

平成27年度実施方針

電子・材料・ナノテクノロジー部

1. 件名:

(大項目)次世代構造部材創製・加工技術開発

2. 根拠法

独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構法第15条第1項第一号ニ

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(平成27年度)】

(1)複合材構造部材

(a)広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

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

(b)光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム実用化技術の開発

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

(c)ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

- 接着剥がれ検知技術について、実構造に応じたセンサ/アクチュエータ配置を検討し、温度等の環境影響がある中でも、検知精度が低下せず、十分な信頼性を有することを、部分構造試験等で実証する。
- 検知範囲拡大に応じて再考したアンプ等の改良を盛り込んで、超音波ラム波計測装置を試作し、実環境下でも、接着剥がれの検知精度に影響を及ぼさない超音波ラム波が計測できることを実証する。

(d)熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

- 熱可塑複合材の特性(ハイサイクル成形)を活かした部品自動成形を指向した低コスト、高レート製造技術を確立する。一次構造部材にも適用可能な一方向材を用いた部材成形法を技術成熟度TRL4(Technology Readiness Level 4)まで引き上げる。
- 接合(融着、接合等)を用いた部材一体化構造製造技術を確立する。従来、熱可塑複合材の接着が困難であったが、融着、接合技術、新規表面処理技術を用いてTRL4の融着、接合技術を確立する。
- 製造プロセスにおける圧力、温度、残留応力等をモニタし、製造品質を評価する技術を確立する。従来、1次構造材にも適用可能な熱可塑複合材の成形モニタリングは困難で

あったが、センサ適用成形法を適用してTRL4のモニタリング技術を確立する。

(e) 光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術の開発

- 今まで測定不能だった複合材部品成型時の内部温度、歪、残量応力等について、新しい光ファイバセンサの埋め込み成形及び計測・分析技術を用いて、成形不具合が検知可能な成形モニタリング技術を開発する。
- 大型サンドイッチ構造に対し、今までは製造時と定期整備時の超音波検査でしか検知できなかった内部損傷に対して、光ファイバセンサを用いた成形モニタリング技術と運用モニタリング技術を組み合わせることで、超音波検査に頼らずに構造強度に重大な影響を与える前に検知可能な技術を開発する。
- 今までオートクレーブの大きさの制約を受けてきた大型複合材構造部品の製造を、光ファイバセンサを活用した低圧成形プロセス技術を用いて、オートクレーブ外でも同等の品質で製造する技術を開発する。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

- 従来の連続繊維プリプレグ対比、弾性率同等、強度8割保持しながら賦形性を向上させるUACS(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φ50mm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、500MPa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
- 発火温度: 750°C以上
- 腐食速度: 0.6mm/年 以下
- 重量削減: 現状のアルミニウム合金部品より15%の軽量化

(3) 総合調査研究

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

研究開発項目②「航空機用複合材の複雑形状積層技術開発」

【最終目標(平成27年度)】

(1) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

- 装置の機能・機構を、中小型複雑形状部材の自動積層に適したものとすることで、低コスト化・高レート生産に寄与可能な積層品質を実現する小型タイプ自動積層装置を開発する。

(2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

- 開発した小型タイプ自動積層装置を用いて部材の試作を実施し、従来の製造手法である手積層の場合とも比較しながら品質評価を行い、複雑形状積層に対する設計・製造技術を習得して、航空機向け次世代構造材製造の真にクリティカルな技術とする。

研究開発項目③「航空機用難削材高速切削加工技術開発」

【最終目標(平成27年度)】

(1) チタン合金の切削加工技術開発

(a) 手仕上げ不要な仕上げ加工技術の実部品形状への適用

- ミスマッチ(手磨きの必要な加工段差等)の無い高速ポケット加工技術を確立する。チタン合金のための仕上げ加工用の革新的工具(エンドミル)の開発と新しいコーナ加工技術の開発により、標準モデルに対し、平成24年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用のエンドミルを開発し、工具形状、クーラントノズル位置等の最適

化を図り、荒加工時間を10～20%短縮する。

(b)環境対応切削における高能率化の検討

- 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、平成24年度当初比で、30%以上削減する。

(2)先進アルミ合金の切削加工技術開発

(a)アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

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

(b)手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

- ミスマッチの無い高速ポケット加工技術を確立する。アルミ合金のための仕上げ加工用の新工具の開発と新しいコーナ加工技術(コーナの新しい加工法はチタン合金と同じ)により、標準モデルに対し、平成24年度当初比で、仕上げ加工時間を30%以上短縮する。
- エンドミルによる荒加工のための革新的な高圧クーラント利用技術の適用可能性を検証し、実用化のための必要な技術課題を明確化する。最重要課題のひとつである工具については、高圧クーラント用の革新的な工具(チタン合金用とは工具材種や形状が全く異なる)を開発し、工具形状、クーラントノズル位置等の最適化を図り、荒加工時間を10～20%短縮する。

(3)炭素繊維複合材の切削加工技術開発

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

- 数値解析により航空機用複合材の切削力、切削温度、工具摩耗、切り屑流出方向の予測技術を確立し、厚さや直径の異なる部位に最適等リルを設計・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④-1「軽量耐熱複合材CMC技術開発(基盤技術開発)」

【最終目標(平成27年度)】

(1) CMC損傷許容評価技術開発

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

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

(a) CVI反応条件の最適化

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

(b) CVIシミュレーション技術開発

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

(3) コーティング技術開発

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

イ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ー2「軽量耐熱複合材CMC技術開発(高性能材料開発)」

【中間目標(平成29年度)】

(1) CMC材料の開発

- 第3世代SiC繊維の3次元織物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。
- 引張強度2.0GPa以上、表面粗さRa2-3nmのSiC繊維を安定的に供給できる生産技術を確立する。
- CMC用プリフォーム製作技術を確立する。

(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。

【最終目標(平成31年度)】

(1) CMC材料の開発

- 引張強度2.0GPa以上、1400℃×400Hr暴露後強度低下20%以下を満足するSiC繊維を安定的に200kg/年 供給できる生産技術を確立する。
- 室温引張強度200MPa以上、1400℃×400Hr暴露後強度低下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繊維の高生産焼結プロセスを開発する。
- 開発したSiC繊維が、CMC材料に適用可能であることを確認する。

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(平成29年度)】

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

【最終目標(平成31年度)】

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

4. 実施内容及び進捗(達成)状況

4.1 平成23年度委託事業内容

経済産業省直執行として、以下の研究開発を実施した(経済産業省直執行)。

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

- 平板形状の単純試験片にて材料試験と簡易な要素試験を実施し、損傷の発生及び進展のメカニズムを検討して損傷パラメータの候補を選定した。
- 損傷の発生及び進展を予測するための解析手法の開発に着手した。

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

(a) CVIによる反応条件の最適化

- SiC-CVIが行える実験炉を構築した。構築した実験炉を用いて反応実験に着手した。MTS(Methyltrichlorosilane)原料ガスを用いた際の反応温度及び圧力がマトリクス形成量に与える影響を調査した。
- 副生成物の組成を分析し、紫外線等を用いた副生成物の処理実験に着手した。

(b) CVIシミュレーション技術

シミュレーションに必要な定数を明らかにした。文献より定数を仮定して化学反応速度モデルとガス流体モデル双方を考慮したシミュレーションを実施し、SiC-CVIでのシミュレーションが実施可能な目処を得た。

(3) コーティング技術開発

コーティング材候補を調査し、高温曝露試験及び熱サイクル試験によるスクリーニング評価により、CMC基板と化学的に安定で剥がれや割れを生じないコーティングの候補を3種類程度に絞った。

4.2 平成24年度委託事業内容(経済産業省直執行)。

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

航空機部品に非常に多くみられるチタン合金 Ti-6Al-4V のポケットの加工において、ポケット壁面、底面、両者の間のフレット部の高速仕上げ切削を実現するためのエンドミルの工具形状を検討した。エンドミルの先端形状の候補としてボール(円形)形状、長円形状、ラジラス形状を想定し、切削温度の抑制、仕上げ面粗さ、コーナでの切削性能、切削時間の観点から、それらを理論的に考察し、ラジラスエンドミルが高速高精度切削に適していることを明らかにした。びびり振動を防止し工具の長寿命化を図るため、不等リード切れ刃を採用した工具を開発し、切削速度、切込み深さ、送り速度についての最適化を行うことにより、従来にない高いレベルに切削条件を設定することができた。

薄いポケット壁面のびびり振動を抑制するため、エンドミルの外周刃を適切な長さに設定することにより工具径方向の切削抵抗分力を低減した。これにより、切削能率を落とすことなく高速・高能率でのポケット加工が可能であることを示した。試作工具では、切削温度の上昇が抑えられるため、一つのポケットを加工するだけではほとんど摩耗せず、ポケット加工の途中で工具交換を想定する必要がない。本実験での切削速度は通常のチタン合金の切削速度の3～5倍であるが、それでも摩耗が少ないのが特徴である。開発したエンドミルに対して、中仕上げ工程を含む適切な工具経路を設定すると、ポケット内面にミスマッチが全く見られなくなり、手仕上げの不要な高速仕上げ削りを実現した。その結果、従来の荒削り、仕上げ削り、手仕上げの3工程のうち、手仕上げの工程を無くすことが可能となり、加工時間の短縮、加工コストの低減(重エーメカの試算では約30%削減)、さらには加工面の高品位化が実現できることを明らかにした。

従来型のチタン合金の切削においては、高能率切削の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。これに対し、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開発のため、切削温度の上昇を抑えることができるミスト潤滑(最小量潤滑:MQL)について検討を行い、水溶性切削油剤による湿式切削と比較検討した。オイルミストと水油混合ミストを使用した切削実験を行い、水油混合ミストがチタン合金のエンドミルによる仕上げ削りにおいて有効であることを明らかにした。

(2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

アルミリチウム合金は、熱伝導率がアルミ合金より小さく切削温度が上昇しやすいことから、MQL切削での潤滑・冷却の促進に係わる課題を明確化し、工具への異常な切りくずの溶着等のトラブルを解消することを目指した。工具を想定した複数の種類の油穴(オイルミストの流路)を有する棒を3Dプリンターで作製し、油穴の先端ノズルから噴射されるオイルミストの粒度を測定することにより、ノズル径とオイルミストの粒子径との関係を明らかにした。数値流体解析を用いて油穴の先端ノズルから噴射される流れを解析した。以上の結果に基づいて、新しいタイプの工具ホルダーを試作し、それに所定の工具インサートを付け検証実験を行った。検証実験ではアルミリチウム合金のポケット加工を行い、従来型工具と開発工具による切削実験の結果を比較検討した。その結果、開発工具の方が、びびり振動が発生しにくいことが明らかとなり、開発工具の優位性を確認した。開発工具では、工作物が逃げ面に凝着しにくいいため、摩擦型びびりを抑制できたものと理解される。

アルミリチウム合金の切削特性に関する情報が、我が国にはほとんどないことから、工具-被削材熱電対法による工具すくい面温度の測定、赤外線放射温度計(サーモグラフ)による切削点近傍の工具表面温度の測定、ハイスピードカメラによる切りくず生成状態の観察、切削動力計による切削力の測定等により、MQL切削における切削挙動ならびに切削特性を明らかにした。被削材が工具の逃げ面に凝着することが多いことを確認し、この事実から逃げ面摩耗の発達が凝着を促進していることが推察された。これを検証するため、逃げ面の摩耗を故意に促進させたエンドミルを用いてアルミリチウム合金の切削したところ、逃げ面に凝着

が速やかに始まり、本仮説を支持する結果が得られた。本実験結果は、開発工具の性能が良好であったことを支持するものであり、今後のMQL切削用エンドミルの開発の方向性を明らかにした。

(3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

一方向強化炭素繊維複合材の二次元切削実験の結果等において、連続的な切りくず生成が確認されていることから、金属切削用に開発された切削力、切削温度、工具摩耗の予測シミュレーションが炭素繊維複合材料の切削にも適用できることを確認した。この事実に基づき、基本刃形のドリルに対して航空機用炭素繊維複合材の切削力(スラストとトルク)と切削温度を予測し、切削力の予測値が切削実験で測定されたスラストとトルクとよい一致を示すことを明らかにした。工具が炭素繊維複合材から抜ける過程においても切削力の予測値は十分な精度を有することが確認できた。炭素繊維複合材の積層による異方性を考慮した切削シミュレーションを行い、大きな切削力変動を伴うより実際的な切削状態の解析が可能であることを確認した。

複雑等リル形状に対応する前段階として、二段先端角ドリルによる切削シミュレーションを基本的な切削特性の解明のために検討を行った。二段先端角を採用することにより上部切れ刃の先端角が小さくなるため、ドリルの抜け際での切削力が、剥離を生じにくい方向に変化することが明らかとなり、ドリル刃形の設計指針が得られた。工具摩耗方程式を適用し、炭素繊維複合材のドリル切削におけるドリルの摩耗量を予測し、切削力、切削温度並びに工具摩耗の予測システムを構築した。

炭素繊維複合材の剥離と切削力の力学的な関連付けを行った。穴出口部の剥離状態を観察し、繊維方向依存性等の炭素繊維複合材の剥離特性を調査した。これにより、切削力と剥離の生起、規模を関連付けることができた。

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

- CMCの損傷発生及び進展のメカニズムを明らかにした。
- 平成23年度に選定した損傷パラメータの候補の有効性を検討後、損傷パラメータを取得する検査手法を選定した。
- 平成23年度に平板形状の材料試験結果において合わせこみを行った解析手法にて、部品形状を想定した要素試験結果の解析・評価を行った。

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

(a) CVIによる反応条件の最適化

- 平成23年度に構築した実験炉を用いて反応実験を行い、原料ガス、反応温度及び圧力がマトリクス形成量に与える影響を把握し、気相反応及び表面反応の寄与等を明らかにした。CVIプロセスにおける主たる反応を特定して、シミュレーションに必要な反応定数を

求めた。

- 副生成物の発生抑制方法については平成23年度に引き続き検討を行い、副生成物を安定に分解する処理実験を行った。

(b) CVIシミュレーション技術

(a)の検討にて明らかになった主たるSiCマトリクス形成反応を考慮した化学反応速度モデル(原料ガス分解及び表面析出反応)及びガス流体モデル双方を用いたCVIのシミュレーションのモデルを構築した。(a)の反応実験より得られた定数を用いてシミュレーションを行い、含浸状態について反応実験の結果と比較・評価を行った。

(3) コーティング技術開発

- コーティングを施工したCMCの高温長時間の曝露試験及び熱サイクル試験を実施し、平成23年度に選定したコーティング候補の評価・改良を行った。コーティングを行うCMC基盤表面の改質を行った。
- 実機環境で課題となるサンドエロージョンに対し、試験を行うための装置を準備した。
- エロージョン量を予測可能とするため、シミュレーションモデルの構築に着手した。

4.3 平成25年度委託事業内容(経済産業省直執行)

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」

(1) 複合材構造部材

(a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

- モニタリングシステム・センサ部の耐圧性、可燃性及び耐静荷重性を評価し、十分な耐久性を有することを実証した。モニタリングシステムのデバイス部については、耐久性向上のため、振動/衝撃下における計測性能低下原因を特定し、その改善方法を策定した。
- 航空機搭載モニタリングシステムの試作では、コスト効果評価結果からモニタリングシステムの適用ターゲットを航空機の胴体及び主翼構造と設定し、その適用ターゲットにおける適用構想において必要なシステム仕様を設定した。
- モニタリングシステムの設計、製造の妥当性評価方法について、外部有識者によるレビューを通して、実用化への認証プロセスを設定するため、認証プランにおける適合性証明リストを作成した。

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

- 光ファイバセンサによる衝撃損傷検知システムの実機適用を目標に、信頼性/耐久性向上方法の検討の他、衝撃損傷検知システムの高性能化に向けた技術検討を実施した。
- 信頼性/耐久性向上方法の検討として、適用構想を検討し、システムの信頼性/耐久性要求を明確にした。検知信頼性向上のために、衝撃損傷付与試験を通じて衝撃損傷検

知のアルゴリズムを再評価することで信頼性向上の目処を得た。さらに、実用化の課題の一つである認証計画について米国連邦航空局 (FAA) の認定代理人である DER と協議を進めた。

- 実機適用に向けたシステム高性能化として、光ファイバセンサ計測装置の構成要素に対する環境耐久性評価試験を実施し、対応策を検討することで、装置高性能化のための開発計画を策定した。同様にシステムを構成する光ファイバ、コネクタ類について、航空機への光ファイバ適用が拡大していることを受け、航空機搭載実績又は見込みのある仕様・規格・製品について調査した。

(c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

- 超音波ラム波で比較的広い範囲の接着剥がれ検知を行うための課題抽出、航空機へ搭載される FBG 光ファイバセンサ等の耐環境性の評価及び当該システムの認証取得に向けた開発を進めた。
- 広域検知について、超音波ラム波の新たな解析手法を提示し、評価試験にてその成立性を確認するとともに、センサ/アクチュエータの最適配置の検討が必須であることを確認した。
- 多軸振動非接触自動計測システム (MaVES) による可視化や数値解析 (ComWAVE) により、広範囲におけるラム波の挙動を明確にした。
- FBG 光ファイバセンサ等の除氷液浸漬試験と塩水噴霧試験を行い、両環境に対して、FBG 光ファイバセンサ等が十分な耐久性を有することを確認した。
- 航空機構造健全性診断 (SHM: Structural Health Monitoring) システムの認証取得に向けた準備作業の第一ステップとして、米国レギュレーションを参考にチェックリストを作成した。

(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

(ア) 熱可塑複合材の低コスト、高レート製造技術開発

- 従来の熱硬化プリプレグと同等の繊維体積含有率、板厚を達成可能な PPS、PEEK、PEKK をマトリックス樹脂とする熱可塑プリプレグの試作を行った。
- プレス成形条件を模擬した状況での粘弾性、発熱挙動、熱分解挙動から、基本的な成形条件を設定した。成形試験の結果、熱可塑複合材の成形では、硬化発熱がないことから昇温速度の制約が少なく、熱硬化複合材より成形条件の自由度が高いことが検証できた。機械的特性は、圧縮強度、せん断強度、引張強度を評価し、熱硬化複合材と同等レベルであることを検証した。

(イ) 熱可塑複合材の融着、接合による部材一体化技術開発

- 数種類の条件による接合の検討、目途付けを行った。超音波接合では、熱硬化複合材のフィルム接着剤による接着強度と同等レベルの強度を発揮した。

(ウ)製造プロセスモニタリング技術開発

- 熱可塑性複合材の製造プロセスモニタリング技術開発にあたり、熱硬化性複合材について、硬化収縮の後半部分において解析値と実験値は良い一致を示し、提案する手法の妥当性が確認できた。

(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

- 成形モニタリング手法としては、複合材の成形温度・圧力に耐え、成形性・強度に与える影響が小さい光ファイバセンサを用いた計測技術を検討し、試作試験を通じて評価を行った。基礎となる複合材平板6体に加え、航空機部品形状を模擬した2体の供試体を用いて成形モニタリング試験を実施し、複合材成形時の計測技術の目処が得られた。
- 発泡コア・サンドイッチ構造としては、亀裂進展抑制の役割を担うクラックアレスタに光ファイバセンサを埋め込む構想を設定した。クラックアレスタ部における亀裂進展解析及び熱応力解析を実施し、亀裂進展検知と成形モニタリングの双方に適した光ファイバセンサ配置を検討した。
- 低圧成形プロセスとしては、低圧成形用複合材料を用いて小型平板供試体を試作し、オートクレーブ成形品と同等の品質・強度が得られる成形プロセスを検討した。また、試作品の成形品質評価並びに強度試験によって、品質と強度を確認することができた。

(f)高生産性・易賦形複合材の開発

易賦形を実現しながら連続繊維プリプレグと比較して弾性率同等、強度80%保持可能なUACSコンセプトを確立するため、UACSの切込パターンを最適化することにより、モデル材料(T700S/2500 プリプレグ)ベースではあるが、積層時の取り扱い性に優れ、強度発現率が高く、大きく伸張成形しても切込部が開かない高表面品位の材料設計を見出した。高効率にプリプレグに切込を挿入するUACS製造装置を設計、製作した。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を見出し、それらの特性の試験法を提案するとともに、その試験法に基づくプリプレグ特性の評価装置を設計、製作した。部材の成形過程における状態を予測し、安定的に制御可能とするため、賦形シミュレーション技術の開発をスタートさせた。有限要素法を用いた精度と計算コストを両立するモデル化案について調査を行うとともに、粒子法を用いてUACSのミクロな流動を表現可能なアルゴリズムを開発した。

(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

(ア)接合技術

- 高品質接合法(FSW)を大型部品へ適用する接合技術開発のため、厚板チタン材の接合が可能となる接合装置仕様を検討・設計し、既存装置を改造し、厚板の接合が可能であることを確認した。

- 接合組織と機械的特性の相関解明のため、FSW接合部のラメラ組織(針状組織)及び等軸組織の組織制御をする手法を確立し、それらの組織と引張強度、硬度等の機械的特性の関係を明確にした。
- 材質評価のため、FSW接合部の構成相である α 相及び β 相のサイズ、優先結晶方位、元素分布等の観点から微細組織を解析し、接合プロセスが接合材の引張特性や疲労特性等の力学的特性に及ぼす影響を金属学的に考察することで実用化の指針を得た。

(イ)接合欠陥の検出技術及び品質保証技術

- 微小欠陥の検出技術及び検査の自動化技術の開発として、金属構造物の検査に多用されてきた共振周波数2~10MHzの超音波探触子を用いたレーザ励起超音波可視化探傷技術をレーザ溶接部、FSW溶接部の微小欠陥検出に適用し、検出能を評価した。それらの結果を基にして、欠陥を短時間で効率的に検出するための最適な検査条件を検討した。
- 微小欠陥検出による品質保証技術の開発として、検査用溶接・接合サンプルを製作し、内部欠陥の発生状況を断面観察等で確認し既存非破壊検査方法や本開発検査方法での欠陥検出状況を評価した。
-

(b)チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

シミュレーションを用いて複雑形状の圧粉体の変形を予測する技術を開発し、複雑形状の圧粉体を安定して成形できる条件を明確にした。実機の部品を模擬した焼結体を試作し、内部品質の均一性を評価した結果、単純形状の焼結体との同等の品質を持つことを確認した。開発材の分極抵抗は溶製材と同等であり、耐食性に問題が無いことを確認した。航空機用材料ハンドブックへの記載に必要となる高温強度特性を評価した。

(c)マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

(ア)航空宇宙機構造用 KUMADAI マグネシウム合金(押出形材)開発

(急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金)

- 航空宇宙機構造に必要な大きさと特性が得られるマグネシウム合金大型製造プロセス(押出条件、熱処理等)を開発した。
- クーポンレベルにて材料特性(静強度、耐食性等)の評価を行い、材料特性における課題を明確にした。
- 開発合金に適した成形加工、表面処理、組立プロセスを検討した。
- 材料特性評価結果に基づき、製造可能な材料特性及び接合方法を考慮した押出形材の断面形状案を設計した。

(溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金)

- 材料特性(静強度、耐食性等)の評価を行い、材料特性における課題を明確にした。

- 合金組成の最適化を行い、強度について目標を達成した。
- 材料特性及び接合方法を考慮した押出型材の断面形状案を設計した。

(イ) 航空機構造用マグネシウムリチウム合金(シート材)開発

- 既存マグネシウムリチウム合金の材料特性(静強度、耐食性等)を評価することにより、課題を明確にした。
- 目標強度を達成するために合金組成の最適化を行い、材料を評価した。
- マグネシウムリチウム合金に既存マグネシウム合金用の表面処理を施し、耐食性の評価を行った。

(3) 総合調査研究

(a) SHM実用化検討

(ア) エアバスとの協同研究

- 複合材料構造健全性診断技術に関しては、エアバスとのミーティングを通じて、課題の抽出、今後の戦略、開発方向をまとめてプロジェクトの開発作業にフィードバックした。

(イ) 運行技術調査

- 運航メーカーに対するヒアリング調査を行い、SHM適用ニーズの洗い出しを行った。
- エアラインよりエンジン関係のヘルスマonitoringの現状調査を行い、複合材構造健全性診断技術開発の一助とした。
- 現在の航空機整備要目の設定、改定が成されて行く仕組みを理解し、共有するためMRB(Maintenance Review Board)から航空機整備作業(定例整備)へ展開されるまでの整備要目設定のフローについて、国土交通省より情報を入手した。

(ウ) FAA 承認取得方法調査

開発したシステムを機体へ搭載するための準備を進めた。

- FAA DERより構造健全性診断技術承認取得方法を米国において調査実施。
- 適合性チェックリストを作成し、FAA DERにレビューを依頼。

(b) 世界の技術動向調査

複合材構造及び軽金属構造に関し、JCE、SAMPE、SPIE、TITANIUM2013、TMS2014 を調査してプロジェクトの技術レベルを確認し、入手情報をプロジェクトへフィードバックした。

(c) 技術委員会

総合技術委員会を開催して、外部有識者及び専門家から研究の方向性、成果に関する意見を聴取する等、研究の進め方を審議した。技術委員会を開催して、実行計画、進捗、成果の横通しを図った。

研究開発項目②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

航空機複雑形状複合材部材に対する複合材料の自動積層装置・技術の適用動向や特許調査を行うとともに、開発する装置の概念仕様を検討・設定した。装置の主要構成要素を試作し、動作試験を行って、機能確認・評価を実施した。

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

航空機の機体部品に多用されるチタン合金製ポケット形状の仕上げ加工において、手仕上げが不要な技術の開発とそれによる大幅な加工時間の短縮を実現するため、仕上げ加工のための工具形状と切削条件を検討した。切削加工試験において、水油混合ミストよりも冷却・潤滑に優れるOOWのミストを使用した。加工試験の結果、課題であったエンドミルの底刃に生じる切り屑詰まりを解消し、より長い工具寿命を達成した。これと同時に、4枚の底刃の間の溝を拡大し、さらなる高送りに対応できるラジラスエンドミルを新たに開発した。仕上げ加工に要する時間も短縮させることが可能となった。仕上げ面粗さも良好であることから、航空機部品の要求仕様を十分に満たす仕上げ加工技術を実現することが明らかになった。

(2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

正面フライス切削では、熱電対による温度測定の結果より、切削時のアルミニウム合金の温度上昇が非常に高いことが確認された。アルミニウム合金は熱伝導率がアルミ合金より小さく、切削温度が上がりやすいためであるが、工具逃げ面にアルミニウム合金が激しく凝着する場合、非常に高い切削温度が誘発され、仕上げ面にも工作物の激しい凝着がみられることも明らかになった。

切削加工後の被削材の曲がりや歪みの影響を定量的に予測するため、二次元切削状態の有限要素解析を行い、仕上げ面残留応力を詳細に解析した。アルミニウム合金とアルミ合金の構成方程式(Johnson-Cookの式)は、切削実験データを利用し逆解析により求めている。実測結果との比較より、アルミニウム合金の切削における仕上げ面残留応力のレベルが解析的に予測できることを明らかにした。

アルミ合金についても、びびりを抑制した手仕上げ不要のポケット切削加工技術を開発した。開発した加工法はチタン合金における手仕上げ不要の切削と大きく異なる。実験では、ポケットの深さ50mm、壁部の板厚3mmの薄肉ポケットの仕上げ加工において、手仕上げ不要の加工が可能となることを示した。主軸回転速度は、再生びびりの安定ポケット理論に基づいた高速値であり、本切削加工技術により、航空機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。

(3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

炭素繊維強化プラスチックの穴加工を対象とし、工具摩耗の増大する切削過程を解析し、層間剥離の時系列的な予測シミュレーションを実施した。また炭素繊維強化プラスチックとチ

タン合金のスタック材に対して、ドリル切削シミュレーションの妥当性を明らかにした。この成果により、ドリルの摩耗予測とこれに伴うスラストの変化の予測が可能となり、これまでの実験的な層間剥離の評価を解析ベースで検討できるようになった。切削条件の設定が難しいスタック材に対し、ドリル切削のシミュレーションに基づいて工具形状や切削条件が検討可能になった。

(4)チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

航空機用難削材である Ti-6Al-4V 合金を対象とし、残留応力を最小化できる塑性加工プロセス条件を探査するため、熱間成形プロセス条件(成形温度、金型の形、曲率、加熱ツール、冷却速度と冷却速度の分布、保持時間等)と残留応力との関連を、スモールスケール物理シミュレーションによる巨視的観察及び結晶構造の微視的観察により定量的に明らかにした。実用的な加工温度は700℃程度であるが、750℃より高温になれば残留応力は急激に低下し、V曲げ試験におけるスプリングバック量は非常に小さくなった。

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

- CMCに求められる主要な特性である引張、疲労、クリープの材料データを取得し、平成24年度までに選定した損傷パラメータと特性変化、非破壊検査結果の関係を取得した。疲労試験における損傷の破壊メカニズムを解明した。
- CMC部品形状を想定した要素試験片の強度試験を行い、要素形状での損傷パラメータの有効性を確認した。平成24年度までに合わせこんだ解析手法にて、部品形状を想定した要素試験片の試験結果と比較・評価を行い、解析手法の課題を抽出した。

(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

- 平成24年度までの簡易な試験片(通常のシリコン基板)による知見を基に、更に含浸が困難なCMCの織物を想定した試験片での反応実験を行い、実際の織物へCVIを適用する場合の反応条件最適化の方針を設定した。
- 副生成物の発生抑制方法については、副生成物を形成、処理できる実験炉を構築した。副生成物を安定に分解する手法に目処を得た。

(b)CVIシミュレーション技術開発

平成24年度までに作製したCVIシミュレーションモデルの含浸率予測精度を改善し、織物表面・内部での含浸率のムラをCVI実験の結果と比較・評価した。サイズのCVI炉で、多数の部品を同時にCVIする場合のシミュレーションの課題を明らかにした。

(3)コーティング技術開発

実機環境で課題となるサンドエロージョンに対し、コーティング候補材及び表面改良CMCを供した高温エロージョン試験を行い、エロージョンシミュレーションに用いるデータを取得するとともに、平成24年度に整備した高温・高速エロージョン試験によるコーティングの評価を開始した。エロージョン量の予測結果と試験結果の比較を行い、シミュレーションモデル構築の目処を得た。

4. 4 平成26年度委託事業内容(経済産業省直執行)

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」

(1)複合材構造部材

(a)広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

- ・ モニタリングシステム・センサ部の温度変動や高度圧等の実運用環境下において、十分な計測信頼性・耐久性を有することを確認した。デバイス部は実際の航空機運用環境条
下においても、地上と同等の計測信頼性及び精度を実現する目処を得た。
- ・ 航空機の実運用環境において、計測信頼性を確保できる航空機搭載モニタリングシステムを試作した。
- ・ モニタリングシステムの設計・製造の妥当性認定計画を、外部有識者のレビューを通して受け策定した。

(b)光ファイバセンサによる航空機構造衝撃損傷検知システム実用化技術の開発

- ・ 本システムの実機適用に必要な信頼性/耐久性の評価として、実運用で想定される様々な物体の衝突応答を試験及び解析で求め、衝撃損傷検知の目途を得た。エアバスとの協同研究の枠組みを活用し、実機の複合材胴体構造の疲労試験を用いて本システムの実証試験を開始した。耐久性の評価として、5種類の環境試験及び2種類の疲労試験を実施し、平成24年度までに完了した分と合わせ、エアバスと合意した全耐久性試験項目を完了した。
- ・ 衝撃損傷検知システムの高性能化として、航空機搭載を想定した小型・堅牢で電磁適合性も考慮した試作機を製造した。試作機に対して電磁環境を含む環境適合性の評価を実施した。

(c)ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

- ・ 複合材接着修理部の剥がれ検知において、要素試験、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)による検証を行い、設定したFBG光ファイバセンサ、PZTアクチュエータの配置において、接着剥がれの進展が検知可能なことを確認した。
- ・ FBGセンサ等のトイレ溶剤や有機溶剤等の耐環境試験を実施して、FBG光ファイバセンサ等が十分な耐久性を有することを確認した。

- SHMシステムの認証取得に向けた準備作業の一環として、認証プランの作成を行い、有資格者(米国 DER)の評価を受けた。

(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

(ア) 熱可塑複合材の低コスト、高レート製造技術開発

- 連続繊維熱可塑プリプレグのハイサイクル性を活かし、部品自動成形を念頭に置きつつ一次構造部材形状にも適用可能な賦形・成形技術の適正化を図った。
- クーポンレベルの供試体での熱可塑複合材の成形条件に伴う結晶化度等の評価を行い、強度特性、成形品質との関係を把握した。
- 構造要素形状での賦形・成形条件の設定を行った。

(イ) 熱可塑複合材の融着、接合による部材一体化技術開発

- 接合条件と強度特性、接着品質との関係を把握し、接合条件の適正化を行った。
- 要素形状への接合手法の適用についての課題の抽出を行った。

(ウ) 製造プロセスモニタリング技術開発

- 複合材製造及び接合時の温度、圧力、物性変化のモニタリング試行を行い、モニタリング手法、条件の適正化及び課題の抽出を行った。

(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

平成25年度に開発した個々の要素技術を組合せて構造要素レベルの試作・試験評価を実施し、成形モニタリングの基盤技術を開発した。

- 航空機構造成形モニタリング技術の開発として、複合材積層内部圧力の計測方法を、調査、試作、試験評価等を通じて設定した。これにより複合材構造の製造時不具合の主因である圧力不足を計測する目途が得られた。
- サンドイッチ構造の成形・亀裂・衝撃損傷モニタリング技術の開発として、55体の発泡コア・サンドイッチ供試体を製造し、成形モニタリング試験、亀裂検知試験、衝撃損傷検知試験、耐久性試験を実施した。成形モニタリング試験と衝撃損傷検知試験は、光ファイバセンサを埋め込んだ1体の大型供試体を用いて、成形・運用の双方のモニタリングが可能であることを示した。耐久性試験では、光ファイバを埋め込むことによるサンドイッチ構造の疲労強度低下及び光ファイバセンサへの疲労荷重の影響の双方を確認した。
- 光ファイバセンサを活用した低圧成形プロセスの開発として、平成25年度に確立した小型平板の成形プロセスを改良し、構造要素の成形に適した成形条件を構築した。光ファイバセンサを埋め込んだ供試体の成形試験によって、他の手段では難しい複合材構造内部の温度計測が可能であることを実証した。

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

平成25年度コンセプトを実証したUACSについて、適正化された切込パターンを航空機一次構造材料用 T800S/3900-2B プリプレグに適用し、力学特性及び流動性のデータベース取得を行い、構造・プロセス設計用データを得た。これを元に技術適用可能な部材の選定、絞込みを行った。前年度見出した、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及び提案したそれらの試験法を元に、測定装置を導入し、データベース取得を行った。これらプリプレグ特性を反映可能であり、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手法が要素形状の賦形試験結果を模擬することを確認した。UACSのミクロな流動性を粒子法及び重合メッシュ法によりモデル化した。

(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

(ア) 接合技術

- FSWを大型部品へ適用する接合技術開発のため、薄板接合に対しては接合パラメータを最適化すると共に、強度試験等を実施することにより、基礎的な継手特性を確認した。厚板接合に対しては接合条件と継手品質との関係を明らかにした。
- 接合組織と機械的特性の相関解明のため、厚板(5mm 程度)のFSW接合を行い、接合条件の最適化を試みた。得られた継手の組織評価を行った。
- 材質評価のため、FSWを施した Ti-6Al-4V 合金接合材の微細組織及び疲労特性を調査し、平成25年度にTi-531C合金を用いて得られた結果と比較することにより、FSW接合の合金種依存性を検討した。

(イ) 接合欠陥の検出技術及び品質保証技術

- 平成25年度に開発した計測システムの改良を行うと同時に、溶接部欠陥エコーを明確化する画像処理技術の開発を行うことで欠陥検出能の向上を図り、種々の欠陥サイズ及び欠陥位置を有する供試体を用いて欠陥検出能の検証を行った。
- 微小欠陥検出による品質保証技術の開発のため、検査用溶接・接合サンプルに対して、上記で開発した技術を用いて超音波探傷検査を行い、欠陥検出能が向上したことを断面観察等により検証した。

(b) チタン合金粉末焼結技術の航空機への適用研究

実機の運用の際に焼結によって製造した部品に問題が発生しないことを実証するため、運用中の環境を模擬した試験を計画、実施した。適用される実機に近い表面処理を施した焼結体の耐食性を、材料の分極特性から評価した。航空機用材料ハンドブックの記載に必要なとされる各種物理特性(線膨張係数、熱伝導率等)を取得した。部品の強度計算作業に必要なとされる切欠き疲労特性、破壊靱性値、疲労亀裂伝播特性を取得する。材料の品質を保証するために必要な管理基準値を設定するため、合金成分、冷間プレス圧力、焼結条件等の製造条

件が最終的な焼結体の品質に与える影響を調査した。

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

(ア) 航空宇宙機構造用 KUMADAI マグネシウム合金(押出形材)開発

(急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金)

- 前年度の結果を参考に量産製造に向けた合金組成等のチューニングを行った。
- 航空宇宙機構造用急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金の製造プロセス開発について、押出比、押出温度、ラム速度が動的強度に及ぼす影響を調査し、目標達成の為の押出固化成形条件の更なる最適化を図った。製造プロセスライン案の設定を行うとともに、製造プロセス模擬条件での素材の試作を行った。
- 平成25年度の材料特性評価結果を踏まえ、航空機部品として使用するために必要な材料特性の評価を行った。
- 加工・組立プロセスの評価試験を実施した。
- 材強度、剛性の評価結果に基づき、押出形材断面形状の最適化を行うとともに、最適形状での特性評価を行った。

(溶解鋳造 KUMADAI マグネシウム合金)

- 目標の強度特性と耐食性を兼ね備える合金に組成改良を行った。
- 開発合金に対し、航空機部品として使用するために必要な材料特性の評価を行った。
- 加工・組立プロセスの評価試験を実施した。

(イ) 航空機構造用マグネシウム-リチウム合金(シート材)開発

- 目標の強度と耐食性、発火特性を兼ね備える合金に組成改良を行った。
- 改良合金に対し、航空機部品として使用するために必要な材料特性の評価を行った。
- マグネシウムリチウム合金と急冷凝固 KUMADAI マグネシウム合金の低コスト接合技術検討として摩擦攪拌接合の接合条件の検討を行った。

(3) 総合調査研究

(a) SHM実用化検討

(ア) エアバスとの協同研究

- 平成25年度と同様に、ミーティングを通じて得た情報を開発作業にフィードバックした。

(イ) 運行技術調査

- 運航メーカーに対するヒアリング調査を行い、SHM適用ニーズの洗い出しを行った。
- SHMの実用化に関し、問題点等課題を整理するため国内エアラインより意見を聴取した。その結果SHM信頼性、適用箇所、接合等の実装における課題が明らかとなった。

(ウ)FAA承認取得方法調査

開発したシステムを機体へ搭載するための準備を進めた。

- 構造健全性診断技術の調査を実施した。
- 作成した適合性チェックリストのレビューをFAA DERより受けた。

(b)世界の技術動向調査

複合材構造及び軽金属構造に関し、AeroMat2014、EWSHM、AISC-SHM を調査してプロジェクトの技術レベルを確認し、入手情報をプロジェクトへフィードバックした。

(c)技術委員会

総合技術委員会を開催して、外部有識者及び専門家から研究の方向性、成果に関する意見を聴取する等、研究の進め方を審議した。技術委員会を開催して、実行計画、進捗、成果の横通しを図った。

研究開発項目②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

航空機複雑形状複合材部材に対する複合材料の自動積層装置・技術の適用動向や特許調査を継続して行うとともに、開発する装置の仕様を検討・設定した。装置の主要構成要素を試作し、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・評価を実施した。装置試作品の設計を行うとともに、装置試作品で製作する試作部材の仕様を検討した。

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

航空機部品の加工は、典型的な多種少量生産であるため、部品の生産量の割には非常に多くの加工用NCプログラムの作成が必要になる。そこで、複雑な中仕上げの工程を、非常に簡単なプランジ切削に置き換え、工具経路の単純化を図った。またラジラスエンドミルの刃長を最適化し、壁面加工の時間短縮を検討した。その結果、平成25年度比で、加工時間を約1/3に短縮した。プランジカットにより、コーナ加工時のピーク動力の大幅な低減と加工動力の平準化、加工精度の大幅な改善が実現されることを明らかにした。特注の工具を含む複数の工具により、切削性能の更なる向上と加工時間の短縮を検討した。

(2)先進アルミ合金の切削加工技術開発

有限体積法と分布を有する移動熱源の組み合わせにより、正面フライス切削における工作物内の温度分布の予測システムを開発し、予測結果を熱電対による工作物温度の測定結果と比較検討した。世界で初めての解析結果であり、他の情報と組み合わせることにより切削現象の解明、切削残留応力の予測、アルミリチウム合金の工具への凝着防止、クーラントによる工作物の冷却並びに残留応力への影響等を検討する際に利用可能であることが明らかになった。

仕上げ面の残留応力並びに工作物の変形と歪みを詳細に予測するため、アルミリチウム合金並びにアルミ合金の二次元切削過程を有限要素法により解析した。より精度の高い解析を行うため、アルミリチウム合金の熱物性値の温度依存性を実測し使用している。工具の切れ刃丸みやすくい角、切削速度が仕上げ面残留応力に及ぼす影響を解析で求めているが、実測値とよく対応した結果が得られた。

切削残留応力による工作物の変形については、実測値から工作物の寸法の3乗に比例することが示された。理論的には寸法の4乗に比例するので、違いを生ずる要因について検討した。これらの結果より、残留応力に及ぼす寸法効果の影響は極めて大きいことが分かるが、同時に板の断面曲線が分かるので、形状の矯正における参考曲線として使用することができる。圧延材の残留応力分布の実測値と組み合わせ、加工した工作物(板材)の変形を簡便に予測する方法について検討した。

(3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

チタン合金/炭素繊維複合材/チタン合金からなる3層のスタック材のドリル加工の工程設計と工具形状の決定を行った。穴径はボーイング787における最大級の寸法である。標準的な直径のドリルを使用し、2回あるいは3回で穴あけを終了する工程を検討した。ドリルはこれまでと同様に2段切れ刃とし、出口のバリ抑制と下層のチタン合金の穴あけ時にチタンの切りくずが炭素繊維複合材の穴内面を傷つけないように理論的に考察し、2段切れ刃の二つの先端角を決定した。3層の加工時の切削力(スラストとトルク)、切削温度、切りくず流出方向を解析的に求め、切削力については実測値と比較検討し、大口径のドリル加工における工具選択のストラテジーを確立した。

(4) チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

通常チタン合金のV曲げ試験でスプリングバックが問題となる750°C以下の温度において、引張変形を伴う高ひずみ速度のV曲げ試験をホットストレッチフォーミングとして実施し、主としてEBSD (Electron Back Scatter Diffraction Patterns)解析により集合組織に及ぼす加工条件の影響を定性的に検討した。その結果、曲げ変形域における結晶組織が、引張変形を付与することによって、よりランダムになり、集合組織が減少することを明らかにした。この結果より、ホットストレッチフォーミングでは塑性加工による異方性の増大が抑制され、残留応力の低減が期待されることが分かった。以上の知見に基づき、EBSDのパターンに及ぼす板厚、引張変形(応力)及び温度の影響について検討した。引張変形を伴うV曲げ試験でのスプリングバック量、EBSDと加工条件の関係を明らかにし、700°C前後の実用温度領域に適用できる加工条件を探索した。

(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

高精度な変位センサを組み込んだスピンドル一体型の加工計測システムを開発し、柔軟性の高いアルミ合金切削用の高精度切削ロボットシステムを実現した。ロボットの可搬重量

は切削力の10倍以上の300kgであり、最大40,000回転/分の高速主軸端にエンドミルを取り付け、非常に薄い切りくずを排出するように設定し、ロボット切削システムとしては安定した切削状態を実現した。エアブローによる切削点の冷却や切削点からの切りくず排除も除去を可能とした。ロボットの姿勢と切削合力の方向に関し、加工精度の観点から、望ましい工具姿勢について検討した。エンドミルの刃形や切削条件が切削性能に及ぼす影響を評価して加工条件の最適化を行い、機体構造用のアルミ合金板材の浅いポケット加工に適用した。

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

- CMCに求められる主要な特性として、引張、疲労、クリープの材料データを取得中。これをもとに、損傷パラメータと強度、非破壊検査結果の関係の把握、高温疲労試験における損傷の破壊メカニズムの解析等を実施している。
- 平成25年度までに合わせこんだ解析手法の改良を実施中。解析結果と高温疲労試験結果の比較・評価を行い、主な解析手法の課題解決に目途を得る。

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

(a) CVIによる反応条件の最適化

- 簡易な試験片(通常シリコン基板)及び高アスペクト比トレンチでの反応実験による知見を基にCVI反応条件の最適値を設定し、工業的なサイズのCVI炉での検証実験を行った。反応メカニズム解析の精度向上のための織物を用いたCVI実験を実施中。
- 副生成物の発生抑制方法については、副生成物が安定に分解できることを実証するための副生成物処理炉による実験を準備中である。

(b) CVIシミュレーション技術開発

織物含浸の予測精度を適用可能なレベルとし、工業的なサイズの炉におけるCVIシミュレーションの主要な課題を解決するために、平成25年度までに作成したCVIシミュレーションモデルを改良中である。

(3) コーティング技術開発

簡易試験片を用いたスクリーニング試験を実施し、コーティング材や表面改良CMCの候補を選定した。これらについて高温でのエロージョン試験を実施し、シミュレーションに用いるデータを蓄積するとともに、シミュレーションモデルの結果との比較を行っている。

4.3 実績推移

	平成23年度	平成24年度	平成25年度	平成26年度
	委託	委託	委託	委託
実績額推移 需給勘定(億円)	0(NEDO) 1.1(実績) (経済産業省執行)	0(NEDO) 1.8(実績) (経済産業省執行)	0(NEDO) 8.9(実績) (経済産業省執行)	0(NEDO) 8.9(予算) (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

5. 事業内容

プロジェクトリーダーを設置し、以下の研究開発を実施する。

5.1 平成27年度委託事業内容

研究開発項目①「次世代複合材及び軽金属構造部材創製・加工技術開発」

(1) 複合材構造部材

(a) 広域分布歪み計測による航空機構造健全性診断技術の開発

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

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

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

(c) ラム波を用いた航空機接着構造健全性診断技術の開発

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

(d) 熱可塑複合材製造プロセスモニタリング技術開発

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

(e) 光ファイバセンサによる航空機構造の成形モニタリング技術の開発

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

(f) 高生産性・易賦形複合材の開発

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

(2) 軽金属構造部材

(a) チタン合金接合技術の航空機への適用研究

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

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

(b) チタン合金粉体焼結技術の航空機への適用研究

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

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

(c) マグネシウム合金の開発と航空機への適用研究

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

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

(3) 総合調査研究

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

研究開発項目②「航空機用複合材料の複雑形状積層技術開発」

民間航空機の中小型複雑形状部材に対応可能な小型タイプ自動積層装置による、航空機

用複合材料の積層技術を開発する。

(1) 小型タイプ自動積層装置の開発・実用化

安価で汎用性・量産性を持った装置として、小型タイプ自動積層装置の開発・実用化を目指す。

(2) 中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立

将来の複合材部材製造の低コスト化や高レート生産に向け、小型タイプ自動積層装置による中小型複雑形状部材の設計・製造技術を確立する。

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る。

(b) 環境対応切削における高能率化の検討

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

(2) 先進アルミ合金の切削加工技術開発

(a) アルミリチウム長尺部材の高精度加工技術開発

アルミリチウム合金製の長尺部材を加工後に外すと、残留応力により部材の変形が全体的に生じる。変形の大きさは部材内の残留応力に依存するが、アルミ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。フライス削りにおける残留応力と部材の変形を予測するための解析技術を確立する。刃形や工具経路等が切削温度や仕上げ面残留応力に及ぼす影響を明らかにする。最終的に実験結果と解析結果を総合し、残留応力を制御するための、切削工程や刃形、切削速度、切削液や MQL、空気による冷却条件、長尺材表面に貼付した保護フィルムの厚さ等について検討する。解析の適用範囲を拡大するため、有限要素モデルの信頼性を高め、歪み量を見込んだ余剰板厚の削減と切削加工時間の短縮、歪み矯正の手作業時間の削減、製造工程の安定化、製造コストの削減を図る。

(b) 手仕上げ不要なアルミ合金の切削加工技術の開発

チタン合金の高速切削加工技術の成果である「手仕上げ不要なポケット切削加工技術」をアルミニウム合金のポケット加工に適用し、大きな切り込みにおいてもびびりを生じない手仕上げ不要なポケット切削技術を開発する。切削抵抗に基づいた適用範囲の検討、工具摩耗が進行した際の加工面の品質評価、工具－主軸系の振動解析理論に基づいた適切な主軸回転速度の検討等を行い、より安定した高速切削の実現を目指す。

(3) 炭素繊維複合材の切削加工技術開発

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

本研究開発では、ドリル出口での積層剥離と切削力(特に、スラスト力)との関係を実験的に調査し、積層剥離を精度よく予測する技術を確立する。炭素繊維の剥離に関する予測精度を高めるため、エネルギー最小理論に基づくマクロな切削解析技術と繊維レベルでの微視的モデルに基づいた有限要素シミュレーションツールを開発・融合し、切削条件の選定、ドリル形状の設計に利用する。

(b) 炭素繊維複合材－チタン合金重積材の切削予測技術開発

炭素繊維複合材とチタン合金のファスナー部では、両材料を同時に穿孔する必要がある。工具形状や切削条件の最適化にはより高度な技術が必要となる。炭素繊維複合材に対して開発した穿孔過程の予測技術を重積材に適用し、切削力と切りくず流出方向を解析し、シミュレーションモデルの適用性とその解析精度を確認する。

(c) 重積材に対するドリル形状の設計

重積材の穴加工における炭素繊維複合材層の穴内面の損傷を回避するためには、チタン合金の切りくず流出方向の制御が重要となる。チタン合金のドリル切削において、ドリルの先端角が切削力と切りくず流出方向に及ぼす影響をシミュレーションと切削試験によって明らかにし、新しいドリルの設計開発に利用する。

(4) チタン合金の熱間ストレッチ成形技術開発

大型で曲率を有する航空機部品は、厚いプレート等から削りだした場合、素材の90%以上が切り屑となる。機械加工により内部応力が開放され、反りが発生するため応力除去プロセスが必要となる。熱間ストレッチ成形は、素材を機械加工前に部品形状に合わせて成形する工法であり、成形・切削一貫プロセスによるニアネット化により機械加工量を削減できるのみならず、材料購入時に内在している内部応力を最小限にできることが期待される。熱間ストレッチ成形の特性を把握し、プロセス条件(成形温度、金型の形、曲率、加熱ツール、冷却速度及びその分布等)が材料特性に及ぼすメカニズムを明確化することで、厚板に内在する大きな残留応力を最小限にするプロセスを開発する。

(5) 切削ロボットシステムによる柔軟性の高い切削加工技術開発

多種多様な航空機部品の加工にロボットを適用し、柔軟に加工システムを構築することが期待されており、比較的手近なロボットでこのシステムを構築することができれば、波及効果は極めて大きい。切削条件や工具等の最適化を行い、コンパクトな加工計測システムを導入することにより、ロボットを本格的に利用した切削加工技術を実現する。

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

CMCは損傷を許容することが必須であり、全く新しい設計手法の確立、データの取得、試験での実証が必要である。CMCに求められる主要な特性として、引張、疲労、クリープの材料データを取得し、損傷パラメータと強度、非破壊検査結果の関係を把握する。高温疲労試験における損傷の破壊メカニズムを解明する。

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

(a) CVI反応条件の最適化

CVI反応条件の最適値を設定し、実際の工業的な構造をした炉での検証実験を行う。織物を用いたCVI実験を行い、反応メカニズム解析の精度を向上する。

副生成物の発生抑制方法については、副生成物が安定に分解できることを実証する。

(b) CVIシミュレーション技術開発

織物含浸率の予測を可能とするCVIシミュレーション技術を開発する。工業的な構造のCVI炉におけるシミュレーションの主要な課題を解決する。

(3) コーティング技術開発

CMCは新材料であり修理方法も確立しておくことが実用化に向けて必須である。コーティング材料及びCMC表面の改良を行い、安価に施工できるコーティング技術の確立を目指す。高温でのエロージョン試験結果を予測できるシミュレーションモデルを構築する。

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)」

平成27年度に公募・採択を行い、実施体制の決定とともに、研究開発を開始する。

耐熱性に優れ、金属材料よりも軽量な部材として開発が期待されているCMCの実用化を加速し、その普及拡大による低炭素・省エネルギー社会の実現に寄与するため、CMC材料及び高性能SiC繊維を開発する。

(1) CMC材料の開発

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

(2) 高性能SiC繊維の開発

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

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

平成27年度に公募・採択を行い、実施体制の決定とともに、研究開発を開始する。

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

5.2 平成27年度事業規模

委託事業

需給勘定 1,200百万円(新規)

事業規模については、変動があり得る。

6. 事業の実施方式

研究開発項目④-2及び⑤については、以下の方式で事業を行う。

6.1 公募

(1) 掲載する媒体

「NEDO ホームページ」及び「e-Rad ポータルサイト」で行う。

(2) 公募開始前の事前周知

公募開始の約1ヶ月前に NEDO ホームページで行う。本事業は、e-Rad 対象事業であり、e-Rad 参加の案内も併せて行う。

(3) 公募時期・公募回数

平成27年3月に1回行う。

(4) 公募期間

原則30日間以上とする。

(5) 公募説明会

関東で開催する(予定)。

6. 2 採択方法

(1) 審査方法

e-Rad システムへの応募基本情報の登録は必須とする。委託先の選定・審査は、公募要領に合致する応募を対象に NEDO が設置する審査委員会(外部有識者で構成)で行う。審査委員会(非公開)は、委託研究提案書の内容について外部専門家(学識経験者、産業界の経験者等)を活用して行う評価(技術評価及び事業化評価)の結果を参考とし、本事業の目的の達成に有効と認められる委託先を選定した後、NEDO はその結果を踏まえて委託先を決定する。

申請者に対して、必要に応じてヒアリング等を実施する。

審査委員会は非公開のため、審査経過に関する問合せには応じない。

(2) 公募締切から採択決定までの審査等の期間

原則45日間とする。

(3) 採択結果の通知

採択結果については、NEDO から申請者に通知する。なお不採択の場合は、その明確な理由を添えて通知する。

(4) 採択結果の公表

採択案件については、申請者の名称、研究開発テーマの名称・概要を公表する。

7. 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、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①～④-1については、事後評価を平成28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

「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①～④-1は、平成27年度の1年契約を締結する。

研究開発項目④-2及び⑤は、平成27年～平成29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、④-2及び⑤)。

8. スケジュール

平成27年 3月中旬	公募開始
4月中旬	公募締切
5月下旬	契約・助成審査委員会
6月上旬	採択決定

9. 実施方針の改定履歴

(1)平成27年2月、制定