

1－4 環境適応型小型航空機用エンジン研究開発

目 次

1. 事業の目的・政策的位置付け.....	1
1－1 事業の目的.....	1
1－2 政策的位置付け.....	1
1－3 国の関与の必要性.....	3
2. 研究開発目標.....	4
2－1 研究開発目標.....	4
2－1－1 全体の目標設定.....	4
2－1－2 個別要素技術の目標設定.....	9
3. 成果、目標の達成度.....	11
3－1 成果.....	11
3－1－1 全体成果	
3－1－2 個別要素技術成果	
3－1－3 特許出願状況等	
3－2 目標の達成度.....	36
4. 事業化、波及効果.....	37
4－1 事業化の見通し.....	37
4－2 波及効果.....	41
5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等.....	42
5－1 研究開発計画.....	42
5－2 研究開発実施者の実施体制・運営.....	44
5－3 資金配分.....	45
5－4 費用対効果.....	46
5－5 変化への対応.....	46

1. 事業の目的・政策的位置付け

1-1 事業目的

大きな技術波及効果によって環境をはじめ、情報、材料等の分野に高付加価値を生み出す航空機関連技術について、材料・構造・システム関連等の中核的要素技術力を一層強化・保持するとともに、機体及びエンジンの完成機関連技術を強化することを目標とする、航空機・宇宙産業イノベーションプログラムの一環として本プロジェクトを実施する。

航空機用エンジンは過去一貫して低燃費化の傾向にあることに加え、昨今のエアライン競争の激化等に起因する極めて厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。一方で、航空需要の伸びに伴い地球温暖化等の地球環境問題やエネルギー問題への対応が喫緊の課題になりつつあり、エネルギーの使用の合理化や今後ますます厳しくなる環境要求に対応した技術開発の必要性が強く認識されている。

特に小型航空機用エンジンは、中・小のエアラインで使用されることが前提となるため、上記の高性能化、環境適応性の各要求に加え低コスト化の要求が厳しく、これら全ての要求を満足するための技術開発が極めて重要となる。

本プロジェクトは、エネルギー需給構造の高度化を図る観点から行うものであり、従来の航空機用エンジン技術の延長線上から飛躍的に進んだ技術を適用することにより、エネルギー使用効率を大幅に向上し、かつ低コストで環境対策にも優れた次世代小型航空機用エンジンの実用化に向けた技術を開発することを目的とする。

一時期よりも燃料価格は、高止まりの状況が続いており、中長期的には、エネルギー需要の増加に伴う高騰が予想されている。また、地球温暖化対策の必要性が高まり、低炭素社会への移行が求められている。従って、エネルギー使用効率を大幅に向上させ、環境対策にも優れた本技術開発の方向性はますます重要になっていると考えられる。

1-2 政策的位置付け

本研究開発は、経済産業省の「航空機・宇宙産業イノベーションプログラム」のもとで実施されている。このプログラムは、今後、市場規模の拡大が見込まれるとともに、その先端的な部品、材料、システム技術の波及効果を通じて我が国製造業全体の高度化をもたらし、また安全保障上の重要な基盤である航空機産業に関連する技術開発を積極的に推進することを目的としている。このプログラムのもと本研究開発はエンジン高性能化と環境適応性向上のためのエンジン要素技術の開発とシステムインテグレーション技術の開発および実証試験を通じてエンジン完成機開発能力の獲得を目指しており、同プログラムの中に適切に位置付けられている。本研究開発が所期の成果を達成することにより、

プログラムの目的の実現に大きく貢献することが期待される。

また、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。我が国主導の民間機開発の実現では、国際共同開発における役割向上にとどまらず、必要な技術的優位性を確保する等を通じ、我が国が 50%以上の役割分担を担うエンジンの開発を進めることとされている。国際共同開発においては、我が国は 9%～30%のシェアで共同開発に参加するなど一定の役割を担うようになってきているが、必要な要素技術での優位性を獲得し、質の面でもより高度な役割を担うこととされている。この目指すべき方向性のもと定められた図 1-2-1 の「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。

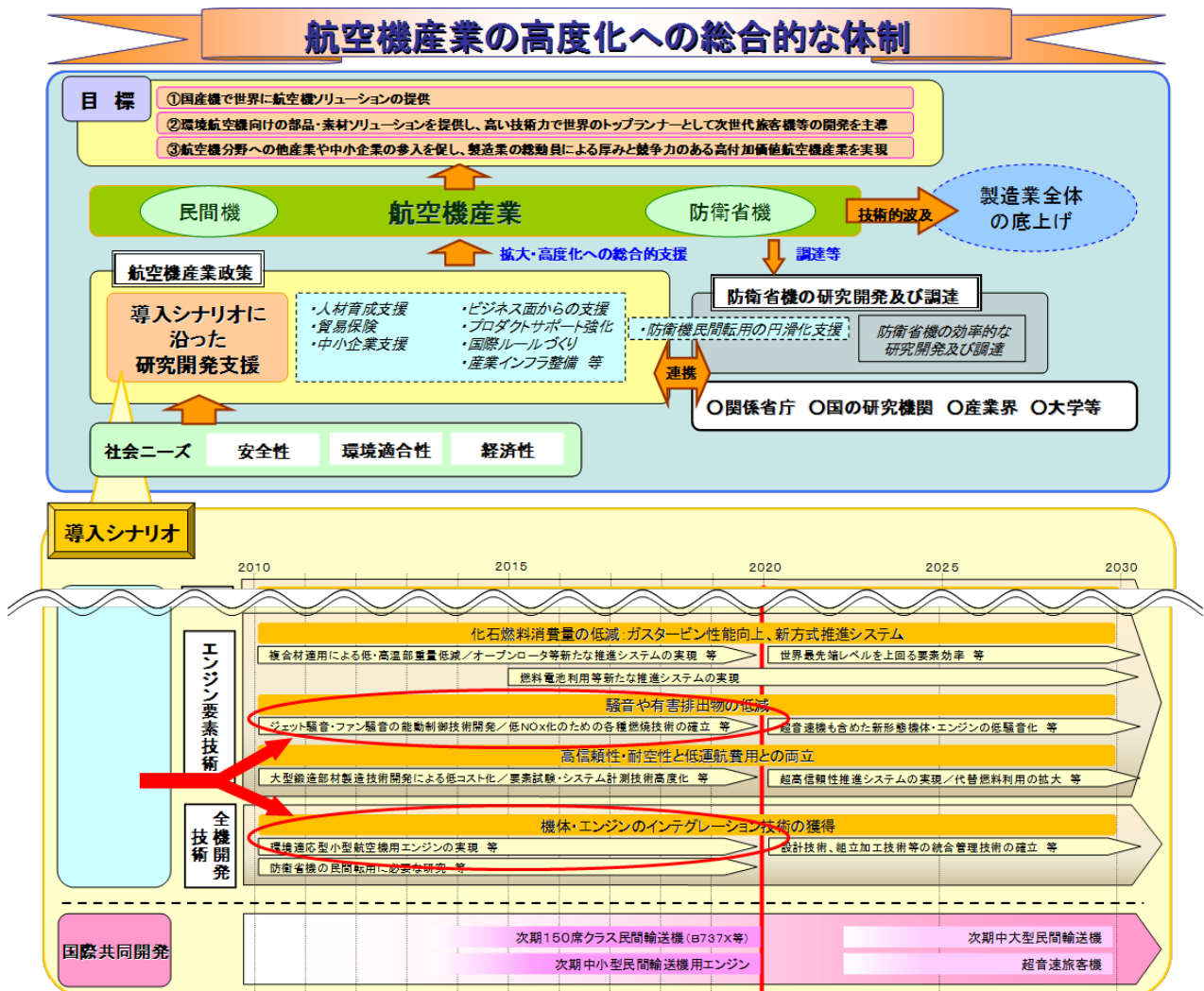


図 1-2-1 航空機分野の導入シナリオ（経済産業省 技術戦略マップ 2010）

1-3 国の関与の必要性

航空機用エンジンは過去一貫して低燃費化の傾向にあるが、昨今のエアライン競争の激化等に起因する極めて厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。特に、小型航空機用エンジンは、中小のエアラインで使用されることが前提とされるため、上述の高性能化要求、環境適応性要求に加えて低コスト化に対する要求が厳しく、これらすべてを満足するための技術開発が極めて重要となる。

航空機用エンジン開発には、開発費が膨大かつ投資回収期間が極めて長いという“事業リスク”を伴うが、本研究開発で取り組む小型航空機用エンジンには、高性能化・低コスト化（直接運航費用の低減）と環境適応性を同時に満足する、従来の延長線上に無い革新的な技術コンセプトを適用することが不可欠であり、数々の技術的挑戦が必要とされる。さらに、近年の我が国の航空機用エンジン開発の蓄積をさらにステップアップすべく、本研究開発は、我が国主導の民間機用エンジンの完成機開発能力の獲得を狙いとしているが、ここでは、市場ニーズやコストをシステムに反映しつつ革新的な技術コンセプトを最適統合する、高度なインテグレーション技術の確立が必要とされる。このため、長期にわたる巨額の投資を必要とし民間企業のみでは抱えきれない膨大な開発リスクを伴う。加えて、変動することが十分予想される10年先以降の将来市場を見通しての技術開発でもあり、民間企業では直ちに取り組み難い状況にある。

更に、本研究開発の成果は、小型民間機用エンジンのみでなく広く中大型の民間機用エンジンや発電用ガスタービン等に適用され、その熱効率を大幅に改善し、もって石油消費量の削減に貢献することが予測され、エネルギーセキュリティ及び地球温暖化対策の国策の推進に貢献でき、エネルギー需給構造高度化対策として重要な政策的位置付けにある。

航空機用エンジン技術の維持向上は自国の安全保障上重要であること、ならびに国家の戦略的産業技術との位置づけから、欧米先進各国では政府が相当規模の支援を行っている。我が国においても過去、通商産業省工業技術院の「大型工業技術開発制度」のもと、「航空機用ジェットエンジンの研究開発」で高バイパス比ターボファンエンジン FJR710 エンジンの研究開発を行い、得られた研究成果がその後の国際共同開発となる V2500 エンジン事業の成功へと繋がっている。また、「超音速輸送機用推進システム研究開発(HYPR)」、「環境適合型次世代超音速機用推進システムの研究開発(ESPR)」の両プロジェクトを実施し、航空機用エンジン基盤技術の整備に取り組んできた。今後、欧米先進国と対等あるいは我が国主導の国際共同開発の実現に向け、我が国の航空機産業をより発展させていくためには、継続的な国の支援が重要である。

また、航空機用エンジン技術は材料、構造/制御/空力/電子技術等のシステム統合分野であり、得られた成果は極めて広範囲な産業分野への波及が期待される。

以上のことから、本研究開発は国が関与すべき事業であると考えられる。

2. 研究開発目標

「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトの全容を示すために、(独)新エネルギー・産業技術総合開発機構(以降、NEDO)の助成事業で実施している同プロジェクトの研究開発目標、全体目標の設定について示し、併せて平成24年度補助事業(本技術評価の対象)について記載する。

2-1 研究開発目標

航空機用エンジンは、昨今のエアライン競争の激化等に起因する厳しい経済性要求に対応するため、将来的にも一層の高性能化が求められる。一方で、騒音問題に加え、地球温暖化等の地球環境問題への対応が課題となっており、エネルギー使用の合理化や今後ますます厳しくなる環境要求に対応した技術開発の必要性が強く認識されている。さらに、小型航空機用エンジンは、中・小のエアラインで使用されることが前提とされるため、高性能化要求、環境適応性要求に加えて低コスト化、整備費用低減に対する要求が厳しい。

本研究開発では、これら全ての要求を満足するために、取得コスト削減、整備費用削減、燃料消費量削減を狙いとする直接運航費用低減技術、ならびに、軽量・低コスト化と低騒音化、低NO_x化をバランスよく満足させることを狙いとする環境適応技術を開発する。並行して、これらの技術をエンジンシステムとして統合するために必要となるインテグレーション技術を開発する。

2-1-1 全体の目標設定

- ① エネルギー使用効率を大幅に向上する構造設計技術(シンプル化技術)
- ② 騒音、NO_x等の環境負荷対応に優れた環境対策技術
- ③ 予知的ヘルスマonitoring等のインテリジェント化技術
- ④ 高効率要素設計技術等の高性能化技術

といった要素技術を開発するとともに、それらを取り入れた小型航空機用エンジンの全機インテグレーションを目指す。

本プロジェクトは、図2-1-1-1に示すとおり第1期から第3期で構成される。以下に各期の目標を示す。

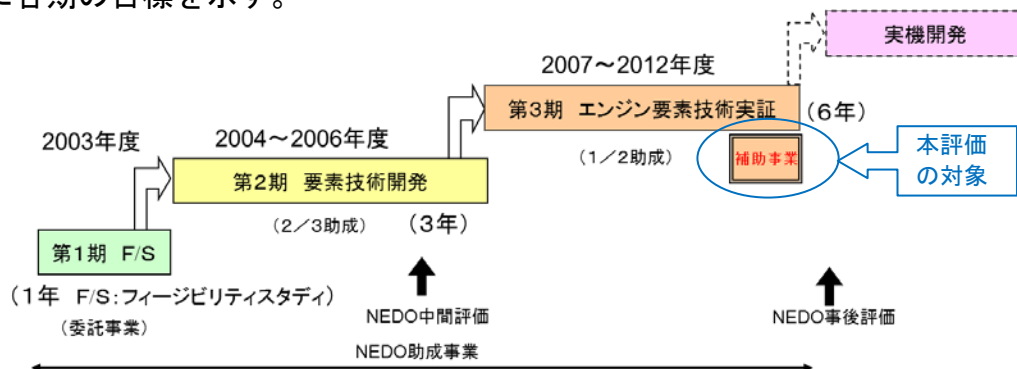


図 2-1-1-1 全体計画

第1期；

小型航空機用エンジンの動向調査を踏まえて将来的に要求されるエンジンシステムの概念並びに仕様を設定し、それを実現するための具体的技術課題及び目標を設定するとともに技術開発計画を立案する。

第2期；

要素技術を開発し、実機サイズ部品によるリグ試験等を実施することにより評価して、採用すべき候補技術・候補要素の絞込みを行い、エンジンシステムとして統合することにより下記のエンジン仕様目標値を満足することが見込めるような目標エンジンの基本設計を完了する。

第3期；

エンジンインテグレーション設計を実施するとともに、要となるコアエンジン要素の実機形態、実作動環境での性能、機能を確認するためのエンジン要素技術実証開発を実施する。

平成24年度補助事業；

NEDO助成事業の成果を受けて、特に、完成機開発能力の更なる向上としてインテグレーション技術開発を、競争力強化の観点から直接運航費用低減に貢献する低コスト製造技術開発を実施する。インテグレーション技術開発では、性能予測技術、構造解析技術の高度化に取り組み、低コスト製造技術開発では、重要部位である圧縮機、燃焼器、大物フレームを対象に低コスト化技術の開発を行う。

[エンジン仕様目標値]

・直接運航費用の低減（エンジン寄与分）

現在運航されている同クラス小型航空機用エンジンと比較して、エンジン寄与分の直接運航費用を15%低減可能なエンジン仕様であること。

・環境適応性の向上

ICAO規制値(2006年適用)に対して、-20dBの低騒音化

ICAO規制値(2004年適用)に対して、-50%の低NOx化

注) ICAO：国際民間航空機関

目標設定理由を以下に示す。

第1期研究開発にて実施した市場調査の結果、エアライン等ユーザーの要求としては整備費の削減、エンジン低コスト化のニーズが高く、総合的に評価すると、直接運航費用の低減が求められていることがわかった。図2-1-1-2に直接運

航費用の年代ごとの変化を示すが、年率約0.5%の割合で低減している。このトレンドに基づくと、10年後の2015年頃を就航年と想定すると、直接運航費用低減率は、ベースとする現行機種（1995年就航機種）に対して約10%となる。市場投入を想定する10年後に十分な競争力をもたせることを考慮して、小型航空機用エンジンの仕様としては現行機種（ベース）に対し、直接運航費用15%低減を目標とした。

一方、社会的要求である環境適応性としては、低騒音化と低NO_x化がある。図2-1-1-3(a)に既存エンジンの騒音レベルとICAO規制値の関係を示す。騒音レベル低減の傾向は既存技術の限界から鈍化してきているが、空港騒音の低減要求は益々厳しく、低騒音化は航空需要獲得の前提条件となっている。したがって、騒音レベルの目標値として、運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持ち、推力増強型などの派生型エンジン開発の場合にも余裕をもって対応できるように、ICAO規制値(2006年適用)に対して、-20dBを目標とした。同様に、図2-1-1-3(b)に既存エンジンのNO_x排出レベルと規制値の関係を示す。低騒音化と同様に、NO_x排出量の低減要求は益々厳しく、低NO_x化は航空需要獲得の前提条件となっている。したがって、低NO_x化の目標値として、運用開始時点でも規制値に対し十分なマージンを持つことができるように、ICAO規制値(2004年適用)に対して、50%低減とした。

通常、直接運航費用低減を目指す場合、環境適応性を犠牲にして低コスト化を図る場合が多いが、本研究開発では、シンプル化技術、高性能化技術を導入することにより、圧縮機、タービンの段数削減、部品点数削減による整備性向上等により直接運航費用の大幅な低減を行うと同時に、環境適応性についても現行他機種を上回るものとして目標を設定し、直接運航費用低減と環境適応性の両者を実現しようとするものである。

- ・ 直接運航費用は年 0.5%低下傾向にある。
- ・ 10 年後の市場投入時には現行機種種の 10%低減が必要である。
→競争力確保のため 5%上積み

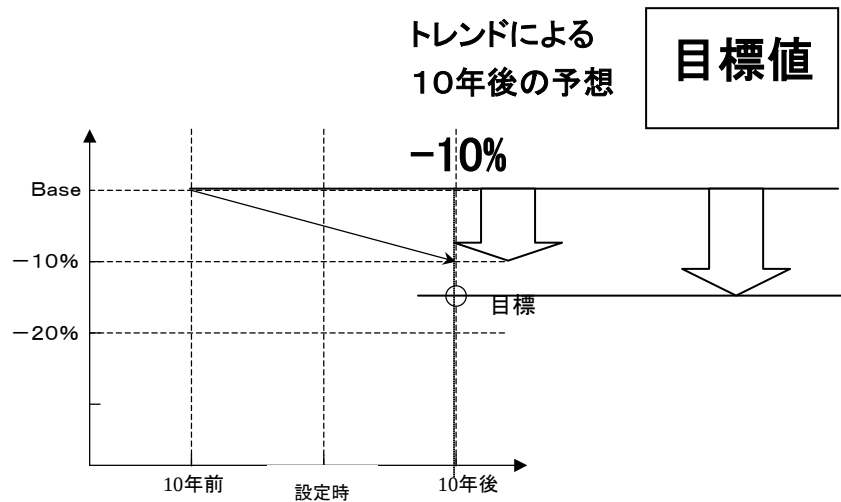
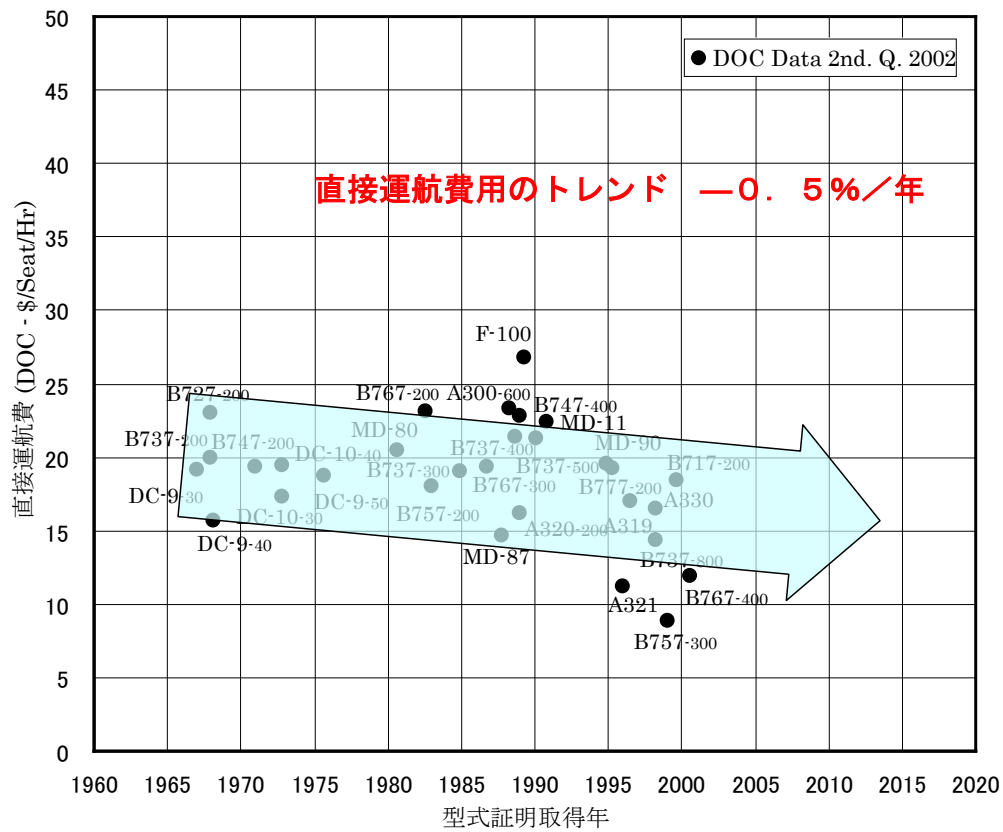
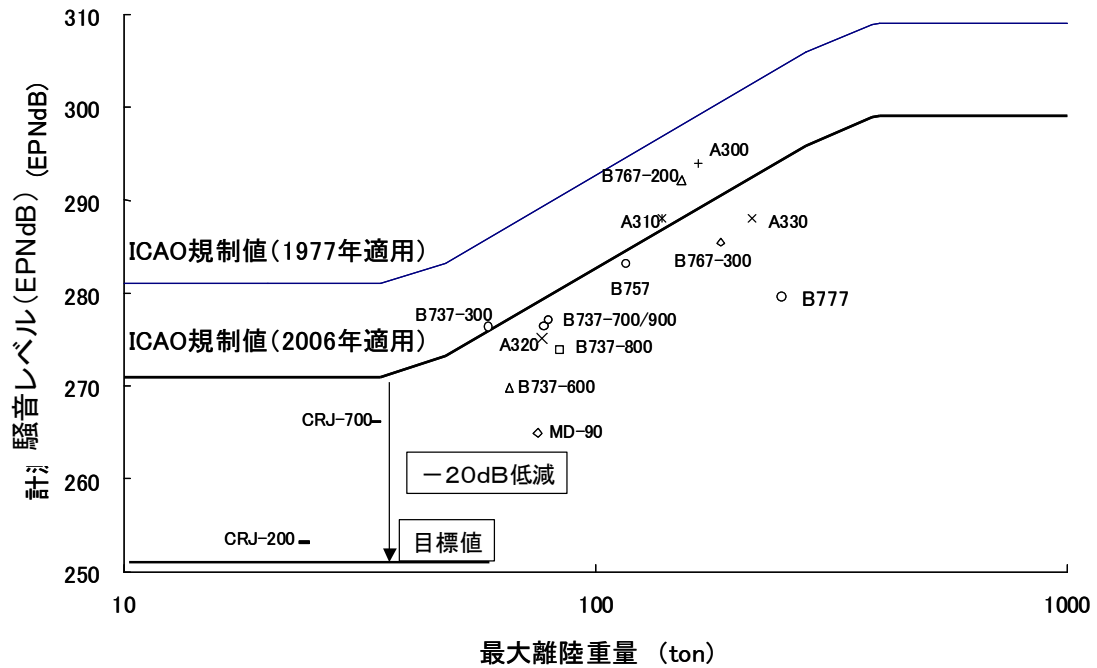
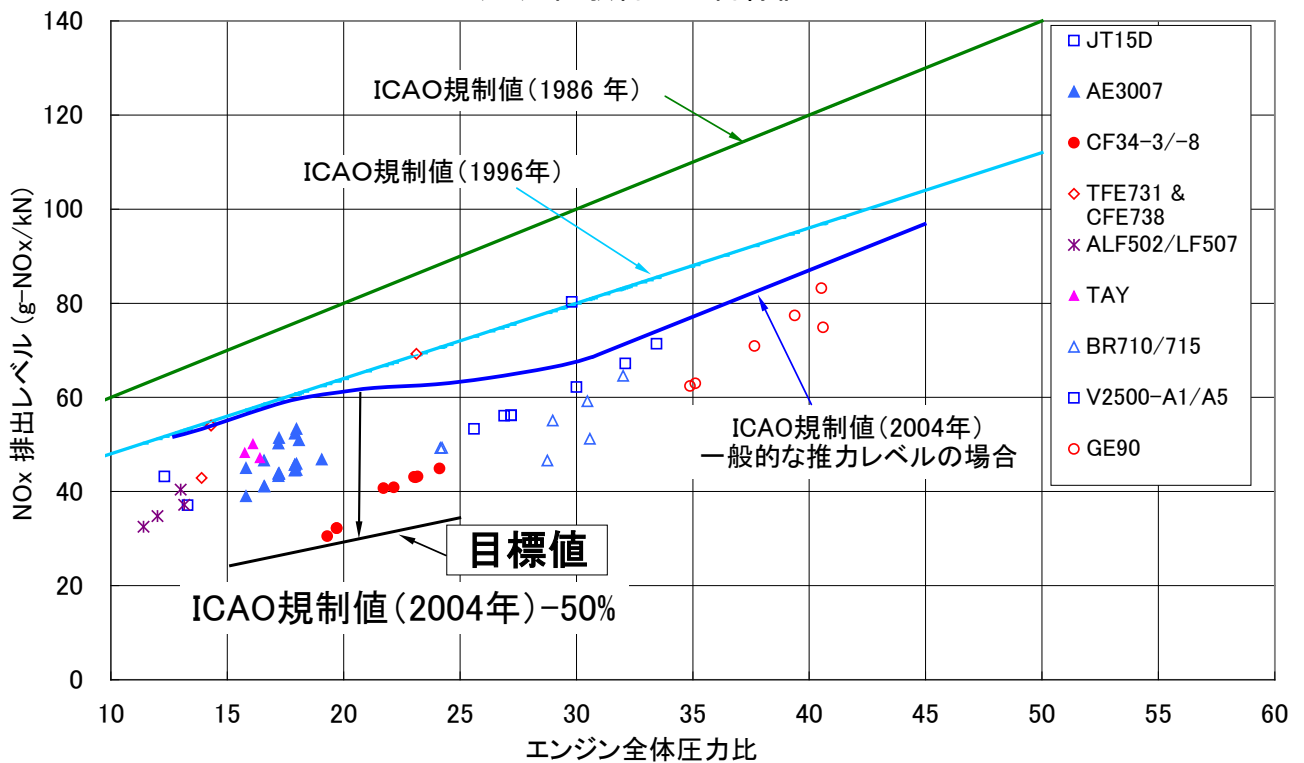


図 2-1-1-2 直接運航費用低減目標の設定理由

環境適応性は、運航開始時に十分なマージンを設定し、低コスト化要求を満足すると同時に、現状他機種の最高レベルを上回る目標を設定



(a) 低騒音化の目標値



(b) 低NOx化の目標値

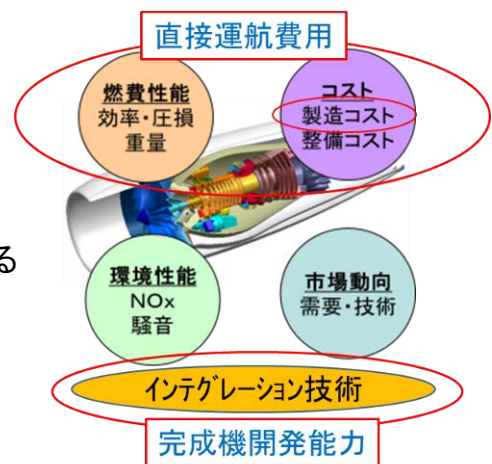
図 2-1-1-3 環境適応目標の設定理由

2-1-2 個別要素技術の目標設定

平成24年度の補助事業については、NEDO助成事業の中の技術項目に関連した一部について実施した。特に、完成機開発能力の更なる向上としてインテグレーション技術開発を、競争力強化の観点から直接運航費用低減に貢献する低コスト製造技術開発を実施した。

(図2-1-2-1 参照)

平成24年度補助事業で取り組んだ研究開発テーマ(個別要素技術)の構成、内容を、表2-1-2-1に示す。これらの個別要素について表2-1-2-2に目標・指標とその設定理由・根拠を示す。



平成24年度補助事業の位置付け

図2-1-2-1

表2-1-2-1 各研究開発テーマ(個別要素技術)の内容

インテグレーション技術開発	
エンジン性能予測技術	・エンジン重量予測、飛行時燃料消費予測技術向上 ・主流巻き込み予測精度向上で、2次空気ネットワーク(性能)精度向上
構造解析技術	・低圧タービンのタングリング時の破壊シミュレーション技術向上 ・LBI(Large Bird Ingestion)時のファン翼の破壊シミュレーション技術向上 ・2次空気キャビティの流動解析精度向上で温度/寿命予測精度向上
低コスト製造技術開発	
圧縮機部品	・MIM:より複雑な連翼化製造技術の開発(MIM: Metal Injection Molding)
フレーム部品	・板金化率向上による重量削減、コスト削減(Turbine Rear Frame)
燃焼器部品	・燃料噴射弁のDLD、MIMによる低コスト化(DLD: Direct Laser Deposition 3次元プリントの要領で積層、レーザーで溶融) ・ライナーの冷却空気孔のレーザー加工による低コスト化
製造技術動向調査	最新の低コスト製造技術から有望技術の洗い出し

表 2-1-2-2 個別要素技術の目標（平成24年度補助事業）

要素技術	目標・指標 (事後評価時点)	目標・指標 (中間評価時点)	設定理由・根拠等
インテグレーション技術開発			
・性能予測 エンジン性能 主流巻き込み ・構造解析 タングリング ファン異物衝突 キャビティ	・実データとの比較により、性能予測レベル向上度を確認 ・実現象との比較により、破壊を伴う現象を定性的に再現できているか評価 ・温度予測精度（寿命）の向上度を確認	・性能評価上の課題を抽出し、その改善方策に目処 ・破壊シミュレーション開発の方策に目処 ・流動機構のリグ設計に目処	・性能評価の高度化はエンジンを取り纏めていくインテグレーション上、必須の技術 ・ファン、低圧タービン設計では安全面、型式承認上必要な破壊を考慮した解析・評価の高度化が必須 ・寿命予測を左右する温度予測の精度向上は必須
低コスト製造技術開発			
・圧縮機部品 ・フレーム部品 ・燃焼器部品 ・技術動向調査	試作、評価により、寸法精度や低コスト化を確認 直接運航費用削減目標—15%への寄与度を確認 直接運航費用低減への寄与度として、各技術適用で+0.15%を指標とする	製造技術適用上の課題、低コスト化への方策に目処	コア要素である圧縮機、燃焼器部品の重要部位の低コスト化技術の取得は必須

3. 成果、目標の達成度

3-1 成果

3-1-1 全体成果

インテグレーション技術開発の性能予測技術では、エンジン性能とエンジン重量の燃料消費の観点からのトレード方法、および機体性能と機体運用状況を加味した燃料消費の最適化手法を考案し、SFC のみの評価ではなく、エンジン重量も加味した機体搭載時の燃料消費量を推算可能とすることができた。また、主流巻き込みについては、そのリムシール部の複雑な流れ場のCFD解析方法について、収束解を得る加速手法の有効性を確認し、そのCFD解析から得られる物理情報を主流巻き込みモデルに反映することでシール効率の予測精度が向上した。

構造解析技術では、低圧タービンのタングリングにおいて、破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良を行い、解析結果と実現象との比較により、予測精度向上を確認した。ファン部については、異物衝突の破壊事象をシミュレートするのに必要なモデル化範囲を適切に選定するとともに、異物モデルの引張強度を適切に調整することで、鳥吸い込み時の隣接翼に接触するような大変形について、翼変形量の予測精度が大幅に向上した。キャビティ部については、当該部の流れ構造を模したリグ試験機によりCFDを検証し、温度予測に反映することで、精度が60%以上改善されることを確認し（図3-1-2(1)b(c)-4）、温度予測を高度化することで寿命評価の精度向上へも繋げることができた。

低コスト製造技術開発の圧縮機部品では、MIMによる圧縮機静翼の連翼製造について、課題となる寸法精度出しに向けた金型改良による試作を行い、製造性に目処を得ることができた。フレーム部品では、一体鋳物から脱却するための板金化部品の適用箇所、構造検討を行い、構造成立性を確認するとともにコスト低減の目処が得られた。燃焼器部品では、燃料噴射弁部品へのMIM、DLDの適用部位の検討、DLDの積層方向の検討を行い試作することで製作可能であることを確認し、コスト的な有効性を確認した。ライナーのレーザー孔加工については、高速化へ向けて、加工面に付着するドロス除去について、アシストガスの適正化検討を行い、改良したノズル形状での加工速度向上による低コスト化を確認した。また、製造技術動向調査ではシーズ、ニーズ調査を進め、有望技術の洗い出しを行い、選定したLaser Sinteringおよび通電拡散接合について試作評価を行った。

これらの低コスト製造技術開発により、各製造技術をエンジン部品製作に適用することで、DOC低減の寄与度として+0.4%程度と評価された。（目標+0.15%）

3-1-2 個別要素技術成果

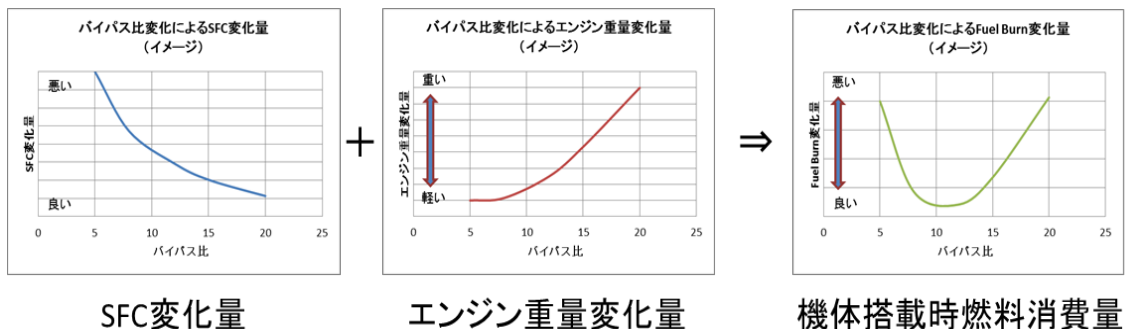
(1) インテグレーション技術開発

a. エンジン性能予測

(a) エンジン性能

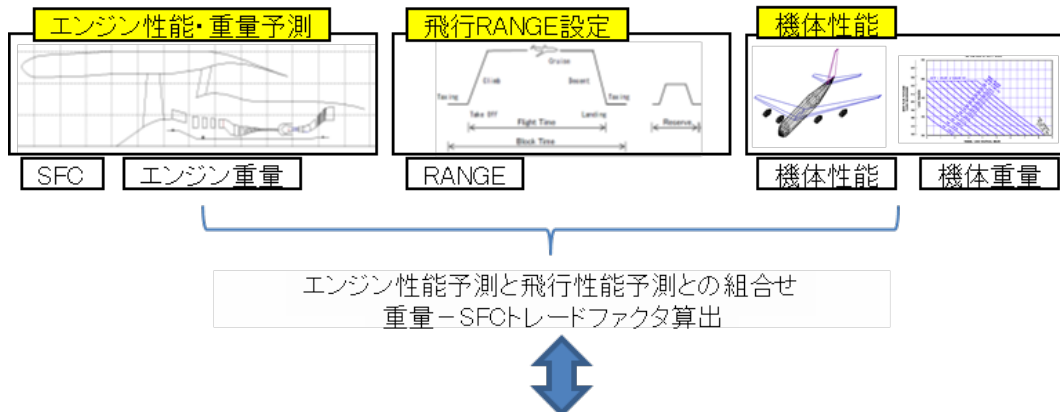
エンジン開発を主導的な立場で推し進めつつ、エアラインのニーズに即した派生型への対応や、開発、設計の過程で変化する仕様に応じて最終的なエンジンの性能を捉えながら進めることが必要である。

エンジンの燃料消費量の評価をするためには、エンジン性能の指標の1つである SFC (Specific Fuel Consumption、単位推力当たりの燃料消費量) の評価のみならず、機体搭載時の燃料消費量を評価することが重要である。エンジンが機体搭載時の燃料消費量に与える影響は主に SFC とエンジン重量である。SFC を良くするためのアプローチとして、ファン圧力比を低くし、排気速度を低くする（つまりバイパス比を大きくする）ことでエンジンの推進効率を向上させることが行われている。その場合ファンのサイズを大きくすることで必要推力を得ることになるため、単純に SFC を良くするためにバイパス比を大きくするとエンジン重量が増加する。エンジン重量の増加は機体の運行時の燃料消費量を増加させることになるため、SFC を良くした影響とエンジン重量が増えた影響の両方を考慮して燃料消費削減量を検討する必要がある（図 3-1-2(1)a(a)-1 参照）。これらを考慮した検討（エンジン性能とエンジン重量のトレードオフ検討）を行うことで、過度なエンジン重量の増加を抑えた範囲での燃料消費量を削減するエンジンを検討することができるようになる。このためには、エンジン性能とエンジン重量のトレードファクタを求める必要がある。エンジン性能とエンジン重量のトレードファクタとは通常、単位 SFC 変化量と同等のエンジン重量変化量を表したものである。このトレードファクタは、機体性能や機体の運用距離などが影響するため、機体性能の調査検討、機体運用の調査検討を行った。これにより、エンジン性能とエンジン重量を考慮した燃料消費量の評価が可能となり、機体サイズや派生型に対応した検討が可能となる（図 3-1-2(1)a(a)-2 参照）。



エンジン性能，エンジン重量と機体搭載時燃料消費量の関係

図 3-1-2(1)a(a)-1



Fuel Burnを評価しエンジンサイクルを設定

図 3-1-2(1)a(a)-2 燃料消費量評価

小型エンジン性能のベンチマークならびに高バイパス比化で重量の占める割合の大きくなるファン、LPT の重量データを整理し、重量予測精度向上のための検討を実施した。その結果、FAN, LPT 要素をそれぞれ、いくつかのサブモジュールに分け重量を推定することで、予測精度が向上（FAN：25%→10%，LPT：40%→10%）した。また、新材料を適用した場合の重量予測にも適用可能とすることができた。（図 3-1-2(1)a(a)-3）

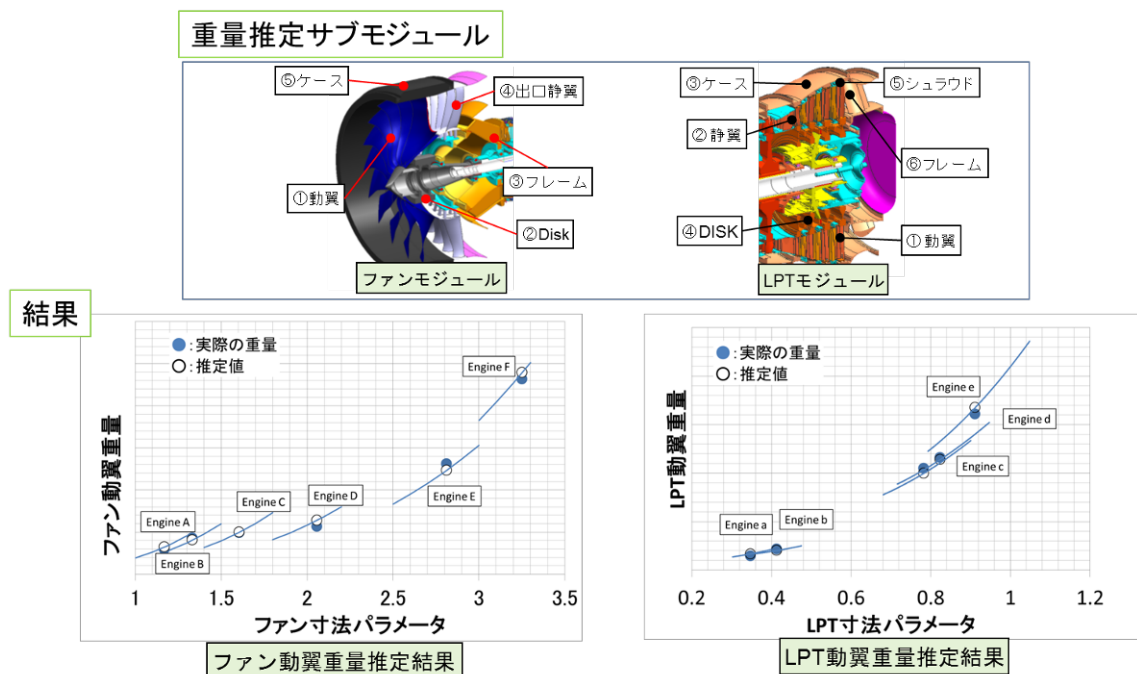


図 3-1-2(1)a(a)-3 エンジン重量推定

機体運用調査検討としては、機体性能の調査整理および機種とエアラインの運行ルート距離を調査し、機種毎のルートの特徴などの検討を行い、エア

ラインの運航実態を考慮した検討を行った。これらの運行ルート調査を実施することで、エンジン重量の燃料消費への影響を考慮しつつ、SFC（Specific Fuel Consumption）と重量を等価に比較することで、機体運用時の燃料消費量の推定手法を検討した。エアラインの運行実態から機体サイズ毎に飛行距離を調査することで距離別に使用頻度を調査し、最適化するうえで有効な距離を見出すとともに、機体性能からの制約条件を加味した検討を行うことで、エンジン性能である SFC 変化と等価なエンジン重量を求めることで、SFC のみの評価ではなく、エンジン重量も加味した、機体搭載時の燃料消費量からエンジンの優劣を評価することができる。（図 3-1-2(1)a(a)-4）

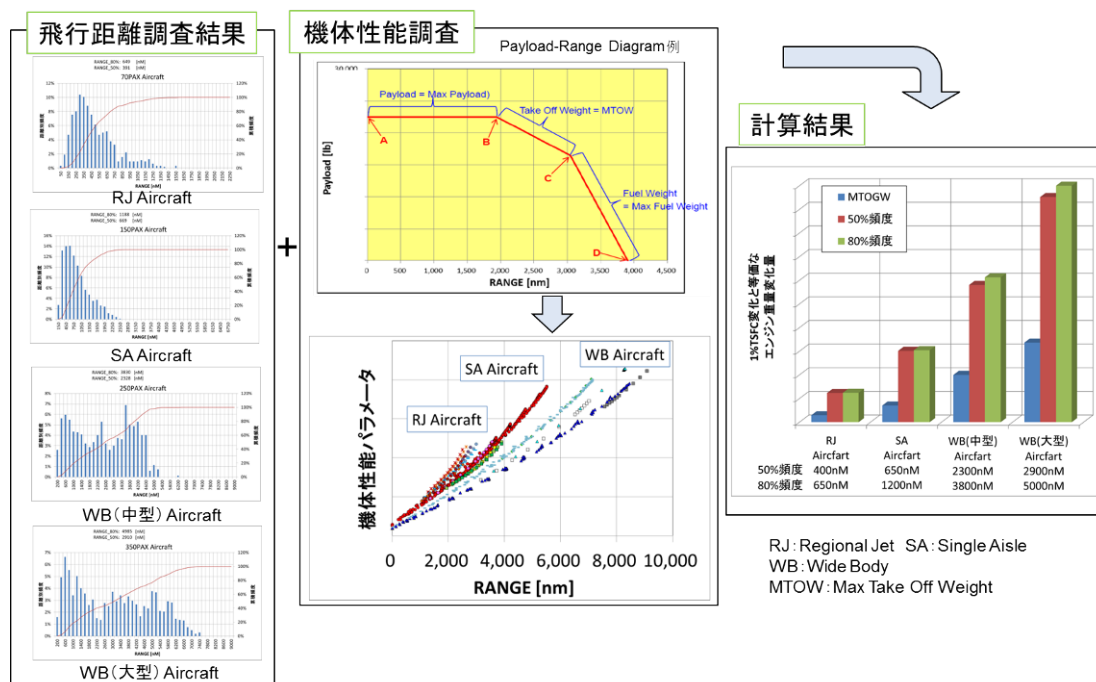


図 3-1-2(1)a(a)-4 機体搭載時のエンジン性能評価

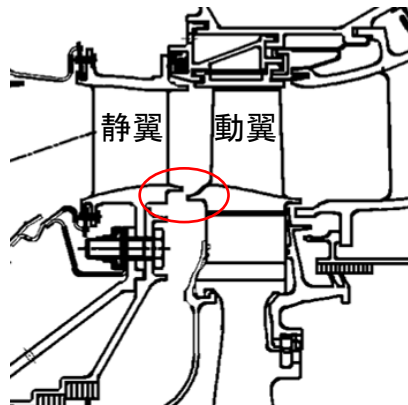
(b) 主流巻き込み

タービンディスクの周囲では、主流高温ガスが局所的にキャビティ内に巻き込む現象が見られる。巻き込んだ主流高温ガスは、キャビティ内の温度ひいてはディスクの金属温度を上昇させ、その強度に重大な影響を及ぼす。このような現象を回避するために、当該キャビティには冷却空気が供給されるとともに、リム部にはシール（図 3-1-2(1)a(b)-1）が設けられ、主流高温ガスの過度の巻き込みを防止している。

一方、冷却空気を流すことは、タービン効率の悪化、タービン仕事の減少を伴うため、必要以上の冷却空気は逆にエンジン性能の低下、燃料消費の悪化に繋がるため、ディスクの構造健全性を確保できる最小限の冷却空気流量を設定する必要がある。

したがって、ディスクの構造的健全性を確保し、かつエンジン性能への影

響を最小限とするためには、主流高温ガスの巻込み量を精度良く予測する技術が重要である。



（注１）リムシールは通常、静翼（ノズル）のインナバンドおよび動翼のプラットフォームの前後端部によって形成され、両者がオーバーラップすることによって主流流路からディスク周りキャビティへ高温ガスが侵入するのを阻止することが目的である。

図 3-1-2(1)a(b)-1 タービンリムシール部

主流高温ガスの巻込み量の予測精度を向上させるために、過去に実施した主流巻込みリグ試験条件のＣＦＤ解析を行い、得られた流れ場情報などから主流巻き込み予測モデルを構築する。その際のＣＦＤ解析は、東京理科大学の協力を得て進めた。

高圧タービンディスク上流側キャビティへの主流巻込みを模擬したリグ試験形態の一例を図 3-1-2(1)a(b)-2 に示す。リグ試験では、トレーサガスとして、冷却空気に二酸化炭素を混入させ、キャビティ内の二酸化炭素濃度を計測することにより、主流巻き込み量の評価を実施している。ＣＦＤ解析においても、二酸化炭素濃度場を解析することにより主流巻き込み量を評価し、リグ試験結果との比較により精度の検証を行う。二酸化炭素濃度場の試計算結果を図 3-1-2(1)a(b)-3 に示す。キャビティ内の二酸化炭素濃度が低下していることから、解析においてもリグ試験時と同様に主流巻込みの様子がシミュレートされていることがわかる。

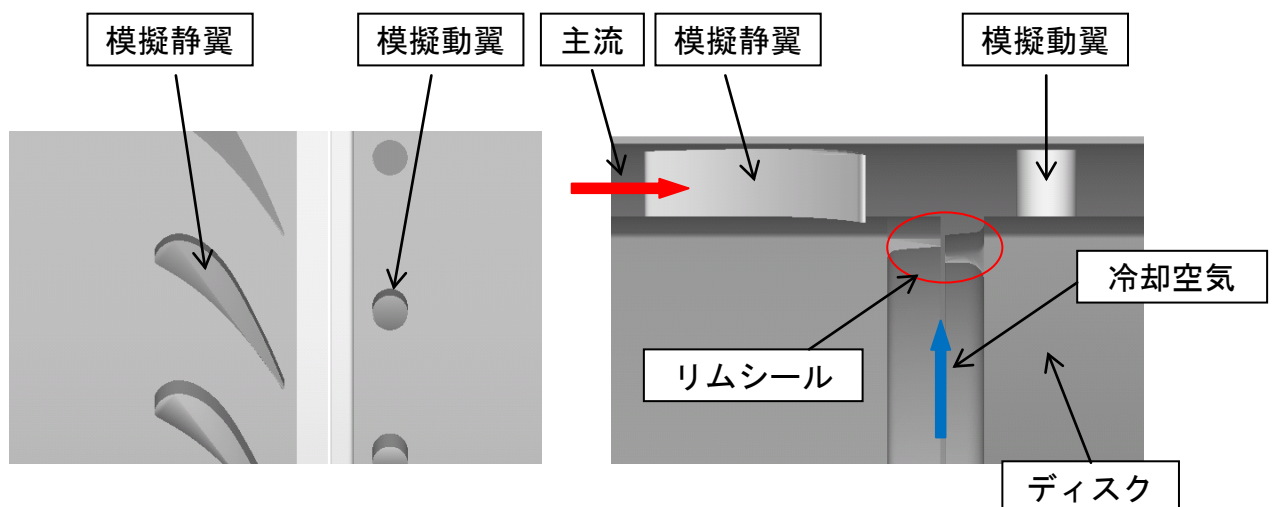


図 3-1-2(1)a(b)-2 主流巻込みＣＦＤ解析形態

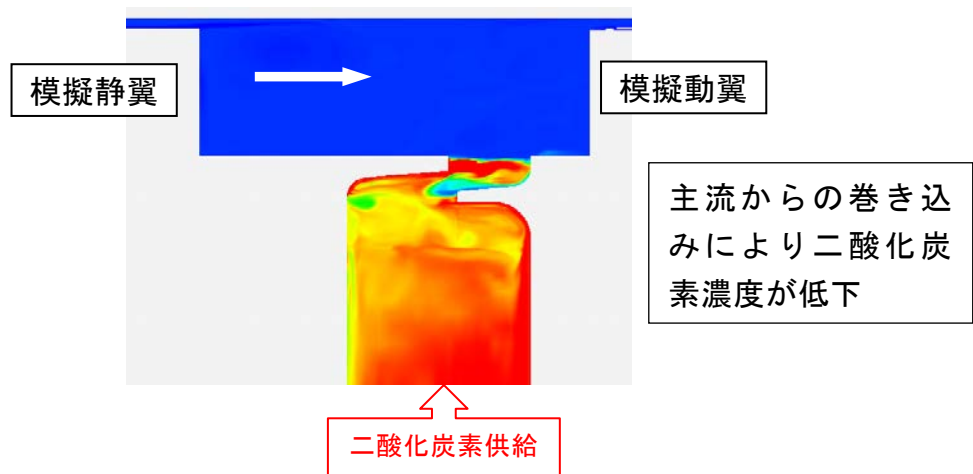


図 3-1-2(1)a(b)-3 主流巻き込み C F D 解析結果例（周方向特定位置）
（二酸化炭素濃度場）
赤：濃度大、青：濃度小

一方、C F D 解析においては、主流における高速の流れとキャビティ内の低速の流れが混在するため計算の収束性に課題がある。収束解を得て結果を評価するためには C F D 計算の収束性の向上が必要である。この課題を解決するために低速領域の収束性を向上させるための手法として前処理法などの導入を東京理科大学との共同研究にて実施した。時間積分に前処理法（音速を調整：解の硬直性を回避）を導入、対流項に SLAU（Simple Low-dissipation AUSM）（低速での人口粘性の過大評価抑制）を導入した高速化スキームを検討した。2次元キャビティ内流れに適用し、解析速度を10倍にできる目途が得た。（図 3-1-2(1)a(b)-4）

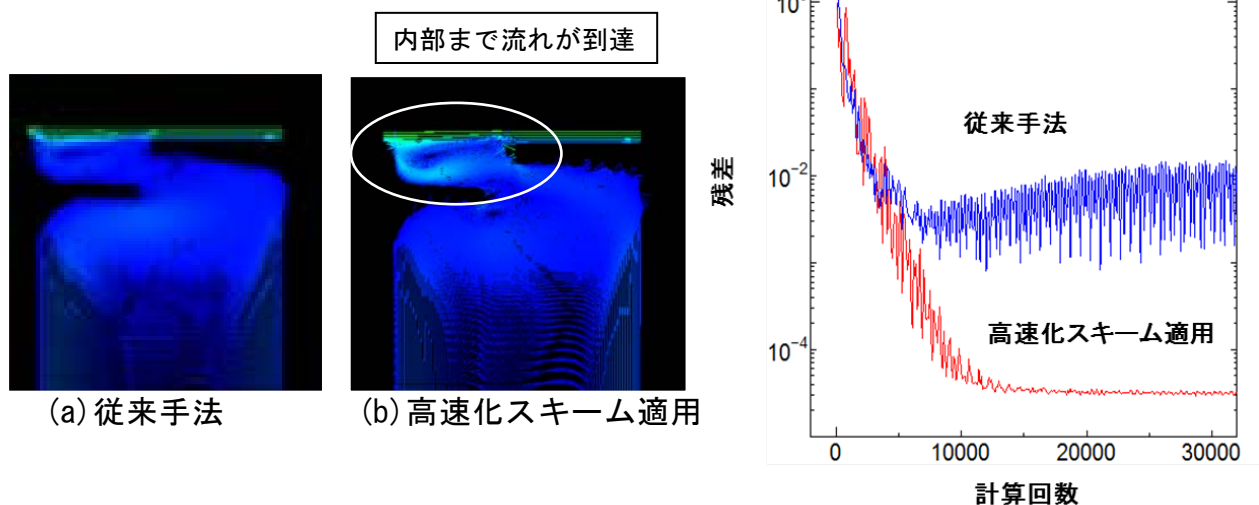


図 3-1-2(1)a(b)-4 高速化スキームによる収束性の改善

C F D 解析の収束性向上を図り定常解を得ることで流れ場情報の精度向上により、主流巻き込みのモデル検討へと進めた。リムシールのギャップ位置における主流周方向静圧不均一成分およびキャビティ内のリサーキュレーションの物理情報を、必要箇所の C F D 結果から導入した予測モデルを考案した。リグ試験結果と比較することで、従来よりもシール効率を 10pts の範囲内で予測できるようになった。(図 3-1-2(1)a(b)-5)

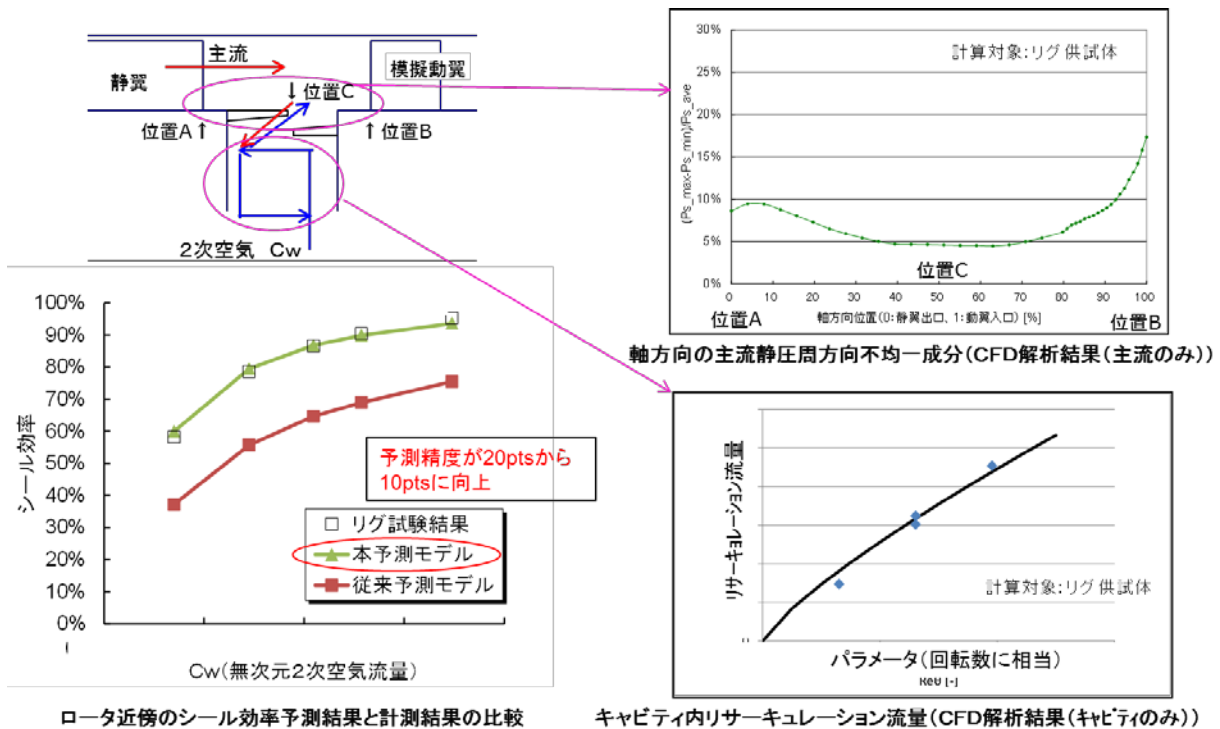


図 3-1-2(1)a(b)-5 C F D を援用した主流巻き込み予測モデル

b. 構造解析

(a) タングリング

エンジン運用時に低圧系（ファン—低圧タービンから構成される）のシャフトが破断すると負荷を失った低圧タービンは過回転となり、タービンディスクがバーストして、機体へ大きな損傷を与える恐れがある。これを回避するために、シャフト破断時には低圧タービン動翼を意図的に静翼に接触する構造とし、動翼を破壊することで過回転となる駆動力を消失させるタングリング設計を行っている。このようなフェイルセーフ設計に求められるタングリングなどの構造解析技術はエンジンインテグレーション上極めて重要である。このタングリング時の衝撃解析により、その破壊過程を解明することで、フェイルセーフ設計技術を向上させることができる。図 3-1-2(1)b(a)-1 に研究方策の概要を示す。

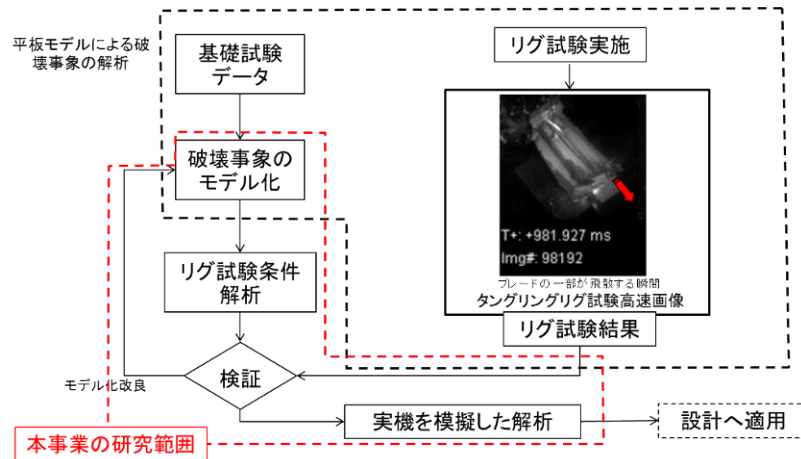


図 3-1-2(1)b(a)-1 タングリングの研究方策

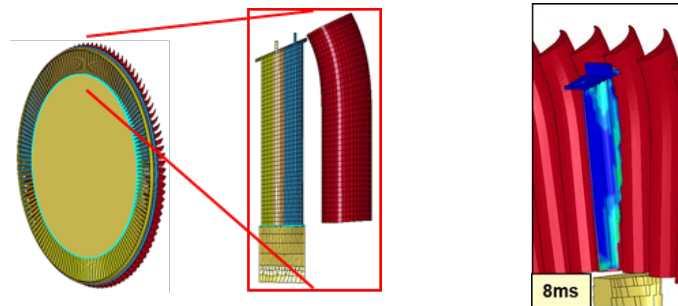


図 3-1-2(1)b(a)-2 解析部位、方法（低圧タービンの動翼と静翼の接触）

これまでに開発した破壊事象をシミュレーションする解析技術をベースとして、破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良、メッシュパターンに対する解析結果の感度を調査し適切なメッシュパターンの設定を行うなどの改良を行い、実機を模擬した解析を行った。図 3-1-2(1)b(a)-2 に解析部位の概要を示す。低圧タービン動翼に静翼が接触する条件として計算を行った。

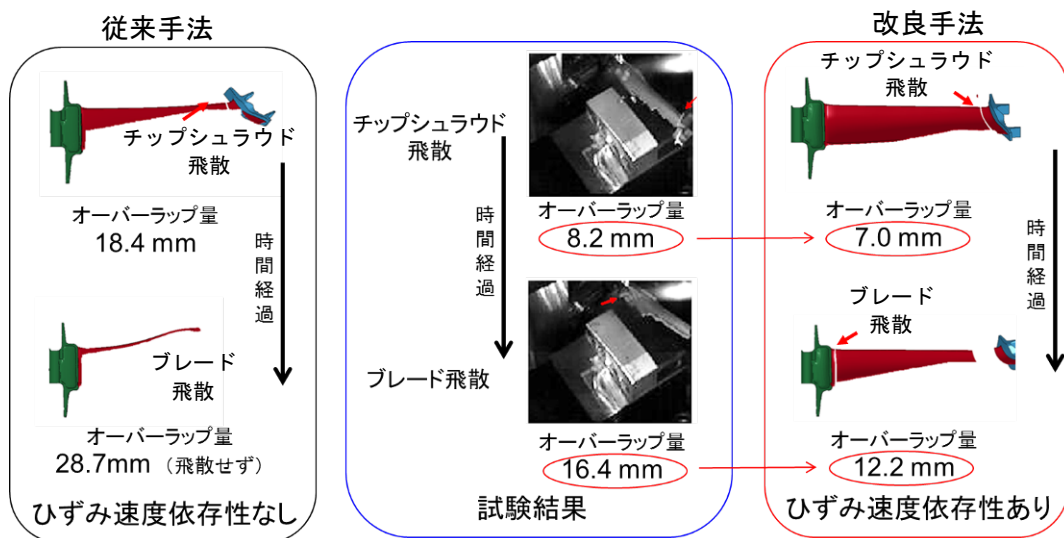


図3-1-2(1)b(a)-3 タングリング解析結果

解析結果を図 3-1-2(1)b(a)-3 に示す。リグ試験結果との比較により、チップシユウドの飛散と動翼の付け根の破断する事象および破壊過程の時刻歴もほぼシミュレートされていることを確認し、予測技術を高度化することができた。

(b) ファン

鳥などの異物吸い込み時のファンブレードの損傷過程についてシミュレートする解析技術の高度化を行った。

これまでの解析では、中規模の異物吸い込み時に発生するファンブレードの変形を予測する技術については整備されつつある段階となっている。しかし、大きな鳥などの吸い込みである LBI (Large Bird Ingestion) では、ファンブレード同士が接触するような大変形の損傷が発生する。この損傷破壊過程をシミュレートする技術の開発を行い、異物吸い込みに対するファンブレードの設計技術の高度化が必要である。

そこで、このファンブレードの破壊過程の解析技術を前項のタングリングと同様の方策により開発を行った。これまでに蓄積された豊富なデータを活用して事象のモデル化を行い、解析結果と実事象との比較を行うことでモデル化を改良しシミュレーション技術の向上を図った。

本研究では、ファンブレード、ファンケースおよび後流に位置する静翼を含むファン部を含む大規模な解析モデルを作成した(図 3-1-2(1) b(b)-3)。破壊事象をモデル化する上で必要な応力やひずみなど解析結果に対するモデル化範囲の影響を調査しながら、鳥吸い込み時の、隣接翼に接触するような大変形について解析を実施した。また、鳥などの異物を模擬する異物モデルの引張強度を適切に調整することで、大変形時の変位量の誤差が 74% (23mm-6mm=17mm) から 4% (23mm-22mm=1mm) と小さくなり、予測精度が大幅に向上した(図 3-1-2(1) b(b)-4、-5)。また、異物モデル設定の適切性を確認できたことから、ファン動翼後方の静翼への異物の影響、損傷範囲についても評価可能となった。

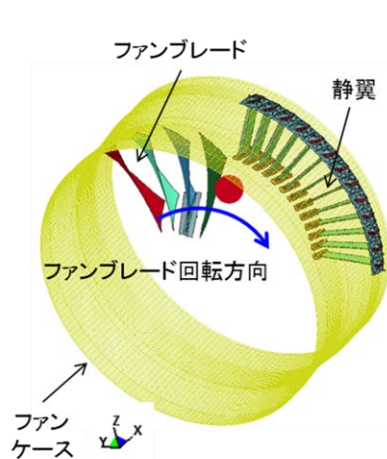
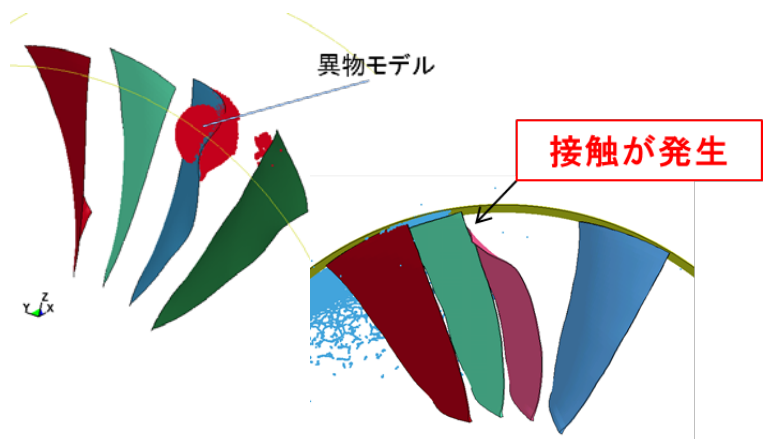


図 3-1-2(1) b(b)-3 解析モデル



異物モデルの引張強度を適切に調整

図 3-1-2(1) b(b)-4 解析結果

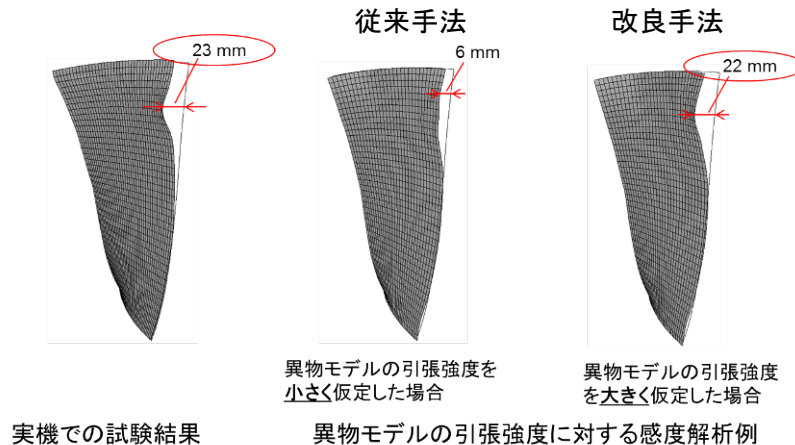


図 3-1-2(1) b(b)-5 ファン鳥吸い込み時の解析結果

(c) キャビティ（温度予測／寿命予測）

寿命予測技術の高度化では、特に静止壁と回転壁からなる2次空気キャビティ部において、強い渦流れが存在することにより、複雑な流れ場となっているために、寿命予測精度を左右するキャビティ部の温度予測に課題があった。(図 3-1-2(1)b(c)-1) この2次空気キャビティの流れ場のモデル試験によりデータを取得し、CFDの検証を行うことで、温度分布の予測精度向上を行った。

そこで、キャビティ内のボルトの突き出しなども考慮したモデル試験機を製作して渦構造のデータ取得を行った。タービンディスク回りのモデル試験として、静止壁—回転壁、回転壁—回転壁の2つのリグ供試体を製作した。内部の流れ構造、挙動を可視化できるように供試体をアクリルで製作した(図 3-1-2(1)b(c)-2)。

図 3-1-2(1)b(c)-3 にリグ試験結果とCFDの比較を示す。CFDで予測した流速分布は、PIVの計測結果とほぼ一致し、また、流れ構造もシミュレートできていることを確認した。検証したCFDを用いて実機の当該部の解析を実施し、キャビティ内2次空気の流れを計算し伝熱解析モデルに反映した。その結果、流れ構造を温度予測に反映することで、精度が60%以上改善されることを確認し(図 3-1-2(1)b(c)-4)、温度予測を高度化することで寿命評価の精度向上へも繋げることができた。

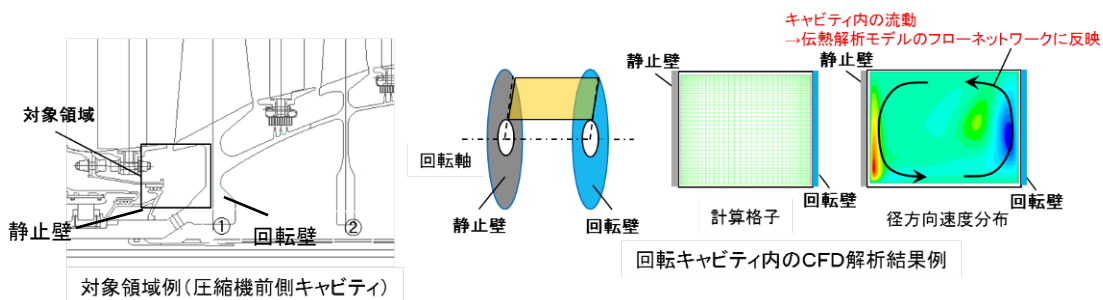
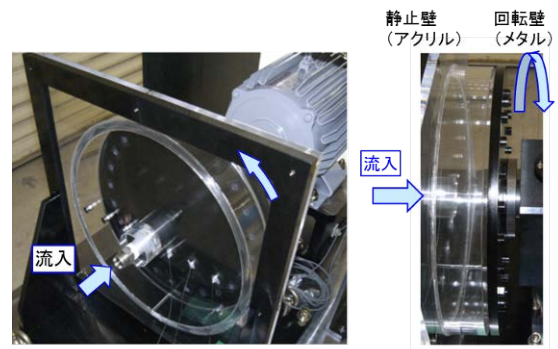
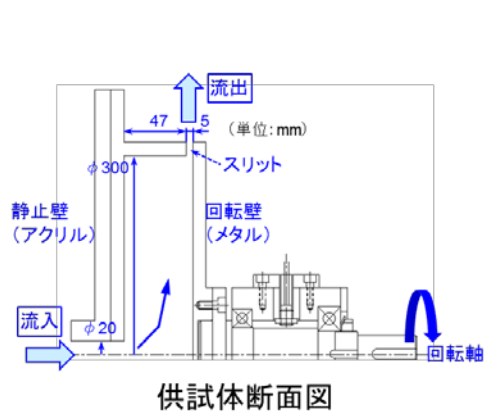
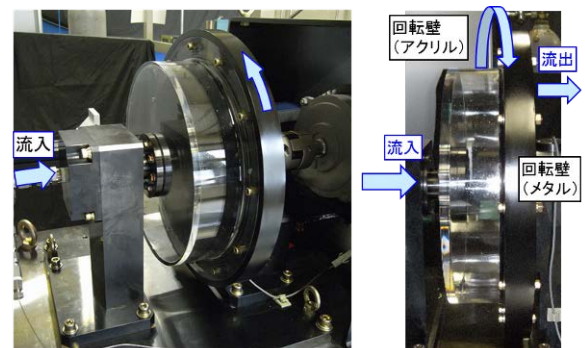
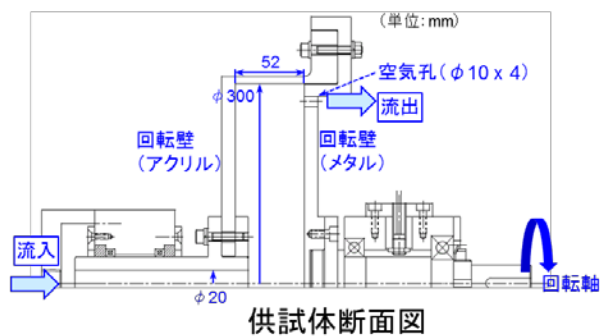


図 3-1-2(1)b(c)-1 2次空気キャビティ部の渦流れ



(a) 静止壁—回転壁供試体



(b) 回転壁—回転壁供試体

図 3-1-2(1)b(c)-2 キャビティ流れモデルリグ供試体

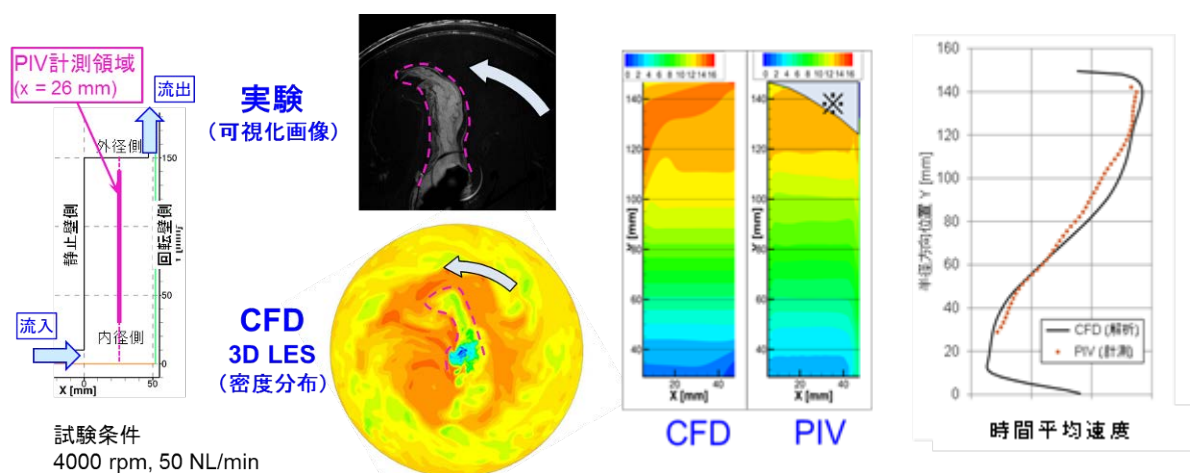


図 3-1-2(1)b(c)-3 リグ試験結果と C F D

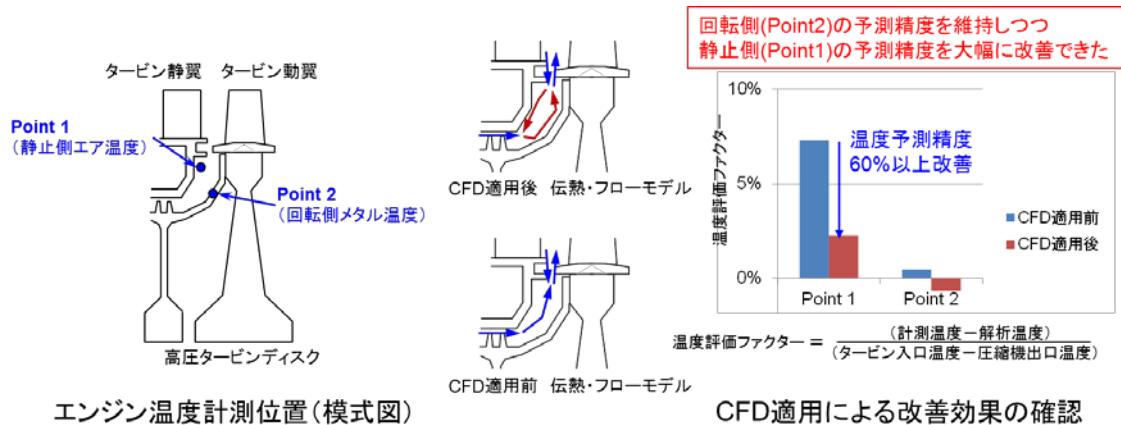
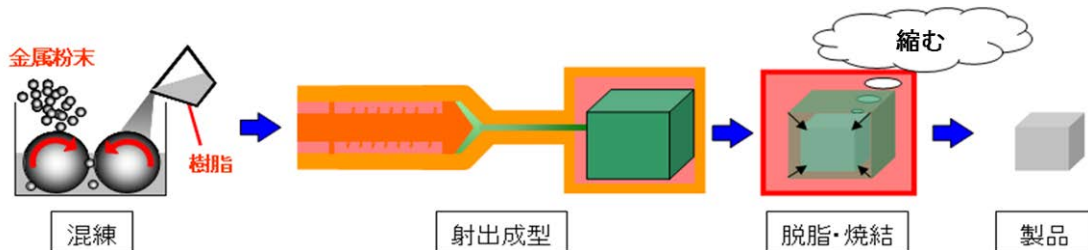


図 3-1-2(1)b(c)-4 温度予測精度向上の確認

(2) 低コスト製造技術開発

a. 圧縮機部品

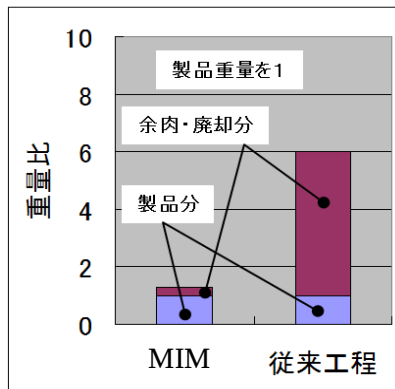
従来の削り出し等による製造法に対して低コスト化が可能な製造法であるMIM（Metal Injection Molding、金属射出成型）の製造工程を図 3-1-2(2)a-1 に示す。金属粉末と樹脂を混ぜ合わせ（混練）、それを型に注入して形状を付与する（射出成型）。成形された部品を炉に投入し焼き固める。この時、樹脂は蒸発し、金属粉末は焼結されて最終形状部品となる（脱脂・焼結）。



MIM：金属粉末と樹脂を用いてネットシェイプ素材を得る製法

図 3-1-2(2)a-1 金属射出成型による製造法概要（MIM）

従来の素材からの削り出しによる製造法では、航空エンジン用の高価な材料を切粉として廃却、難削材のため加工精度を出すために加工に長時間を要するなど、製造コストが高いという課題があった。これらの課題に対して、MIMを適用することで、部品形状に必要な量だけの素材で済み（図 3-1-2(2)a-2）、最終形状となるネットシェイプ化が可能となるため、素材費低減、製造時間短縮を図ることができる。また、従来の組立工程での溶接作業が不要となることで熱処理回数を大幅に削減でき、消費電力の削減にも繋がる。NEDO助成事業において、比較的単純な形状である単翼へ適用し試作に成功した例を図 3-1-2(2)a-3 に示す。



MIM と従来工程との素材重量比較

図 3-1-2(2)a-2



圧縮機可変静翼（単翼）の試作例

図 3-1-2(2)a-3

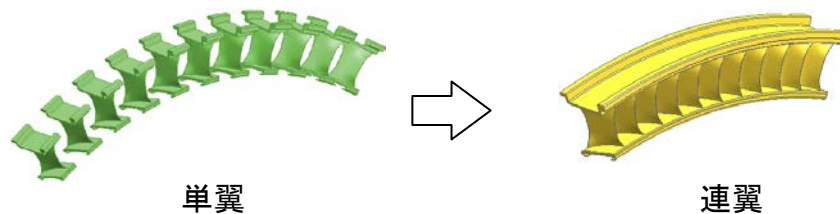
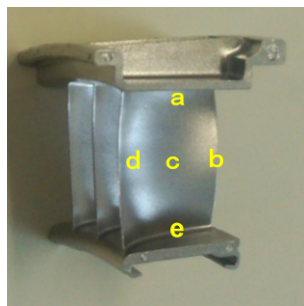


図 3-1-2(2)a-4 圧縮機静翼の連翼化

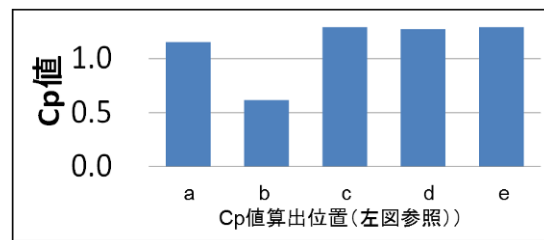
この技術をより複雑な形状を有する圧縮機静翼の連翼（図 3-1-2(2)a-4）などへ適用できれば、大幅なコスト削減が期待できる。本研究では、MIM の連翼への複雑形状部品へ適用するための技術を開発する。技術課題としては、部品的大型化に伴う寸法精度の確保と材料特性のばらつき低減である。

具体的には、試験片による製造条件出しを行ったうえで、金型改良により実機サイズの試作を行い寸法精度について確認した。MIM としては大型、複雑形状となる連翼の寸法精度達成に目途を得ることができた（図 3-1-2(2)a-5）。また、試作した試験片により作動環境を考慮した加振試験などの材料データの取得を行った。航空機用耐熱合金を用いた HCF 試験の結果、現行の鍛造材並みの強度を達成することができ、実翼を用いた疲労試験も強度、安定性ともに改善することができた（図 3-1-2(2)a-6）。尚、MIM の焼結過程の基本特性として、特に Rene95 材（ニッケル基ベースの高耐熱材）の調査を九州大学との共同研究により行った。

コスト的には、素材費低減、製造時間短縮や、従来の組立工程での溶接作業が不要となることで熱処理回数を大幅に削減できるため、60%程度のコスト削減に繋がる見込みである。



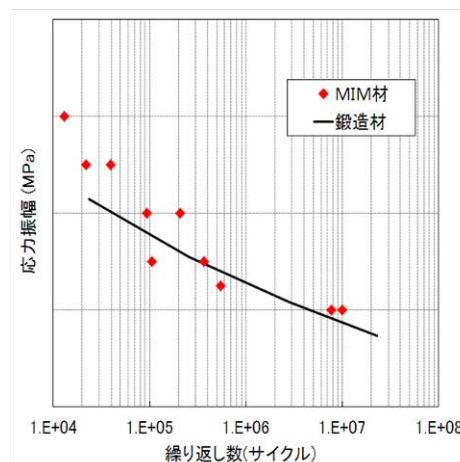
連翼部品試作



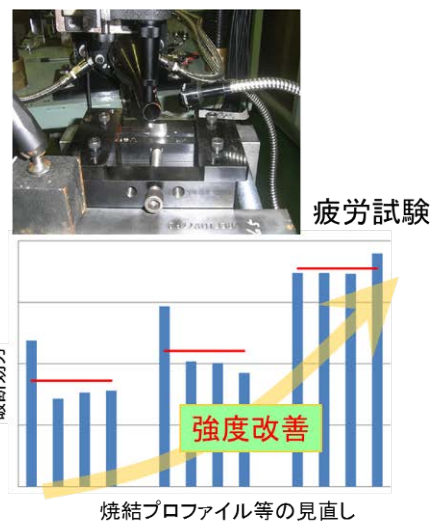
Cp(Process Capability Index): 工程能力指数
公差幅に対する製品のばらつき幅

翼面寸法のばらつき評価

図 3-1-2(2)a-5 連翼の寸法精度



丸棒試験片を用いた高温(538℃)疲労試験結果



試作翼を用いた疲労試験結果

図 3-1-2(2)a-6 MIM 材の疲労試験

b. フレーム部品

エンジン部品の中で大物構造部品であるフレームなどは、これまで一体鋳物として製造されているが、特殊な素材による大物の鋳物自体は多くが海外の限られた専門業者によるところが大きくコストアップの要因であり、更には製造費の海外への流出ともなっている。この高コストな一体鋳物フレームから脱却することにより低コスト化を狙うため、エンジン部品の中でも大物構造物となるフレームやケーシングについて、板金による製造技術を取り込むとともに、薄肉の板金部品で大物構造を構成することで軽量化も図られるファブリケーション技術を開発する。(図 3-1-2(2)b-1、-2)

ファブリケーション技術は薄肉化による軽量化と溶接、子部品製造工程の低コスト化を両立する必要があるが、それには次の課題を解決する必要がある。

● ストラット構造の検討

ストラットのような翼型部の溶接はエッジ部の回り込みや肉厚変化

が大きいことから自動化できないため、板金を使った軽量ファブリケーション構造にするとコストが大幅に上昇するといった課題がある。

● 子部品の構成

軽量化のためには薄肉部分を増やしていく必要があるが、ボスやリブが存在する部位は板金化できないため、どのような子部品構成としていくかが課題となる。

これらの課題解決のために他機種調査を実施し、その情報を元にフレームに求められている機能を流路形成、荷重伝達、剛性保持などに分けて子部品の構成やフレーム形状を見直した。その結果、例として図 3-1-2(2)b-3 に示すような板金化による重量低減と低コスト溶接構造を両立する概念形態の案をまとめた。

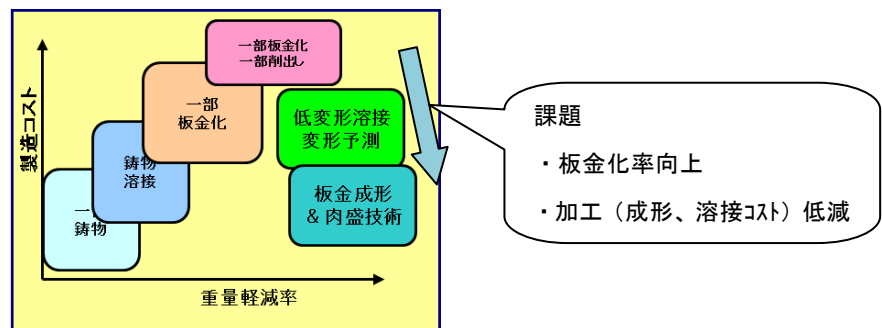


図 3-1-2(2)b-1 ファブリケーションの技術課題

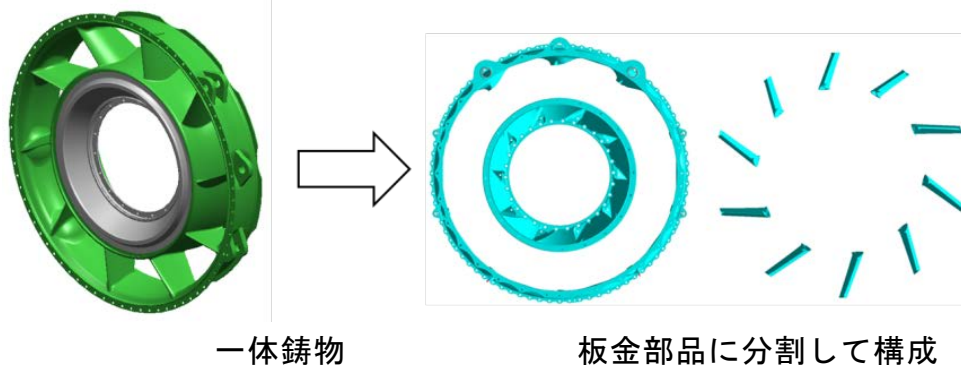


図 3-1-2(2)b-2 板金部品で大物構造部材を構成

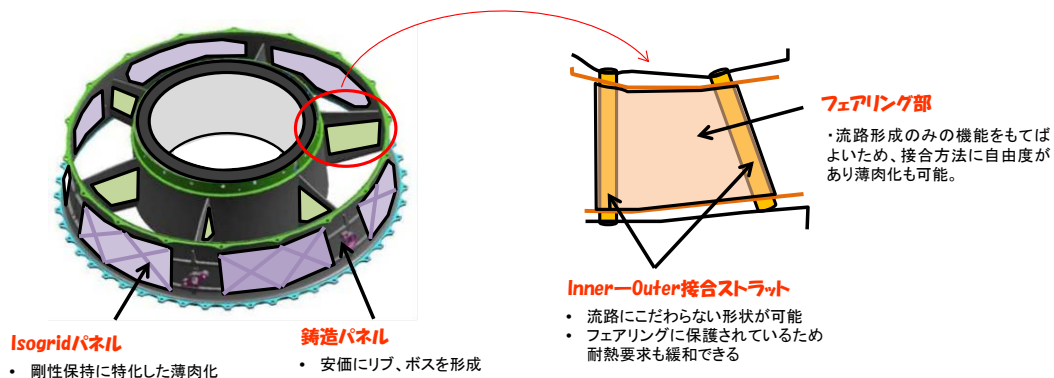
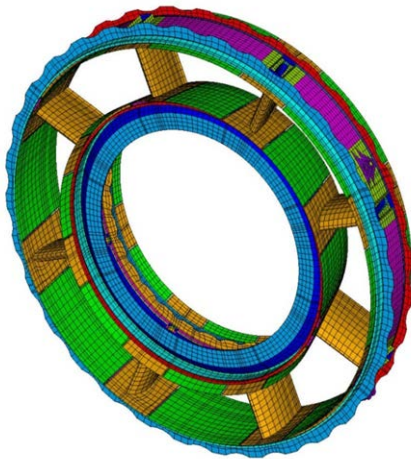
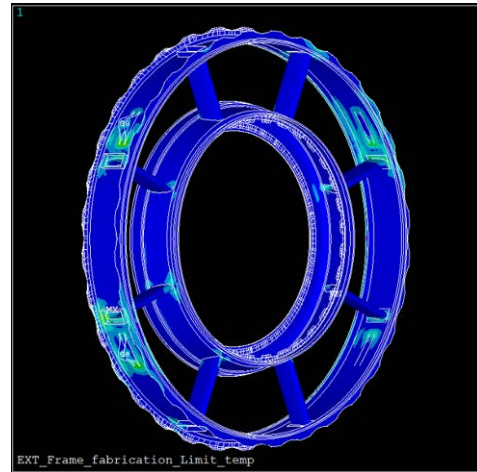


図 3-1-2(2)b-3 板金部品適用検討例

これらの形態を元に詳細な設計検討を行い、強度解析モデルにより各部の応力を算出し強度的な成立性を確認した（図 3-1-2(2)b-3）。また、重量については 10%減、コストは 6%減と予想される。



解析モデル



強度解析結果

図 3-1-2(2)b-3 強度確認

c. 燃焼器部品製造技術

(a) 燃料噴射弁

NEDO助成事業においては、燃焼形態の1つとして部分希薄燃焼器の開発を行い、低 NO_x 性能に優れる燃焼器を開発してきた。部分希薄燃焼器では作動条件に応じて燃料噴霧分布を適切に制御する必要があるために、その燃料噴射弁は複数の燃料供給ラインと複数の旋回羽根を有する。そのため、従来の製造方法では燃料噴射弁が必然的に高価になってしまうため、低コスト化が可能な製造技術を開発する必要がある。

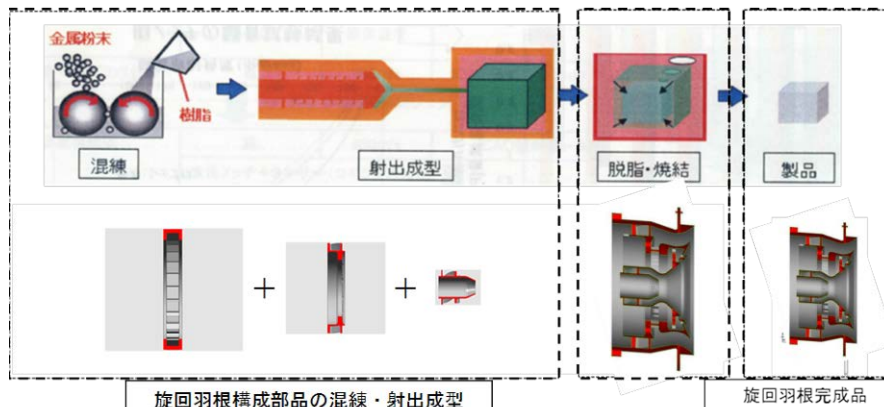


図 3-1-2(2)c(a)-1 MIM による希薄燃料噴射弁部品製造（例、旋回羽根）

低コスト化に有望な製造技術として、MIM（Metal Injection Molding: 金属射出成型）（図 3-1-2(2)c(a)-1）、および DLD（Direct Laser Deposition）（図 3-1-2(2)c(a)-2）に着目した。MIM の製造方法は、金属粉末と樹脂の混合→射出成型→脱脂・焼結させて部品全体、あるいはその一部を製造する方法である。機械加工の工程を少なくすることができ、その分、低コスト化が可能である。一方、DLD の製造方法は、金属粉末をレーザー光線にて熔融し、3 次元プリンターにて印刷を行う要領で積層し、完成形状を得る方法である。MIM に比べて加工時間は長くなるものの、機械加工の工程を無くすことができ、その分、低コスト化が期待できる。

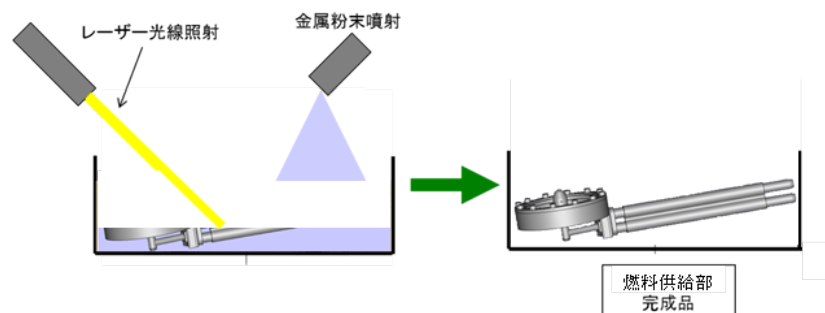


図 3-1-2(2)c(a)-2 DLD による希薄燃料噴射弁部品製造（例、燃料供給部）

MIM は、図 3-1-2(2)c(a)-1 に示すように例えば旋回羽根部品の構成部品を個々の単品にて製作し、仮接合させた後に焼結させて完成品にする製造法である。本研究では旋回羽根のような薄肉でかつ、複雑な形状の部品の製作を課題として進めた。本課題に対して、複雑な形状の射出成型を可能とする金型形状の検討を行った。代表的な旋回羽根部品を選定し、その試作のための金型を設計した。本金型を用いて射出成型から焼結までを行い、単体における部品形状の試作を行った。試作したラジアルスワール、アキシャルスワールを図 3-1-2(2)c(a)-3 に示す。



(a)ラジアルスワール

(b)アキシャルスワール

図 3-1-2(2)c(a)-3 MIM で試作した燃焼器部品

単品部品の焼結結合性、焼結時の縮み量、テストピースによる材料特性データ取得などを行い、精密鑄造では不可欠であったロー付けや溶接によらず一体成型できる見通しが得られ、燃焼器部品を製造するうえでの MIM の有効性を確認した。

一方、DLD は図 3-1-2(2)c(a)-2 に示すようにレーザー照射にて部品下部からメタル粉末を溶融させて積層していく方法である。一体の削り出し加工も難しく、精密鑄造、MIM では中子などを工夫しても対応できないような複雑な形状の製造が、この DLD では可能である。DLD に適した部品として燃料噴射弁を選定した。当該部品は機能上、部品内部に複雑な形状をした燃料通路を形成する必要があり、DLD に適した部品であると考えられる。

複雑な形状の部品を DLD にて精度よく製作するためには、部品を積層させる姿勢が課題となる。本課題に対して、3次元 CAD とリンクさせた積層加工シミュレーションを行っており、積層姿勢の検討を行った。その積層姿勢に基づいて燃料噴射弁の試作を行った。試作した燃料噴射弁部品のスワーラ、燃料チューブを図 3-1-2(2)c(a)-3 に示す。試作することで、寸法精度、耐圧性に関するデータや金属粉末サイズによる寸法精度、表面粗度のデータを取得した。これにより、精密鑄造の中子では対応できない複雑な燃料通路を含めた一体成型の見通しが得られ、燃焼器部品を製造するうえでの DLD の有効性を確認した。

これらの結果から、従来の精密鑄造、ロー付けによる加工方法に比べて、対象部品の製造コストを 1/6 に低減できる見通しが得られた。



(a)スワーラ

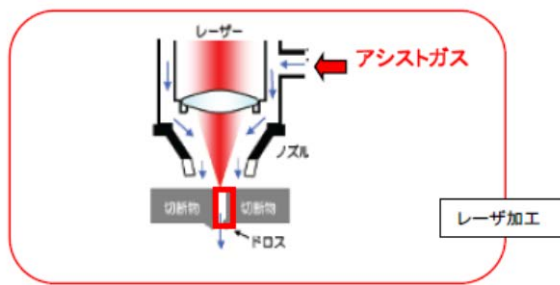


(b)燃料チューブ

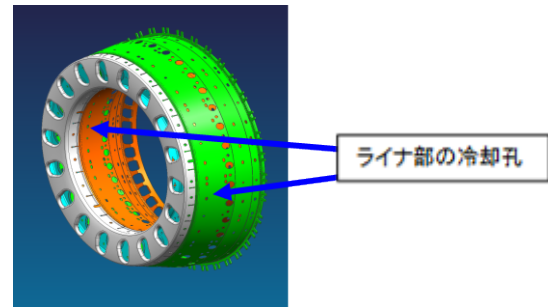
図 3-1-2(2)c(a)-3 DLD で試作した燃焼器部品

(b) ライナー

NEDO 助成事業においては、燃焼形態の 1 つとして部分過濃燃焼器の開発を行い、低 NO_x 性能を有する燃焼器を開発してきた。その成果を踏まえ、製造コストの低減に寄与するため、ライナーの多数の冷却孔加工について、レーザー加工などの高速化による低コスト製造技術の開発を行う。



レーザー加工
図 3-1-2(2)c(b)-1



ライナー冷却孔への適用箇所
図 3-1-2(2)c(b)-2

ライナーには多数の冷却孔加工が必要であるが、レーザーによる高速加工条件では熔融層等の品質を満足できず、加工時間が長くならざるを得なかった。また、エアフローテストによる最終機能確認が必要となり、高い加工コストの要因となっている。そのため、寸法精度、加工時間短縮の両立を図る高速加工技術を開発する。孔加工速度としては、現状の 1.5 倍以上とすることを目標とした。

レーザー加工の場合ではアシストガスの高圧化やノズル形状改良を初めとした工法改善により、熔融金属（ドロス）を高速除去し、高速加工・加工品質向上を両立するとともに、エアフローテスト回数を最小限とすることで、製造コストの低減を図る。（図 3-1-2(2)c(b)-1、-2）

高速加工の方策のひとつとして、加工時の切断面の熔融金属（ドロス）（図 3-1-2(2)c(b)-3）を高速除去するべく、加工部（レーザー切断幅部分）への空気流入量を可能な限り大きくする方法がある。このためには、加工部直上流のアシストガス全圧（ないし加工部への流入速度）を最大にしなければならないが、以下の課題がある。

- ・ 関係する加工パラメータの特定
- ・ 流れ場・全圧が決まる現象メカニズムの解明



良好な切断面例



不良な切断面例（ドロス付着）

図 3-1-2(2)c(b)-3 加工面のドロス

これらの課題解決の方策として以下が考えられる。

- （１）現状の基本加工条件におけるアシストガスの流れ場をシミュレーション解析で可視化し、加工パラメータを振り影響の度合いを推定する
- （２）現状加工速度にてテストピース加工の予備試験を実施し、切断評価等

により解析予測との比較検証を行う

- (3) 上記により解析モデルを改良するとともに重要な加工パラメータを明らかにして、これを最適化するための設計・シミュレーション解析を行う（ノズル形状、圧力等）
- (4) テストピース高速加工試験・切断評価にて高速加工の目途付けを行う

(1) のシミュレーション解析、(2) の予備試験を行った。解析例を以下に示す。(図 3-1-2(2)c(b)-4) アシストガスのおお半が加工面に沿って周囲に散逸し、ごく一部が切断部に流入することがわかる。また、切断部に至るまでの急激な速度低下が切断部における全圧損失につながっていることが考えられ、全圧損失を最低限とするスムーズな速度場の設計が重要となる。

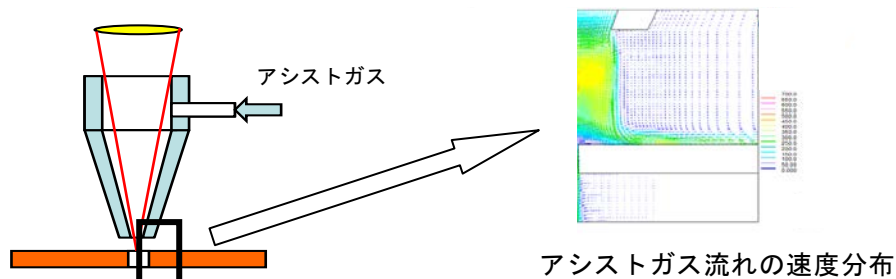


図 3-1-2(2)c(b)-4 アシストガス流れの解析例

以上から、主要パラメータとして以下を検討し、CFD解析により穴サイズ大小により2つのノズル先端形状を選定し、試作により加工面の確認を行った。

- ・アシストガスノズル先端形状
- ・アシストガスノズル～加工面の距離
- ・アシストガス圧

加工孔径小の場合として、加工部の局所的ガス圧・流量増大を狙いラバルノズルタイプを考案した。(図 3-1-2(2)c(b)-5)

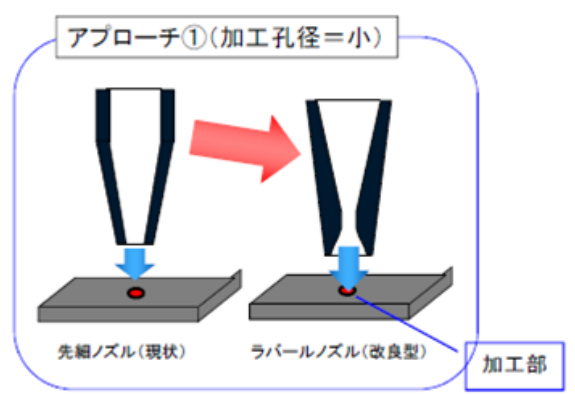


図 3-1-2(2)c(b)-5 加工孔径小のノズル形状

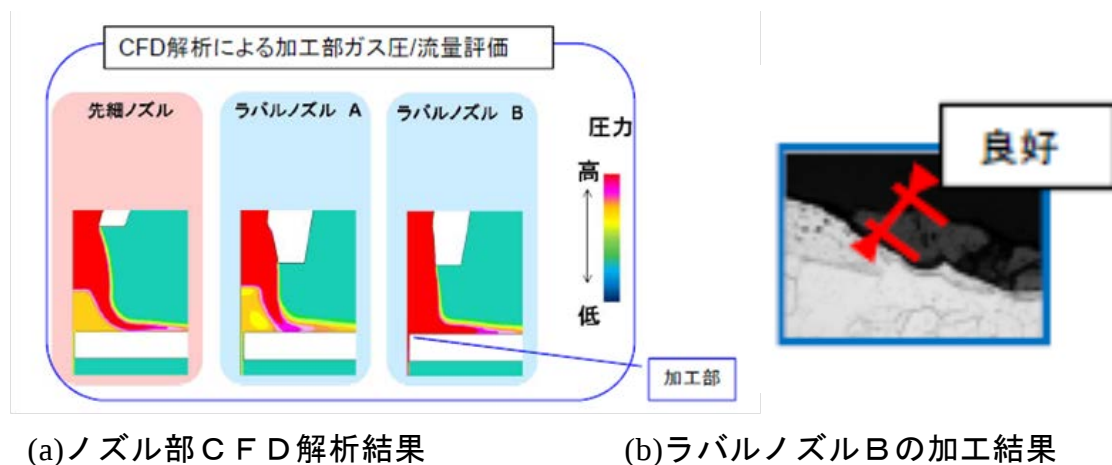


図 3-1-2(2)c(b)-6 ノズル部CFD解析と選定したラバルノズルBでの加工結果

CFDにより先細りノズル（現状）と比較検討した結果、ラバルノズルタイプBにより狙いどおり加工部が高圧となることを確認した。選定したラバルノズルタイプBにより実際に加工を行い、加工速度3倍でもミクロ品質が良好となることを確認することができた。（図 3-1-2(2)c(b)-6）

加工孔径大の場合として、アニュラノズルによる加工部の局所的ガス圧・流量増大を狙った。このアニュラノズルについてCFDにより検討した結果、加工部が高圧となることが確認できた。図 3-1-2(2)c(b)-7 にCFD解析結果と可視化計測結果を比較して示す。また、実際に加工した結果を図 3-1-2(2)c(b)-8 に示す。酸化/ドロス層厚さのミクロ品質について良好であることが確認できた。大径加工へのアニュラノズル適用により、加工速度5倍でもミクロ品質が良好であることを確認できた。（図 3-1-2(2)c(b)-9）

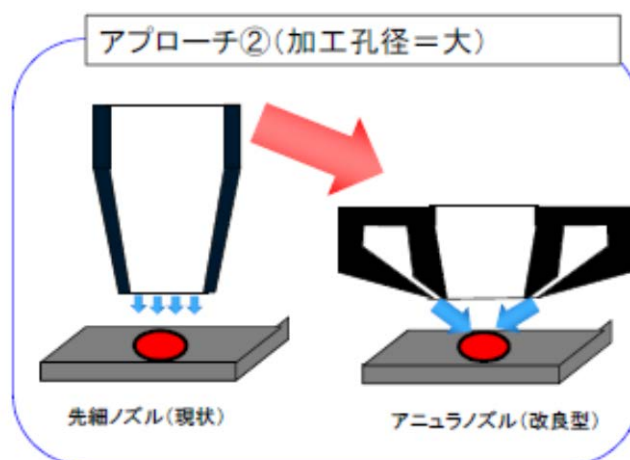


図 3-1-2(2)c(b)-7 加工孔径大のノズル形状

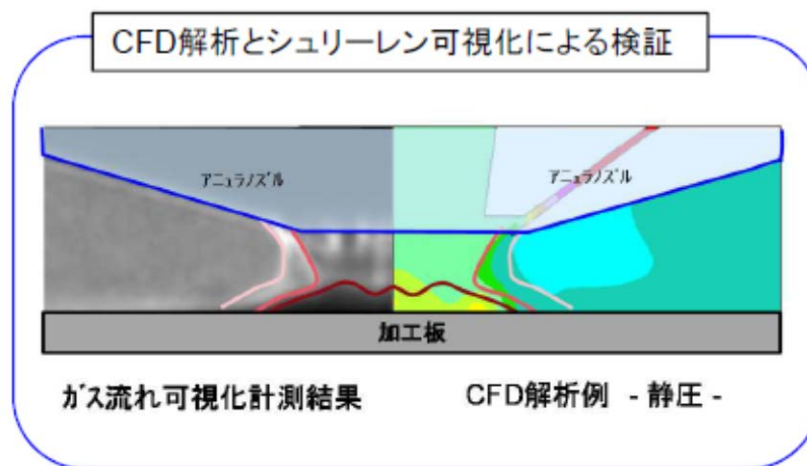


図 3-1-2(2)c(b)-8 アニュラノズル部 C F D 解析と可視化結果

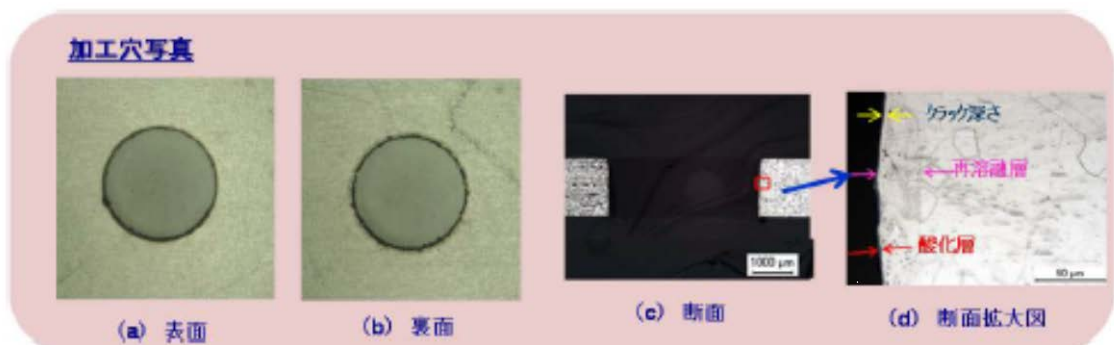


図 3-1-2(2)c(b)-9 アニュラノズルによる孔加工結果

これらの結果から、アシストガスノズルの改良により、孔加工速度＝現状の 3 倍以上が可能な目処を得ることができ、実用化により対象部品の製造コスト全体を約 1 割低減可能な見通しを得た。

d. 製造技術動向調査

製造技術の競争力の維持強化のため、内外の製造技術について動向調査を行い、将来取り組むべき製造技術の方向性を見極めることを目的とする。

方法としては下図に示すように学会誌や特許などの文献調査とベンダーへのヒアリングを中心に技術ニーズ、シーズの調査を行う。必要に応じて試作などの試験を実施した。技術選定はポートフォリオを作成して技術適用による改善効果、技術ニーズへのマッチングおよびコストなどの指標で評価を行った。選定された技術については試作や試作品の評価試験を行い、適用時の効果や技術開発における課題の洗い出しを行った。

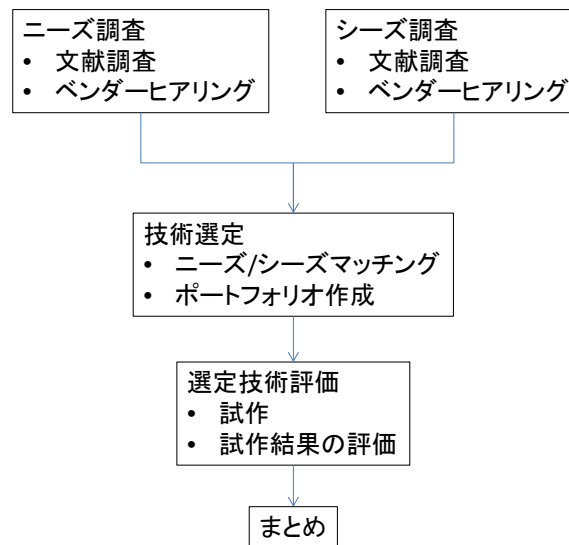


図 3-1-2(2)d-1 製造技術動向調査

	ピックアップした技術	開発 リスク	価値	独創 性	合計	備考
★ Additive Manufacturing	Laser Sintering	2	3	3	8	
	Electron Beam Melting	2	2	3	7	表面粗さでLaserに劣る
	Ultra sonic additive manufacturing	2	1	3	6	修理向きで新製品には向かず
	Laser Metal Deposition	2	1	3	6	修理向きで新製品には向かず
除肉加工	Lasercaving	3	1	1	5	
	Electrochemical Metal Removal	3	2	1	6	
	High-speed milling	2	2	1	5	
	Isogrid manufacturing	2	1	1	4	
表面処理	Laser shock peening	2	3	2	7	
	Ultrasonic Shot Peening	2	2	3	7	
★ 接合	Inductive high-frequency pressure welding	2	3	3	8	MTUで開発中
	通電拡散接合	2	3	3	8	
	ファイバーレーザー加工	2	2	1	5	
	アーク溶接自動化技術	2	2	3	7	
	耐熱接着剤	1	2	1	4	
仕上加工	異材摩擦圧接	3	1	1	5	
	精密バレル研磨加工	3	2	2	7	
	3次元ならいソリ取り	3	2	2	7	
加熱	レーザー平面瞬間加熱	2	1	1	4	
	ガラスヒーター	2	2	2	6	
計測	画像による平坦度測定	3	1	2	6	

図 3-1-2(2)d-2 技術ニーズ、技術シーズリスト

調査によってリストアップされた技術シーズ、ニーズを図 3-1-2(2)d-2 に示す。技術ニーズでは複合材や BLISK といった軽量化のために導入された技術に対するの低コスト製造技術および修理技術へのニーズが高いことがわかった。これらの軽量化技術の適用範囲拡大のため CFRP の耐熱性向上といった技術ニーズも出ている。また複合材やアルミ合金といった軽量部材を翼部品として使用する場合は耐摩耗性をカバーするためにシース部品が不可欠であり、このシース部品に対する低コスト化技術の技術ニーズも高いことがわかった。技術シーズはこれらの技術ニーズを受けたものが多く、High Speed Milling などの低コスト切削技術や IHFP (Inductive High Frequency Pressure) と

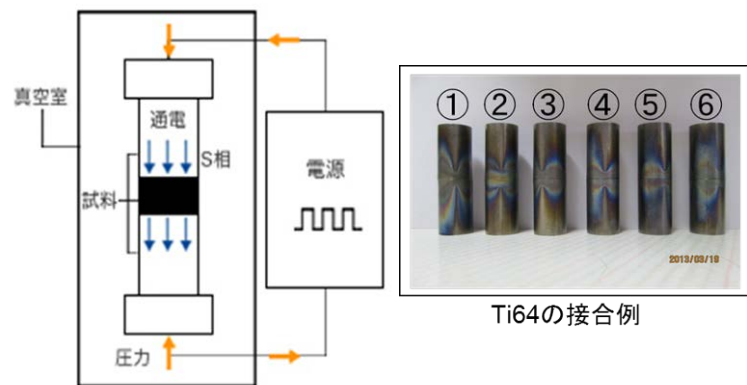
いった接合法による BLISK 修理技術、さらには LSP (Laser Shock Peening) など BLISK の整備性を改善する技術が開発されている。

また、金属粉末をレーザーで溶融、積層して成型品を得る手法では、近年になってファイバーレーザー採用などにより使用できる材料の種類や材料強度を増すことが可能となり、Additive Manufacturing として米国を中心に技術開発が活発になってきている。本補助事業で取り組んでいる DLD 技術もこの分野の 1 つであり、その取組の重要性が確認できる。

これらの調査結果から、有望技術として、Laser Sintering(Additive Manufacturing)、通電拡散接合を選定し、選定された技術のトライアルを含めた技術評価を実施した(図 3-1-2(2)d-3)。Laser Sintering では圧縮機静翼の 10 連翼の製作を試みた。Laser Sintering 後のサポート除去含めた後加工が必須であり、表面は鋳物肌よりも劣るものであった。強度的には十分なものであるが加工時間が長く、後加工の機械加工が必須で、この圧縮機静翼に適用するには更なる開発が必要である。通電拡散接合は、通電による接触抵抗で接合界面のみを加熱し拡散接合を行うもので、通所の加熱炉による拡散接合では数時間かかる接合を 2~3 分で行うことが可能である。炉を用いないため加工時間を圧倒的に短縮できるメリットがあり、大面積接合が可能になれば有効な製造技術である。現状の装置では接合可能面積が 20×20mm と小さいため、ブリスク修理等に用いるには更なる技術開発が必要で、パルス電流の制御による温度コントロールが課題となると思われる。



(a) Additive Manufacturing
(連翼試作品)



(b) 通電拡散接合概要

図 3-1-2(2)d-3 選定した技術の評価

3-1-3 特許出願状況等

特許、論文等の件数はゼロである。しかし、特に製造技術開発については特許として公開し公知のものとするよりも、競争力維持の観点からはノウハウとして秘匿すべきものもあり、これらの点を考慮した。

3-2 目標の達成度

表 3-2-1 に第2章で設定した目標・指標に対する個別要素技術の達成度を示す。

表 3-2-1 目標に対する成果・達成度

要素技術	目標・指標 (事後評価時点)	成果 (事後)	達成度 (事後)
インテグレーション技術開発			
・性能予測	・実データとの比較により、性能予測レベル向上度を確認	<u>エンジン性能</u> ; エンジン重量も加味した機体搭載時の燃料消費量を推算可能とする手法を考案 <u>主流巻き込み</u> ; シール部CFD解析の高速化と主流巻き込みモデルの改良によりシール効率などの予測精度が向上 (10pts)	達成 達成 達成
・構造解析	・実現象との比較により、破壊を伴う現象を定性的に再現できているか評価 ・温度予測精度 (寿命) の向上度を確認	<u>タンゲリング</u> ; 破断ひずみの速度依存性を考慮するなどの解析手法の改良を行い、予測精度を向上 <u>ファン異物衝突</u> ; モデル化範囲、異物モデルの引張強度を適切に設定し、大変形時の翼変形量の予測精度が大幅に向上 <u>キャビティ流れ</u> ; リグ試験機により流動機構を解明し、CFDを検証。流れ構造を温度予測に反映することで、精度が60%以上改善。	達成 達成 達成

低コスト製造技術開発			
・圧縮機部品	試作、評価により、寸法精度や低コスト化を確認	・複雑形状部品である連翼を MIM で製造、金型改良で寸法精度を確認、強度は鍛造材並で、コストも 60%削減と評価	達成
・フレーム部品		・板金化適用部位などの構造設計を行い、強度解析で成立性を確認、重量 10%減、コスト 6%減と評価	達成
・燃焼器部品		・燃料噴射弁について、DLD や MIM の適用部位を選定し、製造可能であることを確認、コスト 1/6 と評価	達成
・技術動向調査		・ライナーは、課題となるドロス除去に対し、アシストガスノズルの改良でレーザー孔加工速度向上（3 倍以上）を確認、コストも 1 割削減と評価	達成
		・文献調査等を実施し、有望技術として選定した加工技術（Laser Sintering、通電拡散接合）の試用を実施し有用性、課題を確認	達成
	直接運航費用（DOC）削減目標－15%への寄与度を確認 DOC 低減への寄与度として、各技術適用で +0.15%を指標とする	・これらの低コスト製造技術をエンジンに適用すれば、貢献度として DOC 低減+0.4%と見込まれる	達成

4. 事業化、波及効果について

事業化については、N E D O助成事業を含めプロジェクト全体に触れつつ、以下に記載する。

4-1 事業化の見通し

N E D O助成事業では、次世代小型航空機用エンジンの実用化に向けたエンジン完成機開発能力の獲得を目指しており、具体的には、図4-1-1に示すように、中大型エンジンに比べ、開発プログラムシェアの高い小型航空機の中でも最も小さな50席クラス用エンジンが主導的開発の可能性が最も高いと判断して選択した。

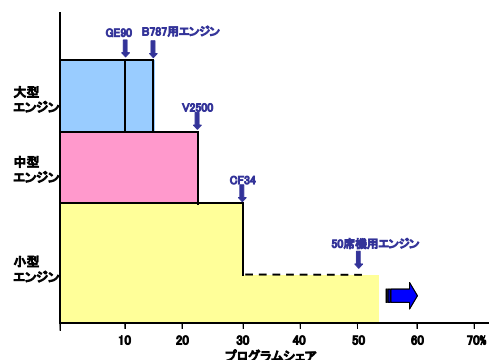


図 4-1-1 開発プログラムシェアの実績

小型航空機については、カナダ・ボンバルディア社とブラジル・エンブラエル社が世界市場を寡占する状況であった。特に50席クラスについては、ボンバルディア社が1992年にCRJ100（エンジンGE社CF34-3A）の型式証明を取得して世界で初めてリージョナル機を生産したが、4年後にエンブラエル社がERJ145（エンジンRR社AE3007A）の型式証明を取得して急速にシェアを伸ばした。米国を中心に50席機ブームの到来とも言える状況となり、CRJ100/200クラスが約1000機、ERJ145クラスが約900機と合わせて2000機近くが生産された。本プロジェクトの事業化にあたってはこれらの機体の代替需要を狙い、通常20年から25年で新しい機体に更新されている実状を踏まえ、2010年代後半には、この代替需要が立ち上がると予測し期待していた。

需要動向は経済状況やエアラインの経営状況などに大きく左右されるため、市場調査を継続的に進め、図4-1-2に示すように世界中のエアラインや機体メーカーならびに業界団体への訪問調査、業界関係者が一同に会するカンファレンスなどへの出席を通じて、市場の状況をいち早く把握することに努めている。図4-1-3に示すように、目標とする50席クラス小型航空機のエンジンは、推力1万ポンド（10klb）クラスであり、1990年代以降新たなエンジンの開発はないが、2008年頃に同じ推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジ

ジェット機の開発計画がいくつかアナウンスされていた。しかし、その後の世界経済状況の悪化から、機体開発計画は凍結されていたが、最近になってビジネスジェット機業界では回復の兆しが見え出し、中大型のビジネスジェット機開発ローンチ、エンジン選定が表明されている。



図 4-1-2 過去の市場調査で訪問した主要なエアライン

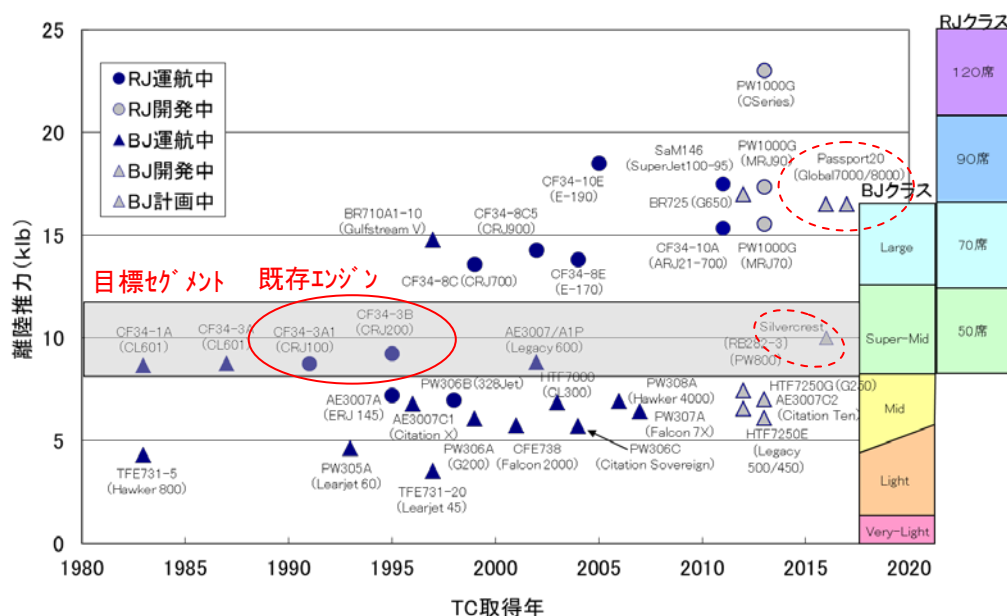


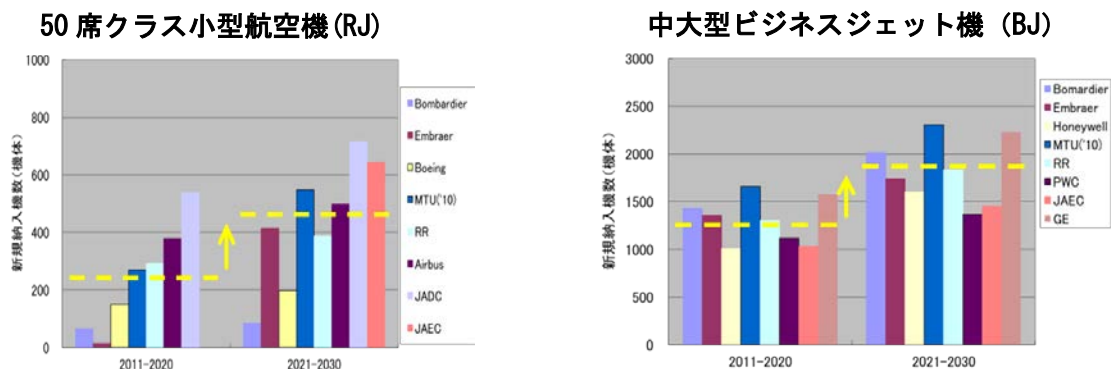
図 4-1-3 事業化目標セグメント

最近の各社市場予測によると、図 4-1-4 に示すように、目標とする 50 席クラス小型航空機（RJ：Regional Jet）は、今後 20 年間では期待するほどの需要は当面望めない状況となっている。

一方で、同推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジェット機（BJ：Business Jet）は、経済状況による変動はあるものの 10 年単位では一定の需要が見込まれている。実際、新たな BJ 機開発として、2010 年に Bombardier 社の Large Class/Long Range の Global7000/8000 がローンチされ、そのエンジンに GE 社の Passport20 の採用が決定されている。また、2012 年には Cessna 社の Middle Class

の Citation Longitude の開発がローンチされ、エンジンに Snecma 社の Silvercrest エンジンが採用されるなど、ビジネスジェット機業界では、中大型機を中心に新たな動きが見えつつある。

これらビジネスジェットへの派生も含めて考えれば、いわゆる推力 1 万ポンド（10klb）クラスエンジンの需要としては、今後 20 年の内、前半 10 年で 3000 台（機体 1500 機）、後半 10 年で 4500 台（機体 2250 機）程度の新規エンジン需要が予想されている。



推力 10klb クラスエンジン需要予測（括弧内は機体数）

	2011～2020	2021～2030
RJ用エンジン	440台 (220機)	880台 (440機)
BJ用エンジン	2620台 (1310機)	3640台 (1820機)
合計	3060台	4520台

図 4-1-4 市場予測

図 4-1-5 に研究開発計画とその後の事業化のシナリオを示す。エンジンは世界のマーケットを相手にし、且つリスクも大きいだけに、開発・量産・事業では海外メーカーと提携するのが通常となっている。さらに、10klb クラスのエンジンについて米国・GE 社、英国・RR 社、仏国・スネクマ社等も開発する動きがあり、ニッチな小型機市場で確実にシェアを確保するには、共同開発が得策である。従って、事業開始にあたってはパートナーを選定することになる。その場合でも、日本側は 50% 以上のシェアを持ち、日本主導の事業を目指す。事業リスクを見通しつつ、市場の動向を注視していく必要がある。より多くのシェアを獲得するためには、世界に先駆けて技術実証するとともにパートナーとの折衝も始めて、実機開発エンジンに本プロジェクトで取得した成果がより多く採用されることを十分に考慮し、バーゲニングパワーとして活用を図る。一方、実機開発におけるエンジン型式承認取得のための事前準備を視野に、NEDO 助成事業の第 3 期において耐久性評価技術として、材料スペックの確立ならびに材料データベース化を行うとともに、耐空性適合化技術としてエンジ

ン試験結果を通じて構造解析手法の精度向上を図っている。その際、FAA の DER (Designated Engineering Representatives) 相当のコンサルタントを雇ってエンジン型式承認取得に向けた作業指導を受けるなどの備えを行っている。

実機開発開始の判断は、機体メーカーによる次世代機の開発宣言という大きな旗が揚がる必要がある。実機開発計画書を確定させて、売価・販売機数及び総原価の見直しを基に、事業成立の目標を立てる。さらに、初期販売活動として、目標とする初期顧客（ローンチ・カスタマー）の確保が重要となる。その確保に際しては、これまで培ってきた V 2 5 0 0、C F 3 4 等のエンジン事業および整備事業ネットワークを最大限に活用する。

事業化を確実にするためには十分なコスト競争力の付与が重要であり、製造費および実機開発費等のコストダウンが必須である。製造費や整備費においては、段数・部品点数削減や低コスト製造法を基本手法としてコストダウンを図り、直接運航費用トータルで検討している。一方、実機開発費においては設計費およびリグ試験費が大きく、設計データベースはもとより試験装置等、本プロジェクトの成果を最大限活用できる。

一方で、ビジネスジェット機業界では、将来の需要増を見込むなど回復の兆しが見え出し、小型航空機相当の推力クラスのエンジンを搭載する中大型ビジネスジェット機の開発計画が明らかにされていることは、上述のとおりである。これに対して、本プロジェクトで得られた研究開発成果を早期に活用できる絶好の機会として捉えるとともに、将来の小型航空機用エンジンへの派生型ともなりうるものであり、参入への足掛かりとするためにも、このビジネスジェット機用エンジン事業に対して、必要な措置を執っているところである。

以上に述べてきたように、昨今の燃料価格の高止まり、不安定な経済環境、対象とする小型機の将来需要機数予測の状況などの外的要因から、現状では実機開発へ打って出る環境には無く、事業リスクが非常に高いと言える。他方、本補助事業に参加の重工 3 社が培ってきた航空機エンジンの個別要素技術の開発に関しては一定の成果を上げ、海外の主要な航空機エンジンメーカーからも高く評価され、国際共同開発の場で成果の一部については実機への適用も進みつつある。こうした状況を勘案すると、個別要素技術の更なる競争力強化により国際共同開発でのより一層の役割拡大、地位向上につながる地道な研究開発活動を継続し力を蓄えていくことが重要と考えられる。

本補助事業で開発された技術については、国際共同開発にて担当する部位に活用可能なものであり、インテグレーション技術開発の各技術は、低圧系の設計に直接的に活用できる。同様に低コスト製造技術開発の各技術は、エンジン重要部位である高圧圧縮機、燃焼器に直接的に活用できる。このように、国際共同開発事業へ得られた成果を早期に活用していくことが可能である。

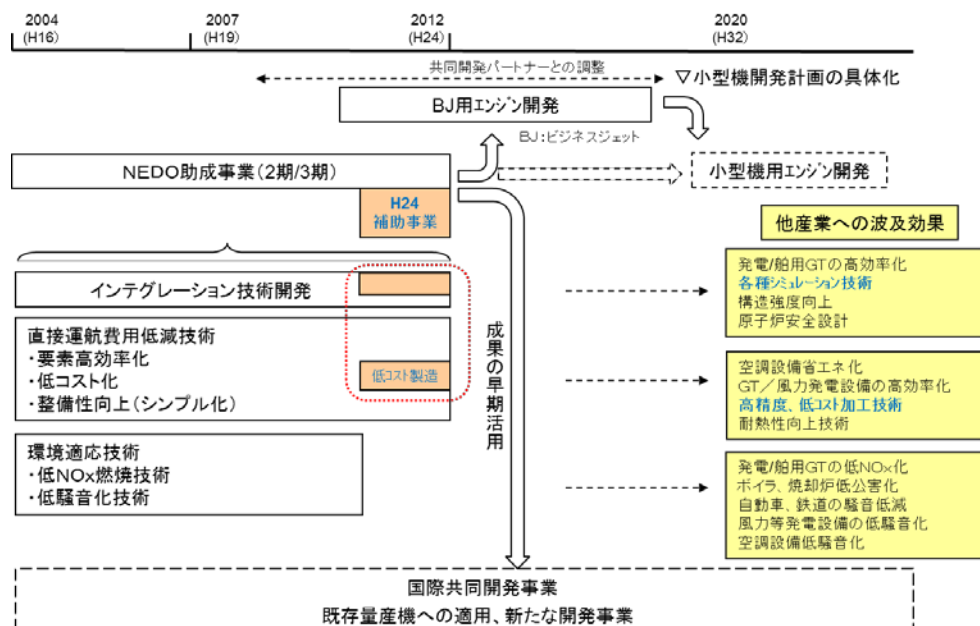


図 4-1-5 事業化のシナリオ

4-2 波及効果

航空機産業は、極めて先進的な技術が最初に投入される高付加価値産業であるとともに、関連する技術の裾野が極めて広く、多方面の産業分野に波及可能である。本事業も例外ではなく、輸送機器製造業、エネルギー産業、素材産業等に波及効果が期待できる。さらに、世界市場ニーズを踏まえたシステム統合技術、我が国が得意とする低コスト製造技術の開発という自主的・自己完結型研究開発という点で、世界に通用する技術者人材を育成するのに役立っている。

以下に、平成24年度補助事業における技術開発テーマ毎に波及効果を示す。

(1) インテグレーション技術開発

どの技術も発電ガスタービン/船用ガスタービンへの波及は無論であるが、ファンへの異物衝突時の破壊過程のシミュレーションについては、同様に異物衝突の危険に晒される風力発電/航空機用プロペラの変形予測は勿論、車両衝突解析にも技術波及できる。低圧タービンのタングリング解析技術も、風力発電/航空機用プロペラの変形予測は勿論、車両衝突解析にも技術波及できる。

(2) 低コスト製造技術開発

本研究開発で取り組んだ低コスト製造技術開発は、発電ガスタービン/船用ガスタービンの各部品製造へ波及することは無論であるが、圧縮機静翼のMIMや、燃焼器部品の低コスト化技術として取り組んだDLDは、複雑な構造のものをニアネット化で、高い寸法精度の最終部品形状を製造できる方法で、かつ大量生産を可能とする技術であり、自動車をはじめとした他産業への技術波及が可能である。また、燃焼器ライナーの低コスト化技術として取り組んだレーザー孔開け加工についても広く他産業へ波及可能である。

5. 研究開発マネジメント・体制・資金・費用対効果等

5-1 研究開発計画

「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトは、経済産業省の施策に基づいて、NEDO技術開発機構の制度のもとに、第1期（フィージビリティスタディ）、第2期（要素技術開発）、第3期（エンジン要素技術実証開発）とフェーズを経て実施されている。（NEDO助成事業）

一方で昨今の社会情勢として円高の進行により国内の電力供給制約等を受けて、製造業の海外移転の加速が懸念されるなか、航空機産業のサプライチェーンを担う国内製造業の国際競争力強化を図るため、革新的な低コスト製造技術の開発の必要性や国際共同開発での役割拡大との重要性から、NEDO助成事業の成果を基に、平成24年度の経済産業省の補助事業として本研究開発を実施している。研究項目としては、「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」プロジェクトの目的である、完成機開発能力の更なる向上および直接運航費用低減に資するものとして、インテグレーション技術開発、低コスト製造技術開発の2つに注力して実施されている。現在の航空機エンジンメーカーに置かれた、上述のような社会・経済環境に即した事業内容となっており適切な対応が成されている。

表5-1-1に計画線表を示す。具体的な実施内容は、インテグレーション技術開発では将来の市場動向の変化に対応できるようエンジン派生型の検討や、実機の開発、設計の過程で必須となるエンジン性能管理およびエンジン重量管理のために、エンジン全体性能、重量の予測技術の高度化、エンジン性能を左右する2次空気の予測技術の研究開発を行っている。更に、安全上必要となる設計技術である低圧タービンのタングリング、ファンの異物衝突の衝撃解析技術の開発を行っている。このように、エンジンを取り纏めていくうえで必須な技術が選定されている。

低コスト製造技術では、MIM（Metal Injection Molding：金属射出成型）のより複雑な形状への適用や、高コストな大物の鋳物フレーム部品の板金化率向上による低コスト化、燃焼器部品では燃料噴射弁やライナーの製造加工技術の低コスト化技術に取り組んでいる。更に、昨今の製造技術の動向を調査し、有望技術の洗い出しを行っている。本研究開発で取り組む低コスト製造技術は、国際共同開発での実機への適用を念頭に実施され、また将来に備えた製造技術調査を行う計画となっていて、適切なものである。

表 5-1-1 平成24年度補助事業研究計画

	6月	7月	8月	9月	10月	11月	12月	1月	2月	3月
(ア)インテグレーション技術開発 a. エンジン性能予測技術		計画 →	エンジン重量予測 データ収集/予測方法検討 →	検証、改善 →						
			エンジン性能予測 解析合わせ込み →	検証、改善 →						
			機体搭載時 燃料消費量予測方法検討 →	解析ツール作成、修正 →			ケーススタディ →			評価 →
		計画 →	2次空気予測 主流巻き込み予測モデル検証 →	主流巻き込みモデル改修 →						評価 →
			主流巻き込み CFD解析実施 →							評価 →
b. 構造解析技術		計画 →	タンゲリング解析手法の検討、改善 →				実事象との比較検証、改善 →			評価 →
		計画 →	ファン翼 衝撃破壊解析手法の検討、改善 →				実事象との比較検証、改善 →			評価 →
		計画 →	2次空気キャビティ流れ場の伝熱解析手法検討 →				比較検討 →			評価 →
						モデル試験によるデータ取得 →				
(イ)低コスト製造技術開発 a. 圧縮機部品製造技術		計画 →	バインダ、金型改良、試作、寸法、強度確認 →							評価 →
			材料データ取得試験 →							評価 →
b. フレーム製造技術		計画 →	板金化検討 →	軽量構造設計検討 →			実現性検討 →			評価 →
c. 燃焼器製造技術 (a)燃料噴射弁		計画 →	MIM、DLD製作可能部位の検討 →				製造工程検討・試作・寸法確認 →			評価 →
(b)ライナー		計画 →	加工装置・加工条件の改良検討 →				試作・加工品質及び機能確認 →			評価 →
d. 製造技術動向調査		計画 →			ニーズ/シーズ調査 →			技術選定 →		評価 →

5-2 研究開発実施者の実施体制・運営

平成24年度の本補助事業については、先のNEDO助成事業の構成メンバーである、航空機エンジンメーカーの重工3社、株式会社IHI、川崎重工業株式会社、三菱重工業株式会社を維持し、コンソーシアムを組んで、公募による選定審査手続きを経て決定された。また、共同研究先として、九州大学、東京理科大学が参加している。

研究開発の実施に当たっては、株式会社IHIを幹事会社として全体取り纏めを行うとともに、外部有識者からの知見を頂くために技術委員会を設置している。

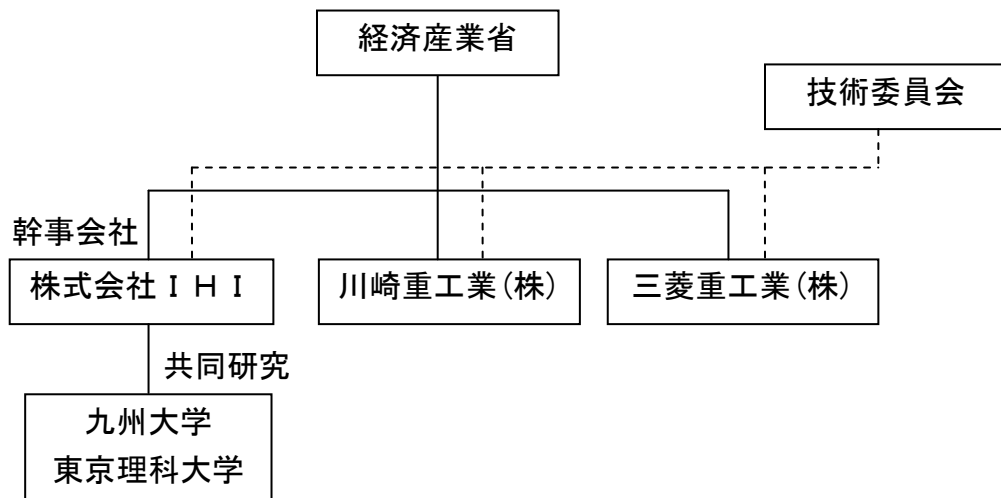


図 5-2-1 研究開発実施体制

表 5-2-1 技術委員会委員名簿

	氏名	所属
委員長	河野 通方	(独) 大学評価・学位授与機構 教授 東京大学名誉教授
委員	渡辺 紀徳	東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授
委員	津江 光洋	東京大学 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 教授

表 5-2-2 に実施体制における各機関の役割分担を示す。重工各社ともに、NEDO助成事業で取得した技術成果をベースとして、本研究開発を実施している。株式会社IHIは、幹事会社として全体取り纏めを行うとともに、本プロジェクトにてエンジン全体設計を実施していることから、インテグレーション技術に関連して、エンジン性能予測や構造解析の高度化に取り組むとともに、低コスト製造技術開発では、NEDO助成事業で成果が出ているMIMのより複雑な形状部品への適用拡大、高コストな大物フレームの低コスト化に取り組んでいる。燃焼器部品の低コスト化では、NEDO助成事業にて低NOx目標を満足

する燃焼器が開発され、各々担当した希薄燃焼方式（川崎重工業株式会社）、過濃燃焼方式（三菱重工業株式会社）を対象に研究開発を実施している。希薄燃焼方式では燃料噴射弁部品を、過濃燃焼方式ではライナー部品を対象として低コスト製造技術に取り組んでいる。また、学術研究機関の協力を得て効率的な研究開発を推進するために産学連携として、九州大学とは MIM の焼結過程の基礎データ取得、東京理科大学とは主流巻き込みの CFD 解析で、その分野の第一人者との共同研究を実施している。

表 5-2-2 役割分担

機関名	テーマ名	実施内容
株式会社 I H I	・インテグレーション技術開発 ・低コスト製造技術開発 a. 圧縮機部品製造技術 b. フレーム製造技術 d. 製造技術動向調査	幹事会社として全体取り纏め。インテグレーション技術開発のエンジン性能予測技術、構造解析技術および圧縮機部部品の MIM、フレームの板金化率向上および製造技術の動向調査を実施。
川崎重工業株式会社	・低コスト製造技術開発 c. 燃焼器部品製造技術	燃焼器の構成部品である燃料噴射弁について MIM、DL D を適用した低コスト製造技術開発を実施。
三菱重工業株式会社	・低コスト製造技術開発 c. 燃焼器部品製造技術	燃焼器の構成部品であるライナーの冷却穴加工について低コスト製造技術開発を実施。
九州大学	・低コスト製造技術開発 a. 圧縮機部品製造技術	MIM の焼結過程の基本特性取得を実施。
東京理科大学	・インテグレーション技術開発 a. エンジン性能予測技術	主流巻き込みの 2 次空気の内 部流れの CFD 解析を実施。

5-3 資金配分

評価対象事業に係る経費及び補助金交付額は下記の通りである。経費の内訳は表 5-3-1 の通りであり、1/2 の補助事業である。試作、強度評価などが必要な低コスト製造技術開発に厚く資金配分を行い対応している。

平成 24 年度政府予算額（補助金交付申請額）

99 百万円

表 5-3-1 平成 24 年度資金配分（政府予算額）

	配分額（百万円）
インテグレーション技術開発	24
低コスト製造技術開発	75
合計	99

5-4 費用対効果

参加している重工メーカー 3 社は、航空エンジン分野の研究開発を継続的に実施し豊富なデータおよび設備を有しており、本研究開発において活用することが可能であり、費用面において効率的に事業を推進することができる。

インテグレーション技術開発は、全機開発能力の更なる向上を狙って実施しているもので、本研究開発で実施したエンジン性能解析技術の向上、タングリング、ファンの FOD 時の構造解析技術の高度化は、開発段階で必要となる FAA（米国連邦航空局）の認証取得を進めるうえで必須な技術であり、より高度な設計取り纏め能力を必要とする部位への参入、国際共同開発における我が国の役割拡大に通じるもので、その費用対効果は非常に大きいと言える。

また、低コスト製造技術開発は、我が国のものづくり力向上へと導くもので、その重要性は非常に高く、十分な費用対効果を期待できる。MIM等の先進的な製造技術の開発に取り組み、その技術レベルを向上し適用へ向けて加速できることで、その費用対効果を十分に期待できる。フレームでは、海外に依存せざるを得ず製造費用の海外流出ともなっている航空エンジン用の特殊材料による大型鋳物フレームについて、この構図から脱却し国内生産を可能とする製造技術となるもので非常に重要である。これらの先進的な製造技術だけでなく、燃焼器ライナーの穴開け加工の低コスト化は現場からの課題解決へのアプローチであり早期展開が可能なもので、費用対効果を十分に期待できる。また、本研究開発ではプロジェクト目標の 1 つである、直接運航費用－15%への貢献を狙っている。その効果は各低コスト製造技術開発デマの成果を総合して考えると、およそ 0.15%と想定されるが、1 年の研究期間と低コスト製造技術開発に配分した予算額からすると十分な費用対効果と考えられる。

5-5 変化への対応

本補助事業期間において、特段の対応を要する情勢の変化などは起きていない。