

「次世代複合材創製・成形技術開発①、②及び③」
(終了時評価)

事業原簿 【公開】

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 航空・宇宙部
-----	-------------------------------------

—目次—

内容

概 要	2
プロジェクト用語集	8

(添付資料)

・プロジェクト開始時関連資料(事前評価結果、パブリックコメント募集の結果)	17
・特許論文等リスト	18

研究開発項目ごとの成果

別添 1 研究開発項目①:「複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発」 国立大学法人東北大学	39
別添 2 研究開発項目②(1):「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」 新明和工業株式会社	47
別添 3 研究開発項目②(2):「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」 株式会社ジャムコ	51
別添 4 研究開発項目②(3):「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」 川崎重工業株式会社	58
別添 5 研究開発項目③:「航空機部品における複合部材間および他材料間の高強度高速接合組立技術の開発」 東レ株式会社	63

概 要

		最終更新日	令和 7 年 9 月 2 6 日	
プロジェクト名	NEDO プロジェクト名 「次世代複合材創製・成形技術開発①、②及び③」 METI 予算要求名称 次世代複合材創製技術開発事業		プロジェクト番号	P20010
担当推進部/ P Mまたは担当者 及び METI 担当課	航空・宇宙部 P M 小野塚 偉師 (2024年7月～2025年3月) 航空・宇宙部 P M 松井 克憲 (2021年9月～2024年6月) 航空・宇宙部 P M 長島 敏夫 (2020年7月～2021年8月) 航空・宇宙部 P M 大中道 俊亮 (2020年4月～2020年6月) 航空・宇宙部 主査 高津 亮太 (2024年7月～2025年9月現在) 航空・宇宙部 専門調査員 谷田 恒平 (2025年7月～2025年9月現在) 航空・宇宙部 専門調査員 桑原 智彦 (2020年7月～2025年9月現在) METI 担当原課：航空機武器産業課			
0. 事業の概要	航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料を始めとした我が国が強みを持つ材料分野における技術革新を促進し、航空機に必要な信頼性・コスト等の課題を解決するための要素技術を開発する。これにより、航空機の燃費改善によるエネルギー消費量と CO2 排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。産学官の密接な連携の下での我が国基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。			
1. 事業のアウトカム(社会実装)達成までの道筋				
1.1 本事業の位置 付け・意義	【事業の必要性】 世界の民間航空機市場はコロナの影響によりデリバリー見通しが下方修正されたものの、コロナ終息後の旅客需要の回復予測(年率約 3.5%増)や、CO2 削減に貢献する効率の高い機体への代替需要が見込まれることから、2023 年末における運航機数約 2.5 万機は 2043 年末には約 4.1 万機(年率約 2.4%増)になる見通しである。退役機を差し引くと、20 年間で 35,000 機超の新造機需要が見込まれている。その大部分を占める新型単通路機への適用を目指す国際的な構造材の技術開発競争は激しさを増しており、我が国においても技術開発を推進し国際競争力を維持・拡大していく必要がある。航空機は、幅広い分野の技術を組み合わせた複雑なシステムを有しており、その部品点数は自動車の約 3 万点に対して 100 倍に及ぶ約 300 万点もの部品から成り立っており、産業構造の裾野が広い。 燃費改善、環境適合性等の市場ニーズに応えるため、近年の航空機(機体・エンジン・装備品)では、軽量化のため構造部材に CFRP などの複合材が積極的に導入されており、先進的な素材開発及びこれを構造材として効率的に生産するための成形組立技術開発等が急務となっている。我が国の強みを活かしつつ、民間航空機に求められる安全性、環境適合性、経済性という課題において、他国より優位な技術を獲得し航空機産業の国際競争力を維持・拡大していくことは、極めて重要である。これらを他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進める上で、重要な役割を果たすことも期待されている。 【本事業のねらい】 航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料等の関連技術開発を中心として、航空機に必要な信頼性・コスト等の課題を解決するための要素技術を開発する。 今後の航空機需要の 70%を占めると予想されている単通路機の製造プロセスで必須となる、複合材を用いた部材の低コスト・高レートな新しい成形組立技術の確立を目指す。 航空機の燃費改善によるエネルギー消費量とCO2排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。			

	【政策的位置づけ】 本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」や経産省主催の産業構造審議会で策定されている「航空機産業戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって輸送機器のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。 【NEDOが関与する意義】 NEDOは、第5期中長期計画においては「高度な研究開発マネジメントを通じたイノベーション創出、イノベーションの担い手として期待される研究開発型スタートアップの成長支援、研究開発マネジメントに貢献する技術インテリジェンスの強化・蓄積等に取り組む」ことを掲げている。 本プロジェクトの狙いは、産業構造の裾野が広い航空機産業の国際競争力を維持・拡大し、これらを他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進めることで日本の主要産業の競争力を強化し、新たな産業創成を目指すものであることから、NEDOのミッションと合致する。さらに、素材開発から材料、部材と航空機に採用されるまでには長い研究開発期間を要すためリスクが大きく、また単独企業での開発ではなく産学官の密接な連携の下で激化する厳しい国際的な産業競争に勝つ必要があることから、NEDOプロジェクトとしての実施が妥当である。
1.2 アウトカム達成の道筋	本事業における研究開発の進捗管理をきめ細かく指導およびマネジメントすることで、研究開発を最大限推進しアウトプット目標を達成することにより、アウトカム目標を達成する。 事業完了年度の翌年度以降 5 年間、企業化状況報告書でモニタリングを継続する。また、後継プロジェクトとして「航空機向け革新複合材共通基盤技術開発事業」を設定し引き続き支援することにより、熱可塑性 CFRP の量産化技術をより高め、アウトカム達成をより確かなものとする。 最終的には 2030 年代に投入予定の新型単通路機に国産熱可塑性 CFRP 部材が適用されることによりアウトカムが達成される。
1.3 知的財産・標準化戦略	NEDO の事業運営において、助成事業の実施により得られた知的財産権等の研究成果は助成先に帰属することから、事業者の事業戦略を優先する方針とする。 特に、近年の材料開発においては成果の特許化せず秘匿することにより、結果として成果の利益を最大化させる戦略が主流となっていることにも留意する。この場合、事業者がこの戦略を取ることで自体が秘匿されることからこれを含めた方針とする。
2. 目標及び達成状況	
2.1 アウトカム目標及び達成見込み	■ アウトカム目標 本事業で開発した成果である CFRP(研究開発項目①②③)及び CMC(④⑤⑥)が、新型単通路機に搭載、運航される 2040 年代において、CO2 排出量を 1500 万トン/年削減する。 ■ 達成見込み 上記 1.2 アウトカム達成の道筋に記載の通り進捗が進む見込みである。但し、機体 OEM の次世代航空機の投入時期や開発された熱可塑性 CFRP が認定され、新型単通路機にどの程度搭載されるかにより CO2 排出量の削減量に増減がある見込みである。
2.2 アウトプット目標及び達成状況	■ 研究開発項目①「複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発」 【事業者】東北大学 【アウトプット目標】 1. 解析検証を終了し、数値シミュレーションの実用性を確認する。 2. 数値シミュレーションツールをソフトウェア化し、最適設計技術として確立する。 3. アルミニウムを CFRP で置き換えただけの従来の機体構造とは異なる新しい機体設計コンセプトの提案を目指す。 【達成状況】 1. 次期単通路機を想定した ACS001 モデルに対し、全機構造設計ツールを開発し、熱硬化性・熱可塑性 CFRP を併用した構造最適化を可能とした。開発された TiAD-DX ツールは SUBARU

や川崎重工で設計時間を半減し、実機提案にも活用されつつある。さらに TC1225 の試験データベースと XFEM 解析コードを構築し、バーチャルテスト技術を開発した。

■研究開発項目②「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」

【事業者】新明和工業(1)

【アウトプット目標】研究開発項目②(1)

1. 熱可塑性 CFRP の特性を十分に活かし、熱硬化性 CFRP では達成できない高度な一体成形、さらなる軽量化、高レートな大型部材成形技術確立し、成形の自動化を達成する。

【達成状況】研究開発項目②(1)

1. 2,800mm×550mm の実大サイズの波板サンドイッチパネルの強度解析を実施し、機体 OEM の要求を満足するフロアパネルの設計を完了させた。
2. 実大サイズの供試体を、製造プロセスの自動化を図りつつ、成形接合プロセスを 10 分という高速で実施し、品質評価・強度試験を実施することで、次世代軽量フロアパネルの要求を満足することを実証した。

【事業者】ジャムコ(2)

【アウトプット目標】研究開発項目②(2)

1. ストリンガーなどの長尺部材の成形技術開発における量産を想定した長尺用熱可塑連続成形装置の開発及び生産実証
2. ストリンガーなどの長尺部材の成形技術開発における大型化、複雑化した長尺部材の品質安定
3. フレームなどのカーブ部材の成形技術開発における長尺部材二次成形の高レート化検討
4. フレームなどのカーブ部材の成形技術開発における量産時の生産性を評価する為の生産ライン構築及び成形加工技術の目途付け
5. フレームなどのカーブ部材の成形技術開発における自動積層技術の目途付け及び選定(高レート化に対応)

【達成状況】研究開発項目②(2)

1. 量産工場に設置場所を確保し、設置完了及び成形試験実施済
2. Ω型ストリンガー(5m)の生産性及び品質の安定性を確認済
3. Co-consolidation 製法による成形サイクル短縮の見込みを得た
4. 試作機により、成形加工技術を確認
5. フレーム形状の高レート生産に適した自動積層技術の選定及びコンセプトを確立した

【事業者】川崎重工業(3)

【アウトプット目標】研究開発項目②(3)

1. 【超高速度自動積層技術、装置の開発】
月産 60 機相当の高レート製造に対応できる自動積層能力(積層時の積層ヘッド移動速度：最大 40m/min 以上、2 台以上のロボットによる積層)
2. 【航空機用大型部材の革新的高速成形技術・一体成形技術の開発】
周方向長さ 1,000mm 以上、長さ 1,500mm 以上のスキン成形技術目途付け
月産 60 機相当の高レート生産に対応した一体連続成形技術および湾曲部材成形技術開発強度目標の達成
スキン同士の周方向接合技術の目途付け

【達成状況】研究開発項目②(3)

1. 構築した積層試験機により、目標である熱硬化性 CFRP と同等以上の自動積層能力(積層時の積層ヘッド移動速度：最大 40m/min 以上、2 台以上のロボットによる積層)の達成を確認した。

			2. 周方向長さ 1,000mm 以上、長さ 1,500mm 以上のスキン成形技術を習得した。 月産 60 機相当の高レート生産に対応した一体連続成形技術および湾曲部材成形技術を開発した。 強度目標を達成することで安定的な成形技術の目途を得た。 スキン同士の周方向接合技術の目途を得た。 ■研究開発項目③「航空機部品における複合部材間および他材料間の高強度高速接合組立技術の開発」 【事業者】東レ 【アウトプット目標】 1. 航空機の構造用材料として十分な実績を有する熱硬化性 CFRP の部品を、熱溶着により接合する技術を新たな要素技術として確立し、穿孔・ファスナー締結による熱硬化性 CFRP 部品の組立工程を限りなく削減し、アルミ合金機体と同等以上の高レート生産を実現可能にする。 【達成状況】 1. 航空機構造を模擬したデモンストレーター製作の工程時間として、CFRP 航空機の現行組立工程と開発技術による組立の比較を行った結果、熱溶着接合と高速非破壊検査技術によって、現行対比 約 70%の工程時間短縮を実現。将来的に穿孔・ファスナー締結が削減された場合、現行対比約 90%の短縮が期待される。
3. マネジメント			
3.1 実施体制	経産省担当原課	製造産業局 航空機武器産業課	
	プロジェクトリーダー	国立大学法人東北大学 大学院航空宇宙工学専攻 教授 岡部 朋永	
	プロジェクトマネージャー	航空・宇宙部 主査 小野塚 偉師（2025年3月まで。現在、井上 能宏ユニット長が代行）	
	助成先及びその委託先、共同研究先	研究開発項目① 「複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発」 委託先：国立大学法人東北大学 再委託先：川崎重工業株式会社 東レ株式会社 株式会社 SUBARU 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 学校法人上智学院 国立大学法人電気通信大学 国立大学法人九州大学 共同実施先：三菱重工業株式会社 株式会社 IHI 研究開発項目② 「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」 助成先：②(1)新明和工業株式会社 助成先：②(2)株式会社ジャムコ 助成先：②(3)川崎重工業株式会社 委託先：津田駒工業株式会社 研究開発項目③	

		「航空機部品における複合部材間および他材料間の高強度高速接合組立技術の開発」 助成先：東レ株式会社 共同研究先：国立大学法人東北大学 学校法人金沢工業大学 国立研究開発法人産業技術総合研究所 国立大学法人九州大学 大学院 工学研究院					
3.2 受益者負担の考え方 事業費推移 (会計・勘定別に NEDO が負担した実績額(評価実施年度については予算額)を記載) (単位:百万円)	主な実施事項	R2 年度	R3 年度	R4 年度	R5 年度	R6 年度	備 考
	研究開発項目①						
	研究開発項目②(1)						
	研究開発項目②(2)						
	研究開発項目②(3)						
	研究開発項目③						
	会計・勘定	R2 年度	R3 年度	R4 年度	R5 年度	R6 年度	総 額
	特別会計(需給)	472	645	731	707	710	3,265
	開発成果促進財源	0	0	0	0	0	0
	総 NEDO 負担額	472	645	731	707	710	3,265
3.3 研究開発計画							
情 勢 変 化 へ の 対応	■ 事業開始時に想定しなかった社会情勢への対応 2021 年度頃の国際的な半導体不足により設備や機材の納期遅延問題が発生したが、予算配分の見直しなど計画変更を適宜実施し、最終目標に影響しないように対応した。						
中 間 評 価 結 果 への対応	■ 事業者間の横連携の改善 ①の事業者である東北大学は、2024 年 10 月 1 日に TiAD コンソーシアムを立ち上げ、研究成果であるシミュレーションツールを普及させることで、事業者間の相互理解が進むような環境を整えた。 ■ 成果の情報発信の改善 事業者に対して積極的な成果の発信を促し、研究発表 1 0 0 件、新聞・雑誌等の掲載 2 3 件、展示会への出展 1 3 件などを行った。 ■ 知財戦略の改善 知財合意書に基づいて、弁理士が同席する知財委員会で内容を審議し、特許出願 1 3 件（うち外国出願 5 件）を行った。						
評 価 に 関 す る 事項	事前評価	2 0 1 9 年 7 月実施		担当部 航空・宇宙部			
	中間評価	2 0 2 2 年 6 月実施		担当部 航空・宇宙部			
	終了時評価	2 0 2 5 年 1 0 月実施		担当部 航空・宇宙部			
別添							
投稿論文	1 7 件						
特 許	1 3 件						
その他の外部発表 (プレス発表等)	学会発表・講演； 1 0 0 件、新聞・雑誌等への掲載； 2 3 件、その他(展示会等)； 1 3 件						
基本計画に関する	作成時期	2 0 2 0 年 2 月制定					

	事項	変更履歴	2021年 2月改訂(プロジェクトマネージャーの変更、研究開発内容の拡充に伴う改訂) 2021年 9月改訂(プロジェクトマネージャーの変更、研究開発項目⑥に関する実施期間変更に伴う改訂) 2024年 2月改訂(軽微な修正による改訂) 2024年 9月改訂(部署名、プロジェクトマネージャーの変更に伴う改訂)
--	----	------	---

プロジェクト用語集

研究開発項目①「複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発」東北大学

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
CAI	Compression after impact	面外衝撃を付与した試験片の圧縮特性
CAE	Computer-aided engineering	コンピュータによって支援された製品の設計・製造等に関する技術
CFRTP	Carbon fiber reinforced thermoplastics	熱可塑性樹脂を炭素繊維で強化した複合材料
DCB 試験	Double cantilever beam test	両片持ちはり試験
ENF 試験	End notched flexure test	端面切り欠き曲げ試験
Hot/wet 環境	Hot/wet environment	飽水試験片を高温環境に晒した状態
LES (Large-eddy simulation)	LES (Large-eddy simulation)	流体の支配方程式であるナビエ・ストークス方程式を準第一原理的に直接解析する手法であり、複雑な流体現象を高忠実にシミュレーションできる。一方で、支配的な乱流を直接格子で解像する必要があるため、特に高レイノルズ数の乱流境界層解析では、解析に膨大な格子点数が必要となる課題がある。
OHC	Open-hole compression	円孔を有する試験片の圧縮特性
OHT	Open-hole tension	円孔を有する試験片の引張特性
POD	Proper Orthogonal Decomposition	大規模データを固有分解し、固有モードを抽出することで、大規模データから主成分を取り出す手法。固有直交分解・主成分分析と呼ばれる。
QSI	Quasi-static indentation	準静的押込み特性
SOM	Self-organized map	教師なしのニューラルネットワークアルゴリズムで、高次元データを2次元平面上へ非線形写像するデータ解析方法
TiAD-DX ツール	TiAD-DX tool	理想機体構統合設計（Toward Ideal Aircraft Design : TiAD)) システムを構成するソフトウェアツール群
WMLES	Wall-modeled LES	LES のうち、壁付近の乱流渦を解像せず、何らかの壁モデルを仮定して解析する手法。
XFEM	Extended finite element model	メッシュフリー法の一つ。有限要素法の変位関数に、き裂などの不連続部を表す新たな変位関数を追加することで亀裂などを表現できる。
一方向連成解析	One-way coupled analysis	空力荷重を構造変形解析に反映させた解析。構造変形は空力解析に取り入れられない。
静空弾解析	Static Aeroelasticity	空力荷重と構造変形が釣り合った状態の解析
ストリンガー	Stringer	縦通材とも呼ばれ、桁と平行に外板の裏面を支える主翼構造の一部

遷音速ディップ	Transonic dip	遷音速域の飛行において、翼がフラッタを生じる速度が急激に低下する現象
遷音速バフェット現象	Transonic buffet phenomenon	航空機高速飛行時の遷音速条件において、翼面上に発達する乱流境界層と衝撃波が干渉し、衝撃波が翼面上を振動する現象である。航空機の高速側の飛行限界を決定する要因となる。
層流化技術	Laminarization technology	乱流への遷移を抑え、層流状態を維持するための形状工夫等の技術
双方向連成解析	Two-way coupled analysis	空力解析と構造解析を相互的にやり、両者が釣り合った状態を解析すること
熱可塑性 CFRP	Carbon fiber reinforced thermoplastics	熱可塑性樹脂を炭素繊維で強化した複合材料
非定常空力解析	Unsteady flow analysis	本プロジェクトにおいては、乱流を解析する際に時間等の平均場を仮定せず、乱流渦の非定常性のある程度直接的に数値解析すること
フラッター	Flutter	流体力と構造力が相互に作用することで構造変形が動的に生じる現象
壁面モデル LES	Wall modeled LES	レイノルズ数の増加に伴って急激に微細になる乱流境界層壁近傍 10%以下の乱流のみを適切にモデル化し、その他の 90%以上の領域の乱流を LES として解析する手法である。これにより、LES が持つ複雑な流体現象を高忠実にシミュレーションできる特性を維持しつつ、LES が可能なレイノルズ数を 10 の 7 乗オーダーにおよぶ実機飛行レイノルズ数まで飛躍的に上げることが可能となる。
翼ボックス構造	Wing-box structure	前後桁・リブ・上下面パネルで構成された主翼構造

研究開発項目②(1)「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」新明和工業

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
CFRP		Carbon Fiber Reinforced Plastic（炭素繊維強化プラスチック）の略。樹脂を母材とし、炭素繊維を強化材として組み合わせた複合材料のことを示す。
FEM		Finite Element Method の略。複雑な形状・性質を持つ物体を格子状に分割し、各小領域で微分方程式の近似解を数値的に得る方法。
OEM		Original Equipment Manufacturer の略。航空機産業においては、完成機の設計から認証、サプライチェーン統括、最終組立、納入、アフターサービスまでを一貫して担う機体メーカーを、機体 OEM と呼ぶ。
TRL		Technical Readiness Level（技術成熟度レベル）の略。航空宇宙業界のステークホルダ間の円滑なコミュニケーション促進に多く用いられ、体系的な分析に基づいて、新技術の開発レベルを評価するために使用する基準のことを示す。
一次構造		主翼のスパーや胴体のフレーム/スキンや尾翼構造部材などの、破損すると飛行安全に直結する部位。設計・製造・検査が非常に厳格。

オートクレープ成形		オートクレープ（圧力容器）を用いて、材料を加熱・加圧・真空引きをしながら硬化させる成形法。高品質な成形品を得られることから、航空機複合材部品の製造に多く用いられる。
カートローラー試験		数枚のフロアパネルを用いて、機内用サービストローラーを模擬した車輪でフロアパネルに負荷をかけ、キャビンのフロアパネルの面外耐久剛性を確認するための試験。
広胴機 (ワイドボディ機)		内部の通路が二つの旅客機のこと。ボーイング 787 やエアバス 350 などが該当する。
細胴機 (ナローボディ機)		内部の通路が一つの旅客機のこと。ボーイング 737 やエアバス 321 などが該当する。
デモンストレーターパネル		フロアパネル部品の一部を模擬し、TRL3（技術コンセプトの実証）達成を目的に試作するパネル部品。
熱可塑性 CFRP		熱可塑性樹脂を用いた CFRP。熱可塑性樹脂とは、加熱すると溶融し、冷却すると固化し、その後に加熱すると再度溶融する性質（可塑性）を持つ樹脂を示す。
熱硬化性 CFRP		熱硬化性樹脂を用いた CFRP。熱硬化性樹脂とは、加熱により化学反応を起こして硬化し、その後に加熱しても元に戻らなくなる性質を持つ樹脂を示す。
ハイヒール荷重		フロアパネルの強度要求項目の一つ。上面外板の約Φ10mm の局所的なエリアに圧縮荷重を静的に負荷する。
ハニカムサンドイッチ構造		ハニカムコアを芯材として表面板で挟み込んだ構造。航空機複合材部品においては、アラミド繊維強化ハニカムコアと CFRP 表面板をエポキシ接着剤で一体化させ使用されることが多い。
溶着クーボン試験		航空機開発にて多く用いられる手法である Building Block Approach に則り、まずは溶着接合技術の調査検証及びデータ取得を目的に実施した試験。

研究開発項目②(2)「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」ジャムコ

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
ADP	ADP molding	Advanced pultrusion の略で、(株)ジャムコで開発した複合材の連続成形製法
CFRP	Carbon fiber reinforced plastic	熱硬化性や熱可塑性の樹脂を基材に炭素繊維で強化したグラスティック
OEM	Original Equipment Manufacturer	エアバスやボーイングなどの機体メーカー、ロールスロイス、GE などのエンジンメーカー
超音波探傷	Ultrasonic inspection	超音波のパルス信号による振動を表面や内部に伝播させることにより、材料内部を検査する非破壊検査
ジョグル	Joggle	成形品に設けた局所的な面外方向変形。短手全体の変形もあれば、一部のみの変形もある

研究開発項目②(3)「熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」川崎重工業

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
AFP	Automated fiber placement	産業用ロボットなどを用いて自動で繊維を配置する複合材料製造方法

777	Boeing 777	米 Boeing 社が開発した大型広胴双発ジェット旅客機。主要構造は金属製。
787	Boeing 787	米 Boeing 社が開発した中型広胴双発ジェット旅客機。CFRP を主要構造に大規模に適用。
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastic	炭素繊維強化プラスチック
FSJ	Friction Spot Joining	摩擦攪拌現象を利用した点接合法
OEM	Original Equipment Manufacturer	航空業界において、Boeing、Airbus（機体）や、GE、Rolls Royce（エンジン）など、設計・開発・製造の取りまとめを行う企業
OHC 試験	Open Hole Compression Test	孔が開いた部品の圧縮強度データを取得する試験
OHT 試験	Open Hole Tension Test	孔が開いた部品の引張強度データを取得する試験
PEEK	Poly Ether Ether Ketone	ポリエーテルエーテルケトン。結晶性の熱可塑性樹脂
PEKK	Poly Ether Ketone Ketone	ポリエーテルケトンケトン。結晶性の熱可塑性樹脂
TRL	Technology Readiness Level	NASA によって提案されている技術の成熟度を測る指標 本事業では以下の概念となる
圧縮破壊	Compression failure	単品あるいは組立部品に圧縮荷重が作用して壊れること
一次構造	Primary structure	飛行荷重、与圧荷重など、航空機に働く荷重の伝達を主に受け持つ構造部材
一体連続成形	Continuous Co-Consolidation Forming	連続的に加熱・加圧を繰り返すことで部材同士をコンソリデーションする成形法
運用強度	Strength under operating conditions	航空機の運用時に作用する荷重に部品あるいは組立品が耐荷する強さの程度
オートクレーブ	Autoclave	高温高圧で化学反応などを行うための閉容器
オートクレーブ成形	Autoclave Cure	オートクレーブを用いて材料を硬化成形すること
仮想ワーク	Virtual work	仮にあるものと想定した対象物
カタログデータ	Catalog Data	材料メーカーが取得し公表している物性データ
金型	Mold	金属で作られた型
キセノンフラッシュランプ	Xenon Flash Lamp	キセノンガス中での放電による発光を利用したランプ
供試体	Specimen	性能試験のために、作成される試料
局所座屈	Local Buckling	部品全体ではなく、一部分で起きる座屈
クーポン試験	Coupon Test	成形・加工品、接合部分の基本的な特性を調べるために行う、小さな試験片を使った試験

クリール部	Creel Part	積層装置の材料保管庫
広胴機	Wide Body Aircraft	客室に通路が 2 本ある旅客機
コンソリデーション	Consolidation	結晶性ポリマー材料が固化するまで、高温/高圧を付与して圧密すること。
コンパクション	Compaction	押圧することにより、層間に閉じ込められた空気を除去し、層同士を圧着させること
細胴機	Narrow Body Aircraft	客室に通路が 1 本ある旅客機
三次元計測	3D Measurement	CMM (Coordinate Measuring Machine、三次元測定機) などを用い、立体を 3 次元的に計測すること
自然冷却	Natural Cooling	自然対流や熱伝導による冷却
ジョグル	Joggle	板金部品・複合材部品などにおいて、取り合い部品の板厚変化に対応するなどのために、部品を段差加工したもの、あるいは、その段差そのもの
スーパーエンブラ	Super Engineering Plastics	エンブラ(汎用プラスチックの強度/耐熱性を克服した高機能なプラスチック群)から耐熱性、難燃性を向上したプラスチック
スキン	Skin	胴体構造、主翼桁間構造などにおいて、機体表面を形成する薄板の部品
ストリンガー	Stringer	胴体構造、主翼桁間構造などにおいて、長手方向 (e.g. 胴体の場合前後方向) に走る補強部品
スレーブ	Slave	複数の機器や装置などが連携して動作する際の主(マスター)に従属する側
積層ヘッド	Layup Head	自動積層装置の材料が敷設される先端部分
繊維の歪み	Fiber Distortion	材料繊維の長手方向軸のずれ
繊維配向	Fiber Direction	材料繊維の長手方向軸の配向または整列
ダイレクトコンソリデーション	Direct Consolidation	コンソリデーションに必要な熱及び圧力を付与しながら積層を実施することで、積層と同時にコンソリデーションを実施する成形法
タッキング	Tacking	仮付け
中間基材	Intermediate Substrate	原材料から加工された製品や化合物のもとになる材料
デ・コンソリデーション	De-Consolidation	コンソリデーションした部材が、再加熱により形状保持できなくなる状態。
テーパー比	Taper Ratio	板厚変化などにおける変化の緩急を比率を使って表したもの。板厚変化部の長さに対する板厚変化量の割合、あるいはその比率。
トウ	Tow	プリプレグを繊維方向にテープ状に切断したスリットテーププリプレグ。一般に 1/8 インチ～1/2 インチ幅。
トウガイド	Tow Guide	送り出されるトウ材料の案内部分

トウカット	Tow Cut	トウ材料の切断
胴体荷重	Load on fuselage structure	航空機構造のうち乗客あるいは貨物を収納する胴体構造に作用する力
トウフィード	Tow Feed	トウ材料の送り出し
熱硬化性 CFRP	Carbon Fiber Reinforced thermoplastic Plastic	炭素繊維を強化材とし、熱可塑性樹脂をマトリックスとする複合材料
熱可塑性 CFRP	Carbon Fiber Reinforced thermoset Plastic	炭素繊維を強化材とし、熱硬化性樹脂をマトリックスとする複合材料
ノミナル板厚	Nominal thickness	部品設計時に用いる、公差を持たない基準となる板厚
剥離	Delamination	成形した部材内部の層間で発生する剥離
白化	Surface Crystallinity	成形した部材表層の加熱不足・圧力不足より生じる白色の樹脂
ファスナ結合	Fastener joint	部品同士を Hi-lok®、ボルト・ナットなどを用いて結合すること。リベット結合のように、かしめない。
複数協調制御	Multiple Cooperative Control	複数の制御対象を協調的に制御すること
プリプレグ	Prepreg	炭素繊維にエポキシ樹脂（熱硬化樹脂）や PEEK 樹脂（熱可塑樹脂）を含浸させ加熱または乾燥して半硬化状態にした強化プラスチック成型材料。
プレス成形	Press Forming	プレス装置を用いて材料を成形すること
ベース座標	Base Coordinate	ロボットのベース(駆動部/走行部分)中心を原点とする直交座標
ボイド率	Void Content	複合材内空隙の体積分率
ポジショナ	Positioner	ワークを保持しながら回転動作を行う機構で、回転方向の位置決め機能を有する。
マスター	Master	複数の機器や装置などが連携して動作する際の主となる側
未コンソリ	Un-Consolidated	コンソリデーションされていない状態、または不完全な状態。
溶着技術	Welding Technology	コンソリデーションされた部材の界面/表面を加熱し、部材同士を圧密することで一体化する技術
ラップ・ギャップ	Lap・Gap	積層されたトウと隣り合うトウとの重なり(ラップ)・隙間(ギャップ)のこと
リベット結合	Rivet joint	部品同士をリベットを使って結合すること。部品にあいた孔に差し込んだリベットをかしめて変形させることにより、結合する。
リンクル	Wrinkles	設計板厚に対して、面外方向に生じた各層の偏差。面外方向のしわとして観察される。
レーザー	Laser(Light Amplification by	誘導放射により増幅された、指向性と収束性に優れた電磁波

	Stimulated Emission of Radiation)	
レーザートラッカー	Laser tracker	レーザー干渉計による反射鏡までの距離測定と反射鏡への角度測定から三次元位置を算出する装置
連続プレス成形	Continuous Compression Molding	連続的に加熱・加圧を繰り返すことで部材をコンソリデーションする成形法
湾曲部材	Curved Part	長尺部品のうち、長手方向に湾曲しているもの

研究開発項目③「航空機部品における複合部材間および他材料間の高強度高速接合組立技術の開発」東レ

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
Airbus A320	Airbus A320	欧州のエアバス社が製造している単通路の双発ジェット旅客機。アルミ合金製。
Airbus A350	Airbus A350	欧州のエアバス社が製造している複通路の双発ジェット旅客機。CFRP 使用率 53%。
Boeing 737	Boeing 737	米国のボーイング社が製造している単通路の双発ジェット旅客機。アルミ合金製。
Boeing 787	Boeing 787	米国のボーイング社が製造している複通路の双発ジェット旅客機。CFRP 使用率 50%。
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics	炭素繊維複合材料、炭素繊維強化プラスチックの略。
FEM	Finite Element Method	有限要素法。微分方程式を、近似的に解くための数値解析の方法。
OHC	Open-hole compression	有孔板圧縮。
OHT	Open-hole tension	有孔板引張。
クリップ	Clip	スキンとフレームを接続する部品。別名シアタイ。
コボンド	Co-bond	予め硬化した複合材と複合材の素材（プリプレグ等）を、接着剤を介して硬化すると同時に接合する技術。
シングルラップシア強度	Single Lap Shear strength	単純重ね合せ接着継手の接着面に対して平行なせん断荷重を負荷することにより評価される接合強度。通常、接着剤による接合部の引張せん断強さ（見掛けのせん断強さ）を評価する際に用いられる。
スキン	Skin	外板。
ストリンガー	Stringer	航空機胴体を補強する細長い部品で、「縦通材」とも呼ばれる。
タクト時間	Takt time	製造における、生産工程の均等なタイミングを図るための工程作業時間。
単通路機	Single-aisle Aircraft	旅客機のうち内部の通路が 1 本しかないもの。
超音波溶着	Ultrasonic welding	15～50 キロヘルツ程度の超音波振動を圧力とともに部材に加え生じる摩擦熱で溶着する方法。
熱可塑性 CFRP	Thermoplastic CFRP	炭素繊維を強化材とし、マトリックス樹脂に熱可塑性樹脂を用いた繊維強化プラスチック。CFRTP と呼ばれる。

熱可塑性樹脂	Thermoplastic resin	加熱によって軟化して可塑性を示し、冷却によって固化する性質をもつ合成樹脂の総称。
熱硬化性 CFRP	Thermosetting CFRP	炭素繊維を強化材とし、マトリックス樹脂に熱硬化性樹脂を用いた繊維強化プラスチック。
ファスナー	Fastener	航空機主構造部材間の機械的な結合に用いられるリベットやボルトとナット等の締結部品の総称。
複通路機	Twin-aisle Aircraft	旅客機のうち内部の通路が 2 本あるもの。
プリフォーム	Preform	一般的には、強化繊維を立体的な形状にした CFRP の成形用基材のことだが、ここでは熱溶着可能な熱硬化性 CFRP を製造するために必要な、熱可塑／熱硬化複合プリプレグのことを指す。
プリプレグ	Prepreg	CFRP を製造するための素材。強化繊維を一方向に引き揃え、または織物にし、一定の割合でマトリックス樹脂を含浸させた材料。
フレーム	Frame	補強円框（えんきょう）。
リージョナル ジェット	Regional Jet	旅客がそれ程多くない路線や大空港と地方空港を結ぶ路線に運航されるジェット機。一般に、100 席未満の小型ジェット機を指す。
リードタイム	Lead time	工程に着手してから全ての工程が完成するまでの所要期間。
非破壊検査	Non-Destructive Inspection	部品の健全性を破壊することなく検査する手法。代表的なものには、超音波検査や放射線検査等がある。
UAM	Urban Air Mobility	都市部における低空域での移動手段の総称。いわゆる、空飛ぶクルマ。
UAV	Unmanned Aerial Vehicle	無人航空機の総称。

添付資料

- プロジェクト開始時関連資料：事前評価結果、パブリックコメント募集の結果
- 特許論文等リスト

2019 年度事前評価結果

研究評価委員会において 2019 年度 NEDO 新規案件の事前評価を実施しました。結果は以下の通りです。

当該評価結果は、今後基本計画などに反映してまいります。

2019 年 7 月

案件名	次世代複合材創製・成形技術開発
推進部署	材料・ナノテクノロジー部
総合コメント	複合材料開発は、今後、我が国が保持・展開する技術として適切なものであり、競争力を維持するために必要なプロジェクトと考えられ、国による支援は欠かせない。本プロジェクトは、材料開発を中心としているが、材料としての性能クリアを目指すだけでなくその発現機能を明確にして、成果をアウトカムへと確実に繋げることを期待したい。また、一連の開発プロセスを一体的に進めるためには、シミュレーション技術の取り込みをより重視する必要があると考える。さらに、本技術は国際展開が重要であるため、国際競争力をどのように確保していくかを明確にするとともに、実施者間の相互連携やユーザー企業と協力して技術開発を行う体制の構築を期待したい。

「次世代複合材創製・成形技術開発(案)」に対するパブリックコメント募集の結果について

2020年3月5日

NEDO

材料・ナノテクノロジー部

NEDO POSTにおいて標記基本計画(案)に対するパブリックコメントの募集を行いました結果をご報告いたします。

貴重なご意見をいただき、ありがとうございました。

1. パブリックコメント募集期間
2020年1月21日～2020年2月4日
2. パブリックコメント投稿数＜有効のもの＞
計0件

・特許論文等リスト

表 論文、外部発表等の件数(内訳) 【2025 年 7 月末現在】

区分 年度	論文		その他外部発表				展示会への 出展	受賞	フォーラム 等※
	査読付 き	その他	学会 発表・ 講演	新聞・ 雑誌等 への 掲載	プレス発 表	その他			
2020FY	4		14						
2021FY	3		16	5	1			3	
2022FY	6		20	6	2		2	2	2
2023FY	2		21	2		2	3	1	2
2024FY	2		29	4	1		8	2	3
合計	17		100	17	4	2	13	8	7

※実施者が主体的に開催するイベント（フォーラム、シンポジウム等）

表 特許の件数(内訳) 【2025 年 7 月末現在】

区分 年度	特許出願		
	国内	外国	PCT 出願※
2020FY			
2021FY	2		
2022FY	2		1
2023FY	2	4	
2024FY	1	1	
合計	7	5	1

※Patent Cooperation Treaty :特許協力条約

表 特許の内容 【2025 年 7 月末現在】

番号	出願者	出願番号	国内外 国 PCT	出願日	状態	名称	発明者
1	国立大学法人東北大学, 三菱重工業株式会社, 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	2022-83772	国内	2022.5.23	登録済み	隆起構造、翼、隆起構造の設計方法及びその設計プログラム	戸上健治他
2	国立大学法人東北大学, 三菱重工業株式会社, 国立研究開	18/200,128(US)	US : 米国	2023.5.22	出願係属中	隆起構造、翼、隆起構造の設計方法及びその設計プログラム	戸上健治他

	発法人宇宙 航空研究開 発機構						
3	新明和工業 株式会社	2024-530300	国内	2023.3.28	出願 係属 中	パネル部材、パネル 部材の製造方法お よびその製造装置	-
4	新明和工業 株式会社	19/003073	U S : 米国	2024.12.27	出願 係属 中	パネル部材の製造 方法およびその製造 装置	-
5	新明和工業 株式会社	23830755.7	E P : 欧州	2023.4.7	出願 係属 中	パネル部材、パネル 部材の製造方法お よびその製造装置	-
6	株式会社ジャ ムコ	PCT/JP2022/029891	PCT	2022.8.4	公開	複合材部品の製造 方法、および、複合 材部品製造装置	栗山俊太郎
7	津田駒工業 株式会社	特願 2022-003781	国内	2022.1.13	出願 係属 中	自動繊維束配置装 置	西村 勲 石田 恭之
8	川崎重工業 株式会社	特願 2021-115704	国内	2021.7.13	出願 係属 中	熱可塑性複合材を 用いたスキンパネル の連続成型方法	奥村 謙士郎 他
9	川崎重工業 株式会社	特願 2023-223439	国内	2023.12.28	出願 係属 中	金型、被成形対象 物の成形装置 及び 被成形対象物の成 形方法	奥村 謙士郎 他
10	川崎重工業 株式会社	US18/592613	U S : 米国	2024.3.1	出願 係属 中	中子及び構造体の 成形方法	奥村 謙士郎 他
11	川崎重工業 株式会社	特願 2024-041550	国内	2024.3.15	出願 係属 中	環状フレームの成形 方法	佐名 俊一 平井 涼
12	川崎重工業 株式会社	US63/571625	U S : 米国	2024.3.29	出願 係属 中	航空機用の窓枠の 製造方法、および、 航空機用の窓枠	佐名 俊一 他
13	川崎重工業 株式会社	特願 2024-226363	国内	2024.12.23	出願 係属 中	加熱幅決定方法お よび繊維束仮 溶着 方法	中田 幸司朗 他

表 論文の内容 【2025 年 7 月末現在】

番 号	発表者	所属	タイトル	発表誌名、ページ 番号	査読	発表年月
1	Shugo DATE, Yoshiaki ABE, Takeki YAMAMOTO, Tomonaga OKABE	Tohoku Univ.	Fluid-structural design analysis for composite aircraft wings with various fiber properties	Journal of Fluid Science and Technology Vol.16 No.1	有	2021.1

				JFST 0009		
2	Hiroki Tameike, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	IFS, Tohoku Univ.	Influence of small wavy roughness on flat plate boundary layer natural transition	Journal of Fluid Science and Technology Vol.16 No.1 JFST 0008	有	2021.1
3	Nagashima,T., Wang C.	Sophia Univ.	XFEM analyses using two- dimensional quadrilateral elements enriched with only the Heaviside step function	International Journal of Computational Methods Vol. 19, No.02, 2150093	有	2021.11
4	王 晨宇, 長嶋 利夫	上智大学	準三次元 XFEM を用いた CFRP 積層 板の準静的押し込み試験解析	日本機械学会論文 集	有	2021.2
5	Y. Ide(*), M. Hirota(**), N. Tokugawa(*)	* JAXA, ** IFS, Tohoku Univ.	Stability assessment on sinusoidal roughness elements for crossflow-transition control”, will be published in Physics of Fluids	Physics of Fluids Vol. 33 034112	有	2021.3
6	Aiko Yakeno	Tohoku Univ., JAXA	Drag reduction and transient growth of a streak in a spanwise wall-oscillatory turbulent channel flow	Physics of Fluids Vol. 33 (6), pp. 065122	有	2021.6
7	Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Propagation of stationary and traveling waves in a leading- edge boundary layer of a swept wing	Physics of Fluids Vol. 33 (9), pp. 094111	有	2021.9
8	Keiichi Shirasu, Junpei Tsuyuki, Ryo Higuchi, Sota Onodera and Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Experimental and numerical study on open-hole tension/compression properties of carbon-fiber-reinforced thermoplastic laminates	Journal of Composite Materials 2211-2225	有	2022.4
9	Shugo Date, Yoshiaki Abe, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Effects of fiber properties on aerodynamic performance and structural sizing of composite aircraft wings	Aerospace Science and Technology 107565	有	2022.5
10	Wang,C., Nagashima, T.	Sophia Univ.	Compression-After-Impact Test Analysis of CFRP Skin-Stringer Specimen by FEM using a Zig- Zag Type Cohesive Zone Model	Mechanical Engineering Journal 22-00063	有	2022.6

11	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Modeling of Crossflow-Induced Boundary Layer Transition	The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology 395-408	有	2022.8
12	阿部 圭晃, 山崎 智基, 伊達 周吾, 竹内 稔, 庄司 伊織, 大林 茂, 岡部 朋永	東北大学	複合材航空機主翼の静的空力弾性解析に向けた完全分離解法の提案	日本複合材料学会誌 246-257	有	2022.10
13	Hidemasa Yasuda, Soshi Kawai	Kawasaki Heavy Industries, Ltd., Tohoku Univ.	Wall-Modeled Large-Eddy Simulation with Second-Order Accurate Upwind Scheme	AIAA Journal 712-725	有	2022.12
14	Chenyu Wang, Toshio Nagashima	Sophia Univ.	Damage propagation analysis of CFRP laminate by quasi-3D XFEM using hexahedral elements	Composite Structures	有	2023.7
15	Yoshiko Nagumo, Miyu Hamanaka, Keiichi Shirasu, Kazuki Ryuzono, Akinori Yoshimura, Hironori Tohmyoh, and Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Fracture mechanism of carbon fiber-reinforced thermoplastic composite laminates under compression after impact	Journal of Composite Materials	有	2024.3
16	Yajun Liu, Shugo Date, Toshio Nagashima, Tomonaga Okabe, Yoshiaki Abe*	Tohoku Univ., Sophia Univ., University of Washington	Effects of aeroelastic coupling accuracy and geometrical nonlinearity on performances of	Aerospace Science and Technology Volume 158, DOI : 109926	有	2025.3

			optimized composite wings			
17	渡辺 惟史 ¹ 本間 雅登 ¹ 田中 基嗣 ² 川越 吉晃 ³ 白須 圭一 ³ 岡部 朋永 ³	¹ 東レ株式会社 ² 金沢工業大学 ³ 東北大学	Influence of Fiber Orientation on Failure of Welded Single-lap Joint with Welding Technology of Thermoset FRP	Materials System, 41, (2024), 37–45.	有	2024.3.12

表 外部発表の内容 (a)学会発表・講演 【2025年7月末現在】

番号	発表者	所属	タイトル	会議名	発表年月
1	伊達 周吾, 阿部 圭晃, 山本 剛大, 岡部 朋永	東北大学	Effects of fiber and resin properties on composite wing design using multiscale framework	14th World Congress in Computational Mechanics (WCCM) ECCOMAS Congress2020	2020.7
2	安田 英将, 河合 宗司	川崎重工業株式会社, 東北大学	Cflow による高レイノルズ数流れの壁面モデル LES	流体力学講演会/ 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2020 オンライン	2020.9
3	千葉 一永, 石川 晴基, 大庭 芳則, 大林 茂	電気通信大学, 株式会社 IHI, 東北大学	Integrated analysis of an operating jet engine with an airframe –A first attempt	17th International Conference on Flow Dynamics(ICFD)	2020.10
4	Makoto Hirota, Yuki Ide, Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA, Tohoku Univ.	Modeling of Nonlinear Crossflow Instability in Three-dimensional Boundary Layer	17th International Conference on Flow Dynamics(ICFD)	2020.10
5	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Bagus Nugroho,* Shigeru Obayashi	Tohoku Univ., *Melbourne Univ.	Ultra-fine surface roughness effect on boundary layer transition	17th International Conference on Flow Dynamics(ICFD)	2020.10
6	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, ShigeruObayashi, Bagus Nugroho*	Tohoku Univ., *Melbourne Univ.	Small wavy roughness effect on T-S wave and three-dimensional transition by Direct Numerical Simulation	73rd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics	2020.11
7	焼野 藍子	東北大学	壁乱流の秩序構造発生 のダイナミクスと予測制御	大阪大学 MMDS モデル リング部門ワークショップ	2020.11

				「工学と数学の接点を求めて」	
8	Wang,C., Nagashima, T.	Sophia Univ.	Damage Propagation Analyses of CFRP laminate subjected to out-of-plane load by FEM using Cohesive Zone Model	COMPSAFE (Computational Engineering and Science for Safety and Environmental Problems 2020	2020.12
9	廣田 真, 井手 優紀, 服部 裕司	東北大学, JAXA, 東北大学	横流れ不安定性の DNS に基づいた三次元境界層遷移モデルの構築	第 34 回数値流体力学シンポジウム	2020.12
10	鈴木 佑輔, 有木 健人, 九谷 雄一, 澤田 恵介	東北大学	航空機主翼設計における遷音速フラッタの高効率予測に向けた完全ポテンシャルスキームの開発	第 34 回数値流体力学シンポジウム	2020.12
11	王 晨宇, 長嶋 利夫	上智大学	Damage Propagation Analyses of CFRP Laminate subjected to out-of-plane load by XFEM	Eccomas Congress 2020 and 14th WCCM	2021.1
12	廣田 真, 井手 優紀, 服部 裕司	東北大学, JAXA, 東北大学	波形粗さ要素による三次元境界層遷移の抑制効果	日本物理学会 第 76 回年次大会	2021.3
13	伊達 周吾, 阿部 圭晃, 山本 剛大, 岡部 朋永	東北大学	静空弾解析を用いた CFRP 製航空機主翼の空力構造設計における炭素繊維物性の影響評価	日本航空宇宙学会北部支部 2021 年講演会ならびに 第 2 回再使用型宇宙輸送系シンポジウム	2021.3
14	Yoshiaki Abe, Shugo Date, Keiichi Shirasu, Hikaru Takami, Tomonaga Okabe, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Optimum structure design of aircraft wings using carbon fiber reinforced plastics (CFRPs)	EUROGEN2021	2021.6
15	稲葉 裕太, 伊達 周吾, HARIANSYAH Muhammad Alfiyandy, 阿部 圭晃, 下山 幸治, 岡部 朋永, 大林 茂	東北大学	複合材航空機の主翼設計における構造部材配置の最適化	第 53 回流体力学講演会/ 第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	2021.7
16	Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Traveling-wave propagation in the swept leading-edge	International Congress of Theoretical and	2021.8

			boundary layer at high Reynolds number	Applied Mechanics (ICTAM)	
17	Hidemasa Yasuda, Soshi Kawai	Kawasaki Heavy Industries, Ltd., Tohoku Univ.	Wall-Modeled Large-Eddy Simulation with Second-Order Accurate Upwind Scheme	AIAA Aviation 2021	2021.8
18	王 晨宇, 長嶋 利夫	上智大学	結合力モデルを用いた衝撃損傷を有する CFRP 積層板の圧縮試験解析	第 34 回計算力学講演会	2021.9
19	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Numerical Study on Local Scale Similarity of Primary and Secondary Crossflow Instability	18th International Conference on Flow Dynamics	2021.10
20	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Sayaka Suzuki, Shigeru Obayashi, Bagus Nugroho	Tohoku Univ.	Transition delay and drag reduction mechanism by designed surface roughness	18th International Conference on Flow Dynamics	2021.10
21	Shigeru Obayashi, Aiko Yakeno, Makoto Hirota, Yuki Ide, Naoko Tokugawa and Hikaru Takami	Tohoku Univ., JAXA	Computational Laminar Flow Technology	APISAT2021 (Plenary Lecture)	2021.11
22	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Modeling of Crossflow-Induced Boundary Layer Transition	APISAT2021	2021.11
23	Shigeru Obayashi, Yoshiaki Abe, Keiichi Shirasu, Hikaru Takami, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Towards Ideal Aircraft-Structure Design with Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics (CFRTPs)	ECCOMAS CM3 Transport Workshop	2021.11
24	露木 惇平, 白須 圭一, 岡部 朋永	東北大学	熱可塑性 CFRP の力学特性評価と損傷・破壊に関する数値解析	日本機械学会第 29 回機械材料・材料加工技術講演会 (M&P2021)	2021.11

25	森 悠二, 焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	後退翼前縁部の境界層 における受容性の三次元 直接数値シミュレーション	日本航空宇宙学会北 部支部 2022 年講演 会	2022.3
26	白須 圭一, 露木 惇平, 樋口 諒, 岡部 朋永	東北大学	熱可塑性 CFRP の 有孔 圧縮強度評価と損傷・破 壊に関する数値解析	第 13 回日本複合材 料合同会議(JCCM- 13)	2022.3
27	浜中美友, 露木 惇平, 白須 圭一, 岡部 朋永	東北大学	熱可塑性 CFRP の低速 衝撃損傷特性評価	第 13 回日本複合材 料合同会議(JCCM- 13)	2022.3
28	鈴木 彩日, 焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	風洞実験による分布する 微小粗さの抵抗低減への 影響に関する研究	日本航空宇宙学会北 部支部 2022 年講演 会	2022.3
29	王 晨宇, 長嶋 利夫	上智大学	Zig-zag 型結合力モデル を用いた FEM による CFRP 積層板の衝撃後圧縮試 験解析	第 27 回計算工学講 演会	2022.6
30	長嶋 利夫	上智大学	シェルモデルを用いた XFEM による構造解析手 法の開発	第 27 回計算工学講 演会	2022.6
31	山崎 智基, 伊達 周吾, 阿部 圭晃, 岡部 朋永	東北大学	航空機主翼基本設計の 高効率化に向けた低コス トフラット解析の導入に関 する検討	第 54 回流体力学講 演会/ 第 40 回航空宇宙数 値シミュレーション技術シ ンポジウム	2022.6
32	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Ultra-fine roughness effect on transition delay using direct numerical simulation	12th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP12)	2022.7
33	Wang CHENYU, Toshio NAGASHIMA	Sophia Univ.	Damage Propagation Analyses of CFRP laminate with impact damage under compressive load using Zig-zag CZM	15th World Congress on Computational Mechanics (WCCM- XV), 8th Asian Pacific Congress on Computational Mechanics (APCOM-VIII)	2022.8
34	Toshio NAGASHIMA	Sophia Univ.	Development of structural analysis code based on FEM for aircraft design simulator using CFRP and CFRTP	15th World Congress on Computational Mechanics (WCCM- XV), 8th Asian Pacific Congress on	2022.8

				Computational Mechanics (APCOM-VIII)	
35	Kazuhisa CHIBA and Yoshinori Oba	The University of Electro-Communications, IHI Corporation	Integrated analysis of operating engine and airframe for high-fidelity wing load estimation	15th World Congress on Computational Mechanics (WCCM-XV)	2022.8
36	Yoshiaki Abe, Shugo Date, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Muti-objective design exploration approach for aircraft wing design with carbon fiber reinforced plastics	15th World Congress on Computational Mechanics (WCCM-XV), 8th Asian Pacific Congress on Computational Mechanics (APCOM-VIII)	2022.8
37	Aiko Yakeno	Tohoku Univ.	Challenges for delaying transition to reduce airplane drag	US-Japan workshop on bridging fluid mechanics and data science	2022.9
38	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	DNS Study of Drag Reduction Effect on Ultra-Fine Rough Surfaces	American Physics Society, Division of Fluid Dynamics (APSDFD)	2022.11
39	Takayuki Shirosaki, Makoto Hirota, Yuji Hattori	Tohoku Univ.	Efficient evaluation of the surface roughness effect on boundary layer using quasi-statically transforming roughness shape	American Physics Society, Division of Fluid Dynamics (APSDFD)	2022.11
40	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Laminarizing effect of nonlinearly saturated crossflow vortices sustained by a sinusoidal roughness	American Physics Society, Division of Fluid Dynamics (APSDFD)	2022.11
41	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Laminarization of Three-Dimensional Boundary Layer by Artificially-Sustained Crossflow Vortices	Nineteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD2022)	2022.11
42	Aiko Yakeno, Shingo Hamada, Masanari Hattori, Masayoshi	Tohoku Univ.	Transition delay effect of ultra-fine surface roughness by	Nineteenth International Conference on Flow	2022.11

	Mizutani, Yoshiaki Abe, Shigeru Obayashi		aircraft paint or film processing	Dynamics (ICFD2022)	
43	千葉 一永, Mueller Jan, 大庭 芳則	電気通信大学, 株 式会社 IHI	航空機翼面圧力分布に 対する作動エンジンの空力 的影響	第 36 回数値流体力 学シンポジウム	2022.12
44	Haruka Kaneda, Shugo Date, Yoshiaki Abe, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Buckling tolerance design of aircraft fuselage using carbon fiber reinforced thermoplastic (CFRTP)	AIAA Scitech Forum 2023	2023.1
45	千葉 一永, Mueller Jan, 大庭 芳則	電気通信大学, 株 式会社 IHI	航空機の作動エンジンとエ アフレームの統合解析	2023 年航空宇宙空 カシンポジウム	2023.1
46	Mueller, J, Chiba, K., and Oba, Y.	The University of Electro- Communications, IHI Corporation	Influence of engine exhaust on wing underside flow for a passenger aircraft	22nd Computational Fluids Conference	2023.4
47	Yoshiaki Abe, Shugo Date, Tomoki Yamazaki, Keiichi Shirasu, Tomonaga Okabe, and Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Digital aircraft design with carbon fiber reinforced thermoplastics	CM3 Transport 2023 Conference	2023.5
48	長嶋 利夫, 王 晨宇	上智大学	六面体要素を用いた準三 次元 XFEM による CFRTP 積層板の QSI 試 験解析	第 28 回計算工学講 演会	2023.5
49	Mueller, J., Chiba, K., and Oba, Y.	The University of Electro- Communications, IHI Corporation	Influence of the Engine Exhaust on the Wing Pressure Distribution, Computed with an Integrated Simulation of Airframe and Running Engine	The 2023 AIAA AVIATION Forum	2023.6
50	Toshio Nagashima and Chenyu Wang	Sophia Univ.	Damage Propagation Analyses of CFRP laminate with Impact Damage under Compressive Load by	17th U. S. National Congress on Computational Mechanics	2023.7

			Quasi-3D XFEM using Hexahedral Elements		
51	Ryohei CHINO, Yoshiaki KAWAGOE, Shugo DATE, Kazuki RYUZONO, Tomonaga OKABE	Tohoku Univ.	Investigation of weight estimation in conceptual design for composite aircraft development	Aerospace Europe Conference 2023 – 10th EUCASS – 9th CEAS	2023.7
52	Urara Kamon, Shugo Date, Keiichi Shirasu, Yoshiaki Kawagoe, Kazuki Ryuzono, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	The effect of hot/wet environment on the structural weight of aircraft wing using thermoplastic CFRP	Aerospace Europe Conference 2023 – 10th EUCASS – 9th CEAS	2023.7
53	安田 英将, 上田 賢太郎	川崎重工業株式会社	航空機の高レイノルズ数流れにおける高忠実非定常 CFD 解析手法の検討	第 55 回流体力学講演会/ 第 41 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム	2023.7
54	庭野翔也, 廣田真, 大林茂	東北大学	超音速三次元境界層流れへの波形粗さ要素の適用による層流化効果の数値的検証	第 55 回流体力学講演会/ 第 41 回航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム	2023.7
55	長嶋 利夫	上智大学	シェル要素・連続体シェル要素を用いた XFEM による構造解析手法の開発	第 65 回構造強度に関する講演会	2023.8
56	長嶋 利夫	上智大学	連続体シェル要素を用いた XFEM による応力解析手法の開発	日本機械学会 第 36 回計算力学講演会	2023.10
57	Makoto Hirota, Yuki Ide*, Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA*	Design Basis of Sinusoidal Roughness Elements for Enhanced Laminarizing Effect on Three-dimensional Boundary Layer	AIAA SciTech Forum 2024	2024.1
58	Yuji Mori; Aiko Yakeno; Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Effects of Surface Roughness and Free-stream Turbulence on Transition in	AIAA SciTech Forum 2024	2024.1

			Swept-Wing Boundary Layer		
59	Sayaka Suzuki, Aiko Yakeno, Naoko Tokugawa*, Makoto Hirota, Hikaru Takami, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ., JAXA*	Experimental validation of suppression effect on crossflow instability by Sinusoidal Roughness Element	AIAA SciTech Forum 2024	2024.1
60	千葉 一永, Mueller, Jan, 大庭 芳則	電気通信大学, 株 式会社 IHI	Sliding mesh 法による 稼働エンジンと機体の統合 解析	令和 5 年度航空宇宙 空力 シンポジウム	2024.1
61	西山 晶, 稲葉 裕太, 阿部 圭晃, Hariansyah Muhammad Alfiyandy, 兼田 陽可, 大林 茂	東北大学	ニューラルネットワークを援 用した進化計算による複 合材航空機の空力構造 最適化	日本航空宇宙学会 北部支部 2024 年講 演会	2024.3
62	廣田 真, 井手 優紀*, 服部 裕司	東北大学, JAXA*	波形粗さ要素の適用によ る後退翼面上の境界層 遷移の安定化	日本物理学会 2024 年春季大会	2024.3
63	生稻 晃汰, 干川 大和, 龍園 一樹, 岡部 朋永	東北大学	熱可塑性 CFRP の有孔 引張/圧縮強度特性にお ける積層構成の影響	第 15 回日本複合材 料会議 (JCCM-15)	2024.3
64	Yajun Liu, Tomoki Yamazaki, Shugo Date, Toshio Nagashima, Yoshiaki Abe	Tohoku Univ.	Effect of geometrically nonlinearity on aerodynamic performance and structural sizing of CFRP aircraft wings	日本航空宇宙学会 第 55 期年会講演会	2024.4
65	Mueller, J., Chiba, K., and Oba, Y.	The University of Electro- Communications, IHI Corporation	Identification of losses from engine- airframe interaction for a passenger aircraft through integrated simulation	The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2024)	2024.6
66	M. Hirota, S. Niwano, Y. Ide*, Y. Hattori, S. Obayashi	Tohoku Univ., JAXA*	Laminarization of Supersonic Three- dimensional Boundary Layer by Sinusoidal Roughness Elements	The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and	2024.6

				Engineering (ECCOMAS 2024)	
67	Y. Liu, T. Yamazaki, S. Date, T. Nagashima*, Y. Abe	Tohoku Univ.,Sophia Univ.*	Multi-objective design of CFRP composite aircraft wing with next generation fibers and resins	The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2024)	2024.6
68	Yuji Mori, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Traveling Wave Generation in Swept- Wing Boundary Layer under Wall Surface Roughness and Free- Stream Turbulence	Thirteen International Symposium on Turbulence Shear Flow Phenomena (TSFP13)	2024.6
69	長嶋 利夫	上智大学	連続体シェル要素を用い た XFEM による CFRP 積 層板の損傷進展解析	第 29 回計算工学講 演会	2024.6
70	Toshio Nagashima	Sophia Univ.	Application of XFEM using continuum shell elements to damage propagation analyses of CFRP laminate	the 16th World Congress on Computational Mechanics (WCCM 2024) and 4th Pan American Congress on Computational Mechanics (PANACM 2024)	2024.7
71	Yuji Mori, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	DNS of Boundary- Layer Transition over a Transonic Swept Wing under Real Flight Condition	AIAA Aviation Forum	2024.7
72	Toshio Nagashima	Sophia Univ.	Damage Propagation Analyses of CFRP laminate by XFEM using continuum shell elements	SOUTH EAST ASIA- JAPAN CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS 2024 (SEAJCCM 2024)	2024.8
73	長嶋 利夫	上智大学	拡張有限要素法 (XFEM)による構造強度 解析の 25 年	第 66 回構造強度に関 する講演会	2024.8
74	Mueller, J., Chiba, K., and Oba, Y.	The University of Electro- Communications, IHI Corporation	Integrated simulation of airframe and running engine to examine their aerodynamic interaction effects	KSME-JSME Joint Symposium on Computational Mechanics & CAE 2024	2024.9

75	Yuji Mori, Aiko Yakeno, Takuto Ogawa, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Numerical Simulation of Transition over a Transonic Swept Wing with Distributed Roughness	IUTAM Symposium on Laminar- Turbulent Transition 2024	2024.9
76	安田 英将	川崎重工業株式会 社	スパコンを活用した航空機 流体シミュレーションの川崎 重工における事例紹介	スーパーコンピュータ・ ソリューションセミナー 2024	2024.9
77	長嶋 利夫	上智大学	シェル要素・連続体シェル 要素を用いた XFEM 応力 解析ツールの開発	第 37 回日本機械学 会計算力学講演会 (CMD2024)	2024.10
78	倪子翔, 長嶋 利夫	上智大学	板厚分布の不確定性を 考慮した CFRP 補強平板 の座屈解析	第 37 回日本機械学 会計算力学講演会 (CMD2024)	2024.10
79	安田 英将	川崎重工業株式会 社	航空機の大規模高精度 非定常 CFD シミュレーショ ン	第 11 回 HPCI 成果報 告会	2024.10
80	狩野 良輔, 阿部 圭晃, 下山幸治*, 龍園 一樹, 岡部 朋永	東北大学, 九州大学*	先進複合材料を適用した 航空機主翼形状の最適 化手法の検討	第 62 回飛行機シンポ ジウム	2024.10
81	中村 勝海, 阿部 圭晃, 大林 茂	東北大学	航空機主翼の圧縮強度 における不確実性評価	第 62 回飛行機シンポ ジウム	2024.10
82	仲井 洋輔, 阿部 圭晃, 龍園 一樹, 川越 吉晃, 岡部 朋永	東北大学	複合材航空機の全機構 造設計に向けたマルチス ケール解析手法の開発	第 62 回飛行機シンポ ジウム	2024.10
83	Mueller, J., Chiba, K., Oba, Y., and Obayashi, S.	The University of Electro- Communications, IHI Corporation and Tohoku University	Aerodynamic discrepancies of an aircraft considering the running engine	21st International Conference on Fluid Dynamics	2024.11
84	千葉 一永, Mueller Jan, 大庭 芳則	電気通信大学 株式会社 IHI	エンジンとエアフレームの統 合解析は何をもたらすのか	令和 6 年度航空宇宙 空力 シンポジウム	2025.1
85	中神 貴裕	川崎重工業株式会 社	Post-Buckling Failure of Thermoset and Thermoplastic Reinforced Panels: Testing and Analysis	第 10 回コンポジット・ ワークショップ	2025.3

86	西村 太一	川崎重工業株式会社 生産技術部	熱可塑性 CFRP を用いた 波板サンドイッチ構造の開 発	第 60 回飛行機シンポ ジウム	2022.10.13
87	濱本貴也	川崎重工業株式会 社 技術開発部 材料 技術課	複合材料の航空機構造 適用に向けた取り組み	一般社団法人先端材 料技術協会(SAMPE Japan) 2022 年度第 3 回(通算 200 回記 念例会) 技術情報交 換会	2023.02.22
88	濱本貴也	川崎重工業株式会 社 技術開発部	複合材料の航空機構造 への適用	SAMPE Japan 先端 材料技術展 講演	2023.11.30
89	濱本貴也	川崎重工業株式会 社 材料技術開発部	熱可塑性複合材パネルの 製法概要と成果	Sampe Japan 先端 材料技術展 2024	2024.09.20
90	島田直樹	川崎重工業株式会 社 材料技術開発部 材 料開発課	Cutting Edge Automated CFRTP Fuselage Skin Panel Fabrication Process	JEC World 2025 - SAMPE Technical Session	2025.03.05
91	濱本貴也	川崎重工業株式会 社 材料技術開発部	革新的製造プロセスによる 熱可塑性複合材胴体パ ネル	TJAD(Team Japan for Aviation Development) オープ ンセミナー	2025.03.21
92	本間 雅登	東レ株式会社	熱溶着によるマルチマテリア ルの現状と課題	第 3 回マルチマテリアル 拠点シンポジウム	2021.01.25
93	小林 博	東レ株式会社	CFRP の熱溶着接合によ るマルチマテリアル系構造 の開発(NEDO 助成事 業)	第 4 回マルチマテリアル 拠点シンポジウム	2022.01.24
94	小林 博	東レ株式会社	炭素繊維複合材料部材 の高速熱溶着技術 (NEDO 助成事業)	第 5 回マルチマテリアル 拠点シンポジウム	2023.01.30
95	渡辺 惟史 1 本間 雅登 1 川越 吉晃 3 白須 圭一 3 田中 基嗣 2 岡部 朋永 3	1 東レ株式会社 2 金沢工業大学 3 東北大学	炭素繊維複合材料の熱 溶着部の破壊に対する表 層繊維配向の影響	第 48 回複合材料シン ポジウム	2023.09.13
96	小野寺 美穂	東レ株式会社	炭素繊維複合材料部材 の高速熱溶着技術 (NEDO 助成事業)	第 6 回マルチマテリアル 拠点シンポジウム	2024.02.01
97	川原 啓吾	九州大学	ポリエーテルエーテルケトン における結晶化ダイナミクス と力学特性	2024 年繊維学会年 次大会	2024.06.12
98	千川 大和 白須 圭一 川越 吉晃	東北大学	Multiscale modeling for predicting mechanical	American Society for Composites	2024.10.21

	龍園 一樹 樋口 諒 岡部 朋永		properties of open hole laminates in 3D-printed carbon-fiber-reinforced thermoplastics		
99	渡辺 惟史	東レ株式会社	Multiscale modeling to analyze failure of welded joint of thermosetting carbon-fiber-reinforced composites	American Society for Composites	2024.10.21
100	小林 博	東レ株式会社	炭素繊維複合材料のマルチマテリアル熱溶着技術	第7回マルチマテリアル拠点シンポジウム	2025.01.31

表 外部発表の内容 (b)新聞・雑誌等への掲載 【2025 年 7 月末現在】

番号	発表者	所属	タイトル	掲載誌名	発表年月
1	焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	「飛行機が低燃費に？主翼の空気の流れを解明！！」	子供の科学 誠文堂新光社 巻頭ニュース	2021.9
2	焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	旅客機主翼の層流から乱流への遷移メカニズムを解明 — 将来の低計算コストでの航空機開発に寄与東北大学	エンジニアのためのキャリア 応援マガジン fabcross for エンジニア powered by MEITEC	2021.9
3	焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	東北大、旅客機主翼の流れの遷移メカニズムを解明	日本経済新聞 電子版	2021.9
4	焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	東北大、後退角主翼前縁部の乱流遷移メカニズム解明	航空新聞社 jwing.net	2021.9
5	安田 英将	川崎重工業(株)	川重、「富岳」で航空機燃費評価	日経産業新聞	2021.12
6	焼野藍子	東北大学	東北大学におけるデジタルツインへの取り組み－低乱流伝達風洞，磁力支持天秤装置による試験，データ同化－	可視化情報学会誌 「可視化情報」	2025.1
7	-	川崎重工業(株) 航空宇宙システムカンパニー 航空エンジン Div. エンジン技術総括部	川崎重工業における民間航空事業の取組み	日本機械学会誌 2024 年 9 月号テーマ企画記事	2024.09.01
8	-	東レ株式会社	東レ、溶着時間 9 割短い炭素繊維部材 航空機向け	日本経済新聞 WEB 版	2023.01.31

9	-	東レ株式会社	東レ、航空機用炭素繊維の接着時間 9 割短く 30 年度メド、組み立て効率化	日本経済新聞	2023.02.01
10	-	東レ株式会社	東レ、航空機用 CFRP を溶接のように熱溶着で高速に接合する技術を開発	マイナビニュース TECH+	2023.02.02
11	-	東レ株式会社	Toray develops high-speed thermal welding for thermoset composites	Composites World (website)	2023.02.03
12	-	東レ株式会社	Toray Develops High-Speed Thermal Welding for Carbon-Fiber Composites	Plastics Today	2023.02.06
13	-	東レ株式会社	東レ炭素繊維、「空飛ぶ車」で鍛える接合時間短縮 EV にも	NIKKEI Mobility	2023.03.24
14	-	東レ株式会社	東レ炭素繊維、「空飛ぶ車」で鍛える接合時間短縮 EV にも	日経産業新聞	2023.04.03
15	-	東レ株式会社	居間からサイエンス〜注目の新素材“炭素繊維”鉄の 10 倍強く重さ 1/4	BS テレ東「居間からサイエンス」	2023.07.19
16	-	東レ株式会社	炭素繊維の極限追求で描く未来	繊維学会誌 2024 年 80 巻 6 号 p.186	2024.06.15
17	-	東レ株式会社	Carbon fiber fabric is molded into extremely lightweight and durable aircraft parts. (Photo courtesy of Toray Industries, Inc.) 写真掲載	外務省ウェブサイト「Web Japan」	2024.11.19

表 外部発表の内容 (c)受賞実績 【2025 年 7 月末現在】

番号	発表者	所属	タイトル	雑誌名・学会名・イベント名等	発表年月
1	大林 茂	東北大学	第 99 期（2021 年度）日本機械学会流体工学部門「部門賞」	日本機械学会	2021.11
2	焼野 藍子	東北大学	日本流体力学会「竜門賞」：壁乱流準秩序構造に着目した摩擦抵抗低減制御に関する研究	日本流体力学会	2022.2
3	阿部 圭晃	東北大学	2021 年度日本機械学会奨励賞（研究：計算力学）：圧縮性流体の離散保存性を満たす高精度解析手法とその応用の研究	日本機械学会	2022.3
4	阿部 圭晃	東北大学	令和 4 年度文部科学大臣表彰（若手科学者賞）「圧縮性流体の	文部科学省	2022.4

			離散保存性を満たす高精度解析手法の研究」		
5	焼野 藍子	東北大学	日本機械学会流体工学部門第100期（2022年度）「フロンティア表彰」	日本機械学会	2022.11
6	焼野 藍子	東北大学	令和5年度文部科学大臣表彰（若手科学者賞）「高速輸送機器低抵抗化のための物体面近傍の流れに関する研究」	文部科学省	2023.4
7	-	川崎重工業株式会社 ジャムコ株式会社	熱可塑性複合材胴体パネル 優秀展示表彰	Sampe Japan 先端材料技術展 2024	2024.09.18 ～ 2024.09.20
8	-	川崎重工業株式会社 ジャムコ株式会社	熱可塑性複合材胴体パネル Innovation Awards Finalist(Aerospace Process)選出	JEC World 2025	2025.03.04 ～ 2025.03.06

表 外部発表の内容 (d)展示会実績 【2025年7月末現在】

番号	発表者	所属	タイトル	雑誌名・学会名・イベント名等	発表年月
1	廣田 真, 焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	表面をデコボコにして流れをきれいに保つデバイス(Sinusoidal roughness elements (SRE), Device with a bumpy surface to keep the flow laminar)	大学見本市 2024 イノベーションジャパン（主催：JST）	2024.8
2	西村 太一	新明和工業株式会社 生産技術部	熱可塑複合材パネル試作品の展示	2022年英国ファン ボローエアショー	2022.7.18 ～22
3	蒲池 智宏	新明和工業株式会社 技術部	熱可塑複合材パネル試作品の展示	2023年仏国パリエ アショー	2023.6.19 ～25
4	中倉 拓哉	新明和工業株式会社 技術部	熱可塑複合材パネル試作品の展示	2024年英国ファン ボローエアショー	2024.7.22 ～26
5	中倉 拓哉	新明和工業株式会社 技術部	熱可塑複合材パネル試作品の展示	JA2024 国際航空 宇宙展	2024.10.15 ～19
6	-	ジャムコ株式会社	航空機構造部材用熱可塑 CFRP 成形品（ADP 製法）	Nano tech 2024	2024.1.31- 2.2
7	-	ジャムコ株式会社	航空機構造部材用熱可塑 CFRP 成形品（ADP 製法）	Nano tech 2025	2025.1.29- 31
8	-	川崎重工業株式会社 ジャムコ株式会社	熱可塑性複合材胴体パネル 優秀展示表彰	Sampe Japan 先端材料技術展 2024	2024.09.18 ～ 2024.09.20
9	-	川崎重工業株式会社 ジャムコ株式会社	熱可塑性複合材胴体パネル	JEC World 2025	2025.03.04 ～ 2025.03.06

			Innovation Awards Finalist(Aerospace Process)選 出		
10	-	津田駒工業株式会 社	熱可塑性複合材向け自動積層装 置	JEC World 2025	2025.03.04 ～ 2025.03.06
11	本間 雅登 小林 博 小野 公德 本田 拓望	東レ株式会社	航空機向け熱硬化性 CFRP 部材の熱溶着接合技術	nano tech 2023	2023.02.01
12	本間 雅登 小林 博 杉本 美穂	東レ株式会社	航空機向け熱硬化性 CFRP 部材の熱溶着接合技術	nano tech 2024	2024.01.31
13	本間 雅登 小林 博 鈴木 祐哉 小林 和貴	東レ株式会社	航空機向け熱硬化性 CFRP 部材の熱溶着接合技術	nano tech 2025	2025.01.29

表 外部発表の内容 (e)フォーラム・シンポジウム実績 【2025 年 7 月末現在】

番 号	名称	会場	年月
1	マルチマテリアル研究拠点第 4 回シンポジウム	オンライン	2022.1.24
2	マルチマテリアル研究拠点第 5 回シンポジウム	東北大学/オンライン	2023.1.30
3	航空機フォーラム in 大阪	ナレッジキャピタル カンファレンスルーム	2023.8.19
4	マルチマテリアル研究拠点第 6 回シンポジウム	東北大学東京オフィス	2024.2.1
5	航空機フォーラム in 大阪	ナレッジキャピタル カンファレンスルーム	2024.8.24
6	マルチマテリアル研究拠点第 7 回シンポジウム	GLOBAL LIFESCIENCE HUB カン ファレンスルーム	2025.1.31
7	ものづくりの DX を目指す TiAD コンソーシアムキックオフシンポジウム	東北大学東京オフィス	2025.2.26

表 外部発表の内容 (f)プレスその他実績 【2025 年 7 月末現在】

番 号	発表者	所属	タイトル	雑誌名・学会名・ イベント名等	発表年月
1	焼野 藍子, 大林 茂	東北大学	世界初！旅客機主翼の流れの遷移メ カニズムを解明 後退翼の層流化によ り空気抵抗の大幅減へ前進	東北大学プレスリ リース	2021.9
2	阿部 圭晃	東北大学	炭素繊維と樹脂から航空機の主翼性 能を予測 - マルチスケール数値解析 を用いた CFRP 航空機主翼の設計手 法を確立	東北大学プレスリ リース	2022.4
3	Sayaka Suzuki, Aiko Yakeno,	Tohoku Univ., JAXA*	Experiments on the laminarization effect of	American Institute of Aeronautics	2024.2

	Yasufumi Konishi, N. Tokugawa*, Makoto Hirota, Hikaru Takami, Shigeru Obayashi		Sinusoidal Roughness Elements on a swept wing	and Astronautics (AIAA) Showcase	
4	Yuji Mori, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Traveling wave generation on a swept wing subjected to surface roughness and free- stream turbulence	American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Showcase	2024.2
5	大林 茂 他	東北大学	ものづくりの DX を目指す TiAD コン ソーシアムキックオフシンポジウム開催	東北大学プレスリ リース	2025.2
6	東レ株式会社	東レ株式会社	炭素繊維複合材料部材の高速熱溶 着技術を開発 ～航空機の高レート 生産と軽量化に貢献～	東レ(株)WEB サ イトでのプレスリ リース	2023.02.01

別添 1

研究開発項目①

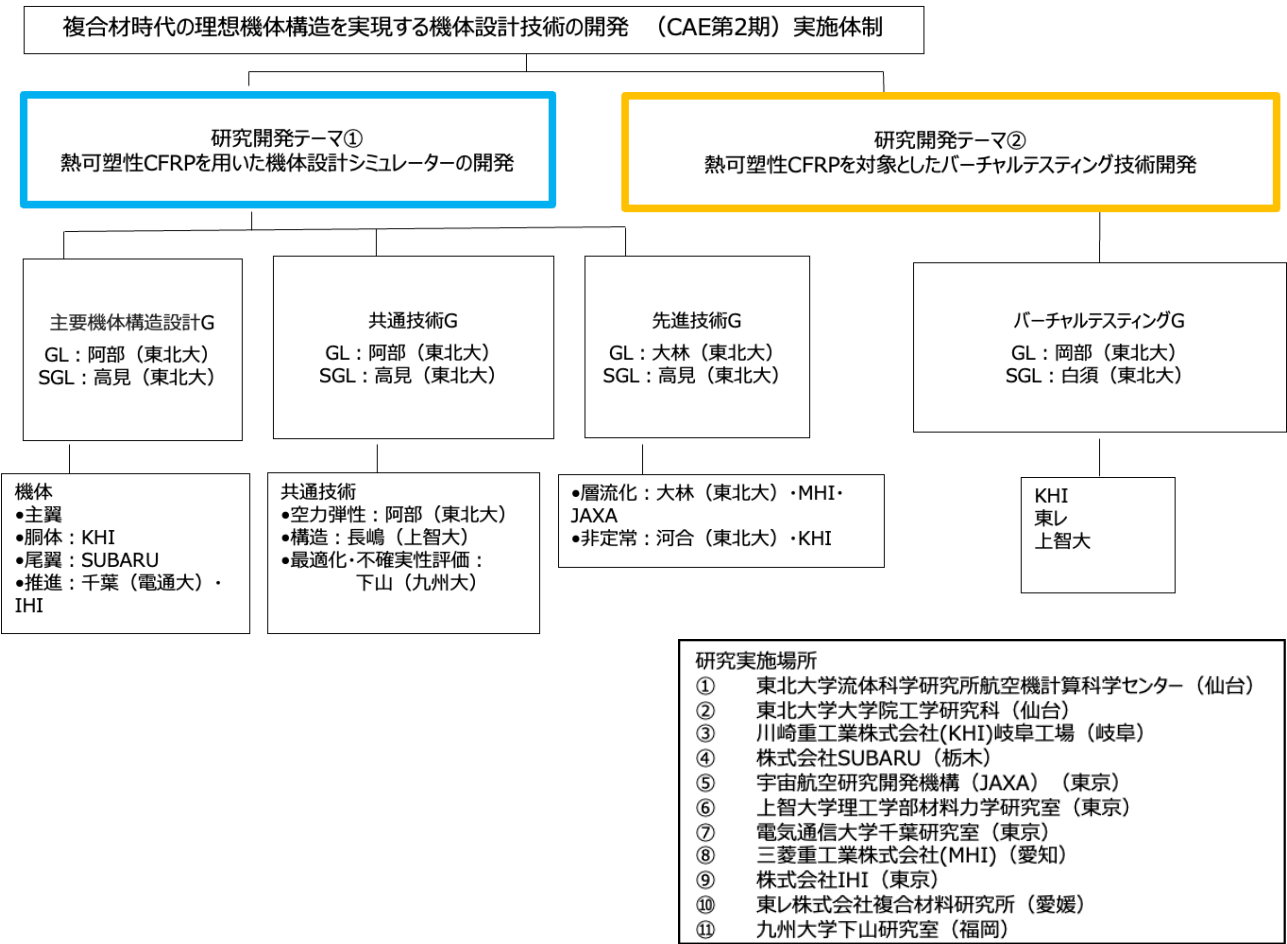
複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発

国立大学法人東北大学

研究開発項目：「次世代複合材創製・成形技術開発/複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の開発」

1. 実施者名、実施体制

研究開発責任者:教授 大林 茂、東北大学流体科学研究所航空機計算科学センター



2. 期間、予算

期間:2020 年 6 月 11 日から 2025 年 3 月 31 日まで

予算:

(単位:円、消費税及び地方消費税込み)

委託先名	再委託先名・共同実施先名	事業期間全体	2020 年度	2021 年度	2022 年度	2023 年度	2024 年度
国立大学法人 東北大学		609,825,700	110,305,300	126,295,600	123,189,900	125,001,700	125,033,200
うち再委託	川崎重工業株式会社	(28,899,200)	(5,657,300)	(2,720,300)	(6,425,100)	(6,715,500)	(7,381,000)
うち再委託	東レ株式会社	(47,898,400)	(10,800,900)	(4,521,000)	(12,576,300)	(10,000,100)	(10,000,100)

うち再委託	株式会社 SUBARU	(14,083,300)	(2,689,500)	(2,696,100)	(2,696,100)	(3,000,800)	(3,000,800)
うち再委託	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	(9,985,800)	(2,030,600)	(2,466,200)	(488,400)	(2,500,300)	(2,500,300)
うち再委託	学校法人上智学院	(60,750,000)	(12,150,000)	(12,150,000)	(12,150,000)	(12,150,000)	(12,150,000)
うち再委託	国立大学法人電気通信大学	(35,250,000)	(5,332,000)	(4,905,000)	(10,013,000)	(7,500,000)	(7,500,000)
うち再委託	国立大学法人九州大学	(5,239,000)				(2,623,000)	(2,616,000)
うち共同実施先	三菱重工業株式会社	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)
うち共同実施先	株式会社 IHI	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)
合計		609,825,700	110,305,300	126,295,600	123,189,900	125,001,700	125,033,200
うち消費税及び地方消費税		55,438,694	10,027,754	11,481,418	11,199,080	11,363,789	11,366,653
* うち NEDO 負担額		609,825,700	110,305,300	126,295,600	123,189,900	125,001,700	125,033,200
* うち NEDO 負担消費税等額		55,438,694	10,027,754	11,481,418	11,199,080	11,363,789	11,366,653

3. 背景・目的・プロジェクトアウトカム目標との関係

【背景】 航空機の機体開発には莫大なコストがかかっており、コスト低減は喫緊の課題である・近年、計算機性能の向上に伴う CAE (Computer Assisted Engineering) 導入に大きな期待が集まり、新規機体開発という出口までを見据えたソフトウェア開発に関する産業界の要望は大変大きいものがある・また、機体構造への複合材の適用が一層進み、単なる軽量化以上のメリットを織り込んだ複合材の利用が望まれるようになってきた・例えば、同じ複合材でも、熱硬化性 CFRP よりも製造歩留まりの良い熱可塑性 CFRP を用いることで実現可能となる機体構造の更なるコスト低減・環境負荷低減・生産高レート化が強く望まれている・また、主翼については、等方性材料である金属構造では実現が難しく、異方性材料である複合材を用いることで初めて可能となる更なる高縦横比化が望まれている・胴体については、金属材料では避けて通ることのできない疲労という問題が複合材では発生しないことで可能となる与圧機体構造の更なる軽量化が望まれている・さらに、複合材では組み立てに接着を多用するため、ファスナの少ない滑らかな機体表面が実現可能であることによる更なる摩擦抵抗低減も可能である・これらのメリットを統合した複合材時代の理想機体の提示とその具体的な設計を可能にするソフトウェアの開発を世界に先駆けて開発することは、我が国の航空産業を一層発展させるために大きなインパクトを持つ・

【目的】 このような背景の下、複合材を用いた理想機体の実現には、新たな複合材(熱可塑性 CFRP)の適用を考慮に入れた全機機体設計が可能であること、また複合材を利用することにより初めて可能となる革新的な機体設計を提案出来ることが求められる・特にこれまでの熱硬化性 CFRP に代わる複合材料として、加工・成形性に優れた熱可塑性 CFRP の利用が急務とされるものの、現状ではその機械特性・強度のデータベースは存在せず、また熱可塑性 CFRP を考慮に入れた機体設計を行える CAE 技術は世界的にも確立されていない・本研究開発ではこれらの要請に応える次世代 CAE 技術を開発することを目的とする・本研究開発では、熱可塑性 CFRP のバーチャルテストを行う CAE 基盤の構築(研究項目

2)と、これと連携した熱可塑性 CFRP を用いた全機機体設計シミュレーターの研究開発(研究項目1)、それらの統合設計システム(TiAD-DX ツール)を開発する・

【プロジェクトアウトカム目標との関係】 アウトカム指標は、TiAD-DX ツールを重工各社が活用することとする。より具体的には、概念設計～基本設計における初期構想段階での使用を検討する。従来は、要求を満足する機体設計にトライ&エラーの検討が必要となっていたが、開発ツールを使うことで多数の機体に対して容易に重量推算が可能となり、手戻り作業を減らせることが最大のメリットとなりうる。TiAD-DX ツールを活用することで、構造設計に要する時間を 50%削減することをアウトカム目標値として定める。また数値目標の根拠としては、構造設計時に既存の設計データベースにない新規材料を用いる際に生じる設計の後戻りを削減することによる設計時間全体の短縮(50%)とした。

4. アウトプット(最終)目標

最終的な成果物として、TiAD-DX ツールの開発をアウトプット目標とする。特に TiAD-DX ツールのうち、全機機体設計シミュレーターでは、部分・全体的に熱可塑性 CFRP を利用した全機体設計(主翼・胴体・尾翼)を評価可能とする。またバーチャルテストツールでは、衝撃損傷による熱可塑性 CFRP 構造強度の低下量を 10%の精度で算出することを目指す。数値目標の根拠としては、機体構造設計に必要なクーポンレベル強度解析において実験値のばらつきと同等の精度(10%)とした。

5. 成果の達成状況と根拠

【研究項目1:熱可塑性 CFRP を用いた機体設計シミュレーターの開発】

○:達成

担当:東北大学、上智大学、株式会社SUBARU、株式会社IHI、三菱重工業株式会社

本研究項目では、熱可塑性 CFRP の長所を十分に活用した軽量化構造を提案するためのシミュレーション技術の研究開発を行い、熱可塑性 CFRP 機体設計シミュレーターを開発する・最終的に項目2の熱可塑性 CFRP バーチャルテストツールと併せ、熱可塑性 CFRP 機体統合設計システム(TiAD-DX システム)を構築することを目的とした・

本項目は「主要機体構造設計」「共通技術開発」「先進技術開発」の 3 つのサブグループに分けて実施した・主要機体構造設計グループでは、システムの根幹をなす熱可塑性 CFRP 機体設計シミュレーターの開発を行った・共通技術開発グループでは、システムの基盤となる構造解析ツール、多目的最適化ツール、不確実性評価ツールの開発を行なった・最後に先進技術開発では、TiAD-DX システムにおける先進的技術である非定常乱流解析、層流化技術についての研究開発を行なった・これらを併せ、まず本研究項目で達成された成果を以下にまとめる・

- 機体設計シミュレーターにおいて、部分・全体的に熱可塑性 CFRP を利用した全機体設計(主翼・胴体・尾翼)を評価可能とした・(アウトプット目標に相当)
- 再委託先の重工各社においては開発したツール群の活用が既に始まり、構築した TiAD-DX システムにおいて、構造設計に要する時間を 50%削減した・(アウトカム指標値に相当)

本目標は以下に説明する成果の通り達成されている・本研究項目では、先に示したサブグループ単位で成果をまとめて説明する・

〈主要機体構造設計グループ〉(東北大学、電気通信大学、川崎重工業株式会社、株式会社SUBARU、株式会社IHI)

本グループでは、熱可塑性複合材を用いた航空機機体設計ツールの開発を行った。まず、ソフトウェア設計要件(システムの入出力、計算条件(飛行条件や翼形、胴体構成)などを策定し、さらに開発対象として B737 クラスの後継機を想定した機体(ACS001 モデル)の概念設計を行った。その後、主翼設計ツールとして双方向連成解析機能を実装することで空力・構造荷重の静的平衡状態を予測可能とした。本ツールは、熱硬化・熱可塑性 CFRP 各種の材料変更に対応し、また遷音速フラッター現象の構造設計への影響評価も可能とした。さらに、ストリンガーのモデル化も組み入れた詳細モデルの解析機能も実装した。

また上記の主翼設計ツールを拡張することで、熱可塑性 CFRP (TC1225 (T700GC/low-melt PAEK))と熱硬化 CFRP (T800S/3900-2B)を部分的に組み合わせることが可能な全機設計ツールを構築し、ACS001 モデルを例として機体設計を行なった。さらに駆動エンジンを取り付けた際の主翼空力解析をシステム化し、主翼とエンジンの形状変更や、それらの取付位置変更に対応可能とした。これにより、胴体部の座屈許容設計・慣性リリーフ解析・多目的最適化を含めた機能が実装され、TiAD-DX システムの根幹部が完成した。

〈共通技術開発〉(東北大学、上智大学、九州大学)

本グループでは、各種解析で共通技術となる構造・最適化ソルバー等の機能開発を行なった。まず、熱可塑性 CFRP を対象とした薄肉構造解析ソフトウェアの開発において、はり要素における幾何学的非線形解析と全機設計のための慣性リリーフ解析機能を実装した。これにより主翼の大変形や慣性力を考慮した無拘束構造解析が可能となり、TiAD-DX システムにおける主翼設計と全機機体設計ツールの構造解析部分が構築された。また、多目的最適化としてベイズ最適化機能を新たに実装し、従来の遺伝的アルゴリズムに比べて大幅に解析効率が向上することを示した。本機能は主翼設計最適化、全機設計最適化ツールに実装された。最後に、設計入力の不確実性を評価可能な機能を構築し、多項式カオス展開手法を実装することで、通常のモンテカルロ法を大幅に上回る不確実性評価を可能とした。TiAD-DX システムにおいては主翼上面における炭素繊維の初期不整角を例として、繊維配向のばらつきが空力構造設計に及ぼす影響を評価した。

以上の成果に基づき、部分・全体的に熱可塑性 CFRP を利用した全機体設計が可能となった。また、実施項目 2 も併せた構造設計に関するコスト低減効果は以下の通りとなった。株式会社 SUBARU では、荷重検討・構造解析・サイジング・材料開発工程での低減効果が大きく、全体として 52%の設計時間低減が可能であると算出された。また川崎重工業株式会社では、3 機種検討の場合、開発ツールを使用することで、モデル作成・構造サイジング・許容値設定のための試験数削減で検討時間を短縮でき、56%の設計時間削減が可能と算出された。これにより、本課題における最終目標はいずれも達成されたといえる。

〈先進技術開発〉(東北大学、宇宙航空研究開発機構、三菱重工業株式会社、川崎重工業株式会社)

乱流抵抗を低減する層流化技術では、層流境界層の安定性を解析する数値ツールを構築し、乱流遷移を抑制するデバイス「波型粗さ要素」を開発した。このデバイスは特許を出願しており、風洞実験でもその効果を確認している。また、非定常流体解析に用いる壁面モデル LES の予測精度をさらに向上させるため、非平衡モデルの重要性を明らかにした。この非平衡モデルは、衝撃波と乱流境界層が干渉して生じる剥離現象に伴う壁面摩擦の急激な減少を、従来の平衡モデルよりも高い精度で予測できる。さらに、この壁面モデル LES を主翼設計ツールに適用することで、遷音速バフエット・オンセット現象の予測が可能となった。これにより、従来手法に比べ揚力特性の予測精度が改善されることを確認した。これらの成果は、次世代航空機の開発に大きく貢献するものである。

【研究項目2:熱可塑性 CFRP を対象としたバーチャルテスト技術開発】

担当:東北大学、上智大学、川崎重工業株式会社、東レ株式会社

○:達成

本研究項目では、新型航空機開発時の設計基準あるいは認証プロセス時の材料・構造強度試験に本解析ツール／システムを適用することで開発コストの抑制を目指す・特に、一般的に行われる複合材あるいはその構造の強度試験の内、一方向積層板および円孔を有する積層板の強度試験あるいは衝撃損傷を与えた構造要素・部分構造・実大構造の強度試験を対象とし、汎用性・精度を有する解析ツールの開発を行った・

本研究項目を実施するにあたり、下記 3 つの要素技術を設定した・

- (1) 熱可塑性 CFRP 特性取得のための試験:バーチャルテスト用ソフト開発において必要な各種装置の導入および熱可塑性 CFRP の強度特性評価試験を行う・
- (2) 熱可塑性 CFRP 損傷進展解析ツール開発:拡張有限要素法(XFEM)に基づく損傷進展解析ツールに熱可塑性 CFRP の有する材料非線形性を考慮した損傷解析コードを開発し実装する・実験で得られた熱可塑性 CFRP の破壊メカニズムを体系的にまとめ、その知見を解析プログラムに取り込む・
- (3) バーチャルテストツール開発:汎用有限要素解析コードに解析ツールを統合したバーチャルテストツールの構築を行う・また、検証試験に向けた強度試験データベースの作成を行う・

これらの取り組み通じて、熱可塑性 CFRP の切り欠きを有する複合材料積層板の破壊強度および衝撃損傷による複合材構造強度の低下量を 10%の精度で確立することを目標とした・本目標は以下に説明する成果の通り達成されている・

(1)熱可塑性 CFRP 特性取得のための試験

バーチャルテストの対象とする熱可塑性 CFRP の材料種に Toray Advanced Composites 社製の TC1225 (T700GC/low-melt PAEK)を選定した・無孔積層板(一方向材、擬似等方材、±45 度材)、擬似等方積層板の有孔引張(OHT)・有孔圧縮強度、衝撃損傷を付与した擬似等方積層板の圧縮強度(CAI)、層間破壊靱性値、線膨張係数に関する各種試験データを取得し、データベースを構築した・また、層間引張、層間せん断特性評価のための曲げ試験および L 字試験片のエッジ部およびコーナー部に衝撃付与した後のクリッピング試験、接合部強度データを取得するためのシングルラップシヤ試験および座屈後のはく離強度データを取得するためのストリングフランジ模擬試験片の引張・曲げ試験およびストリングフランジ溶着部模擬試験片の圧縮試験を実施し、各種強度試験結果のデータベースの構築を行った・

(2)熱可塑性 CFRP 損傷進展解析ツール開発

第 1 期 NEDO プロジェクトで開発した損傷進展解析ツールを熱可塑性 CFRP へ適用するため、弾塑性解析機能追加、連続体シェル要素(NLXSC8)および面接触ベースの結合モデルの開発を行った・また、マトリックス割れのモデル化精度向上のために二次元四角形要素を押し出して得られる六面体要素を用いた準三次元 XFEM 解析コード(NLXQ3D)を新規に開発した・検証解析として、NLXQ3D による面外押込み(QSI)解析および OHT 解析を実施した・OHT 解析では、実験値に対して 10%以内の誤差で強度を算出できることを確認した・また、QSI 解析の検証解析を行い、熱硬化性 CFRP の面外衝撃試験時の衝撃後損傷分布および CAI 強度をよく再現できることを確認した・また内製 FEM(NLFEA3D)によるラップシヤ試験の解析を実施し、実験値を再現できることを確認した・

(3)バーチャルテストツール開発

バーチャルテストツールの試行・検証を目的として、本研究項目で整備しているプリポストシステムを用いて解析モデルの作成(プリ処理)、上記の解析ツール(XFEM)によるバーチャルテストおよび損傷分布、応力ひずみ応答の可視化・分析(ポスト処理)を行った・汎用有限要素解析ソフト Abaqus にてモデ

ルを作成し、開発コードにて OHT 解析を実施した・解析結果は再び Abaqus を用いて確認した・OHT 強度は実験値の 10%以内の精度で予測することができることを確認した・

【まとめ】

本プロジェクトにより、熱可塑性 CFRP を用いた航空機構造の設計と評価において、当初の目的を達成し、以下の成果を得た。B737 後継機を想定した ACS001 モデルに対して、空力-構造連成解析や材料変更対応、フラッター評価を行える主翼設計ツールを開発し、主翼とエンジンの配置検討や慣性リリーフ解析も可能な機体設計ツールが完成した・また、バーチャルテストツールでは、商用 FEM ソフト (Abaqus) と連携させ、解析モデル生成～可視化まで一貫可能なプリポスト処理システムを構築した・実験再現精度は 10%以内を実現した・これによりアウトプット目標は達成された。また重工各社での TiAD-DX ツール活用が開始され、特に株式会社 SUBARU では海外 OEM にて開発が進められている次期機体の設計提案において活用が開始されている。さらに本ツールを用いた構造設計時間は SUBARU で 52%、川崎重工で 56%削減と試算され、これによりアウトカム目標も達成されたと言える。

6. 成果の意義

国内外の他技術と比較した TiAD-DX ツール特有のメリットとして、以下の点が挙げられる。

- モデル作成や解析実行が自動化されており、大規模トレードスタディを低コストに実施可能であることは大きな優位性を誇る
- 熱可塑性複合材のデータベースが設計ツールと統合されており、設計現場で用いられる強度許容値に基づき熱硬化性／熱可塑性複合材の最適設計が実施できる点は本ツールならではの強み

特に熱硬化性／熱可塑性複合材を併用した最適設計を行える解析ツールは本ツールにおいて国内外に見られず、非常に高い優位性が得られたといえる。また本ツールによるコスト低減効果も各社 50%以上と算出される。特に材料開発においては、新しい材料開発で従来必要とされた膨大な試験検証データを、高精度なバーチャルテストを活用することでクーポン試験回数を減らすことが期待できる。また、機体設計ツールにおいては MS 評価や寸法更新などが自動化されることで、概念設計および基本設計でのサイジング作業が大幅に効率化される・FEM(有限要素法)の自動モデリング機能が実装されている点も有用であり、解析準備にかかるコストを大幅に削減し、構造レイアウトの変更が発生しやすい概念設計フェーズで特に有効である。また、選択できる構造様式が多く、幅広い検討作業でのツール適用も見込まれている。さらに、ベイズ最適化の採用や剛性を考慮した最適化、UQ(不確実性定量化)を考慮したサイジングなどの機能拡張によって、実用性の向上とコスト減を両立可能である点も本ツールの特徴である・

先進技術として開発を行なった乱流抵抗を低減する層流化技術は、航空機の表面摩擦抵抗を大幅に削減することが可能となる・従来の孤立粗さ要素は有意な効果が確認できなかったが、我々が提案する波型粗さ要素は数値シミュレーションで大きな層流化効果が示されている・今後、飛行試験を経て実用化が期待される・一方、航空機の空力特性を高精度に予測する壁面モデル LES では、非平衡モデルの導入が予測精度の向上に寄与することが示された・これにより、従来の平衡モデルでは無視されてきた非平衡効果を考慮できるようになり、予測精度が向上する・本研究成果は、壁面モデル LES のさらなる高精度化に向けた重要な一歩である・さらに、この壁面モデル LES を用いることで、遷音速域における空力特性の予測精度を改善しつつ、計算コストを抑える手法が確立された・これにより、空力設計の効率化と予測精度の両立が可能となった・これらの技術は、航空機の性能向上と開発コストの削減に大きく貢献するものである・

7. 実用化・事業化への道筋と課題

TiAD-DX ツールを活用した実用化・事業化に向けた道筋として、まずは海外 OEM に対するアプローチが考えられ、具体的には以下の通りとなる。事業獲得活動（概念設計フェーズ）では、主翼形状／構造様式／材料などのトレードスタディを実施し、海外 OEM に対する提案活動を行うことが可能となる。これにより積極的なコンセプト提示によって設計能力のアピールが可能となり、上流工程からの事業参画に繋がる。株式会社 SUBARU では既に、海外 OEM に対し、ツールを活用した提案を開始している。また、事業開始後（基本設計フェーズ）においても、構造サイジング機能を用いた初期ゲージ導出用途に活用することが想定される。ツール活用により、トライ&エラー回数の削減や手戻り減が達成され、開発コスト低減が実現されると想定される。

先進技術として開発を進めた壁面モデル LES については、既存の空力設計手法に対して補完的に適用することで徐々に実用化していく予定である。また、空力設計での実用化に向けた課題は、本プロジェクトで検証した遷音速域以外のより幅広い飛行条件での適用検証である。

バーチャルテストツール開発については、本プロジェクトで採用した TC1225 は、熱可塑性 CFRP としては唯一認証を受けている材料であり、今後の実用拡大が期待される。ウィチタ州立大学国立航空研究所の国立先端材料性能センター (NCAMP) によって様々な実験データが取得されデータが公開されているものの、NCAMP でカバーされていないデータ（例えば OHT・OHC 試験におけるヤング率、破断ひずみ等のバーチャルテストの検証に必要なデータ）を本プロジェクトでは取得しており、バーチャルテストの物性値入力、解析結果の妥当性検証、および機体設計ツールへの物性値入力に本プロジェクトで構築したデータベースの活用が期待される。

さらに、東北大学流体科学研究所航空機計算科学センターでは、本プロジェクト成果の社会実装を航空産業以外にも拡大するために、TiAD コンソーシアムを設置した。コンソーシアムでは、ソフトウェアの利用拡大のための無償利用と維持更新のための有償利用の 2 つの利用法を用意している。また、流体科学研究所のスパコン（ハードウェア）と組み合わせた共同研究の枠組みの提供や、教育・人材育成活動のためのセミナー企画を実施している。

最後に、参画企業による本プロジェクト成果の活用想定を以下にまとめる。

- （東レ株式会社）弊社の複合材料を航空機メーカー、部材メーカーなどの顧客に提案する際に、具体的な適用部位や適用による軽量化などの効果を検証し、弊社の複合材料のメリットを説明するために活用する予定。
- （株式会社 SUBARU）流体－構造連成による高精度な荷重予測やフラッタ解析を含めたサイジング、データベースに基づく熱可塑／熱硬化性複合材の特性を反映したトレードスタディ、といった本ソフトウェア特有の機能を活用し次世代旅客機や空飛ぶクルマの概念設計を実施する予定。
- （川崎重工業株式会社）民需機／防需機を問わず、低コストかつ短期間で顧客への魅力的な提案を創出するため、新材料や構造様式の評価、成立性検討、トレードスタディ等において、全体的／部分的に機体設計ツールやバーチャルテストツールを活用する予定。
- （三菱重工業株式会社）熱可塑性 CFRP の特徴を利用することによる層流翼の技術を、将来機の CO2 排出量削減と熱費低減による競争力向上に資する技術の選択肢に加える。
- （株式会社 IHI）将来の中型民間航空機の航空機用エンジンの開発の際に、機体搭載の効果を受けたナセルインレットに空気が流入する様子をソフトウェアにより解析して、飛行条件や離着陸時の横風によるファン前方の空気の乱れ（インレットディストーション）がファンに与える影響を予測することに活用する予定。

別添 2

研究開発項目②(1)

熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部
材の高レート成形技術の開発

新明和工業株式会社

研究開発項目②：「熱可塑性CFRPを活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発」

1. 実施者名、実施体制

新明和工業株式会社

2. 期間、予算

(単位:百万円)

2020年度	2021年度	2022年度	2023年度	2024年度	合計
39	42	30	46	41	204

3. 背景・目的・プロジェクトアウトカム目標との関係

本研究開発では、2030 年代に運用開始が想定される次世代細胴機用フロアパネルへの採用を目指し、熱可塑性 CFRP 波板サンドイッチ構造部品の設計及び高生産性を有する成形接合技術の確立を目指した。

世界の民間航空機市場において、細胴機の需要は非常に大きく、今後の航空機需要の 70%を占めると予想されている。これら大きな需要に応えるため、次世代細胴機には月産 60 機という非常に高い生産性が求められ、さらにより高い水準の低燃費性や環境適合性達成のため、積極的な複合材料適用による軽量化が求められている。

既存の細胴機フロアパネルは、熱硬化性 CFRP とハニカムコアを用いた熱硬化ハニカムサンドイッチ構造が一般的である。熱硬化複合材部品の製造方法は、オープンやオートクレーブ硬化が一般的であり、成形サイクルタイムは 6～9 時間と非常に長い。さらに、人に頼った手作業による成形加工が多く、低コスト化に多くの課題が残る。そのため、既存の材料・構造様式・製造プロセスでは次世代細胴機製造に求められる要求に応えることは困難であり、新しい材料・構造様式・製造プロセスによる実現を目指す必要がある。

そこで本研究開発では、従来の熱硬化性 CFRP から高レート製造が可能な熱可塑性 CFRP を採用し、従来のハニカムサンドイッチ構造と同等の強度を持ち、かつ自動生産にも適した構造様式として、ハニカムコアの代わりに波板コアを上下面スキンで挟み込む波板サンドイッチ構造(図 1 参照)を考案し、本材料及び構造を高レート・低コストで製造可能な技術確立することを目指し、研究開発を進めた。

熱可塑性 CFRP を用いた大型機体構造部材の製造技術は世界的に開発途上であり、実用化へ向け積極的な開発が進められている。そのため、本技術の確立は次世代航空機開発における技術的優位性を確保するという点で必須であり、先進国との技術競争、及び新興国とのコスト競争に打ち勝つために不可欠な技術である。

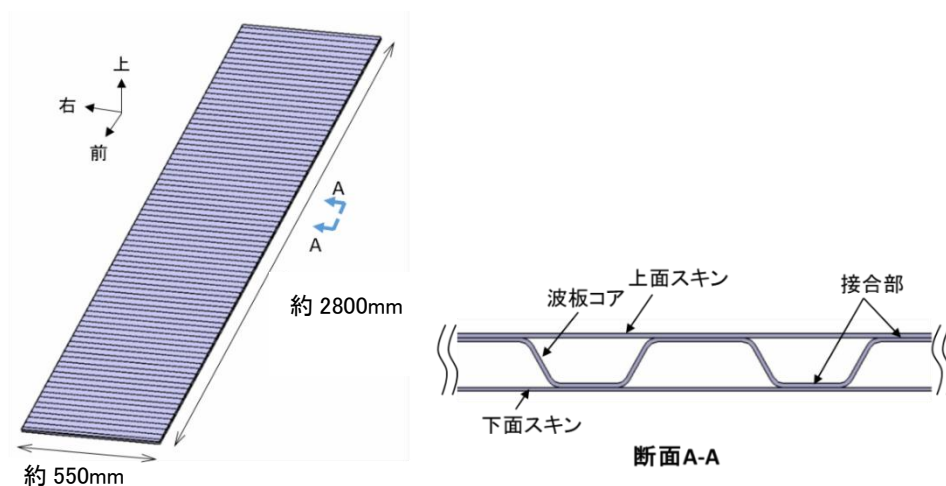


図 1 波板サンドイッチ構造フロアパネルの概観および断面図

4. アウトプット(最終)目標

1. 2800mm×550mm の実大サイズの波板サンドイッチパネルの強度解析を実施し、機体 OEM 要求を満足するフロアパネルの設計を完了する。
 - ① 月産 60 機以上の生産対応
 - ② コスト 20%低減(既存製品比)
 - ③ 衝撃吸収性 30%増加(既存製品比)
 - ④ 重量 10%低減(既存製品比)
2. 実大サイズの供試体を、製造プロセスの自動化を図りつつ、成形接合プロセスを 10 分という高速で実施し、品質評価・強度試験を実施することで、次世代軽量フロアパネルの要求を満足することを実証する。

5. 成果の達成状況と根拠

研究項目: 細胴機用製品規模の製造技術の開発

◎ 大きく上回って達成、○ 達成、△ 一部未達、× 未達

成果(実績)概要		達成度	達成の根拠／解決方針
(1)2,800mm×550mm の実大サイズの波板サンドイッチパネルの強度解析を実施し、機体 OEM 要求を満足するフロアパネルの設計を完了させる。	①月産 60 機以上の生産対応	○	月産 60 機以上の生産対応可能な要素技術の検証が完了
	②コスト 20%低減(既存製品比)	○	コスト算出の結果 20%低減の見通しを得た
	③衝撃吸収性 30%増加(既存製品比)	○	強度試験にて、既存製品比で衝撃吸収性約 40%の増加が確認された
	④重量 10%低減(既存製品比)	○	実大サイズの供試体の試験結果から、詳細解析を実施し、重量 12%低減の見通しを得た
(2)実大サイズの供試体を、製造プロセスの自動化を図りつつ、成形接合プロセスを 10 分という高速で実施し、品質評価・強度試験を実		○	・実大サイズの供試体の製造に成功、内部品質良好で機体 OEM 要求の強度試験も合格

施することで、次世代軽量フロアパネルの要求を満足することを実証する。		・1 パネルあたり4 分での成形接合を可能にする、成形要素技術の検証が完了
------------------------------------	--	---------------------------------------

研究項目:熱可塑性CFRP成形・接合技術の水平展開に向けた技術検証(追加研究)

成果(実績)概要	達成度	達成の根拠／解決方針
熱可塑性フロアパネル製造技術を展開し、異なる断面形状での製造実現性を検証する。	○	波長と波高が大きい波板を用いた、パネル供試体の製造によって製造実現性が確認された。

6. 成果の意義

本研究で開発した熱可塑性CFRPを用いた波板サンドイッチ構造フロアパネルは、1 パネルあたり4 分での成形接合が可能であり、プレス機1 台でも月産60 機以上の生産対応ができる。従来の熱硬化性のハニカムパネルでは達成が困難な製造規模であり、熱可塑性フロアパネルの高レート製造性は、量産体制の構築において極めて有利である。また、製造コストの面でも、既存パネルと比較して約20%のコスト削減が見込まれており、経済性においても優位性を有する。加えて、環境対応の観点からも、熱可塑性CFRP の特性により冷凍保管が不要であるうえ、熱硬化性CFRPと比較して成形時間が大幅に短縮されるため、消費電力の削減が期待できる。さらに、単純材料構成による高効率なリサイクルも可能であり、航空機のプロダクトライフサイクル全体を通じた低炭素化の実現にも貢献できる。そのため、本研究により得られた熱可塑性複合材料の成形溶着技術は、オートクレーブ成形や電磁誘導による連続溶着といった競合技術と比べ、独自性と優位性を持っており、すでに特許出願も完了している。

本技術は、機体OEMの次世代航空機向けフロアパネル市場において、当社が独占的な供給体制を構築することを可能とし、ひいては世界市場全体での主導的地位の確立に直結するものである。これにより、年間売上・輸出額の大幅な増加、関連部材メーカーへの需要拡大など、多面的な経済的波及効果が期待されており、我が国航空機産業の国際競争力強化に大きく寄与する見通しである。さらに、本研究で得られた技術アセットは、すでに「熱可塑性複合材エルロンの開発」において実装・活用されており、技術の展開性が確認されている。

7. 実用化・事業化への道筋と課題

量産機開発に向けた次のフェーズへ研究を移行することで機体OEMと契約を更新した。機体OEMの次世代単通路航空機のEIS(運航開始)を2030年代後半と推測しており、2035年までに量産/品質保証技術の確立を目指し、今後も開発を継続する。

機体OEMの次世代航空機フロアパネルへの適用に限らず、既存フロアパネルの置き換えや、類似構造パネルへの適用も視野に入れて研究を推進している。また、類似構造の実用化として熱可塑性エルロンの開発も進行中であり、航空機の一次構造への適用を目指している。

別添 3

研究開発項目②(2)

熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部
材の高レート成形技術の開発

株式会社ジャムコ

研究開発項目熱可塑性CFRPを活用した航空機用軽量機体部材の高レート成形技術の開発
：「高度な一体成形等を可能にするための熱可塑性CFRP部材の成形技術 開発」

1. 実施者名、実施体制

株式会社ジャムコ

2. 期間、予算

期間：2020年10月～2025年3月

予算：559,233,216 円(補助率:2/3) 助成金額 372,820,057 円

3. 背景・目的・プロジェクトアウトカム目標との関係

今後開発される次世代単通路機市場に向けて、軽量で低コストの機体構造を高レートで生産するために、機体の一次構造部材であるストリンガーやフレーム部材など、大型の熱可塑性 CFRP 製部材を、従来のプレス製法や熱硬化性 CFRP 製法等では達成が困難な、低コスト、高品質、及び高レートで製造するための成形技術を開発する。

予想される需要量は、単通路機の胴体ストリンガーが約 1km/機、胴体フレームが約 0.5km/機であり、今後 20 年間の民間旅客用の単通路機の需要は約 3 万 3 千機である。

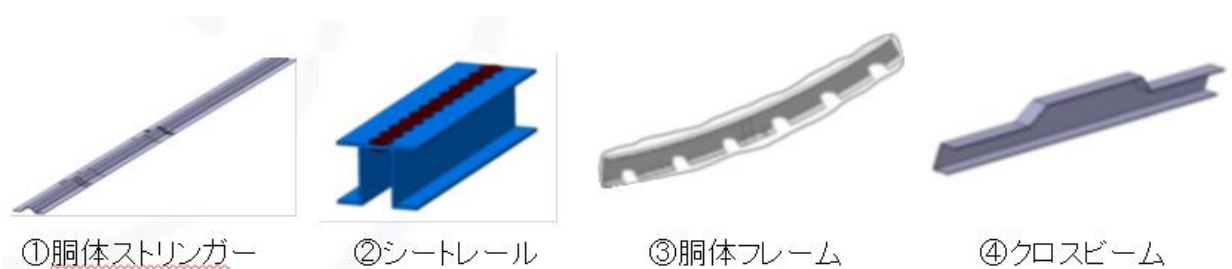


図 1 適用を目指す航空機の部材

研究項目	FY2020	FY2021	FY2022	FY2023	FY2024
研究テーマ① ストリンガーなどの長尺部材の成形技術開発	基本形状部材の成形試験 ジョグルなどの二次成形加工試験	基本形状部材の成形条件確立 ジョグルなどの二次成形加工条件の確立	長尺大型部材の検査プロセスの検討 長尺大型部材量産への適用検討	長尺大型部品を高レート製造する為のデモ用成形ラインの設計及び製作 複雑形状化の検討	長尺大型部品の成形試験及び評価
研究テーマ② フレームなどのカーブド部材の成形技術開発	基本形状部材（カーブド）の成形機仕様検討及び製作	基本形状部材の成形試験 基本形状部材の成形条件確立	効果的で効率的な積層技術の目途付け カーブド部材の検査プロセスの検討 大型カーブド部材量産への適用検討	フレーム部材を高レート製造する為のデモ用成形ラインの製作	フレーム部材の成形試験及び評価

図 2 目標とスケジュール

4. アウトプット(最終)目標

本研究では①ストリンガーなどの長尺部材の成形技術と、②フレームなどのカーブド部材の成形技術開発の2つのテーマについて実施した。この2つのテーマに置いて下記の最終目標を設定した。

- 量産時の生産性等を評価するための生産ラインを構築し、製造技術の目途付け
- 低コストで、高レートで製造できる見込みを得る

上記最終目標に対する各テーマの細分化した目標を設定した。

研究テーマ①

- 量産を想定した長尺用熱可塑連続成形装置の開発及び生産実証
- 大型化、複雑化した長尺部材の品質安定
- 長尺部材二次成形の高レート化検討

研究テーマ②

- 量産時の生産性を評価する為の生産ライン構築及び成形加工技術の目途付け
- 自動積層技術の目途付け及び選定(高レート化に対応)

5. 成果の達成状況と根拠

研究テーマ	成果(実績)概要	達成度	達成の根拠
①	量産を想定した長尺用熱可塑連続成形装置の開発及び生産実証	○	量産工場に設置場所を確保し、設置完了及び成形試験実施済(図 4、5)
①	大型化、複雑化した長尺部材の品質安定	○	Ω 型ストリンガー(5m)の生産性及び品質の安定性を確認済(図 6)
①	長尺部材二次成形の高レート化検討	○	Co-consolidation 製法による成形サイクル短縮の見込みを得た
②	量産時の生産性を評価する為の生産ライン構築及び成形加工技術の目途付け	○	試作機により、成形加工技術を確認(図 7)
②	自動積層技術の目途付け及び選定(高レート化に対応)	○	フレーム形状の高レート生産に適した自動積層技術の選定及びコンセプトを確立した(図 8)

研究テーマ① ストリンガーなどの長尺部材の成形技術開発

研究テーマ② フレームなどのカーブド部材の成形技術開発

図 3 成果の達成度

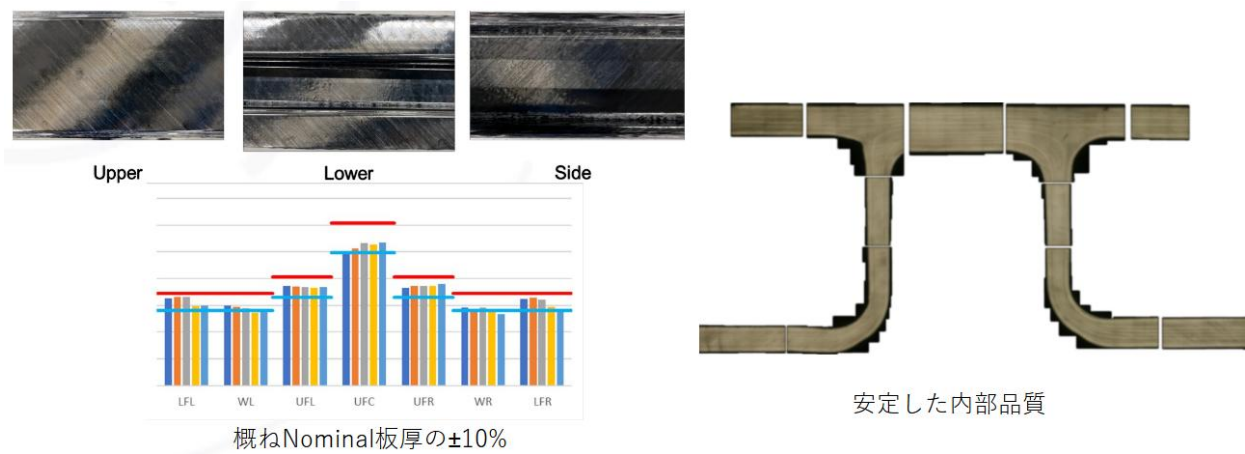


図 4 長尺用熱可塑連続成形装置の開発及び生産実証の達成

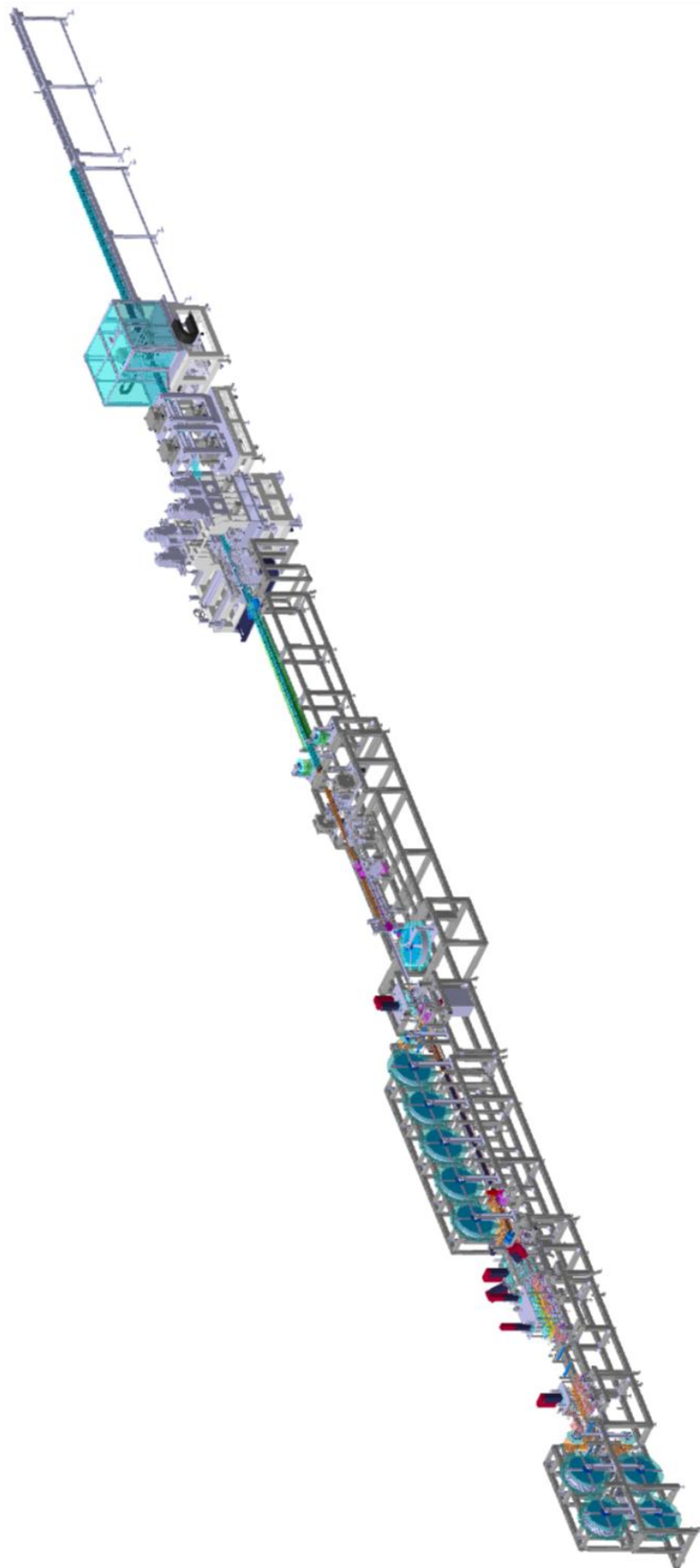


図 5 量産を想定した長尺用熱可塑連続成形装置

展示会等への出展（一部KHI様と共同）

- 2024年 nano tech 2024
- 2024年 Sampe Japan 優秀展示賞受賞
- 2025年 nano tech 2025
- 2025年 JEC Award (Aerospace process) Finalist

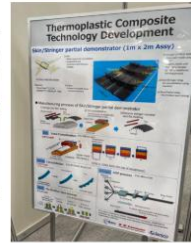


図 6 Ω ストリンガーの品質安定性確立及び成果報告

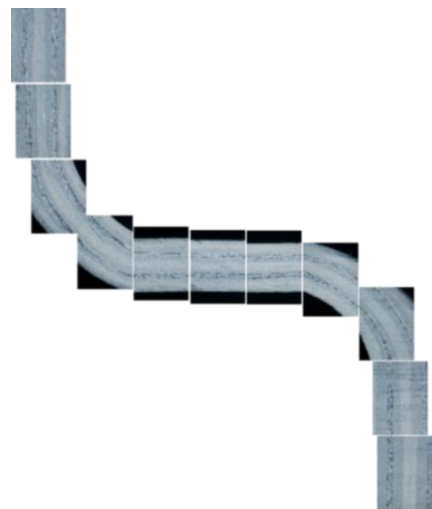
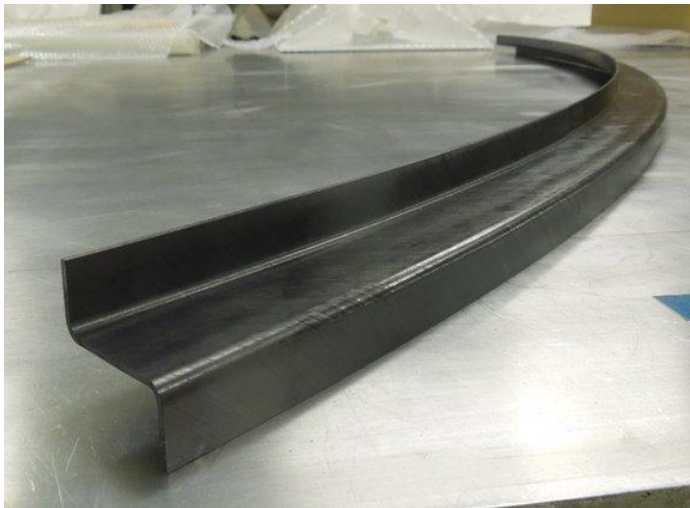


図 7 カーブドフレーム成形加工技術確立

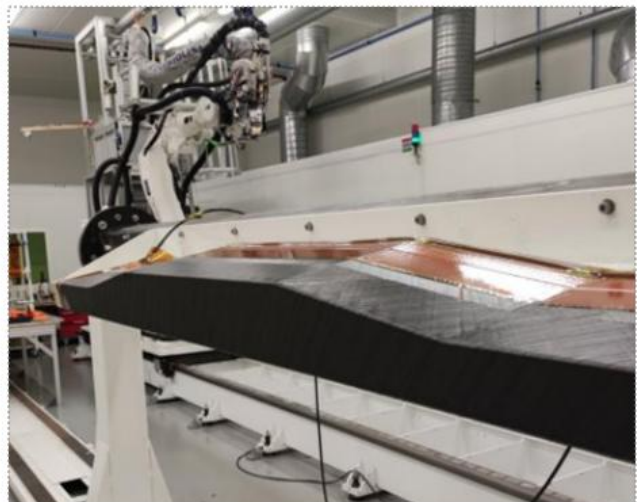
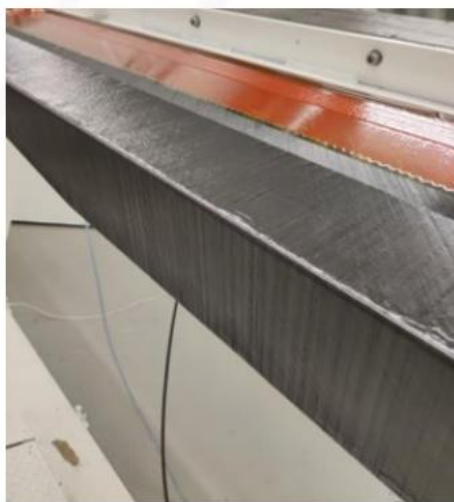


図 8 フレーム形状自動積層技術の選定及びコンセプト確立

6. 成果の意義

● 製造コスト

プレス製法やオートクレーブ製法に比べて、材料ロスや製作工数を少なくすることができ、製造コストを抑えることができる。

また、高圧プレス装置等の大型設備が不要で設備投資額も抑制することができる。

● 製品

生産性と組立性等に優れた熱可塑性 CFRP が、金属部材に代替されることで、より軽量、低コストな機体構造を実現できる。

腐食性改善が改善されることにより、水回り付近や路線(熱帯地域)によって引き起こされていた定期的なメンテナンスを軽減できる。

さらにリサイクル性に優れた熱可塑性 CFRP は環境面でも有利となる。

● 売上規模

民間航空機市場予測(CMO)によれば、今後 20 年間で約 4 万 4 千機の新造機が必要とされており、そのうち約 3 万 3 千機が単通路機となる見込みである。次世代単通路機においては、月産レートが 100 機程度まで増加する可能性があり、高レート対応の成形技術は不可欠である。

また、既存機や複胴機への適用が進んだ場合には、さらなる市場拡大が期待される。

次世代機が 2035 年に就航した場合、2025 年から 2040 年にかけての売上規模は、事業計画や市場動向により変動する可能性があるため、現時点で具体的な数値を示すことは難しいが、一定の規模感を持った事業展開が見込まれており、長期的な成長を視野に入れて準備を進めることで、事業としても十分な可能性を有すると考えられる。

7. 実用化・事業化への道筋と課題

次世代単通路機などの民間航空機向けに、本研究で開発した熱可塑性 CFRP 部材の製造技術の成熟度は TRL4 相当であり、引き続き社内研究および機体 OEM との連携を深め、TRL6 の完了を目指す。

また、機体 OEM 等との関係性を活用し、製造プロセス認証のための活動を推進すると共に、次世代機開発や新技術導入に向けた営業提案活動を強化し、実用化への道筋を作る。

さらに、広く技術の認知を促進するため、2024 年および 2025 年の Nanotech 展示会において、航空機構造部材用熱可塑 CFRP 成形品(ADP 製法)を出展し、一般来場者を含む多くの方々にご覧いただいた。加えて、KHI 様との共同開発による成果が評価され、JEC Award のファイナリスト選出および 2024 年度 SAMPE 製品・技術賞を共同受賞するなど、外部からの高い評価も得ており、事業化に向けた取り組みの一環として重要な成果となっている。

別添 4

研究開発項目②(3)

熱可塑性 CFRP を活用した航空機用軽量機体部
材の高レート成形技術の開発

川崎重工業株式会社

研究開発項目②

「熱可塑性 CFRP による航空機構造の大型高レートに対応した積層・成形技術の研究開発」

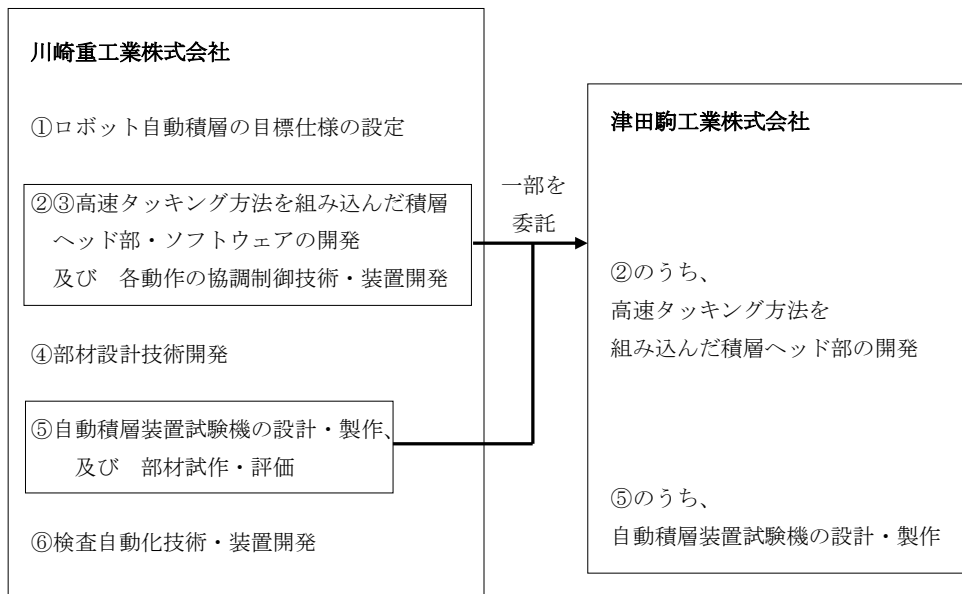
1. 実施者名、実施体制

- 本事業は、NEDO の助成により、航空機及びロボットの開発・製造の実績を有する川崎重工業株式会社と、複合材積層装置開発の実績を有する津田駒工業株式会社が連携して実施した。

実施項目 A) 積層技術、装置の開発

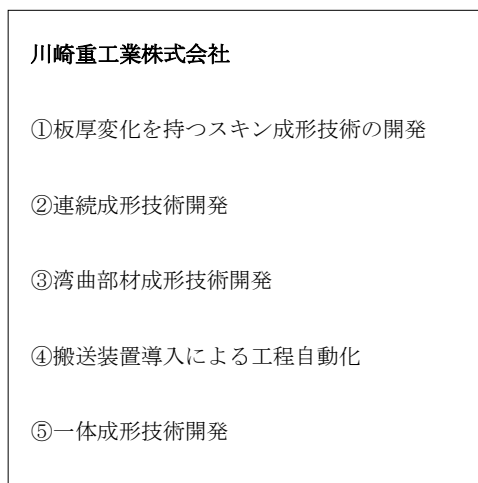
【助成先】

【委託先】



実施項目 B) 成形技術の開発

【助成先】



2. 期間、予算

(単位:円)

	2020 年度	2021 年度	2022 年度	2023 年度	2024 年度
川崎重工業株式会社	367,955,350	392,393,000	400,000,000	400,000,000	400,000,000
(うち委託:津田駒工業株式会社)	(49,100,000)	(74,100,000)	(65,300,000)	(65,000,000)	(155,000,000)
※助成金の額	183,977,000	196,196,000	200,000,000	200,000,000	200,000,000

3. 背景・目的・プロジェクトアウトカム目標との関係

● 背景と目的

- 航空機産業は、近年一層の軽量化による燃費向上、CO2 排出量削減が求められている状況にある。燃費改善、環境適合性等の市場のニーズに応えるため、近年の航空機(機体・エンジン・装備品)では軽量化のために構造部材として熱硬化性 CFRP が積極的に導入されており、先進的な素材による構造部品開発及び成形組立技術開発等が急務となっている。
- COVID-19 発生以前の見通しでは、世界の民間航空機市場は、年率約 5%で増加する旅客需要を背景に、2018 年から 2037 年の 20 年間で、累計約 3 万 4000 機(5 兆 5000 億ドル程度)の市場規模となる見通しであった。COVID-19 の発生により一時的に旅客需要の低迷となるが、COVID-19 の終息後には将来的に同程度の市場規模となる見通しである。この中でボリュームゾーンである細胴機では、厳しいコスト要求と高レートでの量産に対応するため既存機体では金属構造が主流であり、複合材適用による軽量化が期待されている。
- 「航空産業ビジョン」では、国内航空機産業は 2030 年には売上高 3 兆円を達成すると謳われている。さらに、厳しい競争の中で進めてきた航空機産業の高度な先進技術開発を他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進める上で、重要な役割を果たすことも期待されている。国際的な産業競争が激化する状況下、我が国においても航空機産業の国際競争力を維持・拡大していく必要があり、広胴機で実用化している機体構造の複合材製造の細胴機への拡大適用が期待されている。
- そのため、現状の熱硬化性 CFRP を用いた構造では達成できていない、低コストかつ高レート化に対応する可能性を持つ熱可塑性 CFRP を用いた構造部材の開発の必要性が増している。
- 本事業では、航空機に必要なコスト等の課題を解決するための要素技術開発のうち、今後の航空機需要の 70%を占めると予想されている細胴機の製造プロセスで必須となる、熱可塑性 CFRP を用いた部材の大型かつ高レートに対応可能な新しい成形技術の確立を目指す。

● プロジェクトアウトカム目標との関係

- 我が国の航空機産業は、国際共同開発への参画拡大(例:B777…機体の 21%、B787…機体の 35%)を通じて、2017 年度生産額も約 1.7 兆円まで拡大したが、依然主要国より一桁小さい規模である。我が国の強みは、精度の高さと品質管理、納期遵守、複合材等の素材関連技術(例:東レが B787 の炭素繊維を独占供給)等であり、高品質を求められる航空機産業(機体・エンジン・装備品)において、米・欧とも日本との更なる関係構築・強化の機会を模索している。今後の航空機需要の 70%を占めると予想されている細胴機の製造においては、環境適用性(燃

費)に優れた複合材を主要構造部に用いつつ、効率的な生産を可能とする技術開発が求められている。

- 複合材のうち、熱硬化性 CFRP を用いた既存の胴体構造の設計・製造技術は B787 に代表される機体にて当社でも実用化されており、複合材を用いることで従来の金属胴体構造に比べ整備性・安全性の面で有利となっているが、さらに熱可塑性 CFRP が航空機の一次構造に適用可能となれば、熱硬化性 CFRP に比べ将来機の製造に要求される生産性/量産性、省エネルギー/製造コストの面でも有利な見込みがある。
- 現状としては熱可塑性 CFRP の適用を前提とした技術は自動車では実用化されているが、高品質で安定した製造が要求される航空機の一次構造に対しては実用レベルに達しておらず、また自動車向けの熱可塑性 CFRP (低耐熱性/非連続繊維使用/繊維配向制御なし)では航空機に必要な強度・品質は得られていない。また、航空機構造で想定される複雑形状(板厚変化)部材に対して、熱可塑性 CFRP の高速積層・成形を可能とする技術・装置は存在しない。
- 技術動向として、欧州等では熱可塑性 CFRP を自動積層する技術の研究が産・官・学を挙げて 10 年程前から続けられている。但し、熱可塑性 CFRP 特有の技術としては、成形品の品質を確保する技術的難易度の高さ及び生産性(積層・成形速度)の低さがネックとなり、航空宇宙分野では現段階においては内装品や小型装備品の支持構造への適用に留まり、大型部材、長尺部材の量産部品への適用には至っていない。また、これまで開発されてきた航空機用熱可塑性 CFRP 溶着技術では、必要な強度・品質は得られていない。
- そのため、2019 年度から当社では「NEDO 先導研究プログラム/エネルギー・環境新技術先導研究プログラム/複合材マルチマテリアルによる高レート/低コストに対応した航空機構造の接合・最適成形技術の研究」(以下、「NEDO 先導研究」と称する)を実施し、一定サイズの熱可塑性 CFRP の成形や航空機品質を満たした接合の技術開発、また、熱硬化性 CFRP に対して熱可塑性 CFRP のコスト面での優位性について可能性を見出している。「NEDO 先導研究」の確認結果を踏まえ、熱可塑性 CFRP の航空機の一次構造適用に向けて、今後はより大型化かつ高レート対応できる技術を開発していく必要がある。
- これらの状況を踏まえ、本事業では熱可塑性 CFRP による航空機一次構造に適用可能な高品質の部品製造を実現し、量産レベルを想定した生産性に優れる製造技術に目処をつけることを目標とする。
- 具体的には、研究開発項目 A『自動積層技術、装置の開発』においては自動積層機を用いて連続繊維スーパーエンブラ(PEEK、PEKK 等)を必要な繊維配向で高速・高精度に曲面形状(板厚変化あり)へ積層する技術・装置を開発する。研究開発項目 B『成形技術の開発』においては、より大型形状の成形を可能とし、かつ脱オートクレーブによる高レート生産を可能とするため、コンソリデーション(加熱→プレス→冷却)時の冷却速度を制御する技術・装置の開発及びコンソリデーションを分割して連続で行う技術を開発する。また、熱可塑性 CFRP の特性を活用し高レートに対応するために、成形時に複数の構造部材を一体成形するための技術を開発する。

4. アウトプット(最終)目標

- 研究開発項目 : A 自動積層技術、装置の開発

- 本研究で習得する技術の主な適用先として、航空機市場の多くを占める細胴機の胴体構造への積層を想定している。細胴機製造では高レートでの量産に対応することが求められていること

から、月産 60 機相当の高レート製造に対応できる自動積層能力（積層時の積層ヘッド移動速度：最大 40m/min 以上、2 台以上のロボットによる積層）を目標とした。

● 研究開発項目：B 成形技術の開発

- 想定する機体サイズや構造部材配置等から、実機構造製造のために、大型成型技術の目途付けとして周方向長さ 1,000mm 以上、長さ 1,500mm 以上のスキン成形技術習得が必要と判断した。
- 月産 60 機相当の高レート生産に対応するため、一体連続成形技術を開発し組立時間の短縮を狙う。
- また、実機適用のため航空機品質を満たす成形技術を得る必要があり、強度目標を達成することで安定的な成形技術の目途を得ることを目標とした。
- さらに、実機構造では複数のスキンで胴体は構成されており、スキン同士の周方向接合技術は実機適用で重要であるため目途を得ることを目標とした。

5. 成果の達成状況と根拠

● 研究開発項目：A 自動積層技術、装置の開発

成果(実績)概要	達成度	達成の根拠／解決方針
構築した積層試験機により、目標である熱硬化性 CFRP と同等以上の自動積層能力（積層時の積層ヘッド移動速度：最大 40m/min 以上、2 台以上のロボットによる積層）の達成を確認した。	○	試作および品質確認により達成

● 研究開発項目：B 成形技術の開発

成果(実績)概要	達成度	達成の根拠／解決方針
● 周方向長さ 1,000mm 以上、長さ 1,500mm 以上のスキン成形技術を習得した。 ● 月産 60 機相当の高レート生産に対応した一体連続成形技術および湾曲部材成形技術を開発した。 ● 強度目標を達成することで安定的な成形技術の目途を得た。 ● スキン同士の周方向接合技術の目途を得た。	○	試作および品質確認により達成

6. 成果の意義

- 事業原簿【非公開】にて示す。

7. 実用化・事業化への道筋と課題

● 成果の実用化に向けた戦略

- 本研究成果の適用対象と考えている欧米 OEM の細胴機においては、高レート量産に対応したうえで、厳しいコスト要求に答える必要がある。既存機体では金属構造が主流であり、本研究により複合材適用による軽量化を狙う。コストにおいても製品の競争力を確保できるよう低コスト化を狙う。事業に向けた戦略について、より詳細を事業原簿【非公開】にて示す。

別添 5

研究開発項目③

航空機部品における複合部材間および他材料
間の高強度高速接合組立技術の開発

東レ株式会社

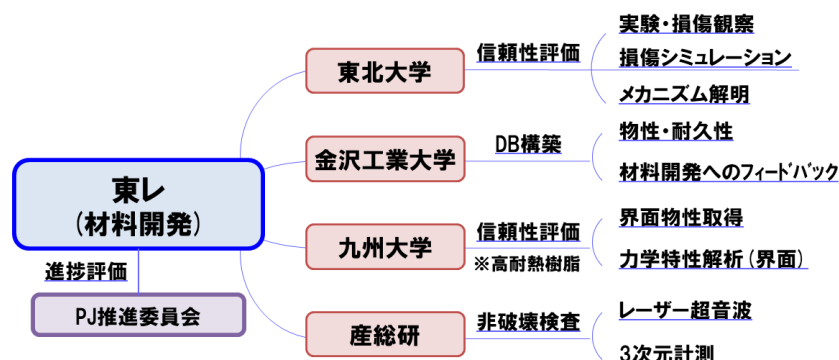
研究開発項目③：「航空機部品における複合部材間および他材料間の高強度高速接合組立技術の開発/航空機構造に適用する熱硬化性CFRP部材を高速で熱溶着する高強度接合技術の開発」

1. 実施者名、実施体制

実施者名： 東レ株式会社

共同研究先： 国立大学法人東北大学、学校法人金沢工業大学、
国立研究開発法人産業技術総合研究所、国立大学法人九州大学

【実施体制図】



2. 期間、予算

期間： 2020年10月23日から2025年3月31日

交付決定額： 1,103,518,000 円

3. 背景・目的・プロジェクトアウトカム目標との関係

世界の民間航空機産業は、Boeing 737MAX の運行停止や COVID-19 による輸送需要の激減による危機的状況を脱出し、再び拡大期に入ろうとしている。長期的視野に立つと、世界経済成長に伴う航空機需要では、図1に示すように今後20年間で約27,000機の新規納入が予測されており、将来の航空機産業を支える新たな技術を開発し、仕込むには今が好機と云える。

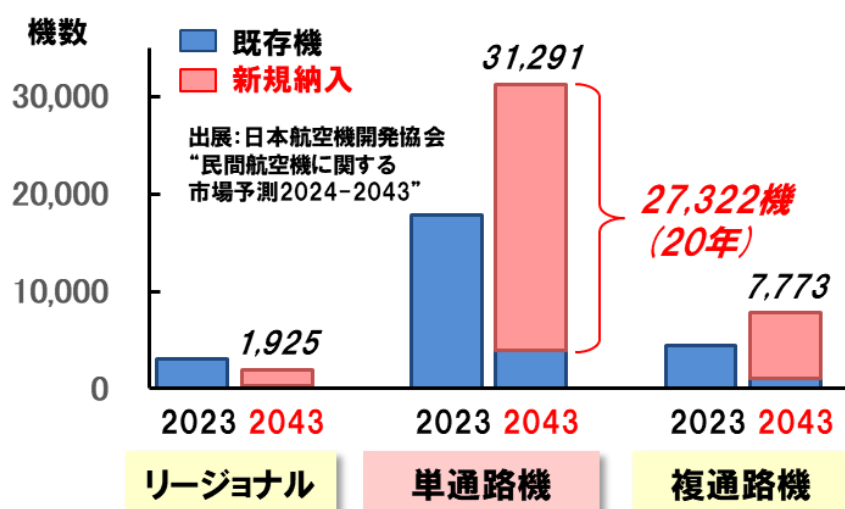


図1 サイズ別のジェット旅客機の運航機数および2043年の需要予測

ここで、将来航空機需要のトレンドを紐解くと、現行ではアルミ合金が主骨格である単通路機が新規納入機数の 60%以上を占めており、その新造機数を単純換算すると月産 110 機の生産が必要となる。しかし、生産機数の点では、炭素繊維複合材料（以下、CFRP）機体の実績である月産 24 機（Boeing 787 + Airbus A350）[1, 2]は、アルミ合金機体の月産 112 機（Boeing 737 + Airbus A320）[3, 4]に大きく及ばない。

航空機業界では将来の大型需要を取り込むべく低コスト・高レート生産への技術開発が活発化しており、CFRP 機体の生産性が根本的に改善されなければ、アルミ合金化が加速して、将来航空機のボリュームゾーンで CFRP 機体は優位性を示すことができないまま、結果として我が国の航空機産業の衰退につながる恐れがある。

欧州ではエアバス社が主導する大型国家プロジェクトを後ろ盾に、航空機構造に適用する熱可塑性 CFRP の開発と、“熱可塑”の特質である熱溶着接合を利用した高レート生産の技術開発を強化している。現在の航空機をとりまく危機的状況は、従来 CFRP 市場の勢力図を塗り替える絶好の機会であり、低コスト・高レート生産に決定的なインパクトを与える要素技術を手中に収めることで、航空機産業での優越的地位を確保することができる。

本事業の目的は、アルミ合金機体と同等以上の高レート生産を実現可能とする要素技術を開発することである。航空機産業構造の転換期において、他国に先駆けて革新的な CFRP 機体の高レート生産につながる基本技術を実証することで、CFRP 機体の飛躍的拡大を支える産業基盤を再構築し、もって我が国の航空産業における確固たる地位と圧倒的な国際競争力を確立する。

熱硬化性 CFRP 部材の製造工程において、低コスト・高レート生産のボトルネックが組立工程であることは、当該業界では周知の事実である。しかしながら、将来の航空機大型需要が期待される現状においても、高レート生産の基幹となる要素技術が提供されていない。

現状では、Boeing 787 では一機体あたり合計で約 50 万本のチタン合金製ファスナーが用いられていると言われており[5]、機体構造を構成する熱硬化性 CFRP 部品の組立には、穿孔（ファスナー用の孔開け）・ファスナー締結が不可欠である。それらの煩雑な作業に長時間を費やしているという実態があり、高レート生産達成の最大の障害とされている。また、穿孔の前工程で、接着剤での仮接合や二次成型（コボン）の接合が必要となるケースもあり、これらの工程では寸法調整や表面処理などの付帯作業を要することから、組立工程のさらなる長時間化を招いている。

一方で、欧州で長年開発を進めている熱可塑性 CFRP の部品組立では、熱可塑性樹脂の特質である可逆的な溶融／固化を利用して、熱溶着による接合が可能である。熱溶着接合は、加熱と冷却のワンパスでの接合が可能であり、接合にかかるタクト時間も飛躍的に短縮できるため、穿孔・ファスナー締結に代わる接合工法として期待されている。

本事業の目標は、機体用材料として十分な実績を有する熱硬化性 CFRP の部品を、熱溶着により接合する技術を新たな要素技術として確立し、熱硬化性 CFRP の穿孔・ファスナー締結による組立工程を限りなく削減し、アルミ合金機体と同等以上の高レート生産を実現可能とすることである。

本事業では、航空機構造に適用する熱硬化性 CFRP 部材を高速で熱溶着する高強度接合技術を開発する。本技術開発により達成する工程の概略図を図 2 に示す。

まず、従来材での穿孔・ファスナー締結および接着剤による組立工程を全面的に廃止し、熱溶着による組立工程に刷新する。工程の全体最適化を図るため、二次接合も部分的に熱溶着による組立工程に統合する。組立工程での最大の障害を解消することで、アルミ合金機体の組立工程と同等以上の高レート生産性を実現可能とする。

また、熱硬化性 CFRP の熱溶着による接合を実現することで、先行的に開発が進行する熱可塑性 CFRP との熱硬化性 CFRP の熱溶着によるファスナーレス構造も視野に捉えることができる。つまり、熱硬

化性 CFRP の部品と熱可塑性 CFRP の部品を相補的に機能の最適設計を施し、異種 CFRP の長所を取り入れたマルチマテリアル系構造を開発し、シームレス一体構造体として一層の構造の最適化を図るとともに、開口部のない構造として軽量性と機能・特性を最大化する。

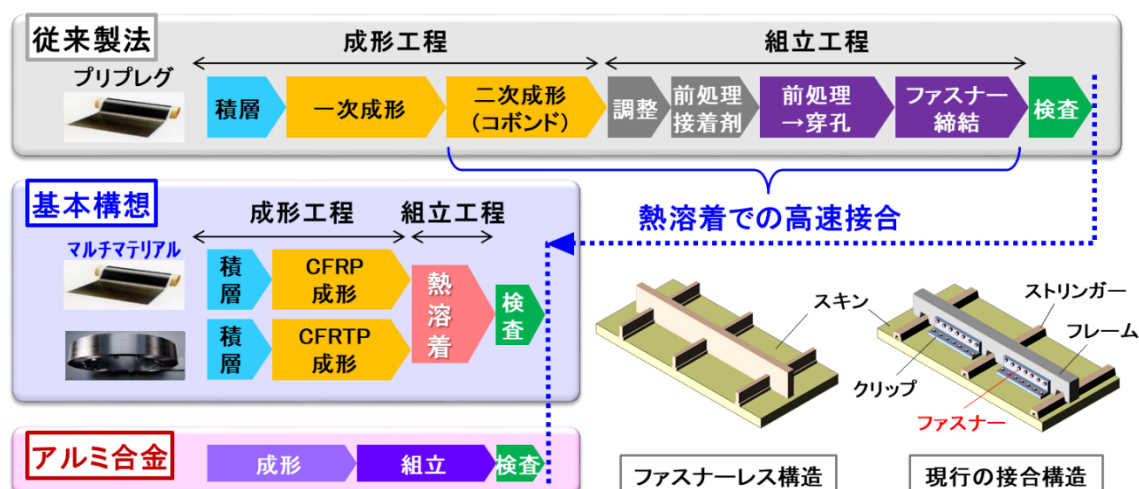


図2 本事業によるマルチマテリアル系構造と組立工程

ここで、新規マルチマテリアル系構造を機体に適用するためには、具体的な部材仕様に応じた信頼性が必要となる。そのため、接合構造の機体への適合性を、メカニクス理論、特性データベース、数値シミュレーションから総合的に評価することによって、航空機用構造体としての成立性を検証する。将来的に、機体メーカーと共同で実施することが想定される実証試験と整合させることで、新たな認定規格を取得する環境を整える。

次に、本事業の目標を補完するために、機体構造の生産工程の全体像を俯瞰して、生産リードタイムのボトルネックと想定される工程には先んじて周辺技術を整備しておく。マルチマテリアル系構造を高速で熱溶着接合するシステムが完成すれば、機体の生産性が格段に向上するが、それに応じた部品数と接合部材の検査数が求められることになる。従って、成形工程では高速成形技術、検査工程では高速非破壊検査技術を検証し、高レート生産プロセスの確立を図る。

前述のとおり、本事業では、熱硬化性 CFRP 部材を高速で熱溶着する高強度接合技術を基盤として、世界でも類を見ない航空機構造部材の革新的な高レート生産プロセスを設計する。我が国は、熱可塑性 CFRP の技術開発では欧州に遅れをとっているものの、熱硬化性 CFRP の熱溶着工法を要素技術として手中に収めることにより、世界に先駆けて圧倒的な高レート生産を実現するプロセスで存在感を示し、次世代航空機のボリュームゾーンで事業拡大を優位に進めることができる。最終的に、本事業を通じてアルミ機体と同等以上の高レート生産可能な CFRP 製の機体を実現することで、航空機産業の拠点としての我が国の立場を更に強化することができる。

【出典】

- [1]週刊ウイング: <https://www.jwing.net/news/28099>
- [2]エアバス社の最新中型機 A350 XWB について: <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/26-3.pdf>
- [3]Aviation Wire: <https://www.aviationwire.jp/archives/46869>
- [4]Aviation Wire: <https://www.aviationwire.jp/archives/266292>

[5] Francis Froes, Ma Qian, Mitsuo Niinomi. Titanium for Consumer Applications: Real-World Use of Titanium. Elsevier, 2019, P308.

4. アウトプット(最終)目標

全体
【目標】航空機の構造用材料として十分な実績を有する熱硬化性 CFRP の部品を、熱溶着により接合する技術を新たな要素技術として確立し、穿孔・ファスナー締結による熱硬化性 CFRP 部品の組立工程を限りなく削減し、アルミ合金機体と同等以上の高レート生産を実現可能にする。
実施項目 A-1: 熱硬化性 CFRP の熱溶着での高強度接合設計(東レ)
【目標】熱溶着試験片の接合強度が、機体構造に要求される湿熱環境試験で従来接合材と同等以上
実施項目 A-2: 熱硬化と熱可塑の異種 CFRP によるマルチマテリアル系構造設計(東レ)
【目標】熱硬化性 CFRP の速硬化処方に対応可能とする“プリフォーム”の開発
実施項目 A-3: 熱硬化性 CFRP の熱溶着による高速接合設計(東レ)
【目標】ワンパスの接合時間 3 分以内、厚みの寸法誤差 0.1%以下
実施項目 A-4: 機体構造部品の高レート生産プロセス設計(東レ)
【目標】機体部品の実形状を模擬した実証製作において、工程時間を算出してプロセス設計の基本構想を補強
実施項目 B-1: マルチマテリアル系接合部の信頼性保証(東北大)
【目標】メゾメカニクスモデルによるマルチマテリアル系の強度・損傷予測
実施項目 B-2: マルチマテリアル系の物性データベース構築(金沢工大)
【目標】マルチマテリアル系の接合部のデータベース構築完了
実施項目 B-3: CFRP 接合部の高速非破壊検査技術の開発(産総研)
【目標】2次元曲面を有する接合面に適用でき、かつ自動欠陥検出を行う非破壊検査システムの確立
実施項目 B-4: CFRP 溶着材の界面構造の解析(九州大学)
【目標】メゾメカニクスモデルによる高耐熱マルチマテリアル系の強度・損傷予測

5. 成果の達成状況と根拠

全体			
成果概要(2025 年 3 月時点)		達成度	達成の根拠
● 航空機構造を模擬したデモンストレーター製作の工程時間として、CFRP 航空機の現行組立工程と開発技術		○	・アルミ合金機体の組立工程時間は、CFRP 航空機の約

による組立の比較を行った結果、熱溶着接合と高速非破壊検査技術によって、現行対比約 70%の工程時間短縮を実現。将来的に穿孔・ファスナー締結が削減された場合、現行対比約 90%の短縮が期待される。		40%程度(東レ推定)であり、目標を達成。
実施項目 A-1: 熱硬化性 CFRP の熱溶着での高強度接合設計(東レ)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
室温および湿熱環境(71°C/wet)のラップシア強度 本技術: 室温 39MPa <u>71°C/wet 24MPa</u> コボンド: <u>室温 21MPa</u> 71°C/wet 31MPa 接着剤: 室温 25MPa <u>71°C/wet 18MPa</u>	○	・目標値を達成。 (室温または湿熱環境の低い方の値で比較)

実施項目 A-2: 熱硬化と熱可塑の異種 CFRP によるマルチマテリアル系構造設計(東レ)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
プリフォームに熱硬化性 CFRP の速硬化処方が適用可能であることを確認。	○	・あらゆる樹脂処方に対応可能な設計のプリフォームを開発。

実施項目 A-3: 熱硬化性 CFRP の熱溶着による高速接合設計(東レ)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
クリップ/ストリンガーの 3 点スポット超音波溶着で、接合時間約 50 秒、厚さの寸法誤差約 0.08%を達成。	○	・目標値を達成。

実施項目 A-4: 機体構造部品の高レート生産プロセス設計(東レ)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
- ロボット超音波溶着システムでの高レート組立デモに成功。 □1000mm 相当のマルチマテリアル構造デモンストラターの熱溶着による組立完了。	○	・目標通り。

実施項目 B-1: マルチマテリアル系接合部の信頼性保証(東北大)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
高耐熱マルチマテリアル系の OHT および OHC の実験 結果を FEM で再現。	○	・目標通り。

実施項目 B-2: マルチマテリアル系の物性データベース構築(金沢工大)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
基本処方材(汎用ポリアミド系)および高耐熱マルチマテリアル系の特性データベースの構築完了。	○	・目標通り。

実施項目 B-3: CFRP 接合部の高速非破壊検査技術の開発(産総研)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
● 非破壊検査システムに自動欠陥判定機能を実装. ● 0.01 mm の形状計測精度を達成.	○	・目標の計測精度(0.01mm)を達成.
実施項目 B-4: CFRP 溶着材の界面構造の解析(九州大学)		
成果概要(2025 年 3 月時点)	達成度	達成の根拠
● 非対称拡散に関する拡散方程式を用いて、熱融着界面の分子鎖拡散挙動の解析を達成. ● 熱溶着界面のき裂進展解析手法を確立.	○	・目標通り.

達成度：◎大きく上回って達成、○達成、△一部未達、×未達

6. 成果の意義

【実施項目 A の総括】

熱硬化性 CFRP の熱溶着による接合強度を機体構造部材に適用可能な水準まで向上させ、熱可塑性 CFRP との相補性を備えるマルチマテリアル系構造を実現した。機体構造に適用する CFRP 部品同士を高速かつ寸法精度よく組み立てる熱溶着システムを開発し、□1000mm 相当の機体部品を模擬したモデル部材にて熱硬化と熱可塑の異種 CFRP によるマルチマテリアル系構造の生産性を実証し、高レート生産プロセスの構想を実証した。本研究開発により、機体構造の生産技術として前例のない熱硬化性 CFRP のファスナーレスによる革新的超軽量構造の実現可能性が見出され、アルミ合金機体を凌駕する高レート生産への活路が開かれた。

【実施項目 B の総括】

これまでに、航空機構造材での使用実績がない熱硬化性 CFRP と熱可塑性 CFRP のマルチマテリアル系構造について、機体メーカーによる構造体設計の一助となる網羅的かつ信頼性の高い特性データベースを構築するとともに、接合構造の解析シミュレーションと破壊メカニズム解析を通じて信頼性を評価した。さらに、接合部の高速非破壊検査法の基本技術を確認することで、高レート生産プロセスを補完した。プロジェクト後期では、航空機向け材料に適した高耐熱性の熱可塑性樹脂系での信頼性実証を進めるべく、高分子構造解析から材料の各界面に関する基礎データおよび知見を取得し、実証のための解析シミュレーションに必要な界面パラメータを理解した。さらに、設定したパラメータを基に前記解析シミュレーションを実施した。本研究開発により、材料・部材およびプロセス開発への確なフィードバックをかけることが可能になった。

7. 実用化・事業化への道筋と課題

本事業の研究開発成果を航空機用途で実用化するためには、航空機メーカーによる材料・プロセス認定、FAA の型式証明の取得が必要となる。一般に、航空機構造材の認定プロセスには通常 4 年程度かかり、実機試験は数百億円規模となる。加えて、国産リージョナルジェットの開発中止要因のひとつとして、安全認証プロセスの理解・経験不足が指摘されているように、そのハードルは非常に高い。さらに、本事業によって得られる成果は、マルチマテリアル系の材料・部材構造・製造プロセスと広範囲にわたり、実用化に向けては国内重工をはじめ、航空機メーカーの協力が不可欠である。

そこで、開発初期から航空機メーカーに技術開発構想を共有し、接着やファスナー工程の課題認識と本接合技術によるアドバンテージについての見解を合致させた上で検討を進めてきた。その後も航空機

メーカーからのフィードバックを反映し、実用化に直結する研究開発となるよう、継続的な情報交換を行っており、今後も継続する。

また、部分構造試験および航空機メーカーへの提案を国内重工と連携して行う可能性について継続的に議論をしている。前述のとおり、試験費用は高額のため、事業性と投資採算性について十分に精査した上で具体的な企業化計画に落とし込み、その後も定期的に評価を行い、企業化計画を軌道修正していく。

一方で、航空機への適用には上記認定や認証以外にも材料・プロセスに高いMaturity(成熟度)が要求されるため、航空機よりも実用化のハードルが比較的低い用途で技術のMaturityを向上させていくことが重要である。現時点での技術の到達レベルについて関係者へのヒアリングを行った結果、本技術に対する期待は示されているものの、Maturity向上の必要性を指摘されている。

そこで、本事業で開発した超軽量 CFRP マルチマテリアル系構造とその高レート生産技術について、UAM や UAV(ドローンを含む)などのいわゆる次世代モビリティ飛翔体構造への応用展開を進めている。また、2024 年度「NEDO 先導研究プログラム／エネルギー・環境新技術先導研究プログラム」の研究開発課題「I-C1 空飛ぶクルマ・ドローン量産化時代に対応する機体長寿命化技術／CFRP 製モビリティ機体の量産システム開発」を受託し、その中で次世代モビリティ飛翔体構造への適用検討を進めている。航空機対比で安全性および性能の要求を達成し易い用途での検討を通じて、2026 年近傍の次世代モビリティ飛翔体における先行実用化、2035 年以降の航空機への実装に向けた課題抽出、要素技術（新材料、接合技術）の成熟度向上と実績作りを進める。