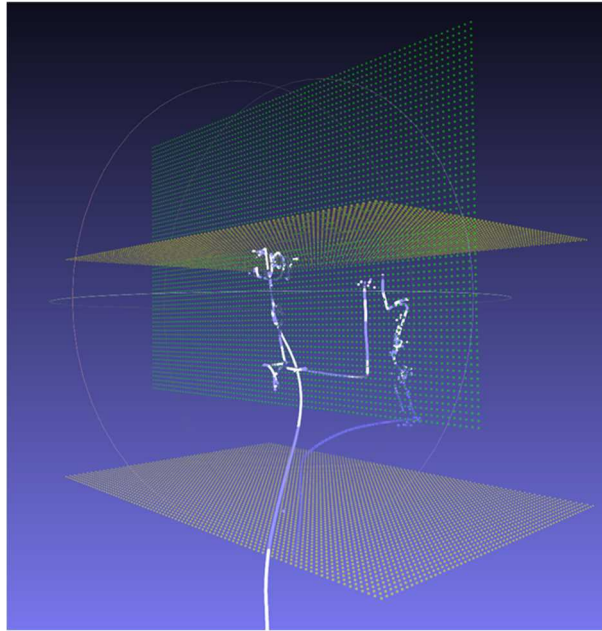


図 2.1.1.2-128 IMU データから演算した機体移動の様子 1

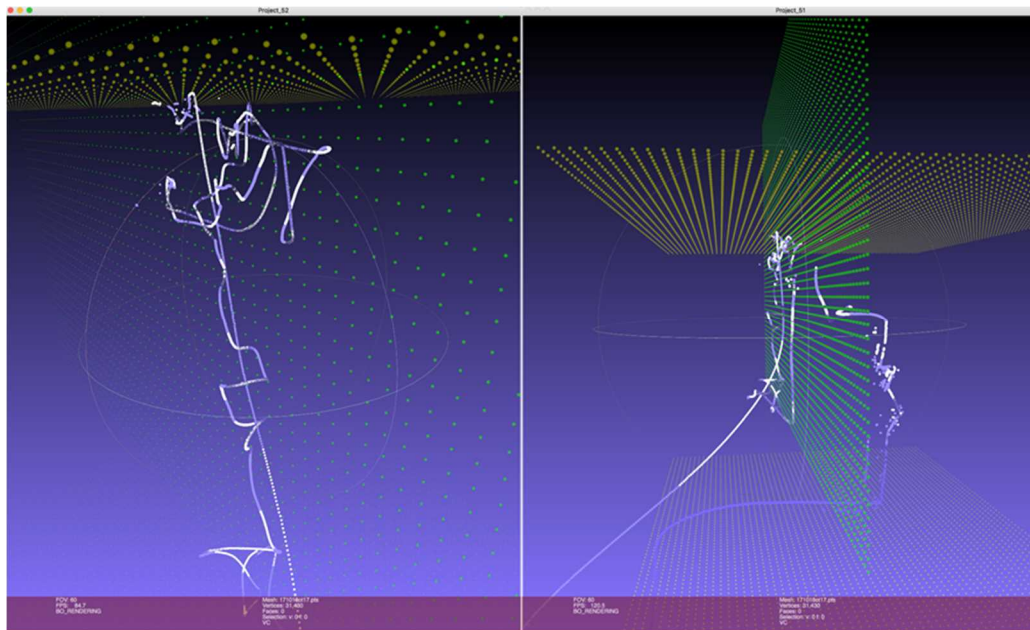


図 2.1.1.2-129 IMU データから演算した機体移動の様子 2

### (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	1m 未満（ cm） ・ 1m ・ 2m ・ 3m ・ 4m	
試験結果	最大変化量 $\Delta$ / [cm]	
	最大変化量 $\Delta z$ [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（ $\Delta$  / および  $\Delta z$ ）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）が装備されるとしても、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り、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を考える。

## (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開発され、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：

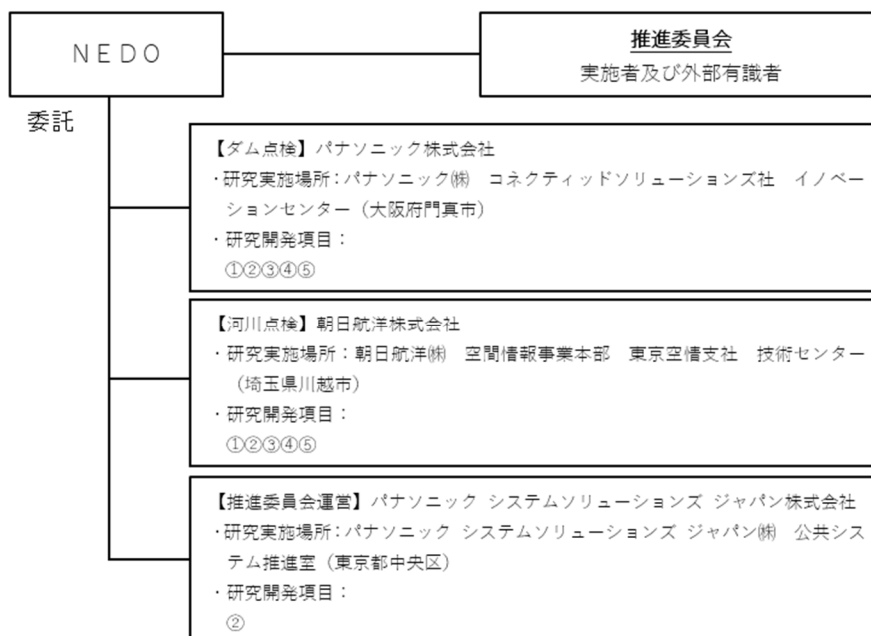


図 2.1.1.3-1 実施体制



#### (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
河川 管理 施設	堤防	土堤
		<u>護岸、鋼矢板護岸、根固工、水制工</u>
		<u>目地の開き、亀裂、破損、洗堀、侵食、劣化、腐食、沈下、崩れ、陥没、等</u>

		高潮堤防、特殊堤、陸閘	
	河川構造物 (周辺の堤防含む)	樋門等構造物周辺の堤防	
		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）		<p>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。</p> <p>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)</p> <p>センサ：音響測深機、等</p>
護岸、鋼矢板護岸	<p>水槽断面図</p> 	<p>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。</p> <p>センサ：音響測深機、音響スキャナー、等</p> <p>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。</p> <p>センサ：光学カメラ、等</p>
根固工、水制工		<p>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。</p> <p>センサ：音響測深機、音響スキャナー、等</p>

・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

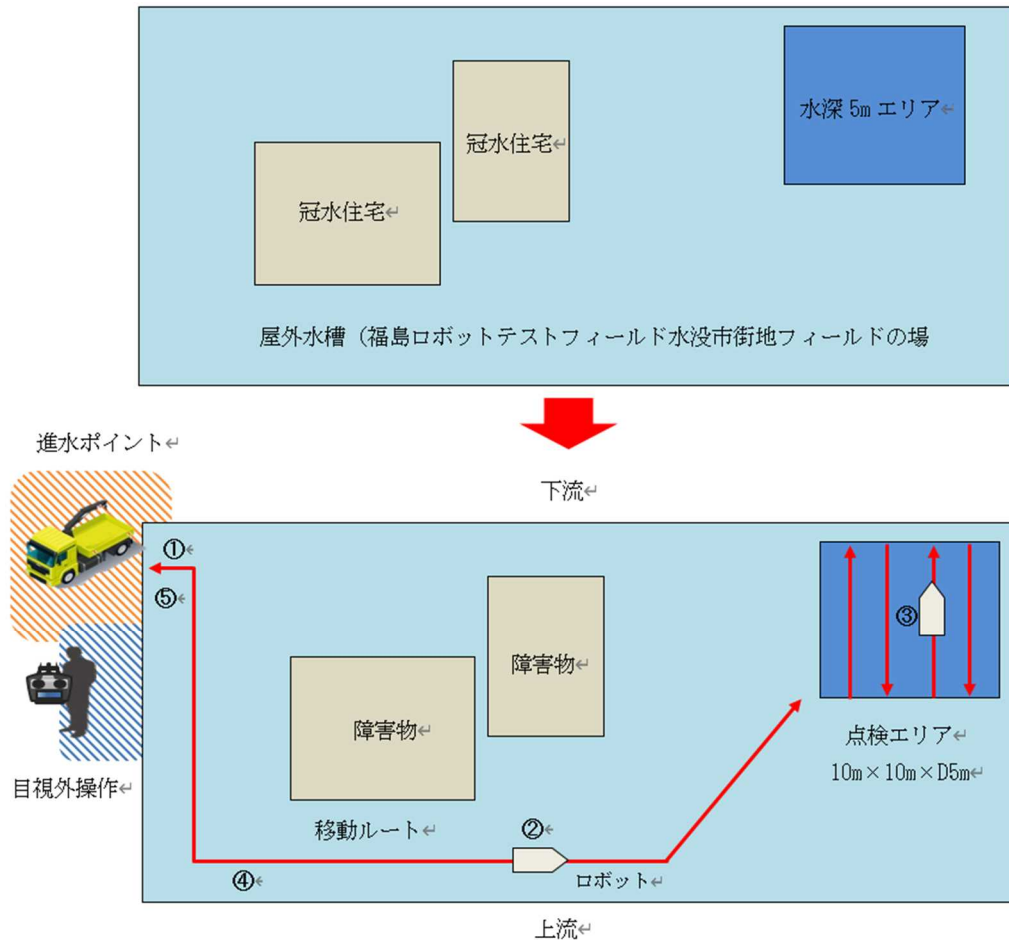
河川点検用ロボットの多くは GNSS を使ってロボット自身や計測対象の位置を把握するため、本ミッション試験は GNSS 受信環境下の屋外水槽を使用して実施する。点検エリアから離れた箇所に進水ポイントを設定し、進水ポイントから点検エリアが見えないよう視界を遮る障害物を配置する。進水ポイントから点検エリアまでの移動において浅瀬が障害になることも想定しているため、点検エリア以外が浅い水槽とするか、台等を沈め浅瀬を模擬的に作りだす。

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

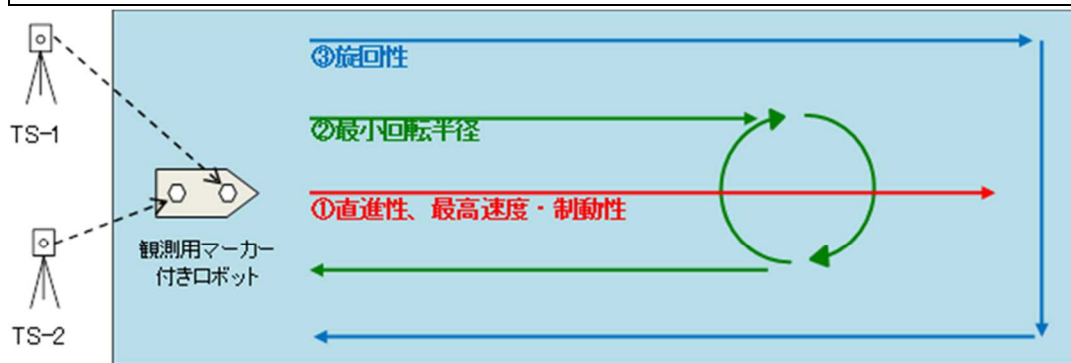
本試験では水上での移動や計測に係る基本的な運動性能（直進性、最高速度・制動性、最小回転半径、旋回性）を確認する。水上でのロボットの動きを、試験施設が備える観測機材（本書では自動追尾トータルステーション）を使用して記録し、その航跡を解析することでロボットの動きの特徴を捉える。ロボットの動きを支援する機能（直進を維持する機能等）が備わっている場合は、それも特徴として評価すべき対象となる。

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。



TS：自動追尾トータルステーション

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ケースが多い。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。

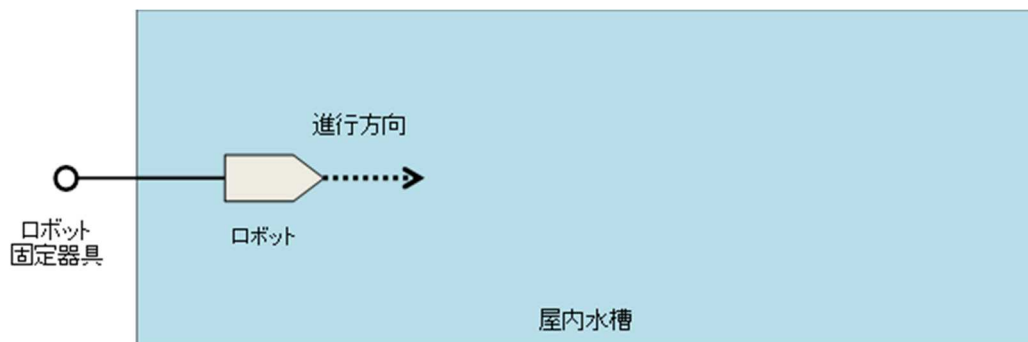


図 2.1.1.3-6 連続動作性能評価

(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機会が多いが、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。

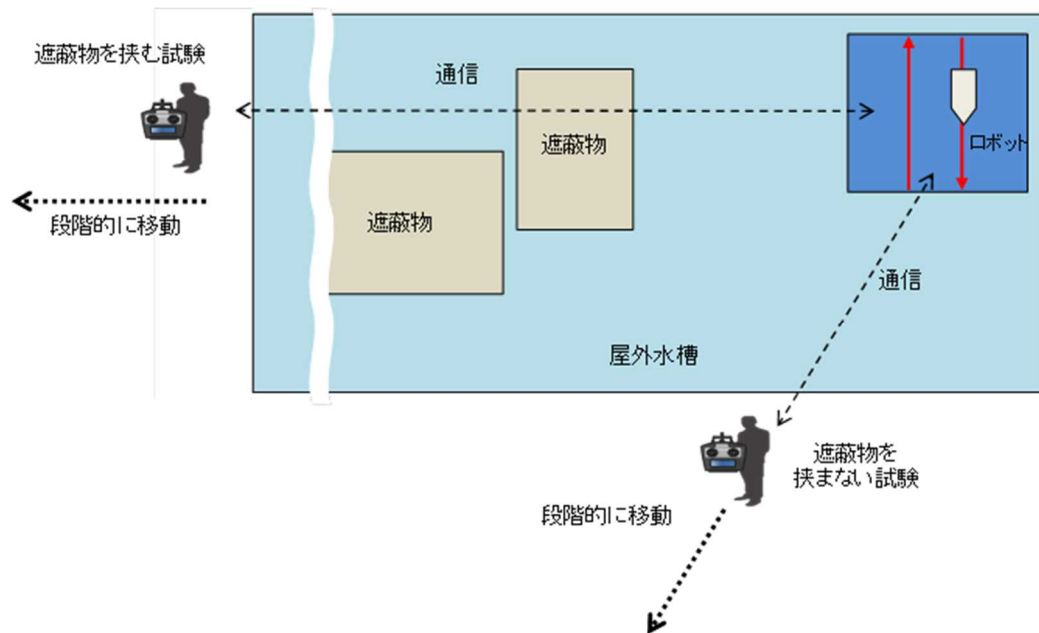


図 2.1.1.3-7 通信性能評価

(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でロボットを航行する。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。）

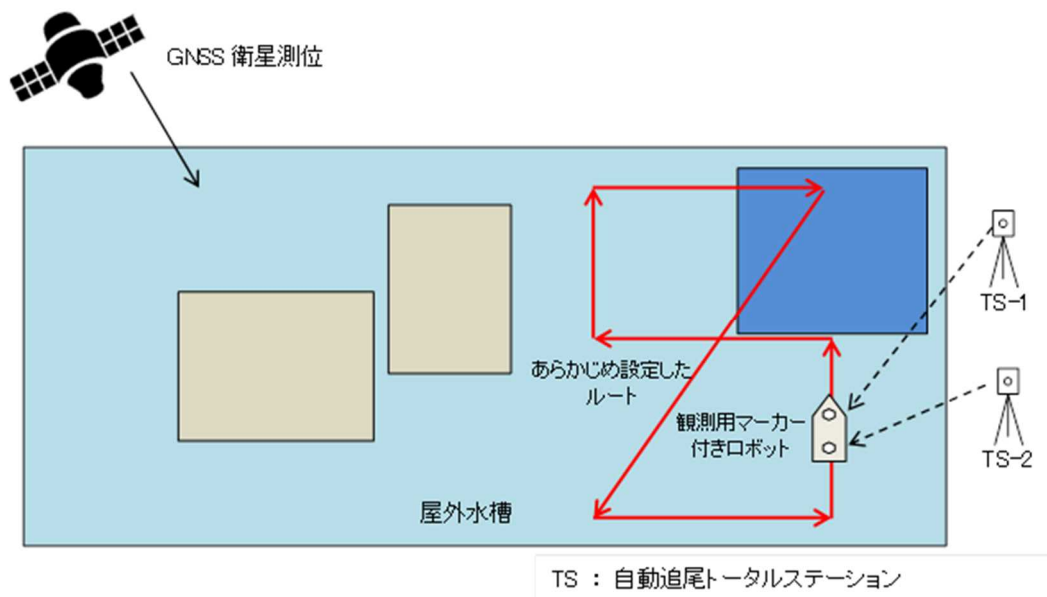


図 2.1.1.3-8 位置認識性能評価

(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。

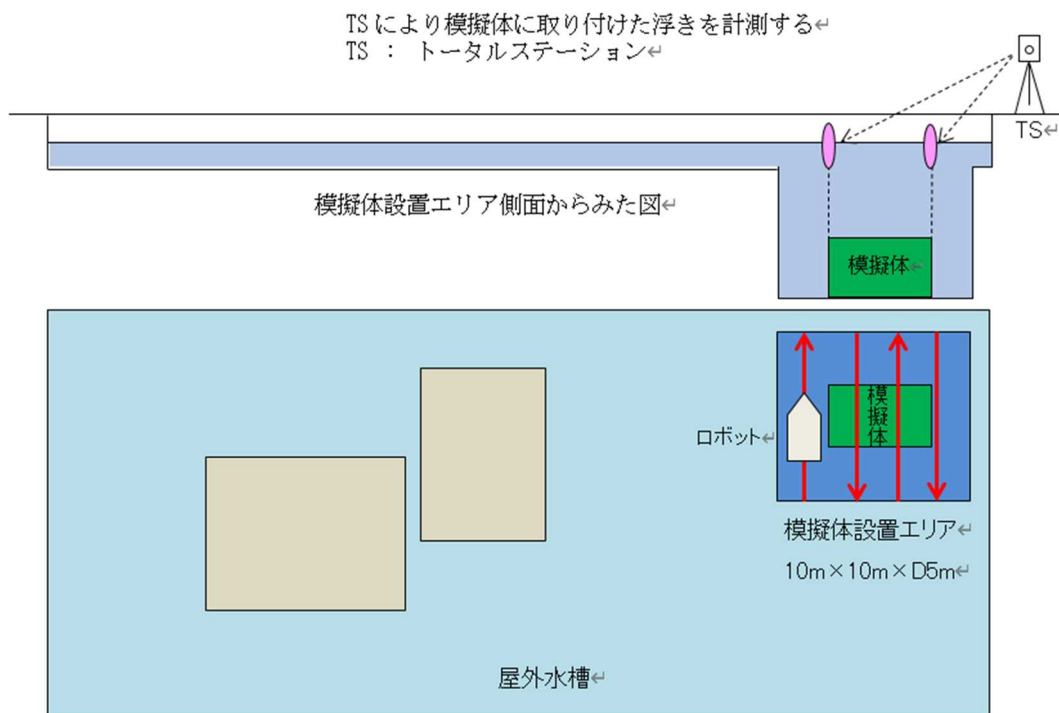


図 2.1.1.3-9 データ取得性能評価 (GNSS 受信環境下)



(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。

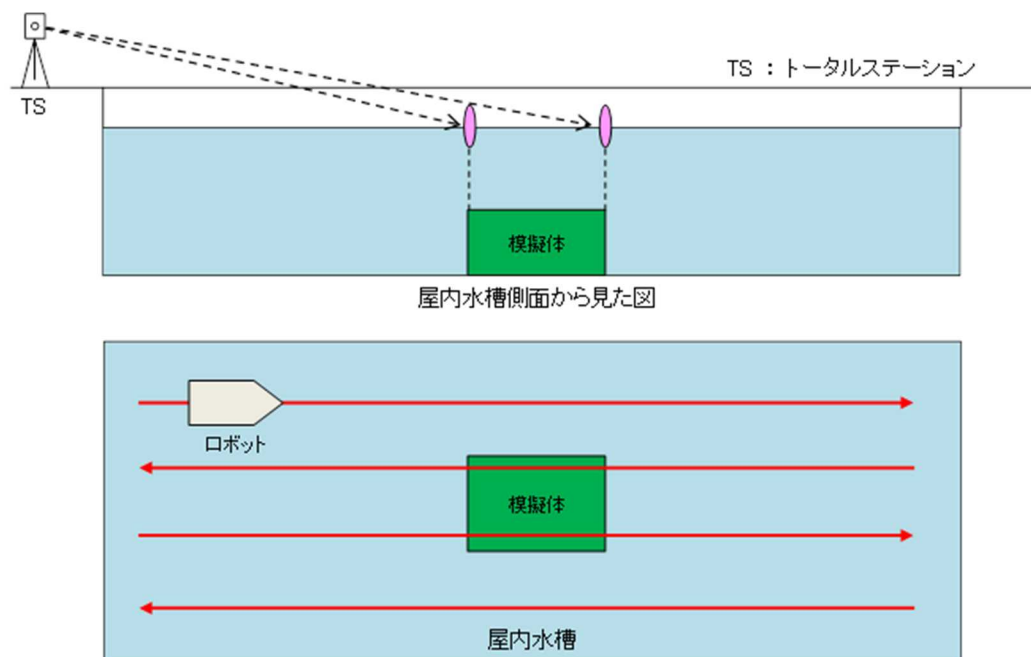


図 2.1.1.3-10 データ取得性能評価（非 GNSS 環境下）

(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。

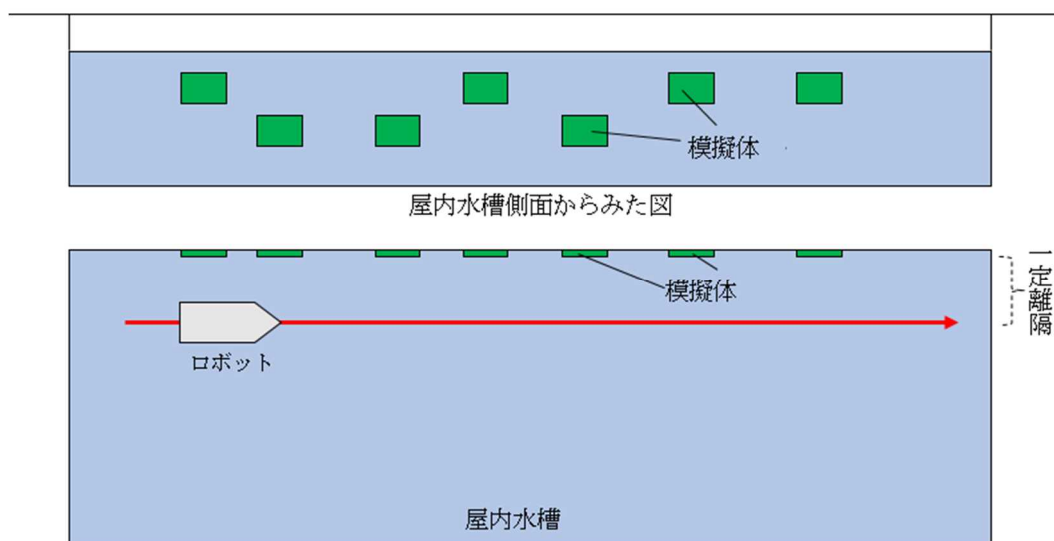


図 2.1.1.3-11 データ取得性能評価（構造物本体）

・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
	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
	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 MUTN : 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）

### ・ダム水中点検の背景

#### ・ダム水中点検の現状

##### 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

水中点検は 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。

### ・ダム水中点検のロボット化

#### 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

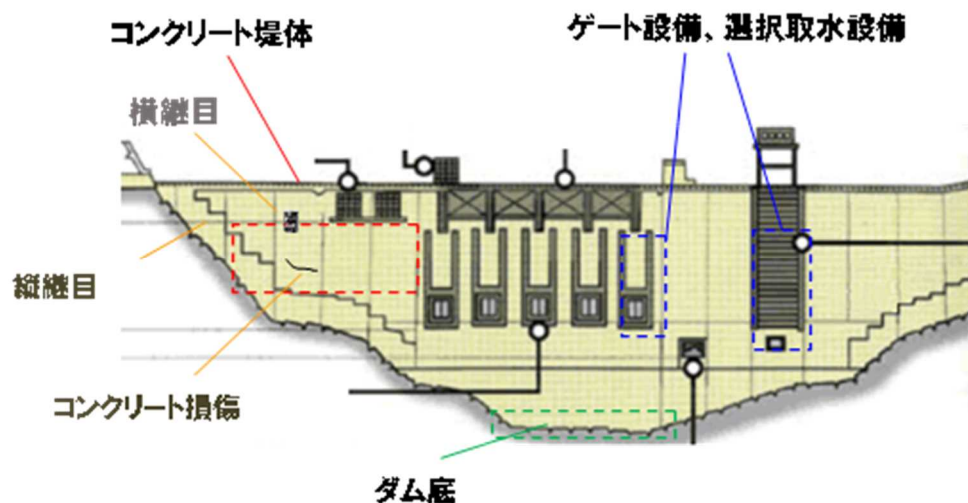


図 2.1.1.3-12 ダム点検対象項目

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
<p>1) コンクリート堤体壁面の変状</p> <p>① コンクリート損傷</p> <p>② 横継目の開き、縦継目の開き</p>	
<p>2) ゲート設備、選択取水設備の状況</p>	
<p>3) 堆砂面・流木等(ダム底)の状況</p>	



・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

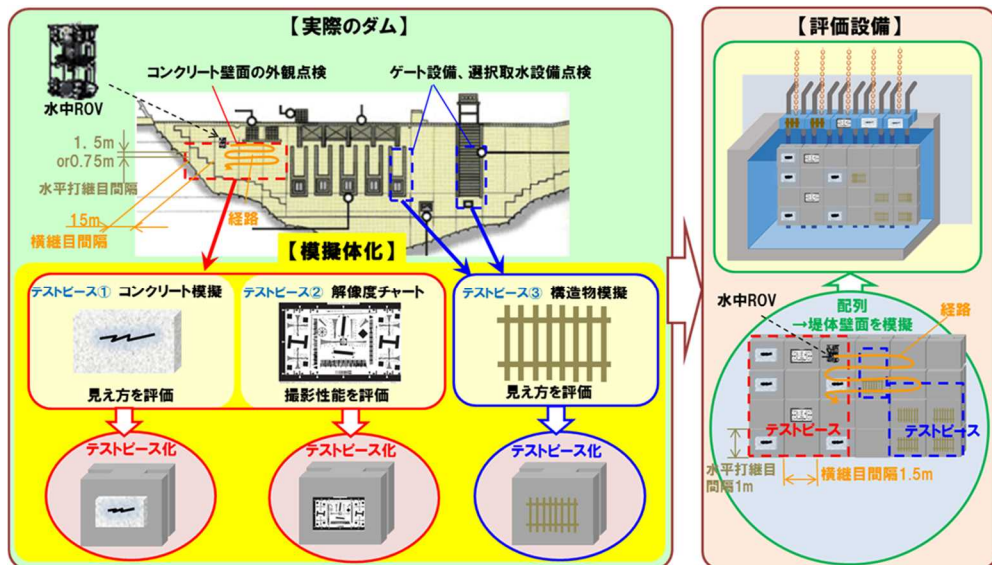


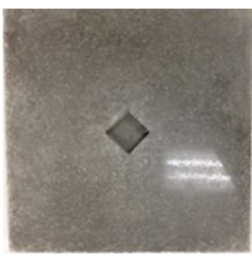





図 2. 1. 1. 3-13 実際のダムに対応して模擬体化し評価設備に設置する  
テストピース (例)

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ってはならない。

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。

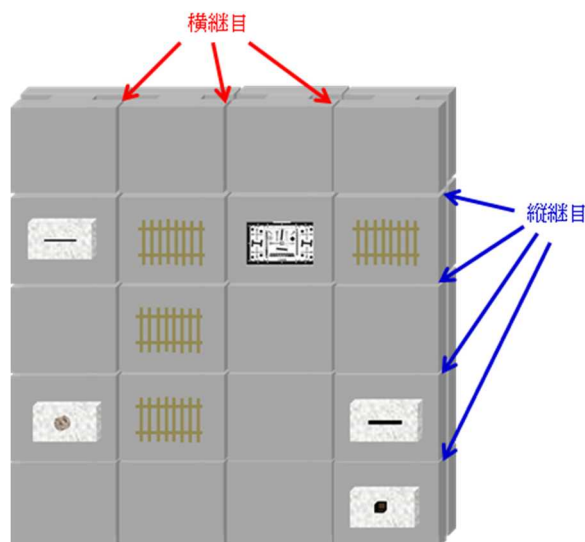


図 2.1.1.3-14 テストピース配置例

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。

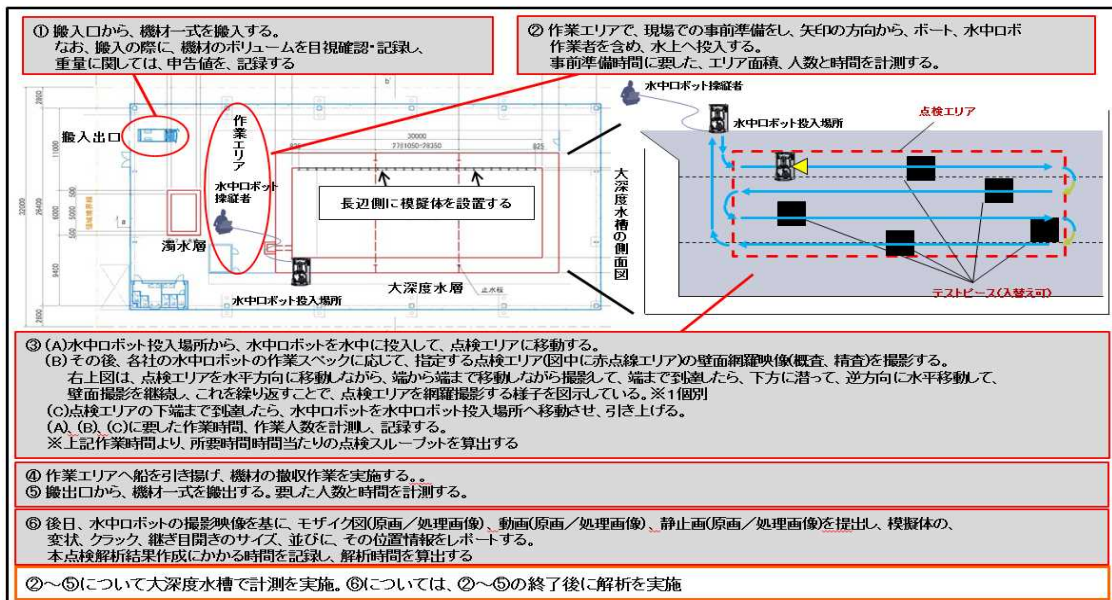


図 2.1.1.3-15 全点検シナリオに共通の作業



・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。

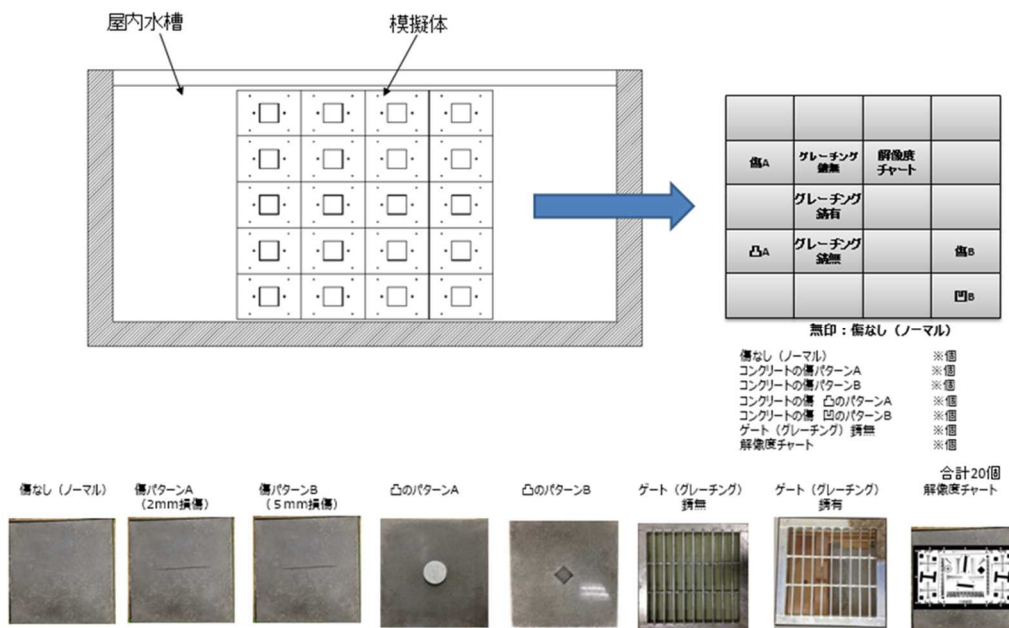


図 2.1.1.3-16 点検シナリオ検証 模擬体施設の概略図と模擬体の配置（例）

・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)

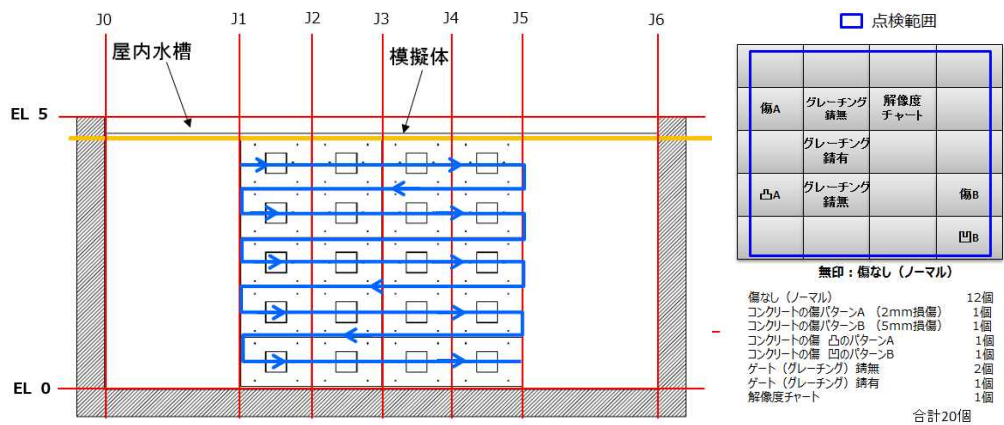


図 2. 1. 1. 3-17 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※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。

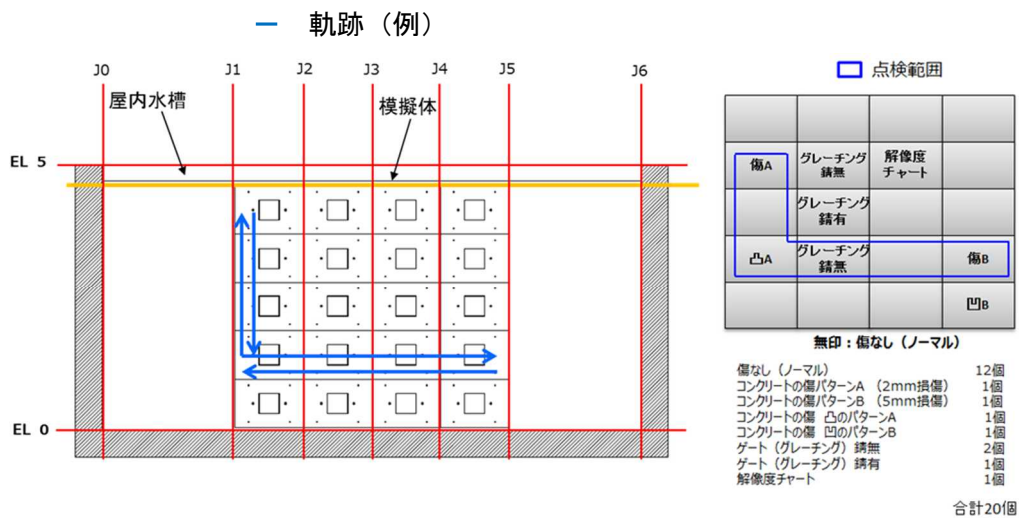


図 2.1.1.3-18 施設の概略図と模擬体の配置（例）

※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)

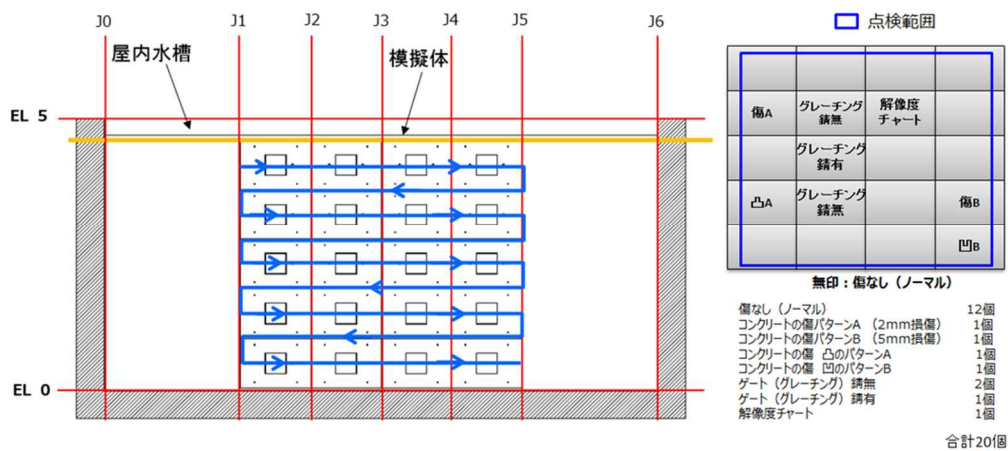


図 2.1.1.3-19 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※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。

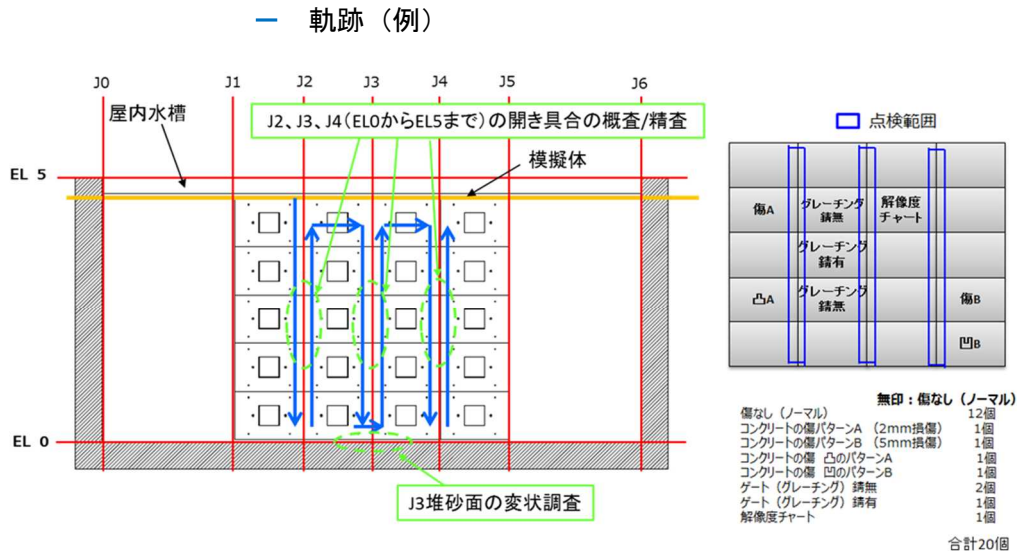


図 2. 1. 1. 3-20 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※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。

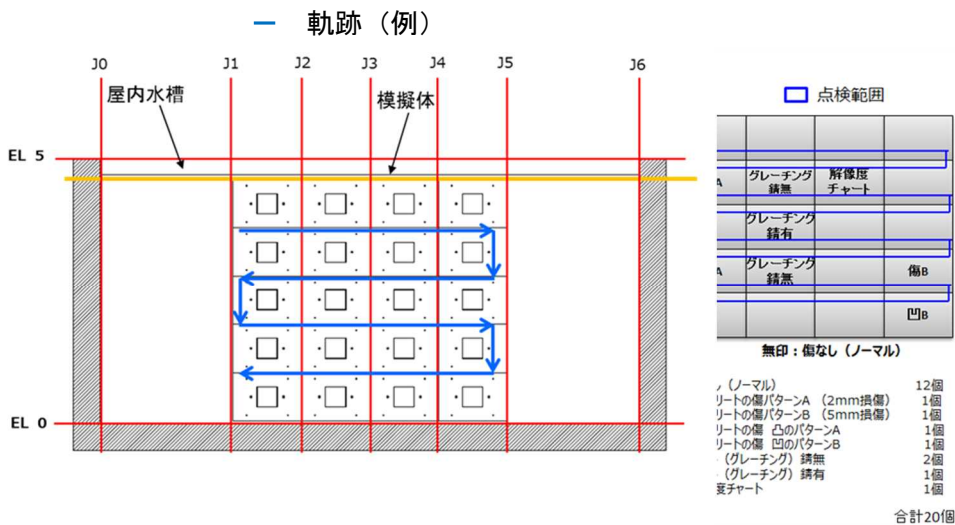


図 2.1.1.3-21 施設の概略図と模擬体の配置 (例)

※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。

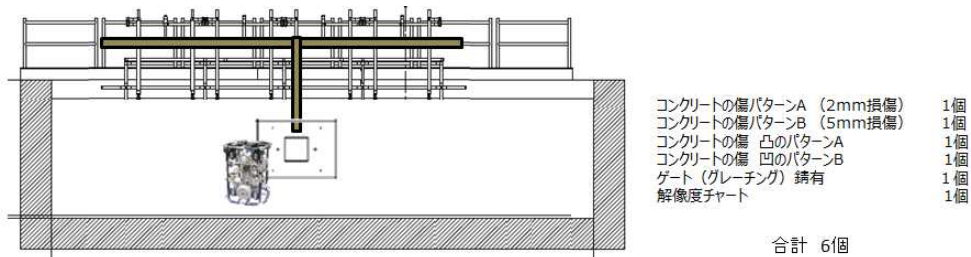


図 2.1.1.3-22 参考：ダム点検ロボット航行中における濁水中視認性試験

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。

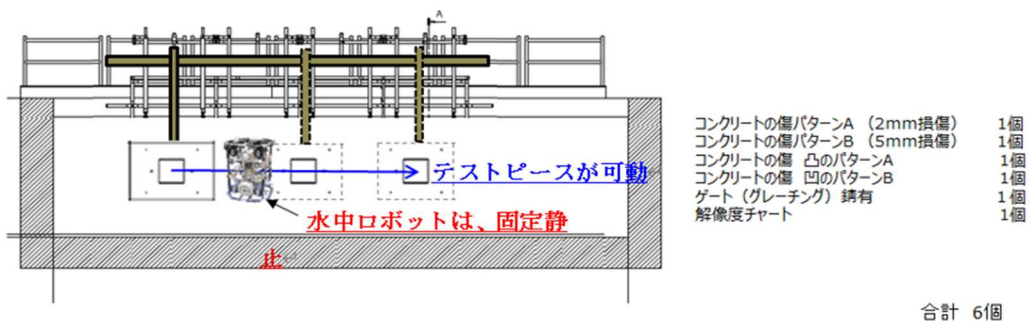


図 2.1.1.3-23 施設 8 の概略図

### ・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 ・点検動画映像※3 ・点検損傷の有無、損傷寸法確認結果 ・損傷場所の特定 ・継目開き寸法確認結果、場所の特定 ・モザイク図 ・点検解析時間※4	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)		
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		
個別性能試験	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:**以上	※2		
使用温度	*°C~**°C	※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

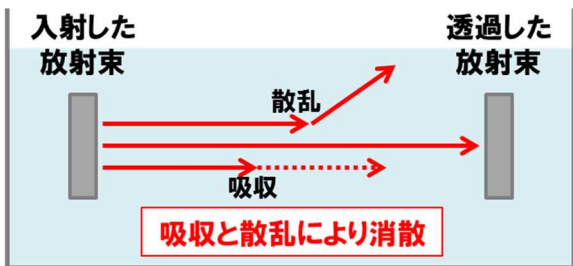
(参考添付)

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

光束の長さに対し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



$$\text{消散係数 } c = -\Delta C / \Delta r \text{ [1/m]}$$

消散率(吸収率と散乱率の和): C



$$\text{消散係数 } c \cdot r = -\log_e(1-C)$$


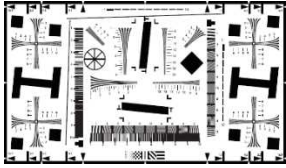

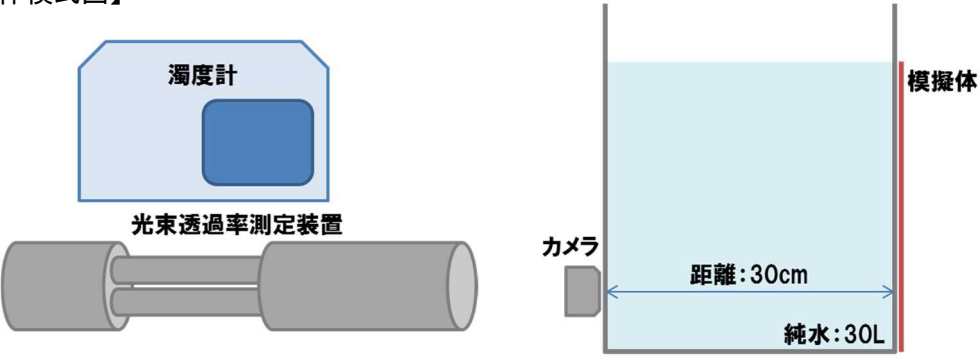
$$\text{透過率 } T = 1-C$$

消散係数から透過率を計算

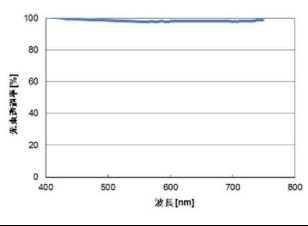
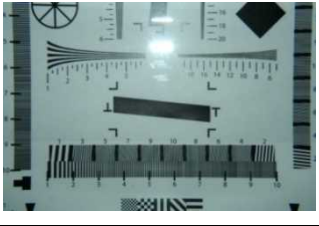
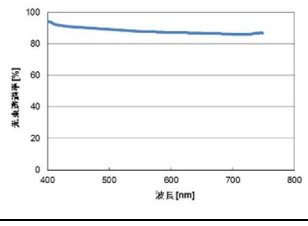

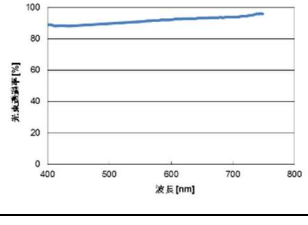
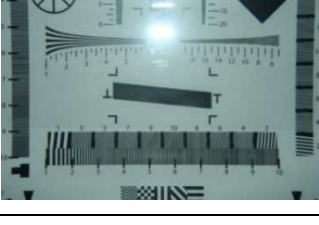
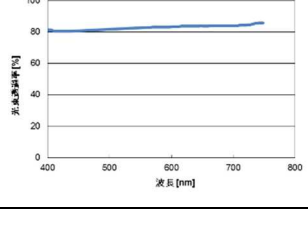

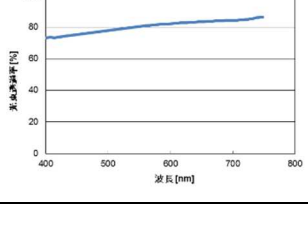
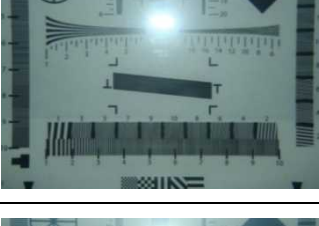
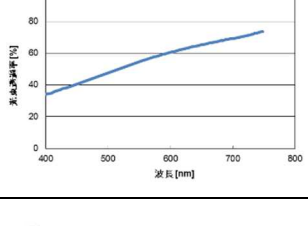
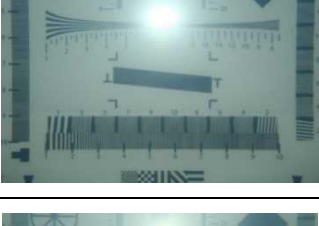
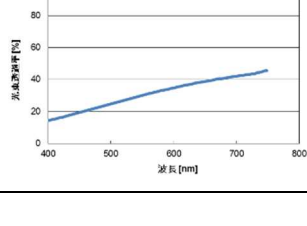
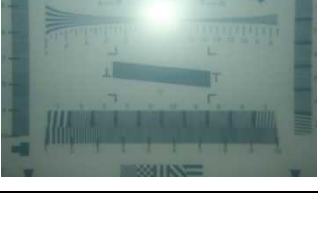
$$\text{消散係数 } c = \frac{1}{r} \ln \frac{1}{T}$$

$$\text{透過率 } T = \frac{1}{e^{cr}}$$

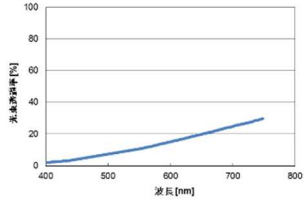

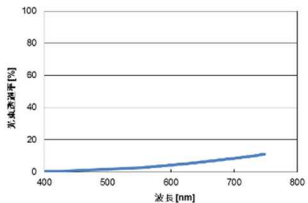

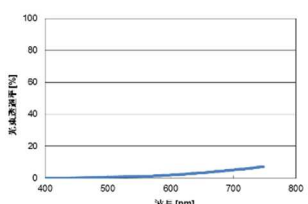

《実験条件》

計測装置	
<p><b>【濁度計】</b>                      高感度ラボ用濁度計                      型式：2100N                      メーカー：ハック社製</p> 	<p><b>【光束透過率測定装置】</b>                      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</p> 
試験環境	
<p><b>【懸濁物質】</b>                      ホルマジン標準液 4000 度・400 度                      メーカー：キシダ化学</p>	<p><b>【模擬体】</b>                      IS012233                      チャート</p> 
<p><b>【カメラ】</b>                      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</p>	<p><b>【水槽】</b>                      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</p> 
<p><b>【全体模式図】</b></p> 	

《実験結果》


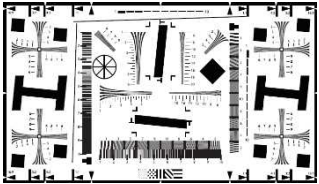
濁度 [NTU]	光束透過率グラフ	光束透過率 [%]	カメラでの視認性
0.050 (純水)		98.1	
0.185		88.0	
0.411		91.2	
0.588		82.7	
0.921		80.7	
3.030		55.5	
4.900		30.8	




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	
<p>【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</p> 	<p>【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</p> 
<p>【濁度計】 高感度ラボ用濁度計 型式：2100N メーカー：ハック社製</p> 	
試験環境	
<p>【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</p>	<p>【模擬体】 ISO12233 チャート</p> 

<p>焦点距離：28 mm</p> <p>フラッシュモード：フラッシュ（強制）</p> <p>大きさ：2496×1664</p> <p>幅：2496 ピクセル</p> <p>高さ：1664 ピクセル</p> <p>水平方向解像度：72dpi</p> <p>垂直方向解像度：72dpi</p> <p>ビット深さ 24</p>	<p>【水槽】</p> <p>アクリル水槽</p> <p>外寸：60.0 cm × 30.0 cm × 36.0 cm</p> <p>内寸：58.5 cm × 28.5 cm × 33.5 cm</p> 
---	--

《測定場所》

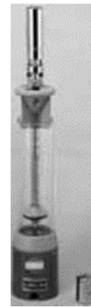
福島県南相馬市 横川ダム



《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- 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](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))

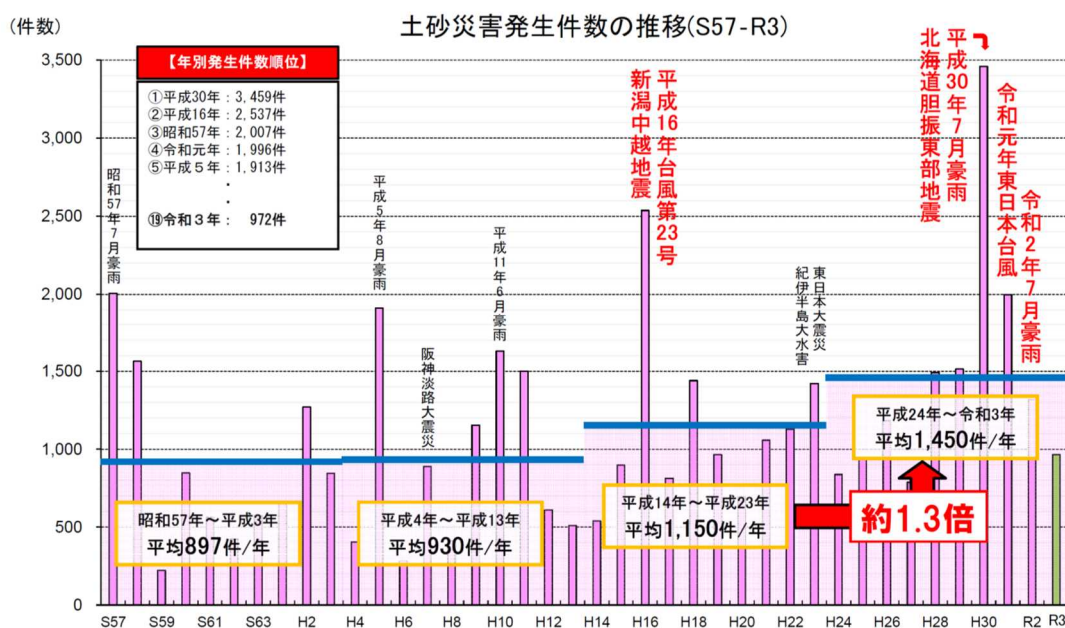
(実施者：株式会社SUBARU)

(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)



出典：<https://www.mlit.go.jp/river/sabo/jirei/r3dosha/r3doshasaigai.pdf>

図 2.1.1.4-1 土砂災害発生件数の推移(1982年～2021年)

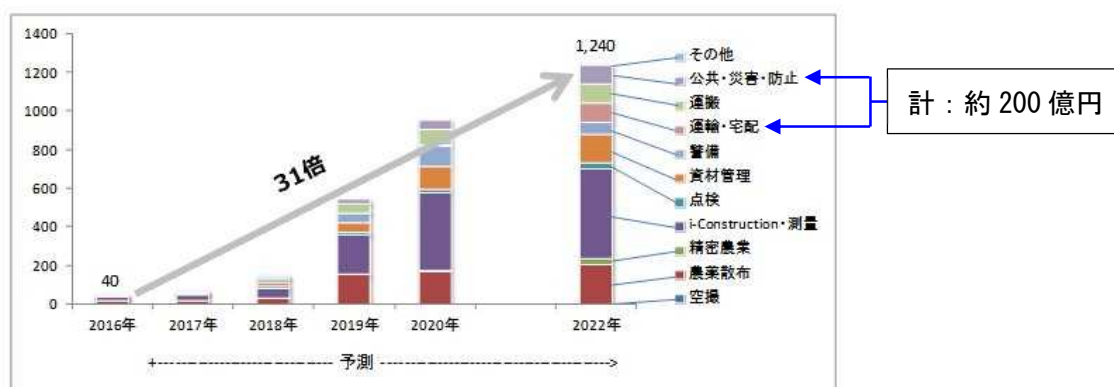
また、河川の氾濫による水害についても、洪水予報河川として約430河川、水位周知河川として、1,500以上の河川が指定されている。

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)



サービス分野別市場規模予測 (単位:億円)



(シード・プランニング作成)

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

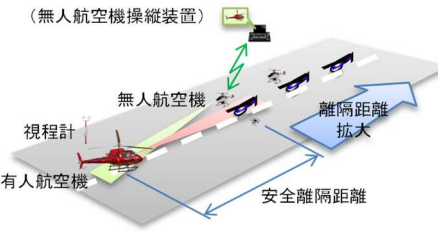
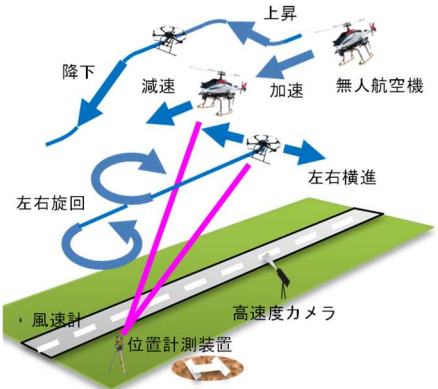
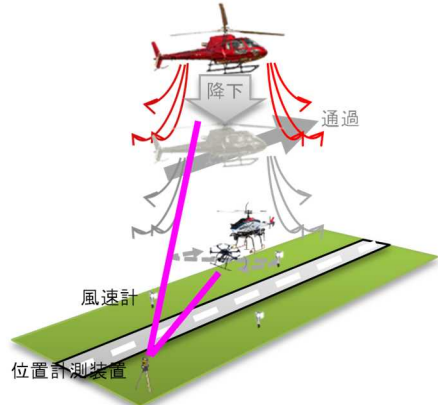
無人航空機が衝突回避を行うときの機動能力について評価する。

(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

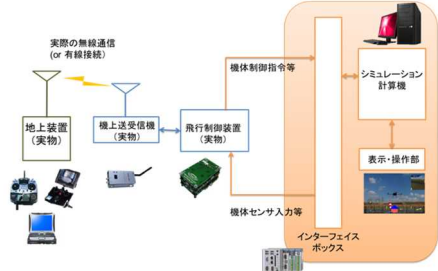
項目	試験方法	試験イメージ
視認性	<p>複数の離隔距離（安全離隔距離前後）で無人航空機／有人航空機が有人航空機／無人航空機から目視可能か確認する （地上試験／飛行試験）</p>	
回避機動能力	<p>大型／小型無人航空機で、上昇／降下／旋回／加速／減速／横進を実施し、衝突回避時の飛行経路設定の基礎データを取得する</p>	
ダウンウォッシュ影響	<p>ホバリング中の無人航空機の上空から有人航空機を降下又は通過し、接近させ、有人航空機の吹き下ろしの影響を把握する なお、小型無人航空機への影響が無いことを確認した場合は、大型無人航空機に対する試験は実施しない</p>	

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	 <p>The diagram illustrates a Hardware in the Loop (HiL) simulator setup. On the left, '地上装置 (実物)' (Ground equipment) and '機上送受信機 (実物)' (On-board transceiver) are connected to '実際の無線通信 (or 有線接続)' (Actual wireless communication (or wired connection)). The '機上送受信機' is connected to the '飛行制御装置 (実物)' (Flight control hardware). This hardware is connected to a 'シミュレーション 計算機' (Simulation computer) via '機体制御指令等' (Aircraft control commands, etc.). The simulation computer is also connected to a '表示・操作部' (Display/operation section) and an 'インターフェイス ボックス' (Interface box). '機体センサ入力等' (Aircraft sensor inputs, etc.) are also fed into the simulation computer. The entire setup is labeled 'Hardware in the loop Simulator'.</p>

(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

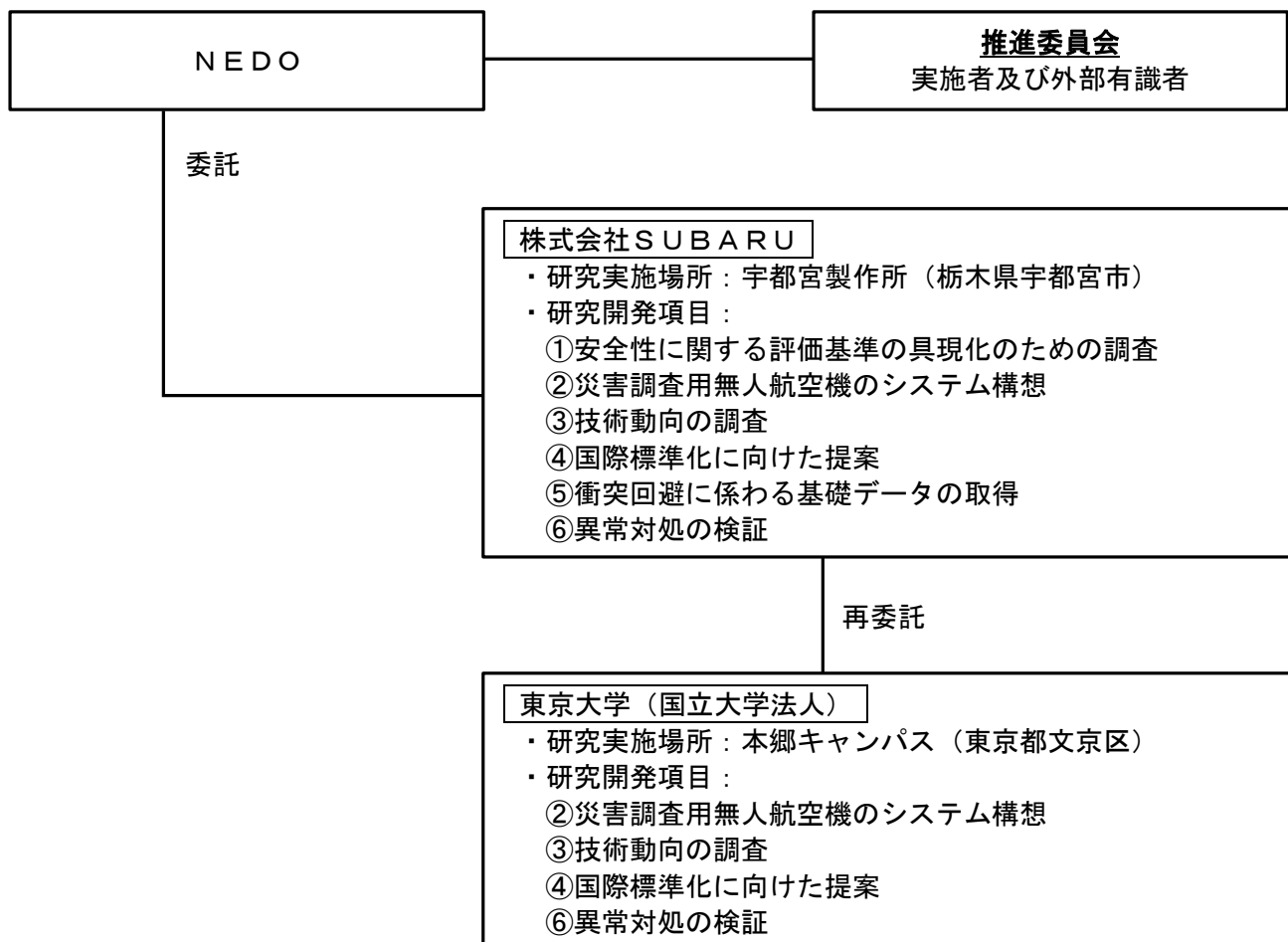
研究開発スケジュールを表 2.1.1.4-3 に示す。

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）	<p>試験方法</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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</li> <li>・ 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</li> <li>・ 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</li> <li>・ 評価者の過半数が判別できることを確認する</li> </ul>	<p>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</p>
	<p>計測設備・機器</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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</li> </ul>	<p>離隔距離（水平、垂直）測定のとータルステーションを追加</p>
6.6 安全性	全般	<p>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</p>
6.6 衝突回避 ①回避するための機能	試験方法	<p>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</p>
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	<p>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</p>

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、茨城県殿、国土地理院殿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の設計・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。

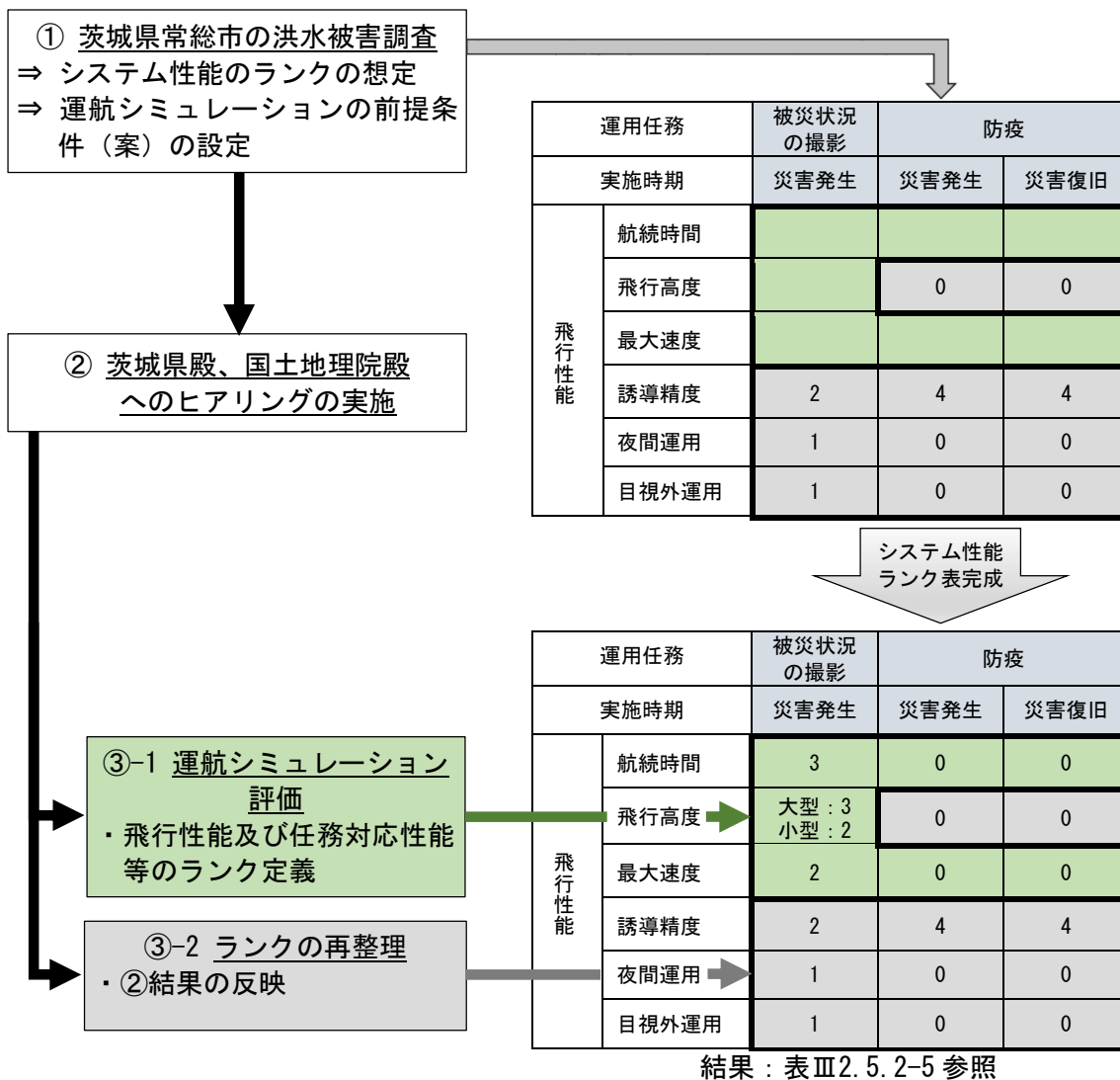


図 2.1.1.4-3 災害調査用無人航空機のシステム構想検討フロー



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

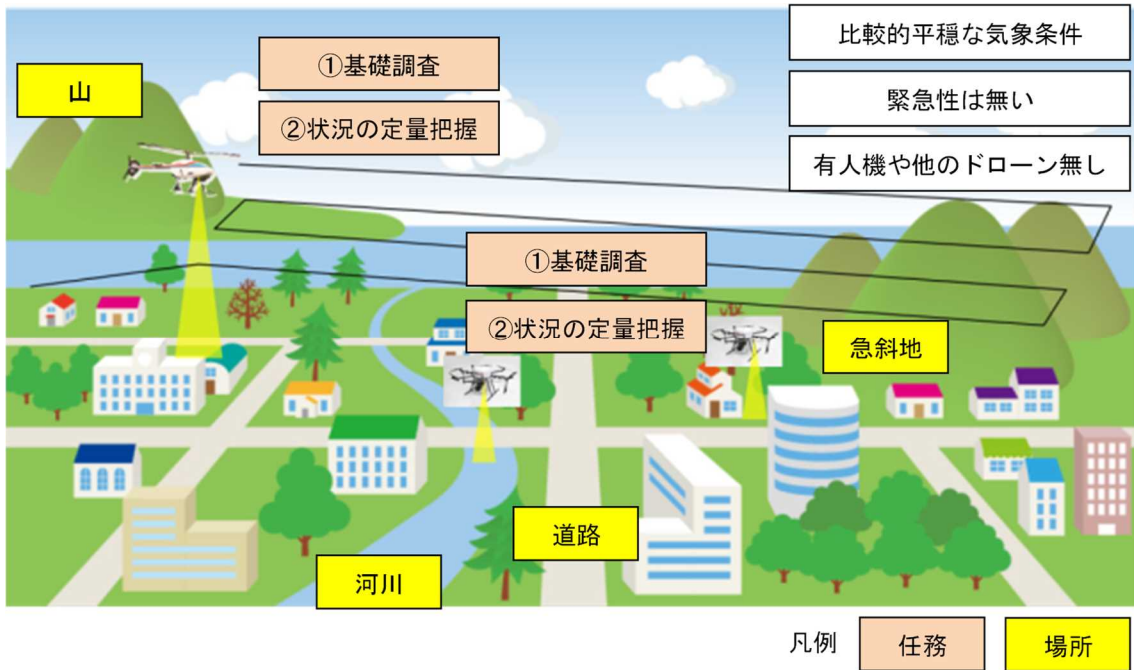


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害予防）（1/3）

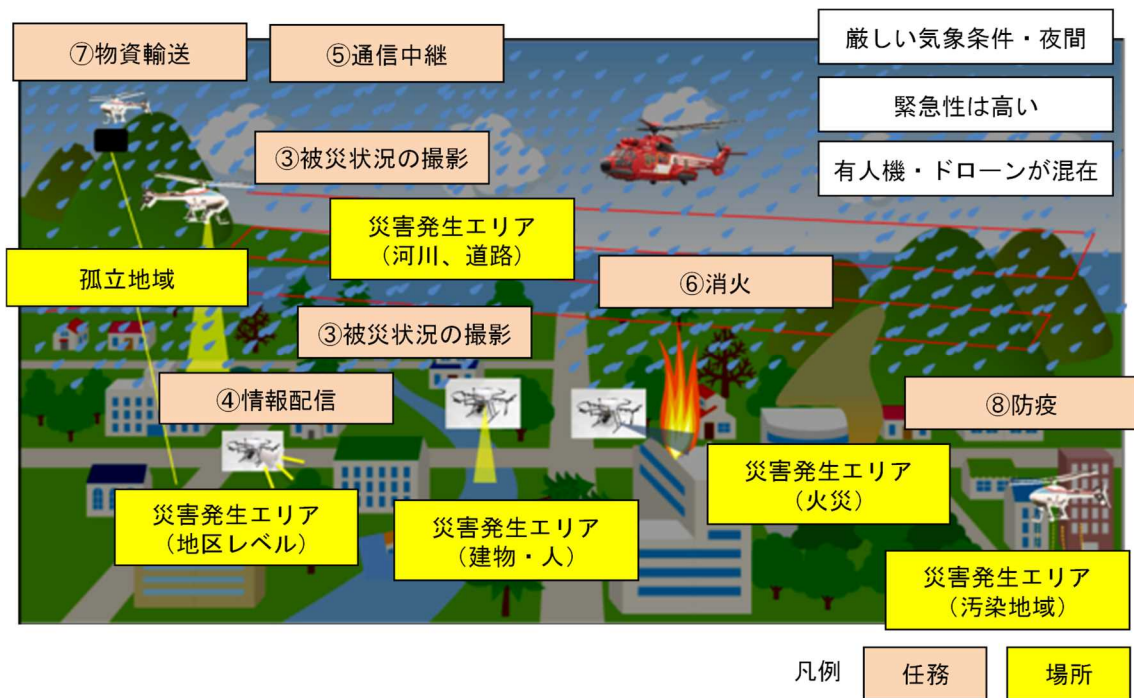


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害発生時）（2/3）

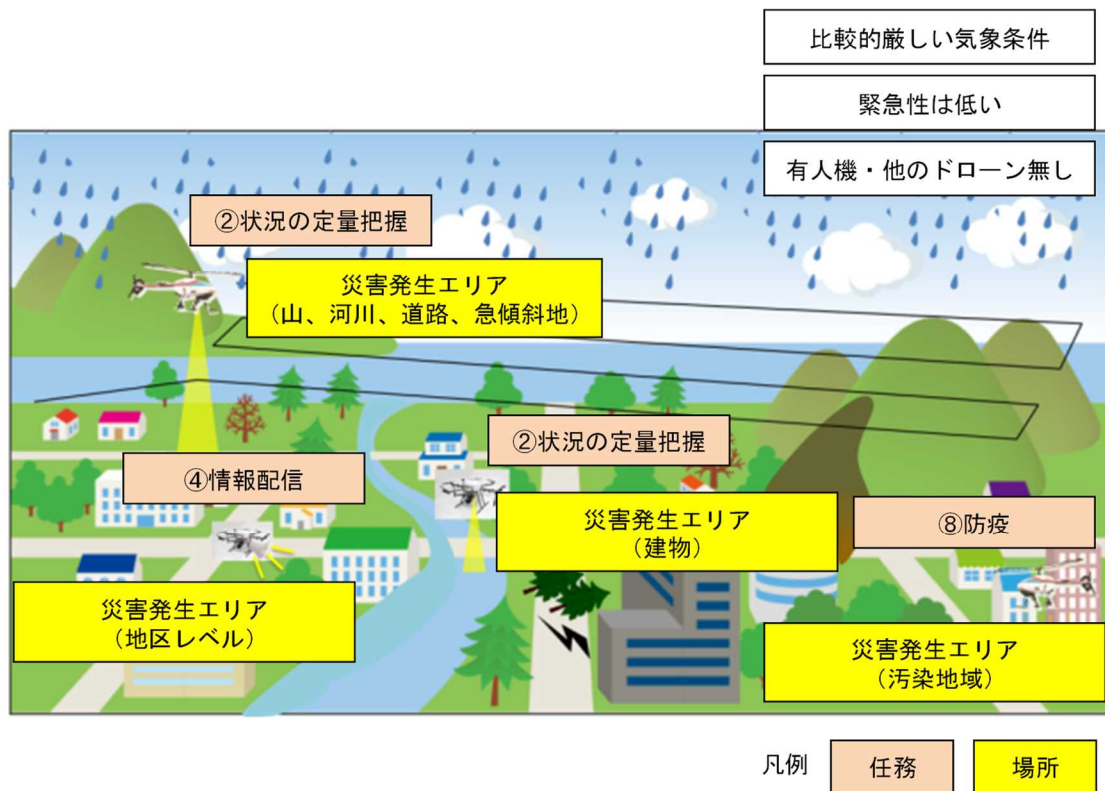


図 2.1.1.4-4 災害調査用無人機の運用任務（災害復旧）（3/3）

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								
	日視外運用	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 <sup>2</sup> を識別	150m以遠から 122m <sup>2</sup> を識別	150m以遠から 2m <sup>2</sup> を識別	150m以遠から 0.5m <sup>2</sup> 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	失探防止	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℃	-46℃未満
	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 ッセシナル な構成品)	被雷/静電 気対策有 (機体全体)							
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				
周囲環境	耐かび	無	有								
	耐塩霧	無	有								
	耐砂じん(塵)	無	有								
	難燃性能値 (難燃表面積)	20000 <sup>2</sup> 超	20000 <sup>2</sup>	2500 <sup>2</sup>	400 <sup>2</sup>	12.5 <sup>2</sup>	2.8 <sup>2</sup>				
	視認性 (視認可能距離)	50m で視認 不可	50m	200m	500m	1000m	1000m 以上				
電磁的 環境	耐電磁波 干渉	加害	無	有							
		被害	無	有							
危険環境	防燥	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 <sup>2</sup> に耐 えられない	2kW/m <sup>2</sup>	8kW/m <sup>2</sup>	8kW/m <sup>2</sup> 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 爆発性雰囲気で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 <sup>2</sup>	400m <sup>2</sup>	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	②		③	④	⑤		⑥	⑦	⑧			
	基礎調査	状況の定量把握		被災状況の撮影	情報配信	通信中継		消火	物資輸送	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	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	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	火災発生は無	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	撮影	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	ランク3 水平 1m 垂直 2m	(不要)	(不要)	(不要)	かったりの	(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	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)	消火について	(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)	の必要	(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)	ランク3 10kg	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)	(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
	飛行経路	<p>・(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</p>	
時間的制約等	<p>・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</p>		
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		<p>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</p> <p>●印:離発着位置</p>

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 (2/4)  
 運用任務：①基礎調査／②状況の定量把握

<p><b>運用任務内容</b></p>	<p>常総市の鬼怒川河川（距離 22.5km）の状況を、1 時間に 1 回の頻度で撮影・取得する</p>																																	
<p><b>大型無人航空機</b></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・基礎調査及び状況の定量把握の性能ランク要求は、<u>代表的な大型無人航空機の性能と比較し十分に実現性がある</u></li> <li>・大型無人航空機 2 機を河川に沿って交代で飛行・撮影して、河川状況を定量的に把握する</li> </ul> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div> <table border="1"> <caption>Large UAV Performance Comparison Data</caption> <thead> <tr> <th>項目</th> <th>システム性能ランク (想定)</th> <th>代表的無人航空機の性能のランク</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>航続時間</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>飛行高度</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>最大速度</td><td>4</td><td>4</td></tr> <tr><td>最低速度</td><td>2</td><td>4</td></tr> <tr><td>誘導精度</td><td>2</td><td>4</td></tr> <tr><td>夜間運用</td><td>0</td><td>4</td></tr> <tr><td>目視外運用</td><td>1</td><td>4</td></tr> <tr><td>行動半径</td><td>4</td><td>4</td></tr> <tr><td>任務対応</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td>ターンアラウンド時間</td><td>4</td><td>4</td></tr> </tbody> </table>	項目	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	航続時間	3	4	飛行高度	3	4	最大速度	4	4	最低速度	2	4	誘導精度	2	4	夜間運用	0	4	目視外運用	1	4	行動半径	4	4	任務対応	3	4	ターンアラウンド時間	4	4
項目	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																																
航続時間	3	4																																
飛行高度	3	4																																
最大速度	4	4																																
最低速度	2	4																																
誘導精度	2	4																																
夜間運用	0	4																																
目視外運用	1	4																																
行動半径	4	4																																
任務対応	3	4																																
ターンアラウンド時間	4	4																																
<p><b>小型無人航空機</b></p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・航続時間伸延＋目視外運用可能＋行動半径拡大の要求以外は、現状の代表的な小型無人航空機の性能ランクとほぼ同程度の性能ランク要求である</li> <li>・河川を 4 ブロックに分割し、区域毎にそれぞれの小型無人航空機を飛行させ、河川状況を定量的に把握する</li> </ul> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div> <table border="1"> <caption>Small UAV Performance Comparison Data</caption> <thead> <tr> <th>項目</th> <th>システム性能ランク (想定)</th> <th>代表的無人航空機の性能のランク</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>航続時間</td><td>3</td><td>2</td></tr> <tr><td>飛行高度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>最大速度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>最低速度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>誘導精度</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td>夜間運用</td><td>0</td><td>2</td></tr> <tr><td>目視外運用</td><td>1</td><td>2</td></tr> <tr><td>行動半径</td><td>4</td><td>2</td></tr> <tr><td>任務対応</td><td>0</td><td>2</td></tr> <tr><td>ターンアラウンド時間</td><td>5</td><td>2</td></tr> </tbody> </table>	項目	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	航続時間	3	2	飛行高度	2	2	最大速度	2	2	最低速度	2	2	誘導精度	2	2	夜間運用	0	2	目視外運用	1	2	行動半径	4	2	任務対応	0	2	ターンアラウンド時間	5	2
項目	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																																
航続時間	3	2																																
飛行高度	2	2																																
最大速度	2	2																																
最低速度	2	2																																
誘導精度	2	2																																
夜間運用	0	2																																
目視外運用	1	2																																
行動半径	4	2																																
任務対応	0	2																																
ターンアラウンド時間	5	2																																

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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・刈幅：180m</li> <li>・飛行パターン：ラダーパターン</li> </ul>	
	学区	<ul style="list-style-type: none"> <li>・飯沼小学校学区（面積：17.75km<sup>2</sup>）</li> <li>・玉小学校学区（面積：4.71km<sup>2</sup>）</li> </ul>	
	時間的制約等	1時間で1学区を網羅	
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	飯沼小学校学区 約 170分 ⇒ ランク 5	玉小学校学区 約 30分 ⇒ ランク 2
	航続時間	飯沼小学校学区 約 55分 ⇒ ランク 3	玉小学校学区 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	<p>・航続時間 3.5 時間以上+輸送 20kg (防災用スピーカーの搭載) 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</p> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div>
小型無人航空機	<p>・有人航空機に搭載実績のある防災用スピーカーの質量は現状約 20kg 程度あるので、このスピーカー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、またはスピーカーの軽量化を図る必要がある</p> <div style="text-align: right;"> <p>— システム性能ランク (想定)</p> <p>— 代表的無人航空機の性能のランク</p> </div>



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

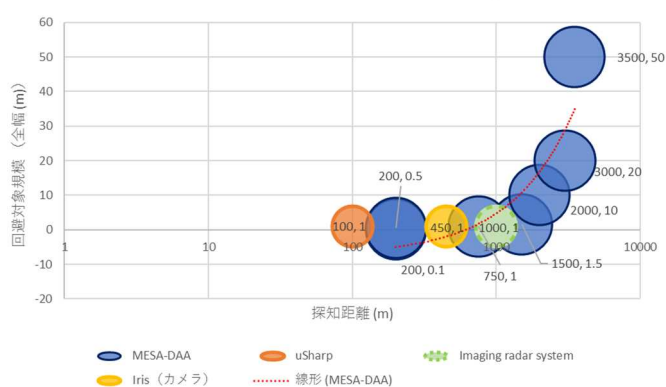
世界各国において無人航空機向けに検討されている衝突回避技術について調査した。

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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ Cessna140：10m×6.55m</li> <li>・ Phantom4：350m（対角）</li> </ul>
μ Sharp	レーダ	0.5~120m	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 対象：移動対象物、静止物（壁、建物、樹木）</li> <li>・ 規模：公開情報では取得できず</li> </ul>
Imaging radar system	レーダ	約1km（目標値）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 対象：レーダ信号を反射するあらゆる障害物</li> <li>・ 規模：公開情報では取得できず</li> </ul>
Iris system	カメラ	約450m（1,500ft）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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</li> </ul>



探知距離×回避対象規模（2020年予測）



(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	<ul style="list-style-type: none"><li>・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</li><li>・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</li></ul>	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)	<ul style="list-style-type: none"><li>・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</li><li>・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</li></ul>	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	<ul style="list-style-type: none"><li>・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</li></ul>	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	<ul style="list-style-type: none"><li>・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</li><li>・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</li></ul>	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。

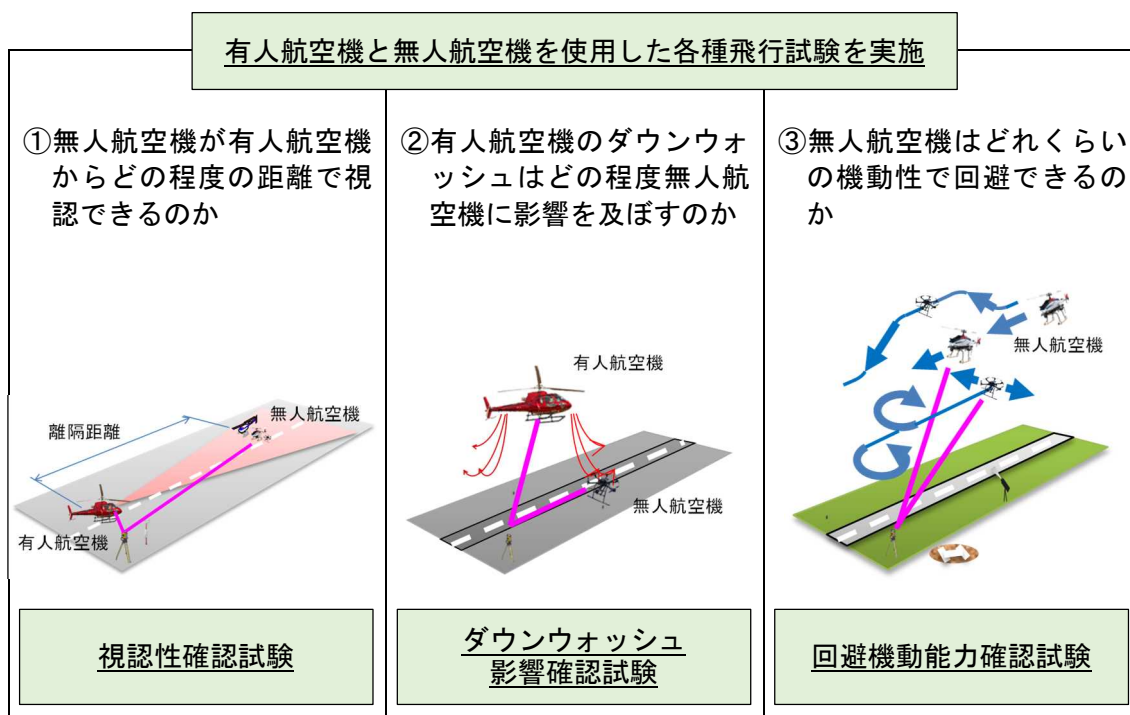


図 2.1.1.4-5 衝突回避に係わる基礎データ取得の試験概要

(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SUBARU

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)					
		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					
		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					
		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しう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。

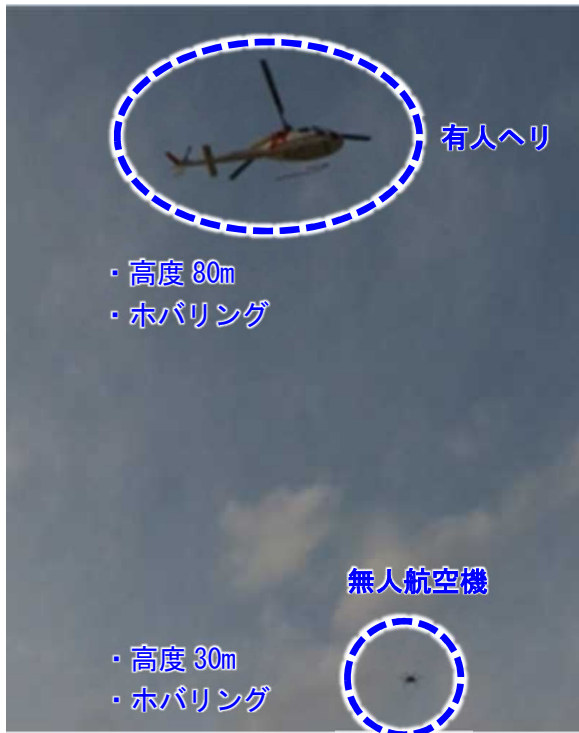
また、無人航空機への影響が未知数であったため、ダウンウォッシュが有人航空機との相対距離でどの程度発生するかを計測し安全を確保した上で、相対高度を設定し試験を実施した。

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。

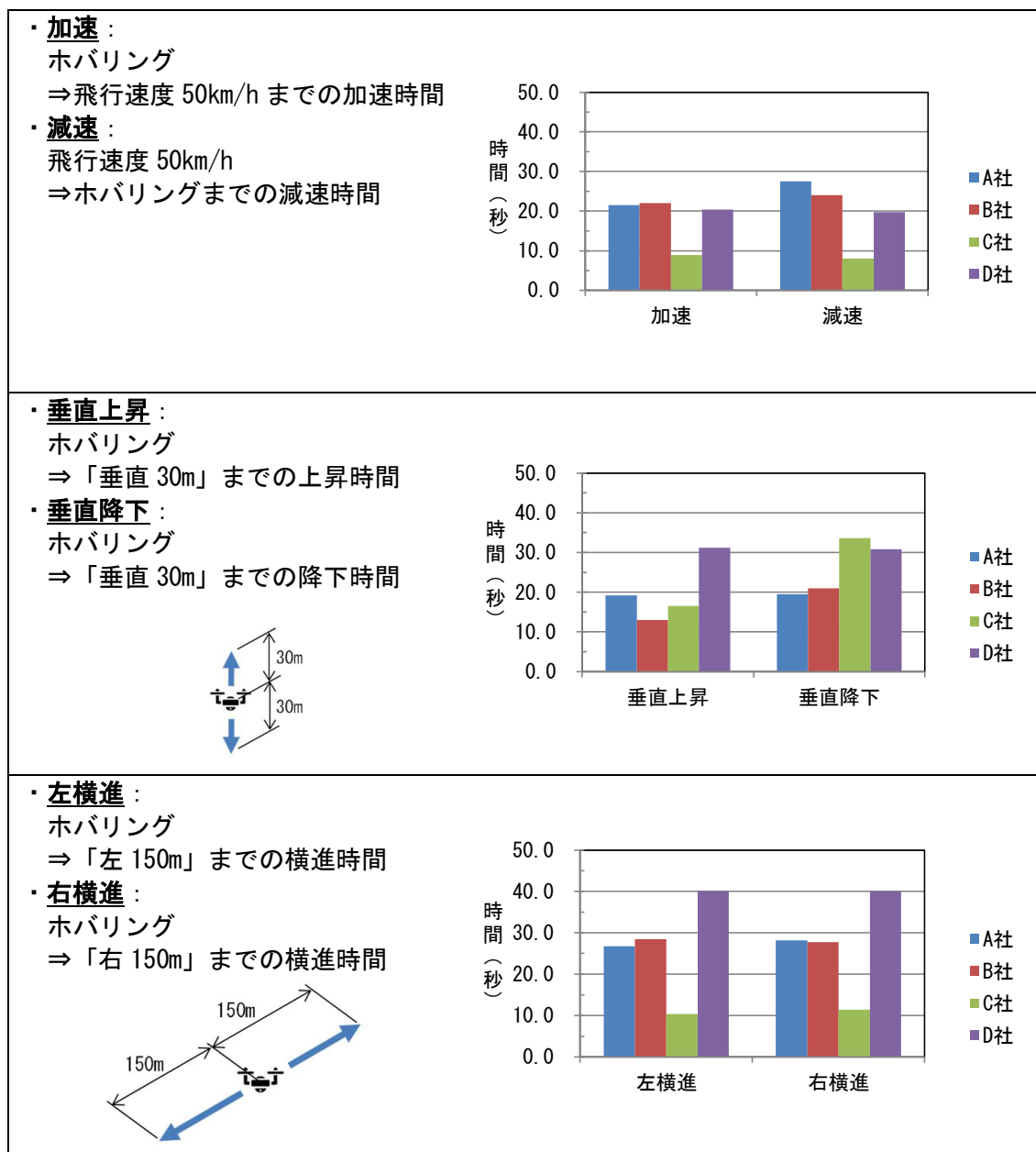
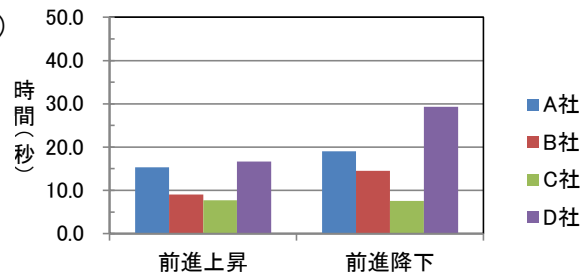
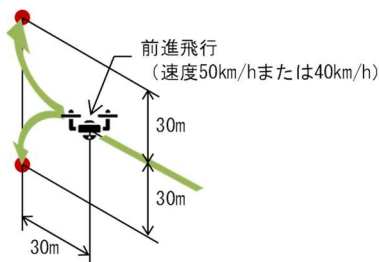


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (1/2)

- ・ **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

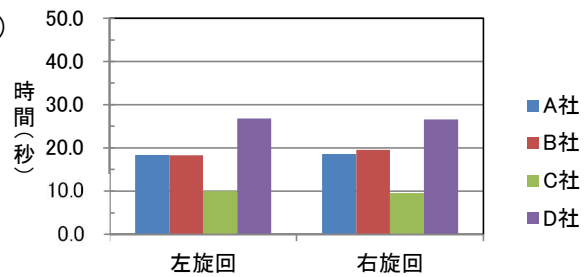
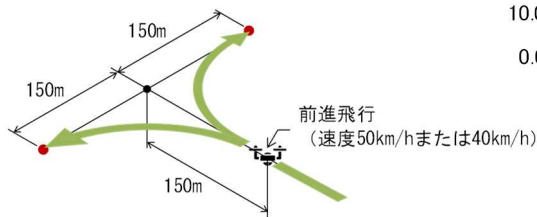


図 2.1.1.4-10 回避機動能力確認試験結果 (2/2)



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。

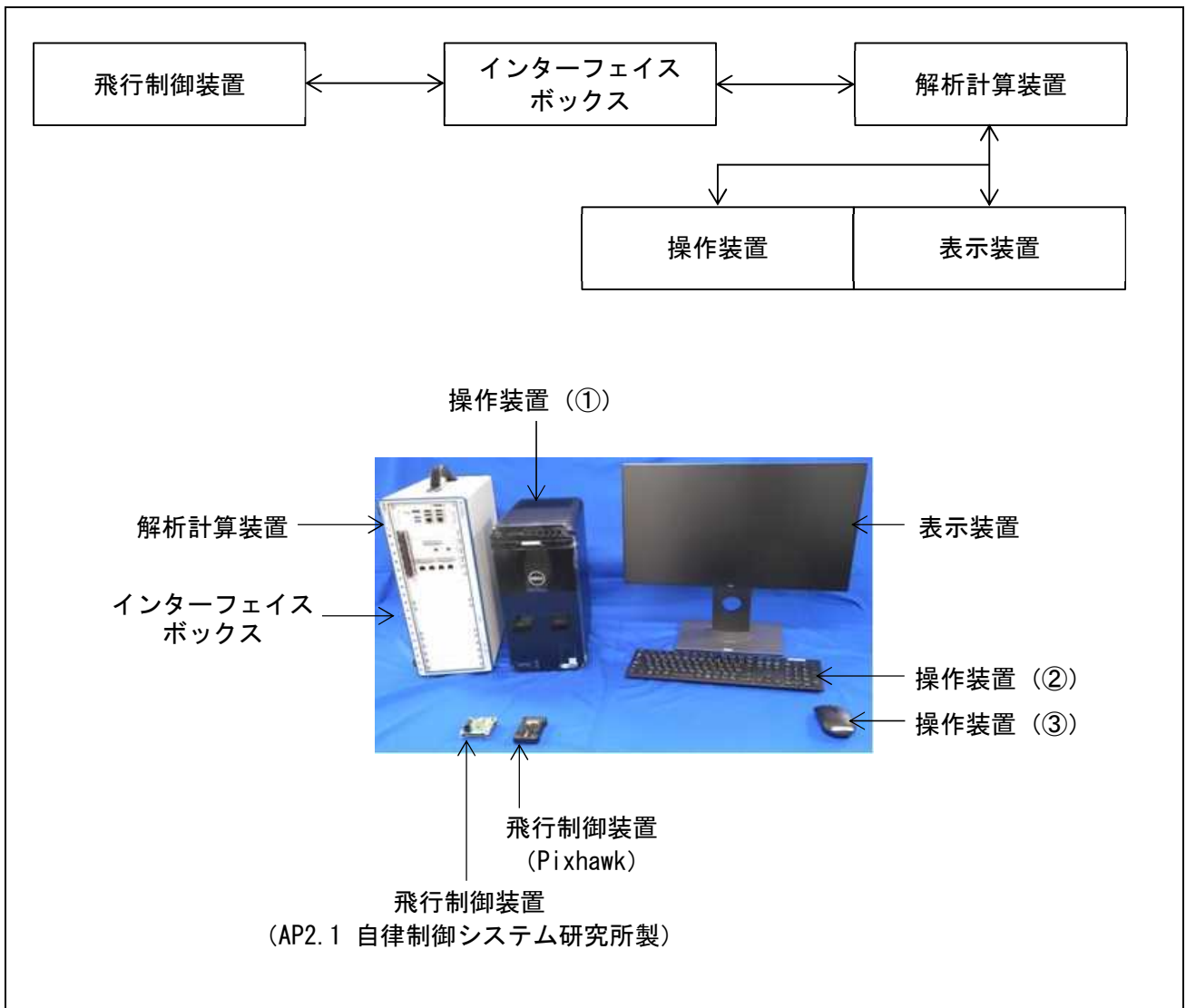


図 2.1.1.4-11 異常対処の検証ツールの概要

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。

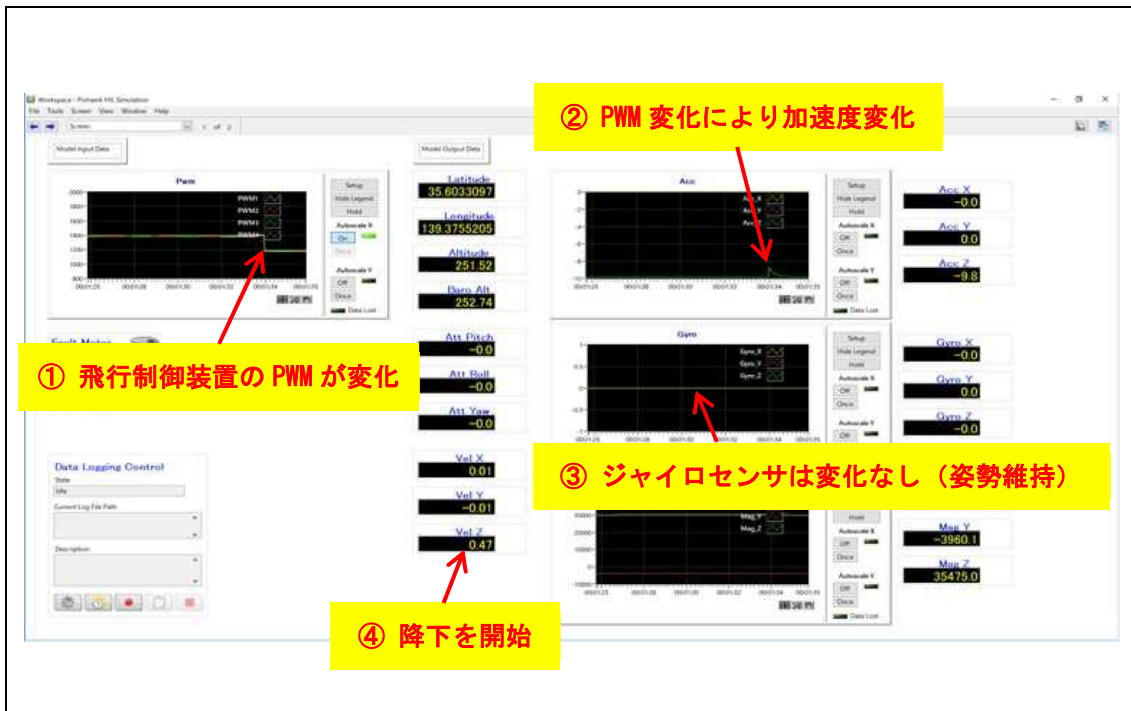


図 2.1.1.4-12 異常模擬の検証試験結果 (電波の途絶/地上装置の不時消失)

## (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。

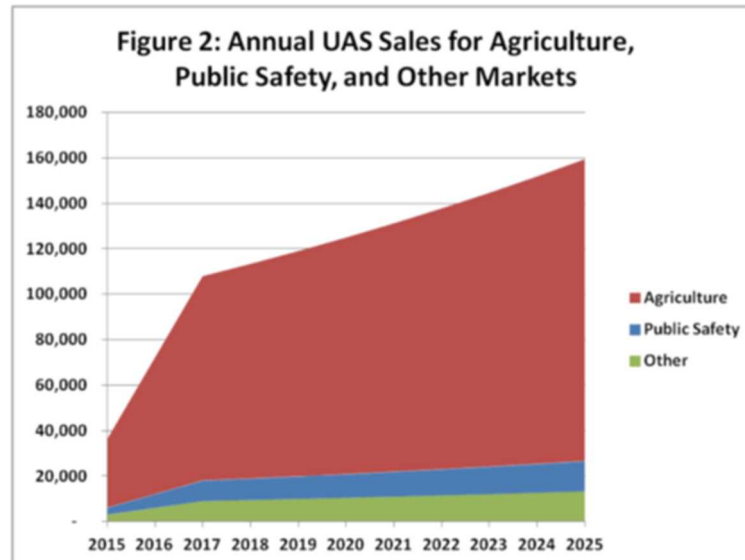
この無人航空機性能評価手順書は、無人航空機メーカーによる無人航空機の機体開発に係る性能目標の設定や機体選定の際の指標、無人航空機の運用の際の考慮事項など広く活用されることが期待され、無人航空機メーカーなどの事業化促進に、また、今後のドローン利活用拡大に向けた更なる制度設計における検討材料としても貢献するものと考えられる。

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、災害対処に限らず、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](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の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 JIS 	○ 	
	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
<b>2016年度案</b>	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。

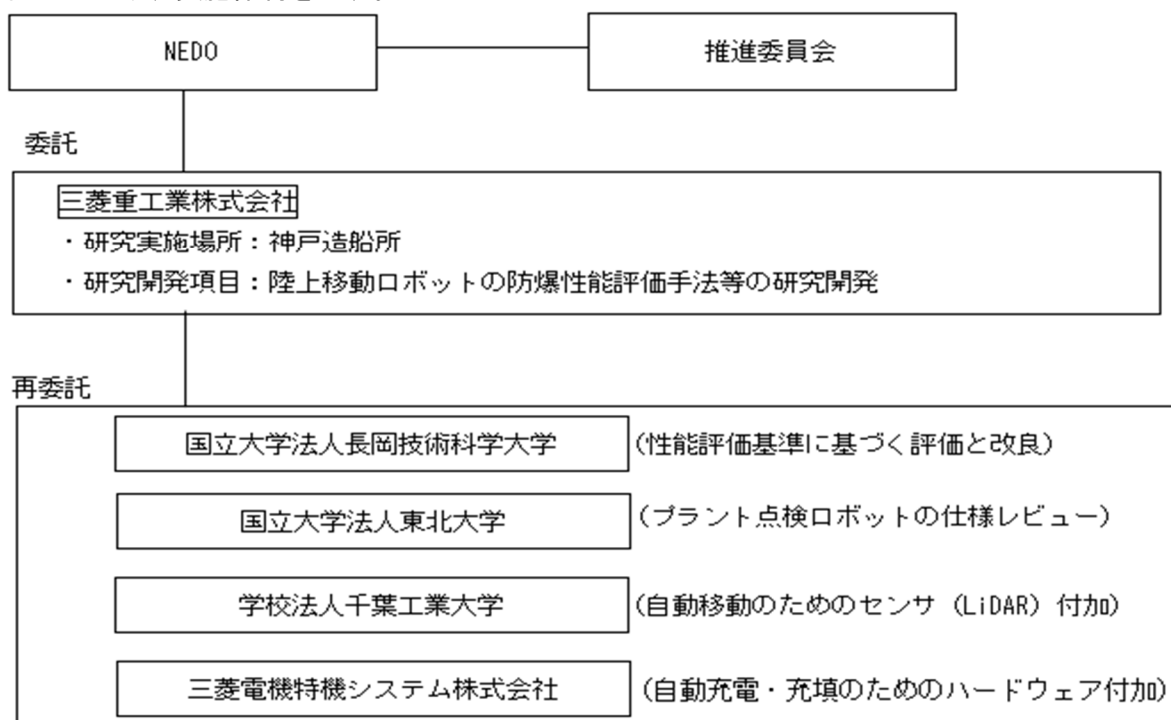


図 2.1.1.5-2 実施体制

#### (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	ホース消火柱	壁面天井設備	ガス湧出	バルブハンドルSW	人倒壊物	ホース消火柱	
必要機能	環境	防塵 (Zone1) : Upstream (洋上プラント)						防塵 (Zone1,水系対応) : Downstream (製油所、化学プラント等)								
	移動	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、倒壊物による狭隙部通過)								
	計測	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						異常(異音,異臭,振動)								
	作業(アーム)	ふき取り		バルブ開閉操作		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	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									

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 <b>共用ロボット実現のための リスクを洗い出した</b> (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)	 <ul style="list-style-type: none"> <li>強化ガラス越しにLiDAR検出できるか</li> <li>Geガラスが防爆衝撃試験に耐えるか</li> <li>ガス検 (本管安全防爆) と移動ロボットとのI/F</li> <li>マイクが防爆すきまで音を拾えるか</li> <li>非接触充電が防爆仕様に行けるか</li> </ul> <p><b>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</b></p>
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	 <ul style="list-style-type: none"> <li>マニピュレータが移動タイプで防爆にできるか</li> <li>危険場所での非接触充電可能か (電磁波による引火)</li> </ul>

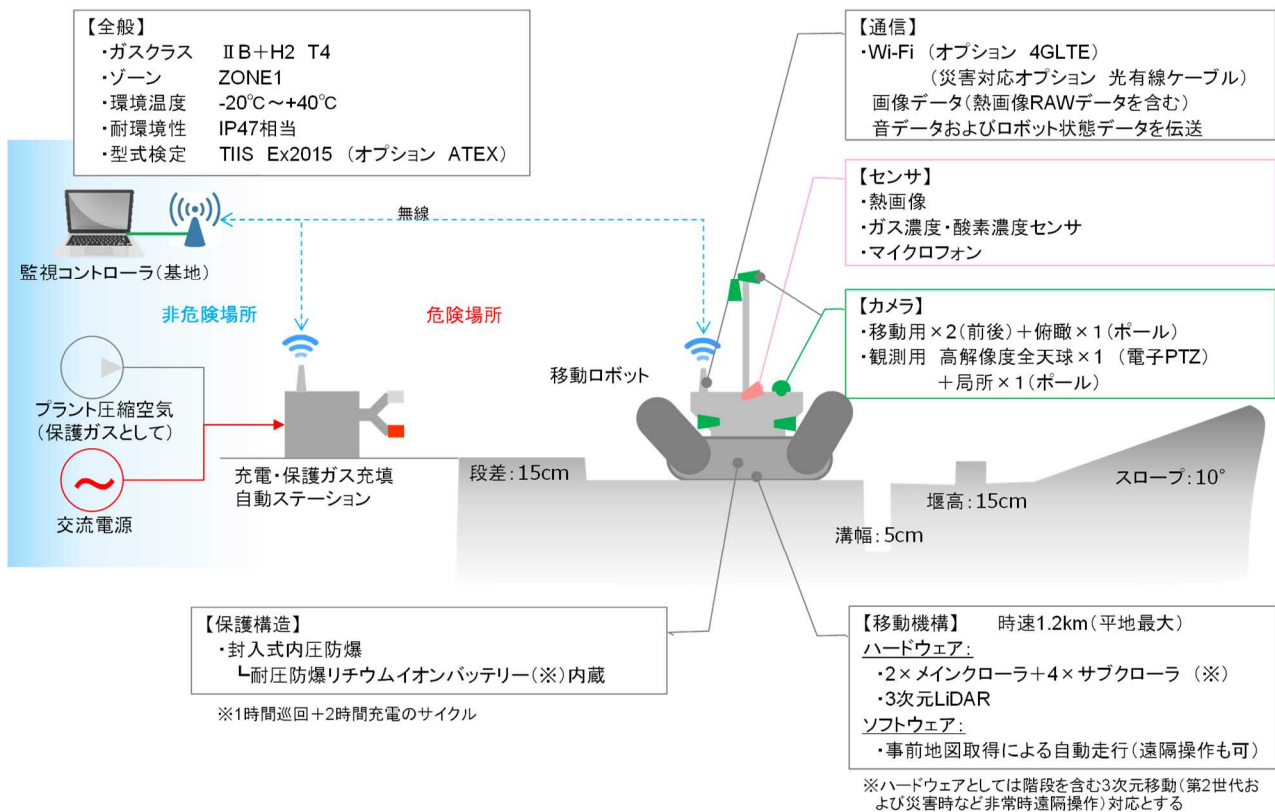


図 2.1.1.5-3 共用ロボットの概略仕様

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。



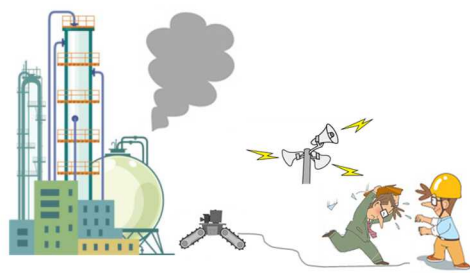
図 2. 1. 1. 5-4 トンネル災害を想定したミッション型試験の考え方

**実災害現場の想定**

**福島RTFを使った ミッション型試験に 新STMを組み込み**



- ミッション型試験以外で個別に確認する性能
- 無線通信
  - 防水・防塵
  - 防爆
  - ガス検知器感度



石油化学プラントでガス発生警報が発せられると、作業員はいったん避難した上でシステムを止め、火災が発生していないことを確認した後、ガス検出器を持ちながら風上側から接近して状況を確認している。この時の現場状況と人の活動状況を参考に、人が立ち入らずに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。

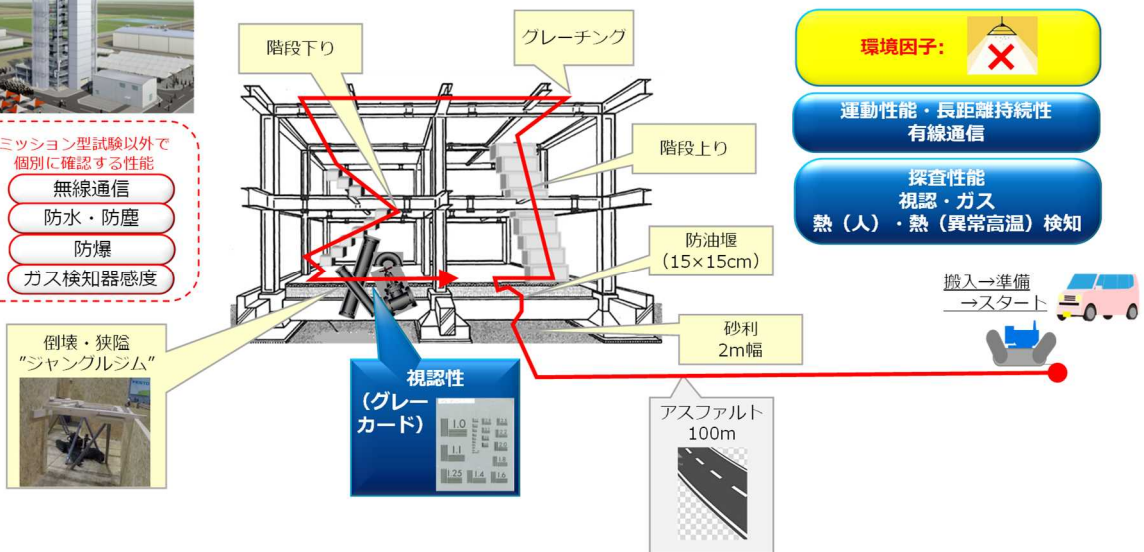


図 2. 1. 1. 5-5 プラント災害を想定したミッション型試験の考え方

### 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。

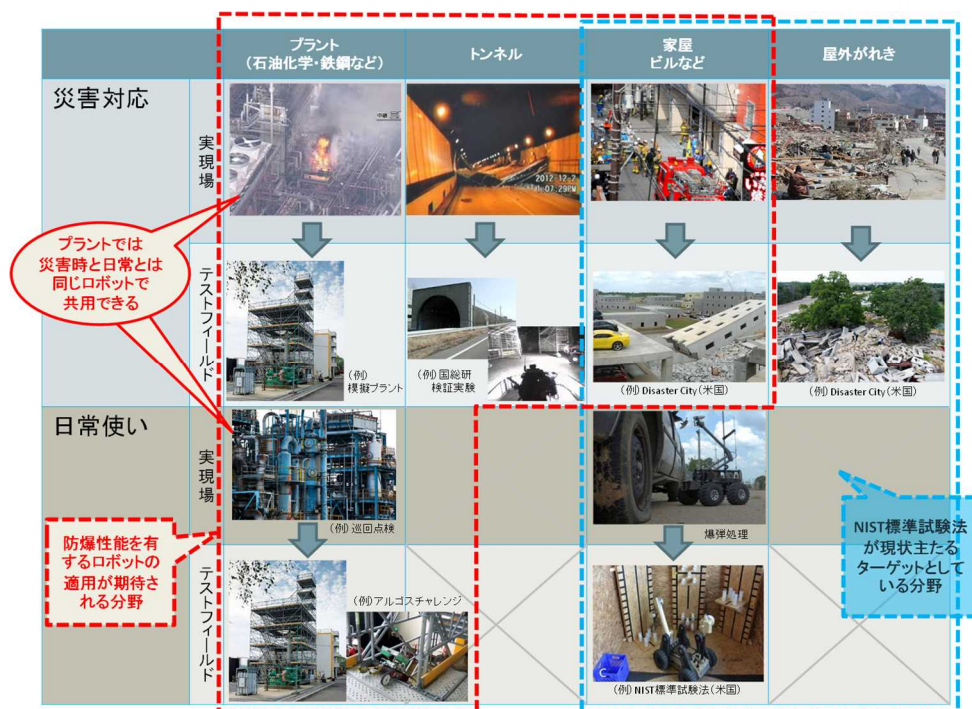


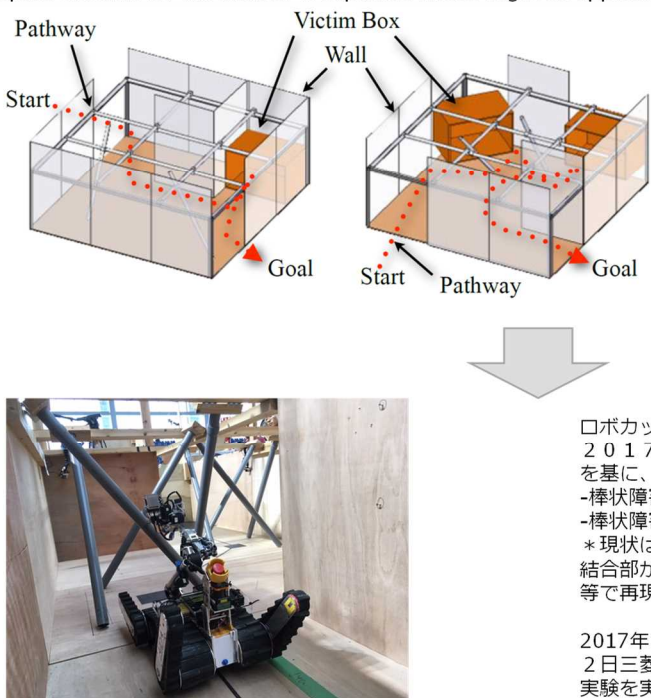
図 2.1.1.5-6 災害対応ロボットのカバー範囲比較

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提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





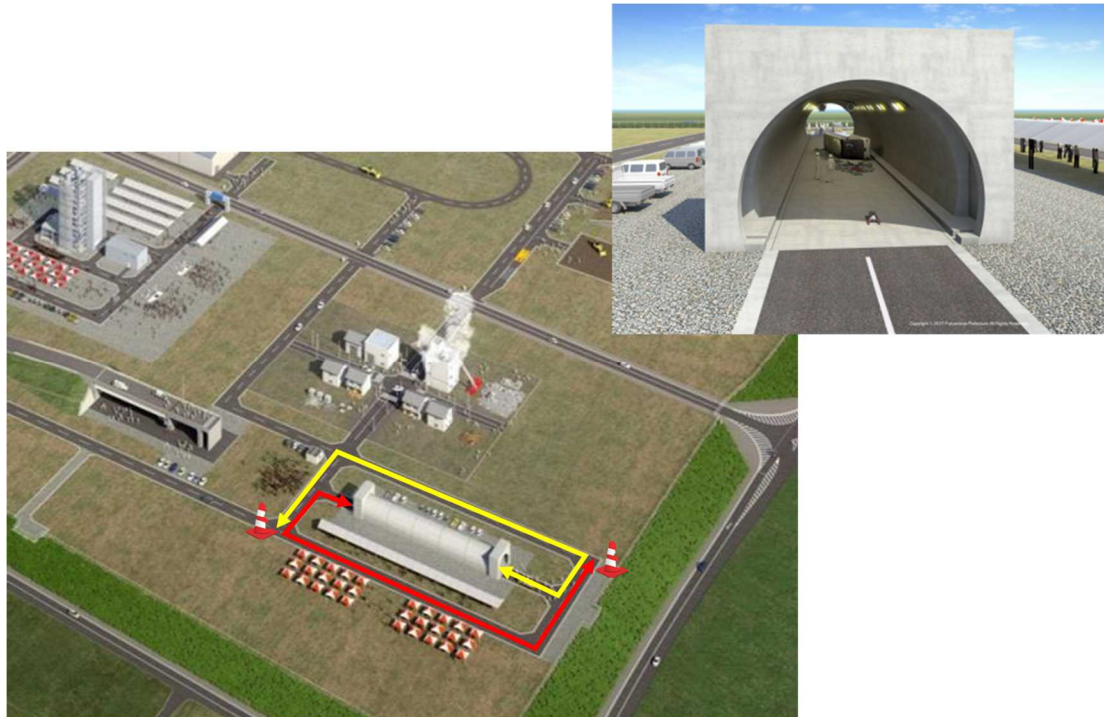
図 2.1.1.5-8 ロボット用としての防爆規格適用試験の概要

### 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

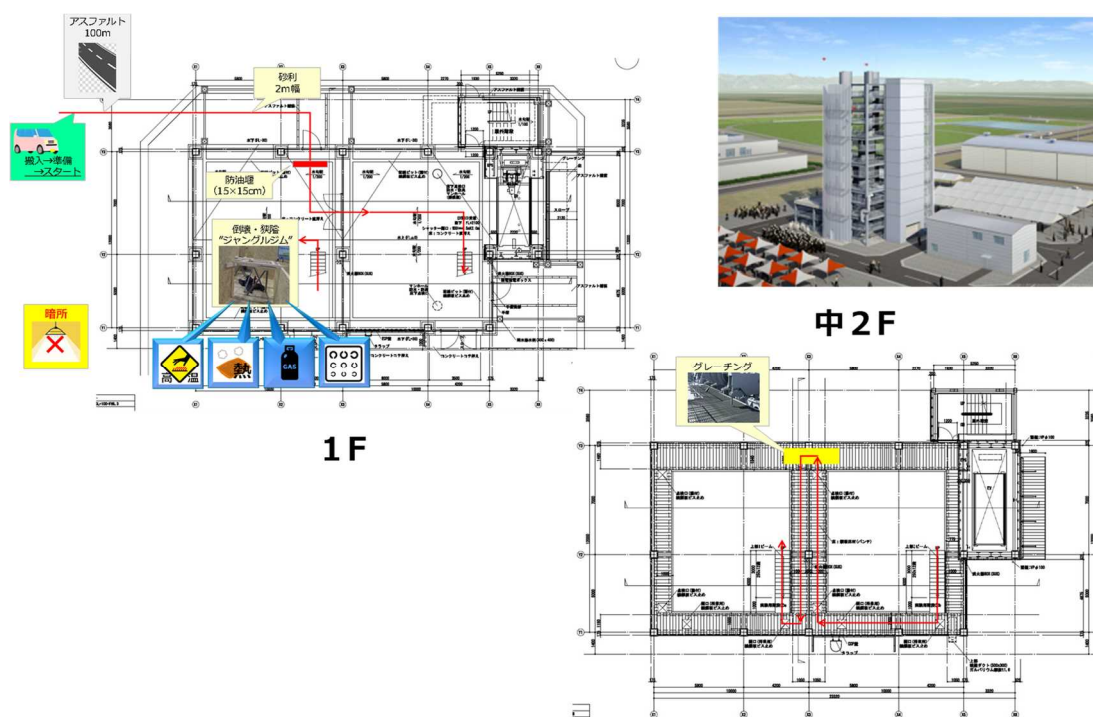


図 2.1.1.5-10 福島ロボットテストフィールドを使った  
プラント災害想定ミッション型試験

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

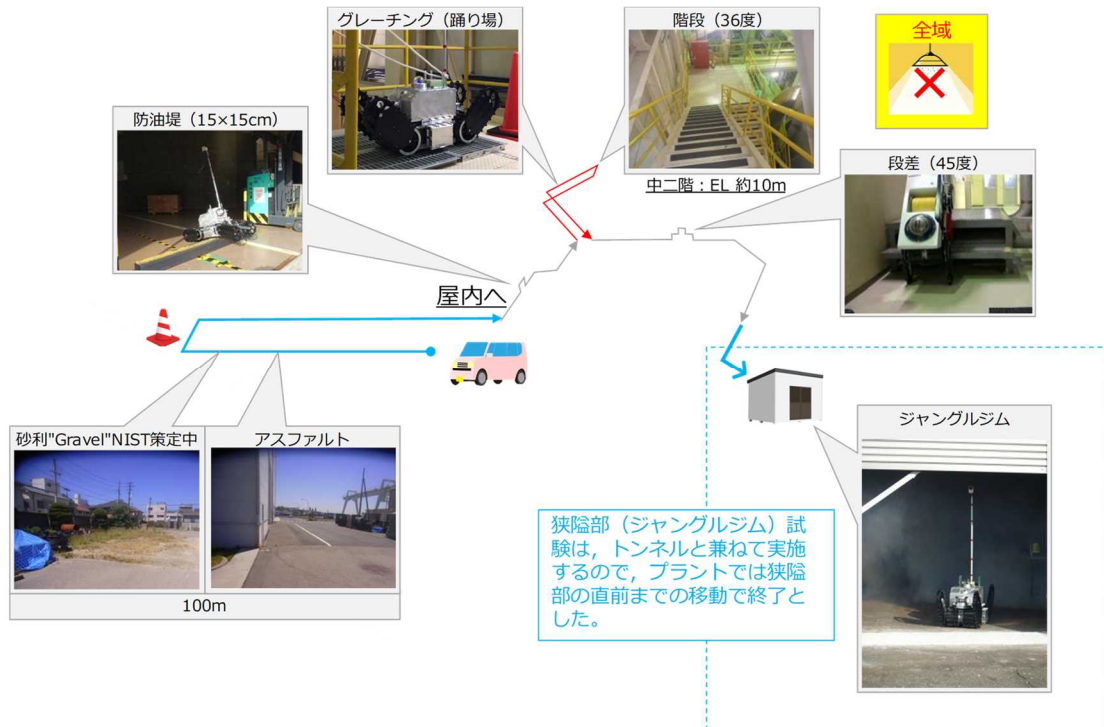


図 2. 1. 1. 5-12 プラント災害想定ミッション試験の検証方法



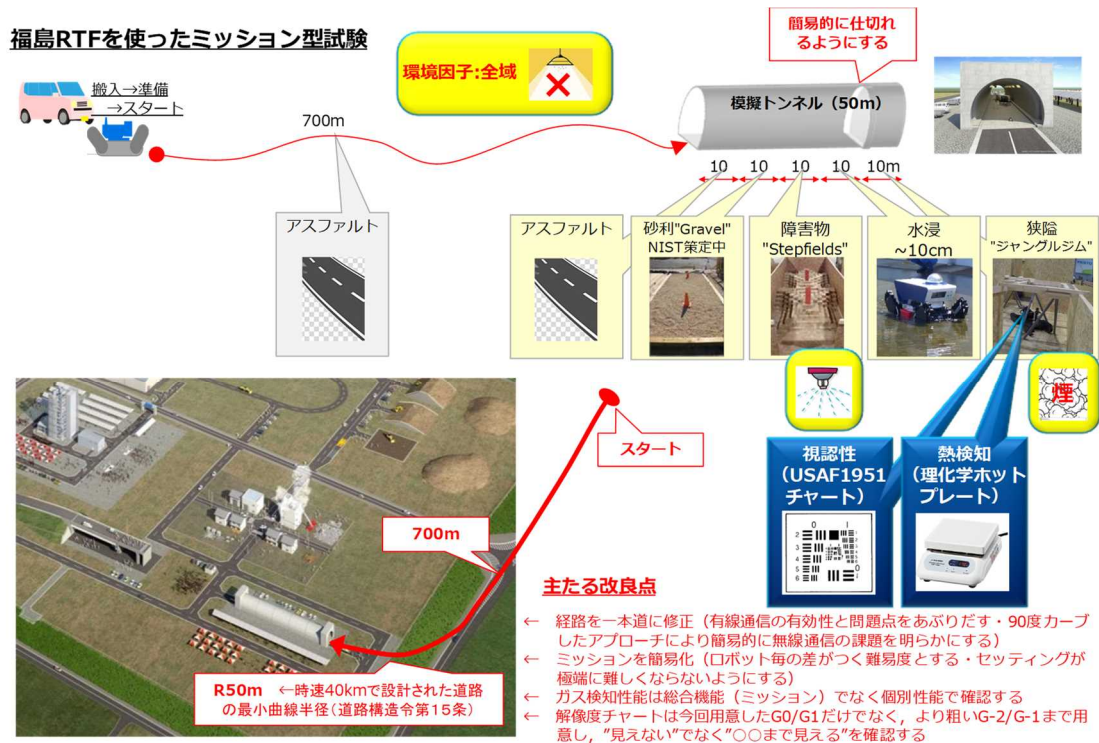


図 2. 1. 1. 5-13 トンネル災害想定ミッション試験の検証方法の調整結果

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。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。

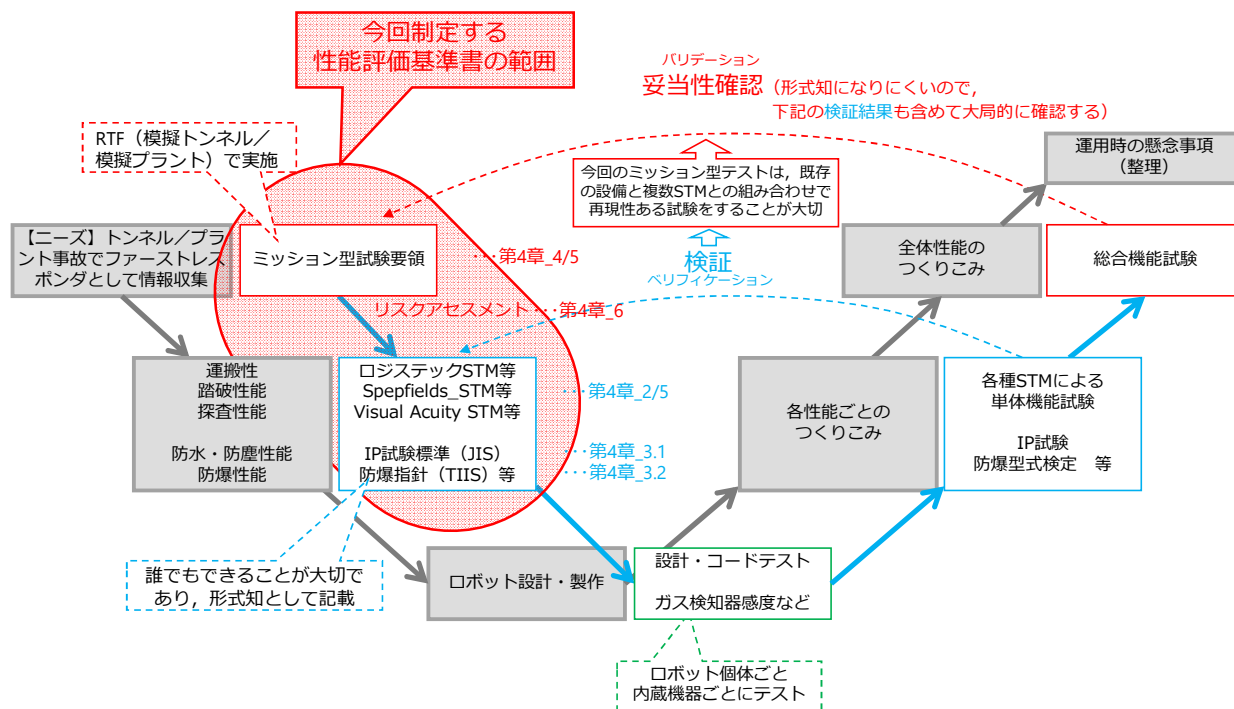


図 2.1.1.5-15 ロボット開発“Wモデル”における本成果の位置づけ

### 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  
メーカーは性能表記をあれこれ悩まずにすむ

(例) 三菱重工製防爆ロボット

**Before**

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
防爆性	Ex px d II B+H <sub>2</sub> 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
防爆性	Ex px d II B+H <sub>2</sub> 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、 <a href="http://0000.co.jp">http://0000.co.jp</a> 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・メーカー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も供するものであり、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ド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ー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。

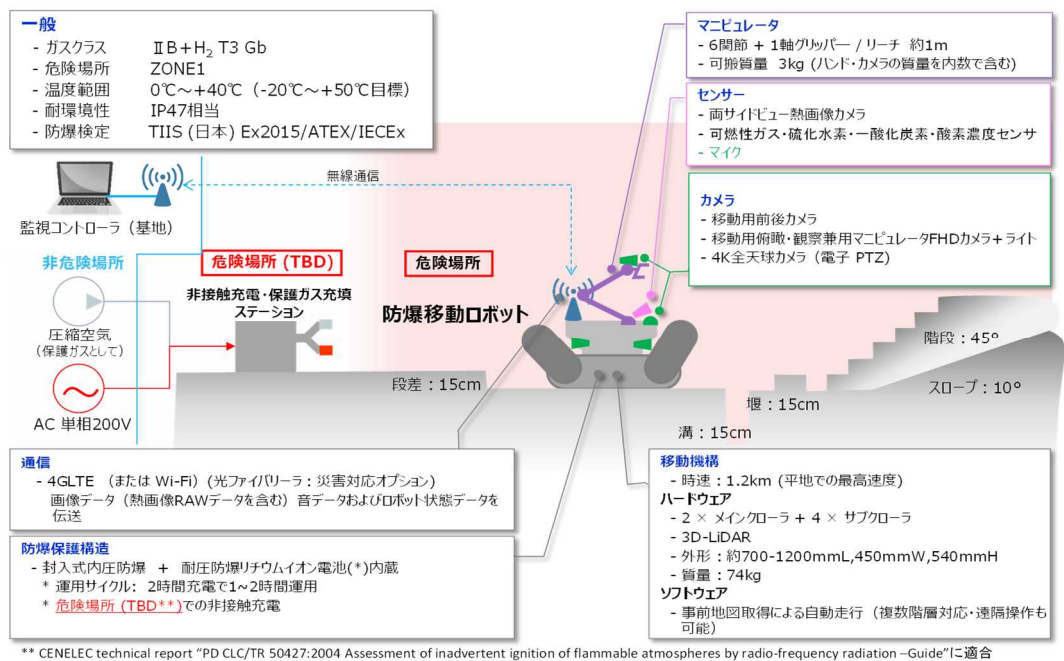


図 2. 1. 1. 5-17 開発中のプロトタイプ機の仕様

### 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化に関する戦略策定」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：

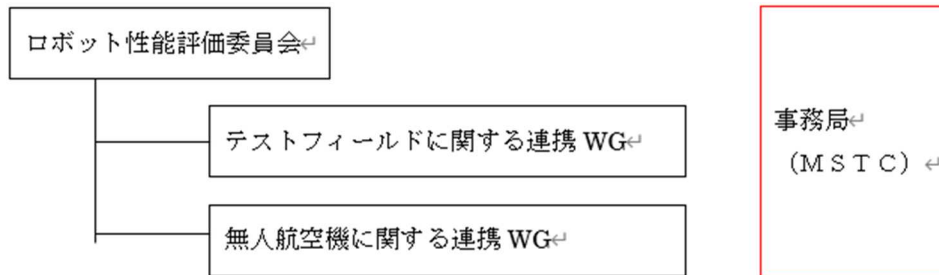


図 2.1.1.6-1 研究開発体制スキーム(2016年7月～2017年5月)

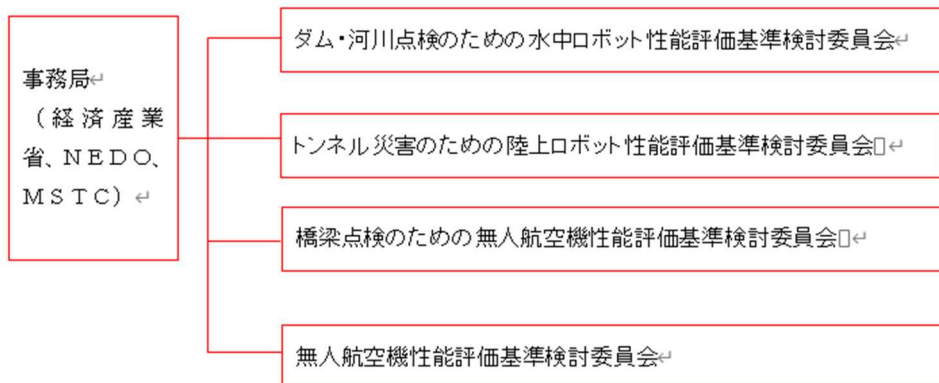


図 2.1.1.6-2 研究開発体制スキーム(2017年6月～2018年3月)



#### (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。

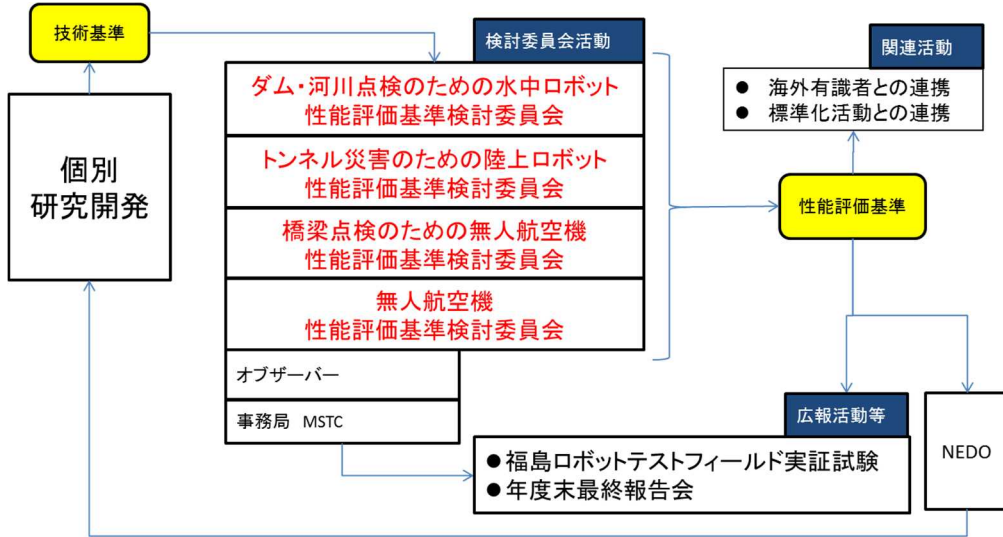


図 2.1.1.6-3 検討委員会の全体構成

(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などで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。

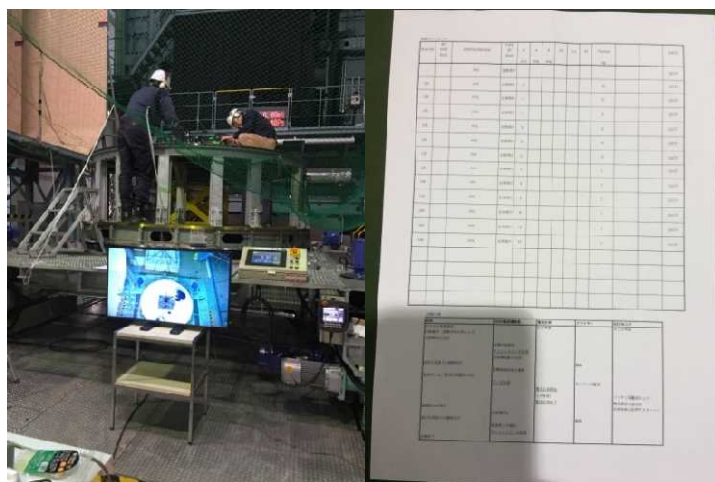


図 2.1.1.6-4 JAXA 大型風洞



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)



コロナケージ

図 2. 1. 1. 6-6 電力中央研究所塩原試験場(コロナケージ)



試験送電線とイオン流帯電現象の測定装置

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



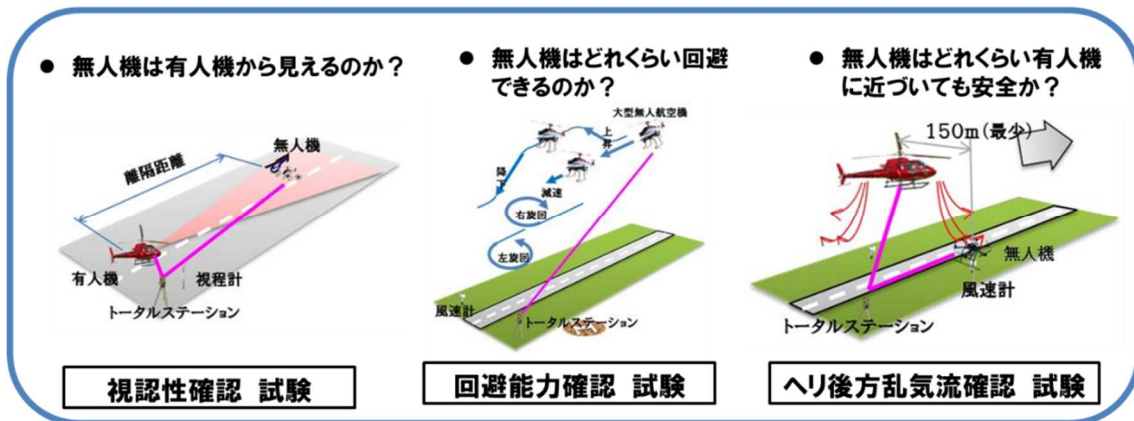


図 2. 1. 1. 6-9 有人ヘリと無人航空機の同時飛行を想定した安全性に関する実証試験内容

(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。



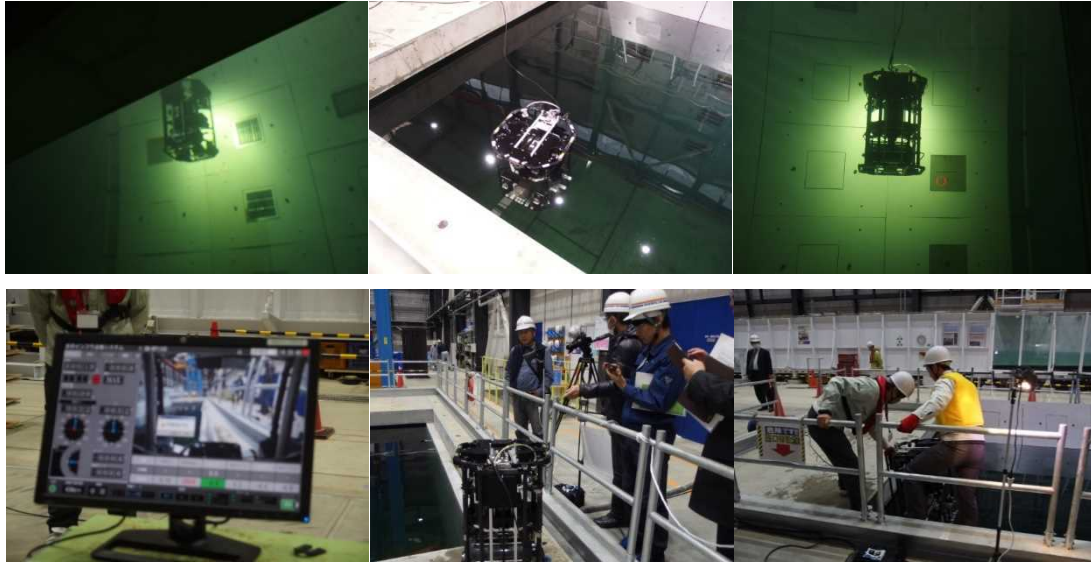


図 2.1.1.6-11 水中ロボットによるダム点検の実証試験

(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(長岡技科科学大学)、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(長岡技科科学大学))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 N I S T の A S T M 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収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 (第 17 回 AIAA 航空技術、統合、及び運航に関する会議資料) —  
(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ように二部構成。  
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。

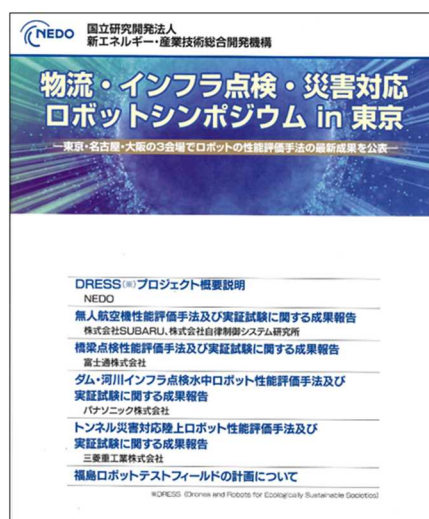


図 2.1.1.6-14 第一部プログラム(東京シンポジウムのプロシーディング資料の表紙より)



#### ④南相馬シンポジウム

- ・日時：2018. 2. 5～7
- ・場所：ラフィーンヌ(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収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書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。

### 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

(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)

#### (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。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のぎを削っている。

#### 世界のドローンに関する標準化活動

- ・有人機において、電気装備品等の技術的検討や提言、規格の作成を行う団体(工業会)米国Radio Technical Commission for Aeronautics(航空無線技術委員会、RTCA)やEuropean Organization for Civil Aviation Equipment(欧州民間航空電子装置機、EUROCAE)は、無人機に関しても、すでに活動が行われ、さらに連携が行われている。



図 2.1.1.7-1 世界のドローンに関する標準化活動

図2.1.1.7-1に示す通り、米国ASTM(旧称は米国材料試験協会(American Society for Testing and Materials))は、2003年という早期から耐空証明、運航管理、操縦訓練における品質認証や認可事業を実施している世界最大・民間・非営利の国際標準化・規格設定機関である。1898年に鉄道線路の鋼の標準規格認証で認証事業をスタートさせたASTMは、軽量スポーツ航空機(LSA)の規格を整備した後に2001年にASTM Internationalに社名を変更し、無人航空機の規格の整備を開始している。図2.1.1.7-2に示す通り、無人航空機はF38委員会の中で規格が議論されている。重要な動向は、図2.1.1.7-3に示す通り、第三者認証と航空法の関係を政府の制度として構築してきたことである。図2.1.1.7-4にASTMの無人航空機のF38委員会で議論されている多岐にわたる項目を示す。これにより、詳細な技術の民間専門機関と政府機関が連携して、その時代の最新技術に適合した法整備や法律運用が可能な体制が航空の分野でも構築されてきたことになる。

## 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 Masonary 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

- Regulations と 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

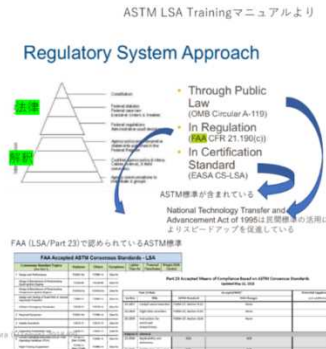


図 2.1.1.7-3 第三者認証機関と航空法

### F38 Unmanned Aircraft Systems

- **F38.01** Airworthiness
- **F38.02** Flight Operations
- **F38.03** Personnel Training, Qualification and Certification
- **F38.90** Executive

Active Standards	Proposed Standards
F2851-10: UAS登録と表示 (小型を除く)	WK16285 250~550kgの固定翼の設計/性能仕様
F2910-14: 小型UASの設計と構築の標準仕様	WK27055 UAS遠隔IDとトラッキングに関するPractice
F2911-14e1 小型UASの製造 Acceptance	WK53964 VTOLの設計、構築、テスト
F3002-14a 小型UASのC2システム設計の標準仕様*	WK56338 第三者上空運航のための新しい仕様
F3003-14 小型UASの品質保証の標準仕様	WK56338 第三者上空を飛ぶUASの安全性
F3005-14a 小型UASのパッケージの標準仕様*	<b>WK62671 小型UASの安全システム</b>
F3201-16 UASのソフトウェアの依存性確認	WK60936 小型UASの音響ベースのDetect and Avoid
F3269-17 複雑な機能を持ったUASの飛行安全に関する方法	WK60937 UASのための燃料電池の設計
F3298-18 固定翼UASの設計、構築、認証*	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「無人航空機の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「無人航空機の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		
	離着陸性能	飛行高度		推進系統	推進システム			高度		
		飛行安定性			燃料システム			降雨		
		重量			冷却システム			雪		
安全性	衝突回避	誘導精度	電気系統	バッテリー性能	耐電磁環境	耐危険環境	湿度			
		基本離着陸性能 (離着陸面積等)		ジェネレータ性能			結露			
		狭あい空間における離着陸性能		ケーブル			水			
	異常発生時の落下防止	衝突回避能力	通信系統 (C2リンク等)	冗長性			耐周囲環境	耐電磁環境	耐危険環境	雷
		視認性		アンテナ性能						かび
		飛行継続 (異常回復)		送信性能						塩霧
落下時の接触防止	飛行継続 (飛行経路逸脱防止)	耐久性	寿命	耐電磁環境	耐危険環境	耐危険環境	塩霧			
	飛行中断		受信性能				砂塵			
	落下時の警告		テレメトリ				水			
落下時の危害軽減	落下分散	通信品質・セキュリティ	ティ	耐危険環境	耐危険環境	耐危険環境	電波干渉・電波妨害			
	落下速度低減	耐食性	構造の耐久性				防爆			
	落下時の衝撃吸収	耐食性	構造の耐久性				放射熱			
	発火・誘爆			生物	放射性雰囲気					
						環境負荷性能	騒音、廃棄等			

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。

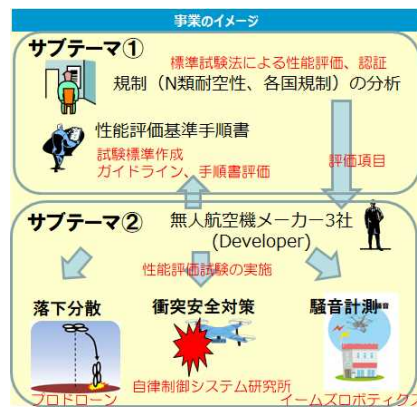


図 2.1.1.7-7 性能評価手法及び評価基準検討とデータ取得試験／飛行試験

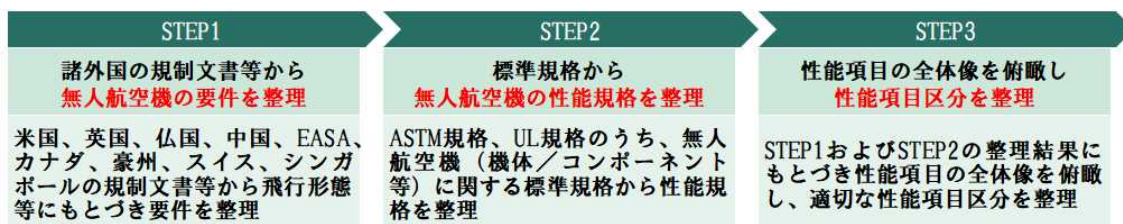


図 2.1.1.7-8 性能項目分析ステップ



海外の動向や国際規格、航空局等様々な最先端の情報から性能項目の分析を実施し、その議論を踏まえて必要に応じて目標を改定する研究開発体制は、図 2. 1. 1. 7-9 に示す通り、第 13 回産学官連携功労者表彰内閣総理大臣賞を受賞した NEDO 事業と同様の体制となっており、技術力を有する国立研究開発法人、独立行政法人、大学と、事業化能力を有する国内大手メーカー3 社で構成する研究開発体制となっている。また、図 2. 1. 1. 7-10 に示す通り、実施者自ら又は連携企業等の事業化に限らず、ルール作りや国際標準化等でその成果が広く国民生活や経済社会への関与が期待できる。

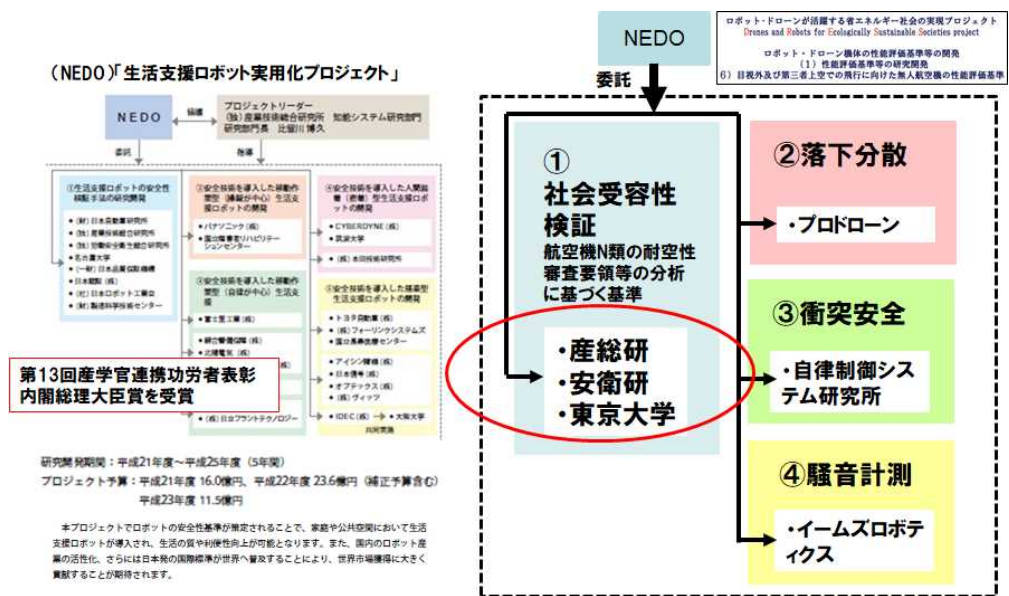


図 2. 1. 1. 7-9 研究開発体制

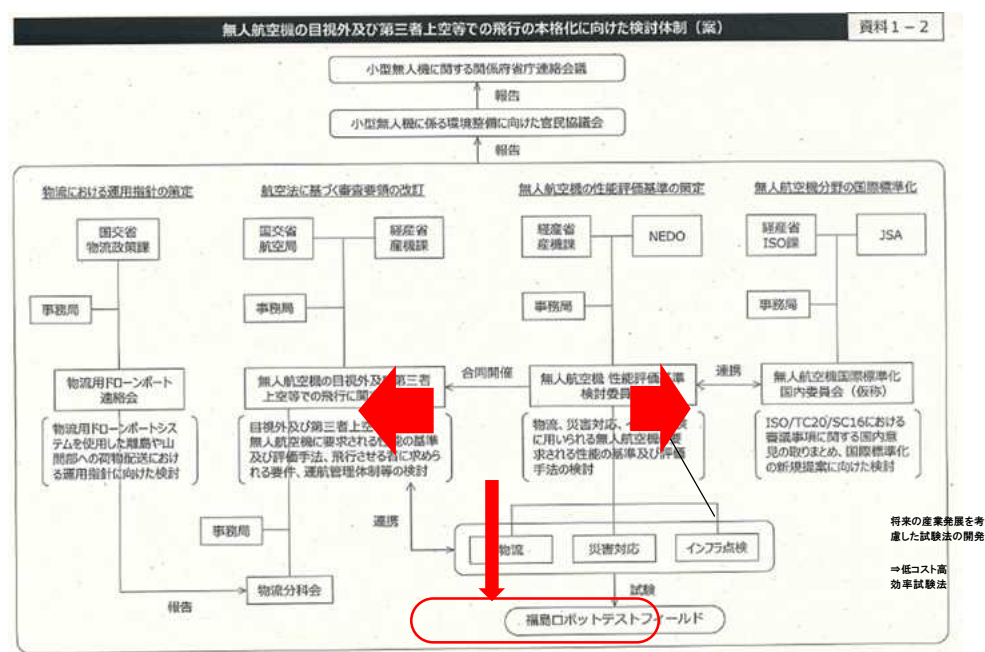


図 2. 1. 1. 7-10 成果が広く国民生活や経済社会へ関与できる体制

(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 イームズ社と試験手法開発	福島 RTF 実証試験			風洞試験研究開発		
		メーカー3社騒音計測試験						
		海外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						
		アンテナ性能評価試験@富岡						
		福島 RTF 実証試験						

●実施体制：

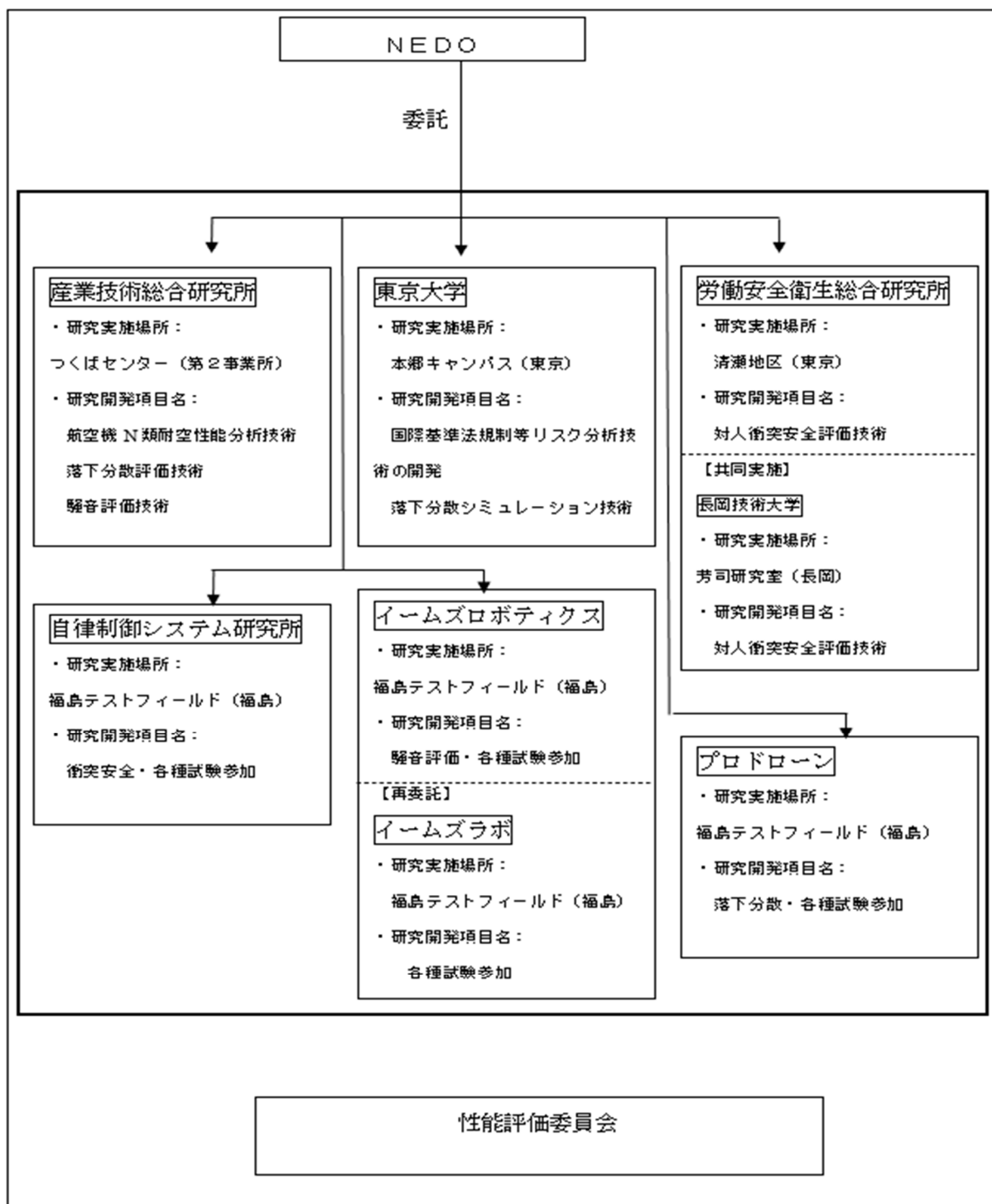


図 2.1.1.7-11 実施体制

(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、日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て公表する。	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、日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、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 無人航空機の危害抑制に関する研究開発（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、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
	離着陸性能		機体全般 (IRIS等)		温度
	衝突回避		システム全般		風
	異常発生時の落下防止		推進システム		高度
	安全性		電気システム		降雨
			燃料システム		電圧
			冷却システム		深度
			バッテリー性能		振動
			ジェネレータ性能		水
			ケーブル		霜
	冗長性	耐環境性能	静電気		
	アンテナ性能		ホコリ		
	通信性能		塩霧		
	受信性能		砂塵		
	送信性能		耐電磁環境	水	
	通信品質・セキュリティ			電磁干渉・電磁妨害	
	寿命			放射線	
	強度			放射能	
	耐食性			耐危険環境	化学
	構造の耐久性				生物
		放射線誘起気			
		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。

### 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更されないため、「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があったことから、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）

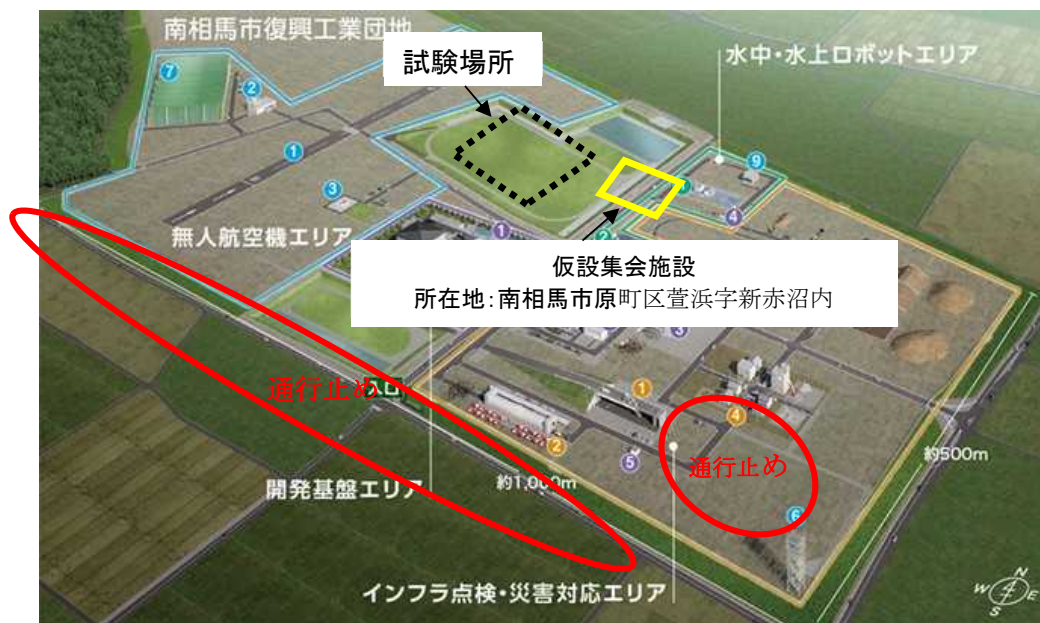


図 2.1.1.7-12 試験実施場所

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

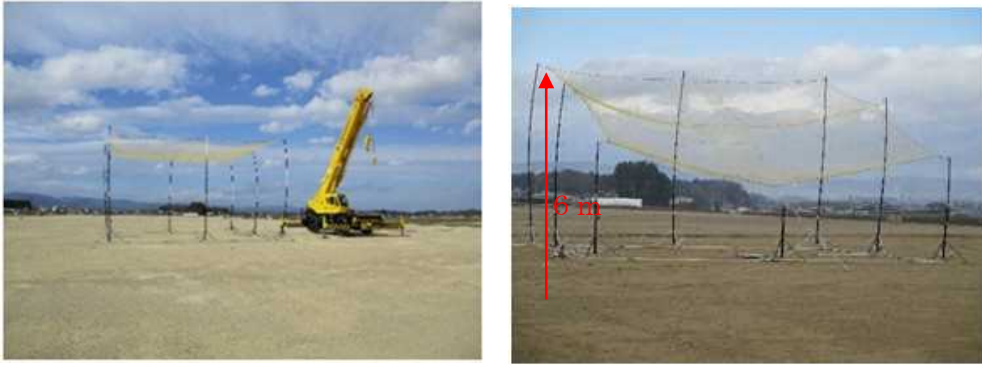


図 2.1.1.7-15 ドローン受け止め回収装置設置風景

◆ 安全柵



少し強い風(10m/s 弱くらい)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。

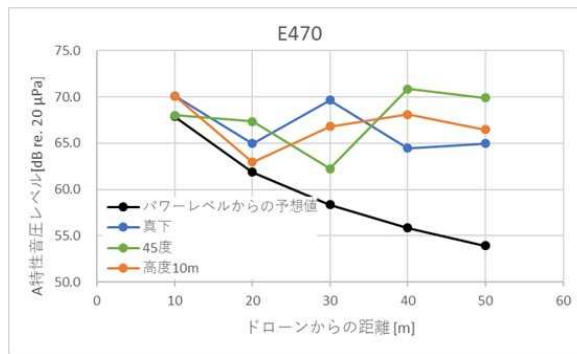


図 2.1.1.7-21 E470 の音響測定の結果

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。

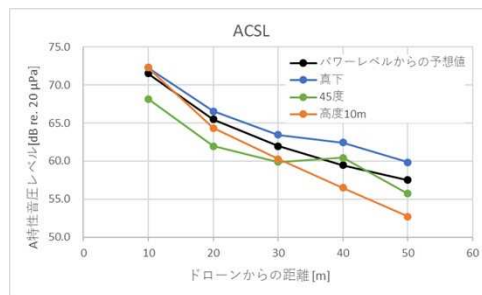


図 2.1.1.7-22 ACSL PF1 の音響測定の結果

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。

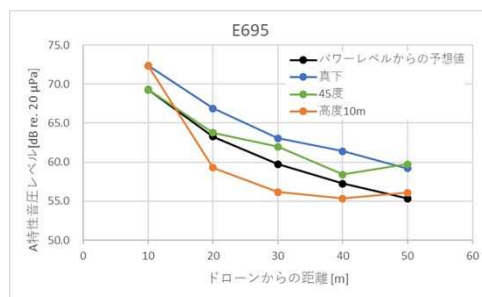


図 2.1.1.7-23 EAMS E695 の音響測定の結果

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/s<sup>2</sup>] )

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。



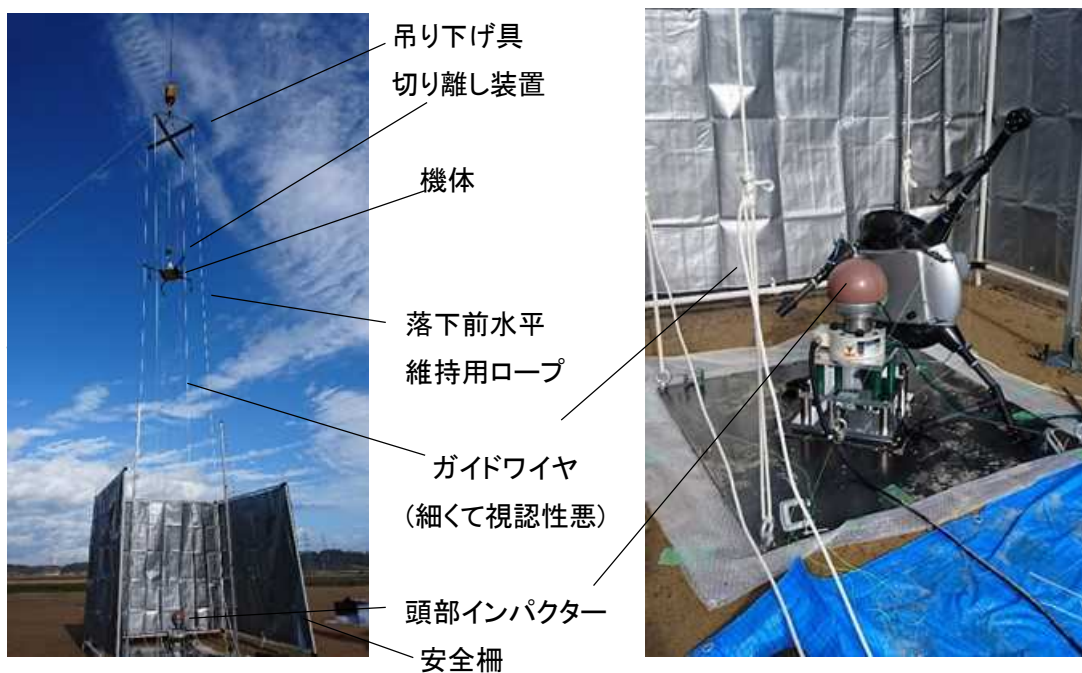


図 2.1.1.7-35 衝突試験 試験設備

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。

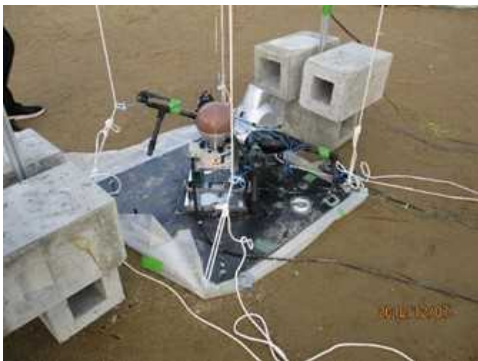


図 2.1.1.7-38 試験風景②

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  $1300\text{m/s}^2$  を超えたが、 $\text{HIC}_{15}$  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、 $\text{HIC}$  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、 $\text{HIC}$  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 [m/s <sup>2</sup> ]	$\text{HIC}_{15}$	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、気づきを得ていた。
- ・ 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の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。  
試験リーダーが対応困難な場合、試験リーダーをサポートする”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](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)	事象の概要	航空法上の許可 要否	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 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 事業者	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	・農薬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 事業者	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、既製品の耐切削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（クープレテスト）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

	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
検証端末	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	有り	有り	無し	無し	有り	有り
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、掴みやすさ（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 を掴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。HIC<sub>15</sub> は 15ms（ミリ秒）間の加速度の積分値から得られ、HIC<sub>36</sub> 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 HIC<sub>15</sub> 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。

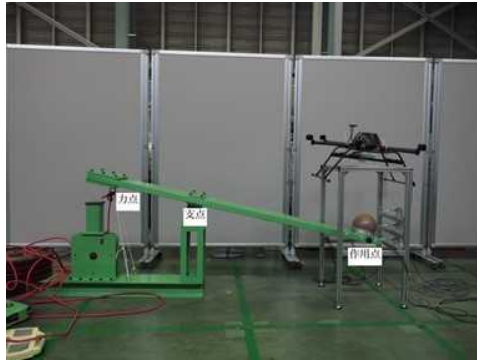


図 2.1.1.7-47 射出型衝突試験装置の全体像

(2) 先行試験

(2)-1 試験概要

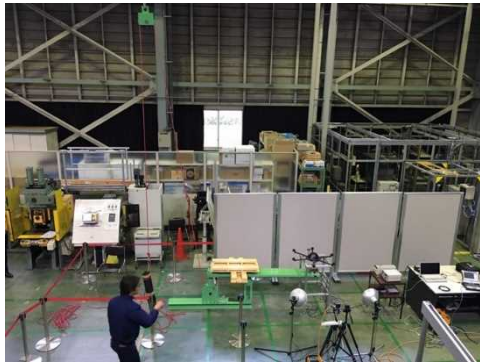


図 2.1.1.7-48 試験会場の様子



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  $40\text{km/h} \approx 11.1\text{m/s}$  となるよう試験条件を設定した。

錘  $13\text{kg}$  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  $2\text{m}$  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  $2.5\text{m}$ 、 $5\text{m}$ 、 $10\text{m}$  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  $3\text{m/s}$ 、約  $4\text{m/s}$ 、約  $5\text{m/s}$  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（AGSL）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  $3\text{kg}$  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 <sub>15</sub>
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 $3\text{kg}$ 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



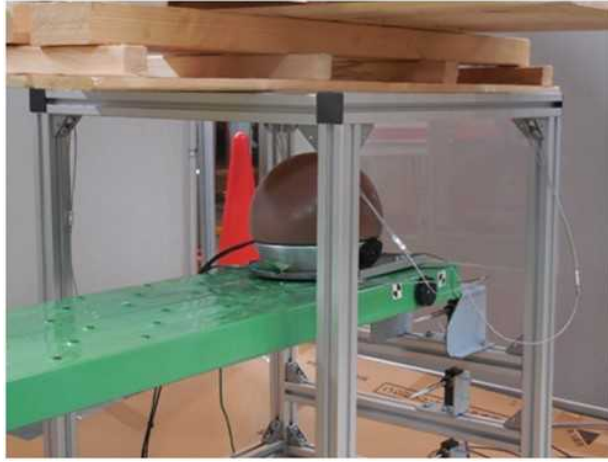


図 2.1.1.7-53 投頭機に設置されたヘッドインパクトター



高速度  
カメラ

図 2.1.1.7-54 高速度カメラ及び照明装置



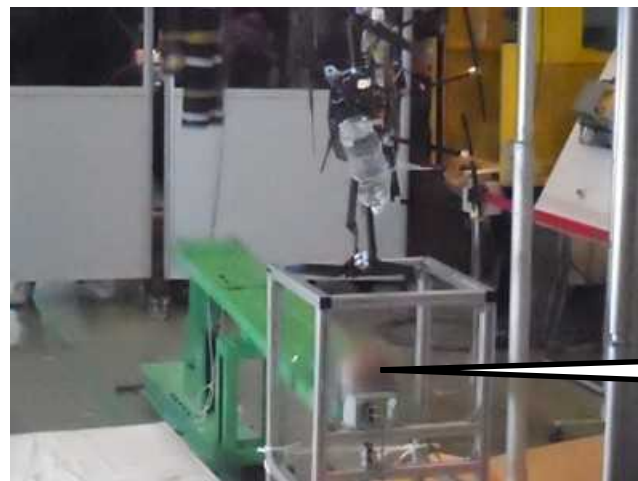
図 2.1.1.7-55 アンカー止めされた投頭機台座部



図 2.1.1.7-56 供試体 (AGSL 社製 PF-1)



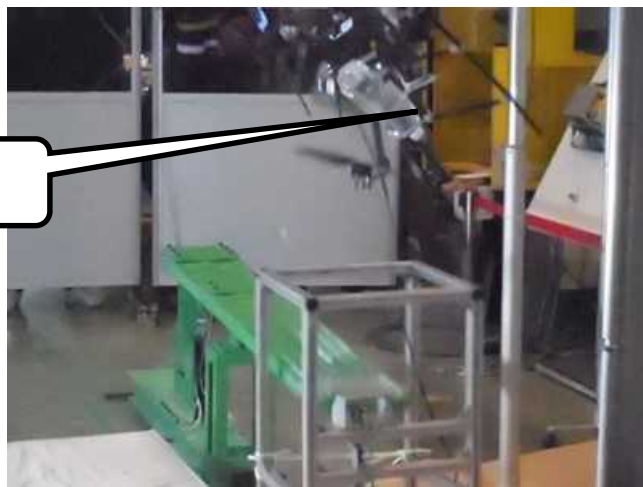
図 2.1.1.7-57 供試体の試験コンフィギュレーション



(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 <sub>15</sub>
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。

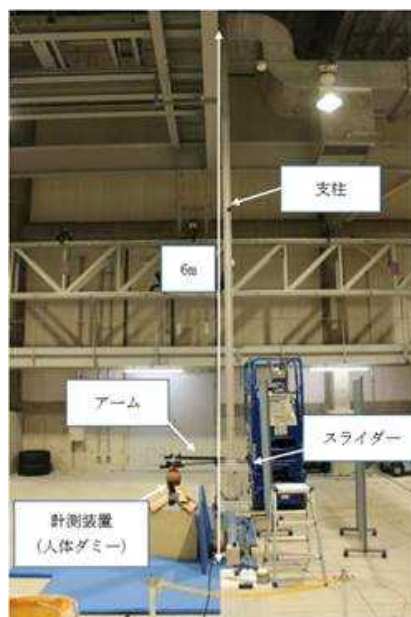


図 2. 1. 1. 7-60 JARI 試験装置（計測装置として人体ダミーを用いた例）





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-III AM50 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

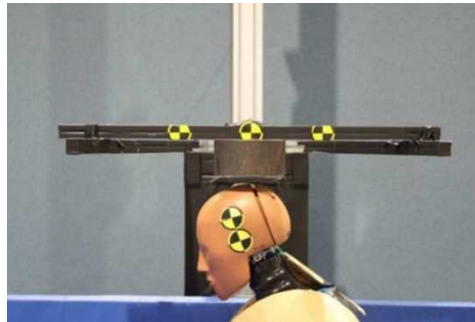


図 2.1.1.7-65 おもりの設置状況

〈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「歩行者保護性能試験」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)。

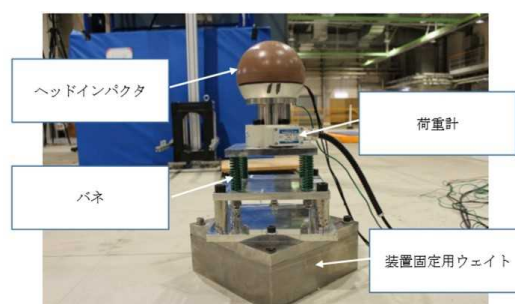


図 2.1.1.7-66 安衛研が開発した計測装置(安衛研計測装置)



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 及び頭部の合成加速度の最大値、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 <sup>2</sup> ]	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

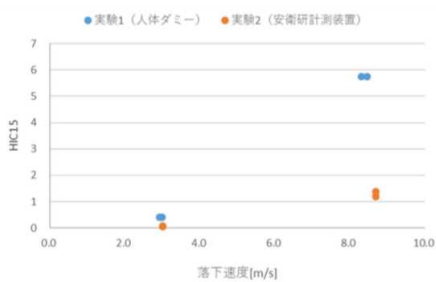


図 2.1.1.7-69 おもり 200g の場合の  
に対する HIC の計測値

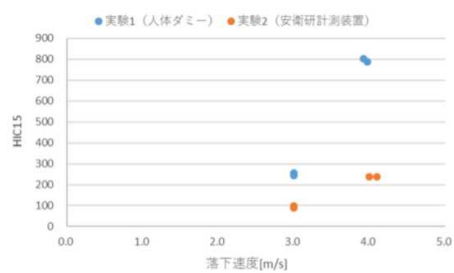


図 2.1.1.7-70 おもり 10.8kg の場合の落下度  
に対する HIC の計測値

#### 〈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

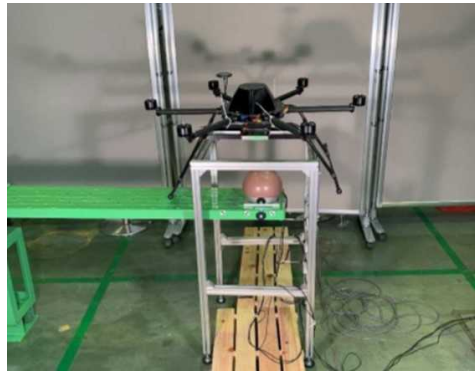


図 2.1.1.7-73 安衛研射出試験機に設置された無人航空機

〈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、AGSL 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 <sup>2</sup> ]	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



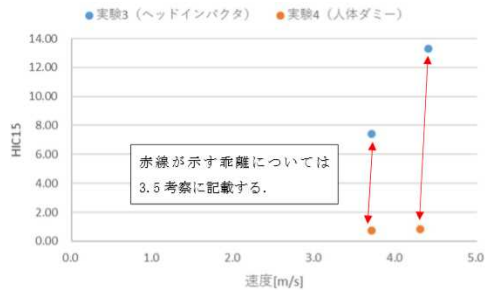


図 2. 1. 1. 7-77 無人航空機 3kg の場合  
の衝突度に対する HIC の計測値

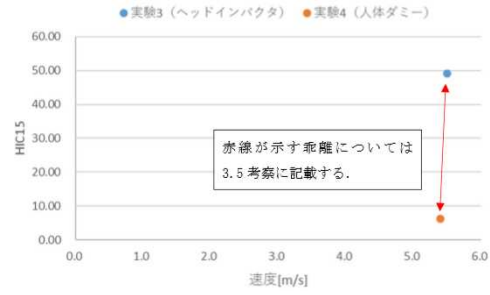


図 2. 1. 1. 7-78 無人航空機 7. 6kg の場合  
の衝突度に対する HIC の計測値



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）

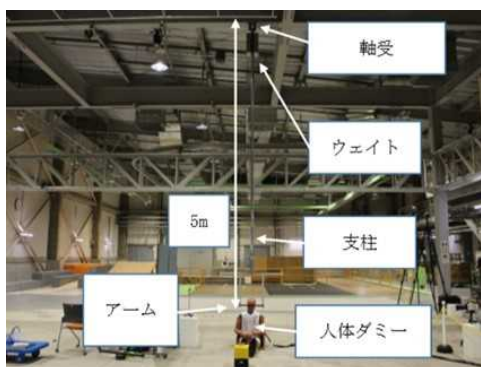


図 2.1.1.7-80 水平衝突試験装置

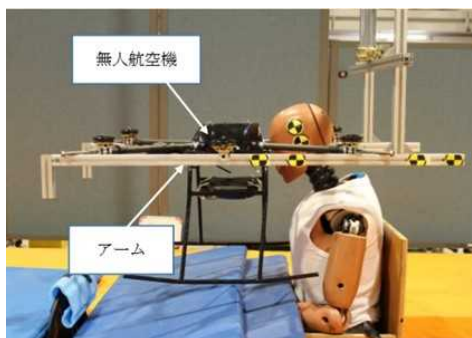


図 2.1.1.7-81 アームへの  
無人航空機の設置状況



図 2.1.1.7-82 ガード付き  
無人航空機の設置状況

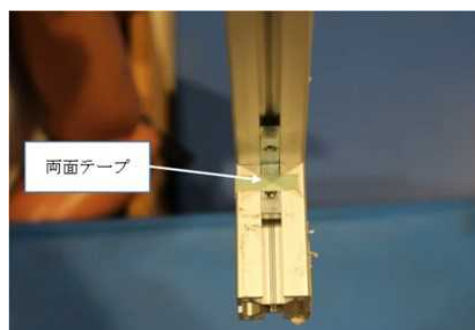


図 2.1.1.7-83 アームに取り付けた  
無人航空機の固定用両面テープ



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。

$$N_{ij} = \frac{F_x}{F_{xc}} + \frac{M_y}{M_{yc}}$$

$F_x$ ：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]

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、頭部最大加速度として頭部の 3 軸加速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 <sup>2</sup> ]	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 <sup>2</sup> ]	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

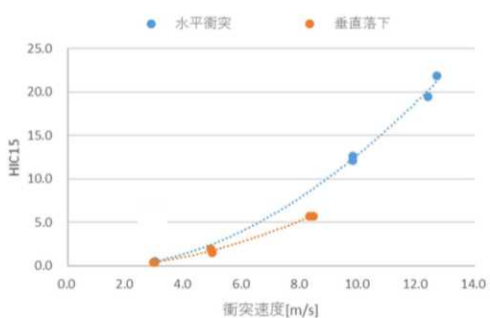


図 2.1.1.7-85 おもり 200g の場合の衝突度に対する HIC の計測値

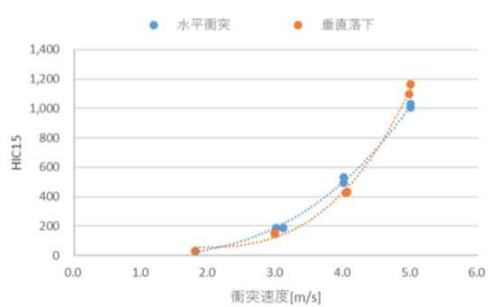


図 2.1.1.7-86 おもり 6.8kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値



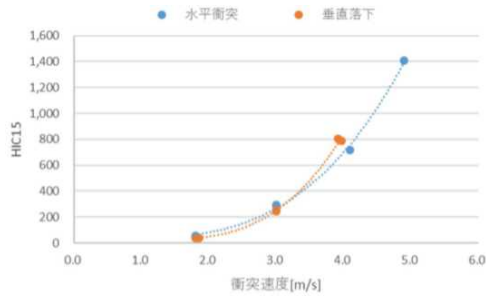


図 2. 1. 1. 7-87 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する HIC の計測値

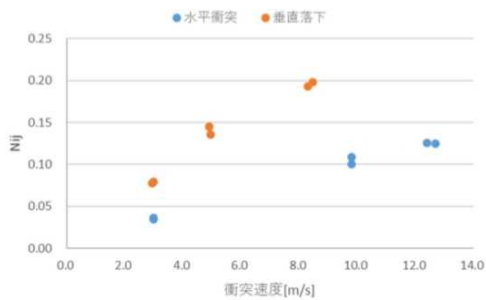


図 2. 1. 1. 7-88 おもり 200g の場合の衝突度に対する  $N_{ij}$  の計測値

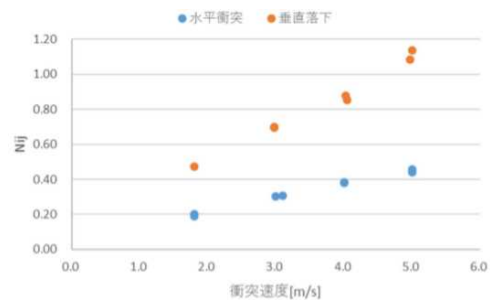


図 2. 1. 1. 7-89 おもり 6. 8kg の場合の衝突度に対する  $N_{ij}$  の計測値

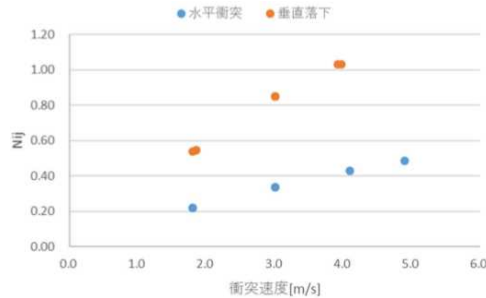


図 2. 1. 1. 7-90 おもり 10. 8kg の場合の衝突度に対する  $N_{ij}$  の計測値

<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、 $N_{ij}$  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、 $N_{ij}$  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)

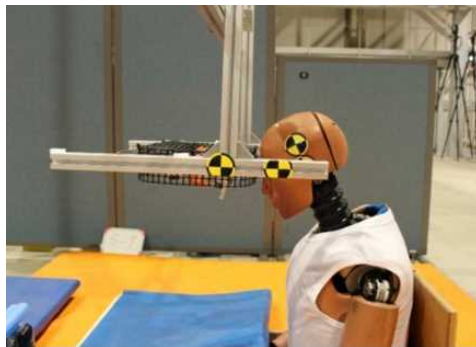


図 2.1.1.7-95 水平に設置した状態 (200g ドローン例 2)



図 2.1.1.7-96 垂直に設置した状態 (200g ドローン例 1)

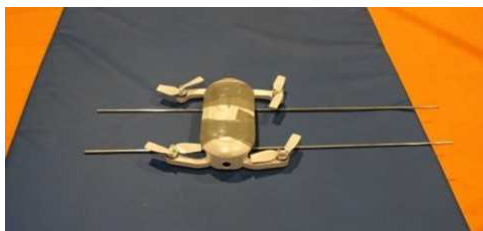


図 2.1.1.7-97 治具を取り付けた 200g ドローン例 1



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 <sup>2</sup> ]	$N_{ij}$	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 <sup>2</sup> ]	Nij	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

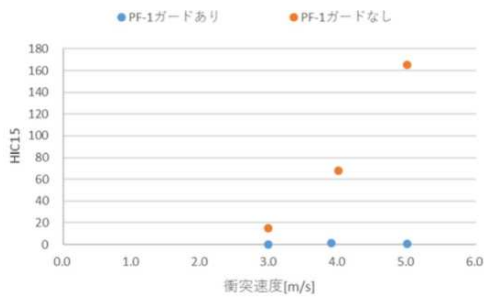


図 2.1.1.7-99 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, PF-1）

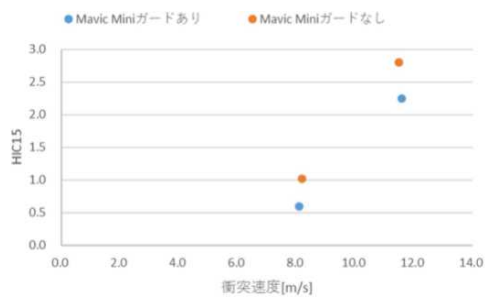


図 2.1.1.7-100 ガードの有無による HIC の比較（水平衝突, MavicMini）

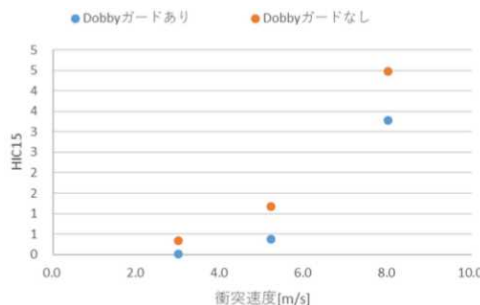


図 2.1.1.7-101 ガードの有無による HIC の比較（垂直落下, Dobby）

〈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。

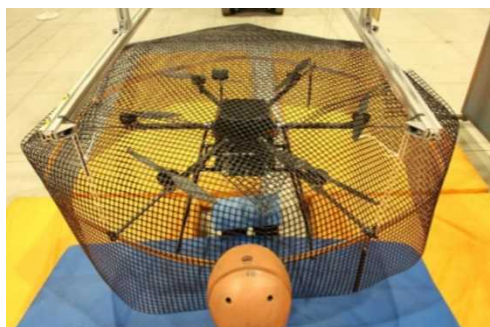


図 2.1.1.7-102 PF-1 ガードありの衝突部位



図 2.1.1.7-103 衝突により変形した PF-1 のガード

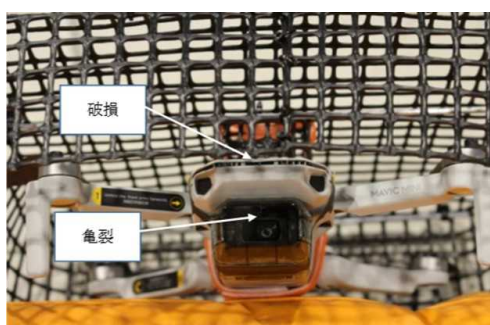


図 2.1.1.7-104 200g ドローン例 2  
ガードありの衝突後の状態



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。

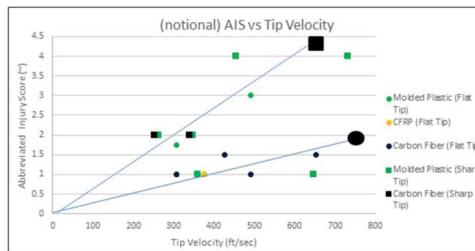


図 2. 1. 1. 7-106 AIS とプロペラ翼端速度の関係

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<sup>[1]</sup>、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。

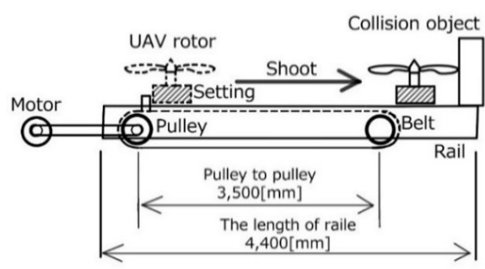


図 2. 1. 1. 7-107 実験装置の概要



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えない。

### (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えない。

### (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 繊維	折りたたみ	20	10	6	-
22		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。

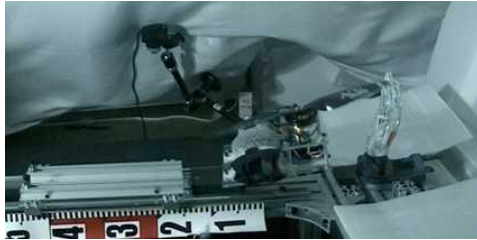


図 2.1.1.7-117 位置・姿勢保持なし条件での試験風景



図 2.1.1.7-118 手指ダミーの損傷

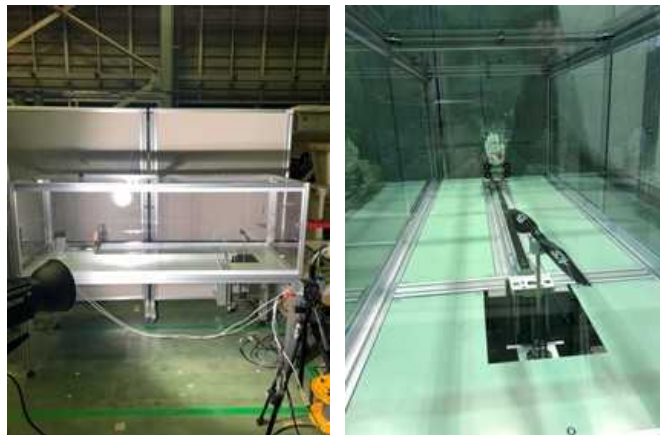


図 2.1.1.7-119 位置・姿勢保持あり条件での試験風景



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; ≤ 2cm 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 ≤ 15cc; 1-3 cm	< AIS 3
	Concussive Injury Loss of Consciousness 1-6 hours	AIS 3
	All other concussions	AIS 2
Face	Penetrating Injury; with blood loss > 25 cm <sup>2</sup>	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](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](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

本年度、NEDO 性能評価プロジェクト事業として取り組んだ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。

- 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）の性能を単体で、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。

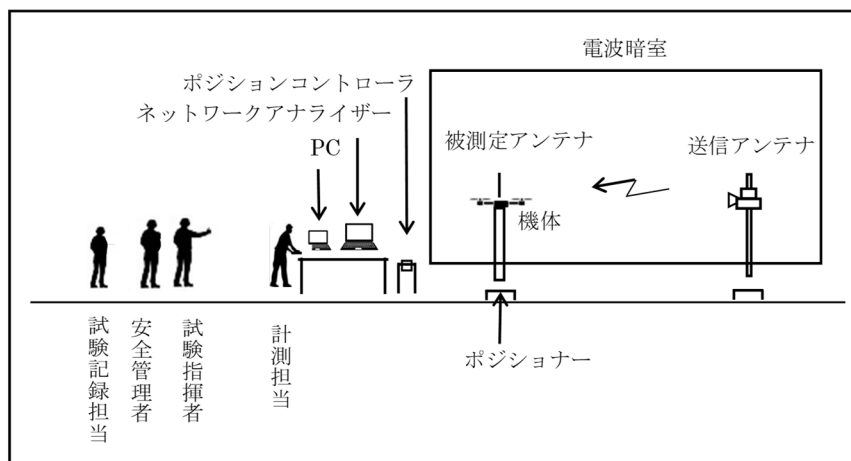


図 2.1.1.7-121 試験の概念図

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。

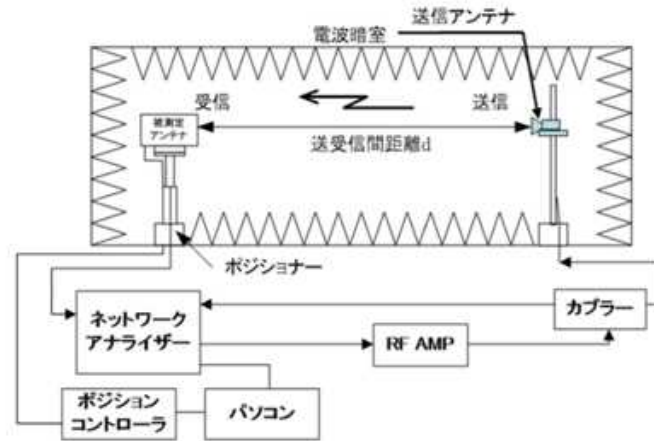


図 2.1.1.7-122 試験システム構成

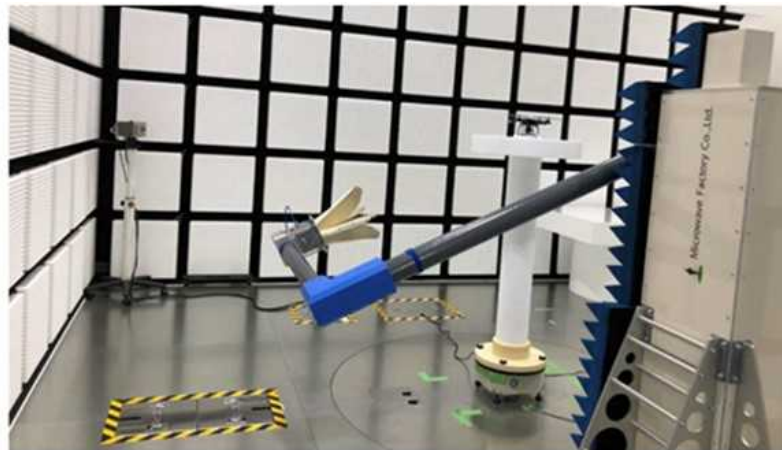


図 2.1.1.7-123 アンテナ性能評価試験風景

(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。

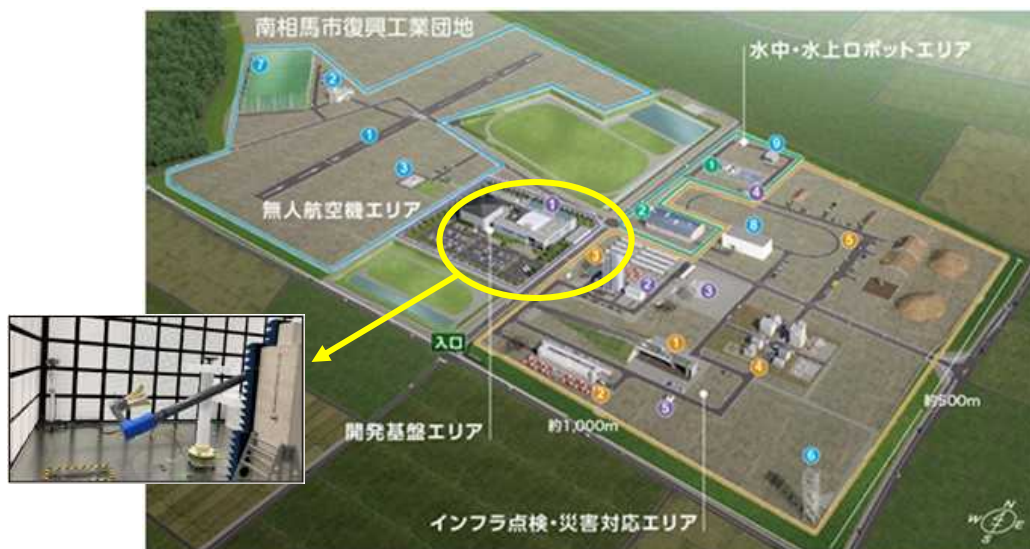
表 2.1.1.7-24 計測する項目と計測データの解析方法

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)

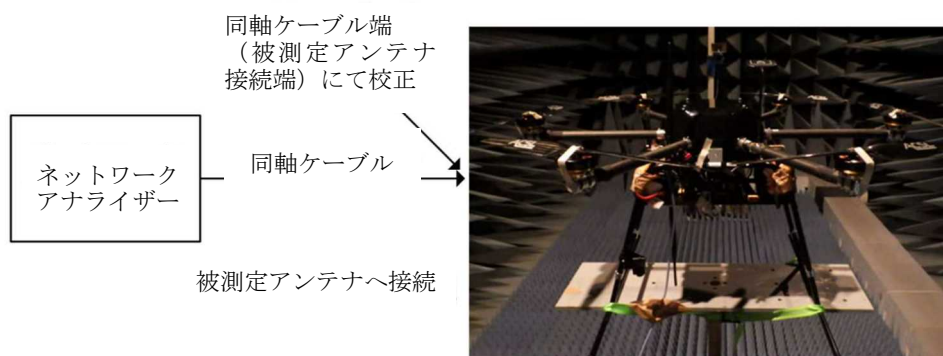


図 2. 1. 1. 7-125 設置した機体

### 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)

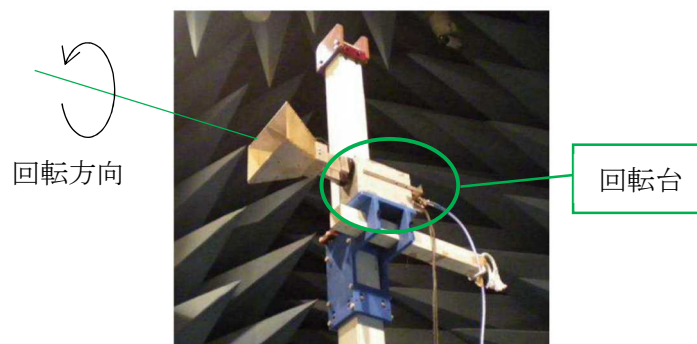


図 2. 1. 1. 7-126 ダブルリジッドホーンアンテナ (直線偏波アンテナの例)



### 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。

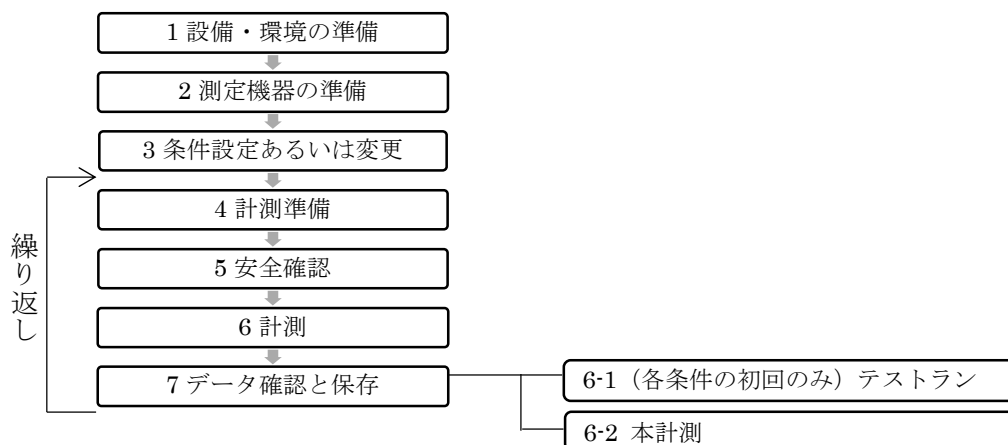


図 2.1.1.7-130 試験の流れ

## (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1GHz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。

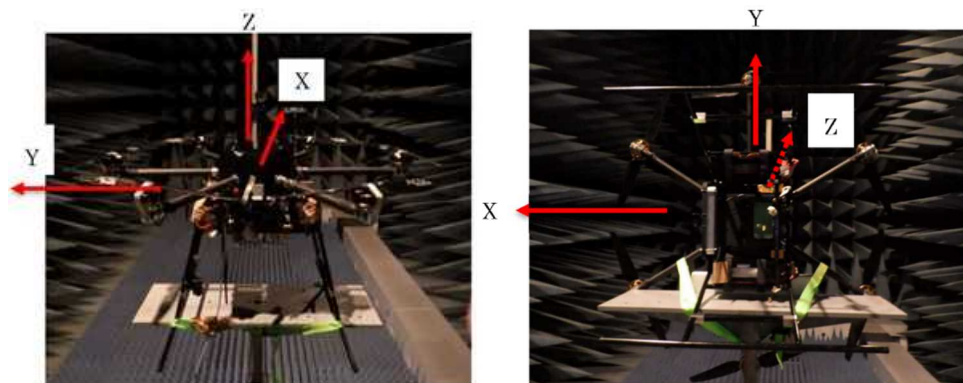
- ⑦被測定アンテナ端へ測定系の同軸ケーブルを接続する。
- ⑧計測する角度分解能を設定する。（0.5 ～ 1 度 のステップ）
- ⑨送信アンテナ側から見た被測定アンテナの向きが正しい関係になっていることを最終確認する。

（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必要がある。（※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）



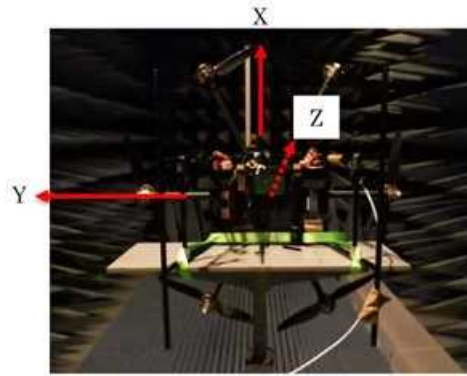


図 2.1.1.7-131

- (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 $0^\circ$ 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。

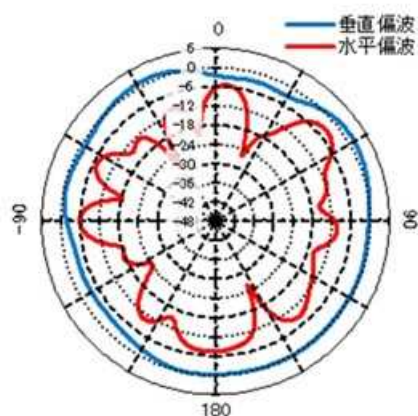


図 2.1.1.7-132 直線偏波の測定結果の例 (XY 面)

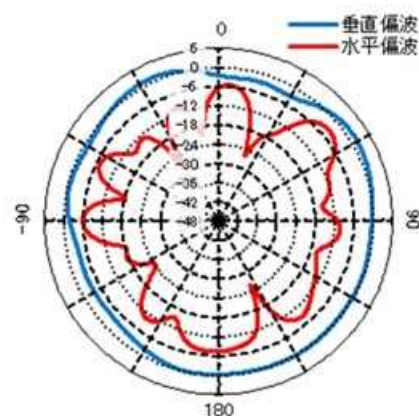


図 2.1.1.7-133 円偏波の利得測定結果の例 (YZ 面)

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。

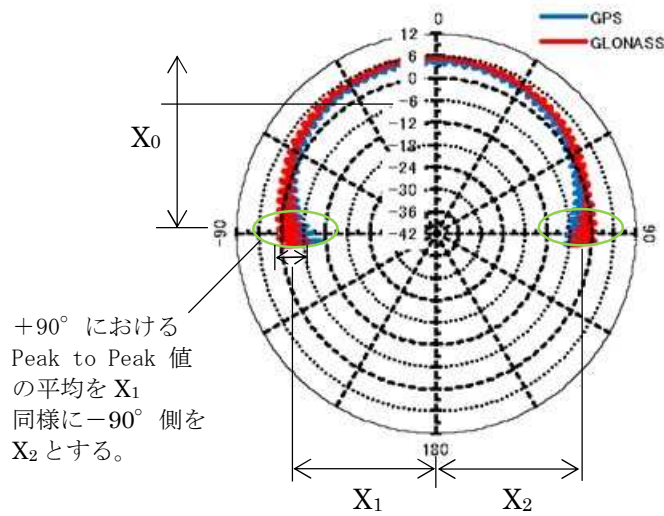


図 2.1.1.7-134 軸比

$$\text{軸比 } X = \frac{X_1 \text{ 又は } X_2 \text{ の小さい方}}{X_0}$$

(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

$$X_0 = 47、X_1 = 39、X_2 = 391 \text{ により}$$

$$X = \frac{39}{47} = 0.83$$

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)

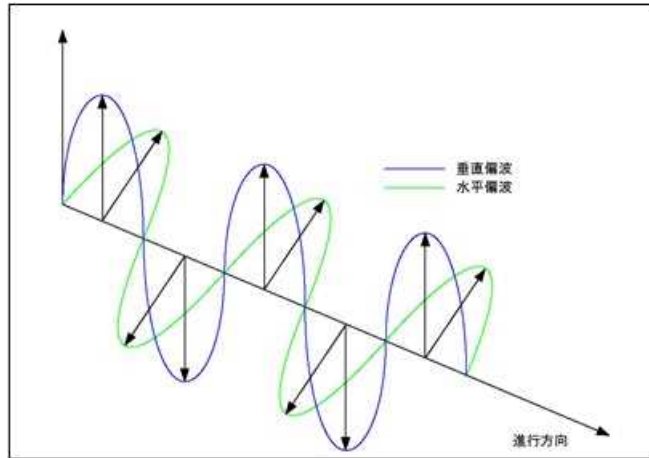
写真提供: 機体  
装置

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。

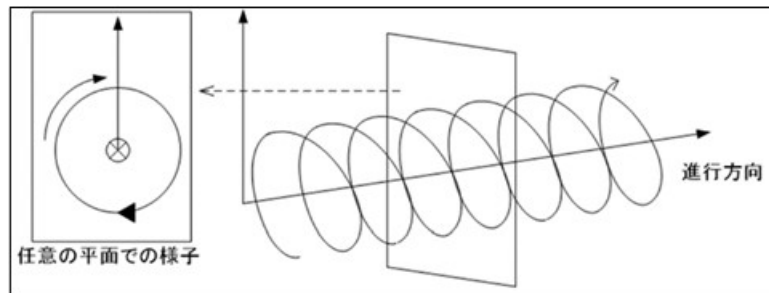


付図1 直線偏波

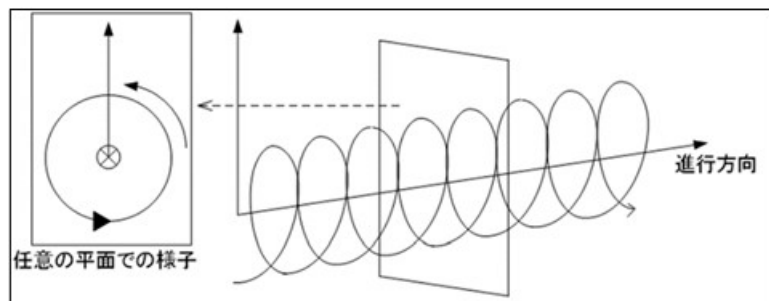
2. 円偏波アンテナ

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					

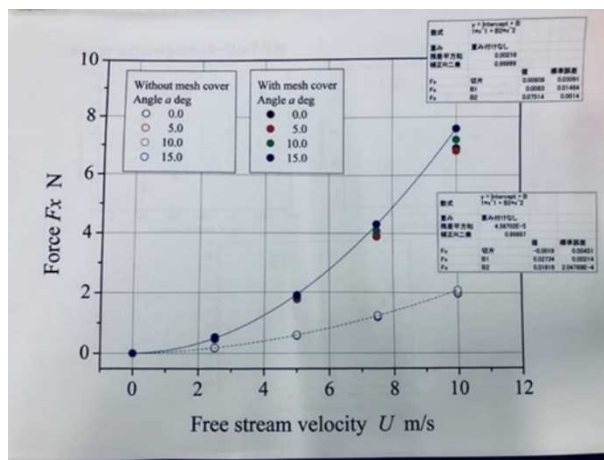


図 2.1.1.7-135 風洞試験の測定結果

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	

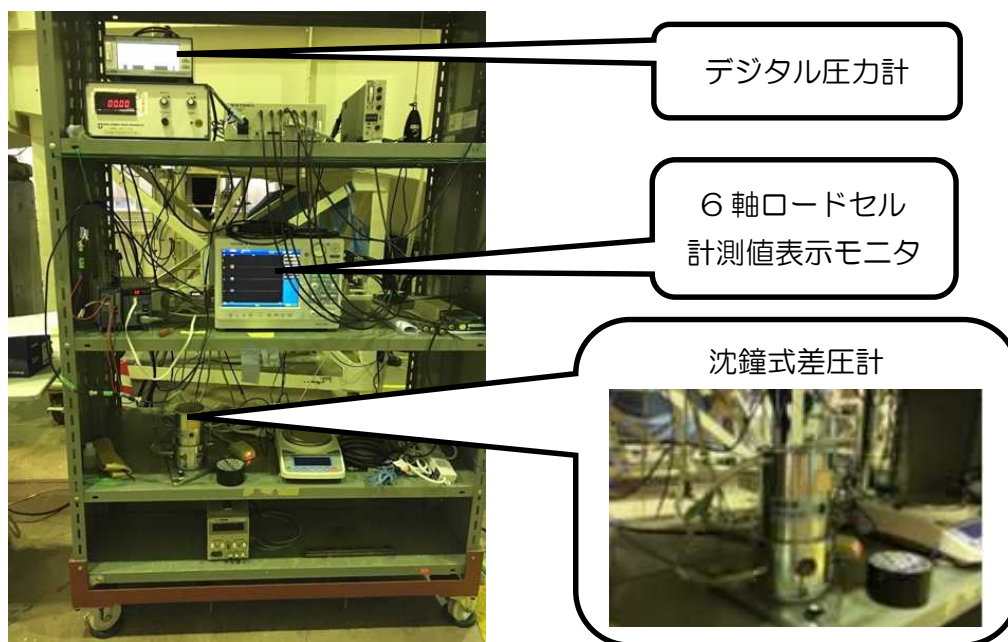


図 2.1.1.7-136 計測装置類



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

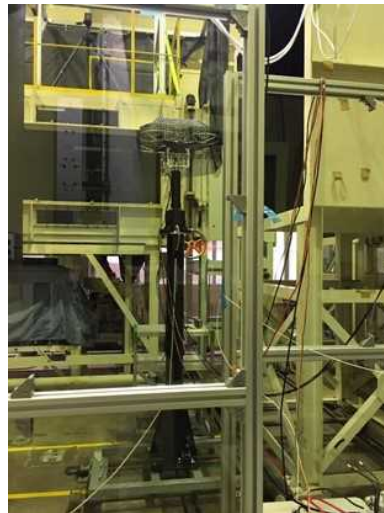
図 2. 1. 1. 7-137 供試体と試験架台への取付



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わる）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針を決定した。



☆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

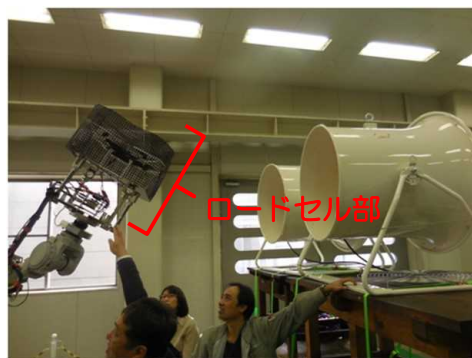


図 2.1.1.7-140 送風機に対する DA  
に取り付けられたドローン

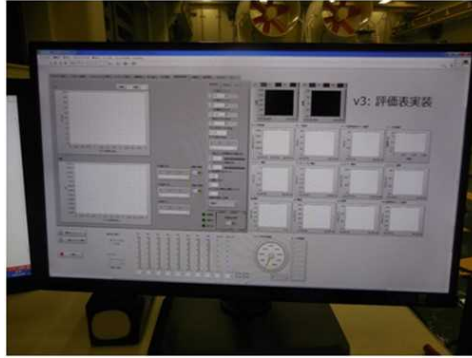


図 2.1.1.7-141 空気抵抗計測時の操作画面



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

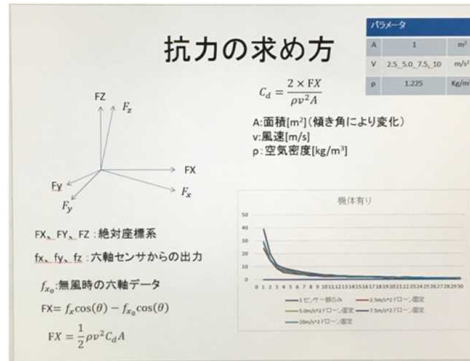


図 2.1.1.7-145 ドローンアナライザ  
での計測による効力の求め方

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(GoPro、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（GoPRO、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試験リーダーによる試験番号、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ー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。試験リーダーは、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)。試験リーダー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試験リーダーの風洞停止のコールに応じて風洞を停止する。
- ⑥試験リーダー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

NO.	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)

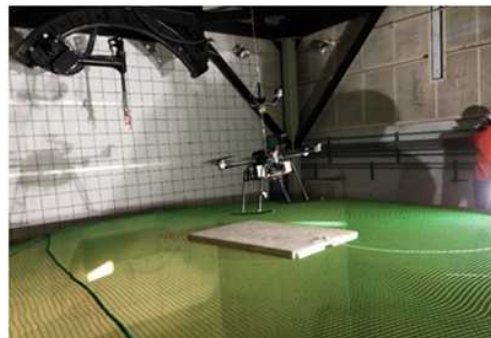


図 2.1.1.7-150 試験前の機体  
吊るし確認



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、ディスアーム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

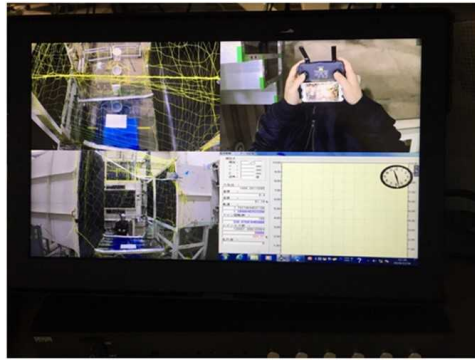


図 2.1.1.7-164  
試験動画記録モニター部分



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)

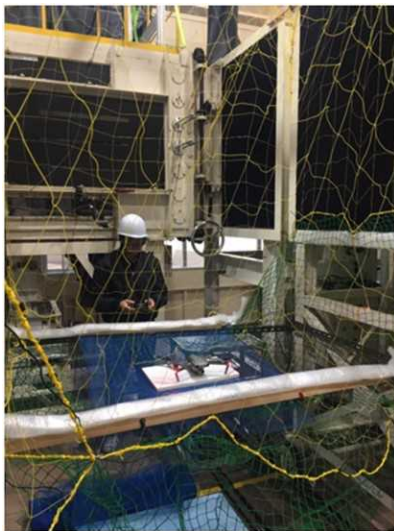


図 2.1.1.7-168  
Mavic2 Pro 離陸準備

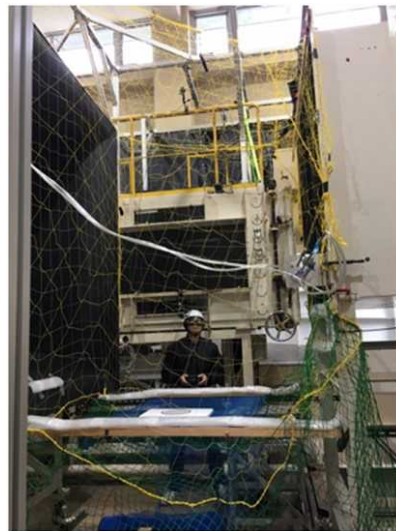


図 2.1.1.7-169  
飛行中の Mavic Mini

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。

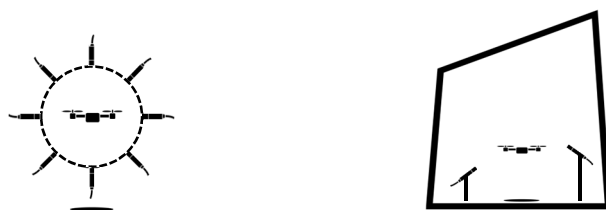


図 2.1.1.7-170 自由音場法（無響室法）（左図）と拡散音場法（残響室法）（右図）

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ず、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 350m<sup>3</sup>）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。

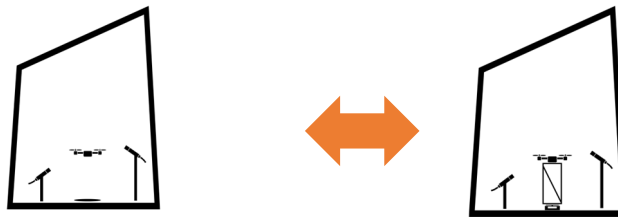


図 2.1.1.7-171 残響室内での測定方法の検討

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。

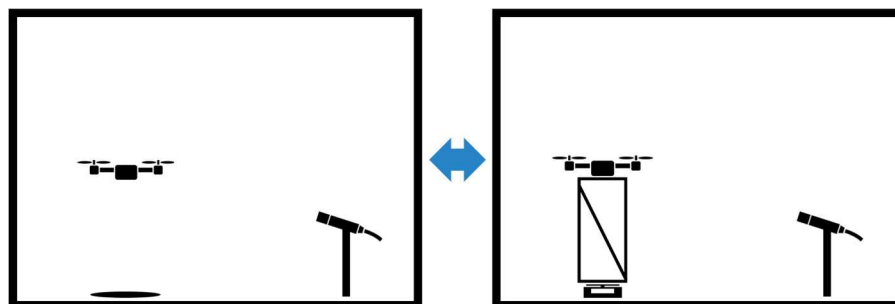
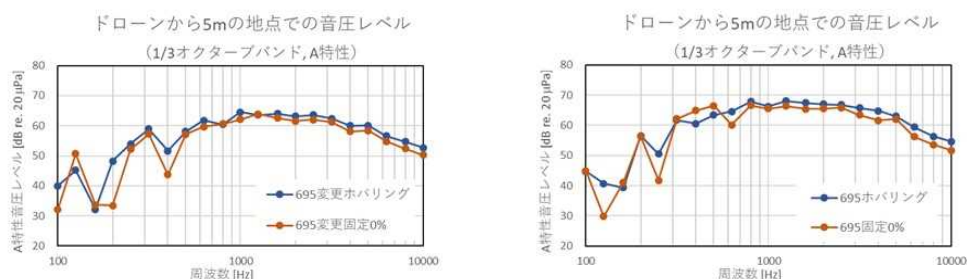


図 2.1.1.7-172 広い室内でのホバリングと架台固定での測定

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。

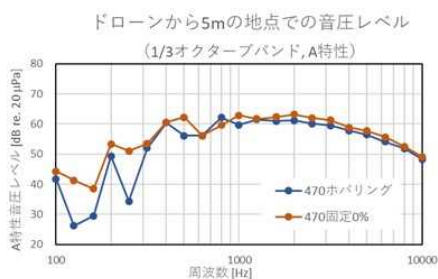


図 2. 1. 1. 7-173 ドローンから 5m 地点における音圧レベル

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。

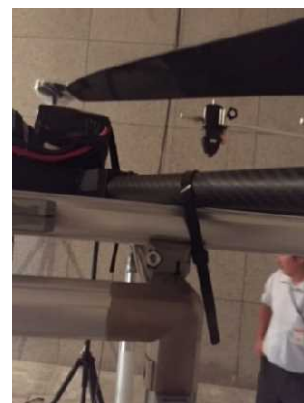


図 2. 1. 1. 7-175

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。

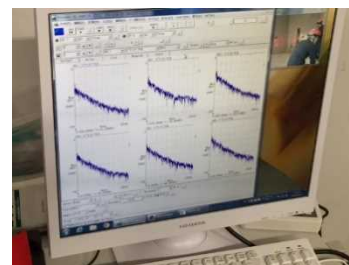


図 2. 1. 1. 7-176

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。



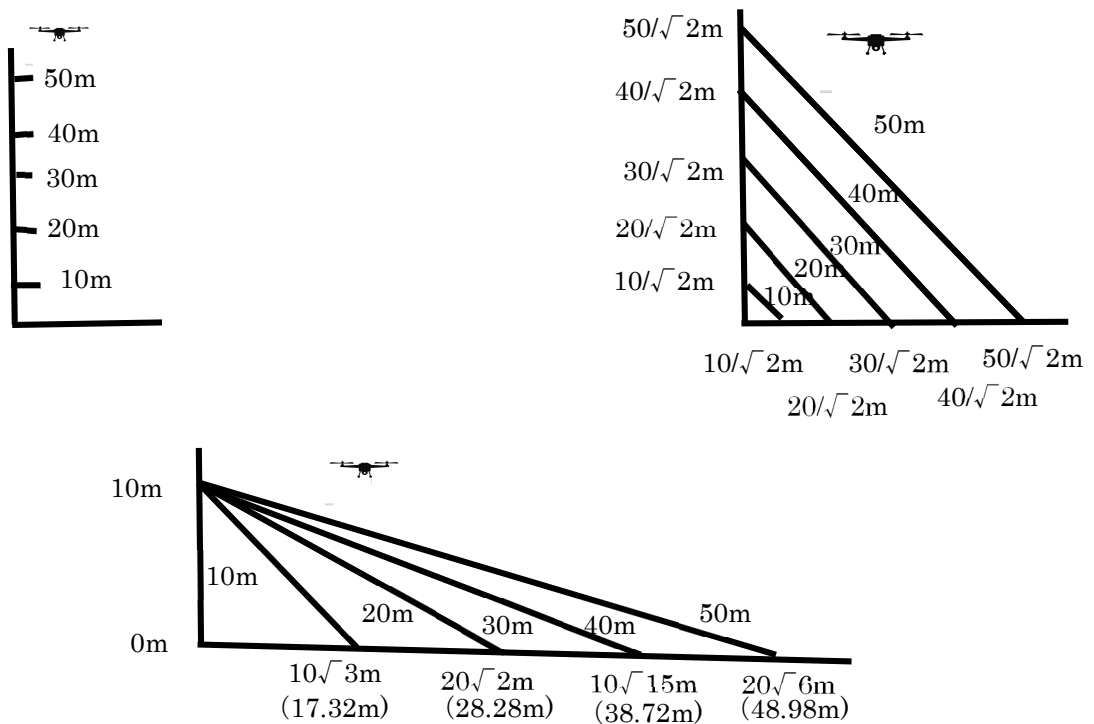


図 2. 1. 1. 7-177 福島テストフィールドにおける測定試験

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。

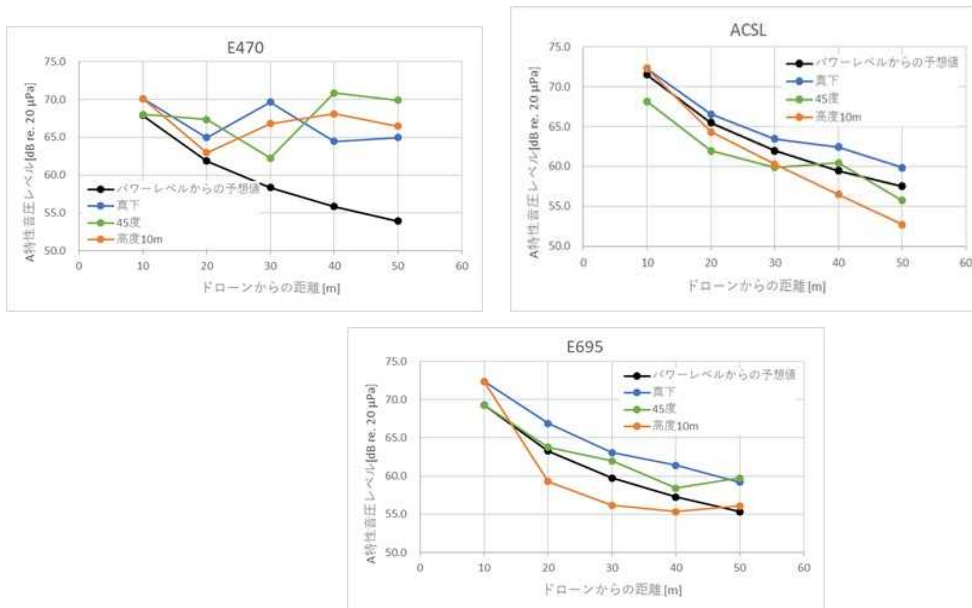


図 2. 1. 1. 7-178 福島 RTF における測定試験結果

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

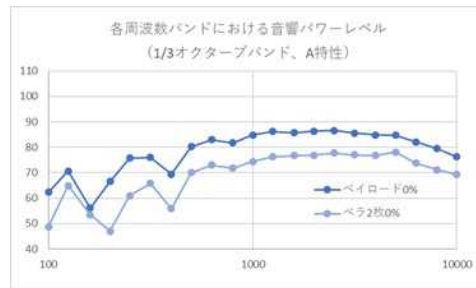


図 2. 1. 1. 7-179 ドローンの音響パワーレベル [dB] (A 特性、overall)

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くなったが、反面プロペラの枚数が多くなることで予想以上の騒音を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

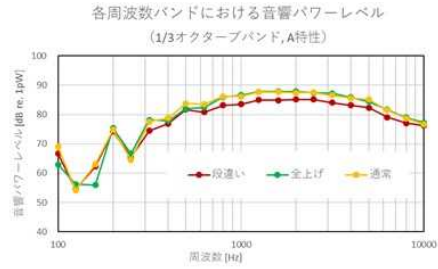


図 2. 1. 1. 7-181 4 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

続いて、段差を 8 cmにして測定した。

通常の 695 が 97.3 dB で、4 cm で -2.5 dB、8 cm にすると 94.1 dB と 4.2 dB 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スペース交互	94.8 dB
695_8cmスペース交互	94.1 dB

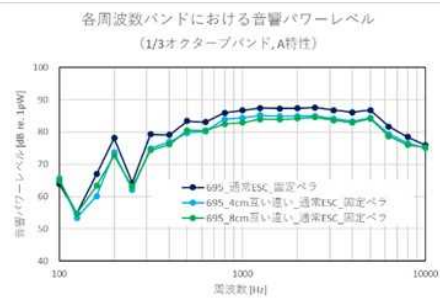


図 2. 1. 1. 7-182 8 cm段差を付けた場合の音響パワーレベル

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スペース_固定ペラ	94.1 dB
695_8cmスペース_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

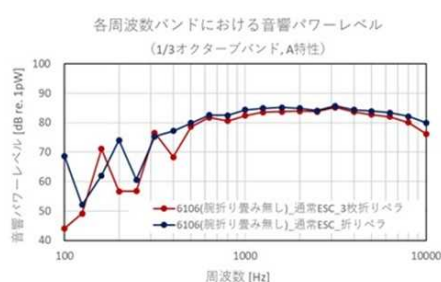


図 2. 1. 1. 7-185 3 枚プロペラ使用時の音響パワーレベル

### (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、機種が違ってても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。

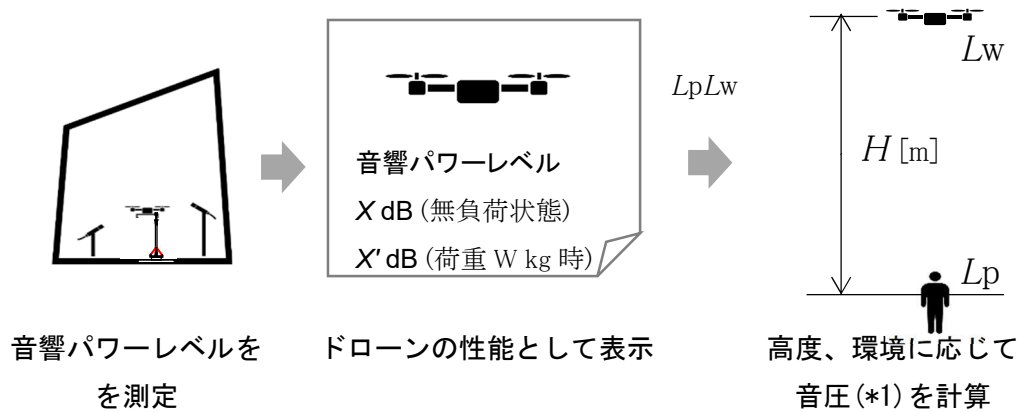


図 2. 1. 1. 7-186 音響パワーレベルを用いた性能評価

\*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、

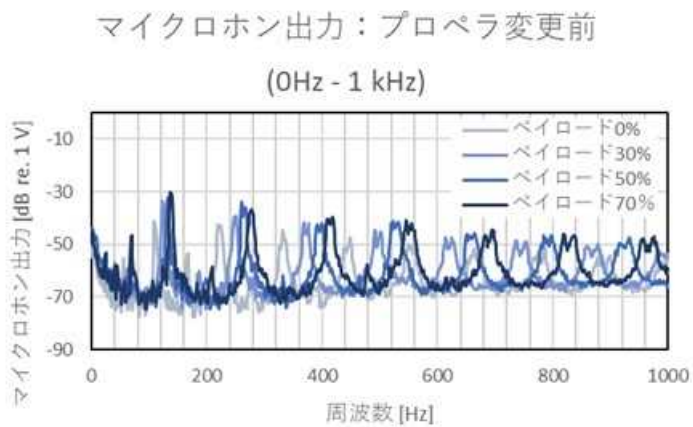
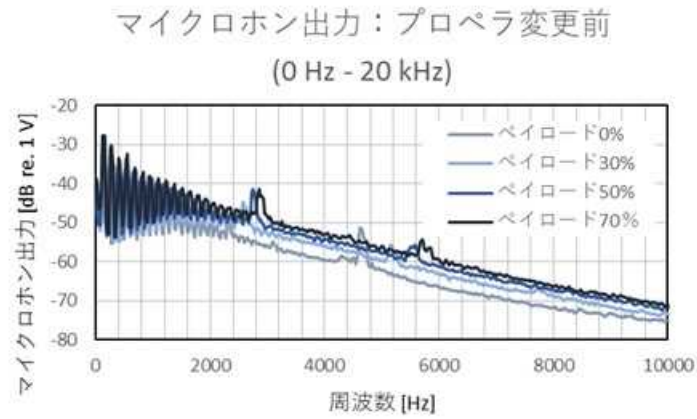
**“〇〇地帯の上空 H m 以下を飛行するドローンの音響パワーレベルは X dB 以下とすること”**

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、F <sub>2</sub> 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秒固したいが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	52-60																								
		7	有	無	0	12.5	50	85.6	52-60																								
		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										ここでミッションプランナー再起動																							
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																																	
<table border="1"> <thead> <tr> <th>風速</th> <th>騒音(dB)</th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>0</td><td>47.5</td><td>47.0-48.0</td></tr> <tr><td>2.5</td><td>48.8</td><td>48.0-49.5</td></tr> <tr><td>5.0</td><td>51.1</td><td>52.1-50.1</td></tr> <tr><td>7.5</td><td>53.5</td><td>52.8-54.2</td></tr> <tr><td>10.0</td><td>57.1</td><td>55.9-58.2</td></tr> <tr><td>12.5</td><td>61.1</td><td>59.0-63.2</td></tr> <tr><td>15.0</td><td>63.2</td><td>58.0-68.4</td></tr> </tbody> </table>										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
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

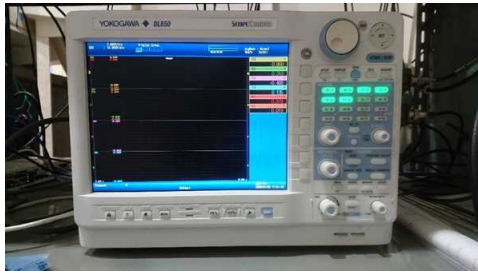


図 2.1.1.7-192 ロードセルからの荷重情報



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、落下終端速度測定等の測定等、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、問題無く受止められた。また、地上接地は無かった。

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）、木造六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一画面



図 2.1.1.7-200

気象観測機器モニター一画面



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 2.1.1.7-201

9軸モーションセンサデータ表示モニター



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 本の間にはケーブルを渡し、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な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。

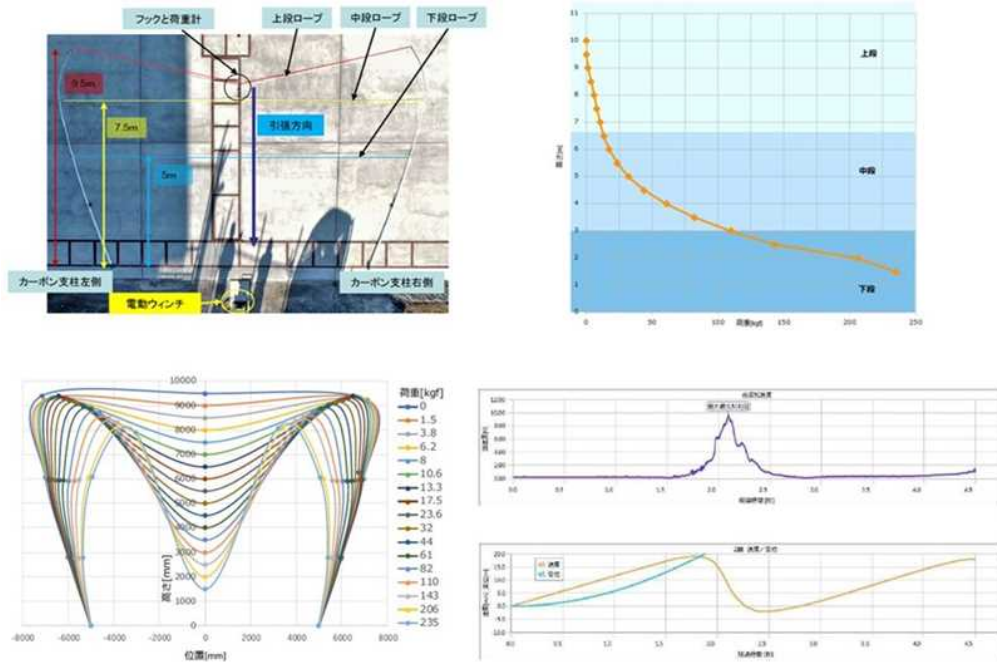


図 2. 1. 1. 7-221 落下終端速度測定結果

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。

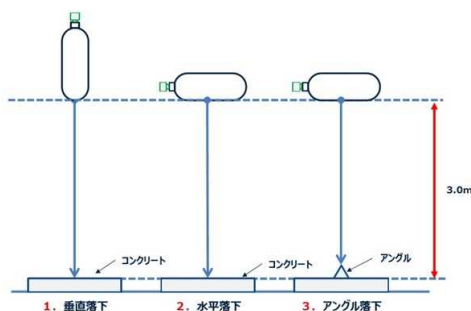


図 2.1.1.7-222 落下試験概要



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。

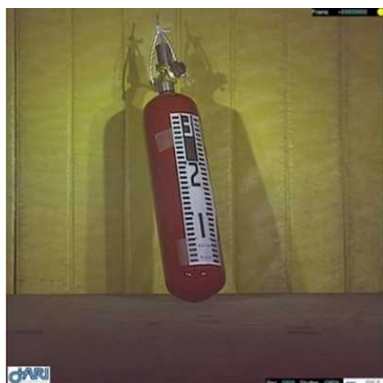


図 2.1.1.7-230 垂直落下試験 高度  
カメラ写真 1 (コンクリート接触時)



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 <sup>2</sup>

※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。

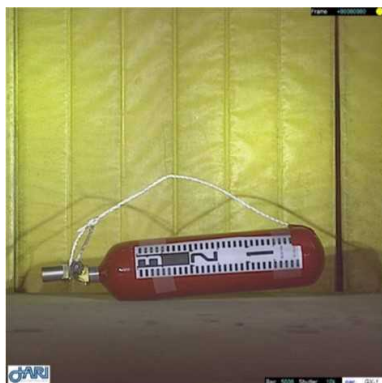


図 2.1.1.7-237 水平落下試験高度カメラ写真1 (コンクリート接触時)

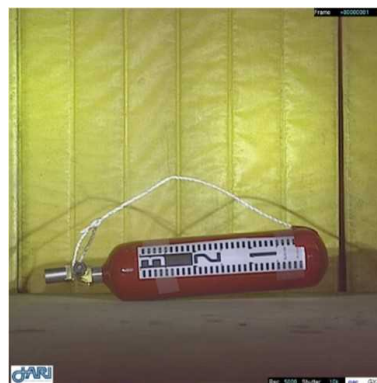


図 2.1.1.7-238 水平落下試験高度カメラ写真2 (最大変形時)

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 <sup>2</sup>

※ 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)

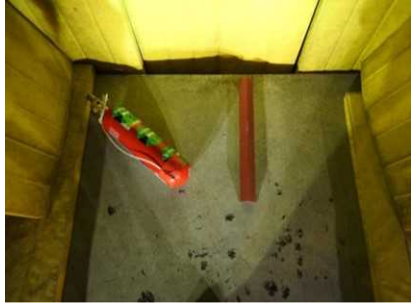


図 2.1.1.7-241 アングル落下試験後  
写真 1 (全体)



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 <sup>2</sup>

※ 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。

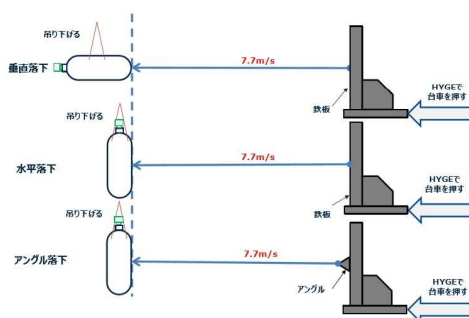


図 2.1.1.7-246 7.7m/s 衝撃試験概要

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。

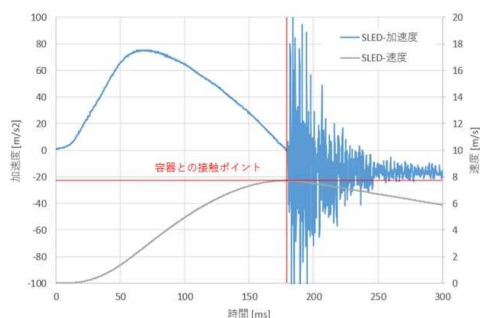


図 2.1.1.7-247 加度解析データ（7.7m/s 垂直衝撃試験、試験 No. 4）

<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。

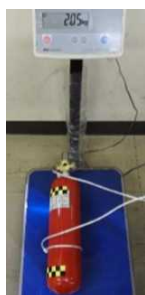


図 2.1.1.7-248 試験前重量測定



図 2.1.1.7-249 7.7m/s 垂直衝撃試験前写真

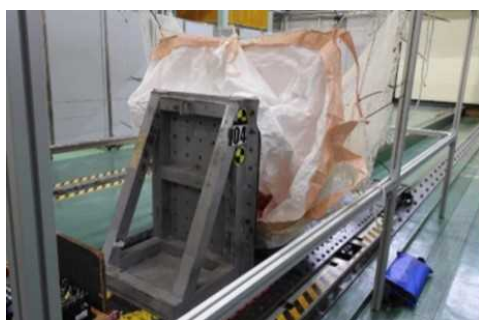


図 2.1.1.7-250  
7.7m/s 垂直衝撃試験後写真 1  
（全体）



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。

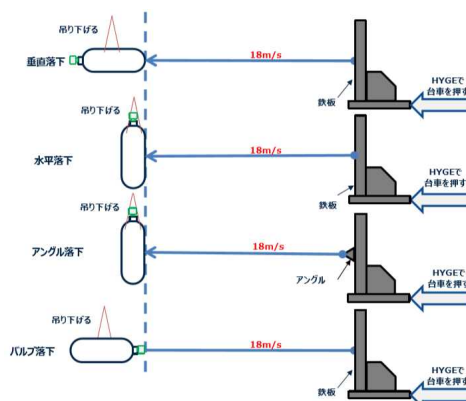


図 2.1.1.7-261 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

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。

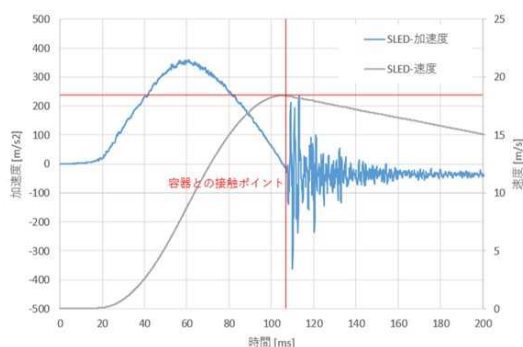


図 2. 1. 1. 7-262 加度解析データ（18m/s 垂直衝撃試験、容器①-試験 No. 8）

<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。

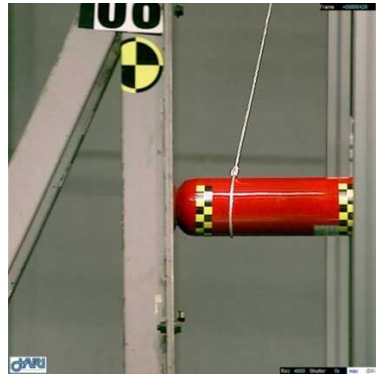


図 2. 1. 1. 7-266 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真  
(容器①-試験 No. 8、最大変形時)

<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。

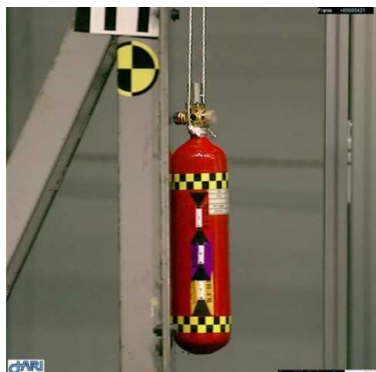


図 2. 1. 1. 7-2780 18m/s 水平衝撃試験高度カメラ写真（容器①、最大変形時）

<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。

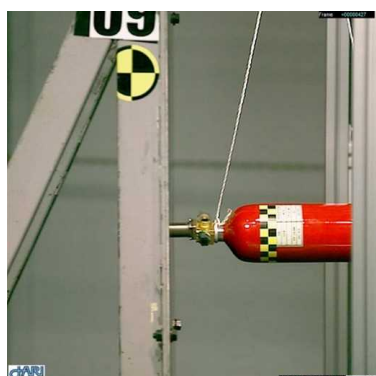


図 2. 1. 1. 7-277 18m/s 垂直（バルブ）衝撃試験高度カメラ写真  
（容器③、最大変形時）



#### g-2-4. 保護付き水素容器の 1.8m/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。

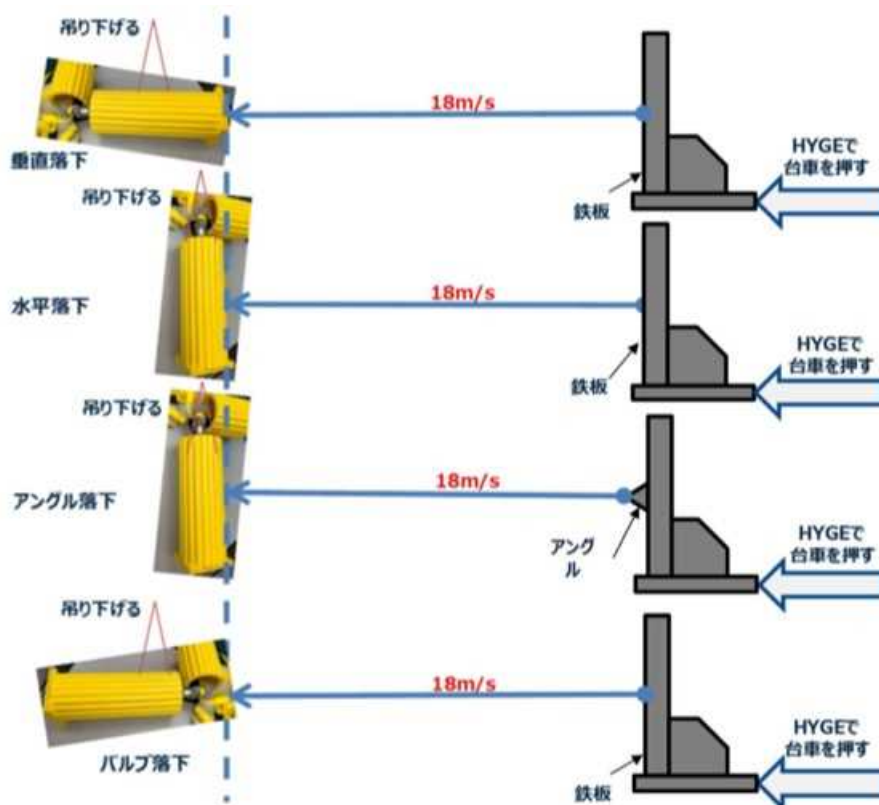


図 2.1.1.7-278 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

〈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。

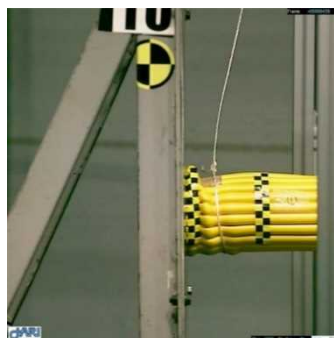


図 2.1.1.7-284 18m/s 垂直衝撃試験高度カメラ写真 (保護付容器①、最大変形時)

<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）

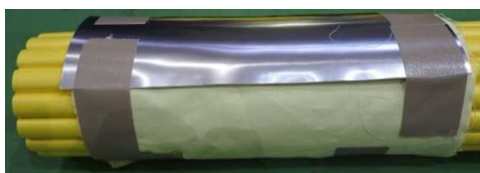


図 2. 1. 1. 7-292 18m/s 水平衝撃試験後  
写真 7（保護付容器②）



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)

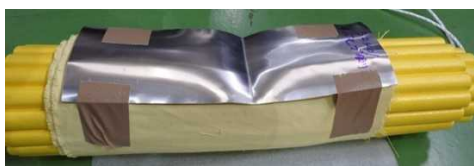


図 2.1.1.7-298 18m/s アングル衝撃  
試験後写真 2 (保護付容器①)





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。

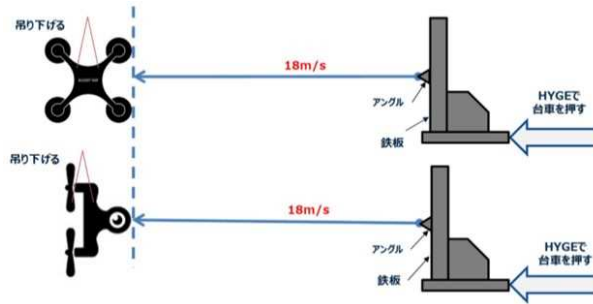


図 2.1.1.7-316 水素容器搭載ドローンの18m/s 衝撃試験概要

＜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)

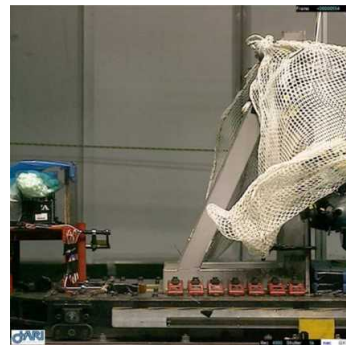


図 2.1.1.7-339 18m/s 垂直衝撃試験  
高度カメラ写真 (ボディ接触時)

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実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

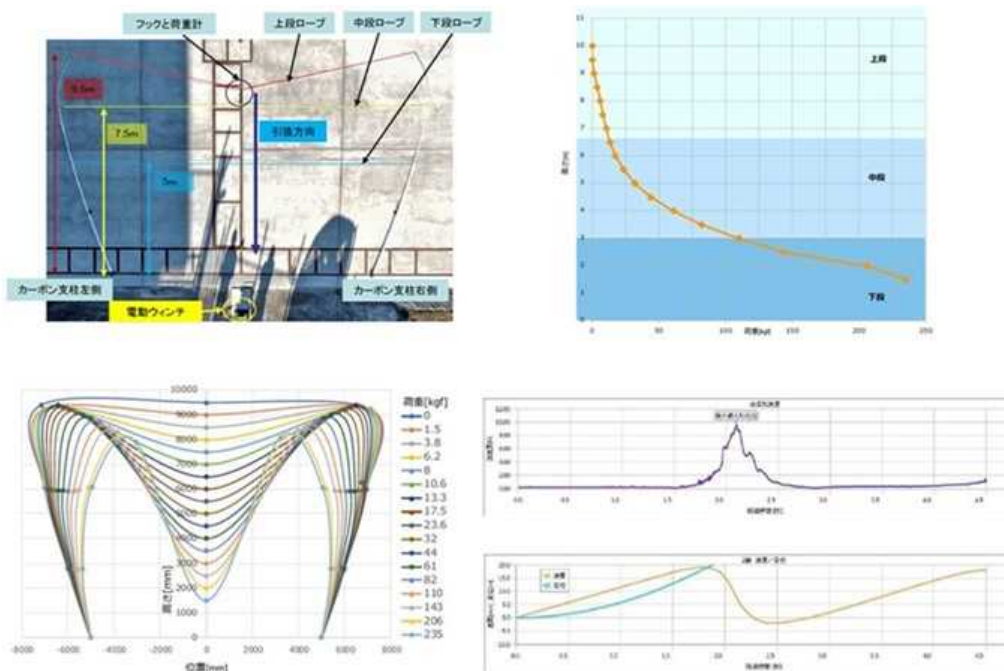


図 2. 1. 1. 7-341 新型落下受止試験装置の受止ストロークと減速加速度時間特性

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 150ms



もの減速加速度持続時間を得るに至っている。

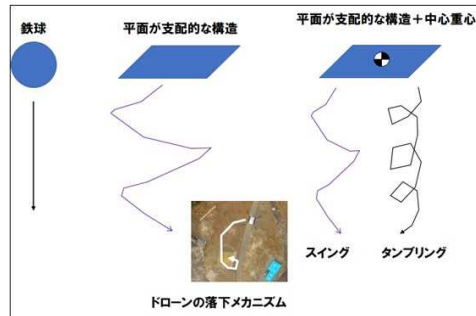


図 2.1.1.7-342 落下受止試験装置を用いたドローン落下メカニズムの解明

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。

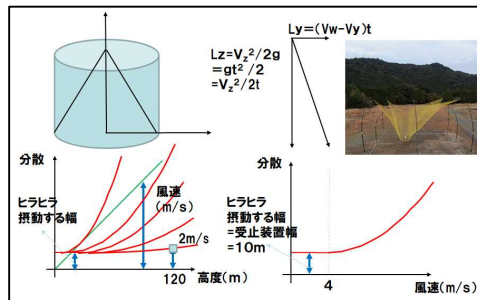


図 2.1.1.7-343 落下受止試験装置を用いた落下試験による落下分散の分析

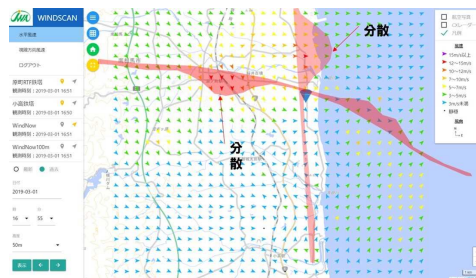


図 2.1.1.7-344 飛行高度での風速計測データと落下分散増加関数による自動落下分散算出の例

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。

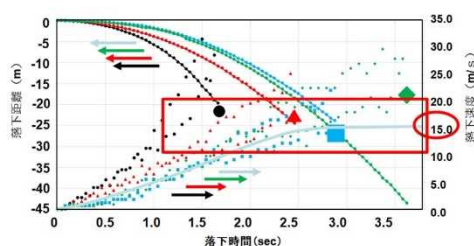


図 2.1.1.7-345 屋外落下試験から計測する落下終端速度計測法の結果の一例

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 程度の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。

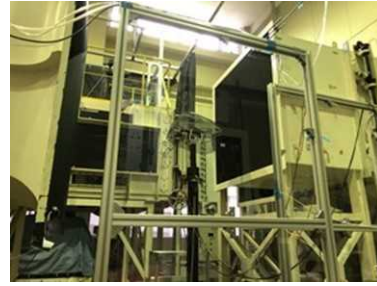
垂直風洞を用いた終端速度計測は、日本に一つしか無く 2020 年以内に廃棄が予定されてしまっている防衛省航空装備研究所の垂直風洞でしか計測できない点と、機体の浮き上がり時の判断が機体の振動や揺れにより誤差分布を有してしまう点があるため、機体の測定姿勢を 90 度回転して固定し、一般的な横型風洞により風を当てて力覚センサで荷重と空気抵抗の平衡点を計測する試験法を開発した。図 2.1.1.7-346 に、終端速度計測試験法開発の変遷を記した。



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。

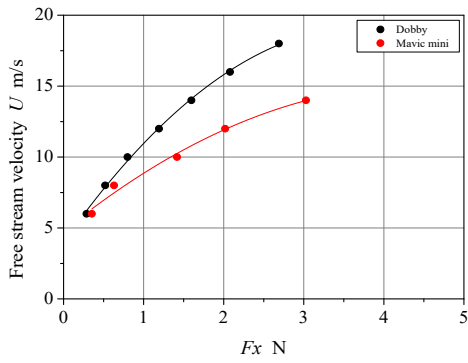


图 2.1.1.7-347

Dobby & Mavic mini  
without GAGE & GARD

Fall end speed: Dobby 15.6m/s,  
Mavic mini 11.9m/s

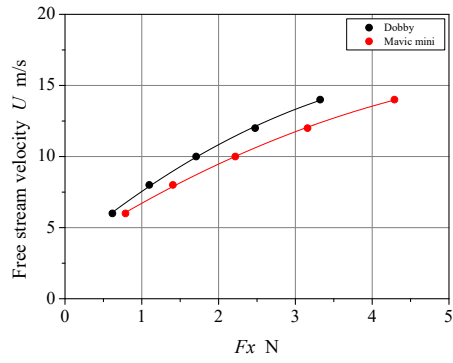


图 2.1.1.7-348

Dobby & Mavic mini  
with GAGE

Fall end speed: Dobby 12.6m/s,  
Mavic 11.1m/s

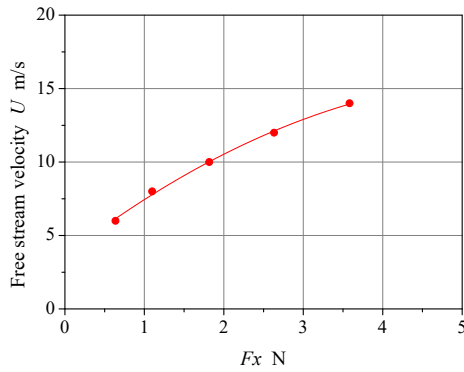


图 2.1.1.07-349

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。

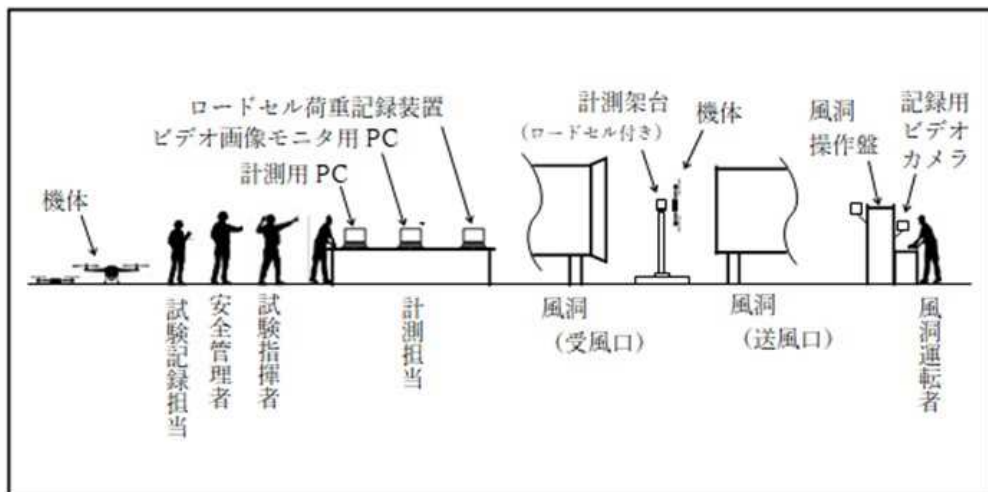


図 2.1.1.7-350 試験の概念図

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。

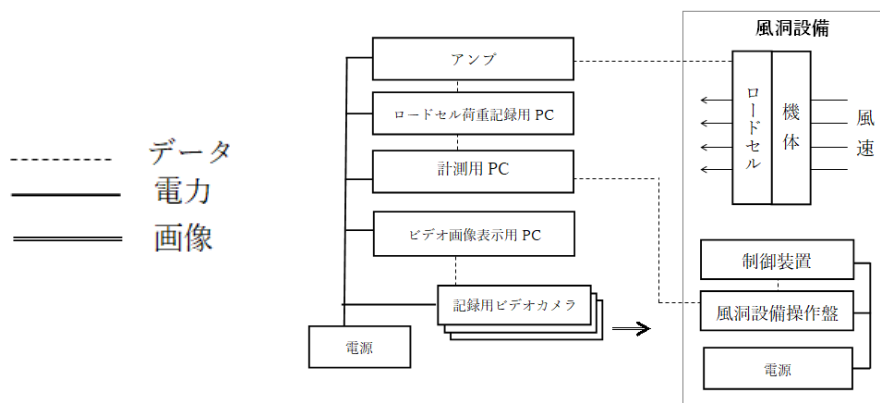


図 2.1.1.7-351 試験システム構成

(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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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 <math>F_x</math> N)が機体重量と等しくなる風洞の風速(主流風速 <math>U</math> m/s)を測定する。</li> </ul>
2	姿勢安定性	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 一定周期での揺動の有無を動画で記録する。</li> </ul>

姿勢安定の考え方を以下に図示する。

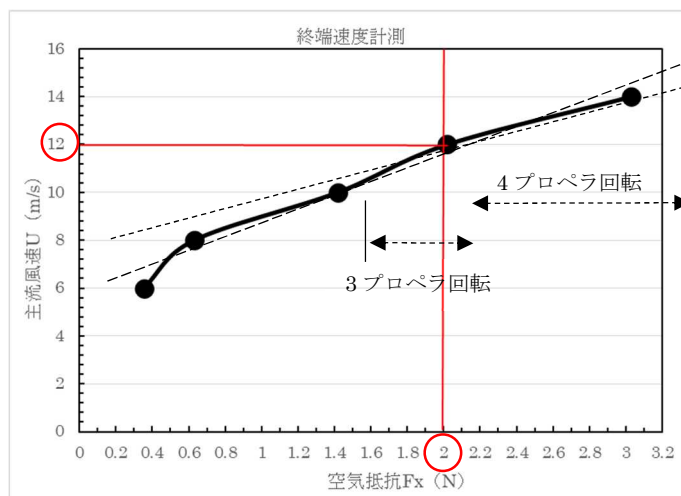


図 2.1.1.7-352 主流風速、空気抵抗、及び落下時に回転するプロペラ数の関係

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

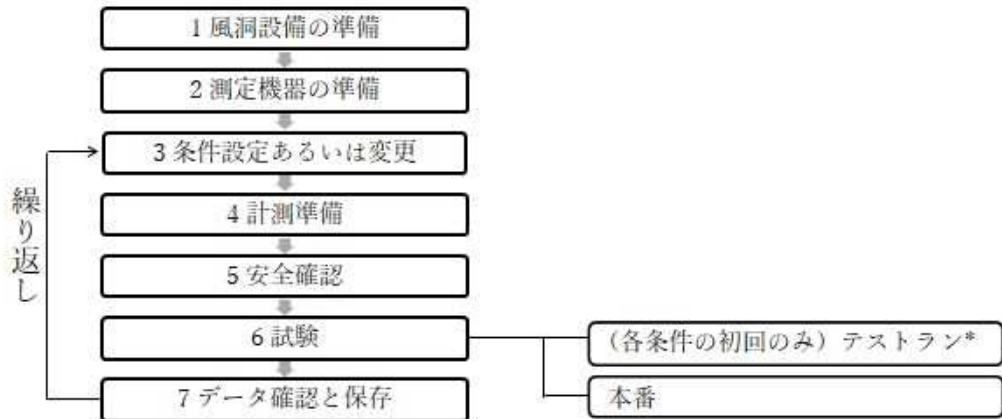


図 2.1.1.7-354 試験の流れ

\* 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）：

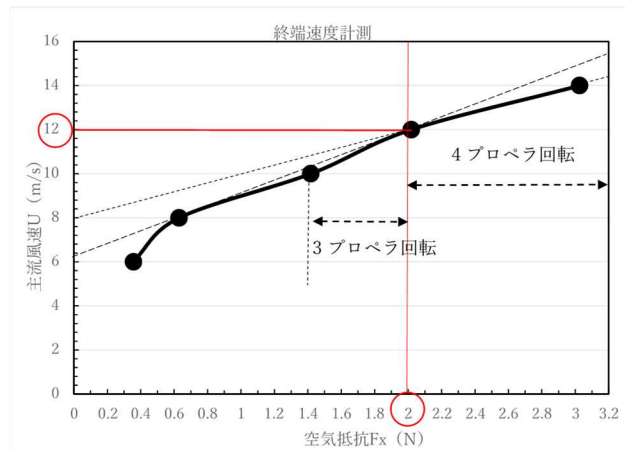
風洞実験実施日 年 月 日（ ）

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

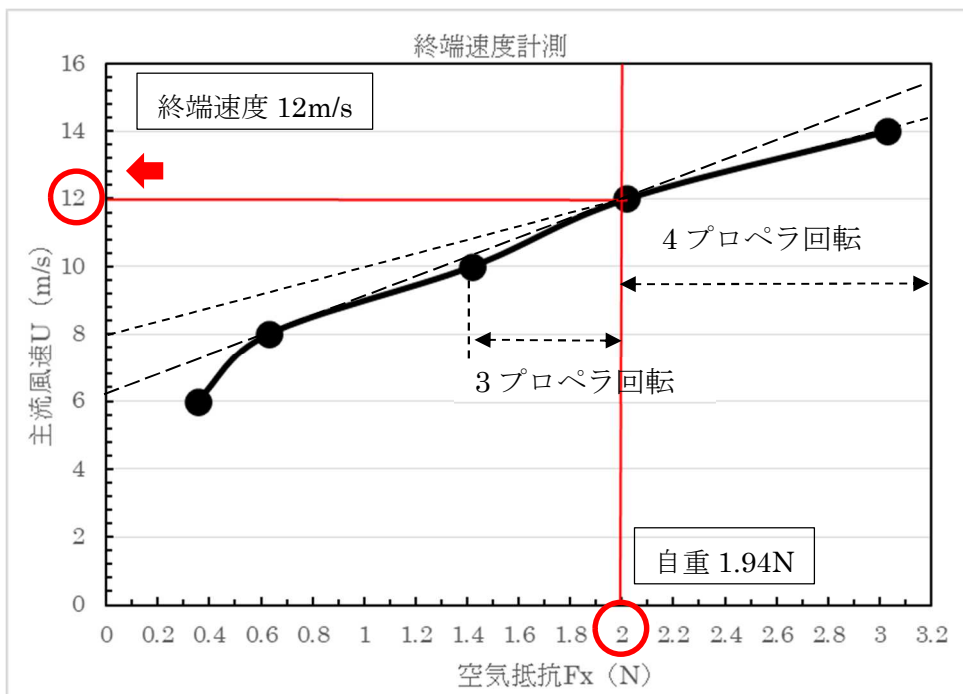
その他飛行性能に影響を与える要素（例：機体の上下を反転等）：特になし

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 の高速度カメラの低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 ドローン対人頭頸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、250g 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。

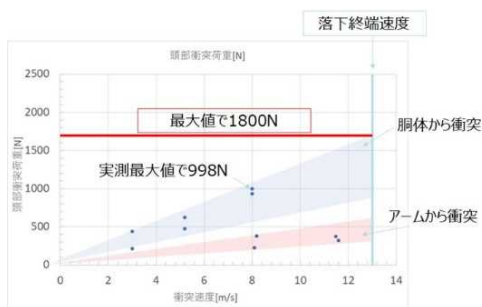


図 2.1.1.7-358

200g ドローン対人頭頸部 衝突試験：頭部衝突荷重計測

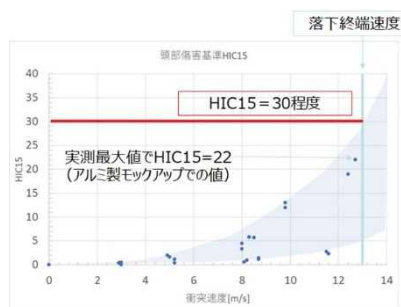


図 2.1.1.7-359

200g ドローン対人頭頸部 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。

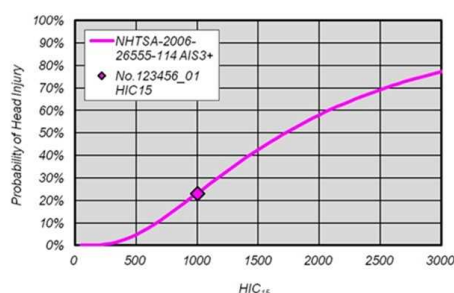


図 2.1.1.7-360 自動車における AIS3 レベルから HIC15 の基準値を決定する方法  
(USDOT / NHTSA, Docket #NHTSA-2006-26555-114; Consumer Information; New Car Assessment Program, Federal Register, Vol.73, No.134, July 2008.)

$$P_{Head}(AIS3+) = \Phi((\ln(HIC_{15}) - m)/s)$$

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。

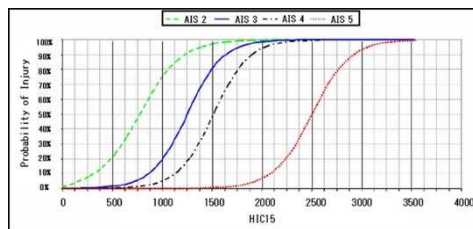


図 2. 1. 1. 7-361 AIS2 レベルから HIC15 の許容値や基準を決める相関図

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 <sup>2</sup> 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



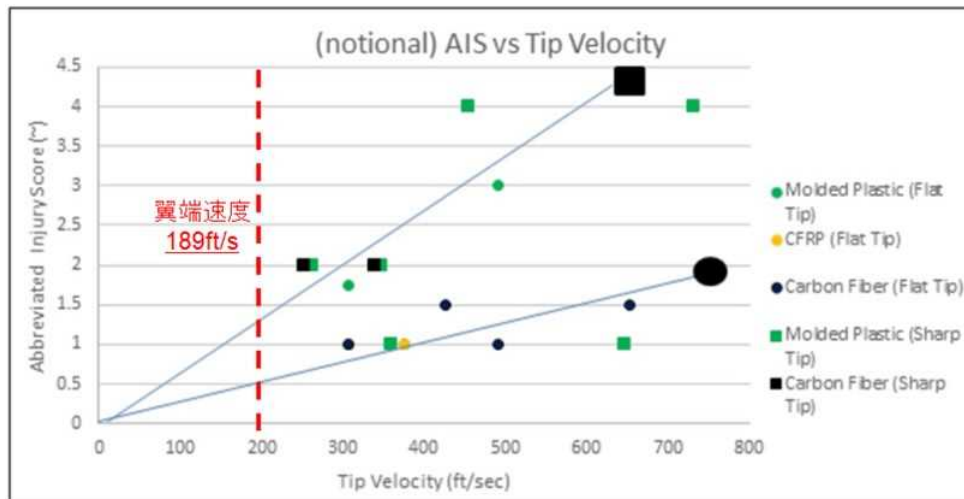


図 2.1.1.7-364 AIS の翼端速度依存性

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、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。

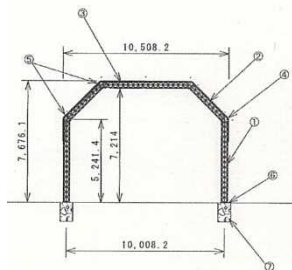


図 2.1.1.7-365  
スカイガードレールの正面

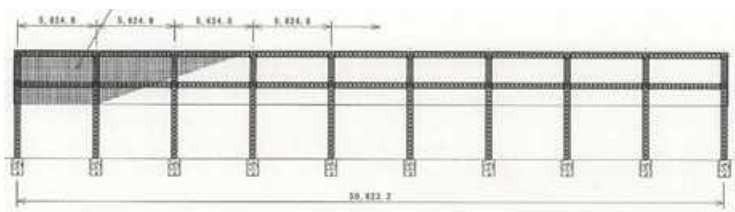


図 2.1.1.7-366  
スカイガードレールの側面

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 ダブルリング部品Bの縦方向の強度試験
- 1-4 ダブルリング部品Bの横方向の強度試験
- 1-5 パイプ部材部品Cの強度試験

それぞれの強度試験の結果は、以下の通り。

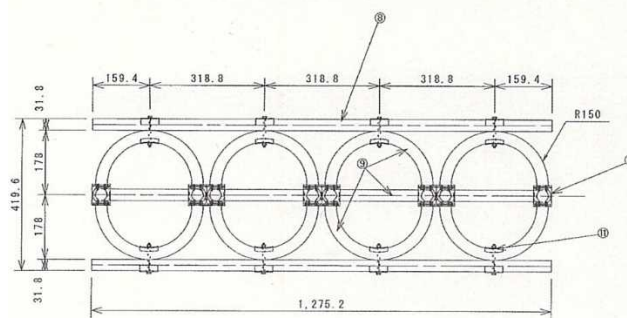


図 2.1.1.7-367 ダブルリング構造体

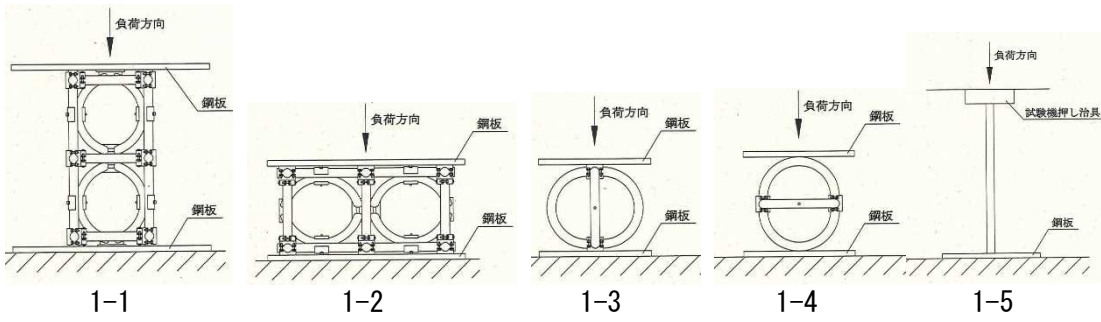


図 2.1.1.7-368 5 種類の強度試験。左からユニット A 縦, ユニット A 横, ダブルリング部品 B 縦, ダブルリング部品 B 横, 部品 C。



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

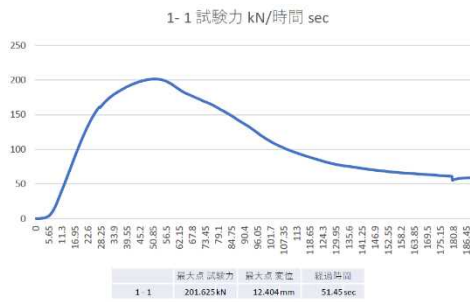


図 2.1.1.7-370 ユニット A 縦の強度試験結果



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

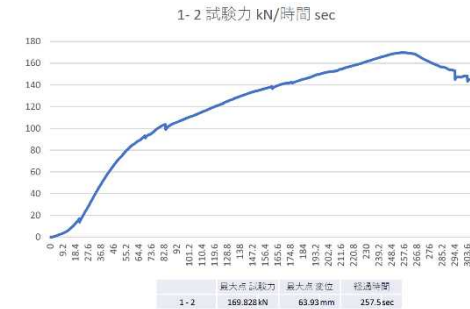


図 2.1.1.7-372 ユニット A 横の強度試験結果



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

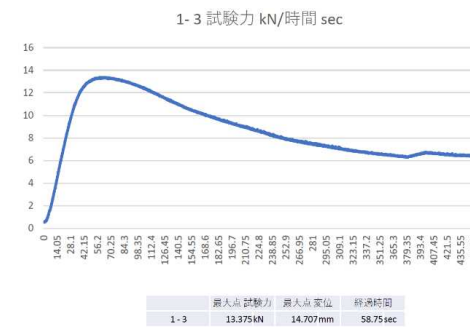


図 2.1.1.7-374 ダブルリング部品 B 縦の強度試験結果



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

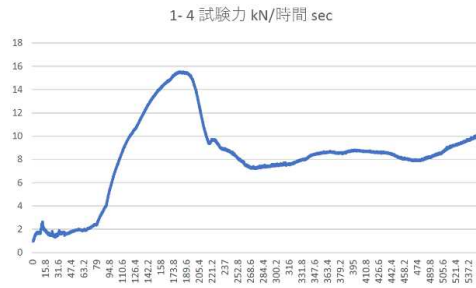


図 2.1.1.7-376 ダブルリング部品 B  
横の強度試験結果



図 2.1.1.7-377 部品 C の強度試験の様子と強度試験結果

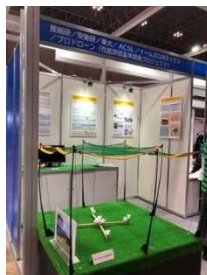
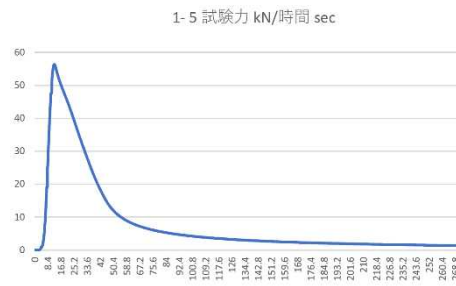


図 2.1.1.7-378 ジャパンドローン展の NEDO ブースでの展示

### 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いる場合は、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/s<sup>2</sup>] )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/s<sup>2</sup> 超えとなったが、肝心の HIC<sub>15</sub> 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る。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 HIC<sub>15</sub> 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。

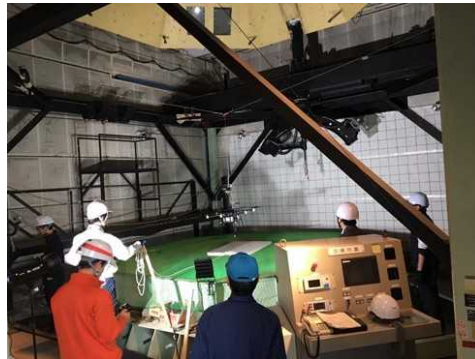


図 2.1.1.7-379 垂直風洞を用いた落下終端速度の計測の様子

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。

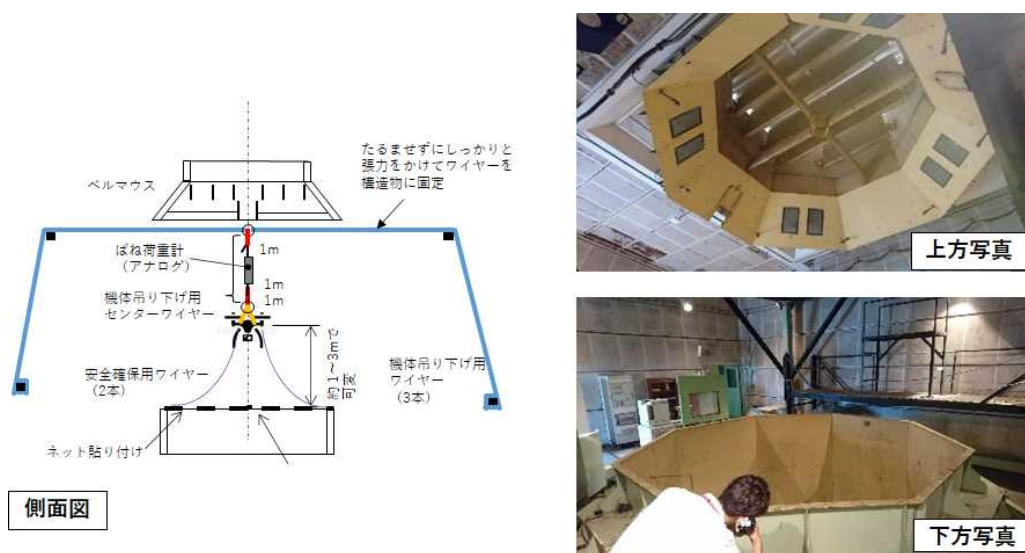


図 2.1.1.7-380 垂直風洞と落下終端速度計測試験の配置図

機種	開始姿勢	プロペラ	収束状況	風速 [m/s] (校正値)
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。

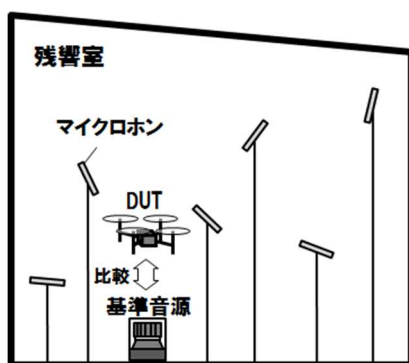


図 2.1.1.7-382 残響室法(比較測定法)に基づいた音響パワーレベル測定

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、AGSL 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

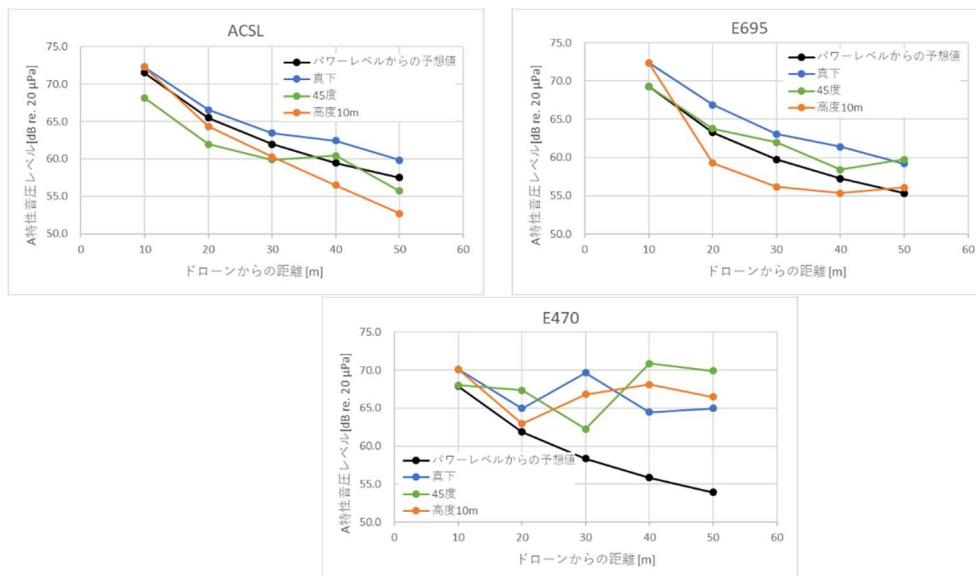


表 2.1.1.7-45 距離ごとの音響パワーレベルと音圧レベルの数値差 [dB]

(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

	AGSL	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、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 ホーペ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、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、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。

### 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、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 と無人航空機の 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、CO<sub>2</sub>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「無人航空機の目視外飛行に関する要件」が取りまとめられ、「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、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の目視外飛行の実現に向けて、産業用無人航空機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「無人航空機の目視外飛行に関する要件」では、補助者を配置しない場合の目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、目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実験を実施した。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装を実施する。産業界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ーカー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実装を実施する。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取りまとめる。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

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

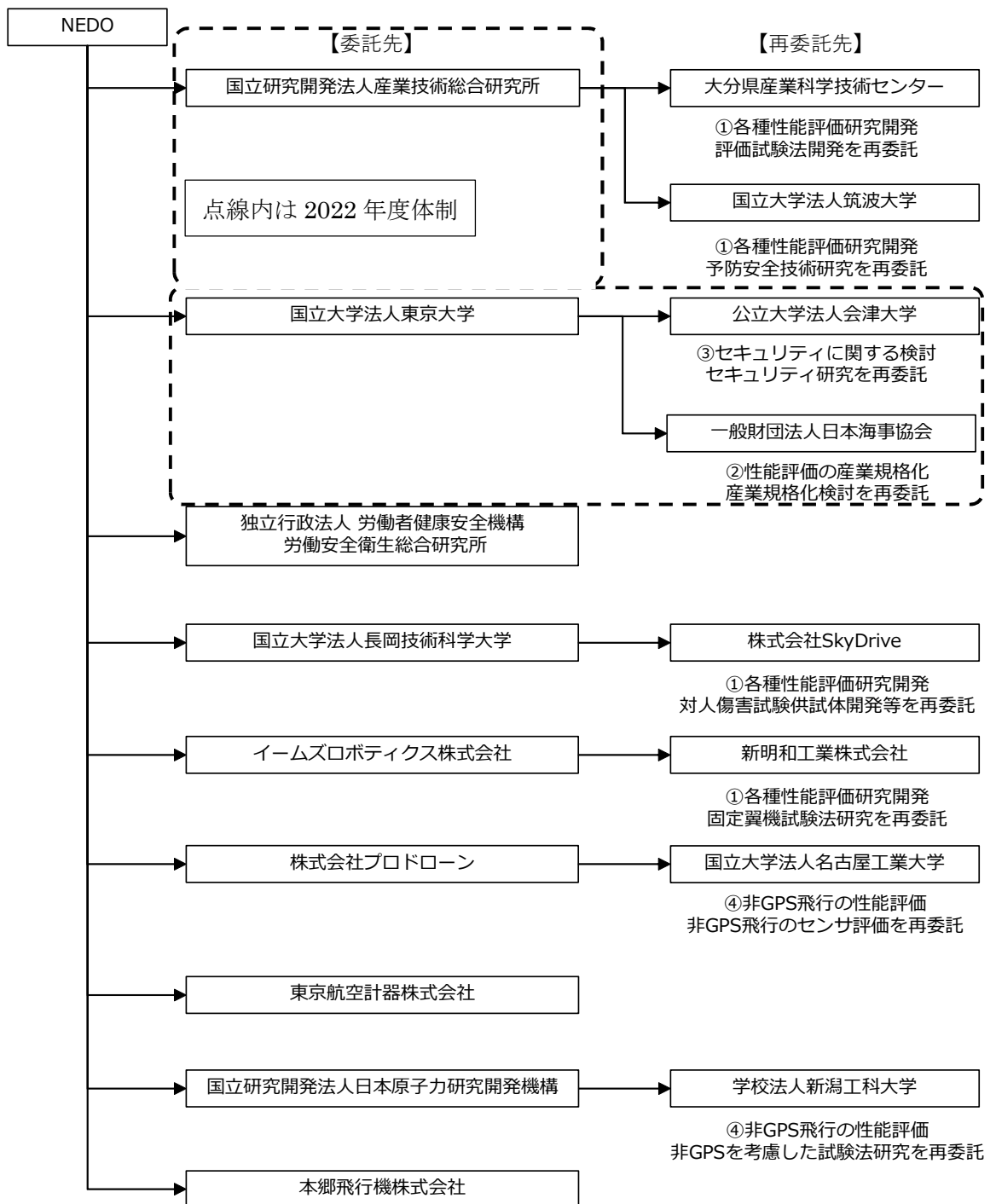
事業項目	2020 年度				2021 年度				2022 年度		
	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期	第4 四半期	第1 四半期	第2 四半期	第3 四半期
① 各種性能評価研究開発 ・対人衝突安全評価や風洞試験、騒音評価やエネルギーマネジメントシステムなど各種評価試験などでのリスク低減に関する研究開発			対人安全性能評価試験法開発								
			各種性能評価試験法開発								
			音響、風洞、エネルギー管理等性能評価試験法開発								
② 性能評価の産業規格化 ・産業規格化の調査検討、委員会の開催			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



●実施体制：

・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)



図(3)1 実施体制

(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风险の低いもの」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、G2 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      G2 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の比は最大で 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。

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
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します。

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－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)
7	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
8	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
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ける自動運転

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）	<ul style="list-style-type: none"><li>・機能作動時刻</li><li>・衝突/停止時刻</li><li>・機体と障害物の位置</li><li>・機体のヨーレート、加速度</li><li>・操作量（アクセル、ブレーキ）</li></ul>
飛行経路維持	<ul style="list-style-type: none"><li>・飛行速度</li><li>・レーンマーカとの位置</li><li>・逸脱時の速度</li><li>・機体ヨーレート</li></ul>
離発着支援	<ul style="list-style-type: none"><li>・操作開始時刻（アクセル、ブレーキ）</li><li>・機体の位置、速度</li></ul>



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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 可視範囲</li> <li>・ 色</li> <li>・ 明るさ</li> </ul>
障害物検知・回避	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 飛行速度</li> <li>・ 機体位置</li> <li>・ 時間</li> <li>・ 障害物との距離</li> </ul>
防氷機能	記載なし
A&ER システム	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ システム検知反応時間</li> </ul>
離着陸時の性能	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 機体位置（水平、垂直）</li> </ul>
誘導精度	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 機体位置</li> </ul>
墜落時の警告	記載なし
ジオフェンス機能	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 機体位置</li> </ul>
横風を受けた時の運動性能（橋梁点検）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 橋梁と機体の距離</li> <li>・ 機体の位置変化量</li> </ul>

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 ±3% で ±0.06m/s (±60mm/s)、位置 1m の ±3% で ±0.03m (±30mm) 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 社製リニアモーター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 EVO 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±60mm/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（EVO II 電源オフ）と試験番号 9 及び 10（EVO 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）の状態での衝突
- (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。カタログに記載された最高速度は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  $209 \text{ m/s}^2$ 、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  $600 \text{ m/s}^2$  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 秒でバリア面に衝突し、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（ $m*a$ ）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はスパークがみられ、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) 对象外
29. ASTM  
F3196-18 (2018)  
Standard Practice for Seeking Approval for Beyond Visual Line of Sight (BVLOS) Small Unmanned Aircraft System (sUAS) Operations 对象外
30. ASTM  
F3178-16 (2016)  
Standard Practice for Operational Risk Assessment of Small Unmanned Aircraft Systems (sUAS) 对象外
31. ASTM  
F3269-17 (2017)  
Standard Practice for Methods to Safely Bound Flight Behavior of Unmanned Aircraft Systems Containing Complex Functions 对象外
32. ASTM  
F3389/F3389M-20 (2020)  
Standard Test Method for Assessing the Safety of Small Unmanned Aircraft Impacts 对象外
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) 对象外
35. ASTM  
F2908-18 (2018)  
Standard Specification for Unmanned Aircraft Flight Manual (UFM) for an Unmanned Aircraft System (UAS) 对象外
36. ASTM  
F2911-14 (2014)  
Standard Practice for Production Acceptance of Small Unmanned Aircraft System (sUAS) 对象外

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。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} A_R dt \right]^{2.5} \right\}_{max} \quad \dots \text{式 1}$$

t: 時間[ms]

$A_R$ : 合成加速度[g]

max: HICが最大となる時間幅( $t_2 - t_1$ ) ≤ 15ms

$$N_{ij} = \frac{F_x}{F_{xc}} + \frac{M_y}{M_{yc}} \quad \dots \text{式 2}$$

$F_x$ : 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で走行する。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度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。カタログに記載された最高速度は 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  $90\text{m/s}^2$  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すべて固定バリアに衝突した。バリアとの衝突による加速度は、 $1650\text{m/s}^2$  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、 $560\text{m/s}^2$  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 ( $2018\text{m/s}^2$ ) 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、消火器や 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、見た目には違いはほとんどない。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 固有のものとして判断できる。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<sup>3)</sup>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  $5.0 \pm 0.1$  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  $2 \times 10^6$  回としている。なお、ドローンが 10 年間、1 回/時間の離着陸を繰り返したとしても、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  $2 \times 10^6$  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  $2 \times 10^6$  回達成しているものがある一方で、1000 回未滿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  $2 \times 10^6$  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  $2 \times 10^6$  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) GRRP 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 ( $90^\circ$ ) 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 ( $0^\circ$ ) 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  $0^\circ$  と  $90^\circ$  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  $0^\circ$  方向にあり、Pipe d と比較すると、CFRP の繊維方向が  $0^\circ$  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  $0^\circ$  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  $1000\text{mm}/\text{sec}$  とした。シートの寸法は、幅  $W=500\text{mm}$ 、長さ  $L$  が  $400\text{mm}$  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  $2500\text{rpm}$ 、30 インチでは  $5000\text{rpm}$  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  $20\text{mm}$  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  $5\text{kg}$  の足場用鋼管を  $3\text{m}$  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、模擬皮膚モデルを用いて、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

本研究では模擬皮膚モデルを使用した。模擬皮膚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膚モデルを固定する治具を設置した。模擬皮膚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、皮膚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、皮膚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  $0\text{m/sec}^2$  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。

$$a = (a_x^2 + a_y^2 + a_z^2)^{1/2} \quad \dots (1-2-8-b-3.1)$$

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

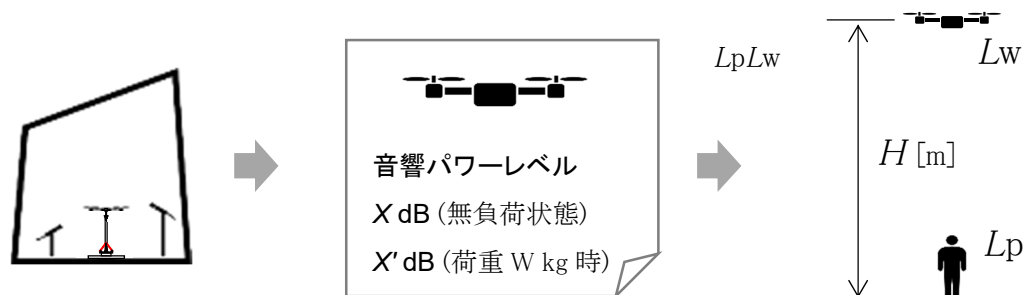
試験結果を元に、無人機の性能評価に関わる下記の項目を解析し、記録する。

#### (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。



音響パワーレベルを測定 無人航空機の性能として表示 高度、環境に応じて音圧(\*1)を計算

\*1: 音響パワーレベル( $L_w$ ) X dB の無人航空機が上空 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えない場合)

さらに、規制においても、“〇〇地帯の上空 H m 以下を飛行する無人航空機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)

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。

##### 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  $\pm 4$ 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  $\pm 0.5$ 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設置し、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10kgのペイロードを許容する機体の場合は、7kg)

(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を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 ±4dB 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 ±0.5dB 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

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 ±4dB 推奨)
- ・ ハンディモバイルタイプ

### ③付属品

#### 1) バッテリー充電器 (事業者が持ち込み)

- ・ バッテリーの種類、個数に応じて用意

#### 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))
- ・ バッテリー

## 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ーと共に、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氣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する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システムを対象とする。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り、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、JUAV 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 GRPA875175-15C-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44.4V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一つが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°C（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 mW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 mW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°C程度の温度上昇、他の試験では5°C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 mW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。

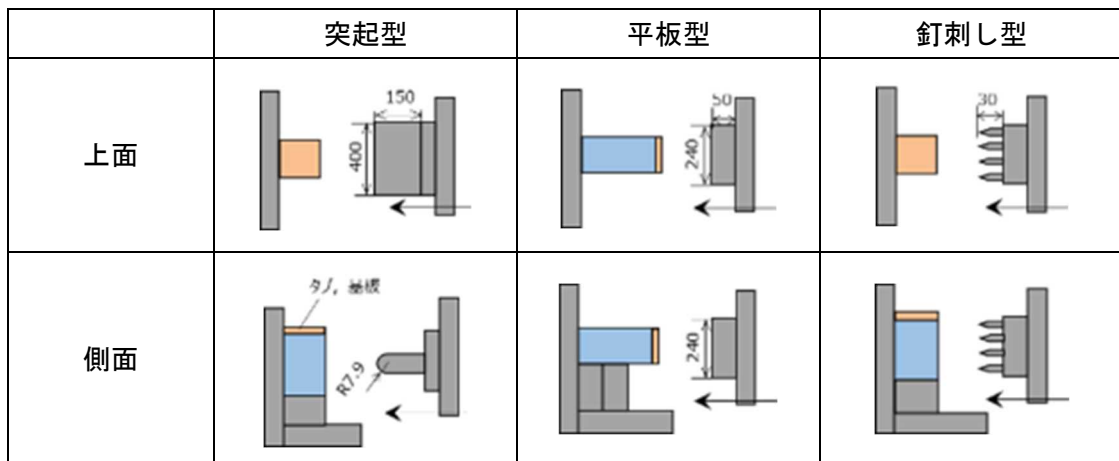


図 1-4-2-b-1.1 圧壊子形状の詳細

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。

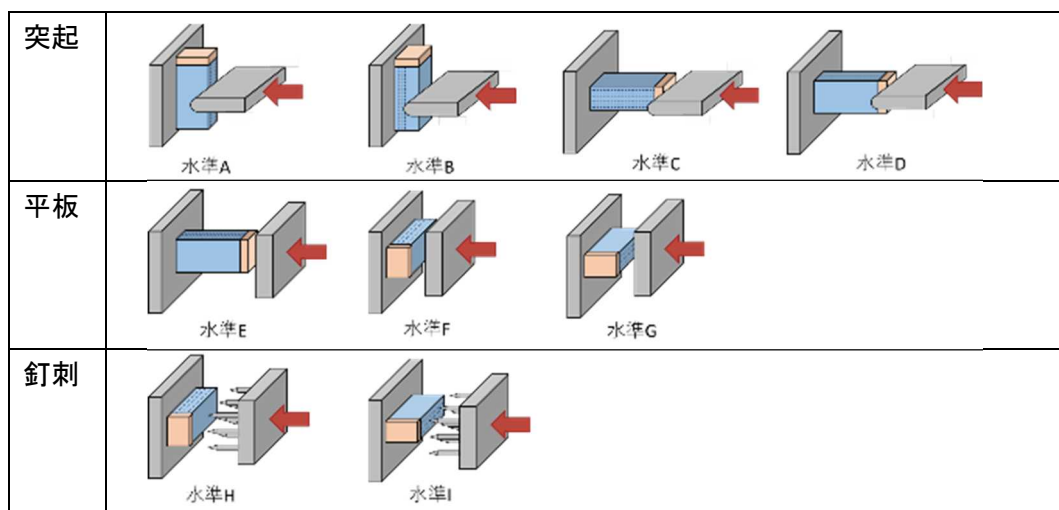


図1-4-2-b-1.2 圧壊子および圧壊方向の組み合わせによる試験水準の分類

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。

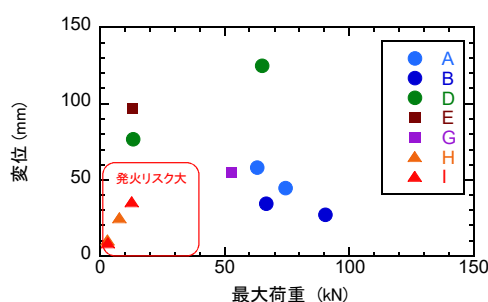


図 1-4-2-b-2.1 発火が生じた試験における最大荷重と変位

## 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。

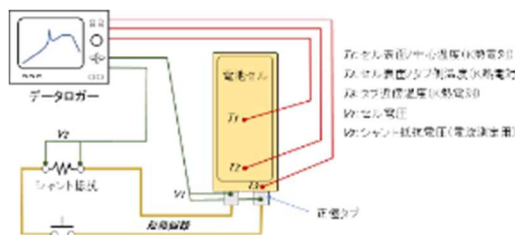


図 1-4-2-c-1.1 単セル外部短絡試験装置の概要

## (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°C まで 0.2°C /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。

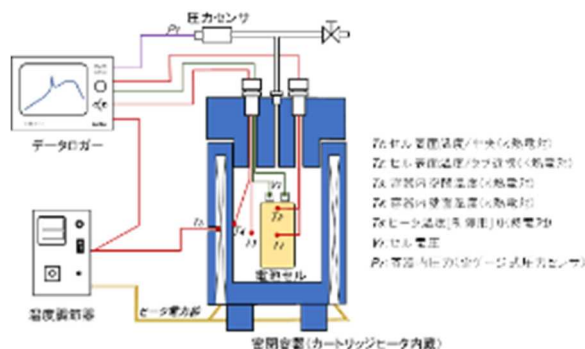


図 1-4-2-d-1.1 単セル密封容器加熱試験装置の概要

(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°C)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°C 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。

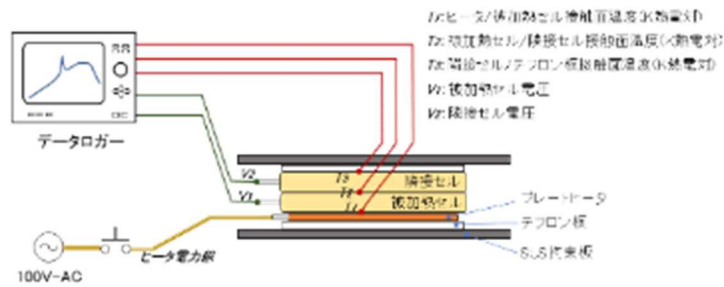


図 1-4-2-e-1.1 類焼試験の試験系の概要

(2) 試験結果

結果を、表 1-4-2-e-2.1 に示す。いずれのバッテリーのセルにおいても、加熱したセルが熱暴走してから 10 秒以内に隣接セルも熱暴走に至ることが確認された。バッテリーパックの圧壊試験においても、あるセルで熱暴走が開始すると数秒後に隣接セルも熱暴走に至ることが確認されており、構造的に類焼しやすいものと考えられ、類焼対策の検討が求められる。

表 1-4-2-e-2.1 類焼試験の結果

試験 No.	バッテリー種別	ヒータ側セルの熱暴走開始温度 (°C)	隣接セルへの類焼所要時間 (s)
e-1	バッテリー A	216	8
e-2	バッテリー B	320	5

1-4-2-f 考察

今回の大型バッテリーでの試験の前に、小型バッテリーでの釘刺し試験を事前検討として行った。図 1-4-2-f-1 は、釘刺し試験を行ったバッテリーを示す。バッテリーの諸元は、以下の通りである。

- ・ Nominal Voltage: 38V
- ・ Max Charge Voltage : 4.35V
- ・ Rated Capacity: 2160mAh
- ・ Electrical Energy: 8.208Wh

釘刺し試験には直径 2.5mmφ の釘を使用し、突刺速度 50mm/sec で突刺した。図 1-4-2-f-2 は、その時のバッテリーの温度上昇を計測した結果を示している。この事前検討試験のバッテリー釘刺しは、1 点での釘刺しのため、1 点での短絡にも相当するが、熱伝導の良い多層の金属シートで構成されるリチウムイオンバッテリーは、図 1-4-2-f-2 に示す通り、短絡で発生するジュール熱で温度が急上昇しながらも拡散による冷却があるため、ある程度の温度上昇の時間勾配を生み出し蓄電量を全て放電し切ることで、発火点温度の 300°C に至る前に発熱が停止し徐々に冷却されていく。このことから、バッテリー短絡、破壊試験において発火したとしても、通常、バッテリーの短時間で放電し切る特性とこの温度拡散による自己消火型構造により、発火に至らないことが多いことがわかる。この試験に用いた小型バッテリーには見られないが、産業用ドローンの大型バッテリーには、リチウムイオンセルのセルとセルの間に金属製の放熱板がある自己消化型構造となっているが、メーカーにより放熱板の数が異なっていたりする。現実には多くの場合、温度が発火点に達する前にバッテリーの蓄電量放出が終了し発火に至らず、電圧低下など

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

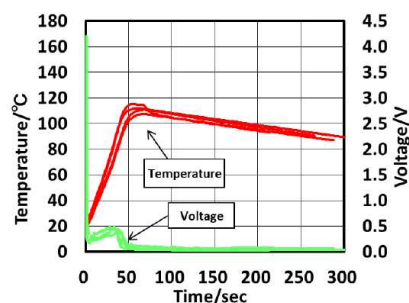


図 1-4-2-f-2 釘刺し試験による温度上昇

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 程度であれば外観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。 $\theta$ 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。

$$\begin{aligned} F_{0x,F} &= F_x \cos(\theta) - F_z \sin(\theta) \quad \dots \dots (1) \\ F_{0z,F} &= F_x \sin(\theta) + F_z \cos(\theta) \end{aligned}$$

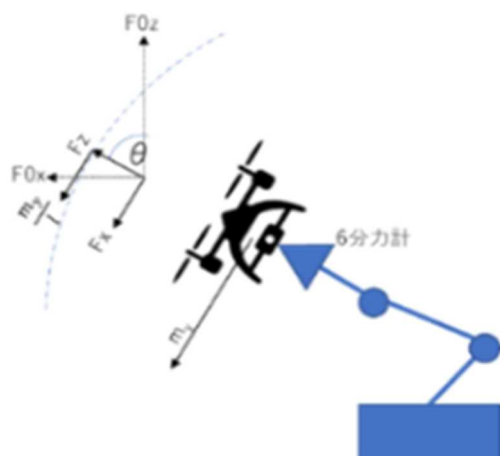


図1-4-3-a-1.1 6分力計と絶対座標関係式



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-introduction/agrdrone/dws-c10>)

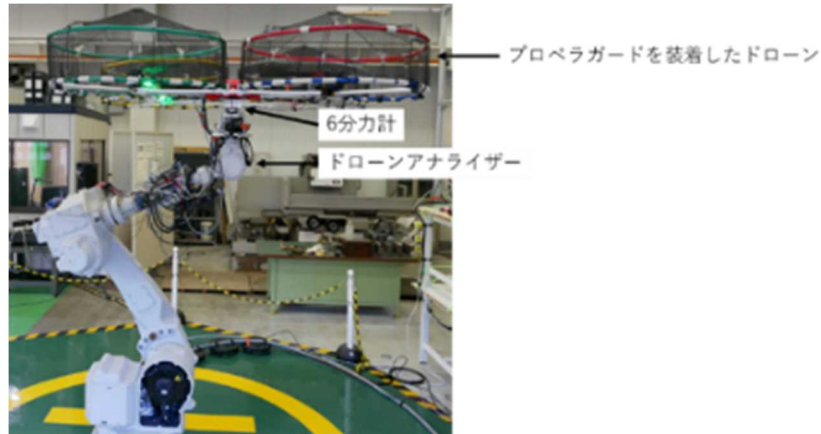


図 1-4-3-a-1.3 ドローンアナライザーへの設置外観写真と安全対策のプロペラガード

(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。

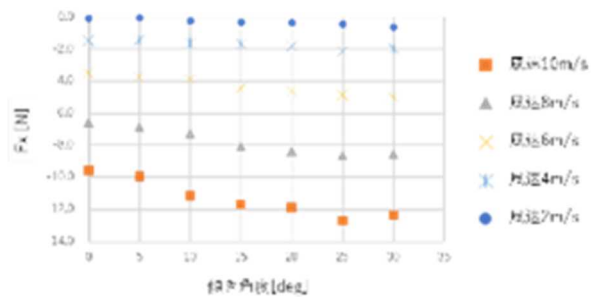


図 1-4-3-a-2.1 風速と傾き角度による抗力  
(プロペラガードなし)  
エネルギーマネジメント評価試験

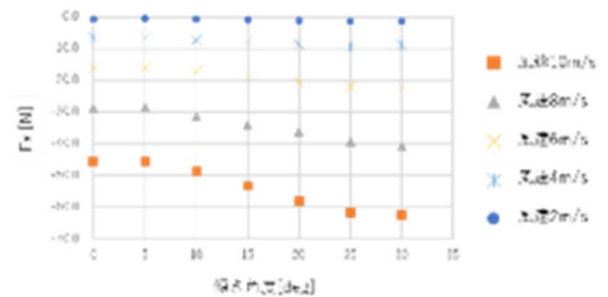


図 1-4-3-a-2.2 風速と傾き角度による抗力  
(プロペラガード有) 1-4-3-b エ



(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。

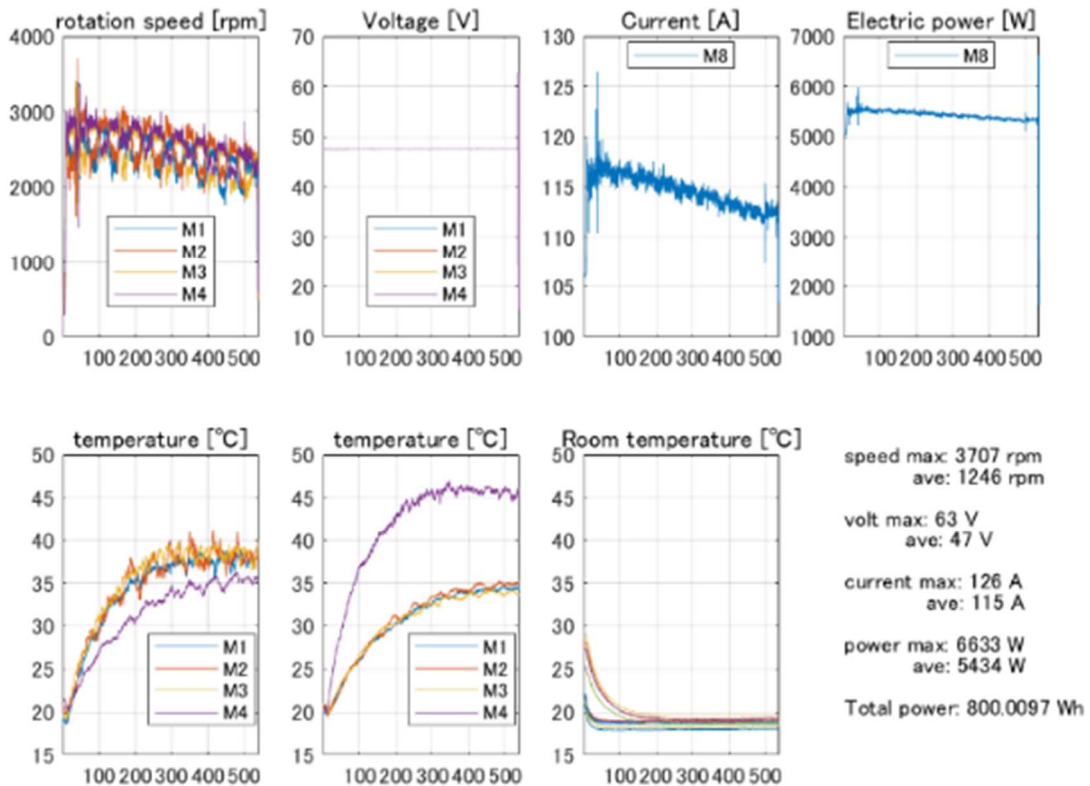


図 1-4-3-b-2.1 ドローンアナライザーから得られたモデル飛行再現時の各種測定結果

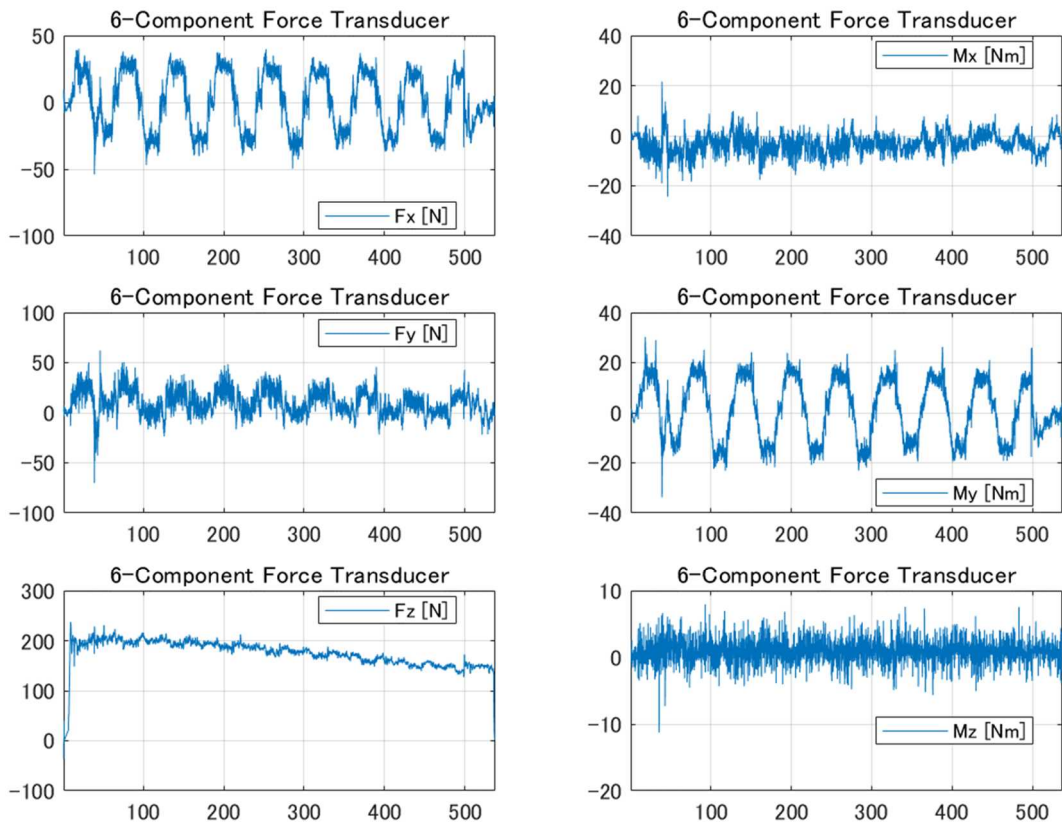


図 1-4-3-b-2.2 ドローンアナライザーから得られたモデル飛行再現時の 6 分力計測定結果

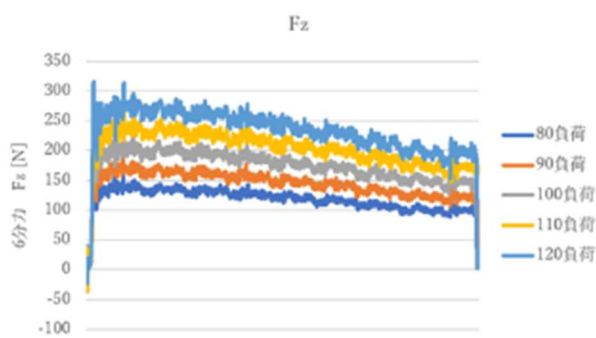


図 1-4-3-b-2.3 ドローンアナライザーから得られた飛行中の浮上力

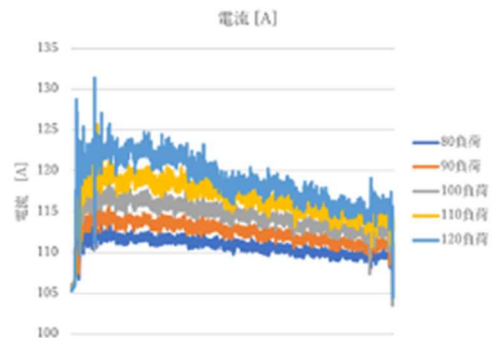
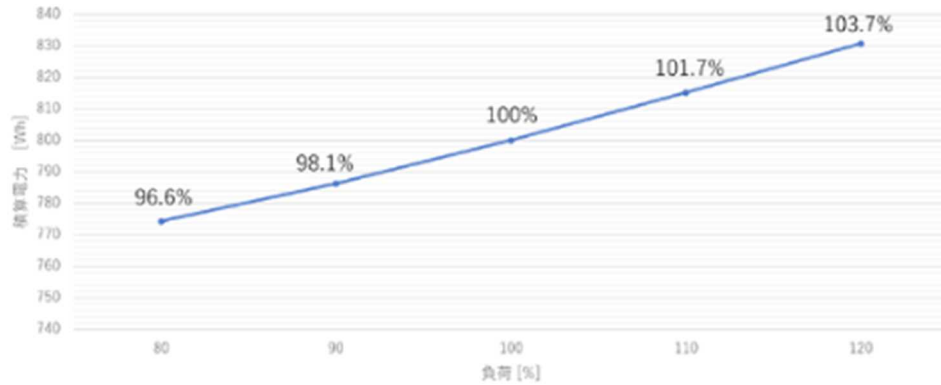


図 1-4-3-b-2.4 ドローンアナライザーから得られた飛行中の消費電流



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。

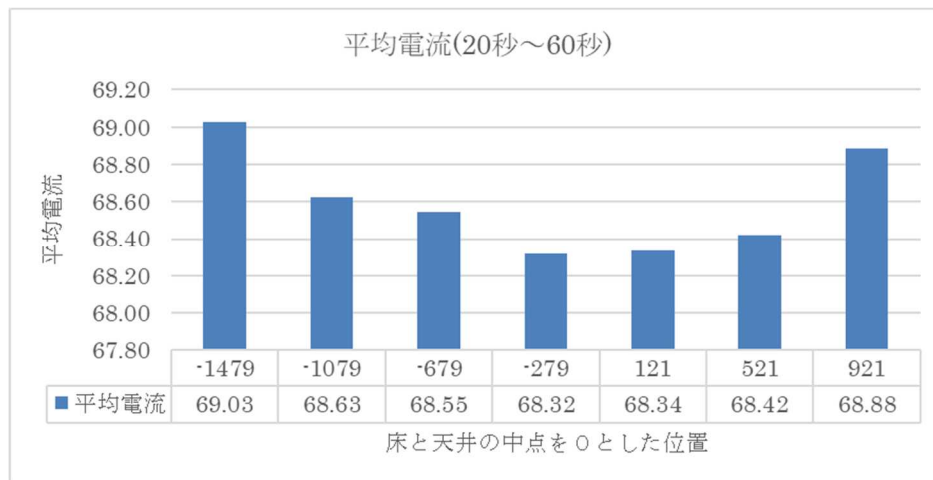


図 1-4-3-c-2.1 ドローンの設置高さによる消費電流の変化

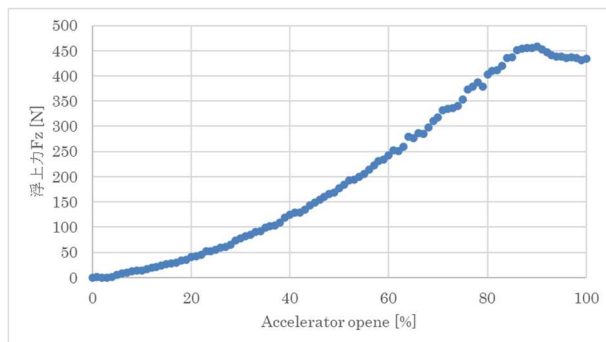


図 1-4-3-c-2.2 アクセル開度と浮上力

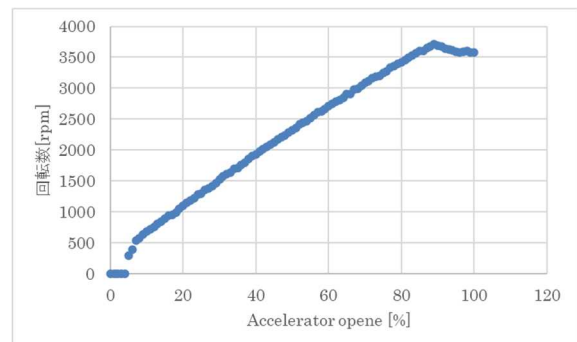


図 1-4-3-c-2.3 アクセル開度とモータ回転数

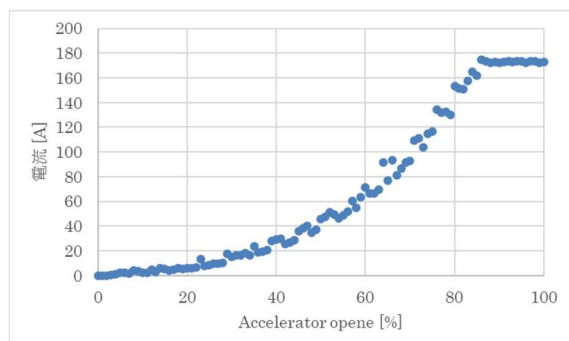


図 1-4-3-c-2.4 アクセル開度と消費電流

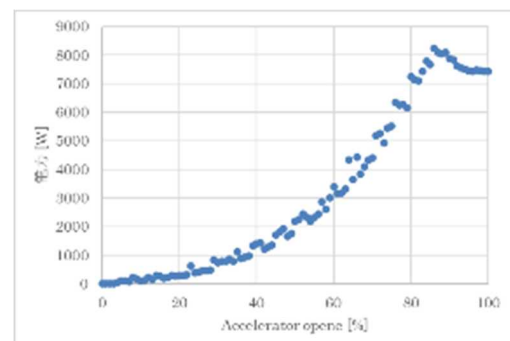


図 1-4-3-c-2.5 アクセル開度と消費電力

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	×	



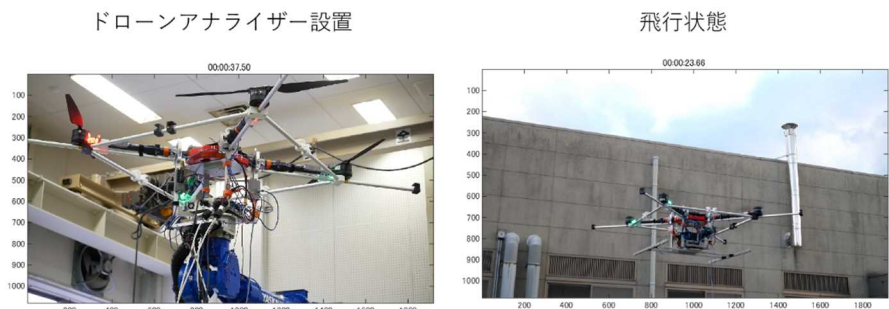


図 1-4-3-d-1.1 ドローンアナライザー設置状態と飛行状態の写真



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 <sup>2</sup> )」		最大加速度 「m/(s <sup>2</sup> )」	
	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

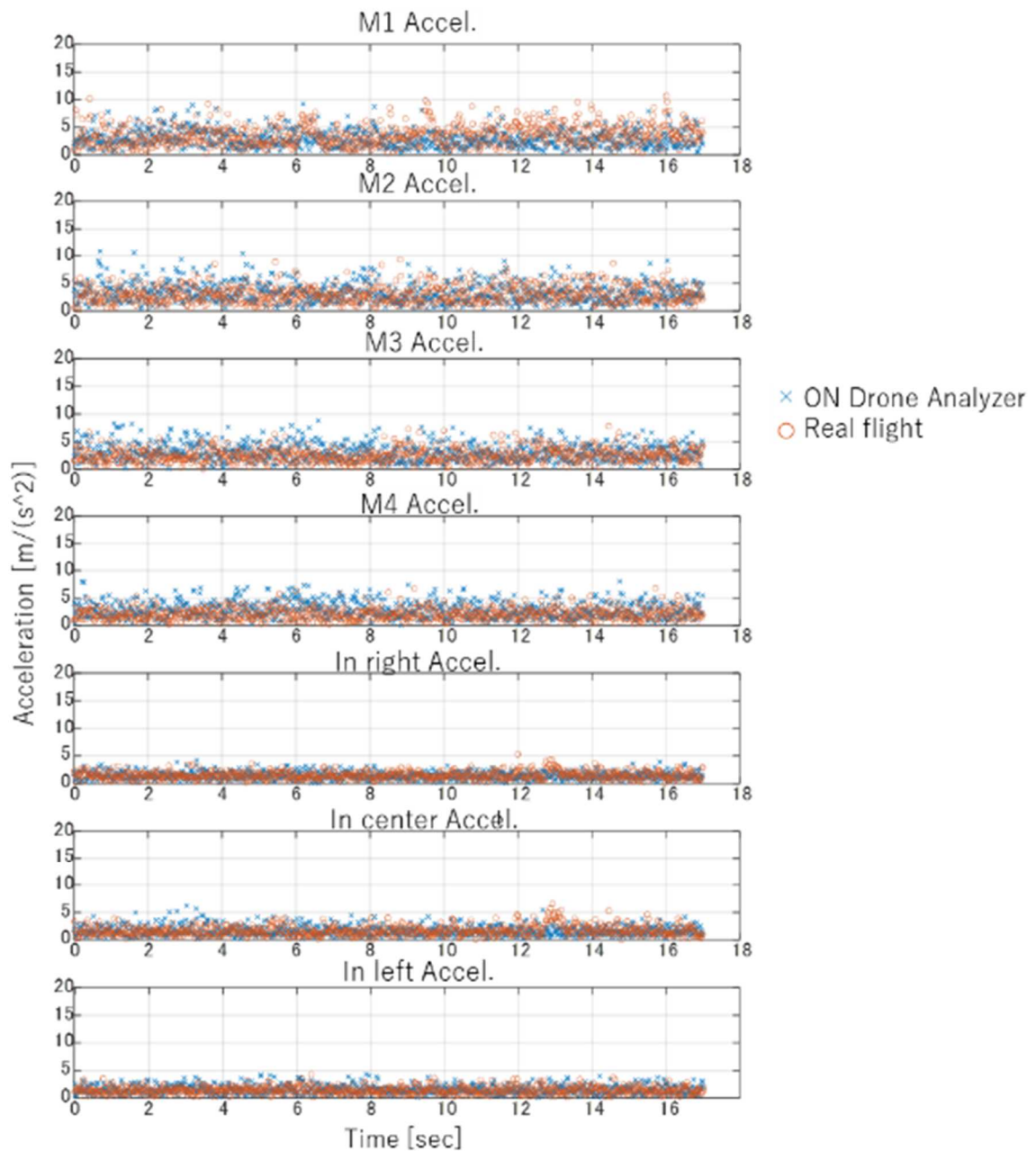


図 1-4-3-d-2.1 実飛行とドローンアナライザー上の加速度比較 (3成分合成実効値)



#### 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け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。

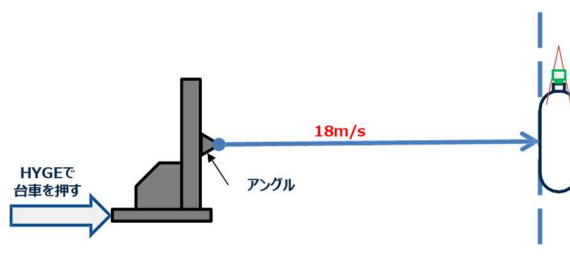


図 1-4-6.3.3.5-1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

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。



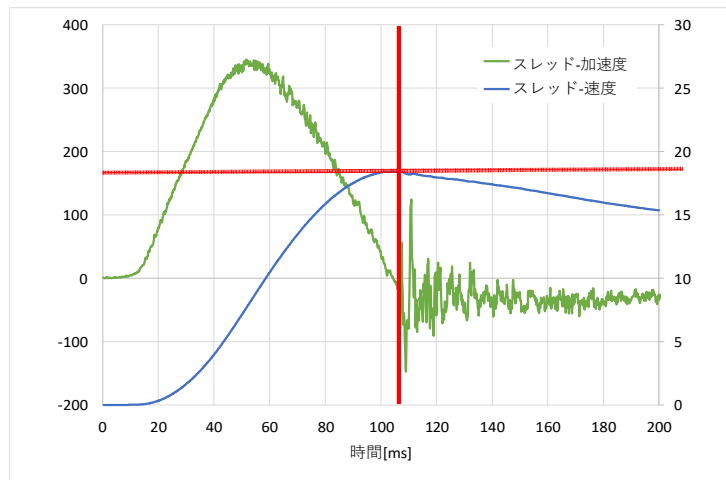


図 1-4-6 3.3.5-2 加速度解析データ（水素容器衝撃試験、試験 No. 1）

(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。

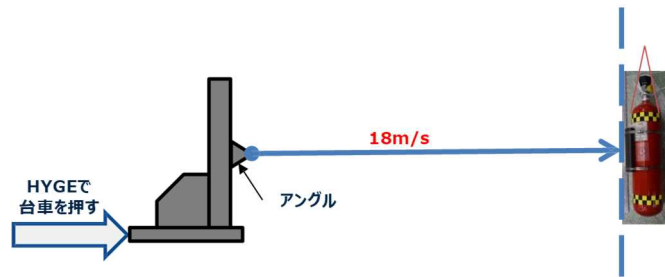


図 3.4.5-1 保護付き水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

- (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。

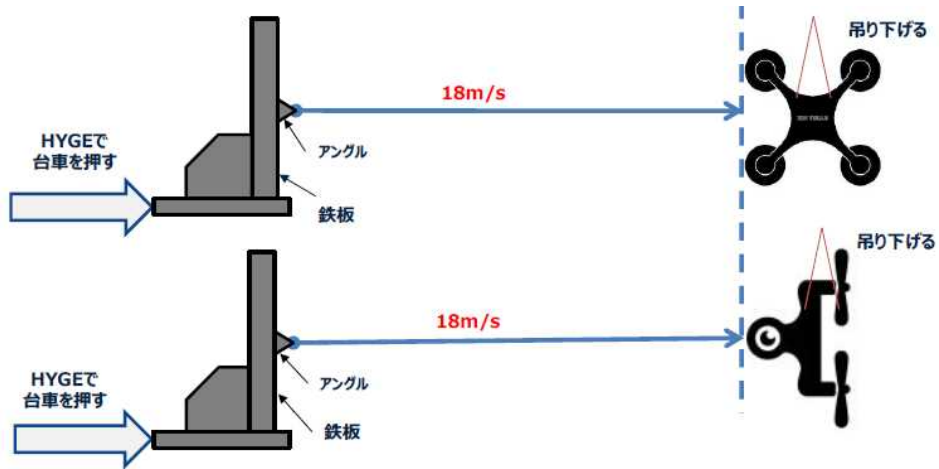


図 1-4-6.5.5-1 水素容器搭載ドローンの 18m/s 衝撃試験概要

(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。



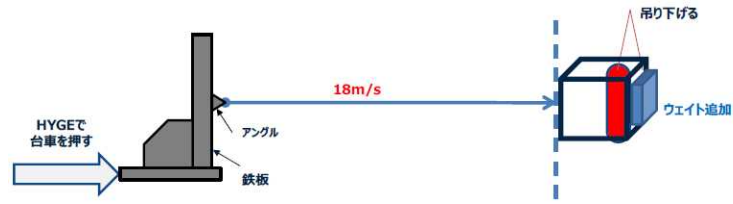


図 1-4-6 3.6.5-1 カーボンフレームの 18m/s 衝撃試験概要

(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。

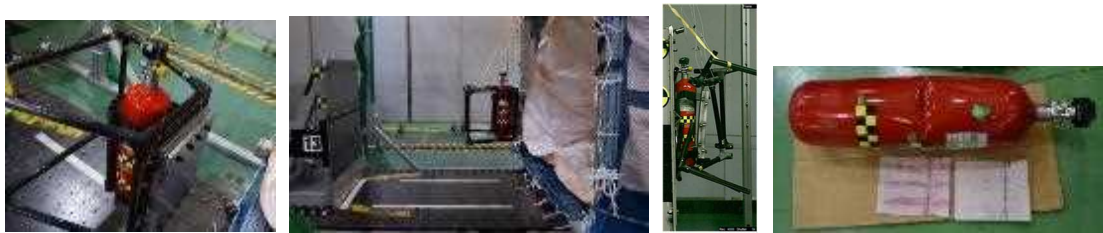


図 1-4-6. 6.6-1 カーボンフレーム① 衝撃試験前後写真

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。

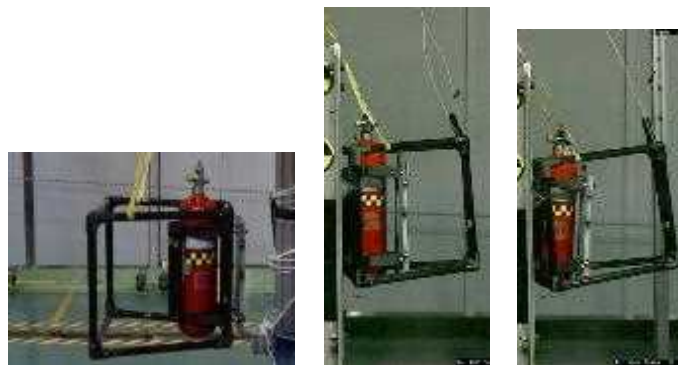


図 1-4-6. 6. 11-1 カーボンフレーム⑥ 衝撃試験前後写真

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臣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）及びそれらを検査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： $0 \pm 2 \sim 19.6 \pm 2$  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。

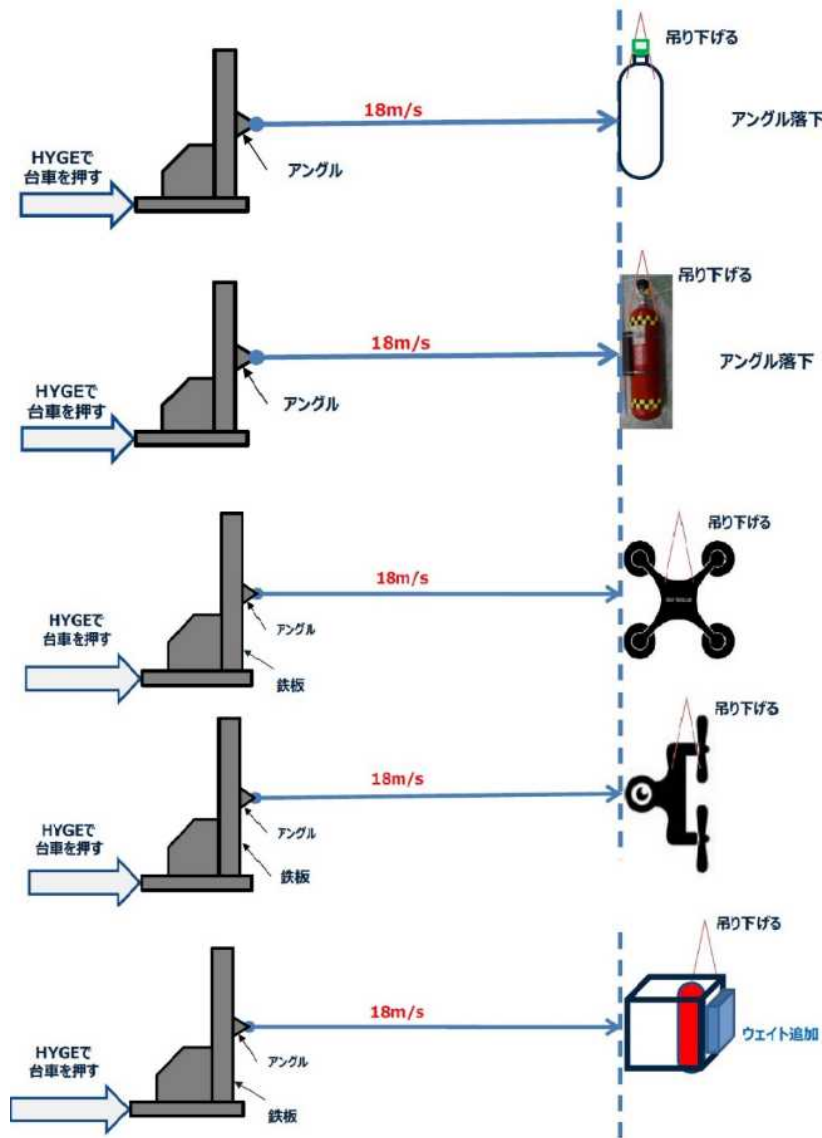


図 1-4-6-a-1.1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

(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（破砕試験）
3	2/2	11:33	35948	保護材①衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
4	2/2	13:38	35947	保護材②衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
5	2/2	14:35	35949	保護材③衝撃試験	18.3	アングル	2.10	
6	2/2	15:20	35950	保護材④衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
7	2/2	16:17	35951	保護材⑤衝撃試験	18.4	アングル	2.10	
8	2/3	9:30	35952	保護材⑥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）

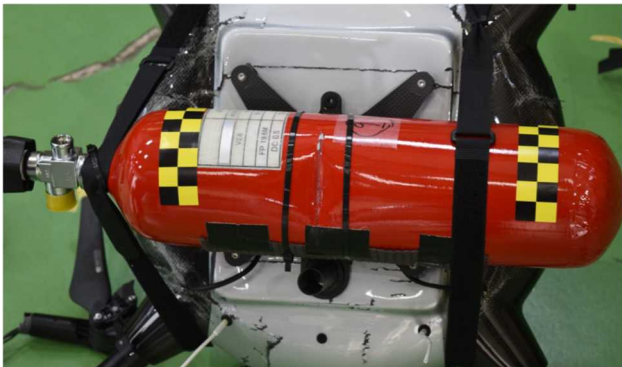


図 1-4-6-a-3.3 小型ドローン（底面）  
衝撃試験後



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、KHKS 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。

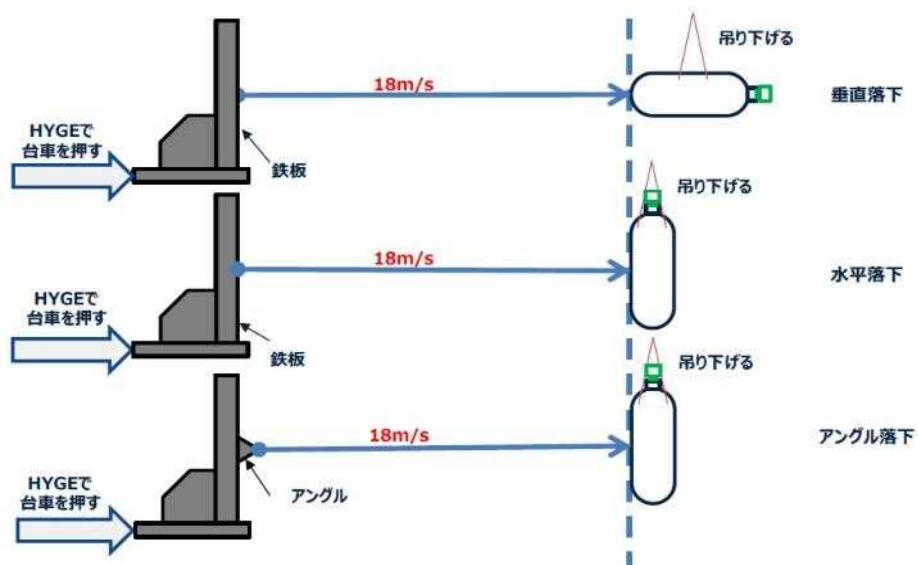


図 1-4-6-b-1.1 水素容器の 18m/s 衝撃試験概要

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）。

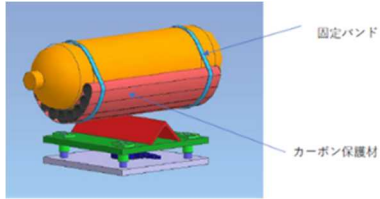


図 1-4-6-b-2.1 保護材 A

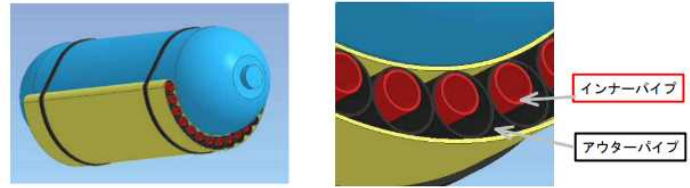


図 1-4-6-b-2.2 保護材 B

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

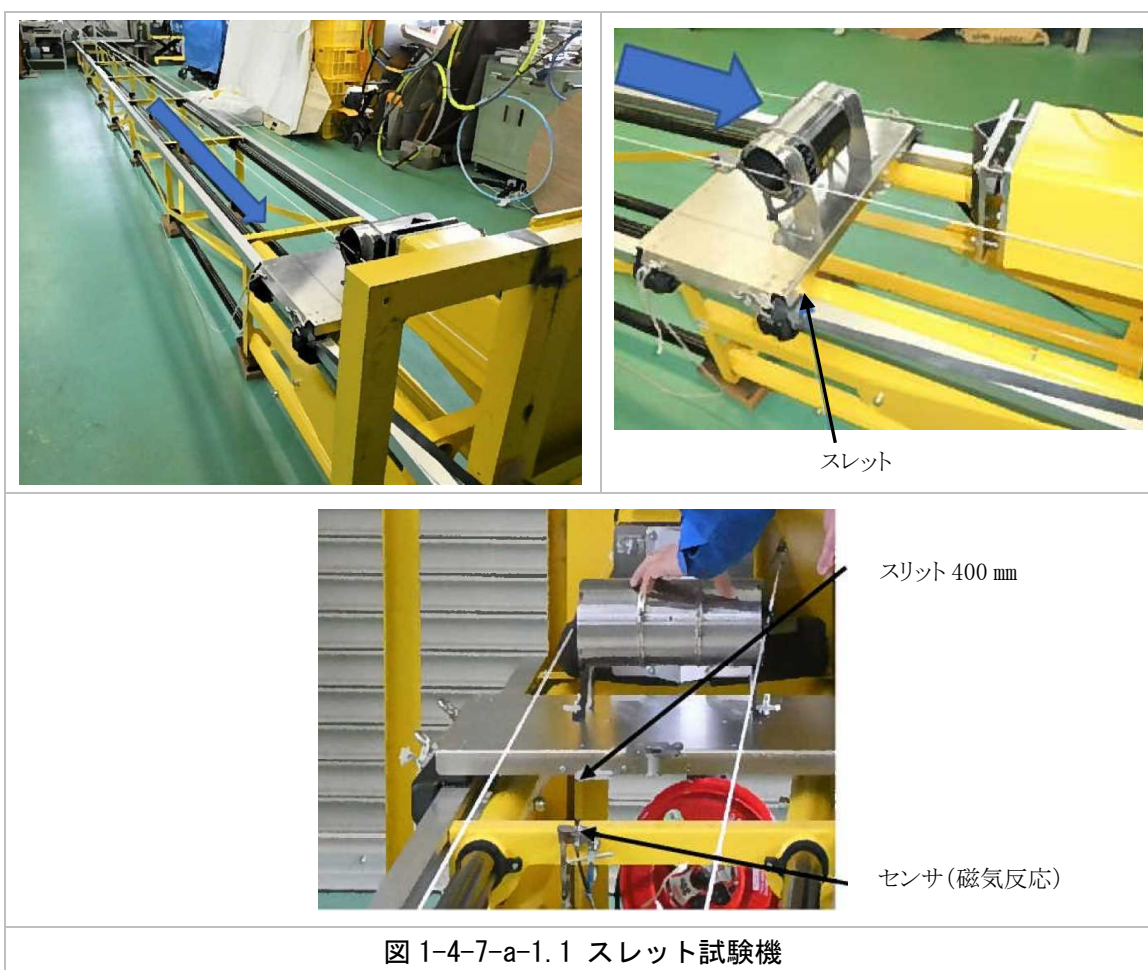


図 1-4-7-a-1.1 スレット試験機

### 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 平織クロスカーボンパイプを用いて、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。

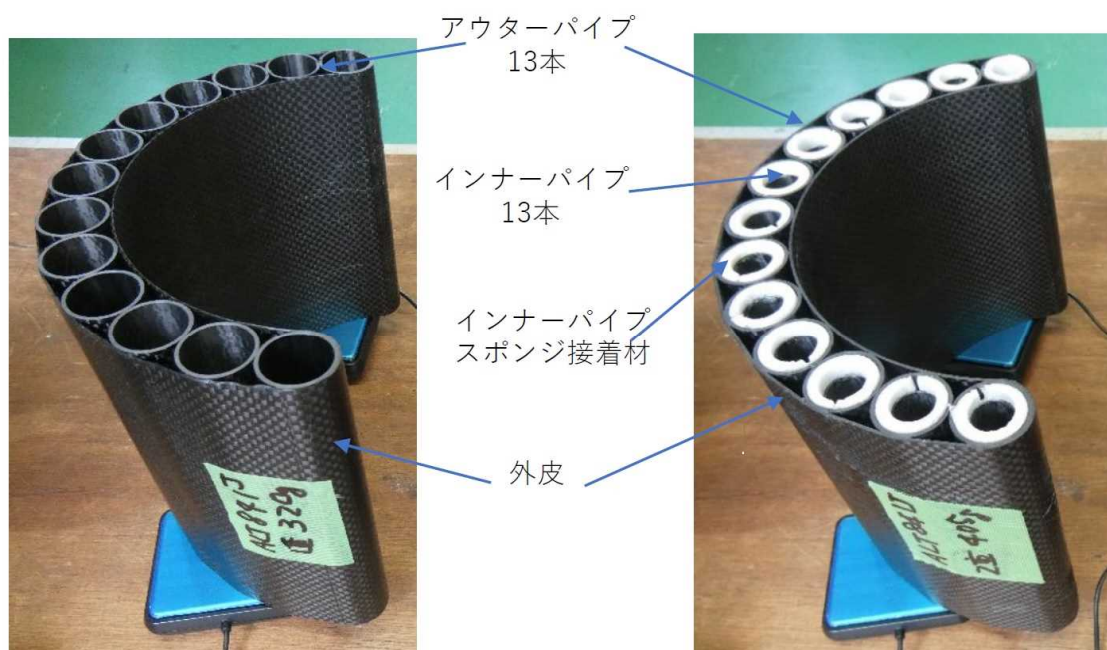


図 1-4-7-b.1 帝人エンジニアリング社製 6.8L 容器 (ALT841J) を対象とする保護材  
(左: 保護材 A、右: 保護材 B)

これらの保護材に、「1-4-4 高圧容器衝撃試験法」に述べる HYG E 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) HYG E 衝撃試験

HYG E 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。

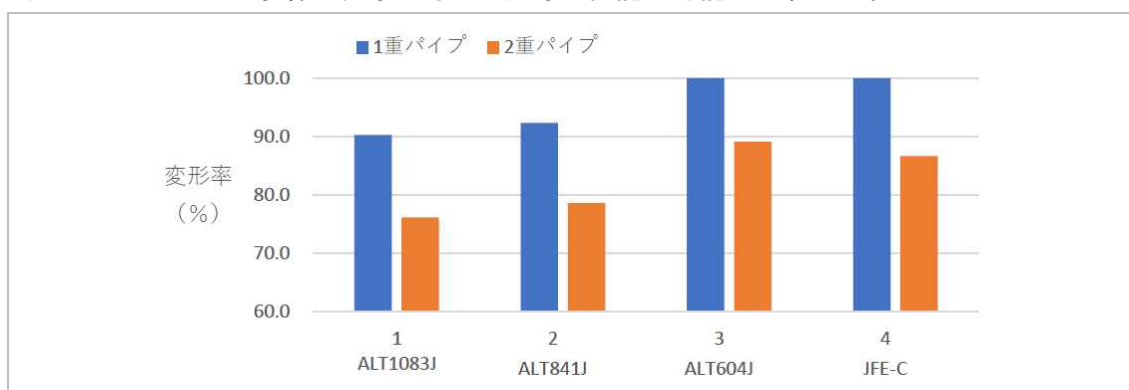


図 1-4-7-b-1.1 保護材の変形率

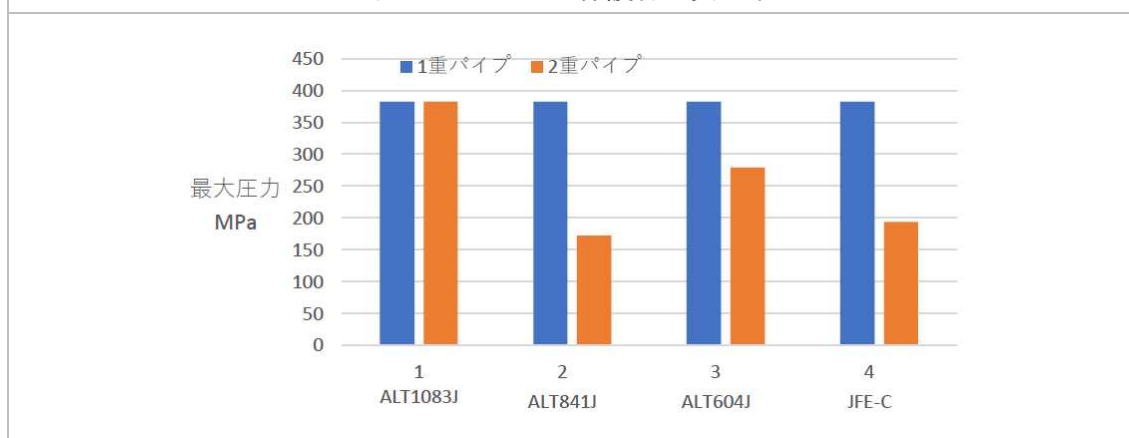


図 1-4-7-b-1.2 高圧容器の種類と最大圧力

## (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。

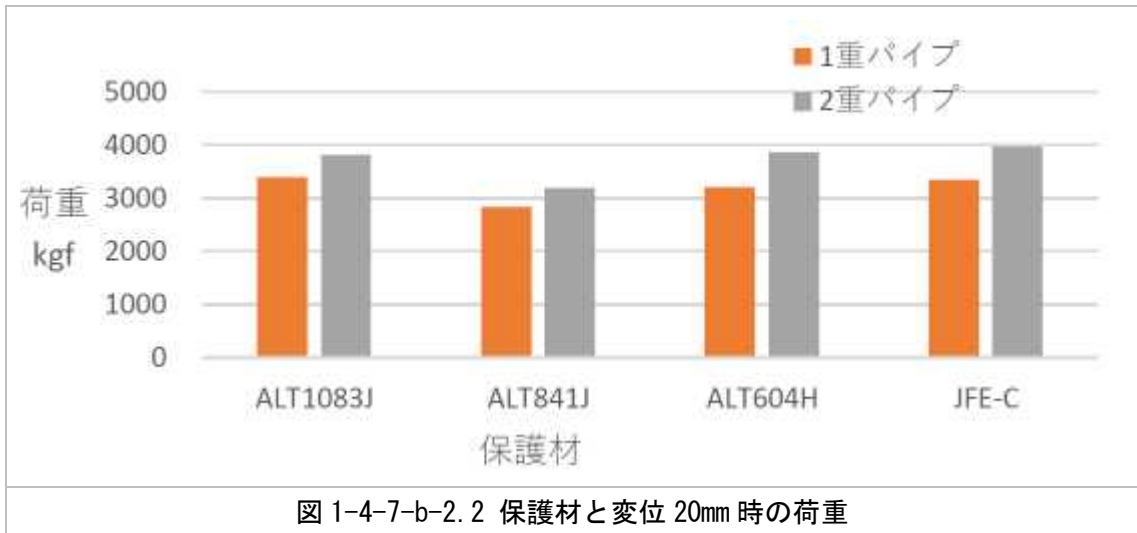


図 1-4-7-b-2.1 静負荷試験装置



結果は以下の通り。

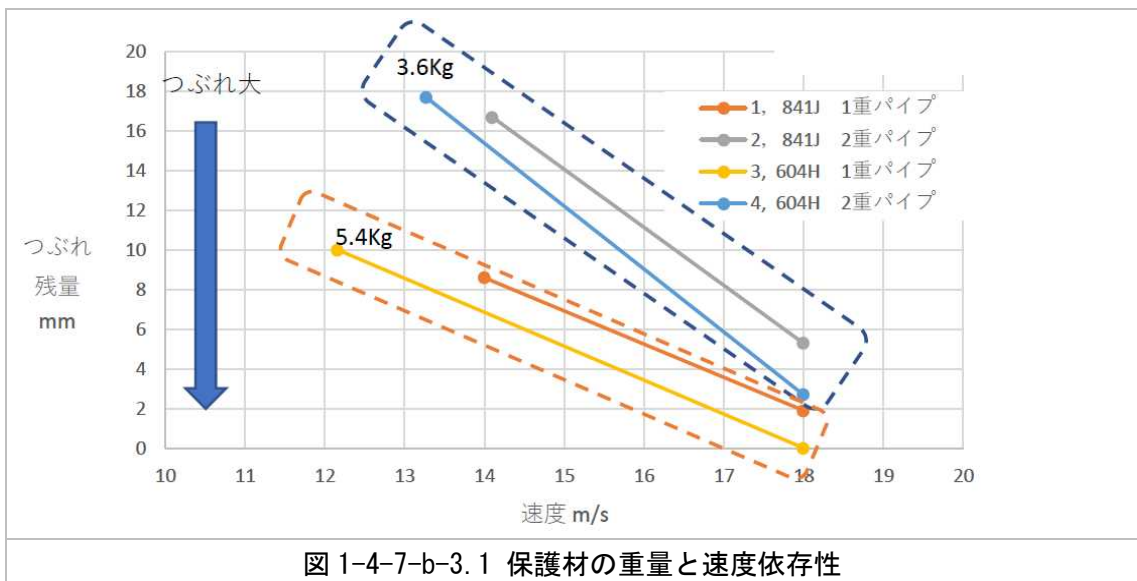
- ・保護材 B (2重タイプ) は荷重が 10~20%程度吸収力増大する (図 1-4-7-b-2. 2)。
- ・高圧ポンベの外径が小さいほど荷重が下がる傾向にあった。
- ・昨年の保護材の荷重は同条件で 1040~1700kgf であり、本年度の荷重のほうが高い傾向にあった。

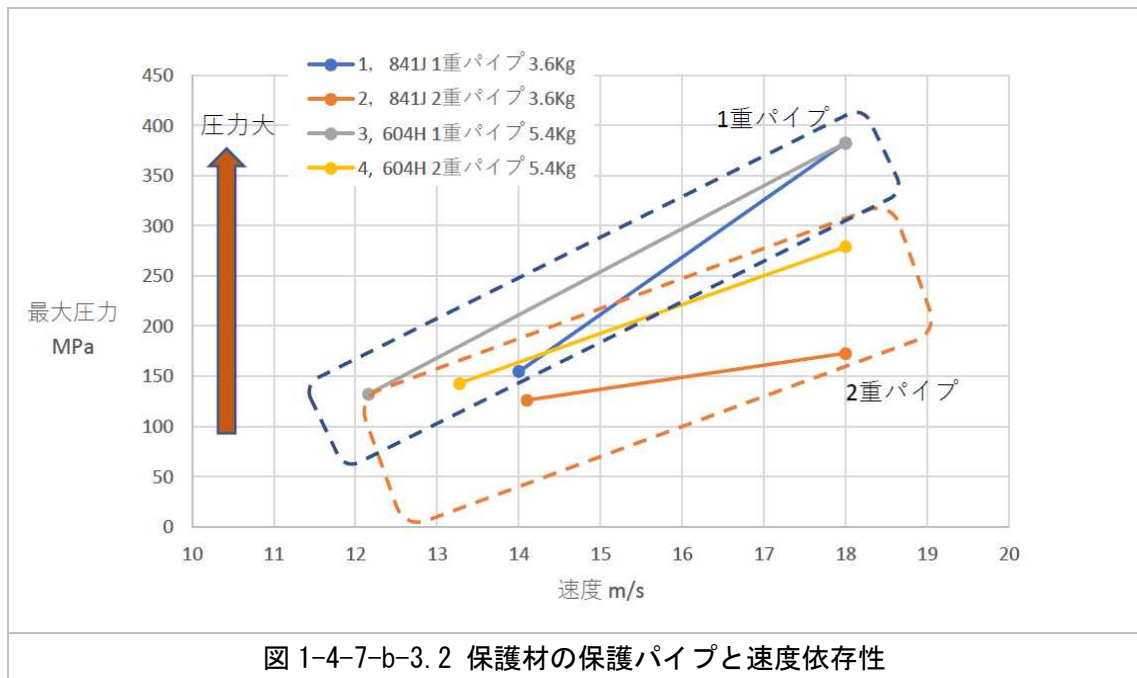


### (3) スレット試験

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)





(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、衝突試験後のポ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ポ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。

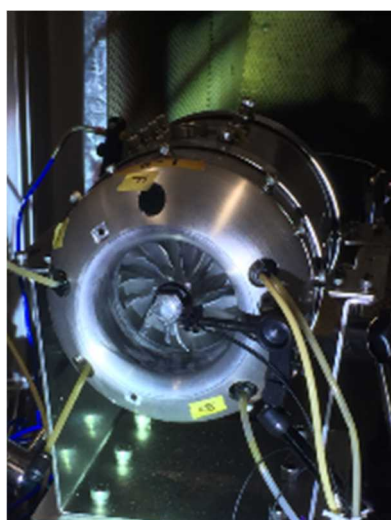


図 1-4-4-d-1.1 試験直後の  
エンジン吸い込み口付近

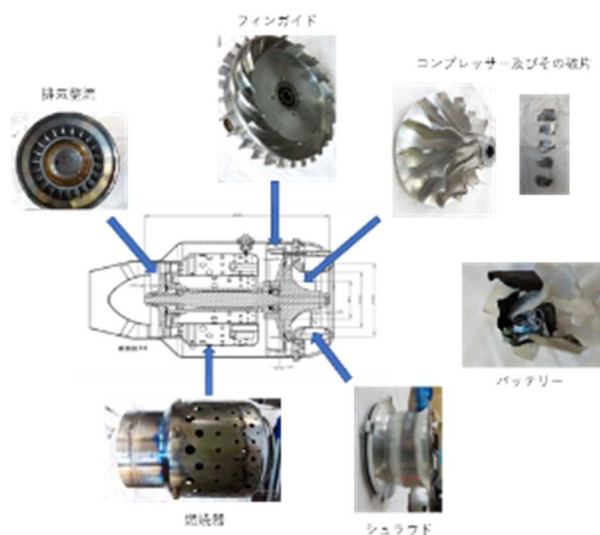


図 1-4-4-d-1.2 小型ジェットエンジン各部位  
とエンジン吸い込み口付近

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。

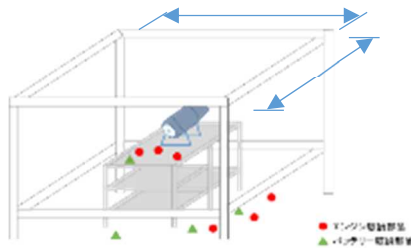


図 1-4-4-d-2.1  
破片の飛散状況



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)

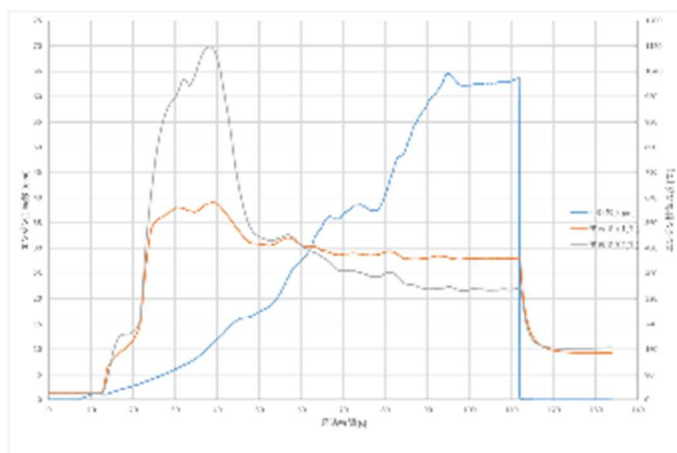


図 1-4-4-d-3.1 データロガーによる、試験時のエンジン回転数、温度、経過時間

### (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25kg級から150kg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	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 (FDW02)

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



### Means of Compliance

- For smaller UAS, reliability as a MoC is an effective way to demonstrate compliance
- We've had many applicants request to utilize reliability as means of compliance for TC's and 107 waivers
- D&R MoC utilizes verification & validation versus traditional  $10^{-6}$ -X probabilities

### 3 Elements of D&R MoC

- Durability & Reliability Demonstration**
  - Demonstrating UAS reliability commensurate with risk through testing
  - Test cycles representative of end state conditions
- Likely Failure & Specific Demonstration Tests**
  - Induced failures and specific tests where operationally-representative cycles alone may not provide sufficient detail
- Design Requirements Checklist**
  - Design requirements to mitigate additional hazards that cannot be mitigated by test alone

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
<b>テイルロータ</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>VTOL性能がよい</li> <li>低速性がよい。</li> <li>オートローテーション</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>ロータ機構が複雑</li> <li>吹き下ろし損失がある</li> </ul>
<b>テイルウイング(2発)</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>V/STOL性能がよい</li> <li>高速, 長距離性がよい</li> <li>吹き下ろし損失が少ない</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>テイルロータがある</li> <li>オートローテーションできない</li> <li>パン・ドア効果への懸念</li> </ul>
<b>テイルウイング(4発)</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>V/STOL性能がよい</li> <li>高速, 長距離性がよい</li> <li>吹き下ろし損失が少ない</li> <li>デッドウェイトがない</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>オートローテーションできない</li> <li>パン・ドア効果への懸念</li> </ul>
<b>テイル・マルチコプタ</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>遷移飛行が簡単。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>大推力が必要(ホバ)</li> <li>巡航抵抗増大する。</li> </ul>
<b>ハイブリッド</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>構造がシンプル。</li> <li>遷移飛行が簡単。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>デッドウェイトがある。</li> <li>巡航抵抗増大する。</li> </ul>
<b>テイルシッター</b> 	<ul style="list-style-type: none"> <li>構造がシンプル</li> <li>デッドウェイトがない。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>着陸時と巡航時の姿勢変化が大</li> <li>中から低速域の定常飛行困難</li> </ul>

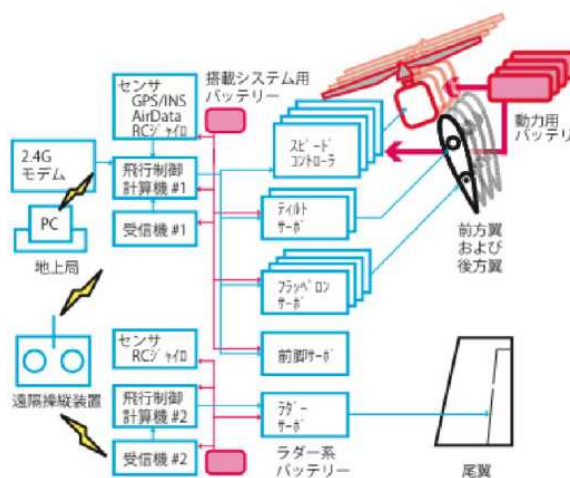


図 1-5-1-a. 5 QTW 無人航空機の制御系統



図 1-5-1-a. 6 QTW 無人航空機のグラウンドステーション

(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	
最大航続時間	30min	180min		
c) 気象条件	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	
	降雪	不可	不可	
雷	不可	不可		
d) 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  (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	
	運用員間 管制との連絡	簡易無線トランシーバ 電話による	→ (常時接続)	
g) 運用関連事項	人口密度	最大 10 人/km <sup>2</sup> 上空	DID 上空含む (4,000 人/km <sup>2</sup> 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。



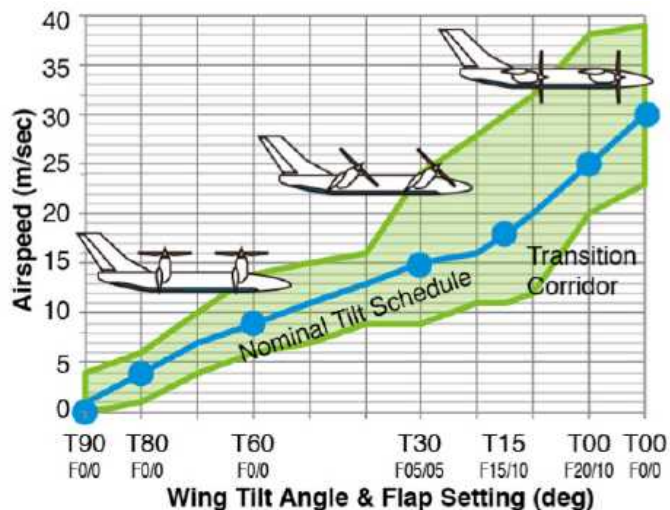


図 1-5-1-c. 1 QTW 無人航空機の運用限界速度

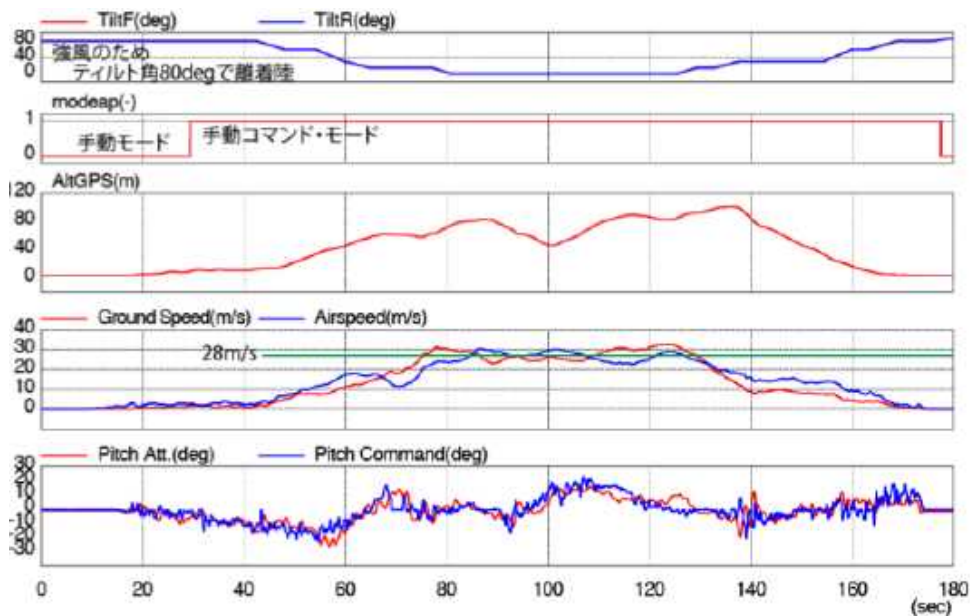


図 1-5-1-c. 2 QTW 無人航空機の飛行記録

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 無人航空機の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(m<sup>2</sup>)
- $\left(\frac{n}{S_s}\right)$  : 人口密度(人/m<sup>2</sup>)
- $EF$  : 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](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

$$V(t_1, t_2) [\text{人}] = \int_{t_1}^{t_2} v(t) dt$$

ここで

$t_1, t_2$  :  $0$  (離陸時刻)  $\leq t_1 \leq t_2 \leq T$  (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/m<sup>2</sup>]

$S(t)$  : 墜落時影響面積 [m<sup>2</sup>] (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。

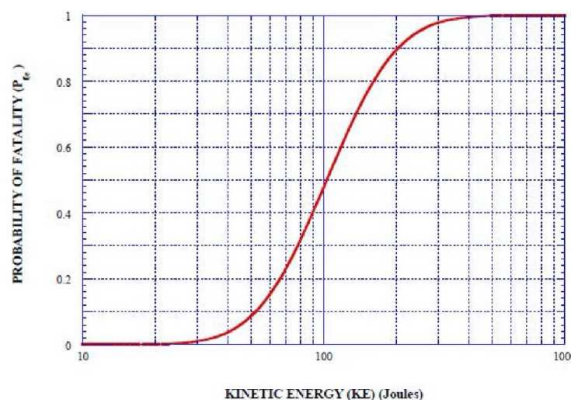


図 1-5-1-d.3 事故被害確率 (縦軸 : 墜落時事故被害率に相当、横軸 : 運動エネルギー)

(\*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 発ティルトウイング 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 発ティルトウイング 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 <sup>2</sup>	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 <sup>2</sup>	4.6	6.2	7.1	9.6	0.3	=pi*R <sup>2</sup>
墜落時影響面積	m <sup>2</sup>	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 <sup>2</sup> )	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 <sup>2</sup> )	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 <sup>2</sup> )	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
<b>1. 一般</b>				
(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		
<b>2. 飛行</b>				
<b>2-1. 一般</b>				
(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		
<b>2-2. 性能</b>				
(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	
<b>2-3. 飛行性, 操縦性, 安定性</b>				
(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)		
<b>3. 強度</b>				
(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		
<b>4. 設計および構造</b>				
(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		
<b>5. 動力装備</b>				
(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)		
<b>6. 装備</b>				
(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	
<b>7. 運用限界および飛行規程</b>				
(1)	運用限界として以下を設定すること。 <ul style="list-style-type: none"> <li>・対気速度限界</li> <li>・運用運動速度</li> <li>・形態変更許容速度(例:フラップ下げ速度)</li> <li>・最小操縦速度</li> <li>・重量及び重心位置</li> <li>・動力装置の運用限界</li> <li>・最小クルー数</li> <li>・運用様式限界</li> <li>・最大運用高度</li> <li>・耐空性を維持するための指示書(整備, 部品交換時期等)</li> </ul>	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 <ul style="list-style-type: none"> <li>・運用限界</li> <li>・不具合発生時の手順</li> <li>・通常時の手順</li> <li>・性能資料</li> <li>・積載に関する情報</li> </ul>	2)普通 N		
<b>そのほかの必要事項</b>				
	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

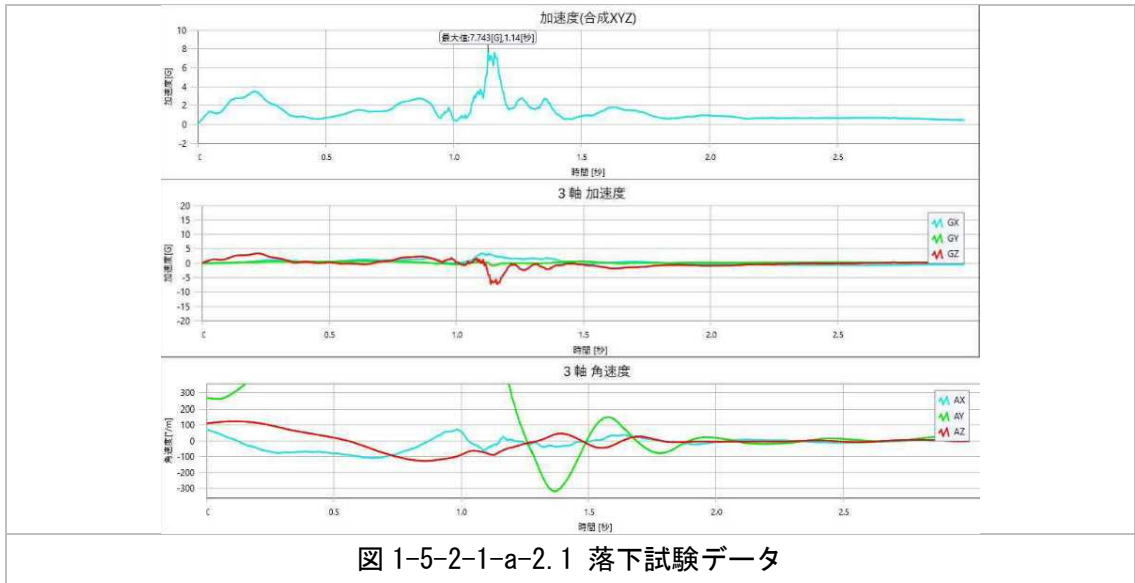
開発した落下受け止め試験装置は、図1-5-2-1-a-1のとおり。なお、本装置は汎用性及び利便性を追求し、①基礎工事など不要かつ、軽量で容易に設置・分解可能な構造（作業所要時間：設置20分、撤収10分）であり、②垂直から落下するドローン受止装置としての利用以外に、ネットの片バンクを倒すことで水平からの無人航空機の受け止め可能になるなど、ドローンネットとして活用できる多目的着陸装置となっている。



##### (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。

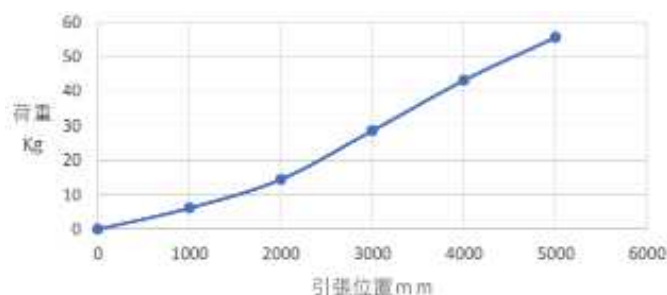


図 1-5-2-1-b-2.1 発射装置の位置と加重

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30km/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。

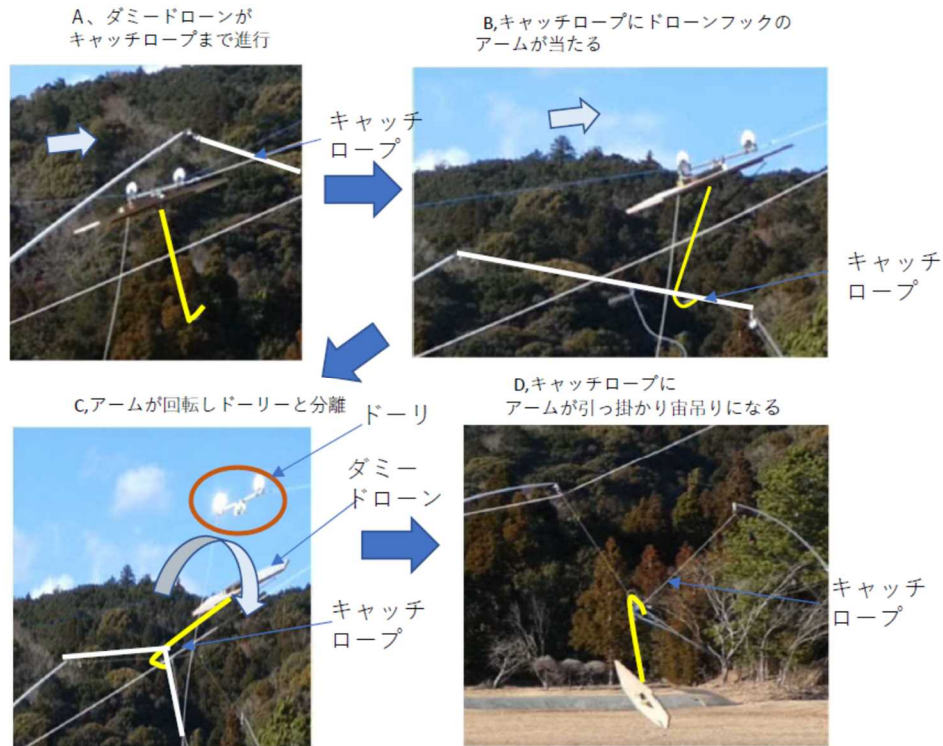


図 1-5-2-1-c-1.2 固定翼機キャッチ装置の仕組み

## (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。



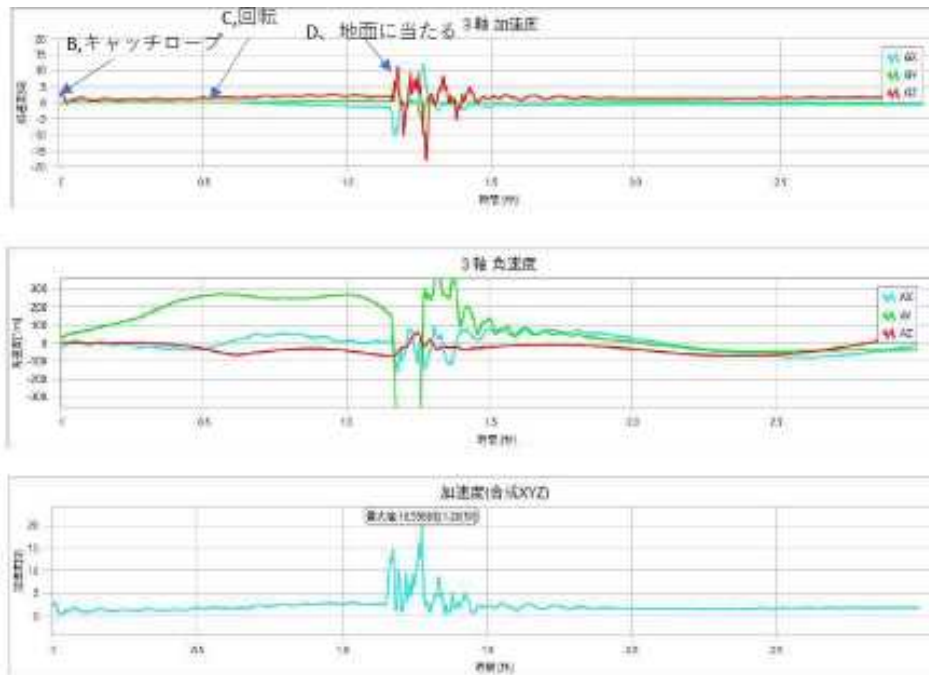


図 1-5-2-1-c-2.1 固定翼機キャッチ試験時の加速度等計測波形

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。

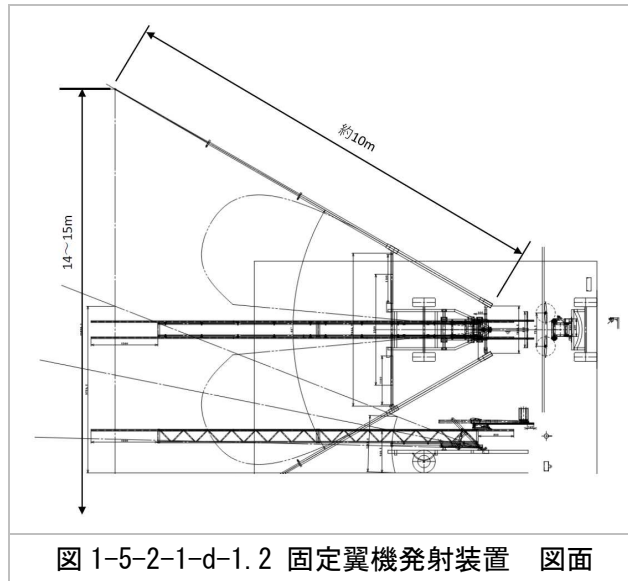
(1) 固定翼機発射装置開発

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。

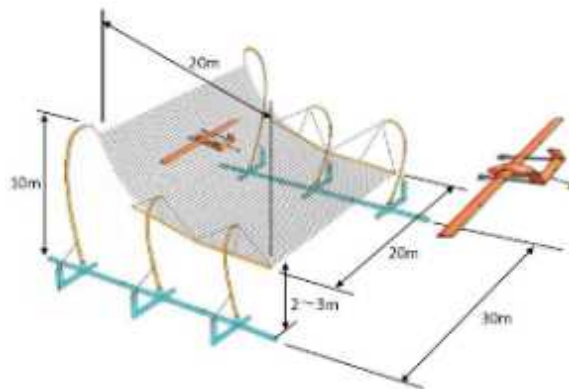


図 1-5-2-1-d-1.1 固定翼機発射装置 写真



(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、ポールの角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。



(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	0.7 mm 外径削り	↑	↑	↑	6.5	57.6	
③	初期品	↑	↑	↑	↑	6.5	91.6	
④	↑	↑	0.4 mm 外径削り	↑	↑	7.5	109.5	
⑤	↑	↑	0.6 mm 外径削り	↑	↑	8	135.5	
⑥	↑	↑		↑	↑	8.3 (最大)	129.0	
⑦	↑	↑		↑	↑	↑	121.0	
⑧	↑	↑	1.1 mm 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°

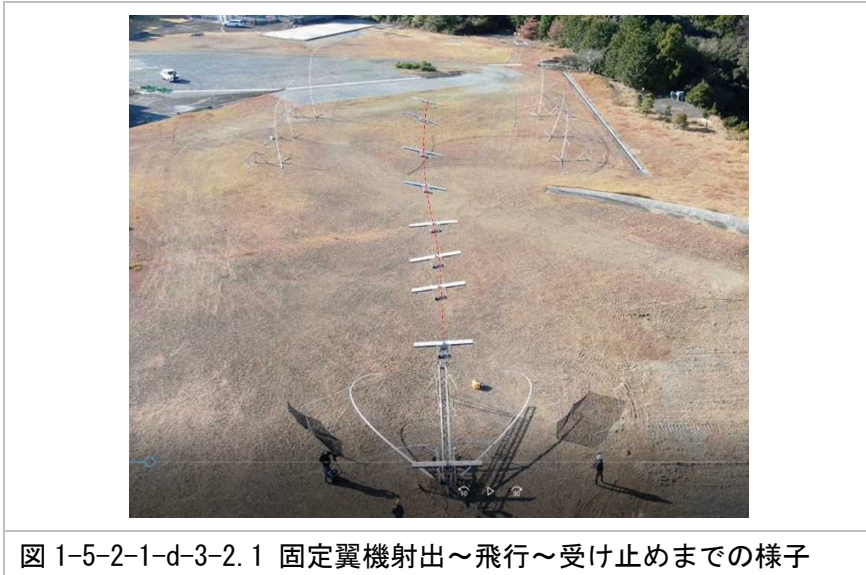


図 1-5-2-1-d-3-2.1 固定翼機射出～飛行～受け止めまでの様子

#### 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

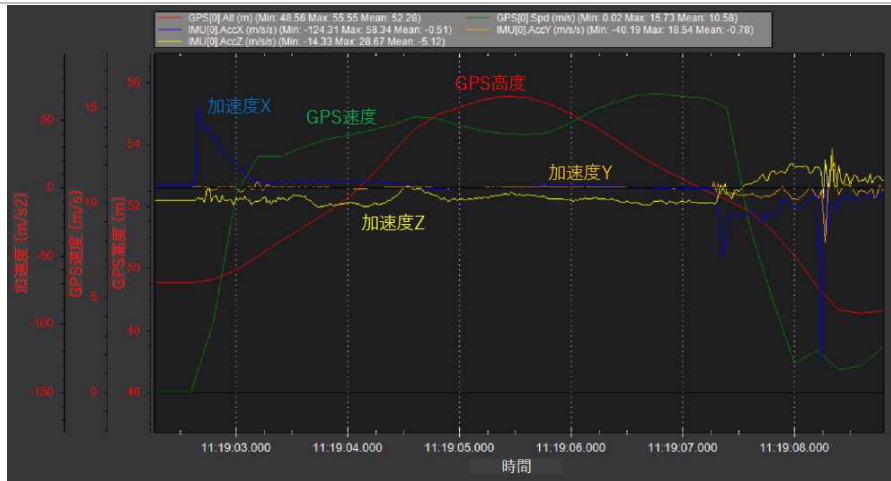


図 1-5-2-1-d-3-2.2 飛行時データ



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



### 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目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の開発を念頭に、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

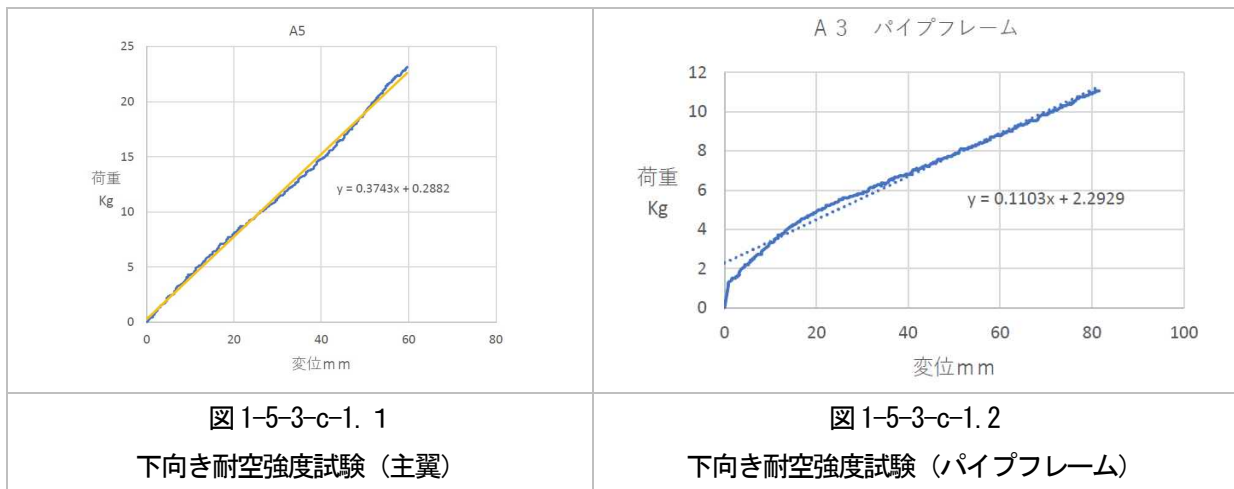
### 1-6-3-c 耐空強度試験結果

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。

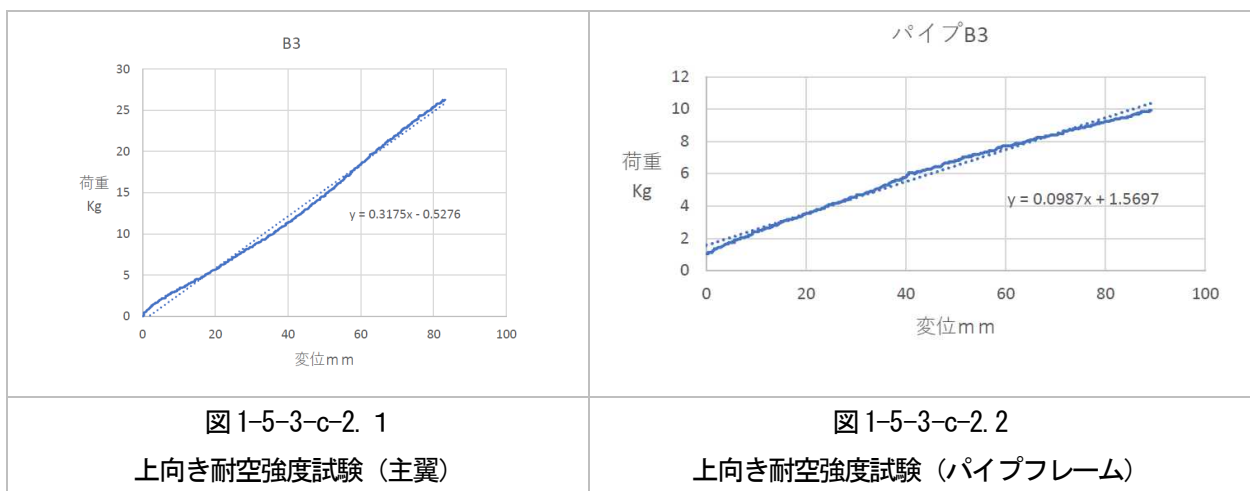
- ・ 20kgの負荷で50mmの変位、傾きは  $y = 0.3743x$
- ・ パイプ単品強度は同様に  $y = 0.1103x$  で主翼の1/3程度の強度
- ・ 強度的な余裕は残っている。



(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 <sup>2</sup> )	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 <sup>2</sup> )	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。

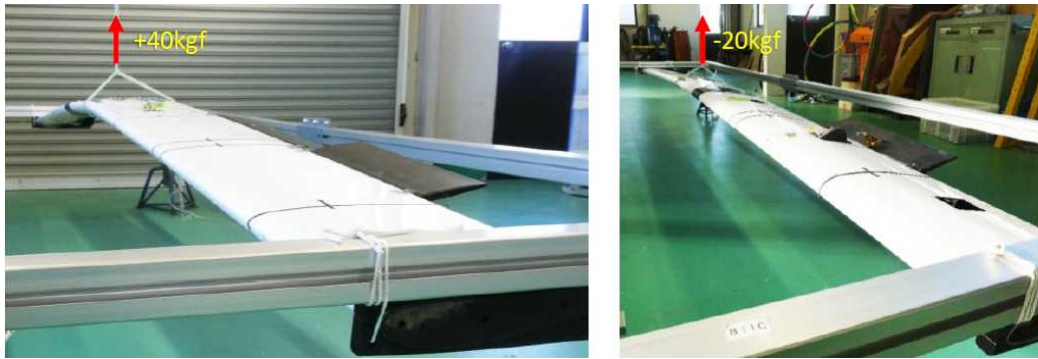


図 1-5-3-d-1.4 2号機の耐空強度試験の様子

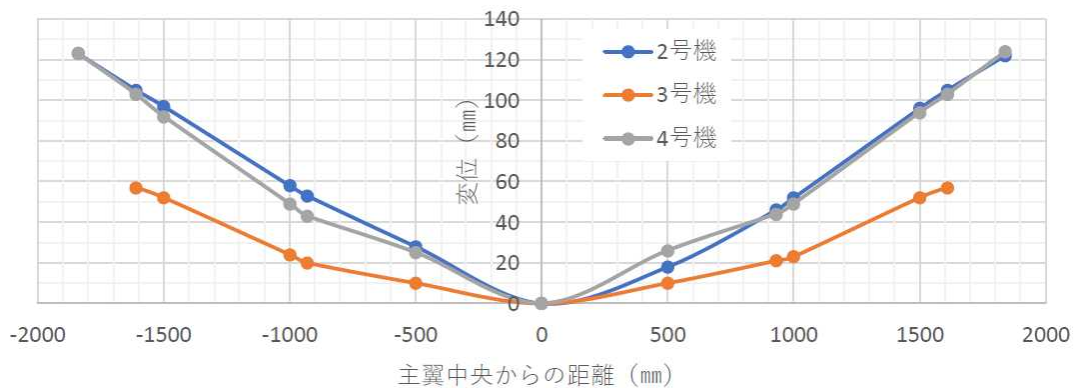


図 1-5-3-d-1.5 +40kgf 負荷時の主翼の変形

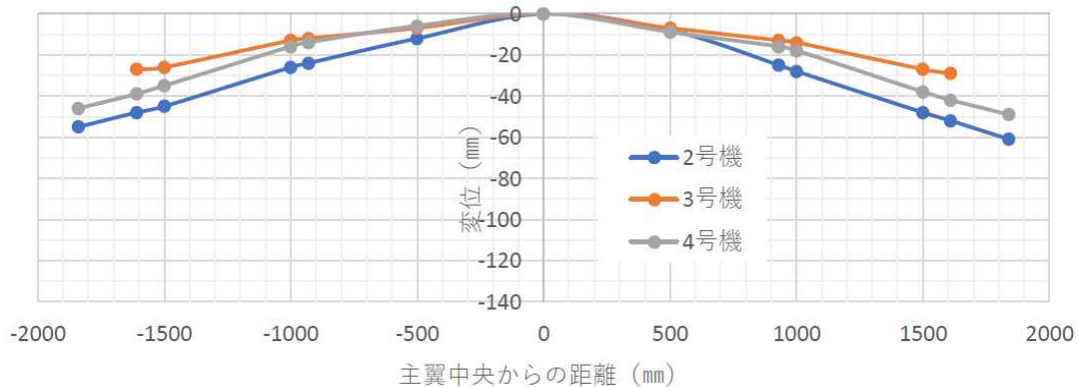


図 1-5-3-d-1.6 -20kgf 負荷時の主翼の変形

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が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

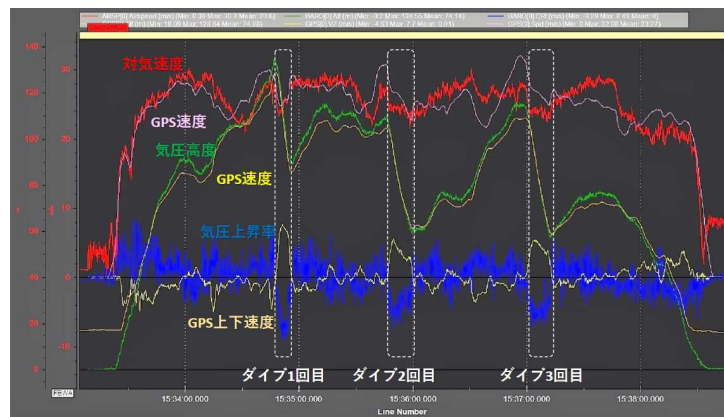


図 1-5-3-d-2-1.2 滑空試験データ

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

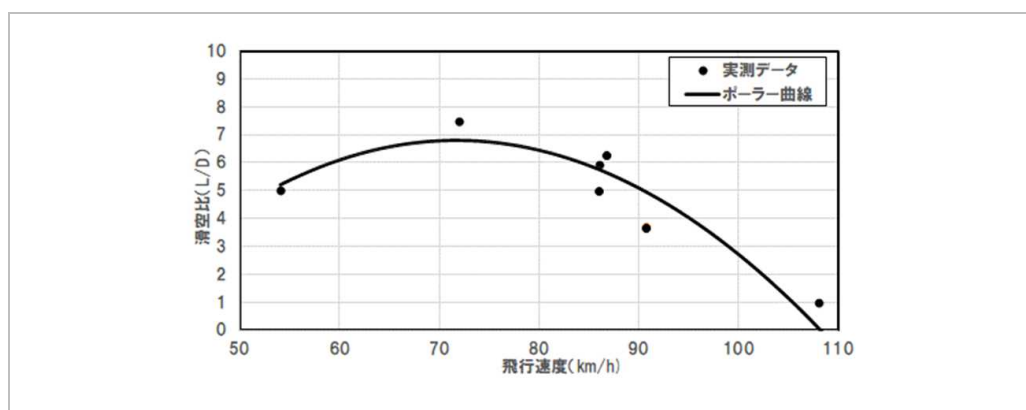


図 1-5-3-d-2-1.3 対気速度に対する滑空比の関係



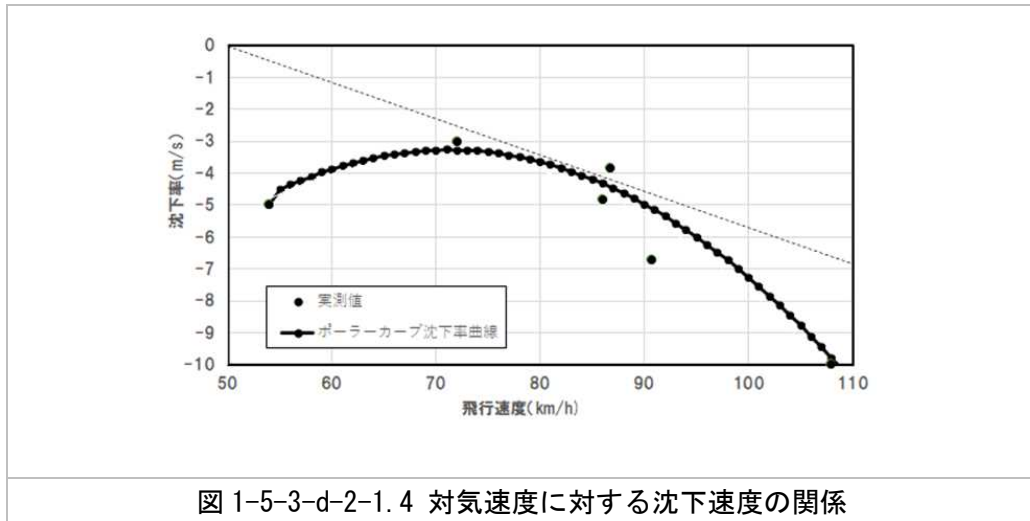


図 1-5-3-d-2-1.4 対気速度に対する沈下速度の関係

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旨とした。以下にその導出方法の詳細を示す。

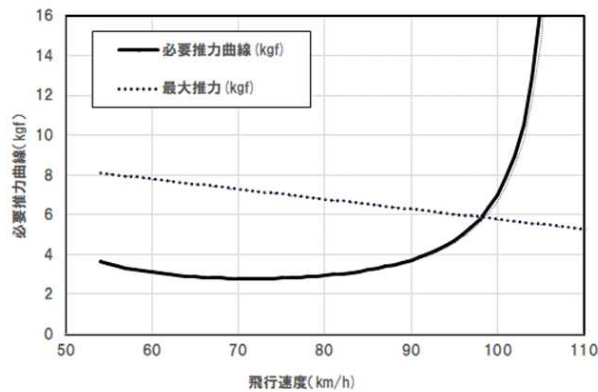


図 1-5-3-d-2-1.5 必要推力曲線

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。

$$D=C_D(1/2) \rho V^2S=T_r \quad \dots (1)$$

$$L=C_L(1/2) \rho V^2S=W \quad \dots (2)$$

L:揚力、D:抗力、T:水平飛行に必要な推力、W:重力、 $\rho$ :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  $\theta$  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、 $\omega$  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。

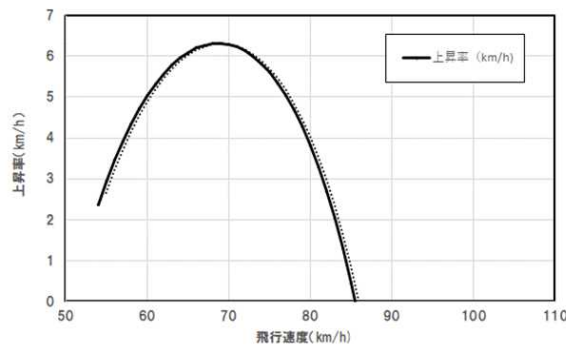


図 1-5-3-d-2-1.6 固定翼ドローンの上昇限界と速度の関係

## (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。

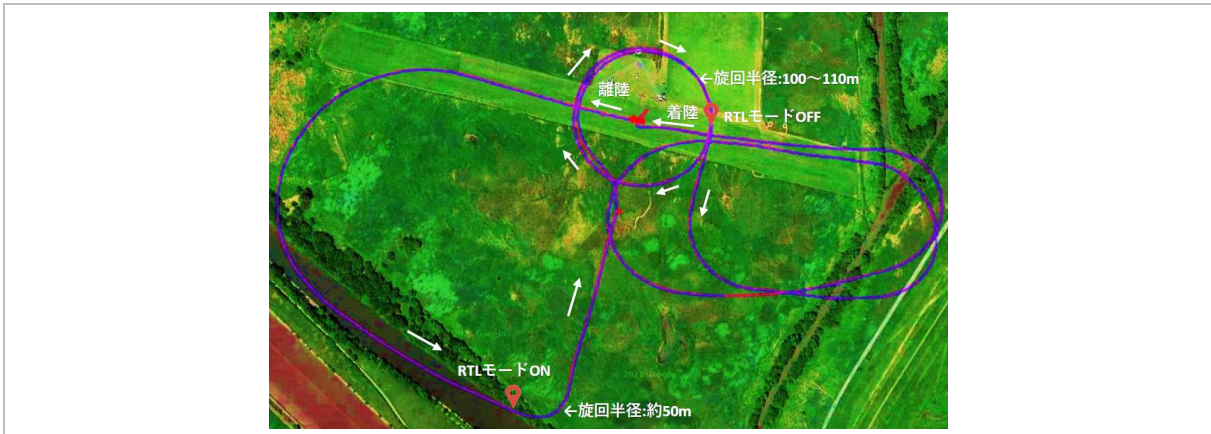


図 1-5-3-d-2-1.1 旋回試験（2回目）飛行コース

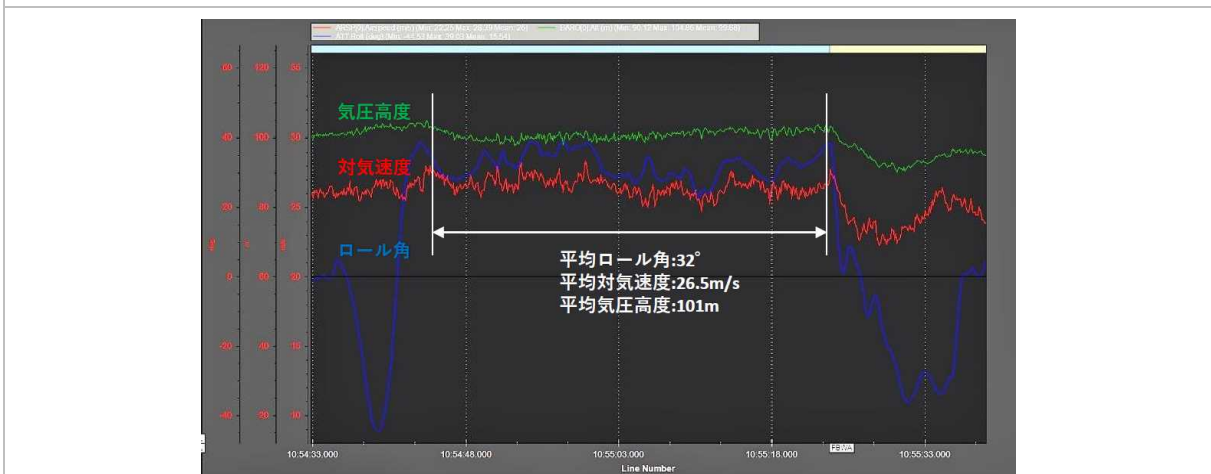


図 1-5-3-d-2-1.2 旋回試験（2回目）定常旋回中の高度、速度、ロール角計測値

### 【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)に着地するように、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。

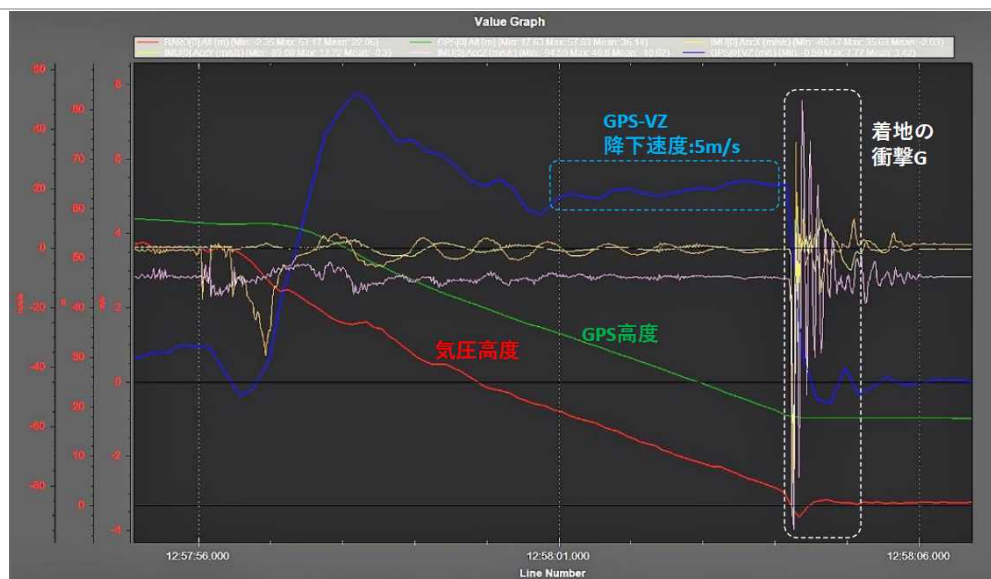
【2回目】

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も大きく、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



#### 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、ポラーカー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

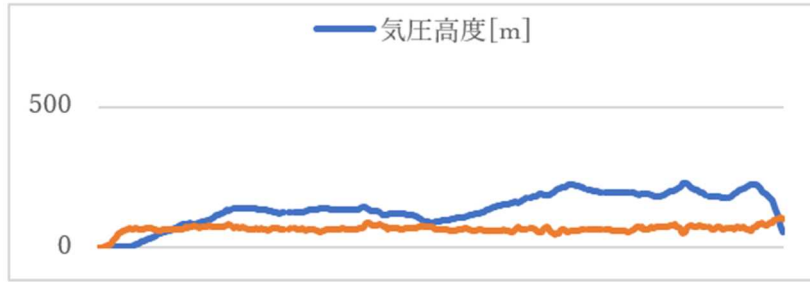


図 1-5-4-3 手動操縦時の高度と速度

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。

$$D=C_D(1/2)\rho V^2S=Tr \quad \dots (1)$$

$$L=C_L(1/2)\rho V^2S=W \quad \dots (2)$$

L:揚力、D:抗力、T:水平飛行に必要な推力、W:重力、 $\rho$ :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ーは、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。

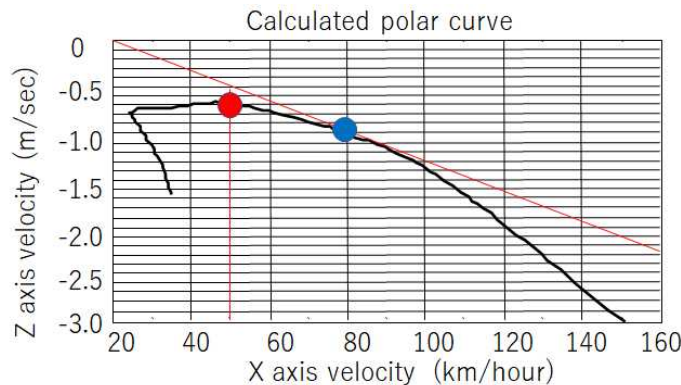


図 1-5-4-6 揚力抗力比曲線と裁量滑空速度（青丸）と最低沈下速度（赤丸）

次に、必要推力曲線を導出する。

(1)、(2) 式より、

$$Tr =W/(C_L / C_D) \quad \dots (3)$$

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 $\omega$ は、対気速度 V と上昇角 $\theta$ 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、

$$(Ta -D)V = WV\sin\theta \quad \dots (4)$$

となり、 $\omega$ は、

$$\omega=(Ta -D)V/W \quad \dots (5)$$

と上昇率の対気速度依存性が計算でき、 $\theta$ の対気速度依存性から上昇角が得られる。



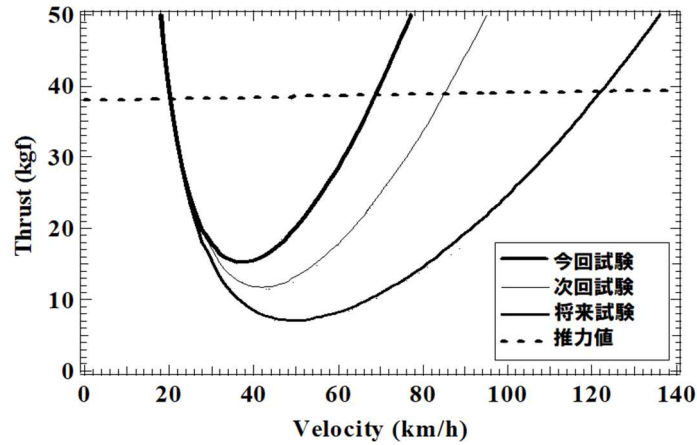


図 1-5-4-7 必要推力曲線と推力値

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。

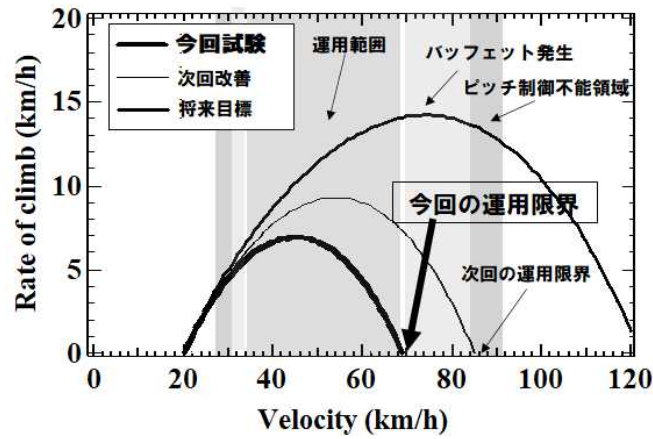


図 1-5-4-8 上昇率運用限界

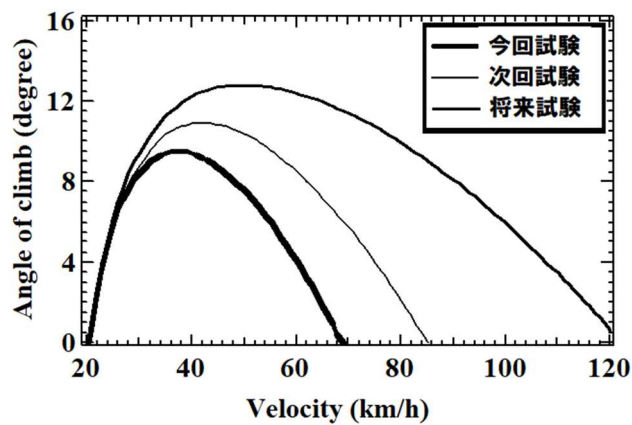


図 1-5-4-9 上昇角の速度依存性

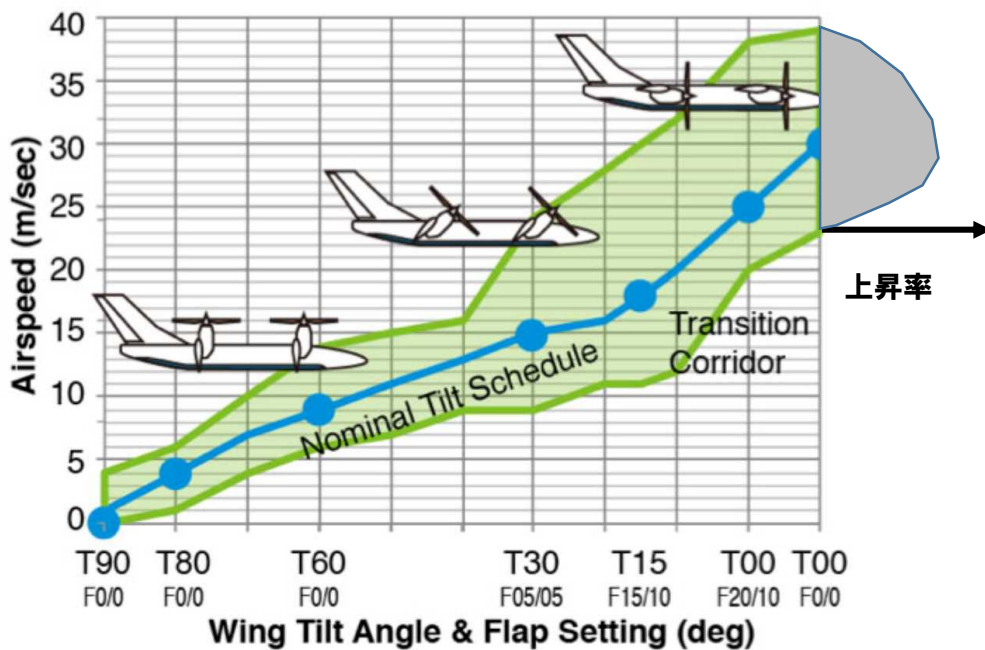


図 1-5-4-10 4 発ティルトウィング機の運用限界

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、この試験の不安全的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。

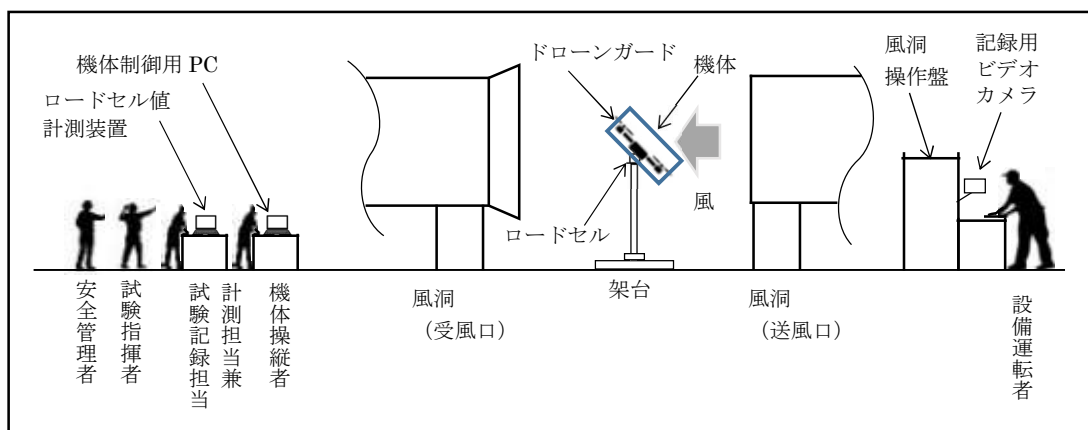


図 1-5-5-1 試験の概念図

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 <ul style="list-style-type: none"> <li>・風速</li> <li>・流体の流れ方向に対する機体角度 (入射角)</li> <li>・ドローンガード (3種類)</li> </ul> ※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

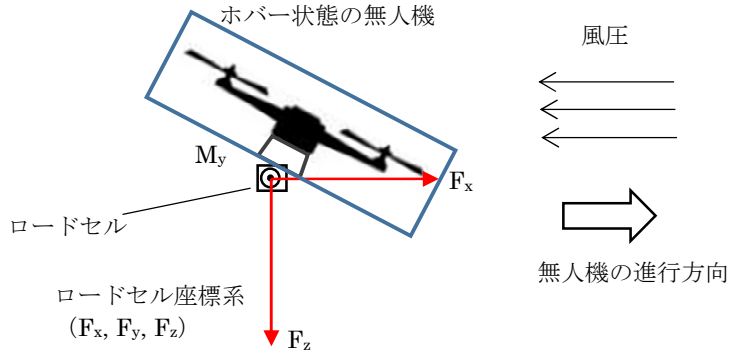


図 6-2 架台のロードセルの座標と絶対座標の関係

この図では、機体は進行方向に対して $\theta^\circ$ 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 $f_x$ 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
$\rho$	: 空気密度 [kg/m <sup>3</sup> ]
$A$	: 進行方向から見た前面投影面積 [m <sup>2</sup> ]
$v$	: 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。

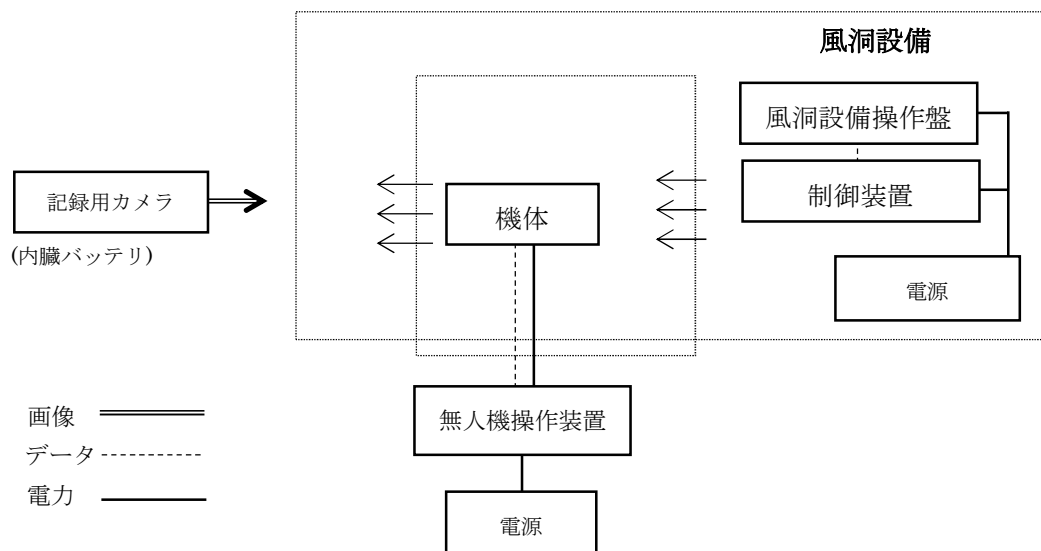


図 1-5-5-3 試験系のシステム構成

### (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)	<ol style="list-style-type: none"> <li>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 (<math>F_z = 0</math>) を作り、その時の <math>F_x</math> を計測する。</li> <li>計測された <math>F_x</math> から空気抵抗値 <math>C_d</math> を算出する。(算出方法は図 1-5-5-2 を参照)</li> </ol>

#### < 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。



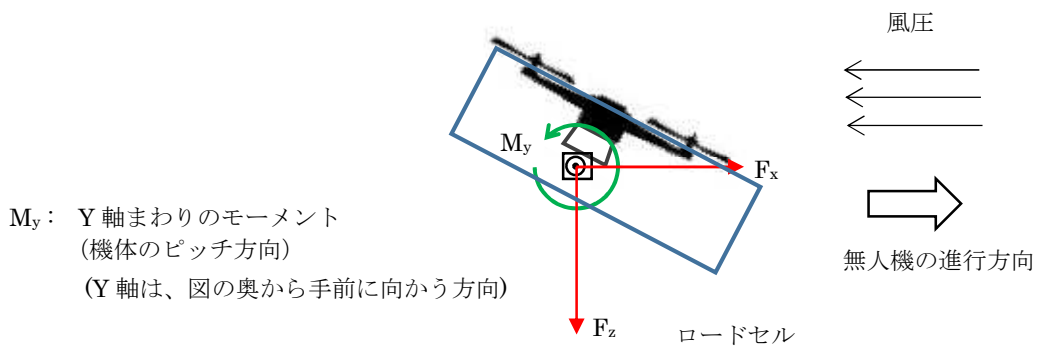


図 1-5-5-4 Y 軸まわりのモーメントの計測

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

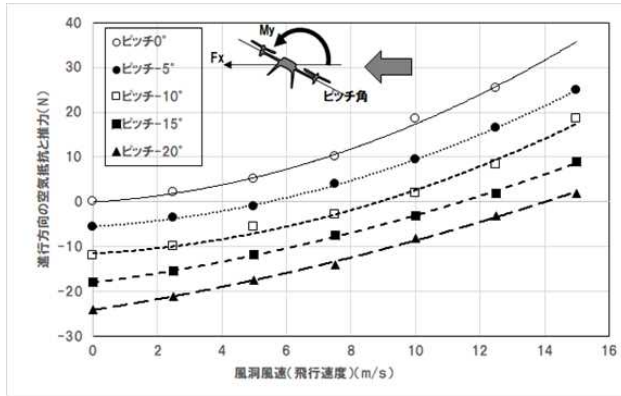


図 1-5-5-7 ドローンの水平速度限界計測結果

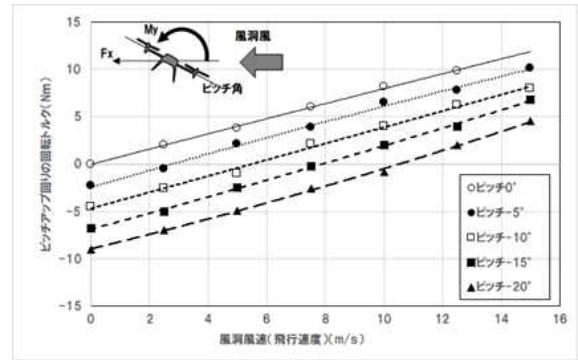


図 1-5-5-8 速度限界時のピッチ上げトルク発生

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  $20^\circ$  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  $20^\circ$  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 キャンバー、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。

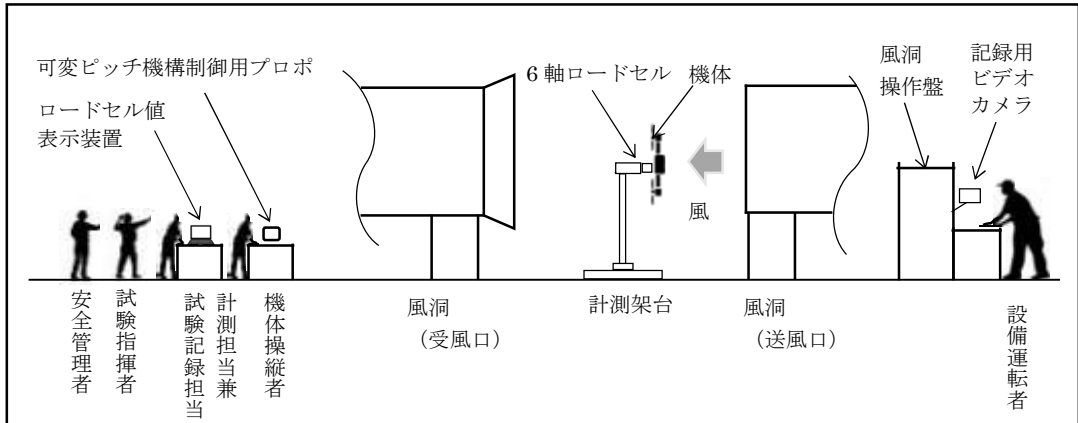


図 1-5-6-1 試験の概念図

(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。

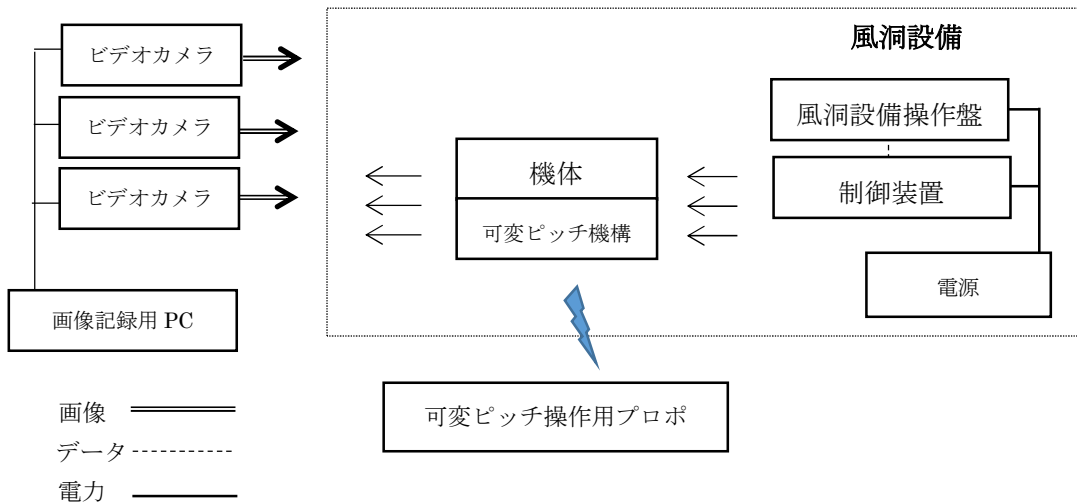


図 1-5-6-2 試験系のシステム構成

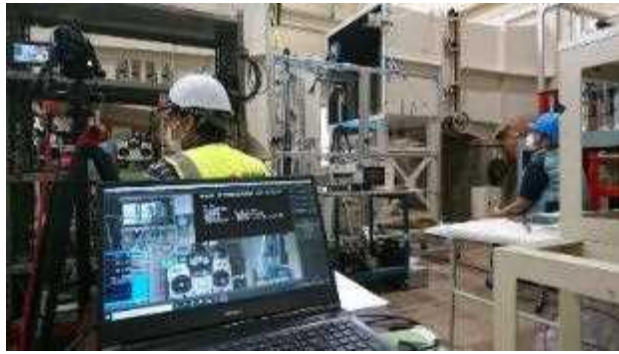


写真 1-5-6-2-1 試験装置全体図

(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)

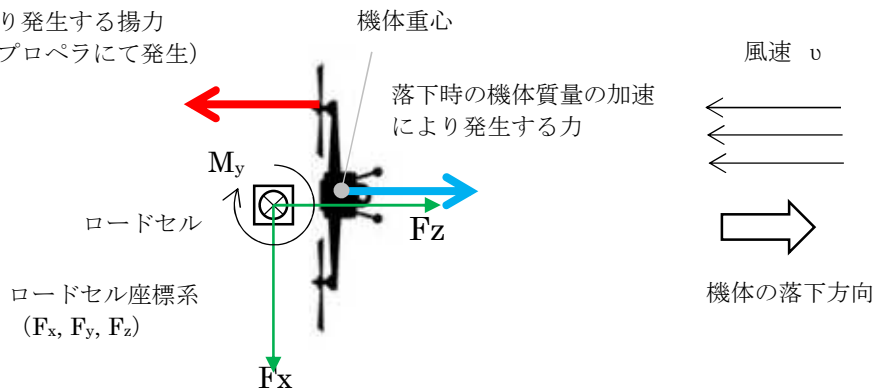


図 1-5-6-3 落下時の機体に働く力の関係

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



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

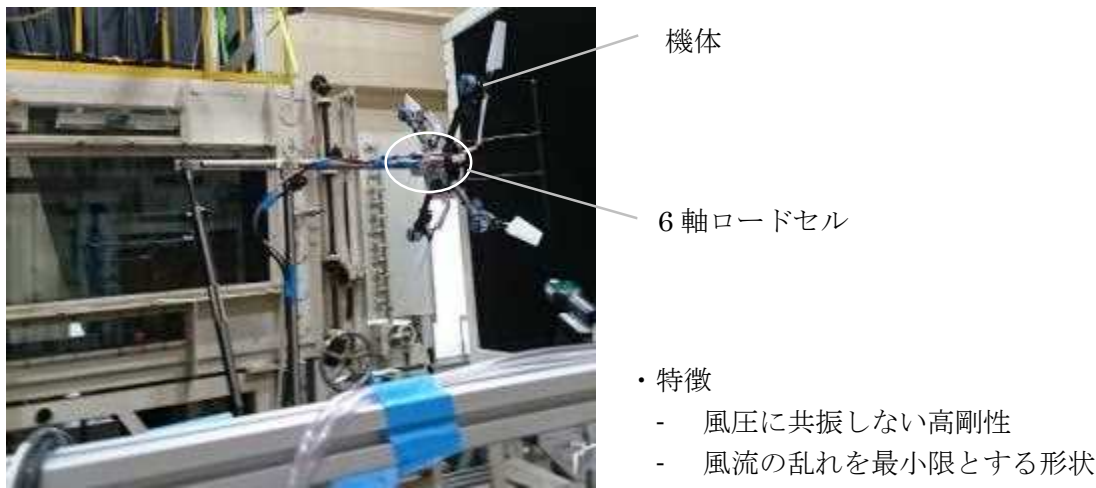


写真 1-5-6-2 計測架台

## 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 Fx  
Ch. 3 Fz  
Ch. 5 My  
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

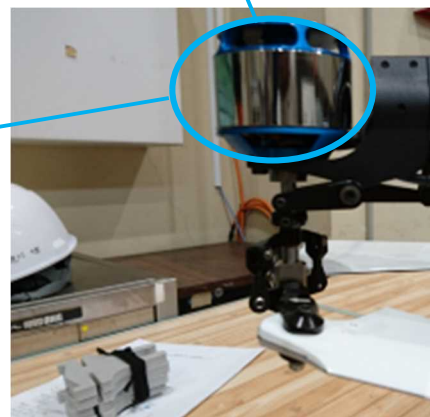


写真 1-5-6-5 回転数計測用装置

## 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 (1台)

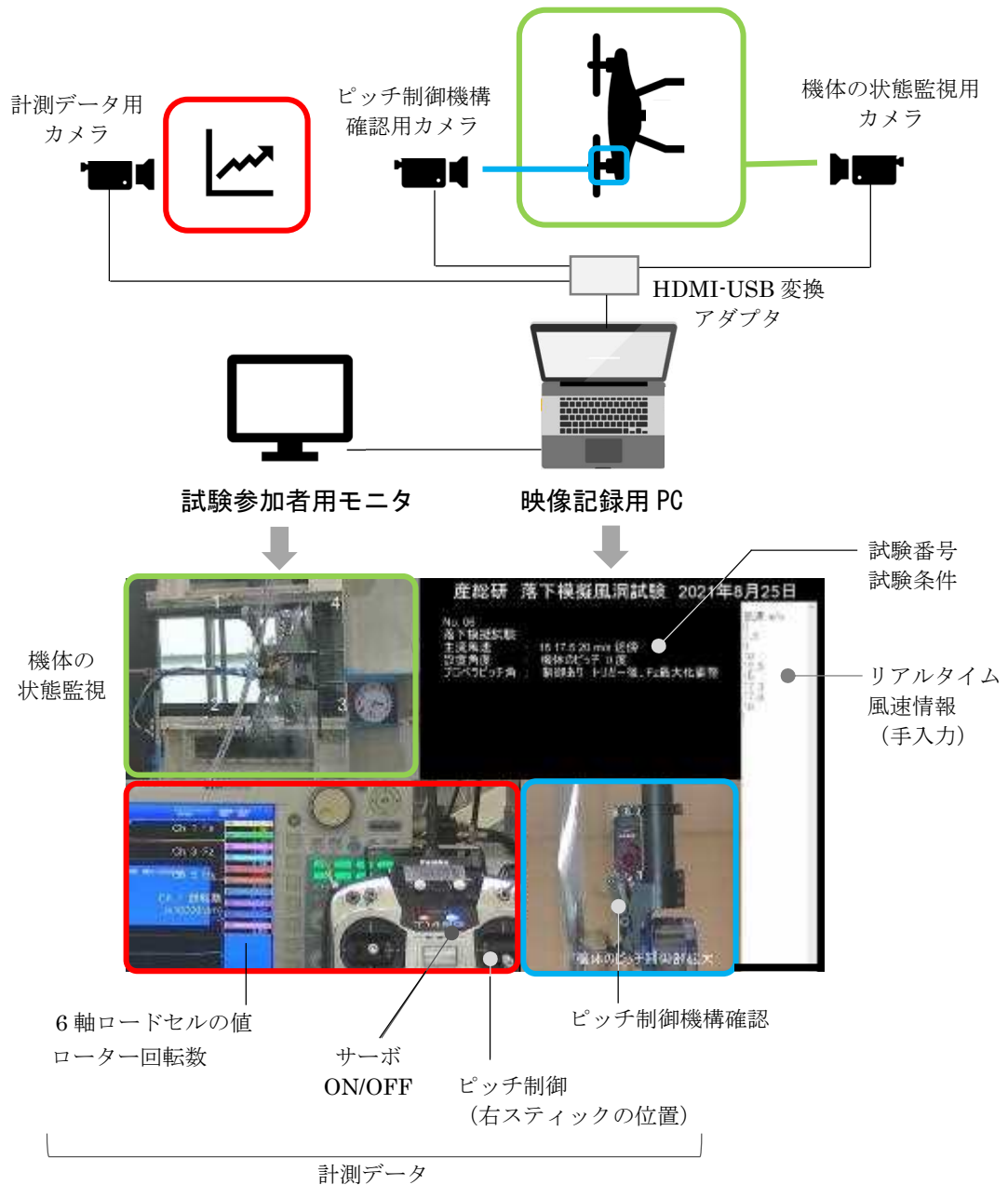


図 1-5-6-4 試験記録用機材一式と記録画面 (動画)

## 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

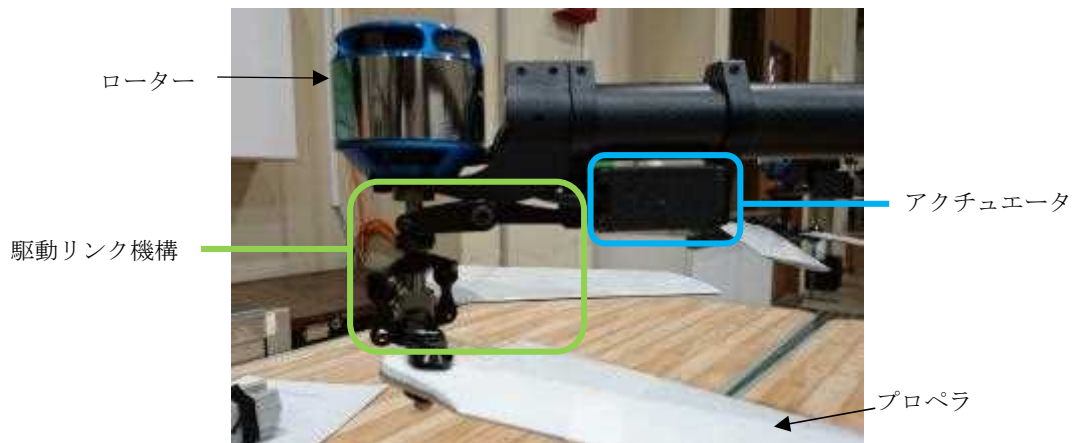


写真 1-5-6-2-2 ピッチ可変機構

## 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。

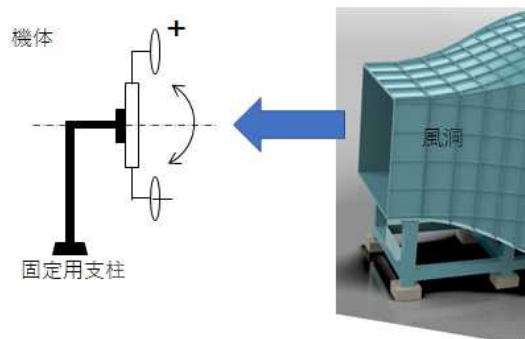


図 1-5-6-5 風洞を用いた落下姿勢復元回転トルク計測法の開発

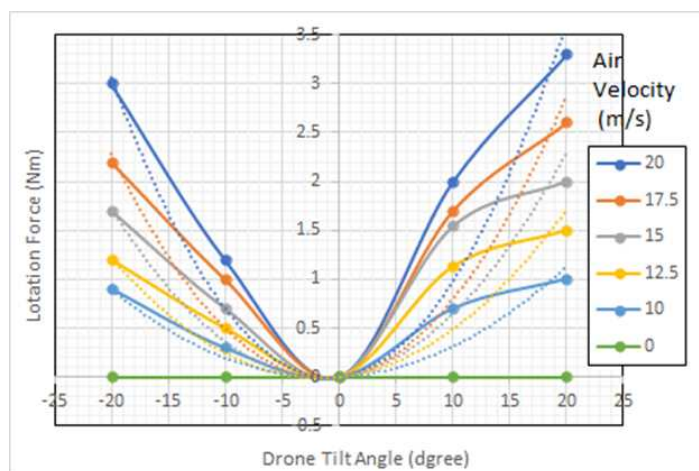


図 1-5-6-6 計測された落下姿勢復元力

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に性能評価手法の開発において、無人航空機のホ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、変動風の変動速度成分を流れ方向 $U$ 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±60mm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±1m/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

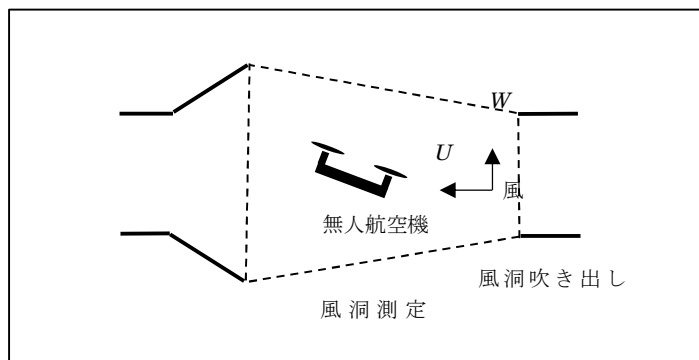


図1-5-7-a-4 変動風の変動速度成分 $U$ と $W$ の概念図

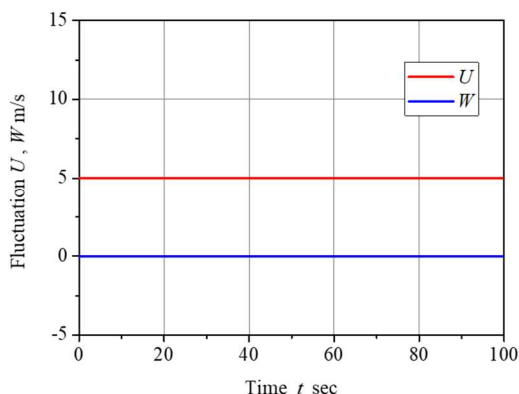


図1-5-7-a-5 乱れの無い $U$ 成分のみの流れ

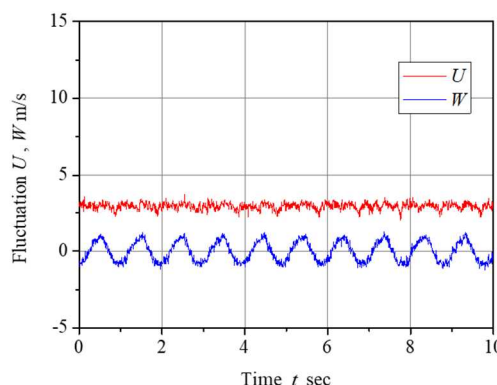


図1-5-7-a-6 同位相変動

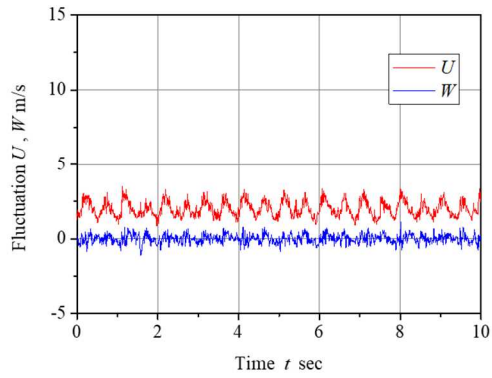


図 1-5-7-a-7 逆位相変動

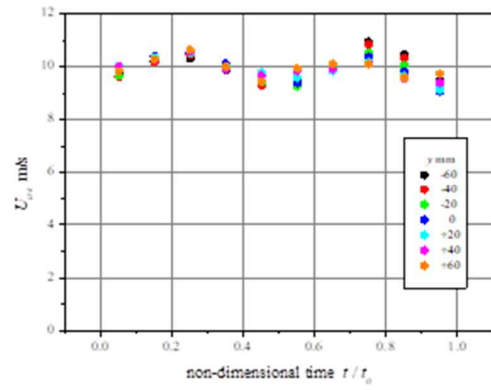


図 1-5-7-a-8 変動翼 1 周期の風速の変化

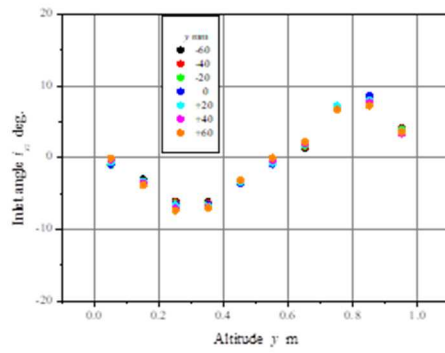


図 1-5-7-a-9 変動翼 1 周期の入射角の変化

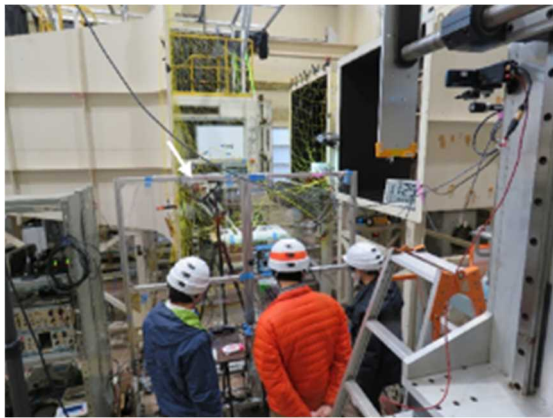


図 1-5-7-a-10 風洞測定部



図 1-5-7-a-11 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「建造物の近隣や内部・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<sup>1</sup>。

#### ・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<sup>2</sup>。低空域を飛行するドローンは、さまざまな建屋や金属建造物に近接する機会が多い。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。建築物や建造物、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

<sup>1</sup> 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。

<sup>2</sup> 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向を決定している。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。

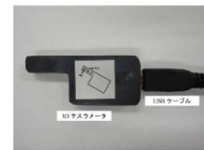
- ◆ 周波数レンジ：9KHz～6.2GHz。入力レベル：+20～-160dBm。
- ◆ スパン全域 2 回/秒の高速掃引が可能。
- ◆ 40MHz 帯域幅のワイドバンド・ベクトル解析が可能。
- ◆ 27  $\mu$ s 信号捕捉率 100%。



・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  $\mu$ T 以上。最大計測値は 500  $\mu$ 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： $\pm 0.3$ 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	大分県中央空港	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

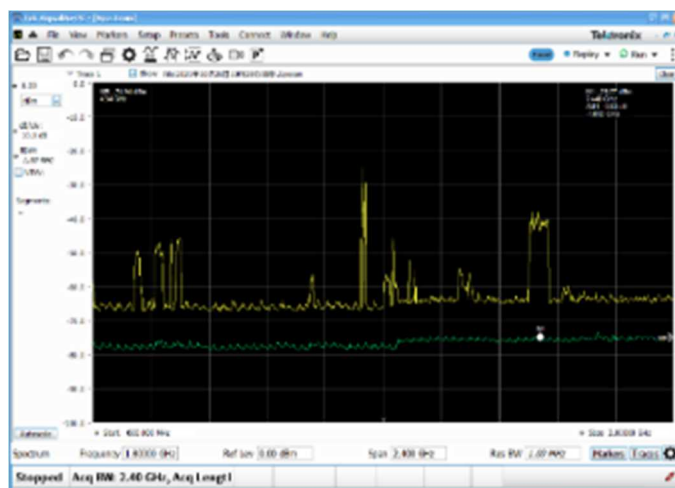


図 1-6-1-1 電波の強度分布の例（大型プラント近傍上空）

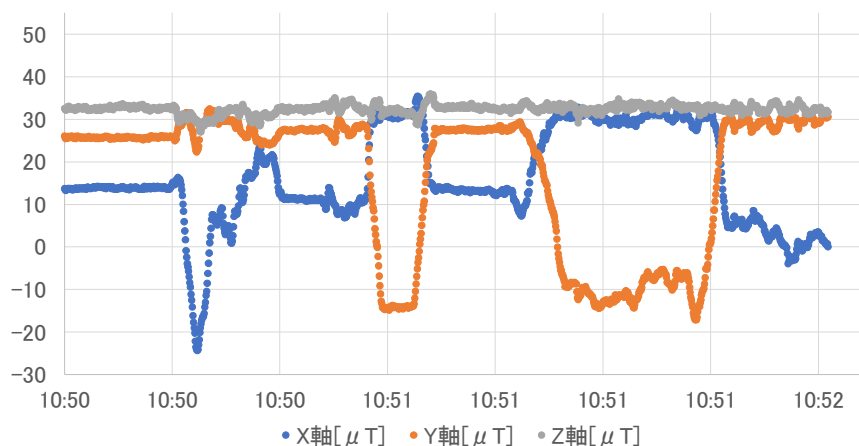


図 1-6-1-2 磁気センサ出力例（橋梁下の往復）

#### ・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）。

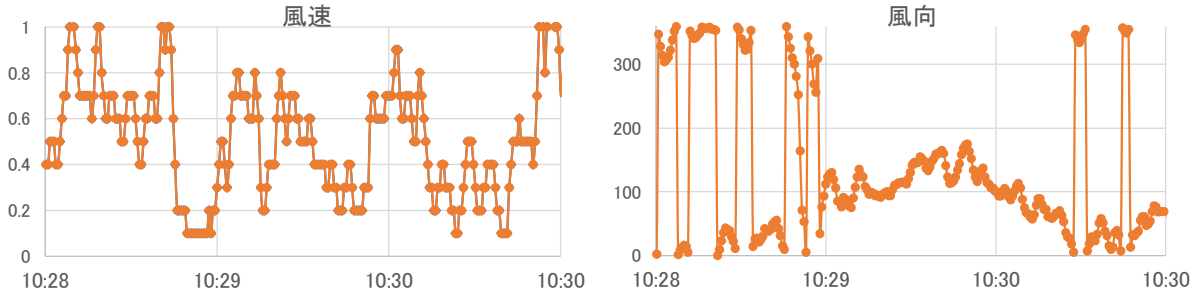


図 1-6-1-3 風速センサの出力例（トンネル内外での計測）

(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<sup>3</sup>。同テントを用いた実験系の概要を図 1-6-1-4 に示す。

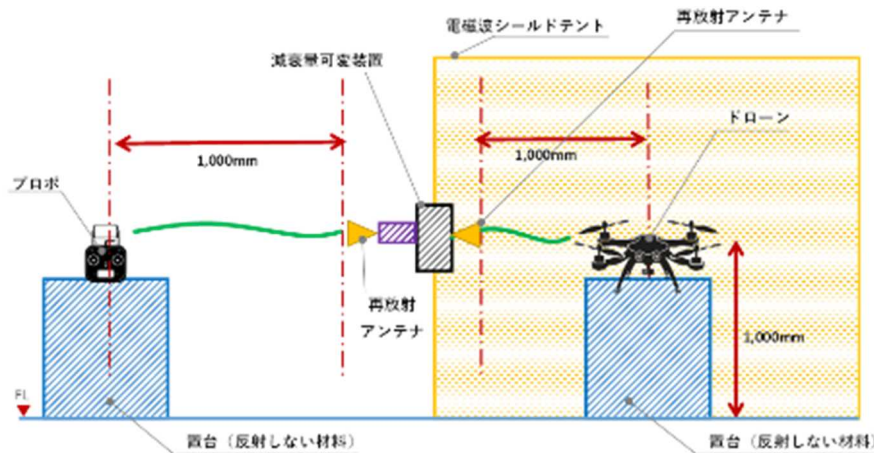


図 1-6-1-4 減衰量可変型電磁波シールドテントを用いた実験

<sup>3</sup> 「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<sup>4</sup>。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

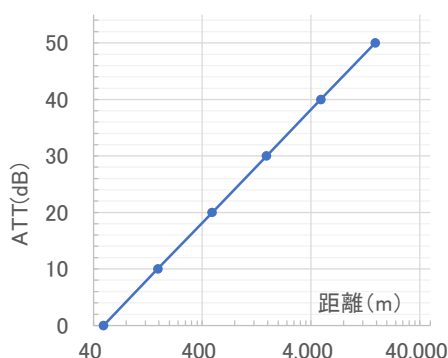


図 1-6-1-5 ATT 設定値と相当する伝搬距離 (プロット)

・ 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<sup>5</sup>。

- ◆ 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。

<sup>4</sup> 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。

<sup>5</sup> 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。

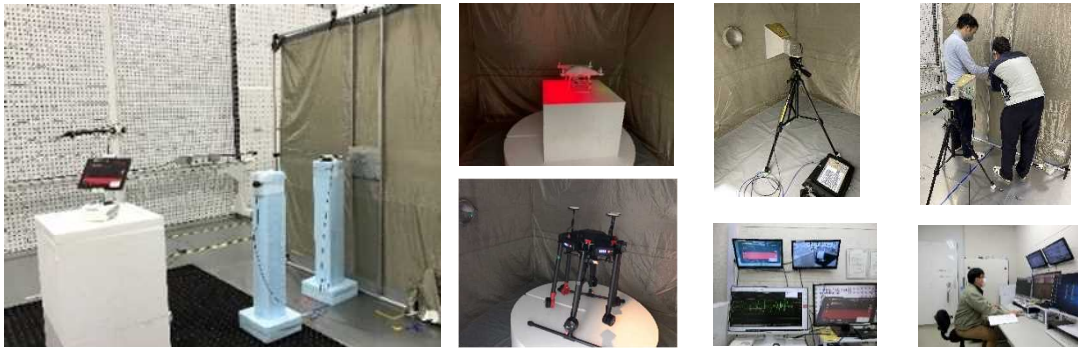


図 1-6-1-6 減衰量可変型電磁シールドテントを用いた評価環境の様子

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

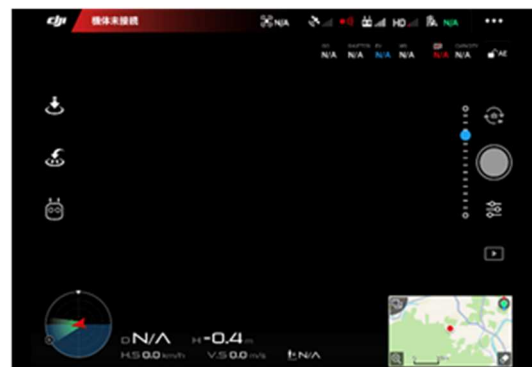


図 1-6-1-8 全通信の途絶の例

ATT=10dB(距離約145m)の場合

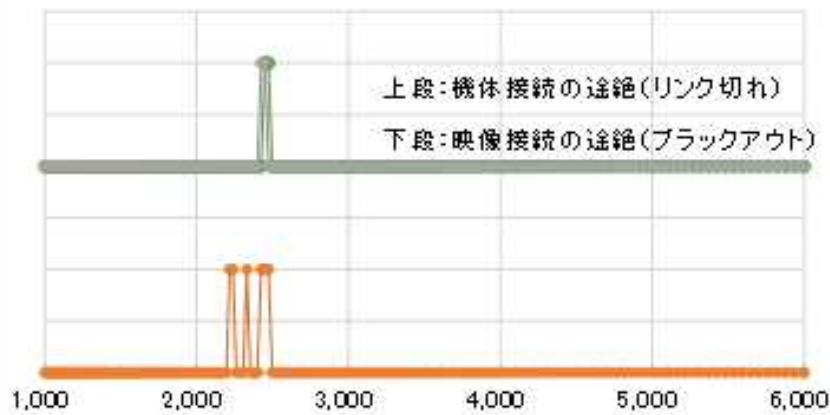


図 1-6-1-9 通信途絶の発生例 1

ATT=40dB(距離約4,584m)の場合

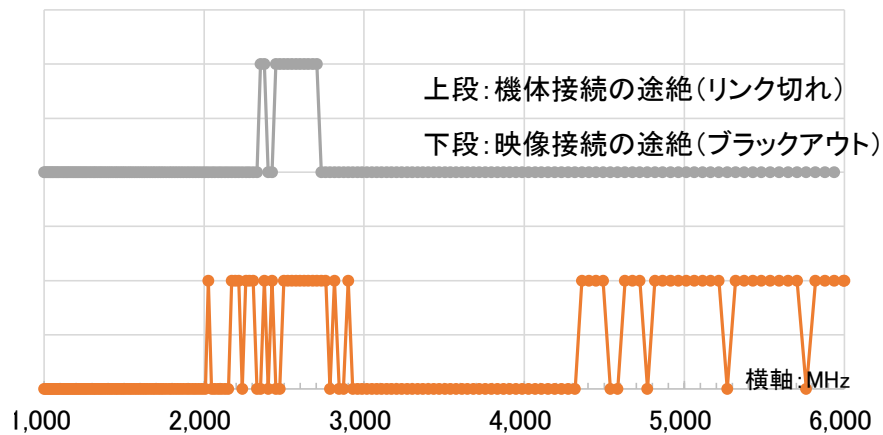


図 1-6-1-10 通信途絶の発生例 2

・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

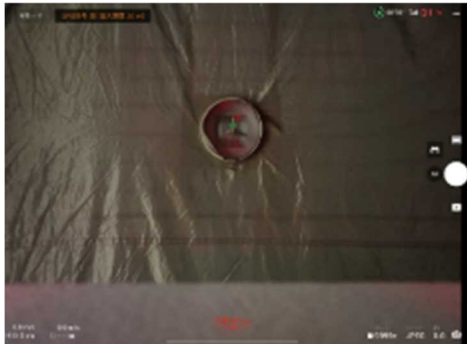


図 1-6-1-11 映像・制御いずれも正常な例



図 1-6-1-12 全通信の途絶の例

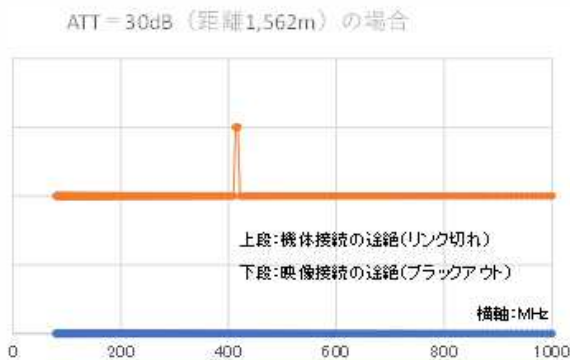


図 1-6-1-13 信号途絶の発生例

#### (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<sup>6</sup>。
- ・ 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。

<sup>6</sup> 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

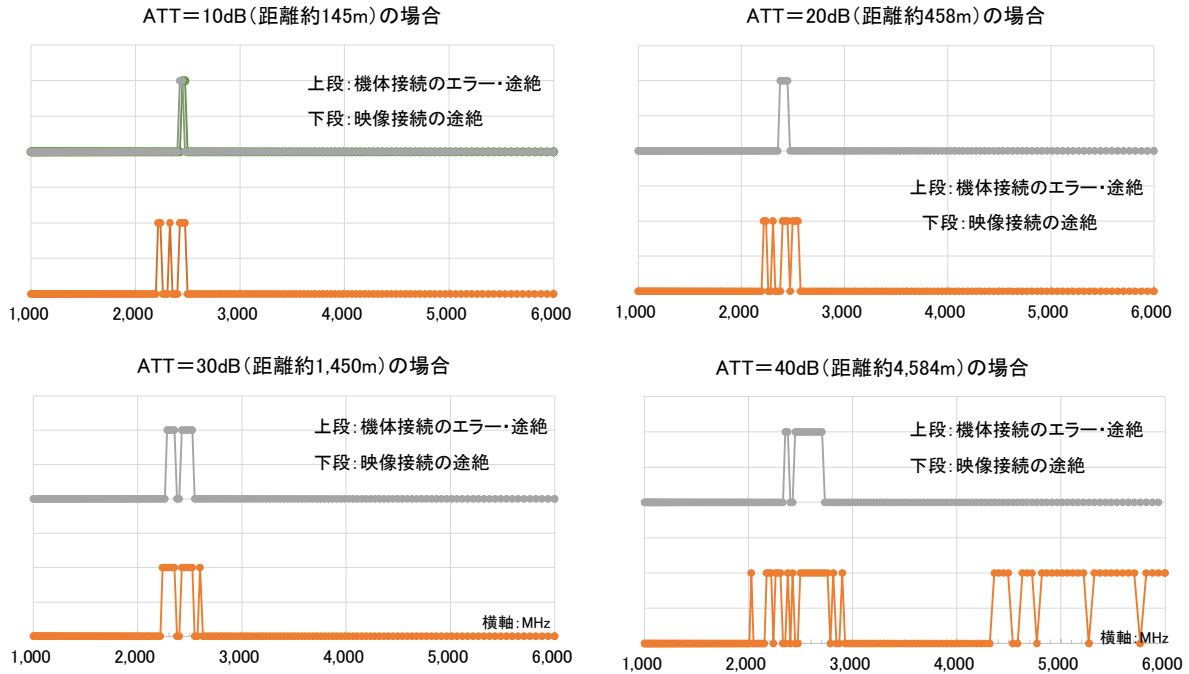
## (5) まとめ

- ◆ 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。

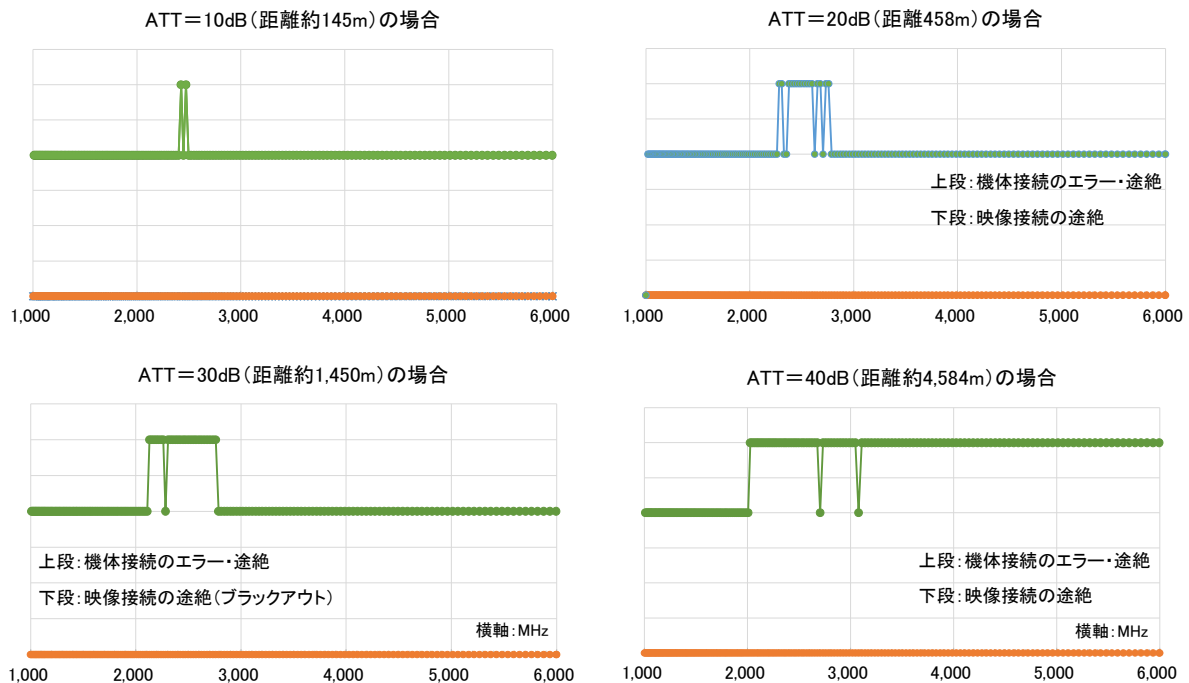
1-7-2 環境計測データ集、減衰量可変テント概要、通信エラーデータ集

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

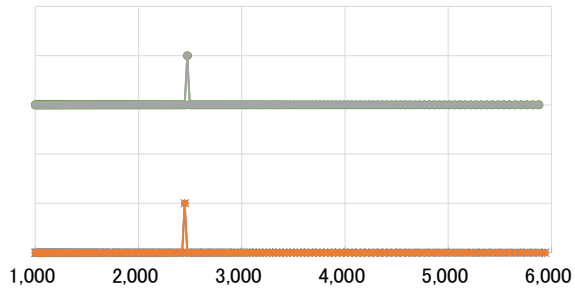


機体②

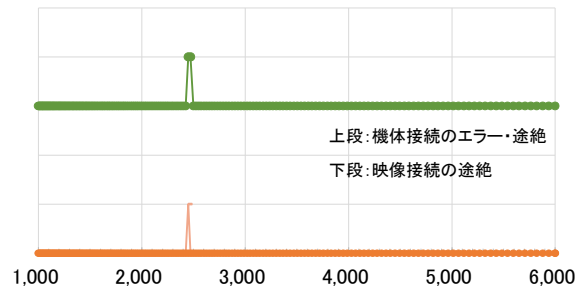


機体③

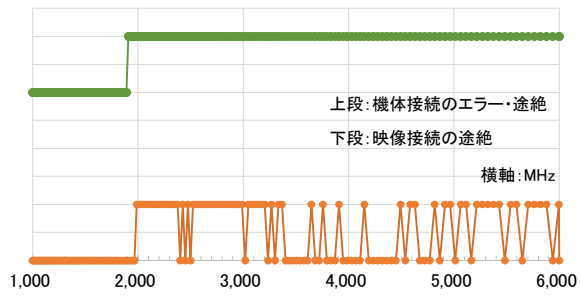
ATT=10dB(距離約145m)の場合



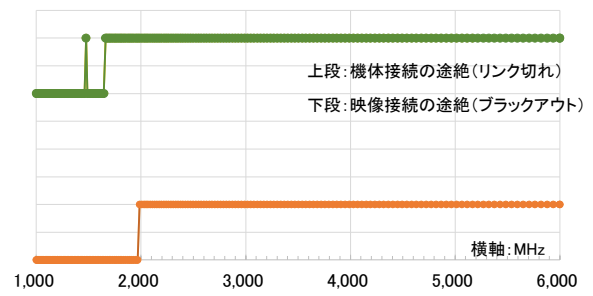
ATT=20dB(距離約458m)の場合



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。

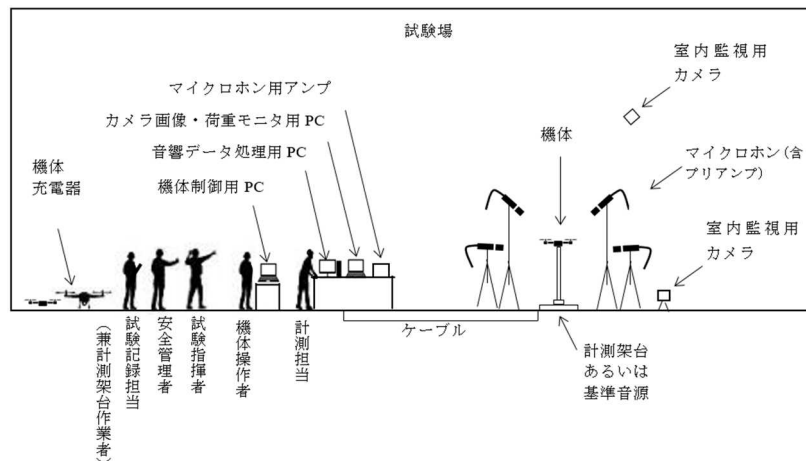


図 1-8-1.1 試験の概念図（音響）

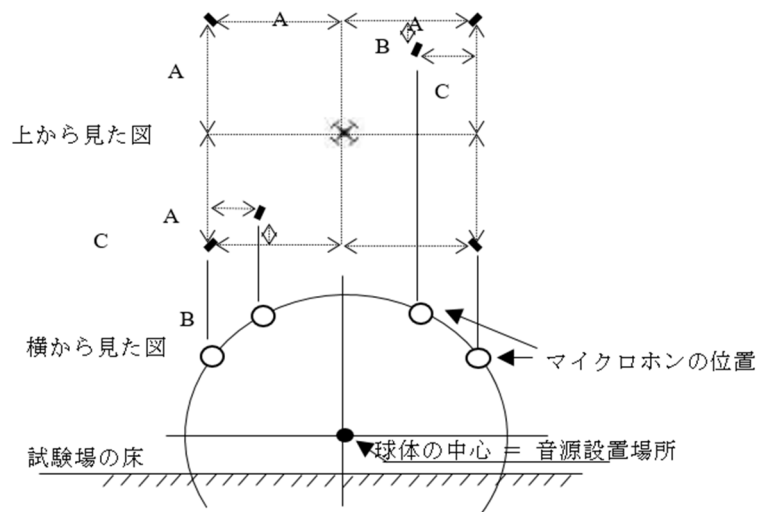


図 1-8-1.2 マイクロホン設置位置

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 <ul style="list-style-type: none"> <li>・機体重量</li> <li>・プロペラ特性（形状、材質、長さ）</li> <li>・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）</li> <li>・モータ回転数</li> <li>・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）</li> </ul>

(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。

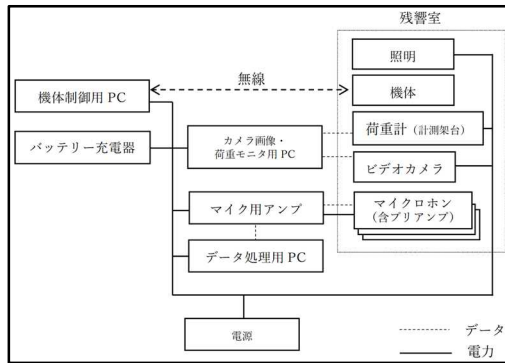


図 1-8-1.3 試験のシステム構成例（音響）



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。

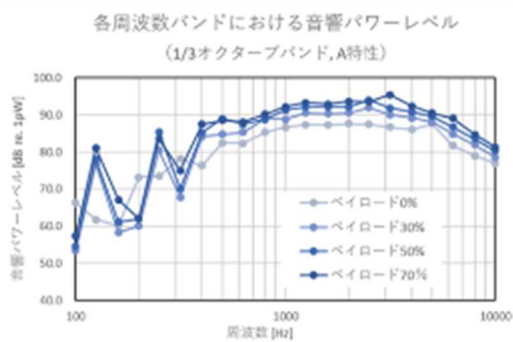


図 1-8-1.6 音響パワーレベルの例

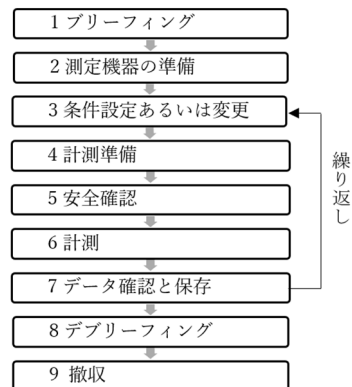


図 1-8-1.7 試験の流れ（音響）

(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

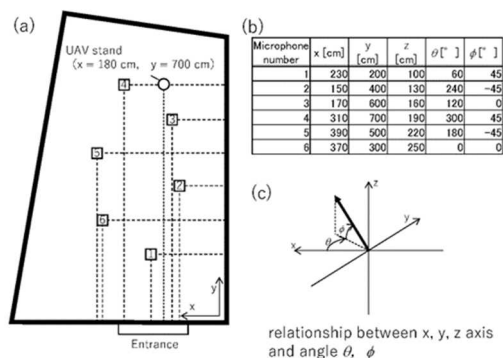


図1-8-1.9 産総研残響室(容積 350 m<sup>3</sup>)における UAV とマイクロホンの配置

#### (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  $\pm 4$ 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  $\pm 0.5$ 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。

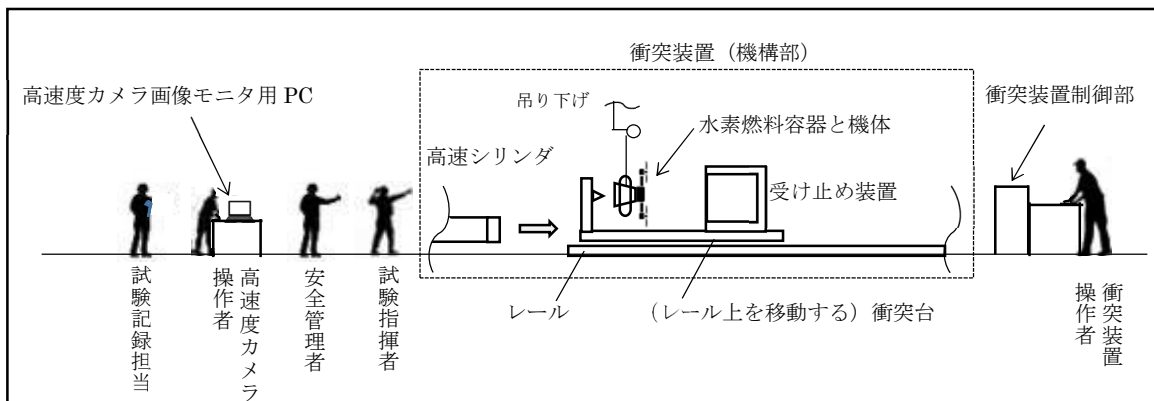


図 1-8-2.1 試験の概念図（水素燃料電池ドローン水平衝突）

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	<ul style="list-style-type: none"> <li>水素燃料容器の変形</li> <li>水素燃料容器の破損</li> </ul>	以下の要素を変動させて計測 <ul style="list-style-type: none"> <li>容器の衝突の向き</li> <li>容器の保護の有無</li> <li>容器単体と機体搭載状態</li> <li>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</li> </ul>

(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。

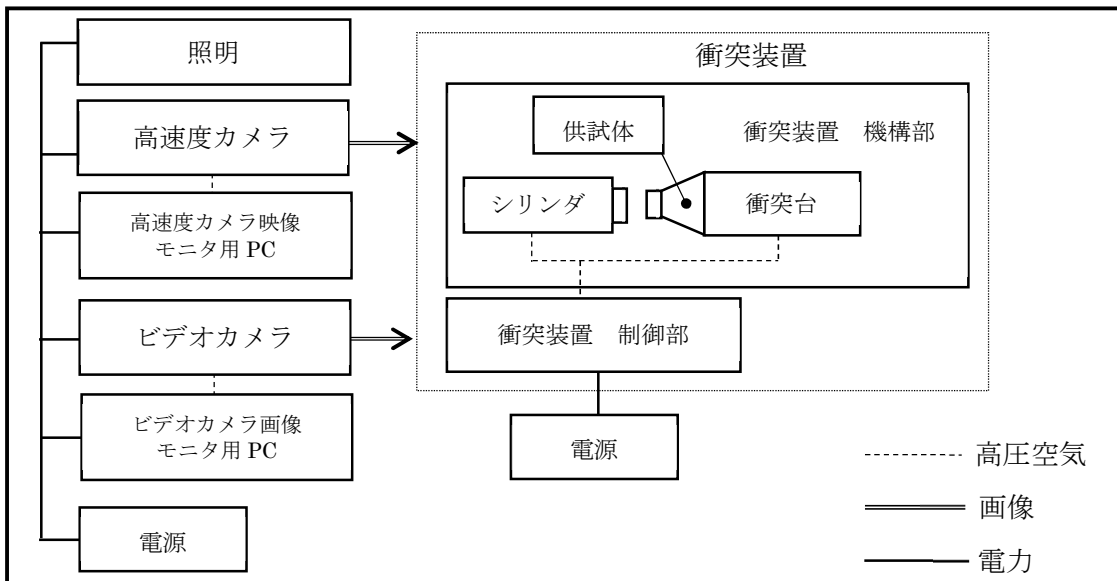


図 1-8-2.2 試験のシステム構成例 (水素燃料電池ドローン水平衝突)



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	<ul style="list-style-type: none"> <li>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）</li> <li>（要すれば）3次元解析による変形量測定</li> <li>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</li> </ul>

(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。

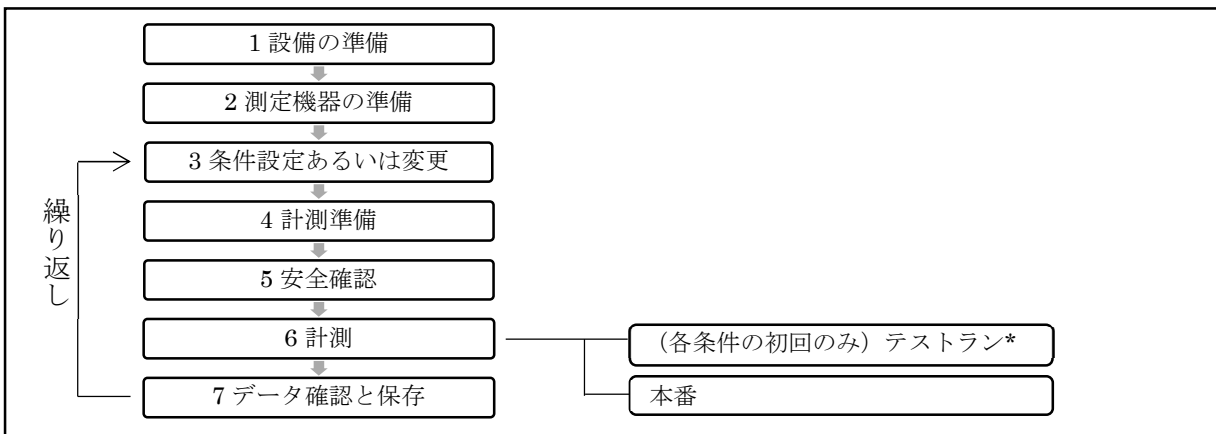


図 1-8-2.4 試験の流れ（水素燃料電池ドローン水平衝突）

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、および衝突後のル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。

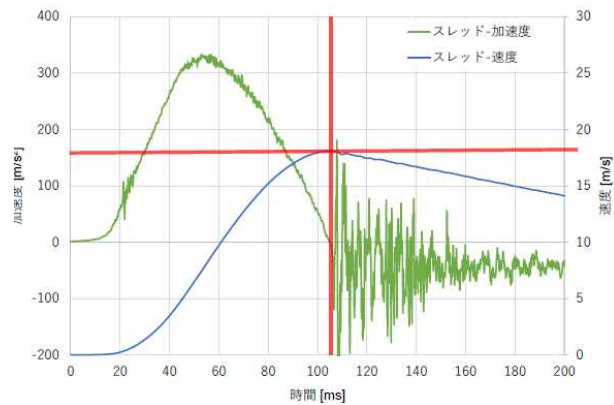


図 1-8-2.5 衝突速度の確認例（衝突装置からの出力データ）



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。

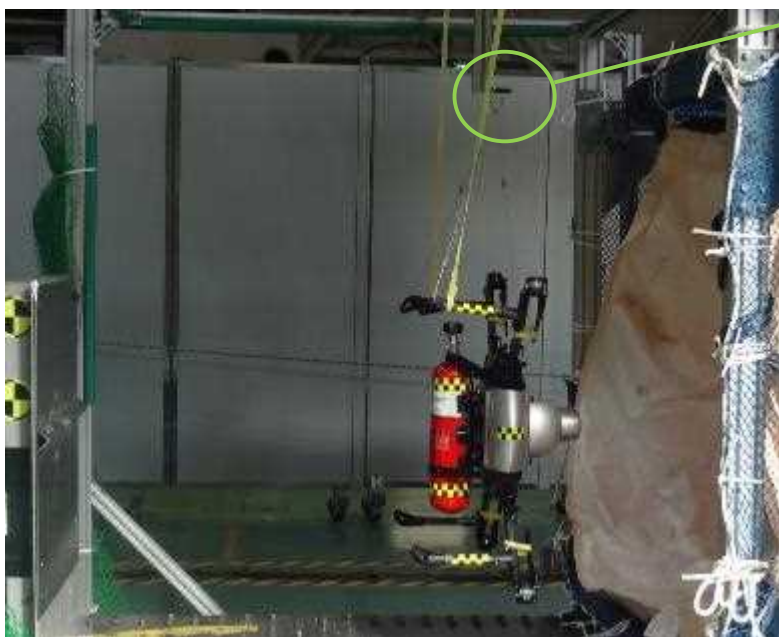


④ 計測準備

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。

フックの位置を調整

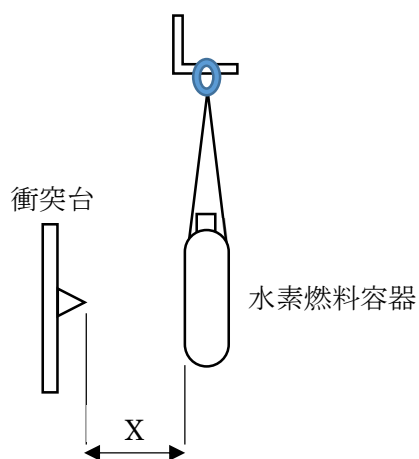


図 1-8-2.8 水素燃料容器と衝突台の距離の調整

### (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

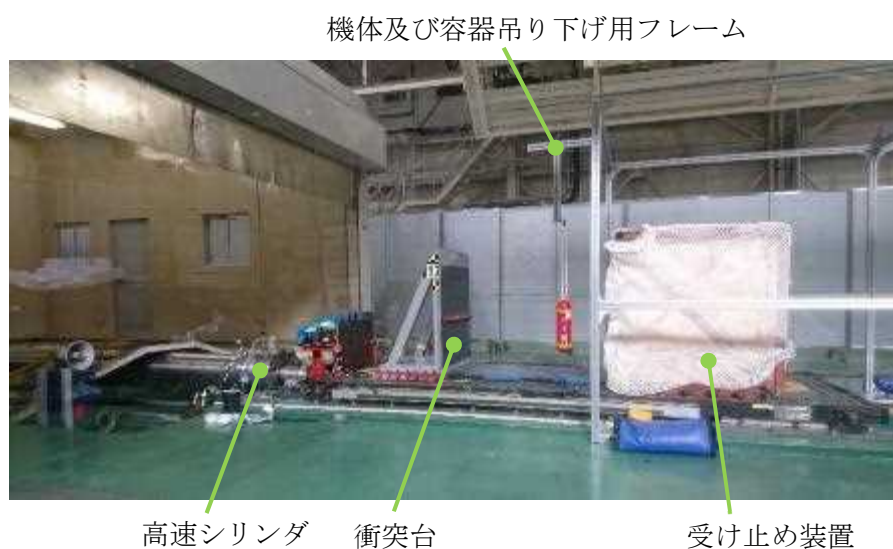


図 1-8-2.9 衝撃試験装置 外観-1



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脚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。

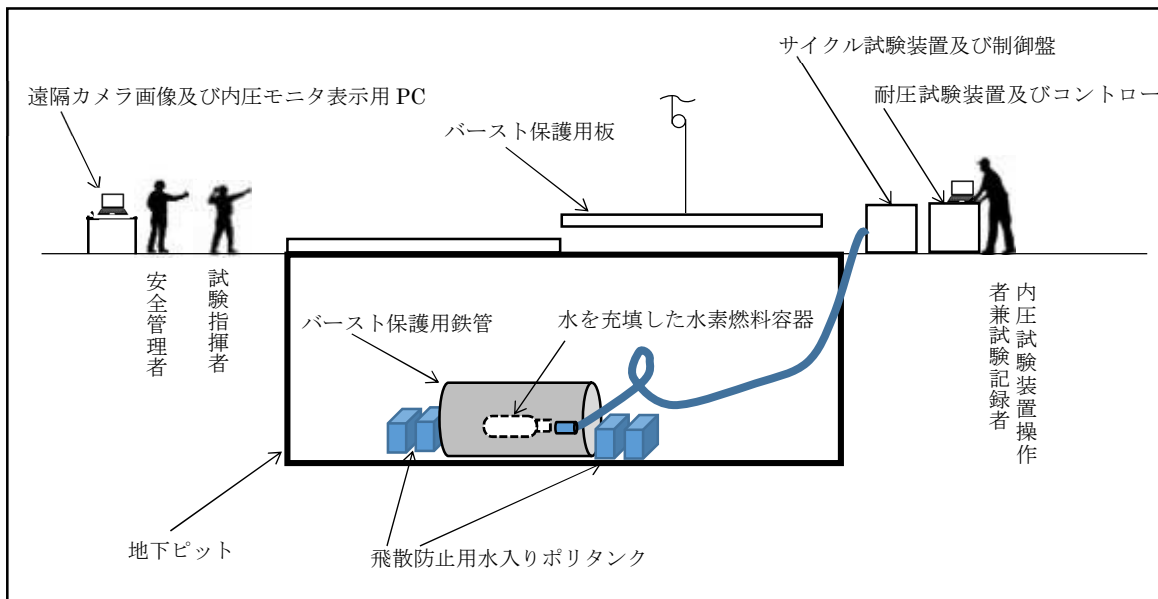


図 1-8-3.1 試験の概念図（水素燃料容器内圧試験）

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	・ KHKS 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。

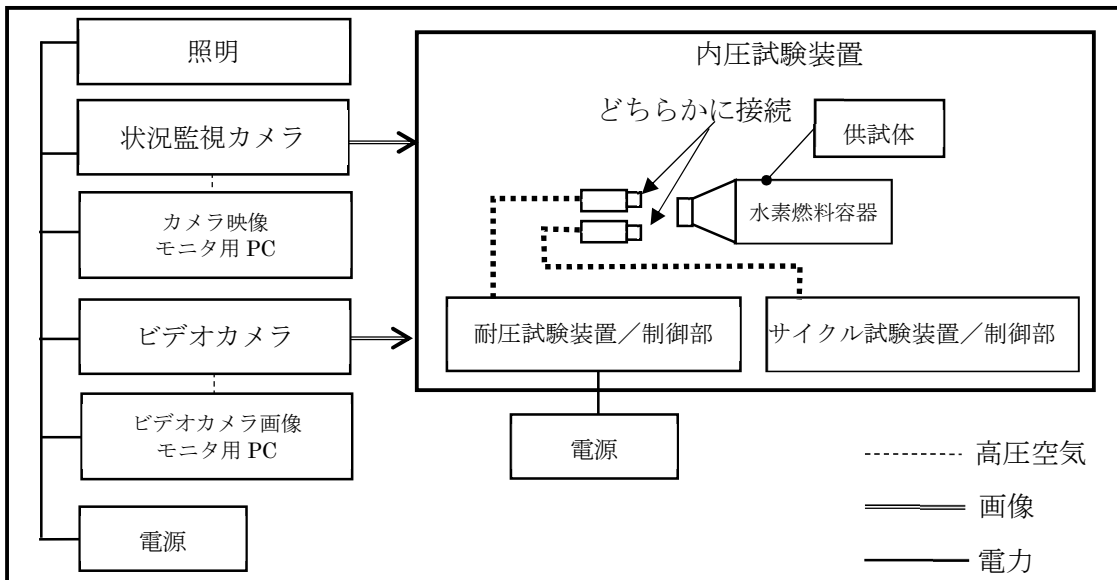


図 1-8-3.2 試験のシステム構成例 (水素燃料容器内圧試験)



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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・サイクル試験後の容器の外観確認</li> <li>・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）</li> <li>・耐圧試験における破壊圧力（バースト時圧力）</li> </ul>
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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・破壊試験後の破損容器の外観確認</li> <li>・破壊試験時の加圧時データ及び破壊圧力の確認</li> <li>・破壊部位等の確認</li> </ul>

(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。

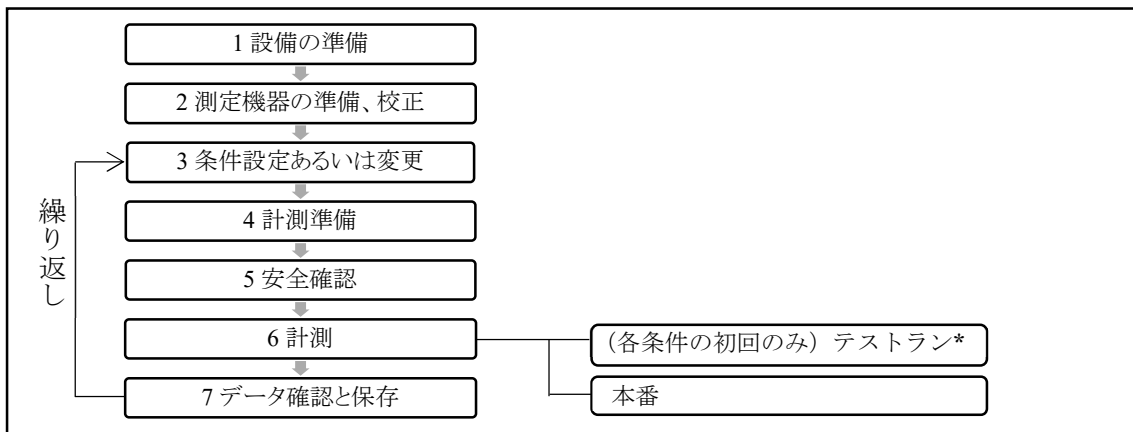


図 1-8-3.6 試験の流れ（水素燃料容器内圧試験）

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

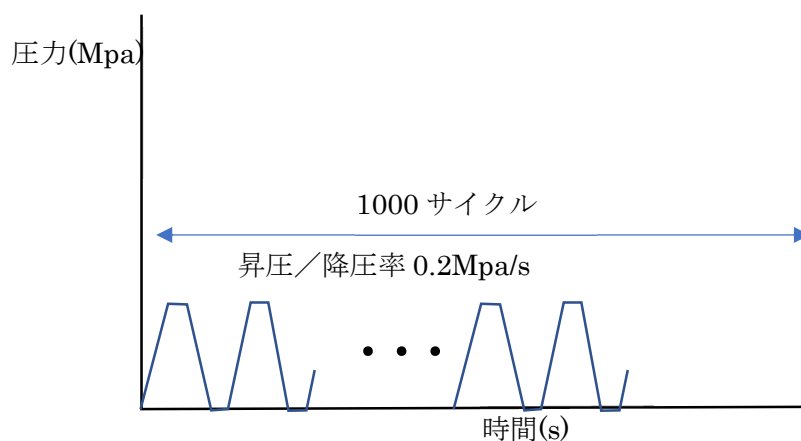


図 1-8-3.7 サイクル試験時の設定例

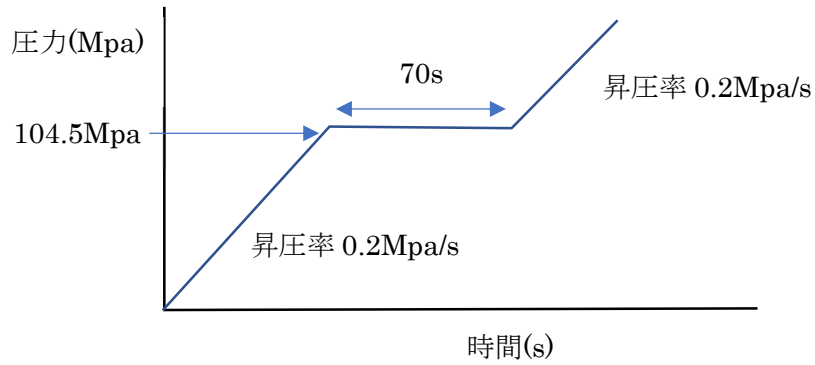


図 1-8-3.8 破裂試験時の設定例

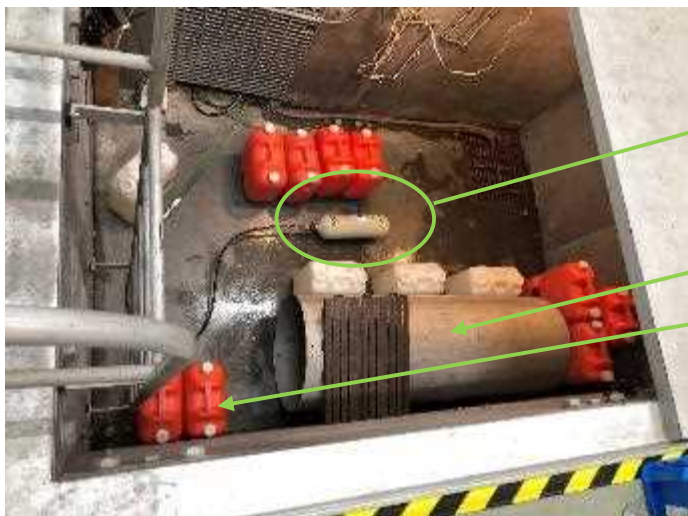


図 1-8-3.9 試験用加圧ホースに供試体が接続された状態

- 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



図 1-8-3.11 サイクル試験装置外観(左) 及びサイクル試験装置制御盤外観(右)



図 1-8-3.12 耐圧試験装置 外観

### 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：2022000001023、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（搭載制御機、電動機進系など）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た安全レベル証明法を開発する。	固定翼機と回転翼機の間段的な性質を持つ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量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、（動画画像等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比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、可変ピッチマルチコプタ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、可変ピッチマルチコプタ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/JARD)	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確率の代表値など、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、衝突よりバッテリーが発火する機体があり、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出来ないため、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熱状態の確認を行う。	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試験 (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と衝突する可能性があり、ガードの性能評価が必要である。対象物探知を想定して、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/JARD)	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。	ドローンによる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対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。その際ご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際を調査する。	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/JARD)	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) ドローンの航路距離や飛行時間、飛行特性等を定量的に測定する計測手法が確立されておらず、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) 25g以上の機体求められる100時間の耐久試験を、飛行試験の前に構造(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/JARD)	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対策が確立されていない。保護対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航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、固定翼機の発射・受止装置を開発可能とする発射・受止装置を開発する。	カタパルトによる固定翼機の発射試験を確実にかつ安全に行う手段がなく、複数タイプの固定翼機の発射速度、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で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の性能評価法に関する研究開発 (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を開発を行う。	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の飛行性能評価法に関する研究開発 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社会的・経済的影響、人命・安全への影響が大きいため、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証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](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 評価は行わず、大まかに①TRL : 1~3、②TRL : 4~6、③TRL : 7~9 に分類評価した。



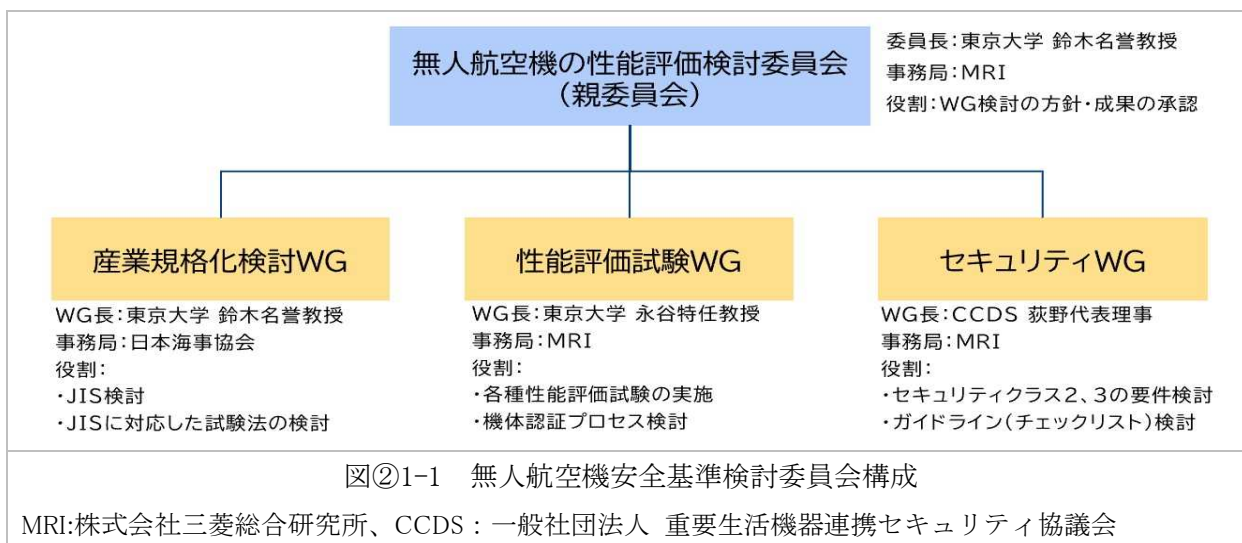
## 2 研究開発項目②「性能評価の産業規格化」

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）

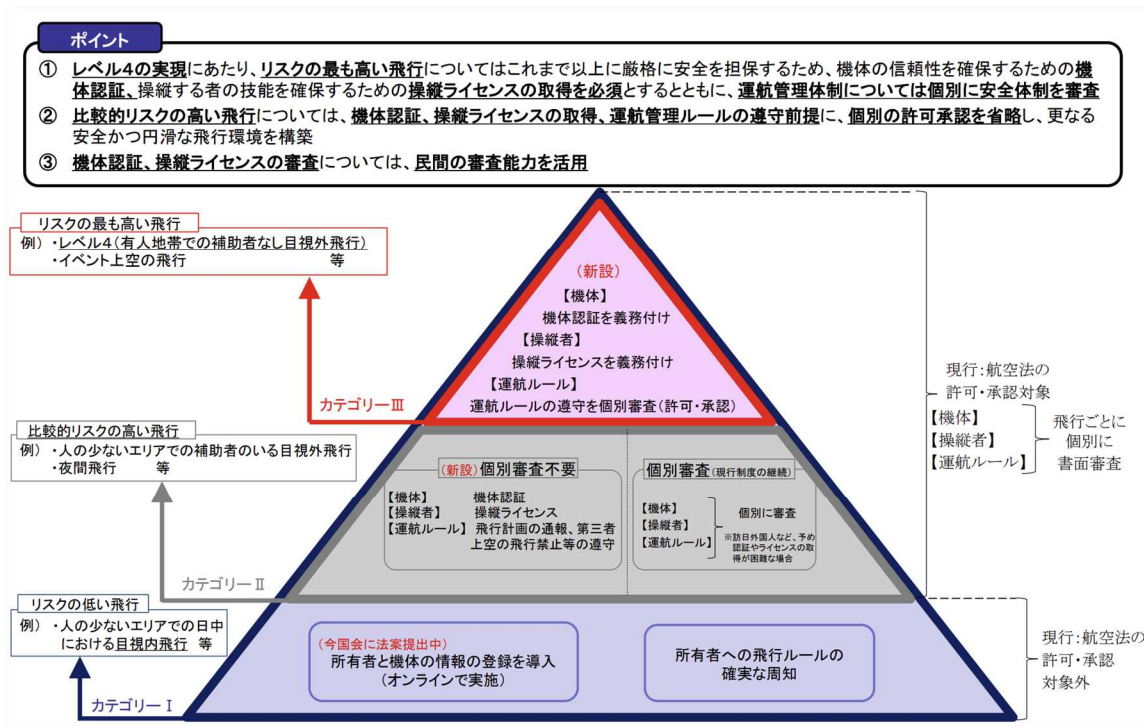
事業項目「②性能評価手法の産業規格化」においては、無人航空機に求められる安全基準策定のための性能評価手法の産業規格化を目的に各種調査・事業を実施した。2020 年度及び 2021 年度に実施した「ロボット・ドローンが活躍する省エネルギー社会の実現プロジェクトに関する性能評価の産業規格化 WG(ワーキンググループ)」(以下「産業規格化 WG」という。)においては、審査要領における「無人航空機の機能及び性能」についての基本的な基準及び「飛行形態に応じた追加基準」をもとに、立入管理措置を講じた上で行う特定飛行を目的とした無人航空機に対する要求事項をまとめた JIS 規格(日本産業規格)の素案「無人航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/siryoul.pdf](https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai13/siryoul.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告
  - 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

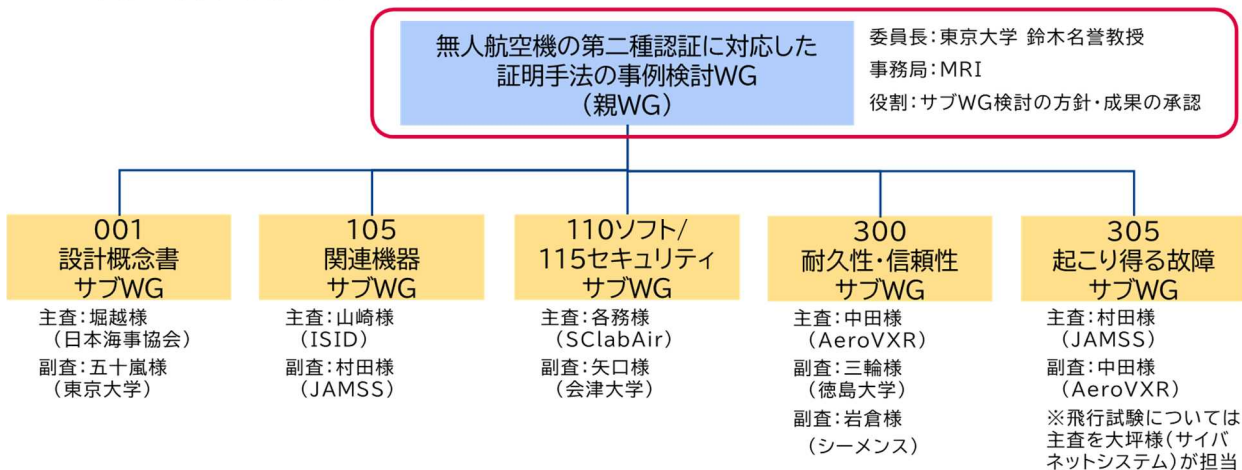


(1)-3 無人航空機の第二種認証に対応した証明手法の事例検討WG（2022年度 期間延長）

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>



図②1-3 2022年度に実施した「事例検討WG」と「各サブWGの構成」

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 ひな型は、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 ひな型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を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、技量維持及び/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 を元を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）

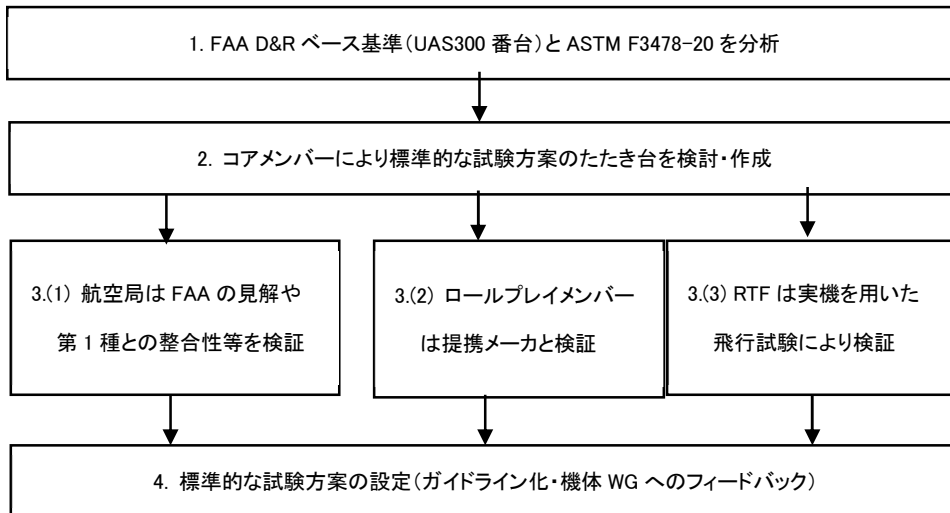
担当：日本海事協会、東京大学

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。





図②2-1 第二種型式認証の標準的な適合性証明方法策定検討体制図



RTF-TR-0011

目次

1. 要旨	4
1.1 本書の目的	4
1.2 適用文書	4
1.3 参考文書	4
1.4 用語の定義	4
1.5 成果の概要	4
1.5.1 全般	4
1.5.2 試験計画	6
1.5.3 試験方法	6
1.5.4 試験実施結果	7
1.5.5 提言	7
1.6 事業実施体制	7
1.7 事業スケジュール	8
2. 試験計画	8
2.1 供試機	8
2.1.1 三面図	8
2.1.2 供試機の諸元、性能	9
2.1.3 ConOps	10
2.1.4 飛行包絡線図(フライトエンベロープ)	11
2.2 試験内容の計画	12
3. 試験実施要領書	12
3.1 構成	12
3.2 個別の試験実施要領書	15
3.2.1 最大速度試験 (JIS 素案 4.1.4 a))	15
3.2.2 最大飛行可能時間 (JIS 素案 4.1.4 d))	16
3.2.3 離着陸及び飛行 (JIS 素案 4.2.1)	17
4. 飛行試験の実施	20
4.1 飛行試験実施日	20
4.2 試験実施場所	20
4.3 天候	20
4.4 飛行試験実施体制	20
5. 試験実施結果	22
5.1 最大飛行可能時間 (JIS 素案 4.1.4 d))	22

(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

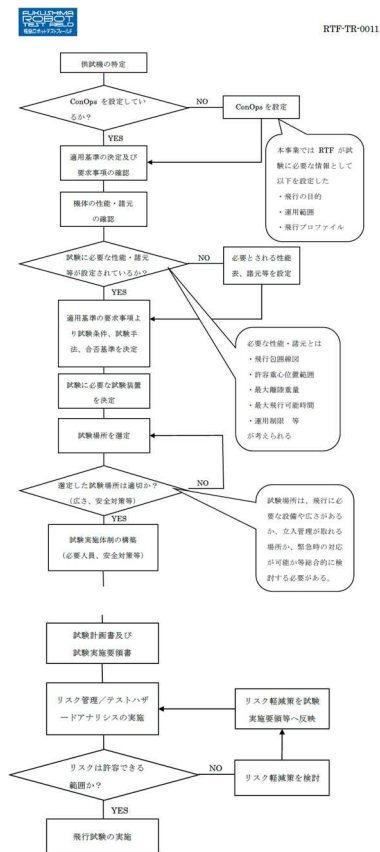


図1 試験案作成フローチャート

(b) 試験案作成フローチャート

- **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。

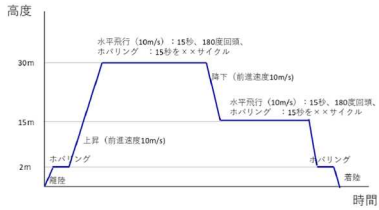


図5 「空撮」における飛行プロファイル

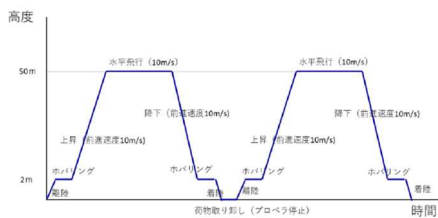


図6 「輸送・宅配」における飛行プロファイル

(c) 各飛行プロファイル

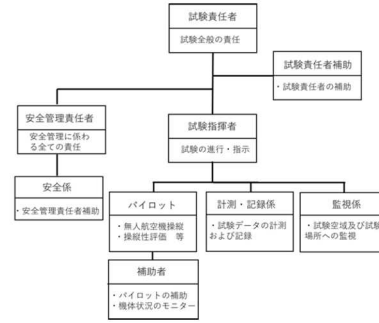


図9. 試験実施体制

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。

(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

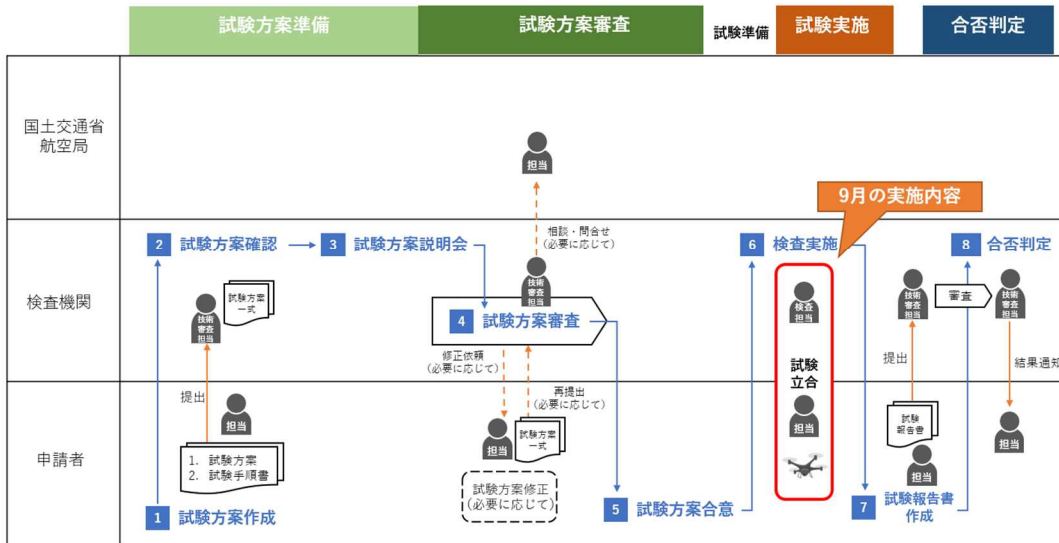
模擬検査実施	日付：2022年9月12～14日、2022年10月17～20日 場所：福島ロボットテストフィールド（福島県南相馬市）
メンバー構成	主査：大坪弘(サイバーネットシステム)、副査：五十嵐広希(東京大学) 各機体メーカーや登録検査機関候補、国土交通省航空局などから、合計約30名
協力機体メーカー	イームズロボティクス株式会社、プロドローン株式会社、 東京航空計器株式会社、ソニーグループ株式会社
仮想登録検査機関	一般財団法人日本海事協会、一般社団法人日本産業用無人航空機工業会、一般社団法人農林水産航空協会
対象項目	安全基準セクション 305“起こり得る故障”の試験実証方法について具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」の試験法的具体事例について、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 にフィールドバックする
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。

「305 起こり得る故障」 9月 模擬検査/試験のプロセス 実施イメージ



図②-3 「305 起こりうる故障」(9月) 模擬検査/試験のプロセス 実施イメージ



図②-4 「305 起こりうる故障」(9月) 模擬検査/試験の様子

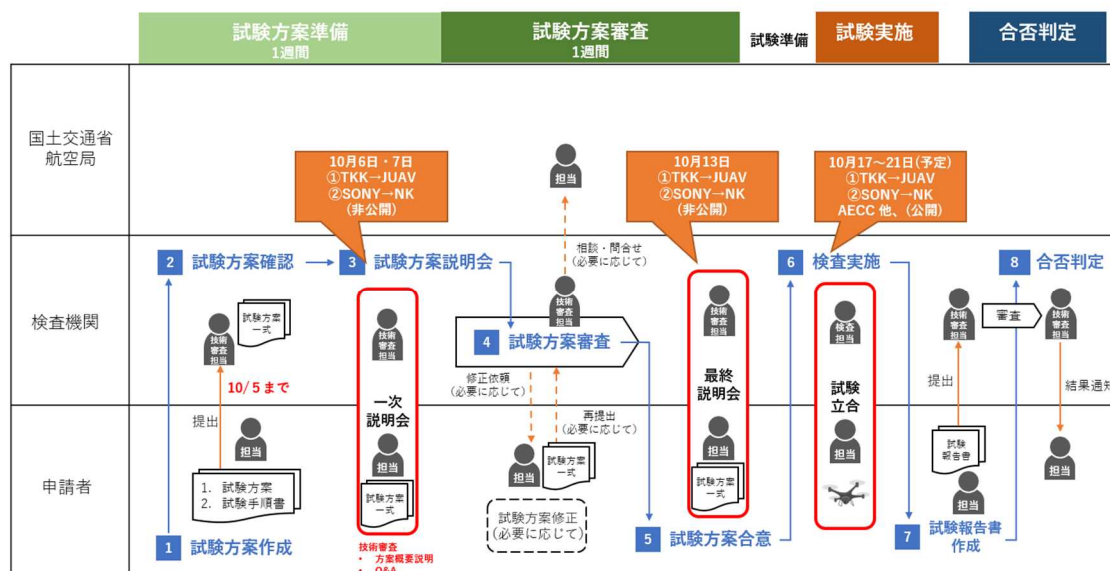
Step	Procedure	Result	Time
1	検査項目を記入した検査票、テストケースの材料を申請者に提出する。	OK	14:45
2	インターホンを押して受付の事務員に検査票を提出する。(受付の受付)	OK	14:48
3	検査のCPUとインターホンを呼び出し、インターホンの呼び出しを確認する。(CPUの検査)	OK	14:49
4	アビオニクスをAutopilotする。	OK	14:49
5	Flight Recorderが正常に動作していることを確認する。	OK	14:50
6	着陸機を飛行させるための準備をする。	OK	14:50
7	着陸機が正常に動作していることを確認し、CPUとインターホンを呼び出す。	OK	14:50
8	インターホンを押して受付の事務員に検査票を提出する。	OK	14:51
9	検査の停止後、インターホンを呼び出し、インターホンの呼び出しを確認する。	OK	14:51
10	インターホンの呼び出し、受付の事務員に検査票を提出する。	OK	14:51

図②-5 試験カード (左) と試験記録用紙 (右)

2022年10月の試験では、東京航空計器/ソニーグループの2社の機体に対して、「C2リンク」と「全球測位衛星システム(GNSS)」「コントロールステーション」の3つの試験ケースに対して実施(図②-6、



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

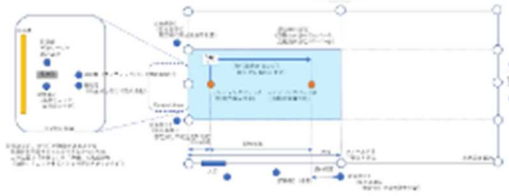


図②2-7 「305 起こりうる故障」(10月) 模擬検査/試験の様子

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。

試験セットアップ

飛行試験エリアおよび試験空域・試験空自の配置については下記の通りとする。2022年10月の種別試験においては立ち入り規制エリアについては、防衛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に示す。



試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法

型式認証試験カード

試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法
試験項目	試験内容	試験条件	試験方法

図②-8 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 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



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, IUEDI)』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] 陸上オペレーション, 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)	

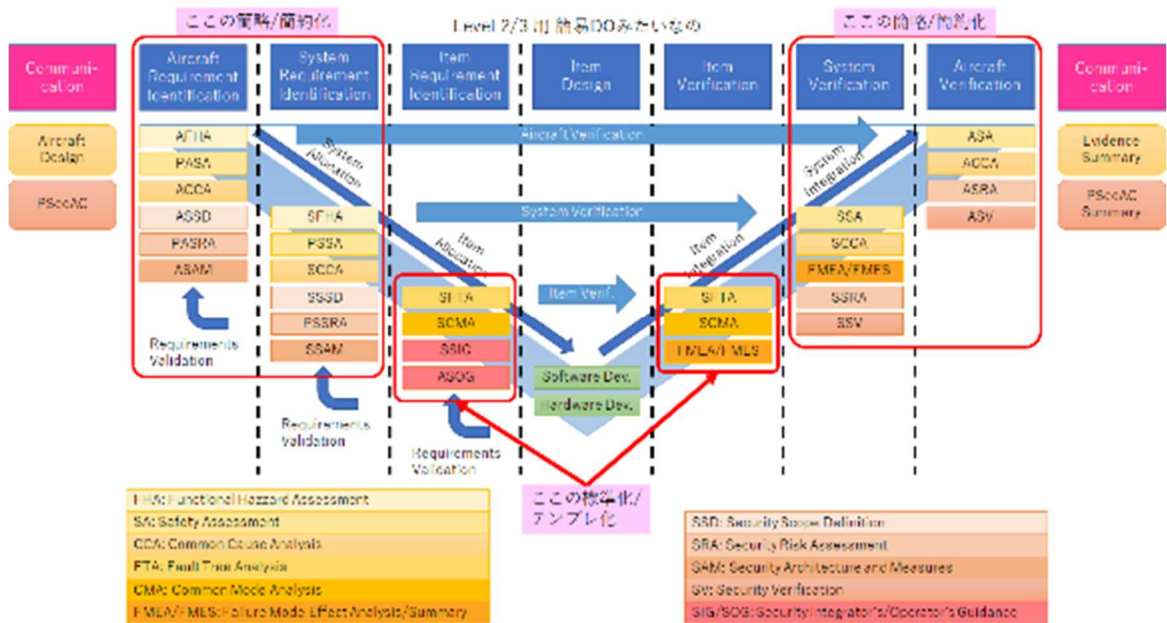


図 ②2-9 ARP-4754 と DO-326A/ED-202A を統合した V 字開発モデルと簡略化すべきと思われる範囲

**(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。

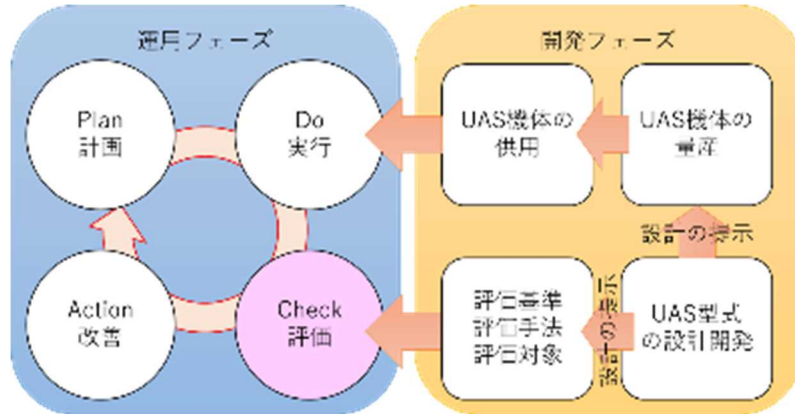


図 ②2-10 運用フェーズと開発フェーズに基づく評価活動の関連

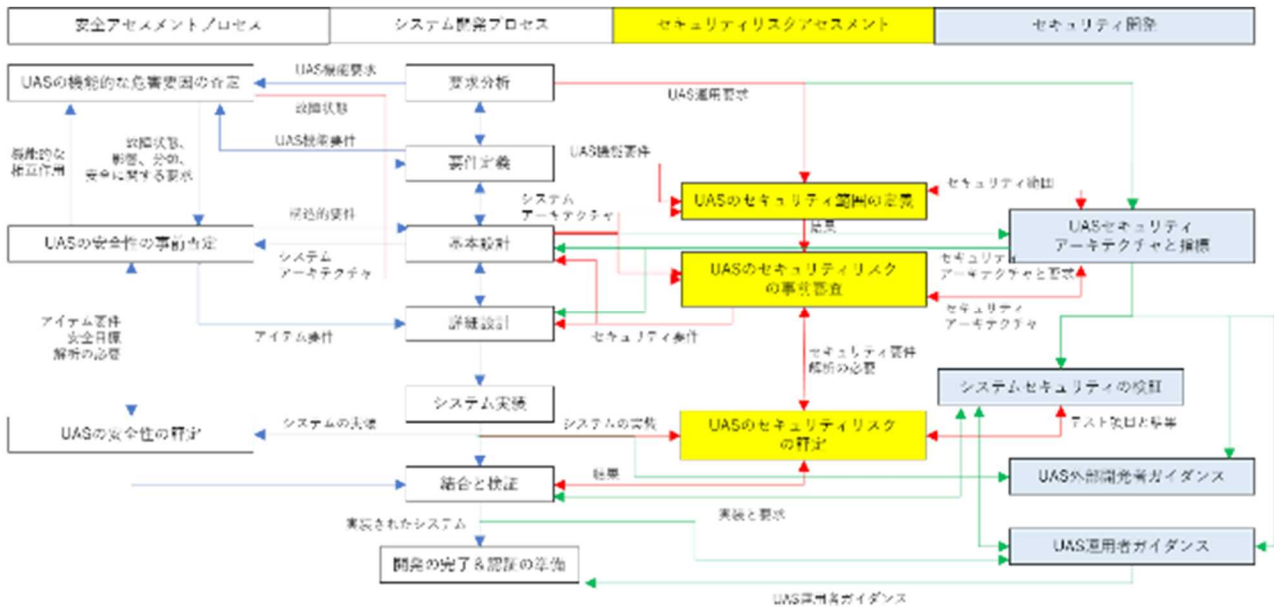


図 ②2-11 システム開発プロセスとシステム開発、安全・セキュリティリスクアセスメント、セキュリティ開発の相関

**(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 <sup>-5</sup> )	Major (PFD ≤ 10 <sup>-5</sup> )	Hazardous (PFD ≤ 10 <sup>-7</sup> )	Catastrophic (PFD ≤ 10 <sup>-9</sup> )
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/IS031010 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

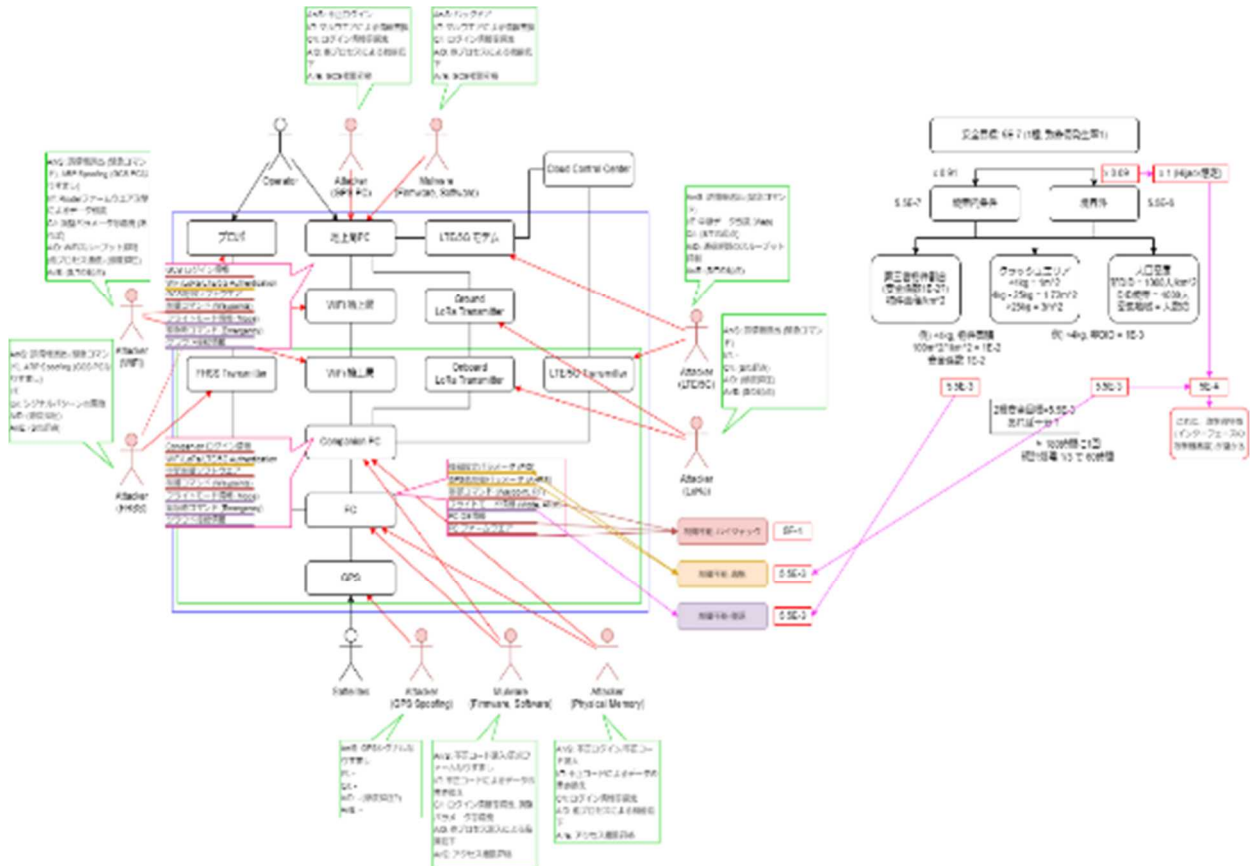
表 ②2-6 CVSS の脆弱性レートによる LoP の制限

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**

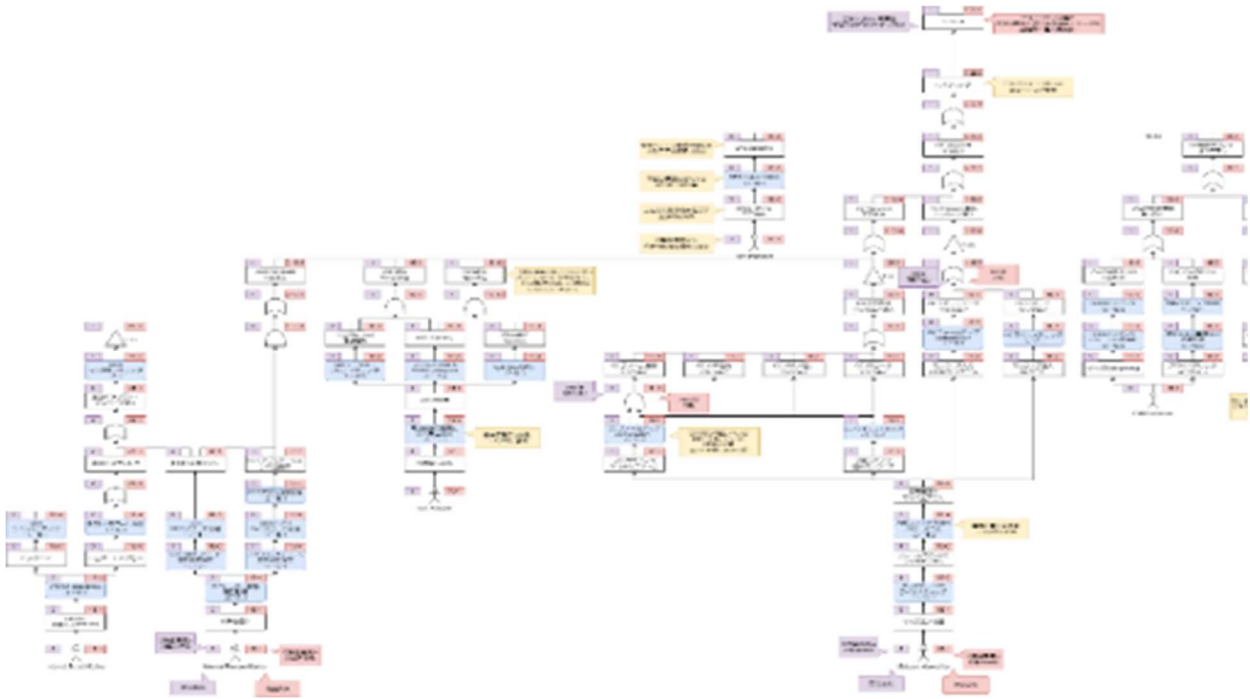
具体的なセキュリティアセスメント事例として、特定の規模の UAS に対して、実際のフライトに対する Probability of Failure on demand per Hour (PFH) 値と、それに基づく脅威事象、脅威事象に紐づく情報資産、攻撃者特徴と攻撃ベクトルを可視化した図として図②2-13 を示す。また、その図より、仮想的な防護策を付与した Attack Tree を図②2-14 として示す。

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

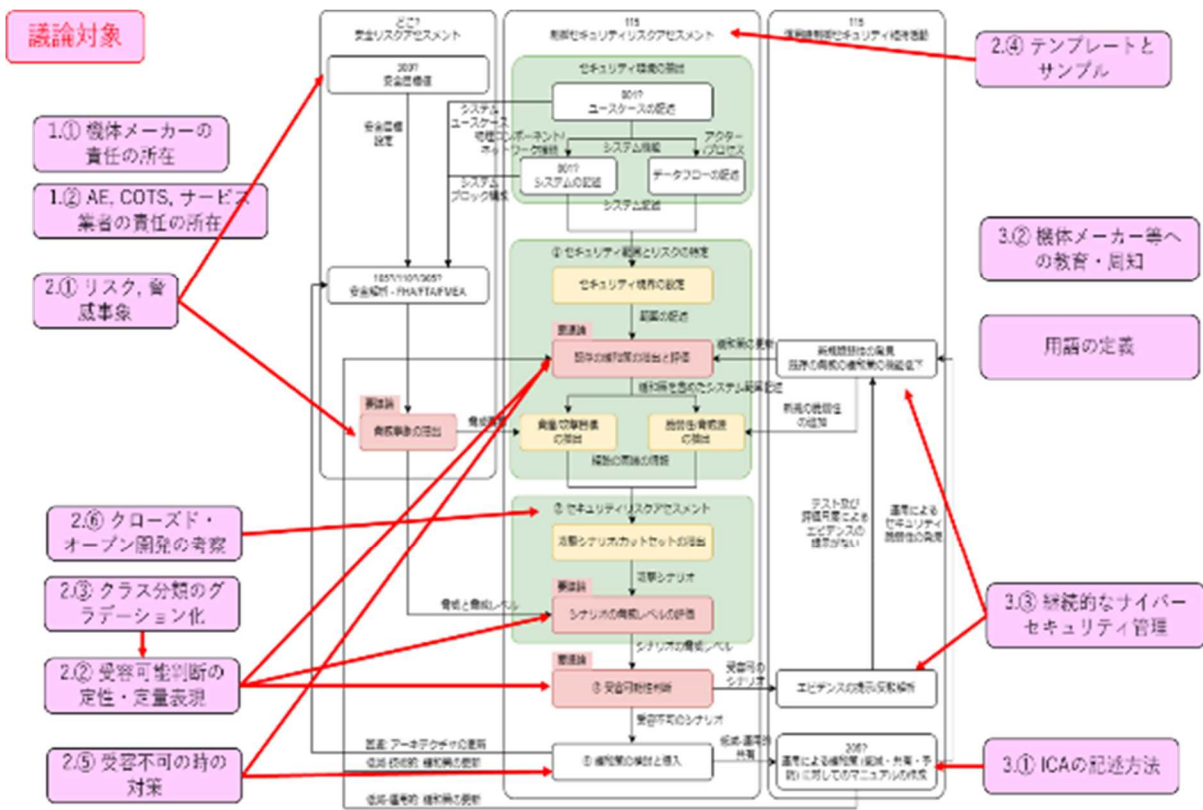


図 ②2-15 セキュリティリスクアセスメントの相関と議論対象

**(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

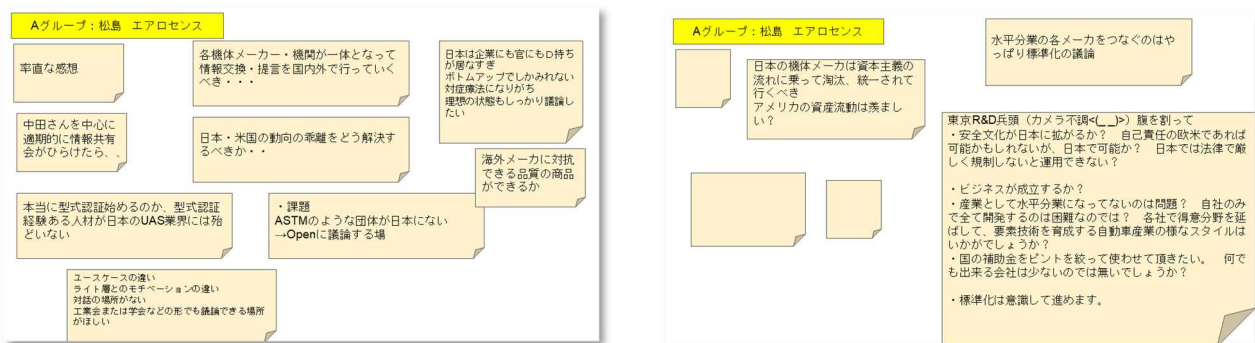
実施日時		タイトル	説明者	概要	参加者
2021/1/15 (金)	10:00 ～ 12:00	航空機用搭載品のソフトウェア開発におけるポイント	東京航空計器	航空機装備品は要求される TSO に基づいて開発されるが、認証はガイドラインである DO-160 /DO-178 /DO-254 に基づいた取得が必要であり、それらについて企業側が準備する必要がある概要を説明する。	合計：30 名 機体メーカー：19 名 基準検討/関連：11 名
	14:00 ～ 17:30	航空機の安全・開発保証ガイドライン	有人宇宙システム	航空機装備品のソフトウェア認証やセキュリティ認証は、航空機の安全・開発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	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	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 機体メーカー：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 機体メーカー：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）の機体メーカー、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。

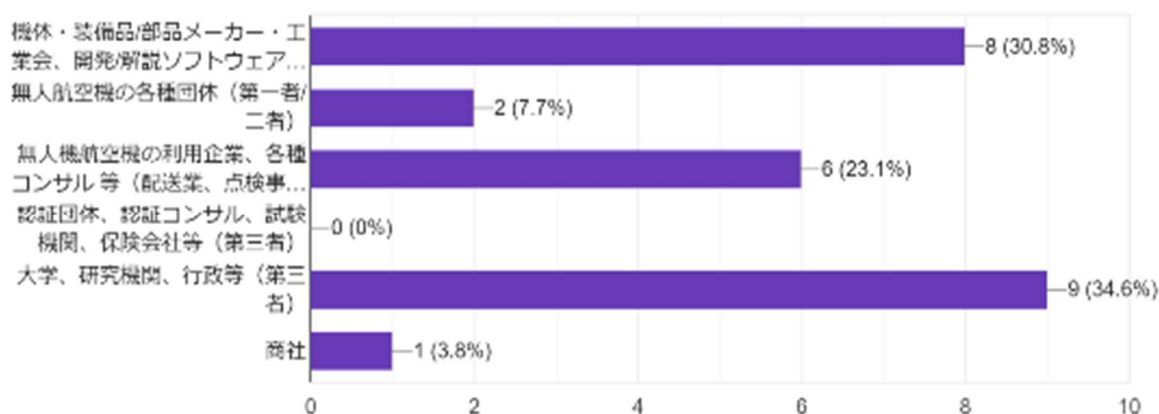
- ・ 議論部分では多種多様の分野の方がご参画され本音の議論ができ、各分野の悩みや取り組みを知ることができて非常に有意義であった。
- ・ 様々な立場の方の問題意識に触れられて良かった。一方で、こういう場に出てこないドローン関係者も多いと思うので、そういう人達の生の声が意外と重要かも知れない。

### (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>



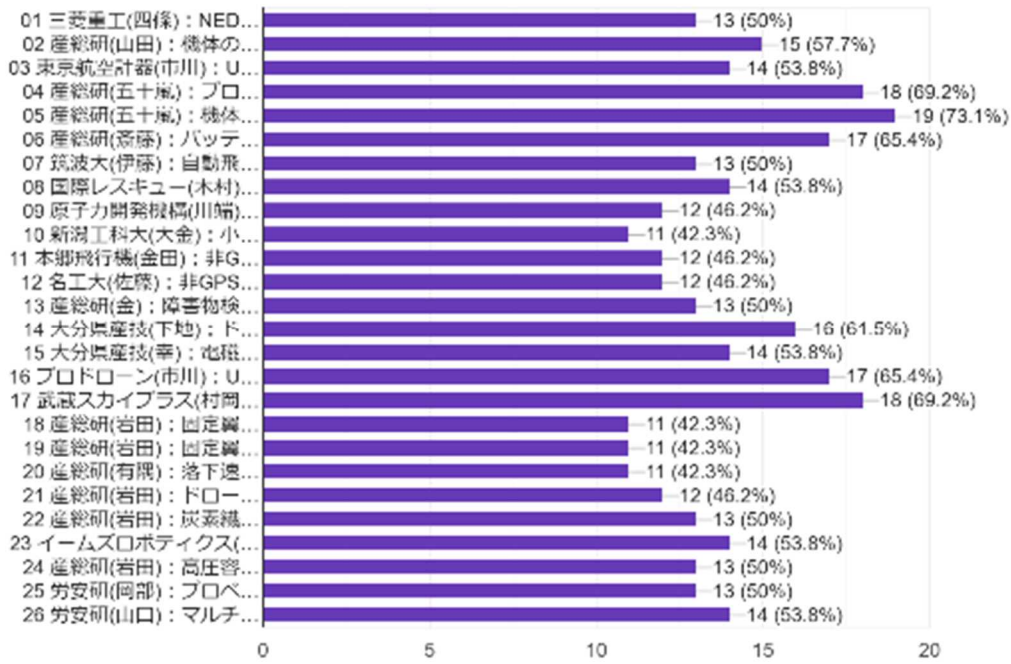
図②3-2 参加者の業種・業態 (事後アンケートより、回答数 n=26)

表②3-2 1日目(3月22日)のスケジュール

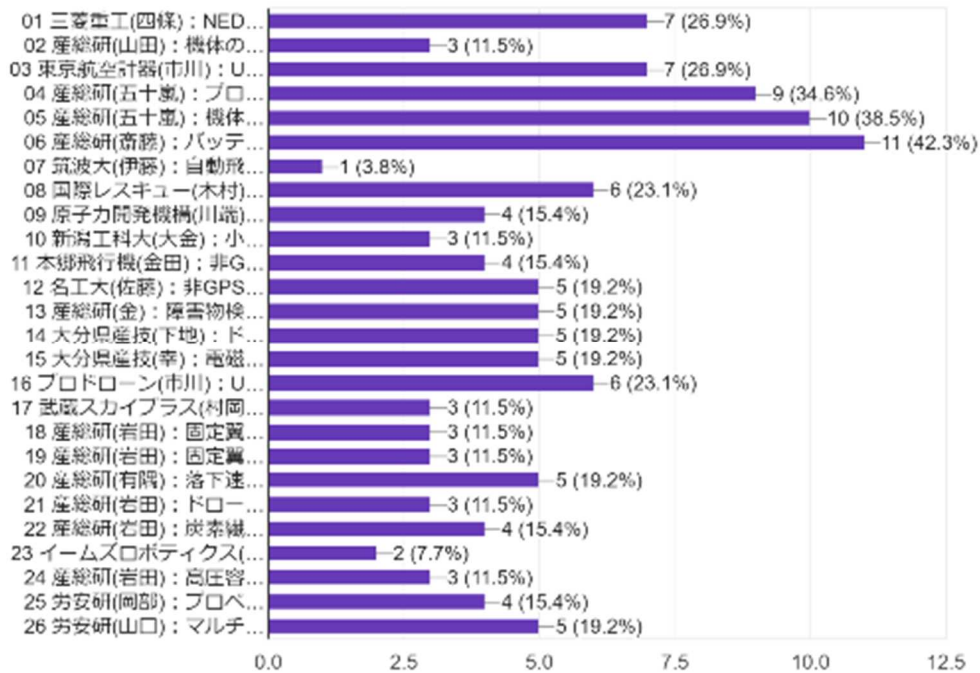
No	項目	内容(時間は発表と質疑込み)	発表者(略称)	実施者
8:50	オンライン開場(8:45ごろ)			
9:00	挨拶 NEDO、開催意図説明 産総研(五十嵐)			
9:10				
9:20	01	事例紹介	NEDO性能評価手順書を活用した風洞試験の事例紹介(仮)	三菱重工 四條 利久磨
9:30				
9:40	02	その他:騒音	機体の騒音評価法研究	産業技術総合研究所 山田 桂輔
9:50				産業技術総合研究所/ イームズロボティクス
10:00	03	その他:セキュリティ	UAVのセキュリティに関する研究開発等	東京航空計器 市川 智康
10:10				東京航空計器/東京大学/会津大学 (サイバーディフェンス研究所)
10:20	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
10:40				長岡技大/労安研/産総研 (日本自動車研究所)
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
11:00				長岡技大/産総研/労安研 (日本自動車研究所)
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
11:20				産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
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
11:40				筑波大学
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
13:10				産業技術総合研究所 (国際レスキューシステム研究機構)
13:20	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
13:30				JAEA/新潟工科大/名工大/プロドローン/本郷飛行機
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
13:50				新潟工科大学
14:00	11	その他:非GPS環境における飛行性能	非GPS環境で飛行する評価用UAVの研究開発	本郷飛行機 金田 賢哉
14:10				本郷飛行機
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
14:30				名古屋工業大学
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 泰根
14:50				産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
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
15:30				大分県産科科学技術センター 産業技術総合研究所
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
15:50				大分県産科科学技術センター
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
16:10				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)
16:20	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
16:30				産業技術総合研究所 (武蔵スカイプラス)

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
8:40				産業技術総合研究所 (スカイブルー)
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
9:00				産業技術総合研究所 (フジインバック)
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
9:20				産業技術総合研究所
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
9:40				産業技術総合研究所 (山之内製作所)
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
10:20				産業技術総合研究所 (スカイブルー)
10:30	23	--	固定翼型VTOLの研究開発等	イームズロボティクス 塚 正典
10:40				イームズロボティクス/ 新明和工業
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
11:00				産業技術総合研究所 (日本自動車研究所)
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
11:20				労働安全衛生総合研究所
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
11:40				労働安全衛生総合研究所
11:50	全般的な質疑			
12:00	閉会挨拶			

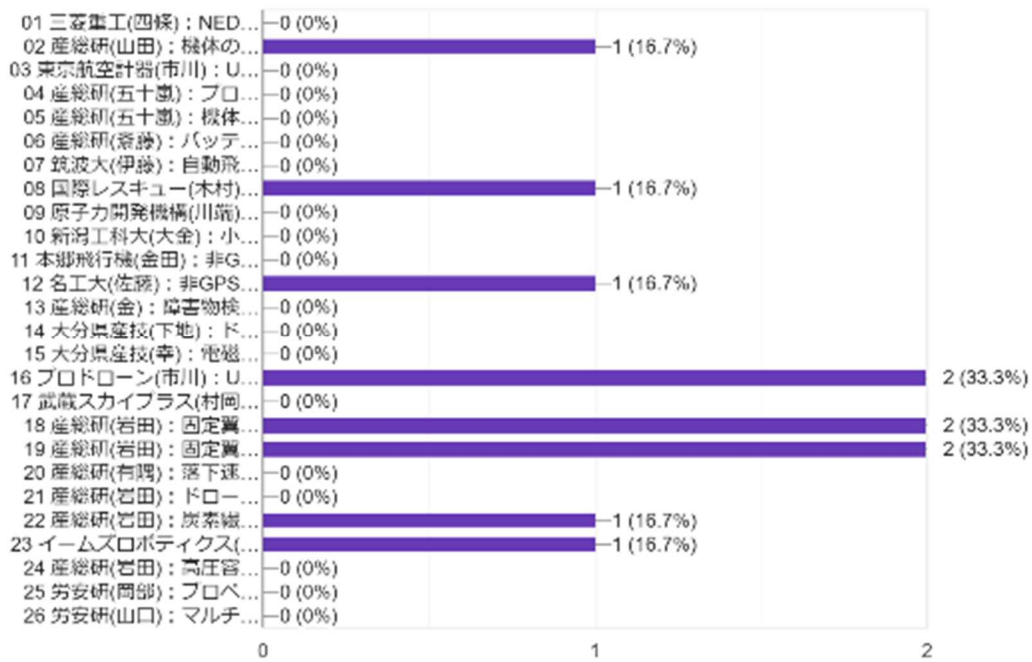


図②3-3 説明を聞いた研究内容 (事後アンケートより、回答数 n=26)



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)



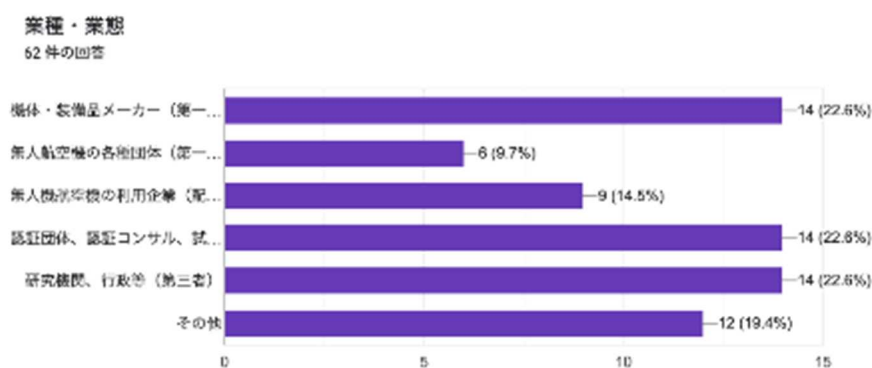


図②3-5 「興味が無かった」または「有益性が低いと思われる」研究テーマを「最大 5 つまで」選択 (5 つ未満でも可) (事後アンケートより、回答数 n=26)

### (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、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)

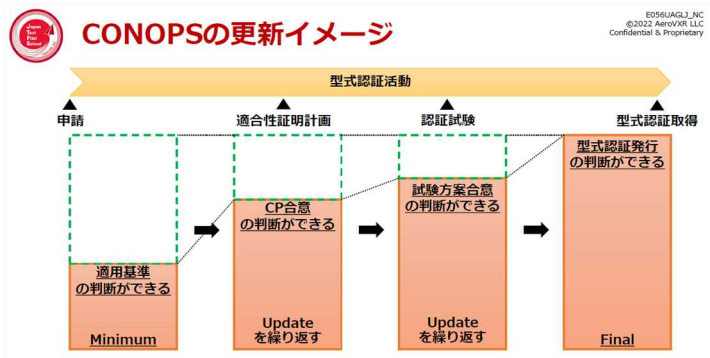
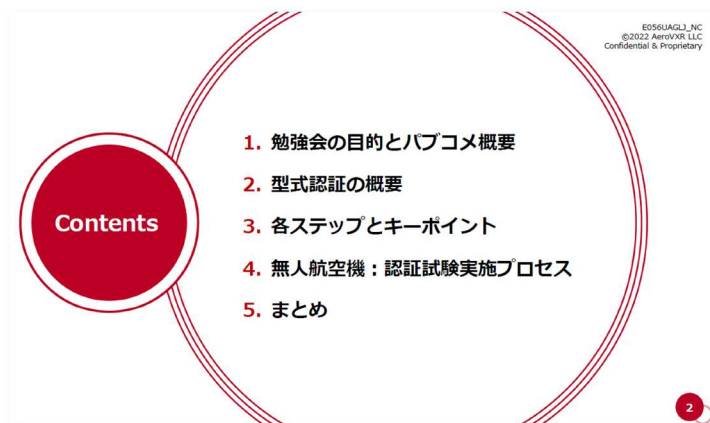
(事前申し込み数と、オンラインの参加者数の差異は、同一組織内等において、参加URLの共有があったためと推察される)

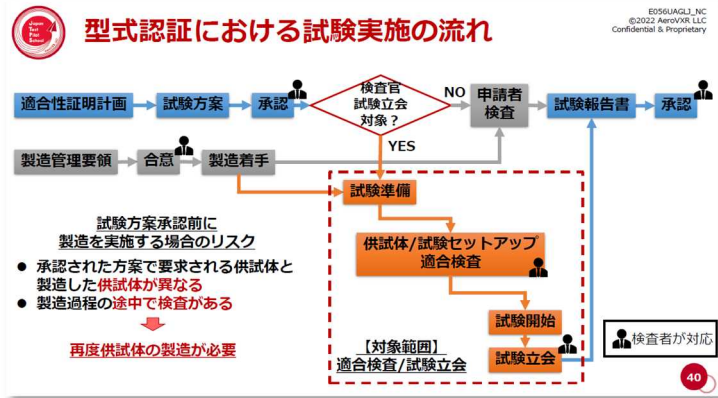
### <アンケート結果（一部抜粋）>

- ・ 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)
耐空性の確保 (航空法) →産業規格化WG にて検討	○ <ul style="list-style-type: none"> <li>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。)</li> <li>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。</li> <li>2021年度中に検討。</li> </ul>	○
利活用促進 (5Gドローン法) →セキュリティWG にて検討	△ <ul style="list-style-type: none"> <li>セキュリティクラス等に応じ、対象とするか否かを検討。</li> </ul>	○ <ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> </ul>

※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/ユーザーへの対応)	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。

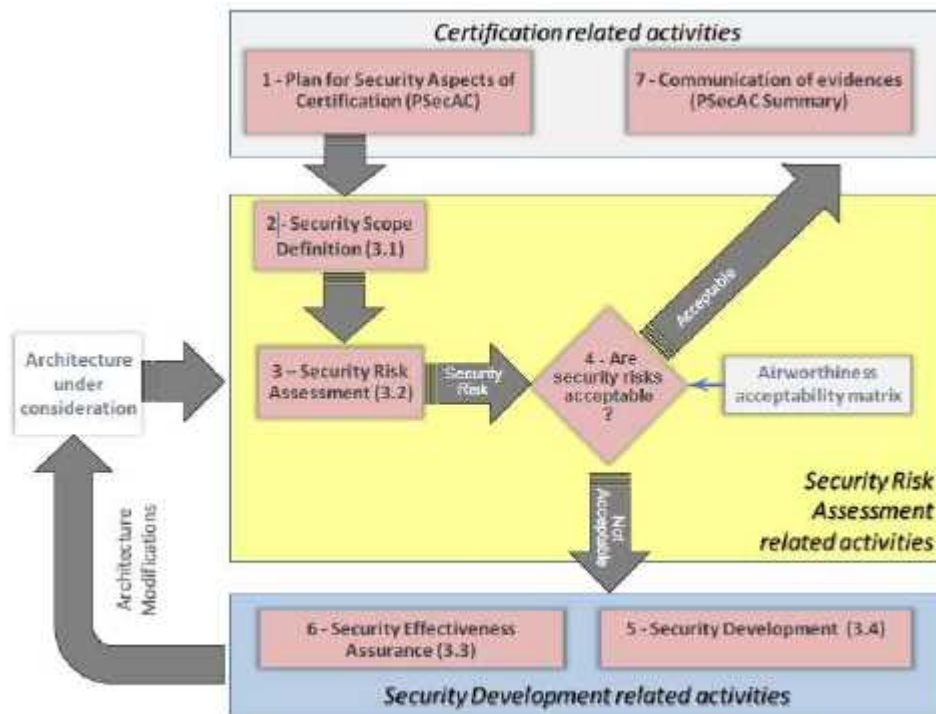


Figure 2-1 : Airworthiness Security Risk Management Framework

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。

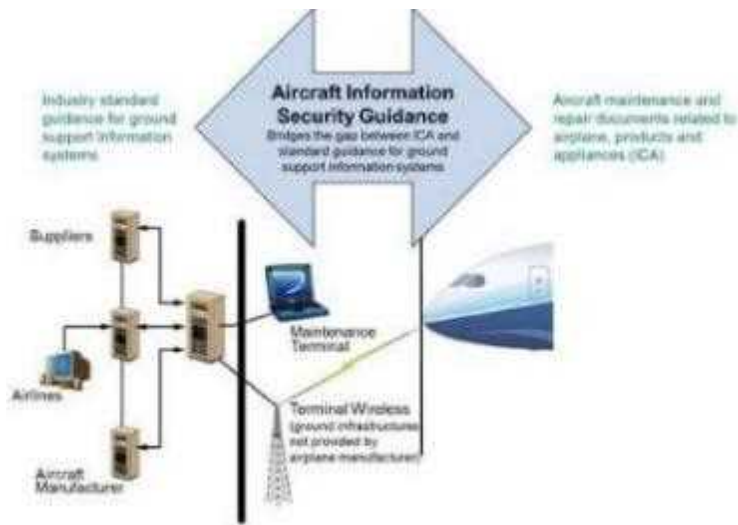


Figure 1-1: Aircraft Information Security Guidance

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。

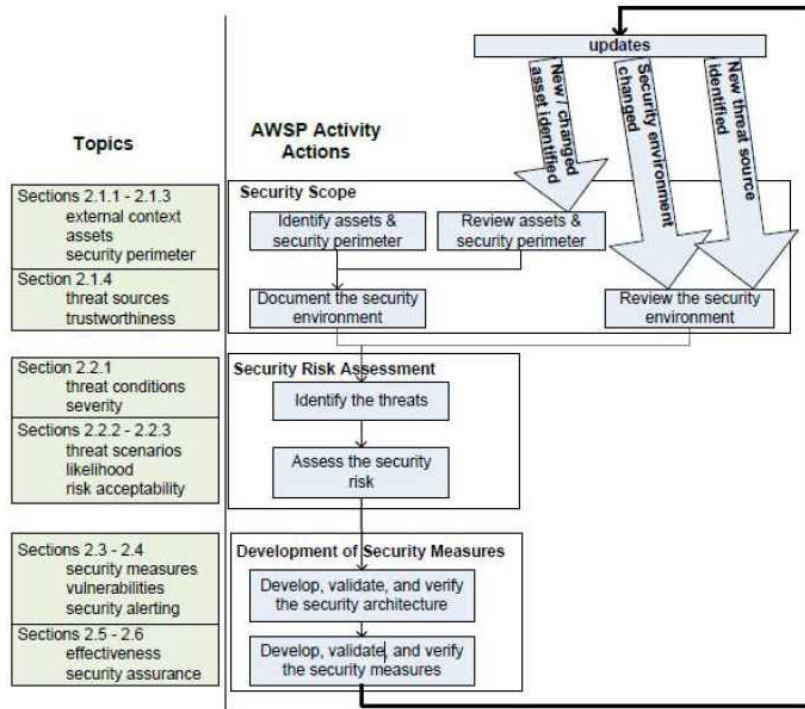


図 0-43 耐空セキュリティプロセスの具体の活動

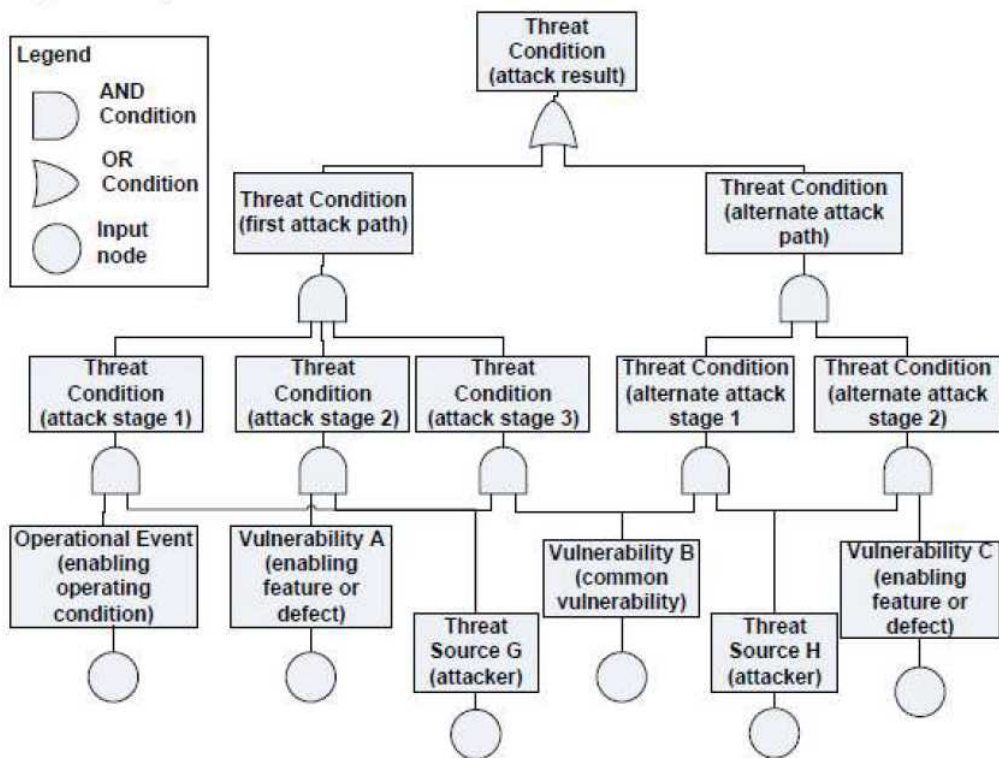


図 0-44 脅威ツリーを用いた脅威シナリオ

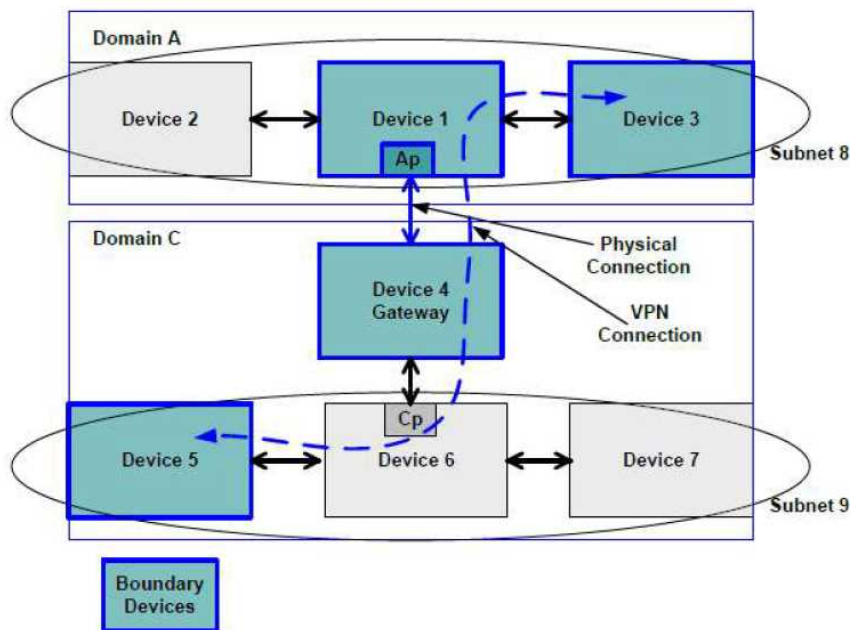


図 0-45 セキュリティ境界

・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、セキュリティの範囲を記載

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<sup>7</sup>。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く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」<sup>8</sup>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」<sup>9</sup>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」<sup>10</sup>を開始している。

<sup>7</sup> インプレス総合研究所 「ドローンビジネス調査報告書2020」

<sup>8</sup> 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」

<sup>9</sup> 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」

<sup>10</sup> 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<sup>11</sup>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。

<sup>11</sup> 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」



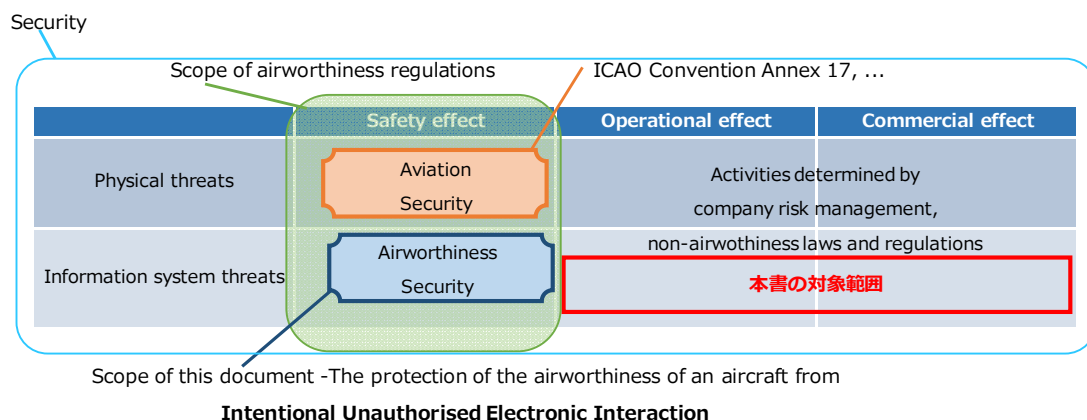


図-1 DO-356A が定義する耐空性に関するセキュリティの範囲<sup>12</sup>と、本項の対象スコープ

### (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ー（以降メーカーと呼称）、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

<sup>12</sup> RTCA DO-356A "Airworthiness Security Methods and Considerations"  
[https://my.rtca.org/NC\\_Product?id=a1B36000006xdusEAA](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。

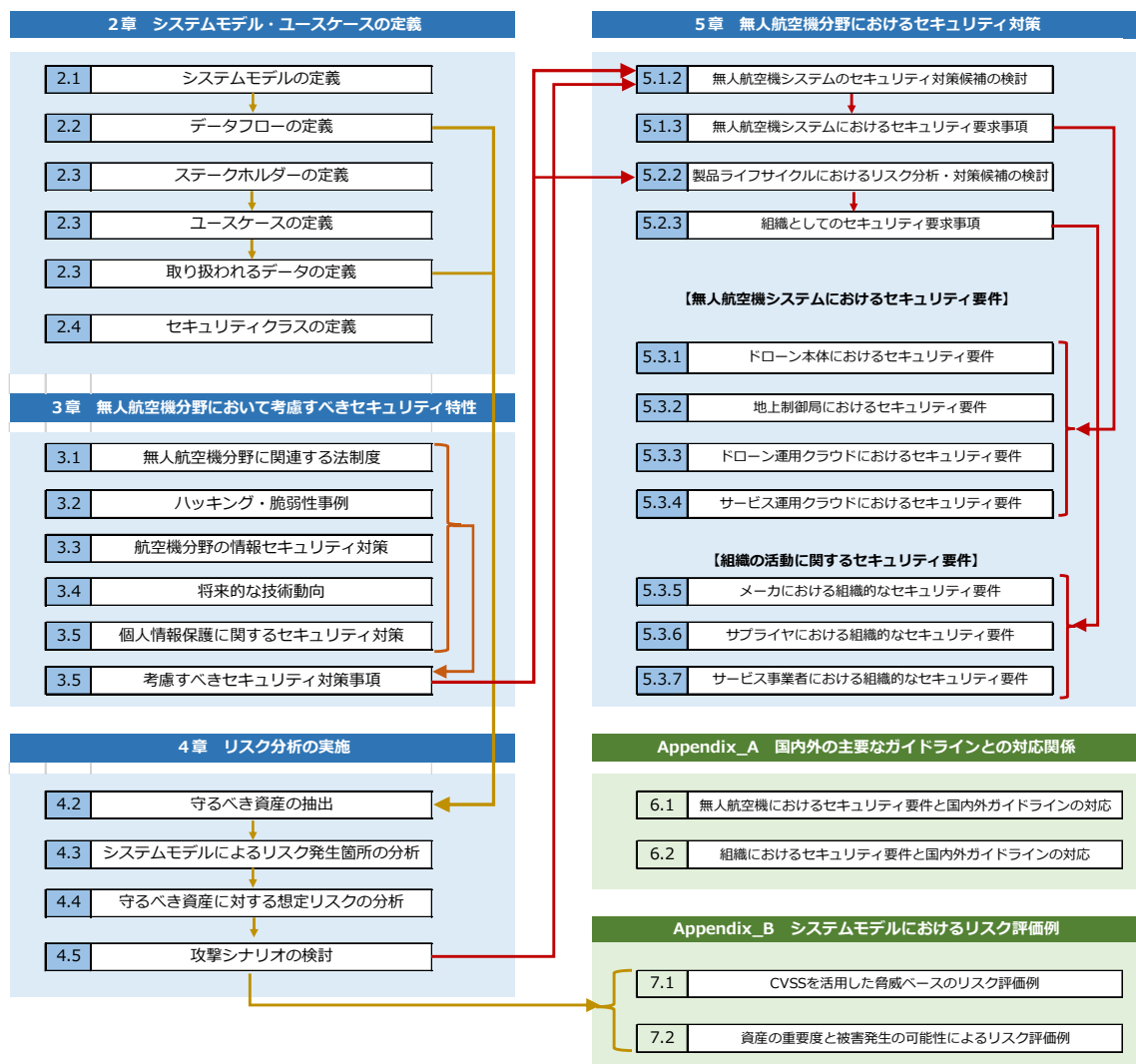


図-2 本項の構成と、各章の関係性の整理

(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<sup>13</sup>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）」<sup>14</sup>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。

<sup>13</sup> DAA (Detect and Avoid) : 危険回避機能

<sup>14</sup> 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](https://www.kantei.go.jp/jp/singi/kogatamujinki/kanminkyougi_dai16/betten1.pdf)

[UTM]

UTM<sup>15</sup>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。

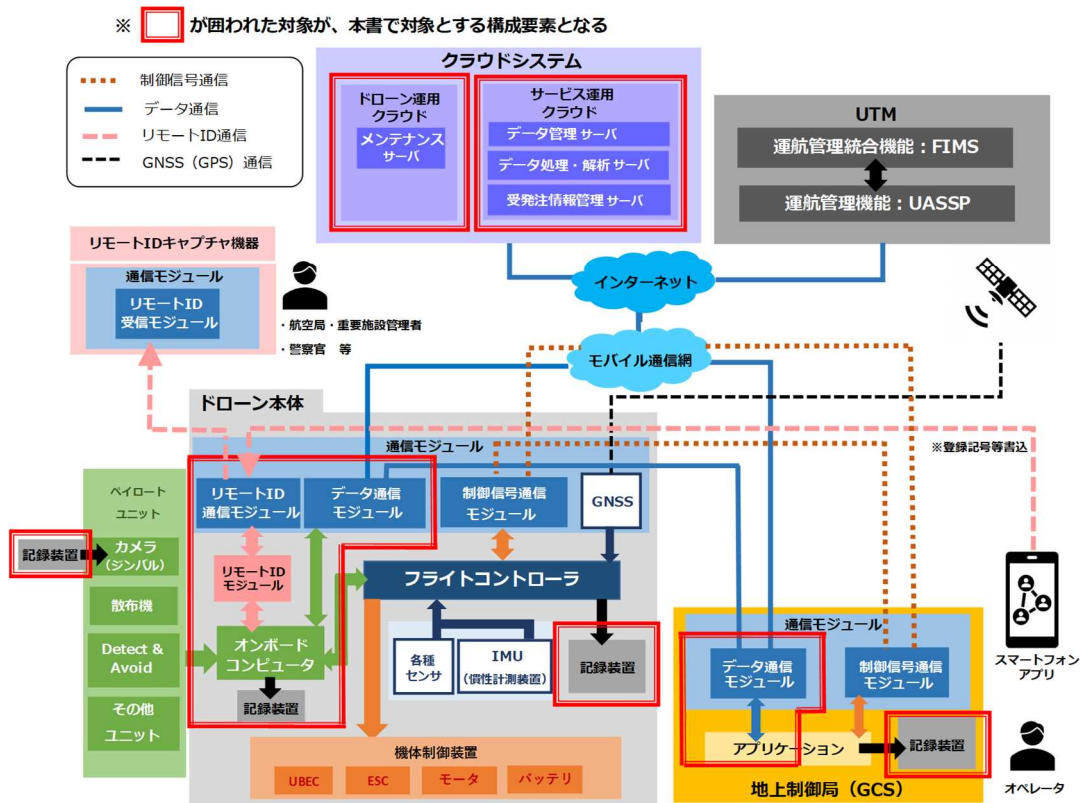


図-3 無人航空機の汎用的なシステムモデル

<sup>15</sup> 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
<b>■ ドローン本体</b>	
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 <sup>16</sup> 、UBEC <sup>17</sup> 、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
<b>■ 地上制御局</b>	
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

<sup>16</sup> ESC (Electronic Speed Controlle) : モータの回転速度制御を行うモジュール

<sup>17</sup> 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。
<b>■クラウドシステム</b>	
<b>A) ドローン運用クラウド</b>	
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>B) サービス運用クラウド</b>	
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。
<b>■UTM</b>	
UASSP（運航管理サブシステム）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 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</li> </ul>
FIMS（運航管理統合サブシステム）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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。</li> <li>・ 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。</li> </ul>

## (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 3<sup>18</sup>～レベル 4<sup>19</sup> 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。

<sup>18</sup> 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

<sup>19</sup> 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。

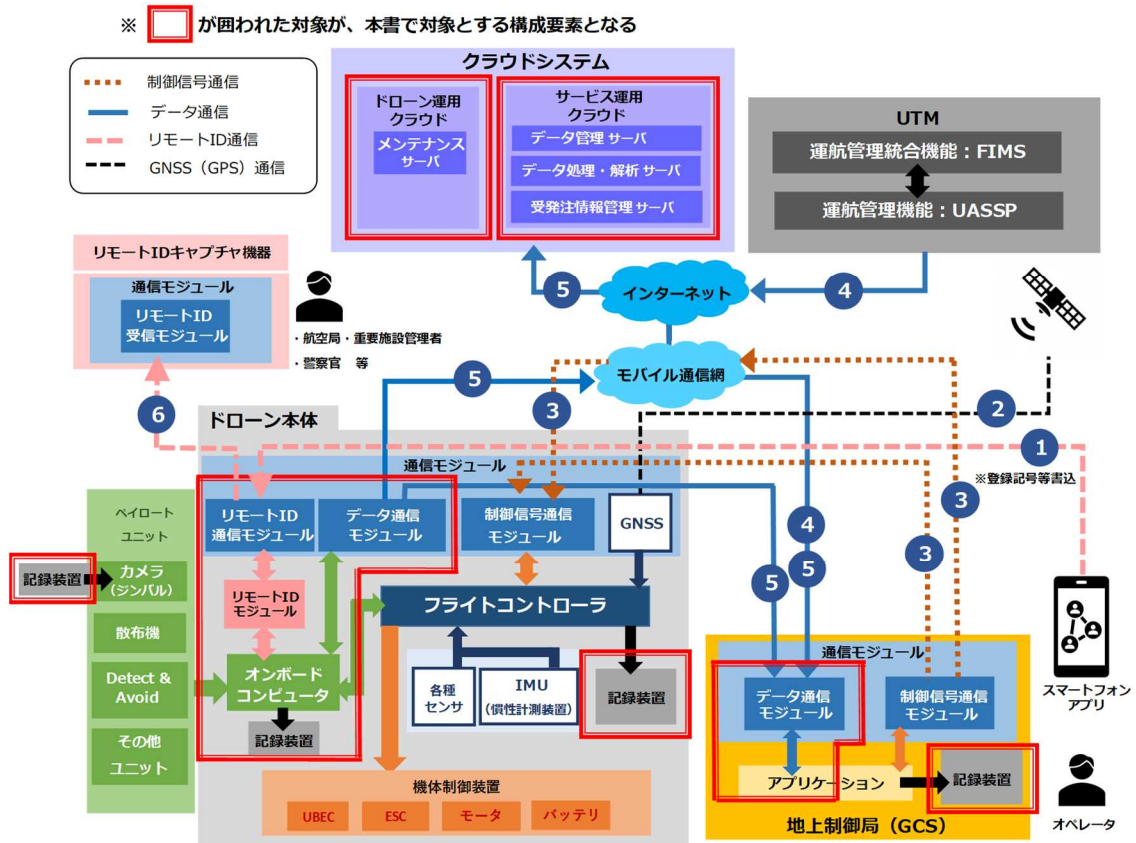


図-4 データフローの例（レベル1、レベル2）

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られ、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。

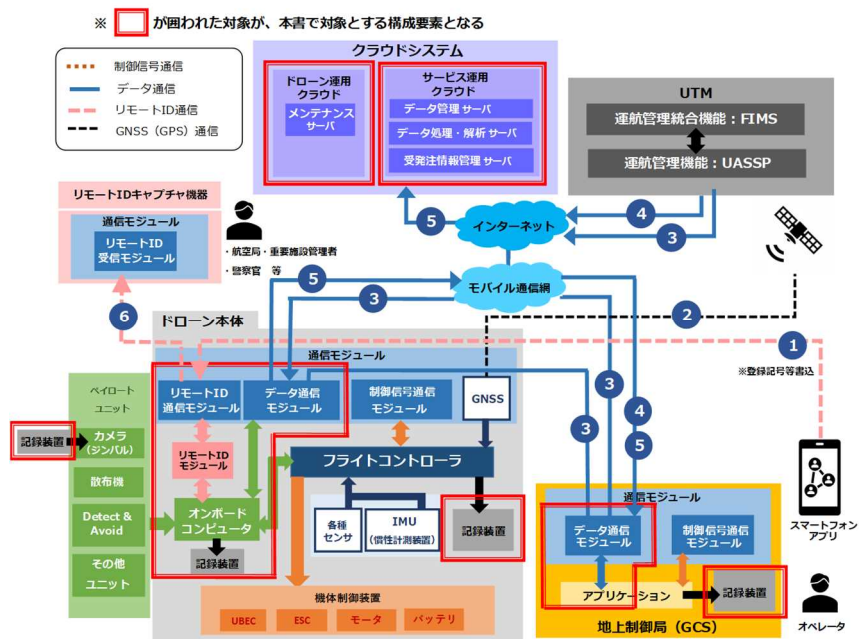


図-5 データフローの例（レベル3、レベル4）

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

### (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、無人航空機の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。

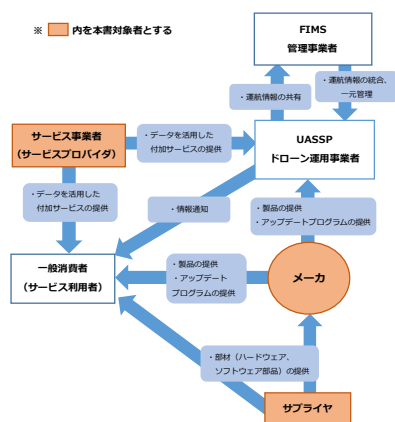


図-6 無人航空機分野におけるステークホルダーマップ

(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。

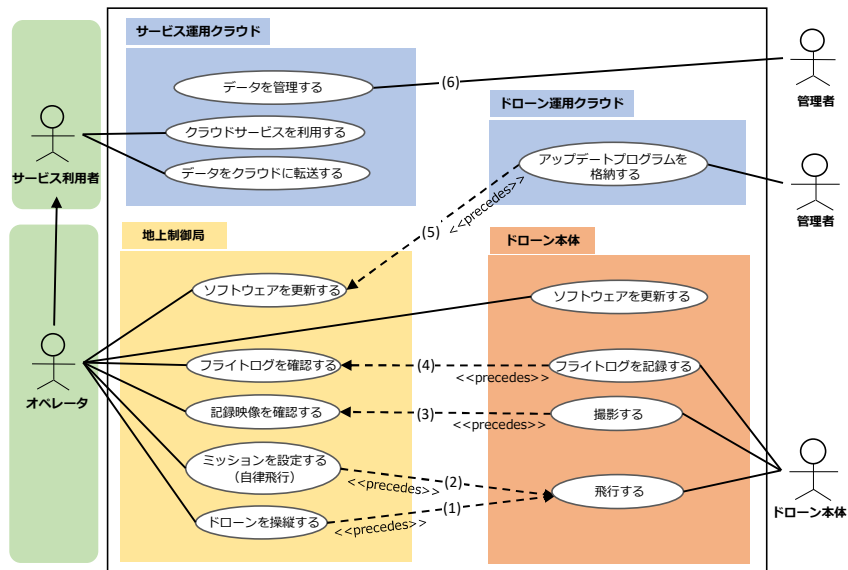


図-7 無人航空機の運用における汎用ユースケース図

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<sup>20</sup>、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

<sup>20</sup> 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』<sup>21</sup>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<sup>22</sup>」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、対象外とする。

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

<sup>21</sup> 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>

<sup>22</sup> 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100g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<sup>23</sup>

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

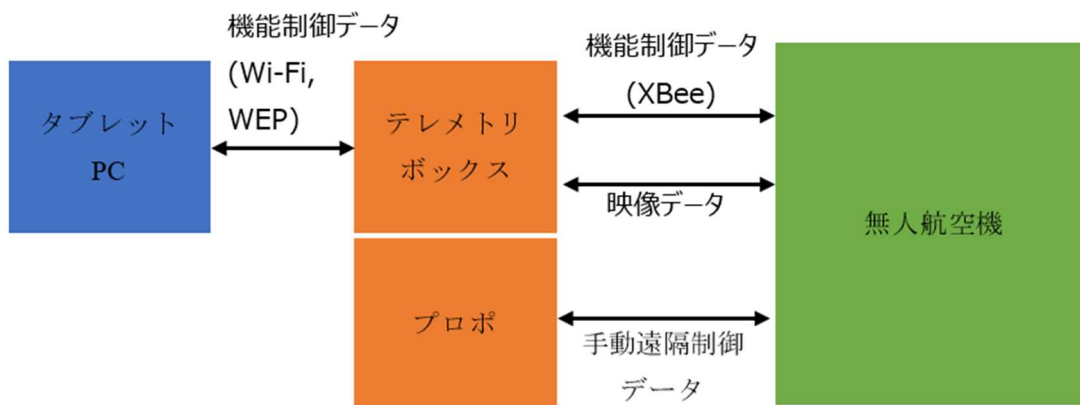
<sup>23</sup> 総務省、「電気通信事業法に基づく端末機器の基準認証に関するガイドライン」  
[https://www.soumu.go.jp/main\\_content/000615696.pdf](https://www.soumu.go.jp/main_content/000615696.pdf)

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 GPU 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ふ。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

係るインシデントから、機体本体内のデータの窃取等も考えられるため、特に機密性の高いデータについては暗号化や改ざん防止等の保護が求められる。

### (3) 航空機分野における情報セキュリティ対策

#### ・航空機分野における情報セキュリティ関連文書

無人航空機分野に先行して対応が進む航空機分野の情報セキュリティ対策について、米国、欧州における関連基準やガイドラインの調査を実施した。図-9 に、米国、航空分野の情報セキュリティに関連する文書の相関を示す。

米国の連邦航空局及び、航空交通管制システムについては、2002年に制定された連邦情報セキュリティマネジメント法（Federal Information Security Management Act : FISMA）に準拠し、取り扱われる情報や情報システムの保護が必要となる。航空機及び、その運用やサービスについては、連邦規則集 タイトル 14 の規則を遵守した対応が求められる。また連邦航空局（Federal Aviation Administration 以降 FAA）では、AC-119-1にて、航空機の運航許可を取得するためのプロセスや条件を定義しており、一部、情報セキュリティに関連する内容も含まれる。また同じく FAA では、PS-AIR-21.16-02 において耐空性に影響する特別要件（Special Condition）の適用範囲や適用のタイミングについて定義をしている。情報セキュリティに関連するガイドラインとしては、欧州の RTCA<sup>24</sup>SC-216/EUROCAE<sup>25</sup>WG-72 が情報セキュリティを含むリスクアセスメントプロセスを記載したガイドラインとして ED-202A/DO-326A を、情報セキュリティに関する詳細については ED-204A/DO-355A をそれぞれ発行し、これらの文書は FAA の文書によっても参照されている。

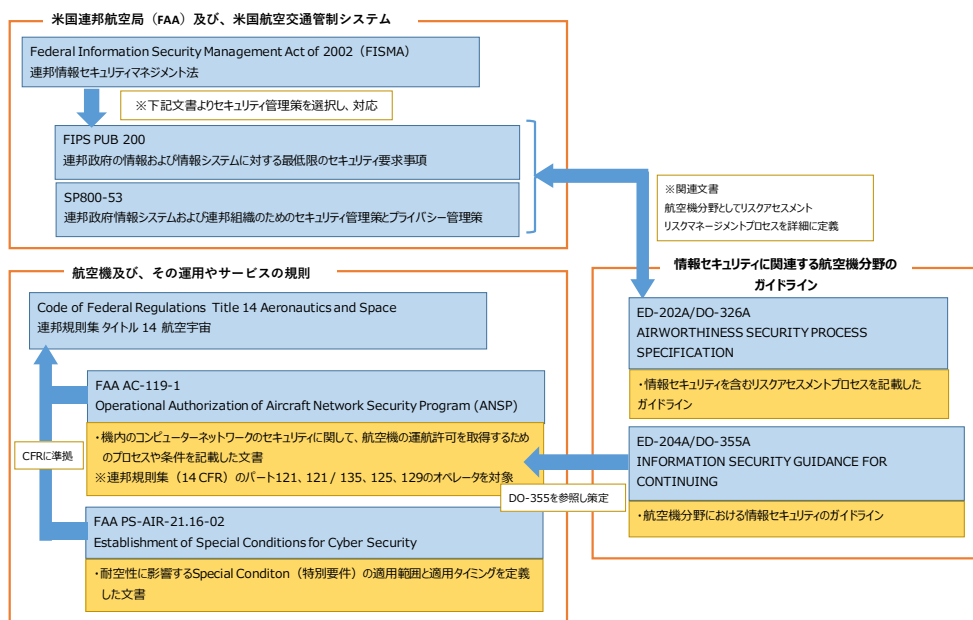


図-9 米国、航空分野における情報セキュリティ関連文書の相関

<sup>24</sup> Radio Technical Commission for Aeronautics  
<https://www.rtca.org/>

<sup>25</sup> European Organisation for Civil Aviation Equipment  
<https://www.eurocae.net/>

#### (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<sup>26</sup>」及び、「カメラ画像利活用ガイドブック\_ver2.0<sup>27</sup>」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。

<sup>26</sup> 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](https://www.soumu.go.jp/main_content/000376723.pdf)

<sup>27</sup> 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](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<sup>28)</sup>」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）<sup>29)</sup>」を対象として調査を行った。

<sup>28)</sup> 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>

<sup>29)</sup> 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<sup>30</sup>」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。

<sup>30</sup> 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>

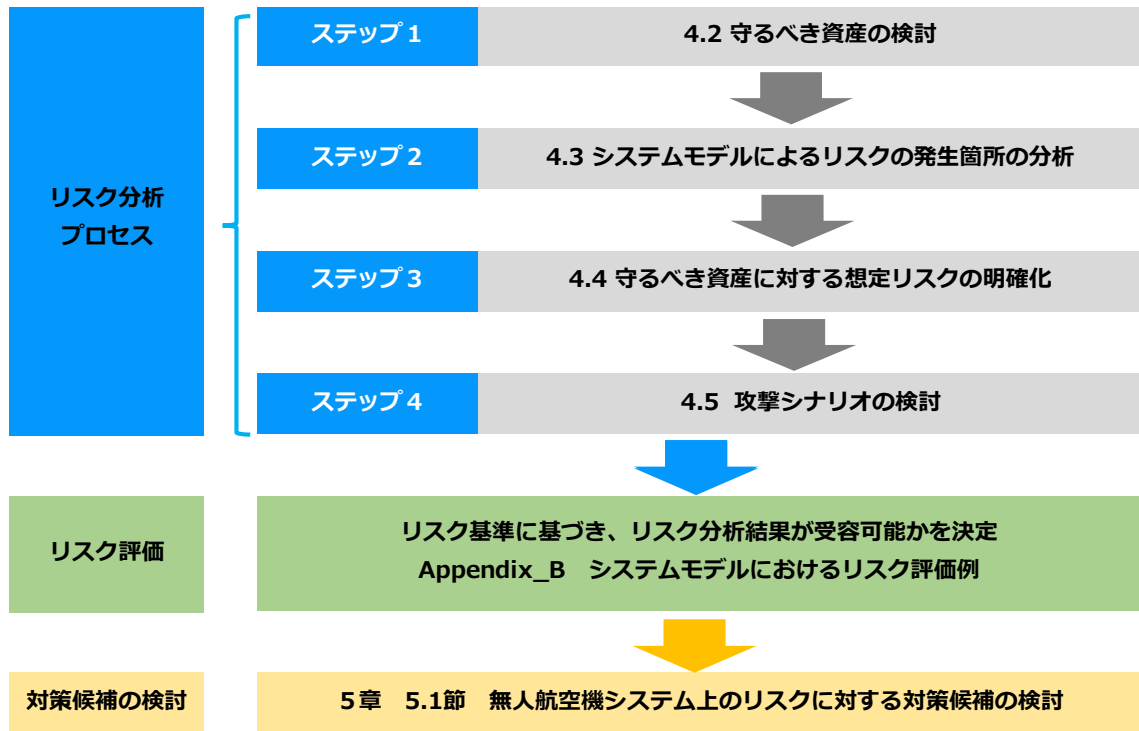


図-10 リスク分析の実施プロセス

## (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<sup>31</sup>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、回路上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：GPU 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。

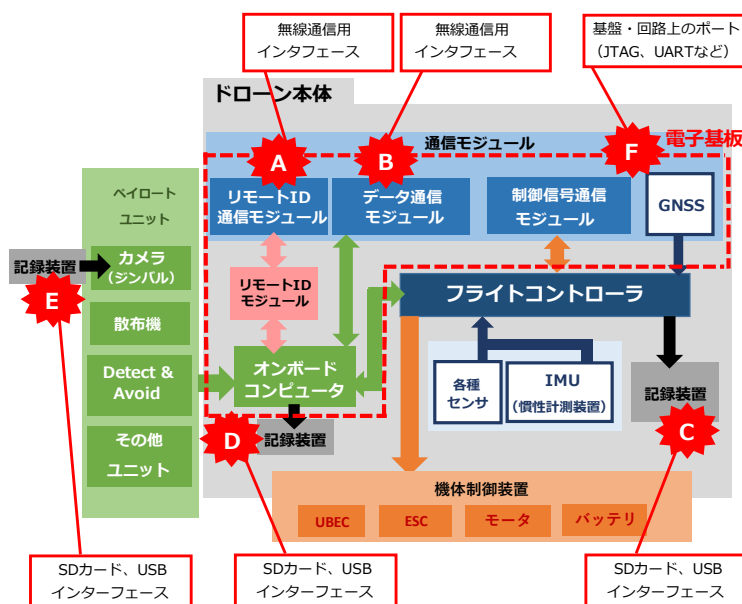


図-11 ドローン本体、地上制御局における攻撃ポイント例

<sup>31</sup> Michael Howard, Jon Pincus, Jeannette M. Wing "Measuring Relative Attack Surface"  
[https://www.researchgate.net/publication/227020448\\_Measuring\\_Relative\\_Attack\\_Surfaces](https://www.researchgate.net/publication/227020448_Measuring_Relative_Attack_Surfaces)

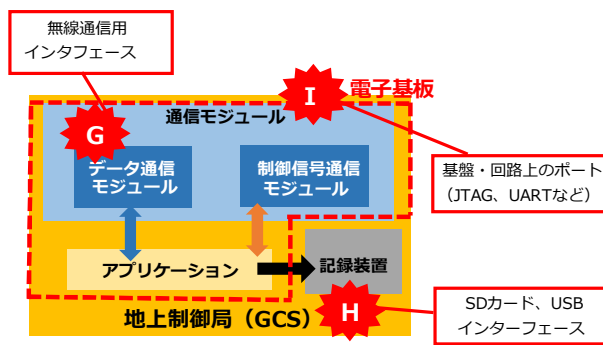


図-12 地上制御局における攻撃ポイントの例

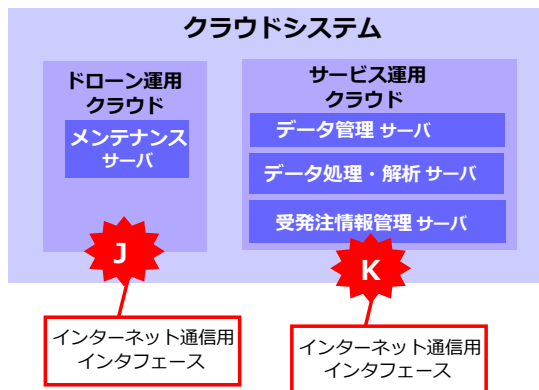


図-13 クラウドシステムにおける攻撃ポイントの例

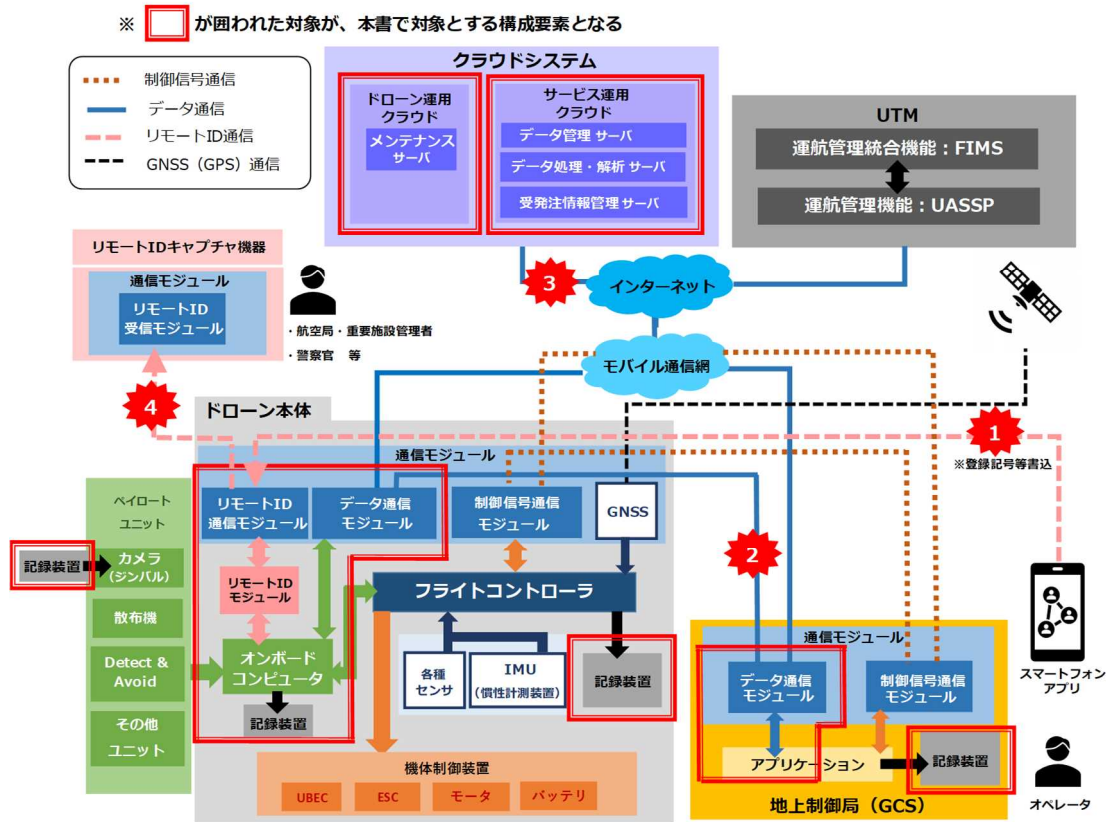


図-14 無人航空機システムの通信経路における攻撃ポイント例

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 (RADIUS<sup>32</sup>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」<sup>33</sup>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

<sup>32</sup> 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>

<sup>33</sup> 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るのか。
- 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」<sup>34)</sup>)

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)。

<sup>34</sup> 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](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」

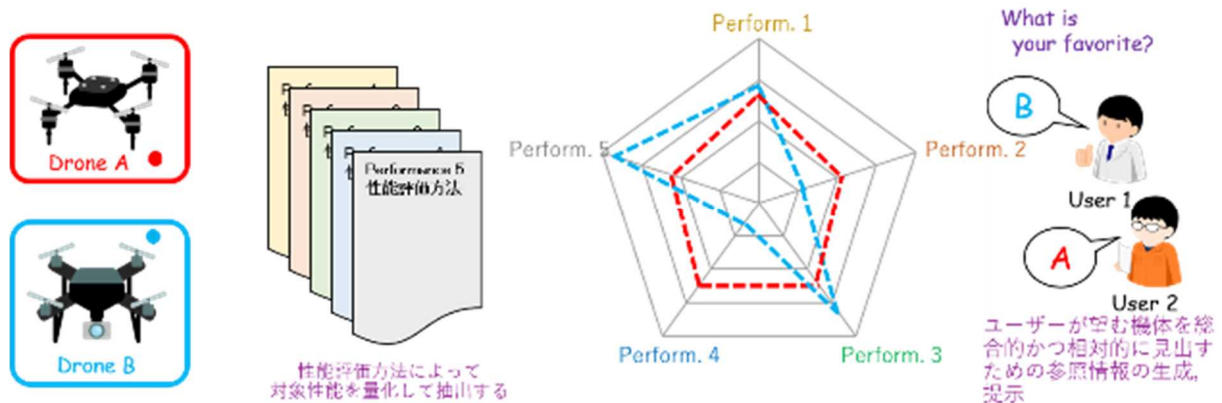
##### 4-1 非 GPS 環境で飛行する UAV の性能評価法に関する研究開発(2020/2021 年度) (JAEA/新潟工科大学)

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

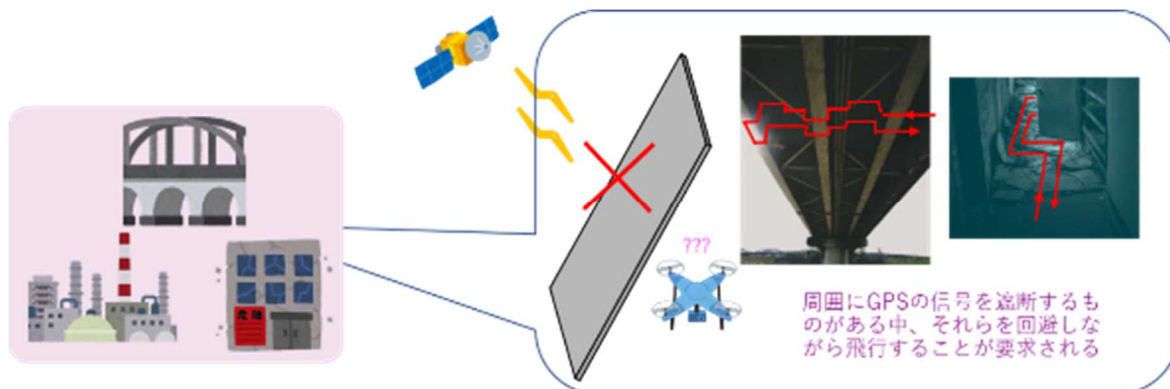
性能評価の対象となる小型無人飛行体とは、「非 GPS 環境下における動作について指令を行うエージェント（操作者、計算機等）と指令によって動作するエージェント（小型飛行体）から構成されるシステム」としている。これは遠隔操縦型や自律制御型等の動作形態に対する評価は小型無人飛行

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

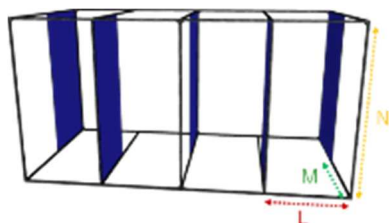
## (3) ③小型無人飛行体の狭隘な環境下での飛行性能

### (3-1) 制御性能評価のための試験供試体

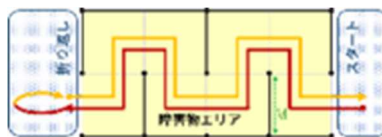
性能評価の結果を比較可能とするためには、共通した条件で性能を評価する必要がある、試験供試体には再現性の高さが求められる。このため、試験供試体は評価の対象となる性能が要求される環境を抽象化した単純な構造で構築することとした。水平方向の制御性能、垂直方向の制御性能が要求される単純な環境について、それぞれ図④(2)-③-1.1の(a.1)(a.2)のように、フレームで区切られた狭隘な空間にそれぞれ水平、垂直方向の移動の障害物となる壁材を設置する構造とした。



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。



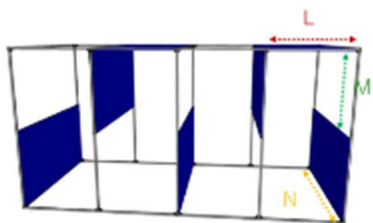
(a.1) 水平方向制御性能評価の試験供試体の構造



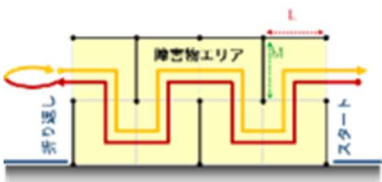
(b.1) 水平方向制御性能評価の飛行経路



(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

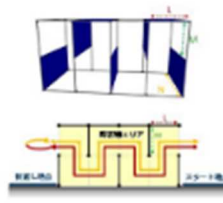
性能評価法は、試験実施者と試験監督が実施する。試験実施者は試験監督の指示のもと、評価のための試験課題を実施する。試験監督は試験実施の指示を出すとともに、試験条件と試験結果を記録する。試験課題は、図④(2)-③-1.1の(b.1)(b.2)に示す飛行経路を1往復5分の時間制限のもと5回試行する。なお、時間制限については試験課題の実施に対して十分に長い時間を設定し、この時間制限を超過した場合は往復に失敗したと判断できるものとしている。試験監督は小型無人飛行体の性能の高さを示す定量値として往復に掛かった時間を、安定性・信頼性を示す定量値として往復に成否を試験結果に記録する。また、試験条件として、可変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

3. 機体が障害物エリア内を通過し、折返し地点または折返し地点鉛直上に到達したことを確認する
4. 機体が障害物エリア内を通過し、スタート地点またはスタート地点鉛直上に到達したことを確認する、同時にタイムの計測を終了する
5. 成否およびタイムを記録する

**非GPS飛行の性能評価／垂直方向の制御性能**



機種: \_\_\_\_\_  
 試飛者: \_\_\_\_\_  
 試験場所: \_\_\_\_\_  
 試験日時: 年 月 日  
 時刻: 時 分

試験要領:

試験目的: \_\_\_\_\_  
 試験経路: \_\_\_\_\_  
 試験日時: 年 月 日  
 時刻: 時 分

**スケール**  
※ 本表は20cm×20cmのマス目を使用する。  
 1: 10cm 2: 20cm 3: 30cm 4: 40cm

**説明**  
※ 本表は20cm×20cmのマス目を使用する。  
 1: 10cm 2: 20cm 3: 30cm 4: 40cm

試行回数	成否	タイム(sec)	備考
1			
2			
3			
4			
5			

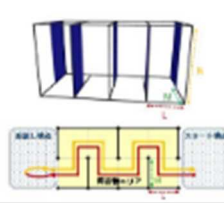
試験要領(試験経路例)

- 試験開始地点(スタート地点)から試験開始地点まで飛行することを確認する。
- 試験開始地点より、試験開始地点を通過し、スタート地点の直上に到達することを確認する。
- 機体が障害物エリア内を通過し、折返し地点の直上に到達することを確認する。
- 機体が障害物エリア内を通過し、スタート地点またはスタート地点の直上に到達することを確認する。
- 同時にタイムの計測を終了する。
- 成否およびタイムを記録する。

結果

達成回数: 回 最速タイム: \_\_\_\_\_

**非GPS飛行の性能評価／水平方向の制御性能**



機種: \_\_\_\_\_  
 試飛者: \_\_\_\_\_  
 試験場所: \_\_\_\_\_  
 試験日時: 年 月 日  
 時刻: 時 分

試験要領:

試験目的: \_\_\_\_\_  
 試験経路: \_\_\_\_\_  
 試験日時: 年 月 日  
 時刻: 時 分

**スケール**  
※ 本表は20cm×20cmのマス目を使用する。  
 1: 10cm 2: 20cm 3: 30cm 4: 40cm

**説明**  
※ 本表は20cm×20cmのマス目を使用する。  
 1: 10cm 2: 20cm 3: 30cm 4: 40cm

試行回数	成否	タイム(sec)	備考
1			
2			
3			
4			
5			

試験要領(試験経路例)

- 試験開始地点(スタート地点)から試験開始地点まで飛行することを確認する。
- 試験開始地点より、試験開始地点を通過し、スタート地点の直上に到達することを確認する。
- 機体が障害物エリア内を通過し、折返し地点の直上に到達することを確認する。
- 機体が障害物エリア内を通過し、スタート地点またはスタート地点の直上に到達することを確認する。
- 同時にタイムの計測を終了する。
- 成否およびタイムを記録する。

結果

達成回数: 回 最速タイム: \_\_\_\_\_

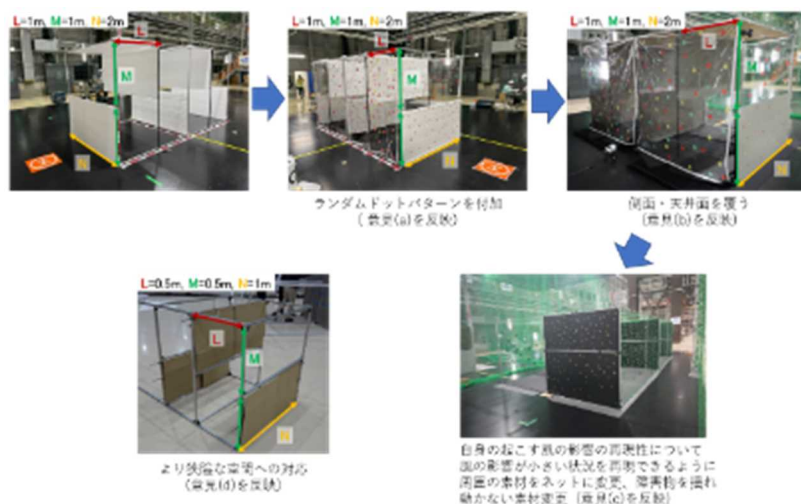
図④(2)-③-2 性能評価法の記録シート例

(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。



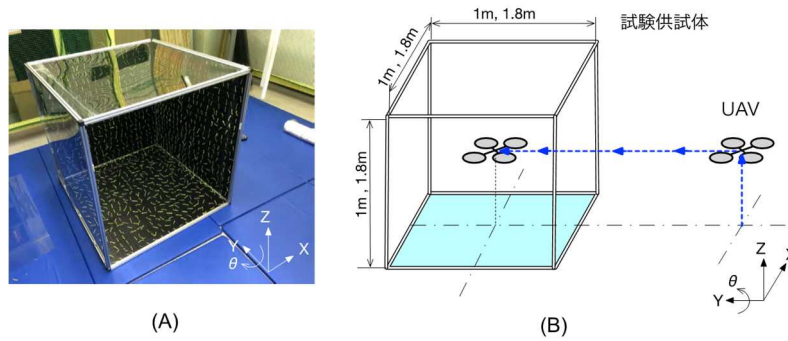
図④(2)-④-1.1 評価法の改善

#### (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

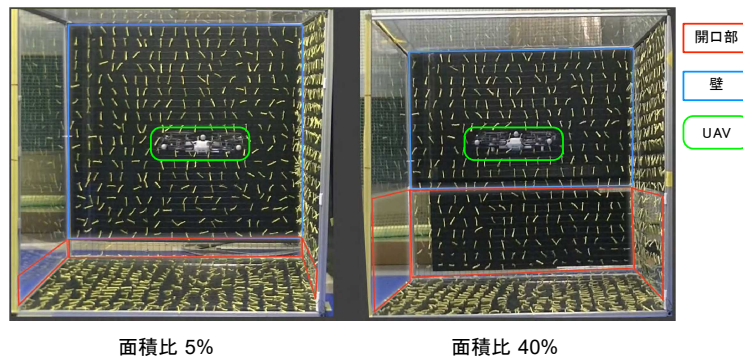
本実験では、試験供試体内を飛行する小型無人飛行体による風が飛行の安定性に与える影響について確認を行った。本実験では基準高さ、幅がそれぞれ 1m、1.8 m の試験供試体を製作し、タフトグリッドによる試験供試体の壁面付近の流れの可視化、および、試験供試体内で飛行する小型無人飛行体の挙動の計測を行った。図④(2)-⑤-1.1 (A) にタフトグリッドを取り付けた基準高さ、幅が 1 m の試験供試体を示す。試験供試体は床に設置し、側面 3 面には試験供試体を構成するフレームの開口部の面積 (1m<sup>2</sup>) と下部に設けた開口部との面積比 (以下、面積比と略す) を 5% から 50% 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 ( $\theta$ ) 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

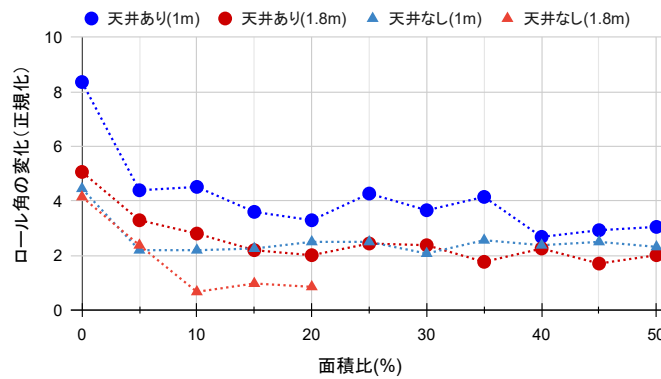
の影響をほぼ受けない壁、天井のない基準幅 1.8 mの試験供試体での標準偏差の平均値を基準とし、各条件でのロール角の標準偏差の平均値を正規化した値である。図④(2)-⑤-3 から、各条件とも試験供試体の下部に開口部を設けることで飛行が安定し、試験供試体の面積比、基準高さ、幅が大きい場合、また、天井が無い場合に基準値との比が小さくなり、安定した飛行状態を得られることがわかる。図④(2)-⑤-2 と 図④(2)-⑤-3 から、正規化したロール角の値が3程度であれば、小型無人飛行体は比較的安定して飛行することが可能で、壁等の影響を考慮する必要がないことが本実験により示された。



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、実際に機体メーカーの協力のもと、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いように 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、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。本プロジェクトでの成果を広く公表することで、各事業者によるデータ取得を促進させることができる。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働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。CO<sub>2</sub>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CO<sub>2</sub>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程度の省エネ(-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CO<sub>2</sub>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。



CO<sub>2</sub>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本積めば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いう問題がある。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。

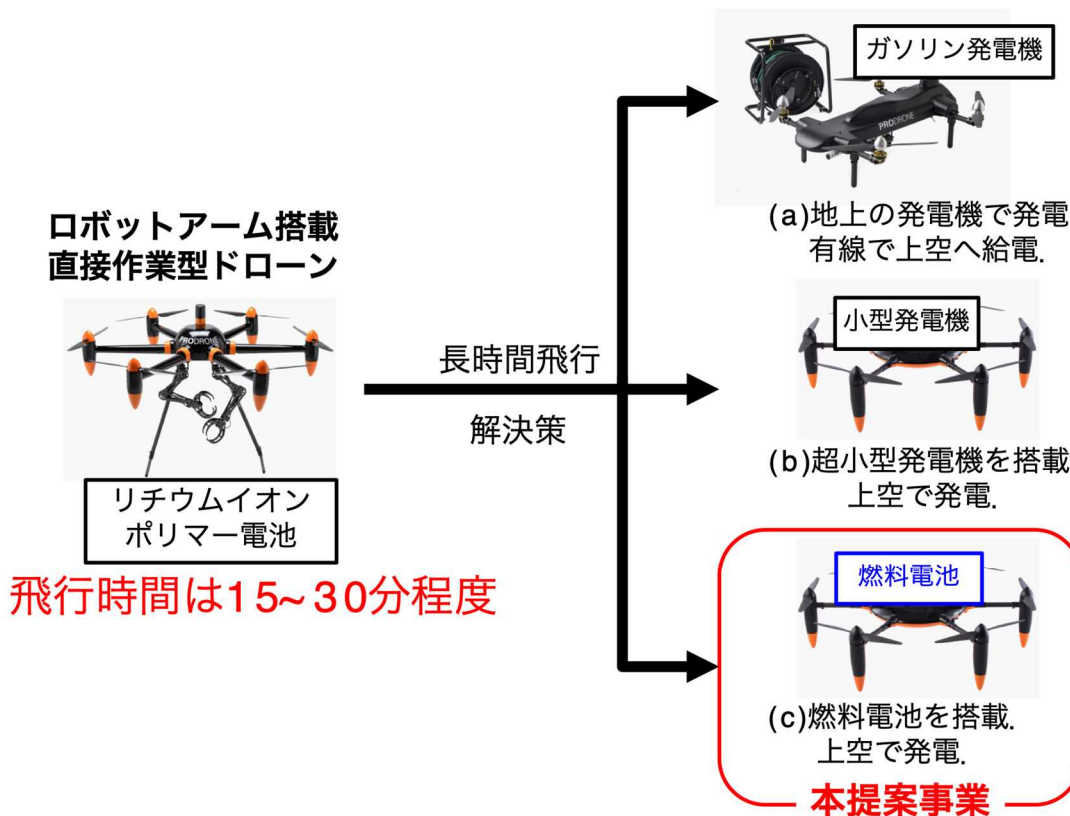


図 2.1.2.2-2 (株)プロドローンでの飛行時間を伸ばすための取り組み

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。



Liイオンポリマー電池  
0.20 kWh/kg  
0.5 kWh/L



圧縮水素  
33 kWh/kg  
1 kWh/L



LPG エタノール  
13 kWh/kg 8 kWh/kg  
7 kWh/L 6 kWh/L

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℃以上の高温で作動し、酸化物イオン(O<sup>2-</sup>)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(900W)の熱効率は7~15%に対して、開発した燃料電池(100~400W)の熱効率は30~40%と高く、CO<sub>2</sub>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(500g)は6.5kWh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800W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。



LPG駆動エンジン  
熱効率7~15%

軽量化  
→  
高効率化  
による  
CO<sub>2</sub>削減



LPG駆動燃料電池  
熱効率30~40%

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

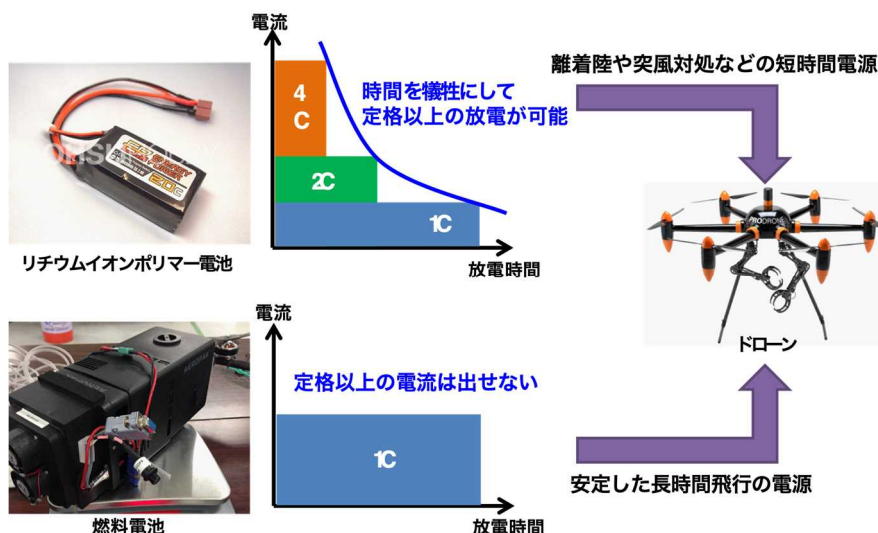


### 【電池・制御回路開発】

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ー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ため特別なマネー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℃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(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。

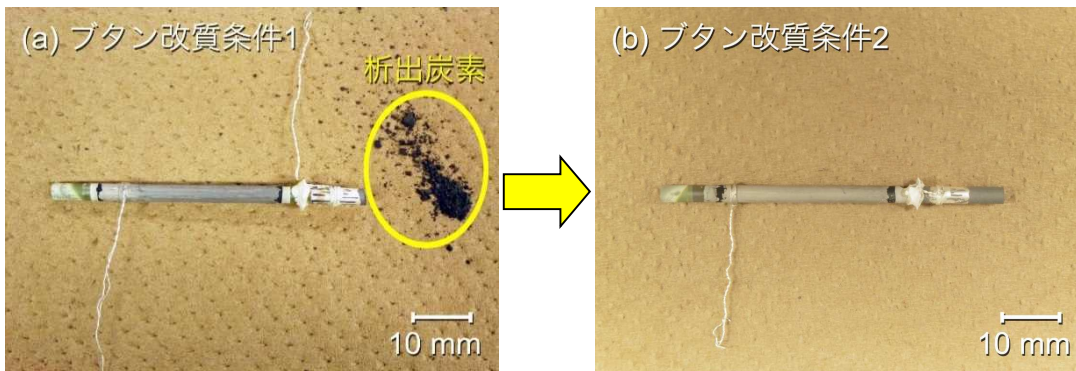


図 2.1.2.2-7 ナノ構造電極および運転制御技術の確立によるLPG 直接供給時の炭素析出の抑制

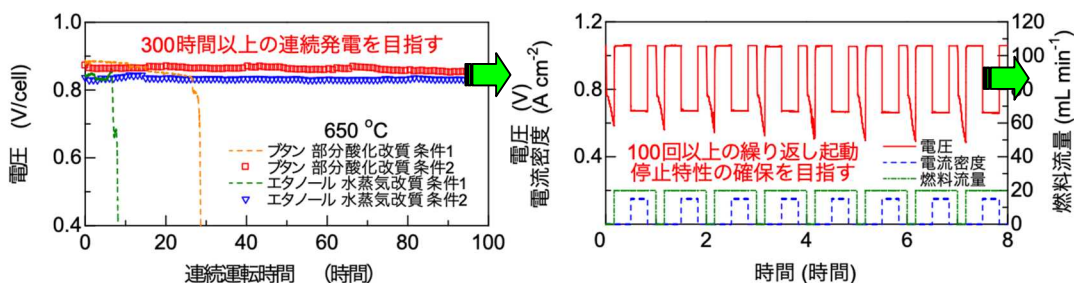


図 2.1.2.2-8 LPG, エタノール駆動 SOFC の連続発電(左)と繰り返し起動停止特性(右)

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100W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、400W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800W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800W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。

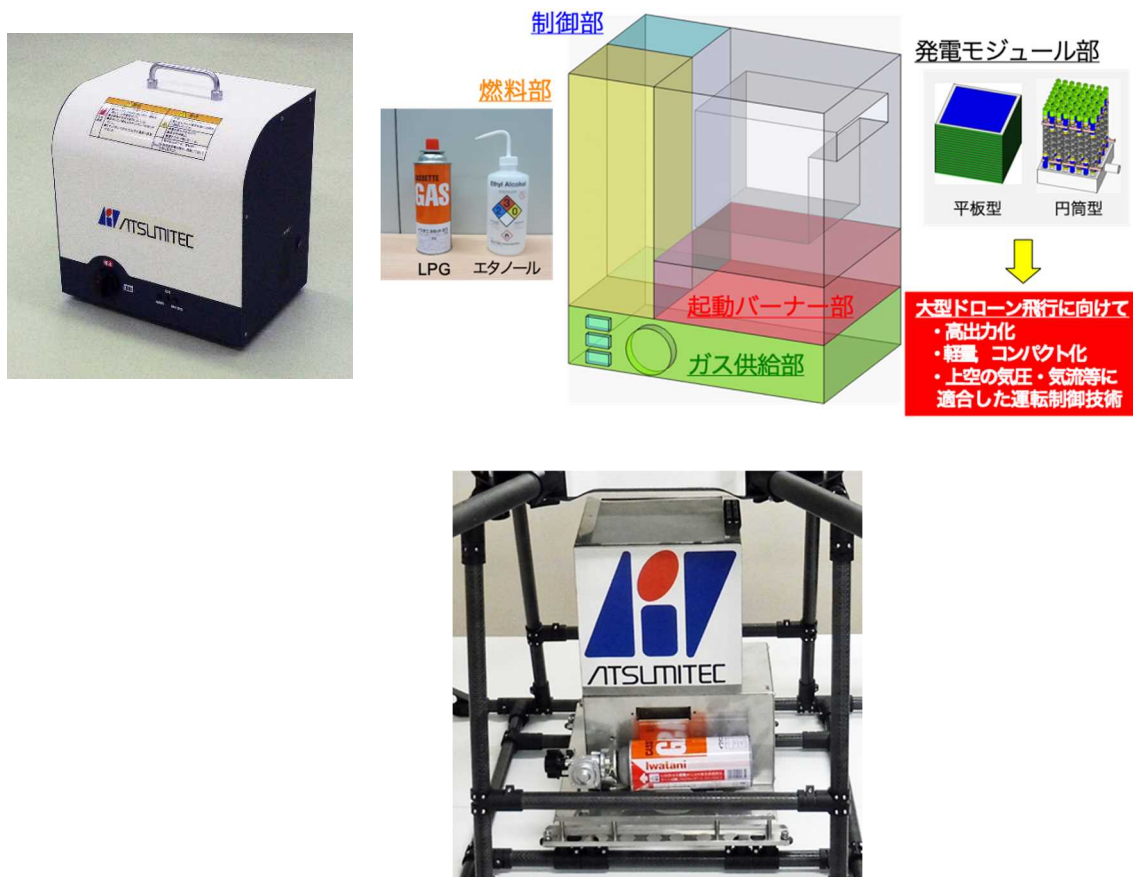


図 2.1.2.2-9 コンパクトハイパワー燃料電池システムの外観と構成

### (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  $300 \text{ mW/cm}^2$ （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  $800 \text{ W}$  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	平成29年			平成30年	開発目標
	7～9月	10月～12月	1月～3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 既存ドローンの評価 電源マネジメント装置の機能検討	燃料電池の調達 燃料電池ドローンの設計 ユースケース毎のデータ計測 回路基板の試作(1回目) 評価検証	ドローン開発 回路基板の試作(2回目) 評価検証		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。
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 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初期性能の評価(水素) ドローン向けSOFC材料の改良	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 <sup>2</sup> (現行比1.5倍)の出力密度が得られるSOFC材料を開発する。
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) ドローン向けSOFCシステム設計・試作		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。
平成30年度 開発日程表					
開発項目	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 燃料電池の評価 回路基板最終テスト	ドローン開発・テスト飛行 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	燃料電池組み込み・飛行テスト 計測試験	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。
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、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)		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。
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) ドローン向けSOFCシステム改良	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。

平成31年度 開発日程表					
開発項目	平成31年			平成32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	連続飛行試験 (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			
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

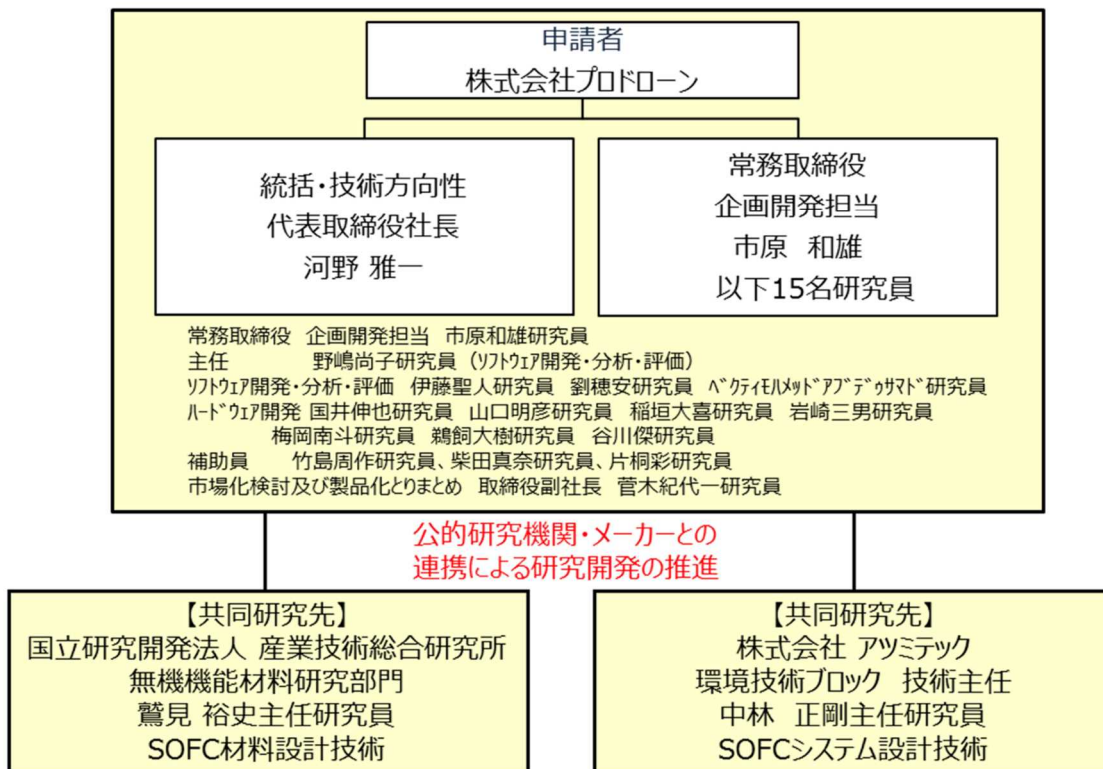


図 2.1.2.2-10 研究開発体制

#### (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。

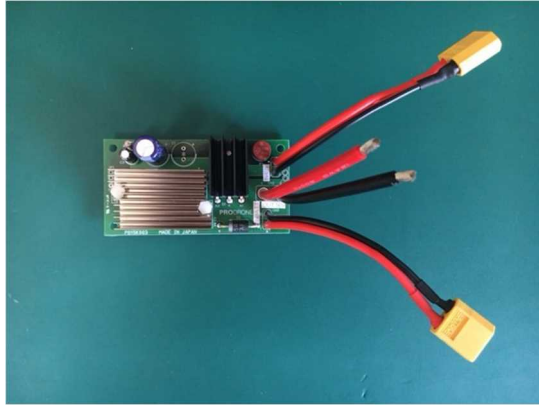


図 2. 1. 2. 2-12 製作した簡易ハイブリッド回路

下図は重量に対する電力の割合である。

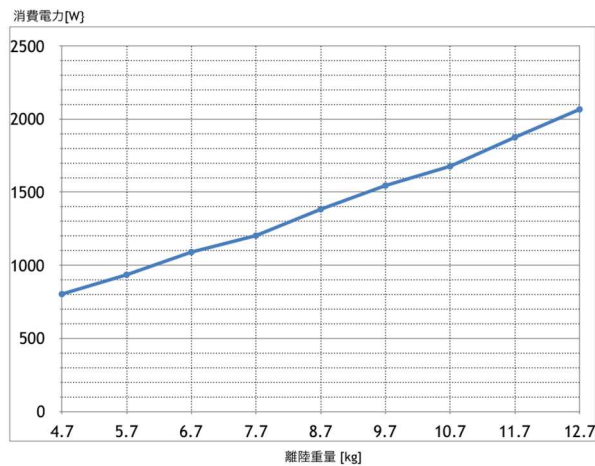


図 2. 1. 2. 2-13 離陸重量対消費電力

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賅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賅う必要がある。

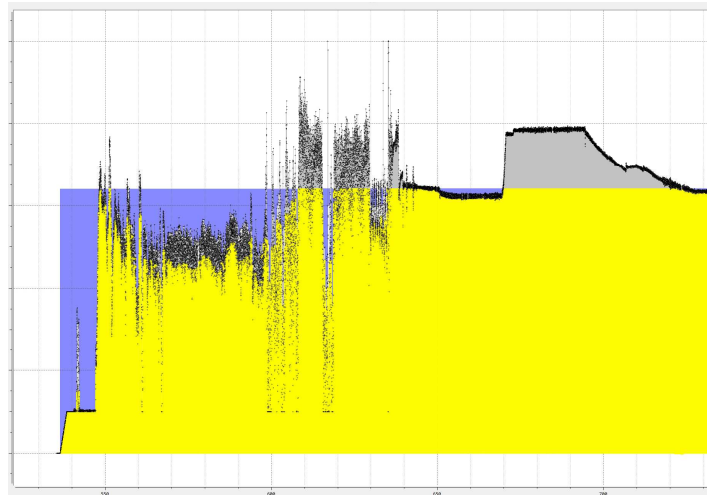


図 2.1.2.2-14 実飛行における電力消費の様子

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。

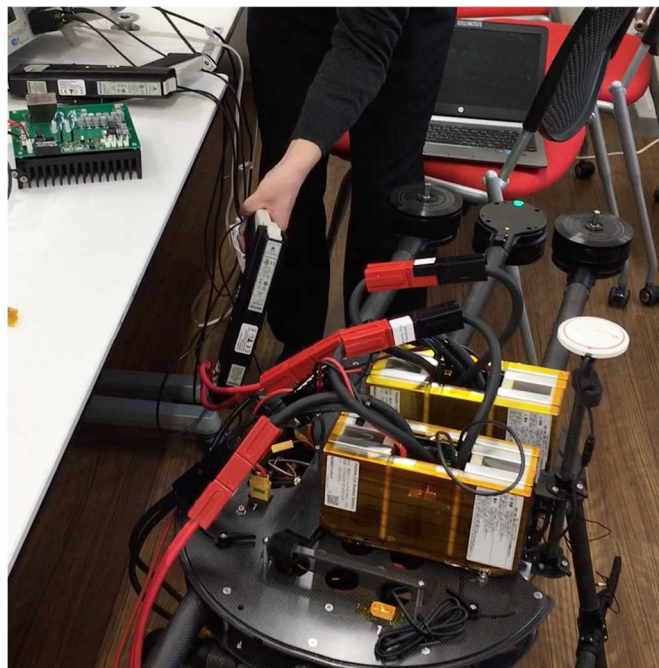


図 2.1.2.2-15 製作した二次電池を持つハイブリッド回路

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 SGiB を利用した。



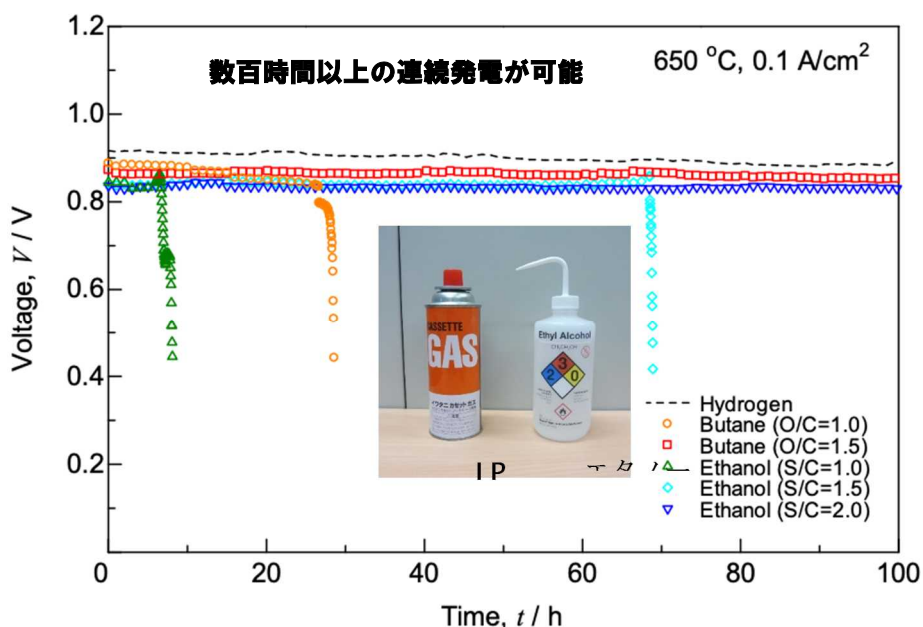
SCiB は、リチウムイオン電池に分類されるが、現在の多くのドローンに使用される主流の電池である、リチウムポリマー電池と同じくリチウムイオンを電荷として利用する原理は同じだが、酸化物系材料（チタン酸リチウム）の採用などにより、外力などで内部短絡が生じても熱暴走を起こしにくく、充放電 20,000 回以上の長寿命、6 分間での急速充電、キャパシタ並みの入出力密度、 $-30^{\circ}\text{C}$  の低温での動作等、優れた諸特性を持つ。

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  $600^{\circ}\text{C}$  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。



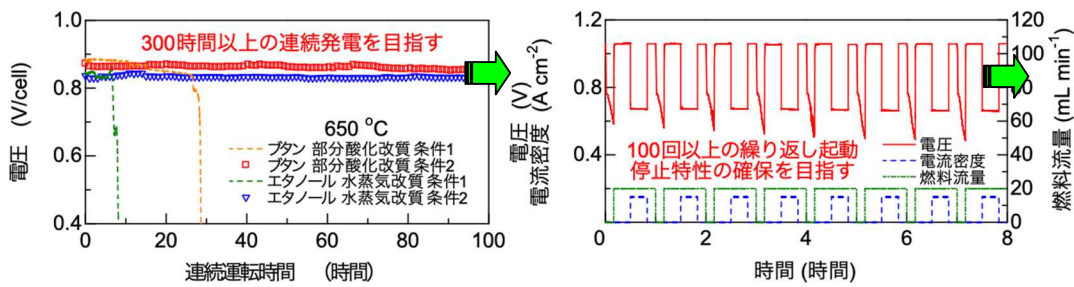


図 2. 1. 2. 2-17 連続稼働試験と繰り返し起動試験の様子

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。

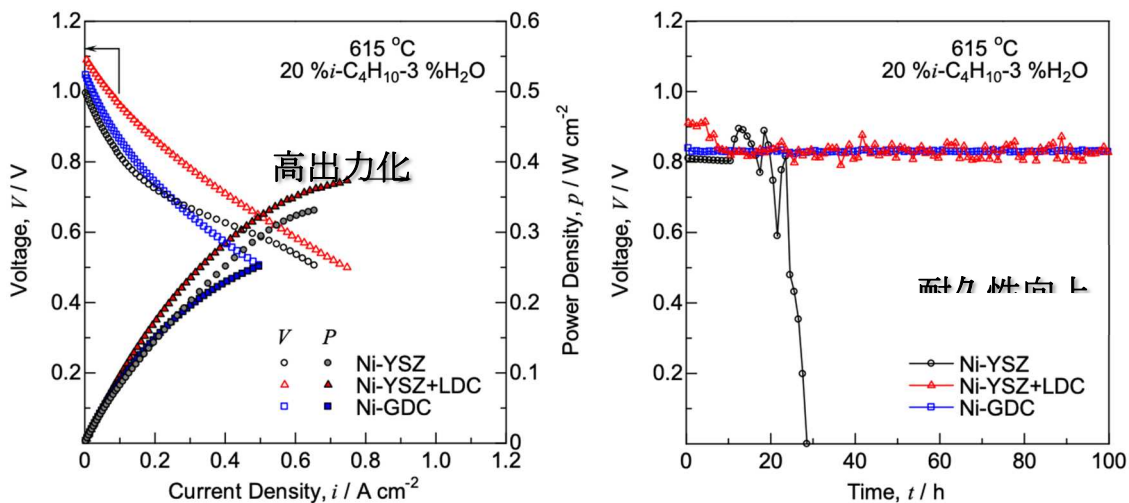


図 2. 1. 2. 2-18 出力と耐久性改善の結果

【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。

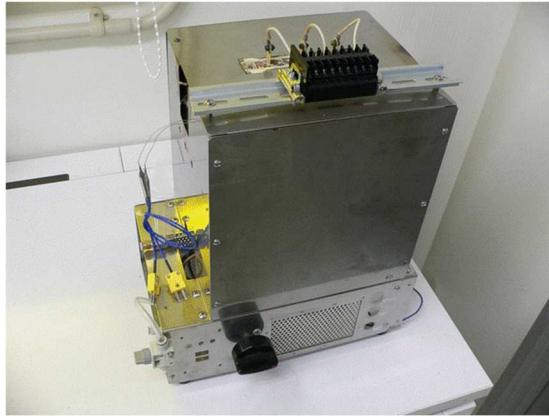


図 2.1.2.2-19 発電ユニット

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。

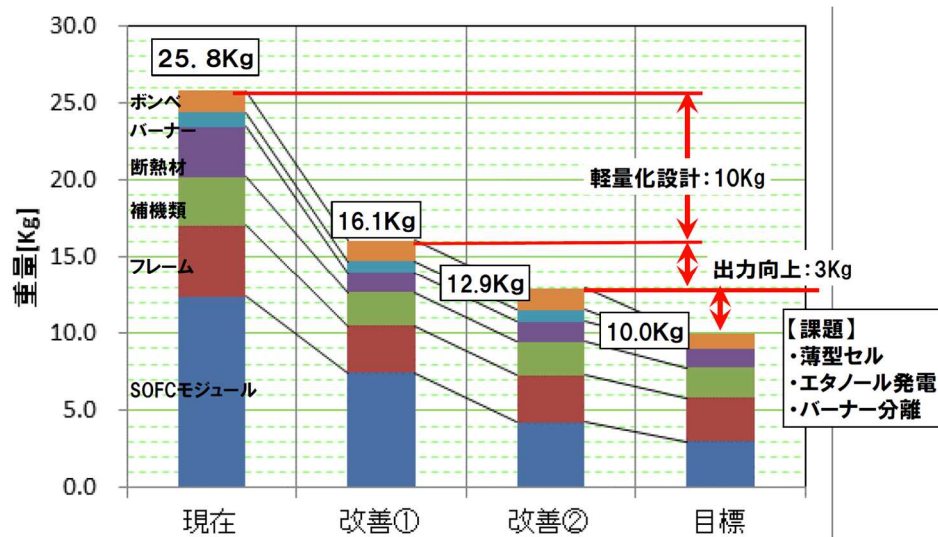


図 2.1.2.2-20 発電ユニットの重量の構成と軽量化

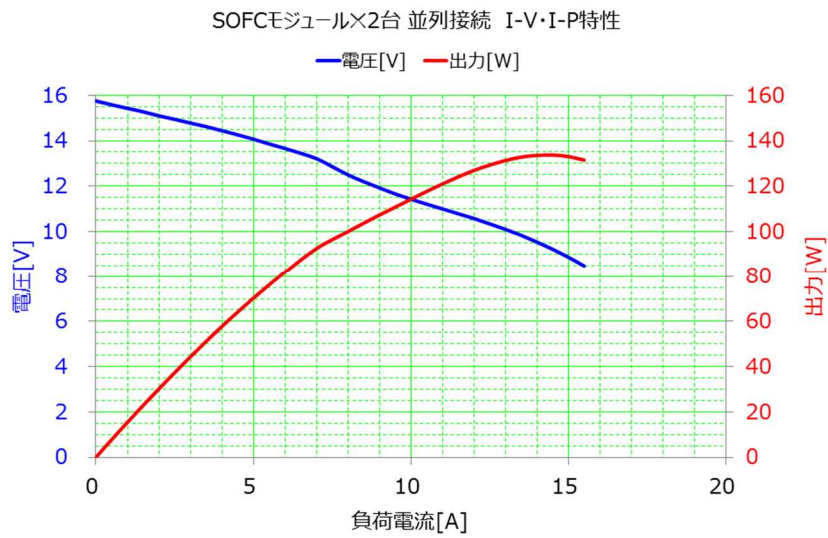


図 2.1.2.2-21 製作した発電ユニット外観

- ・ 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

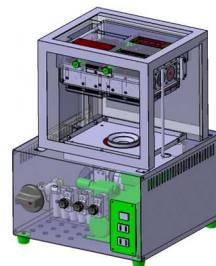





図 2.1.2.2-22 発電ユニット構造イメージ図

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

<p>軽量化 ⇒部品点数の削減 ⇒セルの薄肉化 研磨</p>	
<p>出力密度の向上 (目標 : 390mW ⇒ 600mW/cm<sup>2</sup>) ⇒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</p>	
<p>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</p>	
<p>ハイブリッド回路 ⇒出力 5000W 以上 ⇒SOFC 出力の効率化</p>	

## (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こることがあり、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を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
<b>高精度残量計開発 【2020年度 マクセル、2021年度 古河電池】</b>								
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							→	
<b>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】</b>								
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							→	
<b>高エネルギー密度電池の開発 (全固体電池) 【マクセル】</b>								
<b>高出力「全固体LIB」の開発1</b>								
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							→	
<b>高出力「全固体LIB」の開発2</b>								
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：

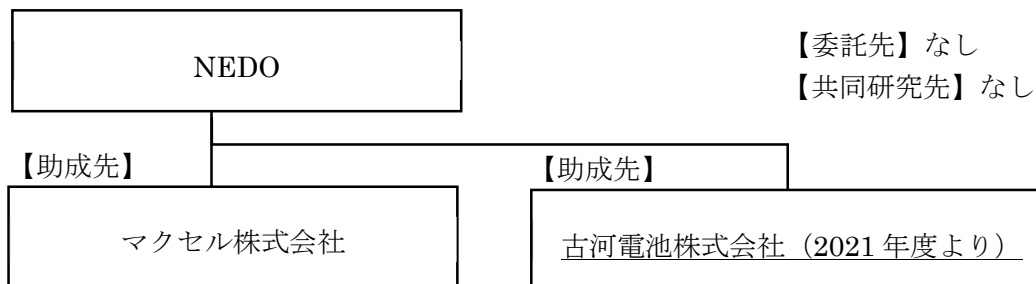


図 2.1.3.1-1 実施体制

#### (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

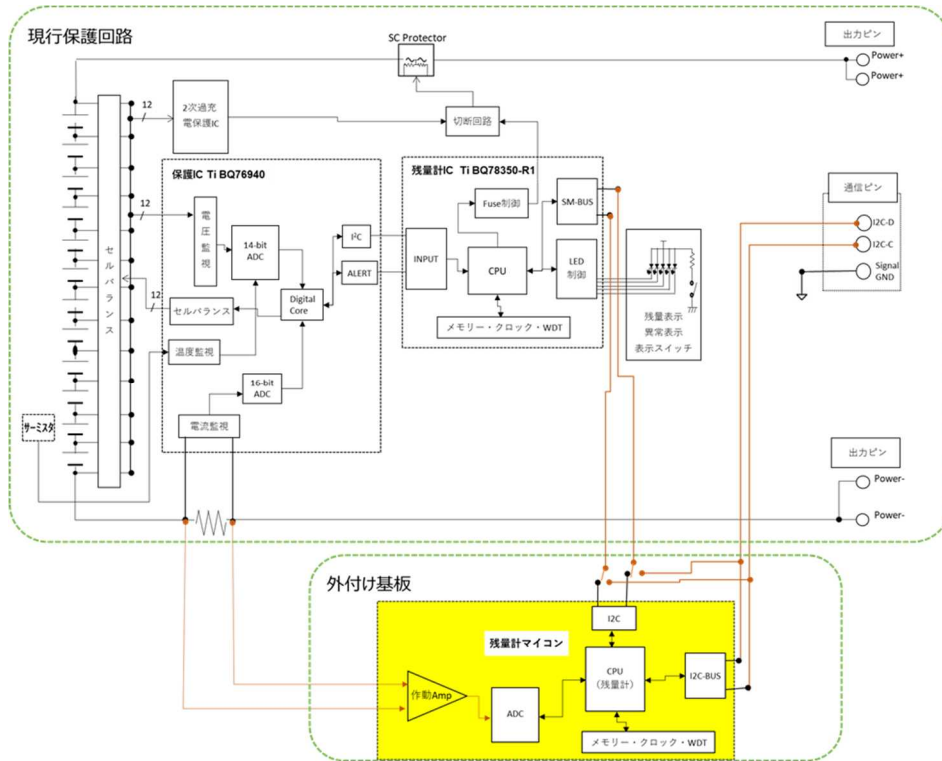


図 2. 1. 3. 1-2 残量計の構成

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、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

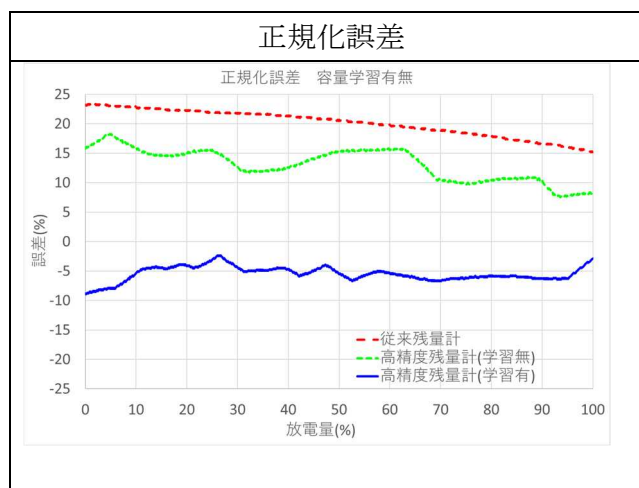
本開発による高精度残量計の評価として、高精度残量計と従来残量計の電力量 (Wh) の精度の比較を行った。

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°C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。

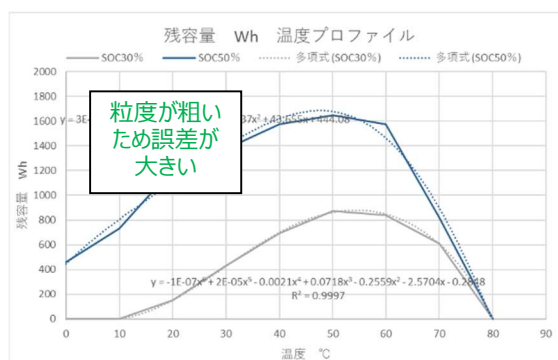


図 2.1.3.1-3 残量計温度プロファイル

【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]

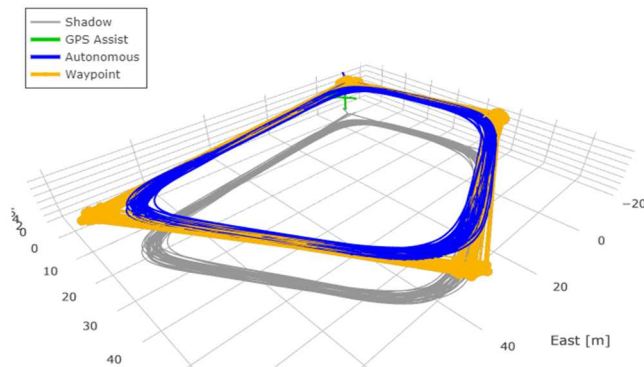


図 2. 1. 3. 1-4 実機飛行試験

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(LCO)への変更を行った。候補材料として、3種を評価した。本LCO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LCO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ふ。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°C10 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。

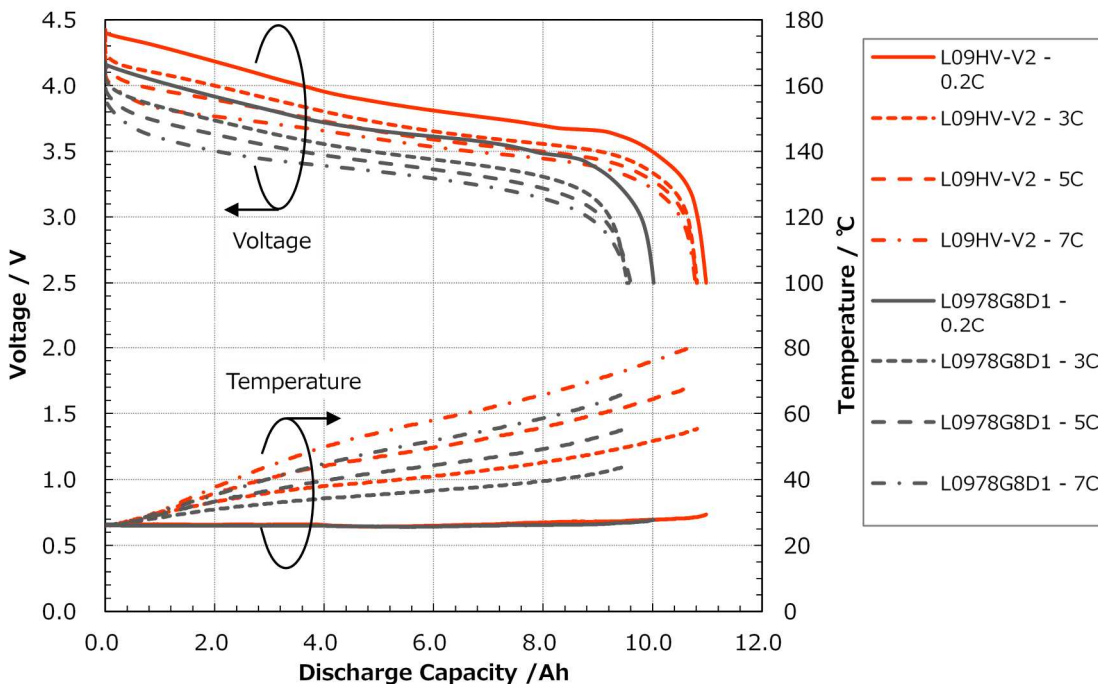


図 2.1.3.1-5 ラミネートセル放電負荷試験

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 LCO 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 LCO 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 LCO 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°C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 $\text{LiCoO}_2$ 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 $121\text{Wh/kg}$ (目標 $120\text{Wh/kg}$ )、出力密度 $811\text{W/kg}$ (目標 $700\text{W/kg}$ )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、社内で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°C の放電容量は 20°C での値に対して 77%、-20°C での放電容量は 29% であった。また、高温での放電容量は、60°C のとき 20°C 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°C 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°C 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°C 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°C 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°C 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以下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、 $\text{LiNbO}_3$ 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%以上にすることが必要で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（農薬散布、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					■	■	■	■	
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り。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。