

「次世代構造部材創製・加工技術開発」

## 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<br>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 - 12   |
| 2.1 NEDO が関与することの意義 .....          | I - 12   |
| 2.2 実施の効果（費用対効果） .....             | I - 12   |
| 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 - 11  |
| 2.3 研究開発の運営管理 .....                | II - 12  |
| 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 - 13  |
| 3. 情勢変化への対応 .....                  | II - 14  |
| 4. 中間評価結果への対応 .....                | II - 15  |
| 5. 評価に関する事項 .....                  | II - 15  |
| 3. 研究開発成果について .....                | III - 1  |
| 1. 事業全体の成果 .....                   | III - 1  |
| 2. 研究開発成果の概要 .....                 | III - 1  |
| 3. 研究開発成果の詳細 .....                 | III - 16 |
| 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. 実用化に向けた戦略 .....                 | IV - 7   |
| 2. 市場動向と売上損益見通し .....              | IV - 5   |
| 3. 実用化に向けた具体的取り組み .....            | IV - 18  |
| 4. 実用化に向けた課題と解決方針 .....            | IV - 27  |
| 5. 実用化の見通し .....                   | IV - 33  |
| 6. 競合する技術・事業との比較 .....             | IV - 39  |
| 7. 波及効果 .....                      | IV - 47  |

- 別添 1 次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）  
RIMCOF 技術研究組合
- 別添 2 次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）  
株式会社ジャムコ
- 別添 3 航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）  
川崎重工業株式会社
- 別添 4 航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）  
東京大学
- 別添 5 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-繊維開発-  
宇部興産株式会社
- 別添 6 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-部材開発-  
株式会社 IHI
- 別添 7 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-部材開発-  
シキボウ株式会社
- 別添 8 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-部材開発-  
川崎重工業株式会社
- 別添 9 航空機用構造設計シミュレーション技術開発  
東北大学

（添付資料）

- ・プロジェクト基本計画
- ・特許論文等リスト

概要

最終更新日 2020年9月15日

|                    |  |          |        |
|--------------------|--|----------|--------|
| プログラム（又は施策）名       |  |          |        |
| プロジェクト名            | 次世代構造部材創製・加工技術開発   | プロジェクト番号 | P15006 |
| 担当推進部/<br>PM、担当者   | 材料・ナノテクノロジー部 PM 氏名 長島敏夫（2020年8月～2020年9月現在）<br>材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 飯山和堯（2019年9月～2020年9月現在）<br>材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 松井克憲（2020年4月～2020年9月現在）<br>材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 桑原智彦（2020年7月～2020年9月現在）   |          |        |
| 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CO <sub>2</sub> 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. 事業の位置付け・必要性について | <p><b>【事業の必要性】</b><br/>                 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今後20年間で、累計約3万から3万5千機（4～5兆ドル程度）となる見通しである。「航空構造ビジョン（平成27年12月11日）」では、国内航空機産業は2020年までに売上高2兆円に、2030年には3兆円を達成としている。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。<br/>                 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。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。</p> <p><b>【政策的位置づけ】</b><br/>                 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><b>【NEDOが関与する意義】</b><br/>                 NEDOは第三期中期目標におけるミッションとして、「我が国の経済社会が必要とする具体的成果を創出するとともに、我が国の産業競争力の強化、エネルギー・環境制約の克服に引き続き貢献するものとする。」ことを掲げている。<br/>                 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。</p> |          |        |



2. 研究開発マネジメントについて

|  |  |                         |               |               |               |               |               |
|--|--|-------------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| <p>事業の目標</p>   | <p>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とである。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、2030年において、25万トンのCO<sub>2</sub>排出量を削減することを目標としている。</p> <p>研究開発項目①-2においては、複合材構造部材に関して、アルミニウム合金構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の研究開発、複合材構造に由来する内部剥離等の検査技術確立、及び複合材本来の特性を生かした軽量化技術開発を実施する。軽金属構造部材に関しては、マグネシウム合金の開発、加工法の開発とその信頼性の向上検討を実施し、マグネシウム合金の航空機構造材料への適用技術開発を実施する。総合調査研究に関しては、国内外の研究開発動向や政策支援の状況、ボーイング、エアバス等OEM、及びエアラインの動向等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していくための調査を実施する。</p> <p>研究開発項目②-2においては、民間航空機の中小型複雑形状部材の製造に適用可能な小型タイプ自動積層装置による、航空機用複合材の積層技術を開発する。</p> <p>研究開発項目③-2においては、航空機用難削材の加工プロセスについて、有限要素法や有限体積法に基づくシミュレーション技術及び切削理論に基づくコンパクトでかつ高度な解析技術を開発する。</p> <p>研究開発項目④-2においては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として開発が期待されているCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMC材料及び高性能SiC繊維を開発する。</p> <p>研究開発項目⑤においては、設計初期段階から空力と構造及び強度解析をシームレスに連成することで、高い次元での多目的最適設計が可能なシミュレーターを開発する。</p> |                         |               |               |               |               |               |
| <p>事業の計画内容</p>   | <p>実施事項</p>  | <p>2015fy</p>           | <p>2016fy</p> | <p>2017fy</p> | <p>2018fy</p> | <p>2019fy</p> |               |
|  | <p>研究開発項目①-2</p>   |                         |               |               |               |               |               |
|  | <p>研究開発項目②-2</p>   |                         |               |               |               |               |               |
|  | <p>研究開発項目③-2</p>   |                         |               |               |               |               |               |
|  | <p>研究開発項目④-2</p>   |                         |               |               |               |               |               |
|  | <p>研究開発項目⑤</p>   |                         |               |               |               |               |               |
| <p>開発予算<br/>(会計・勘定別に事業費の実績額を記載)<br/>(単位：百万円)</p> <p>契約種類：<br/>○をつける<br/>(委託(○) 助成( ) 共同研究(負担率( )))</p> | <p>会計・勘定</p>   | <p>2015fy</p>           | <p>2016fy</p> | <p>2017fy</p> | <p>2018fy</p> | <p>2019fy</p> | <p>総額</p>     |
|  | <p>一般会計</p>  | <p>—</p>                | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      |
|  | <p>特別会計<br/>(電源・需給の別)</p>  | <p>679</p>              | <p>1,274</p>  | <p>2,961</p>  | <p>3,214</p>  | <p>2,749</p>  | <p>10,877</p> |
|  | <p>開発成果促進財源</p>  | <p>—</p>                | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      | <p>—</p>      |
|  | <p>総予算額</p>  | <p>679</p>              | <p>1,274</p>  | <p>2,961</p>  | <p>3,214</p>  | <p>2,749</p>  | <p>10,877</p> |
|  | <p>(委託)<br/>(助成)<br/>: 助成率△/□<br/>(共同研究)<br/>: 負担率△/□</p>  | <p>679</p>              | <p>1,274</p>  | <p>2,961</p>  | <p>3,214</p>  | <p>2,749</p>  | <p>10,877</p> |
| <p>開発体制</p>  | <p>経産省担当原課</p>   | <p>製造産業局 航空機武器宇宙産業課</p> |               |               |               |               |               |

|            |                                   |  |
|------------|-----------------------------------|--|
|            | プロジェクト<br>リーダー                    | 国立大学法人東京大学 大学院工学系研究科 航空宇宙工学専攻教授：青木 隆平  |
|            | 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） | <p>研究開発項目①-2<br/>委託先：RIMCOF 技術研究組合－再委託 東京大学、京都大学、熊本大学、神戸大学、九州大学、立命館大学、名古屋大学、九州工業大学、JAXA、三菱エンジニアリング、豊田工業大学 ー共同実施 秋田大学<br/>委託先：ジャムコー再委託 東京農工大学、JAXA ー共同実施 東京大学</p> <p>研究開発項目②-2<br/>委託先：川崎重工業－再委託 津田駒工業 ー共同実施 金沢工業大学</p> <p>研究開発項目③-2<br/>委託先：東京大学－再委託 東京電機大学、東京農工大学、東北大学、新潟県工業技術総合研究所、広島大学</p> <p>研究開発項目④-2<br/>委託先：宇部興産－再委託 群馬大学、山口東京理科大学<br/>委託先：IHI－共同実施 東京大学、東北大学、JAXA、東京理科大学<br/>委託先：川崎重工業－再委託 豊田自動織機、イビデン、東京大学、東京工科大学、ー共同実施 JAXA<br/>委託先：シキボウ</p> <p>研究開発項目⑤<br/>委託先：東北大学－再委託 川崎重工業、東レ、東京工業大学、上智大学、東京理科大学、JAXA、SUBARU、電気通信大学 ー共同実施 三菱重工業、IHI</p>                            |
| 情勢変化への対応   |                                   | <p>研究開発項目④-2 は、CMC を取り巻く環境の変化から、部材開発を加速するために、2015 年度に宇部興産の再委託先であった IHI、シキボウ、川崎重工業を委託先とした。</p> <p>研究の進捗に合わせて、再委託先・共同実施先を追加して必要な研究体制を構築した。具体的には、2016 年度に川崎重工業㈱の共同実施先として JAXA を、㈱IHI の共同実施先として東京理科大学を加えた（研究開発項目④-2）。2017 年度に川崎重工業㈱の再委託先として東京工科大学を（研究開発項目④-2）、㈱ジャムコの共同実施先として東京大学を、再委託先として JAXA を加えた（研究開発項目①-2）。2018 年度に RIMCOF 技術研究組合内の分担先として不二ライトメタル㈱を（研究開発項目①-2）、RIMCOF 技術研究組合の再委託先として九州大学を（研究開発項目①-2）、東北大学の再委託先として㈱SUBARU 及び電気通信大学を、共同実施先として三菱重工業㈱及び㈱IHI を（研究開発項目⑤）、東京大学の再委託先として広島大学を（研究開発項目③-2）追加した。</p> <p>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、研究開発方針の修正等情勢変化に対する対応を行った。</p> |
| 中間評価結果への対応 |                                   | <p>・中間評価（研究開発項目④-2 及び⑤）のポイント</p> <p>①各グループ間での連携が希薄に感じられるため、研究成果の相互の関連性を認識する機会を出来るだけ設けて情報の共有化を行うなど、有機的な連携体制の構築を望む。</p> <p>②実用化に向けては使用する際の制約や条件に対応した信頼性が求められるため、定量的な指標を用い、客観的表現で研究結果を評価する必要がある。</p> <p>・反映（対処方針）のポイント</p> <p>①基本的に部材開発は競争領域であるが、協調できる領域については、現在実施している年 2 回の実施者横通しの技術会議を利用してサプライチェーンの上下間での素材への要求特性、材料の特性等の情報共有をより一層進め、連携ができる目標設定を検討する。</p> <p>②ユーザーメーカーとの情報交換を行い、実用化に必要な特性に関する数値目標を検討し、各実施者の目標設定に反映する。</p>  |
| 評価に関する事項   | 事前評価                              | 2015 年 2 月実施 担当部 電子・材料・ナノテクノロジー部   |
|            | 中間評価                              | 2017 年 9 月実施 担当部 材料・ナノテクノロジー部  |
|            | 事後評価                              | 2020 年 11 月実施予定 担当部 材料・ナノテクノロジー部   |

|                      |  |
|----------------------|--|
| <p>3. 研究開発成果について</p> | <p>1. 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」<br/>【最終目標（2019年度）】</p> <p>複合材構造部材</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>確立した高生産性・低コスト生産技術の要素技術を、航空機の適用部位を明確にして、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。</li> <li>確立した複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を用いて、航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。</li> <li>複合材由来の欠陥等の検査技術の外部審査によるTRL7を取得する。</li> </ul> <p>軽金属構造部材</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>マグネシウム合金において、明確にした航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。</li> </ul> <p>総合調査研究</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>航空機の方法評価から設計、製造、運航に至るまでの各フェーズにおいて、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等を明確化する。</li> </ul> <p>【研究開発成果の概要】</p> <p>(1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究</p> <p>① 広域歪み分布計測システム</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>従来機へのSHMシステム適用により、メンテナンスコストを20%低減できることを確認した。また、エアラインとの情報共有、協議を通じて実用化に向けた技術課題を明確化し、更に、BOCDA-SHMシステム仕様をまとめ、有識者ヒアリング・ディスカッションを通じてBOCDA-SHMで想定される認証プロセス及び今後の開発課題について明らかにした。</li> </ul> <p>② 複合材構造衝撃損傷検知システム</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>実用化データ取得のために必要な検討および予備試験を実施し、装置の機能／安全性を確認した。更に、SHM認証の有識者、関係者と共に設定した実証試験計画に基づき、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。</li> <li>適用構想の構造様式・荷重条件・変形モード等を考慮に入れた最適な損傷検知手法を設定し、適用構想の一つであるBOI損傷検知について、試験・解析、損傷検知方法の評価を実施し、分析用データベース構築を含む分析手法を検討した。また、システム構成要素であるFBGセンサ、計測装置、記録・分析装置の改良、試作、評価を実施し、継続的にハードウェアおよびソフトウェアの改良を進めると共に、将来に向けたシステムの改良構想についても検討を行った。更に、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。</li> </ul> <p>③ 超音波ラム波を用いたSHM技術</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>実機を用いた確認試験および有識者との協議より、飛行試験で実証すべきことを洗い出し、必要なシステムの改良を行った後、飛行実証を行い、飛行前後においてシステムが不具合無く動作することに加えて、本SHMシステムを用いてユーザーが容易に計測できることも飛行試験により確認することができた。また、飛行試験で取得したデータを用い、運用、飛行環境下においても波形の分析結果を見るだけでユーザーが容易に損傷の診断をできることも確認することができた。更に、有識者との協議を通じ、実機適用や認証に必要な様々な知見も得ることができた。</li> <li>損傷、MFCアクチュエータ等、解析に必要な種々要素を簡易にモデル化する手法を考案し、また、考案した手法を適用したより複雑な補強パネル中を伝搬する超音波の挙動の解析を通じ、共に、実測と良く一致する結果を得ることができた。また、損傷を有する補強パネルの解析を実施し、損傷による波形の変化がどの程度の範囲で起こるかを推測することができた。これらの知見を活用することで最適なセンサ/アクチュエータ配置が可能となった。更に、反解的有限要素法により、補強パネルにおける超音波の理論的な挙動を解析し、同手法がSHMシステムのアクチュエータ/センサ配置器および波形分析の理論的裏付けとして有用であることを確認した。</li> </ul> <p>④ ボルトレス組立</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>プロセスの異なる二種類の手法の特性を評価し、それぞれの処理条件の最適化により、目標である接着剤凝集破壊(せん断強度30MPa相当)を達成、及び従来手法(プラズマ処理)と同等以上の強度特性(実用接着剤凝集破壊レベル)が得られることを確認した。</li> <li>コニングル材の編成によるプリフォーム技術を活用した複雑形状(I型ストリン</li> </ul> |
|----------------------|--|

ガ)の製造性を評価し、強度試験により従来材と同等以上の強度を確認した。また、従来のオートクレーブ成形に代わる電磁場急速昇温成形技術によって、コニングル材C型プリフォームを用いた連続成形試作(長さ600mm)を行い、技術コンセプトの成立性を実証した。また、成形後にPad-UP付与やコンター付与などの後加工技術の基礎検証を行い実用化に向けての課題整理を実施した。

⑤ 高速成形技術開発

- ・熱硬化材の特性および解析技術等を活かして部品の板厚や形状を工夫し、高速成形可能かつ強度特性を向上させた部品の設計・試作・評価を通じて、航空機の適用部位を明確にした
- ・開発した高速成形技術を用いて成形した小型・中型の模擬部品に対して強度試験を行い、従来の部品に対して同等の重量かつ同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適した強度特性を持つことを確認した。
- ・適用先部品として選定したシアタイおよびスタンションの模擬部品に対して、実機量産部品の実績と本研究の試作結果に基づく試算により、従来部品の半分以下の成形時間および70%程度の製造コストで製造可能なことを確認した。

⑥ 一体成形翼構造

- ・重量同等で製造コストを48%削減できるボックス一体ハイブリッドコキユア技術について、複合材ボックス構造の成形プロセスを確立するとともに、ボックス強度試験より技術的成立性を確認し、目標を達成した。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト34%低減について実現の目途を得た。
- ・試験時間を70%以上削減可能であることを確認し達成した。現状の国際標準による試験法(SAE試験標準)に本システムを反映するべくSAE委員会に参加・調整し、放電探知試験技術に係る試験法を標準に盛り込む目途を得た。
- ・本研究にて提案するハイブリッド積層構造が雷撃損傷度合いを82%抑制できることを確認するとともに、コスト80%、重量4kgを削減できる耐雷システムの成立性を明らかにした。

⑦ KUMADAIマグネシウム合金の材料開発

- ・φ29mm小型押出ビレットを用いた実験結果を基にしたφ69mm大型押出ビレットを用いた試作実験により、Mg-0.9 at%Zn-2.05 at%Y-0.15 at%Al成分を持つ合金により、押出速度約870 mm/min、引張降伏応力407 MPa、伸び14%、腐食速度 0.6 mm/year以下、発火温度750℃以上を達成するとともに、追加目標値である破壊靱性値( $K_{Ic}$ 値) 20 MPa·m<sup>1/2</sup>以上、き裂進展速度目標を達成した。
- ・大型素材製造工程を考慮し、最適化学成分としてMg - 8at% Al - 4at% Ca - 0.02 at%Mnを明らかにした。これにより押出速度500 mm/min、引張耐力250 MPa、伸び5%、1 w/v%NaCl水溶液浸漬試験における腐食速度 0.6 mm/year以下、発火温度750℃以上を達成した。

⑧ KUMADAIマグネシウム合金の航空機構造適用

- ・鑄造不燃マグネシウム合金の大型素材製造における品質の安定化と低コスト化を達成する技術の確立を目指し、押出ビレットの鑄造プロセス及び熱間押出プロセス条件の最適化を行った。その結果、実部材を想定したアングルやチャンネル、Tバーなどの型材において、耐力250MPa以上、伸び5%以上の機械的特性を有する20m超の大型素材の製造が可能となる技術開発に成功した。
- ・鑄造不燃マグネシウム合金が適用可能な部品としてクリップなどの二次構造部品を選定し、10%以上の軽量化が可能であることを確認した。また、これらの二次構造部品の試作評価を行い、既存の工程にて製作可能であり、表面処理、塗装を施工することにより、部品としての耐食性も良好であることを確認できた。材料特性の評価を行い、引張耐力250MPa、伸び5%以上のプロジェクト目標をクリアしていることを確認した。また、発火温度は1000℃以上であり、目標を大幅にクリアしている。最後に材料スペック要求内容を検討し、今後、実機適用に必要なスペック要求を整理できた。

⑨ 総合調査研究

- ・「SHM実用化」では、エアバスとの協同研究(JASTAC-II)やJAXA保有機体での飛行試験をとりまとめてTRL7達成に貢献するとともに、米国・Sandia研究所との連携をとりまとめて、認証取得・実用化への道筋を明らかにした。
- ・「高レート設計・製造技術開発」では、欧州機関との共同研究(EFFICOMP)のとりまとめや、研究開発期間途中での体制強化(新規再委託先追加等)を行い、TRL5達成に貢献した。
- ・「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」では、研究開発期間途中での体制強化(材料メーカー参画)、第三者計測機関を活用した試作材特性の客観的評



価とりまとめを行い、目標達成に貢献した。

(2) カーボンハニカムパネル開発

- ・軽量化目標をおおよそ達成したカーボンハニカムパネルを開発し、耐空性評価(耐火・強度)を実施することで実用可能性の妥当性について確認した。
- ・複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発に関しては3次元湾曲パネルの製造技術を確認し、試験片の製作を完了した。

2. 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」

【最終目標(2019年度)】

(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

- ・種々の複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。
- ・将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。

(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

- ・種々の複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。

【研究開発成果の概要】

- ・本開発の成果として、国産初となる小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機を開発した。
- ・本積層機は、高精度アームロボットに小型積層ヘッドを搭載することで、曲面など複雑形状のCFRP部品の自動積層を、国産機として初めて実現した。

3. 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」

【最終目標(2019年度)】

- ・予測技術の精緻化を図り、発展させて、加工費あるいは加工時間を30%以上削減する高性能加工技術を確認する。

【研究開発成果の概要】

①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

この課題における成果としては、シミュレーションによる切削過程と剥離の解析が可能であることと、これを併用して開発された技術が、工具メーカーが推奨している従来の切削条件や工具寿命の実績に対して大幅な改善が得られたことである。

難削材の切削における作業改善には、被削材が高価であり、適用可能な工具や切削条件を得るには、人件費も含めて多くの試験費が必要である。このような現状に対して、難削材であるCFRPやチタン合金の切削を対象としたシミュレーションにより、切削条件や工具の選定に対する時間とコストを削減し、作業改善を図った。このことは航空機産業だけでなく、他の製造メーカーにおいても適用可能であり、デジタルツインに基づく技術開発に発展できる。

一方、その成果として得られた穿孔技術は、いずれも目標よりも高いレベルでの改善を達成している。そのため開発技術は、航空機製造において大幅なコストダウンが期待でき、経済性に対するインパクトがある程度見込まれる。この成果は航空機産業だけでなく、CFRPやチタン合金を部材として使用する自動車等の他の産業における製造プロセスにも適用可能であるため、開発技術の波及効果は大きい。

②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

次世代アルミリチウム合金の平面大型薄物部材の加工において現状の課題となっている切削加工後の歪みに対して、切削残留応力を制御することで歪みを軽減可能な革新的な加工技術として、反転バニシング切削技術を開発した。また、反転バニシング切削の加工条件を最適化するために、バウシング効果を考慮することで反転バニシングを再現可能な有限要素法解析モデルを開発した。これにより、Al-Li合金の平面大型薄物部材の切削加工後の歪みを大幅に低減することが可能となり、歪み矯正のための後工程を省略し製造コストの削減が可能となる。

工具開発を主としたミスマッチやびびりの発生を無くす手仕上げ不要な加工技術や加工条件の高能率を可能とする工具ホルダー設計技術開発により、ほぼすべての機体に適用されているアルミ合金のポケット形状部品を想定した標準的なモデルについて、30%以上の加工時間短縮を実証し、生産コスト削減の要求への対応を可能とした。また本開発技術は国内の中小企業が多く保有する中小型加工機での高能率化が可能であることから、今後の生産増における新規参入にもつながる。

③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

機体製造企業では、疲労試験結果から現状レベルと同等あるいはそれ以上の疲労寿命が期待

できるとの見通しを得られたことから、現状のドリル加工＋リーマ加工の代替に適用できる可能性が高いと判断している。そのため Boeing777-X の中央翼への展開として、チタン部品の大口径孔専用加工機からオービタル加工機への置き換えを検討している。期待される効果として、ドリルステップを削減できるため工具コスト削減の可能性、バリ取り時間の削減による組立時間の削減、品質の安定化、加工環境（切削油剤飛散防止、切屑のパキューム吸出し）がある。これは作業効率の向上と労働作業現場の改善にもつながる。

企業では中央翼等 難削材、厚板 構造組立を対象とし、オービタル穿孔適用箇所することで従来ドリル加工に対し約 10%程度のコスト削減が見込ると試算している。

本方法を大口径、厚板等の類似の条件であれば航空機機体以外への適用の可能性があり、穿孔加工品で疲労寿命を期待する軸受等に EV 用モータ等の部品にも展開が期待できる。

#### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

市販のロボットは搬送や組立を主目的として開発されており、その位置決め精度や軌跡精度は一般のマシニングセンターなどの工作機械に対して大きく劣っている。本研究ではレーザートラッカーでロボット手先の指令軌跡と実際の動作軌跡との誤差を測定し、指令手先経路を補正することによって、ロボットの軌跡精度や実際に加工した際のポケットの深さ精度をロボット可動範囲のうち大きな範囲（縦 1m × 横 2m）で改善することができた。ロボットでの加工精度が向上したことにより、大型部材である航空機フレーム用アルミニウム押出材へのポケット加工を、将来的に現在行われているようなアルカリ溶液によるエッチングではなく、より環境負荷の小さい切削加工で、大型 5 軸マシニングセンターを使用するよりも小さい設備投資やランニングコストとなるロボットで実現できる端緒ができた。ロボットによる加工が浸透すれば、ロボットの利用用途や市場を大きく広げることができるようになる。

また、加工後に行われるワーク板厚測定作業を自動化するシステムを開発した。このシステムは ATC で利用できるように、測定以外のふき取り動作などはプローブ押し付け力を利用して作動するよう設計製作された。これにより、現在手作業で行われている加工後の切りくずふき取り作業や板厚測定作業を自動システム化しロボットに置き換えることが可能となった。また、将来的にロボットが加工も担うようになった際も、切削工具と測定システムを持ち替えながら作業を進めることが可能となった。

#### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

応答曲面法を基にした実験計画法により、アルミ合金母材上に中間層 Ni-Cu 合金および最上層ステンレス合金を積層するための最適条件を明らかとした。アルミ合金母材上への Ni-Cu 合金の積層造形では、レーザー出力を大きく、粉末供給量を小さくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。また、送り速度に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離して凹部が形成され、表面性状は劣悪となった。一方、Ni-Cu 合金上へのステンレス合金の積層造形では、レーザー出力を小さく、送り速度を大きくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。粉末供給量に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合は造形物内部にクラックが発生して大きな空隙が形成され、大きすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離する現象が認められた。造形物の剥離が発生する条件では造形物/母材界面で金属間化合物が形成されており、線膨張係数など材料特性の違いから欠陥が発生することが明らかとなった。したがって、これらの欠陥を抑制するためには、母材や供給材の組み合わせによりレーザー出力や送りなどの造形条件を選定することが重要である。また、積層造形と切削加工の二つの工程をオンマシンで実施することにより、各工程での段取替えが不要となり、トータルの加工時間の短縮が実現できた。LMD による金属 AM-切削加工の複合化技術は、粉末床熔融結合法（Powder Bed Fusion: PBF）と切削加工の複合化技術と比較して高能率であり、時間的制約などにより PBF では造形が不可能と考えられる大型部品の製造において能力を発揮できることが明らかとなった。本技術の欠陥発生時の現象観察や発生した欠陥のデータベース化により欠陥生成機構の解明を図ることにより、金属 AM の高度化に大きく寄与できたと考えられる。

### 4. 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

#### (1) CMC 材料の開発

##### 【最終目標（2019 年度）】

- ・ 1400℃×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を製造可能な、引張強度 2.0GPa 以上の SiC 繊維の低コスト量産プロセスを確立する。
- ・ 室温引張強度 200MPa 以上、1400℃×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。

##### 【研究開発成果の概要】

- ・ 連続焼結プロセスを確立し、低コスト量産プロセスを実現するため、連続焼結プロセスを検討した。連続焼結プロセス設備を設置し、強度 2GPa 以上の SiC 繊維の試作が可能となっ

た。

- ・平均室温引張強度として292MPaが得られる材料を開発した。EBC施工後のCMCに対し、1400°C×400Hr水蒸気環境に暴露し、曲げ強度の低下率を計測し、平均強度低下率5%であることを確認した。

## (2) 高性能 SiC 繊維の開発

### 【最終目標（2019年度）】

- ・引張強度3.0GPa以上で高温クリープ特性に優れるSiC繊維を開発、さらに試作条件を確立し、CMC部材評価用試料を供給する。
- ・高性能SiC繊維における三次元プリフォームの量産を可能とするプロセスを開発し、繊維体積割合30%以上のプリフォームを試作する。
- ・開発したSiC繊維が、CMC材料に適用可能であることを確認する。

### 【研究開発成果の概要】

- ・ラボスケールで合成したポリマーの繊維化を実施。強度3GPa以上かつ耐クリープ特性に優れたSiC繊維が得られた。上記ポリマーの試作及び紡糸・焼結等の試作条件を確立し、少量サンプルを試作。CMC部材評価用として提供を行った。
- ・高性能SiC繊維においても必要とされるVf30%を大きく上回る約35%の良質な三次元プリフォームを製造することに成功した。
- ・耐熱温度1400°Cをさらに向上させた高性能SiC繊維のCMC適用化を繊維の特性評価によって検討した。繊維の耐熱性と屈曲性を両立したことで、CMCへの適用可能性を見出し、1400°C級CMCのさらなる耐熱性向上の可能性を示した。

## 5. 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### 【最終目標（2019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。

### 【研究開発成果の概要】

#### (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

- ・本項目で開発したシミュレーターは、空力・構造・破壊解析をシームレスに連成することで、これまで逐次的に翼形や設計条件を変えながら実行せざるを得なかった解析を、パラメータ設定から構造サイジングによる非破壊機体解の取得まで自動で行うことが可能となった。
- ・これにより高並列計算機の利用が初めて可能となり、数百機クラスの解析を同時並行で行えるようになったことで、CFRP主翼の多目的設計のパレート面を得るための空力・構造設計パラメータ収斂に要する時間は数百分の一に短縮された。
- ・さらに、解析時間のボトルネックとなる空力解析において簡易解析手法の高度化により大幅な時間短縮が実現され、航空機開発の時間的コストを削減可能な技術の開発という観点で大きく寄与があった。
- ・また本項目で開発した機体設計シミュレーターは川崎重工業に引き渡しシミュレーターの実行検証を行った。

#### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

- ・ストリンガーパネル試験片の衝撃後圧縮試験に関して、強度低下量に対しても解析結果と試験結果との差異は10%以下となることを見込まれた。
- ・OHT強度試験に関して、供試体の種類8種類中2種類（4分の1）以上が削減可能となり、供試体数においても77体中15体（約19%）の削減が可能となることを見込まれた。

#### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

- ・流線モデルと深層学習を利用した低計算コストの曲線繊維配向最適化シミュレーターを開発した。
- ・トウプリプレグを切断・積層する小型のヘッドと、コンピュータ数値制御を用いた位置決め装置を持つ簡易AFP装置を作製し、最適化された曲線繊維複合材が、従来の直線繊維複合材よりも高い強度を有することを実験的に示した。

#### (4) 層流化技術開発

- ・後退翼における圧縮性三次元境界層の乱流遷移を高い精度で予測するため、直接数値計

|                       |  |      |      |     |      |                      |       |
|-----------------------|--|------|------|-----|------|----------------------|-------|
|                       | <p>算コードおよび非線形安定性解析ツールの開発を行い、安定解析と直接数値解析を組み合わせた統合遷移解析システムを構築し、大規模かつ詳細な遷移予測が可能となった。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>これにより、翼面の孤立粗度 (Discrete Roughness Elements ; DRE) による乱流遷移の抑制効果 (層流化効果) を検証し、配置や形状の最適性やロバスト性を調査し、実旅客機の抵抗低減に関し画期的なデバイスの概念を創出した。</li> </ul> <p>(5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>実機規模の複雑形状に適用可能な高速含浸解析およびフローメディア配置を調整する事による含浸条件最適化技術の開発を目標とし、ツールを完成させた。従来ツールでは困難だった実機レベルの大規模解析を実施し、解析結果が得られることを確認した。</li> <li>VarTM、OoA プリプレグによる異種材料ハイブリッド一体構造の変形予測技術開発を達成した。単一樹脂よりも大きな変形を生じた補強パネルの試作品と変形量の比較を行い、よく一致する結果が得られた。</li> </ul> <p>(6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>機体と稼働エンジンとの統合解析を達成し、機体とエンジン・ナセルとの相互作用の予測を可能とする基盤的な技術を開発した。</li> </ul> <p>(7) 非巡航時における高精度非定常流体解析</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>大規模 LES 解析では、レイノルズ数や衝撃波強さの異なる解析ケースを完了し、高速飛行時の非定常剥離流れにおける高精度 LES データベースの構築に成功した。</li> <li>また構築した高精度 LES データベースを基に平衡/非平衡壁面モデル LES を実施し、壁面モデル LES の予測精度および非平衡効果のモデル化について問題点や改善点を明らかにし、当初の目的を達成した。</li> <li>実機設計への適用を見据え、航空機設計で用いられている複雑形状に対応可能な解析手法と壁面モデル LES 技術を組み合わせた手法について、非定常剥離流れにおける解析精度検証を実施した結果、非定常剥離流れに対する推算精度を向上できることが明らかとなった。</li> </ul> <p>(8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>着氷が発生した三次元翼の流れ場を数値計算で解き、三次元性のある着氷形状が流れ場に与える影響を考察し、性能に対する数値計算の精度を検証した。前縁着氷の直後での剥離領域の渦構造を詳細に捉えることができた。また、着氷によって減少する揚力を実験値と比較して良い精度で予測することができた。</li> <li>前縁の防氷システムで溶けた水が後方の翼面上で再凍結する Runback Ice 現象の防止システムを検討した。翼面加熱機構を実現するためには、主翼の構造などにより決定された加熱領域に対し、その前端付近で乱流遷移が起こるような翼型を選定することで、翼型の空力性能への影響を抑えながら良好な加熱性能を得ることが有望であることが示唆された。</li> <li>開発は非常に成功し、5年の計画のところを3年で終了した。研究成果は、共同実施先の企業で実用化され、開発中の航空機の2017年の飛行試験に役立てられた。</li> </ul> |      |      |     |      |                      |       |
|                       | <table border="1"> <tr> <td data-bbox="389 1496 625 1541">投稿論文</td> <td data-bbox="625 1496 1442 1541">22 件</td> </tr> <tr> <td data-bbox="389 1541 625 1585">特 許</td> <td data-bbox="625 1541 1442 1585">44 件</td> </tr> <tr> <td data-bbox="389 1585 625 1653">その他の外部発表<br/>(プレス発表等)</td> <td data-bbox="625 1585 1442 1653">200 件</td> </tr> </table>   | 投稿論文 | 22 件 | 特 許 | 44 件 | その他の外部発表<br>(プレス発表等) | 200 件 |
| 投稿論文                  | 22 件   |      |      |     |      |                      |       |
| 特 許                   | 44 件   |      |      |     |      |                      |       |
| その他の外部発表<br>(プレス発表等)  | 200 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①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発 (第二期)」</p> <p>(1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究</p> <p>① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム</p> <p>TRL9 を目指した SHM 技術開発において、機体製造を行う OEM、ユーザであるエアライン・MRO、サプライチェーンを構成する計測器メーカー・ファイバメーカー等とコンソーシアムを組み、航空局などの意見聴取も行いつつ SHM システムを TRL9 まで引き上げ、認証を取得する。その後、具体的な各機種へのカスタマイズ等の開発を目指す。</p> <p>② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム</p> <p>航空機搭載システムを用いた整備サービス事業の確立には、運用機体でのパイロットケースを通じた実証作業が欠かせない。実用化に向けた課題の解決を行っ</p>  |      |      |     |      |                      |       |



た上で、開発システムによる計測データの取得機会確保・拡大により技術、データの蓄積を行うため、OEM への協業・ソリューションの提案、適用構想・事業成立性に関する再協議に取り組む。

③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

当面は、技術部において業界動向を調査しながら、エアライン、航空局 (JCAB、FAA、EASA 等)、及び機体メーカーとの協業の機会を探求する。同時に、航空以外の分野の調査も行い、当該システムの優位性を生かし、実用化を目指す。

なお、今後の取り組みにおいては、社内有識者等によるゲートチェックを設け、その後の対応を適宜判断することとする。

④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

複合材製航空機構造において、現状のボルト組立と同等の安全性を確保しつつ、低コスト、且つ信頼性の高いボルトレス組立の実用化に向け、平成 31 年 3 月までに以下項目の目途付けを完了した。今後は社内研究として引続き取り組み 5~10 年後の実用化を目指す。

a) 複合材表面活性プロセスの確立 (エポキシ/PEEK 複合材)

b) コミング材ブリフォームによる One Shot 成形技術の開発

⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

高速成形技術開発において得られた高レート製造要素技術の適用先拡大を図るため、2020 年度以降の NEDO プロジェクト等において研究を継続すると共に、自社の航空宇宙機製品への適用検討及び主要航空機メーカーへの適用提案を行う。

⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキュア技術は、当初の目標通り TRL5 の開発を完了した。今後は実用化に向け TRL7 相当の評価を行うため新たなスキームを模索し、フルスケールでの成形性及び製造性の確立を行う。

放電探知技術は、SAE 標準 (米国)、EUROCAE 標準 (欧州) 及び RTCA 標準 (米国) の標準改訂活動を実施しており、2021 年に、放電探知技術が盛り込まれた標準 (SAE ARP5416B) が完成する計画である。

⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発においては、材料の設計指針の確立とその提案を学界の立場から進めるとともに、産業界と連携してサプライチェーンの構築を行っている。

現在、マグネシウム合金の高い溶解・鋳造技術と急冷薄帯製造技術を有する企業と高精度な型押し技術とを有する企業と有機的連携を構築し、一貫製造技術の設計を行っている。また、機体設計・製造技術を有する企業とも連携し、航空機部材での適用先を検討した。

⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の航空機構造適用

材料メーカーにて、海外競争力のある高品質・低コスト材料製造技術を開発した上で、スペック化・許容値取得の検討を行い、将来機種での二次構造部材への適用を目指していく。

(2) カーボンハニカムパネル開発

BFE 製品の場合としてギャレーの実用化・事業化スケジュールについては、2020 年度に社内の材料標準に登録し、2021 年度にターゲットプロダクトを選定する。2022 年度に設備投資及び仕様検討/製品設計を行い、2023 年度に耐空性証明試験を経て生産を開始する。

SFE 製品の場合としてラバトリーの実用化・事業化スケジュールについては、2021 年度に社内の材料標準に登録し、航空機製造会社と協議を行う。2022 年度に設備投資及び仕様検討/製品設計を行い、2023 年度に耐空性証明試験を経て生産を開始する。

2. 研究開発項目②-2 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発 (第二期)」

今回開発したロボット AFP では、炭素繊維に樹脂を染み込ませた中間材料 (熱硬化プリプレ

グ)を1/4インチ程度の細幅にカットした材料(スリットトウ)を用いる。計16本のスリットトウを個別に制御して高速積層することにより、複合材部品の高生産性を実現した。

また、高精度のアームロボットに、小型化した積層ヘッドを搭載することにより、これまでは適用が難しかった曲面のある複雑形状にも対応した。さらに、CFRPの積層作業をロボットが自動で実施することにより、製造工程の低コスト化が見込めるため、航空機や自動車をはじめとする輸送機器分野などへのCFRP部品の利用拡大に貢献する。

### 3. 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」

#### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

##### (1)CFRPとチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔技術

開発工具の製品化のために、協力企業と工具の製造管理と生産能力を図っている。すでに具体的な取り組みを進めているため、1~2年以内に製品化が整う予定である。

##### (2)CFRPとチタン合金の大口径の穿孔

工具寿命に対するさらなる改善に対して工具メーカからの協力を研究開発を進めている。PCD工具によるオービタル加工のフィジビリティスターディを進めているが、実用化の可能性に対する見極めには3年程度必要である。

##### (3)CFRPのトリミング

企業側に開発工具を提供し、実践的な状況で比較を進めたい。現時点では、協力企業を選定している段階である。企業からの要請にもよるが、今後5年程度の期間で、実用化に対する検証と改良を検討したい。

##### (4)切削シミュレーションとCFRPの剥離シミュレーション

シミュレーションについては、ほぼ完成している段階である。切削シミュレーションに関しては、すでに協力企業であるBoeing、川崎重工業、三菱重工業でも使用されており、その他、自動車、工具、工作機械メーカでも実績がある。今後は、さらなる汎用化、高度化を目指していく予定であり、2021年度には、企業に対して有償でのライセンス提供をする予定である。

#### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

Al-Li合金の切削技術開発については、サブスケール部材での残留応力とゆがみの低減について、加工条件を最適値に近づけることができた。2020年度からは企業内において反転バニング切削の実部品スケールでの評価試験を実施する計画であり、航空機全般の平面大型部品のポケット加工への実用化を図っていく。

コンソーシアムメンバー内の機体メーカが中心となり、成果の落とし込みや水平展開の検討を進める。

#### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

これまでに確立したオービタル穿孔技術に関して、企業と検証実験を重ね、孔品質、疲労寿命を維持した上での穿孔時間の短縮を目指す。2020年以降検証実験による実用化を評価、とくに現行加工法の穿孔時間レベルを目指す。その後、疲労寿命を維持しながら、穿孔時間と疲労寿命試験を評価して実機適用機器を選定する。

#### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

東京大学生産技術研究所及び再委託先の広島大学が、CMIメンバー企業5社(うち、SMEメンバー2社)と連携し実施する。計画期間は2016年度より2019年度までの4年間である。中間目標として、平成29年度内に縦0.5m、横1mの大きさのアルミニウム合金のフレーム部品に対して、深さ精度±0.1mmのポケット加工技術を、最終目標として縦1m、横2mの大きさのアルミニウム合金製フレーム部品に対して、深さ精度±0.1mmのポケット加工技術を開発する。

#### ⑤切削-金属ディポジション複合化技術の開発

本課題では、実用化に向けて異種合金の切削-金属ディポジション造形試作評価を実施した。航空機の構造部材として用いられているアルミ合金を母材とし、ステンレス鋼を最上層とした造形を行うための中間層の材質選定、並びに造形条件の最適化を行った。

### 4. 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」

#### (1)繊維開発(宇部興産株式会社)

チラノ繊維SAグレードに関しては、航空機エンジンメーカのエンジン搭載計画に即して高品質で安定供給を実施していく。課題は、航空機エンジンメーカでのSiC/SiC複合材料の部材開発の加速である。そのために、この繊維を安定的に高品質でタイムリーに提供し、顧客側での開発を促進していく。

高性能SiC繊維に関しては、これから量産技術を確立し、高品質なものを安定して供給していく。その後、顧客からの材料認定を頂き、安定して当該高性能SiC繊維を供給していくようになる。なお、実用化の計画に関しては、航空機エンジンメーカのエンジン搭載計画に即す

るようになる。課題は、本事業で達成したラボ品を、さらに性能を改善し、加え量産で安定的に高品質で提供できるようにすることである。そのために、品質のばらつきの要因となる製造プロセスの前工程側を今後検討していく予定である。

(2) 材料開発 (株式会社 IHI)

2020 年度から 2022 年度の NEDO 助成事業の体制も活用しながら、エンジン試験による技術実証ならびに、製造コストの大きな割合を占める EBC と織物についても技術開発を進める。また、これと並行して、量産を見据えた設備投資や生産体制等の検討を進めながら、本事業により開発した CMC の OEM への提案と議論を継続し、2020 年代半ばのエンジン実機開発のプログラムローンチ時点での採用を目指す。

(3) 材料開発 (シキボウ株式会社)

本事業での開発成果を基に 2021 年度から量産に向けた取り組みを開始し、2026 年度から市場投入を開始する。三次元プリフォームの製造方法については、実用化に際してはまだまだ量産性 (速度・自動化等) を上げる開発を行う必要があると考えられる。また、脆性材料である SiC 繊維を用いる為、安定した製造を行うには繊維へのダメージを更に減らす必要があるが、製造プロセスやサイジング工程などの工数増加に繋がり、結果としてコストが増加すると考えられる為、全体的なコストダウンも課題となる。解決策として、三次元プリフォーム自身のコストダウンを検討するのではなく、原材料のロスがより少なくなる方法、後工程を短縮する方法 (例えばより最終形状に近い形状での三次元プリフォーム製造方法の開発) 等について開発を行う。

(4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

2030 年頃 EIS (Entry In Service) が想定されている次期エンジンへの実装を目標に開発作業を進める。CMC 材料製造の高レート・低コスト化については、各製造プロセスに対して、費用項目の抽出を行い、高レート・低コスト化に対する対策案を検討し、効果・難易度より改良の実施内容を決める。CMC 燃焼器パネルの実証レベルの向上については、自社エンジンでの実証試験を計画するとともに、OEM でのエンジン実証試験を行うべく OEM の開発計画に含めるための提案活動を実施する。

5. 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

(1) 分野横断 (空力・構造・強度) シームレス機体設計シミュレーターの開発

本項目で開発した機体設計シミュレーターは川崎重工業に引き渡しシミュレーターの実行検証を行った。より詳細な設計要求を含む実機開発において、十分な精度を有するツールとなっているかを検証する必要がある、国内航空産業界にて積極的に利用してもらうことでこれを解決したい。

(2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

プロジェクトで開発した解析プログラムを、既存の CAE システムに組み込んだものをメーカーで実際に利用してもらう。様々な実験との比較を積み重ね、解析手法の妥当性の確認を継続し、実験を数値シミュレーションに置き換えられる事例を増やししながら、開発した解析手法の信頼性を向上させる。

(3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

現時点で具体的な計画の立案には至っていないが、簡易 A F P 装置の安定化と性能向上、力学試験による理論の実証を行う。続いて、必要な材料特性を明らかにし、材料メーカーと協力の上、本技術に適した材料の開発に取り組む。簡易 A F P 装置での基材配置の際にポイドが発生することが多いため、配置精度を向上させ、基材を隙間なく配置し、ポイドを低減する。また、検討対象が既存材料のみであったため、本技術に適した材料の開発も必要である。

(4) 層流化技術開発

実用化に向けた具体的取り組みの一つとして、飛行試験による実飛行条件での実証可能性の探索が挙げられる。国内試験として、まず JAXA あるいは DAS などの機体を用い、表面加工を施したグラブを主翼に取付けるなどして飛行実験を実施する。成果が得られれば、Boeing 社の Eco Demonstrator などを活用し、より大型の機体での飛行実験を実施することも考えている。実用化に向けて、現時点で TRL2、本研究を実施することで 5 年後に TRL5 を達成、継続して飛行試験研究を実施することで更に 5 年後に TRL8 を達成、従って、10 年後に実機への適用が可能となる見込みである。課題として、飛行試験による実飛行条件下での実証がされない場合、実機への適用にあたってはリスクが高い。国内試験から開始し、実績を積みながらより大きな機体へ飛行試験を拡大する。

(5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

現在、本技術を応用するに当たり社内の量産機事業の設計部門及び生産技術部門と連携し、

|               |  |  |
|---------------|--|--|
|               | <p>過去の治具設計データを参考に解析の検証を行い、更なる実用化を進めている。2025年に電動小型航空機の試験機への使用を目指している。複雑形状の含浸シミュレーション技術については実機相当の大規模モデルに適用可能となっているが、樹脂の注入点等の製造条件の最適化を行うためには更なる高速化が課題となる。樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーションについては他の材料への応用も可能であるため、ハイブリッド成型のみならず既存材料等へ解析技術の適用を拡大し、当該技術の検証を行うことが課題となる。</p> <p>(6) エンジン-機体統合性能予測CFD解析技術<br/> 実用化に向けて、必要な以下の要素技術を設定した。<br/> ・ 超高バイパス比対応技術（ショートナセル/スリムナセル）空力荷重特性予測技術<br/> ・ インレット+ファン空力荷重影響予測技術<br/> ・ エンジン-機体統合空力荷重特性予測解析技術</p> <p>(7) 非巡航時における高精度非定常流体解析<br/> 東北大学は壁面モデルLESのさらなる検証と計算コストの削減について学術的観点により研究を進める。川崎重工業は壁面モデルLESを航空機の空力解析ツールに適用し、実機形状での解析精度検証を実施後、段階的に実機開発を想定した空力設計作業への適用を試行する。また、産業利用の観点により課題の抽出を行う。抽出した課題は東北大学にもフィードバックし、必要に応じて共同で課題解決に向けた検討を実施する。壁面モデルLESの検証について、本プロジェクトにおいて基礎的な流れ条件における検証を実施しその有効性が確認できたものの、異なる流れ条件や実機形状における複雑な流れ条件における検証は不足している。今後、さらに幅広い流れ条件での検証を進めるとともに、実機形状において検証を実施していく。計算コスト削減について、壁面モデルLESは航空機の部分解析については可能であるが、全機解析については未だ実用が難しい。本プロジェクトにおいては、この課題を解決するために新しいスキームを開発した。本スキームを用いることで従来スキームに比べて計算コストの削減が可能である。今後、本スキームが航空機設計で用いられるツールにおいて適用可能であることを確認し、その有効性を検証していく。</p> <p>(8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発<br/> 飛行試験に実用化した。今後は設計段階から着氷システムを考慮した開発を行うこと見据えて実用化を図る。</p> |  |
| 5. 基本計画に関する事項 | 作成時期   | <p>2015年2月 作成</p> <p>2016年2月 改訂<br/> ・ 独立行政法人を国立研究開発法人に変更。<br/> ・ 平成27年度技術推進委員会の審議を踏まえ、研究開発項目①の最終目標値（急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金の引張強度（Fty））を500MPaから400MPaに変更し、伸び（EL）の目標値として、5%以上を追加。<br/> ・ 研究開発項目④-2のSiC繊維開発及びCMC部材開発を加速するため、中間目標及び最終目標を変更。<br/> ・ 研究開発項目①の継続テーマとして公募するに際して、①-2を追加。<br/> ・ 研究開発項目②の継続テーマとして公募するに際して、②-2を追加。<br/> ・ 研究開発項目③の継続テーマとして公募するに際して、③-2を追加。</p> <p>2020年2月 改訂<br/> ・ プロジェクトマネージャーの変更。<br/> ・ 表記を西暦に変更。</p> |
|               | 変更履歴   |  |



プロジェクト用語集

| 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  |
| AISC-SHM   | Aerospace Industry Steering Committee on Structural Health Monitoring | SHM システムの航空機適用を目指す SAE の分科会。次代の航空機整備点検方法や設計の変更に SHM を使用するために、（材料などの）認定、信頼性、型式証明などの事項について議論し、見直し、標準化を行う |
| Al-Li 合金   | Al-Li alloy   | アルミニウムにリチウムを添加した低密度合金であり従来 Al 抗菌よりも軽量、高剛性で耐食性が高い   |
| APS        | Atmosphere Plasma Spray   | 大気式プラズマ溶射  |
| ATL        | Automated Tape Laying   | 平面自動積層装置   |
| BN         | Boron Nitride   | 窒化ホウ素：ホウ素の窒化物  |
| BN コート     |   | BN を用いた繊維界面コーティング層のこと。炭素コート(C コート)よりも耐熱性に優れる。  |
| CAD        | Computer-aided Design   | コンピュータを用いて行う設計   |
| CAI 強度     | Compression After Impact  | 横衝撃により内部に発生する損傷を有する CFRP 積層板の圧縮強度  |
| CBM        | Condition Based Maintenance   | 必要と判断された時にのみメンテナンス実施   |
| CDM        | Continuum Damage Mechanics  | 連続体損傷力学モデル   |
| CFD        | Computational Fluid Dynamics  | 数値流体力学   |
| CFRP       | Carbon Fiber Reinforced Plastic                                       | 炭素繊維複合プラスチック   |
| CMAS       | CMAS  | CaO, MgO, Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , SiO <sub>2</sub> を含む砂の総称                                    |
| CMC        | Ceramic Matrix Composites   | セラミック複合材料（セラミックスを SiC 繊維等で強化した材料）  |
| CT         | Computed Tomography   | 物体内部構造を画像として構成する技術，またはそれを行う機器  |

|         |  |   |
|---------|--|---|
| CVD     | Chemical Vapor<br>Deposition                           | 化学気相蒸着法のこと  |
| CVI     | Chemical Vapor<br>Infiltration                         | 化学気相含浸法   |
| C コート   |  | 炭素 (Carbon) を用いた繊維界面コーティング層のこと  |
| EBC     | Environmental<br>Barrier Coating                       | 耐環境コーティング   |
| EIS     | Entry in service                                       | 商業運用開始  |
| FBG センサ | Fiber Bragg Grating<br>sensor                          | FBG とは、光ファイバーの中に、多層の反射層を作りこんだ光ファイバー。反射層の間隔に応じて特定の波長の光を反射する。この波長は、反射層の間隔によって変化するため、FBG 光ファイバーに伸縮が発生すると、それに合わせて反射波長が変化する。構造物の伸縮を、FBG を構造物に貼り付けることで検出する技術。 |
| G コード   | G code   | CNC で用いられている、動作などを命令するための言語   |
| hBN     | Hexagonal Boron<br>Nitride                             | 窒化ホウ素の内、六方晶系のもの   |
| HPT     | High Pressure<br>Turbine                               | 高压タービン：ジェットエンジンの燃焼ガスを運動エネルギーに変換する部位で温度が高くなる   |
| IF 法    | Indentation<br>Fracture method                         | ダイヤモンド圧子をサンプルに圧入し、これにより発生したクラック長さより破壊靱性値を求める測定手法  |
| JAXA    | Japan Aerospace<br>Exploration Agency                  | 宇宙航空研究開発機構  |
| LMD     | Laser Metal<br>Deposition                              | レーザメタルディポジション   |
| MPa     | Mega Pascal  | 圧力の単位   |
| MTO 条件  | Maximum Take off                                       | 離陸時条件   |
| NASA    | National<br>Aeronautics and<br>Space<br>Administration | アメリカ航空宇宙局   |

|                   |  |   |
|-------------------|--|---|
| Ni-Cu 合金          | Ni-Cu alloy                            | ニッケル-銅合金  |
| Normalized Stress | Normalized Stress                      | 正規化応力   |
| OSU               | The Ohio State University              | オハイオ州立大学  |
| PBF               | Powder Bed Fusion                      | 粉末床溶融結合法（パウダーベッドヒュージョン）                                 |
| PIP               | Polymer Infiltration and Pyrolysis     | ポリマー含浸焼成法   |
| RT                | Room Temperature                       | 室温  |
| Run out           | Run out                                | 想定時間またはサイクルで破断しなかった試験片の試験時間表記方法                         |
| Rupture           | Rupture                                | 破断  |
| SHM：構造健全性診断       | Structural Health Monitoring           | 構造物に貼付もしくは埋め込んだセンサの情報に基づき、構造の健全性（損傷の有無や歪み等）を診断する技術。     |
| Si                | Silicon                                | シリコン，ケイ素  |
| SiC               | Silicon Carbide                        | 炭化ケイ素：ケイ素と炭素の化合物  |
| SiC/SiC           |  | SiC 繊維ならびに SiC 母相からなるセラミックス複合材料のこと。                     |
| SiC 繊維            | SiC fiber                              | SiC（炭化ケイ素）からなるセラミック繊維                                   |
| Strain            | Strain                                 | 歪み  |
| Temp.             | Temperature                            | 温度  |
| TIT               | Turbine Inlet Temperature              | タービン入り口温度   |
| 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               |
|                   |  |   |
| VaRTM             | Vacuum Assisted Resin Transfer Molding | VaRTM 法は RTM 法の一種であり、素材を積層後、真空にしてから熱硬化性樹脂を含浸して加熱硬化する成型法 |
| XFEM              | The eXtended FEM                       | 従来の有限要素法における形状関数を拡張して、要素分割と独立にき裂をモデル化可能とする方法            |
| アールエス 232 シー      | RS-232C                                | データをやり取りするためのシリアル通信の規格                                  |

|                |                                  |   |
|----------------|----------------------------------|---|
| アールエスアイ        | Robot Sensor Interface (RSI)     | KUKA 社製ロボットの機能のひとつ、現在位置などの情報をロボットのコントローラ外に出力できる                   |
| インレット          | inlet                            | エンジンナセルの空気取り込み口   |
| エロージョン         | Erosion                          | ガス流に含まれる砂粒等による円寺院部材の物理的な減肉現象                                      |
| エンドミル          | end mill                         | 底刃と側刃で加工が可能な切削工具  |
| 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  |
| オートツールチェンジャー   | Auto Tool Changer (ATC)          | 自動工具交換装置。マシニングセンターに搭載されている、加工中に命令によって必要な工具に換装する機能                 |
| オービタル穿孔        | Orbital drilling                 | 切削工具が自転運動しながら公転運動して穿孔する技術   |
| カーボンハニカムパ      | Carbon honeycomb panel           | CFRP(カーボン繊維を補強材とした FRP)を表面材とし、ハニカムコアをサンドイッチした構造を持つパネル             |
| カプラント          | Couplant                         | 超音波測定器の探触子と測定対象物の間に塗布することで、超音波が物体へと伝播しやすくするための液体                  |
| ガラスハニカムパネル     | Glass honeycomb panel            | GFRP(ガラス繊維を補強材とした FRP)を表面材とし、ハニカムコアをサンドイッチした構造を持つパネル              |
| ギャレー           | Galley                           | 航空機の厨房設備  |
| ケミカルミリング       | Chemical milling                 | 化学的に金属を溶解させることにより、金属部品の特定の領域を減肉加工する加工法                            |
| コーティング         | Coating                          | エンジンの部材の最外面を覆う保護材   |
| ハイブリッド<br>コキュア | Hybrid Cocure                    | 2 種類の熱硬化性樹脂の材料を硬化時に接着させること。本研究では VaRTM と 0oA プリプレグの 2 種類を一体で成型する。 |
| コロージョン         | Corrosion                        | ガス流によるエンジン部材の化学的な酸化・減肉現象  |
| コンピュータ数値制御     | Computer Numerical Control (CNC) | 工具の移動量や移動速度などをコンピュータによって数値で制御すること                                 |



|             |                          |  |
|-------------|--------------------------|--|
| サイズ剤        | Sizing agent             | サイジング剤、収束剤とも。セラミックス繊維は燃られておらず、一体となっていないため、そのままでは製織が困難である。サイズ剤を用いることで、複数繊維を束ね、製織を可能とする。また、摩擦性能を向上させる機能を有する。 |
| シュラウド       | Shroud                   | 回転翼の外周に位置するエンジン部品  |
| シュラウドサポート   | Shroud Support           | シュラウドをエンジン本体に取り付ける際のインターフェース   |
| ショートインレット   | Short inlet              | 軸長を短縮したエンジンナセルのインレット形態   |
| スリムナセル      | Slim nacelle             | 外径を小さくしてナセル厚さを薄くしたエンジンナセル形態  |
| セラミックス複合材料  | Ceramic Matrix Composite | セラミックス複合材料のこと。本件では、特にセラミックス繊維およびセラミックス母相からなる複合材料を指す  |
| デラミネーション    | Delamination             | 炭素繊維強化プラスチック (CFRP) などにおいて孔入口や出口の端面や層間で樹脂が剥離する現象   |
| ナセル         | nacelle                  | エンジンを覆う流線形フェアリング   |
| カーボンハニカムパネル | Carbon honeycomb panel   | CFRP(カーボン繊維を補強材とした FRP)を表面材とし、ハニカムコアをサンドイッチした構造を持つパネル  |
| バーナー        | Burner                   | バーナーリグ試験, エロージョン試験, コロージョン試験で用いた, 火炎発生装置または火炎  |
| バイパス比       | BPR                      | エンジンコアとバイパスの流量比  |
| ハイブリッド      | Hybrid Cocure            | 2種類の熱硬化性樹脂の材料を硬化時に接着させること。本研究では VaTM と 0oA プリプレグの2種類を一体で成型する。  |
| ハニカムコア      | Honeycomb core           | ハニカム構造で構成された、軽量で高強度のコア材  |
| バニシング加工     | Burnishing               | 加工面に工具を押し付け、押しならすことで微小な塑性変形を利用して滑らかな仕上げ面を得る加工法である  |
| バリ          | Burrs                    | 材料を加工する際に発生する突起  |
| ファン         | Fan                      | エンジン前方に設置された圧縮機<br>高バイパス比エンジンの推力を生成する機能を有する  |

|           |                                    |  |
|-----------|------------------------------------|--|
| フック部      | Hook                               | シュラウドをシュラウドサポートに取り付ける際の保持部   |
| プリフォーム    | Preform                            | 最終製品を成形する際の間製品。本件では、繊維織物や繊維織物の繊維界面コーティングを施したものを指す  |
| 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                     |
| ブリルアン散乱   | Brillouin Scattering               | 光が物質中で音波と相互作用し、振動数がわずかにずれて散乱される現象のこと   |
| ブレード      | Blade                              | ラビング試験の際に使用する回転翼の模擬材   |
| ポケット加工    | Pocket machining                   | 部品の領域を減肉する加工   |
| ポリマー含浸焼成法 | Polymer Infiltration and Pyrolysis | 液状セラミックス前駆体ポリマーをプリフォームに含浸させ、その後焼成することにより、セラミックス母相を形成する手法。本件では、前駆体ポリマーに対し、フィラーを添加した場合も含める |
| ボンドコート    | Bond Coat                          | EBC や TBC において、接着性向上を目的に被対象物表面に施工するコーティング層   |
| マシニングセンター | Machining Center (MC)              | 工具を自動交換する機能を持った、フライス型の切削加工装置   |
| マトリックス    | Matrix                             | 母相。ここでは、複合材料を形成する組織の内、繊維ならびに繊維界面コーティング相を覗いた部分を指す。  |
| ムライト      | Mullite                            | 酸化アルミニウムと二酸化ケイ素からなる化合物   |
| メゾスケールモデル | Mesoscale Model                    | ユニットセルを均質化したモデルと、繊維等のマイクロ組織を考慮した詳細モデルの中間に位置し、両者を関係づけるためのモデル                              |
| メディア      | Media                              | エロージョン試験の際に使用する、砂粒の模擬材   |
| ユーディーピー   | User Datagram Protocol (UDP)       | インターネットやローカルエリアネットワークなどで標準的に使われているプロトコルの一種   |
| ユニットセル    | Unit Cell                          | 周期的な構造を持つ CMC の構成単位  |
| ラバトリー     | Lavatory                           | 航空機の化粧室  |
| ラビング      | Rubbing                            | 回転翼とその外周に位置するシュラウドが熱伸び差により接触し、シュラウド側を削る現象  |

|            |                                    |   |
|------------|------------------------------------|---|
| ラボビュー      | LabVIEW                            | テスト、計測、および制御が必要なアプリケーション向けの NI 社製システム開発ソフトウェア   |
| ラム波        | Lamb waves                         | 超音波の一種であり、薄板を長距離伝搬する特徴があるため、薄板である航空機構造の検査に適する   |
| リーマ        | Reamer                             | ドリルなどで空けられた穴の径を広げたり、形状を整えたりする工具である。   |
| リセション      | Recession                          | SiC/SiC における水蒸気酸化に伴う減肉現象のこと   |
| 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  |
| ロボット切削システム | Robotic milling system             | 産業用ロボットの先端部に加工ユニットを取り付けた切削加工のための装置  |
| 圧力比        | Pressure ratio                     | ガスタービンにおける圧縮機入り口と、圧縮器出口での空気圧力の比。この圧力比が高いほど、熱効率がよく、燃費が向上する。                            |
| 化学気相含浸法    | Chemical Vapor Infiltration        | 専用炉内に設置したプリフォームに対し、原料ガスを導入・化学反応させることにより、プリフォーム内部に目的の物質を形成させる手法。特に繊維界面コーティングの形成に用いられる。 |
| 化学気相蒸着法    | Chemical Vapor Deposition          | 真空容器内部に原料ガスを導入し、被対象物に目的の物質を蒸着・形成する手法  |
| 回転対偶       | Revolute pair                      | 機構学用語で、回転運動のみを行うように拘束されている軸のこと  |
| 界面         | Interface                          | 繊維とマトリクス間の相互作用を隔絶する中間物。カーボンや BN を使用する   |
| 曲線繊維複合材    | curvilinear fiber composites       | 曲率を有する繊維配向を持つ複合材  |
| 空力・構造設計    | Aero-structural design             | 空気力と構造力の双方を考慮に入れた設計   |
| 三次元測定機     | Coordinate Measuring Machine (CMM) | 接触式のスタイラスを用いた、部品などの表面形状や表面性状を測定する測定器  |
| 示温塗料       | Thermal Index Paint                | 曝された温度に伴い、色が変わる塗料。色味からどのような温度環境に曝されたのかわかる   |

|            |                               |  |
|------------|-------------------------------|--|
| 自己組織化マップ   | Self Organizing Maps          | 多次元データを大脳皮質の視覚野のようにモデル化する可視化手法   |
| 象限突起       | Quadrant glitch               | 工作機械などの駆動各軸の運動方向反転に伴う、突起状の軌跡誤差が発生する箇所  |
| 垂直多関節ロボット  | Vertical Articulated Robots   | 複数の回転軸による関節をもつ形式のロボットアーム   |
| 切削安定性図     | Stability limit diagram       | 安定限界線図。主軸の回転速度に対してびびり振動を生じない軸方向の限界切込量を表すグラフ  |
| 繊維界面コーティング | Fiber interfacial coating     | 繊維界面に形成されたコーティング相。セラミックス複合材料においては、本コーティング相がクラック伝搬を阻害することにより擬塑性を発現するため。特性に大きな影響を与える |
| 多目的設計      | Multi-objective design        | 複数の目的関数を有する設計  |
| 耐環境コーティング  | Environmental Barrier Coating | セラミックス複合材料を保護するために付与されるコーティング層。特にセラミックスの酸化反応から保護するため、酸化雰囲気から隔絶するためのコーティング層を指す      |
| 大気プラズマ溶射   | Atmosphere plasma Spray       | プラズマ溶射の内、大気中で行うもののこと。真空プラズマ溶射と比べ、真空容器がいらない分、被対象物のサイズ制限がなく、低コストである特徴を有する            |
| 断続切削       | Interrupted cutting           | 切削が断続的に行われる切削形式、切屑が分断されてチップ状で排出されるのが断続的に生成される                                      |
| 超音波厚さ計     | Ultrasonic thickness gauge    | 超音波が物体の端面に反射して測定器に戻ってくるまでの時間と物体内での音速より、物体の厚さを測定する測定器                               |
| 直接数値計算・DNS | Direct Numerical Simulation   | 流体の厳密な支配方程式であるナビエ・ストークス方程式に基づき、モデルを用いず、毎時刻の流体場を収束計算により精密に取得する方法。                   |
| 反転バニシング切削  | Reverse burnishing            | 反転仕上切削とバニシング加工を組合わせた複合切削加工法である   |
| 反転仕上切削     | Reverse finishing             | 荒削りと逆向きに仕上切削を行うことで、加工変質層を改質する加工法である  |

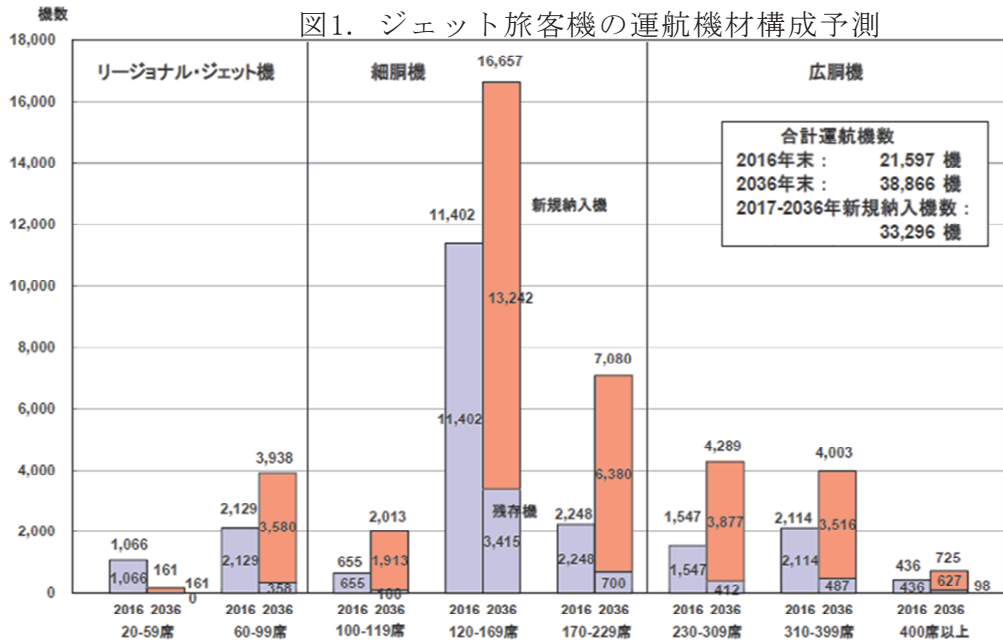
|              |                                    |  |
|--------------|------------------------------------|--|
| 壁面モデル LES    | wall-modelled LES                  | 高レイノルズ数流れを LES で高精度に解析するため、乱流境界層の壁面近傍内層スケールをモデル化する LES の計算法                                      |
| 抱合力          | Conjugation force                  | 繊維束が一体化している強さ 接着性  |
| 放物型安定方程式・PSE | Parabolized<br>Stability Equations | 流体の厳密な支配方程式であるナビエ・ストークス方程式の性質として、微小擾乱の成長率をもとに、層流-乱流への遷移のしやすさを整理する方法を安定性解析と呼び、攪乱方程式が放物型である場合の式のこと |
| 防氷システム       | anti-icing system                  | 翼の前縁，エンジンの空気取り入れ口などへ飛行中の氷の付着を防止し、それらの機能を保つための装置  |
| 離陸時条件        | Maximum Take off<br>condition      | 航空機が離陸時のエンジン稼働条件のことを指す。温度面、荷重面で最も厳しい条件となる  |

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

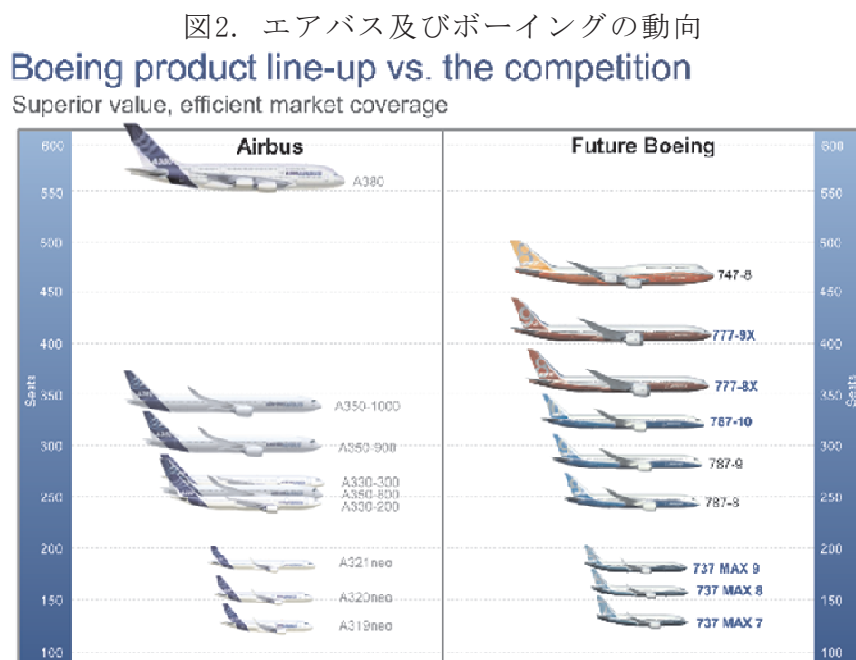
1.1 事業の背景

航空機産業における世界の民間航空機市場は、年率約5%で増加する旅客需要予測を背景に、今後20年間の市場規模は、累計約3万から3万5千機（4～5兆ドル程度）となる見通し（図1）であり、「航空構造ビジョン（平成27年12月11日）」では、国内航空機産業は2020年までに売上高2兆円に、2030年には3兆円を達成するとしている。



出所：日本航空機開発協会

ボーイングが示す、エアバス及びボーイングの動向を示す（図2）。

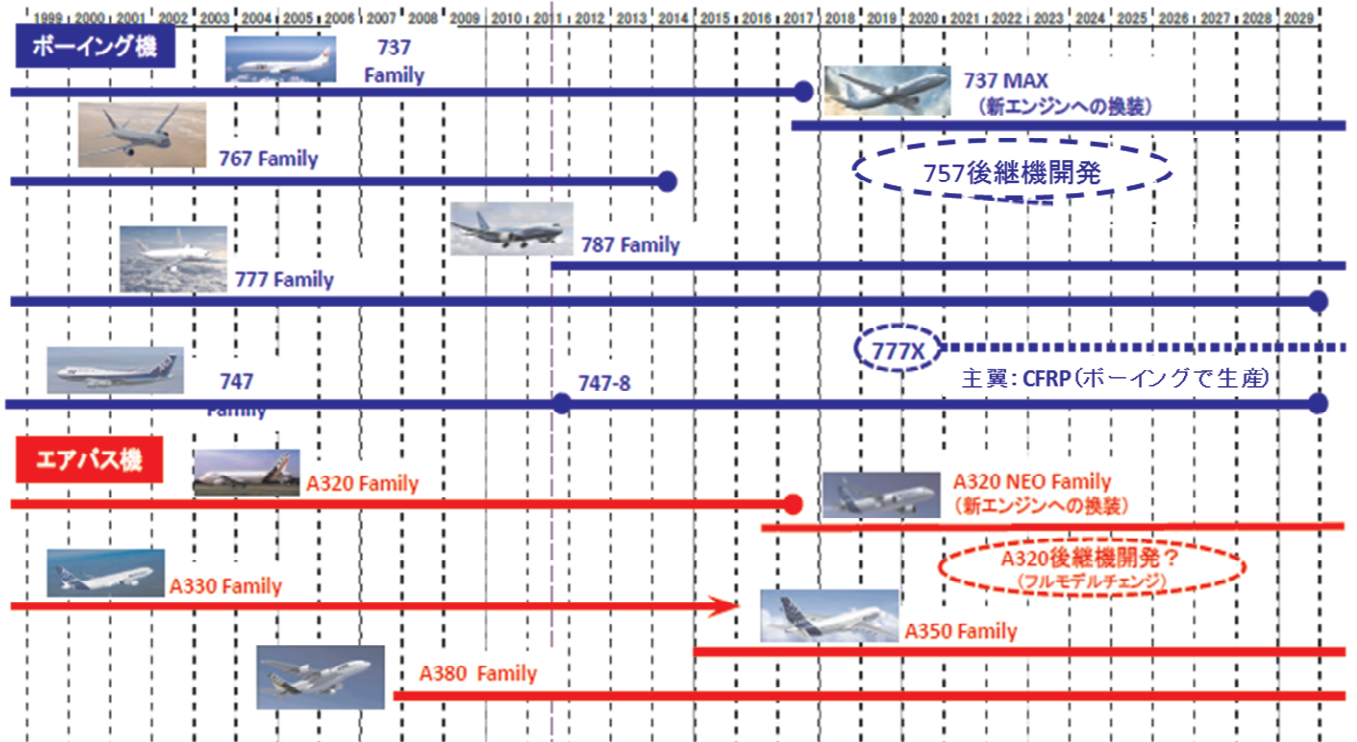


出所：Boeing

## 公開版

図2を時間軸で表す（図3）。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、図2のとおり、座席数200-250クラスの飛行機のラインアップが欠けている。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を、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。

図3. ボーイング及びエアバスの開発スケジュール



出所: 我が国航空機産業の現状と課題 NEDO一部改編

ボーイング及びエアバスの飛行機及び搭載エンジンの日本のシェアを以下に示す（図4, 5）。

図4. 飛行機の日本シェア

| 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  |       |                    |



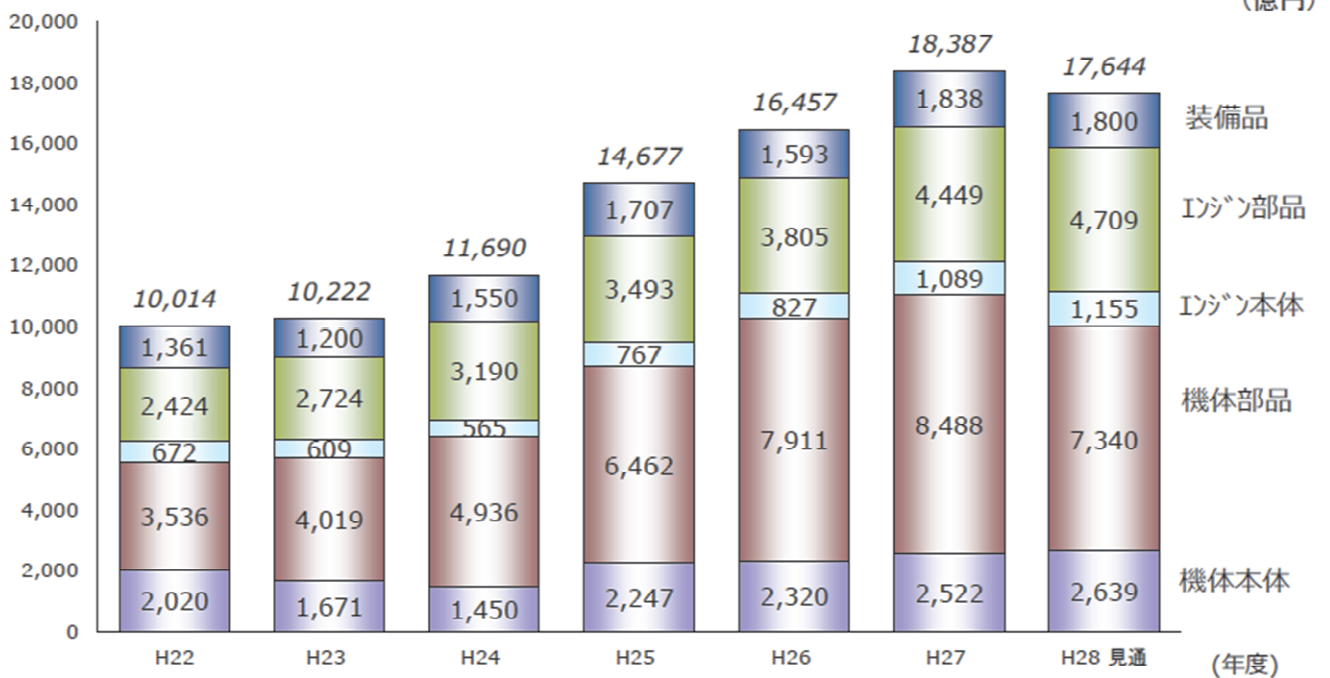
# 公開版

図5. 搭載エンジンの日本シェア

| メーカー             | エンジン名      | 搭載機     | 日本シェア |
|------------------|------------|---------|-------|
| IAE              | V2500      | A320    | 23%   |
| GE               | GE9x       | B787    | 15%   |
|                  | GE9X       | B777X   | 10.5% |
| CFM<br>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る（図6）。

図6. 国内航空機産業生産額推移



出所：一般社団法人 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、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MRJ（三菱リージョナルジェッ



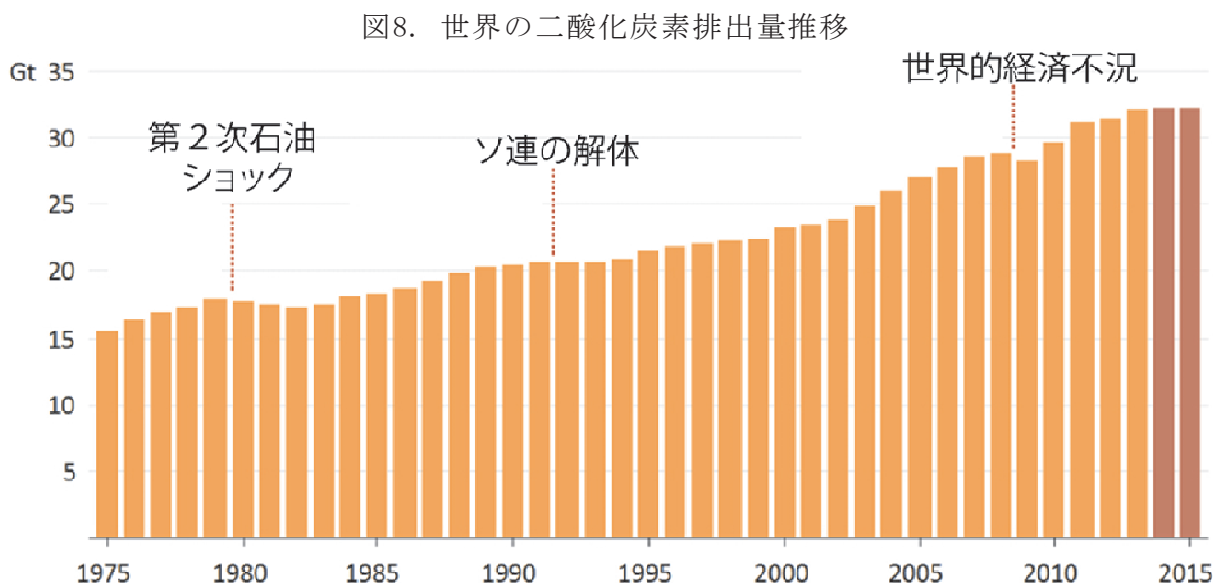


## 公開版

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。

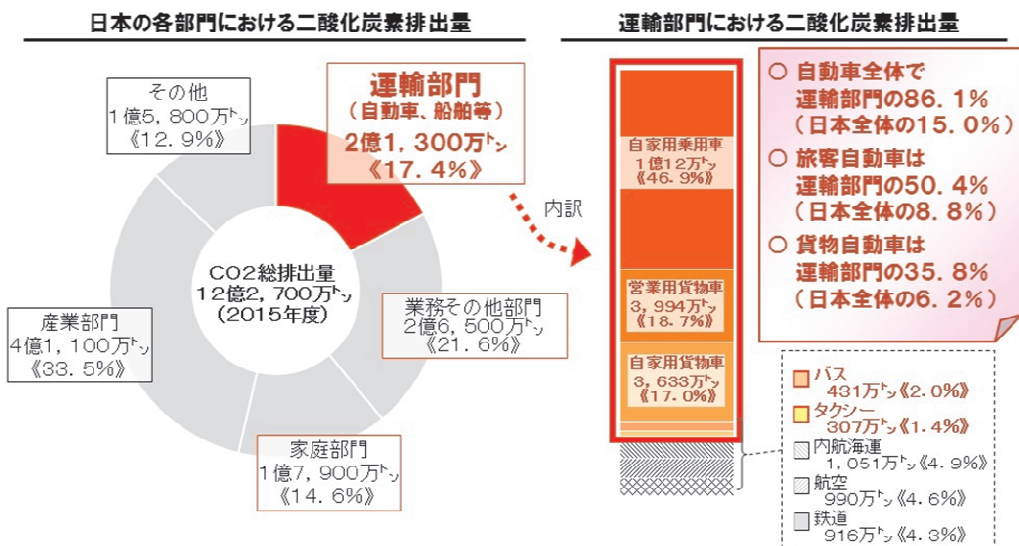
世界の二酸化炭素排出量の推移を示す（図8）。2013年329億トン、2014年321億トン、2015年321億トン、2016年は暫定で334億トン、ここ数年ほぼ横ばいの推移を占めているが、エネルギー消費量削減やCO<sub>2</sub>排出量削減は、国際的な重要課題である。



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CO<sub>2</sub>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CO<sub>2</sub>を算出すると、世界のCO<sub>2</sub>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CO<sub>2</sub>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

航空機産業は、国際的な産業競争が激化する状況にあり、今後サプライヤービジネスにおいても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。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。

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とである。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CO<sub>2</sub>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。

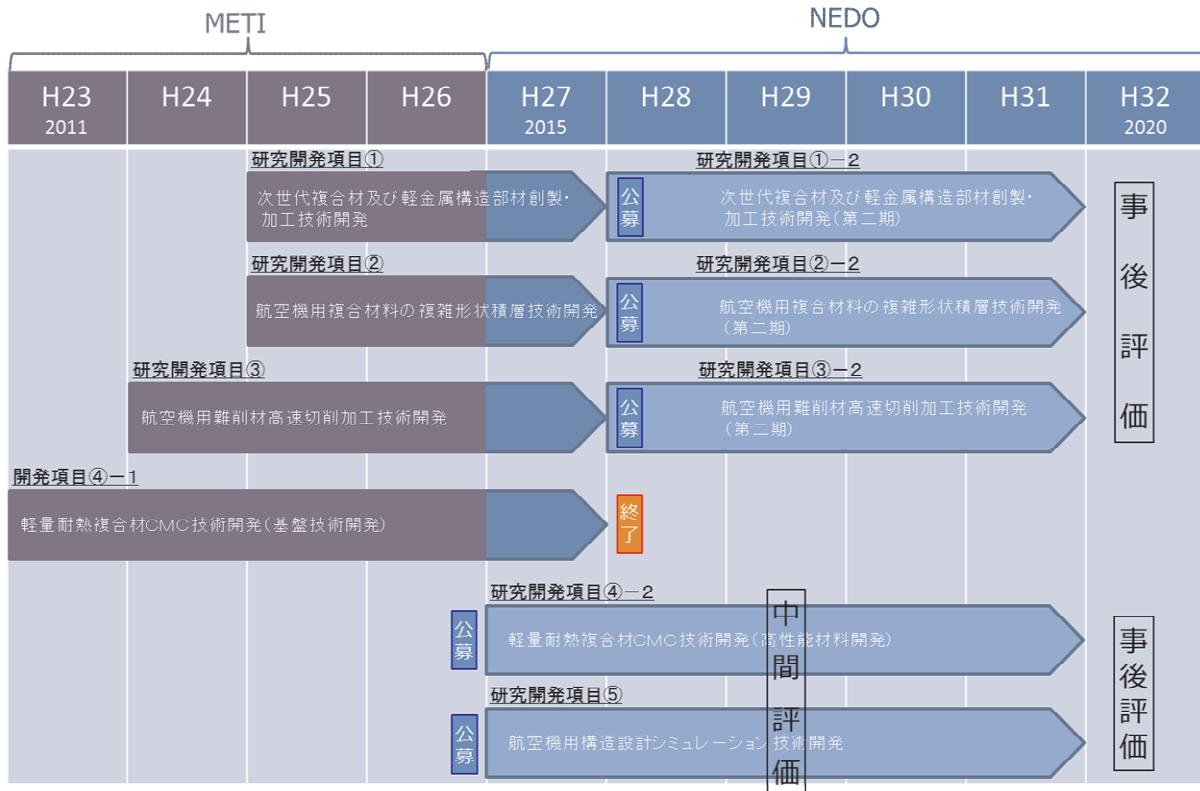
航空機産業では、高度な先進技術開発が進められてきており、これらを他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進めることが可能であり、重要な役割を果たすことが期待されている。

本事業は平成 23 年度より経済産業省の直執行事業としてスタートした事業である。平成 27 年度に事業の円滑な推進のために NEDO に事業移管された。本事業のスケジュール概要を以下に示す (図 10)。今回の事後評価は、研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発 (第二期)」、研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発 (第二期)」、研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発 (第二期)」、研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開

# 公開版

発（高性能材料開発）」及び研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」が対象となる。

図10. スケジュール概要



## 1.3 事業の位置付け

### 1.3.1 政策的位置付け

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。

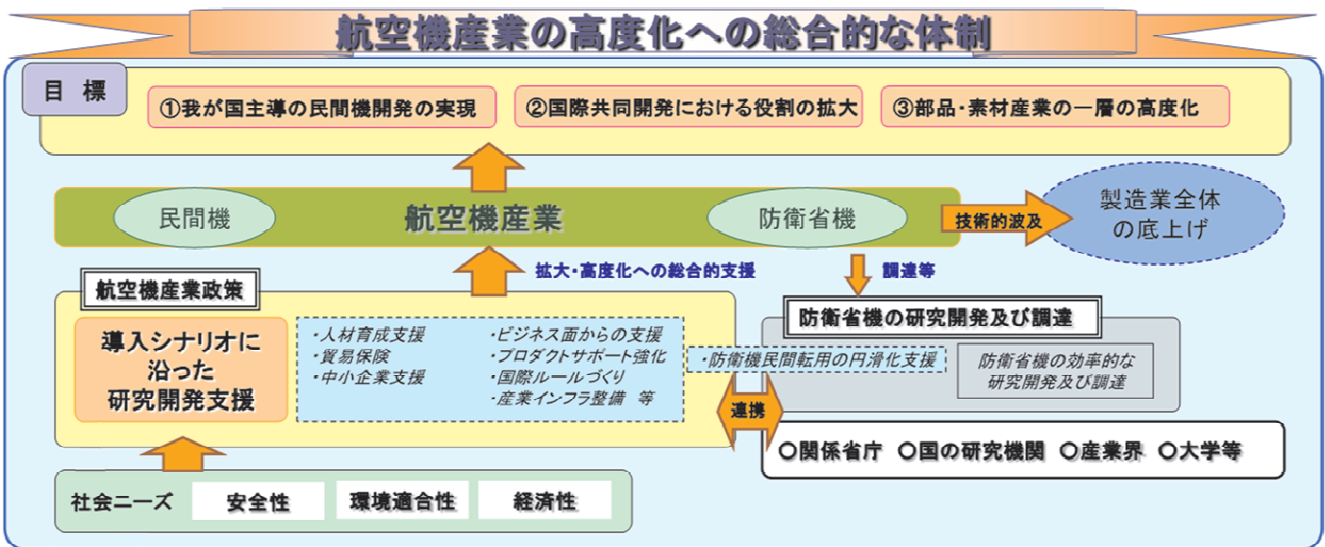
経済産業省が産学官の専門家の英知を結集しとりまとめた『技術戦略マップ 2010』の航空機分野で、航空機産業は、上述のごとく広い裾野産業であること、技術的にも、低温・高温等の極限環境でも自動車の100分の1の故障率など高い信頼性を求められるため、要素技術からシステム技術まで様々な領域における先端技術が必要であること、民間航空機と防衛航空機の共通性のため、航空機に係る産業・技術基盤は、防衛産業・技術基盤としての側面も有し、安全保障の観点からも維持・育成が重要な製造業を支える基幹産業であること、将来性においては、自動車や家電の市場で欧米と互角以上の競争力を有する現状に比べれば、我が国産業は潜在力を十分に発揮しておらず、国内航空機産業の成長の可能性は大きく、次世代産業の中で中核的な役割を果たす可能性があることが述べられている。そして、我が国の強みであり世界トップクラスにある部品・素材技術を活かした部品・素材産業の一層の高度化を通して、世界



的に主要な地位・役割を保持すること、複合材料技術等の分野において技術開発競争に伍していくために、産学官連携の強化を図り、総合力強化に向けた取り組みを目指すこと、航空機メーカーと素材メーカーの連携により、省資源・高品質な最先端素材の実現等を目指すことが述べられている。

『技術戦略マップ2010』には、航空機産業の高度化への総合的な体制（図11）と分野別に導入シナリオ（図12）が示されており、課題に向けた概要及び課題が記されている。

図11. 航空機産業の高度化への総合的な体制



出所：技術戦略マップ2010 NEDO一部改編

図12. 材料・構造技術分野及びエンジン要素技術分野への導入シナリオ



出所：技術戦略マップ2010 NEDO一部改編

## 公開版

### 1.3.1.1 材料・構造技術分野

技術の概要として、航空機構造は、構造体として必要な強度、信頼性を確保したうえで、軽量であること、低コストで製造できること、高レートで製造できることが求められる。そのためには、材料を規格化する技術標準化・認証、材料特性を生かし安全性確保や軽量化に寄与する構造設計技術、製造品質を保証し、信頼性を確保する検査技術や構造評価技術、運用中の信頼性を確保するための構造健全性診断技術、修理技術などに加え、高性能な材料を開発する技術、高効率な製造を可能とするプロセス技術が不可欠であり、これらの基盤となる基盤的技術の充実を推し進める必要があると述べられている。

炭素繊維複合材は、性能、品質の点で国際競争力を有している。今後材料の高い性能を生かす構造設計技術を高めることで、本分野の優位性を維持することが可能である。今後必要となる炭素繊維複合材の低コスト製造技術、高レート製造技術に関しては、欧米に先行されており、キャッチアップが急務な状況である。複合材料開発に関し、欧米では国が主導する産学官連携が構築されており、我が国においても、材料認証・構造強度保証も含め、連携強化による効率的な開発体制の構築が必要であると述べられている。

主要技術課題を示す（図13）。

図13. 材料・構造技術分野主要技術課題

| 短期課題(~2015頃)  | 中期課題(~2020頃)   | 長期課題(~2030頃)   | 対応技術   |
|---|--|--|--|
| <b>機体構造の信頼性向上</b> (安全性向上、国際競争力)   |  |  |  |
| <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 複合材料構造に対する高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の確立</li> <li>✓ 高信頼性システム(センサ装着、修理技術、計測技術)の確立</li> <li>✓ 高信頼性診断技術の確立</li> <li>✓ 非破壊検査データベース、シミュレーション技術の構築</li> <li>✓ 複合材料修理技術基盤の確立</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の実機適用</li> <li>✓ 認証制度の確立、実運用(点検作業)への本技術の適用</li> <li>✓ 非破壊検査技術の高効率化、高精度化技術の確立</li> <li>✓ 複合材料修理技術の強度評価、経年変化評価</li> </ul>                                  | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 構造健全性診断技術を前提とした構造設計技術の確立</li> <li>✓ 統合化非破壊検査技術</li> <li>✓ 複合材料修理技術の認証取得、実機適用、長期経年変化評価</li> </ul>                            | <ul style="list-style-type: none"> <li>構造安全設計技術</li> <li>構造健全性診断技術</li> <li>点検・修理技術</li> </ul>                       |
| <b>機体構造軽量化による経済性向上</b> (環境適合性・経済性向上、国際競争力)  |  |  |  |
| <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 複合材料の性能を最大限に生かす構造設計技術の追求</li> <li>✓ 複合材料の多機能化(耐雷、帯電防止)、高強度化、高弾性化の追求</li> <li>✓ 高強度化技術推進</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 強度メンバと他の機能の統合化による軽量構造様式技術の確立</li> <li>✓ スマート材料技術/モーフィング構造技術によるフラクタ特性改善、操舵時荷重低減の実現</li> <li>✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の規格化、認証取得</li> <li>✓ 複合材料との組み合わせによる最適構造様式の追求</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 構造健全性診断技術による構造信頼性確保に基づく軽量設計の追求</li> <li>✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の統合設計技術確立</li> <li>✓ 多機能化複合材料、高強度複合材料との最適組み合わせの追求</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>軽量構造様式技術</li> <li>空力弾性向上技術</li> <li>複合材料高性能化技術</li> <li>金属材料高性能化技術</li> </ul> |
| <b>高レート/低コスト製造技術の実現</b> (経済性向上、国際競争力)   |  |  |  |
| <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ アブリゲ成形技術高度化、液相成形技術高度化、熱可塑複合材料高度化、プリフォーム技術高度化追求</li> <li>✓ ニアネットシェイプ成形基盤技術の確立</li> <li>✓ 金属材料加工(切削、穿孔)、接合技術(FSW, FSJ, LBW)、複合材大型一体化構造製造技術の高度化</li> </ul>                | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 脱オートクレーブ成形技術、大物、複雑形状液相成形技術の確立</li> <li>✓ ニアネットシェイプ成形技術の実機適用、大物、複雑形状対応技術追求</li> <li>✓ 金属材料加工、接合技術高度化、治具レス組立技術、複合材大型一体化構造多機能化(耐雷、帯電性改善)</li> </ul>                          | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 脱オートクレーブ成形、大物、複雑形状液相成形技術の自動化による高効率化、低コスト化追求</li> <li>✓ ニアネットシェイプ成形の高効率化、低コスト化技術の追求</li> </ul>                               | <ul style="list-style-type: none"> <li>複合材成形技術</li> <li>金属材料成形技術</li> <li>組立コスト削減技術</li> </ul>                       |
| <b>国際共同開発/独自開発へ向けた基盤技術整備</b> (国際競争力)  |  |  |  |
| <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進</li> <li>✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ データベースの充実化、高度化</li> <li>✓ データベースの充実化、高度化、共通的設備の充実、高度化(耐衝突・耐衝撃試験、耐雷試験)</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>✓ パーチャル材料試験技術の確立</li> <li>✓ パーチャル構造試験技術の確立</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>材料評価技術、標準化、認証取得</li> <li>構造試験技術、標準化、認証取得</li> </ul>                           |

出所：技術戦略マップ2010 NEDO一部改編

### 1.3.1.2 エンジン要素技術分野

技術の概要として、航空エンジンの開発においては、航空機の利便性を向上させつつ、環境適合性、安全性、経済性を高度に両立しなければならない。その際、化石燃料消費量低減による経済性および環境適合性向上に資する新方式も含めた高性能化、高温化、軽量化技術とともに、優れた環境適合性を実現する騒音や有害排出物低減技術、ならびに高い安全性と経済性を両立する設計・製造・試験基盤技術等の高度化を図る必要があると述べられている。

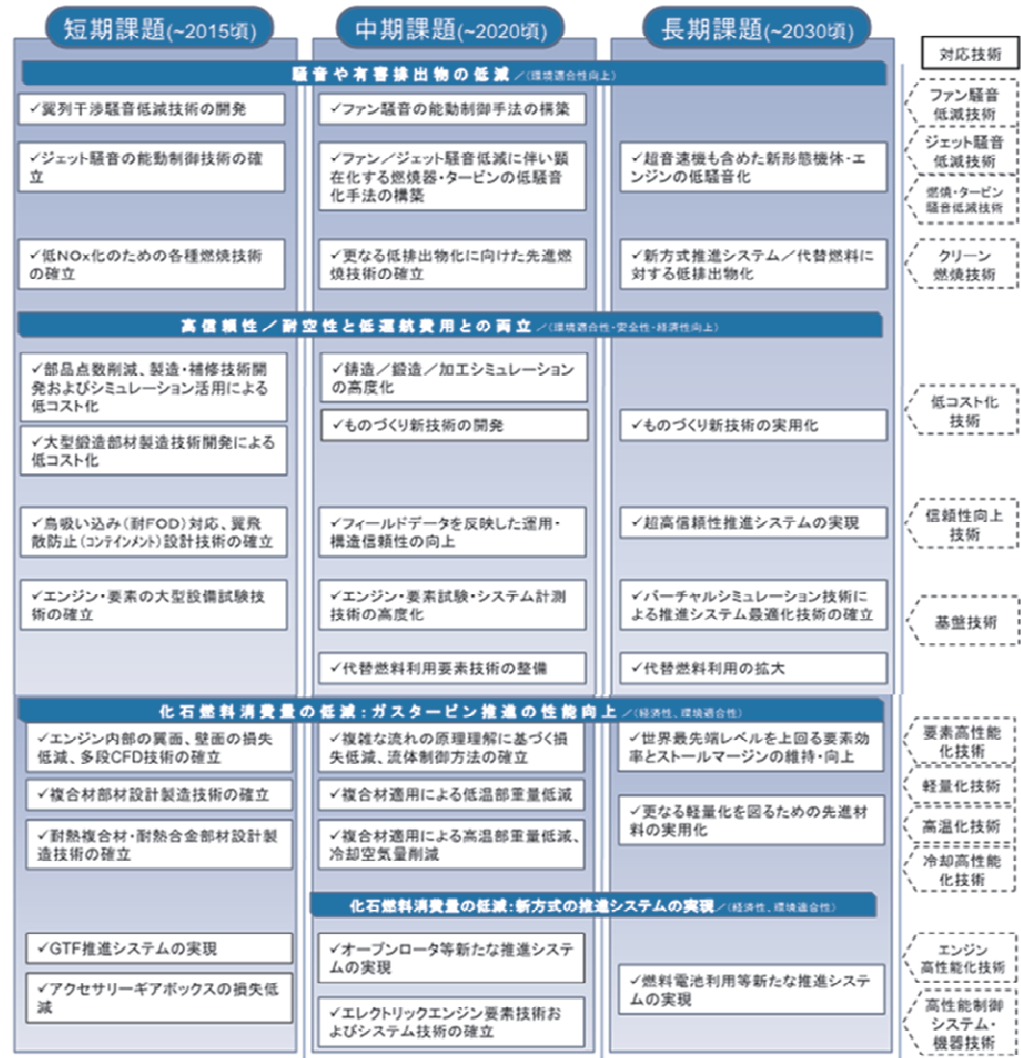
複合材、耐熱合金等の先進材料の設計・製造技術や、流体、燃焼、構造等の大規模シミュレーション技術については、欧米と比べ遜色の無いレベルにあり、国際競争力を有している。国際共同開発で培った設計・製造基盤技術、防衛エンジン開発で培ったインテグレーション技術などをベースにした一部の技術開発においては今後の取組み次第で日本が優位に立てる可能性があるが、実機開発・運用の固有技術等において

# 公開版

は、豊富な実績及び検証データの蓄積を有し、戦略的に標準化を進めている欧米が先行していると述べられている。

主要技術課題を示す（図14）。

図14. エンジン要素技術分野主要技術課題



出所：技術戦略マップ2010 NEDO一部改編

以上の様に、本研究開発は適切に位置付けられている。

### 1.3.2 諸外国の動向

米国では、国防総省やNASAが、ボーイングやロッキードマーチン等の民間企業と各種研究開発を推進しており、低騒音化や低燃費化等の環境適合性の向上や新世代極超音速の旅客機や無人飛行機の開発を行っている。

欧州では、2014年からHorizon2020を立ち上げ、2020年までのプログラムを遂行している。予算は10兆円以上で、環境適合性や低コスト化や低燃費化、安全性の向上等に注力している。環境面では、ACARE（欧州航空研究諮問委員会）のClean Sky計画において、CO<sub>2</sub>、NO<sub>x</sub>、騒音の3つの環境負荷要素を低減した環境適合性の高い航空機産業の実現を推進している。



## 公開版

中国では、CAAC（中国民用航空局）が、国家中長期科学技術発展計画の重大特定プログラムの一つとして大型航空機の設計、製造の関連技術の開発に取り組んでいる。民間航空機を手掛ける国有企業のCOMAC（中航商用飛機有限責任公司）は、リージョナルジェット機ARJ-21（2008年初飛行、2015年中国運航会社に納入、FAA型式認証未取得）と160席以上クラスでA320やB737に相当する炭素繊維複合材が11.5%を占める旅客機C919（2017年初飛行）の開発を進めている。しかし、多くの部品は海外企業から供給を受けて開発しているのが実情である。

ロシアでは、政府主導で民間機、軍用機メーカーが統合して設立された統一航空機製造会社（UAC）が航空政策を担い、航空機開発から供給までを手掛けている。傘下のスホーイ社は、リージョナルジェットSSJ-100を米露共同開発した。イルクート社は、160席以上クラスでA320やB737に相当する旅客機MS-21（2016年6月8日ロールアウト、2017年初飛行、2019年EASA型式証明取得予定）を開発している。また、ロシアUACと中国COMACは、250席以上クラスでA330やB787に相当する次世代旅客機の開発を計画しており、ワイドボディー型ジェット機事業への参入を図っている（2025年までに路線就航を目指す）。

## 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

NEDOは第三期中期目標におけるミッションとして、「我が国の経済社会が必要とする具体的成果を創出するとともに、我が国の産業競争力の強化、エネルギー・環境制約の克服に引き続き貢献するものとする。」ことを掲げている。

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 130億円（2011年～2019年予定）

## 公開版

- (2) CO<sub>2</sub>削減効果                      25万トン \*1 (2025～2030年累積を想定)  
   9.6万kリットルの原油削減  
   33億円の費用削減効果 \*2
- (3) 市場創出効果                      約1兆円/年 \*3 (2030年想定)
- \*1 軽量化とエンジンの高効率化を合わせて15%燃費向上が達成されると想定
  - \*2 原油1バレル：50ドル、1ドル：110円で換算
  - \*3 2030年の市場規模26兆円/年（JADC統計）のうち、シェア4%増加を想定

## 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

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とである。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CO<sub>2</sub>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。

##### 1.2 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CO<sub>2</sub>排出量の削減に資する先進的な構造材料及び加工技術を確立する。

##### 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、2030年において、25万トンのCO<sub>2</sub>排出量を削減する。

##### 1.4 アウトカム目標達成に向けての取り組み

NEDO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た。

### 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

本事業は平成2011年度より経済産業省の直執行事業としてスタートした事業である。平成2015年度より、NEDOが本研究開発の運営・管理を継承した。今回の事後評価は、NEDOが平成2015年度に企業、大学等の研究機関から公募によって委託先を選定し、研究体制を構築して開始した研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」及び研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」に加えて、NEDOが平成2016年度に企業、大学等の研究機関から公募によって委託先を選定し、研究体制を構築して開始した研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」、研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」、研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」が対象となる。

## 公開版

対象となる研究開発予算を次頁に示す（図 15）。2015 年度には研究開発項目④-2 に、2017 年度には研究開発項目①-2、②-2、③-2 及び④-2 に、2018 年度には①-2 及び④-2 に、2019 年度には①-2、③-2 及び④-2 に開発促進財源投入を行い、研究事業の加速を実施した。

図 15. 事業経過及び予算（単位：百万円）

| 研究開発項目                                     | 2015<br>年度               | 2016<br>年度 | 2017<br>年度                 | 2018<br>年度                | 2019<br>年度                | 合計     |
|--|--------------------------|------------|----------------------------|---------------------------|---------------------------|--------|
| ①-2「次世代複合材及び軽金属<br>構造部材創製・加工技術開発<br>（第二期）」 | -                        | 202        | 458<br>うち<br>加速予算<br>55    | 554<br>うち<br>加速予算<br>9    | 585<br>うち<br>加速予算<br>22   | 1,798  |
| ②-2「航空機用複合材料の複雑<br>形状積層技術開発（第二期）」          | -                        | 100        | 280<br>うち<br>加速予算<br>80    | 280                       | 285                       | 945    |
| ③-2「航空機用難削材高速切削<br>加工技術開発（第二期）」            | -                        | 50         | 195<br>うち<br>加速予算<br>15    | 141                       | 167<br>うち<br>加速予算<br>6    | 552    |
| ④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術<br>開発（高性能材料開発）」         | 642<br>うち<br>加速予算<br>182 | 885        | 1,990<br>うち<br>加速予算<br>300 | 2,165<br>うち<br>加速予算<br>31 | 1,636<br>うち<br>加速予算<br>49 | 7,319  |
| ⑤「航空機用構造設計シミュ<br>レーション技術開発」                | 37                       | 37         | 37                         | 75                        | 76                        | 262    |
| 合計   | 679                      | 1,274      | 2,961                      | 3,214                     | 2,749                     | 10,877 |

### 2.1.2 研究開発の必要性

#### 2.1.2.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### (1) 複合材構造部材

燃費改善・環境適合性等に対する要請に応えるため、近年の航空機では軽量化のために構造部材として複合材が積極的に導入されているが、製造に時間がかかる、製造コストが高い等の課題が複合材適用拡大の障害となっている。

複合材を用いた航空機を長期間にわたって安全に運用していくためには、複合材構造の健全性を詳細に把握し、異常が認められた際には、修理、交換を行う必要がある。

## 公開版

現在は、目視、非破壊検査等により複合材構造の検査を実施しているが、非常に多くの手間と時間を要し、航空機を運航するエアラインにとって大きな負担となっている。更なる燃費改善の要求によって複合材の適用が拡大する中で、複合材構造健全性を効率的に把握することで整備性の向上が重要となる。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、

●接合（融着、接合等）を用いた部材一体化構造製造技術に関し、従来、熱可塑複合材の接着が困難であったが、融着、接合技術、新規表面処理条件を強度特性、品質の観点から適正化を行い、TRL 4の融着、接合技術を確立した。

●次世代小型機構造部材を模擬した段差のあるC型部材の試作を行い、UACSを用いることで、通常プリプレグに比べてシワが抑制されることを実証し、複雑形状成形を可能にした。

●オートクレーブの制約を受けない大型複合材構造部材用の低圧成形プロセスとして光ファイバセンサを活用し、オートクレーブ外でも同等の品質で製造する技術を開発した。

●複合材構造の構造健全性診断の一つである光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムについて、実飛行環境化でも衝撃損傷検知が可能となる検知方法を開発した。この検知方法の実証として、エアバスと共同で、実際の航空機構造を用いた実証試験を通じて、十分な信頼性/耐久性で衝撃損傷検知が可能であることを確認した。等の成果を挙げた。

しかし、現状の複合材構造組立においては接着への信頼度が不十分であることから従来の金属部材と同様に、部材同士をボルト締結(チキンファスナ)で補強することを義務づけられており、機体全体で数十万本のボルトで締結されている。その結果、膨大な組立時間、及び重量の増加を余儀なくされている。また、複合材部材製造においても一つの部材を作るのに数多くの工程で人手に依存した製造が行われている。これらの現状が製造プロセスの低生産性/高コスト化、及び複合材使用による重量低減効果が不十分なことの一因となっている。

このため複合材構造組立では接着の信頼性向上、及び現行のアルミニウム合金構造に負けない複合材構造の高生産性・低コスト生産技術に関する技術的ニーズは非常に高いものとなっており、①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」として、高生産性・低コスト生産技術の研究開発、複合材構造に由来する内部剥離等の検査技術開発、及び複合材本来の特性を生かした軽量化検討を実施して、複合材構造部材のより一層の利用拡大を目指すことが急務である。

### (2) 軽金属構造部材

チタン合金は軽量であり複雑形状の部材形成も可能で、複合材と接触しても熱膨張差や局部電池腐食による悪影響もないため、複合材とともに使用量が增大している。しかし、チタン合金は機械加工等の加工性が悪く、加工コストが非常に高いという問題がある。次期民間航空機をターゲットとし、適用可能な接合及び粉体焼結技術等の開発が必要である。

マグネシウム合金に関しては、アルミニウム合金より比重が小さいため、航空機構



## 公開版

造用材料への適用が期待されている。しかし、マグネシウム合金には、強度、耐食性の問題があるが、国内でこれらを克服する可能性のある新マグネシウム合金が開発されており、この技術を元に航空機に適用可能なマグネシウム合金の開発、加工法の開発が必要である。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、

●チタン合金粉体焼結技術の技術成熟度がTRL 6相当であることを確認し、従来の製造法（厚板からの削り出し）と比較して、部品製造コストを33%低減できる見通しを得た。

●急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は昨年度作製した組成の材料で発火温度目標をクリアすることを確認した。

●急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金製造プロセス開発について、昨年度までの熊本大学の知見と本プロジェクトでの成果から、急冷凝固リボンの熱間プレス条件、押出条件の適正化を行い、直径φ50mmに外接し、現状のアルミニウム合金部品より15%軽量化が可能なZ型押出材を製造した。

等の成果を挙げた。

このような成果により海外の航空機メーカーからも、軽金属合金の中でも特に日本発のマグネシウム合金は注目されてきているが、マグネシウム合金開発は現状では素材開発の域を脱し切れておらず、航空機向け構造材料としてのデータ取得の課題が残されており、研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」としてマグネシウム合金の開発、加工法の開発とその信頼性の向上検討を実施し、マグネシウム合金の航空機用構造材料への適用化開発を世界に先んじて推進していくことが急務である。

### (3) 総合調査研究

複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、SHMシステムを航空機に搭載するにあたり、エアバスとの共同試験を計画するなど開発戦略を明確化し、複合材構造では、将来重要となる高生産産について研究開発の方向性を明確化し、また軽金属構造ではチタン接合技術及びチタン粉体焼結技術がコスト削減製造技術として重要度を増していることを確認し、及びマグネシウム合金研究では文献調査及びボーイングとの意見交換を行い、今後の方針などを明確化した等の成果を挙げた。

しかし、本研究開発分野は国内外で活発に研究開発が行われており、技術トレンドの動きも速いので、研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」として国内外の研究開発動向や政策支援の状況等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していくための総合調査を実施することが必要である。

### 2.1.2.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」



## 公開版

民間航空機の構造部材においては、複合材料の適用が拡大し、ボーイング 787 型機では、機体重量の約 5 割に適用されるまでになっている。しかし、一般的に、複合材料は繊維に樹脂を含浸させたプリプレグを積層することで成形し、金属材料に比べると成形過程が複雑であり手間がかかる。この問題を解決し、複合材料部材の適用を拡大させるには、製造効率の改善が必要であり、自動積層装置の導入が必須の要件とってくる。現状では自動積層装置の製造技術は欧米メーカーに依存しており、国内での自動積層装置の製造技術開発が急務となっている。

研究開発項目②「航空機用複合材の複雑形状積層技術開発」では積層における軌跡精度の向上を達成し、複数本トウの同時積層が可能なプロトタイプの自動積層装置を完成させた。製造適用への課題としては、積層速度の高速化等が明らかになり、より複雑な実機部材への効率的で精密な積層を可能とする研究開発を継続して実施し、基本運転システムを作り込むことが、自動積層装置の製造適用のためには必須である。

### 2.1.2.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

炭素繊維複合材やチタン合金、アルミリチウム合金等の先進材料の導入によって、航空機の軽量化が図られ、次世代航空機に向けた開発が進められている。一方、これらの材料は、従来材料と比べて加工が困難であるため、加工に要するエネルギーの削減、加工時間の短縮、加工品質の向上、加工コスト低減を図るための技術開発が期待されている。炭素繊維複合材を 50%、チタン合金を 15%使用するボーイング 787 については、機体製造の 35%を日本の三重工が受け持つようになり、以来、我が国での難削材の切削加工が急増している。機体の切削では、ポケット加工に代表されるように、素材の大部分を切りくずとして排出するため、加工能率の向上は製造コスト、ひいては、国際競争力に直接影響する。このことから、航空機用難削材の高品位かつ高能率な加工技術の向上に対する、ボーイング等の OEM からの要求はとどまることがない。

研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」では、炭素繊維複合材のドリル加工シミュレータを開発して高性能切削加工技術を確立し、チタン合金とアルミ合金の高速仕上げ加工技術を開発して加工時間の大幅な短縮を実現する等の成果を得たが、これらの成果を踏まえつつ、さらなる技術開発を継続して実施し、上記要求に答えていくことが重要である。

航空機の部品加工は、超多品種少量生産であり、工作機械の数値制御プログラムひとつをとっても、膨大な種類のプログラムが必要となるだけでなく、生産量に対する加工前準備の負荷が非常に大きい。そこで、非効率な試行錯誤を何度も繰り返すことなく切削条件の設定や切削トラブルの解消を実現するため、切削状態の予測技術の開発が必須となってきた。今後、ロボットを用いた難削材の切削技術開発が求められているが、世界的にも実績が少ないため、切削の予測技術がますます重要になってきた。また、切削加工の高速化を図りつつ、切削加工と効率的かつ部分的な金属ディポジションを適宜組合せることにより、接合部などの特定の部位だけを、優れた特性を有する難削材に置き換え、難削材の切削量と切削時間を大幅に短縮することも重要である。この複合加工では、切削状態の予測技術の他に、金属ディポジションのプロセスと加熱冷却に伴う熱応力の予測が高能率な加工を実現する上で必要となる。

## 公開版

このような革新的な高速切削加工技術開発を、研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」として実施することが、国内航空機産業の国際競争力向上のためには重要である。

### 2.1.2.4 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

航空機に対しては、近年のエアラインの競争激化等を受け、コスト低減、省エネルギー化の要請が高まっていると同時に、特性上、安全性や信頼性についても航空機は引き続き最高度の水準を満たす必要がある。そのため、運輸部門（航空機）でのエネルギー使用合理化の推進をしつつ、かつ、軽量・高強度な先進材料の構造体への導入を早期に、そして効率的に実現するため、航空機エンジンへの複合材料適用を可能とする革新的な部材創製・技術開発が求められている。特に、航空機エンジン用部材の使用温度がニッケル基合金の耐熱限界に近づいているが、今後その耐熱温度を大幅に上昇させることは困難なため、新しい材料の開発が喫緊の課題となっている。新材料の候補として有望な CMC は、軽量耐熱材であるとともに、基材のセラミックス繊維を日本が独占する等、炭素繊維複合材に続く日本の優位性を確保できる技術として期待できるが、欧米の航空エンジンメーカーでも精力的に研究開発が行われており、我が国でも一層の研究の加速が必要である。

低圧タービン向け CMC 部材では耐熱温度 1100℃が達成されつつある。しかし、航空機エンジンの高圧系、特に高圧タービンは環境温度が非常に高くなるため、耐熱性や強度の観点から、CMC の適用が最も難しい部位である。一方、その厳しい環境下に晒されることから、交換頻度が高く、利益率の高い部材でもある。現在、高圧系部材は、欧米のエンジンメーカーに抑えられてしまっているが、我が国としては、強みを有する SiC 繊維の更なる高性能化と CMC 部材への適用を進めることで、更なる軽量化を実現し、当該分野での競争力を高めていく必要がある。

### 2.1.2.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

新型旅客機ボーイング 787 の炭素繊維を東レが独占供給し、製造全体の 35%までを日本の三重工(三菱重工業、川崎重工業、SUBARU)が受け持つ等、日本の航空業界は現在、成長・拡大期を迎えている。また、三菱航空機は YS-11 以来およそ 50 年ぶりの国産旅客機 MRJ の開発を進めており、今後、自主開発等による自立的な成長が可能となることが予想される。昨今の計算機性能の向上に伴い CAE(Computer Aided Engineering の略)には大きな期待がかけられており、ボーイング、エアバスは、数値シミュレーションに集中投資をしている状況である。2 社では、空力・設計・材料・生産までが非常にタイトに関係づけられた CAE を通じて体系化されており、これ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になっている。一方、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

## 公開版

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り、多大なコストを要するが、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の一助となる。この様に、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技術開発は、新規素材の適用による軽量化を実現し、航空機産業の国際競争力を維持・拡大していくためには、必要不可欠な技術である。

### 2.1.3 研究開発の具体的内容

#### 2.1.3.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### (1) 複合材構造部材

アルミニウム合金構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の研究開発、複合材構造に由来する内部剥離等の検査技術確立、及び複合材本来の特性を生かした軽量化技術開発を実施する。

##### (2) 軽金属構造部材

マグネシウム合金の開発、加工法の開発とその信頼性の向上検討を実施し、マグネシウム合金の航空機構造材料への適用技術開発を実施する。

##### (3) 総合調査研究

国内外の研究開発動向や政策支援の状況、ボーイング、エアバス等OEM、及びエアラインの動向等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していくための調査を実施する。

#### 【中間目標（2017年度）】

##### (1) 複合材構造部材

- ・ アルミ構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の要素技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- ・ 複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- ・ 複合材構造に由来する内部剥離などの検査技術について、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

##### (2) 軽金属構造部材

- ・ マグネシウム合金の部材適用が判断可能な構造材料データを取得し、航空機の適用部位を明確にして技術コンセプトの確認をする(TRL3)。

##### (3) 総合調査研究

- ・ 複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、

## 公開版

本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

### 【最終目標（2019年度）】

#### (1) 複合材構造部材

- ・ 確立した高生産性・低コスト生産技術の要素技術を、航空機の適用部位を明確にして、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- ・ 確立した複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を用いて、航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- ・ 複合材由来の欠陥等の検査技術の外部審査によるTRL7を取得する。

#### (2) 軽金属構造部材

- ・ マグネシウム合金において、明確にした航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

#### (3) 総合調査研究

- ・ 航空機の方法評価から設計、製造、運航に至るまでの各フェーズにおいて、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等を明確化する。

### 2.1.3.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

民間航空機の中小型複雑形状部材の製造に適用可能な小型タイプ自動積層装置による、航空機用複合材の積層技術を開発する。

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

小型タイプ自動積層装置について、その製造適用に向け、障壁となる技術課題を要素技術の深化・成熟化を通して解決し、複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な安価で汎用性・量産性を持った装置を開発する。

#### (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

小型タイプ自動積層装置による中小型複雑形状部材の設計・製造技術について、適用部材拡大を念頭に置き、実機部材形状に適用可能な設計・製造技術を開発する。

### 【中間目標（2017年度）】

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

- ・ 中小型複雑形状部材の積層に対し、将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能な小型タイプ自動積層装置を開発し、作業による手積層と同等の品質を確認する。



## 公開版

### (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

- ・開発した小型タイプ自動積層装置を用いて中小型複雑形状部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の妥当性を確認する。

#### 【最終目標（2019年度）】

### (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

- ・種々の複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。
- ・将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。

### (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

- ・種々の複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。

### 2.1.3.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

航空機用難削材の高速切削、ロボット切削、並びに、切削・金属ディポジション複合加工において、予測が必要なものは、加工力、工具や工作物の温度、仕上げ面残留応力、工具摩耗、炭素繊維複合材の剥離寸法、クーラントの流れ、熱応力などであるが、難削材の種類や加工プロセスによって、最低限必要なものが異なる。加工プロセスの予測には多大な時間とコストが必要となるため、各プロセスの最適化や高性能な工具の開発にあたっては、最低限必要な物理量を効率的に求められるよう、有限要素法や有限体積法に基づくシミュレーション技術及び切削理論に基づくコンパクトでかつ高度な解析技術を開発する。これにより、予測技術をベースとしたスマートな航空機難削材高速切削加工技術の高度化を図り、革新的な切削加工技術開発を促進する。

#### 【中間目標（2017年度）】

- ・炭素繊維複合材、チタン合金、先進アルミ合金の高速切削高性能工具の作製するための予測技術のプロトタイプを開発する。
- ・切削・金属ディポジション複合加工を実現するため、加工条件の設定に適用可能な予測技術のプロトタイプを開発する。

#### 【最終目標（2019年度）】

- ・予測技術の精緻化を図り、発展させて、加工費あるいは加工時間を30%以上削減する高性能加工技術を確立する。

### 2.1.3.4 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として開発が期待されている CMC の実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、

## 公開版

CMC材料及び高性能 SiC 繊維を開発する。

### (1) CMC 材料の開発

耐熱温度 1400°Cを達成する第 3 世代 SiC 繊維の生産技術を確立するとともに、CMC 材料を開発する。

#### 【中間目標 (2017 年度)】

- ・ 1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を製造可能な、引張強度 2.0GPa 以上の SiC 繊維を安定的に 200kg/年供給できるバッチ焼結技術を確立し、繊維の供給を実施する。
- ・ 第 3 世代 SiC 繊維の三次元プリフォームを製造可能とする条件を設定し、繊維体積割合 30%以上の織物を試作する。
- ・ 1400°Cの耐熱性を持つ安定したマトリクス含浸方法を開発する。

#### 【最終目標 (2019 年度)】

- ・ 1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を製造可能な、引張強度 2.0GPa 以上の SiC 繊維の低コスト量産プロセスを確立する。
- ・ 室温引張強度 200MPa 以上、1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。

### (2) 高性能 SiC 繊維の開発

応力負荷が大きく環境条件の厳しい部材に適用可能な高性能 SiC 繊維を開発する。開発した SiC 繊維を用いて CMC 材料の適用可能性を検証する。

#### 【中間目標 (2017 年度)】

- ・ 引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発する。
- ・ 繊維評価技術(クリープ特性)を開発する。
- ・ 材料のミクロ組織を模擬した解析手法を設定する。
- ・ 高性能 SiC 繊維によるプリフォーム製造方法を開発する。
- ・ 高性能 SiC 繊維に適合した CMC 部材の初回製造プロセス方案を決定する。

#### 【最終目標 (2019 年度)】

- ・ 引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発、さらに試作条件を確立し、CMC 部材評価用試料を供給する。
- ・ 高性能 SiC 繊維における三次元プリフォームの量産を可能とするプロセスを開発し、繊維体積割合 30%以上のプリフォームを試作する。
- ・ 開発した SiC 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。

### 2.1.3.2 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

設計初期段階から空力と構造及び強度解析をシームレスに連成することで、高い次元での多目的最適設計が可能なシミュレーターを開発する。具体的には、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。複



## 公開版

合材構造衝撃損傷解析については、構造試験(構造要素から実大構造)の試験ケース数削減を可能にし、かつ、衝撃損傷に強い構造を設計可能なシミュレーション技術を開発する。

### 【中間目標 (2017 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 (2019 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。

## 2.2 研究開発の実施体制 (図 16)

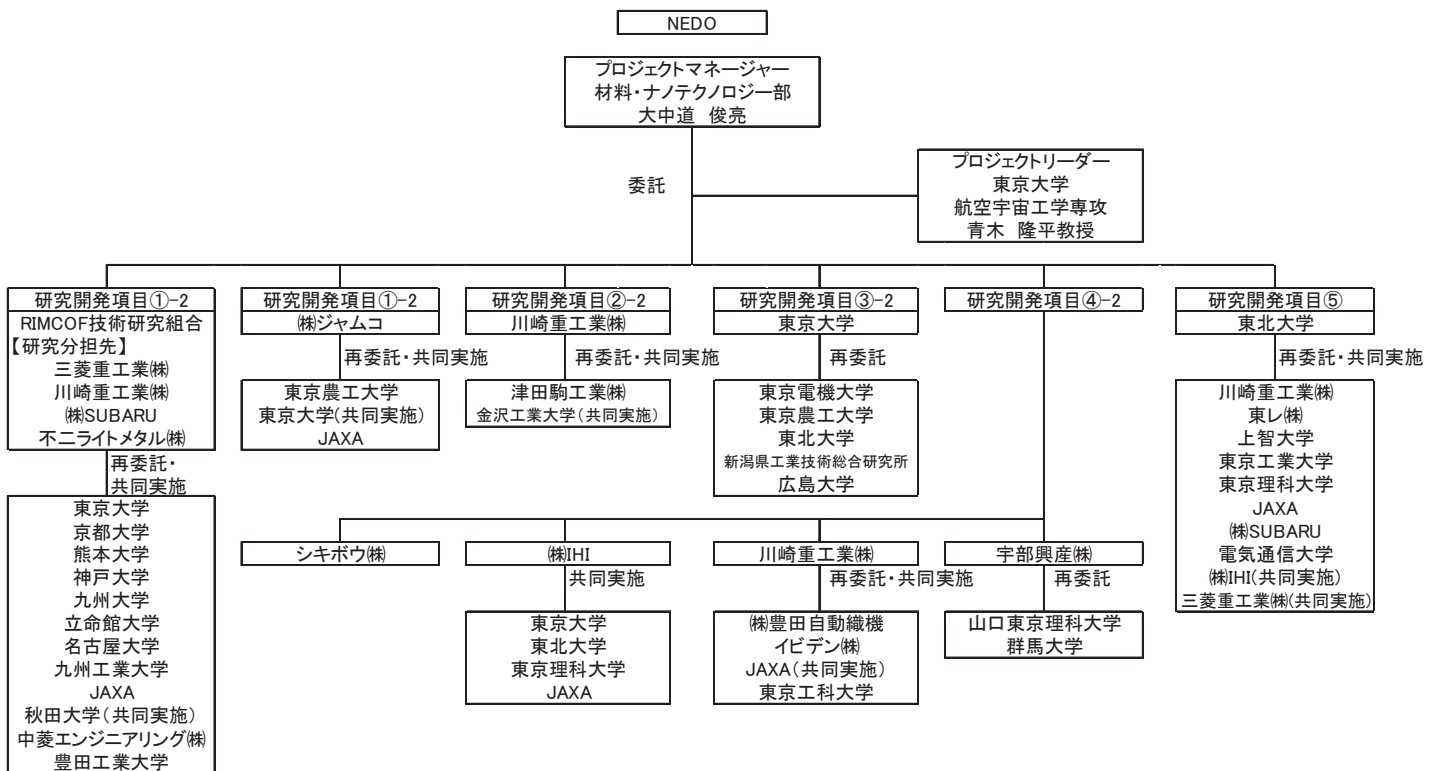
NEDO は、プロジェクトマネージャーとして、NEDO 材料・ナノテクノロジー部大中道俊亮を任命して、プロジェクトの進行全体を企画・管理し、プロジェクトに求められる技術的成果及び政策的効果を最大化させた。

本研究開発は、平成27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)として東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻青木隆平教授を選定し、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 16. 「次世代構造部材創製・加工技術開発」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、経済産業省及び研究開発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。

### 2.3.2 NEDO が組織した委員会

NEDO は、2015 年、2016 年、2017 年及び 2018 年の 11 月、並びに 2019 年の 12 月に、技術推進委員会を、青木雄一郎主任研究員（JAXA）、岡部朋永教授（東北大学）、奥田章順代表取締役（株式会社航想研）、香川豊教授（東京工科大学）、李家賢一教授（東京大学）、渡辺紀徳教授（東京大学）の委員で実施した（委員は、五十音順）。

### 2.3.3 委託先が組織した委員会

#### 研究開発項目①-2

（RIMCOF 技術研究組合）

研究の進捗状況を横通しするため、3 回／年の技術委員会を武田委員長（2016-2018）、北條委員長（2019）の下実施した。また、外部の有識者のコメントを得るため、2 回／年の総合技術委員会を廣瀬委員長の下実施した。

## 公開版

(株式会社ジャムコ)

各再委託先、共同実施先との進捗共有を行いながらプロジェクトを推進するとともに、年1回の技術推進委員会にて有識者の評価を受けて各施策に反映した。

### 研究開発項目②-2

本事業の計画、実施内容や成果の妥当性をチェックするために、外部委員を含めた技術評価委員会を組織し、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。

### 研究開発項目③-2

技術委員会を設立し、年に2回～3回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④-2

本開発においては、同じ研究開発項目④-2にてCMC材料の開発および高性能SiC繊維の開発に関わる企業間(宇部興産、IHI、シキボウ、川崎重工業)およびCMC製燃焼器パネル部材を対象とした共同開発を行う企業・大学・機関間(川崎重工業、豊田自動織機、イビデン、東京工科大学、JAXA)で連携して技術開発を推進していくために、技術委員会を設置し、協調領域において情報の共有化を行うなど、有機的な連携体制の構築を行った。技術委員会は、半年に一度程度の開催とした。

### 研究開発項目⑤

年間2～3回(合計12回)の技術推進委員会を開催した。

## 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

技術推進委員会では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①-2(2017年度)】

航空機部材への適用へ向けて、複合材本来の特性を活かした軽量化構造(ラティス構造)の研究開発を実施するため、(株)ジャムコからの再委託先として、東京大学及びJAXAを追加する実施体制変更の提案をNEDOから行い、委員会において、その適切性が審議され、極めて効果的な研究開発が可能となるとの結論に至り了承された。

#### 【研究開発項目③-2(2018年度)】

ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発において、ロボットの位置精度・繰り返し制精度の向上のため、東京大学からの再委託先として広島大学を追加する実施体制変更の提案をNEDOから行い、委員会において、その適切性が審議

## 公開版

され、極めて効果的な研究開発が可能となるとの結論に至り了承された。

### 【研究開発項目④-2（2015年度）】

OEM エンジンメーカーの動向から部材開発を加速するために、今まで宇部興産(株)から再委託により CMC 部材開発を行っていた(株)IHI、川崎重工業(株)、シキボウ(株)を、NEDO からの直接委託とする実施体制変更の提案を NEDO から行い、委員会において、その適切性が審議され、極めて効果的な研究開発が可能となるとの結論に至り了承された。

### 【研究開発項目⑤（2016年度）】

#### 指摘事項

シミュレーションの研究開発は散逸している。開発した技術を地道に積み上げていくこと及び実用化の側面からはメンテナンスを継続していくことが重要である。資金が切れて眠ってしまうことが無い仕組みが必要である。

#### マネジメント対応

航空機計算科学の拠点として、東北大学の流体科学研究所の下に「航空機計算科学センター」が設立された。

#### 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。

製造・生産技術に関わる競争領域に関しては、意識的にノウハウとしてクローズする戦略で行った。特許の出願は、44 件（2020 年 3 月末現在）であった。

### 3. 情勢変化への対応

研究開発項目④-2 について、OEM エンジンメーカーの動向から部材開発を加速するために、(株)IHI、川崎重工業(株)、シキボウ(株)を、NEDO からの直接委託とする提案を 2015 年度の技術推進委員会に諮り、適切性の妥当性が示された。その結果を踏まえ、NEDO の委託先として、加速的に研究を進捗させることにより優れた技術的成果を上げ国際競争力の優位性確保が期待されるため、2015 年度及び 2017 年度に開発促進財源（加速予算）の配分を行った。

さらに、2017 年度には、研究開発項目①-2、②-2 及び③-2 において、最終目標の達成可能性向上等のため、開発促進財源（加速予算）の配分を行った。また、2018～2019 年度にも、研究開発項目①-2、③-2 及び④-2 において、最終目標達成の確度を高めるため、開発促進財源（加速予算）の配分を行った。

また、研究の進捗に合わせて、再委託先・共同実施先を追加して必要な研究体制を構築した。具体的には、2016 年度に川崎重工業(株)の共同実施先として JAXA を、(株)IHI

## 公開版

の共同実施先として東京理科大学を加えた（研究開発項目④-2）。2017年度に川崎重工業㈱の再委託先として東京工科大学を（研究開発項目④-2）、㈱ジャムコの共同実施先として東京大学を、再委託先としてJAXAを加えた（研究開発項目①-2）。2018年度にRIMCOF技術研究組合内の分担先として不二ライトメタル㈱を（研究開発項目①-2）、RIMCOF技術研究組合の再委託先として九州大学を（研究開発項目①-2）、東北大学の再委託先として㈱SUBARU及び電気通信大学を、共同実施先として三菱重工業㈱及び㈱IHIを（研究開発項目⑤）、東京大学の再委託先として広島大学を（研究開発項目③-2）追加した。

### 4. 中間評価結果への対応

2017年度に実施された中間評価は、研究開発項目④-2及び⑤が対象であったが、中間評価結果に対して以下の通り対応することとした。

#### ・評価のポイント

- ①各グループ間での連携が希薄に感じられるため、研究成果の相互の関連性を認識する機会を出来るだけ設けて情報の共有化を行うなど、有機的な連携体制の構築を望む。
- ②実用化に向けては使用する際の制約や条件に対応した信頼性が求められるため、定量的な指標を用い、客観的表現で研究結果を評価する必要がある。

#### ・反映（対処方針）のポイント

- ①基本的に部材開発は競争領域であるが、協調できる領域については、現在実施している年2回の実施者横通しの技術会議を利用してサプライチェーンの上下間での素材への要求特性、材料の特性等の情報共有をより一層進め、連携ができる目標設定を検討する。
- ②ユーザーメーカーとの情報交換を行い、実用化に必要な特性に関する数値目標を検討し、各実施者の目標設定に反映する。

### 5. 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2017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、及び助成事業への移行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

以下に研究開発項目毎の成果の概要を示すが、基本計画に定めた最終目標は、ほぼ達成している。

これにより、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、複合材料及び軽金属材料等の関連技術開発を両輪として、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が開発できた。

### 2. 研究開発成果の概要

#### 2.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### 【中間目標（2017年度）】

##### 複合材構造部材

- アルミ構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の要素技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- 複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- 複合材構造に由来する内部剥離などの検査技術について、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

##### 軽金属構造部材

- マグネシウム合金の部材適用が判断可能な構造材料データを取得し、航空機の適用部位を明確にして技術コンセプトの確認をする(TRL3)。

##### 総合調査研究

- 複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

##### 【最終目標（2019年度）】

##### 複合材構造部材

- 確立した高生産性・低コスト生産技術の要素技術を、航空機の適用部位を明確にして、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- 確立した複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を用いて、航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- 複合材由来の欠陥等の検査技術の外部審査によるTRL7を取得する。

##### 軽金属構造部材

- マグネシウム合金において、明確にした航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

##### 総合調査研究



## 公開版

- 航空機の材料評価から設計、製造、運航に至るまでの各フェーズにおいて、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等を明確化する。

### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

#### 【目標】

- ① 広域歪み分布計測システム
  - 実証試験データ等をもとにモニタリングシステムの仕様を確定し、点検コスト20%低減を実現するための適用方法を具体化する。また、モニタリングシステムの設計、製造妥当性に対する認証手続き申請書を作成する。（TRL7）
- ② 複合材構造衝撃損傷検知システム
  - 認証当局およびエアラインと設定したデータの有効性確保に必要な手続きを経て、実用化データを取得する。実用化データは、航空機搭載状態を模擬した地上実証試験および可能な範囲で飛行実証試験を通じて取得する。（TRL7）
  - 取得した実用化データに基づいて認証当局およびエアラインと協議し、複合材構造衝撃損傷検知システムの実用化ステップを明確にする。（TRL7）
- ③ 超音波ラム波を用いたSHM技術
  - （飛行試験によるSHMシステムの機能確認）：飛行試験を実施し、飛行前後で、SHMシステムが不具合無く、正常作動することを継続的に確認する。（TRL7）
  - （SHMシステムの適用先拡大のための超音波伝搬解析技術の向上）：最適なセンサ/アクチュエータの配置設計を可能とする解析精度を実現し、実証する。（TRL7）
- ④ ボルトレス組立
  - 表面活性プロセスについては小型スキースtring パネル構造（長さ600mm程度）を製作し、強度試験にてプラズマ処理を施した場合と同等以上の強度特性（せん断強度で30MPa以上）を確認することにより、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。（TRL5）
  - One Shot部品については熱可塑コミングル標準材を用いて強度試験を実施し、従来と同等以上の強度特性を確認する。コンターやジョグルなどの複雑形状を模擬したString（長さ600mm程度）を製作し、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。（TRL5）
- ⑤ 高速成形技術開発
  - 選定した素材および部品成形プロセスに適した、航空機の適用部位を明確にする。
  - 模擬部品の試作および実証試験、解析技術等を用いた部品形状の検討、お

## 公開版

よび部品成形時の樹脂流動や繊維配向角等の検討を行い、従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、半分の成形時間、同等の重量、および70%の製造コストで製造した部品が、同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適していることを確認する。(TRL5)

- ・ 以上により、従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、同等の重量を保ちつつ、成形時間の半減および従来の70%の製造コストを達成することが可能な、素材および部品成形プロセスの実用可能性の妥当性を確認する。(TRL5)

### ⑥ 一体成形翼構造

- ・ (ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発) : 従来の複合材ボックス構造に対して、同等の強度で重量増なしで製造コストを半減できる技術を部分構造レベルで確認する。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト30%低減できる製造方法を確認する。(TRL5)
- ・ (放電探知試験技術開発) : 現状の放電探知試験に対して、試験コストが半減可能であることを確認する。(TRL5) また、現状の航空機耐雷認証試験の国際標準へ放電探知試験技術を盛り込む目処を付ける。
- ・ (導電性複合材技術開発) : 従来複合材に対して、雷撃損傷度合いを半減できることを構造レベルで確認する。(TRL5)

### ⑦ KUMADAIマグネシウム合金の材料開発

- ・ 押出速度については、500mm/minを目標とする。この条件に加え、KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金については、引張降伏強さ：250MPa以上、伸び：5%以上、腐食速度：0.6mm/y以下、発火温度750℃以上を目標とする。
- ・ KUMADAI急冷凝固耐熱マグネシウム合金については、特性(400MPa、伸び：5%、腐食速度：0.6mm/y以下、発火温度750℃以上)を保持しつつ、航空機一次構造に必要な破壊靱性(20MPa $\cdot\sqrt{m}$ )、およびき裂進展特性(下図、黒線)を目指す。

### ⑧ KUMADAIマグネシウム合金の航空機構造適用

- ・ 介在物の少ない大型素材を製造し、大型素材製造における品質(強度250MPa以上、伸び5%以上)の安定化と低コスト化を達成する。(不二ライトメタル株式会社、熊本大学)
- ・ 高品質低コスト大型素材製造技術を確立した上で、下記の実用化の妥当性を確認する(TRL5)。(三菱重工業株式会社)

1) マグネシウム合金適用により10%以上の軽量化が可能となる二次構造部品の試作完了

2) KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金改善材の材料特性データの取得が完了

3) 上記材料特性をもとに材料スペックを作成完了

### ⑨ 総合調査研究

- ・ 本プロジェクトで研究・開発中の各技術について、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、専門家の意見を得ながら実用化に向けての

## 公開版

検討を行う。また同計画案の作成においては国内外の技術動向を調査し、競合する材料、技術の動向を把握し実用化検討に反映する。

### 【成果の概要】

#### ① 広域歪み分布計測システム

- ・従来機へのSHMシステム適用により、メンテナンスコストを20%低減できることを確認した。また、エアラインとの情報共有、協議を通じて実用化に向けた技術課題を明確化し、更に、BOCDA-SHMシステム仕様をまとめ、有識者ヒアリング・ディスカッションを通じてBOCDA-SHMで想定される認証プロセス及び今後の開発課題について明らかにした。

#### ② 複合材構造衝撃損傷検知システム

- ・実用化データ取得のために必要な検討および予備試験を実施し、装置の機能／安全性を確認した。更に、SHM認証の有識者、関係者と共に設定した実証試験計画に基づき、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。
- ・適用構想の構造様式・荷重条件・変形モード等を考慮に入れた最適な損傷検知手法を設定し、適用構想の一つであるBOI損傷検知について、試験・解析、損傷検知方法の評価を実施し、分析用データベース構築を含む分析手法を検討した。また、システム構成要素であるFBGセンサ、計測装置、記録・分析装置の改良、試作、評価を実施し、継続的にハードウェアおよびソフトウェアの改良を進めると共に、将来に向けたシステムの改良構想についても検討を行った。更に、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。

#### ③ 超音波ラム波を用いたSHM技術

- ・実機を用いた確認試験および有識者との協議より、飛行試験で実証すべきことを洗い出し、必要なシステムの改良を行った後、飛行実証を行い、飛行前後においてシステムが不具合無く動作することに加えて、本SHMシステムを用いてユーザーが容易に計測できることも飛行試験により確認することができた。また、飛行試験で取得したデータを用い、運用、飛行環境下においても波形の分析結果を見るだけでユーザーが容易に損傷の診断をできることも確認することができた。更に、有識者との協議を通じ、実機適用や認証に必要な様々な知見も得ることができた。
- ・損傷、MFCアクチュエータ等、解析に必要な種々要素を簡易にモデル化する手法を考案し、また、考案した手法を適用したより複雑な補強パネル中を伝搬する超音波の挙動の解析を通じ、共に、実測と良く一致する結果を得ることができた。また、損傷を有する補強パネルの解析を実施し、損傷による波形の変化がどの程度の範囲に起こるかを推測することができた。これらの知見を活用することで最適なセンサ/アクチュエータ配置が可能になった。更に、反解析的有限要素法により、補強パネルにおける超音波の理論的な挙動を解析し、同手法がSHMシステムのアクチュエータ/センサ配置設計および波形分析の理論的裏付けとして有用であることを確認した。

## 公開版

### ④ ボルトレス組立

- ・プロセスの異なる二種類の手法の特性を評価し、それぞれの処理条件の最適化により、目標である接着剤凝集破壊(せん断強度30MPa相当)を達成、及び従来手法(プラズマ処理)と同等以上の強度特性(実用接着剤凝集破壊レベル)が得られることを確認した。
- ・コミングル材の編成によるプリフォーム技術を活用した複雑形状(I型ストリング)の製造性を評価し、強度試験により従来材と同等以上の強度を確認した。また、従来のオートクレーブ成形に代わる電磁場急速昇温成形技術によって、コミングル材C型プリフォームを用いた連続成形試作(長さ600mm)を行い、技術コンセプトの成立性を実証した。また、成形後にPad-UP付与やコンター付与などの後加工技術の基礎検証を行い実用化に向けての課題整理を実施した。

### ⑤ 高速成形技術開発

- ・熱硬化材の特性および解析技術等を活かして部品の板厚や形状を工夫し、高速成形可能かつ強度特性を向上させた部品の設計・試作・評価を通じて、航空機の適用部位を明確にした
- ・開発した高速成形技術を用いて成形した小型・中型の模擬部品に対して強度試験を行い、従来の部品に対して同等の重量かつ同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適した強度特性を持つことを確認した。
- ・適用先部品として選定したシアタイおよびスタンションの模擬部品に対して、実機量産部品の実績と本研究の試作結果に基づく試算により、従来部品の半分以下の成形時間および70%程度の製造コストで製造可能なことを確認した。

### ⑥ 一体成形翼構造

- ・重量同等で製造コストを48%削減できるボックス一体ハイブリッドコキユア技術について、複合材ボックス構造の成形プロセスを確立するとともに、ボックス強度試験より技術的成立性を確認し、目標を達成した。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト34%低減について実現の目途を得た。
- ・試験時間を70%以上削減可能であることを確認し達成した。現状の国際標準による試験法(SAE試験標準)に本システムを反映するべくSAE委員会に参加・調整し、放電探知試験技術に係る試験法を標準に盛り込む目途を得た。
- ・本研究にて提案するハイブリッド積層構造が雷撃損傷度合いを82%抑制できることを確認するとともに、コスト80%、重量4kgを削減できる耐雷システムの成立性を明らかにした。

### ⑦ KUMADAIマグネシウム合金の材料開発

- ・φ29mm小型押出ビレットを用いた実験結果を基にしたφ69mm大型押出ビレットを用いた試作実験により、Mg-0.9 at%Zn-2.05 at%Y-0.15 at%Al成分を持つ合金により、押出出口速度約870 mm/min、引張降伏応力407 MPa、伸



## 公開版

び14%、腐食速度 0.6 mm/year以下、発火温度750℃以上を達成するとともに、追加目標値である破壊靱性値( $K_{Ic}$ 値) 20 MPa $\cdot$ m<sup>1/2</sup>以上、き裂進展速度目標を達成した。

- ・大型素材製造工程を考慮し、最適化学成分としてMg - 8at% Al - 4at% Ca - 0.02 at%Mnを明らかにした。これにより押出速度500 mm/min、引張耐力250 MPa、伸び5%、1 w/v%NaCl水溶液浸漬試験における腐食速度 0.6 mm/year以下、発火温度750℃以上を達成した。

### ⑧ KUMADAIマグネシウム合金の航空機構造適用

- ・ casting non-flammable magnesium alloy for large-scale material manufacturing, aiming at quality stabilization and cost reduction. We established the technology for casting process and hot-chamber die casting process conditions. As a result, for extruded profiles such as angles and channels, T-bars, etc., we achieved mechanical properties of strength >250MPa, elongation >5% for large-scale material manufacturing (>20m) of magnesium alloy.
- ・ casting non-flammable magnesium alloy for applicable parts such as clips, etc. We selected secondary structure parts, confirmed that weight reduction of 10% or more is possible. In addition, we evaluated the secondary structure parts, confirmed that they can be manufactured in the existing process, surface treatment, and coating. We confirmed that the corrosion resistance is good. We evaluated the material properties, confirmed that the strength is >250MPa, elongation >5%, and the project target is cleared. In addition, the fire temperature is 1000°C or higher, and the target is cleared. Finally, we clarified the specification requirements for material specifications, and we will clarify the specification requirements for practical application in the future.

### ⑨ 総合調査研究

- ・ 「S/HM実用化」では、エアバスとの協同研究(JASTAC-II)やJAXA保有機体での飛行試験をとりまとめてTRL7達成に貢献するとともに、米国・Sandia研究所との連携をとりまとめて、認証取得・実用化への道筋を明らかにした。
- ・ 「高レート設計・製造技術開発」では、欧州機関との共同研究(EFFICOMP)のとりまとめや、研究開発期間途中での体制強化(新規再委託先追加等)を行い、TRL5達成に貢献した。
- ・ 「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」では、研究開発期間途中での体制強化(材料メーカー参画)、第三者計測機関を活用した試作材特性の客観的評価とりまとめを行い、目標達成に貢献した。

## (2) カーボンハニカムパネル開発 (株式会社ジャムコ)

### 【目標】

- ・ ガラスハニカムパネルの60%の重量、航空機内装品のハニカムパネルに必要な耐火性や機械的性質評価等の特性を満たしたカーボンハニカムパネルを完成させる。
- ・ ガラスハニカムパネルと同等のコストでの量産化に目途を付ける。
- ・ 従来の複合材製スキンストリング胴体構造に対し、ラティス構造適用による設



## 公開版

計製作技術を確立して、15%の軽量化を達成する。また、胴体以外の3次元曲面構造への適用性のための設計製作技術を確立し、部分構造を試作して力学的性能を評価し、実用可能性の妥当性を確認する。(TRL5)

### 【成果の概要】

- ・軽量化目標をおおよそ達成したカーボンハニカムパネルを開発し、耐空性評価(耐火・強度)を実施することで実用可能性の妥当性について確認した。
- ・複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発に関しては3次元湾曲パネルの製造技術を確立し、試験片の製作を完了した。

## 2.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」

### 【中間目標(2017年度)】

- (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発
  - ・中小型複雑形状部材の積層に対し、将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能な小型タイプ自動積層装置を開発し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。
- (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発
  - ・開発した小型タイプ自動積層装置を用いて中小型複雑形状部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の妥当性を確認する。

### 【最終目標(2019年度)】

- (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発
  - ・種々の複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。
  - ・将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。
- (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発
  - ・種々の複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。

### 【成果の概要】

- ・本開発の成果として、国産初となる小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機を開発した。
- ・本積層機は、高精度アームロボットに小型積層ヘッドを搭載することで、曲面など複雑形状のCFRP部品の自動積層を、国産機として初めて実現した。

## 2.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」

### 【中間目標(2017年度)】

- ・炭素繊維複合材、チタン合金、先進アルミ合金の高速切削高性能工具の作製するための予測技術のプロトタイプを開発する。

## 公開版

- ・切削・金属ディポジション複合加工を実現するため、加工条件の設定に適用可能な予測技術のプロトタイプを開発する。

### 【最終目標（2019年度）】

- ・予測技術の精緻化を図り、発展させて、加工費あるいは加工時間を30%以上削減する高性能加工技術を確立する。

### 【成果の概要】

#### ① 炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

この課題における成果としては、シミュレーションによる切削過程と剥離の解析が可能であることと、これを併用して開発された技術が、工具メーカーが推奨している従来の切削条件や工具寿命の実績に対して大幅な改善が得られたことである。

難削材の切削における作業改善には、被削材が高価であり、適用可能な工具や切削条件を得るには、人件費も含めて多くの試験費が必要である。このような現状に対して、難削材であるCFRPやチタン合金の切削を対象としたシミュレーションにより、切削条件や工具の選定に対する時間とコストを削減し、作業改善を図った。このことは航空機産業だけでなく、他の製造メーカーにおいても適用可能であり、デジタルツインに基づく技術開発に発展できる。

一方、その成果として得られた穿孔技術は、いずれも目標よりも高いレベルでの改善を達成している。そのため開発技術は、航空機製造において大幅なコストダウンが期待でき、経済性に対するインパクトがある程度見込まれる。この成果は航空機産業だけでなく、CFRPやチタン合金を部材として使用する自動車等の他の産業における製造プロセスにも適用可能であるため、開発技術の波及効果は大きい。

#### ② 先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

次世代アルミリチウム合金の平面大型薄物部材の加工において現状の課題となっている切削加工後の歪みに対して、切削残留応力を制御することで歪みを軽減可能な革新的な加工技術として、反転バニシング切削技術を開発した。また、反転バニシング切削の加工条件を最適化するために、バウシング効果を考慮することで反転バニシングを再現可能な有限要素法解析モデルを開発した。これにより、Al-Li合金の平面大型薄物部材の切削加工後の歪みを大幅に低減することが可能となり、歪み矯正のための後工程を省略し製造コストの削減が可能となる。

工具開発を主としたミスマッチやびびりの発生を無くす手仕上げ不要な加工技術や加工条件の高効率を可能とする工具ホルダー設計技術開発により、ほぼすべての機体に適用されているアルミ合金のポケット形状部品を想定した標準的なモデルについて、30%以上の加工時間短縮を実証し、生産コスト削減の要求への対応を可能とした。また本開発技術は国内の中小企業が多く保有する中小型加工機での高効率化が可能であることから、今後の生産増における新規参入にもつながる。

#### ③ チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

機体製造企業では、疲労試験結果から現状レベルと同等あるいはそれ以上の疲労寿命が期待できるとの見通しを得られたことから、現状のドリル加工＋リーマ加工の代替に

## 公開版

適用できる可能性が高いと判断している。そのため Boeing777 - X の中央翼への展開として、チタン部品の大口径孔専用加工機からオービタル加工機への置き換えを検討している。期待される効果として、ドリルステップを削減できるため工具コスト削減の可能性、バリ取り時間の削減による組立時間の削減、品質の安定化、加工環境（切削油剤飛散防止、切屑のバキューム吸出し）がある。これは作業効率の向上と労働作業現場の改善にもつながる。

企業では中央翼等 難削材、厚板 構造組立を対象とし、オービタル穿孔適用箇所することで従来ドリル加工に対し約 10%程度のコスト削減が見込めると試算している。

本方法を大口径、厚板等の類似の条件であれば航空機機体以外への適用の可能性があり、穿孔加工品で疲労寿命を期待する軸受等に EV 用モータ等の部品にも展開が期待できる。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

市販のロボットは搬送や組立を主目的として開発されており、その位置決め精度や軌跡精度は一般のマシニングセンターなどの工作機械に対して大きく劣っている。本研究ではレーザートラッカーでロボット手先の指令軌跡と実際の動作軌跡との誤差を測定し、指令手先経路を補正することによって、ロボットの軌跡精度や実際に加工した際のポケットの深さ精度をロボット可動範囲のうち大きな範囲（縦 1m × 横 2m）で改善することができた。ロボットでの加工精度が向上したことにより、大型部材である航空機フレーム用アルミニウム押出材へのポケット加工を、将来的に現在行われているようなアルカリ溶液によるエッチングではなく、より環境負荷の小さい切削加工で、大型 5 軸マシニングセンターを使用するよりも小さい設備投資やランニングコストとなるロボットで実現できる端緒ができた。ロボットによる加工が浸透すれば、ロボットの利用用途や市場を大きく広げることができるようになる。

また、加工後に行われるワーク板厚測定作業を自動化するシステムを開発した。このシステムは ATC で利用できるように、測定以外のふき取り動作などはプローブ押し付け力を利用して作動するよう設計製作された。これにより、現在手作業で行われている加工後の切りくずふき取り作業や板厚測定作業を自動システム化しロボットに置き換えることが可能となった。また、将来的にロボットが加工も担うようになった際も、切削工具と測定システムを持ち替えながら作業を進めることが可能となった。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

応答曲面法を基にした実験計画法により、アルミ合金母材上に中間層 Ni-Cu 合金および最上層ステンレス合金を積層するための最適条件を明らかとした。アルミ合金母材上への Ni-Cu 合金の積層造形では、レーザー出力を大きく、粉末供給量を小さくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。また、送り速度に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離して凹部が形成され、表面性状は劣悪となった。一方、Ni-Cu 合金上へのステンレス合金の積層造形では、レーザー出力を小さく、送り速度を大きくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。粉末供給量に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合は造形物内部にクラックが発生して大きな空隙が形成され、大きすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離する現象が認められた。造形物の剥離が

## 公開版

発生する条件では造形物/母材界面で金属間化合物が形成されており、線膨張係数など材料特性の違いから欠陥が発生することが明らかとなった。したがって、これらの欠陥を抑制するためには、母材や供給材の組み合わせによりレーザ出力や送りなどの造形条件を選定することが重要である。また、積層造形と切削加工の二つの工程をオンマシンで実施することにより、各工程での段取替えが不要となり、トータルの加工時間の短縮が実現できた。LMDによる金属AM-切削加工の複合化技術は、粉末床熔融結合法（Powder Bed Fusion: PBF）と切削加工の複合化技術と比較して高能率であり、時間的制約などによりPBFでは造形が不可能と考えられる大型部品の製造において能力を発揮できることが明らかとなった。本技術の欠陥発生時の現象観察や発生した欠陥のデータベース化により欠陥生成機構の解明を図ることにより、金属AMの高度化に大きく寄与できたと考えられる。

### 2.4 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

#### 【中間目標（2017年度）】

##### CMC 材料の開発

- ・ 1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を製造可能な、引張強度 2.0GPa 以上の SiC 繊維を安定的に 200kg/年供給できるバッチ焼結技術を確立し、繊維の供給を実施する。
- ・ 第3世代 SiC 繊維の三次元プリフォームを製造可能とする条件を設定し、繊維体積割合 30%以上の織物を試作する。
- ・ 1400°Cの耐熱性を持つ安定したマトリクス含浸方法を開発する。

##### 高性能 SiC 繊維の開発

- ・ 引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発する。
- ・ 繊維評価技術(クリープ特性)を開発する。
- ・ 材料のミクロ組織を模擬した解析手法を設定する。
- ・ 高性能 SiC 繊維によるプリフォーム製造方法を開発する。
- ・ 高性能 SiC 繊維に適合した CMC 部材の初回製造プロセス方案を決定する。

#### 【最終目標（2019年度）】

##### CMC 材料の開発

- ・ 1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を製造可能な、引張強度 2.0GPa 以上の SiC 繊維の低コスト量産プロセスを確立する。
- ・ 室温引張強度 200MPa 以上、1400°C×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。

##### 高性能 SiC 繊維の開発

- ・ 引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発、さらに試作条件を確立し、CMC 部材評価用試料を供給する。
- ・ 高性能 SiC 繊維における三次元プリフォームの量産を可能とするプロセスを開発し、繊維体積割合 30%以上のプリフォームを試作する。
- ・ 開発した SiC 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。



## 公開版

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

#### 【目標】

##### SiC 繊維の生産技術

- ・ 引張強度 2.0GPa 以上、1400℃×400Hr 暴露後強度低下 20%以下を満足する SiC 繊維を安定的に 200 kg/年 供給できる生産技術を確立する。
- ・ 上記 SiC 繊維の低コスト量産プロセスを確立する。

##### 高性能 SiC 繊維の開発

- ・ 引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発する。
- ・ 高温クリープ特性評価技術を確立する。
- ・ 上記高性能 SiC 繊維の試作プロセスを開発する。

#### 【成果の概要】

##### SiC 繊維の生産技術

- ・ SiC 繊維の欠陥解析を実施し、欠陥の要因と強度への影響を明らかにした。さらに、欠陥を低減する対策を実施した結果、強度 2GPa 以上、ばらつき低減を達成した。
- ・ 焼結機構の解明を行い、SiC 繊維の焼結において重要となるパラメータを見出し、その最適化を行った。この知見を基に、バッチ焼結試作設備の設計を実施した。
- ・ 強度ばらつきを抑制するためのポリマー改良を目的に、強度低下の要因となるポリマー中の異物除去方法を確立した。
- ・ バッチ焼結プロセスを確立し、CMC 部材開発用に SiC 繊維を供給するため、新規バッチ式焼結設備を設置した。また、強度 2GPa 以上の SiC 繊維の試作を実施した。
- ・ 連続焼結プロセスを確立し、低コスト量産プロセスを実現するため、連続焼結プロセスを検討した。連続焼結プロセス設備を設置し、強度 2GPa 以上の SiC 繊維の試作が可能となった。

##### 高性能 SiC 繊維の開発

- ・ 高強度と高温クリープ特性を両立する焼結助剤成分の最適化を重点的にラボスケールで実施し、基本的な化学組成を決定した。
- ・ 上記ラボスケールで合成したポリマーの繊維化を実施。強度 3GPa 以上かつ耐クリープ特性に優れた SiC 繊維が得られた。
- ・ 上記ポリマーの試作及び紡糸・焼結等の試作条件を確立し、少量サンプルを試作。CMC 部材評価用として提供を行った。
- ・ 比較的簡便な BSR 法とともに、定量的なクリープ速度の測定が可能な単繊維引張クリープ法を検討し、両者とも再現性良く測定可能であることを確認した。
- ・ 製造条件調整により、不純物の少ないポリシランが得られた。高純度ポリシランを用いて前駆体ポリマーを合成し、同等以上の収率で合成できることを確認した。繊維特性への影響は今後の調査課題である。



## 公開版

### (2) 部材開発 (株式会社 IHI)

#### 【目標】

(材料開発)

#### 【中間目標 (2017年度)】

- ・ 第3世代SiC繊維へBN界面コーティングの施工を可能とする。
- ・ 安定して製造でき、かつ1400°Cの耐熱性を持つマトリクス形成方法を設定する。
- ・ 耐熱温度1400°Cの耐環境コーティングを、CMC基板に形成可能とする。

#### 【最終目標 (2019年度)】

- ・ 複数バッチの材料データを取得することで、CMC特性のバラツキを把握して、エンジン部材として使用可能レベルであることを確認する。
- ・ 1400°Cで高圧タービン部品に要求される強度を達成する。(室温引張強度200MPa以上、1400°C×400Hr曝露後強度低下20%以下を満足するCMC材料を開発する。)
- ・ 1400°Cで高圧タービン部品の耐環境コーティングに要求される耐久性(耐エロージョン性)を満足する。

(部品試作・評価)

#### 【中間目標 (2017年度)】

- ・ SiC繊維織物を湾曲した際に、織物形状不良や繊維配向を予測可能な解析ツールを開発する。
- ・ 第3世代SiC繊維を用いたCMCの試作部品形状を設定する。

#### 【最終目標 (2019年度)】

- ・ 第3世代SiC繊維を用いたCMC部品をエンジン搭載数程度製造し、製造性・組み付け性等を確認することで、エンジン搭載部品が製造可能であることを実証する。
- ・ 試作したCMC供試体・部品を用いた要素試験、およびエンジン搭載を想定した環境試験(1000回熱サイクル、400Hrガス流試験(コロージョン))を実施し、高圧タービンへの適用に目途を得る。

(高性能SiC繊維の開発)

#### 【中間目標 (2017年度)】

- ・ 材料のミクロ組織を模擬した解析手法を設定する。

#### 【最終目標 (2019年度)】

- ・ ミクロ組織を模擬した解析手法にて、破壊のクライテリアを設定する。
- ・ 開発した高性能SiC繊維が、CMC材料に適用可能であることを確認する。また、CMCを試作して繊維強度向上に従い、CMC強度も向上できることを確認する。

#### 【成果の概要】

「材料開発」

- ・ 1400°C×400Hr以上の高圧水蒸気中でもCMCの強度低下が12%に抑えられるマトリクスを開発し、これを適用したCMCを複数バッチ製造した。各バッチでの材料データを取得し、部品設計の成立性検証とともに、材料特性の安定性も評価し、

## 公開版

優れた材料であることを立証した。

- ・選定した 1400℃級の EBC（耐環境コーティング）候補材を用いて「ガス流（エロージョン）試験」、「ガス流（コロージョン）試験」、「ラビング試験」の耐環境性評価を実施し、必要な耐久性はおおむね満足できていることを確認した。さらに、EBC 開発で重要視され始めている「耐 CMAS 性」について、基礎知見を収集することで評価手法の標準化に目途を得た。

「部品試作・評価」

- ・開発材料を用いた高圧タービン向けシュラウド部品製造に取り組み、エンジン搭載試験に向けて複数部品を完成させた。シュラウドサポートへの組付け試験により、設計通りの寸法精度を満足し、エンジン搭載試験に供試可能であることを確認した。
- ・高圧タービン部品適用に目途を得ることを目的として「熱サイクル試験」「フック部要素試験」を実施し、部品形状の開発材がエンジン環境に適用可能であることを示した。

「高性能 SiC 繊維の開発」

- ・耐熱温度 1400℃をさらに向上させた高性能 SiC 繊維の CMC 適用化を繊維の特性評価によって検討した。繊維の耐熱性と屈曲性を両立したことで、CMC への適用可能性を見出し、1400℃級 CMC のさらなる耐熱性向上の可能性を示した。
- ・CMC 材料の部品設計では織物の単位構造であるユニットセルにて繊維・マトリックス・気孔を平均化した物性を用いて解析を行っているが、各成分を考慮したメゾスケールモデルを開発し、試験に対してよい一致を示すことができた。この結果を巨視的損傷解析の入力データとして使用する一連の解析手法を構築したことで、損傷のクライテリア設定が可能となり、破断予測が可能となる見込みを得た。

### (3) 部材開発（シキボウ株式会社）

#### 【目標】

繊維コーティングの開発

- ・サイジング剤及びサイジング方法を開発する。
- ・繊維やフィルムによる補強プロセスや装置を開発する。
- ・コーティング剤の除去方法を開発する。

第 3 世代、高性能 SiC 繊維用三次元プリフォームの製造方法の開発

- ・第 3 世代 SiC 繊維にて、三次元プリフォームの製造条件を設定し、 $V_f \geq 30\%$ の織物を製作する。
- ・第 3 世代 SiC 繊維にて設定した条件を用い、高性能 SiC 繊維三次元プリフォームの製造方法を開発する。

三次元プリフォームの量産を目指した設備の開発

- ・最適方法を選定し、量産化を目指した繊維コーティング装置を開発する。
- ・高性能 SiC 繊維三次元プリフォームの製造方法を開発する。

#### 【成果の概要】

## 公開版

- ・ SiC を補強する繊維コーティングについては最適なサイジング剤を独自に開発し、同時にサイジングやデサイズ工程のプロセス開発を進めた。
- ・ 三次元プリフォーム製造方法の研究開発においては、製造効率化や量産方法について検討を行い、それぞれに長所を有する「連続式」「バッチ式」の2方式について量産化システムの設計、試作、改良を進め、それらを用いたプリフォーム製造試験を重ねた。
- ・ それらの結果、高性能 SiC 繊維においても必要とされる Vf30%を大きく上回る約 35%の良質な三次元プリフォームを製造することに成功した。
- ・ 三次元プリフォームの製造方法やサイジング工程、デサイズ工程等において量産化システムを構築することで、高性能SiC繊維による三次元プリフォームの製造効率向上に大きく寄与した。

### (4) 部材開発（川崎重工業株式会社）

#### 【目標】

##### CMC 材料の開発

#### 【中間目標（2017 年度）】

- ・ 3次元形状を有する燃焼器パネル用プリフォームの一体成形品を試作する。
- ・ CMC 製燃焼器パネルに適した非破壊検査技術の確立および健全性評価手法の検討を行う。

#### 【最終目標（2019 年度）】

- ・ 室温引張強度 200MPa 以上、1400°C×400Hr 暴露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。
- ・ 小型クラスの航空機用エンジンで燃焼器パネルがさらされる実環境を模擬した条件での燃焼評価試験を行い、健全に機能することを確認する。
- ・ CMC 製燃焼器パネルに適した健全性評価手法を確立する。

##### 高性能 SiC 繊維の開発

#### 【中間目標（2017 年度）】

- ・ 高性能 SiC 繊維に適合した CMC 部材の初回製造プロセス方案を決定する。

#### 【最終目標（2019 年度）】

- ・ 開発した SiC 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。

#### 【成果の概要】

##### CMC 材料の開発

- ・ 一体成型品プリフォームを製作し、その後のマトリックス成形まで実施した。
- ・ X線 CT 及びサーモグラフィによる測定技術の評価を実施した。また、これによる健全性評価手法の検討を開始した。
- ・ 平均室温引張強度として 292MPa が得られる材料を開発した。EBC 施工後の CMC に対し、1400°C×400Hr 水蒸気環境に暴露し、曲げ強度の低下率を計測し、平均強度低下率 5%であることを確認した。

## 公開版

- ・離陸時条件を模擬した燃焼試験を行い、面状態からは継続使用が可能な状態であると判断した。燃焼試験後に IF 法によるマトリックス部の劣化を評価し、健全であることを確認した。
- ・複数の検査手法の比較を行い、これらを複合的に用いた健全性評価技術を開発した。

### 高性能 SiC 繊維の開発

- ・各種繊維の物性並びにこれらを用いた成形品の評価を実施、これにより、高性能 SiC 繊維の物性に応じたプロセスを決定する手法を得た。
- ・一定の PIP 条件下においては、製織品質が同等であれば、CMC 自体も同等の品質で成形できるため、製織性についてのみ評価を実施。従来繊維同等の製織性を有することを確認し、これによりプリフォームとして同等品質が得られることを目処を得ると同時に、CMC 材料に適用可能であると判断した。

## 2.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### 【中間目標（2017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（2019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。

### (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

#### 【目標】

- ・空気力学評価と構造強度評価を高い次元で連成させることで、設計初期段階から空力設計と構造設計を同時に最適化することが可能な機体設計シミュレーターを開発する。
- ・空力・構造設計パラメータの収斂に必要な時間を 50%、設計全体に必要な時間を 25%低減する。

#### 【成果の概要】

- ・本項目で開発したシミュレーターは、空力・構造・破壊解析をシームレスに連成することで、これまで逐次的に翼形や設計条件を変えながら実行せざるを得なかった解析を、パラメータ設定から構造サイジングによる非破壊機体解の取得まで自動で行うことが可能となった。
- ・これにより高並列計算機の利用が初めて可能となり、数百機クラスの解析を同時並行で行えるようになったことで、CFRP 主翼の多目的設計のパレート面を得るための空力・構造設計パラメータ収斂に要する時間は数百分の一に短縮された。
- ・さらに、解析時間のボトルネックとなる空力解析において簡易解析手法の高度化により大幅な時間短縮が実現され、航空機開発の時間的コストを削減可能な技術

## 公開版

の開発という観点で大きく寄与があった。

- ・また本項目で開発した機体設計シミュレーターは川崎重工業に引き渡しシミュレーターの実行検証を行った。

### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

#### 【目標】

- ・新規の複合材料を用いた航空機構造の強度保証に必要な構造要素、部分構造、実大構造レベルの強度試験を精度良く模擬する解析ツールを開発する。
- ・運用上最もクリティカルな衝撃損傷による複合材構造強度の低下量を 10%の精度での算出を可能とする。
- ・認証プロセスにおける実験を 15%削減することを最終目標とし、そのコスト削減効果を評価する。

#### 【成果の概要】

- ・ストリンガーパネル試験片の衝撃後圧縮試験に関して、強度低下量に対しても解析結果と試験結果との差異は 10%以下となることが見込まれた。
- ・OHT 強度試験に関して、供試体の種類 8 種類中 2 種類（4 分の 1）以上が削減可能となり、供試体数においても 77 体中 15 体（約 19%）の削減が可能となることが見込まれた。

### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

#### 【目標】

- ・複合材の特性を活かす製造方法を前提とした機体構造設計シミュレーターを開発する。
- ・曲線繊維積層板が直線繊維積層板に対して、同等以上の強度または剛性を有することを実験的に示す。

#### 【成果の概要】

- ・流線モデルと深層学習を利用した低計算コストの曲線繊維配向最適化シミュレーターを開発した。
- ・トウプリプレグを切断・積層する小型のヘッドと、コンピュータ数値制御を用いた位置決め装置を持つ簡易 AFP 装置を作製し、最適化された曲線繊維複合材が、従来の直線繊維複合材よりも高い強度を有することを実験的に示した。

### (4) 層流化技術開発

#### 【目標】

- ・翼周り三次元境界層に対して、直接数値計算と組み合わせ、新しい非線形の安定性解析ツールを開発し、その予測精度を高める。
- ・それらの知見に基づき、層流を維持するための境界層制御の最適設計を行うことで、主翼上面において層流状態を 50%維持する。



## 公開版

### 【成果の概要】

- ・後退翼における圧縮性三次元境界層の乱流遷移を高い精度で予測するため、直接数値計算コードおよび非線形安定性解析ツールの開発を行い、安定解析と直接数値解析を組み合わせた統合遷移解析システムを構築し、大規模かつ詳細な遷移予測が可能となった。
- ・これにより、翼面の孤立粗度 (Discrete Roughness Elements ; DRE) による乱流遷移の抑制効果 (層流化効果) を検証し、配置や形状の最適性やロバスト性を調査し、実旅客機の抵抗低減に関し画期的なデバイスの概念を創出した。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

#### 【目標】

- ・ハイブリッドコキュア成形にて製造される部品の成形と成形後の強度評価技術を開発する。
- ・含浸シミュレーション、硬化による変形シミュレーション、界面強度シミュレーションについて、航空機開発で一般的に求められる解析精度 10%を確保し、将来民間機の低コスト・高レート製造に寄与する。

### 【成果の概要】

- ・実機規模の複雑形状に適用可能な高速含浸解析およびフローメディア配置を調整する事による含浸条件最適化技術の開発を目標とし、ツールを完成させた。従来ツールでは困難だった実機レベルの大規模解析を実施し、解析結果が得られることを確認した。
- ・VaRTM、0oA プリプレグによる異種材料ハイブリッド一体構造の変形予測技術開発を達成した。単一樹脂よりも大きな変形を生じた補強パネルの試作品と変形量の比較を行い、よく一致する結果が得られた。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

#### 【目標】

- ・機体搭載状態でのスリムナセル化およびショートインレット化による機体の空力性能への影響予測技術を構築する。
- ・エンジン-機体統合形態での計算を 1 ケース行える環境構築を目標とする。

### 【成果の概要】

- ・機体と稼働エンジンとの統合解析を達成し、機体とエンジン・ナセルとの相互作用の予測を可能とする基盤的な技術を開発した。

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

#### 【目標】

- ・航空機実機スケールの高レイノルズ数非定常流れの高精度流体解析手法である壁

## 公開版

面モデル large-eddy simulation(LES)を用いた、実機複雑形状周りに適用可能な流体解析技術を検討し、航空機高速飛行時における飛行限界・安定性予測を可能とする高精度非定常流体解析基盤技術を研究開発する。

- ・高精度非定常流体解析壁面モデル LES の構築では、通常の乱流境界層内層域までほぼ直接的に解析する既存の高精度流体解析 LES と比べ、必要な計算コストの 90% の削減効果を示すと共に、予測精度の大幅な向上を目指す。

### 【成果の概要】

- ・大規模 LES 解析では、レイノルズ数や衝撃波強さの異なる解析ケースを完了し、高速飛行時の非定常剥離流れにおける高精度 LES データベースの構築に成功した。
- ・また構築した高精度 LES データベースを基に平衡/非平衡壁面モデル LES を実施し、壁面モデル LES の予測精度および非平衡効果のモデル化について問題点や改善点を明らかにし、当初の目的を達成した。
- ・実機設計への適用を見据え、航空機設計で用いられている複雑形状に対応可能な解析手法と壁面モデル LES 技術を組み合わせた手法について、非定常剥離流れにおける解析精度検証を実施した結果、非定常剥離流れに対する推算精度を向上できることが明らかとなった。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

#### 【目標】

- ・着氷の影響を評価できるシミュレーション技術を開発する。

#### 【成果の概要】

- ・着氷が発生した三次元翼の流れ場を数値計算で解き、三次元性のある着氷形状が流れ場に与える影響を考察し、性能に対する数値計算の精度を検証した。前縁着氷の直後での剥離領域の渦構造を詳細に捉えることができた。また、着氷によって減少する揚力を実験値と比較して良い精度で予測することができた。
- ・前縁の防水システムで溶けた水が後方の翼面上で再凍結する Runback Ice 現象の防止システムを検討した。翼面加熱機構を実現するためには、主翼の構造などにより決定された加熱領域に対し、その前端付近で乱流遷移が起こるような翼型を選定することで、翼型の空力性能への影響を抑えながら良好な加熱性能を得ることが有望であることが示唆された。
- ・開発は非常に成功し、5年の計画のところを3年で終了した。研究成果は、共同実施先の企業で実用化され、開発中の航空機の2017年の飛行試験に役立てられた。

### 3. 研究開発成果の詳細

研究開発成果の詳細においては、別添として添付する。

以上

## 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. 実用化に向けた戦略

##### 1.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

###### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

TRL9 を目指した SHM システム開発を行い、SHM システムとしての認証を取得する。本システムを適用機種に応じカスタマイズした製品を開発し、SHM システムインストールおよび機体状況モニタリングサービスの提供を目指す。

###### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

本事業を通じた耐久性・信頼性評価および実大構造試験、飛行実証試験により、システムの要素技術の成熟度は、目標レベルに達したといえる。今後は、CBM(Condition Based Maintenance, 状態対応整備) 実現に向け、航空機 OEM/エアライン等への提案や協議を継続する一方、試験を含め実機計測データの取得機会の確保・拡大・強化を図る等、ステップを踏んだ取り組みを目指す。

###### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

大きく 2 つのストーリーを考える。

- ・当該プロジェクトの目標通り、民間航空機への適用を目指し、開発した当該 SHM システムとその関連技術を強みとして、エアライン、航空局、および航空機メーカーとの協業体制を構築、商用航空機でのトライアルを経て、製品化を実現する。
- ・近年活況を呈しているドローン、あるいは将来の空のモビリティ等、法規制において比較的自由度のある分野で、用途に合わせた技術改良を行いながら、製品化を実現する。ここでは、他の輸送機関やインフラ等、異なる分野への実装も視野に入れておく。

###### ④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

複合材構造の課題となっている低コスト・高効率な設計・製造技術を確立し、将来民間航空機への適用を目指す。

###### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

本研究で得られた、高速硬化樹脂プリプレグとホットプレス成形を用いた複合材構造部品の高レート製造要素技術を、今後の研究へ継承・発展させると共に、熱可塑樹脂プリプレグへの応用技術開発や、将来小型旅客機及び次世代エアモビリティ等への適用を目指す。

## 公開版

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキョア技術は、旅客機適用に向け、本研究にて開発した低コスト・高レート設計製造技術の TRL を向上させるために、研究スキームの立ち上げを促進していくとともに、本研究成果を Boeing 及び Airbus 等に紹介し、適用に向けたアピールを行っていく。また、複合材は自動車や産業機器はもとより、軽量化が至上命題とされる空のモビリティへの適用も想定されることから、幅広い分野への適用を目指す。放電探知技術は、航空機認証に用いる技術である。従来にはない新技術であることから、航空機設計に適用していくため世界標準の改訂を進めていく。

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の材料開発

KUMADAI マグネシウム合金の材料開発においては、KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金と KUMADAI 急冷凝固耐熱マグネシウム合金の二種類の合金開発を行ってきたが、高耐食性・不燃性という共通した特徴を活かしつつ、前者の実用化ターゲットを二次構造部材とし、後者を一次構造部材に絞った戦略をとってきた。KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金については二次構造部材として必要とされる強度と延性の両立を目指すこととし、高い耐食性と不燃性を保持しつつ、引張降伏強さ 250MPa 以上、伸び 5%以上、の目標値を達成した。KUMADAI 急冷凝固耐熱マグネシウム合金については一次構造部材設計時に必要となる破壊靱性値の向上を目指すこととし、目標値である破壊靱性 ( $20\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{m}}$ )、およびき裂進展特性を達成するに至った。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

⑦に示されたとおり、KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金は、航空機の二次構造部材に適用すべく実用化の戦略を立て、開発を実施してきた。本開発により、実部品を模擬した実用サイズの素材において、必要とされる品質（引張降伏強さ 250MPa，伸び 5%以上）を満足する 25m 以上の長尺形状の製造が可能となった。

航空機部品への新材料の適用にあたっては、スペック化、設計許容値の取得が必須となることから、今後、材料メーカーにて海外競争力のある高品質・低コストな製造技術を確立した上で、スペック化・実用化を検討していく。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

## 公開版

### (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

航空機内装品の販売ルート及び販売先は用途により以下の2種類があり、本研究開発で得た軽量カーボンハニカムパネルの成果はそれぞれに適用を計画する。

SFE (Seller Furnished Equipment)：航空機製造会社（エアバス社、ボーイング社など）が仕様を決定する装備品であり、ラボトリーなどに代表される航空機内に不可欠なものとなり、航空機製造会社と直接契約を結ぶ。航空機製造会社の新造機開発スケジュールに則った販売スケジュール管理が必要となる。SFEの場合、基本的に本研究成果は新造機開発タイミングでの投入となるものの、航空機製造会社より軽量化、低コスト化に繋がりメリットがある、と判断されれば新造機生産の途中でパネル材料変更を行うことも可能となる。

BFE (Buyer Furnished Equipment)：航空会社（エアライン）が仕様を決定する装備品であり、ギャレーやバーカウンター、プレミアムクラスシートが挙げられ、航空会社と直接契約を結ぶ。各航空会社のデリバリースケジュールに則った販売スケジュール管理が必要となる。航空会社との独自の仕様打合せから製品開発を開始する。本研究成果を適用し得るタイミングでのプロジェクト選定が可能となる。

### 1.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

既に実用化したため、割愛する。IV-55 ページ参照。

### 1.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

実用化、事業化戦略を下図に示す。航空機製造重工三社で研究成果は自社内利用されるとともに、先端切削加工技術が中小企業移転され、航空機製造に貢献する。中小企業への情報開示は 2016 年 12 月より開始され、毎月の全体会議（テクニカルミーティング）で新たな技術情報をアップデートして提供している。2019 年 4 月現在の中小企業メンバー数は 14 社（2019 年 10 月現在）である。技術移転先、およびその候補は、以下に記した部材である。

スピンドル要素部品の精度向上、Off-Line 制御のロボットへの活用、CFRP 加工時の技術課題（バリ、工具摩耗等）の解決、高周波加熱による応力除去、航空機向け CFRP 部品のトリミング、穿孔作業、航空機胴体の大型アルミ削り出し部品、エンジン・ランディングギアのアルミ素材加工、CFRP 動翼の外周トリミング、航空機アルミ構造材（主翼リブ、ストリンガー、シェアタイ等）の仕上げレス切削加工、CFRP と金属の複合成型とその切削加工、エンジンのタービンブレード、燃料給油口の 3D プリンター成形、胴体または翼のアルミ構造部品のロボット切削、Al-Li 合金部品の切削加工



## 公開版

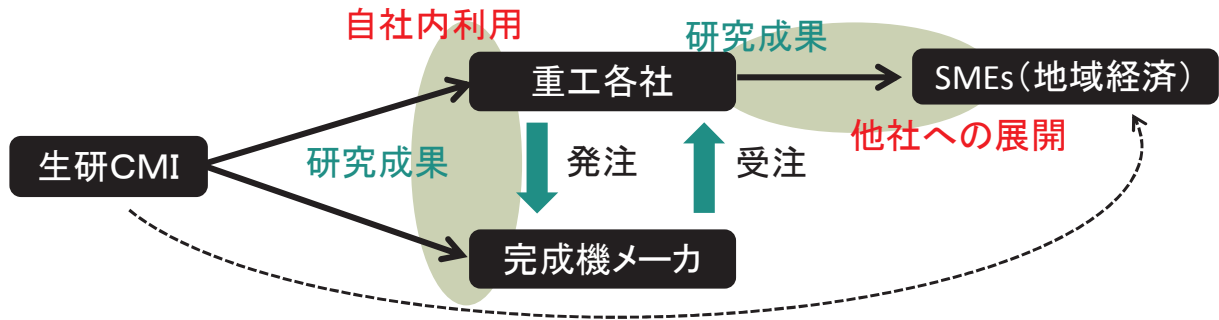


図 実用化、事業化戦略

### 1.4 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

#### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

航空機エンジンのホットセクション部品を現行の Ni 基超合金から SiC/SiC 複合材料に置き換えることで、更なる高温でエンジン作動が可能となり、結果、航空機の燃費改善および CO<sub>2</sub> 排出量の削減が期待できる。実用化に向けた戦略として、単純形状かつ静的な部品、複雑形状かつ静的な部品、複雑形状かつ動的な部品と対象部品を広げていくのが一般的な航空機エンジンの SiC/SiC 複合材料化の戦略である。

そのため、当社は航空機エンジン用の SiC/SiC 複合材料部品を実用化を目指すメーカー（販売先）に対して、SiC/SiC 複合材料用の強化繊維として要求される特性を満たす SiC 繊維を供給していく戦略である。

まず、現行のチラノ繊維 SA グレードは静的な部品用の SiC/SiC 複合材料の強化繊維としては十分な特性を有しており、この繊維を安定的に高品質で提供し、航空機エンジンメーカーでのエンジン搭載の実用化を促進していく。また、動的な部品用の SiC/SiC 複合材料の強化繊維としては、更なる高い耐高温クリープ特性等が求められ、この要求特性を満たせる高性能な SiC 繊維をまずは開発することが重要であると考えている。

#### (2) 材料開発（株式会社 IHI）

CMC は、強化用に適した細径の SiC 繊維が 1970 年代に東北大で開発されて以来、航空エンジンの性能を飛躍的に向上できる技術として世界的に開発が進められてきた。その後の長い開発を経て、軍用エンジンではフランスの SEP 社（現 SAFRAN 社）が世界で最初に CMC の適用を行った。民間航空エンジンへの CMC 部品の適用は、GE 社が 2016 年に小型航空エンジンの高圧タービンシュラウドに最初に適用した。

これらの CMC 適用の流れを受け、その他のエンジン OEM（Original Engine Manufacturer）である PW 社や RR 社においても、それぞれ CMC の開発拠点を近年になって自社内に整備しており実用化に向けた開発を加速しつつある。これら他社製の CMC に対し、本研究成果の CMC は耐熱性に優れ、かつ低コスト製造が可能であ

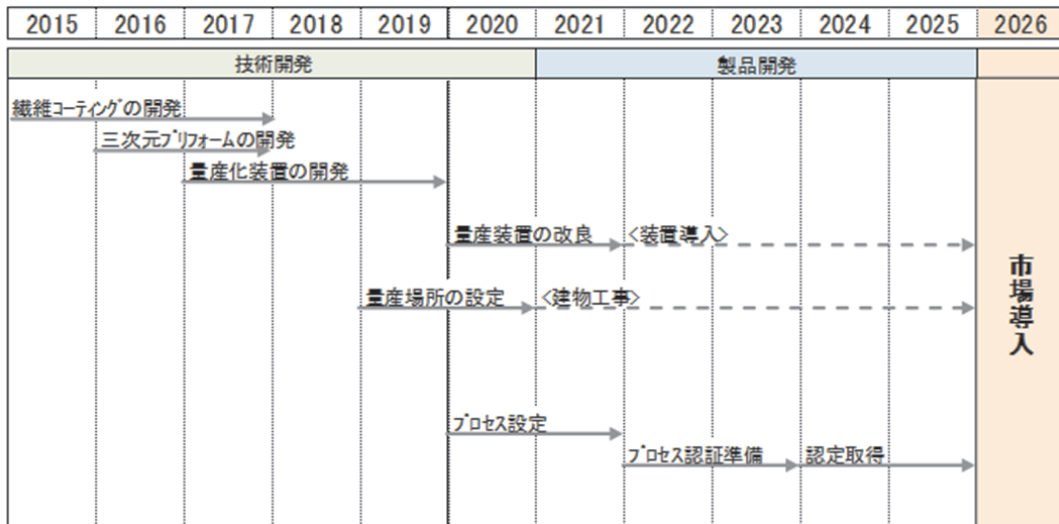
## 公開版

り、他社より優位である一燃費がこれまでより向上した航空エンジンの事業化や省エネルギー効果への貢献ができる。また、適用対象部品はGE社が民間航空エンジンで適用を開始した高圧タービンシュラウド等であるため、適用リスクは想定可能である。本研究成果をOEMへの採用に向けて技術成熟度を向上させつつ、積極的に技術提案を行っていく。

より具体的には、本研究において開発された1400℃級CMCを用いた航空エンジンでの搭載試験を実施する。エンジン搭載試験に成功した後、OEMにエンジン搭載試験結果のみならず、材料特性での優位性をアピールすることで、2020年代後半に想定される実機開発に参画を果たす。実機開発に参画した場合、必要な設備投資を行って2030年頃の量産化を目指す。

### (3) 部材開発（シキボウ株式会社）

本事業での開発成果を基に2021年度から量産に向けた取り組みを開始し、IHIスケジュールを加味し、2026年度から市場投入を開始する。



### (4) 部材開発（川崎重工業株式会社）

本事業で実施した技術開発の目標は次世代の民間航空機エンジンにおいて、CMC 燃焼器パネルを実装することである。

CMC は、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として航空機エンジンの高温部品への適用が期待されている。本事業では燃焼器パネルに要求される特性を試験・解析から求め、それに適合する CMC 材料の開発を行った。実用化への課題として、CMC 材料製造の高レート・低コスト化、CMC 燃焼器パネルの実証レベルの向上があり、これらを進める。

## 1.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

新たに開発した構造解析ソフトウェアでは、航空機開発に用いられる汎用構造解析

## 公開版

ソフトウェアとの互換性を保ち高度な解析技術を統合することで、国内の航空産業界において速やかに適用が可能となるソフトウェアを実現した。今後、国内航空産業界にて実際に利用してもらい、使用感をフィードバックしてもらうことで実機開発への取り入れを見据え改善を続けていく。

### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

東レなどの材料メーカー、川崎重工業等の航空機メーカーが航空機開発における構造認証試験計画などで実際に使用し、認証に必要な材料・構造試験の低コスト化に資することができることを確認する。

### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

設計シミュレーターの開発検討を通じて、曲線配向 CFRP の製造に適した材料の特性を抽出し、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努力をする。

### (4) 層流化技術開発

飛行試験による実飛行条件での検証を実施、TRL レベルを徐々に上げることで、10年後に実機への適用を目指す。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

本研究は CFRP 構造部材の製造コスト低減を目的とした VaRTM-0oA プリプレグ一体成型に関し、品質の阻害要因となる樹脂含浸と変形の解析技術を構築した。NEDO RIMCOF による製造試験結果により解析結果を検証して実用性を高めた。今後は SUBARU 自社ブランドの電動小型航空機で実績を確保し、量産効果の高い将来旅客機への適用を目指す。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

将来民間航空機では、燃料消費量の改善はエンジン単体だけでなく機体との統合評価で既存機種よりも 20%以上の低減が要求される。一方、エンジン効率向上の為に超高バイパス比が採用されるが、正面面積が大きいナセル抵抗が増大する。ナセル抵抗低減には最新ナセル形状（ショートインレット／スリムナセル）の採用が有効であるが、飛行条件によってはファン性能／ファン作動健全性の低下を生じさせる可能性がある。このことから、機体影響を考慮したエンジン-機体を統合した空力性能予測より、ナセル形態および機体搭載形態がエンジンファンに与える空力等の影響を詳細に予測し、将来推進システムに向けた技術基盤の構築を目指す。

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

航空機メーカーが本プロジェクトで検討・開発した高精度流体解析手法を空力設計作業に取り入れ、実際の機体開発の中で機体の部分解析から段階的に適用することによって実用化を図る。大学とメーカーが共同で技術開発することで、大学が持つ技術力や研究成果を産業に早く生かすことが可能であり、メーカー側もコストを抑えて効率良く技術開発が可能である。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

すでに飛行試験に実用化したところではあるが、今後は設計段階から着氷システムを考慮した開発を行うこと見据えて実用化を図る。

## 公開版

### 2. 市場動向と売上損益見通し（市場規模・成長性、経済効果）

#### 2.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

各テーマは担当している企業ごとに事業化が計画される。市場規模については様々な試算があり、これらに基づく各企業の市場動向見極めには多少の差異があるが、2030 年に向けて航空機の需要が増加すること、MRO (Maintenance, Repair, Overhaul) の省力化傾向は同じである。各テーマごとの見通しを以下に示す。ただし、コロナウィルスの影響を反映した見通しの修正は今後の課題である。

##### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

日本航空機開発協会「民間航空機に関する市場予測 2019-2038」(2019)によれば、今後 20 年でジェット旅客機の新規納入機数は 35,312 機と予想されている。これらの 20%に広域分布歪計測システムを適用することができれば、年間 350 機へ適用する市場規模と推定できる。ただし、コロナウィルス感染拡大の影響で旅客数、運航数が大幅に減少しており、市場規模はこの回復状況により変動する可能性がある。

##### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

航空機の MRO 市場規模は、2019 年の 819 億ドルから、2029 年には 1,160 億ドルとなり、年 3.5%の成長が予測されている（出典：Global Fleet & MRO Market Forecast Commentary 2019-2029, Oliver Wyman）。SHM 適用による整備コスト・時間の低減は、その適用範囲に依存するため一概に算出できないが、整備費用の一部を低減できたとしても、分母が大きく、その経済効果は大きい。また、航空機は運航していない時間にも多くに費用が発生しており、CBM の実現により機体稼働効率がわずかに向上するだけで大きな効果が得られる。

##### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

(1) 項で示したストーリーのうち、本流の民間航空機の市場について以下に示す。

- ・コロナウィルスの影響は加味されていないが、今後の MRO 市場は増加傾向にある。
  - ・2017 年：755 億ドル<sup>\*1</sup>
  - ・2027 年：1179 億ドル<sup>\*1</sup>
  - ・2037 年：1400 億ドル<sup>\*1</sup>
- ・MRO には大きく 5 種のカテゴリーが存在する。

## 公開版

- ・エンジン、ヘビーメンテナンス、装備品、ラインメンテナンス、改修
  - ・ SHM の活用を想定するヘビーメンテナンスの市場規模は全 MRO の十数%※<sup>2</sup>である。
    - ・ 全 MRO 市場に占めるヘビーメンテナンス市場（2027 年）：
      - ・ 1179 億ドル×0.1=117.9 億ドル
    - ・ MRO の中で一番市場規模が大きいエンジンでは人件費等が占める割合は 2 割程度※<sup>2</sup>であるが、ヘビーメンテナンスでは人件費がその約 7 割※<sup>2</sup>を占める。
    - ・ 従って、近年航空業界で進む「Digitalization」の 1 つに分類できる SHM の活用余地が最も大いなのは、当該プロジェクトでターゲットとしてきたヘビーメンテナンスであると考えられる。
      - ・ SHM がヘビーメンテナンスの 3 割に適用され、人件費の半分以上を削減できたと仮定すると、以下の経済効果があると推算される。
        - ・ 117.9 億ドル×0.3×0.7×0.5=12 億ドル/年
- ※上記はヘビーメンテナンスそのものの削減であるが、これに伴い、機体のダウンタイムの削減が可能と考えられ、プラスアルファの経済効果も非常に大きいと推察される。

※1 [https://www.apmexpo.com/content/dam/Informa/apm-europe/pdf/presentations/1\\_Aviation\\_Aftermarket\\_Outlook\\_Richard\\_Brown.pdf](https://www.apmexpo.com/content/dam/Informa/apm-europe/pdf/presentations/1_Aviation_Aftermarket_Outlook_Richard_Brown.pdf)

※2 <http://arsa.org/wp-content/uploads/2013/04/2013MROStudy.pdf>

### ④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

新型コロナウイルス（COVID-19）発生前の予測では、世界の航空市場は今後も成長し、今後 20 年間のジェット旅客機及びジェット貨物機を合わせた新規納入機数は、36,351 機、販売額は 5 兆 8900 億米ドルに達すると考えられていた（出典：日本航空機開発協会（JADC）「民間航空機に関する市場予測 2019-2038」（2019 年 3 月発行））。しかし、世界的な新型コロナウイルス感染拡大により航空市場を取巻く環境は激変しており、今後これまでの予測とはまったく異なる市場になる可能性も考えられる。

### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

世界の民間航空機市場動向において最も機体需要が多い小型旅客機において、CFRP 製部品の割合は近年増加している。また、世界の複合材料成形加工品市場動向において、熱硬化樹脂部品は 2035 年には金額ベースで 3.8 兆円（2018 年度比 2.7 倍）に達する見通しである（出典：

<https://www.fuji-keizai.co.jp/>

[file.html?dir=press&file=20035.pdf&nocache](https://www.fuji-keizai.co.jp/file.html?dir=press&file=20035.pdf&nocache)）。この様に、本研究の成果である小型～中型の複合材構造部品の高レート・低コスト製造要素技術に対



## 公開版

する市場の規模と成長性は大きく、上記比率と同程度の経済効果上昇も期待できる。

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

今後 20 年間の旅客機需要予測を図 1 に示す。旅客機需要は全体で 35,000 機に上り、半数以上となる 20,000 機を占めるのは本技術開発のターゲットである細胴機（100～229 席）と予測され、その市場規模は年間 10 兆円に及び、長期的な成長性が見込まれている。

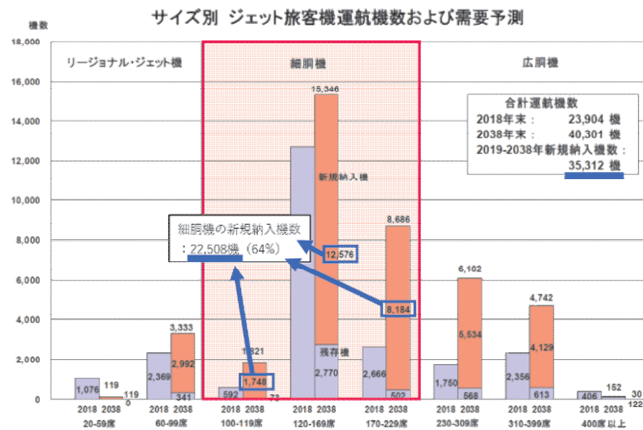


図 1

出典：(一財)日本航空機開発協会：民間航空機に関する市場予測  
2019－2038，2019

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の材料開発

KUMADAI マグネシウム合金の材料開発では、民間旅客機の一次構造部材・二次構造部材への適用を目指した材料開発を行ってきており、既存の Mg 合金の特性、特に強度、破壊靱性値を大きく上回る高性能 Mg 合金素材の開発に成功している。一般財団法人日本航空機開発協会から公表されている 2020-2039 年の市場予測によれば、ジェット旅客機の機数は 2019 年で 24,000 機であるのに対して 2039 年では約 41,300 機と 170%増となっており、そのうち新規需要が約 17,300 機 (49%)、代替需要が約 18,300 機 (51%) と今後も民間航空機の需要は増大傾向にある。このような成長性の高い市場への素材提供は大きな経済効果を生むと期待される。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

民間航空機リージョナルジェット及び大型旅客機は、今後 20 年間でそれぞれ 3000 機以上の需要が見込まれており、東南アジアを中心に市場の拡大

## 公開版

が期待されている。比重の軽いマグネシウム合金を航空機二次構造部材に適用することにより、重量軽減による燃費向上と環境負荷低減が期待できる。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

## (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

当社は航空機内装品市場におけるギャレー、ラバトリーの製造においてボーイング社双通路機で大きなシェアを持っているものの、強力なサプライチェーンを築く欧米の競合他社や、国策で航空機産業振興を図るアジア新興各国の参入により国際競争（技術力向上、低コスト化）はこれまで以上に激化していくと考えられる。本研究開発であるハニカムパネルの軽量化及び低コスト化によって、更なる技術革新で優位性を高め、特にエアバス社向け内装品及び単通路機市場でのシェア拡大を図ることにより、国内産業の飛躍的成長を見込むことが可能となる。新造機向け内装品（ギャレー、ラバトリー）の市場規模及びジャムコシェアを以下に示す。

|                | 市場規模       | ジャムコシェア |
|----------------|------------|---------|
| 現状             | 200,000百万円 | 34%     |
| 終了後1年目（2020年度） | 210,000百万円 | 34%     |
| 終了後6年目（2025年度） | 255,256百万円 | 46%     |

市場規模算出の根拠：ボーイング社Market Forecast、エアバス社Market Forecast及び当社販売実績からギャレー及びラバトリーの市場規模全体を算出

シェア見通しの根拠：当社販売実績と市場開拓見込みから算出

※上記数値はC o v i d—1 9の影響を考慮していない

## 2.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

航空機需要の高まりと航空機への複合材適用割合の上昇から、航空機用複合材料の自動積層技術に関連する分野の市場規模は拡大しており、今後とも成長が見込まれている。それを反映し、航空機用複合材料の自動積層技術に関連する分野は競合技術が複数社存在し、また、数年以内の新規参入もみられる活発な市場である。本技術開発の成果により売上損益の見通しが得られたため、開発した技術を実用化し、商品化を行った。

## 2.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

## 公開版

CFRP の切削技術に対する取り組みは以前より続けられており、航空機産業だけでなく、自動車やスポーツ産業にも適用されている。CFRP の切削では、仕上げ面における剥離や残留繊維とともに工具摩耗が問題となっていた。近年、ダイヤモンドコーティング工具が開発されて、CFRP の切削が各分野の市場で拡がりつつある。一方、ボーイング社の CFRP を多く使用している B787 では、適用部位によっては、CFRP とチタン合金を重積した材料の加工があり、これに対して効果的な工具材料とその適用条件について、課題が残されていた。

本研究プロジェクトでは、以上の観点から CFRP とチタン合金の重積材の穿孔と CFRP のトリミング加工に対して、切削シミュレーションを併用しながら、改善と高度化を図った。その結果、以下の高度化を達成した。

(1) CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔

多結晶ダイヤモンドのドリルの工具形状を設計し、加工能率が従来(工具メーカーの推奨条件)の 12.5 倍、工具寿命が 20 倍を達成した。

(2) CFRP とチタン合金の重積材に対する大口径の穿孔

オービタル加工を適用することで工具費を削減できるが、形状誤差を 10  $\mu\text{m}$  以下(円筒度、同軸度、真円度)を維持し、本研究で適用した工具では 300 MPa 以上の圧縮の残留応力を付与できた。

(3) CFRP のトリミング加工

多結晶ダイヤモンド工具を適用し、切れ刃の形状パラメータを最適化することで、剥離や振動痕のない仕上げ面を従来技術(工具メーカーの推奨条件)の 1.57 倍の切削速度で、2.3 倍の送り速度で加工できた。

(4) 切削シミュレーション・CFRP の剥離シミュレーション

開発したシミュレーションソフトは汎用的に使用でき、上記の作業にとどまらず切削特性の評価に使用できる。

以上の開発技術が実用化されれば、航空機製造において大幅なコストダウンが期待でき、経済性に対するインパクトがある程度見込まれる。また、本文プロジェクトにおいて、開発、改良されたシミュレーション技術は、航空機産業だけでなく、自動車等他の産業における製造プロセスにも適用可能であるため、開発技術の波及効果は大きい。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

軽量化の効果が見込める Al-Li 合金の需要が高まっている。部材が大型になるほど残留応力による変形が大きくなるため、加工後の修正工程を削減可能となることにより大きなコスト低減が見込まれる。

ほぼすべての機体において、アルミ合金のポケット形状加工部品が適用されており、加工の高能率化技術の波及効果は高い。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

市場動向として、航空機旅客機需要は 2018-2038 の間で年平均約 5%の伸び率と予測されており、今後 20 年間の販売額(市場規模)は約 3.5 万機で約 5.5 兆ドル程度と予測(JADC 民間航空機に関する市場予測 2019-2038)される。本オービタル穿孔技

## 公開版

術の適用が進むと、孔品質の安定、ドリルステップ削減による生産性向上とドリル費削減が期待でき、例えば、中央翼等 難削材、厚板 構造組立では、従来のドリル加工に対し約 10%のコスト削減が見込める。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

多種多様な航空機部品の加工にロボットを適用し、柔軟に加工システムを構築することが期待されており、比較的手近なロボットでこのシステムを構築することができれば、その波及効果は極めて大きい。本研究開発では、切削条件や工具等の最適化を行い、コンパクトな加工計測システムを導入することにより、ロボットを本格的に利用した切削加工技術を実現する。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

金属積層造形技術を用いた各産業の市場規模予測に関して、航空・宇宙産業に用いられるノズル、ブレードなどを含むエンジン部品全体の市場規模は 5.7 兆円（2020 年）である。（引用：NEDO 技術戦略研究センターレポート vol. 32, 金属積層プロセス分野の技術戦略策定に向けて）

## 2.4 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

航空機業界は成長率 4-6%で成長しており、2040 年には航空機数として 4 万機以上になることが予想されている。また、地球環境保全の観点から、航空機の排出ガス削減ならびに燃費改善は必須課題である。それゆえ、航空機エンジンの台数増加、高温化が容易に推測できる。この航空機エンジンの高温化には SiC/SiC 複合材料は必要な技術となるため、SiC/SiC 複合材料ならびに SiC 繊維の需要は大きく成長すると考えられる。

### (2) 部材開発（株式会社 IHI）

#### （市場規模・成長性）

世界の航空旅客輸送量は、過去 20 年間年平均伸び率 5.3%を維持してきたが、今後 20 年間も平均 4.4%で成長し、2038 年には 2018 年の約 2.3 倍の輸送規模となる。それに伴い、航空機・エンジン市場も拡大し、2038 年の運航機体数は 2018 年の約 1.7 倍になる見通しである（図 2-1、図 2-2 参照）。今後着実に伸びると予想される航空輸送において、喫緊の課題とされる地球温暖化対策に加えて原油価格の高騰による航空運賃の上昇を抑制する技術が求められている。

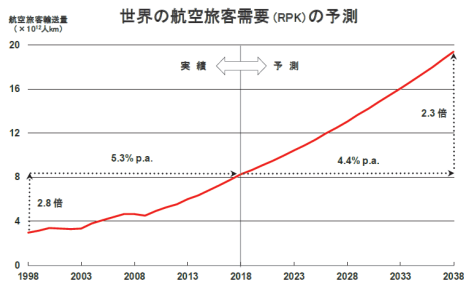


図 2-1 世界の航空旅客予測  
(出典：JADC)

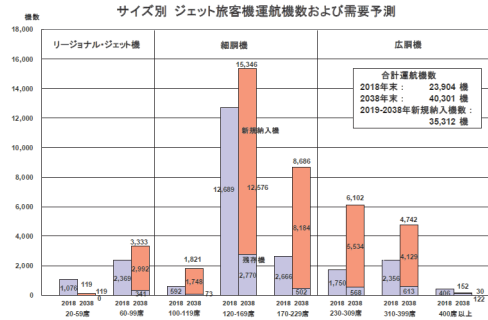


図 2-2 世界のジェット機の運航機材構成予測  
(出典：JADC)

(製品・サービス等の概要)

本研究開発対象であるCMCタービンシュラウド(図2-3参照)は、動翼のチップ側の主流流路を形成する部品であり、航空エンジンの中でも高温の主流に晒される過酷な部位に組込まれる。CMCは従来のニッケル基合金より耐熱性に優れ、軽量であることから、これを適用することにより、熱効率向上と軽量化による燃料消費およびCO<sub>2</sub>排出量を削減したエンジンを供給することが可能となる。

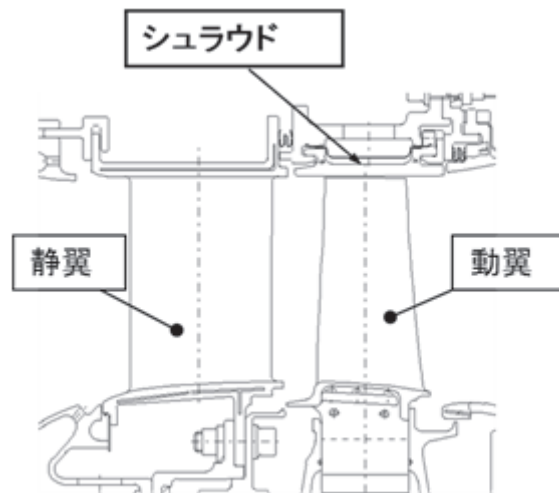


図 2-3 タービンモジュールの断面図

(市場規模)

小型エンジン(推力12-35k1bs)の市場規模とCMCシュラウドの市場規模を以下に示す。

|             | エンジンの市場規模 | 部品の市場規模 |
|-------------|-----------|---------|
| 1年目(2031年度) | 2.85兆円    | 285億円   |
| 2年目(2032年度) | 2.89兆円    | 289億円   |
| 3年目(2033年度) | 2.92兆円    | 292億円   |
| 4年目(2034年度) | 2.95兆円    | 295億円   |
| 5年目(2035年度) | 2.98兆円    | 298億円   |



## 公開版

市場規模算出の根拠：一般財団法人 日本航空機開発協会「民間航空機に関する市場予測2018-2038」のサイズ別ジェット旅客機運航機数および需要予測（図2-4参照）および機材サイズ別ジェット旅客機の販売予測（図2-5参照）より小型エンジンの市場規模を推定した。（参考：20年間の平均は、558×10億ドル／20年＝279億ドル＝2.79兆円）

また、CMC適用部品をタービンシュラウドと想定すると、おおよそエンジン価格の1%程度（タービンシュラウド価格のエンジン価格に対する割合）と推定した。

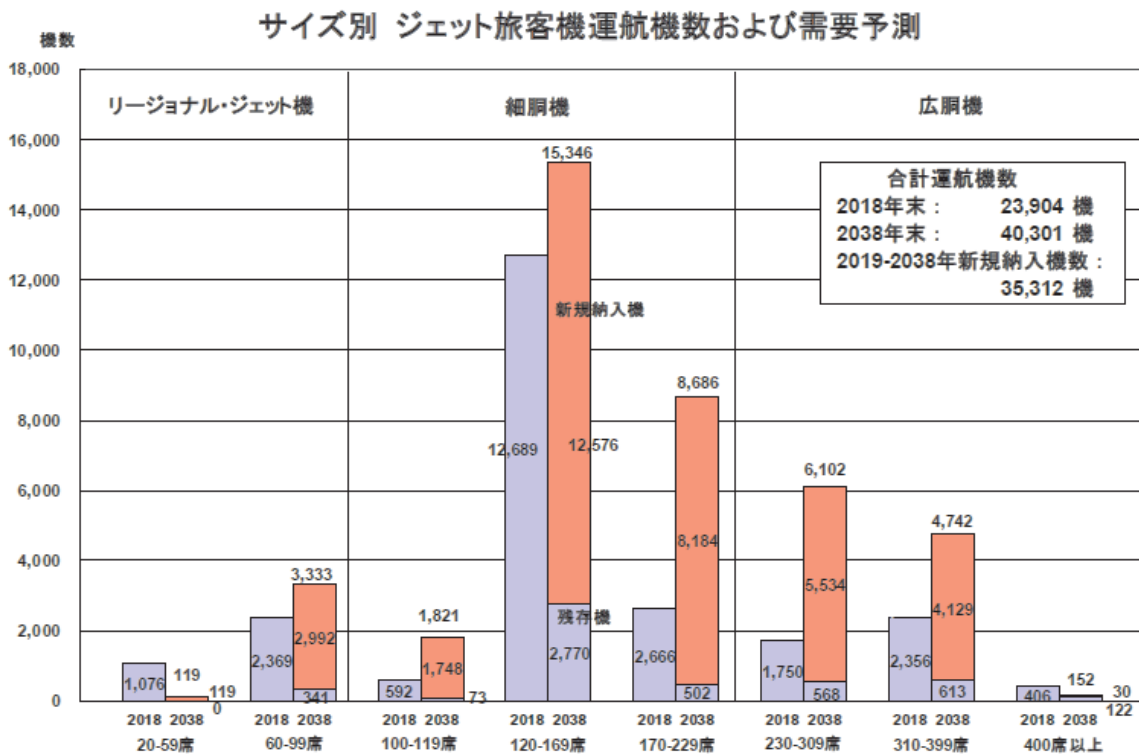


図 2-4 サイズ別ジェット旅客機運航機数および需要予測（JADC）

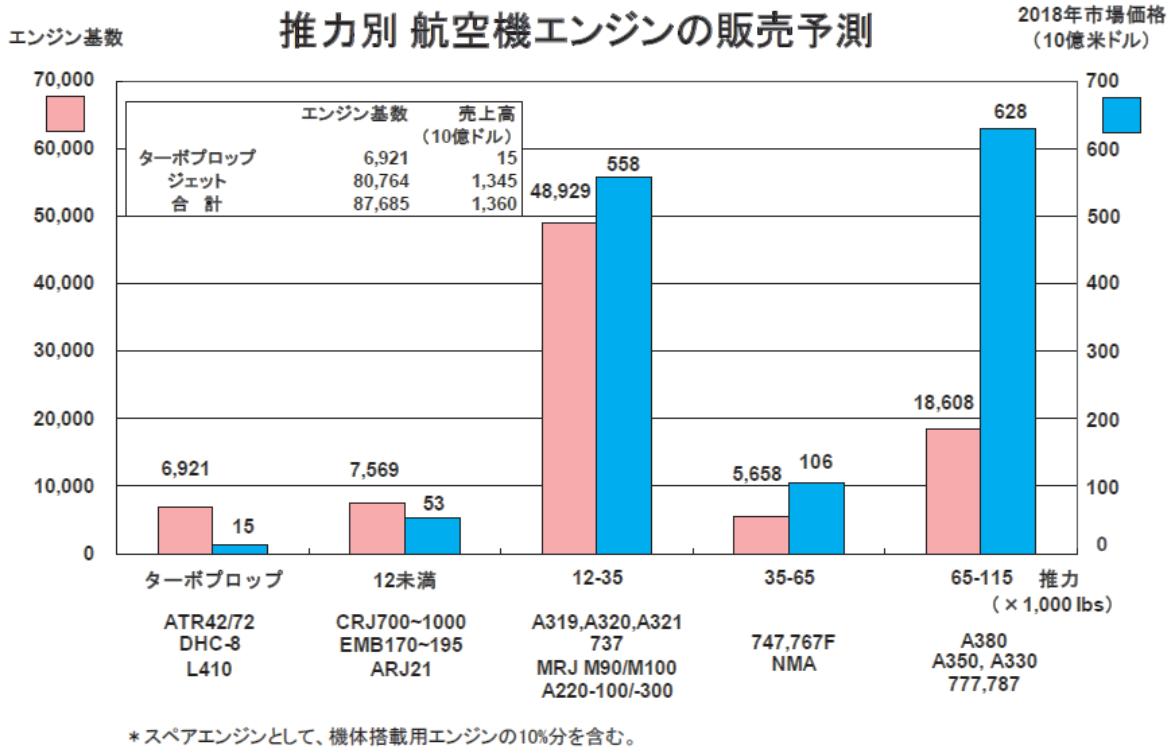


図 2-5 推力別航空機エンジンの販売予測 (JADC)

(3) 部材開発 (株式会社シキボウ)

CMC部材が最初に投入される可能性の高い小型エンジン(推力12-35k1bs)の市場規模について以下に示す。

一般財団法人日本航空機開発協会「民間航空機に関する市場予測2018-2038」サイズ別ジェット旅客機運航機数および需要予測および世界の航空旅客需要の予測より小型エンジンの市場規模を推定した。(図1、2参照)

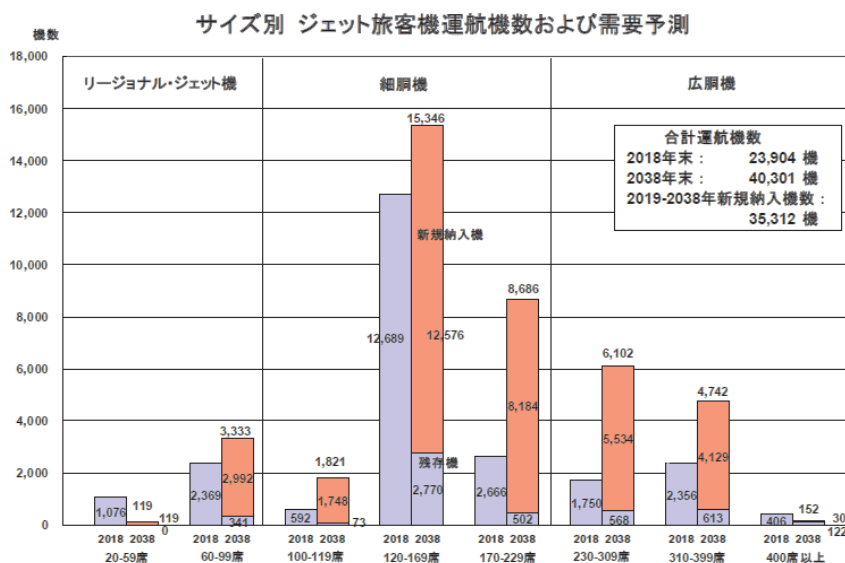


図 1 世界のジェット機の運航機材構成予測 (出典: JADC)

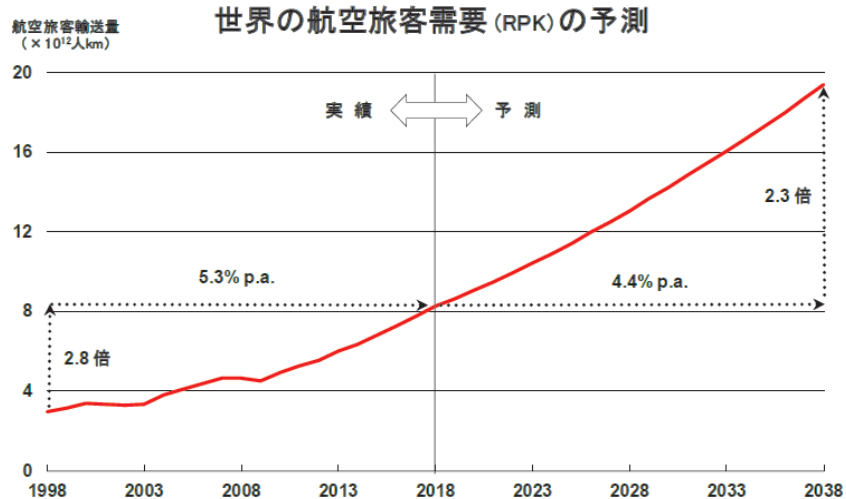


図2 世界の航空旅客予測 (出典: J A D C)

「20年間の平均は、 $558 \times 10$  億ドル / 20年 = 279 億ドル = 2.79 兆円」  
 さらに CMC 適用部品を高圧タービンシュラウドと想定した場合のシェア見通しを以下に示す。

小型エンジンを搭載する機体の市場は機体メーカー2社が二分している。そのうちの1社の機体にエンジンを供給するエンジンメーカー2社のうち1社のエンジン開発プログラムへの参入を想定。シェア = 50% (機体メーカー2社のうち1社)  $\times$  50% (エンジン供給メーカー2社のうち1社のエンジンプログラムに参入)  $\times$  1% (高圧タービンシュラウドのシェア想定)  $\times$  10% (高圧タービンシュラウドにおける三次元プリフォームが占める割合) = 0.025% となる。よって、高圧タービンシュラウドの売り上げ規模は、2.79 兆円  $\times$  0.025% = 6.975 億円/年間となる。

後述するように適用部品を高温タービン領域全体へ広げることにより年間 20 億円規模の売り上げが期待できる。

#### (4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

航空機エンジンの販売市場規模は今後 20 年間で約 150 兆円 (1.36 兆ドル) とされている。燃焼器ライナの価格割合はエンジン全体の約 1%、交換需要は低圧系の部品とよりも多い。このため、交換需要にも大きな市場がある。CMC は製造プロセスにより物性が異なる別材料となるため、本事業で開発された CMC が実装された場合、他では製造することが出来ないため、独占供給が可能となる。

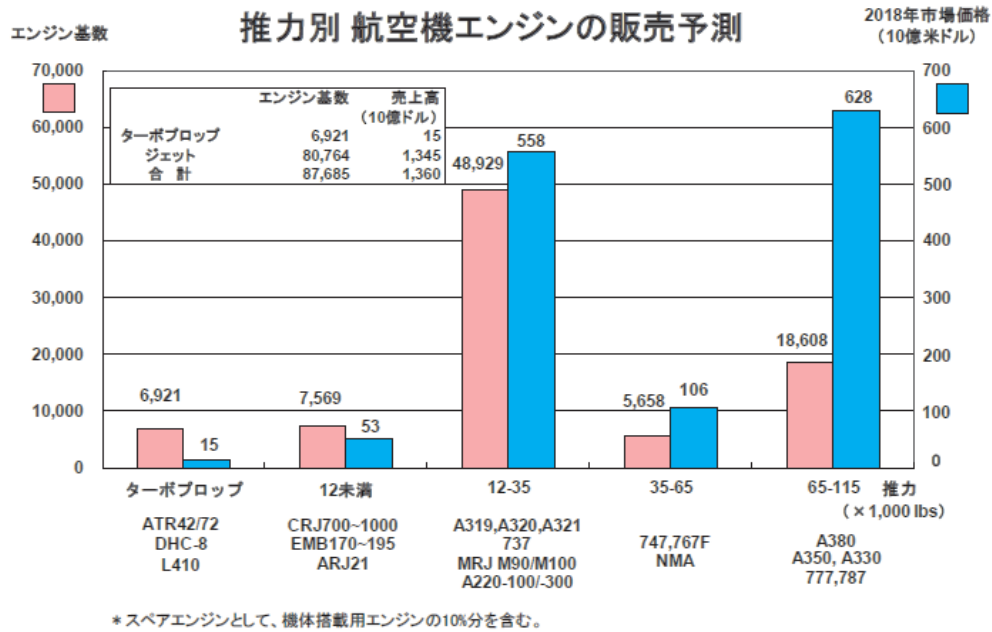


図1 2019-2038年の航空機エンジンの販売予測(価格は2018年市場価格基準)\*  
\*民間航空機に関する需要予測(JADC)

#### 2.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

航空旅客需要は日本航空機開発協会（JADC）の予測※によると、2038年までの年平均伸び率は4.4%と見込まれている。同予測においてジェット旅客機の需要予測では、2038年におけるジェット旅客機数は2018年に比べて約1.7倍の約4万機である。その内、既存機の代替需要と新規需要は約35,000機と見込まれており、販売価格で約5.5兆ドルである。その半数以上となる20,000機を占めるのは本技術開発のターゲットである細胴機（100～229席）と予測され、その市場規模は年間10兆円に及び、長期的な成長性が見込まれている。

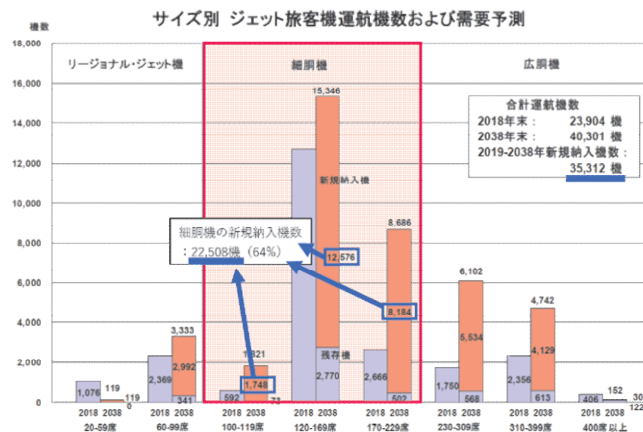


図1 サイズ別 ジェット旅客機の需要予測 (出典※)

我が国の素材メーカー、重工各社は、次期機体開発において本プロジェクトで開発

## 公開版

された CAE 技術を適用することで国外メーカーとの差別化を図ることが可能であり、国内産業の技術力強化につながる。機体開発には莫大なコストがかかっており、とくに数値シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化は、世界的な流れになっている。また、欧州では AFP を用いた高速賦形技術が急速に発展しており、成長産業として市場規模の拡大が見込まれる。さらに、繊維配向の最適化による材料使用量の最小化、加工コスト削減、部材の長寿命化などの効果によるコスト競争力強化も期待できる。

ほかにも、他国に先駆けて民間航空機の主翼及び尾翼の自然層流化技術を確立することで、民間航空機事業において燃費性能で優位性を確保することに繋がり、世界での販売シェア獲得に繋がる。これにより民間航空機の国内生産需要が新たに創出され、国内産業の振興に貢献する。本技術は民間航空機の競争力に直結するため、ライセンス供与に対する国外からの強い要望も期待され、技術供与によるライセンス収入を見込むこともできる。さらに民間航空機の運航費において燃料費は大きな割合を占めるが、自然層流化技術による燃費性能向上によって燃料費が削減され、航空券がより安価となれば移動に関して国民の利便性向上に貢献する。

同様に上記の予測に基づき、統合 CFD 解析技術を用いて航空機エンジン開発への参入を想定した場合、A 社のエンジンの半数が B 社製エンジンが採用されたと仮定した上で、現状の国産メーカーシェア割合から約 3.5% を想定した場合、2030 年度に市場規模は 42,000 機となり、約 1,500 機への売上げが期待される。

2020 年現在、COVID19 の影響により航空業界の市場に大きな変革がもたらされ、既存の機体の延長線上にない全く新しい機体の設計に耐えうる開発支援ツールの需要が高まると予想される。本プロジェクトで開発したツール群がその需要に応えうる形に発展し、実用化へと繋がることを期待する。

※ “民間航空機に関する市場予測 2019-2038,” 一般財団法人 日本航空機開発協会, 2019 年 3 月.

### 3. 実用化に向けた具体的取り組み（実施体制、計画、マイルストーン）

#### 3.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

##### （1）複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

###### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

TRL9 を目指した SHM 技術開発において、機体製造を行う OEM、ユーザであるエアライン・MRO、サプライチェーンを構成する計測器メカ・ファイバメカ等とコンソーシアムを組み、航空局などの意見聴取も行いつつ SHM システムを TRL9 まで引き上げ、認証を取得する。その後、具体的な各機種へのカスタマイズ等の開発を目指す。



## 公開版

|   | 平成28年度 | 平成29年度 | 平成30年度 | 2019年度 | 2020年度～2025年度～2030年度 |
|---|--------|--------|--------|--------|----------------------|
| <b>【現契約】</b><br>・ 計測システム改良<br>・ 実証試験<br>・ 認証プロセス設定, 妥当性評価 |        |        |        |        |                      |
| ・ 製品設計<br>・ 体制構築<br>・ 認証取得<br>・ 事業化検討, OEM 売り込み           |        |        |        |        |                      |
| ・ 受注販売開始<br>・ 生産<br>・ 運用サポート                              |        |        |        |        |                      |

### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

航空機搭載システムを用いた整備サービス事業の確立には、運用機体でのパイロットケースを通じた実証作業が欠かせない。実用化に向けた課題の解決を行った上で、開発システムによる計測データの取得機会確保・拡大により技術、データの蓄積を行うため、OEM への協業・ソリューションの提案、適用構想・事業成立性に関する再協議に取り組む。

### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いたSHM技術

当面は、技術部において業界動向を調査しながら、エアライン、航空局（JCAB、FAA、EASA 等）、及び機体メーカーとの協業の機会を探求する。同時に、航空以外の分野の調査も行い、当該システムの優位性を生かし、実用化を目指す。

なお、今後の取り組みにおいては、社内有識者等によるゲートチェックを設け、その後の対応を適宜判断することとする。

### ④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

複合材製航空機構造において、現状のボルト組立と同等の安全性を確保しつつ、低コスト、且つ信頼性の高いボルトレス組立の実用化に向け、平成31年3月までに以下項目の目途付けを完了した。今後は社内研究として引続き取組み5～10年後の実用化を目指す。

- a) 複合材表面活性プロセスの確立(エポキシ/PEEK 複合材)
- b) コミングル材プリフォームによる One Shot 成形技術の開発

### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

高速成形技術開発において得られた高レート製造要素技術の適用先拡大を図るため、2020年度以降のNEDOプロジェクト等において研究を継続す

## 公開版

ると共に、自社の航空宇宙機製品への適用検討及び主要航空機メーカーへの適用提案を行う。

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキユア技術は、当初の目標通り TRL5 の開発を完了した。今後は実用化に向け TRL7 相当の評価を行うため新たなスキームを模索し、フルスケールでの成形性及び製造性の確立を行う。

放電探知技術は、SAE 標準（米国）、EUROCAE 標準（欧州）及び RTCA 標準（米国）の標準改訂活動を実施しており、2021 年に、放電探知技術が盛り込まれた標準（SAE ARP5416B）が完成する計画である。

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発においては、材料の設計指針の確立とその提案を学界の立場から進めるとともに、産業界と連携してサプライチェーンの構築を行っている。

現在、マグネシウム合金の高い溶解・鋳造技術と急冷薄帯製造技術を有する企業と高精度な型押出技術を有する企業と有機的連携を構築し、一貫製造技術の設計を行っている。また、機体設計・製造技術を有する企業とも連携し、航空機部材での適用先を検討した。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の航空機構造適用

材料メーカーにて、海外競争力のある高品質・低コスト材料製造技術を開発した上で、スペック化・許容値取得の検討を行い、将来機種での二次構造部材への適用を目指していく。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

## 公開版

### (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

#### (I) BFE製品の場合としてギャレーの実用化・事業化スケジュール

| 年度                     | 2019年度 | 2020年度 | 2021年度                        | 2022年度        | 2023年度 |
|------------------------|--------|--------|-------------------------------|---------------|--------|
| 量産化検討<br>(プロジェクト実施期間中) | —————→ |        |                               |               |        |
| 社内の材料標準に登録             | ————→  |        |                               |               |        |
| ターゲットプロジェクト選定          |        | ————→  |                               |               |        |
| 設備投資                   |        |        | ————→                         |               |        |
| 仕様検討/製品設計              |        |        |                               | 10カ月<br>————→ |        |
| 耐空性証明試験                |        |        |                               | 6カ月<br>————→  |        |
| 生産<br>(機能品評価、製品検査含む)   |        |        | ▲生産開始 10カ月/p r o j e<br>————→ |               |        |
| 販売/収益発生                |        |        |                               |               | ————→  |

※上記スケジュールはC o v i d - 1 9の影響を考慮していない

## 公開版

( I I ) S F E 製品の場合としてラバトリーの実用化・事業化スケジュール

| 年度                     | 2019 年度  | 2020 年度 | 2021 年度 | 2022 年度 | 2023 年度 |
|------------------------|--|---------|---------|---------|---------|
| 量産化検討<br>(プロジェクト実施期間中) | <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; width: fit-content; margin: 0 auto;">                         ターゲットとなる機体開発が事業化時期に存在することを前提に最短のスケジュールを示す。                     </div> |         |         |         |         |
| 社内の材料標準に登録             |  |         |         |         |         |
| 航空機製造会社との協議            |  |         |         |         |         |
| 設備投資                   |  |         |         |         |         |
| 仕様検討/製品設計              |  |         |         |         |         |
| 耐空性証明試験                |  |         |         |         |         |
| 生産<br>(機能品評価、製品検査含む)   |  |         |         |         |         |
| 販売/収益発生                |  |         |         |         |         |

※上記スケジュールはC o v i d - 1 9 の影響を考慮していない

### 3.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

既に実用化したため、割愛する。IV-55 ページ参照。

### 3.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

#### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

##### (1)CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔技術

開発工具の製品化のために、協力企業と工具の製造管理と生産能力を図っている。すでに具体的な取り組みを進めているため、1~2 年以内に製品化が整う予定である。

##### (2)CFRP とチタン合金の大口径の穿孔

工具寿命に対するさらなる改善に対して工具メーカーからの協力を研究開発を進めている。PCD 工具によるオービタル加工のフィジビリティスタディーを進めているが、実用化の可能性に対する見極めには3 年程度必要である。

##### (3)CFRP のトリミング

企業側に開発工具を提供し、実践的な状況で比較を進めたい。現時点では、協力企業を選定している段階である。企業からの要請にもよるが、今後5 年程度の期間で、実用化に対する検証と改良を検討したい。

## 公開版

### (4) 切削シミュレーションと CFRP の剥離シミュレーション

シミュレーションについては、ほぼ完成している段階である。切削シミュレーションに関しては、すでに協力企業である Boeing、川崎重工業、三菱重工業でも使用されており、その他、自動車、工具、工作機械メーカーでも実績がある。今後は、さらなる汎用化、高度化を目指していく予定であり、2021年度には、企業に対して有償でのライセンス提供をする予定である。

#### ② 先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

Al-Li 合金の切削技術開発については、サブスケール部材での残留応力とゆがみの低減について、加工条件を最適値に近づけることができた。2020年度からは企業内において反転バニシング切削の実部品スケールでの評価試験を実施する計画であり、航空機全般の平面大型部品のポケット加工への実用化を図っていく。

コンソーシアムメンバー内の機体メーカーが中心となり、成果の落とし込みや水平展開の検討を進める。

#### ③ チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

これまでに確立したオービタル穿孔技術に関して、企業と検証実験を重ね、孔品質、疲労寿命を維持した上での穿孔時間の短縮を目指す。2020年以降検証実験による実用化を評価、とくに現行加工法の穿孔時間レベルを目指す。その後、疲労寿命を維持しながら、穿孔時間と疲労寿命試験を評価して実機適用機器を選定する。

#### ④ ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

東京大学生産技術研究所及び再委託先の広島大学が、CMI メンバー企業 5 社（うち、SME メンバー 2 社）と連携し実施する。計画期間は 2016 年度より 2019 年度までの 4 年間である。中間目標として、平成 29 年度内に縦 0.5 m、横 1 m の大きさのアルミニウム合金のフレーム部品に対して、深さ精度 ±0.1 mm のポケット加工技術を、最終目標として縦 1 m、横 2 m の大きさのアルミニウム合金製フレーム部品に対して、深さ精度 ± 0.1 mm のポケット加工技術を開発する。

#### ⑤ 切削-金属ディポジション複合化技術の開発

本課題では、実用化に向けて異種合金の切削-金属ディポジション造形試作評価を実施した。航空機の構造部材として用いられているアルミ合金を母材とし、ステンレス鋼を最上層とした造形を行うための中間層の材質選定、並びに造形条件の最適化を行った。

## 4.4 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

- ① チラノ繊維 SA グレードに関しては、航空機エンジンメーカーのエンジン搭載計画に即して高品質で安定供給を実施していく。
- ② 高性能 SiC 繊維に関しては、これから量産技術を確立し、高品質なものを安定して供給していく。その後、顧客からの材料認定を頂き、安定して当該高性能 SiC 繊維を供給していくようになる。なお、実用化の計画に関しては、航空機エンジンメーカーのエンジン搭載計画に即するようになる。



## 公開版

### (2) 材料開発（株式会社 IHI）

民間航空機の新規開発は、プログラムローンチから客先引き渡し（EIS=Entry Into Service）まで、通常 6～7 年を要する。次期開発は 2030 年代初頭の EIS が想定されており、OEM 各社は 2020 年代半ばのプログラムローンチを目指してエンジン技術開発を進めている。

CMC のような新技術を新規開発プログラムに採用するためには、このプログラムローンチ時点で相応の技術成熟度に達していることが求められる。具体的には、エンジン試験を通じた技術成立性の実証や、量産を念頭においた製造技術確立と設備投資額・製造コストの見通しの確保が課題となる。また、実機開発プログラムに採用されると、エンジンの Certification のために、2020 年代末には量産に即した製造体制の構築が求められる。

株式会社 IHI としては、2020 年度から 2022 年度の NEDO 助成事業の体制も活用しながら、エンジン試験による技術実証ならびに、製造コストの大きな割合を占める EBC と織物についても技術開発を進め、上記課題に取り組む。また、これと並行して、量産を見据えた設備投資や生産体制等の検討を進めながら、本事業により開発した CMC の OEM への提案と議論を継続し、2020 年代半ばのエンジン実機開発のプログラムローンチ時点での採用を目指す。

| 年度     | 2022-<br>2023 年度 | 2024-<br>2025 年度 | 2026-<br>2027 年度 | 2028-<br>2029 年度 | 2030-<br>2031 年度 |
|--------|------------------|------------------|------------------|------------------|------------------|
| OEM 提案 | ◇続行／見直しを判断       |                  |                  |                  |                  |
| 実機開発   |                  |                  |                  |                  |                  |
| 設備投資   |                  |                  |                  |                  |                  |
| 生産     |                  |                  |                  |                  |                  |
| 販売     |                  |                  |                  |                  |                  |
| 収益発生   |                  |                  |                  |                  |                  |

予想される重大な障害：競合機の開発動向、現行機種の世界優位性など市場の環境要因によりエンジン開発プログラムの立上げが遅れる可能性があるが、それに合わせて実機開発および設備投資等の日程を見直す予定である。デモエンジン試験の日程も上記開発日程に左右されるため、要すれば見直しを行う。また、競合他社が CMC 開発を先行した場合、参入機会を失う可能性があるが、その場合は事業化計画の見直し

## 公開版

を行う。

### (3) 材料開発（シキボウ株式会社）

宇部（原材料となる SiC 繊維）・シキボウ（三次元プリフォーム）・IHI（CMC 化および商品化）の共同体制で、本事業での開発成果をもとに高圧タービン用三次元プリフォームの作製（シキボウ）、基礎試験・デモエンジン運転試験・型式証明を経て実用化を目指す。

### (4) 部材開発（川崎重工業株式会社）

「(1) 実用化に向けた戦略」で記載した通り、CMC 材料製造の高レート・低コスト化開発、CMC 燃焼器パネルの実証レベルの向上が実用化への課題である。2030 年頃 EIS(Entry In Service)が想定されている次期エンジンへの実装を目標に開発作業を進める。

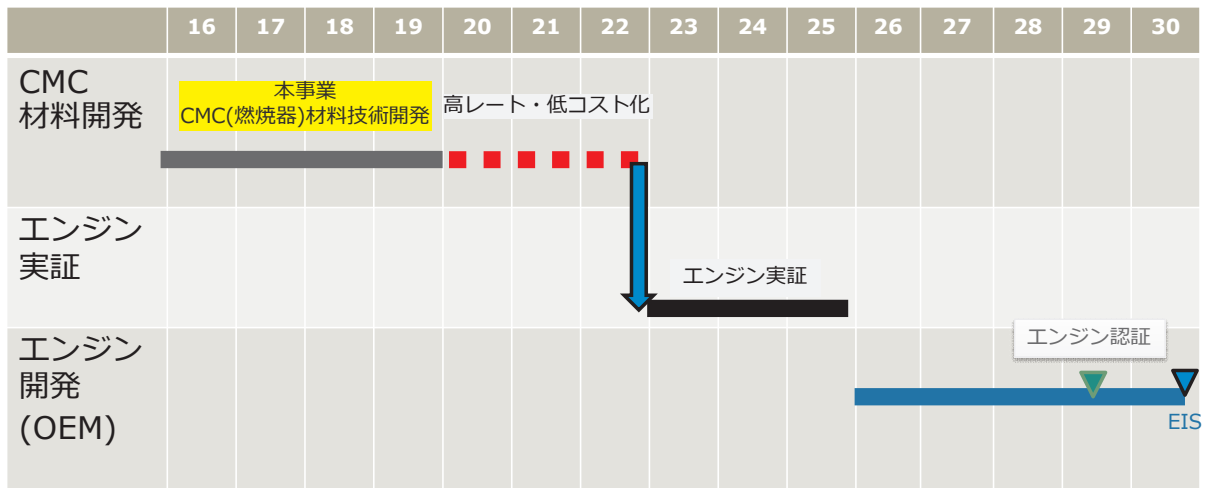


図2 マイルストーン

### 3.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

#### (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

本項目で開発した機体設計シミュレーターは川崎重工業に引き渡しシミュレーターの実行検証を行った。

#### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

プロジェクトで開発した解析プログラムを、既存の CAE システムに組み込んだものをメーカーで実際に利用してもらう。

#### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

現時点で具体的な計画の立案には至っていないが、簡易 A F P 装置の安定化と性能向上、力学試験による理論の実証を行う。続いて、必要な材料特性を明らかにし、材料メーカーと協力の上、本技術に適した材料の開発に取り組む。

#### (4) 層流化技術開発

実用化に向けた具体的取り組みの一つとして、飛行試験による実飛行条件での実証

## 公開版

可能性の探索が挙げられる。国内試験として、まず JAXA あるいは DAS などの機体を用い、表面加工を施したグラブを主翼に取付けるなどして飛行実験を実施する。成果が得られれば、Boeing 社の Eco Demonstrator などを活用し、より大型の機体での飛行実験を実施することも考えている。実用化に向けて、現時点で TRL2、本研究を実施することで5年後に TRL5 を達成、継続して飛行試験研究を実施することで更に5年後に TRL8 を達成、従って、10年後に実機への適用が可能となる見込みである。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

現在、本技術を応用するに当たり社内の量産機事業の設計部門及び生産技術部門と連携し、過去の治具設計データを参考に解析の検証を行い、更なる実用化を進めている。2025年に電動小型航空機の試験機への使用を目指している。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

実用化に向けて、必要な以下の要素技術を設定した。

- ・ 超高バイパス比対応技術（ショートナセル／スリムナセル）空力荷重特性予測技術
- ・ インレット＋ファン空力荷重影響予測技術
- ・ エンジン-機体統合空力荷重特性予測解析技術

表 1 必要要素技術と実施体制

| 要素技術                     | 概要、目標  | 担当                         |
|--------------------------|--|----------------------------|
| ショートインレット／スリムナセル空力特性予測技術 | <u>インレット単体CFD解析によりインレット空力性能の迎角／横風影響を予測可能な技術を構築</u><br>基準機体／ナセル形状データの設定<br>風洞試験データ／解析条件の設定<br>ショートインレット／スリムナセル形状作成<br>インレットCFD解析(迎角／横風影響解析) | IHI<br>IHI<br>IHI<br>電機通信大 |
| ファン性能影響評価技術              | <u>インレット＋ファンCFD解析によりファン性能へのディストーション影響を予測可能な技術を構築</u><br>ファン形状、ファン作動条件設定<br>インレット＋ファンCFD解析(迎角／横風影響解析)                                       | IHI<br>電機通信大               |
| エンジン-機体／主翼統合性能予測解析技術     | <u>機体＋インレット／ファンCFD解析により飛行／横風影響を予測可能な技術を構築</u><br>エンジン搭載位置範囲設定<br>機体／主翼-インレットCFD解析(飛行条件／横風影響解析)<br>風洞試験データとの比較                              | IHI<br>電機通信大<br>電機通信大／IHI  |

# 公開版

表 2 実施計画とマイルストーン

| 研究開発テーマ①   | H27年度【0百万】 |    |    |    | H28年度【0百万】 |    |    |    | H29年度【0百万】 |    |    |    | H30年度【7.5百万】 |    |    |    | 2019年度【7.5百万】 |    |    |    |   |  |  |  |
|--|------------|----|----|----|------------|----|----|----|------------|----|----|----|--------------|----|----|----|---------------|----|----|----|---|--|--|--|
|  | 1Q         | 2Q | 3Q | 4Q | 1Q         | 2Q | 3Q | 4Q | 1Q         | 2Q | 3Q | 4Q | 1Q           | 2Q | 3Q | 4Q | 1Q            | 2Q | 3Q | 4Q |   |  |  |  |
| シヨートインレット/スリムナセル空力特性予測技術<br>基準機体/ナセル形状データ設定<br>風洞試験データ/解析条件設定<br>シヨートインレット/スリムナセル形状作成<br>インレットCFD解析(迎角影響解析)<br>結果評価1 |            |    |    |    |            |    |    |    |            |    |    |    | →            |    |    |    | →             |    |    |    |   |  |  |  |
| ファン性能影響評価技術<br>ファン形状、ファン作動条件設定<br>インレット+ファンCFD解析(迎角影響解析)<br>結果評価2  |            |    |    |    |            |    |    |    |            |    |    |    |              |    |    |    |               |    |    |    | → |  |  |  |
| 機体・主翼・エンジン統合性能予測解析技術<br>搭載位置範囲設定<br>機体・主翼+インレットCFD解析(飛行条件影響解析)<br>結果評価3  |            |    |    |    |            |    |    |    |            |    |    |    |              |    |    |    | →             |    |    |    | → |  |  |  |

## (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

東北大学は壁面モデル LES のさらなる検証と計算コストの削減について学術的観点により研究を進める。川崎重工業は壁面モデル LES を航空機の空力解析ツールに適用し、実機形状での解析精度検証を実施後、段階的に実機開発を想定した空力設計作業への適用を試行する。また、産業利用の観点により課題の抽出を行う。抽出した課題は東北大学にもフィードバックし、必要に応じて共同で課題解決に向けた検討を実施する。

## (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

飛行試験に実用化した。

## 4. 実用化に向けた課題と解決方針

### 4.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

#### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

##### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

これまでのクーポン試験での耐久性・信頼性評価及び実大構造試験、飛行実証試験への適用において、本システムの技術の成熟度はTRL6~7に達している。実用化に向けた技術的な課題として、損傷判定の信頼度向上がある。これは、計測装置メーカー、センサメーカー等とのコンソーシアムを組み問題点の特定、解決を行っていく。

##### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

ビジネスケースを成立させるためには、システムのさらなる小型化・成熟度向上・低コスト化と共に、システムの安全性・信頼性・利点の実証作業が必要となる。今後の光センサ関連デバイス技術の進化（軽量化、低コ

## 公開版

スト化等)に沿った長期的、漸進的な開発、パイロットケース適用、認証の取り組みが必要であり、動向を踏まえた計測システムサプライチェーンの確立、OEM/エアラインとの協業の拡大・強化を検討する。

### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

民間航空機への適用における最大の課題は、認証取得と考える。当該プロジェクトの中で、AISC-SHM<sup>※1</sup>への参加、機体メーカーとの協同研究、及び米国有識者のコンサルタント等を経て、認証取得プロセスの概要は把握した。このプロセスを実現するためには、実際に当該 SHM システムを適用する機体での実証(トライアル)が必須、すなわち、エアライン、航空局(JCAB、FAA、EASA 等)、及び機体メーカーとの協業が必要不可欠と考える。この協業体制実現のために、これまで当該プロジェクトの中でも実践してきたエアラインへの適用メリットの提案を継続していく。

※1 AISC-SHM : Aerospace Industry Steering Committee on Structural Health Monitoring。SHM システムの航空機適用を目指す SAE の分科会。

### ④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

#### a) 複合材表面活性プロセスの確立(エポキシ/PEEK 複合材)

複合材の接着前の表面活性プロセスは確立したが、実用化に向けたより簡易かつ低コストなプロセス開発が課題である。

#### b) コミングル材プリフォームによる One Shot 成形技術の開発

製織技術を活かした熱可塑コミングル糸を用いた 3D 織物について、強度低下の原因となる繊維のうねりやボイド等の成形品質が実用レベルとなる最適な繊維の編成方法及び加熱方法の開発が課題である。

### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

新材料・新成形プロセスを用いた製造技術を航空機構造部品に適用するには、本技術の適用先部品の拡大、設計・認証技術の確立、周辺技術の更なる開発等が必要である。実用化に向けた取り組みの中で、これらの課題の解決を行う。

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキュア技術は、旅客機適用にむけた認証の取得に課題があると考えられる。この解決のため、引き続き適用に向けた研究を進めるとともに、これと並行して自動車、産業機器及び空のモビリティ事業等にて適用検討、実績蓄積し、Boeing 及び Airbus 等への実機適用提案につなげる。放電探知技術は、標準改訂活動完了後の適用推進に課題があると考えられるため、認知度を上げるための活動に取り組む。



## 公開版

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の材料開発

KUMADAI マグネシウム合金の材料開発における実用化に向けた課題は、素材特性の安定性確保とコスト低減である。これらは量産技術開発を進める上で解決されていく課題であり、サプライチェーンの構築を目指す産学官連携の中で順次、具体的な課題設定とその解決手段の開発を実施していく予定である。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

KUMADAI 不燃マグネシウム合金の航空機構造への適用について、素材メーカーとしての課題は、品質の安定化および信頼性の向上と、製造コストの削減である。そのため、今後は押出精度の向上による歩留りの向上や、成形性の向上による生産効率の向上、生産システムの設計による全体的なコストの合理化を実施していく予定である。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

## (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

C o v i d－19の影響で設備投資時期が後ろ倒しとなり、量産化スケジュールの遅れが懸念される。

また、開発したハニカムコアの実用化に向けては、ハンドリング性の改善が望まれることから、先に軽量化のみを達成した開発プリプレグと既存のコアで構成したハニカムパネルから実用化する可能性がある。

開発したハニカムコアについても早期の実用化を目的に、特性の改善に加えて、現行ハニカムパネルに対しての既存コアから開発コアへの置き換え実現の可能性についても確認も行う。

## 4.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

既に実用化したため、割愛する。IV-55 ページ参照。

## 4.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

#### (1)CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔技術

既に PCD 工具の試作段階を終えているが、製品化に対して工具の製造管理とある程度の生産能力が必要である。現在、工具メーカーとともに、製造管理体制についての課題の抽出、工程時間の分析により律速工程を抽出し、工程時

## 公開版

間の短縮を図っている。

### (2) CFRP とチタン合金の大口径の穿孔

目標の精度が得られたものの、工具寿命に対して改善が望まれている。これに対して工具材質を PCD にすることを検討し、ある程度の成果が得られているものの、市場参入を視野に入れた PCD 工具によるオービタル加工は、工具費の観点では実用化にはさらなる期間が必要である。そのため、現時点では市販工具によって、現状改善を進めていきたい。

### (3) CFRP のトリミング

PCD 工具を適用することで高能率化を実現したが、工具摩耗に伴う仕上げ面の劣化については、さらに検証していくことが必要である。検証に関しては、たとえば企業側にも開発工具を提供し、実践的な状況で比較を進めたい。

### (4) 切削シミュレーションと炭素繊維強化プラスチックの剥離シミュレーション

シミュレーションソフトは、ほぼ完成している段階である。2020 年度は、これまでドリル切削だけに対応していた温度解析、工具摩耗予測機能を、エンドミル切削に拡張し、さらなる汎用化を図る。また、機能拡張に伴いユーザインターフェースを改良していく予定である。剥離シミュレーションについては、CMI の参加企業に対して試用を検討し、上記の切削シミュレーションとの連携を考えている。

## ② 先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

実験スケールで検証した反転バニシング切削はシンプルな形状、加工経路が対象であった。これをより複雑な形状、加工経路の実部品においても適用可能とする開発を継続的に実施する必要がある。本格的な実用化に向けては、加工部材に内在する残留応力状態をあらかじめ把握するとともに、粗加工から仕上げ加工へ進む工程での切削条件の組み合わせによっても残留応力は変化するため、工程設計との組み合わせにより最終的な変形を最小化する必要がある。これは非常に難易度の高い課題であり、実部品スケールで実証試験を行うとともに、重工メーカーと大学との連携によりその複雑な関係を明らかにし、工程設計の中に最適解を見出すことが可能な手法を開発していく。

開発工具の実製品レベルでの製造方法の検討をメンバー内工具メーカーを中心に進める。

## ③ チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

穿孔時間の短縮が課題である。設備が高額であるため、加工時間を短縮し汎用的に適用することで投資対効果を改善する必要がある。また、本研究で開発した工具のコスト低減が必要である。

## ④ ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

垂直多関節ロボットの本来の役割は搬送や組立作業が主であり、フレーム部品の加工に対して十分な精度や剛性を有していない。特にロボットの各軸の運動誤差の累積が先端部の運動誤差となるため、構造上マシニングセンター等よりも剛性が低いロボットの軌跡精度改善が課題となる。課題達成のために、ロボットの特性を十分に考

## 公開版

慮した加工法の確立が必須であり、また運動誤差に対してはレーザートラッカーにて工具先端位置を測定し先端部の誤差を相殺するように指令軌跡を変更することで解決していく。また、ポケット加工後の板厚を測定するために主軸に取り付けできる超音波プローブを開発する。自動測定のためには、事前に切りくずの除去が必要であり、またロボットに単純にプローブを持たせると傾斜面への測定ができないため斜面計測を可能にする機構を開発するなどの課題があるため、切りくず除去機能と傾斜面測定ができるよう開発するプローブとをひとつのツールとした装置を開発する。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

アルミ合金とステンレス鋼は、線膨張係数や熱伝導率など材料特性が大きく異なるため、直接積層造形した場合に界面に亀裂など欠陥が発生し、接合強度が著しく低下する。解決手段はこれら両方の材料との相性に優れる中間層の選定であり、Ni-Cu合金が適していることが予測される。

## 4.4 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

- ① チラノ繊維 SA グレードに関する課題は、航空機エンジンメーカーでの SiC/SiC 複合材料の部材開発の加速である。そのために、この繊維を安定的に高品質でタイムリーに提供し、顧客側での開発を促進していく。
- ② 高性能 SiC 繊維の開発に関する課題は、当該 NEDO 事業で達成したラボ品を、さらに性能を改善し、加え量産で安定的に高品質で提供できるようにすることである。そのために、品質のばらつきの要因となる製造プロセスの前工程側を今後検討していく予定である。

### (2) 部材開発（株式会社 IHI）

本委託研究において、航空エンジンの高圧タービン部品に適用可能な 1400℃級の CMC 材料が開発され、タービンシュラウドにつき試作、および部品の実体強度が十分であることが確認された。これらの成果を用いて、1400℃級 CMC 部品を航空エンジンに適用開発を進めるためには、実際の航空エンジンの作動環境で健全に機能することの確認が必要不可欠である。実際の航空エンジンを活用して、エンジン実証試験を行うことを計画する。実際のエンジンの運用を模擬した急加減速、定常運転を含むエンジン試験を行う。エンジン搭載試験前後の部品の調査により、部品の適用性を評価する。

また、本委託研究において開発された 1400℃級 CMC 材料につき、材料の製造安定性を図り、実機開発に進むためにリスクのある材料特性がないか確認するための様々な材料特性を取得する。

EBC (Environmental Barrier Coating) については、運用時に付着する砂等による腐食に耐えうる材料系を開発する。1200℃以上となるような高温でかつ、流速が早く水蒸気のガス流環境下においては、CMC に用いられる Si を含むようなセラミック (SiC 等) は蒸発・減肉が早いことが知られている。これを防ぐために、

## 公開版

EBCの適用が必須であり、水蒸気雰囲気でも減肉しにくい希土類シリケートや酸化物が用いられている。EBCの適用に関しては、特に民間航空機の世界的な運用を考えた際に、CMAS (Calcium-Magnesium-AluminoSilicates) 腐食性の改善が必要であることが近年盛んに報告されている。CMASは火山灰や砂等に含まれる成分で、付着によりEBCが腐食や剥離を起こすものである。より高温でタービン部品を使用する場合、CMASが溶融することでEBCの腐食が加速される。よって、CMC部品において耐熱性を向上することは、耐CMAS性の改善が重要となる。これまで開発した多層EBCシステムの主にトップコートの改良を行うことで、耐CMAS性に優れたEBCの開発を行う。

### (3) 部材開発 (株式会社シキボウ)

三次元プリフォームの製造方法開発に成功し量産に向けたプロセス開発も行ったが、実用化に際してはまだまだ量産性 (速度・自動化等) を上げる開発を行う必要があると考えられる。また、脆性材料であるSiC繊維を用いる為、安定した製造を行うには繊維へのダメージを更に減らす必要があるが、製造プロセスやサイジング工程などの工数増加に繋がり、結果としてコストが増加すると考えられる為、全体的なコストダウンも課題となる。解決策として、三次元プリフォーム自身のコストダウンを検討するのではなく、原材料のロスがより少なくなる方法、後工程を短縮する方法 (例えばより最終形状に近い形状での三次元プリフォーム製造方法の開発) 等について開発を行う。

### (4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

CMC材料製造の高レート・低コスト化開発、CMC燃焼器パネルの実証レベルの向上が課題である。

CMC材料製造の高レート・低コスト化については、各製造プロセスに対して、費用項目の抽出を行い、高レート・低コスト化に対する対策案を検討し、効果・難易度より改良の実施内容を決める。CMC燃焼器パネルの実証レベルの向上については、自社エンジンでの実証試験を計画するとともに、OEMでのエンジン実証試験を行うべくOEMの開発計画に含めるための提案活動を実施する。

## 4.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### (1) 分野横断 (空力・構造・強度) シームレス機体設計シミュレーターの開発

より詳細な設計要求を含む実機開発において、十分な精度を有するツールとなっているかを検証する必要があるため、国内航空産業界にて積極的に利用してもらうことでこれを解決したい。

### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

様々な実験との比較を積み重ね、解析手法の妥当性の確認を継続し、実験を数値シミュレーションに置き換えられる事例を増やしながら、開発した解析手法の信頼性を向上させる。



## 公開版

### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

簡易AFP装置での基材配置の際にボイドが発生することが多いため、配置精度を向上させ、基材を隙間なく配置し、ボイドを低減する。また、検討対象が既存材料のみであったため、本技術に適した材料の開発も必要である。

### (4) 層流化技術開発

課題として、飛行試験による実飛行条件下での実証がされない場合、実機への適用にあたってはリスクが高い。国内試験から開始し、実績を積みながらより大きな機体へ飛行試験を拡大する。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

複雑形状の含浸シミュレーション技術については実機相当の大規模モデルに適用可能となっているが、樹脂の注入点等の製造条件の最適化を行うためには更なる高速化が課題となる。樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーションについては他の材料への応用も可能であるため、ハイブリッド成型のみならず既存材料等へ解析技術の適用を拡大し、当該技術の検証を行うことが課題となる。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

実用化に向けた各技術課題に対して、下記の項目に対して段階を踏んで検証しつつ開発を進めた。

1. 非構造格子による CFD 解析手法適用による実機複雑形状への適用性向上
2. NASA Rotor67 試験データを活用したファン動翼作動特性の CFD 予測
3. NASA 風洞試験データと機体 CFD 解析結果との比較による予測精度の把握
4. 巡航/地上条件効果を取り入れたエンジン-機体統合効果の確認

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

航空機の空力設計において壁面モデル LES を実用化するためには、本プロジェクトで実施した検証に加えてさらなる検証と計算コストの削減が課題である。以下にそれぞれの課題に対する解決方針を示す。

a) 壁面モデル LES の検証： 本プロジェクトにおいて基礎的な流れ条件における検証を実施しその有効性が確認できたものの、異なる流れ条件や実機形状における複雑な流れ条件における検証は不足している。今後、さらに幅広い流れ条件での検証を進めるとともに、実機形状において検証を実施していく。

b) 計算コスト削減： 壁面モデル LES は航空機の部分解析については可能であるが、全機解析については未だ実用が難しい。本プロジェクトにおいては、この課題を解決するために新しいスキームを開発した。本スキームを用いることで従来スキームに比べて計算コストの削減が可能である。今後、本スキームが航空機設計で用いられるツールにおいて適用可能であることを確認し、その有効性を検証していく。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

今後は設計段階から着氷システムを考慮した開発を行うこと見据えて実用化を図る。

## 5. 実用化の見通し（市場ニーズ、ユーザーニーズ）

### 5.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二



期)」

(1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究 (RIMCOF 技術研究組合)

① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

資産効率向上のニーズから、点検期間やターンアラウンドタイム短縮などの要求がますます高まると考えられる。SHM システムはそれらの解決策の一つであり、コストメリット、ユーザインタフェースが妥当なものを開発することで、市場ニーズに合致するものと考えられる。

② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

SHM 導入により、アクセス困難な部位のメンテナンスや点検範囲・作業の削減、定期的な点検から必要な時のみ点検・整備への転換 (CBM) による点検間隔の拡大、最適化、カスタマイズが可能になること、その結果、コストの削減 (=利益の増加)、作業の効率化がはかれることに期待が寄せられており、ニーズは大きい。尚、COVID-19 の長期化によるニーズへの影響にも注視していく必要がある。

③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

4-2.1-1 (2) 項で示した通り、当該 SHM システムの活用を期待できる MRO 市場は今後も成長を続けると想定される。

ヘビーメンテナンスの実施者は、機体メーカー、エアライン、エアラインの関連会社 (メンテナンス専門会社)、及び、独立系メンテナンス会社であるが、最大の実施者はエアラインである。

先進国では、今後も、労働単価の上昇や労働人口の減少等が継続すると予想され、ヘビーメンテナンスを担う技術者の確保が今以上に難しくなると予想される。このような背景を考慮すると、航空機構造の検査作業を代替でき、かつ、検査のための段取り作業 (部品の取り外しや原状復帰等) を無くすことが出来る当該 SHM システムへのニーズは大きいと考える。

一例として、デルタエアラインのニーズ<sup>\*1</sup>を以下に示す。

- ・ Boeing 737 Aft Pressure Bulkhead
- ・ MD88/90 Overwing Frames
- ・ Boeing 767 Frame Inner Chord

※ 1 D. Piotrowski, D. Roarch, J. Linn, J. Reeves, J. Bohler, T. Rice, S. Neidigk, and A. Melton, Validation of a Structural Health Monitoring (SHM) System and Integration Into an Airline Maintenance Program (Part 2), 2014 NDT Forum, Sep., 2004.

④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

## 公開版

エアラインからの燃費向上、機体取得価格の低減ニーズは、今後も増加することが予想され、機体の軽量化、組立コストの低減が可能な複合材のボルトレス組立技術は有望であるため、実用化の可能性は大いにあると考えられる。

### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

小型旅客機 1 機あたりの部品点数が多い小型～中型の複合材構造部品に対して、既存の製造技術では月産 50～100 機レベルの高レート生産対応は困難だが、本技術を用いれば可能となるため、将来小型旅客機の製造分担獲得における本技術の市場ニーズは大きい。尚、COVID-19 の長期化によるニーズへの影響にも注視していく必要があるが、今後は次世代エアモビリティの台頭も予測されており、複合材構造部品の高レート生産技術としての市場ニーズは引き続き見込める。

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

複合材は、自動車や産業機器はもとより軽量化が至上命題とされている空のモビリティにも適用が想定されていることから、航空機構造のみならず幅広い分野への適用が期待される。その際には高生産レートへの対応が可能なボックス一体ハイブリッドコキュア技術の市場ニーズは非常に高いと考える。放電探知技術は、従来技術から精度向上により構造の開発及び認証試験を大きく減らし、標準改訂活動に諮られていることから、市場ニーズは非常に高い技術である。

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の材料開発

KUMADAI マグネシウム合金の材料開発においてターゲットとなる市場ニーズは、安定的に供給できる軽量高強度な素材である。本研究において Al 合金の代替軽量素材として古くから期待されている Mg 合金の不燃化、高耐食化、高強度化、高靱性化を達成したことにより、ユーザーニーズの掘り起こしが進んでおり、機体メーカーである Boeing Company との共同研究を進めてきており、実用化に向けた具体的な課題抽出が進んでいる。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

本開発において、実用サイズの大型素材が安定した品質で製造できるようになり、実用化の可能性が見出された。素材製造に関しては、型材精度や品質の安定性が課題であり、これらの課題をクリアし、材料規格への登録が果たされれば、航空機への適用が期待できる。一方、材料規格への登録が必要のない産業分野においては、試作品の開発を行うなどして、実用化に向けた評価を進めている。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

### (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

開発したカーボンハニカムパネルへ置き換えることにより、1機当たり年間約 2.5t の燃料削減となる。軽量化による燃料の削減は運航コストの直接的な低減につながるため航空会社にとって大きなメリットとなる。

また、ヨーロッパを中心に CO<sub>2</sub> の排出量削減は求められており、軽量化によって使用燃料を削減することで、1機当たり年間 78t の CO<sub>2</sub> 排出量を削減することができる。

### 5.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

既に実用化したため、割愛する。IV-55 ページ参照。

### 5.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

#### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

##### (1) CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔技術

本プロジェクトの成果により、生産性と工具費の大幅な改善が可能となったことを踏まえると、実用化は可能と思われる。CFRP とチタン合金の重積材の穿孔に適した工具材質が未だ少ないため、開発した成果に基づく工具は市場ニーズに合致したものであり、技術の波及効果は大きい。

##### (2) CFRP とチタン合金の大口径の穿孔

オービタル加工は加工径がオービタル軌道によって制御できることが優位であるが、そのためには高額なオービタル加工装置が必要であり、ユーザの視点からは装置の導入と実加工への適用には経済的および技術的観点から検討すべき課題が多い。本プロジェクトでは、ある程度の成果が得られたものの、その他の周辺機器の状況によって実用化への見通しが影響される。

##### (3) CFRP のトリミング

航空機構造用母材の CFRP のサイズが大きいため、トリミングでは高能率化が求められている。開発した PCD エンドミルにより高能率化を実現したが、工具摩耗に伴う仕上げ面の劣化に対してユーザの要求レベルを満たしていれば、実用化は可能である。

##### (4) 切削シミュレーションと炭素繊維強化プラスチックの剥離シミュレーション

研究実施者が 2000 年より開発してきた切削シミュレーションは、これまでに自動車、航空機、重工業、工作機械、工具、材料メーカーで 19 社が使用した実績がある。本サブプロジェクトで開発した機能は、これまでの実績に追加されるものであり、実用化はほぼ達成している。

また、本プロジェクトにて開発された CFRP の剥離のシミュレーションについては、上記の切削シミュレーションのポストプロセスとして運用できるた

## 公開版

め、実用的な見通しもある。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

機体材料のさらなる軽量化、耐腐食性向上のために従来 Al 合金に代わり Al-Li 合金の需要が高まっており、Al-Li 合金加工の課題である加工後の歪みを低減することにより高品質な加工部材を迅速に得ることができ、かつ後工程の形状修正を削減できる本切削技術には高いニーズが期待される。

実部品レベルでの高能率化実証を行っていることから、実用化の可能性は高いと考える。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

当初の課題であった穿孔品質と疲労寿命は解決しており、今後、穿孔時間短縮と開発した工具の低コスト化を解決することで実用化が可能である。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

現在実施されている航空機用アルミフレーム材のケミカルミリング加工の代替技術として要望されている。ロボットを用いた切削加工法に置き換えることで、廃棄物の排出削減、リードタイム短縮ならびにエネルギー削減が求められる。また加工後ワークの自動測定については、現在作業員が行っている作業を自動化したいという要望がある。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

航空機のアルミ合金構造部材と CFRP の接触部の腐食を防止するためのブッシュ部品への適用を目指す。

## 5.4 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

市場ニーズ、ユーザーニーズは明確である。あとは実用化に向けた計画の通り航空機エンジンメーカーで実用化の計画次第である。

### (2) 材料開発（株式会社 IHI）

気候変動への国際民間航空機関（ICAO; International Civil Aviation Organization）の取り組みとして、市場メカニズムを活用した温室効果ガス削減制度（GMBM; Global Market-Based Measures）が開始されようとしている。GMBM では 2020 年以降国際航空分野の温室効果ガスの総排出量を増加させないという目標のもと、超過したエアラインはその排出権を購入する必要があり、その負担額は年間数十億～数百億円に達すると見積もられている。エアラインにとって温室効果ガスの排出量は航空機の燃料消費でほぼ決まることから、エアラインからのエンジンに対する燃費向上のニーズは今後も一層強くなるものと考えられる。

エンジンメーカー側では燃費向上のために様々な技術的アプローチをとっている。その中でもタービン入り口温度の高温化は最も本質的かつどのような形態のエンジンでも必要となる必須のアプローチであり、金属材料よりも 200℃以上耐熱性の高い CMC 材料はゲームチェンジャーとして期待され、エンジンメーカー各社が開発・実用

## 公開版

化に多額の資金を投入している。

今回本事業で開発する CMC および EBC は他社の CMC 材料と比較して耐熱温度をさらに高めたものであり、ユーザーニーズを先取りしている。本材料を適用した高温タービン部品の実用化は市場ニーズに合致しており、次期エンジンでの採用によるマーケットシェア拡大が大いに期待できる。

### (3) 材料開発 (シキボウ株式会社)

航空旅客輸送量は過去 20 年間に於いて、平均伸び率 5.3% を維持し、今後 20 年間も平均 4.4% の成長予想である。従って、2038 年には 2018 年の約 2.3 倍の輸送規模となり、それに伴い、航空機・エンジン市場も拡大し、2038 年の運航機体数は 2018 年の約 1.7 倍になる見通しである。(図 1、2 参照)

そのため、燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として CMC (Ceramic Matrix Composites) の実用化が望まれている。特に長繊維強化 SiC/SiC 複合材料 (SiC 繊維と SiC マトリックスからなる複合材料) は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められ、耐熱温度 1100℃ 級の CMC 部材が実用化されつつある。このような状況の中、より耐熱温度の高い CMC を高圧タービン領域へ適用し、冷却空気を極力減らしていくことが、さらなる燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズとなっている。

### (4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

CMC は、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として航空機エンジンの高温部品に対して非常に有用である。CFM 社 (GE とスネクマの合弁会社) が LEAP エンジンのタービンシュラウド部品で航空機エンジン用部品として実用化を行い、GE 社の GE9X ではタービンノズルや燃焼器ライナ等へ適用範囲を拡げるとされている。他の競合する OEM も適用開発を進めている。

## 5.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### (1) 分野横断 (空力・構造・強度) シームレス機体設計シミュレーターの開発

既存の機体の延長線上にない全く新しい機体の設計に耐えうる開発支援ツールの需要が高まると予想される。

### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

商用 FEM コードが市場を席捲しているものの、特定の機能に限定すれば、研究プロジェクトで開発した解析コードの利用価値も大いにあると考える。

### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

現時点で具体的な計画の立案には至っていないが、AFP を用いた賦形技術として社会的ニーズの高まりが見込まれるため、関連技術の実用化を行う際には知見として活用する。

### (4) 層流化技術開発



## 公開版

世界の CO2 削減目標達成や燃料価格の高騰を受け、社会からの燃料削減に対する要望は高い。競合他社の次世代航空機を凌駕する機体実現のために極めて重要。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

航空機構造軽量化のために更なる複合材の適用範囲を広げるとともに、オートクレープ等の設備コストやその開発コストを抑え、低コストで製造可能な複合材の適用が求められる。したがって、自社ブランドの電動小型航空機開発の中で構築した解析ツールの有効性を示すことで、将来旅客機への適用の実現性が高まる。また、樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーションについては解析技術の適用を既存材料等へ拡大させることで、航空機構造のみならず、幅広い分野への応用も期待される。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

本技術開発により、エンジン-機体統合解析を巡航条件での試行を実施した。今後は複数の解析条件での把握および、信頼性評価や解析手法の信頼性の向上を図ることで、将来民間航空機用エンジン産業への適用が想定できる。想定される将来民間航空機開発のイメージは、2030 年以降のサービス開始で、バイパス比が 15~18、ショートインレット/スリムナセルを搭載した中小型後継エンジンである。

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

航空機開発において、非定常流体现象を設計時に高精度に予測することで、後の設計変更を削減できるため、高精度非定常流体解析技術に対する需要は高まっている。航空機の空力設計において壁面モデル LES を適用することで、非定常流体现象の高精度予測が可能となり、同時に空力荷重の推算精度向上が期待できる。これにより、複合材等の主翼設計においても荷重分布の予測精度が上がることで、航空機全体の設計精度を向上することが可能となる。壁面モデル LES については、今後 2~3 年で実機形状に対する検証を行う予定であり、検証によってその有効性を確認後、実際の機体設計において部分解析などから段階的に適用していく見通しである。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

着氷は航空機の翼、エンジン、測定機器等あらゆる場所で発生し、機体性能に対して悪影響を及ぼし、着氷が原因とされる航空機事故は多数報告されている。このため現在の民間航空機の型式証明では、着氷が発生する寒冷環境下で安全に飛行できることを解析や試験により示すことが要求されている。特に 2007 年の Federal Aviation Regulation (FAR) の改訂によって、着氷時の性能・飛行特性が非着氷時と同じ基準を満足しなければならないことが要求され、民間航空機開発において着氷の影響を高い水準で把握することがますます重要となっている。

## 6. 競合する技術・事業との比較（性能面、コスト面での優位性）

### 6.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

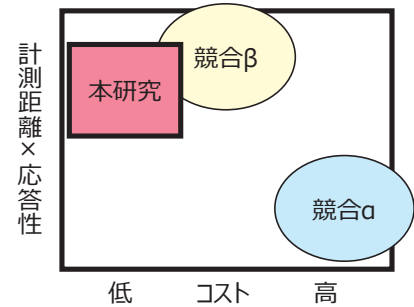
#### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

##### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

## 公開版

広域分布歪計測システムと直接的に競合する光ファイバ計測技術との比較を行う。本研究開発でテーマとした BOCDA 方式は、OBR 方式・FBG 方式などの他の方式に比べ、計測精度については若干劣るものの、広域への適用ではコスト面で優位性がある。計測精度については、完成度を向上する開発の中で改善するとともに、損傷判定アルゴリズムを構築することでこれら競合に対してリードすることが可能である。

|       | 本研究開発<br>BOCDA方式   | 競合α<br>OBR*1方式     | 競合β<br>FBG*2方式     |
|-------|--------------------|--------------------|--------------------|
| 計測タイプ | 分布, 多点             | 分布, 多点             | 多点                 |
| 計測距離  | 500m               | 70m                | -                  |
| 計測精度  | ±30με, 0.5°C       | ±1με, 0.1°C        | ±1με, 0.1°C        |
| 応答性   | 160Hz              | 3Hz                | 100kHz             |
| コスト   | 2,000万円/機<br>(試作機) | 7,000万円/機<br>(市販品) | 4,000万円/機<br>(市販品) |



### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

競合する技術として、CVM センサを用いたシステム、ピエゾ素子を用いたシステムがある。CVM センサを用いた SHM は、低コストで運用機体への適用実績がある一方、検知対象は亀裂進展のみが主であり、機能が限られる。ピエゾ素子式 SHM は、様々な機能が研究されており、導入コストもまちまちである。これに対し、本システムで用いる光ファイバセンサは、軽量/柔軟/高強度、電磁的影響の低さ、歪・温度同時計測等、性能面で優位である。

### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

表 1 と図 1 に、当該 SHM システムの優位性を示す。

表 1 競合する技術との比較

|        | 本研究開発 | 電気式システム※3 | CVMシステム※4 |
|--------|-------|-----------|-----------|
| 検知対象※1 | ○(多)  | ○(多)      | ×(少)      |
| 検知範囲※2 | ○(大)  | △(中)      | ×(小)      |

※1 検知対象は、検知可能な欠陥や損傷の種類を意味する。複合材構造では、接着剥がれや衝撃損傷等、金属構造では疲労亀裂や腐食等が挙げられる。

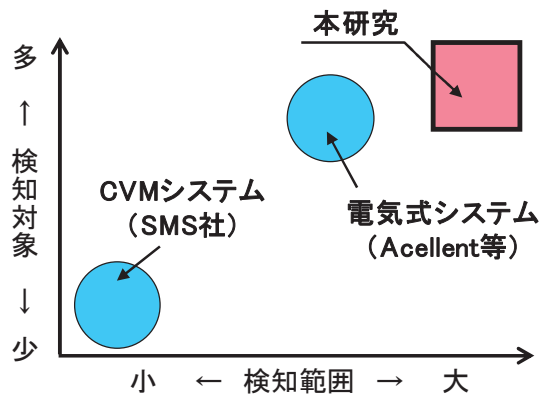
※2 1つのセンサで検知可能な範囲を意味する。

※3 センサ/アクチュエータとも、圧電素子を使用するシステム(Acellent社等)。

※4 真空圧を利用する局所型センサ。CVM:Comparative Vacuum Monitoring SHM(SMS社)。

## 公開版

図1 競合する技術との比較（模式図）



④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

現在の主流であるボルト組立方法は、人手に依存した工程が多いため低生産性及び高コストに繋がっている。ボルトレス組立により、組立工程を減らすことができるため、大幅な効率化及び低コスト化が見込まれる。

⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

競合する複合材成形技術として、熱硬化樹脂材料のオートクレーブ成形、熱可塑樹脂材料のプレス成形がある。前者は成形時間が長く生産性が低く、後者は成形時間が短く生産性は高いが、成形温度が高温のため成形設備や成形補材が高価となる。これに対し、本技術は成形温度が低い高速硬化樹脂材料とプレス成形を用いており、成形時間が短く成形設備や成形補材が安価のため、生産性と製造コストの面で優位である。

⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキュア技術は、従来の複合材構造に対して重量と製造レートを同等としつつ、製造コストを48%、生産設備コストを34%削減する技術であり、既存の生産方式に対して大きな優位性を有している。放電探知技術については、認証にかかる試験工程を70%以上削減可能であり、同様に既存の認証技術に対して大きな優位性を有している。

⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発における競合する技術は、Al合金やCFRPといった複合材料となる。前者との比較では、不燃化、高耐食化、高強度化、高靱性化を達成したことにより、軽量性といった特徴を十分発揮できる状況となっており、量産化がなされればコスト面でも競合できると予想される。後者との比較では、軽量性、強度といった面では若干劣るものの、靱性や亀裂進展に対する抵抗といった安全性に関する信頼は金属

## 公開版

材料が勝り、また将来的な廃棄・リサイクル問題についても大きな利点を有していることから、理性的な住み分けがなされると予想される。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

マグネシウム素材の競合材料は上述の通りである。KUMADAI 不燃マグネシウム合金に関しては、本研究で押出速度の向上が達成できたことから、製造コストは高力アルミニウム合金と同等レベルとなった。更に量産化によるコストの低減を加味すれば、機能と価格の両面で競合材料に対して優位性を有すると予想できる。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

## (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

ジャムコは製品品質を評価されてシェアを拡大してきた実績がある。本研究で開発したカーボンハニカムパネルの適用により、新たに軽量・低コストという付加価値が追加され、更に優位性が高まった。

## 6.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

競合する技術は海外製の大型の自動積層装置であり、複雑形状部材への積層性能において本技術に優位性がある。また、装置価格の面でも競合する装置に比べて大幅に低コストであり優位性を有する。

## 6.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

#### (1) CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔

開発技術は、これまでの航空機製造において、なかなか改善されなかった加工に対するものである。その成果により加工能率が従来(工具メーカーの推奨条件)の 12.5 倍、工具寿命が 20 倍を達成し、現状の技術に対して顕著な優位性がある。

#### (2) CFRP とチタン合金の重積材に対する大口径の穿孔

本プロジェクトでは、オービタル加工の競合技術として、下穴加工を繰返すドリル切削を行い、その比較をしてきた。ドリル切削では、工具の取り付けと取り外しを繰返すため、生産性の面でオービタル加工が優位である。また、下穴加工後のドリルの切削では、ドリル先端部による旋回の求心性がないため、切削が安定しない場合も多い。以上によるオービタル加工において、本プロジェクトで提案する工程の優位性が期待できる。

#### (3) CFRP のトリミング加工

## 公開版

競合技術はダイヤモンドコーテッド工具によるトリミングである。本プロジェクトでは多結晶ダイヤモンド工具を適用し、切れ刃の形状パラメータを最適化した。その結果、ダイヤモンドコーテッド工具による従来技術(工具メーカーの推奨条件)の 1,57 倍の切削速度、2.3 倍の送り速度で剥離や振動痕のない仕上げ面を加工できていることから、ある程度の優位性を確認した。

### (4) 切削シミュレーション・CFRP の剥離シミュレーション

切削シミュレーションの手法には、瞬間切削モデル、エネルギー解析法、有限要素法があり、それぞれが特長を有している。開発したシミュレーションソフトはエネルギー解析法に基づくものであり、複雑な工具形状に対して短時間で切削力、温度、工具摩耗を解析できる。そのため、実践的なソフトとして優位性がある。これまで、19 社の利用実績があることから、優位性が確認できる。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

従来手法としては Al-Li 合金の機械加工後のゆがんだ部材は熟練技能による形状修正が行われているが、自動化は難しく余分なコストの高い工程となっている。本技術開発によって切削加工後の歪みを低減することにより、後工程(歪み矯正工程)を省略でき、製造コストの削減が可能である。

新工具開発が主であり、既存の加工機械設備を有効に活用できることから、設備投資に係るコストが不要である。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

現行のドリル穿孔とリーマ仕上加工よりも孔品質は向上しており、穿孔時間を短縮することにより優位性を得られると考える。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

現在使用されているケミカルミリングと比較し 1/4 程度の省エネルギーが見込める。大型 5 軸マシニングセンターは部品に要求されている加工精度よりも高精度の製品が製作可能だが、機械の価格がロボットの数倍になってしまうため採用できない。また、大型工作機械は設置面積に伴って質量も大きくなることで、動作に必要な消費電力や二酸化炭素排出量が大きくなるが、ロボットは相対的に軽量で小さい面積に設置できるため、工場の床強度確保やレイアウトの自由度、省エネルギーの面で優位である。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

部分的な金属置換とその後の切削加工をひとつの工作機械で行うことが可能。パウダーベッドフュージョン方式と比べ最大で 10 倍の造形速度が得られるうえ、粉末使用量を抑えることが可能。装置導入に係るコストは高いが、生産に係るコストの大幅な低減が見込める。

## 6.4 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発 (高性能材料開発)」

### (1) 繊維開発 (宇部興産株式会社)



## 公開版

SiC/SiC 複合材料の強化繊維としては、耐熱性に優れる結晶性 SiC 繊維が候補となる。SiC 繊維を商業的に供給できる会社は世界に 2 社しかなく、1 社が NGS アドバンスドファイバー社（日本カーボン、GE、サフランの合弁）であり、もう一社が宇部興産である。

チラノ繊維は、高価な電子線照射を使わないプロセスのため、量産時のコスト優位性が十分にあると考えられる。

### (2) 部材開発（株式会社 IHI）

米国 GE 社が高圧タービンシュラウドにて民間航空エンジンへの CMC の適用を開始している。また、同社が開発中の GE 9 X において、より CMC 部品の適用範囲を広げようとしている。これら GE 社の CMC は、開示されている情報によると熔融含浸法（Melt Infiltration）と呼ばれるプロセスにて製造される。本手法は熔融した Si を流し込んで、先に含浸させてある C と反応させることで、SiC マトリクスを形成するものであるが、未反応の Si や C が残りやすく、耐熱性は Si の融点近くである 1300℃ に制限される。また、仏国 SAFRAN 社等が同様に CMC タービン部品の実用化を目指しているが、やはり耐熱性が 1300℃ 程度と推察される。

株式会社 IHI が開発したマトリクスは、耐熱温度 1400℃ を達成している。本研究開発では、条件を最適化した気相含浸や日本独自の固相含浸法等の高効率なマトリクス含浸技術を適用し、過酷な環境下で高い信頼性を要求される航空エンジン用タービン部品を実現することで、海外の航空エンジンメーカーと比較して低コストでかつ軽量、耐熱性を有する航空エンジン用軽量 CMC エンジン部品および航空エンジンを製造することが可能となる。よって、本事業によりこの革新技術の実用化が可能となれば、我が国の繊維・織物産業への経済的波及効果が大きく期待できるとともに、我が国の航空エンジン産業の世界市場での優位性を確保することが可能となる。

CMC 部品の製造コストは金属部品より高めになると想定されるが、CMC 部品の適用による燃費低減効果による運航コスト削減分を考慮して CMC 部品の価格を設定することにより、十分な価格競争力があると考えられる。また、他社の CMC の製造コストと比較すると、本研究成果の 1400℃ 級 CMC は安価な製造方法を用いており、競争力を持つと推察される。

### (3) 部材開発（株式会社シキボウ）

三次元織物の製造を得意とする企業は世界でも数社しかなく、その中でもセラミックス繊維で三次元織物を製造できる技術を持つのは、世界でもシキボウのみの独自技術となっている。

また、米国 GE 社、仏国 SAFRAN 社等が CMC タービン部品の実用化を目指しているが、その耐熱性能は 1300℃ 程度と推察される。しかしながら、高性能 SiC 繊維三次元プリフォームを用いた CMC 材は、耐熱温度 1400℃ を達成しており、より大きい燃料消費削減が可能となり、十分な競争力を有すると考えられる。

## 公開版

### (4) 部材開発（川崎重工業株式会社）

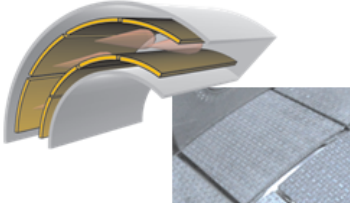
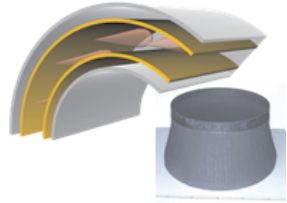
表1に本事業で開発した CMC 材料と他社の CMC 材料の仕様の比較を示す。本事業で開発した CMC 材料はコスト面で劣るが、耐熱性が高く CMC 化するメリットをより多く得られるとともに、将来の高温化にも対応することが出来る。

表1 CMC 材料の比較

|            | 本事業で開発した CMC                        | 他社の CMC                                     |
|------------|-------------------------------------|---|
| ① 織構造      | 2.5次元織物による一体プリフォーム                  | CVI コーティングされた繊維束で2次元織物を製織                   |
| ② 界面コーティング | プリフォームに対し CVI コーティング                | 2次元織物を積層                                    |
| ③ マトリックス形成 | CVI 法と PIP 法併用                      | MI 法  |
| ④ 特徴       | ① 層間剥離小<br>② BN へのダメージ少<br>③ 高い耐熱温度 | ① 均一なコーティング<br>③ プロセス時間少<br>(低コスト)<br>③ 欠陥少 |

表2に CMC 燃焼器の方式の比較を示す。本事業ではパネル方式を対象とした開発を行っており、他社や当社が過去に実施したフルフープ方式と比較して、パネル単位での交換が可能となり、燃焼器は局所的な損傷となることが多く、運用コストの低減が期待できる。

表2 CMC 燃焼器形式の比較

|      | パネル方式   | フルフープ方式   |
|------|---|---|
| 方式比較 |  <p>分割したパネルで保護</p> |  <p>一体型円筒(写真はイメージ)</p> |

### 6.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

#### (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

CFRP 主翼設計に関する詳細かつ高速な CAE ソフトウェアはこれまでに存在せず、競合技術は存在しないと考えられる。

#### (2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

商用 FEM コードは航空機設計開発に不可欠であるが、その汎用性ゆえライセンス料は極めて高く、またカスタマイズし難い。これらの点において、開発した解析コードには優位性がある。

## 公開版

### (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

曲線賦形を用いた形状最適化技術は、欧州の AFP を用いた賦形技術開発では検討されておらず、成形品の性能面での優位性が見込まれる。また、3Dプリンターでは基材のオーバーラップや交差が出来ないことから、本技術は設計の自由度の高さで優位性が見込まれる。

### (4) 層流化技術開発

欧州などの技術に比較し本技術は特段に優位であるとはいまだ言い難いが、競合他社の次世代航空機を凌駕する機体実現のために、極めて重要であると考えている。

### (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

VaRTM 含浸解析：従来は 3D 要素を用いていたため解析負荷が高く、実機レベルの規模の解析が困難であった。本研究による手法は 2D 要素を活用した効率的な計算手法であるため、VaRTM 成型に特化した従来にない大規模解析が実施可能である。

熱硬化収縮による変形・残留応力シミュレーション：従来材料物性値は試験に依存した取得手法であったが、これらを解析主体で算出する手法となっており、低コストで複合材の反りを予測することが可能である。

### (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

国外の企業、研究機関で実施しているエンジンナセル CFD 解析では、限られた条件を対象とすることやエンジン単体のみの解析となっており、機体搭載効果を十分反映できていない。本解析手法はエンジンと機体との相互影響を取り入れることでより実現象に近い条件での検討を可能とする。

表 3 他研究機関との解析規模と評価条件の比較

|                       | 本研究開発                       | 競合α社                  | 競合β社                       |
|-----------------------|-----------------------------|-----------------------|----------------------------|
| 解析規模                  | 機体・主翼＋<br>ショートイン<br>レット／ファン | ショートイン<br>レット＋ファ<br>ン | 通常インレ<br>ット単体              |
| 形状精度<br>(計算格子<br>解像度) | 7000～8000<br>万点             | 5000万点                | 1500万点                     |
| 生産性<br>(解析時間)         | 500～600<br>CPU time [H]     | 400 CPU<br>time [H]   | 100～200<br>CPU time<br>[H] |
| 評価条件                  | 巡航・離陸<br>迎角／横風有             | 地上・横風有<br>巡航・迎角有      | 地上・横風無                     |

## 公開版

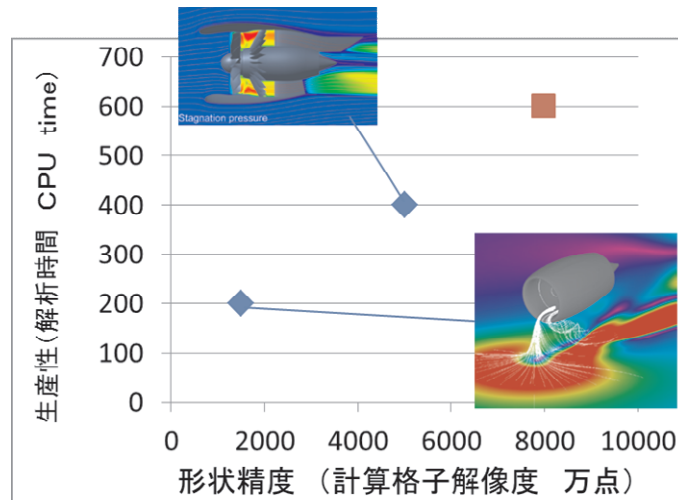


図2 他研究機関との解析規模の比較

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

現状設計開発における空力解析で用いている従来技術と比べ、特に非巡航時の非定常流れの空力解析で予測性能が大幅に向上する。また解析コスト面においては、既存の高精度流体解析技術（LES）に対して壁面モデル LES は計算コストを大幅に削減することが可能であり、実用化に向けた優位性が高い。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

欧米のシミュレーション技術に比較し本技術は特段に優位であるとはいまだ言い難いが、多目的最適化との併用は独自性が高い。

## 7. 波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）

### 7.1 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

#### (1) 複合材構造部材開発・軽金属構造部材開発・総合調査研究（RIMCOF 技術研究組合）

##### ① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

広域分布歪計測システムは光ファイバセンサで長距離の分布歪を計測できることから、光ファイバ複合材料へ埋め込み成型時の内部状況の把握、電磁干渉が生じないことからリニア車両の駆動コイルなどの極低温領域への適用、長距離分布計測可能なことから風車や掘削管などへの適用など、様々なモニタリングへの波及効果も期待できる。

##### ② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

CBM の実現による整備コスト・時間の低減、機体運用効率の向上に加え、将来的には、損傷許容を前提とした設計思想の革新、軽量化による航空機性能の飛躍的向上が期待されており、実現した場合の波及効果は大きい。

## 公開版

### ③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いたSHM技術

構造健全性診断技術は、あらゆる分野への適用が可能である。また、当該 SHM システムにおいて損傷診断に活用している超音波は、機体構造や損傷の種類に応じて複雑な変化を示すことから、データを積み増すことで判断の信頼性が向上する機械学習や AI 等に適したデータを出力でき、これらの技術向上にも寄与しうると考える。

4-2.1-1 (1) 項で示した戦略に則り、民間航空機あるいは他のいずれかの分野において実用化できれば、その信頼性と有効性が社会的に認知され、技術的、経済的、及び、社会的に多大な波及効果が期待できると考える。

### ④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

燃費向上及び製品価格の低減ニーズは航空機のみならず自動車、鉄道車両等にも当てはまることから、ボルトレス組立技術の航空機以外の分野への適用による技術波及効果は大きいと言える。

### ⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

国産熱硬化樹脂と、国内プレス/金型産業の高い技術力を用いた本技術の適用により、世界の航空機市場における国内材料/部品メーカーのシェアを維持できる可能性がある。また、汎用金型を用いたプレス成形の実用化により航空機複合材部品産業への参入ハードルを低下させ、自動車分野、民生品分野の材料/部品メーカーの取り込みを図ることで、国内航空機産業の裾野の拡大に繋がる可能性があり、実現した場合の波及効果は大きい。

### ⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

ボックス一体ハイブリッドコキユア技術は、現行の複合材構造に適用しうる解析技術やモニタリング技術を獲得したため、これらを複合材設計、製造技術に水平展開している。また、下部ボックス構造のような複雑形状を脱オートクレーブにて成形する技術は、自動車や産業機器、空のモビリティ等の多岐な分野への複合材の採用を推し進めるものである。研究全体を通して、複数の大学と共同研究を行い、学生との共同実験および論文作成等を通じて本技術に係る知見を有した人材を育てた。さらに、国際学会や国際標準化活動を通じて、外国の研究機関と交流し、本技術に係る研究が諸外国でも行われるようになった。

### ⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発においては、従来からの Mg 合金の弱点であった可燃性、低強度、低破壊靱性を克服するに至った。特に不燃



## 公開版

化技術の確立、高靱性化に関する指導原理の提案は技術的・経済的・社会的効果が極めて大きいと考える。これら開発された技術は、戦略的な知財管理の下、熊本大学における産学官連携勉強会「高性能 Mg 合金創成加工研究会」や学外研究者・技術者を対象とした熊本大学 MRC サマー／ウインタースクールを通して公表する予定であり、これにより人材育成を進める計画である。

### ⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

#### KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用

KUMADAI 不燃マグネシウム合金の大型素材製造技術の開発においては、高品質なピレットを製造する鋳造技術、難加工材の押出成形技術の獲得など、技術者のレベル向上につながった。また、本開発中に得られたダイデザインに関する知見は、他のマグネシウム合金の押出加工に応用され、押出効率の向上や省エネルギー化につながった。

比重の軽いマグネシウム合金を航空機二次構造部材に適用することにより、重量軽減による燃費向上と環境負荷低減が期待できる。

### ⑨ 総合調査研究

上記①～⑧の支援研究であり、実用化対象外。

### (2) カーボンハニカムパネル開発（株式会社ジャムコ）

本研究開発で開発したカーボンハニカムパネルはギャレー、ラバトリーといった航空機内装品への適用に向けて速やかに実用化研究を進める。また内装品への適用が実現した後は、機体内部のサイドパネルやシーリングパネルはもとより、他の軽量／安全性が求められる輸送システムへの展開についても検討する。航空機内装品に関する本研究成果を通じて我が国の航空関連産業の国際競争力の強化、低炭素社会の実現への貢献が期待できる。

### 7.2 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

軽量で高強度な CFRP 部品の生産性向上に加え、CFRP 部品の適用拡大による航空機をはじめとする輸送機器の軽量化と二酸化炭素（CO<sub>2</sub>）排出削減が期待できる。

将来は CFRP の利用拡大が期待される自動車産業などへの展開も図り、国内の素材産業や加工・製造分野の国際競争力強化に貢献することが期待できる。

### 7.3 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

#### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

CFRP とチタン合金の重積材に対する標準直径の穿孔技術に関しては、本プロジェクトの成果によって、現状に対して大幅な効果が得られたので、技術的・経済的な波及効果が期待できる。大口径のオービタル加工に関しても、本プロジェクトの成果が、

## 公開版

さらなる技術改善の指針を与えられるものと思われる。CFRP のトリミングについては、従来よりも高能率化を図ることができたが、PCD 工具を使用しているため、工具費を踏まえると、経済的な波及効果に対する印象は薄い。切削シミュレーションについては、すでに企業での使用実績もあるため波及効果をある程度確認している。特にシミュレーションによりデザインレビューが可能となるため、経済的な観点からも波及効果が期待されている。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

Al-Li 合金以外の従来 Al 合金や Ti 合金等においても長尺物の加工後の歪み低減は課題であり、これらの材料への適用が期待される。また、残留応力を制御可能な切削技術としてドリル加工等の穴加工への適用も期待される。

国内の中小企業が多く保有する中小型加工機での高能率加工が可能であることから、今後の生産増における新規参入にもつながる。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

従来のドリル穿孔加工と同等の疲労寿命を発揮し、穿孔時間短縮、孔の品質は向上していることから、例えば電気自動車用モータ軸受など、軸受の長寿命化が必要な部位に活用可能と考える。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

ロボットは軽量かつ小面積に設置可能なため工場内でのライン組み換えなど多種変量生産に対応できる。多種変量生産は航空機製造以外の多くの業種でも求められており、将来の実用化時に得られた知見は多くの製造現場にて有用となると考えられる。また、本研究では切削加工用であるためロボットとしては高精度な軌跡精度を求めるが、開発の結果ロボットが高精度の動作や位置決めを容易に発揮できるようになれば、現在搬送や溶接に利用している規模のロボットでもより精度の良い動作を前提とした工程に適用することができ、少子化の進む国内においても自動化によって工場を効率よく運営できると考えられる。

### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

本課題では航空機のアルミ合金構造部材上にステンレス鋼の耐食性など優れた機能を付与できる技術開発を行う。また、複数部品の一体造形により、航空機機体の軽量化並びに燃費向上が期待できる。

## 7.4 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

### (1) 繊維開発（宇部興産株式会社）

SiC/SiC 複合材料の技術が確立されたら、アプリケーションとしては、航空機エンジンの次にガスタービン、さらに軽水炉の燃料被覆管にも展開が期待される。航空機エンジンならびにガスタービンへの適用は、燃費改善および CO<sub>2</sub> 削減が期待される。一方、燃料被覆管への適用は、3.11 福島原発事故で問題となったジルコニウム合金からの置換による軽水炉の緊急時の安全性改善に大きく寄与でき、原子力活用による安定したエネルギー供給、CO<sub>2</sub> 削減等々と社会的効果は大であると期待される。

(2) 部材開発（株式会社 IHI）

（経済的波及効果）

CMC 部品の実用化により、高圧タービンへの参入が可能になり、シェア拡大による提案企業の売上増加および雇用の増加につながる。また、国内の繊維・織物産業への経済的波及効果も期待できる。

また、日本航空宇宙工業会（S J A C）の1970年から1998年の期間における調査結果によれば、航空産業の産業波及効果（航空機産業の技術が航空機産業そのものへ及ぼす効果）は約12兆円であり、その技術波及効果（航空機産業の技術が他の産業にも影響を及ぼす効果）に至っては約103兆円にも広がるものであることが明らかにされている。航空産業の他産業への経済波及効果として約10倍の経済的波及効果が見込まれる。（図7-1参照）。

さらに、高圧タービンシュラウド実用化後、高圧タービン静翼、動翼へと適用部位を拡大することにより、さらなる燃料消費削減およびCO<sub>2</sub>排出量削減効果（シュラウド、静翼、動翼合わせて3～4%）が期待でき、売上、雇用、技術波及効果のさらなる拡大が期待できる。

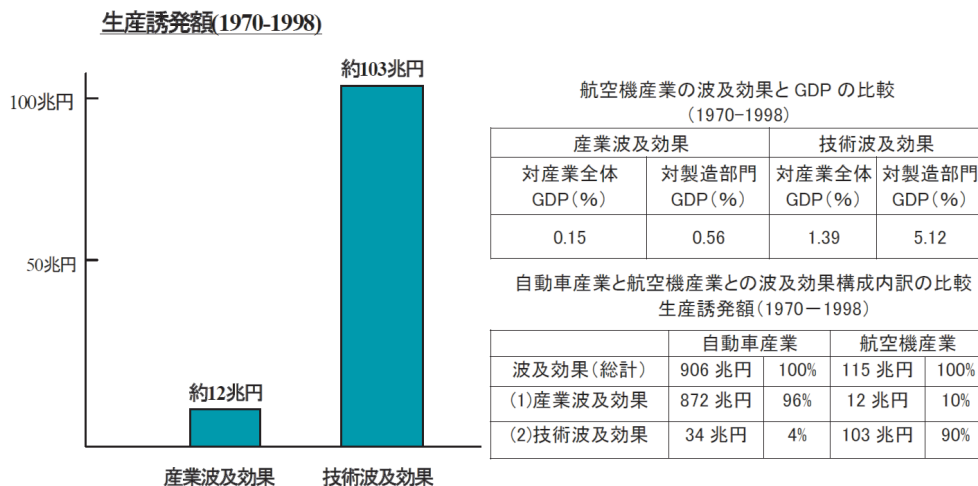


図 7-1 航空産業の波及効果実績

（日本航空宇宙工業会、「2000年度 産業連関費を利用した航空機関連技術の波及効果定量化に関する調査」）

（技術的・社会的効果、人材育成）

本受託研究は5年間に渡るSiC繊維、および界面、マトリクスと材料開発を含めたCMCの基盤的な研究であり、20～30年前に研究が開始され、日本としては2000年以降に10年間の大きなブランクがあったCMC研究開発において、本研究で得られた開発成果は、技術的に非常に優れているのみならず、その開発過程において各社で枯渇していた開発者の人材育成に大きく寄与した。更に、CMCは国内サプライチェーンを活用して製造可能な材料であり、国内の産業育成と国産材料の適用という観点から、安全保障上の利点も大きい技術である。

## 公開版

### (3) 部材開発（シキボウ株式会社）

高性能 SiC 繊維による Vf30%以上の良質な三次元プリフォームの製造プロセスを確立した事は、それを用いた CMC 部品の実現を可能とした。これが航空産業へ及ぼす産業波及効果は約 12 兆円であり、その技術波及効果に至っては 103 兆円にも広がるものである事が明らかにされている。また世界市場に通用する技術を確立した事は、今後の航空産業市場において中核となる人材の育成にも繋がる事になると考える。

### (4) 部材開発（川崎重工業株式会社）

航空機産業は裾野が広く、多くの企業への技術的・経済的波及効果が大きい。また、国内メーカーのシェア割合も拡大の余地があり、今後の経済規模の拡大も期待できる。CMC は日本発の技術であるが、GE 社は CMC 製造は米国内で行っており、日本への経済効果は限定的である。今後拡大が期待できる CMC 部材を、国内で CMC 製造、燃焼器モジュール組み立てまで行うこと実現することで、より大きな波及効果が期待できる。

## 7.5 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

本プロジェクトの推進を兼ねて、東北大学では積極的な産学連携、国際連携、人材育成を進めてきた。

まず、産学連携のもと、本プロジェクトを推進するために、東北大学流体科学研究所に航空機計算科学センター（2017.04.01 設置、センター長：東北大学 教授・大林）を創設した。東北大学内外の組織、研究教育機関、企業との連携のもとに、国際的に優れた産学官の研究者を結集して、航空機製造と航空輸送に関連する計算科学の成果を蓄積し、人材育成および国内産業振興の学術的支援を目的としている。本プロジェクトの成果である CAE 技術の蓄積が期待される。

参考 <http://www.ifs.tohoku.ac.jp/acs/index.html>

また、産学連携コンソーシアムとして、東北大学産学連携先端材料研究開発センター（MaSC）マルチマテリアル研究拠点（2018.11.15 設置、代表：東北大学 教授・岡部）が創設された。航空機構造部材の一層の軽量化と高度な適応性を実現するブレークスルーとして期待されるマルチマテリアル化と 3D プリンティングを用いたアディティブ・マニファクチャリングを支える解析ツールの融合研究・開発と早期実用化を目指している。

参考 <http://masc.tohoku.ac.jp/index.html>

一方、国際連携では、北米の拠点として、ワシントン大学（米国シアトル市）に東北大学アカデミックオープンスペースを設置（2017.4.14）して、材料研究を中心に交流を図っている。

参考 <https://www.tohoku.ac.jp/japanese/2017/05/news20170508-01.html>

欧州の拠点としては、リヨン大学（仏国リヨン市）に東北大学流体科学研究所リオンセンター（リヨン）-材料・流体科学融合拠点-を設置（2018.4.1）して、材料・流体研究を中心に交流を図っている。



さらに、人材育成として、東北大学高等研究機構新領域創成部マルチフィジックスデザイン分野を創設（2018.04.01）し、助教を配置し、新たな融合分野の若手研究者の育成を行っている。

参考 <http://www.ifs.tohoku.ac.jp/LyC/jpn/index.html>

### マルチフィジックスデザイン研究分野

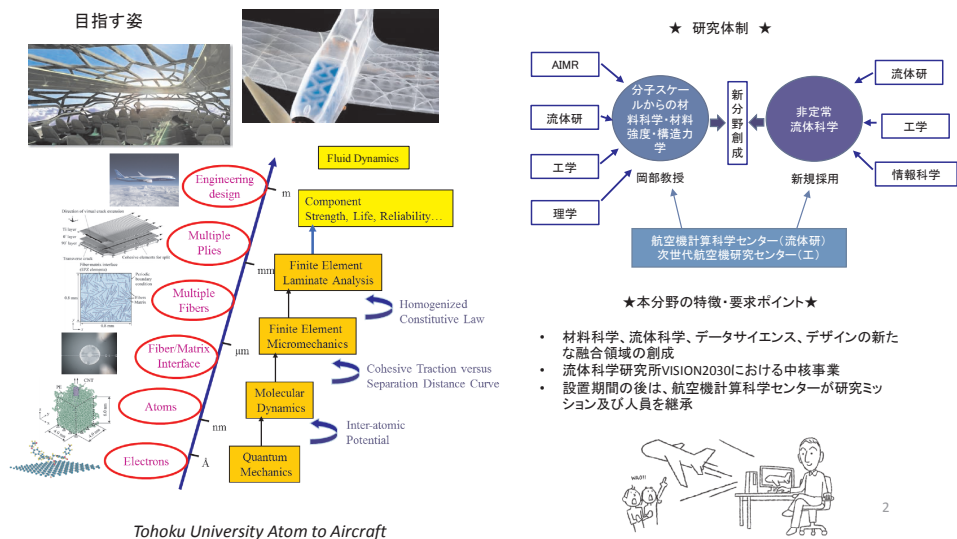


図3 マルチフィジックスデザイン研究分野の目指す姿と研究体制

以下、実施項目毎にまとめた波及効果を以下に記述する。

- (1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発  
国内の航空産業においてこれまでになかった CFRP 主翼設計に関する詳細かつ高速な CAE ソフトウェアを初めて供与したことで、今後の国産航空機開発における CFRP の積極的利用および CAE 技術の更なる活用を促すような波及効果を生じたと考えられる。
- (3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証  
AFP 装置を用いた賦形品の形状自由度が高く、複合材料の賦形に関する独自技術としての活用が期待される。
- (4) 層流化技術開発  
特許申請も行っており、今後我が国が優位技術を開発するために、極めて重要であると考えている。
- (5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション  
本研究で開発された解析技術を活用し、複合材の適用範囲を拡大させることで、今後成長が見込まれる航空機産業の中でコスト競争力の優位性を得ることが期待できる。
- (6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術  
エンジン-機体統合 CFD 解析の実用化により、以下の波及効果が期待できる。
  - ・ 国内研究開発技術を民間航空機エンジンの国際共同開発プロジェクトに適用する



## 公開版

ことに繋がる。

- ・ 先進的な CFD 解析技術を構築することで、世界的に解析技術をリードすることが可能となる。
- ・ 限定的な試験項目、計測点に加えて、網羅的なエンジンへの影響評価を行うことが可能となり、将来民間航空機の超高バイパス比エンジン搭載時の空力荷重変化を予測可能となる。
- ・ 機体搭載および飛行条件でのファン入口流れ場を考慮した、将来航空機エンジンである超高バイパス比エンジンのファン空力性能や影響を評価可能となる。
- ・ 将来民間航空機の方法選定や構造設計への詳細なインプットが可能となる。

### (7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

壁面モデル LES を航空機の空力設計に適用することにより、これまで事前予測が困難であった流体现象が予測可能となる。これにより、設計段階で空力的不具合の可能性を排除することができるため、後の設計変更の減少に伴い開発期間の短縮や開発コストの削減が期待できる。本技術の検討・開発を大学とメーカーが共同で進めることで、次のような効果がある。

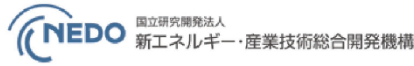
- a) 大学は産業で必要とされる技術について、その目的と必要なレベルを把握することができる。また、研究成果が産業で利用されることで、人材育成の面でも研究員のモチベーション向上につながっている。
- b) メーカーは大学と技術開発することで、独自では困難な技術を開発できるだけでなく、効率的な技術開発が可能となる。また、得られた技術を製品に適用することで国外メーカーと差別化を図ることができ、国内航空機産業の技術力向上が期待できる。

### (8) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

国産航空機開発実現のために、極めて重要であると考えている。

(参考) 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」の実用化の実績に関する情報を以下に示す。

([https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5\\_101290.html](https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101290.html) より引用 1/2)



ホーム > ニュース > ニュースリリース一覧 > 国産初の小型ロボット...

## 国産初の小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機を開発

—複雑形状のCFRP部品の生産性向上と輸送機器のCO<sub>2</sub>排出削減に期待—

2020年2月25日  
国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構  
津田駒工業株式会社

NEDOは、複雑形状に対する炭素繊維複合材料(CFRP)の自動積層技術開発に取り組んでおり、今般、津田駒工業(株)とともに、国産初となる小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機(ロボットAFP)を開発しました。

本積層機は、高精度アームロボットに、津田駒工業(株)の小型積層ヘッドを搭載することで、曲面など複雑形状のCFRP部品の自動積層を、国産機として初めて実現しました。これにより、軽量で高強度なCFRP部品の生産性向上に加え、CFRP部品の適用拡大による航空機をはじめとする輸送機器の軽量化と二酸化炭素(CO<sub>2</sub>)排出削減が期待できます。

今後、津田駒工業(株)は本積層機を、航空機産業を中心に展開していきます。また、将来はCFRPの利用拡大が期待される自動車産業などへの展開も回り、国内の素材産業や加工・製造分野の国際競争力強化に貢献します。

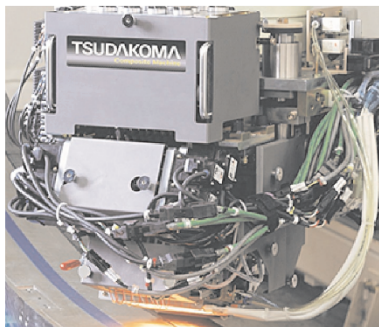


図 開発したロボットAFPの積層ヘッド

### 1. 概要

世界の人口増加や格安航空会社(LCC)の台頭によって航空需要が高まる中、航空機の省エネルギー化が求められており、その解決策として軽量新材料である炭素繊維複合材料(CFRP)<sup>※1</sup>の適用が期待されています。一方で、CFRPは曲面などの複雑形状になじみにくいため、その積層については、人の手作業が不可欠であり、大量生産に向けた課題となっていました。

このような背景のもと、国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)は、2015年度から航空機産業の国際競争力の維持・拡大を目的とする要素技術開発プロジェクト<sup>※2</sup>に取り組んでおり、今般、同事業の中で、津田駒工業株式会社は小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機(ロボットAFP)を開発しました。

今回開発したロボットAFPは、津田駒工業(株)が、既に国内外で航空機・自動車部品製造用途として適用実績のある独自の自動積層技術および周辺装置、工作機械関連装置の要素技術を展開し、高精度ロボットに小型積層ヘッドを搭載することで、航空機の胴体・翼などの構造部品(チャンネル部品)など複雑な形状のCFRP部品の自動積層を可能にしました。これにより、軽量で高強度なCFRPを使った部品の生産性向上が期待できます。

今後、津田駒工業(株)は今回開発したロボットAFPを、航空機産業(機体・部品メーカー)や研究開発機関を中心に展開していきます。また、将来はCFRPの利用拡大が期待される自動車産業などへの展開も回り、さまざまな産業での部材軽量化による温室効果ガス排出削減につなげるとともに、国内の素材産業や加工・製造分野の国際競争力強化に貢献します。

今後、津田駒工業(株)は、展示会などで本装置の詳細について説明することを予定しております。

### 2. 今回の成果

本積層機では、炭素繊維に樹脂を染み込ませた中間材料(熱硬化プリプレグ)を1/4インチ程度の細幅にカットした材料(スリットウ)を用います。計16本のスリットウを個別に制御して高速積層することにより、複合材部品の高生産性を実現しました。

また、高精度のアームロボットに、小型化した積層ヘッドを搭載することにより、これまでは適用が難しかった曲面のある複雑形状にも対応しました。さらに、CFRPの積層作業をロボットが自動で実施することにより、製造工程の低コスト化が見込めるため、航空機や自動車をはじめとする輸送機器分野などへのCFRP部品の利用拡大に貢献します。

### 3. 今後の予定

津田駒工業(株)は、本積層機の初号機を川崎重工業株式会社へ納入する予定です。また将来は、炭素繊維複合材料の利用拡大が期待される自動車産業などへの展開も回り、国内の素材産業や加工・製造分野の国際競争力強化に貢献します。

# 公開版

([https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5\\_101290.html](https://www.nedo.go.jp/news/press/AA5_101290.html) より引用 2/2)

## 【注釈】

※1 炭素繊維強化複合材料(CFRP)

「Carbon Fiber Reinforced Plastics」

引張強度を比重で割った比強度が鉄の約10倍である炭素繊維で樹脂を強化した複合材料です。CFRPの比重は鉄の約1/5であり、CFRPを適用することにより部品の軽量化を図れます。

※2 要素技術開発プロジェクト

事業名:次世代構造部材創製・加工技術開発

プロジェクトリーダー:青木隆平氏(東京大学)

事業期間:2015年度~2019年度

## 4. 問い合わせ先

(本ニュースリリースの内容についての問い合わせ先)

NEDO 材料・ナノテクノロジー部 担当:大中道、飯山 TEL:044-520-5220

津田駒工業(株) コンポジット機械部 担当:坂井、西村 TEL:076-242-1116

(その他NEDO事業についての一般的な問い合わせ先)

NEDO 広報部 担当:佐藤、坂本 TEL:044-520-5151 E-mail:nedo\_press@ml.nedo.go.jp

別添 1

次世代複合材及び軽金属構造部材創製  
・加工技術開発 (第二期)

R I M C O F 技術研究組合

### 3-2.1-1 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発- RIMCOF 技術研究組合」

#### (1) 背景と目的

航空機産業は、国際的な産業競争が激化する中で、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、近年の航空機では軽量化のために構造部材として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。

こうした背景の下、航空機の燃費改善によるエネルギー消費量とCO<sub>2</sub>排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の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のため、複合材料及び軽金属材料関連技術開発を両輪として、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開発が必要である。

上記の要請に応えるため、「次世代構造部材創製・加工技術開発／次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」が、2013（平成25）年度から2014（平成26）年度までの2年間は経済産業省のプロジェクト（受託者：一般財団法人素形材センター）として、またそれを引き継ぐ形で2015（平成27）年度に国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）プロジェクト（受託者（連名契約）：一般財団法人素形材センター（代表委託先）他7社）として実施され、複合材については、複合材構造の運用中の健全性を継続的に把握するための光ファイバセンサを用いたSHM（Structural Health Monitoring）システムの開発や、SHMを適用した複合材構造の成形モニタリング技術の開発、易賦形性複合材の開発を行った。また軽金属材料については、チタン合金の接合技術や粉末焼結技術の航空機への適用研究として従来方法（切削）に比べて製造コストを30%削減する目途を付け、さらにKUMADAIマグネシウム合金およびマグネシウムリチウム合金の航空機への適用研究を行って、耐燃性、接合性、耐食性などの性能を向上し、基本的な性能を確認した。

以上を踏まえて、「次世代構造部材創製・加工技術開発／次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」が、NEDOプロジェクト（受託者：RIMCOF技術研究組合）として、2016（平成28）年度から2019（令和元）年度までの4年間実施された。本プロジェクトでは、①SHM実用化、②高レート設計・製造技術開発、③マグネシウム合金開発と航空機への適用研究の3つのテーマで技術開発を行う。①は前プロジェクトの成果に基づき、SHMシステムの実用化を目指すものである。②は新しいテーマで、「現行のアルミニウム合金構造に負けない高生産性（高レート）・低コストを実現する複合材構造の生産技術」の開発を目指すものである。③はやはり前プロジェクトの成果に基づきKUMADAIマグネシウム合金の材料開発と、航空機構造としての適用可否目途付けを行うものである。



## (2) 位置付け、目標値

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、複合材料及び軽金属材料関連技術開発を両輪として、航空機に必要な軽量化及び信頼性・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CO<sub>2</sub>排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の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。

複合材構造部材に関しては、上記の要請に応えるため、近年の航空機では構造部材として積極的に導入されているが、製造に時間がかかる、製造コストが高い等の課題が適用拡大の障害となっている。また複合材を用いた航空機を長期間にわたって安全に運用していくためには、複合材構造の健全性を詳細に把握し、異常が認められた際には、修理、交換を行う必要がある。更なる燃費改善の要求によって複合材の適用が拡大する中で、複合材構造健全性を効率的に把握することで整備性の向上が重要となる。

かかる状況に鑑み、複合材構造部材に関しては、「SHM 実用化」および「高レート設計・製造技術開発」の2テーマを実施する。前者では、2013年度から2015年度に素形材センターにて実施した「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」で開発された構造健全性診断 (SHM) システムの実用化に向け、飛行試験を含む実証に取り組む。SHM システムの実用化は、航空機の運航に伴う整備・点検作業の効率化と安全性向上のみならず、取得した膨大な情報 (ビッグデータ) の活用により、将来航空機開発・設計の効率化や、航空機運航者の抱える課題解決のサポート等にも役立つと期待される。

また後者では、現状の航空機複合材構造において、製造プロセスの低生産性/高コスト化、及び複合材使用による重量低減効果が不十分といった問題点の解決を目指す。すなわち、現状の複合材構造組立においては接着への信頼度が不十分であることから、金属部材と同様に部材同士をボルト締結 (チキンファスナ) で補強することを義務づけられており、膨大な組立時間及び重量の増加を余儀なくされている。また複合材部材製造においても数多くの工程で人手に依存した製造が行われている。さらに複合材構造に特有の耐雷対策も、コスト高・重量増の要因となっている。これらの問題点を解決し、現行のアルミニウム合金構造に負けない複合材構造の高生産性・低コスト生産技術及び複合材本来の特性を生かした軽量化技術の開発に取り組む。

一方、軽金属構造に関しては、「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」を実施する。マグネシウム合金に関しては、アルミニウム合金より比重が小さいため、航空機構造用材料への適用が期待されている。しかし、マグネシウム合金には、強度、耐食性の問題があるが、国内でこれらを克服する可能性のある新マグネシウム合金が開発されており、この技術を元に航空機に適用可能なマグネシウム合金の開発、加工法の開発が必要である。2013年度から2015年度に素形材センターにて実施した「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、難燃性・耐食性等に優れた KUMADAI マグネシウム合金の基本的な性能を確認した。本研究においては、航空機の2次構造に適用可能な KUMADAI マグネシウム合金および加工法の開発に取り組む。各テーマの目標値を以下に示す。

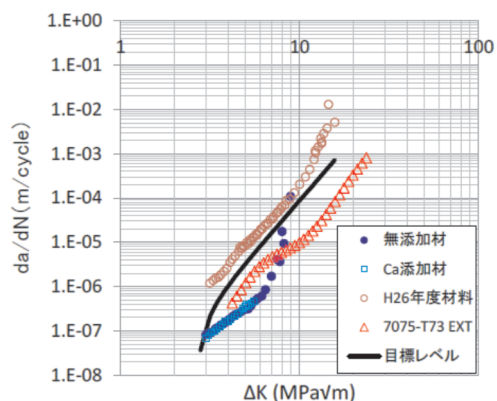
### ① 広域歪み分布計測システム

- ・実証試験データ等をもとにモニタリングシステムの仕様を確定し、点検コスト20%低減を実現するための適用方法を具体化する。また、モニタリングシステムの設計、製造妥当性に対する認証手続き申請書を作成する。(TRL7)

### ② 複合材構造衝撃損傷検知システム

- ・認証当局およびエアラインと設定したデータの有効性確保に必要な手続きを経て、実用化データを取得する。実用化データは、航空機搭載状態を模擬した地上実証試験および可能な範囲で飛行実証試験を通じて取得する。(TRL7)
- ・取得した実用化データに基づいて認証当局およびエアラインと協議し、複合材構造衝撃損傷検知システムの実用化ステップを明確にする。(TRL7)

- ③ 超音波ラム波を用いたSHM技術
- ・（飛行試験によるSHMシステムの機能確認）：飛行試験を実施し、飛行前後で、SHMシステムが不具合無く、正常作動することを継続的に確認する。（TRL7）
  - ・（SHMシステムの適用先拡大のための超音波伝搬解析技術の向上）：最適なセンサ/アクチュエータの配置設計を可能とする解析精度を実現し、実証する。（TRL7）
- ④ ボルトレス組立
- ・表面活性プロセスについては小型スキーンストリング パネル構造（長さ600mm程度）を製作し、強度試験にてプラズマ処理を施した場合と同等以上の強度特性（せん断強度で30MPa以上）を確認することにより、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。（TRL5）
  - ・One Shot部品については熱可塑コミングル標準材を用いて強度試験を実施し、従来と同等以上の強度特性を確認する。コンターやジョグルなどの複雑形状を模擬したストリング（長さ600mm程度）を製作し、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。（TRL5）
- ⑤ 高速成形技術開発
- ・選定した素材および部品成形プロセスに適した、航空機の適用部位を明確にする。
  - ・模擬部品の試作および実証試験、解析技術等を用いた部品形状の検討、および部品成形時の樹脂流動や繊維配向角等の検討を行い、従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、半分の成形時間、同等の重量、および70%の製造コストで製造した部品が、同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適していることを確認する。（TRL5）
  - ・以上により、従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、同等の重量を保ちつつ、成形時間の半減および従来の70%の製造コストを達成することが可能な、素材および部品成形プロセスの実用可能性の妥当性を確認する。（TRL5）
- ⑥ 一体成形翼構造
- ・（ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発）：従来の複合材ボックス構造に対して、同等の強度で重量増なしで製造コストを半減できる技術を部分構造レベルで確認する。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト30%低減できる製造方法を確認する。（TRL5）
  - ・（放電探知試験技術開発）：現状の放電探知試験に対して、試験コストが半減可能であることを確認する。（TRL5） また、現状の航空機耐雷認証試験の国際標準へ放電探知試験技術を盛り込む目処を付ける。
  - ・（導電性複合材技術開発）：従来複合材に対して、雷撃損傷度合いを半減できることを構造レベルで確認する。（TRL5）
- ⑦ KUMADAIマグネシウム合金の材料開発
- ・押出速度については、500mm/minを目標とする。この条件に加え、KUMADAI casting 不燃マグネシウム合金については、引張降伏強さ：250MPa以上、伸び：5%以上、腐食速度：0.6mm/y以下、発火温度750℃以上を目標とする。
  - ・KUMADAI急冷凝固耐熱マグネシウム合金については、特性（400MPa、伸び：5%、腐食速度：0.6mm/y以下、発火温度750℃以上）を保持しつつ、航空機一次構造に必要な破壊靱性（ $20\text{MPa}\cdot\sqrt{\text{m}}$ ）、およびき裂進展特性（下図、黒線）を目指す。



⑧ KUMADAIマグネシウム合金の航空機構造適用

- ・ 介在物の少ない大型素材を製造し、大型素材製造における品質（強度250MPa以上、伸び5%以上）の安定化と低コスト化を達成する。（不二ライトメタル株式会社、熊本大学）
- ・ 高品質低コスト大型素材製造技術を確立した上で、下記の実用化の妥当性を確認する（TRL5）。（三菱重工業株式会社）
  - 1) マグネシウム合金適用により10%以上の軽量化が可能となる二次構造部品の試作完了
  - 2) KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金改善材の材料特性データの取得が完了
  - 3) 上記材料特性をもとに材料スペックを作成完了

⑨ 総合調査研究

- ・ 本プロジェクトで研究・開発中の各技術について、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、専門家の意見を得ながら実用化に向けての検討を行う。また同計画案の作成においては国内外の技術動向を調査し、競合する材料、技術の動向を把握し実用化検討に反映する。



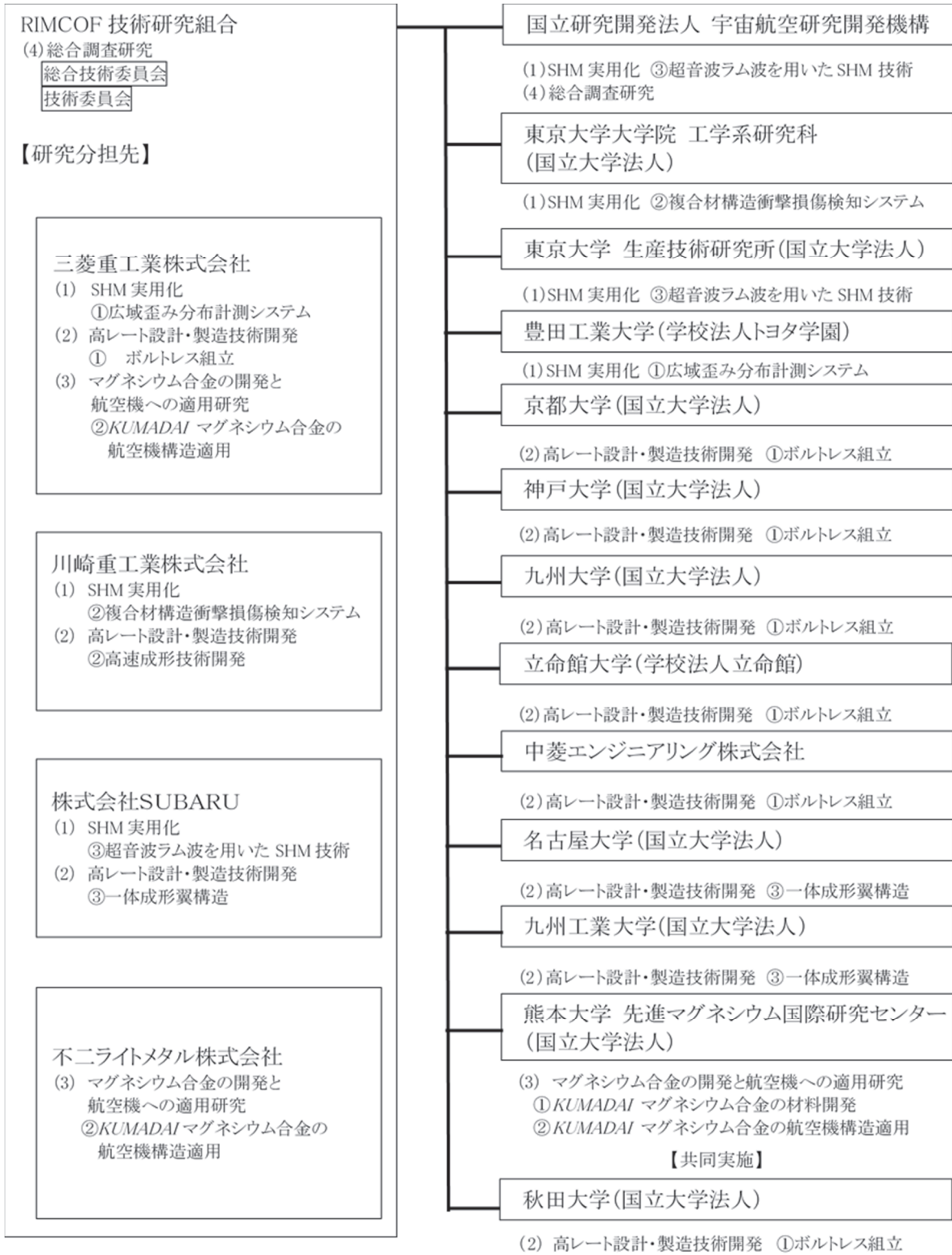
実施計画 (2 / 3)

| 事業項目                                   | 2016年度                                   |               |               |               | 2017年度        |               |               |               | 2018年度        |               |               |               | 2019年度        |               |               |               |
|--|--|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
|  | 第1<br>四半<br>期                            | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 |
| (2) 高レート設計・製造技術開発                      |  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ① ボルトレス組立                              |  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| a) 複合材表面活性プロセスの確立                      | →  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| b) コミナール材プロセスリフォームによる One Shot 成形技術の開発 | →  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ② 高速成形技術開発                             |  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| a) 高速硬化樹脂素材選定・プロセス設定                   | 材料形態・プロセス調査、材料選定・プロセス開発、プロセスデータ取得・プロセス最適 |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| b) 対象部品選定・設計                           | 対象部品調査・選定、部品形状の検討・設計・試作・評価・解析・検証         |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| c) 高速成形プロセス開発                          | 高付加価値形状の設計・試作・評価                         |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
|  | 模擬部品試作・実証、高速成形技術の妥当性確認                   |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ③ 一体成形翼構造                              |  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| a) ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発                | →  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| b) 放電探知試験技術開発                          | →  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| c) 導電性複合材技術開発                          | →  |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |





(3) 実施体制



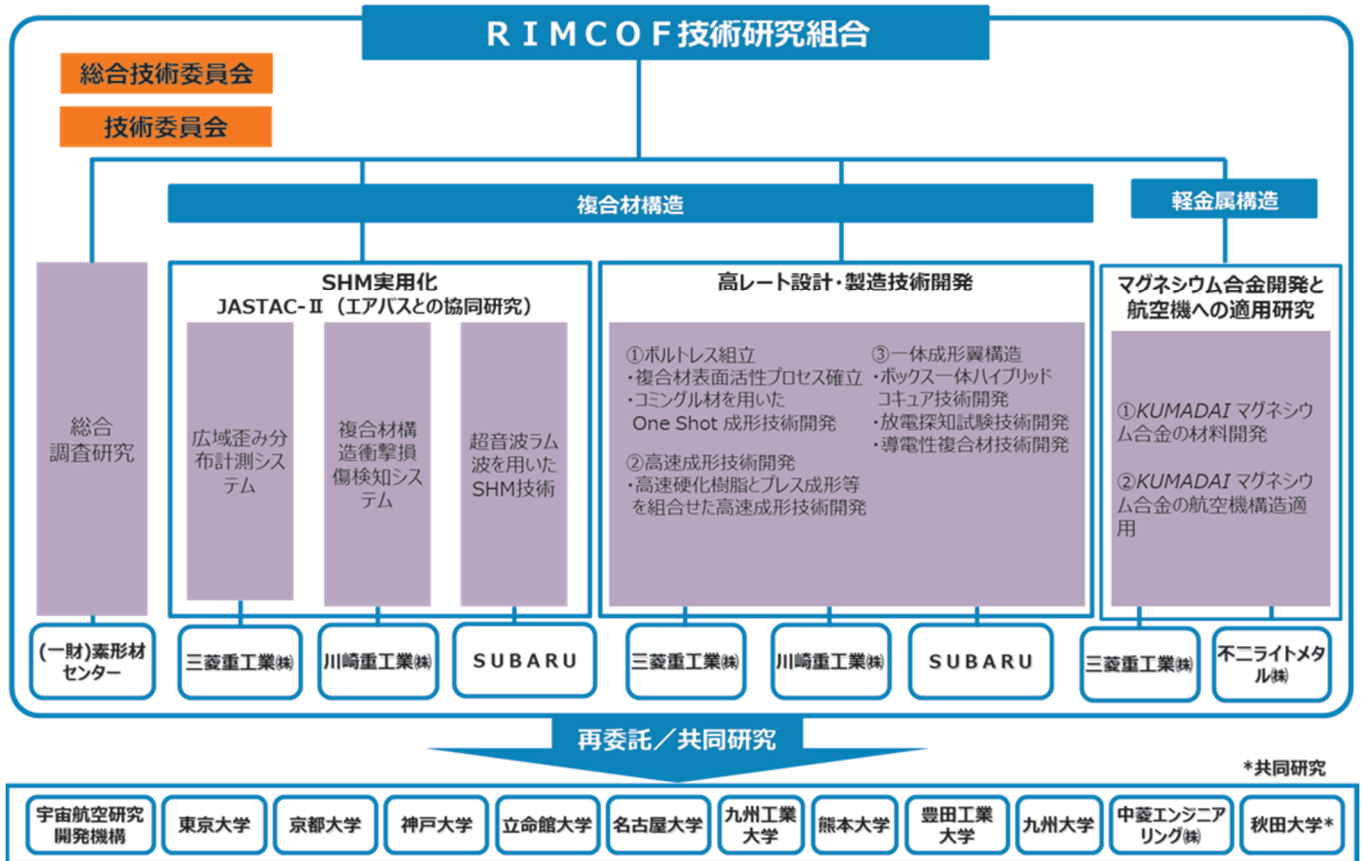
(4) 運営管理

総合調査研究は、複合材構造研究、軽金属構造研究の研究推進のための実務を実施し、これら2研究と並立で実施した。

研究の進捗状況を横通しするため、3回/年の技術委員会を武田委員長（2016-2018）、北條委員長（2019）の下実施した。

また、外部の有識者のコメントを得るため、2回/年の総合技術委員会を廣瀬委員長の下実施した。

発表、特許取得に関しては、知財合意書を参加機関全員で作成し、これに基づき管理を実施した。



(5) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度）

① SHM 実用化 広域分布歪み計測システム

SHM システムの実機適用（実施）により、定期点検における構造点検費用の削減、及びハードランディング等の突発事象に対する点検時間の短縮が見込まれる。

② SHM 実用化 複合材構造衝撃損傷検知システム

航空機の MRO 市場規模は今後も大きな成長が予測されており、SHM 適用による整備コスト・時間の低減、機体稼働率向上が期待され、その費用対効果は大きい。

③ SHM 実用化 超音波ラム波を用いた SHM 技術

・コロナウィルスの影響は加味されていないが、今後の MRO 市場は増加傾向にある（2027年：1,179億ドル、2037年：1,400億ドル）<sup>※1</sup>

・2030年の市場規模は、上記数値から内挿すると約1,245億ドルとなる。

・このうち、ヘビーメンテナンスの市場規模<sup>※2</sup>（10%とする）は125億ドル。

・ヘビーメンテナンスのコスト構造の7割<sup>※2</sup>が人件費で、その5割を全 SHM システムで削減できたと仮定する。その削減効果は、

$$125 \times 0.7 \times 0.5 \times 105 \div 4,600 \text{ 億円}$$

・全 SHM システムのうち、市場シェアを10%獲得できると仮定すると、当該 SHM システムの削減効果は以下となる。

$$4600 \times 0.1 = 460 \text{ 億円}$$

※上記はヘビーメンテナンスそのものの削減であるが、これに伴い、機体のダウンタイムの削減も可能と考えられ、プラスアルファの経済効果も非常に大きいと推察される。

※1 [https://www.apmexpo.com/content/dam/Informa/apm-europe/pdf/presentations/1\\_Aviation\\_Aftermarket\\_Outlook\\_Richard\\_Brown.pdf](https://www.apmexpo.com/content/dam/Informa/apm-europe/pdf/presentations/1_Aviation_Aftermarket_Outlook_Richard_Brown.pdf)

※2 <http://arsa.org/wp-content/uploads/2013/04/2013MROStudy.pdf>

④ 高レート設計・製造技術開発 ボルトレス組立

航空機の重量削減及び従来の電気・ガスを多用するオートクレーブを用いない電磁場急速昇温成形技術により、大幅な CO2 削減と省エネルギー効果及び組立工程の削減による製造コストの低減効果が見込める。

⑤ 高レート設計・製造技術開発 高速成形技術開発

本研究で開発する高速成形技術は、小型～中型の航空機複合材構造部品の製造プロセスの高生産性/低コスト化（成形時間の半減/製造コストの30%減）を目指しており、本技術の実現により、将来的に月産50機～100機レベルの高レート製造が予測される小型旅客機の製造分担獲得において、我が国の航空機産業の競争力強化に寄与する。また本技術は低消費電力量の製造設備を用いるため、仮に複合材小型部品のうち、1機あたり10<sup>4</sup>個程度の類似形状品が存在する部品群の製造方法を、本技術に切替えて月産100機で10年間製造した場合、一つの試算によると、加熱成形時のCO<sub>2</sub>総排出量の6万ton削減を見込める等、より環境に配慮した航空機製造が可能となる。

⑥ 高レート設計・製造技術開発 一体成型翼構造

・本研究の事業規模：約2.6億円

・旅客機の事業規模：年間約10兆円

- (今後 20 年の機数予測：約 20,000 機、1 機当たりの販売価格：約 100 億円)  
・売上規模：年間約 1,150 億円  
(事業規模に対し、尾翼構造：2.3%、市場シェア：50%を想定)

⑦ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発

*KUMADAI* マグネシウム合金の材料開発においては、費用対効果の向上を目的として、押出速度の高速化技術開発を行なった。その結果、押出出口速度 500mm/min 以上を達成した。量産現場においてももっともコストがかかる工程が押出であるとされており、本技術の開発によりコスト低減・CO<sub>2</sub>削減・省エネルギー等の実現の足掛かりを得た。

⑧ マグネシウム合金開発と航空機への適用研究

*KUMADAI* マグネシウム合金の航空機構造適用

*KUMADAI* 不燃マグネシウム合金の鋳造および押出加工条件の確立により、これに基づく製造工程全体の効率化・省エネルギー化が達成できた。また、ダイデザインの改良により、押出成形速度が向上 (3.0 m/min) し、高力アルミニウム合金と同等の成形速度で型材の製造が可能となった。

また、航空機二次構造部材への適用により、部品重量軽減による燃費向上、環境負荷低減が期待できる。

⑨ 総合調査研究

上記①～⑧テーマの支援実施。JASTAC II、EFFICOMP において全日本としての海外との共同研究事務局を担当し、技術委員会、総合技術委員会等では各研究テーマの横通しを行い、外部有識者の意見を研究に反映するなど、研究を推進した。



(7) 研究開発成果

1) 最終目標の達成度

表1「SHM実用化」の達成状況（1／3）

| サブテーマ        | 目標  | 成果  | 達成状況 |
|--------------|---|---|------|
| 広域歪み分布計測システム | 測定位置精度 30mm を実現し、健全性判定、つまり、モニタリングシステムの計測・判定の、信頼性を向上させる。   | 計測システムの簡素化によるモニタリングシステムのコスト低減技術・計測能力向上技術を開発し、測定レンジ1000mにおいて、ランダムアクセス測定精度2500点/秒、空間分解能7cm、測定ダイナミックレンジ12000 $\mu$ strainを達成した。<br>また、光ファイバ上のひずみ測定位置と構造物に貼付した位置の識別精度を30mm以内で判別できる方法を確立した。<br>更に、熱可塑性樹脂被覆の光ファイバセンサを用い、レーザ加熱によりこれまでの手作業に比べ約60倍で貼付可能なことを確認した。 | 達成   |
|              | 飛行実証・地上実証試験によるモニタリングシステムの妥当性評価を通じ、その信頼性を確認する。   | ひずみ計測結果から構造の損傷状態を推定するための診断アルゴリズムについて、主成分分析を使用したアルゴリズム開発を行い、剥離損傷を検出可能なことを示した。<br>この判定技術についてストリングアライメント部を模擬した供試体を用いた実証試験によりその検出確率を評価し、損傷判定精度を確保するための改善箇所を明らかにした。  | 達成   |
|              | 実証試験データ等をもとにモニタリングシステムの仕様を確定し、点検コスト20%低減を実現するための適用方法を具体化する。<br>また、モニタリングシステムの設計、製造妥当性に対する認証手続き申請書を作成する。<br>(TRL7) | 従来機へのSHMシステム適用により、メンテナンスコストを20%低減できることを確認した。<br>また、エアラインとの情報共有、協議を通じて実用化に向けた技術課題を明確化し、更に、BOCDA-SHMシステム仕様をまとめ、有識者ヒアリング・ディスカッションを通じてBOCDA-SHMで想定される認証プロセス及び今後の開発課題について明らかにした。   | 達成   |

表1 「SHM実用化」の達成状況（2／3）

| サブテーマ                   | 目標   | 成果  | 達成状況 |
|-------------------------|--|---|------|
| 複合材構造<br>衝撃損傷検<br>知システム | <p>関係先との協議を通じて複合材構造衝撃損傷検知システムの実証用適用構想を設定し、本構想に最適なシステムの仕様を検討し、システム構成要素の試作・評価を通じて実証用システムを開発し、更に、認証当局およびエアラインと協議し、複合材構造衝撃損傷検知システムの実用化に有効なデータの取得計画を作成する。</p> | <p>エアライン、エアバス、SHM 認証有識者等、関係者との協議を通じて、複合材構造衝撃損傷検知システムの実証用適用構想および機能実証に必要な実証データを設定し、システムの実用化に有効な実証データの取得計画を作成した。</p>   | 達成   |
|                         | <p>認証当局およびエアラインと設定したデータの有効性確保に必要な手続きを経て、航空機搭載状態を模擬した地上実証試験および可能な範囲で飛行実証試験を通じて、実用化データを取得する。（TRL 7）</p>  | <p>実用化データ取得のために必要な検討および予備試験を実施し、装置の機能／安全性を確認した。更に、SHM 認証の有識者、関係者と共に設定した実証試験計画に基づき、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。</p>   | 達成   |
|                         | <p>取得した実用化データに基づいて認証当局およびエアラインと協議し、複合材構造衝撃損傷検知システムの実用化ステップを明確にする。（TRL 7）</p>   | <p>適用構想の構造様式・荷重条件・変形モード等を考慮に入れた最適な損傷検知手法を設定し、適用構想の一つである BOI 損傷検知について、試験・解析、損傷検知方法の評価を実施し、分析用データベース構築を含む分析手法を検討した。また、システム構成要素である FBG センサ、計測装置、記録・分析装置の改良、試作、評価を実施し、継続的にハードウェアおよびソフトウェアの改良を進めると共に、将来に向けたシステムの改良構想についても検討を行った。更に、航空機搭載を模擬した地上実証試験および飛行実証試験を通じて実用化データを取得し、実機適用に向け大きく前進した。</p> | 達成   |

表1 「SHM実用化」の達成状況（3／3）

| サブテーマ           | 目標   | 成果   | 達成状況 |
|-----------------|--|--|------|
| 超音波ラム波を用いたSHM技術 | <p>【飛行試験によるSHMシステムの機能確認】</p> <p>診断対象部位に合ったセンサ/アクチュエータの施工方法と計装方法を立案する。また、飛行試験の準備を完了させる。</p> <p>更に、飛行試験を実施し、飛行前後で、SHMシステムが不具合無く、正常作動することを継続的に確認する。(TRL7)</p> | <p>実機を用いた確認試験および有識者との協議より、飛行試験で実証すべきことを洗い出し、必要なシステムの改良を行った後、飛行実証を行い、飛行前後においてシステムが不具合無く動作することに加えて、本SHMシステムを用いてユーザーが容易に計測できることも飛行試験により確認することができた。</p> <p>また、飛行試験で取得したデータを用い、運用、飛行環境下においても波形の分析結果を見るだけでユーザーが容易に損傷の診断をすることも確認することができた。</p> <p>更に、有識者との協議を通じ、実機適用や認証に必要な様々な知見も得ることができた。</p>                                       | 達成   |
| 超音波ラム波を用いたSHM技術 | <p>【SHMシステムの適用先拡大のための超音波伝搬解析技術の向上】</p> <p>解析と試験の差異を把握し、精度向上方法を立案する。</p> <p>更に、最適なセンサ/アクチュエータの配置設計を可能とする解析精度を実現し、実証する。(TRL7)</p>                            | <p>損傷、MFCアクチュエータ等、解析に必要な種々要素を簡易にモデル化する手法を考案し、また、考案した手法を適用したより複雑な補強パネル中を伝搬する超音波の挙動の解析を通じ、共に、実測と良く一致する結果を得ることができた。また、損傷を有する補強パネルの解析を実施し、損傷による波形の変化がどの程度の範囲に起こるかを推測することができた。これらの知見を活用することで最適なセンサ/アクチュエータ配置が可能になった。</p> <p>更に、反解析的有限要素法により、補強パネルにおける超音波の理論的な挙動を解析し、同手法がSHMシステムのアクチュエータ/センサ配置設計および波形分析の理論的裏付けとして有用であることを確認した。</p> | 達成   |

表2 「高レート設計・製造技術開発」の達成状況（1 / 3）

| サブテーマ   | 目標  | 成果  | 達成状況 |
|---------|---|---|------|
| ボルトレス組立 | <p>表面活性プロセスについては小型スキーンストリングパネル構造（長さ 600mm 程度）を製作、また、要素試験にてプラズマ処理を施した場合と同等以上の強度特性（せん断強度で 30MPa（実用接着剤凝集破壊レベル）以上）を確認することにより、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。<br/>（TRL 5）</p> | <p>プロセスの異なる二種類の手法の特性を評価し、それぞれの処理条件の最適化により、目標である接着剤凝集破壊（せん断強度 30MPa 相当）を達成、及び従来手法（プラズマ処理）と同等以上の強度特性（実用接着剤凝集破壊レベル）が得られることを確認した。</p>   | 達成   |
|         | <p>One Shot 部品については熱可塑コミングル材を用いて強度試験を実施し、従来と同等以上の強度特性を確認する。コンターのついた複雑形状を模擬したストリング（長さ 600mm 程度）を製作し、技術コンセプトの成立性を実証するとともに、実用化に向けての見通しを得る。<br/>（TRL 5）</p>                       | <p>コミングル材の編成によるプリフォーム技術を活用した複雑形状（I 型ストリング）の製造性を評価し、強度試験により従来材と同等以上の強度を確認した。また、従来のオートクレーブ成形に代わる電磁場急速昇温成形技術によって、コミングル材 C 型プリフォームを用いた連続成形試作（長さ 600mm）を行い、技術コンセプトの成立性を実証した。また、成形後に Pad-UP 付与やコンター付与などの後加工技術の基礎検証を行い実用化に向けての課題整理を実施した。</p> | 達成   |
|         | <p>（上記 2 つの目標に共通）</p>   | <p>コンセプト実証として小型スキーンストリングパネル構造の試作を実施。さらに従来製造手法と比較し、コストで約 2 割低減する目途が得られた。</p>   | 達成   |

表2 「高レート設計・製造技術開発」の達成状況（2 / 3）

| サブテーマ    | 目標  | 成果  | 達成状況 |
|----------|---|---|------|
| 高速成形技術開発 | 選定した素材および部品成形プロセスに適した、航空機の適用部位を明確にする。   | 熱硬化材の特性および解析技術等を活かして部品の板厚や形状を工夫し、高速成形可能かつ強度特性を向上させた部品の設計・試作・評価を通じて、航空機の適用部位を明確にした                         | 達成   |
|          | 従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、半分の成形時間および同等の重量および70%の製造コストで製造した部品が、同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適した強度特性を持つことを確認する。（TRL5） | 開発した高速成形技術を用いて成形した小型・中型の模擬部品に対して強度試験を行い、従来の部品に対して同等の重量かつ同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適した強度特性を持つことを確認した。           | 達成   |
|          | 従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して同等の重量を保ちつつ、成形時間の半減および従来の70%の製造コストを達成することが可能な、素材および部品成形プロセスの実用可能性の妥当性を確認する。（TRL5）   | 適用先部品として選定したシアタイおよびスタクションの模擬部品に対して、実機量産部品の実績と本研究の試作結果に基づく試算により、従来部品の半分以下の成形時間および70%程度の製造コストで製造可能なことを確認した。 | 達成   |



表2 「高レート設計・製造技術開発」の達成状況（3／3）

| サブテーマ          | 目標  | 成果  | 達成状況      |
|----------------|---|---|-----------|
|                | <p><b>【ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発】</b><br/>                     従来の複合材ボックス構造に対して、重量増なしで製造コストを半減できる技術を部分構造レベルで確認する。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト 30%低減できる製造方法を確認する。<br/>                     (TRL 5)</p> | <p>重量同等で製造コストを 48%削減できるボックス一体ハイブリッドコキュア技術について、複合材ボックス構造の成形プロセスを確立するとともに、ボックス強度試験より技術的成立性を確認し、目標を達成した。また、従来の複合材ボックス構造に対して、生産設備コスト 34%低減について実現の目途を得た。</p> | <p>達成</p> |
| <p>一体成型翼構造</p> | <p><b>【放電探知試験技術開発】</b><br/>                     現状の放電探知試験に対して、試験コストが半減可能であることを確認する。<br/>                     (TRL 5)<br/>                     また、現状の航空機耐雷認証試験の国際標準へ放電探知試験技術を盛り込む目処をつける。</p>     | <p>試験時間を 70%以上削減可能であることを確認し達成した。<br/>                     現状の国際標準による試験法 (SAE 試験標準) に本システムを反映するべく SAE 委員会に参加・調整し、放電探知試験技術に係る試験法を標準に盛り込む目途を得た。</p>        | <p>達成</p> |
|                | <p><b>【導電性複合材技術開発】</b><br/>                     従来複合材に対して、雷撃損傷度合いを半減できることを構造レベルで確認する。<br/>                     (TRL 5)</p>  | <p>本研究にて提案するハイブリッド積層構造が雷撃損傷度合いを 82%抑制できることを確認するとともに、コスト 80%、重量 4kg を削減できる耐雷システムの成立性を明らかにした。</p>   | <p>達成</p> |

表3 「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」の達成状況（1/2）

| サブテーマ                        | 目標  | 成果   | 達成状況      |
|------------------------------|---|--|-----------|
| <p>KUMADAI マグネシウム合金の材料開発</p> | <p>急冷凝固耐熱押出材</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・押出速度：500mm/min 以上</li> <li>・引張降伏強さ：400MPa 以上、伸び：5%以上、腐食速度：0.6mm/y 以下、発火温度 750℃以上、破壊靱性：20MPa・√m以上、き裂進展速度特性：設定レベル</li> </ul> | <p>φ29mm小型押出ビレットを用いた実験結果を基にした φ69mm 大型押出ビレットを用いた試作実験により、Mg-0.9 at%Zn-2.05 at%Y-0.15 at%Al 成分を持つ合金により、押出出口速度約 870 mm/min、引張降伏応力 407 MPa、伸び 14%、腐食速度 0.6 mm/year 以下、発火温度 750℃以上を達成するとともに、追加目標値である破壊靱性値 (K<sub>IC</sub> 値) 20 MPa・m<sup>1/2</sup> 以上、き裂進展速度目標を達成した。</p> | <p>達成</p> |
|                              | <p>鋳造不燃押出材</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・押出速度：500mm/min 以上</li> <li>・引張降伏強さ：250MPa 以上、伸び：5%以上、腐食速度：0.6mm/y 以下、発火温度 750℃以上</li> </ul>                                  | <p>大型素材製造工程を考慮し、最適化学成分として Mg - 8at% Al - 4at% Ca - 0.02 at%Mn を明らかにした。これにより押出速度 500 mm/min、引張耐力 250 MPa、伸び 5%、1 w/v%NaCl 水溶液浸漬試験における腐食速度 0.6 mm/year 以下、発火温度 750℃以上を達成した。</p>  | <p>達成</p> |

表3 「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」の達成状況（2/2）

| サブテーマ                           | 目標   | 成果  | 達成状況      |
|---------------------------------|--|---|-----------|
|                                 | <p>介在物の少ない大型素材を製造し、大型素材製造における品質(耐力250MPa以上、伸び5%以上)の安定化と低コスト化を達成する。</p>   | <p>鑄造不燃マグネシウム合金の大型素材製造における品質の安定化と低コスト化を達成する技術の確立を目指し、押出ビレットの鑄造プロセス及び熱間押出プロセス条件の最適化を行った。その結果、実部材を想定したアングルやチャンネル、Tバーなどの形材において、耐力250MPa以上、伸び5%以上の機械的特性を有する20m超の大型素材の製造が可能となる技術開発に成功した。</p>   | <p>達成</p> |
| <p>KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用</p> | <p>高品質低コスト大型素材製造技術を確立した上で、下記の実用化の妥当性を確認する。<br/>                     1) マグネシウム合金適用により10%以上の軽量化が可能となる二次構造部品の試作完了<br/>                     2) KUMADAI 鑄造不燃マグネシウム合金改善材の材料特性データの取得が完了<br/>                     3) 上記材料特性をもとに材料スペックを作成完了</p> | <p>鑄造不燃マグネシウム合金が適用可能な部品としてクリップなどの二次構造部品を選定し、10%以上の軽量化が可能であることを確認した。また、これらの二次構造部品の試作評価を行い、既存の工程にて製作可能であり、表面処理、塗装を施工することにより、部品としての耐食性も良好であることを確認できた。<br/>                     材料特性の評価を行い、引張耐力250MPa、伸び5%以上のプロジェクト目標をクリアしていることを確認した。また、発火温度は1000°C以上であり、目標を大幅にクリアしている。<br/>                     最後に材料スペック要求内容を検討し、今後、実機適用に必要なスペック要求を整理できた。</p> | <p>達成</p> |

表4 「総合調査研究」の達成状況

| サブテーマ    | 目標  | 成果  | 達成状況      |
|----------|---|---|-----------|
| <p>—</p> | <p>本プロジェクトで研究・開発中の各技術について、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、専門家の意見を得ながら実用化に向けての検討を行う。</p> <p>また同計画案の作成においては国内外の技術動向を調査し、競合する材料、技術の動向を把握し実用化検討に反映する。</p> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・3つのテーマ(「SHM実用化」、「高レート設計・製造技術開発」、「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」)の推進を支援するため下記を実施し、これら各テーマの目標達成に貢献。</li> <li>・「SHM実用化」では、エアバスとの協同研究(JASTAC-II)やJAXA保有機体での飛行試験をとりまとめてTRL7達成に貢献するとともに、米国・Sandia研究所との連携をとりまとめて、認証取得・実用化への道筋を明らかにした。</li> <li>・「高レート設計・製造技術開発」では、欧州機関との共同研究(EFFICOMP)のとりまとめや、研究開発期間途中での体制強化(新規再委託先追加等)を行い、TRL5達成に貢献。</li> <li>・「マグネシウム合金開発と航空機への適用研究」では、研究開発期間途中での体制強化(材料メーカー参画)、第三者計測機関を活用した試作材特性の客観的評価をとりまとめを行い、目標達成に貢献。</li> <li>・研究推進のために、外部有識者から成る総合技術委員会を開催して研究の方向性、成果の審議を行うと共に、関係者から成る技術委員会を開催して研究の進捗状況と達成状況及び課題の横通し、フォローを実施。</li> <li>・調査としては、SHMガイドライン作成のAI-SHM会議、複合材構造新技術に関するSAMPE Japan情報交換会、Mg合金実用化のための需要調査、製造メーカー調査(鑄造不燃Mg合金については不二ライトメタル㈱に決定)等を行った。</li> </ul> | <p>達成</p> |

## 2) 研究開発の成果と意義

SHM実用化 (SHM : Structural Health Monitoring) は、検知可能な物性値が大幅に広く、航空機の多様かつ膨大な情報 (ビッグデータ) を取得することが可能であり、高い将来性を有する、光ファイバを用いた SHM (構造健全性診断) 技術に関する 3つのテーマ、①広域歪み分布計測システム、②複合材構造衝撃損傷検知システムおよび ③超音波ラム波を用いた SHM 技術、について研究を行った。

①ではブリルアン光相関領域法 (BOCDA) による広域部分型歪み計測システムについて、計測能力向上技術開発、システム仕様確定、診断信頼性評価、システム認証手続き方法の策定を行った。また、主成分分析を適用した損傷判定システムを構築し、適用方法設定、システム認証に向けた取り組み内容を具体化した。

②ではFBG (Fiber Brag Grating) センサを用いた航空機複合材構造衝撃損傷検知システムの適用構想、適用に向けた認証手順をエアバス・エアライン等関係者と協議し、最適な損傷検知手法の設定、システムの開発・評価を進め、各種実証試験および飛行実証試験による衝撃損傷検知システムの実証データ取得・評価を完了した。

③ではMFC (Macro Fiber Composite) アクチュエータで発生させた超音波ラム波をFBG センサで計測する損傷検知システムについて、飛行試験で実証すべき課題を有識者との協議等を通じて整理した上で飛行実証を行い、飛行前後でシステムが不具合なく動作することを確認した。また、アクチュエータ/センサ配置設計に資する超音波ラム波の伝搬挙動解析手法を構築し、実測と一致することを確認した。

高レート設計・製造技術開発は、航空機の一次構造として「現行のアルミニウム合金構造に負けない高生産性 (高レート) ・低コスト」を実現する炭素繊維複合材料部材の設計・製造技術に関する 3つのテーマ、①ボルトレス組立、②高速成形技術開発および③一体成形翼構造、について研究を行った。

①では熱可塑コミングル材を用いた革新製造技術や、ボルトレス接着構造に向けた難接着熱可塑材の表面活性プロセス開発等を実施して、そのコンセプトを実証する小型スキーストリングパネル構造を試作し、従来製造手法と比較してコストを約 2 割低減する目途を得た。

②では耐熱性と靱性を付与した新しい高速硬化 (熱硬化) エポキシ樹脂を用いたプリプレグ材料と、ホットプレス成形等の高速成形プロセスを組み合わせ、小型・中型部品向けの高速成形技術を開発し、適用先部品として選定したシアタイおよびスタンションについて、従来の複合材部品と同等の重量、半分以下の成形時間、70%程度の製造コストで製造可能であることを実証した。

さらに③ではO o Aプリプレグ材料とV a R T M技術を組合せたボックス一体ハイブリッドコキュア設計・製造技術開発を実施して、製造コストを 48%削減できる成形プロセスの技術的成立性を確認した。また航空機開発コスト低減のための新規の放電探知試験技術開発等を実施して試験時間を 70%以上削減可能なことを確認して、当該試験手法を国際標準に盛り込む目途を得るとともに、導電性複合材料を用いたハイブリッド積層構造により雷撃損傷度合いを 82%抑制できることを確認した。

いずれも開発した材料・プロセスにより、従来法に比べ大幅なコスト削減の可能性を見出すことができた。

マグネシウム合金開発と航空機への適用研究は、KUMADAI マグネシウム合金の材料開発および KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用について研究を行った。KUMADAI マグネシウム合金の材料開発においては、急冷凝固耐熱合金押出材および铸造不燃合金押出材の二種類を開発対象として、それぞれの合金に対して i) 製造条件調査、ii) 合金・製造方法改良、iii) 試作・性能確認を行なった。それぞれの合金とも航



空機構造の軽量化、低コスト化を可能とする目標材料性能を発現するために必要な合金組成、製造条件を明らかにすることができた。また、KUMADAI マグネシウム合金の航空機構造適用においては、開発した鋳造不燃マグネシウム合金押出材の材料特性を基に航空機二次構造適用部位/部品形状の検討、実用サイズ(177mmφ ビレット)での製造条件検討を行なった。KUMADAI 鋳造不燃マグネシウム合金押出材を適用可能な部品としてクリップなどの二次構造部品を選定し、耐力 250MPa 以上、伸び 5%以上の機械的特性を有する 20m 超の大型素材の製造技術開発に成功した。これら二次構造部品の試作評価を行い、部品製造プロセスの妥当性確認、材料特性データ取得をするとともに 10%以上の軽量化が可能であることを明らかにし、マグネシウム合金の航空機構造への適用可能性の目途付けを行なうことができた。

これらの成果は、航空機の安全性向上、日本航空機産業の競争力向上に寄与する技術であり、今後の活用が期待される。

### 3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

重要な発明については、積極的に特許の取得を行っている。

発表により特許化が困難にならないよう、知財運営委員会により外部発表の可否を、発表の都度全参加機関に確認。

（特許取得状況については、添付表参照。）

## 別添 2

次世代複合材及び軽金属構造部材創製

・加工技術開発 (第二期)

株式会社ジャムコ

### 3-2. 1-2 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発 - (株)ジャムコ」

#### (1) 背景と目的

ギャレーやラバトリー等の航空機内装品において、日本はボーイング社の双通路機で大きなシェアを持つものの、エアバス社の機体や単通路機市場では強力なサプライチェーンを有する欧米の競合他社がそのシェアを持ち、軽量化と低コスト化で熾烈な競争が起きている。さらにアジア新興各国は国策で航空機産業振興を図っており、航空機内装品分野における国際競争は、これまで以上に激化して行くと考えられる。

ギャレーやラバトリーの構造部材には、軽量かつ高強度の特徴を持つハニカムパネルが使用されており、双通路機1機当たりのハニカムパネル総量は約1.1tとなる。これらハニカムパネルのさらなる軽量化と低コスト化は、市場競争における絶対的な優位性を持つとともに、軽量化による運航の燃費低減は低炭素化社会の実現へ大きく貢献する。

ジャムコは過去に、ガラスハニカムパネルより軽量なカーボンハニカムパネルを開発した実績があるが、軽量化を達成したものの、そのコストは大幅に増加し使用し難いものとなっている。

本研究では、ガラス繊維より軽量・高強度のカーボン繊維を用い、既存のハニカムパネルをベンチマークにプリプレグ繊維目付量や積層構成の最適化で軽量化を図る。また耐空性を満たすハニカムコアの材料について適用研究を実施し、ガラスハニカムパネルと同等のコストのカーボンハニカムパネルを開発する。

さらに内装品への複合材の適用を拡大するために、複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの技術開発を実施する。

#### (2) 位置付け、目標値

上記の目的を達成し迅速な実用化に繋げるべく、以下に示す目標を設定した。

- ガラスハニカムパネルの60%の重量、航空機内装品のハニカムパネルに必要な耐火性や機械的性質評価等の特性を満たしたカーボンハニカムパネルを完成させる。
- ガラスハニカムパネルと同等のコストでの量産化に目途を付ける。
- 従来の複合材製スキンストリング胴体構造に対し、ラティス構造適用による設計製作技術を確立して、15%の軽量化を達成する。また、胴体以外の3次元曲面構造への適用性のための設計製作技術を確立し、部分構造を試作して力学的性能を評価し、実用可能性の妥当性を確認する。(TRL5)



複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発

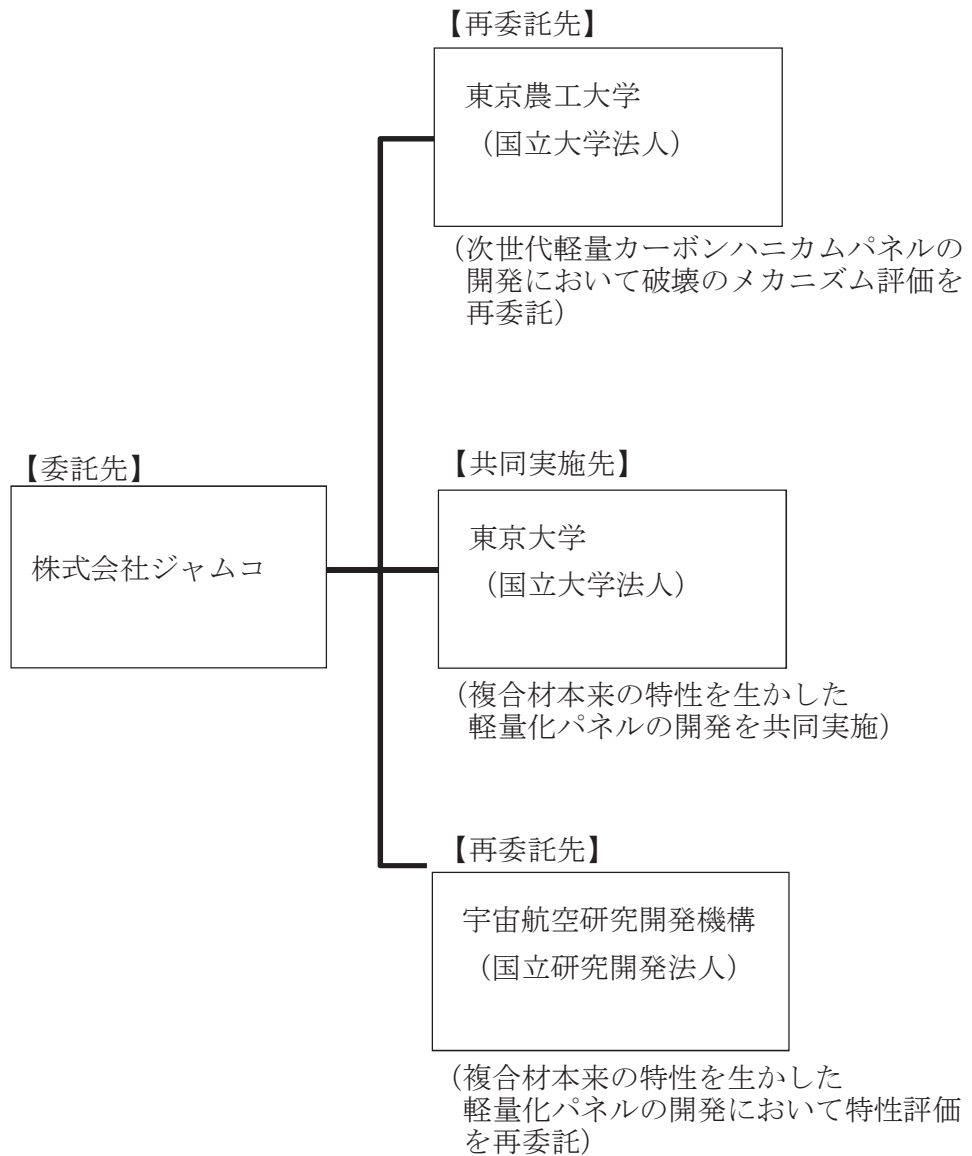
| 事業項目                           | 2016年度        |               |               |               | 2017年度        |               |               |               | 2018年度        |               |               |               | 2019年度        |               |               |               | 2020年度        |               |               |               |
|--------------------------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
|                                | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 | 第1<br>四半<br>期 | 第2<br>四半<br>期 | 第3<br>四半<br>期 | 第4<br>四半<br>期 |
| ① 二次元湾曲パネルの成形治具設計及び製作          |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ② 二次元湾曲パネルの設計解析技術の研究           |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ③ 二次元湾曲パネルの特性評価                |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ④ 平板パネル構造、二次元湾曲パネル構造における機械特性取得 |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ⑤ 三次元湾曲パネルの低コスト製造技術に関する研究      |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ⑥ 三次元湾曲パネルの設計解析技術の研究           |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |
| ⑦ 三次元湾曲パネルの特性評価                |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |               |

委託契約期間外





(4) 実施体制



(5) 運営管理

ジャムコが主委託先となり、各再委託先、共同実施先との進捗共有を行いながらプロジェクトを推進するとともに、年1回の技術推進委員会にて有識者の評価を受けて各施策に反映した。さらにプロジェクト推進にあたり実施者間において知財運営委員会を設置し、知財管理を行う体制を整えた。

(6) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度）

本研究成果は航空機内装品構造部材として実用化し販売していく。本研究による航

空機等輸送システムの軽量化の達成は、これら輸送システムの省エネルギー及びCO<sub>2</sub>削減効果に直接的な影響をもたらす。

777-300 1機当たりのギャレー、ラバトリーを本研究で開発したカーボンハニカムパネルに置き換えることで重量軽減効果は約360kgに相当する。この重量軽減は、同機体1機当たり年間約2.5tの燃費削減に貢献し、78tのCO<sub>2</sub>削減効果が見込まれる。

2030年のアウトカム目標について、広胴機における当社シェア（見込み）からは、2020年から2030年の11年間に約970機分を製造すると想定される。このため、2030年においては全搭載機体が運用されていると仮定すると、約2,400tの燃費削減に寄与し、約7.6万tのCO<sub>2</sub>削減効果が期待される。

※上記数値はCovid-19の影響を考慮していない

## (7) 研究開発成果

### 1) 最終目標の達成度

本研究では、軽量化目標をおおよそ達成したカーボンハニカムパネルを開発し、耐空性評価(耐火・強度)を実施することで実用可能性の妥当性について確認した。

また複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発に関しては3次元湾曲パネルの製造技術を確立し、試験片の製作を完了した。2020年度に評価完了を計画している。

ハニカムコアについては、適切なベンチマークをもとに航空機内装品の構造部材となるハニカムパネルに求められる耐火、機械的強度を概ね満たすカーボンハニカムパネルを開発し、実証したが、ハニカムコアのハンドリング性に課題があり更なる検証を要する。またハニカムパネルとしての量産コストは生産性の向上、低コスト製造方法を継続的に検討し迅速な実用化へ結び付ける。

### 2) 研究開発の成果と意義

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今後20年間で約3万機、4~5兆ドルの新造機の需要が見込まれており、航空機産業は成長産業と言い得る。この状況下、ジャムコは数少ない航空機内装品のTier-1サプライヤとして製造/販売を行ってきた実績があり、本研究成果を基に軽量化、低コスト化による国際競争力を強化した製品の供給で更なるシェア拡大及び国内産業の発展が期待できる。

※上記数値はCovid-19の影響を考慮していない

### 3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

本研究開発は特許の取得等を行わない。

別添 3

航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発  
(第二期)

川崎重工業株式会社

### 3-2.2 項目②-2 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

#### (1) 背景と目的

民間航空機構造部材への複合材料適用が拡大しており、最新の中型民間旅客機では、機体重量の約5割に適用されるまでになっている。しかし、一般的に、複合材料は繊維に樹脂を含浸させたプリプレグを積層することで成形し、金属材料と比べると成形過程が複雑であり手間がかかる。その成形過程を改善する手段としてプリプレグ自動積層装置がある。

民間航空機複合材料構造部材の製造技術について、その材料である炭素繊維素材やそれをを用いた部材製造では、我が国は世界のトップレベルにある。しかし、その部材製造に用いる製造装置については、オートクレーブ、切削・孔あけ、非破壊検査などは国産装置があるものの、プリプレグ自動積層装置は海外（欧米）メーカーに依存しているのが現状である。

プリプレグ自動積層装置のうち、平面積層機（ATL：Automated Tape Layup）は、海外メーカーのものが航空機複合材料部材の製造に広く適用されており、装置として成熟している。しかし、曲面積層機（AFP：Automated [Advanced] Fiber Placement）については、ボーイング787型機やエアバスA350型機の胴体パネルに適用している大型のものは海外装置でほぼ成熟しているものの、中小型の複雑形状部材製造に対する装置は、海外メーカーでも実機製造への適用に向け試行錯誤を繰り返しているのが現状である。

以上を背景として、現在、プリプレグを用いた中小型の複雑形状部材は主に手積層により製造されており、この工程を自動化することで、航空機複合材料構造部材の製造効率において、世界の中で優位に立つことが可能となる。

そこで、本事業は、民間航空機の中小型複雑形状部材の製造に適用可能な小型タイプの自動積層装置による、航空機用複合材料の積層技術を開発することを目的とする。

本事業での開発技術を用いれば複合材料構造部材の製造効率改善が可能であり、これまで主に製造コストの面で適用が進んでいない民間小型旅客機の胴体・主翼構造等への複合材料の本格導入を図ることができ、構造軽量化による省エネルギーに資することが可能となる。

#### (2) 位置付け、目標値

「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」については、2013年度～2015年度に、経済産業省殿及びNEDO殿の委託研究開発事業（以下、第一期開発と称する）として川崎重工業株式会社が受託・実施し、航空機の中小型複雑形状部材に対応可能な小型タイプの自動積層装置による、航空機用複合材料の積層技術を開発することを目的として、「積層装置の仕様策定」、「積層装置開発」、「積層装置製作」、「航空機複合材料部材の試作」及び「試作部材の評価」を実施した。その開発目標を達成したことから、小型タイプ自動積層装置による航空機の中小型複雑形状部材積層に向けた要素技術を確立することができたと考える。

しかし、本技術の製造適用に向けてはさらに、以下の技術課題の克服が必要であり、より複雑な実機部材に対し、効率的で安定して精密な連続積層が可能な自動積層装置とそれによる積層技術の開発を継続して実施することが必須である。

- ・積層速度のさらなる高速化
- ・積層装置動作不良の極小化（積層ヘッド部の材料送り出し性改良、ヒーター等からの加熱対策等）
- ・装置メンテナンス性向上（モジュール化構造等）
- ・ソフトウェアの操作性向上
- ・実機部材で想定される複雑な積層構成（部品内部での部分的な積層を含む積層構成）への対応
- ・汎用性向上（適用部材拡大）のため、積層（可動）領域拡大を考慮した装置配置・形態の付与、及び、ロボットのさらなる高精度化
- ・積層に対する検査の自動化

そこで、本事業では、民間航空機の中小型複雑形状部材の製造に適用可能な小型タイプ自動積層装置による、航空機用複合材の積層技術を開発する。

本事業の研究開発目標を表1に示す。

表1 本事業の研究開発目標

|                              |   |
|------------------------------|---|
| <p><b>【中間目標（2017年度）】</b></p> | <p>(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発</p> <p>中小型複雑形状部材の積層に対し、将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能な小型タイプ自動積層装置を開発し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。</p> <p>(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発</p> <p>開発した小型タイプ自動積層装置を用いて中小型複雑形状部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の妥当性を確認する。</p> |
| <p><b>【最終目標（2019年度）】</b></p> | <p>(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発</p> <p>中間目標時点とは異なる複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。</p>   |



表1 本事業の研究開発目標（続き）

|                |  |
|----------------|--|
| 【最終目標（2019年度）】 | <p>（2）実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発</p> <p>中間目標時点とは異なる複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。</p> |
|----------------|--|

（3）全体計画

本事業の2016年度～2019年度の実施項目及び実施スケジュールを表2に示す。  
実施期間は、2016年7月1日から2020年3月31日までである。

表2 実施スケジュール

| 事業内容                      | 2016年度    | 2017年度    | 2018年度    | 2019年度     |
|---------------------------|-----------|-----------|-----------|------------|
| ①技術開発作業                   |           |           |           |            |
| 1. 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発 |           |           |           |            |
| 1-1. 積層装置の仕様策定・見直し        | →         |           |           |            |
| 1-2. 積層装置製造適用化技術の開発       | →         |           |           |            |
| 1-3. 積層装置の設計・製作           |           | →         |           |            |
| 1-4. 適用部材拡大に向けた積層装置開発     |           |           | →         |            |
| 1-5. 積層・動作計画ソフトウェアの開発     | →         |           |           |            |
| 2. 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発 |           |           |           |            |
| 2-1. 航空機複合材部材の試作          |           | →         |           |            |
| 2-2. 試作部材の評価              |           | →         |           |            |
| 2-3. 適用部材の拡大              |           |           | →         |            |
| ②技術評価委員会                  | ▼         | ▼         | ▼         | ▼          |
| ③報告書の作成                   | 中間年報<br>→ | 中間年報<br>→ | 中間年報<br>→ | 成果報告書<br>→ |

#### (4) 実施体制

本事業は、NEDO の委託により、航空機及びロボットの開発・製造能力を有する川崎重工業株式会社と、複合材積層装置開発能力を有する津田駒工業株式会社、及び、航空機複合材構造に関する専門知識を有する学校法人金沢工業大学とが連携して実施した。本事業の体制を図 1 に示す。

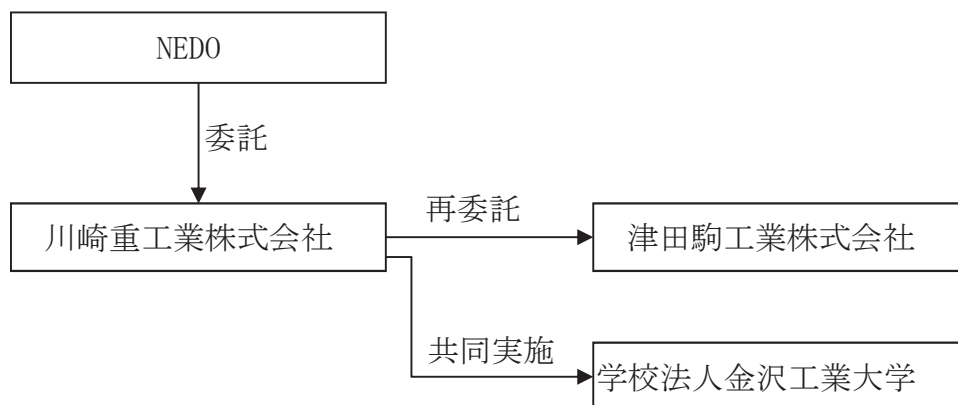


図 1 本事業の体制

#### (5) 運営管理

本事業の計画、実施内容や成果の妥当性をチェックするために、外部委員を含めた技術評価委員会を組織し、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。

#### (6) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2 削減・省エネルギー等@2030 年度）

本事業による開発技術を次世代機製造へ適用することにより、ハード面では国内量産複合材部材の製造効率向上、海外メーカ製造複合材部材の国内メーカへの取り込み、ロボット AFP システム自体の販売を図ることができ、ソフト面では、国内複合材部材製造設備技術の底上げ、AFP 固有設計技術の獲得に繋げることができる。また、これらソフト・ハード両面の波及効果から、技術提案力・コスト競争力向上により次世代機受注のための競争力を確保でき、国内産業空洞化を阻止することが可能となる。

#### (7) 研究開発成果

##### 1) 最終目標の達成度

本事業では、表 3 に示すとおり研究開発目標を達成した。

表3 研究開発目標達成度

|                                       | 項目                     | 目標   | 達成度  |
|---------------------------------------|------------------------|--|------|
| 中間目標<br>(2017年度<br>目標)<br>に対する<br>達成度 | 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発 | 中小型複雑形状部材の積層に対し、将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能な小型タイプ自動積層装置を開発し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。   | 100% |
|                                       | 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発 | 開発した小型タイプ自動積層装置を用いて中小型複雑形状部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の妥当性を確認する。   | 100% |
| 最終目標<br>(2019年度<br>目標)に対<br>する達成<br>度 | 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発 | 中間目標時点とは異なる複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。 | 100% |
|                                       | 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発 | 中間目標時点とは異なる複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。   | 100% |

## 2) 研究開発の成果と意義

本開発の成果として、NEDOは津田駒工業（株）とともに、国産初となる小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機を開発した（図2）。本積層機は、高精度アームロボットに、津田駒工業（株）の小型積層ヘッドを搭載することで、曲面など複雑形状のCFRP部品の自動積層を、国産機として初めて実現した。これにより、軽量で高強度なCFRP部品の生産性向上に加え、CFRP部品の適用拡大による航空機をはじめとする輸送機器の軽量化と二酸化炭素（CO<sub>2</sub>）排出削減が期待できる。

今後、津田駒工業（株）は本積層機を、航空機産業を中心に展開していく。また、将来はCFRPの利用拡大が期待される自動車産業などへの展開も図る計画であり、国内の素材産業や加工・製造分野の国際競争力強化への貢献が期待される。

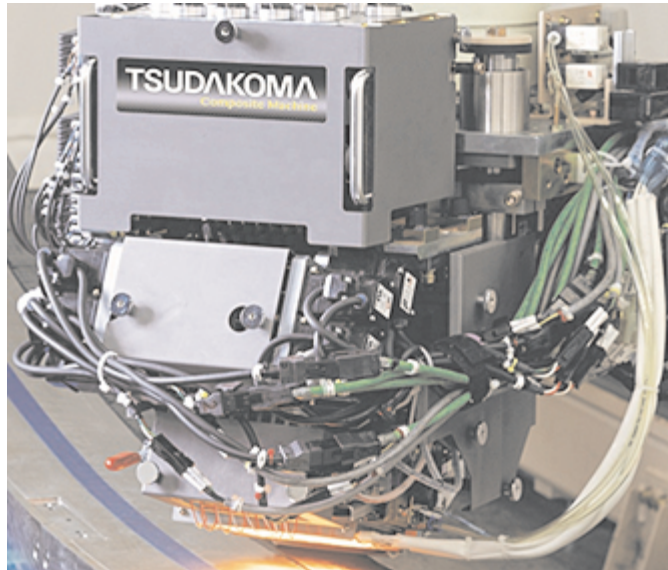


図2 開発した小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機

3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）  
知的財産権等の確保のため、表4に示す特許を出願済みである。

表4 特許出願状況

| 番号 | 出願者      | 出願番号           | 国内外<br>国<br>PCT | 状態 | 発明の名称     |
|----|----------|----------------|-----------------|----|-----------|
| 1  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-018096 | 国内              | 出願 | 自動繊維束配置装置 |
| 2  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-032699 | 国内              | 出願 | 自動繊維束配置装置 |
| 3  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-032731 | 国内              | 出願 | 自動繊維束配置装置 |
| 4  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-038169 | 国内              | 出願 | 自動繊維束配置装置 |



別添 4

航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）

東京大学

### 3-2.3 項目③-2 「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

#### (1) 背景と目的

民間航空機は、国際的あるいは地域的な人と物の移動を活性化し、国際的な社会や経済の発展と交流に大きく貢献している。また、それを支える民間航空機産業は、世界的にこれまで年率5%の成長を遂げ、そして、今後20年間、これまでと同様に年率5%の発展が続くと予想されている。その間、約3万5千機の生産が見込まれている。

民間航空機産業における近年の大きな課題は、国際的な持続型社会の構築に向けた燃費向上のための軽量化である。軽量化のための新しい素材の導入や使用割合の増加、さらには、生産される機体数の増加に対応するため、加工技術の革新と効率的な生産技術の開発が必要であり、2000年以降、航空機メーカーやジェットエンジンメーカーが協力し、航空機の製造技術のための研究開発拠点が世界に多く設置されてきた。

さて、航空機の製造は、自動車と比較すると多品種少量生産であり、部品の加工精度への要求が厳しく、軽量化への要求はさらに厳しく、さらに、製品の機械的特性には厳しい要求が課されている。そのため、高価であり大きな素材から時間かけて削り出す工程が多く、素材は難削材である場合が多く素材コストと加工コストがともに高いため、加工での失敗は大きな損失につながる。その一方で、製品の機械的特性を保証するためには加工工程が認証の対象になっているため、生産技術者のマインドはとかく保守的になりがちである。しかし、現代の民間航空機産業では生産機数向上のための生産性の向上やコストダウンへの要求が年々厳しくなっており、慎重でありつつも高効率な生産が求められている。このことを実現するための革新的な航空機部材の切削加工技術が求められていることが、先に述べた、今世紀に入っての、世界中での研究開発拠点の設置というトレンドを生んでいる。

こうした背景から、平成28年度に国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）より委託を受け、本プロジェクト「次世代構造部材創製・加工技術開発（航空機用難削材高速切削加工技術開発 第二期）」が開始された。

本研究では、科学的なアプローチを採用し、航空機用難削材の高速切削加工において解析と実験の両面から技術開発を進めてきた。日本の切削加工技術は仕上げ加工において強みを発揮し、特に金型の仕上げ加工では、素晴らしい成果をあげてきた。本プロジェクトにおいても、日本の強みである仕上げ加工技術を航空機用難削材の切削加工技術に応用し、大幅な高能率切削を実現した。他にも、切削のフレキシブル化、自動化を狙ったロボット切削や、切削とでポジションによる複合化技術を取り上げて研究開発活動を行った。本報告書はその、令和2年までの4年間の成果をまとめたものであり、以下の①～⑤の課題についてまとめられている。

- ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発
- ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発
- ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発
- ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発
- ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

## (2) 位置付け、目標値

航空機関連技術は高度な先進技術を要し、その技術波及効果によって、付加価値を高める上で重要な役割を果たしている。健康・医療、航空・宇宙などは今後の成長分野とされている（経済産業省／中小企業庁等資料による）。

現在各国において、航空機の構造部分に高強度な先進材料（炭素繊維複合材 CFRP、チタン合金、高強度アルミ合金）を導入し軽量化することで「次世代環境調和型航空機」に向けた開発が進められている。事実、2008 年の材料構成比は、アルミ合金 20%、チタン合金 15%、CFRP50%である（B 社資料）。これらの先進材料は比強度・比剛性に優れるが、硬い繊維を含む、高強度、低熱伝導率等の特性のため、難加工材で技術難易度が高い。そのため、革新的な高速切削加工技術の開発、低ダメージ切削加工技術や自動化加工技術の開発への国の関与と成果の普及が切望されている。それぞれの研究開発課題の位置づけと目標値は、以下の通りである。

### ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

- (1) CFRP とチタン合金の重積材の穿孔作業、エンドミルによる CFRP のトリミング加工に対して、切削シミュレーションの高度化を図る。また、CFRP の穿孔における剥離のシミュレーションの高度化を図り、適用可能な切削条件を示す。
- (2) CFRP とチタン合金の直径 6～12 mm 程度の穿孔作業に対して、従来技術に対して、加工能率や加工コストを 30%以上改善する。
- (3) CFRP とチタン合金の大口径の穿孔作業に対してオービタル加工を適用し、ドリルによる切削との比較をする。穴の形状精度として 20  $\mu\text{m}$  以内を達成する。
- (4) エンドミルによる CFRP のトリミング加工に対して、従来の加工に対して、加工能率を 30%以上向上させる。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

Al-Li 合金の薄板長尺部品の高速度切削時に生じる残留応力状態の解明と、その残留応力により生じる変形を低減することを目的とする。工具形状や切削条件等の最適化、さらにはパニシング効果を併用した切削手法の開発により、それらの課題を解決する。切削条件と長尺薄物部材の変形との関係は複雑で、熱的・機械的要因が多く関係することから、シミュレーション技術を用いて課題の解決を図る。また、生産コスト削減の要求に対して、工具開発を主としたミスマッチやびびりの発生を無くす手仕上げ不要な加工技術やさらなる高能率化技術を提案し、実部品を想定した標準的な形状モデルについて、加工時間を 30%以上短縮する。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

航空機体組立では、多くの部材の組付けを行うために、難削材質材を含む種々の部品を積層し同一軸上で穿孔する必要がある。そのため、従来のドリル穿孔の代替技術としてオービタル穿孔技術を開発し、同等の疲労強度となるように加工技術を最適化することで、下穴加工不要、断続加工による発熱抑制と工具の長寿命化、低スラスト加工によるバリ及びデラミネーションの発生抑制を実現する。

### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

アルカリ溶液の入った大型溶解槽に弧長 10m 程度のアルミニウム合金製フレームを浸すこ

とにより化学的除去加工を行うケミカルミリングの代替技術として、ロボット切削の適用により航空機アルミニウム合金フレーム材への追加工を行う。そのために必要となるロボット動作軌跡精度向上を目指す。縦1 m、横2 mの大きさのアルミニウム合金製フレーム部品に対して、深さ精度± 0.1 mm のポケット加工技術を開発する。

#### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

CFRP は金属材料と組合せ使用に制限があり、構成材料に大きな変化が生じている。本課題ではこの制限を部分的に解消する目標のもとに、金属構造部材とCFRP の接触部を強度や剛性を損わずに他の金属で置換し代替する技術を開発する。部分的な金属置換とその後の切削加工をひとつの工作機械で行うことで、大幅な機能向上と製造コスト低減が見込まれる。

### (3) 全体計画

①～⑤の個別課題ごとに4年間計画を立案し、適宜計画に若干の見直しを行いながら研究開発を進めた。

### (4) 実施体制

①は東京大学生産技術研究所より東京電機大学と東北大学に再委託し、②は東京大学生産技術研究所より東京農工大学と新潟県工業技術総合研究所に再委託した。③から⑤は東京大学生産技術研究所で実施した。

### (5) 運営管理

東京大学生産技術研究所に「先進ものづくりシステム連携研究センター」を設立し、企業アドバイザーとの会議を年10回程度開催し、日々変わる企業ニーズの把握に努めた。同時に技術委員会を設立し、年に2回～3回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。

### (6) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度）

航空機用難削材の加工技術の高度化に貢献することができた。4-2.3項目③－2に記載した部材への適用が検討され、航空機用部材の売り上げに貢献している。

(7) 研究開発成果

1) 最終目標の達成度

|  | a)達成目標内容  | b)目標内容に対する成果   | c)達成度 |
|--|---|--|-------|
| ①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発<br>(a)切削シミュレーション・CFRPの削離シミュレーション(b)CFRPとチタン合金の重層材に対する深溝直孔(c)CFRPとチタン合金の重層材に対する大口径の穿孔(d)CFRPのトリスク加工 | (a)シミュレーションによる切削力と削離の解析結果は、実際のそれとほぼ一致し、シミュレーションモデルの妥当性を確認した。(b)CFRPとチタン合金の穿孔に対して耐摩耗性のある多結晶ダイヤモンド(PCD)ドリルの工具形状、切削条件、切りくず排送に対する保護法を提案した。(c)下穴加工を繰返すドリル加工に対して、工具の放回半径を制御して一つの工具で大口径の穴を穿孔できるオービタル加工を採用した。貫加工と仕上げ加工で工程分割し、バレル型工具を適用した。(d)多結晶ダイヤモンドのエンドミルを使用し、切れ刃の形状と適用可能な切削条件を検討した。                        | (a)開発したシミュレーションにより、切削条件および工具形状が切削過剰に及ぼす影響を評価できる。またシミュレーションは汎用的に切削特性の評価に使用でき、自動車、工具メーカーでの使用実績も得られている。(b)加工効率従来(工具メーカーの推奨条件)の12.5倍、工具寿命は20倍を達成。(c)加工穴の形状誤差として、直径誤差15μm以下、円周度8μm以下、円軸度1μm以下、真円度6μm以下を達成。穴内面には367 MPa以上の圧縮の残留応力を付与できた。(d)削離や振動のない仕上げを従来技術(工具メーカーの推奨条件)の1.57倍の切削速度、2.3倍の送り速度で加工できた。   | 100%  |
| ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発  | Al-Li合金の平面大型薄物部品の加工後の変形(歪み)を、現状比で50%以上軽減し、矯正のための後工程をゼロとすること。また、有限要素解析による残留応力および変形状態の予測技術を確認すること。アルミ合金のポケット形状部品加工における、手仕上げ不要な仕上げ加工技術や貫加工での高効率化技術を開発し、実部品を想定した標準的な形状モデルについて、加工時間を30%以上短縮する。   | 歪みを低減可能な加工技術として、反転仕上げ切削とバニシング加工を合わせた反転バニシング切削を開発した。また、有限要素法解析を用いて反転バニシング切削の加工条件(特に一方送り量と切込み深さ)を最適化することで、Al-Li合金の平面大型薄物部材へのポケット加工後の変形を現状比で80~120%軽減した。研究開発したびりぐりをまじりにくい仕上げ加工用工具や高速化・高切込み化を可能とする工具ホルダーの適用により、モデル部品加工時間を30%以上短縮した。  | 100%  |
| ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発  | 航空機機体に使用されるチタン合金とアルミ合金を積層した部品の組立工程ではドリル加工+リーマ加工が使われ、バリ発生や発熱が生じる。そのためオービタル加工のような新鋭切削へ代替することで発熱抑制と工具の長寿命化、積層材界面でのバリ発生抑制等が重要である。そのため以下の目標を掲げた。(1)断続切削と同時に穿孔内壁に圧縮性残留応力を改善する工具形状を最適化。(2)オービタル加工装置による加工方法をワーク固定方法、切削条件、加工環境の確立。(3)アルミ合金、チタン合金を積層した場合での同時切削方法の確立。(4)疲労強度試験に基づき切削条件の最適化。これらをオービタル加工装置で達成すること。 | マシニングセンタおよびオービタル加工装置を用いて目標達成に向けて研究を行ない、以下の成果を得た。(1)標準工具の一部を改善し、マシニングセンタでヘリカル切削実験により残留応力改善を確認し、最適な切削条件を選択した。(2)(1)で得られた切削条件をオービタル加工装置へ移植し安定した切削条件を確立した。(3)加工発熱を把握しながら、切削形態の異なる積層材料の同時加工方法を確立し、さらに残留応力発生に関するシミュレーション解析と結晶状態観察から残留応力発生機構の推定やバリ発生機構の推定が出来た。(4)理論レベル相当の選定強度を得られる切削条件を把握。疲労強度試験による評価現状のドリル加工+リーマ加工と同等よりも高い疲労寿命(チタン合金で約3倍、アルミ合金で1.3倍)を得ることができた。 | 100%  |

|                           | a)達成目標内容   | b)目標内容に対する成果   | c)達成度 |
|---------------------------|--|--|-------|
| ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発 | 縦1m、横2mの大きさのアルミニウム合金製フレーム部品に対して、深さ精度=0.1mmのポケット加工技術を開発する。そのために必要な要素技術として、1)安定加工限界の調査によりロボットでの安定的な切削条件を決定する。2)ポケット加工に最も実用的な工具経路、ロボット姿勢を決定する。3)超音波プローブを用いた形状測定技術開発による効率化を行う。   | 一般の工作機械と比べて剛性の低いロボットの安定加工限界から加工条件範囲を調査し決定した。ロボットで表面粗さを伝感してポケット加工するための工具を選定した。ロボットの姿勢はワークに対して工具が鉛直でなく、わずかに傾けたほうがワーク表面の状態が良好であることが判明した。工具経路については空運転しながらレーザートラッカーで測定し誤差が小さくなるよう経路を補正することで、縦1m×横2mの範囲において目標の深さ精度を達成した。また、超音波プローブでの加工後ワークの測定自動化のために、材質でも測定ができるようなプローブの固定方法を開発し、ロボットにツールを持たせて切りくず除去、仕上げ拭き、カプラント塗布、超音波による測定を自動で行うことができるシステムを開発した。 | 100%  |
| ⑤切削-合金ディポジション複合化技術の開発     | 航空機の合金構造部材として用いられているアルミ合金母材上に耐食性を付与することを目的として、母材表面にステンレス合金を積層する造形技術を開発する。合金3Dプリンタを用いた積層造形技術の一種であるレーザメタルデポジション(Laser Metal Deposition: LMD)に着目し、アルミ合金母材上に中間層としてNi-Cu合金、最上層にステンレス合金を積層するための最適な条件を明らかにする。本技術は難削材の使用量の削減にも寄与するものであり、合金AM-切削加工の複合化によりトータルの加工時間の短縮、加工コスト削減を実現することが目的である。 | 応答曲面法を基にした実験計画法により、アルミ合金母材上に中間層Ni-Cu合金および最上層ステンレス合金を積層するための最適な条件を明らかにした。また、実験計画法を適用して得られた最適条件によるアルミ合金ブロック材上へのNi-Cu合金およびステンレス合金の積層造形、並びに切削仕上げとの複合化によりブッシュ部品のプロトタイプを製作した。積層造形と切削加工の二つの工程をオンマシンで実施することにより、加工時間の短縮、加工コストの削減を実現した。  | 100%  |

2) 研究開発の成果と意義

①炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

この課題における成果としては、シミュレーションによる切削過程と剥離の解析が可能で



あることと、これを併用して開発された技術が、工具メーカーが推奨している従来の切削条件や工具寿命の実績に対して大幅な改善が得られたことである。

難削材の切削における作業改善には、被削材が高価であり、適用可能な工具や切削条件を得るには、人件費も含めて多くの試験費が必要である。このような現状に対して、難削材である CFRP やチタン合金の切削を対象としたシミュレーションにより、切削条件や工具の選定に対する時間とコストを削減し、作業改善を図った。このことは航空機産業だけでなく、他の製造メーカーにおいても適用可能であり、デジタルツインに基づく技術開発に発展できる。

一方、その成果として得られた穿孔技術は、いずれも目標よりも高いレベルでの改善を達成している。そのため開発技術は、航空機製造において大幅なコストダウンが期待でき、経済性に対するインパクトがある程度見込まれる。この成果は航空機産業だけでなく、CFRP やチタン合金を部材として使用する自動車等の他の産業における製造プロセスにも適用可能であるため、開発技術の波及効果は大きい。

### ②先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

次世代アルミリチウム合金の平面大型薄物部材の加工において現状の課題となっている切削加工後の歪みに対して、切削残留応力を制御することで歪みを軽減可能な革新的な加工技術として、反転バニシング切削技術を開発した。また、反転バニシング切削の加工条件を最適化するために、バウシング効果を考慮することで反転バニシングを再現可能な有限要素法解析モデルを開発した。これにより、Al-Li 合金の平面大型薄物部材の切削加工後の歪みを大幅に低減することが可能となり、歪み矯正のための後工程を省略し製造コストの削減が可能となる。

工具開発を主としたミスマッチやびびりの発生を無くす手仕上げ不要な加工技術や加工条件の高効率を可能とする工具ホルダー設計技術開発により、ほぼすべての機体に適用されているアルミ合金のポケット形状部品を想定した標準的なモデルについて、30%以上の加工時間短縮を実証し、生産コスト削減の要求への対応を可能とした。また本開発技術は国内の中小企業が多く保有する中小型加工機での高効率化が可能であることから、今後の生産増における新規参入にもつながる。

### ③チタン合金の高速高品質切削加工技術の開発

機体製造企業では、疲労試験結果から現状レベルと同等あるいはそれ以上の疲労寿命が期待できるとの見通しを得られたことから、現状のドリル加工+リーマ加工の代替に適用できる可能性が高いと判断している。そのため Boeing777-X の中央翼への展開として、チタン部品の大口径孔専用加工機からオービタル加工機への置き換えを検討している。期待される効果として、ドリルステップを削減できるため工具コスト削減の可能性、バリ取り時間の削減による組立時間の削減、品質の安定化、加工環境（切削油剤飛散防止、切屑のバキューム吸出し）がある。これは作業効率の向上と労働作業現場の改善にもつながる。

企業では中央翼等 難削材、厚板 構造組立を対象とし、オービタル穿孔適用箇所することで従来ドリル加工に対し約 10%程度のコスト削減が見込めると試算している。

本方法を大口径、厚板等の類似の条件であれば航空機機体以外への適用の可能性があり、穿孔加工品で疲労寿命を期待する軸受等に EV 用モータ等の部品にも展開が期待できる。

#### ④ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

市販のロボットは搬送や組立を主目的として開発されており、その位置決め精度や軌跡精度は一般のマシニングセンターなどの工作機械に対して大きく劣っている。本研究ではレーザートラッカーでロボット手先の指令軌跡と実際の動作軌跡との誤差を測定し、指令手先経路を補正することによって、ロボットの軌跡精度や実際に加工した際のポケットの深さ精度をロボット可動範囲のうち大きな範囲（縦1m × 横2m）で改善することができた。ロボットでの加工精度が向上したことにより、大型部材である航空機フレーム用アルミニウム押出材へのポケット加工を、将来的に現在行われているようなアルカリ溶液によるエッチングではなく、より環境負荷の小さい切削加工で、大型5軸マシニングセンターを使用するよりも小さい設備投資やランニングコストとなるロボットで実現できる端緒ができた。ロボットによる加工が浸透すれば、ロボットの利用用途や市場を大きく広げることができるようになる。

また、加工後に行われるワーク板厚測定作業を自動化するシステムを開発した。このシステムはATCで利用できるように、測定以外のふき取り動作などはプローブ押し付け力を利用して作動するよう設計製作された。これにより、現在手作業で行われている加工後の切りくずふき取り作業や板厚測定作業を自動システム化しロボットに置き換えることが可能となった。また、将来的にロボットが加工も担うようになった際も、切削工具と測定システムを持ち替えながら作業を進めることが可能となった。

#### ⑤切削－金属ディポジション複合化技術の開発

応答曲面法を基にした実験計画法により、アルミ合金母材上に中間層 Ni-Cu 合金および最上層ステンレス合金を積層するための最適条件を明らかとした。アルミ合金母材上への Ni-Cu 合金の積層造形では、レーザー出力を大きく、粉末供給量を小さくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。また、送り速度に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離して凹部が形成され、表面性状は劣悪となった。一方、Ni-Cu 合金上へのステンレス合金の積層造形では、レーザー出力を小さく、送り速度を大きくした場合に安定した造形物が得られることが明らかとなった。粉末供給量に関しては適正な範囲が存在し、小さすぎる場合は造形物内部にクラックが発生して大きな空隙が形成され、大きすぎる場合はレーザー走査時に造形物が母材上から剥離する現象が認められた。造形物の剥離が発生する条件では造形物/母材界面で金属間化合物が形成されており、線膨張係数など材料特性の違いから欠陥が発生することが明らかとなった。したがって、これらの欠陥を抑制するためには、母材や供給材の組み合わせによりレーザー出力や送りなどの造形条件を選定することが重要である。また、積層造形と切削加工の二つの工程をオンマシンで実施することにより、各工程での段取替えが不要となり、トータル的な加工時間の短縮が実現できた。LMD による金属 AM-切削加工の複合化技術は、粉末床溶融結合法 (Powder Bed Fusion: PBF) と切削加工の複合化技術と比較して高能率であり、時間的制約などにより PBF では造形が不可能と考えられる大型部品の製造において能力を発揮できることが明らかとなった。本技術の欠陥発生時の現象観察や発生した欠陥のデータベース化により欠陥生成機構の解明を図ることにより、金属 AM の高度化に大きく寄与できたと考えられ

る.

3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

知的財産は生産技術に関連しているためノウハウとして秘匿する戦略を取っており、特許の取得・学会発表は最小限に留めている。

別添 5

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

—繊維開発—

宇部興産株式会社

### 3-2.4-1 「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-繊維開発-宇部興産株式会社」

#### (1) 背景と目的

航空機業界において、燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として CMC (Ceramic Matrix Composites) の実用化が望まれている。特に、長繊維強化 S i C / S i C 複合材料 (S i C 繊維と S i C マトリックスからなる複合材料) は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められてきた。

低圧タービン向け CMC 部材では耐熱温度 1100°C が達成されつつあるものの、高圧タービンには更に高い耐熱温度と力学的特性が要求される。また、CMC 部材を航空機エンジン部材として実用化、普及させていくためには、実用可能なコストを実現することも必要である。そのためには CMC 部材の核心素材である S i C 繊維の生産技術を確立することが必要となる。さらに、高圧タービンの動翼など大きな応力のかかる部材においては、より高い力学的特性と高温クリープ特性も要求される。以上の観点から、本研究開発では、CMC の実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、S i C 繊維の生産技術及び高性能 S i C 繊維の開発を実施した。

#### (2) 位置付け、目標値

本研究開発では、CMC 部材の中核素材となる S i C 繊維の生産技術（実施項目 1）及び高性能 S i C 繊維の開発（実施項目 2）を実施した。各実施項目の目標は下記の通りである。

##### 【実施項目 1】 S i C 繊維の生産技術

- ・引張強度 2.0GPa 以上、1400°C × 400Hr 暴露後強度低下 20% 以下を満足する S i C 繊維を安定的に 200kg/年 供給できる生産技術を確立する。
- ・上記 S i C 繊維の低コスト量産プロセスを確立する。

##### 【実施項目 2】 高性能 S i C 繊維の開発

- ・引張強度 3.0GPa 以上で高温クリープ特性に優れる S i C 繊維を開発する。
- ・高温クリープ特性評価技術を確立する。
- ・上記高性能 S i C 繊維の試作プロセスを開発する。

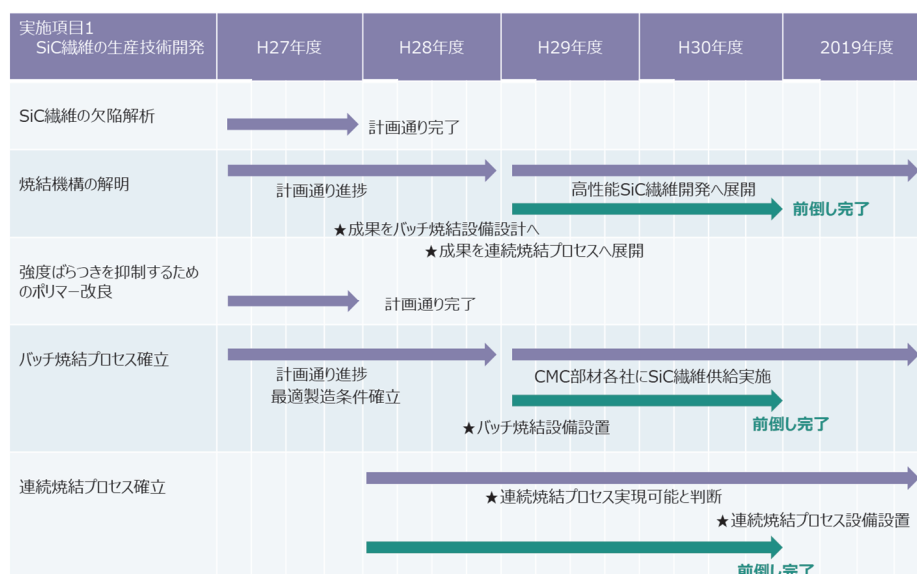
#### (3) 全体計画

##### 【実施項目 1】 S i C 繊維の生産技術開発

全体計画は下記の通りである。



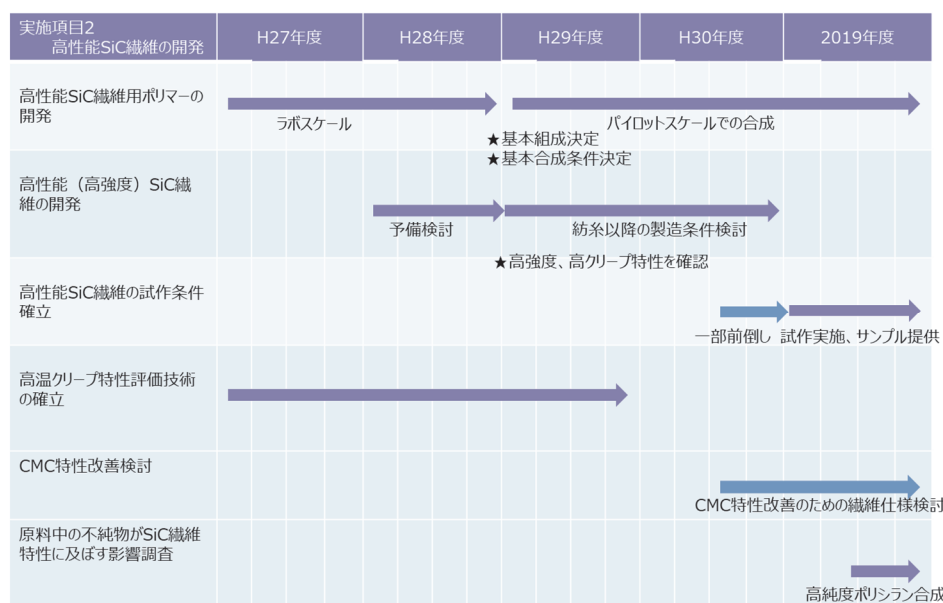
表 1. 【実施項目 1】 SiC 繊維の生産技術開発全体計画



【実施項目 2】 高性能 SiC 繊維の開発

全体計画は下記の通りである。

表 2. 【実施項目 2】 高性能 SiC 繊維の開発全体計画



(4) 実施体制

本研究開発の実施体制は下記の通り。研究開発の一部について大学等の研究機関に再委託を実施した。

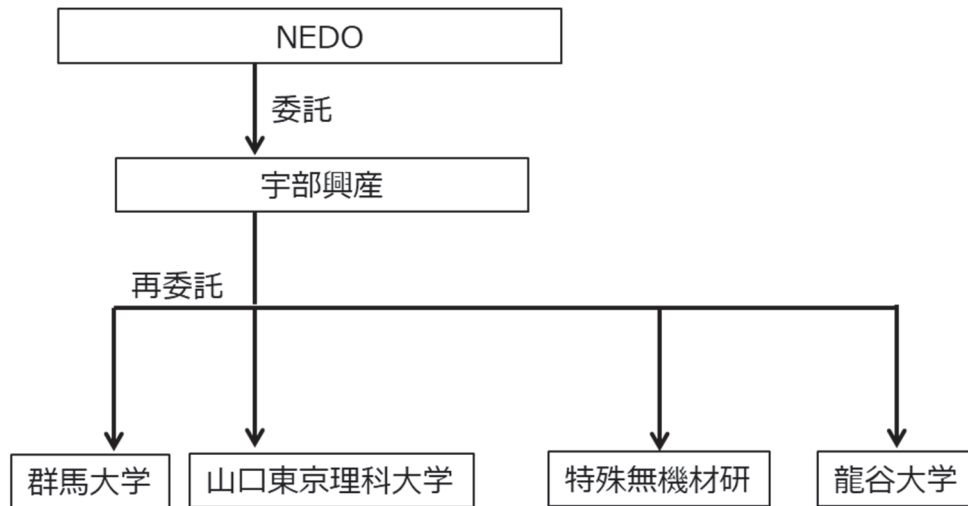


図 1. 本研究開発の実施体制図

(5) 運営管理

CMC 部材開発に関わる企業間（宇部興産、シキボウ、川崎重工業、IHI）で連携して技術開発を推進していくために、技術委員会を設置し、協調領域において情報の共有化を行うなど、有機的な連携体制の構築を行った。技術委員会は、半年に一度程度の開催とした。

(6) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2 削減・省エネルギー等@2030 年度）

航空機業界は成長率 5%で成長しており、2040 年には航空機数として 4 万機以上になることが予想されている。また、地球環境保全の観点から、航空機からの排出ガス削減ならびに燃費改善は必須課題である。そのための有力な解決策は航空機エンジン部材の CMC 化である。本研究開発で得られた SiC 繊維の生産技術開発並びに高性能化に関する技術成果は、航空機エンジンの排出ガス削減、省エネルギーに確実に貢献できるものと考えられる。

(7) 研究開発成果

1) 最終目標の達成度

【実施項目 1】SiC 繊維の生産技術開発

本開発目標を達成するための課題とその成果を表 3 に示す。本成果により、開発目標は全て達成できた。

表 3. SiC 繊維の生産技術開発における課題と成果

| 要素技術    |                      | 概要・目標  | 成果   |
|---------|----------------------|--|--|
| 課題<br>① | SiC 繊維の欠陥解析          | 繊維中に含まれる欠陥の特定及び強度への影響調査。欠陥低減方策立案と検証。   | SiC 繊維の欠陥解析を実施し、欠陥の要因と強度への影響を明らかにした。さらに、欠陥を低減する対策を実施した結果、強度 2GPa 以上、ばらつき低減達成。                              |
| 課題<br>② | 焼結機構の解明              | 熱分解、粒成長、焼結の各過程を、「化学組成」、「発生ガス」、「結晶サイズ」、「焼結助剤成分の役割」を調査し、焼結プロセス各過程で起こる諸現象を科学的に解明。 | 焼結機構の解明を行い、SiC 繊維の焼結において重要となるパラメータを見出し、その最適化を行った。この知見を基に、バッチ焼結試作設備の設計を実施。再委託成果含む。<br>特殊無機材料研究所 (H27-29)    |
| 課題<br>③ | 強度ばらつきを抑制するためのポリマー改良 | ポリマー中の異物を定量、その有効な除去方法を検討。生産性と特性とを両立するポリマーの化学構造調査、最適なポリマーの製造条件を確立。              | 強度ばらつきを抑制するためのポリマー改良を目的に、強度低下の要因となるポリマー中の異物除去方法を確立。<br>再委託成果含む。群馬大学  |
| 課題<br>④ | バッチ焼結プロセス確立          | 仕込量の最適化、熱分解を促進するための昇温プロファイル、最適な焼結構造等を得るための処理温度及び処理時間を検討。                       | バッチ焼結プロセスを確立し、CMC 部材開発用に SiC 繊維を供給するため、新規バッチ式焼結設備を設置。強度 2GPa 以上の SiC 繊維の試作を実施。<br>再委託成果含む。山口東京理科大学         |
| 課題<br>⑤ | 連続焼結プロセス確立           | 最適バッチ焼結条件の連続焼結条件への適用検討。  | 連続焼結プロセスを確立し、低コスト量産プロセスを実現するため、連続焼結プロセスを検討。連続焼結プロセス設備を設置、強度 2GPa 以上の SiC 繊維の試作が可能となった。<br>再委託成果含む。山口東京理科大学 |
|         |                      | 焼成・焼結工程連続化により低コスト実現。   |  |

本実施項目では、これまでバッチ法でしか製造できなかった焼結プロセスの連続化を重点的に実施した。適切な昇温速度、保持温度等の温度プロファイルを検討し、多ゾーンからなる連続焼結炉を設計し、連続焼結プロセスの開発を実施した。図2に連続焼結炉の外観写真を示す。



図2. 連続焼結炉

連続焼結法により試作したS i C繊維の特性は表4に示すように、従来のバッチ焼結法とほぼ同等であることが確認できた。また、連続生産が可能となり、1t/年以上の生産能力を確認した（バッチ焼結法：200 kg/年）。

表4. 連続焼結法で試作したS i C繊維の特性

|        | 強度(GPa)                   | 弾性率(GPa)               |
|--------|---------------------------|------------------------|
| 連続焼結法  | 2.53<br>( $\sigma$ :0.14) | 378<br>( $\sigma$ :5)  |
| バッチ焼結法 | 2.53<br>( $\sigma$ :0.15) | 377<br>( $\sigma$ :13) |

【実施項目2】高性能SiC繊維の開発

本開発目標を達成するための課題とその成果を表4に示す。本成果により、開発目標は全て達成できた。

表5. 高性能SiC繊維の開発における課題と成果

| 要素技術 |                         | 概要・目標   | 成果   |
|------|-------------------------|---|--|
| 課題①  | 高性能SiC繊維用ポリマーの開発        | ポリマーへの添加物質(焼結助剤成分)の種類及び添加量を検討。高強度を得るための最適ポリマー組成確立。          | 高強度と高温クリープ特性を両立する焼結助剤成分の最適化を重点的にラボスケールで実施。基本的な化学組成を決定。<br>再委託成果含む。群馬大学                     |
| 課題②  | 高性能SiC繊維の開発             | 上記ポリマーを用いて、バッチ焼結プロセスで焼結を行い、引張強度 3.0GPa、耐クリープ特性を有するSiC繊維を開発。 | 上記ラボスケールで合成したポリマーの繊維化を実施。強度3GPa以上かつ耐クリープ特性に優れたSiC繊維が得られた。                                  |
| 課題③  | 高性能SiC繊維の試作条件確立         | 上記バッチ焼結プロセスの最適化により、高性能SiC繊維の試作条件を確立し、CMC部材評価用試料を提供する。       | 上記ポリマーの試作及び紡糸・焼結等の試作条件を確立し、少量サンプルを試作。CMC部材評価用として提供を行った。<br>再委託成果含む。特殊無機材料研究所(H27-29)       |
| 課題④  | 高温クリープ特性評価技術の確立         | 単繊維法で、不活性雰囲気(Ar等)、高温で評価可能な技術を確立する。                          | 比較的簡便なBSR法とともに、定量的なクリープ速度の測定が可能な単繊維引張クリープ法を検討。両者とも再現性良く測定可能であることを確認。                       |
| 課題⑤  | 原料中の不純物がSiC繊維特性に及ぼす影響調査 | 不純物(Na, Cl等)の少ない高純度ポリシランを合成し、SiC繊維特性向上の可能性を検証する。            | 製造条件調整により、不純物の少ないポリシランが得られた。高純度ポリシランを用いて前駆体ポリマーを合成し、同等以上の収率で合成できることを確認した。繊維特性への影響は今後の調査課題。 |

本研究開発で得られた高性能SiC繊維の力学的特性及び耐クリープ特性を表5に示す。ポリマーへの添加物質(焼結助剤成分)の種類及び添加量を最適化した結果、引張強度及びクリープ特性ともに従来のSiC繊維を上回る特性が得られた。



表6. 力学的特性及び耐クリープ特性

|                             | 力学的特性（樹脂含浸ストランド法） |             | 耐クリープ特性<br>（BSR 法@1500℃） |
|-----------------------------|-------------------|-------------|--------------------------|
|                             | 引張強度 (GPa)        | 引張弾性率 (GPa) |                          |
| 従来組成 SiC 繊維                 | 2.5               | 380         | <0.3                     |
| 新規組成 SiC 繊維<br>（高性能 SiC 繊維） | 3.2               | 400         | 0.5                      |

高性能 SiC 繊維について実機試作を実施し、図3に示すように数百mレベルの連続繊維が得られた。今後、量産性を考慮した各種検討を実施していく予定である。

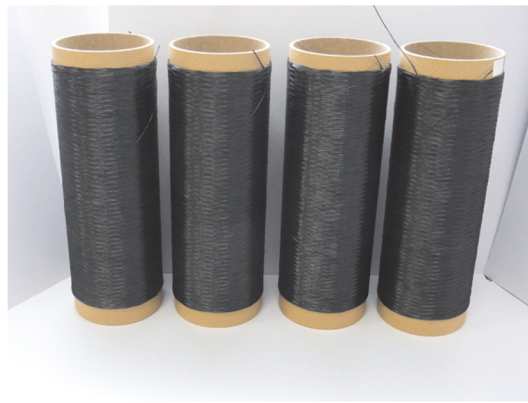


図3. 実機試作した高性能 SiC 繊維

## 2) 研究開発の成果と意義

本研究開発では、CMC部材を航空機エンジン部材として実用化、普及させていくことを目的に、CMC部材の核心素材である SiC 繊維の生産技術を開発し、特性安定化を図るとともに、将来の需要拡大に対応するための低コスト量産プロセスの開発を実施した。また、将来的に実用化が期待される高圧タービン動翼等の高い力学的特性が要求される用途に対応可能な高性能 SiC 繊維の開発を実施した。

SiC 繊維の生産技術開発では、研究開発目標である「引張強度 2.0 GPa 以上、1400℃×400hr 暴露後強度低下 20% 以下を満足する SiC 繊維を安定的に 200kg/年 供給できる生産技術を確立」し、さらに「低コスト量産プロセスを確立」することができた。

高性能 SiC 繊維の開発では、研究開発目標である「引張強度 3.0 GPa 以上で高温クリープ特性に優れる SiC 繊維を開発」し、「高性能 SiC 繊維の試作プロセス」を開発することができた。また、このような高性能 SiC 繊維を開発していくために必要な「高温クリープ特性評価技術」についても確立することができた。

今後、CMC部材の航空機エンジン部材への搭載が本格化していくとされている。こうした中で、SiC 繊維への品質向上（安定性、高性能化）及びコスト低減に対する期待が高まってくると思われる。本研究開発の成果を活用し、高性能 SiC 繊維の

更なる高性能化と生産技術開発を進めることがCMC部材の普及を進めていく上で必要と考えられる。

3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

再委託先全機関と知財合意書を締結している。本研究開発の成果に関し、物質に関しては知的財産確保のため出願しているが、特に製造ノウハウのような機密性の高い技術に関しては敢えて出願しない選択肢もあり得る。

別添 6

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

—部材開発—

株式会社 I H I

### 3-2. 4-2 「軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）-部材開発-株式会社 IHI」

#### (1) 背景と目的

航空機業界において、燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材としてCMC (Ceramic Matrix Composites) の実用化が望まれている。特に、長繊維強化SiC/SiC複合材料 (SiC繊維とSiCマトリックスからなる複合材料) は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められてきた。

低圧タービン向けCMC部材では耐熱温度1100℃が達成されつつあるものの、高圧タービンには更に高い耐熱温度と力学的特性が要求される。CMCの耐熱性を向上するには、強度を負担する繊維そのものの耐熱性を上げることが必要となり、既に採択・研究が開始された「次世代構造部材創製・加工技術開発」研究項目④-2「軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）」にて、開発に取り組んでいる。ただし、図1、2にも示すように、GE社によるLEAPエンジンへのCMC適用が開始されるなど、現在CMCの開発競争は世界的に激化しており、次世代航空エンジンへの適用を目指すには、繊維開発のみならず、部材開発まで早急に着手する必要がある。そのためにはCMC部材の試作・評価、およびエンジン環境を模擬した評価試験が必要となる。

以上の観点から、本研究開発ではCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMC部材開発・評価を行うことを目的とする。



図1 民間エンジン (LEAP) 向け初のCMC部品のイメージ



図2 世界初のCMC量産工場の完成式典 (米ノースカロライナ州)

出典) GE社資料、HPより抜粋

#### (2) 位置付け、目標値

前述のように、軽量耐熱材料であるCMCの航空機エンジンへの適用が本格化している。特に航空エンジンの中でも、適用環境として厳しい高圧タービン部品へ適用することが期待されている。そのため、CMC用の繊維の中でも最も耐熱性の高い、第3世代の炭化ケイ素繊維を用いることが必要となる。本研究では第3世代織

維として、NGS社製のハイニカロンタイプS繊維、および宇部興産社製のチラノ繊維（SAグレード）を適用した部材を開発し、航空機エンジンの高圧タービン部への実用化を図った。研究開始時に定めた目標値を以下に記す。

（材料開発）

耐熱温度1400℃を達成する第3世代SiC繊維を用いたCMC部品の製造技術を確立するとともに、更に実用化に必要なコーティングの開発、部品設計に必要な材料データの取得を行う。

【中間目標（平成29年度）】

- ・第3世代SiC繊維へBN界面コーティングの施工を可能とする。
- ・安定して製造でき、かつ1400℃の耐熱性を持つマトリクス形成方法を設定する。
- ・耐熱温度1400℃の耐環境コーティングを、CMC基板に形成可能とする。

【最終目標（平成31年度）】

- ・複数バッチの材料データを取得することで、CMC特性のバラツキを把握して、エンジン部材として使用可能レベルであることを確認する。
- ・1400℃で高圧タービン部品に要求される強度を達成する。（室温引張強度200MPa以上、1400℃×400Hr曝露後強度低下20%以下を満足するCMC材料を開発する。）
- ・1400℃で高圧タービン部品の耐環境コーティングに要求される耐久性（耐エロージョン性）を満足する。

（部品試作・評価）

CMCの高圧タービン部品を設計・試作し、試作した部品の実体強度の評価、およびエンジン環境試験を行って、開発したCMC部材の成立性評価を行う。

【中間目標（平成29年度）】

- ・SiC繊維織物を湾曲した際に、織物形状不良や繊維配向を予測可能な解析ツールを開発する。
- ・第3世代SiC繊維を用いたCMCの試作部品形状を設定する。

【最終目標（平成31年度）】

- ・第3世代SiC繊維を用いたCMC部品をエンジン搭載数程度製造し、製造性・組み付け性等を確認することで、エンジン搭載部品が製造可能であることを実証する。
- ・試作したCMC供試体・部品を用いた要素試験、およびエンジン搭載を想定した環境試験（1000回熱サイクル、400Hrガス流試験（コロージョン））を実施し、高圧タービンへの適用に目途を得る。

（高性能SiC繊維の開発）

耐熱温度1400℃での強度を更に向上させた高性能SiC繊維を用いて、CMC



材の試作と設計に必要な材料データの取得を行う。

【中間目標（平成29年度）】

- ・材料のマイクロ組織を模擬した解析手法を設定する。

【最終目標（平成31年度）】

- ・マイクロ組織を模擬した解析手法にて、破壊のクライテリアを設定する。
- ・開発した高性能SiC繊維が、CMC材料に適用可能であることを確認する。また、CMCを試作して繊維強度向上に従い、CMC強度も向上できることを確認する。

(3) 全体計画

本研究の全体計画を下記に示す。①で開発した1400℃級CMCを用い、材料データの取得を行った。また、部品試作も行い、実体強度試験やエンジン環境試験により、航空エンジンへの搭載性評価を行った。

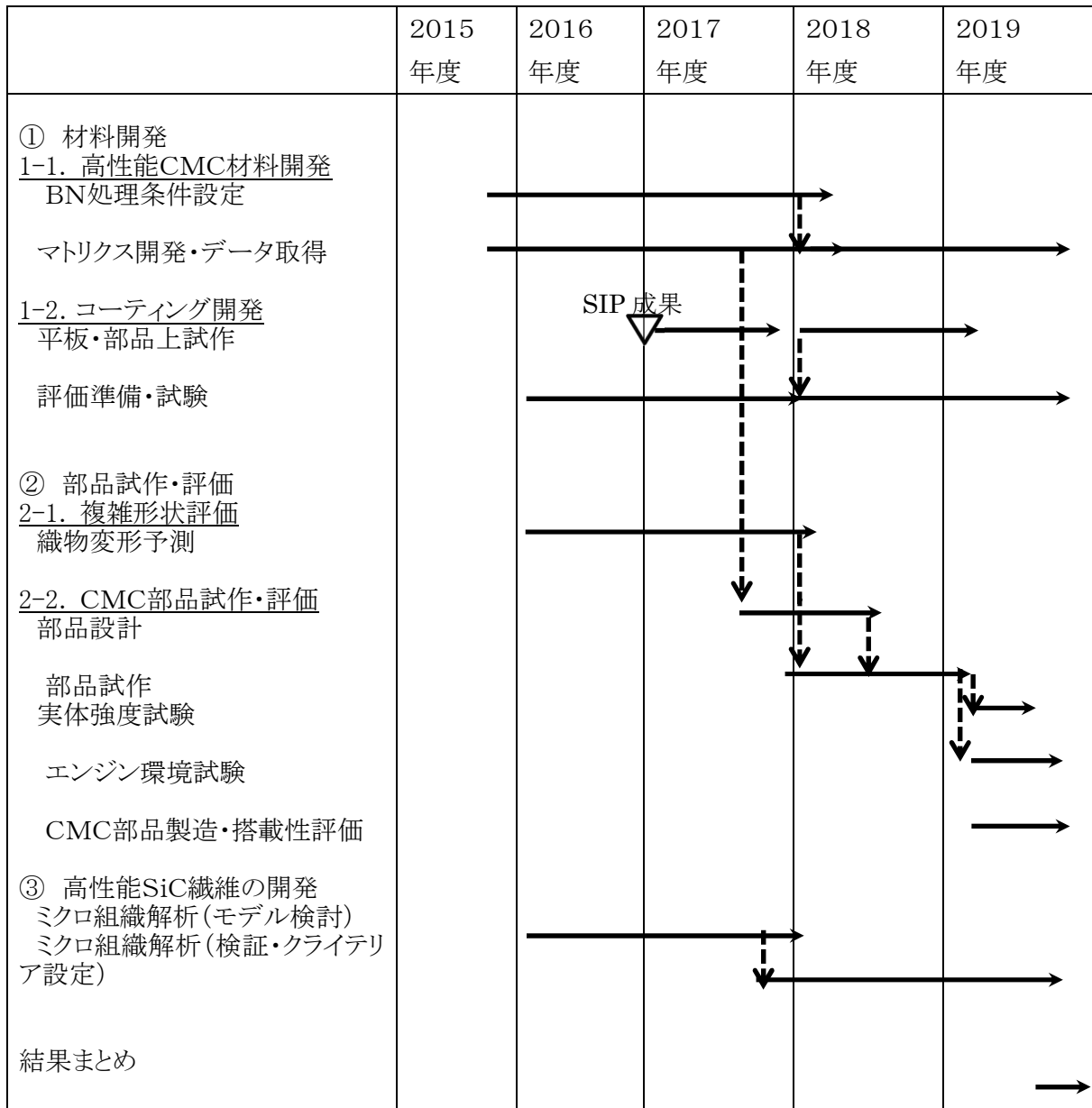


図3 研究実施体制

#### (4) 実施体制

本研究の実施体制を下記に示す。委託先の(株)IHIが研究全体のとりまとめを行い、東京大学(織物変形予測)、東北大学(マイクロ組織解析)、東京理科大学(高性能CMCの開発)、JAXA(コーティングのエロージョン評価)。

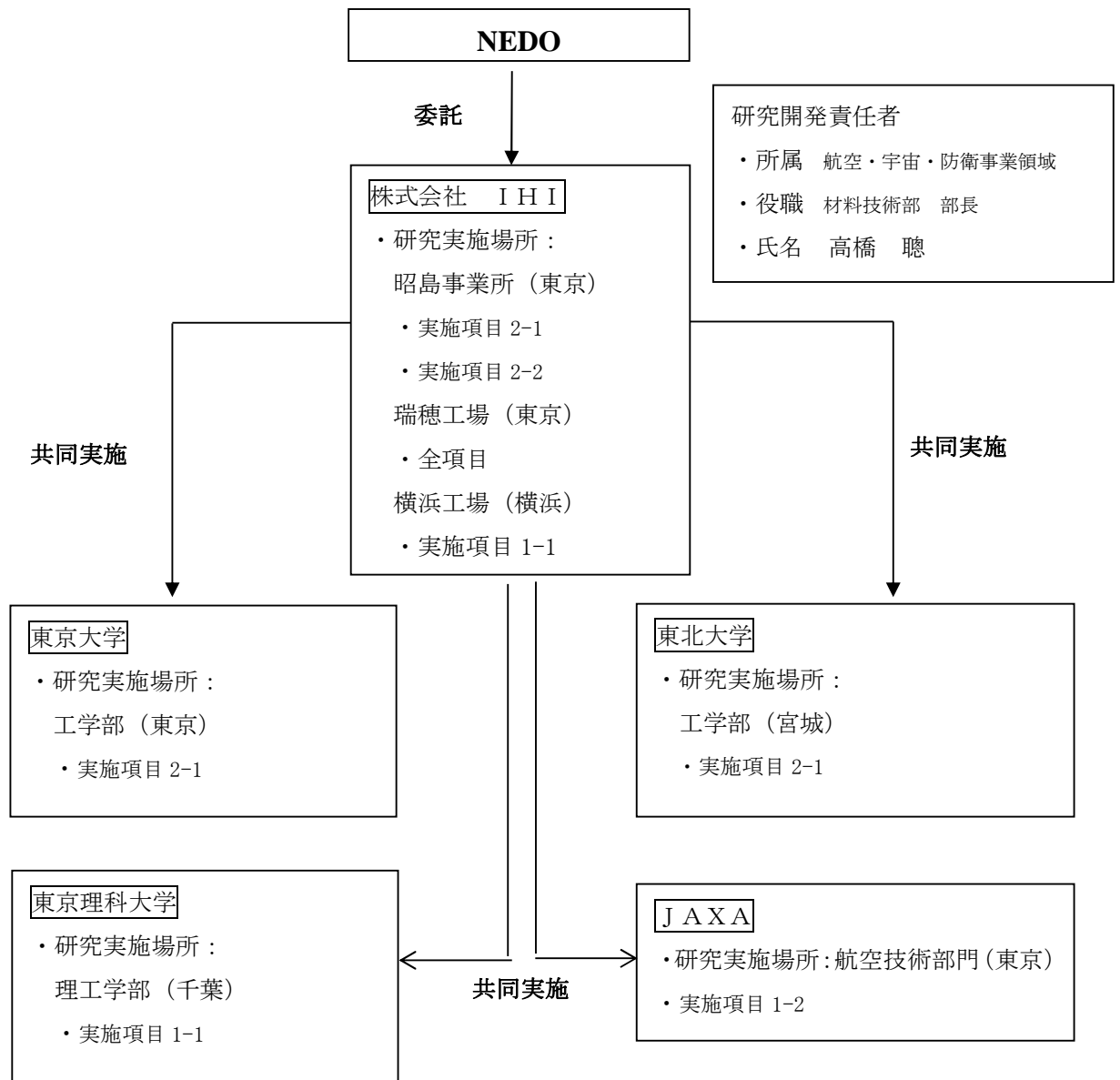


図 4 研究実施体制

(5) 運営管理

本委託研究は、プロジェクトリーダーとなる東京大学 航空学科 青木教授の指導を受けながら実施された。研究開始後3年目となる2017年度には中間評価が行われた。また、それ以外の各年度においては技術推進委員会にて有識者のレビューを受審し、研究の方向性を審議頂くと同時に、研究遂行に際し、有意義なコメント・助言を頂いた。関連する研究「次世代構造部材創製・加工技術開発」研究開発項目④-2を行っている、宇部興産(株)、シキボウ(株)、KHI(株)の間では、年に2回技術委員会にて各社の進捗状況を報告し、研究成果の横展開を図った。

(6) 実施の効果(費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度)

(CO2削減・省エネルギー)

CMC部品の実用化により、従来のニッケル部品より冷却空気を削減でき熱効率向上および軽量化による燃料削減とCO<sub>2</sub>排出量の削減が可能になる。CMCタービンシュラウドを航空エンジンに搭載した場合、金属製部品を搭載したエンジンに比べた場合の燃費削減効果は0.5%程度と推定される。

(売上)

小型エンジン(推力12-35k1bs)の市場規模とCMCシュラウドのシェアを以下に示す。

|             | 市場規模   | 提案者のシェア |
|-------------|--------|---------|
| 1年目(2031年度) | 2.85兆円 | 0.25%   |
| 2年目(2032年度) | 2.89兆円 | 0.25%   |
| 3年目(2033年度) | 2.92兆円 | 0.25%   |
| 4年目(2034年度) | 2.95兆円 | 0.25%   |
| 5年目(2035年度) | 2.98兆円 | 0.25%   |

市場規模算出の根拠：一般財団法人 日本航空機開発協会「民間航空機に関する市場予測2018-2038」のサイズ別ジェット旅客機運航機数および需要予測(図6-1参照)および機材サイズ別ジェット旅客機の販売予測(図6-2参照)より小型エンジンの市場規模を推定(参考：20年間の平均は、558×10億ドル/20年=279億ドル=2.79兆円)

シェア見通しの根拠：小型エンジンを搭載する機体の市場は機体メーカー2社が二分している。そのうちの1社の機体にエンジンを供給するエンジンメーカー2社のうち1社のエンジン開発プログラムへの参入を想定。CMC適用部品をタービンシュラウドと想定する。

シェア=50%(機体メーカー2社のうち1社)×50%(エンジン供給メーカー2社のうち1社のエンジンプログラムに参入)×1%(タービンシュラウド価格のエンジン

価格に対する割合) = 0.25%

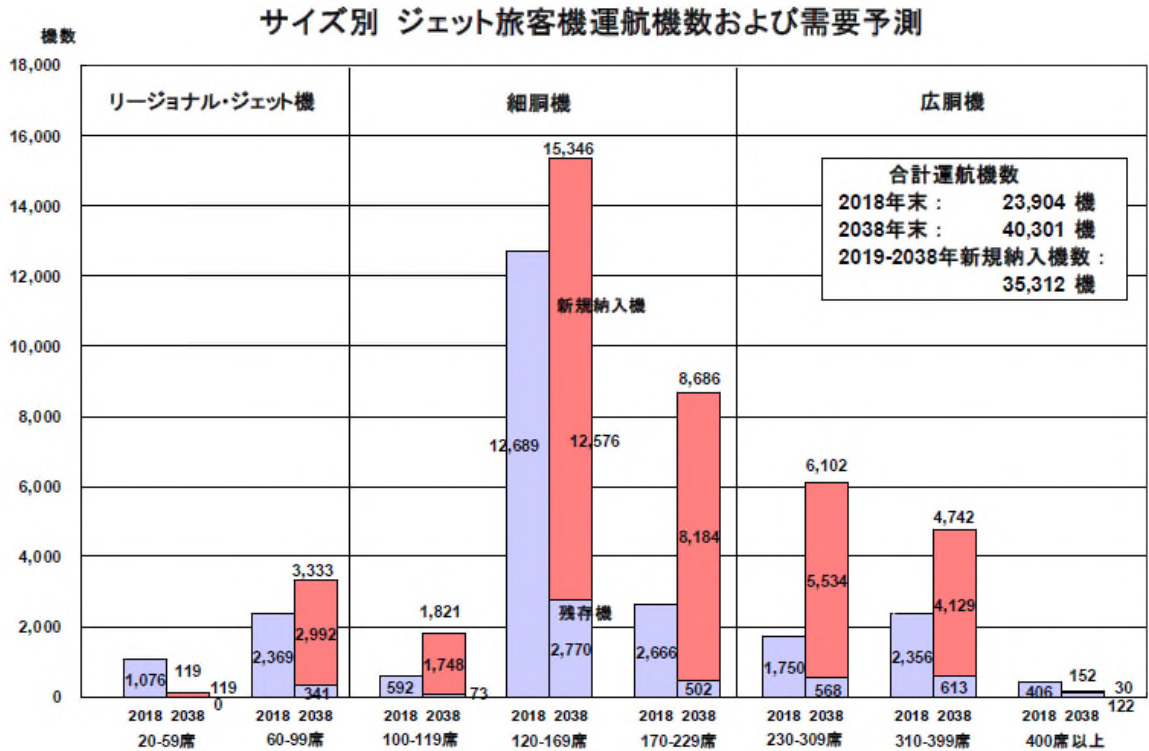
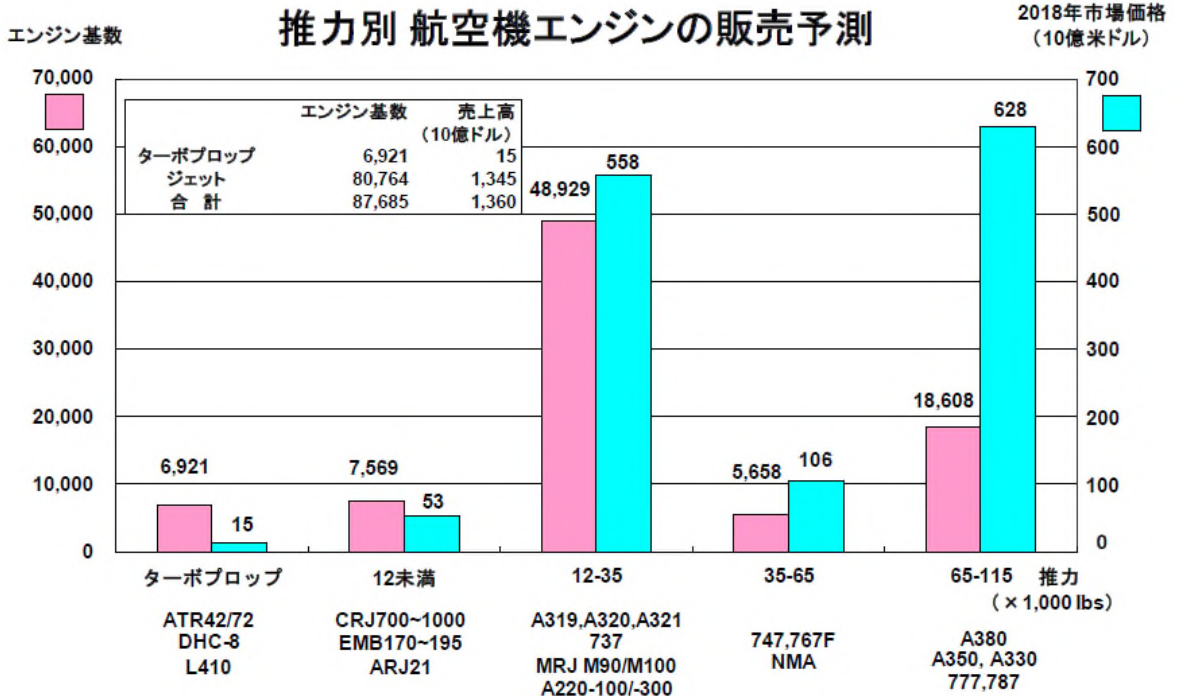


図 6-1 サイズ別ジェット旅客機運航機数および需要予測 (JADC)



\* スペアエンジンとして、機体搭載用エンジンの10%分を含む。

図 6-2 推力別航空機エンジンの販売予測 (JADC)

販売開始5年後経過までのCMCタービンシュラウドの売上の見通しを以下に示す。

|             | 売上   |
|-------------|------|
| 1年目（2031年度） | 71億円 |
| 2年目（2032年度） | 72億円 |
| 3年目（2033年度） | 73億円 |
| 4年目（2034年度） | 74億円 |
| 5年目（2035年度） | 75億円 |

(7) 研究開発成果

1) 最終目標の達成度

研究成果と目標の達成状況を以下にまとめる。

表 7.1 最終目標の達成状況

| 技術課題            | 最終目標（2019年度末）  | 最終目標の達成状況        |
|-----------------|--|------------------|
| 1 材料開発          | 複数バッチの材料データを取得する。  | 達成               |
|                 | 室温引張強度 200MPa 以上、1400℃×400Hr 曝露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。       | 達成<br>(平成 30 年度) |
|                 | 1400℃で高温タービン部品の耐環境コーティングに要求される耐久性を満足する。                            | 概ね達成             |
| 2 部品試作・評価       | 織物形状不良や繊維配向を予測可能な解析ツールを開発する。                                       | 達成<br>(平成 29 年度) |
|                 | 第 3 世代 SiC 繊維を用いた CMC 部品の試作、要素試験、およびエンジン環境試験を実施し、高温タービンへの適用に目途を得る。 | 概ね達成             |
| 3 高性能 SiC 繊維の開発 | マイクロ組織を模擬した解析手法にて破壊のクライテリアを設定する                                    | 達成               |
|                 | 開発した SiC 繊維が CMC 材料に適用可能であることを確認する。                                | 達成               |



## 2) 研究開発の成果と意義

### <要約>

航空機業界において、燃費改善と環境適合性向上に対する市場ニーズが高まっている。耐熱性に優れ軽量な長繊維強化 S i C / S i C 複合材料である CMC (Ceramic matrix composite) を高圧タービン部に適用することで冷却空気が削減され、燃費改善が見込まれる。世界的な CMC 開発情勢を鑑みると、開発競争は激化しており、次世代航空エンジンへ参入するためには、高圧タービンに要求される高い耐熱性と力学特性をいち早く達成する必要がある。本研究では繊維、界面、マトリクス、コーティングの耐熱性を向上させた材料の開発に加え、エンジン環境を模擬した部品形状での評価を実施した。実施項目は「材料開発」「部品試作・評価」「高性能 S i C 繊維の開発」の 3 部で構成されている。

#### 「材料開発」

エンジンの高圧タービン部材に適用される CMC のマトリクスへの要求は、高い耐熱性を有し、強化繊維と界面コーティングの環境への曝露を防ぐ保護性を有することである。1400℃×400Hr 以上の高圧水蒸気中でも CMC の強度低下が 12% に抑えられるマトリクスを開発し、これを適用した CMC を複数バッチ製造した。各バッチでの材料データを取得し、部品設計の成立性検証とともに、材料特性の安定性も評価し、優れた材料であることを立証した。

高圧タービン部では、高温環境下で水蒸気雰囲気に晒されるため、酸化や減肉から CMC を保護するための耐環境コーティング (Environmental Barrier Coating、EBC) が必要となる。選定した 1400℃ 級の EBC 候補材を用いて「ガス流(エロージョン)試験」、「ガス流(コロージョン)試験」、「ラビング試験」の耐環境性評価を実施し、必要な耐久性はおおむね満足できていることを確認した。さらに、EBC 開発で重要視され始めている「耐 CMAS 性」について、基礎知見を収集することで評価手法の標準化に目途を得た。

#### 「部品試作・評価」

開発材料を用いた高圧タービン向けシュラウド部品製造に取り組み、エンジン搭載試験に向けて複数部品を完成させた。シュラウドサポートへの組付け試験により、設計通りの寸法精度を満足し、エンジン搭載試験に供試可能であることを確認した。

高圧タービン部品適用に目途を得ることを目的として「熱サイクル試験」「フック部要素試験」を実施し、部品形状の開発材がエンジン環境に適用可能であることを示した。

#### 「高性能 S i C 繊維の開発」

耐熱温度 1400℃ をさらに向上させた高性能 S i C 繊維の CMC 適用化を繊維の特性評価によって検討した。繊維の耐熱性と屈曲性を両立したことで、CMC への適用可能性を見出し、1400℃ 級 CMC のさらなる耐熱性向上の可能性を示した。

CMC 材料の部品設計では織物の単位構造であるユニットセルにて繊維・マトリクス・気孔を平均化した物性を用いて解析を行っているが、各成分を考慮したメゾスケールモデルを開発

し、試験に対してよい一致を示すことができた。この結果を巨視的損傷解析の入力データとして使用する一連の解析手法を構築したことで、損傷のクライテリア設定が可能となり、破断予測が可能となる見込みを得た。

高圧タービン向けCMC部材を開発することを目標とし、第3世代の繊維を用いた材料開発と部材開発に取り組み、すべての目標を達成した。

## 研究開発の成果

### 7.2.1. 目的

航空機業界において、燃費改善と環境適合性向上に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量な部材としてCMC (Ceramic matrix composites)の実用化が望まれている。特に、長繊維強化SiC/SiC複合材料(SiC繊維とSiCマトリックスからなる複合材料)は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められてきた。

低圧タービン向けCMC部材では耐熱温度1100℃が達成されつつあるものの、高圧タービンでは更に高い耐熱温度と力学的特性が要求される。CMCの耐熱性を向上するためには、強度を負担する強化繊維に加えて、繊維を保護するマトリックスと応力を伝達する界面の耐熱性の向上が必要である。強化繊維については、同じ「次世代構造部材創製・加工技術開発」研究項目④-2「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」の中で、別テーマとして取り組まれている。ただし、GE社によるLEAPエンジンへのCMC適用が開始されるなど、現在CMCの開発競争は世界的に激化しており、次世代航空エンジンへの適用を目指すためには、構成基材のみならず、部材開発まで早急に着手する必要がある。そのためにはCMC部材の試作・評価、およびエンジンへの搭載を模擬した評価が必要となる。

以上の観点から、本研究ではCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、高圧タービン向けCMC部材を目標とした材料開発と部材開発を行うことを目的とする。

### 7.2.2. 実施項目

#### 7.2.2.1 材料開発

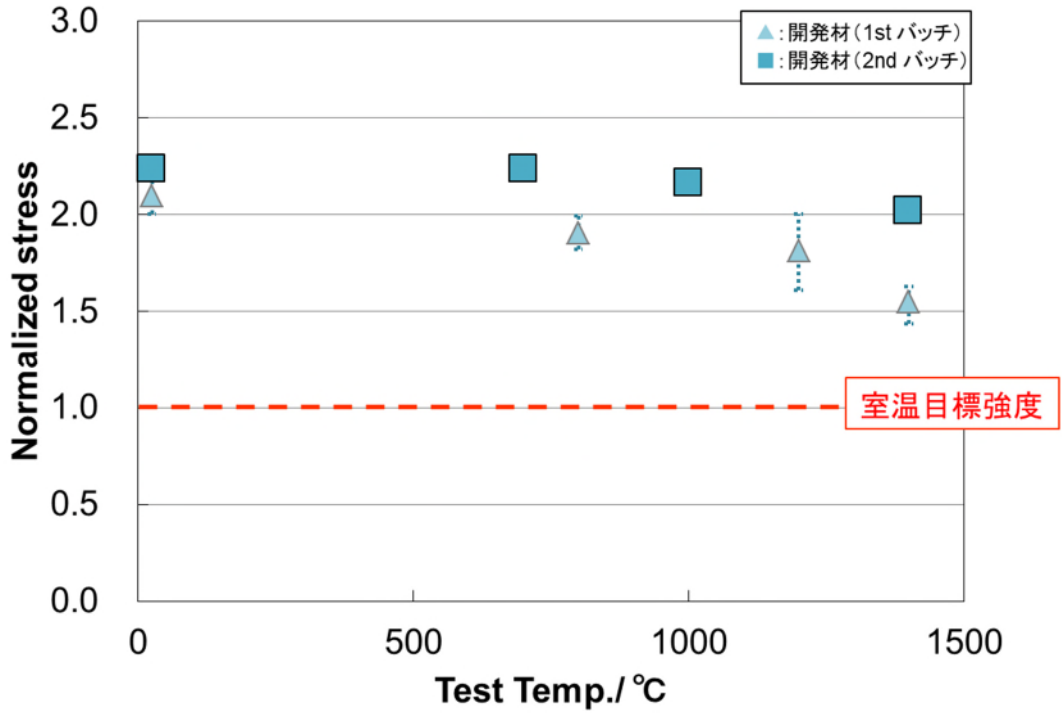
##### 7.2.2.1.1 開発材の評価

エンジンの高圧タービン(High Pressure Turbine、HPT)部材に適用されるCMCのマトリックスへの要求は、高い耐熱性を有し、強化繊維と界面コーティングの環境への曝露を防ぐ保護性を有することである。マトリックスに適用可能な材料の成立性を1400℃×400Hr以上の高圧水蒸気中曝露試験で検証した。開発したマトリックスを適用した1400℃級CMC(以降“開発材”と呼ぶ)の強度低下は12%とプロジェクト目標(20%以下)を超過達成している。最終年度は材料のデータ拡充と製造ロット間の安定性を評価するため、2ndバッチ(1stバッチは2018年度に取得)の材料試験片を製造・評価した。

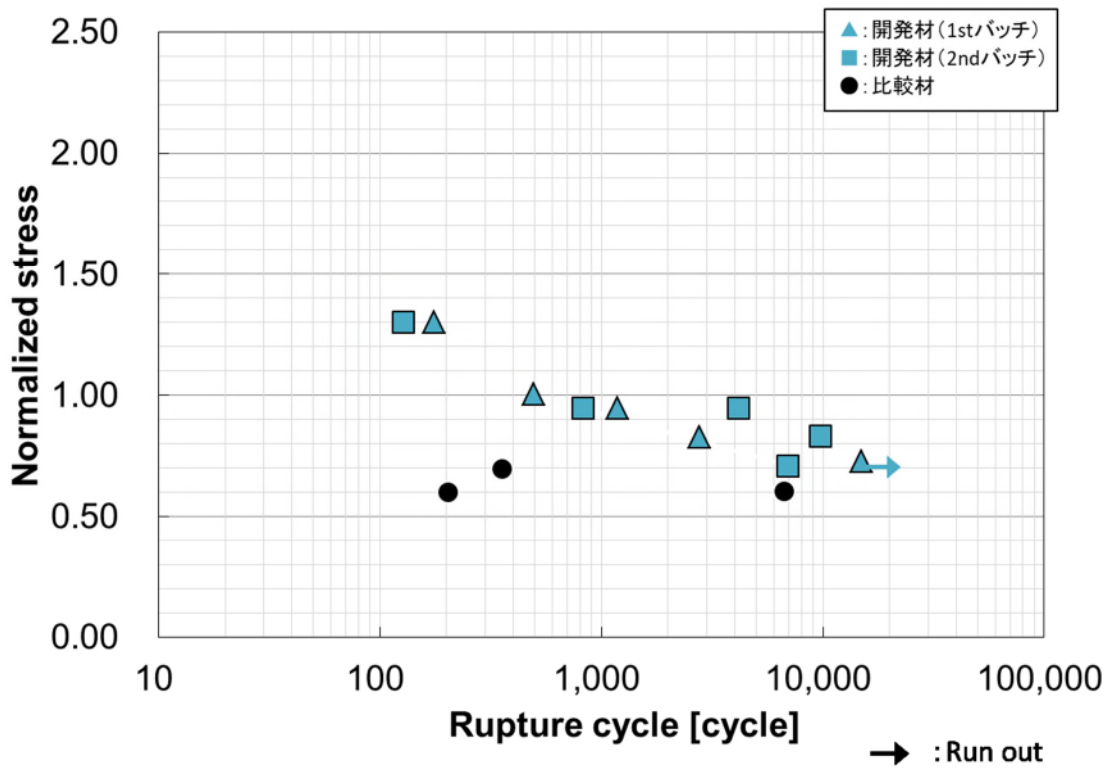
開発材(1stバッチ、2ndバッチ)を用いた強度試験の結果を図7.2.2.1.1-1(a)~(e)に示す。(a)に静的引張強度比較(RT~1400℃)を示す。図の縦軸は、室温の目標強度

(200MPa) を 1 とした。開発材は 1<sup>st</sup> バッチと 2<sup>nd</sup> バッチともに目標強度を達成していた。(b)に 1400°Cの引張疲労の寿命比較を示す。図の縦軸は、比較材（米国で一般的な熔融 Si による含浸を行った CMC）の室温強度を 1 とした。開発材は(1<sup>st</sup> バッチ、2<sup>nd</sup> バッチ)ともに、比較材と比べて長い寿命を持つことが分かった。(c)に引張クリープの寿命比較を示す。引張疲労と同様に比較材と比べて長い寿命を持つことが分かった。1<sup>st</sup> バッチと 2<sup>nd</sup> バッチの 700°C、800°C、1000°C、1200°Cの引張疲労の寿命比較を(d)に示し、引張クリープの寿命比較を(e)に示す。厳しい応力勾配が予想される温度域の材料データを拡充し、部品設計の成立性を確認した。

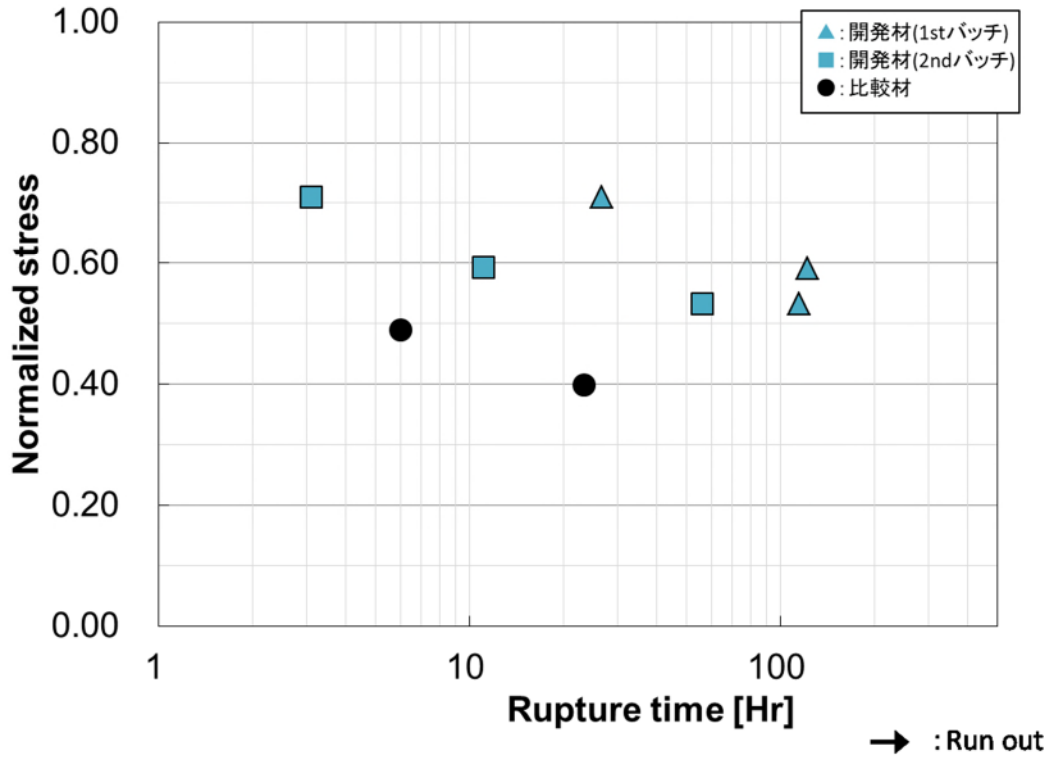
以上の試験結果から、1<sup>st</sup> バッチと 2<sup>nd</sup> バッチが目標強度を達成し、且つ材料が同等であることを確認した。目標としていた「開発材を用いた複数バッチでの強度特性取得」を達成し、安定した材料の製造が可能であることを示した。



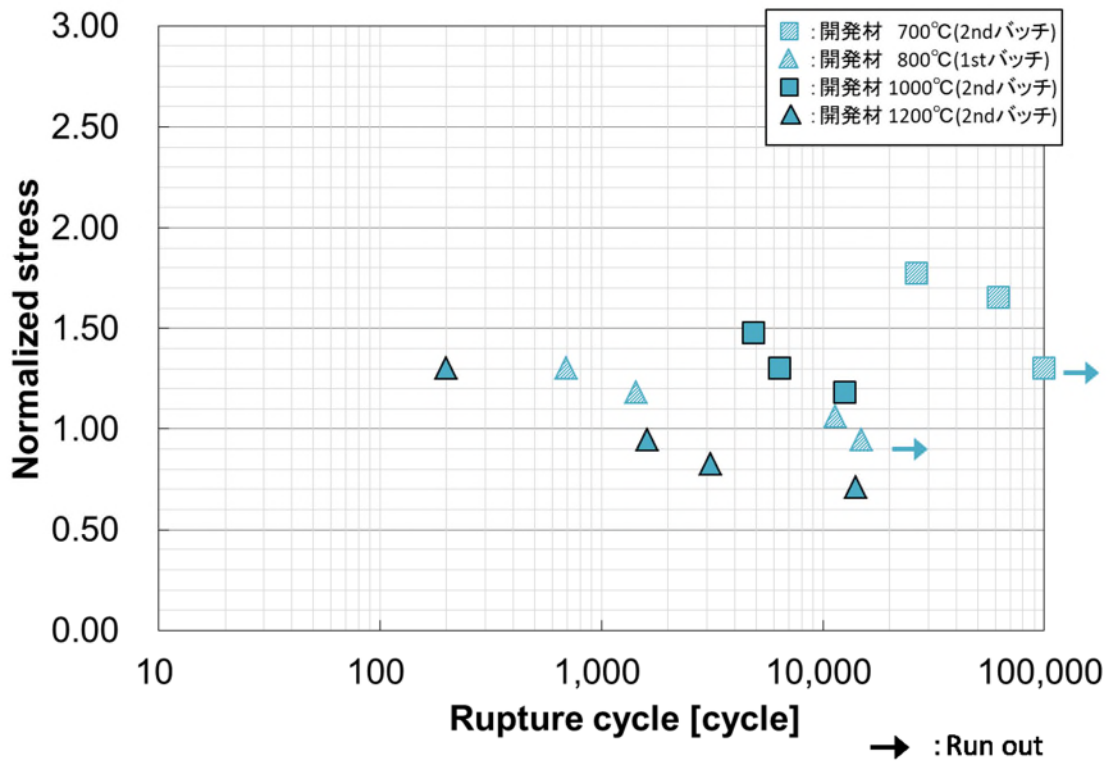
(a) 開発材と比較材の静的引張強度比較(RT~1400°C、大気中)



(b) 開発材と比較材の引張疲労強度比較(1400°C、大気中)

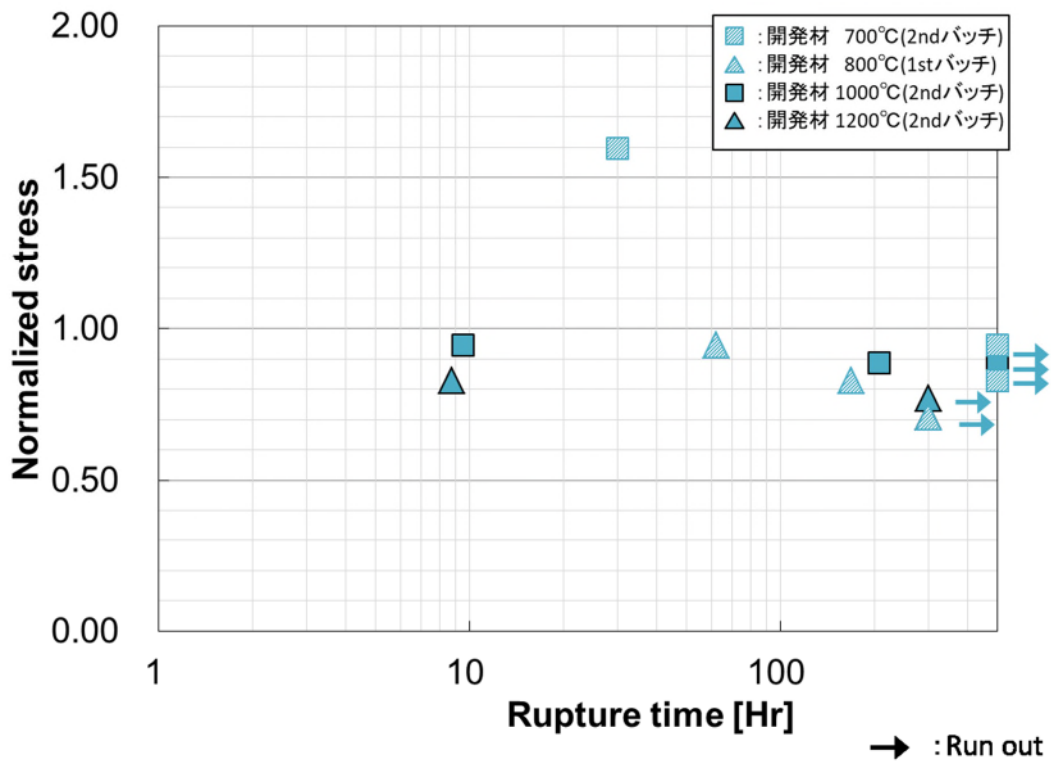


(c) 開発材の引張クリープ強度比較(1400°C、大気中)



(d) 開発材の引張疲労強度

(1stバッチ : 800°C、1200°C、2ndバッチ : 700°C、1000°C、大気中)



(e) 開発材の引張クリープ強度

(1<sup>st</sup> バッチ : 800°C、1200°C、2<sup>nd</sup> バッチ : 700°C、1000°C、大気中)

図 7.2.2.1.1-1 複数バッチ(1<sup>st</sup>、2<sup>nd</sup>)で取得した材料強度の温度変化



### 7.2.2.1.2. 開発材の高強度化

CMCの実機への適用は、タービンシュラウド等の発生応力に低い部品から始まっている。今後タービン静翼や動翼への適用が期待されるが、タービンシュラウドに比べて発生応力は一般に高くなり、CMCに求められる強度はより高くなる。これまで得られた開発の知見から、要求される設計強度を繊維の向き（配向制御）のみで達成することが難しいことから、繊維強度をより効果的に発現できる組織の調整が必要となる。

2018年度までの取り組みにより、繊維強度を効果的に発現可能なBN(Boron Nitride)界面やマトリクスの製造を可能としており、2019年度にはこれらの技術を適用し、繊維配向を調整した試験片を製造し(以降、“高強度開発材”と呼ぶ)、強度特性を取得した。

図 7.2.2.1.2-2(a)に開発材と高強度開発材の静的引張強度の比較を示しており、(b)に疲労強度の比較を示している。静的強度比較は室温の目標強度(200MPa)を1とし、疲労強度比較は比較材の静的強度を縦軸の1とした。高強度開発材では開発材に比べ、静的強度と疲労寿命が大きく向上した。

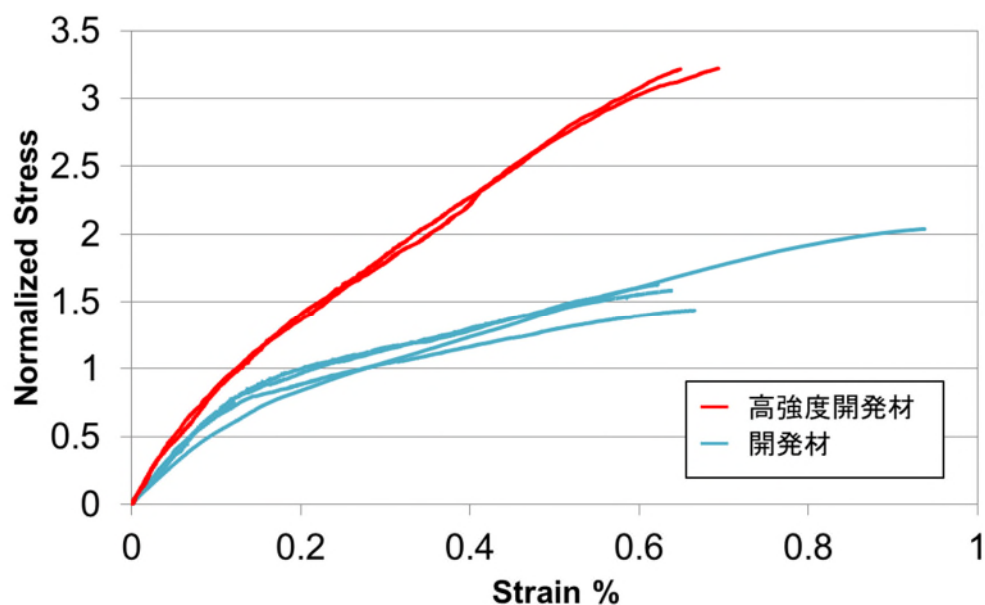


図 7.2.2.1.2-2 開発材と高強度開発材の応力歪み曲線比較

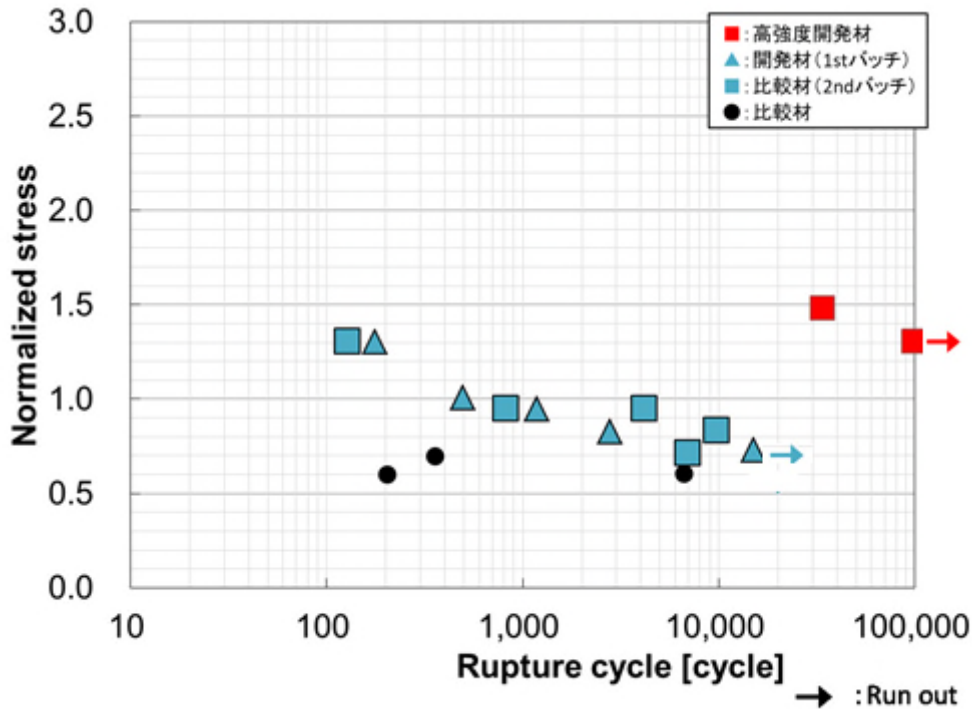


図 7.2.2.1.2-3 開発材と高強度開発材の疲労強度比較

#### 7.2.2.1.3. EBC 設計・施工技術

高圧タービン部では、高温環境下で水蒸気雰囲気に晒されるため、酸化や減肉から CMC を保護するための耐環境コーティング (Environmental Barrier Coating、EBC) が必要となる。耐環境コーティングの結合層は Si を主体とした開発が行われているが、Si の融点は 1414°C のため 1400°C 級 CMC への適用は難しい。本研究では、開発したマトリクスとの安定性等を考慮した 2018 年度の取り組みにより、材料系探索と溶射膜の改質によりコーティングの耐環境性を向上し、1400°C 級 EBC の候補材料を開発した。

EBC の耐環境性評価として、①「ガス流 (エロージョン) 試験」、②「ガス流 (コロージョン) 試験」、③「ラビング試験」を実施した。開発した EBC 候補材料は 1400°C で高温タービン部品の耐環境コーティングに要求される耐久性を概ね満足しており、エンジン搭載試験に適用可能であった。

世界の EBC 開発動向として、CMC を用いたエンジン部品の耐熱温度向上により、溶融 CMAS (大気中に浮遊する砂等の鉱物の総称、CaO、MgO、AlO<sub>1.5</sub>、SiO<sub>2</sub> を含有している) の付着で、EBC に浸食・反応し保護機能を失うことが新たな課題として認識され始めている。試験方法や条件など、開発の基礎となる知見を蓄積することを目的として、④「耐 CMAS 性」について評価した。

以下にそれぞれの試験結果について記載する。

##### ①「ガス流 (エロージョン) 試験」 (宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 共同研究)

1400°C の高速ガス流中では、空中に浮遊した粒子 (CMAS 等) が外気とともに吸気され、

コーティング表面上で溶融・凝固するデポジションとコーティング表面を衝突・摩耗するエロージョンが引き起こされる。2018年度までの試験でエロージョン/デポジションは粒子速度と表面温度により変化することが分かっている。JAXA の高温度落差バーナー試験装置を図 7.2.2.1.3-1 に示す。試験条件決定のため、空気流量、空燃比およびバーナー距離をパラメータとした際の表面温度および衝突速度の結果を図 7.2.2.1.3-2 に示す。この結果より、バーナー距離と表面温度、衝突速度との間には相関があることを確認した。本装置を用いて、粒子速度と表面温度とを変化させたパラメータスタディを実施し、図 7.2.2.1.3-3 に示すエロージョン/デポジションの遷移領域(速度 vs 温度)のマップを作成した。

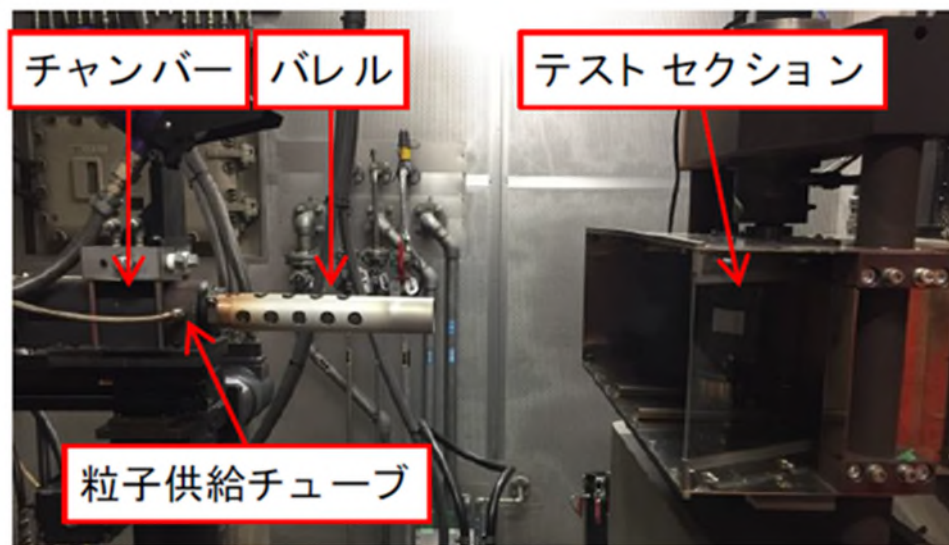
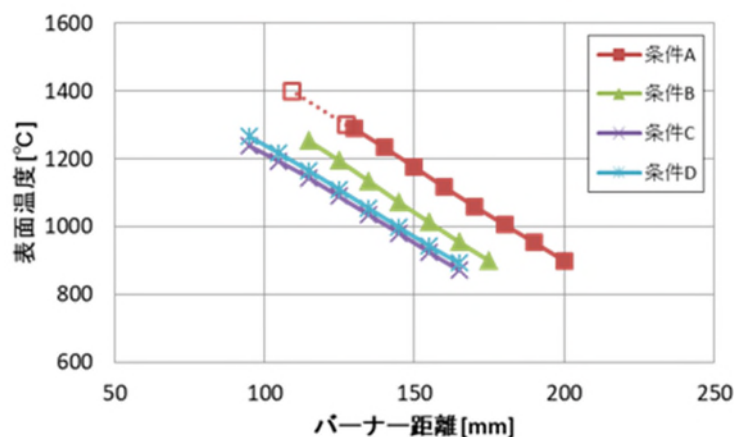
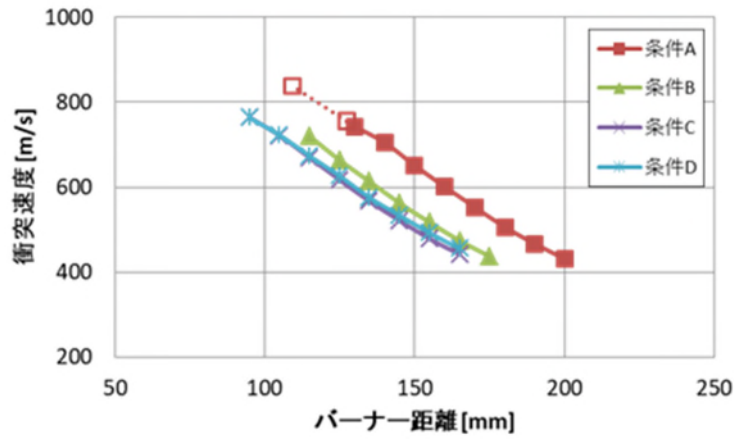


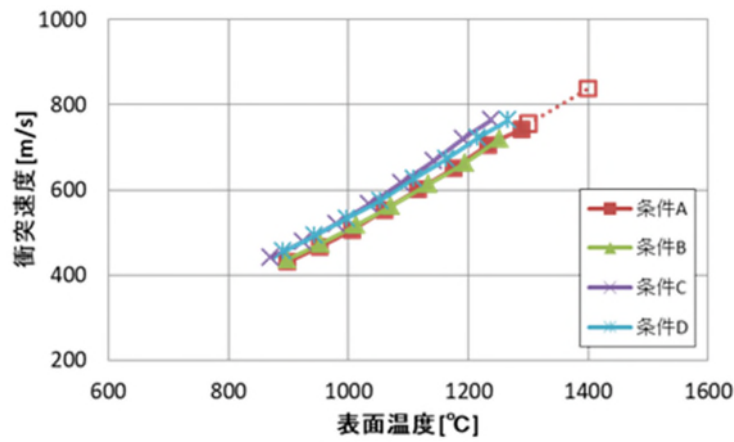
図 7.2.2.1.3-1 高温度落差バーナー試験装置の外観画像



(a) バーナー距離による試験片表面温度の変化

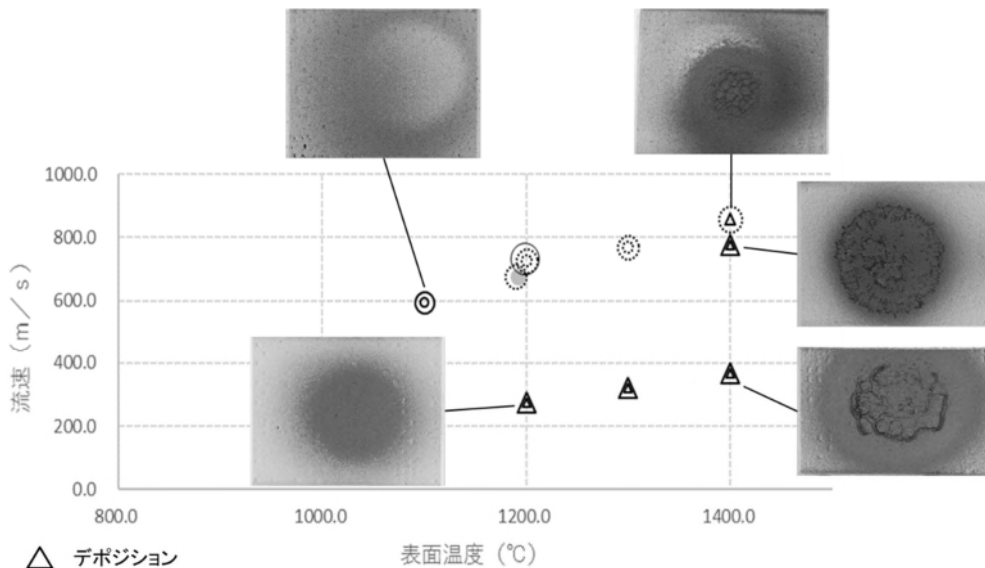


(b) バーナー距離によるメディア衝突速度変化



(b) メディア衝突速度と表面温度の相関

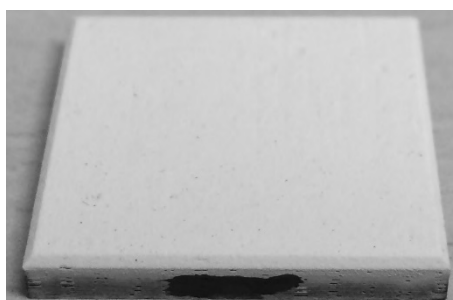
図 7.2.2.1.3-2 バーナー距離に対する表面温度、衝突速度の相関



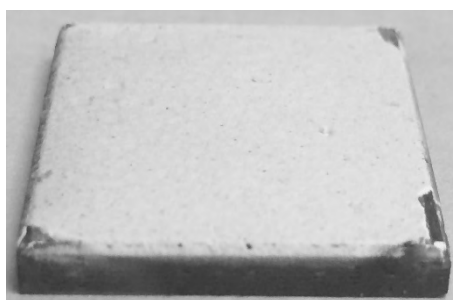
- △ デポジション
- 弱いデポジション
- 剥離とデポジションの共存
- エロージョン

図 7.2.2.1.3-3 試験条件に対するエロージョン/デポジションの相関

図 7.2.2.1.3-3 のエロージョン/デポジションマップを基に、実際のエンジン環境により近い条件を選定し、閉鎖環境のエロージョン試験をオハイオ州立大学（以降 OSU と呼ぶ）で実施した。図 7.2.2.1.3-4(a)に試験に供試した EBC 候補材の外観画像を示し、図 7.2.2.1.3-4 (b)にエロージョン試験後の外観を示す。シユラウドへの粒子衝突を模擬したエロージョン試験より、開発材は要求されるガス流(エロージョン)への耐久性を有していた。



(a)試験前



(b)試験後（エッジ部は治具への固定により剥離）

図 7.2.2.1.2-4 閉鎖環境のエロージョン試験(OSU 実施)前後の EBC 外観  
(粒子衝突角度：30°)

## ②「ガス流(コロージョン)試験」

高温高圧の水蒸気を含む燃焼ガス流により、エンジン部材の EBC は減肉や剥離を引き起こす。エンジン環境を模擬した燃焼ガス流試験を、電力中央研究所（以下電中研）の燃焼ガス流曝露試験装置を用いて実施し、曝露時間による EBC の剥離性を評価した。

試験装置の概要を図 7.2.2.1.3-5 に示す。装置全体は燃焼器、試験部から構成され、燃料にはプロパンガスを用いている。

曝露時間ごとの試験片外観を図 7.2.2.1.2-6 に示す。200Hr 以上の曝露により、EBC の剥離が試験片端部以外の一部で発生している。課題が残るものの、開発材でもエンジン搭載試験で要求される、数百時間のガス流(コロージョン)への耐久性を概ね満足していた。

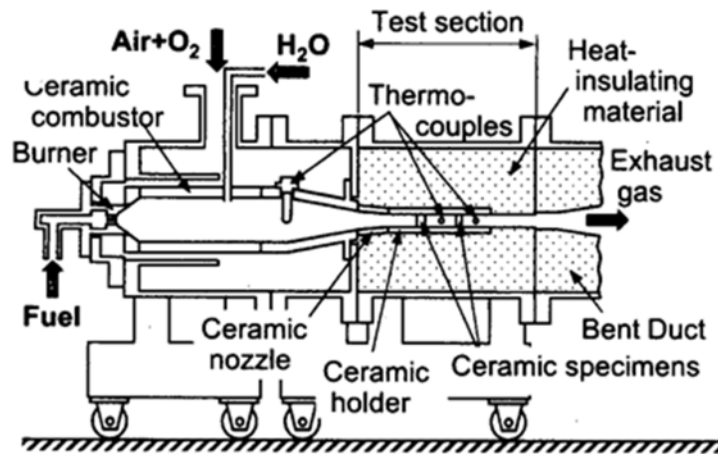


図 7.2.2.1.3-5 燃焼ガス流曝露試験装置の概要

出典：Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers.

A 69(682)、1046-1053、2003-06-25



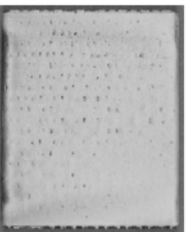

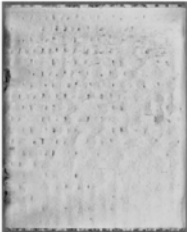

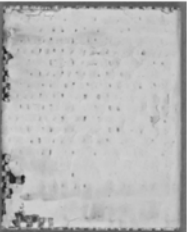
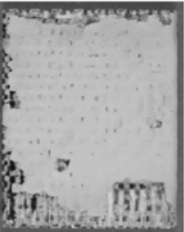
| 曝露時間      | 0 h   | 10 h  | 20 h   | 50 h  |
|-----------|---|---|--|---|
| 試験体<br>外観 |   |   |   |   |
|           | 上流 ⇒ 下流   | 上流 ⇒ 下流   | 上流 ⇒ 下流  | 上流 ⇒ 下流   |
|           |   |   |  |   |
|           |   |   |  |   |
| 曝露時間      | 100 h   | 200 h   | 250 h  | 400 h   |
| 試験体<br>外観 |  |  |  |  |
|           | 上流 ⇒ 下流   | 上流 ⇒ 下流   | 上流 ⇒ 下流  | 上流 ⇒ 下流   |
|           |   |   |  |   |
|           |   |   |  |   |

図 7.2.2.1.3-6 曝露時間経過による試験片表面の EBC 変化

(上流：燃焼器側の設置面、下流：排ガス側の設置面)

### ③ 「ラビング試験」

エンジン部材の形状や熱膨張差により、シュラウドと動翼が接触（ラビング）することで、EBC を削り取る現象が起こり得る。エンジン環境を模擬した条件のラビング試験を、Oerlikon Metco 社のラビング試験装置を用いて実施した。高速回転するブレードに加熱した試験体を押し付けることで、EBC のラビング特性を評価している。図 7.2.2.1.3-7 に



試験後のCMC基材外観を示す。実機を模擬した試験条件において、トップコートの硬さが金属ブレードの硬さを上回ったため、ブレード先端がEBCに削られるとともに融着(metal transfer)していた。一部の試験条件ではEBCの欠け・剥がれ(spallation)が確認された。融着、欠け・剥がれの面積は、ブレード先端厚さや削り込み深さが増加するに従い広がる傾向を示したが、実機に近い条件では大規模なEBC剥離は発生せず、要求されるラビングへの耐久性を有していた。

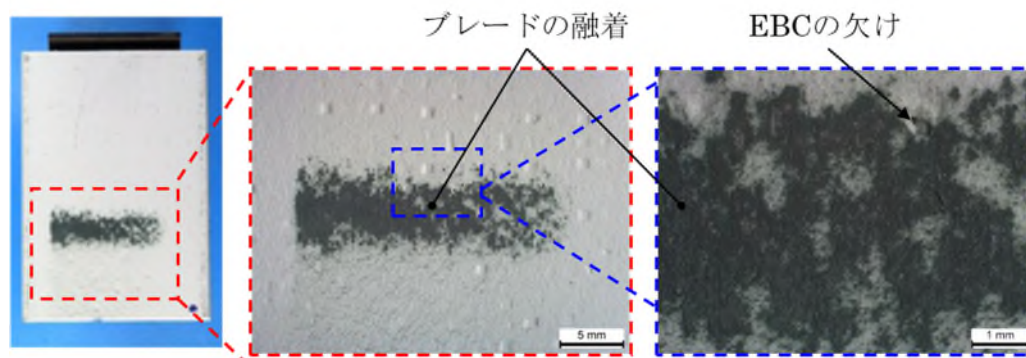


図 7.2.2.1.3-7 実機に近い条件でのラビング試験後のコーティング外観

#### ④「耐 CMAS 評価の基礎的検討」

大気中に浮遊した砂が燃焼ガスで熔融しエンジン部材に付着すると、熔融した砂(CMAS)はEBCに浸透し反応することが知られている。エンジン部材の耐熱性向上に伴い、熔融したCMASによるEBCの耐環境性低下が新たな課題として認識されてきている。そこで、評価手法や基礎データの取得を目的とし、1400℃大気中におけるCMASとの反応性評価の基礎検討を実施した。図7.2.2.1.3-8に1400℃における耐CMAS評価後のEBC断面を示す。試験は、EBC表面に代表的なCMAS成分を適量載せ、1400℃に5時間大気中で曝露した。その後、EBCの組織変化を確認した。CMASによるEBC表層の侵食が確認され、EBCとしての保護機能は低下していることが予測できる。熔融したCMASがEBCを浸食した部分を評価することで、今後本格的な開発時に必要となる耐CMAS性の評価手法の標準化に目途を得た。

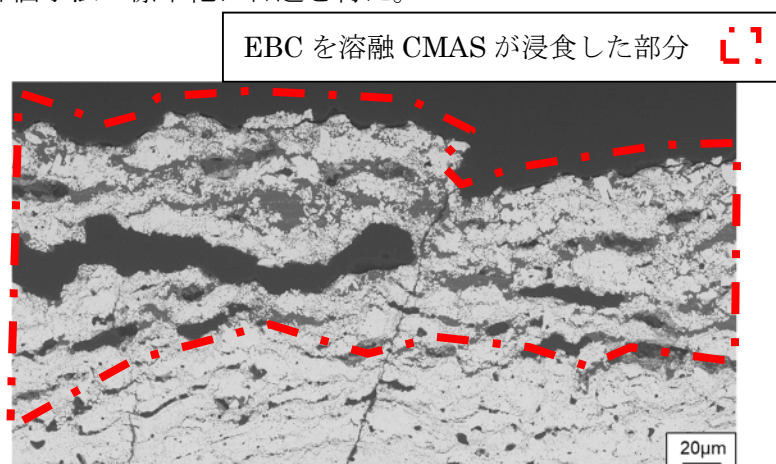


図 7.2.2.1.3-8 従来 EBC の耐環境性試験後の浸食挙動

#### 7.2.2.1.4. 素材健全性評価

製造技術の一部として、製品生産を見据えた CMC 素材に対する健全性評価方法の構築について取り組んでいる。本開発材・素材は三次元構造を持った複合材料であり、健全性評価には、非破壊的な手法による内部組織・構造の三次元定量法の開発が必要である。これまでの検討で、技術的実現性が最も高いのは X 線 CT データを使った定量法であることが分かっている。①「X 線 CT 撮影条件の最適化」、②「CMC 素材の要素抽出」、③「複雑形状の CMC 素材の要素抽出」、④「X 線 CT 結果を用いたシミュレーション」の 4 項目の検証により、製品生産に適用可能な素材の健全性評価方法を検討した。

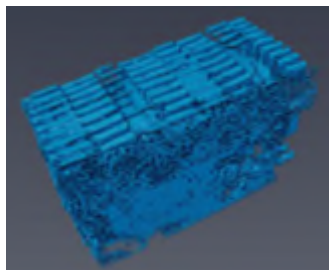
##### ①「X 線 CT 撮影条件の最適化」

開発材は、マトリクスに含有される元素の影響によって、一般的な X 線 CT 撮影方法では素材内部の詳細な組織構造の観察を行うことが困難であった。X 線 CT データ取得条件の検討を行い、X 線源、露光時間、フィルタを最適な条件に設定することと、最適な再構成ソフトウェアを使用することで、組織構造を鮮明に観察可能となった。

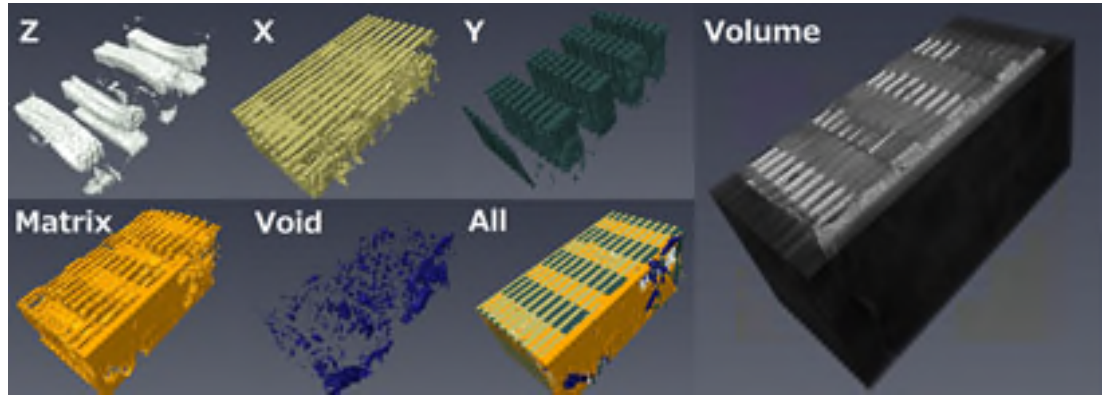
##### ②「CMC 素材の要素抽出」

素材内部の各要素定量には X 線 CT 画像から、素材以外の空気部分、繊維束、マトリクス、マトリクスに含まれる空隙を分離抽出する必要がある。一般的な手法である CT 値（輝度値）を使ったセグメンテーション（領域分け）では、開発材の各組織の分離が困難であった。しかし、2.1.4 ①の成果により X 線 CT の撮影条件を最適化したため、目視により各組織が識別でき、画像・パターン認識を得意とする Deep Learning の適用が可能となった。そこで、Deep Learning の適用により CMC 材の要素抽出が可能であるかを検証した。

図 7.2.2.1.4-1 (a)に従来条件の画像から要素を抽出した像を示し、図 7.2.2.1.4-2(b)に最適条件の画像から Deep Learning 手法を用いて、要素を抽出した像を示す。図 7.2.2.1.4-2(a) ではマトリクスのみ抽出が可能であったが、図 7.2.2.1.4-2(b)では各方向の繊維束や空隙の抽出も可能となった。



(a) 従来条件の画像を用いた CT 値での要素抽出  
(マトリクスのみ抽出可能)



(b) 最適条件を用いた Deep Learning による要素抽出  
(全要素を抽出可能)

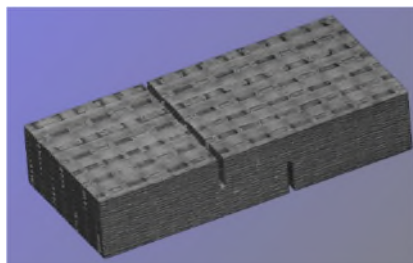
図 7.2.2.1.4-1 撮影条件と要素抽出方法を変更したセグメンテーションの比較

### ③ 「複雑形状CMC素材の要素抽出」

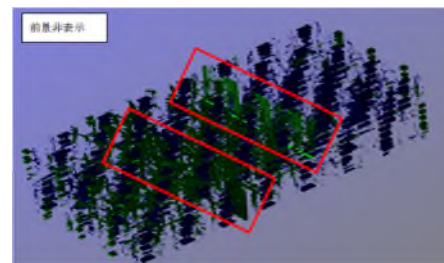
開発材の繊維束、マトリクスなどの各要素を試験片サイズで抽出可能であることを実証したが、製品生産を見据えるとこれらのマイクロ構造を複雑形状の試験体や部品でも安定して定量が出来る必要がある。昨年度までのトライアルで明らかになっている課題として、(i)ノッチ部と空隙の分離と(ii)屈曲織物における繊維束配向の検出がある。繊維束方向算出、ボイド抽出、CT 値保証ソフトウェアを開発材向けにカスタマイズし、これらの適用性について検証を実施した。

#### (i)ノッチ部と空隙の分離

ノッチなどスリット形状を含むCMC素材は、スリットを空隙と判定してしまい、正しい空隙分布や空隙率を抽出することが困難であった。今年度の取り組みで、CADデータを参照してスリットのような形状を空隙抽出から除外するようなアルゴリズムを実装し、この能力検証を行った。図 7.2.2.1.4-2(a)にノッチ形状を持つCMC画像を示し、図 7.2.2.1.4-2(b)に空隙の要素抽出を行った画像を示す。空隙を抽出した画像ではノッチ部を空隙として誤判定せずに、試験体全域の空隙抽出が可能であることを実証した。



(a) ノッチ付きCMC素材の外観

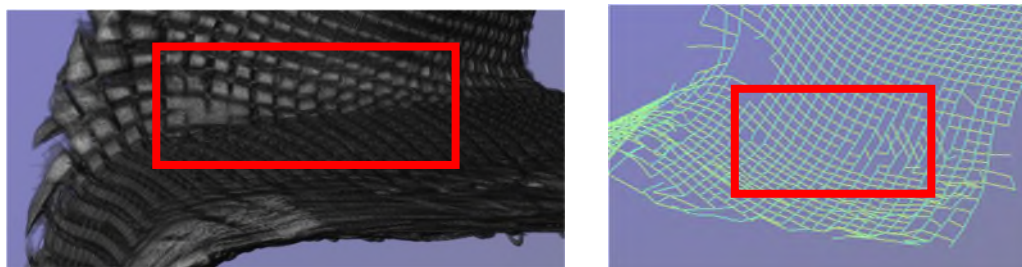


(b) 空隙抽出画像

図 7.2.2.1.4-2 カスタマイズしたソフトウェアを用いた空隙要素抽出

#### (ii)屈曲織物における繊維束配向の検出

CMC部品形状において大きな角度を持つ屈曲部の繊維束配向の算出は従来困難であった。このため、図 7.2.2.1.4-3 (a) 赤枠部のように 90° 程度の屈曲部に対して、繊維束配向を抽出する検証を行った。結果を図 7.2.2.1.4-3 (b) に示す。(a) と対応する (b) 赤枠部において繊維束配向を示す緑線を抽出できることが確認でき、大きな角度の屈曲を持った部品形状に対しても、全域の繊維束配向を算出出来ることを実証した。



(a) 複雑形状CMC素材の外観

(b) 繊維束配向抽出画像

図 7.2.2.1.4-3 カスタマイズソフトウェアを用いた複雑形状での繊維束配向の検出

#### ④ X線CT結果を用いたシミュレーション

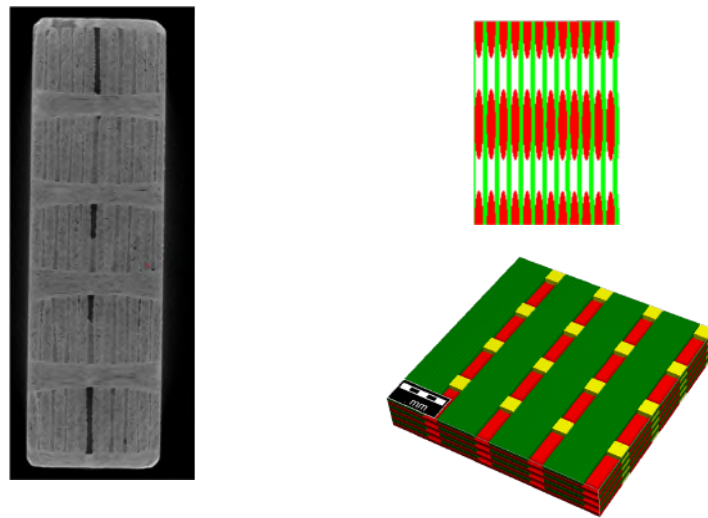
損傷が入ったCMCの健全性評価として、繊維束とマトリックスの複数相で構成されたCMCのひずみや剛性のシミュレーションを実施した。CMC材は損傷の進展による剛性の変化などの予測が難しく、シミュレーションを実施するにあたり、複数相を含んだベースを作成する必要があった。このため本開発では複数相を含んだシミュレーションベース作成を、X線CTの3次元データを基に行った。図 7.2.2.1.4-4 に示すように、3次元的に織られた繊維束を繰返し構造としてモデルを作成した。

作成したモデルと、実際のCMC試験片に対して荷重レベルを増やしながら荷重の負荷除荷の引張試験を行い、その結果をもってシミュレーションとの合わせこみを行った。式 7.2.2.1.4-1 などの損傷を含めパラメータを合わせこみ、得られた負荷除荷の試験結果を図 7.2.2.1.4-5 に示す。結果として、実測値とシミュレーションの間で良い一致が得られた。この合わせこみ結果から、損傷等を含めたひずみ、剛性の予測を進めていく。



$$\text{Damage} = 1 - \frac{E_U}{E_L} \dots \dots \text{(式 2.4.1-1)}$$

$E_U$  : 除荷時の剛性、 $E_L$  : 最初の負荷時の剛性



(a) X線 CT 結果  
(2D 断面)

(b) 作成したシミュレーションベース  
(上)2D 断面、(下)3D 表示

図 7.2.2.1.4-4 X線 CT 結果と CT 結果を基にしたシミュレーションベース

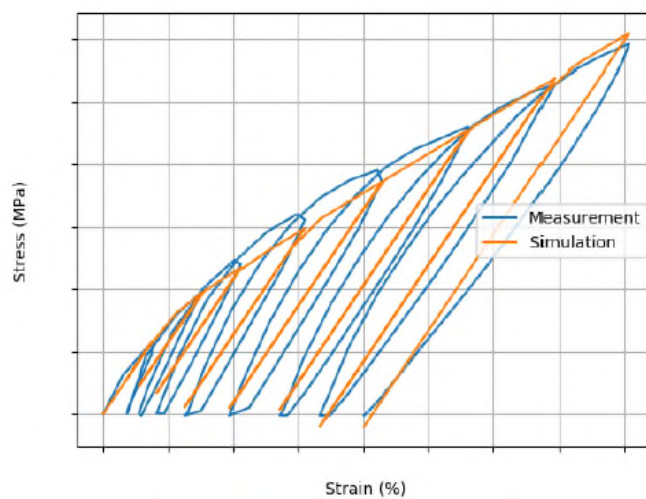


図 7.2.2.1.4-5 負荷除荷試験の実測とシミュレーション結果

7.2.2.2. 部品試作・評価

#### 7.2.2.2.1. CMC 部品設計・製造技術

7.2.2.1 項の開発材を高圧タービン向けシュラウド部品に適用し、エンジン搭載試験に向けて複数部品の製造を完成させ、安定した品質で開発材を製造可能であると実証した。

図 7.2.2.2.1-1 に製造したシュラウド部品の外観写真を示し、図 7.2.2.2.1-2 にシュラウドサポートに製造部品を組付けた様子を示す。設計通りの寸法精度を満足しエンジン搭載試験に供試可能であることを確認した。

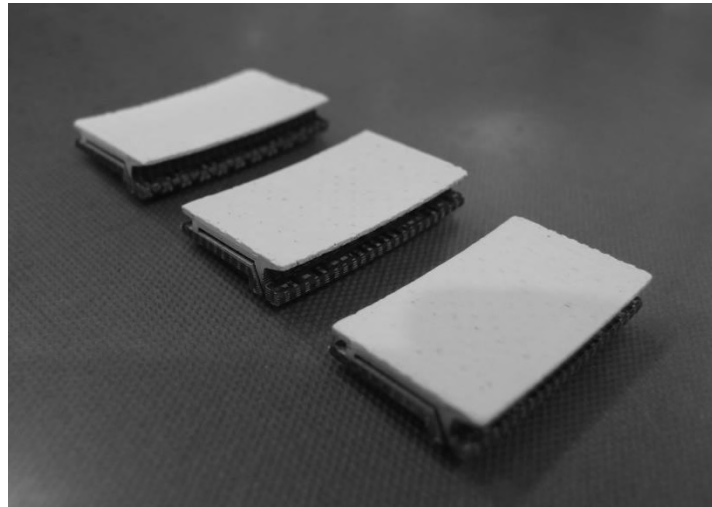


図 7.2.2.2.1-1 CMCシュラウド部品の外観



図 7.2.2.2.1-2 CMCシュラウド部品をエンジン部品(シュラウドサポート)に組付けた際の外観

#### 7.2.2.2.2. CMC 部品評価技術

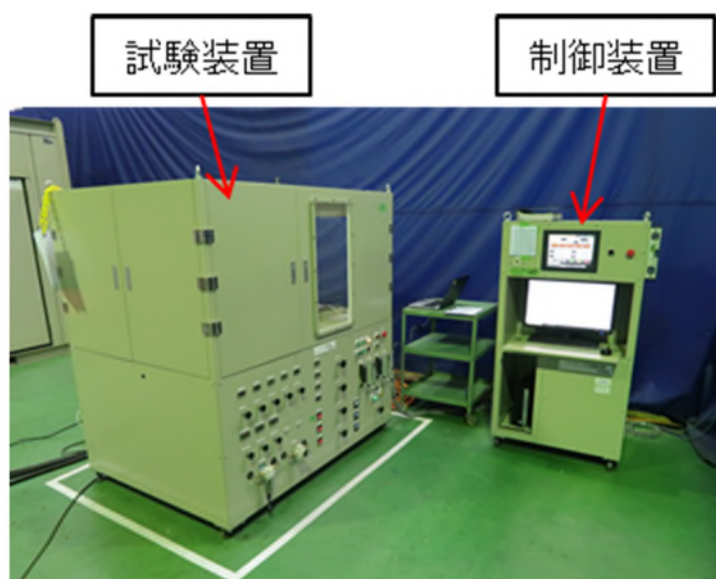


CMC部材の高圧タービン部品適用に目途を得ることを目的とした、要素試験として①「フック部要素試験」、およびエンジン環境試験として②「熱サイクル試験」を実施した。両試験結果より、開発材の高圧タービンへの適用に目途を得た。

以下にそれぞれの試験結果について記載する。

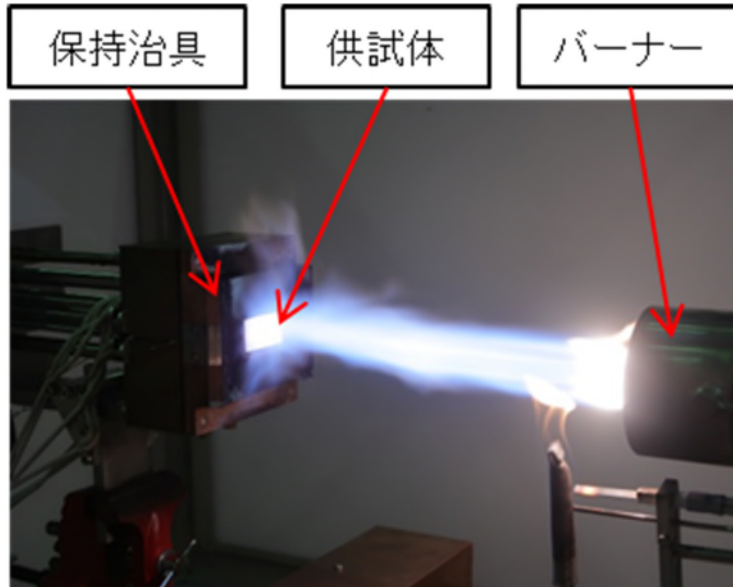
#### ① 「熱サイクル試験」

シュラウド部品形状の開発材を用いて、エンジン環境を模擬した条件の熱サイクル試験(1000 サイクル)を実施した。試験機材の外観を図 7.2.2.2.2-1(a)、(b)に示す。装置全体は供試体を加熱する試験装置と、制御や記録を行う制御装置から構成され、試験装置内部に設置されたバーナーにより供試体を加熱する機構となっている。供試体外観を図 7.2.2.2.2-2 に示し、試験時の供試体温度測定位置を図 7.2.2.2.2-3(a)と(b)に示す。図 7.2.2.2.2-3(c)に代表的な温度履歴を示す。バーナー中心部となるパイロ 2 で目標温度の1400℃となるように加熱条件を設定した。また、加熱サイクルは実機のテイクオフを模擬して昇温 60sec、保持 120sec、冷却 60sec となるように設定した。熱サイクル試験前後の供試体外観を図 7.2.2.2.2-4(a)と(b)に示す。加熱面表層のCMC基材に損傷はなく、EBCの大規模な剥離も見られないことから、高圧タービンへの適用は可能であることが確認された。



(a) バーナーリグ試験装置全体

図 7.2.2.2.2-1 熱サイクル試験機の外観



(b) 加熱中の試験装置内部

図 7.2.2.2.2-1 熱サイクル試験機の外観

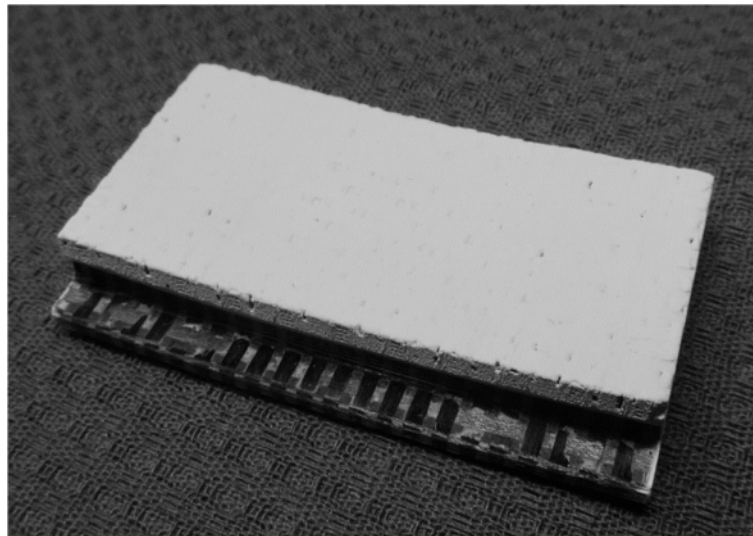
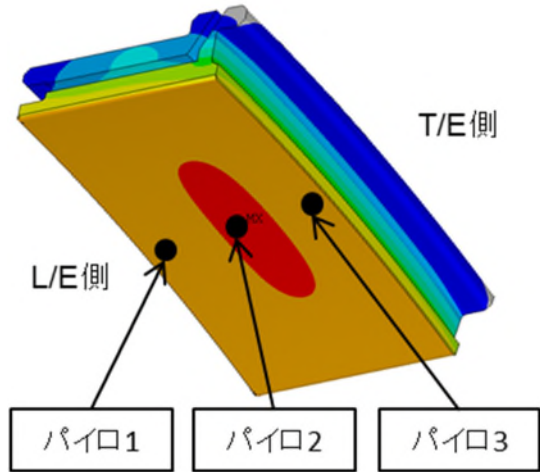
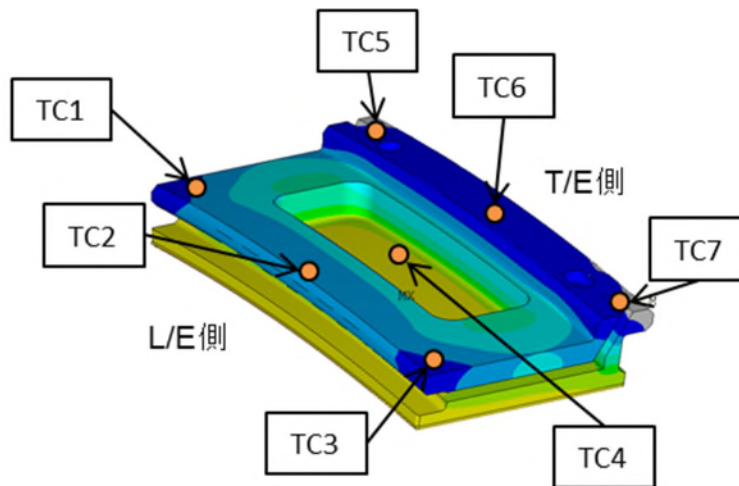


図 7.2.2.2.2-2 試験前供試体の全体画像

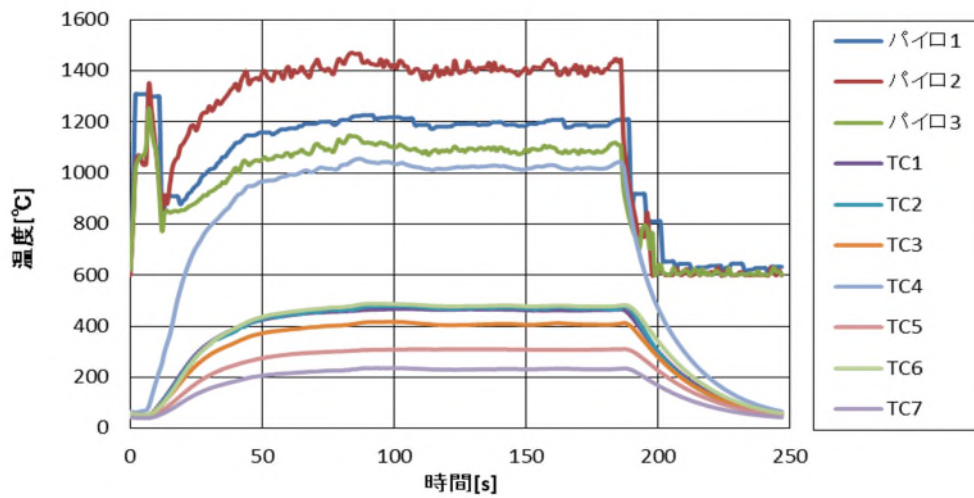
(白色部：EBC 施工部分、格子柄部分：CMC 基材)



(a) 供試体の温度計測位置(バーナー加熱面)

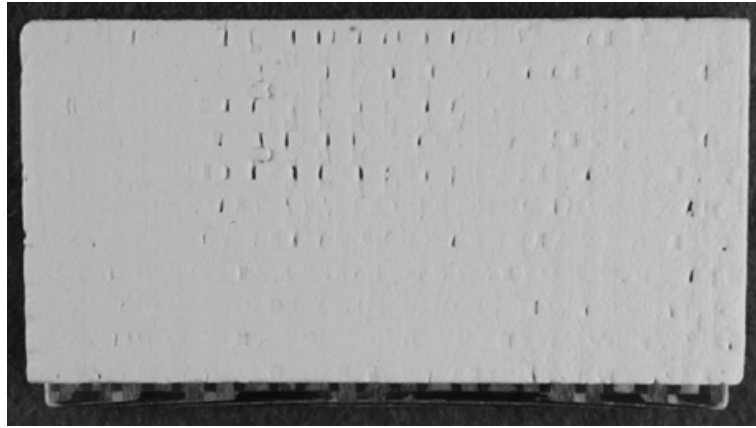


(b) 供試体の温度計測位置(裏面)

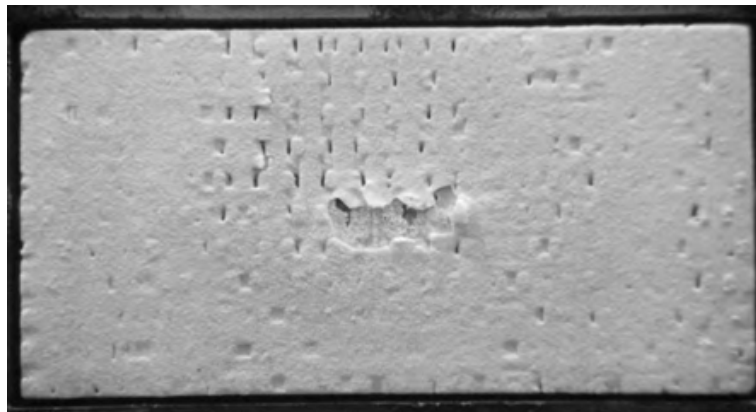


(c) 各温度計測位置での代表温度履歴

図 7.2.2.2-3 サイクル加熱中の供試体温度変化



(a) 熱サイクル試験前(0cycle)



(b) 熱サイクル試験後(1000cycle)

図 7.2.2.2.2-4 バーナーリグ試験前後での EBC 外観変化

## ②フック部要素試験

シュラウドには温度差によって生じる熱応力と、主流と二次空気の差圧により発生する応力が作用する。差圧に相当する荷重を作用させ、強度発現性の確認および設計手法の妥当性を確認することを目的に、フック部強度試験では静的破壊試験と疲労試験を実施した。

供試体はシュラウドフック部の発生応力を模擬する形状とし、エンジン試験条件を想定して強度を実証できる荷重負荷条件を設定した。供試体と試験治具を図 7.2.2.2.2-5 に示す。

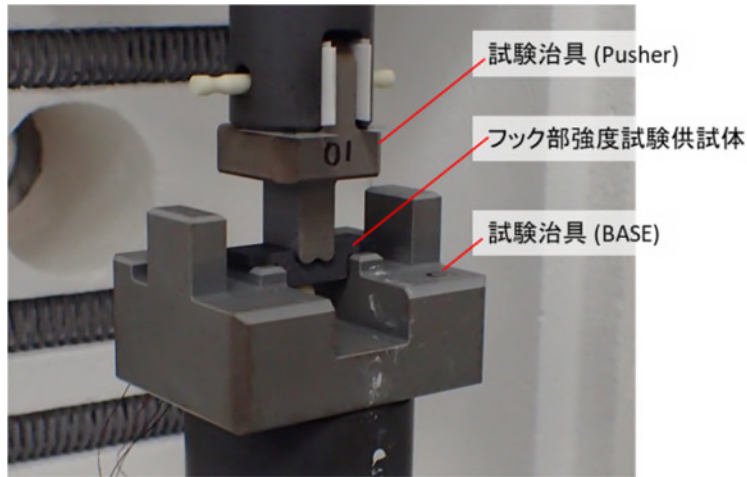


図 7.2.2.2.2-5 フック部強度供試体と試験治具

静的破壊試験はエンジン試験条件を考慮し、高温大気中で試験を実施した(試験体：2体)。試験結果を表 7.2.2.2.2-1 に示す。破断荷重は設計上の目標が 1.0 となるように正規化している。いずれも破断荷重はエンジン試験条件を想定した荷重に比べ、3 倍程度であった。供試体の試験後外観を図 7.2.2.2.2-6 に示す。

表 7.2.2.2.2-1 フック部強度試験 静的破壊試験の結果

| Test No.  | Normalized Failure Load |
|-----------|-------------------------|
| Tensile-1 | 3.00                    |
| Tensile-2 | 3.16                    |



図 7.2.2.2.2-6 静的試験後の試験片外観

エンジン試験条件を想定した荷重と比較した LCF 試験結果を表 7.2.2.2.2-2 に示し、供試体の試験後外観を図 7.2.2.2.2-7 に示す。静的強度と同様に破断荷重は設計上の目標が 1.0 となるように正規化している。疲労試験は静的破壊試験と同じ高温大気中で試験を実施した(供試体：4 体)。いずれもエンジン試験条件を想定した荷重、あるいはそれ以上の荷重で 1000 サイクル破壊しないことを確認した。

表 7.2.2.2-2 フック部強度試験 LCF 試験の結果

| Test No. | Normalized Load | Number of cycles | Run out / Failure |
|----------|-----------------|------------------|-------------------|
| LCF-1    | 1.00            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 1.28            | 4000             | Run out → Step Up |
|          | 1.57            | 5000             | Run out → Step Up |
|          | 1.84            | 5000             | Run out → Step Up |
|          | 2.27*           | 3                | Failure           |
| LCF-2    | 1.00            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 1.28            | 4000             | Run out → Step Up |
|          | 1.57            | 5000             | Run out → Step Up |
|          | 1.84            | 13443            | Failure           |
| LCF-3    | 1.57            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 1.84            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 2.11            | 9885             | Failure           |
| LCF-4    | 1.57            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 1.84            | 1000             | Run out → Step Up |
|          | 2.11            | 5001             | Failure           |

\*Step Up し、次の荷重条件に変更する途中で破壊した。



図 7.2.2.2-7 疲労試験後の試験片外観

いずれの試験でもエンジン試験条件を想定した荷重条件あるいはそれ以上の荷重条件において 1000 サイクルで破壊しなかったことから、CMC 部品としてシュラウドにエンジン試験条件想定差圧に相当する荷重を作用させ、強度発現性の確認および設計手法の妥当性を確認した。

### 7.2.2.3. 高性能 SiC 繊維の開発

#### 7.2.2.3.1. CMC 損傷解析技術

織物の単位構造であるユニットセルにて繊維・マトリックス・気孔を考慮した解析的



アプローチにより、直交三次元織物 S i C/S i C 複合材料に対する応力-ひずみの非線形挙動を予測するための連続体損傷力学(CDM)モデルを開発した。解析は図 7.2.2.3.1-1 に示すような繊維束等を再現したメゾスケールモデルにより行ない、繊維束の剛性計算に繊維やマトリックス等のマイクロ組織を考慮した連続体損傷力学モデルを用いる。

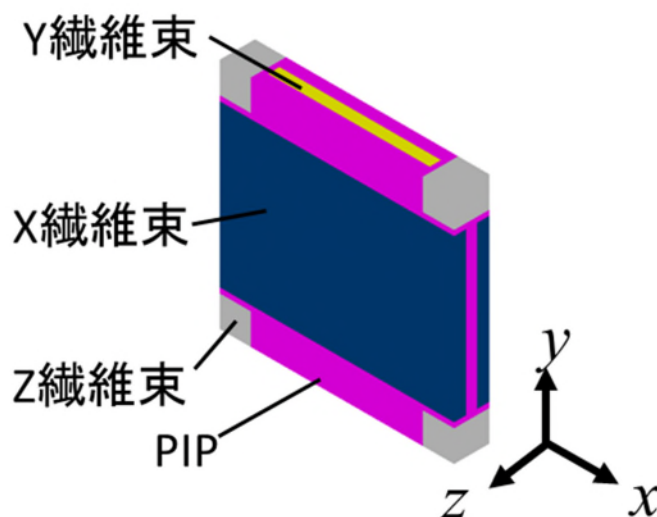


図 7.2.2.3.1-1 メゾスケール解析モデル

開発した連続体損傷力学モデルの精度の向上のために図 7.2.2.3.1-2 のように、荷重水平方向繊維束と荷重垂直方向繊維束間の荷重伝達に剥離の影響を考慮できるように改良した。き裂近傍では架橋している荷重方向繊維が荷重を受け持ち、き裂から離れるに従って荷重水平方向繊維束から荷重垂直方向繊維束に荷重が伝達し、再分配される。ただし、き裂近傍に剥離が存在すると、この範囲では荷重水平方向繊維束と荷重垂直方向繊維束の間で荷重が伝達されない。以上の現象を(1)~(3)にまとめ、これらの現象を反映したモデルを開発した。

- (1) 荷重垂直方向繊維束では、剥離の範囲では荷重を分担しなくなる。この効果を剛性低下によりモデル化
- (2) 荷重垂直方向繊維束では、剥離の範囲で新たなき裂が発生しなくなる。この効果をき裂密度の計算に反映
- (3) 荷重水平方向繊維束では、(1)で荷重垂直方向繊維束が分担しなくなった分の荷重が負荷される。この効果を損傷変数計算に反映

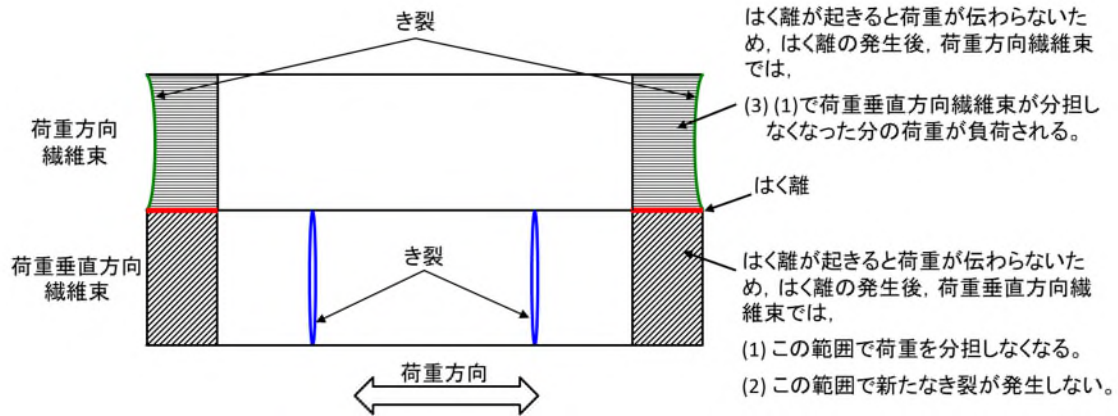
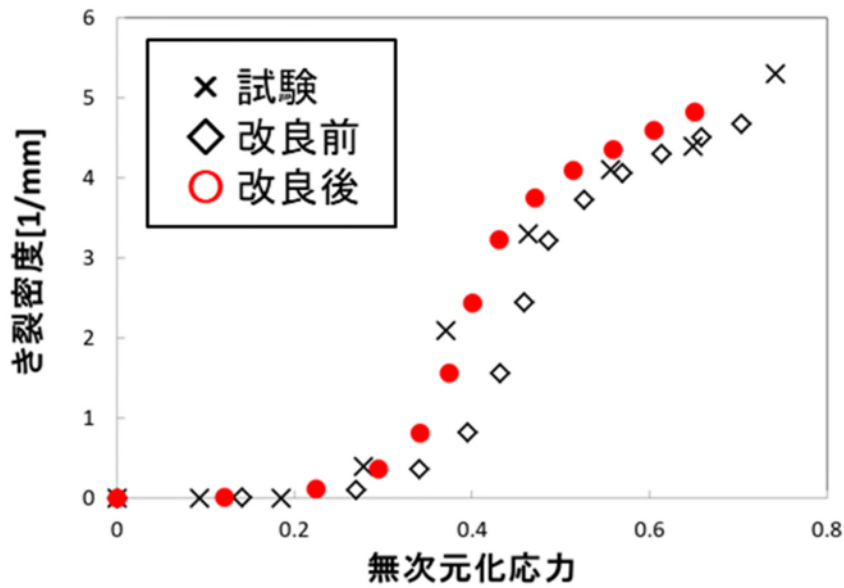
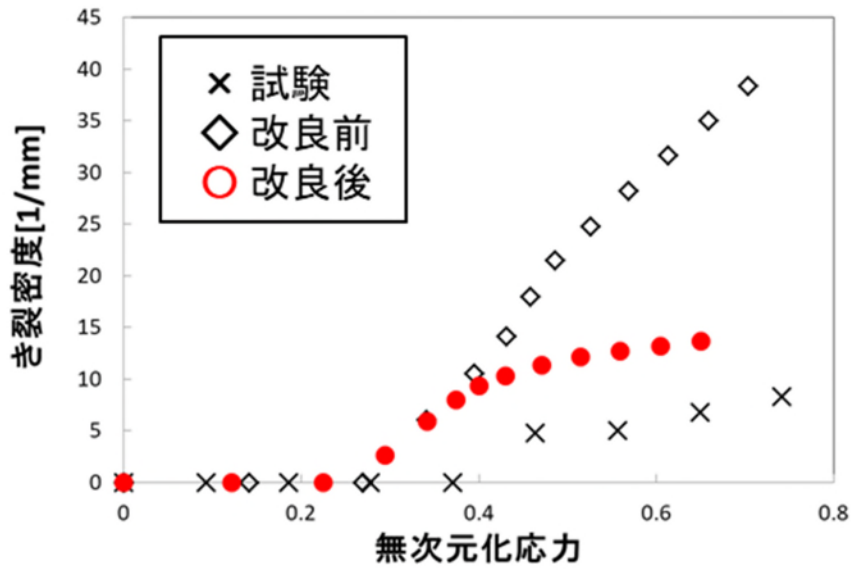


図 7.2.2.3.1-2 剥離による繊維束間の荷重伝達への影響

開発モデルの解析結果を静的試験およびレプリカ観察により取得したき裂密度と比較し、予測精度の確認を行なった。解析と試験のき裂密度を図 7.2.2.3.1-3 の(a)と(b)に示し、応力-ひずみを図 7.2.2.3.1-4 に示す。この結果、剥離を考慮することにより、き裂密度の予測精度が改善されること確認できた。



(a)荷重水平方向繊維束



(b)荷重垂直方向繊維束

図 7.2.2.3.1-3 き裂密度の予測と試験の比較

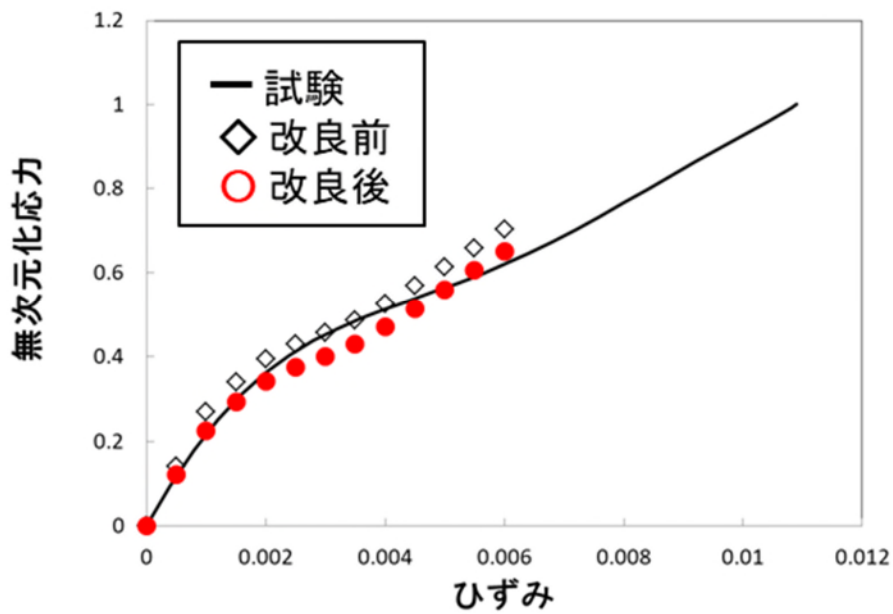


図 7.2.2.3.1-4 応力-ひずみ線図の予測と試験の比較

本手法を用いたメソスケールモデルによる応力-ひずみ線図の予測が試験に対してよい一致を示すことが確認できた。この結果を巨視的損傷解析の入力データとして使用する一連の解析が可能になった。また、その非線形挙動とき裂密度を結びつけることにより、損傷のクライテリアの設定が可能になり、さらに破断を予測できる見込みを得た。

#### 7.2.2.3.2. 高性能 S i C 繊維の製造技術・評価

CMC を含む繊維強化複合材料は、繊維が応力を負担することで強度を発現しているため、高温化には S i C 繊維の耐熱性強化が必要である。S i C 繊維の耐熱性強化については研究項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」にて宇部興産株式会社が取り組み、従来の第 3 世代 S i C 繊維の耐熱性改善を達成している。図 7.2.2.3.2-1 に改善繊維のストランド試験の結果を示す。従来の第 3 世代繊維である「チラノ SA グレード(図中では SA3)」では熱処温度の上昇とともに 40% 程度の強度低下が見られるのに対して、耐熱性を改善した改良 SA 繊維=SA3' では 20% 程度しか強度が低下していない。SA3' を用いて製造した CMC の高温疲労強度比較を図 7.2.2.3.2-2 に示す。比較材から疲労強度の向上が見られ、耐熱性の改善を達成している。しかしながら、CMC の耐熱性を向上したものの、3 次元織物の製織時に特有の Z 系湾曲部分の負荷や、糸同士のこすれによる糸切れが多数発生し、製織が困難な状況であった。そこで、2019 年度は SA3' の微構造調整により、繊維強度や屈曲性を向上させ製織性を改善した SA3'' を開発した。モノフィラメント強度と繊維束の巻き付け試験により、SA3'' の製織性評価を実施した。

図 7.2.2.3.2-3(a) にモノフィラメント試験装置を示し、図 7.2.2.3.2-3(b) に巻き付け試験装置を示す。モノフィラメント試験は JIS R 1657 に準拠しており、繊維径はレーザー式計測装置を用いて計測している。巻き付け試験では、テフロン性の円柱形治具に繊維束を巻き付けた状態での引張破断強度を計測している。治具の径は Z 系の湾曲を模擬している。図 7.2.2.3.2-4(a) に SA3' と SA3'' のモノフィラメント強度比較結果を示す。SA3' に比べ微構造を調整したことで、繊維強度が約 20% 向上しており、製織時の糸切れの低減が期待される。図 7.2.2.3.2-4(b) に巻き付け試験の繊維束破断荷重比較を示す。こちらも微構造の調整により繊維束の破断強度が向上している。SA3'' では屈曲した状態での破断荷重が大きく向上していることから、Z 系の湾曲部分での糸切れを低減可能と考えられ、製織性の向上が期待できる。以上の取り組みにより、開発 S i C 繊維は耐熱性と製織性を両立しており、CMC への適用可能性を見出した。

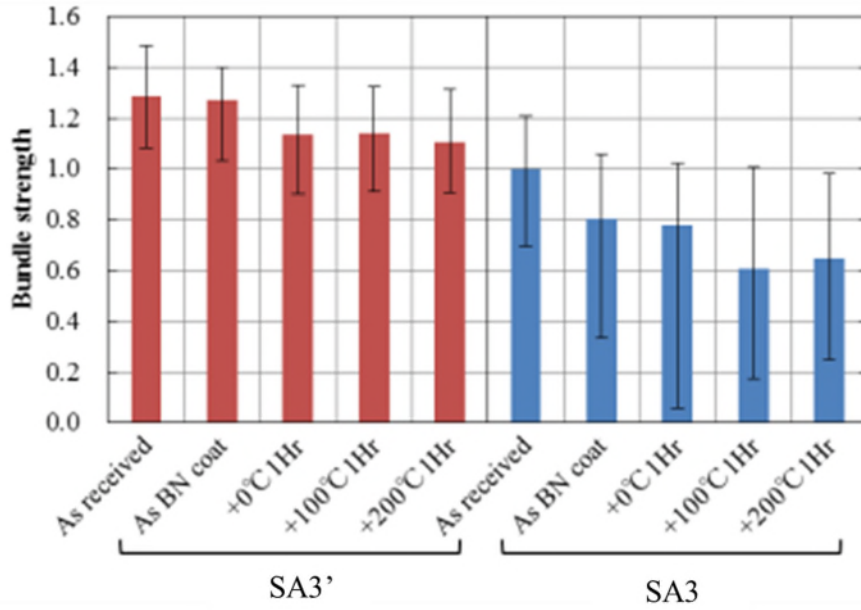


図 7.2.2.3.2-1 SA3 と SA3'の耐熱性評価

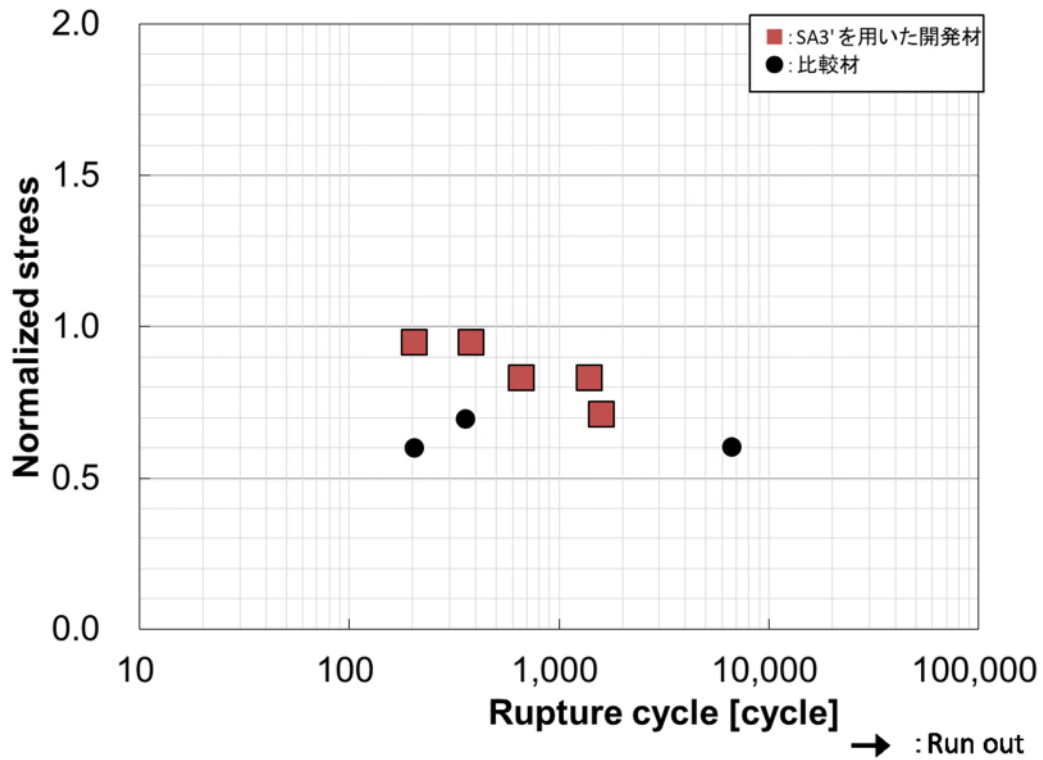
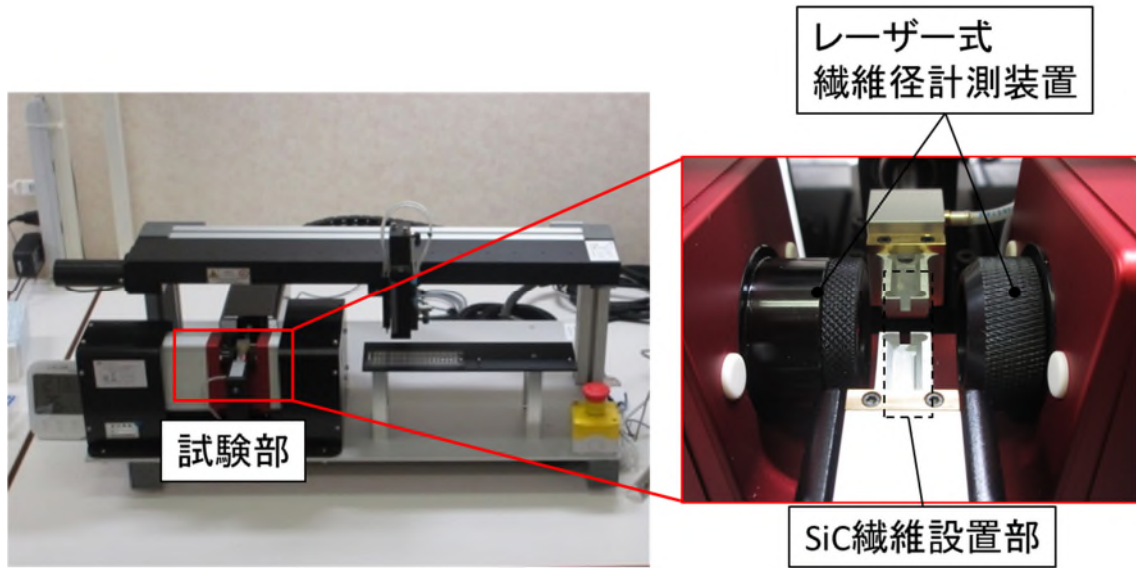
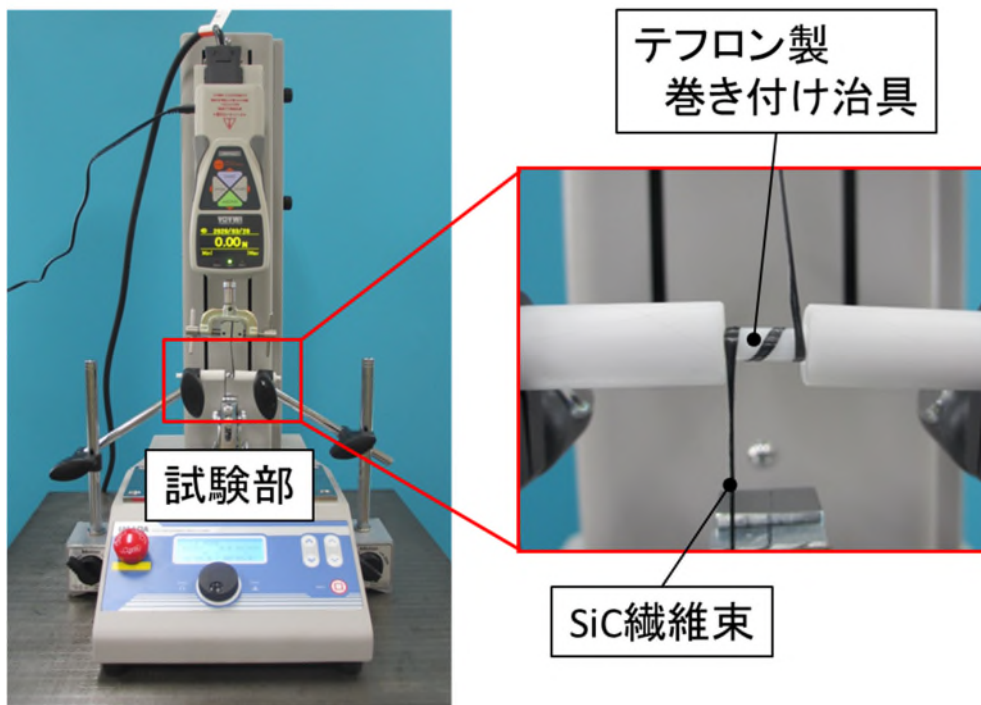


図 7.2.2.3.2-2 SA3' を用いた CMC の引張疲労強度比較(1400°C、大気)



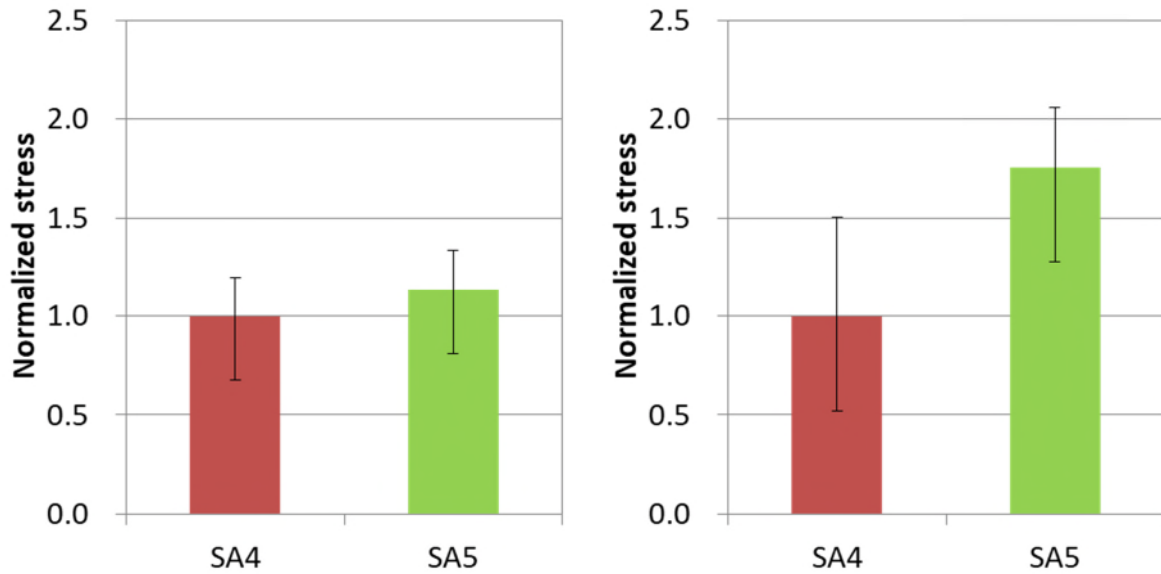
(a) ストランド試験装置の外観



(b) 巻き付け試験装置の外観

図 7.2.2.3.2-3 繊維評価試験装置





(a)モノフィラメント強度比較 (b)巻き付け試験での繊維束強度比較

図 7.2.2.3.2-4 SA3' と SA3'' の製織性の評価比較

3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

知財化の戦略としては、下記表を設定した。材料・製造に関し、侵害発見が容易な項目は積極的に特許化（＝公開）を図る事とし、競争域でかつ侵害発見が容易なマトリクス材料と織物変形予測技術については特許化を目指す方針とした。

上記方針に従い、マトリクス材料で2件、織物変形予測技術で1件の特許を出願した。

|     | 非競争域                                     | 競争域                       |
|-----|--|---------------------------|
| 公開  | ① 材料・コーティング試験結果<br>② ミクロ解析技術<br>② 部品試験結果 | ① マトリクス材料<br>② 織物変形予測技術   |
| 非公開 | ② 部品試作結果                                 | ① BN 処理条件<br>① コーティング施工条件 |

注) 表中①、②は研究実施項目を示す。

別添 7

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

—部材開発—

シキボウ株式会社

### 3-2. 4-3 「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-部材開発-シキボウ株式会社」

#### (1) 背景と目的

航空機業界において、燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量な部材としてCMC (Ceramic Matrix Composites) の実用化が望まれている。特に、長繊維強化SiC/SiC複合材料（SiC繊維とSiCマトリックスからなる複合材料）は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められてきた。低圧タービン向けCMC部材では耐熱温度1100℃が達成されつつあるものの、高圧タービンには更に高い耐熱温度と力学的特性が要求されるため、新しいCMC材料の開発が必要である。

また、このCMC部材を航空機エンジン部材として適用、普及させていくためには、実用可能なコストを実現することも重要である。そのためには素材であるSiC繊維、CMC強化基材への形成、CMC化、部品化など各工程においてコスト低減を考慮した製造方法、製造設備の開発が必要である。

本事業では、高圧タービン部材向けの新CMCについて、量産化を視野に入れた製造プロセスの開発を実施した。

#### (2) 位置付け、目標値

CMC材料は、まず繊維から強化基材（プリフォーム）を作り、次に母材（マトリックス）を形成するという段階を経て作られる。CMCの力学的特性は繊維の配向の影響を大きく受けるため、プリフォームの繊維構成は非常に重要である。また、CMC材料は焼結セラミックス材料と同様に機械加工が困難であるため、可能な限りネットシェイプ成形することが好ましい。このような観点から、プリフォームにはSiC繊維の三次元織物が有利であるが、本研究開発に用いるSiC繊維は、結晶質構造を有し、非常に脆性な特性を示すため複雑な三次元織物を形作ることが難しい。

これまで、シキボウでは低圧タービン向けCMC部材用として、セラミック繊維三次元複雑織物の開発を行ってきており、繊維を切れにくくするコーティング方法や特殊な織物装置を開発し、「製織方式」によるセラミック繊維の三次元織物を実現してきた。

しかし、さらに高い温度環境下となる高圧タービン領域で使用されるCMC材料用のセラミック繊維は、従来品以上に脆く切れやすい事がわかっており、これまで開発してきた三次元織物の技術ではプリフォームを形成することが非常に難しいことが予想される。

これらのことを踏まえて、本事業では高圧タービン部材を目指したCMC用セラミック繊維三次元プリフォームを開発するために、新規繊維コーティング方法の研究開発を実施し、さらには、製造に関わる諸条件を見直す事で、現在進めている三次元織物技術に改良を加えるだけでなく、新たな三次元プリフォームの製造プロセス開発、機械化の検討、さらには量産化を想定したプロセスの開発を行った。ここで、CMC材料の力学的特性の観点から、繊維体積割合は30%以上にすることが必要となるため、プリフォーム作製プロセスの開発には非常に高い技術が必要となる。

(3) 全体計画

| 実施項目                  | H27年度 | H28年度       | H29年度            | H30年度         | H31年度                | H32年度 | H33年度 |
|-----------------------|-------|-------------|------------------|---------------|----------------------|-------|-------|
|                       | 2015  | 2016        | 2017             | 2018          | 2019                 | 2020  | 2021  |
| ① 繊維コーティングの開発         |       |             |                  |               |                      | }     | }     |
| サイジング剤・サイジングプロセスの開発   |       | サイジング剤の開発   | サイジングプロセスの開発     |               |                      |       |       |
| 繊維・フィルムによる補強方法の開発     |       | 繊維補強方法の検討   | フィルム被覆方法の開発      |               | 〈最適法を選定〉<br>量産化装置の開発 |       |       |
| デサイズ方法の開発             |       | デサイズ剤の開発    | デサイズ方法の開発        |               |                      |       |       |
| ② 三次元プリフォームの製造方法の開発   |       |             |                  |               |                      | }     | }     |
| 第3世代SiC繊維を用いた試作       |       | 試作による問題点の抽出 | Vf≥30% 織物の試作方法検討 |               |                      |       |       |
| 高性能SiC繊維の三次元プリフォームの開発 |       |             | 製造方法の開発(試作機)     | 高性能SiC繊維による試作 | 量産化装置の開発 (改良・検討)     |       |       |
|                       |       |             |                  |               |                      |       |       |

(4) 実施体制

【研究テーマ①】 第3世代 SiC繊維で繊維体積含有率30%以上の三次元プリフォームの製造条件を設定し、その条件を基にして高性能SiC繊維の三次元プリフォームの製作方法を開発する。

【課題①】 繊維コーティングの開発

| 研究開発項目              | 概要, 目標                    | 担当    |
|---------------------|---------------------------|-------|
| サイジング剤・サイジングプロセスの開発 | サイジング剤並びに、サイジング方法を開発する。   | シキボウ綽 |
| 繊維・フィルムによる補強方法の開発   | 繊維やフィルムによる補強プロセスや装置を開発する。 |       |
| デサイズ方法の開発           | コーティング剤の除去方法を開発する。        |       |

【課題②】 第3世代、高性能SiC繊維用 三次元プリフォームの製造方法の開発

| 研究開発項目                | 概要, 目標  | 担当    |
|-----------------------|---|-------|
| 第3世代SiC繊維を用いた試作       | 第3世代SiC繊維にて、三次元プリフォームの製造条件を設定し、Vf≥30%の織物を製作する。    | シキボウ綽 |
| 高性能SiC繊維の三次元プリフォームの開発 | 第3世代SiC繊維にて設定した条件を用い、高性能SiC繊維三次元プリフォームの製造方法を開発する。 |       |

【研究テーマ②】 高性能SiC繊維の三次元プリフォームの量産を目指した装置を開発する。

【課題①】 三次元プリフォームの量産を目指した設備の開発

| 研究開発項目         | 概要, 目標                       | 担当    |
|----------------|------------------------------|-------|
| 繊維コーティング装置の開発  | 最適方法を選定し、量産化を目指した装置を開発する     | シキボウ綽 |
| 三次元プリフォーム装置の開発 | 高性能SiC繊維三次元プリフォームの製造装置を開発する。 |       |

## (5) 運用管理

プロジェクトを運用するにあたり、NEDO 主催の技術推進委員会（プロジェクトマネージャー東大青木教授・経産省・IHI・KHI・宇部興産・NEDO・シキボウ）を開催していただき、開発進捗確認や貴重な意見交換の場となった。

## (6) 実施の効果（費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度）

CMC部品の実用化により、従来のニッケル部品より冷却空気を削減でき熱効率向上および軽量化による燃料削減、CO<sub>2</sub>排出量の削減が可能になる。具体的には、CMCタービンシュラウド、高圧タービン静翼、動翼へと適用部位を拡大することにより、燃料消費削減およびCO<sub>2</sub>排出量削減効果として3～4%が期待できる。

また、CMC部品の実用化により、従来は欧米のエンジンメーカーが独占していた高圧タービンへの参入が可能になり、シェア拡大による提案企業の売上増加および雇用の増加につながる。また、国内の繊維・織物産業への経済的波及効果も期待できる。

## (7) 研究開発成果

### 1) 最終目標の達成度

本事業では、脆性材料であるSiC繊維を用いた三次元プリフォームの製造方法開発、そして量産化プロセスの開発を目標として研究開発を進めた。SiCを補強する繊維コーティングについては最適なサイジング剤を独自に開発し、同時にサイジングやデサイズ工程のプロセス開発を進めた。三次元プリフォーム製造方法の研究開発においては、第一段階として第3世代SiC繊維によるVf30%以上のプリフォームの試作に成功し、その後、製造効率化や量産方法について検討を行い、それぞれに長所を有する「連続式」「バッチ式」の2方式について量産化システムの設計、試作、改良を進め、それらを用いたプリフォーム製造試験を重ねた。それらの結果、初期の試作時と比較し、高性能SiC繊維においても必要とされるVf30%を大きく上回る約35%の良質な三次元プリフォームを製造することに成功した。

また、三次元プリフォームの製造方法やサイジング工程、デサイズ工程等において量産化システムを構築することで、高性能SiC繊維による三次元プリフォームの製造効率向上に大きく寄与した。

### 2) 研究開発の成果と意義

高性能SiC繊維を用いた三次元プリフォームの製造プロセスを開発した事は、それを用いた航空機エンジン部材の開発を実現可能とし、ひいては航空機の燃費改善、温暖化に対する地球環境対策にも貢献すると考えられる。

### 3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

研究開発成果について、シキボウ独自で研究発表、論文投稿の計画はない。その理由としては、三次元プリフォーム単独では材料として成り立たない事、学術的な研究として複合材

料と成ったものならば成り立つがプリフォーム単独ではノウハウを話す事となる為である。

また、特許戦略に対する取り組みについても、織物構造だけでは特許にならない事、サイジング剤は化学組成を少し変えれば流用が可能な事、製法を特許公開した場合全ての技術を押さえる事が出来ず模倣可能な事などから、本研究で得た技術はノウハウとして秘匿する事とした。



別添 8

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

—部材開発—

川崎重工業株式会社

### 3-2. 4-4 「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）-部材開発-川崎重工業株式会社」

#### (1) 背景と目的、位置づけ

航空機業界において、燃費改善、環境適合性に対する市場ニーズが高まっており、航空機エンジンにおいては、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量な部材として CMC (Ceramic Matrix Composites) の実用化が望まれている。特に、長繊維強化 SiC/SiC 複合材料 (SiC 繊維と SiC マトリックスからなる複合材料) は、高い力学的特性と耐熱性を有することから、航空機エンジン部材への適用研究が進められてきた。

燃費改善のニーズに対しては、エンジンの圧力比やタービンの入口温度 (以下、TIT) を高めることが有効であるが、一方で環境適合性という点においては、TIT の上昇は窒素酸化物 (NOx) の排出量を増加させる要因となる。燃焼器はエンジンの中で最も高温となる燃焼ガスにさらされる部材である。温度環境としては最も厳しいが、タービン部材とは異なり、燃焼器ライナ冷却空気量を増やしても直接的に燃費が悪化することは無いため、材料の耐熱性以下とするだけの冷却空気量を割り当てることで対処されている。しかしながら冷却空気量を増やすことは、燃焼用の空気量を減らすことであり、局所的な燃料濃度の増加つまり火炎温度の上昇につながる。NOx 排出量は火炎温度の上昇とともに増加するため、燃費改善を意図したタービン入口温度の上昇は燃焼器からの NOx 排出量により制限されることになる。

本技術開発では金属材料よりも耐熱性の高い CMC を燃焼器ライナに適用し、冷却空気量の削減を行い、火炎温度を下げることで高効率化への要求と環境規制への対応を両立させることを目的とする。GE 社等が開発しているホールフープ方式 CMC 燃焼器ライナに対して、損傷部のみの交換が可能であり、部分的な修理が出来ない CMC 材料に適したパネルセグメント方式燃焼器ライナ用の CMC 燃焼器パネルを対象とした CMC 材料の開発を行う。

#### (2) 目標値

本研究開発では、耐熱合金製である燃焼器パネルを CMC 製に置き換えることを念頭に技術開発を行う。燃焼器パネルに要求される特性を試験・解析から求め、それに適合する CMC 材料、部材を開発する。また実用化に必要な高レート・低コスト化と性能が最適なバランスとなる CMC 材料を開発する。本事業では大きく 2 つのテーマに分けて開発を行うこととした。それぞれの目標値をいかに示す。

##### ① CMC 材料の開発

燃焼器パネルの要求に適合した CMC 材料を開発する。

##### 【中間目標 (平成 29 年度)】

- ・ 3次元形状を有する燃焼器パネル用プリフォームの一体成形品を試作する。
- ・ CMC 製燃焼器パネルに適した非破壊検査技術の確立および健全性評価手法の検討を行う。

##### 【最終目標 (平成 31 年度)】

- ・室温引張強度 200MPa 以上、1400℃×400Hr 暴露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。

- ・小型クラスの航空機用エンジンで燃焼器パネルがさらされる実環境を模擬した条件での燃焼評価試験を行い、健全に機能することを確認する。

- ・ CMC 製燃焼器パネルに適した健全性評価手法を確立する。

## ② 高性能 S i C 繊維の開発

応力負荷が大きく環境条件の厳しい部材に適用可能な高性能 S i C 繊維を開発する。開発した S i C 繊維を用いて CMC 材料の適用可能性を検証する。

### 【中間目標（平成 29 年度）】

- ・高性能 S i C 繊維に適合した CMC 部材の初回製造プロセス方案を決定する。

### 【最終目標（平成 31 年度）】

- ・開発した S i C 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。

## (3) 全体計画

本研究開発では、下記の項目を細分化して開発を平行して実施した。

### ① CMC 材料の開発

#### 1-1. CMC 用プリフォームの開発

- 1-1. (1) CMC 用プリフォームの設計技術開発

- 1-1. (2) CMC 用プリフォームの製造技術開発

#### 1-2. CMC マトリックス形成技術の開発

- 1-2. (1) SiC 繊維への界面コーティング技術の開発

- 1-2. (2) CMC マトリックス形成プロセスの最適化

- 1-2. (3) 耐環境コーティングの開発

- 1-2. (4) CMC 材料の検査・健全性評価技術の開発

### ② 高性能 SiC 繊維の開発

#### 2-1. 高性能 SA グレードを用いた CMC 材料開発

本研究開発における項目別スケジュールを表 1 示す。

表1 開発全体スケジュール

| 施項目                         | 2015年度 | 2016年度 | 2017年度 | 2018年度 | 2019年度 |
|-----------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|
| ① CMC材料の開発                  |        |        |        |        |        |
| 1. CMC用プリフォームの開発            | →      |        |        |        |        |
| 1. (1) CMC用プリフォームの設計技術開発    | →      |        |        |        |        |
| 1. (2) CMC用プリフォームの製造技術開発    | →      |        |        |        |        |
| 2. CMCマトリックス形成技術の開発         | →      |        |        |        |        |
| 2. (1) SiC繊維への界面コーティング技術の開発 | →      |        |        |        |        |
| 2. (2) CMCマトリックス形成プロセスの最適化  | →      |        |        |        |        |
| 2. (3) 耐環境コーティングの開発         | →      |        |        |        |        |
| 2. (4) CMC材料の検査・健全性評価技術の開発  | →      |        |        |        |        |
| ② 高性能SiC繊維の開発               |        |        |        |        |        |
| 1. 高性能SAグレードを用いたCMC材料開発     | →      |        |        |        |        |

#### (4) 実施体制

本事業は、NEDO が単独ないし複数の企業、大学等の研究機関から、酵母によって事業実施社を選定し実施した。事業実施にあたり、エンジン開発事業に関し知見を有する川崎重工が委託事業として取りまとめを行う一方、本テーマにおける CMC の製造技術は種々の技術の複合により成り立つため、複数事業者が互いのノウハウを持ち寄り協調して開発を実施するため、複数事業社に再委託により作業を実施した。実施体制を図 1 に示す。

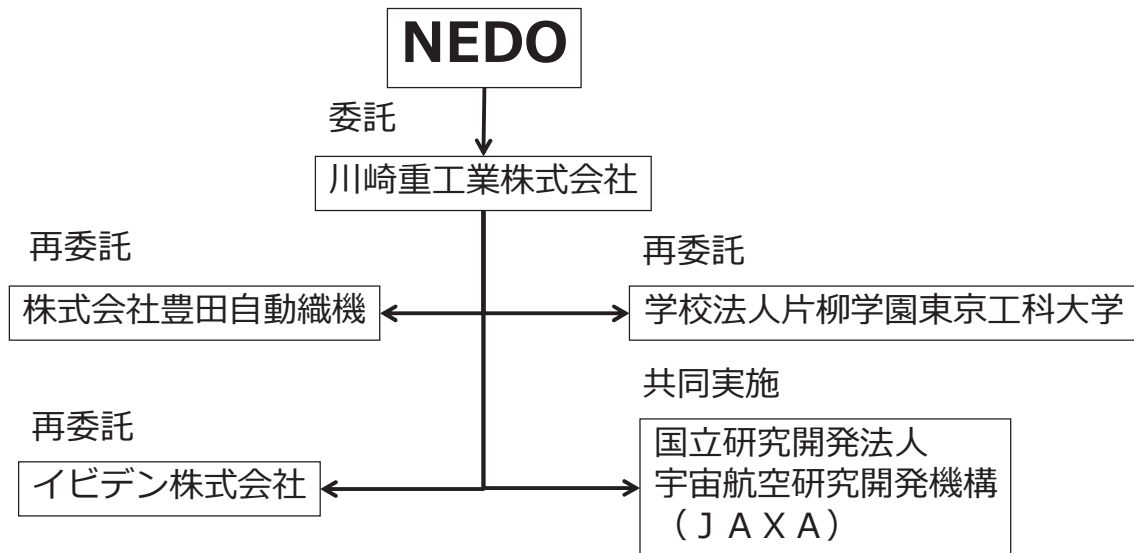


図 1 実施体制図

#### (5) 運営管理

本事業では、管理有識者からなる技術推進委員会を NEDO で設置し、事業期間中に 5 回の技術推進委員会を実施した。この委員会は、進捗状況を把握するとともに、事業の推進判断に資することを目的として開催した。

本開発においては、同じ研究開発項目④-2 にて CMC 材料の開発および高性能 SiC 繊維の開発に関わる企業間(宇部興産、IHI、シキボウ、川崎重工業)および CMC 製燃焼器パネル部材を対象とした共同開発を行う企業・大学・機関間(川崎重工業、豊田自動織機、イビデン、東京工科大学、JAXA)で連携して技術開発を推進していくために、技術委員会を設置し、協調領域において情報の共有化を行うなど、有機的な連携体制の構築を行う。技術委員会は、半年に一度程度の開催した。

#### (6) 実施の効果(費用対効果、費用・売上・CO2削減・省エネルギー等@2030年度)

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

効果大きい。

航空機エンジンの新規需要は今後も増加。今後 20 年での航空機エンジンの新規需要は約 82,000 基と予想されている。

CMC 燃焼器パネル実用化時の需要は全体シェア 25%、交換周期を 2 年と仮定した場合、15 年間での累積で約 65,000 基分(800 億円以上)

(7) 研究開発成果

1) 最終目標の達成度

表 2、表 3 に事業全体の目標の達成状況を示す。いずれの項目においても目標を達成した。

各項目における目標達成状況については次項以降で述べる。

表 2 ①CMC 材料の開発における達成目標と達成状況

|      | 達成目標内容  | 成果   | 達成度 |
|------|---|--|-----|
| 中間目標 | 3次元形状を有する燃焼器パネル用プリフォームの一体成形品を試作する。                                | ・一体成型品プリフォームを製作。その後のマトリックス成形まで実施した。  | ○   |
|      | CMC 製燃焼器パネルに適した非破壊検査技術の確立および健全性評価手法の検討を行う。                        | ・X線 CT 及びサーモグラフィによる測定技術の評価を実施。また、これによる健全性評価手法の検討を開始した。   | ○   |
| 最終目標 | 室温引張強度 200MPa 以上、1400℃×400Hr 暴露後強度低下 20%以下を満足する CMC 材料を開発する。      | ・平均室温引張強度として 292MPa が得られる材料を開発<br>・EBC 施工後の CMC に対し、1400℃×400Hr 水蒸気環境に暴露し、曲げ強度の低下率を計測。平均強度低下率 5%であることを確認 | ○   |
|      | 中小型クラスの航空機用エンジンで燃焼器パネルがさらされる実環境を模擬した条件での燃焼評価試験を行い、健全に機能することを確認する。 | ・離陸時条件を模擬した燃焼試験を行い、面状態からは継続使用が可能な状態であると判断した。<br>・燃焼試験後に IF 法によるマトリックス部の劣化を評価し、健全であることを確認した。              | ○   |
|      | CMC 製燃焼器パネルに適した健全性評価手法を確立する。                                      | ・複数の検査手法の比較を行い、これらを複合的に用いた健全性評価技術を開発した。  | ○   |



表3 ② 高性能 SiC 繊維の開発

|          | 達成目標内容                                  | 成果  | 達成度 |
|----------|---|---|-----|
| 中間<br>目標 | 高性能 SiC 繊維に適合した CMC 部材の初回製造プロセス方案を決定する。 | ・各種繊維の物性並びにこれらを用いた成形品の評価を実施、これにより、高性能 SiC 繊維の物性に応じたプロセスを決定する手法を得た。  | ○   |
| 最終<br>目標 | 開発した SiC 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。     | ・一定の PIP 条件下においては、製織品質が同等であれば、CMC 自体も同等の品質で成形できるため、製織性についてのみ評価を実施。従来繊維同等の製織性を有することを確認し、これによりプリフォームとして同等品質が得られることを目処を得ると同時に、CMC 材料に適用可能であると判断した。 | ○   |

2) 研究開発の成果と意義

<成果>

ここでは各実施項目に合わせて成果の概略を示す。

① CMC 材料の開発

1-1. CMC 用プリフォームの開発

1-1. (1) CMC 用プリフォームの設計技術開発

繊維組織並びに繊維耐熱性、繊維強度に伴う CMC 物性の差異について調査を実施。1-1. (2) に示すプリフォームの製造技術に関連し、繊維組織とその条件が製織可否に与える影響の調査することで、プリフォーム設計に関する指針を得ることができた。

表4に評価に用いた代表的なサンプルと図2これらを用いた CMC の強度物性として曲げ応力-曲げひずみ線図について示す。これらの差異は繊維界面コーティング時の温度並びに繊維の耐熱性の差異によることを明らかにしている。繊維種類による物性への影響について把握することができた。

表4 評価サンプルの種類

|            | サンプル①          | サンプル② | サンプル③         | サンプル④ |
|------------|----------------|-------|---------------|-------|
| 繊維種類       | チラノ繊維 ZMI グレード |       | ハイニカロン Type-S |       |
| 繊維界面コーティング | BN コート         | C コート | BN コート        | C コート |

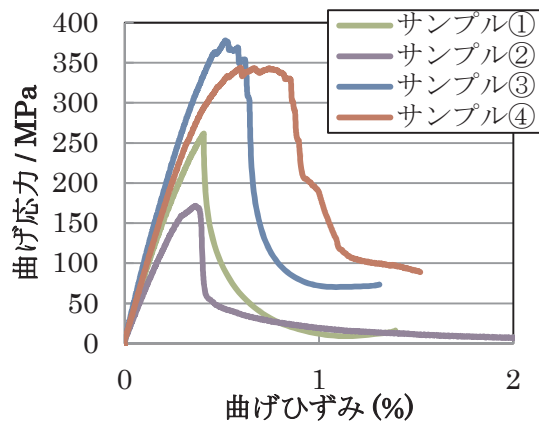


図2 繊維種類および繊維界面コーティングによる曲げ応力-曲げひずみ線図の比較

また、得られた設計指針に合わせてプリフォームを試作するとともに、実際の CMC サンプルをせいけいし、燃焼試験に供試した。今回は、コンベンショナルな燃焼方式の燃焼器を対象とした

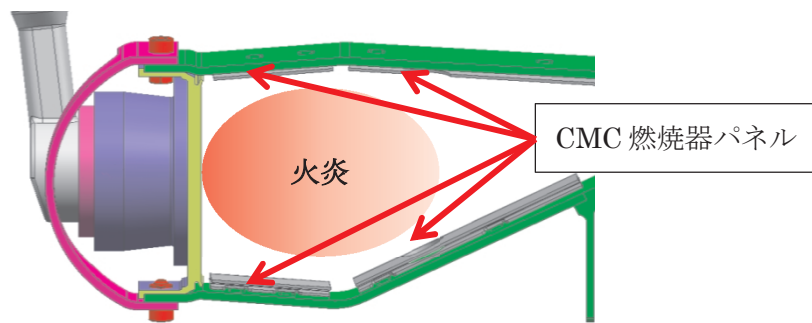


図3 CMC パネルを搭載した燃焼器イメージ

試験は JAXA の試験設備で実施した。試験の様子をエラー！参照元が見つかりません。4、エラー！参照元が見つかりません。示す。最終評価では MT0 条件での 4 時間保持試験を 3 回実施し、試験後パネルの外観検査と IF 法による健全性評価を実施した。航空エンジンで最大負荷となる MT0 条件は 1 フライトで 1 分程度であり、最も高い温度・荷重のかかる積算時間としては、評価には十分な時間と考えている。

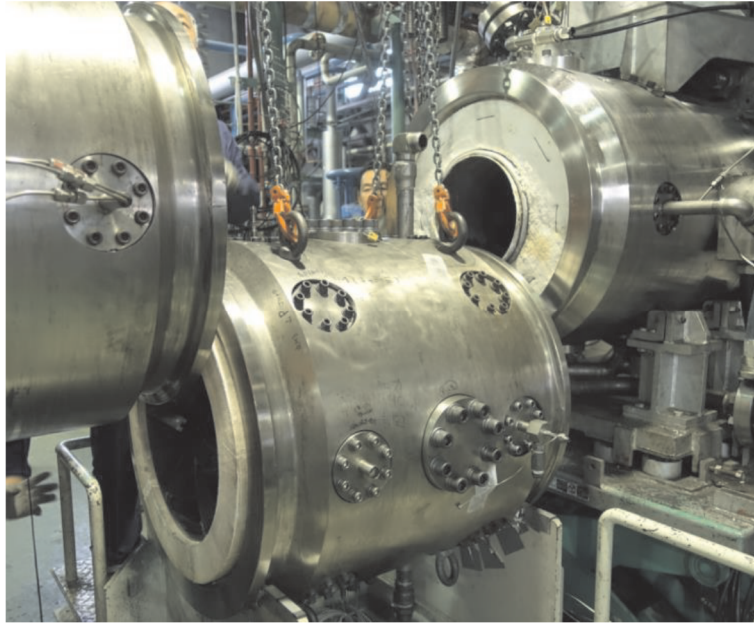


図4 試験時の様子(試験装置)



図5 試験時の様子(下流より火炎を可視化)

1回目試験後の燃焼器パネルの状態を図6に、3回目試験後の燃焼器パネルの状態を図7に示す。なお、サンプルの冷却側には熱電対並びに示温塗料を塗布することで暴露温度の評価を実施している。3回目後に褐色の付着物が見られるが、設備上流からの飛来物由来のものである。CMC燃焼器パネルの温度環境はCMCの耐熱温度以下であり、試験後の表面状態からは継続使用が可能な状態であると判断できる。

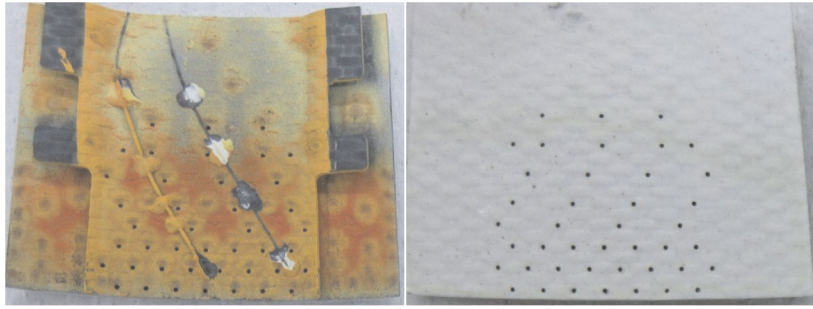


図6 実環境試験(最終評価)結果1回目後(左図：冷却側、右図：火炎にさらされる側)

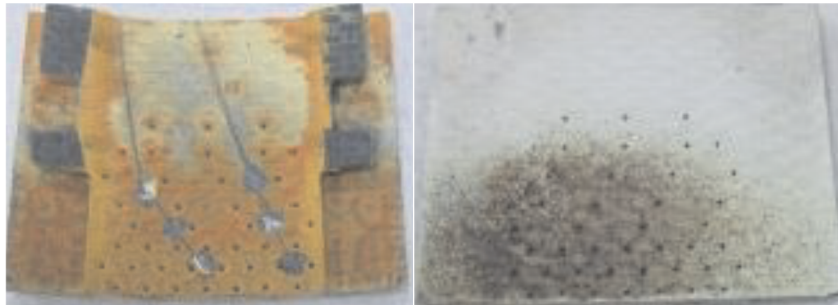


図7 環境試験(最終評価)結果3回目後(左図：冷却側、右図：火炎にさらされる側)

CMCの特徴は、繊維界面に設けたコーティング層によりクラックの進展を妨げ、モノリシックセラミックスと比較し、疑似的な塑性変形を得るとともに、破壊靱性値が向上することにある。そのため、本件では燃焼試験後の健全性評価として、IF法 (Indentation Fracture 法) による破壊靱性値の測定を行い、その劣化の程度を評価することとした。

図8に典型的なIF法における圧痕を示す。理想的にはビッカースの圧痕の4隅より均等にクラックが伸びるが、この図のように周囲の繊維配向と垂直方向にはクラックが伸びにくく、その結果水平方向にクラックが伸びやすい傾向となる。そのため、本試験で求められる破壊靱性値自体は不正確な値であるが、同じ織り構造を持つ材料であれば、相対比較を行うことは可能である。以下では、相対値であることを明らかにするため、本手法により得られる破壊靱性値 $G_{1c}$ を $G'$ とし、区別して表記する。

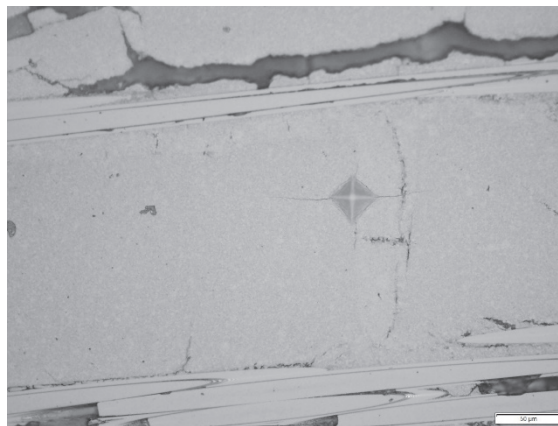


図8 CMCにおける典型的なビッカース圧痕

水蒸気暴露後のサンプルおよび燃焼試験後のサンプルに対する IF 法による  $G'$  値の試験結果を図 9 示す。ここで、 $G'$  の絶対値には意味が無いため、水蒸気暴露前のサンプルの  $G'$  によって規格化している。この結果より、水蒸気暴露後のサンプルの  $G'$  は低下傾向を示し、靱性が低下していることがわかる。一方で、水蒸気暴露後においても強度低下を示さなかったサンプルおよび燃焼試験後のサンプルにおいては、靱性値は若干の増加傾向が見られる。これは、試験中にマトリックスの焼成が進み、SiC の結晶性が増したことに起因すると考えられる。本結果からも燃焼試験後の CMC の健全性は確認され、最終目標である、「小型クラスの航空機用エンジンで燃焼器パネルがさらされる実環境を模擬した条件での燃焼評価試験を行い、健全に機能することを確認する。」を達成することができた。

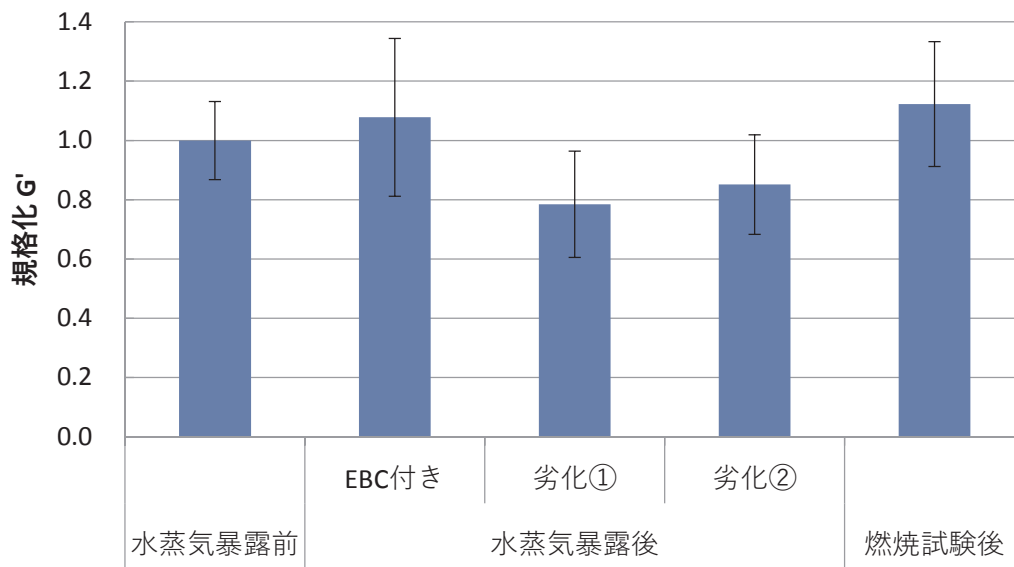


図 9 水蒸気暴露試験および燃焼試験後サンプルの  $G'$  の比較

#### 1-1. (2) CMC 用プリフォームの製造技術開発

CMC 材料は、まず繊維成形体（以下プリフォーム）を作り、次にマトリックスを形成するという段階を経て作られる。CMC のみならず、一般に繊維強化複合材料の力学的特性は繊維配向の影響を大きく受けるため、プリフォームの構成は非常に重要である。本開発では連続繊維からなる織物を用いてプリフォーム製造することで、CMC 材料の力学特性向上を狙うこととした。

本節では主にプリフォーム製造の観点から、織物仕様を検討した内容を記す。

火炎にさらされる“ヒートシールド部”と、金属ケーシングに機械的に結合する“脚部”からなる CMC 製燃焼パネル形状として図 10 に示される形状を検討した。



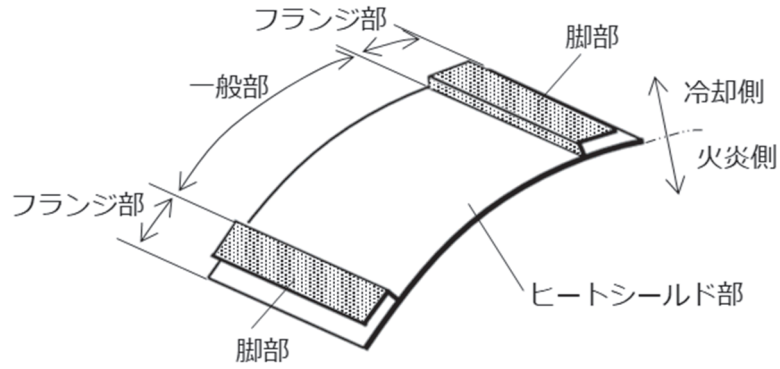


図 10 CMC 製燃焼器パネル形状

連続繊維による織物の利点を活かすため、ヒートシールド部と脚部が連続した一体構造の織物プリフォームを想定した。

織物の複数種類の製造方式についてそれぞれ製織性の評価を実施し、その結果により、多層織 Layer-to-Layer 方式を選定した。また織物構造と含浸性との相関により、通常の Layer to Layer 方式を若干修正した改良織物を開発、織物仕様を確定した。脚部フランジは、多層織の特性を活用し織物内部に形成したスリットによって板厚を分割して構成した(図 12)。本仕様により実際に一体成型プリフォームを試作し、前項の燃焼試験に教示している。

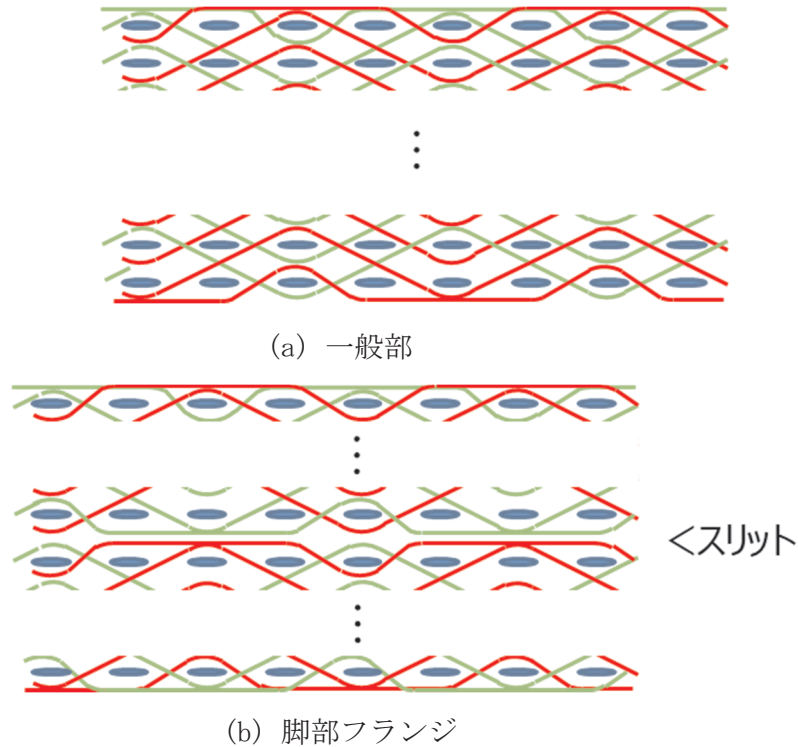


図 11 燃焼器パネルプリフォーム織組織の概略図



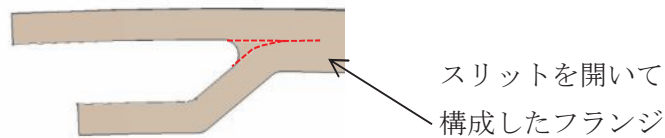


図 12 多層織で構成した脚部

この他、製織の製造性向上のため、サイズ剤や製織条件の検討を行うことで、糸切れや開口不良と言った欠陥を低減することができた他、装置の改良を通じて、製織時の原料歩留まりを従来の 38%から 89%までに大幅に改善することができた。

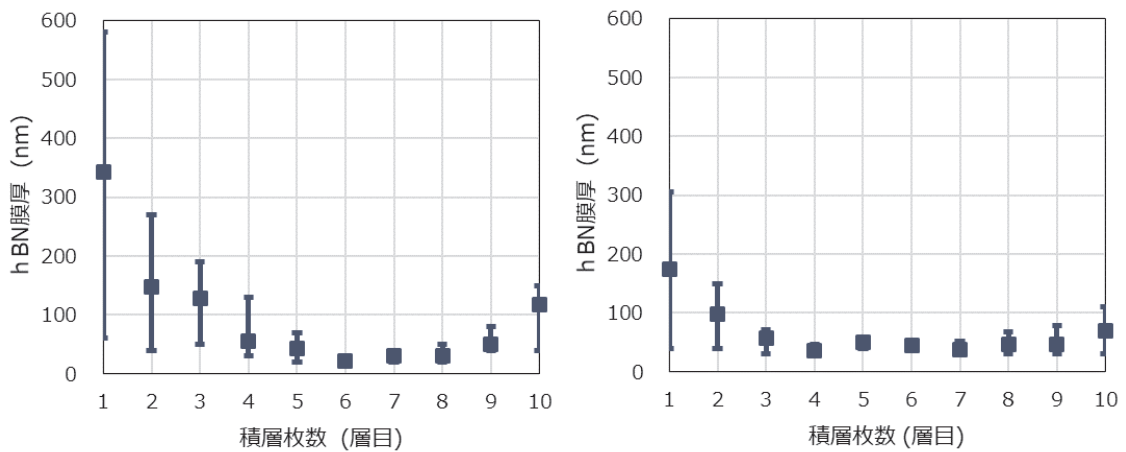
### 1-2. CMC マトリックス形成技術の開発

#### 1-2. (1) SiC 繊維への界面コーティング技術の開発

イビデンのコア技術である CVD プロセスによる hBN 界面の形成技術と CVI プロセスによる SiC 成膜技術を展開して、平板形状および燃焼器パネル形状を有するプリフォームへの界面形成に関する技術開発を行った。

新規大型 CVI 炉の開発および内部のガス雰囲気シミュレーションを通し、量産性の向上を行った他、CVI 工程においてクリティカルとなるメンテナンス工程についても、副生成物の付着抑制技術を開発した。

また、hBN 界面形成においては、図 13、図 14 に示す通り、均一成膜技術の開発を確立し



た。

図 13 繊維束外周部の hBN 膜厚測定結果 (左: 改善前、右: 改善後)

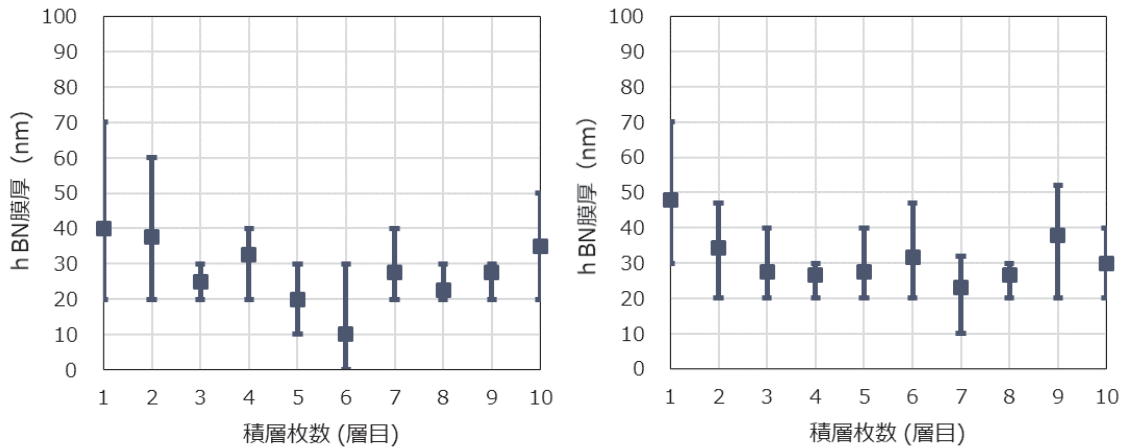


図 14 繊維束内部の hBN 膜厚測定結果 (左：改善前、右：改善後)

### 1-2. (2) CMC マトリックス形成プロセスの最適化

SiC/SiC 系 CMC (以下、単純に CMC とする) の劣化要因の 1 つに水蒸気暴露によるリセッションがある。ここで、リセッションの反応機構は下記の通りであり、SiC の酸化およびその後の水酸化物化により、減肉するとされている。CMC ではその製法上、内部に多くの空孔を有するため、表面からのみでなく、これらの空孔を通過した酸素や水蒸気により内部から酸化することで耐久性を下げの一因となっている。ここでは、PIP マトリックスの緻密化検討について述べ、次節にて述べる EBC 材料の開発と合わせた高温暴露後の強度向上を図った。

成形の各種条件を最適化することにより、従来の到達密度を大きく上回り、内部の気孔量も 10%以下への低減を達成した。初期強度および水蒸気暴露後の強度低下率について評価を行った。まず ASTM C 1275 に基づき引張試験を実施した。その結果を図 15 に示す。図からわかる通り、「室温引張強度 200MPa 以上」の最終目標を達成した

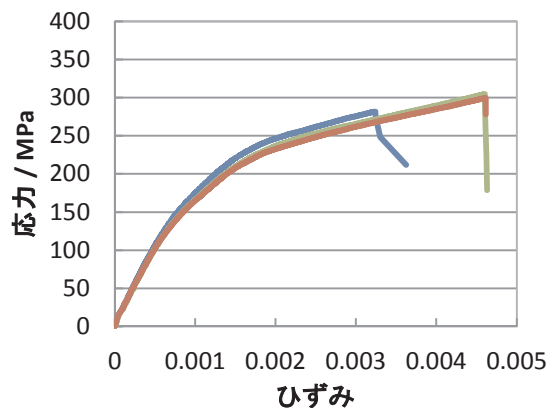


図 15 室温引張試験時の応力-ひずみ線図

次に、緻密化効果の確認のため、水蒸気暴露環境下での曲げ強さ変化について評価を実施した。水蒸気暴露条件は、水蒸気分圧として 0.256MPa、雰囲気温度 1400℃としている。図 16

に水蒸気暴露条件下での強度変化率を示す。ここで、図中の直線は、水蒸気暴露時間と残存強度率に比例関係があるとした場合の近似直線である。緻密化前後で初期強度が異なるため、ここではそれぞれの初期強度で規格化している。

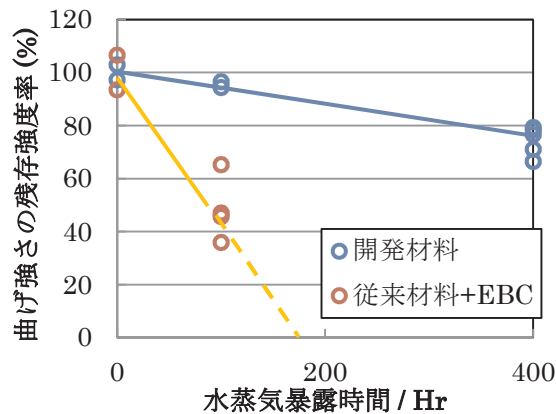


図 16 緻密化後のサンプルにおける水蒸気暴露後の強度低下

図からわかる通り、材料の高密度化を行うことにより、従来材料に EBC を付与していた材料よりも高い耐久性を獲得することができた。本開発材料に EBC を施工し、更に耐久性を向上させた試験結果並びに、これにより、最終目標である「1400℃×400 時間暴露後の CMC 強度低下率 20%以内」の達成した点については次節にて述べる。

### 1-2. (3) 耐環境コーティングの開発

CMC 単体では高温の水蒸気環境では、SiC 表面に形成した SiO<sub>2</sub> 酸化皮膜がさらに Si(OH)<sub>4</sub> となって気化し、結果として CMC 部材の表面から減肉が生じる現象（リセッション）が生じる。また CMC 自身が酸化すると強度低下を示す可能性がある。この対策のため、表面に希土類珪酸塩などの酸化物系材料の様な水蒸気劣化への耐性をもつ材料によるコーティング層を形成する耐環境コーティング（EBC: Environmental Barrier Coating）技術が有る。本開発では、コーティング材料の選定ならびに成膜条件の最適化により、熱サイクル性の改善を行い、実機にも適用できる目処を得た。本 EBC を施工後における強度低下について評価した結果を以下に示す。

EBC の仕様を表 5 に示す。EBC として Yb<sub>2</sub>Si<sub>2</sub>O<sub>7</sub>、mullite / Yb<sub>2</sub>Si<sub>2</sub>O<sub>7</sub> の 2 種類を用意した。なお、本試験ではボンドコートに一般に使用される Si を使用しなかった。CMC 基材の劣化度を評価するため試験温度を 1400℃としたため、Si の最高使用温度を超えるからである。

表 5 試験片の溶射仕様

| TP No. | test      | 基材  | ボンドコート  |  |         | EBC  |     |         |
|--------|-----------|-----|---------|--|---------|--|-----|---------|
|        |           |     | 溶射材     | 溶射法  | 厚さ (mm) | 溶射材  | 溶射法 | 厚さ (mm) |
| ①      | -         | CMC | -       |  |         |  |     |         |
| ②      | -         |     | -       |  |         |  |     |         |
| ③      | 高温水蒸気酸化試験 |     | -       | Yb <sub>2</sub> Si <sub>2</sub> O <sub>7</sub> | APS     | 0.1  |     |         |
| ④      | -         |     | mullite | APS  | 0.05    | Yb <sub>2</sub> Si <sub>2</sub> O <sub>7</sub> | APS | 0.1     |

水蒸気腐食加速試験装置 (株式会社モトヤマ製) を用いた。図 17 のように試験片を設置し、雰囲気温度 1400℃、保持時間 400 時間にて試験を実施した。本試験における水蒸気分圧については、最も厳しい条件となる離陸時条件 (MTO 条件) のときに推測される値とした。

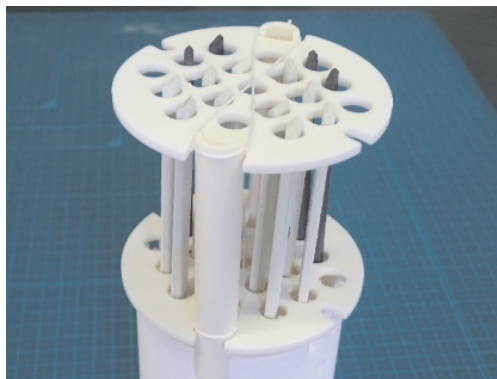


図 17 試験片設置状況

図 18 に 4 点曲げ試験から得られた最大曲げ応力を示す。高温水蒸気暴露していない CMC の初期強度に対して、EBC 無しの CMC は高温水蒸気暴露後には曲げ強度が約 22% 低下していた。一方、Yb<sub>2</sub>Si<sub>2</sub>O<sub>7</sub> または、mullite/ Yb<sub>2</sub>Si<sub>2</sub>O<sub>7</sub> を施工することで強度低下率はそれぞれ約 12%、約 5% に抑えられた。これは、CMC 開発の達成目標である「1400℃×400 時間暴露後の CMC 強度低下率 20% 以内」を満たす結果である。

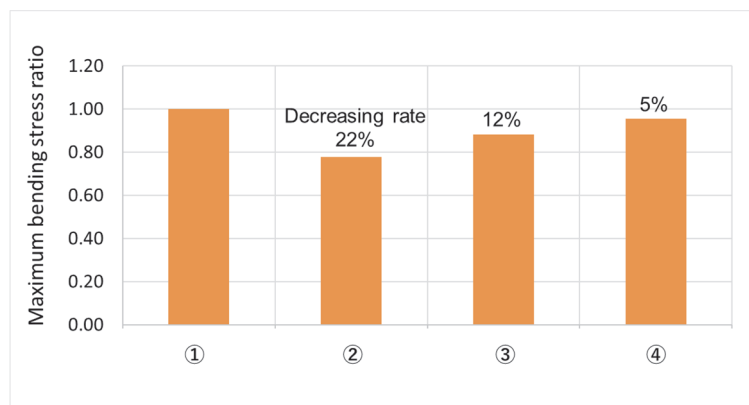


図 18 曲げ試験結果

#### 1 - 2. (4) CMC 材料の検査・健全性評価技術の開発

CMC の実用化にあたっては非破壊検査手法の確立が必須である。本節では非破壊検査手法

の開発について述べる。X線CTやサーモグラフィの他、各種検査手法の長所短所を実際の測定を通じて評価を実施した。X線CT、サーモグラフィ、誘電率測定と比較を表6に示す。表より、1つの検査手法によりすべての項目を検査することはできない。また、X線CT撮影においては、その空間分解能並びに検出可能な欠陥サイズは小さいが、撮影時間や装置費用を鑑みると、高空間分解能となる条件で製品全体を検査することは得策でない。最終目標である「CMC製燃焼器パネルに適した健全性評価手法を確立する。」に対し、これらの複数の検査手法の特徴を鑑み、複数の検査手法を組み合わせた健全性評価手法を確立した。

表6 検査手法の比較

|    | X線CT  | サーモグラフィ  | 誘電率測定   |
|----|---|--|---|
| 長所 | <ul style="list-style-type: none"> <li>空間分解能が高く、欠陥位置の情報についても正確に得られる。</li> <li>繊維と繊維界面コーティング層、マトリックスの分離が可能</li> </ul>                                    | <ul style="list-style-type: none"> <li>測定時間が非常に短い</li> <li>コーティング層の剥離が検出可能である</li> <li>設備費用が低い。</li> </ul>           | <ul style="list-style-type: none"> <li>化学的劣化を計測に特化している</li> </ul> |
| 短所 | <ul style="list-style-type: none"> <li>測定時間が長く、撮影データ容量が大きい。</li> <li>一般に用いるEBC/TBCの場合、SiC/SiCとX線吸収係数が大きく異なるため、コーティング後の検査が困難</li> <li>設備費用が高い</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>繊維やマトリックスの分離ができない。</li> <li>X線CTに比べ、空間分解能が低い。また、材料内部に行くほどに分解能が低下する</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>空間分解能に劣る</li> </ul>        |

また、これらの既存の非破壊検査手法のほか、加熱時の熱膨張量を利用する方法や、振動特性を利用する手法を検討した。振動特性を利用する方法では、欠陥が存在する領域は弾性率が低下し、固有振動数ならびに振動モードが変化することを利用した手法である。また、これに加えてAI技術の援用による手法の検討を開始した。本手法は、検査の簡易化、低コスト化に対し効果がありうるものとして非常に期待できる。

## ② 高性能SiC繊維の開発

### 2-1. 高性能SAグレードを用いたCMC材料開発

宇部興産株式会社殿にてチラノ繊維の強度向上を目的に開発された高性能SiC繊維の成形性について検討し、CMCとして使用可能であるのか評価を実施した。

高性能SiC繊維は従来のチラノ繊維従来SAグレード（以下、従来SA）の繊維強度ならびに高温クリープ特性の向上を目的に開発された繊維である。表7に従来SAと高性能SiC繊維との主要特性の対比を示す。

表 7 従来 SA と高性能 SiC 繊維の比較<sup>(1)</sup>

|       | 従来 SA  | 高性能 SiC 繊維 |
|-------|--------|------------|
| 繊維強度  | 2.4GPa | 3.0GPa 以上  |
| 繊維弾性率 | 380GPa | 約 380GPa   |

CMC マトリックス成形工程で PIP 法を用いる場合、スラリー含浸時にプリフォームが含浸可能であるかが最重要項目であり、含浸条件が設定されている場合、プリフォームの織構造や、その品質によってマトリックス成形の良し悪しが左右されることとなる。すなわち、製織が従来までと同等品質で実施できれば、マトリックス成形工程についても従来と同等の品質で成形できると考えられる。これより、本件では、高性能 SiC 繊維を用いた製織性評価による繊維種類によるプリフォーム品質評価を行ない、高性能 SiC 繊維の CMC 適用可否について検討を行うこととした。

製織性の評価のため、繊維の擦過性が簡易的に評価できる抱合力試験装置を用いて従来 SA 及び高性能 SiC 繊維の製織性の相対比較を行った。表 8 に示す SiC 繊維の抱合力試験結果を表 9 示す。繊維を高性能 SiC 繊維に変更しサイジング剤 B を塗布した高性能 SiC 繊維\_B の場合は、従来 SA\_A とほぼ同等の抱合力となった。従来 SA\_10\_A は前節までの CMC 製作で用いている繊維であるため、高性能 SiC 繊維でも従来 SA\_10\_A とほぼ同等の製織性を有し、品質を十分に満足するプリフォームを製織可能であると考えられる。これにより、最終目標である「開発した SiC 繊維が、CMC 材料に適用可能であることを確認する。」を達成した。

表 8 試験対象の繊維

| サンプル名        | 繊維         | サイジング剤 (実測付着率) |
|--------------|------------|----------------|
| 従来 SA_A      | 従来 SA      | A (3.2wt%)     |
| 従来 SA_B      | 従来 SA      | B (0.8wt%)     |
| 高性能 SiC 繊維_B | 高性能 SiC 繊維 | B (0.8wt%)     |



表 9 各種繊維と最終破断回数（抱合力）

| サンプル名        | サンプル採取場所       | 破断時回数 | 平均破断回数 |
|--------------|----------------|-------|--------|
| 従来 SA_A      | 終点から 270-375cm | 1500  | 1500   |
|              | 終点から 375-480cm | 1500  |        |
|              | 終点から 480-585cm | 1500  |        |
| 従来 SA_B      | 始点から 20-125cm  | 528   | 1176   |
|              | 終点から 20-125cm  | 1500  |        |
|              | 終点から 270-375cm | 1500  |        |
| 高性能 SiC 繊維_B | 始点から 20-125cm  | 1500  | 1336   |
|              | 終点から 20-130cm  | 1500  |        |
|              | 終点から 270-375cm | 1007  |        |

<意義>

CMC 材料は、GE 社が民間航空機向けエンジンに適用したことにより、現在研究開発が非常に活発になっており、本技術が適用できるか否かが、今後の航空エンジン市場におけるシェアを左右するキー技術となっている。これまでに述べた開発内容により、CMC 製燃焼器パネルに向けた CMC 材料の開発ならびに健全性評価手法の確立を達成した。短期的な特性のみならず、長期耐久性に優れた CMC 材料の開発を実施したことにより、民間航空機向けに 3 大エンジンメーカーに対し、提案するだけの素地を確立することができた。

また、本開発においては、委託先である川崎重工業より、各メーカーに再委託し技術確立を行ったことで、日本国内に CMC サプライチェーンを構築することができたと考える。これにより国内における CMC 開発ならびにこれを用いた航空エンジン開発全体を加速される。

また、高性能 SiC 繊維の開発により、高いクリープ性能を有する新規 SiC 繊維を用いた CMC サンプルが使用可能であることが判明したため、CMC 自体のクリープ性能を向上させることが可能となると考えられる。タービン翼のような高いクリープ性能が必要な部材に対して、高機能の CMC 製品が適用でき、ライフサイクルコストの低減ならびに購買力の向上につながることをできると考えられる。

3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み（戦略に沿った取り組み、取得状況）

基本特許戦略を図 19 に示す。これに従い、他社の特許調査を実施し、その後、他社の参入防止を目的に、パネル支持構造、織構成、マトリックスの付加構成などノウハウの流出リスクのない(現物を見ればわかる)ものについて権利化を行った。

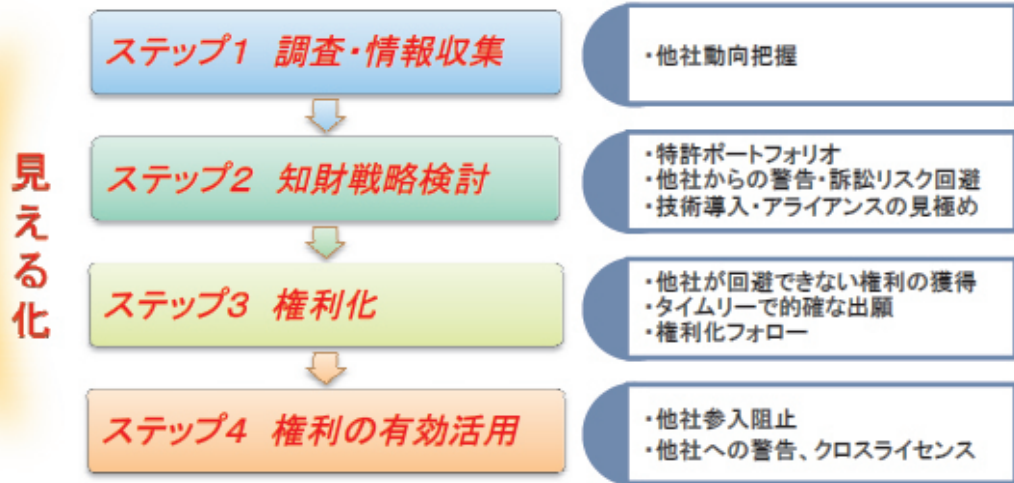


図 19 基本特許戦略

具体的には、図 20 のように公開、非公開の領域に分類を行い、それぞれの実施項目ごとに特許化、権利化を進めた。実際の出願件数は全体で 7 件である。

|     | 非競争域   | 競争域  |           |
|-----|--|--|-----------|
| 公開  | <ul style="list-style-type: none"> <li>● CMCマトリックス形成技術の開発<br/>(1)CMC材料の検査・健全性評価技術</li> <li>● 高性能SAグレードを用いたCMC材料開発<br/>(1)CMCの強度評価技術</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>● CMC用プリフォームの開発<br/>(1)CMC用プリフォームの設計技術<br/>(2)CMC用プリフォームの製造技術</li> <li>● CMCマトリックス形成技術の開発<br/>(1)耐環境コーティング技術</li> </ul> | 積極的に権利化   |
| 非公開 |  | <ul style="list-style-type: none"> <li>● CMCマトリックス形成技術の開発<br/>(1)SiC繊維への界面コーティング技術<br/>(2)CMCマトリックス形成プロセスの最適化技術</li> </ul>                                     | ノウハウとして秘匿 |

図 20 特許出願の方針

別添 9

航空機用構造設計シミュレーション技術開発

東北大学

### 3-2.5 項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

#### (1) 背景と目的

近年、計算機性能の向上に伴う CAE(Computer Assisted Engineering)導入に大変な期待がかかっている。一方、航空機の機体開発には莫大なコストがかかっており、計算機によるコスト低減は喫緊の課題である。新規機体開発という出口までを見据えたソフトウェアに関する産業界の要望は、非常に大きなものがある。こうした中、欧米を中心に産業界が大学を巻き込んで CAE を体系化することが、世界的流れとなっている。我が国でも、航空機産業の民需が伸びてきており、産学連携で CAE の研究開発を一段と加速する必要がある。本プロジェクトは、我が国の航空機産業の拡大のために、国内の産学連携により世界の研究開発の流れを追い越すことを目指した。

このため、本プロジェクトでは、開始当初、企業ニーズに基づく以下の 4 つの実施項目を設定し、さらに、H29 年度の間評価に伴うプロジェクトの見直しで、1 つは目標達成で終了、新たに 4 つの課題を追加し、7 つの実施項目を推進した。

これらの実施項目は、大学を中心に研究開発し、企業に検証してもらうことでブラッシュアップを行った。この全 8 項目の CAE 技術の開発・高度化により、従来の設計法では避けがたい後工程での戻り作業や開発コスト・リスクの低減を実現し、航空機開発の低コスト化、機体の軽量化、開発期間の短縮を図った。

#### (2) 位置付け、目標値

以下、本プロジェクトで推進した8項目について、それぞれ記述する。

##### 実施項目1:分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

本開発では、空気力学評価と構造強度評価を高い次元で連成させることで、設計初期段階から空力設計と構造設計を同時に最適化することが可能な機体設計シミュレーターを開発することを目的とする。通常の航空機開発では、空力設計と構造設計は交互に個別に実施されるため、設計の収斂に時間がかかる。機体設計シミュレーターは、これをシームレスに連成することで、空力・構造設計パラメータの収斂に必要な時間を 50%、設計全体に必要な時間を 25%低減することが目標である。H29 年までにツール開発、H31 年までに検証と最適設計を実施する。

##### 実施項目2:シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

本開発では、新規の複合材料を用いた航空機構造の強度保証に必要な構造要素、部分構造、実大構造レベルの強度試験を精度良く模擬する解析ツールを開発する。本手法を用いて、H29 年までに確立した解析手法を用いて、H31 年までに運用上最もクリティカルな衝撃損傷による複合材構造強度の低下量を 10%の精度での算出を可能とする。航空機開発で一般的に求められる構造解析精度の 10%を確保することで、本ツールを航空機開発に適用した認証プロセス効率化につなげることができる。これにより開発コストの低減につながる。認証プロセスにおける実験を 15%削減することを最終目標とし、そのコスト削減効果を評価する。

### 実施項目3: 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

本開発では、複合材製構造設計においてテープレイヤップや3Dプリンタの使用を前提として、従来の積層板構造にとらわれない繊維配向や繊維含有率を制御した最適構造設計シミュレーターの開発を目指す。並行して、設計された構造を製造可能とするための成形装置プロトタイプを開発する。H31年度末までにツールと成形装置を開発し、現状の複合材料積層板に対して、同等以上の強度または剛性を有することを示す。さらに、設計シミュレーターの開発検討を通じてCFRPを3Dプリンタで製造する際に適した材料の特性を抽出し、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努力をする。実験的検証では、簡易AFP装置を用いた賦形性の試験とプリプレグタック性の試験により、各種賦形パラメータが賦形性に与える影響を調査し、曲線積層シミュレーターに活用可能なデータベースを充足させる。また、非接触計測(DIC法)を適用する事により、クーポンレベルと部材レベルでの特性の差異を明らかにし、構造レベル適用にあたっての簡易AFP装置、連続炭素繊維3Dプリンタ成形装置特有の課題を抽出する。さらに、抽出した課題を機体構造設計シミュレーター開発にフィードバックし、H31年までに部材レベル(300 mm×300 mm程度、図1)においてシミュレーターの検証と妥当性の確認を行い、複合材の特性を活かした製造方法を前提とした機体構造設計シミュレーターを開発する。



図1 複合材特性を活かした3Dプリンタ製造に適した材料イメージ

### 実施項目4: 層流化技術開発

航空機周りの流体は層流と乱流状態が混在し、その状態によって飛行性能に寄与する摩擦抵抗が大きく異なる。そのため層流と乱流の境界層遷移を正確に捉えることは古くから最重要課題の一つである。航空機周りの流体は層流と乱流状態が混在し、その状態によって飛行性能に寄与する摩擦抵抗が大きく異なる。そのため層流と乱流の境界層遷移を正確に捉えることは古くから最重要課題の一つである。機体の表面で乱流状態に遷移すると摩擦抵抗を増大するが、工夫により層流を主翼の上で維持すれば抵抗を大幅に低減できると考えられる。設計開発のための計算技術の向上や、表面の加工技術の発展もあり、現代では従来よりも高度な性能が期待できることから、世界中の航空機メーカーやエアラインからの注目を集めている。最近では、Boeing社が世界で初めて、民間航空機のB787-9の尾翼でこのような層流化技術を生かしたハイブリッド層流翼を実用化した。Airbus社でも、A340に層流翼を採用した実機試験がなされている。本開発で対象とする翼周り三次元境界層に対しては、H31年までに直接数値計算と組み合わせ、新しい非線形の安定性解析ツールを開発し、その予測精度を高める。それらの知見に基づき、層流を維持するための境界層制御の最適設計を行うことで、主翼上面において層流状態を50%維持することを目標とする。

### 実施項目5: 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション



本開発では、ハイブリッドコキア成形にて製造される部品の成形と成形後の強度評価技術を開発する。H30年度は、基本ツールとなる複雑形状構造要素の含浸シミュレーション、樹脂硬化シミュレーション、残留応力および強度解析への要求項目の整理を実施し、H31年度に基本ツール開発を行う。含浸シミュレーション、硬化による変形シミュレーション、界面強度シミュレーションについて、航空機開発で一般的に求められる解析精度10%を確保し、将来民間機の低コスト・高レート製造に寄与すること最終目標とする。

#### ⑥エンジン-機体統合性能予測CFD解析技術

本研究テーマでは、機体搭載状態でのスリムナセル化およびショートインレット化による機体の空力性能への影響予測技術を構築する。そのため本研究では数値流体解析(Computational Fluid Dynamics; CFD)によるスリムナセルやショートインレットに対するエンジンファン要素の空力性能の予測技術の構築を目指す。これまで実施が困難だった、エンジン-機体を統合した空力性能予測により、推進効率を最大化する将来推進システムに向けたCFD解析に関する基盤技術の構築が目的である。H30年度にパラメータを決定し、H31年度までにエンジン-機体統合形態での計算を1ケース行える環境構築を目標とする。

#### 実施項目7:非巡航時における高精度非定常流体解析

本開発では、航空機実機スケールの高レイノルズ数非定常流れの高精度流体解析手法である壁面モデルlarge-eddy simulation(LES)を用いた、実機複雑形状周りに適用可能な流体解析技術を検討し、航空機高速飛行時における飛行限界・安定性予測を可能とする高精度非定常流体解析基盤技術を研究開発することを目的とする。ここで開発を試みる基盤技術となる本高精度非定常流体解析壁面モデルLESの構築では、必要となる格子点数の大幅な削減および大幅に大きな時間刻み幅での解析を可能とすることが見込まれ、これにより通常の乱流境界層内層域までほぼ直接的に解析する既存の高精度流体解析LESと比べ、必要な計算コストの90%の削減効果を示すと共に、予測精度の大幅な向上を目指す。また開発ツールの要求においては、これまでの川崎重工業の航空機空力解析実績に基づき、解析ツールに求められる実装の容易さやロバスト性、予測精度、解析効率を開発ツール要求として検討する。

#### 実施項目8:着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

着氷とは低温の雲中を飛行する航空機機体に衝突した過冷却水滴が機体表面で氷結する現象である。着氷は航空機の翼、エンジン、測定機器等あらゆる場所で発生し、機体性能に対して悪影響を及ぼし、着氷が原因とされる航空機事故は多数報告されている。このため現在の民間航空機の型式証明では、着氷が発生する寒冷環境下で安全に飛行できることを解析や試験により示すことが要求されている。特に2007年のFederal Aviation Regulation(FAR)の改訂によって、着氷時の性能・飛行特性が非着氷時と同じ基準を満足しなければならないことが要求され、民間航空機開発において着氷の影響を高い水準で把握することがますます重要となっている。本開発では、着氷の影響を評価できるシミュレーション技術を開発する。



### (3) 全体計画

本プロジェクトでは、開始当初、企業ニーズに基づく以下の4つの実施項目を設定した。

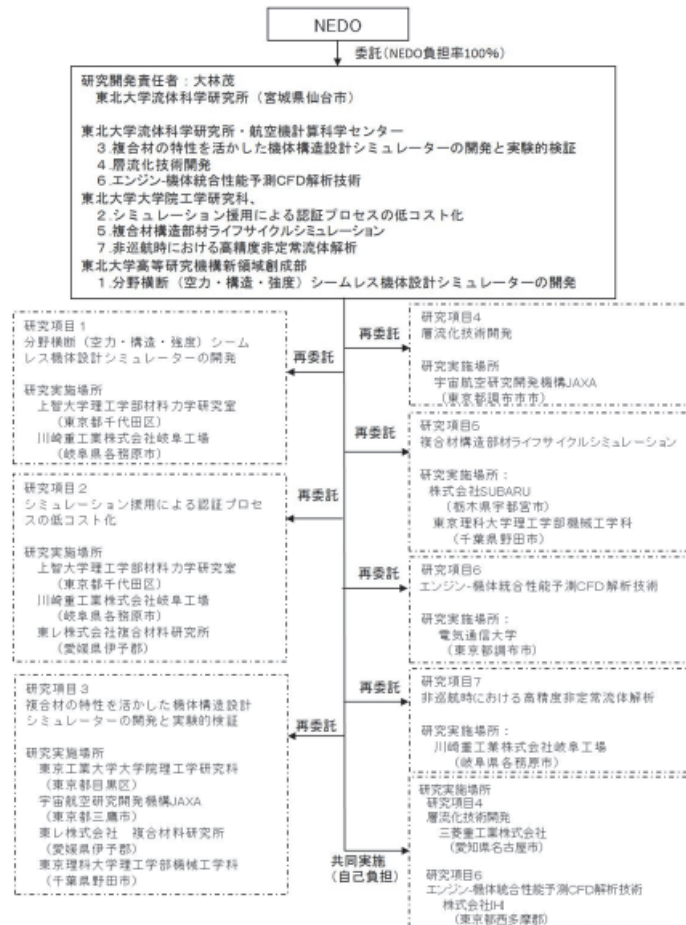
1. 分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発
2. シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化
3. 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発(実施項目8として記載)
4. 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

さらに、H29年度の間評価に伴うプロジェクトの見直しで、3は目標達成で終了となり、新たに4つの課題を追加し、以下の7つの実施項目を推進した。

1. 分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発
2. シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化
3. 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証
4. 層流化技術開発
5. 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション
6. エンジン-機体統合性能予測 CFD 技術の構築
7. 非巡航時における高精度非定常流体解析

これらの実施項目は、大学を中心に研究開発し、企業に検証してもらうことでブラッシュアップを行った。この全8項目のCAE技術の開発・高度化により、従来の設計法では避けがたい後工程での戻り作業や開発コスト・リスクの低減を実現し、航空機開発の低コスト化、機体の軽量化、開発期間の短縮を図った。

#### (4) 実施体制



#### (5) 運営管理

##### 【委託先】

国立大学法人東北大学  
（流体科学研究所・大学院工学研究科・高等研究機構新領域創成部）

##### 【再委託先】

川崎重工株式会社, 東レ株式会社, 株式会社 SUBARU,  
宇宙航空研究開発機構(JAXA), 学校法人上智大学, 東京理科大学,  
国立大学法人東京工業大学, 国立大学法人電気通信大学

##### 【共同実施先】

三菱重工株式会社, 株式会社 IH4

##### （技術推進委員会の開催）

H27 年度からH31(R1)年度において, 年間2および3回(合計12回)の技術推進委員会を開催。

##### （知財委員会の設置）

7つの実施項目ごとに知財委員会を設置. 研究発表および特許申請の審議を行った。

## (6) 実施の効果(費用対効果, 費用・売上・CO2 削減・省エネルギー等@2030 年度)

### 実施項目1:分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

航空機開発の初期段階から空力設計と構造設計の高い次元での多目的最適設計に使用可能なシミュレータを開発した。これにより高並列計算機の利用が可能となり, 数百機クラスの解析を同時並行で行えるようになったことで, CFRP 主翼の多目的設計のパレート面を得るための空力・構造設計パラメーター収斂に要する時間は数百分の一に短縮されている。これは, 当初掲げたパラメーターの収斂時間を 50%, 設計全体に必要な時間を 25%低減するという目標を大幅に上回り, シミュレータを取り入れた実際の開発では総時間において大幅な短縮が達成され開発費用削減に大きく貢献すると期待される。

### 実施項目2:シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

航空機開発において, 開発ツールを用いることにより, 認証プロセスで実施する必要がある CFRP クーポンの有孔引張(OHT)強度試験に関し, 供試体数を約 19%削減することが可能と見積もられた。したがって試験数の削減に比例したコスト削減効果が見込まれる。

### 実施項目3:複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

本項目の対象である繊維配置の最適化と, 最適化された繊維配置を実現するAFP (Automated Fiber Placement) 装置が実用化することで, CFRP 平板にボルト締結用の穴を空ける加工が不要となる。その結果, 材料の使用量を最小化し, 加工にかかるコストを削減することが出来る。例えば, ボルト締結穴の面積がCFRP部材の表面積の5%に相当する場合, 該当箇所材料を配置することが不要となるため, 5%の材料費削減が見込まれる。また, 繊維配置の最適化によってCFRPの強度が向上し, 部材の信頼性向上と長寿命化にも繋がる。

### 実施項目4:層流化技術開発

本プロジェクトにより, 他国に先駆けて民間航空機の主翼及び尾翼の自然層流化技術を確立することで, 民間航空機事業において燃費性能で優位性を確保することに繋がり, 世界での販売シェア獲得に繋がる。これにより民間航空機の国内生産需要が新たに創出され, 国内産業の振興に貢献する。

また本技術は民間航空機の競争力に直結するため, ライセンス供与に対する国外からの強い要望も期待され, 技術供与によるライセンス収入を見込むこともできる。

さらに民間航空機の運航費において燃料費は大きな割合を占めるが, 自然層流化技術による燃費性能向上によって, CO2 削減, 省エネルギーに繋がる。経済的にも, 燃料費が削減され, 航空券がより安価となれば移動に関して国民の利便性向上に貢献する。

### 実施項目5:複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

本研究では CFRP 構造部材の製造コスト低減を目的としたハブリッドコキュア一体成型技術に関する NEDO RIMCOF とリンクしており, ターゲットとしては細胴機(100~229 席)の尾翼が定められて

いる。今後 20 年間に於いて、旅客機需要は全体で 35,000 機に上り、半数以上となる 20,000 機を細胴機が占め、年間売上 3000 億円の底堅い成長性が見込まれている。この細胴機に対して、従来の複合材構造に対して重量と製造レートを同等としつつ、製造コストを 48%、生産設備コストを 34%削減する。本シミュレーション技術の研究はこれらの製造設備開発を効果的に行うために必要となる。

#### 実施項目6:エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

統合 CFD 解析技術を用いて航空機エンジン開発への参入を想定した場合、以下の市場規模のエンジン開発技術に寄与することが見込まれる。

##### 世界の中型民間航空機の運航機数(230席迄を対象)

|        | 市場規模    | シェア   |
|--------|---------|-------|
| 現状     | 約14000機 | 約3.5% |
| 2026年度 | 約32000機 | 約3.5% |
| 2027年度 | 約35000機 | 約3.5% |
| ～～     |         |       |
| 2030年度 | 約42000機 | 約3.5% |

市場規模算出の根拠としては、JADC 発行、平成 30 年版航空機関連データ「第三章 需要予測」から 230 席までの新規導入機体予測数値を使用して各年度での台数を算出した。シェア見通しの根拠には、230 席までの機体で A 社のエンジンの半数が B 社製エンジンが採用されたと仮定した上で、推定値に開発要素別のシェア割合を想定して算出した。

#### 実施項目7:非巡航時における高精度非定常流体解析

航空機の空力設計において壁面モデル LES による解析を取り入れることで、空力設計の高度化が期待できる。これまで予測できなかった空力現象を設計段階で予測し、空力的不具合を回避することで、設計変更による戻り作業を減らし、開発期間の短縮とコスト削減が可能となる。

#### 実施項目8:着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

本研究では、次世代航空機開発に向けた着氷影響のシミュレーター構築を目指し、着氷が発生した三次元翼の流れ場を数値計算で解き、三次元性のある着氷形状が流れ場に与える影響を考察し、性能に対する数値計算の精度を検証した。開発は非常に成功し、5 年の計画のところを 3 年で終了した。研究成果は、共同実施先の企業で実用化され、開発中の航空機の 2017 年の飛行試験に役立てられた。

## (7) 研究開発成果

### 1) 最終目標の達成度

#### 実施項目1:分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

本開発の目標は、航空機開発の初期段階から空力設計と構造設計の高い次元での多目的最適設計に使用可能な解析ツールを構築することであった。本項目で開発したシミュレーターは、空力・構造・破壊解析をシームレスに連成することで、これまで逐次的に翼形や設計条件を変えながら実行せざるを得なかった解析を、パラメータ設定から構造サイジングによる非破壊機体解の取得まで自動で行うことが可能となった。これにより高並列計算機の利用が初めて可能となり、数百機クラスの解析を同時並行で行えるようになったことで、CFRP 主翼の多目的設計のパレート面を得るための空力・構造設計パラメーター収斂に要する時間は数百分の一に短縮されている。これは、当初掲げたパラメーターの収斂時間を 50%、設計全体に必要な時間を 25%低減するという目標を大幅に上回る達成事項である。さらに、解析時間のボトルネックとなる空力解析において簡易解析手法の高度化により大幅な時間短縮が実現され、航空機開発の時間的コストを削減可能な技術の開発という観点で大きく寄与があった。新たに開発した構造解析ソフトウェアでは、航空機開発に用いられる汎用構造解析ソフトウェアとの互換性を保ち高度な解析技術を統合することで、国内の航空産業界において速やかに適用が可能となるソフトウェアを実現した。また本項目で開発した機体設計シミュレーターは川崎重工業に引き渡しシミュレーターの実行検証を行った。国内の航空産業界においてこれまでになかった CFRP 主翼設計に関する詳細かつ高速な CAE ソフトウェアを初めて供与したことで、今後の国産航空機開発における CFRP の積極的利用および CAE 技術の更なる活用を促すような波及効果を生じたと考えられる。

#### 実施項目2:シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

まず、「運用上最もクリティカルな衝撃損傷による複合材構造強度の低下量を 10%の精度で算出可能とする」という目的に対して、以下のような考察を行った。ストリンガーパネル試験片の衝撃後圧縮試験に関して、図 2 に示した圧縮ひずみと圧縮荷重の関係を見ると、試験では圧縮強度は約 165kN、解析では約 155kNと読み取れる。解析結果は実験結果の約 93%であり、その差は 7%である。ここでの解析結果は損傷がない場合の圧縮強度との差異を比較したものではないが、強度低下量に対しても解析結果と試験結果との差異は 10%以下となることが見込まれる。



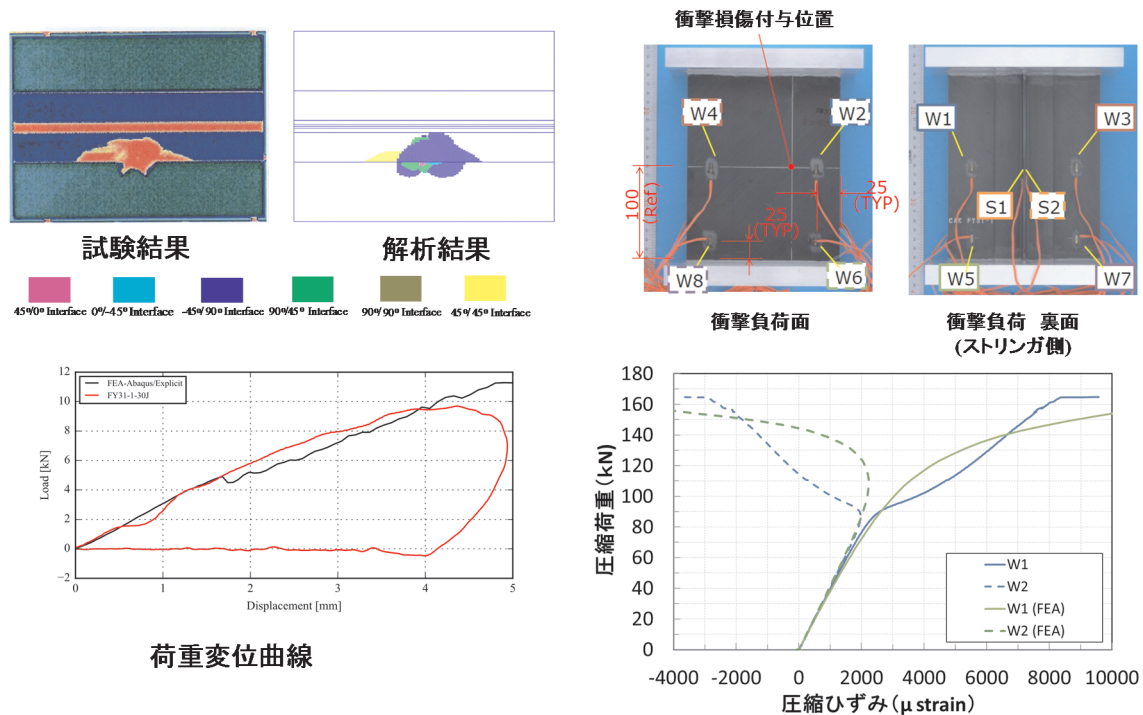


図2 スキンストリンガーパネル試験片の衝撃損傷付与試験解析, 圧縮試験解析

つぎに「認証プロセスにおける実験を 15%削減することを最終目標とし、そのコスト削減効果を評価する」という目的に対して、以下のような考察を行った。表1に Boeing777 複合材尾部構造の認証関連試験の供試体数(文献1)を示す。数量においては、クーポン試験および要素試験の割合が大半を占め、積層構成、板厚、形状、成形手法の影響、荷重方向、衝撃、環境条件等様々な組み合わせについて、試験データ取得・評価を行う。代表として、本研究で解析を実施したクーポンレベルの有孔引張(OHT)強度に関し、CMH(文献2)に示されたテストマトリクスの例を表2に示す。例えば、①~④の試験は、孔サイズの影響を評価する目的であり、①、②、④の試験により解析を実証することで、中間的な孔サイズとなる③が省略可能となり、十分な実証を得た後、①、②何れかの試験削減も可能になると考えられる。⑤・⑥の試験は、①・③の試験に対し、板の幅を狭くし、板幅に対する孔の割合を変えた場合の影響を評価する目的であり、孔サイズと板幅の両方を変えた⑥を解析で実証できれば、⑤の試験は省略可能と考えられる。このように、供試体の種類8種類中2種類(4分の1)以上が削減可能となり、供試体数においても77体中15体(約19%)の削減が可能となる。さらに十分な解析と実証を経れば、将来的には大半の試験を省略することも可能性がある。したがって、OHT 強度試験に関しては、最終目標の15%を上回る19%の削減が見込まれる。一方、材料メーカーにおいても、試験結果の検証や再現試験が必要な場合があり、試験数の削減に比例したコスト削減効果が見込まれる。

なお、川崎重工業(株)、東レ(株)は、上智大学で開発されたシミュレーション技術を社内導入し、開発システムが、問題なく動作することを確認した。



| Test type                        | Number of tests |
|----------------------------------|-----------------|
| <i>Coupon and element levels</i> |                 |
| Ply properties                   | 235             |
| Long-term environmental exposure | 200             |
| Laminate strength                | 2334            |
| Interlaminar strength            | 574             |
| Radius details                   | 184             |
| Crippling                        | 271             |
| Stress concentrations            | 118             |
| Effects of defects               | 494             |
| Bolted joints                    | 3025            |
| Durability                       | 385             |
| Bonded repair                    | 239             |
| Total                            | 8059            |
| <i>Subcomponent level</i>        |                 |
| Bolted joints (major splices)    | 110             |
| Rib details                      | 90              |
| Spar chord crippling             | 50              |
| Skin/stringer compression panels | 26              |
| Skin/stringer tension panels     | 4               |
| Skin/stringer shear/compression  | 6               |
| Skin/stringer repair panels      | 6               |
| Skin splice panels               | 2               |
| Stringer runouts                 | 4               |
| Spar shear beams                 | 6               |
| Total                            | 305             |

表1 Boeing777 複合材尾部構造の認証関連試験(文献1)

TABLE 2.3.5.3. Recommended Laminate Open-hole Test Matrix.

|                                | Layup                                | Thickness | Hole Diameter in. (mm) | Width in. (mm) | Width/Dia. Ratio | Fastener Head Type | Notched Tension Strength |     |     |        | Total | Purpose            |
|--------------------------------|--------------------------------------|-----------|------------------------|----------------|------------------|--------------------|--------------------------|-----|-----|--------|-------|--------------------|
|                                |                                      |           |                        |                |                  |                    | CTD                      | RTD | ETW | ETW+ΔT |       |                    |
| ①                              | (25/50/25)                           | T1        | 0.25 (6.35)            | 1.5 (38)       | 6                | Open Hole          | 9                        | 5   | 5   |        | 19    | Baseline Open Hole |
| ②                              | (25/50/25)                           | T1        | 0.190 (4.83)           | 1.125 (29)     | 6                | Open Hole          |                          | 5   |     |        | 5     | Diameter Effect    |
| ③                              | (25/50/25)                           | T1        | 0.50 (12.7)            | 3.0 (76)       | 6                | Open Hole          |                          | 5   |     |        | 5     | Diameter Effect    |
| ④                              | (25/50/25)                           | T1        | 1.00 (25.4)            | 6.0 (152)      | 6                | Open Hole          |                          | 5   |     |        | 5     | Diameter Effect    |
| ⑤                              | (25/50/25)                           | T1        | 0.25 (6.35)            | 1.0 (25)       | 4                | Open Hole          |                          | 5   |     |        | 5     | Width Effect       |
| ⑥                              | (25/50/25)                           | T1        | 0.50 (12.7)            | 2.0 (51)       | 4                | Open Hole          |                          | 5   |     |        | 5     | Width Effect       |
| ⑦                              | (10/80/10)                           | T1        | 0.25 (6.35)            | 1.5 (38)       | 6                | Open Hole          | 9                        | 5   | 5   |        | 19    | Layup Effect       |
| ⑧                              | (50/40/10) tape or (40/20/40) fabric | T1        | 0.25 (6.35)            | 1.5 (38)       | 6                | Open Hole          | 9                        | 5   |     |        | 14    | Layup Effect       |
| <b>Total Open Hole Tension</b> |                                      |           |                        |                |                  |                    | <b>77</b>                |     |     |        |       |                    |

表2 クーポン試験テストマトリクス例(OHT 試験)(文献2)

引用文献

(文献1) Paolo Feraboli, “Composite Materials Strength Determination Within the Current Certification Methodology for Aircraft Structures,” JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 46, No. 4, July-August 2009

(文献2) CMH-17-1G Volume 1 of 6 MARCH 2012 “COMPOSITE MATERIALS HANDBOOK VOLUME 1. POLYMER MATRIX COMPOSITES GUIDELINES FOR CHARACTERIZATION OF STRUCTURAL MATERIALS

実施項目3: 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

プロジェクト当初より, (1) 複合材の特性を活かす製造方法を前提とした機体構造設計シミュレーターの開発と, (2) 曲線繊維積層板が直線繊維積層板に対して, 同等以上の強度または剛性を

有することを実験的に示すことを目的として研究を実施した。本研究を通じて、流線モデルと深層学習を利用した低計算コストの曲線繊維配向最適化シミュレーターを開発し1つ目の目的を達成した。さらに、トウプリプレグを切断・積層する小型のヘッドと、コンピュータ数値制御を用いた位置決め装置を持つ**簡易AFP装置**を作製し、最適化された曲線繊維複合材が、従来の直線繊維複合材よりも高い強度を有することを実験的に示し、2つ目の目的を達成した。

#### 実施項目4:層流化技術開発

本研究では、後退翼における圧縮性三次元境界層の乱流遷移を高い精度で予測するため、直接数値計算コードおよび非線形安定性解析ツールの開発を行い、安定解析と直接数値解析を組み合わせた統合遷移解析システムを構築し、大規模かつ詳細な遷移予測が可能となった。これにより、翼面の孤立粗度(Discrete Roughness Elements;DRE)による乱流遷移の抑制効果(層流化効果)を検証し、配置や形状の最適性やロバスト性を調査し、実旅客機の抵抗低減に関し画期的なデバイスの概念を創出した(特許出願)。以上より、本研究で設定した目的を達成した。

#### 実施項目5:複合材構造部ライフサイクルシミュレーション

##### <複雑形状の含浸シミュレーション技術開発>

実機規模の複雑形状に適用可能な高速含浸解析およびフローメディア配置を調整する事による含浸条件最適化技術の開発を目標とし、ツールを完成させた。尾翼ボックス部分構造を模擬した製造試験(NEDO RIMCOF 実施)結果や市販ツールによる解析結果と比較する事で樹脂含浸時間予測精度の検証を行い、良好な結果を得た。故意に不適切な樹脂注入条件を設定した解析では未含浸部の発生が予測され良好な結果をえた。又、従来ツールでは困難だった実機レベルの大規模解析を実施し、解析結果が得られることを確認した。

##### <樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーション開発>

VaRTM, OoA プリプレグによる異種材料ハイブリッド一体構造の変形予測技術開発を達成した。従来は解析出来る樹脂の種類は限られ、今回のように異種樹脂物性値の違いの影響を考慮するには高額で時間のかかる試験による材料物性値取得が必要だが、限定的な試験と自己組織化マップ及び分子動力学を活用した物性値取得法とマルチスケール解析を組み合わせた手法を構築し、異種樹脂ハイブリッド一体構造の変形解析が可能となった。単一樹脂よりも大きな変形を生じた補強パネルの試作品と変形量の比較を行い、よく一致する結果が得られた。本手法は今回対象とした樹脂種のみならず、広く応用が可能であり、本手法を活用する事で試作や経験に依存するCFRP積層治具の設計の期間・コストを改善する事が可能となる。

#### 実施項目6:エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析技術

当初の目的である、機体と稼働エンジンとの統合解析を達成し、最終目標に向け次の段階に進められた。現存する機体やエンジン形状を採用することで、本質と無関係の作業を極力減らし、かつ単純化したことで、本質的な業務に専念できたことが成功の一要因である。将来の航空機用エンジンの開発では、さらなる性能向上を目的として、機体およびエンジンが互いの設計インターフェースを一層考慮し、情報交換を密にした開発が行われると考えられる。本研究の成果は、機体とエン

ジン・ナセルとの相互作用の予測を可能とする基盤的な技術であり、解析技術を検証し予測精度を向上させることで、航空機およびエンジン産業への貢献ができることにつながる。

#### 実施項目7:非巡行時における高精度非定常流体解析

航空機の高速飛行時における空力特性推算精度を向上させることは、開発時のリスクおよびコストの低減、開発期間短縮や空力荷重推算精度の向上による構造重量の軽減につながる。こうした効果を狙い、壁面モデル LES 技術を適用した複雑形状対応手法の有効性を確認した。その結果、本解析技術が高速飛行時における非定常剥離流れに対して有効であることが明らかとなり、研究目的は達成された。

大規模 LES 解析では、レイノルズ数や衝撃波強さの異なる解析ケースを完了し、高速飛行時の非定常剥離流れにおける高精度 LES データベースの構築に成功した。また構築した高精度 LES データベースを基に平衡/非平衡壁面モデル LES を実施し、壁面モデル LES の予測精度および非平衡効果のモデル化について問題点や改善点を明らかにし、当初の目的を達成した。加えて、実用解析に必要な複雑格子に対する安定かつ物理的に高忠実な数値計算法の開発にも成功した。本成果は、国内学会において最優秀賞を受賞しており、「本論文で開発されたスキームにより、複雑形状解析に対する非散逸で高精度かつ安定な大規模 LES 解析が容易になり、学術的な側面において寄与が認められるだけでなく、産業への応用という観点からも将来の発展が期待される。」という評価を受け、客観的にも本研究の産業への波及効果が評価された。

基盤技術の獲得では、実機設計への適用を見据え、航空機設計で用いられている複雑形状に対応可能な解析手法と壁面モデル LES 技術を組み合わせた手法について、非定常剥離流れにおける解析精度検証を実施した結果、非定常剥離流れに対する推算精度を向上できることが明らかとなった。

#### 実施項目8:着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

本研究では、次世代航空機開発に向けた着氷影響のシミュレーター構築に目指し、着氷が発生した三次元翼の流れ場を数値計算で解き、三次元性のある着氷形状が流れ場に与える影響を考察し、性能に対する数値計算の精度を検証した。数値計算結果と比較する文献として同形状の風洞実験を参照した。前縁着氷の直後での剥離領域の渦構造を詳細に捉えることができた。また、着氷によって減少する揚力を実験値と比較して良い精度で予測することができた。

次に、前縁の防氷システムで溶けた水が後方の翼面上で再凍結する Runback Ice 現象の防止システムを検討した。加熱能力と空力性能を両立する翼型形状を探索するために、多目的空力・排熱性能最適化を行った。空力性能は主として、前縁形状、最大キャンバとその位置、最大翼厚位置によってトレードオフが形成される。加熱能力は乱流遷移位置と加熱領域の相対的な位置関係に大きく依存している。翼面加熱機構を実現するためには、主翼の構造などにより決定された加熱領域に対し、その前端付近で乱流遷移が起こるような翼型を選定することで、翼型の空力性能への影響を抑えながら良好な加熱性能を得ることが有望であることが示唆された。

開発は非常に成功し、5年の計画のところを3年で終了した。研究成果は、共同実施先の企業で実用化され、開発中の航空機の2017年の飛行試験に役立てられた。

## 2) 研究開発の成果と意義

産学連携による CAE の体系化が世界的潮流となっている。機体開発に莫大なコストがかかる航空産業でも、CAE の高度化が喫緊の課題となっている。本研究開発では、航空機開発の低コスト化、機体軽量化、開発期間短縮を実現するために、企業ニーズに基づいた 8 つの CAE 解析技術を開発した。開発された技術は、東北大学流体科学研究所航空機計算科学センターにて、実施項目 1 のシームレス機体設計シミュレーターに統合され、国内の航空産業育成に役立てることが期待される。

### 実施項目 1: 分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

新規開発の航空機構造解析ソフトウェアに、CFRP を対象とした新たなマルチスケール解析を取入れ、巡航時の主翼に生じる破壊モードの特定及び非破壊となる構造サイジングまでシームレスに行うツールを開発し、空力と構造を同時に最適化可能な主翼設計シミュレーターを完成した。

### 実施項目 2: シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

FEM および XFEM による損傷進展解析コードを開発し、商用コードへ組込んだ。ツール検証のため、CFRP 積層構造として C 型試験体、ストリンガーフランジ試験体、およびストリンガーパネル試験体を製作し、衝撃後圧縮強度試験にて妥当な検証結果を得た。

### 実施項目 3: 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

異方性を有する複合材の特性を活かすため、低計算コストの曲線繊維配向最適化シミュレーターを開発した。また、賦形可能範囲のマッピングと X 線 CT による内部の欠陥評価を実験的に行い、製造制約条件を明らかにし、この制約条件下で最適化された曲線繊維複合材は、従来よりも高い強度を有することを示した。

### 実施項目 4: 層流化技術開発

後退翼における圧縮性三次元境界層の乱流遷移を高い精度で予測する統合遷移解析システムを構築し、翼面の孤立粗さ要素(DRE)による乱流遷移の抑制効果(層流化効果)を定量化、従来の DRE 形状よりも層流化効果が高い波形粗さ要素(SRE)の概念を創出し、特許出願した。

### 実施項目 5: 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーションの開発

CFRP の航空機構造への適用が進む中、今後はライフサイクル全体を考慮し、全体のコストを削減する設計技術が必要である。本取組では低コスト CFRP 製造技術にフォーカスし、樹脂含浸シミュレーション及び、樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーションの開発を行った。

### 実施項目 6: エンジン—機体統合性能予測 CFD 解析技術

実機をコンポーネントに分割しない現実に即した主翼荷重の評価を最終目標に、NASA CRM と NASA Rotor 67 動翼を用い、機体と稼働エンジンの統合非定常空力解析を達成した。

#### 実施項目7:非巡航時における高精度非定常流体解析

高速飛行時の航空機実機スケールを想定した高レイノルズ数環境における、非定常剥離流れの予測技術向上を目的に高精度流体解析基盤技術を開発した。安定・高忠実な数値計算手法を開発し、航空機設計における壁面モデル LES の実用性や解析コストの削減効果を評価した。

#### 実施項目8:着氷に関する非定常空力設計シミュレーター開発

着氷は飛行試験の必須項目である。そこで、着氷翼の空力解析を実施し、実験による空力性能との良い一致を確認し、飛行試験に役立てた。さらに、主翼に取り付ける防氷(加熱)装置を最適化した結果、加熱性能と空力性能のバランスが乱流遷移の位置によって決まることが分かった。

#### 3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み(戦略に沿った取り組み, 取得状況)

2015 年度から 2019 年度において、本プロジェクトに関連した論文発表を 19 件、講演等を 102 件実施した。本プロジェクトの進捗に対応し、その成果である CAE 技術を蓄積し発展させるため、東北大学流体科学研究所では航空機計算科学センターを 2017 年に設置した。今後、本プロジェクトで開発された技術は、同センターにて、実施項目 1 のシームレス機体設計シミュレーターに統合され、国内の航空産業育成に役立てることが期待される。

また、実施項目4:層流化技術開発では、後退翼に設置することで高い層流化効果が得られる波形粗さ要素(SRE)を考案し、2019 年 3 月 29 日に東北大と JAXA、三菱重工の共同で「隆起構造および翼」という名称の特許を国内出願した(特願 2019-069153)。さらにこちらを基礎とした国外出願に向けて、2020 年 3 月 18 日に PCT 出願を行った(PCT/JP2020/011911)。今後、参画企業は解析技術を各社での製造設備開発に活用し、特許を取得する予定である。



## 「次世代構造部材創製・加工技術開発」基本計画

材料・ナノテクノロジー部

## 1. 研究開発の目的・目標・内容

## (1) 研究開発の目的

## ①政策的な重要性

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今後20年間の市場規模は、累計約3万から3万5千機(4~5兆ドル程度)となる見通しである。「産業構造ビジョン2010」では、国内航空機産業を2020年迄に2兆円にほぼ倍増させるとともに、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。

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。

## 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:B787…機体の35%、エンジン(Trent1000、GEnX)の15%)を通じて、生産額も約1.5兆円まで拡大したが、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。

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。



### ③世界の取組状況

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。

### ④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、複合材料及び軽金属材料等の関連技術開発を両輪として、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。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CO<sub>2</sub>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。

## (2) 研究開発の目標

### ①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CO<sub>2</sub>排出量の削減に資する先進的な構造材料及び加工技術を確立する。研究開発項目は多岐にわたるため、具体的な開発目標は、別紙の研究開発計画に記載する。

### ②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、2030年において、25万tのCO<sub>2</sub>削減が期待される。

### ③アウトカム目標達成に向けての取組

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。

### (3) 研究開発の内容

上記目標を達成するために以下のテーマについて、研究開発を行う。

具体的な開発内容は、別紙1の研究開発計画の通りとする。

#### 【委託事業】

- 研究開発項目① 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」
- 研究開発項目①-2 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発(第二期)」
- 研究開発項目② 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」
- 研究開発項目②-2 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」
- 研究開発項目③ 「航空機用難削材高速切削加工技術開発」
- 研究開発項目③-2 「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」
- 研究開発項目④-1 「軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)」
- 研究開発項目④-2 「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」
- 研究開発項目⑤ 「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

本研究開発は、実用化まで長期間を要するハイリスクな基盤的技術に対して、産官学の複数事業者が互いのノウハウ等を持ち寄り、協調して実施する事業であり、委託事業として実施する。また、開発成果の社会への浸透を図るため、成果の一部は、開発段階に合わせて順次実用化する。

## 2. 研究開発の実施方式

### (1) 研究開発の実施体制

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大中道俊亮を任命して、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る。

本研究開発は、経済産業省が2011年度(研究開発項目④-1)、2012年度(研究開発項目③)及び2013年度(研究開発項目①、②)に企業、大学等の研究機関(委託先から再委託された研究開発実施者を含む)から公募によって委託先を選定し、研究体制を構築して開始したものである。2015年度よりNEDOが本研究開発の運営・管理を承継するに当たっては、2015年度までの進捗状況を踏まえて研究開発を実施した。

研究開発項目④-2及び⑤については、NEDOが公募によって研究開発実施者を選定した。研究開発実施者は、企業や大学等の研究機関等(以下、「団体」という。)のうち、原則として日本国内に研究開発拠点を有するものを対象とし、単独または複数で研究開発に参加するものとした。ただし、国外の団体の特別の研究開発能力や研究施設等の活用または国際標準獲得の観点から必要な場合は、当該の研究開発等に限り国外の団体と連携して実施することができるものとした。

研究開発項目①-2、②-2及び③-2については、2016年度にNEDOが公募によって

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

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）として東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻青木隆平教授を選定し、各実施者はプロジェクトリーダーの下で研究開発を実施する。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、効率的な研究開発・研究成果の実用化を目指す。

## （2）研究開発の運営管理

### 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、経済産業省及び研究開発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する。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、随時、プロジェクトの進捗について報告を受けること等により進捗の確認及び管理を行うものとする。また、全体の最終目標の効率的かつ効果的な研究開発の早期達成のため、（新たな課題の対応も含む）関連技術や市場の動向を随時把握し、最新の技術や知見を取り込むこととし、毎年度、実施方針に掲げられた研究開発プロジェクトの目標や研究開発の内容を評価し、必要に応じて変更するものとする。早期実用化が可能と認められた研究開発については、期間内であっても研究を完了させ、実用化へ向けた実質的な研究成果の確保と普及に努める。

### ②技術分野における動向の把握・分析

NEDOは、プロジェクトで取り組む技術分野について、内外の技術開発動向、政策動向、市場動向等について調査し、技術の普及方策を分析・検討する。なお、調査等を効率的に実施する観点から委託事業として実施する。

## 3. 研究開発の実施期間

研究開発項目①、②、③及び④－1については、2015年度の1年間とする。

研究開発項目④－2及び⑤については、2015年度から2019年度までの5年間とする。

研究開発項目①－2、②－2及び③－2については、2016年度から2019年度までの4年間とする。

なお、研究開発項目④－1は、2011年度から2015年度に、研究開発項目③は、2012

年度から2015年度に、研究開発項目①及び②は、2013年度から2015年度に経済産業省で実施し、2015年度からNEDOが実施している。

#### 4. 評価に関する事項

NEDOは、技術的及び政策的観点から、研究開発の意義、目標達成度、成果の技術的意義並びに将来の産業への波及効果等について、プロジェクト評価を実施する。評価の時期は、研究開発項目①、②、③及び④-1については事後評価を2016年度に実施する。研究開発項目④-2及び⑤については中間評価を2017年度、事後評価を2020年度に実施する。研究開発項目①-2、②-2及び③-2については必要に応じて中間評価を2017年度に実施し、事後評価を2020年度に実施する。当該研究開発に係る技術動向、政策動向や当該研究開発の進捗状況等に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。また、中間評価結果を踏まえ必要に応じて研究開発の加速・縮小・中止等の見直しを迅速に行う。

#### 5. その他の重要事項

##### (1) 研究開発成果の取扱い

###### ① 成果の普及

NEDO及び研究開発実施者は、研究成果を広範に導入・普及するように努めるものとする。

###### ② 標準化施策等との連携

得られた研究開発の成果については、標準化等との連携を図るため、標準案の提案等を必要に応じて実施する。

###### ③ 知的財産権の帰属

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

##### (2) 関係省庁の施策との連携体制の構築

NEDOが実施する「革新的新構造材等研究開発」や内閣府が実施する「戦略的イノベーション創造プログラム:革新的構造材料」の実施体制と緊密に連携する。

##### (3) 基本計画の変更

NEDOは、研究開発内容の妥当性を確保するため、社会・経済的状況、国内外の研究開発動向、政策動向、評価結果、研究開発費の確保状況、当該研究開発の進捗状況等を総合的に勘案し、達成目標、実施期間、研究開発体制、新規テーマの追加等、基本計画の見直し

を弾力的に行うものとする。

#### (4) 根拠法

本プロジェクトは独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構法第十五条第1項第一号ニに基づき実施する。

### 6. 基本計画の改訂履歴

①2015年2月、制定。

②2016年2月、改訂。

- 独立行政法人を国立研究開発法人に変更。
- プロジェクトリーダー、プロジェクトマネージャーの氏名を記載。
- 2015年度第一回技術推進委員会の審議を踏まえ、研究開発項目①の最終目標値(急冷凝固KUMADAI マグネシウム合金の引張強度( $F_{ty}$ ))を500MPaから400MPaに変更し、伸び(EL)の目標値として、5%以上を追加。
- 研究開発項目④-2のSiC繊維開発及びCMC部材開発を加速するため、実施体制、中間目標及び最終目標を変更。
- 研究開発項目①の継続テーマとして公募するに際して、①-2を追加。
- 研究開発項目②の継続テーマとして公募するに際して、②-2を追加。
- 研究開発項目③の継続テーマとして公募するに際して、③-2を追加。

③2020年2月、改訂

- プロジェクトマネージャーの変更。
- 表記を西暦に変更。

## (別紙1)研究開発計画

### 研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」

#### 1. 研究開発の必要性

##### (1)複合材構造部材

燃費改善・環境適合性等に対する要請に応えるため、近年の航空機では軽量化のために構造部材として複合材が積極的に導入されているが、製造に時間がかかる、製造コストが高い等の課題が複合材適用拡大の障害となっている。

複合材を用いた航空機を長期間にわたって安全に運用していくためには、複合材構造の健全性を詳細に把握し、異常が認められた際には、修理、交換を行う必要がある。現在は、目視、非破壊検査等により複合材構造の検査を実施しているが、非常に多くの手間と時間を要し、航空機を運航するエアラインにとって大きな負担となっている。更なる燃費改善の要求によって複合材の適用が拡大する中で、複合材構造健全性を効率的に把握することで整備性の向上が重要となる。

複合材の成形法として、オートクレーブを使わない等、新しい成形法の動きが世界的に加速していることから、高品質な複合材部材の製造技術基盤を確立するため、熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術、光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術、高生産性・易賦形複合材の開発を実施し、高効率・低コストの複合材及びその成形プロセスを開発することが急務である。

##### (2)軽金属構造部材

チタン合金は軽量であり複雑形状の部材形成も可能で、複合材と接触しても熱膨張差や局部電池腐食による悪影響もないため、複合材とともに使用量が増大している。しかし、チタン合金は機械加工等の加工性が悪く、加工コストが非常に高いという問題がある。次期民間航空機をターゲットとし、適用可能な接合及び粉体焼結技術等の開発が必要である。

マグネシウム合金に関しては、アルミニウム合金より比重が小さいため、航空機構造用材料への適用が期待されている。しかし、マグネシウム合金には、強度、耐食性の問題があるが、国内でこれらを克服する可能性のある新マグネシウム合金が開発されており、この技術を元に航空機に適用可能なマグネシウム合金の開発、加工法の開発が必要である。

##### (3)総合調査研究

本分野は、国内外で活発に研究開発が行われており、技術トレンドの動きも早い。そのため、国内外の研究開発動向や政策支援の状況等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していく必要がある。



## 2. 研究開発の具体的内容

### (1) 複合材構造部材

航空機の運航に伴う整備、点検作業を効率化して、航空機運用のメンテナンスコストの大幅な低減を実現するために、光ファイバセンサによる診断技術を活用し、実飛行環境でも十分なシステム信頼性を有する複合材構造健全性診断技術を開発する。また、構造健全性診断技術を応用した成形モニタリング技術も活用し、高効率・低コストな複合材及び成形プロセスを開発する。将来的には、成形時から運用まで構造健全性をモニタリングすることで、航空機用複合材部品の寿命全体に渡るライフ・サイクル・モニタリング技術開発につなげていく。研究開発の具体的内容を下記する。

#### (a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

広域分布歪み計測によるモニタリングシステム及びモニタリングセンサの信頼性及び耐久性を向上させるとともに、運用時のシステムの信頼性、耐久性の評価を行う。また、実機や実大構造等を用いたシステム適用性の評価を行う。

#### (b) 光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム実用化技術の開発

複合材構造の構造健全性診断の一つである光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムの高性能化を図るとともに、信頼性・耐久性の評価、実証を行う。

#### (c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

構造中に発生する損傷に起因して様々に変化するラム波を解析することにより、複合材接着構造全般(接着修理を含む)に発生する恐れのある接着剥がれや層間剥離の発生・進展を検知できる診断技術を開発し、実用に耐えうることを実証する。

#### (d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

ハイサイクル成形が可能な熱可塑複合材の成形技術を開発する。熱可塑複合材の融着、接合による部材の一体化技術を開発し、要素部材製造、評価を通じて強度、剛性、品質、靱性、耐環境特性及び成形性の観点からの成形、接合プロセスの検証及びモニタリング技術の検証を行い、構造、成立性、ライフサイクルコスト低減効果を評価する。

#### (e) 光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術の開発

複合材構造の構造健全性診断手法を活用した成形モニタリング技術の開発及び本技術を活用した低圧成形プロセスの開発を行う。共通の光ファイバセンサを用いた成形・運用モニタリング技術の開発を行う。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

高ビルドレート・複雑形状が要求される次世代小型機構造部材向けに、プリプレグに所定の切込を挿入し、弾性率・強度を保持しながら賦形性を向上できるUACS(Unidirectionally Arrayed Chopped Strands)コンセプトを適用し、繊維層のうねり、ボイド発生を抑制して高強度かつ不良品率の低い複合材を開発する。また、その力学特性、成形性(流動性、形状追従性)について評価し、データベース化する。最終的には、構造部材で特に複雑形状が要求され、実用化の可能性の高い部材を選定し、試作した上で、構造、成形成立性を評価する。

(2) 軽金属構造部材

(a) チタン合金接合技術の航空機への適用研究

難加工性のため製造コストの高いチタン合金を航空機部品製造に適用するための技術を開発する。

- 高品質接合技術の開発
- 接合欠陥の検出技術の開発及び高品位品質保証技術の開発

(b) チタン合金粉体焼結技術の航空機への適用研究

素材使用量と切削加工工程の削減に資する粉体焼結によるチタン合金の複雑形状成形技術を開発する。

- 粉末焼結による複雑形状の成形技術開発
- 粉末焼結部品を用いた設計・品質保証手法の開発

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

Mg合金を航空機に適用するために、高強度、高耐燃性、高耐食性を有する以下の合金を開発する。

- 航空宇宙機構造用KUMADAI マグネシウム合金開発
- 航空機構造用マグネリチウム合金開発

(3) 総合調査研究

複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

3. 達成目標

【最終目標(2015年度)】

(1) 複合材構造部材

(a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

- 広域分布歪み計測技術の信頼性及び耐久性が、航空機複合材構造に適用可能な技術を有する事を実証する。

- 航空機搭載可能な広域分布歪み計測システムを試作し、実機あるいは実大構造を用いた試験を行い、従来計測不可能であった分布歪みを従来の歪みのみを計測する方法と同等レベルで計測できることを実証する。
- 航空機適用に必要な認証システムに合致した設計及び製造プロセスを設定する。

(b) 光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム実用化技術の開発

- 今まで試験室環境で実証されてきた衝撃損傷検知システムについて、新たな衝撃損傷検知方法及び各種実証試験を通じて、実飛行環境化においても十分な信頼性/耐久性で衝撃損傷検知が可能となる技術を開発する。
- 今まで試験機以外の量産航空機への搭載に対応していなかった衝撃損傷検知システムについて、各種航空機器の設計技術及び光ファイバセンサ計測線の設計・敷設技術を用いて、航空機搭載に適したシステムを試作する。

(c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

- 接着剥がれ検知技術について、実構造に応じたセンサ/アクチュエータ配置を検討し、温度等の環境影響がある中でも、検知精度が低下せず、十分な信頼性を有することを、部分構造試験等で実証する。
- 検知範囲拡大に応じて再考したアンプ等の改良を盛り込んで、超音波ラム波計測装置を試作し、実環境下でも、接着剥がれの検知精度に影響を及ぼさない超音波ラム波が計測できることを実証する。

(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

- 熱可塑複合材の特性(ハイサイクル成形)を活かした部品自動成形を指向した低コスト、高レート製造技術を確立する。一次構造部材にも適用可能な一方向材を用いた部材成形法を技術成熟度TRL4 (Technology Readiness Level 4)まで引き上げる。
- 接合(融着、接合等)を用いた部材一体化構造製造技術を確立する。従来、熱可塑複合材の接着が困難であったが、融着、接合技術、新規表面処理技術を用いてTRL4の融着、接合技術を確立する。
- 製造プロセスにおける圧力、温度、残留応力等をモニタし、製造品質を評価する技術を確立する。従来、1次構造材にも適用可能な熱可塑複合材の成形モニタリングは困難であったが、センサ適用成形法を適用してTRL4のモニタリング技術を確立する。

(e) 光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術の開発

- 今まで測定不能だった複合材部品成型時の内部温度、歪、残量応力等について、新しい光ファイバセンサの埋め込み成形及び計測・分析技術を用いて、成形不具合が検知可能な成形モニタリング技術を開発する。

- 大型サンドイッチ構造に対し、今までは製造時と定期整備時の超音波検査でしか検知できなかった内部損傷に対して、光ファイバセンサを用いた成形モニタリング技術と運用モニタリング技術を組み合わせることで、超音波検査に頼らずに構造強度に重大な影響を与える前に検知可能な技術を開発する。
- 今までオートクレーブの大きさの制約を受けてきた大型複合材構造部品の製造を、光ファイバセンサを活用した低圧成形プロセス技術を用いて、オートクレーブ外でも同等の品質で製造する技術を開発する。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

- 従来の連続繊維プリプレグ対比、弾性率同等、強度8割保持しながら賦形性を向上させるUACS技術を確立するとともに、部材試作を行い、繊維うねり、ポイドが抑制されることを実証する。また賦形シミュレーションソフトを開発し、部材レベルで精度10%以内を実証する。

(2) 軽金属構造部材

(a) チタン合金接合技術の航空機への適用研究

- 大型チタン部品(板厚5mm程度)を母材並の接合部特性で摩擦攪拌接合(FSW)する接合技術を確立する。
- 接合部微小欠陥(0.3mm)の検査技術を確立する。
- 接合部組織と機械的特性の相関を解明する。
- 従来方法である厚板からの切削加工と比較して、部材製造コストを30%低減できる見通しを得る。

(b) チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

- 本技術を実機適用化可能なTRL6とする。
- 冷間静水圧プレスを用いて複雑形状焼結体を成形する技術を確立する。
- Ti-6Al-4V鍛造材以上の静強度、降伏強度、耐食性を達成する。
- 切欠き強度について、Ti-6Al-4V合金鍛造品の水準以上の疲労寿命(250MPaにて $10^5$ 回)を達成する。
- 従来の製造法(厚板からの削り出し)と比較して、部品製造コストを30%低減できる見通しを得る。

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

- サイズ: 直径  $\phi 50\text{mm}$  に外接する押出形材
- 引張強度( $F_{ty}$ ): 急凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、400MPa 以上  
溶解鑄造 KUMADAI マグネシウム合金及び超軽量マグネシウムリチウム合金は、350MPa 以上
- 伸び(EL): 急凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、5% 以上
- 発火温度: 750°C 以上
- 腐食速度: 0.6mm/年 以下
- 重量削減: 現状のアルミニウム合金部品より15%の軽量化

(3) 総合調査研究

- 航空機の材料評価から設計、製造、運航に至るまでの各フェーズにおいて、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等に係る開発戦略を明確化する。

## 研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発(第二期)」

### 1. 研究開発の必要性

#### (1) 複合材構造部材

燃費改善・環境適合性等に対する要請に応えるため、近年の航空機では軽量化のために構造部材として複合材が積極的に導入されているが、製造に時間がかかる、製造コストが高い等の課題が複合材適用拡大の障害となっている。

複合材を用いた航空機を長期間にわたって安全に運用していくためには、複合材構造の健全性を詳細に把握し、異常が認められた際には、修理、交換を行う必要がある。現在は、目視、非破壊検査等により複合材構造の検査を実施しているが、非常に多くの手間と時間を要し、航空機を運航するエアラインにとって大きな負担となっている。更なる燃費改善の要求によって複合材の適用が拡大する中で、複合材構造健全性を効率的に把握することで整備性の向上が重要となる。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、

- 接合(融着、接合等)を用いた部材一体化構造製造技術に関し、従来、熱可塑複合材の接着が困難であったが、融着、接合技術、新規表面処理条件を強度特性、品質の観点から適正化を行い、TRL4の融着、接合技術を確立した。
- 次世代小型機構造部材を模擬した段差のあるC型部材の試作を行い、UACSを用いることで、通常プリプレグに比べてシワが抑制されることを実証し、複雑形状成形を可能にした。
- オートクレーブの制約を受けない大型複合材構造部材用の低圧成形プロセスとして光ファイバセンサを活用し、オートクレーブ外でも同等の品質で製造する技術を開発した。
- 複合材構造の構造健全性診断の一つである光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムについて、実飛行環境化でも衝撃損傷検知が可能となる検知方法を開発した。この検知方法の実証として、エアバスと共同で、実際の航空機構造を用いた実証試験を通じて、十分な信頼性/耐久性で衝撃損傷検知が可能であることを確認した。

等の成果を挙げた。

しかし、現状の複合材構造組立においては接着への信頼度が不十分であることから従来の金属部材と同様に、部材同士をボルト締結(チキンファスナ)で補強することを義務づけられており、機体全体で数十万本のボルトで締結されている。その結果、膨大な組立時間、及び重量の増加を余儀なくされている。また、複合材部材製造においても一つの部材を作るのに数多くの工程で人手に依存した製造が行われている。これらの現状が製造プロセスの低生産性/高コスト化、及び複合材使用による重量低減効果が不十分なことの一因となっている。

このため複合材構造組立では接着の信頼性向上、及び現行のアルミニウム合金構造に負



けない複合材構造の高生産性・低コスト生産技術に関する技術的ニーズは非常に高いものとなっており、①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発(第二期)」として、高生産性・低コスト生産技術の研究開発、複合材構造に由来する内部剥離等の検査技術開発、及び複合材本来の特性を生かした軽量化検討を実施して、複合材構造部材のより一層の利用拡大を目指すことが急務である。

## (2) 軽金属構造部材

チタン合金は軽量であり複雑形状の部材形成も可能で、複合材と接触しても熱膨張差や局部電池腐食による悪影響もないため、複合材とともに使用量が増大している。しかし、チタン合金は機械加工等の加工性が悪く、加工コストが非常に高いという問題がある。次期民間航空機をターゲットとし、適用可能な接合及び粉体焼結技術等の開発が必要である。

マグネシウム合金に関しては、アルミニウム合金より比重が小さいため、航空機構造用材料への適用が期待されている。しかし、マグネシウム合金には、強度、耐食性の問題があるが、国内でこれらを克服する可能性のある新マグネシウム合金が開発されており、この技術を元に航空機に適用可能なマグネシウム合金の開発、加工法の開発が必要である。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、

- ・ チタン合金粉体焼結技術の技術成熟度がTRL6相当であることを確認し、従来の製造法(厚板からの削り出し)と比較して、部品製造コストを33%低減できる見通しを得た。
- ・ 急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は昨年度作製した組成の材料で発火温度目標をクリアすることを確認した。
- ・ 急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金製造プロセス開発について、昨年度までの熊本大学の知見と本プロジェクトでの成果から、急冷凝固リボンの熱間プレス条件、押出条件の適正化を行い、直径φ50mmに外接し、現状のアルミニウム合金部品より15%軽量化が可能なZ型押出材を製造した。

等の成果を挙げた。

このような成果により海外の航空機メーカーからも、軽金属合金の中でも特に日本発のマグネシウム合金は注目されてきているが、マグネシウム合金開発は現状では素材開発の域を脱し切れておらず、航空機向け構造材料としてのデータ取得の課題が残されており、研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発(第二期)」としてマグネシウム合金の開発、加工法の開発とその信頼性の向上検討を実施し、マグネシウム合金の航空機用構造材料への適用化開発を世界に先んじて推進していくことが急務である。

## (3) 総合調査研究

複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」では、SHMシステムを航空機に搭載するにあたり、エアバスとの共同試験を計画するなど開発戦略を明確化し、複合材構造では、将来重要となる高生産産について研究開発の方向性を明確化し、また軽金属構造ではチタン接合技術及びチタン粉体焼結技術がコスト削減製造技術として重要度を増していることを確認し、及びマグネシウム合金研究では文献調査及びボーイングとの意見交換を行い、今後の方針などを明確化した等の成果を挙げた。

しかし、本研究開発分野は国内外で活発に研究開発が行われており、技術トレンドの動きも速いので、研究開発項目①-2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」として国内外の研究開発動向や政策支援の状況等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していくための総合調査を実施することが必要である。

## 2. 研究開発の具体的内容

### (1) 複合材構造部材

アルミニウム合金構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の研究開発、複合材構造に由来する内部剥離等の検査技術確立、及び複合材本来の特性を生かした軽量化技術開発を実施する。

### (2) 軽金属構造部材

マグネシウム合金の開発、加工法の開発とその信頼性の向上検討を実施し、マグネシウム合金の航空機構造材料への適用技術開発を実施する。

### (3) 総合調査研究

国内外の研究開発動向や政策支援の状況、ボーイング、エアバス等OEM、及びエアラインの動向等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していくための調査を実施する。

## 3. 達成目標

### 【中間目標(2017年度)】

#### (1) 複合材構造部材

- アルミ構造と同等の高生産性・低コスト生産技術の要素技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- 複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を確立して、技術コンセプトの確認をする(TRL3)。
- 複合材構造に由来する内部剥離などの検査技術について、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

(2) 軽金属構造部材

- マグネシウム合金の部材適用が判断可能な構造材料データを取得し、航空機の適用部位を明確にして技術コンセプトの確認をする(TRL3)。

(3) 総合調査研究

- 複合材構造及び軽金属構造について、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等についての客観的判断材料を探索する。

【最終目標(2019年度)】

(1) 複合材構造部材

- 確立した高生産性・低コスト生産技術の要素技術を、航空機の適用部位を明確にして、想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- 確立した複合材本来の特性を生かした軽量化を可能とする基礎技術を用いて、航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。
- 複合材由来の欠陥等の検査技術の外部審査によるTRL7を取得する。

(2) 軽金属構造部材

- マグネシウム合金において、明確にした航空機の適用部位に必要な部材としての構造材料データを取得し、構造設計を行い想定使用環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

(3) 総合調査研究

- 航空機の材料評価から設計、製造、運航に至るまでの各フェーズにおいて、実用化のために解決すべき課題を整理するとともに、国内外の技術動向や政策支援を調査し、本研究開発の方向性、達成レベル等を明確化する。

## 研究開発項目②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

### 1. 研究開発の必要性

民間航空機の構造部材においては、複合材料の適用が拡大し、ボーイング787型機では、機体重量の約5割に適用されるまでになっている。しかし、一般的に、複合材料は繊維に樹脂を含浸させたプリプレグを積層することで成形し、金属材料に比べると成形過程が複雑であり手間がかかる。この問題を解決し、複合材料部材の適用を拡大させるには、製造効率の改善が必要であり、自動積層装置の導入が必須の要件となってくる。現状では自動積層装置の製造技術は欧米メーカーに依存しており、国内での自動積層装置の製造技術開発が急務となっている。

### 2. 研究開発の具体的内容

民間航空機の中小型複雑形状部材に対応可能な小型タイプ自動積層装置による航空機用複合材料の積層技術を開発する。

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

安価で汎用性・量産性を持った装置として、小型タイプ自動積層装置の開発・実用化を目指す。

#### (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

将来の複合材部材製造の低コスト化や高レート生産に向け、小型タイプ自動積層装置による中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立する。

### 3. 達成目標

#### 【最終目標(2015年度)】

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

- 装置の機能・機構を、中小型複雑形状部材の自動積層に適したものとすることで、低コスト化・高レート生産に寄与可能な積層品質を実現する小型タイプ自動積層装置を開発する。

#### (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

- 開発した小型タイプ自動積層装置を用いて部材の試作を実施し、従来の製造手法である手積層の場合とも比較しながら品質評価を行い、複雑形状積層に対する設計・製造技術を習得して、航空機向け次世代構造材製造の真にクリティカルな技術とする。

## 研究開発項目②-2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」

### 1. 研究開発の必要性

民間航空機の構造部材においては、複合材料の適用が拡大し、ボーイング787型機では、機体重量の約5割に適用されるまでになっている。しかし、一般的に、複合材料は繊維に樹脂を含浸させたプリプレグを積層することで成形し、金属材料に比べると成形過程が複雑であり手間がかかる。この問題を解決し、複合材料部材の適用を拡大させるには、製造効率の改善が必要であり、自動積層装置の導入が必須の要件となってくる。現状では自動積層装置の製造技術は欧米メーカーに依存しており、国内での自動積層装置の製造技術開発が急務となっている。

研究開発項目②「航空機用複合材の複雑形状積層技術開発」では積層における軌跡精度の向上を達成し、複数本トウの同時積層が可能なプロトタイプの自動積層装置を完成させた。製造適用への課題としては、積層速度の高速化等が明らかになり、より複雑な実機部材への効率的で精密な積層を可能とする研究開発を継続して実施し、基本運転システムを作り込むことが、自動積層装置の製造適用のためには必須である。

### 2. 研究開発の具体的内容

民間航空機の中小型複雑形状部材の製造に適用可能な小型タイプ自動積層装置による、航空機用複合材の積層技術を開発する。

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

小型タイプ自動積層装置について、その製造適用に向け、障壁となる技術課題を要素技術の深化・成熟化を通して解決し、複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な安価で汎用性・量産性を持った装置を開発する。

#### (2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

小型タイプ自動積層装置による中小型複雑形状部材の設計・製造技術について、適用部材拡大を念頭に置き、実機部材形状に適用可能な設計・製造技術を開発する。

### 3. 達成目標

#### 【中間目標(2017年度)】

#### (1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

- 中小型複雑形状部材の積層に対し、将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能な小型タイプ自動積層装置を開発し、作業による手積層と同等の品質を確認する。

(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

- 開発した小型タイプ自動積層装置を用いて中小型複雑形状部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の妥当性を確認する。

【最終目標(2019年度)】

(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

- 種々の複雑形状の積層に対し、作業者による手積層と同等の品質を確認する。
- 将来の複合材部材製造の高生産性・低コスト生産に対応可能な積層速度で、連続積層可能で、製造適用に必要な易操作性、易メンテナンス性を有し、汎用性を持つ安価小型タイプ自動積層装置を開発して装置仕様を決定する。

(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

- 種々の複雑形状に対し、開発した装置を用いて部材の試作を実施し、その品質評価により、製造適用に向けて高度化した設計・製造技術の確立を確認する。



## 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

### 1. 研究開発の必要性

高強度な先進材料の導入によって航空機の軽量化が図られ、次世代航空機に向けた開発が進められている。一方、炭素繊維複合材やチタン合金、アルミリチウム合金等の先進材料は、従来の材料と比べて加工が困難であり、加工に係るエネルギー使用の合理化及び加工時間の短縮、加工品質の向上を図るために必要な技術の開発が期待されている。例えば、炭素繊維複合材を大量に利用したB787機では、比強度の高いチタン合金の使用割合も従来機種に比べ急激に増加して15%に達し、約100トンのチタン素材が使用されるが、その内約90トンを切りくずとして除去しなくてはならない。そこで本事業では、航空機用難削材材料の高速切削加工技術、さらには、高品位加工技術の開発による後工程の削減、他の加工技術との組み合わせによる工程転換を実現することによって加工時間の短縮を図るとともに、消費電力が少なく、切削油の使用量を削減した環境対応型切削技術を開発する。

### 2. 研究開発の具体的内容

本高速加工技術の開発では、加工時間の短縮と加工に係わるエネルギー使用の合理化、加工品位の向上についても留意し、航空機用難削材材料の総合的な切削加工技術の高度化を実現する。以下具体的に記述する。

#### (1) チタン合金の切削加工技術開発

##### (a) 手仕上げ不要な仕上げ加工技術の実部品形状への適用

チタン合金製の航空機機体部品の多くは、ポケット形状に切削する加工が非常に多く、その際に、ミスマッチ(手磨きの必要な加工段差等)と呼ばれる各工程間の繋ぎ目や微小段差等の加工不良が発生し、手仕上げ(磨き)の修正を経て部品が完成する。加工時間とコストの削減のため、広範な航空機部品への適用を目指して、様々なポケット形状に対応した手仕上げ不要な切削加工を実現する切削条件及び工具経路生成法等について検討するとともに、それらが加工面性状に与える影響についても検討を加える。

##### (b) 環境対応切削における高能率化の検討

チタン合金の切削においては、大径の工具を用い、大量の切削液を高圧クーラント装置で供給することが世界的な動向となっている。こうした技術の他に、生分解性ミストクーラントによるMQL(最小量潤滑)切削や冷却能力の高いOOW(Oil on Water)切削法の条件を最適化することにより、チタン合金の高効率な環境対応切削加工の実現とそれによるコスト削減を目指す。

#### (2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

##### (a) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

アルミリチウム合金製の長尺部材を加工後に外すと、残留応力により部材の変形が全体

的に生じる。変形の大きさは部材内の残留応力に依存するが、アルミリチウム板材の圧延時に生じた残留応力と切削加工により仕上げ面内に生ずる残留応力の両者を考慮する必要がある。フライス削りにおける残留応力と部材の変形を予測するための解析技術を確立する。刃形や工具経路等が切削温度や仕上げ面残留応力に及ぼす影響を明らかにする。最終的に実験結果と解析結果を総合し、残留応力を制御するための、切削工程や刃形、切削速度、切削液やMQL、空気による冷却条件、長尺材表面に貼付した保護フィルムの厚さ等について検討する。解析の適用範囲を拡大するため、有限要素モデルの信頼性を高め、歪み量を見込んだ余剰板厚の削減と切削加工時間の短縮、歪み矯正の手作業時間の削減、製造工程の安定化、製造コストの削減を図る。

#### (b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

チタン合金の高速切削加工技術の成果である「手仕上げ不要なポケット切削加工技術」をアルミニウム合金のポケット加工に適用し、大きな切り込みにおいてもびびりを生じない手仕上げ不要なポケット切削技術を開発する。切削抵抗に基づいた適用範囲の検討、工具摩耗が進行した際の加工面の品質評価、工具－主軸系の振動解析理論に基づいた適切な主軸回転速度の検討等を行い、より安定した高速切削の実現を目指す。

#### (3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

##### (a) 炭素繊維複合材のドリル加工における切削力、切削温度、工具摩耗の予測技術開発

本研究開発では、ドリル出口での積層剥離と切削力(特に、スラスト力)との関係を実験的に調査し、積層剥離を精度よく予測する技術を確立する。炭素繊維の剥離に関する予測精度を高めるため、エネルギー最小理論に基づくマクロな切削解析技術と繊維レベルでの微視的モデルに基づいた有限要素シミュレーションツールを開発・融合し、切削条件の選定、ドリル形状の設計に利用する。

##### (b) 炭素繊維複合材－チタン合金重積材の切削予測技術開発

炭素繊維複合材とチタン合金のファスナー部では、両材料を同時に穿孔する必要がある。工具形状や切削条件の最適化にはより高度な技術が必要となる。炭素繊維複合材に対して開発した穿孔過程の予測技術を重積材に適用し、切削力と切りくず流出方向を解析し、シミュレーションモデルの適用性とその解析精度を確認する。

##### (c) 重積材に対するドリル形状の設計

重積材の穴加工における炭素繊維複合材層の穴内面の損傷を回避するためには、チタン合金の切りくず流出方向の制御が重要となる。チタン合金のドリル切削において、ドリルの先端角が切削力と切りくず流出方向に及ぼす影響をシミュレーションと切削試験によって明らかにし、新しいドリルの設計開発に利用する。

#### (4) チタン合金の熱間ストレッチ成形(成形・切削一貫プロセス)技術開発

大型で曲率を有する航空機部品は、厚いプレート等から削りだした場合、素材の90%以上が切り屑となる。機械加工により内部応力が開放され、反りが発生するため応力除去プロセスが必要となる。熱間ストレッチ成形は、素材を機械加工前に部品形状に合わせて成形する工法であり、成形・切削一貫プロセスによるニアネット化により機械加工量を削減できるのみならず、材料購入時に内在している内部応力を最小限にできることが期待される。熱間ストレッチ成形の特性を把握し、プロセス条件(成形温度、金型の形、曲率、加熱ツール、冷却速度及びその分布等)が材料特性に及ぼすメカニズムを明確化することで、厚板に内在する大きな残留応力を最小限にするプロセスを開発する。

#### (5) 切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発

多種多様な航空機部品の加工にロボットを適用し、柔軟に加工システムを構築することが期待されており、比較的手近なロボットでこのシステムを構築することができれば、その波及効果は極めて大きい。本研究開発では、切削条件や工具等の最適化を行い、コンパクトな加工計測システムを導入することにより、ロボットを本格的に利用した切削加工技術を実現する。

### 3. 達成目標

#### 【最終目標(2015年度)】

##### (1) チタン合金の切削加工技術開発

##### (a) 手仕上げ不要な仕上げ加工技術の実部品形状への適用

- ミスマッチの無い高速ポケット加工技術を確立する。チタン合金のための仕上げ加工用の革新的工具(エンドミル)の開発と新しいコーナ加工技術の開発により、標準モデルに対し、2012年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用のエンドミルを開発し、工具形状、クーラントノズル位置等の最適化を図り、荒加工時間を10~20%短縮する。

##### (b) 環境対応切削における高能率化の検討

- OOWのミストを用いる切削法を開発して、上記目標と合わせて手仕上げ不要のチタン合金の高速切削を達成し、標準モデルの荒加工から手仕上げまでを含む総コストを、2012年度当初比で、30%以上削減する。

## (2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

### (a) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

- 制御パラメータ(工具・切削条件、切削工程・工具経路、クーラント)を検討して、アルミリチウム合金加工後部品の変形(ひずみ)を、20~30%軽減する。
- 有限要素解析による残留応力の予測技術を確立する。

### (b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

- ミスマッチの無い高速ポケット加工技術を確立する。アルミ合金のための仕上げ加工用の新工具の開発と新しいコーナ加工技術(コーナの新しい加工法はチタン合金と同じ)により、標準モデルに対し、2012年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用の革新的な工具(チタン合金用とは工具材種や形状が全く異なる)を開発し、工具形状、クーラントノズル位置等の最適化を図り、荒加工時間を10~20%短縮する。

## (3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

### (a) 炭素繊維複合材のドリル加工における切削力、切削温度、工具摩耗の予測技術開発

- 数値解析により航空機用複合材の切削力、切削温度、工具摩耗、切り屑流出方向の予測技術を確立し、厚さや直径の異なる部位に最適なドリルを設計・選択するための世界初の支援システム・シミュレーションシステムを構築する。これにより、工具の異常摩耗、高切削温度による炭素繊維複合材の劣化、許容レベル以上大きな剥離が発生しない工具の選択並びに切削条件を導き出す。

### (b) 炭素繊維複合材-チタン合金重積材の切削予測技術開発

- 最大級の加工穴径のための最適な重積材用のドリル形状並びに加工条件を明確にし、新しいドリル設計開発に利用可能なシミュレーション技術を開発する。

### (c) 重積材に対するドリル形状の設計

- 上記の予測技術を活用し、最大級の加工穴径のための革新的な形状のドリルを開発し、得られた結果をベースに実用化の目処を得る。

## (4) チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

- 標準試験片に対し熱間ストレッチ成形を用いて適切な組織制御を行い、残留応力制御を可能とする世界初の技術を確立する。これにより将来的な切り屑量(部品形状によるが、現状比40-50%減)、切削時間(部品形状によるが、現状比30-40%減)の削減の目途を得

る。

(5) 切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発

- ロボットの最適姿勢を明らかにし、革新的な金属切削ロボットシステムを確立する。
- アルミリチウム合金のスキンカット(ポケット加工)に適用し、従来加工機同等以上の加工仕上がりを達成する。

## 研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」

### 1. 研究開発の必要性

炭素繊維複合材やチタン合金、アルミニウム合金等の先進材料の導入によって、航空機の軽量化が図られ、次世代航空機に向けた開発が進められている。一方、これらの材料は、従来材料と比べて加工が困難であるため、加工に要するエネルギーの削減、加工時間の短縮、加工品質の向上、加工コスト低減を図るための技術開発が期待されている。炭素繊維複合材を50%、チタン合金を15%使用するボーイング787については、機体製造の35%を日本の三菱重工が受け持つようになり、以来、我が国での難削材の切削加工が急増している。機体の切削では、ポケット加工に代表されるように、素材の大部分を切りくずとして排出するため、加工能率の向上は製造コスト、ひいては、国際競争力に直接影響する。このことから、航空機用難削材の高品位かつ高能率な加工技術の向上に対する、ボーイング等のOEMからの要求はとどまることがない。

研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」では、炭素繊維複合材のドリル加工シミュレータを開発して高性能切削加工技術を確立し、チタン合金とアルミ合金の高速仕上げ加工技術を開発して加工時間の大幅な短縮を実現する等の成果を得たが、これらの成果を踏まえつつ、さらなる技術開発を継続して実施し、上記要求に答えていくことが重要である。

航空機の部品加工は、超多品種少量生産であり、工作機械の数値制御プログラムひとつをとっても、膨大な種類のプログラムが必要となるだけでなく、生産量に対する加工前準備の負荷が非常に大きい。そこで、非効率な試行錯誤を何度も繰り返すことなく切削条件の設定や切削トラブルの解消を実現するため、切削状態の予測技術の開発が必須となってきた。今後、ロボットを用いた難削材の切削技術開発が求められているが、世界的にも実績が少ないため、切削の予測技術がますます重要になってきた。また、切削加工の高速化を図りつつ、切削加工と効率的かつ部分的な金属ディポジションを適宜組合せることにより、接合部などの特定の部位だけを、優れた特性を有する難削材に置き換え、難削材の切削量と切削時間を大幅に短縮することも重要である。この複合加工では、切削状態の予測技術の他に、金属ディポジションのプロセスと加熱冷却に伴う熱応力の予測が高能率な加工を実現する上で必要となる。

このような革新的な高速切削加工技術開発を、研究開発項目③-2「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」として実施することが、国内航空機産業の国際競争力向上のためには重要である。

### 2. 研究開発の具体的内容

航空機用難削材の高速切削、ロボット切削、並びに、切削・金属ディポジション複合加工において、予測が必要なものは、加工力、工具や工作物の温度、仕上げ面残留応力、工具摩耗、炭素繊維複合材の剥離寸法、クーラントの流れ、熱応力などであるが、難削材の種類や



加工プロセスによって、最低限必要なものが異なる。加工プロセスの予測には多大な時間とコストが必要となるため、各プロセスの最適化や高性能な工具の開発にあたっては、最低限必要な物理量を効率的に求められるよう、有限要素法や有限体積法に基づくシミュレーション技術及び切削理論に基づくコンパクトでかつ高度な解析技術を開発する。これにより、予測技術をベースとしたスマートな航空機難削材高速切削加工技術の高度化を図り、革新的な切削加工技術開発を促進する。

### 3. 達成目標

#### 【中間目標(2017年度)】

- 炭素繊維複合材、チタン合金、先進アルミ合金の高速切削高性能工具の作製するための予測技術のプロトタイプを開発する。
- 切削・金属ディポジション複合加工を実現するため、加工条件の設定に適用可能な予測技術のプロトタイプを開発する。

#### 【最終目標(2019年度)】

- 予測技術の精緻化を図り、発展させて、加工費あるいは加工時間を30%以上削減する高性能加工技術を確立する。

## 研究開発項目④-1「軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)」

### 1. 研究開発の必要性

航空機に対しては、近年のエアラインの競争激化等を受け、コスト低減、省エネルギー化の要請が高まっていると同時に、特性上、安全性や信頼性についても航空機は引き続き最高度の水準を満たす必要がある。そのため、運輸部門(航空機)でのエネルギー使用合理化の推進をしつつ、かつ、軽量・高強度な先進材料の構造体への導入を早期に、そして効率的に実現するため、航空機エンジンへの複合材料適用を可能とする革新的な部材創製・技術開発が求められている。特に、航空機エンジン用部材の使用温度がニッケル基合金の耐熱限界に近づいているが、今後その耐熱温度を大幅に上昇させることは困難なため、新しい材料の開発が喫緊の課題となっている。新材料の候補として有望なCMC(Ceramic Matrix Composites:セラミックス基複合材)は、軽量耐熱材であるとともに、基材のセラミックス繊維を日本が独占する等、炭素繊維複合材に続く日本の優位性を確保できる技術として期待できるが、欧米の航空エンジンメーカーでも精力的に研究開発が行われており、我が国でも一層の研究の加速が必要である。

### 2. 研究開発の具体的内容

耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として開発が期待されているCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMCの実用化にとって課題となっている基盤技術を開発することを目的とする。セラミックス(SiC)繊維を織物状に加工した基材に、気相、固相、液層の順にセラミックスを含浸させて、所望の形状にCMCを作成する製造プロセスにおいて、本事業での開発内容を以下具体的に記述する。

#### (1) CMC損傷許容評価技術開発

CMCは損傷を許容することが必須であり、全く新しい設計手法の確立、データの取得、試験での実証が必要である。CMCに求められる主要な特性として、引張、疲労、クリープの材料データを取得し、損傷パラメータと強度、非破壊検査結果の関係を把握する。高温疲労試験における損傷の破壊メカニズムを解明する。

#### (2) CVI(Chemical Vapor Infiltration: 化学的気相含浸法)プロセス最適化

##### (a) CVI反応条件の最適化

CVI反応条件の最適値を設定し、実際の工業的な構造をした炉での検証実験を行う。織物を用いたCVI実験を行い、反応メカニズム解析の精度を向上する。

副生成物の発生抑制方法については、副生成物が安定に分解できることを実証する。

##### (b) CVIシミュレーション技術開発

織物含浸率の予測を可能とするCVIシミュレーション技術を開発する。工業的な構造のCVI炉におけるシミュレーションの主要な課題を解決する。

### (3)コーティング技術開発

CMCは新材料であり修理方法も確立しておくことが実用化に向けて必須である。コーティング材料及びCMC表面の改良を行い、安価に施工できるコーティング技術の確立を目指す。高温でのエロージョン試験結果を予測できるシミュレーションモデルを構築する。

## 3. 達成目標

### 【最終目標(2015年度)】

#### (1)CMC損傷許容評価技術開発

- 主要な要求特性である疲労、クリープ試験における寿命、損傷パラメータ及び非破壊検査結果の関係から、運用時に安全に材料を使用できる非破壊検査の判定基準を決める手法を設定する。
- 損傷の発生、進展を予測する手法を設定し、設計ツールを開発する。開発した設計ツールによりあらかじめ損傷を予測し、供試体を用いて実証実験を行う。試験結果と最終的な比較・評価を行い、設計ツールの妥当性を確認する。

#### (2)CVI(Chemical Vapor Infiltration: 化学的気相含浸法)プロセス最適化

##### (a)CVI反応条件の最適化

- 気相反応及び表面反応の寄与を定量的に明らかにして、CVIの含浸効率を従来比で50%以上改善する。
- 副生成物の組成を解析して副生成物を半減する方法を確立する。

##### (b)CVIシミュレーション技術開発

- 工業的な構造のCVI炉におけるシミュレーション精度を確認し、CVI反応器設計を可能とするシミュレーション手法を確立する。

#### (3)コーティング技術開発

- CMCの損傷(マトリクス割れ)に対して、修理可能なコーティング技術を確立する。コーティングの耐久性で課題となるサンドエロージョンに対し、精度の高いシミュレーション等を活用した加速評価の手法を提案する。

## 研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」

### 1. 研究開発の必要性

低圧タービン向けCMC部材では耐熱温度1100°Cが達成されつつある。しかし、航空機エンジンの高圧系、特に高圧タービンは環境温度が非常に高くなるため、耐熱性や強度の観点から、CMCの適用が最も難しい部位である。一方、その厳しい環境下に晒されることから、交換頻度が高く、利益率の高い部材でもある。現在、高圧系部材は、欧米のエンジンメーカーに抑えられてしまっているが、我が国としては、強みを有するSiC繊維の更なる高性能化とCMC部材への適用を進めることで、更なる軽量化を実現し、当該分野での競争力を高めていく必要がある。

### 2. 研究開発の具体的内容

耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として開発が期待されているCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMC材料及び高性能SiC繊維を開発する。

#### (1) CMC材料の開発

耐熱温度1400°Cを達成する第3世代SiC繊維の生産技術を確立するとともに、CMC材料を開発する。

#### (2) 高性能SiC繊維の開発

応力負荷が大きく環境条件の厳しい部材に適用可能な高性能SiC繊維を開発する。開発したSiC繊維を用いてCMC材料の適用可能性を検証する。

### 3. 達成目標

#### 【中間目標(2017年度)】

#### (1) CMC材料の開発

- 1400°C×400Hr曝露後強度低下20%以下を満足するCMC材料を製造可能な、引張強度2.0GPa以上のSiC繊維を安定的に200kg/年供給できるバッチ焼結技術を確立し、繊維の供給を実施する。
- 第3世代SiC繊維の三次元プリフォームを製造可能とする条件を設定し、繊維体積割合30%以上の織物を試作する。
- 1400°Cの耐熱性を持つ安定したマトリクス含浸方法を開発する。

#### (2) 高性能SiC繊維の開発

- 引張強度3.0GPa以上で高温クリープ特性に優れるSiC繊維を開発する。
- 繊維評価技術(クリープ特性)を開発する。
- 材料のマイクロ組織を模擬した解析手法を設定する。

- 高性能SiC繊維によるプリフォーム製造方法を開発する。
- 高性能SiC繊維に適合したCMC部材の初回製造プロセス方案を決定する。

【最終目標(2019年度)】

(1) CMC材料の開発

- 1400°C×400Hr曝露後強度低下20%以下を満足するCMC材料を製造可能な、引張強度2.0GPa以上のSiC繊維の低コスト量産プロセスを確立する。
- 室温引張強度200MPa以上、1400°C×400Hr曝露後強度低下20%以下を満足するCMC材料を開発する。

(2) 高性能SiC繊維の開発

- 引張強度3.0GPa以上で高温クリープ特性に優れるSiC繊維を開発、さらに試作条件を確立し、CMC部材評価用試料を供給する。
- 高性能SiC繊維における三次元プリフォームの量産を可能とするプロセスを開発し、繊維体積割合30%以上のプリフォームを試作する。
- 開発したSiC繊維が、CMC材料に適用可能であることを確認する。

## 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### 1. 研究開発の必要性

新型旅客機ボーイング787の炭素繊維を東レが独占供給し、製造全体の35%までを日本の三重工(三菱重工業、川崎重工業、富士重工業)が受け持つ等、日本の航空業界は現在、成長・拡大期を迎えている。また、三菱航空機はYS-11以来およそ50年ぶりの国産旅客機MRJの開発を進めており、今後、自主開発等による自立的な成長が可能となることが予想される。昨今の計算機性能の向上に伴いCAE(Computer Aided Engineering の略)には大きな期待がかけられており、ボーイング、エアバスは、数値シミュレーションに集中投資をしている状況である。2社では、空力・設計・材料・生産までが非常にタイトに関係づけられたCAEを通じて体系化されており、これ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になっている。一方、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ており、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り、多大なコストを要するが、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の一助となる。この様に、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技術開発は、新規素材の適用による軽量化を実現し、航空機産業の国際競争力を維持・拡大していくためには、必要不可欠な技術である。

### 2. 研究開発の具体的内容

設計初期段階から空力と構造及び強度解析をシームレスに連成することで、高い次元での多目的最適設計が可能なシミュレーターを開発する。具体的には、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。複合材構造衝撃損傷解析については、構造試験(構造要素から実大構造)の試験ケース数削減を可能にし、かつ、衝撃損傷に強い構造を設計可能なシミュレーション技術を開発する。

### 3. 達成目標

#### 【中間目標(2017年度)】

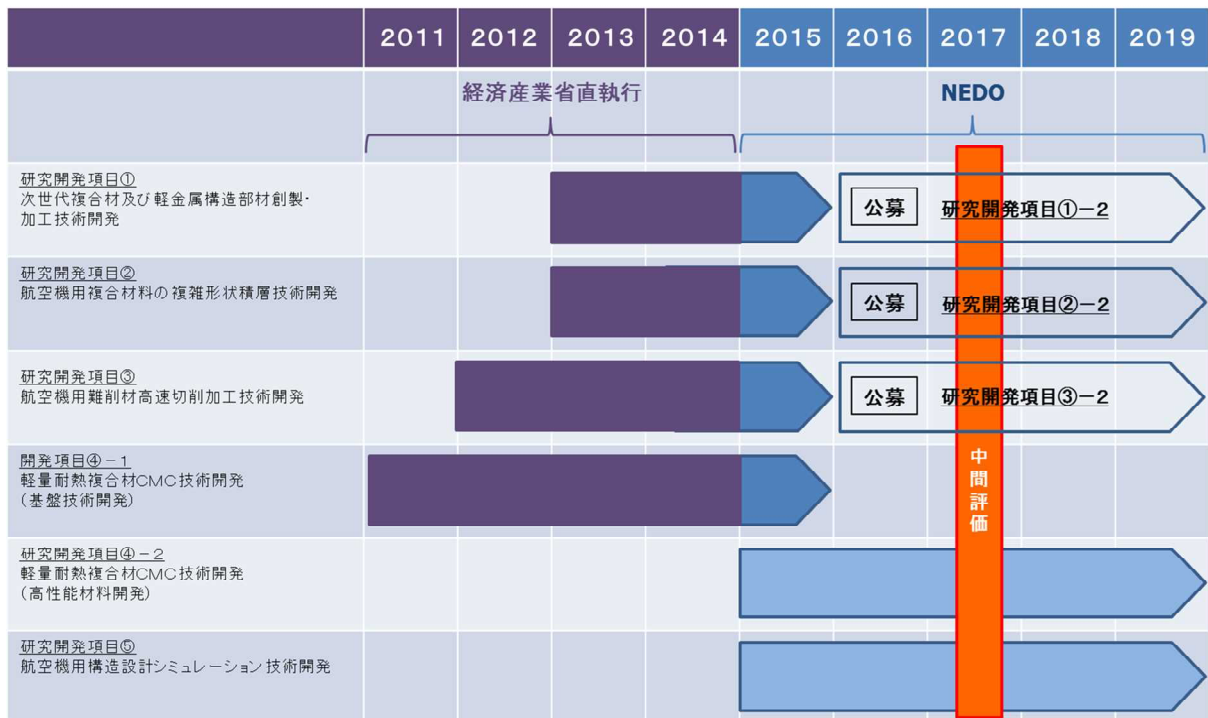
- 開発上の必要なツールの選定、シミュレーション技術及び解析ツールを開発し、低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーションツールを設計する。



**【最終目標(2019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。

(別紙2) 研究開発スケジュール



特許論文等リスト

1. 研究開発項目①－2 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」  
 (1) RIMCOF 技術研究組合

【特許】

| 番号 | 出願者         | 出願番号              | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日        | 状態 | 名称   | 発明者               |
|----|-------------|-------------------|-----------------|------------|----|--|-------------------|
| 1  | S U B A R U | 特願 2017-089546    | 国内              | 2017/4/28  | 出願 | 複合材成形治具、複合材成形方法及び複合材                               | 平林大輔              |
| 2  | S U B A R U | 特願 2017-145896    | 国内              | 2017/7/27  | 出願 | 超音波検査システムの製造方法                                     | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 3  | S U B A R U | 特願 2017-171354    | 国内              | 2017/9/6   | 出願 | プリフォーム賦形装置、プリフォーム賦形方法及び複合材構造体の製造方法                 | 平林大輔<br>本多峻       |
| 4  | 三菱重工業㈱      | 特願 2017-196140    | 国内              | 2017/10/6  | 公開 | 航空機の健全性診断装置及び航空機の健全性診断方法                           | 齋藤望<br>石岡昌人       |
| 5  | S U B A R U | 特願 2017-206313    | 国内              | 2017/10/25 | 公開 | 複合材成形治具及び複合材成形方法                                   | 平林大輔              |
| 6  | S U B A R U | 特願 2018-004513    | 国内              | 2018/1/15  | 公開 | 締結構造   | 田尻啓祐<br>津端裕之      |
| 7  | S U B A R U | 特願 2018-032200    | 国内              | 2018/2/26  | 公開 | 診断装置   | 副島英樹              |
| 8  | 三菱重工業㈱      | 特願 2018-042013    | 国内              | 2018/3/8   | 公開 | 評価方法及び評価システム                                       | 齋藤望<br>森下邦宏       |
| 9  | S U B A R U | PCT/JP2018/014173 | PCT             | 2018/4/2   | 公開 | 複合材成形治具、複合材成形方法及び複合材                               | 平林大輔              |
| 10 | S U B A R U | PCT/JP2018/014307 | PCT             | 2018/4/3   | 公開 | 超音波検査システムの製造方法                                     | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 11 | S U B A R U | 特願 2018-074548    | 国内              | 2018/4/9   | 公開 | 航空機管理システム  | 副島英樹              |
| 12 | S U B A R U | 特願 2018-074549    | 国内              | 2018/4/9   | 公開 | 診断装置   | 副島英樹              |
| 13 | S U B A R U | PCT/JP2018/014953 | PCT             | 2018/4/9   | 公開 | プリフォーム賦形装置   | 平林大輔<br>本多峻       |
| 14 | 三菱重工業㈱      | PCT/JP2018/018727 | PCT             | 2018/5/15  | 公開 | 航空機の健全性診断装置及び航空機の健全性診断方法                           | 齋藤望<br>石岡昌人       |
| 15 | S U B A R U | 特願 2018-103821    | 国内              | 2018/5/30  | 公開 | 光検査システム、光検査方法及び航空機構造体                              | 副島英樹<br>荻巣敏充      |
| 16 | S U B A R U | 特願 2018-124160    | 国内              | 2018/6/29  | 公開 | 航空機管理システム  | 副島英樹              |
| 17 | S U B A R U | 18198265.3(欧州)    | 外国              | 2018/10/2  | 公開 | COMPOSITE FORMING JIG AND COMPOSITE FORMING METHOD | 平林大輔              |
| 18 | S U B A R U | 16/150118(米国)     | 外国              | 2018/10/2  | 公開 | COMPOSITE FORMING JIG AND COMPOSITE FORMING METHOD | 平林大輔              |
| 19 | 川崎重工業㈱      | 特願 2018-187994    | 国内              | 2018/10/3  | 出願 | 複合材料製航空機用部品およびその製造方法                               | 島田直樹<br>中山良博<br>他 |

|    |                             |                         |     |            |    |  |                   |
|----|-----------------------------|-------------------------|-----|------------|----|--|-------------------|
| 20 | S U B A R U                 | 18201048.8(欧州)          | 外国  | 2018/10/17 | 公開 | FASTENING STRUCTURE  | 田尻啓祐<br>津端裕之      |
| 21 | S U B A R U                 | 18204357.0(欧州)          | 外国  | 2018/11/5  | 公開 | DIAGNOSIS APPARATUS  | 副島英樹              |
| 22 | S U B A R U<br>九州工業大学       | 特願 2018-210111          | 国内  | 2018/11/7  | 出願 | 放電探知システム及び放電探知方法   | 西孝裕樹<br>大塚信也      |
| 23 | S U B A R U                 | 201811454275.7<br>(中国)  | 外国  | 2018/11/30 | 公開 | 締結構造   | 田尻啓祐<br>津端裕之      |
| 24 | S U B A R U                 | 16/227140(米国)           | 外国  | 2018/12/20 | 公開 | FASTENING STRUCTURE  | 田尻啓祐<br>津端裕之      |
| 25 | S U B A R U                 | 16/227356(米国)           | 外国  | 2018/12/20 | 登録 | DIANOSIS APPARATUS   | 副島英樹              |
| 26 | 三菱重工業(株)<br>京都大学<br>学校法人立命館 | 特願 2018-240058          | 国内  | 2018/12/21 | 出願 | 接着層評価システム及び接着層評価方法   | 高木清嘉<br>加茂宗太<br>他 |
| 27 | S U B A R U                 | 特願 2018-246725          | 国内  | 2018/12/28 | 出願 | 樹脂含浸測定装置   | 田尻啓祐              |
| 28 | S U B A R U                 | 201910057353.8<br>(中国)  | 外国  | 2019/1/22  | 公開 | 診断装置   | 副島英樹              |
| 29 | 三菱重工業(株)<br>秋田大学            | 特願 2019-013582          | 国内  | 2019/1/29  | 出願 | 複合材料成形方法   | 高柳俊幸<br>石川直元<br>他 |
| 30 | 三菱重工業(株)                    | PCT/JP2019/008355       | PCT | 2019/3/4   | 公開 | 評価方法及び評価システム   | 齋藤望<br>森下邦宏       |
| 31 | S U B A R U                 | 19166516.5-1010<br>(EU) | 外国  | 2019/4/1   | 出願 | 診断装置 (Aircraft Management System)  | 副島英樹              |
| 32 | S U B A R U                 | 19166540.1-1009<br>(EU) | 外国  | 2019/4/1   | 出願 | 診断装置 (Diagnosis Device)  | 副島英樹              |
| 33 | S U B A R U                 | 16/373920(米国)           | 外国  | 2019/4/3   | 出願 | 診断装置   | 副島英樹              |
| 34 | S U B A R U                 | 16/373937(米国)           | 外国  | 2019/4/3   | 公開 | AIRCRAFT MANAGEMENT SYSTEM   | 副島英樹              |
| 35 | S U B A R U                 | 16/373965(米国)           | 外国  | 2019/4/3   | 公開 | OPTICAL INSPECTION SYSTEM, OPTICAL INSPECTION METHOD, AND AIRCRAFT STRUCTURE | 副島英樹<br>荻巣敏充      |
| 36 | S U B A R U                 | 201910269737.6<br>(中国)  | 外国  | 2019/4/4   | 公開 | 診断装置】  | 副島英樹              |
| 37 | S U B A R U                 | 201910269721.5<br>(中国)  | 外国  | 2019/4/4   | 公開 | 航空機管理システム  | 副島英樹              |
| 38 | S U B A R U                 | 201910323881.3<br>(中国)  | 外国  | 2019/4/22  | 公開 | 航空機管理システム  | 副島英樹              |
| 39 | S U B A R U                 | 1917115.1-1001<br>(EU)  | 外国  | 2019/4/25  | 出願 | 光検査システム、光検査方法及び航空機構造体  | 副島英樹<br>荻巣敏充      |
| 40 | S U B A R U                 | 201910343261.6<br>(中国)  | 外国  | 2019/4/26  | 公開 | 光検査システム、光検査方法及び航空機構造体  | 副島英樹<br>荻巣敏充      |
| 41 | S U B A R U                 | 19172193.5-1222<br>(EU) | 外国  | 2019/5/2   | 出願 | 航空機管理システム (Aircraft Management System)                                       | 副島英樹              |

|    |                             |                           |     |            |    |   |                   |
|----|-----------------------------|---------------------------|-----|------------|----|---|-------------------|
| 42 | S U B A R U                 | 16/411339 (米国)            | 外国  | 2019/5/14  | 公開 | AIRCRAFT MANAGEMENT SYSTEM  | 副島英樹              |
| 43 | 三菱重工業(株)<br>秋田大学            | 特願 2019-104773            | 国内  | 2019/6/4   | 出願 | 磁場加熱成形システム及び<br>磁場加熱成形方法  | 神原信幸<br>高木清嘉<br>他 |
| 44 | 三菱重工業(株)<br>秋田大学            | 特願 2019-104772            | 国内  | 2019/6/4   | 出願 | 加熱装置  | 神原信幸<br>石川直元<br>他 |
| 45 | 三菱重工業(株)<br>京都大学<br>学校法人立命館 | 特願 2019-159852            | 国内  | 2019/9/2   | 出願 | 接着層評価システム及び接着<br>層評価方法  | 加茂宗太<br>高木清嘉<br>他 |
| 46 | 川崎重工業(株)                    | PCT/JP2019/03888<br>7     | PCT | 2019/10/2  | 出願 | 複合材料製航空機用部品お<br>よびその製造方法  | 島田直樹<br>中山良博<br>他 |
| 47 | S U B A R U<br>九州工業大学       | 16/596555(米国)             | 外国  | 2019/10/8  | 公開 | DISCHARGE DETECTION SYSTEM<br>AND DISCHARGE DETECTION<br>METHOD                                   | 西孝裕樹<br>大塚信也      |
| 48 | S U B A R U                 | 201811170215.2<br>(中国)    | 外国  | 2019/10/9  | 公開 | 複合材成形治具及び複合材<br>成形方法  | 平林大輔              |
| 49 | S U B A R U                 | 201880024169.7<br>(中国移行)  | 外国  | 2019/10/10 | 公開 | 複合材成形治具、複合材成形<br>方法及び複合材  | 平林大輔              |
| 50 | 三菱重工業<br>熊本大学               | 特願 2019-187678            | 国内  | 2019/10/11 | 出願 | 航空機部材の製造方法  | 高橋孝幸<br>森宏樹 他     |
| 51 | S U B A R U                 | 特願 2019-515188<br>(国内移行)  | 国内  | 2019/10/15 | 公開 | 複合材成形治具、複合材成形<br>方法及び複合材  | 平林大輔              |
| 52 | S U B A R U<br>九州工業大学       | BR1020190216492<br>(ブラジル) | 外国  | 2019/10/15 | 公開 | DISCHARGE DETECTION SYSTEM<br>AND DISCHARGE DETECTION<br>METHOD                                   | 西孝裕樹<br>大塚信也      |
| 53 | S U B A R U<br>九州工業大学       | 19203543.4(欧州)            | 外国  | 2019/10/16 | 公開 | DISCHARGE DETECTION SYSTEM<br>AND DISCHARGE DETECTION<br>METHOD                                   | 西孝裕樹<br>大塚信也      |
| 54 | S U B A R U                 | 18789888.7<br>(欧州移行)      | 外国  | 2019/10/25 | 公開 | Composite material forming<br>jig, composite material<br>forming method and<br>composite material | 平林大輔              |
| 55 | S U B A R U                 | 16/665088<br>(米国移行)       | 外国  | 2019/10/28 | 公開 | Composite material forming<br>jig, composite material<br>forming method and<br>composite material | 平林大輔              |
| 56 | S U B A R U                 | 特願 2019-540755<br>(国内移行)  | 国内  | 2019/10/29 | 公開 | プリフォーム賦形装置  | 平林大輔<br>本多峻       |
| 57 | S U B A R U                 | 特願 2019-532369<br>(国内移行)  | 国内  | 2019/10/30 | 公開 | 超音波検査システムの製造<br>方法  | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 58 | S U B A R U                 | 特願 2019-199526            | 国内  | 2019/11/1  | 出願 | 機体搬送装置  | 副島英樹              |
| 59 | S U B A R U                 | 201911107840.7<br>(中国)    | 外国  | 2019/11/13 | 出願 | 樹脂含浸測定装置  | 田尻啓祐              |
| 60 | S U B A R U                 | 19209434.0(欧州)            | 外国  | 2019/11/15 | 出願 | RESIN IMPREGNATION<br>MEASUREMENT DEVICE  | 田尻啓祐              |
| 61 | S U B A R U<br>九州工業大学       | 3,058,625<br>(カナダ)        | 外国  | 2019/12/3  | 出願 | Discharge Detection System<br>and Discharge Detection<br>Method                                   | 西孝裕樹<br>大塚信也      |

|    |                             |                        |     |            |    |  |                   |
|----|-----------------------------|------------------------|-----|------------|----|--|-------------------|
| 62 | 三菱重工業(株)<br>京都大学<br>学校法人立命館 | 特願 2019-222750         | 国内  | 2019/12/10 | 出願 | 接着層評価システム及び接着層評価方法                               | 加茂宗太<br>高木清嘉<br>他 |
| 63 | S U B A R U                 | 16/718406(米国)          | 外国  | 2019/12/18 | 出願 | Resin Impregnation Measurement Device            | 田尻啓祐              |
| 64 | 三菱重工業(株)<br>京都大学<br>学校法人立命館 | PCT/JP2019/50211       | PCT | 2019/12/20 | 出願 | 接着層評価システム及び接着層評価方法                               | 高木清嘉<br>加茂宗太<br>他 |
| 65 | 三菱重工業(株)                    | 特願 2020-003164         | 国内  | 2020/1/10  | 出願 | 接合構造体及び接合構造体の製造方法                                | 勝俣司<br>高木清嘉<br>他  |
| 66 | S U B A R U                 | 218800471839<br>(中国移行) | 外国  | 2020/1/15  | 公開 | プリフォーム賦形装置                                       | 平林大輔<br>本多峻       |
| 67 | 三菱重工業(株)<br>秋田大学            | PCT/JP2020/00129<br>2  | PCT | 2020/1/16  | 出願 | 複合材料成形方法   | 高柳俊幸<br>石川直元<br>他 |
| 68 | S U B A R U                 | 201880474396<br>(中国移行) | 外国  | 2020/1/16  | 公開 | 超音波検査システムの製造方法                                   | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 69 | S U B A R U                 | 18839450.6<br>(欧州移行)   | 外国  | 2020/1/24  | 出願 | METHOD OF PRODUCING ULTRASONIC INSPECTION SYSTEM | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 70 | S U B A R U                 | 16/751220<br>(米国移行)    | 外国  | 2020/1/24  | 公開 | METHOD OF PRODUCING ULTRASONIC INSPECTION SYSTEM | 高橋孝平<br>秋葉公三郎     |
| 71 | S U B A R U                 | 特願 2020-033179         | 国内  | 2020/2/28  | 出願 | 複合材料の製造方法、および、複合材                                | 田尻啓祐<br>平林大輔      |
| 72 | S U B A R U                 | 18853766.6<br>(欧州移行)   | 外国  | 2020/3/4   | 出願 | PREFORM SHAPING DEVICE                           | 平林大輔<br>本多峻       |
| 73 | S U B A R U                 | 16/808797<br>(米国移行)    | 外国  | 2020/3/4   | 公開 | PREFORM SHAPING APPARATUS                        | 平林大輔<br>本多峻       |
| 74 | S U B A R U                 | 特願 2020-039977         | 国内  | 2020/3/9   | 出願 | 引火性スパーク評価システム及び引火性スパーク評価方法                       | 西孝裕樹<br>大塚信也      |
| 75 | 三菱重工業(株)                    | 18864151.8<br>(欧州移行)   | 外国  | 2020/3/24  | 出願 | 航空機の健全性診断装置及び航空機の健全性診断方法                         | 齋藤望<br>石岡昌人       |
| 76 | S U B A R U                 | 特願 2020-0569627        | 国内  | 2020/3/27  | 出願 | 構造健全性診断システム、構造健全性診断方法及び航空機構造体                    | 副島英樹<br>中野拓也      |

(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      |
|----|--|---|--|----|-----------|
| 54 | P. Deng(T),<br>O. Saito(T),<br>Y. Okabe(T),<br>H. Soejima(S) | Simplified Modeling Method of Impact Damage for Numerical Simulation of Lamb Wave Propagation in Quasi-isotropic Composite Structures | Composite Structures (Elsevier)<br>Volume 243<br>1 July 2020<br>Article 112150 | 有  | 2019/9月投稿 |



|    |  |   |  |   |            |
|----|--|---|--|---|------------|
| 58 | Y. Zhang (Ks),<br>K. Hasegawa (M),<br>S. Kamo (M),<br>K. Takagi (M),<br>Wei Ma (Ks),<br>A. Takahara (Ks) | Enhancement of Adhesion of Epoxy Resin on Metal Surfaces Using Polymer with Catechol and Epoxy Groups                 | ACS Applied Polymer Materials<br>2020, 2, 4, 1500-1507<br>(Article)<br>Publication Date (Web):<br>March 10, 2020<br>DOI:10.1021/acsapm.9b01179 | 有 | 2019/11月投稿 |
| 65 | Y. Zhang (Ks),<br>K. Hasegawa (M),<br>S. Kamo (M),<br>K. Takagi (M),<br>A. Takahara (Ks)                 | Enhanced Adhesion Effect on Poly(etheretherketone) via Surface-Initiated Photopolymerization of Glycidyl Methacrylate | Polymer (Elsevier)   | 有 | 2020/3月投稿  |

## 【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  | 宮垣晶 (Ko),<br>松本拓也 (Ko),<br>本郷千鶴 (Ko),<br>西野孝 (Ko)  | ポリエーテルエーテルケトンのフリーデル・クラフツ反応による表面修飾と接着                                   | 第12回日本接着学会関西支部 若手の会  | 2016/10/12   |
| 2  | 宮垣晶 (Ko),<br>松本拓也 (Ko),<br>本郷千鶴 (Ko),<br>西野孝 (Ko)  | ポリエーテルエーテルケトンのフリーデル・クラフツ反応による表面  | 第66回高分子年次大会  | 2017/5/29~31 |
| 3  | 宮垣晶 (Ko),<br>松本拓也 (Ko),<br>西野孝 (Ko)  | フリーデル・クラフツ反応による表面修飾を施したポリエーテルエーテルケトンの接着性                               | 第55回日本接着学会年次大会   | 2017/6/15~16 |
| 4  | 澤井規行 (RM)  | RIMCOF 技術研究組合について、主要研究の概要  | 第13回新産業技術促進検討会「NEDO次世代構造部材創製加工技術開発成果報告会」   | 2017/08/25   |
| 5  | 齋藤望 (M)  | 広域分布歪み計測システムを用いた航空機構造健全性診断技術開発   |  |              |
| 6  | 宮垣晶 (Ko),<br>松本拓也 (Ko),<br>西野孝 (Ko)  | ポリエーテルエーテルケトン表面のエポキシ化と接着性  | 第68回コロイドおよび界面化学討論会   | 2017/9/6~8   |
| 7  | H. Mamizu (K),<br>A. Kuraishi (K),<br>Y. Ikeda (K), T. Wakayama (K),<br>N. Takeda (T),<br>S. Minakuchi (T),<br>K. Enomoto (RM) | Optical Fiber Sensor based Aircraft Structure Health Monitoring System | IWSHM 2017 (11th International Workshop on Structural Health Monitoring: SHMの国際学会) | 2017/9/12~14 |
| 8  | H. Soejima (S),<br>K. Takahashi (S),<br>M. Hiraki (S),<br>Y. Okabe (T),<br>N. Takeda (T),<br>N. Sawai (RM)                     | For the practical use of a Lamb wave-based SHM system                  |  |              |

|    |  |   |  |               |
|----|--|---|--|---------------|
| 9  | S. Kamoda (KT),<br>R. Abe (KT),<br>T. Shiraishi (KT),<br>S. Ohtsuka (KT),<br>Y. Satou (S),<br>T. Nishi (S)                                     | Issues on Light Emission Detection of 200uJ Voltage Spark by Digital Cameras for the Aircraft Lightning Strike Test | 2017 International Conference on Lightning & Static Electricity (ICOLSE2017) | 2017/09/14    |
| 10 | 大塚信也 (KT),<br>鴨田将一 (KT),<br>白石智也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)   | CFRP 複合材雷撃試験における放電探知技術開発に向けた基礎検討  | 第 55 回飛行機シンポジウム  | 2017/11/20~22 |
| 11 | K. Hotate (TT),<br>N. Saito (M), T. Yari (M)   | Fiber Optic Nerve Systems for Structural Health Monitoring with Brillouin Optical Correlation Domain Techniques     | 15th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE15)              | 2017/11/27~29 |
| 12 | N. Shimada (K),<br>Y. Nakayama (K),<br>S. Ochi (K),<br>K. Okumura (K)  | The Investigation to Develop High-Rate Manufacturing Technology using Rapid Curing Resin CFRP Prepreg               |  |               |
| 13 | T. Nishi (S),<br>Y. Satou (S),<br>H. Tsubata (S),<br>S. Ohtsuka (KT)   | Lightning Protection -Characteristics of Ignitable Spark in Composite Fuel Tank Structure                           |  |               |
| 14 | S. Ohtsuka (KT),<br>S. Kamoda (KT),<br>T. Shiraishi (KT),<br>T. Nishi (S),<br>H. Tsubata (S)   | Lightning Protection - Measurement of Spark Light Emission on CFRP Structure for Verification of Ignitable Spark    |  |               |
| 15 | A. Miyagaki (Ko),<br>T. Matsumoto (Ko),<br>T. Nishino (Ko)   | Covalent Adhesion of Poly (ether ether ketone) through Surface Epoxidation  | 6th World Congress on Adhesion and Related Phenomena                         | 2018/2/25~3/1 |
| 16 | 亀山智矢 (A),<br>吉田征弘 (A),<br>田島克文 (A)   | 電気回路網解析による炭素繊維複合材の誘導加熱コイル形状の検討  | 電気学会 マグネティックス研究会   | 2018/3/8~9    |
| 17 | 西本宗矢 (Ku),<br>山崎倫昭 (Ku),<br>井上晋一 (Ku),<br>河村能人 (Ku)  | 高破壊靱性を有する Mg-Zn-Y 系急速凝固合金の開発  | 日本金属学会 2018 年春期 (第 162 回) 講演大会   | 2018/3/19~21  |
| 18 | 副島英樹 (S),<br>中野拓也 (S),<br>内山重和 (S),<br>原田淳 (S)   | 感じる構造~SHM 技術~の実用化を目指して  | SUBARU 技報 第 45 号   | 2018/05/01    |
| 19 | 松本拓也 (Ko),<br>宮垣晶 (Ko),<br>釜矢雄介 (Ko),<br>西野孝 (Ko)  | Friedel-Crafts アシル化反応およびエポキシ化によるポリ (エーテルエーテルケトン) の表面修飾と接着性  | 第 151 回ポパール会   | 2018/07/07    |
| 20 | K. Saito (K),<br>H. Mamizu (K),<br>T. Itoh (K),<br>N. Hirano (K),<br>T. Wakayama (K),<br>N. Takeda (RM),<br>N. Sawai (RM),<br>S. Minakuchi (T) | Optical Fiber Sensor based Aircraft Structural Health Monitoring System.  | 9th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2018)           | 2018/7/10~13  |

|    |  |   |  |               |
|----|--|---|--|---------------|
| 21 | N. Takeda (T),<br>S. Minakuchi (T)   | Recent development of optical fiber sensor based structural health monitoring and in-process monitoring of CFRP structures in Japan.    |  |               |
| 22 | 河村能人 (Ku)  | 航空宇宙用構造材料としてのマグネシウム合金   | イノベーション・ジャパン 2018 ～大学見本市&ビジネスマッチング～  | 2018/8/30～31  |
| 23 | 嶋田将一 (KT),<br>徳益昂 (KT),<br>大塚信也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)  | 航空機雷撃試験のための金属電極周囲ガス条件がスパーク発光特性に及ぼす影響に関する基礎検討  | 電気学会 基礎・材料共通部門大会   | 2018/9/4～5    |
| 24 | 徳益昂 (KT),<br>嶋田将一 (KT),<br>山内辰浩 (KT),<br>大塚信也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)  | 間接雷試験におけるファスナ付き CFRP 複合材からのスパーク現象の雷撃電流値依存性に関する検討  |  |               |
| 25 | T. Matsumoto (Ko),<br>A. Miyagaki (Ko),<br>T. Nishino (Ko)   | Surface Modification through Friedel-Crafts Reaction and Epoxidation for Adhesion between Poly (ether ether ketone) and Epoxy Adhesives | EURADH2018   | 2018/09/06    |
| 26 | N. Sawai (RM),<br>N. Takeda (RM)   | Recent development of optical fiber sensor based structural health monitoring and in-process monitoring of CFRP structures in Japan.    | The 61st Annual A4A / 2018 A4A Nondestructive Testing (NDT) Forum            | 2018/9/17～20  |
| 27 | 嶋田将一 (KT),<br>徳益昂 (KT),<br>大塚信也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)  | LED を用いたスパーク模擬発光画像のスペクトル特性評価のための画像処理手法に関する基礎検討  | 第 71 回 電気・情報関係学会九州支部連合大会   | 2018/9/27～28  |
| 28 | 徳益昂 (KT),<br>嶋田将一 (KT),<br>山内辰浩 (KT),<br>大塚信也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)  | 光ファイバ材料が雷撃試験におけるスパーク発光検出特性に及ぼす影響に関する基礎研究  |  |               |
| 29 | 副島英樹 (S),<br>中野拓也 (S),<br>横塚誠 (S),<br>岡部洋二 (T)   | 航空機の複合材構造に対する超音波ラム波による健全性診断   | 超音波ソリューションセミナー 2018  | 2018/11/08    |
| 30 | N. Takeda (T, J),<br>S. Minakuchi (T)  | Towards Structural Integrity and Material Quality Assurance of Aerospace Composite Structures   | The 7th Asia-Pacific Workshop on Structural Health Monitoring (APWSHM7 2018) | 2018/11/12～15 |
| 31 | 西孝裕樹 (S),<br>大塚信也 (KT)   | CFRP 構造の耐雷防爆実証用の新しい試験システム   | 第 56 回飛行機シンポジウム  | 2018/11/14～16 |
| 32 | Muhamad Azrul Hadi<br>GHAZALI (R),<br>中川恭太 (R),<br>伊藤匠平 (R),<br>森直樹 (R),<br>日下貴之 (R),<br>松田直樹 (Ky),<br>北條正樹 (Ky) | 超音波スペクトロスコーピーによるアルミニウム合金接着接合部の界面特性評価  | M&M2018 材料力学カンファレンス  | 2018/12/22～24 |

|    |   |  |  |               |
|----|---|--|--|---------------|
| 33 | 稲員翔平 (R),<br>阿部拓真 (R),<br>橋本大幹 (R),<br>日下貴之 (R),<br>三村俊太 (Ky),<br>北條正樹 (Ky),<br>高木清嘉 (M)                      | CFRP 接着接合部の破壊じん性評価に及ぼす接着層の変形の影響                                      | 日本機械学会 M&M2018 材料力学カンファレンス   | 2018/12/22~24 |
| 34 | 高木清嘉 (M),<br>加茂宗太 (M)   | ・航空機構造材向け熱可塑性炭素繊維複合材の高レート製造技術開発技術開発・航空機構造材向け熱可塑性炭素繊維複合材の接着前表面改質技術の開発 | Nanotech2019 (NEDO ブース展示)  | 2019/1/30~2/1 |
| 35 | 武田展雄 (RM, J)  | 最近の日本における航空機用複合材料関係研究プロジェクトの動向                                       | 第 32 回複合材料セミナー   | 2019/02/25    |
| 36 | 大長俊貴 (N),<br>市来誠 (N),<br>山中淳彦 (N)<br>石川隆司 (N)   | 雷撃を受けた CFRP 積層板の破壊様相に関する考察   | 第 10 回日本複合材料会議 (JCCM-10)   | 2019/3/6~8    |
| 37 | 三村俊太 (Ky),<br>阿部拓真 (R),<br>日下貴之 (R),<br>森直樹 (R),<br>高木清嘉 (M),<br>北條正樹 (Ky),<br>西川雅章 (Ky),<br>松田直樹 (Ky)        | CFRP 接着接合継手の非線形変形を考慮した強度解析モデリング                                      |  |               |
| 38 | 稲員翔平 (R),<br>阿部拓真 (R),<br>三村俊太 (Ky),<br>高木清嘉 (M),<br>日下貴之 (R),<br>森直樹 (R),<br>北條正樹 (Ky)                       | CFRP 接着接合継手の破壊じん性評価に及ぼす接着層の非線形変形の影響                                  |  |               |
| 39 | 伊東直紀 (TT),<br>岸真人 (工学院大),<br>保立和夫 (TT)  | 光源周波数変調波形の工夫による BOCDA 歪分布測定技術における背景光雑音の低減                            | 第 66 回 応用物理学会春季学術講演会   | 2019/3/9~12   |
| 40 | 徳益昂 (KT),<br>鴨田将一 (KT),<br>山内辰浩 (KT),<br>大石雄介 (KT),<br>大塚信也 (KT),<br>西孝裕樹 (S)                                 | 炭素繊維方向及び電流経路が間接雷試験において CFRP 複合材からのスパーク放電特性に与える影響に関する検討               | 平成 31 年 電気学会全国大会   | 2019/3/12~14  |
| 41 | H. Soejima (S),<br>T. Nakano (S),<br>M. Yokozuka (S),<br>Y. Okabe (T),<br>N. Takeda (RM, J),<br>N. Sawai (RM) | Flight testing of an ultrasonic based SHM system                     | 36th Conference & 30th Symposium of the International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity (ICAF 2019) | 2019/6/2~7    |
| 42 | 伊東直紀 (TT),<br>岸真人 (工学院大),<br>保立和夫 (TT)  | 光源周波数変調波形の工夫による BOCDA 歪分布測定技術における背景光雑音の低減                            | 第 63 回光波センシング技術研究会講演会  | 2019/6/11~12  |

|    |  |  |   |               |
|----|--|--|---|---------------|
| 43 | N. Hirano (K),<br>K. Saito (K),<br>T. Itoh (K),<br>T. Wakayama (K),<br>N. Takeda (RM),<br>N. Sawai (RM),<br>S. Minakuchi (T)                     | Optical Fiber Sensor based Impact Detection System for Aircraft Structures                                 | 36th ICAF Conference (National Review 発表)                                 | 2019/7/10~13  |
| 44 | 劉夢一(T),<br>鄧培文(T),<br>齋藤理(T),<br>岡部洋二(T),<br>副島英樹(S)   | CFRP製スキン・ストリンガー構造における衝撃損傷を検知するためのガイド波伝播挙動のシミュレーション   | 日本機械学会 2019 年度年次大会  | 2019/9/9~9/11 |
| 45 | S. Mimura (Ky),<br>T. Abe (R),<br>T. Kusaka (R),<br>N. Mori (R),<br>K. Takagi (M),<br>M. Hojo (Ky),<br>M. Nishikawa (Ky),<br>N. Matsuda (Ky)     | Numerical Modeling of Adhesively Bonded CFRP Joints Considering Non-Linear Deformation of Adhesive Layeres | 22nd International Conference on Composite Materials (ICCM22)             | 2019/8/11~16  |
| 46 | T. Daicho (N),<br>M. Ichiki (N),<br>A. Yamanaka (N),<br>Y. Hirano (J),<br>T. Sonehara (昭電),<br>K. Sawaki (N),<br>M. Arai (N),<br>T. Ishikawa (N) | Effect of Lightning Damage on the Compressive Behavior of CFRP Stiffened Panels                            | 16th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE16)           | 2019/9/2~4    |
| 47 | N. Matsuda (Ky),<br>N. Mori (R),<br>Y. Furuta (Ky),<br>M. Nishikawa (Ky),<br>M. Hojo (Ky),<br>T. Kusaka (R)                                      | Evaluation of Interfacial Characteristics of Adhesive Joints by Ultrasonic Reflection Technique            | 2019 International Congress on Ultrasonics                                | 2019/9/3~6    |
| 48 | 三村俊太(Ky),<br>稲員翔平(R),<br>日下貴之(R),<br>森直樹(R),<br>高木清嘉(M),<br>北條正樹(Ky),<br>西川雅章(Ky),<br>松田直樹(Ky)   | CFRP 接着接合継手における接着剤及び被着体の破壊予測モデルに関する研究  | 第44回 複合材料シンポジウム   | 2019/9/5~6    |
| 49 | 滝淵広大(A),<br>吉田征弘(A),<br>加茂宗太(M),<br>高木清嘉(M),<br>村岡幹夫(A)  | 端部導通による炭素繊維コミングル基材の誘導加熱  | 日本機械学会 2019 年度年次大会  | 2019/9/8~11   |
| 50 | K. Tokumasu (KT),<br>T. Yamauchi (KT),<br>Y. Oishi (KT),<br>S. Ohtsuka (KT),<br>T. Nishi (S)   | Relationship between spark direction and carbon fiber direction from a fastener jointed CFRP structure     | International Conference on Lightning and Static Electricity (ICOLSE2019) | 2019/9/10~13  |

|    |   |   |  |  |
|----|---|---|--|--|
| 51 | 伊東直紀(TT),<br>山下健二(古河電<br>工),<br>ホトリコ(古河電<br>工),<br>保立和夫(TT)   | 光源周波数変調波形の工夫による BOCDA<br>歪分布測定技術の歪ダイナミックレンジ<br>の拡大  | 応用物理学会 2019年 第80<br>回 秋季学術講演会  | 2019/9/18~21   |
| 52 | 徳益昂(KT)<br>, 樽本尚弥(KT),<br>山内辰浩(KT),<br>大石雄介(KT),<br>大塚信也(KT),<br>西孝裕樹(S)                                | 航空機雷撃試験用インパルス電流減の基<br>礎出力特性と要求波形実現のための回路<br>構成に関する検討  | 電気・情報関係学会九州支部<br>連合大会委員会   | 2019/9/27~28   |
| 53 | 徳益昂(KT),<br>大塚信也(KT),<br>西孝裕樹(S)  | 波長分布に重なりのある2つの発光現象<br>における発光条件がスペクトル波長分布<br>とデジタルカメラ画像の色相分布特性に<br>及ぼす影響に関する基礎検討   |  |  |
| 54 | P. Deng(T),<br>O. Saito(T),<br>Y. Okabe(T),<br>H. Soejima(S)  | Simplified Modeling Method of Impact<br>Damage for Numerical Simulation of Lamb<br>Wave Propagation in Quasi-isotropic<br>Composite Structures                  | Composite Structures<br>(Elsevier)   | 2019/9月投稿<br>Volume 243<br>1 July 2020<br>Article 112150   |
| 55 | N. Ito (TT),<br>M. Kishi (Kogakuin<br>Univ.),<br>K. Hotate (TT)   | Reduction of optical background noise<br>in BOCDA distributed strain measurement<br>technology by synthesizing frequency<br>modulation waveform of light source | 24th MICROOPTICS<br>CONFERENCE 2019  | 2019/11/17~20  |
| 56 | 古田康晃(Ky),<br>松田直樹(Ky),<br>森直樹(R),<br>西川雅章(Ky),<br>北條正樹(Ky),<br>日下貴之(R)                                  | 被着体汚染に起因する弱接着部の共振特<br>性に基づく界面剛性評価   | 第40回超音波エレクトロニ<br>クスに基礎と応用に関する<br>シンポジウム  | 2019/11/25~27  |
| 57 | 水口周(T),<br>武田展雄(T),<br>澤井規行(RM)   | Fiber optics applications and<br>evaluations in aerospace composite<br>structures: Japanese perspective and<br>JASTAC project                                   | International Symposium on<br>Reliability of<br>Optoelectronics for<br>Systems (ISR0S2019) | 2019/11/26~29  |
| 58 | Y. Zhang(Ks),<br>K. Hasegawa (M),<br>S. Kamo (M),<br>K. Takagi (M),<br>Wei Ma (Ks),<br>A. Takahara (Ks) | Enhancement of Adhesion of Epoxy Resin<br>on Metal Surfaces Using Polymer with<br>Catechol and Epoxy Groups   | ACS Applied Polymer<br>Materials   | 2019/11月投稿<br>2020, 2, 4,<br>1500-1507<br>(Article)<br>Publication<br>Date<br>(Web): March<br>10, 2020<br>DOI:<br>10.1021/acsapm<br>.9b01179 |



|    |   |   |                           |  |
|----|---|---|---------------------------|--|
| 59 | 樽本尚弥(KT),<br>徳益昂(KT),<br>大塚信也(KT),<br>西孝祐樹(S)   | 水素酸素混合ガス環境下での雷撃試験における炭素繊維ワイヤの発光特性と着火に関する基礎検討  | 令和2年電気学会全国大会              | 2020/3/11~13<br>→会議は中止。<br>講演論文集はダウンロード版、DVD版を提供     |
| 60 | 徳益昂(KT),<br>樽本尚弥(KT),<br>大塚信也(KT),<br>西孝祐樹(S)   | 放電現象評価のためのデジタルカメラ画像の色相値にRGB輝度値が及ぼす影響に関する検討  |                           |  |
| 61 | 古田康晃(Ky),<br>松田直樹(Ky),<br>森直樹(R),<br>西川雅章(Ky),<br>北條正樹(Ky),<br>日下貴之(R)                                      | 超音波によるアルミ合金接着接合部の界面剛性評価と被着体汚染の検出  | 第11回日本複合材料会議<br>(JCCM-11) | 2020/3/17~19<br>→会議は中止。<br>講演論文集はダウンロード版を提供(論文提出者のみ) |
| 62 | 矢部拓哉(Ky),<br>三村俊太(Ky),<br>稲員翔平(R),<br>日下貴之(R),<br>森直樹(R),<br>高木清嘉(M),<br>北條正樹(Ky),<br>西川雅章(Ky),<br>松田直樹(Ky) | CFRP 接着接合部の結合力特性の取得およびCZMによるモデル化に関する検討  |                           |  |
| 63 | 森直樹(R),<br>伊藤匠平(R),<br>中川恭太(R),<br>松田直樹(Ky),<br>古田康晃(Ky),<br>日下貴之(R),<br>北條正樹(Ky)                           | 被着体汚染を有するCFRP接着接合継手の超音波共振特性に基づく界面剛性評価   |                           |  |
| 64 | 大長俊貴(N),<br>市来誠(N),<br>山中淳彦(N),<br>荒井政大(N),<br>石川隆司(N)  | 熱および機械的負荷を考慮したCFRP積層構造の雷撃損傷メカニズム  |                           |  |
| 65 | Y. Zhang(Ks),<br>K. Hasegawa(M),<br>S. Kamo(M),<br>K. Takagi(M),<br>A. Takahara(Ks)                         | Enhanced Adhesion Effect on Poly(etheretherketone) via Surface-Initiated Photopolymerization of Glycidyl Methacrylate |                           |  |
| 66 | 高橋孝幸(M),<br>森宏樹(M),<br>阿部邦彦(M),<br>山崎倫昭(Ku),<br>河村能人(Ku),<br>佐々木美波(F),<br>吉野保明(RM),<br>磯江暁(RM)              | 航空機実装を目指した不燃性C36型Mg-Al-Ca系合金の開発   | 軽金属学会 第138回春季大会           | 2020/5/22~24<br>→会議は中止。<br>講演集はWEB公開と冊子一般発売          |

|    |   |  |   |                         |
|----|---|--|---|-------------------------|
| 67 | 山崎倫昭 (Ku),<br>西本宗矢 (Ku),<br>河村能人 (Ku),<br>高橋孝幸 (M),<br>森 宏樹 (M),<br>吉野保明 (RM),<br>磯江 暁 (RM)   | 航空機実装を目指した KUMADAI 高靱性マグネシウム合金の開発  |   |                         |
| 68 | S. Takeda (J),<br>H. Arizono (J),<br>H. Igawa (J),<br>T. Nakamura (J),<br>Y. Ikeda (K),<br>T. Ishida (J),<br>H. Soejima (S),<br>T. Nakano (S),<br>N. Sawai (RM) | Flight tests of optical fiber SHM systems developed by Japanese industries | 10th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM 2020) | 2020/7/6~9→<br>2022年に延期 |
| 69 | 石田卓也 (K),<br>池田祐次 (K),<br>高橋晃作 (K),<br>水口 周 (T),<br>武田真一 (J),<br>澤井規行 (RM)  | 衝撃損傷検知システムの飛行実証試験  | 第 62 回構造強度に関する講演会 (日本航空宇宙学会)  | 2020/8/5~7<br>(WEB 会議)  |

(発表者所属)

RM: RIMCOF 技術研究組合、M: 三菱重工業㈱、K: 川崎重工業㈱、S: SUBARU [旧・富士重工業㈱]、F: 不二ライトメタル㈱、J: 宇宙航空研究開発機構 [JAXA]、T: 東京大学、Ky: 京都大学、Ku: 熊本大学、Ko: 神戸大学、R: 立命館大学、N: 名古屋大学、KT: 九州工業大学、TT: 豊田工業大学、Ks: 九州大学、A: 秋田大学、CE: 中菱エンジニアリング㈱

(b) 新聞・雑誌等への掲載

| 番号 | 発表者 (所属)                             | タイトル   | 掲載誌名   | 発表年月                     |
|----|--------------------------------------|--|--|--------------------------|
| 1  | 熊本大学                                 | 「軽い! 強い! 燃えにくい! 夢の新素材 新マグネシウム合金」   | NHK:サイエンスZERO<br><a href="http://www4.nhk.or.jp/zero/">http://www4.nhk.or.jp/zero/</a> | 2017/8/27<br>2017/9/2(再) |
| 2  | 副島英樹, 中野拓也,<br>内山重和, 原田淳<br>(SUBARU) | 感じる構造~SHM 技術~の実用化を目指して   | SUBARU 技報 第 45 号   | 2018/05/01               |
| 3  | 熊本大学                                 | 「The Leading Edge: A New Magnesium Alloy Developed in Japan - Light, Strong, and Flame-Resistant!」 | NHK WORLD TV 「Science View(サイエンス・ビュー)」   | 2018/10/3                |

(c) その他の公表 (展示等)

| 番号 | 発表者 (所属)      | 内容                                 | 展示先等                              | 発表年月                 |
|----|---------------|------------------------------------|-----------------------------------|----------------------|
| 1  | 富士重工業㈱        | 「超音波ラム波を用いた SHM 技術」の解説及び供試体展示      | 2016 年国際航空宇宙展 (JA2016) (東京ビッグサイト) | 2016/10/12~<br>10/15 |
| 2  | RIMCOF 技術研究組合 | 三菱重工業㈱、川崎重工業㈱、富士重工業㈱の SHM 技術について展示 | TECH Biz EXPO 2016 (名古屋市・吹上ホール)   | 2016/11/16~<br>11/18 |

|    |               |  |  |                    |
|----|---------------|--|--|--------------------|
| 3  | RIMCOF 技術研究組合 | 三菱重工業㈱、川崎重工業㈱、富士重工業㈱の S H M 技術について展示                                   | CeBIT2017 (独ハノーバー市)  | 2017/3/20～3/24     |
| 4  | RIMCOF 技術研究組合 | S H M 技術について展示   | ICAF2017 (名古屋)   | 2017/6/5～6/9       |
| 5  | RIMCOF 技術研究組合 | 事業概要の展示  | TECH Bix EXP02017 (名古屋)                                      | 2017/11/15～11/17   |
| 6  | RIMCOF 技術研究組合 | 事業概要の展示  | JISSE15 (東京)   | 2017/11/27～11/29   |
| 7  | 熊本大学 河村能人     | 「航空宇宙用構造材料としてのマグネシウム合金」として、KUMADAI マグネシウム合金による試作品等を展示・P R              | イノベーション・ジャパン 2018～大学見本市&ビジネスマッチング～ (東京)                      | 2018/8/30～8/31     |
| 8  | 三菱重工業㈱        | NEDO ブースの展示の一環として、高レート設計・製造技術/ボルトレス組立に係る成果の一部をパネル展示およびショートプレゼンテーション実施  | Nanotech2019 (東京)  | 2019/1/30～2/1      |
| 9  | S U B A R U   | 高レート設計・製造技術/放電探知技術の国際標準化に向けた活動として、3回にわたり、欧米各国のメンバーに対し、本放電探知技術の有用性をアピール | SAE 委員会<br>「AE2 Lightning Committee」<br>耐雷試験標準 (ARP5416) 分科会 | 2018/5月、9月、2019/1月 |
| 10 | RIMCOF 技術研究組合 | 事業概要の紹介  | 第32回複合材料セミナー(東京)   | 2019/02/25         |

(2) 株式会社ジャムコ

【特許】 【論文】

無し

【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  | 吉永創 | 東京農工大学 | 高速度撮影における CFRP ハニカムサンドイッチパネルの破壊過程観察  | 第8回日本複合材料会議 (JCCM-8)   | 2017/3/16～18 |
| 2  | 吉永創 | 東京農工大学 | Fracture Process Observation of CFRP Honeycomb Sandwich Panel Using Synchronous Images of High Speed cameras | 3 <sup>rd</sup> Joint Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials | 2017/6/5～7   |

|    |      |        |  |   |               |
|----|------|--------|--|---|---------------|
| 3  | 吉永創  | 東京農工大学 | 航空機内装用 CFRP ハニカムサンドイッチパネルの破壊過程観察と考察  | 日本航空宇宙学会「構造強度に関する講演会」   | 2017/8/3~5    |
| 4  | 吉永創  | 東京農工大学 | 曲げ荷重を受ける CFRP ハニカムサンドイッチパネルの損傷・破壊過程  | 第 42 回複合材シンポジウム   | 2017/9/14~15  |
| 5  | 吉永創  | 東京農工大学 | CFRP ハニカムサンドイッチパネルの損傷・破壊過程の観察と考察   | 第 9 回日本複合材料会議 (JCCM-9)  | 2018/2/28~3/2 |
| 6  | 湯馥任  | 東京大学   | 部材接合式ラティス構造の座屈特性   | 第 61 回構造強度に関する講演会   | 2018/8/5~7    |
| 7  | 大岩舞瑛 | 東京農工大学 | 曲げ荷重を受ける CFRP ハニカムサンドイッチパネルの応力解析   | 63 <sup>rd</sup> FRP CON-EX ポスターセッション                               | 2018/10/25~26 |
| 8  | 大岩舞瑛 | 東京農工大学 | Fracture Behavior and Face Sheet Buckling Analysis of CFRP/Honeycomb Sandwich Panels Subjected to Bending Load | The 22nd International Conference on Composites Materials (ICCM-22) | 2019/8/11~16  |
| 9  | 湯馥任  | 東京大学   | STABILITY OF SKIN ADDED RIB - BONDING TYPE LATTICE STRUCTURES  | 16th Japan International SAMPE symposium                            | 2019/9/4~6    |
| 10 | 大岩舞瑛 | 東京農工大学 | Post Buckling Analysis of a CFRP/Honeycomb Sandwich Panel Subjected to Bending Load                            | The 12th Korea-Japan Joint Symposium on Composite Materials         | 2019/12/5~6   |

(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  | 株式会社日本経済新聞社 | 航空機内装材 4割軽く ～ジャムコ、厨房・化粧室向け開発へ | 日経産業新聞 | 2016/9/4 |
| 2  |             |                               |        |          |

## 2. 研究開発項目②－2「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

### (1) 川崎重工業株式会社

#### 【特許】

| 番号 | 出願者      | 出願番号           | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日       | 状態 | 名 称       | 発明者 |
|----|----------|----------------|-----------------|-----------|----|-----------|-----|
| 1  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-018096 | 国内              | 2020/2/5  | 出願 | 自動繊維束配置装置 | 西村勲 |
| 2  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-032699 | 国内              | 2020/2/28 | 出願 | 自動繊維束配置装置 | 西村勲 |
| 3  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-032731 | 国内              | 2020/2/28 | 出願 | 自動繊維束配置装置 | 西村勲 |
| 4  | 津田駒工業（株） | 特願 2020-038169 | 国内              | 2020/3/5  | 出願 | 自動繊維束配置装置 | 西村勲 |

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

#### 【論文】

無し

#### 【外部発表】

##### (a) 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  | NEDO     | ニュースリリース（国産初の小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機開発の公表） | NEDO 殿 Web ページ      | 2020.2.25 |
| 2  | 津田駒工業（株） | ニュースリリース（国産初の小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機開発の公表） | 津田駒工業（株） 自社 Web ページ | 2020.2.25 |
| 3  | 津田駒工業（株） | 新聞記事（国産初の小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機開発に関する記事）  | 北國新聞                | 2020.2.26 |
| 4  | 津田駒工業（株） | 新聞記事（国産初の小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機開発に関する記事）  | 日刊工業新聞              | 2020.3.2  |
| 5  | 津田駒工業（株） | 新聞広告（小型ロボットタイプのCFRP曲面積層機の宣伝）           | 日刊工業新聞              | 2020.3.26 |

2. 研究開発項目③－2「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

(1) 東京大学

【特許】

| 番号 | 出願者            | 出願番号              | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日        | 状態 | 名 称           | 発明者        |
|----|----------------|-------------------|-----------------|------------|----|---------------|------------|
| 1  | 国立大学法人<br>東京大学 | 特願 2017-127436    | 国内              | 2017/06/29 | 公開 | 超音波厚さ測定<br>装置 | 岡本 雅美<br>他 |
| 2  | 国立大学法人<br>東京大学 | PCT/JP2018/024542 | PCT             | 2018/06/28 | 公開 | 超音波厚さ測定<br>装置 | 岡本 雅美<br>他 |

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

【論文】

無し

【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  | M. Okamoto | University<br>of Tokyo | Automatic thickness<br>measurement system for a<br>partly sloped plate | CIRP 2019 winter<br>meeting STC-P | 2019/02 |

2. 研究開発項目④－2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」

(1) 宇部興産株式会社 －繊維開発－

【特許】

| 番号 | 出願者     | 出願番号              | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日      | 状態 | 名 称   | 発明者       |
|----|---------|-------------------|-----------------|----------|----|---|-----------|
| 1  | 宇部興産(株) | 特願<br>2018-147709 | 国内              | 2018/8/6 | 出願 | 結晶性炭化ケイ<br>素繊維、及びそ<br>の製造方法                       | 富永佑輔<br>他 |
| 2  | 宇部興産(株) | PCT/JP2019/030994 | PCT             | 2019/8/6 | 出願 | 結晶性炭化ケイ<br>素繊維、及びそ<br>の製造方法、並<br>びにセラミック<br>ス複合基材 | 富永佑輔<br>他 |

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)



【論文】 【外部発表】

無し

(2) 株式会社 I H I 一部材開発一

【特許】

| 番号 | 出願者       | 出願番号              | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日        | 状態 | 名 称   | 発明者   |
|----|-----------|-------------------|-----------------|------------|----|---|-------|
| 1  | (株) I H I | 特願<br>2019-136620 | 国内              | 2019/07/25 | 出願 | セラミックス基<br>複合材  | 金澤真吾他 |
| 2  | (株) I H I | 特願<br>2019-190326 | 国内              | 2019/10/17 | 出願 | セラミックス基<br>複合材料及びそ<br>の製造方法                                     | 平野洋人他 |
| 3  | (株) I H I | 特願<br>2016-037814 | 国内              | 2016/2/29  | 出願 | 素材形状シミュ<br>レーション装置、<br>素材形状シミュ<br>レーション方法<br>及び三次元織織<br>維部品製造方法 | 稲垣宏一他 |

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

【論文】

無し

【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  | 中村武志 | 材料<br>技術部 | Creep Properties of SiC<br>fiber   | 10th International<br>Conference on High<br>Temperature Ceramic<br>Matrix Composites<br>HT-CMC10        | 2019年9月 |
| 2  | 山崎直樹 | 材料<br>技術部 | Phase Transformation of<br>Ytterbium Silicate in the<br>Environmental Barrier<br>Coating | 43rd International<br>Conference and<br>Exposition on Advanced<br>Ceramics and<br>Composites(ICACC2019) | 2019年1月 |

|   |      |             |  |                               |         |
|---|------|-------------|--|-------------------------------|---------|
| 3 | 春山大地 | エンジン<br>技術部 | 引張・せん断特性とき裂密度を計算する複合材料のマイクロメカニクス   | 第10回日本複合材料会議                  | 2019年3月 |
| 4 | 春山大地 | エンジン<br>技術部 | 第24回計算工学講演会  | 複合材料の繊維方向の引張挙動とき裂密度の数値解析手法の検討 | 2019年5月 |
| 5 | 春山大地 | エンジン<br>技術部 | Micromechanics modeling of tensile/shear behavior and crack density of composite materials | ICCM-22                       | 2019年8月 |

(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  | 材料技術部 | 航空エンジン用先端材料<br>関連技術 | Focus NEDO<br>第67号 | 2018年1月 |

(3) 株式会社シキボウ 一部材開発

【特許】 【論文】 【外部発表】  
無し

(4) 川崎重工業株式会社 一部材開発

【特許】 リスト

| 番号 | 出願者       | 出願番号                  | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日        | 状態 | 名称                         | 発明者 |
|----|-----------|-----------------------|-----------------|------------|----|----------------------------|-----|
| 1  | 川崎重工業(株)  | PCT/JP2016/<br>083501 | PCT             | 2016/11/11 | 公開 | 燃焼器ライナ                     | 小林他 |
| 2  | (株)豊田自動織機 | 特願<br>2018-76104      | 国内              | 2018/4/11  | 出願 | 繊維構造体及び繊維強化複合材             | 河原他 |
| 3  | (株)豊田自動織機 | 特願<br>2018-86478      | 国内              | 2018/4/27  | 出願 | 繊維構造体、繊維強化複合材、及び繊維構造体の製造方法 | 神谷  |
| 4  | (株)豊田自動織機 | 特願<br>2019-014413     | 国内              | 2019/1/30  | 出願 | 繊維構造体及び繊維強化複合材             | 神谷  |

|   |          |                   |    |           |    |                 |     |
|---|----------|-------------------|----|-----------|----|-----------------|-----|
| 5 | 川崎重工業(株) | 特願<br>2018-549710 | 国内 | 2019/4/25 | 出願 | 燃焼器ライナ          | 小林他 |
| 6 | 川崎重工業(株) | 16/407,821        | 米国 | 2019/5/9  | 出願 | COMBUSTOR LINER | 小林他 |
| 7 | 川崎重工業(株) | 16921335          | 欧州 | 2019/5/23 | 出願 | COMBUSTOR LINER | 小林他 |

(Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約)

【論文】

無し

【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  | 井頭賢一郎 | 川崎重工業(株) | 航空エンジン燃焼器部品へのCMC適用技術開発                         | ガスタービン学会<br>若手技術者交流会 | 2017/9/8   |
| 2  | 井頭賢一郎 | 川崎重工業(株) | 航空エンジン部品に適用される革新的生産技術・材料技術                     | 第46回ガスタービンセミナー       | 2018/1/26  |
| 3  | 外菌裕樹  | イビデン(株)  | SiC繊維織物への化学気相含浸法によるBN, SiC成膜                   | 日本セラミックス協会2018年会     | 2018/3/17  |
| 4  | 井頭賢一郎 | 川崎重工業(株) | パネルディスカッション                                    | IGTC 2019<br>TOKYO   | 2019/11/18 |
| 5  | 小谷政規  | JAXA     | SiC/SiC複合材料のPIP-MIハイブリット製造プロセスによる熱伝導特性向上に関する研究 | 機械学会<br>M&P2019      | 2019/11/20 |

4. 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

(1) 東北大学

【特許】

| 番号 | 出願者                | 出願番号              | 国内<br>外国<br>PCT | 出願日       | 状態 | 名 称          | 発明者             |
|----|--------------------|-------------------|-----------------|-----------|----|--------------|-----------------|
| 1  | 国立大学<br>法人東北<br>大学 | 特願 2019-069153    | 国内              | 2019/3/29 | 出願 | 隆起構造および<br>翼 | 廣田真 他           |
| 2  | 国立大学<br>法人東北<br>大学 | PCT/JP2020/011911 | PCT             | 2020/3/18 | 出願 | 隆起構造および<br>翼 | Hirota, M.<br>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  | Nagashima T<br>・,<br>Sawada M.                                    | 上智大                      | Development of a damage<br>propagation analysis<br>system based on level set<br>XFEM using the cohesive<br>zone model        | Computers and Structures, 1<br>74, 42-53.                                    | 有  | 2016/10 |
| 2  | Y Yamanaka,<br>A Todoroki,<br>M Ueda,<br>Y Hirano,<br>R Matsuzaki | 東工大<br>JAXA<br>東京理科<br>大 | Fiber Line Optimization in<br>Single Ply for 3D Printed<br>Composites  | Open Journal of Composite<br>Materials, 6 (2016),<br>pp. 121-131.            | 有  | 2016/10 |
| 3  | 末益博志  | 上智大                      | 横荷重を受ける多重層間剥<br>離を有する軸対称積層板の<br>層間剥離進展に関する解析<br>的研究  | 日本複合材料学会誌, 43巻<br>2号   | 有  | 2017/3  |
| 4  | R. Higuchi,<br>T. Okabe, T.<br>Nagashima                          | 東北大<br>上智大               | Numerical simulation of<br>progressive damage and f<br>ailure in composite lami<br>nates using XFEM/CZM cou<br>pled approach | Composites Part A: Applied<br>Science and Manufacturing<br>95(2017), 197-207 | 有  | 2017/4  |

|    |  |              |  |  |   |        |
|----|--|--------------|--|--|---|--------|
| 5  | Sota<br>Onodera,<br>Yoshiko<br>Nagumo &<br>Tomonaga<br>Okabe   | 東北大          | Prediction for progression of transverse cracking in CFRP cross-ply laminates using Monte Carlo method | Advanced Composite Materials, 26, 2017-issue 5, 477-491        | 有 | 2017/5 |
| 6  | 島崎紗緒里<br>長嶋利夫  | 上智大          | 結合力モデルを用いた準三次元XFEMによるCFRP積層板の損傷進展解析  | 日本計算工学会論文集, Paper No. 20170008.                                | 有 | 2017/6 |
| 7  | Yuta<br>Kumagai,<br>Sota<br>Onodera,<br>Yoshiko<br>Nagumo,<br>Tomonaga<br>Okabe,<br>Kenichi<br>Yoshioka, | 東北大<br>東レ(株) | Multiscale Modeling of Free-Surface Effect on Crack Formation in Unidirectional Off-Axis Laminates     | Composites: Part A 98 (2017) 136-146                           | 有 | 2017/7 |
| 8  | 小野寺壮太,<br>南雲佳子,<br>岡部朋永,   | 東北大          | モンテカルロ法によるCFRP直交積層板のトランスバースクラック進展解析  | 日本複合材料学会誌 43, 4 (2017), 124-132.                               | 有 | 2017/7 |
| 9  | Tomonaga<br>Okabe,<br>Sota<br>Onodera,<br>Yuta<br>Kumagai and<br>Yoshiko<br>Nagumo                       | 東北大          | Continuum damage mechanics modeling of composite laminates including transverse cracks                 | International Journal of Damage Mechanics 27, 6 (2018) 877-895 | 有 | 2018/6 |
| 10 | 澤木悠太,<br>河合宗司,<br>澤田恵介   | 東北大          | スペクトラルボリューム法の六面体格子への拡張とNASA-CRM周りの流れ場解析への適用  | 航空宇宙技術, 17 巻 (2018), pp. 189-197.                              | 有 | 2018/9 |
| 11 | 末益博志,<br>松尾剛   | 上智大          | ランダム配向不連続繊維強化複合材料の弾性率の確率特性と体積効果  | 日本複合材料学会誌, 第44巻, 第3号, 92-99                                    | 有 | 2018   |

|    |   |                       |   |  |   |         |
|----|---|-----------------------|---|--|---|---------|
| 12 | Ryosuke Matsuzaki, Taishi Nakamura, Kentaro Sugiyama, Masahito Ueda, Akira Todoroki, Yoshiyasu Hirano and Yusuke Yamagata | 東京理科大学<br>東工大<br>JAXA | Effects of set curvature and fiber bundle size on the printed radius of curvature by a continuous carbon fiber composite 3D printer | Additive Manufacturing, 24 (2018), pp.93-102.                    | 有 | 2018    |
| 13 | 澤木悠太, 久谷雄一, 澤田恵介  | 東北大                   | ハイブリッド非構造格子に対するスペクトラルボリューム法の格子収束性に関する研究   | 航空宇宙技術, 18巻 (2019), pp. 9-18                                     | 有 | 2019/1  |
| 14 | 廣田真, 井手優紀, 林田貴寿, 服部裕司   | 東北大<br>JAXA           | 孤立粗度による横流れ不安定性抑制効果の数値的検証  | ながれ, 38, 39-72, 2019   | 有 | 2019/4  |
| 15 | 澤木悠太, 久谷雄一, 澤田恵介  | 東北大                   | 動径基底関数を用いた遷音速フラッタ境界の高速予測法の研究  | 航空宇宙技術, 18巻 (2019), pp.133-141.                                  | 有 | 2019/7  |
| 16 | Yakeno A. and Hirota M.   | 東北大                   | Three-Dimensional Global Stability on Stuart Vortex of Free Shear Layer   | Progress in Turbulence VI II, Springer, Vol. 226, p. 9-13, 2019. | 有 | 2019/8  |
| 17 | Suemasu, H., Akagi, K., Okushi, K., Sugimoto S.   | 上智大<br>JAXA           | Failure behavior of notched CFRP laminates subjected to tensile load  | Advanced Composite Materials                                     | 有 | 2019/11 |



|    |   |     |  |  |   |      |
|----|---|-----|--|--|---|------|
| 18 | Yuta Kumagai,<br>Sota Onodera,<br>Marco Salvato and<br>Tomonaga Okabe | 東北大 | Multiscale Analysis and Experimental Validation of Crack Initiation in Quasi-Isotropic Laminates | International Journal of Solids and Structures (in press)    | 有 | 2020 |
| 19 | Tameike, H.,<br>Yakeno, A. and<br>Obayashi S.                         | 東北大 | Influence of small wavy roughness on a flat plate boundary layer transition                      | Journal of Fluid Science and Technology (accepted 2020/5/28) | 有 | 2020 |

【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  | Yuta Sawaki,<br>Takanori Haga,<br>Yousuke Ogino<br><br>and Keisuke Sawada | 東北大                  | Wing Flutter Computation Using Modified Spectral Volume Method for Hybrid Unstructured Mesh | 53rd AIAA SciTech   | 2015/1/5  |
| 2  | 末益博志  | 上智大                  | 複合材料積層板の衝撃損傷と圧縮強度劣化 (CAI) について  | 第 57 回構造強度に関する講演会   | 2015/8/6  |
| 3  | 長嶋利夫  | 上智大                  | XFEMによるCFRP積層板の損傷進展解析   | 第 57 回構造強度に関する講演会   | 2015/8/7  |
| 4  | Y. Yamanaka,<br>A. Todoroki,<br>M. Ueda,<br>Y. Hirano,<br>R. Matsuzaki    | 東工大<br>JAXA<br>東京理科大 | Optimization of 3D printed composite ply using GA   | South-East Asia - Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM) | 2015/9/21 |

|    |  |     |  |   |              |
|----|--|-----|--|---|--------------|
| 5  | Suemasu H.,<br>Takizawa S.,<br>Morimoto<br>T., Hojo M.                                   | 上智大 | Probabilistic Evaluation of interlaminar tensile strength of carbon fiber reinforced composite laminates | SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM) | 2015/9/22    |
| 6  | Nagashima, T.  | 上智大 | Application of XFEM using CZM to fracture analyses of CFRP composite laminates                           | SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM) | 2015/9/22    |
| 7  | 島崎紗緒里,<br>長嶋利夫   | 上智大 | 準三次元 XFEM を用いた CFRP 積層板の損傷進展解析   | 第 28 回計算力学講演会   | 2015/10/11   |
| 8  | Yuta Sawaki,<br>Takanori Haga,<br>Yousuke Ogino,<br>Soshi Kawai<br>and Keisuke<br>Sawada | 東北大 | Improved Spectral Volume Method (SV+ Method) for Hybrid Unstructured Mesh                                | 54th AIAA SciTech   | 2016/1/4     |
| 9  | Suemasu, H.  | 上智大 | Analytical evaluation of impact damage in circular laminates subjected to a transverse load              | Next Generation Transport Aircraft Workshop                 | 2016/2/25    |
| 10 | Nagashima, T.  | 上智大 | Damage propagation analysis of CFRP laminate using quasi-three-dimensional XFEM                          | Next Generation Transport Aircraft Workshop                 | 2016/2/25    |
| 11 | Shohei Minami  |     | A preliminary study of computational fluid dynamics simulation for an iced wing                          | Next Generation Transport Aircraft Workshop 2016, Honolulu  | 2016/2/22-25 |
| 12 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫  | 上智大 | CFRP 積層板の損傷進展解析における計算条件に関する検討  | 第 21 回計算工学講演会   | 2016/5/31    |
| 13 | 島崎紗緒里,<br>長嶋利夫   | 上智大 | 準三次元 XFEM を用いた動的陽解法による CFRP 積層板の損傷進展解析   | 第 21 回計算工学講演会   | 2016/5/31    |

|    |   |                     |   |   |           |
|----|---|---------------------|---|---|-----------|
| 14 | 樋口諒,<br>岡部朋永,<br>長嶋利夫                                       | 東北大<br>上智大          | X-FEMを用いた複合材料積層板の損傷進展および破壊に関する数値シミュレーション  | 第21回計算工学講演会                                     | 2016/5/31 |
| 15 | Suemasu, H.   | 上智大                 | Evaluation of Impact Damage in Circular Laminates Subjected to a Transverse Load              | 17th European Conference on Composite Materials | 2016/6/27 |
| 16 | Higuchi, R.,<br>Okabe, T.,<br>Yoshioka, K,<br>Nagashima, T. | 東北大<br>東レ(株)<br>上智大 | Mesh-independent Modelling of Progressive Damage and Failure in Laminated Composite Materials | WCCM XII & APCOM VI                             | 2016/7/27 |
| 17 | Shimazaki, S.,<br>Nagashima, T.                             | 上智大                 | Damage propagation analysis of CFRP laminate using quasi-3D explicit XFEM                     | WCCM XII & APCOM VI                             | 2016/7/27 |
| 18 | Suemasu, H.,<br>Ienaga, S.,<br>Joho Y.                      | 上智大                 | Effects of Stress Concentration on Compressive Strength of CFRP Laminates                     | 17th US-Japan Conference on Composite Materials | 2016/8/1  |
| 19 | Higuchi, R.,<br>Okabe, T.,<br>Yoshioka, K,<br>Nagashima, T. | 東北大<br>東レ(株)<br>上智大 | XFEM/CZM Analysis for Progressive Damage and Failure in Fiber Reinforced Composite Laminates  | 17th US-Japan Conference on Composite Materials | 2016/8/2  |
| 20 | 長嶋利夫  | 上智大                 | XFEMによるシェル構造解析手法の開発(第1部解析手法)  | 第58回構造強度に関する講演会                                 | 2016/8/4  |
| 21 | 金内優介,<br>長嶋利夫   | 上智大                 | XFEMによるシェル構造解析手法の開発(第2部解析結果の評価)   | 第58回構造強度に関する講演会                                 | 2016/8/4  |
| 22 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫   | 上智大                 | 結合力モデルを用いたCFRP積層板の動的陽解法による損傷進展解析,   | 第58回構造強度に関する講演会                                 | 2016/8/4  |

|    |  |                      |  |  |               |
|----|--|----------------------|--|--|---------------|
| 23 | 高井千瑛, 末益博志, 市来誠  | 上智大                  | CFRP 積層板の衝撃損傷発生・進展に関する基礎研究   | 第 58 回構造強度に関する講演会  | 2016/8/4      |
| 24 | 平野義鎮, Frank Van der Klift, 古閑洋一郎, 轟章, 上田政人, 松崎亮介           | JAXA<br>東工大<br>東京理科大 | 連続炭素繊維強化 3D プリンティング複合材の強度評価  | 第 58 回 構造強度に関する講演会   | 2016/8/3-5    |
| 25 | Suemasu, H.  | 上智大                  | Analytical estimation of impact damage and CAI strength  | 11th Canada, Japan, Vietnam workshop on Composites                                       | 2016/8/11     |
| 26 | Y. Yamanaka, A. Todoroki, M. Ueda, Y. Hirano, R. Matsuzaki | 東工大<br>JAXA<br>東京理科大 | Strength improvement of open hole CFRP ply with curvilinear fiber bundle placement             | 第 12 回日中複合材料交流会  | 2016/9/15-16  |
| 27 | Higuchi, R., Okabe, T., Yoshioka, K, Nagashima, T.         | 東北大<br>東レ(株)<br>上智大  | Progressive Damage and Failure Analysis of Composite Laminates using XFEM/CZM Coupled Approach | American Society for Composites 31th Technical Conference and ASTM Committee D30 Meeting | 2016/9/20     |
| 28 | 島崎紗緒里, 長嶋利夫  | 上智大                  | 結合力モデルを用いた準三次元 XFEM による CFRP 積層板の損傷進展解析  | 第 29 回計算力学講演会  | 2016/9/22     |
| 29 | 宮脇雄大, 長嶋利夫   | 上智大                  | 横荷重を受ける CFRP 積層板の損傷進展解析手法に関する検討  | 第 29 回計算力学講演会  | 2016/9/22     |
| 30 | 末益博志, 長嶋利夫   | 上智大                  | 複合材料積層板の衝撃損傷に関する解析的研究  | 第 54 回飛行機シンポジウム  | 2016/10/24    |
| 31 | 篠田淳, 松崎亮介, 太田正浩  | 東京理科大                | 繊維曲線配向を可能にする Towed composites 成形   | 第 54 回飛行機シンポジウム  | 2016/10/24-26 |

|    |  |                      |   |   |            |
|----|--|----------------------|---|---|------------|
| 32 | 南将平,<br>下山幸治,<br>大林茂   | 東北大                  | 着氷が発生した翼の数値流体計算   | 第 54 回飛行機シンポジウム   | 2016/10/25 |
| 33 | Ryosuke Matsuzaki, Atsushi Shinoda, Akira Todoroki, Yoshiyasu Hirano | 東京理科大<br>東工大<br>JAXA | Experimental testing and optimization of tow-steered composites                           | Memorial Workshop on Next Generation Transport Aircraft                 | 2017/4/12  |
| 34 | Atsushi Shinoda, Ryosuke Matsuzaki                                   | 東京理科大                | Curved fiber laminating device for processing of tow-steered composites                   | Memorial Workshop on Next Generation Transport Aircraft                 | 2017/4/12  |
| 35 | 島崎紗緒里,<br>長嶋利夫   | 上智大                  | 準三次元 XFEM による CFRP 擬似等方性積層板 OHT 試験片の損傷進展解析  | 第 22 回計算工学講演会   | 2017/6/1   |
| 36 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫  | 上智大                  | 面外荷重を受ける CFRP 積層板の損傷進展解析手法に関する検討  | 第 22 回計算工学講演会   | 2017/6/1   |
| 37 | 樋口諒,<br>岡部朋永,<br>長嶋利夫  | 東北大<br>上智大           | 準三次元 XFEM による複合材料積層板の面内・面外負荷下での損傷進展解析   | 第 22 回計算工学講演会   | 2017/6/1   |
| 38 | Atsushi Shinoda, Ryosuke Matsuzaki, Yoshiyasu Hirano, Akira Todoroki | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | Automated curved fiber laminating for processing tow-steered composites                   | 3rd Joint Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials (TJW3) | 2017/7/7   |
| 39 | Nagashima, T.  | 上智大                  | Development of Analysis System based on XFEM to Evaluate Strength of Composite Structures | 2nd SEAJCCM   | 2017/8/7   |
| 40 | 篠田淳, 松崎亮介, 平野義鎮, 轟章  | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | 曲線積層を用いた Tow-steered Composites 成形における欠陥評価  | 日本複合材料学会第 42 回 複合材料シンポジウム   | 2017/9/14  |
| 41 | 石井康貴, 轟章, 水谷 義弘, 鈴木良郎, 松崎 亮介   | 東工大<br>東京理科大         | 3D プリントされた湾曲 CFRP 束の曲げ破壊メカニズムの解明  | 日本複合材料学会第 42 回 複合材料シンポジウム   | 2017/9/14  |

|    |                                    |            |  |   |            |
|----|------------------------------------|------------|--|---|------------|
| 42 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫                      | 上智大        | 結合力モデルを用いた面外負荷下における CFRP 積層板の損傷進展解析  | 第 30 回計算力学講演会                                     | 2017/9/18  |
| 43 | 樋口諒,<br>岡部朋永,<br>吉村彰記,<br>長嶋利夫     | 東北大<br>上智大 | 複合材性航空機構造の計算機援用仮想試験へ向けた準三次元 XFEM 解析ツール開発   | 第 30 回計算力学講演会                                     | 2017/9/18  |
| 44 | 長嶋利夫,<br>金内優介                      | 上智大        | XFEM による自由表面を有する薄肉構造物の幾何学的非線形解析  | 第 30 回計算力学講演会                                     | 2017/9/18  |
| 45 | Nagashima, T.                      | 上智大        | Development of stress analysis system using XFEM and its application to composite laminate | COMPSAFE 2017                                     | 2017/10/18 |
| 46 | Atsushi Shinoda, Ryosuke Matsuzaki | 東京理科大      | Tow-steered composites by curved laminating using AFP technology                           | UW-TU: AOS Workshop AOS-Fall 2017                 | 2017/11/16 |
| 47 | 鈴木良郎,<br>菱谷悠介,<br>轟章, 水谷義弘         | 東工大        | CFRP フィラメントの配置最適化  | 航空機フォーラム in 京都                                    | 2018/1/20  |
| 48 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫                      | 上智大        | 面内および面外負荷下における CFRP 積層板の損傷進展解析手法に関する検討   | 第 9 回日本複合材料会議                                     | 2018/3/1   |
| 49 | 長嶋利夫                               | 上智大        | 複合材料構造の強度評価のための XFEM に基づく解析システムの開発   | 第 9 回日本複合材料会議                                     | 2018/3/2   |
| 50 | 金内優介,<br>長嶋利夫                      | 上智大        | 孔を有する複合材料構造を対象とした XFEM によるシェル構造解析手法の検証   | 第 9 回日本複合材料会議                                     | 2018/3/2   |
| 51 | 三ツ井研太,<br>松崎亮介                     | 東京理科大      | 円孔周りの曲線繊維方向最適化と AFP 曲線賦形   | 日本複合材料会議  | 2018/3/2   |
| 52 | 南雲佳子,<br>石浦誠昌,<br>早出将司,<br>岡部朋永    | 東北大        | 破壊則に基づく CFRP 製航空機主翼の多目的最適設計  | 日本航空宇宙学会北部支部<br>2018/講演会ならびに第 17 回再使用型宇宙推進系シンポジウム | 2018/3/5   |

|    |  |                      |  |   |               |
|----|--|----------------------|--|---|---------------|
| 53 | 伊達 周吾,<br>早出 将司,<br>石浦 誠昌,<br>南雲 佳子,<br>岡部 朋永  | 東北大                  | 航空機設計における機体規模の<br>変化に<br>伴う CFRP の適用優 位性の評価  | 日本航空宇宙学会北<br>部支部<br>2018/講演会ならび<br>に第 17 回再使用型<br>宇宙推進系シンポジ<br>ウム   | 2018/3/5      |
| 54 | 宮脇雄大,<br>長嶋利夫  | 上智大                  | 結合モデルを用いた面内お<br>よび面外負荷を受ける CFRP<br>積層板の損傷進展解析  | 第 23 回計算工学講<br>演会   | 2018/6/6      |
| 55 | 角矢騎和,<br>長嶋利夫  | 上智大                  | XFEM による混合モード下にお<br>ける CFRP 積層試験片のき裂進<br>展解析   | 第 23 回計算工学講<br>演会   | 2018/6/6      |
| 56 | Y. Kuya and<br>S. Kawai  | 東北大                  | Physically-consistent formula<br>tions for kinetic energy con<br>servation by split convective<br>derivatives      | 7th European Confe<br>rence of Computati<br>onal Fluid Dynamic<br>s | 2018/6/11-15  |
| 57 | Nagashima, T.  | 上智大                  | Development of stress anal<br>ysis system using XFEM to<br>evaluate strength of compo<br>site structures (Keynote) | WCCM 2018   | 2018/7/26     |
| 58 | Nagashima, T.  | 上智大                  | Application of XFEM to str<br>uctural analyses of compos<br>ites   | ICCM 2018   | 2018/8/8      |
| 59 | Yakeno, A. and<br>Hirota, M.   | 東北大                  | Three-Dimensional Global Stab<br>ility on Stuart Vortex of Fr<br>ee Shear Layer                                    | iTi Conference on<br>Turbulence                                     | 2018/9/5      |
| 60 | Kenta Mitsui,<br>Ryosuke Matsuz<br>aki, Yoshiyasu<br>Hirano,<br>Akira Todorok<br>i, Yoshiro Suz<br>uki | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | Optimization of fiber arrange<br>ment around circular hole for<br>automated fiber placement                        | 18th US-Japan Conf<br>erence on Composi<br>te Materials             | 2018/9/24-26  |
| 61 | 三ツ井研太,<br>松崎亮介,<br>平野義鎮, 轟<br>章,<br>鈴木良郎   | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | AFP による曲線賦形を考慮した円<br>孔周りの複合材料繊維方向最適<br>化   | 強化プラスチック協<br>会 63rd<br>FRP CON-EX                                   | 2018/10/25-26 |



|    |  |                      |  |   |               |
|----|--|----------------------|--|---|---------------|
| 62 | 坂本航輝,<br>松崎亮介,<br>平野義鎮,<br>轟章, 鈴木良郎          | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | 座屈に対するスキン/スティフナ<br>構造の曲線形状最適設計   | 日本機械学会第26回<br>機械材料・材料加工<br>技術講演会<br>(M&P2018)         | 2018/11/3-4   |
| 63 | 篠田淳,<br>松崎亮介,<br>津田皓正                        | 東京理科大<br>東レ(株)       | AFPによる繊維曲線配置の賦形可<br>能条件マッピング   | 日本機械学会第26回<br>機械材料・材料加工<br>技術講演会<br>(M&P2018)         | 2018/11/3-4   |
| 64 | Hirota, M.,<br>Hattori, Y.                   | 東北大                  | Suppression Mechanism of Cros<br>sflow Vortices in a Three-di<br>mensional Boundary Layer by<br>Triggering Less Unstable Mode<br>s | 15th International<br>Conference on Flo<br>w Dynamics | 2018/11/7-9   |
| 65 | Hayashida, T.,<br>Hirota, M.,<br>Hattori, Y. | 東北大                  | Suppression of Instability in<br>Boundary Layer on Swept Win<br>g by DRE   | 15th International<br>Conference on Flo<br>w Dynamics | 2018/11/7-9   |
| 66 | 三ツ井研太,<br>松崎亮介                               | 東京理科大                | AFPおよび3Dプリンタによる曲<br>線賦形を考慮した円孔周りの複<br>合材料繊維方向最適化   | 日本航空宇宙学会第<br>56回<br>飛行機シンポジウム                         | 2018/11/14-16 |
| 67 | 菱谷悠介,<br>鈴木良郎,<br>轟章, 松崎亮介                   | 東工大<br>東京理科大         | 曲線状に繊維配置された複合材<br>における繊維配置の深層学習を<br>用いた最適化   | 日本航空宇宙学会<br>第56回<br>飛行機シンポジウム                         | 2018/11/14-16 |
| 68 | 廣田真, 井手優<br>紀, 林田貴寿,<br>服部裕司                 | 東北大                  | 後退翼周り境界層の遷移予測と<br>制御に向けた直接数値解析と非<br>線形安定性解析  | 第56回飛行機シンポ<br>ジウム                                     | 2018/11/15    |
| 69 | 久谷雄一,<br>戸谷晃輔,<br>福島裕馬,<br>玉置義治,<br>河合宗司     | 東北大                  | 非構造直交格子法に対する安<br>定・非散逸な計算法の構築:運動<br>エネルギー・エントロピー保存ス<br>キーム   | 第56回飛行機シン<br>ポジウム                                     | 2018/11/15    |
| 70 | 安田英将,<br>越智章生                                | 川崎重工業<br>(株)         | 航空機CFDの巡航・非巡航条件に<br>おける現状とこれからの期待  | 第56回飛行機シン<br>ポジウム                                     | 2018/11/15    |
| 71 | 上川弘樹,<br>長嶋利夫                                | 上智大                  | 結合力モデルを用いた面外負<br>荷を受けるCFRP積層板の損<br>傷進展解析   | 第31回計算力学講<br>演会                                       | 2018/11/23    |
| 72 | 角矢騎和,<br>長嶋利夫                                | 上智大                  | XFEMによるCFRP積層板の損傷<br>進展解析条件についての検討   | 第31回計算力学講<br>演会                                       | 2018/11/23    |

|    |  |                      |  |   |               |
|----|--|----------------------|--|---|---------------|
| 73 | 武田慎太郎,<br>久谷雄一,<br>有木 健人,<br>澤田恵介  | 東北大                  | 微分型境界層方程式を用いた三次元翼周り遷音速流れ場の粘性-非粘性干渉計算                             | 第 32 回数値流体力学シンポジウム  | 2018/12/11    |
| 74 | 廣田真,<br>井手優紀,<br>林田貴寿,<br>服部裕司   | 東北大<br>JAXA          | 孤立粗度による横流れ不安定性抑制効果の数値的検証   | 第 32 回数値流体力学シンポジウム  | 2018/12/11-13 |
| 75 | 久谷雄一,<br>玉置義治,<br>福島裕馬,<br>河合宗司  | 東北大                  | 階層型直交格子法における運動エネルギー・エントロピー保存 (KEEP) スキームの構築                      | 第 32 回数値流体力学シンポジウム  | 2018/12/11-13 |
| 76 | 安田英将,<br>越智章生,<br>河合宗司   | 東北大                  | Cflow による高レイノルズ数平板乱流境界層の壁面モデル LES                                | 第 32 回数値流体力学シンポジウム  | 2018/12/11-13 |
| 77 | 坂本航輝,<br>松崎亮介,<br>三ツ井研太, 平野義鎮, 轟章,<br>鈴木良郎   | 東京理科大<br>JAXA<br>東工大 | 3D プリンタを活用した曲線ステイナ形状の最適化と試作評価                                    | 日本機械学会関東支部第 25 期総会  | 2019/3/18-19  |
| 78 | 久谷雄一,<br>玉置義治,<br>福島裕馬,<br>河合宗司  | 東北大                  | 運動エネルギー・エントロピー保存 (KEEP) スキームの階層型直交格子法への展開                        | 第 2 回航空機空力研究ワークショップ   | 2019/3/14-15  |
| 79 | Ryosuke Matsuzaki, Taishi Nakamura, Yusuke Yamagata, Akira Todoroki, Masahito Ueda, Yoshiyasu Hirano | 東工大<br>東京理科大         | Design and manufacturing of composite materials using 3D printer | The International Conference on Computational & Experimental Engineering and Sciences | 2019/3/24-28  |
| 80 | 長嶋利夫,<br>上川弘樹,<br>角矢騎和   | 上智大                  | FEM および XFEM による CFRP 積層板の QSI 試験解析                              | 第 24 回計算工学講演会   | 2019/5/29     |

|    |   |              |   |  |              |
|----|---|--------------|---|--|--------------|
| 81 | 鈴木良郎, 轟章,<br>松崎亮介   | 東工大<br>東京理科大 | ディープラーニングの機械工学<br>分野への適用  | 第3回設計情報駆動<br>研究会   | 2019/6/7     |
| 82 | Hirota, M.,<br>Ide, Y., and<br>Hattori, Y.                              | 東北大<br>JAXA  | Prediction and control of bou<br>ndary-layer transition induce<br>d by steady crossflow vortice<br>s          | Vortex dynamics in<br>science, nature a<br>nd technology IUTA<br>M | 2019/6/24-28 |
| 83 | 星 律哉,<br>久谷 雄一,<br>澤田 恵介  | 東北大          | 三次元翼遷音速フラッタの数値<br>解析  | 第51回流体力学講<br>演会/第37回航空宇<br>宙数値シミュレーシ<br>ョン技術シンポジウ<br>ム             | 2019/7/1     |
| 84 | 溜池啓輝,<br>焼野藍子,<br>大林茂   | 東北大          | 平板上の異なる波長を有する微<br>小波状粗さの境界層遷移への影<br>響   | 第51回流体力学講<br>演会/第37回航空宇<br>宙数値シミュレーシ<br>ョン技術シンポジウ<br>ム             | 2019/7/1-3   |
| 85 | 久谷雄一,<br>河合宗司   | 東北大          | ハンギングノード含む階層型直<br>交格子法における運動エネルギー・<br>エントロピー保存(KEEP)スキーム<br>(航空宇宙数値シミュレーショ<br>ン技術部門最優秀賞)                      | 第51回流体力学講<br>演会/第37回航空宇<br>宙数値シミュレーシ<br>ョン技術シンポジウ<br>ム             | 2019/7/2-3   |
| 86 | Nagashima, T.   | 上智大          | Damage propagation analyse<br>s of CFRP laminate subject<br>ed to static out-of-plane<br>load by FEM and XFEM | SEAJCCM 2019   | 2019/8/5     |
| 87 | Shugo Date,<br>Yoshiaki Abe,<br>Takeki Yamamot<br>o, Tomonaga Ok<br>abe | 東北大          | Effects of Fiber Property on<br>Composite Wing Design<br>Evaluated by Multiscale<br>Analysis                  | 16th Japan Interna<br>tional SAMPE Sympo<br>sium & Exhibition      | 2019/9/3     |
| 88 | 高橋佑亮,<br>鈴木良郎, 轟章,<br>水谷義弘,<br>松崎亮介                                     | 東工大<br>東京理科大 | 3DプリントCFRPに適用可能なト<br>ポロジー最適化手法<br>(学生優秀発表賞)   | 日本設計工学会 秋<br>季大会研究発表講演<br>会  | 2019/9/13-14 |
| 89 | 王晨宇,<br>長嶋利夫  | 上智大          | CFRP積層板のQSI試験解析に<br>おけるマトリクス割れのモデ<br>ル化の影響  | 第32回計算力学講<br>演会  | 2019/9/17    |

|    |   |                |   |  |             |
|----|---|----------------|---|--|-------------|
| 90 | 和久井一穂,<br>長嶋利夫  | 上智大            | 連続体損傷モデルを用いた CFRP 積層板の OHT 試験解析   | 第 32 回計算力学講演会  | 2019/9/17   |
| 91 | 鈴木良郎  | 東工大            | 機械工学の諸問題へのディープラーニングの適用  | 第 35 回関東 CAE 懇話会   | 2019/10/4   |
| 92 | Hirota, M.,<br>Ide, Y.,<br>Hayashida, T.,<br>Hattori, Y.            | 東北大            | Scale Analysis for Primary and Secondary Instabilities of Three-dimensional Boundary Layer            | 16th International Conference on Flow Dynamics             | 2019/11/6-8 |
| 93 | Yakeno, A. and<br>Obayashi, S.                                      | 東北大            | Attachment-line receptivity around a swept wing by direct numerical simulation                        | 16th International Conference on Flow Dynamics             | 2019/11/6-8 |
| 94 | Tameike, H.,<br>Yakeno, A. and<br>Obayashi S.                       | 東北大            | Influence of small wavy roughness on a flat plate boundary layer transition (Best Presentation Award) | 16th International Conference on Flow Dynamics             | 2019/11/6-8 |
| 95 | Shugo Date,<br>Yoshiaki Abe,<br>Takeki Yamamoto,<br>Tomonaga Okabe  | 東北大            | Aerostructural Analysis for Composite Aircraft Wings with Various Fiber Properties                    | Sixteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD) | 2019/11/7   |
| 96 | Yoshiaki Abe,<br>Tomonaga Okabe                                     | 東北大            | Multiscale Design for Composite Aircraft Wings  | Sixteenth International Conference on Flow Dynamics (ICFD) | 2019/11/7   |
| 97 | Hirota, M., Ide,<br>e, Y., Hayashida,<br>da, T., and Hattori,<br>Y. | 東北大            | Development for a Theoretical Model of Crossflow-induced Boundary-layer Transition                    | APS/DFD 2019   | 2019/11/25  |
| 98 | Yakeno, A.,<br>Tameike, H.<br>and Obayashi,<br>S.                   | 東北大            | Ultra-fine roughness effect on a flat plate boundary layer transition                                 | APS/DFD 2019   | 2019/11/25  |
| 99 | 石川晴基,<br>千葉一永,<br>大庭芳則  | 電通大<br>(株) IHI | NASA Roto 67 回転駆動時のナセル内部流の非構造格子 CFD 解析  | 第 33 回数値流体力学シンポジウム   | 2019/11/27  |

|     |   |                |   |   |              |
|-----|---|----------------|---|---|--------------|
| 100 | Wang, S,<br>Nagashima, T.                   | 上智大            | Quasi-static indentation test analyses of CFRP laminate by FEM using damage models          | APCOM 2019  | 2019/12/18   |
| 101 | Ishikawa, H.,<br>Chiba, K., and<br>Ooba, Y. | 電通大<br>(株) IHI | Numerical Study of NASA Rotor 67 under running conditions on an Unstructured Hybrid Mesh    | Aerospace Europe Conference 2020                          | 2020/2/25    |
| 102 | Ide, Y., Hirota, M. and Tokugawa, N.        | 東北大            | Stability assessment of sinusoidal roughness-induced flows for crossflow transition control | 55th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics | 2020/3/23-25 |

(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  | 国立大学法人<br>東北大学 | 「解剖 先端拠点」<br>東北大航空機計算科学センター<br>設置・研究の紹介                        | 日経産業新聞   | 2017/7/25 |
| 2  | 国立大学法人<br>東北大学 | 「BtoUtoB を目指す」、東北大が<br>マルチマテリアルで産学連携を<br>強化<br>マルチマテリアル研究拠点の紹介 | 日経 XTECH | 2019/1/29 |

(c)展示会への出展

| 番号 | 出展   | 会場                | 年月     |
|----|--|-------------------|--------|
| 1  | パリ・エアショー(The 53th Paris Air Show )<br>にて本プロジェクトの研究紹介を行った | フランス・ル・ブルジェ<br>空港 | 2019/6 |

(d)受賞

| 番号 | 氏名(所属)                     | 受賞             | タイトル   | 年月      |
|----|----------------------------|----------------|--|---------|
| 1  | 島崎 紗緒里、<br>長嶋 利夫<br>(上智大学) | 日本計算工学会<br>論文賞 | 「結合力モデルを用いた準三次元 XFEM による CFRP 積層板の損傷進展解析」 Paper No. 20170008 | 2017 年度 |

|   |                         |  |  |        |
|---|-------------------------|--|--|--------|
| 2 | 末益 博志<br>(上智大学)         | 日本複合材料学会<br>論文賞  | 横荷重を受ける多重層間剥離を有する軸対称積層板の層間剥離進展に関する解析的研究<br>日本複合材料学会誌<br>43 巻 2 号 pp. 58-64 | 2018/6 |
| 3 | 久谷雄一,<br>河合宗司<br>(東北大学) | 第 51 回流体力学講演会/第 37 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム<br>航空宇宙数値シミュレーション技術部門最優秀賞 | ハンギングノード含む階層型直交格子法における運動エネルギー・エントロピー保存(KEEP)スキーム                           | 2019/7 |

(e) フォーラム・シンポジウム

| 番号 | 名称                      | 会場                  | 年月     |
|----|-------------------------|---------------------|--------|
| 1  | 航空機フォーラム in 京都          | キャンパスプラザ京都          | 2018/1 |
| 2  | 航空機フォーラム in 大阪          | ナレッジキャピタル           | 2019/1 |
| 3  | マルチマテリアル研究拠点キックオフシンポジウム | ステーションカンファレンス<br>東京 | 2019/1 |
| 4  | マルチマテリアル研究拠点第 2 回シンポジウム | 東北大学東京分室            | 2020/1 |