

「次世代構造部材創製・加工技術開発

(研究開発項目①、②、③、④-1)」

事後評価報告書（案）概要

目 次

分科会委員名簿	1
評価概要（案）	2
評点結果	5

はじめに

本書は、NEDO技術委員・技術委員会等規程第32条に基づき研究評価委員会において設置された「次世代構造部材創製・加工技術開発（研究開発項目①、②、③、④-1）」（事後評価）の研究評価委員会分科会（平成28年9月5日）及び現地調査会（平成28年7月26日 於 東京大学 生産技術研究所 研究棟D棟 大セミナー室Dw601）において策定した評価報告書（案）の概要であり、NEDO技術委員・技術委員会等規程第33条の規定に基づき、第49回研究評価委員会（平成28年12月5日）にて、その評価結果について報告するものである。

平成28年12月

国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構
研究評価委員会「次世代構造部材創製・加工技術開発
（研究開発項目①、②、③、④-1）」分科会
（事後評価）

分科会長 横堀 壽光

「次世代構造部材創製・加工技術開発（研究開発項目①、②、③、④-1）」

（事後評価）

分科会委員名簿

（平成28年9月現在）

	氏名	所属、役職
分科 会長	よこぼり としみつ 横堀 壽光	帝京大学 客員教授
分科 会長 代理	いずい ひろし 出井 裕	日本大学 理工学部 教授
委員	きたおか さとし 北岡 諭	（一財）ファインセラミックスセンター 主席研究員
	はせがわ ふみひこ 長谷川 史彦*	東北大学 未来科学技術共同研究センター 教授
	ふかがわ ひとし 深川 仁	岐阜大学 研究推進・社会連携機構 特任教授
	みうら じゅん 三浦 純	豊橋技術科学大学 情報・知能工学系 教授
	みうら ひろみ 三浦 博己	豊橋技術科学大学 大学院機械工学系 教授

敬称略、五十音順

注*：実施者の一部と同一組織であるが、所属部署が異なるため（実施者：東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻、東北大学金属材料研究所、東北大学大学院工学研究科材料システム工学専攻）「NEDO 技術委員・技術委員会等規程（平成28年5月27日改正）」第35条（評価における利害関係者の排除）により、利害関係はないとする。

「次世代構造部材創製・加工技術開発（研究開発項目①、②、③、④-1）」

（事後評価）

評価概要（案）

1. 総合評価

航空機産業は今後の市場拡大の予測とその裾野の広さから、我が国が重点的に推進すべき分野であり、産学官の密接な連携の下に国際競争力を確実かつ効果的に高度・長期の技術を強化していくことが極めて重要であり、NEDO プロジェクトとして妥当である。

産業ニーズを把握している大企業を中心に各大学や研究機関の特徴を活かしたオールジャパンで日本が優位な技術を有する分野、次世代構造部材創製や加工技術の開発を行った点が極めて重要である。実用化を目指すためには NEDO が積極的に開発支援に関わった意義は大きい。公募によって研究テーマが設定され、客観的に重要かつ先駆的と考えられる次世代中小型航空機向けの低コストで高レートな製造プロセスを開発するという目標が共有された研究テーマ選定が行われている点も評価できる。知財について、特許取得とノウハウ化を適切に区別している。

目標に向けた開発が一丸となって進められ、一部ではめざましい成果が得られた。これらの研究成果は、様々な分野への波及効果が期待でき、我が国の産業に大きく貢献できると考えられる。

本プロジェクトでは、重要な研究開発項目を幅広く設定し、各項目において産学官の効果的な連携も交えて全ての研究開発項目で最終目標を達成し、実用化へ向けてのロードマップも示されており、プロジェクトとして成功したといえる。

今後は、開発技術を確実に実用化につなげるためにも、研究開発を国として継続的かつ戦略的に支援する、長期的な予算付けをするよう国に働きかけて欲しい。競合する研究開発スピードが速まっているため、研究動向の進捗状況や市場予測を慎重に調査し、場合によっては新たな目標値を定めることや、研究の効率化を念頭に、研究拠点・研究者数を最適化することも必要である。

2. 各論

2. 1 事業の位置付け・必要性について

航空機産業は、裾野の広さや今後の発展傾向から重要な分野であり、国際競争力の強化は重要である。本事業の技術課題は、今後の産業の基盤的技術となる分野であり、材料及び切削加工などの日本が優位である分野の研究開発を実施している。また、航空機産業は、素材開発から製品化まで長期に渡る研究開発が必要であり、単独企業での開発はリスクが大きく、政策的な支援が望ましい産業である。例えば、航空機用新造材料・加工技術の開発は短期的には利益が期待できない分野であり、長期的視野に立った支援が極めて重要なサポートシス

テムと言える。

NEDO が中心になり、産学官の密接な連携の基に国際競争力を確実かつ効果的に強化しており、より速い技術開発と革新が期待できることから、欧米の技術・産業に比する技術が生まれてくる。NEDO の長期的な視野を持って技術・産業を育成しようとする姿勢が大いに評価できる。国産ジェット機へのシナジー効果も期待したい。事業目的は妥当であり、NEDO の事業としても妥当であるといえる。

2. 2 研究開発マネジメントについて

客観的に重要かつ先駆的と考えられる次世代中小型航空機向けの低コストで高レートな製造プロセスを開発するという目標が共有された研究テーマ選定が行われており、各目標設定も妥当である。将来へ向けてのロードマップが明確でありそれに基づいて研究が進められている。特に、既に産業ニーズを把握している大企業を中心に、各大学や研究機関の特徴を活かした役割分担の実施と得られた研究成果情報の管理を適切にマネジメントし、効率の良い研究開発を進めている。

研究開発は、目標に対して順調に達成しており、技術推進委員会での外部有識者の意見の反映、開発計画の見直し、研究開発費の効果的な配分など、研究進捗管理も機能している。一部完成域に達した研究開発項目では、自主的に終了する等、組織健全性も担保されている。また、技術習熟レベルの低いテーマを FS 事業へ移行することで、本事業の位置づけと方向性を明確にしたことは妥当である。

知財マネジメントについては、技術の性格に応じて秘匿すべきノウハウと出願すべき権利を区別していることは評価できる。

第二期においても、最新動向を常に把握して適切に進捗管理を行って頂きたい。第二期への期待として、産業の裾野が広がる様に、中小企業や地方大学の参加機会を増やす仕組みづくりにも期待したい。

2. 3 研究開発成果について

全ての研究開発項目において最終目標を達成しており、プロジェクトとして成功したといえる。目標を上回る成果を挙げている項目も見られ、中には世界を先導するレベルの成果や他産業への波及効果が極めて大と考えられる成果があった。実用化研究も一部で進んでおり、極めて先進的な素材・技術が得られつつある。これら技術は様々な新産業創製に貢献すると期待できる。

今後は、地方大学び活用と産業の裾野を広げるため中小企業への技術移転を行い、研究開発成果の波及の最大化を期待したい。

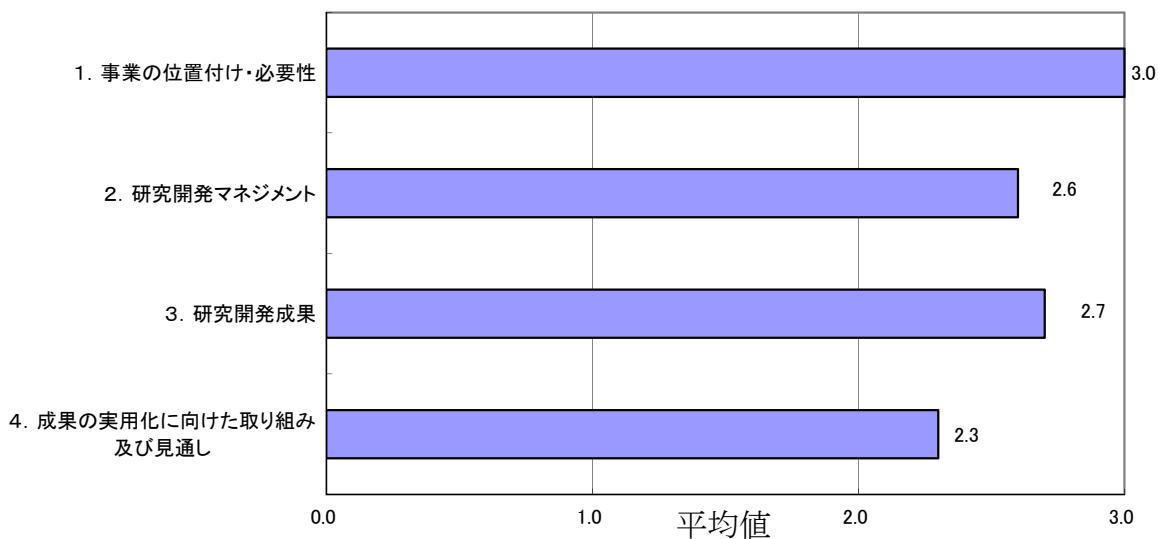
2. 4 成果の実用化に向けた取り組み及び見通しについて

いずれのテーマも、実用化への課題及びマイルストーンを明確にして進めており、本評価において実用化と定義している、「試作品及び顧客へ提供」をほぼ達成している。本事業の成果の一部は、新産業発達に直結する新技術であり、本プロジェクトにおいて NEDO の果

たした役割は大きい。

今後の研究成果の事業化という観点では、航空機分野から波及する、幅広い柔軟な視点で事業化を目指す戦略も必要である。先端技術は幅広い応用可能性があるため、波及効果の評価指標を確立するとともに、関連分野・他分野への応用を積極的にサポートする体制があるとよい。自治体公設試験研究機関の活用などにより、本成果を大企業だけでなく、中小企業でも活用できるよう支援してほしい。

評点結果〔プロジェクト全体〕



評価項目	平均値	素点 (注)							
		A	A	A	A	A	A	A	A
1. 事業の位置付け・必要性について	3.0	A	A	A	A	A	A	A	A
2. 研究開発マネジメントについて	2.6	B	A	B	A	A	B	A	
3. 研究開発成果について	2.7	A	B	B	A	A	A	A	
4. 成果の実用化に向けた取り組み及び見通しについて	2.3	B	B	A	B	A	B	B	

(注) 素点：各委員の評価。平均値は A=3、B=2、C=1、D=0 として事務局が数値に換算し算出。

〈判定基準〉

- | | |
|--------------------|----------------------------|
| 1. 事業の位置付け・必要性について | 3. 研究開発成果について |
| ・非常に重要 →A | ・非常によい →A |
| ・重要 →B | ・よい →B |
| ・概ね妥当 →C | ・概ね妥当 →C |
| ・妥当性がない、又は失われた →D | ・妥当とはいえない →D |
| 2. 研究開発マネジメントについて | 4. 成果の実用化に向けた取り組み及び見通しについて |
| ・非常によい →A | ・明確 →A |
| ・よい →B | ・妥当 →B |
| ・概ね適切 →C | ・概ね妥当 →C |
| ・適切とはいえない →D | ・見通しが不明 →D |

研究評価委員会

「次世代構造部材創製・加工技術開発（研究開発項目①、②、③、④-1）」（事後評価）分科会

日 時：平成28年9月5日（月）9：30～17：40

場 所：大手町サンスカイルーム A室

〒100-0004 東京都千代田区大手町2丁目6番1号

朝日生命大手町ビル27階

議事次第

【公開セッション】

- | | |
|--|-------------------|
| 1. 開会、資料の確認 | 9:30～ 9:35 (5分) |
| 2. 分科会の設置について | 9:35～ 9:40 (5分) |
| 3. 分科会の公開について | 9:40～ 9:45 (5分) |
| 4. 評価の実施方法について | 9:45～10:00 (15分) |
| 5. プロジェクトの概要説明 | 10:00～11:00 (60分) |
| 5.1 「事業の位置付け・必要性」「研究開発マネジメント」
「研究開発成果」「成果の実用化に向けた取り組み及び見通し」 | (説明 30分) |
| 5.2 質疑 | (質疑応答 30分) |
| 入替 (5分) | |

【非公開セッション】

- | | |
|---|--|
| 6. プロジェクトの詳細説明 | |
| 6.1 研究開発項目① 継続テーマの説明
NEDO | 11:05～11:25 (20分)
(説明 10分、質疑応答 10分) |
| 入替 (5分) | |
| 6.2 研究開発項目① チタン合金接合技術の航空機への
適用研究
川崎重工業(株) | 11:30～12:05 (35分)
(説明 20分、質疑応答 15分) |

昼食・休憩 (45分)

- | | |
|---------------------------------------|--|
| 6.3 研究開発項目① チタン合金紛体焼結技術の航空機
への適用研究 | 12:50～13:25 (35分)
(説明 20分、質疑応答 15分) |
|---------------------------------------|--|

富士重工業(株)

(入替 5 分)

- 6.4 研究開発項目① 熱可塑複合材製造プロセス
モニタリング技術開発

13:30～14:05(35分)
(説明 20 分、質疑応答 15 分)

三菱重工業(株)

(入替 5 分)

- 6.5 研究開発項目① 高生産性・易賦形複合材の開発
東レ(株)

14:10～14:45(35分)
(説明 20 分、質疑応答 15 分)

休憩

14:45～15:00(15分)

- 6.6 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

15:00～15:35(35分)
(説明 20 分、質疑応答 15 分)

川崎重工業(株)

(入替 5 分)

- 6.7 研究開発項目③ 航空機用難削材高速切削
加工技術開発

15:40～16:15(35分)
(説明 20 分、質疑応答 15 分)

東京大学

(入替 5 分)

- 6.8 研究開発項目④ 軽量耐熱複合材 CMC 技術開発
(基礎技術開発)

16:20～16:55 (35分)
(説明 20 分、質疑応答 15 分)

(株)IHI

(入替 5 分)

7. 全体を通しての質疑

17:00～17:10 (10分)
(質疑 10 分、入替 5 分)

入替・休憩 (5 分)

【公開セッション】

8. まとめ・講評

17:15～17:35(20分)

9. 今後の予定、その他

17:35～17:40 (5分)

10. 閉会

以上

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>【事業の必要性】 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>【政策的位置づけ】 本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって輸送機器のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。</p> <p>【NEDOが関与する意義】 NEDOは第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

<p>事業の目標</p>	<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"> ・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。 <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"> ・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。 <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"> ・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。 <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"> ・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。 <p>(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</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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。 <p>(f) 高生産性・易賦形複合材の開発</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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。 <p>(2) 軽金属構造部材</p> <p>(a) チタン合金接合技術の航空機への適用研究</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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φ50mm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℃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) 炭素繊維複合材ー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ー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"> ・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。 <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"> ・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。 ・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。 <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"> ・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。 <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"> ・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。 ・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
- ・ 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 ϕ 50mm 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るが、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>

I. 事業の位置付け・必要性 (1) 事業の目的の妥当性

技術の概要

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に推進する必要がある。

国際競争力

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。

主要技術課題(1/2)

短期課題(~2015頃)	中期課題(~2020頃)	長期課題(~2030頃)	対応技術
機体構造の信頼性向上 / (安全性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 複合材料構造に対する高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の確立 ✓ 高信頼性システム(センサ装着、修理技術、計測技術)の確立 ✓ 高信頼性診断技術の確立 ✓ 非破壊検査データベース、シミュレーション技術の構築 ✓ 複合材料修理技術基盤の確立 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の実機適用 ✓ 認証制度の確立、実運用(点検作業)への本技術の適用 ✓ 非破壊検査技術の高効率化、高精度化技術の確立 ✓ 複合材料修理技術の強度評価、経年変化評価 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 構造健全性診断技術を前提とした構造設計技術の確立 ✓ 統合化非破壊検査技術 ✓ 複合材料修理技術の認証取得、実機適用、長期経年変化評価 	<ul style="list-style-type: none"> 構造安全設計技術 構造健全性診断技術 点検・修理技術

I. 事業の位置付け・必要性 (1) 事業の目的の妥当性

主要技術課題(2/2)

短期課題(~2015頃)	中期課題(~2020頃)	長期課題(~2030頃)	対応技術
機体構造軽量化による経済性向上 / (環境適合性・経済性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 複合材料の性能を最大限に生かす構造設計技術の追求 ✓ 複合材料の多機能化(耐雷、帯電防止)、高強度化、高弾性化の追求 ✓ 高強度化技術推進 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 強度メンバと他の機能の統合化による軽量構造様式技術の確立 ✓ スマート材料技術/モーフィング構造技術によるフラッタ特性改善、操舵時荷重低減の実現 ✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の規格化、認証取得 ✓ 複合材料との組み合わせによる最適構造様式の追及 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 構造健全性診断技術による構造信頼性確保に基づく軽量設計の追及 ✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の統合設計技術確立 ✓ 多機能化複合材料、高強度複合材料との最適組み合わせの追及 	<ul style="list-style-type: none"> 軽量構造様式技術 空力弾性向上技術 複合材料高性能化技術 金属材料高性能化技術
高レート/低コスト製造技術の実現 / (経済性向上、国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ プリフレグ成形技術高度化、液相成形技術高度化、熱可塑複合材料高度化、プリフォーム技術高度化追及 ✓ ニアネットシェイプ成形基盤技術の確立 ✓ 金属材料加工(切削、穿孔)、接合技術(FSW, FSJ, LBW)、複合材大型一体化構造製造技術の高度化 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 脱オートクレーブ成形技術、大物、複雑形状液相成形技術の確立 ✓ ニアネットシェイプ成形技術の実機適用、大物、複雑形状対応技術追及 ✓ 金属材料加工、接合技術高度化、治具レス組立技術、複合材大型一体化構造多機能化(耐雷、帯電性改善) 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ 脱オートクレーブ成形、大物、複雑形状液相成形技術の自動化による高効率化、低コスト化追求 ✓ ニアネットシェイプ成形の高効率化、低コスト化技術の追求 	<ul style="list-style-type: none"> 複合材成形技術 金属材料成形技術 組立コスト削減技術
国際協同開発/独自開発へ向けた基盤技術整備 / (国際競争力)			
<ul style="list-style-type: none"> ✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進 ✓ 試験技術高度化、標準化、認証取得促進 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ データベースの充実化、高度化 ✓ データベースの充実化、高度化、共通的設備の充実、高度化(耐衝突・耐衝撃試験、耐雷試験) 	<ul style="list-style-type: none"> ✓ パーシャル材料試験技術の確立 ✓ パーシャル構造試験技術の確立 	<ul style="list-style-type: none"> 材料評価技術、標準化、認証技術 構造試験技術、標準化、認証技術

I. 事業の位置付け・必要性 (1) 事業の目的の妥当性

エンジン要素技術分野 ー概要及び課題ー

<p>技術の概要</p> <p>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。</p>	<p>国際競争力</p> <ul style="list-style-type: none"> ・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。
---	---

主要技術課題(1/2)



II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
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	<ul style="list-style-type: none"> ・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。 	<ul style="list-style-type: none"> ・光ファイバセンサによる計測システムで、厳しい航空機の実運用環境に合致したものは無い。実用レベルの構造健全性診断システムの実現には、これに合致したシステムの実現が必要である。併せて航空機に搭載可能な小型システムとすることが不可欠である。 ・実用レベルの信頼性をもって構造健全性診断を可能とするシステムは未だ実現されていない。この主な原因は、十分な診断の信頼性が得られていない事であり、これを実現する目処を得る必要がある。 ・既存の光ファイバセンサ計測システムは、単一の計測目的で構築されており、計測機能拡張の余地がある。計測情報を増やす事により、診断の信頼性向上を迫る。
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	<ul style="list-style-type: none"> ・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。 	<ul style="list-style-type: none"> ・光ファイバセンサによる構造健全性診断システムの実用化技術の開発では、これまでエアバスとの協同研究の枠組みを活用して、実用化に向けた作業項目の設定、実用化レベルの定量評価等を実施することが重要である。 ・運航中の歪履歴、駐機中の歪履歴、歪分布の変化をモニタリングするシステムを実用化することが重要である。
ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発	<ul style="list-style-type: none"> ・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。 	<ul style="list-style-type: none"> ・飛行場・整備場の場所や検査を行う時間、季節、天候、推進系の熱による温度変化等の実際の運用環境における損傷診断能力を評価することは重要である。 ・実際の航空機の運用では様々な環境の影響を受けることになり、超音波ラム波の伝搬挙動は、温度変化により影響を受けることが知られている。温度変化のある条件においても広域の損傷を検知可能であることを示すための評価試験が重要である。

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発	<ul style="list-style-type: none"> 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。 接着(融着、接着等)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、接着技術、新規表面処理技術を用いてTRL4の融着、接着技術を確立する。 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。 	<ul style="list-style-type: none"> 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。 成形後でも融着、接着が可能であることから、熱、振動等による接着プロセスを開発し、ファスナ低減構造部材の成形組立が可能で、部材組立の低コスト化も期待できる。 成形モニタリング技術を開発することで、成形部材の品質保証のみならず、成形プロセスの適正化も可能となり、製造品質、製造効率化が期待できる。
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	<ul style="list-style-type: none"> 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。 	<ul style="list-style-type: none"> 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。このような構造では、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。 主構造への適用を想定した大型サンドイッチ構造部品では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て、衝撃損傷および損傷進展が検知可能なことを実証することが重要である。 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。
高生産性・賦形複合材の開発	<ul style="list-style-type: none"> 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 	<ul style="list-style-type: none"> 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で成形可能となり、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。

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
チタン合金接合技術の航空機への適用研究	<ul style="list-style-type: none"> 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。 	<ul style="list-style-type: none"> 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。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。
チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究	<ul style="list-style-type: none"> 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。 従来方法(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。 	<ul style="list-style-type: none"> チタン合金は軽量化が強く求められる航空機部品に多く用いられているが、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おり、コスト低減で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。航空機部品では、素材重量のうち実際に部品となって使用される重量は20%以下のものがほとんどであり、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といえる。
マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究	<ul style="list-style-type: none"> サイズ:直径φ50mmに外接する押出成形材 強度(F_{ty}):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℃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 	<ul style="list-style-type: none"> 近年、強度、耐食性、耐火性という課題を解決したマグネシウム合金の開発が進んでおり、それらの材料に対して大手航空機メーカーが注目している。またFAAのレギュレーションについても、FAAの設定した認定試験に合格した材料に対し適用が認められることになり、今後構造部品への適用も加速度的に進むことが期待される。

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
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。	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が、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。素材と部材製造を繋ぎ、海外依存から脱することは急務である。
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。	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。

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
チタン合金の切削加工技術開発	<p>(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。</p> <p>(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。</p>	<p>(a) 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おり、難削材であるチタン合金の高度な高速切削加工技術の開発が不可欠となっている。</p> <p>(b) 高能率切削を実現するため、工具の大径化と切削液の高圧化が進められており、工作機械は大量の電力を消費する。消費電力を抑えた環境対応型・低コスト型の高速仕上げ切削加工技術を開発するため、切削液に着目し、オイルミストと水油混合ミストについて検討することが急務である。</p>
先進アルミ合金の切削加工技術開発	<p>(a) アルミ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。</p> <p>(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。</p>	<p>(a) アルミチウム合金は、アルミニウム合金より軽量かつ高強度な合金であり、炭素繊維複合材との相性も悪くないことから、炭素繊維複合材の機体における次世代の先進アルミ合金としての用途が期待されている。</p> <p>(b) 航空機の主要な素材として大量に使用されているアルミニウム合金においても、チタン合金と同様に、ミスマッチの無い高速高品位加工技術の確立が極めて重要な課題となっている。そこで、チタン合金より非常に速い切削速度において、トータル的な加工の最適化と効率化を図ることが重要である。</p>

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

研究開発項目	研究開発目標	根拠
炭素繊維複合材の切削加工技術開発	<p>(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。</p> <p>(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。</p> <p>(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。</p>	<p>(a) 過剰なスラスト力が作用した場合、大規模に剥離が発生し、加工後の孔の周囲にも残留するため、孔の品質に影響を及ぼすことが知られており、切削加工は製造過程、特に組立の段階では避けることのできないプロセスであるため、切削加工中の損傷発生を防ぐことは機体の製造過程において極めて重要である。</p> <p>(b) 炭素繊維強化プラスチック/チタン合金の重積材の大口径穴の穿孔作業の一つとして、オービタル切削を開発して、これまで開発してきた切削力シミュレーションをオービタル切削に適用し、切削力の解析をすることが重要である。</p> <p>(c) 重積材に対する大口径の穿孔作業を対象とし、切削シミュレーションによって得られるトルク値と工具の回転数とともに変化するトルク限界値等から材料側の温度変化を調べることが重要である。</p>
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	<p>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。</p>	<p>チタン合金の塑性加工は700°C-800°C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ず、生産性が低いという問題を抱えている。実際に、金型の寿命も短い。もう一つの欠点は成形後に残留応力が発生することである。そこで、Ti-6Al-4V合金成形においては、残留応力を極小化するため、生産条件の整備とプロセスの開発が望まれている。</p>

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

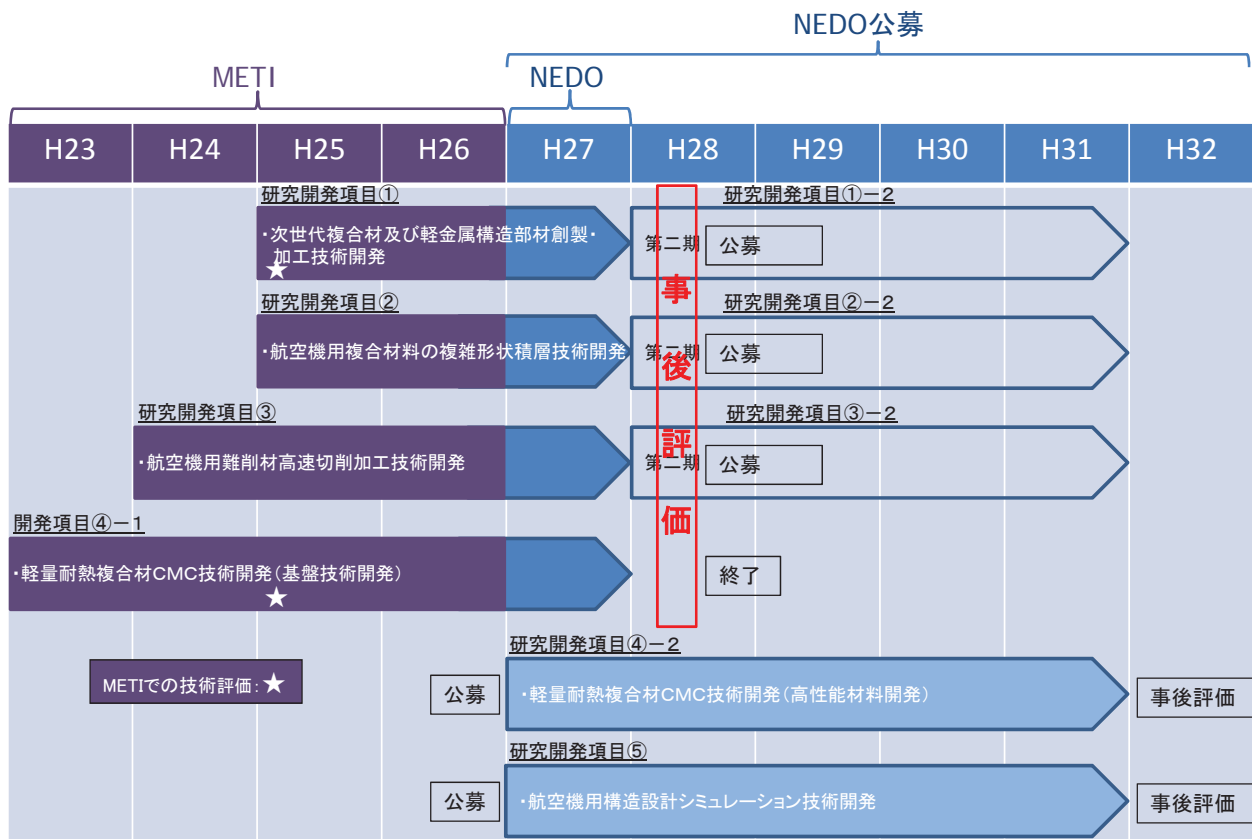
研究開発項目	研究開発目標	根拠
切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発	<p>ロボットの最適姿勢を明らかにし、革新的な金属切削ロボットシステムを確立する。 アルミリチウム合金のスキソカット(ポケット加工)に適用し、従来加工機同等以上の加工仕上がりを達成する。</p>	<p>大形航空機の構造部品の一つであるフレーム部品に軽量化のために施されるポケット加工における、有害廃棄物削減および製造に係るエネルギー利用の合理化ならびに、製造設備導入にかかるコスト削減を目的として、垂直多関節ロボットに工具スピンドルを取り付けたロボット切削加工システムを開発し、ロボットを用いた航空機部品製造技術の確立が待たれている。</p>

II. 研究開発マネジメント (1) 研究開発目標の妥当性

◆ 研究開発目標と根拠

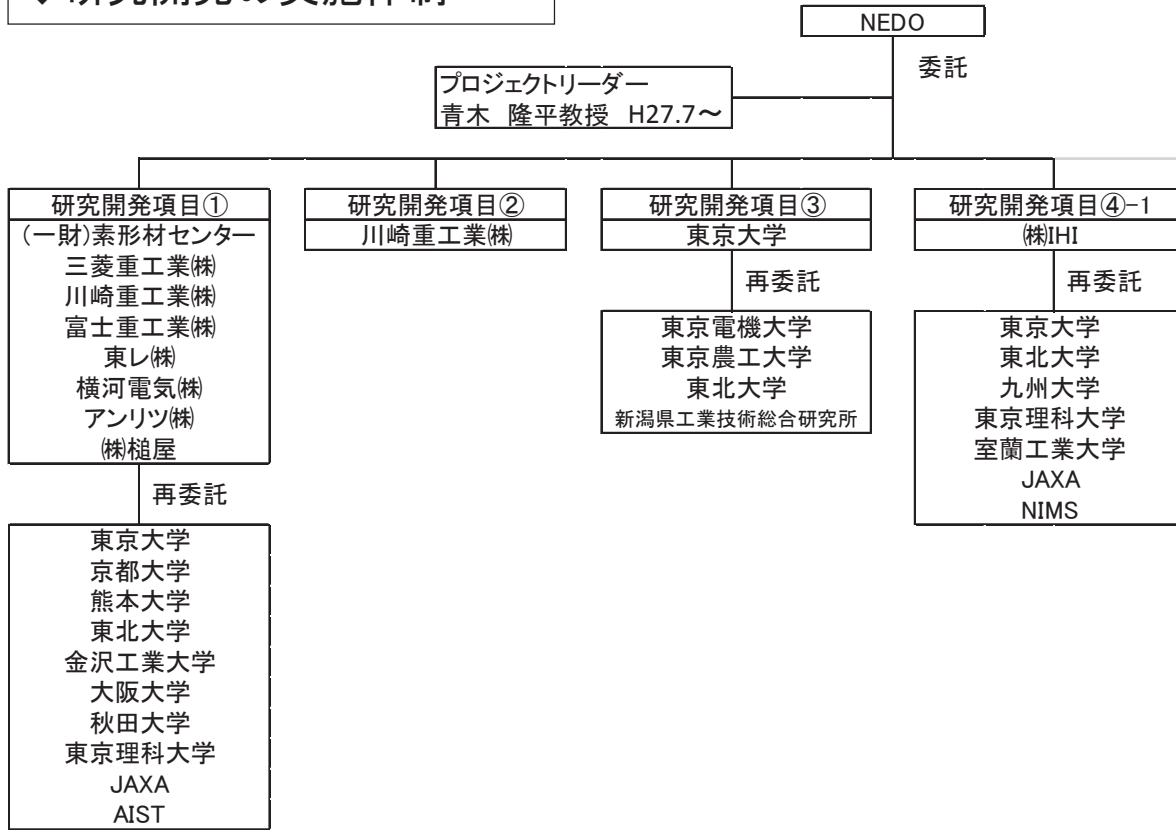
研究開発項目	研究開発目標	根拠
(1) CMC損傷許容評価技術	CMCの損傷パラメータを選定し、CMC中に発生した損傷や寿命との関係を把握する。損傷の発生、進展を予測する手法を設定し、設計ツールを開発する。また、その実証実験を行う。運用時の検査基準を決める手法も設定する。	CMCは損傷を許容することが必須であり、全く新しい設計手法の確立、データの取得、試験での実証が必要。
(2) CMC高速加工技術	CMCを高温にした領域を加工する技術を確立し、従来に比べて5倍以上の生産性向上を目指す。また、従来の研削加工と同程度の加工精度を維持する。	CMCは難加工材であり、量産時の処理量を考えると現在の5倍以上の速度が必要。
(3) CVIプロセス最適化	a) CVIによる反応条件の最適化 CVIの含浸効率を従来比で50%以上改善する。副生成物を半減する方法を確立する。 a) CVIシミュレーション技術開発 CVIによるマトリクス形成量を予測でき、工業的なサイズの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。	量産時のCVI処理量を考えると左記の目標値が必要。また、シミュレーションにより、量産サイズで炉を設計できる必要がある。
(4) コーティング技術	CMCの損傷(マトリクス割れ)に対し、修理可能なコーティングを確立する。 また、課題となるサンドエロージョン(砂による削れ)に対し、加速評価の手法を提案するとともに、熱サイクル、環境曝露評価方法を提案する。	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要。

I. 事業の位置付け・必要性 (1) 事業の目的の妥当性



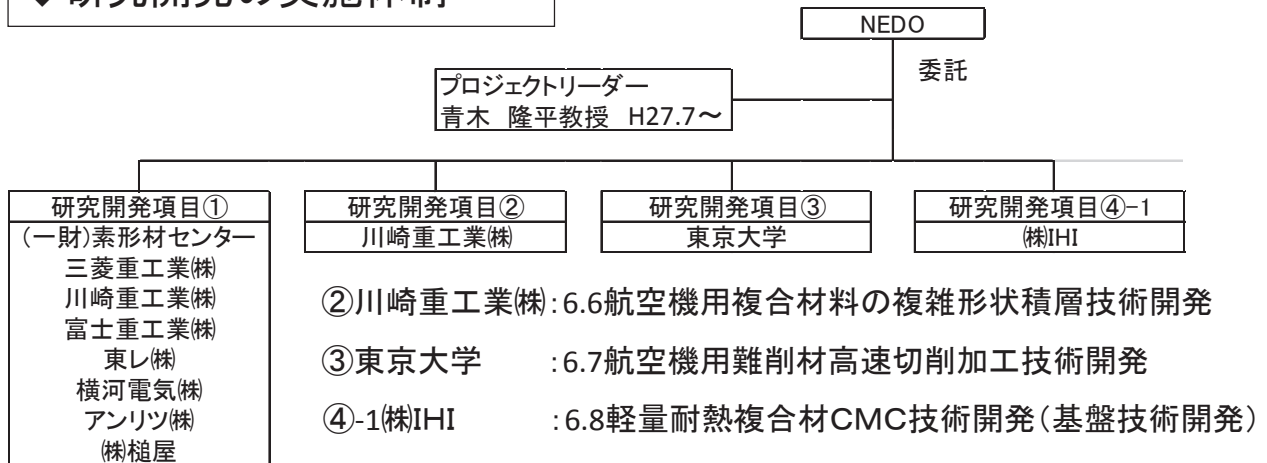
Ⅱ. 研究開発マネジメント (3) 研究開発の実施体制の妥当性

◆ 研究開発の実施体制



Ⅱ. 研究開発マネジメント (3) 研究開発の実施体制の妥当性

◆ 研究開発の実施体制



- ①川崎重工業(株): 6.2チタン合金接合技術の航空機への適用研究
- ①富士重工業(株): 6.3チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究
- ①三菱重工業(株): 6.4熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発
- ①東レ(株) : 6.5高生産性・易賦形複合材の開発

Ⅱ. 研究開発マネジメント (2) 研究開発計画の妥当性

◆プロジェクト費用

◆予算規模

(単位:百万円)

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	1,325
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	1,020	3,084