

「次世代複合材創製・成形技術開発」

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 材料・ナノテクノロジー部
-----	---

—目次—

概 要

プロジェクト用語集

1. 事業の位置付け・必要性について	I - 1
1. 事業の背景・目的・位置付け	I - 1
1.1 事業の背景	I - 1
1.2 事業の目的	I - 6
1.3 事業の位置付け	I - 7
2. NEDO の関与の必要性・制度への適合性	I - 9
2.1 NEDO が関与することの意義	I - 9
2.2 実施の効果（費用対効果）	I - 9
2. 研究開発マネジメントについて	II - 1
1. 事業の目標	II - 1
1.1 事業の目的	II - 1
1.2 アウトプット目標	II - 1
1.3 アウトカム目標	II - 1
1.4 アウトカム目標達成に向けての取り組み	II - 1
2. 事業の計画内容	II - 1
2.1 研究開発の内容	II - 1
2.2 研究開発の実施体制	II - 6
2.3 研究開発の運営管理	II - 7
2.4 研究開発成果の実用化に向けたマネジメントの妥当性	II - 8
3. 情勢変化への対応	II - 9
4. 評価に関する事項	II - 9
3. 研究開発成果について	III - 1
1. 事業全体の成果	III - 1
2. 研究開発項目毎の成果	III - 1
4. 成果の実用化に向けた取組及び見通しについて	IV - 1
1. 本プロジェクトにおける「実用化」の考え方	IV - 1
2. 実用化に向けた戦略	IV - 1
3. 実用化に向けた具体的取り組み	IV - 1
4. 実用化の見通し	IV - 1
5. 波及効果	IV - 1

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
東北大学

別添 2 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
新明和工業株式会社

別添 3 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
株式会社ジャムコ

別添 4 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
川崎重工業株式会社

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

(添付資料)

- ・特許論文等リスト

概要

		最終更新日	2022年 月 日
プロジェクト名	次世代複合材創製・成形技術開発	プロジェクト番号	P20010
担当推進部/ PM、担当者	材料・ナノテクノロジー部 PM 氏名 松井克憲 (2021年9月～現在) 材料・ナノテクノロジー部 PM 氏名 長島敏夫 (2020年8月～2021年8月) 材料・ナノテクノロジー部 PM 氏名 大中道俊亮 (2020年4月～2020年7月) 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 飯山和堯 (2020年4月～現在) 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 桑原智彦 (2020年7月～現在) 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 大貫正道 (2021年9月～現在)		
0. 事業の概要	<p>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。</p>		
1. 事業の位置付け・必要性について	<p>【事業の必要性】 航空機産業における世界の民間航空機市場は、各社、コロナの影響により今後のデリバリー見通しを下方修正したものの、ワクチン普及によるコロナ終息後の旅客需要の回復予測や、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事から、2019年末の約2.4万機から旅客需要で年率約5%増加、2040年末には、市場規模は約3.9万機(5～6兆ドル程度)となる見通しである。</p> <p>国際的な産業競争が激化する厳しい競争の中で、航空機産業では高度な先進技術開発が進められてきており、サプライヤービジネスにおいても今後激しい競争にさらされていくことが予想されるため、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る。航空機は、幅広い分野の技術の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2～3万点の約100倍に及び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。</p> <p>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複合材(CFRP)が積極的に導入されており、先進的な素材開発及び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、他国より優れた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。</p> <p>【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細胴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。</p> <p>【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」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。</p> <p>【NEDOが関与する意義】 NEDOは第四期中長期目標におけるミッションとして、「エネルギー・環境問題の解決」、「産業技術力の強化」に貢献することをミッションとしている。 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るためリスクが大きく、また単独企業での開発</p>		

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。

2. 研究開発マネジメントについて

事業の目標

本事業の目的は、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細胴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。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。

研究開発項目①
熱可塑性 CFRP の特質を活かし、熱硬化 CFRP を上回る軽量高強度機体（複合材料時代の理想の機体）をアルミニウム機体と同等以上の生産レートで製造するための基盤となる構造設計技術を開発する。構造解析能力を高めることで、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を開発する。

研究開発項目②
航空機用軽量機体部材の高レート成形技術を開発する。航空機用大型部材の革新的高速成形技術・一体成形技術を開発する。

研究開発項目③
熱可塑性 CFRP 部品の高速・高強度溶着組立技術を確立する。熱硬化性 CFRP-熱可塑性 CFRP 異種接合技術を開発する。

実施事項	2020fy	2021fy	2022fy	2023fy	2024fy
研究開発項目①	—————▶				
研究開発項目②	—————▶				
研究開発項目③	—————▶				

開発予算 (会計・勘定別に事業費の実績額を記載) (単位：百万円)	会計・勘定	2020fy	2021fy	2022fy	総額
特別会計 (電源・需給の別)		472	750	749	(1,971)
総予算額		472	750	749	(1,971)
契約種類： ○をつける 委託 (○)	(委託)	110	126	123	(359)
助成 (○) 負担率 ()	(助成) : 助成率 1/2 2/3 (ジャムコ)	362	624	626	(1,612)

開発体制	経産省担当原課	製造産業局 航空機武器宇宙産業課
	プロジェクトリーダー	国立大学法人東北大学教授 東北大学総長特別補佐 (産学連携担当) : 岡部 朋永
	委託先 (*委託先が管理法人の場合は参加企業数及び参加企業名も記載) 助成先	研究開発項目① 委託先: 東北大学 (研究項目1) 東北大学-再委託 川崎重工業、SUBARU、JAXA、上智大学、電気通信大学 -共同実施 三菱重工業、IHI (研究項目2) 東北大学-再委託 川崎重工業、東レ、上智大学 研究開発項目② 助成先: 新明和工業 研究開発項目② 助成先: ジャムコ 研究開発項目② 助成先: 川崎重工業-委託 津田駒工業 研究開発項目③

		助成先：東レー共同研究 東北大学、金沢工業大学、産総研			
情勢変化への対応	研究開発項目毎に行われた技術委員会やNEDO主催の技術推進委員会を通して、研究開発の修正等情勢変化に対する対応を行った。特に、コロナ禍の影響や半導体に起因する研究開発の遅延の回避を図った。				
評価に関する事項	事前評価	2019年9月実施 担当部 材料・ナノテクノロジー部			
	中間評価	2022年6月実施予定 担当部 材料・ナノテクノロジー部			
	事後評価	-			
3. 研究開発成果について	◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達				
	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)				
	項目	中間目標	成果	達成度	課題と解決方針
	開発テーマ① 熱可塑性CFRPを用いた機体設計シミュレーターの開発	機体設計シミュレーターにおいて熱可塑性CFRPを利用可能となり、また主翼のフラッター拘束条件を考慮可能となることとする。また、エンジンのフィッティングに関してナセル取り付け位置の変化による空力荷重変化を評価可能とし、全機CFD解析に基づく主翼構造解析を実施可能とする。	1. 開発テーマ②の熱可塑性CFRPデータを取り込む主翼構造設計ツールの基礎モジュールを構築した。ストリンガーまで含めた詳細構造モデルを設計可能となった。熱硬化性CFRPを用いた静空弾設計に基づく翼形が多目的最適化及びデータマイニングを行なった。 2. 静空弾設計に対するフラッター解析ツールを構築した。汎用線形ソルバーでは解析不可能な遷音速ディップ現象を捉えることが出来た。 3. エンジンナセル取り付け位置の変化による主翼空力荷重を評価可能となるようシステム化した。 4. 層流化デバイス設計用データを取得し、それを元に設計したデバイスの予備評価を実施した。また、非平衡壁面モデルの評価と航空機複雑形状における壁面モデルLESの評価を実施した。	○	【課題】 1. 熱可塑性CFRPを用いた主翼構造設計ツールの構築。翼形状等の最適化及び熱硬化性CFRPとの比較。 2. フラッター解析ツールの主翼構造設計への統合。 3. 概念設計に基づく全機モデルを元に、エンジンナセル取り付け位置を変化した空力荷重への影響の評価。 4. 実機への適用について精度を上げた検討と層流化デバイスの改良を実施。また、非平衡壁面モデルの有効性検証と複雑形状の壁面モデルLESの改善。 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
開発テーマ② 熱可塑性CFRPを対象としたパラメータ最適化技術の開発	メッシュフリー解析手法の1つであるXFEMを組み込んだ構造解析ソフトウェアを開発し、熱可塑性CFRP(CFRTP)の単層板試験、任意の切り欠きを有する複合材料積層板の損傷発生・	1. 解析に必要な各種一方向材の強度、ヤング率、界面破壊靱性値を取得した。解析との比較検証に用いるためのOHT、OHCデータを取得した。 2. 弾塑性解析機能	○	【課題】 1. 面外衝撃特性、CAI強度、Hot/wet環境下でのOHT、OHCデータの取得。 2. 六面体要素のXFEMへ弾塑性解析機能を実装	

		累積から不安定破壊判定までの解析手法を10%の精度で確立する。	を実装した五面体要素のXFEMにてOHT、OHCのヤング率および強度を10%以内の精度で予測できることを実証した。また、プリポストシステムを含む六面体要素のXFEMによるOHT検証解析を実施した。 3. クリップリング試験、層間せん断、層間強度データベースを構築した。		し、OHT、OHCの検証解析の実施。また、平板および部分構造モデルに対する衝撃解析、CAI解析のための曲率を有する連続性シェル要素を用いたXFEMの開発。 3. 接合要素の強度試験データベースの構築。 【解決方針】引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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」(新明和工業株式会社)					
	項目	中間目標	成果	達成度	課題と解決方針
	熱可塑複合材による波板サンドイッチ構造部品の設計ならびに、高生産性を有する成形/接合技術の開発	新明和の概念設計を基に、500 x 500 mmサイズの海外OEM納入用デモンストラータパネルの詳細設計を行う。	概念設計したフロアパネルの性能について海外OEMの合意を取得し、デモンストラータパネルの詳細設計を完了した。	○	【課題】製品付加価値向上のための重量削減。 【解決方針】引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
		大型サイズの供試体を、製造プロセスの自動化を図りつつ、成形接合プロセスを20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検証する。	500mmサイズの溶着接合が可能であり、一部自動化要素も組み込んだ製造装置及びプロセスを開発し、製造条件に制限はあるものの、表面及び内部品質が良好なパネルの試作を完了した。	△ (2023年2月達成見込み)	【課題】短時間サイクルにおけるパネル品質の改善。 【解決方針】引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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」(株式会社ジャムコ)					
	項目	中間目標	成果	達成度	課題と解決方針
	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寸法、外観、強度などの評価を通じて、航空機品質を満足する製品を製品化できる見込みがあることを確認する。	製造難易度が比較的低い単純な形状を持つ対象製品に関しては、試作品の評価結果から、中間目標に掲げた項目(外観、寸法、強度など)を達成することができ製品化の見込みが得られた。	△ (2023年2月達成見込み)	【課題】製造難易度が高い複雑な形状を持つ対象製品についても製品化の見込みを得ると共に、形状によらず更なる品質の向上と安定化を図る。 【解決方針】引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
		②検査方法など品質保証のための目途づ	暫定的に検査基準を設けて、品質の確認	○	【課題】効率良く、安定

		けが終わっている。	を行った。		して測定できる手法の確立 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
		③量産化に向けた製造プロセスのコンセプトが構築されている。	成形試験装置を開発し、1/2以下の製品サイズの成形実証試験を行うことで、成形工程における製造プロセスの妥当性を確認した。	△ (2023年2月達成見込み)	【課題】 積層工程における技術の目途付け 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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」(川崎重工業株式会社)					
	項目	中間目標	成果	達成度	課題と解決方針
	研究開発項目A 自動積層技術、装置の開発	ロボットを用いた積層装置による、曲面およびテーパー比20:1程度に対応した自動積層において熱可塑性CFRPの積層方法に目途を付ける。	・平面およびテーパー比20:1程度に対応した自動積層において熱可塑性CFRPの積層方法に目途を付けた。 ・ロボットを用いた積層装置による、曲面に対する熱可塑性CFRPの積層方法に目途を付けた。	△ (2023年2月達成見込み)	【課題】 曲面およびテーパー比20:1程度に対応した自動積層において熱可塑性CFRPの積層方法に目途を付ける。 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
	研究開発項目B 成形技術の開発	① 複雑形状対応として、板厚変化(テーパー比20:1程度)を持つスキンの成形技術開発の達成。 ② 一体成形技術開発として、長さ1,500mm程度のスキンとストリンガーを一体成形する技術開発の達成。(一体成形技術開発用試験供試体の製造)	①連続成形技術のコンセプト案を策定、および成形トライアルを実施し、成形技術の目途を得た ② 周方向長さ1,000mm以上 x 長さ1,500mm以上のスキンを一体成形技術を用いたトライアルを実施し、成形技術のコンセプトの目途を得た	○	—
		③ 一体成形された構造物に対し、航空機品質であることを確認するため、ボイド率3%以下を達成 ④ スキン/ストリンガーと湾曲部材の接合部強度が、既存接合技術であるリベット結合と同等(8割程度以上)の強度を達成	③ 周方向長さ1,000mm以上 x 長さ1,500mm以上のスキンを一体成形技術を用いたトライアルを実施し、成形技術のコンセプトの目途を得た。 ④ クーポンを用いた強度試験では、目標強度を達成。	△ (2023年2月達成見込み)	【課題】 ③ 目標となるボイド率3%を達成するために、成形品質の向上。 ④ 航空機構造を用いて、接合強度が目標を満たすことの確認。 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施。
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)					

項目	中間目標	成果	達成度	課題と解決方針
実施項目A-1 熱硬化性CFRPの熱溶着での高強度接合設計	熱硬化性CFRPを熱溶着した試験片の接合部の破壊じん性値(GIC、GIIC)が、従来材の一体成形と同等以上であることを実験的に実証	暫定処方にて、中間目標である従来材の一体成形同等以上のGIC、GIICを達成(ただし、ばらつき大)	△ (2022年6月達成見込み)	【課題】 安定したGIC、GIICを発現する接合部の設計 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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	熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPの熱溶着接合に対応可能とするプリフォームの開発	熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPの熱溶着接合を工業的に可能とするプリフォームの基本設計が完了	△ (2022年12月達成見込み)	【課題】 プリフォームの作製 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
実施項目A-3 熱硬化性CFRPの熱溶着による高速接合設計	ワンパスの接合時間10分以内において、厚みの寸法誤差1%以下	平板試験片で、中間目標を達成する超音波スポット溶着条件を策定(接合時間1分以内/厚みの寸法誤差0.5%)	○	【課題】 部材サイズでの超音波溶着条件の設定 誘電溶着法および抵抗溶着法でのベンチマーク実施 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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	□500mm相当の要素形状での実証	□500mmデモンストレーターの熱溶着組立を熱板溶着で実証し、基本概念の成立性を確認	○	【課題】 熱溶着組立デモンストレーションの完成度向上 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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)	マルチマテリアル系への先進評価法(OHT, OHC, NHT, NHC, CAI)の適用による材料物性の取得	強度/損傷シミュレーションにより、熱溶着接合前後の接合基部が母材同等の力学特性であることを確認	○	【課題】 接合部の信頼性検証方法の方針策定 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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)	マルチマテリアル系での接合基部のデータベース構築	データベース取得の一巡目が完了し、溶着層による接合基部の特性変化は無視できることを確認	△ (2022年12月達成見込み)	【課題】 低温/吸水環境下での試験環境整備および耐久性評価の開始 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施
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)	接合面近傍の□5mmの層間剥離、Φ3mmの空隙を検知可能な非破壊検査手法の同定	レーザ-超音波+独自の画像解析により、中間目標を達成可能な見通しを獲得	△ (2022年12月達成見込み)	【課題】 部材形状での欠陥検出精度の検証 【解決方針】 引き続き研究開発計画に沿った事業の実施

	投稿論文	8 件 (うち査読付き 8 件)
	特 許	出願済 4 件(うち国際出願 1 件)
	その他の外部発表 (プレス発表等)	36 件 (学会発表・講演 28 件、新聞・雑誌等への掲載 5 件、プレス発表 1 件、受賞 2 件)
4. 実用化に向けた取組及び見通しについて	<p>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」 (東北大学)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・実用化イメージ 航空機計算科学センター (流体研スパコン) で、すべての成果物(ソフトウェア、データベース)を利用可能にする。 ・研究開発終了後の取組 航空機計算科学センターが、すべての成果物(ソフトウェア、データベース)を継承発展させ、スパコン有償利用の提供と企業のコンサルティングを行う。 <p>2. 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」 (新明和工業株式会社)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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構築し、事業化に向けて取り組む。熱可塑性 CFRP フロアパネルを海外 OEM 細胴機へ適用していく。 (株式会社ジャムコ) ・一般的なプレス製法や熱硬化性 CFRP 製法に比べて、コスト、品質、組立性等に優れた熱可塑性 CFRP 部材が、実証試験等を経て機体構造部材として認定されると、従来より軽量で環境負荷の少ない航空機が低コストで製造できるようになる。 (川崎重工業株式会社) ・本研究の成果を持って大型 CFRP 構造部材の量産・供給技術を確認し、2030 年代に開発が予想される欧米機体 OEM の将来細胴機に対して提案・販売を行うとともに、以降に開発される広胴機向けとしても適用の拡大を図る。 ・本事業によって得られた成果は、材料メーカー、装置メーカー等の関連企業にも広く知見をもたらすため、航空機の機体メーカーのみならず航空機産業全体、さらには鉄道車両や自動車、建築物等、国内産業へ幅広い波及が期待される。 <p>3. 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)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・次世代航空機産業における我が国の地位強化のみならず、CFRP 機体構造とその生産システム全体の変革をリードすることによる新しい航空機産業競争力の獲得にも繋がるものである。加えて、航空機産業のみならず、次世代モビリティなど幅広い産業へと波及が期待できる。 	
5. 基本計画に関する事項	作成時期	2020 年 2 月 作成
	変更履歴	2021 年 2 月 改訂 PM 交代に伴う変更 2021 年 9 月 改訂 PM 交代に伴う変更

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
ACS-CFRTP_AI	Aircraft Computational Science Center CFRTP Aircraft Integrated Design System	東北大学航空機計算科学センター熱可塑性 CFRP 機体統合設計システム
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
CFRTP_AD	CFRTP Aircraft Design Simulator	熱可塑性 CFRP 機体設計シミュレーター
CFRTP_VT	CFRTP Virtual Testing System	熱可塑性 CFRP バーチャルテストシステム
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	乱流渦を出来る限り格子で解像し，捉えられない高波数成分を数値的に散逸させる計算手法
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
QSI	Quasi-static indentation	準静的押し込み特性

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
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．
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
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行い，両者が釣り合った状態を解析すること
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
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，乱流渦の非定常性を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

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」

【新明和工業株式会社】

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。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	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。
TRL	Technical Readiness Level	技術成熟度レベル。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。
オートクレーブ成形		オートクレーブ（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。
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、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、加熱すると熔融し、冷却すると固化し、その後に加熱すると再度熔融する性質（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。上面外板にΦ12.7mmの局所的な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。
溶着クーポン試験		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。

【株式会社ジャムコ】

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プラスチック
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
トリム	Trim	端から一定長さをカットして端部を整えること
ディスペンサー	Dispenser	材料を供給するための装置
ボイド	Void	成形品の内部に生じた空隙状の欠陥
プリフォーム	Pre-form	成形前に形状を整えるための中間工程
プーラー	Puller	ワークを牽引する装置

【川崎重工業株式会社】

用語（日本語）・略号	English	用語・略号の説明
AFP	Automated fiber	産業用ロボットなどを用いて自動で繊維

	placement	を配置する複合材料製造方法
B777	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。
B787	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ための、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	成形した部材表層の加熱不足・圧力不足

	Crystallinity	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 Stimulated Emission of Radiation)	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

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」

【東レ株式会社】

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%。
CAI	Compression strength After Impact	衝撃後圧縮強度。試験片にインパクトによる衝撃を与えた後、圧縮試験を実施する。CFRP の場合、異物の衝突や工具落下等の欠陥の発見が困難なため、この強度要求がある。
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。
GIC	Mode I Interlaminar fracture toughness	モード I 層間破壊じん性。き裂開口変位がき裂面に対して垂直なもの（開口形）。

GIIC	Mode II Interlaminar fracture toughness	モードII層間破壊じん性。き裂開口変位がき裂面に平行で、き裂前縁に垂直なもの（縦せん断形）。
NHC	Non-hole compression	無孔板圧縮。
NHT	Non-hole tension	無孔板引張。
OHC	Open-hole compression	有孔板圧縮。
OHT	Open-hole tension	有孔板引張。
アンカリング装置	Continuous manufacturing equipment for preform	プリフォームの連続作製の装置。
一体成形	Co-cure	スキン材と補強材のように複数の構成部品を、予め素材（プリプレグ等）で形を整えておき、これらの部品を組み合わせることで一回の成形工程で一体の部品として成形する技術。
X線CT	X-ray Computed Tomography	X線を利用して物体を走査し、コンピュータを用いて処理することで、物体の内部構造を画像として構成する技術。
エネルギーダイレクター	Energy director	超音波溶着時に溶着界面に挿入される樹脂の突起物やフィルム等のこと。エネルギーダイレクター部に集中的な伸縮運動が起こり、樹脂熔融温度まで極めて短時間で発熱し、効率良く溶着を行うことが可能になる。
オートクレーブ	Autoclave	CFRPの成形装置の1つ。積み重ねたプリプレグに熱と圧力を負荷して硬化する（固める）ことができる。圧力媒体にガスを用いることで、オートクレーブ内では均一なガス圧を負荷することができるため、複雑な形状の部品にも均一な圧力を負荷することができる。
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。
C スキャン	C-scan	超音波探傷において、ある深さ位置における振幅値を平面上にプロットする手法。
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。
層間破壊じん性	Interlaminar fracture toughness	単位面積の層間はく離き裂を生じる際に必要なエネルギーの限界値。
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。
抵抗溶着	Resistance welding	接合する熱可塑樹脂材の間に抵抗発熱体を設け、通電させることで発生するジュール熱で樹脂を熔融し、熔融時に加圧することで材料同士を溶着する方法。
デント	Dent	衝撃により生じた試験片表面のへこみ。
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。

熱板溶着	Hot plate welding	加熱した熱板で樹脂を溶融し、冷えて固まる前に押し付けて接溶着する方法。
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）。
プレス成形	Press molding/Compression molding	プレス機に雄型と雌型の型を取り付け、2 つの型で挟み込んで加圧・加熱する成形方法。
プロセスウィンドウ	Process window	製品を製造するための温度、圧力、時間等の適用範囲。
ベンチマーク	Benchmark	品質基準のレベルを評価する際に使用される特定の基準または一連の基準。
誘導溶着	Induction welding	誘導溶着は誘導コイルにより溶着面に渦電流を発生させ、その電流が熱となり樹脂を溶融し、その溶融時に加圧することで溶着する方法。
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
レーザー超音波	Laser ultrasonics	パルスレーザーを検査対象物の表面に照射することによって発生する超音波。
結合カモデル	Cohesive force model	弾性き裂の内面に結合力を考慮することにより、き裂先端の塑性域あるいは損傷

		域などの非線形現象の影響を線形破壊力学的に取扱えるモデル。
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。

1. 事業の位置付け・必要性について

1. 事業の背景・目的・位置付け

1.1 事業の背景

航空機産業における世界の民間航空機市場は、各社、コロナの影響により今後のデリバリー見通しを下方修正したものの、ワクチン普及によるコロナ終息後の旅客需要の回復予測や、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事から、旅客需要で年率約5%増加、市場規模は約3.4万機(5~6兆ドル程度)となる見通しである。(図1)

その中で最も機体需要が多いとされる150席級ナローボディ機(A320, B737)が増大することなどが予測される。ジェット旅客機の運航機材構成予測(図2)。

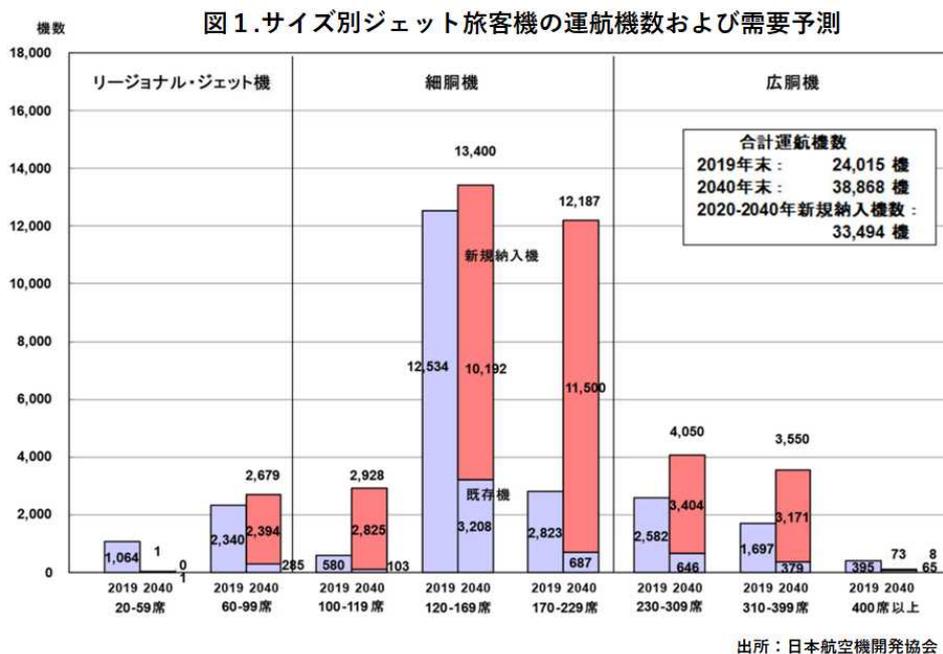
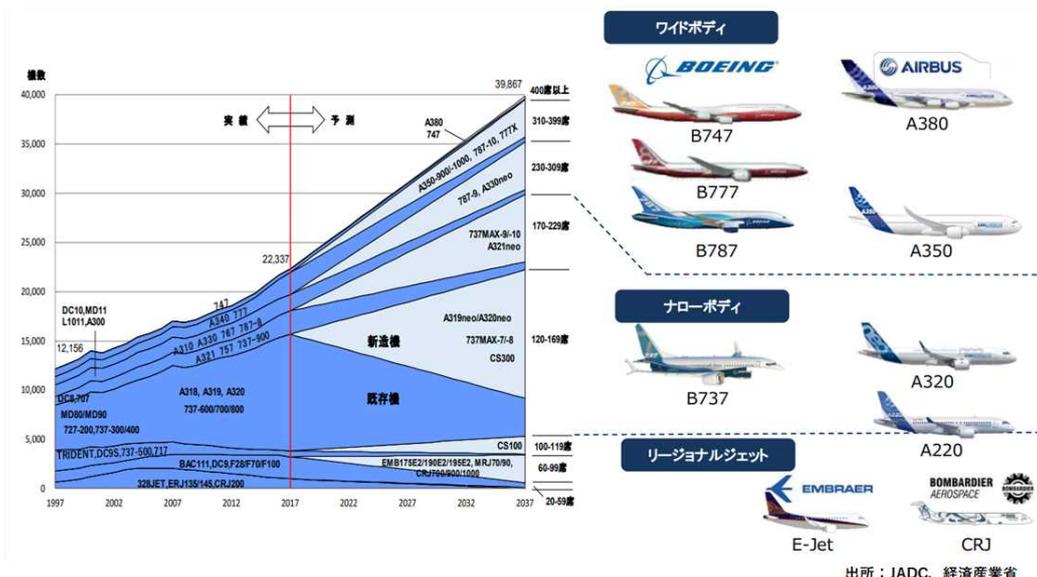


図2. ジェット旅客機の運航機材構成予測



公開版

ボーイング及びエアバスともに、ドル箱であるB737MAXとA320neoに注力しているが、B757（生産終了）クラスのキャパシティと航続距離を持つ旅客機の需要は少ないが確実に存在することから、ボーイングは、PARIS AIR SHOW 2017 において、このクラスの機種の開発（757後継機）、2019年にローンチ、2025年にEIS、複合材（Composite）を広範囲（Extensive）に使用して行うことを発表した、しかし、2020年1月には、ボーイング737MAXの運行停止問題の影響を受け、計画を白紙化し、再検討することが発表された。

エアバスはA321neoの航続距離を延長したA321XLRをPARIS AIR SHOW 2019にローンチしたと発表した。こちらは2024年の引き渡しを予定する。

図3. エアバス及びボーイングのOEM状況

	Airbus	Boeing
縮小機	A321XLR ・ A321LRより15%航続距離が伸びた機体 2021年12月最終組立て完了 2024年引き渡し開始予定 A220増産 ・ 元ボンバルディア機、増産体制強化が課題	737MAX飛行再開 ・ 中国の航空当局が近く、ほぼ3年ぶりに運航を認める見通し。中国での運航再開が認められればほぼ3年ぶりに市場に復帰する事になる 757後継機開発 ・ 2020年1月、ボーイング737MAXの運行停止問題の影響を受け、計画を白紙化し、再検討することが発表された
広胴機	A350 ・ A300・A330/A340の後継機としてエアバス社が発売した新世代中～大型ワイドボディ旅客機。 月産6機へ生産レートを引き上げる発表を行う。 A380 ・ 世界初の総2階建て4発エンジン、世界最大の旅客機 2021年に生産終了。	747-8 ・ 747シリーズの最終モデルである。-400の後継機として787に似た主翼そして同じエンジンを装備し、わずかに胴体を延長した747の最新モデル。2022年での生産終了を発表。 777X開発 ・ コロナの影響やFAAから追加の試験飛行を要求され開発は遅れている。初の引き渡しは2023年後半を予定 787品質対応 ・ 胴体にわずかな隙間が確認されるなど製造品質に関わる問題により航空会社への納入を停止している。

ボーイング及びエアバス製旅客機及び搭載エンジンの日本のプログラムパートナーシェアを以下に示す（図4,5）。

図4. 旅客機のプログラムパートナーシェア

メーカー	機種名	座席数	初飛行	日本シェア	備考
ボーイング	B767	200	1981	15%	複合材構成比 4%（舵面）
	B777	300-350	1994	21%	複合材構成比 11%（尾翼）
	B787-8	250-300	2009	35%	複合材構成比 50%（胴体、主翼）
	B737MAX	150	2016	2%	
	B777X	350	*2019	21%	*予定
エアバス	A380	500	2005	2%	複合材構成比 23%
	A350	300-350	2013		複合材構成比 50%
	A320neo	200	2014		

公開版

図5. 搭載エンジンのプログラムパートナーシェア

メーカー	エンジン名	搭載機	日本シェア
IAE	V2500	A320	23%
GE	GEnx	B787	15%
	GE9X	B777X	10.5%
CFM インターナショナル	LEAP-1A	A320neo	-
	LEAP-1B	B737MAX	
P&W	PW6000	A318	8%
	PW1100G-JM	A320neo	23%
	PW1200G	MRJ	15%
RR	Trent 1000	B787	15.5%

ボーイングの機体においては、B767、B777、B787と日本のシェアは上昇している。搭載エンジンも、V2500がベストセラーエンジンとなり日本の技術が認められ、その後、シェアを伸ばしてきている。これに伴い、国内航空機産業生産額も順調に推移していたが、新型コロナウイルス感染拡大に端を発する世界的な航空需要低下の影響は航空機産業会も例外ではないが、長期的には成長産業であることに変わりはないと予測されている（図6）。



出所：一般財団法人 日本航空宇宙工業会

1950年代の初期のジェット機に比べて、現在のジェット機は80%も軽くなっているが、依然として、機体軽量化へのニーズは大きい。燃費向上の最も直接的な方法は高性能なエンジンの開発であるが、機体そのものに改良を加える努力もなされている。機体軽量化には、2つの大きなアプローチが存在する。1つは材料選択であり、もう1つは最適設計によるものである。

前者に関しては、B787あるいはA350では炭素繊維複合材の積極利用により機体の軽量化が図られ、炭素繊維複合材の重量比が50%を越えている。しかしながら、

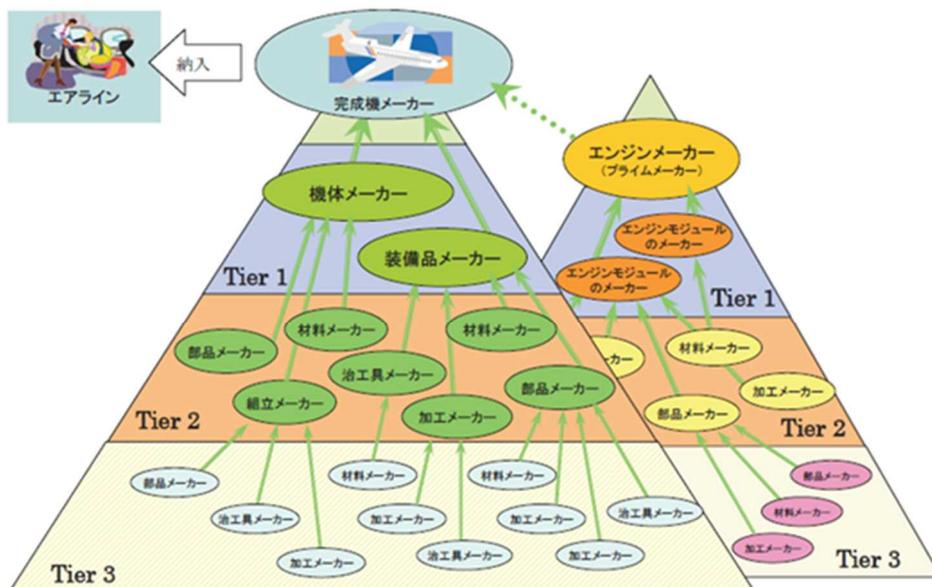
公開版

構成素材である炭素繊維の原価が高く、コスト面でのデメリットが存在する。

後者に関しては、国産リージョナルジェットであるSpaceJet（三菱航空機）における中橋、大林らによる計算機空気力学を積極的に利用した多目的最適化研究に先導された革新的な空力性能を有する主翼がある。航空機開発の設計では複数の分野を横断するため、後戻りの作業が多く、これが開発時のボトルネックとなっている現状がある。また、各設計ツールが個別に存在するため、空力性能、安全余裕、航続距離、燃費といった多様な目的関数の相関を直接的に議論できていない。特に、概念設計、構造設計、材料選択といった内容はどのメーカーにおいても部や課が分かれているため、個別の議論が組み立てられ全体を俯瞰した設計になりにくい傾向がある。より効率的かつ高性能な機体を開発するためには、空力性能から材料選択、コストに至るまでを包括的に議論できる設計ツールの開発が必要不可欠であり、これにより、ユーザーであるエアラインのニーズにフレキシブルに対応できるテーラーメイドな設計が可能となる。

ボーイングが次期航空機に炭素繊維複合材を広範囲に使用することは、次世代航空機（737/757後継機と予想）においても、炭素繊維複合材の広範囲の使用が予想される。次期及び次世代航空機においても、日本分担割合の増加は必須であり、日本の強みである炭素繊維複合材の高生産性・低コスト生産技術を開発することが必要となる。航空機産業の特徴は、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いることである。さらに、航空機に用いられる部品の点数は、自動車（2～3万点）の約100倍の300万点から成り立っており、大手重工メーカーの一次下請けが約1200社、従業員約2万人に上るなど産業構造の裾野が広く、中小企業への技術的波及効果が非常に大きい(図7)。

図7. 航空機産業の製品供給の流れ



出所：日本公庫総研レポート No. 2010-3 日本政策金融公庫総合研究所

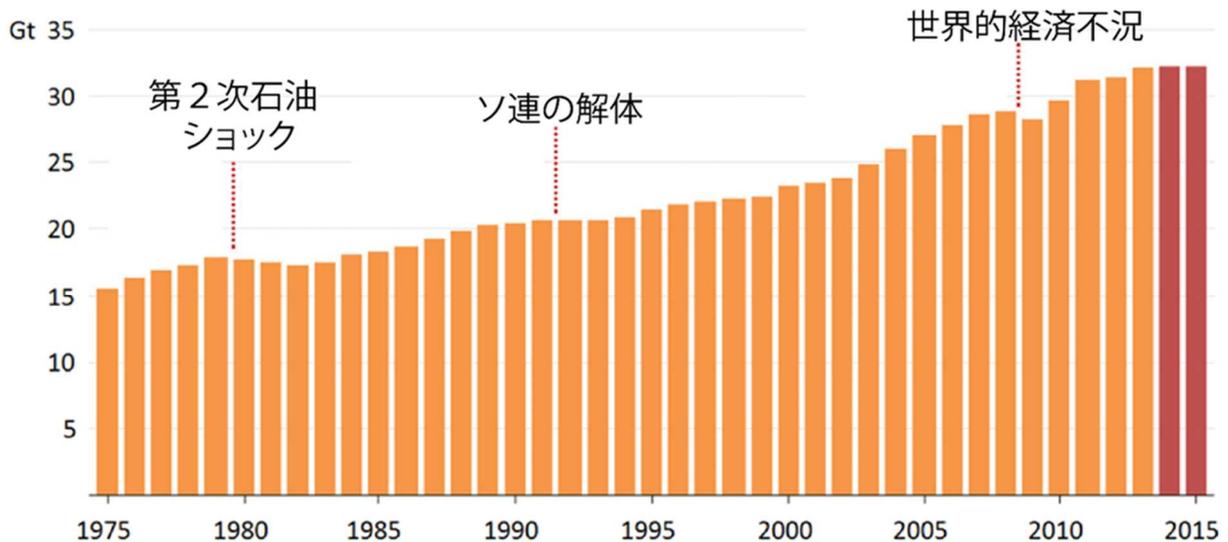
公開版

2015年に初飛行したSpaceJetの一時開発は停止されたが、これは、我が国の航空機関連産業のインテグレート機能の誕生であり、Tier2以下の国内の中堅・中小企業群及びその周辺産業が航空機関連パーツの供給能力を得た場合、日本全体に大きな経済波及効果をもたらすことになる。

新興国においては、OEMの現地生産子会社やそのサプライチェーンを通じた航空機製造の産業基盤が立ち上がりつつある。我が国の航空機産業は、品質、コスト、安定供給等の側面から現状では優位であると考えられるが、今後さらに競争が厳しくなることが考えられる。航空機は、高い安全性や性能の要求から先端技術の粋が結集されており、今後の我が国航空機産業の発展にとって、従来日本の強みのある素材・材料分野だけでなく、生産技術、情報技術といった他の産業における強い技術を航空機分野に適用することが重要な課題となる。また、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炭素繊維複合材及び軽金属等が積極的に導入されており、先進的な素材開発及び加工技術開発等が急務となっている。

世界の二酸化炭素排出量の推移を示す（図8）。2013年329億トン、2014年321億トン、2015年321億トン、2016年は暫定で334億トン、ここ数年ほぼ横ばいの推移を占めているが、エネルギー消費量削減やCO₂排出量削減は、国際的な重要課題である。

図8. 世界の二酸化炭素排出量推移

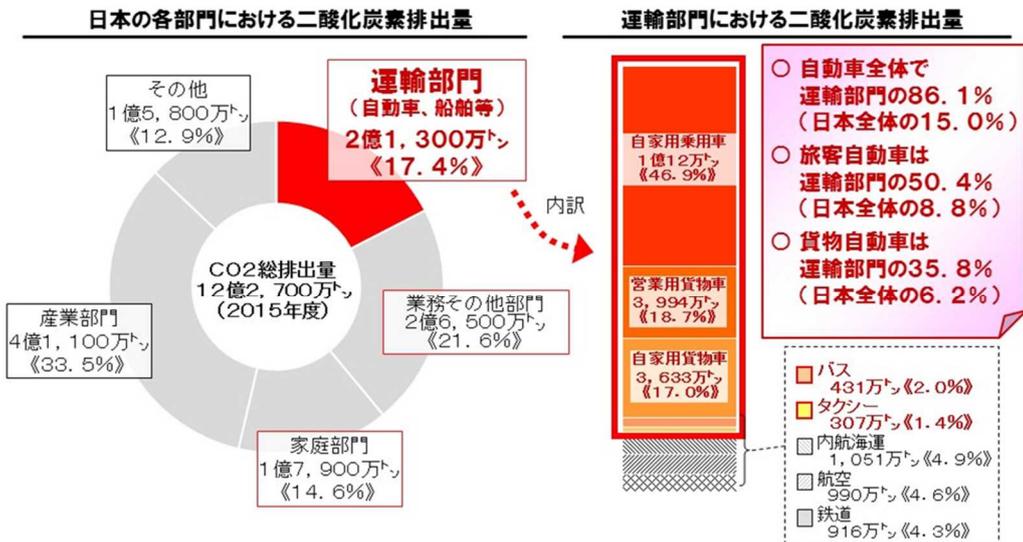


出所：一般社団法人日本原子力産業協会

我が国の2015年度のCO₂排出総量は、約12.3億トンであり、このうち運輸部門の排出量は約17.4%の2.1億トン、航空機は運輸部門の約4.6%で990万トンとなる（図9）。この比率から世界の航空機から排出されるCO₂を算出すると、世界のCO₂排出総量（2016年度）は334億トンであることから、約2.7億トンとなる。航空機産業は、ボーイングやエアバスに代表される寡占産業であり、本事業で開発した

成果は、日本のみならず世界のCO₂排出量削減に寄与することになる。

図9. 輸送部門における二酸化炭素排出量



※ 電気事業者の発電の伴う排出量、熱供給事業者の熱発生に伴う排出量はそれぞれの消費量に応じて最終需要部門に配分
 ※ 端数処理の関係上、合計の数値が一致しない場合がある。
 ※ 温室効果ガスインベントリオフィス「日本の温室効果ガス排出量データ(1990~2015年度)確報値」より国土交通省環境政策課作成

出所：国土交通省

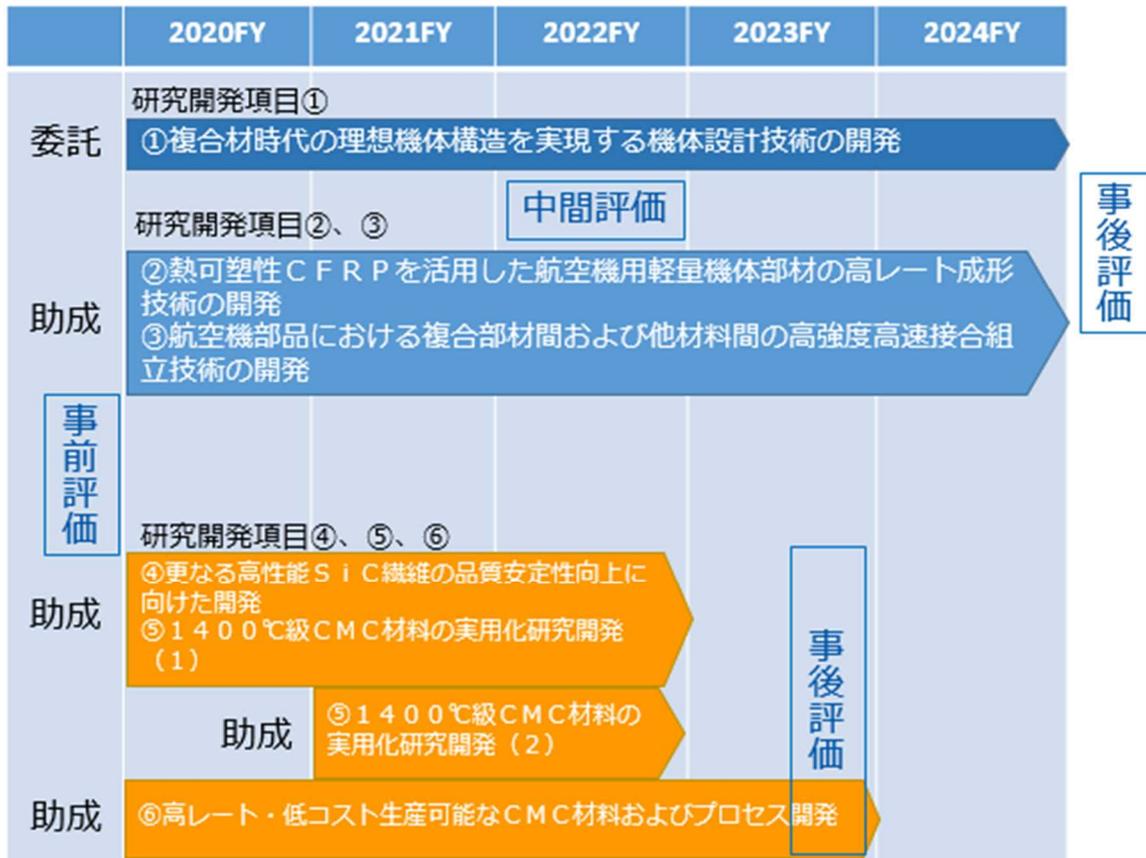
1.2 事業の目的

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細胴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。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。

本事業は2020年度よりスタートした事業である。本事業のスケジュール概要を以下に示す(図10)。今回の中間評価は、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」、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」及び、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」が対象となる。

公開版

図10. スケジュール概要



1.3 事業の位置付け

1.3.1 政策的重要性

航空機産業は、国際的な産業競争が激化する状況にある。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、2019年から2040年の20年間の市場規模は、累計約3万4000機（5兆5000億ドル程度）となる見通しである。「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。厳しい競争の中で、航空機産業では高度な先進技術開発が進められてきており、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。また、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複合材（CFRP）が積極的に導入されており、先進的な部素材開発及び成形組立技術開発等が急務となっている。

国際的な産業競争が激化する状況下、サプライヤービジネスにおいても今後激しい競争にさらされていくことが予想されるため、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る。

公開版

1.3.2 我が国の状況

我が国の航空機産業は、モジュール単位での国際共同開発への参画拡大（例：B777X・・・機体の21%、B787…機体の35%、エンジン（Trent1000、GenX）の15%、PW1100G-JMの23%）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、日本との更なる協力を模索している。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・高レートな成形組立技術は重要となってくる。

他方、我が国は、世界と戦える優れた技術を有しているものの、単なる「部品供給・モジュール分担」にとどまっている限りは飛躍的な成長は困難となっている。新興国の追い上げがコスト競争の圧力となっているとともに、強みである複合材分野でも海外の巻き返しに対し、更なる技術革新で優位性を維持・拡大することが必要となっており、今後は、先進的な技術を有することで設計を含めた共同開発に携わることで、欧米の完成機メーカーの戦略的パートナーとなっていくことが不可欠である。

1.3.2 世界の取り組み状況

膨大な開発コストかつ投資回収期間が超長期に及ぶことによる投資・生産上のリスクを最小化するため、米・欧主導の国際共同開発がビジネスモデルの趨勢となっている。このため、コアの技術は押さえつつ、モジュール単位で外注する国際分業の中、内外の優れた技術や生産基盤を取り込む競争が激化している。特に、今後の機体、エンジン、装備品開発では、信頼性・安全性を確保した上での燃費改善や環境適合性の向上が技術課題の焦点となっており、主要国は、複合材等の最先端の技術に関し、産学官の連携を含めた戦略的な研究開発を加速させつつある。

他方、新興国の市場参入並びに低コストキャリア（LCC）の需要増加により、コスト競争力を格段に重視せざるを得ない市場環境になっており、欧米の一次下請企業では、国際的なサプライチェーンを展開し、技術的に一定水準以下の部分については、新興国のコスト競争力を活用しつつ、自らはモジュール単位でのより包括的なシステム統合と中核技術に集中する傾向にある。

公開版

2. NEDOの関与の必要性・制度への適合性

2.1 NEDOが関与することの意義

EDOは第四期中長期目標におけるミッションとして、「エネルギー・環境問題の解決」、「産業技術力の強化」に貢献することをミッションとしている。

本事業の狙いは、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。

また、中小企業への技術的波及効果が大きくかつ高付加価値産業である航空機産業は、我が国の経済成長や雇用創出の観点から、産業政策としての支援が効果的と考えられる。さらに、航空機産業は、技術の先進性や極限状態における高い信頼性が求められるため、技術的課題の難易度が高く巨額な研究開発費が必要である。素材開発から材料、部材と航空機に採用されるまでには、産業の特性として長期間を要し、かつ、投資回収期間が非常に長いため、ビジネス上の大きなリスクが存在する。これらのことから民間企業だけの開発ではなく、NEDOプロジェクトとしての実施が妥当である。

NEDOプロジェクトにおいて、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。

2.2 実施の効果（費用対効果）

航空機関連技術の高度化は、我が国の産業基盤全体の高度化につながるとともに、航空機産業から他の輸送機器などへの技術波及効果も大きく、国の投資による費用対効果が大きい。

(1) 事業費用の総額

60億円（2020年～2024年予定）。（研究開発項目①～③は、34.5億円）

(2) CO₂削減効果

2014年度でのCO₂排出削減量1500万トン。（研究開発項目①～⑥）

公開版

2. 研究開発マネジメントについて

1. 事業の目標

1.1 事業の目的

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細胴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。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。

1.2 アウトプット目標

次世代航空機に搭載され、大幅なエネルギー消費量とCO₂排出量の削減に資する先進的な構造材料及び成形組立技術を確立する。

1.3 アウトカム目標

本事業で開発した成果が次世代航空機に搭載され、軽量化とエンジンの高効率化による燃費改善が図られることにより、2040年において、1500万tのCO₂削減が期待される。

1.4 アウトカム目標達成に向けての取り組み

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」という。）は、内外の技術開発動向、政策動向、市場動向等について調査し、技術の普及方策を分析・検討するとともに、技術推進委員会等において、研究開発の進捗管理や目標の見直しを行う等、細やかなマネジメントを実行することで、社会ニーズに合った研究開発を推進し、確実な実用化へと繋げる。

2. 事業の計画内容

2.1 研究開発の内容

2.1.1 研究開発の予算

今回の中間評価は、NEDOが2020年度に企業、大学等の研究機関から公募によって委託先及び助成先を選定し、研究体制を構築して開始した以下の研究開発項目が対象となる。

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」

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」

研究開発項目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

公開版

成形技術の開発」

対象となる研究開発予算を図 11 に示す。

図 11. 事業経過及び予算（単位：百万円）

研究開発項目	事業者	2020 年度	2021 年度	2022 年度	合計
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	110	126	123	(359)
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」	新明和工業	39	42	41	(122)
	ジャムコ	49	27	59	(135)
	川崎重工業	184	196	200	(580)
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	90	359	326	(775)
合計		472	750	749	(1971)

2.1.2 研究開発の必要性

2.1.2.1 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」

複合材を用いた航空機の設計では、昨今の計算機性能の向上に伴い、CAE (Computer Aided Engineering) に大きな期待がかけられている。空力・設計・材料・生産までをCAEを通じて体系化することにより、不要な人件費も実験も削れ、費用対効果の高い筋肉質な枠組みが可能となる。我が国では、異なる分野間において別々に検討し、設計を収斂させるらせん型の設計方式が採用されおり、分野間での情報伝達不備を生じやすく、開発期間の遅延等による開発コスト増加を引き起こしやすい現状がある。CAEを援用することで我が国では経験の少ない全機設計を高度化することが可能となり、設計の初期段階から密な擦り合わせを行うことで、後工程での戻り作業を最小化することが可能となる。また、航空機構造認証プロセスでは、ビルディングブロック方式が採用されており、材料試験から始まり構造試験に至るまで膨大な実験が必要となる。複合材等の新規素材を採用した時には、一からすべての認証を実施する必要があるが、CAEを援用することで実験数削減、期間短縮等が可能となり、構造認証にかかるコスト削減が可能になるので、シミュレーション技術開発が必要である。

2.1.2.2 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」

公開版

1) 熱可塑性CFRP大型部材の高速成形技術の確立

複合材料部材の適用を更に拡大させるには、プリプレグの積層にかかる手間を削減し、製造効率を改善することが必要であり、自動積層装置の導入が必須の要件である。安定した品質の大型複合部材を少なくともアルミニウム部材並みのスピードで成形するための基盤技術を欧米に先駆けて確立する必要がある。

熱可塑性CFRP中間基材の積層後に部材に熱を加えて溶融成型する工程は、小型の部材の場合はプレス装置を用いることが一般的であるが、航空機の外板等はプレス成型には大きすぎるため、欧米での検討では熱硬化性CFRPの場合と同様にオートクレーブが用いられている。しかしこれでは次世代短通路機で要望される生産レートを達成することはできない。従って、技術開発にあたっては「プレス成型できない特大サイズの航空機部品を如何に高速で成形加工するか」が課題となる。前述の易成形性の熱可塑性CFRP中間基材を用いることもさることながら、大型の熱可塑性CFRP中間基材を連続的に成形する技術の確立が必要である。

2) 複雑形状の部品の一体成形技術の確立

大型の部品の製造と並んで、従来多数の部品の組み合わせにより製造していた複雑形状部品を一挙に製造する技術も部品の製造工程を大きく短縮すると期待される。さらに、熱可塑性CFRPの溶融成型できる特性を活用し、金属などの異種材料と一挙に複合成形できれば、より構造設計の自由度が高まり、従来の延長線上にない軽量・高強度の複合部品が作製できると考えられる。

2.1.2.3 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」

1) 熱可塑性CFRP部品の高速・高強度溶着組立技術

一旦硬化した熱硬化性CFRP部品は再度軟化しないため、熱硬化性CFRP部品は組立工程において従来のアルミニウム部品と同様に穿孔・締結による接合が行われてきた。しかしながら、アルミニウム部材と異なり、CFRPは非常に硬く穿孔が難しいだけでなく、穿孔の際に中間基材の層間が剥離する危険があり、穿孔のスピードが上げられない等の問題を有している。そもそも複合材料は異方性のある材料であり、穿孔・締結により穿孔部に局所的な荷重をかけることは材料にとって好ましい使い方ではない。従って熱可塑性CFRP部材の実用化を契機として、生産性が低く材料にとっても好ましくない穿孔・締結による組立工程を刷新することが望まれる。

2) 熱硬化性CRFP-熱可塑性CFRP異種接合技術

次期細胴機においては月産数十機～百機といった高レートかつ低コストの生産が要求される。その中で、いかにコストを最適化し複合材の特性を最大限活かした機体を設計するか、という観点においては、熱可塑性CFRPのみによる構造設計のみならず、熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPのハイブリッドな構造設計の可能性も十分に考えられる。熱硬化性CFRPは我が国が強みを有する材料

公開版

であり、熱可塑性CFRPの開発に加え、異種複合材による接合技術まで開発することは、将来機への適用可能性を更に広げ、機体材料における我が国の優位性を高めることに繋がる。そのためには熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPとの有効な接合技術を他国に先駆けて開発する必要がある。

2.1.3 研究開発の具体的内容

2.1.3.1 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」

熱可塑性CFRPの特質を活かし、熱硬化CFRPを上回る軽量高強度機体（「複合材料時代の理想の機体」）をアルミニウム機体と同等以上の生産レートで製造するための基盤となる構造設計技術を開発する。構造解析能力を高めることで、材料・設計データ量を減らし、実試験量を減らす検討を行うことはもとより、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を開発する。

【中間目標（2022年度）】

- ・開発上の必要なツールの選定、シミュレーション技術及び解析ツールを開発し、低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーションツールを設計する。

【最終目標（2024年度）】

- ・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。
- ・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。
- ・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。

2.1.3.2 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) 熱可塑性CFRP大型部材の高速成形技術の確立

複合材料部材の適用を更に拡大させるには、プリプレグの積層にかかる手間を削減し、製造効率を改善することが必要であり、自動積層装置の導入が必須の要件である。安定した品質の大型複合部材を少なくともアルミニウム部材並みのスピードで成形するための基盤技術を欧米に先駆けて確立する必要がある。

熱可塑性CFRP中間基材の積層後に部材に熱を加えて熔融成型する工程は、小型の部材の場合はプレス装置を用いることが一般的であるが、航空機の外板等はプレス成型には大きすぎるため、欧米での検討では熱硬化性CFRPの場合と同様にオートクレーブが用いられている。しかしこれでは次世代短通路機で要望される生産レートを達成することはできない。従って、技術開発にあたっては「プレス成型できない特大サイズの航空機部品を如何に高速で成形加工するか」が課題となる。前述の易成形性の熱可塑性CFRP中間基材を用いることもさることながら、大型の熱可塑性CFRP中間基材を連続的に成形する技術の確立が必要である。

公開版

2) 複雑形状の部品の一体成形技術の確立

大型の部品の製造と並んで、従来多数の部品の組み合わせにより製造していた複雑形状部品を一挙に製造する技術も部品の製造工程を大きく短縮すると期待される。さらに、熱可塑性CFRPの熔融成型できる特性を活用し、金属などの異種材料と一挙に複合成形できれば、より構造設計の自由度が高まり、従来の延長線上にない軽量・高強度の複合部品が作製できると考えられる。

【中間目標（2022年度）】

- ・超高速自動積層において熱可塑性CFRPの積層方法に目途を付ける。
- ・熱可塑性CFRPの大型・複雑形状成形技術に目途を付ける。
- ・積層造形技術を活用した複雑な複合材－金属一体成形技術に目途を付ける。

【最終目標（2024年度）】

- ・超高速自動積層では、従来の熱硬化性CFRPと比較し5倍の生産性向上、熱硬化性CFRPと同等以上の軽量化、熱硬化性CFRPと同等以上の自動積層速度を達成する。
- ・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を確立し、成形の自動化を達成する。
- ・積層造形技術を活用した複雑な複合材－金属一体成形技術等を開発するとともに、成形の自動化を達成する。

2.1.3.3 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」

1) 航空機大型複合材部品を接合可能な高強度高速溶着技術の開発

熱可塑性CFRPの溶着技術については、既存のシーズ技術として超音波溶着法、抵抗溶着法、誘導溶着法、レーザー溶着法等の技術が検討されており、NEDO事業である「革新的新構造材料等研究開発」でも溶着技術が自動車向けに研究開発されている。しかし、自動車向けに開発されている技術は汎用樹脂あるいは汎用エンジニアリングプラスチックが対象であり、かつ自動車用途の強度を満足させるため、点溶着などの最適溶着手法が検討されており、より高温での溶着が要求される。一方、航空機での使用に耐えるような強度、耐熱等の環境下では、面溶着などより強固の溶着手法が必要とされる。大型部品ならびに複雑形状部品を迅速、確実に加熱し、確実に溶着する技術が要求される複合部材と同様に機体の組立においても高強度高速の溶着技術の確立を目指す。組立工程では部品のサイズがますます大きくなることから、接合面の位置決めや部品間の形状誤差の補正等の技術の確立も目指す。

2) 複合部素材間、複合部素材と他材料間の高強度高速接合技術（溶着等）の開発

公開版

熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPとの接合に関しては、熱可塑性CFRPが溶融するという特性を有効に活用して、熱可塑性CFRPと熱硬化性CFRPをシームレスに接合する技術の開発が有効と考えられる。現行NEDO事業でも熱硬化性CFRPと熱可塑性CFRPの接着については検討されているが、一次構造材料の接合に使用できるレベルの強度を実現すべく現行の手法に限らず研究開発を実施する。

【中間目標（2022年度）】

- ・熱可塑性CFRP部品の高速・高強度溶着組立技術に目途を付ける。
- ・熱可塑性CFRPと熱硬化性CFRPをシームレスに接合する技術開発に目途を付ける。

【最終目標（2024年度）】

- ・溶着できる熱可塑性CFRPの特性を活かし、大型部品同士のファスナーレス組立技術等、熱硬化性CFRPや他材料も含んだ高強度高速接合組立技術を開発する。面溶着等により破壊強度30MPa以上を実現し、ファスナー使用箇所の半減および現行アルミニウム機体の組立と同等以上の生産性を可能とする技術開発を達成する。

2.2 研究開発の実施体制（図12）

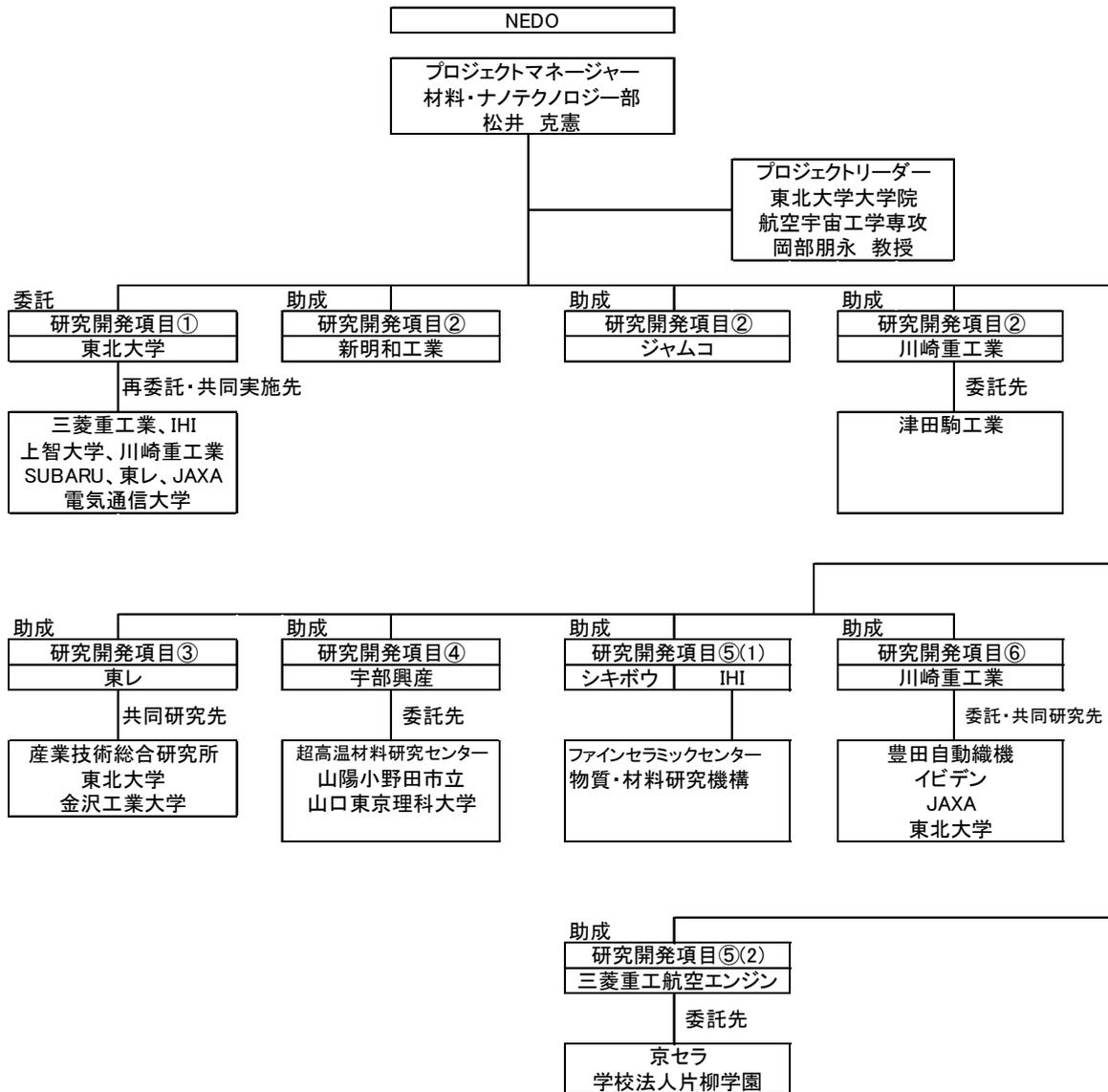
NEDOは、プロジェクトマネージャーとして、NEDO材料・ナノテクノロジー部松井克憲を任命して、プロジェクトの進行全体を企画・管理し、プロジェクトに求められる技術的成果及び政策的効果を最大化させた。

本研究開発は、2020年度に企業、大学等の研究機関からNEDOが公募によって委託先及び助成先を選定し、研究体制を構築して開始したものである。

各実施者の研究開発能力を最大限に活用し、効率的かつ効果的に研究開発を推進する観点から、NEDOは研究開発責任者（プロジェクトリーダー：PL）として東北大学大学院航空宇宙工学専攻岡部朋永教授を選定し、各実施者は、各々プロジェクトリーダーの下で研究開発を実施した。また、技術動向調査の結果及び各研究テーマの進捗を元とした事業化（出口）を見据えた開発戦略（全体の最終目標達成に向けたテーマごとの研究開発ロードマップを含む）を構築し、効率的な研究の開発・研究成果の実用化を目指した。

公開版

図 12. 「次世代複合材創製・成形技術開発」実施体制



2.3 研究開発の運営管理

2.3.1 研究開発の進捗把握・管理

研究開発全体の管理・執行に責任を有する NEDO は、経済産業省、プロジェクトリーダー及び各実施者と密接な関係を維持しつつ、本事業の目的及び目標に照らして適切な運営管理を実施した。具体的には、必要に応じて、技術推進委員会等における外部有識者の意見を運営管理に反映させる他、プロジェクトの進捗の確認や各テーマで実施された委員会への参加等により進捗の確認及び管理を行った。また、コロナ禍の状況に応じて、リモートなどハイブリッド開催で進捗報告会等を実施した。

2.3.2 NEDO が組織した委員会

2020 年 11 月及び、2021 年 11 月に、技術推進委員会を、李家賢一教授（東京

公開版

大学)を含む6名の委員、プロジェクトリーダーで実施した。

また、2021年3月及び、2022年3月に、各年度の成果及び次年度の研究内容の報告会をプロジェクトリーダーで実施した。

2.3.3 委託先／助成先が組織した委員会

研究開発項目①（東北大学）

研究の進捗状況を横通しするため、3回～4回／年の技術委員会を実施した。

研究開発項目②（新明和工業株式会社、株式会社ジャムコ、川崎重工業株式会社）

技術委員会を設立し、1回／年の技術委員会を行い、研究課題ごとの進捗状況を管理した。

研究開発項目③（東レ株式会社）

技術委員会を設立し、1回～2回／年の技術委員会を行い、研究課題ごとの進捗状況を管理した。

2.4 研究開発成果の実用化に向けたマネジメントの妥当性

2.4.1 技術推進委員会

技術推進委員会で外部有識者の意見をマネジメントに反映し、実用化に向けた研究開発を促進した。各研究開発項目への特記事項を以下に示す。

【研究開発項目②（2020年度）】

1年間の交付決定であった新明和工業株式会社について、委員会において、研究内容が出口戦略を有する効果的な開発であることから、継続して研究を実施することが了承された。

【研究開発項目②（2021年度）】

2022年度の川崎重工業株式会社の研究内容の変更に関して、委員会において説明が不十分であったため、特別委員会を別途開催して了承された。

【研究開発項目③（2021年度）】

東レ株式会社にて、半導体の影響で2022年度に導入予定の一部装置の導入が困難であったため、対応策の協議のための特別委員会を別途開催して了承された。

2.4.2 知的財産権等に関する戦略（知財戦略、知財委員会）

NEDOプロジェクトにおける知財マネジメント基本方針に沿って、委託先及び再委託先（共同実施含む）間の知財の取り扱いに関する合意事項が含まれる文書

（知財合意書）を作成し、また、委託先及び再委託先（共同実施含む）からなる

「知財委員会」を整備し、知財の取り扱いや方針等を決定する体制を整備した。

これより、事業実施後の実用化に向けた出口戦略を構築・実現する戦略的な体制を構築した。

公開版

3. 情勢変化への対応

コロナの影響や、半導体の影響での物の納期遅れなどに関して、適宜、後倒し等を実施し、研究に影響ないようにマネジメントを実施した。

4. 評価に関する事項

NEDO は、(1) 事業の位置付け・必要性、(2) 研究開発マネジメント、(3) 研究開発成果、(4) 成果の実用化に向けた取組及び見通しの 4 つの評価項目について、外部有識者による中間評価及び事後評価を実施する。

中間評価は 2022 年度に実施し、最終年度終了後に事後評価を実施する。なお、中間評価等の結果を踏まえ必要に応じプロジェクトの加速・縮小・中止等の見直しを迅速に行う。評価の時期については、当該研究開発に係る技術動向、政策動向や当該研究開発の進捗状況に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。

公開版

3. 研究開発成果について

1. 事業全体の成果

2022年6月現在、中間目標の達成に至っていない項目はあるものの、2022年度末に達成の見込みとなっており、概ね良好である。また、最終目標の達成可能性についても現時点で大きな支障は確認されていない。

2. 研究開発項目毎の成果

各研究開発項目の成果の詳細は、別添1～5に示す。

公開版

4. 成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

1. 本プロジェクトにおける「実用化」の考え方

本事業における実用化とは、当該研究開発で開発した「熱可塑 CFRP」に係る設計ツール、航空機品質での部品製造技術、接合技術・サービス等が検証と妥当性確認を明確に実行されて、実用に供される基準に達していることを実用化と定義する。

2. 成果の実用化に向けた戦略

各研究開発項目の実用化に向けた戦略は、別添 1～5 に示す。

3. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

各研究開発項目の実用化に向けた取り組みは、別添 1～5 に示す。

4. 成果の実用化の見通し

各研究開発項目の実用化の見通しは、別添 1～5 に示す。

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

東北大学

・研究開発成果について

1. 研究開発の目的・概要

本研究開発では、複合材による全機機体設計を実現する CAE 技術、及び熱可塑性 CFRP の適用可能性を評価する CAE 技術を研究開発することで、複合材時代の理想機体構造を実現する機体設計技術の確立を図る。そのため2つの研究項目を設け、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、複合材を用いた理想機体を実現するために必要な信頼性・コスト等の課題を解決する要素技術を開発する。これらの要素技術に基づき、熱可塑性 CFRP の特質を活かし、熱硬化性 CFRP を上回る軽量高強度機体(「複合材料時代の理想の機体」)をアルミニウム機体と同等以上の生産レートで製造する基盤となる構造設計技術を開発し、熱可塑性 CFRP を用いた機体設計を可能とする CAE 基盤となる統合設計システム(東北大学航空機計算科学センター熱可塑性 CFRP 機体統合設計システム (ACS-CFRTP_AI: Aircraft Computational Science Center CFRTP Aircraft Integrated Design System)) を構築する。本システムは以下の2つのシステム(熱可塑性 CFRP 機体設計シミュレーター (CFRTP_AD: CFRTP Aircraft Design Simulator) 及び熱可塑性 CFRP バーチャルテストシステム (CFRTP_VT: CFRTP Virtual Testing System) から構成される。

2. 研究開発の成果

【実施項目1：熱可塑性 CFRP を用いた機体設計シミュレーターの開発】

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シミュレーターを開発する「主要機体構造設計」、同シミュレーターの基盤となるシミュレーション(構造解析・フラッター解析)技術を構築する「共通技術開発」、先進的な機体構造設計技術の構築に向けた「先進技術開発」の3つのサブグループに分けて実施している。

- ・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)

空力荷重と構造変形の平衡状態における構造サイジングを可能とする、双方向連成解析による静空弾主翼設計ツールを開発した(東北大学)。これにより、既存の一方方向連成解析に基づく場合よりも翼の変形量が小さくなり、上下面パネルの板厚も小さく設計されることが分かった。これにより、特に上面側の設計基準が繊維破壊から局所座屈によるものへと変化した。これらを基に、実施項目2の熱可塑性 CFRP のデータを取り込み可能となるよう破壊基準を改良し熱可塑性 CFRP 機体設計ツールの基礎モジュールを完成させた。さらに、主翼構造の精緻化に向けて、ストリンガーのモデル化を行った(東北大学、(株)SUBARUの連携作業、図2)。また、2023年度以降に実施する全機機体設計解析に向け、川崎重工業(株)が行った概念設計に基づく全機 CAD モデルを作成した(東北大学が担当、図1)。さらに、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した。同時に、解析精度を検証し、前年度に比べ実験値に近づくことが示された(担当: 電気通信大学、(株)IHI)。

- ・共通技術開発(東北大学、上智大学)

共通技術として、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イナーシャリリース解析機能を実装した(担当: 上智大学、図3)、フルポテンシャル解析に基づく遷音速フラッター解析ツールをボックス構造の翼モデルで試行し、遷音速ディップが捉えられることを確認した(担当: 東北大学)。さらに、主翼静空弾設計の最適化結果に対するデータマイニングを行い、固有直交分解を用いてパレート解の形状パラメー

タと圧力分布の関係を解明した（担当：東北大学，図4）

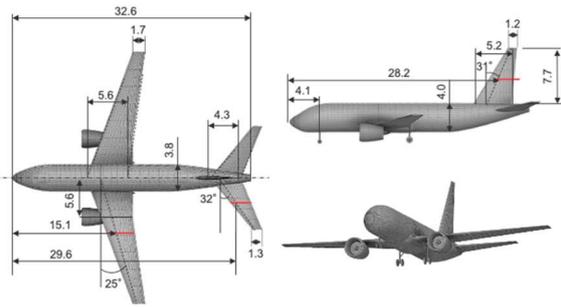


図1：全機 CAD モデルの作成

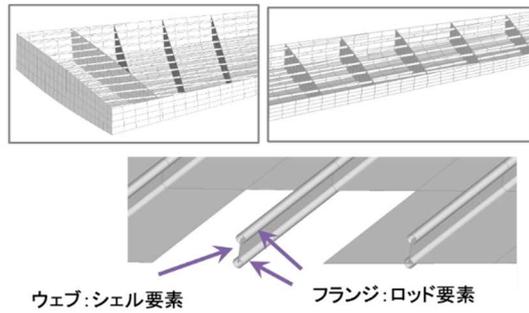


図2：主翼ストリンガのモデル化

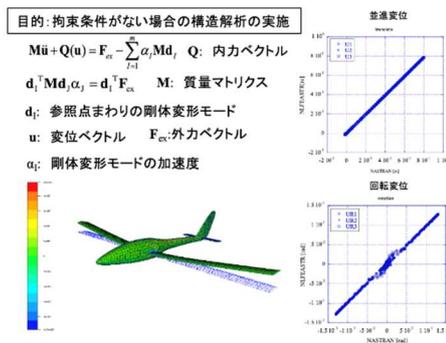


図3：イナーシャリリーフ解析機能

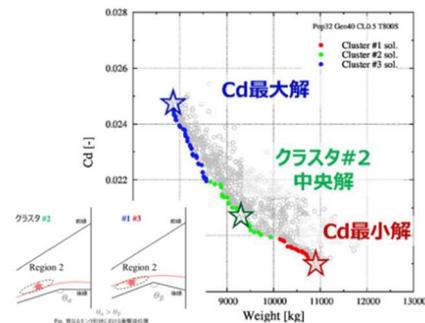


図4：主翼最適化とデータマイニング

- ・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）

層流化技術については、一般の三次元境界層における横流れ不安定性および二次不安定性の理論モデルを局所平行流近似とスケール相似則を用いて提案した。そして、高波数寄りの中程度に不安定な横流れ不安定性は、飽和振幅が低く、二次不安定性が起こりにくい傾向があり、層流化に働くことを示した（図5）。また、東北大学低乱風洞において計4回の予備風洞試験を実施し、層流化デバイスの設計用データを取得すると共に、層流化デバイスの性能評価を行うために必要な計測技術を確立した（図6）。非定常流解析技術では、航空機複雑形状における高速飛行時の非定常高精度空力解析技術の開発を目的とし、LES 非平衡壁面モデルの構築に関して、前年度構築した衝撃波/乱流境界層干渉剥離流れの高忠実なデータベースを用い、剥離非平衡効果の解析を実施した（図7）。また構築した汎用性の高い常微分方程式ベースの非平衡壁面モデルを用いた衝撃波-境界層干渉流れ解析に着手した。航空機実機複雑形状解析では、NASA Common Research Model（翼胴水尾形態）高速飛行条件の壁面モデル LES を実施し、従来手法に比べて揚力係数および抗力係数が風試結果と一致することを確認した。今後ピッチングモーメント係数の差異原因について検討を行う。

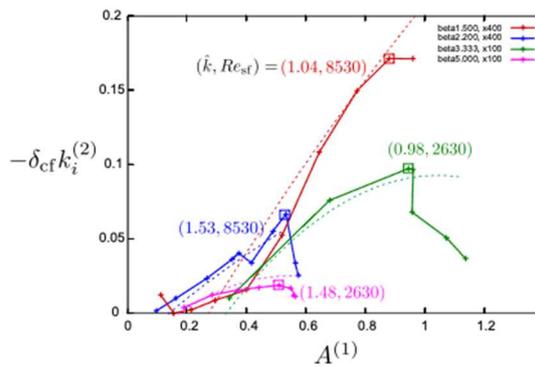


図5：一次横流れモードの振幅(横軸)と二次不安定性の最大成長率(縦軸)の関係

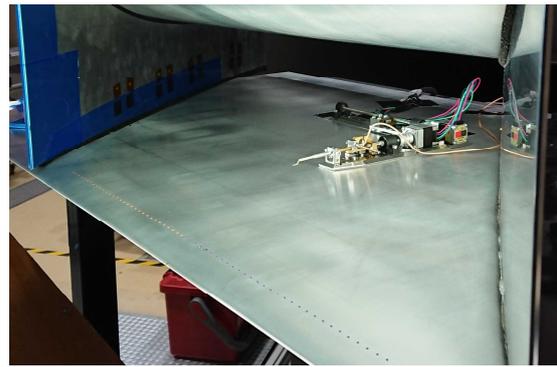


図6：予備風洞試験実施状況

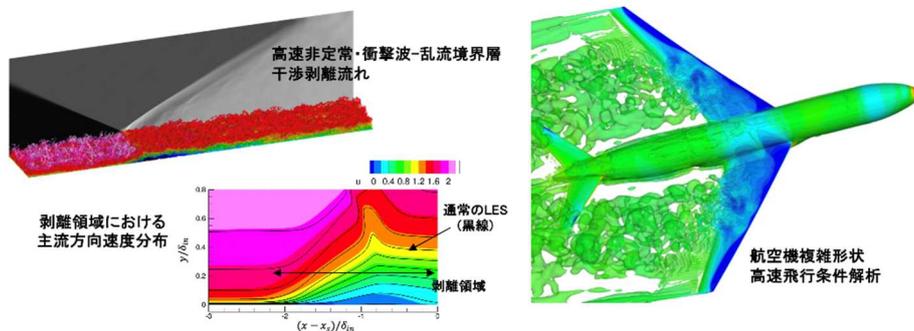


図7：高速飛行時の非定常流体解析技術の開発

【実施項目2：熱可塑性CFRPを対象としたバーチャルテスト技術開発】

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/LM-PAEK)を選定し、プレス成形とオートクレーブ成形で作製した無孔積層板(一方向材、擬似等方材、±45度材)および円孔を有する擬似等方積層板の弾性率・強度、および層間破壊靱性値、線膨張係数、面外衝撃損傷に関するデータベースを構築した。当該熱可塑性CFRPは同繊維を用いた熱硬化性CFRPと同程度の弾性率を有しており、航空機用熱硬化性CFRPと同程度の引張・圧縮強度であった。また、航空機用熱硬化性CFRPに比べて高いせん断強度、モードI・モードII破壊靱性値を有することがわかった。さらに、耐衝撃性も高いことを示唆する結果が得られており、面外衝撃試験後の層間はく離領域が航空機用熱硬化性CFRPに比べて小さいことをX線CT観察により確認した。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にクリッピング試験を実施し、強度試験結果のデータベースの構築を行った。クリッピング試験では、衝撃付与により強度低下を確認し、コーナー損傷の試験片で低下の程度が大きいことがわかった。また、曲げ試験では、層間はく離を確認できた。熱可塑性CFRPの成形に対応した400℃仕様のオートクレーブを東北大学に導入した。今後の実験評価に供する試験片を従来の東レ社が調達するルートに加えて東北大学での成形により準備できる体制を整えた。

弾塑性解析機能を実装した五面体要素のXFEMに上記実験データを入力して有孔引張・圧縮のバーチャルテストを行った(図8)。いずれの解析においても剛性、破断強度ともに実験結果を良く表現できていることが確認できた。マトリクス割れのモデル化精度向上のための六面体要素を用いたXFEMコード(NLXQ3D)を開発し、プリポストシステムを備えた損傷進展解析ツールに実装し、熱硬化性CFRPの物性値を用いてOHT解析の試行を行

った(図9)。破壊強度は実験値の10%以内の精度で予測することができることを確認した。また、曲率を有する構造の母材割れを表現するための新規シェル要素モデルの開発および開発済みの連続体シェル要素を組み込んだツールにて衝撃付与およびCAI解析による検証を行った。衝撃付与およびCAI解析は、熱硬化性CFRPの物性値を用いて検証を行っており、衝撃付与時の損傷分布は実験と同様の結果が得られた。CAI解析では荷重を過大評価しているもののおおよそ実験結果を表現できるモデルになっていることを確認した。

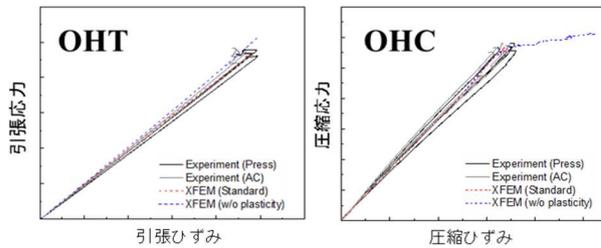


図8：OHT、OHCの試験・解析結果



図9：開発コード (NLXQ3D) のツール試行

・成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

1. 成果の実用化に向けた戦略

- 航空機開発での使用に適したツールとするため、開発実績のある材料メーカー、航空機メーカーが研究開発に参画し、ツールに求める機能・制約を明確にする。
- 熱可塑性 CFRP の具体的な適用部位や適用による機体軽量化などの効果を検証し、当該複合材料を適用することのメリットを明確にする。
- 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、当該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。
- 本プロジェクトで構築される熱可塑性 CFRP 機体設計ツールを基盤とし、実用設計で要求される詳細な機体構造も考慮可能とすることで、空力荷重・構造変形の双方を考慮した静空弾構造サイジングツールとして基本設計の初期段階で活用する。これにより、既存機の設計データが存在しない熱可塑性 CFRP を用いた場合にも、その特性を十分に活かすことで短期間に国際競争力の高い機体設計を提案することへ繋げる。

2. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

- 既に参画企業との連携により、主翼ストリングを構造要素化した詳細構造モデルを構築し、そのような詳細なモデルに対しても機体設計ツールによる構造設計が可能である見通しが得られ、今後、企業側で実用的な構造サイジング結果が得られるか確認を行う。
- また、熱可塑性 CFRP の特性を活用する為に重要な胴体座屈許容設計モジュールも、参画企業側での検証・大学側へのフィードバックが進んでおり、実機設計への適用を目指し現在開発が進められている。
- 機体設計に必要なクーポンレベル、部分構造・構造要素レベルのバーチャルテストシステムの精度保証のために、室温環境だけでなく、Hot/wet 環境下での試験や成形時の降温速度を変えた際の熱可塑性樹脂の結晶化度の影響、疲労や環境劣化等の耐久性などの様々な強度データベースを蓄積していく。

3. 成果の実用化の見通し

- 各実施項目で得られた全ての成果物（ソフトウェアおよびデータベース）は、東北大学流体科学研究所航空機計算科学センターのスーパーコンピューターに保存して、利用できる体制を整備する。企業等の学外利用者は共同研究契約を締結することで当該スーパーコンピューターを利用可能である。研究開発終了後は、航空機計算科学センターがすべての成果物(ソフトウェア、データベース)を継承発展させ、スパコン有償利用の提供と企業のコンサルティングを行う。
- 航空機計算科学センター熱可塑性 CFRP 機体統合システムの開発検討を通じて熱可塑性 CFRP 部材のバーチャルテストおよび主要機体構造のバーチャル設計システムを構築し、当該材料を世界に先駆けて標準化することで新しい市場を開拓することに期待できる。

別添 2

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

新明和工業株式会社

・研究開発成果について

1. 研究開発の目的・概要

本研究開発では、2030年代に運用開始が想定される海外 OEM の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す。

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ハニカムサンドイッチ構造が一般的である。そ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。次世代フロアパネルでは、さらなる高生産性及び低コスト性を海外 OEM が要求しており、これは既存の材料・構造様式・製造方法では実現困難な水準である。そのため、新しい材料、構造様式、並びに新しい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の確立を目指し、研究開発を進める。

2. 研究開発の成果

- ① 概念設計として海外 OEM の既存単通路機で使用されている熱硬化ハニカムサンドイッチパネルと同サイズ、同等強度を満足する熱可塑フロアパネルを設計・解析し、材料選定と、板厚・波板形状の決定を行った。（対象は客室中央、客室端、貨物室の3種類）量産価格と性能について既存製品と同等以上の性能を有することを確認し、海外 OEM のデザインレビューで評価を得るとともにプロジェクト続行の合意を得た。
- ② 200mm サイズの波板コアと同サイズの平板を接合可能な装置及びプロセスを開発し、波板サンドイッチ構造の小型供試体を製作した。（図 1 参照）評価の結果、表面及び内部品質、並びに代表的な機械的強度がエアバス社の求める基準を満足していることを確認した。
- ③ 500mm サイズの波板コアと同サイズの平板を接合可能であり、かつ一部自動化要素も組み込んだ装置及びプロセスを開発し、製造条件に制限はあるものの、表面及び内部品質が良好なパネルの試作を完了した。（図 1 参照）また、強度試験にて良好な結果も取得し始めており、達成見込みを得た。

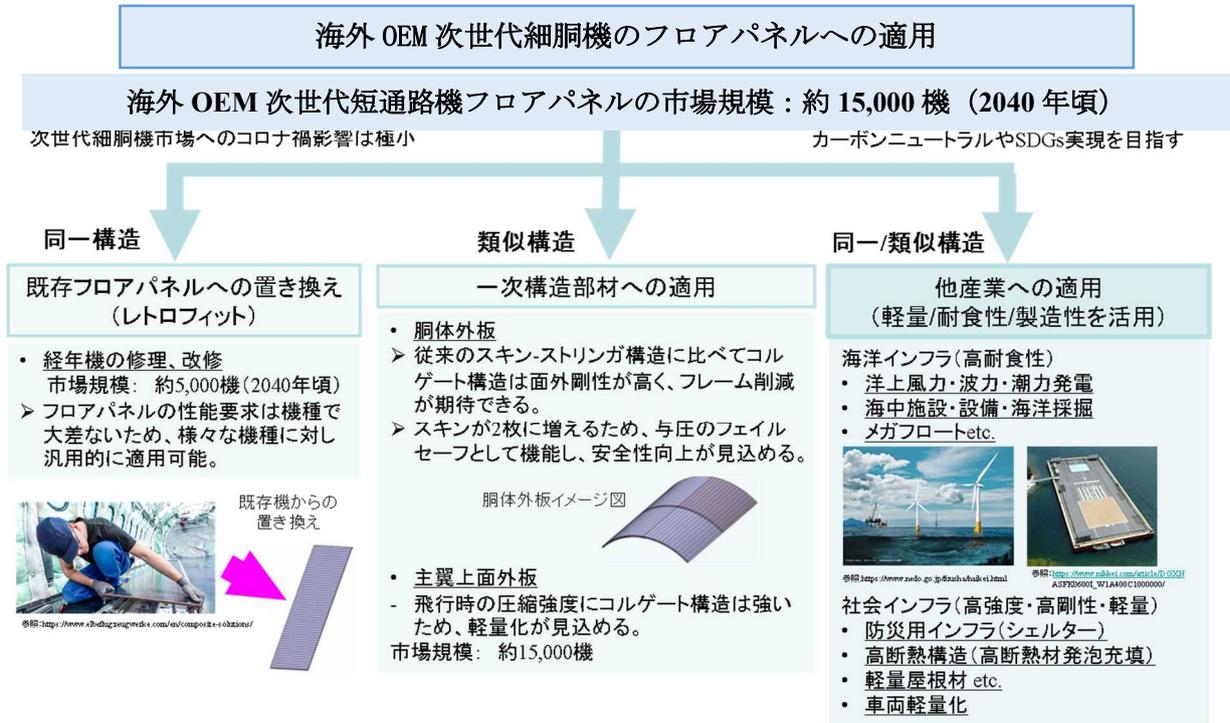


図 1 500mm サイズ供試体（左）と 200mm サイズ供試体（右）

・成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

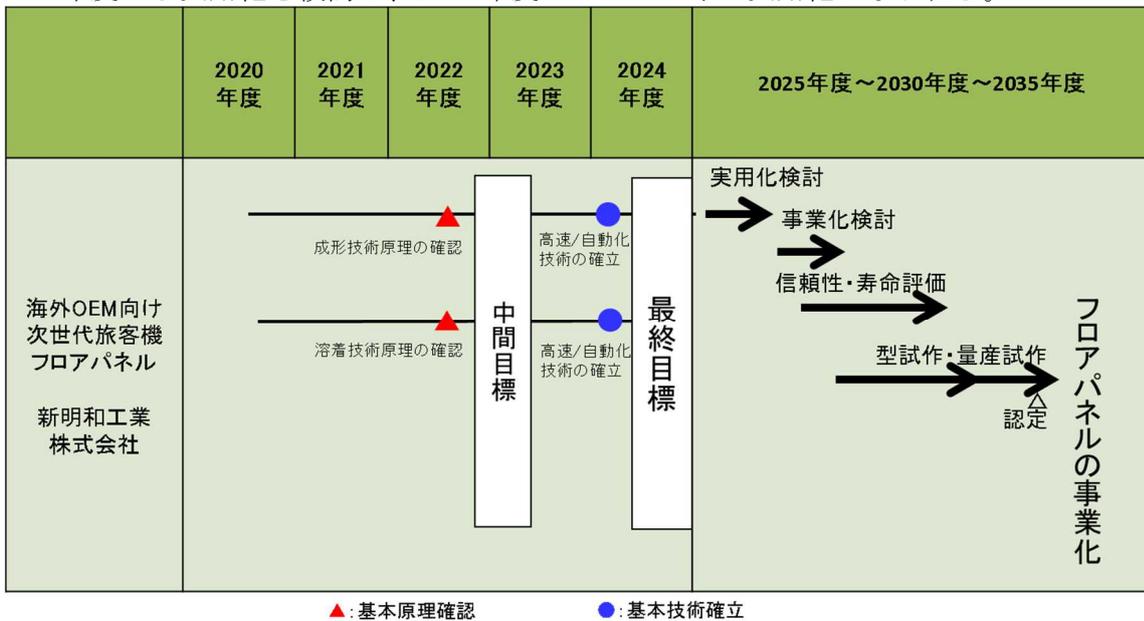
1. 成果の実用化に向けた戦略

熱可塑性 CFRP による胴体開発プロジェクト Fuselage of Tomorrow (FoT) に参画し、弊社は波板サンドイッチ構造のフロアパネル部品を開発し、海外 OEM 次世代単通路機フロアパネルへの適用を目指す。なお、同一構造の既存フロアパネルへの置き換え、類似構造の一次構造部材への適用、軽量・耐食性・製造性を活用し他産業への適用を実施。



2. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

2022 年度までに成形・溶着技術の検証、2024 年度までに高速・自動化技術の確立。2025 年度から実用化を検討し、2035 年度のフロアパネル実用化に取り組む。



3. 成果の実用化の見通し

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構築し、事業

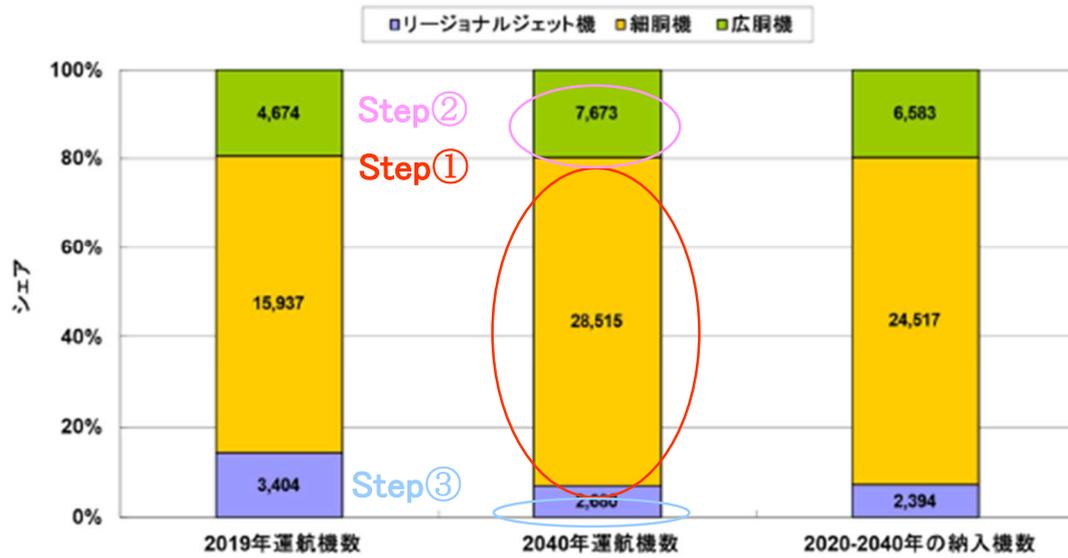
化に向けて以下のステップで取り組む。

Step①熱可塑性 CFRP フロアパネルを海外 OEM 細胴機へ適用

Step②熱可塑性 CFRP フロアパネルを海外 OEM 広胴機へ適用

Step③熱可塑性 CFRP フロアパネルを海外 OEM のリージョナルジェットへ適用

クラス別運航機数および納入機数



別添 3

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

株式会社ジャムコ

・研究開発成果について

1. 研究開発の目的・概要

今後の民間旅客機市場の約80%を占めると言われている100～229席の細胴機の需要増加や、環境負荷低減のための機体構造のより一層の軽量化等の背景がある中で、本研究の目的は、次世代単通路機などの新造機開発に向けて、軽量で低コストの機体構造部材を高レートで生産するために、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熱可塑性CFRP成形技術を開発する。

2. 研究開発の成果

当社がAirbus向けの機体構造ビジネスで培ったADP製法などの当社独自の複合材成形技術を、熱可塑性CFRPに応用、発展させるための研究開発を行った。

具体的には、対象となる部材の製品サイズや形状毎に、求められる要素技術を選定し、成形試験装置の設計開発、試作、評価等を実証を通じて、製造プロセスや検査手法の妥当性を確認し、製品化に向けた見通しが得られた。又、2023年度に向け量産化のための技術的目途付けも今後行っていく予定である。

- 成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

1. 成果の実用化に向けた戦略

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向上を図ると共に、既存の航空機機器事業や内装品事業で培った機体 OEM との関係性や認証プロセスの経験等を活かし適用を目指す。

2. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

NEDO プロジェクトの継続や社内研究の実施等により、TRL6 の完了を目指す。又、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、実用化を図る。

3. 成果の実用化の見通し

脱炭素化社会の実現に向けて、Co2 排出量削減のための軽量の民間航空機の需要は今後益々高まると予想され、低コスト化が求められる単通路機向けにも軽量の CFRP 部品の適用が進むと考えられ、更に、高度な一体成形と、高サイクル成形で生産性の高い熱可塑性 CFRP 素材への期待、関心が機体 OEM 側で高まっている。航空機に求められる品質で、且つ低コスト、高レート生産が可能な熱可塑性 CFRP 部材製造が可能となれば実用化の実現可能性は高いと考える。

別添 4

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

川崎重工業株式会社

1. 研究開発の目的・概要

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。

1.1 位置付け・目標値

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・装置は存在せず、自動車等一般産業向け熱可塑性 CFRP 溶着技術においても、航空機構造に必要なファスナ結合並みの結合強度・品質は得られていない。さらに、溶着工程の大部分は手作業であり、複数の部材を一体成形するための技術も確立されていないため、高レート組立に対応していない。

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。

本事業の研究開発目標を以下に示す。

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。

自動積層技術、装置の開発の研究開発目標を表 1 に示す。

表 1 自動積層技術、装置の開発の研究開発目標

【中間目標 (2022 年度終了時)】	ロボットを用いた積層装置による、曲面及びテーパー比 20:1 程度に対応した自動積層において熱可塑性 CFRP の積層方法に目途を付ける。
【本事業最終目標 (2024 年度終了時)】	熱可塑性 CFRP 材料の高速自動積層により、従来の熱硬化性 CFRP と比較した生産性向上を実現するため、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）を目標とした技術を開発する。

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、強度のばらつき +/-20%以内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。

成形技術の開発の研究開発目標を表 2 に示す。

表 2 成形技術の開発の研究開発目標

【中間目標 (2022 年度終了時)】	以下の達成により、大型・複雑形状部材の成形技術及び一体成形技術に目途を付ける。 <ol style="list-style-type: none"> 1. 複雑形状対応として、板厚変化（テーパー比 20:1 程度）を持つスキンの成形技術開発の達成。 2. 一体成形技術開発として、長さ 1500mm 程度のスキンとストリンガーを一体成形する技術開発の達成。（一体成形技術開発用試験供試体の製造） 3. 2 により一体成形された構造物に対し、航空機品質であることを確認するため、ボイド率 3%以下を達成。 4. スキン/ストリンガーと湾曲部材の接合部強度が、既存接合技術であるリベット結合と同等（8 割程度以上）の強度を達成。
【本事業最終目標 (2024 年度終了時)】	<ul style="list-style-type: none"> ・ 周方向長さ 1000mm 以上、長さ 1500mm 以上のスキンとストリンガーの一体成形を複数回に分けて行う連続プレスおよび周方向長さ 1000mm 以上の湾曲部材の成形に対し、月産 60 機相当の高レート生産に対応可能な技術を開発する。 ・ 一体成形及び連続プレス技術により成形された構造が

	<p>航空機品質であることを評価するために、一体成形されたスキン、ストリンガーと湾曲部材を組立てた航空機一次構造体において、以下を確認する。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ スキン/ストリンガーの一体成形面とスキン成形面の強度のばらつきが、測定点の平均値に対し$\pm 20\%$以内を達成。 ・ 航空機胴体構造にするために必要となる、スキン/ストリンガーのパネル同士を接合する周方向接合の目途付けを行う。
--	---

1.2 全体計画

本事業の実施項目および実施スケジュールを以下に示す。

研究開発項目：A 自動積層技術、装置の開発

自動積層技術、装置の開発の実施項目および実施スケジュールを表3に示す。

表3 自動積層技術、装置の開発の実施スケジュール

研究開発項目：A 積層技術、装置の開発	2020年度	2021年度	2022年度	2023年度	2024年度
<p>【高速タッキング技術の開発】</p> <p>① 航空機用熱可塑性CFRPロボット自動積層の仕様検討・策定</p> <p>② 試験によるタッキング要素技術の開発</p> <p>③ 板厚変化（テーパ比20:1程度）を持つ平面への対応検討</p> <p>④ タッキングシステムのロボットへの搭載による検証</p> <p>⑤ 板厚変化（テーパ比20:1程度）を持つ曲面への対応検討</p> <p>⑥ ロボット（積層ヘッド）数の拡大の検討</p>		<p>▼板厚変化（テーパ比20:1程度）を持つ平面への積層技術開発達成</p>	<p>▼一定板厚の曲面への積層技術開発達成</p>	<p>▼板厚変化（テーパ比20:1程度）を持つ曲面に対応した自動積層技術開発の目途【中間目標】</p>	<p>最終目標</p>
<p>【ロボットAFPの複数協調制御技術の開発】</p> <p>⑦ 複数ロボットの配置、構成の検討</p> <p>⑧ 複数協調制御の要素技術の開発</p> <p>⑨ 複数協調制御のロボットAFPへの適用</p>		<p>▼複数協調ロボットAFPの仕様設定</p> <p>▼仕様の妥当性の検証及び見直し</p>	<p>▼仕様の妥当性の検証及び見直し</p> <p>▼複数協調制御要素技術</p>	<p>▼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）の積層技術【最終目標】</p>	

研究開発項目：B成形技術の開発

成形技術の開発の実施項目および実施スケジュールを表4に示す。

表4 成形技術の開発の実施スケジュール

研究開発項目：B 成形技術の開発	2020年度	2021年度	2022年度	2023年度	2024年度
① 板厚変化（テーパ比20:1程度）を持つスキンの成形技術開発 ・スキン成形技術の仕様検討・策定 ・スキンの設計・試作（300mm x 300mm）		▼300mm幅で板厚変化を持つ スキン成形技術開発の達成【中間目標】			
② 周方向長さ1000mm以上、長さ1500mm以上のスキンの連続成形技術開発 ・連続成形方法の調査・検討 ・連続成形技術の仕様検討・策定 ・連続成形用上下金型検討・作成 ・板厚変化（テーパ比20:1程度）かつ連続成形＋一体成形スキンの試作・評価（周方向長さ1000mm以上、長さ1500mm以上） ・板厚変化（テーパ比20:1程度）かつ連続成形＋一体成形スキンの品質改善（周方向長さ1000mm以上、長さ1500mm以上）			▼周方向長さ1000mm以上、長さ1500mm以上のスキンの 一体連続成形技術開発の達成【中間目標】	▼一体成形された部材に対し、ポイド3%以下を達成【中間目標】	▼月産60機相当の高レート生産に対応可能な技術開発【最終目標】
③ 搬送装置導入による、スキン及び湾曲部材の工程自動化 ・工程自動化の仕様検討・策定 ・搬送装置による成形長尺化の検討		▼搬送装置設備の導入	▼スキン及び湾曲部材の工程自動化技術および長尺化の目標		
④ 成形済みの熱可塑性CFRPで製造されたストリンガーとスキンを同時にコンソリデーションする一体成形技術開発 ・一体成形の仕様検討・策定 ・一体成形部材の試作・評価		▼300mm幅スキンの一体成形技術の目標		▼一体成形及び連続プレス技術により成形された構造が航空機品質であることを評価【最終目標】	
⑤ 周方向長さ1000mm以上の複雑形状を持つ湾曲部材の成形技術 ・湾曲部材成形技術の仕様検討・策定 ・連続成形用上下金型検討・作成 ・湾曲部材の試作・評価（周方向長さ300mm） ・複雑形状を持つ湾曲部材の試作・評価（周方向長さ1,000mm） ・複雑形状を持つ湾曲部材の品質改善（周方向長さ1,000mm） ・湾曲部材とスキン・ストリンガーとの組立における寸法精度等の品質確認・評価 ・高レート生産に向けた、成形技術課題の洗い出し・対策検討		▼一定板厚形状品（300mm）の成形技術の目標	▼周方向長さ1,000mm以上の複雑形状を持つ、湾曲部材の成形技術の目標	▼湾曲部材に対し、ポイド3%以下を達成	▼スキン/ストリンガーと湾曲部材の接合部強度が、既存接合技術であるリベット結合と同等（8割程度以上）の強度を達成【中間目標】
⑥ スキン/ストリンガーのパネル同士を接合する周方向接合技術開発 ・周方向接合技術の仕様検討・策定 ・周方向接合用金型検討・作成 ・周方向接合の試作・評価（周方向長さ700mm）			▼周方向接合技術のコンセプト策定	▼課題洗い出しと対策設定	▼スキン/ストリンガーのパネル同士を接合する周方向接合の目標【最終目標】

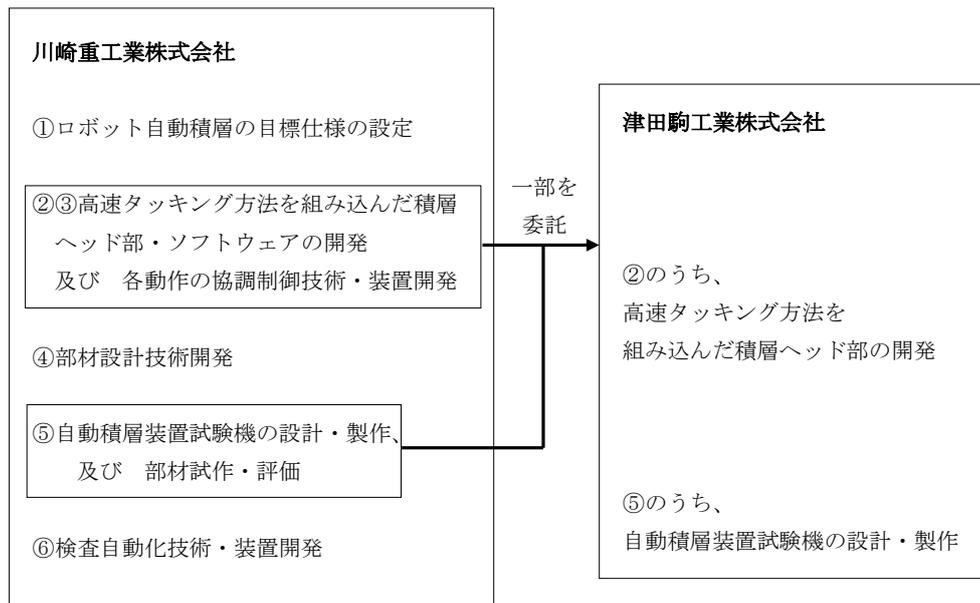
1.3 実施体制

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。本事業の実施体制を図1に示す。

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】

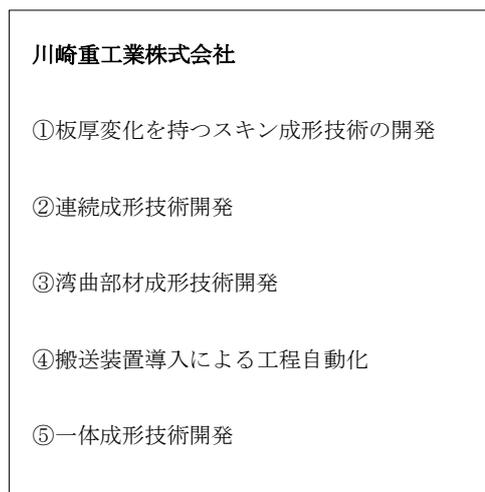


図 1 本事業の体制

1.4 運営管理

本事業の計画、実施内容の妥当性や成果の評価・検証をするために、外部委員を含めた技術評価委員を組織し、年1回委員会の開催を実施した。委員会では、研究の進捗および研究計画に対し、技術的な助言、評価および承認を仰ぎ、本事業の開発内容に関する高度な知見を有する有識者の協力を得ることとした。

1.5 研究開発の成果

中間目標の達成度

本事業の中間目標の達成状況を以下に示す。

研究開発項目：A 自動積層技術、装置の開発

自動積層技術、装置の開発の中間目標の達成状況を表 5 に示す。

表 5 自動積層技術、装置の開発の中間目標の達成度

中間目標	達成度
ロボットを用いた積層装置による、曲面およびテーパー比 20:1 程度に対応した自動積層において熱可塑性 CFRP の積層方法に目途を付ける。	達成の見込み

研究開発項目：B 成形技術の開発

成形技術の開発の中間目標の達成状況を表 6 に示す。

表 6 成形技術の中間目標の達成度

中間目標	達成度
複雑形状対応として、板厚変化（テーパー比 20:1 程度）を持つスキンの成形技術開発の達成。	達成
一体成形技術開発として、長さ 1,500mm 程度のスキンとストリンガーを一体成形する技術開発の達成。（一体成形技術開発用試験供試体の製造）	達成
一体成形された構造物に対し、航空機品質であることを確認するため、ボイド率 3%以下を達成	達成の見込み
スキン/ストリンガーと湾曲部材の接合部強度が、既存接合技術であるリベット結合と同等（8 割程度以上）の強度を達成	達成の見込み

1.6 最終目標の達成可能性

本事業の最終目標の達成可能性を以下に示す。

研究開発項目：A 自動積層技術、装置の開発

自動積層技術、装置の開発の最終目標の達成可能性を表 7 に示す。

表 7 自動積層技術、装置の開発の最終目標の達成可能性

最終目標	現状	達成見通し
熱可塑性 CFRP 材料の高速自動積層により、従来の熱硬化性 CFRP と比較した生産性向上を実現するため、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）を目標とした技術を開発する。	ロボットを用いた積層装置による、一定板厚曲面に対応した自動積層において熱可塑性 CFRP の積層方法に目途を付けた。	2022 年度末までに複数協調制御の要素技術に目途をつける見通しであり、2 台以上のロボットによる積層を実施するための積層装置の仕様策定及び設計、製造を行うことで、2024 年度末までに最終目標を達成する見通しである。

研究開発項目：B 成形技術の開発

成形技術の開発の最終目標の達成可能性を表 8 に示す。

表 8 成形技術の開発の最終目標の達成可能性

最終目標	現状	達成見通し
周方向長さ 1000mm 以上、長さ 1500mm 以上のスキンとストリンガーの一体成形を複数回に分けて行う連続プレスおよび周方向長さ 1000mm 以上の湾曲部材の成形に対し、月産 60 機相当の高レート生産に対応可能な技術を開発する。	連続成形技術のコンセプト案を策定、および成形トライアルを実施し、成形技術の目途を得た。	2023 年度に成形条件の見直し・検討を行い、2024 年度には高レート生産に対応な成形技術開発を達成できる見通しである。
一体成形及び連続プレス技術により成形された構造が航空機品質であることを評価するために、一体成形されたスキン、ストリンガーと湾曲部材を組立てた航空機一次構造体において、以下を確認する。スキン/ストリンガーの一体成形面とスキン成形面の強度のばらつきが、測定点の平均値に対し $\pm 20\%$ 以内を達成する。	周方向長さ 1,000mm 以上 x 長さ 1,500mm 以上のスキンを一体成形技術を用いたトライアルを実施し、成形技術のコンセプトの目途を得た。	2022 年度にボイド率 3%以内の成形を達成し、2023 年度に成形条件の見直し・検討を行い、強度のばらつきが測定点の平均値に対し $\pm 20\%$ 以内を達成できる見通しである。
航空機胴体構造にするために必要となる、スキン/ストリンガーのパネル同士を接合する。 周方向接合の目途付けを行う。	パネル同士の周方向接合に関するコンセプトを検討中である。	2022 年度にてコンセプト策定、2023 年度にて課題の洗い出しと対応策設定を行い、2024 年度に周方向接合技術の目途を達成できる見通しである。

1.7 知的財産権等の確保に向けた取組

研究開発の成功と成果の事業化による国益実施のために国内および外国出願を実施した。特許出願に際し、出願前に届出書を提出し弁理士を含む知財委員会において内容を審議した。特許出願件数を表 9 に示す。

表 9 特許出願件数

	2020 年度	2021 年度	2022 年度	計
特許出願 (うち外国出願)	0	2 (0)	1 (1)	3 (1)

・成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

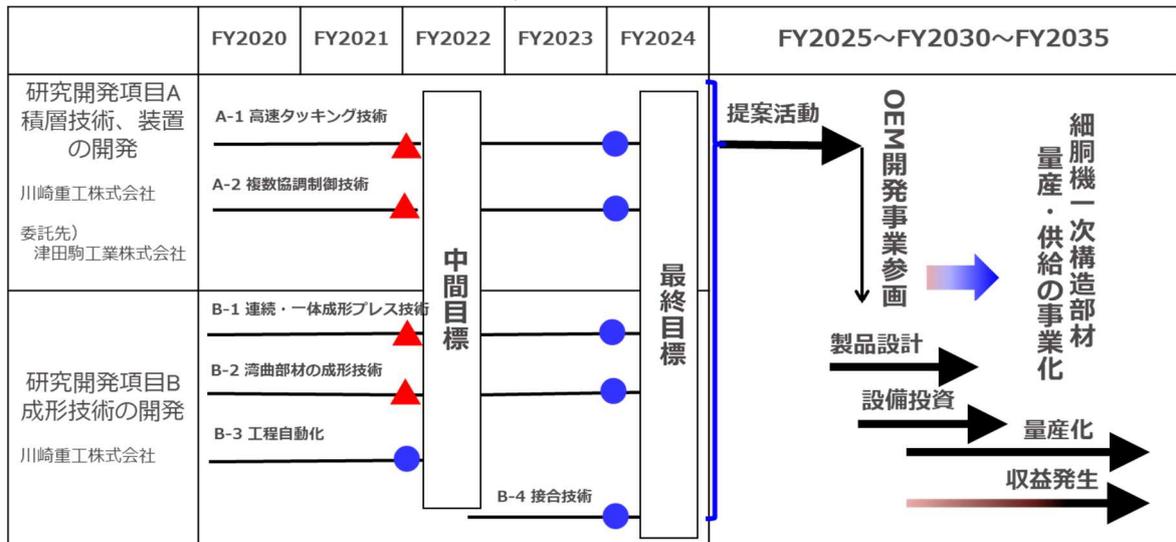
1. 成果の実用化に向けた戦略

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。

2. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

成果の実用化に向けた具体的取り組みを表 2-1 に示す。

表 2-1 実用化に向けたマイルストーン



▲：基本原理確認

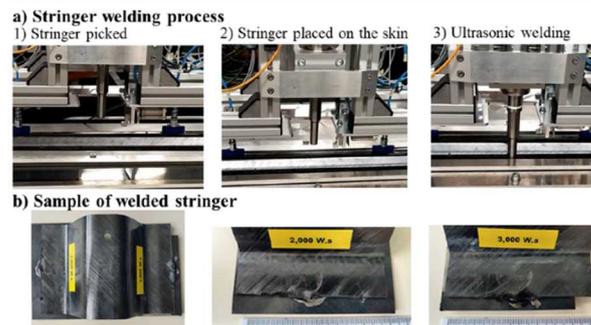
●：基本技術確立

3. 成果の実用化の見通し

他国の研究開発動向として、特に欧州においては Clean Sky2 及び TAPAS において、A320 後継機を目標とした熱可塑性 CFRP による大型実証構造の研究開発が活発に行われているものの、技術課題によりまだ実用化には至っていない。



STUNNING project
(smart multi-functional and integrated thermoplastic fuselage)



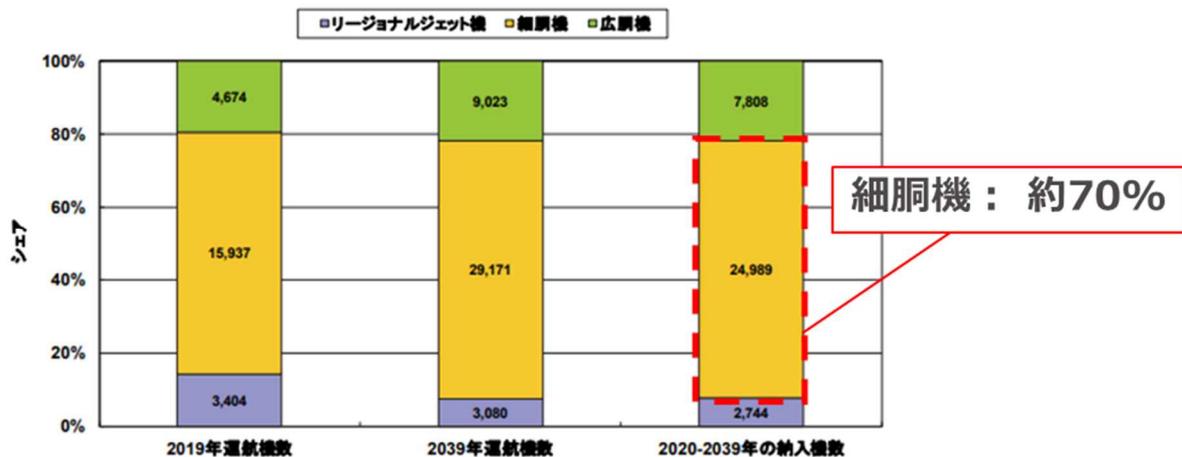
An demonstration of jig-less end-effector stringer-to-skin ultrasonic welding process.

図 3-1 他国の研究開発動向

本研究の成果をもって大型 CFRP 構造部材の量産・供給技術を確立する。これにより、熱可塑性 CFRP による大型かつ高レートへの対応を可能にし、その結果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。具体的には、2030 年代に開発が予想される欧米機体 OEM の将来細胴機に対して提案・販売を行うとともに、以降に開発される広胴機向けとしても適用の拡大を図る。

また、本事業によって得られた成果は、材料メーカー、装置メーカー等の関連企業にも広く知見をもたらすため、航空機の機体メーカーのみならず航空機産業全体、さらには鉄道車両や自動車、建築物等、国内産業へ幅広い波及が期待される。

クラス別運航機数および納入機数



出典：JADC 市場予測(2020-2039)

図 3-2 クラス別運航機数および納入機数

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

・研究開発成果について

1. 研究開発の目的・概要

現在の世界の民間航空機産業は Boeing 737MAX の運行停止、COVID-19 による輸送需要の激減により、Boeing、Airbus とも危機的情勢にあり、航空機需要の再拡大は 2025 年以降と予想されているものの、一方で、長期的視野に立つと世界経済成長に伴う航空機需要は図 1 の通り、今後 20 年間で約 35,000 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。

ここで、次世代航空機のトレンドを紐解くと、現在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 140 機の生産が必要となるが、今日でも生産機数の点では、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) は、アルミ合金機体の月産 112 機 (Boeing 737 + Airbus A320) に大きく見劣りする。

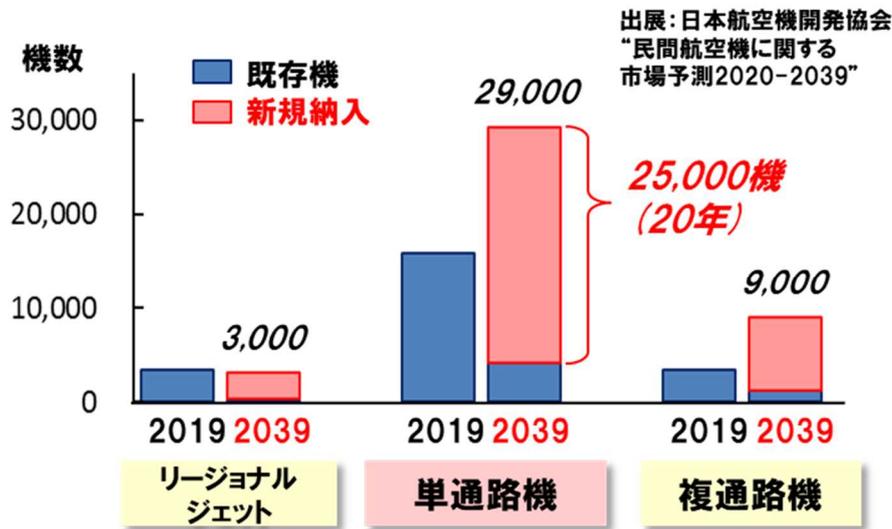


図 1 サイズ別のジェット旅客機の運航機数及び 2039 年の需要予測

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、次期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 Airbus 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・高レートのボトルネックは組立工程であり、Boeing 787 の機体製造コストの約半分がこの工程に費やされていることは、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、高レート生産に決定的インパクトを与え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 10 万本のチタン合金製ファスナーが用いられ、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り、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（コポンド）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大化を招いている。

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。

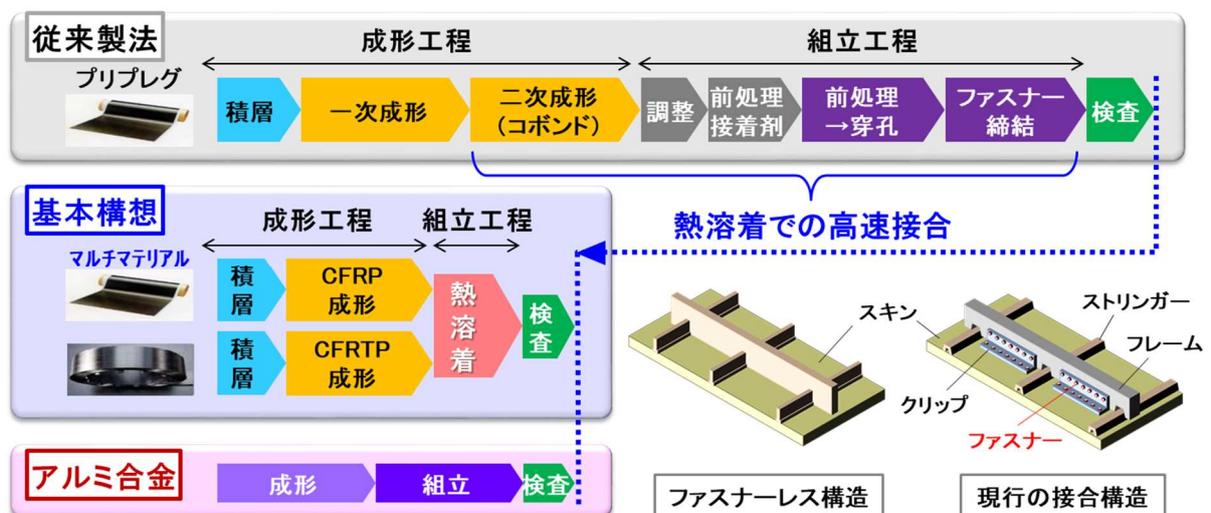


図 2 本事業によるマルチマテリアル系構造と組立工程

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。

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、それに伴っ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。

2. 研究開発の成果

2. 1. 実施項目毎の目標と達成状況

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）			
【中間目標】熱硬化性 CFRP を熱溶着した試験片の接合部の破壊じん性値（ G_{IC} 、 G_{IIC} ）が、従来材の一体成形と同等以上であることを実験的に実証			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・暫定処方にて、中間目標である従来材の一体成形同等以上の G_{IC} 、 G_{IIC} を達成（ただし、ばらつき大）	△ 2022年6月 達成見込	・安定した破壊じん性値（ G_{IC} 、 G_{IIC} ）を発現する接合部の設計	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】熱硬化性 CFRP と熱可塑性 CFRP の熱溶着接合に対応可能とするプリフォームの開発			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・熱硬化性 CFRP と熱可塑性 CFRP の熱溶着接合を工業的に可能とするプリフォームの基本設計が完了	△ 2022年12月 達成見込	・プリフォームの作製	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】ワンパスの接合時間 10 分以内において、厚みの寸法誤差 1%以下			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・平板試験片で、中間目標を達成する超音波スポット溶着条件を策定（溶着時間 1 分以下／厚みの寸法誤差 0.5%）	○	・部材サイズでの超音波溶着条件の設定 ・誘電溶着法および抵抗溶着法でのベンチマーク実施	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】□500mm 相当の要素形状での実証			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・□500mm デモンストレーターの熱溶着組立を熱板溶着で実証し、基本コンセプトの成立性を確認	○	・熱溶着組立デモンストレーションの完成度向上	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】マルチマテリアル系への先進評価法（OHT, OHC, NHT, NHC, CAI）の適用による材料物性の取得			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・強度／損傷シミュレーションにより、熱溶着接合前後の接合基部が母材同等の力学特性であることを確認した。	○	・接合部の信頼性検証方法の方針策定	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】マルチマテリアル系での接合基部のデータベース構築			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・データベース取得の一巡目が完了し、溶着層による接合基部の特性変化は無視できることを確認した。	△ 2022年12月 達成見込	・低温／吸水環境下での試験環境整備および耐久性評価の開始	・研究開発計画に沿った事業の実施

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）			
【中間目標】接合面近傍の□5mm の層間剥離、φ3mm の空隙を検知可能な非破壊検査手法の同定			
成果	達成度	今後の課題	解決方針
・レーザー超音波＋独自の画像解析により、中間目標を達成可能な見通しを得た。	△ 2022年12月 達成見込	・部材形状での欠陥検出精度の検証	・研究開発計画に沿った事業の実施

達成度：◎大きく上回って達成、○達成、△達成見込み、×未達

2. 2. 成果の詳細

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）

＜検討内容＞

航空機向け熱硬化性 CFRP の熱溶着を実現する材料を開発すべく、東北大および金沢工大での評価／フィードバックをもとに、材料設計および熱溶着による接合条件の抽出を行った。

＜研究成果＞

- ・接合特性の安定発現が今後の課題ではあるものの、暫定処方にて、中間目標である従来材の一体成形同等以上の G_{IC} 、 G_{IIC} を達成した（表 1、図 3）。

表 1 熱溶着可能な航空機向け熱硬化性 CFRP の開発状況

※シングルラップシ	中間目標	最終目標	開発材料		従来材一体成形
			暫定処方	中間評価処方(想定)	
溶着方法	熱板溶着	高速熱溶着	熱板溶着	熱板溶着	溶着層なし
接合時間	10分以内	3分以内	6分	6分	数時間のオートクレーブ成型
G_{IC} (CV)	600J/m ² (-)	600J/m ² (≤10%)	1400J/m ² (>20%)	1400J/m ² (≤10%)	600J/m ² (≤10%)
G_{IIC} (CV)	2000J/m ² (-)	2000J/m ² (≤10%)	2000J/m ² (>20%)	2000J/m ² (≤10%)	2000J/m ² (≤10%)
接合強度※	-	≥30MPa	≥30MPa	≥30MPa	30MPa

青字: 中間目標

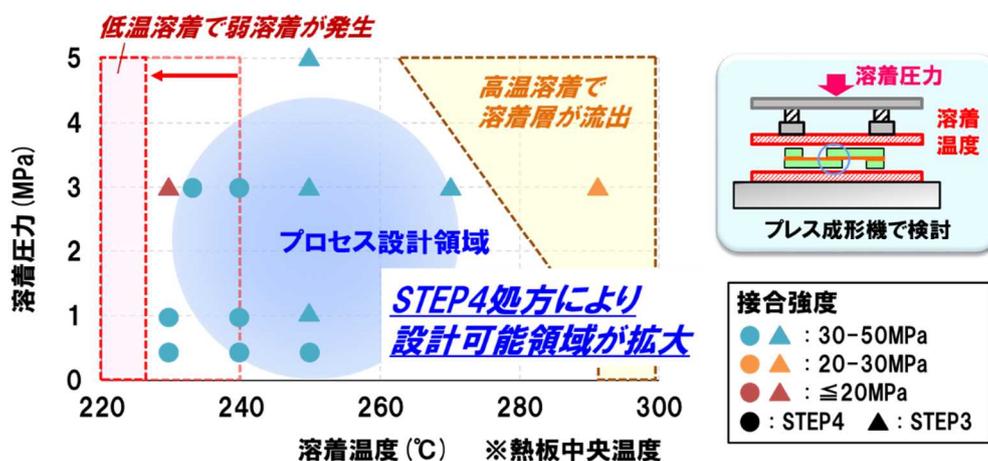


図 3 熱板溶着における接合条件の影響

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）

＜検討内容＞

解析ツールを用いて、高レート生産性の実証モデルとなるデモンストレーターのプロトタイプ（表 2）を設計し、各要素部材を熱溶着可能な熱硬化性 CFRP で試作するとともに製造条件に関する基本データを収集した。

<研究成果>

- ・熱硬化性 CFRP と熱可塑性 CFRP の熱溶着接合を工業的に可能とするプリフォームの基本設計が完了した (図 4)。
- ・デモンストレーターのプロトタイプ#1 を設計、熱可塑クリップによるマルチマテリアルモデルを決定した (表 2、図 5)。

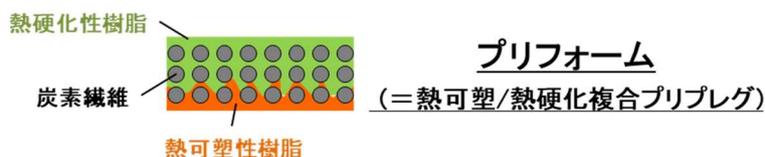


図 4 プリフォーム概要

表 2 デモンストレーターへのアプローチ

	プロトタイプ#1	プロトタイプ#2	プロトタイプ#3~	デモンストレーター
狙い	形状・構造の成立性検証	熱溶着コンセプトの成立性検証	マルチマテリアルの成立性検証	高レートプロセスの成立性検証
部材	熱硬化性CFRP (既存技術)	熱溶着可能な熱硬化性CFRP (試作材)	熱溶着可能な熱硬化性CFRP (試作材)	熱溶着可能な熱硬化性CFRP (開発材)
	—	—	熱可塑性CFRP (既存技術)	熱可塑性CFRP (開発材)
形状	航空機構造の要素形状モデル	航空機構造の要素形状モデル	航空機構造への適用開発モデル	航空機構造への適用開発モデル
組立	接着剤 (既存技術)	熱溶着 (2次元)	熱溶着 (3次元)	熱溶着 (3次元)

デモンストレータープロトタイプ

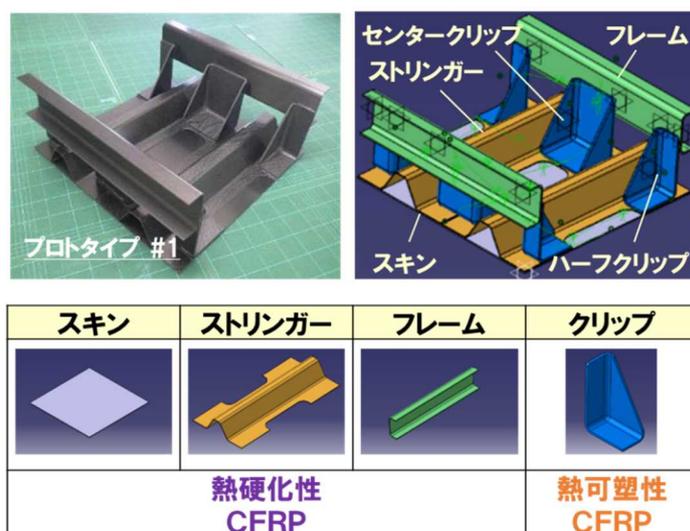


図 5 プロトタイプ#1 とデモンストレーターのマルチマテリアル化の方針

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）

<検討内容>

加熱冷却システムの異なる各種溶着装置（表 3）を設置して、平板形状の材料を用いてプロセスウィンドウを把握し、高速高強度接合に向けた課題を抽出した。

<研究成果>

- ・平板試験片で、中間目標を達成する超音波スポット溶着条件を策定した（図 6）。
（接合時間 1 分以下／厚みの寸法誤差 0.5%）

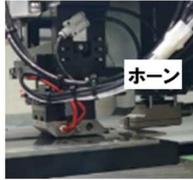
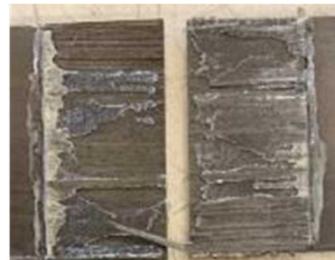
種類	誘導溶着機	抵抗溶着機	超音波溶着
装置外観			
溶着原理	誘導加熱	通電加熱	摩擦加熱
特徴	非接触溶着が可能	大面積溶着が可能	スポット溶着に好適
課題	局部溶融の精度・安定性	導電体が接合面に残存	部材同士の固定方法

表 3 導入した各種溶着機の概要

材料	1.6mm厚のSTEP3熱硬化CFRP エネルギーダイレクターあり
接合強度 寸法精度	36MPa (シングルラップシヤ) 厚み精度:0.5%



破断面写真

図 6 超音波スポット溶着試験片のシングルラップシヤ試験後の破断面写真

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）

<検討内容>

既存の熱硬化性 CFRP で製作した航空機要素形状のモデル部材をエポキシ系接着剤を用いて組み立て、形状・構造の成立性を検証した（プロトタイプ#1）。さらに同形状のモデル部材を熱溶着可能な熱硬化性 CFRP（産業用）で製作し、熱溶着コンセプトの成立性を検証した（プロトタイプ#2）。

<研究成果>

- ・□500mm デモンストレーターの熱溶着組立を熱板溶着で実証し、基本コンセプトの成立性を確認した（図 7）。

熱溶着可能な熱硬化性CFRP(産業用)製パーツ・・・オートクレーブ成形: 130°C × 2hrで製作

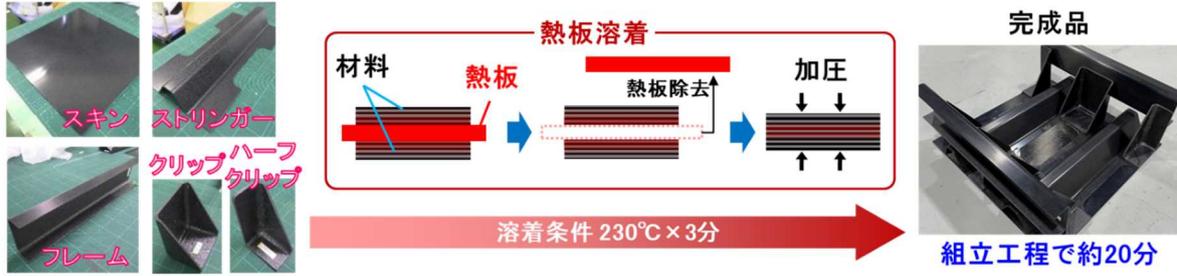


図7 熱板溶着によるプロトタイプ#2の熱溶着組立

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）

<検討内容>

熱溶着接合前後の接合基部の力学特性および接合部の信頼性を実験/シミュレーションの両面から検証し、材料設計にフィードバックした。

<研究成果>

- ・力学特性評価および強度/損傷シミュレーションにより、熱溶着接合前後の接合基部が母材同等の力学特性であることを確認した（図8、9）。
- ・面外衝撃試験を実施し、溶着部（熱可塑性樹脂層間および熱可塑性-接合基部層間）に剥離が生じないことを確認した（図10）。



図8 解析モデル(左)および評価試験片①～③の概要(右)

実験条件

参考試験規格 SACMA SRM 5R (OHT), 3R (OHC)

- ①コントロール材: [45°/0°/-45°/90°]_{2s} 16ply
- ②熱溶着接合前: 溶着層/[45°/0°/-45°/90°]_{2s} 16ply/溶着層
- ③熱溶着接合後: [45°/0°/-45°/90°]_s 8ply/溶着層/[45°/0°/-45°/90°]_s 8ply

解析条件

FEM: LS-DYNA, 8 節点 6 面体要素

溶着層: 等方性弾性体、接合基部層: 直交異方性弾性体

対象面は z=0 の境界条件で表現

層間剥離, 0° 層スプリッティングを結合力モデルで表現

試験片②および③の熱可塑性樹脂/CFRP 層間は CFRP 層間と同じ G_{Ic}/G_{IIc} を適用

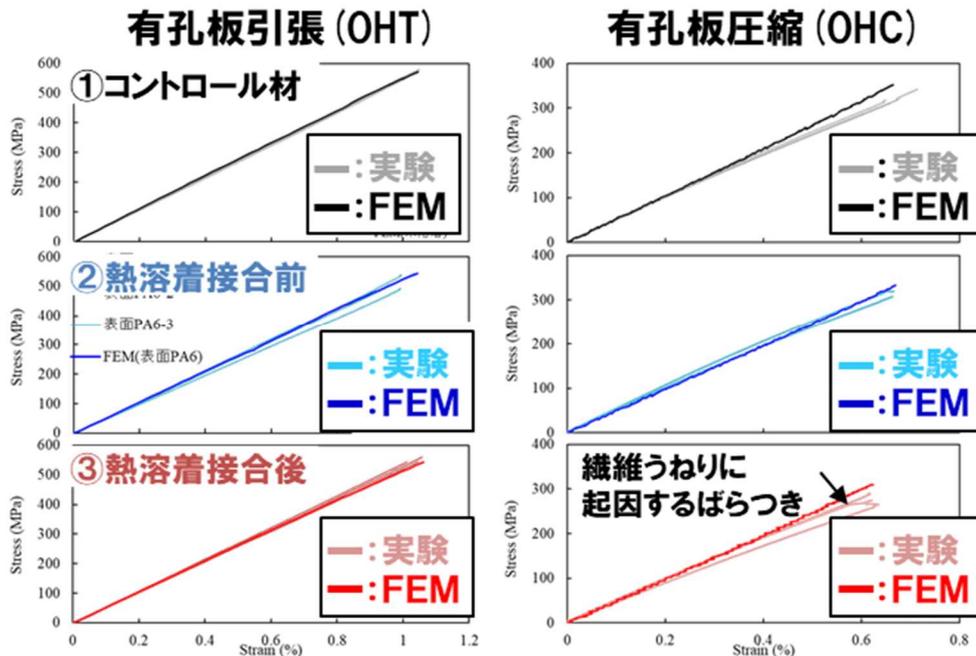


図9 評価試験片①～③におけるOHT、OHCの応力-ひずみ線図

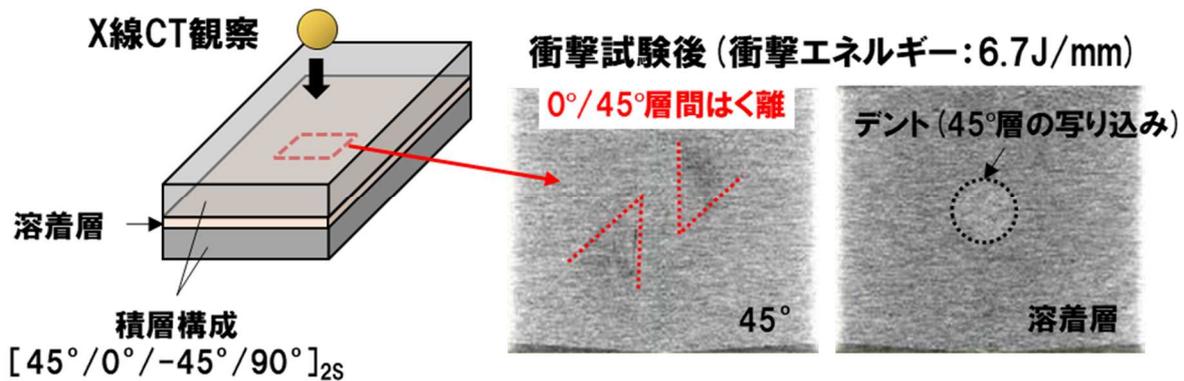


図10 面外衝撃試験後試験片のX線CT観察写真

実施項目 B-2：マルチ材料系の物性データベース構築（金沢工大）

<検討内容>

溶着層の導入による接合基部の力学特性変化について、オートクレーブ成形およびプレス成形したコントロール材を比較対象とした系統的なデータベースを構築し、材料設計にフィードバックした。また、接合部の接合特性について、系統的なデータベースを構築し、材料設計および熱溶着プロセス設計にフィードバックした。

<研究成果>

- ・データベース取得の一巡目が完了し、溶着層による接合基部の特性変化は無視できることを確認した。

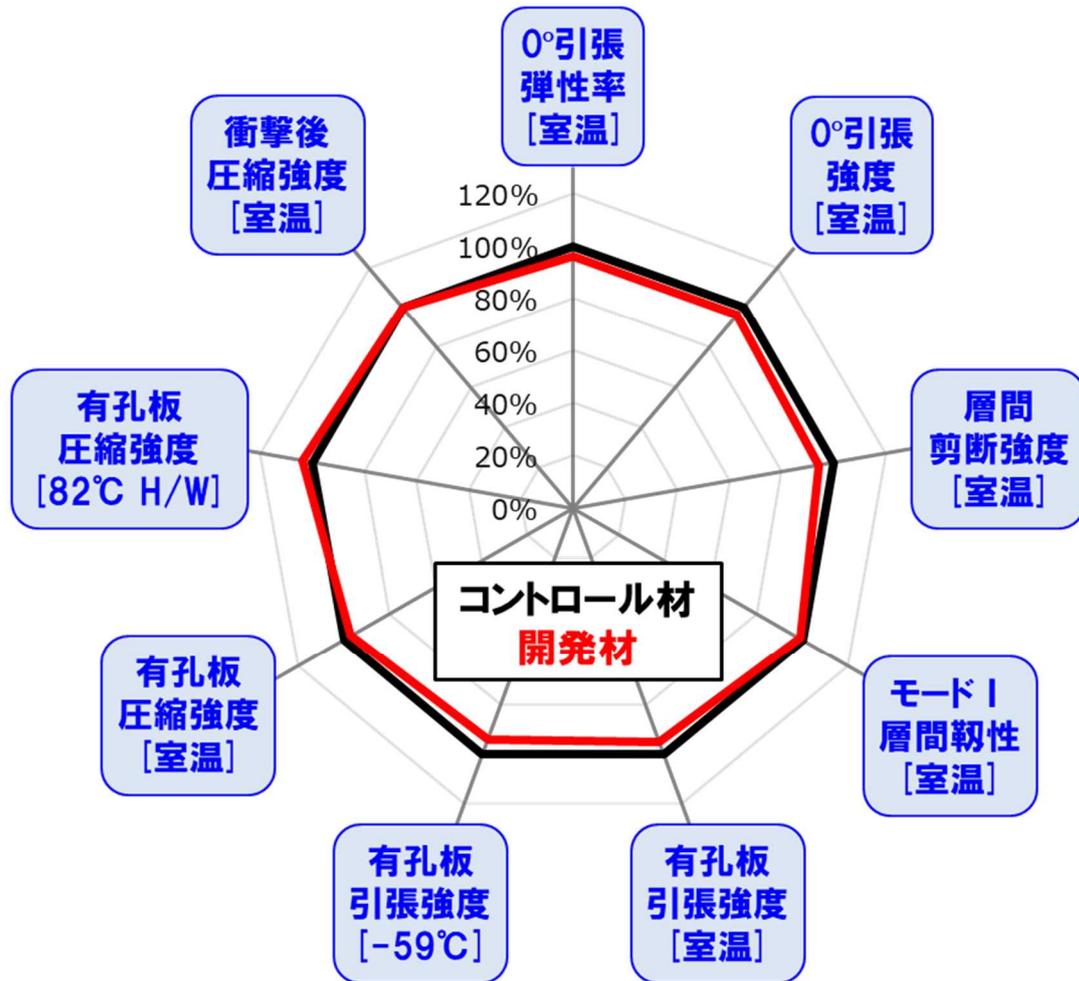


図 11 熱溶着可能な熱硬化性 CFRP (開発材) の力学特性評価結果

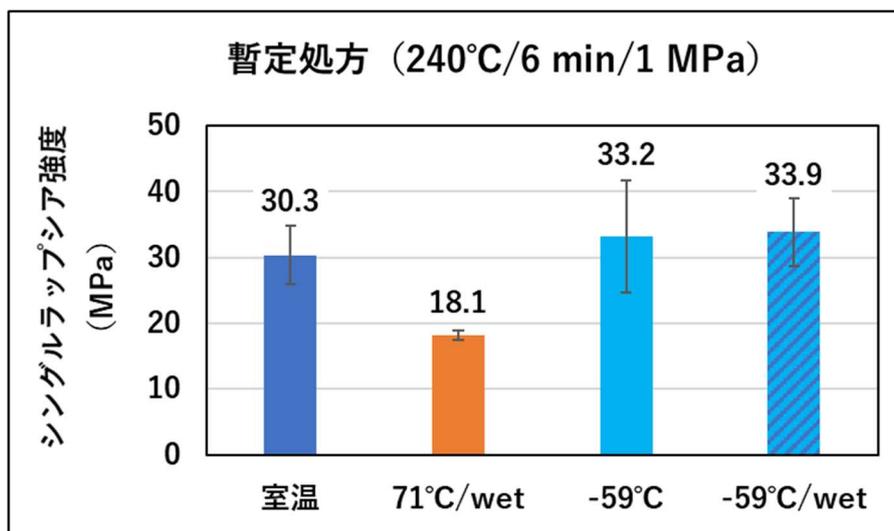


図 12 熱溶着後の暫定処方試験片のシングルラップシア強度

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)

<検討内容>

レーザー超音波映像に独自開発の画像解析を行うことにより、平板接合部の欠陥検出能

の向上を図った。また、格子投影法を用いた非接触 3 次元計測システムの試作と CFRP 接合パネルの反り分布計測を実施した。

<研究成果>

- ・レーザー超音波+独自の画像解析により、中間目標を達成可能な見通しを得た。

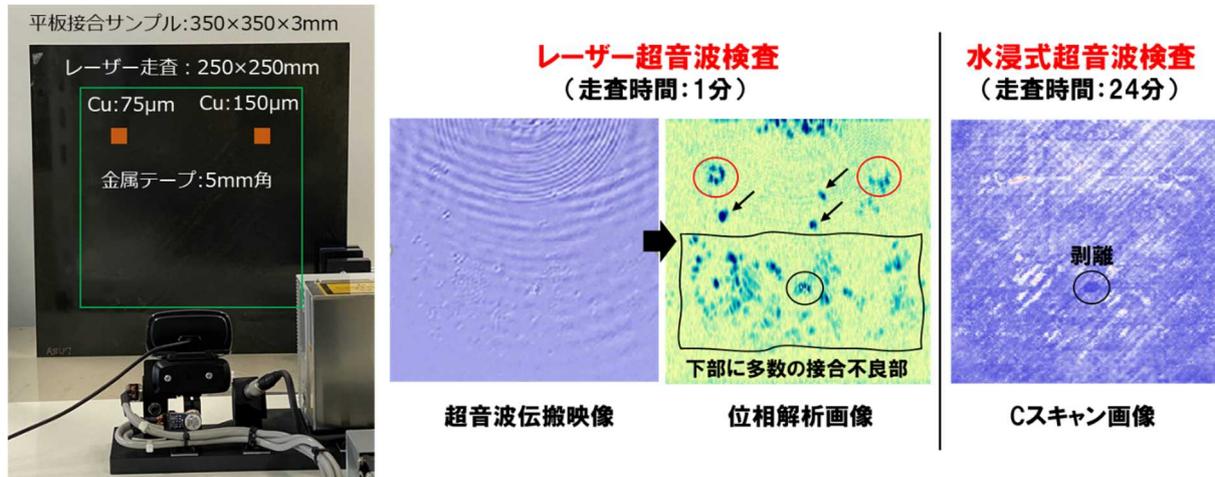
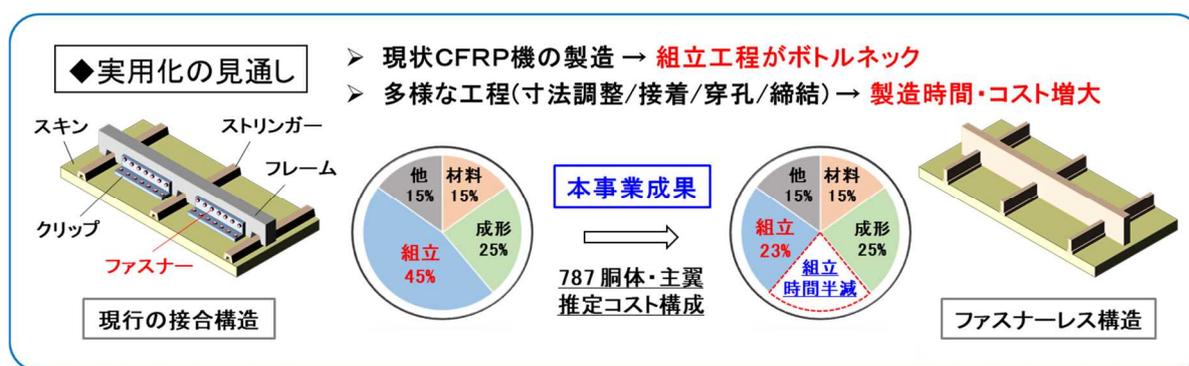


図 13 レーザー超音波検査システム (左) およびその超音波伝搬画像 (中央左) と位相解析画像 (中央右)、水浸式超音波検査の C スキャン画像 (右)

・成果の実用化に向けた取組及び見通しについて

1. 成果の実用化に向けた戦略

本事業の成果は、単に航空機構造の高レート生産技術という個別の技術的進歩に留まらず、これにより、航空機産業における我が国の地位を強化するものである。加えて、その成果は航空機機体構造の設計と製造システム全体を変革させる可能性があり、これを我が国が世界に先んじて実証・実装することにより、航空機産業における我が国の地位を単なる材料や部材のサプライヤーの地位から脱却させ、強化する効果も期待される。



日本航空機開発協会の調査結果によれば、2017年の世界の航空宇宙部門の売上高（Boeing等の完成機メーカーおよびサプライヤー含む）は、ランキング100位までの合計で6,024億ドルであるが、国内メーカーの売上高の合計は約150億ドルにとどまる。一方、CFRP機体であるBoeing 787における国内部材メーカーの担当割合は35%と高く、しかもその主構造CFRP向けプリプレグは東レが全量を供給する。すなわち、機体のCFRP化は我が国の航空機産業の成長を支えており、仮に現状高レート生産性で優位なアルミ合金構造が次世代機に採用されると我が国の航空機産業は一気に競争力を失い、二次下請けの部品メーカー、設備メーカーへの影響は甚大となる。

逆に、本事業の成果により新規のマルチマテリアル系構造機体を成立させる技術を世界に先行して構築・保有することができれば、我が国の航空機産業はCFRP材料と部材の供給者の立場から、部材メーカーと協力して設計を含む機体構造・生産システムを握る立場へと大きく成長、飛躍する機会を得る。

また、将来の高レート生産機種へのCFRP化は航空機産業全体のサステナビリティにも資する。全日空の公開資料によれば、従来アルミ合金機体に対しCFRP機体は軽量化によって運行時のCO₂排出量を20%低減する。次世代の高レート製造機種へのCO₂総排出量は地球環境に大きな影響を及ぼすと予想され、機体のCFRP化を推進することは環境の観点から非常に大きい意義を有する。

さらに、本事業で創出された超軽量CFRPマルチマテリアル系構造とその高レート生産技術は、航空機の機体構造だけでなく、UAMやUAV（ドローンを含む）などいわゆる次世代モビリティ飛行体構造、自動車構造などにも応用展開が可能であり、こうした産業における我が国の主導的な地位強化にも繋がる。

2. 成果の実用化に向けた具体的取り組み

本事業成果の航空機用途での実用化には、長期の認定プロセスと高額な費用が必要となる。また、想定される本事業の成果は、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、実用化のためには航空機メーカーの協力を得ながら開発を推進する必要がある。

東レは、これまでもBoeing機種への材料サプライヤーであるだけでなく、該社と機体用CFRP材料の開発、認定過程などで密接かつ直接連携してきた歴史を有し、特に、2014年以降は部材の設計・材料・成形加工などより多岐にわたる分野において共同開発を実施している。そ

の枠組みを活用して、実用化に直結する研究開発方針や目標を設定することで、実用化に向けて航空機メーカーがスムーズに受入可能な要素技術パッケージ（材料・ドキュメント）を提案することが可能になる。

本事業の成果を我が国発の技術として確立しつつ、航空機のメインプレイヤーである Boeing のボリュームゾーンの機種に CFRP を展開することは、独自の機体開発プログラムをほとんど有しない我が国が世界の航空機産業のキーテクノロジーを握る最短の技術実装アプローチの策である。

ボーイング社との連携

- ・ CFRP適用の促進に向けて、設計・材料・部品生産の広範な領域に対して、ボーイング社と東レが共同開発を進めることで合意（2014年公表）
- ・ 共同開発の枠組みを活用して、本プロジェクトで開発した新技術の評価や目標設定を実施中



B社によるプレスリリース(2019年1月)

- ・ 将来航空機に必要な技術分野の協力強化でMETIと合意
- ・ 対象技術:電動化技術、**複合材製造技術**、自動化技術
- ・ 複合材製造技術の材料メーカーは**東レ**のみ出席

3. 成果の実用化の見通し

航空機メーカーである Boeing は本事業推進によってもたらされる成果の意義を、当該機種競争力の強化と環境保護の観点で高く評価している。Boeing 研究開発組織のうち、熱硬化性 CFRP の開発拠点であるシアトルの組織だけでなく、熱可塑性 CFRP の開発拠点であるセントルイスの組織、さらには技術経営トップ層においてまで、本事業成果の価値が認識されており、本事業成果は同社の機体に迅速に実装される可能性が高い。

以上のように、本事業成功によって期待される効果は、次世代航空機産業における我が国の地位強化のみならず、CFRP 機体構造とその生産システム全体の変革をリードすることによる新しい航空機産業競争力の獲得にも繋がるものである。加えて、航空機産業のみならず、次世代モビリティなど幅広い産業へと波及が期待できる。

(添付資料)

・特許論文等リスト

1. 東北大学

表 論文、外部発表等の件数 (内訳) 【2022年3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	-	12	-	-	-	-	-	-
2021FY	4	-	15	5	1	-	-	2	-
合計	8	0	27	5	1	0	0	2	0

※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) 【2022年3月末現在】

区分 年度	特許出願		
	国内	外国	PCT 出願※
2020FY	0	0	0
2021FY	1	1	0
合計	1	1	0

※Patent Cooperation Treaty :特許協力条約

【特許】

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	東北大学, JAXA, 三菱重工業 株式会社	特願 2021-511412	国内	2021.9.28	出願	隆起構造および翼	廣田 真他
2	東北大学, JAXA, 三菱重工業 株式会社	17/599,092	外国 (米国)	2021.9.28	出願	Raised structure and wing	廣田 真他

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

【論文】

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, JFST0009	有	2021/1
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, JFST0008	有	2021/1
3	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
4	王晨宇 長嶋利夫	上智大学 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, 論文 ID: 20-00432	有	2021/2
5	Aiko Yakeno	Tohoku Univ.	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
6	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
7	Nagashima,T., Wang C.	Sophia Univ.	XFEM analyses using two-dimensional quadrilateral elements enriched with only the	International Journal of Computational Methods	有	2021/11

			Heaviside step function			
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	有	2022

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	所属	タイトル	会議名	発表年月
1	安田 英将 河合 宗司	川崎重工業 (株) 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
2	千葉一永 石川晴基 大庭芳則 大林茂	電気通信大 学 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	17 th International Conference on Flow Dynamics	2020/10
3	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Bagus Nugroho* Shigeru Obayashi	Tohoku Univ. *Melbourne Univ.	Ultra-fine surface roughness effect on boundary layer transition	Seventeenth 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	Seventeenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD)	2020/10
5	Shingo Hamada, Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi, Bagus Nugroho*	Tohoku Univ. *Melbourne Univ.	Small wavy roughness effect on T-S wave and three- dimensional transition	73rd Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics	2020/11

			by Direct Numerical Simulation		
6	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	【招待講演】大阪大学 MMDS モデリング部門ワークショップ「工学と数学の接点を求めて」	2020/11
7	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
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	Wang, C., Nagashima, T.	Sophia Univ.	Damage Propagation Analyses of CFRP Laminate subjected to out-of-plane load by XFEM	Eccomas Congress 2020 and 14th WCCM	2021/1
10	Shugo Date, Yoshiaki Abe, Takeki Yamamoto, Tomonaga Okabe	Tohoku Univ.	Effects of fiber and resin properties on composite wing design using multiscale framework	14th World Congress in Computational Mechanics (WCCM) ECCOMAS Congress 2020	2021/1
11	伊達周吾 阿部圭晃 山本剛大 岡部朋永	東北大学 東北大学 東北大学 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
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	Yoshiaki Abe,	Tohoku	Optimum structure	EUROGEN2021	2021/6

	Shugo Date, Keiichi Shirasu, Hikaru Takami, Tomonaga Okabe, Shigeru Obayashi	Univ.	design of aircraft wings using carbon fiber reinforced plastics (CFRPs)		
14	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
15	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
16	Aiko Yakeno, Shigeru Obayashi	Tohoku Univ.	Traveling-wave propagation in the swept leading-edge boundary layer at high Reynolds number	International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM)	2021/8
17	王晨宇, 長嶋利夫	上智大学	結合カ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
18	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
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	Makoto Hirota, Yuki Ide and Yuji Hattori	Tohoku Univ., JAXA	Modeling of Crossflow-Induced Boundary Layer Transition	APISAT2021	2021/11
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	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
23	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2 9回機械材料・材 料加工技術講演会 (M & P 202 1)	2021/11
24	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(J CCM-13)	2022/3
25	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(J CCM-13)	2022/3
26	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 北部支部講演会	2022/3
27	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 北部支部講演会	2022/3

(b)新聞・雑誌等への掲載

番号	所属	タイトル	掲載誌名	発表年月
1	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	2021/9/14
2	東北大学 焼野藍子、大林 茂	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	2021/9/14
3	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	2021/9/15
4	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	2021/9/21
5	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	2021/11/10
6	川崎重工業（株） 安田 英将	川重、「富岳」で航空機燃費評価	日経産業新聞	2021/12/2

(c)その他

番号	発表者・所属	タイトル	イベント名・発表名等	発表年月
1	大林 茂・東北大学	(長年にわたり流体力学分野の教育と研究に従事し、流体力学の発展に顕著な功績を収めた。特に、CFDとその応用としての多目的設計探査、データ同化の研究などで多数の卓越した業績を挙げた。)	第99期（2021年度）日本機械学会流体力学部門「部門賞」	2021/11
2	焼野藍子・東北大学	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「竜門賞」	2022/2

2. 川崎重工業株式会社

表 特許の件数（内訳） 【2022年3月末現在】

区分 年度	特許出願		
	国内	外国	PCT 出願 [※]
2020FY	0	0	0
2021FY	2	0	0
合計	2	0	0

※Patent Cooperation Treaty :特許協力条約

【特許】

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	津田駒工業 (株)	特願 2022- 003781 号	国内	2022/1/13	出願	自動繊維束配置 装置	西村 勲、 石田 恭之
2	川崎重工業 (株)	JP2021115704	国内	2021/7/13	出願	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

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

3. 東レ株式会社

表 論文、外部発表等の件数（内訳） 【2022年3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	0	0	0	0	0	0	0	0	0
2021FY	0	0	1	0	0	0	0	0	0
合計	0	0	1	0	0	0	0	0	0

※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）

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	所属	タイトル	会議名	発表年月
1	小林 博	東レ株式会社 複合材料研究所	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	2022/1/24