

「次世代構造部材創製・加工技術開発」

## 事業原簿【公開】

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

—目次—

1. 概 要	
2. プロジェクト用語集	
I. 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	I - 1
1.1 事業の背景	I - 1
1.2 事業の目的	I - 5
1.3 事業の位置付け	I - 6
2. NEDO の関与する意義及び実施の効果	
2.1 NEDO が関与する意義	I - 10
2.2 実施の効果（費用対効果）	I - 11
II. 研究開発マネジメントについて	
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組	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 -12
2.3 研究開発の運営管理	II -13
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 -14
3. 情勢変化への対応	II -15
4. 評価に関する事項	II -15
III. 研究開発成果について	
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 -13
別添 1	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
別添 2	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
別添 3	光ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発
別添 4	熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術の開発
別添 5	広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
別添 6	高生産性・易賦形複合材の開発
別添 7	チタン合金接合技術の航空機への適用研究

別添 8 チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

別添 9 マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

別添 10 総合調査研究

別添 11 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」

別添 12 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

別添 13 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）」

#### IV. 成果の実用化に向けた取り組み及び見通しについて

1. 実用化に向けた取り組み・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ IV- 1
2. 実用化に向けた具体的取り組み・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ IV- 2
  - 2.1 継続テーマ実施体制・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ IV- 2
  - 2.2 開発スケジュール・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ IV- 3
3. 研実用化の見通し（市場ニーズ、ユーザーニーズ）・・・・・・ IV- 3
4. 波及効果・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・・ IV- 4

（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 28 年 8 月 5 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 28 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 28 年 9 月現在）		
0. 事業の概要	<p>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。また、航空機産業は、国際的な産業競争が激化する状況にある。この状況下、航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料を始めとした我が国が強みを持つ材料分野における技術革新を促進し、航空機に必要な信頼性・コスト等の課題を解決するための要素技術を開発する。これにより、航空機の燃費改善によるエネルギー消費量とCO2 排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。</p>		
I. 事業の位置付け・必要性について	<p><b>【事業の必要性】</b> 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2兆円に、2030年には売上高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。また、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。 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。また、これら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。 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、産学官の密接な連携の下での我が国基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。</p> <p><b>【政策的位置づけ】</b> 本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって輸送機器のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。</p> <p><b>【NEDOが関与する意義】</b> 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な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>		

## II. 研究開発マネジメントについて

### 事業の目標

#### 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) 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、熱可塑複合材の接合が困難であったが、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 (Unidirectionally Arrayed Chopped Strands) 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。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 105 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  $\phi$  50mm に外接する押出形材
- ・強度 (Fty)：急冷凝固 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)：急冷凝固 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

- ・航空機材料の評価から設計、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②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

(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、高生産性・低コス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③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

(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 (手磨きの必要な加工段差等) 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

- ・00W (Oil On Water) 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等リルを設計・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④-1 「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（基盤技術開発）」

- (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。						
事業の計画内容	実施事項	H23fy	H24fy	H25fy	H26fy	H27fy	
	研究開発項目①			→			
	研究開発項目②			→			
	研究開発項目③			→			
	研究開発項目④-1			→			
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)  契約種類: ○をつける (委託( ) 助成( ) 共同研究(負担率( )))	会計・勘定	H23fy	H24fy	H25fy	H26fy	H27fy	総額
	一般会計	—	—	—	—	—	—
	特別会計 (電源・需給の別)	110	176	889	889	1,020	3,084
	開発成果促進財源	—	—	—	—	—	—
	総予算額	110	176	889	889	1,020	3,084
	(委託)	110	176	889	889	1,020	3,084
	(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>研究開発項目① (25fy-27fy) 委託先: 素形材センター(25-27fy)、三菱重工業(27fy)、川崎重工業(27fy)、富士重工業(27fy)、東レ(27fy)、横河電機(27fy)、アンリツ(27fy)、榎屋(27fy)ー再委託 東京大学(25-27fy)、京都大学(25-27fy)、熊本大学(25-27fy)、東北大学(25-27fy)、金沢工業大学(25-27fy)、大阪大学(25-27fy)、秋田大学(26, 27fy)、東京理科大学(27fy)、JAXA(25-27fy)、AIST(25-27fy)</p> <p>研究開発項目② (25fy-27fy) 委託先: 川崎重工業</p> <p>研究開発項目③ (24fy-27fy) 委託先: 東京大学ー再委託 三菱重工業(24fy)、東京電機大学(24-27fy)、東京農工大学(24-27fy)、東北大学(25-27fy)、新潟県工業技術総合研究所(24-27fy)</p> <p>研究開発項目④-1 (23fy-27fy) 委託先: IHIー再委託 東京大学(23-27fy)、東北大学(23-27fy)、九州大学(23-27fy)、東京理科大学(24-27fy)、室蘭工業大学(25-27fy)、金沢大学(23-25fy)、JAXA(24-27fy)、NIMS(27fy)</p>					



情勢変化への対応	研究開発項目毎に行われた専門委員会や 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。	
中間評価結果への対応	平成 26 年度まで METI 直執行。NEDO プロとしては、初年度であり、中間評価は未実施。	
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	
	事後評価	平成 28 年 9 月実施予定 担当部 材料・ナノテクノロジー部
Ⅲ. 研究開発成果について	<p>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」</p> <p>(1) 複合材構造部材</p> <p>(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</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・広域分布歪み計測によるモニタリングシステムの信頼性及び耐久性が航空機への適用が可能なレベルにあることを実証した。</li> <li>・実大構造試験において従来計測不可能であった分布歪みを計測し基礎実験と同等レベルで計測できることを実証した。</li> <li>・航空機運用に必要な認証システムに合致した認証プロセスを設定し、設計及び製造プロセスへ反映する手順を確認した。</li> </ul> <p>(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</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・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。</li> <li>・衝撃損傷検知システムの航空機搭載型システムの試作・評価を行った。システムを構成する計測線は、前述のエアバス実証試験を通じて信頼性・耐久性を評価した。計測装置は、筐体及び内部機器を設計変更し、試作品の評価を通じて温度特性、衝撃特性、電磁環境特性が改善したことを確認した。また、計測ソフトも見直し、実際の航空機構造の衝撃損傷検知に適した仕様に改良した。</li> </ul> <p>(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</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・接着剥がれ検知技術について、環境温度の変化を考慮した部分構造試験を行い、温度変化がある環境下でも、検知精度が低下することなく、十分な信頼性を持つことを実証した。さらに衝撃損傷についても、温度影響に対して十分な信頼性を持つことを実証した。</li> <li>・超音波ラム波計測装置の改良が、検知精度に影響を及ぼさないことを実証した。</li> <li>・超音波ラム波の多軸振動非接触自動計測システム (MaVES) による可視化、及び数値解析 (ComWAVE) により、超音波ラム波の伝搬挙動と損傷の関係を明らかにした。</li> <li>・光ファイバセンサ及びアクチュエータを貼付した供試体を用いて疲労試験を実施し、センサシステムが実際の運用環境に対して十分な耐久性を有していることを確認した。</li> <li>・当該システムの認証取得を行う準備として、認証プランに記載された適合性要件の証明法 (図面、解析、試験等) を明確にした。</li> </ul> <p>(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・熱可塑複合材の特性 (ハイサイクル成形) を活かした自動成形を指向し、一次構造部材にも適用可能な一方向材を用いた低コストな高レート部材成形法を開発した。結晶化度と強度、品質に関する成形条件の適正化を実施。また、構造要素形状での成形条件を設定し、TRL4 まで引き上げた。</li> <li>・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、熱可塑複合材の接合が困難であったが、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。成形、接合工程を対象に、従来の熱硬化複合材のオートクレーブ成形、接着部材と比較して、30%低コストな高レート製造技術を確立した。</li> <li>・製造プロセスにおける温度、残留歪等をモニタし、製造品質を評価する技術を確立した。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、光ファイバを埋め込む成形法を適用して TRL4 のモニタリング技術を確立した。</li> </ul>	

(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

- ・ 複合材部品成型時の内部温度、歪、残量応力等を、部品に埋め込んだ光ファイバセンサによって計測・分析することで成形不具合を検知する成形モニタリング技術を開発した。
- ・ サンドイッチ構造に対して、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製造時・運用時の内部損傷を検知する技術を開発した。実施した試験の中には、光ファイバセンサを埋め込んだ大型供試体を用いた、成形モニタリング試験、衝撃損傷検知試験、亀裂進展検知試験を含む。
- ・ オートクレーブの制約を受けない大型複合材構造部品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。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

- ・ 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を用いることでプリプレグ対シワが抑制されることを実証した。平成26年度に引き続き、平板状の積層体を三次元形状に賦形する際に賦形性に支配的に関わるプリプレグ特性のデータベース取得を行い、完了させるとともに、低計算コストを志向した有限要素法による賦形シミュレーションの開発を完了し、試作に用いたC型部材のシワ発生状況を精度10%以内で再現した。局所的に大変形を伴うUACSの流動を表現するため、粒子法を用いて、異なる切込パターン時の平板伸張、リブ成形時の流動性の違いを再現した。

(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した。
- ・ 航空機に多用されるTi-6Al-4V合金に対し、5mm厚の板のFSW接合手法を開発した。
- ・ 大きさ0.3mm大の内部球状欠陥を、超音波探傷により効率的に検出するシステムを開発した。
- ・ 低入熱化で継手組織改善が可能であることを解明し、攪拌部硬度により機械特性が向上することを把握した。疲労特性の評価を実施した。
- ・ 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%低減できた。

(b) チタン合金粉末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した。
- ・ 冷間静水圧プレスを用いて成形した複雑形状の粉末焼結体が、Ti-6Al-4V鍛造品と同等以上の静強度、降伏強度、切欠き疲労強度を持つことを確認した。本技術により製造された材料が目標の機械的特性を達成することを確認した。
- ・ 競合技術である付加製造技術との比較を行い、強度特性とコストの比較を行った。比較の結果から、現時点では、航空機構造部品の製造には焼結技術の方が適することを確認した。
- ・ 試作した素材の疲労強度試験を行い、目標とした疲労寿命(250MPaにおける疲労寿命105回以上)に達することを確認した。そのマイクロ組織及び破面観察から強度特性向上のための指針を示した。
- ・ 本技術の技術成熟度がTRL6相当であることを確認した。航空機の複雑部品形状を模擬した焼結素材の製作を行い、複雑部品形状から取得した試験片の静強度特性、疲労強度特性が、設計許容値(S値)や実機運用環境での強度特性を取得している単純形状の試験片の特性と変わらないことを確認した。ビルディングブロックアプローチにより、試作品が実環境での使用上問題がないことを確認した。
- ・ 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%低減できた。

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金

- ・ 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。
- ・ 本年度実施した粉末加熱法による燃焼試験結果を参考に、発火温度目標を達成可能な合金組成を検討、改良材のインゴット及び押出し材の作製を完了した。現在、本年度材の燃焼試験を実施中であり、発火温度目標はクリアできた。
- ・ 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。
- ・ 本年度材料の強度、腐食特性の評価試験を実施。強度目標はクリアした。腐食速度について

でも表面処理/塗装状態では目標をクリア。本年度材組成が素材の腐食速度に及ぼす影響を評価した。

・リベット結合による現用構造に対し、接着構造等のコスト・軽量化に有利な組立方法を評価し、これらを活用した構造を提案した。

#### 溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金

・降伏応力 401MPa、発火温度 975℃の合金を開発した。

#### マグネシウムリチウム合金

・合金の組成を変化させて素材の試作を行い、その強度と発火温度、腐食速度の評価を行った。発火温度 (758℃) 及び腐食速度 (0.59 mm/年) については、目標値を満足できる素材を得ることができ、降伏応力も目標達成した。

・幅広の圧延材の試作を行い、幅 600 mm を超える大型の圧延材の製造が可能であることを確認した。

・急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金とマグネシウムリチウム合金を用いた航空機の水平尾翼外板の重量試算を行い、現状のアルミニウム合金部品よりも 28%の軽量化ができる見通しを得ており、目標となる 15%の重量削減効果が達成できた。

### (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確認した。

・複合材構造については、SHM システムを航空機に活用する動きが活発化していることを確認し、またエアバスとの協同試験や飛行実証試験計画も検討しており、今後の開発戦略は明確になっている。

・複合材構造に関する調査では、将来重要となる高生産性について研究開発の方向性を明らかにした。

・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ている。これら技術においては十分競争力のある研究成果が出ているが、前者で LFW (Linear Friction Welding) の各種手法が開発され FSW と合わせて適材適所使用することが好ましく、後者では特に航空機部品及び医療用部品をターゲットとして AM(Additive Manufacturing) 技術が急速に発達しており、これら技術に今後対応していく必要があると考えられる。

・マグネシウム合金研究については文献調査及び Boeing との意見交換なども行い、優位性、今後の方針などを明確化した。

#### 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) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

・装置の主要構成要素について試作検討を繰り返し実施し、それら構成要素を組み合わせる動作確認を行い、機能確認・評価を実施し、高レート・低コスト生産に寄与可能な積層品質を実現する要素技術を確認し、開発・実用化の目途を得た。

##### (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

・装置試作品の設計・製作を行うとともに、装置試作品で試作部材を積層し、その積層動作及び試作部材品質の評価を実施した。従来の製造手法である手積層と比較した品質評価を行い、その評価結果より、複雑形状積層に対する根幹的な設計・製造技術要素技術が確立できたことを確認し、複雑形状積層技術の製造適用に向けた技術的課題の一部を明らかにした。

#### 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) 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た。その結果、仕上げ加工用の革新的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ミスマッチのない高速ポケット加工を実現し、実部品相当の標準ポケット加工において、平成 24 年度当初比で、手仕上げ時間の約 50%、仕上げ加工時間の 80%以上の短縮を実現した。荒加工については、工具形状とクーラントノズル位置を最適

化した高圧クーラント用のエンドミルを開発し、さらに切削工程の決定手法を見直すことにより、荒加工時間を10%以上短縮した。

(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。これに対し、本技術開発のチタン合金の仕上げ削りでは、電力消費を大幅に抑えた、冷却能力の高い OOW 切削法を最適化することにより、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%以上削減した。これによりチタン合金の高効率な環境対応切削加工を実現した。

(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では、切削により部材全体が変形する。変形の大きさは部材内の残留応力に依存し、アルミリチウム板材の圧延時に生じた残留応力と切削加工により仕上げ面内に生ずる残留応力の両者を考慮する必要があるが、薄板では、切削加工により生ずる残留応力の影響が支配的である。そこで、フライス削りにおける残留応力と部材の変形を、有限要素法を用いて予測する技術を確認し、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した。最終的に切削工程、刃形や切削条件、クーラントの供給条件等を検討するとともに、新規に2種類の正面フライスを開発し、加工後のアルミリチウム合金部品の変形（ひずみ）を、20%以上軽減した。

(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、チタン合金以上の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高速ポケット切削技術を開発した。標準モデルに対しては、平成 24 年度当初比で、仕上げ加工時間を約 40%短縮した。また、チタン合金と同様に、高圧クーラント用のエンドミルの開発と切削工程の決定手法の見直しにより、荒加工時間を10%以上短縮した。

(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

・切削エネルギー最小理論に基づくマクロな切削解析技術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認し、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した。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ことが可能になった。また炭素繊維複合材の剥離の予測精度を高めるため、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した。上記のマクロなモデルと融合し、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り、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した。  
・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重積材内部の温度予測技術を開発した。さらに大きな径の穿孔にはオービタル加工が使用されるが、その切削状態を予測するためのプロトタイプを開発し、幅広い径の穿孔についての予測技術が整ってきた。

(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、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た。また、工具のコーティングが穴内面の損傷に及ぼす影響について実験的に検討し、得られた結果をベースに実用化の目処を得た。

(4) チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

・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 90%以上が切り屑となる。その際、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。高速・高温試験機にセットできる寸法の小型試験片のV曲げ試験の結果によれば、曲げに引張を重畳することにより結晶粒が単純曲げよりも小さくなり、単純曲げより 100℃程度低い温度で成形前の供試材からほとんど粒子径を変えずにスプリングバックを最小化できることが明らかとなった。またスプリングバック量だけでなく、残留応力測定装置による試験片の残留応力計測や結晶内応力解析により、熱間ストレッチ成形における引張の効果を確認した。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ことができた。

(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、波及効果は極めて大きい。本技術開発では、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主軸と一体化することにより、ロボットを本格的に利用した革新的な高精度切削加工技術を実現した。またアルミリチウム合金のスキncut（ポケット加工）に適用し、従来ロボット加工機と同等以上の加工面の仕上がりを達成した。さらに、位置決め精度の高い高剛性ロボットに出力の大きいスピンドルを付けた場合の加工能率、加工速度を明らかにし、ロボット切削が実用的にも適用可能であることを確認した。

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) CMC 損傷許容評価技術開発

・クリーブ試験を実施し、損傷パラメータと非破壊検査結果の関係の把握及び試験片のき裂観察結果から破壊メカニズムを解明した。これに平成 26 年度に取得した疲労試験結果と合わせて非破壊検査の可否判定基準の設定手法を確立した。また、開発した設計ツールについて、部品を模擬した構造供試体を用いた試験を実施し、試験結果と予測を比較することにより妥当性を検証した。

(2) CVI 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、工業的な構造の炉においても含侵効率 50%向上を達成できることを実証した。また、織物を用いた CVI 実験を行い、総括反応モデルの精度を改善した。

・副生成物の組成を解析して、副生成物を半減できる方法を確立し、工業的な構造の炉において実証した。

(b) CVI シミュレーション技術開発

・工業的な構造の CVI 炉を対象として、改善した総括反応モデルを組み込んだシミュレーション予測の精度を確認し、シミュレーション手法の妥当性を確認した。

(3) コーティング技術開発

・平成 26 年度に絞り込んだコーティング材料について、平板のサンドエロージョン試験による追加データを取得し、翼型におけるエロージョン量をシミュレーションで評価し、実機に適用可能であることを確認した。

投稿論文	30 件
特 許	15 件
その他の外部発表 (プレス発表等)	199 件

<p>IV. 実用化の見通しについて</p>	<p>METI 直執行時のからの目標は、どの研究開発項目でも達成。</p> <p>(1) 複合材料 (a) SHM 技術 現在 TRL6 に到達した技術で、エアバスとの飛行実証が順調に推移すれば実機搭載は可能である。</p> <p>(b) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発 (c) 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 (d) 高生産性・易賦形複合材の開発 主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。</p> <p>(2) 軽金属 (a) チタン合金接合技術 (b) チタン合金紛体焼結技術 主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。</p> <p>(c) マグネシウム合金開発 H27 年度に NEDO が実施した技術推進委員会では 1 次構造材としての適用が念頭にあったが、技術推進委員会の指示により構造屋と連携した体制で評価を実施した結果、まずは、キャビン内のギャレー、シート等の 2 次構造材としての実用化を目指すことになった。300 人乗り航空機において、シートをマグネシウム合金に材質変更すると大幅な減量が達成できることから、実用化の可能性は大いにある。</p> <p>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) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化 (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立 主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。</p> <p>研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」 主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。</p> <p>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）」 エアラインからの燃費低減圧力は一層増している状況にあり、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有望である。先行する海外勢よりも価格対応力がある日本勢の市場参入、シェア拡大は大いに期待できるところである。</p>	
<p>V. 基本計画に関する事項</p>	<p>作成時期</p>	<p>平成 27 年 2 月 作成</p>
	<p>変更履歴</p>	<p>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。</p>

## 【プロジェクト用語集】

### 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。

### ブリルアン散乱

光が物質中で音波と相互作用し、振動数がわずかにずれて散乱される現象のこと。

### ラム波

超音波の一種であり、薄板を長距離伝搬する特徴があるため、薄板である航空機構造の検査に適する。

### 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。

### CMC (Ceramic Matrix Composites : セラミックス基複合材料)

本プロジェクトでの CMC は、繊維に SiC、マトリックスに SiC を用いている。

### CVI (Chemical Vapor Infiltration : 気層含浸)

CMC マトリッ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 マトリックスを形成する。その他の製造法には、SPI (Solid Phase Infiltration : 固層含浸)、PIP (Polymer Impregnation and Pyrolysis : 液層含浸)、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ックスを形成する。

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ックスを形成する。

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 を反応させマトリックスを形成する。

### FBG (Fiber Bragg Grating) センサー

FBG とは、光ファイバーの中に、多層の反射層を作りこんだ光ファイバー。反射層の間隔に応じて特定の波長の光を反射する。この波長は、反射層の間隔によって変化するため、FBG 光ファイバーに伸縮が発生すると、それに合わせて反射波長が変化する。構造物の伸縮を、FBG を構造物に貼り付けることで検出する技術。

SHM (Structural Health Monitoring : 構造健全性診断)

構造物に貼付もしくは埋め込んだセンサの情報に基づき、構造の健全性（損傷の有無や歪み等）を診断する技術。

TRL (Technology Readiness Level)

NASA によって提案されている技術の成熟度を測る指標。

本事業では、以下の概念となる。





I. 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2兆円に、2030年には売上高3兆円を達成するとしている。

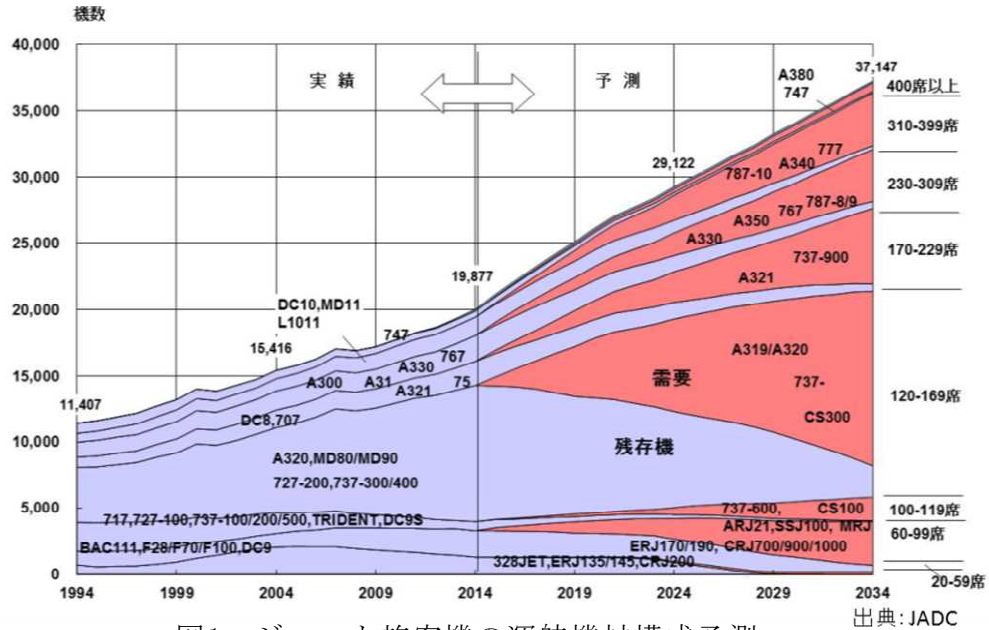


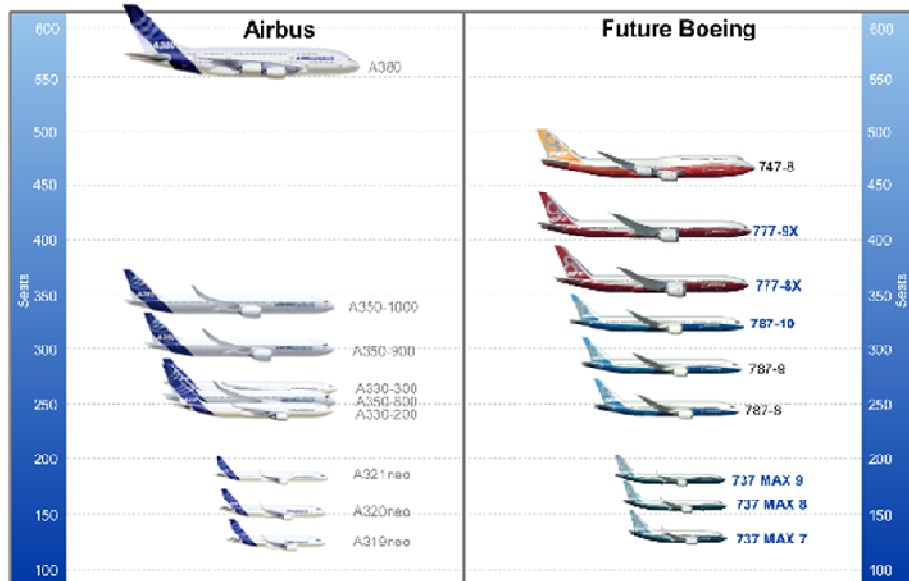
図1. ジェット旅客機の運航機材構成予測

出典: JADC

ボーイングが示す、エアバスとボーイングの動向を示す（図2）。

Boeing product line-up vs. the competition

Superior value, efficient market coverage

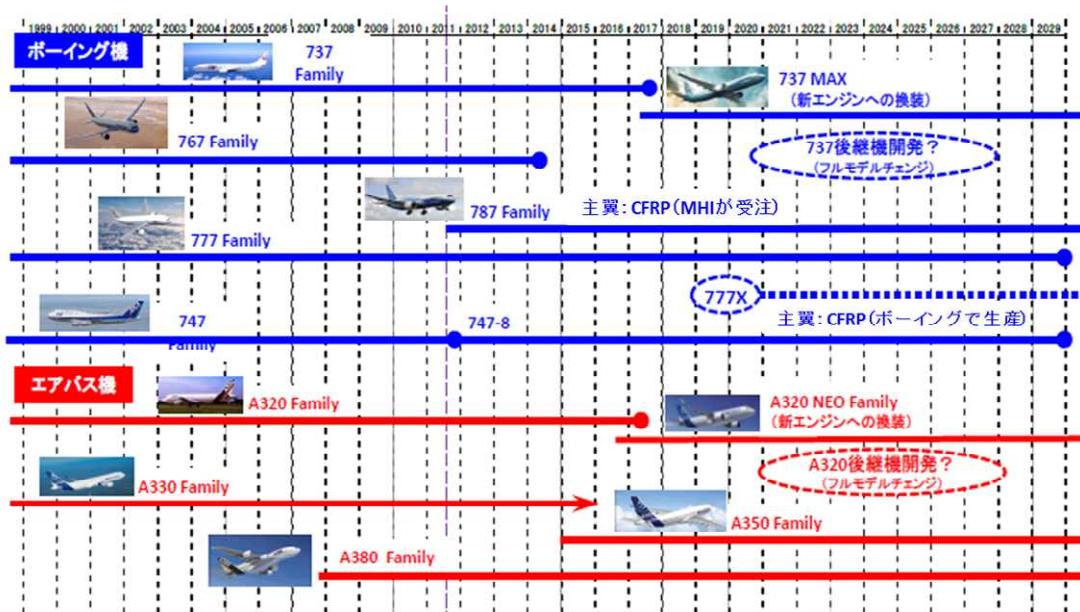


出典: Boeing

図2. エアバス及びボーイングの動向

# 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かけている。2025年頃に、このクラスの機種開発が想定される。



出典：我が国航空機産業の現状と課題 NEDO一部改編

図3. ボーイング及びエアバスの開発スケジュール

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）。

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	250-300	2008	35%	複合材構成比 50% (胴体、主翼)
	B737MAX	150	2016	2%	
	B787-10	300	*2018	35%	*納入開始予定
	B777X	350	*2020	21%	*納入開始予定
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		

図4. 各飛行機の比較

メーカー	エンジン名	搭載機	日本シェア
IAE	V2500	A320	23%
GE	Genx	B787	15%
	GE9X	B777X	
CFM インターナショナル	LEAP-1A	A320neo	
	LEAP-1B	B737MAX	
P&W	PW6000	A318	8%
	PW1100G-JM	A320neo	23%
RR	TRENT1000	B787	15%

図5. 各エンジンの比較

## 公開版

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。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）。

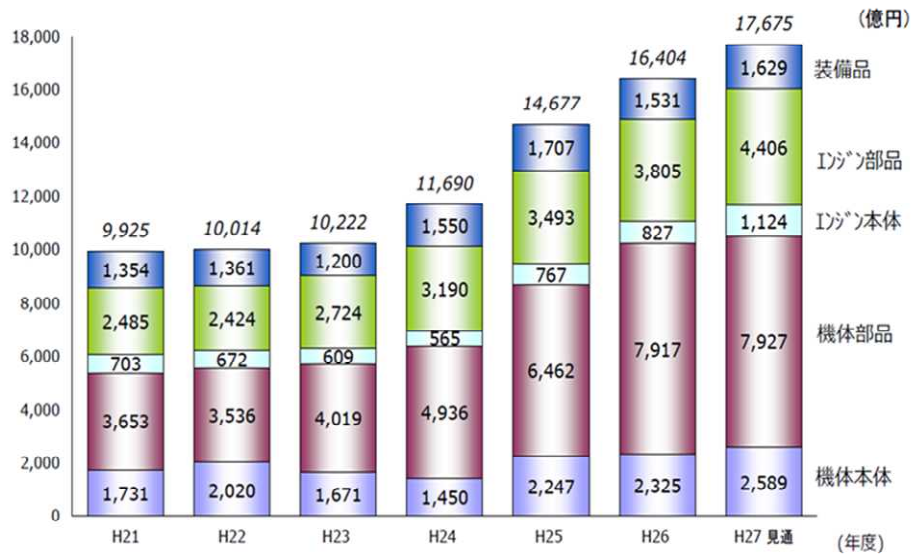


図6. 国内航空機産業生産額推移

出典: JADC

しかしながら、B787で多く使用された複合材がB777X、B737MAXと減少している現状がある。また、B787の主翼は、日本で生産されていたが、777Xでは、米国で製造されることとなった。ドル箱の737MAXは、ボディ及び主翼ともアルミであり、日本のシェアはほとんどない。この状況下、次世代航空機においては、日本分担割合の増加は必須であり、日本の強みである複合材料の高生産性・低コスト生産技術を開発し、複合材主体の開発とすることが必要となる。特に、航空機産業の特徴は、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いることである。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。

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るっており、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7）。2013年329億トン、2014年321億トン、2015年は暫定で321億トンと、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。

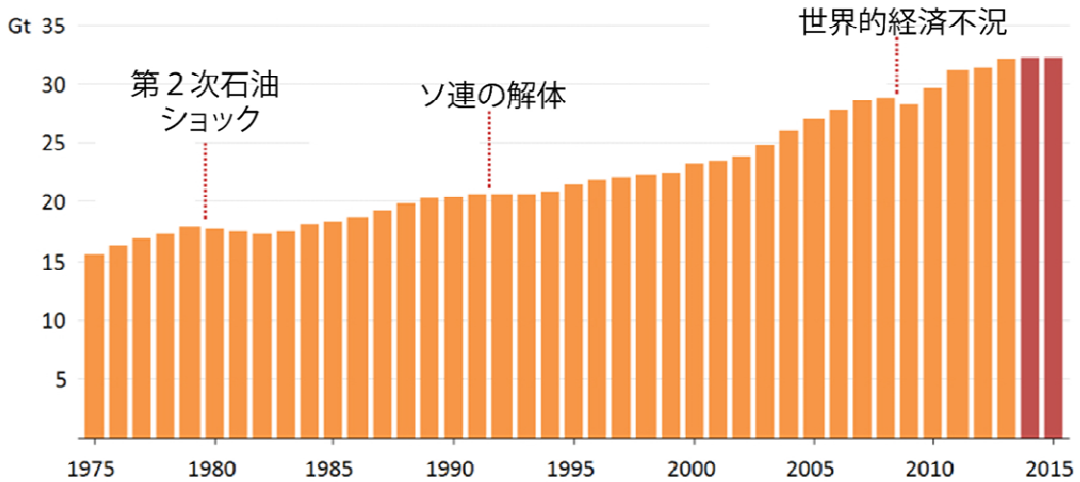


図7. 世界の二酸化炭素排出量推移 出典：一般社団法人日本原子力産業協会

我が国のCO2排出総量は、約12.7億トンであり、このうち運輸部門の排出量は約17%の2.2億トン、航空機は運輸部門の約5%で1017万トンとなる（図8）。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（2015年度）は321億トンであることから、約2.6億トンとなる。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。

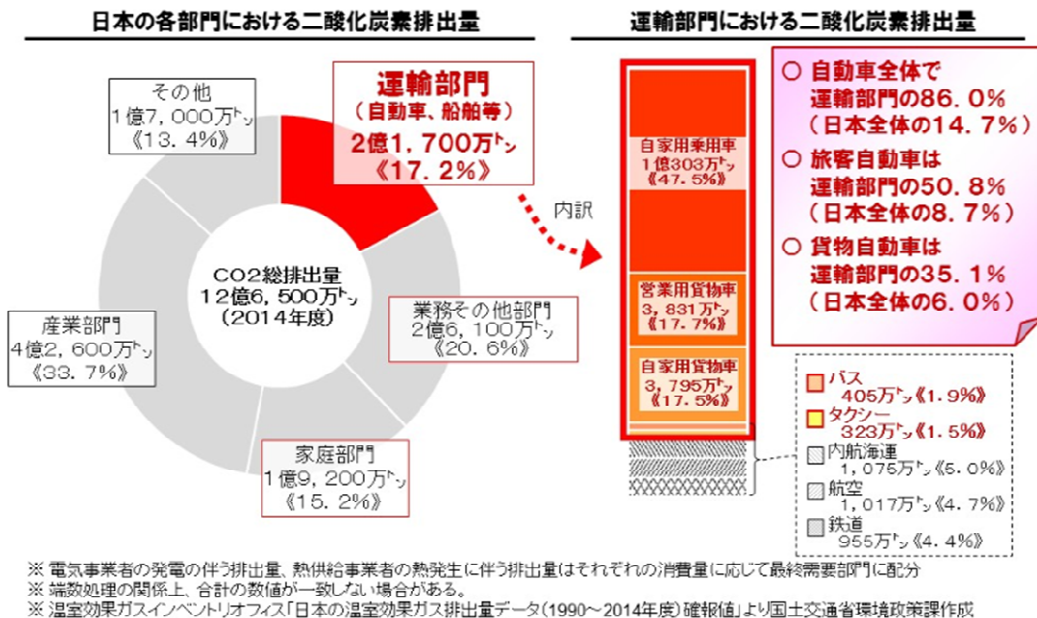


図8. 輸送部門における二酸化炭素排出量 出典：国土交通省

# 公開版

## 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。

シウム合金が開発航空機の燃費改善、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。

また、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9）。

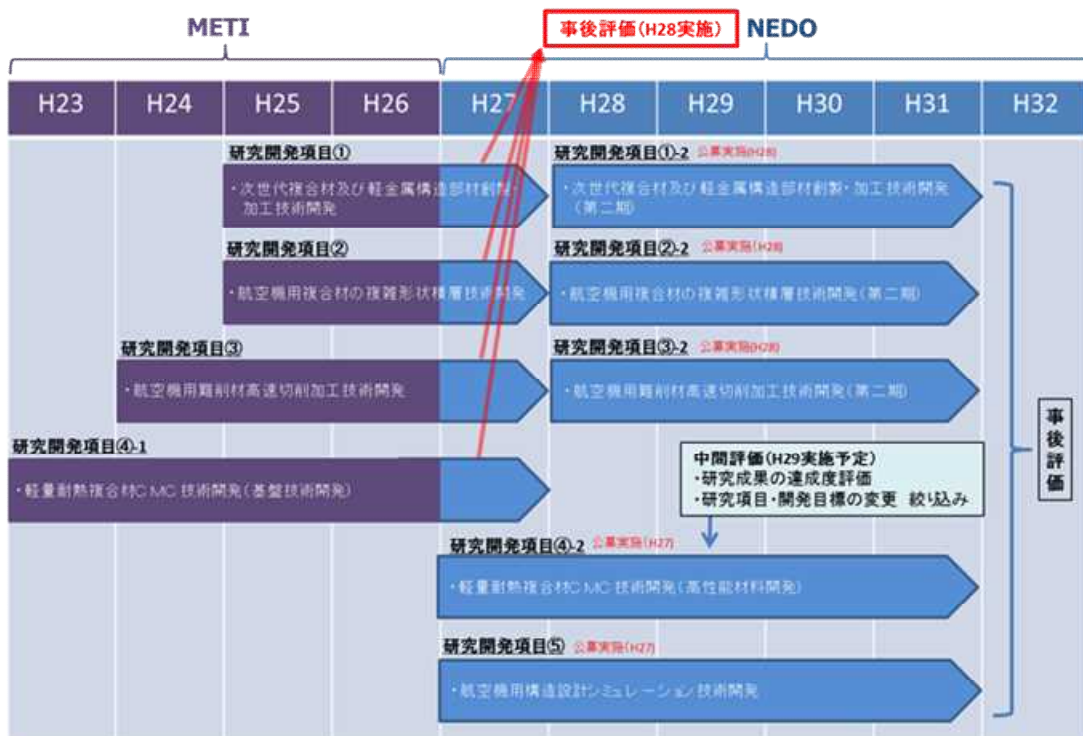


図9. スケジュール概要

1.3 事業の位置づけ

1.3.1 政策的位置づけ

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

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。

また、『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10）と分野別に導入シナリオ（図11）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。

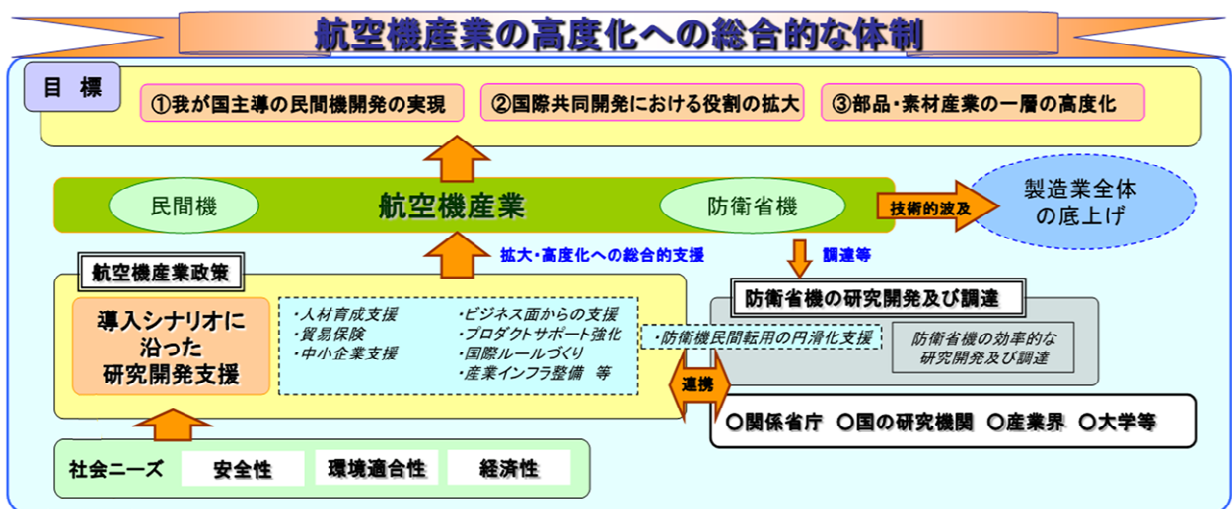


図10. 航空機産業の高度化への総合的な体制

出典：技術戦略マップ NEDO一部改稿



出典：技術戦略マップ NEDO一部改編

図11. 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

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

国際競争力として、炭素繊維複合材は、性能、品質の点で先行している。今後材料の高い性能を生かす構造設計技術を高める事で、本分野の優位性を確保することが可能である。今後必要となる複合材料構造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12）。

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

出典：技術戦略マップ NEDO一部改編

図12. 材料・構造技術分野主要技術課題

### 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。

国際競争力として、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



# 公開版

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13）。

短期課題(~2015頃)	中期課題(~2020頃)	長期課題(~2030頃)	対応技術
<b>騒音や有害排出物の低減</b> / (環境適合性向上)			
✓翼列干渉騒音低減技術の開発	✓ファン騒音の能動制御手法の構築		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
✓ジェット騒音の能動制御技術の確立	✓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	✓超音速機も含めた新形態機体・エンジンの低騒音化	
✓低NOx化のための各種燃焼技術の確立	✓更なる低排出物化に向けた先進燃焼技術の確立	✓新方式推進システム/代替燃料に対する低排出物化	
<b>高信頼性/耐空性と低運航費用との両立</b> / (環境適合性・安全性・経済性向上)			
✓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	✓構造/鍛造/加工シミュレーションの高度化		低コスト化技術
✓大型鍛造部材製造技術開発による低コスト化	✓ものづくり新技術の開発	✓ものづくり新技術の実用化	
✓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	✓フィールドデータを反映した運用・構造信頼性の向上	✓超高信頼性推進システムの実現	信頼性向上技術
✓エンジン・要素の大型設備試験技術の確立	✓エンジン・要素試験・システム計測技術の高度化	✓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	基盤技術
	✓代替燃料利用要素技術の整備	✓代替燃料利用の拡大	
<b>化石燃料消費量の低減:ガスタービン推進の性能向上</b> / (経済性、環境適合性)			
✓エンジン内部の質面、壁面の損失低減、多段CFD技術の確立	✓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	✓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	要素高性能化技術
✓複合材部材設計製造技術の確立	✓複合材適用による低温部重量低減	✓更なる軽量化を図るための先進材料の実用化	軽量化技術
✓耐熱複合材・耐熱合金部材設計製造技術の確立	✓複合材適用による高温部重量低減、冷却空気量削減		高温化技術
			冷却高性能化技術
<b>化石燃料消費量の低減:新方式の推進システムの実現</b> / (経済性、環境適合性)			
✓GTF推進システムの実現	✓オープンロータ等新たな推進システムの実現	✓燃料電池利用等新たな推進システムの実現	エンジン高性能化技術
✓アクセスラシーギアボックスの損失低減	✓電気リックエンジン要素技術およびシステム技術の確立		高性能制御システム・機器技術

出典：技術戦略マップ NEDO一部改編

図13. エンジン要素技術分野主要技術課題

以上の様に、本研究開発は適切に位置付けられている。

## 公開版

### 1.3.2 諸外国の動向

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

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

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に相当する旅客機C919（2015年初飛行予定だったが飛ばず、FAA認証未取得）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、2016年初飛行予定、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を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

嶼・諶擧C・⌘軀驢5贖翌、2. NEDOが関与する意義及び実施の効果

## 2. NEDOが関与する意義及び実施の効果

### 2.1 NEDOが関与する意義

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民間だけでは研究投資の負担が大きな領域であり、また、素材開発から材料、部材と航空機に採用されるまでには、産業の特性として開発から販売、収益までに長期間を要するため、投資回収期間が非常に長いため、

## 公開版

ビジネス上の大きなリスクが存在することから単独企業での開発ではなく、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 | 80億円（H23～H31推定）   |
| (2) CO2削減効果 | 25万トン/年 *1（2030年想定）<br>9.6万kリットル/年の原油削減<br>36億円/年の費用削減効果 *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：120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

## Ⅱ. 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組

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、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。

## 公開版

事業予算を以下に示す（図 14）。平成 27 年度には本事業内のいくつかの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。

研究開発項目	平成23年度	平成24年度	平成25年度	平成26年度	平成27年度	合計
①次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発	—	—	450	450	425	1325
②航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発	—	—	99	99	270	468
③航空機用難削材高速切削加工技術開発	—	46	140	140	140	466
④—1軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)	110	130	200	200	185	825
合計	110	176	889	889	1020	3084

図 14. 事業経過及び予算（単位：百万円）

### 2.1.2 研究開発の必要性

#### A. 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」

##### 【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。

##### 【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。

## 公開版

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、耐燃性、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。

### B. 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」

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。

### C. 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

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の開発が必要である。

### D. 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）」

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

## 公開版

国でも一層の研究の加速が必要である。

### 2.1.3 研究開発の具体的内容

#### A. 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) 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。

##### 【目標】

- ・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

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。

##### 【目標】

- ・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

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。

## 公開版

### 【目標】

- ・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

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。

### 【目標】

- ・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 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

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。

### 【目標】

- ・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



## 公開版

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

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。

#### 【目標】

- ・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、ボイドが抑制されることを実証する。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

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、高品質接合技術、接合欠陥の検出技術及び高品位品質保証技術を開発する。

#### 【目標】

- ・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及び粉末焼結部品を用いた設計・品質保証手法技術を開発する。

#### 【目標】

- ・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 105 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。

## 公開版

### (c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

マグネシウム合金を航空機に適用するために、高強度、高耐燃性、高耐食性を有する航空宇宙機構造用 KUMADAI マグネシウム合金と航空機構造用マグネリチウム合金を開発する。

#### 【目標】

- ・サイズ：直径  $\phi$  50mm に外接する押出型材
- ・強度(Fty)：急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、400MPa 以上  
溶解鋳造 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)：急冷凝固 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

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。

#### 【目標】

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

## B. 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」

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。

#### 【目標】

- ・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、高生産性・低コス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

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。

#### 【目標】

- ・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

## 公開版

とする。

### C. 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

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、航空機用難削材料の総合的な切削加工技術の高度化を実現する。

#### (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。

##### 【目標】

- ・ミスマッチ（手磨きの必要な加工段差等）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

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 00W（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。

##### 【目標】

- ・00W 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

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

## 公開版

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。

### 【目標】

- ・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、アルミニ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

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。

### 【目標】

- ・ mismatches 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

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。

## 公開版

### 【目標】

・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等リルを設計・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

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。

### 【目標】

・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

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。

### 【目標】

・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(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。

### 【目標】

・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。

## 公開版

### (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。

#### 【目標】

- ・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。

### D. 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）」

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。

#### 【目標】

- ・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 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。

#### 【目標】

- ・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

## 公開版

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

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。

#### 【目標】

- ・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 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。

#### 【目標】

- ・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。

## 2.2 研究開発の実施体制（図 15）

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、経済産業省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。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。

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、効率的な研究開発・研究成果の実用化を目指した。

# 公開版

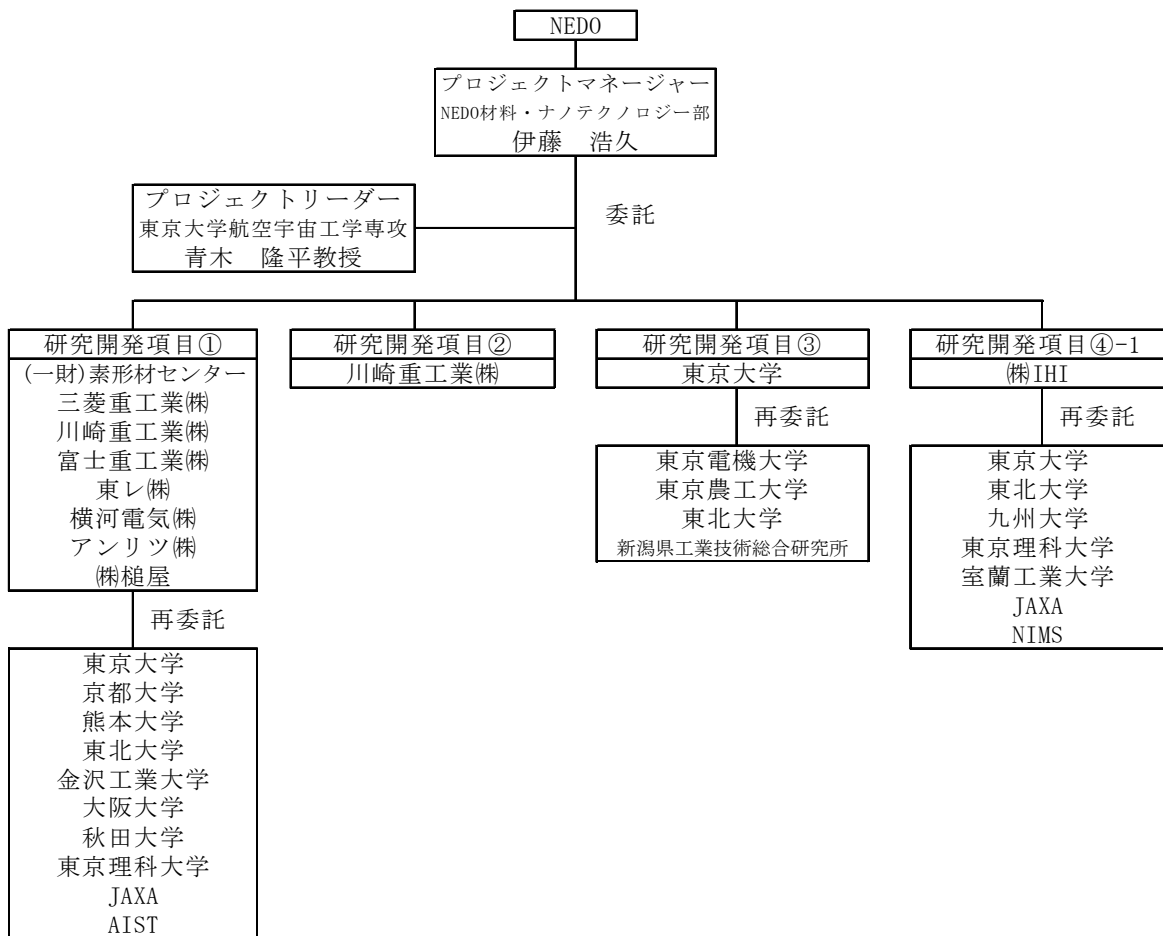


図 15. 「次世代構造部材創製・加工技術開発」実施体制

## 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 11 月 4 日、5 日に、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）。



## 公開版

### 2.3.3 委託先が組織した委員会（H27年度）

#### 研究開発項目①

総合技術委員会（委員長：石川隆司名古屋大学特任教授）を2回開催した。  
 複合材構造技術委員会（委員長：武田展雄東京大学教授）を3回開催した。  
 軽金属構造技術委員会（委員長：新家光雄東北大学教授）を3回開催した。

#### 研究開発項目②

技術評価委員会（委員長：廣瀬康夫金沢工業大学教授）を3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

外部有識者の意見をマネジメントに反映し、目標値の追加・見直しや追加予算（加速予算）の投入を行うことで研究開発を促進した。技術推進委員会での質疑応答で不明確な事項に関しては、PL及びPM主導の再ヒアリングを実施し確認した。H28年度の公募の枠組みに関しては、引き続き「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」、「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」及び「航空機用難削材高速切削加工技術開発」が重要であることが確認された。

H27年度に開催した技術推進委員会の指摘事項とマネジメントへの反映を示す。

研究開発項目	指摘事項	マネジメントへの反映
①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」	<ul style="list-style-type: none"> <li>・複合材構造 応用技術・生産技術と基礎研究を明確すること。</li> <li>・マグネシウム合金 航空機材料として使うための評価が不足。航空機材料として使えることを押さえること。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・いつなにをどこに使うのかターゲットを明確にすることを指示。再ヒアリングを実施し確認した。</li> <li>・構造屋との連携を指示。再ヒアリングを実施し、連携した体制で材料評価を行うことを確認。</li> </ul>
②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」	<ul style="list-style-type: none"> <li>・海外に負けている分野であり、実用化まで適切にマネジメントをすること。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・H28年度の第二期の公募では、四年間で実用化に到達する目標を設定し実施。</li> </ul>
③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」	<ul style="list-style-type: none"> <li>・産業の裾野を広げるには最適テーマであり、中小零細企業への波及方法を具体化すること。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>第二期は技術を中小に移管して産業の裾野を広げることを戦略的に進める。</li> </ul>
④-1「軽量耐熱複合材CMC技術開発（基盤技術開発）」	<ul style="list-style-type: none"> <li>・損傷許容性の評価など設計のキーとなる影響因子の研究も着実に進めており、妥当である。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>④-1は低圧材料の基盤研究。高圧材料の④-2に着実に繋げていくマネジメントを実施（④-2に追加予算投入）</li> </ul>

本事業は、NEDOとしては開始したばかりで、シンポジウムや成果報告会の開催は未だ行われていない。今後は、本研究開発の重要性とその先進性をアピールしていく予

## 公開版

定である。

### 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、15件であった。

### 3. 情勢変化への対応

事業の運営管理として、研究開発の進捗状況や技術推進委員会の結果を踏まえ、予算を追加することで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テーマに関して、開発促進財源（加速予算）の配分を行った。

### 4. 評価に関する事項

本事業は、経済産業省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。平成27年度に事業の円滑な推進のためにNEDOに事業移管されたものであり、NEDOでは、外部有識者による評価は行っていない。

# 公開版

## Ⅲ. 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、おおむね目標を達成しており、基本計画に定めた目的及び目標を達成したと考える。本事業の性格は「基礎的・基盤的研究開発」であり、2020年代と想定されているB737またはB757、A320の後継機開発に向け、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できたと考ええる。

### 2. 研究開発成果の概要

#### A. 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) 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

###### 【目標】

- ・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。

###### 【成果の概要】

- ・広域分布歪み計測によるモニタリングシステムの信頼性及び耐久性が航空機への適用が可能なレベルにあることを実証した。
- ・実大構造試験において従来計測不可能であった分布歪みを計測し基礎実験と同等レベルで計測できることを実証した。
- ・航空機運用に必要な認証システムに合致した認証プロセスを設定し、設計及び製造プロセスへ反映する手順を確認した。

##### (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

###### 【目標】

- ・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。

###### 【成果の概要】

- ・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

## 公開版

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。

- ・衝撃損傷検知システムの航空機搭載型システムの試作・評価を行った。システムを構成する計測線は、前述のエアバス実証試験を通じて信頼性・耐久性を評価した。計測装置は、筐体及び内部機器を設計変更し、試作品の評価を通じて温度特性、衝撃特性、電磁環境特性が改善したことを確認した。また、計測ソフトも見直し、実際の航空機構造の衝撃損傷検知に適した仕様に改良した。

### (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

#### 【目標】

- ・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。

#### 【成果の概要】

- ・接着剥がれ検知技術について、環境温度の変化を考慮した部分構造試験を行い、温度変化がある環境下でも、検知精度が低下することなく、十分な信頼性を持つことを実証した。さらに衝撃損傷についても、温度影響に対して十分な信頼性を持つことを実証した。
- ・超音波ラム波計測装置の改良が、検知精度に影響を及ぼさないことを実証した。
- ・超音波ラム波の多軸振動非接触自動計測システム(MaVES)による可視化、及び数値解析(ComWAVE)により、超音波ラム波の伝搬挙動と損傷の関係を明らかにした。
- ・光ファイバセンサ及びアクチュエータを貼付した供試体を用いて疲労試験を実施し、センサシステムが実際の運用環境に対して十分な耐久性を有していることを確認した。
- ・当該システムの認証取得を行う準備として、認証プランに記載された適合性要件の証明法(図面、解析、試験等)を明確にした。

### (d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

#### 【目標】

- ・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

## 公開版

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。

### 【成果の概要】

- ・熱可塑複合材の特性（ハイサイクル成形）を活かした自動成形を指向し、一次構造部材にも適用可能な一方向材を用いた低コストな高レート部材成形法を開発した。結晶化度と強度、品質に関する成形条件の適正化を実施。また、構造要素形状での成形条件を設定し、TRL4まで引き上げた。
- ・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。成形、接合工程を対象に、従来の熱硬化複合材のオートクレーブ成形、接着部材と比較して、30%低コストな高レート製造技術を確立した。
- ・製造プロセスにおける温度、残留歪等をモニタし、製造品質を評価する技術を確立した。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、光ファイバを埋め込む成形法を適用してTRL4のモニタリング技術を確立した。

### (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

#### 【目標】

- ・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。

#### 【成果の概要】

- ・複合材部品成型時の内部温度、歪、残量応力等を、部品に埋め込んだ光ファイバセンサによって計測・分析することで成形不具合を検知する成形モニタリング技術を開発した。
- ・サンドイッチ構造に対して、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製造時・運用時の内部損傷を検知する技術を開発した。実施した試験の中には、光ファイバセンサを埋め込んだ大型供試体を用いた、成形モニタリング試験、衝撃損傷検知試験、亀裂進展検知試験を含む。
- ・オートクレーブの制約を受けない大型複合材構造部品用の低圧成形プロセスとし

## 公開版

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。

### (f) 高生産性・易賦形複合材の開発

#### 【目標】

・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。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。

#### 【成果の概要】

・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 を用いることでプリプレグ対比シワが抑制されることを実証した。平成 26 年度に引き続き、平板状の積層体を三次元形状に賦形する際に賦形性に支配的に関わるプリプレグ特性のデータベース取得を行い、完了させるとともに、低計算コストを志向した有限要素法による賦形シミュレーションの開発を完了し、試作に用いた C 型部材のシワ発生状況を精度 10%以内で再現した。局所的に大変形を伴う UACS の流動を表現するため、粒子法を用いて、異なる切込パターン時の平板伸張、リブ成形時の流動性の違いを再現した。

### (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

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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した。  
・航空機に多用される Ti-6Al-4V 合金に対し、5mm 厚の板の FSW 接合手法を開発した。  
・大きさ 0.3mm 大の内部球状欠陥を、超音波探傷により効率的に検出するシステムを開発した。  
・低入熱化で継手組織改善が可能であることを解明し、攪拌部硬度により機械特性が向上することを把握した。疲労特性の評価を実施した。  
・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%低減できた。

## 公開版

### (b) チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

#### 【目標】

- ・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105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。

#### 【成果の概要】

- ・素材使用量と切削加工工程の削減に資する粉末焼結によるチタン合金の複雑形状成形技術を開発した。
- ・冷間静水圧プレスを用いて成形した複雑形状の粉末焼結体が、Ti-6Al-4V鍛造品と同等以上の静強度、降伏強度、切欠き疲労強度を持つことを確認した。本技術により製造された材料が目標の機械的特性を達成することを確認した。
- ・競合技術である付加製造技術との比較を行い、強度特性とコストの比較を行った。比較の結果から、現時点では、航空機構造部品の製造には焼結技術の方が適することを確認した。
- ・試作した素材の疲労強度試験を行い、目標とした疲労寿命（250MPaにおける疲労寿命105回以上）に達することを確認した。そのマイクロ組織及び破面観察から強度特性向上のための指針を示した。
- ・本技術の技術成熟度がTRL6相当であることを確認した。航空機の複雑部品形状を模擬した焼結素材の製作を行い、複雑部品形状から取得した試験片の静強度特性、疲労強度特性が、設計許容値（S値）や実機運用環境での強度特性を取得している単純形状の試験片の特性と変わらないことを確認した。ビルディングブロックアプローチにより、試作品が実環境での使用上問題がないことを確認した。
- ・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%低減できた。

### (c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

#### 【目標】

- ・サイズ：直径φ50mmに外接する押出型材
- ・強度(Fty)：急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、400MPa以上  
溶解鋳造 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)：急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、5%以上
- ・発火温度：750℃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

## 公開版

### 【成果の概要】

#### 急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金

- ・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。
- ・本年度実施した粉末加熱法による燃焼試験結果を参考に、発火温度目標を達成可能な合金組成を検討、改良材のインゴット及び押出し材の作製を完了した。現在、本年度材の燃焼試験を実施中であり、発火温度目標はクリアできた。
- ・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。
- ・本年度材料の強度、腐食特性の評価試験を実施した。強度目標はクリア。腐食速度についても表面処理/塗装状態では目標をクリア。本年度材組成が素材の腐食速度に及ぼす影響を評価した。
- ・リベット結合による現用構造に対し、接着構造等のコスト・軽量化に有利な組立方法を評価し、これらを活用した構造を提案した。

#### 溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金

- ・降伏応力401MPa、発火温度975°Cの合金を開発した。

#### マグネシウムリチウム合金

- ・合金の組成を変化させて素材の試作を行い、その強度と発火温度、腐食速度の評価を行った。発火温度(758°C)及び腐食速度(0.59 mm/年)については、目標値を満足できる素材を得ることができ、降伏応力も目標達成した。
- ・幅広の圧延材の試作を行い、幅600mmを超える大型の圧延材の製造が可能であることを確認した。
- ・急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金とマグネシウムリチウム合金を用いた航空機の水平尾翼外板の重量試算を行い、現状のアルミニウム合金部品よりも28%の軽量化ができる見通しを得ており、目標となる15%の重量削減効果が達成できた。

### (3) 総合調査研究

#### 【目標】

- ・航空機材料の評価から設計、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。

#### 【成果の概要】

- ・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確認した。
- ・複合材構造については、SHMシステムを航空機に活用する動きが活発化していることを確認し、またエアバスとの協同試験や飛行実証試験計画も検討しており、今後の開発戦略は明確になっている。
- ・複合材構造に関する調査では、将来重要となる高生産性について研究開発の方向性を明らかにした。



## 公開版

・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ている。これら技術においては十分競争力のある研究成果が出ているが、前者で LFW (Linear Friction Welding) の各種手法が開発され FSW と合わせて適材適所使用することが好ましく、後者では特に航空機部品及び医療用部品をターゲットとして AM(Additive Manufacturing)技術が急速に発達しており、これら技術に今後対応していく必要があると考えられる。

・マグネシウム合金研究については文献調査及び Boeing との意見交換なども行い、優位性、今後の方針などを明確化した。

### B. 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) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

##### 【目標】

・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、高生産性・低コス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。

##### 【成果の概要】

・装置の主要構成要素について試作検討を繰り返し実施し、それら構成要素を組み合わせ動作確認を行い、機能確認・評価を実施し、高レート・低コスト生産に寄与可能な積層品質を実現する要素技術を確立し、開発・実用化の目途を得た。

#### (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

##### 【目標】

・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。

##### 【成果の概要】

・装置試作品の設計・製作を行うとともに、装置試作品で試作部材を積層し、その積層動作及び試作部材品質の評価を実施した。従来の製造手法である手積層と比較した品質評価を行い、その評価結果より、複雑形状積層に対する根幹的な設計・製造技術要素技術が確立できたことを確認し、複雑形状積層技術の製造適用に向けた技術的課題の一部を明らかにした。

### C. 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) 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

##### 【目標】

・ミスマッチ（手磨きの必要な加工段差等）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

## 公開版

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。

### 【成果の概要】

- ・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た。その結果、仕上げ加工用の革新的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ミスマッチのない高速ポケット加工を実現し、実部品相当の標準ポケット加工において、平成 24 年度当初比で、手仕上げ時間の約 50%、仕上げ加工時間の 80%以上の短縮を実現した。荒加工については、工具形状とクーラントノズル位置を最適化した高圧クーラント用のエンドミルを開発し、さらに切削工程の決定手法を見直すことにより、荒加工時間を 10%以上短縮した。

### (b) 環境対応切削における高能率化の検討

#### 【目標】

- ・00W 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。

#### 【成果の概要】

- ・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。これに対し、本技術開発のチタン合金の仕上げ削りでは、電力消費を大幅に抑えた、冷却能力の高い 00W 切削法を最適化することにより、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%以上削減した。これによりチタン合金の高効率な環境対応切削加工を実現した。

### (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

#### 【目標】

- ・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。

## 公開版

### 【成果の概要】

・アルミリチウム合金製の長尺部材では、切削により部材全体が変形する。変形の大きさは部材内の残留応力に依存し、アルミリチウム板材の圧延時に生じた残留応力と切削加工により仕上げ面内に生ずる残留応力の両者を考慮する必要があるが、薄板では、切削加工により生ずる残留応力の影響が支配的である。そこで、フライス削りにおける残留応力と部材の変形を、有限要素法を用いて予測する技術を確立し、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した。最終的に切削工程、刃形や切削条件、クーラントの供給条件等を検討するとともに、新規に2種類の正面フライスを開発し、加工後のアルミリチウム合金部品の変形（ひずみ）を、20%以上軽減した。

### (b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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、チタン合金以上の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高速ポケット切削技術を開発した。標準モデルに対しては、平成24年度当初比で、仕上げ加工時間を約40%短縮した。また、チタン合金と同様に、高圧クーラント用のエンドミルの開発と切削工程の決定手法の見直しにより、荒加工時間を10%以上短縮した。

### (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

#### 【目標】

・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等リルを設計・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。

## 公開版

### 【成果の概要】

・切削エネルギー最小理論に基づくマクロな切削解析技術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した。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ことが可能になった。また炭素繊維複合材の剥離の予測精度を高めるため、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した。上記のマクロなモデルと融合し、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

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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り、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した。

・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重積材内部の温度予測技術を開発した。さらに大きな径の穿孔にはオービタル加工が使用されるが、その切削状態を予測するためのプロトタイプを開発し、幅広い径の穿孔についての予測技術が整ってきた。

### (c) 重積材に対するドリル形状の設計

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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、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た。また、工具のコーティングが穴内面の損傷に及ぼす影響について実験的に検討し、得られた結果をベースに実用化の目処を得た。

## 公開版

### (4) チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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。その際、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。高速・高温試験機にセットできる寸法の小型試験片のV曲げ試験の結果によれば、曲げに引張を重畳することにより結晶粒が単純曲げよりも小さくなり、単純曲げより100°C程度低い温度で成形前の供試材からほとんど粒子径を変えことなくスプリングバックを最小化できることが明らかとなった。またスプリングバック量だけでなく、残留応力測定装置による試験片の残留応力計測や結晶内応力解析により、熱間ストレッチ成形における引張の効果を確認した。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ことができた。

### (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

#### 【目標】

・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。

#### 【成果の概要】

・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、波及効果は極めて大きい。本技術開発では、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主軸と一体化することにより、ロボットを本格的に利用した革新的な高精度切削加工技術を実現した。また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、従来ロボット加工機と同等以上の加工面の仕上がりを達成した。さらに、位置決め精度の高い高剛性ロボットに出力の大きいスピンドルを付けた場合の加工能率、加工速度を明らかにし、ロボット切

## 公開版

削が実用的にも適用可能であることを確認した。

### D. 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) CMC 損傷許容評価技術開発

##### 【目標】

- ・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。

##### 【成果の概要】

- ・クリープ試験を実施し、損傷パラメータと非破壊検査結果の関係の把握及び試験片のき裂観察結果から破壊メカニズムを解明した。これに平成 26 年度に取得した疲労試験結果と合わせて非破壊検査の合否判定基準の設定手法を確立した。また、開発した設計ツールについて、部品を模擬した構造供試体を用いた試験を実施し、試験結果と予測を比較することにより妥当性を検証した。

#### (2) CVI プロセス最適化

##### (a) CVI 反応条件の最適化

##### 【目標】

- ・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。

##### 【成果の概要】

- ・CVI 反応条件の最適値を設定し、工業的な構造の炉においても含浸効率 50%向上を達成できることを実証した。また、織物を用いた CVI 実験を行い、総括反応モデルの精度を改善した。
- ・副生成物の組成を解析して、副生成物を半減できる方法を確立し、工業的な構造の炉において実証した。

##### (b) CVI シミュレーション技術開発

##### 【目標】

- ・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。

##### 【成果の概要】

- ・工業的な構造の CVI 炉を対象として、改善した総括反応モデルを組み込んだシミュレーション予測の精度を確認し、シミュレーション手法の妥当性を確認した。

## 公開版

### (3) コーティング技術開発

#### 【目標】

- ・ 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。

#### 【成果の概要】

- ・ 平成 26 年度に絞り込んだコーティング材料について、平板のサンドエロージョン試験による追加データを取得し、翼型におけるエロージョン量をシミュレーションで評価し、実機に適用可能であることを確認した。

### 3. 研究開発成果の詳細

研究開発成果の詳細においては、成果報告書抜粋を別添として添付する。

以上

1. 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

1. 1 研究開発の目的および目標

航空機構造の大型化および複合材の適用範囲拡大に伴い、構造の健全性を自動的に評価する技術（Structural Health Monitoring: SHM）の必要性が増している。それは、SHM システムを航空機構造へ適用する事により、航空機構造全体の健全性を定量的に評価することが可能となり、点検作業の効率化、点検間隔の長期間化によるメンテナンスコストの削減が可能となるためである。光ファイバを利用した歪みのセンシングは、軽量性、電磁干渉を生じないこと、防爆性、構造一体化が可能といった利点により、様々な SHM システムの中でも、航空機適用に最も有望視されている手法である。光ファイバを利用した SHM 技術の中でも、光ファイバ内におけるブリルアン散乱光を用いた計測方法は、光ファイバ全長がセンサとして機能することから、構造全体の健全性を診断することが可能な手法として注目を集めている。また、光相関法を適用した歪み計測法は、光ファイバセンサの任意箇所での動的計測が可能のため、航空機構造の分布歪みに加え、荷重履歴などを計測することができる。これまでに、ブリルアン光相関領域解析法（Brillouin Optical Correlation Domain Analysis: BOCDA）を用いた分布歪み計測および動的歪み計測による航空機構造センシング技術の有効性が示されている。しかしながら、航空機運航時の構造健全性診断システムとして適用するためには、計測システムの信頼性、センサシステムの耐久性の客観的な評価とともに、適用メリットと運用コストの分析、認証手続きに合致したシステム設計、製造プロセスの設定を行う必要がある。

そこで、本プロジェクトでは、BOCDA を用いた広域分布歪み計測による SHM 技術の実用化を目指した開発を目的とする。適用対象は、構造点検のためのアクセスが困難であり、構造上重要な部位である主翼構造および胴体構造とし、主要構造の歪み分布変化および部材の荷重分担率変化から構造損傷を検出する方法（図 1.1-1 (a)）と、主要構造の歪み履歴から構造の寿命を評価する方法（図 1.1-1 (b)）、の二つの方法で航空機構造の健全性診断を行う。

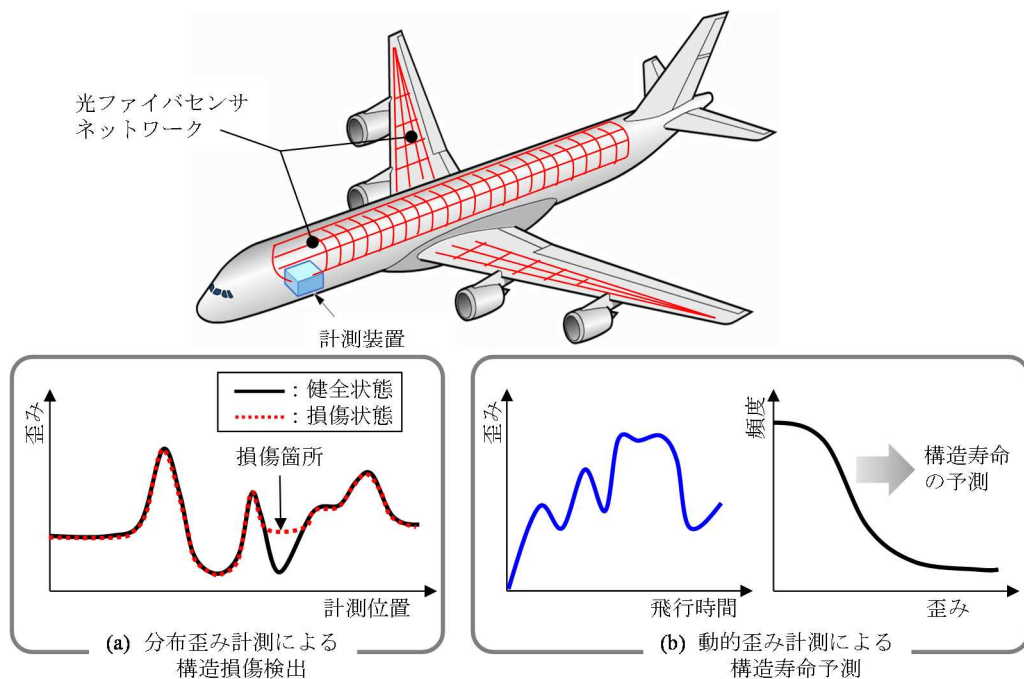


図 1.1-1 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術適用シナリオ



これまでに、航空機に搭載可能なモニタリングシステムを試作し、要素構造試験、部分構造試験、デモンストレーション飛行試験の実施を通じて、機体構造に生じる損傷や運航中に生じる歪み分布および歪み履歴を検出できることを確認した。本プロジェクトは、BOCDA を利用した構造健全性診断技術を、実用化レベルまで成熟させることを目標とする。本プロジェクトの目標を達成するために、今年度は、モニタリングシステムの信頼性/耐久性向上、航空機搭載モニタリングシステムの試作およびモニタリングシステム設計、製造の妥当性評価を行う。具体的には以下の作業を実施する。

ア) モニタリングシステムの信頼性/耐久性向上

(1) モニタリングシステム（センサシステム部）の信頼性/耐久性評価

ブリルアン光相関領域解析技術を用いた広域分布歪み計測システムのセンサシステム部の運航環境に対する信頼性/耐久性を評価する。

(2) モニタリングシステム（デバイス部）の信頼性/耐久性評価

ブリルアン光相関領域解析技術を用いた広域分布歪み計測システムのデバイス部の運航環境に対する信頼性/耐久性を評価する。

(3) モニタリングデバイス信頼性/耐久性向上

広域分布歪み計測デバイスの計測精度向上技術を開発する。

イ) 航空機搭載モニタリングシステムの試作

(1) 航空機搭載モニタリングシステム実用化検討

実証試験適用に向けた、適用部位、評価方法および検証方法について設定し、実施手順としてまとめる。

(2) 航空機搭載モニタリングシステム試作

適用計画に合致したモニタリングシステムを試作する。

ウ) モニタリングシステムの設計、製造の妥当性評価

認証手続きに合致した設計、製造プロセスを設定し、外部有識者によるレビューを行い、プロセスを最適化する。

## 1. 2 研究開発の成果

### 1.2.1 モニタリングシステムの信頼性/耐久性向上

BOCDA を用いた広域分布歪み計測による SHM 技術を実用化するためには、光ファイバ等のセンサシステム部、さらにはモニタリングシステム全体に対し、実運航環境下において信頼性および耐久性を有することを実証する必要がある。本プロジェクトではセンサシステム部耐久性評価、計測デバイス部耐久性評価、計測技術信頼性向上、センサシステムインストール信頼性向上を実施した。

(1) モニタリングシステム（センサシステム部）の信頼性/耐久性評価

航空機実運航環境下におけるモニタリングシステムの内、センサシステム部である光ファイバセンサ接着部の耐久性を評価した。本プロジェクトでは、RTCA/DO-160G をもとに環境耐久性評価に必要な評価項目およびその方法を設定した（表 1.2.1-1）。環境耐久性試験は複合材料およびアルミ合金に光ファイバセンサをエポキシ系接着剤で接着、シーラントおよびシリコンのトップコートで保護した試験片を使用し（図 1.2.1-1）、環境負荷後に十分な計測能力を有していること確認した。

表 1.2.1-1 センサシステム部耐久性評価項目

No.	試験項目	試験条件
1	温度変動	(+110°C~-65°C)×2,000 回
2	燃料浸漬	+40°C×2,000 時間
3	湿度	(+70°C×95%RH)×2,000 時間
4	高度圧	11.6kPa×2,000 時間
5	加圧	200kPa×10 分間
6	減圧	75.26kPa から 15 秒以内に 11.6kPa、11.6kPa×10 分間
7	静荷重	終極荷重
8	疲労荷重	疲労限荷重×10 <sup>7</sup> 回

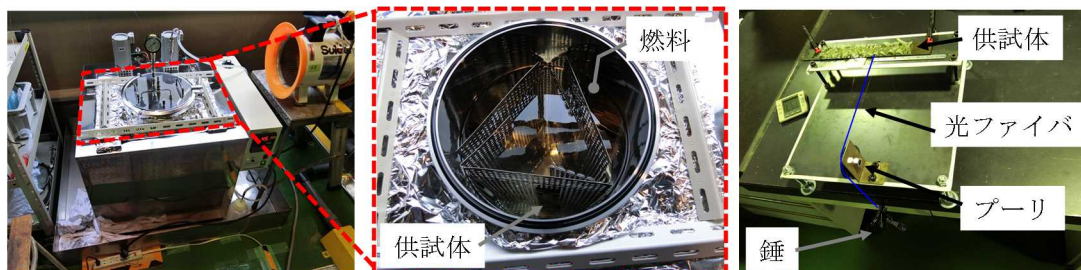


図 1.2.1-2 センサシステム部耐久性評価試験状況（燃料浸漬）

(2) モニタリングシステム（デバイス部）の信頼性／耐久性評価

試作した航空機搭載型モニタリングシステムを航空機運航中に想定される環境条件下にて信頼性／耐久性の評価試験を実施した。表 1.2.1-2 に評価した試験項目および試験条件の概要を示す。評価試験は航空機搭載機器の環境条件および試験手順を規定している RTCA/DO-160G に準拠して行った。RTCA/DO-160G では航空機の種類、航空機内の搭載される場所などにより規定される試験条件が異なるが、本機は固定翼機で与圧および温度制御される場所（コックピット内、アビオニクスラック内、客室などが該当）に装備する電子機器として試験条件を選定した。

モニタリングシステムを各環境下に計測装置の動作状況の評価した。従来機では、振動、衝撃、温度環境下で計測精度の低下を示していたが、本プロジェクトで試作したモニタリングシステムは各環境下において計測精度低下が無かった。

表 1.2.1-2 デバイス部耐久性評価項目

No.	試験項目	試験条件
1	温度(高温)	+55°C、2 時間、
2	温度(低温)	-15°C、2 時間
3	振動	3 軸、10~2,000Hz、1.55Grms (B3 曲線)、1 時間加振
4	衝撃	6 面方向、のこぎり波 (6G、11msec)、連続 5 回
5	高度	圧力 57.18kPa (15,000ft 相当)、+25°C、2 時間

(3) モニタリングデバイス信頼性／耐久性向上

BOCDA は、BOTDA(Brillouin Optical Time Domain Analysis)における空間分解能と歪み測

定精度とのトレードオフを克服することができる。また BOCDA は、光ファイバに沿って任意の複数の点へのランダムアクセス性に優れており、使用している光がパルス光ではなく連続光であり良好なエネルギー利用率を有しているため、BGS の高速測定に適している。これまでに BOCDA では 160Hz の測定速度を実現している。BOCDA から派生した Simplified BOCDA では単点の測定速度が 1,000 Hz、ランダムアクセス機能下の測定速度が 200 points/s を実現している。しかし、Simplified BOCDA においては、その原理的な理由から特有の測定速度制限要因があり、測定速度の向上には不利である。本プロジェクトでは、ランダムアクセスの高速化と計測レンジの拡大、計測精度の向上を行った。

#### a)ランダムアクセスの高速化

BOCDA の測定速度の限界を与える 1 つの原因は BOCDA で必須であるマイクロ波シンセサイザの繰り返し速度が遅いことにある。この欠点を克服するために今年度はマイクロ波シンセサイザの中核部品である電圧制御発振器 (Voltage Controlled Oscillator: VCO) を使用することにより、掃引繰り返し速度を向上した。

#### b)計測レンジの拡大

高い空間分解能を保ったまま測定レンジを延伸するためにテンポラルゲート法を導入した。テンポラルゲート法では、被測定ファイバ上複数の相関ピークが現れることを許容するため、光源の変調周波数を大きくすることができ、空間分解能を高く保つことができる。被測定ファイバに存在している複数の相関ピークの内、1 つだけ選択しそこにおけるブリルアン散乱によるストークス光を検出する。

ポンプ光とプローブ光を分離する前にゲートをかけるテンポラルゲート方式を採用した。この方式では、速い正弦波変調によりファイバセンサ上に形成した複数の相関ピークの中から、ゆっくりしたゲートにより切り出されたポンプ光とプローブ光がファイバ上で遭遇する場所の相関ピークのみを選択的に測定することで、空間分解能 6 cm を保ちながら、測定レンジを 20 倍の 200m まで延伸し、ランダムアクセス機能の下で測定速度 1,000 points/s で 2 点の動的歪みの測定が可能となった。

#### c)計測精度の向上

高速ランダムアクセスを達成したが、フォトダイオードで検出されるストークス散乱光成分を強いプローブ光成分から分離して検出するために用いているロックインアンプの性能制限により、測定精度が低下する問題を抱えていた。

精度の高い計測を行うためには、チョッピング周波数（参照周波数）を計測位置を変更するたびに適切な値に変更する必要がある。高速で測定位置を変更する場合、参照周波数変化にロックインアンプが追従出来なくなり測定精度が低下する。そこで、計測速度を制限しているロックインアンプに換え、IQ 復調器とローパスフィルタからなる新たな計測エレクトロニクスを導入することで空間分解能、測定レンジを保ったまま測定精度を 2MHz まで向上することができた。

#### (4) 貼付システムによる信頼性向上

広域分布歪み計測による健全性診断技術において長距離の光ファイバセンサにより、広範囲の健全性評価が行える特長を生かすためには、構造内部への長距離の光ファイバセンサ貼付けが必要となる。航空機構造の広域に光ファイバセンサを適用するにはこの作業スピードの改善および属人的な品質影響の低減が必要である。

そこで、熱可塑性樹脂を被覆した光ファイバセンサおよび、ヒータ加熱により被覆樹脂を溶融させ光ファイバセンサと共に構造体へ貼り付ける装置を開発し（図 1.2.1-3,-4）、高品質かつ短時間で光ファイバセンサを敷設することを確認した。



図 1.2.1-3 熱可塑樹脂被覆光ファイバ

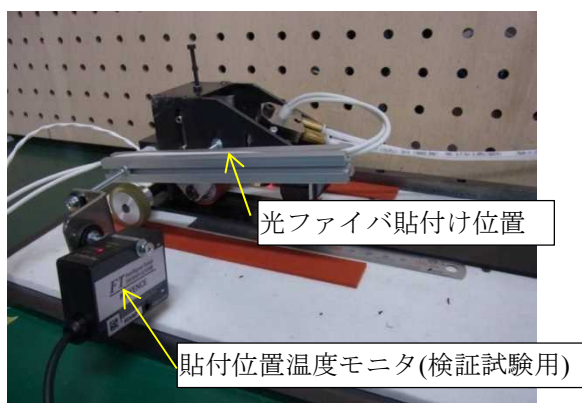


図 1.2.1-4 光ファイバ貼付け装置外観

### 1.2.2 航空機搭載モニタリングシステムの試作

本プロジェクトでは環境耐久性、小型化、計測精度向上を狙ったモニタリングシステムの試作を行うとともに、モニタリングシステム実用化に向けたコスト低減効果、モニタリング適用方法および検証試験を実施した。

#### (1) 航空機搭載モニタリングシステムの試作

環境耐久性、小型化、計測精度を向上させた航空機搭載型モニタリングシステムを試作した。システム設計において、従来計測機の課題を改善するために、以下の事項を採用した。モニタリングシステムの仕様を表 1.2.2-1 に、モニタリングシステムの外観図を図 1.2.2-1 に示す。環境耐久性の評価結果は 1.2.1 項に示した通りである。

- ・ 光部品のモジュール化
- ・ 温度対策、振動／衝撃対策
- ・ 新規設計のプリント回路基板（4 種）
- ・ 電源ユニットと光学ユニットの一体化
- ・ 電磁妨害および電磁妨害感受性を考慮した光学ユニットのシールド構造

表 1.2.2-1 航空機搭載型モニタリングシステム（デバイス部）の仕様

No.	項目	設計仕様	備考
1	基本性能	距離レンジ	500m
2		空間分解能	30mm
3		BGS 計測時間	10ms/point(SMF 計測時) 5ms/point(PMF 計測時)
4		計測精度 $\sigma$	1000kHz 以下
5	環境条件	作動温度範囲	-15°C～+55°C
6		振動	10Hz～2000Hz 0.74Grms
7		衝撃	6G、11msec
8		高度（気圧）	57.18kPa (15,000ft)
9	供給電源	DC16～36V	
10	寸法・質量	12MCU, (H)184mm, (W)391mm, (D)380mm, 13kg	ARINC600 <sup>7)</sup> に準拠

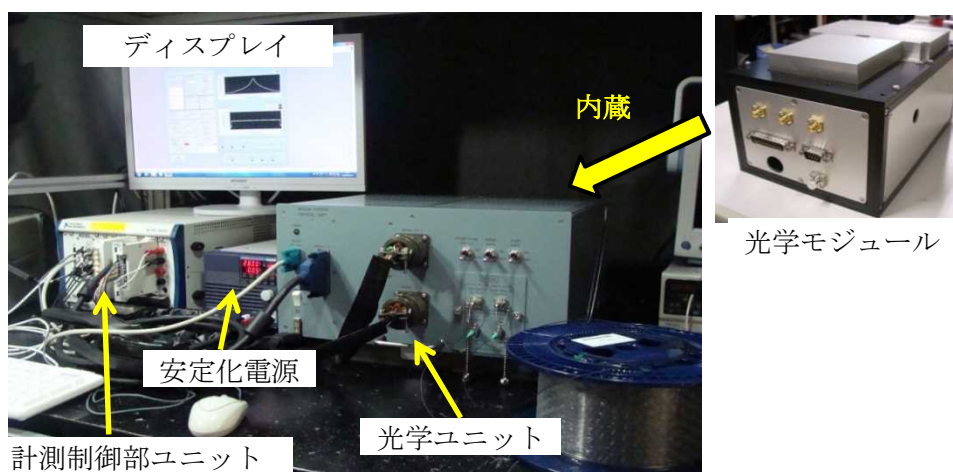


図 1.2.2-1 航空機搭載型モニタリングシステム（デバイス部）

(2) 航空機搭載モニタリングシステム実用化検討

a) 整備コスト低減効果算出および適用コンセプト

BOCDA モニタリングシステムの適用ターゲットを、整備コストの大半を占める胴体および主翼とし、モニタリングシステムで代替可能な整備項目としてき裂等の疲労損傷、ファスナの緩みおよび変形等を対象とした。中小型機における本モニタリングシステムによる整備コスト低減効果を試算すると 28.2%となった。算出結果を表 1.2.2-2 に、疲労損傷および余寿命診断の適用シナリオを図 1.2.2-3,4 に示す。

表 1.2.2-2 モニタリングシステムによる整備コスト低減効果

項目	費用、効果
①： 重整備費用費用（構造分）※1	4.9(億円)
②： ①の内、疲労損傷点検費用※2	1.5(億円)
③： ②の内、胴体および主翼に関わる費用※3	1.4(億円)
整備コスト低減効果※4	28.2(%)

※1：機体生涯 30 年における構造に関わる重整備費用。重整備 1 回あたりの費用は、公開資料<sup>3)</sup>による。

※2：昨年度調査結果<sup>1)</sup>から、疲労点検費用は構造整備費用の 31%と仮定。

※3：整備項目抽出結果から、疲労点検工数の 90.9%が代替可能であることがわかった。

※4：③÷①×100

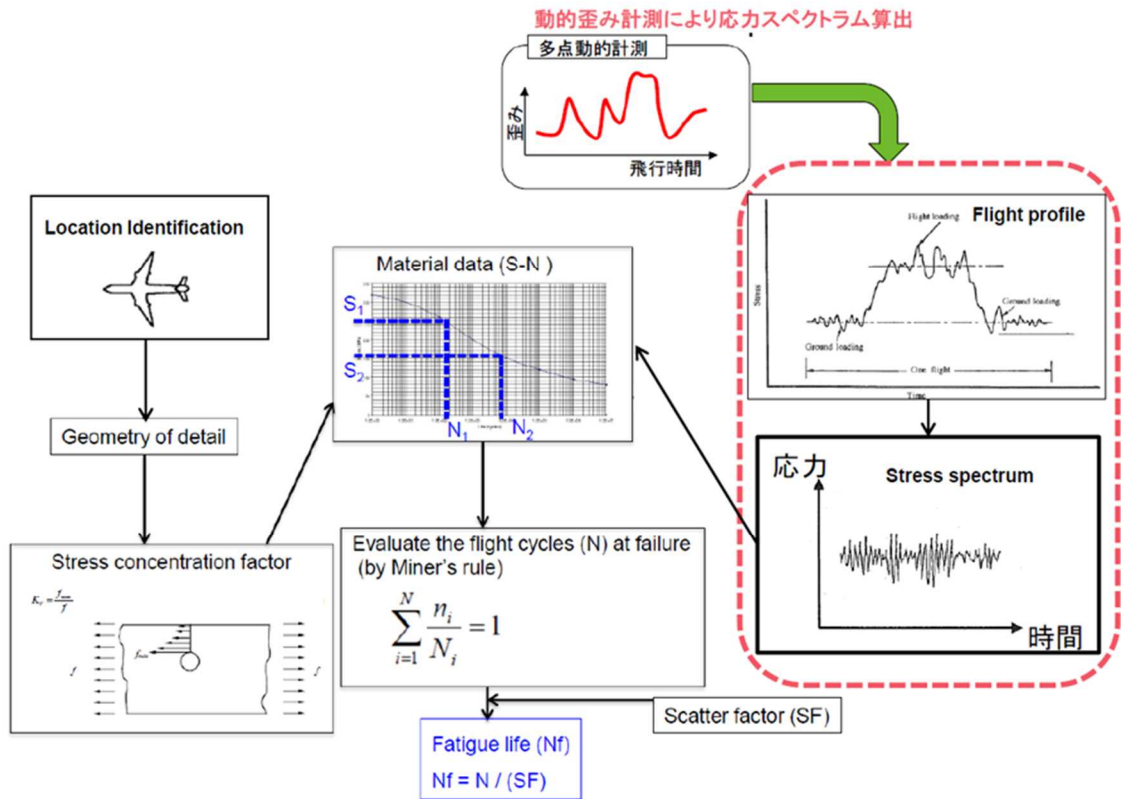


図 1.2.2-3 評価シナリオ（疲労寿命予測）

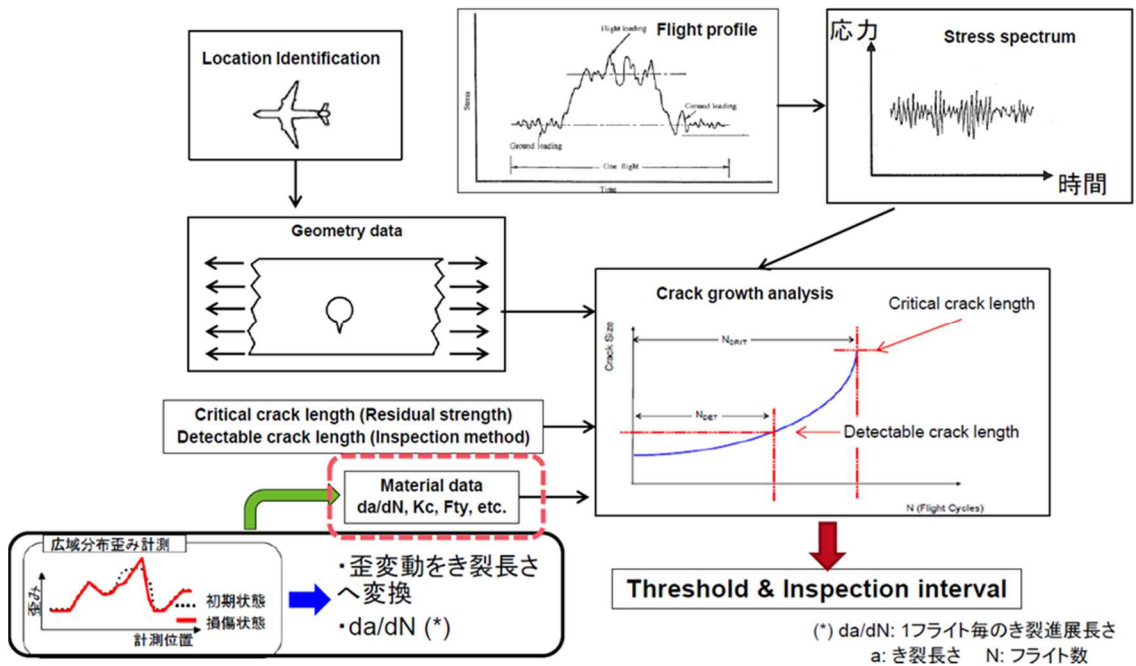


図 1.2.2-4 評価シナリオ（き裂進展速度予測）

b) 実大構造試験によるモニタリングシステムの実証

実大水平尾翼疲労試験を用いてモニタリングシステムの実証試験を実施した。水平尾翼上面外板の後桁に沿って光ファイバセンサを貼りつけた。光ファイバセンサの貼付け方法はセンサ部の耐久性評価試験を行った方法と同じである。図 1.2.2-5 試験概要を、図

1.2.2-6(a)には供試体翼根側（図 1.2.2-2 における Point a3）および翼端側（図 1.2.2-5 における Point c2）における動的歪みの計測結果を、図 1.2.2-4(b)には時刻  $T_1$  における分布歪み計測結果を示す。図 1.2.2-6 から本モニタリングシステムで計測した歪み値は、参照データとほぼ同等であるが、翼端側 c2 点においては計測結果に差異があった。分布歪み計測の位置のずれ或いはセンサ貼付け時の局所的な曲げに起因する光強度低下による計測精度低下が考えられる。実用化に向けて計測位置の保証方法、光強度低下を回避した敷設様式の設定が必要であることが分かった。

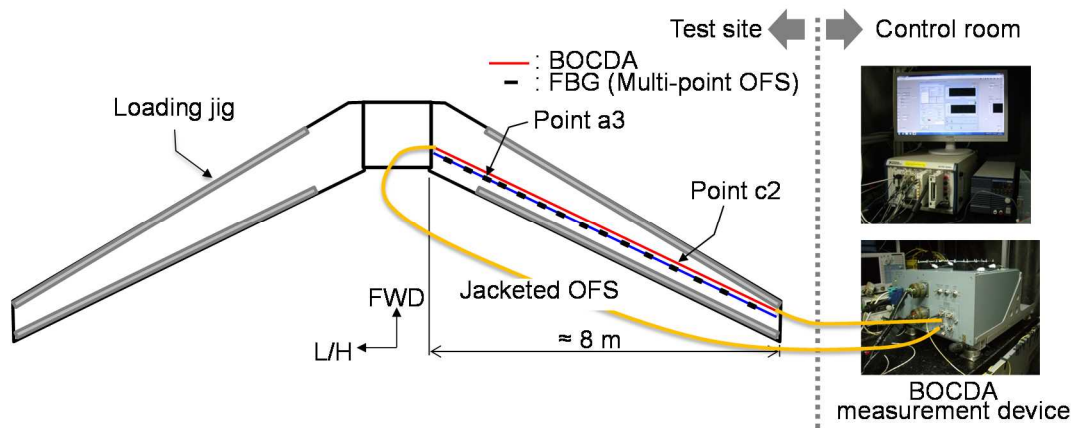


図 1.2.2-5 実証試験概要

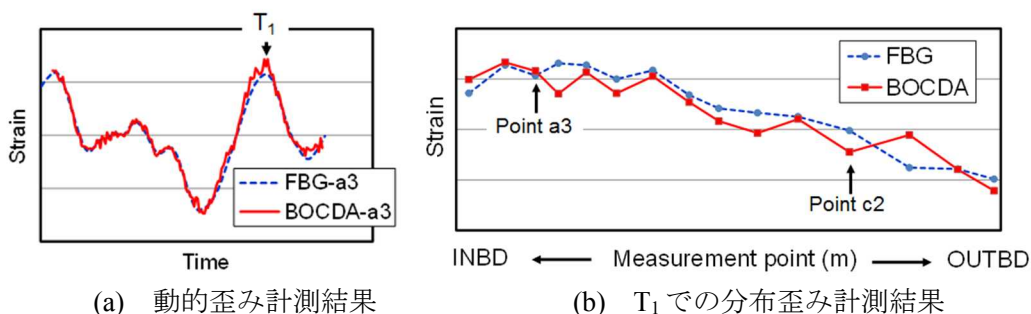


図 1.2.2-6 歪み計測結果

### 1.2.3 モニタリングシステムの設計、製造の妥当性評価

航空機搭載モニタリングシステム実用化するには、当局の認証が不可欠である。構造健全性モニタリングシステムという前例のないシステムの認証を得るには、開発前から認証プロセス設定を行っておく必要がある。

本プロジェクトでは、外部有識者（DER: designated engineering representatives）を交え認証手続きに関する検討を行った。認証手続きを設定するため、認証計画(Certification Plan)作成を最終目標としている。認証手続きの流れの概略図を図 1.2.3-1 に示す。認証手続きの設定および具体化には以下の項目が特に重要であることが分かった。

- 認証計画 (Certification Plan) における”Method of compliance”は明瞭に示す必要がある。
- SHM の適用は”Special Condition”として取り扱うことができるが、適用可否は当局が判断する。
- 認証計画を具体的に構築するには当局との議論をスタートする必要がある。機論のスタートのきっかけとして、エアライン・航空機メーカーの協力を得る必要がある。

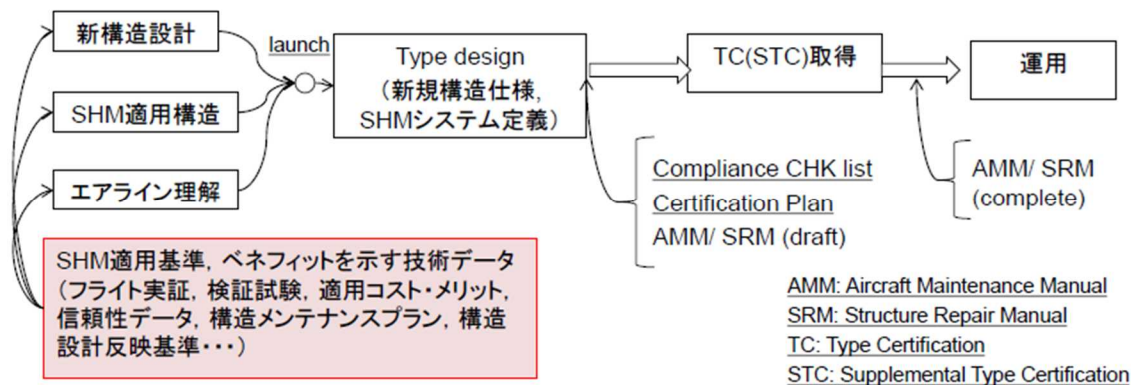


図 1.2.3-1 SHM 技術適用への流れ

### 1. 3 成果まとめ

本プロジェクトの開発目標である、BOCDA による構造健全性診断技術を実用化レベルまで成熟させるため、モニタリングシステムの信頼性/耐久性向上、航空機搭載モニタリングシステムの試作およびモニタリングシステム設計、製造の妥当性評価を行った。

モニタリングシステムの信頼性/耐久性向上では、センサシステムおよび計測デバイスの運航環境下における耐久性を確認し、計測信頼性、センサシステム信頼性向上につながる計測技術の向上、自動センサ貼付システムの具現化に目途を付けた。また、航空機搭載モニタリングシステムを試作し、実大構造試験での実証試験を通じて、適用シナリオにもとづいたコスト低減効果が期待できることを確認した。さらに、モニタリングシステムの設計、製造の妥当性評価では、モニタリングシステム認証取得手続きを整理し、キーとなるコンプライアンスチェックリストを作成、認証取得に向けた必要なアクションを選定した。



2. 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

2. 1 研究開発の目的

航空機に多用されるようになった複合材構造の課題の一つは、内部損傷の検知の難しさである。内部損傷は外部からの目視検査では検知が難しく、定期的に超音波検査を実施する必要がある。そこで、内部損傷の原因となる衝撃を検知して超音波検査の要否判断と検査部位の特定を行うことで、整備費の低減と安全性の向上が期待できる。

本研究では、図 2.1-1 に示す光ファイバセンサによる航空機構造の衝撃損傷検知システム技術を、実際の航空機に適用するための技術開発を進める。また、本システムに想定する適用方法と適用構想を表 2.1-1 に示す。

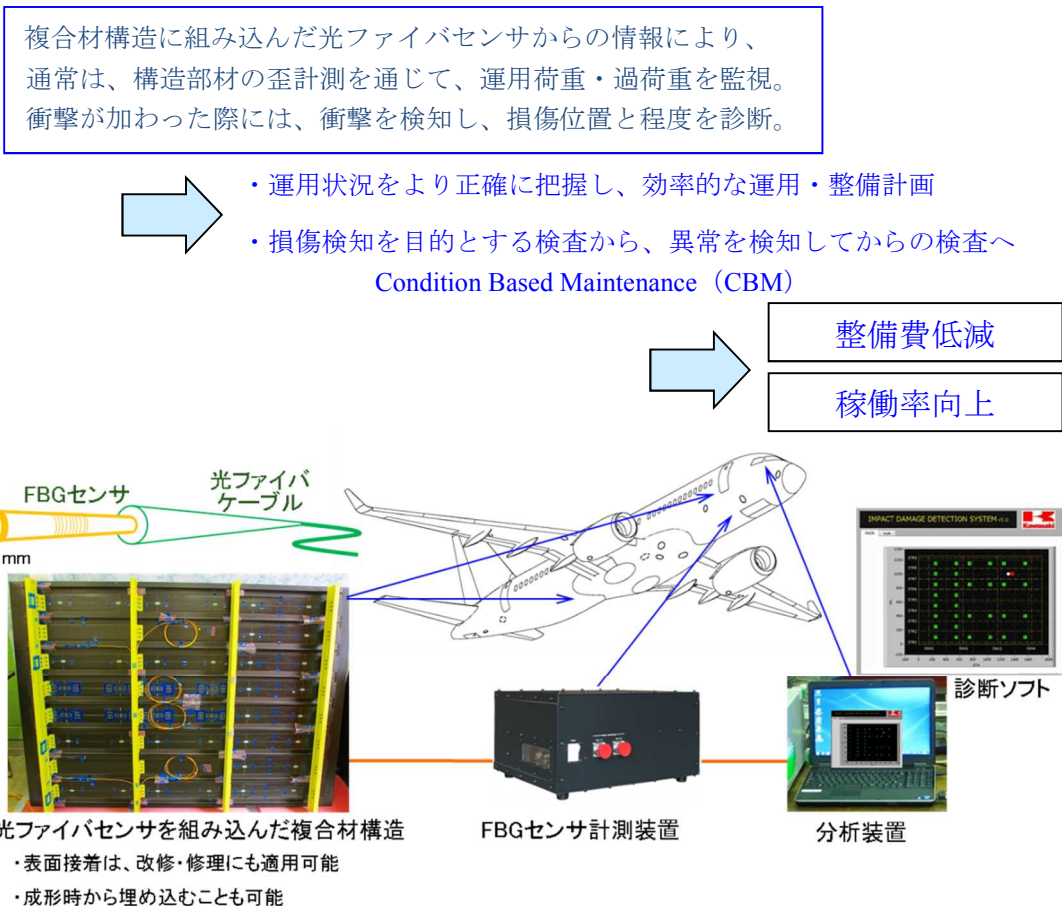


図 2.1-1 衝撃損傷検知システム概要

表 2.1-1 適用方法と適用構想

適用方法			適用構想
監視対象	計測	計測装置	
運航中の歪履歴	飛行／地上	航空機搭載	A. 前部胴体の衝突検知
			A' 主要部位の荷重モニタリング
駐機中の歪履歴	地上（駐機中）	航空機搭載	B. 地上支援設備の衝突
歪分布の変化	地上（点検時）	整備場	C. 舵面等の損傷検知

## 2. 2 成果まとめ

平成 25 年度から平成 27 年度に実施した「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」では、以下の成果を得た。

### （1）衝撃損傷検知信頼性／耐久性向上の検討

#### ア．実運用荷重下の衝撃損傷検知アルゴリズムの設定

実証試験で得た実機構造の衝撃時および疲労試験時の計測歪応答を分析し、汎用性・信頼性を向上した衝撃損傷検知アルゴリズムを設定した。本アルゴリズムによって、実運用荷重下の実機構造でも衝撃損傷を検知する技術が得られた。

### （2）衝撃損傷検知システムの高性能化

#### ア．実機適用を考慮した衝撃損傷検知システム高性能化の検討

主要なシステム構成品である計測線および診断装置について、実機適用に必要な高性能化を達成した。計測線については、実機構造への設置方法および修理方法を検討し、実機構造にてその方法の有効性および耐久性を確認した。診断装置は、三種類の適用構想に対して有効な診断装置の仕様を設定した。

#### イ．航空機搭載に向けた計測装置の高性能化

航空機搭載型の計測装置を試作し、航空機搭載で必要となる温度、振動、衝撃、電磁波要求を満足することを試験で確認した。これにより、航空機搭載型計測装置の実用化の目途を得た。

### （3）衝撃損傷検知システムの実機適用に向けた検討

#### ア．エアラインから見た実用化メリットおよび課題の検討

エアラインとの協議、国際学会等での動向調査、航空統計データの分析検討を通じて、本システムを民間旅客機に適用する場合に期待されるメリットおよび課題を検討し、今後の事業化検討の資となる情報を得た。

#### イ．構造認証・整備計画の観点から見た実用化メリットおよび課題の検討

構造認証の有識者との協議を通じて、民間旅客機の主構造に適用して効率的な整備計画に繋げるための手順、および、その時の構造認証試験の可否を調査した。

### （4）衝撃損傷検知システムの実証

#### ア．実機構造における検知信頼性／耐久性の試験実証

実機の疲労試験を活用し、設計上想定される衝撃損傷の検知能力を試験実証した。

また、本疲労試験を通じて、実機構造に設置した計測線および設置方法の耐久性を実証した。これにより、これまで試験供試体で評価してきた衝撃検知信頼性／耐久性が、実構造でも実現できることを示した。

## 2. 3 研究開発の成果

2. 2 項にまとめた研究開発成果のうち、主要な成果を以下に示す。

### 2.3.1 衝撃損傷検知信頼性／耐久性向上の検討

#### (1) 衝撃損傷検知の耐久性評価

複合材積層板に貼付した光ファイバセンサに対して、航空機の運用で想定される各種環境・荷重条件を負荷し、計測値の変化および接着強度の低下を確認した結果、問題となる様な計測値変化および接着強度低下は観察されなかった。最も影響が大きかったのが作動油への浸漬であり、センサを保護するコーティングが大きく劣化したが、センサ部は問題なかった。

#### (2) 実運用荷重下の衝撃損傷検知アルゴリズムの設定

衝撃損傷検知システムに用いる衝撃位置検知アルゴリズムの見直しを行った。また、設定したアルゴリズムをソフトウェア化し、蓄積してきた試験結果を分析することで、検知の汎用性・精度を向上した。本ソフトウェアの特徴は、以下の通りである。

- ・ 航空機構造の衝撃位置検知に適した特定の歪波を検出する
- ・ 一定の条件を満足しない計測データを排除する機能を組み込み
- ・ 衝撃位置を最小二乗法で絞り込むのではなく、到着時間差から逆算する

#### (3) 衝撃応答が生じない衝撃の検知アルゴリズムの設定

航空機構造に対する衝突の半数以上は、扉周りへの衝突であり、その大半が空港で発生する地上支援設備等による衝突である。その特徴は、車両等の重量物による低速の衝突であり、鋭角でない物体の衝突を意味する **Blunt Object Impact**（以下、BOI）と呼ばれる。

通常の場合、機体外表面の打痕が目視検査で見られるが、BOI の場合は外板に打痕が残らないことが問題である。米国の連邦航空局 FAA、米国のカリフォルニア大学サンディエゴ校の BOI 研究では、外板からのストリング剥離および複合材シアタイ（外板とフレームをつなぐ部品）の破壊が報告されている。

このことから、衝撃損傷検知システムの航空機構造に加わる歪を常時計測する機能を応用した BOI 検知技術を検討し、試験で実証した。

衝撃損傷検知システムでは、衝撃で外板に発生した振動波を外板に貼付したセンサで計測することで、衝撃を検知する。しかし、BOI では衝突体が広い面積で外板に接すること、衝撃応答をゴムが減衰することから、外板の歪計測だけでは検知が難しい。このことから、標定であるシアタイおよびフレームの歪計測による検知についても試験を用いて評価した。

BOI 試験は、複合材胴体構造への BOI を模擬し、炭素繊維強化プラスチック(以下、CFRP)製のスキン、ブレード型ストリングと、アルミ合金製のシアタイ、フレームからなる供試体を用いた。光ファイバセンサは、標定となるシアタイ、検知に有効と考えるフレーム、これまで衝撃検知に用いてきた外板の全てに貼付し、比較を行った。

GSE の衝突は、1m 幅のゴム製バンパーを取り付けた鉄製のビームを供試体に落下させて模擬した。供試体の支持条件は、実機を模擬するために、機軸回りの回転を許す支持条件とした。試験概要を図 2.3.1-1、衝突体を図 2.3.1-2 に示す。負荷位置は、衝突体がフレーム 2 本/3 本にかかる場合、ストリング上/ストリング間に位置する場合等、8 か所で実施した。

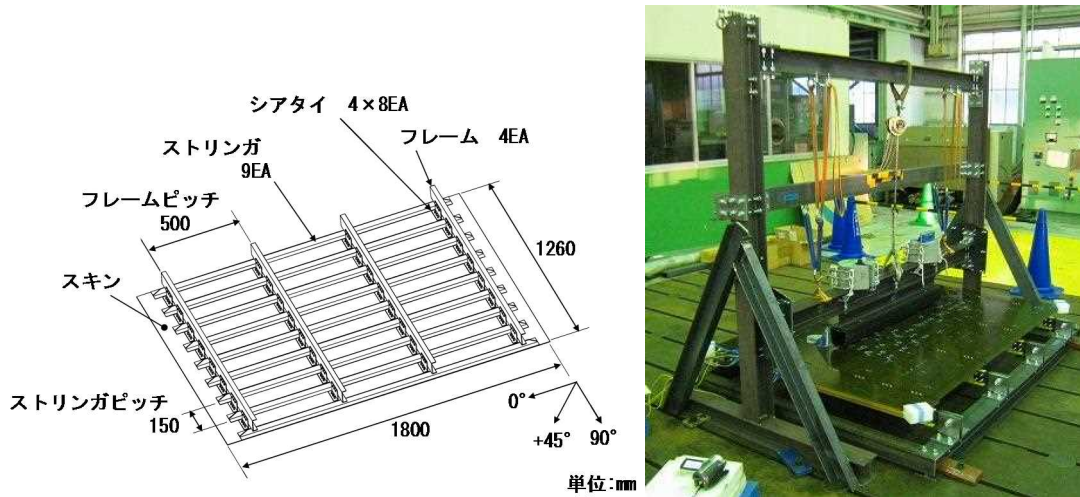


図 2.3.1-1 BOI 試験概要

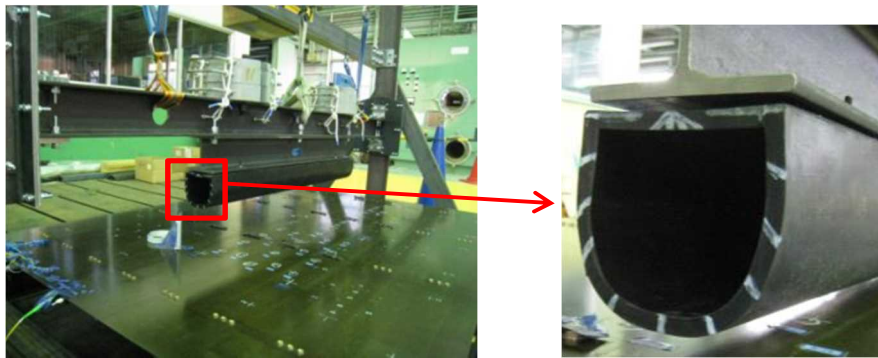
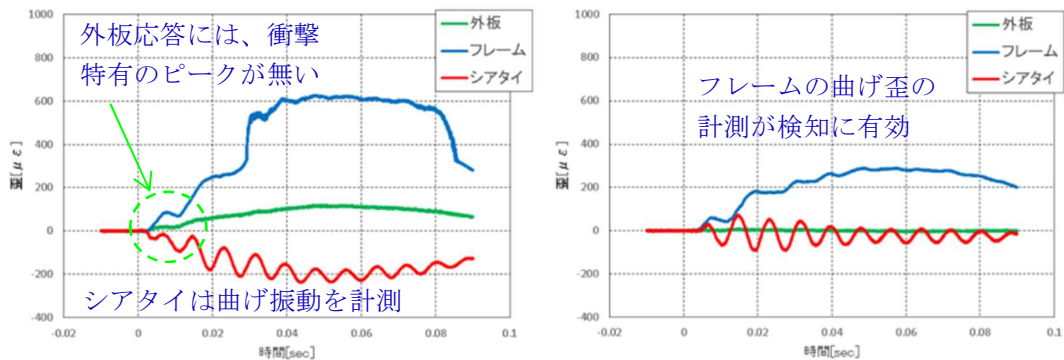


図 2.3.1-2 BOI 試験 衝突体

衝撃負荷位置から近い位置での計測例を図 2.3.1-3 に示す。

試験結果より、重量物が低速で衝突する BOI 事象は、フレームに貼付した光ファイバセンサによって BOI から離れた位置でも検知可能なことを示した。



(a) BOI 近傍の計測結果

(b) BOI から離れた位置の計測結果

図 2.3.1-3 BOI による歪変化計測結果例

2.3.2 衝撃損傷検知システムの高性能化

(1) 実機適用を考慮した衝撃損傷検知システム高性能化の検討

a) 計測線の設置・修理

計測線については、平成 27 年 2 月のエアバス実証試験にて実際の航空機構造に貼付することで、設置性を評価した。また、実運用荷重を模擬した 1 年以上の疲労試験によって計測線の損傷が無いことが確認できた。

また、同試験では、計測線の修理も実施した。修理後の計測線の光強度は、修理前よりも改善しており、計測性能に影響を与えない計測線修理が可能なことを示した。

以上のことから、実機構造に対する計測線の設置・修理技術は、実用化に問題が無いレベルであると言える。

b) 診断装置

診断装置については、衝撃検知用ソフトウェアが実装されており、計測装置からの計測結果を分析し、衝撃位置、衝撃エネルギー等の推定値を表示する。また、現在のシステムでは、計測装置の制御も、同じモバイル・コンピュータ上で実施する。

システム開発段階では、ソフトウェアのアクセス容易性、表示の利便性からモバイル・コンピュータが有効だが、量産システムには航空機搭載に適した診断装置が必要である。

冗長性確保のために計測装置と診断装置を分け、入出力装置の無い小型・軽量で堅牢な航空機搭載型コンピュータが有効と考える。記録とデータ分析は装置側で実施し、記録・警告等の表示はコックピットの電子機器に伝達して表示することを想定する。

地上で検査する際には、計測装置、診断装置、入出力装置が一体化した形態が望ましい。ただし、モバイル・コンピュータを用いた現在のシステムも、計測装置と切り離してデータ分析ができるメリットがあり、十分有効と考える。

(2) 航空機搭載に向けた計測装置の高性能化

a) 航空機搭載型計測装置の概要

アンリツ製の超高速 FBG 計測装置を、航空機搭載に向けて高性能化した。航空機の電子機器室搭載用に計測装置を小型・軽量化し、航空電子機器に適用される各種環境要求 RTCA DO-160G に適合すべく改良を行った。飛行試験実現に適合が必要と考えられる動作温度、衝撃、振動、電磁環境の各特性を評価し、適合性を示した。仕様を表 2.3.2-1 に示す。

表 2.3.2-1 計測装置の主な仕様と評価結果 (1/2)

項目	仕様	評価結果
光信号ポート数	8	同左
サンプリング 周波数	806.45 kHz (1ポート時)～ 100.81 kHz (8ポート時)	同左
測定波長範囲	1532～1576nm	同左
波長再現性	< 5pm ( $\sigma$ 値)	同左
動作温度	-15～+55℃ (Sec.4 Cat. A1)	-15～+55℃ (適合)
耐衝撃性	6G, 11ms×3回 (Sec.7 Cat. A)	適合
耐振動性	10Hz～2kHz, 0.74G <sub>RMS</sub> (Sec.8 Cat.S-B2)	適合

表 2.3.2-1 計測装置の主な仕様と評価結果(2/2)

項目	仕様	評価結果
電磁感受性	伝導:~7.5mA, 放射:5V/m (Sec.20 Cat. T)	適合
電磁放射性	伝導:<73dBuA, 放射:<73dBuV/m (Sec.21 Cat. L)	適合
電源	DC +28V	DC +28V, 2.8A
外形寸法	W387×H194×D320 (ARINC600 12MCU)	W387×H194×D320
重量	従来(13kg)より軽量化	9.2kg
電気信号 インタフェース	(より汎用性の高い規格を用いる)	ギガビット イーサネット

計測装置の外観を図 2.3.2-1(a)に、内部構造を同図(b)に示す。



図 2.3.2-1 計測装置の外観と内部構造

### 2.3.3 衝撃損傷検知システムの実機適用に向けた検討

#### (1)エアラインから見た実用化メリットおよび課題の検討

エアラインから見た実用化メリットおよび課題の検討は、エアラインとの協議、国際学会等での動向調査、公開資料に基づいた検討の三通りの方法で実施した。

##### a)エアライン協議

エアラインから見た SHM の実用化メリットおよび課題を調査するために、以下のエアラインと SHM に関して協議を行った。衝撃損傷検知システムを含む日本の SHM 技術について説明を行い、想定されるメリットと課題についてエアラインの意見を伺った。

- ・ Lufthansa Technik (2015. 10. 8、Lufthansa 航空の技術部門、世界最大の MRO 会社)
- ・ 全日本空輸 (2016. 3. 4、機体整備センター)

期待するメリットとしては、アクセス性が悪い箇所の詳細検査を SHM で代替することで、解体・組立の工期削減等が挙げられた。これは整備費低減と稼働率向上の双方に寄与する。

課題としては、SHM が代用を目指す超音波検査の要求が現在の航空機では多くないこと、運航継続が判断出来る様な高度な診断技術の必要性が挙げられた。

## b)動向調査

SHM 関連の新技术およびその適用動向について、以下の国際会議に参加して調査した。

- ・ 複合材国際学会 ICCM20 (2015. 7. 20-24、世界最大の複合材国際学会)
- ・ AISC 会議 (2015. 8. 31、SHM の規格化を年 2 回協議する産学官の協議会)
- ・ SHM 会議 IWSHM2015 (2015. 9. 1-3、世界最大の SHM 関連学会)

最も注目された SHM 適用例は、運用中の民間旅客機で初となるデルタ航空の SHM 適用である。通常検査と SHM 計測を 2 年近く並行実施することで、SHM の有効性を示し、通常検査の代替としての SHM 検査が認められた。この実証作業を、認証当局 (FAA) の助成、機体メーカー (ボーイング) の支援を受けて、エアライン (デルタ航空) が中心になって進めたことが注目に値する。

## c)公開資料に基づいた検討

整備費等のコスト情報をエアラインから入手することが難しいため、米国交通省交通統計局 (Bureau of Transportation Statistics) が公開しているデータベースから、ボーイング 787 型機の運航費に基づいて、SHM 導入によるエアラインのコスト・メリットを検討した。

2015 年の実績値から、787 型機の機体整備労務費を 10%低減できれば、1 機当たり年間で 500 万円以上の整備費低減が見込める。また、稼働率が 1%向上することで、一機当たり約 1800 万円の増益が見込める。これらのことから、解体を伴う検査を SHM で代替する等の対策による整備作業の効率化、稼働率の向上等により、787 クラスの複合材構造の機体で、SHM システム導入コストおよび維持費を上回るコスト・メリットがあると言える。

## (2)構造認証・整備計画の観点から見た実用化メリットおよび課題の検討

FAA 認証の有識者との協議を通じて、平成 26 年度までは、装備品として SHM 装置を航空機に搭載する場合の認証手順と課題について検討した。平成 27 年度は、エアラインが SHM 導入メリットを享受するために必要な構造認証・整備計画の手順と課題について調査した。

SHM 導入による整備費低減が実現するには、SHM 検査を活用した効率的な整備計画が、認証当局、機体メーカー、エアラインで構成される整備審査委員会で承認される必要がある。このため、SHM が通常の検査の代替として十分な機能・信頼性・安全性を有することを、認証当局、機体メーカー、エアラインに示すことが重要であることがわかった。前述のデルタ航空の SHM 実証およびその結果としての SHM 検査の承認は、この好例である。

また、デルタ航空の例では、SHM 実証中の航空機の安全性を通常の検査で担保することで、SHM 適用の認証手続きを簡易にしていたことも分かった。

### 2.3.4 衝撃損傷検知システムの実証

衝撃損傷検知システムの検知信頼性／耐久性の実証として、エアバスとの JASTAC 協同研究の枠組みを活用し、実機構造を用いた実証試験を実施した。エアバスの協力の下、エアバスのハンブルグ工場 A350 XWB 疲労試験機に対して、光ファイバセンサの計測線を設置し、外部から与えた衝撃損傷の検知、実運用荷重に対する耐久性の評価を実施した。

計測線の設置は、平成 26 年度に図 2.3.4-1 に示す通り実施した。計測線は、胴体構造の扉周り二箇所 (Location 1、2) に合計 3 本設置した。Location 1 は胴体構造一般部の構造様式で、Location 2 は大型の金属製補強材に囲まれた胴体開口部に特徴的な構造様式である。



図2.3.4-1 計測線の設置状況

平成27年度には、1年以上の疲労荷重負荷に対する計測線の耐久性を評価した。計測線の目視検査の結果、疲労荷重による計測線損傷は無かった。また、光ファイバセンサの中心波長もほとんど変化しなかった。このことから、計測線の耐久性が実証された。

また、機内作業者が損傷したと思われる計測線の修理も実施し、狭い航空機構造内での計測線の修理が可能であることも確認した。これらの成果により、光ファイバセンサ貼付方法、計測線固縛方法等が、実機構造にも適用可能であることが実証された。

衝撃検知試験では、エアバス社所有の衝撃付与装置モバイル・インパクトを用いて、表2.3.4-1の三段階のエネルギーで、胴体一般部に近い条件のLocation 1、周辺構造の剛性が高いLocation 2のそれぞれに、計28ケースの衝撃を機外から与えた。

表 2.3.4-1 試験で付与した衝撃レベル

名称	衝撃レベル	損傷有無
損傷なし	損傷が生じない程度の衝撃	損傷なし
BVID	目視検査で発見不能なレベルの衝撃	内部損傷あり
VID	目視検査で発見可能なレベルの衝撃	外部／内部損傷あり

試験の結果、各部のセンサで衝撃信号を計測することができた。また、衝撃と無関係なセンサに、誤検知につながる様な衝撃信号は観察されなかった。損傷なしレベルの衝撃負荷でも、衝撃検知に必要なレベルの衝撃信号を計測できており、実機構造においても衝撃検知が可能なが確認できた。

さらに、代表的な衝撃ケースについて、2.3.1(1)項で報告した衝撃位置検知ソフトウェアを用いた衝撃位置検知が可能なが確認した。

まとめると、研究室レベルの試験と同様に、実機構造でも以下のことが確認された。

- ・ 光ファイバセンサを用いた計測線の設置・修理が可能ながこと
- ・ 計測線が、実機の運用荷重を想定した荷重に対して十分な耐久性を有すること
- ・ 設置した計測線で、衝撃信号の計測、衝撃位置検知が可能ながこと
- ・ 衝撃に無関係なセンサでは、誤検知につながる様な信号を計測しないこと



### 3. ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

#### 【研究開発の背景】

近年、構造の軽量化による燃費向上などの要求に対して、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastic) 複合材料を構造に適用した航空機の運航が増加している。CFRP 複合材料は軽量で耐食性に優れているため航空機構造に適用する利点が多い反面、異物による衝撃、例えば、整備中の工具の落下、整備車両の衝突、落雷、鳥衝突等を受けた際、機体外表面から検査しただけでは容易に発見できない内部損傷が発生するため、金属構造に比較して検査に時間を要するという課題を抱えている。現在、このような衝撃損傷の検知は目視検査や超音波検査などにより行われているが、メンテナンスコストの低減のため、より簡便かつ確実に損傷検知できる技術が求められている。

#### 【研究開発の目的】

以上の背景を踏まえ、本プロジェクトでは、航空機のメンテナンス時の検査負荷を低減することができる構造健全性診断 (SHM : Structural Health Monitoring) 技術を開発することを目的とする。

#### 【SHM システムの概要】

SHM システムとは、航空機構造に設置されたセンサが収集する情報を用い、構造の健全性を評価する技術の総称であり、様々なセンサや計測手法を用いた技術の開発が行われている。

ここで開発する SHM システムは、センサ・アクチュエータを用いて構造中に超音波ラム波を送受信し、受信した超音波ラム波の変化に基づき、航空機構造中に発生する損傷を検知できる技術である。当該 SHM システムは、以下 3 つの主要要素から構成されている。

1. 超音波ラム波を発信する MFC (Macro Fiber Composite) アクチュエータと、構造中を伝搬する超音波ラム波を受信する FBG (Fiber Bragg Grating) 光ファイバセンサとで構成されるハイブリッドセンサシステム。
2. センサシステムを制御し、超音波ラム波を送受信する計測装置。
3. 超音波ラム波を解析して、構造健全性診断を行う解析ソフトウェア。

当該 SHM システムの運用イメージを図 1 に、超音波ラム波を用いた構造健全性診断の概念を図 2 に示す。なお、当該 SHM システムは他のシステムに比較して以下の利点を有する。

- ・ FBG 光ファイバセンサ及び光ファイバケーブルは圧電素子や電線に比較して小型軽量かつ電磁干渉の影響を受けにくいため、圧電素子をセンサとして用いる SHM システムに対し、軽量かつノイズの影響が小さい。
- ・ MFC アクチュエータも FBG 光ファイバセンサも広い周波数帯域 (数十 kHz ~ 数百 kHz) の超音波ラム波の送受信が可能である。従って、損傷の種類や構造に応じた周波数の選定が可能となり、様々な損傷や構造に対応できる。
- ・ 損傷発生前後の超音波ラム波を比較することにより構造健全性を診断するため、飛行前後の計測で十分であり、現在使用されている非破壊検査装置と同様に地上計測装置として使用可能である。よって、航空機搭載が必要な SHM システムとは異なり、電力消費と搭載重量の増加を最低限に抑えられ、かつ、航空機搭載のための認証取得に要するコストも抑えられる。

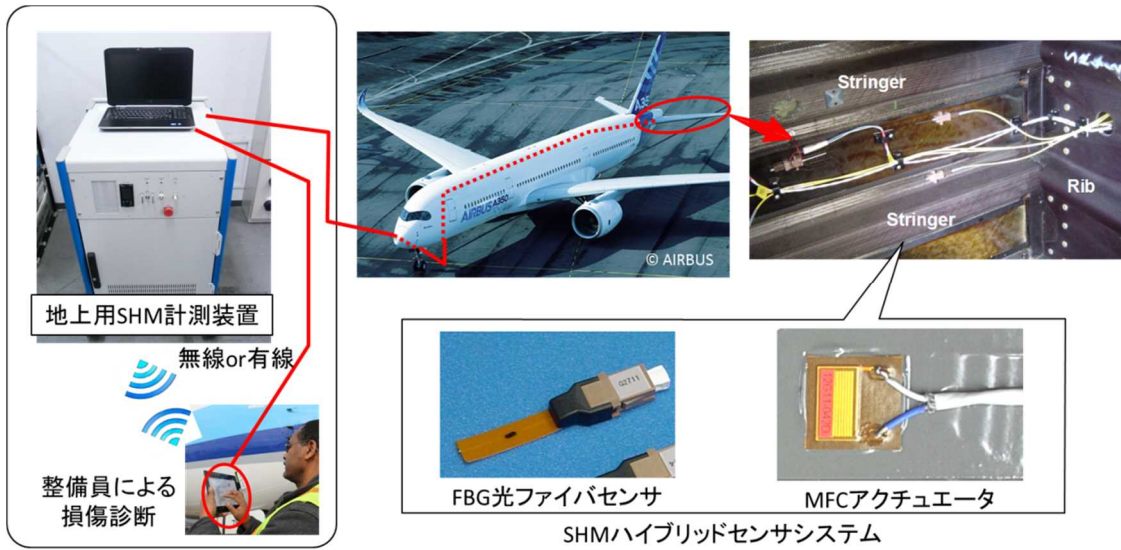


図1 SHM システムの運用イメージ

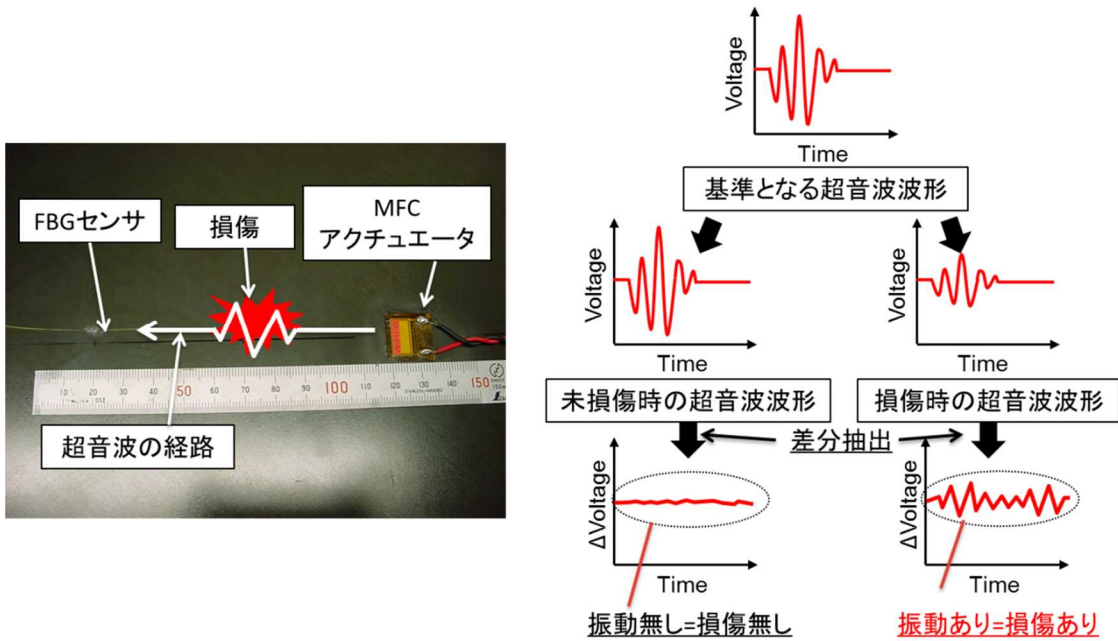


図2 超音波ラム波を用いた構造健全性診断の概念図

【研究開発の実施項目】

航空機のメンテナンス時の検査負荷を低減できる SHM システムとするためには、

- ・ 検査対象である接着剥がれ、衝撃損傷を検知できること。
- ・ 実運用環境下で損傷検知できること。
- ・ SHM システムが誤診断しないこと。

が必要である。そのため本プロジェクトでは以下 1~5 の各項目について技術開発及び評価を実施した。

1. 接着端部から構造一般部まで、複合材構造全般に対する構造健全性診断技術の開発
  - ・接着端部（応力集中部）の接着剥がれ検知技術の開発
  - ・接着部の衝撃損傷検知技術の開発
  - ・接着修理部の接着剥がれ検知技術の開発
  - ・構造一般部での衝撃損傷検知技術の開発【H27 年度実施項目】
  - ・高温下における構造一般部での衝撃損傷検知技術の開発【H27 年度実施項目】
2. 耐環境性評価、及び自己診断技術の開発
  - ・SHM システムの誤診断を防止するための自己診断技術の開発【H27 年度実施項目】
  - ・FBG/MFC ハイブリッドセンサシステムの耐環境性評価
  - ・FBG/MFC ハイブリッドセンサシステムの繰り返しひずみに対する耐久性の評価【H27 年度実施項目】

さらに SHM システムの実用化のためには、

- ・SHM 開発に必要な評価試験の時間、コストを低減し、顧客ニーズに迅速に対応するためのシミュレーション技術の評価すること。
- ・地上用計測装置の利便性を向上させること。
- ・認証取得の要件を把握すること。

にも取り組む必要がある。そのため本プロジェクトでは以下の検討も実施した。

3. シミュレーションによる超音波ラム波の伝搬挙動の評価【H27 年度実施項目】
4. 地上用計測装置の開発による SHM システムの利便性の向上【H27 年度実施項目】
5. レギュレーション調査に基づく認証取得の検討【H27 年度実施項目】

#### 【研究開発の成果】

本プロジェクトは、航空機メンテナンス時の検査負荷を低減できる SHM システムの開発を目的に進めてきた。その結果、接着剥がれ及び衝撃損傷等を実環境下で誤診断なく検知できることを確認し、実用化の見通しを得ることが出来た。以下にその成果を示す。

#### 1. 構造一般部での衝撃損傷検知技術の開発

##### 【目標】

構造一般部に生じる衝撃損傷の検知を可能とする手法を開発する。具体的には、ストリング・リブ・フレームなどで囲まれた区画(1Bay)の任意の位置に付与された可視困難レベルの衝撃損傷(BVID:Barely Visible Impact Damage)を、一対のセンサ・アクチュエータで検知する手法を開発する。

##### 【成果】

・図 3 に示す長さ 4m×幅 2m の実大主翼構造供試体を用いた評価により、上記目標を達成した。

⇒1Bay 全体を網羅する計 20 箇所の衝撃損傷について常温下で超音波ラム波の計測を行った結果、全ての箇所について、損傷未発生時と損傷発生時で超音波ラム波の差分に顕著な差異が確認されたため、1Bay 内の衝撃損傷検知が可能であることを確認した。図 4 は衝撃損傷付与前後の代表的な結果である。

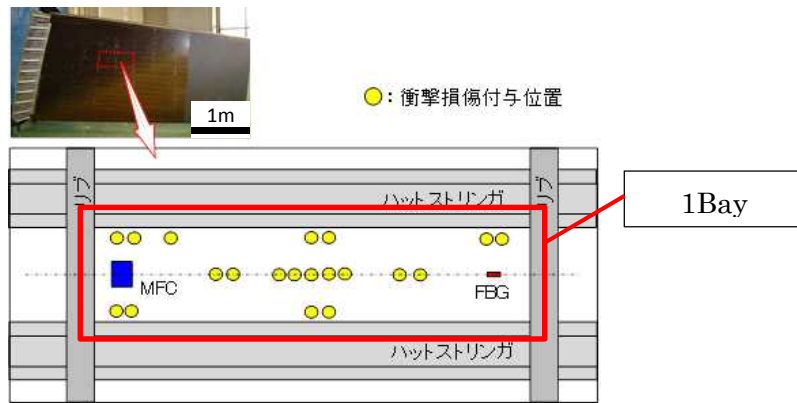


図3 実大構造供試体外観及び衝撃損傷付与位置

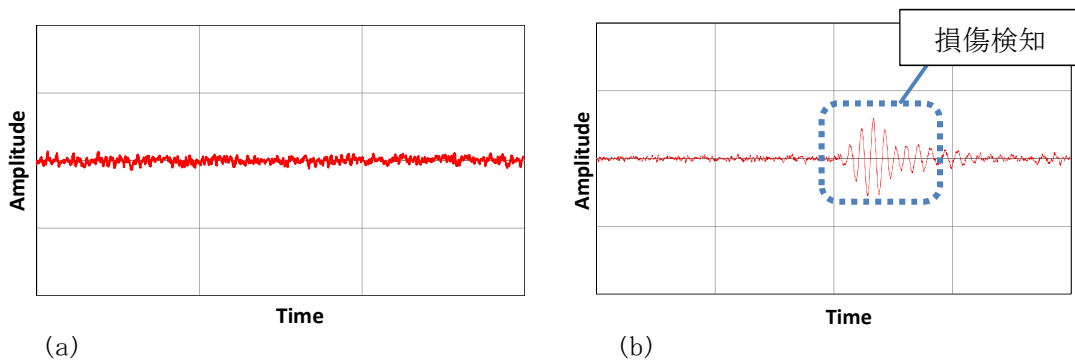


図4 超音波ラム波の差分による損傷検知結果(a)損傷未発生時(b)損傷発生時

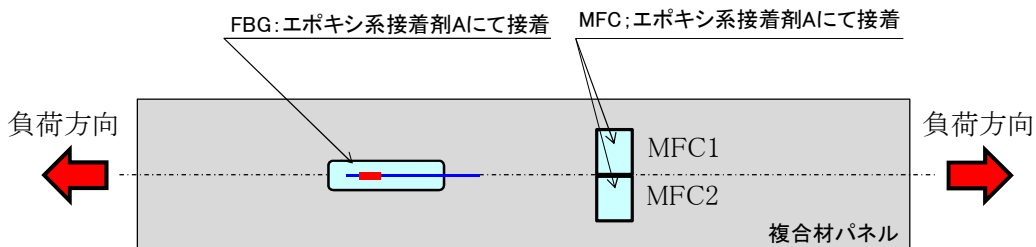
## 2. FBG/MFC ハイブリッドセンサシステムの繰り返しひずみに対する耐久性の評価

### 【目標】

実運用環境下における SHM システムの信頼性確保のため、センサシステムが繰り返しひずみ負荷(引張-圧縮)に対し、十分な耐久性を持っていることを確認する。

### 【成果】

- ・繰り返しひずみ負荷(引張-圧縮)試験を行い、上記目標を達成した。
- ⇒図5に示す供試体に、航空機が11life中に経験するひずみを模擬した負荷を付与した結果、負荷前後で計測した超音波ラム波の波形に変化がなく(図6)、繰り返しひずみ負荷の影響がないことから、実運用環境に対して十分な耐久性を持っていることを確認した。



※MFC1 および 2 から発信した超音波ラム波を、同一の FBG で受信し、評価を行った。

図5 繰り返しひずみ負荷試験用供試体

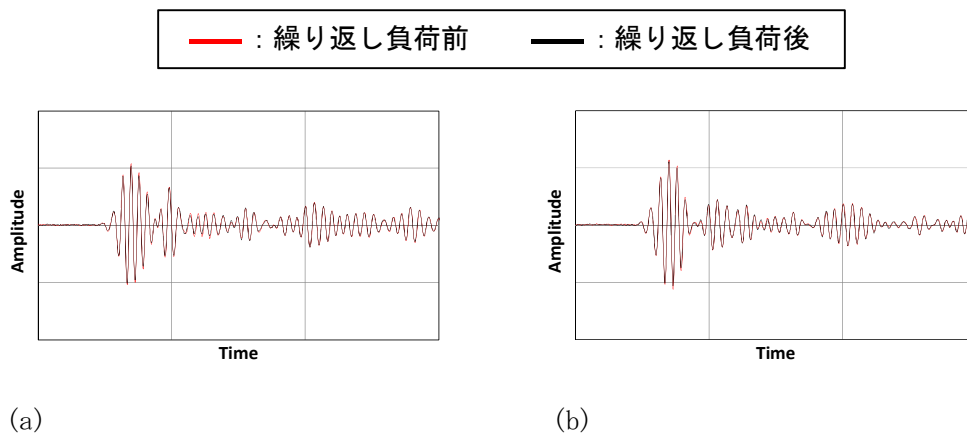


図6 繰り返しひずみ負荷試験前後の超音波ラム波(a)MFC1 から発信 (b)MFC2 から発信

### 3. シミュレーションによる超音波ラム波の伝搬挙動の評価

#### 【目標】

センサシステム配置の決定に要する試験数を減らし、SHM システム開発のコストを低減するため、シミュレーションと実際に計測した超音波ラム波の伝搬挙動を比較し、伝搬速度、反射の様相、損傷部から受ける影響といった特徴が、概ね一致することを確認する。

#### 【成果】

- ・ 構造中を伝搬する超音波ラム波の挙動について、超音波シミュレーションソフトウェア「ComWAVE」の解析結果と、多軸振動非接触自動計測システム(MaVES)の計測結果を比較した結果(図7)、超音波ラム波の伝播挙動が概ね一致していることを確認した。

- ⇒①MFC から損傷部に向かう超音波の伝播位置や波の形状を比較した結果、伝搬速度が概ね一致している。
- ⇒②供試体端部で反射した超音波の伝播位置や波の形状を比較した結果、反射の様相が概ね一致している。
- ⇒③損傷部付近を通過する超音波の波の形状を比較した結果、シミュレーションと計測の双方で超音波の速度低下が生じており、損傷部から受ける影響が概ね一致している。

- ・ 本成果は、東京大学がシミュレーションを、JAXA が超音波ラム波の計測を行い、そこで得られた成果を富士重工業が評価することで得られたものである。

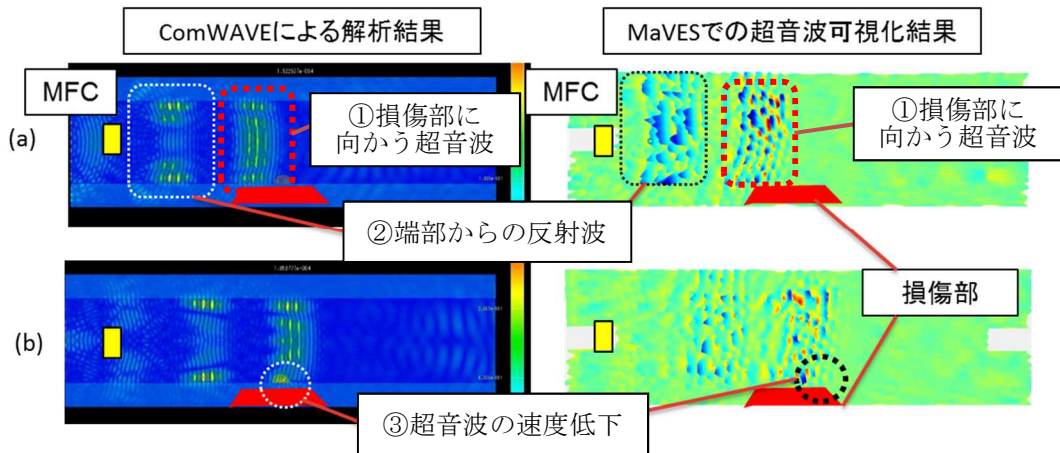


図 7 ComWAVE による解析結果と MaVES での超音波可視化結果(a)t=152μs(b)t=186μs

4. その他の成果概要

表 1 に平成 25～27 年度プロジェクトの前後での開発状況の差異を示し、本プロジェクトでの成果を明確にする。

表 1 本プロジェクト前後での開発状況の差異

	本プロジェクト終了時	本プロジェクト開始時
損傷検知可能な箇所・損傷様式	ホットスポット、接着部、接着修理部：接着剥がれ 構造一般部(1Bay)：衝撃損傷	ホットスポット：接着剥がれ
損傷検知可能な環境条件	ホットスポット： 温度 - 最大 70℃ ひずみ - 最大 1500με 構造一般部(1Bay)： 温度 - 最大 50℃	ホットスポット： 温度 - 常温 ひずみ - 無負荷状態
SHM システムの信頼性	評価済みの耐環境性項目： 温度暴露 各種液体浸漬(水、作動油、潤滑油、溶剤、消火剤) 繰り返しひずみ負荷 自己診断機能検討： センサ接着剥がれを診断可能であることを確認	評価済みの耐環境性項目： 温度暴露 各種液体浸漬(水、作動油、潤滑油) 自己診断機能検討： 未実施
超音波伝搬挙動の解析	構造一般部の超音波ラム波の伝搬挙動を、シミュレーションで評価した。	未実施
SHM システムの利便性	単一の計測装置で運用可能な SHM システムを開発した。	複数の計測装置を接続して運用する SHM システムを開発した。
レギュレーション調査と認証取得検討	FAR Part25 の中から認証に必要な項目のコンプライアンスチェックリストを作成した。	未実施

## 5. 成果の意義

H25 年度～H27 年度にかけて行われた本プロジェクトで得た成果は、主に以下のような観点から、本 SHM システムの実用化及び将来的な市場拡大に寄与するものである。

- ・ 損傷検知が可能な対象部位をホットスポットから構造一般部に拡大したことから、エアライン等のニーズに応じて、幅広い検査に対し SHM システムを適用出来る可能性を確認した。
- ・ 実運用を考慮した環境条件に対する耐久性を確認し、SHM システムの信頼性がエアライン等での運用に耐えうるレベルであることを確認した。
- ・ 超音波ラム波の伝搬挙動シミュレーションが可能となったことで、エアライン等のニーズに応じて SHM システムを様々な部位に適用する際に必要な評価試験の時間、コストを低減し、ニーズに迅速に対応出来る可能性を確認した。

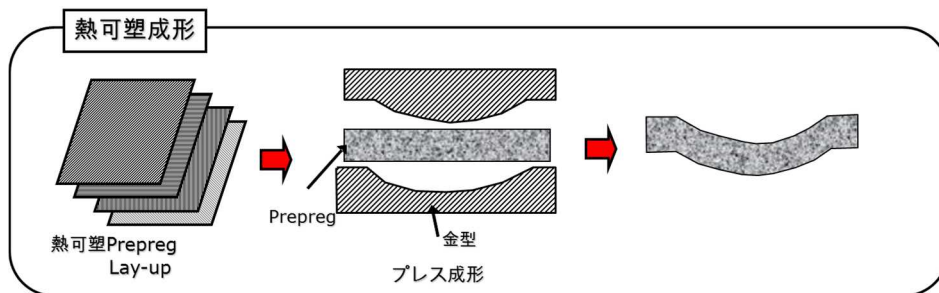
d. 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術の開発

d. 1 研究開発の目的及び目標

複合材部材製造においてはオートクレーブを用いるバッチ式が主流であるが、高レート生産のため、オートクレーブを用いない成形技術開発が鋭意進められている。

また、複合材の接合には、穴明け/ファスニングが主に適用されているが、穴明け、検査等に時間、コストがかかっている。

熱可塑複合材は、現状の主流である熱硬化複合材と比較して、化学反応を伴わず、かつ硬化発熱の抑制を行う必要がないことがメリットであり、成形プロセスの短縮化、およびリサイクル性の観点から高レート生産の適用性が高いと考えられる。図d-1にハイレート製造のコンセプトを示す。



図d-1 熱可塑複合材ハイレート製造コンセプト

また、成形後でも熔融が可能なことから、部材の接合への適用性も期待される。

以上のことから、熱可塑複合材の成形プロセスを確立することにより、従来の成形法と比較して飛躍的な成形時間の短縮が可能となり、ハイサイクル成形による低コスト化が期待できる。また、熱可塑複合材ならではの接合技術により、ボルト締結の低減が可能となり、製造時間の短縮化にも寄与できる。さらに、成形中の成形モニタリングにより健全性評価技術を確立することで、熱可塑複合材分野で先行する欧州を凌駕する技術レベルまで押し上げ、国際競争力を確保することが可能となる。

本プロジェクトでは、航空機構造部材への適用を考慮した上で耐熱性の観点から、CF/PEEK、CF/PEKK を対象として開発を行った。航空機構造部材への適用を目指した熱可塑複合材製造プロセス開発、部材一体化接合プロセス開発 (図 d-2)、プロセス中のモニタリング技術開発を行い、製造効率、製造品質、製造コストの観点から実機製造への適用性、コスト低減効果を評価し、製造時間を 30%低減する基盤技術を確立することを目指した。



図d-2 部材試作および一体化接合試作品



d. 2 研究開発の成果

d.2.1 熱可塑複合材の低コスト、高レート製造技術開発

(1)結晶化度影響評価

クーポンレベルでの供試体での連続繊維熱可塑複合材の成形条件（冷却速度）に依存すると想定される結晶化度と、強度特性、成形品質の関係の検討を行った。

図 d.2.1-1 に PEEK 樹脂の結晶化度の測定結果を示す。測定は樹脂パウダーの状態で行った。測定の結果、PEEK は冷却速度を速くした場合、500°C/min 以上にて結晶化度に著しく低下することが判明した。

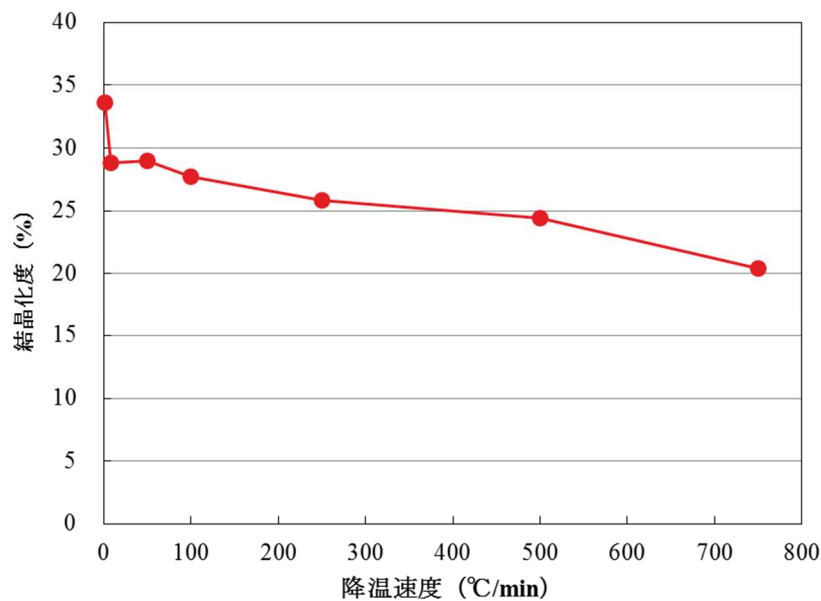


図 d.2.1-1 結晶化度測定結果（PEEK 樹脂パウダー）

(2)急速冷却成形の検討

H26年度では冷却速度 8°C/min での部材強度評価を行ったが、H27年度では冷却速度 500°C/min での部材強度評価を狙いとして、急速冷却成形法を検討した。

冷却機構を取り入れた装置構成により、ヒートサーベイ試験を実施した結果、図 d.2.1-2 に示すように結晶化温度領域の 300°C~250°C の冷却速度が 900°C/min 以上となるシステムを構築することができた。

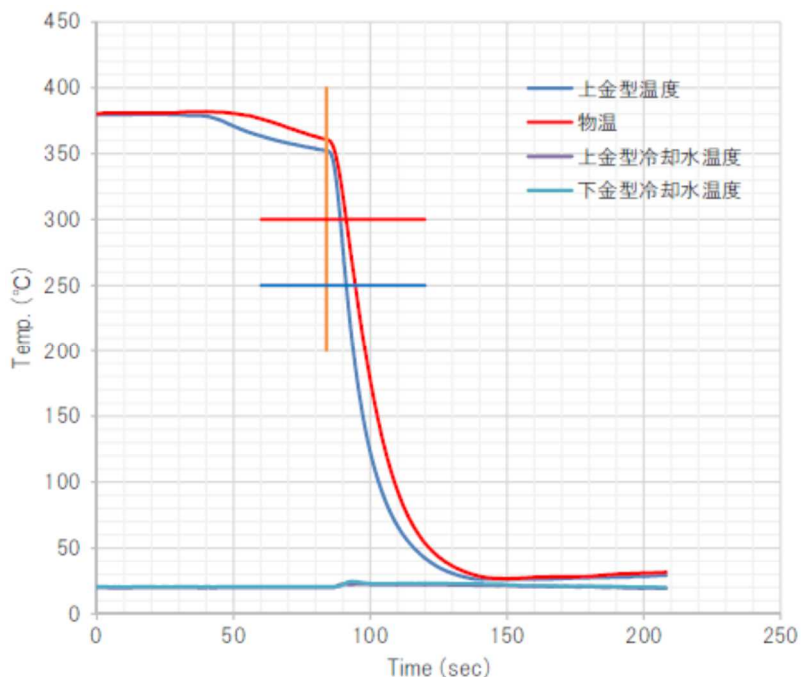


図 d.2.1-2 急速冷却システムヒートサーベイ結果

(3)部材強度特性評価

冷却速度を 1°C/min、8°C/min および 900°C/min とした場合の CF/PEEK、および CF/PEKK の強度特性評価を実施した。成形時の温度プロファイルを図 d.2.1-3 に示す。

熱硬化複合材のオートクレーブ成形と比較して、各成形条件の成形時間は、①104%、②26%、③20%である。

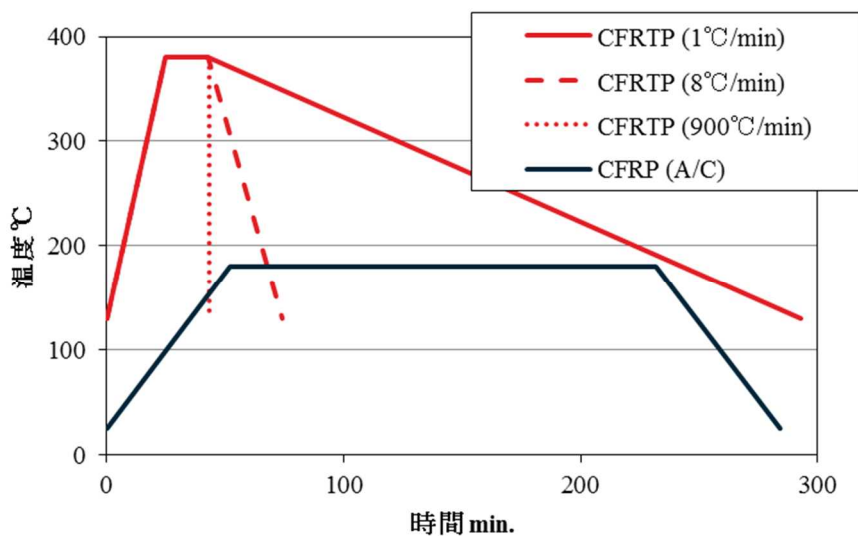


図 d.2.1-3 成形プロファイル

a) 圧縮強度

図 d.2.1-4 に各成形品の圧縮強度を、図 d.2.1-5 に圧縮試験後の供試体写真を示す。

CF/PEKK は熱硬化型複合材と同等の強度を示したが、CF/PEEK は強度が低いことが確認された。また、CF/PEEK は冷却速度によって、圧縮強度に大きな違いは確認されなかった。

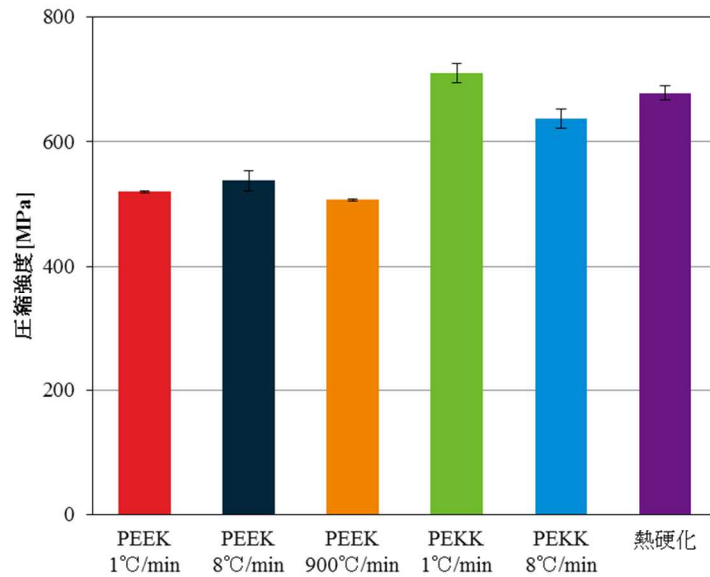


図 d.2.1-4 圧縮強度

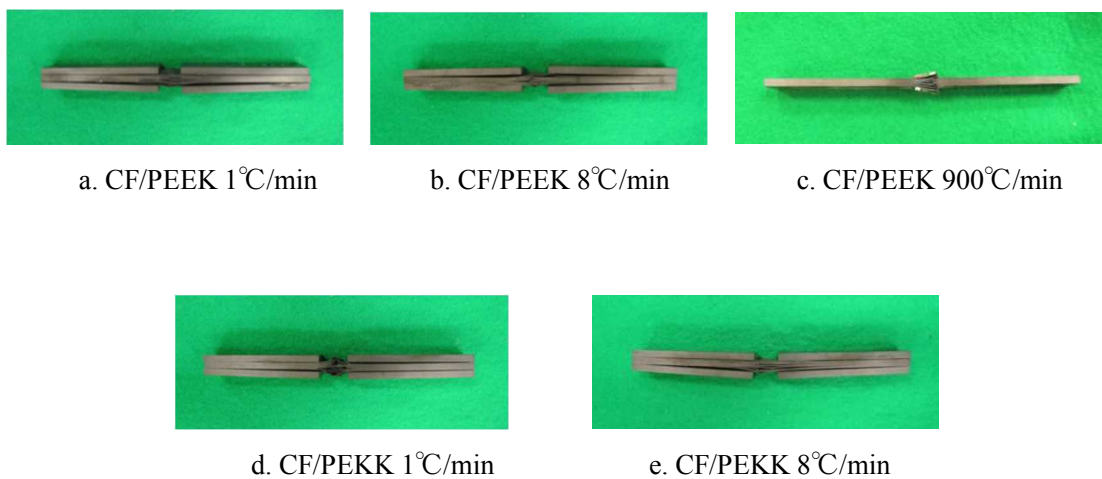


図 d.2.1-5 圧縮試験後供試体写真

(4) 要素形状部材成形評価

要素形状部材の成形評価のため、Z型形状部材(CF/PEEK)を成形し評価を実施した。成形手順を図 d.2.1-6 に示す。成形は平板を予備成形した後、再加熱し形状付与をした。成形品の外観を図 d.2.1-7 に、断面観察結果を図 d.2.1-8 に示す。外観検査の結果、繊維の乱れや、樹脂未含浸部等は観察されなかった。また、断面観察による内部品質評価の結果、ボイド等なく品質は良好であることが確認された。

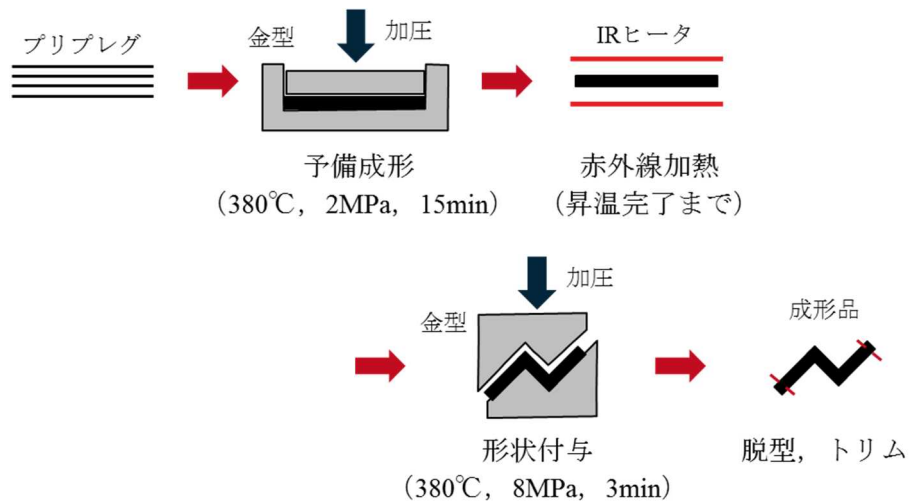


図 d.2.1-6 Z 型部材成形手順



図 d.2.1-7 Z 型部材外観



図 d.2.1-8 Z 型部材断面

(5) まとめ

従来のオートクレーブによる熱硬化型複合材に比べ、成形時間を 30%以下に短縮可能なプロセスを設定した。さらに短時間での条件について成形評価を行った結果、成形時間をさらに短い、20%にできる可能性を見出した。本条件については、靱性等、さらに特性を確認して適用性を見極める必要がある。

#### d.2.2 熱可塑複合材の融着、接合による部材一体化技術開発

##### (1)超音波接合

熱可塑性樹脂の融着特性を活かした接合手法として、超音波接合の検討を実施した。超音波接合は、ホーンを用いて超音波振動を与え、部材同士を振動させ、強力な摩擦熱を発生させることで樹脂を溶融・接合させる手法である。この接合に要する時間は数秒であるため、接合プロセスの短時間化が可能である。熱可塑樹脂複合材の融着で期待される高いせん断強度を得るために超音波接合条件の適正化を行った。

##### a)超音波接合条件の適正化

超音波溶着の各パラメーター（振幅、溶着エネルギー、溶着時間、トリガ荷重、保持時間等）を振り、せん断強度への影響を確認した結果、溶着エネルギーが最もせん断強度に影響を及ぼすことがわかった。

溶着エネルギーが高くなる程、せん断強度と沈み込み距離が増加する傾向であった。高いエネルギーを与えることでPEEK メッシュおよびCF/PEEK 界面が融着し易くなり、高いせん断強度が得られたと考えられる。

また、超音波接合したCF/PEEK 供試体の外観写真を図 d.2.2-1 に示す。



図 d.2.2-1 超音波溶着供試体

##### b)せん断強度評価

PEEK メッシュをエネルギーダイレクターに使用してCF/PEEK を超音波接合し、せん断強度を Single Lap Shear 試験にて評価した。せん断強度試験後の供試体剥離界面の写真を図 d.2.2-2 に示す。せん断強度は 44MPa に達し、目標値の 25MPa を上回った。せん断後の剥離界面を観察した結果、母材破壊に至っており、CF/PEEK の融着に伴う高いせん断強度が得られたと考えられる。



図 d.2.2-2 せん断後の剥離界面

## (2)接着剤接合

接着剤接合は、熱硬化複合材での実績の通り、接合プロセスとして確立されている接合手法である。ただし、熱可塑複合材を用いて高いせん断強度を得るためには、接着に適した表面状態にする必要がある。接着剤接合の表面処理として大気圧プラズマ装置を用いた化学的表面改質処理を選定し、基材への化学的変化が及ぶ深さ、およびせん断強度への影響を評価した。

## a)大気圧プラズマ処理後の深さ方向元素分析

本検討にはプラズマトリート社製大気圧プラズマ装置（ジェネレーターFG5001、RD1004 プラズマノズル）を用いてCF/PEEKを表面改質した。

PEEK樹脂に大気圧プラズマ処理をした場合の、水に対する接触角、樹脂板同士の接着におけるせん断強度、破壊モード評価して処理条件を設定した。設定した条件のうち、条件①として、せん断強度が高く母材破壊する処理条件、条件②として、せん断強度が低く界面破壊する条件を設定した。各条件での評価結果を表 d.2.2-1 に示す。

表 d.2.2-1 PEEK樹脂に対する条件①、条件②の結果

条件	接触角	せん断強度	破壊モード
①	9°	10.2MPa	母材破壊
②	38°	3.1MPa	界面破壊

条件①と条件②で処理したCF/PEEKのX線光電子分光（XPS）計測を行った。XPS計測には、アルバック・ファイ株式会社製XPS装置（PHI5000VersaProbe、モノクロ化Al-K $\alpha$ 光源）を使用した。CF/PEEKの最表層の元素分析に加えて、Arエッチングを用いて深さ5nm毎に150nmまで元素分析を実施した。CF/PEEK深さ方向に対する酸素元素量を図d.2.2-3に示す。

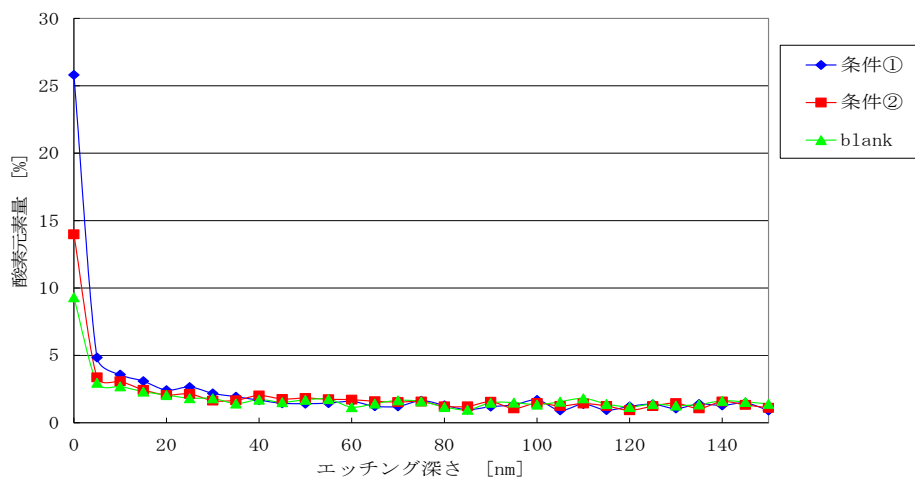


図 d.2.2-3 CF/PEEK 深さ方向に対する酸素元素量

大気圧プラズマ処理における条件①、②どちらも、最表層の酸素元素量は大きく増加しているが、5nm以上の深さでは酸素元素量が殆ど変化していないことが分かった。

大気圧プラズマ処理による組成変化は僅か 10nm 以下であるため、炭素繊維の化学変化（酸化など）を引き起こさずに、接着剤のせん断強度を高めることができると考えられる。このため、大気圧プラズマ処理は CF/PEEK の接着剤接合の前処理として適切であると考えられる。

b)せん断強度評価

本検討では、接着剤としてナガセテムテックス製の 2 液加熱硬化型のエポキシ接着剤（DENATITE 2204）を用いた。CF/PEEK へ、条件①で大気圧プラズマ処理を行った上で、接着剤接合し、せん断強度を Single Lap Shear 試験にて評価した。接合供試体の外観写真を図 d.2.2-4 に示す



図 d.2.2-4 接着剤接合供試体

せん断強度試験後の供試体剥離界面の写真を図 d.2.2-5 に示す。せん断強度は 25MPa であり、目標値を達成した。剥離後の界面を観察した結果、母材破壊は見られず、接着剤の凝集破壊であった。ただし、破断面は粗い部分（白く見える部分）と平滑な部分（黒く見える部分）に分かれていた。拡大観察した結果、2つの CF/PEEK どちらの表面にも接着剤が存在し、また接着剤由来の気泡も同じように確認された。従って粗い部分と平滑な部分はどちらも凝集破壊であると考えられる。

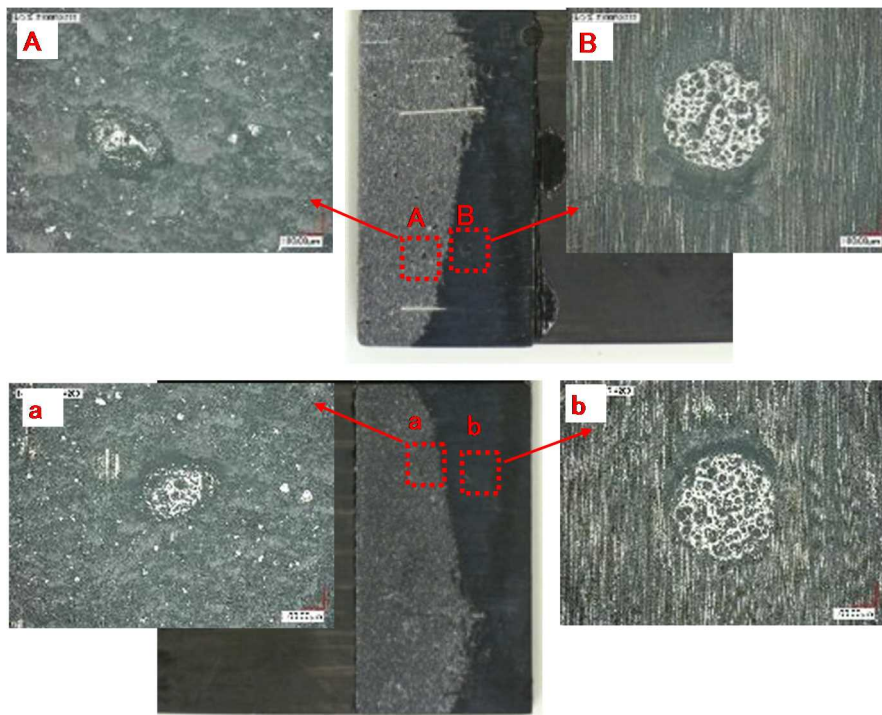


図 d.2.2-5 せん断後の剥離界面（大気圧プラズマ処理）

### (3)マイクロ波加熱接合

マイクロ波加熱は、被加熱物自体の発熱によるため、急速加熱が可能で発熱効率の高い加熱手法である。また、マイクロ波に対する材料特性差（誘電損失差など）を利用した選択的な加熱をすることも可能である。本検討では、マイクロ波により短時間で高温まで発熱する金属ナノフィラーを発熱材料として用い、CF/PEEK のマイクロ波加熱接合を検討した。

#### a)マイクロ波加熱接合の検討

CF/PEEK の接合面に金属ナノフィラーを設置し、周波数 2.45GHz で出力 1.5kW のマイクロ波を照射した。本検討には多重モードのマイクロ波加熱炉（富士電波工機株式会社製）を使用した。

CF/PEEK の接合部に金属ナノフィラーを図 d.2.2-6 のように設置し、加圧しながらマイクロ波を照射して接合供試体を作製した。

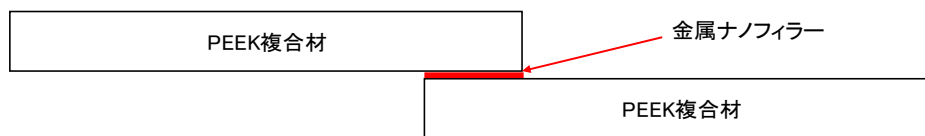


図 d.2.2-6 マイクロ波加熱接合の配置

加圧をした状態のままマイクロ波を約 40 秒間照射した結果、CF/PEEK 同士が接合することを確認した。一方で金属ナノフィラーを使用せずに、同様の条件でマイクロ波を照射した場合は、CF/PEEK は接合しなかった。CF/PEEK 自体もマイクロ波を吸収して昇温するが、金属ナノフィラーを用いることで、接合面を効率的に昇温させ、CF/PEEK 全体を熔融させることなく接合できることを確認した。

加圧しながら金属ナノフィラーをマイクロ波加熱して接合した CF/PEEK 供試体の外観写真を図 d.2.2-7 に示す。



図 d.2.2-7 マイクロ波加熱接合供試体

#### b)せん断強度評価

マイクロ波加熱により作製した接合供試体のせん断強度を Single Lap Shear 試験にて評価した。評価後の剥離界面写真を図 d.2.2-8 に示す。せん断強度は 32 MPa であり、目標値である 25MPa を上回る値であった。せん断後の剥離界面を観察した結果、剥離界面が母材破壊に至っており、CF/PEEK の融着に伴う高いせん断強度が得られたと考えられる。





図 d.2.2-8 せん断試験後の剥離界面

#### (4)構造要素部材接合検討

要素部材接合の検討には接着剤接合を選定した。検討には、Z型形状の複合材部材と平板複合材部材を用いた。要素部材の接合面へ図 d.2.2-9 の写真の様に大気圧プラズマ処理を行った。



図 d.2.2-9 要素部材への大気圧プラズマ処理

大気圧プラズマ照射後に接着剤にて接合した要素形状供試体の外観写真を図 d.2.2-10 に示す。

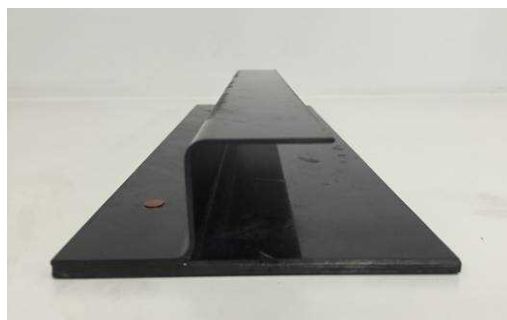


図 d.2.2-10 要素形状接合供試体外観写真

#### (5)まとめ

超音波接合、接着剤接合、マイクロ波加熱接合、3つの接合手法を用いてCF/PEEKを接合した。せん断強度評価を行った結果、全ての接合手法で目標である25MPaを超える高いせん断強度が得られた。

d.2.3 製造プロセスモニタリング技術開発

a) 光ファイバによる歪計測

① 比較的低速（1~8°C/min）冷却での歪及び結晶化度評価

熱可塑複合材のプレス成形における冷却速度を変えた場合の歪変化のモニタリングを行い、冷却速度と残留歪との関係を把握した。熱可塑複合材(CF/PPS)を対象にした成形中の歪計測については報告があり、その内容を参考にしつつ CF/PEEK について歪計測を行った。

供試体は、300 mm×300 mm×16 ply の擬似等方積層品を対象にし、下記条件にて光ファイバをセッティングした。

- 380°C で保持後、冷却
- 冷却速度は Case 1(8°C/min)、Case 2(5°C/min)、Case 3(1°C/min)
- 光ファイバセンサ (BOCDA\*) は、図 d. 2. 3-1 に示すように板厚中央層の 90° 層バットジョイント部に炭素繊維と平行に埋め込み。
- 計測法は、光相関ブリルアン散乱計測法 (BOCDA)を適用。

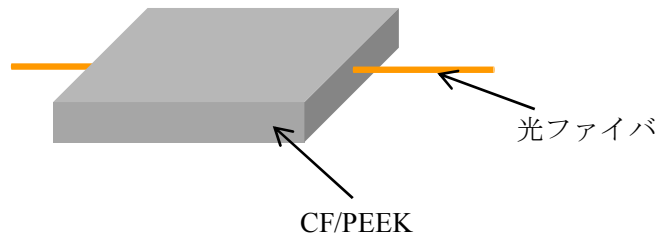


図 d.2.3-1 光ファイバ入れ込み模式図

それぞれのケースにて、冷却時の温度と歪を計測した結果を図 d.2.3-2 に示す。温度は成形品近傍に熱電対を設置し温度計測を行った。

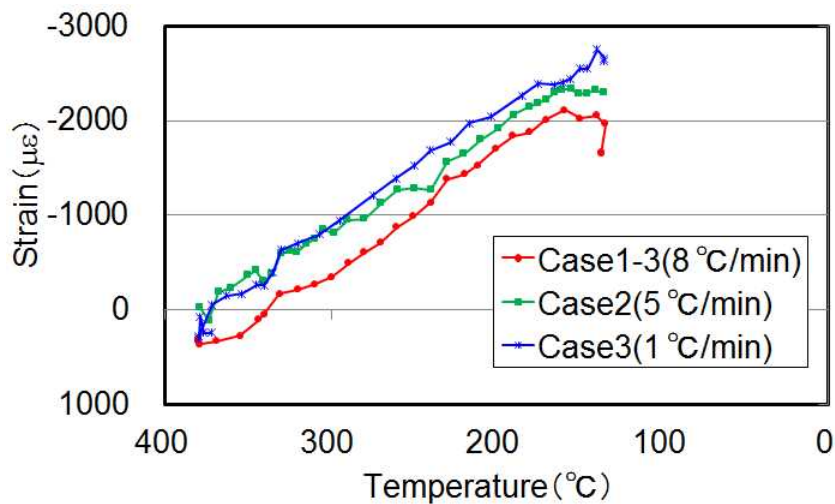


図 d.2.3-2 冷却過程における温度-歪計測結果

保持温度である 380°C から終了（130°C）まで冷却する過程における残留歪を計測した。融点である 350°C 近辺から歪が立ち上がり、その後は、PEEK マトリックス樹脂の熱収縮、結晶化にともない、光ファイバに圧縮応力がかかり、冷却が進むにつれて圧縮歪が大きくなる。冷却が終わった段階では、2000~3000  $\mu\epsilon$  程度の圧縮歪が発生していることがわかった。

結晶化度については、昨年度から引き続き、DSC による計測を実施した。各冷却条件で成形後の結晶化度を図 d.2.3-3 に示す。

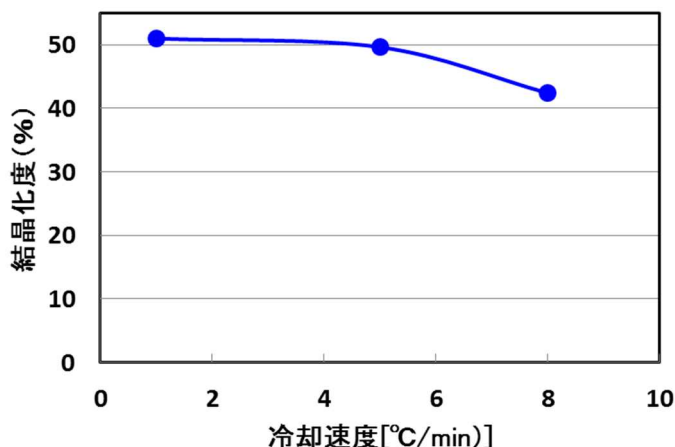


図 d.2.3-3 成形後の結晶化度

冷却速度が速くなるに従い、若干ではあるが結晶化度が低くなる傾向にある。また、冷却速度が速くなるほど、残留歪が小さくなる傾向にあることが判明した。保持温度から最終脱型温度までの温度差はそれぞれのケースで変わらず、熱収縮による影響は同じであることから、冷却速度による結晶化の挙動の違いが、残留歪に影響していると思われる。以上のことから、残留歪の観点からは、冷却速度が速い条件の方が適していると考えられる。

#### ②急速冷却（10~1500°C/min）冷却での歪及び結晶化度評価

製造時の冷却速度と母材樹脂の種類が熱可塑性繊維強化プラスチックに与える影響を評価するために、光ファイバセンサを用いた成形ひずみモニタリングを行った。対象とした材料は、繊維に T800S、樹脂にいずれも結晶性熱可塑性樹脂である PEEK (polyetheretherketone) と PPS (Polyphenylenesulfide) と PEKK (polyetherketoneketone) のいずれかを用いた 3 種類の材料を使用した。冷却速度としては、自然冷却からコールドプレス成形までの幅広い成形法を模擬するために、10°C/min から 1500°C/min までを対象とした。

まず示差走査熱量測定(DSC)を用いて、冷却温度に依存した結晶化度を評価した。超高速冷却での測定を得意とする Flash DSC（メトラー・トレド社）と高速領域から低速領域までを幅広くカバーする DSC-8500（パーキンエルメージャパン社）を用いて、母材樹脂の異なる 3 種の材料の熱量計測を行い算出した結晶化度の変化を図 d.2.3-4 に示す。

全体としては PEEK が PPS や PEKK に対して高い結晶化度を示し、冷却速度が速くなるにつれて結晶化度が低下することが分かった。また結晶化度が急速に低下する冷却速度は

PEEK が 1000°C/min であるのに対し、PPS では 200°C/min、PEKK では 30°C/min であり、母材樹脂により冷却速度が結晶化挙動に与える影響が大きく異なることが分かった。

次に FBG (Fiber Bragg Grating) センサを用いた成形モニタリングを行った。供試体は一方向材 16ply ([0<sub>16</sub>]) であり、FBG センサは 8ply と 9ply の間の繊維直交方向 (90°方向) に埋め込んだ (図 d.2.3-5)。この供試体を温度制御可能な熱板に挟んで圧力 0.1MPa の条件下で成形を行った。成形温度は PEEK が母材樹脂の供試体は 380°C、PPS では 330°C、PEKK では 380°C で、樹脂が熔融した状態から結晶化し熱収縮する間に発生するひずみを FBG センサを用いて計測した。結晶化温度近傍での冷却速度を 10°C/min (FC : Furnace Cooling)、200°C/min (WC : Water Cooling)、1500°C/min (RC : Rapid Cooling) となるように熱板の温度を制御した。

計測結果を図 d.2.3-6 に示す。繊維直交方向は樹脂の挙動が支配的であるため、冷却にともない樹脂の結晶化収縮と熱収縮により圧縮のひずみが増加する様子が捉えられた。10000  $\mu\epsilon$  を超える大きな圧縮ひずみが発生しており、成形ひずみが熱可塑性繊維強化プラスチック製品の形状や強度に与える影響が大きいことが示唆される。冷却速度が増加するにともない結晶化度および結晶化温度が低下し、結果として発生するひずみ量が減少した。DSC 計測でも確認されたように、母材樹脂により冷却速度が与える影響は大きく変化し、実際の成形プロセスにおいては材料ごとに異なる最適冷却速度を有すると考えられる。しかし一方で、樹脂が異なる場合にも結晶化度が同等の場合には類似したひずみ履歴が得られており、ひずみ履歴は結晶化度に強く依存することが示唆された。今後の課題としては、本節のひずみ計測結果と別途評価可能な結晶化度に依存した力学特性を組み合わせることにより、最適な成形プロセスを設定していくことが挙げられる。

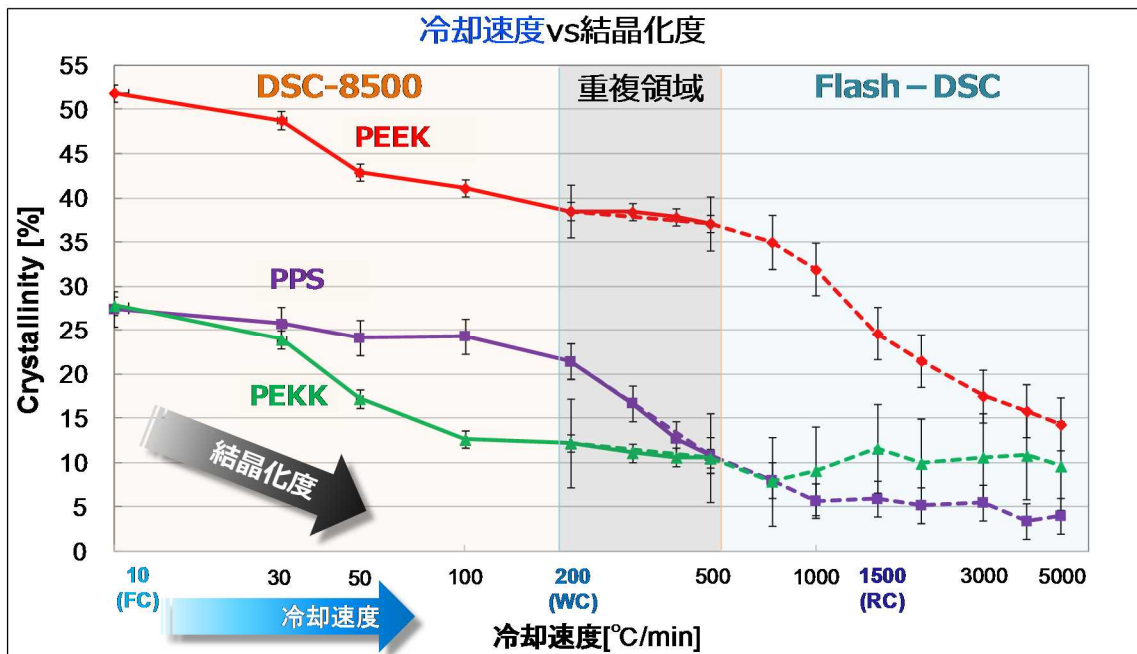


図 d.2.3-4 冷却速度に依存した結晶化度の DSC 計測結果

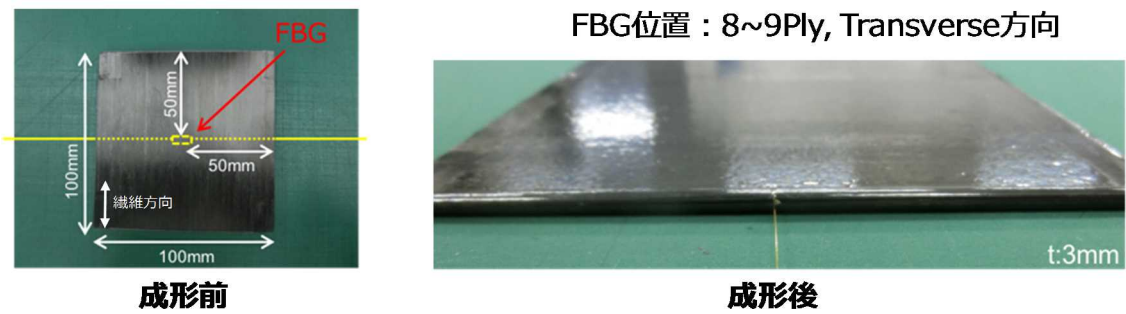


図 d.2.3-5 成形モニタリング供試体（一方向材[0<sub>16</sub>]

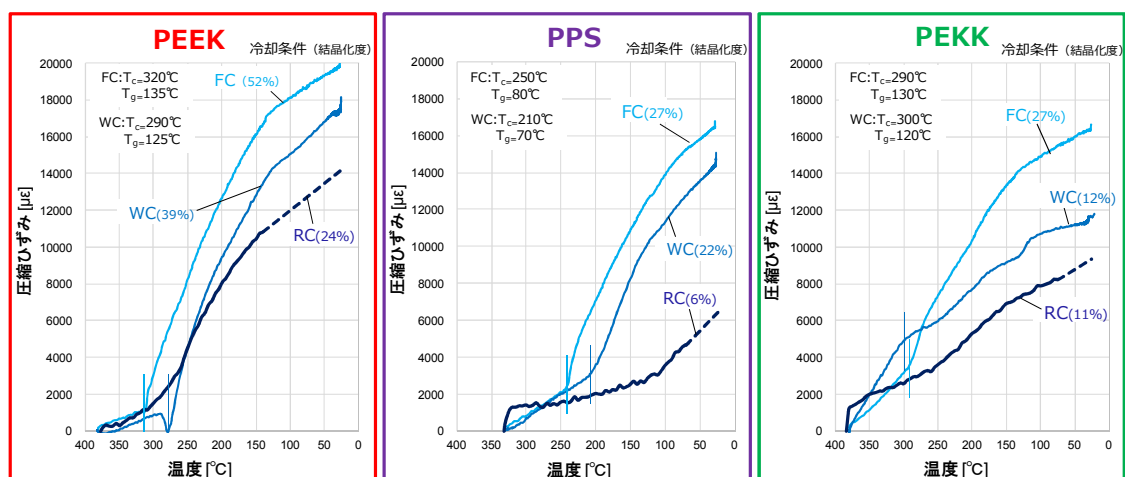


図 d.2.3-6 ひずみ計測結果：（ ）内の数値は結晶化度を示す。

10°C/min (FC : Furnace Cooling)  
 200°C/min (WC : Water Cooling)  
 1500°C/min (RC : Rapid Cooling)

(3)まとめ

冷却の始まりから完了まで、光ファイバにより歪を計測可能であり、計測手法の条件設定を行うことができた。

冷却が終わった段階では、圧縮歪が発生しているが、冷却条件で残留歪が異なることがわかった。冷却速度による結晶化の挙動の違いが、残留歪に影響していると思われる。

残留歪の観点からは、冷却速度が速い条件の方が適していると考えられた。

## d. 3 成果まとめ

本プロジェクトにおいては、表d.3-1に示すような成果を得ることができた。

クーポンレベルの供試体により、連続繊維熱可塑複合材の成形冷却速度、結晶化度等と材料特性の関連性を把握し、成形プロセスの適正化をはかった。また、構造要素形状での賦形、成形プロセスの適正化を行った。

一方、接合プロセスの選定、適正化を行い、要素形状への適用性検討を行った。さらに、結晶化度、残留歪を計測可能なモニタリング手法を選定し、測定条件の設定を実施した。

表d.3-1 本プロジェクトの成果

研究開発項目	成果	達成度	今後の展開
熱可塑複合材の ハイレート製造プロセス開発	①従来の30%の時間で成形可能な平板成形条件を設定 ②結晶化度が異なる条件での機械物性評価 急速冷却成形のシステムを検討し、結晶化度と機械特性の関連性を把握	TRL4	①ハイレート、急速冷却に適合する製造条件及び製造設備の構築 ②材料物性のデータベース化（設計データ構築に向け）
融着特性を活かした一体化接合技術開発	①せん断強度 25MPa達成 ②マイクロ波接合条件の適正化 ③構造体を対象とした接合条件の目途確認	TRL4	①二次構造、小部品向けは、接着技術で対応 ②主構造向けは、マイクロ波接合等の融着技術を構築
プロセスモニタリング技術開発	①熱可塑複合材成形における歪モニタリング手法を確立 ②残留歪を低減できる成形条件を設定	TRL4	①各製造工程での歪モニタリング手法を構築し、プロセスの見える化、適正化に反映

## d.3.1 熱可塑複合材の低コスト、高レート製造技術開発

## (1)成果

CF/PEEK のような結晶化する熱可塑複合材は、結晶化度により機械特性へ影響することが予想された。また、PEEK は冷却速度を速くした場合、500°C/min 以上にて結晶化度が著しく低下することから、急速冷却により結晶化度の異なる複合材を成形し、機械特性との関連性を把握した。通常の成形における 1°C/min、8°C/min による冷却速度による部材強度は、圧縮、引張、せん断を評価し熱硬化型複合材と同等の性能を有することを確認した。その際の成形時間は、オートクレーブ成形と比較して 30%の時間であった。以上の技術開発により、実験室レベルでの技術の妥当性が検証完了し、TRL4 に達することができた。

## (2)課題

- ①熱硬化型複合材に比べ部材の靱性( $G_{IC}$ 、 $G_{IIC}$ )に大きな差がみられたため、要因の検討を要する。疲労特性についても評価が必要と考える。
- ②ハイレート、急速冷却に適合する製造条件および製造設備の構築を進める必要がある。
- ②材料物性のデータベース化（設計データ構築に向け）を行い、材料としての TC 取得の準備を進める必要がある。

## d.3.2 熱可塑複合材の融着、接合による部材一体化技術開発

## (1)成果

超音波接合、接着剤接合、マイクロ波加熱接合、3つの接合手法を用いてCF/PEEKを接合した。せん断強度評価を行った結果、全ての接合手法で目標である25MPaを超える高いせん断強度が得られた。

マイクロ波加熱については金属ナノフィラーを発熱材として用いることで、接合面を効率的に昇温させ、CF/PEEK全体を熔融させずに接合できることを確認した。

大気圧プラズマ接着前処理を適用し、構造要素部材（スキン/ストリング構造）を試作し、適用の目途を得た。

以上の技術開発により、実験室レベルでの技術の妥当性が検証完了し、TRL4に達することができた。

## (2)課題

接合技術として、以下のような適用分けが考えられる。

- ①二次構造、小部品向けは、接着技術で対応
  - ②主構造向けは、マイクロ波接合等の融着技術を構築
- それぞれの接合技術にて、構造部材への適用を想定した条件設定を行う必要がある。

### d.3.3 製造プロセスモニタリング技術開発

#### (1)成果

成形法の改善により、蛇行、供試体端部における切断の防止に成功し、光ファイバを埋め込んだ成形体を得ることができた。冷却の始まりから完了まで、光ファイバにより歪を計測可能であり、計測手法の条件設定を行うことができた。

冷却速度による結晶化の挙動の違いが、残留歪に影響していると思われる。残留歪の観点からは、冷却速度が速い条件の方が適していると考えられた。

以上の技術開発により、実験室レベルでの技術の妥当性が検証完了し、TRL4に達することができた。

#### (2)課題

今後の適用先としては、各製造工程での歪モニタリング手法を構築し、プロセスの見える化、適正化に反映することでメリットが出せると考える。

実用化に結びつけるためには、次のステージで以下の開発が必要と考える。

- ・カーボンレベルでばらつき、許容欠陥を想定したデータを取得し、試設計を行い、軽量化の観点から適用部材の検討、設定を行う。
  - ・実部材を模擬したデモンストレーション供試体を試作することで、適用技術の課題抽出、改善を行うとともに、低コスト化、ハイレート化の検証を実施する。
- さらに、認証項目の設定、材料データ取得を行うことで、実部材開発に結びつける。

## 5. 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

### 5. 1 研究開発の目的および目標

複合材航空機構造の製造コスト低減・性能向上を目的に、大型・複雑な複合材一体成形構造が実用化されている。この様な構造では、適切な加圧・加熱が難しいため、製造時の不具合のリスクが高まっている。また、不具合の発生を最小化する成形プロセスの設定が難しいという課題がある。さらには、複合材構造の大型化が進む中で、オートクレーブの大きさが制約となる場合が増加している。

このことから、構造健全性診断技術を応用して、光ファイバセンサによる複合材部品成形時のモニタリング技術の開発を進めてきた。また、同じ光ファイバセンサを用いた運用モニタリング技術と組み合わせたライフ・サイクル・モニタリング技術も検討してきた。

図 5. 1-1 に、成形モニタリングの概要を示す。

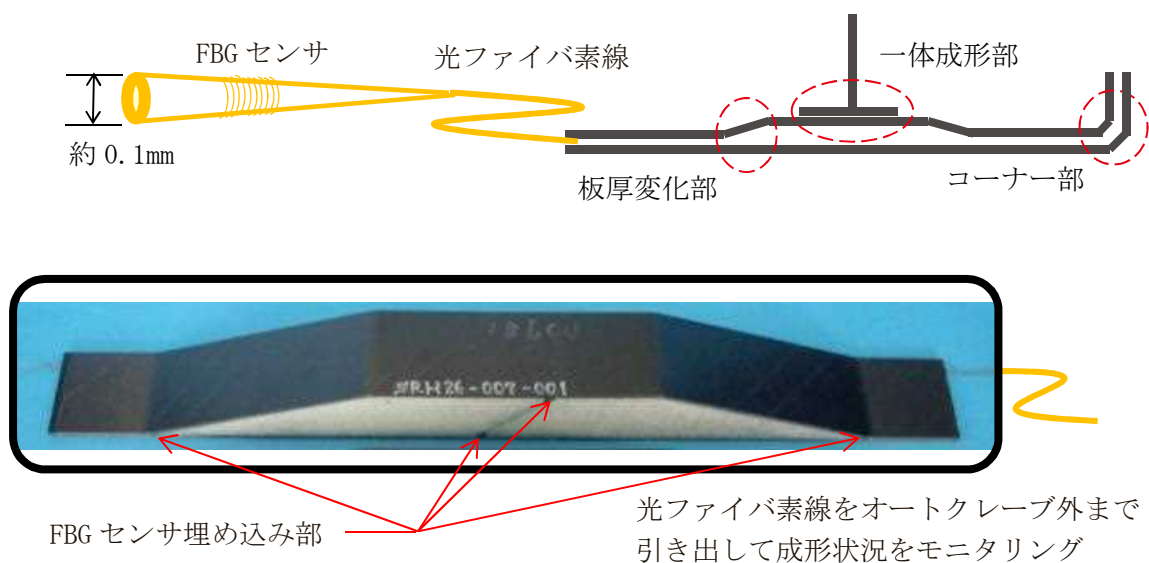


図 5. 1-1 成形モニタリング概要

本技術開発の目標は、以下の通り。

- ア) 今まで測定不能だった複合材部品成型時の内部温度、歪、残留応力等について、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。
- イ) 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。
- ウ) 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。



## 5. 2 成果まとめ

平成 25 年度から平成 27 年度に実施した「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」では、以下の成果を得た。

### （1）成形モニタリング手法の検討

#### ア. 光ファイバセンサによる製造時不具合評価技術の開発

供試体に埋め込んだ光ファイバセンサの計測結果を分析することで、複合材製造時に生じる不具合を検知する技術を確認し、その有用性を確認した。また、通常径の光ファイバを埋め込むことによる複合材部品の成形品質等に与える影響がないことを確認した。

### （2）サンドイッチ構造のライフ・サイクル・モニタリング技術の開発

#### ア. サンドイッチ構造の亀裂進展検知解析技術の検討

サンドイッチ構造部品に想定される様々な亀裂モード（開口型、せん断型、組合せ等）に対して有効な、成形による残留応力も考慮した亀裂進展解析技術を、汎用解析ソフトでも再現可能なことを示した。

#### イ. サンドイッチ構造の亀裂進展検知解析

サンドイッチ構造部品のモードⅠ（開口型）、モードⅡ（せん断型）亀裂進展の解析・試験を実施し、どの様な亀裂進展に対しても亀裂検知が可能なことを示した。

#### ウ. 大型サンドイッチ構造の成形・運用モニタリング試験

主構造への適用を想定した大型サンドイッチ構造部品を試作し、埋め込んだ光ファイバによって内部温度・歪・圧力、製造時欠陥が計測可能なことを実証した。また、運用荷重中の衝撃損傷が検知可能なことを実証した。さらに、内部損傷の進展が検知可能なことを実証した。ここでは、計測ノイズに対して有意差のある計測結果が得られることをもって実証とした。

#### エ. サンドイッチ部品の構造健全性評価技術の開発

内部損傷によるサンドイッチ構造の歪分布の変化を分析し、歪分布の変化から構造健全性を評価する技術の有用性を確認した。

### （3）光ファイバセンサを活用した低圧成形プロセスの開発

#### ア. 低圧成形プロセスによる大型複合材供試体の試作・評価

オートクレーブ等の制約を受けない低圧成形プロセスを、平板、構造要素、部分構造、大型複合材供試体の試作を通じて確立した。目標としていたオートクレーブ成形部品と同じ内部品質要求を満足することの確認等を通じてプロセスの有効性を評価した。同時に、埋め込んだ光ファイバセンサによる成形プロセスの監視・内部品質の評価技術の有用性も確認した。

5. 3 研究開発の成果

5. 2項にまとめた研究開発成果のうち、主要な成果を以下に示す。

5.3.1 成形モニタリング手法の検討

(1)光ファイバセンサによる製造時不具合評価技術の開発

今まで測定不能だった複合材部品成型時の内部温度、歪、残留応力等について、新しい光ファイバセンサの埋め込み成形および計測・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した。

製造不具合を模擬したクーポン供試体に埋め込んだFBGセンサによって、オートクレーブおよびオープンで加圧・加熱した時の圧力・歪・温度を計測し、その結果を分析することで、製造時不具合の評価技術を検討した。試験実施状況の例を図 5. 3. 1-1 に示す。

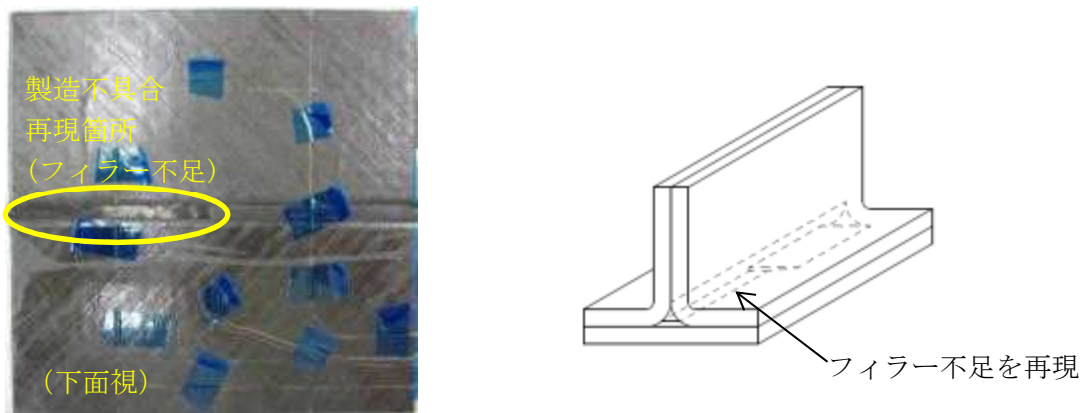


図 5. 3. 1-1 試験実施状況 (T 型供試体)

圧力・歪・温度によって変化するFBGセンサのピーク波形幅と波長の変化から、各製造時不具合の検知の可否を検討した。図 5. 3. 1-2 にピーク波形幅の計測結果を示す。ピーク波形は、成形圧力による光ファイバセンサ部の断面変形に伴い、波形の幅が増加する。この幅を監視することで、圧力不足の特定が可能なことが確認できた。

定量的な圧力の評価は難しいが、健全部との有意差を監視することで製造不具合部の検知が可能であることを示した。

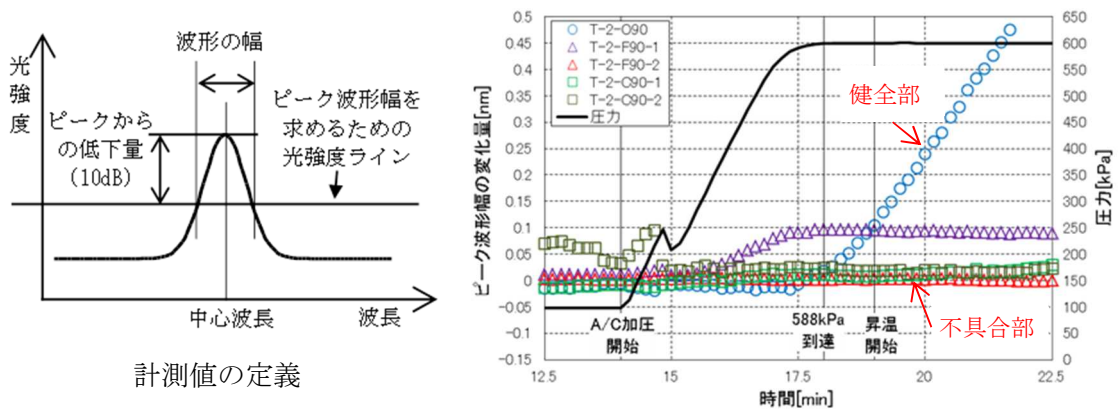


図 5. 3. 1-2 ピーク波形幅の変化を利用した製造不具合の検知

### 5.3.2 サンドイッチ構造のライフ・サイクル・モニタリング技術の開発

発泡コア・サンドイッチ構造は、コアを熱成形することで三次元の複雑形状部品の成形に対応できるメリットがある。反面、衝撃損傷等で生じたコア内部の亀裂が進展して強度が低下する課題がある。外観検査ではサンドイッチ内部の亀裂・損傷の検知が難しいことから、光ファイバセンサを用いた亀裂・損傷検知が有効である。さらに、成形モニタリングにも適した構造であることから、ライフ・サイクル・モニタリング技術の評価に用いた。

#### (1) サンドイッチ構造の亀裂進展検知解析技術の検討

発泡コア・サンドイッチ構造の亀裂進展検知評価のために、コア内部の亀裂進展解析方法を検討した。ここでは、残留応力を考慮したエネルギー解放率の解析を実施し、亀裂先端特異応力場のモード比を検討した。残留応力としては、CFRP 面板とコアの線膨張係数の違いおよび CFRP の硬化収縮から成形時に発生する残留応力を考慮した。亀裂が進展するサンドイッチパネルの面板／コア間、すなわち、異材界面の応力と変位の理論解は、Erdogan の定義に従った。市販の有限要素コードを用いた全エネルギー解放率  $G$  値の算出には、高精度な修正亀裂閉口積分法（MCCI、Modified crack closure Integral）法を用いた。

残留応力を考慮した発泡コア内の亀裂解析により、以下のことがわかった。

- ・ 亀裂先端の応力特異場がモード I 型と II 型の混合モードとなること
- ・ 同応力特異場では、モード II 成分が支配的であること
- ・ 発泡コア亀裂のエネルギー解放率は、亀裂長さ依存性がないこと
- ・ 同エネルギー解放率は、熱残留応力の影響を大きく受けること

#### (2) サンドイッチ構造の亀裂進展検知技術の検討

発泡コア・サンドイッチ構造内部の亀裂対策として、剛性の高い要素を導入することで亀裂進展を抑制するクラックアレスタ技術、さらに、クラックアレスタ部に光ファイバセンサを埋め込むことで亀裂進展を検知する技術が過去に研究された。

本研究開発では、この技術を実際の航空機構造を想定した発泡コア・サンドイッチ構造に適用し、亀裂進展検知能力の解析評価および試験検証を行った。

基本となる形態は、CFRP 面板（表裏）と発泡コアで形成されたサンドイッチ構造とした。この基本形態に対して、3 種類のクラックアレスタと光ファイバセンサを組み込んだ以下の供試体を作成し、無負荷で亀裂進展が検知できることを確認した。なお、検知された歪変化は、供試体内部の残留応力が亀裂進展によって解放されて生じたと推測される。

- ・ アレスタなし供試体： クラックアレスタの無い基本形態。
- ・ 樹脂層スプライス供試体： 発泡コアの斜めのスプライス部にコア接着用フィルムを挿入し、亀裂進展抑制効果を持たせた形態。
- ・ CFRP 層スプライス供試体： 同スプライス部に Z 型の CFRP を挿入し、亀裂進展抑制効果および面板の面外剛性・強度を向上した形態。
- ・ 接着型アレスタ供試体： クラックアレスタを面板に接着した形態で、応急修理用。

#### (3) 大型サンドイッチ構造の成形・運用モニタリング試験

主構造への適用を想定した大型サンドイッチ構造部品を試作し、埋め込んだ光ファイバによって温度分布・変化、硬化収縮による歪形成等を評価した。また、同じ供試体を用いて衝撃損傷および損傷進展が検知可能なことも実証した。

a)成形モニタリング

サンドイッチパネル供試体を図 5. 3. 2-1 に示す。供試体は、CFRP 層スプライス、樹脂層スプライスを中央を含む大型供試体であり、FBG センサを機外/機内側に 16 点配置した。

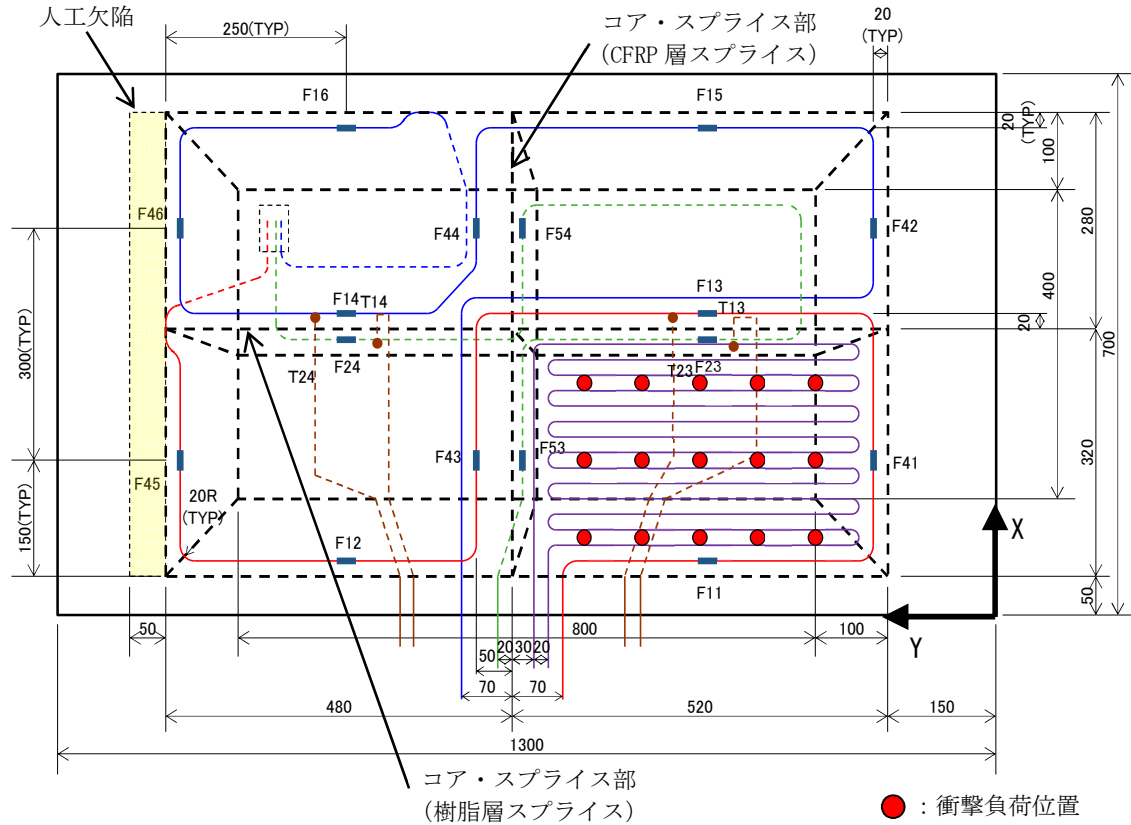


図 5. 3. 2-1 サンドイッチパネル供試体

温度・歪計測用センサの計測結果の例を図 5. 3. 2-2 に示す。ここでは、温度と歪を分離せずに合わせて計測することで、複合材硬化前は主としてセンサ部の温度変化が計測され、硬化が進むにつれ硬化収縮の効果が急激な歪変化として計測される。

この結果から、サンドイッチ構造要素に埋め込んだ光ファイバセンサによって、オートクレーブ硬化中の局所的な成形状態が評価可能であることが確認できた。

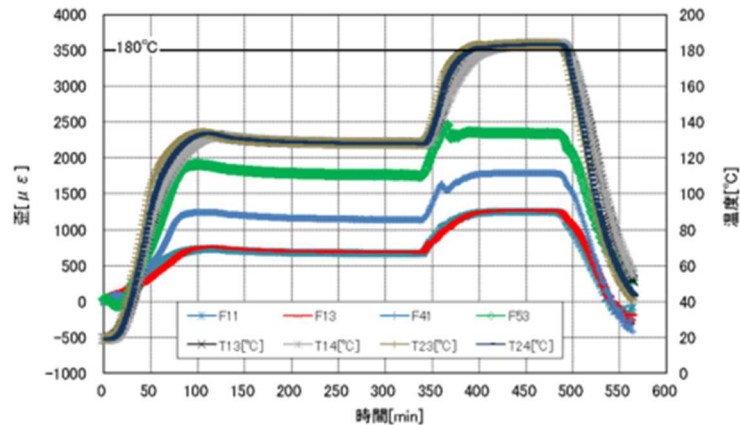


図 5. 3. 2-2 サンドイッチパネルの成形モニタリング計測結果

b) 衝撃検知試験

ライフ・サイクル・モニタリグ技術の目途を得るため、a) 項と同じ供試体を用いて、衝撃検知能力を評価した。面内および面外荷重を繰り返し負荷した状態で BVID(目視検査で検知不能なレベルの衝撃損傷)と VID(同発見可能なレベル)相当の衝撃を供試体面板に付与し、光ファイバセンサで衝撃応答を計測した。試験実施状況を図 5. 3. 2-3 に示す。

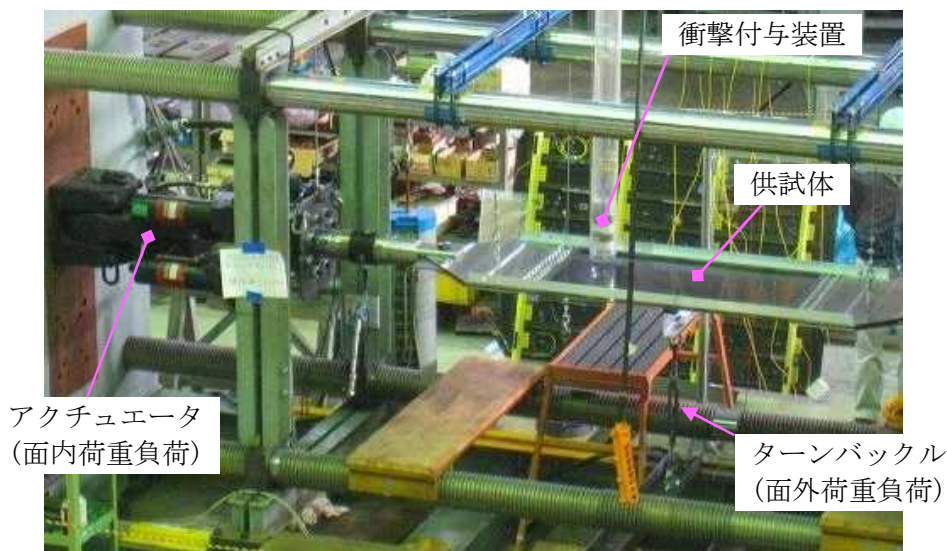


図 5. 3. 2-3 衝撃損傷検知試験実施状況

FBG センサ歪時刻歴の例を図 5. 3. 2-4 に示す。発泡コア・サンドイッチ構造に対して、面内および面外荷重を繰り返し負荷した状態で BVID/VID 相当の衝撃を付与し、光ファイバセンサで衝撃応答を計測した。この結果、運用荷重作用下でも、光ファイバセンサの計測から BVID/VID レベルの衝撃を検知できることが確認できた。

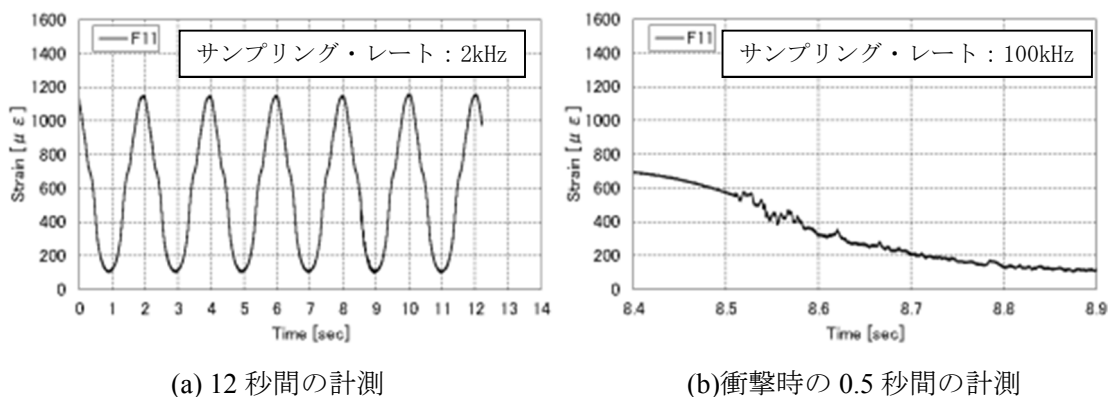


図 5. 3. 2-4 衝撃時の歪計測記録の例

c) 亀裂進展検知試験

a)、b) 項と同じ供試体を用いて、亀裂進展検知試験も実施した。静荷重/疲労荷重負荷による亀裂進展がなかったことから、光ファイバセンサに少しずつ近づけながら衝撃損傷を与え、センサ近傍まで亀裂が接近した状態を模擬した。一般部では、無負荷で計測しても、残留歪が  $150 \mu \epsilon$  程度変化することで亀裂進展が検知できることを確認した。

(4) サンドイッチ部品の構造健全性評価技術の開発

(2) (3) 項で用いた供試体に対して、静荷重を用いた損傷検知試験を実施した。本手法は、運用中の荷重や自重により発生する歪を用いて損傷を検知する汎用性の高い手法である。

(3) b) 項の各種損傷を付与した後、一定の静的な面内荷重を与え、光ファイバセンサで計測された歪分布・履歴が、損傷進展によって変化することが示された。このことから、衝撃損傷、亀裂進展等を与えた供試体に対して、一定荷重における歪分布および履歴を監視することで、構造健全性の監視が可能なが示された。

5.3.3 光ファイバセンサを活用した低圧成形プロセスの開発

航空機構造の複合材部品では、導入費が高いオートクレーブ設備により部品サイズが制限されることから、オートクレーブを用いない大型複合材部品の低圧成形プロセス技術が近年開発・適用されている。

本研究では、OoA (脱オートクレーブ) プリプレグ材を活用した大型の航空機構造用複合材部品の成形方法を確立した。なお、本成形技術は、従来のオートクレーブ成形技術の延長にあり、様々な航空機用オートクレーブ成形部品の置き換えが可能である。

(1) 低圧成形プロセスによる大型複合材供試体の試作・評価

真空成形で良好な品質の部品を製造するためには、真空成形に最適化した治具構成および加熱方式を検討する必要がある。4 パターンの治具構成および加熱方式で試作し、良好な品質（ボイド率 1% 以下）で成形可能なパターンを 2 種類特定した。このパターンを用いて成形した大型補強パネルの概要を図 5.3.3-1 に示す。治具構成および成形方法は、3 本のハット型スティフナそれぞれ異なる成形方法とした。

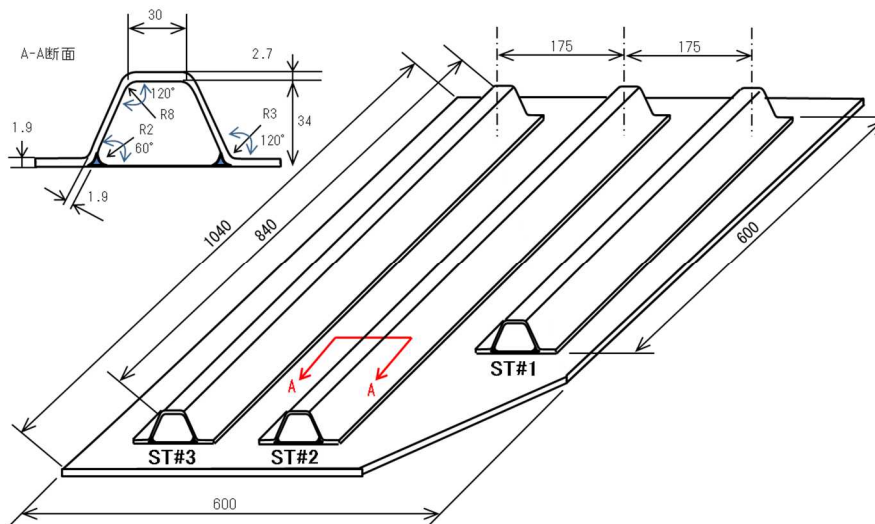

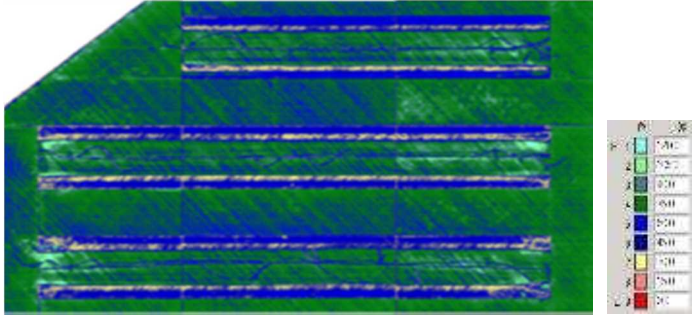


図 5.3.3-1 大型補強パネル概要

大型補強パネルの外観および超音波探傷結果を、表 5.3.3-1 に示す。超音波探傷結果から、全体が様な品質で成形できていることを確認した。また、代表部位として、パネルの中央部の断面観察を実施し、ボイド率 1% 以下の良好な品質を確認した。その他の成形品質も、オートクレーブ品と同等以上であった。このことから、OoA プリプレグ材を用いた大型複合材部品の真空成形の目途が得られた。

表 5.3.3-1 大型補強パネル 外観および超音波探傷結果

評価項目	外観/超音波探傷結果	評価結果
<p>外観検査</p> <p>治具面の 反対側の 外観を示す</p>		<p>表面品質：○</p>
<p>超音波探傷</p> <p>治具側から 反射法で C-scan 作成</p>		<p>スキン部：○</p> <p>(別途評価した スティフナも○)</p>

(2)大型複合材供試体試作時の内部温度の計測および管理

部品の大型化に伴い、内部温度が不均一になることによる成形品質低下が懸念される。

このため、成形モニタリング技術を活用した温度分布均一化方法を検討し、前述の大型複合材供試体の試作を通じて検証した。ここでは、直径が小さい光ファイバセンサを部品内部に埋め込み、内部温度を直接計測した。また、内部温度が不均一になりやすいオープンではなく、ホットプレート（治具側）およびラバーヒータ（治具の反対側）を適用し、光ファイバセンサが計測した内部温度に基づいてヒータ出力を調整した。

大型補強パネル硬化時の温度測定では、光ファイバセンサの計測温度と校正用熱電対計測温度との差は、120℃までは±5℃程度、180℃付近では±10℃程度であった。また、成形品質に影響が大きい 120℃以下の範囲で、計測各点の温度が±10℃以内を保って昇温することができた。これまでの結果から、これが良好な成形品質につながったと考えられる。

OoA プリプレグ材の真空成形プロセスにより、ハット型スティフナ補強パネルおよび大型補強パネルを含む様々な形態の試作検討を通じて、以下の成果が得られた。

- ・ 真空成形に適した治具構成で、ハット型スティフナ補強パネルを成形することにより、コキュア/コボンド成形共に、ボイド率 1%以下の良好な品質が確保できた。
- ・ 部品大型化に伴う部品内部の大きな温度差による真空成形品質低下が懸念される。成形モニタリング技術を活用して硬化中の部品内の温度分布を均一化することで、ボイド率 1%以下の良好な品質で成形できる目処を得た。

## 6. 高生産性・易賦形複合材の開発

### 6. 1 研究開発の目的及び目標

ボーイング社最新鋭航空機787においては、機体主構造に用いる材料（炭素繊維プリプレグ）および、主要構造部材生産・供給の多くを日本企業が担当しており、プリプレグを用いた成形、加工技術に関する豊富な知見が国内に蓄積されつつある。一方で、2020年代には今後益々の需要増が予想される単路小型機の開発が予想されており、現在の月産40機レベルを超える高いビルドレートに対応するため、従来のプリプレグ/オートクレーブ成形だけでなくプレス成形のような生産性の高い製造方法の開発、確立が必要である。ここでは、そのキーとなる日本発の技術として、“Unidirectionally Arrayed Chopped Strands (UACS)”を提案する。UACSの基本コンセプトは、一方向プリプレグを所定の間隔で繊維を横切る方向に切込を入れることで、不連続繊維でありながら、従来の連続繊維プリプレグ並みに繊維含有率が高く、繊維束が一方向に規則正しく配列したシート基材を提供することができるというものである。連続繊維プリプレグを用いた曲率を有する構造部材の成形においては、積層体の賦形時に層うねりやボイドの原因となるシワが発生し、生産性の低下や、部材性能の不合格につながることもある（成形サイクルが長く、不良率が高い）。このような部材に、UACSを適用すれば、連続繊維プリプレグに匹敵する弾性率、強度発現率を保持しながら、賦形性を大幅に改善できる。また、図6.1-1に示すように、UACSはプレス成形にも適用でき、プリプレグ積層体の積層状態を担保したまま、リブや深絞りといった複雑形状部材を短時間成形が可能で、しかも連続繊維プリプレグ同等の小さい物性バラツキを達成できる。本プロジェクトでは切込形状、密度を最適化してUACSを設計し、切込を挿入する前の連続繊維プリプレグと比較して弾性率同等、強度80%保持を目標とする。

このように、UACSを実部材に適用できる技術が確立れば、高いビルドレートや、中・大型機より厳しい曲面形状部材を求められる次世代単路小型機の構造部材開発においても、わが国の競争力強化に貢献し、産業育成や雇用拡大につながることを期待できる。

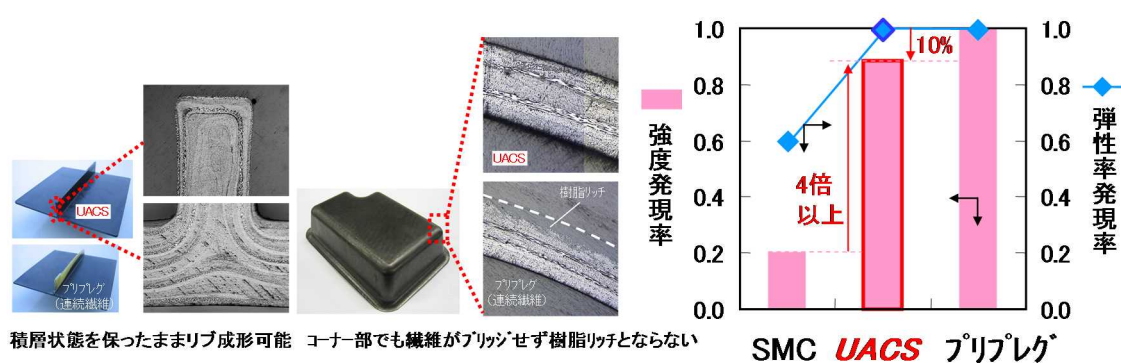


図6.1-1 UACSの易賦形性および力学特性

### 6. 2 研究開発の成果

#### 6.2.1 賦形性評価

##### (1)プリプレグ賦形性の定量化

賦形性に関するプリプレグ特性を抽出するため、三次元形状にプリプレグ積層体を形状追従させる際に支配的な要素を考察しプリプレグの硬さ、面内せん断変形、層間滑りの三



三要素がプリプレグ積層体の賦形に支配的であると想定した。これら三要素に対応する賦形性に関するプリプレグ特性はそれぞれ、曲げ剛性、面内せん断抵抗、層間摩擦係数となる。図 6.2.1-1 に示すようにこれらを定量化することで、プリプレグ積層体の賦形性を予測するシミュレーションの入力が得られる。

本プロジェクトにおいては、これらプリプレグ特性評価法を確立すると共に、再現性よく高精度な計測を可能とするため、専用の評価装置を設計、製作した。これら評価装置を用いて航空機一次構造材用 T800S/3900-2B プリプレグの賦形性のデータベースを構築した。

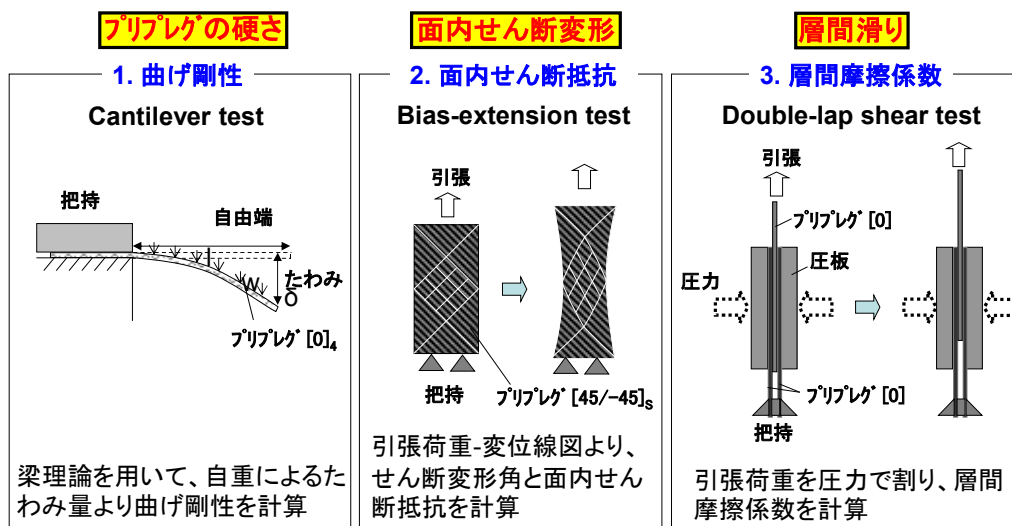


図 6.2.1-1 賦形性に関するプリプレグ特性測定法

(2)有限要素法による賦形シミュレーション技術開発

賦形シミュレーションには、大変形、接触解析が不可欠となるが、計算安定化のためには多くのノウハウが必要であるため、汎用 FEM ソフトウェアをベースに、プリプレグ賦形性に関する新たなモデルを開発した。解析時間、必要メモリを最小限とするために、平面要素を用いたモデル化を基本方針とし、プリプレグのモデル化で特異的な挙動は、面内変形を表現するメンブレン要素と面外変形を表現するシェル要素を組み合わせ、面内変形と面外変形を独立して計算してから重ねることで平面要素でありながら柔軟な面外変形を表現できるシミュレーションモデル化方針を採用した。図 6.2.1-1 の3 試験法自体を再現する新規モデル化を行い、その後上記試験法では定量化できないパラメータについて要素賦形試験結果と合わせこむ技術を構築し、最終的に、図 6.2.1-2 に示すように部材賦形時のシワ発生の様子を高精度に予測可能であることを実証した。

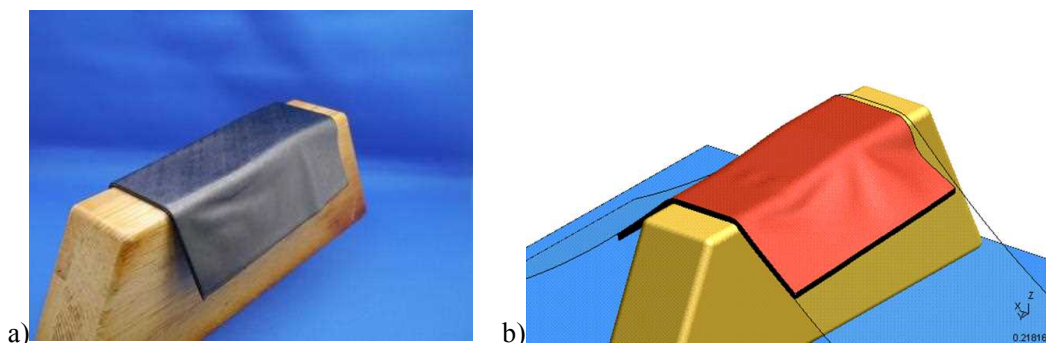


図 6.2.1-2 部材賦形時のシワ発生の様子(a)とシミュレーション結果(b)

(3)粒子法による賦形シミュレーション技術開発

流動や賦形のシミュレーションとしては、一般的には有限差分法や有限要素法が用いられる。しかし、これらの手法は対象物をメッシュに分割し、ある要素の節点は別の要素の節点と一致していなければならないという制約があり、流動中に UACS の切込が開口していく過程を再現しようとする、UACS 内の要素が移動し、節点のずれが生じて計算が続行不能となる。この問題を解決するため、本研究ではメッシュを用いない計算手法として粒子法の一つである MPS (Moving Particle Semi-implicit) 法<sup>3)</sup>を採用し、UACS の流動シミュレーションに適するように改良を施した。UACS を含む繊維強化基材の流動を MPS 法で実施するには、樹脂の粘度が高く、粒子のサイズを最大でも基材一枚分にする必要がある。そのため、流体の支配方程式であるナビエ・ストークス方程式に用いられるパラメータであるレイノルズ数  $Re$  が非常に小さくなり、時間刻み幅はこの超低レイノルズ数に制限される。本研究では、この時間刻み幅の問題を解決するため、①陰解法の採用、②圧力計算の簡略化、③壁の関数化、④並列計算の導入、という独自の手法による計算の高速化に加えて、UACS を粒子で再現するため、粒子間に連結を導入した。粒子を連結することで繊維軸方向の繋がりを粒子に与えて繊維束を表現し、繊維軸方向とそれ以外の方向の異方性を再現するとともに、連結の切断によって切込を再現した。切込の表現についても、当初は切込の位置の粒子を1つ抜いて、空きスペースを作ることで表現していたが、そうすると粒子数密度の計算に不都合が生じるため、連結に加えないことで切込を表現するように修正した。そして、図 6.2.1-3 に示すように、繊維束内に属する粒子間と繊維束間に属する粒子間で働く力を区別することで、UACS の流動を表現することを試みた。繊維束間に働く力は、繊維束同士が近づき過ぎたときに互いの体積、即ち非圧縮性を確保するために働く圧力による反発力と、繊維束表面に存在する樹脂による摩擦力であり、両方ともナビエ・ストークス方程式で考慮されている。対して、繊維束内に働く力は、繊維が伸縮した際や曲がった際に元に戻ろうとする弾性力であり、これはナビエ・ストークス方程式の外力項として考慮した。

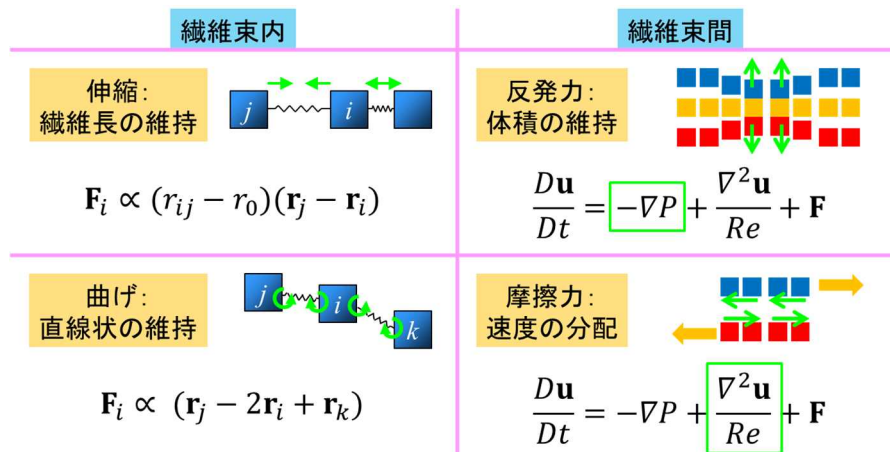
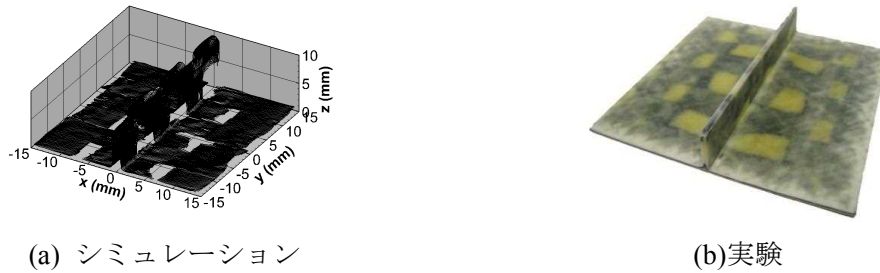


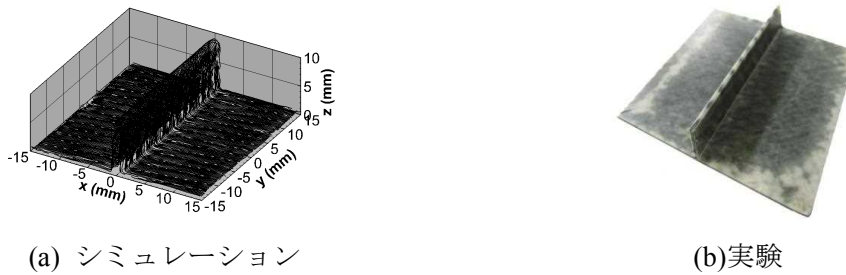
図 6.2.1-3 繊維束内と繊維束間に働く力

以上の手法と UACS を粒子で表現したモデルを用いて、リブのプレス成形シミュレーションを実施した。その結果を以下に示す。積層体は 8 層で、全て UACS のクロスプライ積層である。下型は積層体と同じ面積の箱型、上型はリブ形成のための隙間を空けて配置した 2 つのブロック型とした。このモデルで、上型を等速で降下させて、積層体の厚さが半分になるまで圧縮した。このシミュレーションを直交切込と斜め切込でそれぞれ実施した

結果を図 6.2.1-4、6.2.1-5 に示す。また、ガラス繊維と炭素繊維の UACS を用いた可視化実験の結果も示す。実験結果と計算結果を比較すると、切込による開口の違いが再現できている。



(a) シミュレーション (b)実験  
図 6.2.1-4 リブプレス成形の結果（直交切込）



(a) シミュレーション (b)実験  
図 6.2.1-5 リブプレス成形の結果（斜め切込）

#### (4) 賦形シミュレーション手法の高性能化

(2)で開発した賦形シミュレーション技術のさらなる高速度化、高精度化を目指し、まずは現行技術をトレースする目的で、プレス成形シミュレーションを行った。シミュレーションに用いるプリプレグ特性の評価のため①ドレープ試験（曲げ剛性の評価）、②Bias extension 試験（せん断特性の評価）、③摩擦試験（摩擦挙動の評価）を実施した。各試験の概要を図 6.2.1-6 から 6.2.1-8 に示す。

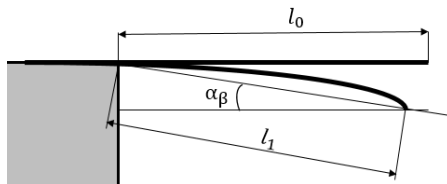
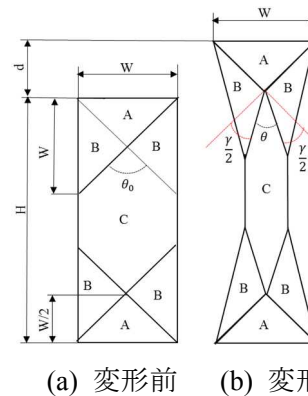


図 6.2.1-6 ドレープ試験



(a) 変形前 (b) 変形後  
図 6.2.1-7 Bias extension 試験

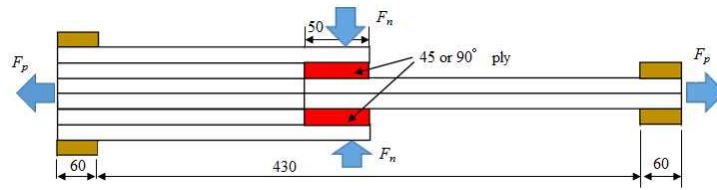


図 6.2.1-8 摩擦試験

ドレープ試験により面外曲げ弾性率を取得でき、その値は  $E=31.1\text{GPa}$  となった。Bias extension 試験により面内せん断特性を取得でき、せん断変形が小さいときはせん断応力およびせん断剛性は小さく、大変形になるに従い、それらは増加することが確認できた（図 6.2.1-9）。摩擦試験により層間の摩擦特性を取得でき、負荷圧力が小さいとき、摩擦係数は小さい値で断続的に増加していき、積層構成によらずその挙動はほぼ同等になった（図 6.2.1-10）。また、負荷圧力  $P_f$  が大きいと、摩擦係数は大きくなり、負荷途中で摩擦係数の上下の大きな変動が見られた。また、引張速度が大きい方ほど摩擦係数は大きくなり、速度依存性を示した。

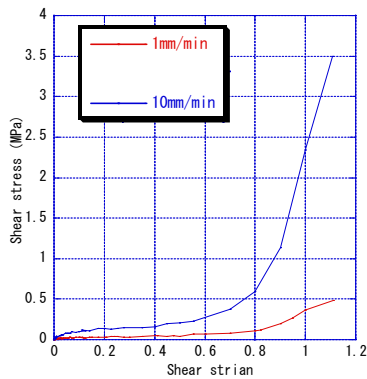


図 6.2.1-9 Bias extension 試験結果

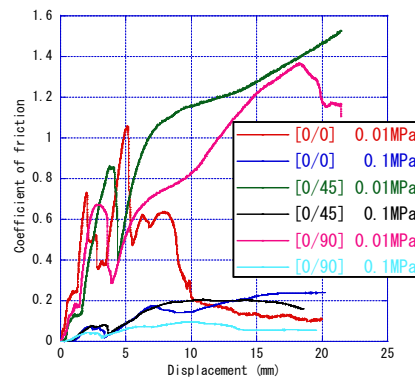


図 6.2.1-10 摩擦試験結果 (0.5mm/min)

本研究では、面外曲げ剛性を表現できるマクロスケール有限要素モデルを使用した。このモデルでは厚み中心位置の膜要素（面内引張およびせん断特性を表現）と膜要素と節点を共有する2つのシェル要素（面外剛性を表現）を組み合わせることで、マクロな積層構造の表現を行っている。また、実験値をこの有限要素解析モデルに取り入れ、プレス成形および三点曲げ試験の賦形シミュレーションを行った。

その結果、図 6.2.1-11 に示すように、プレス成形の解析結果において、面外曲げ剛性を考慮した場合、従来の解析モデルで再現できていなかったしわの発生を再現でき、応力集中の発生位置が変化することが確認できた。このことから、プレス成形においては、面外曲げ特性がしわの発生に寄与していることが判明した。

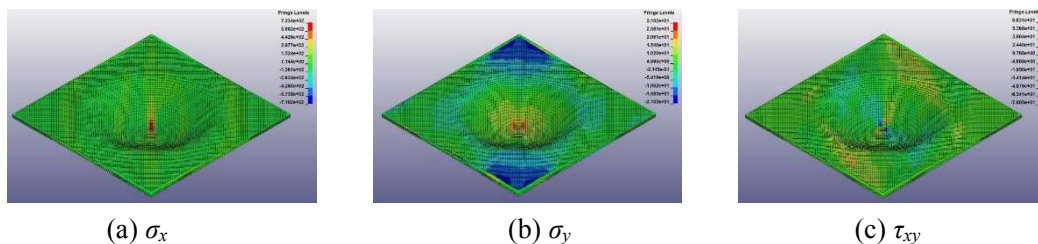


図 6.2.1-11 プレス成形の賦形シミュレーション結果

このモデルにおいて、さらに計算コスト低減および精度向上を実現するには、曲げ剛性のみではなく、実際のプレス成形の変形挙動に対するせん断および摩擦特性を取得する実験を行い、その実験値をモデルに取り込み、また、要素形状などの最適化を行った上で、シミュレーションを実施する必要があるといえる。

## 6.2.2 力学特性評価

### (1)UACS 最適設計、力学特性評価

チョップドストランドをランダムに散布し、半硬化の熱硬化性樹脂を含浸させた SMC (Sheet Molding Compound) は、高い流動性を有し、複雑形状追従性に優れ、かつ成形サイクルが速いことから、多くの分野で適用例があるが、SMC を用いた成形品は繊維の凝集や配向ムラなどの不均質性を有するため、大きな強度ばらつきを発生する。そのため、安全性の観点から、非構造用途に適用が限定されていた。そこで図 6.2.2-1 に示すように連続繊維が一方向に配列したプリプレグに互い違いの切込の列を導入することで、あたかも所定の繊維長のチョップドストランドが一方向に配列し、かつチョップドストランドの端部同士が最も離れるように配列された成形材料を提案した。いわば、チョップドストランドが規則的に配列した SMC である。この成形材料を Unidirectionally Arrayed Chopped Strands (UACS) と呼ぶ。UACS を多方向積層することでプリプレグ同様、所望の物性設計が可能である。

前述のとおり、UACS 積層体はプレス成形可能である。SMC と同様に、キャビティの一部に成形材料を配置し、伸張させながら成形することができる (図 6.2.2-2)。さらに UACS の特筆すべき特徴は積層構造を保ったまま流動することにある。平板状に擬似等方 (以降、QI) 積層したプリプレグおよび UACS を、T 字リブのキャビティを有する型に入れ、プレス成形して得た成形品を図 6.2.2-3 に示す (図 6.1.1 の部分拡大図)。a) のように連続繊維からなるプリプレグは繊維が突っ張り、樹脂だけがリブに流れ込む結果となった。一方 b) のように UACS は積層構造を保ったまま高いリブを充填しており、こうして得られたリブ構造は高い力学特性が期待できる。T 字リブのような局所的な形状変化にも積層構造を保ったままチョップドストランドを流動させ形状追従させた成形品はこれまで存在しなかった。SMC と異なり、粗密なくチョップドストランドが配置されるため、ソリが少なく、薄物の成形が可能である。

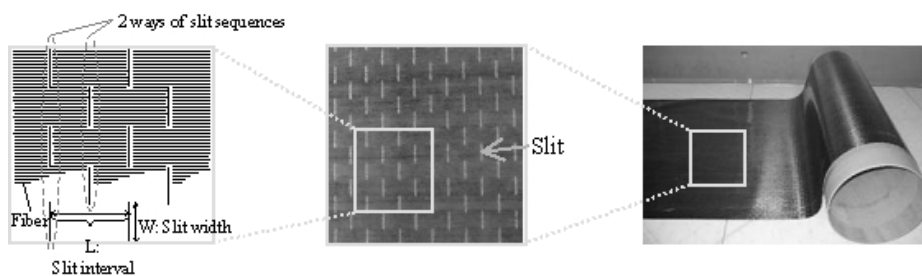


図 6.2.2-1 連続繊維プリプレグに切込を導入して UACS を製造する概念図

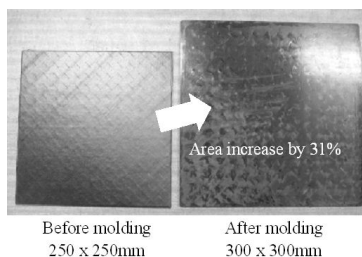


図 6.2.2-2 プレスによる UACS の平板伸張成形

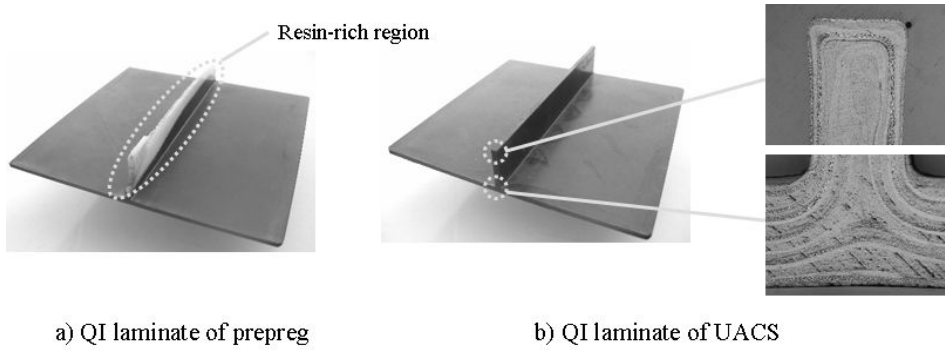


図 6.2.2-3 プリプレグと UACS を用いた T 字リブ成形

UACS は力学特性も SMC 対比格段に優れており、また切込角度を設計することも可能である。繊維方向に垂直に切込を挿入した場合には、繊維方向に荷重が加わった際、切込に垂直な方向に強いせん断応力が加わっており、切込から層間剥離が発生しやすい構成となっていた。そこで図 6.2.2-4 に示すように、繊維方向に対して浅い角度  $\theta$  で切込を挿入することを新たに提案した。これにより点線で囲まれた微小領域には切込に垂直な方向には引張応力の  $\sin^2\theta$  倍の分力しか加わらず、 $\theta$  が小さいほど剥離が起こりにくくなる。

この“斜め切り”コンセプトを実証するため、繊維長を 25mm 一定とし切込角  $\theta$  を変化させ、QI 材 ([45/0/-45/90]<sub>2s</sub>) の引張強度を比較したところ、図 6.2.2-5 に示すように  $\theta$  が小さいほど引張強度が高くなることが分かった。一方で  $\theta$  が小さくなると切込同士の距離が短くなり切込挿入が難しくなるため、UACS 製造上はある程度の  $\theta$  を選択することとなる。なお、伸張成形を行うことで、一層当たりの厚みが薄くなり、式 6.2.2-5 に従って、引張強度が向上する効果が見られている。これは複雑形状成形時、形状追従して伸張した部位は伸張しない平坦部よりも強度が高いことを示しており、UACS は設計しやすい材料といえる。

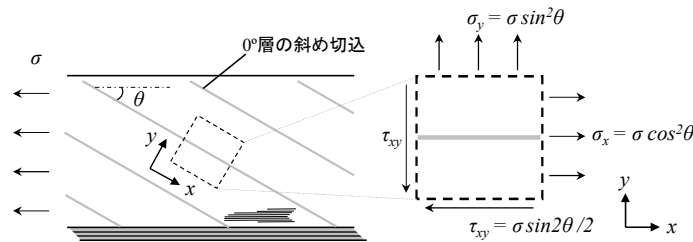


図 6.2.2-4 斜め切込周りの応力分布

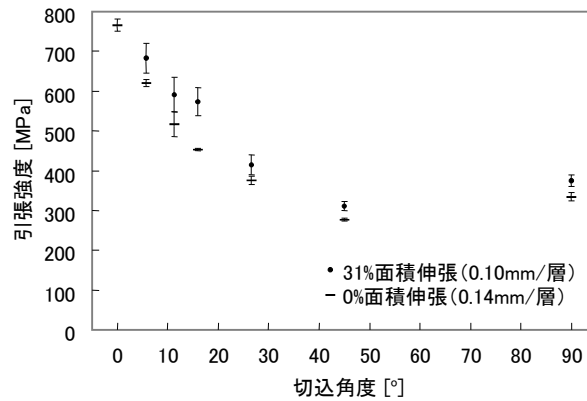


図 6.2.2-5 UACS (QI) 引張強度と切込角度との関係

T700S/#2500 プリプレグベース、繊維体積含有率 58%の  $\theta=11^\circ$  の UACS (QI, 31%伸張成形) とプリプレグ (QI) およびランダム分散した T700S-12K をビニルエステルで硬化させた繊維体積含有率 40%の SMC について、引張、圧縮、曲げ、曲げ疲労、フラットワイズーノッチなしのシャルピー、エッジワイズーノッチありのアイゾットを比較した。図 6.2.2-6 にプリプレグ (QI) の強度で正規化した SMC、UACS (QI) の各種強度をレーダーグラフにまとめた。静的、疲労、衝撃強度全般について、連続繊維からなるプリプレグの概ね 80% 以上の強度を発現している。

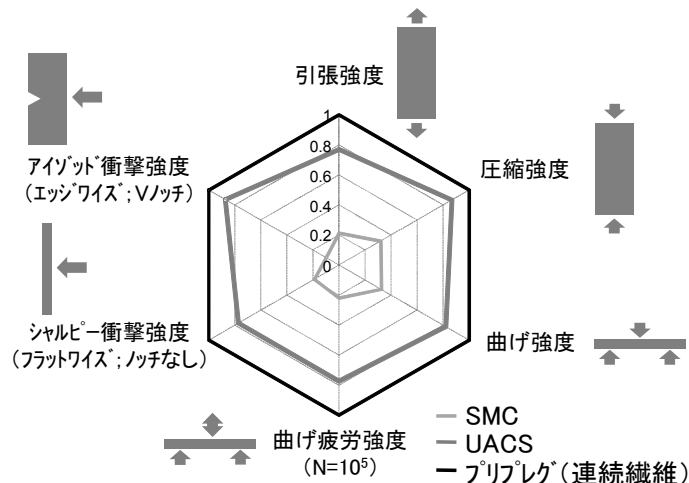


図 6.2.2-6 プリプレグ対比の UACS、SMC 強度保持率

航空機一次構造材用 T800S/#3900-2B プリプレグ (繊維体積含有率 56%) と同プリプレグベースの UACS (QI) の 0%面積伸張、27%面積伸張成形品について、各種力学特性のデータベースを取得した。主要な物性である OHT (Open Hole Tension)、OHC (Open Hole Compression)、CAI (Compression After Impact) について、図 6.2.2-7 に比較して示している。プリプレグ対比ほとんどノックダウンがなく、特に伸張成形時には強度が向上し、プリプレグ同等強度が発現している<sup>7)</sup>。図 6.2.2-6 と違い、ノッチや衝撃荷重による剥離といった、大きな応力集中源が内包された試験であり、破壊が局所化することにより連続繊維と非連続繊維の差が縮まった結果、プリプレグ同等の強度発現に繋がったものと推測される。このようにプリプレグ対比ノッチセンシビリティが低いことも UACS の特徴の 1 つとして見出した。

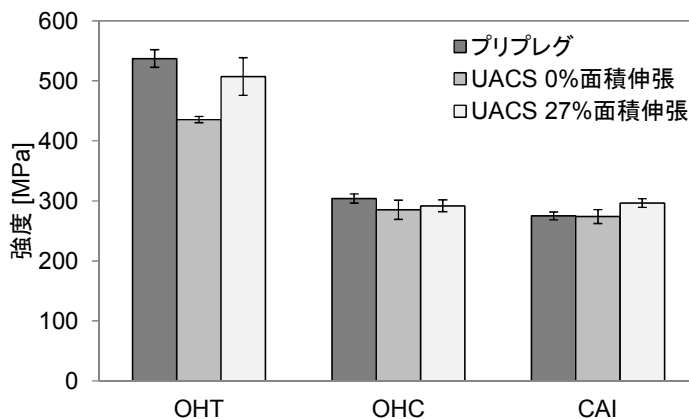


図 6.2.2-7 プリプレグと UACS の航空機主要物性比較

(2)長期耐久性評価法開発

複合材料に疲労荷重を負荷すると、損傷の発生・進展に伴って温度上昇を生じることが知られている。温度上昇を引き起こす要因として、樹脂の粘弾性に基づく内部摩擦や繊維・樹脂界面での摩擦などが考えられる。損傷部では大きな熱損失が生じることで温度上昇が顕著になることから、疲労負荷中における温度上昇を計測する事により、損傷の評価を行うことが可能であると考えられる。本研究は、巨視的なき裂やはく離が発生する前の初期の微視的な損傷の検出、および、微視構造が損傷蓄積に与える影響を検討することにより、長期耐久性評価につながる初期損傷を評価するための手法の開発を目標とした。温度上昇の計測に赤外線サーモグラフィを用い、平織および綾織複合材の疲労負荷下での温度上昇を計測することにより、織構造による温度上昇挙動の差異を調べた。また、応力ひずみ曲線から得られるヒステリシス損失と温度上昇より算出される散逸エネルギーとの関係について、検討を行った。カーブフィッティングにより、各試験片の平均温度変化曲線の関数表現を行い、最終的に修正散逸エネルギー  $q_{MD}$  を算出した。

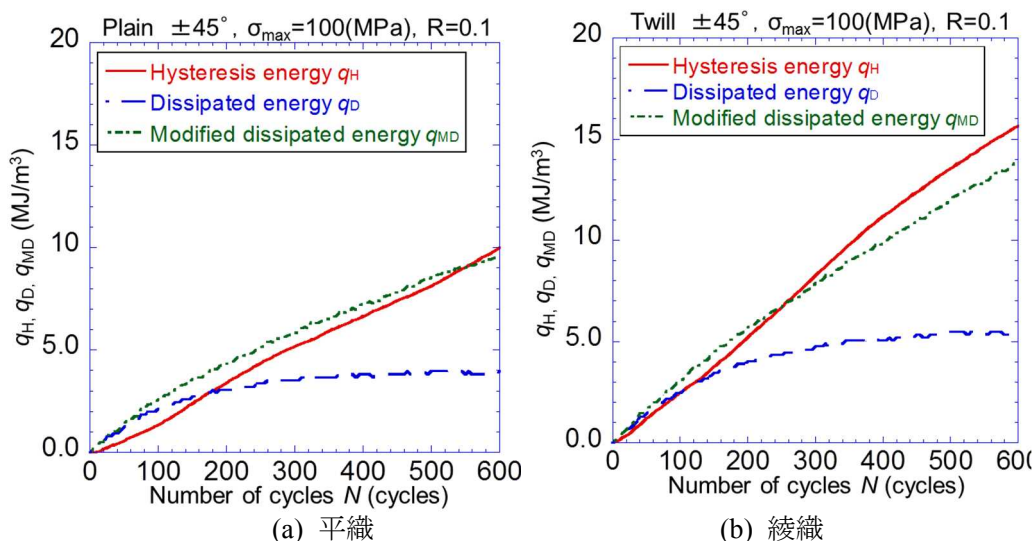


図 6.2.2-8 散逸エネルギーとヒステリシスエネルギーの比較

図 6.2.2-8 に、求めた修正散逸エネルギー  $q_{MD}$  を示した。疲労初期において多少値に差があるものの、P-100 では 600(cycles)まで、T-100 では 300(cycles)程度まで、ヒステリシスエネルギー  $q_H$  と修正散逸エネルギー  $q_{MD}$  は良い一致を示した。このことから、疲労初期において、粘弾性挙動に基づく材料内組織の微視的変形がヒステリシスエネルギーとして生成し、そのほとんどが熱エネルギー(散逸エネルギー)として材料の温度上昇を引き起こしていることが示された。同図において、同じ応力下では、綾織の方が平織に比べ  $q_H$ 、 $q_D$ 、 $q_{MD}$  が概ね大きいことがわかる。これは、綾織の方が損傷が蓄積しやすいことを示しており、これまでの検討結果と一致する。繰返し数が増加すると損傷および温度変化は局所的になるため、試験片表面は不均一な温度分布となること、局所的な放熱が起こることなどのため、両者に違いが出るものと考えられる。

以上より、疲労損傷の評価が困難な疲労初期において、赤外線サーモグラフィを用いた散逸エネルギー計測法は疲労損傷蓄積を評価する有効な手段であると考えられる。またこの手法は、複雑な繊維強化構造を有する材料にも適用が可能であり、織構造変化に伴う傾向差などの検出も可能であることがわかった。



### 6.2.3 部材の試作、評価

#### (1)UACS 適用可能航空機部材選定

100 人乗り程度の機体例をベースとし、UACS を適用した場合、各部材に必要な強度・剛性バランスを保ちつつ、重量が軽量となるような代表的な形状 (Pad-up 部を含まない)、フレーム、ストリンガー等の 8 つの部材を選出したが、連続繊維プリプレグでもシワなく賦形出来たことから、両者の妥当な成形性比較ができなかった。そこで、段差をつけた複雑形状の C 型桁材を想定した賦形試験により、UACS の有用性を検証することとした。

#### (2)UACS を適用した部材の試作、評価

図 6.2.3-1 に示すように、段差を付けた賦形型に 16 層の擬似等方積層体を押し付け、ホットドレープフォーミングを実施した。図 6.2.3-2 のように連続繊維プリプレグを用いた場合には、段差根元で深いシワが発生した他、賦形中に押圧が不足している部位では脹らみも発生した。一方 UACS を用いた場合には、段差根元の大きな形状変化にも追従し、きれいに賦形できることを実証した。

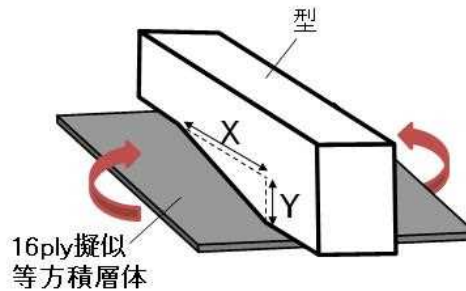


図 6.2.3-1 ホットドレープフォーミング試験の概念図

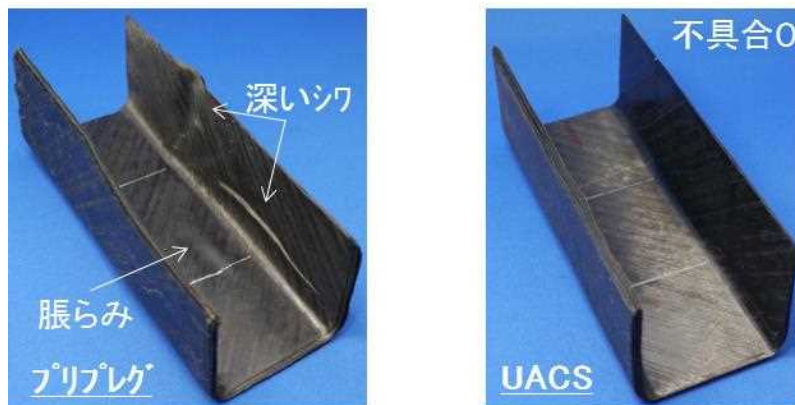


図 6.2.3-2 段差付き桁材賦形試験後の様子

1. チタン合金接合技術の航空機への適用研究

1. 1 研究開発の目的

航空機へのチタン合金適用上の課題の一つは、機械加工等の加工性の悪さに起因する加工コストの高さである。その課題を克服するための一つの方法として、ニアネット素材を接合一体化する部品製造方法がある。内部欠陥の発生しにくい摩擦攪拌接合(FSW)はその有効な技術であり、実機に適用するためには技術開発を進める必要がある。また、接合部の品質保証方法として、従来よりも微小な内部欠陥を効率的に検出できる技術の開発も必要である。

そこで、本研究では、大型チタン部品に適用できる FSW 技術の開発と微小欠陥を検出できる技術の開発を実施する。高品質接合技術として、FSW を部品製造に適用するための技術開発を行うとともに、FSW 接合部の組織制御と機械的特性の相関評価、FSW 接合部の材質評価を実施する。接合部の品質保証では、微小欠陥の検出技術としてレーザ励起超音波可視化探傷技術の開発、検出された欠陥から接合部の品質や強度を評価する技術を開発する。開発技術は図 1.1-1 に示すとおりである。

本研究の開発目標は、以下のとおりである。

- ・大型チタン部品（板厚 5mm 程度）を母材並の接合部特性で FSW する技術の開発
- ・接合部微小欠陥(0.3mm)の検査技術の開発
- ・接合部組織と機械的特性の相関解明
- ・従来方法である厚板からの切削加工と比較して、部材製造コストの 30%低減

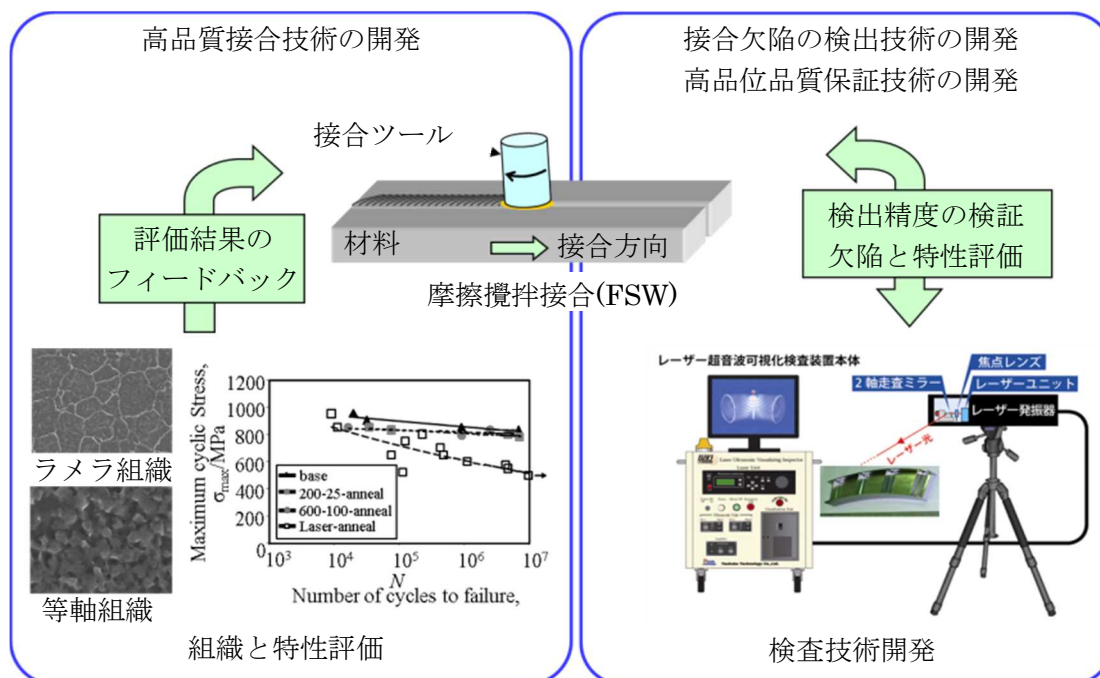


図 1.1-1 研究開発する技術

## 1. 2 成果まとめ

平成 25 年から平成 27 年にかけて実施した「チタン合金接合技術の航空機への適用研究」では、以下の成果を得た。その結果、本研究の開発目標はすべて達成することができた。

### 1.2.1 高品質接合技術の開発

板厚 5mm までの Ti-6Al-4V 等のチタン合金を対象として FSW を実施し、接合技術の開発、組織と継手特性等について評価を行った。

#### (1) 高品質接合技術を大型部品へ適用する接合技術開発

- a) 適正条件を把握し、欠陥の無い良好な継手を得る FSW 技術を開発した。接合した継手は、母材並の静強度特性を有することを確認した。実機を想定した模擬部材を設定し、突合せでは 540mm の長尺継手、立体形状として T 字型継手の FSW 接合に成功した。
- d) 部材製造コスト評価のため、旅客機の L 字型断面構造部材を想定して試算を行った結果、FSW 適用のプロセスは厚板材の機械加工の場合と比較して約 45% のコスト低減効果があることを確認し、開発目標を達成した。

#### (2) FSW の接合組織と機械的特性の相関解明

- a) 接合条件を変えて入熱条件を制御して接合温度を最適化させ、 $\beta$  トランザス以下および以上で接合する技術を開発した。 $\beta$  トランザス以上ではラメラ組織、それ以下では極めて微細な等軸組織をもつ継手を形成でき、最高到達温度により旧  $\beta$  粒の大きさを制御できた。
- b) 被接合材が厚くなると、チタン合金は熱伝導率が低いため板厚方向に温度勾配が生じ、表面から裏面にかけて構成組織が変化する。表面から距離が離れるほど結晶粒が小さくなることがわかった。
- c) 攪拌部の硬度は、 $\beta$  変態点以上で接合した場合には母材よりも高くなり、それ以下の場合には攪拌部の硬度は母材と同等であることを明らかにした。

#### (3) FSW の材質評価（接合後の熱処理と疲労特性の相関）

- a) 評価した接合材のマイクロ組織は、母材は等軸  $\alpha$  組織であるのに対し、FSW 攪拌部は FSW 中の温度が  $\beta$  トランザス以上であることを示すラメラ組織を呈した。この継手に応力除去(SR)、溶体化時効(STA)の熱処理を行うと、マイクロ組織の形成の仕方は異なるが、二相組織に変化することが分かった。硬度は、SR、STA のいずれの熱処理でも増加することが分かった。
- d) 疲労特性は母材も含む継手試験片では、STA 処理材が母材よりも高い値を示すことがわかった。

### 1.2.2 接合欠陥の検出技術の開発および高品位品質保証技術の開発

レーザ超音波可視化探傷システム的大幅な改良および Ti-6Al-4V 合金接合部における微小欠陥の迅速検査のための計測条件最適化を行った結果、手動式超音波探傷を行う場合と比較して 50% より遙かに短い時間で、航空機溶接で適用される非破壊検査規格 (NAS1514) の溶接欠陥サイズ  $\phi 0.76\text{mm}$  の半分以下である  $\phi 0.3\text{mm}$  の内部欠陥の検出が可能であることを実証し、開発目標を達成した。特に、表面加工を行うことなく、溶接・接合まま部材の微小欠陥検出法を確立したことは実機検査適用に向けた大きな成果と考える。

## 1. 3 研究開発の成果

### 1.3.1 高品質接合技術の開発

#### (1) 高品質接合法を大型部品へ適用する接合技術開発

##### ①接合条件の適正化

FSW 技術の開発は、接合ツール選定とともに主な接合パラメータである回転数と送り速度を振って接合条件の適正化として進めた。接合に際しては、プローブが入りやすいようにスタートホールをつけての接合も行ったが、接合条件の調整によりスタートホール無しの接合を可能とした。接合継手の評価は、接合長さを 100mm として外観、断面観察により行った。その結果、W 基ツールを用い、接合条件を回転数 150rpm、送り速度 120～140mm/min とする接合を適正条件として設定できた。送り速度は、それ以上の速度では装置のビビリ振動が強まってきたため本研究で用いた装置の保護の観点で実施しなかったが、この限界は、装置に起因することが明らかであるため、より剛性の高い大型の装置を用いて適正な接合条件の拡大を試み、200mm/min においても良好な接合を行うことが可能であることを把握した。

接合条件と生産性の関係を図 1.3.1-1 に示す。本技術開発では、本(1)項において説明した 120～140mm/min の接合条件（高送り速度）の他に、(2)項に示す 50mm/min の入熱量抑制（低回転—低送り速度）により組織制御を目指した開発も実施した。本項で示した接合条件は、送り速度が速く生産性が高いものの、ツール成分が摩耗して混入したと考えられる組織がみられた、ただし(3)項で後述するように、継手特性にその組織の影響は認められないことから、実用性を重視した高効率な接合であるということが出来る。一方、(2)項に示す条件はツール成分の混入が少ない理想的な継手ということが出来る。本開発においては、理想と実用性の両方を求めた接合条件の開発ができた。実用性重視の接合条件は、装置の大型化によって適正範囲が拡大でき、より生産性の向上を図れることは上述のとおりである。

##### ②部材模擬継手の接合

部材製造で必要となる接合の長尺化について評価した。まず 300mm 長さの板を用いて接合長を 240mm の接合を行い、良好な継手を得ることができた。続いて 600mm の長さの板を用意して接合長は 540mm の接合を行った。結果を図 1.3.1-2 に示すが、いずれも良好な外観を呈しており、適正条件の接合であれば良好な継手を得られることを確認できた。接合後の供試体の歪はごく軽微であり、長手方向に僅かな反りがみられる程度であった。ここで得られた継手を用いて静強度特性を評価したところ、FSW 継手は母材並の特性を有することを確認した。

なお、部材の接合を行う上でツールの耐久性は一つの重要な要素であるが、上述した 240mm の接合試験では、一本のツールで供試体 8 体を問題なく接合できた。これらの供試体は (3) 項の材質評価に供した。

立体的な形状要素の継手としては、T 字型の継手を選定し接合試験を実施した。ビード外観は良好であった。接合後の T 字型継手の断面を図 1.3.1-3 に示すが、断面には内部欠陥は見られず、良好に接合できている。

##### ③コスト低減効果の評価

本研究で開発した接合技術を用いた旅客機の構造部材製造を想定し、従来の Ti-6Al-4V 合金の厚板材から機械加工した場合との部材製造コストを比較した。FSW の場合は、ニアネットの素材（板材）を適用することができるため、機械加工の場合よりも素材費を低減させることができる。コスト評価の結果、FSW では、FSW 施工プロセス費用と応力除去のコス

トが増加するものの、トータルで約 45%のコスト低減となり、本研究の目標である部材コスト 30%の低減を達成するという結果を得た。なお、比較対象としては、押出材からの削り出しも考えられるが、その場合でも本プロセスにより十分なコスト低減効果が得られることを確認した。

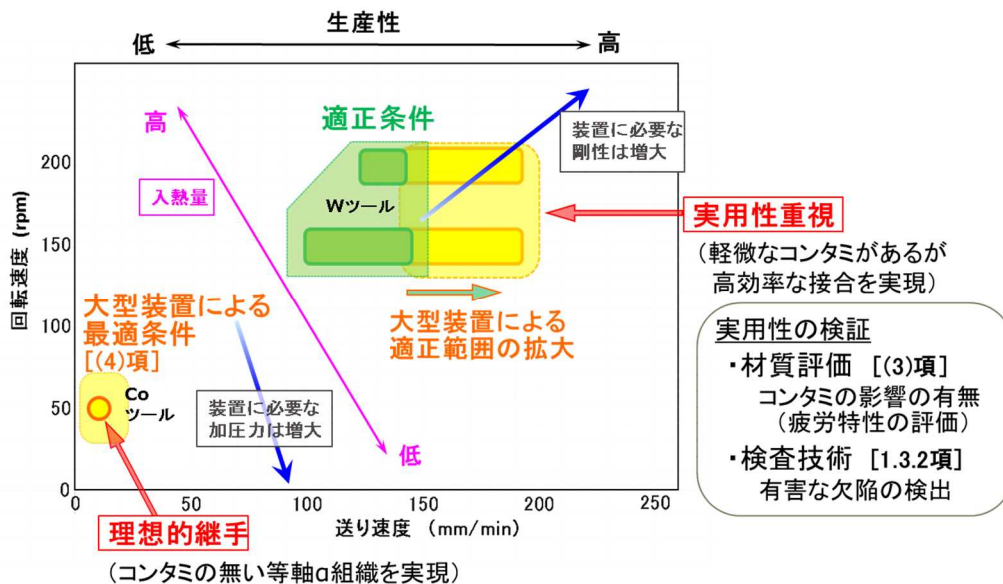


図 1.3.1-1 開発した Ti-FSW の接合条件と生産性、継手品質の関係

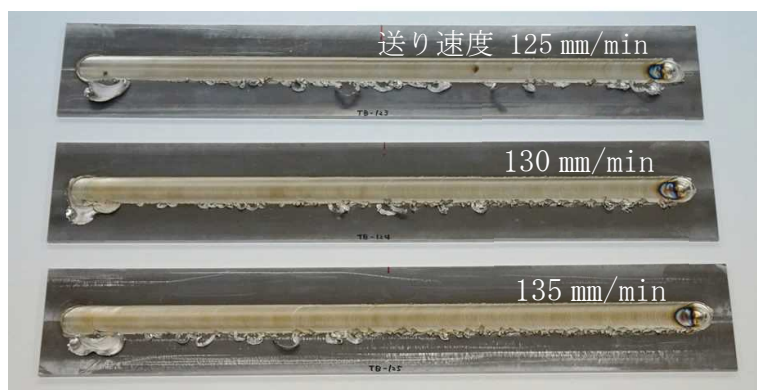


図 1.3.1-2 長尺の突合せ継手 (540mm)

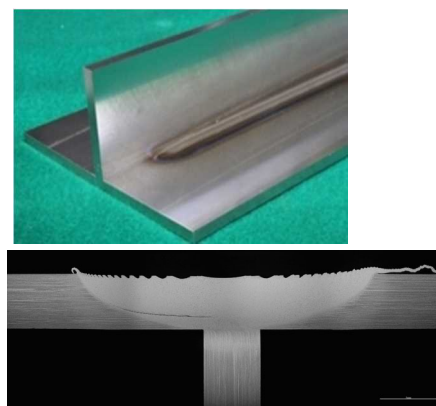


図 1.3.1-3 部材模擬継手 (T 字型)

## (2) FSW の接合組織と機械的特性の相関解明

### ① 継手の組織—ラメラ組織と等軸組織

FSW において接合温度、冷却速度と攪拌部の組織の関係をまとめると、図 1.3.1-4 のようになる。接合中の最高到達温度が  $\beta$  トランザス以下であれば等軸組織、 $\beta$  トランザス以上であればラメラ組織が得られ、ラメラ組織となる場合の旧  $\beta$  粒は最高到達温度が高いほど大きくなり、温度が低いと微細化される。旧  $\beta$  粒内に生成する  $\alpha$  のラメラ組織 (針状組織) は、冷却速度が大きいほど微細化される。本研究に用いた材料では、 $\beta$  量の多い Ti-531C の方が Ti-6Al-4V と比べて、この傾向は顕著であった。

FSW 接合中の接合条件の制御により、(1) ラメラ組織／等軸組織の選択、(2) 旧  $\beta$  粒の大きさ、(3) ラメラ間隔等の種々の組織的パラメータを任意に制御することが本開発において可能となった。

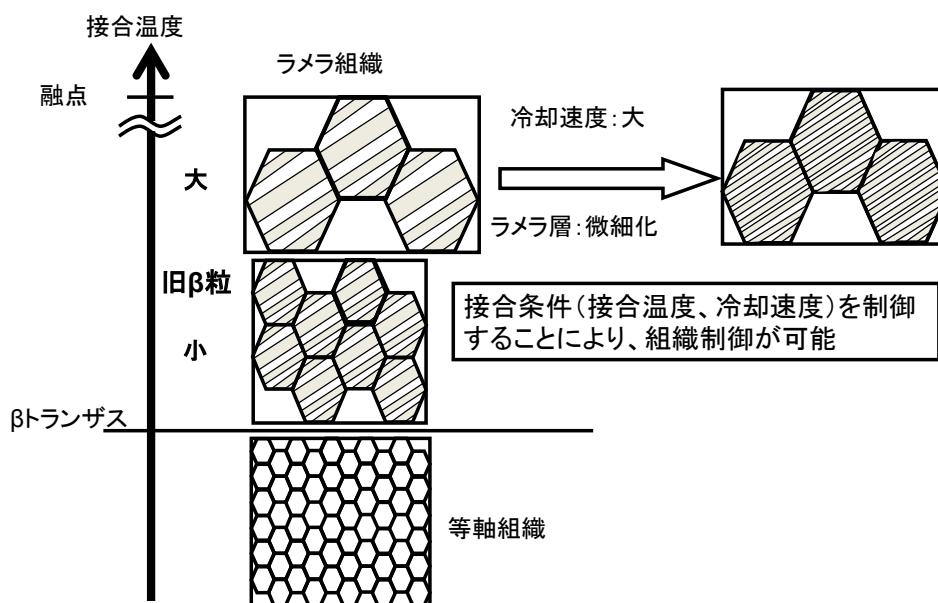


図 1.3.1-4 接合温度、冷却速度と攪拌部の組織の関係

②継手の外観と断面マクロ組織

FSW 継手の外観、断面マクロ組織を図 1.3.1-5 に示すが、欠陥は見られず良好な接合状態が確認できた。接合中心部近傍には、杯状の形状を有する攪拌部が形成される。攪拌部には他とは異なるコントラストの異常組織領域が観察された。分析の結果、この組織はツールの摩耗によりその成分が混入したものと判明したが、回転数を 150rpm から 50rpm とし、接合温度を低下させることによって大幅に減少させることができた。熱処理によってバウンダリーを減少させた母材組織で接合すると、異常組織は全く観察されなくなった。

Condition	Surface appearance	weld cross-section
50 rpm 10 mm/min		
150 rpm 10 mm/min		

図 1.3.1-5 摩擦攪拌接合した Ti-6Al-4V 合金継手の外観および断面形状

③板厚方向のマイクロ組織と硬さ分布

被接合材が厚くなる場合、チタン合金は熱伝導率の低さにより生じる接合部の温度勾配によって継手攪拌部の構成組織が変化する。例えば、接合温度が高い場合には、試料表面においてラメラ $\alpha$ 相が存在するが、板厚方向裏面に向かうにしたがって、ラメラ $\alpha$  + 等軸 $\alpha$ 組織、等軸 $\alpha$ 組織へと変化する。入熱量が多い場合には、ラメラ $\alpha$ 相の範囲が大

大きく、入熱量が少ない場合には、等軸  $\alpha$  組織が主流を占める。ツール回転速度が小さいほど等軸  $\alpha$  粒径は小さくなり。また、表面からの距離が離れると結晶粒が小さくなる。

硬度については、接合温度が  $\beta$  変態点以上の場合、攪拌部が母材よりも高くなる。特に、微細なラメラ組織を有する Ti-531C 合金で大幅に上昇する。一方で、 $\beta$  変態点以下で接合を施した場合には、いずれの合金の場合にも攪拌部の硬度は母材と同等である。

### (3) FSW の材質評価（接合後の熱処理と疲労特性の相関）

#### ① 各種熱処理後のマイクロ組織

5mm までの板厚のチタン合金を対象に FSW 継手のマイクロ組織、硬度、引張特性、疲労特性に及ぼす熱処理の影響について評価・検討を行った。ここでは、板厚 5mm の Ti-6Al-4V 合金の FSW 継手に関するマイクロ組織、疲労特性の評価結果を示す。継手は(1)項で示した 240mm 長さの継手 (150rpm、140mm/min) を用い、熱処理は AMS H 81200 に準拠した応力除去処理(150-140-SR)および溶体化時効処理(150-140-STA)を施した。

図 1.3.1-6 に SEM による 150-140-asweld、150-140-SR および 150-140-STA の攪拌部、遷移部および母材部におけるマイクロ組織観察結果を示す。150-140-asweld は、母材部のマイクロ組織からわかるとおり、接合前は等軸  $\alpha$  組織であるが、接合後の攪拌部はラメラ組織を呈する。この結果は、接合中に攪拌部の温度が  $\beta$  トランザスよりも高くなったことを示唆している。同試料の遷移部は、接合中、 $\beta$  トランザスよりは低いが、もとの母材に施された焼鈍温度よりも高い温度にまで上昇したため、等軸  $\alpha$  粒の数が減少し、細かな針状  $\alpha$  相が析出した  $\beta$  粒の割合が増加したと考えられる。150-140-SR も、150-140-asweld と同様に、攪拌部はラメラ組織、母材部は等軸  $\alpha$  組織、遷移部は等軸  $\alpha$  粒と細かな針状  $\alpha$  相が析出した  $\beta$  粒とからなる組織を呈している。

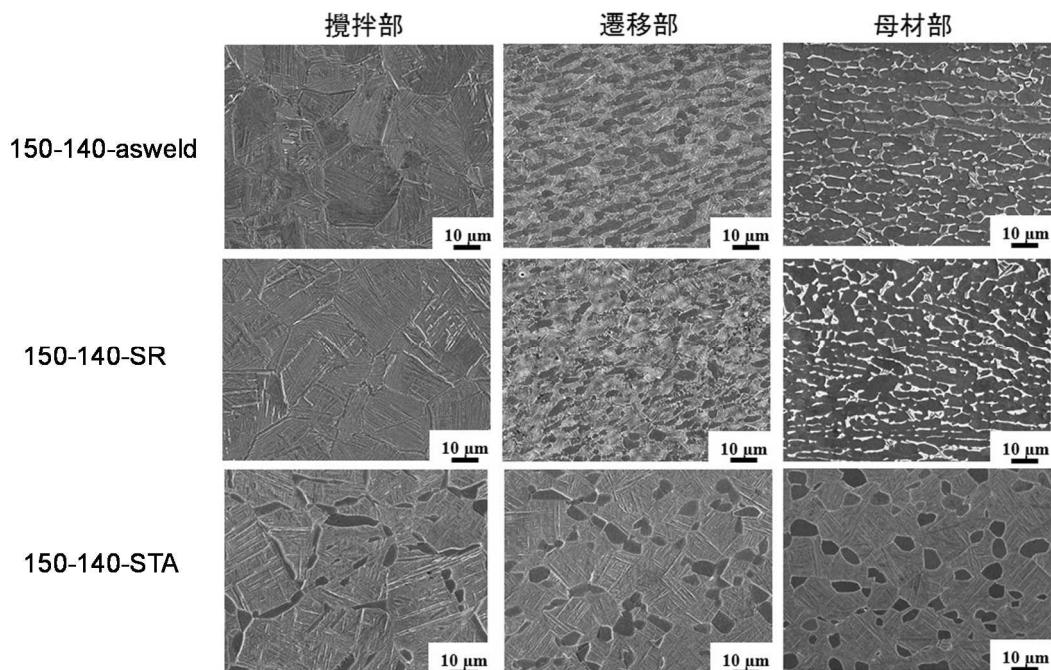


図 1.3.1-6 攪拌部、遷移部および母材部のマイクロ組織の SEM 写真

一方、150-140-STA のマイクロ組織は、150-140-asweld および 150-140-SR のマイクロ組織とは大きく異なる。150-140-STA の攪拌部は、出発組織がラメラ組織であるため、溶体化時に一部の  $\alpha$  相の粗大化とその他の部分の  $\beta$  粒化が生じ、その後の時効時に、粗大化  $\alpha$  相が残るとともに  $\beta$  粒中に  $\alpha$  相が析出・成長するため、粗大化  $\alpha$  相部とラメラ組織部とからなる二相組織が形成されたと考えられる。150-140-STA の母材部では、出発組織が等軸  $\alpha$  組織であるため、一部の等軸  $\alpha$  粒が残るとともに、その他の部分ではラメラ組織が形成され、等軸  $\alpha$  粒部とラメラ組織部とからなる二相組織を呈する。同試料の遷移部は、母材部とほぼ同様の等軸  $\alpha$  粒部とラメラ組織部とからなる二相組織を呈する。すなわち、150-140-STA では、攪拌部と遷移部・母材部とでマイクロ組織の形成の仕方が異なるが、いずれも二相組織であるという点では共通している。

断面のマクロ組織を見ると、150-140-as-weld ではツール摩耗に起因する W 濃化部が明瞭に認められるが 150-140-SR では濃化の程度が低くなり、152-140-STA ではほとんど消失しており、攪拌部中への固溶が生じたと考えられる。

## ②疲労特性

図 1.3.1-7 に Base metal、150-140-asweld、150-140-SR および 150-140-STA の攪拌部試験片（評定部全て攪拌部）および継手試験片（評定部に攪拌部、母材を含む）の疲労試験結果を示す。攪拌部試験片では、150-140-asweld、150-140-SR および 150-140-STA の疲労強度が Base metal の疲労強度に比べて高いことがわかる。一方、継手試験片では、150-140-STA のみが Base metal よりも疲労強度が高い。継手試験片の破断は、150-140-asweld および 150-140-SR では多くが母材部と攪拌部との境界で生じたのに対し、150-140-STA では、攪拌部で破断した。150-140-asweld および 150-140-SR では、攪拌部がラメラ組織であるのに対して、母材部は等軸  $\alpha$  組織であるため、組織の違いにより攪拌部と母材部との境界に応力集中が生じたと考えられる。これに対して、150-140-STA では、攪拌部も母材部も二相組織であることから、両者の境界での応力集中が顕著に生じず、さらに静的強度が母材に比べて上昇したために、継手試験片においても良好な疲労強度が得られたと考えられる。

なお、本研究においてマイクロ組織観察により認められた攪拌部の AS 側の W の濃化は、いずれの攪拌部も母材に比べて高い疲労強度を示したことから、疲労特性にはほとんど影響を及ぼさないと考えられる。

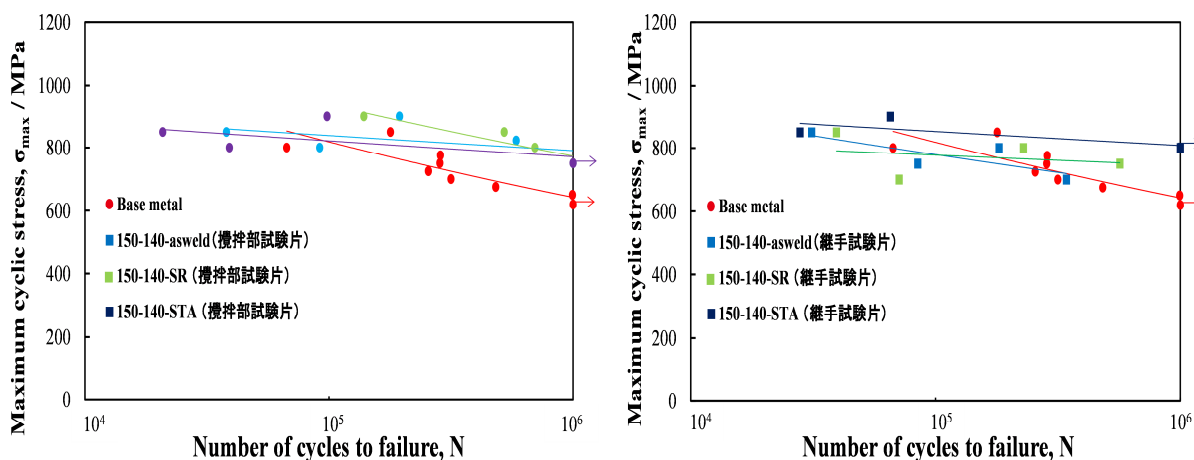


図 1.3.1-7 攪拌部試験片および継手試験片の疲労強度



### 1.3.2 接合欠陥の検出技術の開発および高品位品質保証技術の開発

非破壊検査技術の開発は、Ti-6Al-4V 合金部材の接合部における微小欠陥の迅速な検出を目指し、手動式超音波探傷を行う場合と比較して、50%以下の検査時間でレーザー溶接部の  $\phi$  0.3mm の内部欠陥を検出することを目標とした。

#### (1) レーザ超音波可視化探傷システムの開発

本システムのレーザー照射部の写真を図 1.3.2-1 に示す。本装置では、被検体の表面にレーザービームが照射されると熱励起超音波が発生・伝搬し、被検体表面に固定された超音波探触子で検出される。検出された超音波信号は超音波プリアンプで増幅し、周波数可変フィルタで必要に応じてフィルタ処理を行い、高速 A/D 変換ボードで収録した。各照射点で計測された超音波信号の振幅を輝度変調しながら時系列的に画像表示することで、ごく短時間で超音波探触子から発生する超音波の伝搬を映像化することができる。

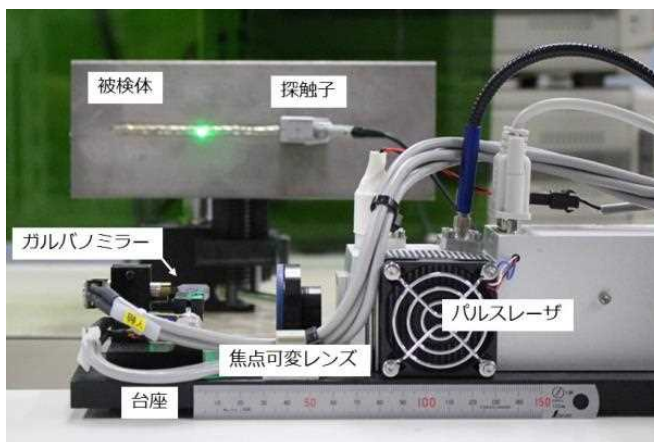


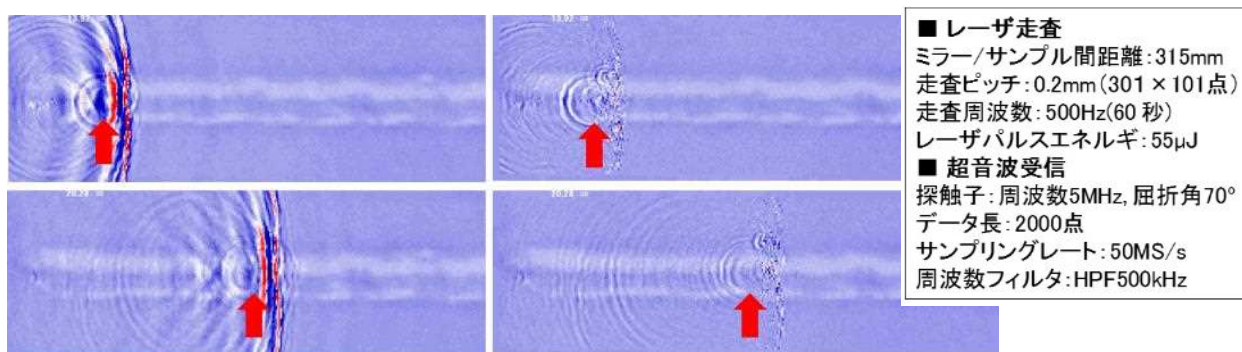
図 1.3.2-1 レーザ超音波可視化探傷システムの照射部

#### (2) レーザ超音波可視化探傷法を用いた接合欠陥検出

##### ① 平板サンプル（レーザー溶接）

平板のサンプルとして板厚 6.8mm の Ti-6Al-4V 材にビードオン溶接を行ったサンプルを用いた。溶接部近傍表面には多数のスパッタが付着しており、X 線 CT 検査で長さ数 mm の 9 個のワームホール状の線状内部欠陥が含まれていることがわかっている。

図 1.3.2-2 に計測条件および超音波可視化映像の例を併せて示す。生データは欠陥を検出できるものの、進行波やスパッタエコーや他の欠陥エコーの影響で真の欠陥エコーの検出がやや困難な箇所が見られたのに対し、画像処理データでは溶接部領域やスパッタの位置が明確化でき、スパッタによるエコーと溶接部内部欠陥エコーとの識別が容易になった。



生データ映像 画像処理映像  
図 1.3.2-2 レーザ溶接サンプル（平板）の超音波可視化試験結果

② 平板サンプル（FSW 接合）

FSW サンプルには、板厚 5mm の Ti-6Al-4V 材にビードオン接合を行ったものを用いた。チタン合金中の WC 粒子の反射エコー強度は同形状のポロシティのそれと同程度であるため、サイズが既知 WC 粒子（ $\phi 0.3\text{mm}$ ：開発目標サイズ）の埋め込み、その検出試験を行うことで、内部欠陥検出能の評価を行うこととした。ビード表面には規則正しいツール回転痕が形成されており、一般の超音波探傷手法では、この回転痕から発生する無数の超音波エコーによって、欠陥検査が非常に困難になることが容易に予想された。探触子の設置面には平面度が要求されるが、FSW 接合面は凹凸が多いため、探触子は平滑な裏面に固定して裏面をレーザ走査した。

図 1.3.2-3 に計測条件および画像処理した超音波可視化映像を示す。予想通り、ツール回転痕から発生する比較的径の大きなエコーが規則正しい間隔で無数に発生しているものの、2箇所それらと異なる比較的小さなエコーを確認することができた。高解像度の X 線結果と比較することで、これらのエコーは  $\phi 0.3\text{mm}$  の WC 粒子が存在する箇所であることができた。サンプルの表面平坦加工を行って同様の試験を行ったところ、WC 粒子からのエコーがより鮮明になり、ツール回転痕がある状態では検出できなかった領域の粒子も検出された。

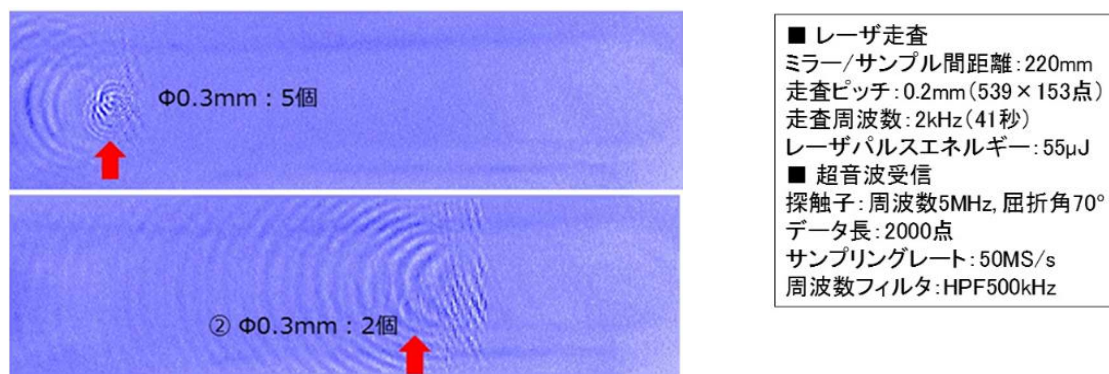


図 1.3.2-3 平板サンプル（FSW 接合）の超音波可視化試験結果

③ T 字型サンプル（レーザ溶接）

サンプルはフランジ部厚さが 15.5mm、T 字部の高さが 50mm の材料を用いた。T 字部の付け根にビードオン溶接されている。X 線検査によりサイズは不明であるが 3 箇所にポロシティが含まれていることがわかっている。

検査の結果、表面のスパッタによるエコーに加えて、溶接部の 3 箇所で明確なエコーを検出することができた。さらに X 線では検出されていない中央部にもエコーを確認した。表面にスパッタ等は付着していないのを顕微鏡観察により確認したので、X 線で検出できなかったポロシティを検出できている可能性がある。このように、平板のみならず複雑形状の部材へも適用できる可能性があることを確認した。

## チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

### 1 研究開発の目的及び目標

チタン合金は、その高い比強度、耐食性から、軽量化が求められる航空機部品に多く用いられており、近年その使用量が拡大しているが、チタン合金の材料コスト、加工コストが非常に高いことが問題となっている。従って、チタン部品のコストを低減する技術開発によって、航空機製造産業の競争力が大きく高まることが期待される。チタン合金部品のコスト低減のためには、材料コストと加工コストを同時に低減できる素材のニアネットシェイプ化製造技術の開発が効果的である。チタン合金素材のニアネットシェイプ化技術である焼結技術は、他産業にて量産化が実証されているプロセスであることから、航空機への実用化に近い低コスト化技術であると言える。

一般財団法人素形材センターでは、平成 20 年度から平成 24 年度にかけてチタン合金の粉末焼結技術の開発を行い、Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo 合金（SP-700 合金）をベースにホウ素を添加して $\beta$ 結晶粒径の微細化を図ることで、現在広く用いられている Ti-6Al-4V 合金の鍛造品に匹敵する引張強度、切欠き疲労強度を持つ焼結材料を開発した。また、開発した材料を用いて複雑形状の焼結体を製造し、実機への適用性について実証するとともに、冷間プレス時の成形技術の向上が必要であることを明らかにした。

本研究では前プロジェクトで開発された粉末焼結技術を用いて航空機部品のニアネットシェイプ素材試作と試作品の評価を行い、実機への適用性についての研究を行うことを目的とした。具体的な最終目標を以下に示す。

#### 【目標】

- ・粉末焼結技術を適用した部品について、技術成熟度（TRL\*）6 に到達することを目標とする。

\*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で、TRL6 は実機適用化が可能なレベル。

- ・冷間静水圧プレスを用いて複数の肉抜きを持つ複雑形状の焼結体を成形できる技術を確立する。

- ・素材は Ti-6Al-4V 鍛造品の水準と同等以上の静強度、降伏強度、切欠き疲労強度（250MPa にて  $10^5$  回）および耐食性を持つ。

- ・従来の製造法（厚板からの切削加工）と比較して部品製造コストを 30%低減する。

上記の目標を達成するために、平成 25 年度には航空機の実構造部品を模擬した複雑形状の焼結体を成形する技術開発を行った。具体的には、冷間静水圧プレスのシミュレーション解析によって複雑形状の圧粉体を安定して成形できる技術を確立した。また、実機を模擬した複雑形状の焼結体を試作して評価を行い、その内部品質と機械的特性が単純形状の焼結体と均一であることを確認して、ビルディング・ブロック・アプローチによる評価を適用できることを確認した。さらに、適用対象部品の運用中に想定される高温での強度特性を評価し、開発材の特性が既存のチタン合金と同様で問題がないことを確認した。

平成 26 年度には、実機部品に用いられているショットピーニング処理を施した試験片の疲労強度および耐食性を調査して特性を明らかにし、部品を設計する際の指針を得た。また、航空機部品の設計に必要な物理特性、破壊靱性値、亀裂進展特性を評価し、弾性係数、ポアソン比、線膨張率、比熱等の物理特性が Ti-6Al-4V 溶製材とほぼ同等で設計上問題にならないこと、破壊靱性値と亀裂進展特性が Ti-6Al-4V 溶製材と比較して良好であることを確認した。さらに、材料の品質保証のため母合金混合比の変化、および粉末の

プレス圧の変化が材料特性に与える影響を評価し、それらの管理限界値を設定した。

実機部品を模擬した複雑形状焼結体の静強度特性は目標を達成したことを確認したが、切欠疲労については未確認の状態である。また、近年さかんに開発されている付加製造技術との比較を行い、焼結技術の優位性を確認する必要がある。以上を踏まえ、平成 27 年度は以下の項目についての研究を実施した。

①複雑形状焼結体を形成する技術開発（FHI、東北大学）

- ・開発した複雑形状の焼結体が、Ti-6Al-4V 鍛造品の水準と同等以上の静強度、降伏強度、切欠き疲労強度(250MPa にて  $10^5$  回)および耐食性を持つことを確認し、技術の確立を確認する。
- ・製造コスト試算を行い、従来の厚板からの切削加工による製造方法と比較して 30% の製造コスト削減の見通しを得る。

②競合技術である付加製造技術による素材製作および比較評価（FHI）

- ・開発した焼結体と、ニアネットシェイプ技術として競合する付加製造技術を用いて試作した素材に関して、材料特性および製造コストについて比較を行い、航空機構造部品の製造に適切な素材製造技術の技術成熟度を見極める。

③材料特性の評価（東北大学）

- ・試作した素材のミクロ組織や破面を観察して、その強度特性に悪影響を及ぼす原因を調査し、強度特性の向上のための指針を示す。

## 2 研究開発の成果

### 2.1 複雑形状焼結体を形成する技術開発

#### (1) 複雑形状焼結体の特性評価

##### a) 試験条件

焼結材の組成は、これまでに開発した材料と同じく Ti-4.5%Al-3%V-2%Fe-2%Mo 合金に TiB<sub>2</sub> を 0.1wt%混合したものである。材料の製作条件も、これまでに開発したプロセスと同一の条件とした。製作した焼結体の形状を図 1 に示す。焼結体から試験片を採取して引張試験、疲労試験、耐食性試験を行った。試験方法としては航空機用材料の評価方法として多く用いられる規格である ASTM E8 および ASTM E466 に準拠した試験を行った。引張試験は、試験温度を室温とし、変位制御で行った。疲労試験は、試験温度を室温とし、応力集中係数  $K_t=3.0$ 、応力比  $R=0.1$ 、周波数を 10Hz とした。



図 1 複雑形状焼結体の形状

b) 強度試験結果

平成 24 年度に製作した単純形状焼結体から取得した試験片 30 体と今年度製作した複雑形状焼結体から取得した試験片 30 体の降伏応力および引張強度の平均値を図 2 に示す。引張試験の結果、複雑形状焼結体から採取した試験片の降伏応力および引張強度は、共に目標の特性値を満足していることを確認した。また、焼結体の形状による強度特性の違いはほとんど見られなかった。このことから、実機適用にあたって様々な形状の素材を成形した場合でも安定した高い品質の素材を得られるプロセスであることを確認した。

疲労試験結果を図 3 に示す。図には、併せて平成 25 年度に単純形状の焼結体から採取した試験片の試験結果および Ti-6Al-4V 合金溶製材の疲労強度の下限を示す。複雑形状の焼結体の疲労強度は、250MPa で  $10^5$  回以上の切り欠き疲労強度を示し、本プロジェクトの目標を達成することを確認した。

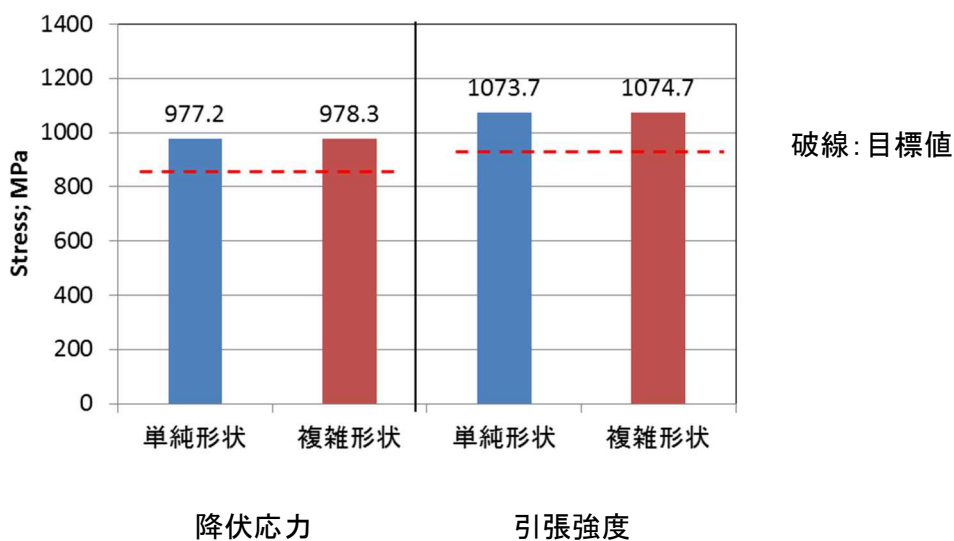


図 2 引張試験結果

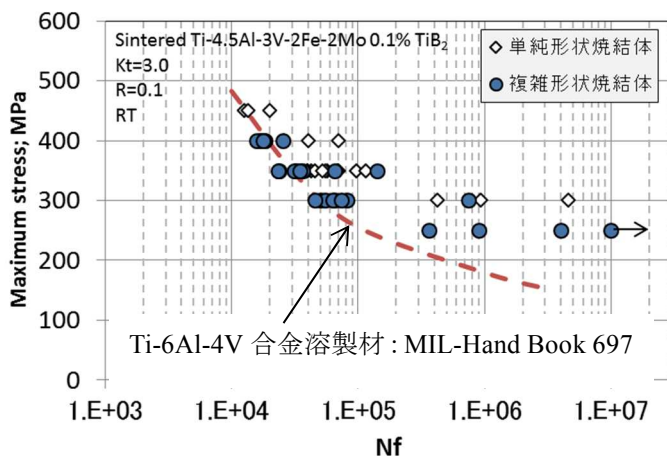


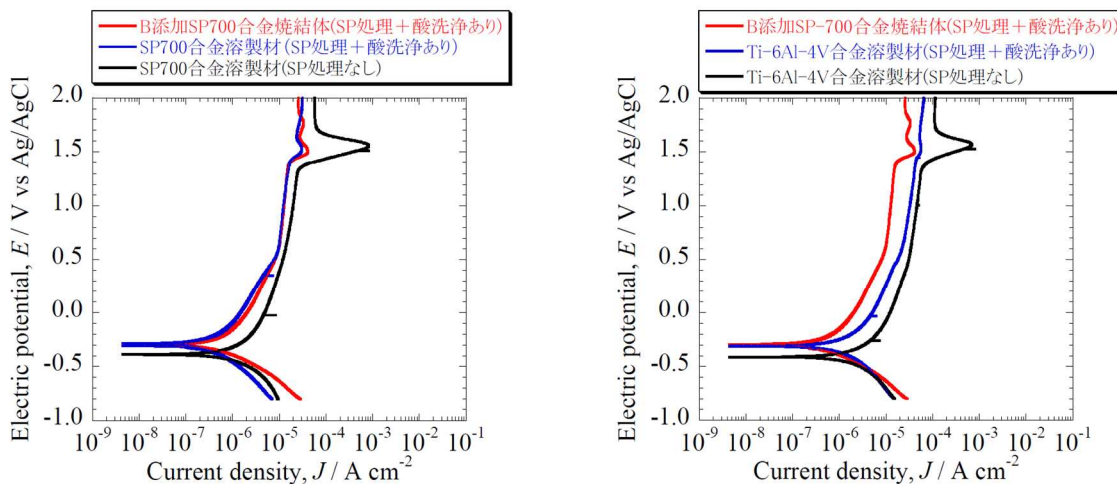
図 3 焼結体から取得した試験片の疲労試験結果

c)耐食性評価

実機の表面処理に用いられているショットピーニング処理を施した焼結材について、耐食性を評価した。開発した B 添加 SP700 合金焼結体および比較材である Ti-4.5Al-3V-2Fe-2Mo (SP700) 合金溶製材および Ti-6Al-4V 合金溶製材に対して、ショットピーニング処理を行った。

ショットピーニング処理およびショットピーニング処理後に酸洗浄を施した B 添加 SP700 合金焼結体の耐食性をアノード分極試験により評価した。アノード分極試験は、海水を想定した 3.5%NaCl 水溶液において、室温にて実施した。なお、比較材として、ショットピーニング処理前の B 添加 SP700 合金焼結体、SP700 合金溶製材および Ti-6Al-4V 合金溶製材を用いた。

図 4 にショットピーニング処理を施した B 添加 SP700 合金焼結体、ショットピーニング処理を施していないおよびショットピーニング処理を施した SP700 合金溶製材および Ti-6Al-4V 合金溶製材のアノード分極試験結果を示す。ショットピーニング処理後に酸洗浄を施した B 添加 SP700 合金焼結体の不動態保持電流密度は、SP700 合金溶製材の不動態保持電流密度と同程度であり、かつ Ti-6Al-4V 合金溶製材の不動態保持電流密度より小さい。このことから、ショットピーニング処理後に酸洗浄を施した B 添加 SP700 合金焼結体は、既存のチタン合金と同等以上の耐食性を有すると判断される。



(a) SP700溶製材との比較

(b) Ti-6Al-4V溶製材との比較

\*SP 処理：ショットピーニング処理

図 4 ショットピーニング処理後に酸洗浄を施した B 添加 SP700 合金焼結体、ショットピーニング処理を施していないおよびショットピーニング処理後に酸洗浄を施した(a)SP700 合金溶製材および(b)Ti-6Al-4V 合金溶製材のアノード分極試験結果。

d) 製造コスト試算

平成 24 年度に冷間静水圧プレス (CIP) で製作した焼結体 (図 5) から部品を制作する場合と、現状行われている Ti-6Al-4V 合金厚板材から部品を制作する場合について、製造コストの試算と比較を行った。製造コストを比較した図を、図 6 に示す。従来手法と比較すると、素材のニアネットシェイプ化によって材料費が大幅に低減され、機械加工費も若干低減できることから、焼結プロセス費が上乗せされた上で約 33%のコスト低減が見込まれる。



図5 コスト試算に用いた焼結体

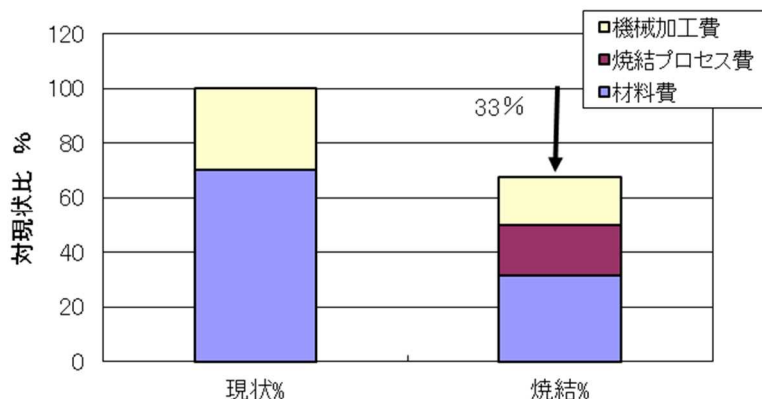


図6 部品製造コストの試算結果

## 2.2 競合技術である付加製造技術による素材製作および比較評価

近年、ニアネットシェイプ技術として付加製造技術を用いた部品製造手法が注目されている。本プロジェクトで開発した焼結技術が競争力を有することを確認するために、付加製造技術との比較を行った。このため付加製造技術による試作を行って、その強度特性、コスト試算を行い、焼結技術と比較を行った。

### (1)材料特性の評価

材料の製作は、エネルギー源に電子ビームを用いた方法により行った。合金組成は、最も入手性の良い Ti-6Al-4V 合金である。製作した素材の外観を図7に示す。サンプルは、積層の向きに応じて3方向の強度試験を行えるような形状とした。

素材の表面の拡大観察結果を図8に示す。素材の表面には原料である球状チタン合金粉末が全面に融着しており、表面粗さは粉末の粒径に強く依存することを示唆している。表面粗さを測定した結果(表1)は11.7~16.8 Raとなり、航空機の一般的な構造部品に要求される表面粗さとするためには、表面に付着した粒子の除去工程が必要となる。このことから、機械加工無しの構造部材製造は難しいと考える。

引張試験の結果を図9に示す。引張強度、降伏応力は、それぞれ Ti-6Al-4V 溶製材の規格値を満足していた。

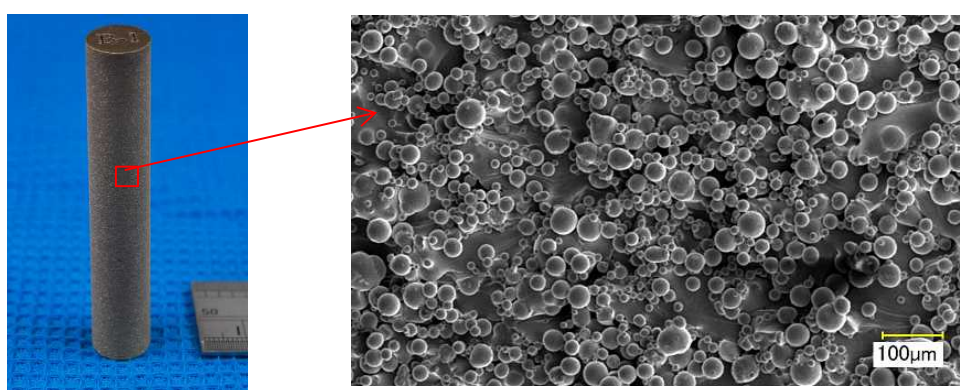
以上の結果から、付加製造法による素材は、静強度特性は溶製材とほぼ同等の特性を有していることを確認した。一方で、部品に近い形状の素材を製作できるものの、仕上げ加工が必要であり、構造部品の分野ではネットシェイプでの使用は困難と考えられる。

表1 付加製造法による試作材の表面粗さ

	表面粗さ Ra ( $\mu\text{m}$ )
付加製造法	11.7~16.8
一般的な部品の表面粗さ	3.2



図7 付加製造による試作素材外観



(a) 拡大観察位置

(b) 表面の電子顕微鏡像

図8 付加製造法による試作材の表面の電子顕微鏡観察結果

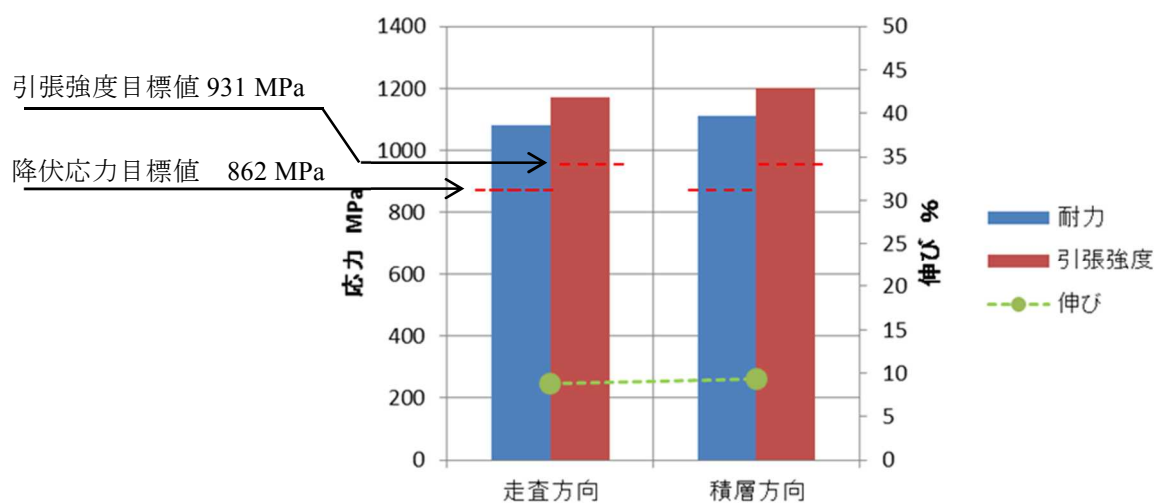


図9 強度試験結果



(2)製造コストの評価

付加製造技術による部品製造コストの評価を行った。コスト評価の対象部品形状を図 10 に示す。評価は、現状の製造プロセスによる製造コストを基準として、焼結プロセスによる製造コスト、および付加製造法による製造コストを比較して行った。現状の製造プロセスおよび焼結プロセスによる部品製造コストには、2.2.1(d)の結果を用いた。付加製造法による製造コストは、今年度行った試作コストを重量で除した単位重量当たりコストを算出し、部品重量を乗じて素材コストを算出し、機械加工コストは発生しないと仮定した。部品製造コストの比較結果を図 11 に示す。付加製造法による部品製造コストは従来の部品製造コストと比較して高いことが判った。従って、付加製造法による部品製造は、現状では機械加工では得ることができない形状など、付加価値の高い部品への適用が適切であり、一般的な構造部品へ適用するにはコスト低減技術が課題である。

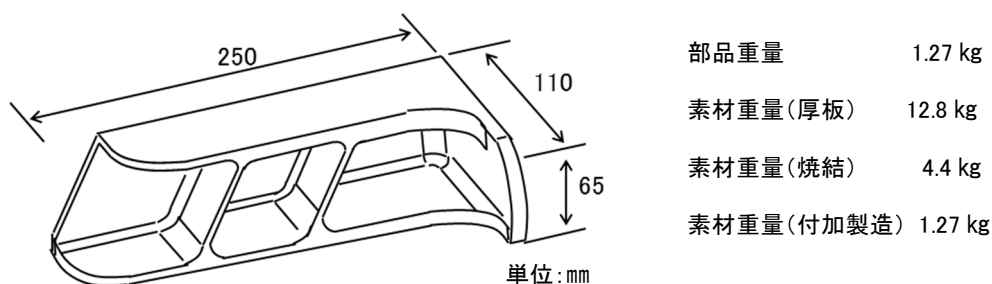


図 10 コスト評価に用いた部品形状

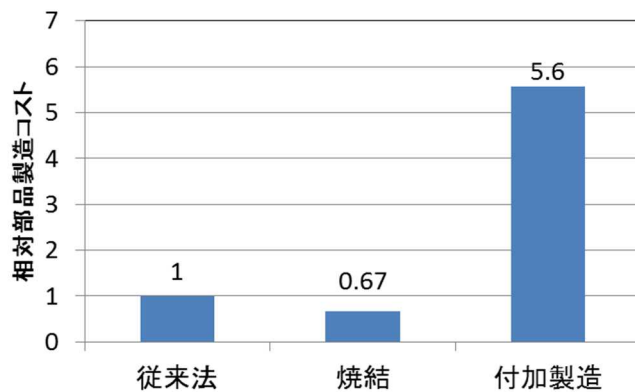


図 11 部品製造コストの比較結果

2.3 特性評価

付加製造技術により製造した素材の疲労強度

付加製造技術を用いて製造した Ti-6Al-4V 合金電子ビーム積層造形体の疲労強度特性を評価した。図 12 に Ti-6Al-4V 合金電子ビーム積層造形体および Ti-6Al-4V 合金溶製材の疲労特性を示す。疲労試験は、室温の大気中において、応力比 0.1 の引張-引張モードで実施した。Ti-6Al-4V 合金電子ビーム積層造形体の疲労強度は、Ti-6Al-4V 合金溶製材の疲労強度に比べて低いことが判った。

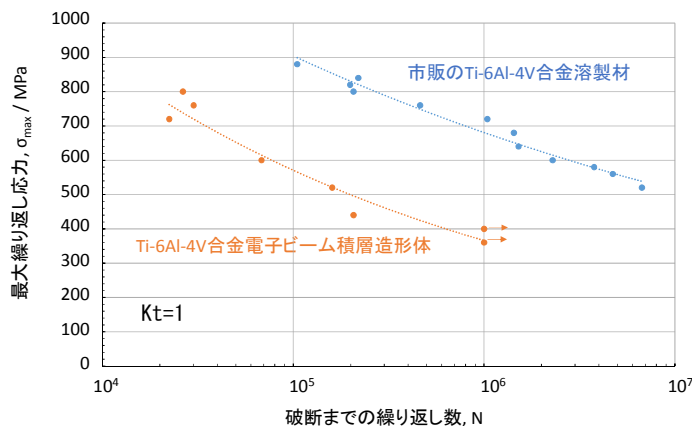


図 12 Ti-6Al-4V 合金電子ビーム積層造形体および市販の Ti-6Al-4V 合金溶製材の疲労特性。

### 3 成果のまとめ

前プロジェクトで開発された粉末焼結技術を用いて実機に近い条件での強度評価と品質保証のための評価を行い、以下の成果を得た。

平成 25 年度の成果により、航空機の実構造部品を模擬した複雑形状の焼結体を成形する技術を開発した。具体的には、冷間静水圧プレスのシミュレーション解析によって複雑形状の焼結体を安定して成形できる技術を確認した。また、実機を模擬した複雑形状の焼結体を試作して評価を行い、その内部品質と機械的特性が単純形状の焼結体と同等であることを確認して、ビルディング・ブロック・アプローチによる評価を適用できることを確認した。さらに、適用対象部品の運用中に想定される高温での強度特性を評価し、開発材の特性が既存のチタン合金と同様であり、懸念点が無いことを確認した。

平成 26 年度には、実機部品の表面処理に用いられているショットピーニング処理を施した試験片の疲労強度および耐食性を調査し、それぞれの特性を明らかにして部品を設計する際の指針を得た。また、航空機部品の設計に必要な物理特性、破壊靱性値、亀裂進展特性を評価し、弾性係数、ポアソン比、線膨張率、比熱等の物理特性が Ti-6Al-4V 溶製材とほぼ同等で設計上問題にならないこと、破壊靱性値と亀裂進展特性が Ti-6Al-4V 溶製材と比較して良好であることを確認した。さらに、材料の品質保証のため母合金混合比の変化、および粉末のプレス圧の変化が材料特性に与える影響を評価し、それらの管理限界値を設定した。

平成 27 年度の成果により、複雑形状の焼結体が、Ti-6Al-4V 鍛造品の水準と同等以上の静強度、降伏強度、切欠き疲労強度(250MPa にて 10<sup>5</sup> 回)および耐食性を持つことを確認し、技術目標を達成したことを確認した。

以上の成果により、本技術を用いた実機部品の設計検討が可能な状態となった。また、前プロジェクトから製造コストが増加するプロセス変更は行っていないことから、前プロジェクトで得られた結果と同じコスト低減効果 (33%) が得られる試算である。従って、コストに関しても本プロジェクトの目標を達成することができた。

## マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

### 1. 研究開発の目的および目標

マグネシウム合金は、比重が  $1.8\text{g/cm}^3$  であり、構造用金属材料として用いられるアルミニウム合金よりも軽量の金属である。しかし、構造部品としては強度、耐食性、耐燃性に対する懸念から、ほとんど適用されていない。従って、本研究では、航空宇宙機に使用可能な材料特性・品質を備え、対象とする構造部品に対応した素材サイズの量産製造が可能であるとともに、航空宇宙機部品に対する加工・組立技術確立および最終部品が国際競争力のある価格で量産製造できる目途を得ることを目的として材料の開発に取り組んだ。具体的には、既存高強度アルミニウム合金（例：7150-T77511、7075-T73）の代替品として使用することを目指した。

#### 【研究目標】

- ・素材の大型化については、押出材  $\phi 50\text{mm}^*$  を目指す。
  - ・強度 (Fty) については、急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金は、400MPa を実現する。溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金および超軽量マグネシウムリチウム合金は 350MPa を実現する。
  - ・伸びについては急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金で 5%以上とする。
  - ・耐燃性については、発火温度  $750^\circ\text{C}$  をクリアする。
  - ・耐食性については、 $0.6\text{mm/year}$  を実現する。
  - ・重量削減目標として、現状のアルミニウム合金部品より 15%の軽量化を目指す。
- \*ストリングの断面形状が収まる最大外接円の直径（図 3.1 参照）



単位：mm

図 1 ストリング断面模式図

## 2. 研究開発の成果

### (1) 航空宇宙機構造用 KUMADAI マグネシウム合金（押出形材）開発

#### a) 急速凝固 KUMADAI マグネシウム合金の製造プロセス開発

##### a-1) 不純物濃度

腐食速度は、不純物濃度の C.I 値「C.I.値 (ppm) = 3 × Fe 濃度(ppm) + 5 × Ni 濃度(ppm) + 0.1 × Cu 濃度 (ppm)」に依存し、C.I.値 62 ppm 以下で目標とする耐食性 (0.6 mm/year) が得られることが分かった。また、現在の製造プロセスでも、目標とする耐食性が得られる C.I 値に対して余裕を持って不純物濃度を制御できることが分かった。さらに、民間航空機への適用が検討されているマグネシウム合金 (WE43) と比較しても、急速凝固 KUMADAI マグネシウム合金は高い耐食性を有していることが分かった。

##### a-2) ホットプレス条件の確立

急凝固 KUMADAI マグネシウム合金は押出前の予備成形としてホットプレス工程を必要とする。ホットプレス温度としては、予備成形体の成形度と不純物濃度の抑制の観点から 400°C が最適であることが分かった。

##### a-3) 押出固化成形条件の確立

急速凝固 KUMADAI マグネシウム合金の機械的特性に及ぼす押出条件（押出比、押出温度、押出ラム速度）の影響を明らかにした。目標とする 400 MPa 以上の降伏強さが、押出比 R 10 以上、押出温度 723 K 以下、押出ラム速度 7 mm/s 以下 (MFR 2.5 s<sup>-1</sup> 以下) の広い範囲で得られることが分かった。特に、押出ラム速度 7 mm/s (ダイス出口の押出速度が 4.2 m/min) は、市販マグネシウム合金 (AZ31) の標準的な押出速度よりも大きく、生産性が高いことが分かった。

空脱ガス時の加熱の有無にかかわらず 500 MPa を超える高い降伏強さを示したが、延性と耐食性は加熱脱ガス処理を施した試料の方が良い特性を示したことから、一旦大気に晒した急速凝固材は真空加熱脱ガスが必要であることが分かった。また、暴露雰囲気は降伏強さに大きな影響は与えないが、延性と耐食性を低下させることが分かった。急速凝固材を大気に晒さないで連続して予備成形や押出固化成形する場合には真空脱ガス時の加熱は必要ないと考えられるが、実証実験が必要である。

#### b) 航空宇宙機構造用急凝固 KUMADAI マグネシウム合金材料特性評価との加工・組立プロセス開発

3 年間の本プロジェクトにより、急凝固 KUMADAI マグネシウム合金押出材を航空機構造部材のストリング部品として適用するための開発を実施した結果、以下の成果が得られた。

- ・大型化（目標値：φ 50mm） : φ 50mm の Z 型材の試作に成功し目標値達成。
- ・強度 F<sub>ty</sub>（目標値：400MPa） : 400MPa 以上で目標達成
- ・伸び（目標値：5%以上） : 5%以上で達成。
- ・耐燃性（目標値：750°C） : 850°C 以上で目標達成
- ・耐食性（目標値：0.6mm/year） : 0.5mm/year で目標達成
- ・軽量化（目標値：15%軽量化） : 静強度，剛性が同等で，15%の軽量化が可能な部品を試作でき，目標達成

ただし、急凝固 KUMADAI マグネシウム合金を一次構造部材に適用するには、以下の課題があり、さらなる技術課題をクリアする必要があることから、現時点での一次構造部材への適用は時期尚早であり、長期的な視野での開発が必要である。

適用のハードルが低い二次構造への適用に際しては、製造コストの大幅低減が必須である。

- ・形状・寸法精度：押出表面の肌荒れ、曲り・反り・ひねりが発生しているため、押出断面形状毎の最適な金型設計による形状安定化が必要。
- ・材料特性：現用アルミニウム合金に比べ破壊靱性値が低いため、さらなる製造プロセスの改良、あるいは適用部位の制限が必要。
- ・成形性：現用アルミニウム合金に比べ室温での成形性が低く、高温成形が必要でコスト増となることから、さらなる製造プロセスの改良、あるいは適用部位の制限が必要。
- ・組立プロセス：スキン、フレームなどのアルミニウム部材との結合を考える場合、従来工法のリベット結合では電蝕対策が必要となりコスト増となる。新工法の接着結合では、電蝕問題はクリアできる見込みだが、接着部の接着強度と信頼性確保、衝撃による界面の急速剥離抑制に対する接着技術の開発が必要である。また、摩擦攪拌接合による結合では、重ね引張強度の向上は見られたが、継手部のせん断強度の向上が課題である。

## (2) 溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金

溶解鋳造により作製された耐熱 KUMADAI マグネシウム合金として、高温強度を高めた材料や発火温度を高めた材料が開発されている。本プロジェクトでは、航空宇宙機構造部材への適用を目的とし、材料特性の評価を行ってきた。耐食性については 8.1mm/year となり目標値未達であった(図 2)ものの、ガドリニウムの添加により、発火温度が 975°C、降伏応力が 402MPa の材料が得られ(図 3)、目標値の達成を確認した。

本合金は、急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金と押出材をターゲットとしている点で重複することから、最終年度の溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金の開発研究は見合わせた。

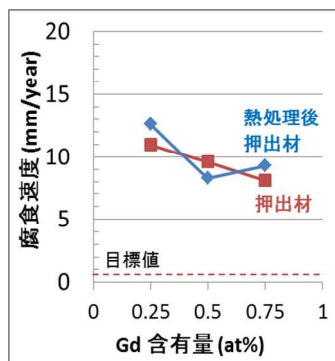


図 2 耐食性試験結果

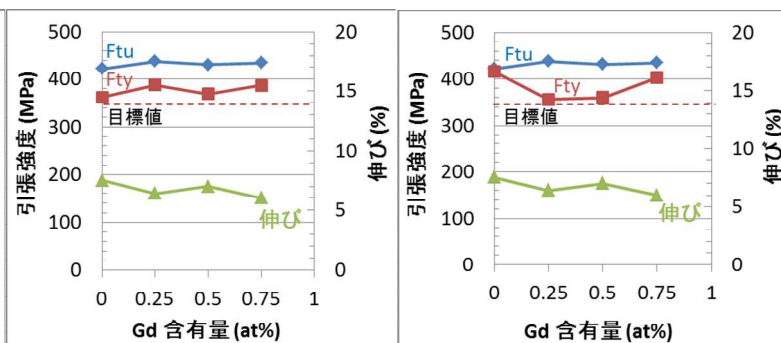


図 3 引張試験結果

## (3) 航空機構造用マグネシウムリチウム合金（圧延材）開発

### a) マグネシウムリチウム合金開発

マグネシウムリチウム合金を航空機に適用するにあたって課題となる耐燃性を向上するために Ca 添加を、耐食性を向上するために Mn 添加を、強度を向上するために熱処理条件の最適化を行った。

耐燃性については、Ca 添加により発火温度の上昇が見られ、最大で 785℃となり、目標値の達成を確認した。耐食性については、Mn 添加による不純物量の減少により腐食速度の低減が見られ、0.59mm/year となり、目標値の達成を確認した。熱処理条件による強度については、300℃で 0.5 時間時効した材料において、降伏応力 362MPa となり、目標値の達成を確認した。

b) マグネシウムリチウム合金の大型化

マグネシウムリチウム合金板の大型化に関して、試作を実施した。温間条件下での圧延では、幅 620mm×長さ 1100mm×厚さ 2.5mm の割れのない板を得た。大型化による特性への影響を確認するため、ASTM E8 に準拠した引張強度の評価を行った。

引張強度は従来の小型材料と同等であり、大型化による影響は見られなかった。

c) マグネシウムリチウム合金の加工・組立プロセス技術開発

c-1) 表面処理開発

マグネシウムリチウム合金に適した表面処理として、プラズマ電解酸化処理処理を選定した。

塩水噴霧試験による評価の結果、処理材は 336 時間するとき、エッジ部にわずかな腐食があるのみで良好な耐食性を示した。

c-2) FSW 性評価

マグネシウムリチウム合金のスキンを KUMADAI マグネシウム合金ストリングと組み合わせることにより、アルミニウム合金スキンと KUMADAI マグネシウム合金ストリング構造よりも更なる軽量化が期待できる。このため、マグネシウムリチウム合金と急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金の摩擦攪拌接合試験とその評価を行った。

FSW ツールの送り速度と回転速度を変化させ、最適接合条件の検討を実施した結果、入熱量を減少させることで、ボイドのない良好な接合を得ることができる傾向を得た。

攪拌状態が良好であった接合条件を用いて、重ね引張特性およびせん断継手特性の評価を行った。重ね引張強度において、FSW はリベット接合と比較して 96%の強度であった。(図 4)また、せん断継手強度において、FSW はリベット接合継手の 58%であった。(図 5)

継手の耐食性の評価として、継手部にプライマー処理を行って塩水噴霧試験を実施した。FSW 接合表面にわずかに腐食が生じ、既存構造に若干劣るという結果となった。腐食について、母材および被接合材に化成被膜処理を行うことで発生および進行を抑制することが可能であると考えられる。

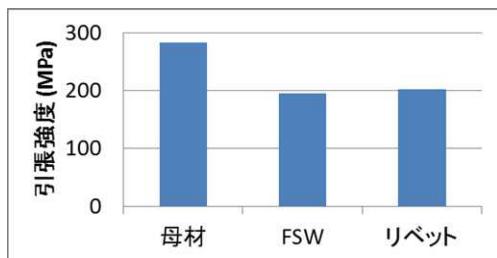


図 4 重ね引張試験結果

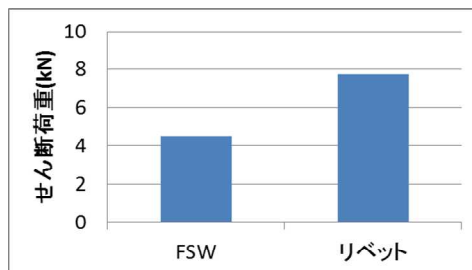


図 5 せん断継手試験結果

c) 航空宇宙機構造用マグネシウムリチウム合金の適用への検討

マグネシウムリチウム合金は既存アルミニウム合金よりも圧縮強度が高いという特徴を

持つため、圧縮力を受ける部材への適用が効果的と考えられる。圧縮評定となる水平尾翼の下面外板について、外板／ストリング座屈および材料強度を元に、FSW 接合を用いた場合の重量検討を行った。結果として、外板をアルミニウム合金からマグネシウムリチウム合金へ、ストリングをアルミニウム合金から急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金ストリングへ置き換えた場合、単位面積当たりの重量を比較すると約 28%の重量軽減効果があることがわかった。

また、二次構造部材への適用について、アクセスパネルを対象として形状の検討を行った。アルミニウム合金で作製したアクセスパネルを全てマグネシウムリチウム合金で作製したアクセスパネルに置き換えた場合、約 34%の重量軽減効果があることがわかった。

### 第三章 総合調査研究

#### 1. 1 技術動向調査

開発材料・技術の適用検討等のため関連技術の動向調査を実施した。また、総合技術委員会を開催して、研究の方向性、成果の審議を行うと共に、サブテーマ毎に技術委員会を開催して研究の進捗状況と達成状況及び課題について検討した。

##### 1.1.1 複合材構造

###### (1) 複合材構造健全性診断技術

787やA350に代表される航空機複合材構造はダメージトレランス・ダメージノーグロースの設計思想に基づき、点検・整備が計画されているが、エアラインは安全を確保しながら厳しい価格競争の中で運行経費や整備費用の節減、機体の運用に供する時間の延長など実現できる方策を求めている。

航空機複合材構造の点検作業の効率化並びに点検間隔の長期間化などを実現する有効な方策となり得る複合材構造健全性診断技術に関し、その技術動向を調査した。

エアバスが現段階での SHM 技術と一般的な適用対象を纏めた SHM Toolbox を表 1.1.1-1 に示す。幾種類もの SHM 技術が研究開発され、合わせて適用評価研究もなされ、各々の技術毎に適用対象における検知に得意不得意があることが示されている。

表中の FOS(Fiber Optic Sensing)法は、光ファイバセンサを用いた SHM 技術で本プロジェクトにおいて我々が取り組んでいる手法であり、幅広い適用対象に対して有効であることが示されている。

構造健全性診断(SHM)技術の適用事例を表 1.1.1-2 に示す。この表もエアバスが纏め公表している。SHM 技術は、システムとしての技術開発段階から、実用化に向けて、いよいよ実際の航空機（含、実大模擬供試体）を用いた分析・診断を行う評価技術の試験段階に入ってきていることがわかる。試験に適用した SHM 技術は、SHM システム・メーカーによって供給されているものが多く、圧電素子を用いた AE(Acoustic Emission)法や AU(acoustro-ultrasonic)法、真空チューブを用いた CVM 法といった、比較的狭い範囲に限られるが

表 1.1.1-1 SHM Toolbox<sup>1)</sup>

Generic Use Case	SHM TECHNOLOGIES										
	CVM	ETFS	AE	IU	CW	IDDS	AU	FOS	EMI	CVM-TT	SG
Crack detection and assessment	X	X		X							
Rupture detection of structures	X			X	X						
Impact detection and assessment			X			X		X			
Delamination detection and assessment			X	X			X	X		X	
Bond quality assessment								X	X	X	X
Bonded repair monitoring								X		X	X
Debonding detection and assessment			X					X		X	
Stress/strain monitoring								X			X

1) Boldface "X" indicates proven high performance in that area.

表 1.1.1-2 SHM 技術適用事例

SHM	SHM TECHNOLOGY TESTING (not exhaustive)			
	Suppliers	Demonstration Projects	In-service Monitoring of Certification Tests	Protosystems Flying on Aircraft
AE	Physical Acoustics Corp (PAC, Princeton Junction, NJ, US)		<ul style="list-style-type: none"> <li>B777 horizontal stabilizer full-scale fatigue and ultimate load tests</li> <li>A380 full-scale fatigue test</li> </ul>	Airborne Acoustic Integrity Monitoring System (AAIMS) on U.S. Navy P-3 Orion fleet **
AU	Acellent Technologies (Sunnyvale, CA, US) SMART Layers	<ul style="list-style-type: none"> <li>Embraer in-flight tests at airlines</li> <li>H-60 helicopter flight tests</li> <li>A350 door surround impact detection - ground and flight validators</li> </ul>	Leapjet 85 flight test monitor impact damage to composite vertical stabilizer (tail)	
CVM	Structural Monitoring Systems (Nedlands, Australia; Ashford, UK and Century City, CA, US)	<ul style="list-style-type: none"> <li>Embraer in-flight tests at airlines</li> <li>Delta Air Lines/Sandia program testing seven Boeing 737 aircraft in service</li> </ul>	A380 full-scale fatigue test	
CW			A380 full-scale fatigue test	Tail strike indication (TSI) system on A340-500/600 and A380
FBG		JASTAC I and II	A350 horizontal tail plane (HTP) structure & flight testing	
SG				A400M Life-Time Monitoring System (LIMS)

\*\* Supplier for AE sensors used in AAIMS is not known.



システムとして構成し易く、研究実績が多い手法を用いた試験が欧米を中心として実施されていることがわかる。表中の FBG(Fiber Bragg Grating)法は前述の FOS 法の一つで、本プロジェクトにおいてエアバスとの JASTAC 協同研究として実施しているものである。幅広い適用対象に加え、熱に強く、電磁波の影響を受けないなど技術的に優れた点は多く優位性は有るものの、実際の航空機（含、実大模擬供試体）への適用試験に関しては、欧米の AU 法や CVM 法と鏝を削っている状況であり、本プロジェクトにおいては、JASTAC 協同研究の中でエアバスの実大模擬供試体に我々の SHM システムを敷設して各種試験を実施し、SHM システムとしての有効性を実証したところである。今後は信頼性、耐久性などを確認するため、飛行試験を含めた次のフェーズに繋げていく必要がある。

構造健全性診断技術開発状況は世界中に広く拡大しており、センシング技術そのものの進化と共に実用化に向けた取組が加速している。特筆すべき事項として、FAA、デルタ航空、ボーイング、サンディア等が協調し実際の航空機を用いて実証の取り組みをしている。これが実用化に向け大きなきっかけとなる可能性がある。一方で、特に航空機への適用に関しては、膨大なデータ処理や診断結果の高信頼化が必須であり、認証に至るまでにはまだ数多くのハードルを越えなければならない。SHM 技術を航空機に適用することを目的として標準化のための活動をしている国際委員会である AISC-SHM は 2013 年 9 月に固定翼航空機に SHM を適用するためのガイドライン ARP 6461(Guidelines for Implementation of Structural Health Monitoring on Fixed Wing Aircraft)を発行した。航空機関係の諸基準規程類との整合を取って纏められたものである。回転翼航空機に関しても準備が進んでおり標準化の動きは加速している。

(2)熱可塑複合材

熱可塑複合材は、航空機、自動車への適用に関し活発な研究開発が進められている。航空機への適用に関し、欧州では TAPAS-2 プロジェクトが進行中である。

TAPAS-2 プロジェクトは熱可塑複合材料の航空機一次構造への適用をねらって 2010 年から 2013 年まで実施された TAPAS プロジェクトの後継プロジェクトである<sup>2)</sup>。熱可塑複合材の航空機への適用に関する Fokker 作成のロードマップを図 1.1.1-1 に示す。TAPAS プロジェクトでは

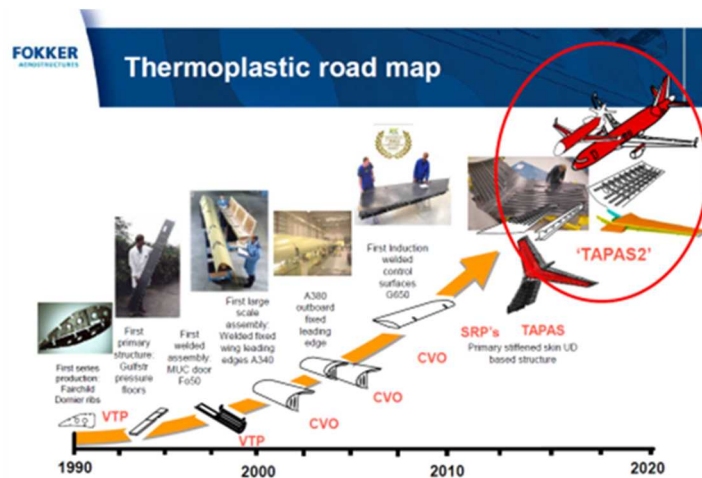


図 1.1.1-1 熱可塑複合材の航空機部材適用ロードマップ

図 1.1.1-2 及び図 1.1.1-3 に示すようにエアバスが胴体構造を試作し TRL レベルは 3 に達し、Fokker は 12 m の水平尾翼トーションボックスを試作し TRL レベルは 5 で部品によっては 9 に達しているとのこと。熱可塑部材の適用により、熱硬化複合材料より 10% の重量軽減がはかれたと報告している。TAPAS2 は 2014 年から 2017 年まで実施されるが、トーションボックスは 2015 年に TRL レベル 6 を目指し、エアバス A320 やボーイング 737 の適用を目指す胴体構造は 2017 年に TRL 4 を狙う。

2015 年の JISSE-14 では Fokker Aerostructures 社の Offringa 氏が Plenary Lecture を行ったが、TAPAS プロジェクト試作品の疲労試験状況を動画で示していた。欧州では M400 のフ

ロアパネルに熱可塑複合材が適用されるなど、熱可塑複合材の大型部材適用に向けて着実に前進している。

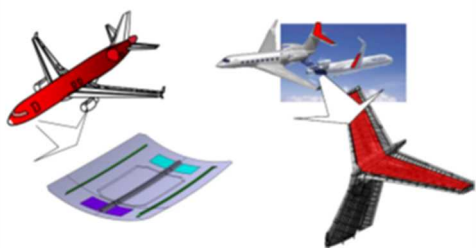


図 1.1.1-2 TAPAS プロジェクトにおける熱可塑複合材適用対象部材



図 1.1.1-3 水平尾翼トーションボックス試作品

### (3)脱オートクレーブプリプレグ

海外においては 2007 年～2009 年に米国で実施された ACCA (Advanced Composite Cargo Aircraft)プロジェクトにおいて Lockheed Martin 社がドルニエ 328 をベースに胴体を新設計して複合材胴体に交換しているが、脱オートクレーブプリプレグを適用している。

ボーイング社は無人偵察機 Phantom.Eye の構造部材に脱オートクレーブプリプレグを適用し、2010 年に発表している。

日本においては JAXA 岩堀らが、金属製スピードブレーキを図 1.1.1-4 に示す脱オートクレーブプリプレグ製のものに替えて米国で飛行試験を行っている。



図 1.1.1-4 複合材製スピードブレーキ試作品

## 1.1.2 軽金属構造

### (1)はじめに

最近の航空機構造の進歩は材料の進歩が中心であり、航空機に使用される材料も大きく変化している。図 1.1.2-1 は Boeing777 および 787 に使用されている構造材料を比較したものであるが、複合材構造が大幅に採用され、従来多用されてきたアルミニウム合金の使用量が大きく減少していることが分かる。

航空機に使用される軽金属として、アルミニウム合金およびチタン合金の今後の進化を図中に記載した。また、今後活用が期待されているマグネシウム合金も合わせて記載している。アルミニウム合金は、第 3 世代の Al-Li 合金が開発され、使用されはじめている。チタン合金は強度、耐食性、耐熱性に優れた材料であり、軍用機に多用されている。民間機での使用が広がれば燃費向上につながるが、同合金は高強度で加工が困難であり、製造コストが高くなる問題があり、新しい加工方法の研究が盛んに行われている。マグネシウム合金は構造用金属中もっとも軽い材料であり、問題視されてきた耐燃性も向上し、航空

機への適用の道が開かれ、すでに座席など内装材への適用が開始している。今回の調査では、本プロジェクトの研究テーマに合わせて、材料としてはマグネシウム合金、加工技術としては接合および粉体焼結（溶融）を中心に行った。

### (2)接合技術

チタン合金は特に切削加工が困難で加工費用がかかるので、切削加工量を削減することが重要であり、その手段として接合（溶接およびFSW）および粉体焼結などの技術が期待されている。FSW におけるピンの弱点を克服するため、LFW(Linear Friction Weldng)、OFW(Orbital Friction Welding)、IFW(Inertia Friction Welding)など、ピンを用いずに接合するパーツ同志を擦り合せて接合する方法も開発されている。接合対象が限られ、設備も専用の大掛かりな物が必要のようであり、レーザ溶接や

FSW に常に置換われものではないが、適材適所により使い分けることが望ましい。

ツールを使用しない接合方法の研究も行われている。TWI はアルミニウム合金製部品を LFW で製造する研究を行っている。対象はジェットエンジンのブレード、ウィングリブの製造であり、切削による製造と比較してBTFが大幅に改善される。製造可能な大きさ（断面積）は装置に依存するが、FSW とは逆に接合可能な最少板厚は 3mm 程度である。Rolls-Royce は OFW を用いた blisks の接合を試行している。ジェットエンジンのパーツでは、中心の部分と羽を個別に製造し、接合により組立てる製造方法が用いられるが、両者を摩擦接合により合体する。接合部を上下・左右・回転による摩擦熱により軟化させることで、LFW で問題となる接合線に沿った高残留応力が回避できる模様。ボーイングは IFW を用いて Ti-6Al-4V 合金製管を結合している。15mm 厚管の接合を試行しており、接合部の組織は細くなり、硬度は上がっている。20 試験片の接合部引張試験を行ったが、どれも 1000MPa 程度で母材部が破断している。

以上のように、接合技術はうまく使用すればコストダウンにつながるが、装置の大型化などの問題もあるので、適材適所で接合手法を使い分けていくことが望ましい。

### (3)粉体焼結（溶融）技術

溶接と同様、切削加工を減らす製造方法の一つとして粉体焼結手法がある。この方法はチタン合金粉末を材料としてパーツをつくる方法である。図 1.1.2-2 に現在研究されている新しい粉末製造技術と従来の製造手順を示す。従来は図上部の左・チタン鉱石から右・合金へと手順を踏むが、チタン粉末を造る場合はチタン材の塊から製造するので、チタン粉

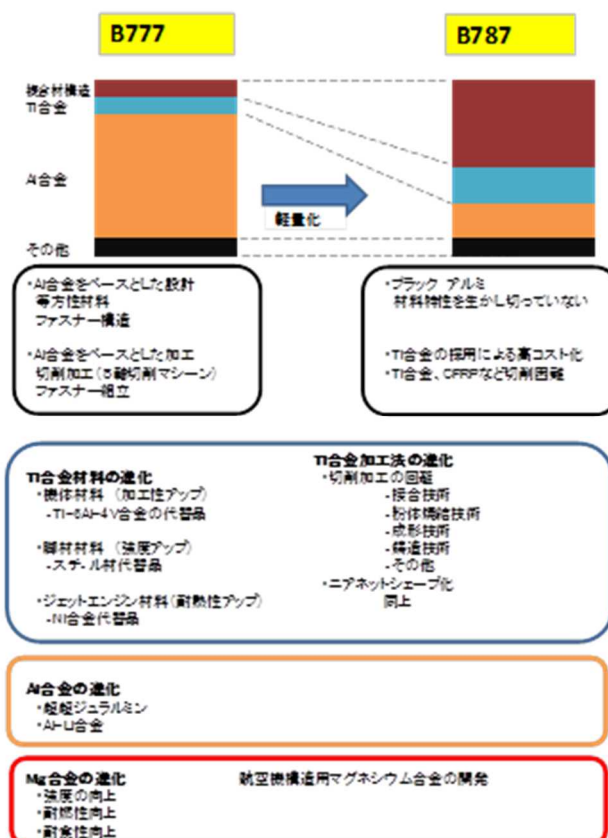


図 1.1.2-1 航空機構造材料比較（Boeing777、787）

末の価格は一般の材料より高くなる。これに対して、米国やオーストラリアで開発が進んでいる新しい方法では、大規模なスポンジチタンの製造に代えて小さなチタン材を製造し、それを元に低コストのチタン粉末材を製造する技術が研究されている。チタン合金部品が高価になる一因は材料の価格が高いこと

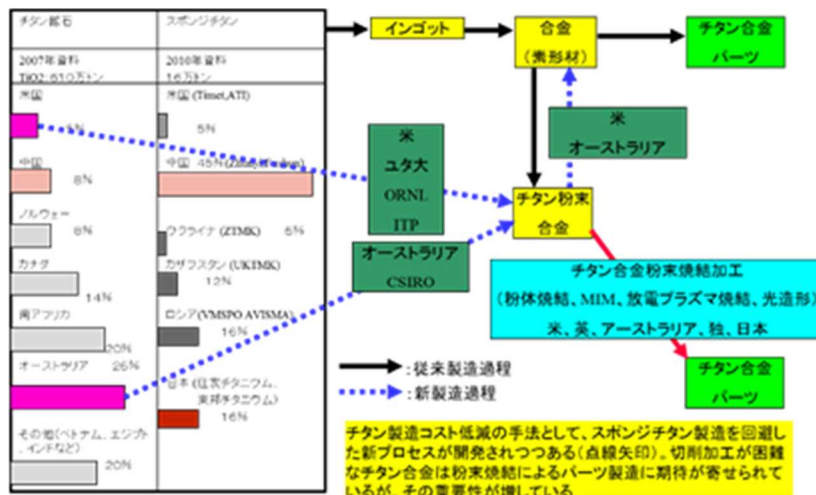


図 1.1.2-2 粉体焼結

にあるが、新しい手法で材料が低価格で製造できるようになれば、チタン合金製部品の製造価格も低下する。切削が困難なチタンにおいては、粉末からの製造技術は将来的に重要になると考えられる。

チタン粉末から部品を製造する方法として、粉体を型に詰めてCIPにより固めて、型から出した粉体を焼結する方法がある。図 1.1.2-3 の左は本プロジェクトで研究している方法であり、切削加工を大幅に減らすことができ、特別な装置を必要としない。同じように型を用いて成形する方法として、放電プラズマ法、MIM(Metal Injection Molding) がある。前者は金型（黒鉛製）の中にチタン金属粉末を充填し高圧、高電圧で焼結する方法であり、表面部分のみに TiB<sub>2</sub> を加えて磨耗性を上げるなどの複合化が可能である。後者はチタン合金粉末をバインダーと混ぜて流動性を持たせ、射出機により型の中に注入する方法で、固めたチタン粉末を焼結器に移し、バインダーを熱で飛ばした後空気を遮断して焼結する。

金型を用いない新しい製造方法として、AM(Additive Manufacturing)がある(図 1.1.2-3 右)。これは DMLS ( Direct Metal Laser Sintering ) と呼ばれる手法で、上下に移動可能な台にチタン合金粉末を一層分敷き、これをレーザで焼結する。

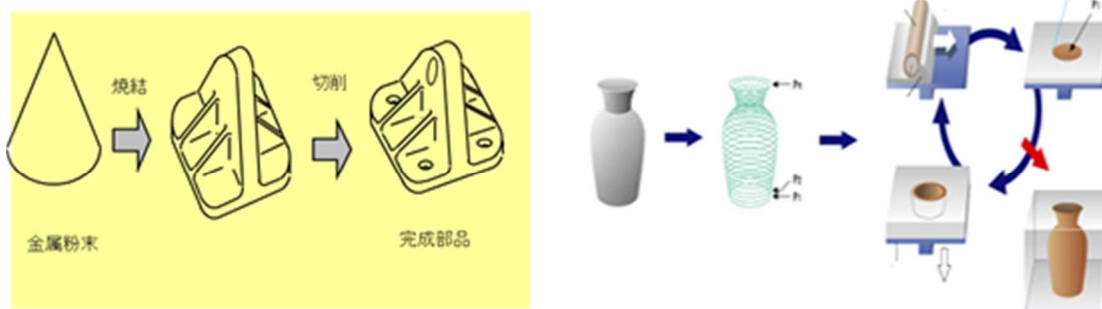


図 1.1.2-3 チタン合金粉末焼結法 (左：型によるCIP、右：AM)

#### (4)マグネシウム合金

マグネシウム合金の研究では、シート材製造方法に関する研究が中国、韓国などで行われている。特に低コストで製造するために Twin roll casting と呼ばれる圧延方法が期待されている。この方法は上下1セットのロールの間に高温の溶けた Mg 合金を入れ、反対側か

ら冷えた薄板が出てくるものであるが、冷却の過程で板厚中央部付近に品質の悪い層ができ、破壊の起点になるという問題があり、改良が進められている。また、ロールの間を通過する際に引張力が働き、偏析（segregation）が生じるとの指摘もある。

自動車業界では、軽量化のためマグネシウム合金の活用が望まれている。欧州では、ExoMet というプロジェクトが 2012-2016 の期間に行われる計画で、ボルボ、フィアット等の自動車メーカーや、EADS が参加している。材料は AZ91 をベースとしたものである。

マグネシウム合金としては、すでに市販されているものとして WE43、WE54 がある。NEDO プロジェクトでは高強度マグネシウム合金の開発を目指しているが、世界的には低コスト、加工性などが重視されているようである。強度向上では Gd（ガドリニウム）を添加する研究などがあるが、強度（ $\sigma_y$ ）はいずれも 300MPa 以下であり、既存の Magnesium Electron 社製品と同レベルである。

マグネシウム合金については、その他以下のようなテーマの研究が行われている。

- ・発泡 Mg 材料 : 軽量衝撃緩衝材
- ・表面フィルム開発 : 耐食性向上
- ・2種類の Mg 合金によるハイブリッド構造

#### (5)まとめ

チタン合金の接合技術は BTF(Buy To Fly)の改善方法として重要な技術であり、研究が続いている。チタン合金については、接合を行うことで切削加工量を減少し、製造コストを削減する試みがいろいろ行われており、本プロジェクトの方針と合致している。新しい接合方法である FSW はポアの発生を避けることができ、疲労寿命の問題が無いことから適用研究が進んでいるが、ツール強度の問題があり、チタン合金については板厚数 mm の接合が限界のようであり、他の研究においても薄板中心の成果報告に留まっている。一方で、海外では LFW、OFW、IFW などの方法が使用され始めている。いずれも接合部品同志を擦り合せ、摩擦熱により軟化した部分を結合する方法であり、ツールを用いないためにツールの破壊問題が無く、厚板の接合で一応の成果を上げている。接合については、適用箇所を勘案し、FSW のみならず LFW なども併用していくことが必要であろう。

チタン粉体は、従来の大型スポンジチタンの製造を回避する新チタン製造方法が研究されており、米国やオーストラリアではパイロットプラントの建設が進められている。このやり方では安価なチタン粉末が製造可能になり、粉体から製品を製造する技術がさらに重要になる。しかしながら、粉体を金型に嵌めて固め、焼結する方法の開発は一段落ついており、実用段階にあると思われる。粉体からの製造方法研究は AM(Additive Manufacturing)に移行しており、多くの研究者により多方面からの研究が行われている。AM は単品生産で大量生産ができず、また AM を使いこなしているのは一部の機関・企業のみであり、誰もが使用できる状況ではないので、製造方法として本プロジェクトで開発した粉体焼結技術の競合技術にはなっていない。しかしながら、多くの可能性があり、今後注目していく必要がある。

マグネシウム合金研究は、新マグネシウム合金の開発と既存のマグネシウム合金の適用研究に大別される。調査では、他者の開発しているマグネシウム合金は降伏応力で 300MPa 以下であり、本プロジェクトで目標とした 400MPa は優位性がある。しかし、研究の方向が必ずしも強度アップでは無く、マグネシウム合金の適用研究では加工性向上やコストダウンが重視されており、今後の適用研究に向けてはこの点を重視して進める必要がある。

### 1.1.3 国民との科学・技術対話（TECH Biz EXPO）

国が基本的取り組み方針として掲げる『「国民との科学・技術対話」の推進について』に則り、第5回次世代ものづくり基盤技術産業展 TECH Biz EXPO 2015（開催期間 2015年11月18日～20日）に出展し、パネル展示と共に、11月19日の午後に講演会を開催した。

東京大学副学長の武田展雄教授による基調講演『航空機複合材構造の更なる安全性と信頼性の向上を目指して～ 先進複合材構造』をはじめ、5名の講師による講演会を実施。武田教授は、「日本の航空機用複合材料構造の製造技術の優位性はボーイング 787 機体構造のシェアからしても明らかであるが、今後も優位性が保たれる保証はない。金属にも勝る低コスト・高生産性を実現し、かつ、これまで以上の高信頼性・安全性を実現できる更なる日本独自技術を達成しておくことが不可欠である。そのためには、複合材構造形成・製造プロセス中の温度、ひずみなどの状態を把握したモデル化を実現し、試行錯誤に依存しない製造技術へと醸成していく必要がある」とし、いくつかの成功事例を紹介。

素形材センター磯江部長より「NEDO プロジェクトの紹介」、川崎重工業(株)二宮基幹職より「航空機構造へのチタン合金の低コスト適用を目指して～チタン合金接合技術」、三菱重工業(株)鎗主席研究員より「航空機構造の信頼性向上を目指して～光ファイバ構造健全性診断技術」、東レ(株)武田研究員より「多様化される複合材構造の高生産性を目指して～高生産性・易賦形複合材」という題目で講演を行った。

90名の方が熱心に聴講し、質疑応答などから関心の高さを感じた。セミナー終了後のアンケートでも、各テーマとも興味深い内容との感想が多数であり、事業の内容や重要性などをより理解していただいたものと思われる。

## 1. 2 複合材構造健全性診断技術の実用化検討

構造健全性技術に関し、実用化への見通しを明らかにすることを目的に国内外の動向調査を実施し、解決すべき課題および構造健全性モニタリング(SHM)の適用に関するアプローチについて纏めた。さらに、開発した技術の妥当性/信頼性を確認するためには飛行試験による実証が有効であるため、飛行試験に供するためのアプローチについても纏めた。

### 1.2.1 解決すべき課題

ファイバの埋め込み、敷設、経年劣化、設置の不具合などでセンサ破損、外れなどが発生し、システムが正しく作動なくなる可能性があるため、自己診断システム機能または冗長性を持ったシステムとすることが必要である。光ファイバセンサを材料内に埋め込み設置してモニタリングを行う際に、構造の損傷や整備作業時の不可抗力などでセンサ系の不具合が起きた場合、センサの貼り直し、埋め直すことが必要になる。埋め込み型のセンサ系の場合、CFRP 中に埋没した光ファイバをつなぎ合わせて機能を完全に復旧することが必須となる。また、後から敷設した光ファイバセンサが損傷した場合、確実に同じ場所に戻せるのか、再敷設による光損失影響、再接着（設置）条件等の影響を十分に検討しておく必要がある。さらに、埋め込んだ光ファイバセンサの出口における接続、構造部材間での光ファイバの接続法などの検討も必要になると考えられる。

構造健全性診断技術に関わるシステムの精度や計測速度は、高速、高分解能（高精度）が求められる。しかし、最も重要であることは目的に対する確実性であり、特に、設計思想にまで踏み込もうとした場合、精度と共に確実性（信頼性）を重視するべきであろう。情報過多は不要であり、必要な場所の情報を必要なときに、必要な項目だけを確実に出力できるような仕様とすることが求められる。

一方、民間航空機の整備技術に関わるデータ入手が我が国では非常に限られているのも

事実であり、JASTAC-II を通じた Airbus との意見交換や、エアライン、航空当局との意見交換が各システムの実用化には重要な事項となる。各構造健全性診断技術については、今後、それらの損傷検知能力と実搭載による有効性を要素試験や航空機実装試験によって実証し、信頼性を高めることと同時に、図 1.2.1-1 に示すような実装に対するメリットを具体的に運航者や機体製造者に強くアピールする必要がある。



図 1.2.1-1 航空機整備への SHM 技術適用のメリット

### 1.2.2 構造健全性モニタリング(SHM)の適用に関するアプローチ

我が国の航空機産業は部材製造が主力であり、運航整備に関わるアプローチがイメージしづらい状況にある。図 1.2.2-1 に航空機構造への SHM 実用化に対するアプローチを示す。SHM 技術は様々な場面、部位において適用可能であるが、我が国の得意とする高品質・高信頼性を目標とする設計／製造側からのアプローチと、整備要目に従って定例整備または非定例整備で使用することを目指したアプローチとの両方を考えていく必要がある。さらには、継続的な荷重モニタリングによって機体への荷重履歴を取得する等、適用目的に応じて最終的な SHM システムのあり姿を描くことが、実用化への加速に繋がると考えられる。

SHM システム実用化の可能性としては、航空機設計精度の向上に対して適用するということがあげられる。航空機の強度設計及び確認試験などに SHM システムを適用することによって、現在では歪ゲージでの部分的な歪の確認しかできない設計から線的な歪分布がわかるようになり、より高い精度の構造解析を使用した設計が可能となる。また、現在では詳細部分の歪みデータ取得や複合材内部の歪モニタリングができないため、安全側に設計・製造

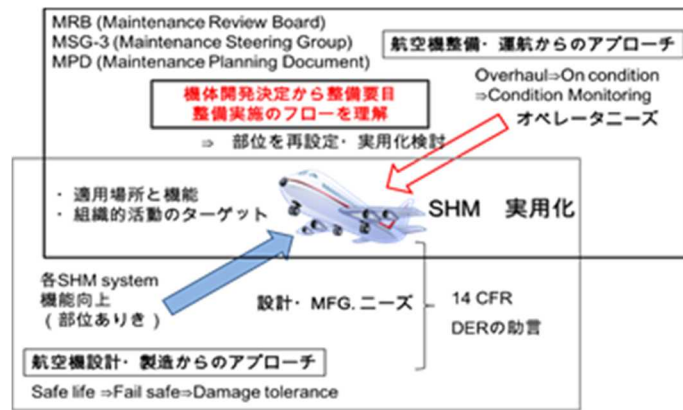


図 1.2.2-1 SHM システム実用化のアプローチ

されている複合材構造は多い。そのため、材料は複合材であっても金属設計を踏襲したブラックメタルと揶揄されている。SHM システムを使って設計許容限界を正確に見積もることができれば、過度に安全側に設計されていた部位が判別できる。このようにシステムを構築することによって、完成機は軽量化でき信頼性も高く保てることが期待できる。

さらに、航空機複合材部材を製造する際の品質保証に対しても SHM を適用できる可能性は高い。現在のオートクレーブ成形はもとより、今後普及していく脱オートクレーブ法を用いた成形について、SHM による圧力分布のモニタリングや温度管理のためのモニタリングはプロセスの設定や監視に有用である。例えば、部材組み立ての際に個々の部材の公

差によって歪を生じるが、SHM システムを適用しておけば、個々の機体の状態が精確に把握でき、効率的な品質管理が可能となる。

一方、エアラインとの意見交換や調査などを通して、SHM システムを運航整備に適用することが検討されてきた。複合材構造において特に衝撃損傷の評価が正しく行えるようになれば、内装品の取り卸しなしに検査が行えるようになるとともに、アクシデントによる損傷評価が迅速に行えるようになり、定例・非定例整備の負担が軽減される。また、複合材構造の補修部分や接着構造部分に適用することによって、接着構造の経年劣化を監視することで、現在よりも積極的に航空機製造、修理へ接着構造を採用できる可能性もある。さらに、SHM システムを搭載した機体において荷重伝達履歴を蓄積すれば、中古機としての飛行履歴のエビデンスや、将来設計に役立てるデータとすることも可能である。これまで調査してきた、航空機エンジンにおけるモニタリング技術や、機体整備に関するメンテナンスモニタリング等の技術にも既に登場しているように、システムで取り込んだデータ（Big Data）を効率よく処理し、ニーズに合わせてメンテナンスに活かしていくことについても考慮する必要がある。

このように適用範囲の広い SHM システムの製品化にあたっては、ターゲットを絞り開発を進めた方が効率は良いと思われ、海外の動向を注視しつつ、我が国独自の使い方や航空機の製造や運航に対する市場を探していくことになるであろう。民間航空機産業への SHM 技術展開イメージを図 1.2.2-2 に示す。現時点でのニーズは無くても、潜在需要だけでなく、航空機安全性維持に対する今後の海外航空当局の取り組みから強制的に追加の検査が必要になるケース等、SHM を投入するトリガーに対して、最終ユーザ、フェーズ（設計、製造、運航、売却判定）、SHM 搭載によるメリットを明確化することで、その後の使い方、使用条件、使い勝手の設定に繋がっていくと考えられる。

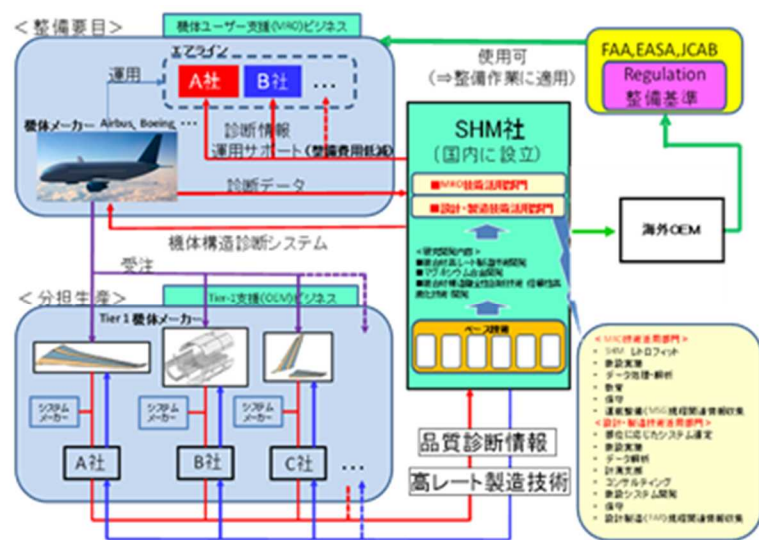


図 1.2.2-2 民間航空機産業への SHM 技術展開イメージ

### 1.2.3 飛行試験に供するためのアプローチ

本プロジェクトにおいても実際の機体に装備し、構造健全性診断技術を飛行試験にて実証するための準備をしてきている。具体的には、モニタリングシステムの振動／衝撃試験、電磁環境両立性(EMC)試験、減圧／加圧試験等により航空機搭載用デバイスとしての特性を評価し、RTCA DO-160G 規格の条件を満たしていることを確認している。今後は実機に搭載して飛行試験を実施するためのアプローチを模索する段階に入っていると考えられる。飛行試験に供することで、モニタリングシステムの信頼性／耐久性を評価すると同時に、地上試験によっては明らかに出来ない新たな課題も見えてくるはずである。

構造健全性診断技術を設計段階で導入するには、TC(Type Certificate, 型式証明)や STC(Supplemental Type Certificate, 追加型式証明)を取得することになるが、製造者との調整



および航空当局との調整が必要となり、多大なコストを要する。従って、既に耐空証明を受けた実績のある機体を用いて飛行試験を実施するという前提で検討した結果を纏めた。例えば、国内で飛行試験を実施する場合、以下に示すアプローチがあると考えられる。

① 「11条但し書き」による飛行許可を取得した機体での実証

構造健全性診断技術を機体に付加することは現状の TC や STC で規定されていないため、耐空性を満たしていないと判断され、飛行試験は実施できない。しかし、耐空証明を有さない機体に対する特例として航空法の「11条に但し書き」があり、国土交通大臣の飛行許可が取得できれば、試験飛行が可能となる。手続きとしては、航空局への申請および安全性証明が必要となる。「11条に但し書き」による飛行許可は耐空性証明ではないため、長期の試験飛行を実施するには不適である。本飛行試験は単発的な試験となるため、システムの長期耐久性や S-SHM に対するデータの取得や実証に対する課題が残る。

② 修理改造検査に合格し、耐空性証明を取得した機体での実証

構造健全性診断技術を機体に付加して耐空証明を有さない機体であっても、修理改造検査に合格すれば、耐空性証明を取得できる。耐空性証明の有効期間は（航空運送事業者でなければ）通常 1 年であり、1 年間の飛行試験が実施できることになる。本アプローチでも同様に、手続きとして航空局への申請および安全性証明が必要となる。例えば、SHM の実証搭載するため、運航事業に供している機体の修理改造検査を受ける場合、運航事業者及び航空局に対する十分な説明だけでなく、研究開発（効果そのものや航空技術の進歩）に対して理解を得ることも必要であろう。

#### 1.2.4 まとめ

海外では既に構造健全性診断技術に対する飛行試験による実証が進んでいる。しかしながら、その多くは金属構造を対象としたものであり、本プロジェクトがターゲットとする複合材構造については大規模な実証が進んでいないと見受けられる。Embraer 社は製造機体の主構造のほとんどが金属であること、米国では運用機体数が多いため金属製機体の割合が大きいこと等、金属構造を優先させるのは至極当然であると考えられる。その一方で、複合材を多用した機体 (B787、A380、A350 XWB、B777X 等) は世界的に増加傾向にあり、我が国は B787 の運用数が世界最多であるだけでなく、2019 年からは A350 XWB も運用されることになる。さらに、今後の需要が増大すると見込まれる中型短通路機では、複合材構造の大量生産が必須であると言われ、高効率生産技術は重要な技術課題である。日本は複合材構造の製造技術を強みとしており、現在の優位性を保つためにも、高効率生産技術の研究開発を推し進めなければならない。今後も増大する航空機の MRO(Maintenance, Repair & Overhaul)事業に目を向けると、複合材機体の運用実績の豊富な国内エアラインの整備技術は優位性を保つことが求められている。

以上の我が国の背景を踏まえると、複合材構造へ特化した構造健全性診断技術の実証と同時に、高効率生産技術、整備技術への適用を世界に先立ち推し進めることは、世界の航空産業の中で確固たる地位を築き上げるのに重要な役割を果たすであろう。

#### 1. 3 技術委員会

複合材構造、軽金属構造各々について総合技術委員会を開催し、外部有識者及び専門家から研究の方向性、成果に関する意見を聴取する等、研究の進め方を審議した。

又、複合材構造技術委員会並びに軽金属構造技術委員会を各々開催して、実行計画、進捗、成果の横通しを行った。

## 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) 事業の目的

#### (a) 事業の背景

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

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

#### (b) 事業の目的

本開発事業では、航空機の中小型複雑形状部材に対応可能な小型タイプの自動積層装置による、航空機用複合材料の積層技術を開発する。

本開発で小型タイプの自動積層装置を試作し、航空機実機部材製造への適用や、安価で汎用性／量産性を持つ装置の製品化に繋げる。

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

### (2) 事業の内容と成果

#### (a) 事業の内容

##### ・積層装置の仕様策定

自動積層装置の適用動向や市場調査、特許調査を継続して行い、適用動向や市場ニーズを把握し、昨年度設定した装置仕様の妥当性を確認する。また、今後の実用化開発、製品化開発も念頭に置いて、必要ならばその仕様を見直していく。

##### ・積層装置開発

昨年度までに試作した小型タイプ自動積層装置試験機を用いて積層試験を行い、各部の機能・動作の確認及び積層品質・精度の評価を実施する。

##### ・積層装置製作

昨年度設定した装置仕様（前述のア項参照）に基づき、小型タイプ自動積層装置試作品の設計・製作を行う。本作業においては、上記イ項の積層装置開発結果を反映する。

- ・航空機複合材料部材の試作

昨年度検討した仕様を基に、試作部材の設計を行う。また、前項で製作した小型タイプ自動積層装置試作品により、試作部材を積層し、製作する。

- ・試作部材の評価

前述のエ項で製作した試作部材に対し、寸法計測、NDI、断面観察等を実施して、一般の複合材部品相当の品質が得られたかどうか、評価する。また、試作により得られた工程データの評価を行う。

(b) 実施した内容と成果

- ・積層装置の仕様策定

適用動向/市場/特許調査を行い、世界市場における自動積層装置開発メーカーの開発動向を確認した。また、開発の障害となりうる可能性のある装置関連特許アイテムを抽出した。

適用動向/市場調査の結果から、昨年度設定した小型タイプ自動積層装置の仕様が妥当であることを確認した。

- ・積層装置開発

小型タイプ自動積層装置試験機を用いて、積層試験を実施した。試験結果より、開発した積層装置の各部が機能し、積層動作を実施できることを確認した。

- ・積層装置製作

前項で確認した仕様と実施した積層試験に基づき、小型タイプ自動積層装置試作品の設計・製作を行った。

小型タイプ自動積層装置試作品による部材試作において、積層品質・精度の評価を実施した結果、改良すべき点が一部見られたため、小型タイプ自動積層装置試作品に反映した。

- ・航空機複合材料部材の試作

昨年度実施した試作部材の仕様の検討結果に基づき、小型タイプ自動積層装置を用いることを前提とした試作部材の設計を行った。

設計した試作部材に対し、小型タイプ自動積層装置試作品による自動積層を実施した。その後、バギング・硬化・脱型を行い、試作部材を製作した。

- ・試作部材の評価

試作部材に対して、寸法計測、超音波によるNDI、断面観察による品質評価を実施し、良好な品質で成形できたことを確認した。

小型タイプ自動積層装置試作品による試作部材の積層において、積層量・速度・位置精度・範囲についての評価を行い、良好な結果が得られたことを確認した。

(3) まとめ

本研究開発では、航空機の中小型複雑形状部材に対応可能な小型タイプの自動積層

装置による、航空機用複合材料の積層技術を開発することを目的として、「積層装置の仕様策定」、「積層装置開発」、「積層装置製作」、「航空機複合材料部材の試作」及び「試作部材の評価」を実施した。その開発目標を達成したことから、小型タイプ自動積層装置による航空機の中小型複雑形状部材積層に向けた要素技術を開発することができたと考えている。

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

平成24年度～平成27年度  
「次世代構造部材創製・加工技術開発」  
研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」  
事業原簿（公開版）

東京大学生産技術研究所

## 1. 事業の概要

本プロジェクトでは、航空機の軽量化のための最も主要な構成材料である炭素繊維複合材、複合材との接合部等に用いられ使用量が急激に増加しているチタン合金、将来、着実に適用部位が増え、使用量が増大すると予想される軽量なアルミリチウム合金等の航空機材料を高速加工するための技術開発を実施した。また、曲線的な部材においてチタン合金の切りくず除去量を大幅に減らすための高効率な革新的成形加工技術、高価な大型加工機を柔軟性の高い切削ロボットシステムに置き換えようとする世界的な動向に対応したロボット切削システムの開発も実施した。設定した具体的な研究課題は、①チタン合金の切削加工技術開発、②先進アルミ合金の切削加工技術開発、③炭素繊維複合材の切削加工技術開発、④チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発、ならびに、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である。これらの技術開発において、高速加工に関する切削理論、大学で開発された切削シミュレーションや数値解析技術等を応用し、また、航空機メーカー4社を含む企業との協力体制のもと、加工時間ならびに加工コストの低減、先進的な加工技術開発を実現した。

## 2. 事業の位置付け・必要性

民間航空機産業は、世界的にこれまで年率5%の成長を遂げ、今後20年間、これまでと同様に年率5%の発展が続くと予想され、その間、約2万9千機の生産が見込まれている。また、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ボーイング787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85トンを切りくずとして除去しなくてはならない。そこで本プロジェクトでは、航空機用難削材料の高速切削加工技術、さらには、高品位加工技術の開発による後工程の削減、他の加工技術との組み合わせによる工程転換を実現することによって加工時間の短縮を図るとともに、消費電力が少なく、切削油の使用量を削減した環境対応型切削技術を開発する。

### 3. 事業の内容

#### (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

炭素繊維複合材とアルミニウム合金との接触による電解腐食や両者の線膨張係数の違いによる熱応力への対策として、炭素繊維複合材の機体におけるチタン合金の使用量が急増している。チタン合金製の航空機機体部品の多くは、図1に示すようなポケット形状を有し、ブロック形状の素材から切削加工によって削り出される（以下、ポケット切削）。ポケット切削における主な課題としては、荒加工および仕上げ加工の効率化のほか、仕上げ加工後にポケット底部と壁部および底部と壁部を繋ぐフィレット部の境界部分に発生する、各工程間の繋ぎ目や微小な段差（以下、ミスマッチ）の低減が挙げられる。許容値より大きなミスマッチは、部品の性能・寿命を大きく低下させるため、手仕上げ（磨き）により修正され、部品が完成する。手仕上げは多大な時間を要することから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と加工面性状に与える影響について検討した。

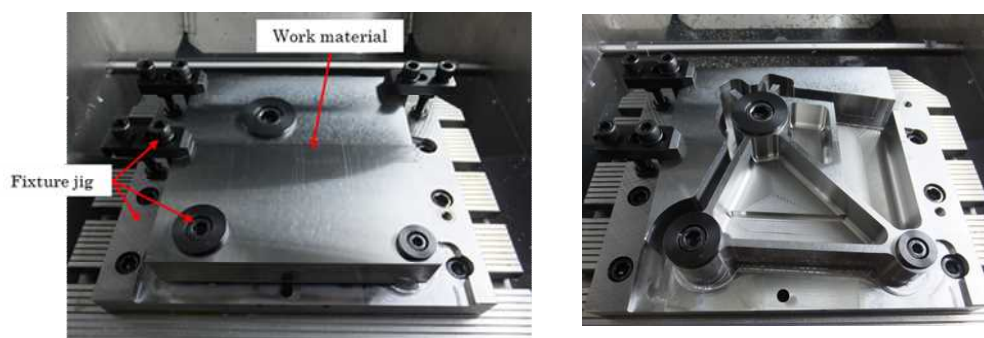


図1 切削加工の対象としたチタン合金製の実部品形状モデルの一部（右）と素材（左）からの削り出し

仕上げ切削では、切削温度の抑制、仕上げ面粗さ、コーナでの切削性能、切削時間の観点から、エンドミルの先端形状としてラジラス形状が適していることを明らかにした。また、びびり振動を防止し工具の長寿命化を図るため、不等リード切れ刃を採用した工具を開発し、切削速度、切り込み深さ、送り速度について最適化を図るとともに新しいコーナ加工技術を開発した。課題となっているミスマッチの発生要因については、その理論的な考察により仕上げ加工時の工具経路を最適化することで、図1のようにポケットの壁面、底面、両者の間のフィレット部にミスマッチの発生しない高品位な仕上げ面性状と高速仕上げ加工技術を実現した。

荒加工における切削加工技術については、超大型の工作機械を保有しない協力メーカを想定し、比較的小型のチタン合金製部品の加工において、エネルギー、環境負荷、コストの総合的な観点から小切込み高送り速度の効率的な高速加工法を開発した。また、革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証するため、粒子法による数値流体解析を用いて、工具形状やクーラントノ

ズル位置を最適化した高圧クーラント用のエンドミルを開発し、実用化のための必要な技術課題を明確化した。

（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、大量の切削液を高い圧力の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。こうした大量の電力を消費する切削加工法の他に、ミストクーラントによる切削法のように、通常の切削加工よりも大幅に電力を削減できる加工法があり、加工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した。本開発課題では高圧クーラントを使用してテストカットする場合を除き、そのほかのすべての切削加工にミストクーラントを採用した。本切削実験においてミストクーラントは通常の水溶性クーラントの2倍の工具寿命を実現した。また、ミストクーラントの使用においては、工作機械の約40%の消費電力を占めるというクーラントポンプを稼働させる必要がないので、消費電力を抑えた環境対応型・低コスト型の切削加工技術を実現することができた。

（c）加工時間低減効果

開発した加工技術について、その効果を検証するため、平成24年度当初と終了時との加工時間を比較した。なお、加工時間の比較は標準モデル（矩形の基本的なポケット形状）の加工で行った。最適化した加工条件と工具経路を設定することにより、図2の結果のように、平成24年度当初比で、荒削りで約30%、仕上げ削りで約90%の加工時間の短縮を実現した。また、手仕上げについては、どのような部品加工でも必要とする作業のみとなったことで加工時間を約50%短縮した。その結果、総加工時間で約50%の短縮を達成した。

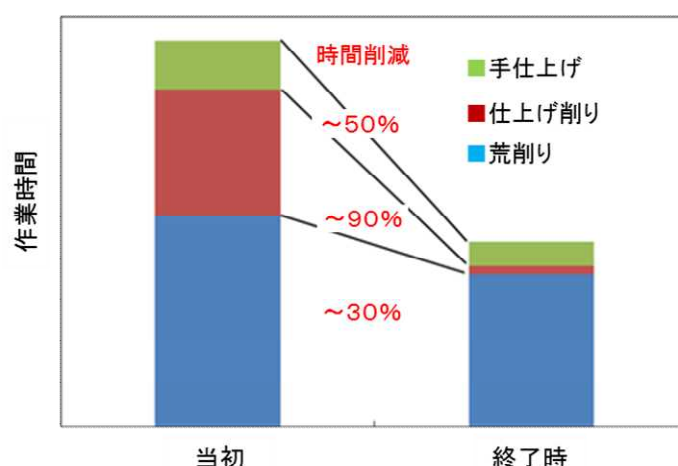


図2 平成24年度当初とプロジェクト終了時におけるチタン合金のポケット加工時間の比較

## （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はアルミニウムにリチウムを添加した低密度合金であり、軽量化と同時に高い剛性を得ることができるため、次世代旅客機ではアルミリチウム合金の需要の増加が見込まれている。しかし、アルミリチウム合金は熱伝導率が低く切削温度が上昇するため、アルミ合金より加工の難度が大幅に高まる。また、アルミリチウム合金はアルミニウム合金より、加工後の残留応力が大きく、薄板の加工部材の曲りや撓みが増大する。変形の大きさは部材内の残留応力に依存するが、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。本開発課題では、フライス削りにおける部材の残留応力と変形を予測するため、信頼性の高い有限要素解析技術を確立し、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した。また、最終的に、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ため、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方策について検討した。

有限要素解析には DEFORM を使用し、その予測精度を高めるため、アルミリチウム合金の熱物性値（融点、熱伝導率、比熱）を精度よく計測し、さらに、一連の切削実験の結果から、逆問題解析の手法でアルミリチウム合金の Jhonson-Cook 型の構成方程式のパラメータ同定を行った。その結果、切削状態の予測精度を大きく高めることが可能となり、切削解析のための本モデルをベースに、切削加工後の工作物内の残留応力を予測するための有限要素モデルを開発し、残留応力、切削温度、切削力に及ぼす工具形状（すくい角、逃げ角、刃先丸み）および切削条件（切削速度、切取り厚さ、油剤の有無）の影響を明らかにした。また、残留応力を低減するための工具形状と切削条件を導出し、それに合わせて特注した工具を使用して、解析の妥当性を実証した。

解析によれば、適正刃形を使用した場合、摩耗した工具でも、図 3 のように切削方向（左方向）の仕上げ面残留応力（Stress-X）を 25～27% 程度抑制できる。また、具体的な切削後の被削材の反りとしては図 4 に示すように 34～52% 程度低減することが可能である。

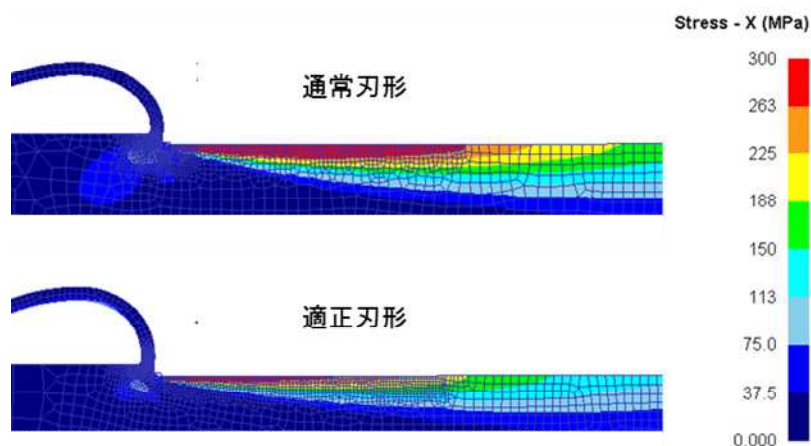


図 3 適正な刃形による仕上げ面残留応力分布とその抑制効果（有限要素解析結果）



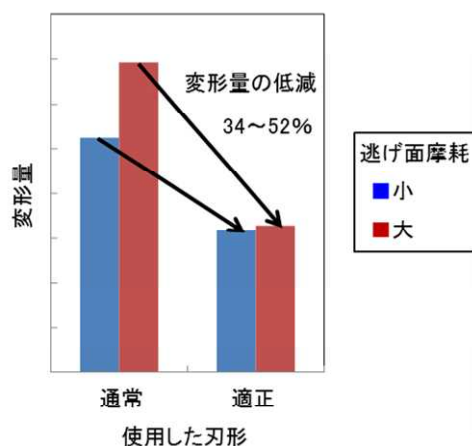


図4 適正刃形による板材の変形量の抑制

(b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

アルミ合金製の機体部品はポケット形状を有するものも多く、チタン合金製の部品と同様にポケット切削によって生じるミスマッチの解消が大きな課題である。チタン合金に比べ強度の低いアルミ合金の切削では、高速高能率加工が求められているが、ヤング率が小さいことから、切削によるびびりを生じ易く、期待したほどには能率を上げることができないという状況がある。そのためアルミ合金を対象に、びびりを抑制した手仕上げ不要な高速ポケット切削加工技術を開発した。加工部品の形状モデルとしては、チタン合金と異なる図5の形状とした。側壁厚さ 3mm、ポケット深さ 50mm のびびりが発生しやすい形状である。

アルミ合金製部品のポケット仕上げ削りに対し、試作した9種類の工具から最適なものを選択し、振動解析システムを用いてびびりの生じにくい高速の主軸回転数を決定し、さらに、仕上げ面粗さと工具寿命が共に良好であることを確認した（図5の右図）。

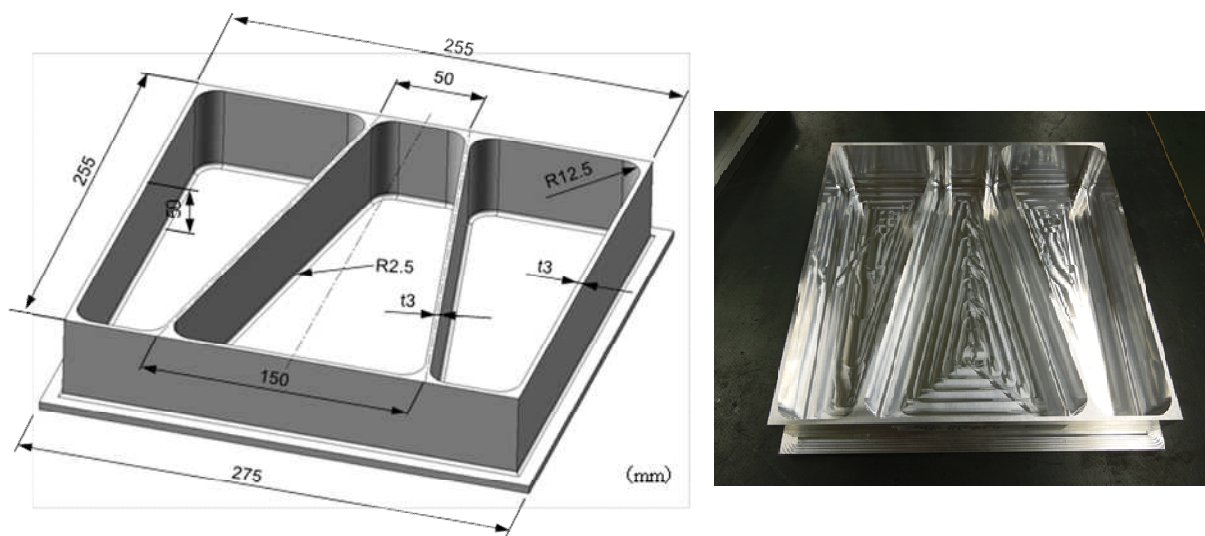


図5 切削加工の対象としたアルミ合金の実部品形状モデル（左）と仕上げ状態（右）

(c) 加工時間低減効果

図6に示すように、平成24年度当初比で、荒削りで15%以上、仕上げ削りで約40%、手仕上げで約50%の加工時間を短縮した。その結果、総加工時間で30%以上の短縮を達成した。また、高圧クーラント用の新工具の性能については、従来工具と新工具の両工具に対する高圧クーラントの効果を比較検討した結果、新工具では残留応力の増大要因である刃先の溶着が大きく減少し、残留応力の低減効果も期待できることが確認できた。

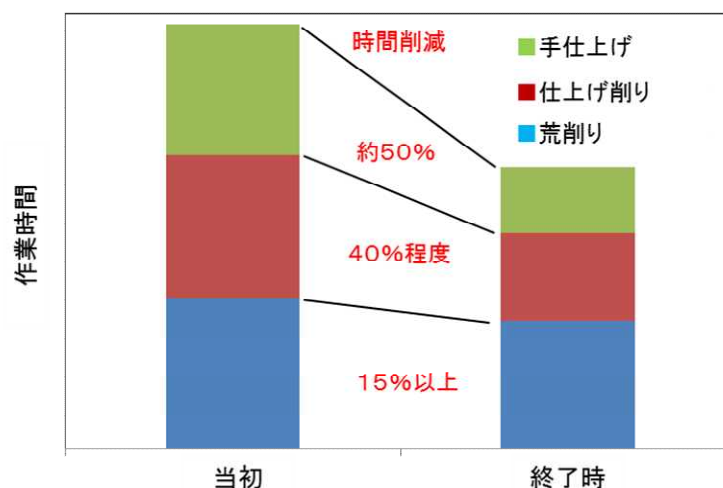


図6 平成24年度当初とプロジェクト終了時におけるアルミ合金のポケット加工時間の比較

(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

炭素繊維複合材はその優れた比強度、比剛性により、新しい機体材料として適用が進んでいる。構造部材としてよく用いられる炭素繊維複合材積層板においては、面内方向には優れた力学特性・強度特性を有する一方で、面外負荷に対しては弱く、層間剥離が容易に進展することが知られている。このため、炭素繊維複合材積層板に面外方向へのスラスト力が直接付与される穿孔プロセスでは、剥離を生じさせない工具形状、切削条件の選定が極めて重要である。本開発課題では、ドリルによる穿孔時の炭素繊維複合材の層間剥離現象を有限要素解析により力学的に解明するとともに、切削条件の最適化のためのエネルギー解析法を用いた切削力、切削温度、工具摩耗、切りくず流出方向等の迅速な解析技術を開発し、切削条件の選定、ドリル形状の設計に利用した。

有限要素法による穿孔過程のシミュレーション開発では、各種内部損傷（繊維破断、マトリクスクラック、層間剥離）の再現のため、CDMモデルとCMZモデルを組み合わせた独自の損傷モデルとElement Removing法を動的陽解法有限要素法に導入した。解析によるドリル出口部での大規模なクラックと界面剥離形状は、実験結果とよい一致を示した。

一方、実用的な短時間解析を可能とするエネルギー解析法を用いた炭素繊維複合材の穿孔モデリングは、小径穴から大径穴の加工に対し広く適用できることが確認され、開発モデルをベースに切削シミュレーションによる大径穴加工に対する工程設

計のプロトタイプを構築した。本解析モデルは、切削力解析、切りくず流出解析、切削温度分布解析、工具摩耗予測解析、工具摩耗による切削力変化の予測法、層間剥離の時系列解析等の複数のモジュールで構成されている。図7～10は4つのモジュールの結果の一例である。

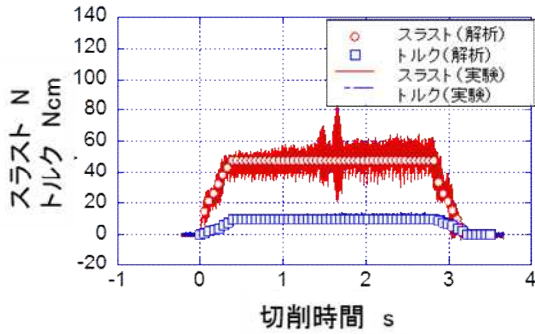


図7 エネルギー法による切削力の解析

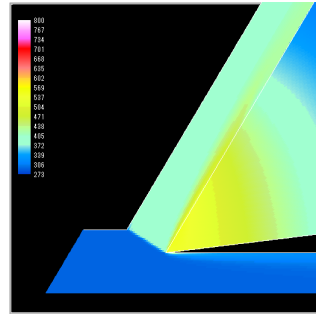


図8 エネルギー法による切削温度解析

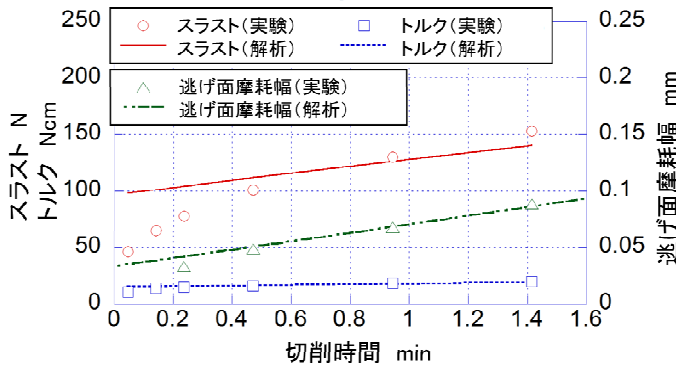


図9 エネルギー法による工具摩耗予測

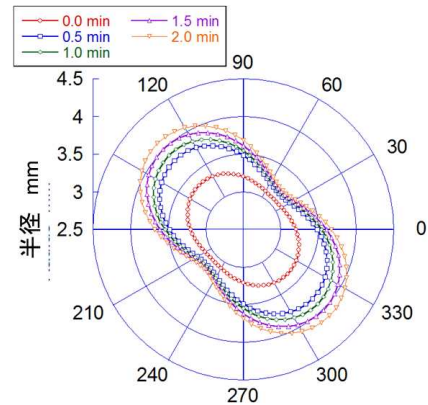


図10 エネルギー法による剥離進展予測

(b) 炭素繊維複合材-チタン合金重積材に対するドリル形状の設計

重積材の穴加工では、炭素繊維複合材の次にチタン合金の穿孔が行われるため、硬化したチタン合金の切りくずによる炭素繊維複合材の穴内面の損傷を回避することが最優先である。そのためには、チタン合金の切りくず流出方向を予測し、その流れがドリルの軸方向になるよう刃形を決定した。新しく設計開発した刃形は、中心部と外周部で刃形が異なるが、炭素繊維複合材の穿孔に使用するドリルの通常の2段切れ刃とは、刃形の組み合わせが全く異なるものである。

(c) 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、両材料を同時に連続して穿孔するため、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。そこで、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、適正な切削条件の検討を行った。ここでは、上述したチタン合金の切りくずの流れを制御するだけでなく、チタン合金の切削で発生する高い切削温度がチタン合金で挟まれた炭素繊維複合材の許容温度を超えないようにするための切削条件

の設定法を開発した。このため、図6のようなドリル刃先近傍の温度解析だけでなく、切削熱により変化する重積材内部の温度変化を予測するモジュールを開発した。切削温度の影響は穴径が大きくなるほど顕著になるので、大口径の穿孔への適用を想定し解析を実施し、許容される加工条件を選定した。図11は、工程設計に基づいて下穴をあけた後、大口径の穿孔を行う際の重積材内部の温度変化である。重積材は、チタン合金-炭素繊維複合材-チタン合金の組み合わせであり、チタン合金と炭素繊維複合材の境界部において炭素繊維複合材の温度が上昇するので、本システムを使用し、境界部の温度が炭素繊維複合材の許容温度を超えないように切削速度と一回転あたりの軸方向送りを決定することができる。以上のように多くの解析モジュールを有するシミュレーションをベースとした本支援システムは、世界で最初のものである。

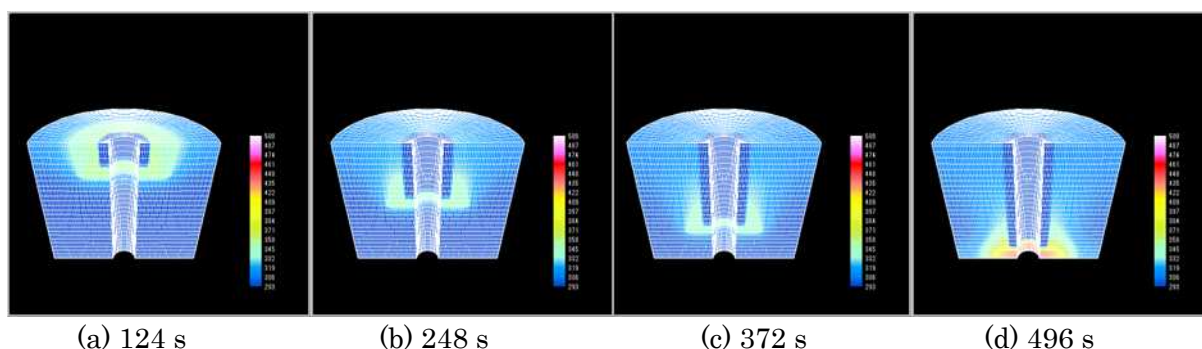


図11 エネルギー法により予測した大口径の穿孔における重積材内部の温度変化

#### (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チタン合金製の航空機部品を、厚いプレート等から削りだした場合、素材の90%以上が切りくずとなるため、長時間の切削加工によるコストの増大と生産効率の低下を招く。また、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、機械加工前の素材を引張と曲げの組合せ応力下で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シェイプ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。

一方、航空機に多用される Ti-6Al-4V 合金は、各種の機械特性と加工性がバランスよく備わったチタン合金であるが、通常材料に比べれば、成形が非常に困難な材料である。チタン合金の成形は、通常、700~800℃の高温の中、金型が壊れないよう緩やかな速度で加工しなければならない、生産性が低いという問題を抱えている。また金型の寿命が短く、成形後に大きな残留応力が発生する。そこで、成形加工技術の観点からも、成形荷重の低減と残留応力の極小化を図ることのできる新しい加工プロセスの開発が求められている。

以上の問題点を解消するプロセスを開発するため、本開発課題では、スモールスケール試験片を用いて熱間ストレッチ成形の基本特性を把握し、成形後の厚板に内在する大きな残留応力を最小限にする成形温度、加熱・冷却速度等のプロセス条件が材料特性に及ぼすメカニズムを明確化した。また、サブスケール試験片を用いた熱間ストレッチ成形を実現するためのプロトタイプ試

験機を開発した。

熱間ストレッチ成形の基本特性は、図 1 2 の高温高速材料試験機を使用し、板厚 1 mm のスモールスケール試験片の高速 V 曲げ試験の結果より評価した。試験片のスプリングバック量は図 1 3 のように温度の上昇に伴い一定温度までは急激に減少する。また引張を加える熱間ストレッチ成形では、残留応力が十分に低下する実用的な温度範囲が低温側にシフトしすることが確認された。



図 1 2 高温高速材料試験機

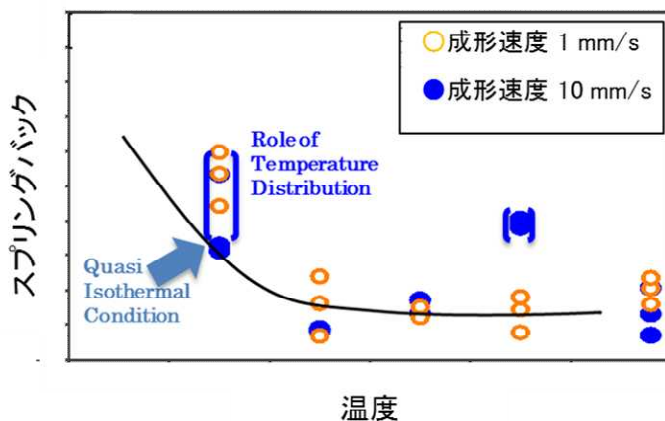


図 1 3 スプリングバック量の温度依存性

薄板のスモールスケール試験片の次に、厚さ 30 mm のサブスケール試験片を用いて、実用に近い熱間ストレッチ成形試験を実施した。このためのプロトタイプ試験機は加熱能力の高いヒータと高荷重の引張装置をプレスに組み込み製作した。図 1 4 は、試験後の試験片であり、サブスケール試験片に十分に速い変形速度で大きな曲げ変形を与えられることが確認された。また引張を重畳させることで、曲げが容易になり、加工時間の短縮によるコスト削減、加熱時間の短縮による省エネ化も可能である。熱間ストレッチ成形により、マイクロ組織を変えることが確認されているので、適切な組織制御を行えば、残留応力の制御も可能となる。これにより将来的な切りくず量、切削時間の大幅削減の目途が得られた。



図 1 4 熱間ストレッチ成形のためのサブスケールサイズ試験片（曲げ試験後）

### （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。垂直多関節ロボットを用いた切削ロボットシステムは、その構造上、工作機械より剛性が劣るため、軽切削に限定されるが、想定される当面の適用先は、アルミ合金の薄板を成形加工した旅客機のフレーム部品である。フレーム部品も軽量化のためポケット加工が施されるが、工作機械での加工に適さないため、現状ではケミカルミリングが用いられている。しかしケミカルミリングは環境負荷の高い加工法であるため、切削への転換が望まれている。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開発した。

本開発課題では、最初に海外メーカー製の高剛性ロボットと国内メーカー製の搬送用ロボット（組立、溶接、塗装、製品出荷作業など、高速運動が要求される反面、それほど高い運動精度と剛性が必要とされないロボットを、以下では搬送用ロボットと呼ぶ）を用いた図 1 5 の切削ロボットシステムを開発し、それらの切削性能比較を行うとともに、比較的安価でかつ導入が容易な、搬送用ロボットの適用可能性も検討した。両者の基本特性として、高剛性ロボットは搬送用ロボットに比べ、静剛性で約 3 倍、動剛性で約 1 0 倍の性能を有することを確認した。



図 1 5 開発した切削ロボットシステム（左：搬送用ロボット、右：高剛性ロボット）

基本的な切削性能を、びびり無しで溝切削可能な切込み深さ（びびり安定限界）で評価したところ、約  $5000 \text{ min}^{-1}$  のスピンドル回転数におけるラジラスエンドミルのびびり安定限界は、高剛性ロボットで  $0.7\text{mm}$ 、搬送用ロボットで  $0.4\text{mm}$  であり、高剛性ロボットの優位性が確認された。また、搬送用ロボットにおけるスクエアエンドミルでのびびり安定限界は、ラジラスエンドミルの 2 倍であり、安定した実用切削が実現できることが確認できた。

垂直多関節ロボットでは、ロボットの運動パラメータの設定誤差、ロボットの静的運動誤差、切削力に起因する動的運動誤差が避けられないので、ローカルアクチュエータによる動的切込み量補正等を採用することにより、搬送用ロボットにおいて、切込みの変動が  $0.1 \text{ mm}$  以内の高精度

加工を実現した。

#### 4. 成果の実用化・事業化

本研究開発は、三菱重工業株式会社、川崎重工業株式会社、富士重工株式会社、ボーイング社等と東京大学とが航空機の製造に関し推進している共同研究および共同研究をベースとしたコンソーシアムと密接な関係があり、図16の研究体制（協力体制）の下で実施された。また開発成果の実用化・事業化を具体的な目標のもとに促進するため、上記の共同研究およびコンソーシアムに参加している企業には、毎月開催された技術開発推進委員会へのアドバイザーとしての参加を依頼した。

開発したチタン合金、航空機用アルミ合金を含む先進アルミ合金、炭素繊維複合材の切削加工技術は、重工三社における実用化研究に展開されている。重工三社と東京大学生産技術研究所は、非競争領域における技術情報を共有しており、チタン合金、炭素繊維複合材の切削加工技術はボーイング 787 型機の現行機種 787-8、派生型の機種 787-9 や 787-10 に適用され、航空機用アルミ合金を含む先進アルミ合金の切削加工技術は、主としてボーイング 777 型機に適用される。またチタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発については、スモールスケール試験片からサブスケール試験片に移行したので、その次は各社での大型試験装置を用いた実用化研究に展開するものと思われる。

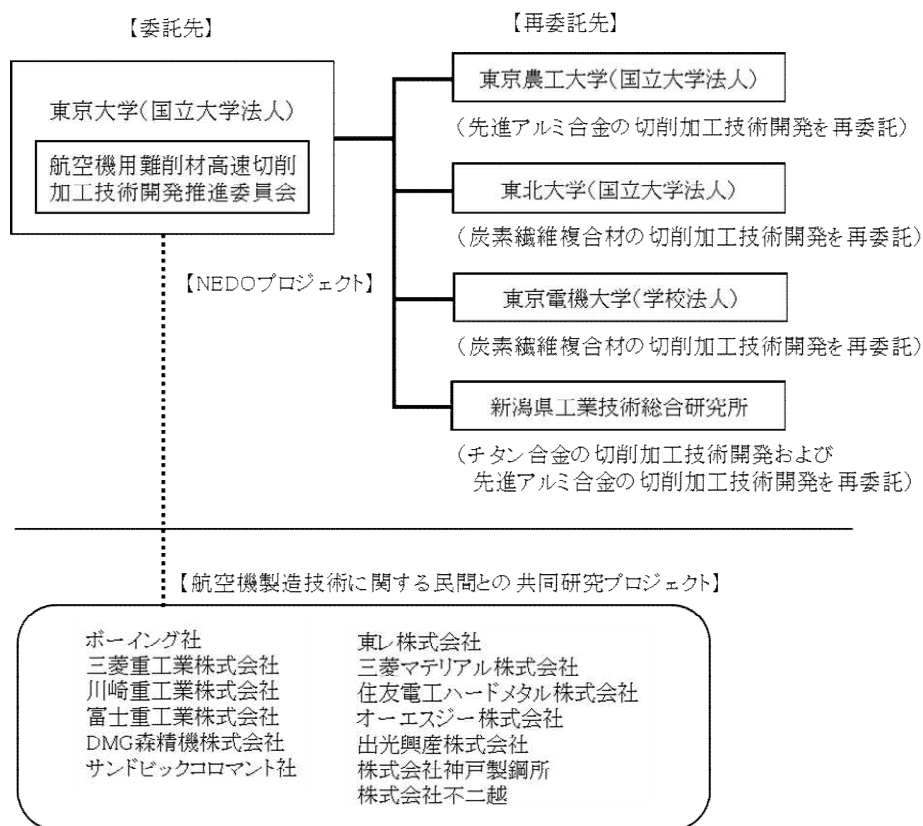


図16 研究体制

「次世代構造部材創製・加工技術開発」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. 概要

次世代構造部材創製・加工技術(軽量耐熱複合材CMC技術開発(産学連携))として、以下の研究開発を実施した。

- (1) CMC (Ceramic Matrix Composites:セラミック複合材) 損傷許容評価技術
- (2) CVI (Chemical Vapor Infiltration:化学的気相含浸法) プロセス最適化
- (3) コーティング技術

2. 目的

本事業では、耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量の部材として開発が期待されているCMCの航空エンジンへの実用化を加速し、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。

3. CMC損傷許容評価技術

3.1 試験片素材の作製

三次元織り構成のCMC素材を作製し、試験片を切り出した。CMC素材の諸元をそれぞれ表3.1-1に示す。織物の積層構成は、直行する3方向に繊維が組まれた構造をしている。マトリクスは CVI (Chemical Vapor Infiltration; 化学気相含浸)、PIP (Polymer Impregnate and Pyrolysis; 液相含浸焼成)の2種類を含浸した。

表3.1-1 三次元織のCMC素材の仕様

項目	仕様
使用織物	チラノ ZMI 繊維
繊維構成	三次元織構成
インターフェースコーティング	窒化ホウ素
マトリックス構成	CVI + PIP

3.2 損傷評価技術の開発

非破壊検査の判定基準を決める手法を設定することを目的として研究を行った。機械試験(高温疲労試験、クリープ試験)を行い、最も強度要求が厳しい機械試験を選定した。また、損傷を表すパラメータとして永久ひずみを選定し、その永久ひずみの変化を以下の解析式で検討し、損傷状態を評価した。

$$\epsilon_p = \frac{R_f}{9\bar{l}\tau_s E_f} \left( \frac{\sigma_a^*(1-f) E_m}{E_c f} \right)^2$$

$\bar{l}$ はクラックの平均間隔、 $\sigma_a^*$ は最大負荷応力、 $f$ は繊維体積率、 $E_f$ 及び $E_m$ はそれぞれ繊維及びマトリックスのヤング率、 $R_f$ は繊維の半径、 $E_c$ は複合材料の繊維方向のヤング率



更に、非破壊試験の応答と永久ひずみの相関を取得することで非破壊検査の判定基準設定を試み、図3.2-1に示すステップで判定基準設定のプロセスを検討した。このプロセスを行うことにより、非破壊検査の判定基準を決めることが可能となり、その手法を選定することができた。図3.2-2に、赤外線を用いた非破壊検査の判定基準の設定例を示す。

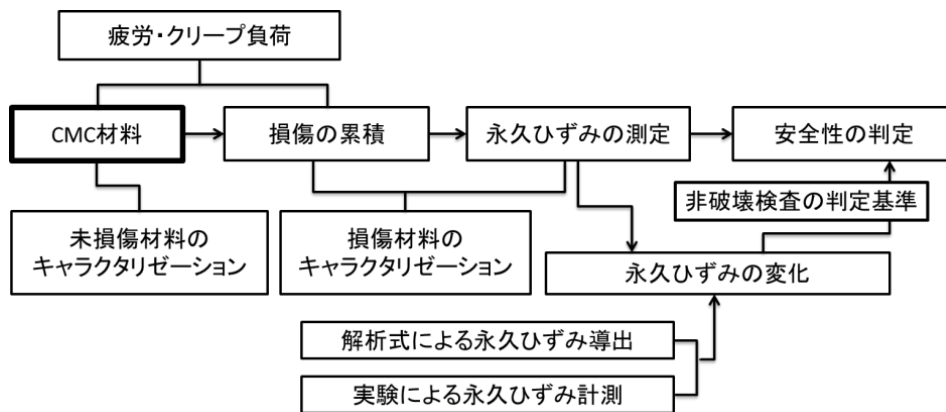


図3.2-1 解析モデル(一方向連続 SiC 繊維強化 SiC マトリックス複合材料)

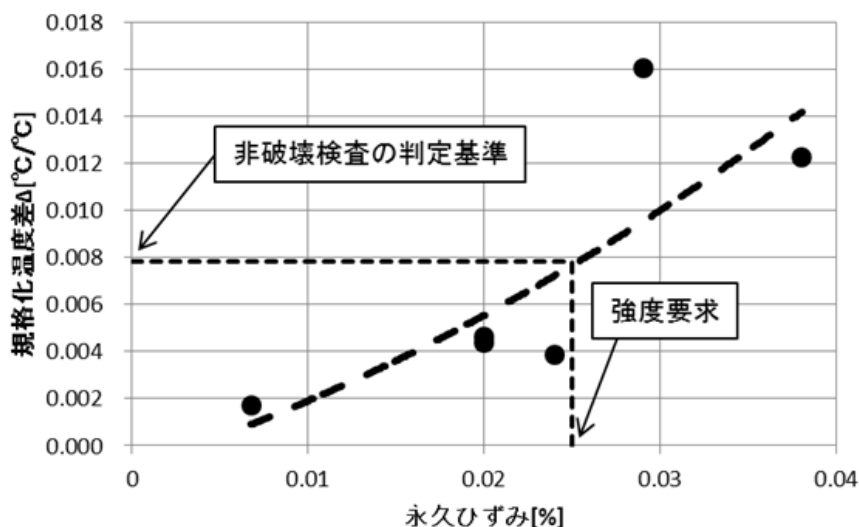


図3.2-2 非破壊検査の判定基準の設定例

### 3.3 静的荷重の負荷除荷、疲労負荷およびクリープ荷重時の損傷メカニズムの解明

本節では、高温環境下での負荷除荷試験、疲労試験およびクリープ試験による中断試験片のき裂密度を計測し、負荷応力、サイクル数および負荷時間に対する変化を整理してその挙動を明確にした。さらに、この挙動を損傷パラメータである永久ひずみまたはクリープひずみと関連付けた。

図3.3に、疲労試験におけるき裂密度と永久ひずみの変化を示す。サイクルに対して密度が比較的単調に増加するき裂は、荷重方向のX繊維束き裂であることが確認され、永久ひずみとX繊維束き裂に相関があると考えられる。

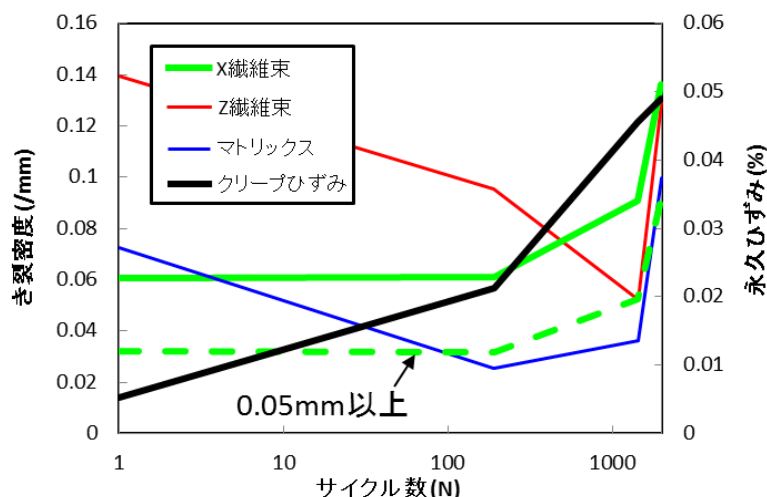


図3.3 疲労試験におけるき裂密度と永久ひずみの変化 (X糸-Y糸面 破断応力の34%)

### 3.4 構造供試体による損傷予測手法の実証

本節では、今年度までに開発した解析手法を用いた損傷予測について、図3.4-1に示す構造供試体試験により実証した。損傷予測の実証は、損傷パラメータである永久ひずみ分布を解析により求めて、平滑試験片で取得した永久ひずみとき裂密度の関係を用いて予測した損傷分布を、構造供試体の中断試験で観察した結果と比較することにより実施した。予測を行なう損傷の対象は、3.3節で永久ひずみと相関があるとしたX繊維束き裂とした。この比較結果を図3.4-2に示す。使用上問題となる損傷の厳しい箇所と程度は予測可能であることが確認され、解析による損傷予測手法の有効性が実証できた。

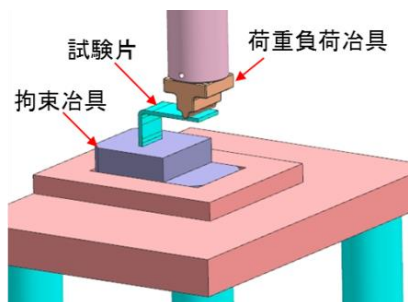
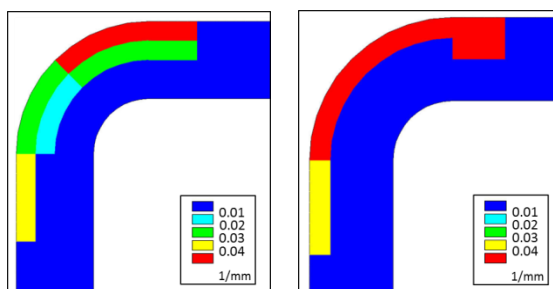


図3.4-1 構造供試体試験の形態



(a) 予測結果

(b) 計測結果

図3.4-2 損傷予測の予測結果と試験結果の比較 (構造供試体におけるX繊維束き裂密度分布)

## 4. CVIプロセス最適化

### 4.1 CVI反応条件の最適化

#### 4.1.1 テスト基板を用いた速度解析と表面成膜反応モデリング

CVI(chemical vapor infiltration、化学気相含浸法)条件の反応設計に向けて、炉内の典型的な原料ガス滞留時間におけるCVI表面成膜反応モデリングを実施した。AR1000:1トレンチテスト基板を用いてCVI表面成膜反応モデリングに取り組んだ(AR: aspect ratio、アスペクト比)。図4.1.1-1に示す通り3種の成膜パスが存在している事が明らかになった。

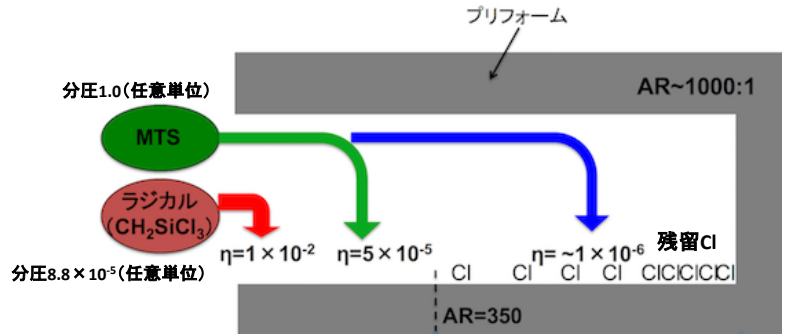


図4. 1. 1-1 プリフォーム内部での表面成膜反応モデル

#### 4. 1. 2 超均一 CVI に向けた犠牲層の検討

比表面積が大きな繊維を犠牲層としてプリフォームに巻き付けることで、ラジカル成膜種を犠牲層内部でトラップし、プリフォーム内部は均一含浸に適した MTS のみでマトリックスの形成を行うことを検証した。図4. 1. 2-1に犠牲層の有無に伴うトレンチテスト基板 (AR=5:1~50:1) 内の埋め込みの変化を示す。犠牲層を使用することでラジカルの寄与が消え、埋め込みの均一性が飛躍的に増加した。

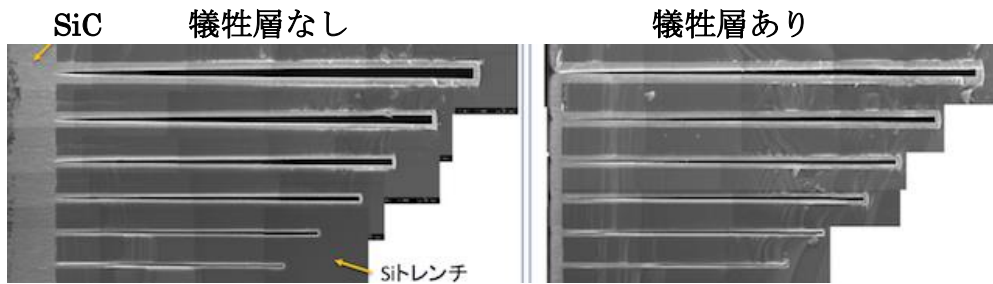


図4. 1. 2-1 犠牲層を用いたトレンチテスト基板への超均一 CVI 成膜

#### 4. 1. 3 MTS/H<sub>2</sub>系における SiC-CVI プロセスの総括反応モデル構築

図4. 1. 3-1は本年度報告する総括反応モデルである。昨年度からの変更点としては、Hラジカルの発生経路に関して、素反応式からは MTS から発生がほぼ無く、CH<sub>2</sub>SiCl<sub>3</sub> やその他のラジカルからの発生が主であるため、変更を施した。具体的には MTS から H への経路を削除、CH<sub>2</sub>SiCl<sub>3</sub> から H ラジカルへの経路(速度定数値  $k_4$ )を追加した。気相速度定数値は総括反応モデルの気相化学種の時間発展が素反応モデルの挙動と一致するように決定し、成膜速度を再現するように表面反応速度定数値を決定した。

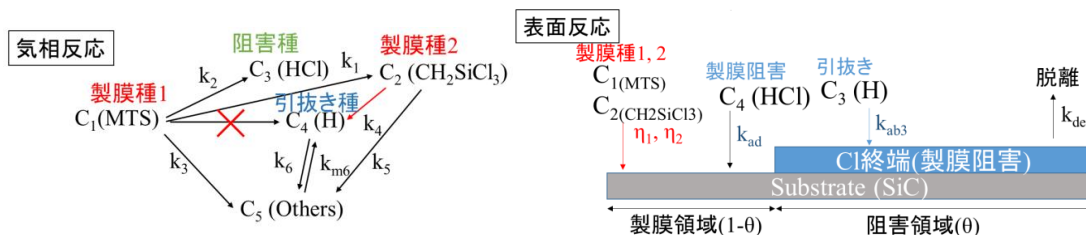


図4. 1. 3-1 新総括反応モデル概要

#### 4. 1. 4 最適CVI条件設定の提案

4. 1. 1及び4. 1. 2の検討によって「CVIの表面成膜反応モデル」「成膜種の種類」「均一成膜の手法(犠牲層)」による最適条件を設定した。

#### 4. 1. 5 工業炉を模したCVI炉による最適条件の検証

4. 1. 4までに得られた指針を基にして、最適条件を設定し、工業炉を模したCVI炉で検証試験を実施した。最適条件と従来条件の比較を図4. 1. 5-1に示す。従来条件の炉全体の成膜量を1.0とすると、最適条件1は2.7、最適条件2は2.4であった。よって、今回の検討でCVI時間は半減以下になった。以上により、前年度までに構築した反応モデルを更新し、最適な反応条件を示し、実証試験で目標達成の効果を確認した。

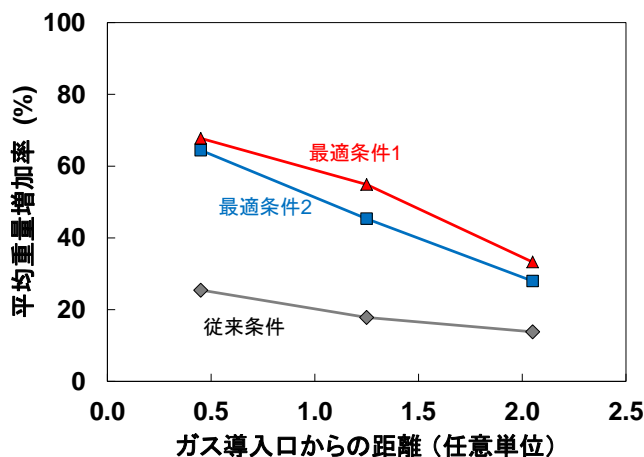


図4. 1. 5-1 最適条件と従来条件の比較

#### 4. 2 副生成物低減

本項での研究では副生成物低減のための排ガス後処理方法の低減を目的とした。量子化学計算に基づいた反応機構を用いて副生成物生成経路を解析し、副生成物の生成量を減少、根絶させる反応条件を検討した。また、実証試験も行い、排ガス処理温度を最適化することにより、処理なし場合と比較して副生成物を49%まで低減することができた。

#### 4. 3 CVIシミュレーション技術

本年度のシミュレーションにおいては、拡散モデルがCVIシミュレーションに及ぼす影響を把握するために、有効拡散係数を用いるケース1とCVIの全領域にわたって分子拡散を仮定したケース2について検討した。

材料平均密度の経時変化を図4. 3. 1-1に実測値とシミュレーション結果との比較で示す。ケース1ではいずれの材料においても実測値を再現できている。ケース2では材料(平板1-6、平板1-38、円板)によっては後半のCVIで実測値とのズレがあったが大筋再現できている。

以上により、前年度までに構築したMTSを原料とする、等温等圧CVIプロセス非定常シミュレーション技術を、CVI工業炉に適用した。炉内の材料配置によって異なる含浸挙動についても概

ね再現することができ、工業的なサイズのCVI炉におけるシミュレーションの主要な課題が解決できた。これらにより、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した。

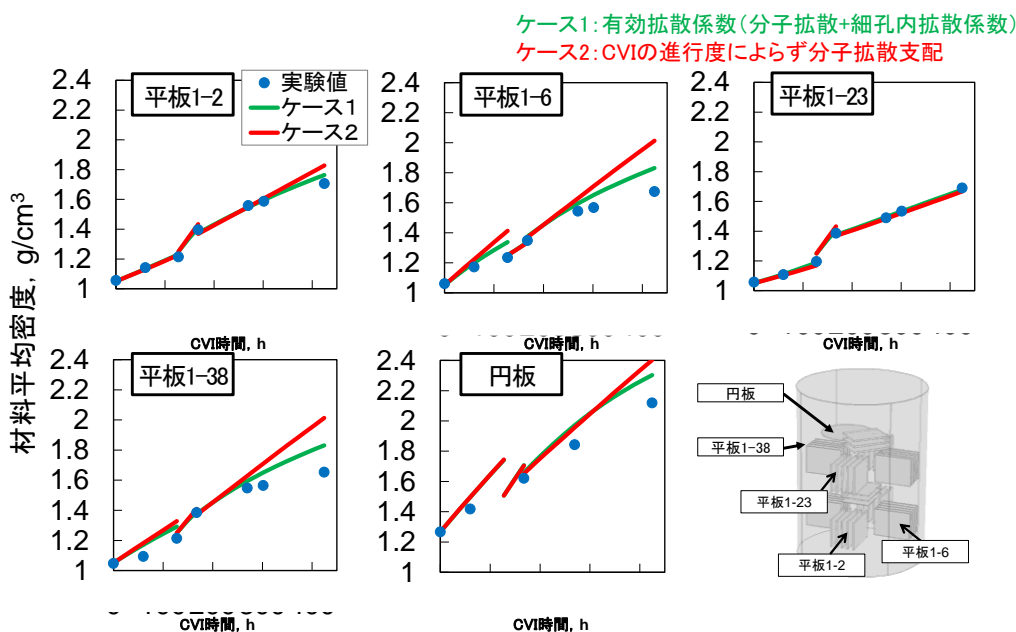


図4. 3. 1-1 材料平均密度の経時変化

## 5. コーティング技術

### 5. 1 コーティング改良・基板改質、施工方法の評価

昨年度開発材の酸化物系①材と同様に高価な元素を用いず、簡便なプロセスで施工できる修理可能な耐エロージョンコーティングであり、かつ耐エロージョン性の向上が期待できる酸化物系②材の材料系と施工プロセスを確立した。また、高温エロージョン試験によってエロージョンレートを取得するための試験片を作製した。

耐サンドエロージョン性が良好であった表面改質層について、その施工性向上を目的としたプロセス技術の検討・試作を行い、簡易な施工を可能とした。

### 5. 2 高温エロージョン試験

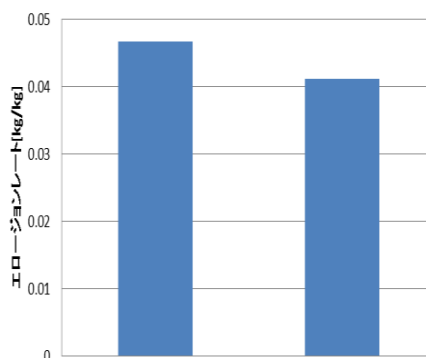
5. 1項に示す改良コーティングにつき、実機タービンを想定した高温環境におけるサンドエロージョン試験を行い、耐エロージョン性の向上を確認した。試験に用いたエロージョン(バーナー; 高温・高速)試験機の概略を、図5. 2-1に示す。試験前後の外観写真と、得られたエロージョンレートを図5. 2-2および3に示す。比較用データとして平成26年度に作製、試験した①材のエロージョンレートを示した。昨年度作製した①材と比較して、②材は外観写真上のCMC基板の露出エリアが大幅に小さくなっており、CMC基板が保護されていることが分かる。また、エロージョンレートの値は①材より僅かに減少し、耐エロージョン性が向上していることがわかる。また、図5. 2-2の外観写真から明らかなように、②材はエロージョン粒子衝突エリア外である試験片の外縁部で剥離が見られることから、重量変化から換算するエロージョンレートを過大評価していると考えられる。試験片外周部のコーティング剥離は、試験時のハンドリング等で剥離したと思われる。

評定部での比較では、②材の CMC 基板の露出は①に比べ十分小さく、コーティングの耐エロージョン性の改善が確認された。



図5. 2-1 エロージョン(バーナー)試験機概略図  
(高温・高速)

	試験前	試験後
②材 (H27 年度)		
①材 (H26 年度)		



①材 (H26 年度) ②材 (H27 年度)

図5. 2-3 エロージョンレート取得

図5. 2-2 エロージョンレート取得試験 試験前後の外観写真 (高温・高速条件)

### 5.3 エロージョンシミュレーション

航空機エンジン実部品では様々な角度から砂が衝突し、サンドエロージョンが生じる。この現象をシミュレーションで予測することは、部品の寿命を推定する上で有効である。平成27年度は、平成26年度までに構築したエロージョンの予測法について、高温エロージョン試験データとの比較検証により、その予測精度を向上した。また、この精度の高いシミュレーション技術を用い、タービン翼のエロージョンの加速評価手法の検討・構築を行った。

まず、高温・低速の試験データについて、試験片の設置角度、粒径、コーティング材質を変えたケースで、シミュレーションと試験値の比較を行った。設置角度、粒径、コーティング材質に応じて、衝突後の粒子の挙動や再衝突の状況が変わるメカニズムがシミュレーションで明らかになるとともに、それ等に応じたエロージョンレートの変化の傾向および値のレベルは、試験とシミュレーションとで概ね整合する結果が得られた。

一方、高温・高速の試験データについても、同様に、試験片の設置角度、粒径、コーティング材質を変えたケースにつき、比較を行った。この高速の条件では、低速の条件に比べ、粒子が受ける流体力が大きいと、特に衝突後の粒子の挙動が、より流れに追従しやすいというメカニズムが明らかになった。また、低速の場合と同様に、設定条件や材質によるエロージョンレートの変化の傾向や値のレベルは、試験とシミュレーションとで概ね整合する結果が得られた(図5.5-1)。

試験データとの比較検証により高精度化したシミュレーションを、タービン翼におけるエロージョン予測に適用した。その結果、まず粒子軌道の特徴としては、粒子が翼の前縁および正圧面に集中的に衝突することが明らかになり、また翼の表面材質の違いにより、衝突後の粒子の挙動に差異が生じることがわかった。これに応じて、エロージョンも前縁および正圧面で顕著になり、負圧面には殆ど生じないことがわかった。CMC(母材のみ)の場合に比べて、コーティングを施した場合は、大幅にエロージョンを抑制できると予測された(図5.5-2)。

以上より、高精度化したシミュレーション技術を用い、タービン翼のエロージョンの加速評価が実施できた。

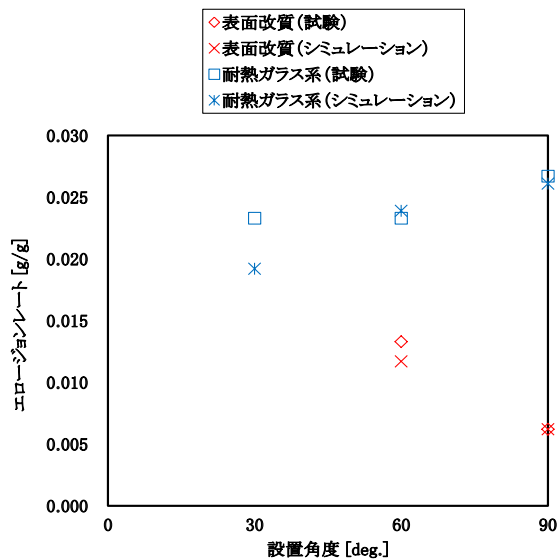


図5.5-1 エロージョンレートの比較  
(高温・高速条件)

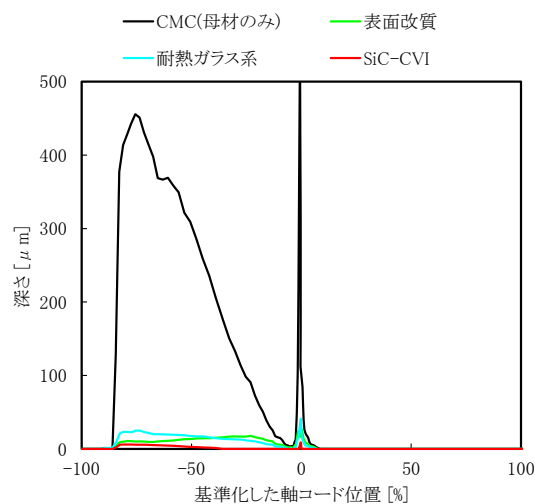


図5.5-2 翼のエロージョン分布予測

6. 研究開発成果まとめ

各開発項目別に研究目標と成果を示す。(株)IHI は全ての項目を担当した。また、各共同研究先の主な成果を()にて示す。

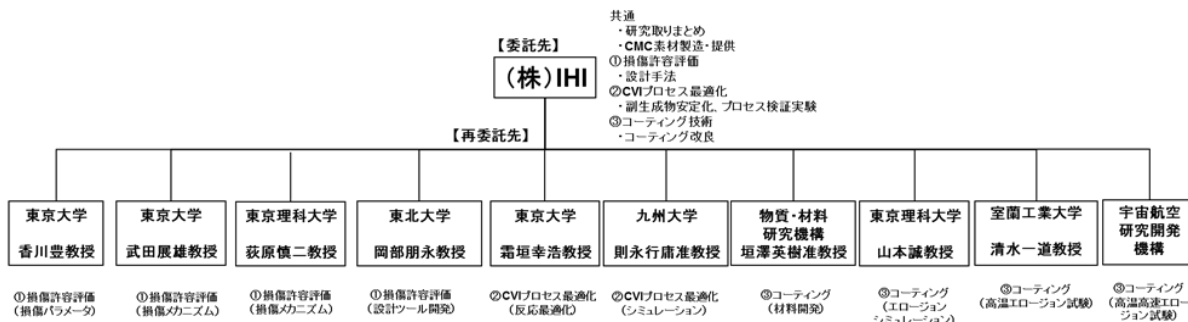
表 6-1 成果まとめ

開発項目	目標・指標	成果	達成度
(1)CMC 損傷許容 評価技術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・主要な要求特性である疲労、クリープ試験における寿命、損傷パラメータおよ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。</li> <li>・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損傷を予測し、構造供試体を用いて実証実験を行う。</li> <li>・実証試験結果と比較・評価を行い、設計ツールの妥当性を確認する。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・永久ひずみを用いて疲労、クリープ試験における損傷状態を評価し、非破壊試験の応答との相関を取得することで、非破壊検査の判定基準を決める手法を設定した。(東大)</li> <li>・損傷の発生、進展を予測する設計ツールを開発した。(東北大) 開発ツールにより、湾曲部を持つ構造供試体の損傷予測と実証実験を行った。(東大)</li> <li>・開発した設計ツールは、実部品使用上問題となる損傷の厳しい箇所と程度(理科大)が予測可能であることが実証試験で確認された。</li> </ul>	達成
(2)CVI プロセス 最適化	<ul style="list-style-type: none"> <li>・CVI の含浸効率を従来比で 50%以上改善する。</li> <li>・副生成物を半減する方法を確立する。</li> <li>・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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・構築した表面製膜反応モデルから CVI 条件の最適化を行い、CVI 炉における実証実験を実施したところ、従来と比較し含浸効率が 58%改善した。(東大)</li> <li>・排ガス処理温度を最適化することにより、副生成物を 49%まで低減することができた。</li> <li>・実験解析から得た反応モデルを用いることで、工業的なサイズの CVI 炉でも計算が収束する実用的なシミュレーション技術が構築できた。精度も十分であることを確認した。(九大)</li> </ul>	達成
(3)コーテ ィング技 術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・CMC の損傷に対し、修理可能なコーティングを確立する。</li> <li>・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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・高価な元素を用いず、簡便なプロセスで施工できる修理可能なコーティングについて、材料系及び施工プロセスを確立した。(NIMS)</li> <li>・平板高温エロージョン試験(室蘭工大/JAXA)の結果でモデルを高精度化し、CMC 翼のエロージョンの加速評価が可能となった。(理科大)</li> </ul>	達成



### 7. 実施体制

株式会社IHIが研究開発全体を統括した。以下に示す5つの大学(東京大学、東北大学、九州大学、東京理科大学、室蘭工業大学)、及び1つの研究機関(宇宙航空研究開発機構)との共同研究を行った。



### 8. 今後の課題・事業化の見通し

本研究開発にて、CMCの事業化に向けて残された設計・製造・修理の主要な課題は克服されることから、航空エンジンへのCMC適用に向けての大きなリスクは無くなる。今後、部品設計・解析・製造開発を並行して進め、材料試験規格の設定、材料データベース取得、実部品設計・製造、エンジン耐久試験等を実施し、実機適用の段階に移行する。得られた成果の利用主体は、今後開発される各種の航空機用エンジンを想定している。

さらに、事業化を確実にするためには、現在の試作レベルの製造量から量産規模の製造量に飛躍的に拡大できる見通しが必要不可欠であり、量産時の製造プロセス条件、速度を実証することが重要である。本研究開発で設定した製造プロセス条件、速度を実証する実証設備を導入中であり、実機適用を確実にする。

### 9. 開発技術の適用による効果

本研究開発によって得られる技術は民間用、防衛用を問わず航空エンジンに適用できる基盤技術であり、深刻化する資源の枯渇、地球温暖化防止などの面から燃料消費を抑えた次世代の高性能エンジンでの実用化が期待される。本研究成果によりタービン翼、シュラウド等の航空機用エンジン部品への適用が可能となる。各部品で30%の軽量化が見込まれ、金属部品に比べ耐熱温度を200℃上昇させることにより冷却空気を約30%低減できることから、エンジンの熱効率向上による燃費改善が見込まれる。さらに冷却空気の削減は、その流路面積に相当する分のエンジンのコンパクト化につながり、エンジン重量を更に低減する効果が見込まれる。熱効率向上と軽量化の燃費改善効果を合わせると、CMCを適用することにより約10%燃費を改善する省エネ効果が可能と期待される。

以上

## 公開版

### IV. 成果の実用化に向けての見通し及び取り組みについて

#### 1. 実用化に向けた取り組み

##### A. 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) 複合材料

###### (a) SHM 技術

SHM に関する要求は、エアライン、OEM、MRO、Tier1 などそれぞれ異なり、それぞれ何を求めているのかを調査・把握した上で、各要求にミートさせることが極めて重要である。また、国土交通省航空局（JCAB）へのアピールも、エアラインを動かすためには重要である。

FAA、EASA、JCAB 等の認証機関と認証取得法について議論を深めることが重要であり、引き続き、議論を行っていく。

NEDO では、平成 27 年度に SHM に関して、「光ファイバを用いる構造ヘルスマモニタリングに関する検討」で調査を公募し、技術委員会や有識者専門委員会で議論を行い、海外研究開発動向及び市場性を基にした波及効果・普及策を検討し、その実現可能性・将来性を明確にする調査事業を行った。本調査事業の方向性を今後に生かす。

###### (b) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

融着、接合による部材の一体化技術を開発し、軽量化と低コスト生産を達成し、次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

###### (c) 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し、軽量化と低コスト生産を達成し、次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

###### (d) 高生産性・易賦形複合材の開発

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して、次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

###### (1) 軽金属

###### (a) チタン合金接合技術

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、高品質接合技術とボイド等の検査技術を開発して、次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

###### (b) チタン合金粉体焼結技術

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、

## 公開版

素材使用量と切削加工工程の削減に資する紛体焼結によるチタン合金の複雑形状成形技術を開発して、次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

### (c) マグネシウム合金開発

マグネシウム合金を航空機に適用するために、高強度、高耐燃性及び高耐食性を有する合金を開発して、品質データを取得することで構造材料としての妥当性を確認する。当初は1次構造材ではなく、キャビン内のギャレー、シート等の2次構造材としての実用化を目指す。

## B. 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) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

大型積層機は海外勢に圧倒されているため、ニッチな小型タイプ自動積層装置を、安価で汎用性・量産性を持った装置として、実用化を目指す。製造プロセスとしての認定を取得する。

### (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、現在の作業者による手貼り製造で蓄積したノウハウを生かしつつ、小型タイプ自動積層装置を縦横に使い回し試行錯誤を繰り返すことで、中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立する。

## C. 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

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、環境適応性の向上、並びに加工品位の向上を達成し、低コストでスマートな加工技術として次期量産機の製造プロセスとしての認定を取得する。

## D. 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）」

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 の実用化にとって、課題となっている損傷許容評価等の基盤技術を開発することにより、世界の航空エンジンメーカーでの部材採用を目指す。

## 2. 実用化に向けた具体的取り組み

### 2.1 継続テーマ実施体制

平成 28 年 3 月で、①～④-1 のテーマは終了した。H27 年度に開催した技術推進委員会で妥当性が確認された「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」、「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」及び「航空機用難削材高速切削加工技術開発」の枠組みで、H28 年度公募を行った。一部テーマについては、ほぼ同じ実施体制でスタートする予定である。④-1「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（基盤技術開発）」は、H27 年度に公募した④-2「軽量耐熱複合材 CMC 技術開発（高性能材料開発）」に実質的に引き継がれている。H27 年度開催した技術推進委員会で④-2 は、部

## 公開版

材開発を担当する実施者を繊維開発を担当する実施者からの再委託ではなく、NEDO からの委託先に変更する妥当性が確認された。NEDO は、実施体制を強化してオールジャパンで研究開発を行える体制を確立している。

### 2.2 開発スケジュール

本事業は、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。次期量産機のローンチは平成 30 年（2018 年）、EIS(Entry in Service 運航開始)は、平成 37 年（2025 年）と予想されている。ローンチに合わせた技術開発と製造プロセスの認定取得を目指していくこととする。継続テーマに関しては、次期量産機の開発計画に沿った実施計画書を作成する。

### 3. 実用化の見通し（市場ニーズ、ユーザーニーズ）

#### A. 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) 複合材料

###### (a) SHM 技術

現在 TRL6 に到達した技術で、エアバスとの飛行実証が順調に推移すれば実機搭載は可能である。

###### (b) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

###### (c) 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

###### (d) 高生産性・易賦形複合材の開発

主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。

##### (2) 軽金属

###### (a) チタン合金接合技術

###### (b) チタン合金紛体焼結技術

主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。

###### (c) マグネシウム合金開発

H27 年度に NEDO が実施した技術推進委員会では 1 次構造材としての適用が念頭にあったが、技術推進委員会の指示により構造屋と連携した体制で評価を実施した結果、まずは、キャビン内のギャレー、シート等の 2 次構造材としての実用化を目指すことになった。300 人乗り航空機において、シートをマグネシウム合金に材質変更すると大幅な減量が達成できることから、実用化の可能性は大にある。

#### B. 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) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

##### (2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

## 公開版

主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。

### C. 研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

主要OEMからのコストダウン要請は尽きることが無く、次期量産機の製造プロセスとしての可能性は大いにあり、認定取得は充分可能である。

### D. 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）」

エアラインからの燃費低減圧力は一層増している状況にあり、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有望である。先行する海外勢よりも価格対応力がある日本勢の市場参入、シェア拡大は大いに期待できるところである。

### 4. 波及効果（技術的・経済的・社会的効果、人材育成等）

(1) 難削材の高速切削加工技術は、中小零細企業へ技術移転を行い、産業の裾野を広げるのに最も適した技術であり、波及効果はとて大きいと言える。

(2) マグネシウム合金材料では、難燃性、高強度、高耐食性が課題となり、技術開発が進められているが、これの課題は航空機のみならず、自動車、鉄道車両、建材分野等にも当てはまることから、開発したマグネシウム合金の航空機以外の分野への適用による経済波及効果はとて大きいと言える。

(3) SHM 技術は、複合材をブラックメタルと呼ばれる使い方から、複合材本来の特性を生かした使い方への変換を促し、日本固有の軽量化構造を達成する大きな可能性を持っている。

(4) 本テーマでは、基礎研究について大学への再委託を行っているが、最先端の研究を通じて材料工学分野の人材育成に貢献している。

## 「次世代構造部材創製・加工技術開発」基本計画

材料・ナノテクノロジー部

## 1. 研究開発の目的・目標・内容

## (1) 研究開発の目的

## ①政策的な重要性

航空機産業は、国際的な産業競争が激化する状況にある。世界の民間航空機市場は年率約5%で増加する旅客需要を背景に今後20年間の市場規模は、累計約3万から3万5千機(4~5兆ドル程度)となる見通しである。「産業構造ビジョン2010」では、国内航空機産業を2020年迄に2兆円にほぼ倍増させるとともに、2030年には売上高3兆円を達成すると、謳われている。厳しい競争の中で、航空機産業では高度な先進技術開発が進められてきており、これらを他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進める上で、重要な役割を果たすことも期待されている。また、燃費改善、環境適合性等の市場のニーズに応えるため、近年の航空機(機体・エンジン・装備品)では軽量化のために構造部材として複合材及び軽金属等が積極的に導入されており、先進的な素材開発及び加工技術開発等が急務となっている。

国際的な産業競争が激化する状況下、サプライヤービジネスにおいても今後激しい競争にさらされていくことが予想されるため、我が国においても航空機産業の国際競争力を維持・拡大していく必要がある。

## ②我が国の状況

我が国の航空機産業は、モジュール単位での国際共同開発への参画拡大(例:B787…機体の35%、エンジン(Trent1000、GEnX)の15%)を通じて、生産額も約1.5兆円まで拡大したが、依然主要国より一桁小さい規模である。我が国の強みは、精度の高さと品質管理、納期遵守、複合材等の素材関連技術(例:東レがB787の炭素繊維を独占供給)等であり、高品質を求められる航空機産業(機体・エンジン・装備品)において米・欧とも、日本との更なる協力を模索している。

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

### ③世界の取組状況

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

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

### ④本事業のねらい

航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料及び軽金属材料等の関連技術開発を両輪として、航空機に必要な信頼性・コスト等の課題を解決するための要素技術を開発する。これにより、航空機の燃費改善によるエネルギー消費量とCO<sub>2</sub>排出量の削減、整備性向上、安全性の向上並びに我が国の部素材産業及び川下となる加工・製造産業の国際競争力強化を目指す。

## (2) 研究開発の目標

### ①アウトプット目標

次世代航空機に搭載され、大幅なエネルギー消費量とCO<sub>2</sub>排出量の削減に資する先進的な構造材料及び加工技術を確立する。研究開発項目は多岐にわたるため、具体的な開発目標は、別紙の研究開発計画に記載する。

### ②アウトカム目標

本事業で開発した成果が次世代航空機に搭載され、軽量化とエンジンの高効率化による燃費改善が図られることにより、2030年において、25万tのCO<sub>2</sub>削減が期待される。

### ③アウトカム目標達成に向けての取組

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

### (3) 研究開発の内容

上記目標を達成するために以下のテーマについて、研究開発を行う。

具体的な開発内容は、別紙1の研究開発計画の通りとする。

#### 【委託事業】

- 研究開発項目① 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」
- 研究開発項目①-2 「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発(第二期)」
- 研究開発項目② 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」
- 研究開発項目②-2 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発(第二期)」
- 研究開発項目③ 「航空機用難削材高速切削加工技術開発」
- 研究開発項目③-2 「航空機用難削材高速切削加工技術開発(第二期)」
- 研究開発項目④-1 「軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)」
- 研究開発項目④-2 「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」
- 研究開発項目⑤ 「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

本研究開発は、実用化まで長期間を要するハイリスクな基盤的技術に対して、産官学の複数事業者が互いのノウハウ等を持ち寄り、協調して実施する事業であり、委託事業として実施する。また、開発成果の社会への浸透を図るため、成果の一部は、開発段階に合わせて順次実用化する。

## 2. 研究開発の実施方式

### (1) 研究開発の実施体制

NEDOはプロジェクトマネージャーとして、NEDO材料・ナノテクノロジー部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増大している。しかし、チタン合金は機械加工等の加工性が悪く、加工コストが非常に高いという問題がある。次期民間航空機をターゲットとし、適用可能な接合及び粉体焼結技術等の開発が必要である。

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

##### (3)総合調査研究

本分野は、国内外で活発に研究開発が行われており、技術トレンドの動きも早い。そのため、国内外の研究開発動向や政策支援の状況等を調査・分析し、研究開発の方向性や目標レベル等を常に確認し、研究開発を効率的・効果的に推進していく必要がある。

## 2. 研究開発の具体的内容

### (1) 複合材構造部材

航空機の運航に伴う整備、点検作業を効率化して、航空機運用のメンテナンスコストの大幅な低減を実現するために、光ファイバセンサによる診断技術を活用し、実飛行環境でも十分なシステム信頼性を有する複合材構造健全性診断技術を開発する。また、構造健全性診断技術を応用した成形モニタリング技術も活用し、高効率・低コストな複合材及び成形プロセスを開発する。将来的には、成形時から運用まで構造健全性をモニタリングすることで、航空機用複合材部品の寿命全体に渡るライフ・サイクル・モニタリング技術開発につなげていく。研究開発の具体的内容を下記する。

#### (a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

広域分布歪み計測によるモニタリングシステム及びモニタリングセンサの信頼性及び耐久性を向上させるとともに、運用時のシステムの信頼性、耐久性の評価を行う。また、実機や実大構造等を用いたシステム適用性の評価を行う。

#### (b) 光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム実用化技術の開発

複合材構造の構造健全性診断の一つである光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムの高性能化を図るとともに、信頼性・耐久性の評価、実証を行う。

#### (c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

構造中に発生する損傷に起因して様々に変化するラム波を解析することにより、複合材接着構造全般(接着修理を含む)に発生する恐れのある接着剥がれや層間剥離の発生・進展を検知できる診断技術を開発し、実用に耐えうることを実証する。

#### (d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

ハイサイクル成形が可能な熱可塑複合材の成形技術を開発する。熱可塑複合材の融着、接合による部材の一体化技術を開発し、要素部材製造、評価を通じて強度、剛性、品質、靱性、耐環境特性及び成形性の観点からの成形、接合プロセスの検証及びモニタリング技術の検証を行い、構造、成立性、ライフサイクルコスト低減効果を評価する。

#### (e) 光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術の開発

複合材構造の構造健全性診断手法を活用した成形モニタリング技術の開発及び本技術を活用した低圧成形プロセスの開発を行う。共通の光ファイバセンサを用いた成形・運用モニタリング技術の開発を行う。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

高ビルドレート・複雑形状が要求される次世代小型機構造部材向けに、プリプレグに所定の切込を挿入し、弾性率・強度を保持しながら賦形性を向上できるUACS(Unidirectionally Arrayed Chopped Strands)コンセプトを適用し、繊維層のうねり、ボイド発生を抑制して高強度かつ不良品率の低い複合材を開発する。また、その力学特性、成形性(流動性、形状追従性)について評価し、データベース化する。最終的には、構造部材で特に複雑形状が要求され、実用化の可能性の高い部材を選定し、試作した上で、構造、成形成立性を評価する。

(2) 軽金属構造部材

(a) チタン合金接合技術の航空機への適用研究

難加工性のため製造コストの高いチタン合金を航空機部品製造に適用するための技術を開発する。

- 高品質接合技術の開発
- 接合欠陥の検出技術の開発及び高品位品質保証技術の開発

(b) チタン合金粉体焼結技術の航空機への適用研究

素材使用量と切削加工工程の削減に資する粉体焼結によるチタン合金の複雑形状成形技術を開発する。

- 粉末焼結による複雑形状の成形技術開発
- 粉末焼結部品を用いた設計・品質保証手法の開発

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

Mg合金を航空機に適用するために、高強度、高耐燃性、高耐食性を有する以下の合金を開発する。

- 航空宇宙機構造用KUMADAI マグネシウム合金開発
- 航空機構造用マグネリチウム合金開発

(3) 総合調査研究

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

3. 達成目標

【最終目標(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、航空機用難削材材料の高速切削加工技術、さらには、高品位加工技術の開発による後工程の削減、他の加工技術との組み合わせによる工程転換を実現することによって加工時間の短縮を図るとともに、消費電力が少なく、切削油の使用量を削減した環境対応型切削技術を開発する。

### 2. 研究開発の具体的内容

本高速加工技術の開発では、加工時間の短縮と加工に係わるエネルギー使用の合理化、加工品位の向上についても留意し、航空機用難削材材料の総合的な切削加工技術の高度化を実現する。以下具体的に記述する。

#### (1) チタン合金の切削加工技術開発

##### (a) 手仕上げ不要な仕上げ加工技術の実部品形状への適用

チタン合金製の航空機機体部品の多くは、ポケット形状に切削する加工が非常に多く、その際に、ミスマッチ(手磨きの必要な加工段差等)と呼ばれる各工程間の繋ぎ目や微小段差等の加工不良が発生し、手仕上げ(磨き)の修正を経て部品が完成する。加工時間とコストの削減のため、広範な航空機部品への適用を目指して、様々なポケット形状に対応した手仕上げ不要な切削加工を実現する切削条件及び工具経路生成法等について検討するとともに、それらが加工面性状に与える影響についても検討を加える。

##### (b) 環境対応切削における高能率化の検討

チタン合金の切削においては、大径の工具を用い、大量の切削液を高圧クーラント装置で供給することが世界的な動向となっている。こうした技術の他に、生分解性ミストクーラントによるMQL(最小量潤滑)切削や冷却能力の高いOOW(Oil on Water)切削法の条件を最適化することにより、チタン合金の高効率な環境対応切削加工の実現とそれによるコスト削減を目指す。

#### (2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

##### (a) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

アルミリチウム合金製の長尺部材を加工後に外すと、残留応力により部材の変形が全体

的に生じる。変形の大きさは部材内の残留応力に依存するが、アルミ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、アルミニウム合金等の先進材料の導入によって、航空機の軽量化が図られ、次世代航空機に向けた開発が進められている。一方、これらの材料は、従来材料と比べて加工が困難であるため、加工に要するエネルギーの削減、加工時間の短縮、加工品質の向上、加工コスト低減を図るための技術開発が期待されている。炭素繊維複合材を50%、チタン合金を15%使用するボーイング787については、機体製造の35%を日本の三菱重工が受け持つようになり、以来、我が国での難削材の切削加工が急増している。機体の切削では、ポケット加工に代表されるように、素材の大部分を切りくずとして排出するため、加工能率の向上は製造コスト、ひいては、国際競争力に直接影響する。このことから、航空機用難削材の高品位かつ高能率な加工技術の向上に対する、ボーイング等のOEMからの要求はとどまることがない。

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

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

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

### 2. 研究開発の具体的内容

航空機用難削材の高速切削、ロボット切削、並びに、切削・金属ディポジション複合加工において、予測が必要なものは、加工力、工具や工作物の温度、仕上げ面残留応力、工具摩耗、炭素繊維複合材の剥離寸法、クーラントの流れ、熱応力などであるが、難削材の種類や

加工プロセスによって、最低限必要なものが異なる。加工プロセスの予測には多大な時間とコストが必要となるため、各プロセスの最適化や高性能な工具の開発にあたっては、最低限必要な物理量を効率的に求められるよう、有限要素法や有限体積法に基づくシミュレーション技術及び切削理論に基づくコンパクトでかつ高度な解析技術を開発する。これにより、予測技術をベースとしたスマートな航空機難削材高速切削加工技術の高度化を図り、革新的な切削加工技術開発を促進する。

### 3. 達成目標

#### 【中間目標(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の部材として開発が期待されているCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMC材料及び高性能SiC繊維を開発する。

#### (1) CMC材料の開発

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

#### (2) 高性能SiC繊維の開発

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

### 3. 達成目標

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

(2) 高性能SiC繊維の開発

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

## 研究開発項目⑤「航空機用構造設計シミュレーション技術開発」

### 1. 研究開発の必要性

新型旅客機ボーイング787の炭素繊維を東レが独占供給し、製造全体の35%までを日本の三重工(三菱重工業、川崎重工業、富士重工業)が受け持つ等、日本の航空業界は現在、成長・拡大期を迎えている。また、三菱航空機はYS-11以来およそ50年ぶりの国産旅客機MRJの開発を進めており、今後、自主開発等による自立的な成長が可能となることが予想される。昨今の計算機性能の向上に伴いCAE(Computer Aided Engineering の略)には大きな期待がかけられており、ボーイング、エアバスは、数値シミュレーションに集中投資をしている状況である。2社では、空力・設計・材料・生産までが非常にタイトに関係づけられたCAEを通じて体系化されており、これにより不要な人件費も実験も削れ、費用対効果の高い筋肉質な枠組みになっている。一方、我が国では、異なる分野間において別々に検討し、設計を収斂させるらせん型の設計方式が採用されており、分野間での情報伝達不備を生じやすく、開発期間の遅延等による開発コスト増加を引き起こしやすい現状がある。

CAEを援用することで我が国では経験の少ない全機設計を高度化することが可能となり、設計の初期段階から密な擦り合わせを行うことで、後工程での戻り作業を最小化することが可能となる。また、航空機構造認証プロセスでは、ビルディングブロック方式が採用されており、材料試験から始まり構造試験に至るまで膨大な実験が必要となる。複合材等の新規素材を採用した時には、一からすべての認証を実施する必要があり、多大なコストを要するが、CAEを援用することで実験数削減、期間短縮等が可能となり、構造認証にかかるコスト削減の一助となる。この様に、低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーション技術開発は、新規素材の適用による軽量化を実現し、航空機産業の国際競争力を維持・拡大していくためには、必要不可欠な技術である。

### 2. 研究開発の具体的内容

設計初期段階から空力と構造及び強度解析をシームレスに連成することで、高い次元での多目的最適設計が可能なシミュレーターを開発する。具体的には、構造解析能力を高めることで、材料・設計データ量を減らし、実試験量を減らす検討を行う。複合材構造衝撃損傷解析については、構造試験(構造要素から実大構造)の試験ケース数削減を可能にし、かつ、衝撃損傷に強い構造を設計可能なシミュレーション技術を開発する。

### 3. 達成目標

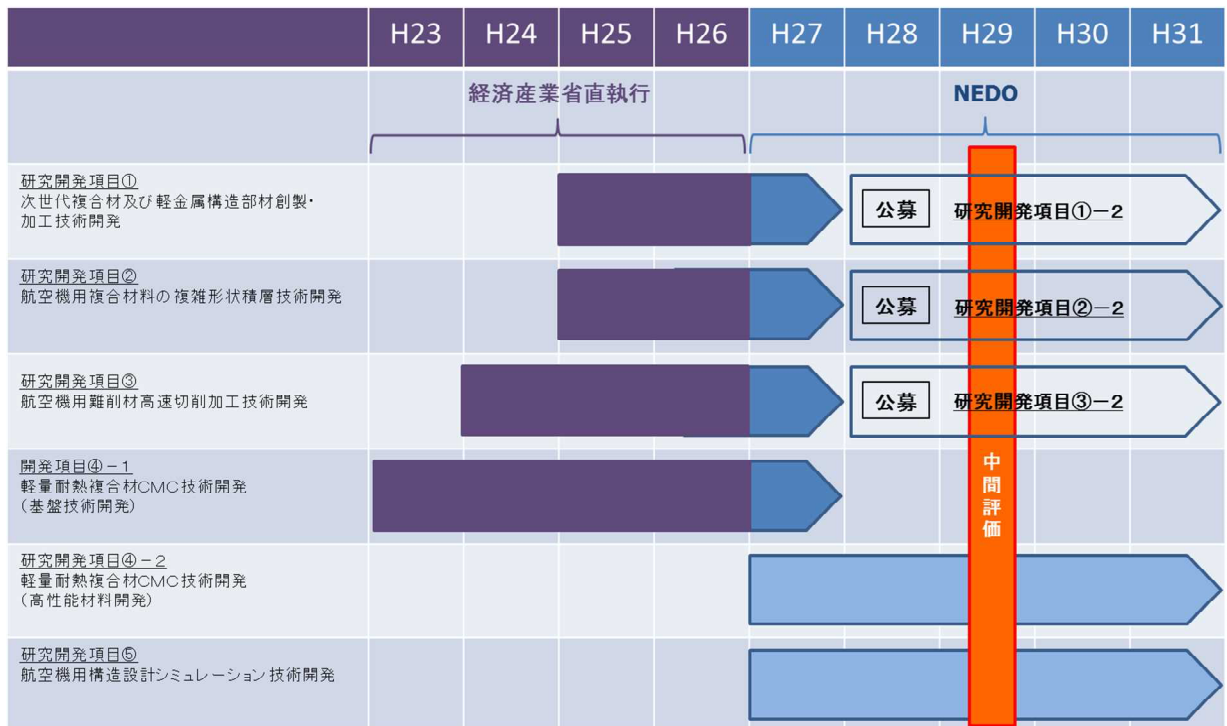
#### 【中間目標(平成29年度)】

- 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



特許論文等リスト

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) 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

【特許】

無し

【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	熊谷芳宏 (Y) 松浦聡 (Y) 鎗孝志 (M) 齋藤望 (M) 保立和夫 (T) 岸真人 (T) 吉田幹夫 (S)	高速・高空間分解能な光ファイバ歪み・温度分布測定技術 BOCDA —航空機構造健全性診断への取り組み—	横河技報 Vol.56、 No. 2 研究開発特集 一人の行動変容を促す—	無	H25. 12. 27
2	齋藤望 (M) 鎗孝志 (M) 熊谷芳宏 (Y) 松浦聡 (Y) 保立和夫 (T) 岸真人 (T) 武田展雄 (T) 榎本清志 (S)	分布型光ファイバセンシングを用いた航空機構造健全性診断技術開発	日本複合材料学会誌 Vol. 40、 No. 2	無	H26. 3. 3
3	鎗孝志 (M) 齋藤望 (M) 保立和夫 (T) 松浦聡 (Y) 榎本清志 (S)	航空機の点検コスト低減技術	三菱重工技報 Vol. 52、 No. 1	無	H27. 1

(発表者所属 T:東京大学、Y:横河電機、M:三菱重工業、S:素形材センター)

【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	齋藤望 (M) 鎗孝志 (M) 保立和夫 (T) 岸真人 (T) 松浦聡 (Y) 熊谷芳宏 (Y) 榎本清志 (S)	Developmental Status of SHM Applications for Aircraft Structures Using Distributed Optical Fiber	9th International Workshop on Structural Health Monitoring	H25. 9. 10
2	鎗孝志 (M)	光ファイバブリルアン分布型センシングによる航空機ヘルスマニタリング技術の開発	「フォトリックセンシング最前線」シンポジウム	H25. 9. 30
3	保立和夫 (T)	Brillouin Optical Correlation Domain Distributed Fiber Sensors	OSA Annual Meeting、Frontiers in Optics 2013	H25. 10. 7
4	保立和夫 (T)	Fiber Brillouin Distributed Sensing as Fiber Optic Nerve Systems	4th Asia-Pacific Optical Sensor Conference (APOS 2013)	H25 .10. 15
5	保立和夫 (T)	High Performance Distributed Optical Fiber Sensors for Smart Structures and Environmental Monitoring	OSA Optical Instrumentation for Energy and Environmental Applications	H25. 11. 4

6	齋藤望 (M) 鎗孝志 (M) 榎本清志 (S)	SHM Technology for Aircraft Structures Using Distributed Optical Fiber Sensor	13th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE13)	H25. 11. 11
7	齋藤望 (M) 鎗孝志 (M) 榎本清志 (S)	Flight Demonstration Testing with Distributed Optical Fiber Sensor	7th European Workshop on Structural Health Monitoring	H26. 7. 8
8	張春宇 (T) 岸真人 (T) 保立和夫 (T)	Enlargement of measurement range in Brillouin optical correlation domain analysis with high-speed random accessibility using temporal gating scheme for multiple-points dynamic strain measurement	24th International Conference on Optical Fibre Sensors Proc. of SPIE Vol. 9634, 96340H	H27. 9. 29
9	鎗孝志 (M)	航空機構造の信頼性向上を目指して～光ファイバ構造健全性診断技術	Tech Biz EXPO2015	H27. 11. 19
10	齋藤望 (M) 鎗孝志 (M) 榎本清志 (S)	分布型光ファイバセンシング技術の航空機適用に向けた取組み	日本機械学会 M&M2015 材料力学カンファレンス	H27. 11. 22

(発表者所属 T:東京大学、Y:横河電機、M:三菱重工業、S:素形材センター)

(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

【特許】

無し

【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	武田展雄(T)	Evaluation of damage detectability in practical sandwich structure application conditions using distributed fiber optic sensor	Structural Health Monitoring January 2016 vol.15 no.1 3-20	有	2015/12/15

(発表者所属 T ; 東京大学)

【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	平野 憲芳(K)	Detectability Assessment of Optical Fiber Sensor Based Impact Damage Detection System for Composite Airframe Structures	7th European Workshop on Structural Health Monitoring (EWSHM2014)	2014/7/8
2	平野 憲芳(K)	Development of Optical Fiber Sensor based Impact Damage Detection System for Composite Airframe Structures	13th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE13)	2013/11/11
3	平野 憲芳(K)	Development Status of Optical Fiber Sensor based Impact Damage Detection System for Composite Airframe Structures	9th International Workshop on Structural Health Monitoring (IWSHM2013)	2013/9/10
4	武田展雄(T)	Application of distributed fiber optic strain sensors for local indentation/impact damage detection in foam core composite sandwich structures	International Committee on Aeronautical Fatigue and Structural Integrity (ICAF) 2015 symposium	2015/6/1-5

(発表者所属 K ; 川崎重工業、T ; 東京大学)



## (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

## 【特許】

番号	出願者	出願番号	国内 外国 PCT	出願日	状態	名 称	発明者
1	東京大学 富士重工業(株)	特願 2013-20928	国内	2013.2.5	審査 請求 中	変位計測装置及び 変位計測方法	岡部洋二(T) 呉 奇(T) 副島英樹(F)
2	東京大学 富士重工業(株)	13/959076 (米国)	米国	2013.8.5	権利 化	Displacement measuring device and displacement measuring method	Y. Okabe (T) Q. Wu (T) H. Soejima (F)

(発明者所属 F:富士重工業、T:東京大学) Patent Cooperation Treaty: 特許協力条約

## 【論文】

番号	発表者(所属)	タイトル	発表誌名、ページ番号	査読	発表年月
1	副島 英樹 (F) 高橋 孝平 (F) 坂部 敦彦 (F) 岡部 洋二 (T) 武田 展雄 (T)	超音波ラム波を用いた接着剥 がれ診断技術開発	複合材料学会誌	無	2013.10

(発表者所属 F:富士重工業、T:東京大学)

## 【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	副島英樹 (F)	FBG 光ファイバセンサを用いた航空機 構造健全性診断技術	光ファイバセンサ国際会議 (OFS) 日本委員会	2013.9
2	K. Takahashi (F) H. Soejima (F) A. Sakabe (F) Y. Okabe (T) N. Takeda (T) M. Yoshida (S)	Damage detection technology for CFRP structures using MFC/FBG hybrid sensor systems	9th International Workshop on Structural Health Monitoring (9th IWSHM)	2013.9
3	K. Takahashi (F) H. Soejima (F) A. Sakabe (F) Y. Okabe (T) N. Takeda (T) M. Yoshida (S)	Development of Structural Health Monitoring Technology for CFRP Structure Using FBG/PZT Hybrid Sensor System	13th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE13)	2013.11
4	Q. Wu (T) Y. Okabe (T)	Novel Optial Fiber Ultrasonic Sensor Based on Fiber Laser	SPIE Smart Structures / NDE	2014.3
5	K. Takahashi (F) H. Soejima (F) M. Nakajima (F) Y. Okabe (T) N. Takeda (T) H. Kojima (S)	Bond Line Monitoring Technology For Aircraft CFRP Structure Using Lamb Wave	10th International Workshop on Structural Health Monitoring (10th IWSHM)	2015.9
6	K. Takahashi (F) H. Soejima (F) M. Hiraki (F) Y. Okabe (T) A. Kanda (J) N. Takeda (T) H. Kojima (S)	Evaluation of damage detectability of Structural Health Monitoring technology for aircraft CFRP structure	14th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE14)	2015.12

(発表者所属 F:富士重工業、T:東京大学、J:JAXA、S:素形材センター)

(B)新聞・雑誌等への掲載

番号	所属	タイトル	掲載誌名	発表年月
1	富士重工業(株)	航空機の整備効率化構造診断システム開発	日刊工業新聞	2015.6

(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

【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	三菱重工業(株)	特願 2015-023098	国内	2015/2/9	出願	接着剤及び構造体、 並びに、接着方法	高柳 俊幸
2	三菱重工業(株)	特願 2015-023099	国内	2015/2/9	出願	金属ナノコイルの 製造方法	神原 信幸
3	(株)榎屋	特願 2016-025925	国内	2015/2/15	出願 手続 き中	超音波溶着用部材および 超音波溶着方法	林 宏明

【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	後飯塚 卓也 (秋田大学大学院)	膜ひずみによる金属ナノコイル網の作製	日本機械学会東北支部	2015/3/13

(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

【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	高橋元貴(KI)	発泡コアサンドイッチパネルの簡易型スプライスアレスタによるき裂進展抑制効果の研究	第40回複合材料シンポジウム	2015/9/18-19
2	米村大貴(KI)	発泡コアサンドイッチパネルの接着型アレスタによるき裂進展抑制についての研究	第40回複合材料シンポジウム	2015/9/18-19

(発表者所属 KI ; 金沢工業大学)

## (f) 高生産性・易賦形複合材の開発

【特許】、【論文】

無し

【外部発表】

## (A) 学会発表・講演

番号	発表者（所属）	タイトル	会議名	発表年月
1	塚本匠(K) 西川雅章(K) 北條正樹(K)	プリフォーム複合材の力学微視構造と疲労損傷蓄積過程との相関に関する解析	第38回複合材料シンポジウム	2013/9/24
2	森田早紀(K) 西川雅章(K) 北條正樹(K)	三次元画像再構築技術による不織布中の繊維位置の評価	第38回複合材料シンポジウム	2013/9/26
3	M. Hojo (K) N. Sato (T) M. Nishikawa (K)	Key factors for characterizing delamination fatigue properties in toughened CFRP	16th European Conference on Composite Materials (ECCM16)	2014/6/22
4	Y. Fujita (T) H. Matsutani (T) S. Kawamoto (T) T. Takehara (T) I. Taketa (T)	Mechanical properties and flowability of quasi-isotropic UACS laminates	16th European Conference on Composite Materials (ECCM16)	2014/6/24
5	H. Matsutani (T) I. Taketa (T) K. Enomoto (S)	Molding simulation of prepreg with slits by particle method	16th US-Japan Conference on Composite Materials	2014/9/9
6	塚本 匠(K) 西川 雅章(K) 北條 正樹(K)	散逸エネルギー計測法による織物複合材料の初期疲労損傷評価	第39回複合材料シンポジウム	2014/9/19
7	武田 一朗(T)	一方向配列した繊維束の繊維長が引張強度に与える影響	第6回日本複合材料会議 (JCCM-6)	2015/3/6
8	高橋奈緒子(K) 森田早紀(K) 西川雅章(K) 北條正樹(K)	炭素繊維織物の織り構造の違いによる曲げ特性への影響の評価	関西学生会平成26年度学生員卒業研究発表会	2015/3/14
9	來山典弘(K) 西川雅章(K) 北條正樹(K) 北口尚紀(K)	CFRTP直交積層板における成形条件と損傷挙動の関係	関西学生会平成26年度学生員卒業研究発表会	2015/3/14
10	M. Nishikawa (K) S. Morita (K) M. Hojo (K)	Techniques of finite element analysis for evaluating drape performance for CFRP components	South-East-Asia-Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM)	2015/9/23

11	I. Taketa (T)	Review of unidirectionally arrayed chopped strand: Mechanical properties and formability	South-East-Asia-Japan Conference on Composite Materials (SEAJCCM)	2015/9/23
12	武田 一朗(T)	多角化される複合材構造の高生産性を 目指して～高生産性・易賦形複合材	TECH Biz 2015 (名古屋国際見本市)	2015/11/19
13	Y. Fujita (T) S. Kawamoto (T) I. Taketa (T)	Mechanical properties of unidirectionally arrayed chopped strands after stretch forming	14th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition(JISSE14)	2015/12/9

(発表者所属 K: 京都大学、T: 東レ、S: 素形材センター)

## (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

#### 【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	大阪大学 川崎重工業(株)	特願 2014-130125	国内	2014. 6. 25	公開	チタン合金の接合方法及び構造物	藤井英俊 (O), 森貞好昭 (O), 上路林太郎 (O), 上向賢一 (K), 岡田豪生 (K), 浅井康司 (K)

(発明者所属 K: 川崎重工業、O: 大阪大学)

#### 【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	M. Nakai (T), M. Niinomi (T) J. Hieda (T), K. Cho (T), K. Komine (T), H. Fujii (O), Y. Morisada (O) Y. Ito (Ko), T. Konno (Ko) Y. Itsumi (Ko), H. Oyama (Ko) W. Abe (K)	Microstructure and fatigue properties of double-sided friction stir welded Ti-4.5Al-2.5Cr-1.2Fe-0.1C alloy plate for aerospace applications	Proceedings of the 1st International Joint Symposium on Joining and Welding	無	2013. 11
2	Sungook Yoon (O) Rintaro Ueji (O) Hidetoshi Fujii (O)	Document Microstructure and texture distribution of Ti-6Al-4V alloy joints friction stir welded below $\beta$ -transus temperature	Materials and Design, Vol. 88 (2015) pp.1269-1276	有	2015. 12. 25
3	Sungook Yoon (O) Rintaro Ueji (O) Hidetoshi Fujii (O)	Mirostructure and texture distribution of Ti-6Al-4V alloy joints friction stir welded below beta-transus temperature	Journal of Materials Processing Technology, Vol. 229 (2016) pp390-397	有	2016. 3. 1

(発表者所属 K: 川崎重工業、O: 大阪大学、T: 東北大学、Ko: 神戸製鋼所)

【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	尹 盛煜 (O) 上路 林太郎 (O) 森貞 好昭 (O) 藤井 英俊 (O)	異なる攪拌温度で得られた Ti-6Al-4V 摩擦攪拌接合部の微細組織及び集合組織	平成 25 年度溶接学会秋季全国大会	2013/9/2
2	仲井正昭 (T)	Microstructure and fatigue property of friction stir welded Ti-4.5Al-2.5Cr-1.2Fe-0.1C alloy for aerospace applications	1st International Joint Symposium on Joining and Welding -Friction Based Welding and Processing- (IJS-JW2013)	2013/11/6-8
3	Yoshiaki Morisada (O) Kenta Kitamura (O) Hidetoshi Fujii (O)	Flexible Control of Microstructure and Mechanical Properties of Friction Stir Welded Titanium Alloy Joints	Proceedings of the 1st International Joint Symposium on Joining and Welding (IJS-JW 2013)	2013/11/7
4	Yoshiaki Morisada (O) Hidetoshi Fujii (O) Yufeng Sun (O) Rintaro Ueji (O) Masaaki Nakai (T) Mitsuo Niinomi (T)	Microstructure and mechanical properties of friction stir welded high-workability titanium alloys	Proceedings of International Symposium on EcoTopia Science 2013 (ISETS '13)	2013/12/14
5	Sungook Yoon (O) Rintaro Ueji (O) Hidetoshi Fujii (O)	Change in Micro-structure and Texture of Friction Stir Welded Ti-6Al-4V Alloy joints by Phase Transformation	10th International Friction Stir Welding Symposium	2014/5/21
6	K. Asai (K), K. Kamimuki (K) W. Abe (K), T. Murata (K) H. Kurokawa (K), S. Fukada (K), T. Nishida (K) A. Isoe (So)	Development of Low Cost Production Techniques For Titanium Parts	AeroMat2014	2014/6/17
7	尹 盛煜 (O) 上路 林太郎 (O) 森貞 好昭 (O) 藤井 英俊 (O)	Ti-6Al-4V 合金における摩擦攪拌接合部に及ぼす母材組織影響	平成 26 年度溶接学会秋季全国大会	2014/9/11
8	Sungook Yoon (O) Rintaro Ueji (O) Yoshiaki Morisada (O) Hidetoshi Fujii (O)	Influence of Initial Microstructure on FSW Joint of Ti-6Al-4V alloy	International Symposium on Visualization in Joining and Welding Science through Advanced Measurements and Simulation	2014/9/27
9	仲井正昭 (T)	摩擦攪拌接合を施した航空機用チタン合金の疲労特性（招待講演）	大阪大学接合科学研究所東京セミナー	2014/12/10
10	遠山 暢之 (S)	レーザー超音波伝搬可視化技術を利用した非破壊検査手法の開発	スマート・アクチュエータ／センサ委員会第 103 回定例会	2014/4/18
11	遠山 暢之 (S) 津田 浩 (S) 二宮 崇 (K)	レーザー超音波可視化探傷法によるチタン合金接合部の欠陥検出	安心・安全な社会を築く先進材料・非破壊計測技術シンポジウム	2015/3/16
12	石田悠, 新家光雄, 仲井正昭, 劉恢弘, 藤井英俊, 森貞好昭	摩擦攪拌接合を施した Ti-6Al-4V 合金の力学的特性	日本金属学会 2015 年秋期（第 157 回）大会	2015/9/16-19
13	石田悠, 新家光雄, 仲井正昭, 劉恢弘, 藤井英俊, 森貞好昭	Ti-6Al-4V 合金摩擦攪拌接合継手におけるミクロ組織と力学的特性	軽金属学会第 129 回秋期大会	2015/11/21-22

14	遠山 暢之(S)	レーザー超音波可視化探傷法による構造部材接合部の非破壊検査	安心・安全な社会を築く先進材料・非破壊計測技術シンポジウム	2016/3/17
----	----------	-------------------------------	-------------------------------	-----------

(発表者所属 K：川崎重工業、O：大阪大学、T：東北大学、S：産業技術総合研究所  
So：素形材センター)

(b) チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

【特許】、【論文】、【外部発表】

無し

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

【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	熊本大学	特許 第 5239022 号	国内	2013/4/12	登録	高強度高靱性マグネシウム合金及びその製造方法	河村能人(KU) 山崎倫昭(KU) 糸井貴臣(千葉大) 広橋光治(千葉大)
2	熊本大学	特願 2013-0142689	国内	2013/4/12	出願	マグネシウム合金材	河村能人(KU) 野田雅史(くまもと テクノ産業財団) 桜井寛(日産自動車)
3	熊本大学	特願 2013-084866	国内	2013/4/15	出願	難燃マグネシウム合金及びその製造方法	河村能人(KU) 金鍾鉉(KU)
4	熊本大学	PCT/2013/061700	PCT	2013/4/16	出願	マグネシウム合金及びその製造方法	河村能人(KU) 山崎倫昭(KU)
5	熊本大学	特願 2013-117334	国内	2013/6/3	出願	マグネシウム合金ワイヤ及びその製造方法	河村能人(KU) 林洋平(東邦金属) 黒木英雄(東邦金属)
6	熊本大学	特願 2013-22056	国内	2013/10/23	出願	マグネシウム合金及びその製造方法	河村能人(KU) 山崎倫昭(KU)
7	熊本大学	特許 第 5412666 号	国内	2013/11/22	出願	マグネシウム合金及びその製造方法	河村能人(KU) 山崎倫昭(KU)

【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	M. Yamasaki (KU) M. Matsushita (EU) K. Hagihara (OU) H. Izuno (OU) E. Abe (UT) Y. Kawamura (KU)	Highly ordered 10H-type long-period stacking order phase in a Mg-Zn-Y ternary alloy	Scripta Materialia, 78-79 (2014) 13-16	有	24 January 2014, Online (May 2014)
2	H. Okuda (Kyoto Univ.) T. Horiuchi (Kyoto Univ.) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU) S. Kohara (Japan Synchrotron Radiation Research Institute)	n situ measurements on stability of long-period stacking-ordered structures in Mg85Y9Zn6 alloys during heating examined by multicolor synchrotron radiation small-angle scattering	Scripta Materialia 75 (2014) 66-69	有	15 March 2014

3	H. Okuda (Kyoto Univ.) T. Horiuchi (Kyoto Univ.) T. Tsukamoto (Kotyo Univ.) S. Ochiai (Kyoto Univ.) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU)	Evolution of long-period stacking order structures on annealing as-cast Mg85Y9Zn6 alloy ingot observed by synchrotron radiation small-angle scattering	Scripta Materialia 68 (2013) 575-578	有	15 March 2014
4	H. Okuda (Kyoto Univ.) T. Horiuchi (Kyoto Univ.) T. Tsukamoto (Kotyo Univ.) S. Ochiai (Kyoto Univ.) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU)	Evolution of long-period stacking ordered structures on annealing as-cast Mg85Y9Zn6 alloy ingot observed by synchrotron radiation small-angle scattering	Scripta Materialia 68 (2013) 575-578	有	April 2013
5	M. Yamasaki (KU) K. Hagihara (OU) S. Inoue (KU) J. P. Hadorn (KU) Y. Kawamura (KU)	Crystallographic classification of kink bands in an extruded Mg-Zn-Y alloy using intragranular misorientation axis analysis	Acta Mater. 61(6), (2013) 2065-2076.	有	April 2013
6	Y. Jono (KU) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU)	Effect of LPSO Phase-Stimulated Texture Evolution on Creep Resistance of Extruded Mg-Zn-Gd Alloys	Mater. Trans. 54(5), (2013) 703-712.	有	May 2013
7	K. Hagihara (OU) Y. Fukusumi (OU) M. Yamasaki (KU) T. Nakano (OU) Y. Kawamura (KU)	Non-basal slip systems operative in Mg12ZnY long-period stacking ordered (LPSO) phase with 18R and 14H structures	Mater. Trans. 54(5), (2013) 693-697	有	May 2013
8	D. Egusa (UT) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU) E. Abe (UT)	Micro-Kinking of the Long-Period Stacking/Order (LPSO) Phase in a Hot-Extruded Mg97Zn1Y2 Alloy	Mater. Trans. 54(5), (2013) 698-702	有	May 2013
9	河村能人 (KU)	航空機分野にマグネシウム新時代の到来 —KUMADAI マグネシウム合金—	アルトピア, カロス出版, 2013年8月号, pp. 18-25	有	2013年8月
10	河村能人 (KU)	高強度と高耐熱性と難燃性を併せ持つKUMADAI 耐熱マグネシウム合金	高圧ガス、高圧ガス保安協会, 2013年8月号 pp. 506-513.	有	2013年8月
11	河村能人 (KU)	軽くて強い合金が、さらに安全に！ KUMADAI マグネシウム合金の進化,	日本機械学会誌、(社)日本機械学会, 2013年9月号, pp. 662	有	2013年9月
12	河村能人 (KU)	我が国で開発された LPSO 型マグネシウム合金の研究	科研費 NEWS、日本学術振興会, 2013年9月号, pp. 11	有	2013年9月
13	河村能人 (KU)	マグネシウム新時代の到来 —KUMADAI マグネシウム合金—	機械と工具、日本工業出版, 2014年3月号	有	2014年3月
14	河村能人 (KU)	次世代の高強度・高耐熱性マグネシウム合金	燃費・電費向上のための自動車の軽量化技術、(株)エヌ・ティ・エス	有	2014年3月
15	Yuri Jono (KU) Michiaki Yamasaki (KU) Yoshihito Kawamura (KU)	Quantitative evaluation of creep strain distribution in an extruded Mg-Zn-Gd alloy of multimodal microstructure	Acta Materialia 82(1) (2015) 198-211.	有	January 2015
16	河村能人 (KU)	マグネシウム合金 ～車体軽量化に貢献する金属系マテリアル～	MATERIAL STAGE、(株)技術情報協会, pp. 15-28.	有	2014年4月

17	河村能人(KU)	次世代の高強度・高耐熱性マグネシウム合金	自動車の軽量化テクノロジー、(株)エヌ・ティ・エス, pp.41-51.	有	2014年5月
18	河村能人(KU)	マグネシウム新時代に向けた高性能化～KUMADAI マグネシウム合金～	素形材 6月号、(一財)素形材センター, pp.32-28.	有	2014年6月
19	河村能人(KU)	構造材料イノベーションー日本で開発された長周期積層構造(LPSO)型マグネシウム合金ー	学術の動向12月号, 日本学術協力財団, pp.2-9	有	2014年12月
20	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来ーKUMADAI マグネシウム合金ー	日本ガスタービン学会誌1月号, 日本ガスタービン学会	有	2015年1月
21	河村能人(KU)	シンクロ型 LPSO 構造の材料科学「LPSO 型マグネシウム合金の特徴と今後の展望」	日本金属学会会報あたりあ2号, 日本金属学会	有	2015年2月

(発表者所属 KU:熊本大学、OU:大阪大学、UT:東京大学、EU:愛媛大学)

### 【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	Y. Kawamura(KU)	High Strength Magnesium Alloys Strengthened by Synchronized LPSO Phase (Keynote)	Magnesium Workshop Madrid 2013	2013 5.21 - 24
2	Y. Kawamura(KU)	High Strength Magnesium Alloys Strengthened by Long Period Stacking Ordered Structure (Invited)	The 2nd International GIGAKU Conference in Nagaoka	2013 6.21 - 23
3	Y. Kawamura(KU)	Materials Science on Synchronized LPSO Structure (Invited)	The 8th Pacific Rim International Congress on Advanced Materials and Processing	2013 8.4 - 9
4	Y. Kawamura(KU)	High Strength Magnesium Alloys Strengthened by Synchronized LPSO Phase (Invited)	The 5th International Conference on Magnesium (ICM5)	2013 9.22 - 28
5	Y. Kawamura(KU)	Flammability of LPSO Magnesium Alloys (Invited)	5th Asian Symposium on Magnesium Alloys	2013 10.6 - 8
6	Y. Kawamura(KU)	High Strength Magnesium Alloys Strengthened by a Novel Synchronized LPSO Structure Phase (Invited)	Materials Science & Technology 2013	2013 10.27 - 31
7	Y. Kawamura(KU)	Flame-resisitant Magnesium Alloys with High Strength (Oral)	The Seventh Triennial International Fire & Cabin Safety Research Conference	2013 12.2 - 5
8	河村能人(KU)	不燃性高強度 KUMADAI マグネシウム合金の開発と適用事例	第10回 精密工学会九州支部 産学官技術交流セミナー	2013年 4月19日
9	河村能人(KU)	航空宇宙用構造材料としてのマグネシウム合金	先進マグネシウム国際研究センターシンポジウム	2013年 4月22日
10	河村能人(KU)	新材料の研究と大学・大学院教育～KUMADAI マグネシウム合金の研究開発を通して～	平成25年度熊本県高等学校教育研究会理化部会総会	2013年 5月15日
11	河村能人(KU)	KUMADAI マグネシウム合金の開発ー軽量化材料の革新に向けてー	科学技術政策研究所シンポジウム「近未来への招待状～ナイスステップな研究者2012からのメッセージ～」	2013年 5月31日
12	河村能人(KU)	長周期積層構造型マグネシウム合金の開発	第54回本多記念賞、第10階本多フロンティア賞及	2013年 5月31日



			び、第34回本多記念会研究奨励賞記念講演	
13	河村能人(KU)	LPSO 相で強化したマグネシウム合金の基礎と応用	京都大学 構造材料元素戦略研究拠点 平成25年度 第2回シンポジウム ～ 構造材料研究プロジェクトの新展開 ～	2013年 7月9日
14	河村能人(KU)	長周期積層構造型マグネシウム合金の開発	軽金属学会九州支部例会	2013年 8月2日
15	河村能人(KU)	イノベーションを引き起こす超軽量高強度材料 — KUMADAI マグネシウム合金 —	日本騒音制御工学会平成25年秋季研究発表会	2013年 9月5日
16	河村能人(KU)	『軽金属材料における新たな展開』 — KUMADAI マグネシウム合金 —	豊橋技術科学大学 テーラーメイド・バトンゾーン教育プログラム	2013年 10月10日
17	河村能人(KU)	『軽金属材料における新たな展開』 — KUMADAI マグネシウム合金 —	文科省スーパーサイエンスハイスクール特別授業(宇土高校)	2013年 10月17日
18	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来—KUMADAI マグネシウム合金—	長野県テクノ財団 第2回材料研究会「軽量金属材料マグネシウム合金」	2013年 10月25日
19	河村能人(KU)	長周期積層構造型マグネシウム合金による構造材料イノベーション	日本学術会議 第3回材料工学委員会シンポジウム 一般公開「材料の創製と高機能化を極める」	2013年 11月1日
20	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来 — KUMADAI マグネシウム合金—	熊本中央ロータリークラブ例会の卓話	2014年 1月17日
21	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来 ～LPSO型マグネシウム合金～	「バッセマー+200の鉄と社会」シンポジウム 8	2014年 1月23日
22	河村能人(KU)	KUMADAI マグネシウム合金の開発動向	日本マグネシウム協会 平成25年度第4回技術講演会	2014年 1月24日
23	河村能人(KU)	次世代耐熱マグネシウム合金の基盤技術開発	地域イノベーション創出総合支援事業 地域結集事業成果最終報告会	2014年 2月5日
24	河村能人(KU)	KUMADAI マグネシウム合金の航空機への応用について	平成25年度 第4回 素材専門委員会「先端軽量金属技術及び環境対応皮膜処理利技術」	2014年 2月14日
25	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来 — KUMADAI マグネシウム合金—	「マグネシウムイノベーション」From はままつ	2014年 3月13日
26	河村能人(KU)	LPSO 型マグネシウム合金の特徴と基礎・応用研究	第58回日本学術会議材料工学連合講演会、京都テルサ	2014年 10月27 - 28日
27	河村能人(KU)	構造変調と濃度変調が同期した Mg 基長周期積層構造 (LPSO 構造)	合金状態図第172委員会第28回委員会・研究会、名古屋大学野依記念学術交流館	2014年 10月28 - 29日
28	河村能人(KU)	シンクロ型 LPSO 構造に関する材料科学の新展開	軽金属学会第127回春期大会、東京工業大学大岡山キャンパス	2014年 11月15 - 16日
29	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来！ ～ KUMADAI マグネシウム合金～	科学技術展望懇談会、帝国ホテルタワー13F (東京)	2014年 4月8日
30	河村能人(KU)	シンクロ型 LPSO 構造に関する材料科学の新展開	軽金属学会第127回春期大会、東京工業大学大岡山キャンパス	2014年 11月15 - 16日
31	河村能人(KU)	マグネシウム新時代の到来！ ～ KUMADAI マグネシウム合金～	科学技術展望懇談会、帝国ホテルタワー13F (東京)	2014年 4月8日
32	河村能人(KU)	自動車の軽量化を可能にするマグネシウム合金技術の最新動向 ～ KUMADAI マグネシウム合金～	サイエンス&テクノロジーセミナー、連合会館 (東京)	2014年 6月5日
33	河村能人(KU)	シンクロ型 LPSO 構造の材料科学 — 先端計測に期待すること —	第42回薄膜・表面物理セミナー、東京大学本郷キャンパス山上会館 (東京)	2014年 7月25日

34	河村能人 (KU)	熊本から世界に羽ばたく新材料 ～ KUMADAI マグネシウム合金 ～	平成 26 年度 熊本市教育講演会, 市民会館崇城大学ホール (熊本市)	2014 年 7 月 30 日
35	河村能人 (KU)	熊本から世界に羽ばたく新材料 ～ KUMADAI マグネシウム合金 ～	第 53 回熊本県中学校理科教育研究大会, 中小企業大学校人吉校 (人吉市)	2014 年 8 月 1 日
36	河村能人 (KU)	強くて軽く燃えないマグネシウム – KUMADAI マグネシウム合金 –	平成 26 年度熊本大学工業会東京支部 (山水会) 総会, 東海大学校友会館 (東京)	2014 年 10 月 17 日
37	河村能人 (KU)	マグネシウム新時代の到来! ～ KUMADAI マグネシウム合金～	第 38 回 異分野新素材研究会, KKR ホテル熱海 (熱海市)	2014 年 10 月 24 日
38	河村能人 (KU)	マグネシウム新時代の到来	第 63 回 レアメタル研究会, 東京大学生産技術研究所 (東京)	2014 年 11 月 28 日
39	M. Yamasaki (KU) M. Ohtani (KU) Y. Kawamura (KU)	Microgalvanic Activity and Volta Potential of LPSO Phases in Mg-Zn-Gd-Al Alloys	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5 - 8, 2014
40	Y. Jono (KU) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU)	Creep Behavior of Extruded Mg-Zn-Gd Alloy with the LPSO Phase-stimulated Texture	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5 - 8, 2014
41	T. Minomo (KU) M. Yamasaki (KU) K. Hagihara (OU) Y. Kawamura (KU)	Kink Band Propagation Behavior in Mg/LPSO Two-phase Alloy	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5 - 8, 2014
42	T. Shiratake (KU) M. Yamasaki (KU) Y. Kawamura (KU)	Precipitation of LPSO Structure from Amorphous Phase in Mg <sub>85</sub> (Zn, Ni, Cu) <sub>6Y9</sub> Ternary Alloys	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5 - 8, 2014
43	T. Matsumoto (KU) M. Yamasaki (KU) K. Hagihara (OU) Y. Kawamura (KU)	Kink Band Formation in an 18R-LPSO Single Crystal in Bending Deformation	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5 - 8, 2014
44	M. Yamasaki (KU) K. Hagihara (OU) Y. Kawamura (KU)	Ongoing Research for the LPSO-typed Mg-Zn-Rare Earth Alloys in Japan	The 6th Asian Symposium on Magnesium Alloys, ASMA6	December 20 - 22, 2014
45	白武隆弘 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	急冷場を利用した強制固溶合金におけるシンクロ型 LPSO 相の析出過程の調査	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽金属学会九州支部合同学術講演大会	2014 年 6 月 7 日
46	清松新始 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Multimodal 組織を有する Mg-Zn-Gd 合金押出材への Al 添加による高延性・高耐食化	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽金属学会九州支部合同学術講演大会	2014 年 6 月 7 日
47	城野百合 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	LPSO 型 Mg-Zn-Gd 合金押出材におけるクリープ変形時のひずみ分布	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽金属学会九州支部合同学術講演大会	2014 年 6 月 7 日
48	蓑毛健 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Mg/LPSO 二相合金一方向凝固材におけるキンク帯伝播挙動	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽金属学会九州支部合同学術講演大会	2014 年 6 月 7 日
49	松本翼 (KU) 山崎倫昭 (KU)	Mg-Zn-Y 系 LPSO マイクロ単結晶における曲げ変形とキンク帯形成	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽	2014 年 6 月 7 日

	河村能人 (KU)		金属学会九州支部合同学術講演大会	
50	松本翼 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Mg-Zn-Y 系 LPSO マイクロ単結晶における曲げ変形とキンク帯形成	第 91 回軽金属学会九州支部例会	2014 年 8 月 1 日
51	蓑毛健 (KU) 山崎倫昭 (KU) 萩原幸司 (OU) 河村能人 (KU)	Mg/LPSO 二相合金一方向凝固材におけるキンク帯伝播挙動	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日 - 26 日
52	山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	極限環境下での新規シンクロ型 LPSO 構造の形成	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日 - 26 日
53	白武隆弘 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Mg-M-Y アモルファス合金を用いた LPSO 相析出挙動の解明	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日 - 26 日
54	松本翼 (KU) 山崎倫昭 (KU) 萩原幸司 (OU) 河村能人 (KU)	Mg-Zn-Y 系 LPSO 微小単結晶における曲げ変形とキンク帯形成	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日 - 26 日
55	城野百合 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Multimodal 組織を有する LPSO 型 Mg-Zn-Gd 合金押出材のクリープひずみ分布	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日 - 26 日
56	清清新始 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	LPSO 型 Mg-Zn-Gd 合金の耐食性および機械的特性への Al 添加の影響	第 58 回日本学術会議材料工学連合講演会	2014 年 10 月 27 - 29 日
57	山崎倫昭 (KU) 萩原幸司 (KU) 河村能人 (KU)	LPSO 相の結晶塑性異方性を利用した Multimodal 組織制御による高強度耐熱 Mg 合金展伸材の開発	第 58 回日本学術会議材料工学連合講演会	2014 年 10 月 27 - 29 日
58	城野百合 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Multimodal 組織を有する LPSO 型 Mg-Zn-Gd 合金押出材のクリープ変形挙動	第 58 回日本学術会議材料工学連合講演会	2014 年 10 月 27 - 29 日
59	山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	極限環境場を利用した新規 Mg 基シンクロ型 LPSO 構造物質の形成	軽金属学会第 127 回秋期大会	2014 年 11 月 15 - 16 日
60	白武隆弘 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	Mg-Y-X 三元系合金アモルファス相からの LPSO 相の析出挙動	軽金属学会第 127 回秋期大会	2014 年 11 月 15 - 16 日
61	松本翼 (KU) 山崎倫昭 (KU) 萩原幸司 (OU) 河村能人 (KU)	LPSO 型微小 Mg-Zn-Y 単結晶における曲げ変形とキンク変形帯形成	軽金属学会第 127 回秋期大会	2014 年 11 月 15 - 16 日
62	山下和輝 (KU) 山崎倫昭 (KU) 河村能人 (KU)	LPSO 型 Mg-Zn-Y 合金急速凝固薄帯固化成形材の機械的特性と組織形成に及ぼす第四添加元素の影響	軽金属学会第 127 回秋期大会	2014 年 11 月 15 - 16 日
63	橋 孝洋 (M) 井上明子 (M) 高橋孝幸 (M) 磯江 暁 (S) 河村 能人 (KU)	航空機構造用 急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金の開発	日本航空宇宙学会・日本航空技術協会 第 52 回飛行機シンポジウム	2014 年 10 月 10 日
64	生受理子 (F)	LPSO 型マグネシウム合金の航空機への適用研究	第 58 回日本学術会議材料工学連合講演会、京都テルサ	2014 年 10 月 27 - 28 日

(発表者所属 M：三菱重工業、S：素形材センター、KU：熊本大学、OU：大阪大学、  
F：富士重工業)

(B) 新聞・雑誌等への掲載

番号	所属	タイトル	掲載誌名	発表年月
1	熊本大学	米航空局試験合格 熊大不燃性マグネシウム合金	熊本日日新聞	2013. 4. 17
2	熊本大学	熊本大の新合金、米試験に合格 航空機採用に弾み	47NEWS (Web)	2013. 4. 17

3	熊本大学	軽く燃えにくく 航空機に普及期待	熊本日日新聞	2013. 4. 19
4	熊本大学	熊本大の新合金 航空機素材へ	西日本新聞	2013. 4. 19
5	熊本大学	熊大マグネシウム 航空機導入に道	朝日新聞	2013. 4. 19
6	熊本大学	米航空局燃焼試験クリア 熊大開発 マグネシウム合金 航空機材実用化へ期待大	毎日新聞	2013. 4. 19
7	熊本大学	Mg 合金「魅力的な素材」 米ボー イング技術担当が講演	熊本日日新聞	2013. 4. 23
8	熊本大学	国産材料で航空機開発を オール ジャパンで	毎日新聞	2013. 4. 23
9	熊本大学	社説：熊大の新素材が開く可能性 マグネシウム合金	熊本日日新聞	2013. 4. 28
10	熊本大学	熊大の谷口学長と河村教授が会見 (FAA)	軽金属ダイジェスト (機関紙)	2013. 4. 29
11	熊本大学	FAA が熊大マグネ合金を「不燃」認 定	素形材通信 (機関 紙)	2013. 5. 1
12	熊本大学	熊大開発のマグネシウム合 金 狙うは次世代航空機	日本経済新聞	2013. 5. 3
13	河村能人	interview 熊本から世界に認めら れる研究成果を发出 ーマグネシウム研究で内外連携ネッ トワークづくりも	工業材料7月号 (専 門誌)	2013. 6. 15
14	熊本大学	広告特集 熊本大学 CLOSE UP ! 世界の KUMADAI マグネシウム合金	朝日新聞	2013. 6. 24
15	熊本大学	大学の實力 熊本大学 社会の財 産、宝である「人財」を育て 地域と国際社会をつなぐ研究拠点大 学	読売新聞	2013. 7. 3
16	河村能人	「夢の扉+」 共鳴する夢は世代を 超える 海に浮かぶ巨大都市構想 水没の危機に瀕した国々を救え!	TBS テレビ (TV)	2013. 7. 21
17	河村能人	「未来ビジョン 元気出せ!!ニッポ ン」 世界が注目する KUMADAI 不燃 マグネシウム合金	BS イレブン (TV)	2013. 9. 21
18	熊本大学 不二ライトメタル	熊大 Mg 実用化第1号 大阪のメー カー ねじ用素材に採用 不二ライトメタル 来春から供給へ	熊本日日新聞	2013. 9. 25
19	河村能人	熊本日日新聞別紙 「変わる 2013」 世界へ、宇宙へ、届け学び の力 熊本の研究が未来を “変 える”	熊本日日新聞	2013. 9. 28
20	熊本大学 大阪大学	車・航空機向けマグネ合金 微細単 結晶の方向そろえ 弾性率を測定	日刊工業新聞	2013. 10. 10
21	熊本大学	高硬度・耐熱性のマグネシウム合金 熊大発、実用化に一步 まずネジ 製品化 基本構造説明も進む	日経産業新聞	2013. 10. 16
22	熊本大学	国大協 JANU 第31号 特集「日本の 知の革新を担う国立大学一知の挑 戦」 金属材料の歴史を塗り替える KUMADAI マグネシウム合金の誕生	国大協 JANU 第31号 (機関紙)	2013. 12
23	熊本大学 不二ライトメタル	日経ものづくり 12月号 特集1つ いに目覚める最後の軽量金属Mg 不燃・耐熱合金 熊本大学/不二ラ イトメタル 「融点越えても燃えずに沸騰 鉄 道・航空機での利用に期待」	日経ものづくり 12 月号 (雑誌)	2013. 12
24	熊本大学 不二ライトメタル	くまもと経済1月号 挑戦で熊本の 可能性開く	くまもと経済1月号 (雑誌)	2014. 1

		実用化待たれる熊本発世界基準の「KUMADAI マグネシウム合金」		
--	--	-----------------------------------	--	--

(C) 受賞

番号	受賞者	タイトル		受賞年月
1	河村能人	日本クリエイション大賞 2014 「日本クリエイション賞」、常識を覆す不燃マグネシウムの開発	(一財) 日本ファッション協会	
2	河村能人	第 16 回学術功労賞	(社) 日本金属学会	
3	Y. Jono, M. Yamasaki, Y. Kawamura:	LPSO2014 Best Poster Award、Creep Behavior of Extruded Mg-Zn-Gd Alloy with the LPSO Phase-stimulated Texture	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5-8, 2014, Kumamoto, Japan
4	T. Matsumoto, M. Yamasaki, K. Hagihara, Y. Kawamura	LPSO2014 Best Poster Award、Kink Band Formation in an 18R-LPSO Single Crystal in Bending Deformation	International Symposium on Long-Period Stacking Ordered Structure and Its Related Materials 2014 (LPSO2014)	October 5-8, 2014, Kumamoto, Japan
5	松本翼, 山崎倫昭, 萩原幸司, 河村能人	優秀ポスター賞、Mg-Zn-Y 系 LPSO マイクロ単結晶における曲げ変形とキンク帯形成	平成 26 年度金属学会九州支部・鉄鋼協会九州支部・軽金属学会九州支部合同学術講演大会,	2014 年 6 月 7 日, 九州大学伊都キャンパス
6	蓑毛健, 山崎倫昭, 萩原幸司, 河村能人	優秀ポスター賞、Mg/LPSO 二相合金一方向凝固材におけるキンク帯伝播挙動	日本金属学会 2014 年 (第 155 回) 秋期講演大会	2014 年 9 月 24 日～26 日, 名古屋大学東山キャンパス

(3) 総合調査研究

【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	Nobuo Takeda (T) Kiyoshi Enomoto(S) Mikio Yoshida (S)	Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures and JASTAC Project	9th International Workshop on Structural Health Monitoring (9th IWSHM)	2013. 9
2	Nobuo Takeda (T) Kiyoshi Enomoto(S) Mikio Yoshida (S)	Outline of the Japanese National Project on Structural Health Monitoring System for Aircraft Composite Structures	13th Japan International SAMPE Symposium & Exhibition (JISSE13)	2013. 11
3	磯江 暁 (素形材センター)	Development of Advanced Titanium Alloy & Production/Processing Technology for Next-Generation Aircraft Structure	Aeromat 2014	2014/6/17
4	磯江 暁 (素形材センター)	NEDO プロジェクト概要紹介	TECH Biz 2015 (名古屋国際見本市)	2015/11/19

(発表者所属 S:素形材センター、T:東京大学)

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」

【特許】、【論文】、【外部発表】

無し

研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

【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	帯川利之	東京大学	製造技術研究の拠点形成に向けて	日本機械学会 RC259 革新的工作機械技術に関する研究分科会, ビックサイト会議棟 703 会議室	2012/11/04
2	A. Hashimoto	The University of Tokyo	Consortium for Manufacturing Innovation	UTokyo-Sheffield Joint Research Symposium	2013/10/9
3	帯川利之	東京大学	CMI の技術開発	第 1 回 CMI シンポジウム「航空機製造技術の飛躍的な発展を目指して」, ENEOS ホール, 駒場リサーチキャンパス	2013/11/12
4	帯川利之	東京大学	航空機の生産技術に関する産学連携の世界的な動向と先進ものづくりシステム連携研究センター	第 24 回科学技術交流フォーラム「社会を変えるものづくりイノベーションー設計・製造技術の新たな挑戦ー」, 東京大学産学連携本部, 福武ホール福武ラーニングシアター	2013/11/27
5	帯川利之	東京大学	産官学による航空機製造技術開発の連携	足立区第 6 回産学連携交流会 with 東京電機大学, 東京電機大学千住キャンパス	2014/03/08
6	T. Obikawa	The University of Tokyo	Collaboration among industry, academic and government towards the manufacturing innovation of aircraft	International Symposium on the Development of Manufacturing Technology for 21st Century, organized by “Knowledge Hub Aichi” Priority Research Project on Development of Environment-Friendly Nano/Micro-Processing Technology, Toyoda	2014/07/11
7	橋本 彰	東京大学	航空機製造技術開発の新たな取り組みについて	ベッセマー+200 の鉄と社会シンポジウム	2014/10/14

8	帯川利之	東京大学	CMI の技術開発	第 2 回 CMI シンポジウム「新しい切削加工技術の展開」, 東京大学生産技術研究所コンファレンスルーム	2014/10/17
9	橋本 彰	東京大学	産学官連携による航空機製造技術開発の新たな取り組み	東京大学生産技術研究所千葉実験所公開特別講演	2014/11/14
10	帯川利之	東京大学	産学官連携による航空機製造技術開発の成果	東京大学生産技術研究所千葉実験所公開特別講演	2014/11/14
11	帯川利之	東京大学	航空機製造技術研究開発の新しい取り組み	日本機械学会講習会「航空機用エンジンの最新動向と製造技術」IHI 昭島製作所・瑞穂工場	2014/11/17
12	帯川利之	東京大学	産学官連携による航空機製造技術の先進的研究開発－難削材加工を中心に	おかやま航空機材料等技術研究会講演会, 岡山県産業振興財団	2015/07/09
13	帯川利之	東京大学	産学官連携による航空機部品製造技術開発	東京商工会議所品川支部, 品川産業支援交流施設 SHIP 第 1 会議室	2015/08/03
14	帯川利之	東京大学	新しい切削加工技術の展開～CMI の研究状況	日本機械工具工業会, 日立金属高輪和彊館	2015/09/25
15	帯川利之	東京大学	CMI 研究に付いて	第 3 回 CMI シンポジウム「航空機製造技術の新たな展開」, DMG 森精機株式会社名古屋本社	2015/11/06

(B) 新聞・雑誌等への掲載

番号	所属	タイトル	掲載誌名	発表年月
1	東京大学	三菱重など日米 4 社と東大 航空機製造技術で連携 共同研究 韓国などに対抗	中日新聞 (朝刊) 8 面	2012/06/29
2	東京大学	東大・三菱重と連携 ボーイング 製造コスト削減研究	日本経済新聞 (13 版) 3 面	2012/06/29
3	東京大学	三菱重など 3 社, ボーイング・東大と連携 航空機製造技術を共同研究	フジサンケイビジネスアイ (朝刊) 6 面	2012/06/29
4	東京大学	米ボーイング社などが東大生研と航空機機体製造技術の共同研究を開始	日経テクノロジー online	2012/06/29 17:45
5	東京大学	低コスト航空機部品 三菱重など 3 社研究 ボーイングと連携	産経新聞 (大阪) (朝刊) 9 面	2012/06/29
6	東京大学	低コスト航空機部品 三菱重など 3 社研究 ボーイングと連携	産経新聞 (朝刊) 12 面	2012/06/29
7	東京大学	航空機の製造技術 東大と共同研究へ 航空機メーカー 4 社	朝日新聞 (大阪) (朝刊) 11 面	2012/06/29
8	東京大学	米・ボーイング 国内重工 3 社・東大と共同研究 航空機部材を高効率生産	鉄鋼新聞 (朝刊) 6 面	2012/06/29
9	東京大学	航空機製造を共同研究 ボーイングなど東大と	東京新聞 7 面	2012/06/29
10	東京大学	米ボーイングなど 航空宇宙分野で産学連携 製造技術など共同研究	日刊工業新聞 (朝刊) 6 面	2012/06/29
11	東京大学	ボーイング、東大と研究 三菱重など参加 製造コストを削減	日本経済新聞 (朝刊) 11 面	2012/06/29

12	東京大学	東大生研が航空機の製造技術で産学共同研究を開始 ボーイングや三菱重工など4社と、わが国産業底上げへ	文教速報 第7746号 3面	2012/07/04
13	東京大学	航空機部材の共同研究 Boeingと重工3社 難削材加工で切削工具業界に参加要請へ	レアメタルニュース No. 2538 1面	2012/07/08
14	東京大学	東大生産技術研究所 ボーイング社と製造技術の共同研究開発開始	文教ニュース 29面	2012/07/16
15	東京大学	ボーイングと日本企業、東大生研で製造効率化を研究	Aviation Wire	2013/11/12 14:04
16	東京大学	東大生研、米Boeing社、三菱重工、川崎重工、富士重工の共同研究開発プロジェクトに5社が新規加入	日経テクノロジー online	2013/11/12 18:48
17	東京大学	航空機の共同開発プロ CMI 東レなど5社が加入	化学工業日報（朝刊）4面	2013/11/13
18	東京大学	航空機用チタン合金 新切削技術を開発 加工コスト3割低減 ボーイング、三菱重工など	鉄鋼新聞（朝刊）6面	2013/11/13
19	東京大学	国内8社参加 新工法開発 コスト最大5割減狙う ボーイング連合羽ばたけるか	日経産業新聞（朝刊）22面	2013/11/13
20	東京大学	日本の航空機製造技術 進化へ 上 CMI 新たなステージに 素材など新規5社が参加 課題解決をより迅速化	化学工業日報（朝刊）4面	2013/11/20
21	東京大学	日本の航空機製造技術 進化へ 下 CMI 新たなステージに CO2削減でもチャンス 機体増加も排出維持へ	化学工業日報（朝刊）4面	2013/11/21
22	東京大学	航空機製造の課題解決に挑む CMI が第1回シンポ開く	月刊生産財マーケティング, 50, 12 (2013) A-89.	2013/12/
23	東京大学	航空機製造技術の飛躍的な発展を目指して	ツールエンジニア, 54, 16 (2013) 17-20.	2013/12/
24	東京大学	ボーイングと東大生研、日本企業との研究プロジェクトに新たに5社が参加	機械と工具, 4, 1 (2014) 1.	2014/01/
25	東京大学	産学官連携による共同研究開発プロジェクトに5社が新たに加入	OHM, 101, 1 (2014) 86.	2014/01/
26	東京大学	東大の航空機製造研究 神戸製鋼など参加 新たに4社	日経産業新聞（朝刊）10面	2014/05/12
27	東京大学	東大などの航空機研究プロ 神鋼参加 素材面で協力	鉄鋼新聞（朝刊）13面	2014/05/19
28	帯川利之、東京大学	日本の加工技術力向上が、航空機産業への貢献につながる（インタビュー）	機械と工具, 4, 7 (2014) pp.10-12	2014/07/
29	橋本 彰、東京大学	航空機製造技術の飛躍的発展をめざして-産学官連携プロジェクト CMIの活動-	機械と工具, 4, 7 (2014) pp.13-18	2014/07/
30	東京大学	東京大学生産技術研究所 航空機分野切削加工技術でセミナー	日本物流新聞 5面	2014/10/25



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）」

【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	特 願 2016-134128	国内	2016/07/06	出願	ケイ素化合物材料の製造方法及び装置	保戸塚 梢, 霜垣 幸浩 他
2	(株) IHI, 国立研究開発法人物質・材料研究機構	特 願 2016-069650	国内	2016/03/30	出願	高温下で使用される部材を保護するためのコーティングとその製造方法	井上 飛怜, 垣澤 英樹

【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	嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	High-Aspect-Ratio Parallel-Plate Microchannels Applicable to Kinetic Analysis of Chemical Vapor Deposition	Adv. Mater. Interfaces 2016, 1600254	有	2016/07 (3月投稿, 7月掲載予定)

【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	佐藤登 <sup>1</sup> , 嶋紘平 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 中原拓也 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	塩素-ケイ素含化合物を用いた CVD での下流堆積物生成反応モデルの構築	化学工学会 第 47 回秋季大会	2015/09
2	嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 中原拓也 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	超高アスペクト比マイクロキャビティを用いた SiC-CVI 法のモデリング	化学工学会 第 47 回秋季大会	2015/09
3	船門佑一 <sup>1</sup> , 嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 中原拓也 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	微細トレンチにおける製膜物質の反応性解析手法の改良	化学工学会 第 47 回秋季大会	2015/09
4	嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	超高アスペクト比構造を用いて観察した SiC-CVI 製膜挙動の温度・圧力依存性	化学工学会 第 81 年会	2016/03
5	嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	犠牲層を活用した 犠牲層を活用した SiC-CVI 均一埋込プロセスの構築 均	化学工学会 第 81 年会	2016/03
6	船門佑一 <sup>1</sup> , 嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	モノメチルトリクロシランを用いた SiC-CVD プロセス最適	化学工学会 第 81 年会	2016/03

			化のため総括反応モデル構築 (2)		
7	佐藤登 <sup>1</sup> , 嶋紘平 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	Gas phase and surface reaction simulation on chemical vapor infiltration of silicon carbide	EuroCVD 20	2016/07
8	嶋紘平 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 船門佑一 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	KINETIC STUDY ON CHEMICAL VAPOR INFILTRATION OF SILICON CARBIDE USING HIGH-ASPECT-RATIO FEATURES	EuroCVD 20	2016/07
9	船門佑一 <sup>1</sup> , 佐藤登 <sup>1</sup> , 嶋紘平 <sup>1</sup> , 杉浦秀俊 <sup>1</sup> , 福島康之 <sup>2</sup> , 百瀬健 <sup>1</sup> , 霜垣幸浩 <sup>1</sup>	1 東京大学 2 IHI	Construction of overall reaction model of silicon carbide chemical vapor infiltration for process design	EuroCVD 20	2016/07
10	夫馬 義将	東京理科大	Numerical Simulation of Sand Erosion Phenomenon of CMC Coated Substrate Caused by Low Speed Particles	Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2016	2016/03
11	夫馬 義将	東京理科大	Numerical Simulation of Sand Erosion Phenomena on Coated Vane of Low Pressure Turbine	International Gas Turbine Congress 2015 Tokyo	2015/11