



「次世代構造部材創製・加工技術開発」

プロジェクトの概要 **（公開）**

（平成23年度～平成27年度 5年間）

2016年9月5日

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

- I. 事業の位置づけ・必要性
 - (1)事業の目的の妥当性
 - (2)NEDOの事業としての妥当性

- II. 研究開発マネジメント
 - (1)研究開発目標の妥当性
 - (2)研究開発計画の妥当性
 - (3)研究開発の実施体制の妥当性
 - (4)研究開発の進捗管理の妥当性
 - (5)知的財産等に関する戦略の妥当性

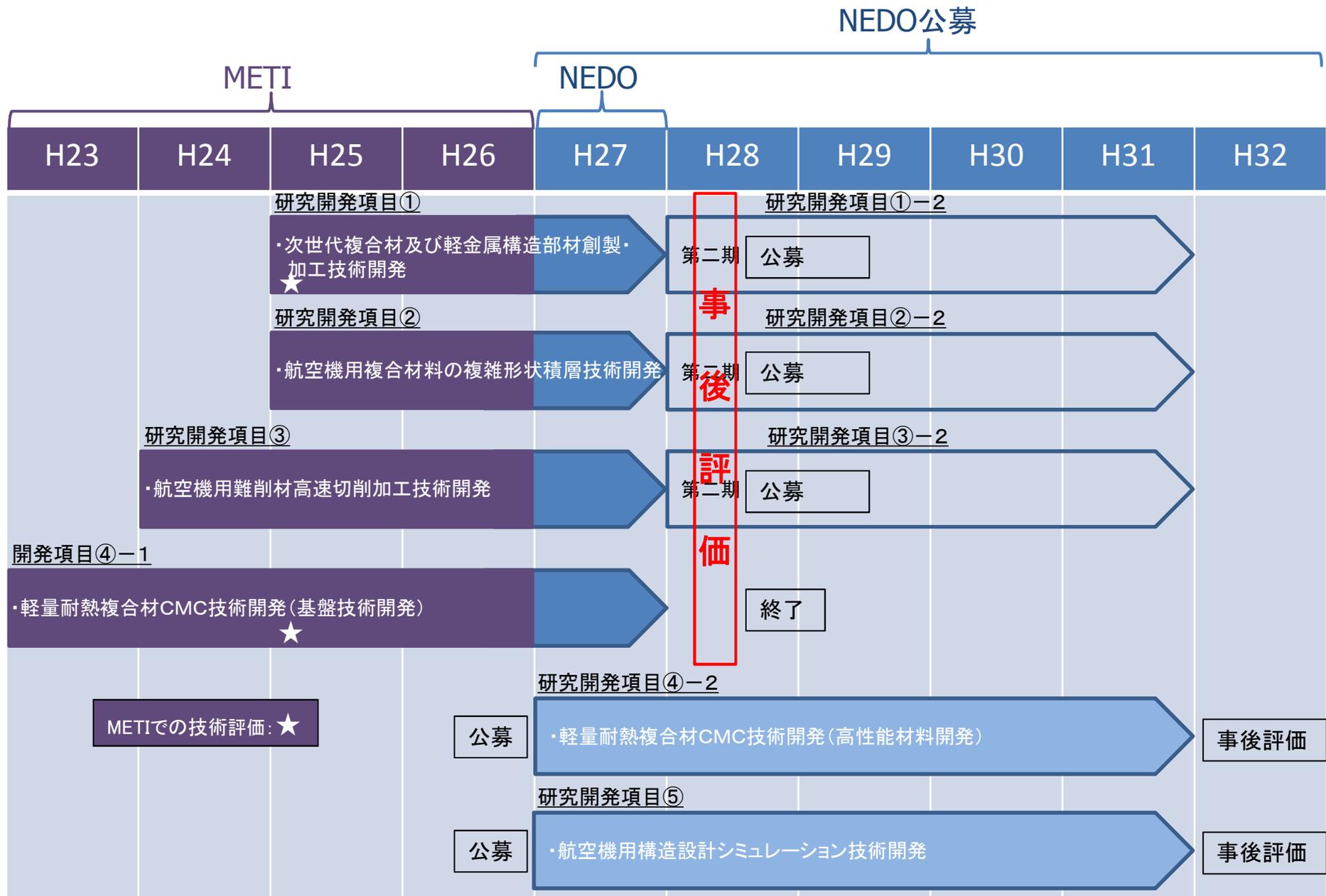
- III. 研究開発成果
 - (1)研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義
 - (2)成果の普及
 - (3)知的財産権の確保に向けた取り組み

- IV. 成果の実用化
 - (1)成果の実用化に向けた戦略
 - (2)成果の実用化に向けた具体的取り組み
 - (3)成果の実用化の見通し

- V. プロジェクト第二期に向けて

I. 事業の位置付け・必要性

(1) 事業の目的の妥当性



◆事業実施の背景と事業の目的

【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。「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。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。

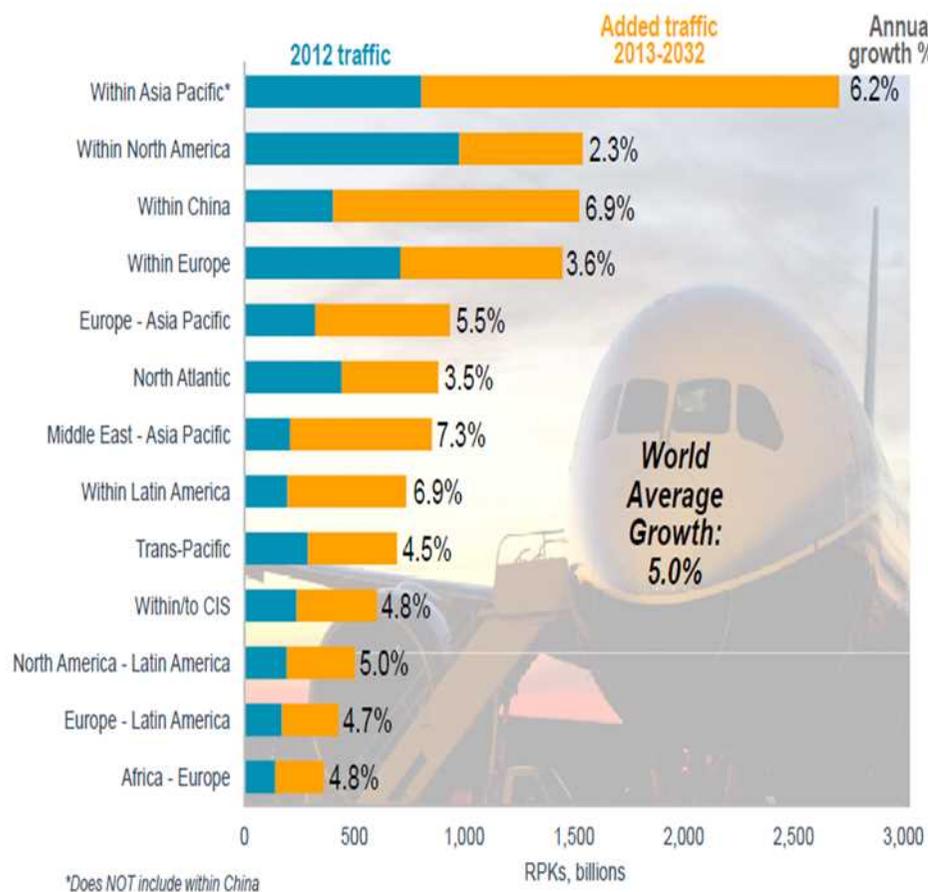
複合材料を始めとした我が国が強みを持つ材料分野における技術革新を促進し、産学官の密接な連携の下での我が国の航空機産業基盤の構築及び関連産業の成長を実現する。

I. 事業の位置付け・必要性

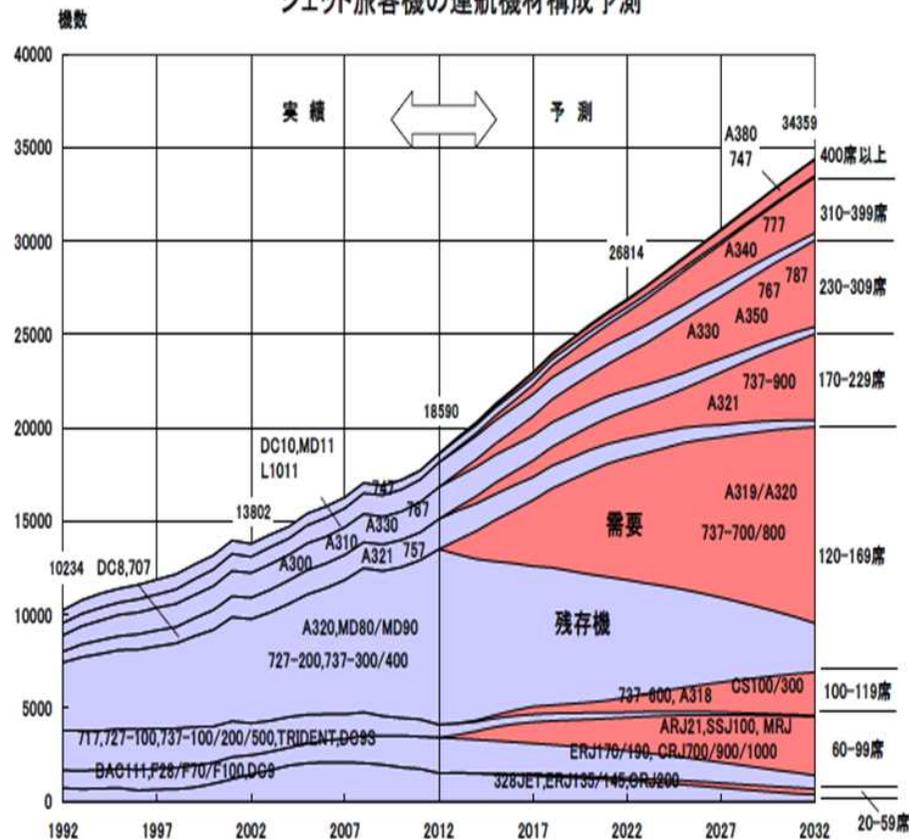
(1) 事業の目的の妥当性

○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年間の市場規模は、約3万機・4～5兆ドル程度(ほぼ倍増)となる見通し。最も旅客需要が伸びるのはアジア太平洋地域。**最も機体需要が多いのは150席級(B737、A320)。**

世界の旅客需要見通し



ジェット旅客機の運航機材構成予測



有償旅客キロ (RPK) 各有償旅客が搭乗し、飛行した距離の合計。
有償旅客数 × 輸送距離 (キロ)。

◆政策的位置付け

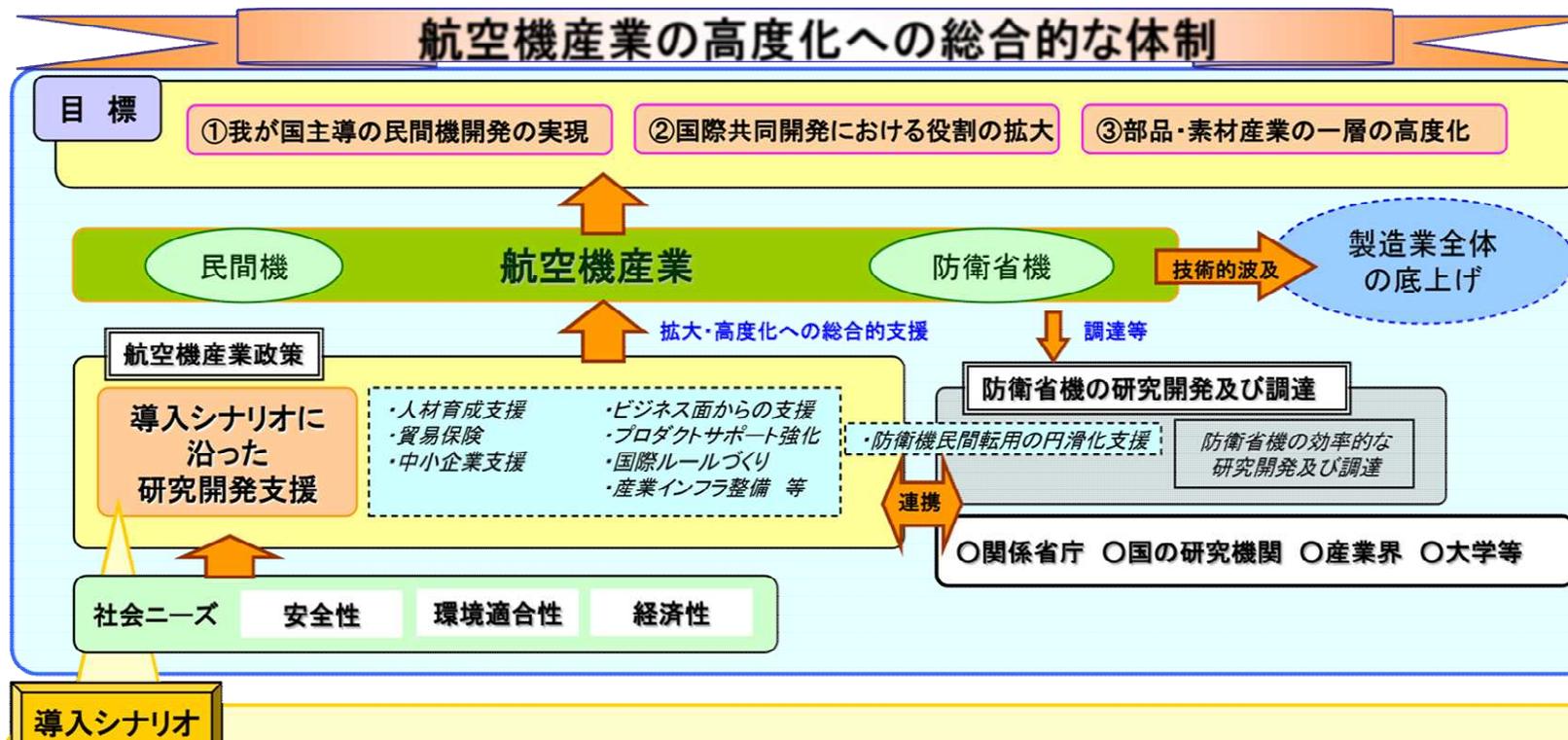
本事業は、総合科学技術・イノベーション会議により策定されている「科学技術イノベーション総合戦略」、「エネルギー・環境イノベーション戦略」等に則り、構造材料の飛躍的な軽量化等によって**航空機のエネルギー利用効率の向上を目指すために実施するものである。**

航空機分野の技術戦略マップのなかで、我が国航空機産業が目指すべき方向性として、我が国主導の民間機開発の実現、国際共同開発における地位の維持・拡大が挙げられている。

この目指すべき方向性のもと定められた**「航空機分野の導入シナリオ」**に本研究開発は適切に位置付けられている。

◆ 技術戦略上の位置付け

経済産業省策定「技術戦略マップ2010」における航空機産業の研究開発



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を推し進める必要がある。

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)

✓ 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

中期課題(~2020頃)

✓ 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

長期課題(~2030頃)

✓ 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

対応技術

構造安全設計技術

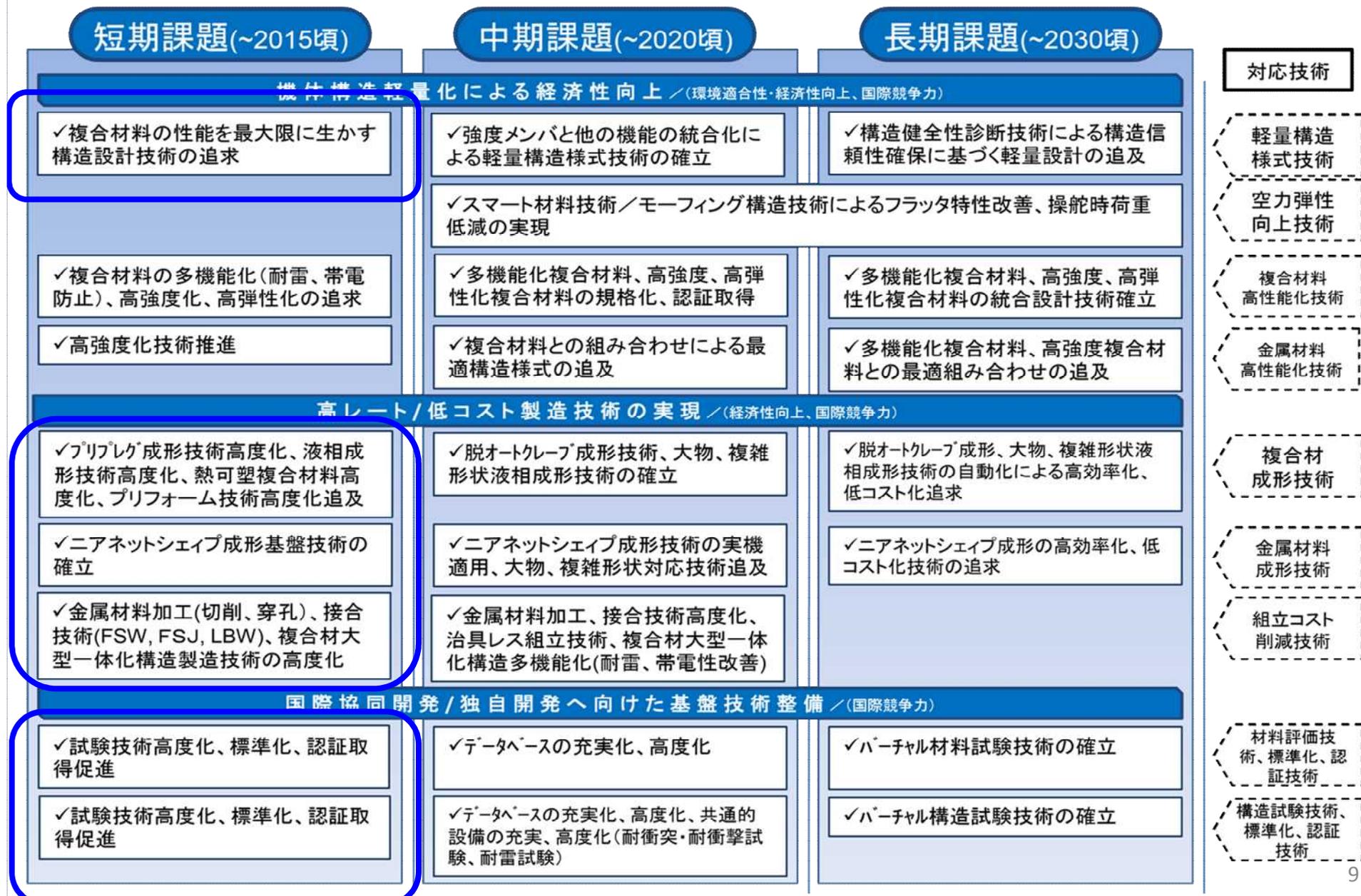
構造健全性診断技術

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)



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

技術の概要

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。

国際競争力

- ・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)

短期課題(~2015頃)

化石燃料消費量の低減: ガスタービン推進の性能向上

- ✓エンジン内部の翼面、壁面の損失低減、多段CFD技術の確立
- ✓複合材部材設計製造技術の確立
- ✓耐熱複合材・耐熱合金部材設計製造技術の確立

✓GTF推進システムの実現

✓アクセサリギアボックスの損失低減

中期課題(~2020頃)

- ✓複雑な流れの原理解に基づく損失低減、流体制御方法の確立
- ✓複合材適用による低温部重量低減
- ✓複合材適用による高温部重量低減、冷却空気量削減

✓オープンロータ等新たな推進システムの実現

✓エレクトリックエンジン要素技術およびシステム技術の確立

長期課題(~2030頃)

/(経済性、環境適合性)

- ✓世界最先端レベルを上回る要素効率とストールマージンの維持・向上
- ✓更なる軽量化を図るための先進材料の実用化

✓燃料電池利用等新たな推進システムの実現

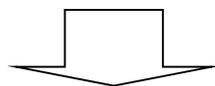
対応技術

- 要素高性能化技術
- 軽量化技術
- 高温化技術
- 冷却高性能化技術
- エンジン高性能化技術
- 高性能制御システム・機器技術

◆NEDOが関与する意義

NEDOは第三期中期計画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。

本プロジェクトの狙いは、産業構造の裾野が広い航空機産業の国際競争力を維持・拡大し、これらを他産業分野へ波及させることにより、輸送機器をはじめとした様々な分野における製品の高付加価値化を進めることで日本の主要産業の競争力を強化し、新たな産業創成を目指すものであることから、NEDOのミッションと合致する。さらに、素材開発から材料、部材と航空機に採用されるまでには長い研究開発期間を要するためリスクが大きく、また単独企業での開発ではなく産学官の密接な連携の下で激化する厳しい国際的な産業競争に勝つ必要があることから、NEDOプロジェクトとしての実施が妥当である。



NEDOが持つこれまでの知識、実績を活かして推進すべき事業

◆実施の効果（費用対効果）

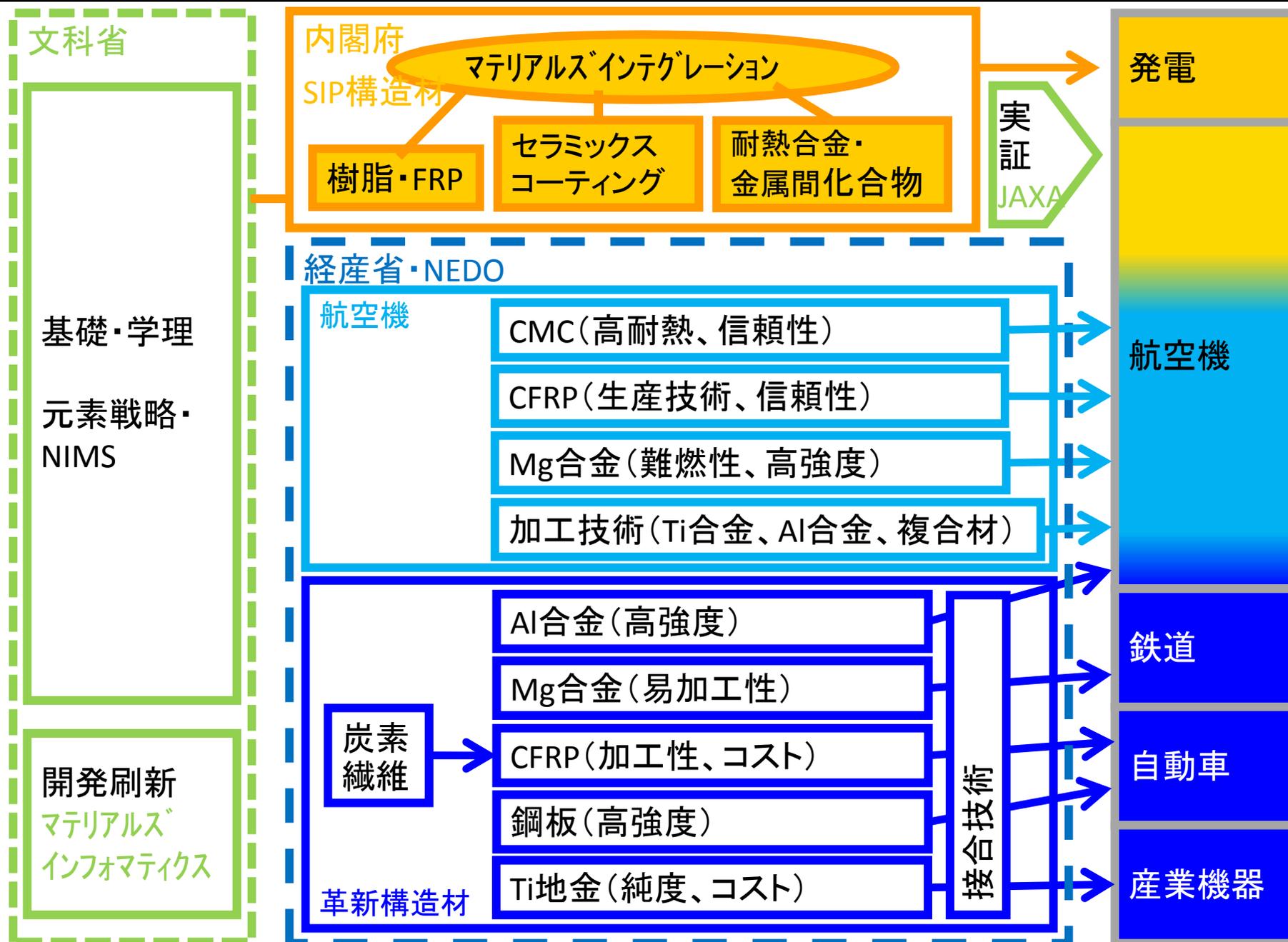
| | |
|----------------------------|----------------------------------|
| 本プロジェクトの総費用 | 80億円(H23～H31予定) |
| CO2排出量削減 (2025～2030年累積) | CO2排出削減量25万トン*1 |
| | 9.6万キロリットルの原油削減 費用削減効果は33億円*2 |
| 市場創出効果 (2030年想定) | 約1兆円/年*3 |

*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期待

*2 原油1バレル:50ドル、1ドル:110円で換算

*3 2030年の市場規模26兆円/年(JADC統計)を参照

I. 事業の位置付け・必要性 (2) NEDOの事業としての妥当性



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ない。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にあり、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追及する。 |
| 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。 | <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、接合が可能であることから、熱、振動等による接合プロセスを開発し、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。 ・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・易賦形複合材の開発 | <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。 | 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。 | 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に外接する押出形材 ・強度(Fty): 急凝固固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 | 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。</p> <p>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</p> <p>〇〇W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) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発</p> <p>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。</p> <p>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</p> <p>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。</p> <p>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) アルミリチウム合金は、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。</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 | 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。 | チタン合金の塑性加工は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。 |

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 | 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。 アルミニ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。 | 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。 |

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 | <p>a) <u>CVIによる反応条件の最適化</u> 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。</p> <p>a) <u>CVIシミュレーション技術開発</u> 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。</p> | 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。 |

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

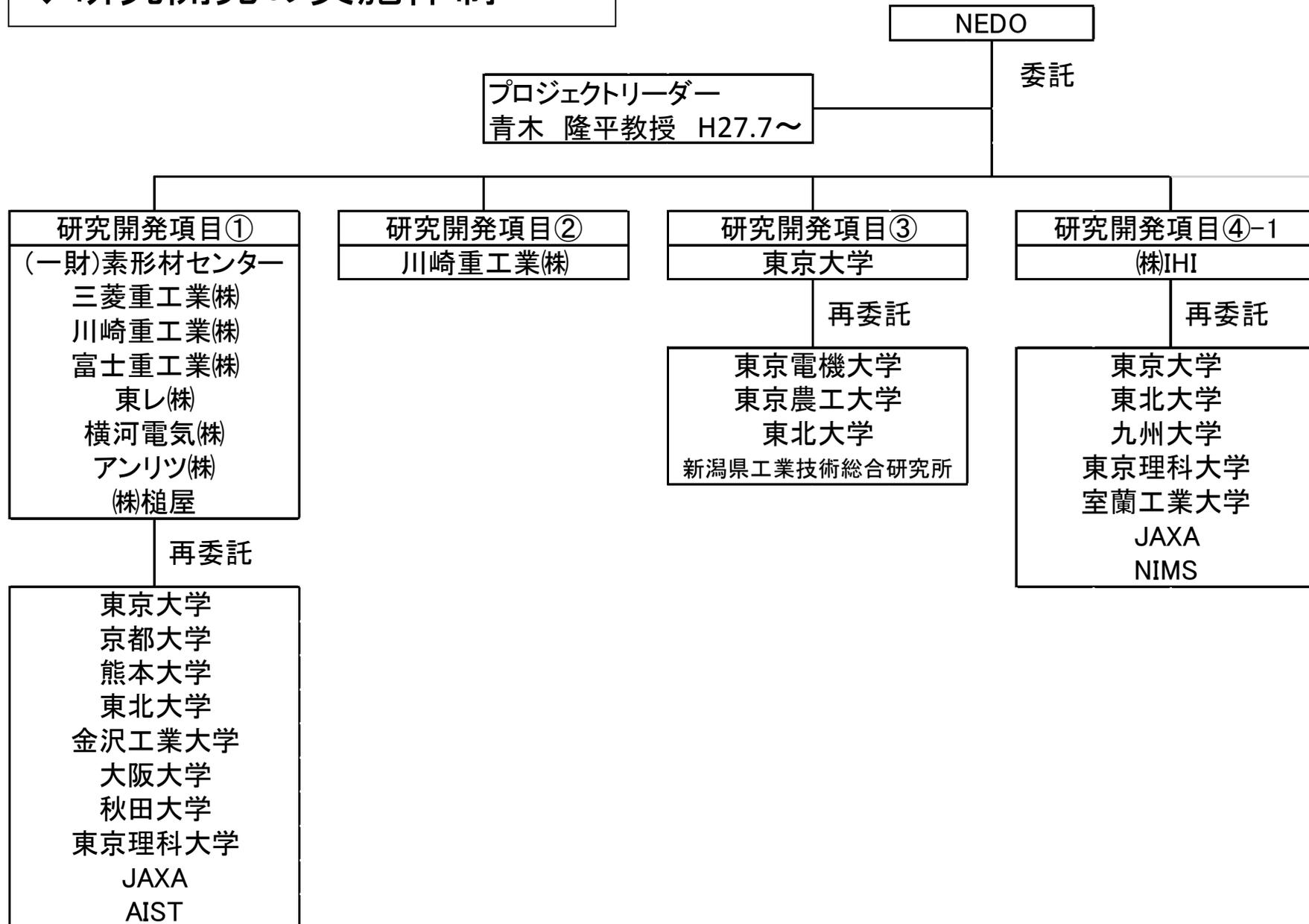
◆予算規模

(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 |

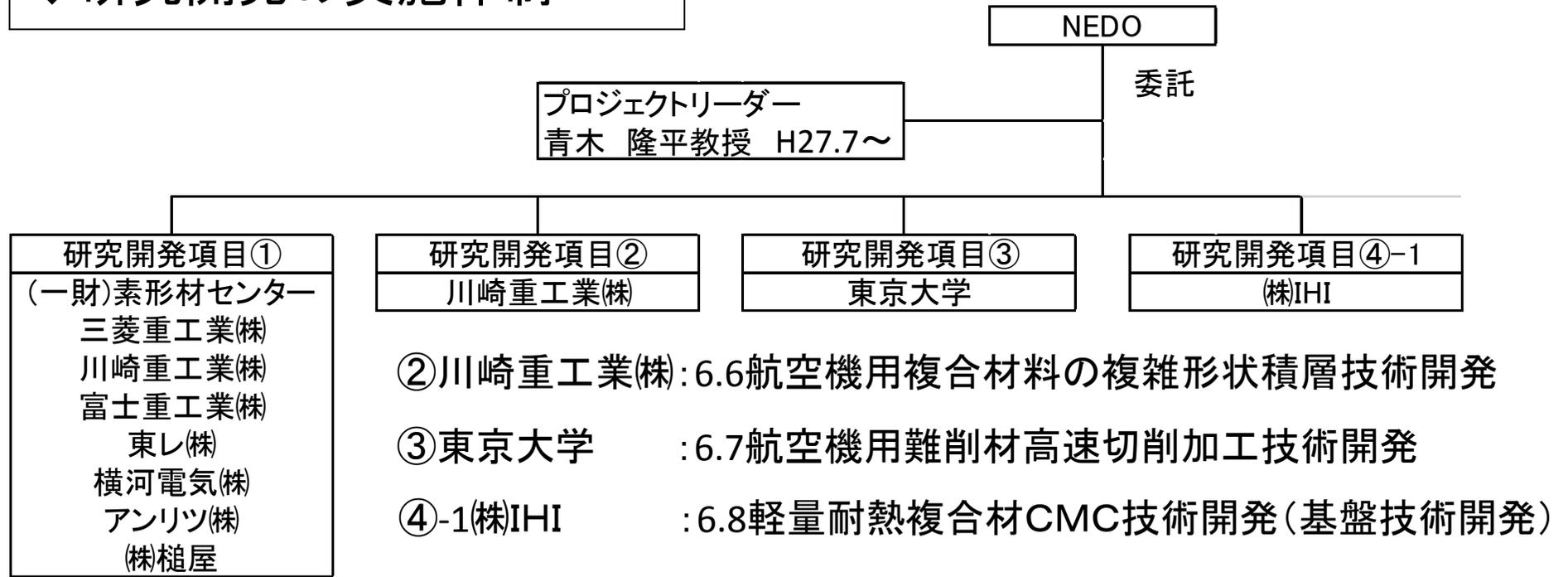
II. 研究開発マネジメント (3) 研究開発の実施体制の妥当性

◆ 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

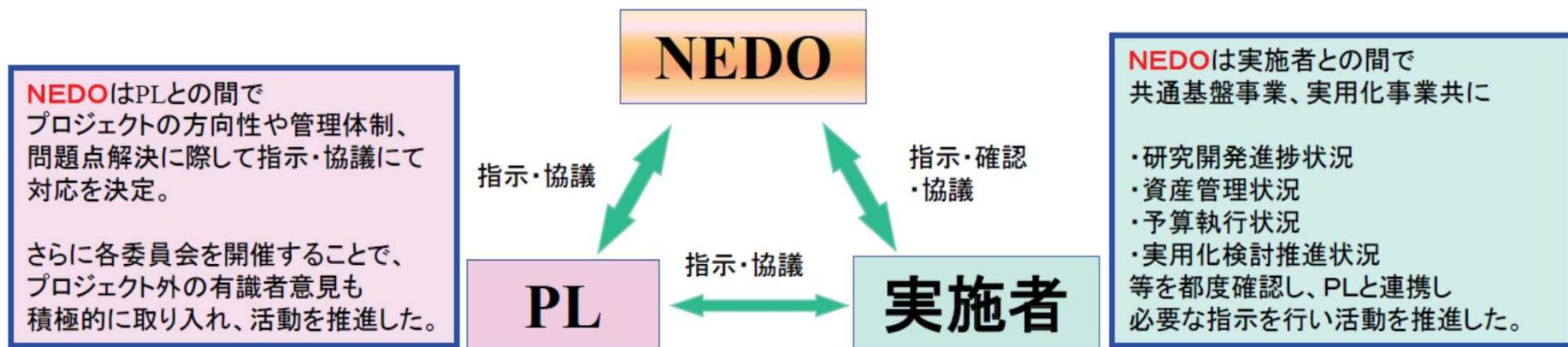


- ①川崎重工業(株): 6.2チタン合金接合技術の航空機への適用研究
- ①富士重工業(株): 6.3チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究
- ①三菱重工業(株): 6.4熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発
- ①東レ(株) : 6.5高生産性・易賦形複合材の開発

Ⅱ. 研究開発マネジメント (4) 研究開発の進捗管理の妥当性

◆ 研究開発の進捗管理

◆ 動向・情勢の把握と対応



NEDOはPLと実施者の連携を強化することで、**コミュニケーションの向上を図り**、研究目標の達成を目指し、また実用化に向けた活動を推進した。

◆ 研究開発の進捗管理

◆ 動向・情勢の把握と対応

- ・実施者訪問により、生の声を聴き、開発計画を適宜見直した。
(10年を超える開発期間に耐えられない実施者をどう救う?)
⇒調査事業による側面支援(SHM)
- ・技術習熟レベル(TRL)の低いテーマはFS事業(N-STEP)へ移行した。
- ・四半期毎に開発目標と達成度をチェックし、翌四半期計画を見直した。
- ・年一回のNEDO主催の技術推進委員会で、外部有識者の意見を参考に進捗管理を行い、また第二期の開発計画を見直した。
- ・各テーマ毎に技術委員会を運営して横の繋がりを活かしたシナジーを期待。

◆ 知的財産管理

NEDO知財方針

【基本方針】

1. プロジェクトの知財マネジメントの強化を図り、
国民経済へのアウトカムの最大化を目指す。
 - (1) 知財戦略を踏まえたプロジェクト企画の強化
 - (2) プロジェクトにおける知財マネジメント強化
 - (3) 公募・契約段階からの知財方針の明確化
 - (4) 秘密漏洩防止、技術情報流出防止の管理の徹底
 - (5) NEDOにおける知財マネジメント及びサポート体制の強化

2. 未利用成果等の活用促進の強化を図り、
国民経済へのアウトカムの最大化を目指す。
 - (1) 成果の利用実態分析の強化（バイ・ドール調査への協力義務化）
 - (2) 未利用成果等の活用促進（マッチング・システムの構築等）

◆ 知的財産管理

- NEDO知財方針に則り知財合意書を作成し、知財運営委員会を設置
 - ・特許を受ける権利の帰属
 - ・大学等と企業の共願特許の持ち分確定
 - ・プロジェクト内での実施許諾

- 知財運営委員会の運用
 - ・メンバーは、再委託を含めた全参加者で構成
 - ・PJ期間中、出願・実施許諾依頼の都度開催

◆ 知的財産権等に関する戦略

➤ オープン／クローズ戦略の考え方

① 次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発

| | 非競争域 | 競争域 | |
|-----|------|--|-----------------|
| 公開 | | <ul style="list-style-type: none"> ・SHM評価技術 ・熱可塑性複合材成型技術 ・Ti接合技術 ・マグネシウム合金技術 | → 積極的に 権利化 |
| 非公開 | | <ul style="list-style-type: none"> ・プリプレグ易賦形性技術 ・Ti紛体焼結技術 | → ノウハウとして 秘匿 |

◆ 知的財産権等に関する戦略

➤ オープン／クローズ戦略の考え方

② 航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発

| | 非競争域 | 競争域 | |
|-----|------|--|-----------------|
| 公開 | | | → 積極的に 権利化 |
| 非公開 | | <ul style="list-style-type: none">・小型タイプ自動積層装置の開発・実用化・中小型複雑形状部材の設計・製造技術 | → ノウハウとして 秘匿 |

◆ 知的財産権等に関する戦略

➤ オープン／クローズ戦略の考え方

③ 航空機用難削材高速切削加工技術開発

| | 非競争域 | 競争域 | |
|-----|------|--|-----------------|
| 公開 | | | → 積極的に 権利化 |
| 非公開 | | <ul style="list-style-type: none"> ・チタン合金の切削加工技術開発 ・先進アルミ合金の切削加工技術開発 ・炭素繊維複合材の切削加工技術開発 ・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 ・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 | → ノウハウとして 秘匿 |

◆ 知的財産権等に関する戦略

➤ オープン／クローズ戦略の考え方

④-1 軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)

| | 非競争域 | 競争域 | |
|-----|---|--|-----------|
| 公開 | <ul style="list-style-type: none"> ・CMC損傷許容評価技術 ・コーティング技術(エロージョン評価シミュレーション) | <ul style="list-style-type: none"> ・CVIプロセス最適化(反応条件) ・コーティング技術(材料) ・CMC高速加工技術 | 積極的に権利化 |
| 非公開 | <ul style="list-style-type: none"> ・コーティング技術(評価試験) | <ul style="list-style-type: none"> ・CVIプロセス最適化(副生成物処理・CVIプロセスシミュレーション) | ノウハウとして秘匿 |

標準化を検討

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

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 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|------------------------------------|--|---|-----|
| 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"> ・振動／衝撃試験、無線周波エネルギー放射試験(エミッション)、減圧／過圧試験を行い航空機搭載機器に要求される基準値を満足することを確認した。 無線周波妨害感受性試験(イミュニティ)では計測精度に影響を及ぼすことを確認した。 ・エアバス社との協同研究 JASTAC-IIIにおいて実施する実大構造試験に本モニタリングシステムを適用し、繰り返し荷重負荷中の歪みを計測し、信頼性の高いFBGセンサと同等の計測精度を有することを実証した。 ・適合性証明計画書を基に、外部の構造認証有識者のレビューを受け、認証プロセスを明確化した。今年度、センサ部およびデバイス部の耐久性評価に加え、実大構造試験へ適用し、地上での検証が完了した。 | ○ |
| 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 | <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"> ・開発した衝撃損傷検知システムは、航空機に搭載した計測装置により、航空機構造に加わる歪を常時計測する特徴を有することから、HEWABIを検知できることを試験により実証した。 ・航空機搭載型衝撃損傷検知用計測装置の基盤技術を構築することが出来た。本装置では100kHzの超高速な測定周波数において5pm(≒5με)の感度を有する。動作温度特性、衝撃特性、振動特性、電磁環境特性の航空機規格において、実験機搭載に最低限必要になるとと思われるレベルを定め、それに適合することが出来た。 | ○ |
| 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"> ・応力集部等のホットスポット、接着部、及び接着修理部について、様々な周波数の超音波ラム波を送受信し、対象構造に応じた解析手法を適用することで、損傷診断が可能であることを確認した。ホットスポットの評価においては、環境影響を補正する解析技術を取り入れ、実際の運用で想定される温度とひずみが付与された条件下においても、損傷診断能力が低下しないことを確認した。 ・FBG/MFC ハイブリッドセンサシステムについて、温度変化、各種液体への長時間浸漬、及び、繰り返しひずみ負荷等、実運用を考慮した条件下で耐環境性の評価を行った。その結果、実運用環境に対して、十分な耐久性があることを確認した。 | ○ |

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

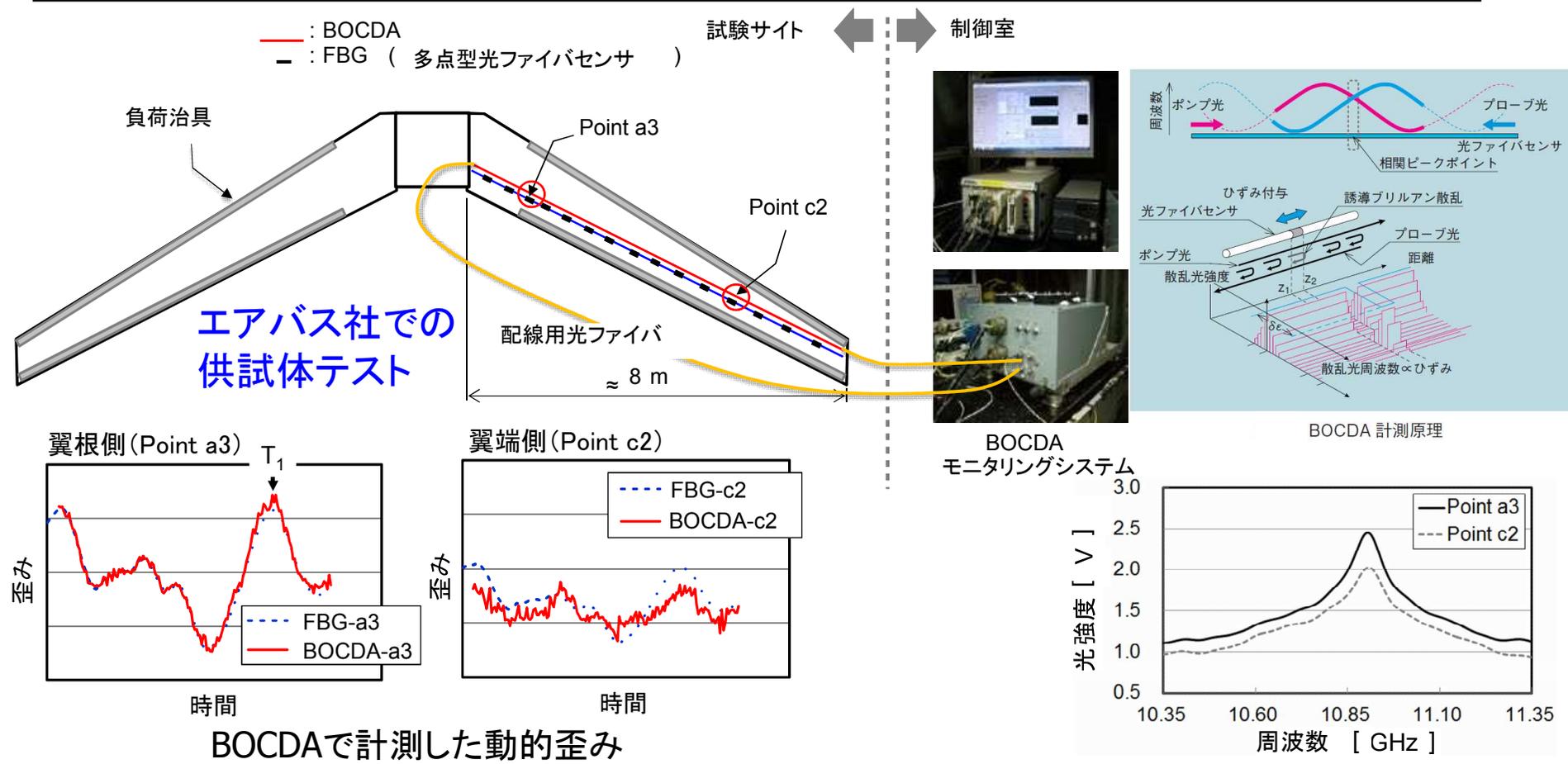
| 研究開発項目 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|--------------------------------|--|--|-----|
| 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発 | <ul style="list-style-type: none"> ・熱可塑複合材の特性(ハイサイクル成形)を活かした部品自動成形を指向した低コスト、高レート製造技術を確立する。一次構造部材にも適用可能な一方向材を用いた部材成形法を技術成熟度TRL4(Technology Readiness Level 4)まで引き上げる。 ・接合(融着、接合等)を用いた部材一体化構造製造技術を確立する。従来、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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・静強度、靱性の観点から、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。実験室レベルでの技術の妥当性が検証完了し、TRL4に到達した。 ・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。TRL4に到達。 ・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。冷却が終わった段階で圧縮歪が発生しているが、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。TRL4に到達。 | ○ |
| 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"> ・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立し、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。 ・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、運用荷重負荷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。 ・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。 | ○ |
| 高生産性・易賦形複合材の開発 | <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"> ・切込パターンを最適化し、連続繊維プリプレグ対比弾性率同等、強度80%以上を実現した。連続切込挿入装置を設計、製作し、航空機部材設計に資する力学特性データベースを整備した。また有限要素法による賦形シミュレーションの更なる計算コスト低減、精度向上のための改良指針を示した。 | ◎ |

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

| 研究開発項目 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|-----------------------|---|--|-----|
| 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"> ・板厚 5mm 材については、Ti-6Al-4V 合金を対象として、W 基ツールを用いて比較的送り速度の高い実用性を重視した適正条件を把握することができた。 ・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、φ0.3mm の内部欠陥の検出が可能であることを実証した。 ・接合温度を最適化させることにより、βトランザス以下および以上での接合が可能となった。β変態点以上での接合ではラメラ組織、β変態点以下では極めて微細な等軸組織をもつ継手を形成することができた。 ・L字型断面の旅客機の構造部材を想定し試算したところ、厚板材からの機械加工の場合と比較して約45%のコスト低減効果が得られることを確認した。 | ◎ |
| チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究 | <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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・実機部材作成が可能であることを確認した(TRL6)。 ・純チタン粉を 88.4%、母合金粉を 11.5%、TiB₂ 粉を 0.1%の割合で混合し、混合粉を型に充填して冷間静水圧プレス(CIP)にて圧粉して得られた圧粉体を、真空炉を用いて作製した焼結体で引張試験、疲労試験、耐食性試験を行い、合金溶製材と同等であることを確認した。 ・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、極めて優れた耐食性を有することが判った。 ・複雑形状の焼結体の疲労強度は、250MPa で 10⁵ 回以上の切り欠き疲労強度を示すことを確認した。 ・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の大幅減、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。 | ◎ |
| 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に外接する押出形材 ・強度(Fty): 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℃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"> ・50mmx5mmの矩形の押出し成形を実現した ・急凝固 KUMADAI マグネシウム合金の材料特性向上のために、不純物量の低減、熱処理条件を最適化して降伏強度400MPaの目標値を達成した。溶解鑄造 KUMADAI マグネシウム合金は降伏強度402MPa の材料を得た。 ・急凝固 KUMADAI マグネシウム合金は伸び5%、発火温度は850℃、耐食性0.6mm/yearを達成。 ・アルミニウム合金から急凝固 KUMADAI マグネシウム合金ストリングへ置き換えた場合、約 28%の重量軽減効果があることがわかった。 | ○ |

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



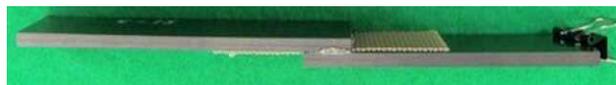
【成果】

1. 翼根側 (a3) : BOCDA システムで計測した歪みは、FBG (キャリブレ用) で計測した値とほぼ同等。
2. 翼端側 (c2) : 計測結果に誤差があった。以下 2 つの要因が考えられる。
 - ・ BOCDA システムで設定した計測位置と FBG センサの位置が異なっていた。
 - ・ 光ファイバセンサ貼付け状態不良による光ロスの増大。

① 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

(1) 超音波接合

超音波溶着において、均一かつ効率的に接合するためには溶着の起点となるエネルギーダイレクターが必要である。



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。

(2) 接着剤接合



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。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た。



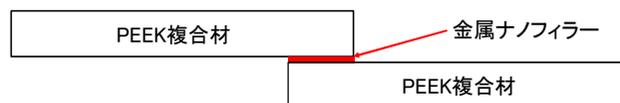
接着剤として2液加熱硬化型のエポキシ接着剤を用いた。CF/PEEK へ、大気圧プラズマ処理を行った上で、接着剤接合し、せん断強度を評価した。

CF/PEEK に最適条件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。**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。

(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。

CF/PEEK の接合面に金属ナノフィラーを設置し、周波数2.45GHz 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を使用した。



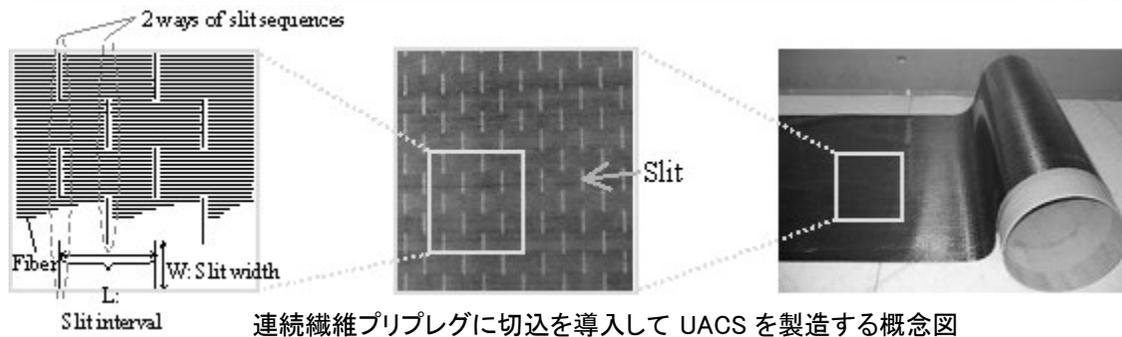
マイクロ波加熱により作製した接合供試体のせん断強度を Single Lap Shear 試験にて評価した。評価後の剥離界面写真を示す。**せん断強度は 32 MPa**であり、目標値である 25MPa を上回る値であった。せん断後の剥離界面を観察した結果、剥離界面が**母材破壊**に至っており、CF/PEEK の融着に伴う高いせん断強度が得られたと考えられる。

Ⅲ. 研究開発成果

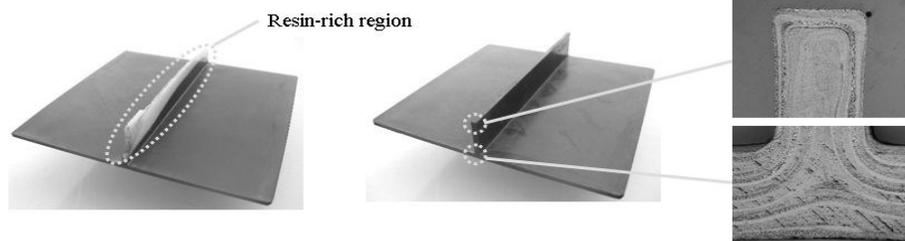
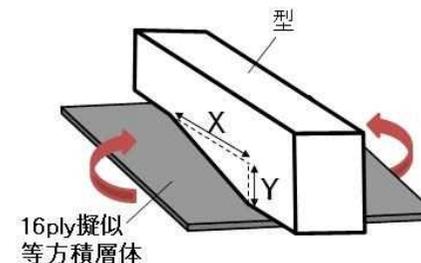
(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

① 高生産性・易賦形複合材の開発

UACS (Unidirectionally Arrayed Chopped Strands) 技術



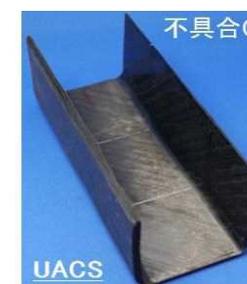
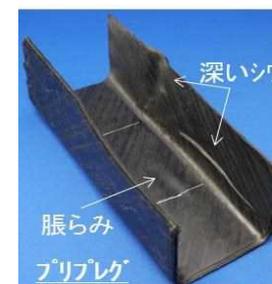
連続繊維プリプレグに切込を導入して UACS を製造する概念図



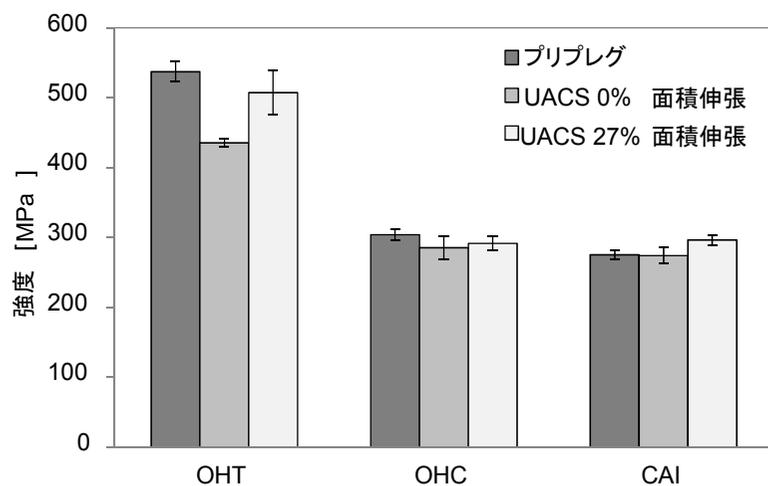
a) QI laminate of prepreg

b) QI laminate of UACS

プリプレグと UACS を用いた T 字リブ成形



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。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膨らみも発生した。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。

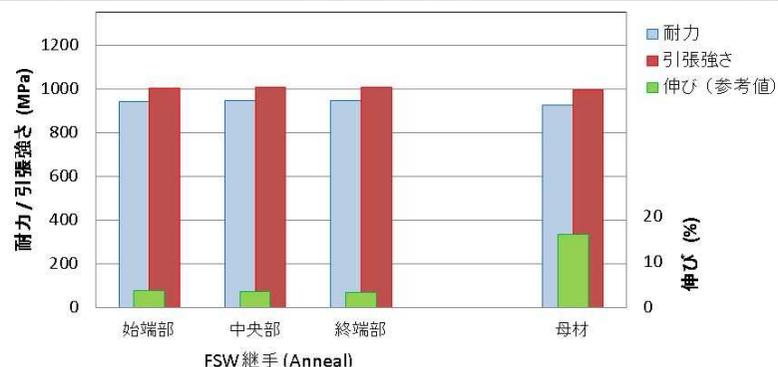


航空機一次構造材用 T800S/#3900-2B プリプレグ (繊維体積含有率 56%) と同プリプレグベースの UACS (QI) の 0%面積伸張、27%面積伸張成形品について、各種力学特性のデータベースを取得した。主要な物性である OHT (Open Hole Tension)、OHC (Open Hole Compression)、CAI (Compression After Impact) について、比較して示している。プリプレグ対比ほとんどノックダウンがなく、特に伸張成形時には強度が向上し、プリプレグ同等強度が発現している。ノッチや衝撃荷重による剥離といった、大きな応力集中源が内包された試験であり、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ティブティが低いことも UACS の特徴の1つとして見出した。

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

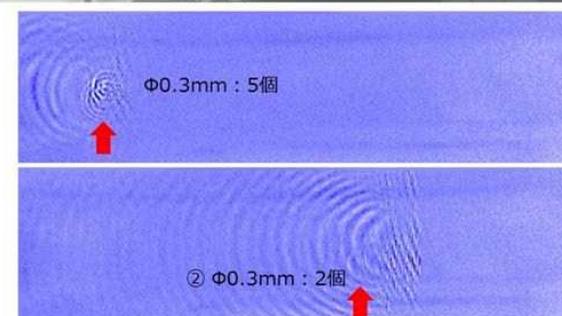
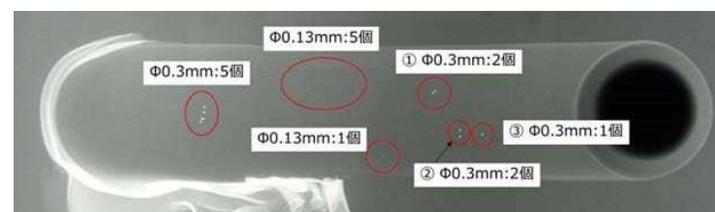
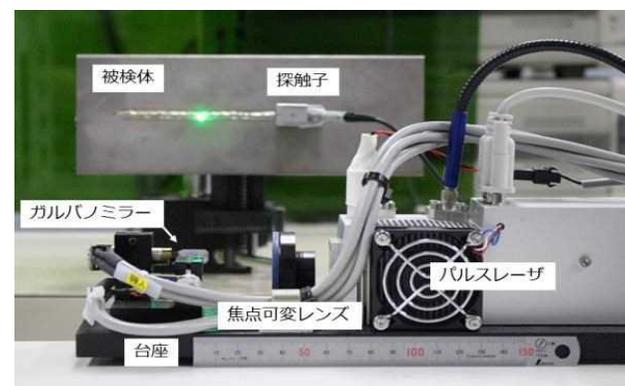
①チタン合金接合技術の航空機への適用研究

600mm の板厚 5mm の Ti-6Al-4V 材を用意した。接合条件は、回転数を 150rpm に固定し、送り速度を適正条件内に設定して、接合長は 540mm に設定した。供試体は3体とも問題なく接合をすることができ、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。**ツール摩耗については**、これら3体の接合前後で外観を比較したところ、わずかな摩耗は見られるものの**非常に軽微である**ことを確認した。また、接合後の供試体は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。



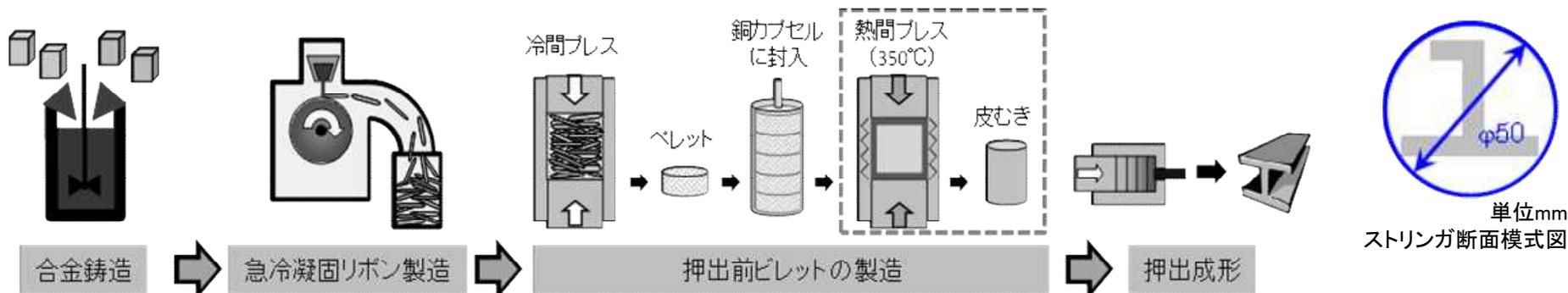
540mm・130mm/min の条件で接合した継手を用い、静強度特性を評価した。試験片は、接合部に焼鈍処理を行った後に板厚加工を行って4.0mmとしてからASTM E8に準拠した標準試験片の形状に加工した。強度は母材とほぼ同等な値が得られており、FSW 継手が母材と同等の強度を持つことを確認できた。伸びは、破断が評定部外で生じたため参考値となるが、大きく低下している。破断後の試験片を見ると、評定部の約9割を占める接合部ではほとんど変形が見られないが、評定部外の母材部のみが変形して破断した状態であった。このため、見かけ上の伸びの低下がみられたものと考えられる。

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、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。



Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

① マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

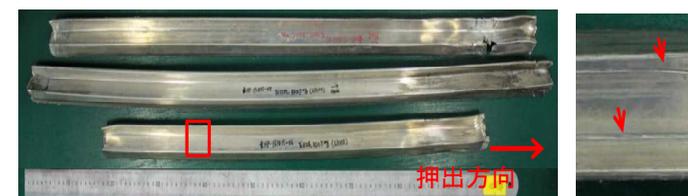


Mg-0.85Zn-2.05Y-0.35Al (at.%)

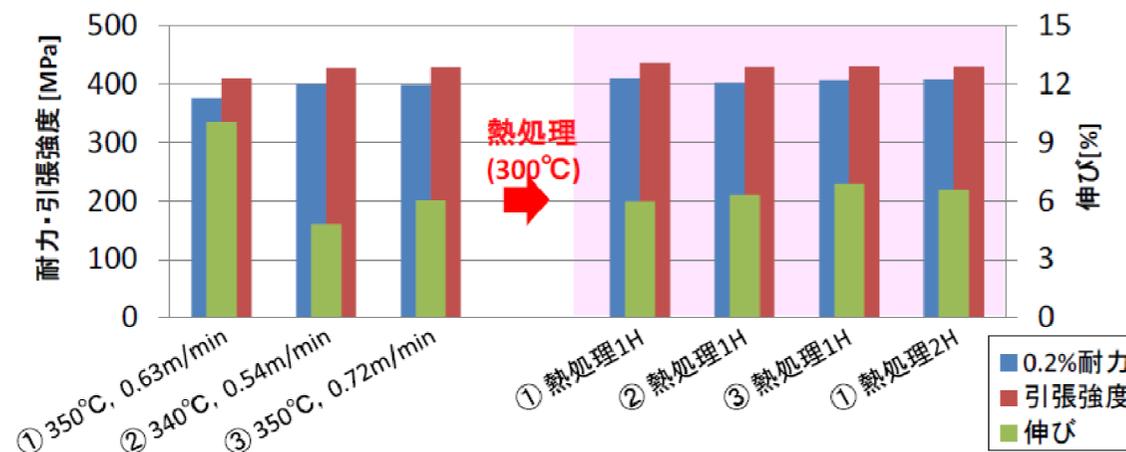
| Mg | Zn | Y | Al | | Fe | Ni | Mn | Zr | Cu | Si | Ca |
|--------|--------|--------|--------|--|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| (at.%) | (at.%) | (at.%) | (at.%) | | (wt.%) |
| bal. | 0.84 | 2.04 | 0.32 | | 0.0007 | ND | 0.0004 | 0.013 | 0.0001 | 0.002 | 0.0173 |

Mg-0.85Zn-2.05Y-0.35Al-0.15Ca (at.%)

| Mg | Zn | Y | Al | Ca | | Fe | Ni | Mn | Zr | Cu | Si |
|--------|--------|--------|--------|--------|--|--------|---------|--------|--------|--------|--------|
| (at.%) | (at.%) | (at.%) | (at.%) | (at.%) | | (wt.%) | (wt.%) | (wt.%) | (wt.%) | (wt.%) | (wt.%) |
| bal. | 0.83 | 2.07 | 0.33 | 0.15 | | 0.0002 | <0.0001 | 0.0004 | 0.0147 | 0.0033 | 0.0006 |



Z型押出材の外観の代表を示す。押出材には、曲り・反り・ひねりが存在し、押出断面形状毎の最適な金型設計及びプロセス設定を行う必要がある



Ca 無添加材の平板押出材を使用した。押出状態では耐力と伸びにバラツキが発生するが、熱処理を実施することで、押出の誤差因子により生じた材料特性のバラツキを低減できることが確認された。また、熱処理時間に関する感度は低く、材料特性を安定化することが可能であることが確認された。以上より、製造条件のノミナル値 (押出温度 350°C、押出出口速度 0.63m/min、熱処理時間 1 時間) に対して誤差が上記の範囲内であれば、材料特性に顕著な違いは生じず、安定した特性の材料を供給できると考えらる。

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

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 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|----------------------|---|--|-----|
| 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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・適用動向/市場/特許調査 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。 ・自動積層装置仕様検討 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。 ・試験機による積層試験 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々が機能し、積層動作を実施できることを確認した。 ・自動積層装置試作品の設計・製作 上記ア項で確認した仕様と上記イ項で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。 ・自動積層装置試作品の改良 下記エ項での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。 | ◎ |
| 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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・試作部材の設計 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。 ・試作部材の製作 上記で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。 ・品質評価 試作部材に対して、寸法計測、超音波によるNDI、断面観察を実施し、良好な品質で成形できたことを確認した。 ・積層工程評価 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。 | ◎ |

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

③ 航空機用難削材高速切削加工技術開発

| 研究開発項目 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|------------------|---|---|-----|
| 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>小型のチタン合金製の部品形状に対して、荒加工から仕上げ加工に至るまで、加工に要する時間、エネルギー、環境負荷、コストのトータルの低減とミスマッチレスな加工の実現を目的に、使用する工具と加工条件および切削液について検討した。その結果、びびり面や手仕上げ工程の対象となるミスマッチ(段差)などが無い良好な加工を実現し、加工時間については、平成24年度当初比で、荒加工10%以上、仕上げ加工80%以上の短縮を実現した。また、手仕上げ時間については、ミスマッチレスな加工を実現したことにより、バリの除去などを行うのみとなったことで約50%の短縮を達成した。</p> | ◎ |
| 先進アルミ合金の切削加工技術開発 | <p>(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。</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>アルミ合金について、切削によるびびりを抑制した手仕上げ不要なポケット切削加工技術を開発するため、工具形状と加工条件を検討した。その結果、深さ50mm、壁部の板厚3mmと薄肉の実機ポケット形状モデルの仕上げ加工において、びびりを生じない手仕上げ不要なポケット切削加工技術を開発した。開発した切削加工技術により、航空機機体部品の仕上げ加工工程を大幅に効率化できるものと考えられる。</p> | ◎ |

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

③ 航空機用難削材高速切削加工技術開発

| 研究開発項目 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|----------------------------------|--|---|-----|
| 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>ドリル切削における切削シミュレーションにより、炭素繊維強化プラスチックの穿孔過程の切削力、切削温度、工具摩耗、層間剥離を解析できる。</p> <p>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を比較して、下穴工具径を決定する工程設計手法を提案した。三次元非定常熱伝導解析を行い、材料側の最高温度の変化を調べた結果、対象としている切削条件では、チタン合金層の温度上昇は高々200 K以下、炭素繊維強化プラスチックのそれは100 K以下であり、樹脂の分解はないと判断した。</p> <p>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、オービタル切削を議論した。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、切削力の解析ができることを確認した。</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>加工温度の上昇に伴い、Ti-6Al-4V合金の組織変化及び測定したスプリングバック量の減少も測定され、この二つの間にはなんらかの関係があることが示された。ところで、H. Wagner等は Duplex steel と Trip steel の二つの材料を用いてスプリングバック量測定シミュレーションを行い、二相材料では固相の分布がスプリングバック測定に影響を与えると結論した。又、Yu等は多相の弾性率材料を使用し、弾性率の違いがスプリングバックにどのような影響を与えるかについて調べ、austenite と martensite の弾性率の違いがスプリングバックに影響を与えると結論づけた。更に、Brown等はチタン合金のα相及びβ相の結晶方位による機械的性質について調べ、α相の機械的性質が結晶方位に強く依存すると結論した。</p> | ○ |

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

③ 航空機用難削材高速切削加工技術開発

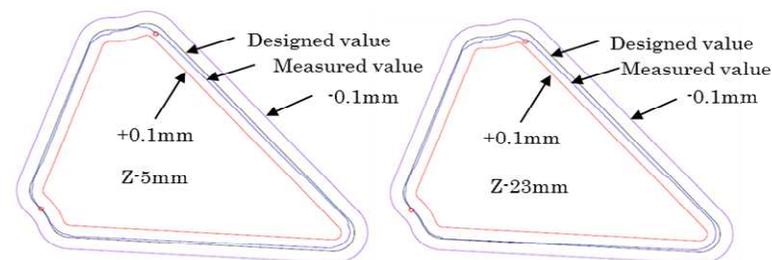
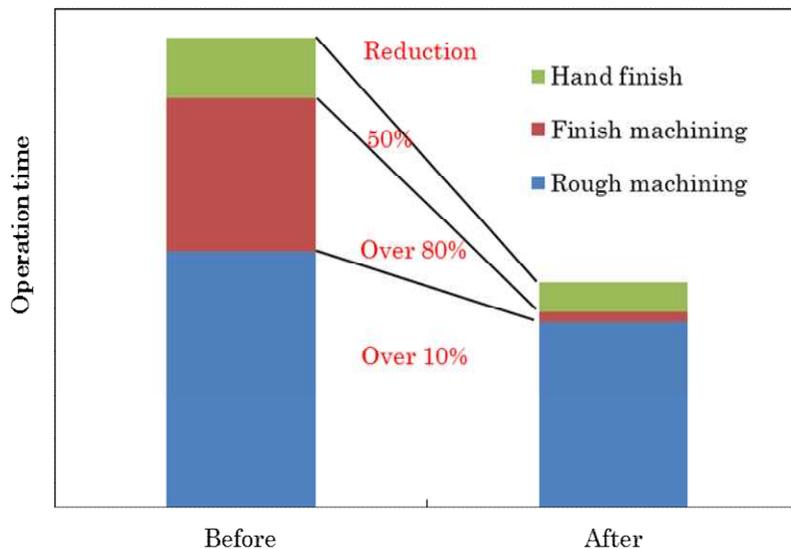
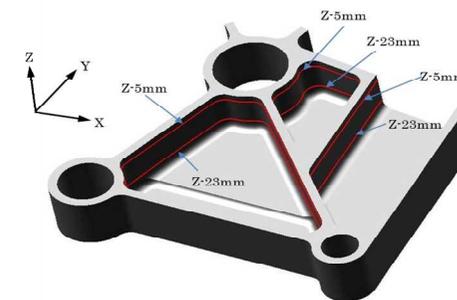
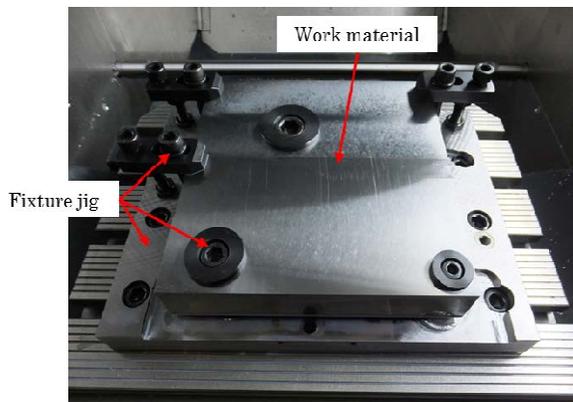
| 研究開発項目 | 目標 | 成果 | 達成度 |
|-----------------------------|--|--|-----|
| 切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発 | ロボットの最適姿勢を明らかにし、革新的な金属切削ロボットシステムを確立する。 アルミニウム合金のスキンカット(ポケット加工)に適用し、従来加工機同等以上の加工仕上がりを達成する。 | 2015 年度前半は、主に前年度に構築した搬送用ロボットを用いたロボット切削加工システムを用いて、ロボットの運動誤差補正に関する検討および切削試験を通じたその有用性評価を行い、同年度後半は主に海外製の高剛性ロボットを用いたロボット切削加工システムの構築を行った。高剛性ロボットを搬送用ロボットと比較すると、静剛性は約 3 倍、動剛性は約 10 倍であった。 本プロジェクトでは、高速切削加工技術、切削量を軽減するための高速熱間成形技術、柔軟な切削システムを構成するためのロボット切削加工技術の開発を行い、高速切削については、大幅な加工時間の短縮、加工精度の向上を実現した。また、成形技術、ロボット切削技術については、今後の発展につながる成果をあげることができた。 | ○ |

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

③チタン合金の切削加工技術開発

ハイフィードエンドミル

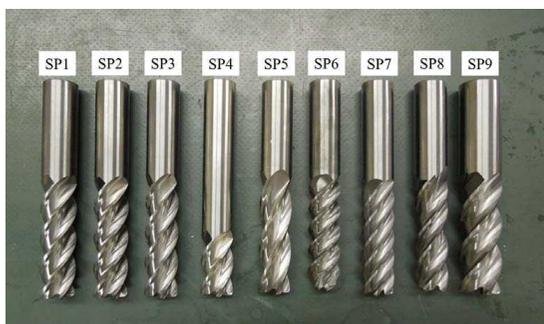


三次元測定機を用いて加工精度を確認した。Fig.2.9 に測定位置を示す。測定位置はポケット上面(Z=0mm)から Z-5mm と Z-23mm の断面とした。加工精度の許容値は設計寸法に対し±0.1mm である

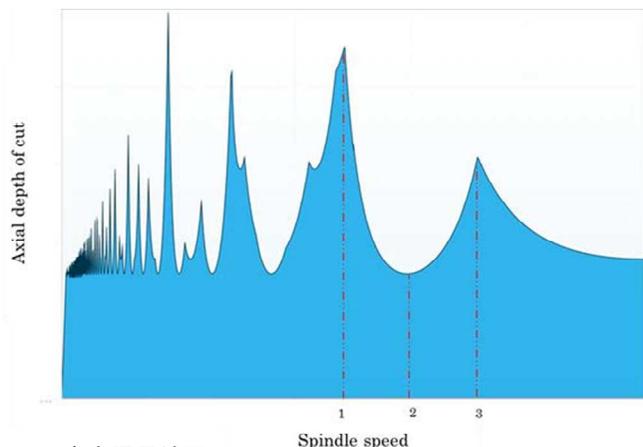
加工時間については、平成 24 年度当初比で、荒加工 10%以上、仕上げ加工 80%以上の短縮を実現した。また、手仕上げ時間については、 mismatches な加工を実現したことにより、バリの除去などを行うのみとなったことで約 50%の短縮を達成した

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

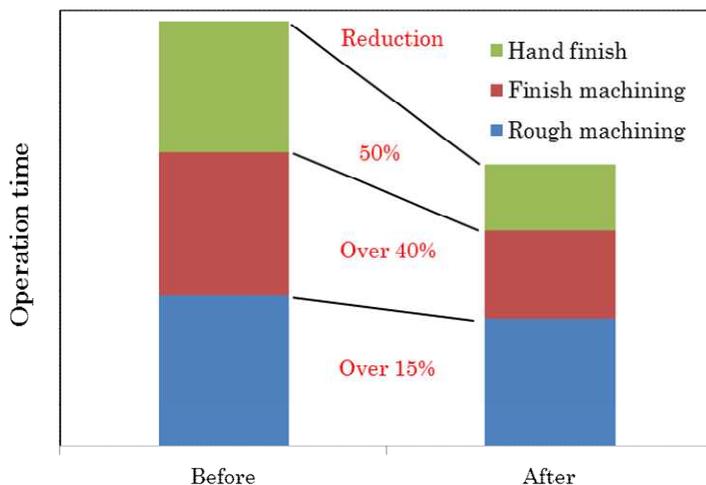
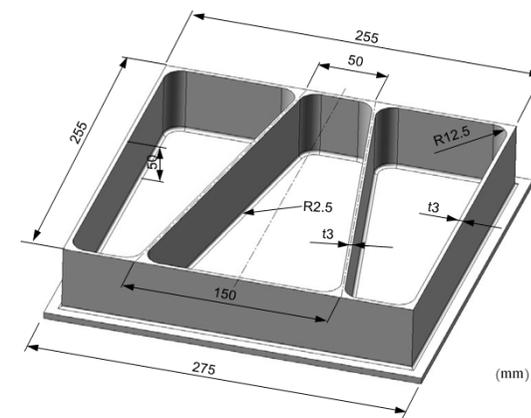
③ 先進アルミ合金の切削加工技術開発



試作した 9 タイプの超硬ラジアスエンドミル工具



安定限界線図
 高能率加工が可能な領域、すなわち高い回転速度において、安定限界切り込み深さが大きい安定ポケットは主軸回転速度 1 と 3 に存在



加工時間については、平成 24 年度当初比で、荒加工 15%以上、仕上げ加工 40%以上、手仕上げ時間については50%の短縮を実現した。
 全体では30%の短縮を達成した。



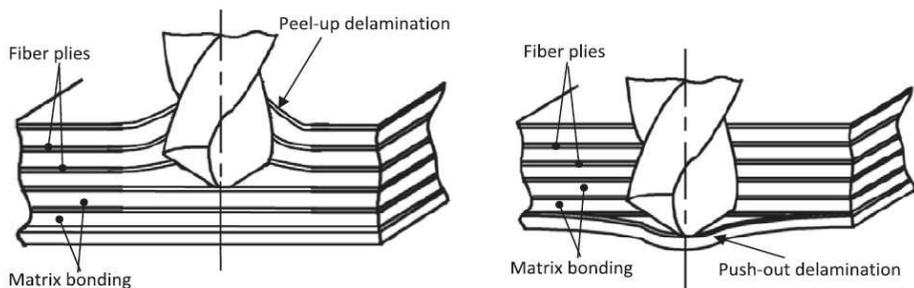
底面



コーナー

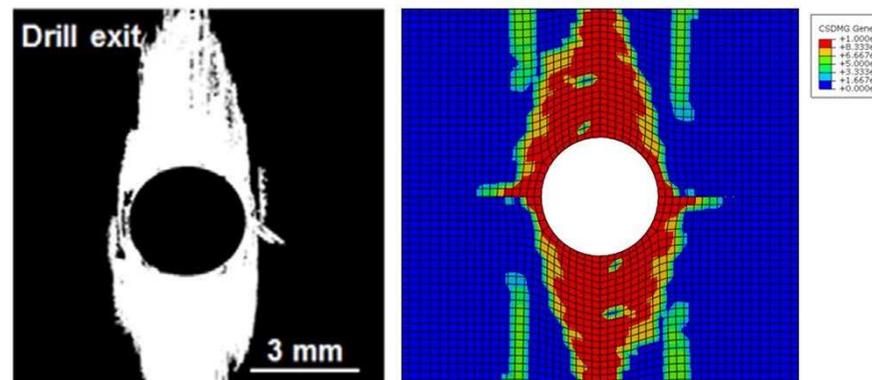
全面にわたりびびりやミスマッチが無い良好な加工面

③炭素繊維複合材の切削加工技術開発



Peel-up による剥離よりも Push-out による剥離のほうが大規模に生じることが報告されている。Push-out による剥離は、①ドリルから付与される軸方向へのスラスト力、および②加工に伴う板厚の減少によって低下する未加工部の曲げ剛性、の 2 つの効果が連成して誘起することが知られている。従って、この剥離が加工中のどの段階で発生するかは加工条件(送り速度、回転速度、ドリル形状など)に依存するだけでなく、材料特性、積層構成、層厚など、様々な特性に依存する。

内部損傷の再現のため、連続体損傷力学モデルと Cohesive Zone Model を組み合わせた独自の損傷モデルを構築し、動的陽解法有限要素法に導入した。これにより、工具接触点直下に発生する剥離だけでなく、加工中に複合材料内部に生じる微視的なき裂についても包括的に扱うことが可能となる。実際の加工プロセスでの工具と積層板の接触を再現するため、ドリルをモデルに組み込んだ接触解析を行い、スラスト力による工具接触点直下の剥離について予測、検証を行った。



背面層での大規模なクラックと界面剥離の関係性を議論するため、ドリル出口部(12層(90°)と13層(0°))での層間剥離の実験とシミュレーションの比較を示す。トランスバースクラックの進展に伴って層間剥離も繊維方向へ進展しており、剥離の面積および形状は実験結果とも概ね一致する。

Ⅲ. 研究開発成果

(1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

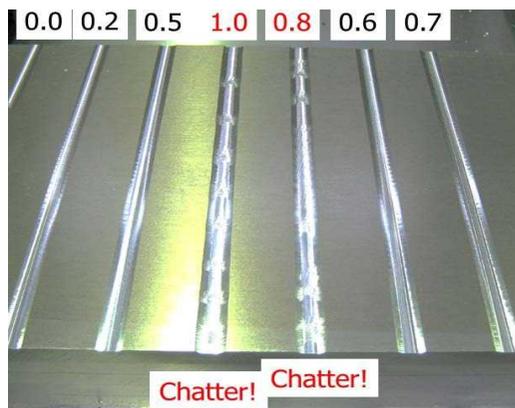
③ 切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発



大型旅客機のフレーム部品は、アルミニウム合金の薄板材を多数のローラを用いて、S字断面やZ字断面を有する長さ数 m 程度の湾曲した形状に成型した後、深さ数 mm 程度のポケット加工を施して製造される。従来からポケット加工にはケミカルミリングプロセスが用いられている。



| | | | | |
|--------------------|--|---|---|---|
| | 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 |  |  |  |
| | Large-size Machine tool | Robot milling system (Transfer robot) | Robot milling system (Milling robot) | |
| Equipment cost | Very expensive | Less expensive | Rather expensive | |
| Energy consumption | High | Low | Low | |
| Accuracy | Very good | Not so good | Good | |
| Rigidity | Very good | Not so good | Good | |
| Speed | Slow | Very Fast | Fast | |



高剛性ロボットを用いて、スピンドル回転数 5000 min⁻¹において、ラジアスエンドミルによるアルミニウム合金 A7075 の溝加工試験を行い、びびり安定限界(びびり無しで切削可能な切込み深さ)が 0.7mm であることを確認した。ただし、光の反射により溝幅が変化するように見えるが、びびりのない正常な切削においては溝幅は一定である。搬送用ロボットによる溝切削試験では、スピンドル回転数 4400 min⁻¹においてびびり安定限界が 0.4mm であった。実用的には、回転数 20000 min⁻¹ 以上の高回転速度域の切削が期待されているので、この領域での安定限界を調査することが今後の課題である。

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

④-1 軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)

| | 研究目標(最終) | 研究成果 | 達成度 |
|--------------|---|---|-----|
| ①CMC損傷許容評価技術 | <p>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。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・損傷パラメータの候補として、弾性率の低下、永久ひずみ、クラック密度を検討し、永久ひずみを選定した。 ・レプリカ法を用いて一発破壊、疲労、クリープの損傷メカニズムを解明し、荷重方向の繊維束に入るき裂が永久ひずみと関連があることが分かった。 ・永久ひずみを用いて損傷状態を評価し、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を決定することが可能となった。 | ○ |
| | <p>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、構造供試体を用いて実証実験を行う。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・損傷の発生、進展を予測する設計ツールを開発した。 ・開発した設計ツールにより、湾曲部を持つ構造供試体の損傷予測及び実証実験を行った。 | ○ |
| | <p>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。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・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が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された。 | ○ |
| ②CVIプロセス最適化 | <p>気相反応および表面反応の寄与を定量的に明らかにして成膜速度分布の均一化を図り、CVIの含浸効率を従来比で50%以上改善する。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・CVI 実験炉を構築し、CVI 時の反応を考慮する環境を整えた。 ・トレンチを用いた実験により、気相反応および表面反応の寄与を定量的に明らかにした。また、反応のメカニズムを解明し、シミュレーションに用いる反応速度定数を明らかにした。 ・精緻化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、従来と比較し繊維束中の均一製膜を維持しつつ含浸率が58%改善した。 | ◎ |
| | <p>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。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・副生成物の化学分析を行い、無害化するための処理条件を検討可能とした。 ・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。 | ◎ |
| | <p>工業的なサイズの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。</p> | <ul style="list-style-type: none"> ・化学反応速度モデルとガス流体モデルの双方を考慮し、さらに織物を想定した空隙構造変化を考慮した新しいCVIシミュレーション手法を構築した。 ・実験解析から得た総括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。 | ○ |

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

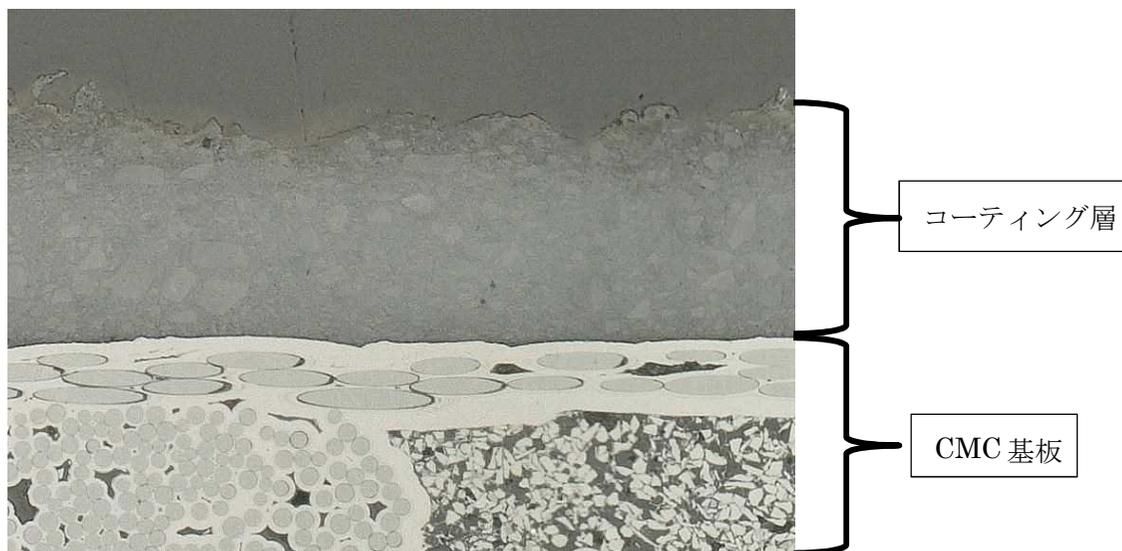
④－1 軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)

| | 研究目標(最終) | 研究成果 | 達成度 |
|----------------------|--|--|-----|
| ③コーティング技術 | 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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・高温曝露試験、熱サイクル試験結果によりアルミナ、シリカ、耐熱ガラス、表面改質の候補を選定した。 ・熱サイクル試験、曝露試験、エロージョン試験等の結果より、耐熱ガラス、表面改良 CMC の候補を決定した。 ・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。 | ○ |
| | 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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・実機タービンを想定した環境における条件を検討し、サンドエロージョン試験を実施可能とした。 ・高温において実機より低速、および高速のエロージョン試験を行いシミュレーションの精度向上に寄与するデータを取得した。 | ○ |
| | | <ul style="list-style-type: none"> ・上記平板における高温エロージョン試験結果でモデルを高精度化し、タービン翼のエロージョンの加速評価が可能となった。 | ○ |
| ④ 高速加工 (平成25年度終了) | 部品形状を想定した試験片の加工を行い、加工速度が最終目標(5倍以上)を達成したか評価する。 | <ul style="list-style-type: none"> ・難加工性の SiC を高速で加工可能なレーザー援用加工の施工条件を設定した。 ・部品形状を想定した翼形状試験片の加工を行い、加工速度が最終目標(5倍以上)を達成した。 | ◎ |

Ⅲ. 研究開発成果 (1) 研究開発目標の達成度及び研究開発成果の意義

④-1 コーティング技術

| コーティング剤 | | 充填材 | バインダ |
|---------|-----|--|--------------|
| MS | 原料 | ムライト粉末 (Al ₂ O ₃ ·SiO ₂) | リン酸アルミニウム水溶液 |
| | 重量比 | 0.62 | 0.38 |
| LS | 原料 | ムライト粉末 (Al ₂ O ₃ ·SiO ₂) | ケイ酸リチウム水溶液 |
| | 重量比 | 0.73 | 0.27 |



エロージョンスクリーニング試験後試験片外観 (MS)

一部に剥離が見られるものの試験片中心部のコーティングは残存している

珪砂粒子は平均約 50 μm
 粒子供給空気流量は 5 l/min. とし, その際の砂流量 1.5 g/min. である。
 試験体温度は 1150° C
 粒子速度は最大 600 m/s と予測される。

MS をコーティング材料の候補材としてエロージョンスクリーニング試験に供試した。試験後の試験片の断面研磨像を示す。コーティングは 140 μm ほど残存しており, CMC 基板まで損傷が到達していた昨年度の BE と比較して大幅な耐エロージョン性向上が確認された。

Ⅲ. 研究開発成果 (2) 成果の普及

◆ 成果の普及

| | 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 | 計 |
|------------|------------|------------|------------|------------|------------|-----|
| 論文 | 0 | 0 | 15 | 11 | 4 | 30 |
| 研究発表・講演 | 0 | 1 | 49 | 63 | 31 | 144 |
| 受賞実績 | 0 | 0 | 0 | 6 | 1 | 7 |
| 新聞・雑誌等への掲載 | 0 | 14 | 35 | 5 | 1 | 55 |

※平成28年度7月26日現在

◆ 成果の普及 受賞歴

マグネシウム合金

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、河村能人

第16回学術功労賞、(社)日本金属学会、河村能人

LPSO2014 Best Poster Award、October 5-8, 2014, Kumamoto, Japan
Creep Behavior of Extruded Mg-Zn-Gd Alloy with the LPSO Phase-stimulated Texture、
Y. Jono, M. Yamasaki, Y. Kawamura:

LPSO2014 Best Poster Award、October 5-8, 2014, Kumamoto, Japan
Kink Band Formation in an 18R-LPSO Single Crystal in Bending Deformation
T. Matsumoto, M. Yamasaki, K. Hagihara, Y. Kawamura

優秀ポスター賞、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

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、
松本翼, 山崎倫昭, 萩原幸司, 河村能人:

優秀ポスター賞、日本金属学会2014年(第155回)秋期講演大会
Mg/LPSO二相合金一方向凝固材におけるキンク帯伝播挙動
蓑毛健, 山崎倫昭, 萩原幸司, 河村能人

◆ 成果の普及 受賞歴

チタン合金 FSW

平成27年5月16日

軽金属学会第128回春期大会 優秀ポスター発表賞 受賞

「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」

石田悠, 新家光雄, 仲井正昭, 趙研, 劉恢弘, 藤井英俊, 森貞好昭

◆ 知的財産権の確保に向けた取り組み

戦略に沿った具体的取り組み

○ SHM、Mg合金、熱可塑樹脂複合材は積極的出願

○ 小型積層機、切削加工はノウハウ化

| | 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 | 計 |
|--------------|------------|------------|------------|------------|------------|-----|
| 特許出願(うち外国出願) | 0 | 0 | 9(2) | 4 | 2 | 15件 |

※平成28年度7月26日現在

Ⅲ. 研究開発成果 (3) 知的財産権等の確保に向けた取り組み

◆ 知的財産権の確保に向けた取り組み

| | | 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 |
|-----|-----------------------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| ① | SHM MHI KHI FHI | | | 2(1) | | |
| | 熱可塑樹脂成型 成形モニタリング 易付型性 | | | | 3 | |
| | Ti FSW Mg合金 | | | 7(1) | 1 | |
| ② | 小型積層機 | | | | | |
| ③ | 切削加工 | | | | | |
| ④-1 | CMC | | | | | 2 |
| 計 | | 0 | 0 | 9(2) | 4 | 2 |

※平成28年度7月26日現在

◆本プロジェクトにおける「実用化・事業化」の考え方

基礎基盤PJの場合は「実用化・事業化」ではなく「実用化」

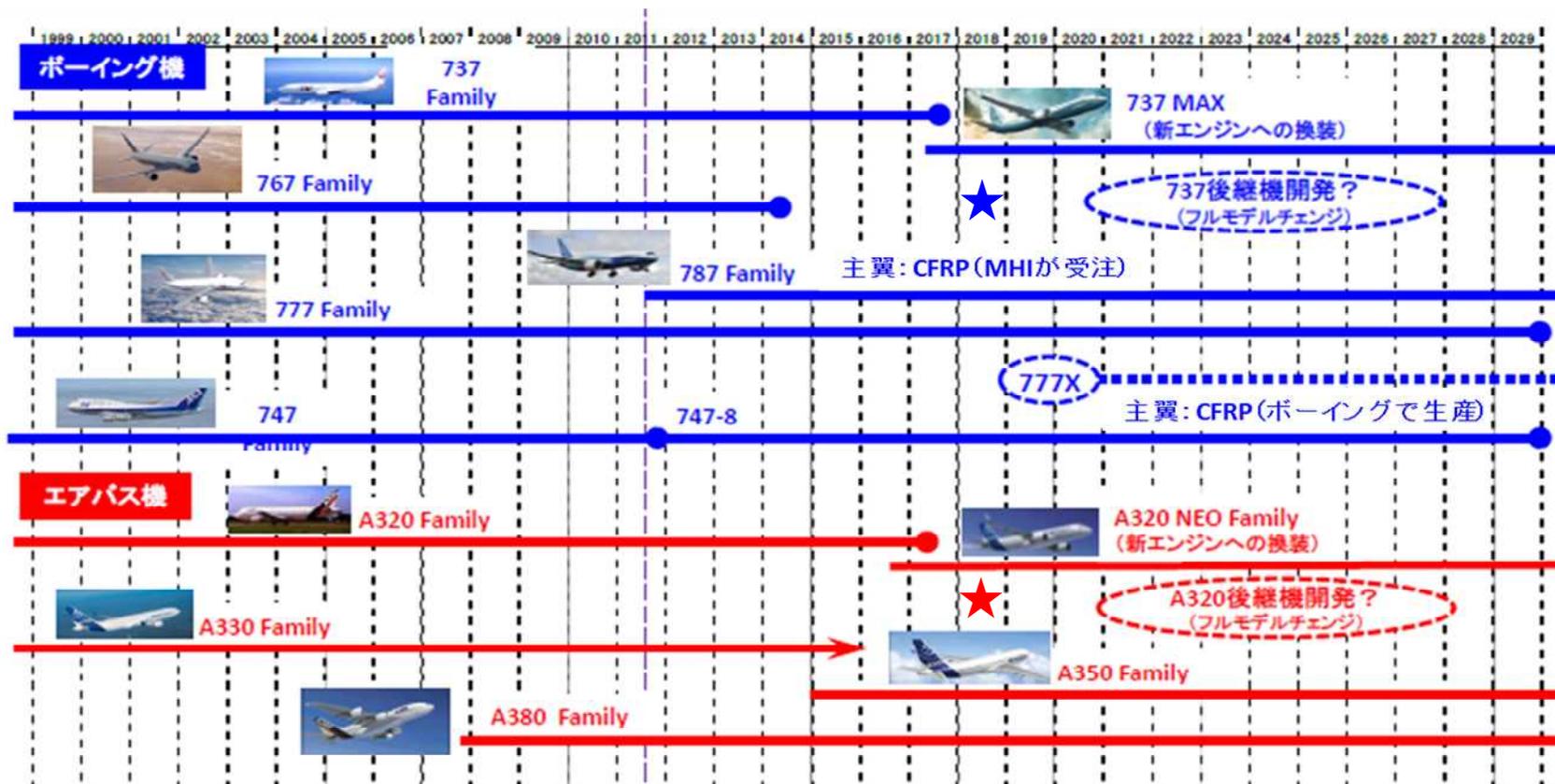
本事業における「実用化」の考え方

当該研究開発に係る試作品、サービス等の社会的利用（顧客への提供等）が開始されることをいう。

IV. 成果の実用化 (1) 成果の実用化に向けた戦略

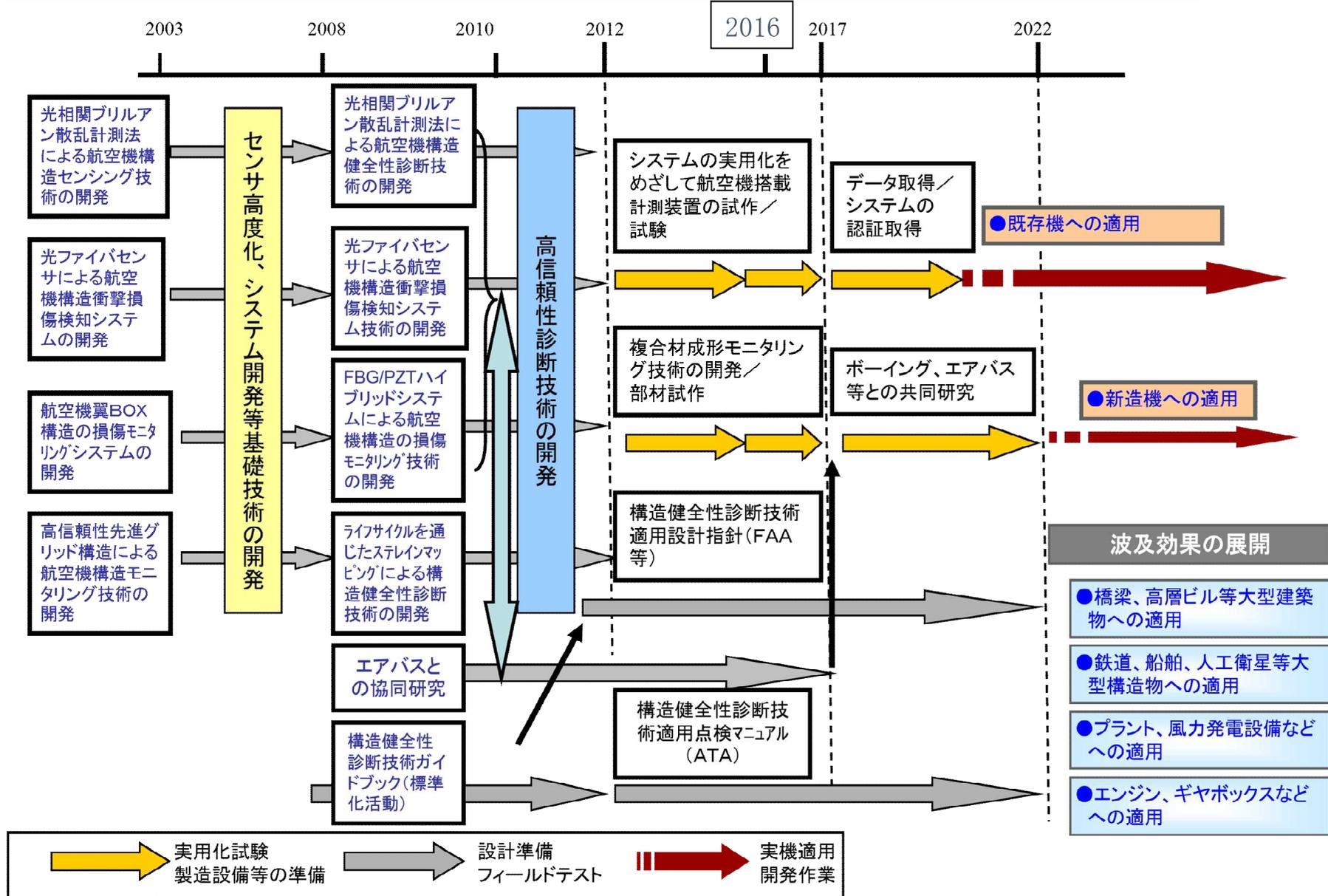
本事業は、海外主要OEMの次期量産機の開発計画にリンクさせて、各テーマの技術開発を推進することが極めて重要である。

次期量産機のローンは平成30年(2018年)、EIS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。



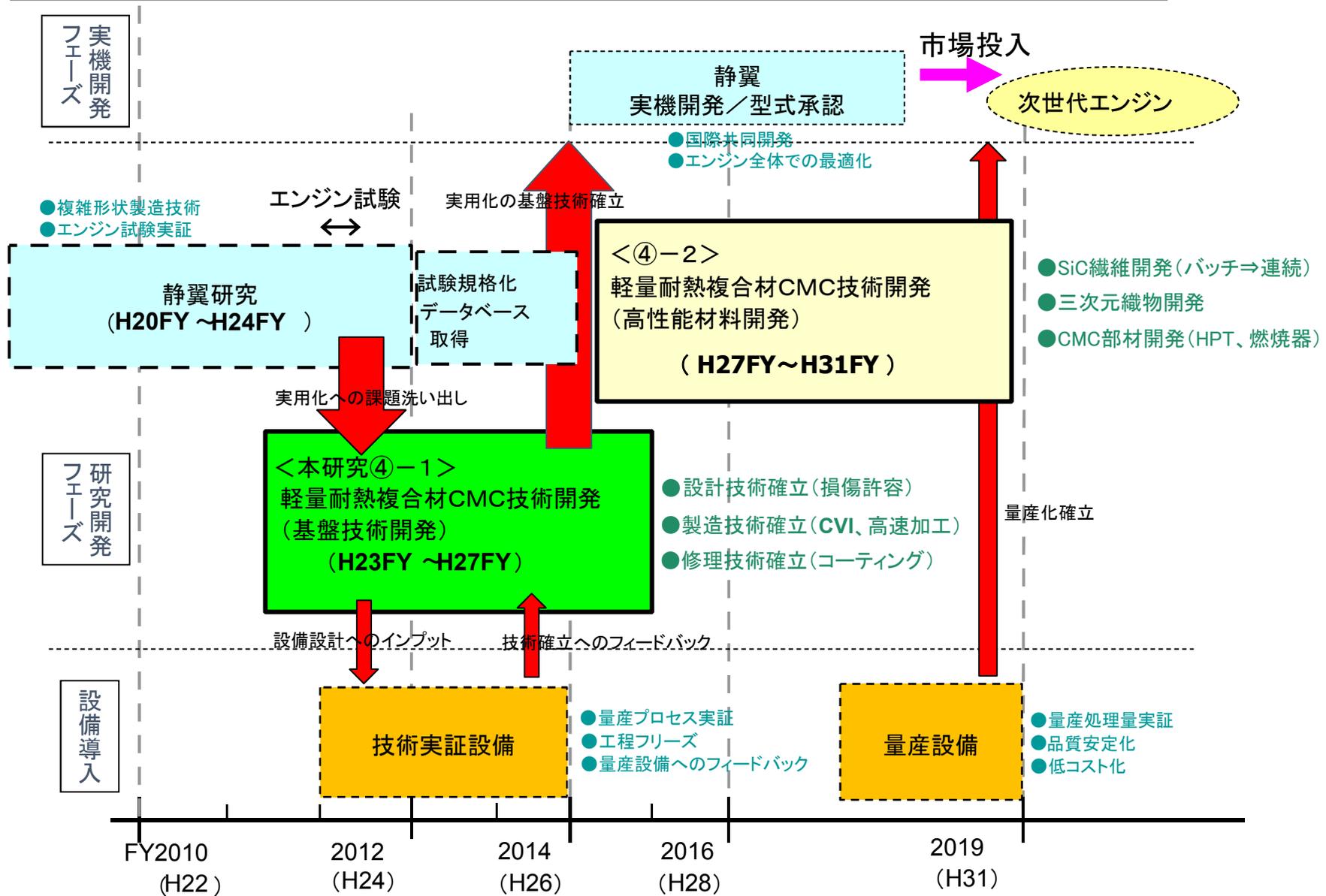
IV. 成果の実用化 (2) 成果の実用化に向けた具体的取り組み SHM

①次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発



IV. 成果の実用化 (2) 成果の実用化に向けた具体的取り組み CMC

④-1 軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)

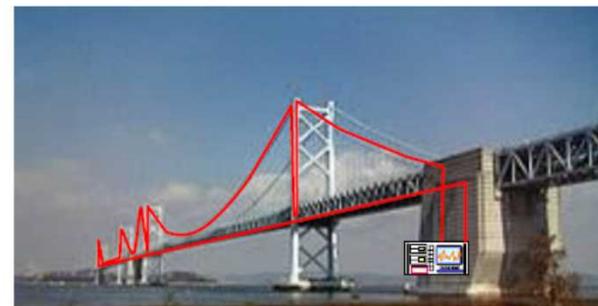


◆波及効果

本研究で航空機構造における厳しい使用環境での、高信頼システム技術が確立できれば、航空機構造以外の複合材構造分野への波及可能性が高い。各技術の具体的応用可能性を以下に示す。

1. 光相関ブリルアン散乱計測法による航空機構造健全性診断技術の開発

橋梁、建築物、プラント等の大型構造への適用が考えられる。対象に応じて空間分解能、応答性、計測レンジ等を最適化できる柔軟性があることにより、幅広い応用分野の開拓が期待できる。



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技術の開発

本技術は、衝撃損傷を受ける可能性のある複合材構造全般に適用可能である。鉄道車両、船舶など輸送機器の複合材構造に本技術を適用することで、そのライフサイクルコスト低減、安全性向上などの波及効果が期待される。



3. FBG/PZTシステムによる航空機構造の損傷モニタリング技術の開発

再生可能なエネルギーへの注目が高まる中、風車への需要が高まっており、風車のブレードや鉄塔の損傷モニタリングは当該技術の有望な適用先の1つと考えられる。現在商用化されている風車の監視システムは多点のセンサを埋め込む必要があるが、本プロジェクトで開発しているシステムは、一つのセンサである程度の広さをモニタリングできるため、現行システムに対して大きなアドバンテージを確保できる。



出展：経済産業省HP



損傷モニタリングシステム

4. ライフサイクルを通じた構造健全性診断技術の開発

高信頼性化によりCFRP構造の一層の軽量化を実現できることから、人工衛星の太陽電池パネル等大型構造の軽量化に寄与できる。構造モニタリング技術は、人工衛星の地上環境試験に応用可能で波及効果として有望である。多点FBGセンサを用いた健全性診断技術は、回転機器など機械設備の保守・点検や空港等セキュリティにも拡張できる。

高速切削技術の他産業への波及効果

(1) 機械加工

チタン合金、アルミ合金等の軽金属の高速切削技術は、**自動車部品や車両等の大型削り出し部品へ適用**できる。また、3次元CADを使用したNCプログラム作成技術は、他産業の機械加工へも適用されている。

(2) 複合材加工

複合材は、航空機以外にも、**宇宙機器、自動車、建築、電子機器・部品、スポーツ製品**等に適用が広がっている。

航空機の一体成形技術を用いた他産業への適用例として、**ロケット・フェアリングや新幹線の先頭構体(CFRP製)**等もある。

(3) 組立

航空機の組立には、特有のリベットなどファスニング作業を自動化するための特殊装置の機構や、バリを抑える特殊なドリルの開発が組み込まれており、これらは他産業へ応用できる技術である。

マグネシウム合金の他産業への波及効果

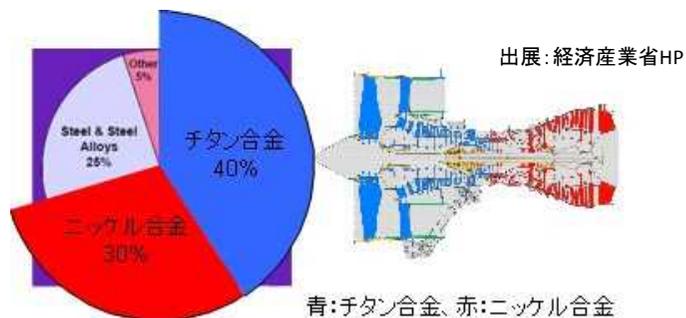
航空機分野では、欧州のマグネシウム合金メーカーで航空機用座席ベースフレームへの適用が検討されており、開発合金の耐熱性を考慮すると有望な適用候補である。また、航空機以外の分野での広範なアルミニウム合金鑄造部品の代替が期待されている。その中でも、**車輻用過給機(ターボチャージャ)のコンプレッサインペラ**など、比強度と耐熱性の両立が必要な回転体への適用が期待される。

IV. 成果の実用化 (3) 成果の実用化・事業化の見通し CMC

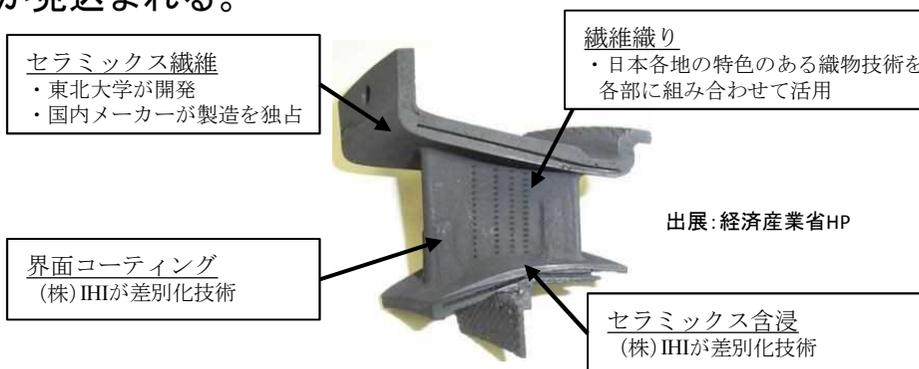
◆波及効果

我が国産業の競争力強化等への貢献

航空産業では、ボーイング787などの炭素繊維複合材の利用拡大において、日本の航空機メーカーの競争力強化に貢献しており、現在自動車業界等へ展開されつつある。同様に複合材としてCMCがそれに続く日本競争力強化に繋がることが期待される。また、技術波及が可能な輸送（自動車、鉄道、ロケット等）、エネルギー機器（ガスタービン、工業炉等）の分野において、耐熱性の高いCMCを活用することによる日本の競争力強化が見込まれる。



エンジンはレアアース等が大部分を占める



CMCはレアアース等代替材料（しかも、原料は国内で大量に採取可能）

素材、製造、修理まで **オール国産**（日本が優位に）

技術波及



軽量高性能ブレーキディスク
（自動車、航空機、鉄道）



耐熱外壁
（再突入機）



スラストノズル
（衛星・探査機）

出展: 経済産業省HP

V. 第二期に向けて

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

| 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"> ・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。 ・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。 | <ul style="list-style-type: none"> ・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。 ・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。 |
| ②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」 | 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。 | 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。 |
| ③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」 | 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。 | 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。 |
| ④-1「軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)」 | 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。 | 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) |