

2019年度実施方針

材料・ナノテクノロジー部

1. 件名：次世代構造部材創製・加工技術開発

2. 根拠法

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

3. 背景及び目的・目標

3. 1 背景

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。

3. 2 目的・目標

航空機の燃費改善、環境適合性向上、整備性向上、安全性向上といった要請に応えるため、複合材料及び軽金属材料関連技術開発を両輪として、航空機に必要な信頼性・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。

[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」

【最終目標（2015年度）】

(1) 複合材構造部材

(a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

- 広域分布歪み計測技術の信頼性及び耐久性が、航空機複合材構造に適用可能な技術を有する事を実証する。
- 航空機搭載可能な広域分布歪み計測システムを試作し、実機あるいは実大構造を用いた試験を行い、従来計測不可能であった分布歪みを従来の歪みのみを計測する方法と同等レベルで計測できることを実証する。
- 航空機適用に必要な認証システムに合致した設計及び製造プロセスを設定する。

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

- 今まで試験室環境で実証されてきた衝撃損傷検知システムについて、新たな衝撃損傷検知方法及び各種実証試験を通じて、実飛行環境化においても十分な信頼性/耐久性で衝撃損傷検知が可能となる技術を開発する。
- 今まで試験機以外の量産航空機への搭載に対応していなかった衝撃損傷検知システムについて、各種航空機器の設計技術及び光ファイバセンサ計測線の設計・敷設技術を用いて、航空機搭載に適したシステムを試作する。

(c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

- 接着剥がれ検知技術について、実構造に応じたセンサ/アクチュエータ配置を検討し、温度等の環境影響がある中でも、検知精度が低下せず、十分な信頼性を有することを、部分構造試験等で実証する。
- 検知範囲拡大に応じて再考したアンブ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 (TRL:Technology Readiness Level) 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、一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、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

- 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 ϕ 50mmに外接する押出型材

- 強度(Fty)：急凝固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ー2「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発（第二期）」

【中間目標（2017年度）】

(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、想定環境下での実用可能性の妥当性を確認する(TRL5)。

(2) 軽金属構造部材

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

(3) 総合調査研究

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

【最終目標（2019年度）】

(1) 複合材構造部材

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

- 複合材由来の欠陥等の検査技術の外部審査によるTRL 7を取得する。

(2) 軽金属構造部材

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

(3) 総合調査研究

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

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）
次世代軽量カーボンハニカムパネルの開発」

【中間目標（2017年度）】

- 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)。

【最終目標（2019年度）】

- 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)。

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」

【最終目標（2015年度）】

(1) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

- 装置の機能・機構を、中小型複雑形状部材の自動積層に適したものとすることで、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②-2 「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発（第二期）」

【中間目標（2017年度）】

(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

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

(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

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

【最終目標（2019年度）】

(1) 小型タイプ自動積層装置の製造適用に向けた開発

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

(2) 実機部材形状に適用可能な設計・製造技術の開発

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

研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

【最終目標（2015年度）】

(1) チタン合金の切削加工技術開発

(a) 手仕上げ不要な仕上げ加工技術の実部品形状への適用

- ミスマッチ（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、2012年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用の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 (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、2012年度当初比で、30%以上削減する。

(2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

(a) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

- 制御パラメータ（工具・切削条件、切削工程・工具経路、クーラント）を検討して、アルミリチウム合金加工後部品の変形（ひずみ）を、20～30%軽減する。
- 有限要素解析による残留応力の予測技術を確立する。

(b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

- ミスマッチの無い高速ポケット加工技術を確立する。アルミ合金のための仕上げ加工用の新工具の開発と新しいコーナ加工技術（コーナの新しい加工法はチタン合金と同じ）により、標準モデルに対し、2012年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用の革新的な工具（チタン合金用とは工具材種や形状が全く異なる）を開発し、工具形状、クーラントノズル位置等の最適化を図り、荒加工時間を10～20%短縮する。

(3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

(a) 炭素繊維複合材のドリル加工における切削力、切削温度、工具摩耗の予測技術開発

- 数値解析により航空機用複合材の切削力、切削温度、工具摩耗、切り屑流出方向の予測技術を確立し、厚さや直径の異なる部位に最適等リルを設計・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③－２「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

【中間目標（２０１７年度）】

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

【最終目標（２０１９年度）】

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

研究開発項目④－１「軽量耐熱複合材CMC技術開発（基盤技術開発）」

【最終目標（２０１５年度）】

(1) CMC 損傷許容評価技術開発

- 主要な要求特性である疲労、クリープ試験における寿命、損傷パラメータ及び非破壊検査結果の関係から、運用時に安全に材料を使用できる非破壊検査の判定基準を決める手法を設定する。
- 損傷の発生、進展を予測する手法を設定し、設計ツールを開発する。開発した設計ツールによりあらかじめ損傷を予測し、供試体を用いて実証実験を行う。試験結果と最終的な比較・評価を行い、設計ツールの妥当性を確認する。

(2) CVI (Chemical Vapor Infiltration: 化学的気相含浸法) プロセス最適化

(a) CVI 反応条件の最適化

- 気相反応及び表面反応の寄与を定量的に明らかにして、CVIの含浸効率を従来比で５０％以上改善する。
- 副生成物の組成を解析して副生成物を半減する方法を確立する。

(b) CVI シミュレーション技術開発

- 工業的な構造のCVI炉におけるシミュレーション精度を確認し、CVI 反応器設計を可能とするシミュレーション手法を確立する。

(3) コーティング技術開発

- CMCの損傷（マトリクス割れ）に対して、修理可能なコーティング技術を確立する。

コーティングの耐久性で課題となるサンドエロージョンに対し、精度の高いシミュレーション等を活用した加速評価の手法を提案する。

研究開発項目④－２「軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）」

【中間目標（２０１７年度）】

（１）CMC材料の開発

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

（２）高性能SiC繊維の開発

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

【最終目標（２０１９年度）】

（１）CMC材料の開発

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

（２）高性能SiC繊維の開発

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

研究開発項目⑤「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」

【中間目標（２０１７年度）】

- 開発上の必要なツールの選定、シミュレーション技術及び解析ツールを開発し、低コスト機体開発を実現するための数値シミュレーションツールを設計する。

【最終目標（2019年度）】

- 解析検証を終了し、数値シミュレーションの実用性を確認する。
- 数値シミュレーションツールをソフトウェア化し、最適設計技術として確立する。

4. 実施内容及び進捗（達成）状況

4.1 2018年度委託事業内容

プロジェクトマネージャーにNEDO 材料・ナノテクノロジー部 伊藤 浩久 主査を任命して、プロジェクトの進行全体を企画・管理し、その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。

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 氏をプロジェクトリーダーとし、以下の研究開発を実施した。

研究開発項目①ー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）」

（実施体制：RIMCOF技術研究組合、三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、(株)SUBARU、不二ライトメタル(株)、東京大学、京都大学、神戸大学、立命館大学、名古屋大学、九州工業大学、熊本大学、豊田工業大学、JAXA、秋田大学、三菱エンジニアリング(株)、九州大学)

(1) 複合材構造部材

(a) SHM実用化：広域歪み分布計測システム

- 広域歪み分布計測システムを飛行試験実証に対応できるよう、ハードウェア改修及びソフトウェアの改修を行った。
- 航空機搭載型計測システムへ反映するため、計測性能（精度、レンジ、速度）を向上した。
- 飛行実証試験の航空機への搭載条件、計測箇所、評価方法を設定し、飛行実証試験関係者と調整、試験準備を行った。
- 診断システムの認証に向けて適用方法の具体例を設定し、認証に必要な検証データ取得方法などについて有識者と協議した。

(b) SHM実用化：複合材構造衝撃損傷検知システム

- SHMの適用候補部位、認証、飛行試験計画に関し、海外OEMを始めとする関係先と協議し、飛行試験に向けた準備・調整を実施した。
- 飛行試験環境下では実施困難な衝撃付与に関し、振動環境下の地上試験を行い、衝撃に対するイベント検知機能を評価した。
- 実機適用に向けた衝撃損傷検知能力を改良するため、損傷の程度を判定する手法を検討した。

(c) SHM実用化：超音波ラム波を用いたSHM技術

(ア) 飛行試験によるSHMシステムの機能確認

- 実施した飛行実証試験の結果、海外OEMとの実用化に向けた協議、及び、認証有識者

との認証プロセスに関する協議等を考慮して、2019年度実施予定の実証試験の実施要領案を策定した。

- 実証試験および実用化を念頭に当該SHMシステムの取扱い性を向上するために、ソフトウェアの改修等を行った。

(イ) SHMシステムの適用先拡大のための超音波伝搬解析技術の向上

- 2017年度に立案した解析モデルのうち、損傷のモデル化手法を改修し、より実測に近い超音波伝搬挙動を模擬できる解析モデルを策定した。
- 策定した解析モデルを用いて、センサとアクチュエータの配置を決定可能な手法の検討を行った。

(d) 高レート設計・製造技術開発：ボルトレス組立

(ア) 複合材表面活性 基礎プロセスの確立(エポキシ/PEEK複合材)

i) 複合材接着面の表面活性 基礎プロセス研究

- 熱可塑性樹脂(PEEK)の接着界面活性基礎プロセス開発において、処理の実用化に向けた大型処理槽による処理の課題出しを実施した。
- また、実構造に合わせた処理方法の選択を可能とする為、処理方法の異なる手法に関して基礎検証を開始した。

ii) 接着継手部の高精度解析手法

- 接着継手の高精度解析に向けた材料定数取得手法に関し、環境影響を加味した材料定数取得を開始した。
- 解析シミュレーション手法において、接着層の厚みのモデル化等の課題抽出を完了した。

iii) 接着部信頼性向上

- ボルトレス組立で重要技術である接着部のWeak Bond検査技術とボルトレス構造で必要不可欠なCrack Arrest構造の検討を実施した。
- Weak Bond検査技術に関しては、各種検査手法の得失を評価し、接着面汚染による接着界面の剛性低下が確認できる兆候を得た。
- Crack Arrest構造については、せん断剥離(モードII)において十分な効果が得られなかった点に関して改善案を検討した。

(イ) 熱可塑複合材によるOne Shot成形技術の開発

- PEEK樹脂をコミングル化した熱可塑プリフォームについて、I型ストリンガー形状のプリフォームを編成可能である事を確認した。また、磁場による昇温手法において、従来の小面積の加熱手法から、広範囲に帯状昇温できる手法について目途を得た。

(e) 高レート設計・製造技術開発：高速成形技術開発

- 成形設備・器材を改良し、選定した材料形態およびプロセスを用いた複雑形状の模擬部品を試作および評価することにより、材料形態およびプロセスの最適化を実施した。
- 設計した単純形状の模擬部品の評価および検討を行い、部品の板厚や形状を工夫することにより、強度特性を向上させた複雑形状の部品の検討および設計を行った。

- 複雑形状の部品について、部品成形プロセスの技術コンセプトの検討および確認を実施した。

(f) 高レート設計・製造技術開発：一体成形翼構造

(ア) ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発

- 桁と外板の同時積層技術の開発を実施し、2017年度に検討した外板・桁一体成形治具コンセプトが成立することを確認した。
- リブの一体成形技術を開発し、2017年度に検討した脱型機構および治具コンセプトが成立することを確認した。
- 下部ボックス構造の一体成形試作を実施し、内部品質の評価および課題抽出を行った。

(イ) 放電探知試験技術開発

- 放電探知システムのセンサ部を試作した。
- 放電判定システム及びセンサを組み込んだ放電探知システムの仕様を設定し、放電探知システムを用いた放電探知試験方案を作成した。
- 燃料に引火する放電の判定実験式を構築するため、航空機構造を模した供試体を用いて、燃料タンク環境にて試験を実施し、光スペクトラムと光強度のデータを取得して、電気エネルギーと光スペクトラムの関係をまとめた。

(ウ) 導電性複合材技術開発

- 中央翼モデルの電流解析を行い、複合材導電率が電流分布に与える影響について評価した。
- 2017年度迄に取得した設計データ及び上記解析結果を用い、直撃雷標定部と間接雷標定部に関する耐雷構造の検討及びコストメリット評価を行った。
- 脱オートクレーブ成形手法により作成した供試体の雷撃特性が強度へ与える影響を確認するため、要素試験供試体の雷撃後強度試験を実施するとともに、有限要素法解析を用いた分析を実施した。

(2) 軽金属構造部材

- 急冷凝固耐熱マグネシウム合金については、航空機構造に適用可能な特性を達成するため、現状の小規模製造レベルでの合金組成及び押出熱処理条件の最適化を図るための試作を実施した。
- 鋳造不燃マグネシウム合金については、パイロットスケール（3インチ径）の試作評価を行い、量産実証に向けた基礎データを取得。材料特性に影響を及ぼす因子を特定し製造条件を改善、試作材の材料特性評価を実施した。また、実部品を想定した薄肉のブラケット部材を試作するため、金型の設計および成形条件の検討を実施した。

(3) 総合調査研究

- 本研究開発の事務局として下記を実施し、本研究開発全体の加速・方向付けを行った。
 - 1) 技術委員会を3回、総合技術委員会を2回実施し、研究状況の横通しや、外部専門家による客観的評価を行った。
 - 2) SHMに係る海外OEMとの協同研究や、高生産性複合材成形技術に係る日欧協同研究の日本側窓口として、取り纏め・折衝を行った。
- SHM技術の開発支援・実用化加速のため、下記を実施した。
 - 1) 協同研究を通じて、海外OEMの次期単通路機体へのSHM適用を目指すことの合意が得られ、実用化に向けた具体的な開発ステップに進む目途がついた。
 - 2) 実用化に向けて、米国研究所とコンサルタント契約を結び、FAAの認証取得および海外OEMへの提案等に向けた具体的な活動に着手した。
 - 3) AISC-SHM（SHM規格化の国際会議）に参加し、海外企業・認証機関等の情報を収集する。また、EWSHM（欧州）やNDT FORUM（米国）に参加し、関連技術に関する調査を行った。
- 高レート設計・製造技術の研究開発・実用化加速のため、新規再委託先（九州大学）の調査・支援を実施した。
- マグネシウム合金開発・実用化加速のため、開発材料の優位性や課題を明確にするとともに、下記を実施した。
 - 1) 鋳造不燃合金の製造技術を担当する新規分担先（不二ライトメタル㈱）の調査・支援を実施した。
 - 2) 試作材料の特性に対する第三者計測機関を活用した客観的評価を実施した。

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

次世代軽量カーボンハニカムパネルの開発」

（実施体制：㈱ジャムコ、東京農工大学、東京大学、JAXA）

（1）次世代軽量カーボンハニカムパネルの開発

航空機内装品の主要構造部材として使用するハニカムパネルの軽量化・低コスト化を図る研究開発を実施した。

（a）破壊のメカニズム評価

- ベンチマークとしたハニカムパネル従来品に対して、高速度カメラを用いて、ハニカムパネル梁の曲げ試験及び圧縮試験における損傷・破壊過程を直接観察し、破壊起点、破壊モードを明らかにした。
- ベンチマークとしたハニカムパネル従来品に対して、材料の物性を取得しパネルの破断理論値を算出した。
- 開発するハニカムパネルのシミュレーションモデルを作成し、曲げ剛性の解析を実施した。

（b）強度維持と軽量化の両立を見据えた積層設計の研究

- 層間強度増強を狙い、成形方法の違いによる機械特性を評価した。
- ハニカムパネルに必要な強度を維持したうえで使用素材量の最適化を図る施策を検討し機械特性を評価した。

(c) プリプレグの適用研究

- 新規樹脂の適用研究において、複数の候補となる材料で計6回のハニカムパネル試作を行い、耐火性及び機械特性を評価した。

(d) 低コスト化を見据えたハニカムコア材料のセルローズ紙適用研究

- セルローズ紙仕様のハニカムコア供試体を試作し、耐火性及び機械特性を評価した。

(2) 複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発

- 二次元ラティス構造特有の幾何形状及び破壊モードを考慮した、設計解析手法（強度解析等）の構築と、供試体試作を実施した。
- 平板構造での曲げ及び面内せん断特性を取得した。
- 特性評価を実施し、基礎技術及び技術コンセプトの確認に着手した。

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）」

（実施体制：川崎重工業(株)、津田駒工業(株)、金沢工業大学）

(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、適用部材拡大に向けた検討と、その検討結果を反映した主要構成要素の改良・試作を行うとともに、その改良・試作結果を反映した試作機の設計・製作を実施した。
- 試作機を用いて、実機部材を想定した形状に対する部材試作を行い、適用部材拡大への対応が妥当なことを確認して、要素技術の深化・成熟化を図り、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目処を得た。

(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の試作機により、適用部材拡大に向け、実機部材を想定した設計・形状に対する部材試作を行い、その部材の品質評価結果から、適用部材拡大に対応可能な設計・製造技術を開発する目処を得た。

研究開発項目③－2「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

（実施体制：東京大学、東京電機大学、東京農工大学、東北大学、新潟県工業技術総合研究所、広島大学）

(1) 炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

- (a) エネルギー解析法によるマクロスケールでの予測技術の開発と工具形状設計指針の確立

- CFRP/チタン合金の重積材に対する標準直径(6~12mm程度)の穴あけ加工を対象とし、PCDドリルを試作し、切削試験により特性を評価した。工具の切れ刃に微細なニック(凹凸形状)を付与し、仕上げ面の改善を図った。
- CFRP/チタン合金の重積材の大口径の穿孔を対象とし、オービタル加工の切削特性を切削試験により評価した。市販のオービタル加工用工具は、チタン合金の切削において切りくずの詰まりや工具損傷が生じやすいため、安定した切削と良好な仕上げ面が得られる切削条件を検討した。次に、CFRP/チタン合金の重積材に対してオービタル加工を試み、切削力を測定した。工具の動特性を測定し、切削中の工具の挙動を解析した。
- CFRPのトリム加工を対象とし、PCDエンドミルによる高送り切削での切削特性を調べた。切れ刃が材料に食いつき時点では、送りが高く、逃げ角が小さいほど、仕上げ面に対する切れ刃の押込力が大きくなり、樹脂のはく離が抑えられることを確認した。これにより、高能率化とともに仕上げ面の改善が可能となった。
- 種々のCFRPに対して切削試験を実施し、材料特性の違いを切削特性の観点から評価する手法を検討した。穴あけ加工における切削力の波形から材料特性の違いを示すことが可能となった。

(b) 有限要素法によるメゾ(積層板)スケールでの予測技術開発

- これまでに開発した有限要素解析ツールを用い、最適な加工条件の探索に取り組んだ。特に送り速度が剥離に大きく寄与することを明らかにした。
- 異なる板厚の試験片を対象とした穿孔実験を実施し、解析ツールの適用範囲および予測精度を検討した。
- ドリリング以外の加工を念頭に置いた解析ツール開発を行った。

(2) 先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

(a) アルミリチウム長尺薄物部材の高精度加工技術開発

- 反転仕上切削に適した工具送り速度と切込み深さの組み合わせをフライス加工実験により検討し、加工後の歪みをより効果的に低減できる切削条件を示した。
- 市販のローラバニシング工具を用いてフライス加工後の仕上面にバニシング加工を行うことで、残留応力分布が改善され加工後の歪みを低減できることを示した。
- 有限要素法解析モデルに複合硬化則を導入することにより、粗加工と仕上加工の向きがひずみ分布や応力分布に及ぼす影響を解析的に示した。
- 大きな刃先丸みを有する特注工具を用いた切削実験と有限要素法解析により、切削加工と同時に仕上面に圧縮応力を付与する手法を検討した。

(b) 新工具の開発による高速切削加工技術開発

- 安定限界線図を高速化する工具・ホルダー開発のために、工具・ホルダーを含めた主軸系のFEM振動解析について検討した。さらに高速化工具・ホルダーを設計製作し、振動測定ならびに切削加工試験による検証を行った。

- 加工条件の高切込み化を目的に、制振合金を組み込んだ工具・ホルダーモデルのFEM振動解析による制振効果の検討を行った。

(3) チタン合金の高速高品質切削加工技術開発

- チタン合金の大口径穿孔へオービタル加工を適用するためには、加工面の疲労強度を高める必要がある。そこで、穿孔内面に圧縮性残留応力の付与する切削技術開発をマシニングセンタで行った。航空機機体は、チタン合金単体ではなく、アルミ合金との積層構造となる。まず、圧縮性残留応力を向上させにくいアルミ合金について、2つの切削方式（側面切削、オービタル切削）での切削実験によって、圧縮性残留応力を高める切削条件を調査した。その結果、切削工具であるエンドミルの側刃の逃げ角と逃げ面幅を最適化することで、昨年度得られた圧縮性残留応力を約2倍高めることができた。さらに、この条件をチタン合金へ適用した結果、圧縮性残留応力の向上が確認され、オービタル加工への適用できる可能性を得た。

(4) ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

- 非接触測定装置を用い搬送用ロボットおよび切削加工専用ロボットの三次元空間位置測定を行い、ロボットの運動精度の計測を行った。
- 三次元空間位置測定で得られた座標と動作指令値との差を分析し補正プログラムを作成し、ロボット動作軌跡の補正を実施した。溝深さの誤差を測定した結果、補正前では誤差が $127\mu\text{m}$ ～ $150\mu\text{m}$ であったが、補正後は $70\mu\text{m}$ ～ $98\mu\text{m}$ であり溝深さの誤差を35%低減し、1本溝で深さ精度 $\pm 0.1\text{mm}$ を実現した。
- 溝加工で深さ精度 $\pm 0.1\text{mm}$ を達成したことで、 $1\text{m} \times 0.5\text{m}$ のワークに対しポケット加工を行った際の目標精度達成への指針を得た。
- 超音波プローブ把持機構を開発し、実際にロボットを用いて5度の傾斜を持つ加工物の板厚検査に適用可能なことを確認した。
- 超音波プローブによる板厚計測の自動化に向けて、測定箇所のクリーニングを自動化するための指針を得た。

(5) 切削－金属ディポジション複合化技術の開発

- 応答曲面法を用いた実験計画法によりFe-36Ni (Inver®) の最適積層条件を明らかにした。
- 大型構造部材の積層造形＋切削加工を行い、要求される図面形状を完成させた。
- 積層断面をSEMおよびEDSを用いて観察を行い、積層界面の状態および元素分析を行った。定量分析の結果、積層造形の場合の化学組成成分は炭素量が多いが、その他は公称値の範囲内の数値を示した。
- 硬さ試験の結果、最適積層条件で積層することでバルク材のインバー合金と同等の硬さを得られた。
- 熱変形解析ソフトウェアを導入しシミュレーション解析実施に向けた指針を得た。

研究開発項目④－２「軽量耐熱複合材CMC技術開発（高性能材料開発）」

（実施体制：宇部興産㈱－再委託先：山口東京理科大学、群馬大学、龍谷大学）

（１）CMC材料の開発

（a）第3世代SiC繊維の生産技術の開発

- 試作設備（バッチ式）を本格稼働し、安定した強度特性のSiC繊維を試作し、IHI、川崎重工業、シキボウにサンプルを供給した。
- 生産性に優れる連続プロセスを実現するため、焼成炉、連続焼結炉の試作設備を設置し、設備立上げを実施した。

（b）第3世代SiC繊維の三次元プリフォームの開発

- 第3世代SiC繊維による三次元プリフォームの製織において、要求される形状や数量に柔軟に対応できるように、連続法とバッチ法両面による製織方法の最適化を図った。
- 連続法においては繊維に接する各部品形状の改良を行い、バッチ法においては強化繊維の配向方法の適正化を図ることにより、いずれの方法も繊維へのダメージを極限まで減らすことで製織方法の最適化を進めることができた。
- 第3世代SiC繊維による複雑な三次元プリフォームを形作るために、サイジング（糊付け）プロセスの研究を行ってきたが、本年度は既開発サイジング剤をベースに改良を行い、量産を想定した水系で除去可能なサイジング剤の開発を行った。
- 以上、本年度の研究の結果、連続方式、バッチ方式の両方式において第3世代SiC繊維による繊維体積比率30%以上の3次元プリフォームを製作することができた。
- 昨年度試作したプリフォームによる成形品では、織物構造に起因する欠陥発生が課題が残った。この問題を解決するため、製造レートやコストに影響を与えずに欠陥を低減できる新たな織物構造を考案し、平板レベルでのその効果を検証した。

（c）安定して製造でき、かつ1400℃の耐熱性を持つマトリクス形成技術の開発

- 室温強度200MPa以上、かつ1400℃の耐熱性を持つマトリクスを適用したCMCを開発した。また、本材料につき、材料データを1バッチ取得した。
- エンジン搭載試験を可能とする適用部品の形状を設定し、試作を行った。
- 耐熱温度1400℃の耐環境コーティングをCMC基板に形成し、耐久性評価試験の準備を行った。
- CVI中に発生する副生成物によるメンテナンスを低減するための装置改修を実施。安全性を向上させるとともに、高レートなCVIプロセスを実現した。
- 織物構造およびマトリクス形成条件の最適化を実施し、空隙率の非常に少ないCMC成形手法を確立した。また実機相当条件下における燃焼試験を含め、高温暴露試験を開始した。

（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繊維の開発を行った。

- 組成を最適化した前駆体ポリマーを小スケールで合成し、強度と高温クリープ特性を両

立する高性能S i C繊維の小規模試作を実施し、少量ではあるが、引張強度3.0GPa以上で高温クリープ特性に優れるS i C繊維が得られた。

- 上記高性能S i C繊維の実機試作に着手した。
- CMC組織のメゾスケールを模擬した解析手法にて、精度を確認するための実験を行った。

研究開発項目⑤

低コスト航空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

(実施体制：東北大学、川崎重工業(株)、東レ(株)、上智大学、東京工業大学、東京理科大学、JAXA、(株)SUBARU、電気通信大学、三菱重工業(株)、(株)IHI)

(1) 分野横断(空力・構造・強度)シームレス機体設計シミュレーターの開発

- 乗客数、積載荷重、材料などのパラメータを考慮できる概念設計を念頭に、これまで開発した航空機主翼用の数値シミュレーターをさらに発展させ、胴体を含む全機機体設計ツールとして完成させた。完成したシミュレーターを川崎重工業(株)の既存ツールと比較検討した。
- ポテンシャル解法コードの導入により、空気力学解析にかかる計算コストを空力・構造設計パラメータの収斂に必要な時間を50%および、設計全体に必要な時間を25%低減するための目途付けを得た。

(2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

- これまでに作成した有限要素法に基づくバーチャルテスト解析ツール(内製FEMおよびXFEMコード)を用いて、CFRP積層平板の準静的押し込み試験(ASTM standard D7136相当)解析を実施し、文献に記載された損傷形状との比較を実施した。あわせて、数値シミュレーション手法の差異が解析結果に与える影響を評価した。
- 新たにストリンガーフランジ部模擬供試体を製作して、落錘試験を実施し衝撃損傷を付与した。損傷状態を、結果を超音波探傷装置およびX線CT装置で観察した。この供試体を対象とした予備解析として、バーチャルテスト解析ツールを用いて準静的押し込み解析を実施した。

(3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

AFPと3Dプリント装置の曲線繊維賦形条件を考慮した最適設計を実施した。

- 円孔周りにおける繊維配向を最適化し、有孔板引張強度を実験的に評価した結果、強度が向上することを示した。
- GA(genetic algorithm: 遺伝的アルゴリズム)と深層学習を組み合わせた最適化手法を構築し、円孔をもつCFRP板、ストリンガー付きCFRP板ともに、最適化の所要時間を削減できることを示した。
- Tow-steered composites試作装置を用いて、様々な曲率と賦形条件(温度・賦形速度)

のプリプレグ賦形を行い、賦形性の評価を行った。超音波検査により、積層板内部には顕著なボイドが見られないことも示した。

(4) 層流化技術開発

- 横流れ不安定による遷移を抑制するdistributed roughness element (D R E)、胴体の乱流境界層からのattachment-line (付着線) 汚染を防ぐためのGaster bumpなど、既存の層流化技術を文献から調べ、有効性を比較検討した。
- 機主翼における層流から乱流への遷移を現実的な計算資源で予測可能にするため、直接数値シミュレーションと非線形遷移解析を組み合わせたツール開発した。

(5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

製造コスト削減を目的としたV a R T MとO o Aプリプレグによる航空機の翼構造一体成形 (ハイブリッド一体成形) に適用する樹脂含浸シミュレーション及び、樹脂硬化収縮による変形・残留応力シミュレーション技術の開発を進めた。

- 樹脂含浸シミュレーションは含浸を促進する副資材 (フローメディア) を用いた際の樹脂の流れ方に着目し、2 D要素を用いた効率的な解析方法の開発を進め、基本的な動作確認と解析の高速化を実施した。
- 変形・残留応力シミュレーションを炭素繊維及び、樹脂をそれぞれ分けてメッシングしたモデル (周期セル解析) に樹脂の硬化収縮を適用する事で積層材の変形を予測するマルチスケールモデルによる変形・残留応力解析技術を開発した。

(6) エンジン-機体統合性能予測C F D解析

エンジン-機体を統合するにあたり、エンジン単体のC F D計算を実施すべく、出発点となる形状を既存ロータ形状NASA ROTOR-67に決定し、エンジンナセル内部流のC F D解析を実施した。

- (株) I H I において構造格子C F D解析を回転時内部流に対して実施し、ファン流路内衝撃波位置の予測可能性を示した。
- 電気通信大学において今後の形状変更を見据え、形状に対する自由度の高い非構造格子C F Dで解析すべく、その準備として同対象のロータブレード1枚に対する解析モデルを作成し、またJ A X Aの開発した圧縮性流体解析ソルバFaSTARによる計算を実施して、計算に適した格子解像度や計算スキーム、乱流モデル等の調査を行った。またこれに基づき同条件でのナセル全体の内部流のFaSTAR解析を試み、統合解析に必要な事前検討を行った。

(7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

- 実機複雑形状の高精度large-eddy simulation (L E S) 非定常流体解析を目指し、航空機設計で用いられている複雑形状解析手法と常微分方程式ベースの平衡壁面モデルL E Sを組み合わせる基盤技術を構築し、初期検証解析を実施した。加えて、非構造直交格子

法において安定・高精度な解析を可能と運動エネルギー・エントロピー保存スキームを開発した。

- 高速飛行時の非定常な衝撃波-境界層干渉剥離流れの非平衡効果の高精度データベース構築のため、準第一原理的な大規模解析を実施した。

4. 2 実績推移

	2011年度	2012年度	2013年度	2014年度
	委託	委託	委託	委託
実績額推移 需給勘定 (百万円)	0 (NEDO) 110 (実績) (経済産業省執行)	0 (NEDO) 176 (実績) (経済産業省執行)	0 (NEDO) 889 (実績) (経済産業省執行)	0 (NEDO) 889 (実績) (経済産業省執行)
特許出願件数 (件)	0	2	4	1
論文発表数 (報)	0	1	11	15
フォーラム等 (件)	1	7	26	14
	2015年度	2016年度	2017年度	2018年度
	委託	委託	委託	委託
実績額推移 需給勘定 (百万円)	1705 (実績) (NEDO)	1351 (実績) (NEDO)	2961 (実績) (NEDO)	3225 (実績) (NEDO)
特許出願件数 (件)	0	3	5	17
論文発表数 (報)	5	4	7	3
フォーラム等 (件)	41	11	3	7

5. 事業内容

プロジェクトマネージャーにNEDO 材料・ナノテクノロジー部 大中道 俊亮 主査を任命して、プロジェクトの進行全体を企画・管理し、その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。

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 氏をプロジェクトリーダーとし、以下の研究開発を実施する。実施体制については、別紙を参照のこと。

5. 1 2019年度委託事業内容

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)」

(実施体制：RIMCOF技術研究組合、三菱重工業(株)、川崎重工業(株)、(株)SUBARU、不二ライトメタル(株)、東京大学、京都大学、神戸大学、立命館大学、名古屋大学、九州工業大学、熊本大学、豊田工業大学、JAXA、秋田大学、三菱エンジニアリング(株)、九州大学)

(1) 複合材構造部材

(a) SHM実用化：広域歪み分布計測システム

- 有識者及びエアラインなどとの協議を通じ、認証に必要な検証データの取得方法のブラ

ツシュアップ及び検証データ取得手順をまとめる。

- 飛行実証試験などを行い、運用環境下での広域歪み分布計測システムの計測及び診断信頼性などについて評価する。

(b) SHM実用化：複合材構造衝撃損傷検知システム

- 海外OEMと適用候補部位の選定およびシステム実証に必要な協議・調整を実施する。
- 調整結果を基に、衝撃損傷検知システムの機能・性能の評価・改良を実施する。
- 飛行実証試験により、飛行試験機へのシステム搭載、飛行環境下での衝撃損傷検知システムのモニタリングおよび検知機能の評価・実証を行う。

(c) SHM実用化：超音波ラム波を用いたSHM技術

(ア) 飛行試験等によるSHMシステムの機能確認

- 関係機関との協議・調整を行い、JAXA実験機等を用いた飛行実証試験等を実現する。
- 実施する飛行実証試験等の中で、実環境を模擬した環境においても、当該SHMシステムが不具合無く正常作動することを実証する。

(イ) SHMシステムの適用先拡大のための超音波伝搬解析技術の向上

- 2018年度までに策定した解析モデルを用いて超音波伝搬解析を行い、損傷検知に適したセンサ/アクチュエータ配置を決定する。
- 決定したセンサ/アクチュエータ配置にて評価試験を行い、解析モデルの有用性を実証する。

(d) 高レート設計・製造技術開発：ボルトレス組立

(ア) 複合材表面活性 基礎プロセスの確立(エポキシ/PEEK複合材)

i) 複合材接着面の表面活性 基礎プロセス研究

- 大型処理槽による形状付き部品処理による実用化への課題抽出を実施する。
- 2種類の処理方法の得失を評価し、部材形状、大きさに合わせた効率的な処理方法を選択する為の目途付けを行う。

ii) 接着継手部の高精度解析手法

- 環境条件(温度、湿度)を考慮した接着剤の特性データ解析シミュレーションへの盛り込み及び評価改良。
- 高精度解析確立に向けたモデル化手法、破壊則の検討を行う。

iii) 接着部信頼性向上

- Weak Bond検査については、接着板厚の影響など実用化に向けた課題出しを行う。
- Crack Arrest構造は、改良効果を確認し、製造手法に関する目途付けを行う。

(イ) 熱可塑複合材によるOne Shot成形技術の開発

- 複合材部品製造性向上及び低コスト化に向けたコミングル材(中間素材)の改良をしつつ、実部品(I型桁)試作による課題出しを行う。

(e) 高レート設計・製造技術開発：高速成形技術開発

- 選定した材料形態および部品成形プロセスに適した、航空機の適用部位を明確にする。
- 模擬部品の試作および実証試験、解析技術等を用いた部品形状の検討、および部品成形時の樹脂流動や繊維配向角等の検討を行い、従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、半分の成形時間、同等の重量、および70%の製造コストで製造した部品が、同等の強度特性を持ち、航空機構造部品として適していることを確認する。
- 従来の材料および部品成形プロセスで製造した部品に対して、同等の重量を保ちつつ、成形時間の半減および従来の70%の製造コストを達成することが可能な、材料形態および部品成形プロセスの実用可能性の妥当性を確認する。

(f) 高レート設計・製造技術開発：一体成形翼構造

(ア) ボックス一体ハイブリッドコキュア技術開発

- 下部ボックス、上面パネルそれぞれを一体成形したボックス構造について、強度試験を実施する。
- 内部品質、強度データ、製作コスト、重量について評価を行う。

(イ) 放電探知試験技術開発

- 放電探知システムの実用化に向けて、航空機耐雷試験の国際標準への反映のため、日米欧での Round Robin Test の提案と試験を実施する。

(2) 軽金属構造部材

- 急冷凝固耐熱マグネシウム合金については、現状の小規模製造レベルで最適化した合金組成及び押出熱処理条件に最適な押出加工条件の統合を試み試作を実施、特性評価を行い、航空機構造へ適用可能であるか確認する。
- 鋳造不燃マグネシウム合金については、目標特性を量産実証スケール（7インチ径）で安定的に供給可能な製造技術を開発し、それらの材料特性・コスト評価を実施する。また、スペック化に必要なデータの検討を実施すると共に航空機二次構造部品の試作・評価等により適用課題を抽出する。

(3) 総合調査研究

- 本研究開発の事務局として下記を実施し、本研究開発全体の加速・方向付けを行う。
 - 1) 技術委員会／総合技術委員会を開催し、研究状況の横通しや、外部専門家による客観的評価を行う。
 - 2) SHMに係る海外OEMとの協同研究の日本側窓口としての取り纏め・折衝を行う。
- SHM技術の開発支援・実用化加速のため、下記を実施し、実用化のために解決すべき課題を整理する。
 - 1) 協同研究を通じて、海外OEMの次期単通路機体へのSHM適用の目途付け。
 - 2) JAXA所有小型機を用いた飛行実証試験の実施。

- 3) 米国研究所とのコンサルタント契約を通じ、F A Aの認証取得および海外O E Mへの提案を含んだアクションプランを作成する。
 - 4) AISC-SHM (S H M規格化の国際会議) 等に参加し、継続して海外企業・認証機関等の情報を収集する。
- 高レート設計・製造技術の研究開発・実用化加速のため、継続して各種高レート製造技術を調査・整理し、実用化のために解決すべき課題を整理する。
 - マグネシウム合金開発・実用化加速のため、開発材料の優位性や課題を明確にするとともに、実用化のために解決すべき課題を整理する。

研究開発項目①ー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)

次世代軽量カーボンハニカムパネルの開発」

(実施体制：(株)ジャムコ、東京農工大学、東京大学、J A X A)

(1) 次世代軽量カーボンハニカムパネルの開発

航空機内装品の主要構造部材として使用するハニカムパネルの軽量化・低コスト化を図る研究開発を実施する。

(a) 破壊のメカニズム評価

仕様決定した材料での物性を取得し、シミュレーションによる剛性評価を実施する。

(b) 強度維持と軽量化の両立を見据えた積層設計の研究

ハニカムパネルに必要な強度を維持したうえでプリプレグ繊維目付量の最適化を含めた軽量化可能な積層構成を決定する。

(c) プリプレグの適用研究

新規樹脂の適用研究において、樹脂配合及び最適な繊維を反映したハニカムパネルを製作する。

(d) 低コスト化を見据えたハニカムコア材料のセルロース紙適用研究

耐火性及び機械特性に適合したハニカムコア材料を決定し、ハニカムパネルを製作する。

(e) 最終評価

ハニカムパネルの製品規格に基づく耐火性及び機械的性質評価と、量産品レベルでの実証評価として、実機を想定した強度試験用供試体及び耐火性試験片を製作し、最終評価を行う。また本プロジェクト内で量産化に向けた目途を得るとともに、実用化に向けた適用プロジェクトの検討を行う。

(2) 複合材本来の特性を生かした軽量化パネルの開発

三次元曲面構造へ適用可能な設計製作技術を確立し、部分構造を試作して力学的性能を評価し、実用化に向けた妥当性を確認する。これまでに得られたパネルとしての機械特性をベースに、適用部位を選定し、幾何形状及び破壊モードを考慮したラティス構造の最適化と低コスト製造技術を検証し、試作評価を行う。

(a) 三次元湾曲パネルの低コスト製造技術に関する研究

湾曲径に応じた積層を行うため、積層の自動化に繋げる研究開発を行う。

ラティス構造製造プロセスの自動化に求められる加熱、加圧積層が可能な手法の研究開発を行う。

(b) 三次元湾曲パネルの設計解析技術の研究

三次元ラティス構造特有の幾何形状及び破壊モードを考慮した、設計解析手法を構築する。

(c) 三次元湾曲パネルの特性評価

ボイド等の観察による品質評価及び、ラティス構造の強度試験を実施し、解析手法の妥当性を検証する。

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）」

（実施体制：川崎重工業株、津田駒工業株、金沢工業大学）

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、適用部材拡大及び積層検査自動化に向けた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、適用部材拡大及び積層検査自動化を念頭に置き、実機部材形状に適用可能な設計・製造技術を開発する。

研究開発項目③－２「航空機用難削材高速切削加工技術開発（第二期）」

（実施体制：東京大学、東京電機大学、東京農工大学、東北大学、新潟県工業技術総合研究所、広島大学）

(1) 炭素繊維複合材の高速高品質切削加工技術の開発

(a) エネルギー解析法によるマクロスケールでの予測技術の開発と工具形状設計指針の確立

- CFRP/チタン合金重積材の標準直径(6～12mm)での穿孔作業に対して、切削シミュレーションと切削試験に基づき、切りくず処理および工具損傷の観点からPCDドリルの工具形状を設計し、切削状態の改善を図る。また、開発工具に対する適用可能条件を示す。
- CFRP/チタン合金重積材の大口径穿孔作業におけるオービタル加工に対して、工具形状を設計し、工具損傷と加工誤差の抑制を図る。
- CFRPのトリム加工では、多刃のPCD工具によるエンドミル切削を試み、仕上げ面の改善とともに、加工能率の向上を図る。切削シミュレーションにより試験結果に対して評価する。

- CFRPの試験材料を増やし、2018年度に確立した手法によって、切削特性を比較し、定量的に評価する。

(b) 有限要素法によるメゾ（積層板）スケールでの予測技術開発

- より高精度な損傷解析が可能となるように、これまでに開発した有限要素解析ツールをさらに発展させる。特に、積層板に現れる微視損傷の影響についても検討する。
- 最適な加工条件の探索手法を確立させる。特に、送り速度のコントロールにより損傷の低減について、定量的な手法を構築する。
- 刃先端における繰り返し摩耗効果について、これまでに開発した有限要素解析ツールをベースに評価し、摩耗効果を定量的に評価できる手法を確立する。
- 最適な刃先形状について、これまでに開発した有限要素解析ツールを活用し、定量的に検証する。

(2) 先進アルミ合金の高速高品質切削加工技術の開発

(a) アルミリチウム長尺薄物部材の高精度加工技術開発

- 反転仕上切削とバニシング加工を組み合わせた歪み低減加工技術について、刃先丸みの大きい特注工具を用いた切削実験と有限要素法解析によって残留応力および歪み量の評価し、歪み抑制のために最適な工具形状と加工条件を検討する。
- 歪み低減加工技術を用いて実際の生産条件に近いサブスケール実験を行い、加工後の歪み抑制効果を評価する(目標値：当初比で50%の歪み抑制)。

(b) 新工具の開発による高速切削加工技術開発

- 高能率化工具の設計指針を得る。
- 実部品を想定した形状モデルに対し、開発工具・加工法の成果を適用し、荒加工から仕上げ加工まで、2016年度当初比で加工時間の30%短縮を実証する。

(3) チタン合金の高速高品質切削加工技術開発

- オービタル専用加工機によるチタン合金の大口径孔内面に適正な圧縮性残留応力を発生させ、疲労強度を向上させる。そのために、オービタル専用加工機を用いた加工について、工具形状と加工条件の最適化加工実験を通じて疲労強度を満たす条件を探索する。

(4) ロボット切削システムによる高速切削加工技術の開発

- 縦1m、横2mの大きさのアルミニウム合金のフレーム部品に対して、0.1mmの深さ精度のポケット加工技術を開発する。
- 加工精度向上のための基盤技術である空間位置測定のために、レーザートラッカー空間位置測定装置により外部情報(姿勢、位置情報等)からプログラム数値の修正を行って、安価(同一加工範囲の5軸加工機の約1/2を目標)に加工精度の向上を図る手段を構築して、±0.1mm以下の加工精度(現状航空機部品の要求精度±0.2mm)を達

成する。

(5) 切削—金属ディポジション複合化技術の開発

- Fe-36Ni (Inver®) の積層造形部材の材料特性の評価を行い、積層物の大型化、高精度化に向けた検討を行う。
- 基材をアルミニウム合金、堆積材をステンレス鋼、中間層を銅合金とし、異種金属積層時の熱影響についてコンピュータシミュレーションを用いた解析結果を用い積層造形により実用化対象製品のプロトタイプを制作する。

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）」

(実施体制：宇部興産(株)、山口東京理科大学、群馬大学、(株)IHI、東京大学、東北大学、東京理科大学、JAXA、川崎重工業(株)、(株)豊田自動織機、イビデン(株)、東京工科大学、シキボウ(株))

(1) CMC材料の開発

(a) 第3世代SiC繊維の三次元プリフォームの開発

- 第3世代SiC繊維による三次元プリフォームの量産化を想定し、連続法においてはさらに高速化、安定化を目指した装置の開発、製造、改良を進める。また、バッチ方式では、XY積層だけでなくZ糸配置も含めた機械化・自動化を進めるとともに、全工程を通じた高速化、安定化を目指す。また、ロット間やロット内でのばらつき発生等、繊維特性についても調査すべき事はまだまだ多く、来年度も引き続き、繊維特性データの取得を推進していく予定である。どちらの方式においても繊維体積割合30%以上のプリフォームの量産プロセスの開発を目的とする。

(b) 安定して製造でき、かつ1400℃の耐熱性を持つマトリクス形成技術の開発

- 暴露後の強度試験を実施し、マトリクスの改質、コーティングの両面から耐熱性向上を行い、初期強度および暴露後強度に優れるCMC材料を開発する。
- 暴露後強度試験および実際の燃焼試験結果より、CMC製燃焼器パネルに適した健全性評価手法を決定する。
- 開発した室温強度200MPa以上、かつ1400℃の耐熱性を持つマトリクスを有したCMCにつき、複数バッチの材料データを取得する。
- 1400℃における耐環境コーティングの耐久性を評価する。
- エンジン搭載試験を可能とする適用部品の試作、およびエンジン環境を模擬した試験を行う。

(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。

- 強度と高温クリープ特性を両立する高性能SiC繊維の実機試作を試作するとともに、

CMC用繊維として最適な繊維仕様を検討する。

- 得られた高性能SiC繊維のCMC評価を実施する。
- 初回製造プロセス方案にもとづき、CMCの試作を実施し、開発材料がCMC材料に適用可能であることを確認する。
- CMCのマイクロ組織を模擬した解析手法にて、破壊のクライテリアを設定する。
- 開発した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「低コスト航空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」
(実施体制：東北大学、川崎重工業(株)、東レ(株)、上智大学、東京工業大学、東京理科大学、JAXA、(株)SUBARU、電気通信大学、三菱重工業(株)、(株)IHI)

(1) 分野横断（空力・構造・強度）シームレス機体設計シミュレーターの開発

- 2018年度までに完成した全機機体設計ツール（NASTRANベース）と川崎重工業(株)の既存ツールとを比較検討を継続する。
- オイラー解法コードおよびポテンシャル解法コードについて、解析精度と計算コストに関するトレードオフを明確にする。

以上の検討に基づき、計算コストの更なる低減を目的としたインハウスコードに基づく高効率機体設計シミュレーターを開発し、空力・構造設計パラメータの収斂に必要な時間を50%および、設計全体に必要な時間の25%低減を達成する。

(2) シミュレーション援用による認証プロセスの低コスト化

- 実際のCFRP製補強板により近いストリンガーフランジ部模擬供試体を製作して、落錘試験を実施し衝撃損傷を付与した後、超音波探傷装置およびX線CT装置を用いて損傷状態の観察を行う。さらに、圧縮荷重を与えた場合の強度試験を実施する。
- バーチャルテスト解析ツール（内製FEMおよびXFEMコード）および汎用FEMコードを用いて、落錘試験および圧縮試験を対象とした解析を実施する。
- 具体的には拡張有限要素法（XFEM）に基づく解析手法を用いて、損傷の発生・進展のモデル化の効率化を図る。
- とくに衝撃損傷を有するCFRP構造体のクリッピング強度の予測精度を向上させるための解析モデルの高度化を実施する。

(3) 複合材の特性を活かした機体構造設計シミュレーターの開発と実験的検証

- 複数の成形条件と成形可能曲率を関係づけるモデルを構築し、成形可能曲率を予測する手法を確立する。さらに、予測した成形可能曲率を成形制約条件として最適設計シミュレーターに導入する。
- 曲線繊維配向板の成形品質と力学的特性の評価を行い、曲線繊維配向板に適する破壊基準を策定することで、曲線繊維積層板強度の予測精度を向上させる。

(4) 層流化技術開発

- 横流れ不安定による遷移を抑制する distributed roughness element (DRE) など既存の層流化技術、胴体の乱流境界層からの attachment-line (付着線) 汚染について、直接数値シミュレーションによる再現と詳細解析を実施、流れ場への効果に関する技術的知識を蓄積する。
- 前年度開発した、直接数値シミュレーションと非線形安定性解析を組み合わせた新しい解析ツールを用いて、DRE などによる遷移抑制効果の最適化とロバスト性の検証を行う。

(5) 複合材構造部材ライフサイクルシミュレーション

- 大規模・複雑形状の V a R T M 成形に置いては樹脂の未含浸部位の発生などを防ぐため樹脂注入位置や経路を適切に設定する必要がある。2019年度は高速化された樹脂含浸シミュレーション技術にフローメディア配置または樹脂注入ポート位置の自動最適化の機能を付加する。これにより実機規模の V a R T M 成形に対応する樹脂含浸シミュレーション技術を獲得する。
- V a R T M と O o A プリプレグによるハイブリッド一体成形は異なる種類の樹脂を同時に熱硬化させるため、樹脂物性の相違が要因となり成形品のより大きな変形や残留応力を引き起こす。2019年度は変形の主要因となる物性を明確にし、ハイブリッド一体成形に置ける変形・残留応力を解析するマルチスケールモデル技術を獲得する。

(6) エンジン-機体統合性能予測 CFD 解析

- NASA Rotor 67 および Stator 67 を盛り込んだエンジン単体の無回転時での非構造 CFD 解析を実施し、その後構造格子 CFD 解析と同条件である動翼回転時の非構造 CFD 解析を実施する。
- エンジンナセルの形状変更や統合する胴体形状の検討を進め、エンジンと機体の統合形状を決定するとともに、非構造 CFD 解析を実施する。
- エンジンの高バイパス化に伴い増大するナセル抵抗の低減を目的としたショートインレット・スリムナセル化を施したエンジン形状を検討し、機体-エンジン統合非構造 CFD 解析を行い、エンジン性能への影響性を調査する。これにより、空力性能を維持したまま構造重量を削減する設計指針を明らかにする。
- 横風条件および迎角変化に対するパラメトリックスタディに基づいて全圧・静圧不均一性の予測可能性を検証する。

(7) 非巡航時における高精度非定常流体解析

- 複雑形状解析手法と壁面モデル LES を組み合わせる基盤技術の実機スケール高レイノルズ数・高速飛行環境における衝撃波-境界層干渉剥離流れに対する解析精度を検証し、航空機設計における実用性を評価する。
- 高速飛行時の非定常な衝撃波-境界層干渉剥離流れ非平衡効果の高精度データベース構

築を完成させ、非平衡効果のL E S壁面モデリングを検討・検証する。また開発した安定・高精度な運動エネルギー・エントロピー保存計算法のハンギングノード付き非構造直交格子法への拡張や安定化手法を検討する。

5. 2 2019年度事業規模

委託事業

需給勘定 2, 860百万円 (予定)

事業規模については、変動があり得る。

6. その他重要事項

(1) 評価の方法

NEDOは、技術的及び政策的観点から研究開発の意義、研究開発マネジメント、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、外部有識者による評価を実施する。

研究開発項目①、②、③及び④-1については、4つの評価視点（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ての見通し及び取り組み）による事後評価を2016年9月に実施した。

研究開発項目④-2及び⑤については中間評価を2017年9月に実施した。

また、研究開発項目①-2、②-2、③-2、④-2、及び⑤では事後評価を2020年度に実施する。

(2) 運営・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、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。

(3) 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。

(4) 複数年度契約・交付の実施

委託事業

研究開発項目④-2及び⑤は、2015年～2019年度迄の複数年度契約を締結する。

研究開発項目①-2、②-2及び③-2は、2016年度～2019年度迄の複数年度契

約を締結する。

(5) 知財マネジメントにかかる運用

「NEDOプロジェクトにおける知財マネジメント基本方針」に従ってプロジェクトを実施する（研究開発項目①-2、②-2、③-2、④-2、及び⑤）。

7. 実施方針の改訂履歴

(1) 2019年3月、制定

(2) 2020年2月、プロジェクトマネージャーの交代並びに表記を西暦に変更したことに伴う改訂

別紙

「次世代構造部材創製・加工技術開発」 実施体制

