

「次世代構造部材創製・加工技術開発」

④-2 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

⑤航空機用構造設計シミュレーション技術開発

事業原簿【公開】

担当部	国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 材料・ナノテクノロジー部
-----	---

—目次—

概 要

プロジェクト用語集

1. 事業の位置付け・必要性について	I - 1
1. 事業の背景・目的・位置付け	I - 1
1.1 事業の背景	I - 1
1.2 事業の目的	I - 6
1.3 事業の位置付け	I - 7
2. NEDO の関与の必要性・制度への適合性	I - 11
2.1 NEDO が関与することの意義	I - 11
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 - 4
2.3 研究開発の運営管理	II - 5
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 - 6
3. 情勢変化への対応	II - 6
4. 評価に関する事項	II - 7
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 - 6
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. 成果の実用化に向けた戦略	IV - 1
2. 成果の実用化に向けた具体的取組	IV - 1
3. 成果の実用化の見通し	IV - 2
4. 波及効果について	IV - 4

- 別添 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
- 別添 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
- 別添 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
- 別添 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
- 別添 5 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	平成 29 年 9 月 4 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/ PM、担当者	材料・ナノテクノロジー部 PM 氏名 伊藤浩久（平成 27 年 4 月～平成 29 年 9 月現在） 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 橘 徹（平成 27 年 4 月～平成 29 年 8 月） 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 片山 隆（平成 29 年 7 月～平成 29 年 9 月現在） 材料・ナノテクノロジー部 担当者氏名 加茂 哲郎（平成 29 年 9 月～平成 29 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 ₂ 排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。産学官の密接な連携の下での我が国基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。		
1. 事業の位置付け・必要性について	<p>【事業の必要性】</p> <p>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。</p> <p>燃費改善、環境適合性等の市場のニーズに応えるため、近年の航空機（機体・エンジン・装備品）では、軽量化のために構造部材として複合材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>【政策的位置づけ】</p> <p>本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって輸送機器のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。</p> <p>【NEDOが関与する意義】</p> <p>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。</p> <p>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							
事業の目標	<p>海外主要 OEM の次期量産機の開発計画にリンクさせて、技術開発を推進している。次期量産機の EIS(Entry into Service 運航開始)は、早ければ 2025 年頃と予想されている。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。</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な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>						
事業の計画内容	実施事項	H27fy	H28fy	H29fy	H30fy	H31fy	
	研究開発項目④-2	—————▶					
	研究開発項目⑤	—————▶					
開発予算 (会計・勘定別に事業費の実績額を記載) (単位：百万円)	会計・勘定	H27fy	H28fy	H29fy	H30fy	H31fy	総額
	一般会計	—	—	—	—	—	—
	特別会計 (電源・需給の別)	679	923	2,027	2,019	1,382	7,030
	開発成果促進財源	—	—	—	—	—	—
	総予算額	679	923	2,027	2,019	1,382	7,030
	(委託)	679	923	2,027	2,019	1,382	7,030
	(助成) : 助成率△/□ (共同研究) : 負担率△/□						
開発体制	経産省担当原課	製造産業局 航空機武器宇宙産業課					
	プロジェクトリーダー	国立大学法人東京大学 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>開発項目④-2 (27-29fy) 委託先：宇部興産—再委託 IHI (27fy)、川崎重工業(27fy)、シキボウ(27fy)、群馬大学、山口東京理科大学、特殊無機材料研究所、龍谷大学(29fy) 委託先：IHI—再委託 東京大学、東北大学、—共同実施 JAXA、東京理科大学(28,29fy)、 委託先：川崎重工業—豊田自動織機、イビデン、東京大学(27,28fy)、JAXA(28,29fy)、東京工科大学(29fy) 委託先：シキボウ</p> <p>研究開発項目⑤ (27-29fy) 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 —共同実施 三菱航空機、JAXA</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、27fy 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。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。</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	—	
評価に関する事項	事前評価	平成 27 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	平成 29 年 9 月実施予定 担当部 材料・ナノテクノロジー部
	事後評価	—
3. 研究開発成果について	<p>1. 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）」</p> <p>(1) CMC 材料の開発</p> <p>【中間目標（平成 29 年度）】</p> <ul style="list-style-type: none"> 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℃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。 <p>【研究開発成果の概要】</p> <ul style="list-style-type: none"> 試作した SiC 繊維の強度は、全長にわたって 2GPa 以上であること、本試作設備の試作能力は 200kg/年以上であることを確認し、一定量の SiC 繊維を CMC 部材開発向けに供給することが可能となった。 従来技術ではできなかった繊維体積割合 30% 以上のプリフォームを作製することが可能となった。 1400℃水蒸気雰囲気でも重量変化が少なく、基板との反応性の小さい安定なマトリクスを選定した。マトリクスの形成プロセスも開発し、含浸性が良好であることを確認した。これらにより、マトリクスの形成方法を設定した。 <p>(2) 高性能 SiC 繊維の開発</p> <p>【中間目標（平成 29 年度）】</p> <ul style="list-style-type: none"> 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。 <p>【研究開発成果の概要】</p> <ul style="list-style-type: none"> SiC 繊維前駆体ポリマー中の焼結助剤成分量と SiC 繊維の特性との相関性を調査し、高強度・高クリープ特性を両立する高性能 SiC 繊維用ポリマーについて知見を得た。組成を最適化することにより、繊維構造が均一化され、強度及び耐クリープ特性が改善した。少量スケールでは高強度・高クリープ特性を両立する SiC 繊維が得られた。 高温クリープ特性評価は、BSR 法により再現性良く測定可能であることが分かった。 材料のマイクロ組織を模擬した損傷解析手法を設定し、異なる方向における応力歪み線の予測を行った。 第3世代 SiC 繊維を用いて、高性能 SiC 繊維によるプリフォーム製造方法を開発中。 第3世代 SiC 繊維を用いて、高性能 SiC 繊維に適合した CMC 部材の製造プロセス方案をするにあたり、繊維の特性把握を実施中。 <p>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」</p> <p>【中間目標（平成 29 年度）】</p> <ul style="list-style-type: none"> 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。 <p>【研究開発成果の概要】</p>	

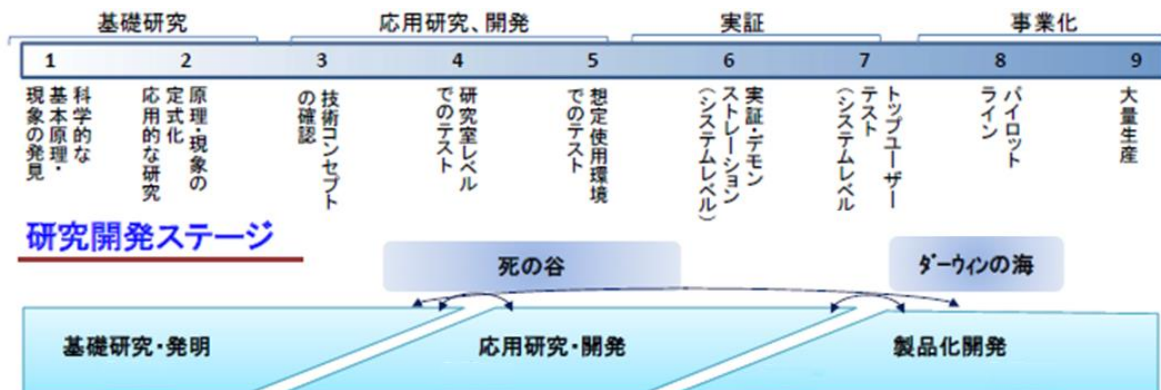
	<p>(1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発</p> <ul style="list-style-type: none"> 概念設計、空力解析、簡易構造解析、詳細構造解析までを考慮に入れた最適設計ツールを完成させた。 構造要素（シェル要素・はり要素）を用いたFEMコード(NLFEASTR)及びXFEMコード(NLXS3)を開発し、線形弾性解析機能、幾何学的非線形解析機能について妥当性の確認を実施した。 <p>(2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化</p> <ul style="list-style-type: none"> 連続体要素を用いた拡張有限要素法（XFEM）に基づく損傷進展解析コード（NLXT2D、NLXP3）を開発し、その検証と妥当性の確認を実施した。 CFRP積層板の低速横衝撃荷重に対する衝撃損傷の大きさを推定する解析的評価式を導出した。 CFRP製のC型構造要素試験片を製作し、衝撃損傷付与後、損傷形態の観察を実施した。さらに圧縮荷重試験を実施し、強度試験データを整理した。 衝撃損傷を有するCFRP製のC型構造要素試験片の圧縮試験解析を実施した。 <p>(3) 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"> 空力解析の実施に必要な情報を取得した。文献では不明な情報（胴体形状、翼ねじり角分布）については、空力解析結果が文献値と対応するように同定した。 クリーン翼については定量的な一致、着氷翼（1形態のみ）については定性的な一致が見られた。 <p>(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</p> <ul style="list-style-type: none"> Tsai-Wu値で10%改善した成形可能なCFRP最適化を実施した。 曲線配向積層が可能なプロトタイプ装置を開発し、曲線配向積層を実施した。 自動成形品の品質及び繊維切断部の影響を評価した。 材料提供を行い、装置設計案から、装置及び材料の課題を抽出した。 						
	<table border="1"> <tr> <td data-bbox="389 1061 624 1106">投稿論文</td> <td data-bbox="624 1061 1442 1106">7件</td> </tr> <tr> <td data-bbox="389 1106 624 1151">特許</td> <td data-bbox="624 1106 1442 1151">2件</td> </tr> <tr> <td data-bbox="389 1151 624 1216">その他の外部発表 (プレス発表等)</td> <td data-bbox="624 1151 1442 1216">52件</td> </tr> </table>	投稿論文	7件	特許	2件	その他の外部発表 (プレス発表等)	52件
投稿論文	7件						
特許	2件						
その他の外部発表 (プレス発表等)	52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④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」</p> <p>エアラインからの燃費削減圧力は増している。耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量な部材の実用化は非常に重要である。本プロジェクトでは、競合をしのぐ低コストの第3世代繊維が開発され、高圧タービン部品及び焼器ライナの部材としての評価も進んでいる。先行する一社とも伍している状況であり、他エンジンメーカーでの部材採用に大いに期待できる場所である。</p> <p>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」</p> <p>H28年までに得られた成果が、MRJ 模擬着氷飛行試験の安全性検討に利用されている。航空機メーカーが航空機開発時の概念設計などに使用し、主要設計パラメーターの効率的な特定を支援するツールとして大いに期待できる。</p> <p>材料メーカーや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等で使用し、認証に必要な材料・構造試験の低コスト化を支援するツールとして大いに期待できる。</p> <p>空力/防氷システム統合設計ツールを汎用化し、次世代の国産航空機的设计・開発に活用可能である。</p> <p>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ことが期待できる。</p>						
5. 基本計画に関する事項	<table border="1"> <tr> <td data-bbox="389 1778 533 1861">作成時期</td> <td data-bbox="533 1778 1442 1861">平成 27 年 2 月 作成</td> </tr> <tr> <td data-bbox="389 1861 533 1986">変更履歴</td> <td data-bbox="533 1861 1442 1986">平成 28 年 2 月 改訂 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。</td> </tr> </table>	作成時期	平成 27 年 2 月 作成	変更履歴	平成 28 年 2 月 改訂 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。		
作成時期	平成 27 年 2 月 作成						
変更履歴	平成 28 年 2 月 改訂 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。						

【プロジェクト用語集】

	用語（日本語）・略号	用語・略号の説明
B	BN コーティング (BN:Boron Nitride)	窒化ホウ素を材料にした界面コーティング。CMCを構成する繊維とマトリクスの界面にコーティングを施し、繊維とマトリクスの固着を防ぐとともに、き裂の偏向を誘発するためのもの。
C	CMC (Ceramic Matrix Composites : セラミックス基複合材料)	セラミック繊維で強靱化するセラミック基複合材料。強化される側の部材を母材（マトリクス）と呼び、強度を向上させることを目的に組み合わせる部材を強化材と呼ぶ。本プロジェクトのCMCは、繊維にSiC、マトリクスにSiCを用いている。
	CVI (Chemical Vapor Infiltration、気相含浸)	CMC マトリクスの製造方法の一つ。原料ガスの熱分解反応等によって、SiC マトリクスを形成する。その他の製造法には、SPI (Solid Phase Infiltration : 固相含浸)、PIP (Polymer Impregnation and Pyrolysis : 液相含浸)、MI (Melt Infiltration : 熔融含浸) がある。SPI は、Si と C の混合粉末の沈殿中に繊維織物を沈め、振動を加えることで粉末を織物中に含浸させマトリクスを形成する。PIP は、ポリマーの原料を織物繊維に含浸し、焼成してセラミックス化することでマトリクスを形成する。MI は、SiC 粉末と C 粉末を混合したものを繊維織物にスラリー法で含浸させ、その後熔融した Si を注入することで Si と C を反応させマトリクスを形成する。
D	DSC 法 (Differential Scanning Calorimetry、示差走査熱量測定)	一定の熱を与えながら基準物質と試料の温度を測定して試料の熱物性を温度差として捉え、試料の状態変化による吸熱反応や発熱反応を測定する手法。
E	EBC (Environmental Barrier Coating : 耐環境性コーティング)	高温の酸素・水蒸気を含む環境下において、部材の表面を守り、長期使用を可能にするためのコーティング。
	EIS (Entry into Service)	旅客機が運航開始すること。
N	NDI 法 (Non Destructive Inspection、非破壊検査)	対象を破壊することなく、対象の内部の状況を調べる方法。
T	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。※1
ク	クリープ	一定の荷重をかけることで時間とともに物体が変

		形していく現象。
サ	サイジング剤	製織工程における繊維の摩擦性や密着性を向上させるために繊維表面に塗布されるもの。
シ	シール材	液体や気体が外部に漏れないようにする素材。
セ	前駆体ポリマー	化学反応過程において、ある物質が生成される前の段階にある化合物。
ハ	パルスサーモグラフィ	NDI の手法のひとつで、ハロゲンランプ等の光源から検査対象物の内部に動的な温度差を発生させ、その結果の表面に生じる温度変化を、画像として取得し得られた複数の温度画像から、内部の構造や欠陥を画像化する手法。
フ	プリフォーム	強化繊維を製品形状に予備成形したもの。
	プリプレグ	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。
レ	レーザーフラッシュ法	平板状試料の表面を空間的に均一なパルス光によって瞬間的に加熱し、試料裏面の温度上昇を観測し、温度上昇曲線から熱拡散率を求める手法。
ロ	ローンチ（launch）	旅客機の設計着手前に航空会社への概略説明を開始して市場の反応を探ること。

※ 1・・・TRL について、本事業では、以下の概念となる。

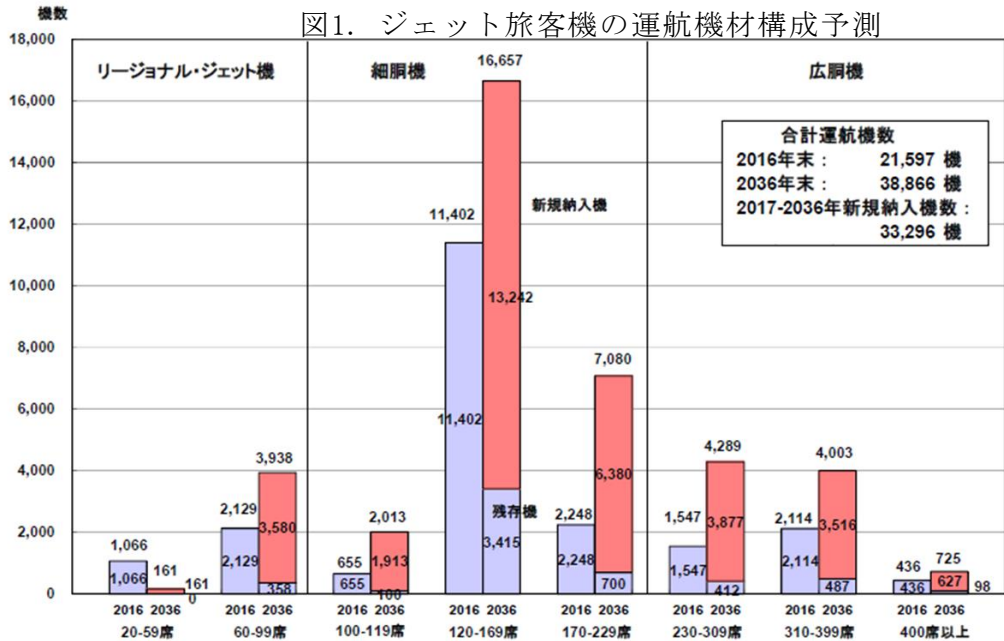


1. 事業の位置付け・必要性について

1. 事業の背景・目的・位置付け

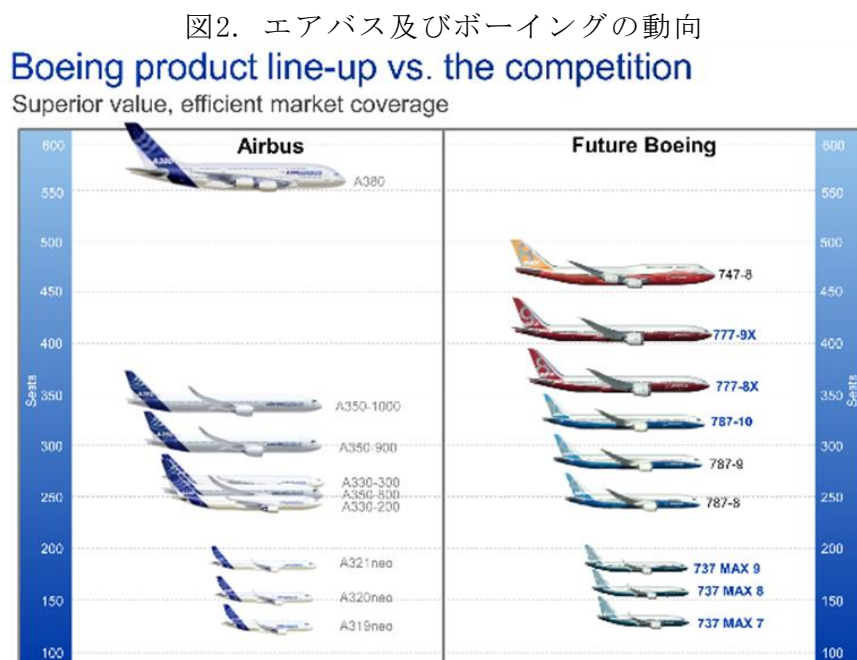
1.1 事業の背景

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）。

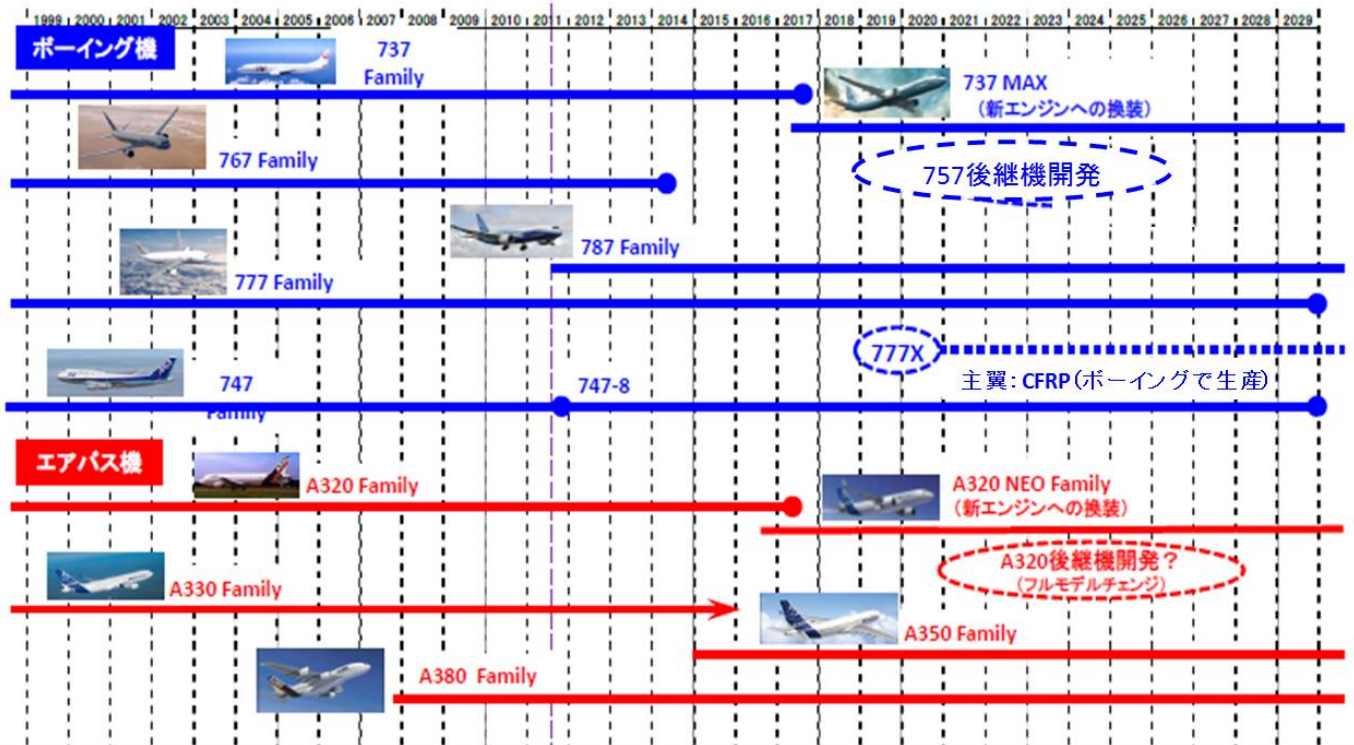


出所：Boeing

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		

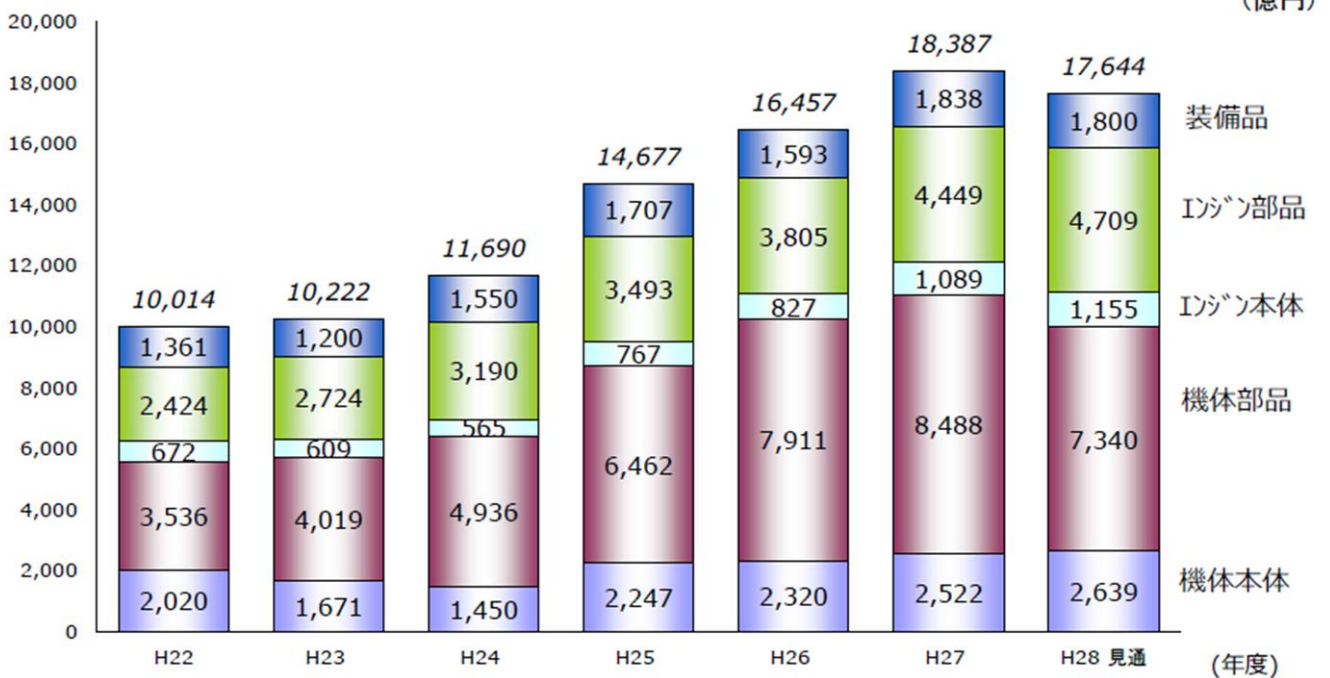
公開版

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 インターナショナル	LEAP-1A	A320neo	15.5%
	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。

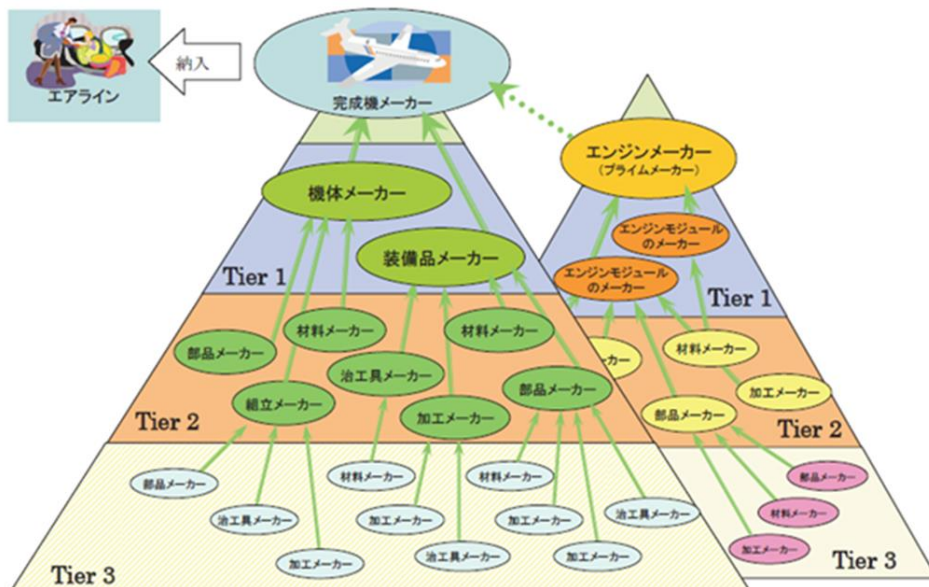
後者に関しては、国産リージョナルジェットであるMRJ（三菱リージョナルジェッ

公開版

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

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

図7. 航空機産業の製品供給の流れ



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

2015年に初飛行したMRJは2020年に納入延期されたが、これは、我が国の航空機関連産業のインテグレート機能の誕生であり、Tier2以下の国内の中堅・中小企業群及

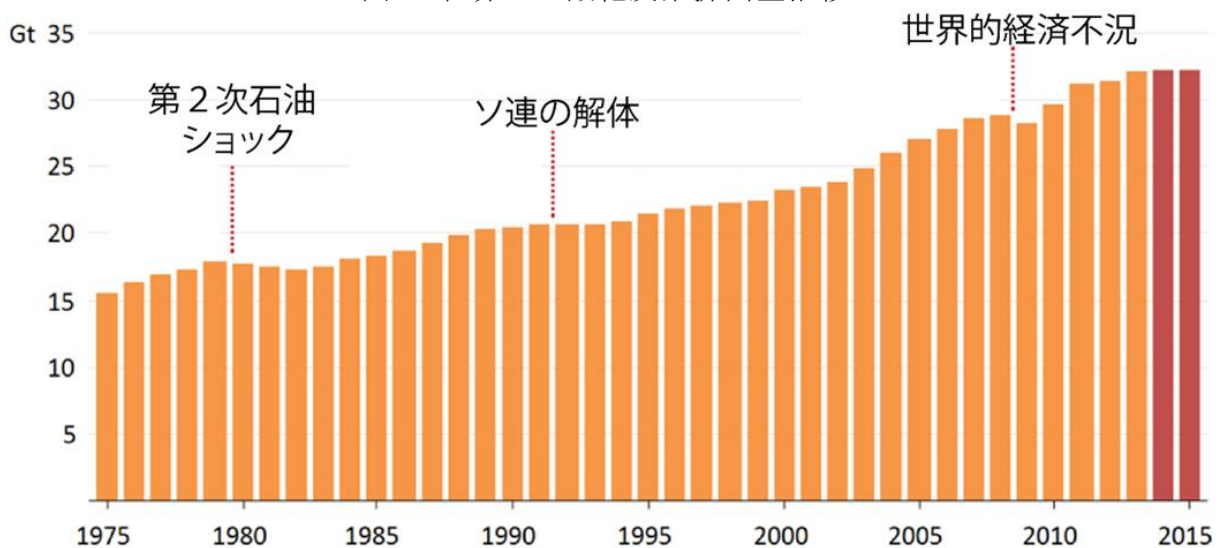
公開版

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CO₂排出量削減は、国際的な重要課題である。

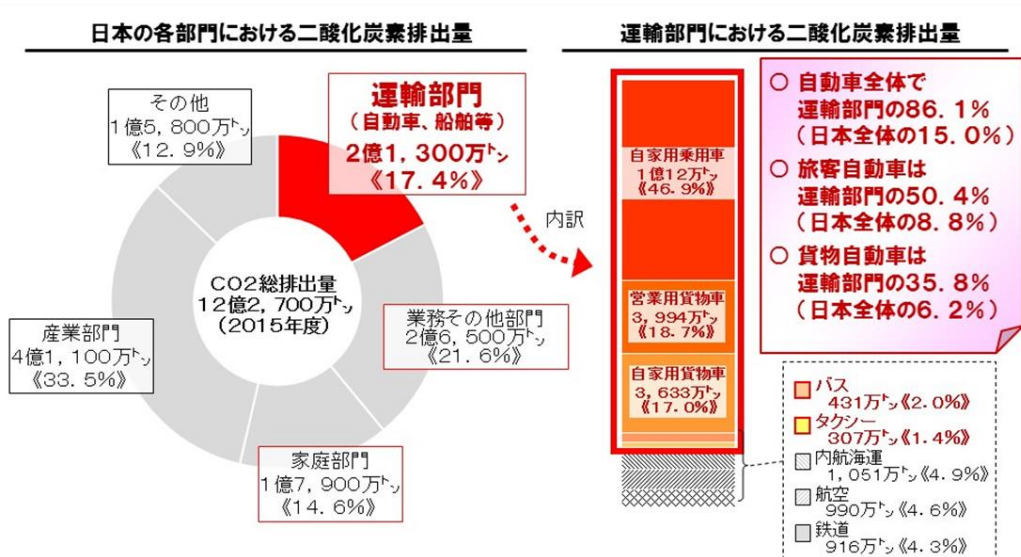
図8. 世界の二酸化炭素排出量推移



出所：一般社団法人日本原子力産業協会

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

図9. 輸送部門における二酸化炭素排出量



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。

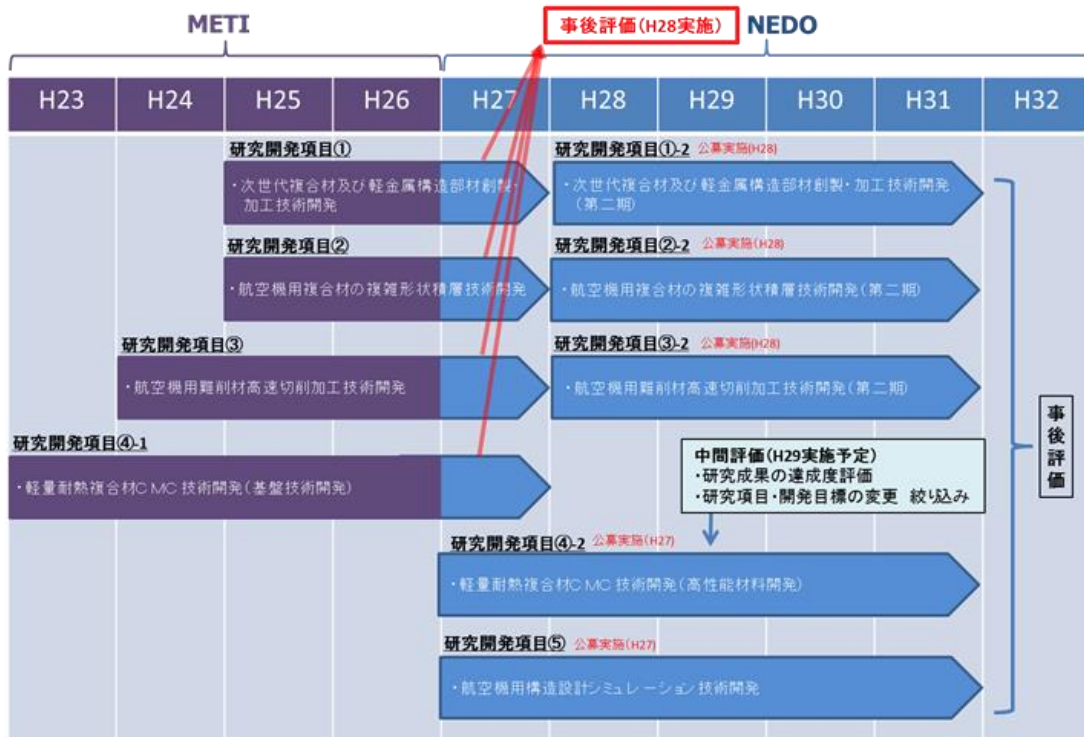
本事業の目的は、航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料を始めとした我が国が強みを持つ材料分野における技術革新を促進し、航空機に必要な信頼性・コスト等の課題を解決するための要素技術を開発することである。これにより、航空機の燃費改善によるエネルギー消費量とCO₂排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。産学官の密接な連携の下での我が国基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。

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)。今回の中間評価は、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」が対象となる。

公開版

図10. スケジュール概要



1.3 事業の位置付け

1.3.1 政策的位置付け

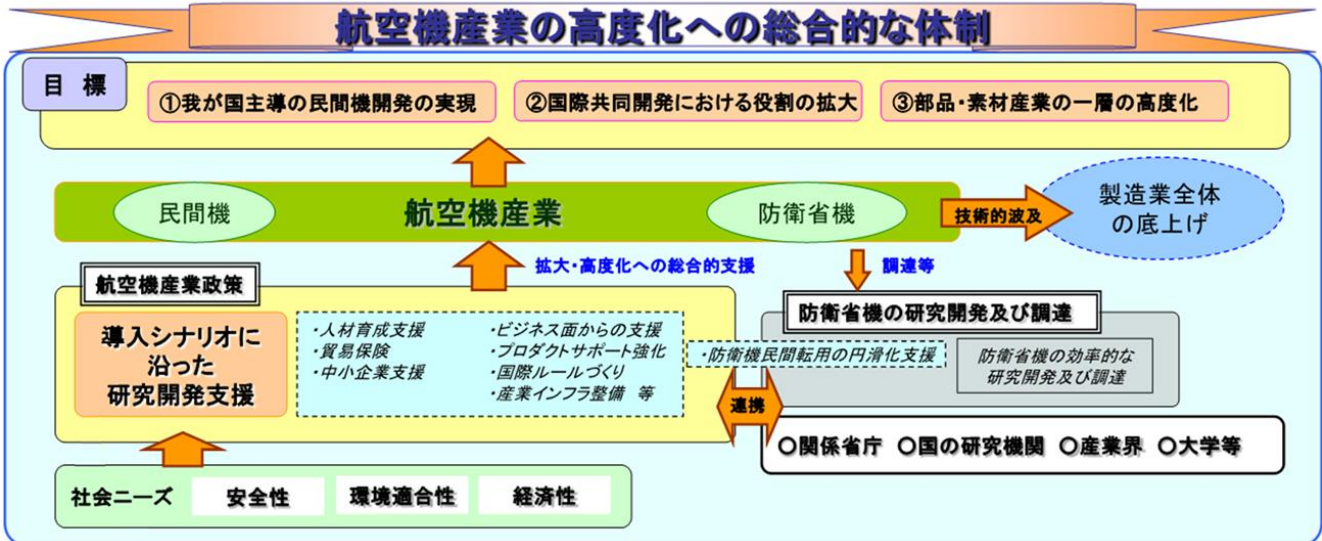
本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって輸送機器のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。

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。

公開版

『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

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

公開版

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
機体構造の信頼性向上 (安全性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 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 ✓ 高信頼性システム(センサ装着、修理技術、計測技術)の確立 ✓ 高信頼性診断技術の確立 ✓ 非破壊検査データベース、シミュレーション技術の構築 ✓ 複合材料修理技術基盤の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の実機適用 ✓ 認証制度の確立、実運用(点検作業)への本技術の適用 ✓ 非破壊検査技術の高効率化、高精度化技術の確立 ✓ 複合材料修理技術の強度評価、経年変化評価 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 構造健全性診断技術を前提とした構造設計技術の確立 ✓ 統合化非破壊検査技術 ✓ 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 	<ul style="list-style-type: none"> 構造安全設計技術 構造健全性診断技術 点検・修理技術
機体構造軽量化による経済性向上 (環境適合性・経済性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 複合材料の性能を最大限に生かす構造設計技術の追求 ✓ 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 ✓ 高強度化技術推進 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 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 ✓ 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 ✓ 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 ✓ 複合材料との組み合わせによる最適構造様式の追及 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 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及 ✓ 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 ✓ 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及 	<ul style="list-style-type: none"> 軽量構造様式技術 空力弾性向上技術 複合材料高性能化技術 金属材料高性能化技術
高レート/低コスト製造技術の実現 (経済性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ プリプレグ成形技術高度化、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及 ✓ ニアネットシェイプ成形基盤技術の確立 ✓ 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 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 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 ✓ 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及 ✓ 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) 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 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 ✓ 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 	<ul style="list-style-type: none"> 複合材成形技術 金属材料成形技術 組立コスト削減技術
国際協同開発/独自開発へ向けた基盤技術整備 (国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進 ✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ データベースの充実化、高度化 ✓ 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) 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ パーシャル材料試験技術の確立 ✓ パーシャル構造試験技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> 材料評価技術、標準化、認証取得 構造試験技術、標準化、認証取得

出所：技術戦略マップ2010 NEDO一部改編

公開版

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

短期課題(~2015頃)	中期課題(~2020頃)	長期課題(~2030頃)	対応技術
騒音や有害排出物の低減 / (環境適合性向上)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓異列干渉騒音低減技術の開発 ✓ジェット騒音の能動制御技術の確立 ✓低NOx化のための各種燃焼技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ファン騒音の能動制御手法の構築 ✓ファン/ジェット騒音低減に伴い顕在化する燃焼器・タービンの低騒音化手法の構築 ✓更なる低排出物化に向けた先進燃焼技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓超音速機も含めた新形態機体・エンジンの低騒音化 ✓新方式推進システム/代替燃料に対する低排出物化 	<ul style="list-style-type: none"> ファン騒音低減技術 ジェット騒音低減技術 燃焼・タービン騒音低減技術 クリーン燃焼技術
高信頼性/耐空性と低運航費用との両立 / (環境適合性・安全性・経済性向上)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓部品点数削減、製造・補修技術開発およびシミュレーション活用による低コスト化 ✓大型鍛造部材製造技術開発による低コスト化 ✓鳥吸い込み(耐FOD)対応、翼飛散防止(コンテインメント)設計技術の確立 ✓エンジン・要素の大型設備試験技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓鍛造/鍛造/加工シミュレーションの高度化 ✓ものづくり新技術の開発 ✓フィールドデータを反映した運用・構造信頼性の向上 ✓エンジン・要素試験・システム計測技術の高度化 ✓代替燃料利用要素技術の整備 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ものづくり新技術の実用化 ✓超高信頼性推進システムの実現 ✓バーチャルシミュレーション技術による推進システム最適化技術の確立 ✓代替燃料利用の拡大 	<ul style="list-style-type: none"> 低コスト化技術 信頼性向上技術 基盤技術
化石燃料消費量の低減: ガスタービン推進の性能向上 / (経済性、環境適合性)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓エンジン内部の翼面、壁面の損失低減、多段CFD技術の確立 ✓複合材部材設計製造技術の確立 ✓耐熱複合材・耐熱合金部材設計製造技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓複雑な流れの原理理解に基づく損失低減、流体制御方法の確立 ✓複合材適用による低温部重量低減 ✓複合材適用による高温部重量低減、冷却空気量削減 	<ul style="list-style-type: none"> ✓世界最先端レベルを上回る要素効率とストールマージンの維持・向上 ✓更なる軽量化を図るための先進材料の実用化 	<ul style="list-style-type: none"> 要素高性能化技術 軽量化技術 高温化技術 冷却高性能化技術
化石燃料消費量の低減: 新方式の推進システムの実現 / (経済性、環境適合性)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓GTF推進システムの実現 ✓アクセサリギアボックスの損失低減 	<ul style="list-style-type: none"> ✓オープンロータ等新たな推進システムの実現 ✓エレクトリックエンジン要素技術およびシステム技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓燃料電池利用等新たな推進システムの実現 	<ul style="list-style-type: none"> エンジン高性能化技術 高性能制御システム・機器技術

公開版

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、CO₂、NO_x、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。

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

公開版

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） |
| (2) CO ₂ 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CO₂排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。産学官の密接な連携の下での我が国基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。

1.2 アウトプット目標

次世代航空機に搭載され、大幅なエネルギー消費量とCO₂排出量の削減に資する先進的な構造材料及び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CO₂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年度より、NEDOが本研究開発の運営・管理を継承した。今回の中間評価は、NEDOが平成27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」が対象となる。

対象となる研究開発予算を次頁に示す（図15）。平成27及び29年度には研究開発項目④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」の部材開発の3研究テーマに開発促進財源投入を行い、研究事業の加速を実施した。

公開版

図 15. 事業経過及び予算（単位：百万円）

研究開発項目	平成27年度	平成28年度	平成29年度	平成30年度	平成31年度	合計
④-2 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発 （高性能材料開発）	642 うち 加速予算 182	885	1,990 うち 加速予算 300	(1,982)	(1,345)	(6,845)
⑤ 航空機用構造設計シミュレーション 技術開発	37	37	37	(37)	(37)	(185)
合計	679	923	2,027	(2,019)	(1,382)	(7,030)

2.1.2 研究開発の必要性

2.1.2.1 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。

2.1.2.2 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」

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

公開版

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な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℃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（平成 29 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℃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（平成 31 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。

公開版

(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（平成 29 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（平成 31 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（平成 29 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（平成 31 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）

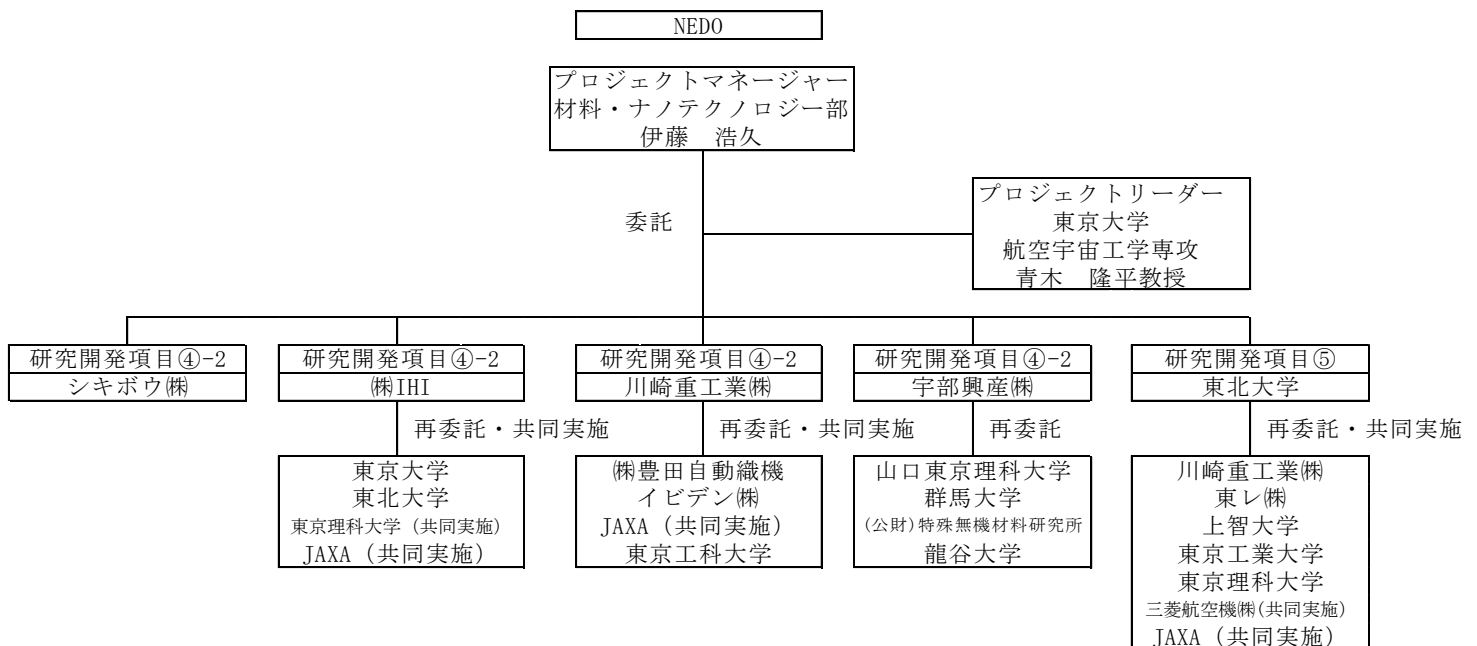
NEDO は、プロジェクトマネージャーとして、NEDO 材料・ナノテクノロジー部伊藤浩久を任命して、プロジェクトの進行全体を企画・管理し、プロジェクトに求められる技術的成果及び政策的効果を最大化させた。

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。

公開版

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。

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 年と 2016 年の 11 月に、技術推進委員会を、香川豊教授（東京大学）を委員長として、青木雄一郎主任研究員（JAXA）、岡部朋永教授（東北大学）、奥田章順参与（三菱総合研究所）、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）。

*2015 年のみ出席。

2.3.3 委託先が組織した委員会

公開版

研究開発項目④-2

技術委員会（委員長：青木プロジェクトリーダー）を4回開催した。

研究開発項目⑤

技術委員会（委員長：大林茂東北大学教授）を5回開催した。

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㈱から再委託により CMC 部材開発を行っていた㈱IHI、川崎重工業㈱、シキボウ㈱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、2件であった。

3. 情勢変化への対応

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、㈱IHI、川崎重工業㈱、シキボウ㈱を、NEDO からの直接委託とする提案を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、開発促進財源（加速予算）の配分を行った。

公開版

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、平成 28 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、平成 29 年度に宇部興産㈱の再委託先として龍谷大学を、川崎重工業㈱の再委託先として東京工科大学を加えた。

4. 評価に関する事項

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

中間評価は平成 29 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、基本計画に定めた中間目標は、ほぼ達成している。

本事業の性格は「基礎的・基盤的研究開発」であり、海外主要 OEM の次期量産機の開発計画にリンクさせて、技術開発を推進することが極めて重要である。次期量産機の EIS(Entry into Service 運航開始)は、早ければ 2025 年頃と予想されている。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、順調に開発できている。

2. 研究開発成果の概要

2.1 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）

【中間目標（平成 29 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。
- ・ 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。

【最終目標（平成 31 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。
- ・ 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。

【成果の概要】

- ・ SiC 繊維に存在する欠陥の解析を行った。欠陥の大きさが SiC 繊維の強度に大きく影響し、特に繊維表面に存在する欠陥の強度への影響が大きいことが分かった。内部欠陥も強度への影響はあり、SiC 繊維の強度レベル向上及び安定化のためには、これら表面欠陥と内部欠陥を低減することが必要である。
- ・ 表面欠陥の要因である SiC 繊維の結晶粒子異常粒成長及び焼結構造未発達に対しては、焼結温度の最適化により改善可能であった。
- ・ 内部欠陥の主要因である結晶サイズの不均一性に対しては、原料繊維の熱分解条件最適化により改善可能であった。
- ・ 上記焼結条件と熱分解条件を最適化することにより、SiC 繊維の表面欠陥と内部欠陥を低減した結果、強度の改善を確認できた。
- ・ 上記強度の安定化において得られた知見を基に、バッチ式試作設備の詳細設計を行い、試作設備の設置及び試運転を実施した。

公開版

- ・試作した SiC 繊維の強度は、全長にわたって 2GPa 以上であること、本試作設備の試作能力は 200kg/年以上であることを確認し、一定量の SiC 繊維を CMC 部材開発向けに供給することが可能となった。
- ・SiC 繊維の低コスト量産プロセス確立のため、焼結プロセスの連続化を検討した。バッチ焼結における昇温速度、熱処理温度・熱処理時間といった重要パラメータを連続炉温度設定に適用することで、連続焼結法においてバッチ焼結法とほぼ同等の強度を有する SiC 繊維を試作することができた。
- ・SiC 繊維前駆体ポリマー中の焼結助剤分量と SiC 繊維の特性との相関性を調査し、高強度・高クリープ特性を両立する高性能 SiC 繊維用ポリマーについて知見を得た。組成を最適化することにより、繊維構造が均一化され、強度及び耐クリープ特性が改善した。少量スケールでは高強度・高クリープ特性を両立する SiC 繊維が得られた。
- ・高温クリープ特性評価は、BSR 法により再現性良く測定可能であることが分かった。この方法は比較的簡便であり、高温クリープ特性の相対的評価に有効である。

(2) 部材開発 (株式会社 IHI)

【目標】

- ・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。
- ・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。
- ・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。
- ・材料のミクロ組織を模擬した解析手法を設定する。
- ・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)】

- ・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。
- ・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】

- ・第3世代 SiC 繊維に対し処理条件を検討後 BN 界面コーティングを施工し、膜厚・成分・繊維残存強度に問題がないことを確認した。これらにより、BN 界面コーティングの施工が可能となった。
- ・1400°C水蒸気雰囲気でも重量変化が少なく、基板との反応性の小さい安定なマトリクスを選定した。マトリクスの形成プロセスも開発し、含浸性が良好であることを確認した。これらにより、マトリクスの形成方法を設定した。
- ・1400°C水蒸気雰囲気でも安定な EBC を、はく離なく CMC 基板に形成可能なプロセスを開発した。更に 1400°C級ガス流試験装置を立ち上げた(JAXA)。

公開版

- ・形状不良を無くす織物展開形状や、繊維配向を予測可能なシミュレータを世界初で開発した(東大)。さらに、実際の試作織物の X 線画像から繊維配向を抽出できる解析ツールも開発した。
- ・材料のマイクロ組織を模擬した損傷解析手法を設定し、異なる方向における応力一歪み線の予測を行った(東北大)。
- ・これまでの開発成果を踏まえ、1400℃級の試作部品形状の検討を進めている。

(3) 部材開発 (シキボウ株式会社)

【目標】

- ・非常に脆性的な特性を有する第3世代 SiC 繊維を用いて、耐熱複合材 CMC の強化材となる三次元プリフォームを作製することは簡単ではなく、それに適したサイジング剤及びサイジング方法あるいは繊維補強方法の開発を行う。
- ・サイジング剤あるいは補強繊維は後工程である CMC 化工程において悪影響を及ぼす可能性があるため、それらを除く方法を開発する。
- ・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%以上のプリフォームを試作する。
- ・高性能 SiC 繊維によるプリフォーム製造方法を開発する。

【最終目標 (平成 31 年度)】

- ・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。

【成果の概要】

- ・従来技術ではできなかった繊維体積割合 30%以上のプリフォームを作製することが可能となった。
- ・第3世代 SiC 繊維に適したサイジング剤及びサイジング方法を開発し、並行してセラミック繊維の補強法を開発した。
- ・非常に脆性的で折れやすい第3世代 SiC 繊維による三次元プリフォームを作製するための条件、プロセスを開発した。
- ・第3世代SiC繊維を用いて、高性能SiC繊維によるプリフォーム製造方法を開発中。

(4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

【目標】

- ・織組織と CMC 物性の関係性について検討を行い、設計技術の開発を行う。
- ・高レート・低コスト化を実現する織物プリフォーム製造技術及び一体構造プリフォームを開発する。
- ・プリフォーム単位で BN 層を均一成膜する成膜技術及び形状保持を目的とした SiC 層の成膜技術を開発する。
- ・燃焼器パネルの要求性能に適合し、かつ低コストなマトリクス形成技術を開発する。

公開版

- ・ EBC 層の組成や膜厚、成形プロセス最適化により、コストパフォーマンスに優れた EBC 層の形成技術を開発する。
- ・ 既存の非破壊検査技術の適用可能性調査及びこれらを元にした健全性評価技術を開発する。
- ・ 高性能 SA グレードを用いた CMC 特性評価を実施し、金属材料製パネルセグメント比にて冷却空気削減量 30%以上を満足する CMC 製燃焼器パネル製作の目処を立てる。
- ・ 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（平成 31 年度）】

- ・ 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。
- ・ 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】

- ・ 熱伝導率を最適化させる織組織についての設計指針を得た。さらに、改善した織組織による一体構造プリフォームの製造及びマトリクス形成試験を実施した。
- ・ プリフォーム表面及び中心において、実部品形状の試作を通し、SiC 層により十分な形状保持性が付与できていることを確認した。膜厚が同等の BN 層成膜技術を開発した。
- ・ 耐熱性向上を目的としたクラックシール材の探索を実施した。今後、CMC 化した際の耐熱性に対する評価を実施する。
- ・ 形成プロセスを簡略化し得るマトリクス形成手法の開発を実施。平板での効果を確認し、今後実部品形状での効果を確認する。
- ・ EBC 材料の選定及び熱膨張率緩和層の開発を実施中。現在、コーティング条件の最適化も併せて進めている。
- ・ 上記開発成果を用い、航空機用エンジンの燃焼器入口条件に相当する温度、圧力でシングルセクタ燃焼試験を実施した。CMC 燃焼器パネルとしては国内初の試験である。
- ・ 各検査技術に関する予備調査・検討を完了した。サーモグラフィにより、層間剥離が検出可能であることを確認した。
- ・ 現行の SiC 繊維を用いた CMC 成形およびその評価を実施し、繊維特性および製造プロセスの相関を確認した。プロセス方案を策定するにあたり、繊維の特性把握を実施中。

2.2 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」

【中間目標（平成 29 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。

公開版

【最終目標（平成 31 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。
- ・航空機構造の応力解析に用いられる汎用 FEM コードと同等なシェル要素及びはり要素を有する構造解析ソフトウェアを開発する。
- ・航空機開発で用いる空力/構造解析ツールを用いて、機体設計シミュレーターを構成する解析モデルを個別検証。また、シミュレーターで得られた設計の最適化の度合を評価する。

【成果の概要】

- ・概念設計、空力解析、簡易構造解析、詳細構造解析までを考慮に入れた最適設計ツールを完成させた。
- ・構造要素（シェル要素・はり要素）を用いた FEM コード(NLFEASTR)及び XFEM コード(NLXS3)を開発し、線形弾性解析機能、幾何学的非線形解析機能について妥当性の確認を実施した。
- ・上記の主翼設計シミュレーターを構成する解析モデルを入手し、評価を開始。
- ・上記シミュレーターによる最適化結果と途中経過を入手し、評価を開始。

(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】

- ・FEM に複合材料の損傷解析プログラムを導入して、バーチャルテスト手法を開発する。実験などにより得られた既存の複合材料の破壊メカニズムを体系的にまとめ、その知見を解析プログラムに取り込む。連続体要素を用いた拡張有限要素法(XFEM)に基づく損傷進展解析ツールを開発する。
- ・構造試験を実施し、ツールの解析結果と比較することで、ツールの妥当性を評価する。
- ・新規複合材料の航空機構造採用時に本ツールを適用した場合のコスト低減効果を試算する。

【成果の概要】

- ・連続体要素を用いた拡張有限要素法(XFEM)に基づく損傷進展解析コード(NLXT2D, NLXP3)を開発し、その検証と妥当性の確認を実施した。
- ・CFRP 積層板の低速横衝撃荷重に対する衝撃損傷の大きさを推定する解析的評価式を導出した。
- ・CFRP 製の C 型構造要素試験片を製作し、衝撃損傷付与後、損傷形態の観察を実施

公開版

した。さらに圧縮荷重試験を実施し、強度試験データを整理した。

- ・衝撃損傷を有する CFRP 製の C 型構造要素試験片の圧縮試験解析を実施した。

(3) 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】

- ・着氷形態の風洞実験に関する文献を調査し、解析検証に必要なデータを取得する。
- ・文献に記載の様々な着氷形態について、解析モデルを構築し、空力解析を実施し、文献値と比較することで、空力解析の妥当性を検証する。

【成果の概要】

- ・空力解析の実施に必要な情報を取得した。文献では不明な情報（胴体形状、翼ねじり角分布）については、空力解析結果が文献値と対応するように、同定した。
- ・クリーン翼については定量的な一致、着氷翼（1 形態のみ）については定性的な一致が見られた。

(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

【目標】

- ・曲線配向を許容する繊維配向最適化法を構築する。
- ・曲線配向を可能とする複合材料成形装置を開発する。
- ・成形品の力学的特性を評価し、設計時に使用する材料物性データを取得する。
- ・曲線配向積層に適用可能な細幅プリプレグの試作提供と装置及び材料の課題を抽出する。

【成果の概要】

- ・Tsai-Wu 値で 10% 改善した成形可能な CFRP 最適化を実施した。
- ・曲線配向積層が可能なプロトタイプ装置を開発し、曲線配向積層を実施した。
- ・自動成形品の品質及び繊維切断部の影響を評価した。
- ・材料提供を行い、装置設計案から、装置及び材料の課題を抽出した。

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. 成果の実用化に向けた戦略

海外主要 OEM の次期量産機の開発計画にリンクさせて、各テーマの技術開発を推進することが極めて重要である。次期量産機の EIS(Entry into Service 運航開始)は、早ければ 2025 年頃と予想されており、これに合わせて、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している。

2. 成果の実用化に向けた具体的取組

2.1 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

SiC 繊維を航空機エンジン用 CMC 部材に適用するためには、材料信頼性の観点から、2.0GPa 以上の引張強度を小さいばらつきに抑えつつ、再現性良く得る必要がある。また、SiC 繊維を航空機エンジン用 CMC 部材に実用化し、普及させていくためには低コスト製造プロセスの確立が必要である。こうした観点から実用化に向けて、強度のばらつき低減及び低コスト量産プロセスの開発を実施した。

高性能 SiC 繊維の開発の意義は、高圧タービンの動翼等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ことにある。CMC の実用化を図り、さらにその適用部位を拡大していくためには、高強度と高温クリープ特性を両立する高性能 SiC 繊維の開発が必要である。こうした課題に対して、本研究開発では、SiC 繊維中の焼結助剤成分に着目し、助剤成分の最適化を図るため、新規な高性能 SiC 繊維用ポリマーの開発及び高温クリープ特性評価技術の開発を実施した。

(2) 材料開発

CMC 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。

高耐熱性材料を想定した CMC 技術開発において、強化繊維の繊維配向の適正化、緻密化は CMC 材料の特性に大きな影響を及ぼす。硬くて曲げにくいという特性を有するセラミック繊維による高性能三次元プリフォームを形成するためのプロセスを開発することにより、高性能 CMC 材料開発を目指す。

高圧タービン部品では、耐熱性の向上を可能とする BN 界面コーティング、マトリクス、EBC（耐環境コーティング）を開発し、それらの技術を用いて部品の試作・評価を行う。

燃焼器ライナの部材では、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、部品を開発する。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高レート・低コスト製造技術と合わせて開発する。

これにより、世界の航空エンジンメーカーでの部材採用を目指す。

2.2 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」

航空機開発での使用に適したツールとするため、開発実績のある材料メーカー、航

公開版

空機メーカーが研究開発に参画し、ツールに求める機能・制約を明確にする。

国外の航空機メーカー、研究者が参加するワークショップを開催し、航空機開発に必要なとされる機能、ツールに取り込める最新技術等の情報を収集し、ツール開発に反映している。

(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

航空機メーカーが、航空機開発で用いる空力/構造解析ツールとの比較を通じて、必要な機能、利便性、汎用性が確保できる目途を得る。

(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

ツールから得られた解析結果と構造試験結果を比較し、必要な機能・精度が確保できる目途を得る。

(3) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

航空機メーカーが、航空機開発で用いる着氷解析ツールとの比較を通じて、必要な機能、利便性、汎用性が確保できる目途を得る。

(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

曲線配向最適化に際して成形上の拘束条件や繊維含有率の拘束条件等の拘束条件の導入をする必要があるため、成形品質・力学的評価結果を拘束条件として導入する。

曲線配向成形について十分なプリプレグ積層精度が確保できないため、圧着ローラーの剛性改善や繊維ガイドの実装により解決を試みたが、プリプレグの特性と賦形性の関係を把握できていないため、特にプリプレグのタック性に着目して、賦形性との関係性を明らかにする。

成形品の品質及び力学的評価について、曲線積層シミュレーターに活用可能なデータベースが不足しているため、曲線積層物の品質及び力学的評価を行い、最適設計にフィードバックするためのデータベースを構築する。機械学習等の利用により、正確な品質予測を行う。

3. 成果の実用化の見通し

3.1 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 繊維の表面欠陥と内部欠陥を低減した結果、2.0GPa 以上の引張強度を小さいばらつきに抑えつつ、再現性良く得ることが可能となった。また、バッチ式試作設備を設置し、200kg/年以上の試作能力を確認、一定量の SiC 繊維を CMC 部材開発向けに供給することが可能となり、CMC 部材開発を加速することが可能となった。さらに、CMC 実用化を見据え、SiC 繊維の低コスト量産プロセス確立のため焼結プロセスの連続化を検討し、その実現可能性を見出すことができた。

高性能 SiC 繊維の開発においては、SiC 繊維前駆体ポリマー中の焼結助剤成分量と

公開版

SiC 繊維の特性との相関性を調査し、高強度・高クリープ特性を両立する高性能 SiC 繊維用ポリマーについて知見を得た。助剤成分量を最適化することにより、少量スケールでは高強度・高クリープ特性を両立する SiC 繊維が得られている。この繊維の実用化により CMC 部材の適用部位拡大が期待できる。

(2) 材料開発

エアラインからの燃費削減圧力は増している。耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の CMC 部材の実用化は非常に重要である。本プロジェクトにおいて、競合をしのぐ低コストの第 3 世代繊維が開発され、高圧タービン部材及び燃焼器ライナ部材としての評価も進んでいる。高レート・低コストを実現するために、連続プリフォーム製造やプリフォームに対する界面コーティング技術の開発、またこれらを可能とする燃焼器部材の形状設計開発を実施しており、先行する海外勢よりも耐熱性を向上した日本勢の市場参入、シェア拡大は大いに期待できるところである。

さらに、高圧タービンの動翼等大きな応力のかかる部材において使用可能な高い力学的特性と高温クリープ特性を要する繊維の開発も進んでいる。先行する一社を凌駕する状況であり、大きな応力のかかる部材においてもシェア拡大は大いに期待できるところである。

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」

(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

川崎重工業等の航空機メーカーが航空機開発時の概念設計等に使用し、主要設計パラメーターの効率的な特定を支援するツールに期待できる。材料選択が燃費や航続距離に及ぼす影響について検証が可能となり、材料メーカーへの支援ツールとなる。

(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

東レ等の材料メーカー、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等で使用し、認証に必要な材料・構造試験の低コスト化を支援するツールとなる。ツールの本格的な検証作業は、航空機開発プロジェクトの中で実施する。ここでは、ビルディング・ブロック・アプローチとして材料レベルから積み重ねる構造試験の中で、ツール検証も並行で進めることが想定される。

(3) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

三菱重工業等の航空機メーカーが航空機開発時の概念設計等に使用し、主要設計パラメーターの効率的な特定を支援するツールである。本プロジェクトで開発される空力/防氷システム統合設計ツールを汎用化し、次世代の国産航空機の設計・開発に活用することが可能である。

平成 28 年までに得られた成果と知見は、MRJ 模擬着氷飛行試験の安全性検討に利用された。

公開版

(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

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できる。

4. 波及効果について

4.1 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）」

本テーマでは、基礎研究について大学との共同実施を行っており、最先端の研究を通じて CMC 実用化研究の人材育成に貢献している。

CMC は材料と部材開発が一体で行われるものであり、部材の設計・製造技術が向上する。また、繊維のみや材料のみの実用化と比較して、部材モジュールとして実用化することで国内での経済効果は格段に大きなものとなる。

4.2 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」

東北大学流体科学研究所に、航空機計算科学センターを設置し、産学官に優れた研究者を終結し、産業振興を学術的に支援する体制を構築した。

米国シアトルにワシントン大学-東北大学アカデミックオープンスペースを開所し、両大学の連携により航空宇宙や新素材の研究開発を進め、その成果をシアトルの地から全米・世界に発信する体制を構築した。

国外の航空機メーカー、FAA 等の研究者が参加する各種ワークショップを開催し、最新技術等の情報収集を通じて人材育成に貢献している。

別添 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

軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）－繊維開発－

1. 研究開発の目的

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。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SiC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、SiC繊維の生産技術を確立するとともに、高性能SiC繊維を開発する。

本研究の開発目標は、以下の通りである。

【実施項目1】SiC繊維の生産技術開発

耐熱温度1400℃を達成する第3世代SiC繊維の生産技術を確立する。

- ・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繊維の低コスト量産プロセスを確立する。

【実施項目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。

- ・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部材評価用の試作繊維を供給する。

2. 研究開発の成果

2. 1 S i C 繊維の生産技術開発

S i C 繊維を航空機エンジン用 CMC 部材に適用するためには、材料信頼性の観点から、2. 0G Pa以上の引張強度を小さいばらつきに抑えつつ、再現性良く得る必要がある。また、S i C 繊維を航空機エンジン用 CMC 部材に実用化し、普及させていくためには低コスト製造プロセスの確立が必要である。こうした観点から、強度のばらつき低減及び低コスト量産プロセスの開発を実施した。

(1) 強度のばらつき低減

繊維の力学的特性(特に引張強度)は、繊維に含まれる欠陥に支配される。したがって、S i C 繊維に存在する各種欠陥の特定とそれらの強度への影響を明らかにする必要がある。具体的方法としては、S i C 繊維を単繊維法で引張試験を行い、このときの破断繊維を回収し、その破断面をFE-SEMで観察することにより破壊起点の特定を行い、引張試験のデータをワイブルプロットにまとめ、欠陥要因の分類を行い、欠陥要因毎の対策を検討した。引張試験の一例を図1に示す。

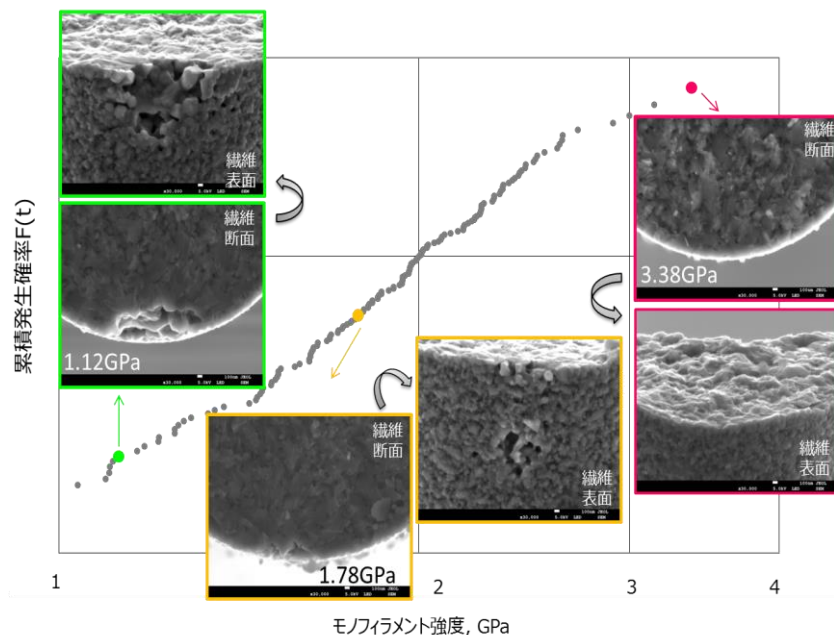


図1. 繊維の欠陥解析の一例

図1から、S i C 繊維の強度は約 1 G P a から 3 G P a まで広い分布を持っていることが分かる。これらの中で、高強度繊維（図中、赤で示す）には顕著な欠陥は確認できない。一方で、低強度繊維（図中、黄色及び緑で示す）には明らかな繊維表面の欠陥が確認でき、繊維表面の欠陥の大きさが強度に対して大きく影響していることが明らかとなった。図1には示していないが、比較的高強度の繊維（> 2 G P a）には繊維表面に顕著な欠陥は確認されないものの、繊維内部には欠陥が確認された。この結果から、強度のばらつきを抑制するためには繊維表面の欠陥を低減するとともに、繊維内部の欠陥を低減することが繊維の強度レベルを向上させるために必要であることが分かった。繊維に存在する欠陥とその要因について調査した結果を表1に示す。

表1. 繊維に存在する欠陥とその要因

欠陥の種類	強度への影響	欠陥の要因
表面欠陥	大	<ul style="list-style-type: none"> ・前駆体ポリマー中の異物・ゲル ・結晶粒子の異常粒成長 ・焼結構造の未発達
内部欠陥	小～中	<ul style="list-style-type: none"> ・余剰炭素 ・焼結構造の未発達 ・結晶サイズの不均一性

前駆体ポリマー中の異物・ゲルについては適切な穴径のメンブレンフィルターにより除去可能であることが分かった。残された要因については、SiC繊維の製造プロセスにおける、原料繊維の熱分解、粒成長、焼結の各過程に起因するものである。原料繊維は図2に示すように、1400℃以上からCOの発生を伴う熱分解が繊維表面から進行する。繊維内部まで熱分解した後、SiCの微結晶が生成し、これらが粒成長し、1700℃以上の温度で焼結構造を生成する。

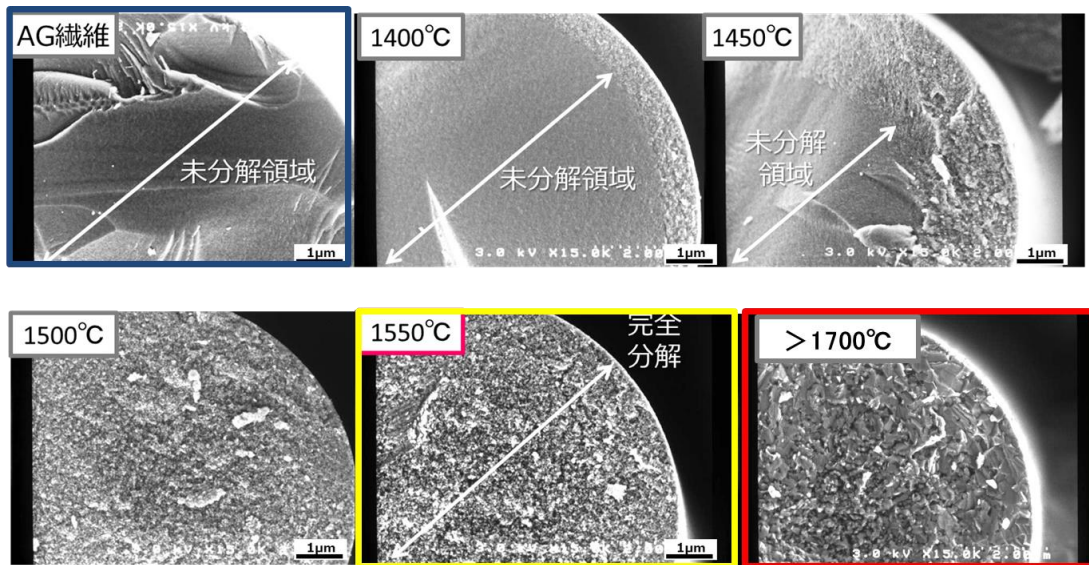


図2. SiC繊維の焼結過程

表面欠陥となる結晶粒子の異常粒成長及び焼結構造の未発達に対しては焼結温度の最適化、内部欠陥となる結晶サイズの不均一性に対しては熱分解条件の最適化により改善が可能であることが明らかとなった。図3に、これらの条件を最適化して試作したSiC繊維の強度ワイブル分布を示す。欠陥を低減することにより、モノフィラメント法による引張試験では、平均強度は2.8GPaから3.3GPaへと大きく改善することができた。

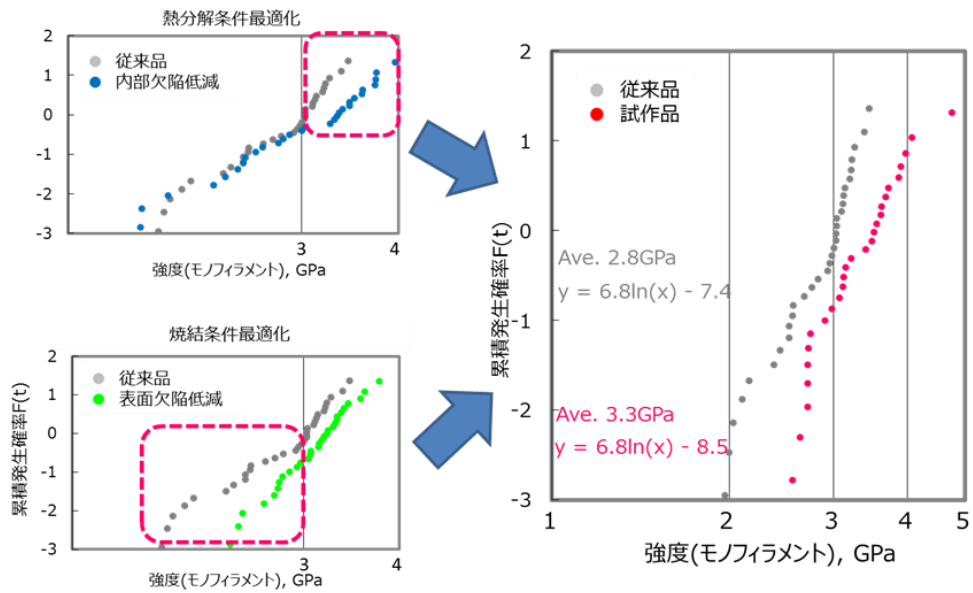


図3. 最適条件で試作したS i C 繊維の強度ワイブル分布

(2) 低コスト量産プロセスの開発

先述のように、S i C 繊維の強度安定化のためには、その製造過程における熱分解条件と焼結温度が非常に重要であることが分かった。これらの知見を基に、バッチ式試作設備の詳細設計を行い、試作設備の設置及び試運転を実施した。図4及び図5に、本試作設備で試作したS i C 繊維の特性を示す。繊維の長さ方向にわたって、本研究の目標である2 G P a 以上の強度が確認された。また、試作能力においても2 0 0 k g / 年程度は安定的に試作可能であることを確認した。

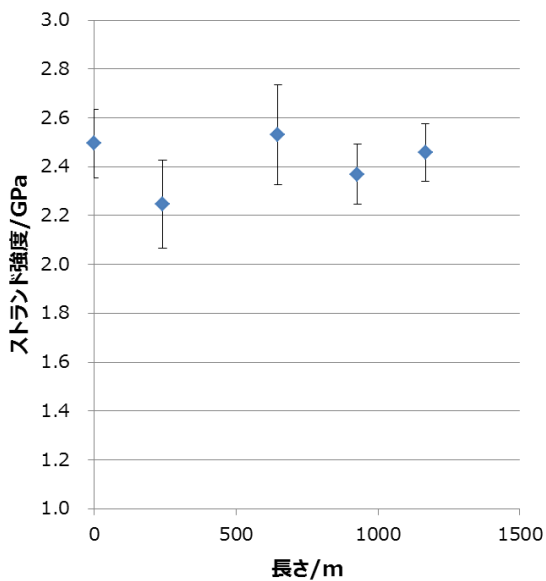


図4. S i C 繊維の長さ方向の強度

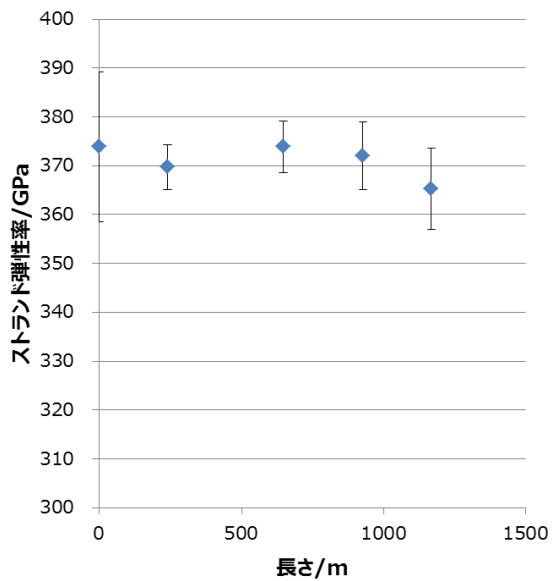


図5. S i C 繊維の長さ方向の弾性率

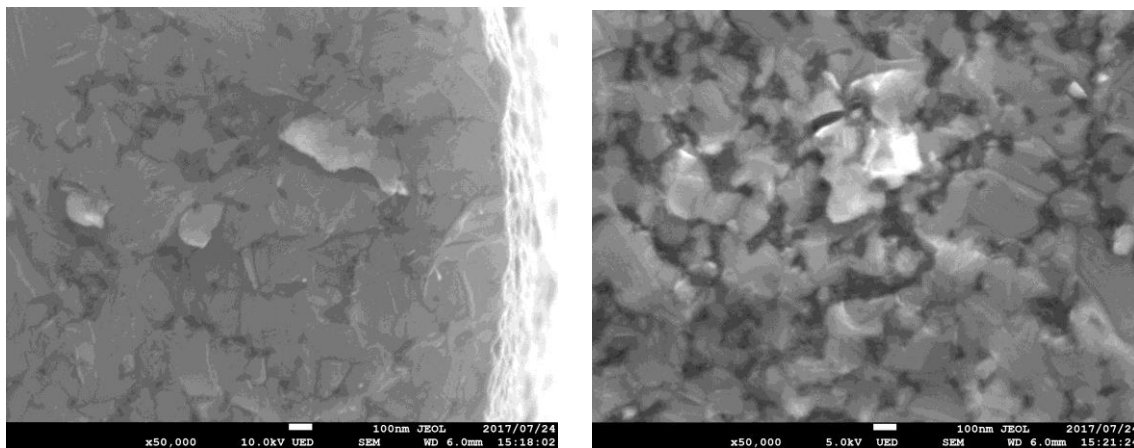


図 6. バッチ式設備で試作した S i C 繊維の焼結構造（左：繊維表面付近、右：繊維中心部）



図 7. バッチ式設備で試作した S i C 繊維の外観

バッチ式試作設備の設置により、一定量の S i C 繊維を CMC 部材開発向けに供給することが可能となったが、CMC 部材実用化のためには S i C 繊維の低コスト量産プロセス確立が必要である。そこで、バッチ焼結プロセスの知見を基に連続焼結プロセスの検討を行った。バッチ焼結における昇温速度、熱処理温度・時間といった重要パラメータを連続炉温度設定等に適用し、連続焼結炉を用いて S i C 繊維の試作を実施した。図 7 に連続焼結法で試作した S i C 繊維の焼結構造を示す。バッチ焼結プロセス品とほぼ同等の緻密な焼結構造となっており、2 G P a 以上の強度が得られることも確認できた。今後は、低コスト連続焼結プロセスを実現すべく、量産試作設備の検討を進めていく。

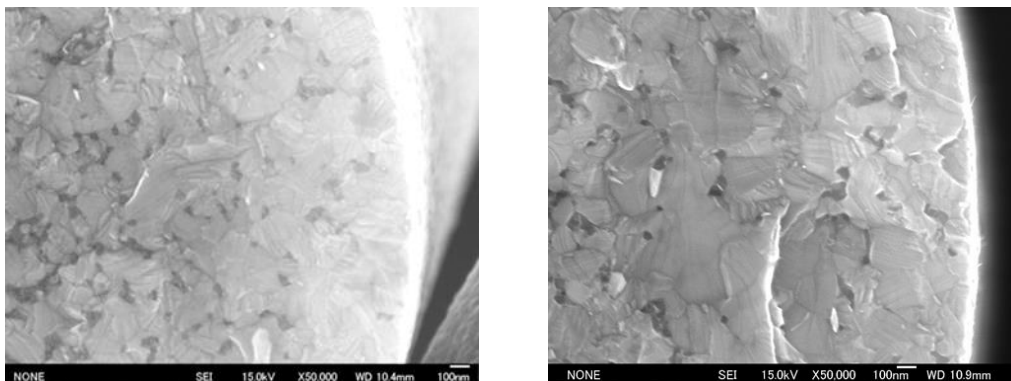


図7. SiC繊維の焼結構造（左：バッチ焼結、右：連続焼結）

2. 2 高性能SiC繊維の開発

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。CMCの実用化を図り、さらにその適用部位を拡大していくためには、高強度と高温耐クリープ特性を両立する高性能SiC繊維の開発が必要である。こうした課題に対して、本研究開発では、SiC繊維中の焼結助剤成分に着目し、助剤成分の最適化を図るため、新規な高性能SiC繊維用ポリマーの開発及び高温クリープ特性評価技術の開発を実施した。

(1) 新規な高性能SiC繊維用ポリマーの開発

SiC繊維前駆体ポリマー中の焼結助剤成分量とSiC繊維の特性との相関性を調査し、高強度・高クリープ特性を両立する高性能SiC繊維用ポリマーについて知見を得た。図8及び図9に、SiC繊維中のAl量とSiC繊維の強度及びクリープ特性との相関性を概念的に示す。

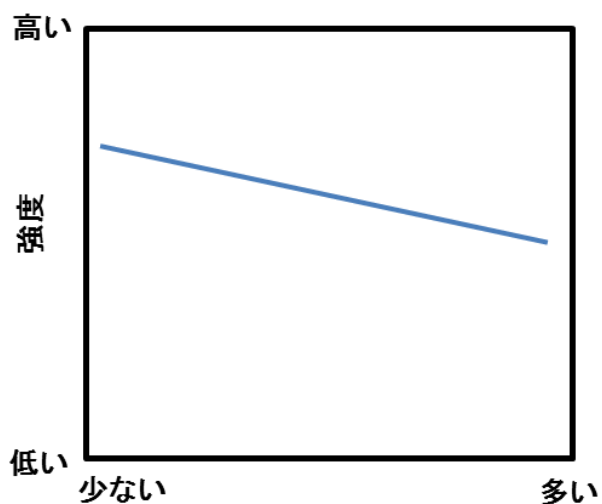


図8. Al量と強度の関係

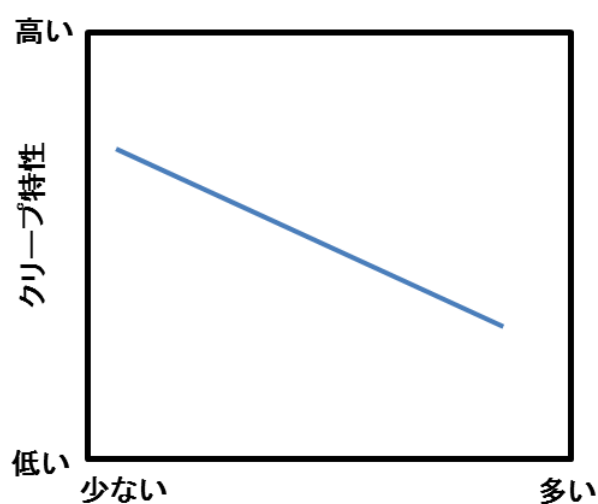


図9. Al量と耐クリープ特性の関係

この結果から、強度及び耐クリープ特性に対してはAl量低減の効果が高いことが明らかになった。図10に通常組成で試作したSiC繊維のSEM写真を示す。僅かではあるが、結晶界面に空孔が確認される。このような焼結構造が強度、耐クリープ特性に悪影響を及ぼしているものと思われる。図11に組成を最適化して試作したSiC繊維のSEM写真を示す。通常組成と比較して空孔はほとんど確認されず、良好な焼結構造を有していることが分かる。このように、組成を最適化することにより、良好な焼結構造となったことが強度及び耐クリープ特性の改善につながったものと考えられる。現在、本最適組成SiC繊維の焼結条件等を検討中であるが、少量スケールでは3GPa程度の強度を有するSiC繊維が得られている。

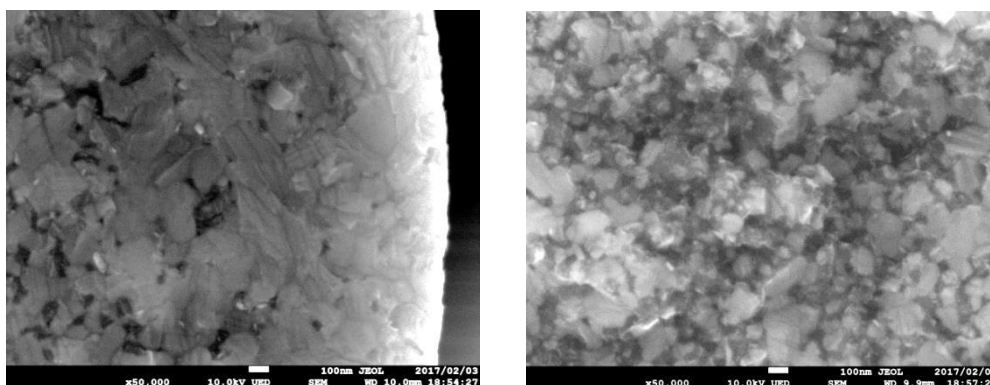


図 1 0 . 通常組成で試作した S i C 繊維の焼結構造（左：繊維表面付近、右：繊維中心部）

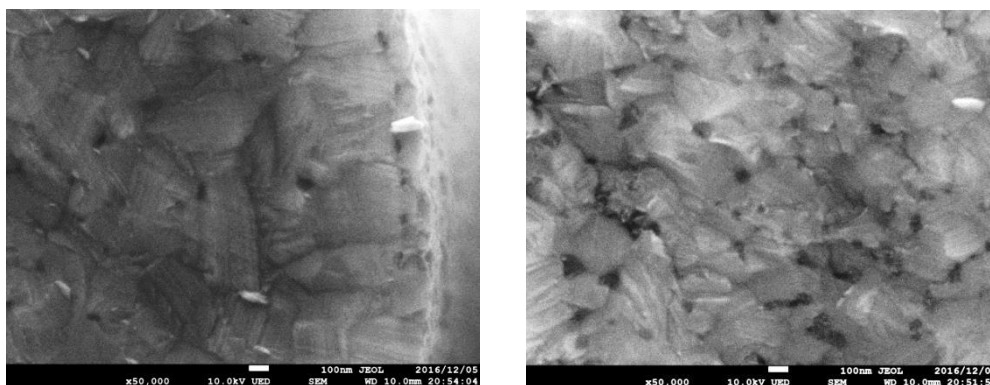


図 1 1 . 改良組成で試作した S i C 繊維の焼結構造（左：繊維表面付近、右：繊維中心部）

(2) 高温クリープ特性評価技術の開発

高温クリープ特性評価は、図12に示すBSR法により再現性良く測定可能であることが分かった。BSR法は、グラファイト製のロッドに単繊維を巻きつけ熱処理し、その変形量を評価するものである。この方法は比較的簡便であり、高温クリープ特性の相対的評価に有効である。一方で、CMC部材設計には定量的な高温クリープデータが必要となるため、図13に示す高温引張クリープ試験方法についても検討中である。

- **Bend Stress Relaxation (BSR)**
- **BSR method**
 - A simple method to characterize creep properties of SiC fiber
- **Stress relaxation parameter (m)**
 - Be defined as a ratio of final to initial stress at any local position in the fiber.

$$m = \sigma(t, T, \varepsilon_0) / \sigma(0, T, \varepsilon_0)$$

$$= 1 - \frac{\varepsilon_c}{\varepsilon_0} = 1 - \frac{R_0}{R_a}$$

ε_c : Creep strain
 ε_0 : Initial applied strain
 R_0 : Initial curvature
 R_a : Residual curvature

$0 \leq m \leq 1$
 Bad Excellent

• **Morscher & DiCalro Method**

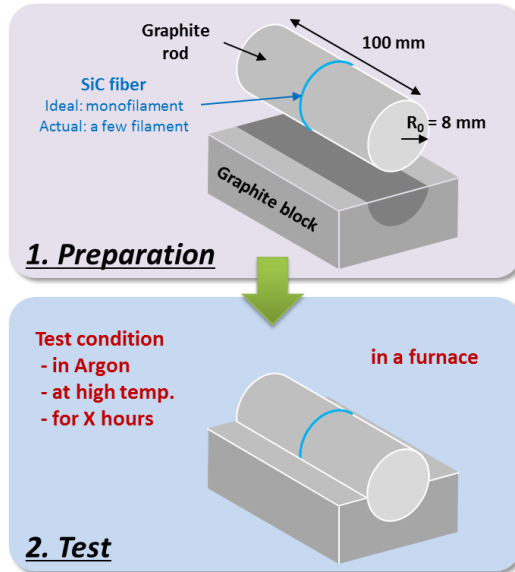


図12. 高温クリープ特性評価法 (BSR法)

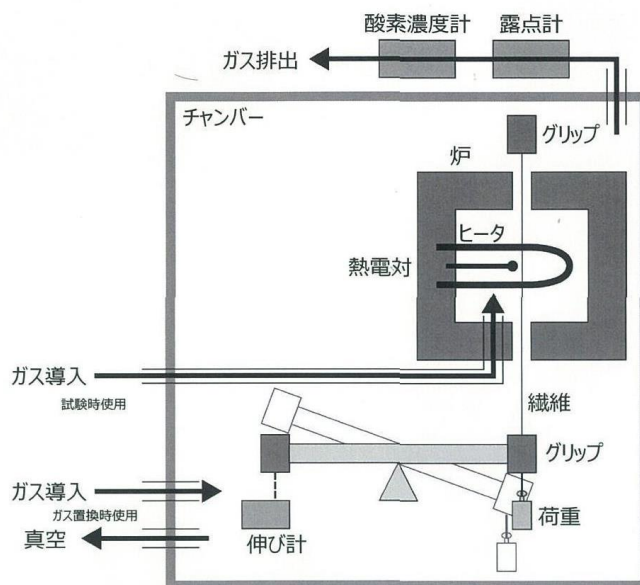


図13. 高温クリープ特性評価法 (単繊維引張法: ㈱超高温材料研究センター設備)

3. 成果のまとめ

平成27年から平成29年にかけて実施した「軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）」では、以下の成果を得た。本研究開発の目標は全て達成見込みである。

3. 1 S i C繊維の生産技術開発

S i C繊維を航空機エンジン用CMC部材に実用化し、普及させていくためには低コスト製造プロセスの確立が必要である。こうした観点から、強度のばらつき低減及び低コスト量産プロセスの開発を実施した。

(1) 強度のばらつき低減

- ・ S i C繊維に存在する欠陥の解析を行った。欠陥の大きさが S i C繊維の強度に大きく影響し、特に繊維表面に存在する欠陥の強度への影響が大きいことが分かった。内部欠陥も強度への影響はあり、 S i C繊維の強度レベル向上及び安定化のためには、これら表面欠陥と内部欠陥を低減することが必要である。
- ・ 表面欠陥の主要因である前駆体ポリマー中の異物は、適切な穴径のメンブレンフィルターにより除去可能であった。
- ・ 表面欠陥の要因である S i C繊維の結晶粒子異常粒成長及び焼結構造未発達に対しては、焼結温度の最適化により改善可能であった。
- ・ 内部欠陥の主要因である結晶サイズの不均一性に対しては、原料繊維の熱分解条件最適化により改善可能であった。
- ・ 上記焼結条件と熱分解条件を最適化することにより、 S i C繊維の表面欠陥と内部欠陥を低減した結果、モノフィラメント法による引張試験では、強度が2.8 G P aから3.3 G P aへと改善できた。

(2) 低コスト量産プロセスの開発

- ・ 上記強度の安定化において得られた知見を基に、バッチ式試作設備の詳細設計を行い、試作設備の設置及び試運転を実施した。
- ・ 試作した S i C繊維の強度は、全長にわたって2 G P a以上であることを確認した。
- ・ 本試作設備の試作能力は200 k g /年以上であることを確認し、一定量の S i C繊維をCMC部材開発向けに供給することが可能となった。
- ・ S i C繊維の低コスト量産プロセス確立のため、焼結プロセスの連続化を検討した。バッチ焼結における昇温速度、熱処理温度・時間といった重要パラメータを連続炉温度設定に適用することで、連続焼結法においてバッチ焼結法とほぼ同等の強度を有する S i C繊維を試作することができた。

3. 2 高性能SiC繊維の開発

CMCの実用化を図り、さらにその適用部位を拡大していくためには、高強度と高温耐クリープ特性を両立する高性能SiC繊維の開発が必要である。こうした観点から、新規な高性能SiC繊維用ポリマーの開発及び高温クリープ特性評価技術の開発を実施した。

(1) 新規な高性能SiC繊維用ポリマーの開発

- ・ SiC繊維前駆体ポリマー中の焼結助剤分量とSiC繊維の特性との相関性を調査し、高強度・高クリープ特性を両立する高性能SiC繊維用ポリマーについて知見を得た。
- ・ 組成を最適化することにより、良好な焼結構造が得られ、強度及び耐クリープ特性が改善した。最適組成SiC繊維の焼結条件等を検討中であるが、少量スケールでは3GPa程度の強度を有するSiC繊維が得られている。

(2) 高温クリープ特性評価技術の開発

- ・ 高温クリープ特性評価は、BSR法により再現性良く測定可能であることが分かった。この方法は比較的簡便であり、高温クリープ特性の相対的評価に有効である。
- ・ CMC部材設計には定量的な高温クリープデータが必要となるため、高温引張クリープ試験方法についても検討中である。

以上

別添 2

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

一部材開発

株式会社 I H I

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）－部材開発－

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とが要求される。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。強化繊維の改良については、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試験が必要となる。

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。

2. 実施内容

2.1 材料開発

2.1.1 高性能 CMC 材料開発

(1) BN 界面コーティングの成膜条件の設定

CMC を構成する繊維とマトリクスの界面にはコーティングが施工されている。この界面コーティングは、繊維とマトリクスとが固着するのを防ぐとともに、き裂の偏向を誘発する機能を有しているため、CMC の強度発現に重要な技術である。界面コーティング材料には、グラファイトや窒化ホウ素(BN; Boron nitride)が適用されるが、グラファイトは施工が容易である反面、酸化・消失速度が非常に早いため、信頼性が要求される航空エンジンのタービン部への適用が困難である。したがって、本研究では界面コーティングとしては BN を用いることとし、従来の第 3 世代 SiC 繊維である SA 繊維に成膜を試みた。成膜条件は、BN 界面コーティングの施工後の強度低下が少なくなるように選定した。SA 繊維上に成膜された BN コーティングの SEM 画像を図 2.1.1-1 に、BN コーティングの成分分析結果を図 2.1.1-2 に、成膜前後での繊維束の強度の変化を図 2.1.1-3 に示す。なお、成膜前の繊維束強度を”As received”，成膜後を”As coat”と記載した。

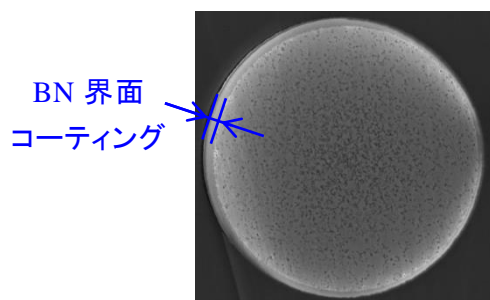


図 2.1.1-1 SA 繊維に成膜された BN 界面コーティング

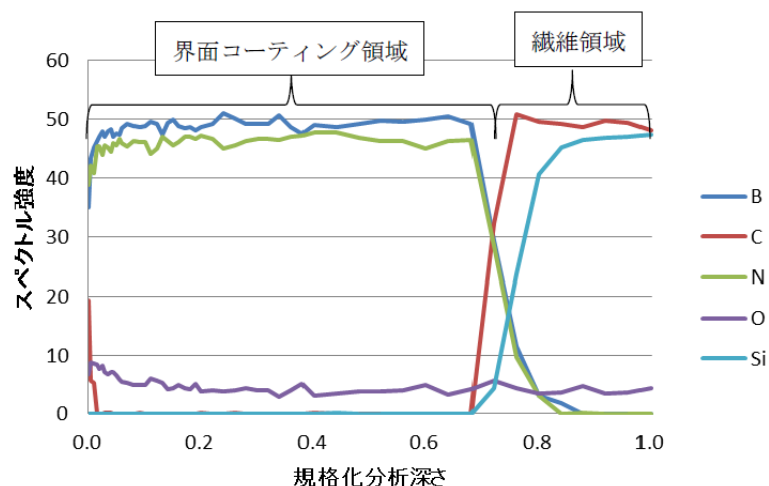


図 2.1.1-2 BN 界面コーティングの成分分析結果(Auger 深さ分析)

以上の結果から、BN コーティングは想定膜厚・成分で成膜でき、その条件での繊維の強度低下はほとんど起こらないことを確認した。

また、BN コーティングは処理温度が高くなるほど耐酸化性が向上することが報告されている。そこで、SA 繊維に BN コーティングを成膜した後に熱処理を施し、繊維束引張試験により繊維強度の変化を、曝露試験と X 線回析(XRD; X-ray diffraction)により耐酸化性の変化を、それぞれ評価した。熱処理温度は、成膜温度 T_{BN} を基準に $+0^{\circ}\text{C}$ から $+200^{\circ}\text{C}$ までの範囲にて行い、曝露試験は BN の酸化が問題となり始める 800°C の大気と水蒸気中にて、マトリクスを被覆しない BN 界面むき出しの加速試験で行った。繊維束強度試験には、市販されている従来 SA 繊維と、本研究と同じ「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）」で開発する改良 SA 繊維とを供試した。以降、前者を“従来 SA 繊維”，後者を“改良 SA 繊維”と呼ぶ。熱処理温度と繊維束強度の関係を図 2.1.1-3 に、曝露試験後の XRD 結果を、後熱処理を施していない場合の結果“ T_{BN} ”と併せて図 2.1.1-4 に示す。

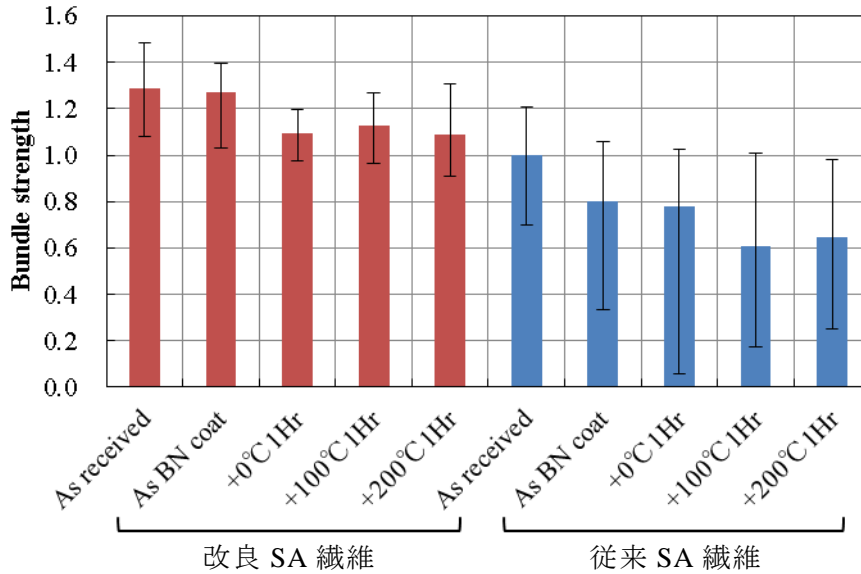
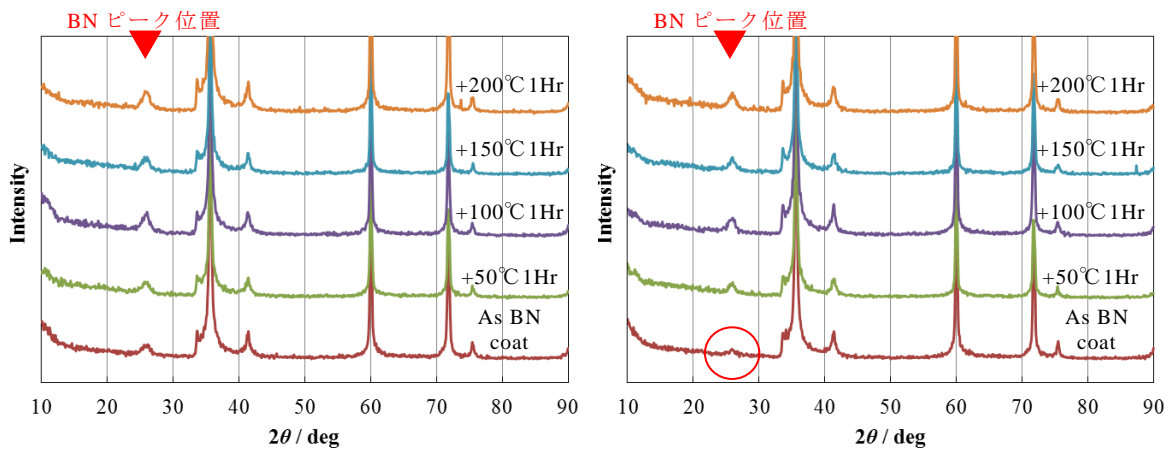


図 2.1.1-3 各工程による SA 繊維束の引張強度の変化



(a) 800°C大気中 10 時間静置

(b) 800°C水蒸気中 1 時間静置

図 2.1.1-4 熱処理による曝露試験後の BN ピークの変化 (ピーク位置：▼)

BN コーティング施工前の段階で、改良 SA 繊維は従来 SA 繊維の 1.3 倍程度の強度を有していることが分かった。また、従来 SA 繊維では、繊維束強度にばらつきが大きく、熱処理による繊維束強度の変化を評価することが難しかったが、改良 SA 繊維では強度のばらつきが改善しており、熱処理による強度低下が僅かであることが分かった。また、熱処理を施していない BN コーティングは 800°C水蒸気中 1Hr の曝露試験後に BN の結晶構造を示すピーク(26° 近傍)が消失していたが、熱処理を施した BN コーティングでは大気中/水蒸気中曝露試験後もピークが計測されたことから、熱処理の有効性を確認することができた。

(2) マトリクス候補材の絞り込み (東京理科大学との共同実施)

エンジン部材に適用される CMC のマトリクスへの要求は、耐熱性・耐水蒸気性に優れて減肉しづらいことと、強化繊維と界面コーティングの環境への曝露を防ぐシール性を有することである。そこで、耐熱性と耐水蒸気性に優れる材料を骨材、高温で

粘度が低下してシール性が期待できるガラスをシール材として組み合わせたマトリクスを試作し，エンジン環境を模擬した 1400℃加圧水蒸気中への曝露試験により各マトリクスの耐熱性・耐水蒸気性を調査した。各マトリクスの曝露時間と重量変化率の関係を図 2.1.1-5 に示す。なお，比較として骨材を SiC としたマトリクスの結果も図中に併せて示した。

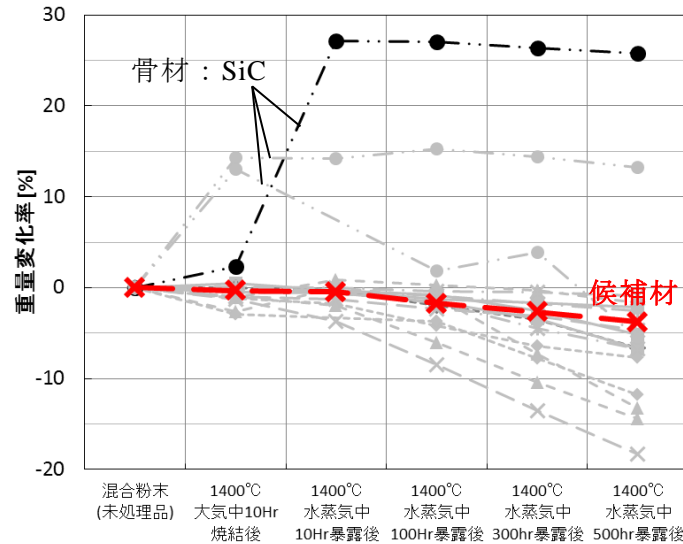


図 2.1.1-5 マトリクスの重量変化率と曝露時間の関係

図より，マトリクスの組み合わせにより重量変化率，すなわち化学的安定性は大きく異なり，骨材を SiC とした比較例の場合(図中丸プロット)は重量増加率が大きく，その他の候補材は重量減少傾向を有していた。重量変化が少なく，素材の入手性が良い材料として，図中の”候補材”を最初のマトリクスとして選定し，作製した CMC に対して 1400℃大気中における力学特性を評価した。しかしながら，1400℃大気中における疲労試験中に試験片表面からシール材が流出したため，同マトリクスでは加圧水蒸気中では化学的に安定であったが，CMC のマトリクスとしては形状を安定に保持できず，採用できないことが分かった。

そこで，1400℃大気中でも形状を安定に保持し，かつ耐酸化性に優れる酸化物等を候補にしてマトリクスを再度検討した(以降”改良マトリクス”と呼ぶ)。このような材料の場合，シール性を期待できるガラスを用いないことから，酸化のパスとなるマトリクス中の気孔を極力低減できる含浸条件を設定することが，耐酸化性の向上に重要である。含浸条件の検討や試作の後に，マトリクス形成条件を設定した。改良マトリクスを形成した CMC に対して，1400℃の加圧水蒸気中での安定性を評価した。加圧水蒸気中へ 100Hr 曝露した際の重量変化を図 2.1.1-6 に示す。なお，評価は差が出やすいよう，より厳しい条件として試験片を加工したまま，CVI 等のコーティングを行わない状態で試験を行った。比較として，骨材を SiC としたガラスマトリクスの結果も図中に併せて示した。

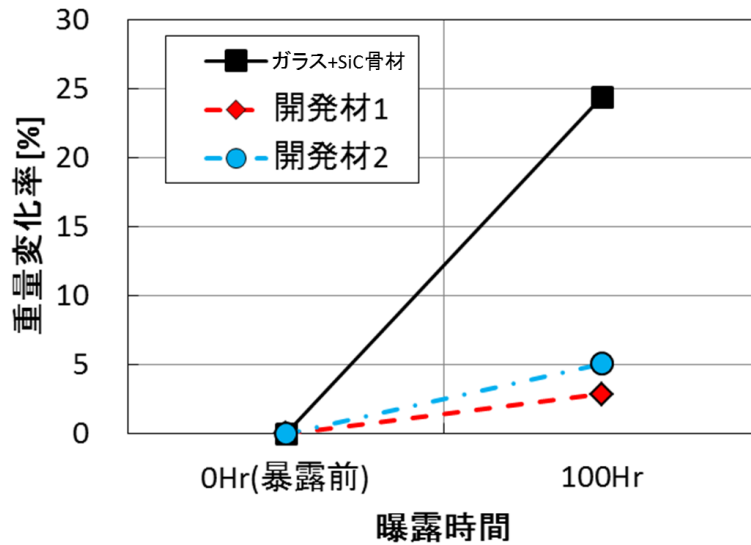


図 2.1.1-6 改良マトリクスの重量変化率と曝露時間の関係

1400℃大気中でも形状を安定に保持できる改良マトリクスは、2種類の開発材を評価したが、いずれも結果は良好であった。以上のことから、1400℃級 CMC 用のマトリクスの開発に成功した。引き続き、改良マトリクスを用いた CMC の力学特性の評価を進める。

2.1.2 コーティング開発

(1) 耐環境コーティング(EBC)の開発

現在実用化されている EBC はボンドコート層に Si を用いていることから、Si の融点(1400℃程度)によって EBC の耐用温度は 1300℃程度に限定される。本研究では、戦略的イノベーション創造プログラム(SIP)にて開発する 1400℃級 EBC のボンドコート(融点 1500℃以上)を参考とし、CMC 基材および EBC への同ボンドコートの適用可能性を評価した。そして、CMC 基材への成膜性・密着性の評価から、はく離の起こらない成膜条件を見出し、1400℃級 EBC の CMC 基材への施工を可能とした。成膜条件による施工性の違いを図 2.1.2-1 に示す。引き続き、ガス流試験等による EBC の耐久性を評価することにより、1400℃級 EBC の成立性の評価を進める。

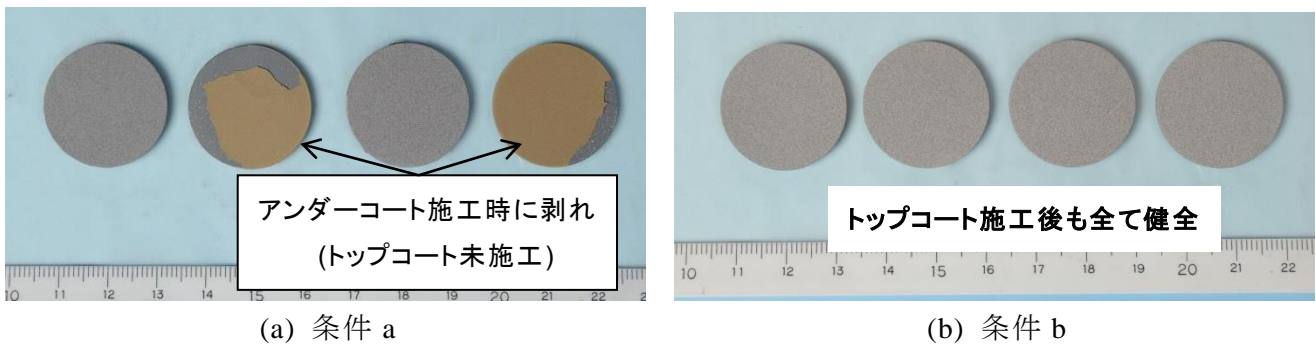


図 2.1.2-1 EBC 成膜後の CMC 外観写真

(2) ガス流試験機の整備 (JAXA との共同実施)

1400℃レベルでのガス流試験(エロージョン試験)を実施するにあたり、現行ステンレス製の試験体ホルダに替わる、耐熱性と耐衝撃性に優れたチタン酸アルミニウム製ホルダを製作した(図 2.1.2-2)。合わせてバレル形状、空気流量、燃料流量、試験位置をパラメータとして、ガス流の全温と全圧の計測を行った。想定する 1400℃レベルでのエロージョン試験条件を調査し、試験条件を設定した。さらに、エロージョン試験を予備的に行い、試験機が 1400℃の厳しい環境下でも問題なく稼働することを確認した(図 2.1.2-3)。

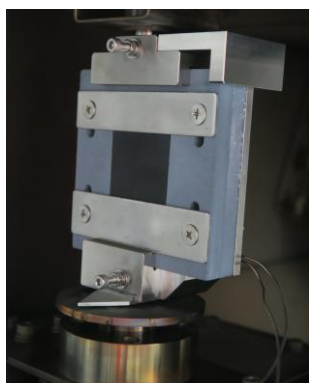


図 2.1.2-2 製作した試験体ホルダ

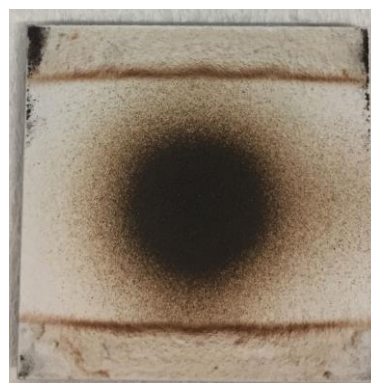


図 2.1.2-3 試験後の試験片外観

以上の結果から、1400℃の高温におけるエロージョン試験を実施できる見通しが得られた。引き続き、試験条件の微調整を行い、EBC の耐久性評価を進める。

2.2 部品試作・評価

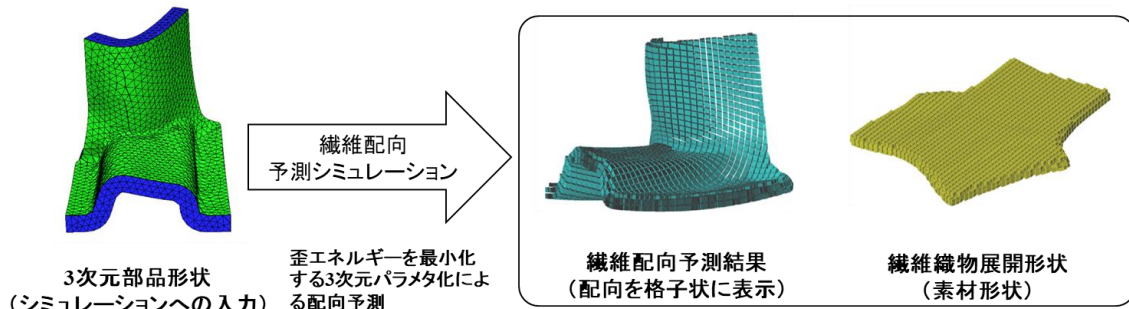
2.2.1 複雑形状評価

(1) 織物変形シミュレーションモデルの構築 (東京大学との共同実施)

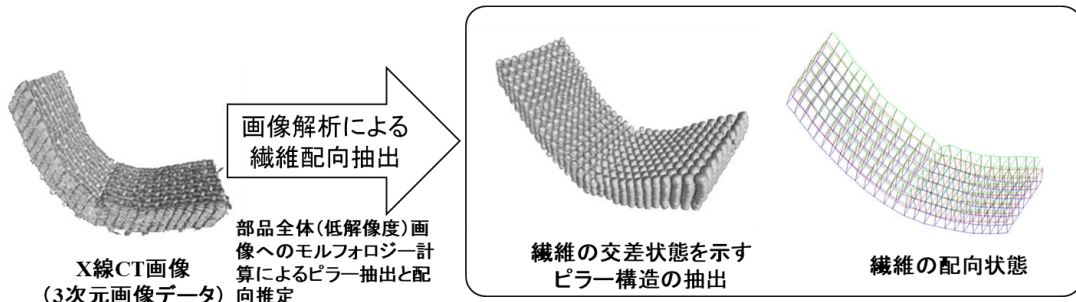
X 線 CT と画像解析を用いた CMC 部材の賦形時の変形シミュレーションモデルを、後述の方法で開発した。

変形シミュレーションでは、CAD で設計された部品の三次元形状と、設計仕様として部分的に織物の繊維配向の指定を与え、部品全体の繊維配向を予測する。また、これによって賦形前の展開形状の予測も可能となる。シミュレーションは、歪エネルギーを最小化する 3 次元形状のパラメータ化に基づいて行われる。また、この配向予測を検証するために、X 線 CT 画像解析を用いている。ここでは X 糸と Y 糸が織り重なった領域(ピラー)を抽出して、織物の配向を抽出する。

上記手法に従い、X 線 CT データと CAD データの座標自動マッチング機能の開発と、ピラー抽出精度を頑健(robust)化するためのピラー抽出判定基準の拡充とを行った。シミュレータと X 線 CT 画像からの配向抽出ソフトウェアの実行結果を図 2.2.1-1 に示す。



繊維配向・展開形状を予測するシミュレータ



実部品のX線CT画像データからの繊維配向抽出ソフトウェア

図 2.2.1-1 シミュレータと X 線 CT 画像からの配向抽出ソフトウェアの実行結果

以上の結果から、織物形状不良や繊維配向を予測可能な解析ツールの開発に成功した。引き続き、展開賦形時に繊維束の乱れが大きくなる曲げ部について、実際の試作データを反映して解析手法の精度改良を進める。

(2) CMC メゾスケール解析技術の開発(東北大学との共同実施)

CMC メゾスケール解析技術の一環として、解析的アプローチにより、直交三次元織物 SiC/SiC 複合材料に対する応力-ひずみの非線形応答を予測するための連続体損傷力学(CDM)モデルを開発している。解析は、図 2.2.1-2 に示すように直交三次元織物を純マトリクス部を省略したクロスプライ積層板として近似し、これらに連続体損傷力学モデルを組み込んで、損傷発生時の積層板の有効コンプライアンスを計算することにより行なうこととした。

これまでに、荷重方向繊維束、荷重垂直方向繊維束のき裂およびせん断による損傷に対する損傷変数を定式化し、直交三次元織物の各方向に対する応力-ひずみの非線形応答を予測した。これらの結果を試験結果と比較すると、図 2.2.1-3 に示すように 0° 方向について予測した応力-ひずみ線図が全体で試験とよい一致を示し、90° 方向、45° 方向についても高温強度で問題になる非線形領域の初期で試験と比較的よい一致を示しており、本モデルの有効性を確認できた。

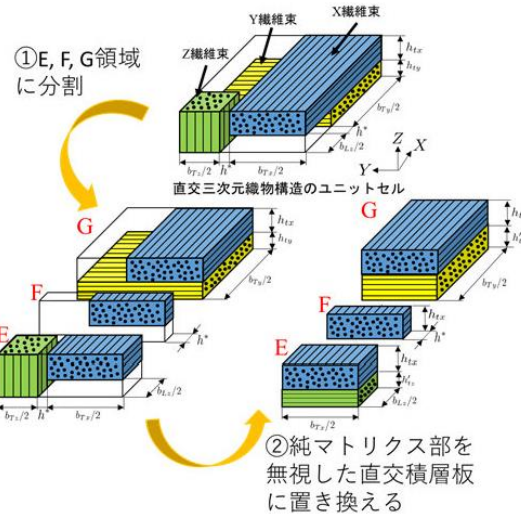


図 2.2.1-2 直交三次元織物のクロスプライ積層板への置き換え

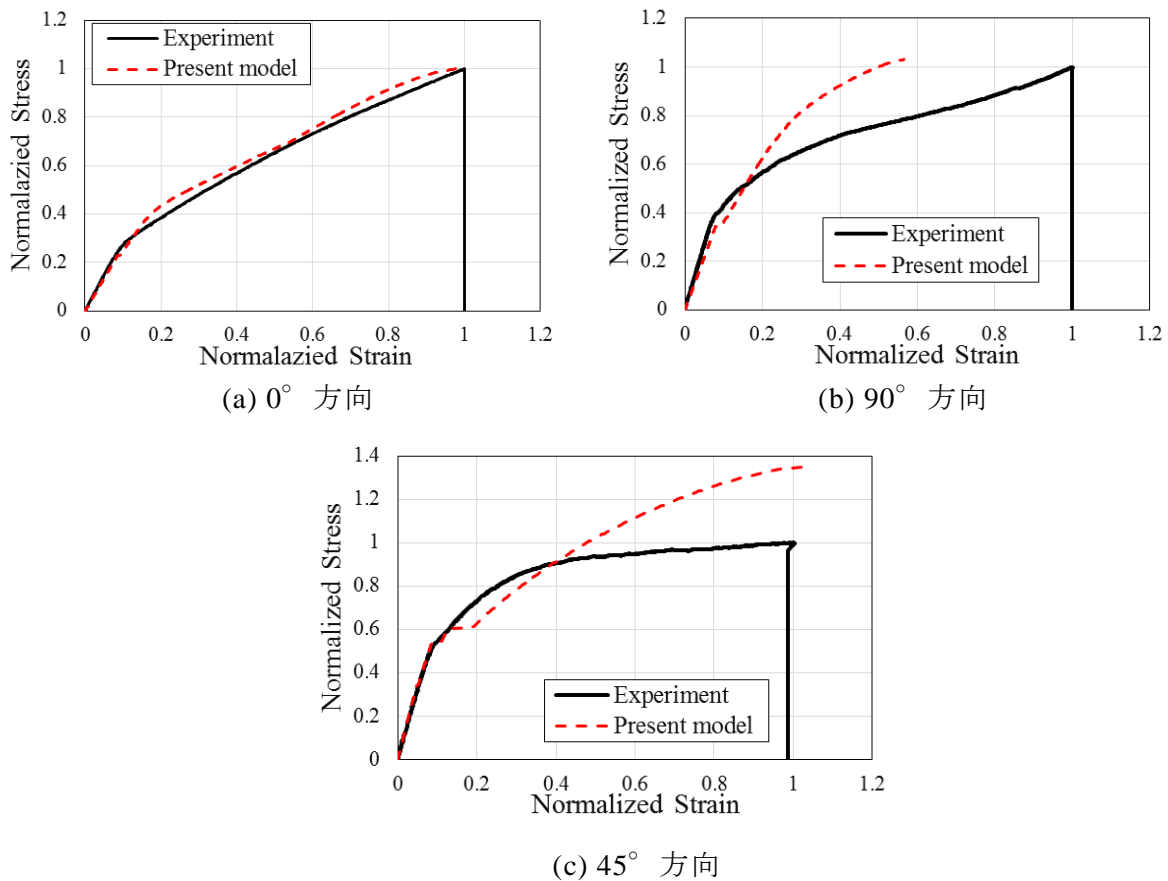


図 2.2.1-3 予測した応力-ひずみ線図と試験結果の比較

CMC を均質異方性体として扱ったマクロスケールの非線形解析に入力する応力-ひずみ応答について、必要な繊維配向に対して解析的に予測して材料試験データを補完することが可能になった。これらにより、材料のマイクロ組織を模擬した解析手法を設定できた。

今後、比較する試験数の追加による解析パラメータの調整、損傷変数と実際の損傷

の比較等を行ない，予測精度の向上を図っていく。

3. まとめ

本研究では，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 SA グレード繊維を用いた材料開発と部材開発に取り組んでいる。これまでに得られた研究成果を以下にまとめる。

- (1) 施工条件を検討後試作し，第 3 世代 SiC 繊維に BN 界面コーティングを施工可能であることを確認した。
- (2) 耐熱性・耐高温水蒸気性と CMC 基材への含浸性に優れた 1400℃級マトリクスの開発に成功した。
- (3) ガス流試験装置の試験ホルダを耐熱性・耐熱衝撃性に優れるチタン酸アルミニウムにて製作した。また，試験条件を調整することにより，1400℃でのガス流試験を実施できることを確認した。
- (4) 実部品の X 線 CT データと CAD データから繊維配向を抽出するソフトウェアに，座標自動マッチング機能の実装，ピラー抽出判定基準の拡充とを行い，織物変形シミュレーションモデルによる解析精度の向上を実現した。これらにより，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した。
- (5) 繊維垂直方向の損傷変数を定式化し，それを古典積層理論と組み合わせることにより，任意の積層構成の積層板の応力-ひずみの非線形応答を予測した。予測結果は試験結果とよい一致が得られたことから，任意の繊維配向に対して材料試験データを補完できるメゾスケール解析技術開発の見通しが得られた。

以上

別添 3

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）

一部材開発

シキボウ株式会社

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）－部材開発－

1. 目標

3次元プリフォームの製織工程においては、通常の平面織物の製織工程と比較し、繊維に加わる摩耗負荷や屈曲負荷は大きなものとなる。特に、SiC 繊維の様に脆いセラミック繊維を用いる場合、通常の平面織物用の市販サイジング剤（繊維集束剤）処理による繊維の保護のみでは繊維に著しい損傷や破断が生じ、製織作業自体が不可能となる。

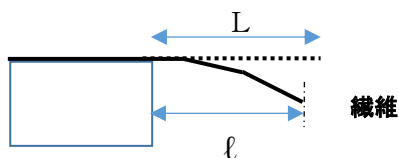
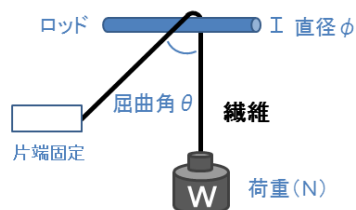
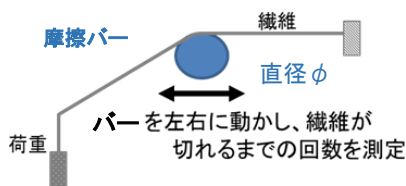
SiC 繊維による3次元プリフォームの製織作業を効率的に行うためには革新的な繊維補強が必須であり、3次元プリフォームを作製に適したサイジング剤およびサイジング方法あるいは繊維補強方法の開発を行う。

- ・サイジング剤あるいは補強繊維は後工程である CMC 化工程において悪影響を及ぼす可能性があるため、それらを除去する方法を開発する。
- ・第3世代 SiC 繊維の3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%以上のプリフォームを試作する。

2. 繊維補強方法の評価と開発

2. 1 補強繊維の評価方法

織物の製織工程において、繊維に加わる負荷として、主に製織機を構成するパーツとの摩耗負荷や屈曲負荷を挙げることが出来る。これら負荷に対する繊維の耐久性を評価するため、パーツによる繊維摩耗や繊維屈曲を再現した専用試験装置の開発を行った。図1に摩耗試験装置の概念図を、図2に屈曲試験装置の概念図を示す。また、繊維補強の逆効果として繊維が強直化し本来の風合いを失う懸念があるため、図3に示すような繊維自重による垂れを利用した繊維柔軟性の試験も行った。



2. 2 繊維補強方法の開発

第3世代 SiC 繊維は従来の SiC 繊維と比較しても、明らかに脆く折れやすいので製織時の負荷に耐えうる様、従来の SiC 繊維とは異なる補強素材による補強①～③の検討を行った。また、併せてサイジング剤の更なる高性能化の検討も行った。

① 補強形態 A

補強形態 A の場合の SiC 繊維補強の概念図および外観写真を図 4 に示す。補強形態 A については SiC 繊維を補強繊維により蔓を巻くように巻くことで補強する。以下つる巻方式とする。

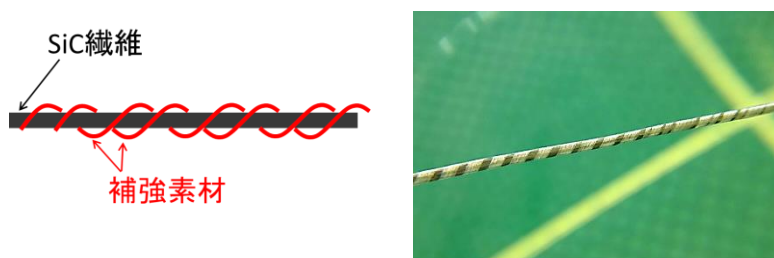


図 4 補強形態 A（つる巻方式）の概念図および外観写真

② 補強形態 B

補強形態 B の場合の SiC 繊維補強の概念図および外観写真を図 5 に示す。補強形態 B については従来の組物構造により SiC 繊維を補強する。以下ブレイド方式とする。

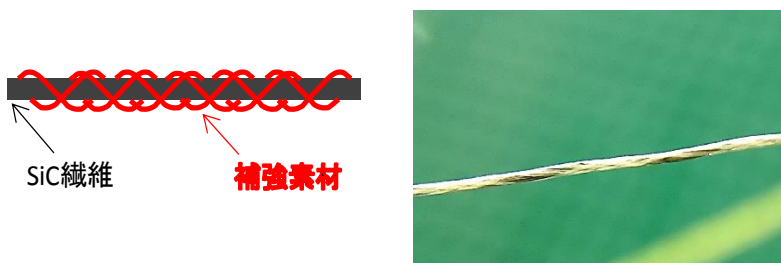


図 5 補強形態 B（ブレイド方式）の概念図および外観写真

③ 補強形態 C

フィルム状の補強素材による SiC 繊維の補強形態 C の概念図を図 6 に示す。以下フィルム方式とする。

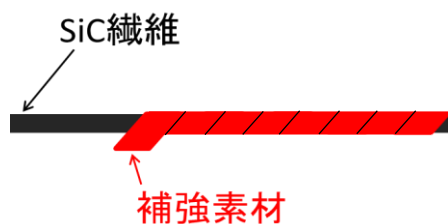


図 6 補強形態 C の概念図

フィルム方式については試作・検討を行ったが、補強後の繊維が強直となり、著しく柔軟性を欠く等の問題があった為、検討の続行を断念。補強効果の確認は行わなかった。

④ サイジング剤の開発

図7にサイジング剤によるSiC繊維の補強の概念図を示す。サイジング剤によるSiC繊維の補強の観点としては摩耗特性に重点を置いて研究開発を進めた。

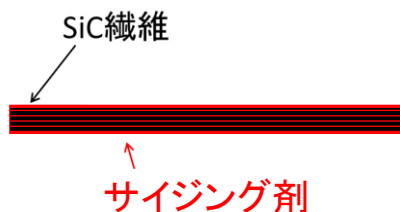


図7 サイジング剤による繊維補強の概念図

3. つる巻き・ブレード被覆の補強効果と被覆除去方法の研究

3. 1 補強効果の検討

専用のつる巻き補強装置およびブレード補強装置にて、種々の条件を変えてつる巻き補強SiC繊維、ブレード補強SiC繊維を作製し、摩擦摩耗特性および屈曲特性に関する試験を行い、SiC繊維に対する補強効果を評価した。図8に繊維摩耗試験結果を、図9に繊維屈曲試験結果を示す。

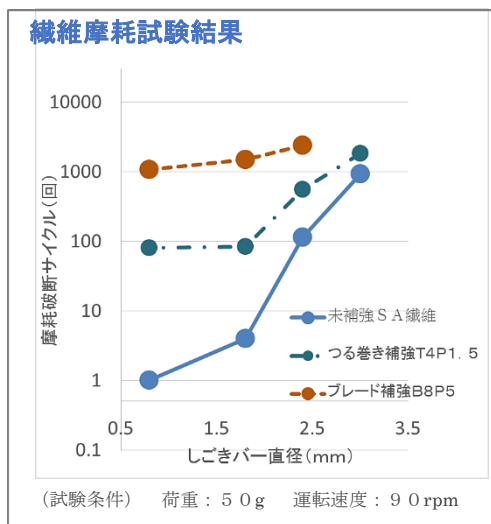


図8 繊維摩耗試験結果

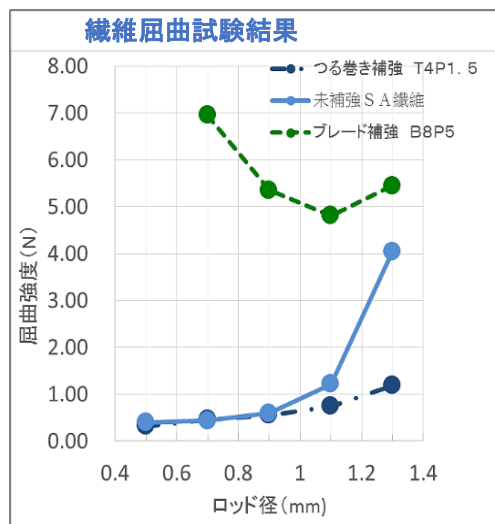


図9 繊維屈曲試験結果

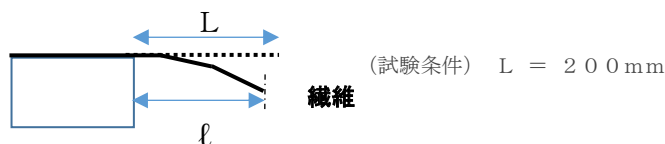
3. 2 補強後の柔軟性確認

作製したつる巻き補強SiC繊維、ブレード補強SiC繊維等の柔軟性試験を行った。結果を

表 1 に示す。尚、この試験においては繊維が柔軟であるほど下方に垂れるため、突出し長さは小さい値となる。サイジング剤による処理には劣るものの、補強素材にて SiC 繊維を補強する手法の中ではブレード方式の柔軟性が比較的良好と言える。

表 1 補強繊維の柔軟性試験結果

サンプル	突出し長さ ℓ (mm)						
	従来シキボウサイジング (ECP145) 処理 SA 系		シキボウサイジング (W1) 処理 SA 系		つる巻き補強 T4P1.5	ブレード補強 B8P5	フィルム補強
Data	7.5	5.6	8.5	8.5	19.5	10.5	20 (棒状になり、垂れない。)
	9.0	8.5	8.0	6.5	19.0	15.3	
	7.0	10.5	8.5	6.0	17.9	15.3	
	10.0	8.0	8.0	8.5	17.4	12.8	
	10.0	7.5	8.0	7.5	18.2	17.0	
平均値	8.4mm		7.8mm		18.4mm	14.2mm	20mm



3. 3 補強素材除去方法の研究

つる巻きおよびブレード補強 SiC 繊維を使用し 3 次元プリフォームを製織した場合は、後で述べるサイジング剤と同様、CMC 化工程前に SiC 繊維以外のものは除去されることが必須である。そこで補強に用いる素材の各条件での除去特性の確認を行った。

3. 3. 1 補強素材の除去特性の確認

第 1 段階として補強素材単体を試験体とした場合の除去特性試験を行った。表 2 に補強素材の各諸条件での除去特性確認試験結果を示す。各素材とも良好な除去特性を示し、特に素材 B、素材 E が優れた結果となった。

表 2 補強素材除去特性試験結果

試験 A : (濃度 0.1 %にて確認)

サンプル	水温 25℃	水温 45℃	水温 65℃
素材 A	5分攪拌で9割溶解 30分攪拌で完全溶解	1分で完全溶解	1分で完全溶解
素材 B	1分で完全溶解	1分で完全溶解	1分で完全溶解
素材 C	1分で完全溶解	1分で完全溶解	1分で完全溶解
素材 D	5分攪拌で9割溶解 30分攪拌で完全溶解	1分で完全溶解	1分で完全溶解
素材 E	1分で完全溶解	1分で完全溶解	1分で完全溶解

試験B：（濃度1%にて確認）

サンプル	水温25℃	水温45℃	水温65℃
素材A	30分攪拌 → 1.0g中、残渣、0.69g	30分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。
素材B	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	1分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。
素材C	30分攪拌 → 1.0g中、残渣、0.47g	30分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。
素材D	30分攪拌 → 1.0g中、残渣、0.58g	30分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。
素材E	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	5分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。	1分で溶解、残渣なし。 溶液は少し濁る。

3. 3. 2 織物内での補強素材除去の検討

3次元プリフォームに織り込まれた補強素材の除去は、3. 3. 1 に示す補強素材のみを除去する場合と比較し、困難であると推測される。SiC 繊維に前述の素材B繊維を織り込んだ3次元織物を作製し、3次元プリフォーム内部の補強素材の除去性に関する試験を行った。写真1に補強素材が織り込まれた3次元プリフォームの外観を、表3に除去試験の結果を示す。

表3 補強素材の除去性試験結果



寸法：90×110× t=10mm

写真1 補強素材が織り込まれた

3次元プリフォームの外観

織物種類	温水除去条件	除去量 (%)	700℃5時間処理後の重量減率 (%)
ブランク(補強無し)	50℃湯浴30分×2回	1.1%(PEO分)	0%
	80℃湯浴30分×2回	1.0%(PEO分)	0%
補強繊維量 9%	50℃湯浴30分×2回	5.4%	4.9%
	80℃湯浴30分×2回	8.9%	0%
補強繊維量 3%	50℃湯浴30分×2回	3.1%	0.1%
	80℃湯浴30分×2回	3.1%	0%

織り込まれた補強素材の量が増えると除去することが難しくなる傾向がみられるが、条件を変化させることで除去が可能となることが示された。

4. サイジング剤・サイジング処理およびデサイズ方法の研究

4. 1 サイジング工程に関する問題とその解決

第3世代SiC繊維を用いた3次元プリフォームの製織は何れの方法においても従来のSiC繊維を用いる場合と比較して、遥かに困難が伴うものと推測される。3次元プリフォームの製織に臨むにあたり、後述する従来のシキボウサイジング剤 ECP145 を上回る高性能なサイジング剤の検討だけでなく、サイジング剤の性能を最大限に引き出すことが可能なサイジング処理工程の構築も必要となってくる。

4. 1. 1 サイジング処理装置の設計・製作

繊維へのサイジング処理工程の概略を図10に示す。

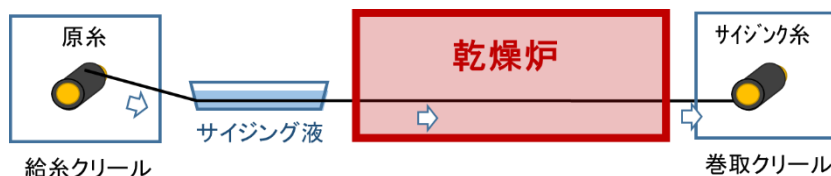


図10 サイジング処理工程の概略図

給糸クリール上のボビンから供給される繊維はサイジング槽にてサイジング剤を含み、乾燥炉にて乾燥後、巻取クリールにてボビンに巻き取られる。通常、コストダウンの観点から多繊維並列運転とし、且つサイジング処理速度を上げることが望ましいが、繊維乾燥不良にならないよう炉内温度および処理速度の最適化を行う必要がある。今回開発を行ったサイジング剤に関して、熱処理条件の違いによる摩擦摩耗試験結果への影響および過熱による熱分解試験等を行い、その諸特性について評価を行った。表4に熱処理条件と摩擦摩耗試験結果の関係、図11に開発されたサイジング剤の温度と加熱時間の違いによる熱分解特性について示す。

表4 熱処理条件の違いによる摩耗試験結果

加熱時間	温度 170℃	180℃	190℃	200℃	220℃
0分 (ベースサンプル)	1814回	1814回	1814回	1814回	3419回
5分	1580回	1926回	186回	151回	41回
15分	1315回	117回	68回	84回	58回
30分	218回	249回	39回	78回	87回

使用繊維 / ZMI

(試験条件)

しごきバー径：0.8mm 荷重：50g 運転速度：90rpm

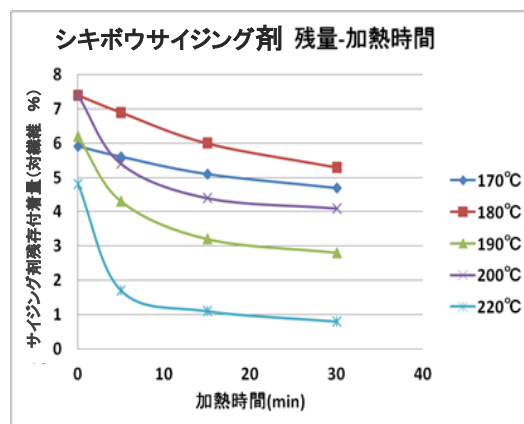


図11 サイジング剤の熱分解特性

4. 1. 2 3次元プリフォームのデサイズ装置の設計・製作

通常の平面織物と異なり、3次元プリフォームは緻密な組織を有し、且つ数ミリを超える厚みを持つ。デサイズ工程（サイジング剤の除去工程）においては、前述したようにCMC化工程において悪影響を及ぼさないために、本製織工程において必須となるサイジング剤の除去が必要となる。すなわちデサイズ工程においては厚みを持った基材内部、さらには繊維束の中のサイジング剤の除去も必要となる。図12に示した概念図のように効率的なサイジング剤の除去を行うためには、洗浄槽内だけでなく3次元プリフォームの組織内部まで洗浄液を浸透させる必要がある。

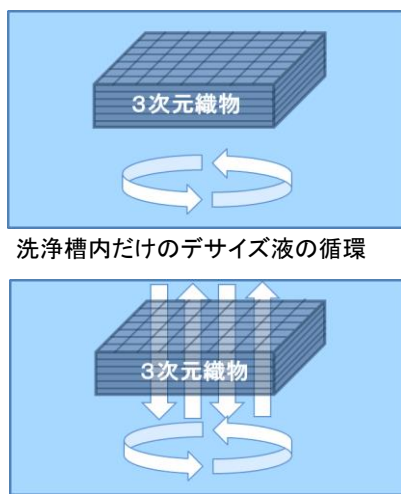


図12 デサイズ工程の概念図



写真2 デサイズ装置の外観写真

3次元プリフォームのデサイズ装置においては、プリフォーム組織内部へのデサイズ液の出入りを十分に確保させることを念頭に置いた設計とした。現在、製作中の装置を写真2に示す。

4. 1. 3 3次元プリフォーム乾燥装置の設計・製作

前述のように3次元プリフォームは通常の平面織物と異なり、緻密な組織を有し且つ数ミリを超える厚みを持つ。前項のデサイズ工程において、環境負荷や作業安全性の観点から洗浄液に水または温水を使用することを目標に、サイジング剤の開発を進めている。

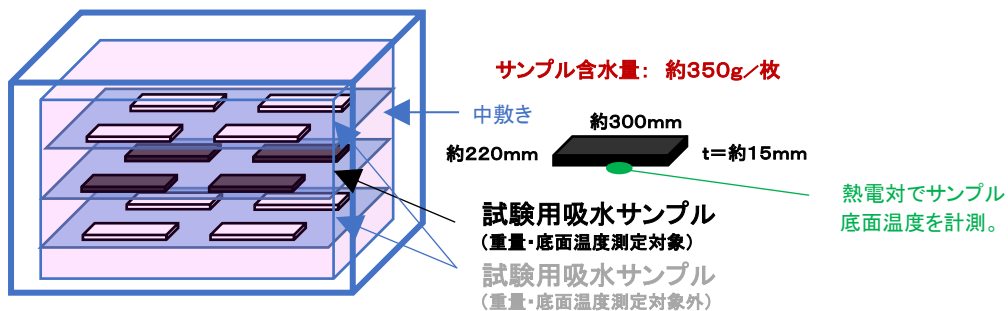
しかしこの場合、織物自体が大量の水分を抱え込むため、水洗デサイズ後の3次元プリフォーム乾燥工程においては、通常の平面織物の乾燥と比べ、遥かに困難なものとなる。そのため、本研究では水分の乾燥に特化した乾燥機を設計し、乾燥基礎試験を行った。

水洗した基材の効率的乾燥を目指した乾燥試験方法を図13に示す。図14にサンプル温度の変化と時間の関係を、表5にサンプルの吸水量と乾燥後の重量について示す。サンプルの乾燥完了とサンプル底面温度が100℃を超える時点とがほぼ等しく、扉を開けることなく乾燥状態のモニターが可能な事や、特に熱風下流側で見られるような気化熱損

失に伴う乾燥効率の低下を最小限にとどめる事の重要性がわかった。

今回これらの乾燥基礎試験結果を踏まえ、水分の乾燥という点に関して新しいコンセプトを用いた乾燥炉を製作中である。

SiC3次元プリフォーム乾燥試験方法



炉内風向と試験サンプル配置

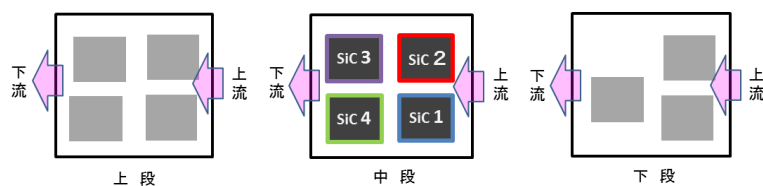


図 1 3 乾燥試験方法

炉内サンプル底面温度

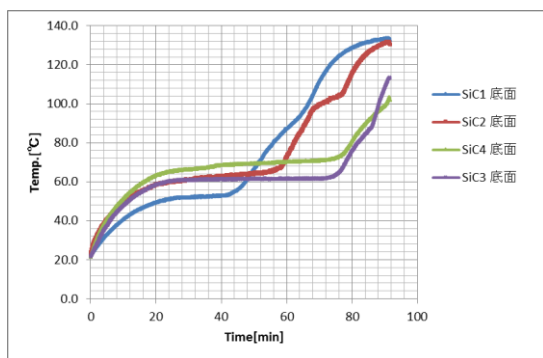


図 1 4 炉内サンプル底面温度と時間の関係

表 5 サンプル吸水量と乾燥後重量

サンプル重量		SiC1	SiC2	SiC3	SiC4
吸水前	[g]	870.9	867.1	723.9	691.9
吸水後		1214.4	1236.5	1064.8	1054.3
吸水量		343.5	369.4	340.9	362.4
乾燥後		868.1	865.9	723.1	691.4

4. 2 サイジング剤の研究

極めて脆い特性を示すことが想定される第3世代 SiC 繊維に用いるサイジング剤には、まず、後工程の CMC 化をより完全なものとするために、CMC 工程までにサイジング剤が織物から十分に除去されていることが要求される。また、従来の炭素繊維用サイジング剤と比較して更に高度な耐摩耗効果を有することが望ましい。さらに、デサイズ工程においては環境負荷や作業安全性への配慮も必須と言える。本研究では、弊社開発サイジング剤（シキボウサイジング剤 ECP145）と同等の性能を有し、かつ水洗のみで除去可能なサイジング剤（シキボウサイジング剤W1）を開発、さらに、水洗のみで除去可能且つ従来の炭素繊維用サイジング剤と比較してより高度な耐摩耗効果を有するサイジング剤（シキボウサイジング剤 Aシリーズ）も開発中である。

4. 2. 1 サイジング剤性能の評価方法

織物の製造工程において、製織方法による違いはあるものの、使用繊維には摩耗負荷や屈曲負荷が加わるが、サイジング剤処理による補強は主に摩耗負荷の軽減が目的となる。サイジング剤の性能評価においては2. 1で述べた摩耗試験に主眼を置いて行った。尚、サイジング剤の性能評価は繊維ロット間のバラつきの影響による誤評価を避けるため、チラノ繊維 ZMI グレードを用いて行った。

4. 2. 2 デサイズ性の改善

従来のシキボウサイジング剤は市販のものと比較して、遥かに優れた耐摩耗特性を有する。しかし、デサイズには特殊な洗浄剤が必要であり、特に、水での洗浄性は芳しくない。本研究においては、環境や人体に優しい、水洗でのデサイズに対応出来、且つ熱除去後の残炭率の少ないサイジング剤の研究を行い、第3世代 SiC 繊維用に、従来のサイジング剤と同等の性能、かつ水洗のみで完全除去が可能なサイジング剤を開発した。表6に各サイジング剤の繊維摩耗試験結果を示し、表7にデサイズ試験結果を示す。尚、表6、表7における「シキボウサイジング W1」が上記条件を満たす開発品である。

表6 サイジング剤の違いによる摩耗試験結果

	ZMI繊維		SA繊維
	BNコートなし	BNコートあり	BNコートなし
メーカーサイジングのみ	3000	82	1
従来シキボウサイジング ECP145	≥20000	4230	5
シキボウサイジング-W1	≥20000		
シキボウサイジング-W2	82		
シキボウサイジング-W3	62		

表7 水洗デサイズ試験結果

サイジング剤種類	シキボウサイジング剤-W1				従来シキボウサイジング剤 ECP145			
	水洗浄 2回	45℃湯 2回	水洗浄 1回	専用溶剤 2回洗浄	45℃湯 2回	水洗浄 1回	水洗浄 2回	
付着量(%) デサイズ前	5.4%			水洗浄1回で0.5%以下を達成		5.9%		従来品は水洗浄は向かない。
デサイズ後の付着量残率(%)	0%	0%	0.18%	0.20%	0%	1.80%	0.42%	

4. 2. 3 残炭の改善

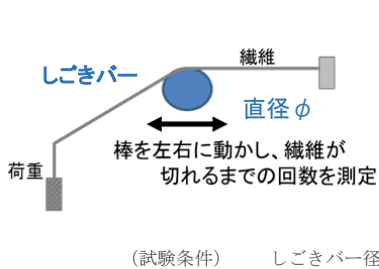
また、CMC 工程前の残存サイジング剤熱除去工程におけるサイジング剤残炭率は市販のサイジング剤と比較して多い傾向にあるため、基材織り上がり後のデサイズを繰り返し行う必要があり、コストアップ要因にもなりうる。従来のシキボウサイジングと水洗デサイズへの対応だけでなく低残炭も目指して新規開発したシキボウサイジングW1について、残炭試験を行った。表8に残炭試験結果を示す。従来のシキボウサイジングと比較し、シキボウサイジングW1の残炭が遥かに少ないことが見て取れる。

表8 残炭試験結果

サイジング剤名称	シキボウサイジング剤-W1		従来シキボウサイジング ECP145	
	A	B	A	B
燃焼前の重量(g)	5.18	5.26	5.17	5.47
	C	D	C	D
	5.00	6.04	5.89	5.27
燃焼後の重量(g)	A	B	A	B
	.063	.065	.164	.176
	C	D	C	D
残炭率(%)	.060	.076	.191	.167
	A	B	A	B
	1.21%	1.24%	3.18%	3.21%
全平均	C	D	C	D
	1.20%	1.26%	3.24%	3.17%
全平均	1.23%		3.20%	

4. 2. 4 サイジング剤性能向上の研究

図15に従来のSiC繊維(チラノ繊維 ZMI グレード)と第3世代SiC繊維(SAグレード)の摩耗試験結果、図16に同じく屈曲試験結果を示す。従来のSiC繊維と比較し、第3世代SiC繊維の耐摩耗性や耐屈曲性(屈曲せん断特性)は明らかに低い特性を示す。第3世代SiC繊維を念頭に置き、通常のSiC繊維用に用いているシキボウサイジング剤より更に高度な補強効果を有するサイジング剤の研究を現在、続行中である。



摩耗試験結果

繊維	サイジング	回数
ZMI(BN)	メーカーサイズ*	82
ZMI(BN)	従来シキボウサイジング*	4,230
SA(BN無)	メーカーサイズ*	1
SA(BN無)	従来シキボウサイジング*	5

※ メーカーサイズ：原系についているサイジング
従来シキボウサイジング：シキボウサイジング ECP145

図 1 5 第 3 世代 SiC 繊維の摩耗試験結果

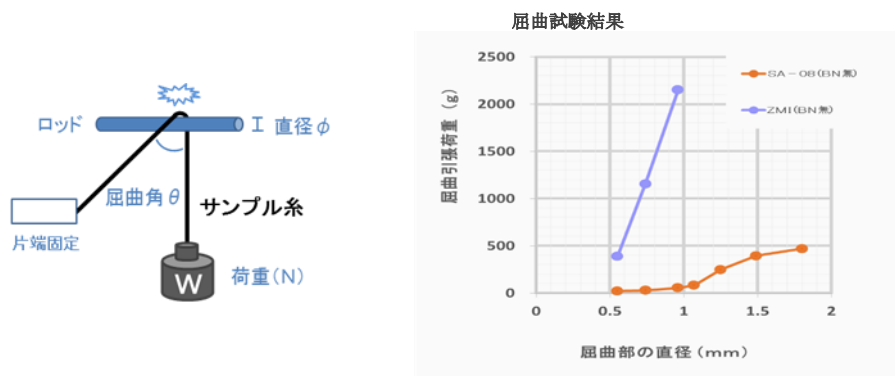


図 1 6 第 3 世代 SiC 繊維の屈曲試験結果

現時点において第 3 世代 SiC 繊維に最も良好な耐摩耗性を付与するサイジング剤はシキボウサイジング A1 であり、従来シキボウサイジングと比較し、優れた耐摩耗性を有している。表 9 にシキボウサイジング A1 の摩耗試験結果を示す。繊維に負荷させた荷重が 25 g の場合に摩擦摩耗による破断までのサイクル回数が従来のシキボウサイジング ECP145 の 2 倍以上となった。現在、さらに高性能なサイジング剤の開発を目指し、研究を進めている。

表 9 第 3 世代 SiC 繊維の摩耗試験結果

サイジング	試験荷重	SA繊維(BNなし)	
		荷重50g	荷重25g
メーカーサイジング*		1	
従来シキボウサイジング ECP145		7	1135
シキボウサイジング A1			2624

(試験条件) しごきバー径：0.8mm 運転速度：90rpm

5. 第3世代 SiC 繊維を用いた3次元プリフォーム製造方法の開発

5. 1 第3世代 SiC 繊維を用いたプリフォームの試作

試作・改善を繰り返しながら、第3世代 SiC 繊維を用いた繊維体積比率 (Vf) 30%以上の3次元プリフォームの製作を行うことができた。X糸Y糸合計40層を超えるものや幅200mmを超えるサイズの3次元プリフォームも可能となった。試作した3次元プリフォームの一例を写真3に示す。



3D 織物仕様：
層数：X糸Y糸合計49層

写真3 第3世代 SiC 繊維を用いた3次元プリフォーム

5. 2 補強繊維を用いた3次元プリフォームの試作

補強繊維を用いて3次元プリフォームの試作を行った。3次元プリフォームの試作を行うことは可能であることがわかったが、補強繊維除去後に、プリフォームの厚みが若干増し、Vfが下がる等の問題が明らかとなった。補強繊維除去により、Z糸周囲に空隙が生じるため、Vfが低下する様である。

5. 3 特殊な方式を用いた3次元プリフォーム試作

第3世代 SiC 繊維を用いた場合、前述の5. 1. および5. 2のいずれにおいても、特に層数が比較的少ない条件ではVfが低くなる傾向がある。従来の5. 1での方式とはコンセプトが全く異なる方法でのプリフォーム試作も検討し、40%前後の高いVfのプリフォームを得ることが出来た。本プロセスについては現在引き続き検討中である。

6. まとめ

第3世代 SiC 繊維を用いた3次元プリフォームを製作にあたり、SiC 繊維の補強方法について検討を行い、製織プロセスの開発、さらにはデサイズ特性について検討を行った結果、以下の成果を得た。

- ・第3世代 SiC 繊維を想定した水洗可能なサイジング剤を開発することができた。
- ・そのサイジング剤のデサイズ方法を検討し、デサイズ、乾燥特性の把握を行うことができた。
- ・第3世代 SiC 繊維を用いて繊維体積比率30%の3次元プリフォームを試作することができた。

- ・今後、第3世代 SiC 繊維 3次元プリフォームの量産を想定した自動化プロセスの開発を行う。

以上

別添 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

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発(高性能材料開発)―部材開発―

1. 概要

軽量耐熱複合材 CMC 技術開発(高性能材料開発)として、以下の研究開発を実施した。

(1) CMC(Ceramic Matrix Composites:セラミックス基複合材料)材料の開発

- ・ CMC 用プリフォームの開発
- ・ CMC マトリックス形成技術の開発
- ・ 耐環境コーティングの開発
- ・ 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. 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 の実用化が進んでいる。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、燃焼に用いられる空気量を増加させることで、エンジン全体としての燃費を下げることなく、火炎温度を下げることで NOx の排出量低減を実現することを目的とする。CMC 製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、部品を開発する。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。

3. CMC 材料の開発

3.1 CMC 用プリフォームの開発

3.1.1 CMC 設計技術の開発

CMC 製燃焼器パネル向けの支持構造や冷却構造として、プリフォームが製作可能であることを鑑みながら検討を行い、試験および解析により成立性を検証する。また、試験結果からプリフォームの織組織と物性の関係性について検討を行い、織組織に対しフィードバックを行うことを通じ、設計技術の開発を行う。本節では、支持構造の検討および織組織と物性の影響の一例として熱伝導率の関係について述べる。

(1) 支持構造の検討

3.1.2 節でも述べる通り、将来的な高レート・低コスト化を見据え、連続生産できる織構造であることを要求事項として CMC 製燃焼器パネルの形状を検討した。このため、比較的単純構造でありながら、CMC 製燃焼器パネルと、その拘束対象である金属の熱膨張差により発生する熱応力を吸収できる支持構造である必要がある。3.4 節でも述べる通り、本支持構造をもつ燃焼器パネルの試作および燃焼試験を実施し、短時間ではあるものの脱落等がなく、熱応力による破損が見られないことが確認できた。今後、長期耐久性および、種々の運転状況においても問題なく運用できることの確認を進めていく。

(2) 織構造による熱伝導率変化の検討

金属と比べ耐熱性が高い CMC であっても、火災から見て背面側には冷却空気を流すことで冷却することが必要であり、できるだけ少ない冷却空気で部材を保護するためには、CMC 自体の熱伝導率が高い方が望ましい。本節では、織構造を変化させることで、熱伝導率の向上を検討した内容について述べる。CMC の仕様を表 3.1.1-1 に示す。マトリックスの成形には、含浸初期には CVI(Cheical Vapor Infiltration:化学的気相含浸法)を用い、その後 PIP(Precursor Impregnation and Pyrolysis:プリカーサ含浸焼成法)によるマトリックス成形を行った。PIP は複数回繰り返している。

表 3.1.1-1 CMC 仕様

項目	仕様
使用繊維	チラノ SA 繊維
マトリックス構成	CVI+PIP

図 3.1.1-1 に織構造を変えた CMC の板厚方向の熱伝導率を示す。ここで織構造を変えているが、CVI および PIP の条件は変えておらず、成形後の材料内部の空孔率は同等であることを確認している。また、熱伝導率は、比熱を DSC 法、熱拡散率をレーザーフラッシュ法により測定し、下記の式より計算している。

$$k = \rho C_p a \quad (k: \text{熱伝導率}, \rho: \text{密度}, C_p: \text{比熱}, a: \text{熱拡散率})$$

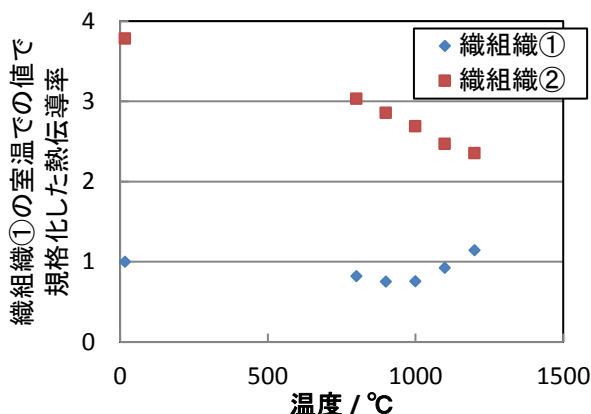


図 3.1.1-1 織組織による板厚方向熱伝導率への影響

織組織②は、特殊な織組織により、材料内部の空孔配置を制御し、板厚方向の熱伝導率を向上させることを目的としたものである。実際に、織組織①と織組織②を比較した際、板厚方向の繊維量に差があるものの、チラノ SA 繊維の室温における熱伝導率 64W/m・K から考えると、板厚方向の繊維量のみでは、図 3.1.1-1 に示す熱伝導率の差は説明できない。このことより、織組織による内部の空孔配置の制御が効果的に機能していると考えられる。空孔配置が熱伝導率に与える影響は、計算によりある程度想定することが可能であるため、熱伝導率を最適化させる織組織についての設計指針が得られた。

3.1.2 CMC 用プリフォームの製造技術開発

本開発では、CMC 燃焼器パネルでは、連続繊維によるプリフォームを利用する利点を生かし、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”とを、繊維が連続した一体構造の CMC 製燃焼器パネル用プリフォームとすることを要求仕様の 1 つとしている。本節では、その製造技術開発について述べる。具体的には、評価試験用織物および燃焼器パネル用プリフォームの試作を通して、高レート・低コスト化を実現するのに適した織物プリフォーム製造技術および、一体構造プリフォームの開発を実施した。ここでは、高レート・低コスト化のため、連続生産が可能であること、また、プリフォーム製造時の繊維歩留まりの目標値を 80%として検討を実施している。

チラノ SA 繊維を用いて、種々の織組織およびパラメータにより製織試験を実施した。その結果、繊維の目立った毛羽や折損等がなく製織できる条件を確立するとともに製織限界となる点の探索を完了した。また、同時に賦形性やマトリックス形成時の含浸性に問題がないことを確認し、すべての要求仕様を満足する織組織を確立した。

本織組織を維持しつつ、3.1.1 節にて述べた支持構造部を一体かつ連続生産できる手法を開発し、実際にヒートシールド部と脚部の繊維が連続とした一体構造のプリフォームの試作を完了した。本プリフォームを用いて、マトリックスの形成試験までを実施している。

その他、通常の連続生産では長方形形状の織物しか製織できないが、長方形形状ままでは、燃焼器パネル形状に賦形する際に、外周を切断する必要があり、歩留まりの低下を招く。この問題を解決すべく、パネル形状を連続生産できる織機について検討中である。本装置による製織技術の開発が完了すれば、繊維歩留まり 80%を達成できる見込みである。

3.2 CMC マトリックス形成技術の開発

3.2.1 SiC 繊維への界面コーティング技術の開発

SiC 繊維界面へのコーティング手法としては、繊維束単位でのコーティングと、プリフォーム単位でのコーティングの 2 つの方法がある。それぞれの長所短所を表 3.2.1-1 に示す。本開発においては、コーティングへのダメージおよび製織性の低下を防ぐため、プリフォーム単位での製織を実施することとした。また、界面コーティング層は一般に脆弱であり、輸送中等に剥離し、最終物性に影響を与えるとともに、ハンドリング性が悪い。本設では、この点を解決しうる形状保持性を付与できるコーティングおよびプリフォーム単位でのコーティングにおける均一成膜技術の開発について述べる。

表 3.2.1-1 コーティング手法による長所短所の比較

	繊維束単位でのコーティング	プリフォーム単位でのコーティング
長所	<ul style="list-style-type: none"> ・均一な成膜が容易 ・成膜時間が短く、比較的繊維の熱ダメージが少ない 	<ul style="list-style-type: none"> ・コーティングへのダメージが少ない。
短所	<ul style="list-style-type: none"> ・成膜後に製織するため、コーティング層がダメージを受けやすい。 ・コーティング層がついたために、繊維の剛性が上がり、折損等が起こりやすくなる。 	<ul style="list-style-type: none"> ・均一成膜が比較的困難。特に、厚物あるいは複雑形状のプリフォームへの成膜が困難。 ・成膜時間次第では、繊維に熱ダメージがある。

(1) BN の均一成膜技術の開発

チラノ SA 繊維を用いた平織織物の積層材を対象に BN の均一成膜技術の開発を実施した。種々の成膜条件により試験を実施し、均一に成膜できる条件を確立した。条件確立前後の断面写真を図 3.2.1-1 に示す。

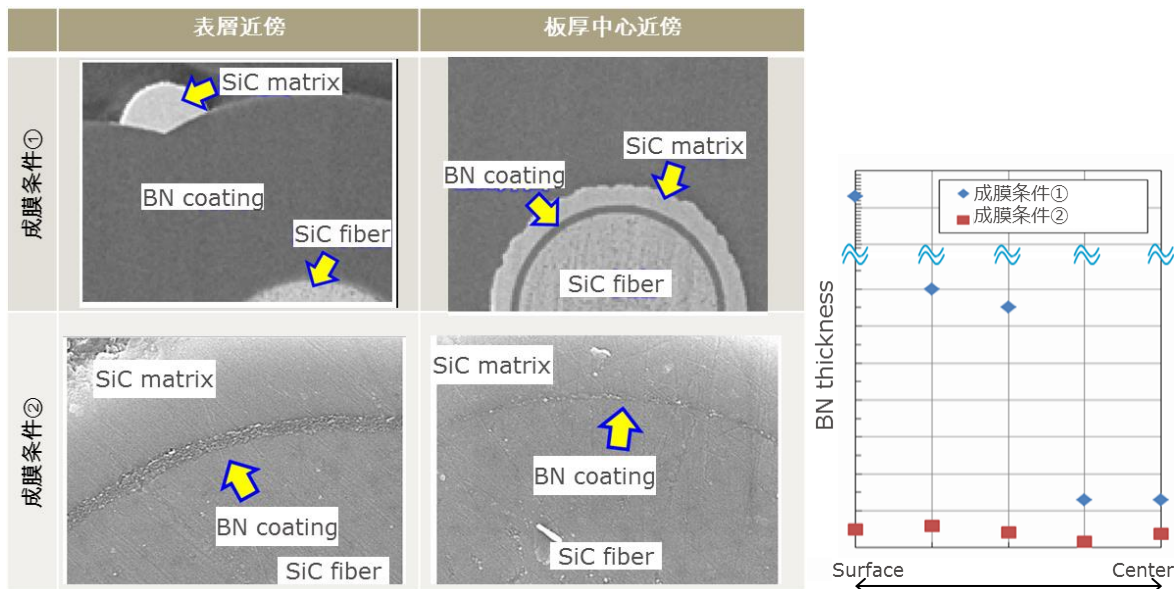


図 3.2.1-1 成膜条件による BN 層の厚みの差

また、成膜条件②にて ZMI 繊維に対し成膜した組織の TEM 観察結果を図 3.2.1-2 に示す。また、図 3.2.1-2 中の点 A における電子線回折図形を図 3.2.1-3 に、図 3.2.1-3 の点 B に絞りを入れた際の暗視野像を図 3.2.1-4 に示す。

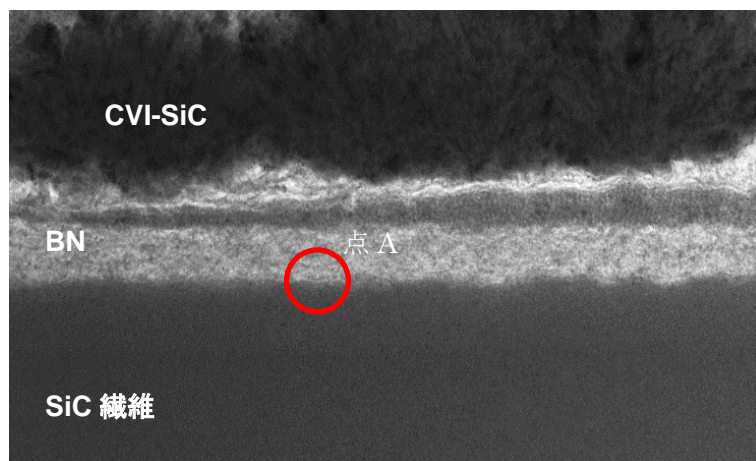


図 3.2.1-2 ZMI 繊維への BN、SiC 成膜品の TEM 観察結果(明視野像)

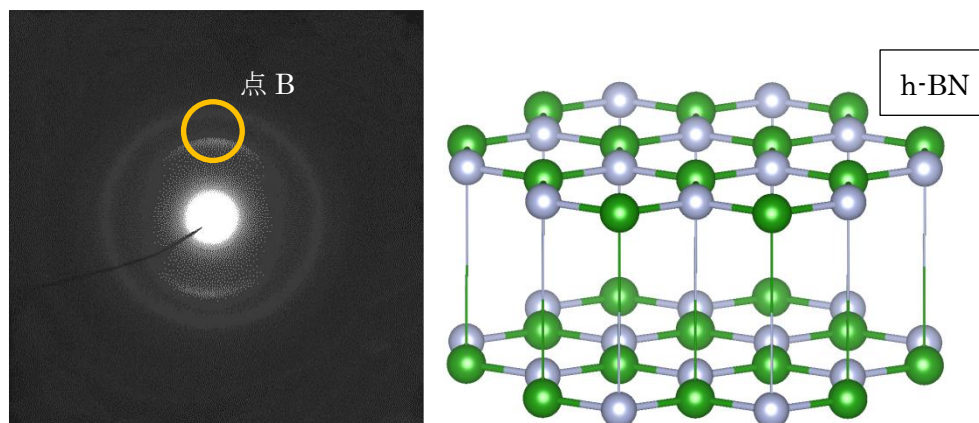


図 3.2.1-3 点 A における電子線回折図形および点 B の面間隔から得られる結晶構造およびその方位

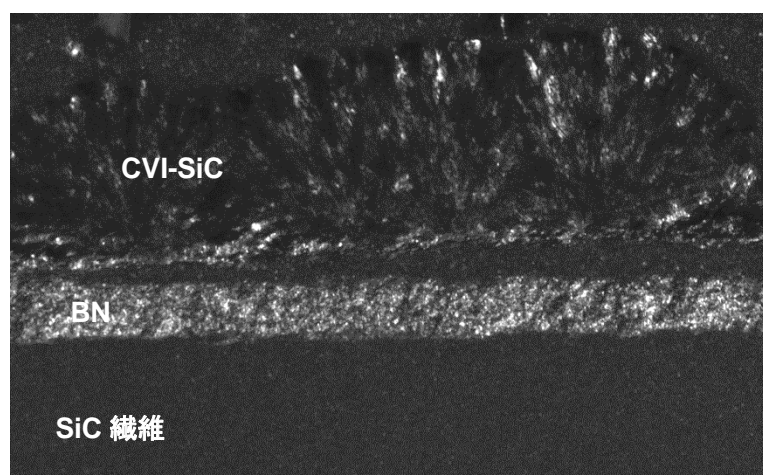


図 3.2.1-4 点 B に絞りを入れた際の暗視野像

図 3.2.1-3 より点 B およびその点对称の位置に、広がりはあるものの回折スポットが確認される。スポット位置より、これは h-BN の(002)反射である。このことより、この h-BN 層は繊維垂直方向に C 軸が配向していることがわかる。h-BN における(001)面はへき開面であるため、このような結晶配向を持つことは、CMC における繊維-マトリックス間の滑りの面において理想的な状態である。また、図 3.2.1-4 の暗視野像では、点 B に絞りを入れた暗視野像、すなわち、繊維垂直方向に C 軸が配向している h-BN が明るいコントラストを示す像であり、この画像からも BN 相が繊維垂直方向に C 軸配向していることが明らかである。

(2) 形状保持コーティング技術の開発

形状保持性について検討するため、燃焼器パネル構造の形状を模擬した織物積層品の BN 成膜と、SiC 成膜試験を実施した。CMC 燃焼器パネルを模擬した織物積層品の断面 SEM 観察の結果、すべての位置において単純積層品と同等のバラつきの範囲で h-BN 膜形成と形状保持性を付与する SiC 成膜が確認された。また、h-BN 膜や SiC 膜に離型時に発生する欠け(断面観察用試験片製作時の欠けを除く)等は観察されず、形状保持性の付与機能が十分に発揮されていると予測される。一般に CVI により成膜された SiC の方が、PIP による SiC よりも緻密かつ結晶性も高いため、強度面や熱伝導率の面で優れている。その一方 CVI 比率が高すぎれば、材料内部の空孔率が高くなりすぎる可

能性があり、またサイクルタイムが伸びたり、コストが上がるといった問題があるため、今後、物性とコストが最適バランスとなる SiC 膜厚について検討していく。

3.2.2 CMC マトリックス形成プロセスの最適化

CMC 製燃焼器パネルの要求性能に適合し、かつ低コストなマトリックス形成技術を開発する。成形プロセス最適化およびそれらの成形パラメータが、どのような影響を与えるのか物性取得を行い、最終製品に適した成形パラメータの設定が可能となるよう技術開発を行う。本節では川崎重工業が保有する固有技術で有るクラックシール材のマトリックスへの添加について、新規クラックシール材の探索・評価および新規導入手法の検討について述べる。

クラックシール材として、軟化点やガラス転移点異なる数種類のガラス粉末を選定、これら単独での熱的安定性と SiC 繊維との化学的安定性について分析を実施した。いずれのガラス粉末および SiC 繊維も化学的安定性は問題が無いことが確認されたが、軟化点が低いガラス粉末では、高温領域で重量減少が認められ、単独での耐熱性が低く、十分なクラックシール性能を有していない可能性が高いと想定される。今後、重量減少や化学的安定性に優れた組み合わせを用いて実際に SiC/SiC-CMC を製作し、ガラス粉末無添加材料との耐熱特性について比較評価を実施する予定である。その後、クラックシール材の新規導入手法の試験を実施し、ガラス粉末が均一に分散され、かつガラス粉末が変性していない様子を確認した。前述のガラス粉末材料自体の評価と共に、導入手法の違いによる耐熱特性の違いについても評価を実施する。

また、従来 PIP 回数を増やすことでしか達成できていなかった様な高密度 CMC を少ない回数で工業的に達成できるような手法の開発を実施した。その結果を図 3.2.2-1 に示す。平板においては効果があることを確認したため、今後製品形状でも同様に高密度化が達成できるか確認を進める予定である。

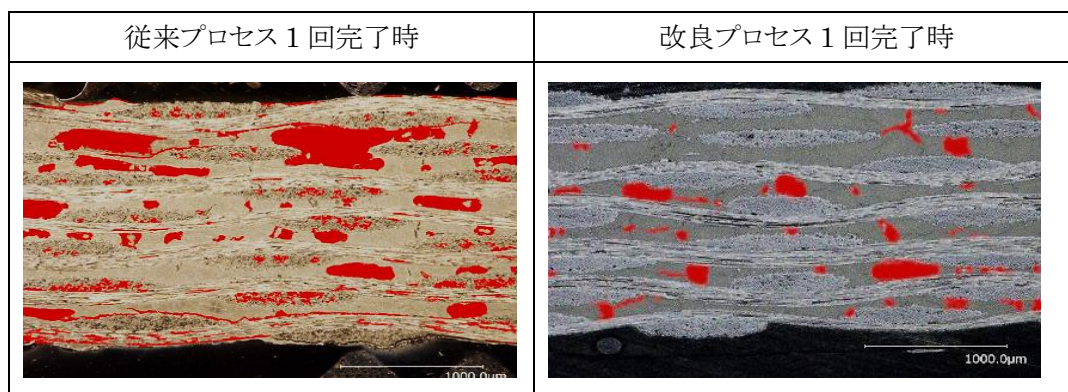


図 3.2.2-1 プロセスの改善による空孔率変化(図中の赤色部が空孔)

3.3. 耐環境コーティングの開発

CMC においては、高温水蒸気環境での水蒸気酸化(リセクション)の問題が知られおり、対策として、リセクション耐性を有する希土類珪酸塩等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)が挙げられる。本節では、EBC 層の組成や膜厚等の最適化、また、成形プロセスの最適化により、コストパフォーマンスに優れた EBC 層の形成技術開発について述べる。

EBC の候補材料の選定を実施した。モノリシック SiC や SiC/SiC-CMC に対するコーティングを実施すると共に、耐熱衝撃、耐熱サイクル試験を行うことでスクリーニングを実施した。また、EBC の放射率測定結果や、現在実施中の水蒸気酸化試験の結果、熱膨張率測定結果を基に材料選定およびコーティング条件の最適化を実施している。その他、熱膨張率差が大きい場合に、各界面に大きな応力が発生するため、熱膨張率を合わせるような EBC コーティング材料の開発も実施した。

3.4. シングルセクタ燃焼試験

3.1 節から 3.3 節までの各開発内容をもとに CMC パネルを試作し、複数あるバーナ1本分を取り出したシングルセクタ燃焼器にて燃焼試験を実施した。本燃焼試験は JAXA の高圧燃焼試験設備にて実際の航空機用エンジンの燃焼器入口条件に相当する温度、圧力で実施しており、このような高温高圧条件での CMC 燃焼器の試験は国内では初である。本試験では、燃料条件を変えて、燃焼器パネルへの入熱を調査するとともに、最も入熱の厳しい燃料条件で、同試験設備で連続実施できるほぼ上限の 4 時間保持による短時間耐久性の評価を実施した。本試験結果より、開発中の CMC、EBC、燃焼器パネル形状の妥当性を評価できた。一方で、想定よりも CMC パネル温度が高温となっており、冷却方法の改善や熱物性値の改善が必要となる可能性がある。今後は、シングルセクタで改善を確認するとともに、より実燃焼器に形状に近いバーナ数本分を取り出したマルチセクタ燃焼器での試験を行っていく予定である。

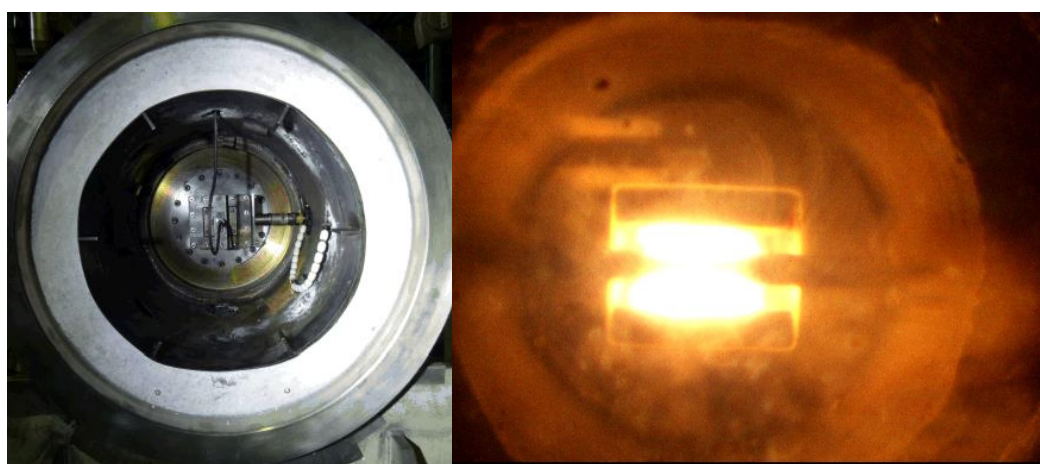


図 3.4-1 シングルセクタ燃焼試験装置および装置内部の燃焼状態

3.5. CMC 材料の検査・健全性評価技術の開発

CMC 製燃焼器パネル材料の実用化に際しては、検査・健全性評価技術の確立が必要である。

本研究開発項目では、既存の非破壊検査技術の適用可能性を調査するとともに、その最適化を行うことで、非破壊検査技術の確立を行うことを目指すことを目的としている。同時に、材料中に発生する損傷と残存強度の関係性や、損傷の進展速度等を明らかにすることを通して、材料の健全性評価技術の開発を行うことを目的とした。本節では、CMCの損傷と検査手法についての調査およびパルスサーモグラフィの検討について述べる。また、この他にも、X線CTの欠陥検出能力の調査を実施している。

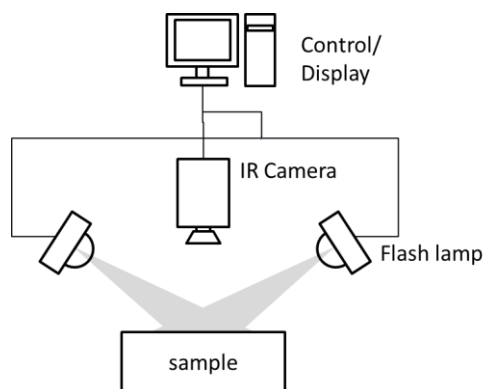


図 3.5-1 パルスサーモグラフィ装置 模式図

CMCの損傷を検出するときの基本的なコンセプトを考察した。CMCは製造方法によらず、一つの部材の中でも場所によって繊維の体積率やマトリックス中のポアの密度が異なる等、金属材料を用いた部材と比較すると、同一部材中で異なる特性を持つと考えることが普通である。また、使用する環境に応じ、部材に働く力の大きさや方向によって一つの部材中でも繊維体積率を変化させることが行われる。したがって、CMCで作製した部材では、金属材料で用いられていた「全ての部材が均質である」という前提で検査技術を考えることは不適當であると考えられる。

CMC部材の場所ごとにその特性が異なることを考えると、部材中で損傷を大きく受ける場所を選択し、その場所の特性 \mathcal{P} を場所の関数として求める必要がある。部材を $x-y$ 二次元座標系で考え、特性を $\mathcal{P}(x,y)$ とする。現実的には、 $\mathcal{P}(x,y)$ は特定の面積の平均値であり、 $\bar{\mathcal{P}}(x,y) = \frac{1}{\Delta S_0} \int_{\Delta S_0} \mathcal{P}(x,y) dx dy$ となる。 $\bar{\mathcal{P}}(x,y)$ を考えるための ΔS_0 を決定するための手法は、どのような検査技術を利用するかにより異なる。誘電率を求める方法の場合には $\Delta S_0 \sim 20 \text{ mm}^2$ であり、この値よりも小さくしても損傷検出の分解能が向上するわけではなく、S/N比が低下することが明らかになっている。また、パルスフェーズサーモグラフィを利用した場合には、 $\Delta S_0 < 10 \text{ mm}^2$ であり、SiC繊維を織物構造とした場合には、織物構造の周期性が一つの目安になることが知られている。

損傷の検出方法としては、誘電率変化の測定、電気伝導率の測定、超音波透過・反射の変化等の手法が考えられるが、いずれの方法を用いた場合でも、損傷量が未知のCMCの ΔS_0 部分の損傷量 $\bar{\mathcal{P}}(x,y)$ を定量的に表現するパラメータ $\mathcal{D}(\Delta S_0)$ を求めるとともに、損傷が既知のSiC/SiC-CMCを用いて $\mathcal{D}(\Delta S_0)$ と測定に利用するパラメータの相関性を求めておく必要がある。

また、パルスサーモグラフィを用いて CMC 中の損傷を検出する手法に関しての検討を行った。欠陥損傷が導入された CMC のみの場合には、パルスサーモグラフィのパルス光照射後の非定常状態に至る前の段階でのパルス光照射側および照射面の裏の面の温度と時間の関係が損傷の有無により異なることが明らかになっている。一方、実部材はセラミックスコーティングが部材表面に施工された状態で用いられる。この場合、CMC 基材とコーティング層の間にパルス照射した熱の移動方向に新たな界面が導入されることになる。そこで、基材としては反応焼結 SiC(以下、RB-SiC と記述)と代表的な EBC であるムライトをコーティングした材料系を用いた検討を行った。

熱曝露により欠陥を導入した試験片 2 体を作製し、一方の試験片は表面と断面の観察を行い、損傷状況を観察した。部分剥離の評価はパルスフェーズサーモグラフィにより行った。

熱曝露試験後の試料表面および断面の観察により表面にはクラックによるマッドパターンが形成されている。また、断面の観察から表面に見られたクラックは厚さ方向に進展しており、Si ボンドコート層内で停止し、面内方向に進展しているもの、ムライト層と Si ボンドコート層の界面または Si ボンドコート層と基材の界面で停止し、界面を面内方向に進展するクラックが存在した。また、ムライト層と Si ボンドコート層の界面または Si ボンドコート層と基材の界面における部分的な剥離も見られた。

加熱後の表面の温度分布から、マッドパターンのクラックから離れた部分は温度が高く、クラック近傍の部分では温度が低くなることが明らかとなった。この温度が低下した部分は断面の観察により見られたムライト層が基材から部分的な剥離をしていることが確かめられた。また、パルス光照射後、同じ経過時間では、剥離クラックが発生している部分の表面の温度は低いことが明らかとなった。これは、剥離クラックが照射光で発生する熱の移動方向に対して垂直方向に発生し、熱抵抗として作用したためと考えられる。これらの結果からパルスフェーズサーモグラフィの検査・健全性評価技術への適用性についての検討を行った。

4. 高性能 SiC 繊維の開発 高性能 SA グレードを用いた CMC 材料開発

高性能 SA グレードのプリフォームと CMC を開発し、高性能 SA グレードを用いた CMC の特性評価を実施する。また、性能改善に向け、CMC 製作各プロセスへフィードバック情報を与えることで、20,000 時間の寿命、金属材料製パネルセグメント比にて冷却空気削減量 30% 以上を満足する CMC 製燃焼器パネル製作の目処を立てる。本節では、現行のチラノ SA 繊維と他の SiC 繊維との比較を通じ、実際の繊維へのフィードバックについて述べる。

現行のチラノ SA 繊維を用い、CMC の骨格となるプリフォームを製作し、製織性について評価した。チラノ SA 繊維の製織性は課題が多く、その評価結果について SiC 繊維メーカーへフィードバックし、SA グレードの製織性向上を図る。また、現行の SA グレード SiC 繊維の他、別の SiC 繊維を用いた CMC の強度評価を実施した。BN 相を形成した CMC の強度物性は、繊維物性の影響を大きく受けることを確認。本評価結果を基に高性能 SiC 繊維の物性との相関からプロセス方案策定に対する指針を得た。

5. 研究開発成果のまとめ

各開発項目の研究目標と成果を表 5-1 に示す。また、これらの結果を統合して、国内初となる、実エンジン環境を模擬した CMC 燃焼器パネルの燃焼試験を実施し、パネルの脱落等の不具合がなく、試験を完了した。

表 5-1 研究開発成果

項目	成果
プリフォーム設計技術開発 (主担当：川崎重工業株式会社)	<ul style="list-style-type: none"> ・ CMC パネル用の支持構造を設計。特許の出願を実施した。 ・ プリフォームにより空孔の配置を制御し、熱伝導率を向上させる手法を開発。織組織の設計指針を得た。
プリフォーム製造技術開発 (主担当：株式会社豊田自動織機)	<ul style="list-style-type: none"> ・ チラノ SA 繊維における製織条件を確立した。 ・ 連続生産可能でかつ、マトリックス成形における含浸性等の諸特性を満足する織組織仕様を決定した。 ・ 一体構造のプリフォームの試作およびマトリックス成形試験まで完了した。 ・ プリフォーム製造時における繊維歩留まり 80%の目途を得た。
繊維界面コーティング技術 (主担当：イビデン株式会社)	<ul style="list-style-type: none"> ・ プリフォーム単位でのコーティングにおいて、均一成膜できる成膜条件を確立した。 ・ BN が繊維垂直方向に C 軸配向した、理想的な BN 層が成膜できていることを確認した。
マトリックス成形技術 (主担当：川崎重工業株式会社 / イビデン株式会社)	<ul style="list-style-type: none"> ・ クラックシール材料のスクリーニングを完了し、その導入試験まで実施した。 ・ PIP 回数を減らす新規含浸プロセスの開発を行った。
耐環境コーティングの開発 (主担当：川崎重工業株式会社)	<ul style="list-style-type: none"> ・ EBC 用材料のスクリーニングを実施した。 ・ 熱膨張率を調整した EBC 相の開発を実施した。
検査技術の開発 (主担当：川崎重工業株式会社 / 東京大学)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 各検査技術に関する予備調査・検討を完了した。 ・ サーモグラフィにより、層間剥離が検出可能であることを確認した。
高性能 SA (主担当：川崎重工業株式会社)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 初回製造プロセスを決定するにあたっての指針を得た。

以上

別添 5

航空機用構造設計シミュレーション技術開発

東北大学

開発項目 「次世代構造部材創製・加工技術開発」

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 研究開発成果

【研究開発の目的および目標】

本プロジェクトは航空機開発の低コスト化、軽量化、開発期間短縮を実現するために次の 4 つの CAE 解析技術を開発する。CAE の高度化により、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リスクの低減、低コストが期待できる。

各実施項目について、研究開発の目標を以下に示す。

(1) 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ー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。

機体設計シミュレーターにおける空力技術開発においては、完全ポテンシャル方程式と境界層方程式を連成させることによって遷音速域での解析精度低下を防ぐ。時間積分法の改良と並列計算効率改善によって計算時間の短縮を図る。これらによる高速簡易解析コードを H28 年度末までに完成させる。境界層方程式解法との結合解析は H29 年度中に実現させる。以上より並列計算機で 1 日当たり三次元翼の空弾性解析 1000 ケース実施を目指す。これは詳細な NS 解析より 100 倍以上速い。

また、構造解析技術開発においては、航空機構造の応力解析に用いられる汎用 FEM コード (ABAQUS、NASTRAN、LS-DYNA) と同等なシェル要素およびはり要素を有する構造解析ソフトウェアを開発し、標準的な航空機構造解析において、汎用コードによる結果との差異が、1% 以内となるようにする。

(2) 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、民間航空機の認証プロセスの一部である構造強度保証のために実施していた構造試験の一部を数値シミュレーションに置き換えることで、開発コストの抑制を目指す。特に、複合材構造の強度保証を構成する試験の内、これまで解析に置き換えることができなかった、衝撃損傷を与えた構造要素・部分構造・実大構造の強度試験の一部を置き換えることが可能となる汎用性・精度を有する解析ツールの開発を行う。

具体的には、航空機構造の応力解析に用いられる汎用 FEM (ABAQUS) の損傷解析コードにユーザー・サブルーチンを組み合わせた損傷解析手法を確立する。複合材料の損傷進展解析上で損傷の発生と他の形態の損傷への遷移を扱うにおいては確率論的な手法が必須であるが、この点を含んだ損傷解析コードを開発するだけでなく、材料の確率変動を含めた基本特性表記方法を提案する。また、汎用性・精度を兼ね備えた解析ツール実現へ向けては、任意の位置において有限要素 (メッシュ) に依存せず、き裂等の破壊現象を再現可能な手法が必要となる。そこで、メッシュフリー解析手法の 1 つである XFEM を組み込んだ構造解析ソフトウェアを開発する。

本手法を用いて、第 1 目標として、H29 年までに任意の切り欠きを有する複合材料積層板の

損傷発生・累積から不安定破壊判定までの解析手法を確立する。第2目標としては、H31年までに衝撃損傷による複合材構造強度の低下量を10%の精度で算出することを目指す。

(3) 実施項目3：氷着に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

本開発では、現状CFD解析技術の高度化を図り、高精度な氷着空力シミュレーション技術を開発する。具体的には、通常の航空機空力シミュレーションと同等の解析リソース・解析時間で氷着空力シミュレーションにより全機空力係数、機体表面圧力分布を評価可能とすることを目標とする。空力/防氷システム統合設計ツールについては、防氷設置有無による空力/性能ペナルティを比較・評価可能とすることを目標とする。H29年までに氷着空力シミュレーションツール開発と検証、H31年までに空力/防氷システム統合設計ツールを開発し、最適設計を実施する。近年NASA等が氷着空力シミュレーション技術等に研究着手しつつある状況であり、上記時期に達成することで優位性を確保可能である。

(4) 実施項目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

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れない繊維配向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。並行して熱硬化性樹脂含浸トウプレグまたは熱可塑性樹脂と連続炭素繊維のその場合浸技術により自動三次元積層する成形装置を開発する。

機体構造設計シミュレーターおよび成形装置開発の第1目標としては、平面にスライスし、積層する前のスライス単面内の繊維配向分布を面内で変化させることで強度・剛性の変化を調査し、最適なパターンを遺伝的アルゴリズム(GA)で探索して繊維配向の近似関数の適切な形状を決定する。第2目標としてはその近似関数を用いて積層構造の最適化をGAで行い、最適解を探索して適切な応答曲面を用いた簡易最適化手法を検討する。第3目標としては平面でないスライス面を想定し、いくつかの実現可能なパターンでその有効性を確認して面外方位への効果を考慮した最適化法を作成する。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、20%以上の強度または剛性の向上を目標とする。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。

実験的検証における第1目標としては、H29年までに設計時に使用可能な材料物性データ取得法の構築を目指す。これは、面内に繊維を最適配向させた構造の設計には、不連続に変化する物性値の取得が必須となるためである。具体的には、FEM解析で予測される面内方向の材料物性特性と、実際にクーポン試験で得られる特性とを比較し、設計時に使用する材料物性データ取得を目指す。この種の材料は未だ実用化されていないため、設計データの設定法の構築は大きな目標の一つとなる。第2目標として、検討した物性値によって設計された構造体の強度試験を実施し、非接触計測(DIC法)を適用する事により、クーポンレベルと構造レベルでの特性の差異についてH31年までに明らかにする。

【研究開発の成果】

(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

1) 高アスペクト比主翼設計に用いる空弾性解析コードの試作

遷音速域の空弾性解析に不可欠な物理を残しつつも計算時間が早くシームレス機体設計に供することが可能な高速簡易解法を定常流れ場に対して構築した (Fig.1)。特に、形状が複雑

で流体解析に取り込み難いが主翼フラッター特性に大きな影響を与えるエンジンナセル、パイロンなどに対応できるように非構造格子法を採用した。これまでに完全ポテンシャル方程式に基づく二次元翼ならびに三次元主翼周り遷音速流れ場解析にセル中心型有限体積法の適用が可能であることを確認した。

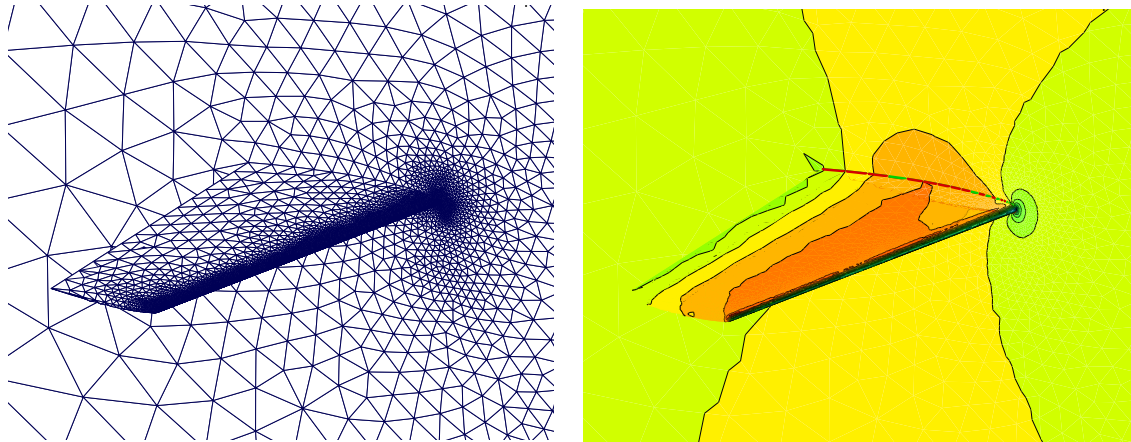


Fig.1 Mach contours of the computed flow field over ONERA M6 wing. ($M_\infty = 0.7, \alpha = 1^\circ$)

2) 主翼に関する数値解析ツールの開発

空気力学解析および簡易構造強度解析を組み合わせた主翼に関する数値解析ツールの開発を行った。三次元オイラー方程式を支配方程式とする翼周りの流れ解析および汎用 FEM コード NASTRAN の援用による翼内部構造（Wingbox 構造）の構造強度解析をシームレスに実行することによって、空力および構造分野両方の視点から任意形状の主翼性能が評価可能となった。

3) 主翼に関する多目的最適設計手法の構築

構造に炭素繊維強化プラスチック（CFRP）を適用した高性能な航空機設計を目的として、空力解析と構造解析を密接に連携させた航空機主翼の多目的最適設計手法を開発した。開発したのは、図 1 に示す Kriging モデルを組み合わせた遺伝的アルゴリズム（GA）にもとづく多目的最適設計手法である。目的関数には航続距離、構造重量および独自の評価指標である構造余裕関数を設定し、表 1 に示すように最適化を行った。本手法を用いて CFRP およびアルミニウム合金を構造材料に適用した場合、最適設計結果は、図 2 および 3 に示すように目的関数に設定した航続距離および構造重量に関して CFRP の飛行機構造への適用の有効性を示した一方で、CFRP 積層板の詳細な積層構成最適化の必要性や構造重量見積り高精度化などの本最適設計手法における課題についても明らかとなった。今後は材料選択が空力・構造最適化におよぼす効果について検証する。

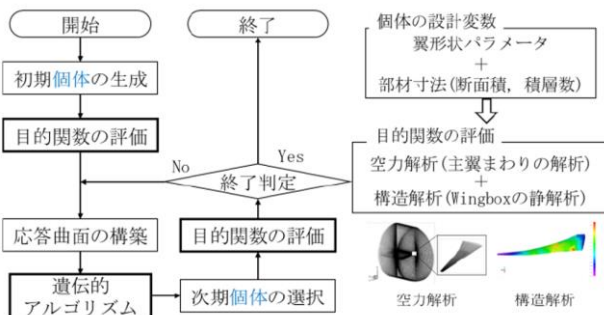


表 1 本研究の最適設計における目的関数

目的関数	最適化方向
航続距離 R [km]	最大化
構造重量 W_{st} [kg]	最小化
構造余裕関数 $S.M.V.$	最小化
[-]	

図 1. 研究における多目的最適設計の枠組み

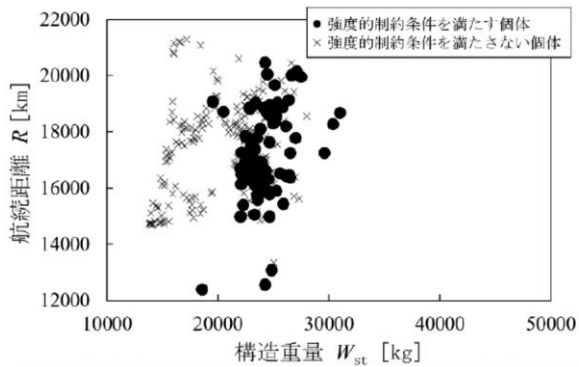


図 2. CFRP を構造材料に適用した場合の個体ごとの航続距離 R と構造重量 W_{st} の関係

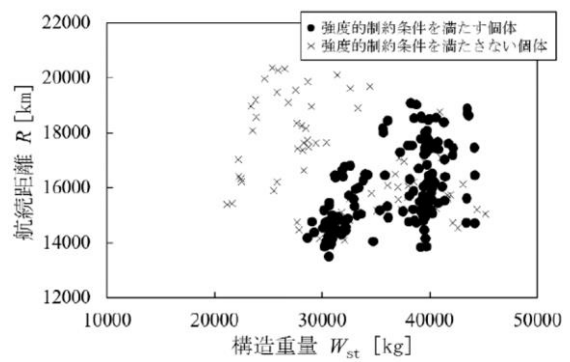


図 3. アルミニウム合金 (A7075) を構造材料に適用した場合の個体ごとの航続距離 R と構造重量 W_{st} の関係

4) 構造要素を用いた内製 FEM コードの開発と検証

構造要素（シェル要素、ビーム要素）を用いた内製 FEM コード(NLFEASTR)を試作し、単純モデルおよび実機相当の箱型はりモデルを用いて、静解析、振動固有値解析、座屈固有値解析、過渡応答解析を実施し、結果を汎用 FEM コード (Abaqus/Nastran/LS-Dyna) の結果と比較し、ほぼ同等な結果が得られることを確認した。内製 FEM コード(NLFEASTR)および XFEM コード (NLXS3) を用いて、引張り荷重を受ける楕円孔を有する CFRP 補強平板を対象とした検証解析を実施した。図 4 は、表層の材料主軸方向の垂直応力分布を、内製 FEM コード、内製 XFEM コードおよび商用コード(Abaqus)で評価した結果を示している。内製コードと商用コードは、ほぼ整合した結果を与えることがわかる。さらに試験で得られたひずみの値を解析結果と比較した結果を図 5 に示す。解析結果は試験結果とほぼ整合しており、変形の大きい部分においては幾何学的非線形性を考慮した解析の方が、より試験結果に近い結果を与えている。ここで開発された内製コードで 3) の構造最適化が可能となっている。

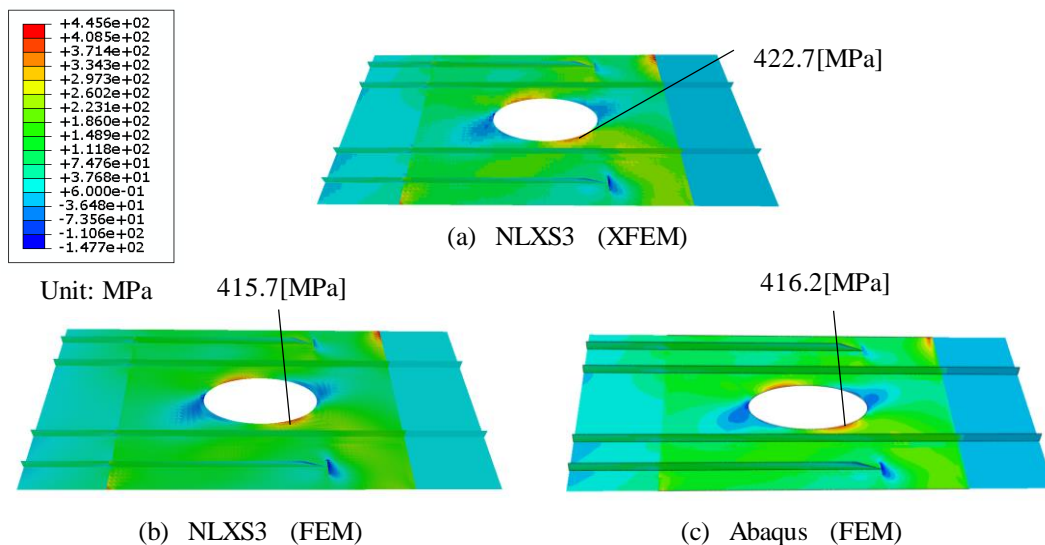


図 4. 引張り荷重を受ける楕円孔を有する CFRP 補強板の応力解析 (表層の材料主軸方向の垂直応力分布)

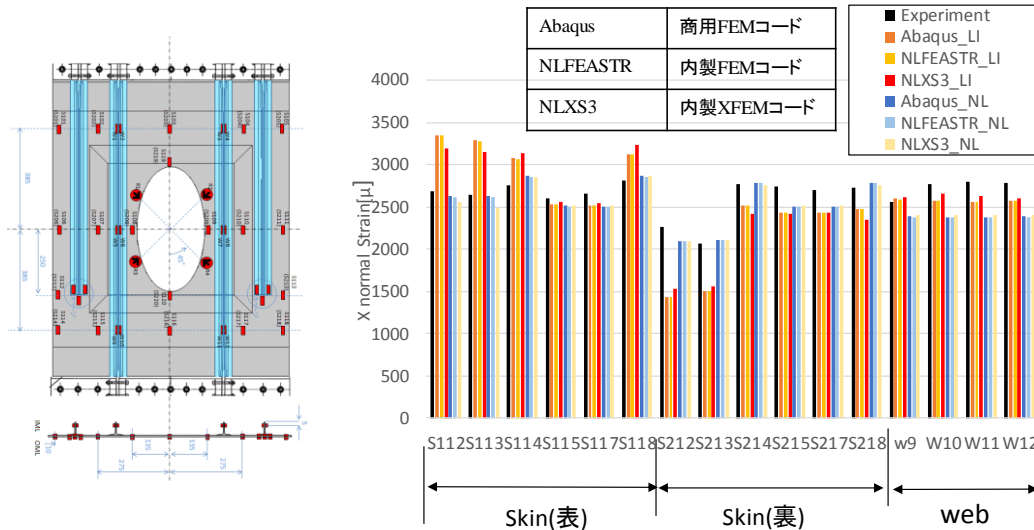


図 5. 引張荷重を受ける楕円孔を有する CFRP 補強板の応力解析（ひずみ計測値との比較）

5) シミュレーター要求の整理および検証構想の検討

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。川崎重工業は本研究開発の中で、航空機開発実績に基づき、本シミュレーターに対する要求の整理および本シミュレーターの検証を実施する。平成 27 年度の研究開発作業を通じて、川崎重工業は、以下の成果を得た。①シミュレーターに対する要求として、空力設計と構造設計の連成が鍵となる開発フェーズを複数選定し、それぞれの開発フェーズにおいて重要な空力・構造設計パラメーター、制約条件、評価基準等を整理した。②シミュレーターの検証構想として、航空機開発で用いる空力解析ツールおよび構造解析ツールを用いた、機体設計シミュレーターを構成する解析モデルの個別検証の構想およびシミュレーターで得られた最適化設計を評価する検証構想を検討した。

6) 重合メッシュ法に基づく内製コードの試作

重合メッシュ法による解析プログラムを試作し、検証解析を実施した。

7) ツールの検証

航空機主翼の多目的最適設計手法に用いる構造解析モデルおよび最適化結果と途中経過について評価を実施し、意図通りの構造解析が実施できることを確認した。フラッタ解析ツールの検証対象の検討を行い会社側での解析を実施中。

(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

1) 陽的有限要素法に基づく円孔板引張試験解析ツールの開発

CFRP の円孔板引張（OHT）試験について、動的陽解法有限要素法に基づくバーチャルテスト解析ツールを作成した。本解析ツールでは実験結果に基づき主要な損傷モードについて正確にモデル化を行っており、実験より得られた応力 - ひずみ応答および強度を精度良く再現するとともに計算コストを低く抑えることが可能となった。

2) 衝撃損傷推定解析手法の導出

本年度は衝撃損傷に関して、物理現象の単純化を行い、物理的に許容できる定式化を行った。特に、周辺単純支持及び固定支持された損傷を有する板の応答問題に関して、せん断変形を考慮した線形理論解を導出した。これは有限要素解析で Mindlin の板理論による定式化を行っていることを考えた理論式の発展型である。この解析解と非線形項を有限要素解析結果より定式化した近似解は、数値解析結果と実験結果を良く表現でき、低速衝撃に伴う損傷の定量化を精度よく簡便に行うことが可能となった。

3) 応力集中部からの損傷発生進展問題の解明

切り欠き端の応力集中部からの損傷発生進展問題に関して実験を実施し、損傷が互いに影響しあって進展する様子をとらえることができた。この進展メカニズムを明らかにするために有限要素解析により応力分布の移り変わりを示した。トランスバースクラックやスプリッティングなどのマトリックスの損傷進展と繊維直角方向応力 σ_{TT} がよく対応しており、応力 σ_{TT} を基準にマトリックス損傷の発生を議論することの可能性を示すことができた。

4) CFRP 損傷進展解析用内製 XFEM コードの開発と検証

CFRP 積層板における層間はく離、マトリックス割れを考慮した損傷進展解析を効率的に実施できる内製 XFEM コード NLXT2D および NLXP3D を開発した。CFRP 積層板の DCB、ENF、TCT 試験片を対象としたコード検証のための解析、NHT、OHT 試験片を対象とした妥当性の検証のための解析を実施した。図 1 に示すように OHT 試験片の実験結果（文献値）と概ね整合した結果が得られることを示した。

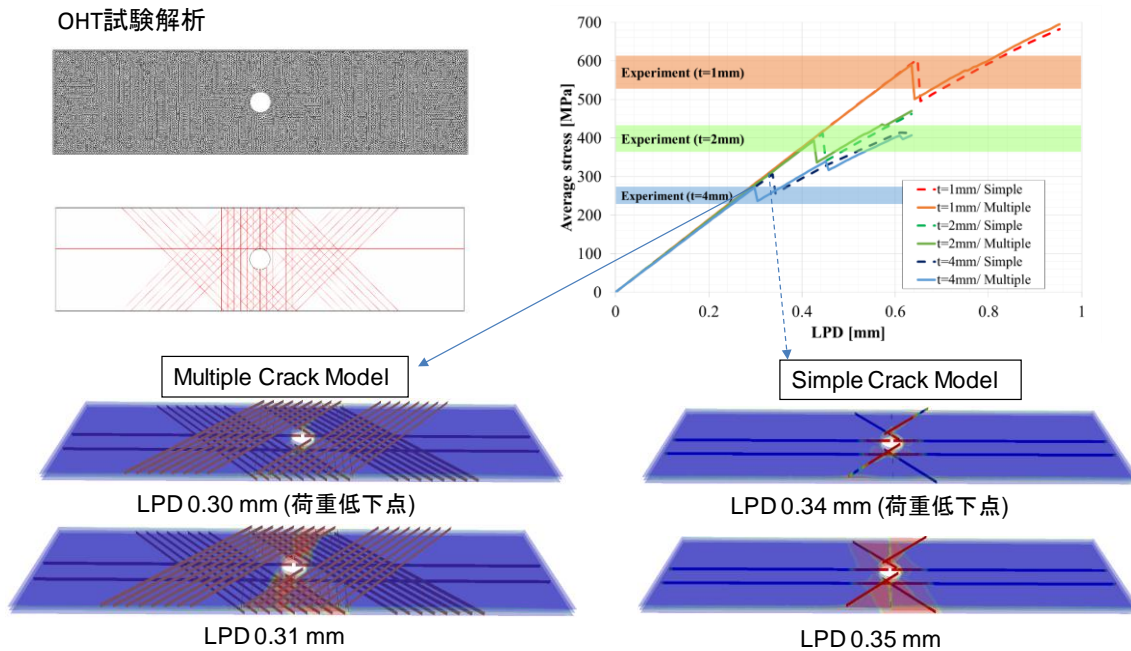


図 1. 内製 XFEM コード(NLXP3D)による OHT 試験解析

5) 横衝撃荷重を受ける CFRP 積層板の衝撃損傷形態の推定式の導出

横衝撃荷重を受ける CFRP 積層板の衝撃損傷の大きさを推定するための理論式を導出した。この手法を用いることにより、煩雑な数値計算を用いずに衝撃損傷の大きさを推定が可能となった。図 2 に推定式の概要を示す。

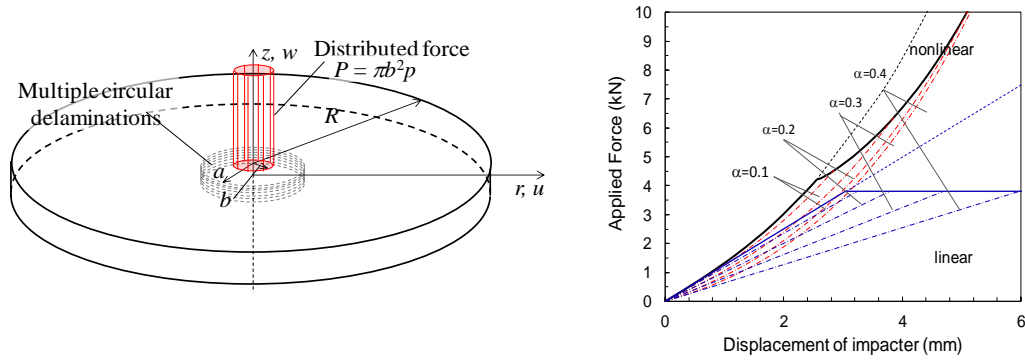


図 2. 衝撃損傷推定式の導出の概要

6) 衝撃損傷を有する CFRP 構造要素の圧縮特性評価

開発した解析手法を検証するために、材料特性が得られている航空機グレードの複合材料を用いて C 型構造要素を製造し、衝撃損傷付与試験および残留圧縮強度試験を実施した。さらに衝撃損傷を詳細に評価するため、X 線 CT 計測および超音波計測を実施した。図 3 に試験片の概要および典型的な試験結果を示す。また、表 1 に示すように衝撃損傷付与試験に関して開発した推定式を用いることにより損傷進展の大きさを概ね推定できることを確認した。

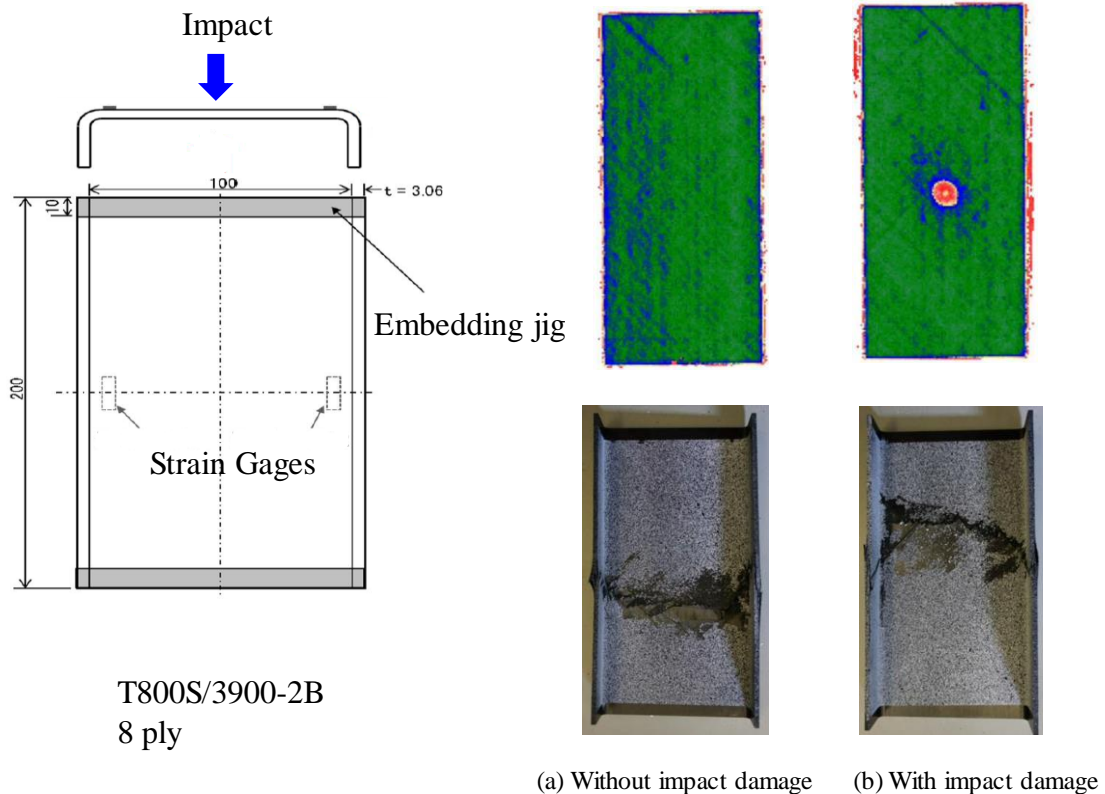


図 3 . CFRP 製 C 型構造要素の残留圧縮強度試験

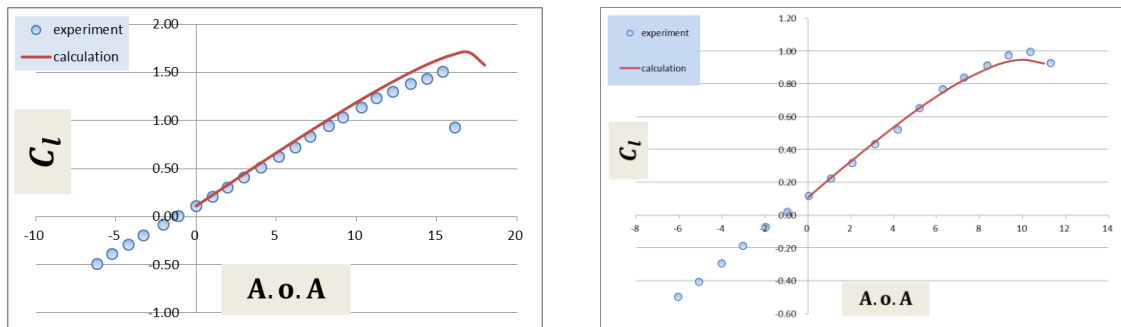
表 1 . 衝撃損傷試験における損傷の大きさの推定式による評価結果

Impact Energy	Experiment (radius of projected damage)	Analytical prediction (estimated from an equivalent-size-plate assumption)	
		Linear analysis	Non-Linear analysis
20J	~ 6.4 mm	16.6 mm	8.0 mm
40J	~ 12 mm	30.4 mm	15.1 mm

(3) 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。

H27 年度は、NACA23012 のクリーン翼型・着氷翼型の二次元計算を行い、揚力の推定及び失速迎角の予測を行った（図 1）。クリーン翼型については、低迎角時の揚力は精度良く予測できるが、圧力分布で見ると前縁ピークが過小評価されることが分かり、この原因は実験環境の再現性にあると分かった。着氷翼型については、低・高迎角時ともに揚力を精度良く予測できた。また、双方の翼型ケースで失速迎角を評価したところ、実験と±1[deg]の範囲で一致していた。さらに、着氷の存在が揚力および失速迎角を減らす効果をもたらすことが確認された。



(a) クリーン翼型

(b) 着氷翼型

図 1 . 着氷翼型の二次元 CFD 解析

H28 年度は、クリーン翼および着氷翼（CS22）の三次元計算を行い、着氷が流れ場に与える影響について調査した（図 2）。着氷の存在により、低迎角でも翼根の氷前縁で剥離を起こし翼端側に発達する渦構造を持つことが分かり、クリーン翼と比べて迎角の上昇に対する剥離領域の拡大が緩やかであることが分かった。また、計算格子を改善することにより、氷の後ろ側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。

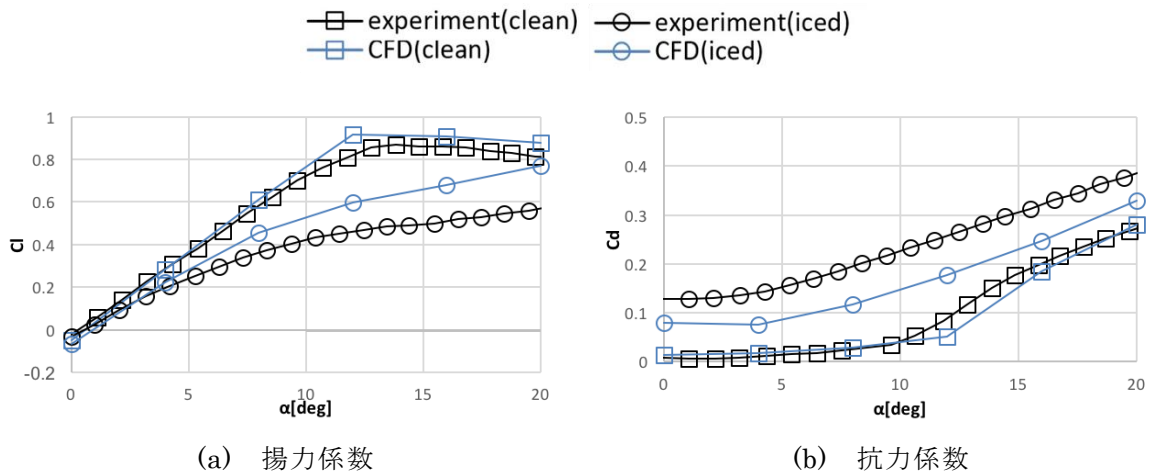


図 2. クリーン翼および着氷翼（CS22）の三次元計算の比較

先述の CS22 に加えて、氷のサイズの小さい着氷翼（CS10）についても三次元計算を行った（図 3）。揚力係数については、高迎角時の計算値が実験値とずれており、失速を捉えることができなかった。一方で抗力係数については、すべての迎角時において傾向を精度良く捉えることができた。

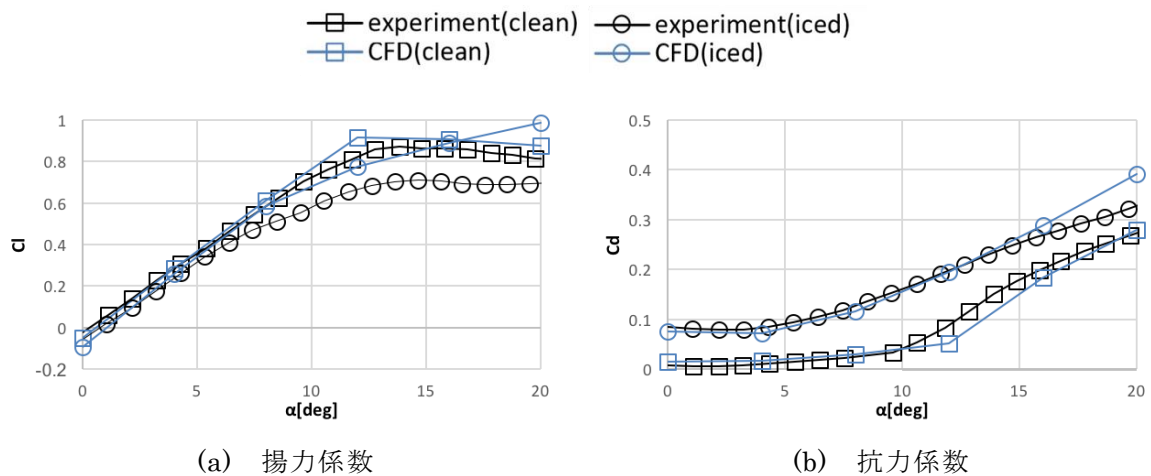
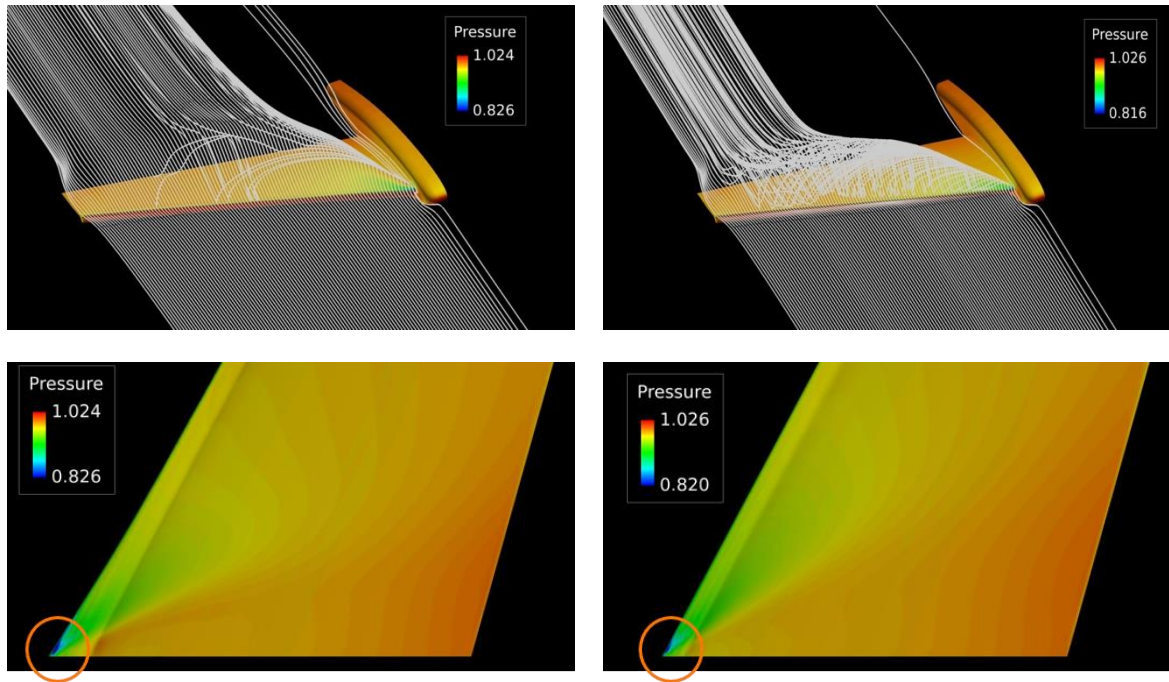


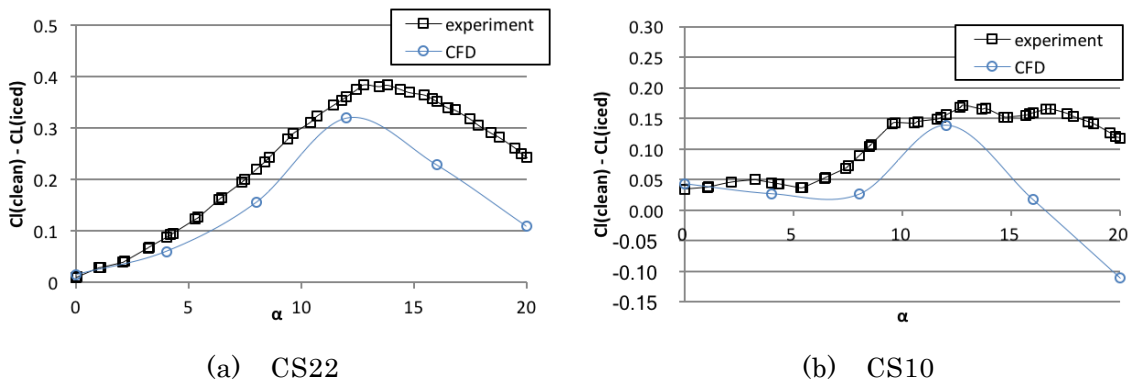
図 3. クリーン翼および着氷翼（CS10）の三次元計算の比較

ここで、着氷サイズの異なる 2 つの着氷翼（CS22、CS10）について、三次元計算によって再現された流れ場を比較した（図 4）。空間流線を比較すると、氷のサイズの小さい CS10 の方で剥離渦の構造が複雑になっている。このことが、CS10 の揚力係数の失速特性の予測精度が不十分であったことと関連していると思われる。次に表面圧力分布を比較すると、CS10 の方が翼上面での圧力が低くなっている。つまり、CS10 の方が強い渦を発生していることがわかる。このことが、CS20 に比べて CS10 の方で揚力係数が大きくなることに繋がっている。



(a) CS22 (b) CS10
 図 4. 着氷翼が形成する流れ場の比較 ($\alpha = 12$ [deg])

最後に、着氷による揚力係数の減少量を評価した（図 5）。氷のサイズの小さい CS10 の方が、着氷による揚力の減少量を小さく抑えられた。CS22 では、すべての迎角において着氷による揚力の減少量の傾向を精度良く捉えられている。CS10 では、失速までの低迎角に限り傾向を精度良く捉えられている一方で、失速後の高迎角での予測精度が良くない。以上のことから、氷のサイズの小さい CS10 の場合を重点的に、高迎角時に発生する渦構造の予測に大きく影響すると思われる乱流モデルおよび計算スキームの設定について今後検討する。



(a) CS22 (b) CS10
 図 5. 着氷による揚力係数の減少量

(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

現在の CFRP 積層板構造は各層内の繊維配向角は一定であるため、層単位での最適化が限界となっているが、層内の繊維配向角を曲線的に変化させる Tow-steered composites により、高い力学的特性を引き出せる可能性が期待されている。まず、面内の繊維方位を場所によって変化させることで直線的な従来の複合材料と比較して有利な点を探すことを目的として、少ない

設計変数を用いて実用的に曲線で交線の無い繊維分布を表現する手法とその最適化について研究を行った。

最適化の対象としては、円孔を有する単層引張を取り扱う。有限要素解析で応力分布を計算し、各要素の破壊を Tsai-Wu の破壊則で判定する。Tsai-Wu の破壊則の破壊指標が 1 を超えると破壊を表すため、破壊指標の最小化を行う繊維曲線を最適化で求める。繊維曲線を表現する手法としては、図 1 に示すような、完全流体の湧き出し、吸い込みと渦のポテンシャルを用いて流線で繊維束方位を表現する。これによって少ない設計変数で交差の無い繊維束分布を描くことができる。湧き出し、吸い込み、渦の位置、強さ、円孔直径を変数として遺伝的アルゴリズム (GA) で最適化を実施した。その結果、一方向材と比較して図 2 に示す最適な繊維配置により 66% の破壊指標の改善が発見された。図 3 に最適化結果に基づき模擬的に作製した試験片を示す。

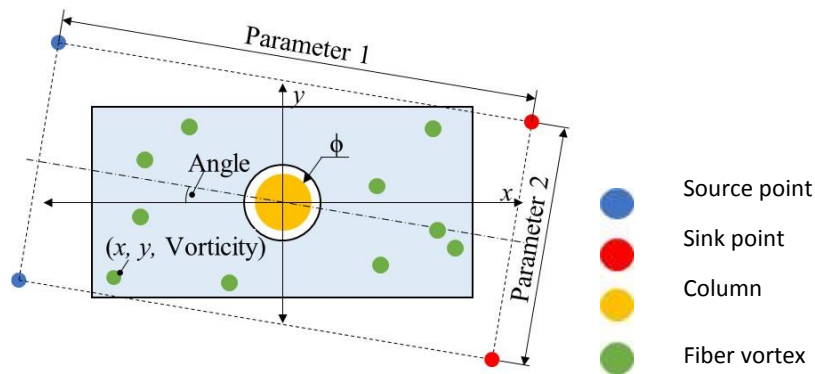


図 1. 流線を利用した繊維曲線配向最適化の概念図

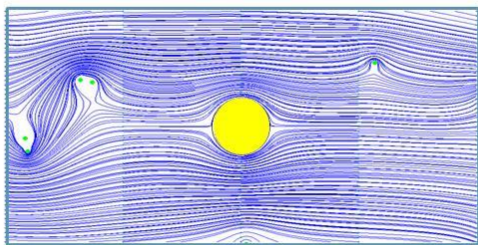


図 2. 流線を利用した繊維配向最適化結果

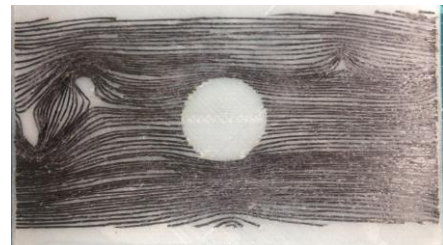


図 3. 最適化結果に基づき作製した試験片

実際の屈曲した繊維束を成形可能な装置を想定し、(1) 繊維破断を考慮した繊維屈曲の限界の設定 (2) 成形装置の限界に基づく繊維束幅の設定と繊維束干渉の排除の二つの拘束条件を設定した。現状の市販の最も細い繊維束を用いる成形装置として熱可塑性樹脂 CFRP 束を想定し、流線を用いた最適化結果を成形する際の適切なプロセスを求めた。最適化後の破壊応力は、従来の CFRP より 7% 向上したが、前ステップの最適化結果よりも 39% 低下した (図 4)。これは炭素繊維束幅が太いことに起因して、炭素繊維方向を細かく制御できなかったことが要因として考えられる。さらに 1 ステップ目と同等の強度を達成するための炭素繊維束幅について、1 つ目のステップの最適化に使用した FEM 要素サイズとの比較より検討し、炭素繊維束幅を現状の太さの半分に変更することが必要であることを示した。

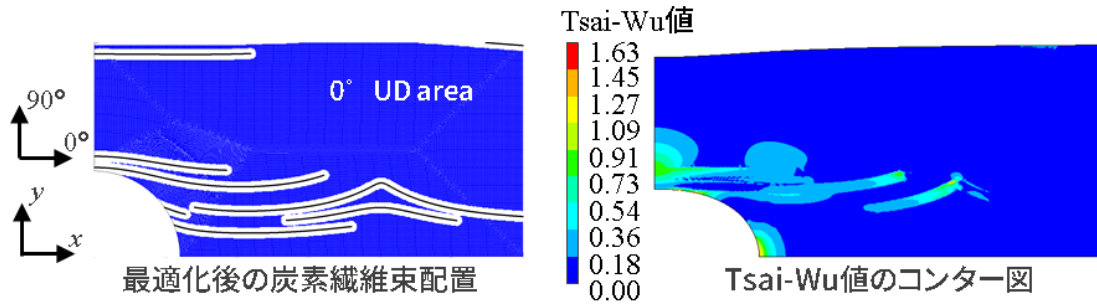


図 4. 成形による拘束条件を考慮した最適化の実施

さらに繊維の曲線配向が可能な卓上 CFRP 自動成形装置である Tow-steered composites 成形装置による実験的検証実施のため、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の開発を行った（図 5）。コンピュータから NC プログラムを用いて装置を制御し、繊維の切断を含んだトウプリプレグの直線積層に成功した。

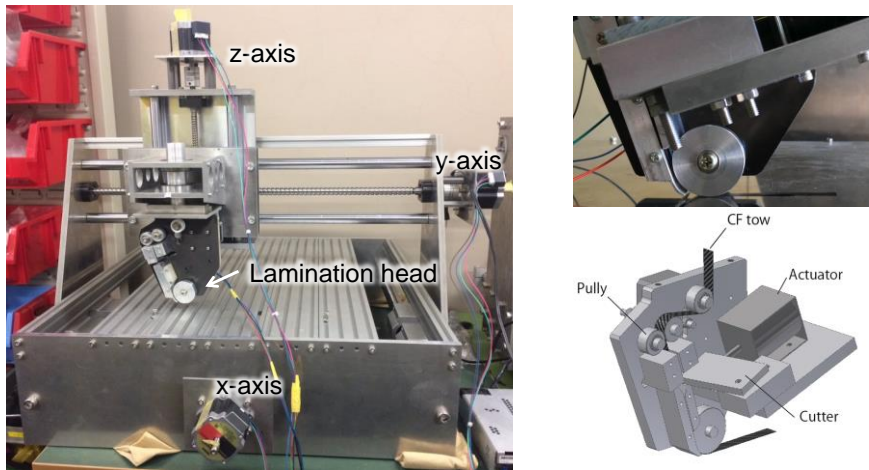


図 5. Tow-steered composites 成形装置全体とヘッド部

また、作製した Tow-steered composites 自動成形装置により、積層結果から曲線積層における固有の欠陥の評価と、積層可能な範囲拡大のための問題点の抽出を実施した。具体的には、2カーブを持つ経路と、曲率半径 r を 500 mm から 150 mm まで 50mm ずつ段階的に区切った経路を用いた曲線積層試験を行った。2カーブ経路試験からは曲線内側に繊維余りによる座屈皺が発生することと、曲率半径の小さな部分で圧着時のプリプレグの横ブレが大きくなること、曲線外側で引張による引張皺が発生しプリプレグ幅が極端に狭まることを観測した。これは、プリプレグ内の繊維は容易に移動できないため、曲線部の内側と外側で経路差による繊維の過不足が生じることによって、内側の繊維余剰は厚さ方向への皺として解消され、外側の繊維不足は内側へ引き込まれることで解消されるためと考える。これらの結果から、曲線積層時に発生する欠陥は、繊維経路と幅内側または外側経路との繊維長差に寄って起こると仮定しモデルを立てた（図 6）。各曲率半径における欠陥発生数を図 7(a)に示し、欠陥 1 つあたりの線維長差と曲率との関係を図 7(b)に示す。いずれの曲率半径においても、一定の繊維長差で一つの座屈欠陥が発生しており、モデルの妥当性を確認した。また、曲率半径 300 mm5 列分のプリプレグを 1 mm の重ね代で積層し、金属板で挟み、130° C・2 時間の加熱硬化を実施したところ、

全体が剥離することなく積層された（図 8(a)）が、硬化後に積層板内で面内方向の繊維蛇行が発生した（図 8(b)）。これは、座屈皺によって厚さ方向に逃げていた繊維が圧力によって面内方向へ移動したと推定される。

さらに、FEM 方式の連続繊維強化複合材 3D プリントを利用し、3D プリント方式で製造された CFRP の強度特性およびばらつきを評価した（図 9）。これにより繊維不連続部の強度への影響が大きいことが明らかとなった。また、曲率を持った複合材を成形し、強度評価法の検討を行った。

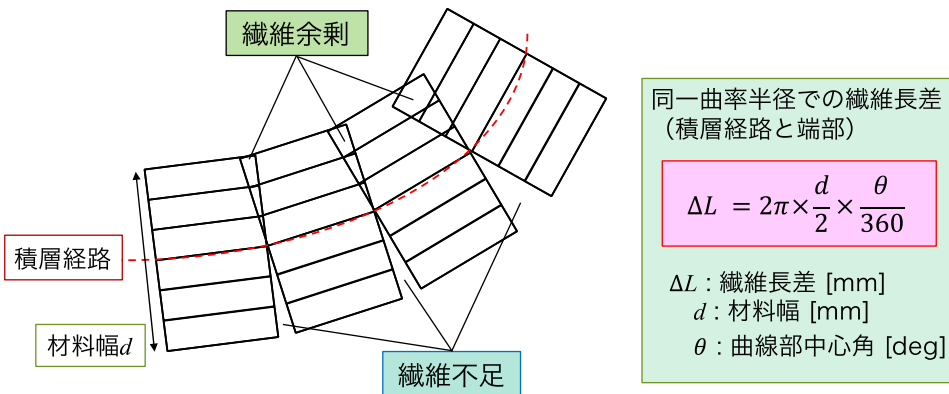


図 6. 曲線積層時に発生する繊維長差の評価

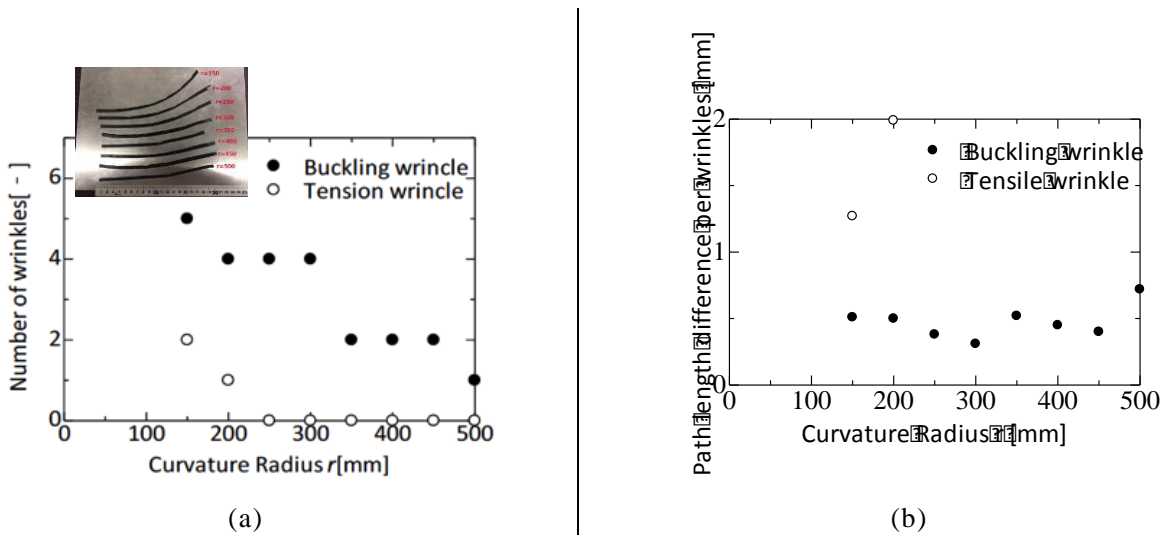
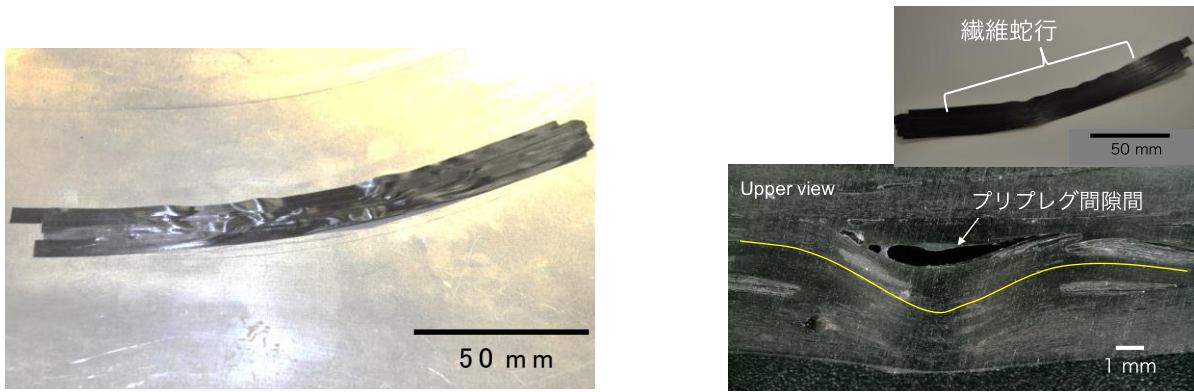


図 7. 各曲率半径における(a)欠陥の発生数と(b) 欠陥 1 つあたりの繊維長差



(a) 硬化前 (b) 硬化後

図 8. トウプリプレグ並列積層試験による欠陥評価

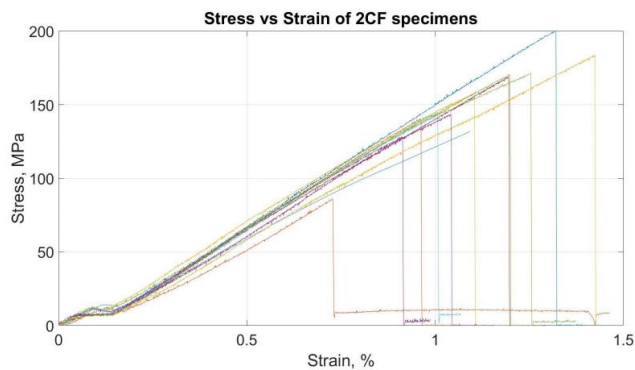


図 9. 引張試験による強度特性評価

【成果のまとめ】

本プロジェクトは航空機開発の低コスト化、軽量化、開発期間短縮を実現するために、上述の 4 つの CAE 解析技術を開発してきた。各実施項目の研究開発の成果は、共同研究企業で実用化が進められている。その概要を以下に示す。

(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

- ・概念設計、空力解析、簡易構造解析、詳細構造解析までを考慮に入れた最適設計ツールを完成させた。
- ・構造要素（シェル要素・はり要素）を用いた FEM コード (NLFEASTR) および XFEM コード (NLXS3) を開発し、線形弾性解析機能、幾何学的非線形解析機能について妥当性の確認を実施した。
- ・上記の主翼設計シミュレーターを構成する解析モデルを入手し、評価を開始。上記シミュレーターによる最適化結果と途中経過を入手し、評価を開始した。

(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

- ・連続体要素を用いた拡張有限要素法 (XFEM) に基づく損傷進展解析コード (NLXT2D, NLXP3) を開発し、その検証と妥当性の確認を実施した。
- ・CFRP 積層板の低速横衝撃荷重に対する衝撃損傷の大きさを推定する解析的評価式を導出した。
- ・CFRP 製の C 型構造要素試験片を製作し、衝撃損傷付与後、損傷形態の観察を実施した。さら

に圧縮荷重試験を実施し、強度試験データを整理した。

- ・衝撃損傷を有する CFRP 製の C 型構造要素試験片の圧縮試験解析を実施した。

(3) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

- ・空力解析の実施に必要な情報を取得した。文献では不明な情報（胴体形状、翼ねじり角分布）については、空力解析結果が文献値と対応するように同定した。
- ・クリーン翼については定量的な一致、着氷翼（1 形態のみ）については定性的な一致が見られた。

(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

- ・Tsai-Wu 値で 10% 改善した成形可能な CFRP 最適化を実施した。
- ・曲線配向積層が可能なプロトタイプ装置を開発し、曲線配向積層を実施した。
- ・自動成形品の品質および繊維切断部の影響を評価した。
- ・材料提供を行い、装置設計案から、装置および材料の課題を抽出した。

「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CO₂排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。

(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CO₂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CO₂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伊藤浩久を任命して、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、経済産業省が平成23年度(研究開発項目④-1)、平成24年度(研究開発項目③)及び平成25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。平成27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、平成26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、平成28年度にNEDOが公募によ

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、平成27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、平成27年度から平成31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、平成28年度から平成31年度までの4年間とする。

なお、研究開発項目④－1は、平成23年度から平成26年度に、研究開発項目③は、平成24年度から平成26年度に、研究開発項目①及び②は、平成25年度から平成26年度に経済産業省で実施し、平成27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平成28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平成29年度、事後評価を平成32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平成29年度に実施し、事後評価を平成32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、「国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構 新エネルギー・産業技術業務方法書」第 25 条の規定等に基づき、原則として、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

本プロジェクトは国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構法第十五条第一号ニに基づき実施する。

6. 基本計画の改訂履歴

①平成27年2月、制定。

②平成28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。
- 平成27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、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。

(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(平成27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(平成29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(平成31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(平成27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(平成29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(平成31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、アルミニ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(平成27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、平成24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、平成24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、平成24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(平成29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(平成31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(平成27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な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(平成29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(平成31年度)】

(1) CMC材料の開発

- 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。

(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

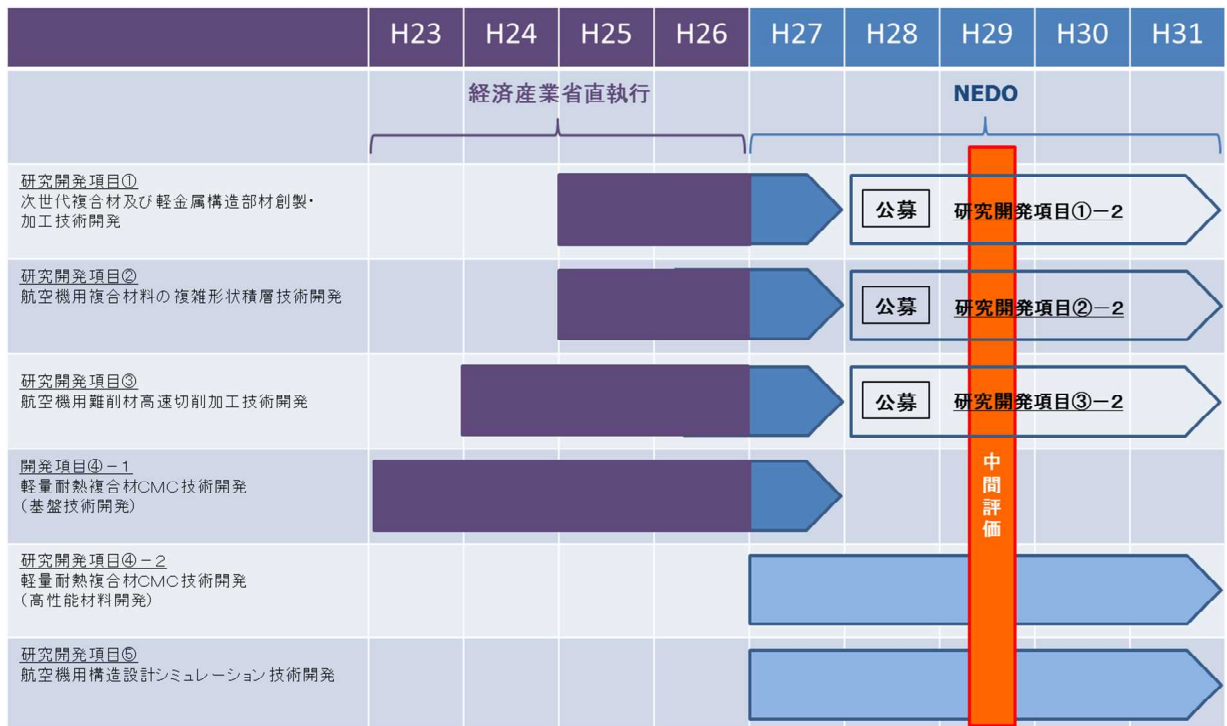
【中間目標(平成29年度)】

- 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(平成31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



(添付資料)

特許論文等リスト

1. 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）

【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	山岡 裕幸	宇部興産	高性能 SiC 繊維の開発 ～航空機エンジン高圧タービンへの実用化を目指して～	NEDO フォーラム	2016年10月
2	山岡 裕幸	宇部興産	航空機エンジン高圧タービン用高性能 SiC 繊維の開発	第13回新産業技術促進検討会	2017年8月

(2) 部材開発（株式会社 IHI）

【特許】

番号	出願者	出願番号	国内 外国 PCT	出願日	状態	名称	発明者
1	(株)IHI, 東京大学	PCT/JP2015076350	PCT	2016/09/14	出願	DESIGN ASSISTANCE DEVICE, DESIGN ASSISTANCE METHOD, AND PROGRAM	大竹豊、鈴木宏正、長井超慧、菱田寛之、稲垣宏一、中村武志、渡邊文章、森岡浩太郎

【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	Kotaro Morioka ¹ , Yutaka Ohtake ¹ , Hiromasa Suzuki ¹ , Yukie Nagai ¹ , Hiroyuki Hishida ² , Koichi Inagaki ² , Takeshi Nakamura ² , Fumiaki Watanabe ²	1 東京大学 2 (株)IHI	3D woven composite design using a flattening simulation	Journal of Computer Aided Design, Volume 81, Pages 24-38	有	2016年12月

【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	森岡浩太郎 ¹ 、大竹豊 ¹ 、鈴木宏正 ¹ 、長井超慧 ¹ 、菱田寛之 ² 、稲垣宏一 ² 、中村武志 ² 、渡辺文章 ²	1 東京大学 2 ㈱IHI	展開シミュレーションを用いた繊維複合材部品の設計支援手法	2016 年度精密工学会春季大会	2016 年 03 月

(3) 部材開発 (シキボウ株式会社)

【特許】 【論文】 【外部発表】

無し

(4) 部材開発 (川崎重工業株式会社)

【特許】

番号	出願者	出願番号	国内 外国 PCT	出願日	状態	名称	発明者
1	川崎重工業	PCT/JP2016/083501	PCT	2016/11/11	出願	燃焼器ライナ	小林正佳、小田剛生他

【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 (K)	航空エンジン燃焼器部品への CMC 適用技術開発	日本ガスタービン学会 若手技術者交流会	2017 年 9 月

(発表者所属 K:川崎重工業)

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」

(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

【特許】 【論文】

無し

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	タイトル	会議名	発表年月
1	石浦誠昌, 岡部朋永	複合材航空機の空力/構造最適設計	第 32 回新材料工学研究会	2016 年 9 月
2	石浦誠昌, 早出将司, 岡部朋永	航空機複合材主翼の多目的最適設計	第 54 回飛行機シンポジウム	2016 年 10 月
3	角田敏紀, 澤田恵介	フラッター簡易解析に用いる非構造格子用完全ポテンシャルソルバーの開発	第 54 回飛行機シンポジウム	2016 年 10 月
4	石浦誠昌, 早出将司, 樋口諒, 南雲佳子, 岡部朋永	遷音速機複合材主翼の多目的最適設計	日本航空宇宙学会北部支部創立 30 周年記念 2017 年講演会	2017 年 3 月
5	長嶋利夫	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, 札幌市 (講演集, pp. 114-116)	2016 年 8 月
6	金内優介, 長嶋利夫	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, 札幌市 (講演集, pp. 117-119)	2016 年 8 月
7	長嶋利夫, 金内優介	XFEM を用いた自由表面を有する薄肉構造物の応力解析	第 29 回計算力学講演会	2016 年 9 月
8	長嶋利夫, 金内優介	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 29 回計算力学講演会	2017 年 9 月

(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

【特許】

無し

【論文】

番号	発表者	タイトル	発表誌名、ページ番号	査読	発表年月
1	吉岡健一, 橋本雅弘, 樋口諒, 坂本鎌治, 宮地岳彦, 岡部朋永	動的陽解法有限要素法を用いた有孔 CFRP 積層板および織物材の引張破壊シミュレーション	日本複合材料学会誌 42 巻 4 号、125-137	有	2016 年 7 月
2	Nagashima T. , Sawada M.	Development of a damage propagation analysis system based on level set XFEM using the cohesive zone model	Computers and Structures. 174(2016)42-53.	有	2015 年 10 月
3	Higuchi, R. Okabe, T. Nagashima, T.	Numerical simulation of progressive damage and failure in composite laminates using XFEM/CZM coupled approach	Composites: Part A95 (2017) 197-207.	有	2017 年 1 月
4	末益博志	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	日本複合材料学会誌, 43 巻 2 号, 2017	有	2017 年 3 月
5	島崎紗緒里, 長嶋利夫	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 (2017) Paper No. 20170008	有	2017 年 6 月

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	タイトル	会議名	発表年月
1	坂本鎌治, 樋口諒, 吉岡健一, 岡部朋永	陽的有限要素法を用いた有孔 CFRP 積層板及び織物材の引張破壊解析	第 40 回複合材料シンポジウム, 金沢市	2015 年 9 月
2	Sakamoto K	Progressive failure analysis of open-hole CFRP laminate and fabric under tensile loading	Next Generation Transport Aircraft Workshop 2016, Honolulu, HI, USA	2015 年 2 月

3	末益博志	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, 特別講演, 岡山市、講演集, pp. S1-4	2015 年 8 月
4	Suemasu H., Takizawa S., Morimoto T. and Hojo M.	Probabilistic Evaluation of interlaminar tensile strength of carbon fiber reinforced composite laminates	SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM), Singapore	2015 年 9 月
5	Suemasu H.	Next Generation Transport Aircraft Workshop 2016, Honolulu, HI, USA	13th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE13)	2016 年 2 月
6	長嶋利夫	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, 岡山市 (講演集, pp. 210-212)	2015 年 8 月
7	Nagashima, T	Application of XFEM using CZM to fracture analyses of CFRP composite laminate	SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM), Singapore	2015 年 9 月
8	島崎紗緒里, 長嶋利夫	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, 横浜市 (CD-ROM 論文集, 15-19)	2015 年 10 月
9	Nagashima, T	Damage propagation analysis of CFRP laminate using quasi-three-dimensional XFEM	Next Generation Transport Aircraft Workshop 2016, Honolulu, HI, USA	2016 年 2 月
10	宮脇雄大, 長嶋利夫	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, 新潟市	2016 年 5 月
11	島崎紗緒里, 長嶋利夫	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, 新潟市	2016 年 5 月
12	樋口 諒, 岡部朋永, 長嶋利夫	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, 新潟市	2016 年 5 月
13	Hiroshi Suemasu	Evaluation of Impact Damage in Circular Laminates Subjected to a Transverse Load	17th European Conference on Composite Materials	2016 年 6 月
14	Higuchi, R. Okabe, T. Yoshioka, K. Nagashima, T.	Mesh-independent Modelling of Progressive Damage and Failure in Laminated Composite Materials	WCCM XII & APCOM VI, Seoul, Korea	2016 年 7 月
15	Shimazaki, S. Nagashima, T.	Damage propagation analyses of CFRP laminate using quasi-3D explicit XFEM	WCCM XII & APCOM VI, Seoul, Korea	2016 年 7 月
16	Hiroshi Suemasu, Satoshi Ienaga, Yuki Joho	Effects of Stress Concentration on Compressive Strength of CFRP Laminates	17th US-Japan Conference on Composite Materials	2016 年 8 月

17	Higuchi, R. Okabe, T. Yoshioka, K Nagashima, T.	XFEM/CZM Analysis for Progressive Damage and Failure in Fiber Reinforced Composite Laminates	17th US-Japan Conference on Composite Materials, Sapporo, Japan	2016年8月
18	宮脇雄大, 長嶋利夫	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, 札幌市 (講演集, pp. 111-113)	2016年8月
19	高井千瑛, 末益博志, 市来 誠	CFRP 積層板の衝撃損傷発生・進展に関する基礎研究	第 58 回 構造強度講演会	2016年8月
20	Hiroshi Suemasu	Analytical estimation of impact damage and CAI strength	11th Canada, Japan, Vietnam workshop on Comp	2016年8月
21	Higuchi, R. Okabe, T. Yoshioka, K Nagashima, T.	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, Williamsburg, VA, USA	2016年9月
22	島崎紗緒里, 長嶋利夫	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, 名古屋市	2016年9月
23	宮脇雄大, 長嶋利夫	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, 名古屋市	2016年9月
24	末益博志, 長嶋利夫, 市来 誠	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、富山市	2016年10月2
25	島崎紗緒里, 長嶋利夫	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, さいたま市	2017年6月
26	宮脇雄大, 長嶋利夫	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, さいたま市	2017年6月
27	Suemasu H.	Analytical study on instability of multiple delaminations of axisymmetric composite laminates subjected to transverse loading laminates	2nd SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (2nd SEAJCCM), Tokyo	2017年8月
28	Nagashima, T.	Development of analysis system based on XFEM to evaluate strength of composite structures	2nd SEA-Japan Japan Conference on Composite Materials (2nd SEAJCCM), Tokyo	2017年8月
29	宮脇雄大, 長嶋利夫	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, 東大阪府	2017年9月

(3) 着氷に関する非定常空力設計シミュレーターの開発

【特許】 【論文】

無し

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	タイトル	会議名	発表年月
1	Shohei Minami	A preliminary study of computational fluid dynamics simulation for an iced wing	Next Generation Transport Aircraft Workshop 2016, Honolulu, HI, USA	2016年2月
2	南将平, 下山幸治, 大林茂	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年10月

(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

【特許】

無し

【論文】

番号	発表者	タイトル	発表誌名、ページ番号	査読	発表年月
1	Y Yamanaka, A Todoroki, M Ueda, Y Hirano, R Matsuzaki	Fiber Line Optimization in Single Ply for 3D Printed Composites	Open Journal of Composite Materials 6, pp.121-131	有	2016年10月

【外部発表】

(a) 学会発表・講演

番号	発表者	タイトル	会議名	発表年月
1	Y. Yamanaka, A. Todoroki, M. Ueda, Y. Hirano, R. Matsuzaki	Optimization of 3D printed composite ply using GA	Proceedings South-East Asia - Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM), pp.59-61, (Singapore).	2015年9月
2	平野義鎮(JAXA), Frank Van der Klift, 古閑洋一郎, 轟章(東工大),	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年8月

	上田政人(日大), 松崎亮介(東京理 科大)			
3	Y. Yamanaka, A. Todoroki, M. Ueda, Y. Hirano, R. Matsuzaki	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 年 9 月
4	篠田淳, 松崎亮介, 太田正浩	繊維曲線配向を可能にする Tow- steered composites 成形	第 54 回飛行機シンポジウム	2016 年 10 月 24-26 日
5	山中雄介, 轟 章, 鈴木良郎	3D プリント可能な面内最適繊維配置を もつ CFRP 有孔平板	第 54 回飛行機シンポジウム	2016 年 10 月
6	篠田淳, 松崎亮介	繊維曲線配向を可能にする Tow- steered composites 成形	日本機械学会関東支部第 56 回 学生員卒業研究発表講演会	2017 年 3 月
7	篠田淳	Tow-steered composites のための曲線 繊維配置	日本機械学会 機械材料・材料 加工部門 第 4 回高分子基複 合材料の成形加工に関する研 究会	2017 年 6 月
8	Atsushi Shinoda, Ryosuke Matsuzaki, Yoshiyasu Hirano, Akira Todoroki	Automated curved fiber laminating for processing of tow-steered composites	3rd Joint Turkey-Japan Workshop on Polymeric Composite Materials	2017 年 7 月
9	篠田淳, 松崎亮介, 平野義鎮, 轟 章	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 4 2 回 複合材料シンポジウム	2017 年 9 月

以上