

# 「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

## 事後評価

## 事業原簿【公開】

作成者	新エネルギー・産業技術総合開発機構 技術開発推進部
-----	------------------------------

## —目 次—

### 概 要

#### プロジェクト用語解説集

I. 事業の位置付け・必要性について .....	I- 1
1. NEDO の関与の必要性・制度への適合性.....	I- 2
1.1 NEDO が関与することの意義.....	I- 2
1.2 実施の効果 .....	I- 2
2. 事業の背景・目的・位置付け .....	I- 3
II. 研究開発マネジメントについて .....	II- 1
1. 事業の目標 .....	II- 1
2. 事業の計画内容 .....	II- 7
2.1 研究開発の内容 .....	II- 9
2.2 研究開発の実施体制 .....	II-19
2.3 研究開発の運営管理 .....	II-23
2.4 研究開発の実用化・事業化に向けたマネジメントの妥当性 .....	II-26
3. 情勢変化への対応 .....	II-27
4. 中間評価結果への対応 .....	II-32
5. 評価に関する事項 .....	II-33
III. 研究開発成果について .....	III- 1
1. 事業全体の成果 .....	III- 2
1.1 研究開発の経緯 .....	III- 2
1.2 目標の達成度 .....	III- 5
1.3 成果の意義 .....	III-11
1.4 成果の普及、広報 .....	III-11
2. 研究開発項目毎の成果 .....	III-13
2.1 第2期成果 .....	III-13
2.1.1 直接運行費用低減技術 .....	III-13
2.1.1.1 シンプル・高性能化設計技術 .....	III-13
2.1.1.2 インテリジェント化技術 .....	III-31
2.1.2 環境適応技術 .....	III-35
2.1.2.1 シンプル低騒音化技術 .....	III-35
2.1.2.2 シンプル低NO <sub>x</sub> 燃焼技術 .....	III-43

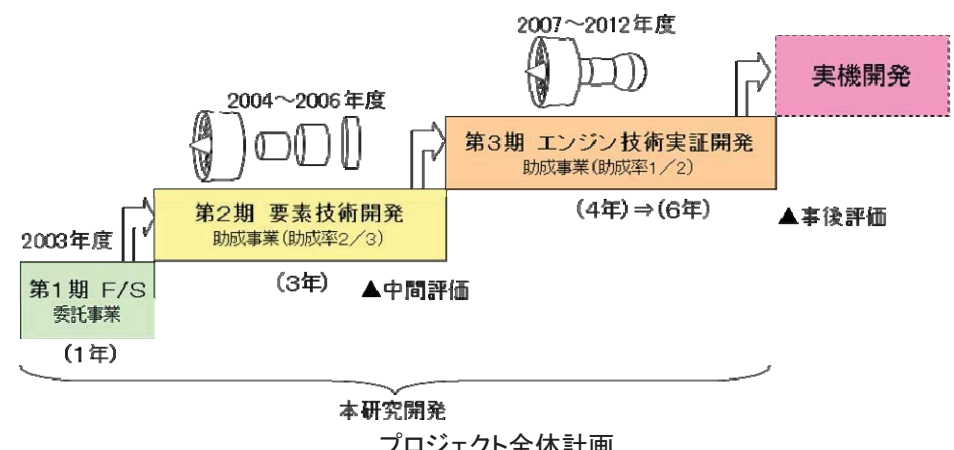
2.1.3 エンジンシステム技術 .....	III-53
2.1.3.1 目標エンジン基本設計 .....	III-53
2.1.3.2 市場・技術動向調査 .....	III-65
2.2 第3期成果 .....	III-71
2.2.1 インテグレーション技術開発 .....	III-71
2.2.1.1 エンジンシステム特性向上技術 .....	III-71
1) 全体システムエンジン実証 .....	III-71
2) 関連要素実証 .....	III-123
2.2.1.2 耐久性評価技術 .....	III-157
2.2.1.3 耐空性適合化技術 .....	III-161
2.2.2 市場・技術動向調査 .....	III-173
IV. 実用化・事業化に向けての見通し及び取り組みについて .....	IV-1
1. 実用化・事業化に向けての見通し及び取り組みについて .....	IV-2
1.1 成果の実用化可能性 .....	IV-2
1.2 波及効果 .....	IV-6
1.3 実用化までのシナリオ .....	IV-7

(添付資料)

イノベーションプログラム基本計画  
プロジェクト基本計画  
技術戦略マップ  
特許論文リスト

概要

改訂日	平成25年 7月17日
作成日	平成18年 4月20日

制度・施策 (プログラム)名	経済産業省・民間航空機基盤技術プログラム 経済産業省・航空機・宇宙産業イノベーションプログラム ・エネルギーイノベーションプログラム		
事業(プロジェクト)名	環境適応型小型航空機用エンジン研究開発	プロジェクト番号	P03030
担当推進部/担当者	技術開発推進部 / 草川剛 (平成22年4月～平成25年3月) 機械システム技術開発部 / 小見淳介 (平成19年4月～平成22年3月) 機械システム技術開発部 / 水谷智昭 (平成16年7月～平成19年3月) 機械システム技術開発部 / 西出重人 (平成15年4月～平成16年6月)		
0. 事業の概要	<p>世界の航空需要は今後10年間で現在の約1.7倍、20年間で約2.5倍の規模に増加すると予測されていた。なかでも100席機以下のいわゆるリージョナルジェット機は、ターボプロップ機の代替や新規路線の開拓によって、これまでの10年間で運航機数は約3.2倍の伸びを記録し、今後20年間で現在の約3.4倍の規模に増加すると予想されていた。これに搭載される小型航空機用エンジンについても機体と同様の市場規模の増加が期待されており、今後着実に市場が見込まれる分野と考えられていた。中でも現在就航している50席機は、1990年代に市場投入が開始されたものであり、2010年代中頃には代替需要が立ち上がることが予想されていた。</p> <p>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た。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、環境適合性要求に加えて、取得費、整備費、燃料費で構成される直接運航費用の低減要求が厳しく、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であった。</p> <p>本プロジェクトは、我が国主導のエンジン完成機開発の実現に向け全機開発能力の獲得を目指すとともに、エネルギー需給構造の高度化を図る観点から行ったものである。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した。</p> <p>本プロジェクトは、以下の各期で構成される。</p> <p>①第1期; 航空機用エンジンの動向調査(技術・市場等)及びエンジン要素技術検討を実施する。</p> <p>②第2期; クリティカル特性のエンジン条件模擬試験実施による、革新的なエンジン要素技術コンセプト成立性を確認するための要素技術開発を実施する。</p> <p>③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。</p> 		

<p>I. 事業の位置付け・必要性について</p>	<p>航空機用エンジン技術は、国家の戦略技術との位置づけから、欧米先進各国では政府支援のもと不断の研究開発が進められている。米国においてはUEET(Ultra Efficient Engine Technology)プログラムが推進されており、超音速機を含めて広く航空機用エンジンへの適用を狙って、排出物低減、要素高性能化、先進耐熱材料等の分野で革新的技術開発が進められている。また、欧州においても亜音速機用エンジン向けに、高性能で環境適応性、信頼性・整備性に優れ、かつ低コストをねらいとした革新的要素技術の研究開発プロジェクトEEFAE(Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)が進められ、2005年にはエンジン技術実証が行われている。</p> <p>一方、我が国においても、1999年から、エネルギー使用効率の向上を図りつつ、NOx排出物の抑制、離着陸時騒音の低減等、環境適合性向上を実現する次世代超音速輸送機用エンジンの基盤技術開発(ESPRプロジェクト)が開始され、2004年には排気ジェット／ファン低騒音化技術、低NOx燃焼器技術、先進単結晶合金をはじめとする先進耐熱材料、高温部冷却技術などをエンジン試験等で実証し世界トップレベルの基盤技術を修得した。</p> <p>以上のように、欧米先進各国が航空機用エンジンの革新的技術開発に取り組む中、本プロジェクトでは、ESPRプロジェクト成果を有効に活用・発展させ、小型航空機用エンジンの直接運航費用低減や環境適応性向上に関する実用化技術開発に取り組んでいる。</p> <p>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」(旧:「民間航空機基盤技術プログラム」)のもとで実施されている。このプログラムは、民間航空機関連技術について、平成24年度(2012年度)までに、材料・構造・システム関連等の中核的要素技術力の一層の強化・保持、機体及びエンジンの完成機開発能力の獲得、また、こうした基盤技術力の維持・向上、これらを用いた航空機・エンジン等の国際共同開発への参画、並びに環境適合等の要請に対応した民間航空機及びエンジン開発への取組を通じて、我が国航空機関連産業の発展を目指すことを目標としている。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による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づけられているものである。本研究開発が所期の成果を達成することにより、プログラム目的の実現に大きく貢献することが期待される。</p> <p>また、我が国の科学技術基本計画において、航空機は、国民生活を支える基盤技術として、「社会基盤」分野に掲げられており、その中で、航空機・エンジンの全機インテグレーション技術が、重要な研究開発課題のひとつとなっている。さらに、重要な研究開発課題の中から今後5年間に集中投資すべき科学技術として、急速に高まる社会・国民のニーズに迅速に対応すべきもの、国際競争を勝ち抜くために不可欠なもの、国主導の大規模プロジェクトで国家的な目標と長期戦略を明確にして取り組むものとして選定された戦略重点科学技術である、「新需要対応航空機国産技術」に本研究開発は、含まれる。</p>
---------------------------	---

## II. 研究開発マネジメントについて

### 事業の目標

#### 1. 全体目標

平成24年度までに、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)、騒音、NOx等の環境負荷対応に優れた環境対策技術、インテグレーション技術、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の研究開発・実証を行う。

本プロジェクトを構成する各期の目標を以下に示す。

#### 2. 第1期目標

小型航空機用エンジンの動向調査結果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。

#### 3. 第2期目標

将来的な市場要求を満足する小型航空機用エンジンに必要となる要素技術を確立する。具体的には、開発された要素技術を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、採用すべき候補技術・候補要素の絞り込みを行い、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ことを目標とする。

[エンジン仕様目標値]

##### ・直接運航費用の削減(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%削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

#### 4. 第3期目標

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。

[エンジン仕様目標値]

##### (1) 直接運航費用の削減(エンジン寄与分)

現在運行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%削減可能なエンジン仕様であること。

##### (2) 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

事業の計画内容	主な実施事項	第1期 15年度	第2期 16～18年度	第3期 19～24年度	
	フィージビリティスタディ				
	要素技術開発				
	エンジン要素技術実証開発				
開発予算  (助成金ベースの実績額で示す。NEDO管理費除く。単位:百万円)	会計・勘定	第1期 15年度 (100%)	第2期 16～18年度 (助成:2/3)	第3期 19～24年度 (助成:1/2)	総額
	一般会計	0	0	0	0
	特別会計(高度化)	240	4,847	4,565	9,652
	総予算額	240	4,847	4,565	9,652
開発体制	経産省担当原課	製造産業局 航空機武器宇宙産業課 産業技術環境局 研究開発課			
	幹事会社	株式会社 IHI			
	助成先(*委託先が管理法人の場合は参加企業数も記載)	株式会社 IHI 川崎重工業株式会社 三菱重工業株式会社 財団法人日本航空機エンジン協会(参加3社) 超音速輸送機用推進システム技術研究組合(参加3社) 〈共同研究〉独立行政法人宇宙航空研究開発機構、その他			
中間評価結果への対応	第3期研究開発の基本計画および実施方針に反映				
情勢変化への対応	<p>第2期 研究開始以来継続している海外市場・技術動向調査ならびに機体メーカーとの情報交換等の結果から、エンジン仕様目標値、要素技術課題など本プロジェクトの基本計画について、特段の変更を要する情勢変化は発生しなかった。</p> <p>第3期 経済危機、燃料価格高騰に伴い燃費重視型のエンジン仕様への変更の必要性及び50席機を取り巻く市場環境の変化から、燃費重視仕様の高圧力比化で課題となる圧縮機および燃焼器の実証へ実施内容の変更を実施し、基本計画の見直しを行った。</p>				
Ⅲ. 研究開発成果について	<p>1. 達成状況</p> <p>1.1 中間目標の達成状況 (注:第2期目標を中間評価目標(中間目標)として達成状況を以下に記述する。)</p> <p>(i)第1期 次世代小型航空機用エンジンの動向調査およびエンジン要素技術検討を実施することにより、将来的に要求されるエンジンシステム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研究開発計画を立案した。</p> <p>(ii)要素技術開発(第2期) 第1期で立案された研究開発計画に基づき、要素技術開発を実施した。環境適応技術の開発においては、環境適応性の向上に関する目標(ICAO規制値(2006年適用))に対して、-20dBの低騒音化(現状からファン騒音を-3dB低減、ジェット騒音を-2dB低減)、ICAO規制値(2004年適用)に対して、-50%の低NOx化)を達成できる見通しを得た。また、直接運航費用低減技術およびエンジンシステム技術の開発においては、直</p>				

接運航費用の低減目標-15%を達成した。

## ① 環境適応技術

### (ア) 低騒音化技術

ファン騒音の低減について、スweep/リーンを適用して効率低下なく部品点数削減/軽量化/低騒音化をはかる一体型出口案内翼(OGV)技術を開発した。また、高流量化/低騒音化を併せ持つスweep動翼技術も開発した。これらの一体型出口案内翼技術およびスweep動翼技術で-3.8dBの騒音低減を達成した。

また、ジェット騒音の低減について、コアノズルに装着する小型軽量のノッチノズル技術を開発した。CFD解析等によりジェット騒音を-2dB低減できる見込みを得られた。

小型航空機用エンジンの離陸・着陸時のサイクルに基づき、上記のファン騒音低減量、ジェット騒音低減量を元に騒音評価を実施した。最終的にはICAO規制値(2006年適用)に対し-21dBを実現でき、目標達成を達成した。

### (イ) 低NOx化技術

従来の拡散燃焼器をベースとしつつ、部分的に予混合希薄燃焼を導入した「部分希薄燃焼技術」、部分的に過濃燃焼/希薄燃焼を導入した「部分過濃燃焼技術」および急速混合燃焼を導入した「急速混合燃焼技術」を開発した。セクター燃焼器リグ試験を実施して、ICAO規制値(2004年適用)に対して50%以上のNOx低減効果を確認でき、目標を達成できた。平成18年度において、CO、未燃炭化水素やスモーク等の排出物特性も試験により確認し、かつコストや重量等を検討・評価して、低排出物、安定燃焼特性および低コストを同時に満足できる「急速混合燃焼技術」を選定した。さらに、選定された燃焼器形態でエンジン模擬条件のフルアニュラー燃焼器リグ試験を行い、目標NOx排出量の確認を行い、目標を達成した。

## ② 直接運航費用低減技術

### (ア) ファン部

ハブ側高圧力比化により低圧圧縮機を削除できる「ゼロハブファン技術」などを開発した。ゼロハブファン分離型のリグ試験で、ハブ側高圧力比1.65、高流量化、高効率化を確認して目標を達成するとともに、ゼロハブファンによるシンプル化構造設計技術を取得できた。また、ファン部の耐衝撃性および振動特性の成立性を構造解析により確認できた。性能向上の見込めるゼロハブファン一体型での試験を実施し、高性能化技術を取得した。

### (イ) 圧縮機部

圧縮機段数を削減できる3次元翼技術および翼先端隙間流れを抑制する「ディフューザパッセージ動翼技術」を開発した。ベース形態の高負荷多段圧縮機の試作/試験により、6段相当で圧力比12以上(従来技術では10~12段)を確認して目標を達成するとともに、3次元翼技術によるシンプル化構造設計技術を取得できた。また、ディフューザパッセージ動翼技術の有効性をCFDで確認した。上記二つを組合せて翼・通路形状を適正化した多段圧縮機では、さらに性能向上が見込めることをCFDで確認しており、試験実証により高性能化技術を取得した。

### (ウ) タービン部

高圧タービンについて、「衝撃波との冷却空気干渉損失低減技術」、「動翼先端隙間流れ流れ低減技術」等を開発した。冷却空気の吹き出し位置調整による衝撃波との干渉抑制効果、およびチップ・バンド動翼技術による動翼先端隙間流れ制御について、CFD解析により各々の技術の効率改善効果を確認し、高性能化技術を取得できた。

低圧タービンについては、「高揚力化翼設計技術」、「カウンターローテーション対応翼設計技術」等を開発した。揚力係数を10%高めた形態のリグ試験を実施し、効率改善、10%程の翼枚数を削減できることを確認して高揚力化翼適用によるシンプル化構造設計技術を取得できた。また、スワールを有効活用し、かつ衝撃波との干渉損失を低減させるカウンターローテーション対応翼を設計してCFD解析で効率向上を確認し、高性能化技術を取得できた。

さらに、CFD解析により、上記技術を適用することで、単段で膨張比4の高圧タービン性能(従来技術では2段)および3段で膨張比3.6の低圧タービン性能(従来技術では4段)を達成できる見通しを得、リグ試験により、目標達成を確認した。



### (エ)インテリジェント化

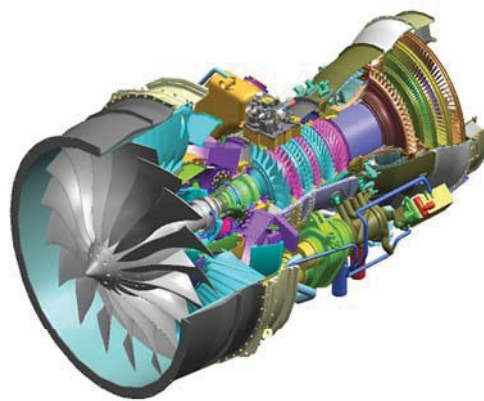
エンジンサイクルモデルを逆解析することによって、劣化部位を特定できる「モデルベースド・モニタリング技術」を開発し、シミュレーション計算によりエンジンモジュール性能劣化の傾向、故障モジュール部位を把握できる基本機能を確認し、目標達成の見通しを得、故障自動検出機能を付加することにより、システムの完成度を高めた。

### ③エンジンシステム技術

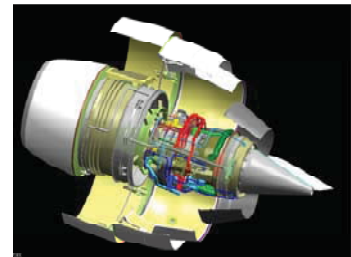
各研究開発テーマにおいて実施の空力設計、構造設計、低騒音化設計、低NO<sub>x</sub>化設計などの結果を反映するとともに、エンジン構造に整備性向上を配慮した第2次エンジン基本設計を完了した。直接運航費用低減技術開発で取得されたシンプル化構造設計技術を適用して、エンジン段数/部品点数を大幅に削減したエンジン構造を設定できた。さらに、エンジン価格および整備費のコストダウンを検討した結果、従来機種に比べてそれぞれ27%、40%削減した。

また、エンジン基本設計と各研究開発テーマとの連携によって設定した要素設計仕様およびCFD解析によるエンジン外部抵抗を反映したエンジン仕様に基づいて、50席機の飛行解析を実施した。その結果、従来機種にくらべて燃料消費量が11%低減した。最終的に、エンジン価格27%削減、整備費40%削減および燃料消費量11%低減により、エンジン寄与分の直接運航費用低減量を評価した。その結果、目標15%を上回る21%の直接運航費用低減量の見通しが得られた。

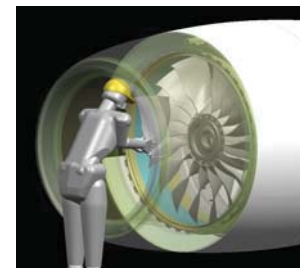
また、エンジンに採用する要素技術・候補要素の絞り込みを行うことにより、最終エンジン基本設計を実施し、エンジン仕様目標値を達成する基本設計を完了した。



エンジン鳥瞰図



ナセル込みのエンジン構造



ファン動翼交換、整備性検討

## 1. 2 最終目標の達成状況

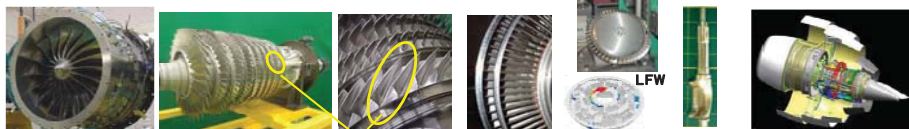
### (i)エンジン要素技術実証開発(第3期)

第2期で立案された研究開発計画に基づき、設定した第2期エンジン仕様において、ゼロハブファン、ディフューザパッセージ動翼を有する6段圧縮機や急速混合燃焼器をエンジンに適用するために、リグ試験による確認試験を行うとともに、更なる軽量化、整備性向上を図ったデモエンジンの詳細設計およびコアエンジンの設計を実施し、インテグレーション技術を高度化することができた。

第3期初年度に発生した経済危機、燃料価格高騰により、エアラインの低燃費化要求の高まりという情勢の変化を受けて、直接運航費用の構成要素である取得費、整備費、燃料費の点でバランスのとれた第2期設定のエンジン仕様から、燃費重視のエンジン仕様へ変更を行った。この燃費重視仕様において、直接運航費用低減、低NO<sub>x</sub>化、低騒音化の各目標値を達成するために必要となるエンジン要素の高性能化、設計確認や低コスト製造などの技術開発を実施した。特に、燃費重視仕様で設計条件が厳しくなる圧縮機、燃焼器のコア要素の実証に注力し、TRL5の実証試験により性能を確認した。これらの成果を燃費重視仕様エンジンのインテグレーション設計に反映し、目標エンジンを設定した。最終的に燃費重視仕様において、直接運航費用(-15%低減)、低NO<sub>x</sub>化(規制値-50%)、低騒音化(規制値-20dB)の各目標値を達成した。

**直接運航費用低減:-17.5%(目標-15%)**

ファン、圧縮機、タービン等の高負荷高効率設計、段数削減・部品点数削減、低コスト製造技術



ゼロハブチップレシオファン

デュエザ-パセージ部

鍛造シミュレーション

MIM

整備性を考慮したエンジンシステム設計

デュエザ-パセージ圧縮機高負荷反転タービン

低コスト製造技術

我が国独自のファン形態

世界最小クラスの  
高負荷高効率軸流圧縮機

小型エンジン初の  
高圧/低圧反転タービン

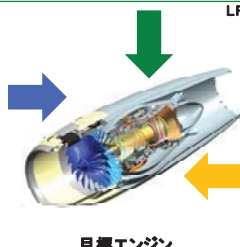
LFW:線形摩擦接合、MIM:金属射出成型

**低NOx化:-50.5%(目標-50%)**



急速混合燃焼器

我が国独自の燃焼形態  
シンプル構造で低NOx/低コスト両立



目標エンジン

**低騒音化:-20.5db(目標-20db)**



低騒音ノッチノズル

我が国独自の低騒音デバイス  
シンプル構造で低損失/低騒音両立

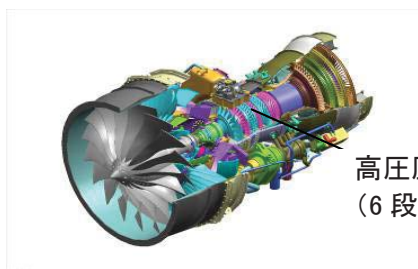
① インテグレーション技術開発

(ア)エンジンシステム特性向上技術

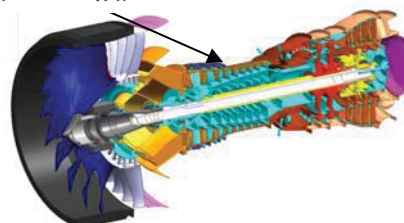
a. 全体システムエンジン実証

第2期で開発された革新的な要素技術をエンジンシステムとして適正にマッチングさせることが実用化には不可欠である。また、顧客や共同開発パートナーに革新的な要素技術の実用性を認知させ、主導的な立場で、市場への新規参入を果たすためには、デモエンジンとして性能・仕様を実証することが必要である。そこで、第3期初年度については第2期仕様の目標エンジン基本設計結果を基に、デモエンジンの詳細設計を実施した。エンジンの高圧系の部分(高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン)を取り出した、いわゆるコアエンジンの全体設計を実施し、デモエンジン試験に向けた準備を行った。

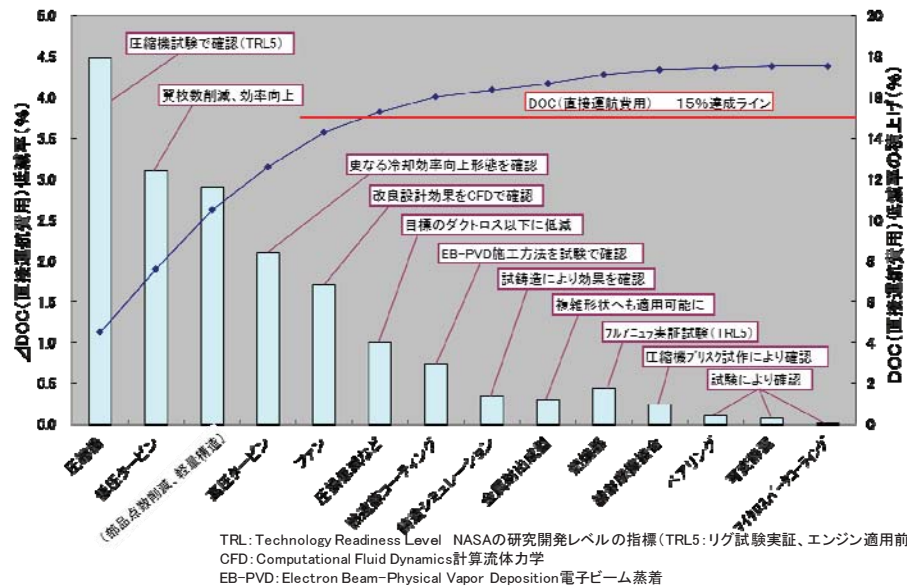
しかし、第3期に入ってから、世界的に燃料価格が高騰するとともに、地球温暖化対策の必要性の高まりを受け、市場のニーズとして燃料消費量の低減が強く求められるようになった。そのため、さらに燃費低減を図る必要性から、エンジンの熱効率向上に繋がる高圧力比化が不可欠と判断された。高圧圧縮機の段数を増加させて圧力比を高く設定し、圧縮機を駆動するタービンの段数も増加させた燃費重視のエンジン形態として、目標エンジンのサイクル計算を行い、全体圧力比(OPR)およびタービン入口温度(TIT)をパラメータにして、直接運航費用(DOC)がミニマムとなるポイントを設定した。燃費重視に変更したことで、想定される燃料価格変動に対しても目標とする直接運航費用低減—15%以上を確保できることを確認した。



高圧圧縮機高圧力比化  
(6段 ⇒ 9段)



この燃費重視仕様エンジンを具現化するために必要な技術として、直接運航費用低減、低騒音化に関わる設計確認、製造工程確認の各試験、研究開発を実施しエンジン設計に反映した。設計確認として、本エンジンの1つの特徴であるカウンターローテーションを実現する作動反転ベアリングの開発、圧縮機の可変静翼の低コスト化技術としてスフェリカルベアリングを廃した簡易な機構の開発、燃費重視仕様で高くなったタービン入口温度に対応する高効率冷却のピン・インピンジ冷却(特許化)の開発、燃費低減に資するファンダクトの圧力損失を低減するストラット先端形状(特許化)の開発、低騒音特性を向上させたノッチノズルの改良(特許化)、および整備に必要となるECI(Eddy Current Inspection)による欠陥発見確率を加味した検査技術、ヘルスマニタリング技術を支える制御技術を開発した。製造工程確認では、直接運航費用低減への貢献として、低コスト製造技術について研究開発を実施した。大型鋳物フレームや、タービン翼の鋳造方案設定を効率化する鋳造シミュレーション技術、圧縮機の低コスト製造技術である LFW(Liner Friction Welding)、MIM(Metal Injection Molding)、MSC(Micro Spark Coating)の各技術およびタービン翼への TBC(Thermal Barrier Coating)施行技術を開発した。



b. 関連要素実証

<ファン>

ゼロハブファン(特許化)のエンジン搭載時の下流バイファーケーションの影響を確認するとともに軽量化設計を実施した。鳥吸い込み時の翼変形予測結果から性能低下をCFDで確認、静翼への着氷現象をシミュレート可能とし、デモエンジン適用へ向けた技術を取得することができた。

<圧縮機>

第2期に開発したディフューザパッセージ動翼(特許取得)の有効性を圧縮機の一部を切り出した部分段リグ試験で、通常翼形態に比してチップクリアランスの影響が小さいことを確認した。燃費重視仕様に必要な圧力比22の9段圧縮機の設計において、後ろ2段にこのディフューザパッセージ動翼を適用し、後段でのチップクリアランスの影響抑制を図った。実機サイズの供試体によるTRL5の実証試験により性能達成を確認し、小型軸流圧縮機では世界レベルの性能、高負化を達成した。これにより、燃費重視仕様を実現するために必要な高圧力比化を達成した。

<燃焼器>

燃費重視仕様エンジンとしたことで、より高圧条件での燃焼となり、物理的にNOxが発生しやすい条件となる。この厳しい条件のもと、本研究開発の目標である規制値に対する十分なマージンとして規制値-50%の達成を目指し研究開発を実施した。エンジン用燃焼器である我が国独自の急速混合燃焼形態により、目標値のICAO規制値-50%を、TRL5の実機形態にて確認、実証を行い、目標を達成した。一方で、エンジ

ン用燃焼器と燃焼方式の異なる部分希薄方式、部分過濃方式の2方式の性能データ取得を行い、エンジン用燃焼器の総合評価を実施し、エンジン用燃焼器の低NOx性、直接運航費用の低コスト性の点でバランスのとれた燃焼器であり、競争力を維持していると評価された。

(イ) 耐久性評価技術

実機エンジンで材料に要求される耐久性を確保するために必要な耐久性評価技術として、材料データベース取得を行った。使用される多くの材料の中でも、寿命制限部品(LLP: Life Limited Parts、ディスク、シャフト等)ならびに構造上重要な部品(フレーム、ケース等)、およびタービン翼等の高温部品に関する材料について、引張、疲労、クリープおよび線膨張率等の材料データについて、デモエンジン設計に必要なデータベースを取得し、目標を達成した。

	設計要求特性							達成度
	物性値	引張	クリープ	LCF	HCF	亀裂進展	破壊靱性	
Inco718DA	○	○	○	○	○	○	○	各材料の設計要求特性に対して、デモエンジン設計に必要なデータを取得でき、 <b>材料DBを整備した。</b>
Ti-6-4	○	○	○	○	○	○	○	
高強度鋼(シャフト材)	○	○	○	○	△	△	△	
国産単結晶材	○	○	○	○	△	△	△	

LCF: 低サイクル疲労、HCF: 高サイクル疲労

(ウ) 耐空性適合化技術

航空機用エンジンの型式承認取得には、構造解析・評価技術の検証、および精度向上が必要である。具体的には、運用の中で繰り返される離着陸に耐え、エンジンの構造健全性を保障するために、寿命管理部品の寿命およびローターの健全性が特に求められる。そのために、ファンケースのコンテイント解析、鳥衝突時のファン翼の変形解析、ローター過回転多軸応力場のデータ蓄積、温度予測精度の向上等が必要となり、各種試験、解析を実施してデータの取得、解析・評価技術の検証を実施し解析技術を取得した。型式承認に必要な各種解析技術を確立し目標を達成した。

	モデル試験等	成果	達成度
コンテイント技術	(ゼロハブファンによる試験) ケブラーファンケースのモデル試験によるコンテイント試験	ケブラーファンケースのコンテイント性について予測技術を向上	型式承認取得においてクリティカルな部位であるローター、翼結合部、圧縮機部について、各々ローター健全性、寿命予測、温度予測等のデータをモデル試験を通じて取得し検証を行うことで <b>各々解析技術を構築した。</b>
ローター過回転予測技術(タンダリング)	タンダリングを模擬する破壊試験を実施し、データ取得	翼の破壊過程、現象を定性的にシミュレート (時間スケールでのシミュレートに課題)	
異物吸込み(鳥)	(鳥打ち込み試験)	後続の翼の残留変形量の予測精度が向上 (吸込後のアンバランスについてはローターダイミクスの中で実施)	
ローターダイミクス解析技術	アンバランスを模擬した回転リグ試験 圧縮機の部分段リグ試験を活用してデータ取得	ローターケースの接触のモデル化、空力的な剛性の取込み等により、解析精度を向上。 不安定振動についても解析可能になった。	
寿命予測技術			
温度予測精度向上	シール流量計試験	シール流量試験結果やキャビティ内流動特性を反映して温度予測精度を向上、寿命予測技術向上に寄与	
疲労試験	ダブテール疲労試験	ダブテール部の疲労寿命の基礎試験から応力評価手法を考案、疲労寿命予測精度を向上	

投稿論文	183件(内、国際発表94件)
特許	103件(内、国際出願26件)
報道	11件

IV. 実用化・事業化の見通しについて	<p><b>第2期</b></p> <p>次世代50席機の海外市場性について、専門の調査会社を使用して市場予想を実施した。その結果、1992年から欧米で導入された50席機も今後もエアライン機材の重要部分として使用され、その代替時期の2010年代半ばから20年間で欧米を中心に約2000機の需要が期待できることが分った。この需要に対して半分の販売機数の獲得を想定して、新規エンジン、サービス及び補用品合計の市場規模は5000億円程度となり、大きな市場ポテンシャルを有する。リージョナル機体会社への訪問調査を通じて、次世代50席機の運用開始が2015年頃以降との感触を得た。</p> <p>また、早期の課題解決のため研究開発の初期段階から進めているエンジン基本設計でこれらの要素技術のエンジン適用性を性能・構造・コストの観点で見極めを行った。基本設計結果は、適宜、機体メーカーの持つ最新の市場要求情報を反映したものとしていた。一方、並行して技術動向調査を行い、国際学会への参加および海外大学・研究所への訪問により最新の技術情報を集めて、当該エンジンに適用する諸要素技術の国際優位性を分析し、結果として世界市場において他を差別化し十分な競争力を持つ要素技術であることを確認した。</p> <p><b>第3期</b></p> <p>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、世界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きた。</p> <p>50席RJについては、燃料価格の高騰を受けてその運航経済性の悪化から、エアラインの収益を圧迫している状況にある。ハブアンドスポークとして、メイン空港から地方空港への橋渡しとして一時は活況を呈し、ビジネスモデル(飛行回数に応じた固定費を提携親会社から広範囲に得られた)として定着したが燃料価格の高騰で一変した。不採算路線の減便、運航停止、吸収合併、更には破産に至りChapter11の企業再生に至るRJエアラインが多くなっている。このように、現状のRJエアラインに50席機の新規需要を喚起する要素は見られない状況となっている。</p> <p>一方で、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かったが、2008年頃と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、機体開発計画はどれも凍結されていたが、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。</p> <p>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2700台(機体1350機)、後半10年で4000台(機体2000機)程度の新規エンジン需要が予想されている。</p> <p>このように、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状況となっている。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。</p> <p>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。</p> <p>本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および、低コスト製造技術等の各技術は、国際共同開発事業へ早期に活用していくことが可能である。</p>

V. 評価に関する事項	事前評価	平成 15 年度に実施 担当部 機械システム技術開発部
	中間評価	平成 18 年度に実施 担当部 機械システム技術開発部
	事後評価	平成 25 年度に実施 担当部 技術開発推進部
VI. 基本計画に関する事項	作成時期	平成 15 年 3 月、NEDO 技術開発機構によって基本計画として制定。
	変更履歴	<p>平成16年3月、技術開発課題とし、第2期技術開発内容・目標等を改訂。また、独立行政法人移行に伴う関連項目を改定。</p> <p>平成18年2月、「4. 評価に関する事項」を改訂。</p> <p>平成 18 年 4 月、中間評価のため第3期技術開発の内容、達成目標を追加。</p> <p>平成18年6月、基盤技術研究に係る事項の追加等による改訂。</p> <p>平成19年3月、第 2 期技術開発結果、中間評価結果、技術委員会指摘等の反映により、第 3 期の研究開発計画を見直し改訂。</p> <p>平成20年3月、技術委員会指摘事項を反映して文言等を改訂。</p> <p>平成20年7月、イノベーションプログラム基本計画制定により改訂。</p> <p>平成 22 年 3 月、技術委員会の議論反映し第 3 期技術開発内容・目標、期間等を改訂。</p> <p>平成 23 年 12 月 東日本大震災の影響による研究開発期間および事業内容の変更</p>

# 「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

事後評価  
事業原簿【公開】

プロジェクト用語解説集

## 目 次

A. プロジェクト、航空機関係 .....	3
B. エンジン関係 .....	7
C. 要素関係 .....	10
D. 制御関係 .....	15
E. 材料関係 .....	16
F. 環境対策技術関係 .....	18
G. その他 .....	24



# 環境適応型小型航空機用エンジン関連技術用語集

## A. プロジェクト、航空機関係

### A S M (Available Seat Mile)

「提供座席距離」の略称

座席 1 席を 1 法定マイル(1.6093 キロメートル)運航した場合を、1 座席マイル= Available Seat Mile という。各飛行区間での販売可能な座席数に区間距離を乗じたものの合計。提供座席距離(マイル/キロ)とも称される。

### E S P R

「環境適合型次世代超音速機用推進システムの研究開発」プロジェクトの略称。経済産業省の産業科学技術研究開発制度により、1999年度に開始され、2005年度までに約5年間にわたる研究開発プロジェクト。HYPRの後継プロジェクトであり、超音速輸送機(SST)の推進システムに必要な低騒音、低NO<sub>x</sub>、低CO<sub>2</sub>基盤技術を取得することを目的として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)からの委託により国内外の企業ならびに国立研究所が参加して実施されたものである。

### H S R (High Speed Research)

米国で1986年～1998年まで、NASAが国家資金により進めていた次世代超音速輸送機に関する研究プロジェクト。このプログラムでは、フェーズIとフェーズIIに分けられ研究が行われた。フェーズIでは、環境適合性が重視され亜音速機並の空港騒音、オゾン層へのエンジン排気の影響、ソニックブームの許容レベル、低NO<sub>x</sub>排出を実現するエンジン技術の開発に重点がおかれた。空港騒音の目標としては、亜音速旅客機に適用されているICAO Annex16 Volume1 Chapter3騒音規制値よりも1dB低騒音化することが掲げられ、具体的な技術開発に着手されたが1998年に中止となった。

### H Y P R

「超音速輸送機用推進システム研究開発」プロジェクトの略称。通商産業省工業技術院の産業科学技術研究開発制度により、1989年度に開始され、1998年度までの10年間にわたる研究開発プロジェクトである。この研究開発プロジェクトは、飛行速度マッハ数5までをカバーする超/極超音速輸送機(SST/HST)用推進システムに必要な熱・空力技術を主に取得することを目的として、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)からの委託により国内外の企業ならびに国立研究所が参加して実施されたものである。

### P B H (Power by Hour)

航空エンジンメーカーが航空会社に対して長期間に渡る製品のメンテナンスとアップグレードを定額料金で行うサービスをPBHと呼ぶ。近年の産業のサービス化により、航空エンジンメーカーはハードウェアを売るだけでなく、このようなソリューション・サービスを提供している。

### U E E T (Ultra Efficient Engine Technology)

亜音速、超音速および軍用を中心とした革新的な技術の開発を行うことを目的とし、NASA/民間が主体となって1999年～2007年の計画で研究開発を進めている。CO<sub>2</sub>15%削減、NO<sub>x</sub>は離着陸時の排出量を1996年のIC

AO規制値に対して70%削減することを目標としている。

機体と統合した研究開発では、ベースエンジン、ベース機体を設定、飛行ミッションの設定を行い、機体－エンジンを統合して環境に対する評価を行う。一方、設計サイクルにかかる時間の削減、開発コストの低減をねらい、高精度シミュレーションツールの開発を行う計画としている。

要素研究開発では、NOx低減型燃焼器の開発、ファン、コンプレッサ、高圧タービン、低圧タービンについての高負荷化、軽量化の開発を行う。CMCライナ、ディスク、翼、PMC (Polymer Matrix Composite)、排気ノズルの軽量化材料についての開発を進めている。

#### EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)

2000年から2005年の予定で、EUの9カ国内の15企業、2大学、2研究機関が主体となって実施される研究開発。より公害のない、より効率的で信頼性、整備性に優れ、コストが安い飛躍的に進んだエンジンの開発を行うことを目的とし、CO<sub>2</sub>を20%削減、NOxを80%削減、騒音を5～10dB削減、メンテナンスコストを30～40%削減、開発／生産コスト20～30%削減を目標としている。RRが主体となって進めているAntle (Affordable Near-Term Low Emission) とMTU／SNECMAが主体となって実施するClean (Component Validation for Environmentally Friendly Aero Engine) という大きな2つのプログラムの中で研究開発が進められている。

主な研究内容として高圧圧縮機、低NOx燃焼器、高圧タービンの高性能化、改良を目指した改良型高性能コアエンジン、高速、高温低圧タービン、排気で圧縮された空気に熱を与えて性能向上を図る熱交換器の開発等についても実施する計画である。

#### ICAO

International Civil Aviation Organization (国際民間航空機関)

民間航空に関わる機関の国際的な連絡組織。ここで民間航空の運航に係わる各種の取り決めや規定を定めているが、環境保全に関するものとして航空機に起因する空港周辺の騒音やエミッション等の規制値の規定がある。

#### DER (Designated Engineering Representatives)

FAAにかわる Major Repair、Technical Data の承認を行うことができる資格で個人に与えられる。

#### プログラム・ローンチ

航空機や航空エンジンの開発に正式に事業着手することをプログラム・ローンチと称す。航空機や航空エンジンの開発には巨額の資金投下とリスクが伴うため、各メーカーは新型機の開発着手（ローンチ）に当っては事業開始の各種条件（事業採算性を見て、ある一定数以上の受注数や顧客数など）を設定し、そのハードルをクリアした場合にメーカーは正式に事業着手することとなる。

#### ナノコーティング・プロジェクト

##### Nano Coating Project

新エネルギー・産業技術総合開発機構の下において平成13～18年度で実施されている技術開発プロジェクト。ナノメートルレベルでの精密な材料構造制御によって耐熱性、熱遮蔽性、耐剥離性、耐食性、電極性能等を飛躍的に向上させたコーティング技術の確立を目指している。その中で、東北大学が化学蒸着（CV

D) コーティング技術を開発している。

## ハブ・スポーク

### Hub & Spoke

1978年に米国で民間航空規制緩和法が成立し、航空会社は独自の路線網の形成を始めるが、限られた経営資源でより多くの路線に参入する方法として考案されたのが、ハブ・アンド・スポーク方式で、その拠点となるのがハブ空港である。ハブ空港を中心に、その近隣空港への路線網が整備され、旅客はハブ空港で他の近隣空港や別のハブ空港へ乗り継ぐことで、多くの地点に向かうことが出来る。旅客は乗り継ぐという手間は掛かるものの、需要の少ない地方都市にも路線（スポーク）が引かれ、運航頻度も増え、利便性が向上するが、ハブ空港では乗り継ぎ旅客の利便性を図る目的で、一時期に到着便、出発便が集中する傾向にあり、その不効率さも指摘されている。到着便を分散させるなど、ハブ・アンド・スポーク方式の持つ利便性を残しつつ、その効率性向上が検討されている。

## ポイント・ポイント

### Point to Point

ハブ・アンド・スポーク (Hub & Spoke) システムはエアラインにとっては合理的であるが、旅客にすれば遠回りして時間もかかり、また不便でもある。またハブ空港の混雑も深刻な問題となっている。そこでハブ空港を迂回する路線とでもいうべき、乗客の乗り換えなしのポイント・トゥ・ポイント路線が開設されるようになってきたもの。そういった路線の場合、航空旅客需要が少なく短距離のことが多く、小型機ジェット旅客機の方が適していると見られている。

## スコープ条項

スコープ条項とは、アメリカの主要エアラインの中大型のパイロット組合が自分たちの権利、仕事量を守るために会社と結んだ協定である。小型機が増えることで、小型機を操縦するパイロット組合に仕事量を奪われるため、中大型機を操縦するパイロット組合が、小型機の機数を規制するものとして会社と結んでいる条項である。一般的には40席から90席クラスの小型機、または、同程度の最大離陸重量の機体の運航機数がある数値以下に制限している。しかし、近年、規制緩和の影響で、乗客数の少ない空港への運航競争が激化して小型の Regional 機の運航が増加し、緩和の方向で順次見直しが行われている。

## リージョナル機

### Regional Aircraft

エアラインの路線ネットワーク上で、ハブ空港と地方中小都市空港間路線や又はポイント・トゥ・ポイントといった比較的low需要路線での運航に適した100席クラス以下の小型旅客機を総称してリージョナル機と呼んでいる。その多くはリージョナル航空会社により運航され、大手エアラインとの提携関係の元で、相手先ネットワークの中での旅客運送を分担する役割を果たしている。

## トップダウン手法

マクロ経済の視点から世界或いは地域の航空需要を予測し、それをベースとして将来の航空機需要を算出する手法。一般には世界或いは地域の経済指標（GDP など）予測をベースとして需要予測を行う。マクロ需要予測とも呼ばれる。

#### ボトムアップ手法

ミクロの視点から予測対象とする個別のエアラインや運航路線での需要に着目し、それらの将来輸送需要予測を満足させる航空機需要を算出して積み上げ集計する予測手法。ミクロ予測とも呼ばれる。

#### フィーダー路線

支線路線。主に米国で発達しているハブ・スポークの運航システムでのスポークに相当する路線で、大都市と中小都市を結んでいる路線。リージョナル機をフィーダー路線で運航し、ハブ空港を発着する大型機に接続し集客的な役割を持つことが多い。

#### リセールバリュー

航空機は中古市場が発達しており、その際の機体価値のこと。航空機の耐用年数が長いことから、一般的な性能評価など市場評価に加えて将来の航空機規制への余裕度も重要になってくる。

#### 提供座席距離

ASMを参照。

#### 重力モデル

交通経済学上の数学モデル。グラビティモデルとも言う。ニュートンの万有引力の法則を社会的現象に応用し、都市間の交通量とか、国家間の貿易額/量とかを二つの地域の人口や経済規模と、両地域間の距離とで説明しようとするモデル。基本的に、ある対象間の結びつきは、都市それぞれの活動規模に比例し、都市間の距離に反比例すると仮定する。

#### 機関分担率

交通機関分担率の場合、移動交通手段におけるある交通機関の占める率。航空分担率は、航空機の利用が全機関交通量に占める割合。一般的に航空分担率は、移動距離が長くなり、所得が高くなると上昇する傾向がある。

#### 非集計ロジットモデル

交通需要予測での行動選択モデル。個人がある選択行動をとる際には、全ての選択肢の中から、本人にとって最も効用の高い(便利である)選択肢を選ぶという考えに基づく。ある選択肢が選ばれる確率は、その選択肢の効用に関係し、その効用はサービスレベルや個人の属性に関係する。個人の選択行動の実績データを元に、選択肢毎の効用関数を推計し、選択肢毎の選択確率を算出する。個人がある選択行動をとる際には、全ての選択肢の中から、本人にとって最も効用の高い(便利である)選択肢を選択すると考えられている。

#### ローコストキャリア

格安航空会社。通常、航空運賃を大幅に値下げして運航するエアラインを指す。本来は、運航コスト低減などを達成した低コストエアラインのことを意味する。

#### 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を参照。

超音速輸送機用推進システム研究開発  
HYPRを参照。

## B. エンジン関係

### AGB

「Accessory Gear Box」の略称  
エンジンから取り出した軸出力を補機類に供給するための歯車類、軸類を組み込んだ装置。通常、補機類はAGBに取り付けられ、運転や制御に必要な油圧、空気、電力などをエンジンに供給する。

### LRU (Line Replaceable Unit)

航空機の離発着の間に実施するライン整備において交換することができる機器類。

### OGV (Outlet Guide Vane)

ファンブレードの下流に取り付けられた静翼列。ファンブレードにより圧縮されたバイパス流を整流し、効率良く推力に変換する機能を持つ。

### QEC (Quick Engine Change)

エンジンを交換する際、短時間のうちに作業できるように、エンジンに取り付けられた装備品、配管などの一切を含むキットとなったもの。

### アクセサリ・ギア・ボックス

Accessory Gear Box  
AGBを参照。

### ダブテール

Dovetail  
ディスクと翼を結合する個所の総称。タービンディスクでは、一般的に軸方向に翼部とディスク部に交互に凹凸部を設け組み付ける方式を採用している。

### シュラウド

Shroud  
タービン動翼の外周側に位置して、タービン部の流路外形を構成する部材である。耐熱性および動翼のこすれに対する耐久性が要求される。

### ブリスク

Brisk  
ファンジェットエンジン等ターボ機械において軸流の羽根とディスクと呼ばれる部分が、鋳造成形あるいは機械加工による削り出し成形である等に拘わらず、一体になっているもの。

### スピナ

Spinner  
ファンの先端に取り付けられた整形覆い。空気抵抗を少なくし、ファン翼へのパッセージを形成する。

#### スラストリバーサ

##### Thrust Reverser

エンジン排気の一部を前方へ押し戻すことにより、着陸距離を短くするための装置。

#### ナセル

##### Nacelle

エンジンまわりの覆い。通常、流線型に整形された外板で作られ、エンジンまわりの空気抵抗を低減する。

#### パイロン

##### Pylon

航空機の胴体や主翼からエンジンなど吊り下げるために使われる、前後に細長い板状の支柱。

#### ペイロード

##### Payload

実際に搭載した旅客，貨物，郵便物などの重量。

#### ボアスコープ

##### Bore Scope

エンジン内部を点検するための内視鏡のこと。エンジンを分解することなく、エンジン内部を視覚的に検査するために使用される。

#### ボートテール角

##### Boat Tail Angle

後尾が細くなる形状をボートテールと呼び、細くなる部分の角度をボートテール角と呼ぶ。

#### コアエンジン

コンプレッサ，燃焼室，タービンの三つ要素からなるエンジンの基本コンポーネント部分。ガスジェネレーター（gas generator）とも呼ばれる。コアエンジンにファンとファン駆動タービンが付くとターボファン・エンジン、プロペラと減速装置とプロペラ駆動タービンが付くとターボプロップ・エンジン、フリータービンが付くとターボシャフト・エンジンとなる。

#### コンテイメント特性

運転中、何らかの理由によりロータが破損した場合、その破損物がエンジン外部に飛散することがないように、破損物をケース内部に封じ込める（コンテインする）機能のこと。

#### 鳥打ち込み特性

運転中、鳥がエンジンに吸い込まれファンブレードなどに衝突しエンジンが損傷した場合においても、航空機の安全な運航に重大な支障をきたすことがないように設計された機能のこと。具体的には発火やエンジン支持部の損傷が発生しないことなどを表す。

## 実機エンジン

製品形態のエンジンのこと。試験目的に設計されたエンジン（試験エンジン）と類別するため、このような呼称を用いる。

## 基本設計

エンジン設計における一過程。前段階において設定されたエンジン仕様を元に、与えられた条件を具体化し、各構成要素の性能・空力・構造に関わる基本的な事項を定める段階の設計を指す。

## 飛行ミッション

### Flight Mission

エンジン起動から、離陸～上昇～巡航～下降～着陸～エンジン停止に至るまでの、エンジン操作に関わる一連のスケジュールのことを示す。

## 型式承認

### Type Certificate

ある型式のエンジンの設計並びに製造過程について、そのエンジンを搭載する航空機が所属する国籍の航空法が定める、安全性、騒音及び排出物に関する基準に適合することを承認すること。

## コンポーネント試験

### Component Test

エンジンを構成する要素単体の機能を評価する目的で、エンジンの一部分を模擬した試験装置（リグ）を製作し試験を行うこと。リグ試験もしくは要素試験とも呼ばれる。

## 直接運航費用

### Direct Operating Cost

飛行機の運航コストは、燃費、整備費、空港着陸料、航行援助施設料、運航乗務員人件費、客室乗務員人件費、地上ハンドリング費、飛行機償却費から成り立っている。これは飛行機の運航に直接係わる費用なので、直接運航費用とも呼ばれ、運航原価分析にも使われる世界の航空界共通の概念である。

## エンジン外部抵抗評価

エンジン周りの空気抵抗を定量評価すること。主にエンジン外部抵抗は、ナセルの形状に大きく左右され、エンジン性能（燃費）に影響を与える重要な因子である。

## 統合OGV

### Integrated Outlet Guide Vane

従来のエンジンでは、ファン・ロータより後流のバイパスセクションは、整流のためのOGVとインターミディエイト・ケース支持のためのストラットとの2つの部品が配置されている。近年では、1つの部品にOGVとストラット両方の機能を兼ね備えた統合OGVを採用することで、エンジンの軽量化を図っている。

OGV：「OGV (Outlet Guide Vane)」を参照のこと。

ストラット：「フレーム/ストラット (Frame/Strut)」を参照のこと。

### 3次元モックアップ

#### 3D Mock-Up

3次元CADを用いてエンジンの外見、内部構成などを比較・検討するためのシミュレーションソフトウェア。あるいは、そのようなソフトウェアを用いて作成された3次元モデルのこと。

### ラビング

#### Rubbing

部品どうしが接触してこすれたことによる損傷の様相を示す用語。特に、損傷の程度が重度のものは、ヘビー・ラビング (Heavy Rubbing) と呼ぶ。

### フレーム／ストラット

#### Frame/Strut

フレームは、主に、ファンや圧縮機、タービンなどの回転体や、燃焼器などの構成部品を支持する構造部品の総称を指す。フレームの中で、部品を支持する役割を担う支柱部分をストラットと称する。

## C. 要素関係

### ファン

#### Fan

ジェットエンジンの推進効率を高めるようにしながら推力を増大するには、噴出ガス速度をあまり高めず、噴出ガス重量を増す方がよい。このために空気圧縮機の前方に取り付けられた大型の羽根をファンと称する。

### 圧縮機

#### Compressor

ガスタービンにおいて、前方から吸入された空気を、後方に進むにつれ次第に空気の体積を減少させ圧力を上昇させる部分。

### 燃焼器

#### Combustor

ガスタービンで圧縮機からの圧縮空気の供給を受け、燃焼を噴射して燃焼させ、その熱エネルギーによって高温・高速の燃焼ガスをつくる部分。

### タービン

#### Turbine

ガスタービンにおいて燃焼器の下流側に設置され、翼断面をした羽根を車板に放射状に取り付け、これに速度の大きいガス流を吹き付け車板を回転させて、回転動力を取り出す部分。

### 高圧タービン

#### High Pressure Turbine

2軸のガスタービン（特に航空エンジン用ガスタービン）において、高圧圧縮機を駆動するタービンのことをいう。通常2段または1段で構成される。

### 低圧タービン

#### Low Pressure Turbine



2軸のガスタービン（特に航空エンジン用ガスタービン）において、ファン及び低圧圧縮機を駆動するタービンのことをいう。回転速度がファン周速で制限されるため通常3段～7段と多段の形式をとる。

#### 排気ノズル

##### Exhaust Nozzle

タービンを出た流れを設計ジェット速度が得られるように決められた断面積の噴出口を持ち、推進力を作り出す部分。

#### ハブ

##### Hub

ファン、圧縮機、タービンにおいて、空気通路の径の低い内径側の呼称。

#### スイープ・リーン

##### Sweep/Lean

空力性能の向上やファン騒音低減手段として利用される翼列設計技術であり、スイープは、翼を軸方向に傾けたもので、リーンは周方向に傾けたもの。傾け方は翼全体を傾ける場合や、部分的に傾ける場合がある。

#### チップ

##### Tip

ファン、圧縮機、タービンにおいて、空気通路の径の高い外径側の呼称。

#### ストール

##### Stall

ファン・圧縮機の翼列内で部分的な失速が起きる状態。円環状流路の一部が失速する状態のため、ファン・圧縮機は比較的安定に作動し圧力上昇を行うが、長時間ストール状態を維持すると翼破損が起きることがある。失速領域は動翼の回転方向と周方向逆向きに旋回するので旋回失速とも言う。

#### サージ/サージング

##### Surge/Surging

旋回失速域が円環状流路の大部分を占めるまで発達した場合、ファン・圧縮機が安定作動できなくなり、空気の逆流が発生するに至った状態。サージを起こすと、流量が正負逆方向に時間的に変動し、翼振動だけでなくエンジン全体の激しい振動と音をともない、エンジンにも大きなダメージを与えることが多い。

#### チップクリアランス

##### Tip Clearance

ファン、圧縮機、タービンにおいて、回転翼列（動翼）の翼先端（チップ）と空気通路の外側を形成する静止部材であるケーシングとの隙間のこと。動翼とケーシングとの熱容量の違いによる熱膨張量の差や遠心力による動翼の伸びなどによっても、翼先端がケーシングとラッピングを起こさないように隙間を設ける必要があるが、隙間が大きすぎると性能の低下を招く。

#### ゼロハブ・ファン

##### Zero Hub Fan

一般的なファン動翼よりも、スピナ前方の径の低い位置（半径ゼロ付近）までハ

ブ側の前縁形状が形成されるファン動翼。ゼロハブ・ファンはハブ側前面の面積が大きくなり、同じファン外径でも一般的なファンよりも大きな空気流量を吸込む能力がある。また、ファン動翼ハブ側の入口径と出口径の差が大きいため多くの仕事を稼げ、ハブ側の圧力上昇能力が高い。

#### ディフューザ・パッセージ

##### Diffuser Passage

作動流体が流れる方向に断面積を広げ（亜音速の場合。超音速では狭め）、流れを減速させる（静圧を上昇させる）通路のこと。従来の圧縮機動翼列では、翼のキャンバ（翼の前縁から後縁にかけての反り）によって流れを曲げて流体に対する仕事（翼列入口と出口の周方向流速の差）をしているが、この際、キャンバの曲率により、翼先端部における翼負圧面と正圧面との局所圧力差が大きくなり、チップクリアランスを通過する漏れ流れが増加し性能低下を招く。本研究開発では、翼のキャンバをつける代わりに、空気通路の子午面（軸対称面）でみた断面積を広げ減速させることで、この圧力差の発生を抑えつつ、従来と同等の仕事をさせるディフューザ・パッセージ動翼を開発している。

#### カウンター・ローテーション

##### Counter Rotation

2軸のガスタービン（特に航空エンジン用ガスタービン）において、高圧系の回転方向と低圧系の回転方向を逆向きにすること。

#### マルチスロット冷却

静翼の内部冷却用として本研究開発で開発している新しい冷却法。複数のスロットを互い違いに組合せた構造となっており、このスロット間に冷却空気を流すことで翼内部を冷却する。従来のように静翼内部に別部品を組込む必要が無いため、低コスト化が期待できる。

#### 翼負圧面

##### Airfoil Suction Surface

翼の前縁と後縁とを結ぶ凸側の翼面を翼負圧面という（翼の背面ともいう）。翼列内部における作動流体の静圧は翼前縁からこの面に沿って流れる途上で最も低くなり（速度は最も速くなり）、後縁に向かって昇圧（減速）する。翼正圧面上の静圧との差によって、翼に空気力が発生する。

#### 翼正圧面

##### Airfoil Pressure Surface

翼の前縁と後縁とを結ぶ凹側の翼面を翼正圧面という（翼の腹面ともいう）。この面上の静圧は翼負圧面上の静圧よりも高く、この圧力差によって、翼に空気力が発生する。翼先端においては、この圧力差によってチップクリアランス部を翼正圧面から翼負圧面に漏れる流れが発生する。

#### 2次流れ

##### Secondary flow

翼列内を作動ガスが通過する際に、流路壁面近傍で生じる主流流れとは異なった速度成分をもつ流れのこと。2次流れには、翼前縁部で生じる馬蹄形渦、翼の正圧面と負圧面との圧力差によって、流路近傍の境界層内の低エネルギー流体が、正圧面から負圧面に向かって流される流路渦等からなる。この2次流れによって生

じる渦により、流路近傍の流れが大きく偏向させられたり、圧損を生じるため、3次元設計を代表とする、さまざまな性能改善設計手法が研究されている。

#### インタラクション損失

##### Interaction Loss

単段高負荷の高圧タービン動翼は、通常遷音速タービンとなり、動翼翼面から衝撃波を発生する。この衝撃波自体の混合ロス、衝撃波と下流の低圧タービンノズル翼との干渉等によって、高圧タービンと低圧タービンのあいだの流路で発生する損失のこと。この損失により高圧タービンと低圧タービンのマッチングがずれてしまい、エンジン全体性能に大きな影響を及ぼすことが知られている。

#### 高揚力化翼技術

翼一枚あたりの空力的な負荷、すなわち揚力を高くとることで、翼枚数を減らす技術。一般に揚力を高くすると損失は増加すると考えられてきたが、ガスタービン内流れのもつ乱れ度、流れの非定常性を考慮すると、性能低下を抑制しつつ高揚力化が可能となった。

#### フィルム冷却

##### Film Cooling

タービン翼の冷却法のひとつで、翼面に孔をレーザーや電極等で空け、翼内部からこの孔を通じて冷却空気を翼面上に噴出させ、翼面に薄い膜（フィルム）状の冷却空気層を形成することで、翼を効果的に冷却する。

#### チップ・ベンド動翼

##### Tip Bend Rotor Blade

動翼先端側で、翼を背側に倒すことで、動翼先端での漏れ流れ損失の低減を狙った動翼のこと。

#### 動翼先端キャビティ

##### Rotor Blade Tip Cavity

動翼先端部と静止ケーシングの摺動時の翼破損を防ぐために、動翼先端部にスキューと呼ばれる端壁が翼回りに設けられている。そのスキューに囲まれた空間のことを称する。

#### エンドウォール

##### Endwall

翼端流路のことを称する。

#### 圧力上昇係数

##### Pressure rise coefficient

翼列出口圧力と入口圧力との差を翼列入口動圧、あるいは動翼周速の自乗と翼列入口密度との積で除したもの。翼列の空気力学的な性質をあらわすパラメータの一つ。この値が大きければ、空力的に高負荷となる。

#### ノズル

##### Nozzle

タービン動翼の前方に設置され、燃焼ガスを加速膨張させ、高温エネルギーを速度エネルギーに変換する役割をもつ、タービン静翼のことをいう。

#### 環状翼列試験機

2次元翼列試験機と対比して用いられる用語で、通常のエンジンのように、円環状のダクトに、翼を環状に配置して行う試験機のこと。静翼単体の試験に用いられる。

#### 回転リグ試験機

静翼単体での試験形態との違いを明確にする意味で、動翼をつけた回転試験を意味する用語。

#### スワール

##### Swirl

流れの向きを意味する。通常、各要素間のインターフェイス状態量を表す場合に用いる。例としては、「タービン出口スワール角度は、 $x \times ^\circ$  とする」など。

#### 反転タービン

##### Counter Rotational Turbine

2軸タービンにおいて、高圧タービンと低圧タービンの回転方向が逆方向となっているタービン形式のこと。

#### 多段傾斜インピンジ冷却

##### Multi Stage Slope Impinge Cooling

タービンシュラウド用に本研究開発で開発中の新しい冷却法。シュラウドの前方から導入した冷却空気を、シュラウド内部に斜めに空けられた孔を通じて繰り返しシュラウド底面に噴きつけて冷却する方法。従来のように多数の孔から冷却空気を噴きつける方法に比べ冷却空気を繰り返し利用できるため、冷却空気量低減の効果が期待できる。

#### インサート部品

##### Insert Parts

高圧タービンノズルに良く用いられるインピンジメント冷却のための冷却空気を吹き出すための部品。多数の孔が設けられている。

#### リグ試験

##### Rig Test

エンジンの各要素についてそれぞれ独立にその性能や、強度などの特性試験が可能のように設定された試験装置で行われる試験。

#### インピンジメント冷却

##### Impingement Cooling

冷却空気を小孔から噴流で吹き出し、冷却面に冷却空気を衝突させる冷却方式である。通常、圧縮空気を多数の孔を有するヘダー（インサート）と称する内部ヘダーに供給し、その多数の孔から冷却空気を吹き出す。高い冷却性能を有しており、第一、二段静翼、燃焼器壁の冷却に多用される。

#### CFD (Computational Fluid Dynamics)

数値流体力学。流れの基礎方程式を高速大型の計算機を用いて厳密に解くことで、より正確に流れの解析を行う数値解析流体力学が最近発達している。基礎方程式

であるナビエ・ストークス方程式を用いて流れの解析を行うことは、数学的な困難さと共に、解を得るまでの演算量が膨大なものとなり、その時間と計算コストが重要な問題であり、この演算量の引き下げが数値解法の大きな課題の一つである。スーパーコンピュータあるいは超並列計算機の高度化によりこの技術が発達した。最近の航空機や航空エンジンなどの流体機械の性能向上はこの技法の発達により、相当の部分を風洞実験や回転翼列実験に置き換えられるようになり、これを使用する演算システムを数値風洞などと呼ぶ例も出ている。

#### サージ余裕

##### Surge Margin

圧縮機の作動点からサージラインまでの余裕度合を示す。サージマージンの定義式は2通りあり、等流量における圧力比で示す場合と、等回転ライン上でのサージポイントに対する作動点の圧力比と修正流量の関係で示す場合がある。

#### フレッチング

##### Fretting

接触部分に振動荷重が加わり、小振幅で揺動すると、その部分から潤滑剤が押し出され無潤滑状態となり著しい摩耗を生じる現象である。

#### スミアリング

##### Smearing

潤滑不良などで転動体の転がり運動中に滑りが混在して起こり、微小な溶着が発生する現象である。

#### Critical Distance理論

接触端部の最大応力ではなく、最大応力部を起点とし亀裂進展方向にとったある特性距離での応力により評価する手法

### D. 制御関係

#### 光ファイバー

##### Optical Fiber

光信号を送る媒体であり、材料にガラスを用いた極めて細い（ $\phi 100\mu\text{m}$ 程度）線状の物である。特徴としては信号が光であるため、電磁気的なノイズの影響を受けないこと、電線に比べて軽量であること、波長の異なる光信号を同時に伝送できることなどが挙げられる。

#### オン・コンディション整備

##### On Conditional Maintenance

定期的に点検を行って状態を確認し、不具合な箇所があれば、必要な処置を行う整備方式である。定期的にエンジンを取り卸して分解検査を行うハードタイム整備に比して、より経済的な整備方式である。

#### モデル・ベースド・モニタリング

##### Model Based Monitoring

定期的な検査や手入れをせずに、エンジン制御用センサ等の計測値から、エンジンモデルに基づいて各モジュールの状態を解析・検討し、異常や劣化を判断するモニタリング方式である。

## ECU

### Electrical Control Unit

エンジンの電子制御システムにおいて中心的な役割を担う電子制御装置。基本的な機能は、エンジン出力指令値に応じて、エンジン各所のセンサ信号を用いて制御演算を行い、適切な制御信号をエンジン・アクチュエータに送るものである。この他に機体等との通信機能、各種自己診断機能等を有する。

## 重回帰分析

### Multiple Regression Analysis

従属変数（目的変数）と複数の説明変数（独立変数）との間の関係式を作成し、従属変数が説明変数によってどれくらい説明できるのかを定量的に分析することである。従属変数（目的変数）とは、説明したい変数（注目している変数）を指す。説明変数（独立変数）とは、これを説明するために用いられる変数のことである。

## モニタリング・センサ

### Monitoring Sensor

物体の表面から放射される輻射光の強度が表面温度により変化するという性質を利用したタービン翼表面温度計測センサである。

## E. 材料関係

### YSZ (Yttrium Stabilized Zirconia)

YSZとは、イットリア安定化ジルコニアの略称であり、結晶構造が不安定なジルコニアにイットリアを添加することにより、安定的にしたセラミックスのことを示す。遮熱コーティング用セラミックス材料の一つである。

## プレスロール

### Press Roll

金属素材を金型で圧延することにより翼を製造する廉価な加工方法のこと。

## スタビング

### Stabbing

主に圧縮機において、チップ側の空気通路を形成する環状のバンドに放射状に翼を突き刺して並べる、固定静翼列の製造方法のこと。

## アブレイシブ・コーティング

### Abrasive Coating

擦る相手を削り、自分は摩耗し難いコーティングで、砥石のような機能を持つ。

## 鑄造用セラミックコア

タービン翼など内部を中空冷却構造にする場合、鑄造の際に中空部を形成するための中子が必要となり、このセラミック製の中子のことを指す。

## 再溶解

単結晶鑄造後の製品以外の廃棄されるスクラップを用いて溶解することを示す。材料を一度製品にする際に溶解し、その後もう一度溶解するため、再溶解という。

## 鑄造シミュレーション (Casting Simulation)

ブラックボックスであった鑄造工程(特に素材凝固過程)を数値解析によりコンピュータを用いて予測することをいう。CADデータから解析モデルを作成し、湯流れ計算、凝固計算を行い、凝固進行、素材温度、欠陥などの予測を行い効率化を図る。

## 二次時効熱処理

金属の熱処理の一つである。単結晶鑄造品の熱処理として、組織を均一にする溶体化熱処理、強度を調整する一次時効熱処理、二次時効熱処理、(場合によっては三次時効熱処理)がある。なお、これらの熱処理温度は順を追うことに低くなる。

## CVD (Chemical Vapor Deposition)

原料物質を含むガスの化学反応や熱分解によって薄膜を基板上に形成する方法の総称。通常は基板の温度を上げて推積させる(熱CVD)が使われるが、化学反応や熱分解を促進させるために光を照射したり(光CVD; レーザも含む)、ガスをプラズマ状態に励起する方法(プラズマCVD)もある。

## マイクロ・スパーク・コーティング

Micro Spark Coating  
MSCを参照。

## リニア・フリクション・ウェルディング

Linear Friction Welding  
LFWを参照。

## 化学蒸着コーティング

Chemical Vapor Deposition Coating  
CVDを参照。

## 電子ビーム物理蒸着コーティング

Electron Beam Physical Vapor Deposition Coating  
EB-PVDを参照。

## EB-PVD (Electron Beam Physical Vapor Deposition)

耐熱コーティングを施工する方法の一つ。電子ビームを用いて溶射材を真空中で加熱・蒸発させ、対象物表面に成膜させる方法であり、コーティング厚さ方向に成長した柱状組織となる。

## LFW (Linear Friction Welding)

固相接合である摩擦圧接の一つ。接合する部材同士を擦り合わせ、発生した熱と加圧力により接合面の部材を流動排出させ接合を完了する。特徴は、イナーシャ溶接のようにこすり合わせる運動が回転ではなく一方向の前後運動である点で、接合面の形状に制限が少ない。接合部は溶融現象を伴わないため組織変化は少ない。また、接合プロセス中の加圧力により圧延加工された状態になるため溶融溶接の比べ強度低下がほとんどない。

## MIM (Metal Injection Molding)

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）。その後、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（脱脂・焼結）を得る製造方法である。

## MSC (Micro Spark Coating)

放電のエネルギーで、金属の表面に金属の肉盛またはセラミックスの薄いコーティングをつける技術。

## 単結晶材

### Single Crystal Material

1個の素材が単一の結晶で出来たものを指し、鑄造の際に特殊な結晶の出発点を細工してこの結晶構造を生成する。結晶粒界がないのでクリープに対し大きな強度を持つ特徴がある。主として高圧タービンの動翼に使用される。

## CMSX4、CMSX10

CMSXは米国Cannon-Muskegon社により開発されたNi基単結晶超合金の名称であり、CMはCannon-Muskegon、SXはSingle Crystalのそれぞれ略。また4、10は開発番号である。

## TMS138

TMSは独立行政法人である物質・材料研究機構（旧金属材料技術研究所）により開発されたNi基単結晶超合金の名称であり、TMSはTokyo Meguro Single crystalの略。また138は開発番号である。

## クリープ

### Creep

材料が一定の荷重下で時間とともに変形していく現象をクリープと呼ぶ。クリープによる変形の特徴は、荷重負荷時に起こる歪み速度が減少する第1領域、歪み速度がほぼ一定となる第2領域、歪み速度が増加し破断にいたる第3領域に分けられる。航空用エンジンの場合には、高温ガスにさらされるタービン部の動翼が最も問題となる。

## HCF (High Cycle Fatigue)

くり返し荷重により亀裂が発生し破損することを疲労破壊というが、繰り返し荷重が $10^5$ サイクル程度以上での破損となる場合を高サイクル疲労と呼ぶ。

## LCF (Low Cycle Fatigue)

くり返し荷重により亀裂が発生し破損する現象を疲労破壊というが、繰り返し荷重が $10^4$ サイクル程度以下で破損に至る低サイクル疲労破壊を指す。低サイクル疲労破壊は特に高応力が発生する応力集中部で起こりやすい。

## F. 環境対策技術関係

### EPNL

#### Effective Perceived Noise Level

人間の耳への音の聞こえ方の補正（聴感補正）と航空機が頭上を通過する間の騒音が聞こえている煩わしさの補正（継続時間補正）を行った航空機騒音証明で用いられる音の単位。



## Q i n e t i Q

ジェット騒音の評価試験を実施可能な無響室風洞を所有する英国の試験機関。

## F l y - O v e r

I C A O Chapter3を参考。

## L a t e r a l

S i d e l i n e を参照。

## S i d e l i n e

I C A O Chapter3を参考。

## A p p r o a c h

I C A O Chapter3を参考。

## 部分希薄形態燃焼

パイロット(拡散燃焼方式)とメイン(予混合燃焼方式)を一本の燃料噴射弁内に同心円状に配置するハイブリット燃料噴射弁を採用し、拡散燃焼と希薄予混合燃焼を組み合わせた燃焼方式。広い作動範囲で低 NOx 燃焼性能を損なうことなく、安定燃焼を可能とした。

## 部分過濃形態燃焼

燃料過濃状態と燃料希薄状態にて燃焼させることで、火炎温度を下げ、NOx の排出量を低減させる燃焼方式。燃料系統が一系統のみのシンプルな構造であり、着火性、安定燃焼性も良好である。

## 急速混合形態燃焼

噴射弁部のスワールで生ずる強い旋回流の強い乱れによる燃料の混合促進効果と再循環流による安定燃焼領域を利用することにより、シングルスワールと圧力噴射弁の組合せというシンプルな構造で NOx 低減と安定燃焼を両立した燃焼方式。

## 希薄燃焼

燃料を理論混合比よりも薄い濃度で燃焼させるとことで、反応温度を下げ、有害な NOx の排出量を抑える燃焼手法。燃料濃度を低く抑えることで、NOx の低減効果が増すが、低くしすぎると CO(一酸化炭素)や THC(全炭化水素)の増加を招く。

## T H C (Total Hydro Carbon)

全炭化水素。水素と酸素から成る化合物の総称。燃焼器出口から蒸気の形で流出する燃料だけでなく、メタンやアセチレンのように燃料が熱分解した小さな分子量の化学種も含む。未燃炭化水素(UHC: Unburned Hydrocarbons)とも呼ばれる。圧力や温度の低い作動条件や、ライナの冷却空気により燃焼ガスが冷やされるような状況で発生しやすい。

## C O (Carbon Oxidize)

一酸化炭素。主に、燃料濃度が低すぎる、反応のための時間が不十分などの原因により、燃料が不完全燃焼を起こすことで、発生する。THC同様、圧力や温度の低い作動条件や、ライナの冷却空気により燃焼ガスが冷やされるような状況で

発生しやすい。

#### 燃焼器エンベロープ

##### Combustor Envelope

燃焼器を形成する領域。プレディフューザー出口からタービン入口までの範囲で、燃焼器のケーシングにより仕切られた領域を指す。

#### セクタ燃焼器

##### Sector Combustor

円環状の試験対象の一部分について製作した扇形燃焼器。一部分のモデルで全体の特性をシミュレートできる。

#### アニュラー燃焼器

##### Annular Combustor

セクタ燃焼器に対し、その試験対象全体を製作したもの。実体そのもので試験可能となるので試験の精度が上がり、エンジン組込み用の部品そのもので事前確認試験あるいは詳細な特性試験を行うことが多い。

#### L P P 燃焼 (Lean Premixed Prevaporized Combustion)

希薄燃焼方式とは、最適な空気と燃料の混合比よりも空気過剰状態にして燃焼させる方式である。空気を過剰にするため、平均火炎温度を低下させることができる。予混合予蒸発燃焼方式とは、燃料と空気を均一に混ぜ、かつその燃料を完全に蒸発させた上で、燃焼器へ流入させ燃焼させる方式である。これにより、局所的な火炎温度の高温部がなくなる。希薄予混合予蒸発燃焼方式は、上記を組み合わせたものであり、平均的、局所的な火炎温度の低下により、NO<sub>x</sub> 排出量の低減に大きな効果が期待できる。しかしながら欠点としては、混合気が希薄であるがゆえ、消炎の可能性の増大や、離陸時などに代表される高出力時の燃焼器入口温度が高い状態では、自己着火や逆火を引き起こし、燃焼器に重大な損傷を与える可能性がある。

#### ダブルアニュラー燃焼器

##### Double Annular Combustor

低 NO<sub>x</sub> 化のための有力な手段として希薄燃焼方式がある（希薄燃焼については前記を参照）。1つの燃焼領域しか持たない燃焼器において、高出力で低 NO<sub>x</sub> となるように希薄化を行うと、低出力では火炎が不安定となる。この欠点を解決策として、燃焼器を2つ組み合わせる方法がある。すなわち、低出力では1つの燃焼器のみに燃料を集中させて火炎温度をあげて安定性を高め、高出力では2つの燃焼器を使用することで燃料を分散させて NO<sub>x</sub> を低減させる。このような燃焼器のことをダブルアニュラー燃焼器と呼ぶ。

#### 拡散燃焼

##### Diffusion Burning

燃料噴射弁から噴射された燃料と空気を燃焼器内で拡散・混合しながら燃焼させる方式。現状の航空用ガスタービンエンジンで使用されている燃焼方式であり、局所的に燃料濃度が濃い領域があるため、安定して燃焼することが可能である。ただし、希薄予混合予蒸発方式に比べて局所的に火炎温度の高い領域が形成されるため、NO<sub>x</sub> 排出量が増加する。

## ライナ

### Liner

燃焼領域を形成する筒のこと。

## 希釈空気

### Dilution Air

燃焼器の中～下流領域より燃焼室内部に流入させ、燃焼ガスと混合して燃焼ガスの温度分布をタービン入口で要求される温度分布にするための空気。通常、燃焼器に流入する空気のうち、燃焼用空気と冷却用空気以外の残りの空気が希釈空気として用いられる。当該プロジェクトにおける燃焼制御の研究では、この希釈空気流量を調整して燃焼用空気の流量を制御し、主燃焼領域の火炎温度を最適な値に制御して NOx や CO 排出量を低減している。

## 予混合管

### Premix Pre-vaporizing Tube

液体燃料を燃焼領域に入るよりも前に、空気と混合し蒸発させる予混合予蒸発方式の燃料噴射弁における、燃料が空気と混合し蒸発する領域のこと。

## パイロット燃料噴射弁

### Pilot fuel injector

安定した燃焼を実現することを狙った燃料噴射弁のことであり、ダブルアニュラー燃焼器等において、メイン燃料噴射弁と対にして用いられる。供給燃料が少なく燃焼が不安定になりやすい低出力条件では、パイロット燃料噴射弁のみを使用することで、燃料が比較的濃くなり安定燃焼が実現できる。一方、メイン燃料噴射弁は低 NOx 燃焼を狙った燃料噴射弁のことである。高出力条件では供給燃料が多く火炎温度が高くなるため、燃焼が安定する半面、NOx 排出量が増加する。そこで、パイロット燃料噴射弁に加え、メイン燃料噴射弁も使用することで、希薄燃焼を実現し NOx 排出量が低減可能である。

## メイン燃料噴射弁

### Main fuel injector

前述のパイロット燃料噴射弁を参照のこと。

## ハイブリッド燃料噴射弁

### Hybrid fuel injector

着火性は良好であるが、燃料の多い条件では、NOxが生じやすい拡散燃焼方式のパイロットと、空気と燃料の混合がよく、NOxが少ないが、燃料の少ない条件での燃焼安定性に難のある予混合燃焼方式のメインを一本の燃料噴射弁内に同心円状に配置し、両者の長所を生かした燃料噴射弁。

## 二重壁構造

燃焼器ライナの冷却構造の一種。外壁(シェル)と内壁の二重構造とすることで、インピンジ冷却やフィルム冷却とフィン冷却の組合せなどにより、より少ない冷却空気の高い冷却性能を実現している。また、内壁を細分化したパネル構造とし、容易に交換できるようにすることで、整備性を高めたものもある。

## アングルド・エフュージョン構造

### Angled Effusion Structure

多孔板を模擬したライナ冷却構造で、ライナ壁に多数の斜め孔を開け、孔を空気が通過する際の熱伝達と、斜め孔から噴出する空気がライナ壁に沿って流れるフィルム冷却の効果により、ライナを冷却する。多数の斜め孔を必要とするが、ライナは板金構造で整形できることから、比較的シンプルな構造で、良好な冷却性能が得られる。

#### ダブルアニュラー構造

##### Double Annular Structure

ダブルアニュラー燃焼器を参照。アニュラー燃焼器で、噴射弁を同心円状に2列配置した構造。

#### スワロー

##### Swirler

空気旋回器。燃料噴射弁と組合されて、燃料噴霧中に旋回空気流を導入させることで、燃料の微粒化、混合の促進を行うほか、ライナ内に燃焼に適したフローパターンを形成し、良好な燃焼を可能にする。

#### プレディフューザー

##### Prediffuser

圧縮機出口と燃焼器頭部のダンプディフューザをつなぐ空気流路。通常、燃焼器へ向かい徐々に流路面積が拡大するように設計されている。

#### カウル

##### Cowl

ライナ頭部に設置されるドーム上の分流板。噴射弁へ空気を導入する開口部が設けられ、噴射弁、ライナの外径側の空気流路(アウトアニュラス部)、内径側の空気流路(インナアニュラス部)に、スムーズに空気を分配する役割を果たす。スプリッタとも呼ばれる。

#### RQL 燃焼

##### Rich Burn Quick Quench Lean Burn Combustion

部分過濃形態燃焼を参照。

#### ミキサー

##### Mixer

エンジンから噴出される排気を効率良く混合するため排気ノズルに取り付けた菊花の形をした装置。

#### dB (デシベル)

##### Decibels

音の大きさを表わす音圧レベルの単位。

#### 無響室

音が響かない部屋のこと、音源から放射された音波が理論どおりに減衰する。

#### BPF (Blade Passing Frequency)

回転する動翼からの空気流が静翼を通過する周波数のことで、動翼枚数×回転数(rpm)／60で決まる。

## 翼通過周波数

BPFを参照。

## 離脱衝撃波

動翼が超音速で回転する際、動翼の先端前方の少し離れた位置に発生する衝撃波のこと。物体先端が鋭角であると、衝撃波は物体先端に付着して発生するが、物体先端が鈍角であると、先端から離れて衝撃波が発生する。

## バズソー騒音

Buzz Saw Noise

離脱衝撃波による騒音のことだが、衝撃波の強さとその発生方向の違いに起因してエンジン回転周波数の高次の周波数群で構成される。電動鋸に似た音。

## コアノズル

Core Nozzle

エンジンのコア排気を噴出して推力を得るタービン出口後方にある装置。

## コモンノズル

Common Nozzle

エンジンのコア排気とバイパス排気を同一の出口から噴出して推力を得る装置。

## セパレートノズル

Separate Nozzle

エンジンのコア排気とバイパス排気を別々の出口から噴出して推力を得る装置。

## シェブロンノズル

Shavron Nozzle

エンジンから噴出される排気を効率良く混合するためコアノズル出口に取り付けたギザギザの形をした装置。

## ノッチノズル

Notch Nozzle

エンジンから噴出される排気を効率良く混合するためコアノズル出口に取り付けたV字の形をした装置。

## ICAO Chapter 3

ICAO Chapter3は、航空機から発生する騒音のレベルに関する国際民間航空機構による亜音速輸送機に対して1976年に定められた規定で、1977年10月6日以降に型式証明申請が受理された機体に適用されている。着陸手前2km飛行直下（Approach）、離陸開始後6.5km飛行直下（Fly-Over）および離陸飛行時450m側方線上（Sideline）それぞれの計測点で騒音基準値が定められている。

## ICAO Chapter 4

2006年1月1日以降に型式証明申請の新型亜音速輸送機に対してはChapter3よりもさらに厳しいChapter4の適用が始まった。Chapter4は、Chapter3をベースとした累積値での評価が規制に加わる。具体的には、Approach、Fly-Over、Sidelineの騒音累積値が、Chapter3基準値に対し10dB以上下回る必要があり、さらにすべて

の評価点でChapter3を満足したうえで、少なくとも2つの評価点の加算値がChapter3に対し2EPNdB下回っている必要がある。

NO<sub>x</sub>

大気中の窒素がエンジンの燃焼器の中などで燃焼により酸化されて発生した窒素酸化物の総称。組成としては、NO、NO<sub>2</sub>等がある。

G. その他

JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency)

独立行政法人・宇宙航空研究開発機構の英語略称

NIMS (National Institute for Materials Science)

独立行政法人・物質・材料研究機構の英語略称

以上

## 索引

<p>A</p> <p>AGB ..... 7</p> <p>Approach ..... 19</p> <p>ASM ..... 3</p> <p>B</p> <p>BPF ..... 22</p> <p>C</p> <p>CFD ..... 14</p> <p>CMSX4、CMSX10 ..... 18</p> <p>CO ..... 19</p> <p>CVD ..... 17</p> <p>Critical Distance 理論 ..... 15</p> <p>D</p> <p>DER ..... 4</p> <p>dB ..... 22</p> <p>E</p> <p>EB-PVD ..... 17</p> <p>ECU ..... 16</p> <p>EEFAE ..... 4</p> <p>EPNL ..... 18</p> <p>ESPR ..... 3</p> <p>F</p> <p>Fly-Over ..... 19</p> <p>H</p> <p>HCF ..... 18</p> <p>HSR ..... 3</p> <p>HYP R ..... 3</p> <p>I</p> <p>ICAO ..... 4</p> <p>ICAO Chapter 3 ..... 23</p> <p>ICAO Chapter 4 ..... 23</p> <p>J</p> <p>JAXA ..... 24</p> <p>L</p> <p>Lateral ..... 19</p> <p>LCF ..... 18</p> <p>LFW ..... 17</p> <p>LPP 燃焼 ..... 20</p> <p>LRU ..... 7</p> <p>M</p> <p>MIM ..... 18</p> <p>MSC ..... 18</p> <p>N</p> <p>NIMS ..... 24</p> <p>NOx ..... 24</p> <p>O</p> <p>OGV ..... 7</p> <p>P</p> <p>PBH ..... 3</p>	<p>Q</p> <p>QEC ..... 7</p> <p>QinetiQ ..... 19</p> <p>R</p> <p>RQL 燃焼 ..... 22</p> <p>S</p> <p>Sideline ..... 19</p> <p>T</p> <p>THC ..... 19</p> <p>TMS138 ..... 18</p> <p>U</p> <p>UEET ..... 3</p> <p>Y</p> <p>YSZ ..... 16</p> <p>あ</p> <p>アクセサリ・ギア・ボックス ..... 7</p> <p>圧縮機 ..... 10</p> <p>圧力上昇係数 ..... 13</p> <p>アニュラー燃焼器 ..... 20</p> <p>アブレイシブ・コーティング ..... 16</p> <p>アングルド・エフェュージョン構造 ..... 21</p> <p>い</p> <p>インサート部品 ..... 14</p> <p>インタラクション損失 ..... 13</p> <p>インピンジメント冷却 ..... 14</p> <p>え</p> <p>エンジン外部抵抗評価 ..... 9</p> <p>エンドウォール ..... 13</p> <p>お</p> <p>オン・コンディション整備 ..... 15</p> <p>か</p> <p>回転リグ試験機 ..... 14</p> <p>カウル ..... 22</p> <p>カウンター・ローテーション ..... 12</p> <p>化学蒸着コーティング ..... 17</p> <p>拡散燃焼 ..... 20</p> <p>型式承認 ..... 9</p> <p>環境適合型次世代超音速機用推進システムの研究 開発 ..... 6</p> <p>環状翼列試験機 ..... 14</p> <p>き</p> <p>機関分担率 ..... 6</p> <p>希釈空気 ..... 21</p> <p>希薄燃焼 ..... 19</p> <p>基本設計 ..... 9</p> <p>急速混合形態燃焼 ..... 19</p> <p>く</p> <p>クリープ ..... 18</p> <p>こ</p> <p>コアエンジン ..... 8</p>
---	--

コアノズル	2 3
高圧タービン	1 0
高揚力化翼技術	1 3
コモンノズル	2 3
コンテイメント特性	8
コンポーネント試験	9
さ	
サージ/サージング	1 1
サージ余裕	1 5
再溶解	1 6
3次元モックアップ	1 0
し	
シェブロンノズル	2 3
実機エンジン	9
重回帰分析	1 6
重力モデル	6
シュラウド	7
す	
スweep・リーン	1 1
スコープ条項	5
スタビング	1 6
ストール	1 1
スピナ	7
スミアリング	1 5
スラストリバーサ	8
スワーラ	2 2
スワール	1 4
せ	
セクタ燃焼器	2 0
セパレートノズル	2 3
ゼロハブ・ファン	1 1
た	
タービン	1 0
多段傾斜インピンジ冷却	1 4
ダブテール	7
ダブルアニュラー構造	2 2
ダブルアニュラー燃焼器	2 0
単結晶材	1 8
ち	
チップ	1 1
チップ・ベント動翼	1 3
チップクリアランス	1 1
鋳造シミュレーション	1 7
鋳造用セラミックコア	1 6
超音速輸送機用推進システム研究開発	7
直接運航費用	9
て	
低圧タービン	1 0
提供座席距離	6
ディフューザ・パッセージ	1 2
電子ビーム物理蒸着コーティング	1 7
と	
統合OGV	9
動翼先端キャビティ	1 3
トップダウン手法	5
鳥打ち込み特性	8

な	
ナセル	8
ナノコーティング・プロジェクト	4
に	
二次時効処理	1 7
2次流れ	1 2
二重壁構造	2 1
ね	
燃焼器	1 0
燃焼器エンベロープ	2 0
の	
ノズル	1 3
ノッチノズル	2 3
は	
排気ノズル	1 1
ハイブリッド燃料噴射弁	2 1
パイロット燃料噴射弁	2 1
パイロン	8
バズソー騒音	2 3
ハブ	1 1
ハブ・スポーク	5
反転タービン	1 4
ひ	
光ファイバー	1 5
飛行ミッション	9
非集計ロジットモデル	6
ふ	
ファン	1 0
フィーダー路線	6
フィルム冷却	1 3
部分過濃形態燃焼	1 9
部分希薄形態燃焼	1 9
ブリスク	7
フレーム/ストラット	1 0
プレスロール	1 6
フレッチング	1 5
プレディフューザー	2 2
プログラム・ローンチ	4
へ	
ペイロード	8
ほ	
ボアスコープ	8
ポイント・ポイント	5
ボートテール角	8
ボトムアップ手法	6
ま	
マイクロ・スパーク・コーティング	1 7
マルチスロット冷却	1 2
み	
ミキサー	2 2
む	
無響室	2 2
め	
メイン燃料噴射弁	2 1



も		ラビング.....	1 0
	モデル・ベースド・モニタリング.....		1 5
	モニタリング・センサ.....		1 6
よ		り	
	翼正圧面.....	リージョナル機.....	5
	翼通過周波数.....	リグ試験.....	1 4
	翼負圧面.....	リセールバリュー.....	6
	予混合管.....	離脱衝撃波.....	2 3
		リニア・フリクション・ウエルディング.....	1 7
ら		ろ	
	ライナ.....	ローコストキャリア.....	6

## I . 事業の位置付け・必要性について

## I. 事業の位置付け・必要性について

### 1. NEDOの関与の必要性・制度への適合性

#### 1. 1 NEDOが関与することの意義

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。一方で、航空需要の伸びに伴って大気汚染や地球温暖化といった地球環境問題やエネルギー問題への対応が重要であり、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されるため、上述の高性能化要求、環境適合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の特長である、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”が伴うが、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）と環境適合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、本研究開発は、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あることから、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ー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、経済産業省／NEDO事業である「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、本研究開発の成果は極めて広範囲な産業分野に波及することが期待される。

以上のことから、本研究開発はNEDOが関与すべき事業であると考えられる。

#### 1. 2 実施の効果

本研究開発を実施することにより、以下の効果が期待される。

##### (1) 市場性と省エネルギー効果

海外エアラインへの市場調査の結果から、2015年以降の20年間で、座席数50席を中心とするリージョナル機は、現行機の代替機を含めて2000機以上の需要が予測されている。この需要の半分の獲得を想定し、1機あたりの搭載エンジン数が2台であること、ならびに、エンジン価格にサービスおよび補用品を含めるかたちで推定すると、5000億円以上の市場が期待される。本研究開発の総事業費は総計約350億円の要求（うち、第1期2.5億円、第2期7.2億円は予算化済み）であることから、本研究開発の費用対効果は約1.4倍以上となる。また、本研究開発の目標とするエンジン仕様は50席機用で

あるが、より大型のエンジンへの技術適用や派生型対応が可能であり、潜在する市場規模は更に大きい。

省エネルギー効果としては、目標である、現行エンジンに対する10%の燃料消費改善が達成された場合、中大型機用エンジンへの適用も考慮して、原油換算で、2024年（市場投入約10年後）に年間約11万kl、2034年（同約20年後）に年間約38万klの効果が期待される。

## （2）航空機用エンジン産業の発展

本研究開発では、世界に先駆けて50席機用エンジンの市場ニーズ調査を実施し、世界市場で競争力のあるエンジン仕様目標を設定し、これを実現するための革新的要素技術／システムインテグレーション技術の開発を推進していることから、本研究開発において達成される成果は十分に競争力を持つものと期待される。

昨今、民間機用エンジン国際共同開発における我が国のシェアは確実に伸びてきており、従来のエンジン低圧部分への参加に加え、エンジンのコア部分である高圧圧縮機の一部といったより高度な部位への参入を実現するまでに至っている。本研究開発により、革新要素技術や全機インテグレーション技術を構築すれば、今後の国際共同開発において、我が国の、エンジン高圧系部品等更なる高付加価値部位への参入やシェア拡大、さらには、我が国のエンジンインテグレート実現に向けたバーゲニングパワーとなり、我が国の航空機用エンジン産業の一層の発展が期待される。

## （3）周辺産業分野への成果波及

本研究開発の成果は、小型航空機用エンジンのみでなく、中大型の航空機用エンジンを含む広く航空エンジン産業分野ならびに産業用ガスタービン分野に波及することが見込まれる。さらに、環境適合技術は、産業用プラント、自動車、列車等の静粛化、低公害化に寄与することにより、広範囲な分野での新規産業の創出に資するものと考えられる。

## 2. 事業の背景・目的・位置付け

### <背景>

世界の航空需要は今後10年間で現在の約1.7倍、20年間で約2.5倍の規模に増加すると予測されていた。なかでも100席機以下のいわゆるリージョナルジェット機は、ターボプロップ機からの代替や新規路線の開拓によって、これまでの10年間で運航機数は約3.2倍の伸びを記録し、今後20年間で現在の約3.4倍の規模に増加すると予想されていた。これに搭載される小型航空機用エンジンについても機体と同様の市場規模の増加が期待されており、今後着実に市場が見込まれる分野と考えられていた。

リージョナルジェット機の市場は、加・ボンバルディア社とブラジル・エンブラエル社が先行して事業拡大をしており、これに搭載されているエンジンは、推力20,000ポンド以下の、米GE社・UTC社、英RR社等の製造による新・旧様々なエンジンである。この中で、50席クラスの機体に搭載のエンジンは、世界市場において2機種（米GE社1機種、英RR社1機種）のみで、“ニッチ”な市場となっていた。しかも、両者のエンジンはともに1990年代に市場投入されたもので、2010年代中頃にはその代替需要を含めた需要が立ち上がることが予想されていた。

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。前述のとおり、50席機用現行エンジンは、1990年代に市場投入されたものであり、他の席数クラス用の新型エンジンに比較して経済性の低いものとなっていると考えられた。

したがって、要素性能の向上の他、部品点数削減等のエンジン構造のシンプル化やインテリジェント制

御の導入等により、エンジンに係る直接運航費用を低減し、かつ耐久性・信頼性を向上させた、競争力ある次世代エンジンを世界に先駆けていち早く開発することにより、2010年代中頃の代替需要立ち上がり時に市場参入を果たせるものと考えていた。

一方で、航空需要の伸びにともなって大気汚染や地球温暖化といった地球環境問題やエネルギー問題、騒音公害への対応が重要であり、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革新的技術開発の必要性が強く認識されていた。国際民間航空機関（ICAO）において、2006年就航の民間航空機には、従来の1996年規制値より10dB強化された新しい騒音規制値が適用されていた。同様に、NOx排出物についても、今後とも国際航空環境基準は厳格化の一途をたどるものと予想されていた。

民間機用エンジン国際共同開発において、現在、我が国のシェアは確実に伸びてきており、また、より高度な部位への参画を実現しつつあることは前述のとおりである。これらの過去の研究／開発成果の利用により、我が国もシステムインテグレーション技術を蓄積して来ており、エンジン完成機開発能力獲得を目指した本研究開発により、我が国が、国際共同開発に対し、従来のパートナーから、インテグレーターとして主導的立場で参画する段階へステップアップすることで、我が国航空機用エンジン産業の一層の発展が望まれた。

#### <目的>

以上の背景から、競争力向上のための革新的要素技術ならびにシステムインテグレーション技術の構築を狙いとして、「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」ことを本研究開発の目的として設定した。

#### <位置づけ>

航空機用エンジン技術については、国家の戦略技術との位置づけから、欧米先進各国で政府支援のもと、不断の研究開発が進められている。米国においては、1999年からHSR（High Speed Research）の成果を引き継ぐかたちで、NASAにおいてUEET（Ultra Efficient Engine Technology）プログラムが推進されている。このプロジェクトでは、超音速機を含めて広く航空機用エンジンへの適用を狙って、排出物低減、要素高負荷・高効率化、先進耐熱材料等の分野で革新的技術開発が鋭意進められている。一方、欧州においても、EU10カ国で2000年から、亜音速機用エンジン向けに、高効率、環境適応性、信頼性・整備性に優れ、かつ低コストをねらいとした革新的要素技術の研究（EEFAE； Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine）が進められ、2005年にエンジン実証を行うなど、精力的に研究開発が進められている。

一方、我が国においても、1999年から、エネルギー使用効率の向上を図りつつ、NOx排出物の抑制、離着陸時騒音の低減等、環境適合性向上を実現する次世代超音速輸送機用エンジンの基盤技術開発（ESPRプロジェクト）を開始し、2004年には排気ジェット／ファン低騒音化技術、低NOx燃焼器技術、先進単結晶合金をはじめとする先進耐熱材料、高温部冷却技術などをエンジン実証し、環境適合性に関する世界トップレベルの基盤技術を修得した。

以上のように、欧米先進各国が、経済性を追求しつつ環境適合要求に対応する革新的技術開発に取り組む中、本研究開発では、ESPRプロジェクト成果の中から亜音速機用エンジンに適用可能な技術を活用し、発展させるかたちで、直接運航費用の低減や環境適合性向上に関する実用化技術開発に取り組んでいる。

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」（旧「民間航空機基盤技術プログラム」）のもとで実施された。このプログラムでは、航空機関連技術は、欧米等先行諸国の他、アジア諸国も含めた競争激化が進む中、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ものとして位置づけられ、戦略的な研究開発を行うことにより、我が国航空機産業の基盤技術力の維持・向上を図ることが目的とされた。

さらに、このプログラムは、民間航空機関連技術について、平成25年度（2013年度）までに、材料・構造・システム関連等の中核的要素技術力の一層強化・保持、機体及びエンジンの完成機開発能力の獲得、また、こうした基盤技術力の維持・向上、これらを用いた航空機・エンジン等の国際共同開発への参画、並びに環境適合等の要請に対応した民間航空機及びエンジン開発への取組を通じて、我が国航空機関連産業の発展を目指すことを目標とした。

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による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づけられているものである。本研究開発が所期の成果を達成することにより、プログラム目的の実現に大きく貢献することが期待された。

経済産業省の「技術戦略マップ2010」の導入シナリオにおいて、同様に「エンジン要素技術」および「全機開発技術」に位置付けられている。

また、航空機用エンジンを含めて航空機の開発は、先端技術と高度な材料・部品等をシステム統合する分野にあり、我が国の科学技術基本計画の重点分野である「材料」、「環境」、「製造技術」等の分野の要素技術を包含し、特に今後不可避と考えられる環境負荷低減を実現するための技術的課題を多く含み、地球温暖化対策として同計画の「環境」分野と関連する。同基本計画において、航空機は、国民生活を支える基盤技術として、「社会基盤」分野に掲げられており、その中で、航空機・エンジンの全機インテグレーション技術が、重要な研究開発課題のひとつとなっている。さらに、重要な研究開発課題の中から今後5年間に集中投資すべき科学技術として、急速に高まる社会・国民のニーズに迅速に対応すべきもの、国際競争を勝ち抜くために不可欠なもの、国主導の大規模プロジェクトで国家的な目標と長期戦略を明確にして取り組むものとして選定された戦略重点科学技術である、「新需要対応航空機国産技術」に本研究開発は含まれる。

#### <本研究開発の概要>

本研究開発は、前述のとおり、経済産業省「航空機・宇宙産業イノベーションプログラム」（旧「民間航空機基盤技術プログラム」）に位置づけられている。経済産業省・産業技術環境局・研究開発課、ならびに同・製造産業局・航空機武器宇宙産業課を原課としている。

本研究開発は全体7年間で、以下の3つのフェーズで構成されており、第1期技術開発は、NEDO技術開発機構の委託事業として既に終了し、第2期技術開発は、NEDO技術開発機構の助成事業（NEDO2/3負担、民間企業1/3負担）、第3期技術開発は、NEDO技術開発機構の助成事業（NEDO1/2負担、民間企業1/2負担）で実施した。図I.2-1に本研究開発の全体計画を示す。

##### ①第1期

航空機用エンジンの動向調査（技術・市場等）及びエンジン要素技術検討を実施する。

##### ②第2期

クリティカル特性のエンジン条件模擬試験実施による革新的なエンジン要素技術コンセプト成立性を確認するための要素技術開発を実施する。

③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。

各期の具体的内容、達成目標等、詳細は第2章以降で記述する。

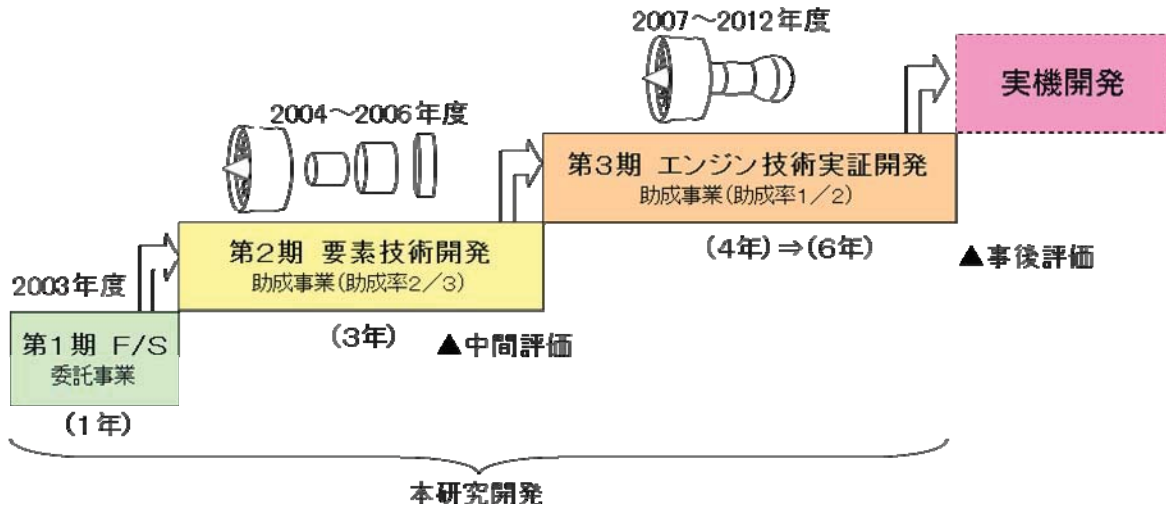


図 I.2-1 本研究開発の全体計画

## Ⅱ. 研究開発マネジメントについて



## II. 研究開発マネジメントについて

### 1. 事業の目標

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、環境適合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<sub>x</sub>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（エンジンシステム技術）を開発する。

#### 全体目標；

平成24年度までに、

- 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<sub>x</sub>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、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。

#### 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；

開発された要素技術を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、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；

##### 【見直し前】

第2期のエンジン基本設計結果に基づいてエンジンの試作・試験を実施し、基本的なエンジン機能・性能を確認し、得られた試験データ等によりエンジン目標仕様値達成の見通しを得る。

##### 【見直し後】

第2期のエンジン基本設計結果ならびに市場・技術動向に基づいて、関連要素の高性能化技術開発を実施するとともに、目標エンジンの設計を行い、コアエンジン要素の実証試験を実施し、得られた試験データ等により、エンジン仕様目標値達成の見通しを得る。

なお、中間評価は第2期目標に対して、ならびに事後評価は第3期目標に対して、それぞれ実施される。

### [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

以下に第1期、第2期、第3期の各々の目標設定理由を記述する。

#### 第1期目標設定理由

エンジン実機開発が機体開発より長期間を要するため、航空エンジンの開発は機体開発に先行して開始される必要があり、将来的なユーザー・社会の要求をよりの確に把握し、目標とすべきエンジンの概念、この実現に要する要素技術開発計画に適切に反映させることが極めて重要である。50—70席機に代表される小型ジェット航空機はこの10年で市場を大きく拡大させ将来的にも有望な市場と一般に考えられているものの、昨今の世界経済動向、エアラインの経済・競争事情、中国を中心とするアジア地区巨大ポテンシャル市場動向、また環境面要請の加速化といった流動的な支配因子を抱えている。こうした状況下で、ユーザー・社会に広く受け入れられる将来的市場の在り処、その規模、環境規制、エンジン仕様支配因子（推力、航続距離等の要求事項）等々に関する動向の調査が極めて肝要と言え、将来期待される小型航空機用エンジンの市場動向、環境規制動向を含む社会的な要求を明らかとすることが必要である。

また、本研究開発成果を活用し、将来、我が国が主体的に全機インテグレーションにかかわった形で実用化実機エンジン開発につなげるためには、エンジンを特徴付ける差別化技術を有することが必須条件となる。そのため、一般的な技術動向を踏まえたうえで、エンジン差別化技術シーズとしての適用が有望視される既存優位技術の活用を図り、研究開発効率を高めるための検討、評価を行う必要がある。

以上を踏まえて、目標とすべきエンジンの概念・仕様を明らかにするとともに、第2期研究開発の具体的な要素技術課題・目標を設定し、研究開発計画を策定することを目標とした。

#### 第2期目標設定理由

平成15年度の第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Ⅱ.1-1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NOx化がある。図Ⅱ.1-2(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Ⅱ.1-2(b)に既存エンジンのNOx排出レベルと規制値の関係を示す。低騒音化と同様に、NOx排出量の低減要求は益々厳しく、低NOx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NOx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。

### 第3期目標設定理由

#### 【見直し前】

本研究開発では、市場差別化を狙いとして、直接運航費用低減ならびに環境適応性向上のための革新的な要素技術コンセプトを多数採用する予定であり、各革新要素が、エンジンとして適正にマッチングすることを確認することが実用化に向けた必須の技術課題である。

したがって、第3期は、第2期で実証予定の革新要素技術コンセプトをエンジンシステムとして統合し、デモンストレーションエンジンの試作・試験を行い、エンジン全体システムとしての成立性を実証するエンジン技術実証開発を行う。具体的には、翼振動や軸振動、部品強度など機械的な健全性を確認し、かつ、サージングや排気温度などの点で問題無く設計回転数までエンジンを運転することにより設計性能、機能を確認する。

また、エンジン型式承認取得の際に重要となる耐久性・信頼性の確認については、ファン部の鳥打ち込み試験、コンテインメント試験などによる信頼性実証と信頼性設計手法の構築、寿命制限部品や高温部品等重要部品の耐久性設計のための材料データベース構築を行う。

以上から、第3期の目標を「第2期のエンジン基本設計結果に基づいてデモンストレーションエンジンの試作・試験を実施し、基本的なエンジン機能・性能を確認し、得られた試験データ等によりエンジン目標仕様値達成の見通しを得る。」こととした。なお、実証するエンジン仕様目標値の詳細は、第2期の目標に掲げるエンジン仕様目標値としているが、これは第2期技術開発の結果を踏まえて詳細を見直すものとしている。

#### 【見直し後】

本研究開発では、市場差別化を狙いとして、直接運航費用低減ならびに環境適応性向上のための革新的な要素技術コンセプトを多数採用する予定であり、なかでもコアエンジン要素が、適正に機能することを実環境レベルで確認することが実用化に向けた必須の技術課題である。

したがって、第3期は第2期で実証予定の革新要素技術コンセプトをエンジンシステムとして統合する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。具体的には、各種革新要素技術コンセプトを適用し、一つのエンジンシステムとしてまとめあげたうえでコアエンジン要素の実機形態、実作動環境での性能、機能を試験により確認する。

また、エンジン型式承認取得の際に重要となる耐空性については、クリティカルな部位の機能に対して、モデル試験等により構造解析手法等耐空性適合化に関わる技術を構築する。寿命制限部品や高温部品等重要部品設計のための材料データベース構築を行う。

以上から、第3期の目標を「第2期のエンジン基本設計結果ならびに市場・技術動向に基づいて、関連要素の高性能化技術開発を実施するとともに、目標エンジンの設計を行い、コアエンジン要素の実証試験を実施し、得られた試験データ等により、エンジン仕様目標値達成の見通しを得る。」こととした。エンジン仕様目標値については、第2期の目標に掲げるエンジン仕様目標値からの変更は無い。

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の 10%低減が必要である。  
 →競争力確保のため 5%上積み

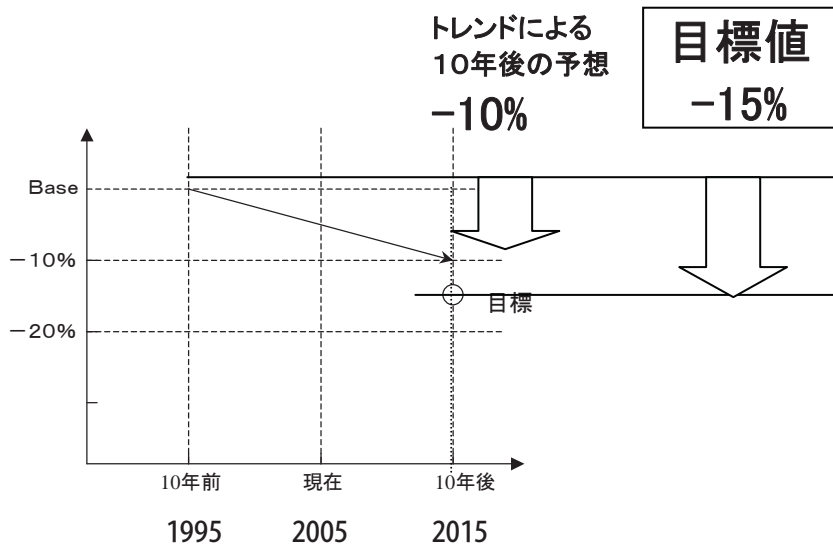
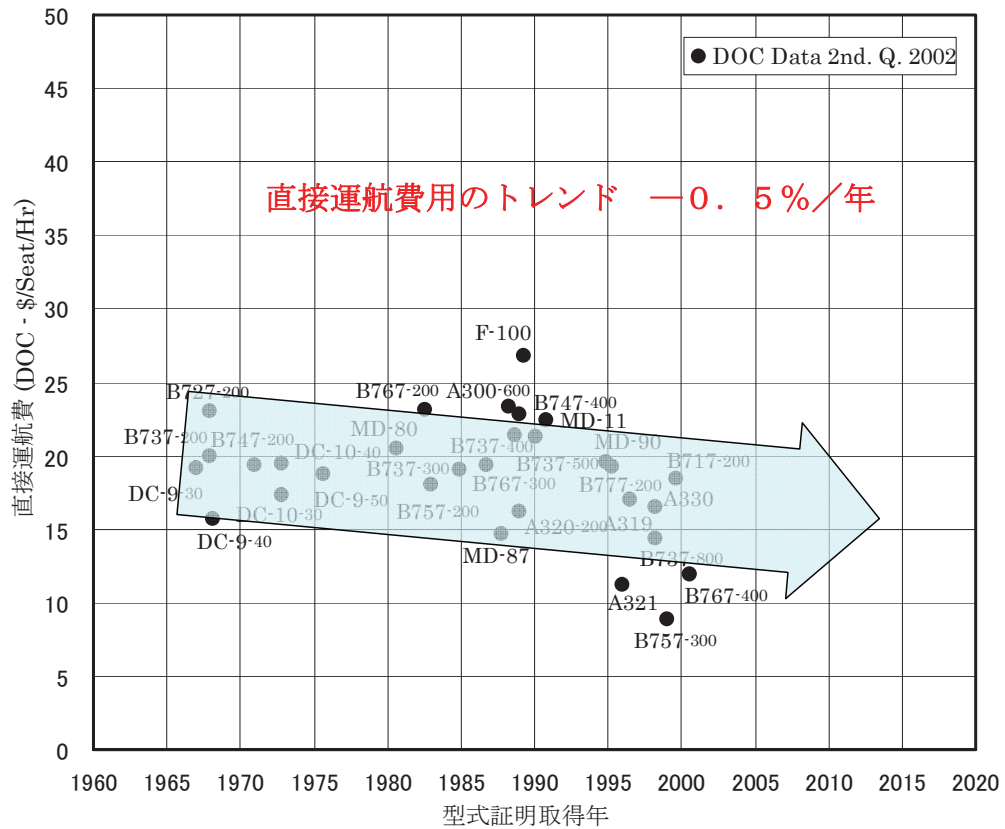
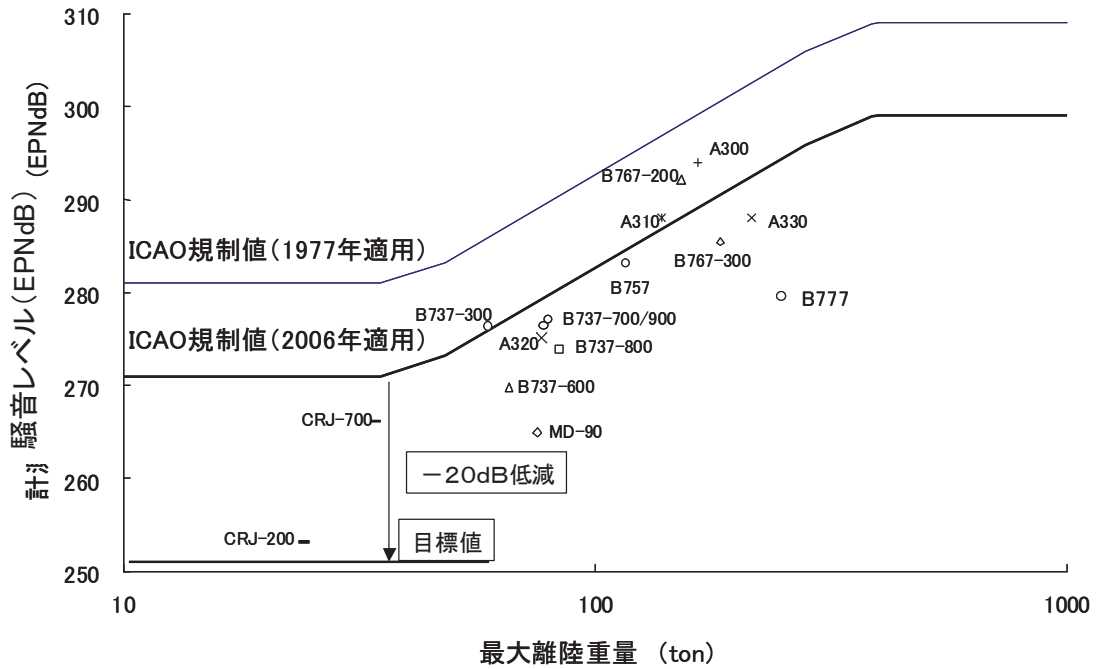
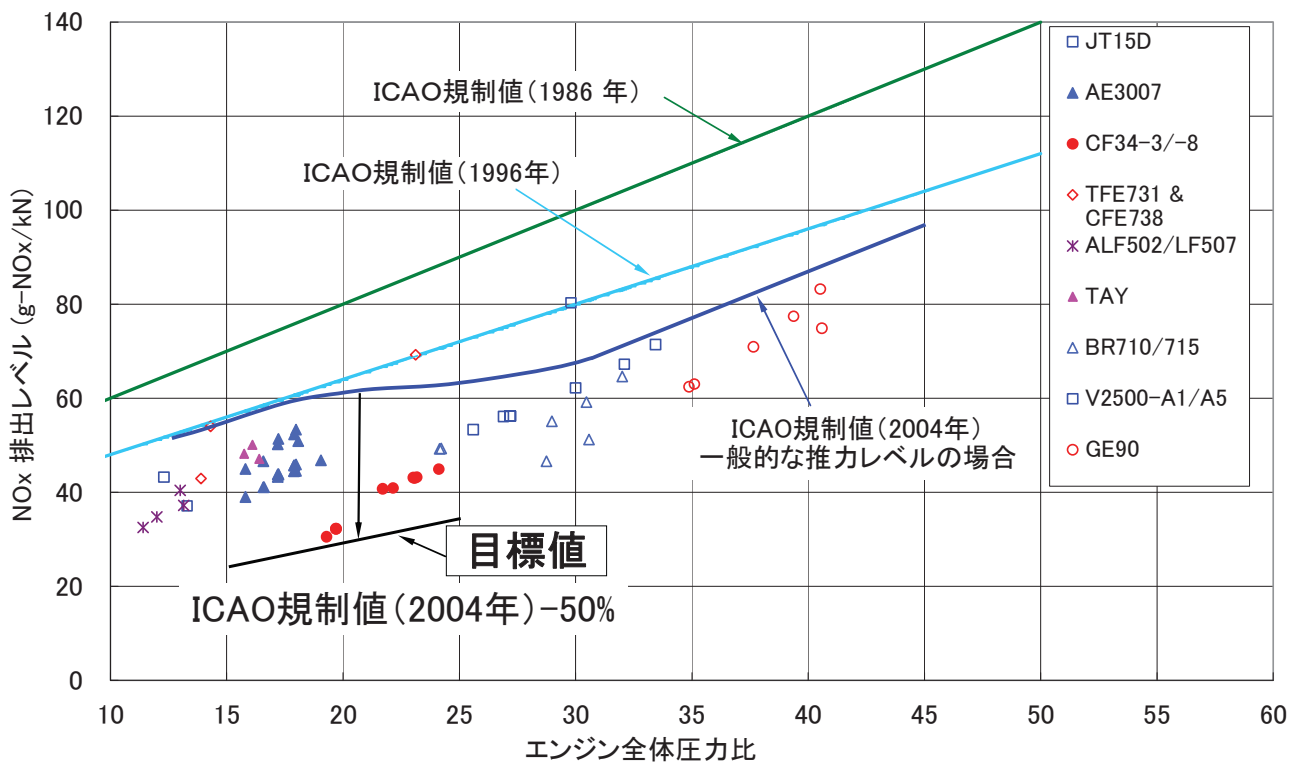


図 II.1-1 直接運航費用低減目標の設定理由

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Ⅱ.1-2 環境適応目標の設定理由

2. 事業の計画内容

1-2. 項に示したとおり、本事業は第1期、第2期、第3期から構成される。第1期は、エンジン仕様目標値の設定、開発すべき差別化要素技術の選定によるフィージビリティ検討、第2期は第1期に選定された各要素技術の開発とエンジン基本設計、第3期は第2期に設定したエンジン基本設計結果を基に、圧縮機、燃焼器などのコア要素の実環境レベルでの実証度向上や製造工程／設計の確認試験および、実用化に必要な材料データの取得、蓄積を目的とした耐久性評価技術および、型式承認取得を視野にした構造解析技術向上のための耐空性適合化技術の各研究開発を実施する。研究開発計画線表を表Ⅱ.2-1、表Ⅱ.2-2に示す。

表Ⅱ.2-1 第1期、第2期研究開発計画および年度別予算（予算は助成額）

期 年度	第1期	第2期		
	H15年度	H16年度	H17年度	H18年度
研究開発項目				
第1期				
①小型航空機用エンジンの市場・技術動向調査				
(1)市場動向調査				
(2)技術動向調査				
②エンジン要素技術検討				
②-1目標エンジン概念及び仕様の検討				
②-2フィージビリティ検討				
(1)高性能／軽量／低コスト化技術				
(2)低排出物／軽量／低コスト化技術				
(3)低騒音／軽量／低コスト化技術				
③技術課題及び目標の設定				
第2期				
①直接運航費用低減技術				
(ア)シンプル・高性能化技術				
a. ファン部			ゼロロップファン開発	
b. 圧縮機部			デュアルパス圧縮機	
c. タービン部			翼枚数削減、カウンターローション	
(イ)インテリジェント化技術			ハリスモニタリング技術開発	
②環境適応技術				
(ア)シンプル低騒音化技術			ファン、ジェット騒音低騒音化	
(イ)シンプル低NOx化技術			3形態の燃焼器を研究	
③エンジンシステム技術				
(ア)目標エンジン基本設計			エンジン基本設計	目標仕様値評価
(イ)潜在顧客のニーズ調査			E7ライン/機体メカを訪問調査	
(ウ)技術動向調査			他機種技術等調査	
予算額（特別会計）（百万円）	240	1,087	1,723	2,038

- ・第1期は委託
- ・第2期は2/3の助成

表Ⅱ.2-2 第3期研究開発計画および年度別予算（予算は助成額）

研究開発項目	年度	第3期					
		H19年度	H20年度	H21年度	H22年度	H23年度	H24年度
第3期							
①インテグレーション技術開発							
(ア)エンジンシステム特性向上技術							
a.全体システムエンジン実証							
・エンジン設計		エンジン仕様検討/目標エンジン設計					
・製造工程確認試験		低コスト製造技術開発					
・設計確認試験		ターボ冷却、可変機構/ベアリングの作動確認					
・システム評価		DOC、騒音、NOxの目標仕様値評価					
b.関連要素実証							
・ファン		改良設計					
・圧縮機		ディフューザパッケージ圧縮機設計、実環境実証試験					
・燃焼器		エンジン用燃焼器設計、実環境実証試験、総合評価					
(イ)耐久性評価技術		材料データ取得、蓄積					
(ウ)耐空性適合理化技術		寿命（温度）予測技術、ロータ付ミクスなど解析技術の高度化					
②市場技術動向調査							
市場動向調査		市場環境調査、需要予測					
技術動向調査		他機種動向調査					
予算額（特別会計）（百万円）		1,960	579	648	613	565	200

・第3期は1/2の助成

・H20年度から燃費重視仕様に変更し、予算調整しコア要素（圧縮機、燃焼器）に注力

## 2.1 研究開発の内容

### (1) 第1期研究開発の内容

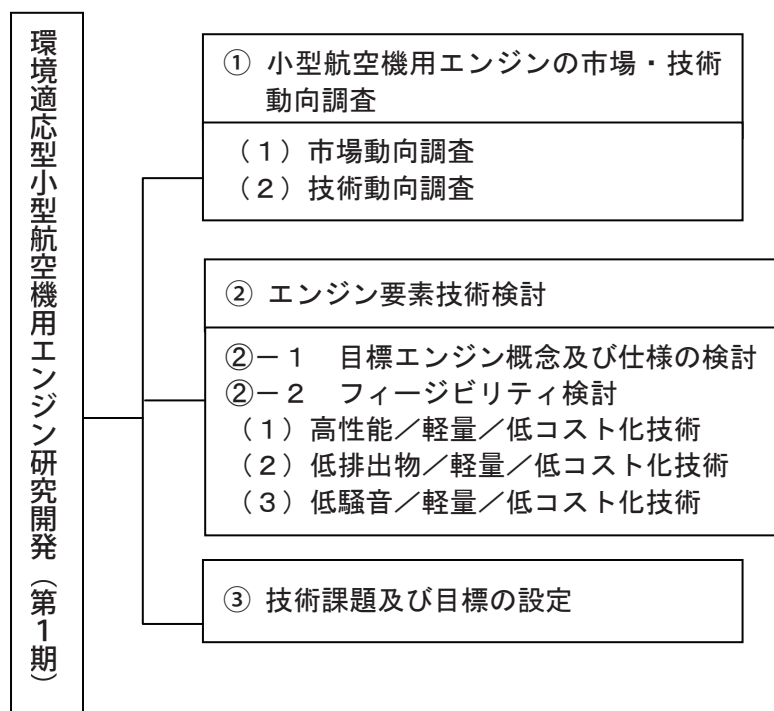
第1期研究開発では、小型航空機用エンジンの動向調査として、まず市場動向調査を実施してユーザー・社会に広く受け入れられる将来的市場の在り処、その規模、環境規制、エンジン仕様支配因子（推力、航続距離、環境性要求等）等を把握する。並行して、一般的な技術動向を踏まえたうえで、エンジンを特徴付ける差別化技術としての適用が有望視される既存優位技術（「超音速輸送機用推進システムの研究開発」、「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発」の成果）の活用を図り、研究開発効率を高めるための検討、評価を行う。

対象とする市場・技術要求の特徴を的確に把握し、エンジン高付加価値化の総合的な評価を可能とする直接運航費用等の評価指標を設定したうえで、ユーザー・社会要求動向調査内容も評価し、目標とすべきエンジン候補概念とエンジン仕様を検討する。

各エンジンモジュール・部位の最適化は、シンプル化技術、環境対策技術、インテリジェント化技術、高性能化技術をバランス良く組み合わせることで実現され、必要とされる組み合わせ技術の方向性として有望な、高性能／軽量／低コスト化技術、低排出物／軽量／低コスト化技術、低騒音／軽量／低コスト化技術、につき設計検討及びCFD（Computational Fluid Dynamics：数値流体力学）解析等を実施して概念の成立性を確認する。また、一部、早期の技術的見極めのための基礎試験を実施する。

以上を踏まえて、目標とすべきエンジンの概念・仕様を明らかにするとともに、続く第2期研究開発の具体的要素技術課題・目標を設定し、研究開発計画を策定する。

第1期の各研究開発項目の体系図を図Ⅱ.2.1-1に示す。



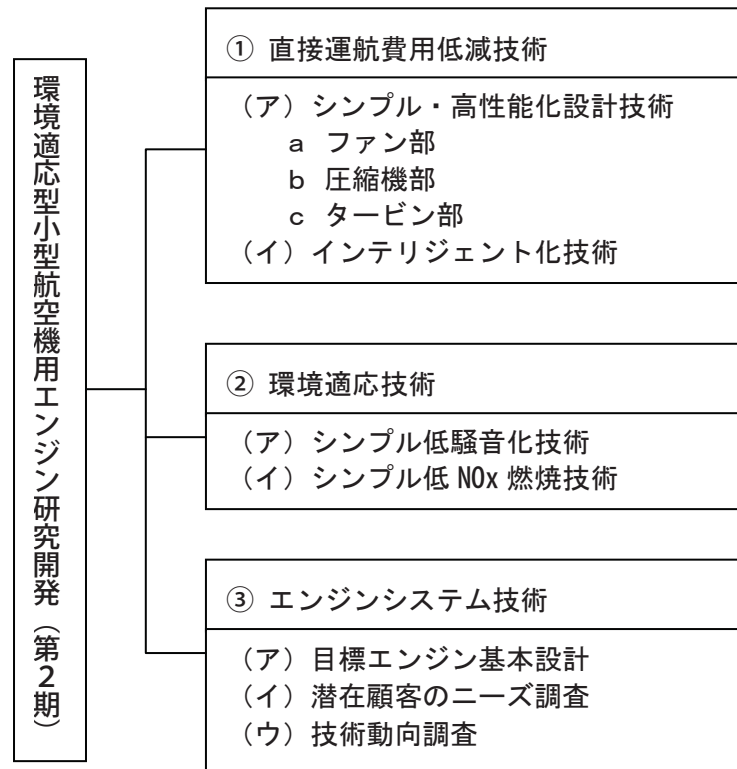
図Ⅱ.2.1-1 第1期研究開発体系図



(2) 第2期研究開発の内容

事業目標を達成するために、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、騒音、NOx等の環境要求を満足するための環境適応技術を研究開発する。また、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エンジンシステム技術を研究開発する。第2期の各研究開発項目の体系図を図Ⅱ.2.1-2に示す。

直接運航費用低減技術は、各エンジンモジュールについて、高性能化を図りつつ、部品点数・段数を大幅削減するシンプル・高性能化設計技術、および、整備費用削減を狙いとするモデルベースドモニタリング等のインテリジェント化技術の研究開発項目から構成される。環境適応技術は、低コスト化をはかりつつ低騒音、低NOxを実現するシンプル低騒音化技術、シンプル低NOx燃焼技術から構成される。エンジンシステム技術は、顧客のニーズを把握するとともに、上述の直接運航費用低減技術、環境適応技術をシステムとして取り纏め、目標エンジンの基本設計を行うものである。



図Ⅱ.2.1-2 第2期研究開発体系図

個別研究目標については、前章で説明した事業全体目標を睨みつつ、第1期で実施したフィージビリティ検討により設定している。次頁以降に、個々の研究開発内容を示す。

① 直接運航費用低減技術

(ア) シンプル高性能化設計技術

ファン、圧縮機、タービン等の各エンジンモジュールについて、高性能化を図りつつ、部品点数・段数を大幅削減するシンプル・高性能化設計技術を開発する。また、低コスト化に必要な製造技術の開発を行う。

a. ファン部

ファン部については、高効率を維持しつつ、ファン外径を下げるるとともに、低圧圧縮機部分の段数・部品点数を削減することが要求される。本研究開発では、低騒音化／高性能化／低コスト化／軽量化を同時に満足し、ハブ側圧力比1.6～1.8を1段で実現するファンを設計するために必要な、高流量

化・ハブ側高圧力比化ファン設計技術を開発する。

実施手順としては、CFD解析技術等を活用した空力設計を実施し、回転リグ試験により空力設計手法を評価・検証する。また、構造設計を実施し、ファン部構造設計手法を評価する。以上により、高流量化・ハブ側高圧力比化ファン設計技術を開発する。

#### b. 圧縮機部

多段の動・静翼列部品等から構成されるため、高効率を維持しつつ、段数を削減して大幅な重量削減と低コスト化を実現する技術が要求される。本研究開発では、高性能化／低コスト化／軽量化を同時に満足し、圧力比1.2～1.3.5を6段で実現する圧縮機を設計するために必要な、高負荷翼列設計技術および低コストシンプル化製造技術を開発する。従来技術では、圧力比1.2を1.0～1.2段で実現していたものを、6段にまで大幅に段数を削減する。

高負荷化にともなうストールおよびサージングを防止し、高性能化を同時に満足させる高負荷翼列設計技術が重要となる。このような高負荷化を実現するためには、3次元翼設計による高負荷翼列設計技術を高度化して全段に適用することが必要である。また、小型エンジンの場合には、翼高さに対してチップクリアランスが大きくなるため、特に小型エンジンの後段側では、チップクリアランスの影響を抑える設計技術の適用が必要である。従来圧縮機と比べて高効率を実現しつつ高負荷化による段数削減を実現することが可能となる。

実施手順としては、圧縮機高負荷翼列について、CFD解析技術等を活用して3次元翼設計を実施し、モデル試験および回転リグ試験実施・評価・検証により高負荷翼列設計技術を開発する。後段側チップクリアランスの影響を低減する手段としては、翼列内の空気の圧縮を、従来のような流れの転向効果によらずに、軸方向速度を減速させることによって実現する、ディフューザ・パッセージ動翼技術を開発適用する。

製造技術では、低コスト化、シンプル化を実現する製造技術について研究開発を行う。小型エンジンの圧縮機では、特にセンシティブになる後段側のチップクリアランスの影響を抑えるため、ラビング等による翼先端の磨耗防止が重要になる。また、高性能・高負荷化にともなう複雑な翼形状を低コストで実現できる製造技術、翼とディスクを一体化（ブリスク化）して低コスト化する技術等が要求される。これらを可能とする低コストシンプル化製造技術としては、各々、マイクロスパークコーティング技術（MSC：Micro Spark Coating）、リニアフリクションウェルディング技術（LFW：Linear Friction Welding）が有望である。

MSCでは、磨耗が小さく、磨耗時に凝着しない高硬度のコーティング材料の選定を行い、選定されたコーティング材料にてラビングを模擬した高速磨耗試験を行って、コーティング技術を開発する。

LFWでは、テストピース形状での加工試験・強度評価を実施し、加工条件・強度特性等を把握した上で、模擬ブリスクを製作して製造技術を開発する。

#### c. タービン部

タービン部については、比重が大きく高価なニッケル系材料を多用した多段の静・動翼列部品等から構成されるため、高効率を維持しつつ、段数を大幅に削減して重量削減と低コスト化を図ることが要求される。高圧タービンでは膨張比3.5～4を従来技術の2段から単段へ、低圧タービンでは膨張比3.6～4.4を従来技術の4段から3段へ削減する。この高性能化／低コスト化／軽量化という要求を同時に満足するタービンを開発するために、以下の各技術を開発する。

##### ・高負荷段数削減タービン設計技術

高圧タービンの高効率を維持して高負荷単段化を実現するためには、タービン出口にスワールを残す必要があることから、そのスワールを有効に活用するために、低圧タービンを高圧タービンと逆方向に回転させるカウンターローテーション化が有望である。

実施手順としては、高負荷カウンターローテーション高圧／低圧タービンシステム等についてCFD解析技術等を活用した空力設計を実施し、回転リグ試験により評価・検証を行う。また、カウンターローテーションを実現するタービン部構造設計を実施する。以上により、高負荷段数削減タービン設計技術を開発する。

・ シンプル高冷却効率構造設計・製造技術

高冷却効率構造を実現する手段として、多層冷却構造の一体化や高冷却効率冷却孔等の適用が有望である。また製造技術としては、冷却孔成形の自由度が高い小径電極を用いた高速型彫り加工技術が有望である。

実施手順としては、伝熱CFD解析技術等を活用した冷却構造設計を実施し、冷却性能試験により設計手法の評価・検証を行う。並行して、テストピースでの冷却構造の加工試験・強度評価を行う。以上により、シンプル高冷却効率構造設計・製造技術を開発する。なお、伝熱CFD解析等による冷却構造の最適化は、JAXA（独立行政法人 宇宙航空研究開発機構）と共同研究を行う。

・ 先進単結晶材翼製造技術

現在実用化に近い状況にあるNIMS（独立行政法人 物質・材料研究機構）と石川島播磨重工業株式会社が共同で開発したTMS138等を候補材料として、材料特性を維持しつつ低コスト化、製造性向上を行うための研究開発を実施する。TMS138は、現在実用化されている第三世代単結晶材（CMSX10等）を上回る世界最高水準のクリープ強度を示す代表的な第四世代単結晶材である。

実施手順としては、解析により影響成分因子の抽出・予測による合金成分の最適化を行う。なお、この合金成分の最適化についてはNIMSと共同研究を行う。

・ 化学蒸着コーティング技術

本コーティング技術は、ナノコーティングプロジェクトで東北大学が開発したレーザーCVD（Chemical Vapor Deposition）法によるものである。レーザーCVDは、電子ビーム物理蒸着法（EB-PVD）に対し、はるかに安価に施工装置を構築でき、総合的に低価格なコーティング施工が期待されるため、その適用性について評価を行う。

実施手順としては、タービン翼材料であるニッケル耐熱合金にレーザーCVDによって、実績のある既存コーティング材（YSZ：イットリア安定化ジルコニア）を施工し、加熱急冷却の熱サイクル性評価を実施して、適用性の確認を行う。その後、実機タービン翼に施工可能なレーザーCVD試作装置を製作して、実翼への施工条件を見出す。

・ 高揚力化低圧タービン空力設計技術

低圧タービン翼枚数を削減し軽量化を図ることのできる翼型設計（高揚力化翼型設計）の研究開発を実施する。低圧タービン翼枚数を削減すると、翼一枚当たりの空力的な負荷が増加し翼背面で大きな減速流を生じる。高揚力化翼型設計は、その減速によって流れが剥離しないような翼型を設計する方法である。

実施手順としては、CFD解析技術等を活用して高揚力化翼型設計を実施し、回転リグ試験により基本空力特性を評価・検証することにより高揚力化空力設計技術を開発する。

（イ）インテリジェント化技術

近年、民間航空機用エンジンでは、機体に装着した状態で検査を行いながら、不良の部分が発見された時点あるいは不良の部分を監視しながら故障に至る可能性が出てきた時にエンジンを機体から取り卸して分解点検を行うオン・コンディション整備方式が適用されている。さらなるエンジン整備費用低減のためには、運航信頼性を維持しつつ、適切な整備、部品補給計画を策定するための的確な情報が必要である。したがって、エンジン劣化の傾向を把握して整備の必要な部位を早期に絞り込む技術を低コストで実現することが必要である。

具体的には、エンジン内部の状態量をモニタリングし、エンジン性能劣化の傾向を評価し、劣化部位を診断することのできるモデルベースモニタリングによる性能劣化評価技術を開発する。また、インテリジェント化に伴うコスト増を抑制し、低コスト化を図るため、低コストモニタリングセンサ設計技術および低コストECU（Electronic Control Unit）システム設計技術を開発する。

② 環境適応技術

騒音、NO<sub>x</sub>等の環境要求を満足するため、シンプル低騒音化技術およびシンプル低NO<sub>x</sub>燃焼技術を開発する。具体的な研究開発の内容について以下に説明する。

（ア）シンプル低騒音化技術

小型航空機用エンジンは、低コスト化／軽量化を実現しつつ低騒音であることが要求される。従来の小型航空機用エンジンのファン部は、動翼、出口案内静翼（OGV）およびフレーム／ストラットから構成されており、低騒音化のため静翼枚数は動翼枚数の2倍以上となるよう設計されている。OGVとフレーム／ストラットを統合し、かつ枚数を極力削減した構造を採用して部品点数を削減し、さらにファンと統合OGV・フレーム／ストラット構造の干渉等を考慮して低騒音化を図るインテグレーション技術が必要である。

本研究開発では、このような形状制約下で低コスト化／軽量化を実現しつつエンジン全体での低騒音化を可能とするシンプル低騒音化技術を開発する。

シンプル低騒音化技術としては、後退角（スweep）などを与えた統合OGV・フレーム／ストラット構造、OGVとファン動翼との距離の適正化、ファン動翼形状の最適化による低騒音化、排気ノズルの低騒音化等の研究開発を実施する。

実施手順としては、ファン部低騒音化設計を実施し、ファン騒音試験により設計手法を評価・検証する。以上により、シンプル低騒音化技術を開発する。なお、ファン動翼形状の最適化の際は、高流量化／ハブ側高圧力比化ファン設計技術開発との間でトレードオフスタディーを実施し、ファン部に要求される高流量化／ハブ側高圧力比化／シンプル化と低騒音化を同時に満足させる。

#### （イ）シンプル低NO<sub>x</sub> 燃焼技術

小型航空機用エンジンの燃焼器には、信頼性が高く、シンプルで低コストであるとともに環境に適合するため低NO<sub>x</sub>であることが要求される。従来の技術では、信頼性を維持しつつ低NO<sub>x</sub>化を図るためには複雑な燃焼器構造・制御技術が必要となり、高コスト化が避けられない。シンプルで低コストかつ低NO<sub>x</sub>を実現する燃焼器形態としては、従来の拡散燃焼器をベースとしつつ、部分的に希薄燃焼を導入する形態（部分希薄形態）、部分的に過濃燃焼／希薄燃焼を導入する形態（部分過濃形態）、及び急速混合燃焼を導入する形態（急速混合形態）等が考えられる。これら3形態の燃焼器の研究を並行して実施し、最終的に絞り込みを行う。

実施手順としては、燃料噴射弁の基礎試験、CFD解析技術等を活用して、急速混合形態燃焼器の燃料噴射弁設計、部分希薄形態燃焼器の燃料噴射弁およびライナ設計、部分過濃形態燃焼器の燃料噴射弁およびライナ設計を実施し、各形態について噴射弁あるいはライナの試作試験、セクタ試験等により評価することで形態ごとの特性を把握する。なお、燃料噴射弁／ライナの一部の基礎試験、CFD解析等はJAXAと共同研究を行う。

燃焼器形態選定試験を実施し、各燃焼器形態の利害得失を公平・適切に評価する。この評価結果をもとにして、燃料噴射弁および燃焼器ライナの形態を絞り込みを行う。最終的に絞り込まれた燃焼器形態について、燃焼器試験を実施し、シンプル低NO<sub>x</sub> 燃焼技術を開発する。

### ③ エンジンシステム技術

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ために、潜在顧客ニーズ調査、技術動向調査および目標エンジン基本設計を実施する。具体的な研究開発の内容について以下に説明する。

#### （ア）目標エンジン基本設計

低騒音化、低NO<sub>x</sub>化を実現しつつ、コスト削減、整備費用削減、燃料消費量削減を達成する必要がある。したがって、それぞれの課題を解決する技術をトレードオフあるいは統合して、エンジンシステムとして最適化することが要求される。

本研究開発では、直接運航費用低減技術、環境適応技術で開発された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エンジンシステム技術を開発する。開発された直接運航費用低減技術、環境適応技術およびエンジンシステム技術を反映し、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行う。

実施手順としては、以下に示す潜在顧客のニーズ調査結果、技術動向調査結果を反映しつつ、各研究開発テーマにおいて実施される空力設計、構造設計、低騒音化設計、低NO<sub>x</sub>化設計などの結果を適宜反映して基本設計を実施する。最終的には、開発された各要素技術成果を反映した基本設計を完了させて、エンジン仕様目標値を満足する見通しを得る。

なお、エンジン外部抵抗等のCFD解析や各種データベース等による検討はJAXAと共同研究を行

う。

(イ) 潜在顧客のニーズ調査

エンジン実機開発が機体開発より長期間を要するため、航空エンジンの開発は機体開発に先行して開始される必要があり、将来ユーザーとなる可能性が高い潜在顧客、ならびに顧客を取り巻く社会の要求をよりの確に把握し、目標エンジンの基本設計に反映させることが極めて重要である。

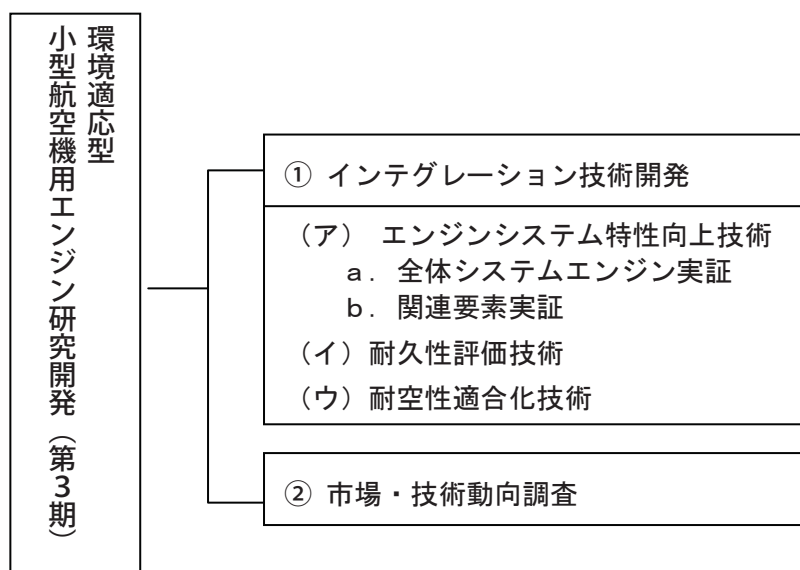
本調査では、欧米および新興アジアのエアラインの中から潜在顧客を絞り込むために、調査会社等を活用し、主要なエアラインごとに路線や旅客等の調査・分析を詳細に実施する。さらに、目標エンジンの基本設計完了に先立ち、最新の市場環境に基づく需要予測や環境規制に関する調査等を行う。また、有力なエアライン、機体メーカー等から意見を収集するとともに、競合他社のエンジン開発動向に関する情報収集等を行って、目標エンジンの基本設計に必要なデータ・情報を提供する。

(ウ) 技術動向調査

各研究開発テーマで開発される要素技術の目標、成果については、常に国内外の技術動向と比較して適宜フィードバックをかけることが肝要である。また、第2期研究開発から第3期研究開発に移行する際に、目標エンジンの技術的競争力を正しく評価する必要がある。本調査では、国内外の技術情報を入手・整理して、個別要素技術のトレンド等、関連する技術動向を調査する。また、目標エンジンの技術的競争力を評価するための、技術情報収集を行う。

(3) 第3期研究開発の内容

第2期に続く第3期は、実用化、事業化に向けた重要なステップとして位置付けている。第2期要素技術開発成果をベースとして実用化につなげるため、克服すべき重要技術課題を検討し、第3期の内容を計画した。第3期の各研究開発項目の体系図を図Ⅱ.2.1-3に示す。



図Ⅱ.2.1-3 第3期研究開発体系図

以下に示す技術開発等を実施することにより、技術開発目標を達成することを計画している。

① インテグレーション技術開発

以下により、第2期で開発された要素技術を取り入れた小型航空機用エンジンのインテグレーション技術を開発する。

(ア) エンジンシステム特性向上技術

第2期のエンジン基本設計結果に基づき、革新的要素技術を取り入れた目標エンジンのインテグレー

ション設計、ならびにコアエンジン要素の競争力強化、低燃費化に資する高性能化を実施して、実機形態・実作動環境での実証試験、ならびに関連要素試験や優位性評価のためのデータを取得し、目標エンジンのシステム評価を行い、エンジンシステム特性向上技術を習得する。

(イ) 耐久性評価技術

寿命制限部品および高温部品について、材料特性取得試験等によりデータベース蓄積を図り、高温環境試験等の実施により耐久性を確認し、耐久性向上に関わる技術を構築する。

(ウ) 耐空性適合化技術

型式承認取得においてクリティカルな部位（寿命評価、回転系（ロータダイナミクス））の機能について、モデル試験等により構造解析手法等耐空性適合化に関わる技術を構築する。

②市場・技術動向調査

国内外のエアライン、機体メーカー等への調査あるいは情報交換を通じて、対象とするエンジン／機体の市場性、技術動向、規制動向等を調査する。

次頁以降に、個々の研究開発内容を示す。

① インテグレーション技術開発

(ア) エンジンシステム特性向上技術

a. 全体システムエンジン実証

次世代の小型航空機用エンジンについて、第2期要素技術開発で開発した革新要素技術コンセプトをエンジンシステムとして統合するインテグレーション設計を実施する。

具体的には、各種革新要素技術コンセプトを適用し、一つのエンジンシステムとしてまとめあげたうえで目標エンジンとして設定する。実施手順としては、第2期で実施した目標エンジン基本設計結果を反映して、社会経済情勢の変化を適宜反映して、エンジン仕様の見直しを行いつつ、エンジン設計の改良を行う。基本設計、詳細設計においては、第2期で開発した革新要素技術をエンジンシステムとして統合する。その際、エンジン仕様目標値達成のために、通常のエンジン構造設計に求められる高信頼性や長寿命に加え、小型エンジンで特に重要となる以下の技術課題に重点を置いて設計を行う。また必要となる低コスト製造技術による製造工程確認試験および設計条件での要素の設計確認試験を行う。

<燃料消費率低減>

(a) チップクリアランス適正化設計技術

翼先端ケースとの隙間の流れを最小とする設計を行う。

(b) 各要素間マッチング・空力インターフェース適正化設計技術

各要素を連結する際に各々の要素の空力特性を考慮し、組合せた際の効率が適正となる設計を行う。

(c) 冷却空気流れ適正化設計技術

燃焼器およびタービン部の冷却空気の主流への影響を最小にする設計を行う。

<重量／コスト／整備費削減>

(a) 段数・翼枚数削減・シンプル化設計技術

重量、コスト、整備費削減のため、第2期で開発した段数、翼枚数を削減した各要素技術を採用し、シンプル化を図った構造設計を行う。

(b) 高温部品低整備費化設計技術

部品交換を減らし整備費を削減するため、燃焼器ライナ、タービン翼等の高温部品について修理容易性を考慮した設計を行う。

(c) 低整備費化構造設計技術

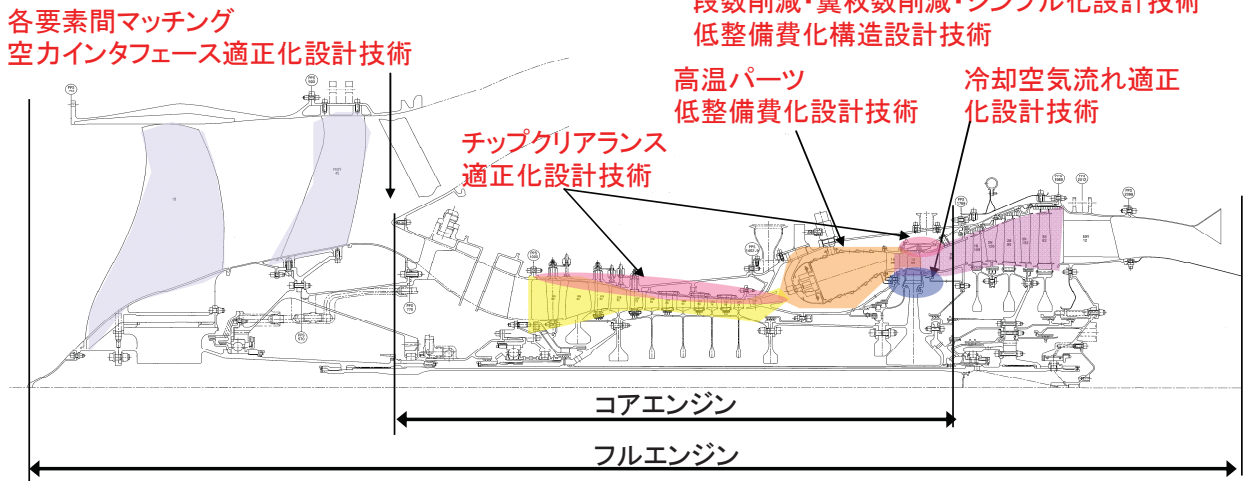
エンジン整備を容易化し整備費を削減するために、左右エンジン共通化、補機交換容易化、モジュール整備化、ボアスコープ点検孔適正配置等の設計を、3次元モックアップを使用して行う。

上記の技術課題に重点を置いたシステム統合設計を実施し、各要素技術開発から得られたデータ等を

もとにしてエンジン仕様目標値達成の見通しについて評価、確認するとともに、エンジンシステム特性向上技術を確立する。なお、エンジンの設計に必要な解析および設計確認試験、ならびに性能評価の一部に関しては、JAXA、大学との共同研究を活用する。

図Ⅱ.2.1-4に小型エンジンで特に重要となる設計技術課題を示す。

## 全体システムエンジン実証



図Ⅱ.2.1-4 小型エンジンで特に重要となる設計技術課題

### b. 関連要素実証

第2期で開発した革新的要素技術を基に、全体システムエンジン実証で設定した要素仕様における実形態、実作動環境での特性を確認するため、ファン、圧縮機、燃焼器などについて関連要素試験を実施する。

#### <ファン>

第2期で取得した空力設計手法である高流量化・ハブ側高圧力比化ファン要素技術をベースに、構造強度を満足させつつ、空力特性の改良設計を行うとともに、広範なエンジン実作動条件での性能データの蓄積により要素特性を実証する。

実施手順としては、高流量化・ハブ側高圧力比化ファンについて、実機に必要となる構造強度上の制約を盛り込み、CFD解析技術を活用して空力設計を実施し、ファン空力リグ試験供試体による回転リグ試験実施・評価・検証により高性能、高信頼性を有するファン設計技術を開発するとともに、空力性能データの蓄積を行う。なお、ファン性能評価に関しては、大学との共同研究を活用する。

#### <圧縮機>

第2期で取得した高負荷翼列設計技術およびディフューザパッセージ動翼設計技術をベースに、構造強度を満足させつつ、実用化を視野に入れて作動域の拡大を狙った翼列の改良設計を行うとともに、広範なエンジン実作動条件での性能データの蓄積により要素特性を実証する。

実施手順としては、多段高負荷圧縮機について、実機に必要となる構造強度上の制約を盛り込み、空力構造を連成させたシミュレーション技術を活用して空力設計を実施し、部分段試験機や多段回転試験機による回転リグ試験実施・評価・検証により、高性能、高信頼性を有する高性能圧縮機技術を開発するとともに、要素マッチングに必要な可変静翼変更などによる空力性能データの蓄積を行う。

#### <燃焼器>

第2期要素技術開発では、排出物削減の目標性能や運用上の燃焼器性能および直接運航費用への寄与度を評価することで、最終的な燃焼器として「急速混合燃焼形態」を採用した。この「急速混合燃焼形

態」について、エンジンに適用するため、改良、性能向上を図るとともに、広範なエンジン実作動条件でのデータを取得、蓄積を行い要素性能を実証する。

さらに、今後の欧州を中心とした環境規制の大幅な強化要求、欧州での競合機種種の出現など、昨今の状況変化も踏まえ、他の燃焼器形態について、その特性を把握しておくことが必要である。そこで、第2期で開発した「部分希薄燃焼形態」と「部分過濃燃焼形態」については、競合技術として世界的に燃焼器形態の主流となっていることから、この両形態について「急速混合燃焼形態」と同じレベルの特性データを取得する。

実施手順としては、エンジン用として採用した「急速混合燃焼形態」では、改良設計を実施し、セクタ試験、アニュラ試験の実施・評価・検証とともに、広範なエンジン実作動条件での性能確認、データ蓄積を行う。〈株式会社IHI〉

優位性評価のデータ取得では、「部分希薄燃焼形態」〈川崎重工業株式会社〉および「部分過濃燃焼形態」〈三菱重工業株式会社〉の各々に対して、燃料噴射弁および冷却構造について、基礎試験、セクタ燃焼器試験、アニュラ燃焼器試験などを行い、比較特性データを取得する。

また、JAXAの燃焼試験設備を使用した各形態の試験を推進するとともに、学識経験者から構成される燃焼器技術委員会を組織し、公正・中立・適切な総合評価を実施する。〈ESPR組合、(独)NEDO技術開発機構公募により選定〉燃焼器の改良および評価の一部については、JAXA、大学と共同研究を行う。

#### (イ) 耐久性評価技術

実機エンジンで要求される耐久性を確保するために必要な耐久性評価技術として、材料データベースの取得を行う。使用される多くの材料の中でも、寿命制限部品（LLP：Life Limited Parts、ディスク、シャフト等）ならびに構造上重要な部品（フレーム、ケース等）、およびタービン翼等の高温部品に関する材料についてデータベースを取得する。

実施手順としては、実機仕様を想定した素材から試験片を製作し、材料データ取得試験を行って材料データベースを構築する。また、高温環境試験等の実施によりデータを取得する。なお、JAXAとの共同研究を活用して行う。

#### (ウ) 耐空性適合化技術

小型航空機用エンジンの型式承認取得に必要な構造解析・評価技術の検証、および精度向上のための研究を行う。

ファンケースは、鳥などの異物を吸い込んだ際のファン翼が飛散した場合でも、ケース内にコンテインドできるだけの強度を必要とし、その確認が必要である。翼飛散時に発生する高振動の予測も重要であり、他のエンジン部品への影響を評価するため、ローターダイナミクス解析技術が必要となる。さらに、運用のなかで繰り返される離着陸に耐え、エンジンの構造健全性を保障するために、寿命管理部品の寿命およびローターの健全性が求められ、低サイクル寿命評価技術が必要となる。その精度向上には、多軸応力場のデータ蓄積、温度予測精度の向上が必要となる。

実施手順としては、ファン動翼破断時の耐空性適合化では、複合材の構造解析精度向上のための複合材の強度特性の基礎試験を実施し、データ蓄積を行う。ローターダイナミクス予測精度向上では、リグ試験などからの振動データを用いて解析技術の向上をはかり、精度評価、検証を行う。寿命管理部品の寿命およびローター健全性向上については、低サイクル寿命評価精度を向上させるために、疲労試験や温度予測精度向上のためのシール流量計試験等を実施するとともに、ローター過回転数予測基礎データ取得試験を行い、データを蓄積し解析手法の精度の向上をはかる。なお、基礎試験および解析手法開発においては大学との共同研究を活用する。

## ②市場・技術動向調査

### (ア) 市場動向調査

主要な市場である欧米を中心とした市場調査に重点を置き、需要予測の見直しを実施する。小型航空機市場を取り巻く環境の変化をタイムリーに需要予測へ反映するとともに、有識者によるレビュー等を通じて、市場予測手法の改良・予測精度向上を図る。〈一般財団法人日本航空機エンジン協会〉また、顧客要求の調査として、市場のニーズ把握に注力する。市場のニーズ把握では、航空関連業界からの情報収集を行い、市場競争力の維持・向上のために、目標エンジン仕様の継続的評価・改善に反映する。



<株式会社 I H I >

(イ) 技術動向調査<ESPR組合、NEDO 技術開発機構公募により選定>

技術競争力確保のための技術動向調査を継続して実施する。目標エンジンの技術競争力を継続して把握・評価するため、他機種動向および最新技術動向について調査する。

## 2.2 研究開発の実施体制

図Ⅱ.2.2-1 に、第2期研究開発の実施体制を示す。第2期の実施体制は、第1期の実施体制とほぼ同様である。

第2期研究開発は、NEDO技術開発機構の課題設定型助成事業（NEDO技術開発機構は総事業費の2/3負担、実施者は1/3負担）として行われており、実施者は、株式会社IHI（以下、IHIと略す）、川崎重工業株式会社（以下、KHIと略す）、三菱重工業株式会社（以下、MHIと略す）、一般財団法人日本航空機エンジン協会（以下、JAECと略す）、および超音速輸送機用推進システム技術研究組合（以下、ESPR組合と略す）の5社である。

また、共同研究先として、独立行政法人宇宙航空研究開発機構（以下、JAXAと略す）および独立行政法人物質・材料研究機構（以下、NIMSと略す）に、先進・基礎技術面からの技術指導、世界レベルの数値解析技術、試験技術ならびに関連設備利用等で協力を仰いでいる。

IHIは、直接運航費用低減技術、環境適応技術およびエンジンシステム技術の各研究開発と目標エンジンの基本設計を実施するとともに、我が国における航空機用エンジンの豊富なインテグレーション経験から、幹事会社に選定され本研究開発の全体取り纏めを行っている。

JAECは、民間機用エンジンの国際共同開発取り纏めで蓄積されたノウハウ、人材を有効に活用し、潜在顧客ニーズ調査を実施する。具体的には、エンジン基本設計に顧客ニーズを適切に反映するために、潜在顧客を絞り込み、そのニーズおよび運行実態を調査分析するとともに、環境規制動向に関する調査を実施する。

ESPR組合は、超音速輸送機用推進システム研究開発（HYPR）ならびに環境適合型次世代超音速推進システム研究開発（ESPR）の各プロジェクトで蓄積した航空機用エンジン基盤技術をベースに、海外企業／研究機関に対する人的ネットワークを活用して、エンジンシステム技術の研究開発に必要となる技術動向調査を実施する。具体的には、個別要素技術開発の目標、成果へ最新の技術動向をフィードバックし常に競争力の評価を行えるよう、適時国内外の技術情報を入手、個別要素技術のトレンド等を整理する。また、目標エンジンの技術的競争力を評価するための技術情報収集を行っている。

環境適応技術の研究開発のシンプル低NO<sub>x</sub>燃焼技術において、部分希薄形態、部分過濃形態、急速混合形態の3つの候補が考えられ、エンジンの燃焼器としての最適化を図るためには、燃焼安定性、信頼性、整備性等々の諸要求に対して総合的に評価することが必要である。KHIは部分希薄形態、MHIは部分過濃形態、IHIは急速混合形態について、それぞれ形態毎に技術開発を担当する。第2期最終年度において、燃焼器形態選定試験（コンペ方式）を実施し、この結果に基づいて、燃料噴射弁および燃焼器ライナの形態をそれぞれ一つに絞り込み、選定された燃焼器形態について実機相当の燃焼器試験を実施することにより、小型航空機用エンジンに最適なシンプル低NO<sub>x</sub>燃焼技術を確立する。ここで、ESPR組合は、上記の3つの燃焼器形態候補について、燃焼器形態選定試験を実施し、各燃焼器形態の利害得失を公平な立場で適切に評価し、形態の絞り込みを行う。

JAXAは、前述のとおり共同研究先として、大規模CFDを活用したエンジンナセル等のエンジン要素設計の評価、KHI/MHI/IHI各社の低NO<sub>x</sub>燃焼器の形態選定試験、ならびに次世代単結晶超合金の実環境試験評価等を実施するとともに関連技術について技術指導を実施する。NIMSは、ESPRプロジェクトの成果である世界水準の特性を持つタービン翼用単結晶超合金の技術を保有しており、当該単結晶超合金の実用化に向けて、合金成分最適化の面で技術協力を行う。東北大学は、化学蒸着コーティングの独自技術を保有しており、タービンへのコーティング材施工の面で技術協力を行う。早稲田大学は、圧縮機分野の研究実績が豊富で、国内の研究機関としては唯一、回転リグ試験機を有しており、ディフューザパッセージ動翼技術の開発面で技術協力を行う。東京農工大学は、タービン冷却分野の豊富な研究実績を有し、マルチスロット冷却技術の開発面で技術協力を行う。

図Ⅱ.2.2-2 に、第3期研究開発の実施体制を示す。第3期研究開発は、NEDO技術開発機構の課題設定型助成事業（NEDO技術開発機構は総事業費の1/2負担、実施者も1/2負担）として行われた。実施体制は第2期とほぼ同様であり、エンジン製造メーカーであるIHI、KHI、MHIの各事業者および航空エンジン事業の運営を主業務とするJAECが継続して第3期事業を実施した。事業者3社が実施する燃焼器開発の全体取り纏めおよび技術動向調査の部分については、NEDO技術開発機構から公募を実施し、その結果、ESPR組合が採択された。

また、共同研究先として、第2期と同様にJAXAから先進・基礎技術面の技術指導、世界レベルの

数値解析技術、試験技術ならびに関連設備利用等で協力を仰いでいる。

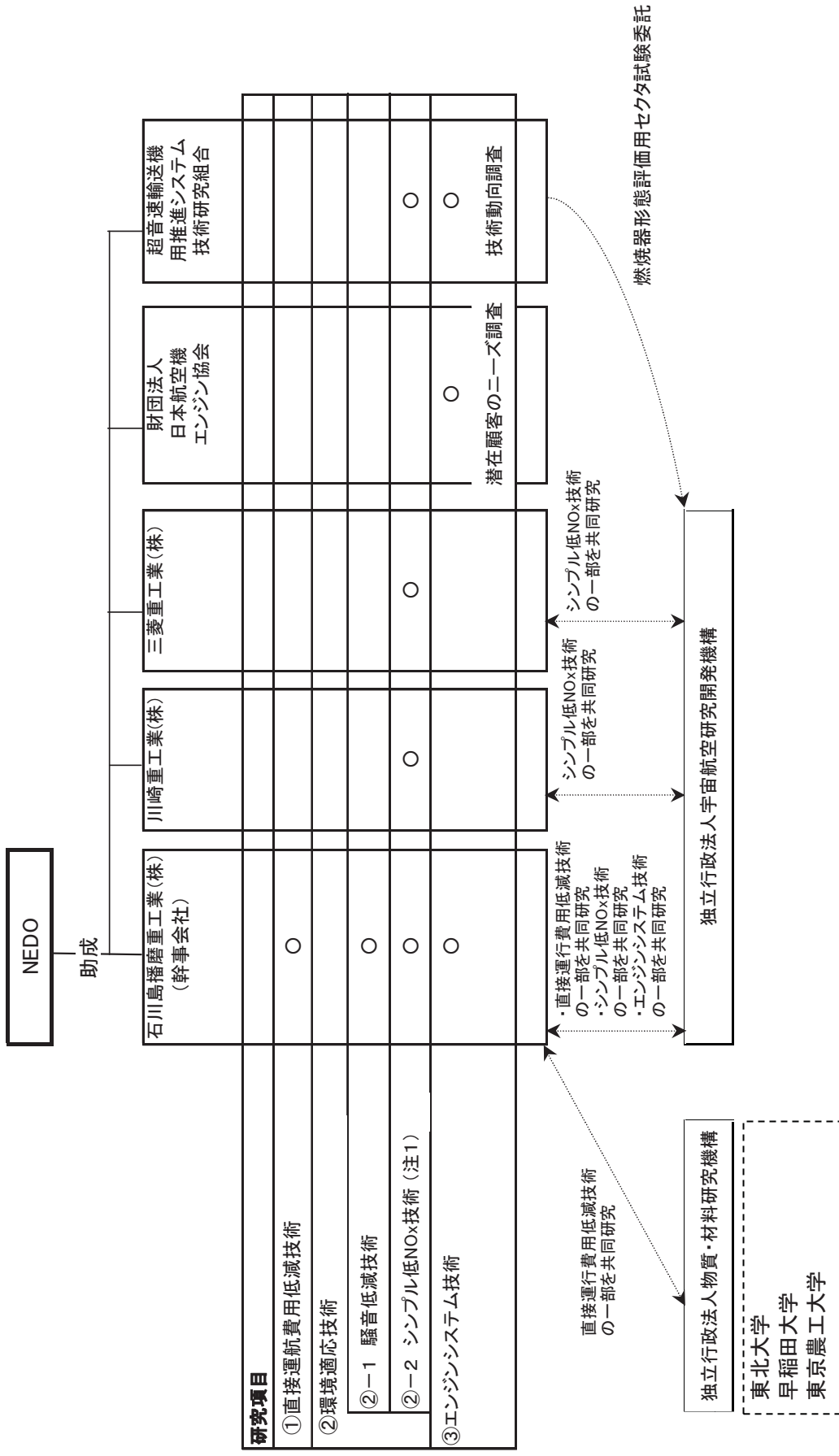
I H I は、エンジンシステム特性向上技術の各研究開発と目標エンジン設計、耐久性評価技術、耐空性適合化技術の研究に取り組むとともに、第 2 期に引き続き幹事会社として本研究開発の全体取り纏めを行っている。

燃焼器の研究では、第 2 期で開発してきた K H I の部分希薄形態、M H I の部分過濃形態の研究を各々が担当し、第 2 期でエンジン用燃焼器に選定された急速混合燃焼形態に対して、形態の異なる燃焼技術として、各種燃焼器性能、直接運航費用に関わるコスト、整備性などのデータを取得、提供する。

J A E C は、第 2 期と同様に引き続き、民間機用エンジンの国際共同開発取り纏めで蓄積されたノウハウ、人材を有効に活用し、市場調査を通じて需要予測を実施する。

E S P R 組合は、第 2 期で実施した技術動向調査を継続して実施するとともに、燃焼器研究を中立的な立場で推進する。この燃焼器の研究開発では、燃焼器技術委員会を組織、運営し、重工事業者 3 社の研究のベクトルを合わせるとともに、J A X A 設備利用など対外調整を実施する。また、最終的にエンジン用燃焼器の総合評価を担当する。

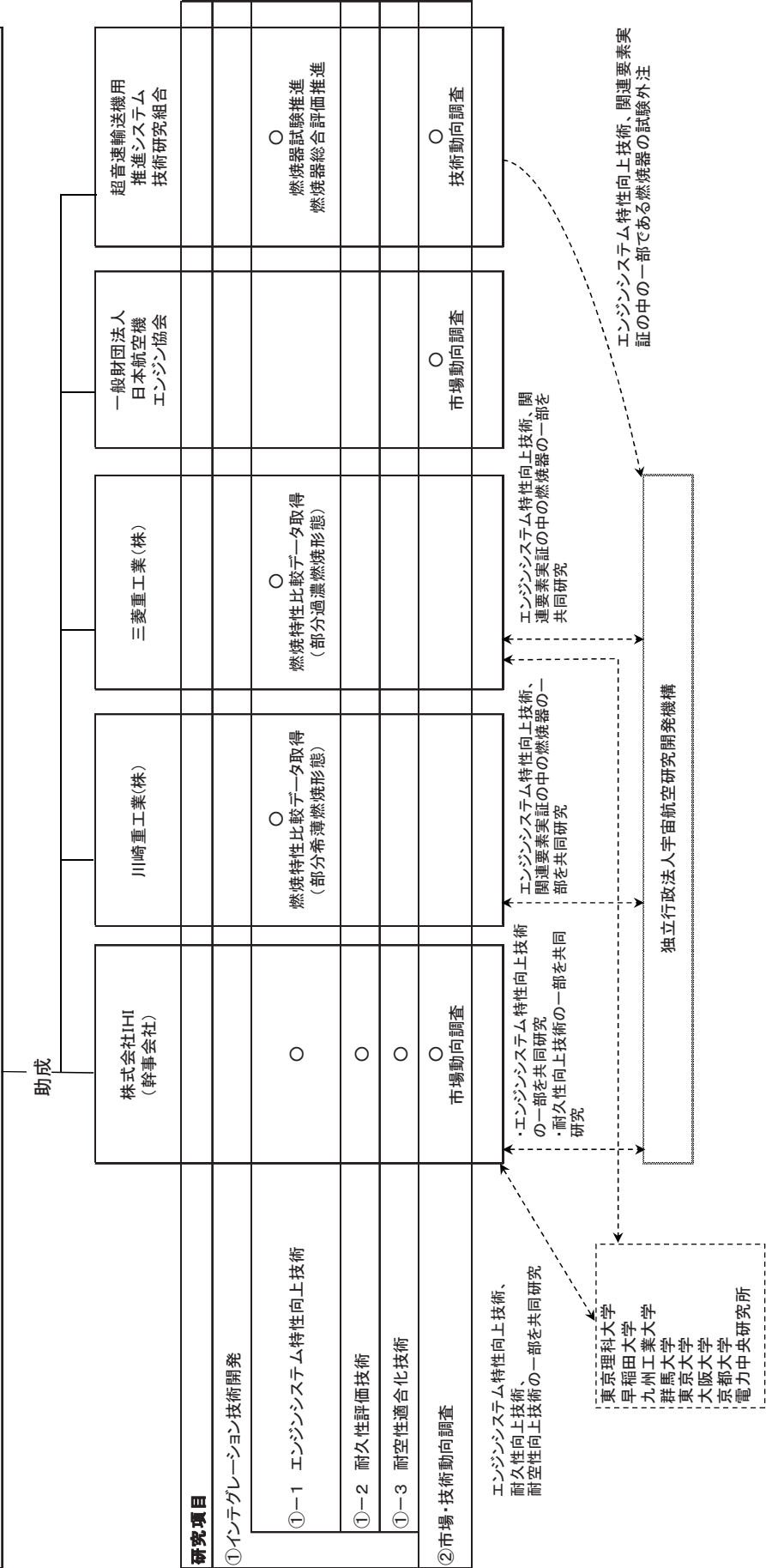
J A X A は、共同研究先として、上述に加えて圧縮機、ファンダクトロス解析などの大規模 C F D 計算機の活用、燃焼器試験のための設備利用や、その他、高温環境での材料試験、タービン冷却試験、低騒音ノッチノズルの有効性確認のためのリグ試験、小型エンジン試験などによる共同研究を実施する。大学との共同研究では、東京理科大学と着氷に関するシミュレーション、早稲田大学と圧縮機翼列の基礎試験、群馬大学（燃焼器内流れの可視化）、東京大学（ $\text{NO}_x$  生成基礎モデル作成）、電力中央研究所（燃焼の反応機構）、京都大学（燃焼器 CFD）、大阪大学（燃焼器流れ可視化計測）は各々燃焼器に関わる共同研究を実施する。九州工業大学は、耐空性適合化技術のケブラーファンケースの強度評価試験を実施する。



注1) 石川島播磨重工業(株)は急速混合形態、川崎重工業(株)は部分希薄形態、三菱重工業(株)は部分過濃形態を研究分担。超音速輸送機用推進システム技術研究組合は燃焼器各形態の技術評価を担当。

図 II.2.2-1 第2期研究開発実施体制

独立行政法人 新エネルギー・産業技術総合開発機構



図Ⅱ.2.2-2 第3期研究開発実施体制

### 2.3 研究開発の運営管理

図Ⅱ.2.3-1 に運営管理体制を示す。幹事会社は、経済産業省およびNEDO技術開発機構の担当課と密接な関係を維持しつつ、本研究開発を主体的かつ適切に運営管理し推進している。本研究開発の具体的な運営管理体制は次のとおりである。

外部有識者の知見を活用して研究開発を効果的に遂行すべく、NEDO技術開発機構主催で「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発 技術委員会」を年1回程度開催している。この委員会では、研究開発計画、進捗状況、成果等の重要事項について審議を行っている。また、当該委員会には、エアラインやシンクタンクに委員として参加頂き、顧客・市場ニーズの視点で様々な助言や指導を研究開発に反映している。

実施者5社の間では、成果の取り扱いや秘密保持などを取り決めた協定書を締結して、幹事会社主催の「研究開発運営委員会」を開催して、専務理事・技術部長クラスの出席により研究開発の運営に関わる重要事項の検討、調整を行っている。

また、研究開発運営委員会の下に、「市場調査小委員会」、「目標エンジンシステム評価小委員会」を開催し、市場調査計画や結果や目標エンジンシステム策定に関する実施者間の横通しと調整を行っている。

さらに、研究の進捗をきめ細かく把握、調整するため、3ヶ月に1回程度の頻度で、幹事会社のもとに、各実施者参加の「技術検討会（第2期）」を開催している。

第2期のシンプル低NOx燃焼技術の研究開発については、燃焼器形態選定試験・評価を円滑に進めるために、評価取り纏め担当であるESPR組合が、「燃焼器連絡会」を月1回の頻度で開催して、JAXAの低NOx燃焼器基盤技術に関する指導を適宜仰ぎながら、中立的立場で燃焼器選定基準を策定し、JAXAでの燃焼器形態選定試験の計画・準備に関わる調整を実施している。さらに、「燃焼器評価審査会」を設置しており、燃焼器形態選定試験結果の妥当性について技術的レビューを実施した。第3期は第2期の体制を引き継ぎ、同様にESPR組合が「燃焼器技術委員会」を組織して、JAXAでの試験実施に関する各社間の調整および、委員である燃焼技術有識者からの技術的指導を仰ぎながら研究推進が図られた。第3期燃焼器研究の最終年度には、当該委員によるエンジン用燃焼器に対する総合評価を行い、評価の答申を頂いている。

以上の委員会等についての一覧を表Ⅱ.2.3-1 に示す。代表例として、NEDO技術委員会、燃焼器評価審査会について、委員名簿を表Ⅱ.2.3-2、表Ⅱ.2.3-3に各々示す。

また、研究所、大学との共同研究先とは、共同研究契約を結び、役割を明確にして効率的に技術協力を行う体制とした。

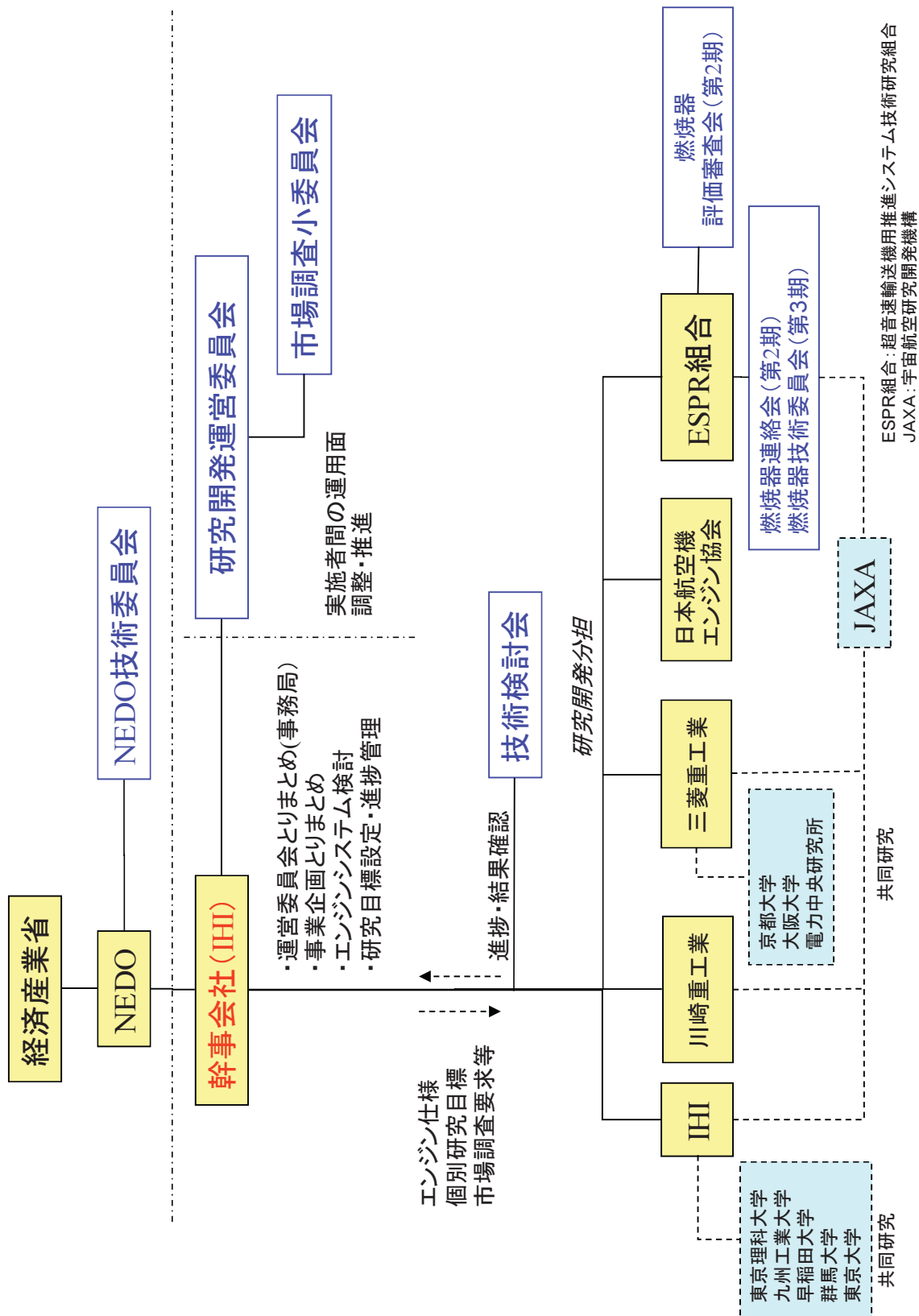


図 II.2.3-1 研究開発の運営管理体制

表Ⅱ.2.3-1 委員会、審査会の一覧表

No.	会議名称	担当	開催頻度	主な実施内容
1	NEDO技術委員会	NEDO	1回/年	・外部有識者による、研究開発の重要事項（研究開発計画、進捗状況、成果等）の審議、助言
2	研究開発運営委員会	IHI (幹事会社)	2～3回/年	・実施者間の運用面の調整
3	市場調査小委員会	IHI (幹事会社)	2回/年	・市場性に関わる事項についての調整
4	技術検討会（第2期）	IHI (幹事会社)	1回 / 3ヶ月	・研究進捗状況の確認、調整
5	燃焼器連絡会（第2期） 燃焼器技術委員会（第3期）	ESPR組合	毎月  1回 / 3ヶ月	・燃焼器評価試験に関わる事項についての調整 ・有識者による燃焼器試験結果の技術的レビュー
6	燃焼器評価審査会（第2期）	ESPR組合	随時	・有識者による燃焼器試験結果の技術的レビュー

表Ⅱ.2.3-2 NEDO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 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	松尾 亜紀子	慶応義塾大学 理工学部機械工学科 教授 (平成22年度まで)
委員	奥田 章順	(株) 三菱総合研究所 産業・市場戦略研究本部 主席研究員
委員	松浦 一夫	全日本空輸 (株) 整備本部 技術部 技術主幹 (平成21年度まで)
委員	三井 一郎	(財) 日本航空機開発協会 常務理事
委員	市江 正彦	日本政策投資銀行 企業金融第1部 部長 (平成23年度まで)
委員	二村 尚夫	(独) 宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム チーム長

委員および所属は事業終了または委嘱終了時点のもの

表Ⅱ.2.3-3 燃焼器評価審査会委員（第2期）名簿  
燃焼器技術委員会（第3期）名簿

	氏名	所属
委員長	田丸 卓	(独) 宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター 主幹研究員
委員	湯浅 三郎	東京科学技術大学 工学部 航空宇宙システム工学科 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



## 2.4 研究開発成果の実用化・事業化に向けたマネジメントの妥当性

### (1) 成果の実用化・事業化戦略

本研究開発事業は、50 席クラス航空機用エンジンの新規開発が開始された時に、エンジン開発を円滑に進めるために必要となる技術開発を行うものである。

したがって、開発技術を適用した「デモンストレーションエンジン」で実証することを本研究開発成果の実用化とした。

助成先では、研究開発した成果の実用化を確実にするため、まず、「小型航空機用エンジン」に求められる「直接運航費用削減」、「環境適合性」に関わる要素技術の確立（第 2 期）、要素技術実証を経て、コアエンジン実証およびターボファンエンジン形態による実証（第 3 期）を行い、市場に競争力があることを示すという実用化戦略のもと、研究開発を行った。

表 2.2.4-1 に出口・実用化イメージと実用化・事業化に向けた活動内容を示す。

表 2.2.4-1 開発研究成果の実用化・事業化戦略

実用化・事業化／技術の適用先	小型航空機用エンジン 国際共同開発エンジン
実用化・事業化の担い手	株式会社 I H I
実用化・事業化に向けた活動	国内/海外メーカーが参加する学会等を通じて、研究成果の発表による広報活動。

しかし、3 項 情勢変化の対応に示すとおり、燃料費の高騰により、第 2 期で研究開発を進めてきた整備性向上から燃費重視型のエンジンに方針転換が必要になったこと、および、市場状況が座席あたりのコストをより低減できる 70-100 席クラスに需要が移りつつあったことから、外部有識者による NEDO 技術委員会による審議を受け、コアエンジン要素実証（具体的には、圧縮機および燃焼器）およびシステムインテグレーション技術の研究開発に焦点を絞ることとした。

また、以下に示す i) から iv) のいずれかに当てはまり、実用化に向けて有効な研究に対しては、開発成果創出促進制度（旧：加速財源）を活用した。

- i) 目覚ましい技術的成果を挙げ、年度内に更なる追加配分を行い、加速的に研究を進捗させることにより、当該技術分野における国際競争上の優位性が確立できることが期待されるもの。
- ii) 国際的に注目される新たな発見や研究動向に対応するもので「手遅れ」にならぬよう、早急に研究内容の修正や追加を行うもの。
- iii) 適切な規模の追加的研究により、極めて重要な基本特許や国際標準の確立が有望なもの。  
※標準化関係については、研究開発推進部標準化グループに事前に相談し、見解を得るようにしてください。
- iv) 研究開発環境の変化や社会的な要請により、緊急に研究開発に取り組む必要性が発生したもの。

現時点も 50 席クラスの機体市場が縮小傾向であり、当初のデモンストレーションエンジンの実用化・事業化は難しい状況であるが、本研究開発の成果は、実証データを取得している圧縮機や燃焼器等を国際共同開発エンジン等に適用させることは可能であるため、今後も、今までと同様に、市場および技術動向も含めて、活動していく計画である。

### (2) 知財マネジメント方針

本研究開発事業では、助成先 5 社の間では、成果の取り扱いや秘密保持などを取り決めた協定書を締結している。また、助成先各社が各社の知財を適用した製品を提供してもらうことで、エンジンを製造できることから、実用化・事業化への弊害は無い。

従って、助成先各社が本研究開発事業の成果のうち、国際舞台で差別化できる技術については、早期の特許化に留意する方針とした。但し、製造プロセス等の秘匿化が必要な技術については特許化しないものとした。また、成果の普及も実用化に向けて重要であるため、知財戦略とバランスさせながら、成果発表、論文発表を実施するものとした。

### 3. 情勢変化への対応

#### 3.1 第2期期間

第2期の展開において、潜在顧客ニーズ調査、技術動向調査を実施した結果、第1期研究開発結果に基づいて設定した事業目的・目標に対する大きな情勢変化はないと考え、基本計画を変更することなく研究開発を遂行した。但し、最近の石油価格高騰を十分に配慮して、直接運航費用を最小にできるエンジン仕様の見直し対応を継続的に実施していく必要がある。以下に、研究開発推進中に認められた外部環境変化について、ニーズ面とシーズ面に分けて説明する。

##### (1) 潜在顧客ニーズ調査

米国市場調査の結果、旅客需要は2001年9月11日のテロ以前のレベルにまでほぼ回復した。その中で、ハブへのフィーダー路線を運航するリージョナル・エアラインの旅客の伸びが著しくなっている。さらに、Southwest、JetBlue等のエアラインのように、小型航空機の単一機材でポイント・ポイントを高頻度で運航することにより、稼働率を上げ、整備費や訓練費等のコストを抑えた低コスト・エアラインが出現している。高運賃のビジネス客がこの低コスト・エアラインを利用しており、小型航空機に対する需要は益々増えている。メインエアラインとリージョナル・エアラインとの労使協定であるスコープ条項により、リージョナル・エアラインで使用する70~90席機の機数は特に厳しく制限されていたため、50席機がリージョナル機市場の80%を過剰に占めていた。最近のスコープ条項の急速な緩和に伴い、リージョナル機の大型指向があり、当面は高成長路線で70~90席機が優先的に導入されると予想される。しかしながら、1992年から導入された50席機も今後使用されると予想されており、その代替時期の2010年代半ばからその需要が見込まれている。

欧州市場調査の結果、米国とほぼ同様なリージョナル機の市場傾向にある。相違点として、ターボプロップ機の需要も以前強く、50席機がリージョナル機市場の60%を占めている。低運航コストの50席機が可能となれば、ターボプロップ機の代替需要も望める。

新興アジア市場調査の結果、経済成長が著しい中国、インドで航空機市場の大幅な増加が期待される。欧米に比べてリージョナル機は極めて少ない現状であるが、中国、インドにおいては米国と同様に広い国土を有することより、1000kmを超える都市間のリージョナル機の需要が大きく期待できる。

主要なリージョナル・エアラインや機体メーカーによるエンジンニーズの聞き取り調査を行った結果、第1期で実施した結果と変わらないことを確認した。ニーズとしては、エンジン直接運航費用低減（燃料消費量削減、価格低減、整備費用低減）があり、特に整備費用低減については、交換部品費用低減、機体搭載用部品低減、エンジン交換時間短縮、信頼性確保などが具体的なニーズとして把握できた。環境適合性については、低騒音化および低NO<sub>x</sub>化が重要視されているが、当該目標は長期的視点で設定されており、変更の必要性はないと考えられる。但し、最近の石油価格高騰は凄まじく、ピーク時には70ドル/バレルまでに達した。エネルギー情報局(Energy Information Administration)の長期予測(Annual Energy Outlook 2005 with Projections to 2025)によれば、10年後には40ドル/バレルほどに落ち着くものと予想されているが、当該研究開発の開始時の30ドル/バレルに比べても石油価格は高い。直接運航費用において、燃料消費量削減の割合が相対的に高くなるため、今後、石油価格動向を見守りつつ、適宜エンジン仕様の見直しを行っていく必要がある。

##### (2) 技術動向調査

当該エンジン開発においては、その市場競争力を確保するために、技術優位性を確保し、維持することが重要である。そのために、当該エンジンに適用を計画している諸技術の優位性を国際的観点から確認することが求められる。そこで、国内外の航空機推進システム・要素技術の動向を国際学会講演論文の分析や海外研究機関訪問などにより調査した。ASME(米国機学会)、AIAA(米国航空宇宙学会)等の文献を入手して調査した結果、低コスト化が要求される小型エンジン分野において、当該諸技術に競合する技術は提示されていなかった。さらに、NRC(National Research Council)カナダ国立研究所等を訪問して、当該諸技術の技術レベルの高さについて十分に評価され、世界に対する技術的優位性が確認された。

### (3) 研究加速の実施

本研究開発の進捗において著しい成果が認められ、研究を加速することにより世界的に有望な技術となり得るものについて、研究予算の追加配分を行った。代表例を以下に示す。各成果については、第三章に併せて記述する。

#### 平成16年度

- ・レーザーCVD法の適用による低コスト・耐熱コーティングの研究

本コーティング技術は、ナノコーティングプロジェクトで東北大学が開発したレーザーCVD (Chemical Vapor Deposition) 法によるものである。本技術は、電子ビーム物理蒸着法 (EB-PVD) に対し、はるかに安価に施工装置を構築できるレーザーCVDを用いて、総合的に低価格なコーティング施工が可能となる。

#### 平成17年度

- ・タービン静翼用マルチスロット冷却構造の研究

エンジンの低コスト化／高性能化を同時に満足するため、高圧タービン部をシンプル化・高冷却効率化する新しい冷却技術として「3次元静翼マルチスロット冷却構造」の研究を行う。この技術は、従来技術のように別部品を翼内部に挿入する必要無く、一体鋳造成形で製造コストを大幅低減でき、小型エンジンのタービン静翼でも3次元翼形状の適用が可能になり、エンジン性能の向上に貢献できる。

#### 平成18年度

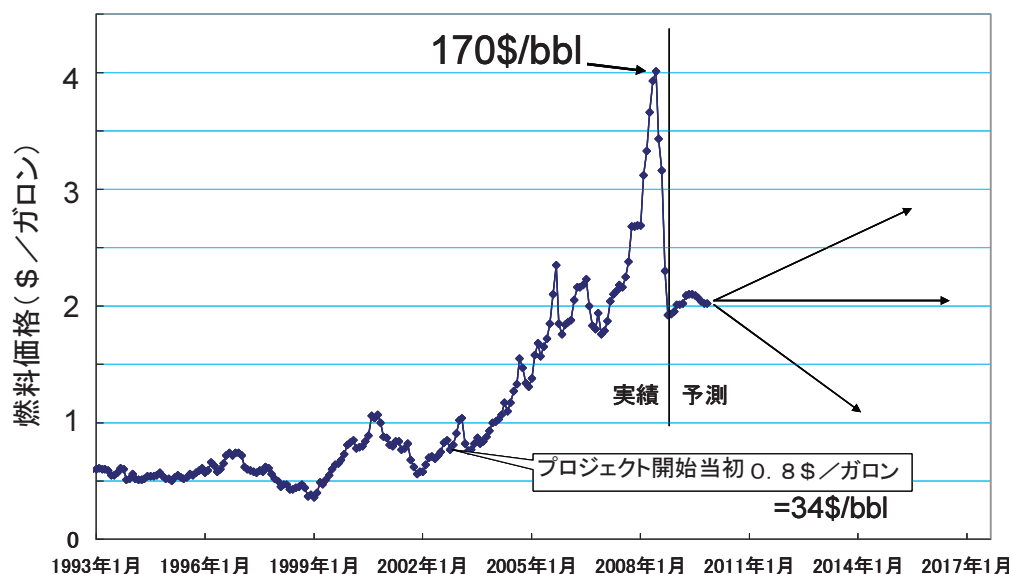
- ・新耐熱合金評価試験研究 (JAXAへの委託)  
国産単結晶材の評価を行うための、検査装置の導入を行う。

- ・燃焼試験計測・評価技術研究 (JAXAへの委託)  
本事業で開発した3形態の燃焼器の試験評価を行うため、計測機器の補充、拡張を行う。

### 3.2 第3期期間

#### (1) 燃料価格動向等、外部環境変化への対応

図Ⅱ.3.2-1 に示すように、第3期開始後の平成19年から20年にかけての急激な燃料費の高騰とその後の大幅な下落があったが、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ことから、目標とするエンジンの一層の燃費向上を図り、燃料価格の変動に対して、直接運行費用(DOC)目標の確実な達成を目指すことが必要となった。そのためには、エンジンの高圧力比化が必要となり、燃費重視仕様エンジンとして設定を行った。高圧圧縮機の圧縮比を大きくするとともに、高圧化に伴い増加するNOx排出量をプロジェクト目標にまで低減するため、エンジンコア要素となる圧縮機と燃焼器の技術開発に注力することとした。この燃費重視仕様エンジンについては、「Ⅲ章 2.2.1.1 エンジンシステム特性、(2) エンジン仕様の変更」で記述する。



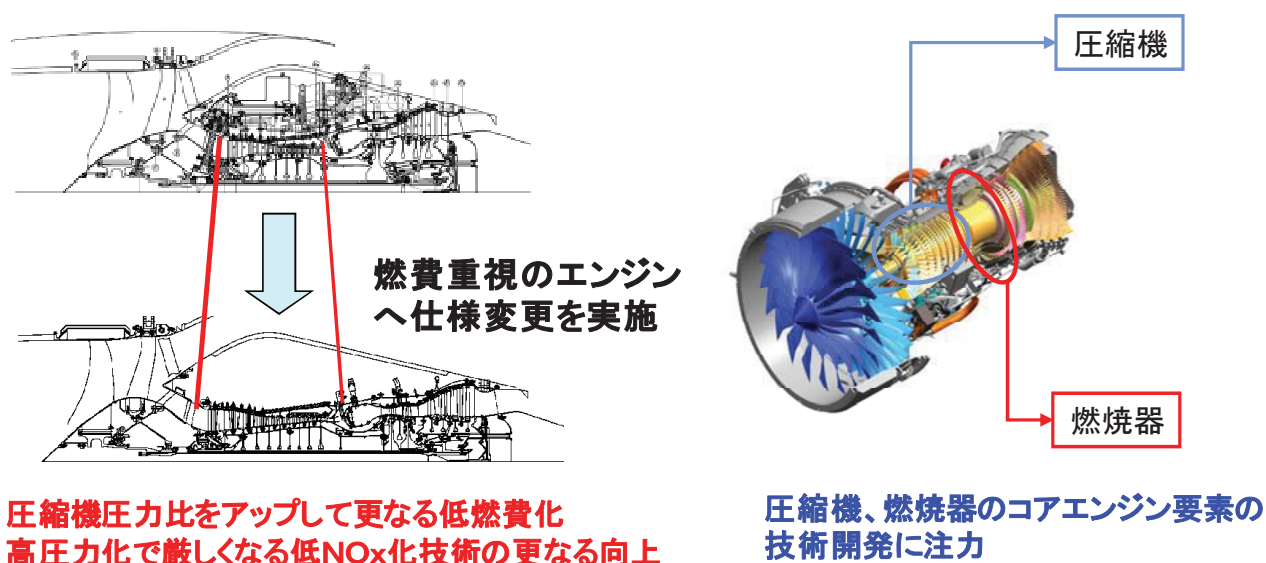
図Ⅱ.3.2-1 ジェット燃料価格動向

市場動向調査を継続的に実施し、小型航空機の市場動向を把握してきたが、燃料費の高騰や経済状況の悪化から、エアラインの経営環境は厳しく、収益性が良い乗客の多い路線では中大型機の運航に集中する動きがあり、小型航空機の新規需要は、当初の想定より遅れる見込みである。また、第2期期間中にはターボプロップ機の置き換えも進み、その数を減少させていたが、ターボプロップ回帰の動きも見られるようになった。新たな機体の開発計画が具体化する状況にないことから、多額の費用を要するエンジン実証を当初計画通り進めるのは効率的ではなく机上検討に留め、前述のように今後の競争力確保に必要となる高圧系(高圧圧縮機、燃焼器)に資源を集中して取り組むこととした。今後経済状況の回復とともに、小型航空機の開発計画の具体化時期を見極め、そのタイミングと合わせてデモエンジンによる技術実証を実施することは、目標とする主導的開発を実現する鍵になると考えられる。

一方、中国、インドを中心とする新興アジアの経済成長は著しく、それとともに富裕層の増加と、欧米と同様のビジネスマインドを有するお国柄から、ビジネスジェットの需要がこれまでの欧米、石油産油国のアラブ諸国に加えて中国、インドでも旺盛になってきている。これに呼応して同じ推力クラスのエンジンを搭載するビジネスジェット機の開発計画が具体化する動きがあり、主要な派生効果として本研究開発成果の早期適用の機会が見込まれ、開発パートナー等と具体的な検討を行うに至っている。

このように第3期中において、取り巻く環境が大きく変化したことによるエンジン仕様の変更により、第2期仕様のデモエンジン詳細設計、コアエンジン設計を中断し、燃費重視仕様エンジンの設計とともに、圧縮機、燃焼器を中心とするコアエンジン要素への技術開発へ注力することとした。このため、

平成20年度以降の配賦予算については、その規模を縮小する措置が執られた。一方で、基本計画の変更については、その後の状況変化が起こる可能性を残すという観点から、最終的に平成21年度末にNEDO主催の技術委員会にて有識者委員に図り、了解を得て基本計画の変更が行われた。(図II-3.2.2)



図II-3.2.2 基本計画変更概要

## (2) 研究予算の追加配賦

本研究開発の進捗において著しい成果が認められる、あるいは、追加的に資金を投入することでさらなる成果に繋がるもの、情勢の変化に応じて追加的に確認が必要となった課題について、研究予算の追加配賦を行った。代表的な研究テーマを以下に示す。

### 平成19年度

- ・ CFDによる燃焼器出口温度分布の最適化  
開発コストの削減と設計最適化技術取得のため、燃焼反応を入れた数値シミュレーションによるアニュラ燃焼器の出口温度分布の最適化を行う。
- ・ CFDによるエンジン冷却設計の最適化  
高効率の冷却設計のため、タービン翼回りの流れと、多数の冷却孔から噴射されるフィルム冷却の流れを同時に計算する手法を新規に開発し、エンジンのタービン冷却設計の最適化を行う。

### 平成20年度

- ・ 高圧力比化対応燃焼器の成立性評価  
低燃費重視仕様の高圧力比化への対応と低NOx性能を両立させるため、第2期で開発した日本独自の急速混合燃焼器のスワラー部と燃焼器の希釈空気投入方法のチューニングに関する試験を実施し、高圧力条件下での設計データを取得する。

### 平成21年度

- ・ ディフューザパッセージ圧縮機のクリアランス評価  
高圧圧縮機の後段に適用するディフューザパッセージ動翼（特許申請）のクリアランスの影響を部分段リグにより確認する。
- ・ 圧縮機静翼への金属射出成形技術の適用性評価  
低コスト製造技術として、金属射出成型技術について、静翼を対象に試作を行い、適用性を評価する。

平成22年度

・ 高圧圧縮機非接触動翼計測技術の開発

低燃費重視仕様エンジンの重要要素である高圧圧縮機試験に適用し、豊富なデータを取得するため、翼振動、翼チップクリアランスの非接触計測技術を導入する。

平成23年度

・ 航空エンジン燃焼器に係る低NOx燃焼器技術の開発

部分希薄燃焼器のマルチセクタ燃焼試験を実施するためのライナ、燃料噴射弁および計測センサー等を導入して、燃焼試験を実施する。

#### 4. 中間評価結果への対応

平成18年度に実施した中間評価での評価結果をふまえ、基本計画及び実施方針の見直しを行い、それに沿って実施計画書の見直しを行った。表Ⅱ-4-1に主要指摘事項及びその対応を示す。

その他、提言されたコメントに対しては、中間評価以降の研究進捗に反映し、以降の研究開発を実施した。

表Ⅱ-4-1 主要指摘事項及びその対応

主要指摘事項	対応(下線部は、「加速」に係る記述)
<ul style="list-style-type: none"> <li>市場調査、エアラインとのクロストークは頻繁に行い、市場に受け入れられる製品開発に努めて欲しい。</li> <li>将来の航空機用燃料の動向を念頭に置きつつエンジン開発をしていくことが望ましい。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>第3期研究開発においても、技術動向調査、市場調査を密に行った。特にエアラインとのクロストークでは、詳細設計フェーズにおける整備性向上に向けた情報交換を実施した。</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>必要に応じ、目標設定、開発ターゲット、開発スケジュールについては、柔軟に対応することが必要。</li> <li>現時点で計画能力以上を設計の中に織り込む必要性は無いと考えるが、将来的には推力増大への対応を望む。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>技術動向調査や市場調査により、外部環境動向の把握に努め、必要に応じ、目標設定、開発ターゲット、開発スケジュールについては、柔軟に対応した。</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>日本独自材料としての先進単結晶材タービン翼製造技術、耐熱コーティング技術、LFW接合技術等の基礎技術を、関係研究機関の協力を得て、効率的に開発、検証することが必要</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>先進単結晶材タービン翼製造技術、耐熱コーティング技術、LFW接合技術等の基礎技術については、例えば、単結晶材については、NIMSと共同研究し、<u>加速によりJAXAへ実機環境下での耐熱材料評価手法の確立を要請する等、適切な体制の下、実施した。</u>研究開発期間中は、適切な関係機関(JAXA及び大学)の協力を得て効率化を図る努力を継続した。その他、<u>ナノ部成果であるレーザーCVDを用いた低コスト・サーマルバリアコーティング技術の適用見極めを加速により検討を行い、関係推進部との連携も積極的に行った。</u></li> </ul>

## 5. 評価に関する事項

NEDOは、技術的及び政策的観点から見た技術開発の意義、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的効果等について、第1期及び第2期の技術開発終期において、ならびに第3期技術開発終了時点で、プロジェクト推進者により、技術委員会等を活用し、研究開発の成果及び実用化見通しを中心に評価を実施する。また、外部有識者による研究開発に対する中間評価を第2期研究開発終期（平成18年度）に、事後評価を第3期研究開発終了時点（平成25年度）に実施する。また、中間評価結果を踏まえ必要に応じてプロジェクトの加速・縮小・中止等見直しを迅速に行う。

なお、評価の時期については、当該技術開発に係る技術動向、政策動向や技術開発の進捗状況等に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。

研究評価委員会「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」（中間評価）分科会委 名簿  
 （「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」（中間評価）分科会 資料 1-1 より）

	氏名	所属、肩書き
分科会長	川口 修	慶應義塾大学 名誉教授 兼 非常勤講師（理工学研究科）
分科会長代理	武田 展雄	東京大学大学院 新領域創成科学研究科 先端エネルギー 工学専攻 教授
委員	齋藤 隆	株式会社日本航空インターナショナル 技術部 部長
	辻川 吉春	大阪府立大学大学院 工学研究科 航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野 教授
	船崎 健一	岩手大学 工学部機械工学科 教授
	松浦 一夫	全日本空輸株式会社 整備本部 技術部 副部長
	屋井 鉄雄	東京工業大学 大学院総合理工学研究科 人間環境システム専攻 教授
	山崎 伸彦	九州大学大学院 工学研究院 航空宇宙工学部門 教授

敬称略、五十音順



### Ⅲ. 研究開発成果について

### III. 研究開発成果について

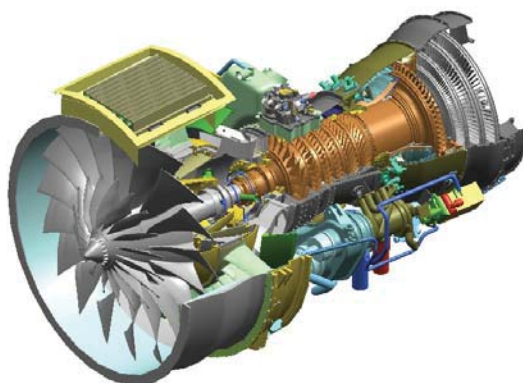
#### 1. 事業全体の成果

##### 1.1 研究開発の経緯

###### (1) 第2期事業まで

第1期において、小型航空機エンジンの動向調査およびエンジン要素技術検討を実施することにより、将来的に要求されるエンジンシステム概念を見出した。市場調査も行い、50席クラスの小型航空機について、今後大きな市場が期待できることがわかり、そのクラスとして8,000~12,000ポンドのエンジン推力仕様を設定した。さらに、このエンジンを実現するための具体的技術課題等を設定するとともに第2期の研究開発計画を立案した。

第2期においては、第1期で立案された研究開発計画に基づき要素技術開発を実施し、所定の成果を取得した。また、第2期に完了した目標エンジン基本設計結果として、エンジンの3次元モックアップ図を図Ⅲ1.1(1)-1に示す。本図は3次元モックアップで設計したエンジン鳥瞰図を示す。圧縮機は6段、ゼロハブファンを採用することで低圧圧縮機をなくし、段数、部品点数を大幅に削減した構造となっている。また、基本設計時のエンジン仕様検討で得られた直接運航費用の削減内訳を表Ⅲ1.1(1)-2に示す。この表に示すとおり、目標値の直接運航費用低減量-15%を達成できる見通しが得られた。また、低騒音、低NOxの各目標値についても、達成可能である見通しが得られた。



図Ⅲ1.1(1)-1 第2期仕様エンジンの3次元モックアップ図

表Ⅲ1.1(1)-2 直接運航費用低減量見通し

	個別項目低減量	直接運航費用低減量
	現状の見通し	
エンジン価格	-27.0%	-1.6%
整備費	-40.6%	-2.8%
燃料消費量	-11.0%	-1.6%
直接運航費用低減量（機体+エンジン全体に対して）		-6.0%
直接運航費用低減量（エンジン寄与分）		-20.7%

このように、第2期までの本研究開発では、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NOx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した。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エンジンシステム技術を開発した。開発された技術をエンジンシステムとして統合しながら目標エンジンの基本設計を完了し、下記に示すエンジン仕様目標値達成の見通しを得ることを第2期事業の目標（中間目標）とした。

#### [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%削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%低NOx化

注) ICAO：国際民間航空機関

本研究開発では、全体を通じて計画通りに進捗し、所定の成果を取得して、全ての研究開発項目において、当初の第2期事業目標(中間目標)を達成することができた。

(2)第3期事業

第3期期間においては、以下の事項が健在化し取り巻く環境に大きな変化が生じた。

- ・リーマンショックに代表される世界経済の悪化
- ・地球温暖化対策への意識の高まり
- ・原油価格の高騰、その後の乱高下
- ・エアラインの経営環境の悪化

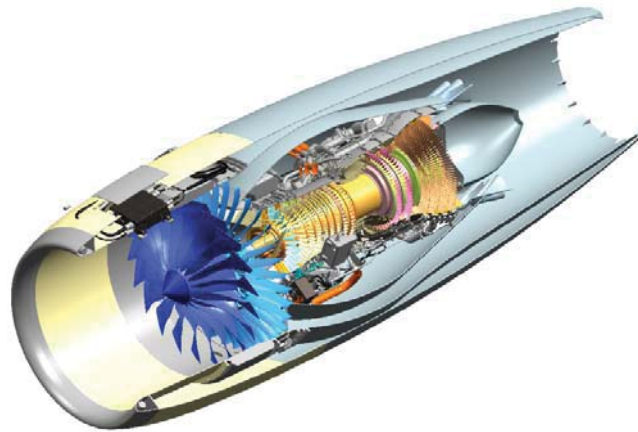
これら情勢の変化を受けて、エンジン仕様の見直しを実施した。これまでの第2期で設定した、コスト、整備費用、燃料消費量の各々をバランス良く削減しつつ直接運航費用低減に繋げていく仕様から、燃料消費量削減に重点を置いた、燃費重視仕様に変更した。具体的には、エンジン全体圧力比を向上させることで、熱効率をアップし、燃費性能を向上させる仕様とした。このため、高圧圧縮機を6段から9段へ増加させた。このエンジン仕様変更に伴い、当初計画していた第2期仕様のデモエンジン製作から、燃費重視仕様のエンジン全体設計を行うとともに、高圧力比化に伴い生じた新たな技術課題である、9段高圧圧縮機の開発、高圧力条件下での低NOx燃焼器の開発へと、コアエンジン要素の開発に軸足を移し、重要要素の実環境での実証試験を行うこととした。一方で、エンジン全体を統合し取りまとめるうえで必要となる技術開発項目については、設計確認試験として実施した。実用化に欠かせない製造技術について、製造工程確認試験として研究開発を行い実用化への準備を行った。また、第3期の研究項目である「耐久性評価技術」ではエンジン使用材料の材料データベース構築、「耐空性適合化技術」では型式承認に必要となる解析技術のリグ試験による検証などについても、実用化のために必要となる技術であることから、今後のデモエンジン製作を念頭にしつつこれを維持して実施した。

情勢の変化によりデモエンジン製作を見送ることから、第3期の目標を以下として実施した。

「第2期のエンジン基本設計結果ならびに市場・技術動向に基づいて、関連要素の高性能化技術開発を実施するとともに、目標エンジンの設計を行い、コアエンジン要素の実証試験を実施し、得られた試験データ等により、エンジン仕様目標値達成の見通しを得る。」こととした。また、エンジン仕様目標値については、第2期の目標に掲げるエンジン仕様目標値からの変更は無く、直接運航費用削減：-15%、低騒音化：規制値-20dB、低NOx化：規制値-50%については維持した。

燃費重視仕様に移行し、第3期に完了した目標エンジンの3次元モックアップ図を図III.1.1(2)-1に示す。ゼロハブファンを第2期仕様と同様に採用し、低圧圧縮機を廃し部品点数を削減した。圧縮機は燃費重視仕様としたことで、高圧力比化のため第2期仕様の6段から9段として開発を実施した。この9段圧縮機については、TRL5の実証試験を実施し、小型多段圧縮機としては世界レベルの性能、高負荷化を達成し、直接運航費用低減に寄与した。燃焼器は、シンプルかつ低コストな燃焼器として急速混合燃焼器について、燃費重視仕様の高圧力の条件の下に開発を行い、TRL5の実証試験にて、目標値のICAO規制値-50%を達成した。騒音では、高圧力比化により排気ジェット速度が上昇したため、第2期で開発したノッチノズルの騒音低減特性の改良、ミキサ、コモンノズル化により目標値であるICAO規制値-20dBを達成した。直接運航費用については、圧縮機、燃焼器の開発、実証成果および高性能化や低コスト製造技術の各成果を反映することで、目標値の-15%を達成した。直接運航費用低減の内訳を表III.1.1(2)-1に示す。

以上のとおり、直接運航費用、低NOx、低コストの各目標仕様値を達成することができた。



図Ⅲ1.1(2)-1 燃費重視仕様エンジンの3次元モックアップ図

表Ⅲ1.1(2)-1 燃費重視仕様エンジンの直接運航費用低減量

	個別項目低減量	直接運航費用低減量
	評価結果	
エンジン価格	-10%	-0.4%
整備費	-31%	-1.3%
燃料消費量	-17%	-7.5%
直接運航費用低減量（機体＋エンジン全体に対して）		-9.2%
直接運航費用低減量（エンジン寄与分）		-17.5%

## 1.2 目標の達成度

### (1) 第2期

第2期の要素技術開発にて、目標エンジン仕様を満足させるため、直接運航費用低減技術、環境適応技術（低騒音、低 NOx）、エンジンシステム技術の各技術開発を実施した。これにより、エンジン仕様目標値を満足するエンジンを設定できたとともに、各要素技術を取得することができた。達成度を表Ⅲ1.2(1)-1～3に示す。

表Ⅲ1.2(1)-1 直接運航費用低減技術の個別要素技術達成度（第2期）

要素技術	ねらい	目標	成果	達成度
ファン	ハブ側圧力比を向上させる翼列設計を適用し、低圧圧縮機（LPC）段数を削減。	ハブ側圧力比 1.6～1.8 を単段で実現。 （従来技術：ファン1段＋低圧圧縮機 1～2 段で実現。）	ゼロハブファン技術を開発し、リグ試験により、低圧圧縮機（LPC）無しで、ハブ側高圧力比化 1.65 を確認して目標を達成できた。	達成
圧縮機	小型圧縮機の高負荷化にて顕著となる後段側クリアランス流れの影響を抑える翼・通路形態の適正化を図り、高負荷段数削減を実現。	圧力比 12～13.5 を 6 段で実現。 （従来技術：10～12 段で実現。）	高負荷 3 次元翼技術／ディフューザーパッセージ動翼技術を開発し、高負荷多段圧縮機の試作／試験により、6 段相当で圧力比 12 の性能を確認して目標を達成できた。	達成
タービン	カウンターローテーション化で高圧タービンの高負荷単段化を実現。 低圧タービンは高揚力設計で翼枚数削減。	高圧タービン：膨張比 3.5～4 を単段で実現。 （従来技術：2 段で実現。） 低圧タービン：膨張比 3.6～4.4 を 3 段で実現。 （従来技術：4 段で実現。）	高揚力化翼設計技術／カウンターローテーション対応翼設計技術等を開発し、低速回転翼列試験および CFD 解析により、膨張比 4 の高圧タービン性能および膨張比 3.6 の低圧タービン性能を達成できた。	達成
インテリジェント化	エンジンモデルベースドモニタリングによりモジュール毎の劣化・異常診断を可能とする性能劣化評価技術で、整備費用低減。	エンジン劣化の傾向、劣化部位を把握することができる。 （従来技術：定期点検による整備方式）	エンジンサイクル逆解析による方法を開発し、シミュレーション計算により、エンジン劣化の傾向、劣化部位を把握できることを確認し、目標達成できた。	達成

表III.2(1)-2 環境適応技術の個別要素技術達成度（第2期）

要素技術	ねらい	目標	成果	達成度
シンプル低騒音化技術	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ファン出口の静翼（OGV）と構造部材であるファンフレームを統合し、低騒音化とともにシンプル構造として部品点数を削減。</li> <li>・シンプルなノズル構造でジェット騒音を低減。</li> </ul>	<p>ICAO 規制値（2006 年適用）に対して-20dB 以上低減。 （従来技術：ICAO 規制値（2006 年適用）に対して -12dB ～ -18dB）</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ファン騒音について、スweep・リーン統合 OGV 技術/スweep動翼技術を開発し、3dB の騒音低減を達成。</li> <li>・ジェット騒音について、シンプル構造のノッチノズル技術を開発し、CFD解析、モデル試験により 2dB 低減できる見込み。</li> <li>・騒音総合評価を実施し、Chapter4-21dB を達成できた。</li> </ul>	達成
シンプル低NOx 燃焼技術	<p>安定性の高い拡散燃焼方式をベースとして、低排出物化と安定燃焼の維持、さらに低コストを実現。</p>	<p>ICAO 規制値（2004 年適用）に対して-50%以上低減。 （従来技術：ICAO 規制値（2004 年適用）に対して-25%～-48%）</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・部分希薄燃焼/部分過濃燃焼/急速混合燃焼技術を開発し、セクター燃焼器リグ試験を実施して、ICAO 規制値（2004 年適用）に対して-50%以下の NOx 排出量を確認でき、目標を達成できた。</li> <li>・エンジン用として、急速混合燃焼技術を選定し、アニューラー燃焼器リグ試験を実施して、ICAO 規制値（2004 年適用）に対して-50%以下の NOx 排出量を確認でき、目標を達成できた。</li> </ul>	達成

表III.2(1)-3 エンジンシステム技術の個別要素技術達成度（第2期）

要素技術	ねらい	目標	成果	達成度
エンジン基本設計	直接運航費用低減技術/環境適応技術をトレードオフあるいは統合して、エンジンシステムとして最適化する。	市場調査、技術調査結果および各研究開発成果を反映して、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こと。 （エンジン仕様目標値：エンジン寄与分の直接運航費用15%低減）	<ul style="list-style-type: none"> <li>・各研究開発テーマにおいて実施される空力設計、構造設計、低騒音化設計、低NOx化設計などの結果を反映した第2次エンジン基本設計を完了できた。</li> <li>・3次元モックアップ活用によるエンジン組立・整備性の検討結果を、適時エアライン/機体メーカーに提示して、組立・整備に関する具体的エンジンニーズを把握できた。</li> <li>・エンジン価格30%削減、整備費40%削減および燃料消費量11%低減により、目標15%を上回る21%の直接運航費用低減の見通しが得られた。</li> </ul>	達成

(2) 第3期

第3期当初は、計画どおり第2期仕様のデモエンジン製作に向け詳細設計を実施し準備を行ったが、その後、経済危機、燃料価格の高騰が顕在化し、今後の変動も踏まえて燃費性能の更なる向上が必要と判断され、その鍵となる圧縮機や燃焼器要素技術開発への注力を優先した。また、経済状況の悪化から市場投入時期は、研究開発当初の見通しに比べて遅れることが予想され、多額の予算を必要とするデモエンジンの設計、製作は、今後の市場動向を十分に見極め、最も効果的なタイミングで実施することが効率的であり、デモエンジン製作は見送られた。しかし、このような状況のもと、燃費重視仕様の目標エンジンを設定するとともに、低燃費化で重要な役割を担うコアエンジン要素である高圧圧縮機、燃焼器の実証試験、型式承認取得に必要となる「耐久性評価技術」としての材料データベースの取得、蓄積、「耐空性適合化技術」として構造解析技術の高度化に取り組み、所定の成果を取得することができた。表Ⅲ1.2(2)-1～-3に第3期の目標達成度について示す。

表Ⅲ1.2(2)-1 目標に対する成果・達成度（第3期）

要素技術	ねらい	目標	成果	達成度
エンジンシステム特性向上技術 <全体システムエンジン実証>	エンジン全体を取り纏めるインテグレーション技術の取得	目標仕様値の直接運航費用-15%低減、低騒音規制値-20dB、低NOx規制値-50%を満足するようなエンジン設計の完了	<ul style="list-style-type: none"> <li>第2期エンジン仕様のデモエンジンの全体設計によりインテグレーション技術を取得</li> <li>更に高圧力比化させた燃費重視仕様エンジンの設計を行い、燃料価格高騰時でも直接運航費用-15%低減目標を達成</li> <li>設計確認として作動反転ベアリング、低コスト可変静翼(VSV)、タービン冷却空気量最適化、ダクトロス低減等の各種技術を獲得。騒音はノッチパスの改良、ミキサー、コモンズル化で規制値-20dBを達成</li> <li>直接運航費用低減に資する低コスト化技術として、鋳造シミュレーション、線形摩擦接合、金属射出成型、耐摩耗コーティングなどの各技術を獲得</li> </ul>	達成
<関連要素実証> ・ファン ・圧縮機 ・燃焼器	<ul style="list-style-type: none"> <li>ゼロハブファンの軽量化</li> <li>燃費重視のための小型高性能圧縮機の開発</li> <li>高圧力比化（燃費重視）における低NOx燃焼器の開発</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>ゼロハブファンの性能確認</li> <li>圧縮機、燃焼器の要素試験によるTRL5の達成。</li> <li>圧縮機は圧力比22を9段で達成</li> <li>燃焼器では目標仕様値の規制値-50%達成</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>軽量化形態、下流ストラット影響を加味した性能を確認</li> <li>圧縮機は解析により高圧力比化達成の技術的目処を得て、供試体を設計・製作・試験により、世界レベルの高負化を確認</li> <li>燃焼器は要素試験により高圧力下でも低NOx化目標を達成、かつ低コストを達成</li> </ul>	達成
耐久性評価技術	型式承認に備えた独自の材料データベースの取得	デモエンジン設計に必要な主要な材料データベースの取得完了	寿命制限部品の高強度鋼、チタン(Ti64)、ニッケル(Inco718)等の材料について、各材料の設計要求特性に応じて、デモエンジン設計に必要なデータを取得でき、データベースを整備し達成	達成
耐空性適合化技術	型式承認に備えた技術の確立	型式承認取得に必要な主要な強度・寿命評価/解析手法の検証	ロータ健全性、寿命予測、温度予測等のデータを取得し、各々の解析手法の検証を行い技術を確立	達成



表III.2(2)-2 目標に対する成果・達成度の一覧表（第3期）

	ねらい	目標	成 果	達成度
設計確認（設計技術）				
作動反転ベアリング	タービン部のインタラクションロス低減のためのカウンターローテーション化を実現するベアリングの開発	エンジンの仕様条件での作動確認	7500Cycle の起動停止試験により、フレッチングの発生は無く、ころ端面摩耗、スミアリング等の損傷も無いことを確認し、デモエンジンへ向けたベアリングを開発	達成
低コスト VSV（可変静翼）	・VSV リンク機構の低コスト化	低コスト化により直接運航費用低減へ寄与	<ul style="list-style-type: none"> <li>・汎用品の安価な Bush 材としてセプラを選定、十分使用に耐えられことを摩耗試験で確認</li> <li>・リンク機構の軽量化設計手法を開発（特許取得）</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
タービン冷却	燃費重視仕様に耐える高冷却方式の導入	冷却空気削減で直接運航費用低減へ寄与	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ピン・インピンジ複合冷却構造を考案し約 5pts の冷却効率を達成し直接運航費用低減へ寄与（特許取得）</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
ECI（渦流探傷検査）	ディスクなどの重要部品の信頼性向上、整備への適用で作業性向上	欠陥発見確率(POD)に基づく検査手法の確立	<ul style="list-style-type: none"> <li>・試験片から欠陥検出(POD)データ評価方法を確立するとともに、工場作業員の人間介在も考慮した POD データを蓄積でき、検査手法を確立</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
ダクトロス低減	推力への影響軽減	エンジン仕様値以下へ	<ul style="list-style-type: none"> <li>・パイパーケーションの先端形状の工夫でロス低減（特許取得）</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
騒音	低燃費仕様エンジンでの騒音低減達成	ICAO 規制値-20dB	<ul style="list-style-type: none"> <li>・改良ノッチノズルの考案（特許取得）、過去の ESPR プロジェクトで開発のミキサー採用（特許）、コモンノズル化で目標値の規制値-20dB を達成</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
制御	ヘルスマonitoring等のインテリジェント化制御	ヘルスマonitoringのための制御設計技術取得	<ul style="list-style-type: none"> <li>・実エンジンを用いて、エンジン動特性同定手法や、ヘルスマonitoringに資するモデルベース多変数制御技術を取得</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成

表III.2(2)-3 目標に対する成果・達成度の一覧表（第3期）

	ねらい	目標	成果	達成度
製造工程確認（低コスト製造技術）				
鋳造シミュレーション	鋳物部品の低コスト化	法案作成の効率化、低コスト化で直接運航費用低減に寄与	<ul style="list-style-type: none"> <li>・大物フレーム、タービン翼の鋳物部品の方案作成を欠陥位置、発生度合をシミュレーション導入で効率化</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
LFW(線形摩擦接合)	圧縮機ブリスクの低コスト化	圧縮機部品の製造コスト低減で直接運航費用低減に寄与	<ul style="list-style-type: none"> <li>・試作した部品にて高サイクル疲労などの強度を満足することを確認（特許取得）</li> <li>・デモエンジンへ適応可能</li> </ul>	達成
MIM(金属射出成型)	圧縮機静翼部品の低コスト化		<ul style="list-style-type: none"> <li>・寸法精度出しに目途が付き、ニアネットシェイプ化で材料費削減、熱処理廃止で低コスト実現 (公知化を避けて特許化せず)</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成
MSC(耐摩耗コーティング)	圧縮機ケースの低コスト化		<ul style="list-style-type: none"> <li>・実運用の高速摩擦環境で機能を確認できた</li> <li>・実部品へ適用可能</li> </ul>	達成
TBC(遮熱コーティング)	タービンの耐久性向上	直接運航費用低減への寄与	<ul style="list-style-type: none"> <li>・EB-PVD(電子ビーム物理蒸着)について部品を回転させることで施工方法を工夫し均一製膜に目途</li> <li>・デモエンジンへ適用可能</li> </ul>	達成

### 1.3 成果の意義

#### (1) 第2期

本研究開発の成果は、国際舞台で差別化できる次世代小型航空機用エンジンの実現に大きく貢献できる。さらに、高性能・高効率と同時に環境に優しい中大型航空機用エンジンや発電用ガスタービンの実現にもつながる。

直接運航費用低減技術で得られたゼロハブファン、ディフューザーパッセージ動翼圧縮機等は、世界にない独自技術である。環境適応技術で得られたスweep/リーンの一体型出口案内翼は、世界にない独自技術である。これらの独自技術が取得されたことで、次世代小型機用エンジンの実現に大きくつなげられる技術として、技術成果の意義は大きい。

エンジンシステム技術で得られた数値解析による予測技術は、世界最高水準の成果と言え、エンジン全体設計を取り纏めるうえで、主導的な立場で実機開発が可能となる。さらに、エンジン基本設計を行い、3次元モックアップ図まで作成してエアライン等に提示することで、整備性等に関する具体的なニーズを収集し、このニーズを設計に反映できた意義は大きい。

#### (2) 第3期

直接運航費用という、顧客価値を意識した指標のもとに、インテグレーション設計を実施できたことは、今後、国際舞台の競争の中で確固たる地位を築いていくうえで、非常に重要なプロセスを踏んだ活動が成されたもので、その意義は大きいと言える。過去の一般的な研究開発にありがちな性能を追い求めるものとは異なり、性能だけではなく、重量、コスト、整備性まで視野に入れたDOCという評価指標を導入、共有化することで、各技術価値をトレードしながらの開発を行うことができたことは、まさに全機開発能力の向上に繋がるもので、非常に意義がある。他要素との干渉を考慮した設計、エンジン全体を取りまとめるという一連の設計プロセスをとおして、インテグレーション技術を高度化できたことは、今後の国際共同開発の場での役割拡大に大きく貢献するものである。

また、情勢変化を受けて、これまでのエンジン仕様に固執することなく、顧客価値向上に資する「燃費重視仕様」エンジンの設計を実施し、その有り姿を示し、かつ高度な技術を必要とする高圧圧縮機、燃焼器について実環境レベルでTRL5の実証を行ったことは非常に意義のあることである。また、低コスト製造技術では、先進的、革新的とも言えるMIM、LFW、MSC、鋳造シミュレーション技術や、設計技術では低コストVSV、ダクトロス低減などの各技術が取得され、これらは、小型航空機用エンジンに留まらず、他の開発エンジンに直ちに活用、波及可能なもので、本事業で取り組んだことの意義は大きい。低騒音ノッチノズルは騒音低減のみならず、推力ロス点でも他の形式に比して優位性が見込まれ、付加価値の高い技術を開発できた。このように、国際共同開発の現場へ直ちに活かせる独自（一人立ち）の技術を獲得することができた。

特許取得という点から見れば、第2期要素開発にてモジュール毎に独自技術が開発されたが、第3期においても、低コストVSV、LFW、タービン冷却手法、改良ノッチノズル、圧損低減バイファークーションなど多岐にわたる特許化が成されており、技術的競争力の維持、国際舞台での発言力拡大に貢献するもので、その意義は大きい。燃費重視との方向性は今後も変わらないものと考えられ、低燃費化、低コスト化に資する各技術を取得できたことは、今後の競争力強化に貢献するものである。

耐久性適合化技術では、独自に取得した材料データに基づき、設計を実施できる準備ができたことは、国際共同開発の場での役割拡大、発言力の強化に繋がるもので、その意義は大きい。

耐空性適合化技術では、試験データにより裏付けられた手法の構築、予測精度の検証、確認により、型式承認に向けた解析技術を取得することができ、設計の独自化で国際共同開発の場での役割拡大、発言力の強化に繋がるもので、その意義は大きい

### 1.4 成果の普及、広報

#### (1) 第2期

本研究開発は、小型航空機用エンジンを日本がリードする形で開発し、世界マーケットへの投入実現を狙ったものであるため、国際舞台で差別化できる技術については、早期に国際特許を出願する戦略をとった。その意味で、特許化されていない成果の公表は差し控えている。国際特許は9件

出願しており、国内特許も12件出願している。国内外の学会などでの発表件数は、国際発表12件、国内発表11件を数える。(平成18年4月20日時点)

平成17年6月にフランスで開催された国際的な航空機関係の祭典であるパリエアショーや、平成18年2月にシンガポールで開催された海外貿易会議(航空機)にてポスター展示することで海外に向けた発信を行っている。また、平成17年9月にドイツで開催された国際エアブリージング・エンジン学会(ISOABE: International Society of Air-breathing Engines)において、招待講演として本研究開発プロジェクトを海外に向けてアピールした。

今後も国際特許を積極的に出願していくとともに、学会等を通じて成果の普及をはかる。特許および学会発表のリストを添付資料に示す。また、新聞等の報道件数は3件である。

## (2) 第3期

平成19年4月にJAXAにて開催された航空宇宙学会の年次総会、事業者の技術報(図III.4(2)-1)にて、研究開発成果を発表した。平成20年10月に東京で開催されたIGTC国際ガスタービン会議および平成20年10月に横浜で開催の日本航空宇宙工業会主催の国際航空宇宙展にて、エコエンジンのモックアップ模型(図III.4(2)-2)を展示しアピールを行った。平成23年に開催されたISOABE(スウェーデン)では招待講演として研究成果を発表、また、毎年、英国、仏国と交互に開催される世界的な航空宇宙展に、エコエンジンの展示パネルを設置するなど、海外へ向けた情報発信を実施した。



和文

英文

図III.4(2)-1 事業者の技術報



図III.4(2)-2 エコエンジンモックアップ模型

## 2 研究開発項目毎の成果

### 2.1 第2期成果

第2期の研究開発項目である以下について成果を示す。

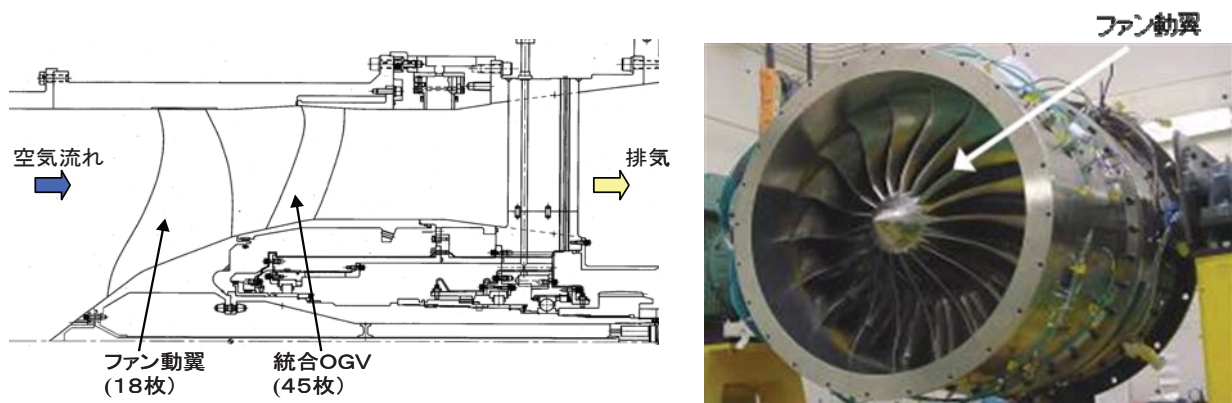
- 直接運航費用低減技術
  - シンプル・高性能化設計技術
    - ・ファン部
    - ・圧縮機部
    - ・タービン部
  - インテリジェント化技術
- 環境適応技術
  - シンプル低騒音化技術
  - シンプル低NO<sub>x</sub> 燃焼技術
- エンジンシステム技術
  - 目標エンジン基本設計
  - 市場動向調査
  - 技術動向調査

#### 2.1.1 直接運航費用低減技術

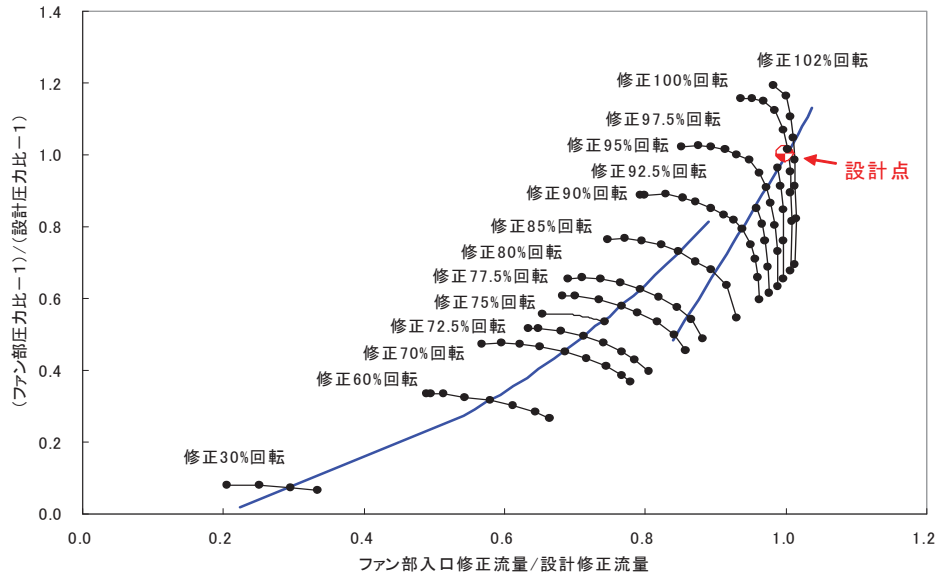
##### 2.1.1.1 シンプル・高性能化設計技術

###### (1) ファン部

高流量化・ハブ側高圧力比化ファン部の空力性能については、低圧圧縮機部分の段数・部品点数削減を実現するために、ファン動翼の内径側前縁を上流側に大きく張り出して遠心力効果でハブ側圧力比を高められるゼロハブファンのコンセプトを考案した。また、高流量化と高効率を両立することにより、ファン外径を下げ軽量化／高性能化をはかる。インレットディストーション（エンジン入り口の空気の乱れ）や経年劣化に対して十分な安定作動を確保するために必要なサージ余裕を考慮した。空力リグ試験を実施した結果、従来のファンよりも5%程度の高流量で全体圧力比 1.62、ハブ側圧力比 1.65 を達成し目標値を達成した。

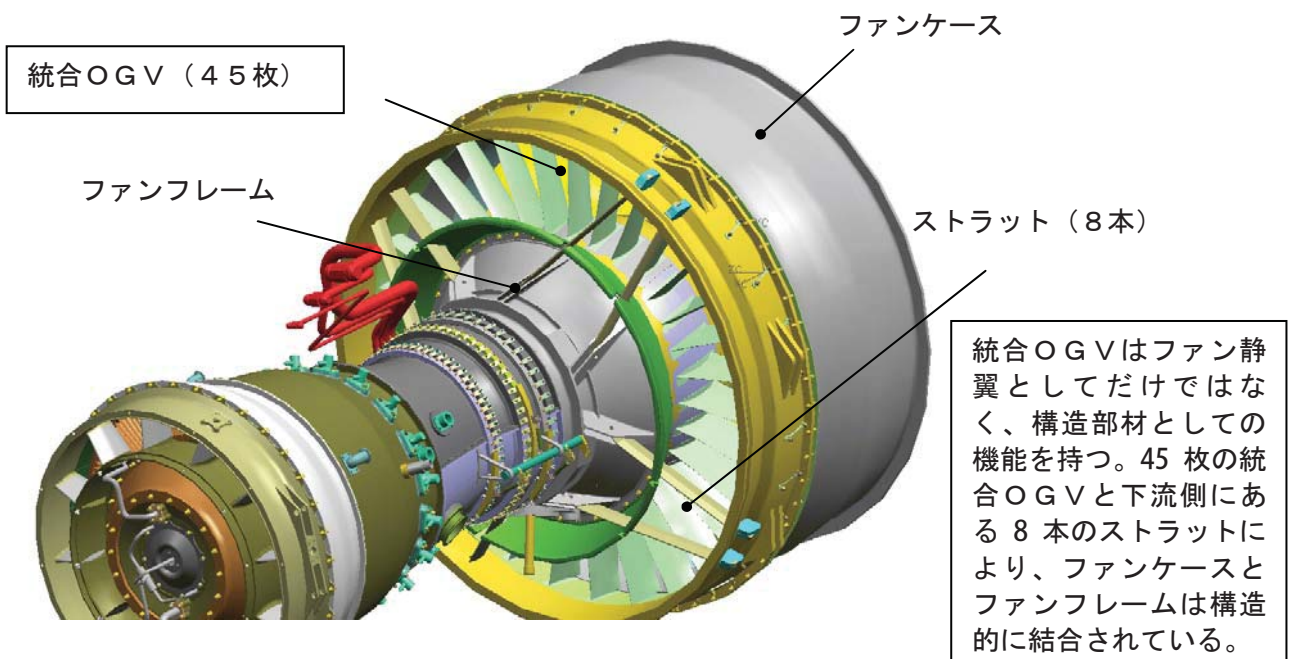


(a) ゼロハブファン供試体と写真  
図Ⅲ2.1.1.1(1)-1 ゼロハブファン

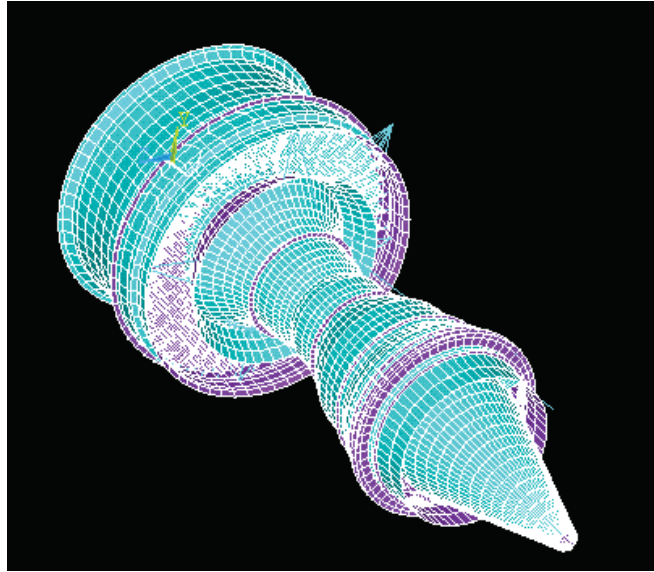


(b) ゼロハブファン試験結果  
 図Ⅲ2.1.1.1(1)-1 ゼロハブファン

また、構造として統合OGVを採用した。シンプル低騒音化技術の研究成果を反映して翼形状はファン騒音低減と空力性能向上に優位なスイープおよびリーンを適用し、ファンフレームのストラットとしての構造部材も兼ねるため、その強度も成立するようにした。特に、高流量、ハブ側の高圧力比動翼を適用した場合、統合OGVのハブ側流入マッハ数が高くなるため、スイープ形状はこの高マッハ数にも対応できる。図Ⅲ2.1.1.1(1)-2 に統合OGV形状を示す。翼形状にはファン騒音低減と空力性能向上のためスイープやリーンを適用しており、スイープやリーンを同時併用での統合OGVは、世界で初めてのエンジン構造である。OGVはファンケースとインナーフレームに対してボルトで結合され、ファンケースとエンジンコア部の間の荷重を支えている。OGVのスイープ角度、リーン角度、翼厚みなどの翼形状パラメータは、騒音性能、空力性能、エンジン剛性が両立するように空力解析とエンジン剛性解析をもとに選定された。図Ⅲ2.1.1.1(1)-3 にエンジン剛性解析モデルを示す。有限要素法によりエンジン全体剛性解析を実施し、統合OGVは構造部材として十分な強度を持つことを確認した。



図Ⅲ.1.1.1(1)-2 統合OGV構造



図Ⅲ.1.1.1(1)-3 エンジン全体剛性解析モデル

有限要素法によりエンジン全体剛性解析を実施し、統合OGVは構造部材として十分な強度を持つことを確認した。

## (2) 圧縮機部

### <目的・目標・狙い>

高負荷多段圧縮機については、エンジン基本設計と連携しながら、海外技術と差別化できる圧縮機性能仕様および概略構造を設定した。すなわち、直接運航費用の低減目標を実現するためのエンジン基本サイクルを検討した結果、圧縮機部では圧力比1.2以上を6段で達成するシンプル化構造設計技術が必要であることが判った。従って、現状の世界技術レベルでは1.0~1.2段かかる段数を削減して、段数を約半分に減らせる空力負荷増大（高負荷化）を目標仕様とした。空力負荷増大と性能維持を両立するには、CFD解析を駆使した高負荷翼設計技術が必要となる。この技術を実証するための多段圧縮機を設計し、性能試験を実施した。

更に小型エンジンでは、種々のスケール効果を考慮する必要がある。中でも特に翼高さの低くなる圧縮機後段における動翼先端隙間の相対的な増大に伴う翼先端隙間流れを抑制することで、エンジンの広作動域を確保できる高性能化技術が重要となる。この課題を解決するため、図Ⅲ2.1.1.1(2)-1 に示すように、翼列内の空気の圧縮を従来のような流れの転向によらずに軸流速度の減速によって実現する、世界に例の無いディフューザパッセージ動翼コンセプトを独自に考案した。これにより動翼の正圧面から負圧面に流れる翼先端隙間流れを低減し、シンプル化のための段数削減（高負荷化）によるストール発生を抑制した。

	Conventional rotor blade	Diffuser passage rotor blade
Side View		
Top View		
	<p>static pressure rise by flow turning ↓ high pressure difference between suction surface and pressure surface ↓ large tip leakage flow</p>	<p>static pressure rise by divergent passage ↓ low pressure difference between suction surface and pressure surface ↓ low tip leakage flow</p>

図Ⅲ2.1.1.1(2)-1 ディフューザパッセージ動翼の概念

また、直接運航費用削減のためには、製造コスト、整備コストの削減が必要である。本研究開発では、製造コスト削減としてLFW（Linear Friction Welding：線形摩擦接合）

### ディフューザパッセージ動翼の性能実証

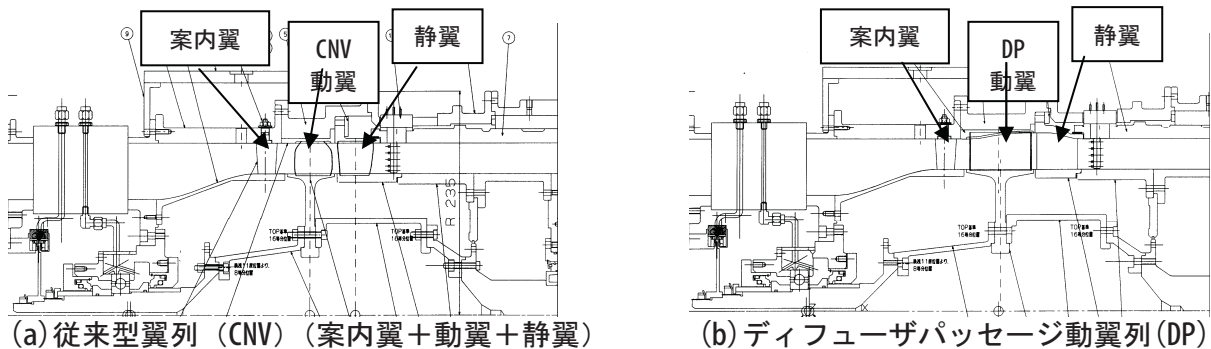
ディフューザパッセージ（DP）の直線翼列による風洞試験を実施し、基本的な圧力上昇能力を確認した。次に、DP動翼と従来（Conventional：以下、CNVと呼ぶ）動翼の回転環境における性能を比較するため、回転翼列試験機を製作した。高負荷多段圧縮機の後段を模擬した1.5段（スワール発生用案内翼＋動翼＋静翼）形態であり、互いに同一の設計空力負荷に設定した。スケールを大きくして詳細な計測ができるように、空力的な相似性を保ちながら低速化した。図Ⅲ2.1.1.1(2)-2 に翼列試験機の断面と製作したDP動翼アッセンブリの外観を示す。



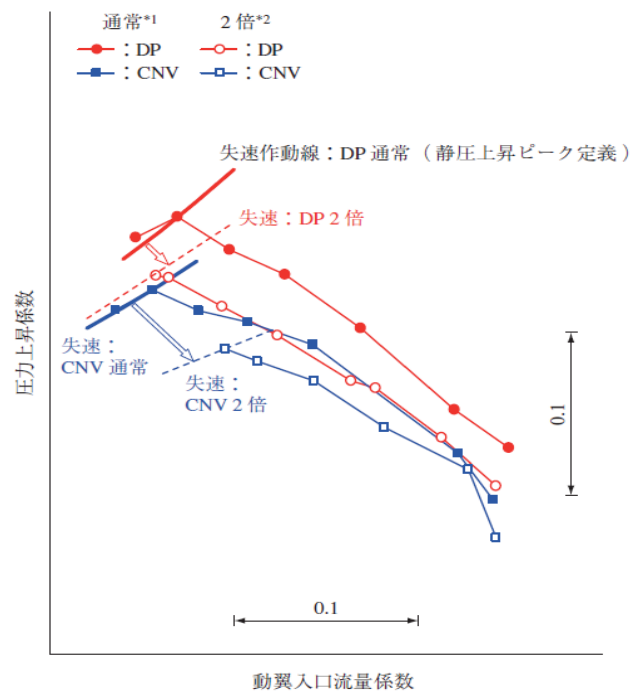
図Ⅲ2.1.1.1(2)-3 に、両動翼それぞれの入口・出口でのヨーメータの翼高さ方向トラバース計測による全体性能結果を比較して示す。ここで横軸は動翼入口平均軸流速度を動翼入口チップ周速で除したものであり、縦軸は動翼での入口全圧に対する静圧上昇を、動翼入口密度と動翼入口チップ周速の二乗の積で除して示したものである。各ケースにおいて最も低流量側のプロットよりわずかに低い流量で圧縮機全体のストールは発生するが、動翼単体のストール点は、通常、静圧上昇のピークで定義されるので、これに従い同図中に両動翼の失速作動線を記した。

CNV 動翼では、翼先端すき間を約 2 倍に拡げると、ストール発生流量が大幅に増加する（ストール余裕が減少する）のに対し、DP 動翼では、ストール発生流量はあまり増加しておらず、小型化に伴うストール発生を抑制できる技術であるといえる。さらに、DP 動翼のポンピングカーブ（流量-圧力上昇曲線）は、CNV 動翼のカーブに比べて、流量の減少に対する圧力上昇の増加量が大きい（より急しゅんである）。

多段圧縮機の最終段動翼としては、より急しゅんな方が、圧縮機全体の作動線が絞られた際の圧縮機入口流量の変化が小さくなり、前段側を絞らなくて済むため好ましい。この観点からも、DP 動翼を採用することで、高負荷多段圧縮機の空力性能をよりロバスト（翼先端すき間の増大に対してストール余裕の低下の少ない状態）にできると考えられる。



図Ⅲ2.1.1.1(2)-2 低速回転モデル翼列試験機の断面図



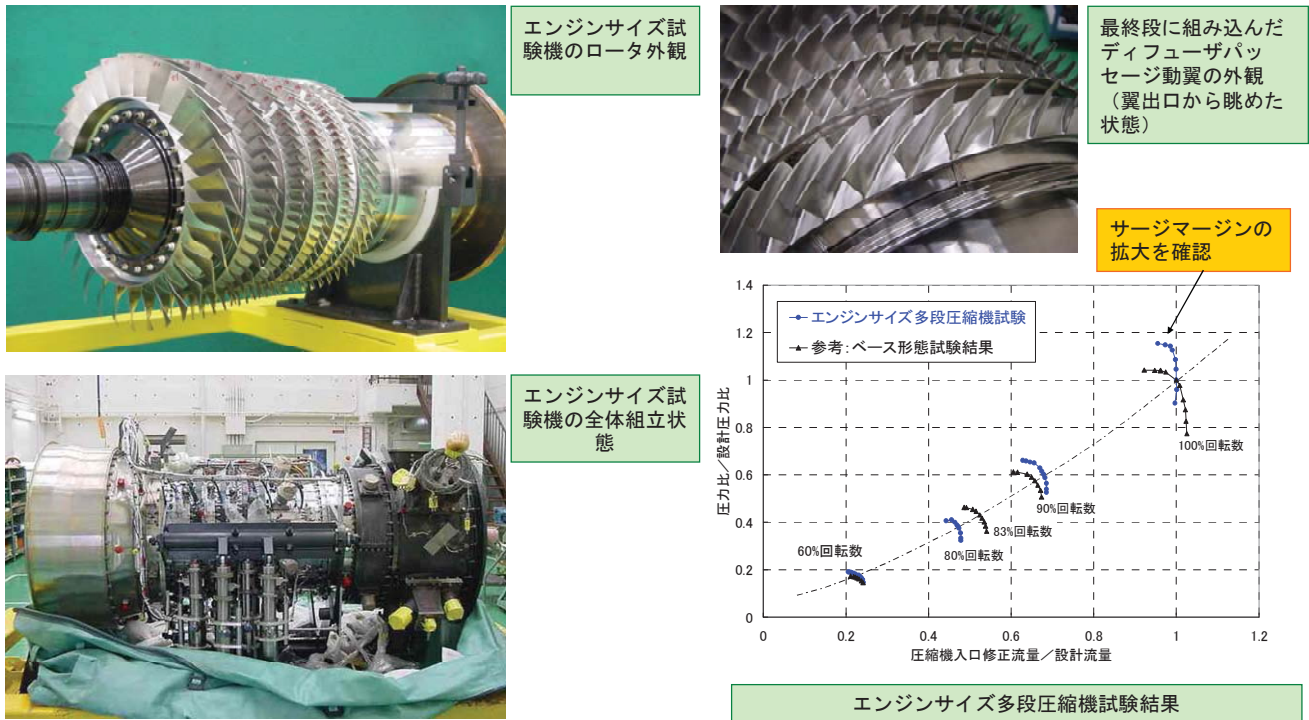
(注) チップクリアランス/翼高さ

\*1：通常 DP=2.2%，CNV=1.6%

\*2：2倍 DP=3.8%，CNV=3.4%

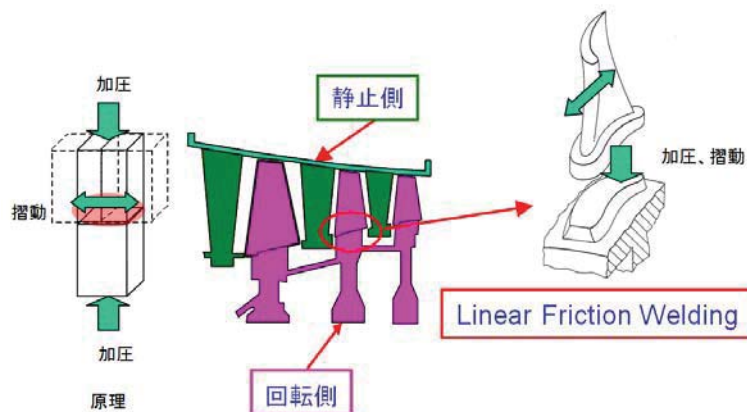
図Ⅲ2.1.1.1(2)-3 DP 供試体と試験結果（ディフューザパッセージ動翼（DP））

高負荷多段圧縮機の空カリグ試験用供試体の設計・製作では、軸振動解析、強度解析、翼列・計測器等の設計・製作を実施した。図Ⅲ2.1.1.1(2)-4 に、製作したロータ組立外観および全体組立外観を示す。リグ試験は、より実機エンジンに近い運転環境で性能を取得できる海外の試験設備を利用して実施した。図Ⅲ2.1.1.1(2)-4 に取得した性能マップを示す。設計回転数で所定の高圧力比を達成できた。また、ディフューザパッセージ動翼の採用により、従来形態の圧縮機よりもサージマージンを拡大できることを確認した。これにより、6段で圧力比1.2以上の目標を達成でき、段数削減のシンプル化構造設計技術を取得できた。



図Ⅲ2.1.1.1(2)-4 圧縮機試験結果

さらに低コスト化を狙って部品点数の大幅な削減を実現するため、世界的にも実施例の少ない全段ブリスク構造（一体構造）を採用し、その製造法として必要となるリニアフリクションウェルディング技術を開発した。図Ⅲ2.1.1.1(2)-5 にリニアフリクションウェルディングによる接合法の概念図を示す。リニアフリクションウェルディング技術は、部品に力を加えて高速で摺動させ、摩擦接合させる方法である。従来の方法である素材から削り出して製造する手法と比べ、素材そのものの量を削減し、かつ、加工量、加工時間を低減することができ、低コスト化が可能となる。ディスクへ模擬翼を接合した状態を図Ⅲ2.1.1.1(2)-6 に示す。模擬ブリスクの試作により加工、強度上の見通しを得た

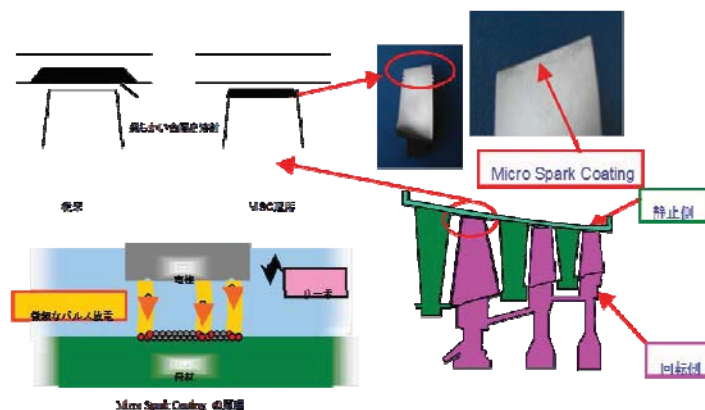


図Ⅲ2.1.1.1(2)-5 リニアフリクションウェルディング



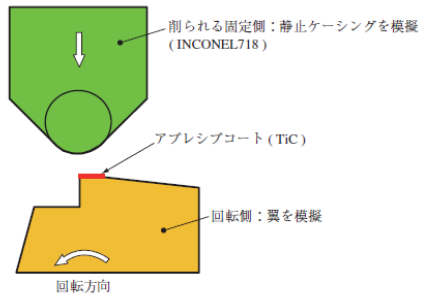
図III2.1.1.1(2)-6 疲労試験後の翼形状試験片外観

翼高さの小さい圧縮機後段では、翼先端の磨耗は性能の低下に大きく影響するため、翼先端に硬質のアブレイシブコーティングを付けて磨耗を防ぐことにより、性能劣化を抑えることができるとともに、耐摩耗性を向上させることで整備費用の削減にも繋がる。この技術としてマイクロスパークコーティング（MSC：Micro Spark Coating）技術の適用性について研究を行った。マイクロスパークコーティング技術は、パルス放電によって電極材料を母材に転移させて積層することができる高機能低コストコーティング技術である。硬度の高い材料を緻密に積層させた場合、耐摩耗性に優れたコーティングが実現でき、また、メッキや溶射肉盛りに比べて製作工程が簡略化されるため、低コスト化が図れるとともに品質が安定するメリットがある。

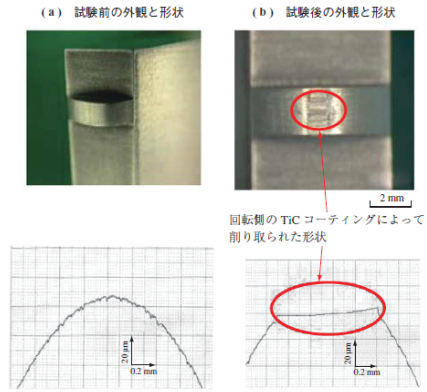


図III2.1.1.1(2)-7 MSC コーティング

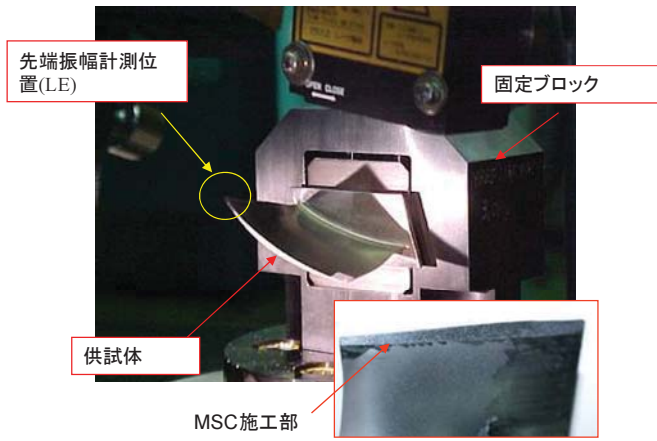
本研究では、TiC を付けた場合のアブレイシブ性能の確認、また硬い TiC を付けることによる疲労（HCF）寿命への影響を調べた。回転する翼を模擬した TiC を付けた試験片を、静止ケーシングを模擬した試験片と擦り合わせてアブレイシブ性能を調べた。翼の腹面に付けた場合と先端に付けた場合を想定した試験を行った。試験温度は室温、擦動速度は周速 32 m/s、切込み深さは 0.02 mm である。図III2.1.1.1(2)-8 に摩耗試験の構成、図III2.1.1.1(2)-9 に固定側の削られた状態を示す。TiC に摩耗は認められず、良好なアブレイシブ性を確認できた（翼先端に付けた場合の方が良い）。次に、実翼の翼先端と先端近くの腹面に TiC を付け、HCF 寿命を取得（翼先端での翼弦方向の振動モード）した。TiC を付けない場合に比べ、約 13 ～ 19% 強度が低下し、クラックは翼先端近くの腹面で発生した。図III2.1.1.1(2)-10 に HCF 試験後の状態を示す。TiC が硬いため、耐伸性の低下したことが原因と考えられる。実機の設計時には、この低下を考慮することが必要であることが分かった。



図III.2.1.1.1(2)-8 摩擦試験



図III.2.1.1.1(2)-9 摩擦試験結果



チップ部にMSCを施した圧縮機翼の強度評価試験



図III.2.1.1.1(2)-10に HCF 試験後

### (3) タービン

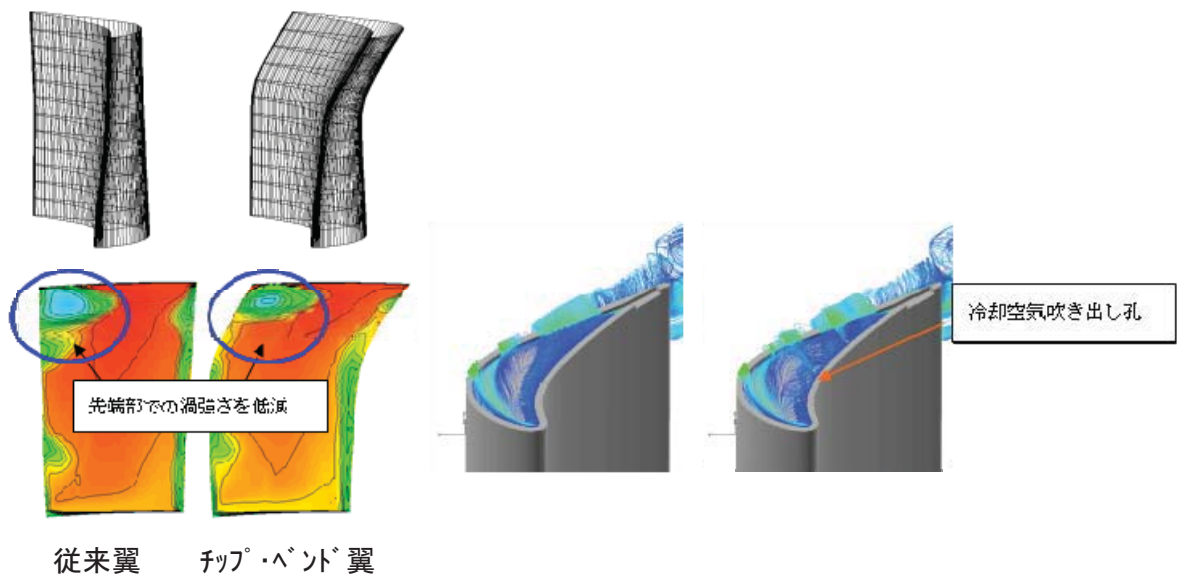
高負荷段数削減タービンの空力性能については、エンジン基本設計と連携して高性能/低コスト/軽量化を同時に満足できる高圧タービン仕様を検討した結果、目標膨張比3.5以上である4.0の単段高圧タービンとして性能/構造的に成立する形態を要素仕様に設定した。一方、低圧タービンについても同様に、3段形態で目標膨張比である3.6以上の3.9の要素仕様を設定した。目標達成のための高圧タービンの技術課題については、高性能化技術として①高圧タービン動翼から発生する衝撃波損失の低減技術、②小型タービンでは相対的に増加する動翼先端間隙漏れ流れの低減技術、③高負荷化による流路面2次流れ強さ増大を防ぐ2次流れ損失低減技術があげられる。また、④先進単結晶材を適用したシンプルで高性能な冷却構造技術、及び⑤さらなる低コスト化対応に向けた化学蒸着コーティング技術、タービン翼の低コスト製造法もシンプル化構造設計技術としてあげられ、それぞれの課題に対する技術開発を行った。

低圧タービンについては、従来4段必要なものを高性能/低コスト/軽量化のために、従来に比べ段数と翼枚数を削減した3段形態で成立させることを要素仕様に設定し、その達成のための技術課題として、高性能化技術として①高圧タービン動翼から発生する衝撃波が低圧タービン翼列との干渉によって生じるインタラクション損失の低減技術、およびシンプル構造化設計技術として②翼枚数を削減できる高揚力化翼技術を設定し、技術開発を進めた。

#### (a) 高圧タービン

##### タービン空力

高効率の維持と、段数の大幅削減による重量削減並びに低コスト化を目標とし、エンジン基本設計と連携をとりながら研究開発を実施した。高性能化のために、最新のCFD解析を用いて3次元設計技術を適用し、更に、遷音速域での翼面フィルム冷却空気との干渉損失の低減技術、小型タービンで支配的な動翼先端の間隙漏れ流れ低減技術を採用した。



図Ⅲ2.1.1.1(3)-1

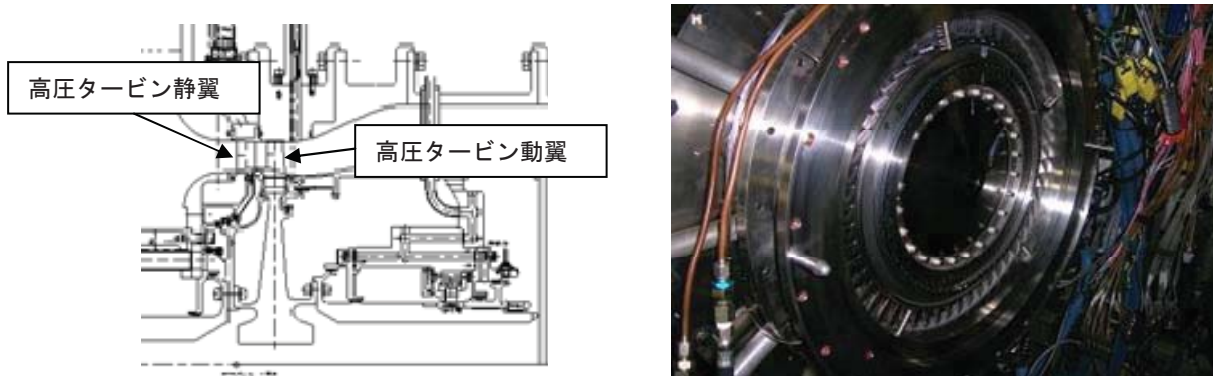
高圧タービン動翼チップバンド翼

図Ⅲ2.1.1.1(3)-2

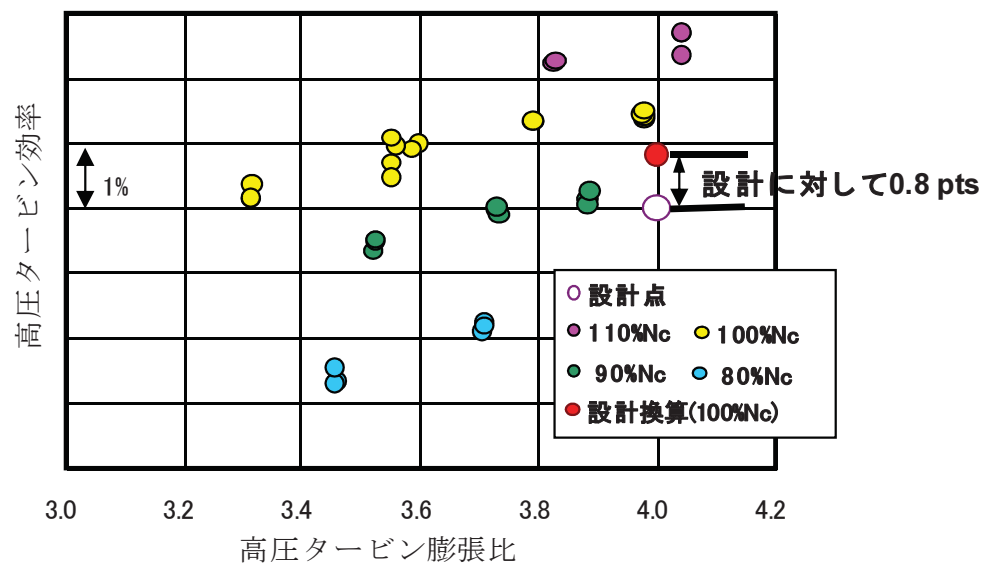
動翼先端キャビティ部のCFD解析

高圧タービン動翼の衝撃波損失低減に関しては、翼面からのフィルム冷却空気との干渉に注目し、CFD解析を活用して翼面フィルム冷却空気の吹き出し位置を調整することで、約0.7%の効率向上が期待できることを確認した。また、先端間隙漏れ流れ低減のために、動翼先端側で構造上許容できる範囲で翼を湾曲させるチップ・バンド動翼の検討をCFD解析により実施し、約0.7%の効率改善効果が見込めることを確認できた(図Ⅲ2.1.1.1(3)-1)。さらに、動翼先端キャビティ内における冷却空気吹き出し位置を従来のものから変更することで先端間隙漏れ流れの低減がさらに期待できることをCFD解析により確認した(図Ⅲ2.1.1.1(3)-2)。

これら技術について個々にリグ試験で確認を行うとともに、最終的に供試体による回転リグ試験により確認した。高圧タービンでは、目標膨張比3.5以上の膨張比を単段で成立させるための高性能化技術として、衝撃波との干渉損失低減のための冷却孔最適化技術、小型高圧タービンの性能を大きく支配する動翼先端間隙流れ低減技術などを確立し、目標の膨張比3.5を上回る世界レベルの膨張比達成をリグ試験で確認した。(図Ⅲ2.1.1.1(3)-3、-4)



図Ⅲ2.1.1.1(3)-3 供試体断面図およびリグへの供試体搭載状態

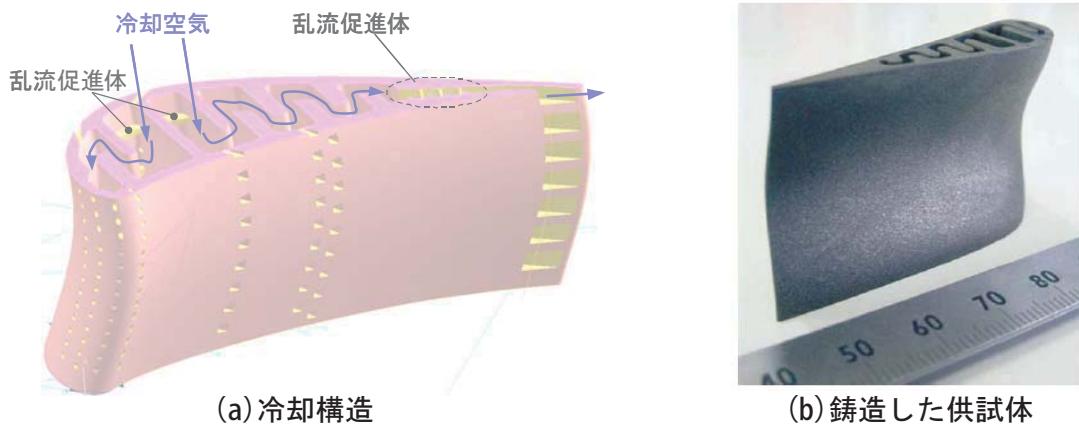


目標(設計点)の膨張比 3.5 以上をリグ試験で確認

図Ⅲ2.1.1.1(3)-4 高圧タービン試験結果

### タービン冷却

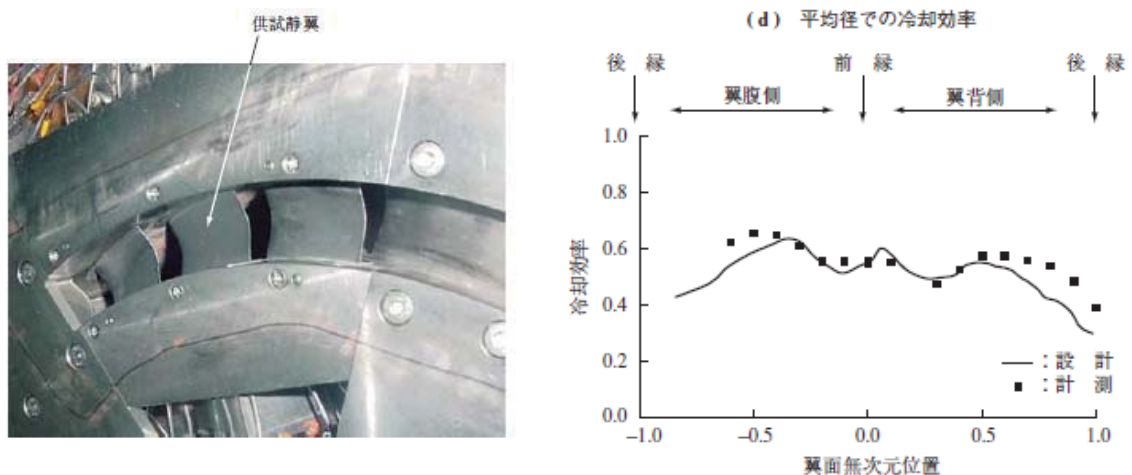
小型エンジンのタービン翼では、複雑な冷却方式を避けて、なるべくシンプルな内部構造とすることが望ましい。たとえば、従来のタービン静翼でよく見られるようにインサートを翼内部にはめ込んで2重構造とすることなどは、翼のサイズが小さい場合には著しく製造を困難にする。そこで、本研究の一環として小型エンジンのタービン静翼の冷却に適した「マルチスロット冷却構造」を新たに開発した。図Ⅲ2.1.1.1(3)-5に示すように、本構造では翼内部に互い違いに設置されたリブによって、複数のスロットが形成されている。始めに導入口から翼内部に流入した冷却空気は、各スロットを通過しながら、特に流れの転向部位で高い熱伝達率を実現して効率的に翼内面を冷却することができる。また、この構造はインサートのように別部品を組付ける必要がないため、図に示すように翼をスパン方向に湾曲させて積層させるなどの三次元翼型設計に対応することも可能である。



図Ⅲ2.1.1.1(3)-5 マルチスロット冷却

まず開発の初期段階で実施した基礎的な冷却性能試験で、マルチスロット冷却構造の成立性にめどが得られた。そこで最終的には 図Ⅲ2.1.1.1(3)-6 に示すような実環境を模擬したセクタ翼列試験装置を用い、実エンジンと同じスケールの冷却翼を供試して冷却性能の実証を行った。図中翼列中央部に配置されているのが、マルチスロット冷却構造をもつ静翼である。図Ⅲ2.1.1.1(3)-5(b)に供試翼単体の外観を示す。本研究では、当該構造の冷却性能実証とともに、既存の精密鋳造技術、加工技術による製造性実証も大きな目標の一つであった。翼列試験に供試する鋳造翼の試作を通じ、図に示すような三次元的な翼型に対応したマルチスロット冷却構造が、現有の製造技術によって、従来の冷却構造と同等のコストで製造できることが確認された。図Ⅲ2.1.1.1(3)-6 に翼列試験で取得した翼平均径断面での冷却効率を示す。冷却効率を設計と計測値とで比較したグラフを見ると、おおむね設計通りの冷却性能が試験でも得られていることが分かる。

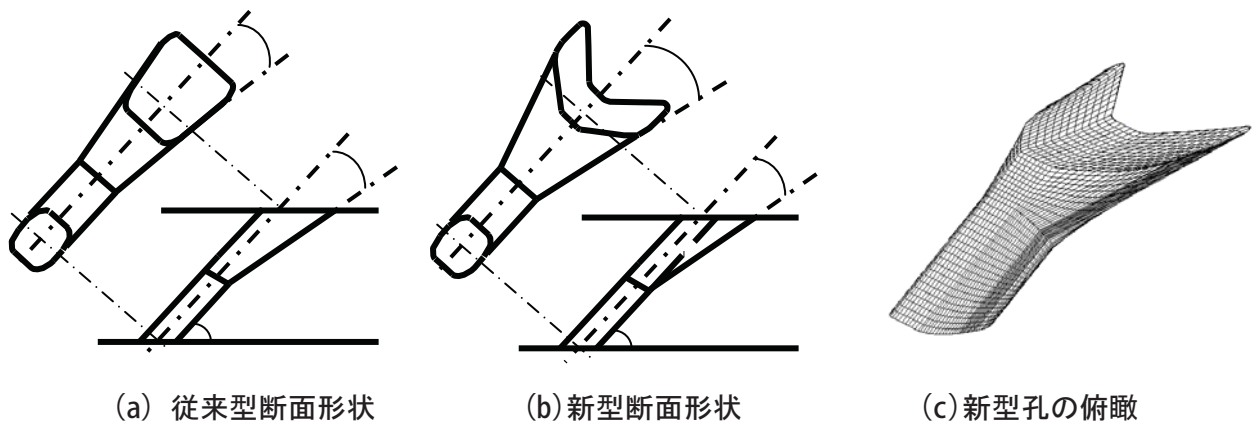
以上の結果から、エコエンジンプロジェクトの一環として開発したマルチスロット構造は複雑な冷却方式を適用しにくい小型のタービン翼に対しても、従来同等の製造コストで三次元翼型にも対応できる非常に優れた冷却構造であることが実証された。



図Ⅲ2.1.1.1(3)-6 冷却試験

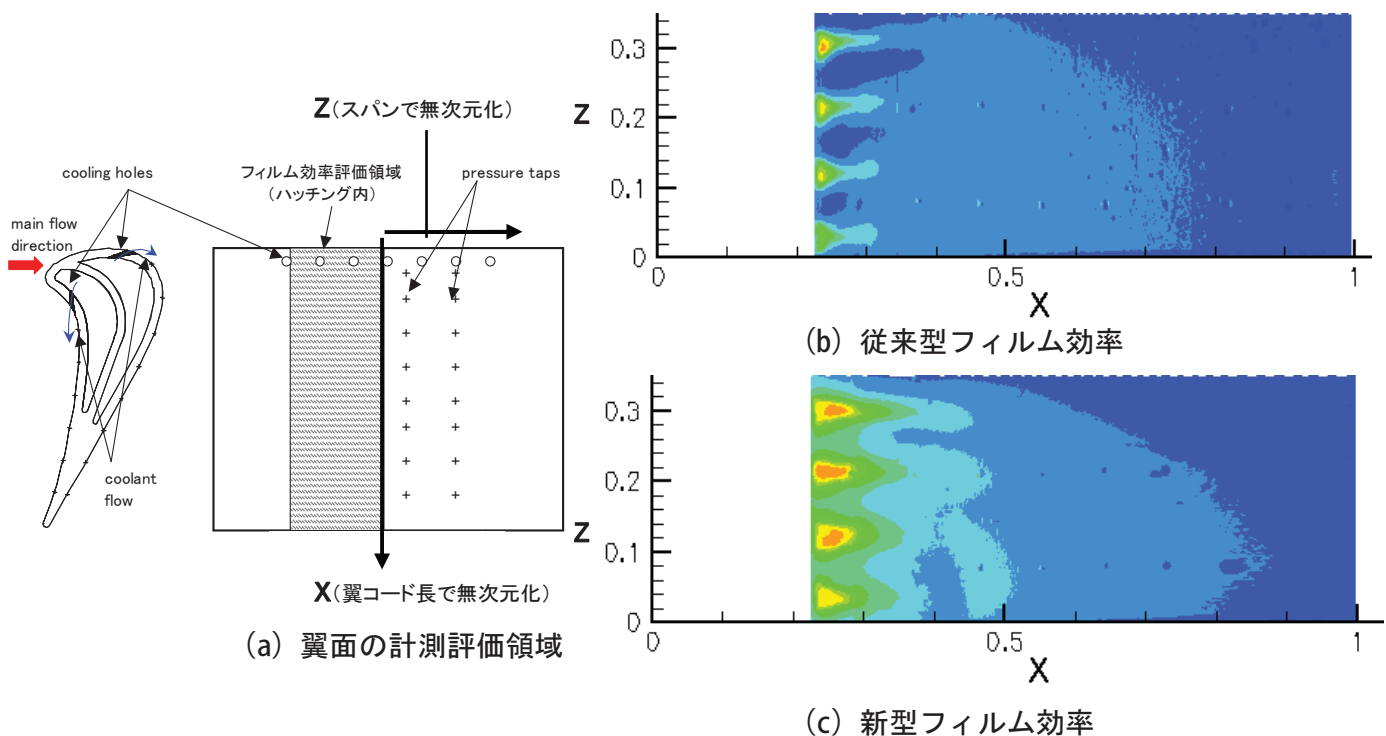
フィルム冷却性能向上に関しては、CFD解析を活用し、翼面におけるガス流と冷却流の干渉により生ずる2次渦制御に注目し、フィルム孔の流路拡大部の形状を調整した新型フィルム孔を設計した(図Ⅲ.2.1.1.1(3)-7)。この孔形状を適用した翼型による冷却性能試験を実施し、フィルム効率で最大8.5%の向上を実証した(図Ⅲ.2.1.1.3-8)。この新型孔は、従来のフィル

ム孔に比べてより3次元的で複雑な孔形状とはなっているが、製造コストとしては従来並みとなる目処が得られており、また孔周りの応力集中についても従来孔同等であることを解析により確認している。



従来孔に対し、孔の傾き角を拡がり方向に変化させることにより、フィルム冷却流と主流の干渉により生じる2次渦を制御するのが新型孔形状の狙い。

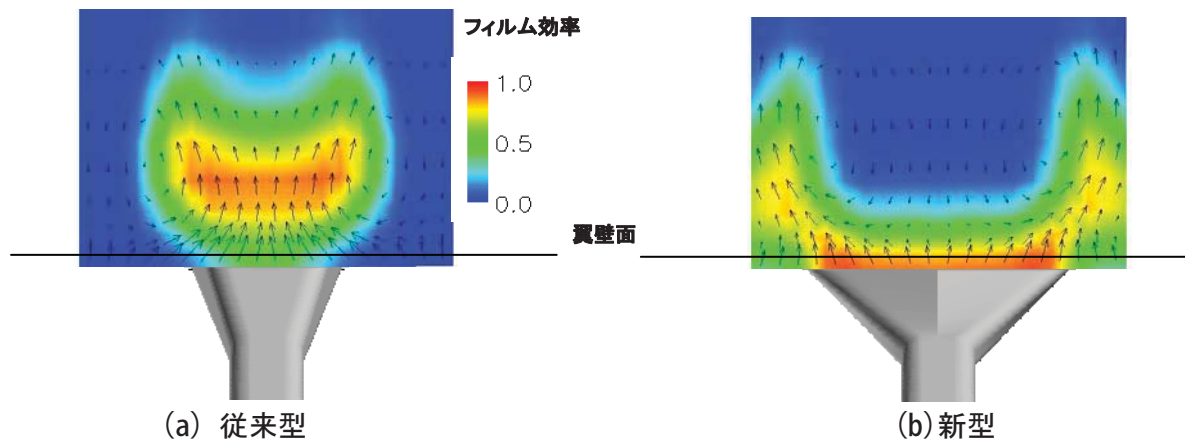
図Ⅲ2.1.1.1(3)-7 従来型フィルム孔と新型フィルム孔との比較



図Ⅲ.2.1.1.3-8 従来フィルム孔と新型フィルム孔とのフィルム効率の比較（試験結果）

右図は翼面のフィルム効率（冷却性能）を表しており、色が赤に近い程、効率が良い。横軸(X)は、翼面のコード方向に対応する。





図は2次速度ベクトルとフィルム効率コンタを示す。従来孔はフィルム層を壁面から引き離すような2次渦が発生するのに対し、新型孔は逆にフィルム層を壁面に押し止めるような渦が生じる。

図Ⅲ. 2. 1. 1. 1(3)-9

従来フィルム孔と新型フィルム孔との孔下流の流れパターンの比較 (CFD 解析)

図Ⅲ. 2. 1. 1. 1(3)-9 に示すように、従来のフィルム孔の場合、主流とフィルム空気流が干渉する部分で、一對の互いに反転する縦渦が形成される。この渦の影響で、フィルム流は壁面から引きはがされ、また同時に側方からは主流の高温ガスが壁面付近へ引き込まれていることが分かる。新型フィルムの場合も同様の縦渦が形成されているが、特筆すべきは渦の向きが従来孔とは逆になっている点である。この渦の逆転によって、フィルム流は壁面へ押し付けられ、そのまま壁面に沿って側方へ引き伸ばされていることが分かる。こうした渦の逆転効果によって、新型フィルム孔ではフィルム効率が向上していると考えられる。

## タービン材料

NIMS (独立行政法人物質・材料研究機構) と株式会社 IHI が共同で材料開発した TMS 138 等は、世界最高レベルのクリープ強度を有する。この実用化に向けて、優れた材料特性を維持しつつ耐酸化性を高めるとともに、低コスト化を実現するための研究開発を実施した。

まず、低コスト化を実現させるために、以下に示す鋳塊製造、鋳造、熱処理といった素材製造プロセスの最適化を進めた。

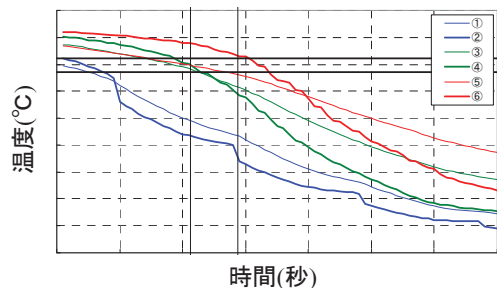
- ①スクラップ材の再利用技術 (鋳塊製造)
- ②多数取り鋳造技術 (鋳造)
- ③時効熱処理簡略化技術 (熱処理)

### スクラップ材の再利用技術 (鋳塊製造)

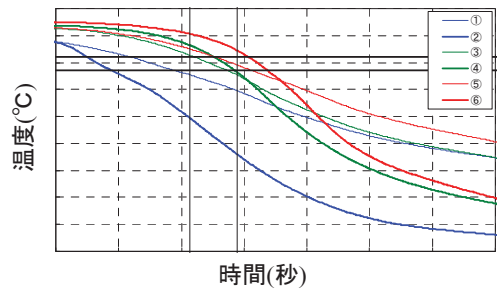
原材料コストの低減に大きく寄与するスクラップ材の再利用可否を確認するために、スクラップ材成分の定量分析を実施した。スクラップに混入する微量不純物元素の量から、再利用するスクラップ材の選別と配合比を決め、スクラップと溶解材料との混合した鋳塊および単結晶素材を製造した。定量分析によって合金成分を確認した結果、成分の偏析は見られず、また高温特性への影響も認められないことから、スクラップを再利用して素材費をコストダウンすることが可能であることを確認した。

### 多数取り鋳造技術 (鋳造)

鋳造工程では、鋳型当たりの翼の製造枚数が多ければ、一枚当たりの鋳造コストを低くすることができる。一般的な単結晶合金翼鋳造方案に対して、図Ⅲ2.1.1.1(3)-10 に示すように 2 段に翼を取り付け、多数取りできる鋳造方案を提案した。鋳造に先立ち、鋳造シミュレーションを用いて条件の最適化を図っている。鋳造試験をした結果、この低コスト鋳造方案を採用した低コスト化が可能であることを確認した。

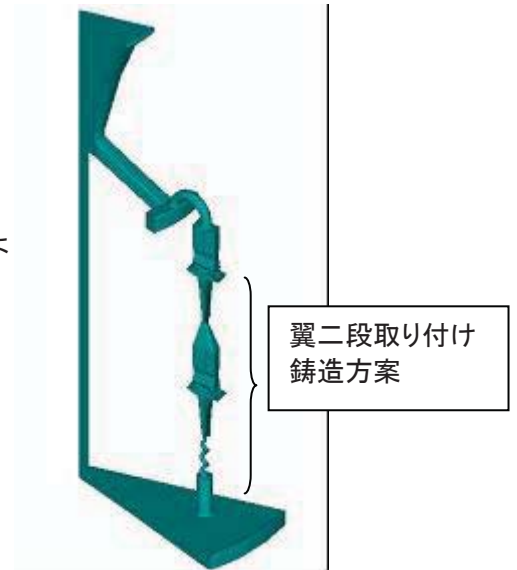


a)シミュレーションによる予測値



b)検証実験による実測値

(①～⑥は、鑄造翼の特定の位置を示す)



翼二段取り付け  
鑄造方案

(ア)シミュレーション結果と実測値

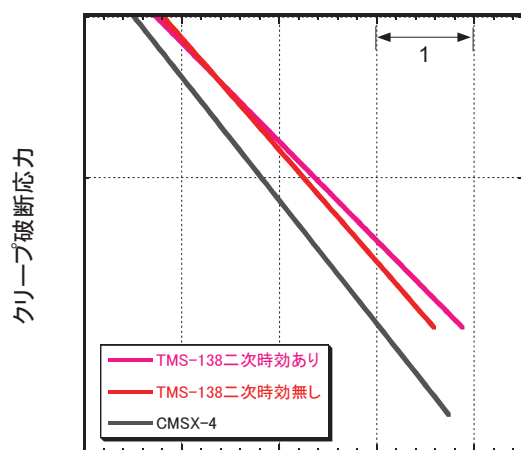
(イ)低コスト鑄造方案

図Ⅲ2.1.1.1(3)-10 シミュレーションによる結果と低コスト鑄造方案

既存の単結晶超合金翼鑄造方案では、翼一段のみ取り付けしていたが、鑄造プロセスを最適化するため鑄造シミュレーションを実施し、翼を二段としてコスト削減に大きく寄与する鑄造方案を提案した。

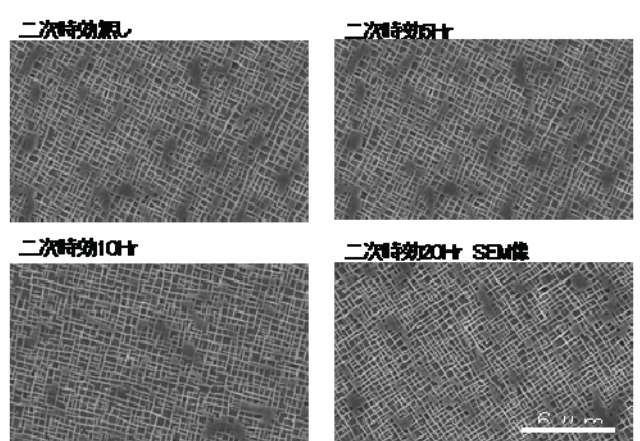
時効熱処理簡略化技術（熱処理）

既存の単結晶合金（CMSX-4 など）などは、強度特性を引き出すために、溶体化と一次および二次時効熱処理が必要とされる。低コスト化のためにこの熱処理プロセスを簡略化することを目的として、二次時効熱処理を無くした丸棒試験片を製作し、クリープ試験、疲労試験、引張試験による強度評価と組織評価を行ったところ、二次時効熱処理を無くしても特性を維持できることを明らかにした。図Ⅲ2.1.1.1(3)-11に例としてクリープ特性を示す。



ラーソンミラーパラメーター(L.M.P.)

(a)クリーププラプチャー特性



(b)二次時効処理時間による断面 SEM 画像

図Ⅲ2.1.1.1(3)-11 時効熱処理の影響

二次時効熱処理を無くしても特性を維持できることを明らかにした。また、組織比較を実施した結果、二次時効熱処理時間を変化させても組織に大きな違いは見られず、組織評価からも二次時効熱処理を無くしても特性を維持できることを明らかにした。

以上の鑄塊製造、鑄造、熱処理プロセスの最適化により、現有材CMS X-4 と比較してほぼ同等のコストで製造できることを明らかにした。

また、耐酸化性向上に向けて、NIMSと共同で合金設計プログラムを用いて合金成分変動の材料特性に及ぼす影響を評価した。その結果を基に、TMS 138の耐酸化性を改善するため、TMS 138にY(イットリウム)、Cr(クロム)を添加した合金を評価し、これらの成分添加が耐酸化性向上に有効であることを確認した。以上の結果を基に最適な合金成分とその変動許容範囲を設定した。設定した成分の合金のクリープ強度および疲労強度を確認した。

溶射に代わる TBC トップコートの形成技術として、TBC に適した微細構造の付与が可能である EB-PVD (Electron Beam-Physical Vapor Deposition) が広く適用されているが、微細組織が制御可能でより安価なプロセスとなる可能性のある代替技術として CVD がある。CVD 法によるコーティング層の組織制御を行うためには、結晶成長に必要なエネルギーの供給が必要である。耐熱性に限界のある金属材料上にセラミックコーティングの結晶成長を可能とするために、本研究では、部材の限られた部分に大きいエネルギーの供給が可能なレーザ加熱を適用し、TBC トップコート材料であるイットリア安定化ジルコニアのレーザ CVD によるコーティング形成技術の複雑な形状を有する翼部品への適用性について研究を行った。

原料として用いた材料は、ジルコニウムおよびイットリウムのジピバロイルメタナト (dipivaloylmethanate: 以下、DPM と呼ぶ) 錯体 (昭和電工株式会社製) である。DPM 錯体は CVD における金属元素の供給ガスとして有用であるが、300°C 付近の低温から熱分解を生じるため、原料の温度管理に十分な注意を払う必要がある。CVD の原料ガスの供給は、2 種類の DPM 原料をアルゴンでキャリアして混合したガスと酸素とを同軸の 2 重円筒ノズルで反応容器内に導入した。

基材としてアルミナイズ層を形成したニッケル基合金のボタン型試験片を用いて、YSZ コーティング形成試験を行い、柱状晶のコーティング形成条件の検討を行った。

ニッケル基合金のアルミナイズ表面上に形成した TBC 層のはく離を防止するために、基材は大気中で予備酸化処理を行った。コーティング形成パラメータとして、レーザ出力、原料ガス流量、反応圧力、原料ガスノズルと基材との距離について検討を行い、コーティング表面に TBC コーティングとして望ましい柱状晶の成長を示すファセットを形成する条件を見いだした (図 III 2.1.1.1(3)-12)。ボタン型試験片へのコーティング試験で得られたコーティング形成条件によって、タービン動翼部材への TBC 形成試験を行い、複雑な三次元曲面形状のタービン部材全面へコーティングの形成が可能であることを確認した。

コーティング形成は、原料ガスノズルに対して部材を移動させて逐次反応を行い、翼全面への形成を行った (図 III 2.1.1.1(3)-13)。翼面上に形成されたコーティングの組織には、ファセットがはっきり確認できる部分と、アモルファス状のコーティングとなっている部分が見られた。アモルファス状の組織が見られる部分は、レーザ照射の中心から離れた部位で、エネルギー供給が結晶成長を生じるのに不十分であったためと考えられる。翼の全面にわたって望ましい組織のコーティングを形成するためには、原料ガスの供給とあわせて必要かつ十分な面積に十分なエネルギーを供給する技術の確立が必要である。

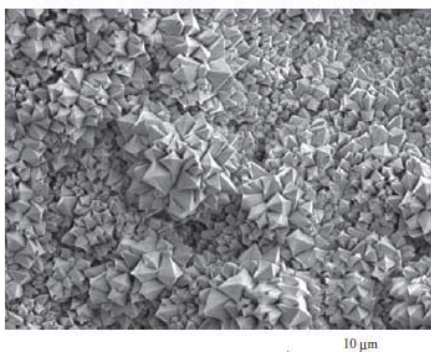


図 III 2.1.1.1(3)-12  
レーザ CVD で得られた  
YSZ コーティングの表面

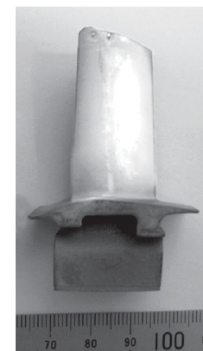


図 III 2.1.1.1(3)-13  
レーザ CVD で翼面に YSZ コー  
ティングを形成したタービン動翼

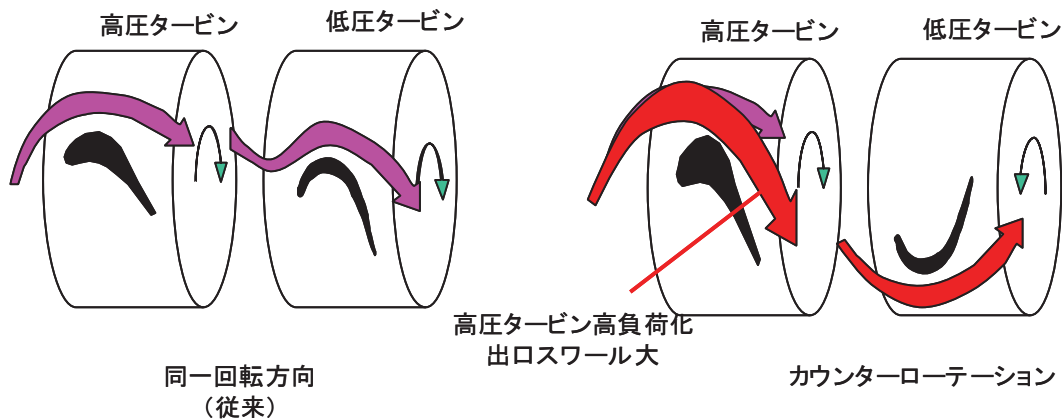
(b) 低圧タービン

高圧タービンの高負荷化に伴う大きなスワールを有効に活用し、かつ高圧タービン動翼からの衝撃波とのインタラクション損失を低減させるため、低圧タービンを高圧タービンと逆方向に回転させるカウンターローテーション化を検討した。図Ⅲ2.1.1.1(3)-14 にカウンターローテーションの概念図を示す。高負荷化に伴い、高圧タービンのマッハ数も高くなるため衝撃波が発生し、これが低圧タービンと干渉して損失を生じさせるため、衝撃波を低減できる高圧タービン翼形状を適用するとともに低圧タービン初段静翼での損失低減によって、高負荷化が実現でき、段数削減が可能となる。

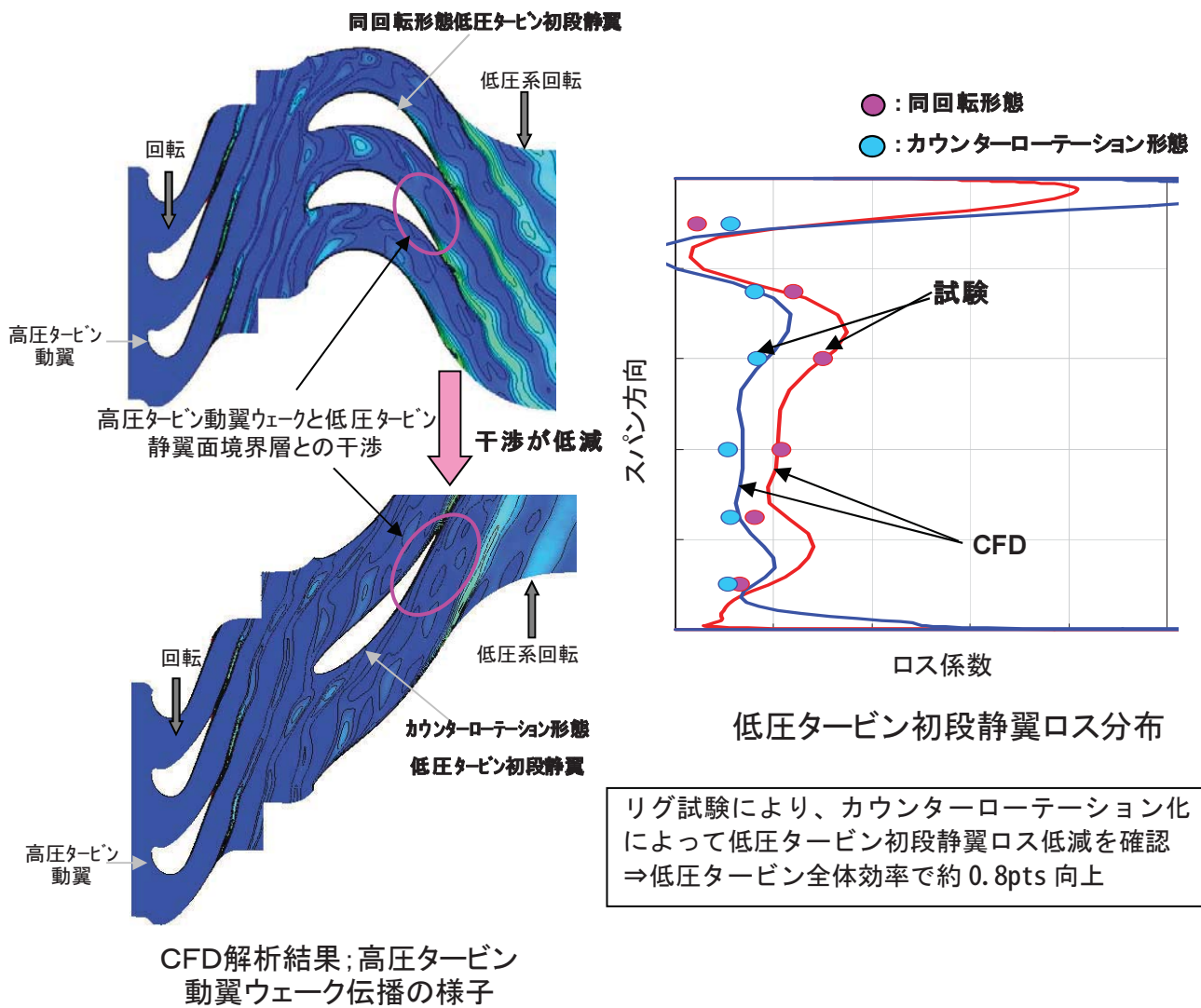
単段高圧タービンと低圧タービン初段静翼を組み合わせた非定常多段CFD解析を実施し低圧タービン初段静翼の損失低減を見込めることが確認できた。CFD解析結果を基に高圧タービンと初段低圧タービン静翼を組み合わせた回転リグ試験を行い、カウンターローテーション高圧/低圧タービン形態を採用することで、低圧タービン全体効率で約0.8pts向上することを試験で確認した。図Ⅲ2.1.1.1(3)-15 に低圧タービン初段静翼の結果を示す。

また、翼枚数削減による重量低減、整備費用低減を狙った高揚力化翼技術では、従来の低圧タービン翼の揚力係数をさらに10%高めた形態での低速回転試験を実施し、約0.3%効率を向上できることを確認した。これにより、約10%の翼枚数削減が見込まれるシンプル化構造設計技術を取得した。(図Ⅲ2.1.1.1(3)-16)

高空での低レイノルズ数での性能向上技術として、高揚力低圧タービン動翼に乱流促進ステップを適用し、低レイノルズ数領域において翼面に発生する剥離泡サイズを低減する効果(翼形状ロス低減効果)をリグ試験で確認するとともに0.3%の効率向上を確認した。(図Ⅲ2.1.1.1(3)-17)



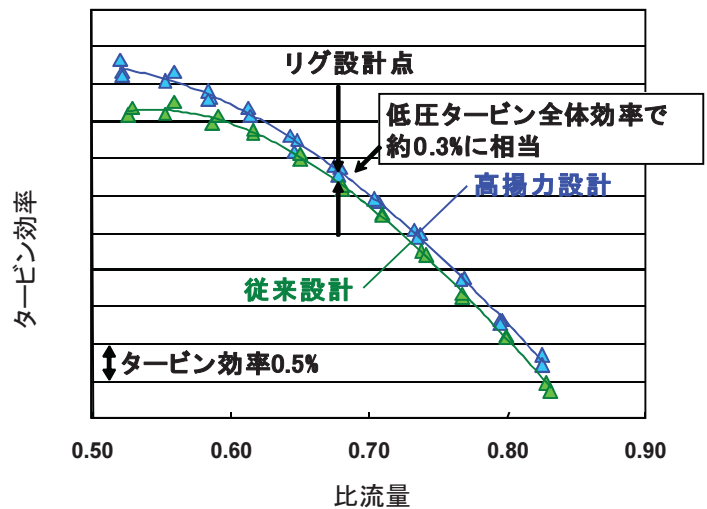
図Ⅲ2.1.1.1(3)-14 カウンターローテーション概念図



図III 2. 1. 1 (3)-15 低圧タービン初段静翼

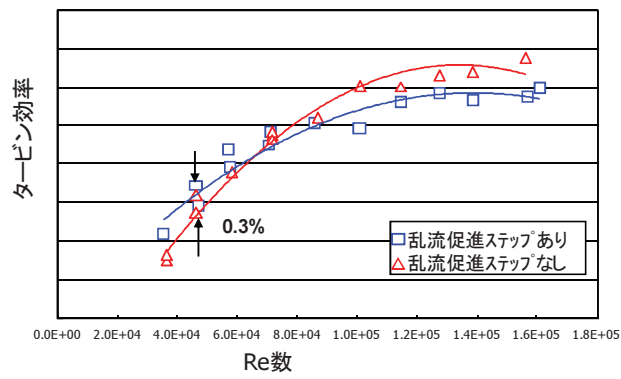
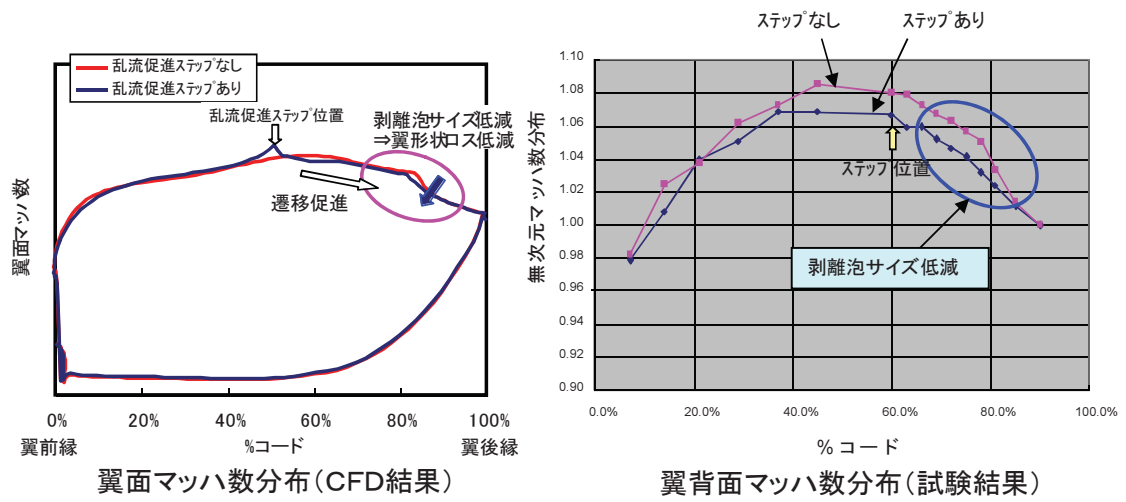


高揚力低圧タービン動翼



翼枚数を 10% 削減した高揚力化設計で、0.3% の効率向上をリグ試験で確認。

図III 2. 1. 1 (3)-16



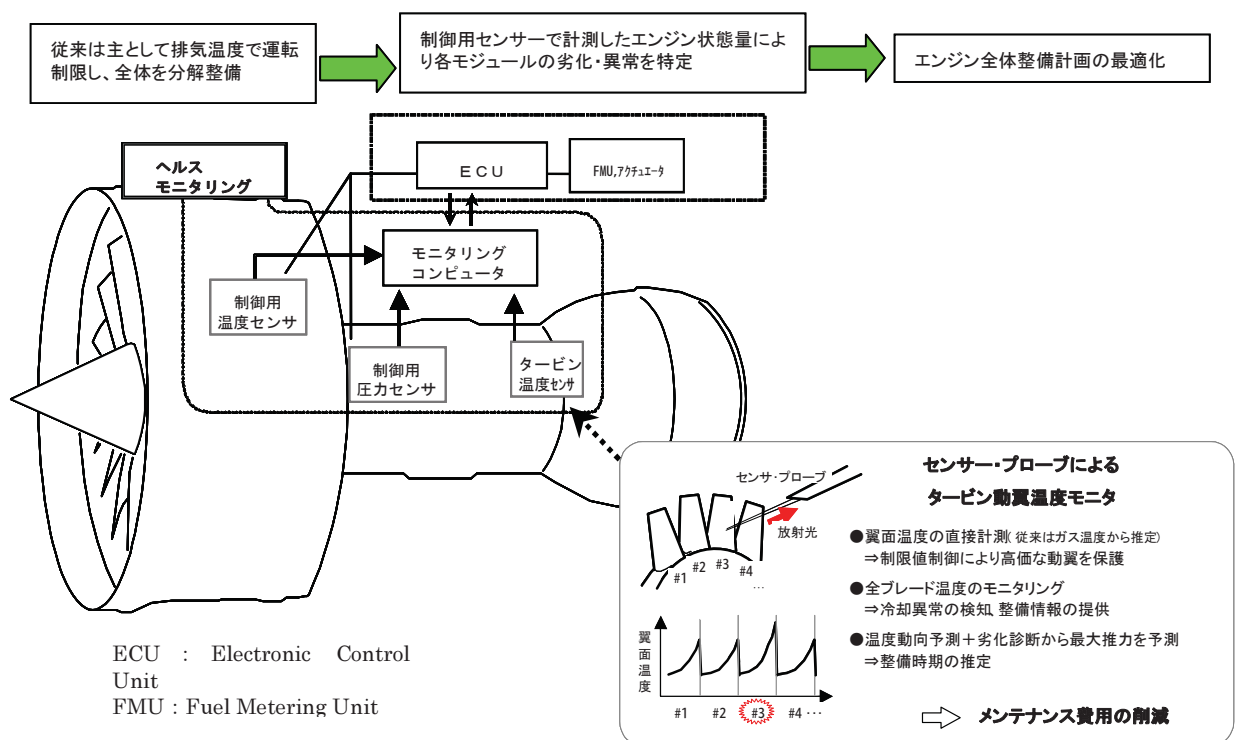
乱流促進ステップを設けることで、低レイノルズ数域(高空時)で、0.3%の効率向上をリグ試験で確認した。

図III 2. 1. 1 (3)-17

### 2.1.1.2 インテリジェント化技術

航空機用エンジンでは、定期的に点検を行い機器の状態を監視し不適合があれば整備するオン・コンディション整備方式が適用されている。更なるエンジン整備費用低減のためには、運航信頼性を維持しつつ、適切な整備計画、部品補給計画を策定するための的確なエンジン状態の情報が必要である。このためには、エンジンの性能劣化の傾向を把握して整備の必要な部位を早期に絞り込む技術を低コストで実現することが課題である。

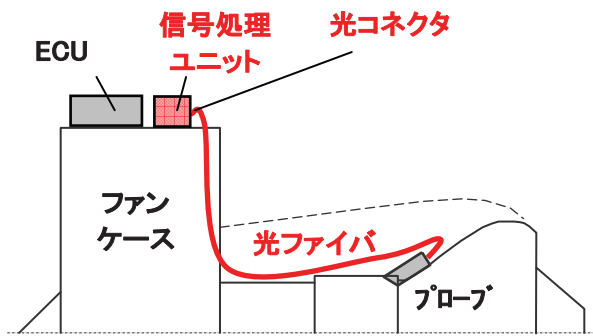
性能劣化の評価手法として、重回帰分析により運転条件及び計測データのノイズの影響を除去してエンジン全体性能劣化を評価する方法がある。しかしこの方法ではエンジン全体性能の劣化は把握できるが、劣化部位・故障部位の識別ができないため、エンジンサイクルモデルを逆解析することによって異常を起こした部位が特定できる方法を採用した。図Ⅲ2.1.1.2-1 にインテリジェント化によるヘルスマモニタリングの概念図を示す。



図Ⅲ2.1.1.2-1 インテリジェント化（ヘルスマモニタリング）の概要

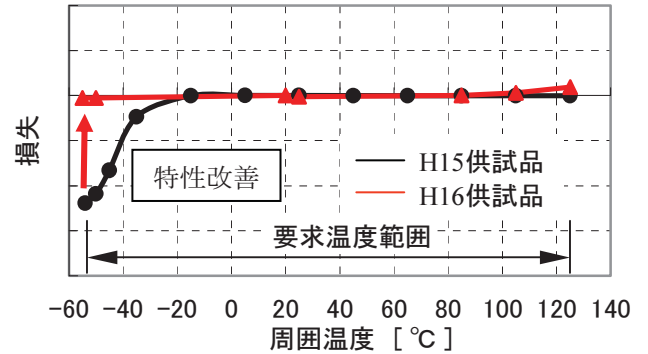
#### (1) 低コストモニタリングセンサおよび低コストECU

タービン動翼の表面温度を計測するモニタリングセンサの低コスト化技術の開発を行った。信号処理装置を温度の低いファンケースに搭載した構成（図Ⅲ2.1.1.2-2）とすることで、小型・高機能で安価な素子の採用が可能となる。採用した素子は、1チップで、信号の増幅率の調整機能、および光の強度から温度換算するためのデジタル処理機能を有する。これにより回路を簡素化し製造コストを低減するとともに、従来は調整抵抗の付け替え等によって合わせ込んでいた増幅率調整をソフトウェアのパラメータで変更可能とし、その調整作業コストの低減も可能とした。ただし、ファンケースまで光ファイバを艤装するため曲げ半径の小さい細径光ファイバを採用する必要があり、かつ性能要求を満足するために光ファイバの伝送損失の温度依存性を抑える必要がある。このため、被覆材料の変更による温度環境特性の改善を実施し（図Ⅲ2.1.1.2-3、図Ⅲ2.1.1.2-4）、細径光ファイバ実用化の見通しを得た。その他、光ファイバとフォトダイオードを一体化した光コネクタを開発した。また一体化したコネクタの要素試験を実施し、フォトダイオードの受光感度に温度依存性があるものの、従来技術により温度補正が可能である。これらの低コスト化技術により、コストは従来の約2/3となる見通しを得た。



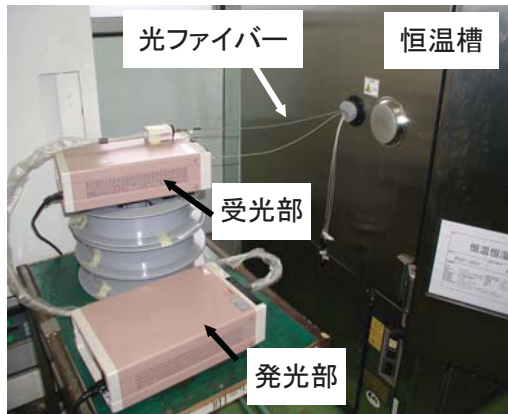
図Ⅲ2.1.1.2-2 低コストモニタリングセンサ

信号処理装置を温度の低いファンケースに搭載した構成とすることで、小型・高性能で安価な素子の採用が可能となる。



図Ⅲ2.1.1.2-3 光ファイバ温度環境特性の改善結果

光ファイバの被覆材料の変更により温度環境特性が改善された。



図Ⅲ2.1.1.2-4 モニタリングセンサ光ファイバ単体試験風景

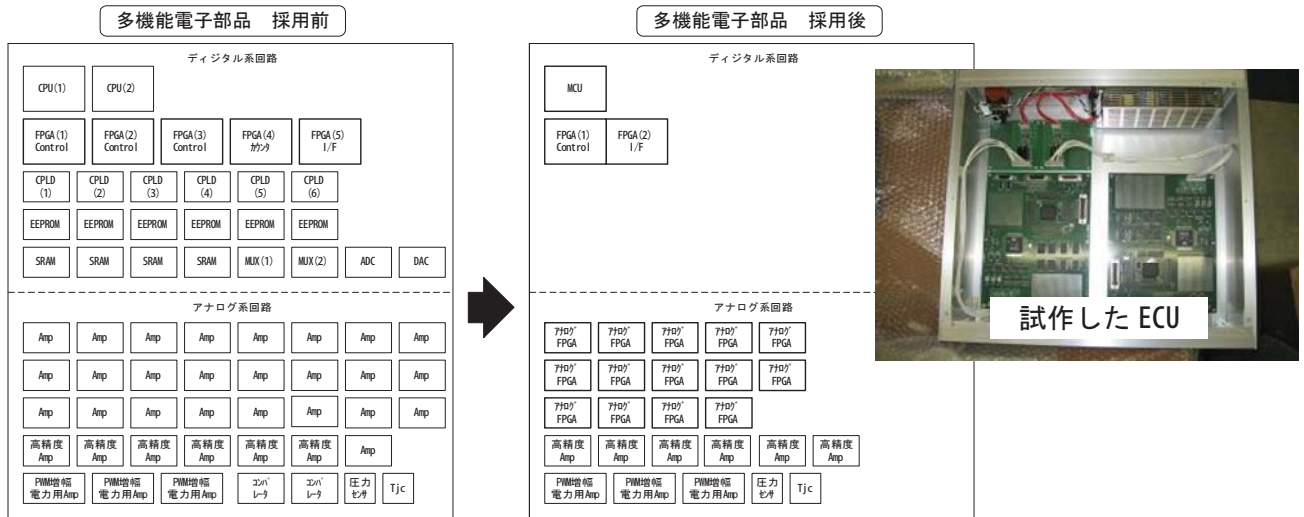
細径光ファイバの伝送損失の温度依存性を抑えるため、被覆材料の変更による温度環境特性の改善を実施し、細径光ファイバ実用化の見通しを得た。

次に低コスト ECU について、本インテリジェント化システムを構成する ECU (Electrical Control Unit) は、通常のエンジン制御用だけでなくモデルベースドモニタリング用の入力も必要となるため、回路規模およびプリント基板やケーシングのサイズが大きくなりコストが増加する。コスト低減のためには、従来の ECU ハードウェアよりも少ない部品点数で回路を実現することが必要である。そこで、複数の電子部品で構成されていたアナログ信号処理回路を 1 チップ化することによって実現した。1 チップ化には、多機能電子部品である MCU (Micro Controller Unit) とアナログ FPGA (Field Programmable Gate Array) を ECU に適用した。MCU は CPU と Memory、入出力信号処理機能などを 1 チップに内蔵した製品である。アナログ FPGA は、オペアンプやコンパレータを含むアナログ回路ブロックを複数搭載し、ブロック間の配線や利得を可変にした製品である。図Ⅲ2.1.1.2-5 に多機能電子部品による部品点数の削減効果を示す。これにより、製造コスト、実装面積を約 1/2 に低減することが可能となる。

また、MCU およびアナログ FPGA の評価用基板を試作し、個別に試験を行い (図Ⅲ2.1.1.2-6)、これらの素子の ECU への適用技術について確認した。アナログ FPGA の要素試験では、温度センサ信号、位置センサ信号、アクチュエータ出力信号などの入出力信号処理回路について、エンジンを制御するために十分な信号処理精度、線形性、応答性をもっていることを確認した。MCU の要素試験では、メモリ



アクセス機能、演算機能、タイマ割り込み機能、A/D 変換機能に代表される入力信号処理機能、出力信号処理機能などについて検証を実施し、ECU に課せられる要求性能を満足していることを確認した。また、複合試験では、同時に多数の信号処理を実施しても、処理時間への影響はなく、各機能に作動不良や計測精度の低下が発生しないことを確認した。以上の結果から、本構成で ECU として期待される基本能力を満足することを検証することができた。



図Ⅲ2. 1. 1. 2-5 多機能電子部品による部品点数の削減効果



図Ⅲ2. 1. 1. 2-6 多機能電子部品評価用基板と多機能電子部品内アクチュエータ制御機能評価用基板

MCU およびアナログ FPGA の評価用基板を試作し、メモリアクセス機能・演算機能・入出力信号処理機能・アクチュエータ制御機能等の各機能について個別に試験を行い、これらの素子の ECU への適用技術について確認した。

(2) 性能劣化評価方法

本方法は、環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発（ESPR）プロジェクトにおいて開発した方法を基本としている。一般に、エンジンのモジュール特性  $x$ （ファン断熱効率  $\eta_{FAN}$ 、ファン流量係数  $W_{FAN}$  等）のある基準状態  $x_B$ （例えば、New and Clean な Standard Engine）からのずれ  $\Delta x$

と、センサ計測値  $z$  ( 高圧系回転数  $Ng$ 、排気ガス温度  $EGT$  等 ) の基準状態  $z_B$  からのずれ  $\Delta z$  との関係は、式 III.2.1.1.2-1 によって表される。

$$\begin{pmatrix} \Delta Ng \\ \Delta EGT \\ \vdots \\ \Delta z_8 \\ \Delta z_9 \\ \Delta z_{10} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\partial Ng}{\partial \eta_{FAN}} & \frac{\partial Ng}{\partial Wc_{FAN}} & \dots & \frac{\partial Ng}{\partial FF_{HPT}} & \frac{\partial Ng}{\partial \eta_{LPY}} & \frac{\partial Ng}{\partial FF_{LPT}} \\ \frac{\partial EGT}{\partial \eta_{FAN}} & \frac{\partial EGT}{\partial Wc_{FAN}} & \dots & \frac{\partial EGT}{\partial FF_{HPT}} & \frac{\partial EGT}{\partial \eta_{LPY}} & \frac{\partial EGT}{\partial FF_{LPT}} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial z_8}{\partial \eta_{FAN}} & \frac{\partial z_8}{\partial Wc_{FAN}} & \dots & \frac{\partial z_8}{\partial FF_{HPT}} & \frac{\partial z_8}{\partial \eta_{LPY}} & \frac{\partial z_8}{\partial FF_{LPT}} \\ \frac{\partial z_9}{\partial \eta_{FAN}} & \frac{\partial z_9}{\partial Wc_{FAN}} & \dots & \frac{\partial z_9}{\partial FF_{HPT}} & \frac{\partial z_9}{\partial \eta_{LPY}} & \frac{\partial z_9}{\partial FF_{LPT}} \\ \frac{\partial z_{10}}{\partial \eta_{FAN}} & \frac{\partial z_{10}}{\partial Wc_{FAN}} & \dots & \frac{\partial z_{10}}{\partial FF_{HPT}} & \frac{\partial z_{10}}{\partial \eta_{LPY}} & \frac{\partial z_{10}}{\partial FF_{LPT}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \Delta \eta_{FAN} \\ \Delta Wc_{FAN} \\ \vdots \\ \Delta FF_{HPT} \\ \Delta \eta_{LPT} \\ \Delta FF_{LPT} \end{pmatrix} = S \cdot \Delta x \quad (\text{式 III.2.1.1.2-1})$$

式 III.2.1.1.2-1 の感度行列  $S$  は次のようにして求める。まず、エンジンのモジュール特性  $x$  が基準状態  $x_B$  であるとしてエンジンサイクル計算を行い、計測する物理量の基準状態  $z_B$  を求める。次に、ファン断熱効率  $\eta_{FAN}$  が基準状態よりも 1% 高く、他のモジュール特性は基準状態  $x_B$  であるとしてエンジンサイクル計算を行い、計測する物理量  $z$  を求める。これらから、 $\partial Ng / \partial \eta_{FAN}$ 、 $\partial EGT / \partial \eta_{FAN}$ 、 $\dots$ 、 $\partial z_{10} / \partial \eta_{FAN}$  が次のようにして求まる。

$$\frac{\partial Ng}{\partial \eta_{FAN}} = \frac{Ng - Ng_B}{0.01}, \quad \frac{\partial EGT}{\partial \eta_{FAN}} = \frac{EGT - EGT_B}{0.01}, \quad \dots, \quad \frac{\partial z_{10}}{\partial \eta_{FAN}} = \frac{z_{10} - (z_{10})_B}{0.01} \quad (\text{式 III.2.1.1.2-2})$$

同様に、順次個々のモジュール特性を振って  $\partial Ng / \partial Wc_{FAN}$ 、 $\partial EGT / \partial Wc_{FAN}$ 、 $\dots$ 、 $\partial z_{10} / \partial FF_{LPT}$  を求めていく。

センサ誤差が無い場合は、式 III.2.1.1.2-1 より、センサ計測値のずれ  $\Delta z$  からモジュール特性のずれ  $\Delta x$  を逆算することが出来る。実際にはノイズ等のセンサ誤差があるため式 III.2.1.1.2-1 を直接解くと診断誤差が大きいが、重みつき最小二乗法により解を求めれば良い診断が行える。

診断対象は、ファン、低圧圧縮機、高圧圧縮機、高圧タービン、低圧タービンの 5 つのモジュールであり、各々の断熱効率と流量係数の二つの特性を診断する。これら 10 個の特性 ( 5 モジュール  $\times$  2 特性 ) を診断するため、10 個のセンサを設置する。また各モジュールやセンサの故障診断を的確に行えるよう故障診断指標の検討を行った。モジュールやセンサの故障発生時にはそれらの診断結果がトレンド成分から急激にずれるため、そのずれ量を故障診断指標と設定した。これらの検討に基づき、モデルベースドモニタリングソフトを試作し、飛行条件 ( 高度、機速、大気温度、ファン回転数 ) 一定という条件下だけでなく、実機運用を想定してこれらの飛行条件を乱数発生的に変化させながら、性能劣化評価および故障診断のシミュレーション試験を実施した。本シミュレーションの結果、各モジュールの性能劣化診断とともに故障診断に対する本モデルベースドモニタリングの有効性が確認できた。( 図 III.2.1.1.2-7 )

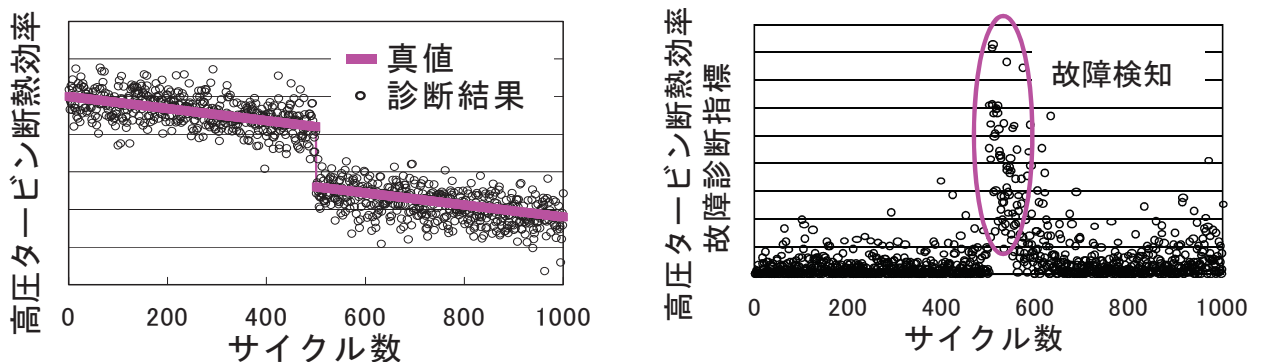
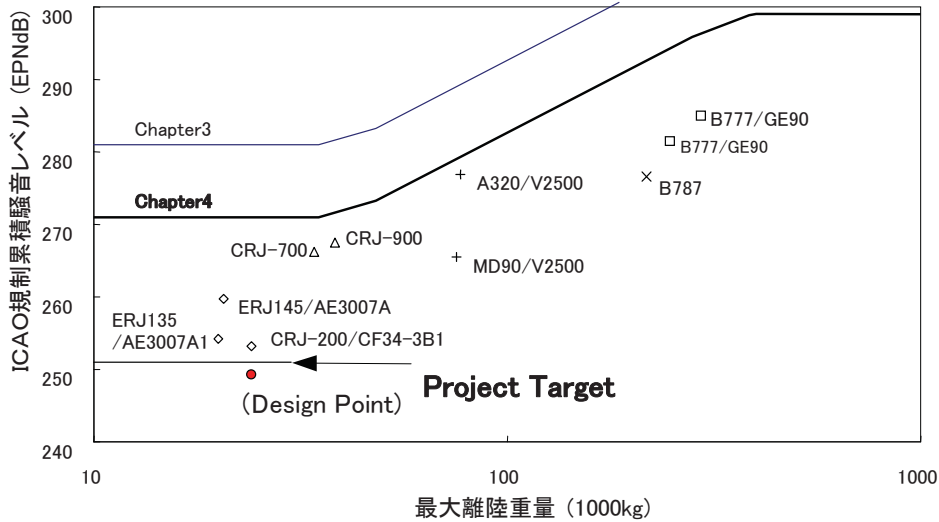


図 III.2.1.1.2-7 シミュレーション結果

## 2.1.2 環境適応技術

### 2.1.2.1 シンプル低騒音化技術

図Ⅲ2.1.2.1-1にICAO Chapter4騒音規制値に対する騒音目標値を示す。横軸は航空機の最大離陸重量、縦軸は三箇所（離陸二箇所、着陸一箇所）の騒音規制点における累積騒音レベルを示す。Chapter4は2006年1月以降に型式証明申請をした新型機に適用されている騒音規制値で、累積値が現行のChapter3に対し10dB下回っている必要がある。本研究開発の騒音目標値はChapter4-20dBである。

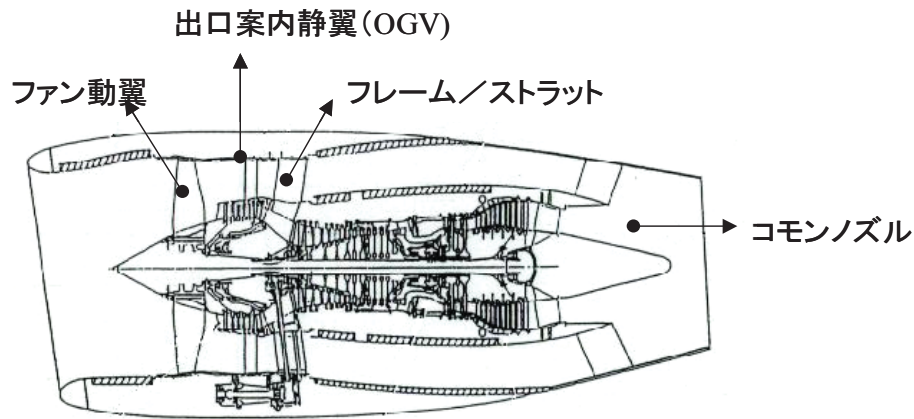


図Ⅲ2.1.2.1-1 ICAO Chapter4騒音規制値に対する小型エコエンジンの騒音目標値

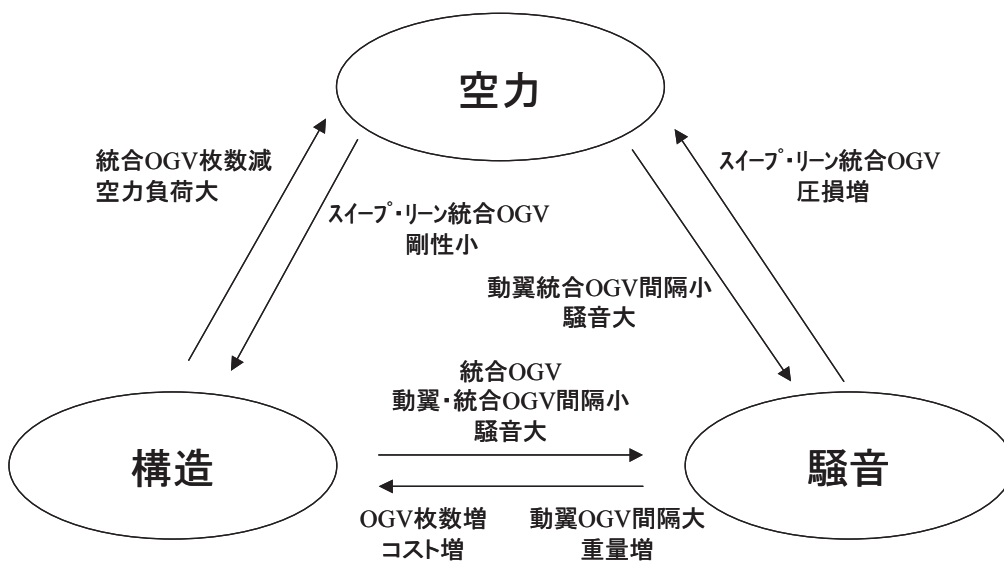
最新の小型航空機（CRJ200, ERJ145, ERJ135）は図Ⅲ2.1.2.1-1に示すようにChapter4に対し12dB～18dB程度の騒音レベルで就航している。最も静かなCRJ200用のエンジンにはCF34-3B1が搭載されており、Chapter4に対し17.8dBの騒音レベルである。騒音レベルは、小型航空機の機体性能によっても変わるため、実機エンジン開発マージンとして2～3dBを通常、考慮しておく必要もある。Chapter4-20dBの目標を達成するため、CRJ200に対し三点の累積で5dBの騒音低減（ファン騒音を3dB低減、ジェット騒音を2dB低減）を本研究開発では目指す。図Ⅲ2.1.2.1-1に示すB777はGE90（1995年型式証明取得）を搭載してChapter4-12.8dBで運行しているが、2008年就航予定の新型機B787の目標はChapter4-16dB程度で、Chapter4に対するマージン差は3.2dBであり、本研究開発の5dBの騒音低減はこれを越えるレベルである。

図Ⅲ2.1.2.1-2に現状のエンジン断面図を示す。従来のエンジンのファン部は、V2500エンジンに代表されるように動翼、出口案内静翼（OGV）およびフレーム/ストラットから構成されている。

図Ⅲ2.1.2.1-3にそのファン部の構造（低コスト化/軽量化）と低騒音化の両立を図る上での要求と課題を示す。低コスト化/軽量化のため、出口案内静翼とフレーム/ストラットを一体化した統合OGVを採用して部品点数を削減するとともに動翼と統合OGVの軸間隔を短縮することが望まれる。性能上の観点でも軸間隔を短縮することが好ましい。一方、低騒音化には、統合OGVの枚数は極力多く、軸間隔は極力長い方が良いので、構造・空力面からの要求を優先すると騒音レベルを増大させてしまう。そのため、統合OGVを半径方向と周方向に傾斜させるスイープ・リーン形状とすることで、軸間隔をできるだけ短くしながら騒音低減をはかることができる。しかし、これは強度部材としての剛性を低下させるため、構造と空力の両面で成立させることが課題である。他機種エンジンであるCF34-3B1やCF34-8の場合、統合OGV形態であるがスイープ・リーンOGVは採用されていない。CF34-10の場合、スイープ・リーンOGVが採用されているが、統合OGV形態ではない。よって、スイープ・リーンの統合OGVは世界初の技術である。



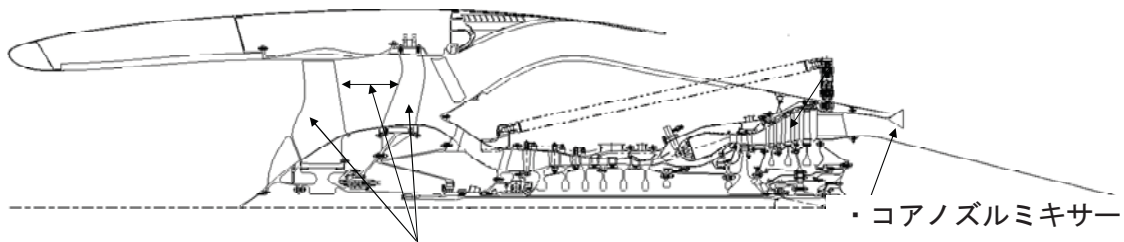
図Ⅲ2.1.2.1-2 V2500エンジン断面図



図Ⅲ2.1.2.1-3  
構造（低コスト化と軽量化）と低騒音化  
の両立を図るうえでの要求と技術課題

本研究では、この CF34-3B1 エンジンの技術レベルを基準として、軽量化と低コスト化を考慮しつつ、2.2 EPNdB 以上の低騒音化を図り Chapter 4 に対し 20 EPNdB のマージンを達成する技術を取得することを目的としている。小型エコエンジンの主要な騒音源はファン騒音とジェット騒音であるため、これらの音の低減化が小型エコエンジン全体の低騒音化につながる。そこで、本研究でファン騒音とジェット騒音の低減技術の開発を行った。小型エコエンジンで 2.2 EPNdB 以上の低減化を図るうえで必要十分な各要素の騒音低減量として、ファン騒音で 3 EPNdB、ジェット騒音で 2 EPNdB の目標値を設定した。

EPNdB とは、人間の耳への音の聞こえ方の補正と、航空機が頭上を通過する際に不快な音が聞こえている時間の補正をした航空機騒音証明で用いられる音の単位のことである。



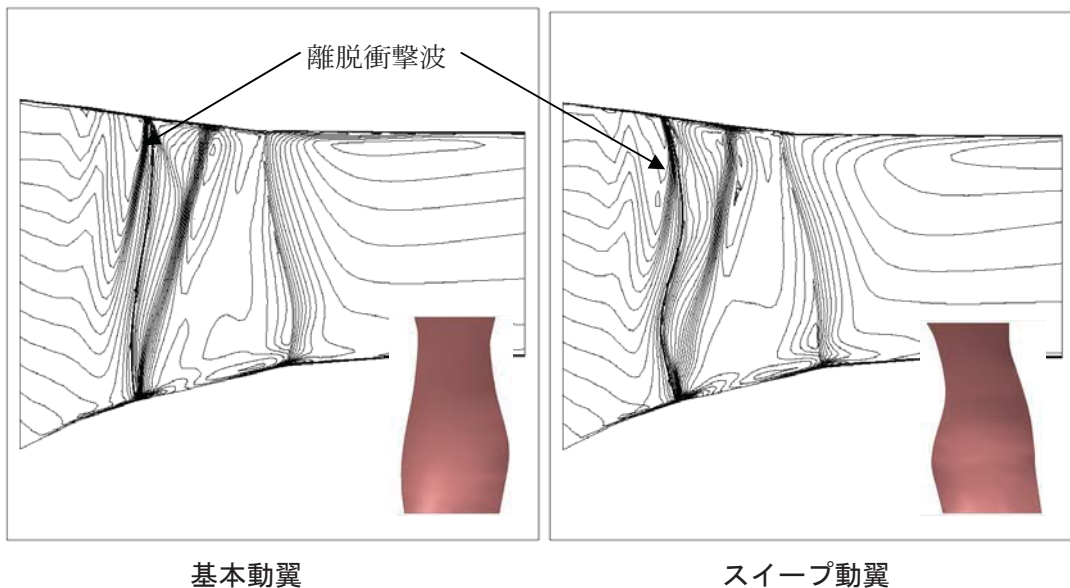
- ・スweep・リーン統合 OGV
- ・ファン動翼の形状 (スweep動翼)
- ・統合 OGV 枚数適正化
- ・動翼・統合 OGV 軸間隔距離

図III 2. 1. 2. 1-4 低騒音化技術適用箇所

(1) ファン騒音低減

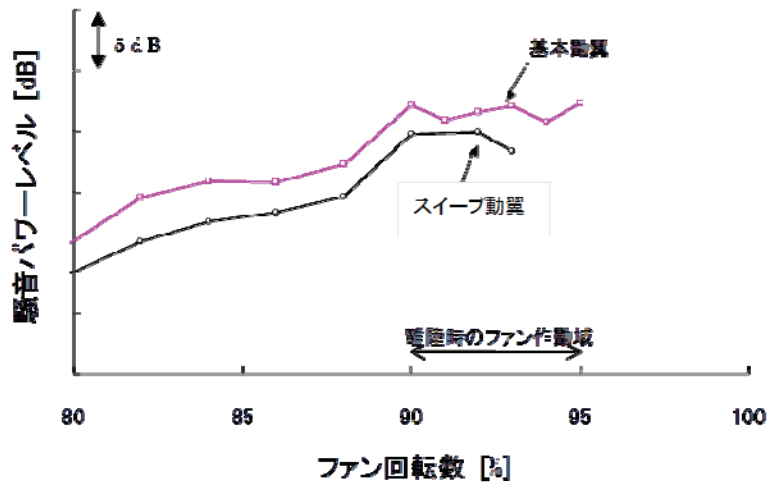
ファン動翼は、高い空力性能と低騒音化を併せもつよう CFD (Computational Fluid Dynamics : 計算流体力学) を活用して設計し、ここではスweep動翼と呼ぶ。比較の対象としてベース動翼 (基準とした CF34-3B1 などに採用されている形状) も設計した。

図III 2. 1. 2. 1-5 にスweep動翼とベース動翼の前縁付近での離脱衝撃波の比較 (マッハ数分布) を示す。スweep動翼 (図III 2. 1. 2. 1-5 の(a)) は低騒音化のためベース動翼 ( - (b)) より翼先端側を前方に傾斜させた形状としている。これによって、図III 2. 1. 2. 1-5 (a) に示すように動翼前縁に生じる離脱衝撃波を弱めることができ、高回転域でのファン騒音の低減が期待できた。高回転域 (離陸側方でのファン作動域) でのファン騒音は、バズソー音と呼ばれる成分が支配的で、これは動翼前縁に生じる離脱衝撃波に起因して発生するものである。すなわち、この衝撃波を弱めることでバズソー音の低減を図ることが可能である。スweep動翼による低騒音化効果を確認するため、スweep動翼およびベース動翼をファン騒音試験機に組み込み、モデル試験を実施した。スweep動翼とベース動翼によるファン騒音の比較を図III 2. 1. 2. 1-6 に示す。横軸はファン動翼回転数、縦軸は騒音レベルを示す。これらの結果に基づく評価から、スweep動翼では発生音で 1.3 EPNdB の低騒音化が図られていることを確認できた。



図III 2. 1. 2. 1-5 基本動翼/スweep動翼と CFD 解析による動翼離脱衝撃波の比較

(マッハ数分布)

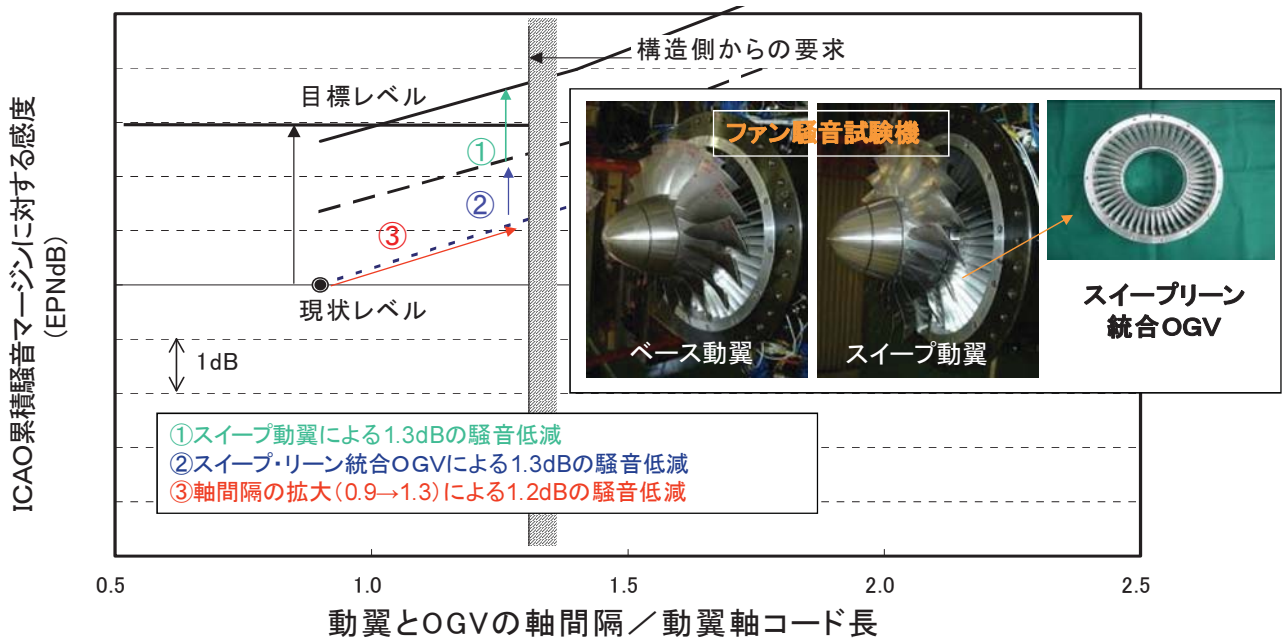


図III 2. 1. 2. 1-6 基本動翼／スweep動翼の騒音特性比較

**統合 OGV (Outlet Guide Vane)**

統合 OGV の枚数、統合 OGV と動翼の軸間隔を適正化しつつ、スweep・リーク設計も適用することにより効率低下なく低コスト化／軽量化／低騒音化を図るインテグレーションの技術開発を目指した。

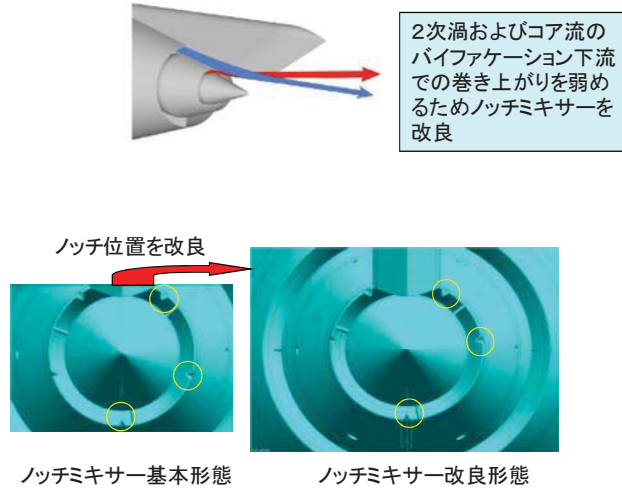
スweep動翼、統合 OGV を組み込んだファン騒音試験を実施し、各々による低騒音効果を確認した。試験結果からファン騒音の低減目標値に対する累積騒音の評価を図III 2. 1. 2. 1-7 に示す。具体的には、スweep動翼の採用により 1.3dB の騒音低減を確認した。これは動翼前縁に生じる離脱衝撃波に起因して発生するバズソー音をスweep化により、この衝撃波を弱めることで低減できたものである。スweep・リーク統合 OGV では、1.3dB の騒音低減を確認し、ファン動翼と OGV との軸間隔距離の適正化により 1.2dB の騒音低減を確認した。これにより、合計 3.8dB の騒音低減を構造制約のなかで達成することができた。



図III 2. 1. 2. 1-7 ファン騒音の低減目標値に対する累積騒音評価

(2) ジェット騒音低減

ジェット騒音の低減には、エンジン排気ノズル内部上流に混合促進デバイスを装着し、タービンからの高温高圧ガスとファンからの圧縮空気を排気ノズル内で混合させ、排気ジェットの最大速度を抑える方法が有効とされている。近年、排気ノズルの出口形状をギザギザにしてジェットの混合を促進させるシェブロンノズルが商業運航されるようになったが、巡航時の推力低下がまだ課題として残されている。本研究では、シェブロンノズルに対し、さらに排気ノズル出口形状のシンプル化を図り、推力を低下させることなくジェット騒音を低減する技術を開発した。

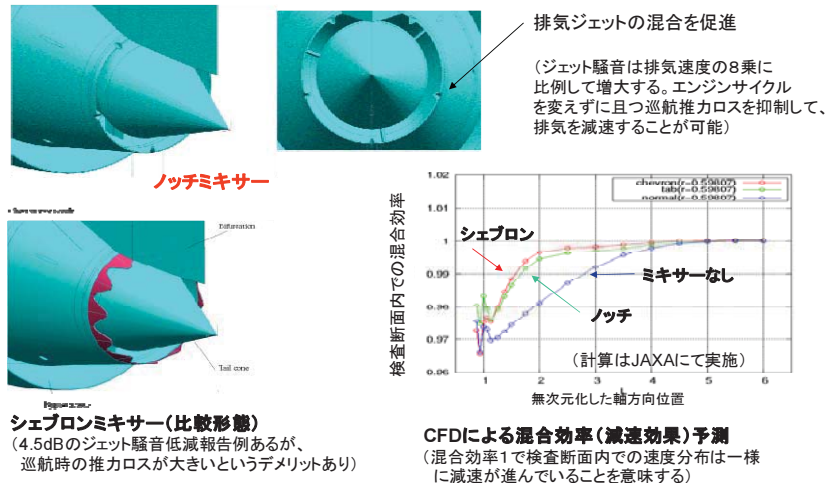


図III 2. 1. 2. 1-8 考案したノッチミキサー

従来、ジェット騒音低減のためには、排気部を覆うコモンノズルが用いられてきており、ノズル内部にはローブ形状のミキサーが装着される場合もある。最近になって、セパレートノズルのままコアノズルにギザギザをつけたシェブロンノズルが登場している。そこで本研究開発では、シェブロンノズルと同様にコアノズルに装着する単純構造ミキサーにより排気の混合を促進し減速することで低騒音化をはかる技術開発を目指した。

図III 2. 1. 2. 1-8 に独自に低騒音化設計したノッチノズルを示す。このノッチノズルは、周方向6か所に三角形の小型ミキサーを配置したもので、このミキサーにより排気ジェットの混合を促進して排気ジェット速度を抑え、騒音源の領域を縮小化して低騒音化を図るものである。ノッチの取り付け位置については、エンジンを機体に搭載するうえで必要なバイファークーションからの巻き上がりを弱め、ミキサーによる混合促進に影響しないように配慮して決められた。

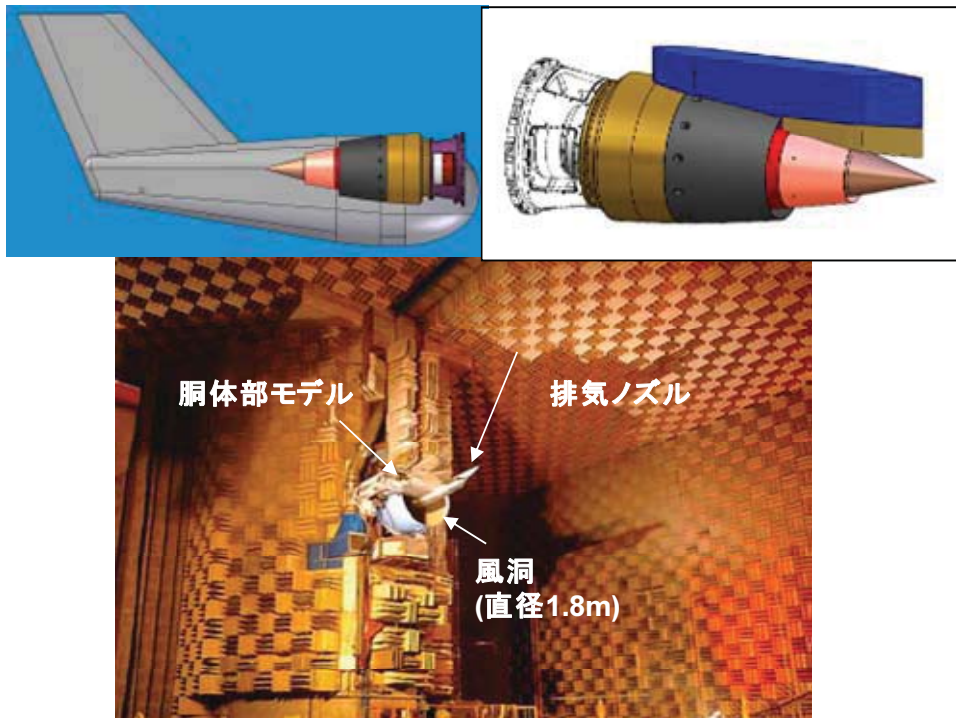
この考案したノッチノズルの効果をCFDで確認した。既に適用されているシェブロンノズルと比較して、同等の混合促進効果を得られることが判った。また、シェブロンノズルでは推力低下が見られたが、ノッチノズルでは推力低下が見られなかった。なお、このCFD解析ではJAXAと株式会社IHIとの共同研究として実施された。(図III 2. 1. 2. 1-9)



図III 2. 1. 2. 1-9 各ノズルの混合効率のCFD結果の比較

次に、イギリスの無響風洞騒音試験場（Noise Test Facility of QinetiQ : NTF）でモデル試験を実施した。ジェット騒音は飛行による影響を受けるので、離陸および着陸時の飛行速度を模擬できる風洞において騒音試験を実施する必要がある。NTF では、直径 1.8 m の風洞に小型エコエンジンのコアノズル部およびバイパスノズル部を模擬した約 1/5 のスケールのジェット騒音試験機を組み込み、70~80 m/s の飛行速度を模擬することができる。また小型エコエンジンの排気ノズル上流温度や圧力も模擬することができる。

試験の結果(図Ⅲ2.1.2.1-10)、ノッチノズルは、離陸側方で 1.2 EPNdB, 離陸直下で 1 EPNdB の低減効果が得られ、離陸時の累積では 2.2 EPNdB の結果となった。すなわち 2 EPNdB 低減目標の達成を確認できた。



QinetiQ無響風洞試験場

図Ⅲ2.1.2.1-10 ノズル供試体と無響風洞試験場



### (3) 低騒音化技術の総合評価

ファン騒音で 3dB、ジェット騒音で 2dB と個々の騒音源の低減目標を達成することで、プロジェクト目標の Chapter4-20dB を達成できたと言えるが、最終的には、エンジン搭載の航空機が Chapter4-20dB を達成できているかどうかを総合評価した。以下の方法で航空機騒音を換算する。

1. 小型航空機の離陸着陸時の飛行方式を設定。
2. 推力要求を満足するエンジンの各サイクルを算出。
3. 騒音計測点（離陸側方・離陸直下・着陸直下）に対応する各エンジンサイクル時のファン騒音・ジェット騒音を換算（リグ試験データベースに基づき実機相当の騒音にスケール換算するもの）
4. 機体空力騒音、燃焼器騒音、タービン騒音をエンジンサイクルに基づき予測。（これらの騒音は着陸時の航空機騒音レベルに若干影響する）
5. 航空機およびエンジン全体騒音を換算。
6. 各計測点における騒音レベルを I C A O 規定の手法に従い換算。

なお、現行の航空機の騒音証明時の測定点は、離陸直下（Fly-over；滑走路延長で滑走開始地点から 6500m の地点）、側方（Lateral or Sideline；滑走路の中心線から 450m 離れた平行線上で離陸地点から後方の最大の騒音レベルになる地点）、着陸進入直下（Approach；滑走路端からその延長線上で 2000m 離れた地点）の 3 点であり、各測定点での航空機の騒音測定値が I C A O 規制値以内に収まることが要求される。且つ、Chapter4 は離陸直下、側方、着陸進入直下の 3 箇所の騒音測定値の累積が基準値の累積に対し 10EPNdB 下回る必要がある。

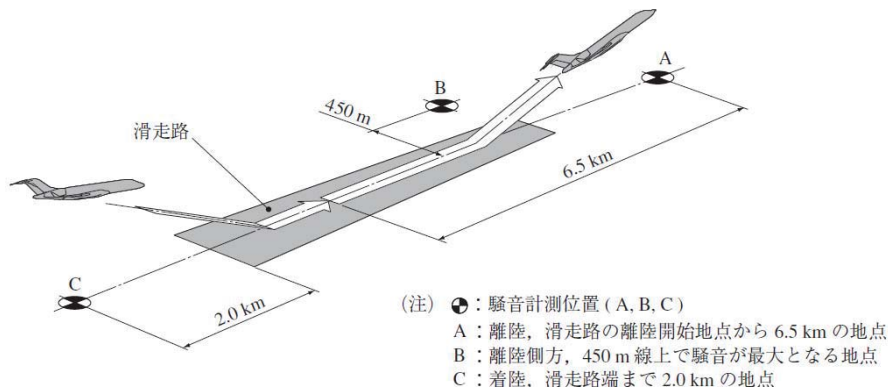


図 III 2. 1. 2. 1-11

ICAO Annex16 Volume I Chapter 3 規制での騒音計測位置（3 か所）

これまでの研究成果として、ファン騒音で 3.8dB の低減を試験で確認し、ジェット騒音で 2dB の低減見通しが得られていることから、累積で 5.8dB の騒音低減効果を期待できる。当初設定した 5dB の低減に対し約 1dB 上回る成果であり、開発マージン（2~3dB）を考慮すれば、図 III 2. 1. 2. 1-12 に示すとおり Chapter4-21dB 程度を達成できる見通しである。

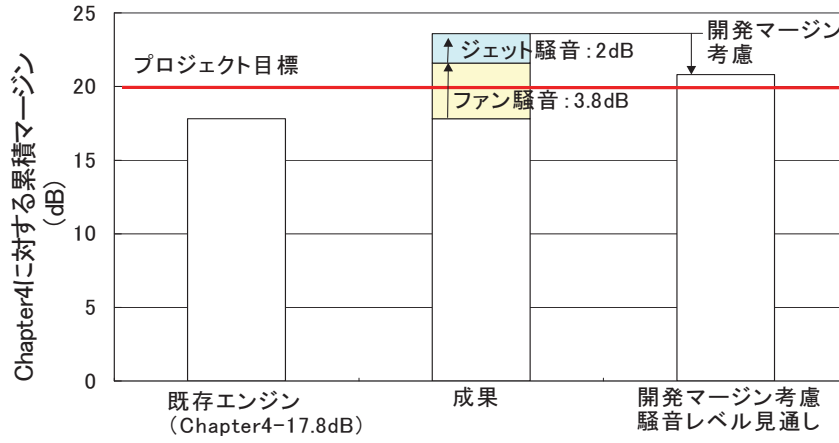


図 III. 1. 2. 1-12 低騒音化目標達成見通し

### 2.1.2.2 シンプル低NO<sub>x</sub> 燃焼技術

ICAOによるNO<sub>x</sub>排出量の規制は、第2章の図 2-2-2 に示されるように、1996年適用規制の20%削減から段階的に強化されており、2004年適用規制では、1996年からさらに16%の規制強化がなされている。NO<sub>x</sub>低減要求は益々強く、航空需要獲得の前提条件となっている。したがって、低NO<sub>x</sub>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もつことができるように、ICAO規制値(2004年適用)に対して、-50%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、低コスト化要求を満足すると同時に、環境適応性についても現状他機種の高レベルを上回る目標を設定している。

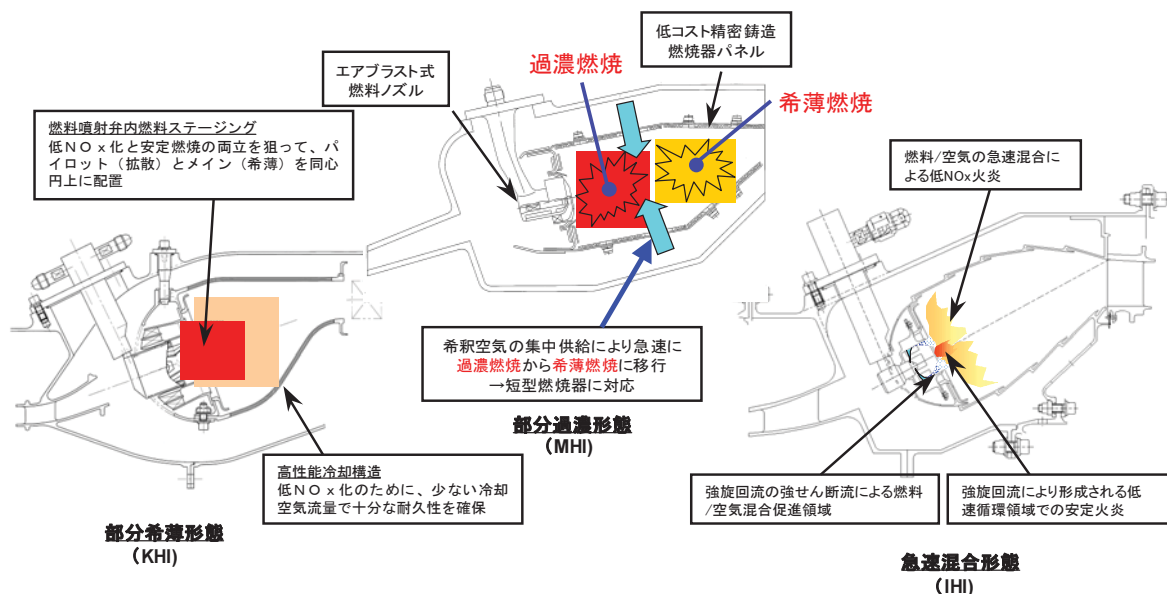
ICAOの排出量基準は、LTO サイクル(Landing/Take-off Cycle)あたりのg/kN(単位推力あたりの排出量)として規定されている。LTO サイクルは以下の表により、各飛行モードの累積量として表される。

飛行モード	推力 (%)	時間 (分)
Idle	7	26
Approach	30	4
Climb out	85	2.2
Take-off	100	0.7

NO<sub>x</sub>生成を抑制するには、空気と燃料の均一な混合気を形成することが必要だが、そのためには予混合管を設けるなどの手法がとられてきた。一方で、均一な混合気は、低レーティング条件では不安定な燃焼を起しやすいという課題もあった。こうした課題解決のために、低NO<sub>x</sub>燃焼領域と安定燃焼領域に分け、両領域を作動条件により使い分けるといった手法が採られていた。しかし、この手法も構造の複雑さゆえに、コストと重量の増加を招いていた。

本研究開発では、低NO<sub>x</sub>化については目標を達成できる可能性のある燃焼器形態として、部分希薄形態、部分過濃形態および急速混合形態の3つの形態の開発・評価を行った。

拡散燃焼のパイロットと希薄燃焼のメインを一つの噴射弁にコンパクトに組合せた部分希薄形態(図III 2.1.2.2-1 左図)、一つの燃料系統にて燃料過濃状態と燃料希薄状態で燃焼させる部分過濃形態(図III 2.1.2.2-1 中図)、強旋回流の強い乱れで混合促進と再循環流を利用する急速混合形態(図III 2.1.2.2-1 右図)、どの形態も予混合管等が不要で単一の噴射弁にて低NO<sub>x</sub>と安定燃焼性をシンプルな構造で実現可能な燃焼器である。



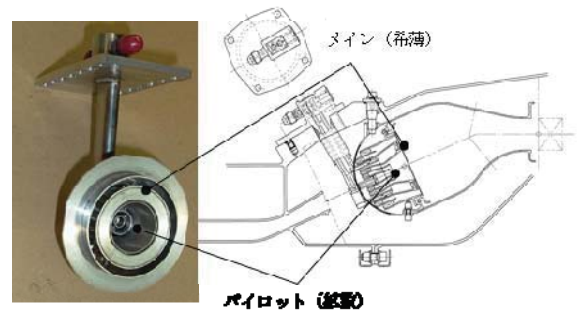
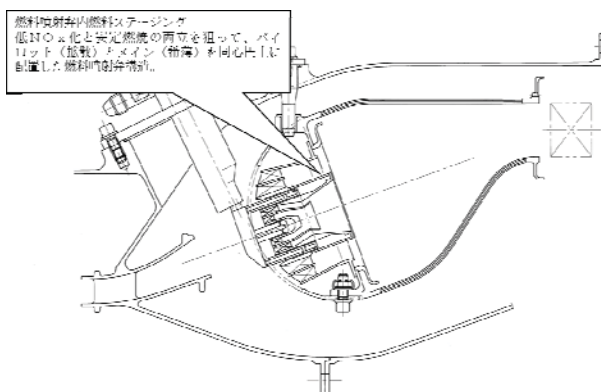
図III 2.1.2.2-1 各燃焼形態の特徴

### 1) 部分希薄形態

部分希薄燃焼方式は、単独で使用すると不安定燃焼が発生しやすく、これを回避するにはダブルアニュラ構造のように安定燃焼に有利なパイロット燃焼領域と組合せることが必要である。本研究開発では、図Ⅲ2.1.2.2-2 に示すようにパイロット（拡散燃焼方式）とメイン（希薄燃焼方式）を一本の燃料噴射弁内に同心円状に配置するハイブリッド燃料噴射弁を考案し、噴射弁本数を減らして低 $\text{NO}_x$ と安定燃焼を両立するのみでなく、軽量化をも達成できる燃焼器の開発を狙った。

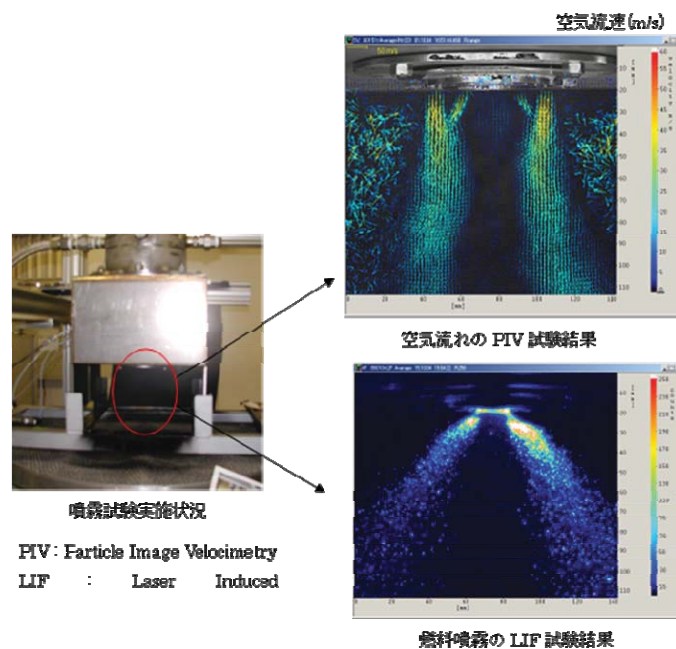
#### (1) 噴射弁単体燃焼試験

図Ⅲ2.1.2.2-3 に示す部分希薄燃料噴射弁の開発を実施した。部分希薄燃料噴射弁は、従来の拡散燃焼をベースとしつつ部分的に希薄燃焼を行う形態である。広い作動範囲で低 $\text{NO}_x$ 燃焼性能を損なうことなく安定燃焼を可能とするためには、拡散燃焼と希薄燃焼の組合せ形状がポイントになる。そこで、スワール旋回角度や空気流路形状、燃料噴射方法等に関する検討を行い、燃料噴射弁を試作した。試作した燃料噴射弁について噴霧試験（図Ⅲ2.1.2.2-4）を行い、フローパターン、燃料の微粒化、燃料と空気との混合特性を取得した。



図Ⅲ2.1.2.2-2 部分希薄燃焼器形態のコンセプト

図Ⅲ2.1.2.2-3 ハイブリッド燃料噴射弁

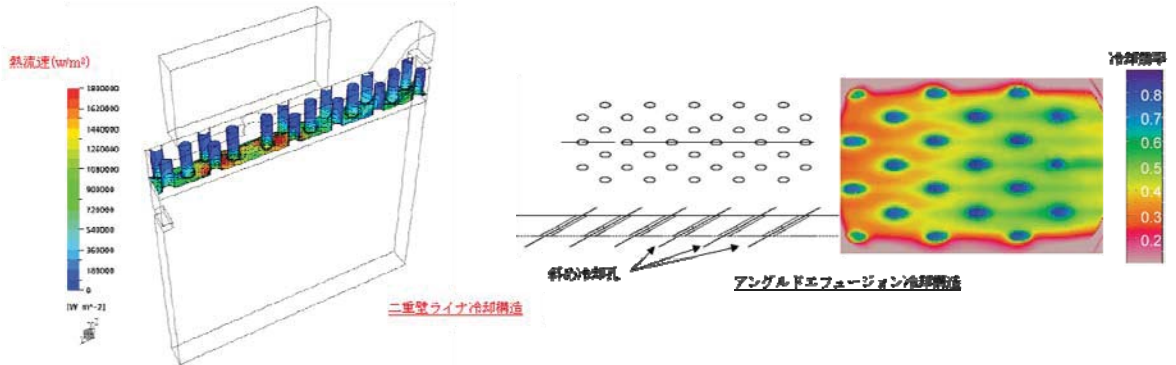


図Ⅲ2.1.2.2-4 噴霧試験

得られた成果を基に燃料噴射弁を改良し、地上着火性能やアイドル条件での燃焼効率を取得するための低圧燃焼試験を実施した。また、 $\text{NO}_x$ 排出量が増加する高出力条件での燃焼性能を評価するために高圧燃焼試験を実施した。これらの単体試験結果から、他の要求仕様を満たしつつ $\text{NO}_x$ 削減目標を達成できる目処を得て、セクタ燃焼器の設計に反映した。

## (2) 冷却構造試験

冷却構造については、高性能冷却構造として有望な二重壁構造とアングルドエフュージョン構造について研究を実施した。二重壁構造では連結ピンの形状最適化についてCFD解析を用いたパラメトリックスタディにより候補形状を絞り込むとともに、候補形状について流体・熱伝導連成解析を実施して壁温分布を予測した。(図Ⅲ2.1.2.2-5) 一方、アングルドエフュージョン冷却構造では候補形態の冷却性能を検証するためテストピースの設計製作を行い、伝熱試験を実施した。(図Ⅲ2.1.2.2-6) また、CFD解析を用いたパラメトリックスタディにより孔の最適配置について候補形態を絞り込んだ。(図Ⅲ2.1.2.2-7) これらの設計データをもとに冷却性能とシンプル構造のトレード・オフ・スタディーを実施し、本燃焼器仕様に最適な冷却構造形態として、アングルドエフュージョン冷却構造を選定してセクタ燃焼器のライナ壁設計に反映した。

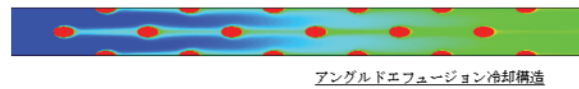


図Ⅲ2.1.2.2-5

伝熱解析結果、連結ピンとライナ表面の熱流束分布

図Ⅲ2.1.2.2-6

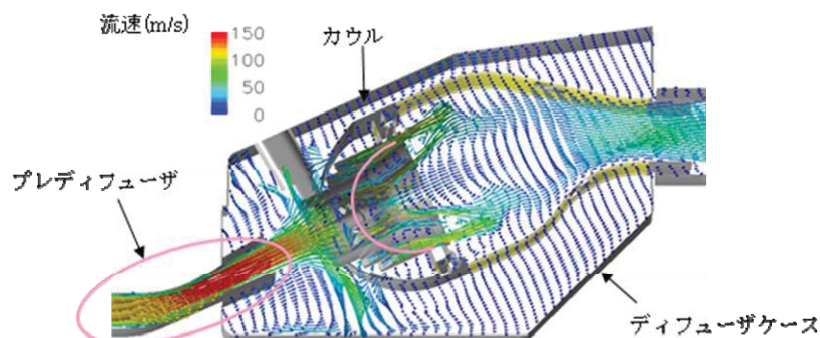
伝熱パネル冷却試験結果 (冷却効率分布)



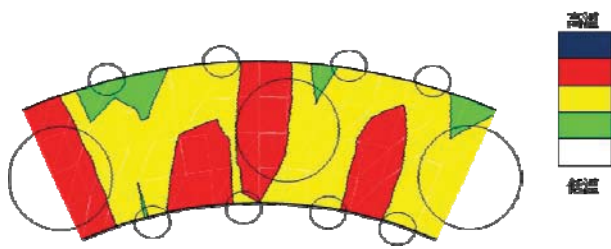
図Ⅲ2.1.2.2-7 CFD解析結果 (伝熱試験と色見本が逆転している)

## セクタ燃焼試験

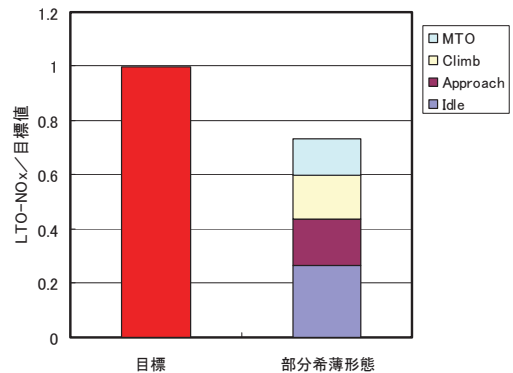
先述の噴射弁単体燃焼試験結果および伝熱冷却試験結果に基づく設計データ、およびCFD解析(図Ⅲ2.1.2.2-8)を駆使してセクタ燃焼器を設計・製作し、自社試験設備に搭載して高空着火条件を含む中圧までの燃焼性能確認試験を実施した。セクタ燃焼試験の結果、プレディフューザ出口の動圧分布がスワラからの空気流入特性に強い影響を及ぼすことを突き止め、カウル形状の最適化を実施した。これにより図Ⅲ2.1.2.2-9に示すように均一な出口温度分布を満たしつつ、NO<sub>x</sub>削減目標を達成できることを確認した。(図Ⅲ2.1.2.2-10)



図Ⅲ2.1.2.2-8 燃焼器内流れ場の解析例



図III 2. 1. 2. 2-9 出口温度分布計測例



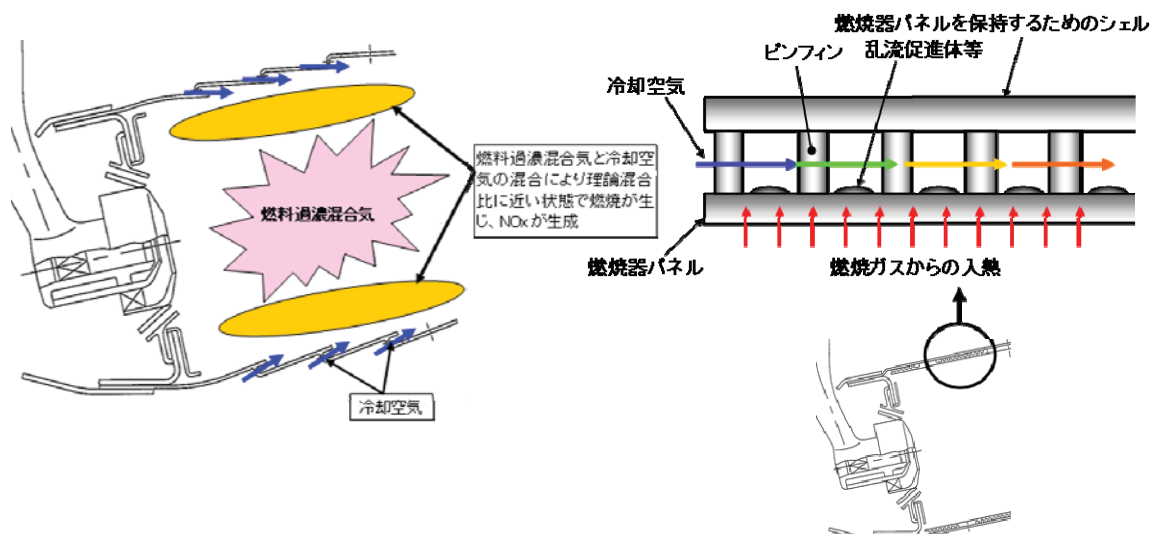
図III 2. 1. 2. 2-10 NOx 排出特性試験結果 (部分希薄形態)

## 2) 部分過濃形態

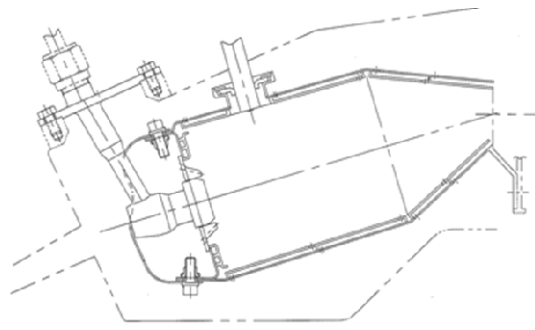
部分過濃形態燃焼(Rich Burn Quick Quench Lean Burn Combustion—以下本文中では、RQL燃焼と略す)方式において、希釈域及び二次燃焼域におけるNOx生成を抑制するためには、一次燃焼域で発生した燃料過濃状態の燃焼ガスと希釈空気を急速かつ均一に混合させることが必要である。混合を司るのは希釈空気孔のパターン(孔径・孔数・配置等)である。希釈空気流の貫通度や相互干渉を検討し、混合時間、混合度(均一度)の点で、最適な配置を見出すことが課題である。希釈空気混合の向上のために、試験や解析等によりNOx排出量・出口温度分布を評価し、希釈空気孔パターンの最適化をはかった。RQL燃焼方式では、一次燃焼域が燃料過濃状態で燃焼するので、フィルム冷却やエフェュージョン冷却を採用した場合、ライナー壁面近くで、局所的に理論混合比の混合気を形成し、NOx生成量が増大する可能性がある。従って、一次燃焼域の冷却方法として、図III 2. 1. 2. 2-11に示すように、ピンフィン・乱流促進体などを冷却通路に配置した2重壁の対流冷却により、冷却空気が一次燃焼域へ流出する量を減少させる方法を採用した。

このような対流冷却方式を適用しつつ、限られた冷却空気流量で燃焼器パネルを冷却し、耐久性を確保し、さらには、従来型的设计に比べて、対流部分の熱伝達率を増加させ、冷却効率の向上を図るため、ピンフィンの配置改善・乱流促進体の効果的利用をはかった。

以上に従い、実施したRQL燃焼器設計システムの設計結果を図III 2. 1. 2. 2-12に示す。燃料ノズルについては、ほとんどの部品を鋳造で製造可能なシンプルな構造設計とした。燃焼器パネルについても、精密鋳造化による製造コスト低減が達成可能な設計を実現した。また、冷却性能向上の効果の活用として、パネルの流れ方向長さを延長し、パネルの枚数を削減することにより、さらなるコスト低減を実現できた。



図III 2. 1. 2. 2-11 燃焼器冷却パネル設計



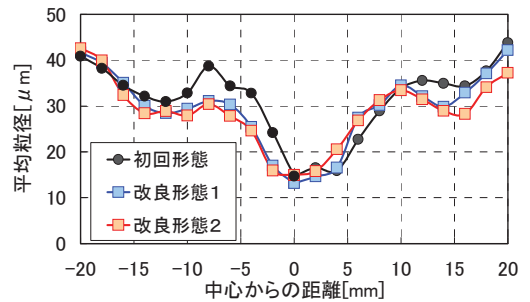
図III. 1. 2. 2-12 部分過濃形態燃焼器システム設計結果

(1) 噴射弁単体試験

安定燃焼と低NO<sub>x</sub>を両立し、かつ、低コストで製造可能な燃料ノズルの設計・製作を行い、燃料ノズル単体試験により燃料微粒化特性を評価した。また、試験結果に基づき、燃料ノズルの改良設計を行い微粒化特性の改善を試みた。図III. 2. 1. 2. 2-13 に、試験結果の概要を示す。微粒化された燃料の平均粒径は約30μmである。また、改良設計により、主たる燃料の分布範囲である、中心から10mmの位置近傍で、微粒化特性が改善されていることを確認した。



燃料ノズル単体試験噴霧状況可視化写真



燃料ノズル単体試験噴霧粒径計測結果

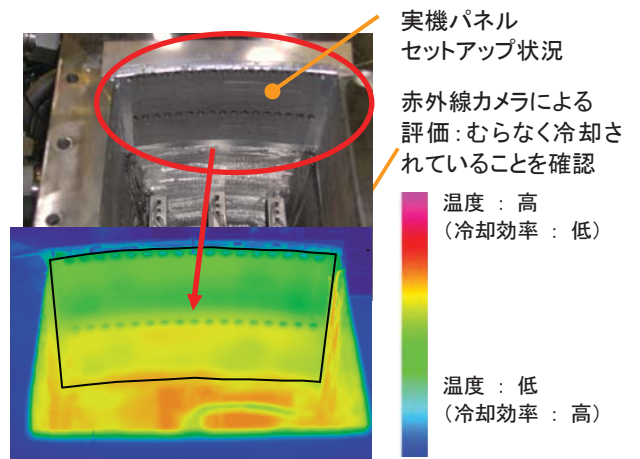
図III. 2. 1. 2. 2-13 燃料ノズル単体試験結果

(2) 燃焼器ライナ単体試験

前項で述べたとおり、高い冷却性能と製造コスト低減を同時に実現するため、燃焼器ライナには、乱流促進体付きピンフィン冷却精密鑄造パネルを採用した。まず、乱流促進体による冷却性能に対する効果を評価するために伝熱モデル試験を実施した。この結果、乱流促進体付きの冷却構造は、従来の冷却構造に比べて、10~20%高い熱伝達率を示すことが確認できた。次に、燃焼器パネルの製造性を確認するために、精密鑄造により実製品の製作を行った。図III. 2. 1. 2. 2-14 に、製造結果を示す。ピンフィンや乱流促進体等の微細な部分についても問題なく、設計意図通りに製造可能であることを確認した。さらに、この燃焼器パネル実製品を用いて、冷却性能向上効果を評価した。(図III. 2. 1. 2. 2-15)



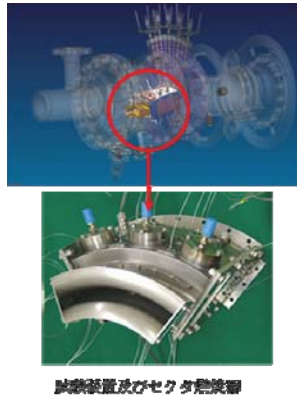
図III. 2. 1. 2. 2-14 燃焼器パネル製造結果



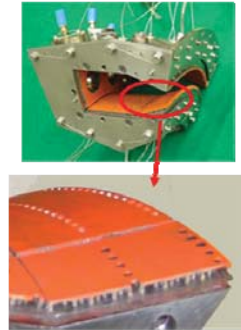
図III. 2. 1. 2. 2-15 実製品利用燃焼器ライナ単体試験

### (3) セクタ燃焼器試験

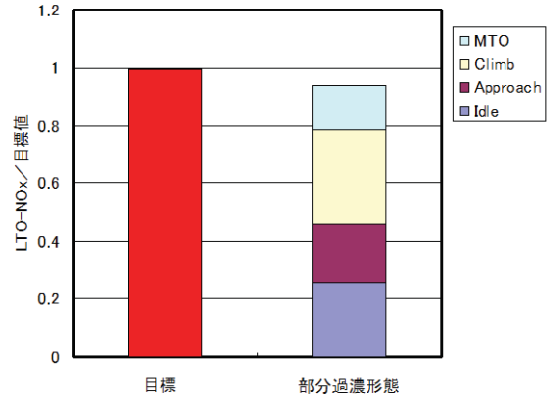
上述の燃料ノズル・燃焼器パネルを適用し、さらに、RQL燃焼器システムとして開発仕様を満足することを確認するためセクタ燃焼器試作し試験を行った。図III 2.1.2.2-16 に製作したセクタ燃焼器試験装置及びセクタ燃焼器リグを示す。図III 2.1.2.2-17 に示す通りNO<sub>x</sub>削減目標を満足していることを確認した。



試験装置及びセクタ燃焼器



種別別最適燃焼器パネルを構築



図III 2.1.2.2-16 燃焼器試験装置及びセクタ燃焼器

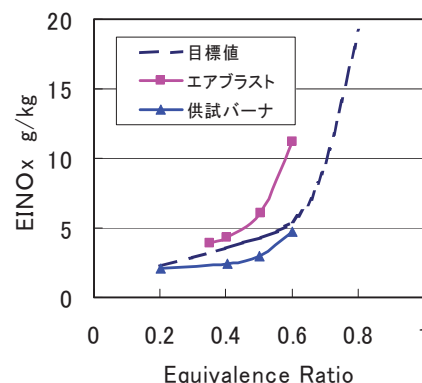
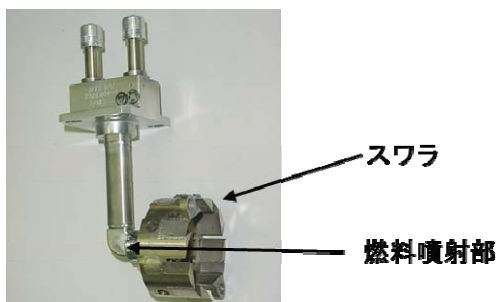
図III 2.1.2.2-17 NO<sub>x</sub>排出特性試験結果 (部分過濃形態)

### 3) 急速混合形態

急速混合形態では、NO<sub>x</sub>低減のため、燃料噴射直後に素早く空気と燃料を混合することが求められる。こうした素早い混合を実現するためには、スワーラからの旋回流と噴霧の相対位置を最適化することが必要であり、スワーラからの強旋回流の形成状態が重要である。このため、スワーラの設計では、空気ポート形状をはじめとするスワーラ各部の形状パラメータのNO<sub>x</sub>への影響を噴射弁単体試験により調査し、さらにCFD解析を用いてスワーラによるどのようなフローパターンがNO<sub>x</sub>低減に有効か評価することで、最適化設計をはかった。また、火炎の安定化には、安定した再循環流を形成することが必要である。このためには、スワーラからの旋回流を希釈空気によりサポートするように希釈空気の配置を最適化することが必要となる。スワール流による再循環流の効果を最大限に活用するため、ライナー組合せ燃焼器試験やCFD解析により、希釈孔の孔径や配置の最適化をはかった。

#### (1) 噴射弁単体試験

スワーラの形状パラメータのNO<sub>x</sub>への影響を調査するために噴射弁単体試験を実施した。図III 2.1.2.2-18 に、噴射弁単体試験でのスワーラ最適化形状でのNO<sub>x</sub>の計測結果を示す。図示のように、全試験領域で目標のNO<sub>x</sub>を下回っており、噴射弁単体試験時点でのNO<sub>x</sub>目標達成の目処は得られ、急速混合によるNO<sub>x</sub>低減効果が確認できた。本試験では、スワーラの様々な形状パラメータのNO<sub>x</sub>に対する影響を評価することで、NO<sub>x</sub>に対し、敏感な形状パラメータ、鈍感な形状パラメータを把握することができ、その後の燃焼器開発のベースデータとなった。

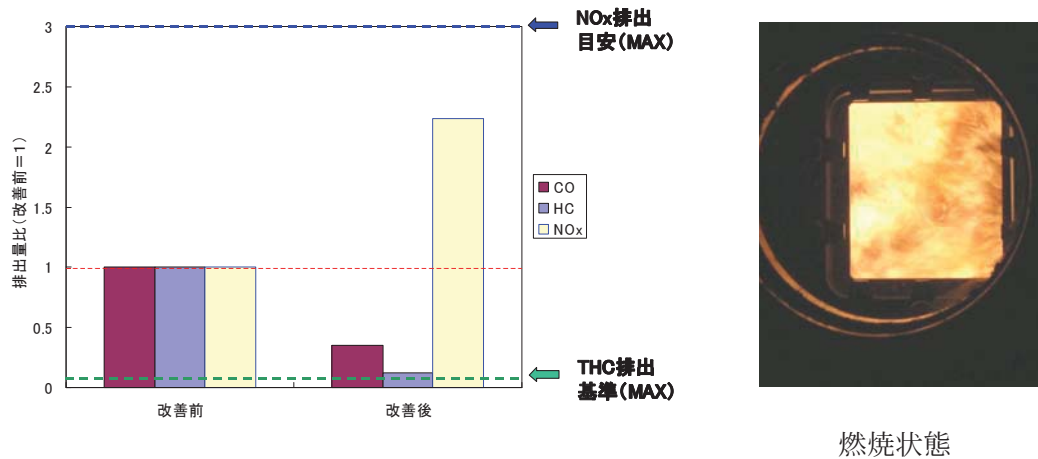


図III 2.1.2.2-18 噴射弁単体試験NO<sub>x</sub>計測結果(例)



### (2) ライナ組合せ燃焼器試験

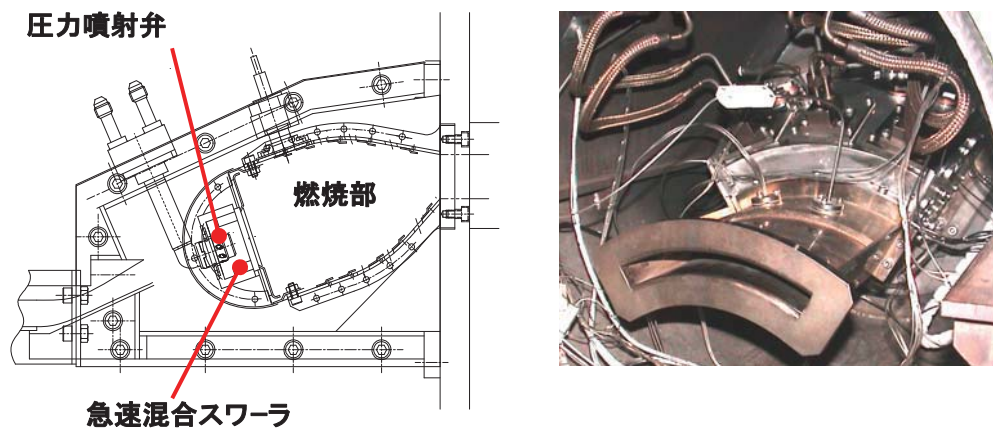
噴射弁1本と模擬ライナを製作し、ライナと組合せた燃焼器形態にて、燃焼試験を実施した。CFD解析結果をもとに、様々な希釈孔配置を供試し、火炎状態なども考慮し、希釈孔設定の最適化をはかった。一方、噴射弁単体試験結果をもとに設計されたスワラについても、ライナとの組合せ状態での改良を行った。こうした試験結果により、NO<sub>x</sub>とTHC (Total Hydro Carbon)、COを両立しうるスワラと希釈空気孔の設定を見出すことができた。調整後のNO<sub>x</sub>とTHC、COを図III. 1. 2. 2-19に示す。



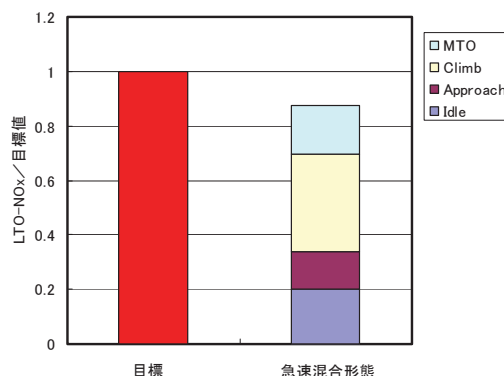
図III. 1. 2. 2-19 ライナ組合せ燃焼器試験結果

### (3) セクタ試験

セクタ燃焼器およびその試験装置を製作し(図III. 1. 2. 2-20)、自社試験設備による燃焼試験にて、セクタ燃焼器形態としてのスワラ、希釈孔設定の調整を実施、燃焼器出口温度分布、高空再着火性能を含めた全体的な燃焼性能の調整を行った。このセクタ燃焼器形態において、目標の低NO<sub>x</sub>排出量を確認した。(図III. 1. 2. 2-21)



図III. 1. 2. 2-20 セクタ試験装置



図III. 1. 2. 2-21 各燃焼器形態の試験結果 (NO<sub>x</sub> 排出特性)

#### (4) 燃焼器形態選定

低NO<sub>x</sub>燃焼器については、部分希薄、部分過濃、急速混合の3形態について開発を並行して進め、JAXA燃焼試験設備による燃焼器形態選定試験によりエンジン用燃焼器の絞込みを行った。このためには、燃焼器評価手法が必要になるが、評価項目、方法等を決めるため、II.4節に示す燃焼器連絡会を設置した。燃焼器連絡会での検討内容は、形態絞込みのための①評価項目及び評価式②燃焼器選定試験方法③燃焼器選定試験の共通器材、供試体の設計、製作の調整などが行われた。

#### 燃焼器評価項目及び評価式

評価項目としては、空力／燃焼性能、排ガス特性、オペレーション&サポート、重量及びコストとした。空力／燃焼性能として高空再着火、急加減速、燃焼効率、圧力損失、燃焼器出口温度分布、安定燃焼、燃焼器エンベロープ（サイズ）を、排ガス特性としてはICAO LTO（Landing and Take Off cycle）排ガス量を、オペレーション&サポートとして耐久性、信頼性、整備コストを評価対象とした。これら評価項目を組合せた評価式を用いて総合評価点をつける。フライアブルかつ安価な燃焼器として最適な燃焼器形態を選定する客観的な評価を行うため、次の方針で燃焼器評価式を設定した。各記号、単位、係数を表III.2.1.2.2-1に示す。

- ① 数値が大きいくほど直接運航費用（DOC）の削減率が高いこと、すなわち、コストパフォーマンスにより優れた燃焼器である。
- ② 当該燃焼器は飛行可能なエンジンに対応できることが必要なため、A、B、E、F、G、H、Jについては要求の値を満足することが必須である。
- ③ Gの燃焼器エンベロープについては、重量ペナルティを負うことを前提に外径側へはみ出すことは許容する。

総合評価点（DOC削減率[エンジン寄与分]）

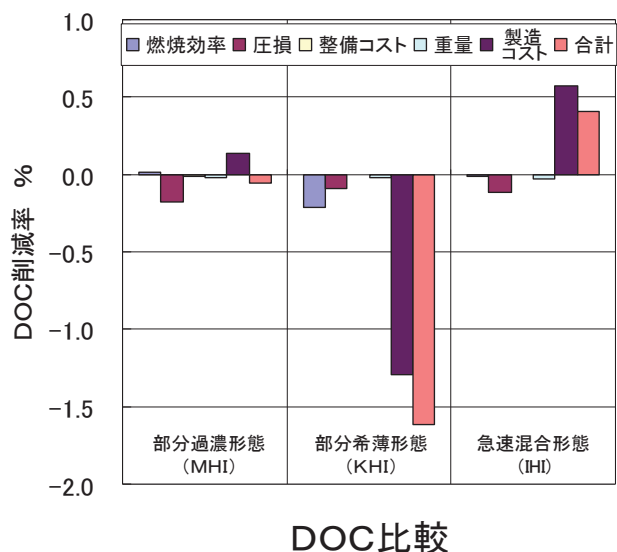
$$= A \times B \times E \times F \times G \times H \times J \times \{a_1 \times C + a_2 \times D + a_3 \times N + \beta \times M + \gamma \times P\}$$

表III.2.1.2.2-1 燃焼器評価項目および係数

評価パラメータ	記号	評価方法	単位	係数
空力／燃焼性能				
高空再着火	A	1点または0点		
急加減速	B	1点または0点		
燃焼効率	C	DOCへの影響評価	△ポイント	$a_1 : 0.524$
圧力損失	D	DOCへの影響評価	△ポイント	$a_2 : -0.087$
燃焼器出口温度	E	1点または0点		
燃焼安定性	F	1点または0点		
エンベロープ	G	1点または0点		
排ガス特性				
ICAO規制	H	1点または0点		
オペレーション&サポート				
耐久性	J	1点または0点		
整備性	M	DOCへの影響評価	△%	$\beta : -0.245$
重量	N	DOCへの影響評価	△Kg	$a_3 : -0.014$
イニシャルコスト	P	DOCへの影響評価	△1,000k ¥	$\gamma : -0.448$

これらの評価項目を基にして、直接運航費用（DOC：Direct Operating Cost）への貢献度（削減率）を公平に算出して燃焼器形態の絞り込みを行った。その結果、急速混合燃焼形態が選定された。急速混合燃焼形態はシンプルな構造故に製造コストが掛からず、本研究開発で対象とする小型航空機には適切な形態と考えられる。（図III.2.1.2.2-22）また、急速混合形態は燃焼モードの切り替えに

よる複雑さが無い事や、一般的なライナー壁を使用している事など本研究の開発方針であるシンプル性を有していると言える。



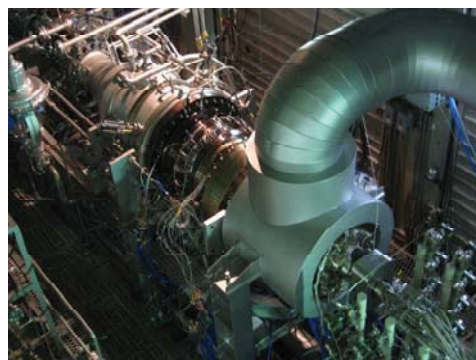
図III 2. 1. 2. 2-22 各燃焼器形態のDOCへの貢献度比較

#### (5) 選定燃焼器のフルアニューラ試験

次に、選定された急速混合燃焼器により、実機形態であるフルアニューラ（環状）の燃焼器試験を実施した。ドーナツ状のアニューラ供試体、JAXAの環状燃焼器試験設備を図III 2. 1. 2. 2-23 に示す。NO<sub>x</sub>排出量その他、CO、THC（未燃炭化水素）、スモークのLT0サイクルでの評価値を図III 2. 1. 2. 2-24 に示す。NO<sub>x</sub>は目標とするICA0規制値-50%を満足するとともに、他のCO、THC、スモークについても規制値よりも大幅に低減できていることが確認できた。

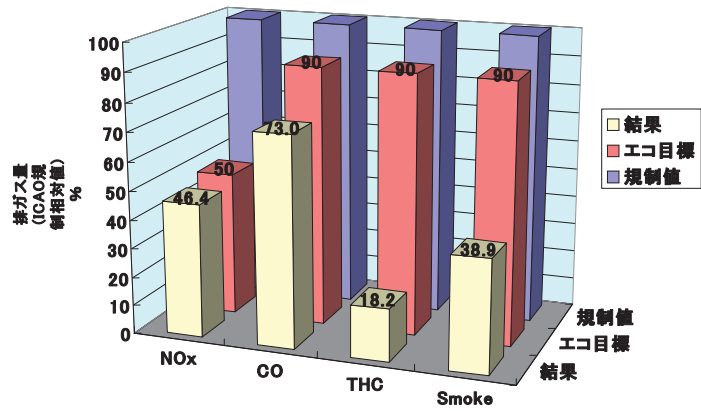


急速混合アニューラ供試体



フルアニューラ燃焼器試験設備 (JAXA)

図III 2. 1. 2. 2-23 急速混合アニューラ供試体と燃焼試験設備



### 排ガス分析結果(アニュラ試験)

図III. 1. 2. 2-24 急速混合燃焼器のアニュラ試験結果

## 2.1.3 エンジンシステム技術

### 2.1.3.1 目標エンジン基本設計

#### (1) エンジン基本構造設計

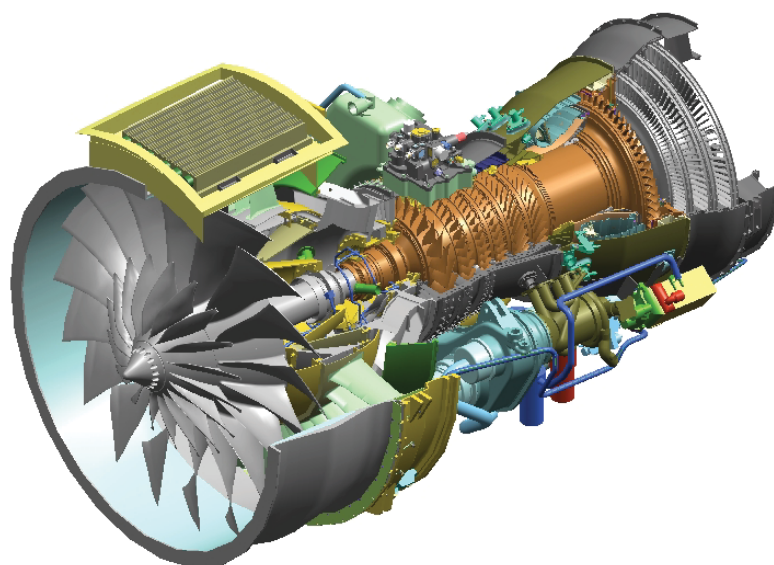
平成18年度までに、直接運航費用低減技術および環境適応技術の開発で実施された要素設計結果を反映してエンジン基本構造設計を完了した。直接運航費用低減技術の開発で取得されたシンプル化構造設計技術を適用して、エンジン段数/部品点数を大幅に削減したエンジン構造を設定できた。図Ⅲ2.1.3.1-1にエンジンをカットした鳥瞰図を示す。

圧縮機の段数は高負荷化によって現行機種 of 14 段から半分以下の 6 段に削減し、ハブ側圧力比を高くできるゼロハブファンを採用することで低圧圧縮機を無くした構造となっている。さらに、シンプル低騒音化ファン技術を基に設計された空力形状と、エンジン支持機能を兼ね備えた統合ファン出口案内翼を採用することによって、フレーム・ストラットを削除した構造とした。ファン騒音低減のためのファン動静翼軸方向間隔の最適化もエンジン構造設計に反映した。

低NOx燃焼器形態としては研究開発の結果、急速混合形態を選択し、シンプルで低NOxかつ燃焼安定性に優れた燃料噴射弁形式を採用した。燃焼器ライナには冷却効率に優れ、シンプルな構造のエフュージョンタイプを採用した。

高圧タービン部については高負荷化を図り、単段で膨張比4を達成できる空力・構造形態を設定できた。低圧タービンに関しては、高揚力化を図り、現状の低圧タービン翼の揚力係数をさらに10%高めることにより、約10%の翼枚数削減できる見通しを得た。高圧タービンと低圧タービンは、衝撃波によるインタラクションロス低減のため、逆方向に回転させるカウンタローテーション方式を採用した。

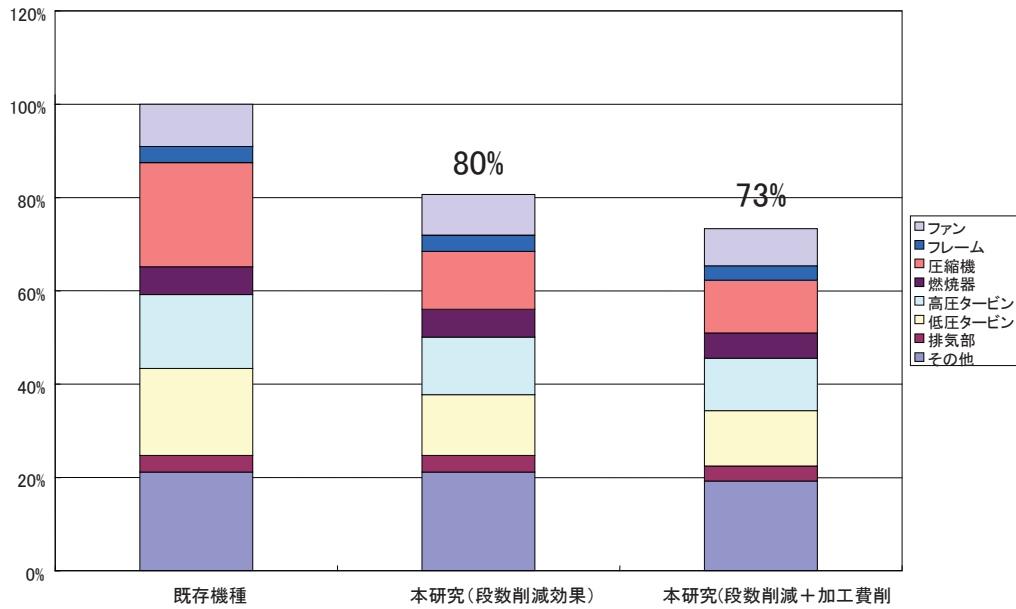
これらの新規開発要素を採用することによって段数はエンジン全体で、現行機種の21段から11段へと約半減させることができた。一方、各要素の高負荷化に伴い、エンジン回転数が上昇しロータ応力が増加した。またカウンタローテーション方式の採用に伴う振動特性の変化によって、エンジン軸振動成立性も非常に厳しくなった。基本設計段階から、エンジン全体を三次元モデルによる詳細軸振動解析、軽量化設計、高剛性化設計を相当回数繰り返し、一部要素については空力設計までさかのぼって設計変更を実施することで、最終的に成立解を得ることができた。



図Ⅲ2.1.3.1-1 エンジン鳥瞰図

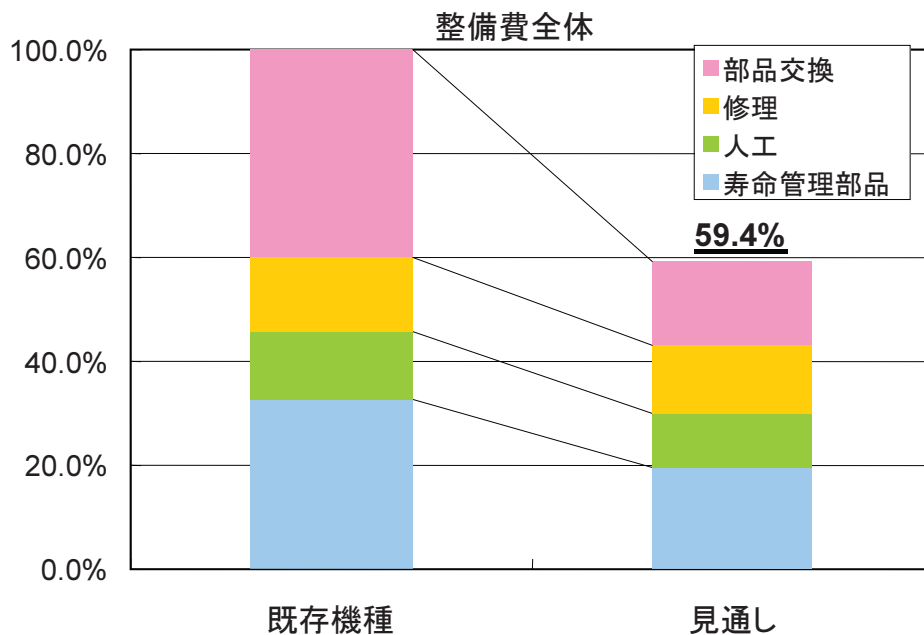
本図はエンジン鳥瞰を示す。圧縮機は6段、ゼロハブファンを採用することで低圧圧縮機をなくし、段数、部品点数を大幅に削減した構造となっている。これにともない、エンジン価格27%減、整備費40%減となり、目標価格達成の見通しを得た。

上記のエンジン基本構造設計結果に基づき、エンジン価格および整備費用を検討した。その結果、エンジン価格は段数削減効果に加えてコストダウン検討による加工費低減により従来機種に比べて27%減となった。整備費は段数削減に伴う材料費削減や適切な寿命設計による修理頻度の低減により従来機種に比べて40%減となった。図Ⅲ2.1.3.1-2 にエンジン価格の比較図を、図Ⅲ2.1.3.1-3 に整備費の比較図を示す。



図Ⅲ2.1.3.1-2 エンジン価格比較図

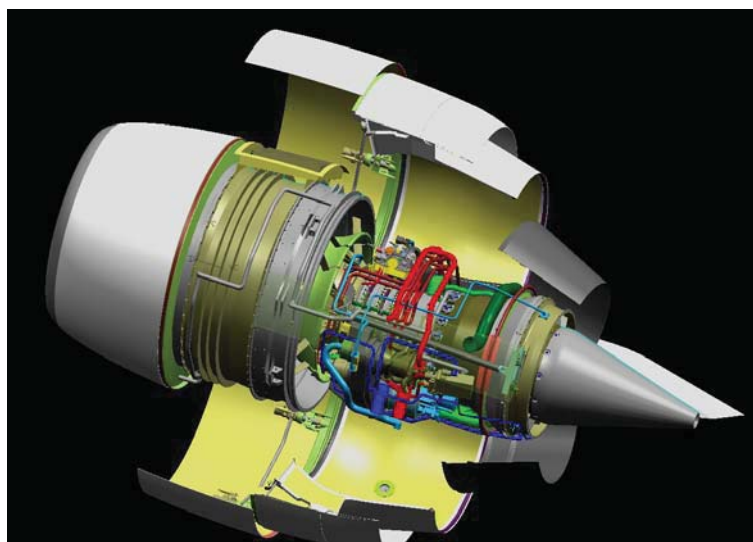
本図はエンジン価格の削減効果を示す。段数削減／部品点数削減に加えて加工費削減により従来機種に加えて27%減となる。特に圧縮機の段数削減による効果大きい。



図Ⅲ2.1.3.1-3 整備費比較図

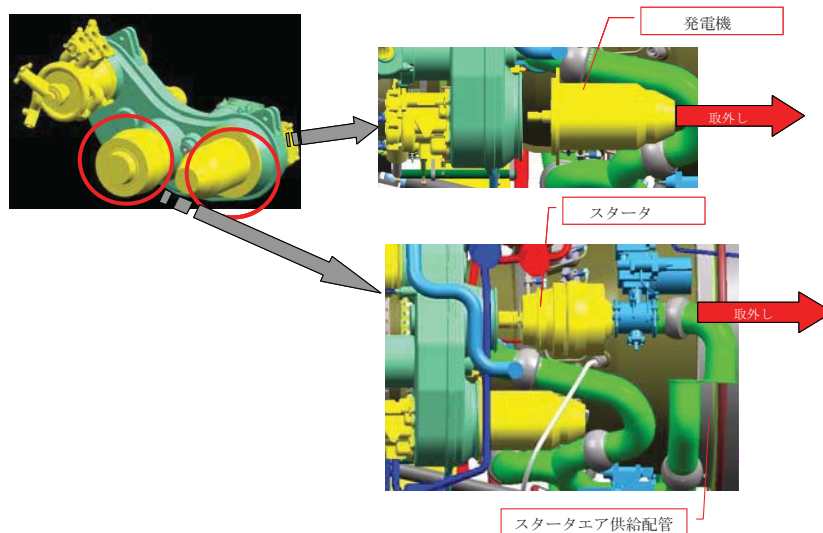
本図は整備費の削減効果を示す。段数削減／部品点数削減により従来機種に比べ40%減となる。材料費の低減と適切な寿命設計による修理頻度の低減の効果大きい。

エンジン基本構造設計において、艀装・配管を含むエンジン全部品の3次元モデル化を行い、組立・整備性検討を実施した。図Ⅲ2.1.3.1-4 にエンジン全体3次元モックアップ外観を示す。補機類は、LRU (Line Replaceable Unit)とも呼ばれ、定時離発着のため機体搭載状態で30分以内に取り付け取り外しできることを要求されるため、図Ⅲ2.1.3.1-5 に示すように対象補機を他の補機あるいは配管に干渉することなく取り付け取り外しできるように配慮した。ボアスコープ点検孔の位置は機体搭載状態および工場整備時における作業性を考慮する必要があり、図Ⅲ2.1.3.1-6 に示すモデルを用いて適切な位置を検討した。ファン動翼は鳥吸い込みなどによるダメージを受け易いため、機体搭載状態でエンジンインテークからアクセスして短時間に交換できることが要求され、図Ⅲ2.1.3.1-7 に示す3次元モデルでファン動翼交換時の作業性の確認も実施した。胴体マウント方式のエンジンでは、左右のエンジンでマウント位置および燃料、抽気配管の配置が異なる。この相違に対応させるための QEC(Quick Engine Change)と呼ばれる左右交換部品が従来機種では1000点近くにのぼり、交換部品組立に約一週間、エンジン取り出し／取付けに1日を要している。本エンジンでは、交換部品組立からエンジン取り出し／取付けまでを6時間以内で換装作業が完了できるように、図Ⅲ2.1.3.1-8 に示すような3次元モックアップを用いて部品点数削減検討を実施し、QEC 点数を10数点程度まで大幅削減することができた。図Ⅲ2.1.3.1-9 に示すようなエンジンを機体に装着するためのマウントの構造、抽気、油圧、燃料、制御等の各配線、配管の配置を検討した。これらの結果を、適時エアライン／機体メーカーに提示して、組立・整備に関する具体的エンジンニーズを把握し、エンジン基本設計に反映した。



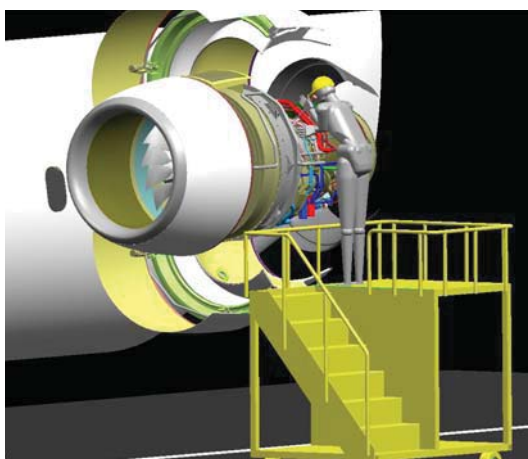
図Ⅲ2.1.3.1-4 エンジン全体3次元モックアップ外観

本図は、エンジン全体3次元モックアップの外観である。第2次基本設計ベースで、艀装・配管を含むエンジン全部品の3次元モデル化を完了した。本3次元モックアップにより組立・整備性を検討した。



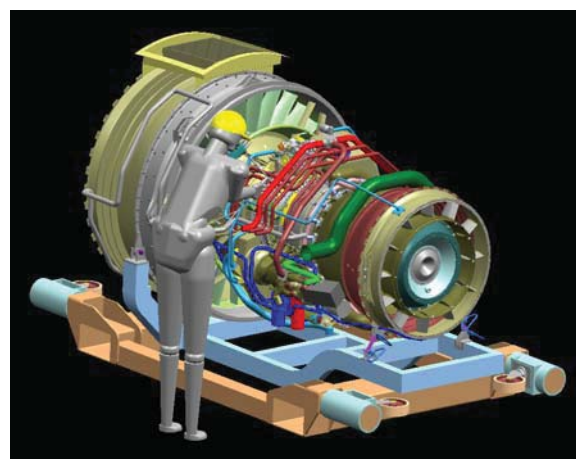
図Ⅲ2.1.3.1-5 補機取付け取り外し検討結果例

補機の取付け取り外し検討を実施した例である。補機類は、LRU (Line Replaceable Unit)とも呼ばれ、定時離発着のため機体搭載状態で30分以内に取り付け取り外しできることを要求される。このため、対象補機を他の補機あるいは配管に干渉することなく取付け取り外しできることを、3次元モックアップにより確認した。



機体搭載状態ボアスコープ点検  
(On Wing BSI)

注) BSI : Bore Scope Inspection

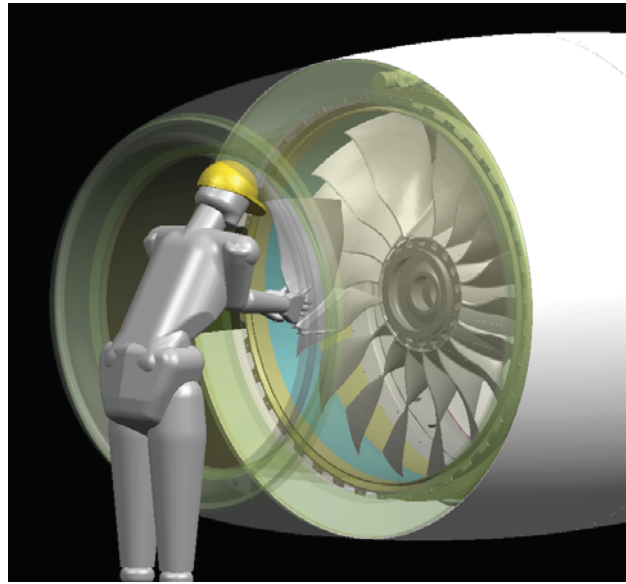


工場整備時ボアスコープ点検  
(Shop Visit BSI)

図Ⅲ2.1.3.1-6 ボアスコープ点検姿勢検討結果

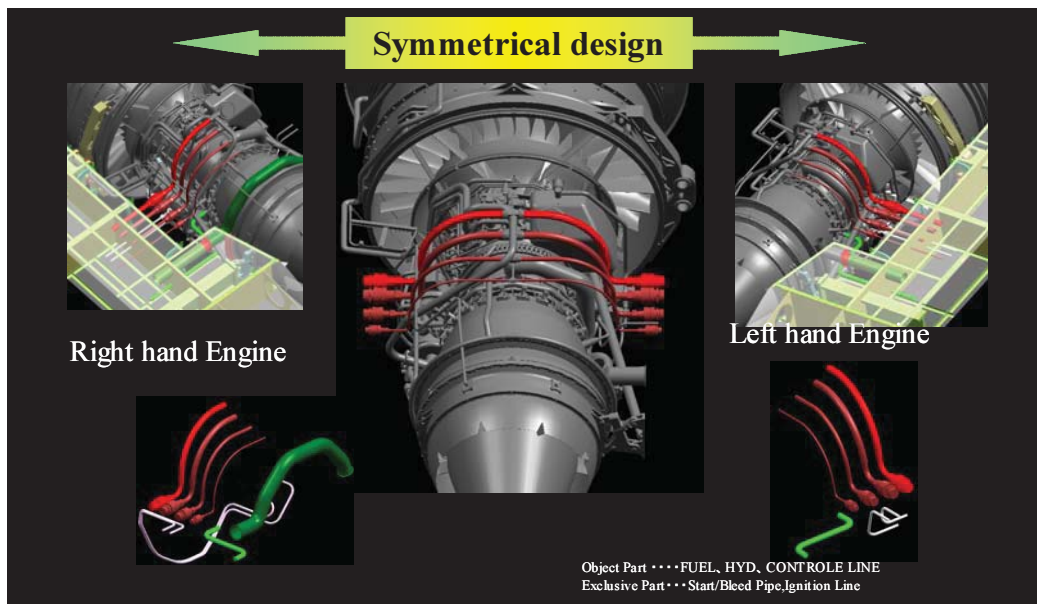
本図は、機体搭載状態および工場整備時のボアスコープ点検姿勢の検討結果である。点検作業者に負荷のかからない点検姿勢を考慮してボアスコープ点検孔の適正配置を検討した。





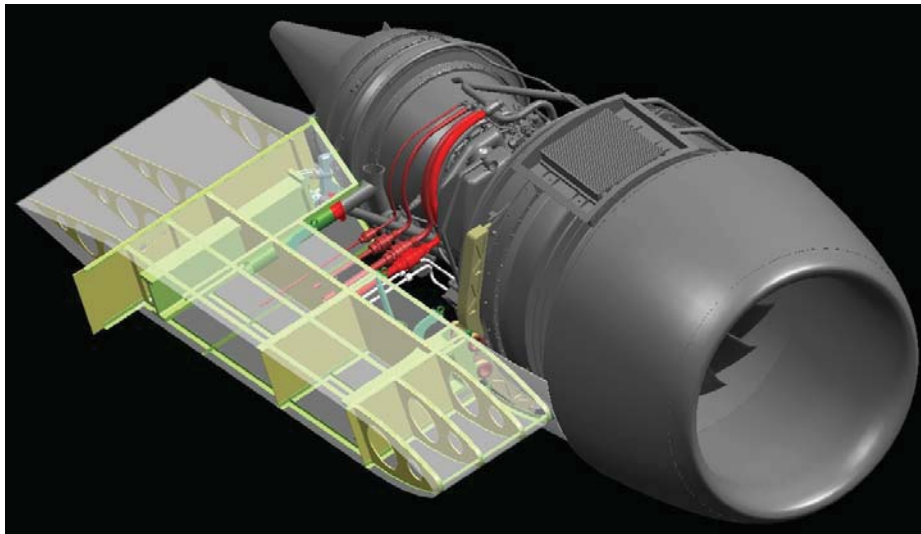
図Ⅲ2.1.3.1-7 ファン動翼交換検討結果

本図は、機体搭載状態でのファン動翼交換検討結果である。ファン動翼は鳥吸い込みなどによるダメージを受けるため、機体搭載状態で短時間に交換できることが求められる。機体搭載状態でエンジンインテークからアクセスしてファン動翼を交換できることを確認した。



図Ⅲ2.1.3.1-8 左右エンジン交換部品点数の削減検討結果

本図は、左右エンジン交換部品点数の削減検討結果である。胴体マウント方式のエンジンでは、翼下吊り下げマウント方式エンジンと異なり、左右のエンジンでマウント位置が異なり、したがって、左右のエンジンで燃料、抽気配管の配置を変更する必要がある。従来機種では、QEC (Quick Engine Change) と呼ばれる左右エンジン交換部品点数が1000点近くにのぼり、交換部品組立に約一週間、エンジン取り出し/取付けに1日かかっている。本エンジン形態では、QEC 点数を10数点程度に大幅削減することにより、交換部品組立、エンジン取り出し/取付けを合計して6時間以内、エンジン運航が終わって翌朝運航開始されるまでの約6時間でエンジン換装作業が完了できるように設計した。



図Ⅲ2.1.3.1-9 パイロン付きエンジン外部抵抗解析の基本設計への反映

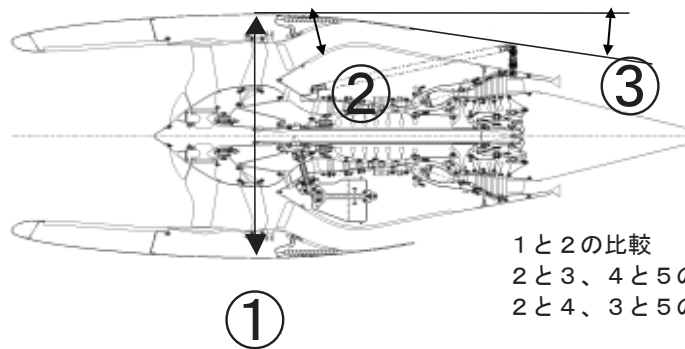
パイロン付きでのエンジン外部抵抗解析を行うことにより、エンジンマウントや客用抽気、油圧配管、制御配線などをパイロン内へ配置する際の指針を得ることが出来る。

## (2) エンジン外部抵抗検討

エンジン基本設計を進めるにあたり、性能、重量、コストについてのトレードオフをエンジン単体ではなく、エンジンナセルまでを含めて行った。この際、飛行時のエンジンナセルの外部抵抗と推力性能およびナセル重量がトレードオフ出来る技術の構築が必要である。通常、この種の技術は小型模擬エンジンを組み込んだ高価なナセル模型を用いた風洞試験を繰り返してデータを取得していく必要があるが、近年のCFD技術の発達により、コンピュータを用いたシミュレーションにより風洞試験を代替することが出来るようになってきた。そこで、このCFD分野で世界的に高い技術を有するJAXAとの共同研究を行った。

### ①軸対称ナセルのパラメトリックスタディ

エンジンナセルの各部の形状が、エンジン外部抵抗に与える基本的な影響を把握するため、エンジン本体の作動状態は同一のまま、外部抵抗と重量が異なる軸対称のナセルを数種設計し、CFD解析によりパラメトリックスタディを実施した。図Ⅲ2.1.3.1-10 にスタディを行った各ナセル形状の特徴を示す。エンジン外部抵抗への影響を見るために変化させたナセルの形状パラメータは、①ナセル外径、②ファンダクト流路高さ、③ポートテール角の3種とした。①のナセル外径については、ファンケース回りに装着する電子制御装置(ECU)、マウント、スラストリバーサの厚みの影響を把握する。②のファンダクト流路高さについては、コアケース回りに装着するアクセサリ・ギア・ボックス(AGB)、補機の厚みの影響を把握する。そして③のポートテール角については、ナセル全長とのトレードオフデータを把握する(ポートテール角を浅くすると、エンジンの外部抵抗は減少するが、全長が伸びて重量増となる)。図Ⅲ2.1.3.1-11 に外部抵抗の予測結果を示す。図からわかるように、軸対称ナセルの外部抵抗への影響はポートテール角の効果が最も高く、ナセルの重量とのトレードオフを行いながらポートテール角を極力小さくすればエンジン外部抵抗を低減することが出来る。一方、エンジン周りの補機の設置位置を工夫してナセルのポートテール角を据え置くことが出来れば補機厚みの影響は比較的小さいという知見を得ることが出来た。この成果を、図Ⅲ2.1.3.1-12 に示すように、エンジン基本設計でのエンジン周りの補機の大きさ、配置に反映した。

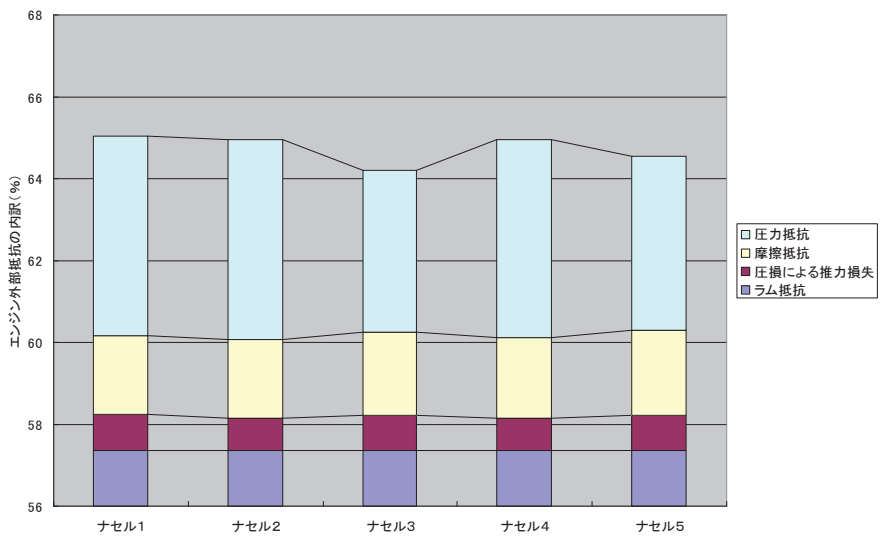


1と2の比較 圧損の効果  
 2と3、4と5の比較 ポートテール角の効果  
 2と4、3と5の比較 外径と圧損の効果

名称	①外径	②ファンダクト 流路幅	③ ポートテール角	特徴
ナセル1	基準	狭い=速い	11.5°	基準
ナセル2	同上	基準	同上	ナセル1と比較して ○ 圧損低い × 補機のスペースが少ない
ナセル3	同上	同上	10°	ナセル2と比較して、 ○ 抵抗が低い × 重い
ナセル4	+30mm	広い=遅い	11.5°	ナセル2と比較して、 ○ 圧損低い × 抵抗が高い
ナセル5	同上	同上	10°	ナセル4と比較して、 ○ 抵抗低い × 重い

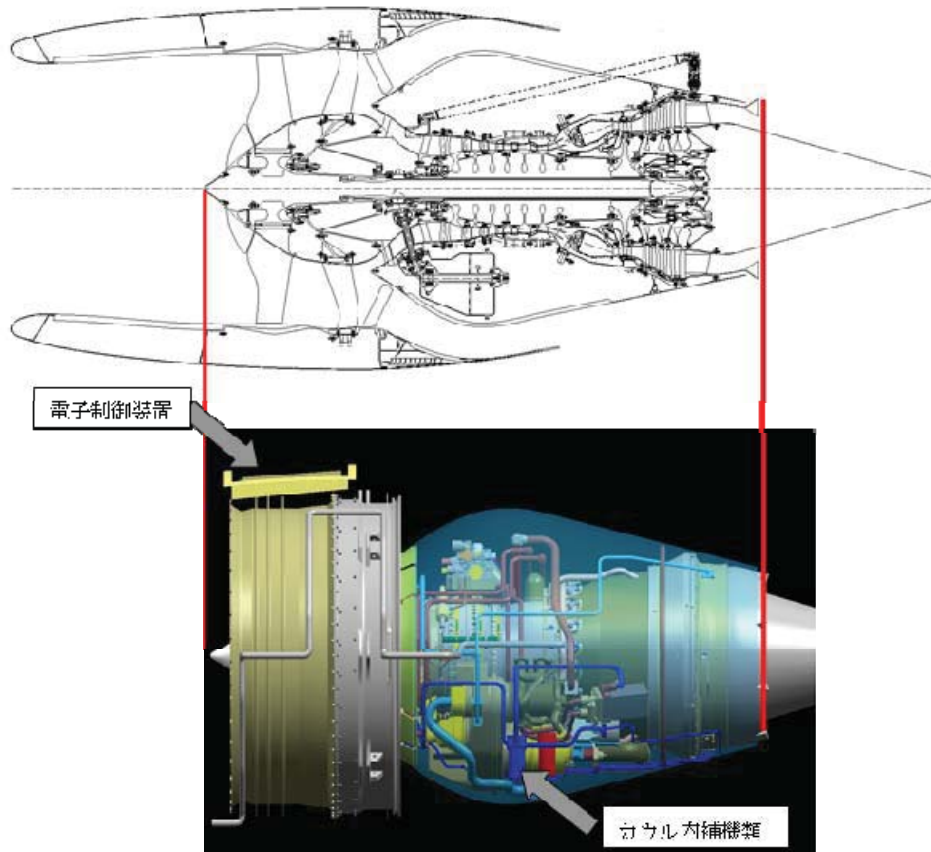
図Ⅲ2.1.3.1-10 軸対称ナセルのパラメトリックスタディ項目

エンジンの基本設計を進める上で、エンジンの基本形状や補機の形状の外部抵抗への影響の把握が必要になる。これらの形状がどの程度外部抵抗に効くかを把握するために、形状パラメータを振ってナセルを設計した。



図Ⅲ2.1.3.1-11 軸対称ナセルでのエンジン外部抵抗予測結果（巡航条件）

図Ⅲ2.1.3.1-9 の各ナセルを装着して巡航した場合のエンジン外部抵抗についての予測結果である。エンジンの作動状態は変わらず、ナセルのみを変えて比較している。縦軸はエンジンが発生した理論推力を100%とした場合の、各エンジン外部抵抗成分の占める割合を示している。各抵抗の内、もっともパラメータ変化の効果が著しかったのは、ナセル各部で発生する圧力差に起因して発生する圧力抵抗であり、ポートテール角を浅くしたナセル2→3や4→5の比較がこれに相当する。



図Ⅲ2.1.3.1-12 エンジン外部抵抗を考慮したナセルのエンジン基本設計への反映

ボートテール角を浅く維持することが、エンジンの外部抵抗を低減する効果が高いことから、ファンケースに装着される電子制御装置の前後方向位置を調整し、また、コアカウル内（下図の青いカウルで囲まれる空間）に配置されるエンジン補機の配置も調整した。

## ②パイロン付きナセル検討

軸対称ナセルでの検討に続き、パイロンを有するナセルでのエンジン外部抵抗の検討を行った。図Ⅲ2.1.3.1-13 および図Ⅲ2.1.3.1-14 に解析結果を示す。CFD解析の結果、パイロンを有する場合に、パイロンとナセルの干渉により軸対称ナセルの場合と比較してエンジンの外部抵抗が増大する傾向を定量的に見積もることが出来た。



図Ⅲ2.1.3.1-13 パイロン付きCFD解析結果（圧力分布）

ナセル外面の圧力分布であり、パイロンの存在によりナセル表面の圧力分布が影響を受けている。計算は宇宙航空研究開発機構（JAXA）にて、並列コンピュータNSⅢを用い実施されたものである。

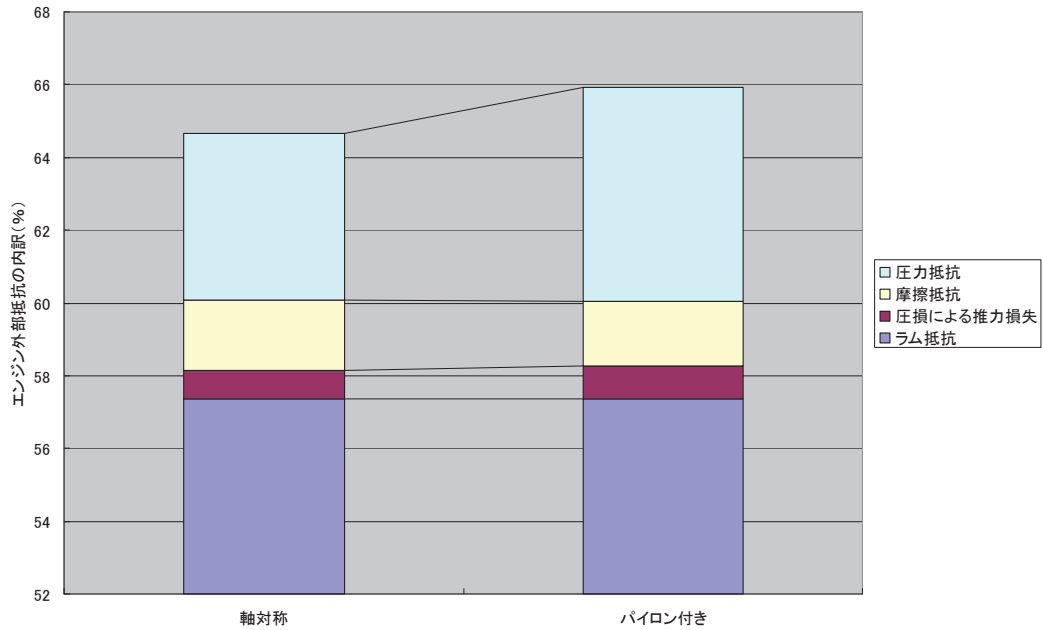


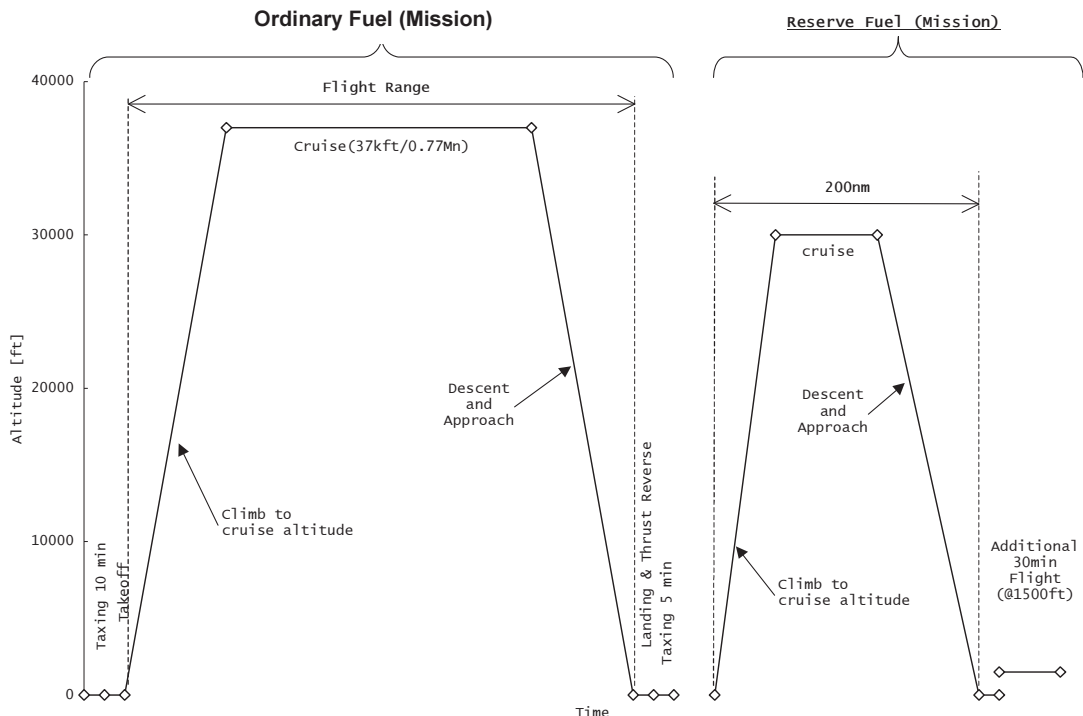
図 III 2. 1. 3. 1-14 パイロン付き解析結果 (抵抗内訳の軸対称解析との比較)

本図は、パイロンの有無によるエンジン外部抵抗についての予測結果を示しており、エンジンの作動状態やナセルの形状は変わらず、パイロンの有無のみ変えて比較している。縦軸はエンジンが発生した理論推力を100%とした場合の、各エンジン外部抵抗成分の占める割合を示している。パイロンとナセルの空力干渉によりエンジンの外部抵抗が増大する傾向が、定量的に予測出来ている。

### (3) エンジン仕様目標値の検討

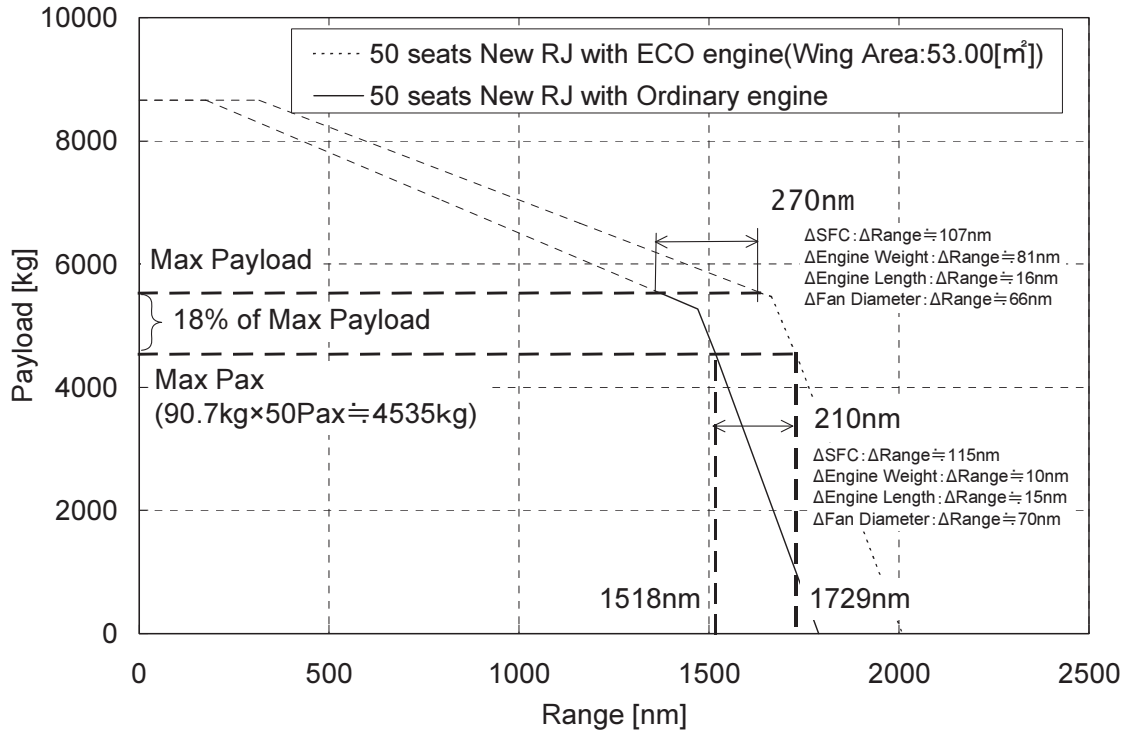
エンジン基本構造設計と連携しながら設定した要素設計仕様およびCFD解析によるエンジン外部抵抗結果に基づいて、燃料消費量を見積もるために50席機の飛行解析を実施した。図Ⅲ2.1.3.1-15に仮定した飛行ミッション、図Ⅲ2.1.3.1-16に飛行距離とペイロードの関係を従来機種と比較して示す。小型機の飛行ミッションを想定し、通常の離陸～着陸に加えてエアラインや機体メーカーで要求される予備燃料分も搭載した機体条件で検討を行った。その結果、従来機種にくらべて最大ペイロード時の飛行距離が270NM(500km)ほど延び、燃料消費量で比較すると従来機種にくらべて11%の低減が可能となる見通しを得た。燃料消費量軽減には、高効率化によるエンジン燃費向上およびシンプル化/段数・部品点数削減による重量軽減がそれぞれ5%程度ずつ寄与している。

この燃料消費量11%低減に加えて、(1)節で説明したエンジン価格27%削減、整備費40%削減結果により、エンジン寄与分の直接運航費用低減量を評価した。図Ⅲ2.1.3.1-17に直接運航費用の内訳を示す。この図は米国運輸局のデータにもとづいた、50席機の典型的な直接運航費用の内訳を示したものである。その内訳は、燃料費15%、整備費7%、エンジン価格6%となっており、整備費+エンジン価格の割合が、燃料費の割合と同レベルとなっていることに特徴がある。したがって、燃費低減に加えて、段数削減/部品点数削減等のシンプル化による整備費と価格低減が重要になることがわかる。さらに、直接運航費用においてエンジン寄与分が29%に相当することもこの図よりわかる。このデータを用いると、燃料消費量11%削減により直接運航費用が1.6%低減できる。さらに、エンジン価格27%削減により直接運航費用が1.6%低減でき、整備費用40%削減により、2.8%低減できることがわかる。これらを合計すると、図Ⅲ2.1.3.1-18に示すように6.0%の直接運航費用低減となり、エンジン寄与分の低減量としては21%で目標15%を十分に上回る見通しが得られた。



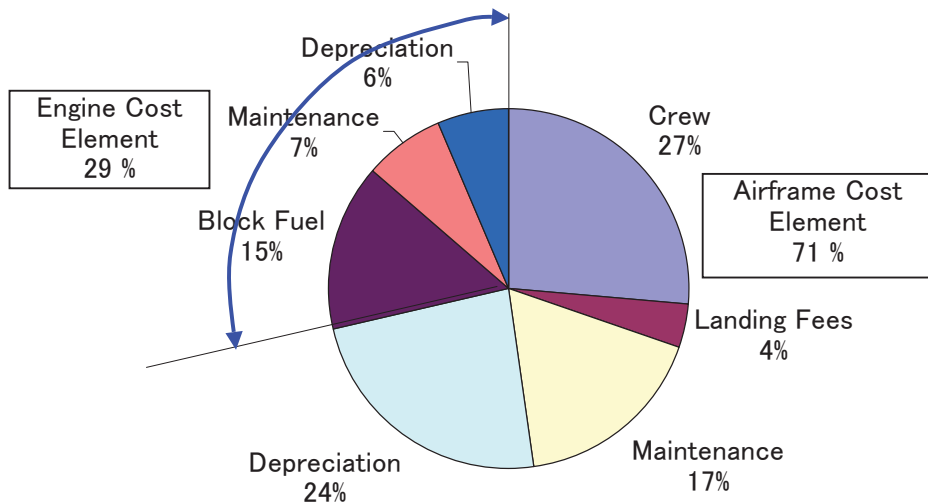
図Ⅲ2.1.3.1-15 飛行ミッション

本図は飛行解析において仮定した飛行ミッションである。小型機の飛行ミッションを想定し、通常の離陸～着陸に加えてエアラインや機体メーカーで要求される予備燃料分も搭載した機体条件で検討を行った。



図Ⅲ2.1.3.1-16 飛行距離とペイロードの関係 (1nm=1.852km)

本図は飛行距離とペイロードの関係を従来機種と比較して示した結果である。従来機種にくらべて最大ペイロード時の飛行距離が 270NMほど延び、燃料消費量にすると 11%低減できる見通しを得た。



図Ⅲ2.1.3.1-17 直接運航費用の内訳

本図は米国運輸局のデータにもとづいた、50席機の典型的な直接運航費用の内訳を示したものである。エンジン関連費用は全体の29%を占める。その内訳は、燃料費15%、整備費7%、エンジン価格6%となっており、整備費+エンジン価格の割合が、燃料費の割合と同レベルとなっていることに特徴がある。したがって、燃費低減に加えて、段数削減/部品点数削減等のシンプル化による、整備費、価格低減が重要になることがわかる。ちなみに、長距離機では、燃料費の割合が大きくなり、よって、燃費低減重視の設計となる。

	個別項目低減量	直接運航費用低減量
	現状の見通し	
エンジン価格	-27.0%	-1.6%
整備費	-40.6%	-2.8%
燃料消費量	-11.0%	-1.6%
直接運航費用低減量（機体＋エンジン全体に対して）		-6.0%
直接運航費用低減量（エンジン寄与分）		-20.7%

図Ⅲ2.1.3.1-18 直接運航費用低減量見通し

本表は直接運航費用低減量見通しである。エンジン価格 27%、整備費 40%、燃料消費量 11%の削減が可能となり、目標 15%を十分に上回る 21%の直接運航費用低減を達成できる見通しが得られた。



## 2.1.3.2 市場・技術動向調査

### (1) 市場動向調査

#### ① 需要予測

民間エンジン国際共同開発で築いた(財)日本航空機エンジン協会の事業ネットワークを最大限に活用して、図Ⅲ-2.1.3.2-1 に示す世界のエアラインを訪問しながら、需要予測ならびにニーズ把握を行った。需要予測調査については、第1期の平成15年度はマクロ的なトップダウン手法で、第2期ではミクロ的なボトムアップ手法による予測調査を欧米について実施した。このボトムアップ手法では、図Ⅲ-2.1.3.2-2 に示すように、リージョナル機を運航するエアラインから運航路線や保有機材数等を考慮した上で代表を抽出し、運航地域のGDP(Gross Domestic Product 国内総生産)成長予測と提供座席距離(Available Seat Mile: ASM)の成長を回帰予測し、運航形態を考慮した上で、このASMから将来必要機材を割り出した。なお、抽出したエアライン数は、図Ⅲ-2.1.3.2-1 に示す北米12社、欧州11社であり、世界のリージョナル機輸送量の70%ほどをカバーしている。

欧米でのリージョナルジェット機は30年間で5,900機の需要が見込まれ、大きく伸張するのは新規に投入されている60席以上の機体である。40-59席の機体は過去に急激に導入された結果、既に飽和しており数は微増である。それでも、代替需要を中心に北米と欧州の将来50席機需要は2005年から2034年までの30年間で約2,100機(北米1550機、欧州550機)、新機体の運航開始が予想される2014年から2034年までの20年間では約1,850機(北米1,400機、欧州450機)の需要が予測された(図Ⅲ-2.1.3.2-3)。

中国、インド及びアジア諸国のリージョナルジェット機の需要予測を実施した。特に同地域では、これまでに実施してきた航空データを用いた予測手法では、データの不足やデータの正確度の問題があり、また爆発的に成長する航空需要に対して過去の歴史的データでは将来予測が難しいと判断したため、これらの新興アジア地域の需要予測については交通経済学の手法を取り込んだ。図Ⅲ-2.1.3.2-4 に示すように、GDPの将来予測、航空輸送を含んだすべての輸送機関による都市間の交通需要量予測、航空機の機関分担率予測、機材カテゴリ別の予測を実施した。特に、二都市間の交通需要量の予測には、交通経済学で用いられる重力モデル(Gravity Model)を活用し、二都市間の経済力と距離の関係から科学的に需要を導き出した。また、機関分担率の予測では非集計ロジットモデルを使用し、米国における個人の移動手段の選択モデルを適用した。それらの予測モデルを適用した結果、アジア地区では30年間で1,600機の需要が見込まれた。2020年頃までは40-59席と60席以上の機体はほぼ同じペースで増加するが、以降は航空需要の増大から運航経済性の観点で50席機より60席機以上のニーズが増加することが予測される。50席機の需要は2005年から2034年までの30年間で約400機(中国216機、インド148機、他)である。また、新機体の運航開始が予想される2015年から2034年までの20年間では50席機は約300機の需要が予測された(図Ⅲ-2.1.3.2-5)。

#### ② ニーズ把握

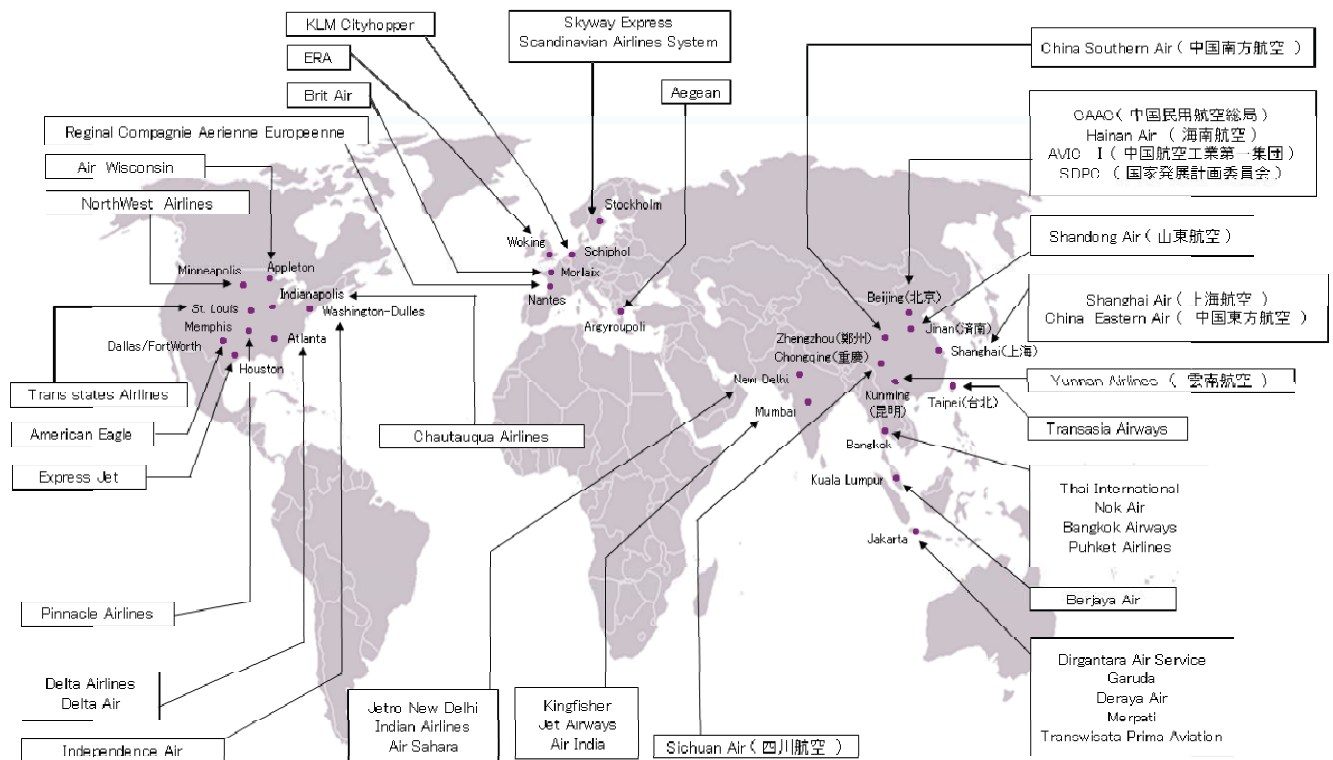
米国と欧州の航空輸送量は順調に回復しているものの、低運賃を武器に参入したローコストキャリアが市場に浸透し、運航コストの一層の削減が求められている。このような状況の中で、エアラインが重要視していることは、信頼性と低整備コストであった。信頼性の向上については、個々の部品はもちろんのこと、よりエンジン全体に対して求められた。整備費コストに関しては、まず両地域に共通する事柄は、QEC(Quick Engine Change)キット左右の共通化であり、現在は左右非対称のため整備に時間がかかり、且つ左右2形態のキットを準備するため費用が高額になる点に大きな不満が集中していた。

米国においては、整備を外注化するケースが多く、またエンジンの整備契約もPBH(Power By Hour(運航時間あたりあらかじめ整備費用を定めて))が多くなっている。したがって、エンジンメーカーにとってより重要な課題は、個々の整備費用単価では無く、トータルパッケージとしていかに単価の安いPBH契約を結ぶことができるかに変わってきている。もちろん、廉価な契約を結んでも整備費用が高額なら、エンジンメーカーは作業量に見合う収入を得られず、持ち出しになってしまうことになる。また、エンジンモニタリングの搭載も要請されており、既存のエンジンメーカー同様にきめの細かいデータを収集し、分析し、エアラインに対策を提案する能力が求められている。

欧州では、環境規制に対する対応が今後非常に重要であるとの意見を得た。この対策の有無が将

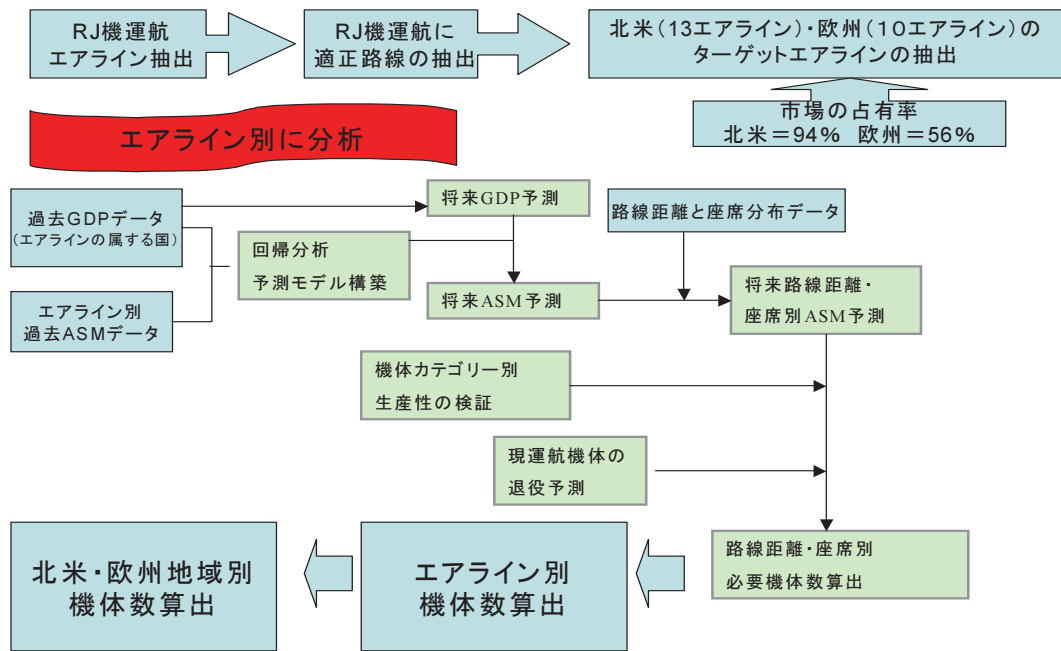
来のエンジン・機体のリセールバリューにも直結する経済的な話であるとの認識であった。特に、エンジンに対して騒音と排気（CO<sub>2</sub>）を既存の規制値に対し大幅に改善するよう期待があった。特に、排気は今後5年から10年にかけて最も重要な問題であるとのことだった。

アジアと中国のエアラインからは、やはり信頼性と整備コストの低減は主要な関心事項であった。しかし、整備費コストにおける労務費部分は欧米諸国に比べてウエイトが小さく、整備部品そのものが高額であるとして改善を要求された。QEC 部品はもちろんのこと、アクセサリ部品について価格低減の要求があった。



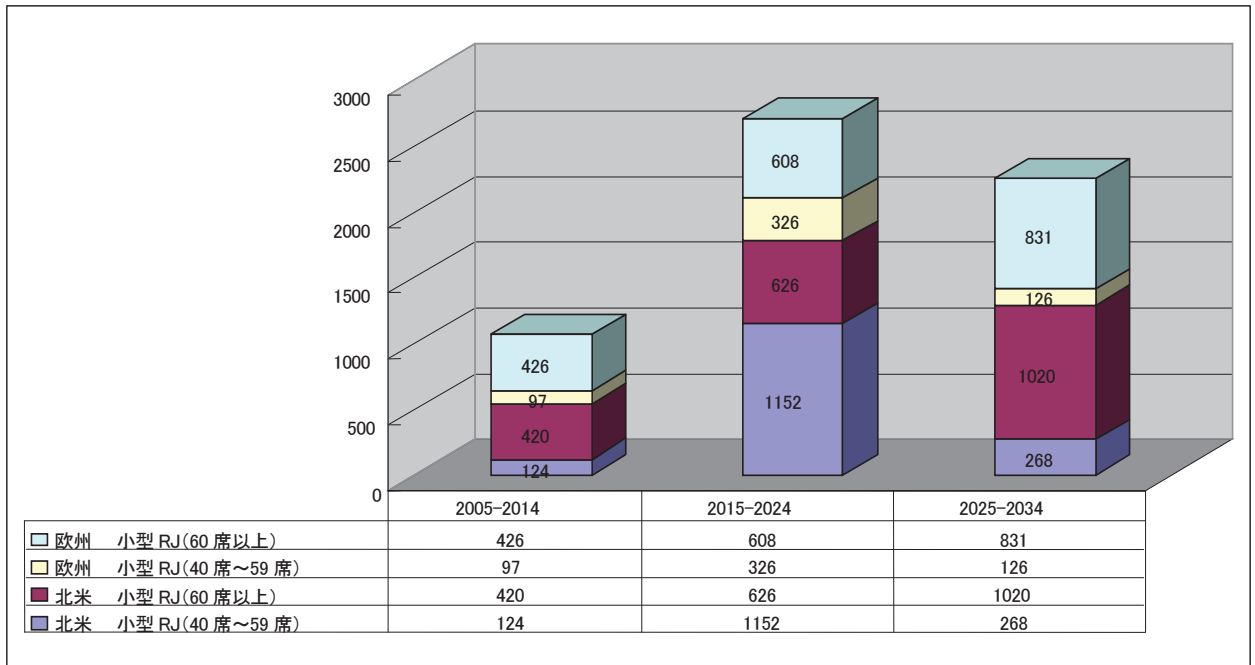
図Ⅲ2. 1. 3. 2-1 訪問調査エアラインの一覧

北米 12 社、欧州 11 社、中国 7 社、インド 5 社、インドネシア 5 社、タイ 4 社、マレーシア 1 社、台湾 1 社の 45 社のエアラインを訪問し、各国特有のニーズを把握するとともに、将来顧客とし個々のエアラインの経営戦略や経営環境についてなど幅広く意見を聞くことができた。



図Ⅲ2.1.3.2-2 平成16年度のボトムアップ需要予測の手法

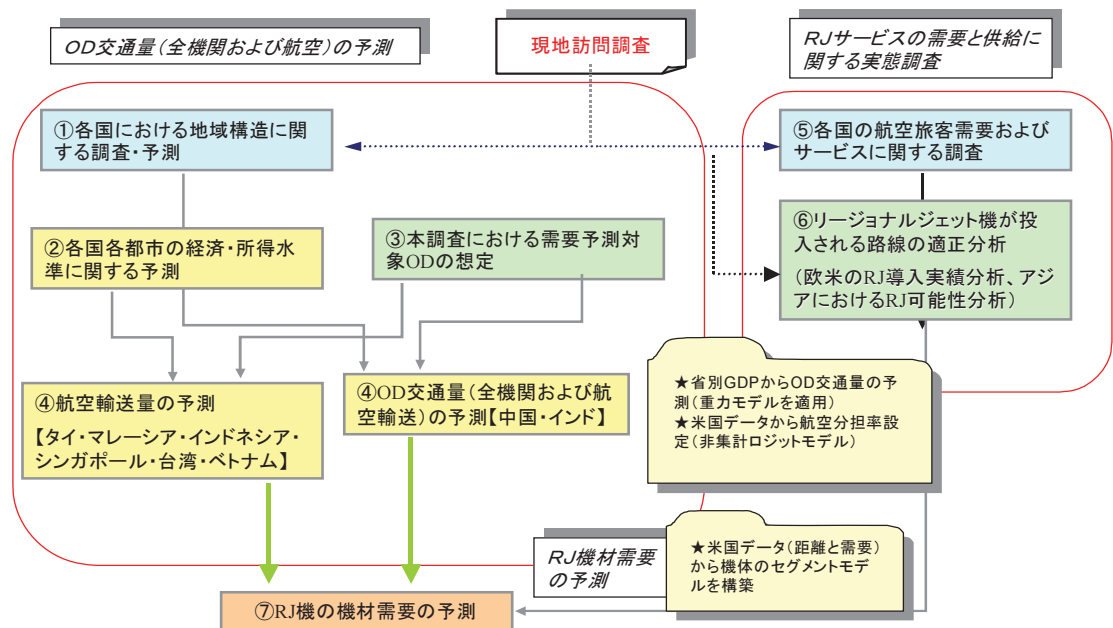
ボトムアップ需要予測手法では北米と欧州について、リージョナル機を運航するエアライン上位を抽出し、そのエアライン毎の需要予測を積み上げて地域の需要を予測した。特に、GDP(Gross Domestic Product)とASM(Available Seat Mile)の相関関係を回帰分析し、将来のASMを予測。それを座席と距離の категорияに配分し、リージョナル・ジェット機の運航実態を踏まえ、同時に機材の退役予測して必要機材を算出した。



図Ⅲ2.1.3.2-3 平成16年度のボトムアップ調査（北米・欧州の納入機数予測）

欧米でのリージョナルジェット機は30年間で5,900機の需要が見込まれ、その中で、将来50席機需要は代替需要を中心に2005年から2034年までの30年間で約2100機（北米1550機、欧州550機）、新機体の運航開始が予想される2014年から2034年までの20年間では約1850機（北米1400機、欧州450機）の需要が予測された。

現機材データで予測できないアジア・中国において、交通経済学の予測手法を適用



図Ⅲ2.1.3.2-4 アジア・中国地区需要予測手法

アジア・中国地区需要予測手法では、航空データに加えて交通経済学の手法を用いた。将来の国別、地域（中国では省別）のGDP(Gross Domestic Product)を予測し、そこから重力モデルを用いて都市間の交通需要量を推計した。さらに、米国の交通移動調査データから交通利用者における航空機利用者のモデルを構築して機関分担率を算出し航空需要を予測した。また、リージョナル機の適正路線分析を実施し、将来航空需要に対する必要機体数を予測した。

小型 RJ (40 席～59 席)	2005—2014	2015—2024	2025—2034	Total
北米	124	1,152	268	1,545
欧州	97	326	126	549
中国	69	98	49	216
インド	27	64	57	148
東南アジア	11	14	10	35
合計	328	1,654	510	2,492

図Ⅲ2.1.3.2-5 欧米およびアジア地域の需要予測調査納入機体数まとめ

アジア地区では 30 年間で 1,600 機の需要が見込まれた。その中で、50 席機需要は 2005 年からの 30 年間で約 400 機（中国 216 機、インド 148 機、他）である。また、新機体の運航開始が予想される 2015 年からの 20 年間では約 300 機の需要が予測された。さらに、欧米の 50 席機需要と合わせると、約 2,150 機の需要が予測された。

## (2) 技術動向

当該エンジン開発においては、その市場競争力を確保するために、技術優位性を確保し、維持することが重要である。そのために、当該エンジンに適用されている諸技術の優位性を国際的観点から確認することが求められる。そこで、国内外の航空エンジン要素技術の動向を国際学会講演論文の分析や海外研究機関訪問などにより調査した。欧米で取り組まれている航空エンジン関連の研究開発プロジェクトとして、米国U E E T (Ultra-Efficient Engine Technology)の目標を表Ⅲ2.1.3.2-1に、欧州E E F A E (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)の目標を表Ⅲ2.1.3.2-2に示す。これらのプロジェクトにおいても、低NO<sub>x</sub>化などの環境適合性に関する研究開発が実施されている。国際学会であるA S M E (The American Society of Mechanical Engineers)、A I A A (American Institute of Aeronautics and Astronautics)等の文献を入手して分析調査した結果、航空エンジンの耐久性向上に関わる伝熱技術に関する研究が最も多く、次いで低NO<sub>x</sub>化に関わる燃焼技術関係の研究が多いことが解った。さらに、ヘルスマモニタリングに関わるエンジン制御・診断・計測技術分野の研究が盛んであることも確認した。本事業においてもこれらの研究開発に取り組んでいることより、研究開発の方向性は正しいと考えられる。また、これらの調査より、当該エンジンへ適用している技術アイデアと競合するものは提示されていないことを確認した。さらに、小型航空機メーカーのボンバルディア社と小型航空機エンジンのプラット・アンド・ホイットニー・カナダ(PWC)社を国家的に支援しているカナダ国立研究所等を訪問して意見交換を行った結果、当該エンジンに適用しようと進めている技術の高さについて十分に評価され、技術的優位性が確認された。

要素の研究開発動向とは別に、当該エンジンが採用しようとしている要素技術が最新の100席以下級エンジンに比べて独自性を有するかの調査を実施した。その結果を表Ⅲ2.1.3.2-3に示す。この表において、CF34-10は平成16年12月に型式承認を取得し運用を開始したばかりのエンジンである。SaM146は平成19年に型式承認取得を目指して現在開発中のエンジンであり、PW800は概念検討中のエンジンである。エンジンの全体段数に関して、当該エンジンはCF34-10やSaM146に比べて段数が少なく、エンジン価格や整備費用削減の観点で優位性を確保している。PW800と段数は同じであるが、当該エンジンでは減速ギアが無いため、エンジン価格や整備費用削減の観点ならびに信頼性の観点で優位性を確保できる。この表においてイタリアック体で示した当該要素技術が世界にない独自技術である。ファン要素においては、ゼロハブファン技術は世界にない技術であり、低圧圧縮機を大幅に削減できる点で技術優位性は極めて高いと言える。また、出口案内翼(OGV)とフレーム/ストラットを一体化した統合OGVについては、PW800で構想されているが、低騒音化と空力性能向上を同時にはかれるスweep・リーン技術までは採用されていない。エンジン価格や整備費用削減に寄与するファン動翼の枚数については、SaM146とPW800の情報はないが、CF34-10に比べると2割以上少なく、優位性があると言える。圧縮機要素においては、小型エンジンの性能を向上できるディフューザパッセージ動翼は世界にない技術であり、燃焼器要素においては、低NO<sub>x</sub>化を可能にする急速混合形態と部分予混合形態は他機種エンジンには適用されておらず、優位性を確保できる。タービン要素においては、高負荷化と高効率化を同時に達成できるカウンターローテーションタービン技術は、他機種エンジンには適用されておらず、優位性を確保できる。これらの結果より、当該エンジンは他機種の小型エンジンと比べて、多くの独自要素技術を有しており、エンジン価格や整備費用削減に大きく寄与する段数削減の意味で十分な市場競争力を有していることを確認できた。

表Ⅲ2.1.3.2-1 米国U E E T (Ultra-Efficient Engine Technology)の目標

項目	目標	備考
低NO <sub>x</sub> 化	ICAO CAEP2 -70%	=ICAO CAEP4 -65%
低CO <sub>2</sub> 化	-15%	

欧米で取り組まれている航空エンジン関連の研究開発プロジェクトとして、米国U E E T (Ultra-Efficient Engine Technology)の目標を示す。低NO<sub>x</sub>化などの環境適合性に関する研究開発が実施されている。

表Ⅲ2.1.3.3-2 欧州EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)の目標

項目	目標	備考
低NO <sub>x</sub> 化	ICAO CAEP2 — 80%	= ICAO CAEP4 — 75%
低CO <sub>2</sub> 化	-15~20%	

欧米で取り組まれている航空エンジン関連の研究開発プロジェクトとして、欧州EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine)の目標を示す。米国UEETと同様に環境適合性に関する研究開発が実施されている。

表Ⅲ2.1.3.2-3 エンジン技術の比較

	当該エンジン	SaM146	PW800	CF34-10
機体	次世代50席機	スホーイ社 (ロシア) RRJ機 (70~90席)	ボンバルディア社 (カナダ) Cシリーズ機 (100席)	エンブラエル社 (ブラジル) ERJ190/195 (100席)
状況	要素技術開発	エンジン開発	概念検討	運用
全体	【段数】 合計11段 (ギア無) FAN: 1段 LPC: なし HPC: 6段 HPT: 1段 LPT: 3段	【段数】 合計14段 (ギア無) FAN: 1段 LPC: 3段 HPC: 6段 HPT: 1段 LPT: 3段	【段数】 合計11段 (ギア付) FAN: 1段 LPC: 2段 HPC: 5段 HPT: 1段 LPT: 2段	【段数】 合計18段 (ギア無) FAN: 1段 LPC: 3段 HPC: 9段 HPT: 1段 LPT: 4段
ファン	・ゼロハブファン ・スリーブ・リン統合OGV ・ファン動翼18枚	・スウェプトファン	・スウェプトファン ・統合OGV	・スリーブ・リンOGV ・ファン動翼24枚
圧縮機	・ディフューザパッセージ動翼 ・3次元設計翼 ・全段ブリスク	・3次元設計翼	・3次元設計翼 ・全段ブリスク	・3次元設計翼
燃焼器	・部分予混合 ・急速混合 ・部分過濃	・従来拡散	・部分過濃	・従来拡散
タービン	・カウンターローテーション ・高揚力化 ・先進単結晶	・高揚力化	・高揚力化	・高揚力化

当該技術と最新エンジン技術の比較を実施した。エンジン全体段数において、当該エンジンはCF34-10やSaM146に比べて段数が少なく、エンジン価格や整備費用削減の観点で優位性を確保している。PW800と段数は同じであるが、当該エンジンでは減速ギアが無いいため、エンジン価格や整備費用削減の観点ならびに信頼性の観点で優位性を確保できる。この表においてイタリック体で示した当該要素技術が世界にない独自技術である。これらの結果より、当該エンジンは他機種の小型エンジンと比べて、多くの独自要素技術を有しており、エンジン価格や整備費用削減に大きく寄与する段数削減の意味で十分な市場競争力を有していると言える。

## 2.2 第3期成果

第3期の研究開発項目である以下について各々成果を示す。

### ○インテグレーション技術開発

#### ▶エンジンシステム特性向上技術

- ・全体システムエンジン実証
  - (1) 第2期仕様デモエンジン設計
  - (2) エンジン仕様の変更
  - (3) 燃費重視仕様エンジン設計
  - (4) 設計確認
  - (5) 製造工程確認

#### ・関連要素実証

- (1) ファン
- (2) 圧縮機
- (3) 燃焼器

#### ▶耐久性評価技術

#### ▶耐空性適合化技術

### ○市場・技術動向調査

### 2.2.1 インテグレーション技術開発

#### 2.2.1.1 エンジンシステム特性向上技術

##### 1) 全体システムエンジン実証

本章では、以下の構成で記述する。

第2期のエンジン仕様において、エンジン全体の詳細設計としてデモエンジン試験を念頭に第3期初年度の平成19年度に実施しており、「(1)第2期仕様デモエンジン設計」として記述する。

経済危機等による燃料価格高騰でエアライン経営の悪化が顕在化したため、燃費重視のエンジン仕様検討が行われ、「(2)エンジン仕様の変更」として記述する。

その後は、この燃費重視仕様エンジンを目標準エンジンとして設計を実施しており、「(3)燃費重視仕様エンジン設計」として記述する。

また、エンジン設計に必要となる以下技術については、燃費重視仕様の下に設計確認試験等による研究開発をJAXAとの共同研究を活用しつつ実施した。本エンジンの1つの特徴であるカウンターローテーションを実現する作動反転ベアリング、圧縮機の可変静翼の低コスト化技術、燃費重視仕様で高くなったタービン入口温度に対応する冷却空気量最適化、燃費低減に資するファンダクトのダクトロス低減、燃費重視仕様で高まった排気ジェット速度に対応した騒音低減技術、およびECI(Eddy Current Inspection、渦流探傷検査)による欠陥発見確率を加味した検査技術、ヘルスモニタリング技術を支える制御技術について「(4)設計確認」として各々を記載する。

#### 設計確認

- a. 作動反転ベアリング
- b. 可変静翼(VSV)機構
- c. タービン冷却空気量最適化
- d. ECI(Eddy Current Inspection)
- e. ダクトロス低減
- f. 騒音低減
- g. 制御技術

更に、直接運航費用低減への貢献として、低コスト製造技術について、製造工程確認として以下技術について研究開発を実施した。大型鋳物フレームや、タービン翼の鋳造シミュレーション技術、圧縮機の低コスト製造技術である LFW(Liner Friction Welding、線形摩擦接合)、MIM(Metal Injection Molding、金属射出成型)、MSC(Micro Spark Coating、耐摩耗コーティング)の各技術およびタービン翼への TBC(Thermal Barrier Coating) 施行技術について、「(5) 製造工程確認」として記載する。

製造工程確認

- a. 鋳造シミュレーション
- b. LFW
- c. MIM
- d. MSC
- e. TBC

全体システムエンジン実証の総合評価として、(6)システム評価の項にて、(4)設計確認、(5)製造工程確認の各成果を反映し、燃費重視仕様エンジンにおける、直接運航費用、低騒音、低 NOx の各目標仕様値の評価について記述する。

(1) 第2期仕様エンジン設計

a. フルエンジン設計

第2期の基本設計結果を基に軽量化、コスト削減、整備性、その他エンジンシステムとして成立させるために必要な要素間インタフェースの適正化（空力、構造/強度）、振動などについて検討を実施し、第2期仕様のフルエンジン設計を行った。

エンジン全体では、軽量化、軸振動成立のために軸長短縮、ケーシングの薄肉化を実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1(1)-1に軸長短縮について、図Ⅲ2.2.1.1-1(1)-2にケーシング薄肉化について、各々第2期時の基本設計と比較して示す。また、組立・整備性については、圧縮機部のボルト/ナット配置、バランス修正の作業性改善のために圧縮機(HPC)リアシャフトを高圧タービン(HPT)ディスクに一体化する形態を採用するなどの改良を実施した。(図Ⅲ2.2.1.1-1(1)-3)

次に個々の要素毎にインテグレーション上実施した内容を示す。

ファンでは、主に以下についての見直しを実施した。(図Ⅲ2.2.1.1-1(1)-4)

	見直し内容
軽量化	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ケーシングにケブラーを採用</li> <li>・動翼ソリディティ減で翼コード長減</li> <li>・動翼、IOSの軸長短縮</li> </ul>
コスト削減	<ul style="list-style-type: none"> <li>・大型構造物フロントフレームの鋳造コスト、加工コスト、空力形状とのトレードオフ</li> <li>・圧縮機入口のIGV(Inlet Guide Vane)の位置調整</li> </ul>
その他	<ul style="list-style-type: none"> <li>・軸振動成立の観点から軸長短縮</li> <li>・FBO(Fan Blade Off)、軸振動成立の観点から動翼軽量化、軸長の短縮</li> <li>・IOS(Integrated OGV(Outlet Guide Vane) Structure)共振回避</li> <li>・FBO(Fan Blade Off)でサイジング（翼/ディスク締結構造）</li> </ul>



圧縮機で実施した主な見直し内容を示す。(図Ⅲ2.2.1.1-1)(1)-5)

	見直し内容
軽量化	<ul style="list-style-type: none"> <li>・フロントフレーム IGV 間のギャップ短縮</li> <li>・バランスウェイト位置の変更</li> <li>・可変静翼(VSV)のスピンドル高さ縮小</li> <li>・ローターハブ壁面のバンドの薄肉化</li> </ul>
コスト削減	<ul style="list-style-type: none"> <li>・トルクシャフト型の VSV リンク機構を採用</li> <li>・高価な Spherical ベアリングを用いない可変静翼(VSV)リンク機構</li> <li>・アウターケースの変更、コーティングの削除</li> <li>・抽気孔を孔からスリットへ変更</li> <li>・ハニカムの厚肉化</li> </ul>
その他	<ul style="list-style-type: none"> <li>・損傷を受けやすい1段動翼、2段動翼を単段化(整備性)</li> <li>・OGV(Outlet Guide Vane)翼型の変更(性能、構造)</li> <li>・シャフト剛性強化、軸振動成立</li> </ul>

燃焼器で実施した主な見直し内容を示す。(図Ⅲ2.2.1.1-1)(1)-6)

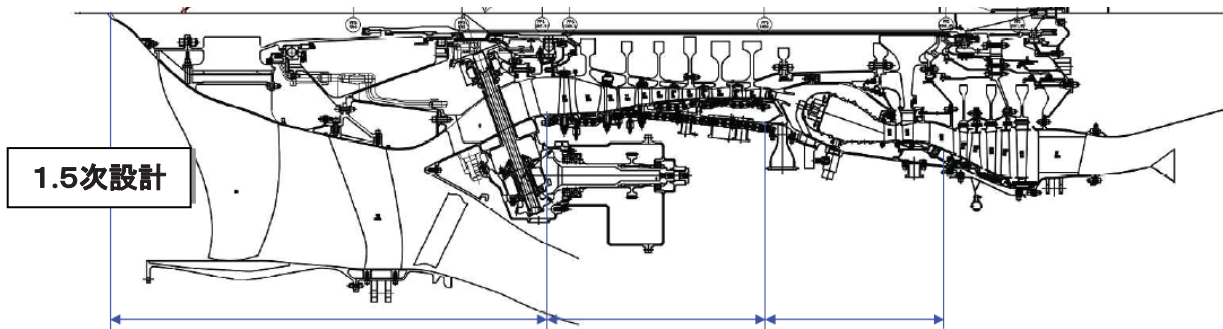
	見直し内容
軽量化	<ul style="list-style-type: none"> <li>・カウル、ケースの薄肉化</li> </ul>
コスト削減	<ul style="list-style-type: none"> <li>・エフュージョンライナーの採用</li> <li>・鋳造/板金溶接構造の採用(アウターライナー)</li> <li>・燃焼ノズルへの直管採用(形状簡素化)</li> </ul>
その他	<ul style="list-style-type: none"> <li>・OGV 翼型の変更(性能、構造)</li> <li>・ライナ分割組立構造採用(整備性)</li> <li>・熱変形に追従するスワラー/燃焼ノズル部にスライド機構採用</li> </ul>

高圧タービンに実施した主な見直し内容を示す。(図Ⅲ2.2.1.1-1)(1)-7)

	見直し内容
軽量化	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ケースの薄肉化</li> <li>・フロントシャフト、リアシャフト一体化</li> <li>・フロントシールのボルトレス化</li> <li>・動翼枚数、軸長最適化</li> </ul>
コスト削減	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ケース部ボスの溶接化</li> <li>・シール方法の変更(Eシール→メタル線接触シール)</li> <li>・板金化</li> <li>・TOBI(Tangential Onboard Injection)ダクト構造変更(ベ-ンタイプ→孔タイプ)</li> </ul>
その他	<ul style="list-style-type: none"> <li>・サーマルマッチング、空力性能を反映したシール、構造の見直し</li> </ul>

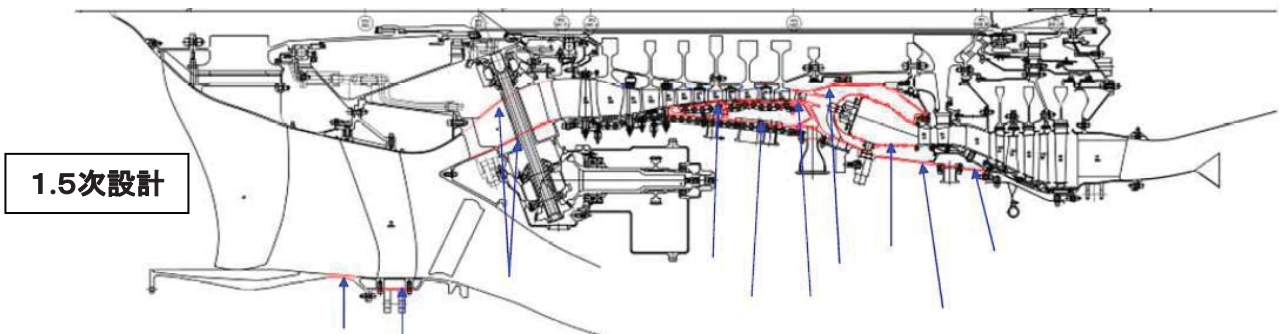
<軸長短縮（軽量化・軸振動成立性）>

15次設計



図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-1 軸帳短縮

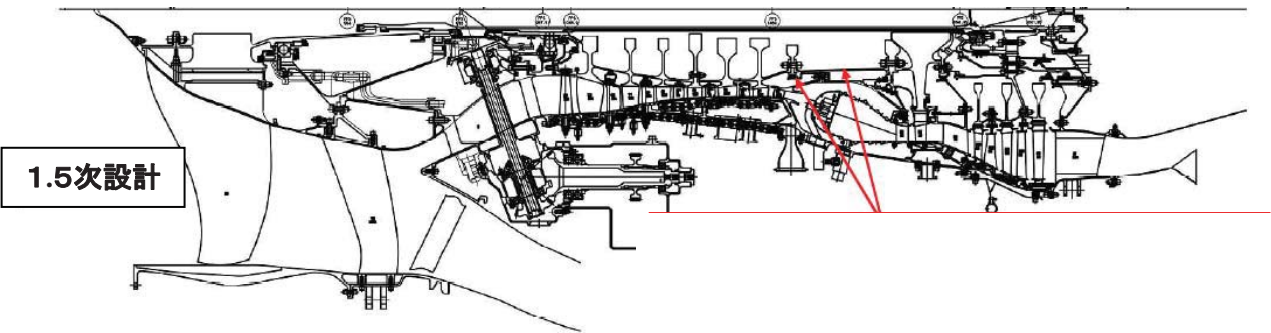
15次設計



図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-1 ケーシング薄肉化（赤線部）

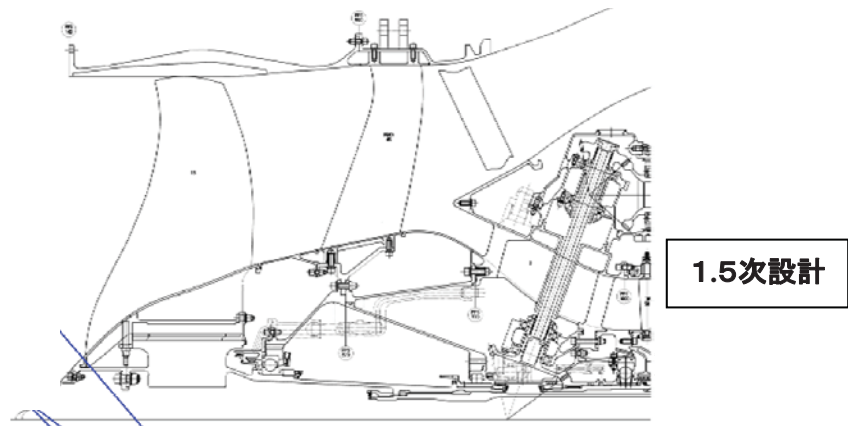
<組立・整備性向上>

15次設計



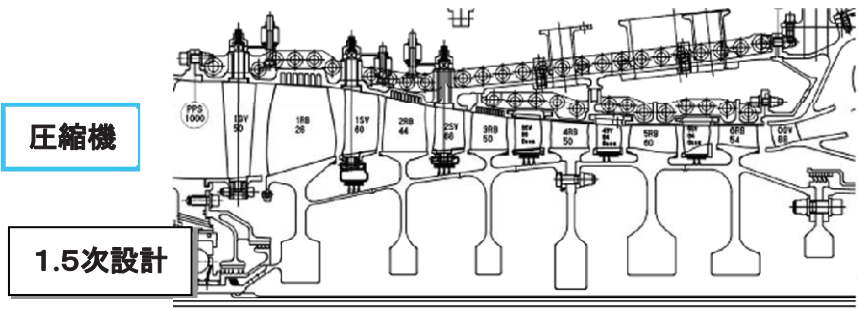
図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-3 組立・整備性

ファン



15次設計

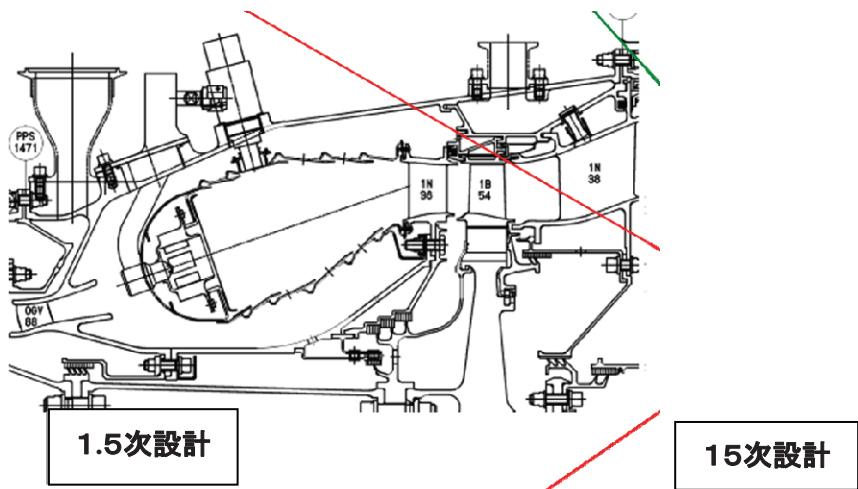
図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-4 ファン



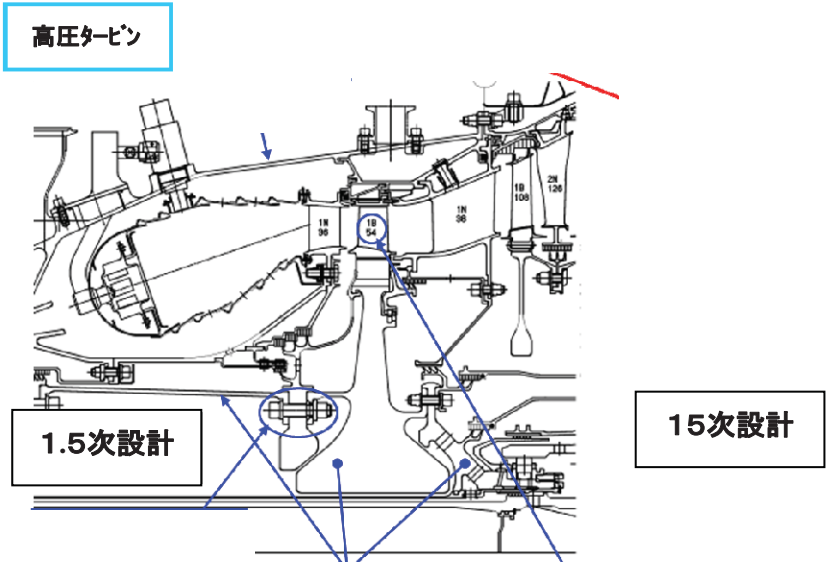
15次設計

図Ⅲ.2.2.1.1-1) (1)-5 圧縮機

燃焼器

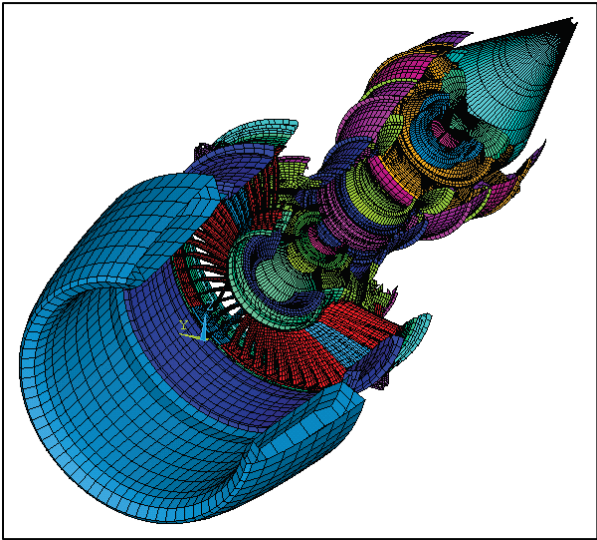


図Ⅲ.2.2.1.1-1) (1)-6 燃焼器

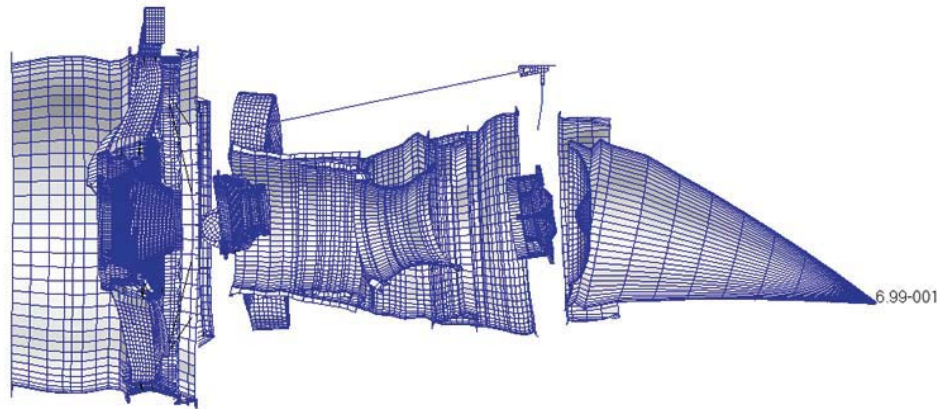


図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-7 高圧タービン

エンジン全体のモデルを作成し、振動特性、FB0 時の荷重について計算を実施し、デモエンジン設計の確認を実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-8 に全体モデルを示す。図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-9 にエンジン全体の解析結果例として高圧系 2 次危険速度時の変形状態を示す。これらにより、構造強度から FB0 を含む構造成立性まで確認することができた。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-8 全体解析モデル

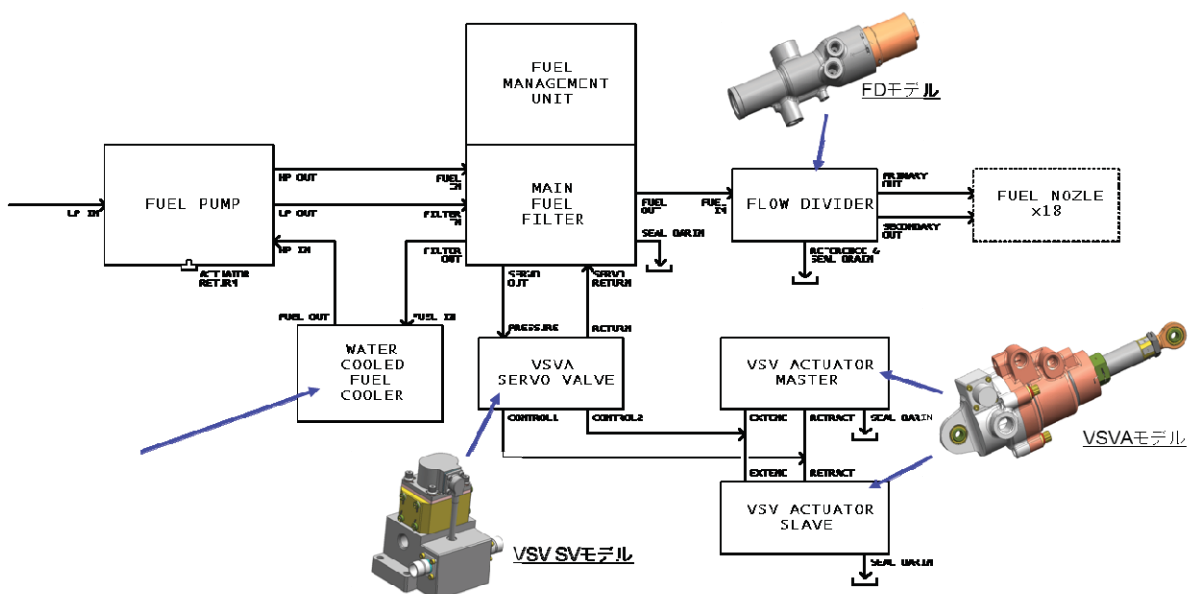


図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-9 解析結果例（振動時の変形）（誇張して表示）

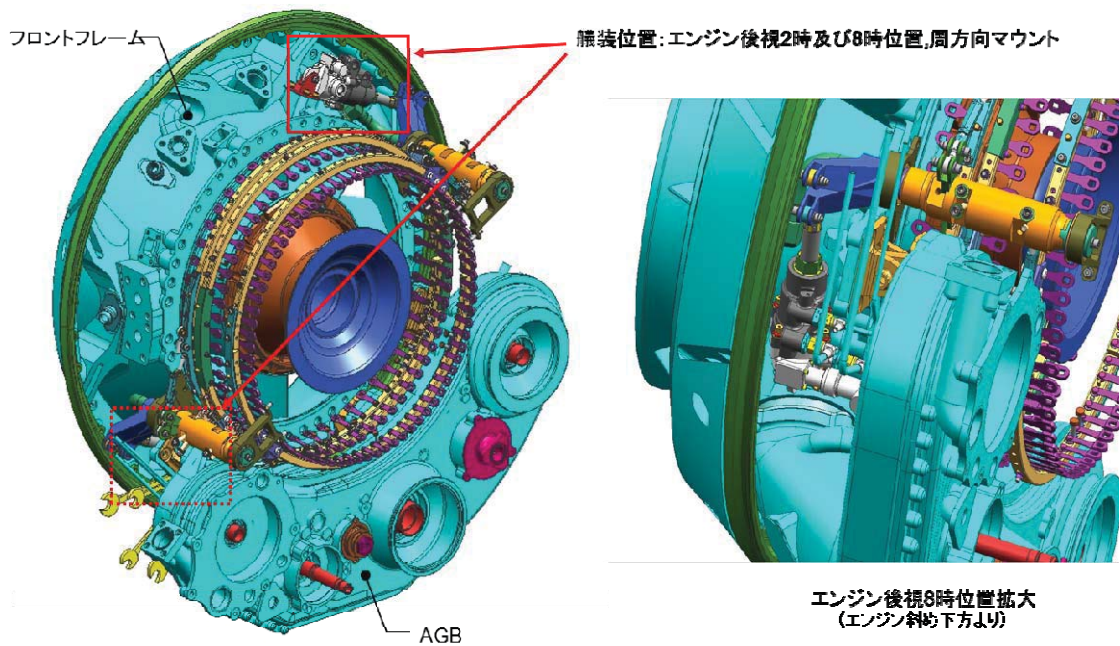
デモエンジンのエンジン構成・オペレーション・性能サイクルに対し、燃料システムの定常性能およびヒートマネジメント成立性を実現する燃料システムの設計検討を実施した。エンジン設計に合わせ、エンジン補機インターフェース調整を実施、構成機器の設計を行った。特徴を以下に示す。図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-10に燃料システム系統図を示す。

- ・ Over Speed Valve Restrictor : FMU(Fuel Management System)内に設置
- ・ Flow Divider : マニホールドドレン機能は任意に停止可能
- ・ VSV(可変静翼) Actuator および Servo Valve : VSV 負荷要求・艤装エンベロープに合わせ、形状およびストロークを決定
- ・ WCFC(Water cooled Fuel cooler) : システム成立性・安全性を考慮し、構造および熱交換性能を決定

VSVA(Variable Stator Vane Actuator)要求仕様（艤装エンベロープ・VSV 空力負荷・VSV リンク機構摩擦負荷）に対し、燃料システム設計および VSVA 形状設計を実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-11に VSV システムの艤装状況を示す。



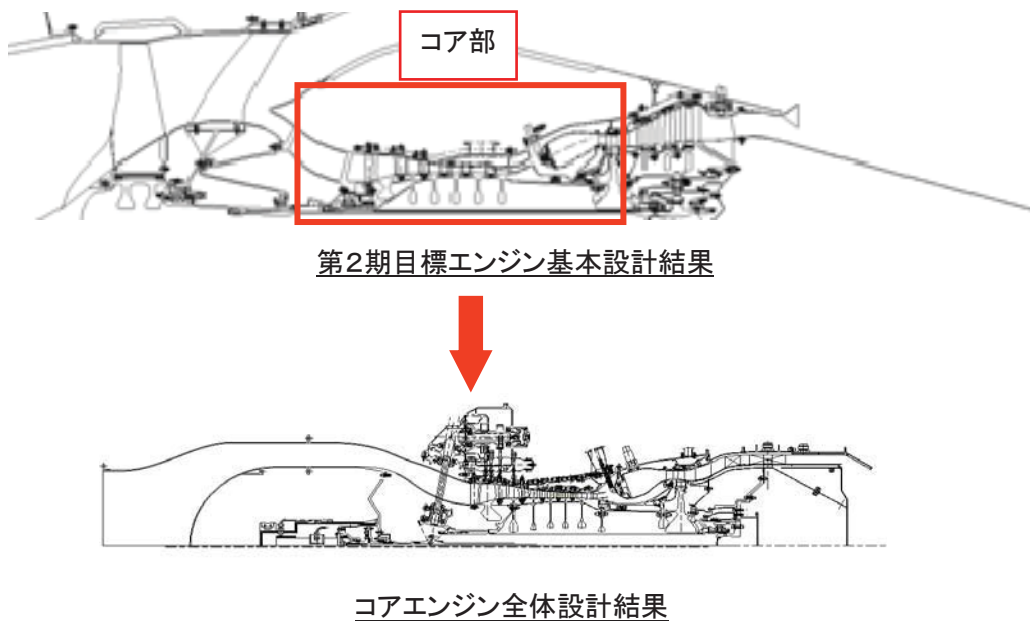
図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-10 デモエンジン燃料システム系統図



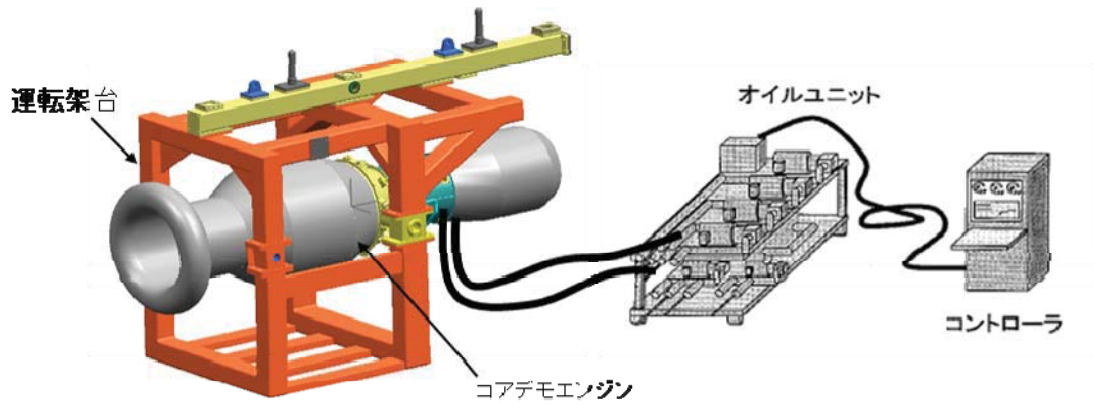
図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-11 デモエンジン VSV システム艦装状況

b. デモ用コアエンジンの設計

第2期の成果である目標エンジン基本設計結果を反映し、デモエンジンとして、図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-12 に示すように、エンジンの高圧系の部分（高圧圧縮機、燃焼器、高圧タービン）を取り出した、いわゆるコアエンジンの全体設計を実施し、エンジン架台、オイル供給装置などの試験機材の検討（図Ⅲ2.2.1.1-1)-13）、開発した圧縮機の VSV（Variable Stator Vane、可変静翼）機構、作動反転ベアリングなどのコアエンジン試験に必要な部位の耐久性を事前に確認するために設計確認試験として各部の（図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-14）を機能確認を実施し、デモエンジン試験の準備を行った。各 VSV 可変機構、作動反転ベアリングの開発、機能確認については、「設計確認試験」の項で記述する。

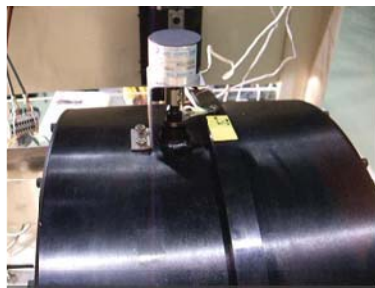


図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-12 デモ用コアエンジン全体設計結果



試験機材（運転架台、潤滑装置など）

図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-13 コアエンジン試験準備



設計確認試験（VSV 機構耐久、作動反転ベアリング耐久）

図Ⅲ2.2.1.1-1) (1)-14 VSV(可変静翼)、ベアリングの確認試験



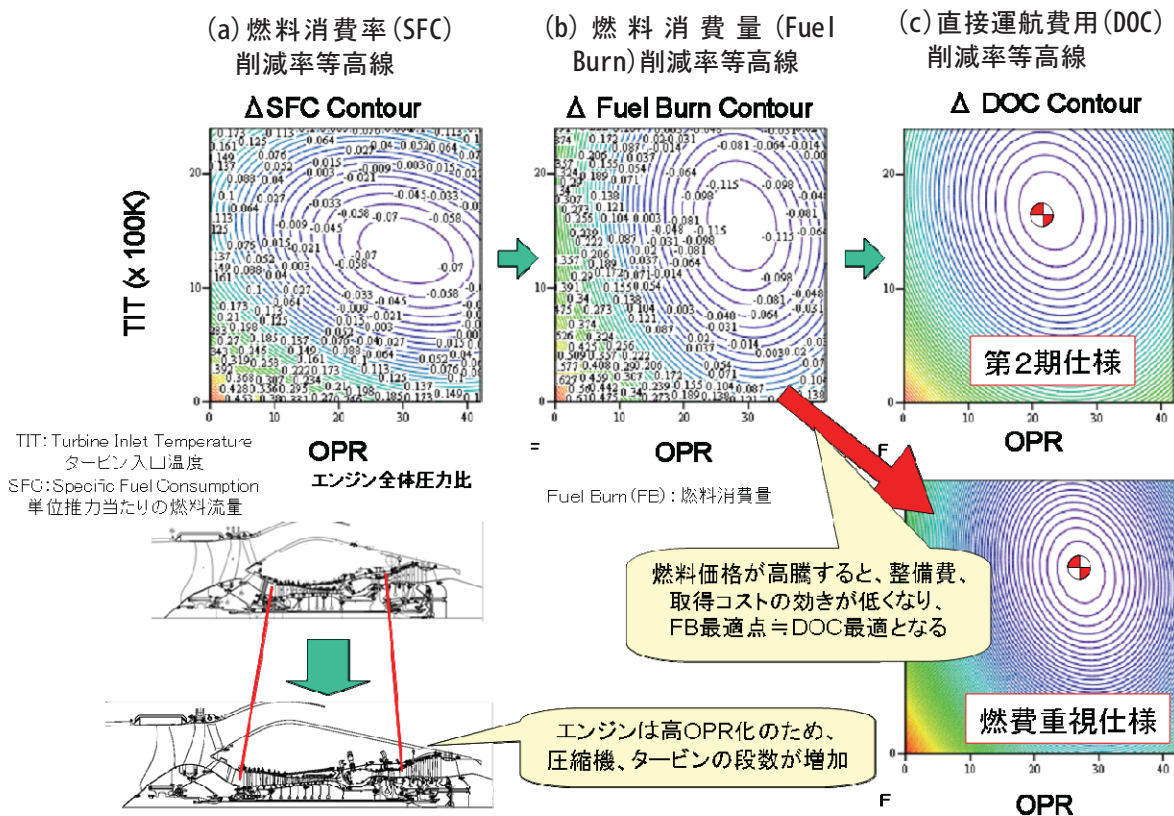
(2) エンジン仕様の変更

**燃費重視仕様**

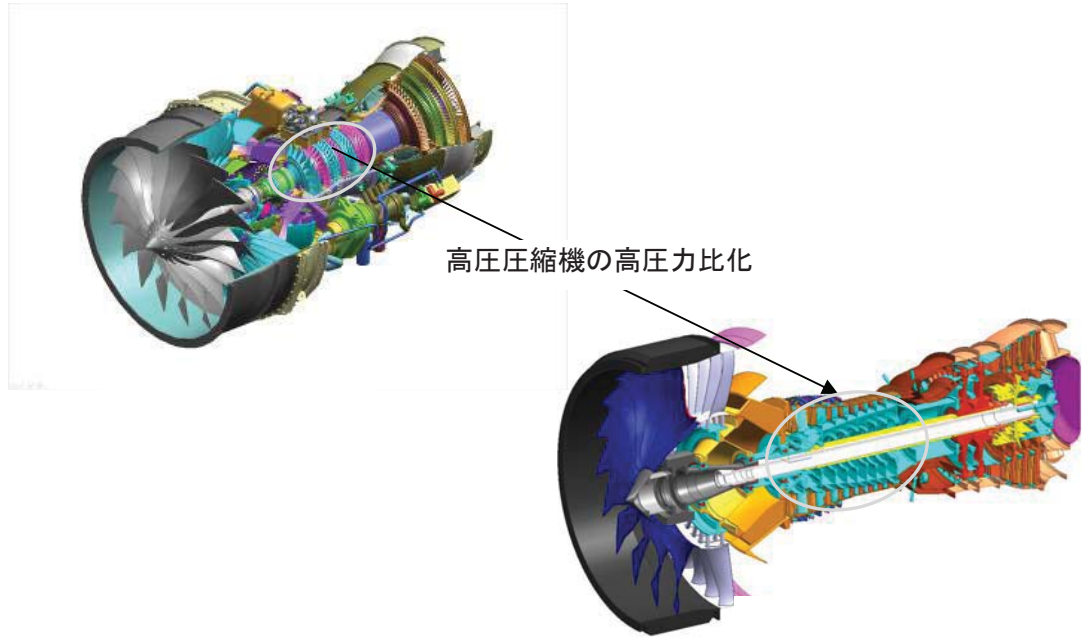
第3期に入ってから、世界的に燃料価格が高騰するとともに、地球温暖化対策の必要性の高まりを受け、市場のニーズとして燃料消費量の低減が強く求められるようになった。そのため、さらに燃費低減を図る必要から、エンジンの熱効率向上に繋がる高圧力比化が不可欠と判断した。

高圧圧縮機の段数を増加させて圧力比を高く設定し、圧縮機を駆動するタービンの段数も増加させた燃費重視のエンジン形態として、第2期と同様に目標エンジンのサイクル計算を行い、全体圧力比（OPR）およびタービン入口温度（TIT）をパラメータにして、直接運航費用（DOC）がミニマムとなるポイントを設定した。燃料価格の上昇で直接運航費用の中で燃料費用の割合が大きくなるため、燃料消費量と直接運行費用がミニマムになるパラメータは、ほぼ同じポイントになる。（図Ⅲ2.2.1.1-1）(2)-1、図Ⅲ2.2.1.1-1）(2)-2 参照）。

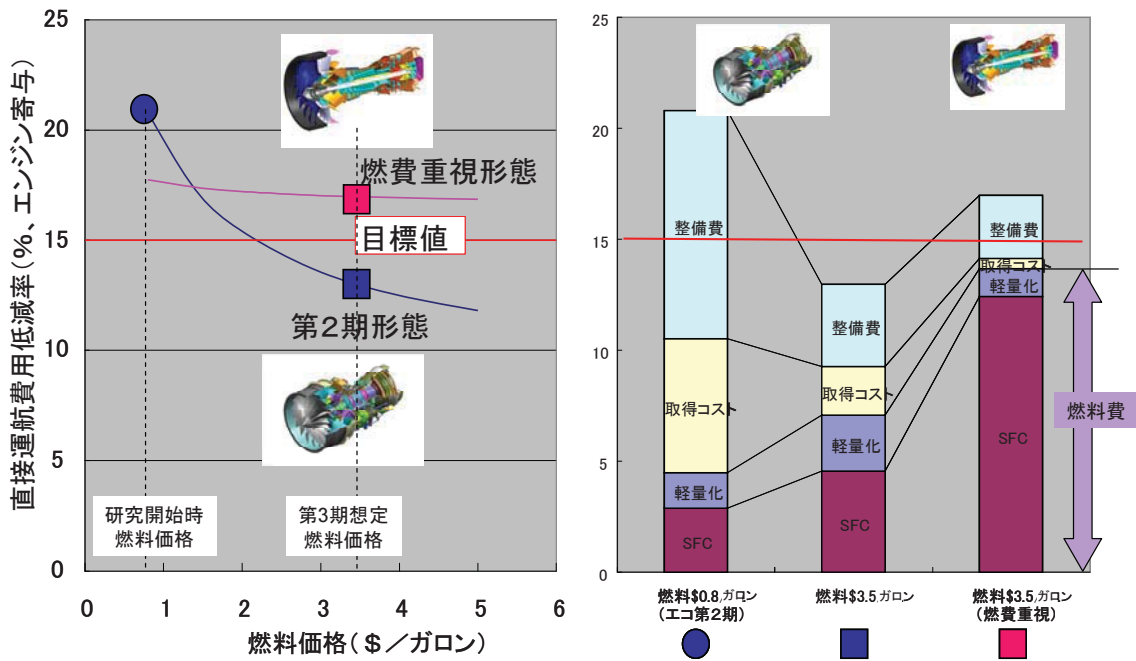
燃料価格はその後の経済状況の悪化とともに大きく下落したが、新興国を中心にエネルギー需要は依然高まっていることから、中期的には燃料価格は上昇傾向にあり高止まりすると見られているものの、不確実性がある。しかし燃費重視型に変更した目標エンジンは、図Ⅲ2.2.1.1-1）(2)-3 に示すように想定される燃料価格変動に対しても目標とする直接運航費用低減15%以上を確保できることを確認している。このため、燃料価格の変動による影響が小さいエンジン仕様となった。



図Ⅲ2.2.1.1-1）(2)-1 燃費重視型エンジンサイクル検討結果



図Ⅲ.2.2.1.1-1) (2)-2 第2期エンジン形態と燃費重視型エンジンの比較



図Ⅲ.2.2.1.1-1) (2)-3 直接運航費用 (DOC) 評価結果

### 仕様変更に伴って生じた課題

燃費重視仕様に変更し圧力比が向上したことで、第 2 期仕様からの影響の大きい高圧圧縮機および燃焼器について、その課題を示す。

高圧圧縮機では、圧力比増により段数を増加させる必要が生じるが、小型エンジンであるため、そのまま段数を増加させると後段の翼高さが自ずと低くなってしまふ。その場合、チップクリアランスの影響が大きくなり、サージマージンの低下を引き起こす。図 III 2. 2. 1. 1-1) (2)-4 に圧縮機翼高さのトレンドを示す。第 2 期仕様においても、翼高さが小さく技術的ハードルの高いものであるが、ディフューザパッセージ動翼の開発、適用でそれを解決してきた。今回、低燃費重視仕様とすることで、更に高い技術が必要となることが判る。この課題に対して、後段 2 段へディフューザパッセージ動翼を適用し高度化することで解決を図った。

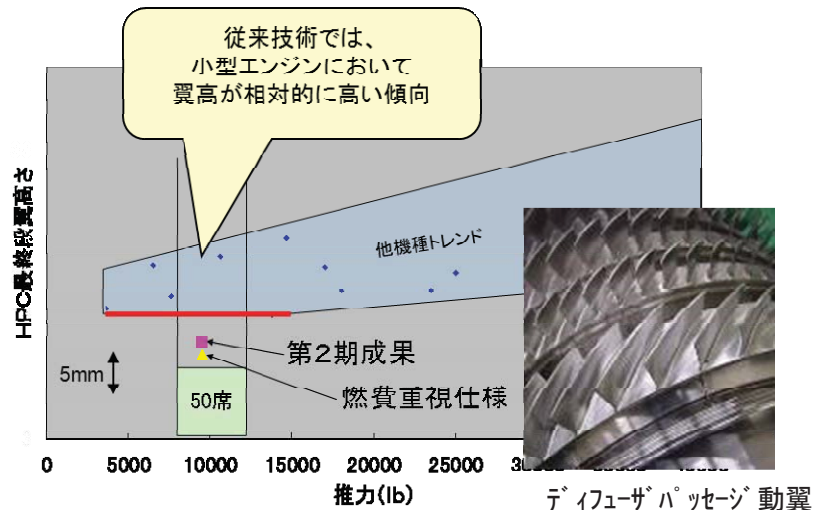


図 III 2. 2. 1. 1-1) (2)-4 圧縮機後段翼高さのトレンド

燃焼器については、高圧力化することで NOx 生成の増加となることが課題である。図 III 2. 2. 1. 1-1) (2)-5 に示すとおり、圧力比が上がることで、NOx が増えていくことが判る。第 2 期仕様にて開発した燃焼器は、プロジェクト目標の規制値-50%を達成しているが、このままの燃焼器とした場合には、NOx が増加し目標値を満足しなくなる。この高圧力の条件下において、いかに燃焼器をチューニングして目標値以下とすることができるかが課題である。

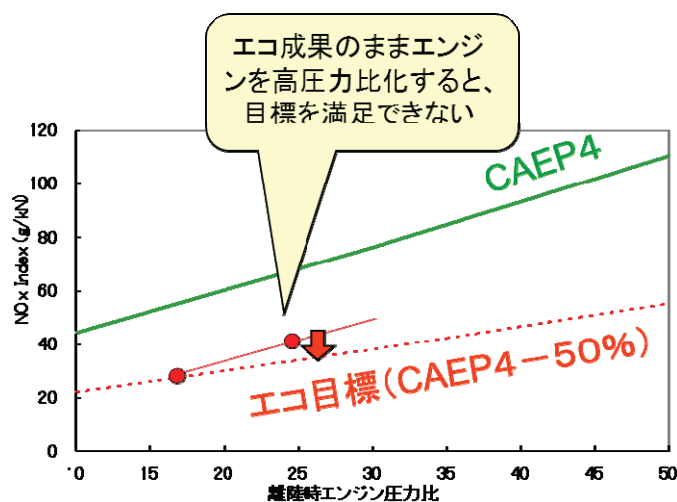


図 III 2. 2. 1. 1-1) (2)-5 圧力比と NOx 排出量の傾向

上述のとおり、燃費重視仕様とすることで高圧圧縮機、燃焼器に新たな課題が浮上したため、これらコアエンジン要素の開発に注力することとした。各々の開発成果については、III 2. 2. 1. 1-2) 関連要素実証の章で記述する。

### (3) 燃費重視仕様エンジン設計

Ⅱ章 3. 情勢変化への対応に記載したとおり、燃料価格の高騰、その後の乱高下という外部環境の変化を受けて、エンジン仕様を燃費重視仕様に変更し、目標エンジンとして設計を行った。

ファン部については、第 2 期仕様から特に変更することなく、ゼロハブファンを採用することで、シンプル構造を維持し、低圧圧縮機を排してエンジン段数／部品点数削減を図るものとした。

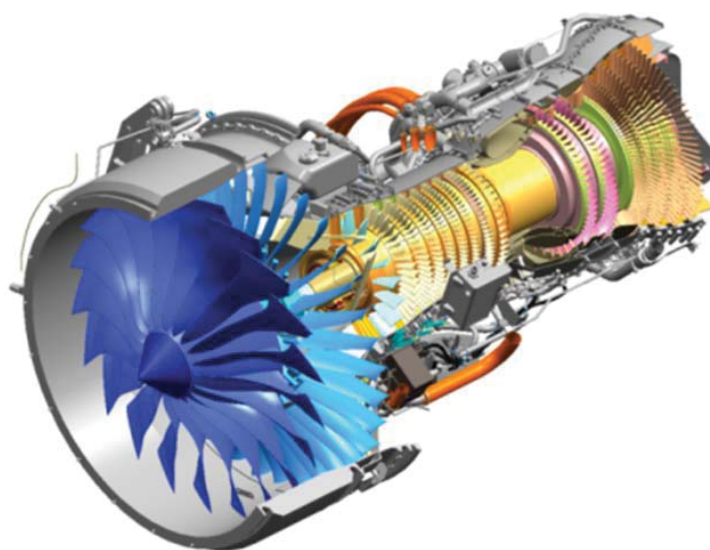
圧縮機は、低燃費化を図るために高圧力比化が必要となったため、第 2 期仕様の 6 段から 9 段へと引き上げられた。これにより、圧縮機後段の翼高さは益々厳しくなり、第 2 期で開発したディフューザパッセージ動翼を後段の 2 段に採用することで、チップクリアランスの影響を抑制し性能を維持することで解決を図った。

燃焼器は、第 2 期に開発された低排出特性、低コストを併せ持つ我が国独自の急速混合燃焼器を採用した。燃焼器についても、低燃費化による高圧力比化で、燃焼器入口圧力の上昇に伴って NOx が増加する方向へシフトするため、再設計が行われた。

高圧タービンは、圧縮機の段数増、負荷増にともなって、第 2 期仕様の 1 段から 2 段とされた。また、低圧タービンは、3 段から 4 段となった。

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-1 に燃費重視仕様エンジンの断面図を示す。第 2 期仕様エンジンでの詳細設計結果を反映しつつ、段数、軸長調整などを実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-2 に鳥瞰図を示す。

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-1 燃費重視仕様エンジンの断面図

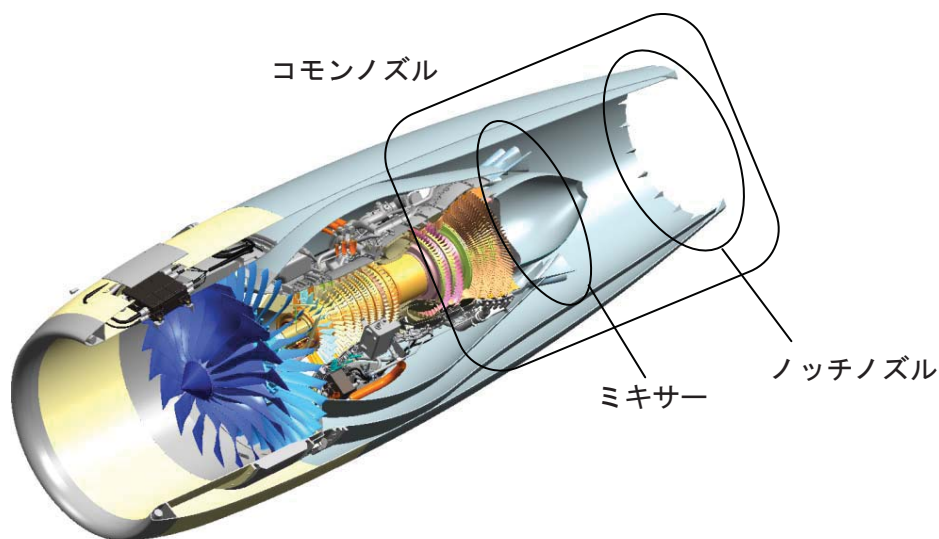


図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-2 燃費重視仕様エンジン鳥瞰図

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-3に既存エンジンとの比較を示す。高圧圧縮機は従来の14段から、燃費重視仕様で圧力比が向上しているにも拘わらず9段と段数削減、重量削減が成され、しかもブリスクの採用で更なる軽量化が図られている。燃焼器は低NOx化燃焼器を採用しつつも軸長が短縮され、低圧タービンは同じ段数となるが、第2期で開発した翼枚数削減技術やカウンターローテーションが採用され、効率向上、重量削減が成されている。

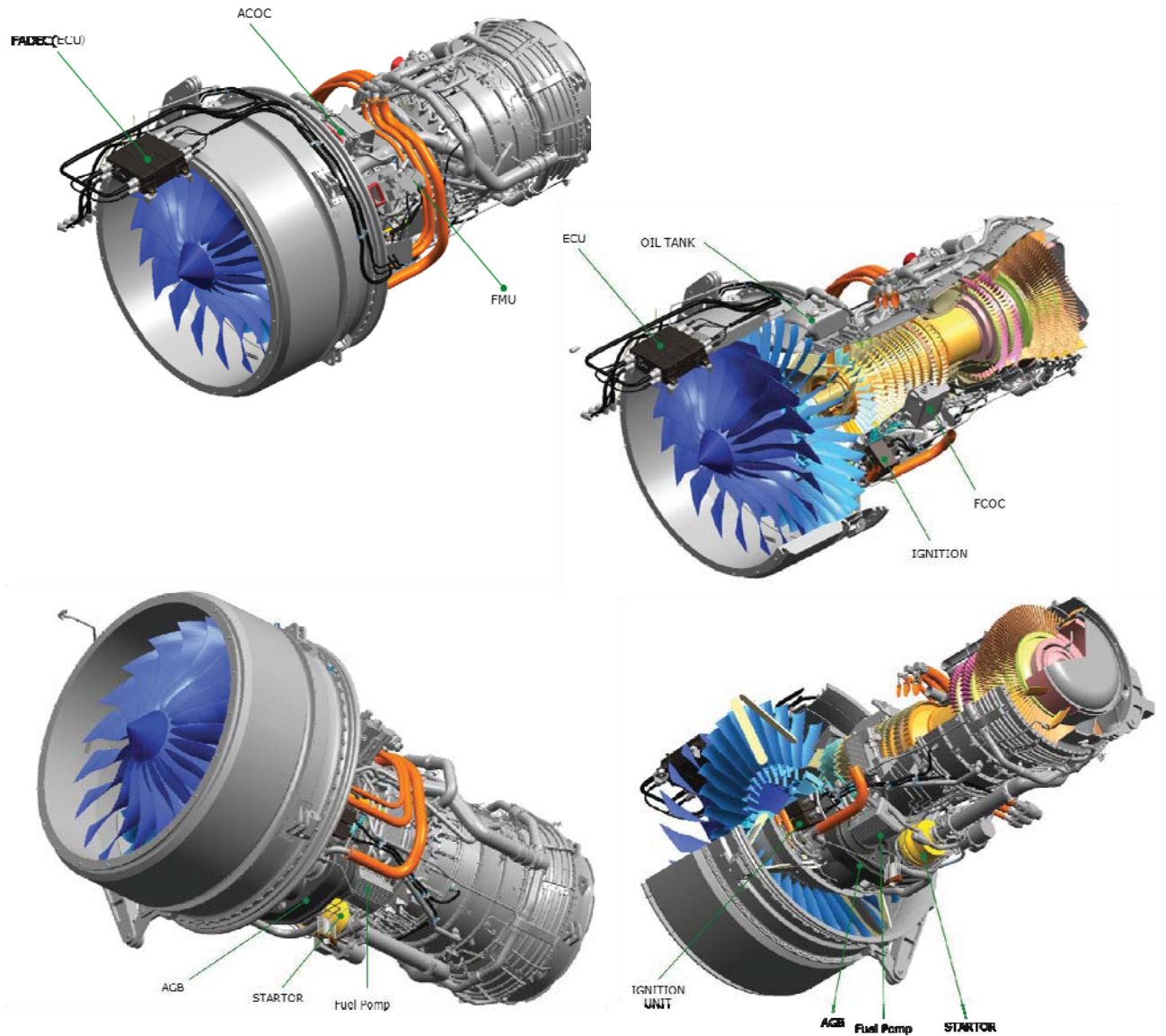
図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-3 燃費重視仕様エンジンと既存エンジンとの断面図比較

燃費重視仕様とすることで、エンジン圧力比が増加したため排気ジェット速度が高くなっている。そこで、ジェット騒音低減のため排気ジェット速度を下げるデバイスを搭載し、コモンノズル形態を採用した。コモンノズルは、V2500エンジンや、小型エンジンで一般的に採用されているものである。低騒音化デバイスとして、第2期で開発したノッチノズルに加えて、先のHYPRプロジェクトで開発したミキサーノズルの設計手法を活用し、内部に採用する形態とした。図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-4にコモンノズル形態のミキサー、ノッチノズルを搭載したエンジン鳥瞰図を示す。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-4 コモンノズル形態

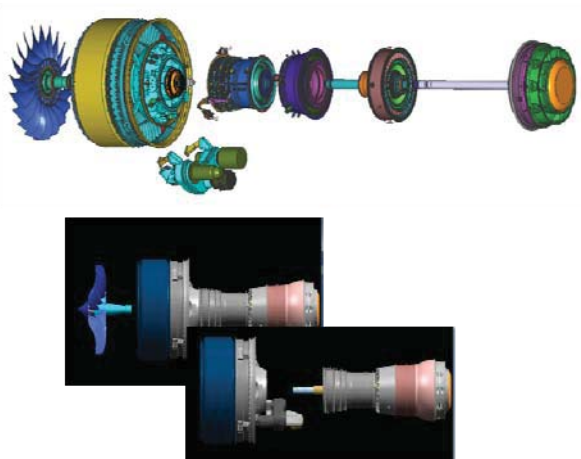
小型機で一般的な機体サイドマウント時のアクセス性を考慮しつつ、艀装・配管類の配置計画を実施し、3次元モックアップ図に反映した。第2期にて実施した顧客要求を反映しつつ、FADECでは機体両サイドの区別なくアクセスできるトップ位置に設置、オイル配管はトップに分岐を設け、右舷、左舷搭載の両方に対応可能とした。これらは、第2期で実施したQEC(Quick Engine Change)の考え方を踏襲したものである。図III.2.2.1.1-1)(3)-5に各補機類を示す。



図III.2.2.1.1-1)(3)-5 偽装・配管類

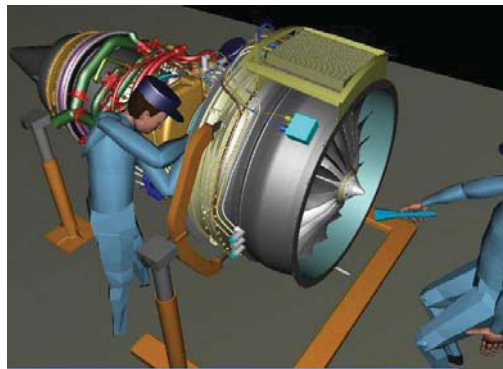
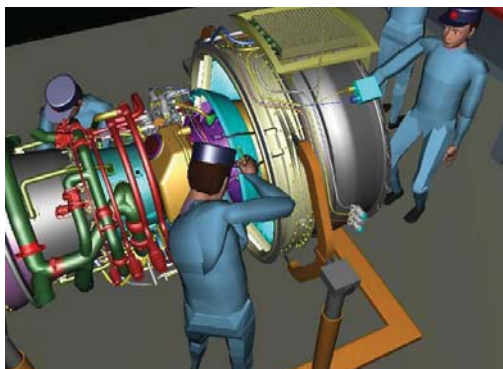
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
ECU	Engine Control Unit
FMU	Fuel Metering Unit
AGB	Auxially Gear Box
ACOC	Air Cooled Oil Cooler
FCOC	Fuel Cooled Oil Cooler

組立性手順については、3次元モックアップを活用して、モジュール毎にその手順を確認した。組立の順番としては、フロントフレームへ圧縮機モジュールを組み付け、次に燃焼器、高圧タービンとコアエンジンモジュールを組み立てる。ここまでは、垂直に各モジュールを積み上げて行う。続いて、横にすることで、低圧タービンモジュール、ファンロータ、ファンケース、最後にギアボックス(AGB)が組み付けられる。更に、偽装、配管類を配置することで、完成する。図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-6に組立手順の概要を示す。



図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-6 組立手順確認の概要

整備性については、図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-7のように、手の入る余地があるか、姿勢に問題はないかなど、作業員の作業性について確認を実施した。また、図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-8に示すエンジンモックアップ模型を活用して評価を実施した。

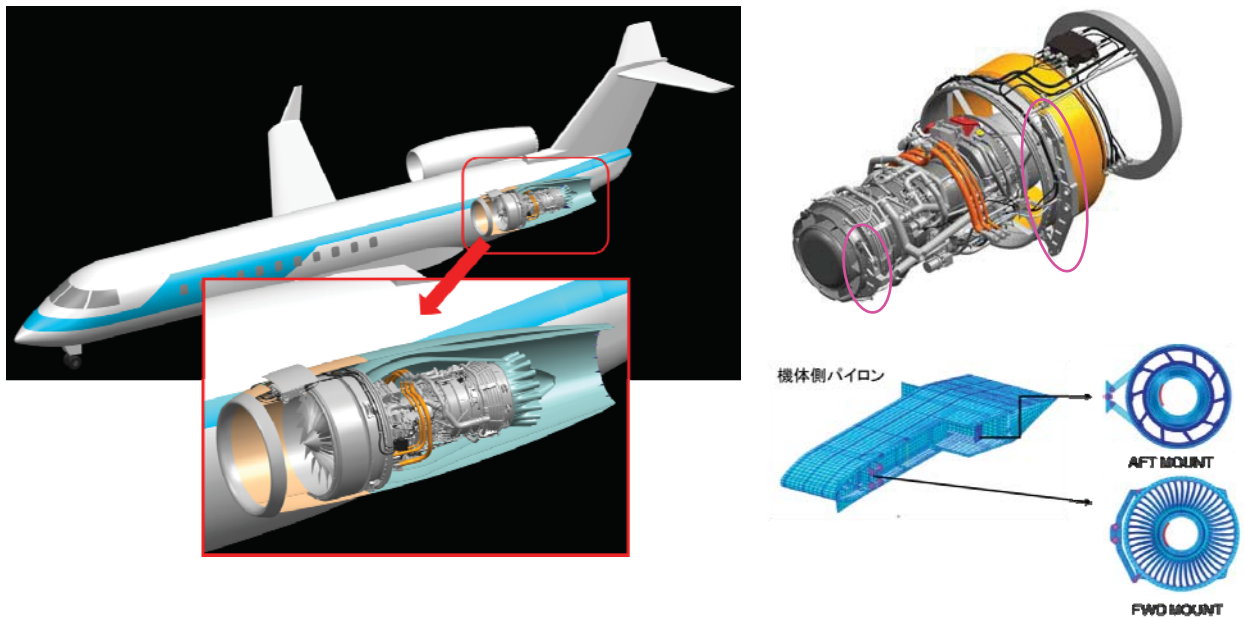


図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-7 作業性の確認



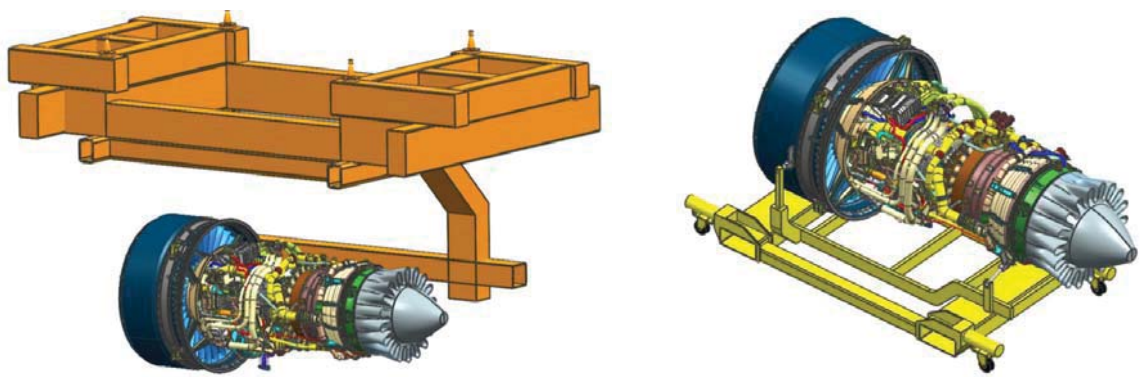
図Ⅲ2.2.1.1-1(3)-8 作業性確認に活用した模型

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-9 に機体への搭載状態、マウント方法について示す。機体への搭載の橋渡しとなるパイロンへのエンジンマウントとの取り合いについて検討した。通常のサイドマウントと同様に、エンジン前方、後方の2か所にて搭載される構造である。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-9 機体への搭載（マウント位置）

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-10 には、エンジン試験のためのセルでの搭載用架台、エンジンの運搬に必要な輸送用ドーリーについて示す。エンジンは機体へサイドから搭載される形態のため、セルでのエンジン試験も同様の構造となる架台である。



エンジン運転架台搭載

輸送用ドーリー

図Ⅲ2.2.1.1-1) (3)-10 エンジン支援機材

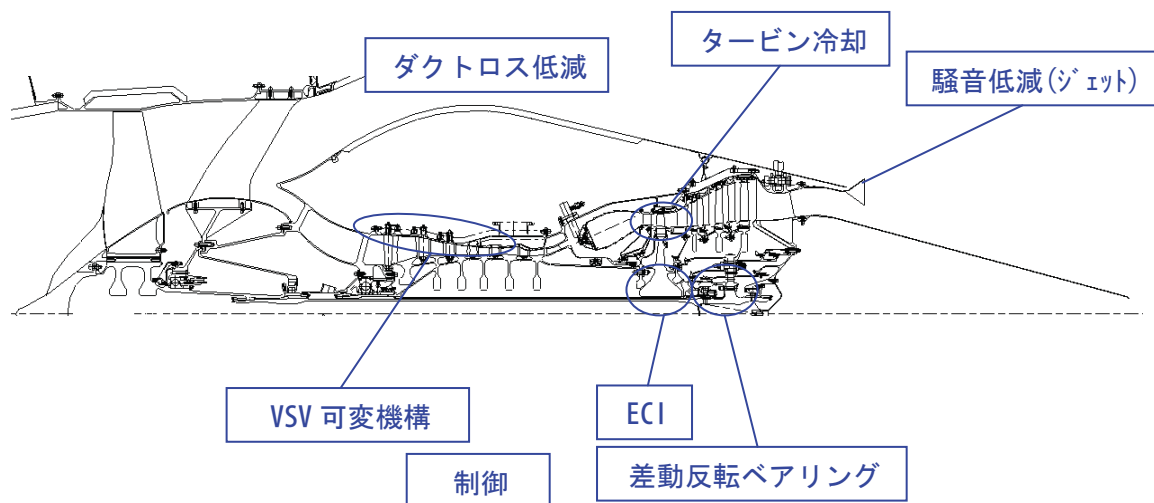


#### (4) 設計確認試験

目標エンジンを設計するうえで、構成要素となる各部品に関して、設計データ取得、環境条件下の確認、あるいは高性能化のため、設計確認試験として以下を実施した。

- a. 差動反転ベアリング  
カウンターローテーション化のキー技術として、設計確認試験を実施
- b. VSV(Variable Stator Vane、可変静翼)機構  
エンジンの中で可変要素の1つである高圧圧縮機のVSV機構について、低コスト化を実施
- c. タービン冷却空気量最適化  
燃費重視仕様に対応して、タービン静翼の効率的な冷却方法の確認試験を実施
- d. ECI(Eddy Current Inspection、渦流探傷検査)  
タービンディスクの信頼性向上のため、亀裂発見確率に関する研究を実施
- e. ダクトロス低減  
推力ロスに直接影響するバイパスダクトの圧損低減方法を大規模CFDで確認
- f. 騒音低減  
ジェット騒音低減のノッチノズルの改良、エンジンでの確認試験
- g. 制御  
インテリジェント化技術としてのヘルスマonitoring設計技術の高度化

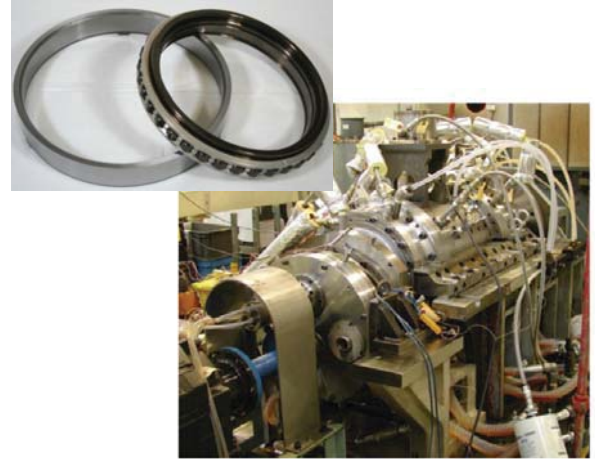
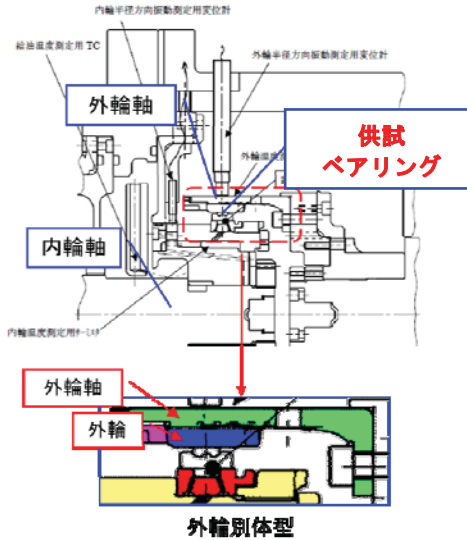
次頁以降に、各々の成果を示す。



図III 2. 2. 1. 1-1) (4)-1 設計確認項目

a. 差動反転ベアリング

カウンターローテーション化のキーとなる技術である、差動反転ベアリングについて、研究開発を実施した。第2期までに選定したベアリング形状から、コストダウンが図れる外輪と外輪軸を分離した外輪別体型ベアリングを設計・製作し、その特性を確認した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) a-1 に示すとおり、外輪を別体型とし、実機で想定される急加減速運転でベアリングの耐久性、ころの運動特性（公転運動）を把握した。

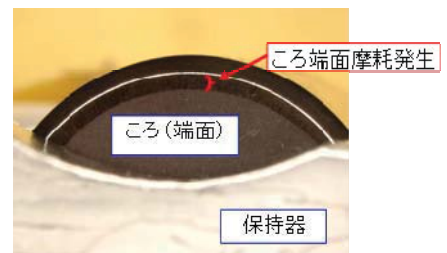
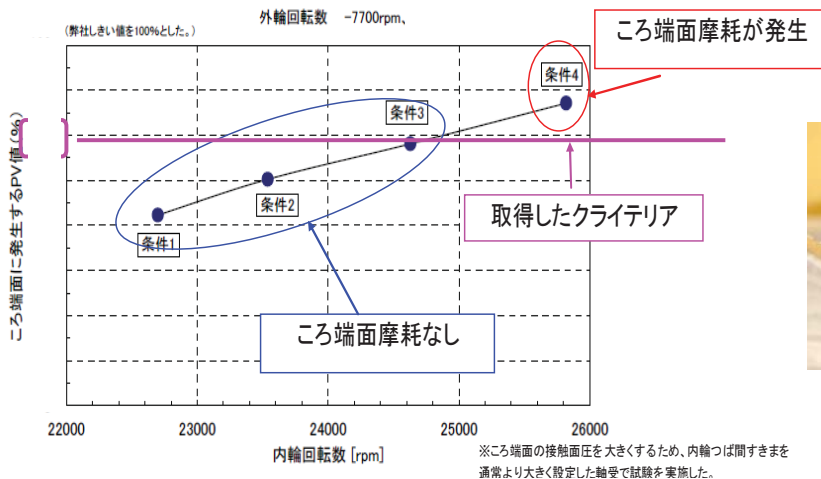


(a) ベアリング概要

(b) ベアリングと試験装置外観

図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) a-1 外輪別体型ベアリングと試験装置

1cycle : 停止 → (30sec) → Idle → (5sec) → MAX → (5sec) → Idle → (30sec) → 停止として、7500cycle の試験を実施した。試験の結果、外輪/外輪軸間のフレッチングや、ころ端面摩耗、転走面のスミアリング等の損傷は確認されず、外輪別体設計およびベアリング内部設計（ラジアルすきま設定）の妥当性を確認した。更に、設計データを取得するため、ころ端面の摩耗試験、スキッピング損傷試験などを実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) a-2 にころ端面の摩耗試験結果を一例として示す。



(a) ころ端面摩耗

(b) ころ端面摩耗の状況

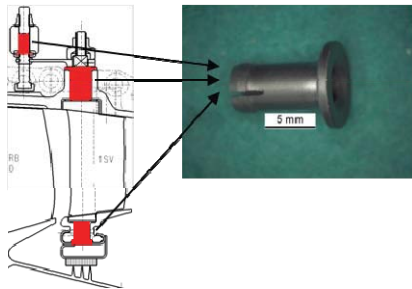
図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) a-2 設計データ取得試験

まとめ

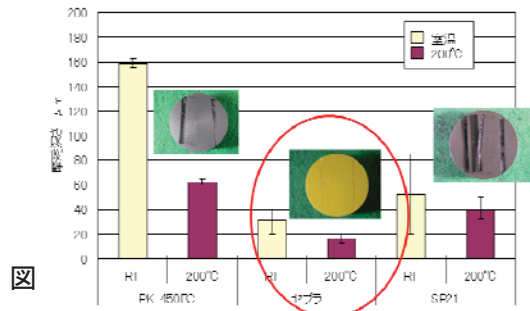
小型エコエンジンの特徴の1つであるカウンターローテーション化を実現するための差動反転ベアリングの設計の妥当性、および設計データを取得、蓄積した。これにより、デモエンジン設計に向けた準備が整った。

b. VSV(Variable Stator Vane : 可変静翼)

図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-1 に圧縮機の可変静翼に使用される Bush 位置を示す。通常よく用いられる Vespel 材は高価であるため、コスト競争力のあるエンジン開発を行うには代替材を選択できるようにすることが必要である。一方で、近年の開発の進展により、国内メーカーの汎用樹脂材料でも Vespel と同等の高温摩耗特性が期待できると考えられ、エンジン設計に適用できる Bush の実証試験を行った。実機適用を想定し、エンジン振動を模擬した微動摩耗試験、熱サイクル負荷後の高温摩耗試験により各種の Bush 材の摩擦特性データ(摩擦係数、摩耗量)を取得し、材料データを評価した。その結果、国産低コスト Bush 材セプラが有望な候補材料であることを確認した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-2 に高温摩擦試験の試験結果を示す。セプラの摩耗特性が優れていることが判る。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-1 ブッシュ適用箇所



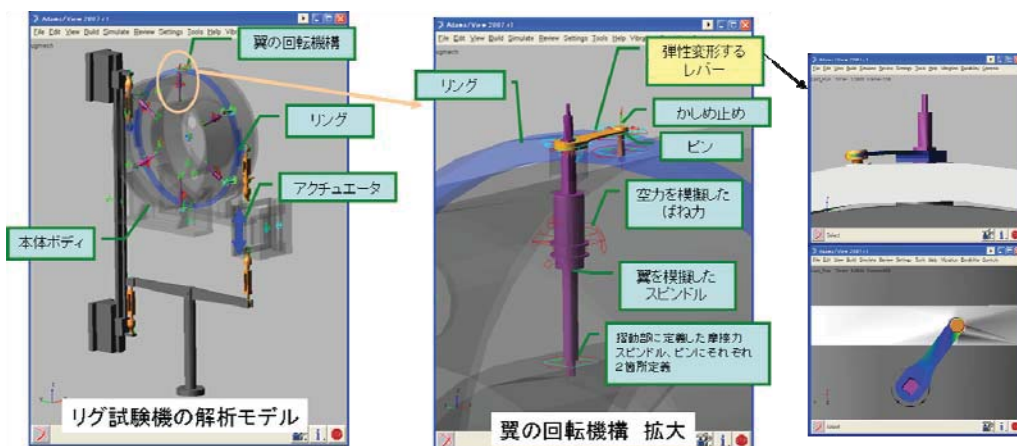
図

LeverVane と PIN の間に、高価なスフェリカルベアリングを用いない構造を実現するため、ピンをかしめにより取り付ける、図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-3 に示すスフェリカルレスの Lever Vane 形態の検討を実施した。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-3 スフェリカルレス Lever Vane

VSV リンク機構に発生する負荷を正確に見積もることは、アクチュエータの容量最適化、リンク機構の軽量化を図るために重要である。しかし、リンク機構は3次元的に複雑な動きを示し、更に、スフェリカルレスタイプの LeverVane の採用などにより、弾性要素が加わると理論解による正確な評価が困難になる。そのため、機構解析による評価手法を構築し、リグ試験機との比較を行って、解析精度の検証、機構解析の整備を実施した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-4 に VSV リンク機構の構造解析、図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-5 にリグ試験装置を示す。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)b-4 VSV リンク機構解析モデル

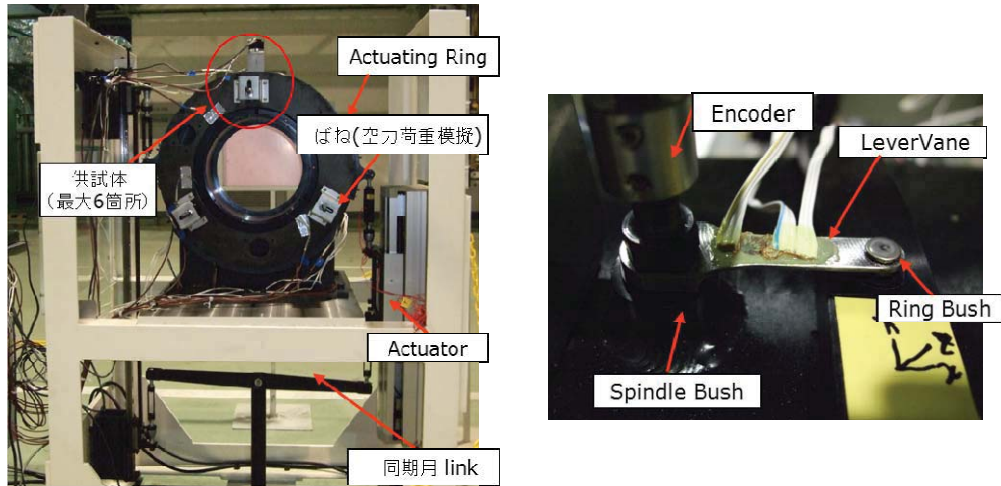


図 III.2.2.1.1-1) (4)b-5 実機サイズの VSV リグ試験装置

試験結果と解析結果の比較を図 III.2.2.1.1-1) (4)b-6 に示す。ガタ・弾性変形を考慮した同期リングの機構解析が実機の挙動を精度良く予測できることが確認できた。リング剛性を高くバンパーボルト本数を増やすほど VSV の角度精度は高くなるが、組付誤差に対するアクチュエータ荷重増加が大きくなるため、リング剛性／バンパーボルト配置の両者の成立する条件設定の領域を見出すことができた。

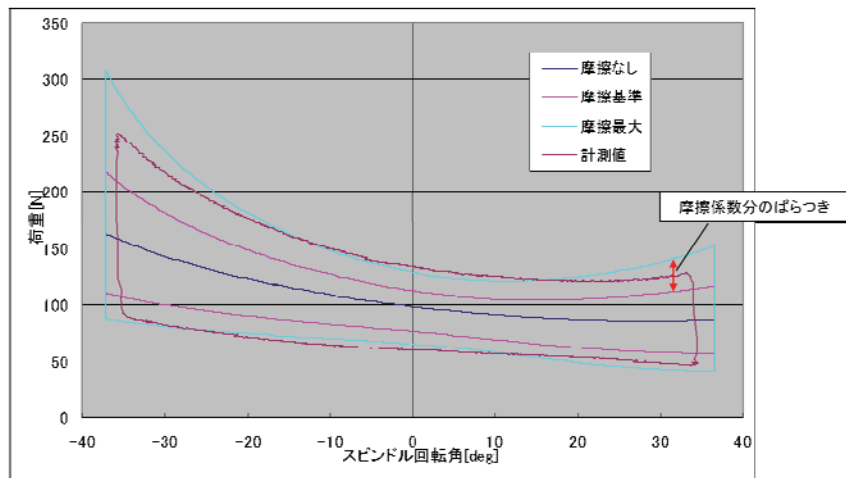


図 III.2.2.1.1-1) (4)b-6 リグ試験結果と解析結果の比較

#### まとめ

汎用品からブッシュ材を選定、スフェリカルレスレバー弁の採用、高精度な VSV 機構の機構解析の技術を取得することができ、デモエンジンへ適用可能なレベルとすることができた。これらの低コスト設計を可能とする技術取得により、直接運航費用 DOC 低減に寄与することができた。

c. タービン冷却

タービン静翼を対象に冷却効率向上のための研究を行った。静翼の冷却方式として代表的なインピンジ（噴流）冷却だが、単純に強化していくとクロスフロー（貫流）が強まり噴流が阻害されて冷却性能としては悪化してしまう。これを改善するための方策として、新たな冷却強化方式（ピン・インピンジ冷却）について、エンジン条件を模擬した基礎試験により性能確認を行った。また、タービン静翼の Endwall 面では、2 次流れの影響により翼後縁付近で十分なフィルム冷却性能が得られない。これを改善するための方策として、非軸対象流路形状について、数値流体解析により性能確認を行った。また、第 2 期に開発した冷却空気孔形状を工夫した Arrowhead フィルム孔の加工コスト低減の検討を行った。冷却性能試験については、JAXA との共同研究により実施した。

新たな冷却強化方式であるピン・インピンジ冷却（特許出願）について、その構造を図 III 2.2.1.1-1) (4)c-1 に示す。乱流促進体となるピン、および単なる衝突噴流場だけでなく、貫流（クロスフロー）が共存し、かつそのクロスフローが噴流を妨げないことで、冷却効率向上を狙うものである。

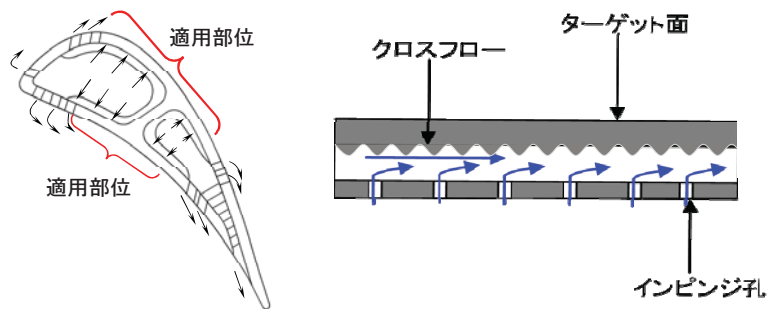


図 III 2.2.1.1-1) (4)c-1 ピン・インピンジ冷却構造

ピン形状、クロスフローの影響を受けにくいインピンジ孔形状について冷却性能試験を実施し、形態の絞り込みを行った。特に、ターゲット面に台形ピンを配し、インピンジ孔をレーストラック孔とすることで、従来の形態よりも広い流量範囲に亘って 5pts 以上の冷却効率向上が確認された。（図 III 2.2.1.1-1) (4)c-2 参照）

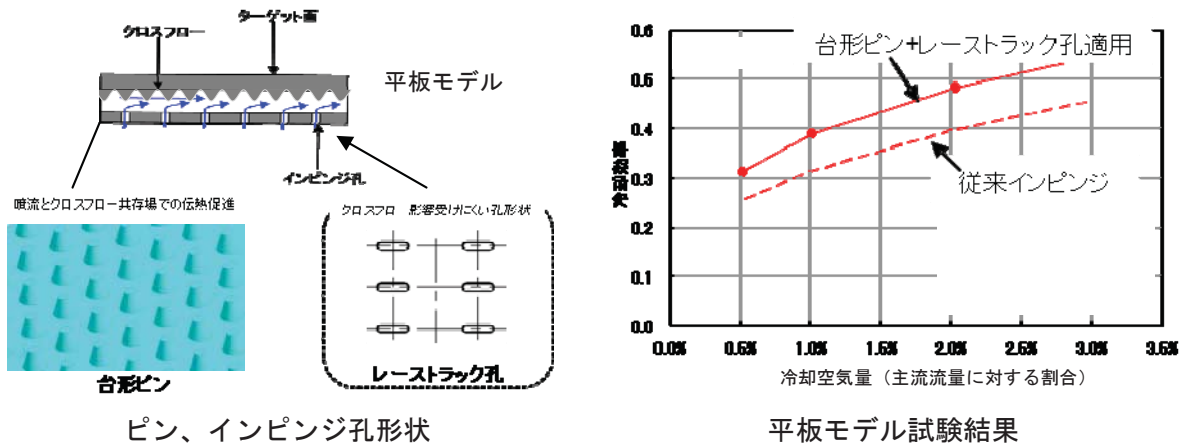


図 III 2.2.1.1-1) (4)c-2 ピン・インピンジ冷却の効果確認試験結果

次に、タービン静翼の Endwall 面では、2 次流れの影響により翼後縁付近で十分なフィルム冷却性能が得られない。この対策として非軸対象流路形状の適用による効果を数値的に検討した結果、冷却性能の大幅な向上を確認した。図 III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-3 に Endwall の非軸対象流路とフィルム孔を考慮した複雑形状の CFD 計算格子を示す。非軸対象流路形状は、翼間の Endwall 面に凹みを設けたものである。図 III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-4 にフィルム効率の計算結果を示す。翼後縁付近で、2 次流れによるフィルムの偏向、巻上がりが抑制されフィルム効率が向上していることが判る。後縁側となる 60%コード長以降でのフィルム効率が改善された。

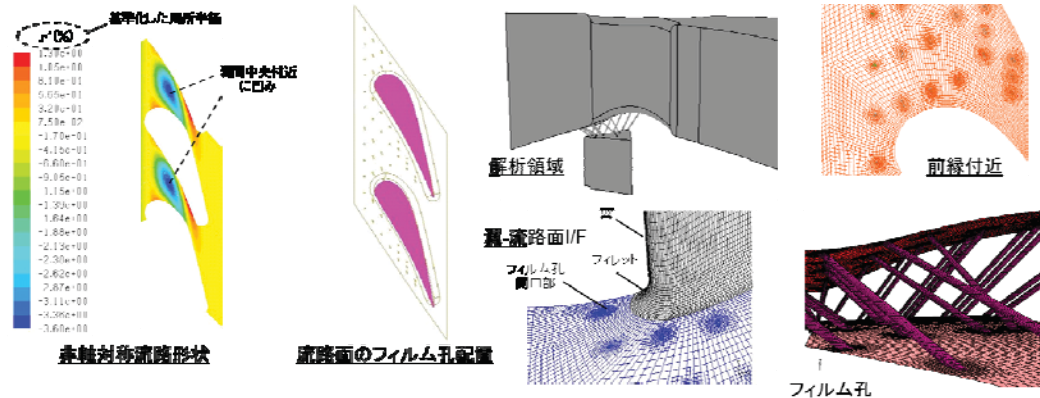


図 III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-3 Endwall の非軸対象流路と CFD 計算格子

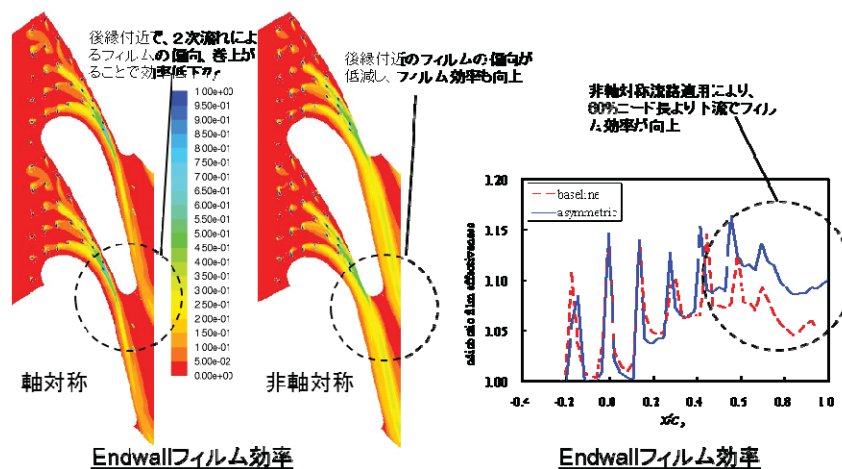
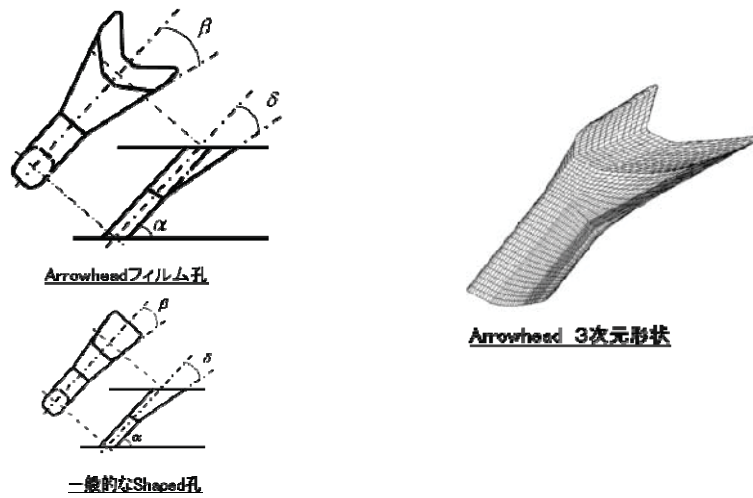


図 III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-4 計算結果 (フィルム効率)

また、第 2 期で開発した Arrowhead フィルム孔について、孔形状が複雑であるため、その加工方法、低コスト化方法について検討を行った。これまではコンタリング EDM により加工することを考えていたが、コンタリング無しで加工できるような電極の設計・試作、加工試験を行った。その結果、電極の形状を工夫することで、コンタリングを行う事無く、ほぼ設計意図どおりの孔形状を実現することができた。図 III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-5 に Arrowhead 形状を示す。



図III 2. 2. 1. 1-1) (4)c-5 Arrowhead 形状

まとめ

タービンの冷却に関して、新たなピン・インピンジ冷却構造（特許取得）を考案し、従来技術よりも冷却効率が 5pts 程度向上することを試験で確認するとともに、Endwall 部の冷却性能を向上する非軸対称流路についてその効果を数値解析で確認し、また第 2 期で開発した独自の Arrowhead フィルム冷却孔の加工について、低コスト化の見通しが得られた。これにより、デモエンジンへ適用可能な技術レベルとすることができた。

#### d. ECI (Eddy Current Inspection、渦流探傷検査)

ディスクなどの重要部品の信頼性を保証するために、渦流探傷検査などの非破壊検査を行っている。本研究では、整備時などの検査手法の取得を目的に実施した。

非破壊検査能力の保証には POD (Probability Of Detection) カーブを用いた評価が検討されており、本研究ではディスク材料として使用されている Ni 基合金を用いて渦流探傷検査の POD カーブの取得方法を設定する。POD カーブとはキズ大きさに対するキズの検出確率を表すカーブのことである。MIL-HDBK-1823 などに POD カーブ取得のガイドラインが記載されている。これらによると POD カーブは、50%信頼度曲線(50%CL)と 95%信頼度曲線(95%CL)が用いられ、50%CL 曲線と 95%CL 曲線は強度データの Average カーブと Minimum カーブのような関係に相当する。MIL-HDBK-1823 によれば 95%CL 曲線の 90%POD が、その検査方法によって測定できる最小の欠陥とされている。

また、ディスクではコーナーR、ボルトホール、ダブテールなど様々な複雑形状を持った試験片を製作しなければならない、且つ、複雑な箇所にはサイズの異なるクラックを複数作成しなければならないため POD カーブ取得には大変な労力とコストがかかる。そこで、最も製造及び探傷が簡易な平板の EDM(Electron Discharge Machining, 放電加工)による人工キズのデータから、形状因子やキズ種類の応答因子の補間を行うことで、複雑形状箇所の疲労クラックのような自然キズの検出能力(POD カーブ)を予測できないか検討した。

図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-1 に渦流探傷検査によって得られるキズの指示の例を示す。渦流探傷検査はキズが大きくなるとその信号も大きくなる性質を持つ。このような非破壊検査の指示強度がキズの大きさによって大きくなる場合は、キズ大きさと非破壊検査の指示強度の関係から POD カーブを計算で算出できる。従って、複雑形状におけるクラックの POD カーブを予測することは、複雑形状にあるキズの大きさとその渦流探傷の指示強度との関係を予測することと同じである。そこで、その関係を取得するために本研究では以下のような手順を設定した。また、キズデータを取得するため、EDM による人工キズに対して、自然キズに相当する人工クラックを図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-2 に示す方法で作成した。平板に EDM 人工キズを作成し、三点曲げにより疲労クラックを誘導した。元の EDM による人工キズを除去することで、人工クラックを作成した

- ① 平板に EDM による人工キズを持つ試験片を作成し、キズ大きさと渦流探傷の相関データを取得した(図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3、平板 EDM)。
- ② 平板にクラックを図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-2 に示す方法で作成し、キズ大きさと渦流探傷の指示強度の相関データを取得した(図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3、平板クラック)。
- ③ 複雑形状に EDM による人工キズを持つ試験片を作成し、キズ大きさと渦流探傷の指示強度の相関データを取得した(図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3、複雑形状 EDM)。

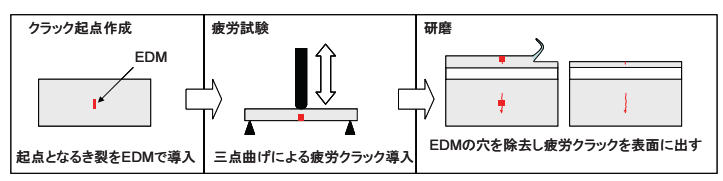
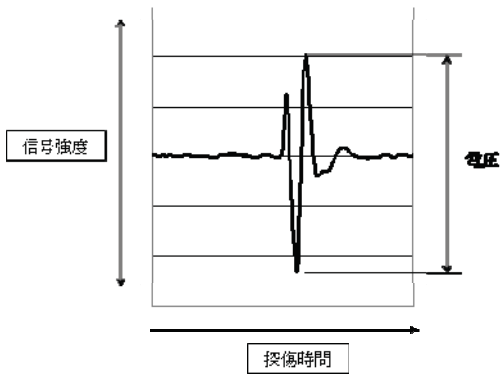
図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3 の平板 EDM と平板クラックのキズ大きさと渦流探傷の指示強度の相関を比較し補正係数 A を取得した。この補正係数 A はキズ種類の違いを補う係数である。次に、図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3 の平板 EDM と複雑形状 EDM のキズ大きさと渦流探傷の指示強度の相関を比較し補正係数 B を取得した。この補正係数 B は形状の違いを補う係数である。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-4 に示すように、補正係数 A と B を用いて、複雑形状のクラックのキズ大きさと渦流探傷の指示強度の相関を予測した(図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-4、予測した複雑形状クラックの指示強度)。

予測結果が妥当であることを確認するため、図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-2 に示す方法を応用して複雑形状にクラックを導入して実際の複雑形状におけるクラックのキズ大きさと渦流探傷の相関を取得した。図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-4 に示すように予測した複雑形状クラックの延長上に実際の複雑形状クラックの渦流探傷の指示が確認でき、予測が妥当であることが確認できた。これらから、図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-5 に示すように、複雑形状のクラックに対する POD カーブを取得することができた。また、POD カーブのデータ取得については実際の作業による不確実性を加味するため、平板の EDM の POD カーブも取得した。

#### まとめ

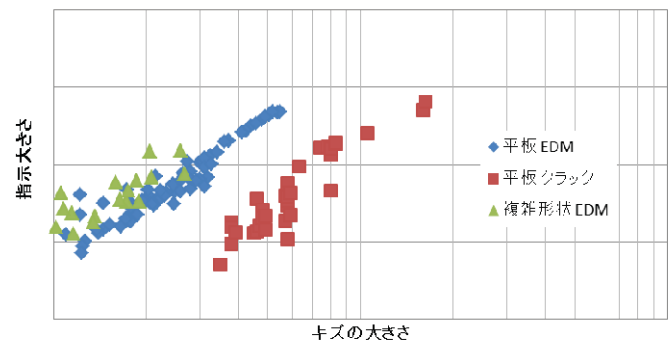
今回検討した予測方法により POD カーブ取得方法を確立することができ、今後の POD カーブ取得の効率化・低コスト化が図れる。また、予測技術と合わせて、作業者の不確実性も考慮したデータを蓄積することができ、デモエンジンへの適用と整備における検査効率化へ向けた準備ができた。



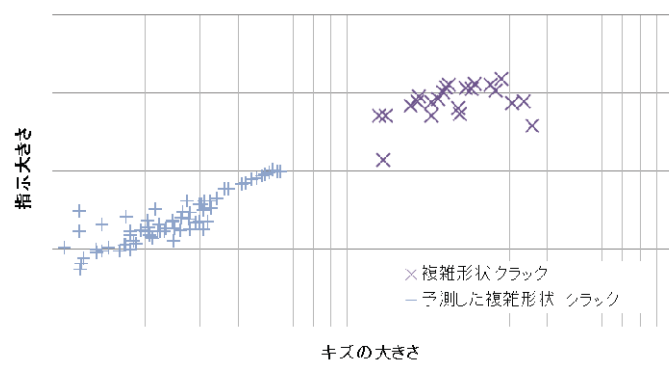


渦流探傷の指示(例)  
図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-1

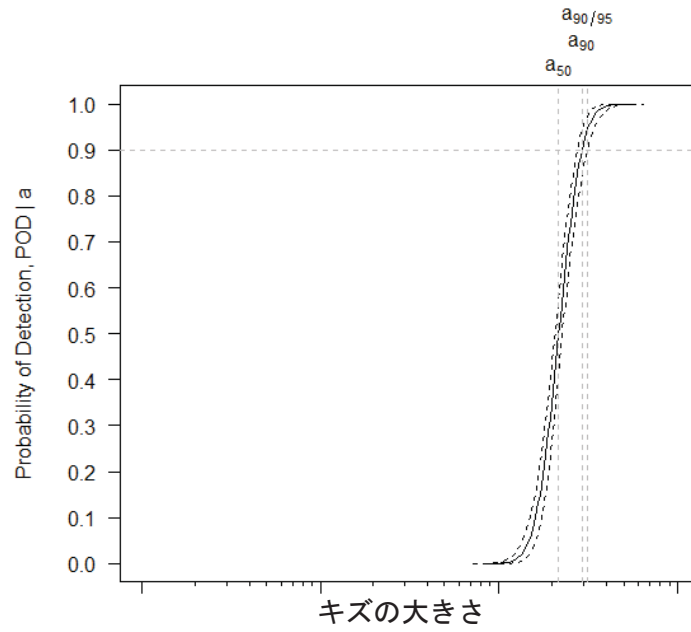
疲労クラック作成手順と得られたクラックの拡大画像  
図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-2



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-3 キズの大きさに対する指示強度



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4)d-4 予測との比較



予測した複雑形状のクラックの POD カーブ (横軸はキズの大きさの相対値)

図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) d-5

a50 : 50%POD のキズサイズ、

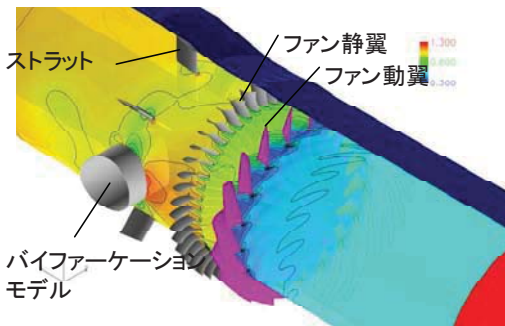
a90 : 90%POD のキズサイズ

a90/95 : 95%信頼度曲線の 90%POD のキズサイズ

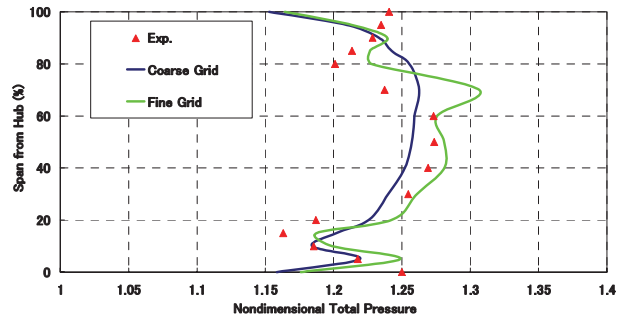
e. ダクトロス低減

ファンエンジンのファン下流、コアエンジン周りの外側に設けられるバイパスダクトは、流量的に推力の大部分を占める空気流路である。そこでの圧力損失は、推力に直接的に影響を及ぼし、推力ロスとして燃料消費率の悪化につながる。このバイパスダクト内には、コアエンジンを支持し、燃料配管、油圧配管などが納められるパイロンやストラットが存在する。このパイロン、ストラット部の圧力損失を抑制し推力ロスを低減させるために、JAXA との共同研究により、大規模計算機を活用して検討を実施した。

これまでのファン空カリグ試験結果を用いて、ファン後流のダクト流れについて、非定常多段CFD解析を実施し、その解析精度を確認した。図III.2.2.1.1-1) (4)e-1 に非定常解析結果を示す。Fine Gridとすることで、概ね剥離の状況などをシミュレートできていることが判る。



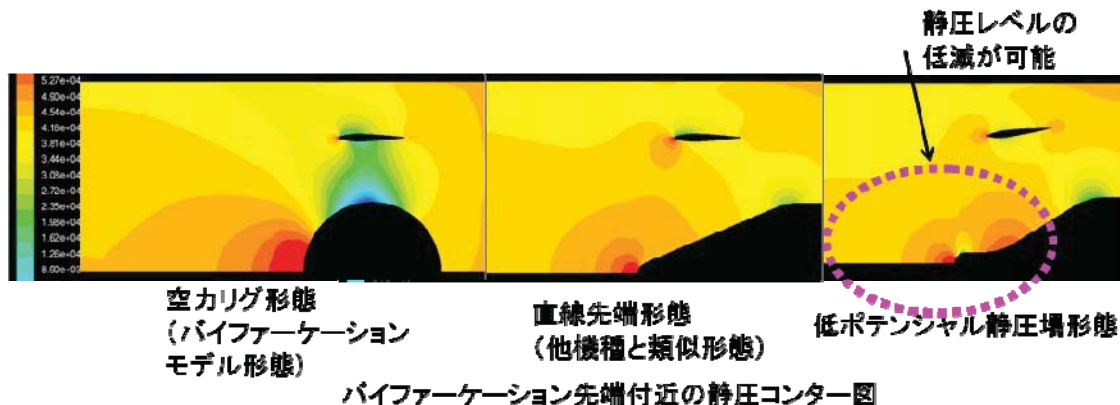
ゼロハブ空カリグ試験形態 非定常多段解析結果  
(瞬時流れ場静圧コンター図)



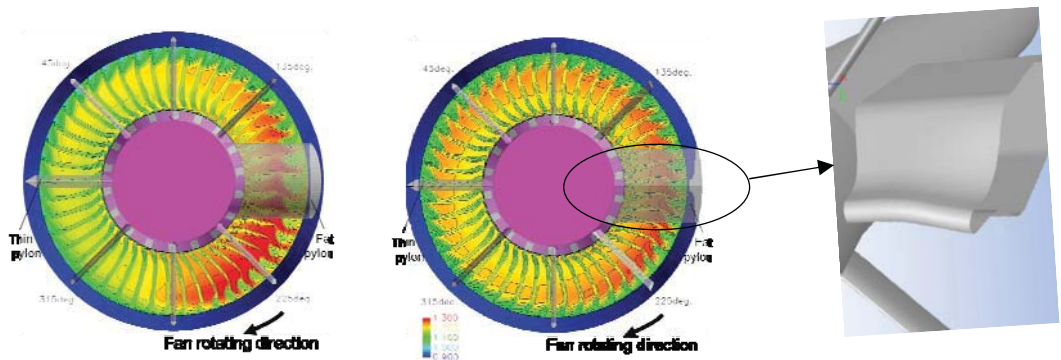
ストラット前縁位置での全圧半径方向分布比較図  
(225°位置)

図III.2.2.1.1-1) (4)e-1 バイパスダクトCFD非定常解析結果

この解析結果から、バイファークーション部の模擬ストラット部のポテンシャル静圧場の上流への影響が認められ、バイファークーションの形状を検討した。バイファークーション先端形状を改良することにより、ポテンシャル静圧場発生メカニズムを予測し、流れ場への影響効果を評価した。図III.2.2.1.1-1) (4)e-2 に各形状の比較計算結果を、図III.2.2.1.1-1) (4)e-3 に改良バイファークーション形態のCFD解析結果と改良形状を示す。ファン静翼下流位置の全圧分布を見ると、先端円形ストラットに比較して、全圧分布が均一化されていることが判る。



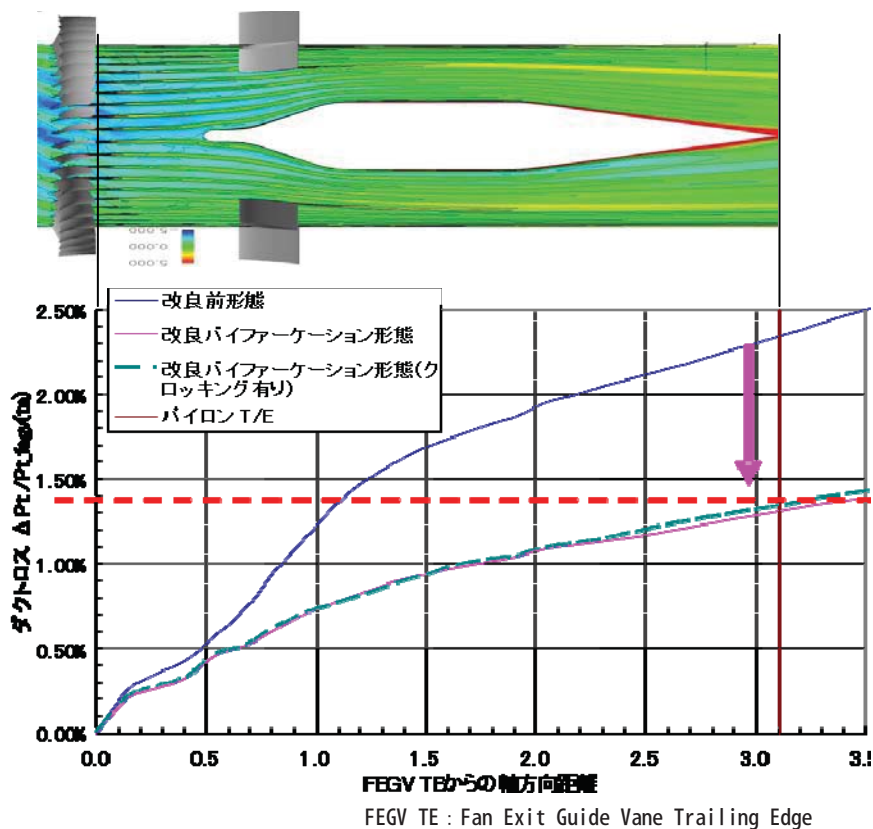
図III.2.2.1.1-1) (4)e-2 先端形状の比較計算結果



(a)先端円形ストラット形態 (b)改良形態 (c)先端形状（特許申請）  
ファン静翼下流位置の全圧分布

図III.2.2.1.1-1) (4)e-3 バイファーケーションの先端形状の改良

先端形状を改良したバイファーケーションにより、ファン静翼下流でのポテンシャル静圧場の影響を抑制し圧力損失を低減することができた。図III.2.2.1.1-1) (4)e-4 にダクトロスの軸方向分布を示す。



図III.2.2.1.1-1) (4)e-4 ダクトロスの軸報告分布（圧力損失）

まとめ

ファンエンジンで重要な要素となるバイパスダクトについて、ダクト内に配置するバイファーケーションの先端形状の適正化により圧力損失を低減する空力設計手法、ファン静翼との干渉を考慮したインテグレーション設計技術を取得し、デモエンジン設計に適用可能なレベルにまで到達した。

## f. 騒音

### ノッチノズル

ノッチノズルは、IHI が考案した三角錐形状の突起をノズル壁面に等間隔に配置したノズル（図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-1 第 2 期のオリジナルノッチノズル参照）のことである。この三角錐形状の突起（以降、ノッチと呼ぶ）は、図に示すようにノズル内壁を半径方向に突き出し、その頂点とノズル内壁をつなぐ稜線のなす角度からなる。ノッチは、三角錐形状であることからノズル内部の圧力抵抗を抑えつつ、排気ジェットのせん断層を半径方向に湾曲させ大気との混合を促進する効果を有する。

図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-2 の左図は第 2 期オリジナルノッチノズルにより得られたモデルによる騒音試験結果である。比較の対象として、ノッチを配置しないコニカルノズル及びシェブロンノズルの結果も示している。横軸はノズルインレット軸を基準（0°）とした騒音放射角度である。オリジナルノッチノズルでは、せん断層内の混合促進に伴い発生する高周波数騒音が側方に強く伝播することが課題で、コニカルノズルからの目標とする騒音低減効果は実現できたものの、騒音が最大となる側方側（90°～130°付近）に於いてシェブロンノズルに対し騒音レベルが高くなる結果であった。

第 3 期では、JAXA の UPACS-LES（Large Eddy Simulation）による排気ジェットのシミュレーション技術（JAXA と IHI で別途締結した共同研究の枠組みで開発）も駆使して、せん断層の湾曲度合の適正化を図りせん断層内で発生する高周波数騒音を弱める改良設計検討を実施し、改良ノッチノズル（図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-1 第 3 期の改良ノッチノズル参照）の考案を行った。更なる小型化を図ったノッチを採用し周方向に 18 か所これを配置している。



第 2 期のオリジナルノッチノズル 第 3 期の改良ノッチノズル  
図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-1 考案したノッチノズル

### 第 3 期のモデル試験結果

図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-2 右図にコニカルノズルからの騒音低減量として、オリジナルノッチノズル、改良ノッチノズル（ノズル出口直径約 40mm）及びシェブロンノズルの比較をしたモデル試験結果を示す。横軸は騒音放射角度である。改良設計検討で期待していた通り高周波数騒音の増大を抑制することができ、側方側（90°～130°付近）でシェブロンノズルに優る騒音低減効果を実証できた。

第 3 期モデル試験成果は IHI-JAXA 共同研究の枠組みを活用することにより得たものである。

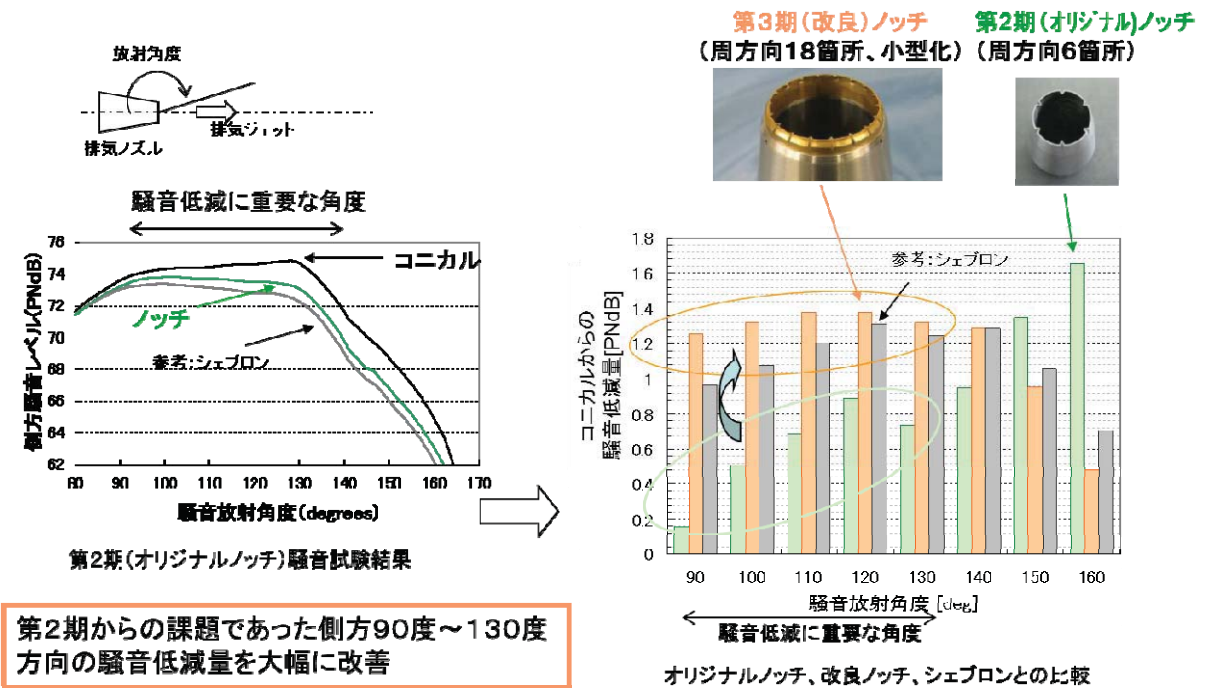
### 大型の改良ノッチノズル屋外エンジン試験結果

実機相当の確認試験として、JAXA 所有の小型エンジンに大型の改良ノッチノズル（出口直径約 260mm）を搭載して、秋田県能代市の屋外地上設備にて騒音試験を実施した。結果を図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-3 に示す。騒音はエンジンを中心に半径約 18m の遠距離場で計測し、その際のエンジン作動範囲は推力 3000—4500N で排気マッハ数 0.7—0.8、排気速度 360—420m/s（エコエンジンのコア排気速度の離陸時条件相当）に設定した。右下図はコニカルノズルと改良ノッチノズルによる騒音計測結果の比較であり、小型エンジン試験においてもノッチノズルの騒音低減効果を実証できた。

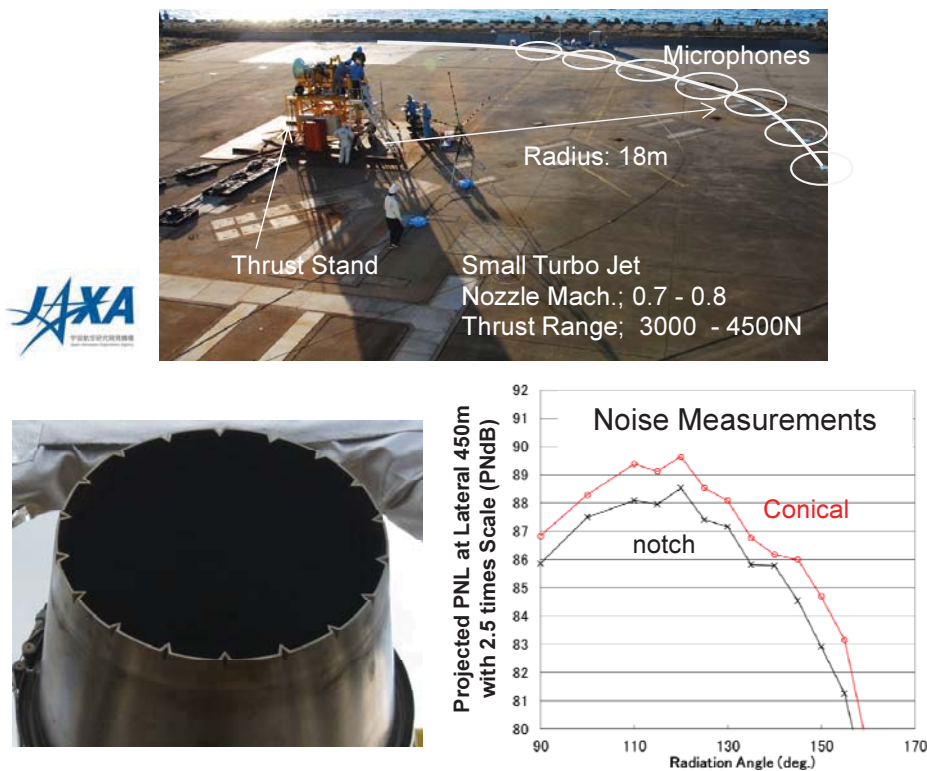
図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-4 は地上騒音計測結果に基づき、ICAO 手順に従い予測した空港離陸時の騒音（EPNL: Effective Perceived Noise Level）比較である。改良ノッチノズルによるコニカルノズルからの騒音低減効果は、2 か所の和で 2.8dB（Lateral 計測点で 1.7dB、Flyover で 1.1dB）を見込むことができ、第 2 期の成果（2.2dB）を優る結果を得ることができた。

図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)f-5 は騒音と同時に計測した推力の比較であり、縦軸は修正推力、横軸はエンジンの修正回転数で整理している。ノズルの違いにより僅かにエンジンの作動が変化しているが、ノッチノズルを搭載することによって推力低下が無いことを実証できた。

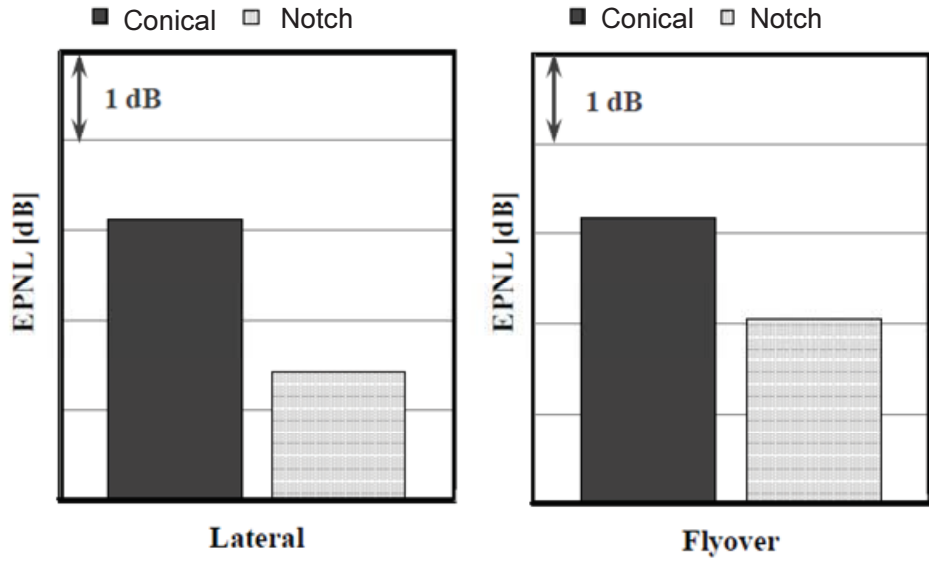
第3期屋外エンジン試験成果は IHI-JAXA 共同研究の枠組みを活用することにより得たものである。



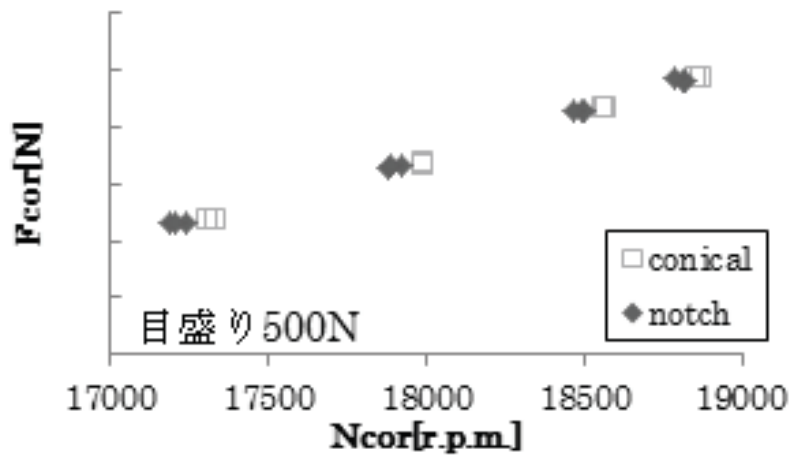
図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-2 改良ノッチノズルの模型試験結果



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-3 大型の改良ノッチノズル屋外エンジン騒音計測結果

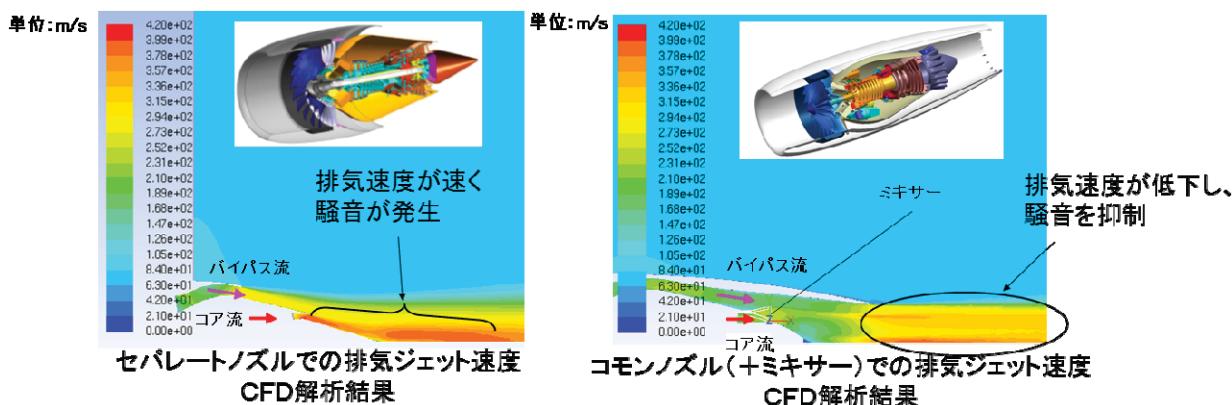


図Ⅲ.2.2.1.1-1) (4) f-4 屋外エンジン騒音計測結果に基づく空港騒音予測



図Ⅲ.2.2.1.1-1) (4) f-5 屋外エンジン騒音試験での推力計測結果

これまでに開発した技術をベースとして、燃費重視仕様エンジンの低騒音化評価を実施した。燃費重視仕様となったことで、排気ジェット速度が上昇しているが、これを CFD により可視化した。また、排気ジェットを低減するために、インターナルミキサーを導入しコモンノズル化した形態での CFD 結果を併せて図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-6 に示す。また、第 2 期仕様の場合についても示す。第 2 期仕様でのピーク排気ジェット速度は 365m/s 程度と評価され、ノッチノズルの適用で ICAO 規制値-21dB と評価される。一方で、第 3 期の燃費重視仕様とした時のセパレートノズル形態の場合、ピーク排気ジェット速度は上昇し 410m/s、ICAO 規制値-15dB と評価され、目標値を満足できないことが予想される。そこで、コモンノズル化し、改良したノッチノズルを適用することで、ピーク排気ジェット速度は 313m/s 程度と見積もられ、騒音は ICAO 規制値-20.5dB と評価されることから、目標値を達成できると考えられる。表Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-1 に結果を示す。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-6 排気ジェット CFD 解析結果

表Ⅲ2.2.1.1-1) (4) f-1 排気ジェット速度と騒音

	圧力比	ピーク排気速度	騒音
第 2 期仕様	燃費・コストバランス仕様 低	365m/s	ICAO規制値-21dB(達成)
<div style="display: flex; align-items: center; justify-content: center;"> <div style="font-size: 2em; margin-right: 10px;">↓</div> <span>高圧力比化で排気ジェット速度増加</span> </div>			
第 3 期仕様	燃費重視仕様 高	410m/s	ICAO規制値-15dB
	改良ノッチ+ミキサー(コモンノズル化) を適用して、低騒音化	313m/s	ICAO規制値-20.5dB

まとめ

ジェット騒音に関して、第 2 期で考案したノッチノズル（特許取得）の改良を行い、高い騒音低減特性とともに、推力ロスへの影響がほとんど無いことを確認し、既存のシェブロンノズルからの技術的優位性を確認することができた。また、排気ジェット速度の高くなる燃費重視仕様において、インターナルミキサー（ESPR プロジェクト成果、特許取得）の適用、コモンノズル化の採用で目標値である ICAO 規制値-20dB を達成可能であると評価された。これにより、エンジン設計に必要な技術、データベースを蓄積することができ、デモエンジンに向けた整備、準備ができた。



g. 制御

第 2 期ではインテリジェント化技術として、エンジン性能劣化の傾向、劣化部位や故障部位の特定のためのヘルスマonitoring技術を開発した。第 3 期は、低燃費化に資する SFC 最適制御を実現するために有効と考えられるモデルベース多変数制御に係わる研究開発、エンジン制御の可変要素の 1 つである圧縮機の可変静翼 (VSV : Variable Stator Vane) の制御精度向上、および、エンジン電子制御の小型化に係わる研究開発を実施した。

尚、エンジンでの試験や、制御則構築に関しては、JAXA との共同研究により実施した。図 III 2.2.1.1-1) (4)g-1 にエンジン制御の概要図を示し、上述の各技術の位置づけを示す。

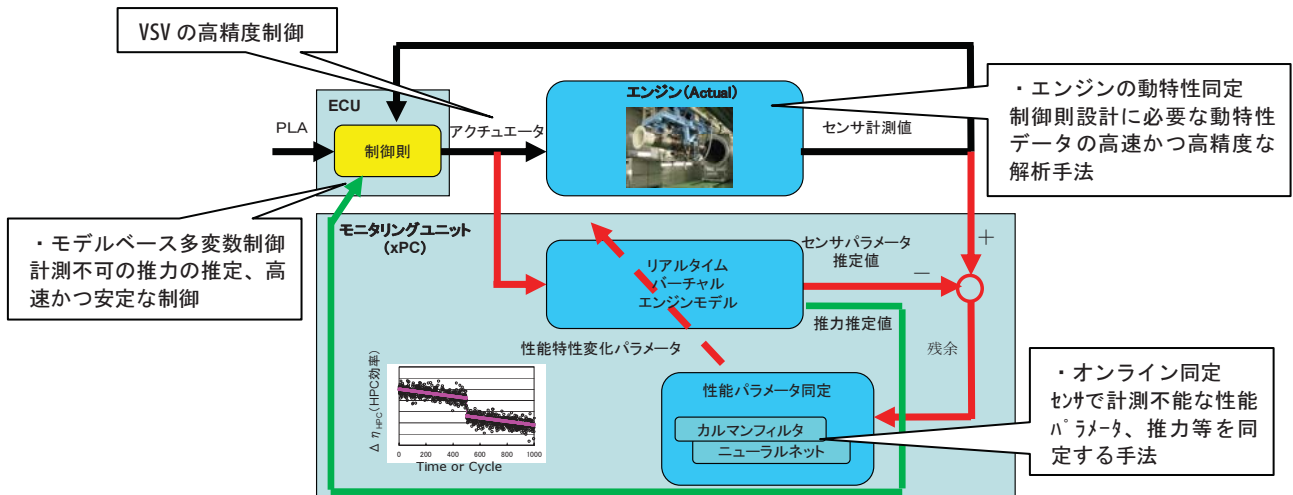


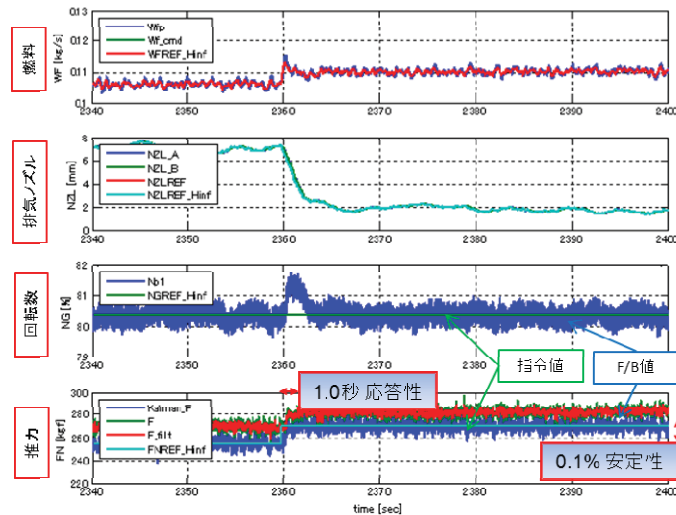
図 III 2.2.1.1-1) (4)g-1 エンジン制御概要

モデルベース多変数制御

モデルベース多変数制御は、限られたエンジンセンサーから計測できない推力、温度圧力等をエンジンモデル（数学モデル）から推定し、この推定値を制御する手法である。

回転数制御の場合、エンジンのばらつき、および、センサー精度の影響により必要以上の推力を出している、即ち、余計な燃料を消費している場合がある。この課題を解決するために、推力を一定に制御することが必要である。しかし、飛行中、推力を計測する手段がなく、エンジンモデルを用いた推力の推定が必要となる。一方、エンジンモデルは、様々な要因（エンジン個体差や性能劣化等）があるため、正しい推定値を求めるためにはエンジンモデルに対して適切に補正を行うことが必要となる。このため、第 2 期で開発したヘルスマonitoring手法の高度化（オンライン化）を行い、エンジンモデルを逐次補正できるようなカルマンフィルタおよび NN(Neural Network)によるオンライン同定技術の研究開発を実施した。

共同研究先の JAXA 所有のエンジンを活用して制御試験を行うために、基本となる制御則及びエンジンモデルを設計するために必要となるエンジン動特性を、エンジン試験により M 系列信号を入力して取得した。この結果を反映し、カルマンフィルタおよび NN の設計を実施し、エンジン試験に供試した。この結果、2 変数入力に対する 2 変数出力のデータが得られ、SFC 最適制御に資するモデルベース多変数制御が成立することを確認するとともに、モデルベース多変数制御を設計する上で必要となるプロセスおよび技術を取得することができた。結果を図 III 2.2.1.1-1) (4)g-2 に示す。この結果から、燃料および排気ノズルに対する回転数とモデル推定による推力の同時制御が可能であることをエンジン試験で実証することができた。

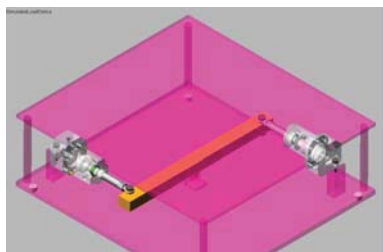


図Ⅲ.2.2.1.1-1) (4)g-2 モデルベースド多変数制御 エンジン試験実証

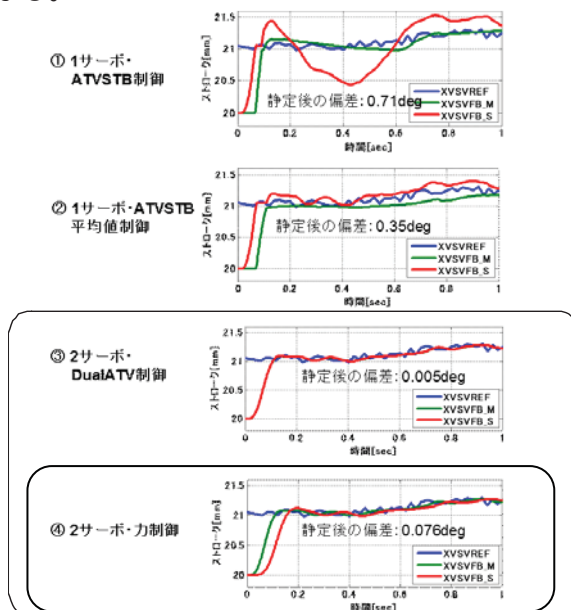
### VSV の制御精度向上

VSV の制御精度向上は、通常2本のアクチュエータとアクチュエータを同期させつつ、VSV を動かすためのシンクロナイズドリング等の部品で構成される。これらの構成部品の剛性、ガタや摩擦力、位置計測センサ等の影響を受けるため、これらの誤差要因の下に VSV を精度良く制御することが課題となる。この課題を解決するために、従来の位置制御より高速で安定な力制御を可能とする油圧アクチュエータ自身に計算機能を持たせたスマートアクチュエータ化することにより、VSV の制御精度向上に取り組んだ。

VSV の角度偏差は制御ロジックと VSV 機構の相互作用に起因しているため、VSV システムの機構をベースに製作した模擬負荷装置で要素特性試験を行い、ガタ、摩擦などの特性データを取得した。この特性データと連成解析モデルとの合わせ込みを行い、制御手法を開発し評価した（図Ⅲ.2.2.1.1-1) (4)g-3）。その結果、2サーボ・デュアルアクティブ制御および力制御により、目標である VSV 偏差±0.5deg 以下を達成でき、安定性についても従来の1サーボ制御より優位であることを確認した。位置センサにドリフト故障が発生した場合、デュアルアクティブ制御では過剰な力がアクチュエータから発生するが、力制御では過渡の応答に違いはあるものの、過剰な力を抑制するように作用する点で有利となる。また、スマート化によるアクチュエータ毎の位置センサ補正が可能となりアクチュエータの点検整備が容易となる。



(a) VSV システムをモデル化した模擬負荷装置



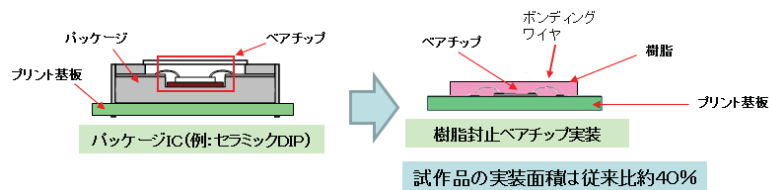
(b) 各種 VSV 制御手法の比較結果

図Ⅲ.2.2.1.1-1) (4)g-3 模擬負荷装置と制御手法比較結果

### 電子制御器の小型化

先に述べたモデルベース多変数制御及び VSV の制御精度向上を実現するためには、電子制御器に組み込まれるプロセッサ及びメモリ等を増やす必要が生じ、電子制御器の大型化（重量の増加）につながる。エンジン実装を考慮すると電子制御器の大型化は、許容されるものではないことから、電子制御器を小型化するための技術が必須である。このため、新たな小型化技術として、樹脂封止ベアチップ実装について研究開発を実施した。

樹脂封止ベアチップ実装（図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)g-4 参照）とは、ベアチップを直接プリント基板に直接実装し、ベアチップを保護するために樹脂で封止する方式で、民生品や車載品では既の実績がある手法であるが、航空機エンジンという特殊環境での適用可能性について評価を行った。（ベアチップ：半導体素子製造用の円柱状のインゴットを薄くスライスした円盤状の板（ウェハ）を切断したままの裸のチップ（ダイ））試作した評価用基板を用いて、常温における内部回路(LVDT S/C, 励磁)の電気的特性検証試験を実施し、全供試品とも、設計精度内かつ封止樹脂による有意差がないことを確認した。



図Ⅲ2.2.1.1-1）(4)g-4 樹脂封止ベアチップ実装

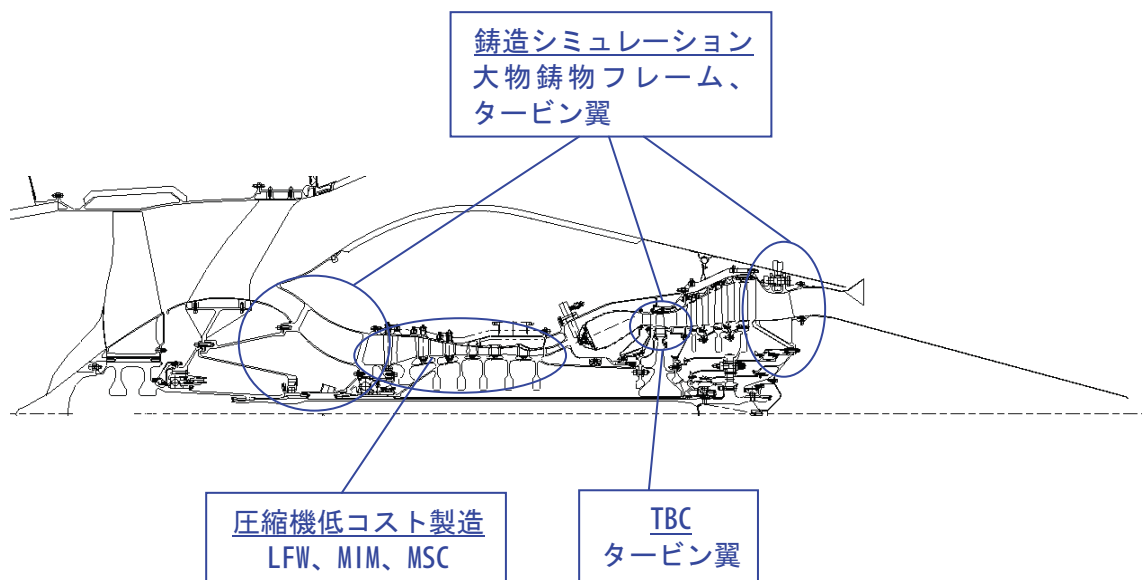
### まとめ

制御技術について、第 2 期で開発したヘルスマモニタリング手法の高度化技術、低燃費化に資する SFC 最適制御のためのモデルベース多変数制御、エンジン制御則設計を支える高精度な動特性取得技術を、小型エンジンを用いた実機試験により、有効性を確認することができた。また、制御精度向上のための VSV 制御手法、ECU の小型化技術を取得することができた。これら技術について取得、確認できたことにより、デモエンジンへ適用可能なレベルとすることができた。

## (5) 製造工程確認試験

実用化を行ううえで重要な技術として、製造技術がある。特に、直接運航費用低減のためには、低コストで開発部品を具現化するための製造技術が必須である。本研究では、大物鋳造部品や高価な精密鋳造部品の低コスト化技術、圧縮機部品の低コスト製造技術、タービンの耐久性向上のための技術について、製造確認試験として実施とした。

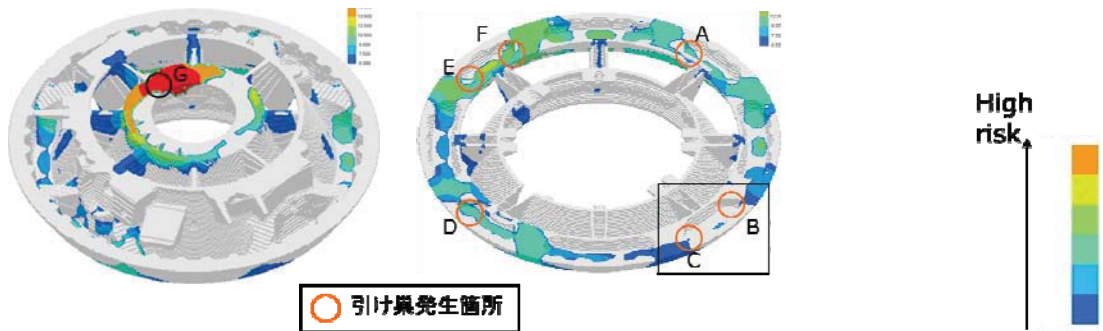
- a. 鋳造シミュレーション  
フロントフレーム等の大物鋳造部品、タービン翼鋳造の低コスト化技術として実施
- b. LFW(Liner Friction Welding、線形摩擦接合)  
高圧圧縮機の動翼に適用しているブリスク製作のための低コスト化技術
- c. MIM(Metal Injection Molding、金属射出成型)  
高圧圧縮機の静翼部品の低コスト化技術
- d. MSC(Micro Spark Coating)  
ケース側のアブレイダブルコーティングを廃し、圧縮機翼先端の硬質化による低コスト技術
- e. TBC(Thermal Barrier Coating)遮熱コーティング  
タービン翼への適用で、更なる高温化、高性能化、耐久性向上技術として実施



図Ⅲ. 2. 2. 1. 1-1) (5)-1 製造工程確認項目

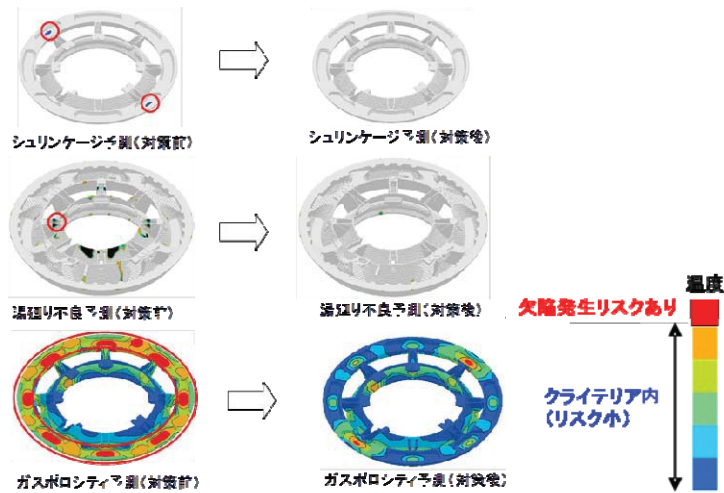
a. 鋳造シミュレーション

フロントフレームの低コスト化を目的として、鋳物構造を適用するためのシミュレーション技術の開発を行った。図III 2.2.1.1-1) (5)a-1 にシミュレーションによる欠陥発生確率の分布予測と実際の欠陥位置とを示す。概ね高確率で発生すると予測される位置にて、実際に引け巣が発生していることが判る。



図III 2.2.1.1-1) (5)a-1 シミュレーションによる欠陥発生箇所の予測と実際の欠陥位置

本シミュレーションを用いて、欠陥の発生予測の低い鋳造方案を検討した。その結果を図III 2.2.1.1-1) (5)a-2 に示す。シミュレーションで欠陥発生確率が低く、ガスポロシティの発生も抑えた鋳造方案を確認することができ、実際に試鋳造した結果、欠陥が無いことを確認した。これにより、型数の削減、検査省力化等により、約半減のコストダウン効果が見込める。



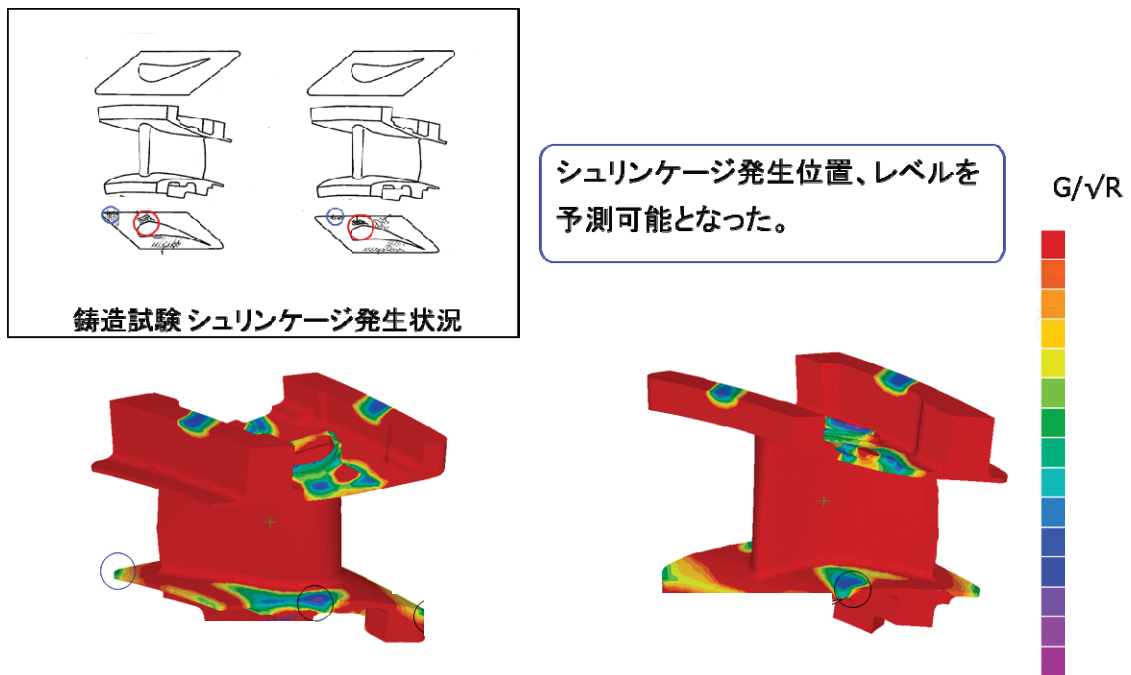
鋳造シミュレーションによる最適化結果



試鋳造したアルミ製フロントフレーム

図III 2.2.1.1-1) (5)a-2 シミュレーションによる鋳造方案の改良と試鋳造結果

また、タービン翼部品への適用についても検討を行い、図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5) a-3 に示すように、シミュレーションにより欠陥を予め予測でき、最適な鑄造方案を設定することができた。図中の  $G/\sqrt{R}$  は、引け巣の発生レベルを示すパラメータで、 $G$  は温度勾配、 $R$  は凝固速度を示す。 $G/\sqrt{R}$  が大きいほど、シュリンケージ（引け巣）ができにくいことを示すパラメータである。温度勾配  $G$  が大きいと、その要素と隣接要素との温度差は大きくなり周囲の要素との凝固時間の差が大きくなり、先に固まった部分にできた空洞へ周囲からの溶湯が供給されやすい。凝固速度  $R$  が大きければ、その要素と周囲の要素との凝固時間の差が小さくなり、周囲からの溶湯の補給がされにくいためシュリンケージができやすい。図には実際に試鑄を行った時に発生したシュリンケージの位置と比較して示す。シュリンケージ発生レベルを精度良く予測できるようになり、図面要求でシュリンケージの可否を判断できる精度にまで向上した。



図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5) a-3 タービン翼の鑄造シミュレーション

#### まとめ

高コスト品の1つである大物鑄物部品およびタービン静翼部品へ適用する鑄造シミュレーション技術を開発し、鑄造法案作成の効率化、型数の削減、検査省力化に繋がる低コスト化技術を取得することができた。これにより、直接運航費用低減に貢献する技術を取得し、デモエンジンへ適用可能なレベルとすることができた。

b. LFW (Linear Friction Welding : 線形摩擦接合)

LFW については、第 2 期にて、模擬ブリスクの試作により加工、強度上の見通しを得たものである。第 3 期では、実際に翼形状まで加工を行い、その適用性を評価した。

図 III 2. 2. 1. 1-1) (5)b-1 に翼部品およびディスクから、LFW により接合しブリスクを製造する手順を示す。翼部品の保持方法の考案、接合条件の調整を行い、LFW によるブリスク製造技術を取得できた。

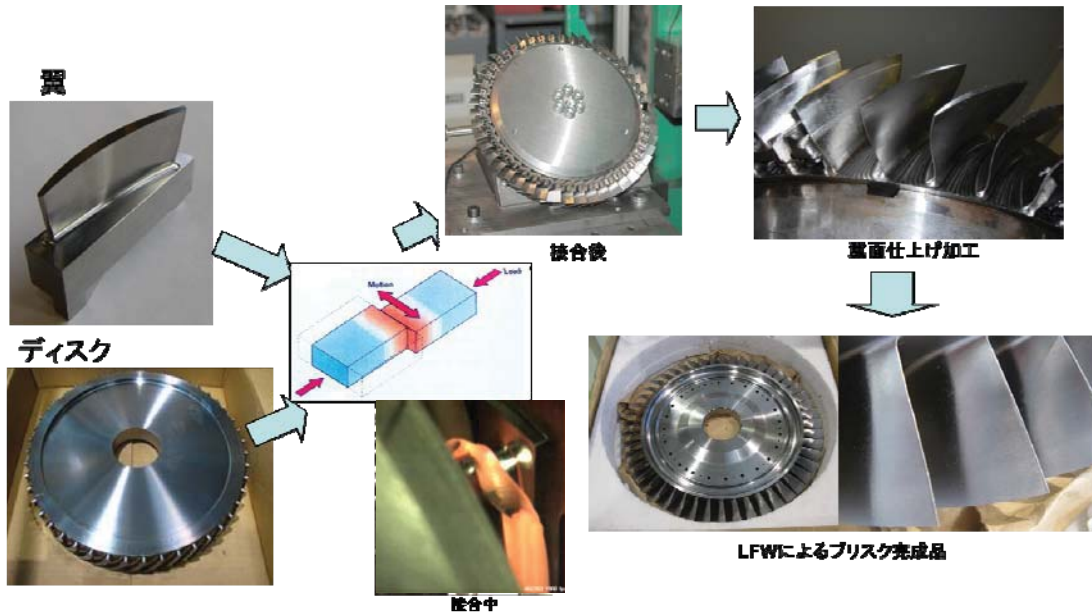


図 III 2. 2. 1. 1-1) (5)b-1 LFWによるブリスク製造の手順

また、接合部の強度確認として、加振試験を実施し、疲労破壊した供試体の全ては最大応力部より破断しており、LFW 接合部から破断した供試体は無く、健全に接合されていることを確認できた。図 III 2. 2. 1. 1-1) (5)b-2 に加振試験結果を示す。

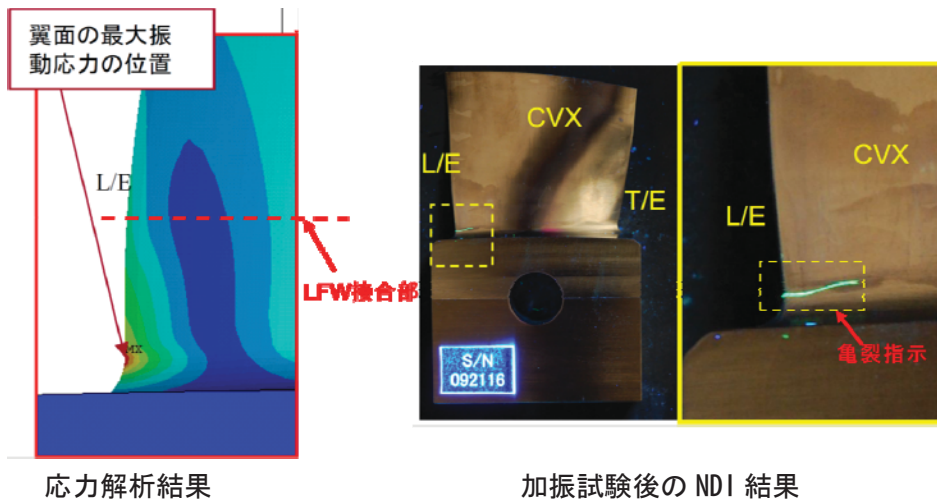


図 III 2. 2. 1. 1-1) (5)b-2 加振試験結果

まとめ

本研究により、圧縮機ブリスクの低コスト製造技術を取得することができた。接合部の強度についても、実環境を念頭に加振試験を行って確認しており、デモエンジンへ適用可能なレベルとすることができた。圧縮機製造の低コスト化で直接運航費用低減に貢献するものである。この LFW による接合技術については、本技術を早期にエンジン製造技術として活用するために、設備導入補助金を活用し、事業者の工場への導入事業を行うに至っている。

c. MIM (Metal Injection Molding : 金属射出成型)

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 の製造工程を図 III 2.2.1.1-1) (5)c-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）。その後、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）。

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長い加工時間を要するなど、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 III 2.2.1.1-1) (5)c-2）、最終形状となるネットシェイプ化が可能となるため、素材費削減、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。

図 III 2.2.1.1-1) (5)c-3 に MIM により製作したスピンドルを有する可変静翼部品を示す。ネジゲージにて検査した結果、スピンドル部のネジ部は成型後の後加工も必要無く、合格とのレベルであり、翼部の寸法精度含めて製造へ向けた技術を取得することができた。図 III 2.2.1.1-1) (5)c-4 に更に複雑な形状の圧縮機後段の静翼部品を示す。3 次元的に複雑な形状ではあるが、成型に成功することができた。

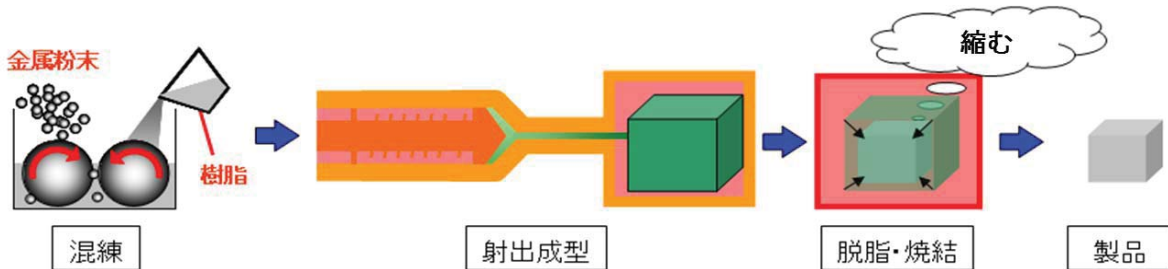
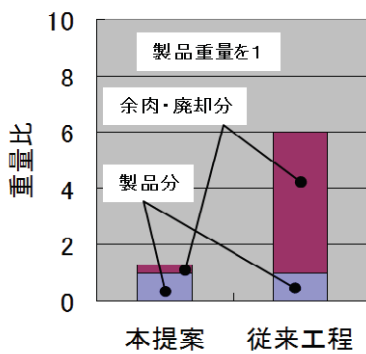


図 III 2.2.1.1-1) (5)c-1 金属射出成型による製造法概要 (MIM)

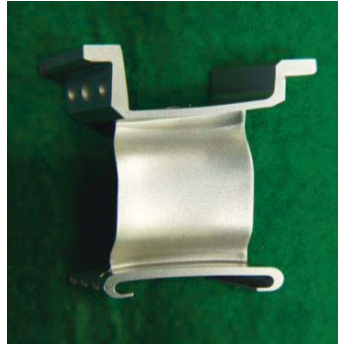


MIM と従来工程との素材重量比較  
図 III 2.2.1.1-1) (5)c-2



圧縮機可変静翼（単翼）の試作例  
図 III 2.2.1.1-1) (5)c-3





図III.2.2.1.1-1) (5)c-4 圧縮機後段の静翼部品試作例

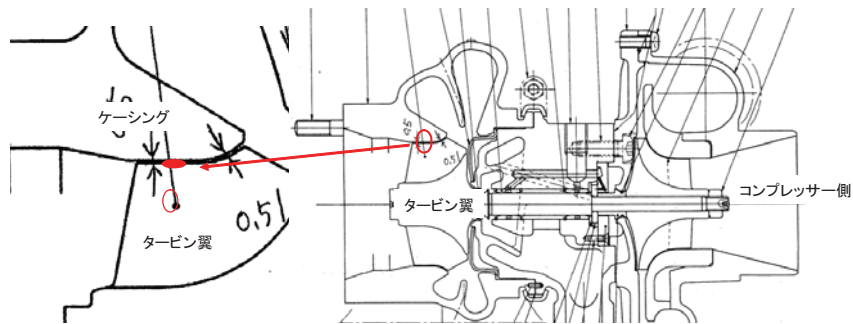
#### まとめ

圧縮機の静翼部品に対して、低コスト製造技術を取得することができ、デモエンジン製作に向けた技術を整備することができた。直接運航費用に貢献する技術であるとともに、他のエンジンへも波及可能な技術である。本技術を早期にエンジン製造技術として活用を行うために、設備導入補助金を活用し、事業者の工場への導入事業を行うに至っている。

d. MSC (Micro Spark Coating : マイクロスパークコーティング)

MSC は圧縮機ケース製造費の低コスト化を目的として、動翼 Tip 部にマイクロスパークコーティング（以下、MSC）による耐摩耗コーティングを施すことにより、従来からのケース側へのアブレイドブルコーティングを廃することができる。第2期に引き続き MSC の適用性の評価を実施した。

高温、高接触速度環境下でのコーティングの耐摩耗性を、模型試験により評価した。MSC 被膜の高温・高速環境下でのアブレシブ性を実験的に評価した。図 III 2. 2. 1. 1-1) (5) d-1 へ模型試験の概要を示す。高温・高速度下での接触環境を模擬するため、ターボチャージャのタービンインペラの一部に MSC を施工した。試験条件は、空気温度 650℃、チップ周速 440m/s である。



模型試験概要



ケーシング側計測結果

図 III 2. 2. 1. 1-1) (5) d-1 模型試験概要と試験結果

チップ、接触部の観察、計測の結果、翼にコーティングを施した箇所のケーシング側内周面が削れていることを確認した。高温、高速環境の接触において、回転中飛散等発生せず密着性も良好であった。

まとめ

MSC のアブレシブ性を確認することができ、圧縮機動翼のチップ先端に施工することで、従来のケーシング側に設けていたアブレシブコーティングの施工工程を廃し、製造コスト低減に繋がることが確認できた。デモンエンジンへ適用可能なレベルであることが確認でき、直接運航費用の低減に貢献することが可能となった。

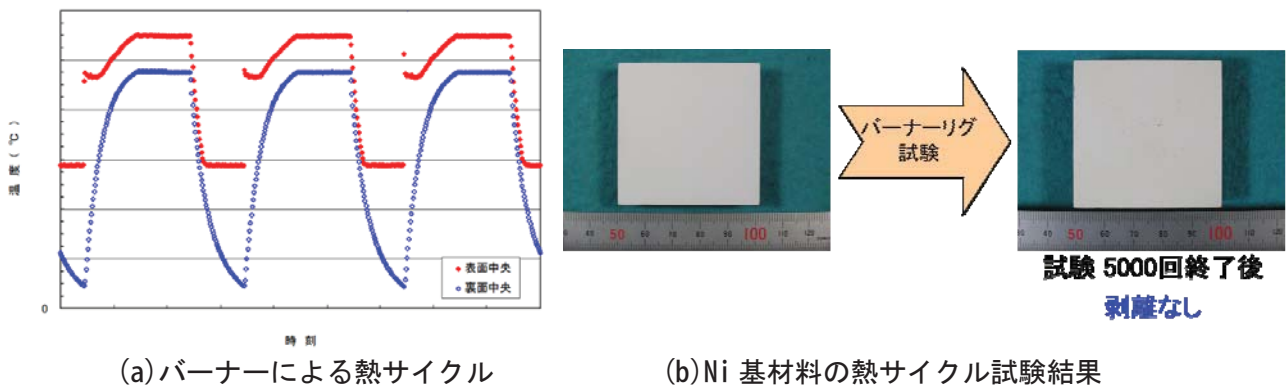
e. TBC (Thermal Barrier Coating: 遮熱コーティング)

高耐熱性を有するタービン翼材料に TBC を施工することで、更なる高温化、高性能化、耐久性向上を図ることができる。本研究では、高い遮熱性能、耐久性を有する EB-PVD (Electron Beam Physical Vapor Deposition: 電子ビーム物理蒸着) による TBC 施工技術について、研究開発を実施した。尚、EB-PVD の施工については、NEDO のナノプロジェクトで開発した、日本では大型の施工装置を活用して実施した。

翼部品へ安定的に成膜する課題として以下がある。

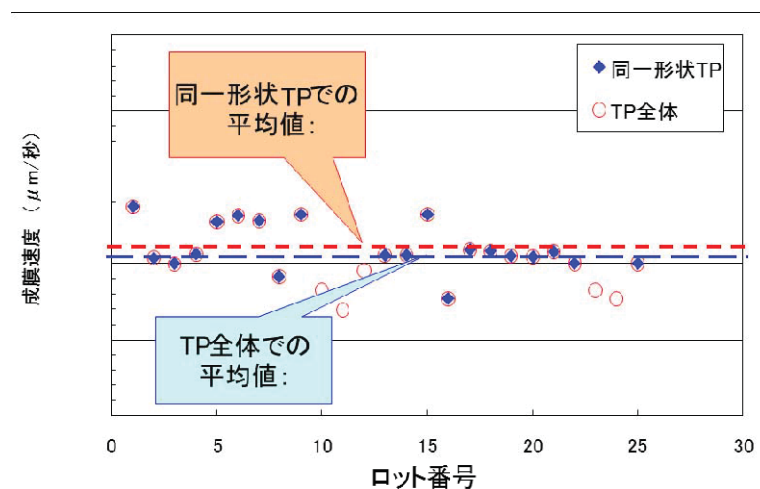
- ・熱サイクルによる耐剥離性の確認
- ・成膜速度の安定性
- ・部品全体への均質な成膜

EB-PVD により成膜した試験片を用いて、熱サイクルによる耐剥離性を確認するために、バーナー加熱による繰り返し試験を行った。試験結果を図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5)e-1 に示す。その結果、5000 回終了後でも剥離しないことを確認し、設定した施工方法にて十分な耐剥離性を有することが確認できた。



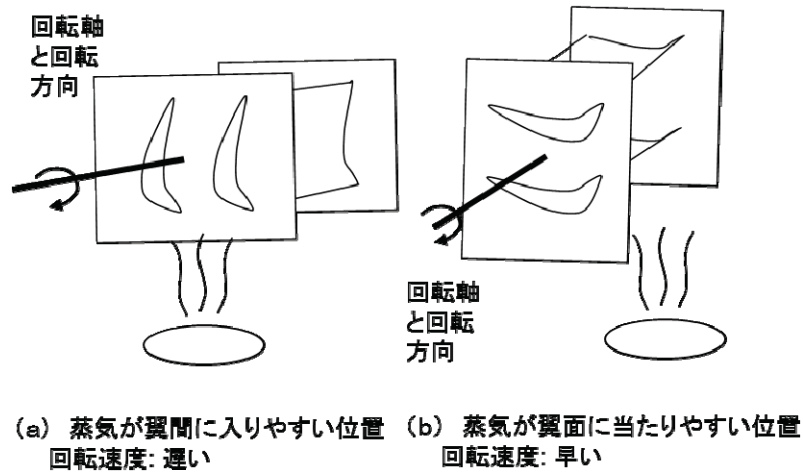
図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5)e-1 熱サイクルによる耐剥離性

成膜速度の安定化については、ロットによる違い、形状による違いを確認する試験を実施し、図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5)e-2 に示す結果が得られた。成膜速度については、ばらつきは小さく、安定であることを確認することができた。また、所定の厚さに成膜する場合に設けるべき製造公差についてのデータを取得することができた。



図Ⅲ.2.2.1.1-1) (5)e-2 試験片 (TP) ロット毎での成膜速度のばらつき確認

更に、翼部品のような複雑な形状へ均質に成膜することは、部品製造上重要な課題である。そこで、蒸気の回り込みを、翼部品を回転させ、かつ、部品の姿勢によって回転速度を変化させることで、一様にあたるように工夫し、成膜の均一化を図った。図III.2.2.1.1-1)(5)e-3に翼部品回転の模式図を示す。これにより、蒸気の回り込みにくい翼間へも均一に製膜できることを確認した。



図III.2.2.1.1-1)(5)e-3 翼部品を回転して蒸着

#### まとめ

タービンへのEB-PVDによるTBCの適用に向けて、施工技術を取得することができ、高温化、高性能化、耐久性向上のための技術を、デモエンジンへ適用可能なレベルとすることができた。

(6) システム評価

エンジン仕様目標値達成を確認するため、設計確認試験および製造工程確認試験結果、更には関連要素実証のファン、圧縮機、燃焼器の結果を反映させつつ行った燃費重視仕様エンジン設計に対して、システム評価を実施した。

以下に本プロジェクトのエンジン仕様目標値について再掲する。

[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

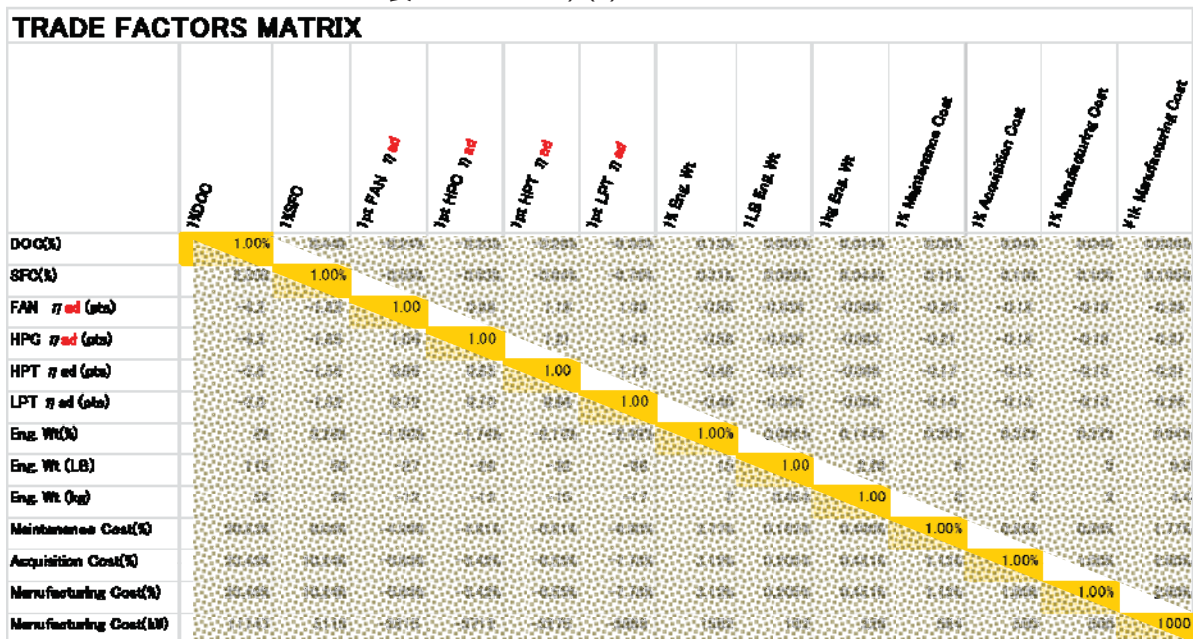
ICAO規制値(2006年適用)に対して、-20dBの低騒音化

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

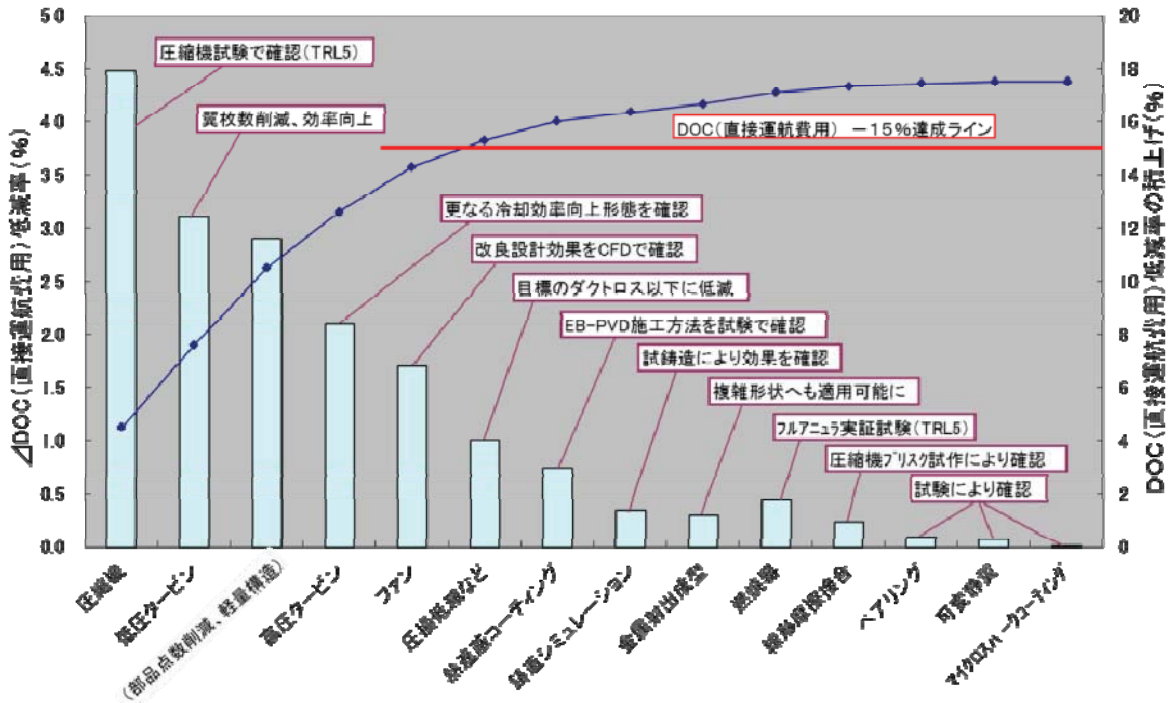
直接運航費用(DOC)低減については、段数削減などのシンプル構造による重量削減／整備費用削減、低コスト製造技術の導入による低コスト化、要素性能確保による燃費低減により達成される。各技術、要素の研究開発に際しては、これらの性能、重量、整備費用、製造コスト等について、各研究の結果がDOCへどれだけ影響を及ぼすか、Trade Factorを共有しながらDOCへの影響に配慮しつつ行われた。表Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-1にTrade Factorのイメージを示す。SFC、各要素性能、重量、整備コスト、製造コスト等について、このTrade Factorを用いることでDOCへの影響を適宜把握できる。

表Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-1 Trade Factor



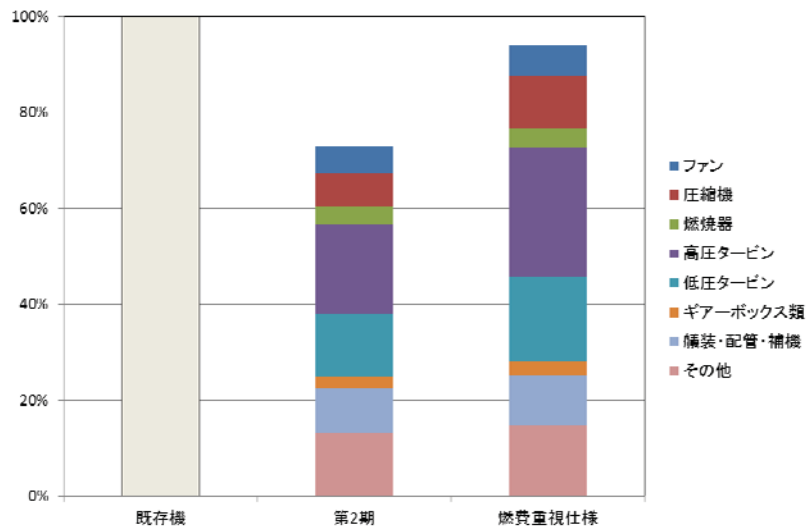
低燃費性能を支える圧縮機性能については、関連要素実証のTRL5の実環境試験が実施され、その世界レベルの高性能圧縮機であることを確認している。また、バイパス流のダクトロス低減により圧力損失による推力ロス低減を図っている。低コスト化技術には、MIM、LFWの圧縮機製造技術、VSVリンク機構、MSCによる翼チップ先端の耐摩耗性向上、鋳造シミュレーションによる工程最適化などである。重量削減には、低圧タービンの翼枚数削減、ファンは統合 OGV 採用による重量削減などである。図Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-1に各技術のDOC低減効果と積み上げ結果を示す。DOC削減に最も効いているのは、燃費性能向上のキーである、圧縮機性能であり、△4.5%と1/3を占めている。これら積み上げにより、DOC-15%を上回る-17.5%となり、目標を達成した。

エンジン価格、整備費については、第3期での燃費重視仕様エンジンへの見直しで、第2期仕様から圧縮機、タービンの段数増加があり、第2期よりも既存機に比して、エンジンコストで20%程度、整備費用で10%程のコストアップとなっている。図Ⅲ2.2.1.1-1)(6)-2、-3に既存機との比較図を各々示す。

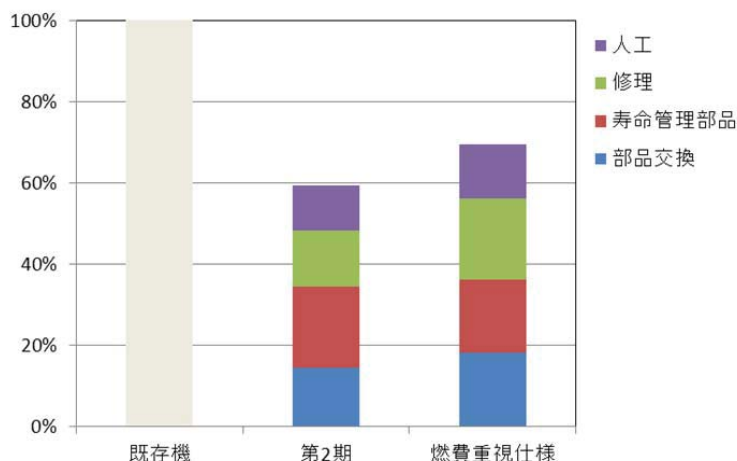


DOC : 直接運航費用  
EB-PVD : 電子ビーム物理蒸着

図Ⅲ2.2.1.1-1)(6)-1 直接運航費用低減

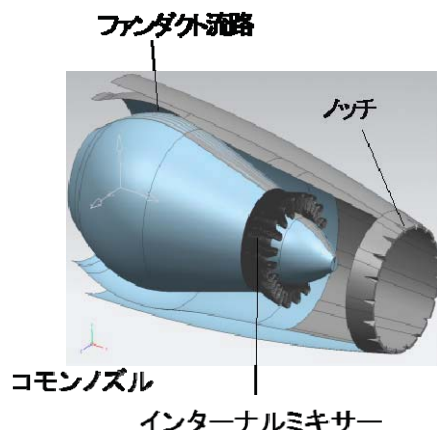


図Ⅲ2.2.1.1-1)(6)-2 エンジン価格の比較



図Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-3 整備費の比較

騒音については、規制値-20dB を目標値としているが、燃費重視仕様のエンジンサイクルにおいて、小型エンジン試験で低騒音効果の確認された改良ノッチノズルに加え、コア・バイパス流をエンジン内で一様に混合するためのインターナルミキサー付コモンノズル化（寄与度：累積で 5dB）により目標達成と評価される。尚、インターナルミキサーは、先のプロジェクト E S P R 成果が活用されている。図Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-4 にジェット騒音のための低騒音デバイスを、表Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-2 に排気速度レベルから評価された騒音値を示す。



図Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-4 ジェット騒音低減デバイス

表Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-2 低騒音化の評価結果

	圧力比	ピーク排気速度	排気ノズル形態	騒音達成レベル
燃費重視仕様	高	410m/s (コア流)	セパレートノズル+改良ノッチノズル	ICAO 規制値-15dB
	高	313m/s (コア・バイパス混合流)	コモンノズル（インターナルミキサー付）+改良ノッチノズル	ICAO 規制値-20.5dB (目標達成)

NOx については、Ⅲ章の関連要素実証、燃焼器の総合評価で示しているとおりの規制値-50%の目標値を満足するとともに、直接運航費用へ貢献する低コスト化が図られている。図Ⅲ2.2.1.1-1) (6)-5 に示すとおりの規制値に対して十分な余裕をもっており、また、他社のエンジン開発の低NOx 目標値と比肩するものであり、現時点においても十分競争力を有していると考えられる。

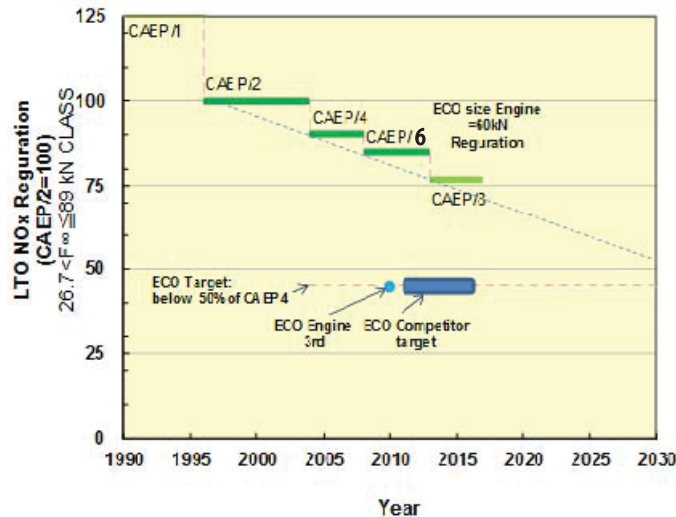


図 III 2.2.1.1-1 (6)-5 NOx 削減目標の評価

表 III 2.2.1.1-1 (6)-2 にエコエンジンの特徴について、まとめて示す。各要素に適用した技術は、特許取得を行っており、技術的競争力の維持が図られている。また、これらの技術の中で、他のエンジン開発へ波及可能なものについても示す。

ファンは第 2 期にて開発したゼロ・ハブファン技術（特許取得）により、低圧圧縮機を廃して軽量化され、第 3 期技術開発にて更なる改良として低ソリディティ化、高アスペクト比化による軽量化を実施するとともに、デモエンジンへ向けてファン後方のストラットの影響を評価可能とした。ファン騒音には、スイープ・リーン統合 OGV 技術／スイープ動翼技術を適用した。圧縮機は燃費重視仕様に則り、高圧力比化のため新に設計を実施した。小型圧縮機で課題となる後段側のチップクリアランスの影響を抑制するため、第 2 期で開発したディフューザパッセージ動翼技術（特許取得）を後段 2 段に適用することで、世界レベルの性能を有する 9 段圧縮機を TRL5 レベルの実機サイズ、実環境でのリグ試験で実証した。このファン、圧縮機の空力設計技術は、事業者が実施している開発エンジンの設計へ活用、波及が成されている。ファン騒音に関しても、OGV 枚数の適正化技術が活用されている。

燃焼器については、燃費重視仕様に適合させるため、第 2 期で開発した急速混合形態（特許取得、他国に無い日本独自の燃焼器）の性能チューニングを実施し低 NOx 燃焼器を開発した。

高圧タービン動翼へは第 3 期で実施した「耐久性評価技術」の中で国産単結晶材（特許取得）のデータベースを蓄積するとともに、第 2 期で開発したマルチスロット冷却構造（特許取得）で低コスト化を図っている。また、タービン静翼へは高い冷却効率を有するピン・インピンジ冷却構造（特許取得）を考案し冷却空気低減、性能向上を図っている。

低圧タービンでは、エコエンジンの 1 つの特徴であるカウンターローテーション化と高揚力化、高性能化で、インタラクションロス低減／翼枚数削減、軽量化（部品点数削減）の第 2 期技術成果を反映して適用した。また、カウンターローテーションを実現する作動反転ベアリングを開発し、性能・機能の確認を実施している。特に、高揚力化、高性能化の低圧タービン翼設計技術の各技術は、事業者が担当する開発エンジンの設計に活用されている。

騒音に関しては、第 2 期で開発、特許取得したシンプルかつ推力ロスの小さいノッチノズルの低騒音特性を向上させた改良ノッチノズルを開発するとともに、インターナルミキサ（ESPR で特許取得）を採用しコモンノズル化でジェット騒音を低減させた。

制御は、故障検知ロジック、実エンジンによる動特性同定手法、性能パラメータ同定手法など制御設計、ヘルスマonitoring に係る技術を開発した。

低コスト製造技術では、エコエンジンを製造するために必要となる技術として、軽量の圧縮機を実現するブリスク製造技術である LFW（線形摩擦接合）、圧縮機静翼部品の低コスト化技術である MIM（金属射出成型）、圧縮機翼チップの摩耗を防ぐ MSC（耐摩耗コーティング）、フロントフレームなどの大物鋳物部品、鋳造部品であるタービン翼の鋳造シミュレーションによる工程最適化の低コスト化技術を開発した。この中で、LFW、MIM や鋳造シミュレーションについては、他のエンジン製造事



業で活用、事業展開を図るため、製造設備の導入を実施している。

以上のとおり、事業化へ向けて重要な技術が取得、整備された。図Ⅲ.2.2.1.1-1)(6)-6 に第3期に設定した燃費重視仕様エンジンの全体図を示す。

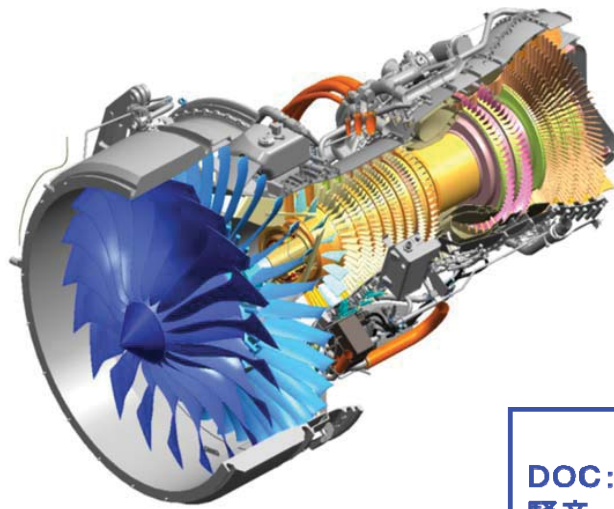
#### まとめ

第2期のエンジン基本設計結果をベースとして、その後の市場・技術動向等の世界経済状況、取り巻く環境の変化に柔軟に対応することで、燃費重視仕様エンジンを設定し、目標エンジンとして新たに全体設計を行った。中でも鍵となるコア要素である圧縮機、燃焼器の関連要素の高性能化技術開発や低コスト製造技術開発、タービン冷却、騒音などの性能確認試験を実施した。これらによる実証試験を通して得られた試験データ等により、直接運航費用低減、低騒音化、低NOx化の各エンジン仕様目標値を達成可能な設計技術を取得することができ、デモエンジン開発に向けた技術を整備することができた。

表Ⅲ.2.2.1.1-1)(6)-2 エコエンジンの特徴

	特徴	特許	事業展開
ファン	ゼロハブファンを開発し、高流量、ハブ側高圧力比化で低圧圧縮機削除、軽量化（部品点数削減）	○	○
	スweep/リーン（ESPR成果）で低騒音化、統合OGV（出口案内静翼）の採用でシンプル化、軽量化（部品点数削減）	(○)	○
圧縮機	ディフューザパッセージ動翼を開発し、最終段翼高さに対応した小型多段高性能圧縮機	○	○
燃焼器	急速混合燃焼器を開発し、低NOx、低コストの両立	○	
高圧タービン	国産単結晶材の採用	○	
	シンプル構造のマルチスロット冷却（部品点数削減）	○	
	ピン・インピンジ冷却構造の採用で冷却効率向上	○	
低圧タービン	カウンターローテーション化と高揚力化、高性能化で、インタラクションロス低減/翼枚数削減、軽量化（部品点数削減） カウンターローテーションを実現する作動反転ベアリングを開発	○	○
ノズル	シンプルかつ推力ロスの小さい低騒音ノッチノズルを開発	○	
	ESPR成果を活用した低騒音化ミキサーを採用し、コモンノズル化	(○)	
制御	ヘルモニタリング技術を支える故障検知ロジック、性能同定、モデルベース多変数制御などを開発	○	
製造技術	LFW（線形摩擦接合）、MIM（金属射出成型）、MSC（耐摩耗コーティング）、鋳造シミュレーション等の低コスト化技術を開発	○	○

( ) は、  
ESPRプロジェクト取得特許

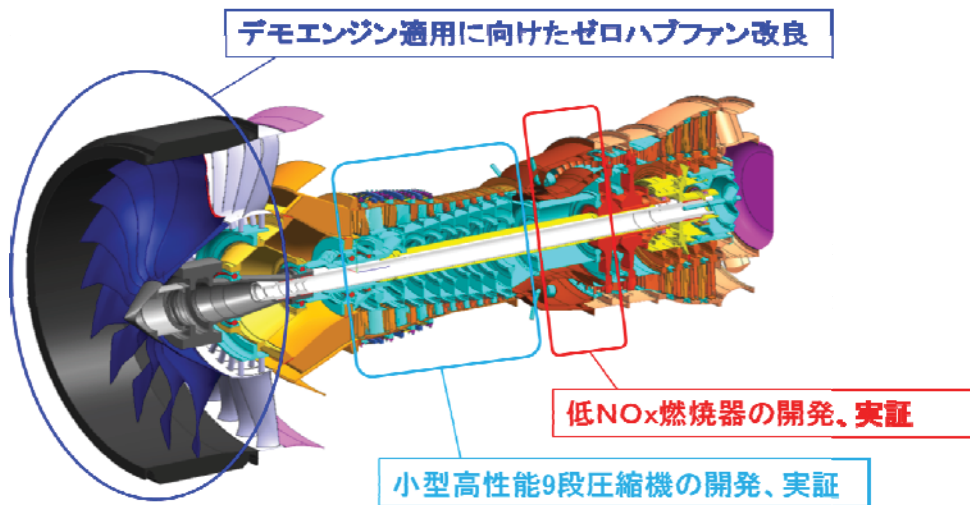


**達成値(目標値)**  
DOC: -17.5%(-15%)  
騒音: -20.5dB(規制値-20dB)  
NOx: -50.5%(規制値-50%)

図III.2.2.1.1-1) (5)-6 燃費重視仕様エンジン全体図

## 2) 関連要素実証

関連要素実証として、エンジン構成要素である、ファン、圧縮機、燃焼器についてリグ試験による実証試験を実施した。尚、燃費重視仕様エンジンとしたことで、コアエンジン要素に焦点を当てた研究開発を実施した。圧縮機では、高圧力比化により必要となった9段圧縮機の新規設計・開発、燃焼器では、高圧力条件化で厳しくなった低 NOx 化技術の高度化のための研究を実施し、各々について最終的に実機サイズ、実環境での性能取得試験により、TRL5 に相当する実証試験を実施した。これら成果をエンジン設計に反映するとともに、直接運航費用低減、低 NOx 化の各目標値達成の評価へ反映した。



図III.2.2.1.1-2)-1 関連要素実証での対象要素

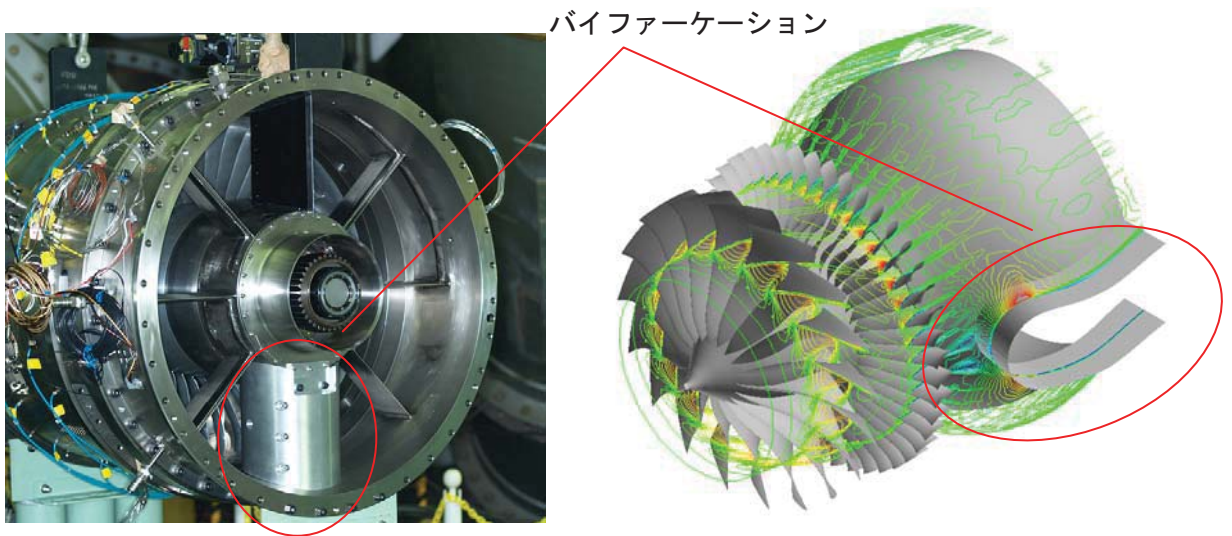
### (1) ファン

第2期で開発したゼロハブファンについて、エンジンへ適用する上で必要な技術事項に付き、試験、解析による確認、データ取得を行い、エンジン設計にフィードバックを行った。

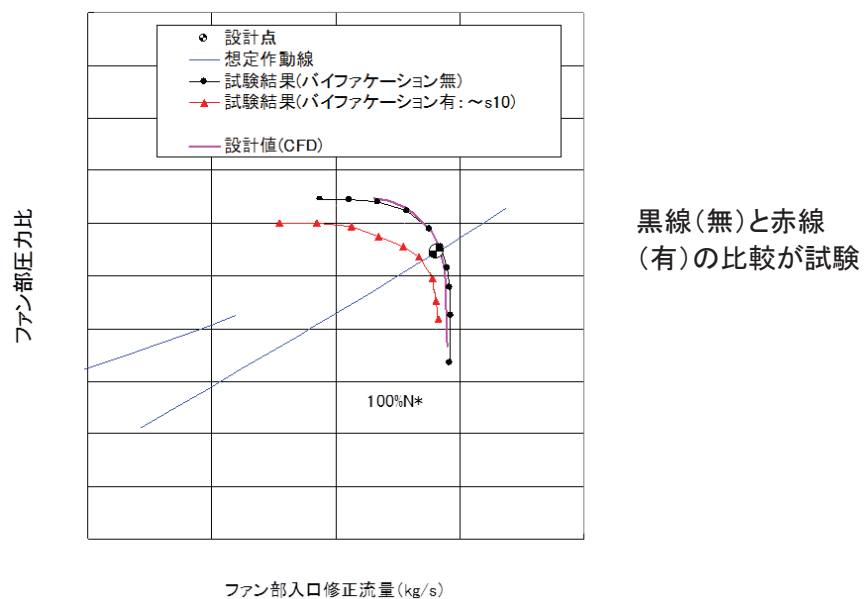
#### ① 下流バイファーケーションの性能への影響

小型エンジンではエンジン周囲のスペースが小さいため、相対的にバイファーケーションが厚く、またファンに接近しているなど、実機エンジンに要求される構造上の制約を受け、ファンの空力性能に影響を及ぼすことが考えられる。そのため、エンジン全体設計で計画しているバイファーケーションをファンリグに組み込みその影響を把握した。

供試体、CFD 解析結果、試験結果を各々図III.2.2.1.1-2) (1)-1、-2 に示す。P-Q やファン効率で約 1pts、サージマージンが平均 0.5pts、フラッタマージンでは約 2pts の低下という性能上許容できない影響があることが判った。並行して行った CFD で定量的な影響把握が出来ており、ファン性能へ影響を与えないバイファーケーション設計上のクライテリアをエンジン全体設計へフィードバックできるようになった。これらの知見を、Ⅲ章の 2.2.1.1-1(4)e. ダクトロス低減へ反映し、下流からの影響を低減したバイファーケーション形状が検討された。



(a) ファン供試体下流のバイファケーション (b) CFD 解析結果  
 図Ⅲ2.2.1.1-2) (1)-1 供試体と CFD 結果

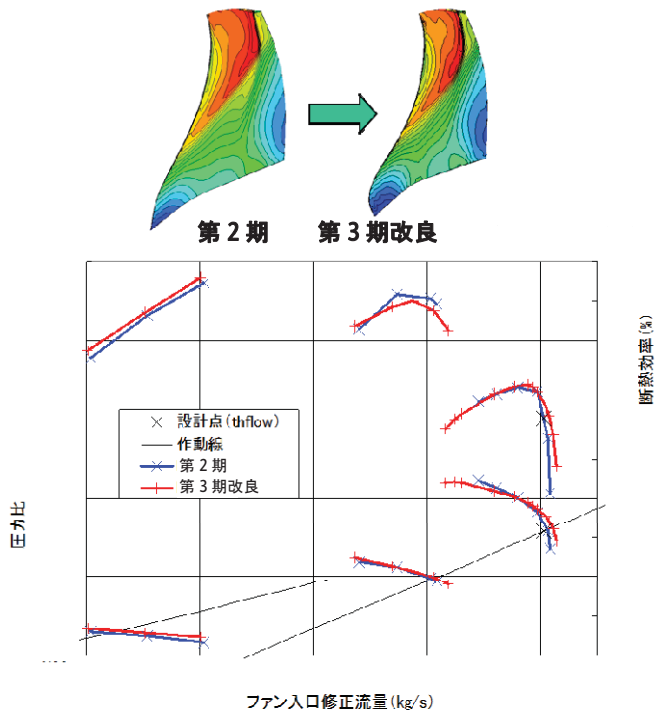


図Ⅲ2.2.1.1-2) (1)-2  
 バイファケーションの空力性能への影響 (試験結果と CFD 結果)

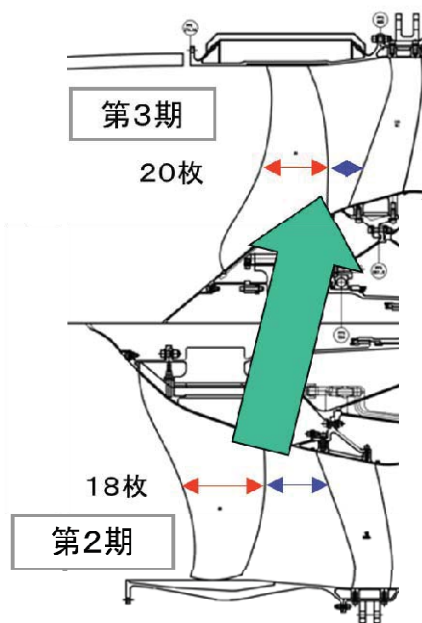
### ②軽量化、エンジン統合のための改良設計

エンジン適用に向けて、更なる軽量化、ファン要素としてエンジンと統合するうえでの構造、強度面についての改良を加えた検討を実施した。

軽量化については、軸長を短縮し、また低ソリディティ化、高アスペクト比化による改良設計を行った。コード長を短縮した低ソリディティ翼を設計、低ソリディティを維持したまま動翼枚数を18枚→20枚と増加し高アスペクト比とすることでさらに軸長を短縮することにより、軽量化を図った。改良翼についてCFD解析を実施し、第2期の設計とほぼ同等の性能が得られることを確認した。この改良設計においては、構造、強度面として特に、エンジンの軸振動、耐FBO(Fan Blade Off)性の成立性についても確認を行いながら実施した。図Ⅲ2.2.1.1-2) (1)-3 に改良したゼロハブファンのCFD解析結果、エンジン全体設計への反映図を示す。



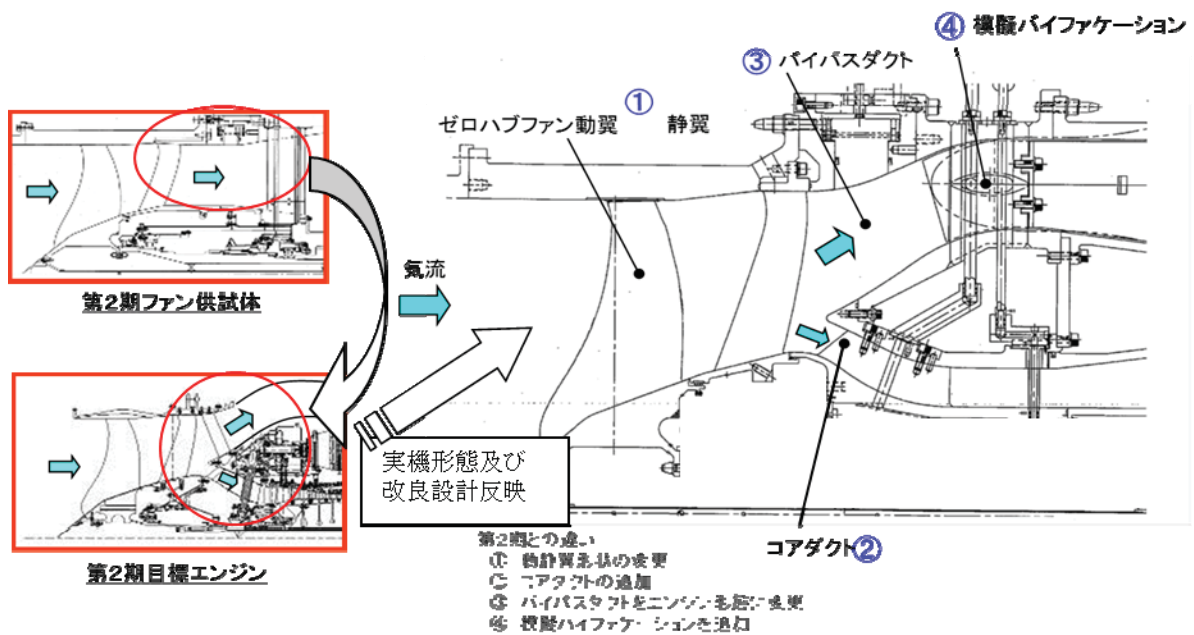
第2期と第3期 単翼性能比較



エンジン全体設計へ反映(軸振動低減・軽量化・耐FBOに反映)

図III 2.2.1.1-2) (1)-3 改良ゼロハブファン

エンジン適用へ向けて改良設計したファン動翼の性能実証のため、デモエンジン形態でのリグ試験機を計画、供試体設計を行った。図III 2.2.1.1-2) (1)-4 に供試体計画図を示す。(第3期期中での燃費重視仕様への変更に伴う開発要素の重点化のため、供試体製作は見送られた)

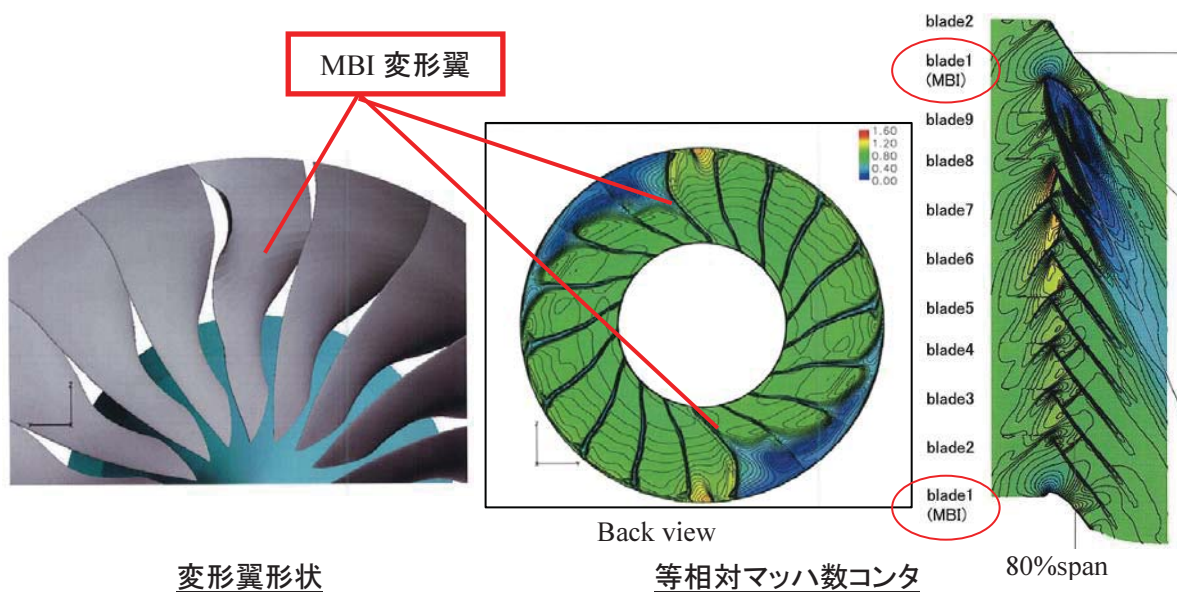


図Ⅲ.2.2.1(1)-2.1)-4 デモエンジン形態リグ供試体設計結果

### ③ MBI 時の性能低下予測

鳥吸込み時、特に MBI (Medium Bird Ingestion: 中型鳥吸込み) における、ゼロハブファンの空力性能低下についての検討を行った。米国の FAR (Federal Aviation Regulation) の規定では、中型の鳥を吸い込んだ際に 25% を超える推力ロスがあってはならないとされている。

図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-5 に鳥吸込み時の変形予測結果を示す。本変形予測は、本研究開発の「耐空性適合化技術」の中で取り組んだ、異物衝突の解析手法を用いてゼロハブファンの変形予測を実施したものある。本形状を基に、CFD 解析を実施し、翼変形後の性能低下について評価を行った。図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-5 に CFD 解析結果を併せて示す。変形翼によって、流れは大きく乱され、隣接翼へと広く影響している。本結果から性能低下による推力ロスを見積もることが可能となる。



変形翼形状

等相対マッハ数コンタ

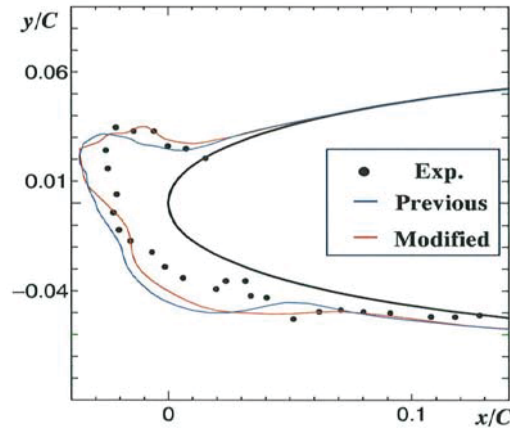
80%span

図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-5 鳥衝突による変形翼形状と CFD 解析結果

④着氷（東京理科大学との共研）

エンジンファンへの着氷現象は、航空機の飛行安全上の重要な事項の一つである。機体の翼への着氷とともに、エンジンファンへの着氷も重要である。この着氷について、大学との共同研究によりシミュレーションを実施した。

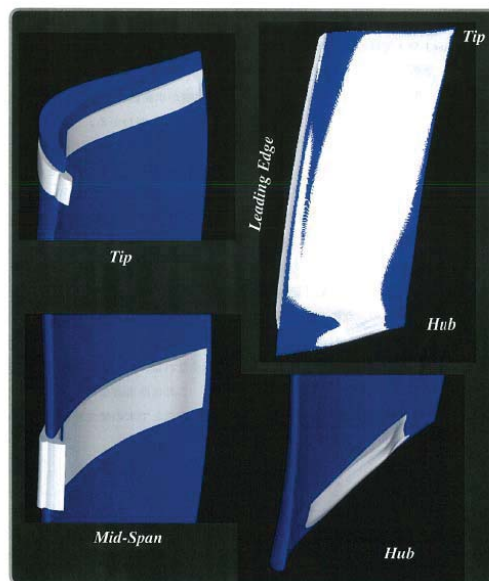
図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-7 に開発したコードにて、NACA0012 翼前縁部への着氷について、文献試験データとの比較を行った。図に示すとおり、今回、氷粗さの影響を加味した Modified として実施したコードにて、翼前縁部の着氷形状をよくシミュレートできていることが判る。



試験結果文献：William B.Wright "DRA/NASA/ONERA COLLABORATION ON ICING RESEARCH PART II - PREDICTION OF AIRFOIL ICE ACCRETION"

図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-7 着氷計算の検証結果

このコードを用いて、着氷の計算対象として、特に、ファン後方の FEGV (Fan Exit Guide Vane) への着氷を取り上げて計算を実施した。Hub、Mid-Span、Tip の部位による着氷、成長に違いが生じていることが判る。FEGV への着氷の度合い、更には空力的な影響について、評価可能なシミュレーション技術を取得した。(図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-8)



図Ⅲ.2.2.1.1-2) (1)-8 FEGV への着氷計算結果

#### まとめ

ゼロハブファン（特許取得）のエンジン搭載時の下流バイファークーションの影響を確認するとともに、更なる軽量化を実現することができ、直接運航費用低減に寄与した。また、鳥吸い込み時の翼変形予測結果から性能低下をCFDで解析、静翼への着氷現象をシミュレート可能とするなど、解析技術を整備でき、デモエンジン適用へ向けた技術を確立できた。



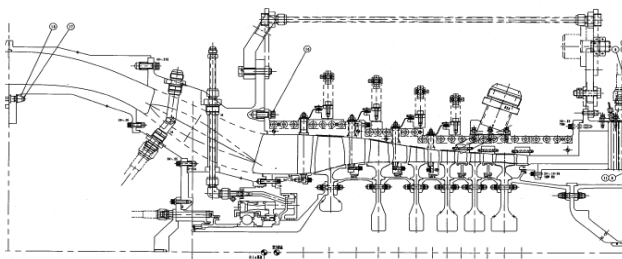
## (2) 圧縮機

第2期で開発したディフューザパッセージ動翼を適用した小型高性能圧縮機について、第2期仕様エンジンにおける6段圧縮機および第3期期中に変更した燃費重視仕様エンジン用の9段圧縮機について研究開発を実施した。

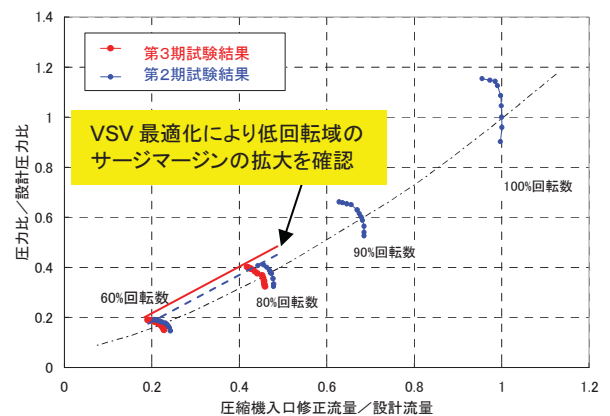
6段圧縮機では、ディフューザパッセージ動翼を適用したリグ試験による効果確認およびエンジン適用にむけた改良設計を実施した。燃費重視仕様の9段圧縮機については、6段圧縮機成果をベースとした空力設計、供試体製作、試験を実施して性能確認を行った。また、ディフューザパッセージ翼列の部分段による高速回転試験により、その効果確認を行った。また、圧縮機の基盤技術、性能向上のために、ウインドミル時の圧縮機の流れ場、ロス把握、更なる性能向上のための翼列流れの詳細計測、あるいは半径方向混合現象の詳細計測を大学との共同研究により実施した。

### ① 第2期仕様の6段圧縮機試験

高負荷翼列圧縮機について、第2期に実施した目標エンジン基本設計結果を反映し、エンジン形態のリグ試験供試体の設計・製作・試験を行った。実用化を視野に置き、ロバスト性の観点から作動域の拡大等を狙った翼列や通路などの設計を行うとともに、段間計測や可変静翼変更により、詳細マッチングデータを取得した。図Ⅲ-2.2.1.1-2) (2)-1 に供試体の断面図および試験結果を示す。可変静翼(VSV : Variable Stator Vane)の最適化により低回転域のサージマージンの拡大を確認した。

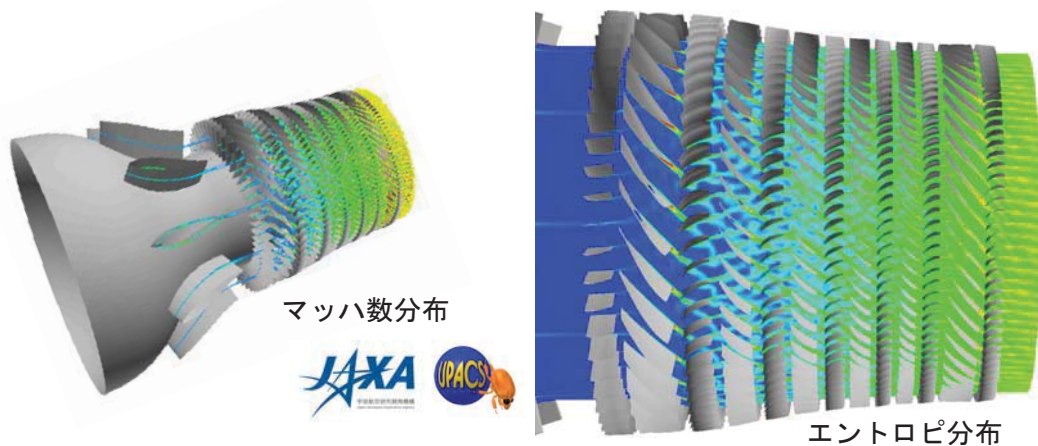


(a) 供試体断面図



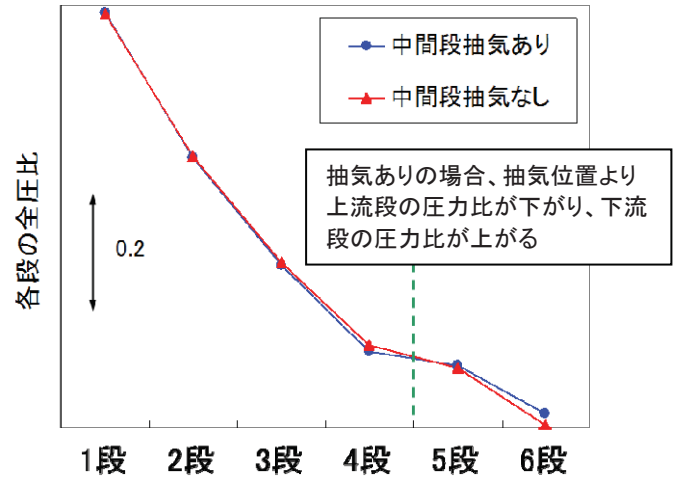
(b) 試験結果

図Ⅲ-2.2.1.1-2) (2)-1 デモエンジン形態6段圧縮機リグ供試体と試験結果



図Ⅲ-2.2.1.1-2) (2)-2 6段圧縮機全段、大規模CFD解析結果

また、さらなる性能向上・安定作動域拡大等を図るため、大規模 CFD 解析を行い、段間のマッチング状態について調査、検討を行い、設計手法の確認を行った。計算結果を図 III-2.2.1.1-2) (2)-2) に示す。更に、JAXA との共同研究により JAXA の設備にて設計データの追加取得を目的に試験を実施した。図 III-2.2.1.1-2) (2)-3 に供試体と試験結果例を示す。中間段抽気の影響について、データ取得を行い、抽気の影響を加味した段間マッチングのためのデータを取得することができた。



データ取得例: 中間段抽気(4段出口から3.5%入口流量)の有無による各段圧力比の変化

(a) 供試体搭載状況

(b) 各段圧力比

図 III-2.2.1.1-2) (2)-3 デモエンジン形態 6 段圧縮機試験 (JAXA 設備)

② エンジン搭載へ向けた 6 段圧縮機の改良設計

デモエンジンに適用するため、上下流モジュールとのインターフェースや2次空気の仕様、構造面の検討結果等を反映したエンジン仕様圧縮機の設計を行った。最終段静翼 (OGV) と燃焼器のプレディフューザ (構造部材となるストラットを含む) とを一体化させた OGV ディフューザについて、性能・構造・燃焼器入口要求仕様を満たすよう詳細設計検討を行った。初段動翼について、スweep化や効果的なケーシングトリートメントの適用などのさらなる高性能化を行った。図 III-2.2.1.1-2) (2)-4 に改良設計の概要を示す。

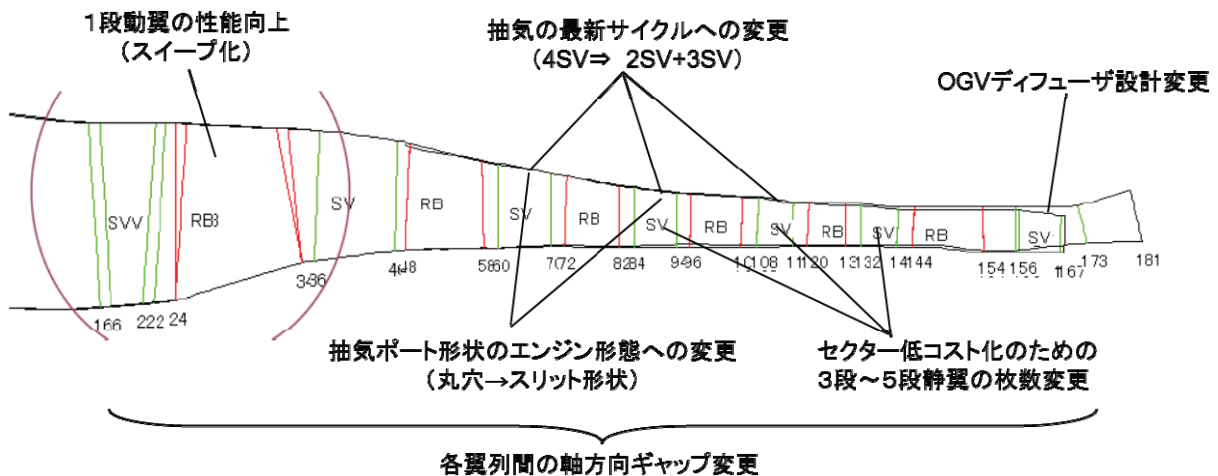


図 III-2.2.1.1-2) (2)-4 エンジン用として設計した 6 段圧縮機 (第 2 期仕様)

③燃費重視仕様 9 段圧縮機の設計、試験

燃費重視仕様のための高圧力比化に対応した 9 段高圧圧縮機の設計を行った。第 2 期仕様の 6 段圧縮機の試験結果および CFD 解析結果から得られた段間マッチングデータをベースとして設計し、小型圧縮機故にチップクリアランスの影響が大きくなる最終段の 8 段および 9 段動翼の 2 段に亘り、チップクリアランスへの空力性能への影響を抑制できるディフューザパッセージ動翼を適用した。更に、高圧力比化による二次流れを軽減するために、スweep・バウ等の三次元設計を適用し、高性能化を図った。図 III-2.2.1.1-2) (2)-5 に CFD 解析によりスweepの有無による流れ場の比較を行った解析結果を示す。チップ部の低マッハ数領域（青色部分）が軽減され、流れが改善されていることが判る。

燃費重視仕様エンジン用として、最終的に設計された 9 段圧縮機の断面図を図 III-2.2.1.1-2) (2)-6 に示す。

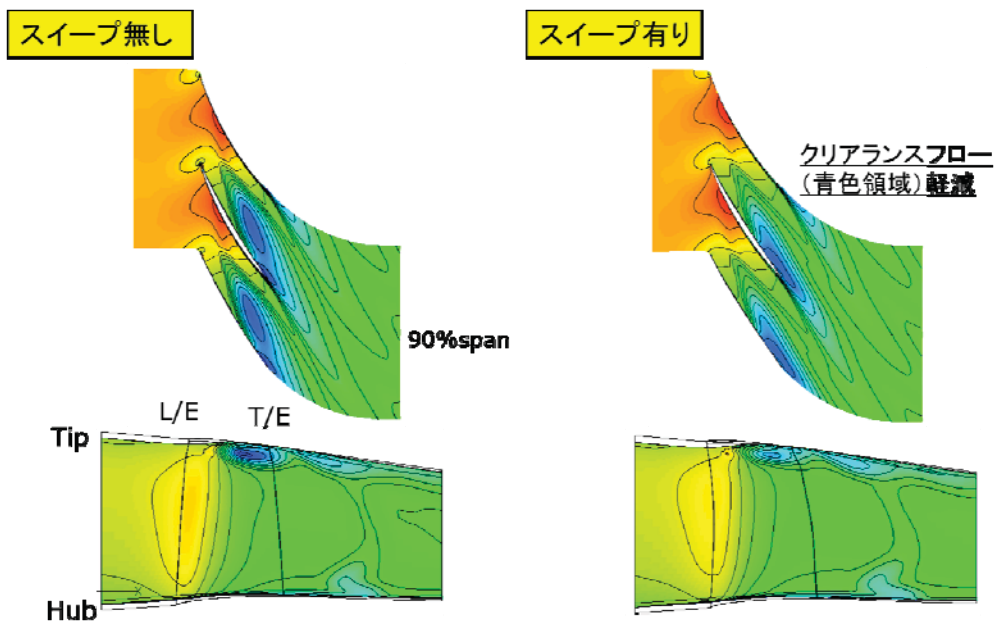


図 III-2.2.1.1-2) (2)-5 スweepの有無による CFD 結果（等マッハ線図）

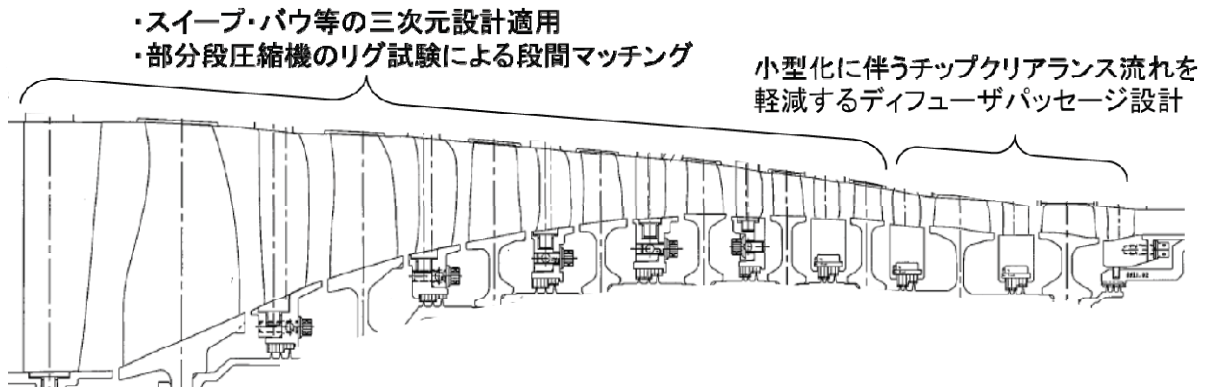
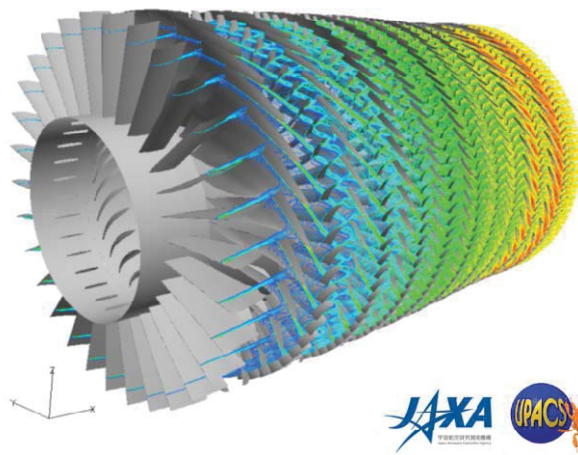
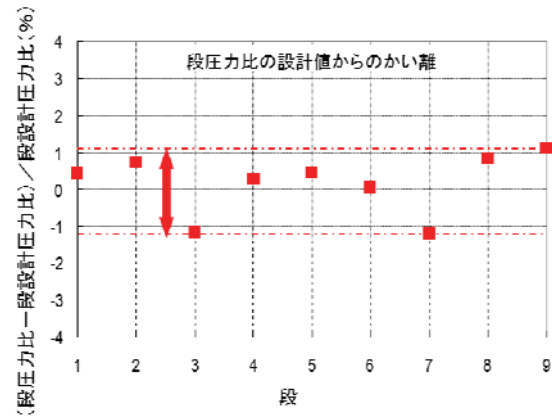


図 III-2.2.1.1-2) (2)-6 燃費重視仕様エンジンの 9 段圧縮機

燃費重視仕様の9段圧縮機について空力設計の確認として、全段 CFD 解析により段間マッチング（段毎の圧力比の配分）を確認した。計算は JAXA の大型計算機を用いて実施した。図Ⅲ-2.2.1(1)-2.2)-7 に示すとおり、段間マッチングについては1%以内に収まっており、適切に意図どおりであることを確認し、燃費重視仕様圧縮機の設計の妥当性を確認した。



(a) 全段 CFD 解析



(b) 段間マッチング

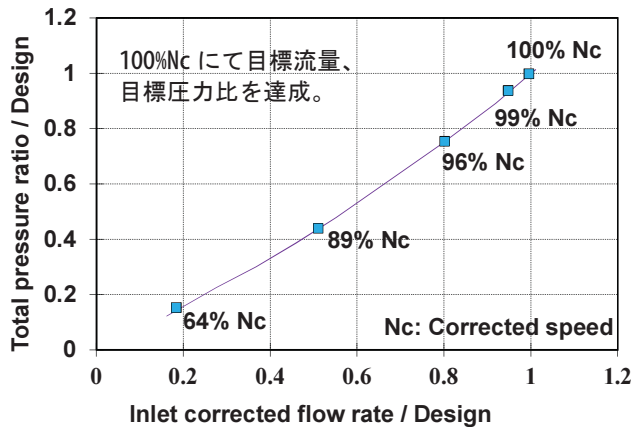
図Ⅲ-2.2.1.1-2)(2)-7 高圧力化した燃費重視仕様圧縮機の全段大規模 CFD 解析結果

図Ⅲ-2.2.1.1-2)(2)-8 に後ろ 2 段に DP 動翼を適用した 9 段圧縮機供試体を示す。試験は海外の試験設備および事業者の試験設備にて実施した。試験結果を図Ⅲ-2.2.1.1-2)(2)-9 に示す。設計通りの圧力比、流量特性を確認するとともに、各段の圧力比特性も設計意図通りであることを確認した。

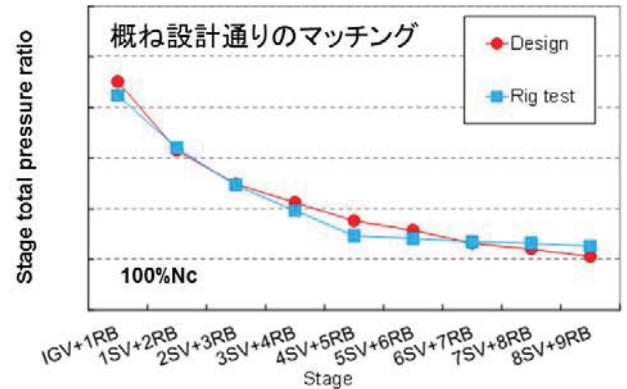


9 段圧縮機供試体（動翼）

図Ⅲ-2.2.1.1-2)(2)-8 燃費重視仕様圧縮機

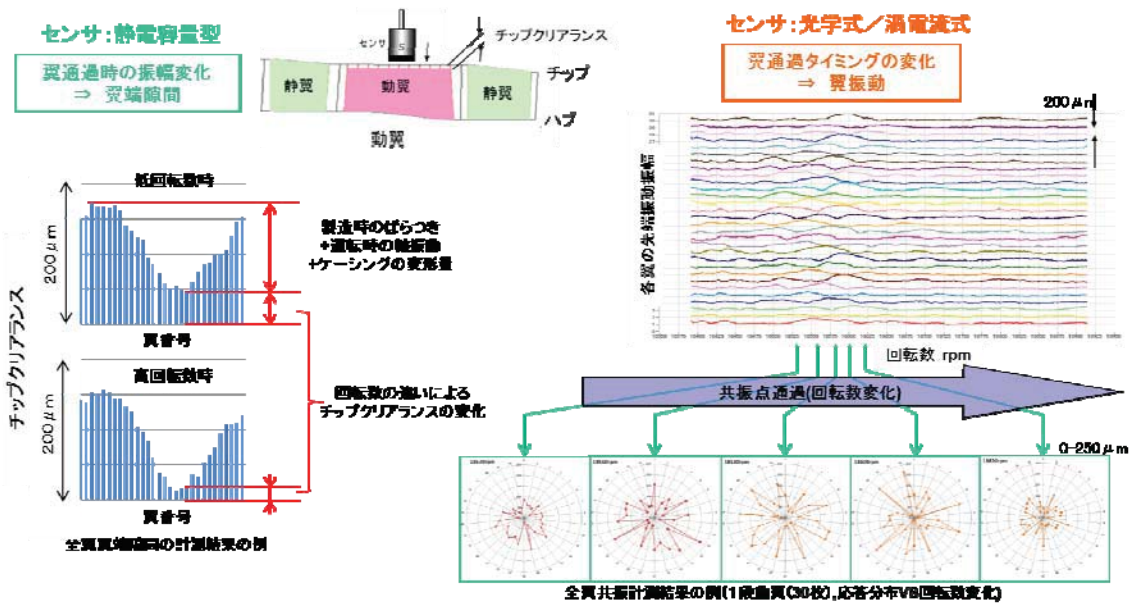


(a) 圧力比—流量特性



(b) 各段圧力比

図III-2.2.1.1-2) (2)-9 燃費重視仕様9段圧縮機試験結果



図III-2.2.1.1-2) (2)-10 チップクリアランス、翼振動の非接触計測

本試験へは、試験中のチップクリアランス、翼振動をモニターするために、非接触計測技術を導入した。図III-2.2.1.1-2) (2)-10 に計測例を示す。チップクリアランス計測へは、静電容量型のセンサーを用いた。低回転時には翼の伸びが小さいため、チップクリアランスは大きく、高回転時には翼が伸びるため、チップクリアランスが小さくなっている。また、翼振動計測として、光学式による翼先端変異の計測により翼振動振幅を計測した。回転数上昇で、翼共振回転数の通過中の計測結果を示す。円グラフからも判るように、振動振幅が回転上昇とともに徐々に大きくなるが、共振点通過で振幅が小さくなっていることが判る。さらに、翼毎の振動応答データを取得でき、ブリスクの翼とディスクの連成振動に関わる知見を得ることができた。これらにより、試験時のクリアランスを把握することができたとともに、圧縮機試験時の保安計測並びに構造技術資料の取得にも有効に活用された。

9 段圧縮機試験の結果、6 段動翼(6R)、6 段静翼(6S)については、比較的高い振動を示したため、圧縮機のオペラビリティの観点から、振動低減のための改良設計を実施した。

6R については、CFD により詳細な流れ場の計算結果から得られた空気加振力を用いて、翼振動応

答解析を実施し、運転域内の高次モードの振動応答量を予測した結果、6R の振動レベルの高い状況を再現、確認することができた。解析結果から、上流段のウェークの影響が原因と特定し、5S 空力改善によるウェーク欠損低減、5S-6R の軸間距離見直しの改善策を立てた。図 III-2.2.1.1-2) (2)-11 に振動応答の解析結果を示す。

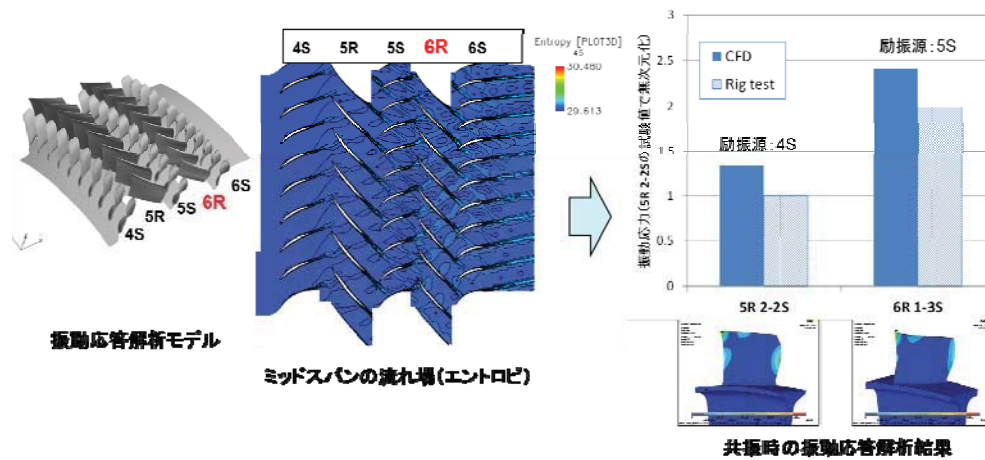


図 III-2.2.1.1-2) (2)-11 6R の振動原因特定

6S に関しては、FEM 解析、実部品の振動変位計測を実施し、セグメント形態での 1T モード (1 次振り) であることを特定し、バンド形状を変更する対策を立案した。本対策は、供試体に適用し部品単体での固有振動計測によって共振する回転数域が低回転側へ移動したことを確認するとともに、圧縮機リグ試験にて、振動回転数域を意図通りに移動されたことを確認した。図 III-2.2.1.1-2) (2)-12 に 6S の振動低減結果を示す。

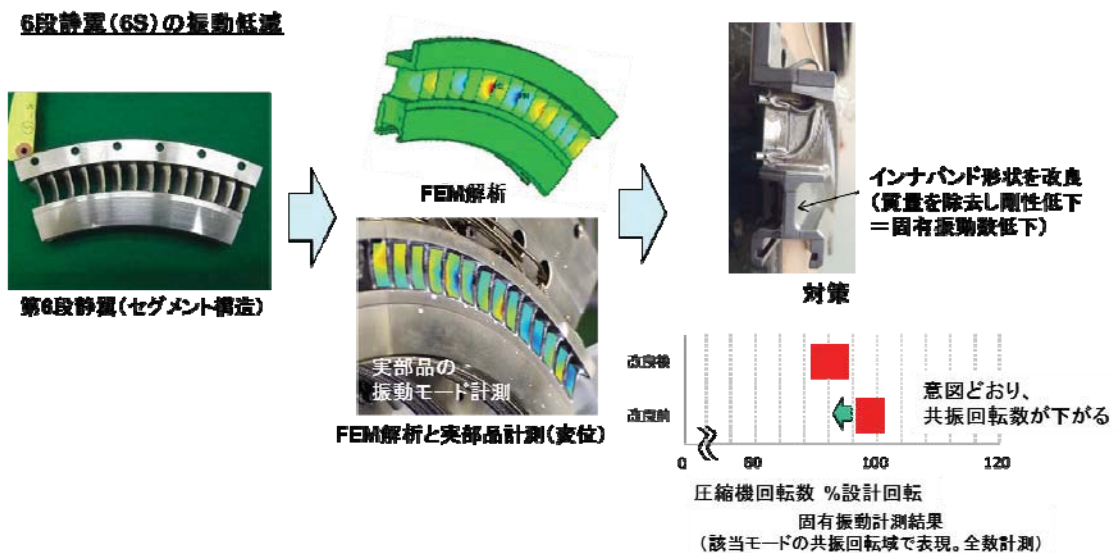


図 III-2.2.1.1-2) (2)-12 6S の振動原因特定

また、供試体による段間の構造は、ディスクをボルト締結により結合しているため、静翼内周側のディスクシル部のキャビティ容積が大きい構造となる。実際のエンジンではボルト締結ではなく一体構造となるため、このキャビティの影響がむしろ小さい構造となっている。このキャビティの大きさにより、漏れロスや Windage ロスによる性能への影響を評価した。図 III-2.2.1.1-2) (2)-13 にリグ供試体形態とエンジン実機のキャビティ形態を示す。このキャビティの主流への影響、性能

への影響を見積もるために、非定常大規模 CFD 解析を実施して確認した。

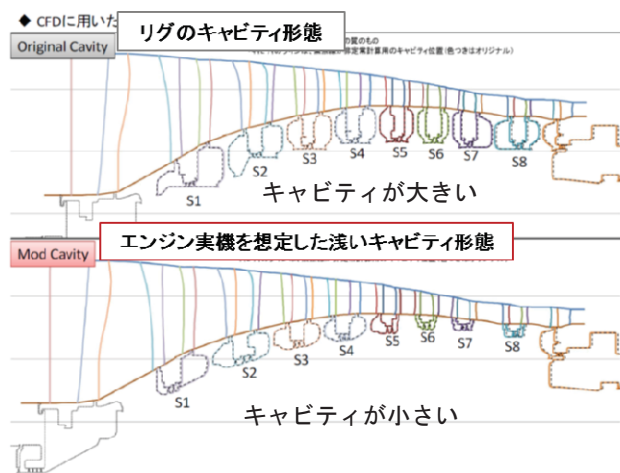


図 III-2.2.1.1-2) (2)-13 キャビティ構造の相違

図 III-2.2.1.1-2) (2)-14 にリグ試験供試体のキャビティ構造の非定常 CFD 計算結果を示す。後段に掛けてロスが増加していることが判る。次に図 III-2.2.1(1)-2.2)-15 に定常 CFD によるキャビティ形態の相違による結果を示す。小さいキャビティとすることで、主流温度の上昇を抑えられることが判る。これらの結果から、0.1~0.4pts の効率回復を望めることが判った。

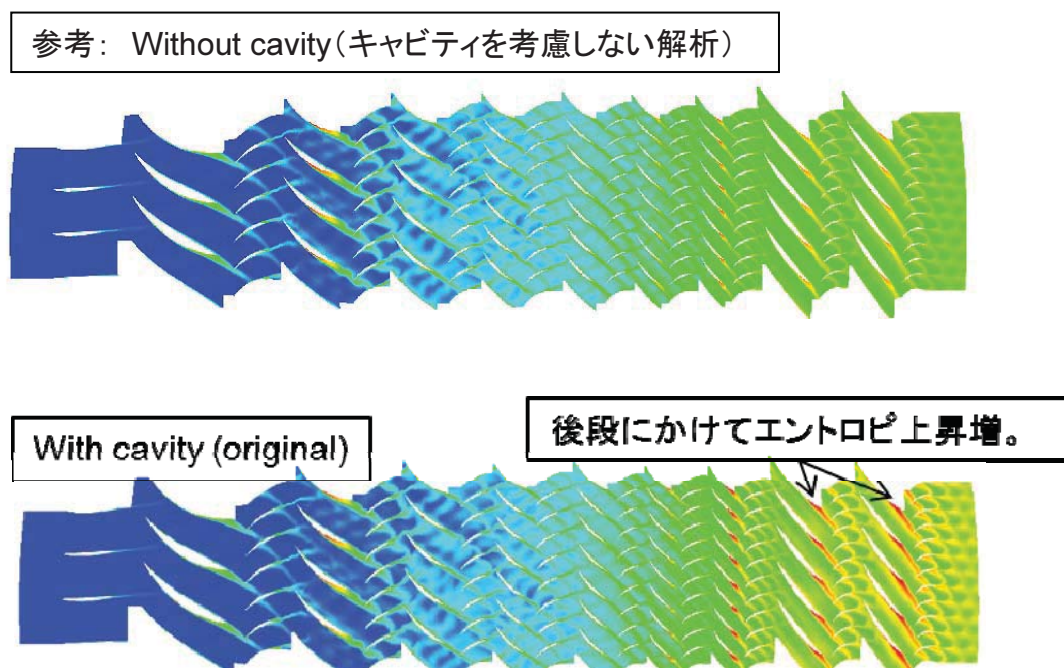
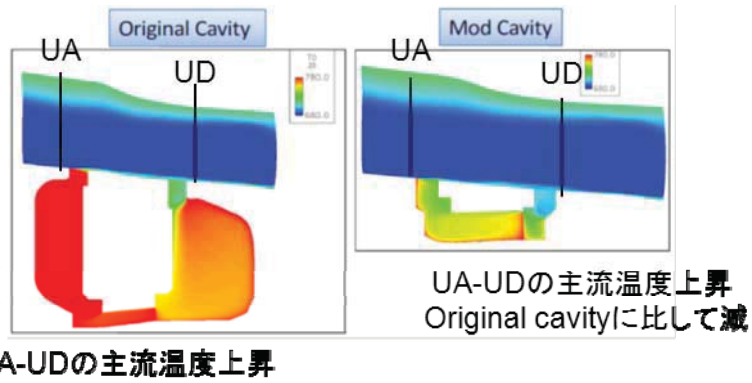


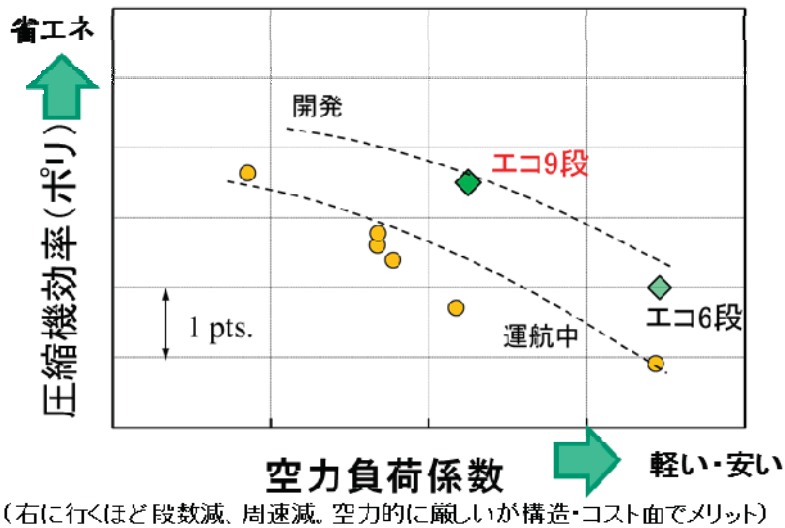
図 III-2.2.1.1-2) (2)-14 リグ試験供試体のキャビティ構造の CFD 計算結果 (20%スパン位置)



UA-UDの主流温度上昇

図III-2.2.1.1-2) (2)-15 キャビティ形状による温度上昇の相違

高圧力比かつ小型の軸流高圧圧縮機を設計し、TRL5 レベルのリグ試験を実施して、流量、圧力比 22:1 等の所定の性能を有することを確認した。図III-2.2.1.1-2) (2)-16 に世界の性能トレンドと比較した図を示す。第3期に開発した9段圧縮機は、世界レベルの性能を有していると評価できる。また、第2期仕様の6段圧縮機についても高い空力負荷係数にも拘わらず、世界レベルの性能を有している。



図III-2.2.1.1-2) (2)-16 圧縮機性能の比較



④ディフューザパッセージ効果確認

小型・高圧力比化の鍵となるディフューザパッセージ (DP) の設計確認のため、DP 部分段の供試体により、劣化時のチップクリアランスが広がった場合の特性確認試験を実施した。試験は、DP 段の前に上流を模擬する初段を設け、合計 2 段として試験を実施した。部分段圧縮機の供試体を図 III-2.2.1.1-2) (2)-17 に示す。2 段目の動翼を通常翼 (CNV : Conventional) あるいはディフューザパッセージ翼 (DP : Diffuser Passage) に交換し、チップクリアランスを拡げない場合、拡げた場合について、各々試験を行い DP 翼の効果を確認する試験を実施した。

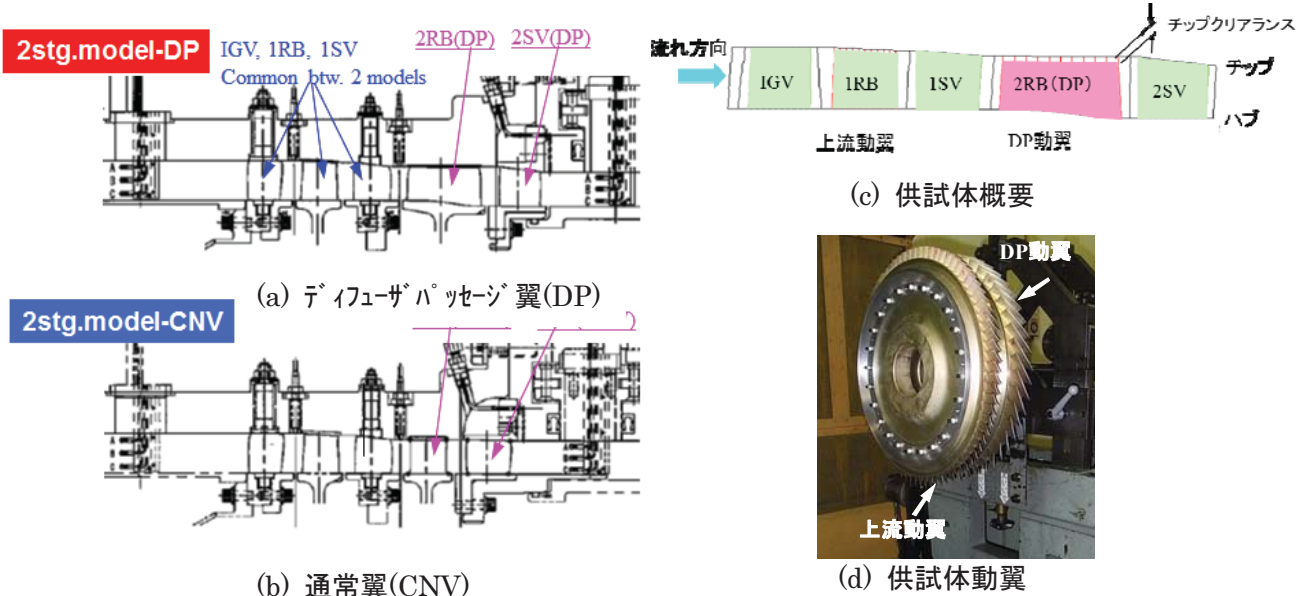


図 III-2.2.1.1-2) (2)-17 部分段圧縮機の供試体

図 III-2.2.1.1-2) (2)-18 に DP 翼性能の試験結果と CFD の比較を示す。DP 翼の通常クリアランスでの解析と試験結果は良く一致している。チップクリアランスを拡げた場合も、CFD 予測並みの空力特性が確認され、チップクリアランスが拡大した劣化時において、DP 翼により性能維持できることが確認された。また、図 III-2.2.1.1-2) (2)-19 にチップクリアランスを拡げた時の通常翼と DP 翼の性能の比較を示す。クリアランスが広がることで、通常翼では効率の低下、圧力比の低下が見られるが、DP 翼ではより急峻な圧力比特性、高効率を維持し、健全なポンピング特性を示していることが判る。これにより、DP 段の有効性、設計の妥当性を確認することができた。

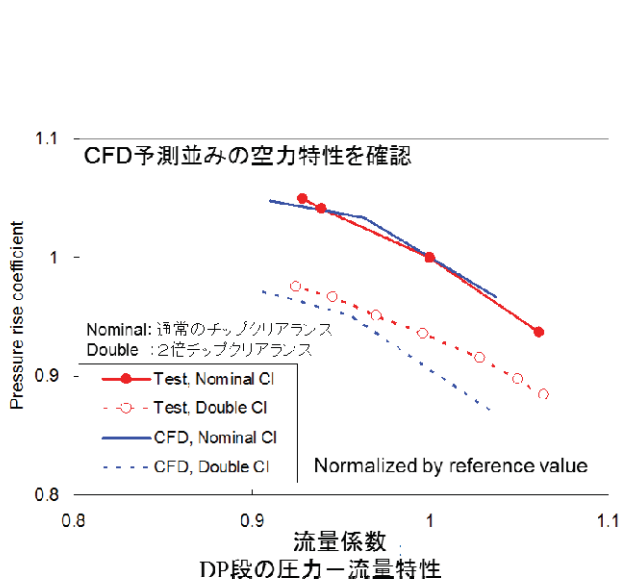


図 III-2.2.1.1-2) (2)-18 DP 翼の試験結果と CFD の比較

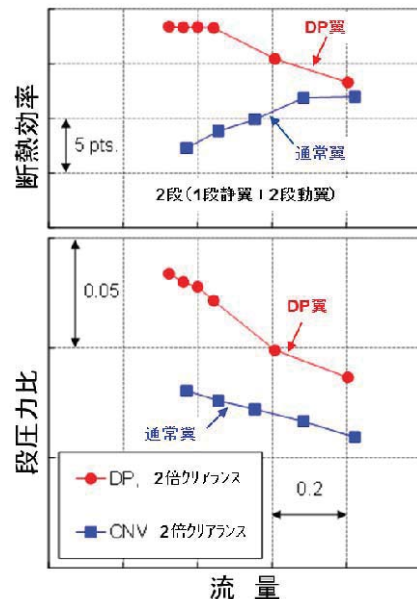
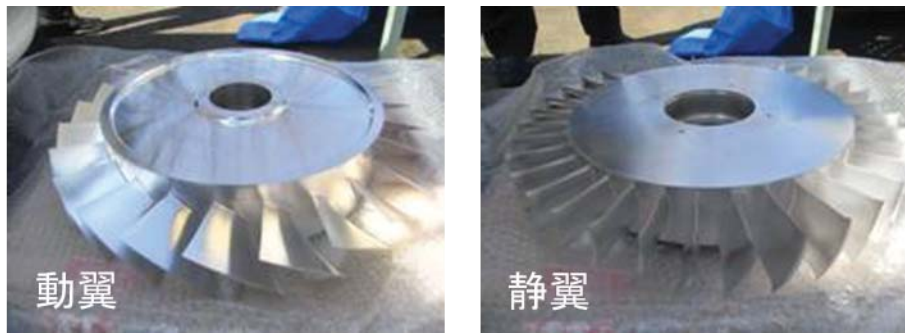


図 III-2.2.1.1-2) (2)-19 クリアランスを拡げた場合の性能比較

⑤圧縮機流れ場の基礎データ取得（早稲田大学共研）

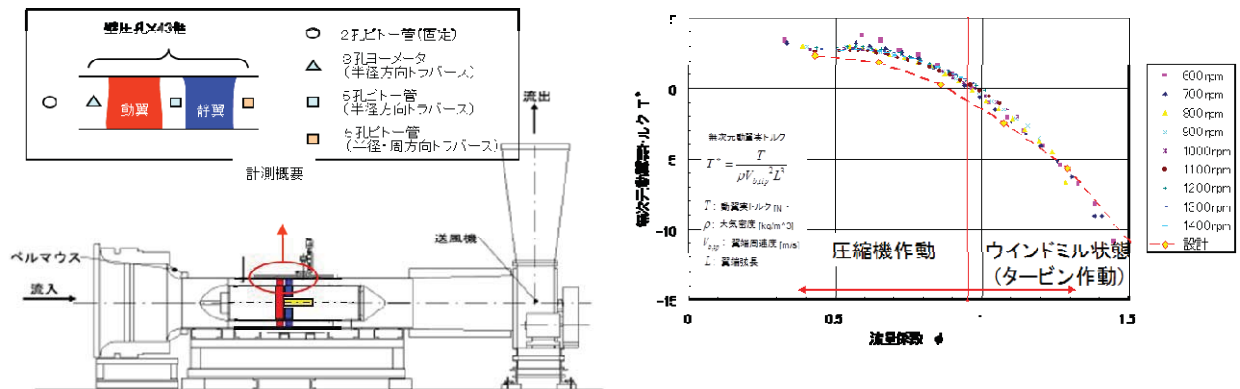
**ウインドミル特性**

高空でエンジンが燃焼器の吹き消え等により停止した場合の再起動の検討を行うには、圧縮機のウインドミル特性が必要である。吹き消えによりエンジンが停止した場合、飛行によるラム圧を受けてエンジンはウインドミル状態（風車のように回転）となる。この時、条件によって、圧縮機で圧縮仕事をするか、タービンのように駆動力を発生する。このウインドミルについて、遷音速段を模擬した動翼・静翼例を製作し（図Ⅲ-2.2.1.1-2）(2)-20）、リグ試験により特性データを取得した。

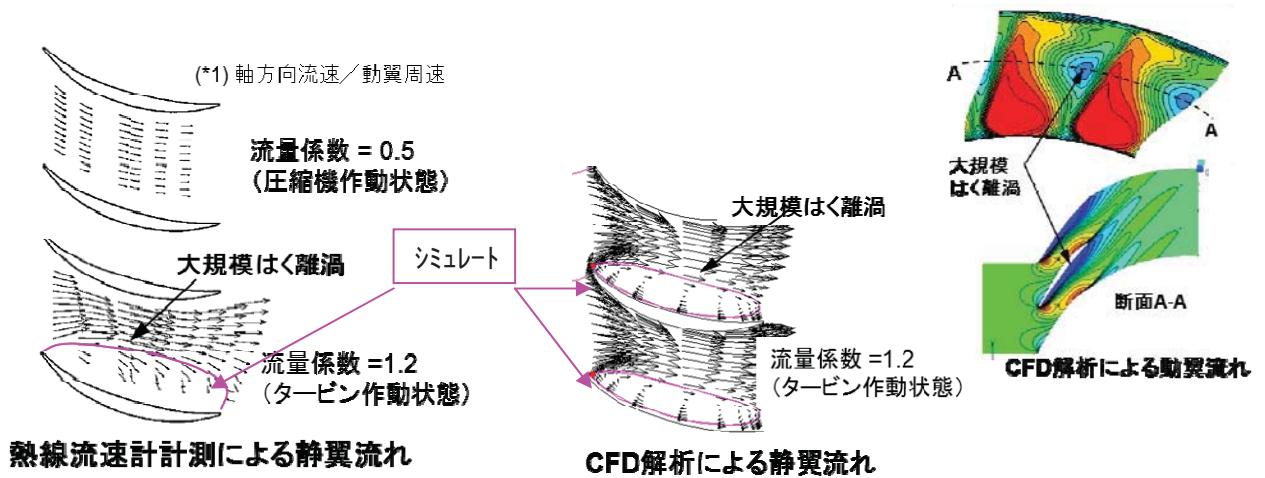


図Ⅲ-2.2.1.1-2）(2)-20 遷音速段を模擬した試作動・静翼列

図Ⅲ-2.2.1.1-2）(2)-21 に試験結果を示す。トルク性能には、動翼回転制御モータの電流値をトルクに換算し、動翼作動状態を確認した。流量が増すにしたがい、圧縮機作動からタービン作動へ移ることが判る。更に、リグ試験による翼列の詳細流れ計測データを用いて、CFD の妥当性を検証した。図Ⅲ-2.2.1.1-2）(2)-22 に結果を示す。CFD の検証によりウインドミル時の作動予測に活用が可能となった



図Ⅲ-2.2.1.1-2）(2)-21 ウインドミル試験を実施した装置と結果

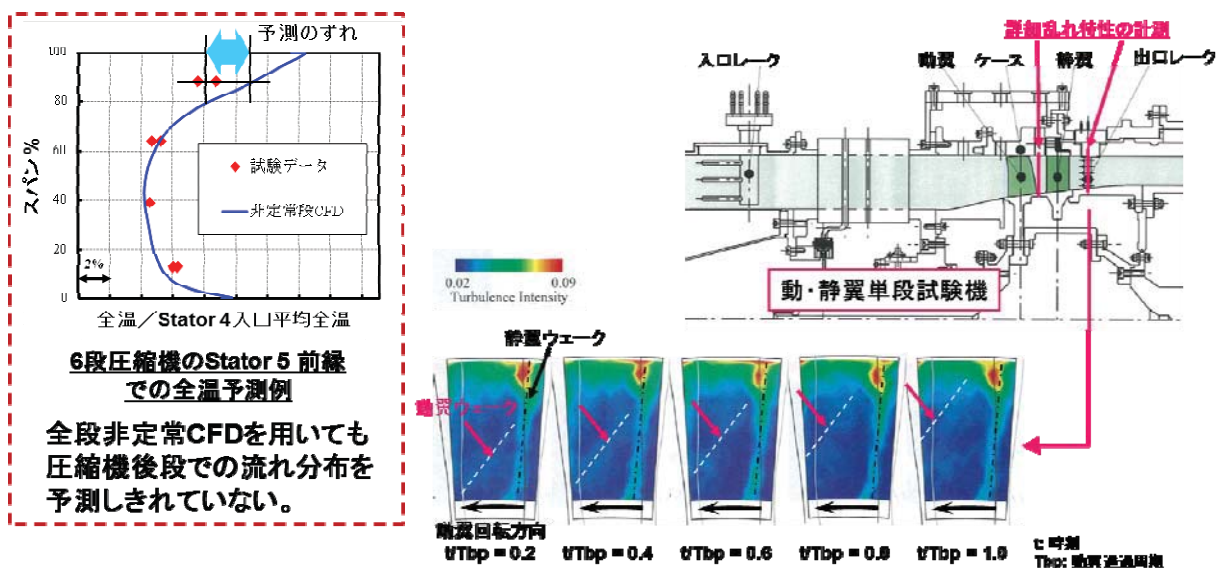


図III-2.2.1.1-2) (2)-22 ウィンドミル時の流れ場の試験とCFDとの比較

### 半径方向混合現象

更なる高性能化へ向けて CFD の役割が益々重要となっているが、CFDによる流れ場の予測の技術課題として、半径方向混合現象の高精度化、特にチップ部の予測精度向上がある。そのため、動静翼下流での半径方向混合現象について、熱線計測により、詳細な乱れ特性（乱れレベル、乱流応力、それらの減衰等）を取得した。図III-2.2.1.1-2) (2)-23 に示す。図の(b)は静翼下流側から見た流れの乱れ度を示し、上流の動翼ウェークが移動していることが観察され、静翼コーナ、チップ部の大きな乱れが捉えられている。

多段圧縮機流れ予測精度向上に必要な半径方向混合現象を予測するためのCFD検証用データを取得でき、設計精度向上のためのデータを取得することができている。



(a) 半径方向混合現象の課題

(b) 翼列試験による乱れ度計測結果の例

図III-2.2.1.1-2) (2)-23 半径方向混合現象

## まとめ

第2期仕様の6段圧縮機では、デモエンジン形態でのリグ試験を JAXA との共同研究により試験支援を頂きつつ実施することで所定の性能を確認することができた。これらの結果を基にして、デモエンジンへの搭載、インターフェースを考慮した設計まで実施することができた。一方で、第3期の燃費重視仕様の9段圧縮機については、実機サイズの供試体を製作して TRL5 の試験を実施し、小型軸流圧縮機では世界レベルの性能を有していることを確認できた。この設計あるいは評価に際しては、JAXA との共同研究をとおしての大規模 CFD を活用することで有益な情報を得ることができた。また、大学との共同研究では、ウインドミル時の作動特性や半径方向混合現象の詳細な流れ場データを取得できたなど、通常の運用とは異なる状況での性能予測や更なる性能向上に資するデータを蓄積することができた。以上により、デモエンジンに向けて、燃費重視仕様の小型高圧圧縮機を開発することができた。

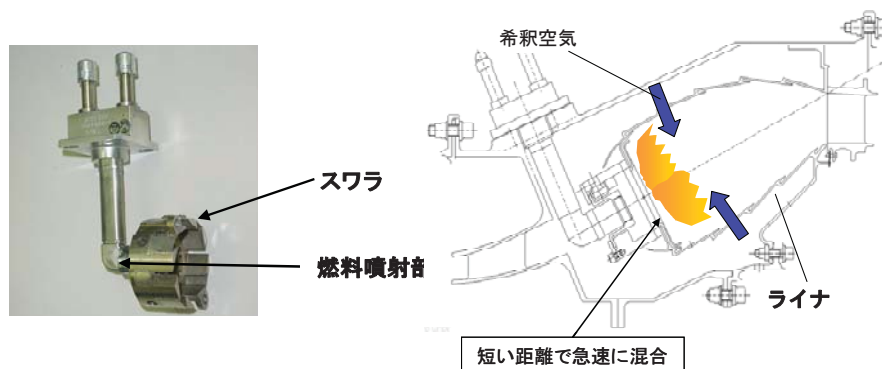
### (3) 燃焼器

#### ①概要

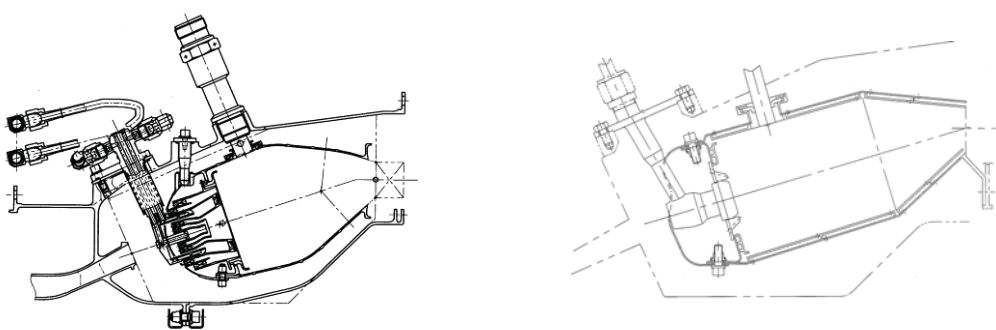
第2期要素技術開発では、排出物削減の目標性能や運用上の燃焼器性能および直接運航費用への寄与度を評価することで、最終的にエンジンへ適用する燃焼器として「急速混合燃焼形態」を採用した。この「急速混合燃焼形態」について、エンジン用として適用するため、改良、性能向上を図るとともに、広範なエンジン実作動条件でのデータを取得、蓄積を行い、要素性能を実証する。図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-1に「急速混合燃焼形態」を示す。

また、第2期で開発した「部分希薄燃焼形態」と「部分過濃燃焼形態」については、他形態の技術として世界的に燃焼器の主流となっていることから、この両形態について「急速混合燃焼形態」と同じ条件における特性データを取得して「急速混合燃焼形態」を評価する。図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-2に他形態の燃焼器を示す。

デモエンジン用として採用した「急速混合燃焼形態」では、改良設計を実施し、セクタ試験、アニュラ試験の実施・評価・検証とともに、広範なエンジン実作動条件での性能確認、データ蓄積を行った。他形態の燃焼器では、「部分希薄燃焼形態」および「部分過濃燃焼形態」の各々に対して、燃料噴射弁および冷却構造について、基礎試験、セクタ燃焼器試験、アニュラ燃焼器試験などを行い、「急速混合燃焼形態」と同じレベルの特性データを取得した。また、JAXAの燃焼試験設備を使用した各形態の試験を推進するとともに、学識経験者から構成される燃焼器技術委員会を組織し、エンジン用燃焼器の総合評価を実施した。燃焼器の改良および評価の一部については、JAXA、大学と共同研究を行った。



図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-1 デモエンジン用燃焼器（急速混合燃焼形態）



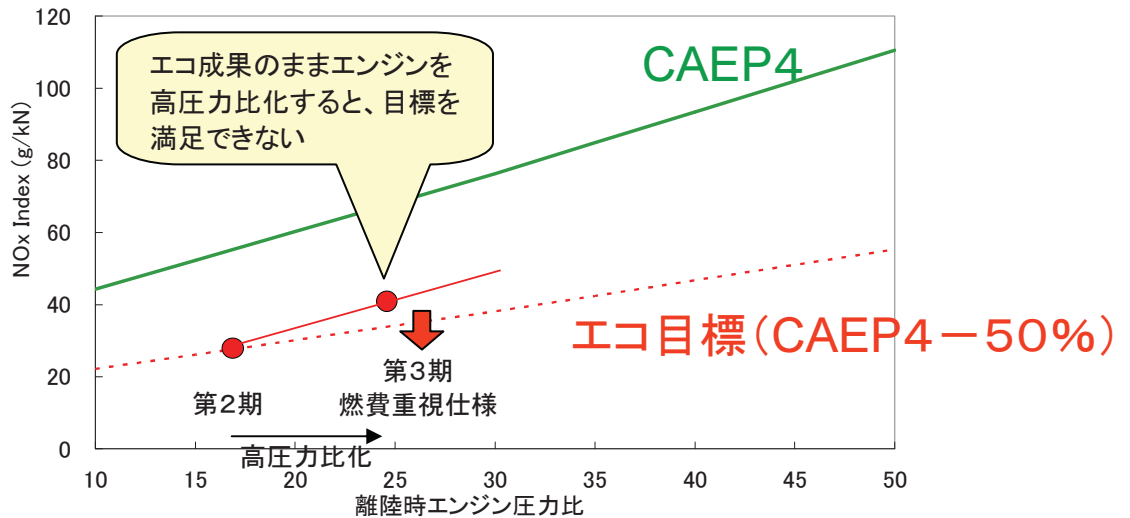
部分希薄燃焼形態

部分過濃燃焼形態

図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-2 他の燃焼器形態

②燃費重視仕様への変更

第3期に入り燃料価格の高騰、経済危機によるエアライン経営の厳しさが健在化し、第Ⅲ章 2.2.1.1-1) (2)のエンジン仕様変更に示すとおり、燃費重視仕様へ変更を行った。その結果、燃焼器としてはこれまでの第2期仕様よりも高圧力の条件となり、NOx排出特性的にはより厳しい方向へシフトすることとなった。図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-3 に示すとおり、第2期の燃焼器開発成果のまま高圧力化すると、NOxは増加する方向へ動き、プロジェクトの低NOx目標を満足させることができなくなる。このため、燃費重視仕様の条件に合わせた改良が必要であり、より高度な低NOx化技術の開発が必要となった。そこで、燃焼器の開発仕様をこの燃費重視仕様に変更し研究開発を実施した。



図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)-3 燃費重視仕様による高圧力化のNOx排出への影響

以下に、第2期仕様での成果、第3期燃費重視仕様のもとでの改良結果、成果について、エンジン用燃焼器および比較技術として特性データ取得を行った部分希薄燃焼器、部分過濃燃焼器について各々示す。

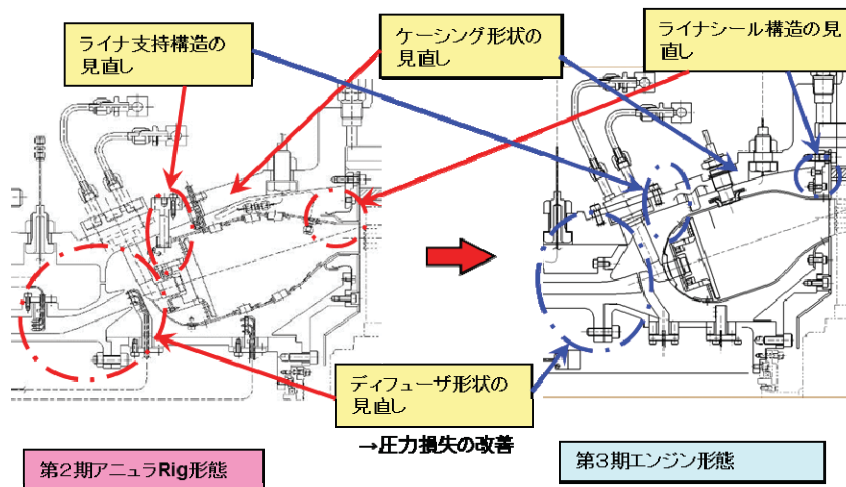
a. エンジン用燃焼器（急速混合形態燃焼器）

a) 第2期仕様

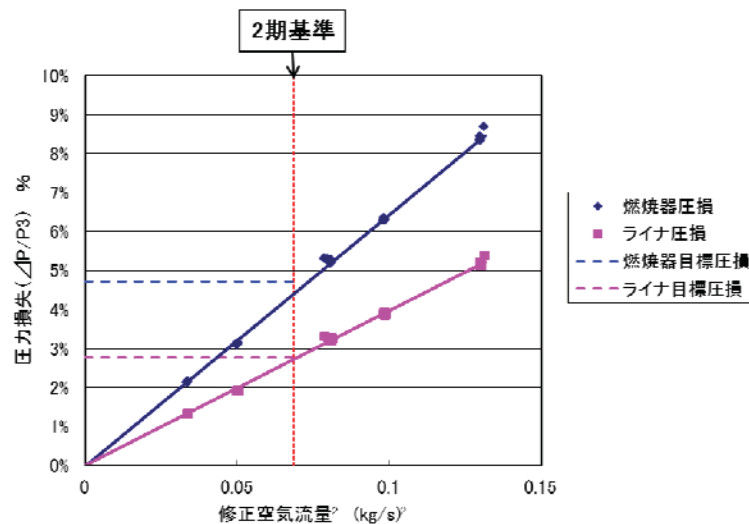
第2期仕様においてエンジン用燃焼器として、エンジン搭載に向けた設計を実施した。圧縮機、高圧タービンとの構造・空カインターフェースをエンジンの要求条件に合わせて変更した。第2期の成果をベースとして、ライナー支持構造、ケーシング形状の見直し、ライナーシール構造の見直し、ディフューザ形状の見直しなどを実施した。(図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-4)

これらエンジンに要求される構造上の制約を反映したリグ試験用のフルアナログ試体を設計、製作し試験を実施した。ケーシング、ディフューザ等の空力形状の見直しについては、設計結果に基づきセクタアナログ試体を製作し、試験を実施した。結果の例を図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-5に示す。その結果、エンジン仕様で設定(2期)の圧力損失達成を確認した。

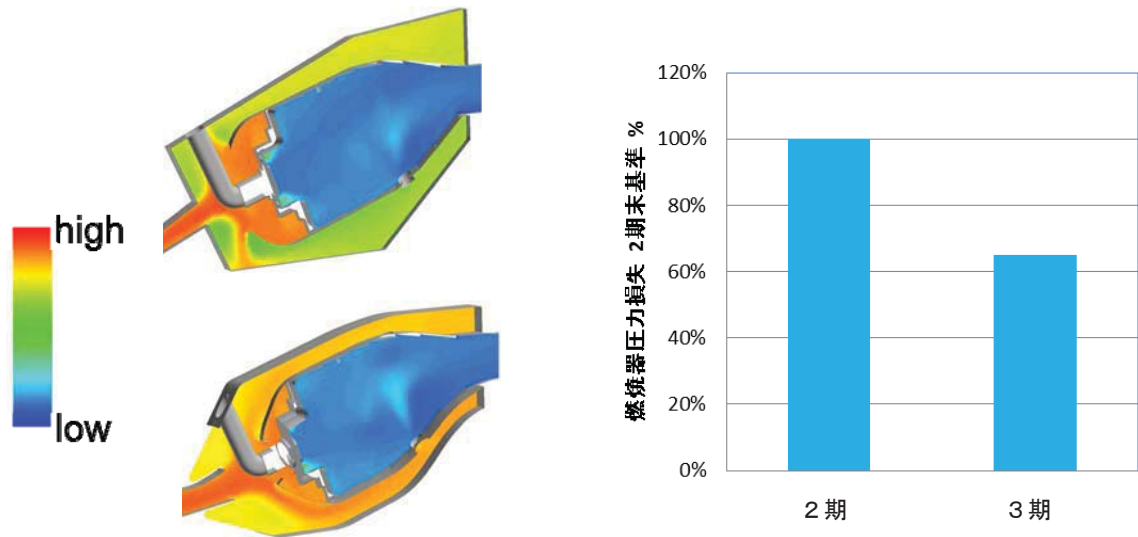
ディフューザ形状については、CFD解析による最適化検討を行い、検討結果をデモエンジン設計へ反映した。(図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-6)



図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-4 エンジン形態のリグ試験供試体の設計

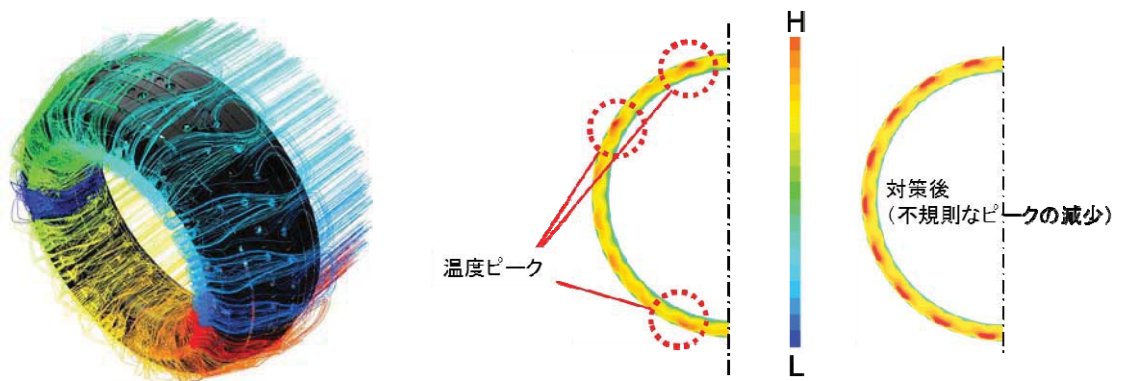


図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-5 エンジン形態のリグ試験結果(例)

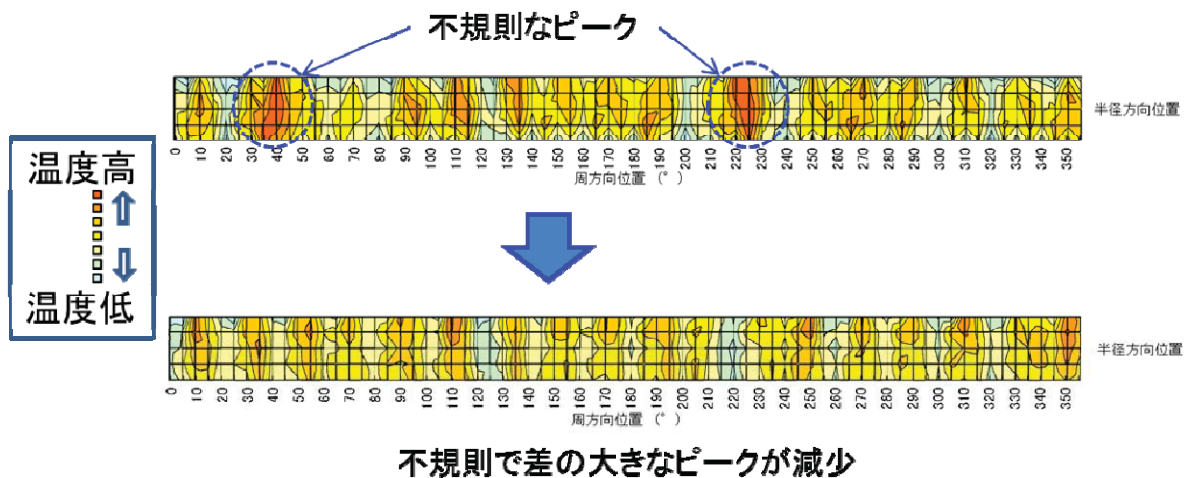


図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-6 CFDによるディフューザ空力形状検討例

CFDを活用し、エンジン用燃焼器の改良設計を実施した。燃焼条件でのフルアナ解析を実施し、希釈孔（1次、2次）位置などを調整することで、不規則な温度ピークを抑制可能なことが判り（図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)a-7)、デモエンジン設計に反映した。フルアナ試験結果の例を図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-8に示す。



図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-7 CFD活用による改良設計結果（出口温度分布）



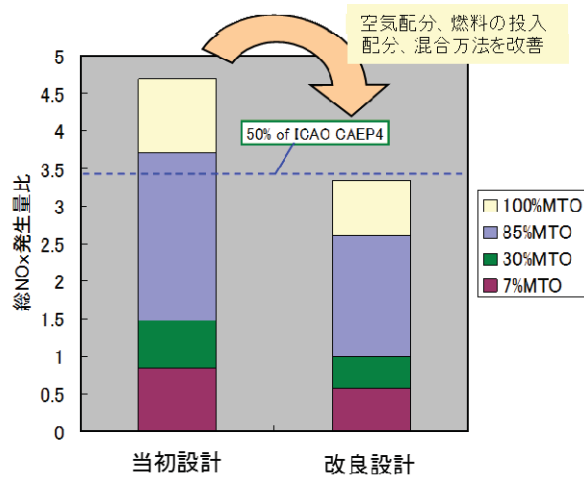
図Ⅲ2.2.1.1-2(3)a-8 エンジン形態のフルアナリグ試験結果（例）



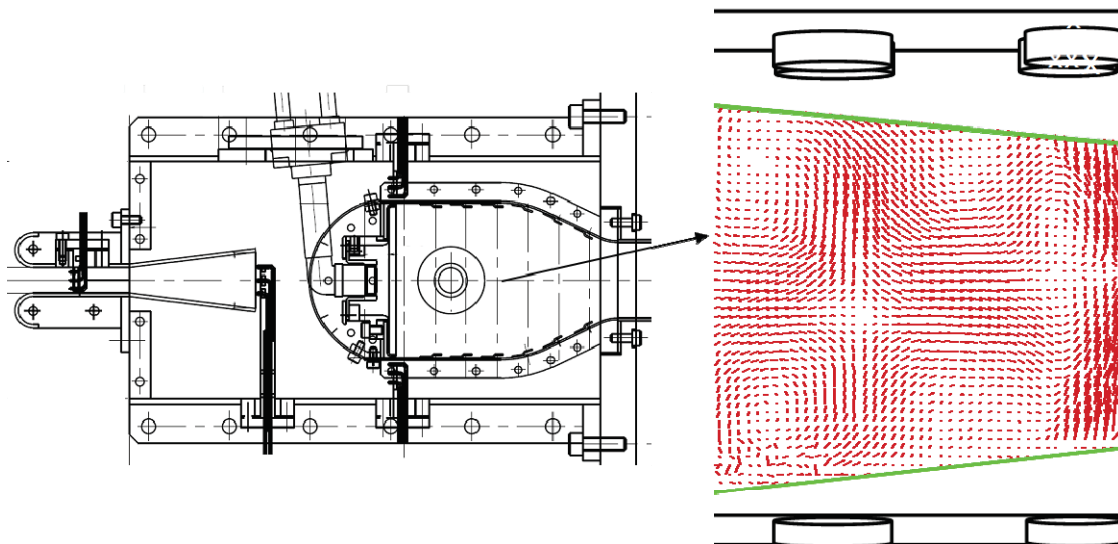
b) 第3期燃費重視仕様

燃費重視仕様エンジンの高圧力化に対応するため、改良設計を実施した。当初の第2期の仕様である低い圧力条件での設計ベースでは、高圧力化によりNO<sub>x</sub>排出量が増大する。そのため、燃焼器の空気配分、燃料の投入配分および混合方法の見直しなどの改良設計を行うことで、NO<sub>x</sub>を目標値以下に抑えることができる見通しが得られた。(図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-9)

急速混合方式は従来の燃焼方式と内部での現象が異なるため、発生するNO<sub>x</sub>の見積もりが難しいが、東京大学との共同研究で燃焼器を一次元的なモデルに変換した予測ツールの開発を行った。また、燃焼器の空気配分や混合方法の見直しについては、群馬大学と燃焼器内部流動計測の共同研究を行い、急速混合方式の燃焼器内部流動の基礎データを取得するとともに、改良案の効果の確認を行った。図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-10に内部流動計測結果の例を示す。

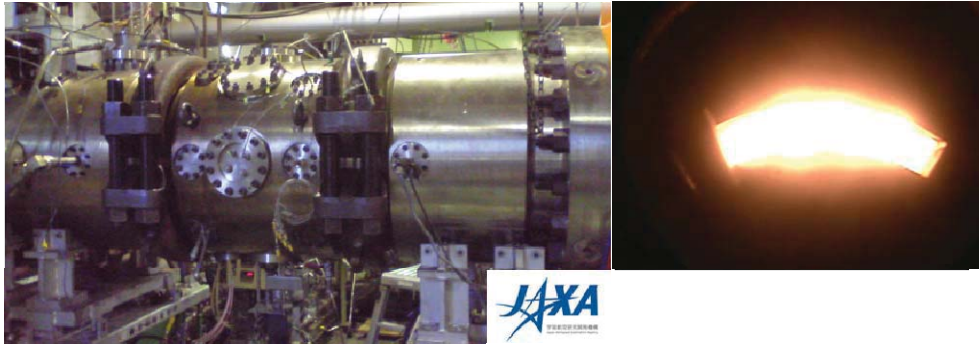


図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-9 燃費重視仕様でのNO<sub>x</sub>発生量の見積り

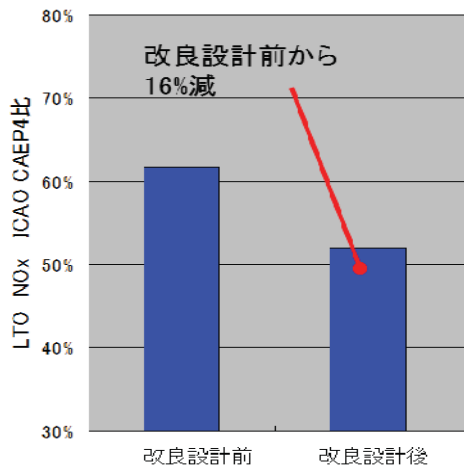


図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-10 燃焼器内部流動計測結果(例)(群馬大共同研究)

以上の検討から、燃費重視仕様の高圧力化条件に対し、基本的には設計を変更せず空気配分、燃焼器サイズ等の細部見直しによる調整、改良設計を実施した。これらの改良設計を反映した供試体によりJAXAでの実条件試験(シングル/マルチセクタ試験)により、改良設計の効果を確認し、目標の低NO<sub>x</sub>性能達成の見通しが得られた。(図Ⅲ2.2.1.1-2)(3)a-11、-12)

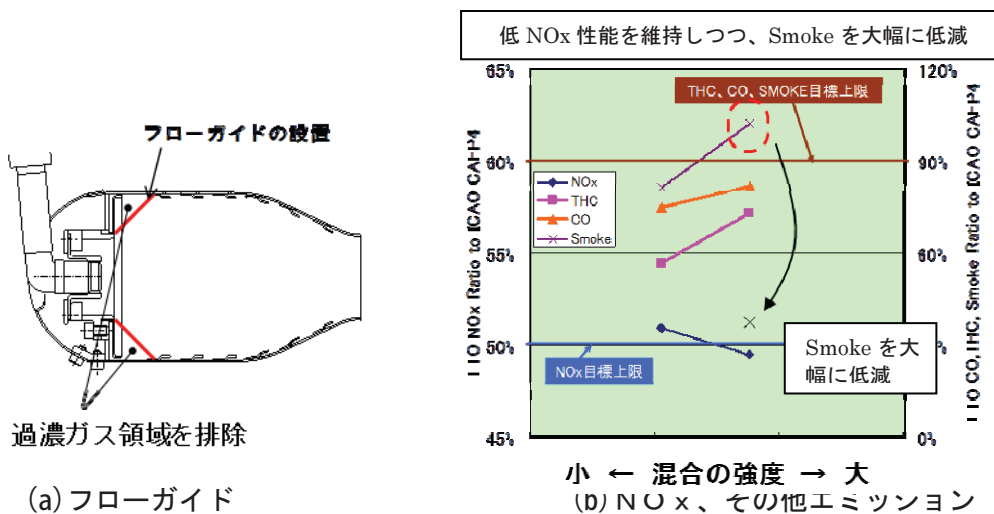


図III.2.2.1.1-2) (3)a-11 JAXAでの燃焼試験



図III.2.2.1.1-2) (3)a-12 改良設計効果確認 (JAXAでの試験結果)

セクタ試験により、NOx目標値達成の見通しが得られたが、その他のエミッション量との調整を行った。過濃ガス領域を排除するフローガイドを搭載するなどのフローパターン、細部形状の見直しにより、JAXAでの実条件試験により目標の低NOx性能(ICAO規制値-50%以上減)を達成しつつ、その他のエミッション(未燃分、スモーク)量を目標値以下に調整することができた。(図III.2.2.1.1-2) (3)a-13、表III.2.2.1.1-2) (3)a-1)



図III.2.2.1.1-2) (3)a-13 NOxとその他エミッションとの調整

表Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-1 セクタ試験調整結果

目標( CAEP4 規制相対値)	セクタ調整結果
NO <sub>x</sub> : 50%以下	49%
CO : 90%以下	81%
THC : 90%以下	71%
Smoke : 90%以下	34%

これらセクタ試験での調整結果を反映して、フルアニューラ燃焼器を製作し試験（TRL5）を行った。（図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-14）JAXAにてフルアニューラ燃焼器の燃焼試験を実施し、NO<sub>x</sub>等の排出物特性に加えて、燃焼効率や出口温度分布のデータを取得した。



JAXA 環状燃焼試験設備に搭載されたフルアニューラ供試体



フルアニューラ供試体ライナ

図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-14 フルアニューラ燃焼試験 (@ JAXA)

試験時の燃焼の様子を図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-15 に示す。また、試験結果を表Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-2 に温度分布、燃焼効率およびNO<sub>x</sub>などのエミッション特性について示す。フルアニューラ試験にて、出口温度分布、燃焼効率のエンジン要求仕様を満足し、セクタ燃焼器と同等の性能であることを確認した。低NO<sub>x</sub>目標を満足しつつ、エンジン用燃焼器として必要となる、圧力損失、燃焼安定性、高空再着火性などのその他諸性能についても達成し、エンジン用燃焼器としてTRL5の技術レベルに到達したことを確認した。

また、DOC 評価結果について、表Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-3 に示す。シンプルな構造で低 NO<sub>x</sub> 性能を達成することができ、製造コストの削減につながっている。その他、燃焼効率、圧力損失の点でもゲインがあり、DOC 低減に寄与することができた。



低負荷燃焼時



高負荷燃焼時



図Ⅲ2.2.1.1-2) (3)a-15 燃焼試験時の火炎の様子（後方からの撮影画像、JAXA で試験）

表Ⅲ2.2.1.1-2) (3) a-2 フルアニュラ試験結果 (燃焼器特性)

(a) 温度分布、燃焼効率

目標	フルアニュラ試験結果
最大離陸推力時相当条件の出口温度分布 P.T.F < 0.25	P.T.F < 0.20
巡航相当条件の燃焼効率 $\eta \geq 99.9\%$	$\eta > 99.96\%$

(b) エミッション等

目標 (CAEP4 規制相対値)	結果	評価
NOx : 50%以下	49.5%	○
CO : 90%以下	80.4%	○
未燃炭化水素 : 90%以下	71.0%	○
スモーク : 90%以下	34.4%	○
その他性能		
圧力損失率		○
燃焼安定性		○
高空再着火		○

表Ⅲ2.2.1.1-2) (3) a-3 DOC 評価結果

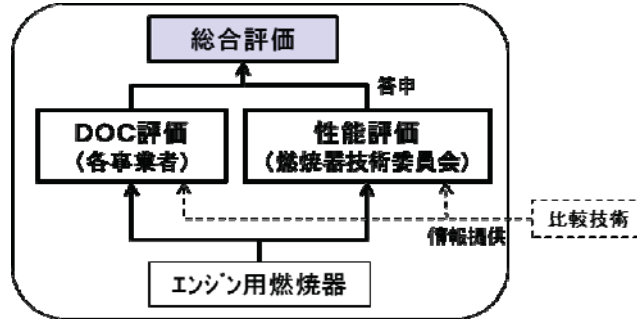
DOCに関する評価項目	結果—目標値	単位	備考
燃焼効率		-	+: 目標値より向上
圧力損失率		-	-: 目標値より向上
整備コスト		%	+: 目標値よりコスト増加
重量		kg	+: 目標値より重量増加
コスト		千円	-: 目標値よりコスト減少
DOC低減率 (エンジン関連DOCに対する削減率)	<b>0.160</b>	%	+: 目標値より削減 0.28+0.16=0.44達成

まとめ

我が国独自コンセプトの低NOx燃焼器である急速混合燃焼器 (特許取得) について、TRL5 のフルアニュラによる要素試験により燃費重視仕様の高圧力下において低NOx化目標値 ICAO 規制値-50%を達成し、環境適応性を実証できた。更に、シンプルな構造で低NOx性能を有する燃焼器を開発でき、低コスト化により直接運航費用低減にも寄与することができた。

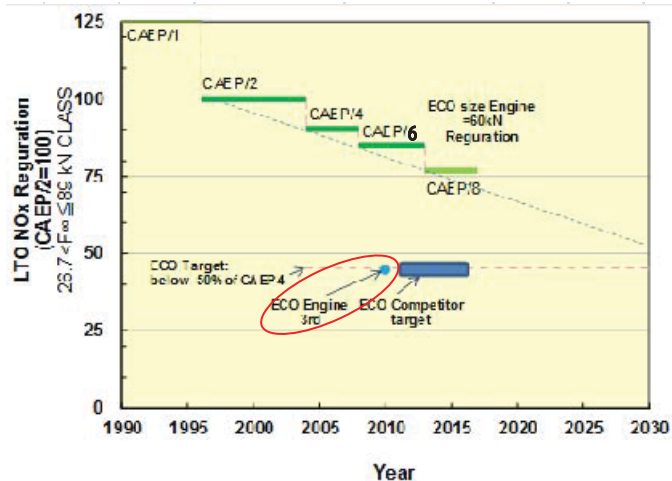
### b. 燃焼器総合評価

燃焼器研究では有識者から構成される燃焼器技術委員会を組織し、技術的助言を頂きながら研究を推進した。燃焼器研究のまとめとして、エンジン用燃焼器に対して他の2つの燃焼器形態の研究において取得された特性データを参考に、燃焼器技術委員会にて評価を実施して答申を頂き、その答申結果および各燃焼器形態のDOC評価結果を基にして総合評価を実施した。(図III 2.2.1.1-2) (3)b-1)



図III 2.2.1.1-2) (3)b-1 総合評価

エンジン用燃焼器として開発を行った急速混合燃焼器は、図III 2.2.1.1-2) (3)b-2 に示すとおりプロジェクト目標である ICAO-50%の低NO<sub>x</sub>目標を達成しているとともに、開発情報のある他社エンジンが目標とする低NO<sub>x</sub>レベルにあり、遜色の無い性能を有している。



図III 2.2.1.1-2) (3)b-2 NO<sub>x</sub>排出規制値と目標値

以下に総合評価の結果を示す。

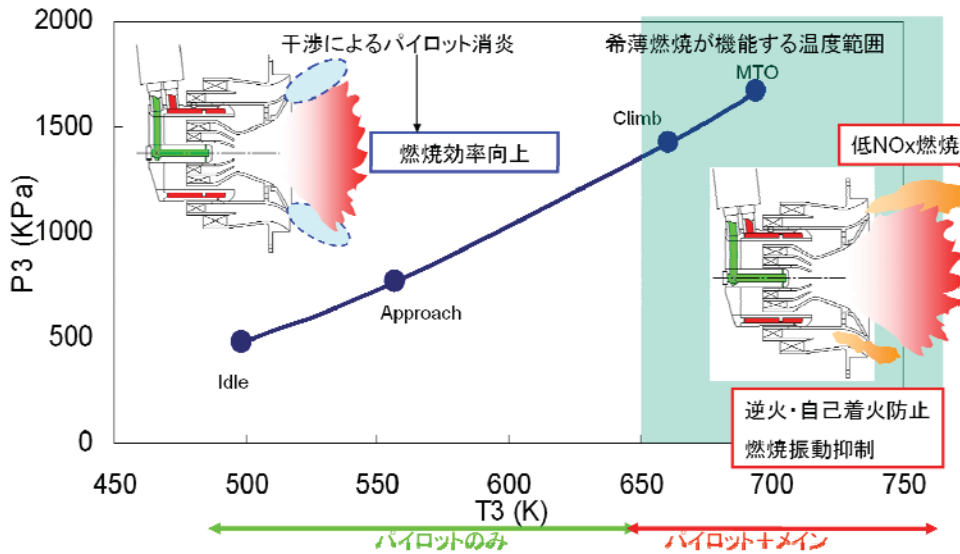
- ・エンジン用燃焼器は、プロジェクトの目標とする低NO<sub>x</sub>化目標のICAO-50%を達成しているとともに、その他の技術的な要求性能も達成している。
- ・DOCにおいても当初設定したコスト目標よりも良い値を達成し、他の燃焼方式の燃焼器と比較してもシンプルな構造を実現し低コストな燃焼器である。エコエンジンのもう1つの目標であるDOC削減に寄与し、低NO<sub>x</sub>性とDOCの両特性のバランスのとれた燃焼器である。
- ・従って、エンジン用燃焼器は現状において、規制値に対して十分マージンを持ち、現時点で競争力を維持している。
- ・エンジン用燃焼器である急速混合形態燃焼器は、欧米各国が取り組む希薄燃焼方式や過濃燃焼方式といった燃焼器と異なり、日本の独自性を有する燃焼器であり、将来の更なる規制強化に向けて今後も性能向上へ向けた不断の技術開発を進めていくことが重要である。

c. 他形態燃焼器

世界的に燃焼器形態の主流となっている他の2つの燃焼器形態について、競合機種にて用いられることを想定し、エンジン用燃焼器の比較技術と位置付け、その燃焼器特性を把握するために、各々の形態にて研究開発を行い、データ取得を行った。

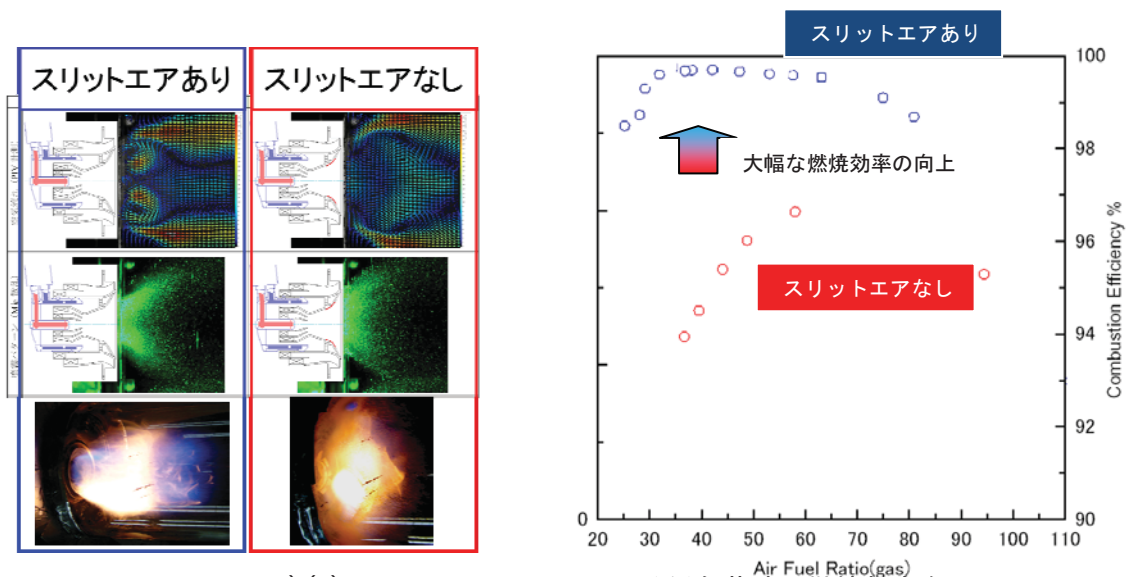
a) 部分希薄形態燃焼器

本燃焼器の特徴は、入口温度が低く燃え難い時の燃焼効率の向上と高温・高圧時の低NOx燃焼および逆火・自着火防止を両立させるために、低負荷時には噴射弁中央部からのみ燃料を供給して拡散燃焼させ、高負荷時にはその拡散火炎の周りに予め噴射弁内で燃料と空気を混合した混合気を供給して希薄燃焼させる構造となっている。この燃焼方式のキー技術は、航空機に適用できる様に限られた燃焼スペースで拡散燃焼部と予混合燃焼部をうまく配置させることにある。



図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-1 部分希薄形態燃焼器の作動ライン

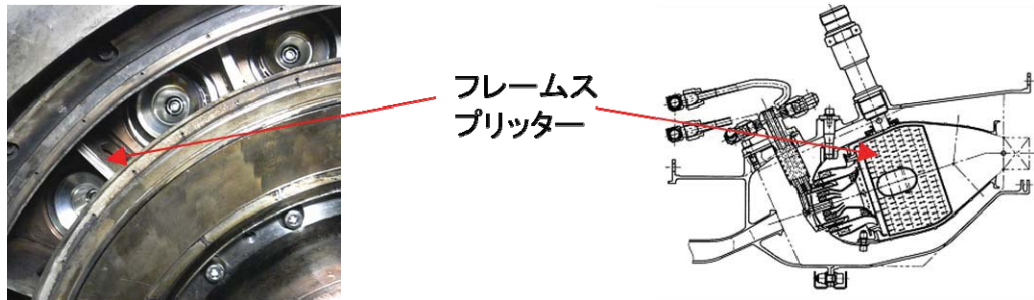
技術課題の一つである低負荷時の拡散燃焼部とその周りの予混合ダクトを通過した大量の空気の干渉によるパイロット消炎を回避するために、パイロットとメインの間にスリット状の空気を導入し、パイロット燃料がメインへ混入しないように抑制することで、良好な燃焼効率を得られるようになった。



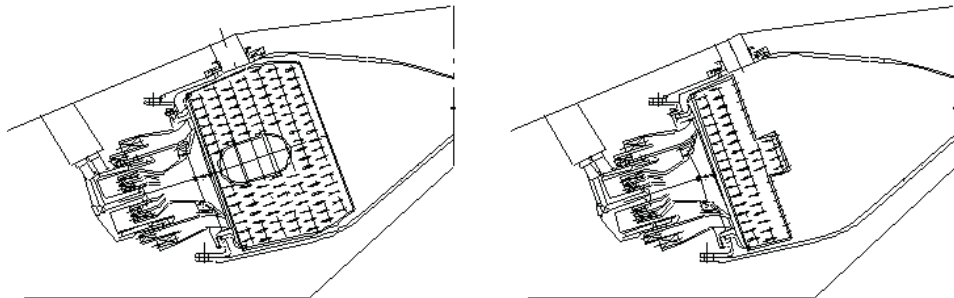
図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-2 スリットエアによる低負荷時の燃焼効率向上

(a) 第2期仕様

開発初期の燃焼器では、隣り合う噴射弁間の干渉による燃焼効率低下の抑制の役割をもたせるためにフレームスプリッター（図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-3）を装着していたが、耐久性の懸念より短縮化、除去する方向で検討を実施した。具体的には長さや形状が異なる数種類のフレームスプリッターを試作し、セクタ燃焼試験により、燃焼効率の低下を許容できる範囲で火炎への暴露面積を少なくした。その結果、図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-4）に示すとおり、オリジナル形状に対して長さを半分にしてもプロジェクト目標の低NO<sub>x</sub>性能を達成できる見込みが得られた。



図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-3 フレームスプリッター



(a) オリジナル形状（第2期）

(b) 長さを半減したフレームスプリッター

図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-4 フレームスプリッターの改良

第2期は主にセクタ燃焼器での開発を進めてきたが、その成果を踏まえてより実機に近いアニュラ燃焼器（図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-5）での特性データを取得するための試験も実施した。一般に噴射弁単体→セクタ燃焼器→アニュラ燃焼器とより実機に近い形態での試験になるほど、部品寸法のばらつきや燃焼振動といった問題から性能が劣化していく傾向にあるが、セクタ燃焼器による試験で十分に性能マージンを持っていたために、アニュラ試験でも逆火・自着火や燃焼振動といった問題なくNO<sub>x</sub>排出量をCAEP 4規制値の45%に抑えることができた。



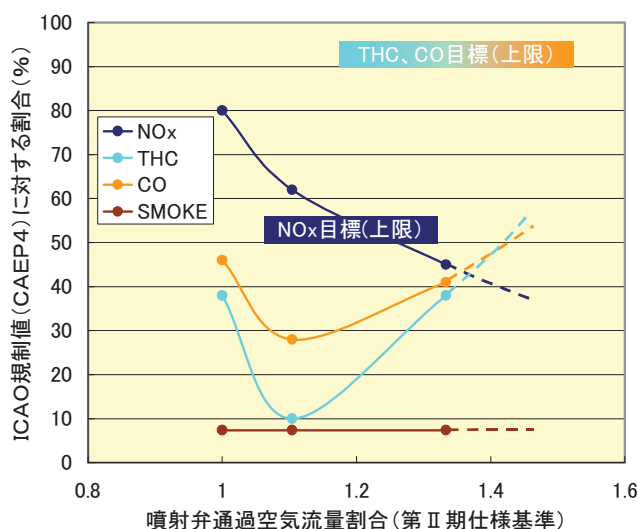
図Ⅲ2.2.1.1-2）(3)c-5 部分希薄燃焼器アニュラ試験用供試体

### (b) 第3期燃費重視仕様

比較技術の燃焼器形態についても燃費重視仕様での燃焼器の改良設計、燃焼試験による効果確認を行い、エンジン用燃焼器に対する特性データの取得を行った。

#### セクタ燃焼器開発

第3期の燃焼器作動条件は第2期のもの比べて燃焼器入口温度・圧力ともに高くなっており、第2期のままの燃焼器仕様ではNO<sub>x</sub>排出量が増えてしまう。一方で、低負荷時の入口温度が高くなったおかげで、第2期のままの燃焼器仕様でも燃焼効率を向上できるようになった。そのため、燃焼試験にて、第2期の仕様では不可欠であったフレームスプリッターを第3期の仕様では削除できることを確認した。さらに、燃費重視仕様に合うよう、噴射弁通過空気流量割合を増やす（希薄化する）ことで排ガス調整を行った。その結果、高圧セクタ燃焼試験により良好な燃焼効率を保ちつつ低NO<sub>x</sub>目標を達成できる設計データを取得できた。また、規制値の1/10以下の低スモーク特性を確認した。(図III 2. 2. 1. 1-2) (3)c-6)



(a) 噴射弁通過空気流量と排出物特性

(b) 燃焼試験の状況

図III 2. 2. 1. 1-2) (3)c-6 高圧セクタ燃焼試験結果

#### アニュラー燃焼器開発

セクタ燃焼器試験の結果から、NO<sub>x</sub>などの排出物特性については燃費重視仕様の条件でも達成可能なことが確認されたので、第2期と同様により実機に近いアニュラー形態でも性能確認を行った。その結果、表III 2. 2. 1. 1-2) (3)c-1 に示すとおり各排出物特性について目標値を満足することを確認した。

表III 2. 2. 1. 1-2) (3)c-1 アニュラー燃焼試験結果

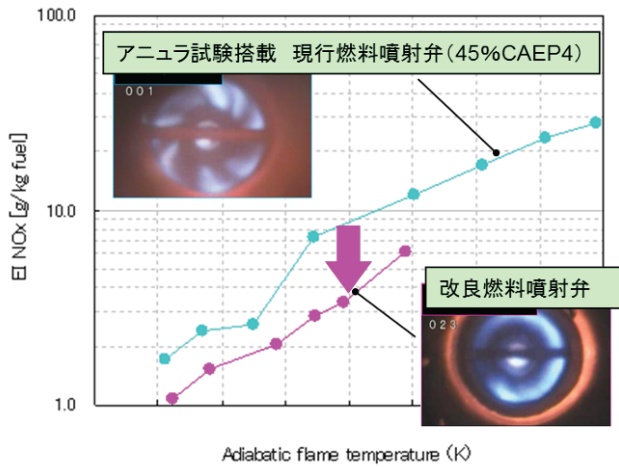
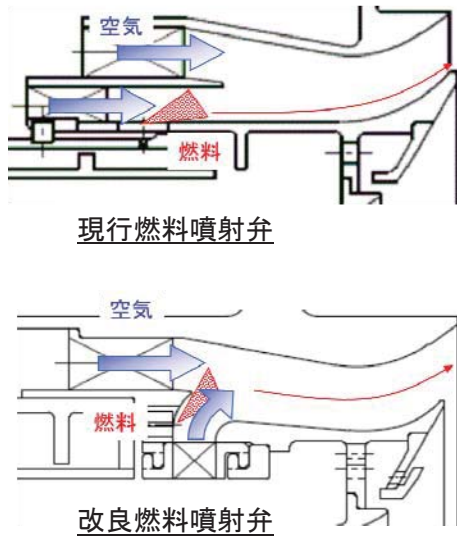
目標 (CAEP4 規制相対値)	アニュラー試験結果
NO <sub>x</sub> : 50%以下	45%
CO : 90%以下	約40%
THC : 90%以下	約40%
Smoke : 90%以下	7%

#### 更なる低NO<sub>x</sub>化

部分希薄形態燃焼器の低NO<sub>x</sub>ポテンシャルを把握するため、噴射弁単体試験にて予混合ダクト内での燃料と空気の混合特性改善を試みた。具体的には、現行燃料噴射弁では燃料が空気流れの内側に偏っていたものを、改良燃料噴射弁では2重スワローの中間に燃料を供給して挟み込むことで混合気の均一化を図った。燃料噴射弁単体試験で評価した結果、図III 2. 2. 1. 1-2) (3)c-7 に示すと



り、現行では噴霧孔数に応じた火炎の筋が改良型噴射弁では周方向に均一となり、NOx排出量も減らせることがわかった。

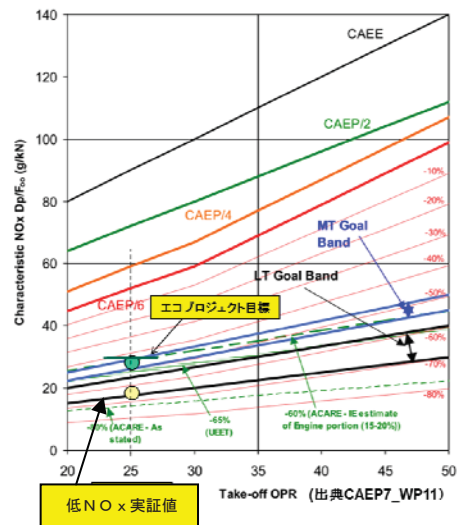


図III.2.2.1.1-2) (3)c-7 改良した燃料噴射弁単体試験結果

この改良型噴射弁を2個セクタ燃焼器に組み込んで、空気流量配分を調整しながら試験を実施した結果、エコプロジェクト目標の50%CAEP4（緑の丸印）以下を十分に満足する30%CAEP4（黄色の丸印）を実温・実圧条件で確認できた。（図III.2.2.1.1-2) (3)c-8）



(a) 燃料噴射弁2個のセクタ試験



図III.2.2.1.1-2) (3)c-8 改良燃料ノズルによるセクタ試験

まとめ

第2期の仕様および第3期の燃費重視仕様のもとで、改良設計、確認試験を重ね、部分希薄燃焼器の特性データを取得した。部分希薄燃焼器は、以下の特徴を有する。

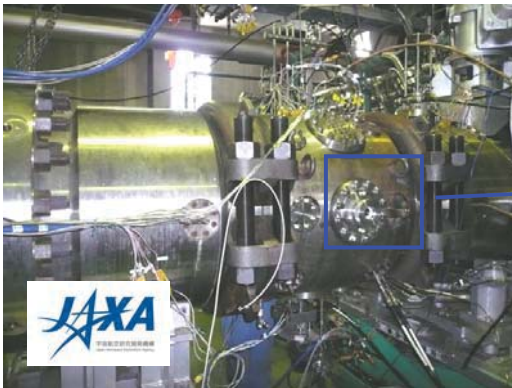
- ・パイロット（拡散燃焼方式、中心部に配置）とメイン（希薄燃焼方式、外周部に配置）を一本の燃料噴射弁内に同心円状に配置する2系統のハイブリッド燃料噴射弁である
- ・燃費重視仕様の高圧力条件でも、良好な低NOx排出特性を有する
- ・希薄燃焼のメリットとして、非常に低いスモーク排出特性を有する
- ・希釈空気穴なしでも均一な出口温度分布を達成でき、タービン寿命を維持しつつ高温化が可能
- ・希釈空気穴なしのため、当該部における応力集中がなく、ライナの疲労寿命を延ばせる
- ・従来の燃焼方式に比べて火炎温度分布が均一で、かつ、煤が無い予混合火炎（ブルー炎）のため従来の拡散火炎（輝炎）に比べて火炎からの輻射が低く、ライナの酸化寿命を延ばせる

## b) 部分過濃形態燃焼器

### (a) 第2期仕様

第2期成果を踏まえて、低 $\text{NO}_x$ 特性と燃焼安定性の両立とコーキングリスクの低減を主眼としたマルチセクタ燃焼器（3本バーナ）の改良設計及び供試体の製作を実施し、燃焼試験に供試して性能改善に必要なデータを取得した。そして、コーキングリスクを低減するために燃料噴射孔面積を拡大したところ、 $\text{NO}_x$ 等排ガス特性が大幅に悪化することなく、燃焼安定性が向上することを確認できた。また、1重壁ライナ形態と2重壁ライナ形態の性能影響差異データを取得した。本燃焼器で採用している2重壁ライナ形態は1重壁ライナ形態と比較して $\text{NO}_x$ 排出量が低・高負荷共に少なく、 $\text{CO}$ 排出量は低負荷で少ないことが確認できた。

さらに、低 $\text{NO}_x$ 特性と燃焼安定性の両立を達成するべく、燃焼・噴霧構造を把握する可視化試験を実施した。可視化試験では着火、吹き消え現象、及び各運用条件における火炎構造を燃焼器の側方から目視確認した(図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-9)。これらの結果から、1次領域の空気流量配分を修正することで部分過濃燃焼を強化し、低 $\text{NO}_x$ 性能と燃焼安定性が両立する見通しを得た。



(a) 試験設備



(b) Idle 条件



(c) 吹き消え近傍



(d) Take-off 条件

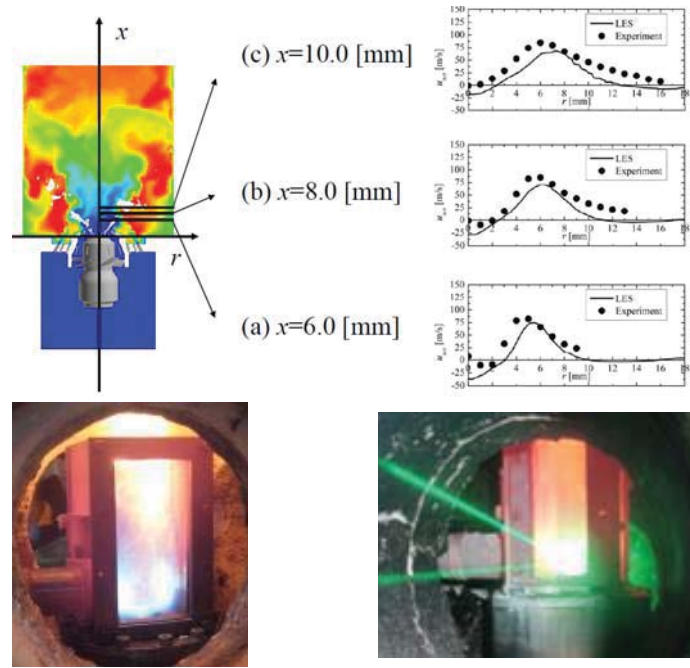
図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-9 マルチセクタ燃焼試験と側方可視化状況

### (b) 第3期燃費重視仕様

比較技術の燃焼器形態についても燃費重視仕様での燃焼器の改良設計、燃焼試験による効果確認を行い、エンジン用燃焼器に対する特性データの取得を行った。

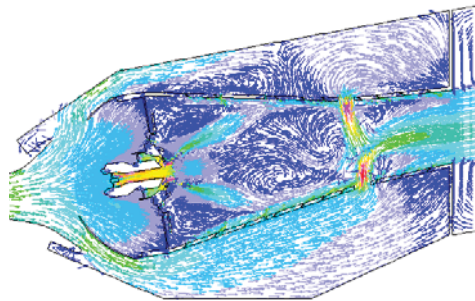
### 改良設計と各種試験による確認

燃費重視仕様ではこれまでよりも高圧力となり、部分過濃形態の燃焼器としては排出物の特性上、厳しい条件となるため、燃費重視仕様に対応した新規設計が必要となる。一般に噴霧燃焼流れ場を解析的に予測することは非常に困難であり、設計にはできる限り精度の高いCFD解析手法が求められる。こうした背景から、京都大学（CFD）、電力中央研究所（反応機構）、大阪大学（可視化計測）との共同研究によりCFD解析手法の開発と実験検証を進めた（図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-10)。

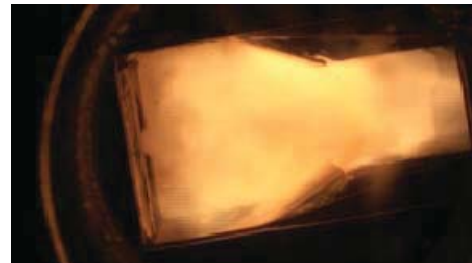


図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-10 噴霧燃焼C F D解析と実験検証例 (サブスケール燃焼器)

これらの成果を踏まえた解析手法を活用してライナ形状や希釈穴パターンが異なる数種類のシングルセクタ燃焼器の設計C F D解析を行った。図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-11 に燃焼器内の流れのC F D解析例を示す。そして、性能バランスの比較によりライナの基本形状や希釈穴パターン等を決定し、燃焼試験で性能データを取得するとともに燃焼器内部の可視化を行い (図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-12)、各運用条件における燃焼流れ場の様子、輝炎の発生状況といった内部現象を観察した。



図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-11  
C F D解析例 (速度ベクトル図)



図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-12  
シングルセクタ燃焼試験状況

シングルセクタ燃焼器試験結果を受け、噴霧試験 (図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-13(a)) やC F D解析による燃料ノズル及び冷却ライナの改良設計を実施し、マルチセクタ燃焼器による性能確認試験を実施した。そして、高空再着火試験 (図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-13(b)) では全高度・飛行条件にて良好な着火を確認できた。また、実圧燃焼試験により実際の要求条件における性能データを取得した。この結果、低 $\text{NO}_x$ 目標を達成するとともに、スモークも空気流量配分の調整により低減可能な見通しが得られ、 $\text{NO}_x$ とスモークのバランス調整がポイントとなった。



(a) 噴霧試験状況



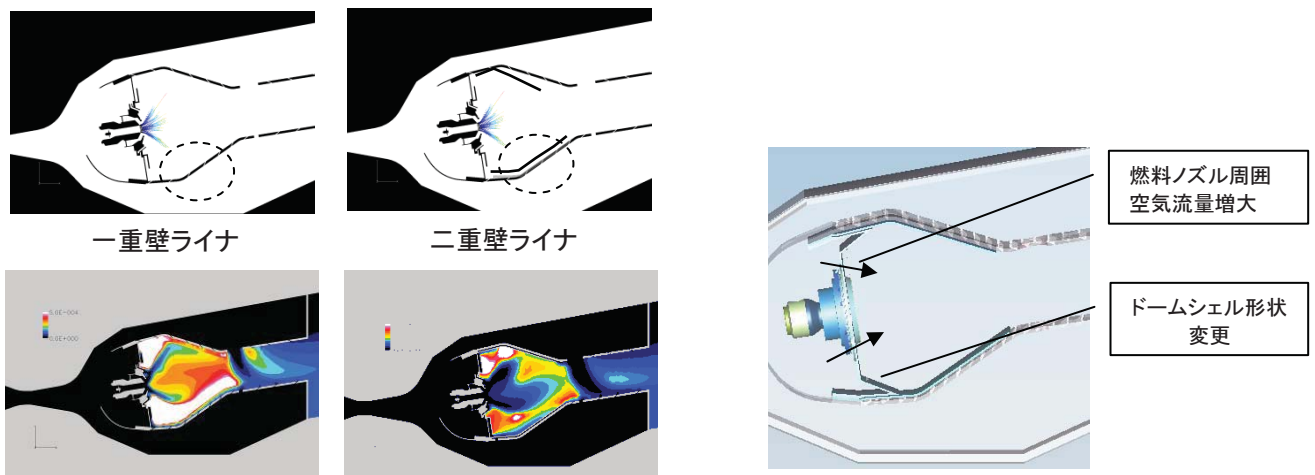
(b) 高空再着火試験状況

図III 2. 2. 1. 1-2) (3) c-13 噴霧試験/高空再着火試験 (マルチセクタ)

NO<sub>x</sub>低減策として、2重壁ライナの適用を検討した。主燃焼器の過濃部ではライナ壁面の冷却空気の影響により、壁付近の濃度が下がりNO<sub>x</sub>生成の原因となっているため、この過濃部に2重壁ライナを適用することでNO<sub>x</sub>低減を図る。この二重壁ライナ適用によるNO<sub>x</sub>低減メカニズムをCFD解析・燃焼試験により解明した。(図III2.2.1.1-2)(3)c-14(a))

スモーク低減策としては、主燃焼域当量比を低減するためにノズルガイド空気流量を増大させるとともに、主燃焼領域における高温領域の削減のためにドームシェル形状を変更し、容積縮小化を行った(図III2.2.1.1-2)(3)c-14(b))。NO<sub>x</sub>低減効果を兼ねる)。

これらのNO<sub>x</sub>低減策、スモーク低減策の効果を実圧燃焼試験により確認した。表III2.2.1.1-2)(3)c-2 にマルチセクタ実圧燃焼試験により得られた排出特性を示す。NO<sub>x</sub>、スモークともに低減し、若干の空気流量配分の調整により全要求を満足可能であることを確認した(図III2.2.1.1-2)(3)c-15)。



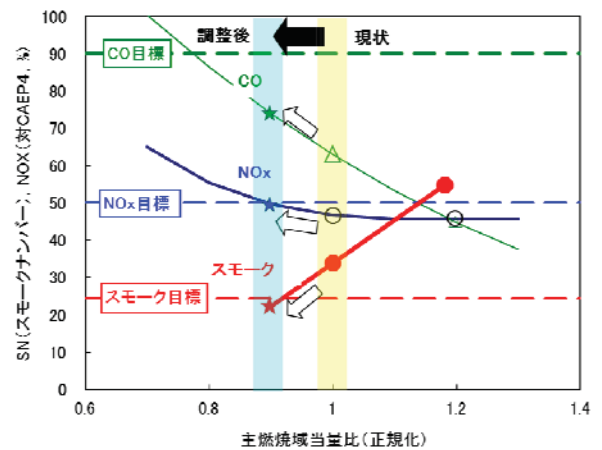
(a) NO<sub>x</sub>低減策(二重壁ライナー)

(b) スモーク低減策(形状変更)

図III2.2.1.1-2)(3)c-14 排出物特性の改良策

表III2.2.1.1-2)(3)c-2 セクタ燃焼試験結果

目標 (CAEP4 規制相対値)	調整中 (実績)	最終調整 (見通し)
NO <sub>x</sub> : 50%以下	46%	<50%
CO : 90%以下	61%	<80%
THC : 90%以下	3%	<10%
Smoke : 90%以下	125%	<90%



図III2.2.1.1-2)(3)c-15 部分過濃燃焼器特性

### まとめ

燃費重視仕様のもとで、改良設計、確認試験を重ね、部分過濃燃焼器の特性データを取得した。部分過濃燃焼器は、以下の特徴を有する。

- ・(プライマリ噴射のみの) プレフィルム型燃料ノズルの採用により、シンプル性/信頼性を両立。
- ・燃焼効率、燃焼安定性、高空再着火性で高い性能を発揮するとともに、THC排出量が小さい。
- ・燃費重視仕様のような高圧力条件では、NO<sub>x</sub>とスモークのバランス調整が部分過濃形態燃焼器の設計における重要なポイントとなる。

### 2.2.1.2 耐久性評価技術

実機エンジンで材料に要求される耐久性を確保するために必要な耐久性評価技術として、材料データベース取得を行った。型式承認を取得するうえで材料に関して米国連邦航空局 FAA (Federal Aviation Administration)にて規定される FAR 33.15 の Material の内容を以下に示す。(FAR : Federal Aviation Regulations)

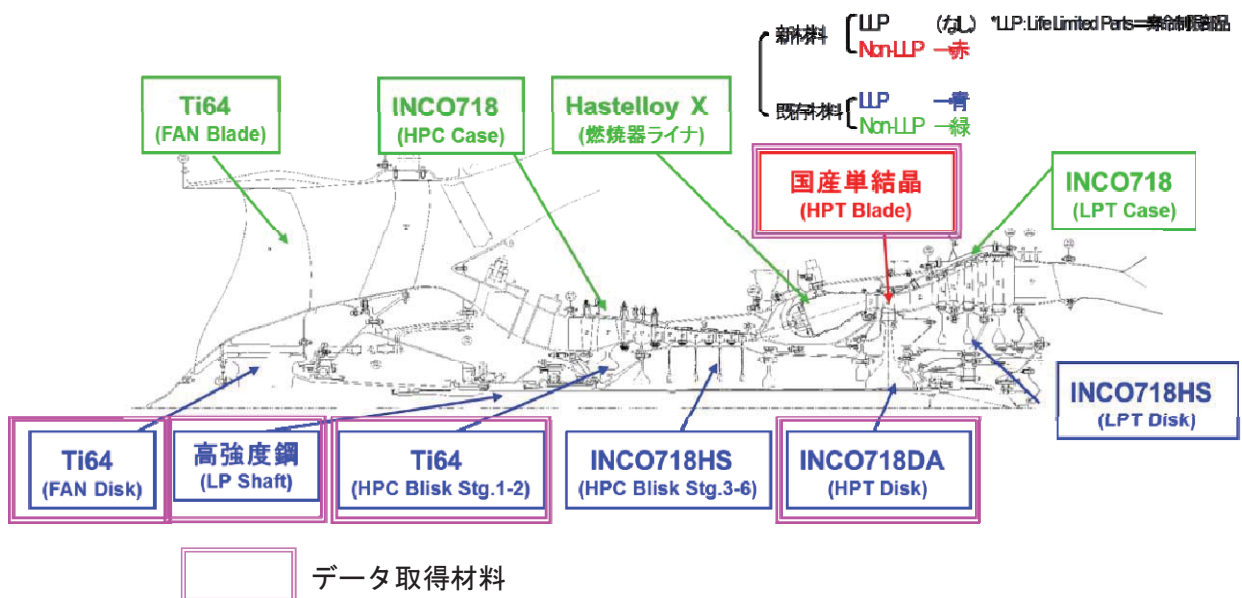
#### FAR 33.15 Material (原文)

- The suitability and durability of materials used in the engine must-
- (a) Be established on the basis of experience or tests; and
  - (b) Conform to approved specifications (such as industry or military specifications) that ensure their having the strength and other properties assumed in the design data.

<内容> エンジンに使用する材料の耐久性等の材料特性は、実績や試験結果に基づいたものであるべきで、産業用や軍事用など、充分信頼できる規格と同等のものであることが要求される。

このことから次の方針で材料データを整備することとした。新材料については、材料試験によりデータを新規に取得しデータベースを構築する。AMS 規格に基づいた既存材料については、可能な限り MMPDS (Metallic Materials Properties Development and Standardization : MIL から引き継がれた宇宙航空機器用の材料データベース)、を利用する。寿命制限部品 LLP (Life Limited Parts) については、エンジン適用条件により補充が必要なデータは材料試験によりデータを取得することとした。

この方針のもとに、寿命制限部品 (ディスク、シャフト等) ならびに構造上重要な部品 (フレーム、ケース等)、およびタービン翼等の高温部品に関する材料について、引張、疲労、クリープおよび物性値 (線膨張率等) の材料データについて、デモエンジン設計に必要なデータベースの取得を実施した。具体的な材料としては、シャフト用の国産高強度鋼 (HSL180)、比較的低い温度のディスク、シャフトに用いられるチタン合金 (Ti64)、同様な部品の高温部で用いられるニッケル合金 (INCO718DA) および国産単結晶材等のデータを取得した。図Ⅲ2.2.1.2-1 にデータ取得材料とエンジン部位を示す。



図Ⅲ2.2.1.2-1 データ取得材料とエンジン部位

表Ⅲ2.2.1.2-1 材料と設計要求特性

	設計要求特性						
	物性値	引張	クリープ	LCF	HCF	亀裂進展	破壊靱性
Inco718DA (タービンディスク)	○	○	○	○	○	○	○
Ti64 (ファン/圧縮機ディスク)	○	○	○	○	○	○	○
高強度鋼 (シャフト)	○	○	○	○	△	○	○
国産単結晶材 (タービン翼)	○	○	○	○	○	△	△

LCF：低サイクル疲労、HCF：高サイクル疲労

各エンジン部位に適用される材料毎に、取得する材料特性の設計要求を表Ⅲ2.2.1(2)-1 に示す。航空機用エンジンでは、型式承認を取得するうえで、設計に用いる材料特性についての信頼性を保証することが求められ、必要な量の材料データを取得し、統計的な処理を行って設定し、材料データベースとして整備、規定する必要がある。材料の使用部位、その機能、その部位の損傷要因などを考慮して、各種データの信頼性に重み付けをして、その重み付けに応じて必要な取得材料の本数が決まってくる。素材1ロットから取得する材料データ本数、材料ロット数（素材製造ロットを変えて）、データ取得する温度ケース数などにより、必要となる材料試験片の本数は各々の掛け算となる。例えば、1つの設計要求項目の特性（LCF 特性等）で、最も厳しく信頼性を保証する設計カーブを得る場合では、材料試験本数にして 300 本以上必要となる。本事業では、デモエンジン適用に必要な信頼度のレベルとした。

材料データの取得試験については、Nadcap (National Aerospace and Defense Contractors Accreditation Program) の認定を取得した試験場にて、材料試験、データ取得を実施した。Nadcap とは、航空宇宙業界の国際特殊工程認定プログラムを与える認定制度である。

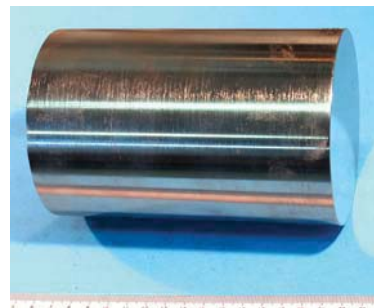
Nadcap

Nadcap とは航空宇宙産業における特殊工程作業に対して与える国際的な認証制度である。米国の PRI (Performance Review Institute) が審査機関となっている。PRI は、世界の航空宇宙産業の機体やエンジン、搭載機器メーカーのプライムメーカー (Boeing 社、Airbus 社等の航空機メーカー、GE 社、RR 社等のエンジンメーカー) が参加する米国の NPO 法人である。特殊工程の要求事項、規格を統一化することによって、従来プライムメーカー自身が実施していたサプライヤーへの審査作業負担の削減を目的とした業界運営の特殊工程認証制度である。

図Ⅲ2.2.1.2-2 に例としてディスク材、シャフト材の素材と強度試験の外観を示す。

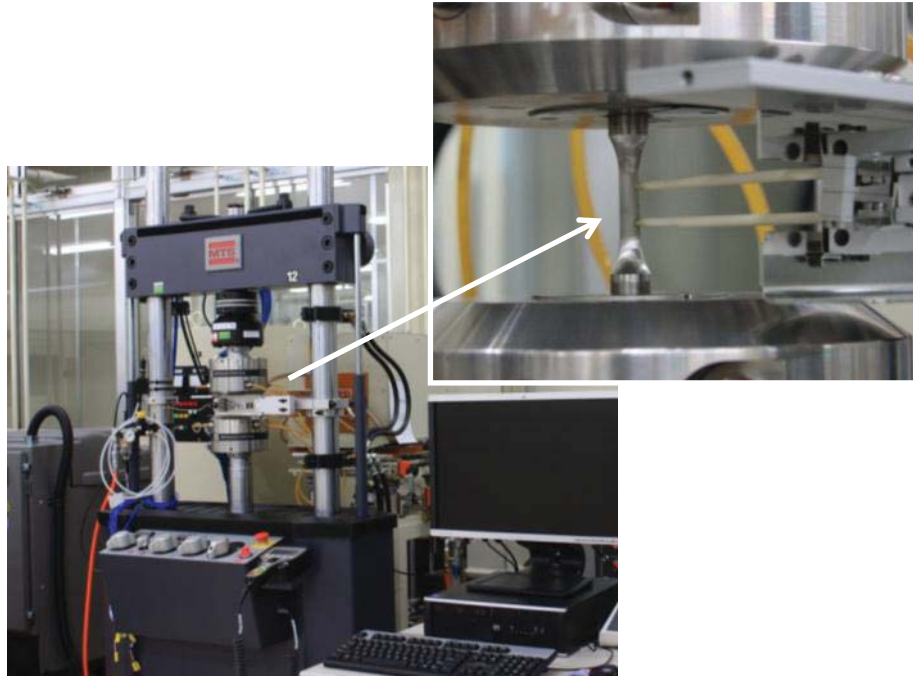


Ti-6Al-4V (ディスク)



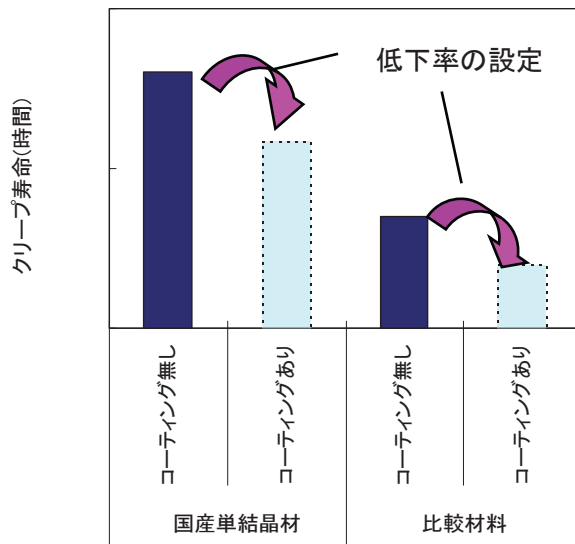
シャフト材

図Ⅲ2.2.1.2-2 主な素材外観



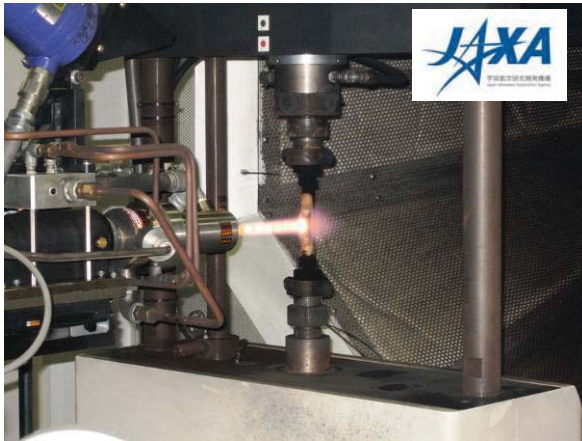
図Ⅲ2.2.1.2-3 シャフト材のLCF試験の様子

国産単結晶材のクリープ特性については、比較材も含めて、通常のクリープ試験に加えて耐酸化コーティングを施工した材料を用いて、独自の Thin Wall Factor (寿命・強度低下率) を設定するための材料データを取得した。図Ⅲ2.2.1.2-3 にクリープ寿命への影響について比較した結果を示す。



図Ⅲ2.2.1.2-3 国産単結晶材の Thin Wall Factor

また、高温環境などの特殊環境での試験について、JAXA との共同研究により実施した。JAXA に導入された実環境試験設備（バーナーによる材料試験装置）にて、単結晶合金材料を供試し、コーティング耐剥離性等の材料試験を実施した。図Ⅲ2.2.1.2-4 に試験装置、試験片を示す。



高温度落差バーナーによる  
材料・コーティング試験装置



コーティングを施工した  
単結晶合金試験片

図Ⅲ2.2.1.2-4 JAXA 実環境試験設備

#### まとめ

寿命制限部品となる高強度鋼、チタン(Ti64)、ニッケル(Inco718)、国産単結晶材等の材料について、各材料の設計要求特性に応じて、デモエンジン設計に必要なデータを取得することができ、材料データベースを整備することができた。



### 2.2.1.3 耐空性適合化技術

小型航空機用エンジンの型式承認取得には、構造解析・評価技術を検証し、設計に用いた解析手法が妥当であることを独自に示すことが求められる。表Ⅲ2.2.1.3-1 に米国連邦航空局の FAR 規定 (Federal Aviation Regulations) と研究項目の対比を示す。ここでは、耐空性適合化技術として、構造解析、評価技術について、リグ試験などにより解析手法の検証、あるいは予測精度向上のための研究を実施した。

表Ⅲ2.2.1.3-1 FAR 規定と研究項目の対比

FAR REF.	新要素技術	特に重要な解析技術	第Ⅲ期
33.7	エンジン定格と操作限界	なし	
33.8	エンジン出力(スラスト)定格の選択	なし	
33.14	始動—停止繰り返し応力(LCF)	なし	寿命管理部品(LLP)
33.15	材料	国産単結晶材+重要材料	LLP部品の寿命評価に関わる解析技術
33.17	耐火性	なし	
33.19	耐久性	なし	
33.21	エンジン冷却	なし	
33.23	エンジンマウント/マウント接続と構造	なし	
33.25	補機接続	なし	
33.27	タービン、圧縮機ローター(過回転)	なし	ローター健全性
33.29	整備接続	なし	タングリング衝撃破壊解析
33.62	応力解析	なし	
33.63	振動	エンジン・シムブル構造	
33.65	サージ及びストール特性	高負荷DP圧縮機	
33.66	抽気空気系統	高負荷DP圧縮機	
33.67	燃料系統	低NOx燃焼器	
33.68	防水系統	なし	
33.69	点火系統	低NOx燃焼器	
33.71	潤滑油系統	なし	
33.73	出力及び推力応答性	なし	
33.76	鳥吸込	ファン/統合OGV	鳥/異物吸い込み
33.77	異物吸込	なし	衝撃解析
33.83	振動試験	ファン/高負荷DP圧縮機	
33.85	校正試験	なし	
33.87	耐久試験	なし	
33.88	エンジン過温度試験	なし	
33.89	急加速特性試験	高負荷DP圧縮機	
33.90	初期整備点検	なし	
33.91	エンジン構成部品試験	なし	
33.93	分解点検	なし	
33.94	ブレードコンテインメント&ローターアンバランス試験	ファン/統合OGV	ローター健全性
			コンテインメント解析 ローターダイナミクス

具体的には、運用の中で繰り返される離着陸に耐え、エンジンの構造健全性を保障するために、寿命管理部品の寿命およびローターの健全性が特に求められる。FAR33.14 の「始動—停止繰り返し応力 (LCF)」、33.27 の「タービン、圧縮機ローター (過回転)」、33.76、77 の「鳥、異物吸込」、33.94 の「ブレードコンテインメント&ローターアンバランス」に対応した技術について、解析手法の検証、予測精度向上を行った。

寿命管理部品の寿命予測向上のためには、各種応力場のデータ蓄積、温度予測精度の向上等が必要となり、低サイクル寿命評価技術が必要となる。各種試験、解析を実施してデータの取得、解析・評価技術の検証を実施した。

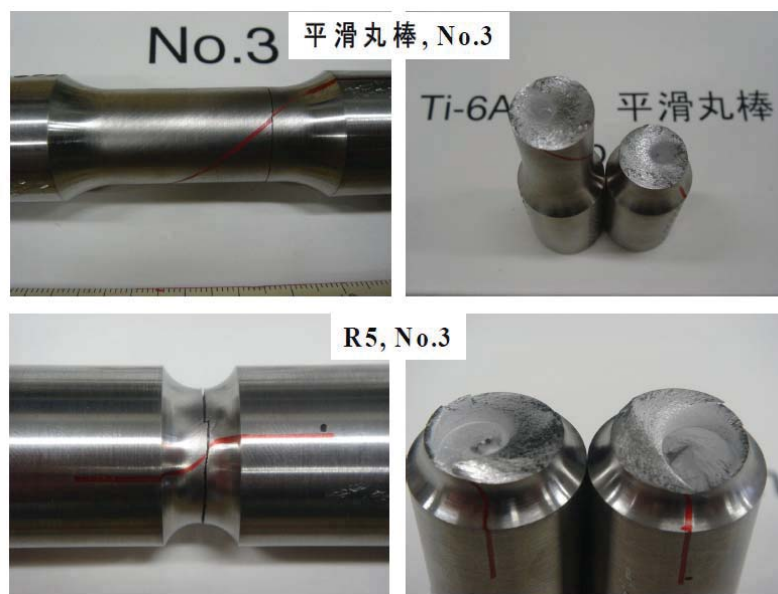
翼飛散時に発生する高振動の予測も重要であり、他のエンジン部品への影響を評価するため、ローターダイナミクス解析技術について解析精度の向上を行った。

- ・ ファンケースのコンテインメント
- ・ ファンへの異物衝突解析技術
- ・ ローター過回転数予測技術 (タングリング)
- ・ ローターダイナミクス解析
- ・ 低サイクル寿命評価技術
  - > 温度予測精度向上 (シール流量特性のデータ蓄積)
  - > ダブテール疲労寿命予測

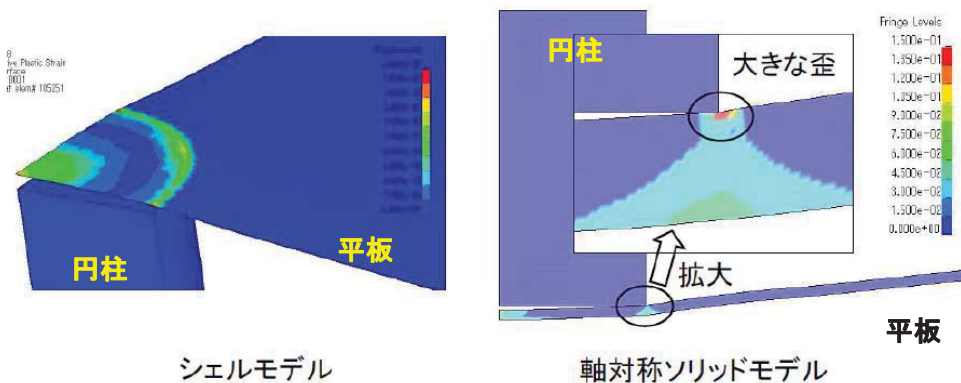
①ファンケースのコンテインメント

ファンケースは、鳥などの異物を吸い込んだ際等にファン翼が飛散した場合でも、ケース内にコンテインメントできるだけの強度を必要とし、その確認が必要である。

一般的にファンケース材料として用いられる Ti-6Al-4V の薄板への円柱投射物の貫通について、その破壊クライテリアを見極めるため、平板に円柱を衝突させる基礎試験から得られた結果の検証を行い、延性破壊クライテリアの適用が有効であるとの見通しが得られた。延性破壊クライテリアは応力多軸度の影響を受けるため、Ti-6Al-4V の多軸破壊試験を実施した。破壊歪の応力三軸度依存性については、高応力三軸度試験として円周切欠付丸棒の引張試験を、低応力三軸度試験として円周切欠付丸棒のねじり試験を実施した。ねじり試験の様子を図Ⅲ2.2.1.3-1 に示す。また、これらの基礎試験の結果を用いて解析、評価を行った。その際に実施した解析手法の比較結果の例を図Ⅲ2.2.1.3-2 に示す。解析手法として有限要素法のモデル化方法にソリッドモデルを使用することで、エッジ衝突部の高歪が観察され、投射物の貫通事象をシミュレート可能であることが判った。



図Ⅲ2.2.1.3-1 ねじり試験後の試験片の例（赤い直線がねじれている）



図Ⅲ2.2.1.3-2 平板への円柱衝突時の解析

ファンケースには、軽量でコンテナメント性に優れるケブラーの使用が考えられるため、ケブラーによるコンテナメント性の解析、評価技術の向上を行った。ケブラークロスの動的引っ張り試験による歪み速度依存性のデータなどの基礎試験結果を活用して解析、評価を実施した。図Ⅲ2.2.1.3-3にケブラーファンケースのコンテナメント解析の例を示す。

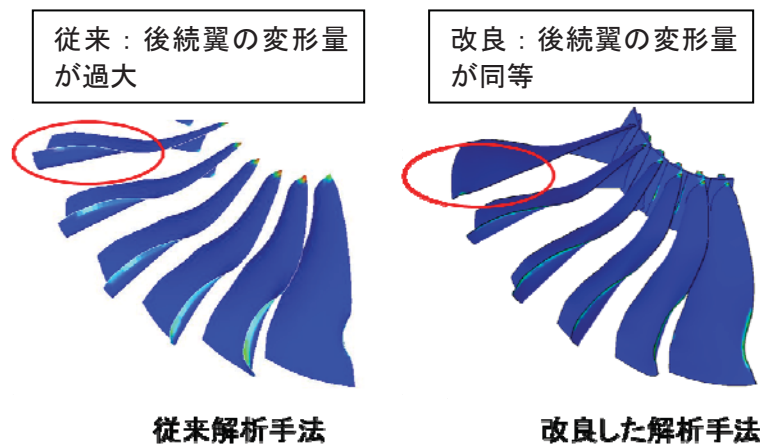


図Ⅲ2.2.1.3-3 ケブラーファンケースによるコンテナメント性予測

### ②ファンへの異物衝突解析

ファンブレード部の衝突解析について、より実態に近い接触計算を行えるように、実際の翼厚み分布のモデル化、板厚面の接触を考慮した解析手法の改良を行った。その結果、単純板による基礎試験結果との合わせ込みにより、衝突角度によらず、残留変形も試験とよく一致することを確認した。

この解析手法を用いて、鳥吸い込み試験を模擬した解析を実施、翼の変形量が試験とよく一致することを確認した。従来手法では、鳥と後続で接触するファンブレードの残留変形量も大きくなっていましたが、改良した解析手法では試験に近い残留変形となっている。結果を図Ⅲ2.2.1.3-4に示す。

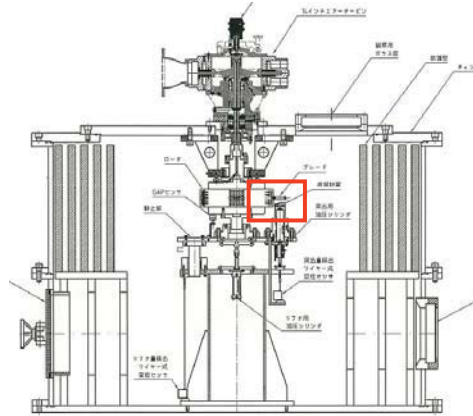


図Ⅲ2.2.1.3-4 鳥衝突解析結果

### ③ローター過回転数予測技術（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ファンを駆動するための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させる構造とし、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が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。

低圧系シャフト折損時に動翼と静翼が接触・破壊することでローターの過回転を防止する設計に必要な動静翼の破壊に関するデータについて、基礎試験を実施した。図Ⅲ2.2.1.3-5に示すように、回転する低圧タービン動翼に模擬静翼を押し付け、破壊状況を高速度カメラで撮影し、破壊過程のデータを取得した。（図Ⅲ2.2.1.3-6）



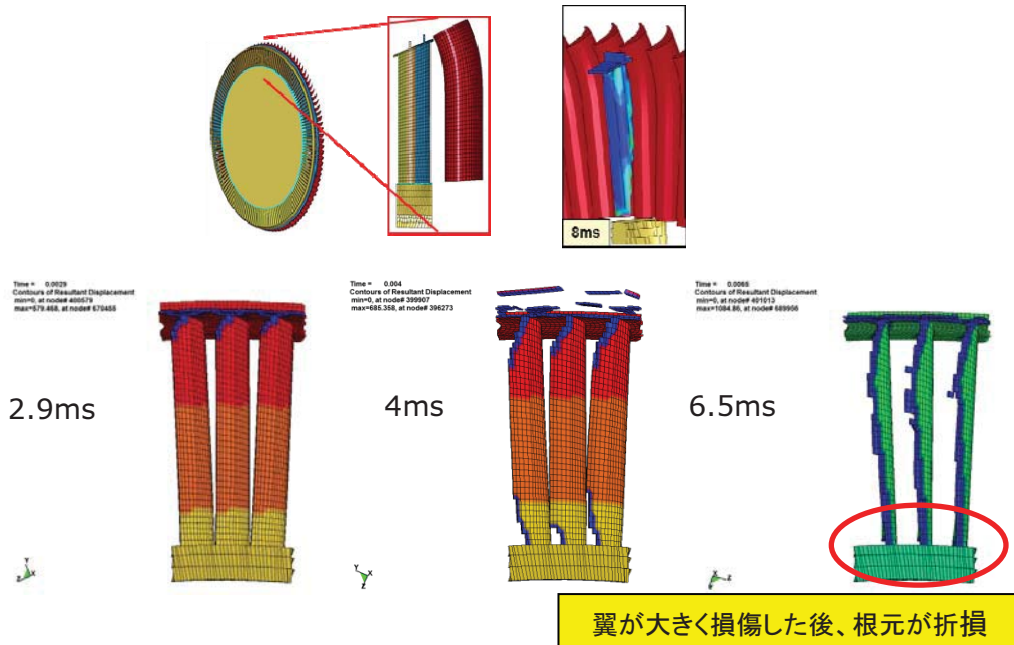
試験装置

図Ⅲ2.2.1.3-5 低圧タービンの過回転に関する基礎試験



図Ⅲ2.2.1.3-6 接触時の高速度写真

これらの破壊の基礎試験データを用いて、破壊シミュレーションを実施し、定性的にはシミュレート可能なレベルとすることができた。しかし、破壊の時間スケールなどについては、十分な予測が難しく、この点が課題として残された。図Ⅲ2.2.1.3-7 に破壊のシミュレーション結果の例を示す。



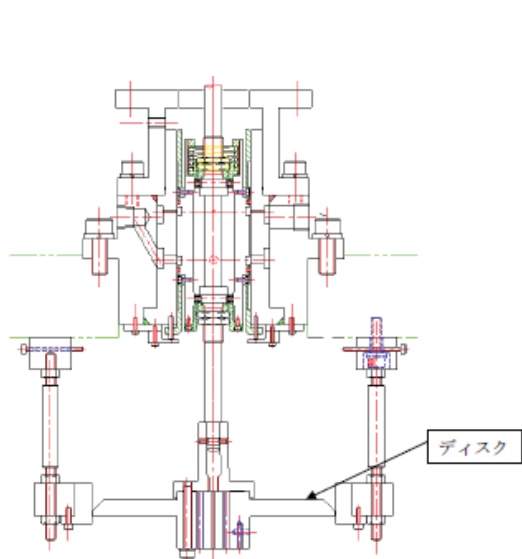
図Ⅲ2.2.1.3-7 低圧タービンの破壊シミュレーション例

残された課題については、平成24年度に経済産業省から公募、採択された補助事業にて、シミュレーションの精度向上を目的として研究を実施した。

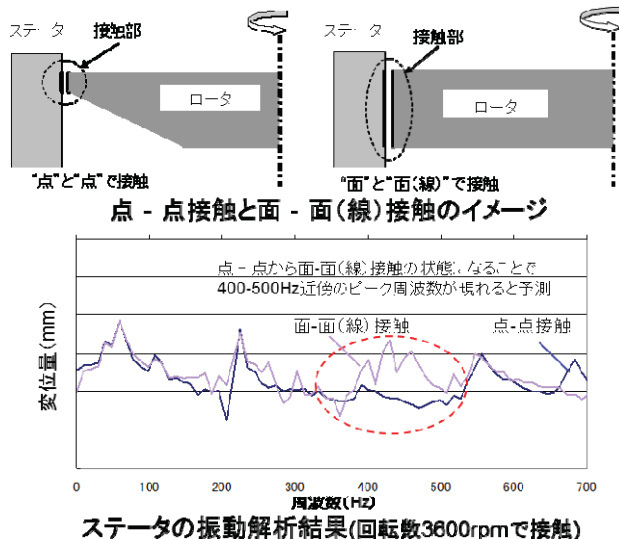
### ③ローターダイナミクス解析

FB0(Fan Blade Off)時などのファン翼が破断した際のアンバランス発生時のローターの触れ回り特性のデータを取得するためのFB0リグを設計、製作し、各種条件のデータを取得、解析との比較、合わせ込みにより、解析技術の高度化を図った。図III.2.2.1.3-8にFB0リグ試験機を示す。

ローター-ステータの接触状態の違い(点-点、面-面(線))を考慮できる解析手法を開発した。図III.2.2.1.3-9に解析結果を示す。接触状態により、400-500Hzにおいて特異なピーク周波数を捉えられるようになった。

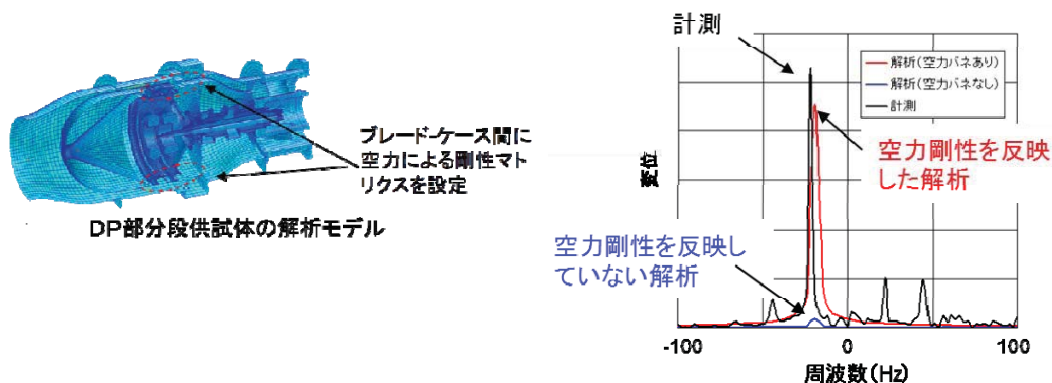


図III.2.2.1.3-8 FB0リグ試験機



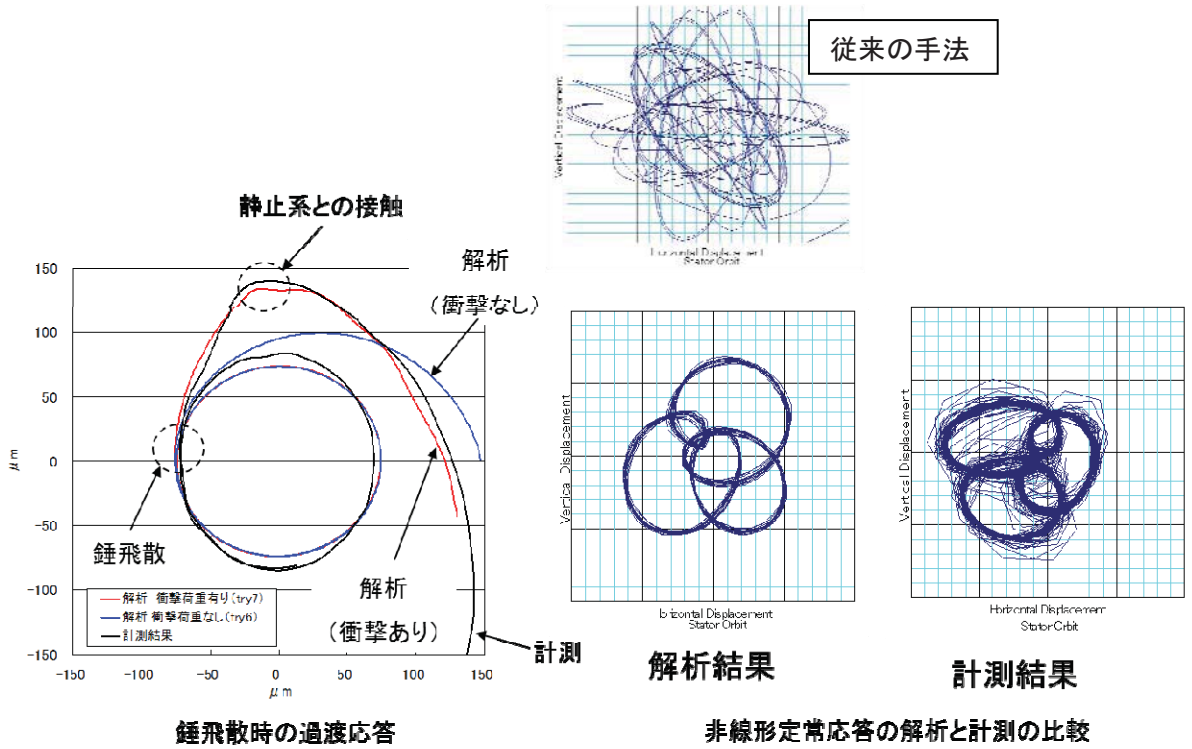
図III.2.2.1.3-9 接触部の取り扱いの相違

回転体の各種振動成分には、回転方向とは逆方向の特性を持つ振動、Backward Mode という非同期振動成分がある。これについて、空力荷重を剛性マトリックスとして解析モデルに取り込むことで、解析、予測可能とすることができた。図III.2.2.1.3-10に試験結果を示す。結果は、圧縮機の研究の中で実施したDP(Diffuser Passage)動翼の部分段供試体の試験時に取得したデータを用いて比較を行った。これまでの空力剛性を考慮しない解析では得られなかったBackward Modeの振動成分を捉えることができるようになった。



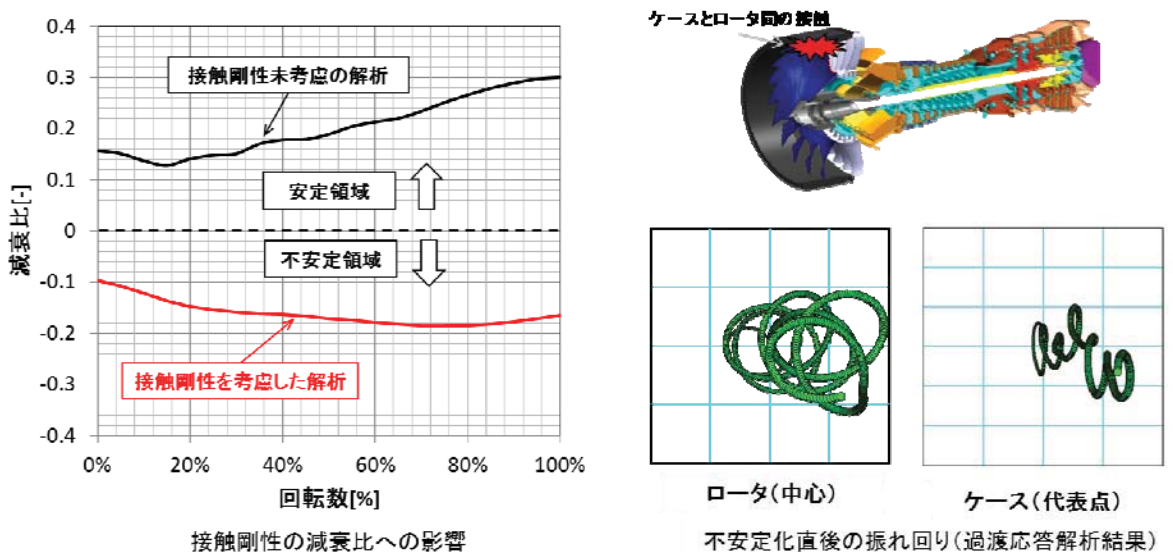
図III.2.2.1.3-10 Backward Modeの振動解析

陽解法的アルゴリズムから陰解法的アルゴリズムへ、ラビングのモデル化手法を改良し、非線形過渡応答解析の計算安定化と予測精度向上を図った。手法の改良により、過渡応答の解析精度は飛躍的に向上した。非線形定常応答ではFBO試験計測結果を定性的に再現できるようになった。図Ⅲ2.2.1.3-11に錘飛散時の過渡応答時のローターの軌跡の解析結果と試験との比較を示す。錘飛散後の軌跡を良くシミュレートできていることが判る。また、併せて、非線形定常解析の試験結果との比較を示す。アンバランス時の振れ回り挙動を予測できていることが判る。本手法の有効性が確認でき、ファンブレード飛散時の過渡応答、飛散後のアンバランス時の挙動を従来よりも高い精度で予測できるようになった。



図Ⅲ2.2.1.3-11 過渡応答解析、非線形定常応答解析

ラビングのようにケースとローター間の接触剛性に起因するエンジン全体の振動特性の安定性を評価する方法を考案し、この方法による評価結果が実現象と整合することを確認した。図 2.2.1.3-12に結果を示す。

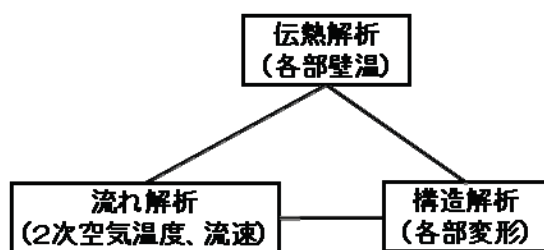


図Ⅲ2.2.1.3-12 エンジン全体振動の安定性評価

#### ④低サイクル寿命評価技術

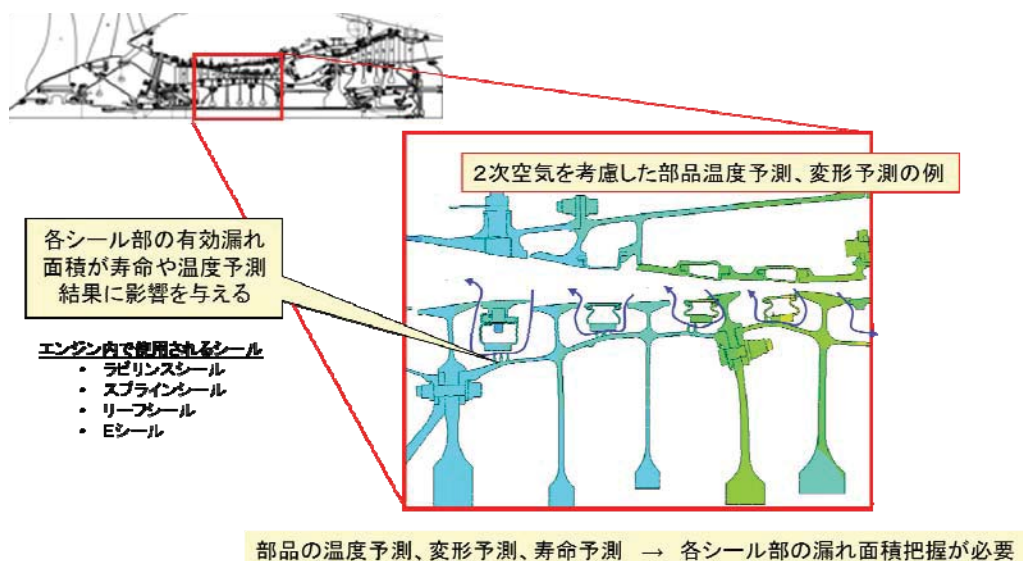
##### ④-1 温度予測精度向上

圧縮機部などの高温に曝される部品の寿命評価を行うには、図Ⅲ2.2.1.3-13に示すように、2次空気／シール流れなどの流れ場解析、壁温予測の伝熱解析、各部の変形予測の構造解析といった3つの解析が必要となる。寿命予測にはこれら全ての解析精度が影響を与えることとなるが、図Ⅲ2.2.1.3-14に示すとおり、特にシール流量などの2次空気の情報が精度に影響する。



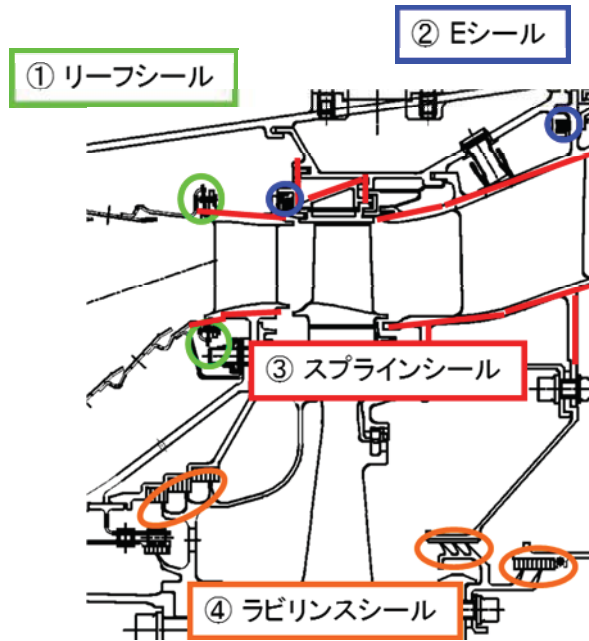
逐次計算し境界条件を修正

図Ⅲ2.2.1.3-13 寿命予測解析手法



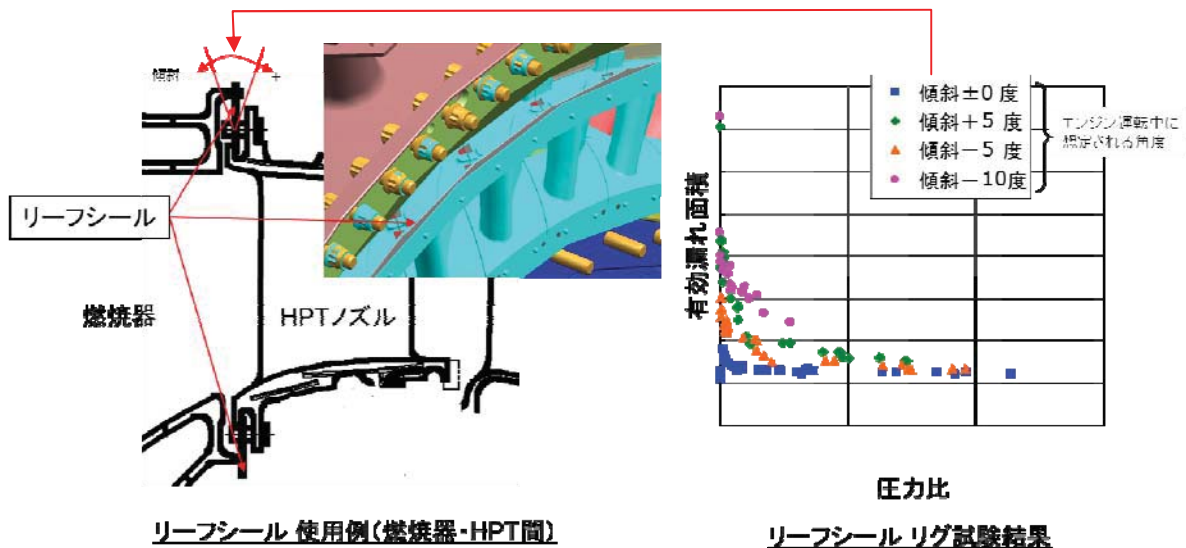
図Ⅲ2.2.1.3-14 シール部の2次空気の流れ

そこで、エンジンの寿命評価の前提となる温度予測精度の向上のため、ラビリンスシールなどの非接触シール、スプラインシール、リーフシール等の接触シールの流量特性をリグ試験で計測して、データの取得を行った。各シール部の有効漏れ面積によりシール流量は変化し、温度予測結果に影響を与えるため、温度予測結果から割り出される部品の寿命へも影響を与える。図Ⅲ2.2.1.3-15に対象とした各種シールのエンジンでの適用箇所を示す。



図Ⅲ2.2.1.3-15 各種シールのエンジン適用箇所

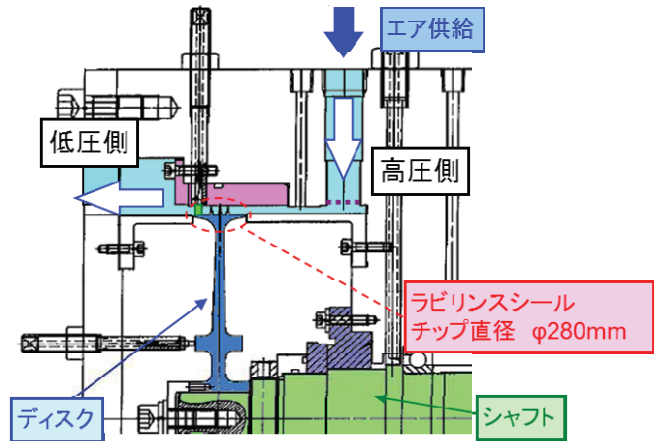
接触シールとして、リーフシールの結果を例として示す。燃焼器と高圧タービンノズル(HPT)間に使用されるリーフシールについて、リグ試験により、シール特性のデータを取得した。図Ⅲ2.2.1.3-16 にリーフシールの適用箇所例とリグ試験結果の例を示す。リーフシールはその構造上、板の傾きによりシール特性に変化が生じるため、傾斜角をパラメータとしてデータ取得を行った。傾斜角が小さい場合に差圧が大きくなると有効濡れ面積が小さく、シール性が上がっていることが判る。



図Ⅲ2.2.1.3-16 リーフシールとリグ試験結果例

接触シールとして、ラビリンスシールの結果を例として示す。ラビリンスシールは、エンジンの回転部と静止部とのシールとして多用されている。図Ⅲ2.2.1.3-17 にリグ試験装置を示す。

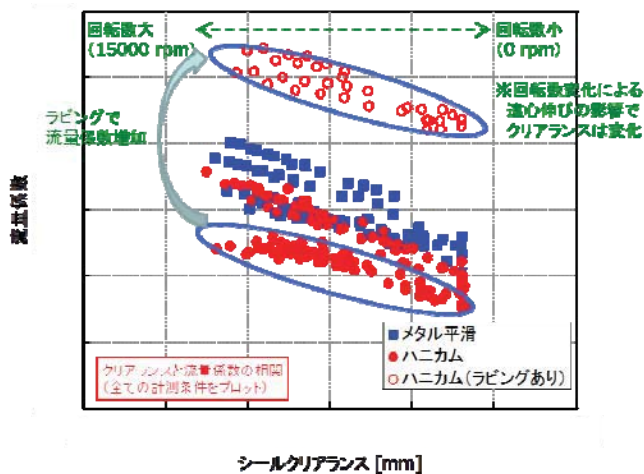




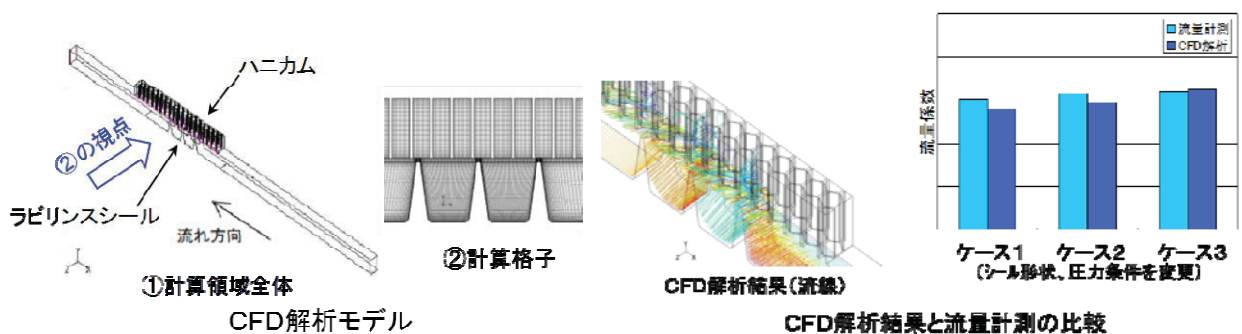
非接触シール特性データベースの取得  
 図Ⅲ2.2.1.3-17 耐空性適合化技術各種試験の例

図Ⅲ2.2.1.3-18 にラビリンスシールの回転時の流量特性を示す。回転数増加とともに、遠心伸びの影響によりクリアランスが減少していくが、流量係数は上がり、シール性が下がることが判る。また、ラビングした場合には、そのクリアランスが増し、流量係数が増加するが、ラビングによるクリアランス増加分ほどには大きくならないなど、有益なデータを取得することができた。

また、シール流量の予測精度向上のため、取得したラビリンスシールの流量特性データと CFD 解析との比較、検証を行い、流量予測手法の妥当性を確認した。



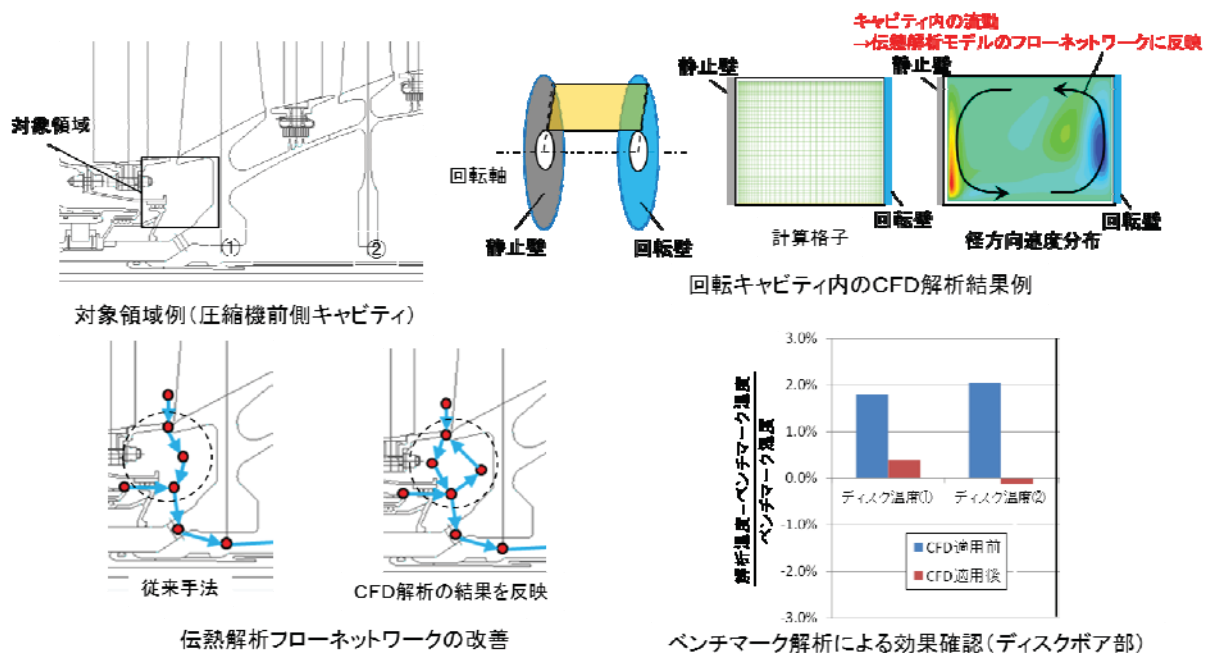
図Ⅲ2.2.1.3-18 ラビリンスシールのリグ試験結果例



図Ⅲ2.2.1.3-19 ラビリンスシールの CFD 解析と結果

寿命評価に影響する温度予測の精度向上として、回転キャビティ内の2次空気のCFD解析を実施した。得られた流動特性を伝熱解析モデルのフローネットワークに反映する手法を考案し、温度予測精度向上を図った。

図III.2.2.1.3-20に回転キャビティの流動特性を温度予測へ反映した場合の結果を示す。回転キャビティとは、圧縮機などの静翼支持部と動翼ディスクで構成されるような空間である。このような空間での流れは、回転壁からの影響を受けて流れ場にリサーキュレーションが発生し複雑な構造となり、壁への伝熱特性に影響がある。従来手法では、この空間の流れを一方方向の流れのみとしてモデル化し評価を行っていたが、ここにリサーキュレーションをフローネットワークに考慮することで精度向上を図った。従来手法とのベンチマーク結果からCFD適用により大幅に精度が向上していることが判る。精度の高い温度予測が可能となり、寿命予測精度向上に寄与できることが判った。



図III.2.2.1.3-20 回転キャビティの流動特性を温度予測へ反映

#### ④-2 ダブテール疲労寿命予測

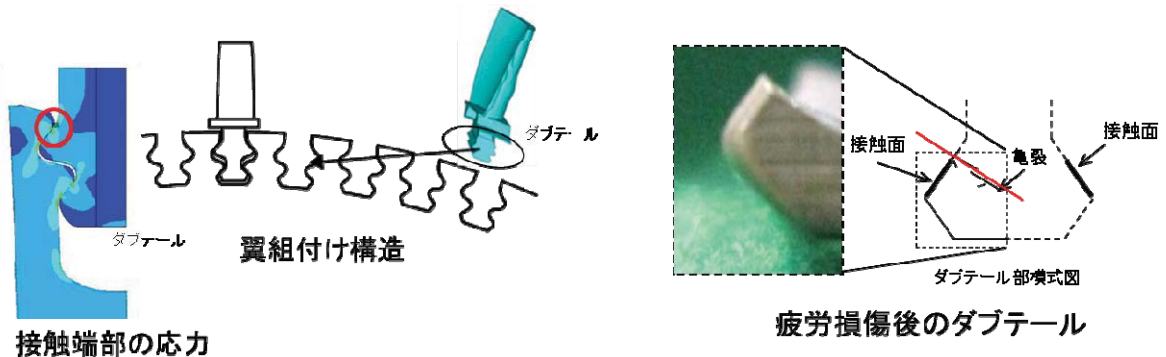
タービン翼をディスクと結合するダブテール部に関して、寿命評価手法の高度化を実施した。一般的にダブテールの解析では接触端部(または接触端近傍部)にピーク応力が発生し、この応力で評価を行う。また、当該部には大きな応力集中、応力勾配が存在する特殊な応力場となっている。これまでの最大ピーク応力による疲労強度評価では、実際にはかなり安全側の評価、設計となっていた。そこで、Critical Distance 理論の適用により寿命評価の精度向上を行った。(図III.2.2.1.3-21を参照)

##### Critical Distance 理論

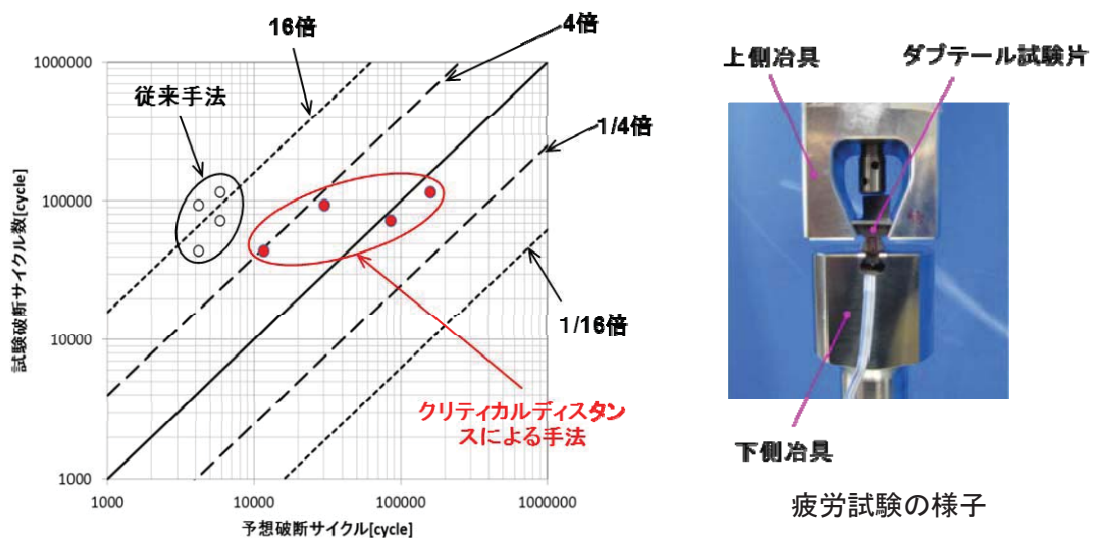
- ・微小欠陥の場合、切欠き底のピーク応力で疲労強度は決まらず、材料内部に向かって応力がどのように変化するか疲労強度を決める重要因子。
- ・ $\sigma_{max}$  が同じでも材料内部に向かって緩やかにしか減少しない場合と急激に低下する場合とでは材料が受ける負担に差が生じる。
- ・接触端部の最大応力では無く、最大応力部を起点とし亀裂進展方向にとったある特性距離での応力により評価する手法

ダブテール疲労試験を実施し破断寿命データを取得した。開発したダブテール部の Critical

Distance による評価方法を適用した。その結果、従来手法と比べてより精度の高い寿命予測が可能となった。図Ⅲ2.2.1.3-22 に試験結果と従来手法および Critical Distance 理論による評価結果の比較を示す。従来手法は、破断サイクルを小さく評価しているが、Critical Distance 理論による評価結果は、実際の破断サイクル数に近づいていることが判る。



図Ⅲ2.2.1.3-21 ダブテールの接触端部



図Ⅲ2.2.1.3-22 従来手法と Critical Distance 理論による評価結果

まとめ

耐空性適合化技術に関して、ファンケースのコンテイメント解析、ファンへの異物衝突時の翼変形解析、回転体の安定性を評価するローターダイナミクス解析、寿命予測技術としてのシール流量特性データの蓄積、ダブテールの寿命評価の高精度解析手法を確立することができた。これら技術をモデル試験等により得られたデータから解析技術の評価が成され、整備されたことで、デモンエンジン設計に適用可能なレベルとすることができた。また、型式承認取得に向けた技術基盤を整備することができた。表Ⅲ2.2.1.3-2 に成果の概要をまとめて示す。

表III.2.2.1.3-2 整備した耐空性適合化技術

	モデル試験等	成果
ファンケースのコンテインド技術	ケブラーファンケースのモデル試験によるコンテインド試験	ケブラーファンケースのコンテインド性について予測技術を向上
ファンへの異物衝突解析 (鳥吸い込み)	(保有データを用いて検証)	後続の翼の残留変形量の予測精度が向上 (吸込後のアンバランスについてはローターダブミクスの中で実施)
ローター過回転数予測技術 (タングリング)	タングリングを模擬する破壊試験を実施し、データ取得	翼の破壊過程を定性的にシミュレート可能
ローターダブミクス解析技術	アンバランスを模擬した回転リング試験 圧縮機の部分段リング試験を活用してデータ取得	ローター・ケースの接触のモデル化、空力的な剛性の取込み等により、解析精度を向上。不安定振動についても解析可能
低サイクル寿命評価技術		
温度予測精度向上	シール流量計試験	シール流量試験結果やキャビティ内流動特性を反映して温度予測精度を向上、寿命予測技術向上に寄与
ダブテール疲労寿命予測	タービン翼とディスク結合部のダブテール疲労試験	ダブテール部の疲労寿命の基礎試験から応力評価手法を考案し、疲労寿命予測精度を向上

## 2.2.2 市場・技術動向調査

### (1) 市場動向調査

#### ① 需要予測

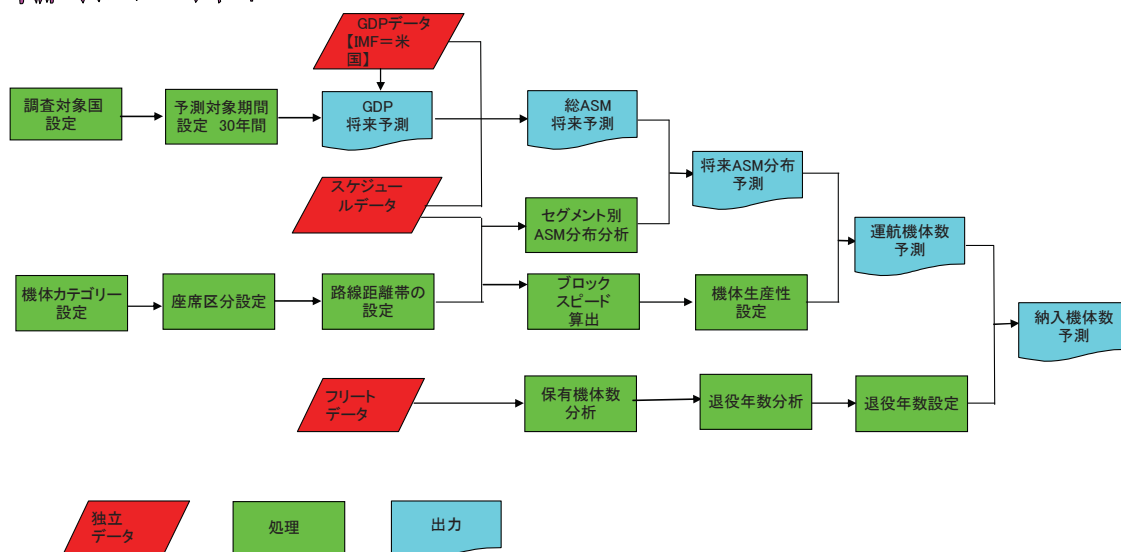
本需要予測調査においては、将来ユーザーとなる可能性が高い潜在顧客並びに社会の要求を加味した予測を行えるように、米国及び欧州地域を調査対象として、第2期に蓄積した需要予測のノウハウを活用しリージョナル航空機（以下 RJ 機）の需要予測を実施した。

また、市場環境動向については RJ 機を取り巻く環境について米国コンサルタントを用いて調査し、別の視点からの見方も取り込み需要予測に反映させた。

図III 2.2.2(1)-1 にトップダウンによる需要予測手法の概要を示す。米国・欧州の需要予測は、航空データ（運航データや機材データなど）をインプットとしてマクロ的予測手法を用いて実施した。具体的には、機材や座席別の過去の ASM (Available Seat Miles : 提供座席マイル数) データから将来の ASM の値を予測し、それをカテゴリ別の機体生産性で除することにより将来の機材予測を導きだした。

- (1) 全世界エアライン・スケジュール・データから航空機カテゴリ区分（座席サイズ）ごとの ASM を計算整理し、世界 GDP 予測を使い回帰分析にて将来 ASM 値を得る。ASM は市場地域での GDP 指数と高い相関を持つと言われており、エアラインでも乗客市場動向に従って輸送力（ASM）の調整を行うなど活用されている。  
（航空輸送量として、実際に輸送した乗客数を基数とした Revenue Passenger Miles（略称 RPM : 有償旅客マイル数、キロを使った RPK）がある。一般に輸送実績は RPM データで公表されるが、これを乗客搭乗率 Load Factor で除したものが ASM である）
- (2) 旅客機の各カテゴリ別 1 機当たりの年間生産性、機数を算出し、(1) で得られた過去 ASM を該当年の機数で除することにより、1 機当たりの ASM（年間生産性）を算出する。
- (3) 将来旅客機運航機数（フリート）の予測として、(1) で計算された将来カテゴリ別 ASM 需要を(2)の1機当たり生産性で除することにより、将来の必要運航航空機数が計算される。
- (4) 航空機の退役年齢は機種、カテゴリによって多様でありまた少しづつ高齢化が進んでいるが、過去数年間での分析に使用した 25 年を使用した。この 25 年を基軸としてその前後 9 年間で平準化する形とした。旅客機の退役では、その代替需要の一部は該当機体よりも大型化するものとして、その要素を盛り込んだ計算を行った。

### 予測モデル フローチャート



図III 2.2.2(1)-1 トップダウン需要予測手法

本手法により、適宜、需要予測を実施した。最終的に得られた予測結果を表III 2.2.2-1 に示す。競合機となり得るターボプロップ (TP) 機についても予測を実施した。RJ 機では、ここ数年間は新規の機体需要は見込めず、米国での過去の小型機需要の流れがアジアでも想定されるとした場合 2020

年代頃に需要の立ち上がりが起こると予測し、今後 30 年のスパンで見ても 800 機程度との結果であった。TP 機をみても、50 席クラスの新規需要は無く、60 席以上の大型機に需要がシフトすると予測されているように、同機体クラスの新規需要は非常に厳しいと考えられる。以上のように、将来の世界経済状況にも大きく左右される要素があるものの、非常に不透明であると判断せざるを得ない状況である。

表Ⅲ2.2.2(1)-1 RJ 機の需要予測 (2011 年度予測)

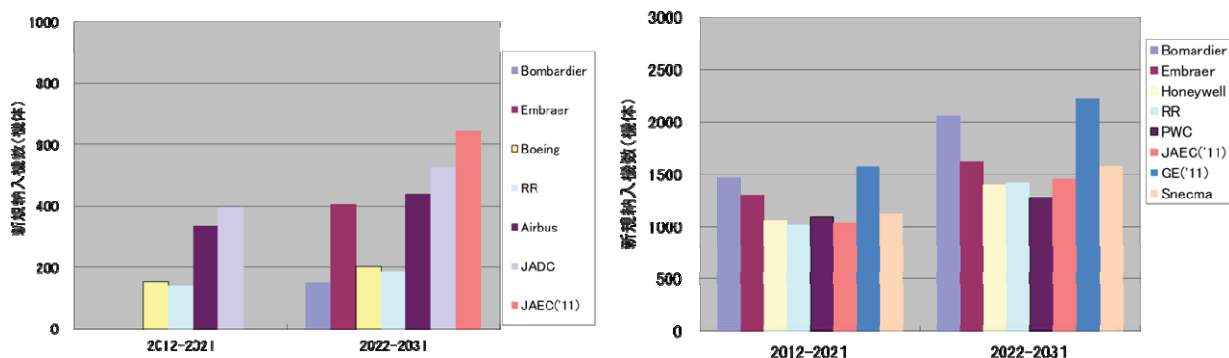
	2011-2020	2021-2030
50 席クラス RJ 機	0	643

一方で、同エンジンクラス(10klb 推力)を搭載するビジネスジェット機(以下、BJ 機)の需要が見込まれ、RJ 機と並行して需要予測を実施した。BJ 機については、特殊な市場であることから、この業界に精通したコンサルタントの活用をとおして、需要予測を実施した。その結果を表Ⅲ2.2.2(1)-2 に示す。BJ 機は、米国同時多発テロ 9.11 の影響や、不況下での米国経済界の BJ 敬遠ムードがあり、一時期低迷をしたが、ここに来て回復の基調に乗ってきている。Long Range、豪華といった大型の BJ 機がこの市場をけん引する形で回復を示しているところである。今後 20 年間で、2500 機程の新規需要が見込まれた。

表Ⅲ2.2.2(1)-2 10klb クラスの BJ 機の需要予測

	2011-2020	2021-2030
10klb 推カクラスの BJ	1033	1455

更に、機体メーカー、エンジンメーカーから発表された各社予測と併せて図Ⅲ2.2.2-2、表Ⅲ2.2.2-3 に RJ 機需要、BJ 機需要を示す。各社のビジネス的な思惑も加わって需要予測結果はまちまちであるが、RJ 機では今後十年で 146 機、更に十年で 364 機で、20 年間でも 500 機程度である。RJ の需要予測からは、事業化へ移行するために十分な需要が見込めるとは言えない結果となっている。BJ 機では、今後十年で 1210 機、更に十年で 1630 機であり、20 年間では 3850 機程度と大きな新規需要があることが判る。このように、BJ 機を含めて考えれば、10k ポンドクラスエンジンへの需要を見込めるものとなった。



(a) RJ 機体(50 席クラス)

(b) BJ 機体(10klb、Super-Mid クラス)

図Ⅲ2.2.2(1)-2 他社メーカーの需要予測

表Ⅲ2.2.2(1)-3 他社見通しを考慮した需要予測結果

	2012~2021	2022~2031
RJ用エンジン	292台 (146機)	728台 (364機)
BJ用エンジン	2420台 (1210機)	3260台 (1630機)
合計	2712台	3988台

## ②取り巻く環境

第3期に入り、小型機を取り巻く環境に変化が現れ出した。経済危機、石油価格の高騰から50席機RJの運航形態、ビジネスモデルの変化や、更には本エンジンクラスのビジネスジェット（BJ）機の開発計画が表面化するなど、大きな変化が生じた。以下には、まず、新たな小型エンジンの適用先として期待できるBJ機について、更にはアジア経済が活況な中での中国、インドのBJ機導入への動きについて調査した結果を示す。最後に、50席機RJの圧倒的に主要な運航国である米国のRJエアラインの状況について示す。

### BJ機への要求と市場状況

現地調査によるニーズの把握や需要予測の妥当性確認として、機体メーカー訪問による聞き取り調査を実施した。機体会社は、Dassault社、Bombardier社、Cessna社の3社を訪問し、世界的なビジネスジェットのカンファレンスでの情報収集（SpeedNews；Toulouse、Phoenix、NBAA；Orlando）を行った。その結果、BJ特有のニーズとして、時間価値が重要であり、RJの運航費、環境性とは異なるものであった。ビジネスモデルも、初期費用で利益を得る形態であり、一般的な航空機エンジンと同じであるRJのスペア部品等によるものとは異なることを把握した。このように、エンジンの使用期間も短く、スペアパーツで後年に亘って投資回収するというビジネスモデルではなく、ある意味、早い時期から利益を見込めるモデルであることが判った。表Ⅲ2.2.2(1)-4にRJとの相違点について示す。

また、経済成長著しいアジア経済圏である中国、インドのBJ機普及の可能性について調査した。表Ⅲ2.2.2(1)-5に市場の特徴をまとめて示す。

中国では、中国政府としてBJの振興に注力し、国内空域の軍管理からの規制の緩和、フライトプラン申請の効率化を推進している。100の空港建設を計画し各地方政府が支援し、東方の発展、西方の開発を掲げ、BJ普及は経済発展の施策の1つとなっている。税制面では、固定資産税が無く、香港、マカオといった税優遇特区を持つため、税制面でも有利である。広大な中国国土およびグローバル化の中でのビジネス活動として、企業トップやその顧客達の移動手段、一般と隔離した空間の確保という点で、BJは必須のアイテムとの認識が強く、BJ運用の上で大事な基盤となるFixed Base Operator（略称FBO）は、主要空港では既に事業を展開している。中国社会では特に贅沢という見方は無く、こういった点で、日本社会とは異なり、欧米社会に近いものである。

インドでは、中国の政府主導に対して民間主導で導入が進みつつあるが、発電や道路のように空港インフラの整備が後追いとなっている。海外投資を呼び込むため、外資参入について規制緩和が進んでおり、その意味でも民間主導となっている。機体規模はBJの中でも短距離、小型機を利用する意向が強いものであった。

このように、政府主導の中国、民間主導のインドと違いがあるものの、両国ともにビジネスアイテムとして、欧米同様にBJを利用する素地があり、経済発展とともにBJ環境は整備され、大きな市場ポテンシャルを有していることが確認された。

表Ⅲ2.2.2(1)-4 BJ機とRJ機の相違点

・燃費：	RJでは最も重要であるのに対して、特に重要としない。
・飛行速度・距離：	より早く。より遠く。(=時間価値)
・居住性：	より広く。
・環境性：	特に重要としない。企業イメージへの影響程度
・メンテナンス費用：	6,7年ごとに買い換える。(Overhaulは買い換えのタイミング)

表III2.2.2(1)-5 中国、インドのBJ機の市場の特徴

	中国	インド	(欧米)
政策	空域の規制緩和、空港建設、税制面において積極的に政府が主導	外資の導入の奨励で、民間主導で普及	既に環境は整備されている
インフラ	FBOなどのBJインフラは急速に整備	インフラ整備(FBO、空港駐機スペース)は始まったばかり	整備されている
市場性	両国ともに大企業を中心にBJ利用のニーズは右肩上がり。ビジネスツールとして必須のアイテムとの認識が強い(欧米と同様のマインド)		ビジネスツールとして、積極的に活用、BJのメイン市場
BJ機材の志向、規模	<ul style="list-style-type: none"> <li>・企業トップの移動手段／ステータスシンボル</li> <li>・Large クラスが多い</li> <li>⇒長距離・大型機</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・企業トップの国内、近隣諸国移動手段</li> <li>・Mid/Light クラスの機材が多い</li> <li>⇒短距離・小型機</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・企業トップの移動手段</li> <li>・Mid クラスを中心に、Large クラスまで様々</li> </ul>
特徴	燃費、価格等の経済性を重視 ⇒チャータービジネスの側面もあり、運航経済性にも配慮が必要	信頼性を特に重視 ⇒企業トップの独自利用が主で、必要時に必ず飛べることを重視(欧米的なBJの仕様)	・時間価値を重視(より早く、より遠く)

BJ機市場については、RJ機とはそのビジネスモデルに相違があるが、機体やエンジンに対する値引き圧力は小さく、その点で損益分岐点に到達するまでの期間が、RJなどのエアライン用エンジンに比べて短期間である。中国、インドなどの経済成長とともにその利用が広がり世界的に需要増加となれば、一定の需要を期待することができ、メーカーとしては幅広い事業ポートフォリオを組むことが可能となるという点で有望な市場であると考えられる。

### 50席RJ運航会社の状況

50席RJについては、燃料価格の高騰を受けてその運航経済性の悪化から、エアラインの収益を圧迫している状況にある。ハブアンドスポークとして、メイン空港から地方空港への橋渡しとして一時は活況を呈し、ビジネスモデル(飛行回数に応じた固定費を提携親会社から広範囲に得られたが、その契約も改訂へ)として定着したが燃料価格の高騰で一変した。不採算路線の減便、運航停止、吸収合併、更には破産に至りChapter11の企業再生にあるRJエアラインは(American Airlines(AMR)、Eagle Airlines(AMR)、Pinnacle Airlines(Delta))などとなっている。そうした中で、より運航経済性の良い70~90席機などの大型のRJ機材への置き換えが進んでいる。また、50席機に搭載のCF34-3、AE3007エンジンはこの3年以内にオーバーホールが必要となり各RJエアラインにはメンテナンスコストの負担がかかると予測されている。

こうした中、例えば、2012年にはDelta航空の提携会社であるRJ運航会社のフリートについて、50席機の扱いに関する大きな動きが出ている。Deltaは5つのRJエアラインとの提携を行い608機のFleetを有し、50席機では合計353機を有している。Deltaとの提携先のPinnacle、Republic、SkyWestは上述のように合併吸収を行っているRJエアラインである。Deltaはパイロット組合と機材変更の交渉を行いScope Clouseの緩和に向けて動き出し、組合から承認を2012年6月末に取得している。218機の50席機を手放し、代わりに70機の76席機のRJを導入する。これにより、



50 席機は 125 機に、76 席機は 223 機となる。Comair については、運航を 2012 年の 9 月 29 日までとする計画を出し、親会社 Delta の 50 席機削減計画の犠牲となった。Delta は 50 席機を現状の約 350 機から 2015 年末までに 125 機にまで削減する計画である。Comair は Delta の完全子会社で、Cincinnati/Kentucky をベースとして運航し、Delta の Connection Carrier として 1 日に 400 便を運航、路線は Detroit、New York、John F Kennedy と重要路線を持っていた。

US Airways も同様の機材変更を考えており、所有する 233 機の RJ の内、少なくとも 116 機が 50 席機 RJ で占められている。

50 席機を削減し大型機を導入して経済性を改善する動きが大きな潮流ではあるが、一方で 50 席機を中心とした運航形態を維持して経営改善を計画するエアラインもある。Pinnacle Airlines は 2012 年 4 月に倒産し Chapter11 の企業再生段階にあるが、既存の CRJ900 を削減しつつ（41 機＝57 機（現有）－16 機（SkyWest へ））、50 席機を中心に運航し、少なくとも 2022 年 7 月まで維持する。生き残るために短期的に見て最善の選択と考えられており、Pinnacle のビジネスの約 70% は Delta との提携による 140 機の CRJ200 の運航によるもので、これまでに収益を生んできた機材であり、これを維持していく計画である。

市場予測を裏付けるように、現状の RJ エアラインに 50 席機の新規需要を喚起する要素は見られない状況となっている。

(2) 技術動向

当該エンジン開発の上で、世界を相手に事業化を行うことから、その航空機エンジン市場での技術的競争力を把握しておくことが必要である。

国内外の航空エンジン要素技術の動向を国際学会講演論文などから調査を実施した。国際学会である ASME、AIAA、などの研究論文から、伝熱技術、構造・力学技術に関するものが多く、高温環境に耐える冷却手法の改良、寿命評価方法、ロータダイナミクスやシールといった回転体であるガスタービンの基本的な特性、機能部品の性能向上に係る発表が多くなっている。次いで多い技術分野は燃焼であり、環境負荷低減の低エミッション化の重要性が伺える。本事業においても、タービンの冷却技術、耐空性適合化技術でのロータダイナミクス解析技術、寿命評価技術やシール特性把握などに取り組んでおり、国際的な研究開発の方向性と合致していることが確認できる。

また、欧米各国で取り組まれている技術開発プログラムの状況について調査した。欧米で取り組まれている航空エンジン関連の研究開発プログラムとして、EEFAE (Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine) の後継となる研究開発プログラムが ACARE (Aeronautics Research in Europe、欧州航空宇宙研究諮問委員会) の下に実施されている。ACARE2020 ビジョンのなかで、騒音、燃料消費、二酸化炭素を 50%、NOx の排出を 80%削減することを目標に掲げ、機体、エンジンの研究開発プログラムで構成される FP (Framework Program) 7、第 7 次研究枠組みとして実施している。また、この中で ITD (Integrated Technology Demonstrator、統合技術実証) として、CleanSky プログラムを立ち上げ航空輸送における環境への影響を大幅に改善し、技術開発研究を通して騒音、排気、燃料消費の削減を目指す施策が実施されている。CleanSky の中のプログラムの 1 つに、Sustainable and Green Engines (SAGE) があり、CO2 排出量を 15~20%削減、NOx 排出量を 40%削減、騒音 15dB 低減を目標としている。CleanSky の目標と比較しても、当該エンジンで目標とする技術レベルの高さについて十分に評価され、優位性があると考えられる。

米国 NASA では 2010 年から NASA Environmental Responsibility Aviation (ERA) プロジェクトが実施されている。その中で、Subsonic Fixed Wing Project を実施しており、これまでの機体形態やエンジン形態の新たな Configuration も含め、革新技術の開発によって、段階的な目標を N+1 (2015 年)、N+2 (2020 年)、N+3 (2025 年) として掲げており、TRL4-6 を目指して研究開発が実施されている。表Ⅲ2.2.2(2)-1 に NASA の目標値を示す。

表Ⅲ2.2.2(2)-1 NASA の目標値

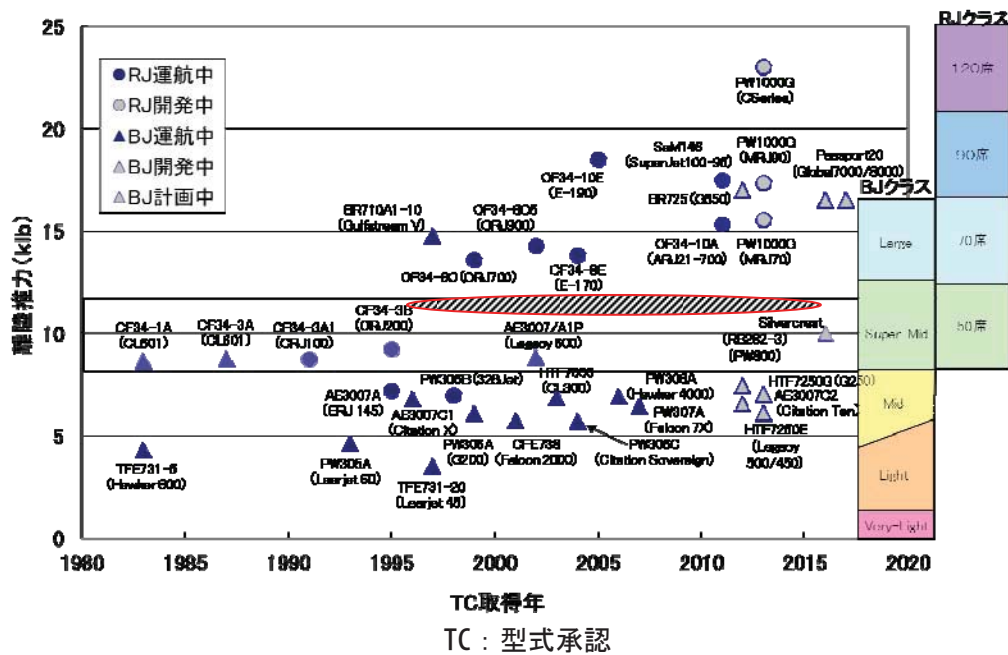
	N+1 (2015 年)	N+2 (2020 年)	N+3 (2025 年)
低騒音	Stage4 -32dB	Stage4 -42dB	Stage4 -71dB
低 NOx	CAEP6-60%	CAEP6-75%	CAEP6-75%以上
Fuel Burn	-33%	-50%	-70%以上

研究開発動向とは別に、当該エンジンと推力クラスの近い新たなエンジン開発の状況についても調査を実施した。この第 3 期期間中に新規開発がアナウンスされたエンジンがいくつかあり、その調査を実施した。それらを表Ⅲ.2.2.2(2)-2 に示す。BJ 用エンジンとして、Cessna 社の Citation Columbus 用エンジンに対して、PWC 社から PW810 のエンジン開発が 2008 年にローンチされた。RR 社からは、Dassult 社の Falcon SMS 用のエンジンとして、RB282 のエンジン開発が同様に 2008 年にローンチされ、更に、Snecma 社から Silvercrest エンジンの開発がアナウンスされた。燃費重視仕様としたエコエンジンと各開発計画機種と比較しても、燃費、低騒音、低 NOx の目標値について同程度以上のものとなっており、当該エンジンの競争力が損なわれてはいないことが判る。

図Ⅲ2.2.2(2)-1 に各推力クラス、TC 取得年 (予定年) による上述のエンジンの位置づけを示す。当該エンジンは 10klb クラスに位置づけられるが、ここ 20 年程は無風の状態で新規エンジンの開発が無い領域となっていた。しかし、上述の各種のエンジン開発がこの領域にローンチされた形となっていた。しかし、経済状況の悪化により、2009 年以降、開発はどれも凍結、あるいは具体的な搭載機種が無い状況となっていた。

それが、2011 年に Bombardier 社から 2 機種の大規模 BJ 開発が発表され、エンジンには GE 社の Tech-X エンジン (後に、Passport20) 採用とアナウンスされた。また、2012 年には、中型 B J 用として 10klb クラスの Silvercrest エンジンが、Cessna 社の Middle Class の Citation Longitude の開発がスタートするなど、B J では大型機が市場をけん引する形で開発機運は上向き傾向である。

表Ⅲ2.2.2(2)-2 他社の開発計画エンジン



図Ⅲ2.2.2(2)-1 エコエンジンの推カクラスと他機種エンジン

規制動向については、国連機関である ICAO (International Civil Aviation Organization: 民間国際航空機関) での動きを調査した。ICAO に設置されている CAEP (Committee on Aviation Environmental Protection) の会議にて議論されてきたが、2012 年開催の CAEP/9 ステアリング会議にて、規制値の見直しに向けて合意に至っている。

騒音では、これまでの Chapter4 に対して、-7dB とする強化案が合意に至っている。2010 年の CAEP/8 以降、強化案に対して、環境便益やコストなどの影響について解析が行われていた。その強化案は、Chapter4 騒音規制に対し 5 つの強化案であった。(Chapter4 の累積値から 3dB、5dB、7dB、9dB、11dB を低減する案) 今回の会議にて、2017 年または 2020 年に型式証明申請の新型機に適用することを想定して、その中から今回の CAEP/9 にて以下のとおり航空機騒音規制強化が合意された。

新規制名称は Chapter 14 となった。規制強化レベルは、累積値 Chapter4 よりも 7EPNdB 低減 (=Chapter3 より 17EPNdB 低減) Flyover、Lateral、Approach の各箇所 Chapter3 規制値に対し

1EPNdB 以上のマージンを有することとなっている。適用年月日は、2017 年 12 月 31 日から最大離陸重量 MTOW $\geq$ 55tons (121.3klbs) の大型の新機体に対して適用、2020 年 12 月 31 日からは 最大離陸重量 MTOW $<$ 55tons (121.3klbs) の小型機に対して適用される。小型機の RJ ジェットである 50 席機は 20t 程度であるため、規制適用となるのは 2020 年 12 月 31 日からとなる。

この規制強化の幅-7dB は、エコエンジンで騒音低減目標としている-20dB よりも小さいもので、かつ適用年も約 7 年度後となるため、目標値の優位性が損なわれることはなく、むしろ更将来を見通した目標設定となっていると考えられる。

NO<sub>x</sub> については、2010 年の CAEP8 で規制が 15%強化されているが、この 2012 年の会議では現状認識などについて報告された。現在、メーカー主体の低 NO<sub>x</sub> 技術レビューが実施されているが、既に実用化されている大型希薄燃焼エンジンで中期目標は既に達成できており、短通路機のような中型機用のエンジンでは従来型燃焼方式・最新の希薄燃焼方式のどの方式でも中期目標が達成される見通しである。次回の規制強化は CAEP10 (2016) と予想されている。エコエンジンの目標値は、CAEP4-50%であるが、CAEP8 による規制強化でも十分に競争力を有する設定となっている。また、将来の規制強化に向けても、これまでの削減のトレンドから予測しても、CAEP4-50%を達成できる技術を有することで十分に競争力を維持できるものと考えられる。一方で、昨今注目を集めている PM (Particle Matter) に対する排出規制の議論があるが、現在は不揮発性 PM の定量的計測・評価の手法設定について検討されている段階である。PM 排出基準の対象は当面は推力 26.7kN を超えるエンジンであるが、3 年後の CAEP10 に向けて、規制値に関する議論、調整が進められていく模様であるが、各国、各機関の足並みが揃っていない状況である。

また、地球温暖化ガスである CO<sub>2</sub> への規制については、CO<sub>2</sub> Metric System (排出基準設定方式) と CO<sub>2</sub> Certification Requirement が合意された。巡航時の瞬間燃費 (Specific Air Range) と客室床面積 (Reference Geometric Factor) を組み合わせた指標を Metric Value と称し、最大離陸重量との相関で評価することになった。具体的な規制値や規制値の適用時期などは 2015 年の CAEP10 を目途に検討するとの方針である。

## IV. 実用化・事業化に向けての 見通しおよび取り組みについて

#### IV. 実用化・事業化に向けての見通しおよび取り組みについて

##### 1. 実用化、事業化の見通し

###### 1.1 成果の実用化可能性

###### (1) 技術的可能性

本事業の第2期および第3期における要素技術開発の成果は、国際舞台で差別化できる要素技術が試験実証され、デモエンジン設計に適用可能な技術レベルにまで引き上げることができた。Ⅲ章の研究開発成果で説明したように、試験実証を通じて要素技術を確立することができている。第2期から、第3期に掛けては、特に低燃費重視仕様に適合した圧縮機、燃焼器のTRLレベルを4から5に引き上げることができ、デモエンジン適用の準備が整った。また、早期の課題解決のため研究開発の初期段階から進めているエンジン基本設計で、これらの技術のエンジン適用性を性能・構造・コストの各観点で見極め、直接運航費用という指標のもとに研究開発を実施し、受け取り手となるエアラインの視点でエンジン開発を実施することができている。

一方、国際学会への参加および海外大学・研究所への訪問などにより、本事業で開発された各技術の優位性、差別化できる技術であることを確認しており、海外特許出願を行って技術的優位性を確保するように努めた。また、近い推力クラスの開発計画のあるエンジンメーカー他社のエンジン仕様と比較しても十分に、優位性を有していると言える。これらの点から世界市場に向けて実用化できる各種技術を取得することができている。

エアラインが重要視する直接運航費用(DOC)を指標として、当該エンジンの優位性を確認している。環境の変化へ柔軟に対応し、燃費重視仕様への変更を行ったことで、世界経済状況、取り巻く環境に即したエンジン仕様とすることができ、益々重要視されると考えられる燃費性能向上に資する技術開発を実施することができている。こうした観点からも、本事業で取得した各技術は、時代のニーズにマッチしたもので高い技術的可能性を有している。

本事業の結果として、プロジェクト目標に掲げる直接運航費用15%低減に対して目標を上回る17.5%を達成、騒音低減目標ICAO規制値-20dBに対して-20.5dBを達成、NOx低減目標ICAO規制値-50%に対しては-50.5%を達成しており、低燃費性能と環境適応性を併せ持ったエンジンであり、非常に魅力的であると考えられる。よって、当該エンジンを搭載した小型航空機は極めて高い競争力を有していると言える。

本事業における技術成果を実用化に繋げるためには、型式承認取得が必須であり、米国連邦航空局(FAA)等の個々の要求に対する適合性を、試験データや解析による裏付けをもつて的確に証明できるかが大きな鍵となる。このための証明方法として、①実機エンジン試験、②実部品を用いたコンポーネント試験、③過去に実施された設計との類似性、④解析または上記方法の併用が挙げられる。

特に④については、第3期において「耐空性適合化技術」としてテーマに取り上げ、構造リグ試験等を実施することで、ファン異物衝突解析技術や、異物衝突時に発生する過大なアンバランス時のロータダイナミクス解析技術、コンテイメント解析技術について、試験結果との合わせ込み、精度の検証を実施している。更には、寿命予測技術においても、シール流量予測技術、ダブテール部の疲労試験を行うことで、解析手法の精度向上が図られている。これらを通じ、事前に整備された解析手法を用いることができ、型式承認取得がより確実になるものと考えられる。

さらに、設計妥当性の基本となる材料データについても、第3期において「耐久性評価技術」としてテーマに取り上げ寿命制限部品や高温部品について、材料特性取得試験等によりデータベース蓄積を独自に行い、高温環境試験等の実施により耐久性を確認し、材料データベースを整備することができている。

また、製品化のうえで重要な製造技術については、低コスト製造技術として、圧縮機部品へ適用可能なLFW、MIMなどの各技術を取得できている。タービン翼の鋳造部品やファンフレームなどの大型鋳物部品については、鋳造シミュレーション技術を取得しており、低コスト化が可能である。燃焼器については、シンプルな構造の急速混合燃焼器を開発できているなど、事業化を支える製造面の準備ができている。

## (2) 事業的可能性

### 第2期終了時点

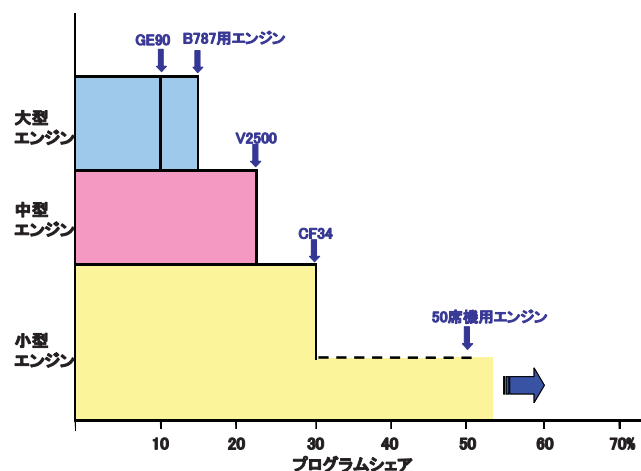
欧米市場については、豊富なエアライン機材データを有し、かつ市場調査に優れた能力を有する米国 Back 社を使って調査を実施した。その結果、1992年から導入された50席機も今後使用されると予想され、その代替時期の2010年代半ばから20年間で約1800機の需要が期待できることがわかった。さらに、新興アジア地域については、経済成長が著しく航空需要の急増が期待できるが、エアライン機材代替に基づく予測が困難であるため、アジア地域の経済等について豊富な情報を有し、かつ交通経済学的手法で航空需要が予測できる三菱総合研究所(株)を使って調査を実施した。その結果、主に中国、インドで航空機市場の大幅な増加が見込まれ、2010年代半ばから20年間で約300機の50席機の需要が予想された。欧米市場のみの1800機需要に対して半分の販売機数の獲得を想定した場合でさえも、新規エンジン、サービス及び補用品合計の市場規模は5000億円程度で、事業成立が見込まれた。

機体とエンジン開発のタイミングも重要であり、次世代50席機の運用開始が2015年以降との情報が機体メーカーから得られていた。当該要素技術開発成果を第3期においてエンジンとして統合して技術実証し、さらに、第3期終了後、2010年代中頃の市場投入に向けて型式承認を取得すべく、実機エンジン開発作業と耐久性・信頼性確認のための各種型式承認試験を実施することを想定していた。エンジン技術実証、その後の型式承認取得に必要な開発作業を進めることにより、運用開始の1年以上前に全ての型式承認試験を完了し、適時のエンジン市場投入が可能であると考えられた。

海外企業に先駆けて実施した、主要なリージョナル・エアラインや機体メーカーとの聞き取り調査により、直接運航費用低減(燃料消費量削減、価格低減、整備費用低減)に関して、目標15%以上を狙った当該エンジンが魅力的であることが確認された。特に第2期終了時点で当該技術を50席機用エンジンに適用することにより、目標を大きく上回るDOC21%低減を確認できたことは、顧客獲得に向けて大きなセールスポイントとなると考えられた。

### 第3期終了時点

本プロジェクトは、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IV.1.1-1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された。



図IV.1.1-1 開発プログラムシェアの実績

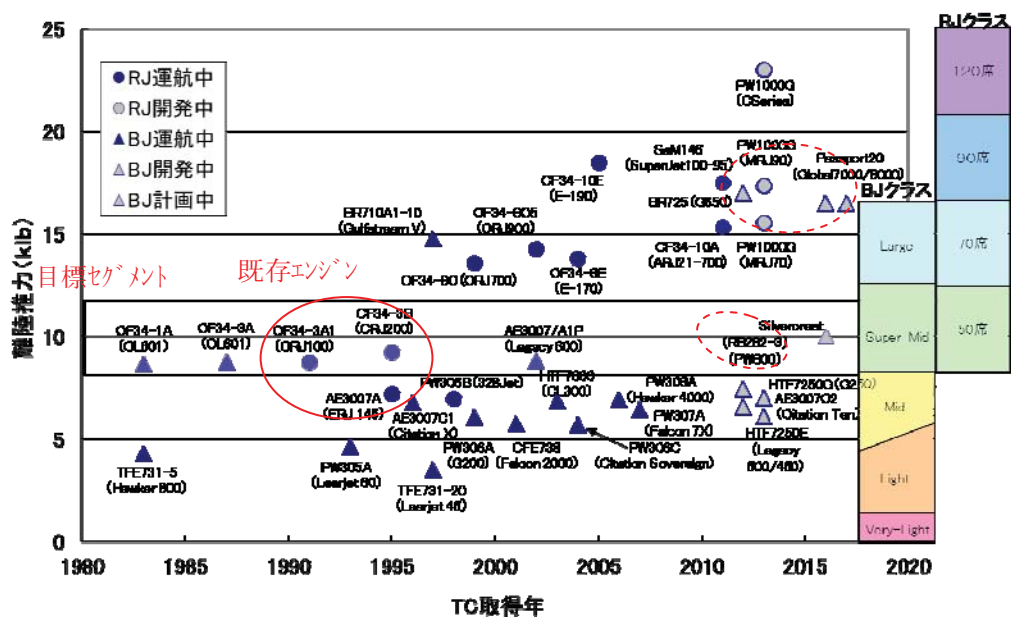
小型航空機については、カナダ・ボンバルディア社とブラジル・エンブラエル社が世界市場を寡占する状況であった。特に50席クラスについては、ボンバルディア社が1992年にCRJ100(エンジンGE社CF34-3A)の型式証明を取得して世界で初めてリージョナル機を生産したが、4年後にエンブラエル社がERJ145(エンジンRR社AE3007A)の型式証明を取

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IV1.1-2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きた。図IV1.1-3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IV1.1-2 過去の市場調査で訪問した主要なエアライン



図IV1.1-3 事業化目標セグメント

最近の各社市場予測によると、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見込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 2700 台（機体 1350 機）、後半 10 年で 4000 台（機体 2000 機）程度の新規エンジン需要が予想されている。

## 1.2 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、空力、騒音、燃焼、制御、材料、加工等の広い分野で新技術を開発しており、それらの技術は輸送機器製造業、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、中大型民間機用エンジン国際共同開発への技術波及、国際共同開発での我が国の発言力の向上を可能にするとともに、世界市場ニーズを踏まえたシステム統合技術、差別化要素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つ。

前章に記述の通り、目標とする50席クラスの小型航空機用エンジンに先立ち、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ェット機の開発計画が明らかになっている。これは、本研究開発の成果を早期に適用できる絶好の機会として捉え、この開発プログラムへ参画するに至っている。

以下に技術開発テーマ毎に波及効果を説明する。

### (1) エンジン要素技術／製造技術

当該技術分野では、空力、構造、材料、製造等の広い分野で新技術を開発しており、多方面に波及可能である。具体的には以下のとおりである。

ファンに関する高流量設計技術はファン翼まわりの流れ特性を改善する空力技術であり、風力発電/ポンプ/航空機用プロペラ/船用プロペラ/ホバークラフト揚力装置/トンネル換気装置/省エネ換気システムの翼特性を向上させるのに技術波及が可能である。また、ファン構造衝撃健全性評価技術は異物衝突によるファン翼の変形を予測する構造技術等であり、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。

圧縮機に関する高負荷設計技術は小さい圧縮機翼まわりの流れ特性を改善する空力技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービン圧縮機/ターボチャージャーの翼特性を向上させるのに直ちに技術波及が可能である。リニアフリクションウェルディング技術は小さい圧縮機翼を高精度に接合させる製造技術であり、高精度加工を要する車両シャフト/印刷機ローラの接合に波及可能である。また、マイクロスパークコーティング技術は耐摩耗性に優れたコーティング技術であり、高耐摩擦部品/工作機械工具への技術波及が可能である。

タービンに関する高負荷/高揚力設計技術はタービン翼まわりの流れ特性を改善する空力技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービンのタービンや蒸気タービンの翼特性を向上させるのに直ちに技術波及ができる。先進単結晶材適用技術および高効率冷却技術はタービン耐用温度を向上させる技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービンの高温化に直ちに技術波及ができる。化学蒸着コーティング技術はタービン翼の高品質耐熱コーティングを低コストで施工できる技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービンのタービン翼は勿論、工業炉/原子力用耐食部品/宇宙機器/軽量耐火材/耐食容器等に技術波及可能である。

もうひとつのサブテーマであるインテリジェント化技術については、光センサー技術や光データ通信技術は高温環境下において非接触で温度を感知する技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービン/高温環境機器/原子炉の高温部に適用できるとともに、高温環境下で可動するマニピレータ・ロボットのセンサー部にも技術波及可能である。また、性能劣化推定・評価技術は機器状態を監視して劣化を推定する技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービン/高温環境機器/原子炉の高温部品の劣化推定は勿論、直接触れることができない放送通信衛星機器や人工臓器の劣化推定に技術波及できる。

### (2) 環境適応技術（低騒音、低NOx）

ファン低騒音化設計技術はファン動静翼干渉音を予測しながら低減させる技術であり、発電ガスタービン/船用ガスタービンの圧縮機やタービンの動静翼干渉音の低減に直接波及できるとともに、風力発電/航空機用プロペラ/ヘリコプター/トンネル換気装置等のプロペラ翼騒音の低減にも技術波及可能である。ジェット騒音低減設計技術は排気ジェットの混合時に発生する騒音を予測しながら低減させる技術であり、航空機機体/高速車両の風切り騒音の低減に技術波及

可能である。低NO<sub>x</sub> 燃焼技術は均一希薄燃焼をはかる燃料噴射弁技術および希薄燃焼に必要なライナ高効率冷却技術から構成され、発電ガスタービン/船用ガスタービンの燃焼器に直接波及できるとともに、発電/車両用エンジンや燃焼ボイラ/ごみ焼却炉の低公害化にも技術波及可能である。

### (3) エンジンシステム技術

当該技術に関わるエンジンシステムのインテグレーション技術は、要素性能や構造強度のマッチングをはかるとともに冷却空気システム/潤滑システム/補機装備品システム等を統合設計させる技術であり、その技術は発電/船舶ガスタービンに直結して技術波及できる。シミュレーション技術は、コンピュータによるファン/圧縮機等の流れ解析技術であり、高温環境機器の熱流動解析、血管内等の循環器系流れシミュレーション、エアコン空気流れ/大気海洋流シミュレーションに技術波及可能である。また、構造解析技術は、複雑構造であるエンジン振動や応力に関する解析技術であり、発電/船舶ガスタービンは勿論のこと、ビル/橋梁等の構造解析にも技術波及可能である。

## 1.3 実用化までのシナリオ

図IV.1.1-1 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。

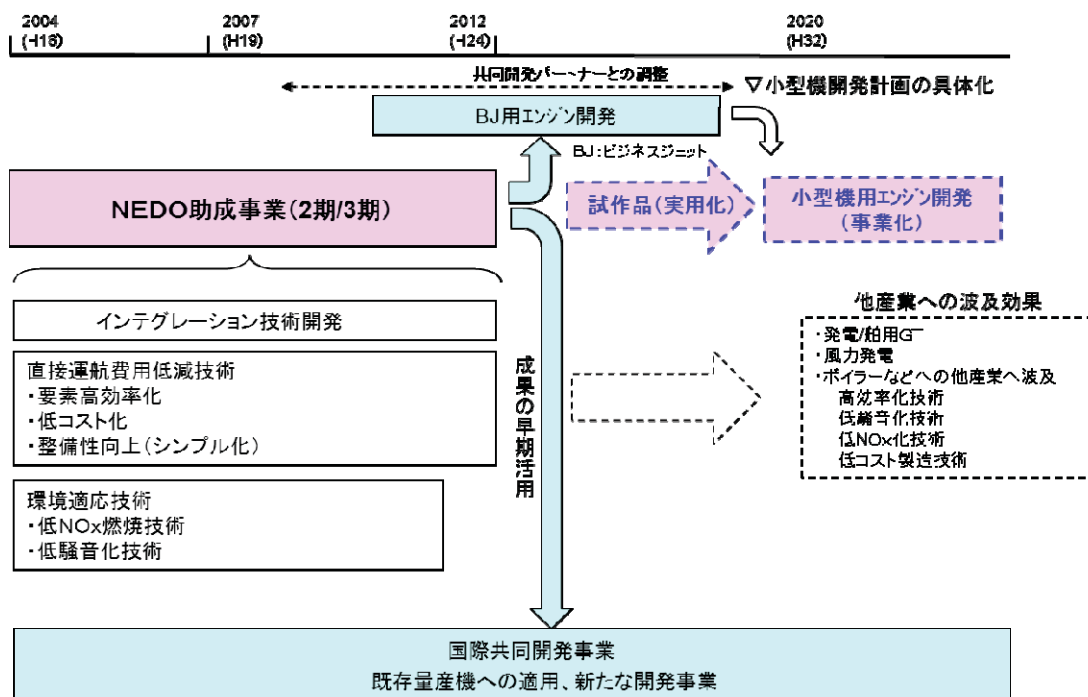
実機開発開始の判断は、機体メーカによる次世代機の開発宣言という大きな旗が揚がる必要がある。実機開発計画書を確定させて、売価・販売機数及び総原価の見直しを基に、事業成立の目標を立てる。さらに、初期販売活動として、目標とする初期顧客(ローンチ・カスタマー)の確保が重要となる。その確保に際しては、これまで培ってきたV2500、CF34等のエンジン事業および整備事業ネットワークを最大限に活用する。

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IV.3-1 事業化のシナリオ

一方で、本事業で得られた個別技術、特に、低コスト製造技術については、直ちに適用可能なものもあり、以下にそれらについて示す。

圧縮機部品への適用に向けて開発された LFW の製造技術については、本事業で得られた成果を活用して量産化設備の導入を進めるに至っている。また、同様に圧縮機部品の製造技術である MIM についても、量産化設備の導入を進めているところであり、これらの設備導入に当たっては、経済産業省のご指導のもとに、設備導入補助金を活用して進められている。この LFW、MIM の量産化設備により、事業者の量産エンジンの圧縮機ブリスク部品、静翼部品に各々活用される見込みである。

「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

事後評価

【公開】

添付資料

イノベーションプログラム基本計画

# プログラム基本計画

## 航空機・宇宙産業イノベーションプログラム基本計画

### 1. 目的

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。

また、大きな技術波及効果を有し、国民の安全にも密接に関わるだけでなく、高度情報化社会の実現、地球環境の保全、資源開発等多様な社会ニーズに応える基盤となる宇宙産業の国際競争力の強化を図る。

### 2. 政策的位置付け

#### ○第 3 期科学技術基本計画（2006 年 3 月閣議決定）

航空機分野は、先端技術と高度な材料・部品等をシステム統合する分野であり、重点推進 4 分野及び推進 4 分野のうち、「情報通信」、「環境」、「ナノテクノロジー・材料」、「ものづくり技術」、「社会基盤」、「エネルギー」といった複数の分野にまたがる技術開発課題を有している。航空機分野の技術は他分野への技術波及効果も高く、その開発は産業技術政策上も極めて重要であり、特に、環境負荷低減を実現するための技術課題については、地球温暖化対策等の観点からも積極的に取り組むべきである。

第 3 期科学技術基本計画を踏まえて策定された分野別推進戦略では、航空機分野に関連するプロジェクトは主に「社会基盤」分野に位置づけられており、「高速輸送を可能とし、大量運航によって社会生活を支えているのみならず、産業政策上、安全保障上も重要な役割を担っており、諸外国と同様に研究開発リスクを国が負担しつつ、国民の航空輸送ニーズの多様化に応え、安全や環境問題に配慮した技術開発に取り組む必要がある。特に、我が国主導で航空機およびエンジンをインテグレーションできる技術を向上させるとともに、中長期的に技術を育成するための課題に取り組む必要がある」とされている。本プログラム基本計画に含まれる各研究開発事業についても、戦略重点科学技術及び重要な研究開発課題として指定されている。

宇宙分野は、推進分野である「フロンティア」分野において、国家基幹技術、戦略重点科学技術及び重要な研究開発課題に位置付けられた。また、総合科学技術会議において「我が国における宇宙開発利用の基本戦略」（2004 年 9 月総合科学技術会議）が決定されている。

#### ○21 世紀環境立国戦略（2007 年 6 月閣議決定）

世界最高水準にある我が国の優れた省エネ技術等の普及、更なる技術開発により、エネルギー効率の一層の改善を図るため、次世代環境航空機の開発・普及などによる航空機からの CO<sub>2</sub> 排出抑制対策等、物流分野のエネルギー効率の改善を進め、運輸部門にお

ける省エネ対策を推進することとされている。

○環境エネルギー技術革新計画（２００８年５月総合科学技術会議決定）

２０３０年頃までに必要な、二酸化炭素削減効果の大きなエネルギー需要側の技術として、また、国際的な新たな二酸化炭素排出削減の枠組みに対応する技術として、「低燃費航空機（低騒音）」に関連する技術を開発・普及すべきであるとされている。

○経済成長戦略大綱（２００８年６月改定）

「新経済成長戦略」（平成１８年６月）や「革新的技術戦略」（平成２０年５月）に基づいて、特に、極限状態における高信頼性が求められる次世代環境航空機の研究開発や、主として国際市場への参入を目指す先進的宇宙システム等の新産業群の実現に向けた普及促進策等の環境整備や研究開発を積極的かつ適切に推進することとされている。

さらに、「地理空間情報活用推進基本計画」（平成２０年４月１５日閣議決定）に基づき、地理情報システムの利用拡大や衛星測位の研究開発等により、地理空間情報を高度に活用する社会の実現を図るとともに、現在の開発成果の果実を有効に活用する等宇宙の利用・産業化を積極的に推進することとされている。

○経済財政改革の基本方針２００８（２００８年６月閣議決定）

上記「環境エネルギー技術革新計画」（平成２０年５月１９日）を推進するために、支援措置を講ずることとされている。

また、「宇宙基本法」及び「地理空間情報活用推進基本法」を踏まえ、我が国の総合的な安全保障も視野に入れ、宇宙の開発利用、産業化を総合的かつ計画的に実施するとともに、衛星による測位・監視技術等の活用による災害・安全保障情報の迅速な提供及び共有、先端的な研究開発等を推進することとされている。

○低炭素社会づくり行動計画（２００８年７月閣議決定）

「環境エネルギー技術革新計画」に示された技術ロードマップ等（低燃費航空機（低騒音）技術など）の実施に向け、今後５年間で３００億ドル程度を投入することとされている。また、このうち、「Cool Earth － エネルギー技術革新計画」に示された重点的に取り組むべき２１のエネルギー革新技術についても、必要な予算を確保して開発を進めることとされている。

○新経済成長戦略改訂版（２００８年９月閣議決定）

よりエネルギー消費の少ない輸送システムを実現するため、次世代航空機を含む省エネ型交通機関の普及・開発加速等を推進することとされている。

また、「環境エネルギー技術革新計画」及び「Cool Earth － エネルギー技術革新計画」の実現に向け、低燃費・低騒音航空機を含む革新的技術の開発を適切に推進することとされている。

○「e-Japan戦略Ⅱ」（２００３年７月、IT戦略本部とりまとめ）

宇宙分野は、新しいIT利活用戦略〔衛星測位システム（GPS等）の高度な活用と、準天頂衛星システム等の測位システムや地理情報システム（GIS）の研究開発や整備を統合的に推進し、我が国の国土空間における正確な位置を知ることができる環境の整備〕、「e-Japan重点計画２００４」（平成２００４年６月、IT戦略本部とりまと



め)における重点政策5分野の1つに対応するものである。

### 3. 達成目標

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。

我が国宇宙産業の国際競争力強化に向け、次世代の宇宙機器の開発及び宇宙利用の促進に資する技術を強化する。これにより、我が国における宇宙開発利用の産業化を促進し、自立的な宇宙産業を育成することで、世界の宇宙機器マーケットにおける我が国のシェア拡大を図る。

### 4. 研究開発内容

#### 【プロジェクト】

#### I. 航空機関連（広く産業技術を対象とした研究開発であって航空機関連技術にも裨益するものを含む）

##### (1) 小型民間輸送機等開発調査

###### ①概要

我が国主導の機体開発を実現するため、小型民間輸送機等の開発可能性を検討すべく、市場調査及び要素技術開発等を実施する。

###### ②技術目標及び達成時期

次期輸送機（C-X）、救難飛行艇（US-2）等の防衛省機の民間転用を含め、我が国における民間航空機開発を促進するため、市場動向調査や要素技術開発を実施する。

###### ③研究開発期間

1989年度～2011年度

##### (2) 超高速輸送機実用化開発調査

###### ①概要

将来の国際共同開発においても、我が国産業界が然るべき役割を果たすため、遷・超音速領域の飛行を想定した超高速機について、市場ニーズ及び経済性への要求に関する検討を行うとともに、技術的課題の抽出、各要素技術開発等を行う。

###### ②技術目標及び達成時期

2011年度までに、遷・超音速域（マッハ0.9～1.6程度）を飛行する超高速機の実現のために解決すべき技術的課題を抽出する。また、実現にあたり特に重要となる空力及び材料・構造等の技術分野について、超高速機の低抵抗化・低騒音化に資する数値流体（CFD）解析手法や軽量かつ製造コストの低い超高速機用機体構造（胴体・主翼等）の検討等を行う。

###### ③研究開発期間

2002年度～2011年度

### (3) 先進空力設計等研究開発

#### ①概要

空力設計、開発・生産システム等に係る先進的技術の研究開発・実証を通じて、製造業全体の開発・生産プロセス等の高度化等を図る。

#### ②技術目標及び達成時期

2013年度までに、空力設計、開発・生産システム等に係る先進的技術の研究開発・実証を行う。

#### ③研究開発期間

2008年度～2013年度

### (4) 航空機用先進システム基盤技術開発

#### ①概要

航空機の環境適合性、運航経済性、安全性といった要請に対応した、軽量・低コストかつ安全性の高い先進的な航空機用システムを開発する。

#### ②技術目標及び達成時期

通信アンテナ、気象用レーダ等の高性能化等を実現する航空機システム先進材料技術、航空機エンジン用低損失ギアボックスシステム、航空機の安全性向上及び運航コスト低減に資する先進パイロット支援システム等を2011年度までに開発する。

#### ③研究開発期間

1999年度～2011年度

### (5) 省エネ用炭素繊維複合材技術開発

#### ①概要

航空機、自動車、鉄道、船舶等の輸送機械等における炭素繊維複合材の適用範囲を拡大し、省エネルギーの促進を図るため、先進的な炭素繊維複合材成形技術や、耐雷対策の容易化技術等の研究開発・実証を行う。

#### ②技術目標及び達成時期

2013年度までに、従来の方法に比べ、曲率の大きな部位の成形も行うことができるVaRTM（バータム）法等の炭素繊維複合材成形技術や、炭素繊維複合材を用いた製品の耐雷性能を容易に確保する技術の研究開発・実証を行う。

#### ③研究開発期間

2008年度～2013年度

### (6) 次世代航空機用構造部材創製・加工技術開発

#### ①概要

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、航空機、高速車両等の輸送機器への先進材料の本格導入を加速させるため、先進複合材料及び先進金属材料に

ついて部材開発、設計試作及び評価を実施することで、軽量化によりエネルギー使用効率を大幅に向上させる革新的な構造部材の創製・加工技術の開発を行う。

②技術目標及び達成時期

2012年度までに、複合材の構造健全性診断技術、チタン合金の創製・加工技術を確立するとともに、航空機用エンジンへの適用を目指し、耐熱・耐衝撃性に優れた複合材料を開発する。

③研究開発期間

2003年度～2012年度

(7) 環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（運営費交付金）

①概要

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、エネルギー使用効率を大幅に向上し、環境対策にも優れた次世代の小型航空機用エンジンの開発にとって重要な要素技術の研究開発を行う。

②技術目標及び達成時期

2010年度までに、エネルギー使用効率を大幅に向上する構造設計技術、騒音、NOx等の環境負荷対応に優れた環境対策技術、インテグレーション技術、高バイパス比化等の高性能化技術といった要素技術の研究開発・実証を行う。

③研究開発期間

2003年度～2010年度

(8) 先進操縦システム等研究開発（財投出資）

①概要

操縦システム、コックピットシステムに係る先進的技術の研究開発・実証を通じて、製造業全体の開発・生産プロセス等の高度化等を図る。

②技術目標及び達成時期

2013年度までに、操縦システム、コックピットシステムに係る先進的技術の研究開発・実証を行う。

③研究開発期間

2008年度～2013年度

## II. 宇宙産業関連

### II-1. 輸送系産業競争力向上基盤技術開発

(1) 次世代輸送系システム設計基盤技術開発プロジェクト（運営費交付金）

①概要

国際ロケット市場における我が国宇宙産業の競争力確保を図るため、ロケットを効率的に開発・運用し、ロケットの開発、衛星の受注から打上までの期間を大幅に短縮する基盤技術開発を行う。

## ②技術目標及び達成時期

2010年度までに、ロケットの設計及び衛星対応設計の効率化技術等を確立する。

## ③研究開発期間

2001年度～2010年度

## II-2. 衛星系産業競争力向上基盤技術開発

### (1) 次世代衛星基盤技術開発プロジェクト（準天頂衛星システム開発プロジェクト）

#### ①概要

国際商業市場における我が国衛星メーカーの競争力を強化するべく、準天頂衛星システム※（利用者に対し、米国が運用するGPSとの補完による高精度な位置情報等の提供を可能にするシステム）の構築に不可欠な基盤技術（産業競争力強化にも直結する衛星の軽量化、長寿命化に関する技術等）の開発を行う。本プロジェクトの一部については、他部門と比較して需要増加の割合が高い運輸部門のエネルギー消費を抑制すべく、自動車、高速車両等の輸送機器の軽量化・効率化にも資する複合材料製造設計等の基盤技術を確立するためのものであり、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る。

※ 静止軌道と一定の角度をなす傾斜軌道に複数の衛星を配置し、見かけ上、常に天頂付近に最低1つの衛星を位置させるシステム。

#### ②技術目標及び達成時期

2010年度までに、準天頂衛星システムの構築に不可欠な基盤技術（産業競争力強化にも直結する衛星の軽量化、長寿命化に関する技術等）の開発を実施し、宇宙空間での技術実証を行う。

#### ③研究開発期間

2003年度～2010年度

### (2) SERVISプロジェクト（運営費交付金）

#### ①概要

我が国宇宙産業の国際競争力を強化するため、衛星の低コスト化、短納期化及び高機能化を実現すべく、民生部品・民生技術の衛星転用促進に向け、耐放射線試験等の地上試験や技術実証衛星による宇宙実証を行い、民生部品・民生技術の衛星転用に必要な知的基盤（データベース、ガイドライン）を整備する。

#### ②技術目標及び達成時期

2010年度までに、民生部品・民生技術の耐放射線試験等の地上試験や技術実証衛星による宇宙実証を行い、その結果を知的基盤（データベース、ガイドライン）として整備する。また、これら成果等を基に、国際標準化提案について検討を行う。

#### ③研究開発期間

1999年度～2010年度

### (3) 小型化等による先進的宇宙システムの研究開発（運営費交付金）

#### ①概要

我が国宇宙産業の国際競争力を強化し、国際衛星市場への参入を目指すため、今後、科学、地球観測、安全保障等の分野で活用が進む小型衛星について、大型衛星に劣らない機能、低コスト、短期の開発期間を実現する高性能小型衛星の研究開発を行う。

#### ②技術目標及び達成時期

2010年度までに、大型衛星に劣らない機能（光学分解能0.5m未満（軌道高度400～600km）、データ伝送速度800Mbps、衛星質量400kg程度）、低コスト（我が国の既存衛星に比べ、開発・製造コスト約15分の1）、短期の開発期間（我が国の既存衛星に比べ、開発期間約3分の1）を実現する高性能小型衛星を開発する。また、衛星システムを低コスト、短期間で実現するための新たな設計思想、開発・製造・運用の手法・仕組みを構築する。

#### ③研究開発期間

2008年度～2010年度

### (4) ASTERプロジェクト

#### ①概要

石油の生産及び流通の合理化を図る観点から行うものであり、石油及び可燃性天然ガス資源等の開発に資するため、資源探査能力を格段に向上した光学センサである資源探査用将来型センサ（ASTER）の健全性評価やセンサを維持することにより、取得される画像データを用いた石油・天然ガス資源の遠隔探知を行う技術を確立する。

#### ②技術目標及び達成時期

ASTERの開発、健全性の評価・維持を実施することにより、2010年度までに、センサ技術の高度化（ポインティング機能の追加、分解能の向上、熱センサの搭載等）を図る。

#### ③研究開発期間

1987年度～2010年度

### (5) PALSARプロジェクト

#### ①概要

石油の生産及び流通の合理化を図る観点から行うものであり、石油及び可燃性天然ガス資源等の開発に資するため、資源探査能力を格段に向上した合成開口レーダである次世代合成開口レーダ（PALSAR）の健全性評価やセンサを維持することにより、取得される画像データを用いた石油・天然ガス資源の遠隔探知を行う技術を確立する。

#### ②技術目標及び達成時期

PALSARの開発、健全性の評価・維持を実施することにより、2010年度までに、レーダ技術の高度化（アンテナ指向の電子制御化、分解能の向上、多偏波観測等）を図る。

③研究開発期間

1993年度～2010年度

(6) ハイパースペクトルセンサ等の研究開発（運営費交付金）

①概要

資源開発に有効な岩石・鉱物や地質構造解析の高次元解析を可能とするハイパースペクトルセンサの開発を行うとともに、軌道上におけるデータ取得の実証を行い、センサ技術の確立を行う。

②技術目標及び達成時期

2011年度までにスペクトル分解能200バンド前後のハイパースペクトルセンサを開発し、地表面のスペクトル情報を取得して資源開発に有効なセンサ技術の実証を行う。

③研究開発期間

2007年度～2011年度

II—3. 宇宙利用促進基盤技術の開発

(1) 次世代地球観測衛星利用基盤技術の研究開発

①概要

我が国が開発・運用する地球観測センサや2007年度よりNEDOにて開発が始まったハイパースペクトルセンサ等により得られる地球観測データから、有用な情報を効果的・効率的に抽出するため、スペクトルデータの収集と蓄積、物質ごとの特徴的なスペクトルデータの研究、衛星から得られたデータと地上データと比較・処理解析し、対象物を特定する解析手順・手法、多様なデータとの融合処理等の高付加価値データの処理解析技術等の研究開発を行う。

また、鉱物資源分野においては、金属鉱床タイプに応じた総合解析探査技術等を開発し、その標準解析手順書等を作成する。

②技術目標及び達成時期

2011年度までに、環境観測、災害監視、資源探査、農林水産等の分野におけるハイパースペクトルセンサにより得られる地球観測データ処理・解析技術の向上及び地球観測データ利用の拡大を図る。

③研究開発期間

2006年度～2011年度

(2) 石油資源遠隔探知技術の研究開発

①概要

我が国が開発・運用する多様な地球観測センサ（ASTER、PALSAR等）の地球観測データを用いて、石油・天然ガス等の安定供給確保のため、資源開発・探査、環境観測等に有効なデータの処理解析手法の研究開発を行う。また、地球観測データのよ

うな大容量のデータを容易に扱えるシステムの研究開発を実施することで資源開発・探査、環境観測を含む多様な分野でのリモートセンシングの利用拡大を図る。

②技術目標及び達成時期

2010年度までに、資源開発・探査、環境観測等の分野における地球観測データ処理・解析技術の向上及び地球観測データの利用の拡大を図る。

③研究開発期間

1981年度～2010年度

(3) 太陽光発電無線送受電技術の研究開発

① 概要

将来の新エネルギーシステムとして期待される宇宙太陽光発電システム（SSPS）の中核的技術として応用可能なマイクロ波による太陽光発電無線送受電技術の確立に向け、安全性や効率性等の確保に不可欠な精密ビーム制御技術の研究開発を行う。

②技術目標及び達成時期

2012年度までに、複数のフェーズドアレーアンテナパネル間の位相同期を行い、パイロット信号の方向にマイクロ波を電送するレトロディレクティブ技術を活用した精密ビーム制御技術の確立を目指す。

③研究開発期間

2008年度～2012年度

5. 政策目標の実現に向けた環境整備

(航空機)

[人材育成]

- ・大学から有用な人材を航空機産業に迎えるとともに、開発から次期開発までのサイクルの長い航空機産業において継続的に人材を育成することが重要である。

[防衛調達等を通じた航空機産業の高度化について]

- ・効率的な研究開発や生産に向けたインセンティブ等を通じて我が国の航空機産業・技術基盤の維持・育成にも資する防衛調達・研究開発が実現するよう、引き続き関係省庁と連携することが重要である。
- ・防衛機の民間転用を円滑化するための制度整備等について、関係省庁と連携することが重要である。

[関係機関との連携]

- ・民間航空機開発推進関係省庁協議会（防衛庁（当時）、文部科学省、国土交通省及び経済産業省局長級による協議会）を設置（平成15年9月）し、研究開発の円滑な実施を図るため、関係省庁の連携を強化。また、協議会の下に、各省庁の担当課長からなる幹事会も併せて設置。産業構造審議会航空機委員会において航空機産業全般にかかる課題と対策を議論。

[その他]

- ・ 中小企業のネットワーク化や認証取得により、我が国の部品・素材の採用拡大を図ることが重要である。
- ・ 航空機においては、機体の使用期間が20～30年と長く、維持に係るコストやサービス品質が重要な要素であることから、自動認識技術の活用等を通じた整備業務等における効率化や高付加価値化を目指すことが重要である。

(宇宙産業)

[関係機関との連携]

宇宙産業の振興を基本理念の一つに掲げている宇宙基本法を踏まえ、宇宙産業の国際競争力の強化に向けて、宇宙開発戦略本部の下、関係府省及び機関との連携を進める。

また、産業化を促進するための環境整備（宇宙機器のシリーズ化による低コスト化・信頼性向上、小型化やセンサなどの高機能化、宇宙輸送手段の維持・発展、中小企業や大学等の技術活用など）を推進する。

[プロジェクト等との主要な連携について]

小型化等の先進的宇宙システムの研究開発では、民生部品・民生技術の採用に関するSERVISプロジェクトの成果等、関連事業の成果を活用する。

ASTERプロジェクト及びPALSARプロジェクトの成果を、石油資源遠隔探知技術の研究開発プロジェクトで活用することで、人工衛星から取得される画像データを用いた石油・天然ガス資源の遠隔探知を行う技術を確立する。

[導入普及促進]

プロジェクトを通じて得られた基盤技術、データ（宇宙利用可能民生部品データベース、リモートセンシングデータ等）等について、成果報告会、データベースの一般公開、画像データの一般提供等により、可能な限り速やかに社会に普及し、民間主導による実用化、新技術への応用を促進する。また、リモートセンシングデータについては、継続提供等の利用側の要求に応えるため、データのアーカイブ化や配信システムの整備を進める。

## 6. 研究開発の実施に当たっての留意事項

事業の全部又は一部について独立行政法人の運営費交付金により実施されるもの（事業名に（運営費交付金）と記載したものは、中期目標、中期計画等に基づき、実施されるものである。

## 7. プログラムの期間

プログラムの期間は2003年度から2013年度まで。

## 8. 改定履歴

- (1) 平成15年3月10日付け制定。
- (2) 平成16年2月3日付け制定。民間航空機基盤技術プログラム基本計画（平成15・



- 03・07産局第12号)及び宇宙産業高度化基盤技術プログラム基本計画(平成15・03・07産局第13号)は、廃止。
- (3)平成17年3月31日付け制定。民間航空機基盤技術プログラム基本計画(平成16・02・03産局第8号)及び宇宙産業高度化基盤技術プログラム基本計画(平成16・02・03産局第9号)は、廃止。
- (4)平成18年3月31日付け制定。民間航空機基盤技術プログラム基本計画(平成17・03・25産局第11号)及び宇宙産業高度化基盤技術プログラム基本計画(平成17・03・25産局第10号)は、廃止。
- (5)平成19年4月2日付け制定。民間航空機基盤技術プログラム基本計画(平成18・03・31産局第12号)及び宇宙産業高度化基盤技術プログラム基本計画(平成18・03・31産局第8号)は、廃止。
- (6)平成20年3月31日付け制定。民間航空機基盤技術プログラム基本計画(平成19・03・23産局第3号)及び宇宙産業高度化基盤技術プログラム基本計画(平成19・03・16産局第4号)は、廃止。
- (7)平成21年4月1日付け制定。航空機・宇宙産業イノベーションプログラム基本計画(平成20・03・31産局第5号)は、廃止。

# 「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

事後評価

【公開】

添付資料

プロジェクト基本計画

(航空機・宇宙産業イノベーションプログラム/エネルギーイノベーションプログラム)  
「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」基本計画

技術開発推進部

## 1. 研究開発の目的・目標・内容

### (1) 研究開発の目的

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されるため、上記の高性能化要求、環境適合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。

### (2) 研究開発の目標

平成24年度までに、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）、騒音、NOx等の環境負荷対応に優れた環境対策技術、インテグレーション技術、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の研究開発・実証を行う。

具体的には、別紙の研究開発計画記載の目標（値）を各期の目標（値）とする。

### (3) 研究開発内容

本研究開発は、下記の3段階により構成される。

[助成事業（助成率：1／2）]

#### ①第1期

航空機用エンジンの動向調査（技術・市場等）及びエンジン要素技術検討を実施する。具体的には、別紙の研究開発計画に基づき研究開発を実施する。

#### ②第2期

クリティカル特性のエンジン条件模擬試験実施による革新的なエンジン要素技術コンセプト成立性を確認するための要素技術開発を実施する。具体的には、別紙の研究開発計画

に基づき研究開発を実施する。

### ③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。具体的には、別紙の研究開発計画に基づき研究開発を実施する。

## 2. 研究開発の実施方式

### (1) 研究開発の実施体制

本研究開発は、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（以下、「NEDO」という。）が、本邦の企業、研究組合、公益法人等の研究機関（原則、国内に研究開発拠点を有していること。ただし、国外企業の特別の研究開発能力、研究施設等の活用あるいは国際標準獲得の観点から国外企業との連携が必要な部分はこの限りではない。）から公募によって研究開発実施者を選定し助成により実施する。また、材料評価及び燃焼評価に係る基盤技術研究については、NEDOは、研究開発実施者を選定し委託により実施する。

なお、複数の者が技術開発実施主体を構成する場合には、主たる実施主体となる企業等、実施者間の役割分担の明確な体制とする。

### (2) 研究開発の運営管理

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責任者と密接な関係を維持しつつ、プログラムの目的及び目標、並びに本研究開発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、必要に応じて設置される技術検討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、四半期に一回程度プロジェクトの進捗について報告を受けること等を行う。

## 3. 研究開発の実施期間

本研究開発の期間は、平成15年度（2003年度）から平成24年度（2012年度）までの10年間とする。

但し、全期間を3期に分け、第1期は平成15年度の1年間、第2期は平成16年度から平成18年度の3年間、第3期は平成19年度から平成24年度の6年間とする。

## 4. 評価に関する事項

NEDOは、技術的及び政策的観点から見た技術開発の意義、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的効果等について、第1期及び第2期の技術開発終期において、ならびに第3期技術開発終了時点で、プロジェクト推進者により、技術委員会等を活用し、研究開発の成果及び実用化見通しを中心に評価を実施する。また、外部有識者による研究開発に対する中間評価を第2期研究開発終期（平成18年度）に、事後評価を第3期研究開発終了時点（平成25年度）に実施する。また、中間評価結果を踏まえ必要に応じてプロジェクトの加速・縮小・中止等見直しを迅速に行う。

なお、評価の時期については、当該技術開発に係る技術動向、政策動向や技術開発の進捗状況等に応じて、前倒しする等、適宜見直すものとする。

## 5. その他の重要事項

### (1) 基本計画の変更

NEDOは、研究開発内容の妥当性を確保するため、社会・経済的状況、内外の研究開発動向、政策動向、プログラム基本計画の変更、第三者の視点からの評価結果、開発費の確保状況、当該研究開発の進捗状況等を総合的に勘案し、達成目標、実施期間、研究開発体制等、基本計画の見直しを弾力的に行うものとする。

なお、第2期および第3期の研究開発開始前に、前期の評価結果もふまえ、それぞれの期の達成目標の明確化、具体的実施内容の策定をはじめとする基本計画の内容の見直しを行うものとする。

### (2) 根拠法

本プロジェクトは、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3号に基づき実施する。

### (3) その他

成果発表、論文発表、特許出願について、国際競争力や技術波及効果といった視点を考慮し、知財戦略の下、成果発信活動を展開する。

## 6. プロジェクト基本計画の改訂履歴

(1) 平成15年3月、NEDOによって基本計画として制定。

(2) 平成16年3月、技術開発課題とし、第2期技術開発内容・目標等を改訂。また、独立行政法人移行に伴う関連項目を改定。

(3) 平成18年3月、「4. 評価に関する事項」を改訂。また、プロジェクト基本計画等の体系の整理に伴う様式の変更。

(4) 平成18年4月、中間評価実施のため、第3期技術開発内容・目標等を改訂、および民間航空機基盤技術プログラム変更に伴い、「研究開発の目的」を一部改訂。

(5) 平成18年6月、基盤技術研究に係る事項の追加等による改訂。

(6) 平成19年3月、第2期技術開発結果、中間評価結果、技術委員会指摘等の反映により、第3期の研究開発計画を見直し改訂。

(7) 平成20年3月、技術委員会指摘事項を反映して文言等を改訂。

(8) 平成20年7月、イノベーションプログラム基本計画制定により改訂。

(9) 平成22年3月、技術委員会の議論反映し第3期技術開発内容・目標、期間等を改訂。

(10) 平成23年12月、東日本大震災の影響による第3期研究開発期間を改訂。

## (別紙) 研究開発計画

### 研究開発項目①「小型航空機用エンジンの動向調査及びエンジン要素技術検討」

#### 1. 技術開発の必要性

小型航空機及びそれに搭載されるエンジンの市場は、過去10年間に急速に成長してきている分野であり、最新の情報を正確に把握した上で、これに基づいて技術開発を実施することが必要である。具体的には、最新の小型航空機用エンジンの技術、市場、規制等に係る動向を正確に把握した上で、将来的に要求されるエンジンの性能を的確に見極めるとともに具体的な技術課題・開発目標を適切に設定していくことが必要となる。さらに、技術的な見極めが早期に必要となる革新コンセプトについては、あらかじめ基礎試験等を実施して技術的な成立性について確認することが必要である。

#### 2. 研究開発の具体的内容

以下に示す技術開発等を実施することにより、研究開発目標を達成する。

##### (1) 小型航空機用エンジンの動向調査

国内外のエアライン、機体メーカー等を調査することにより、対象とするエンジン/機体の市場性、技術動向、規制動向等を調査する。

##### (2) エンジン要素技術検討

(1)項の動向調査結果を踏まえて、目標とすべきエンジンシステム概念並びに仕様を検討する。次に、エンジン構成要素であるファン、圧縮機、燃焼器、タービン及び制御システム等について、目標エンジン仕様を満足させるためのフィージビリティ検討を実施するとともに、早期の技術的な見極めが必要とされる一部の要素については要素試験用供試体を設計製作し、基礎試験等を実施する。

さらに、フィージビリティ検討並びに基礎試験の結果を目標エンジンシステムの仕様等にフィードバックする。

##### (3) 研究課題及び目標の設定

既存の民間小型航空機用ジェットエンジン開発実績等を基に、(1)、(2)項の検討結果を踏まえ、第2期研究開発で研究対象とすべき技術課題を洗い出すとともに目標を明確化し、解決方法を立案する。

#### 3. 達成目標

小型航空機用エンジンの動向調査結果を踏まえて将来的に要求されるエンジンシステム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。

## (別紙) 研究開発計画

研究開発項目②「クリティカル特性のエンジン条件模擬試験実施による革新的な要素技術コンセプトの成立性を確認するための要素技術開発」

### 1. 研究開発の必要性

将来的な市場要求を的確に満足させる小型航空機用エンジンを実現するためには、第1期技術開発の結果得られたエンジンシステム概念並びに仕様を実現するための技術課題について、その技術目標を達成することが必要となる。技術目標を達成するためには、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、その成立性を見極めることが極めて重要である。具体的には、革新技術コンセプトを適用したエンジン要素供試体を製作し、実エンジン環境を模擬した試験を実施してクリティカルな条件での要素技術コンセプトの成立性を確認することが必要となる。

### 2. 研究開発の具体的内容

以下に示す技術開発等を実施することにより、技術開発目標を達成する。

#### (1) 直接運航費用低減技術

高性能化・軽量化による燃料費削減、減価償却費・整備費低減を狙いとす以下の直接運航費用低減技術を開発する。

##### ア. シンプル化構造設計技術

エネルギー使用効率を大幅に向上することを狙って、部品点数・段数の大幅削減を実現する高負荷化技術、部品統合設計技術、材料評価技術等を開発する。

##### イ. 高性能化技術

高性能化を実現するため、高効率要素設計技術等を開発する。

##### ウ. インテリジェント化技術

整備費用削減を狙って、予知的ヘルスマモニタリングシステム等の技術を開発する。

#### (2) 環境適応技術

今後ますます厳しくなることが予想される騒音、NOx等の環境要求を満足するため、ファン騒音低減技術等、シンプル低NOx燃焼技術、燃焼評価技術等の環境適応技術を開発する。

なお、並行して上記開発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エンジンシステム技術を開発する。

### 3. 達成目標

上記研究開発を実施することにより、将来的な市場要求を満足する小型航空機用エンジンに必要な要素技術を確立する。具体的には、開発された要素技術を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、採用すべき候補技術・候補要素の絞り込みを行い、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ことを目標とする。

[エンジン仕様目標値]

- (1) 直接運航費用の削減（エンジン寄与分）  
現在運行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%削減可能なエンジン仕様であること。
- (2) 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



## (別紙) 研究開発計画

研究開発項目③「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。」

### 1. 研究開発の必要性

次世代の小型航空機用エンジンについて、第2期技術開発で開発した革新要素技術コンセプトをエンジンシステムとして統合し、その際、要となるコア要素についてその性能、製造性について確認する必要がある。具体的には、各種革新要素技術コンセプトを適用し、一つのエンジンシステムとしてまとめあげたうえでコアエンジン要素の実機形態、実作動環境での性能、機能を確認するとともに、型式承認に資する耐久性、耐空性主要課題に向けた技術を開発することが必要である。

### 2. 研究開発の具体的内容

以下に示す技術開発等を実施することにより、技術開発目標を達成する。

#### (1) インテグレーション技術開発

以下により、第2期で開発された革新的要素技術を取り入れた小型航空機用エンジンのインテグレーション技術を開発する。

##### ア. エンジンシステム特性向上技術

第2期のエンジン基本設計結果に基づき、革新的要素技術を取り入れた目標エンジンのインテグレーション設計、ならびにコアエンジン要素の競争力強化、低燃費化に資する高性能化を実施して、実機形態・実作動環境での実証試験、ならびに関連要素試験や優位性評価のためのデータを取得し、目標エンジンのシステム評価を行い、エンジンシステム特性向上技術を習得する。

##### イ. 耐久性評価技術

寿命制限部品および高温部品について、材料特性取得試験等によりデータベース蓄積を図り、高温環境試験等の実施により耐久性を確認し、耐久性評価に関わる技術を構築する。

##### ウ. 耐空性適合化技術

型式承認取得においてクリティカルな部位の機能について、モデル試験等により構造解析手法等耐空性適合化に関わる技術を構築する。

#### (2) 市場・技術動向調査

国内外のエアライン、機体メーカー等への調査あるいは情報交換を通じて、対象とするエンジン/機体の市場性、技術動向、規制動向等を調査する。

### 3. 達成目標

第2期のエンジン基本設計結果ならびに市場・技術動向に基づいて、関連要素の高性能化技術開発を実施するとともに、目標エンジンの設計を行い、コアエンジン要素の実証試験を実施し、得られた試験データ等により、エンジン仕様目標値達成の見通しを得ることを目標とする。

#### [エンジン仕様目標値]

##### (1) 直接運航費用の削減（エンジン寄与分）

現在運行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%削減可能なエンジン仕様であること。

##### (2) 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

# 「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

事後評価

【公開】

添付資料

技術戦略マップ

(技術ロードマップ除き)

技術ロードマップ部分は、経済産業省ホームページからアンケートに答えることにより、入手できます。

[http://www.meti.go.jp/policy/economy/gijutsu\\_kakushin/kenkyu\\_kaihatu/str2010.html](http://www.meti.go.jp/policy/economy/gijutsu_kakushin/kenkyu_kaihatu/str2010.html)

# 航空機分野

## (航空機産業の成長の可能性)

世界の航空機産業は約 50 兆円、家電の 6 倍以上という規模を有するのみならず、民間航空機数では年率 4%の成長と今後 20 年間で約 2 万 6 千機（約 300 兆円）の市場規模が見込まれている。歴史的に、防衛航空機産業と民間航空機産業はともに発展してきたが、昨今、国防予算は世界的には抑制的な傾向にあり、航空旅客に支えられた民間航空機需要による発展が特に期待されている状況にある。

しかしながら、自動車や家電の市場で欧米と互角以上の競争力を有する現状に比べれば、次世代産業の中で中核的な役割を果たす航空機産業において、我が国産業は潜在力を十分に発揮しておらず、我が国航空機産業の成長の可能性は大きいものと考えられる。

## (製造業を支える基幹産業)

航空機は、自動車の 100 倍、約 300 万点の部品からなり、大手重工メーカーの一次下請けが約 1,200 社、従業員約 2 万人に上るなど、広い裾野産業を伴う。また技術的にも、低温・高温等の極限環境でも自動車の 100 分の 1 の故障率など高い信頼性を求められるため、要素技術からシステム技術まで、様々な領域における先端技術に支えられている。また、民間航空機と防衛航空機の共通性のため、航空機に係る産業・技術基盤は、防衛産業・技術基盤としての側面も有し、安全保障の観点からも維持・育成が重要である。

## (世界における航空機産業の構造の変化)

航空機産業においては、ボーイングやエアバスといった航空機メーカーによる単独の全機の開発に個々の部品サプライヤーが協力する旧来の形から、主翼、胴体、装備品（システム）といったサブシステム毎に 1st Tier サプライヤーを開発段階から参加させ、それらにサブシステム内のインテグレーションを任せつつ、自らはサブシステムを繋ぐ全機インテグレーションに集中するというやり方が趨勢になっている。さらに、航空機メーカーや 1st Tier サプライヤーは、部品・素材、装備品の調達にあたり、国外からの調達や国外への投資も含めた選択肢の中から最適な調達先、調達方法を選定している。このように、航空機のサプライチェーンは全世界的かつ階層的な構造へと大きく変化しつつある。

## (世界的な環境規制の強化と石油価格の高騰)

航空機産業を巡る大きな構造変化の要因の一つは環境問題である。現在、国際民間航空機関（ICAO）において、騒音規制や NOx 規制が強化されたことに加え、国際航空分野における燃料消費効率ベースのグローバル目標として、2050 年まで年平均 2%改善という目標が設定されるなど地球温暖化対策に関する議論が進んでいる。

また、近年の原油価格の高騰により、低燃費航空機へのニーズが高まっている。これらの観点から、環境性を高めるための技術開発がより重要となってくる。

## (国産旅客機プロジェクトの進展)

こうした中、国内外で着実に成長が見込まれる市場を対象とした国産小型ジェット旅客機の開発である MRJ プロジェクトが進行中であり、2008 年 3 月の事業化決定を受けて、本格的な開発が始まったところ。

## 航空機分野の技術戦略マップ

### I. 導入シナリオ

#### (1) 航空機分野の目標と将来実現する社会像

我が国の強みである部品・素材技術を活かした機体の全機開発を我が国メーカーが行うことは、我が国の部品・素材メーカーにとっても、部品・素材の採用等を通じて技術的競争力や信頼性を獲得する絶好の機会であり、これは、将来の国際共同開発において我が国部品・素材産業の役割を維持・拡大することにも繋がると期待される。

一方、我が国部品・素材メーカーがその技術的水準を向上させることは、我が国主導の民間機開発の実現や国際共同開発における役割の拡大をする上で不可欠であり、以下の3つの方向性はそれぞれが相互補完的な関係にある。

##### ①我が国主導の民間機開発の実現

- ・ 我が国の強みである部材・素材技術を先進的に利用するとともに、これまで国際共同開発等で培ってきた技術力を活かし、高い競争力を実現する。
- ・ 今後、高い需要が見込まれる小型機（リージョナルジェットやビジネスジェット機）において、我が国主導の民間機の開発を実現する。
- ・ 防衛省機の開発機会を活かし民間機への転用を図る。
- ・ エンジンについて、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など我が国主導のエンジンの開発を進める。

##### ②国際共同開発における役割の拡大

- ・ 今後の国産旅客機の開発を通じて高めた部材・素材の高い技術力を活かし、国際共同開発における役割を一層拡大する。
- ・ ボーイング社等との国際共同開発に主要なプレーヤーとして引き続き役割を維持・拡大する。特に、短期・中期的には2020年頃から開発が始まると見込まれる150席クラス後継機の開発において主要な地位を占めることを目指す。
- ・ エンジンの国際共同開発においては、新方式のエンジンの動向も視野に入れつつ、必要な要素技術を獲得し、質の面でもより高度な役割を担うこと。
- ・ 長期的には、将来見込まれるSSTの国際共同開発においても、我が国産業界が重要な役割を果たす。

##### ③部品・素材産業の一層の高度化

- ・ 現在でも世界トップクラスにある部品・素材産業の一層の高度化を図り、世界的に主要な地位・役割を保持する。
- ・ 複合材料技術等の分野において技術開発競争に伍していくために、産学官連携

の強化を図り、総合力強化に向けた取り組みを目指す。また、航空機メーカーと素材メーカーの連携により、省資源・高品質な最先端素材の実現等を目指す。

- ・ 米国 NextGen や欧州 SESAR を見据え、我が国の航空機の運航環境の向上を目指す。

## (2) 研究開発支援の取組

航空機関連技術の高度化は、我が国の産業基盤全体の高度化につながるとともに、航空機産業から他の輸送機器などへの技術波及効果も大きく、国の投資による費用対効果が大きい。

また、航空機分野においては極限状態における高い信頼性が求められるため、技術的課題の難易度が高く、産業の特性として開発から販売、収益までに長期間を要するため、投資回収期間が非常に長いため、ビジネス上の大きなリスクが存在する。

さらに、諸外国では航空機産業を戦略的産業として位置づけ、積極的に支援を行っている。特に、近年は欧米・ブラジル等に加え、中国・ロシア等も航空機産業拡充に向けた本格的な取組を進めている。また、複合材料技術分野では、素材技術、成形プロセス技術、組立技術等を統合した総合力による技術競争の時代に突入しており、欧米では、国の主導による大規模な産学官連携による、総合的な複合材料技術開発体制を構築している。

このため、我が国においても、航空機分野での最先端基盤的技術の研究開発は、長期的なビジョンを持ちつつ、重点的に支援すべき技術について、航空機を対象とした研究開発支援策、及び広く産業技術を対象とした研究開発支援策のうち航空機関連技術にも裨益するものを組み合わせながら、支援を行い、上述の方向性を目指すことが重要である。

## (3) 関連施策の取組

〔人材育成〕

- ・ 大学から有用な人材を航空機産業に迎えるとともに、開発から次期開発までのサイクルの長い航空機産業において継続的に人材を育成することが重要である。

〔他省庁との連携〕〔産学官連携〕

- ・ 防衛省機の民間転用やバイオ燃料の推進等の航空機産業の施策を推進するにあたっては、必要に応じて、文部科学省、国土交通省、防衛省等との関係省庁や産学官の連携を推進していく。
- ・ 国の研究機関は、民間企業との連携による研究開発、航空機関連の試験設備の整備、供与、技術移転等を通じて、我が国航空機産業の発展を促進することが重要であるという認識を踏まえた検討を行った上で、必要な施策を講ずることが重要である。
- ・ 効率的な研究開発や生産に向けたインセンティブ等を通じて我が国の航空機産業・技術基盤の維持・育成にも資する防衛調達・研究開発が実現するよう、引き続き関係省庁と連携する。

## 〔その他〕

- ・ 我が国航空機産業の技術開発や製造を支える産業インフラの整備を目指す。
- ・ MRJ の全機開発は、我が国として全機インテグレーション技術を獲得するという意義にとどまらず、国内航空機メーカーが部品・素材産業とともに、最新の技術に関する必要なデータを蓄積しつつ型式承認を取得するプロセスを経験することによって、その後の国際共同開発等に参加するに当たっての競争力を身につけるといふビジネス上の意義も有する。
- ・ 地域における産学官の連携・中小企業連携等を通じた裾野産業の拡大を図る。
- ・ 我が国の技術が生かされるような国際ルールづくりに積極的に寄与する。
- ・ 航空機においては、機体の使用期間が 20～30 年と長く、維持に係るコストやサービス品質が重要な要素であることから、自動認識技術の活用等を通じた整備業務等における効率化や高付加価値化を目指す。

**Ⅱ. 技術マップ****(1) 技術マップ**

航空機分野における技術マップの作成に当たっては、以下のように航空機分野の技術課題を①材料・構造技術、②空力技術、③装備品（システム）技術、④エンジン要素技術、⑤全機インテグレーション技術の 5 つに分類して整理した。

なお、超音速機開発については、用いられる個々の要素技術が極めて高い水準を要求されることから、各要素技術に分解して整理した。

**(a) 中核的要素技術**

- ①「材料・構造技術」：地球温暖化問題の顕在化や燃料価格高騰といった環境変化によって重要性が増している省エネ用炭素繊維複合材技術や、複合材適用拡大の趨勢に伴って必要となる、複合材の高度成形技術や信頼性向上技術等。
- ②「空力技術」：騒音低減等による環境適合性向上、空力特性向上等による安全性向上、燃費低減効果が大きい空力抵抗の軽減のための設計技術及びそれを可能とする先進的な CFD 等の解析技術、高度な風洞試験技術・計測技術等。
- ③「装備品（システム）技術」：安全性向上のためのパイロット支援技術、次世代航空交通システムに加え、低公害、低燃費、軽量化、信頼性・整備性向上を実現し、国際共同開発における我が国産業の役割拡大に資する装備品技術。
- ④「エンジン要素技術」：以上の様々な要請から、新方式を含めた高性能なエンジンを実現するために重要性の高い、環境適合技術、省化石燃料技術、複合材技術等。

**(b) 機体・エンジン全機開発技術**

- ⑤ 環境適応型小型航空機用エンジン等を実現する技術や、防衛機の民間転用の実現化する技術、将来的な超高速輸送機の実用化に向けた技術のうち、要素技術

ではなく全機インテグレーション技術に分類される技術。

## (2) 重要技術の考え方

航空機産業の技術開発にあたっては、以下の社会ニーズに応えることが特に重要であり、これらの社会ニーズへの対応をすることを通じて国際競争力の向上を図り、3つの方向性の実現を目指す。この社会ニーズの観点から選択した、重要技術については技術マップ中に色分けして表示する。

- ①安全性：航空機の巡航・離着陸時における特殊環境（低温、高荷重等）においても高い信頼性を確保するとともに、発着頻度が増加した際にも高い安全性を確保すること。
- ②環境適合性：CO<sub>2</sub>、NO<sub>x</sub>、騒音等の環境規制への対応を可能とすること。特に、国際的な温暖化対策への議論を踏まえて、CO<sub>2</sub>削減に貢献する技術は重要。
- ③経済性：航空機の低燃費化、製造コスト及びメンテナンスコストの削減等により、航空機のライフサイクルコストを低減し、競争力の向上を可能とすること。

※上記社会ニーズ以外にも航空機利用者の利便性向上や快適性向上等のニーズが考えられる。

## (3) 改訂のポイント

- 技術項目及び重要技術の見直しを行うとともに、各重要技術について「社会的必要性」と「国際競争力」の観点から重要度の評価を行った。

## Ⅲ. 技術ロードマップ

### (1) 技術ロードマップ

技術マップに示した重要技術ごとに、研究開発により達成されるべきスペックを時間軸上に表した。

### (2) 改訂のポイント

- 技術マップの技術項目の見直しに伴い、必要となる修正を行った。



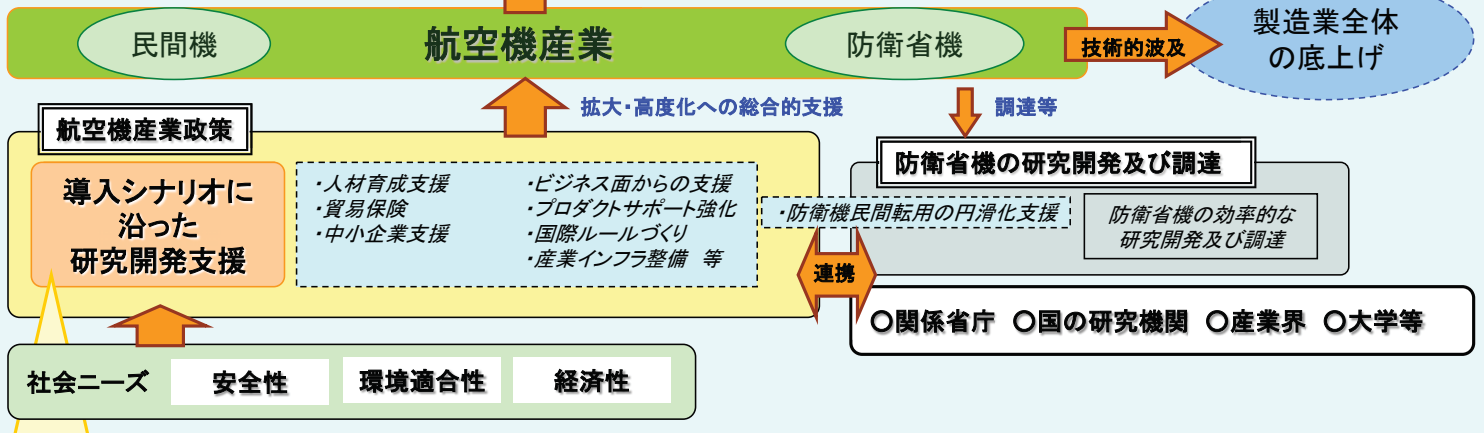
# 航空機産業の高度化への総合的な体制

## 目標

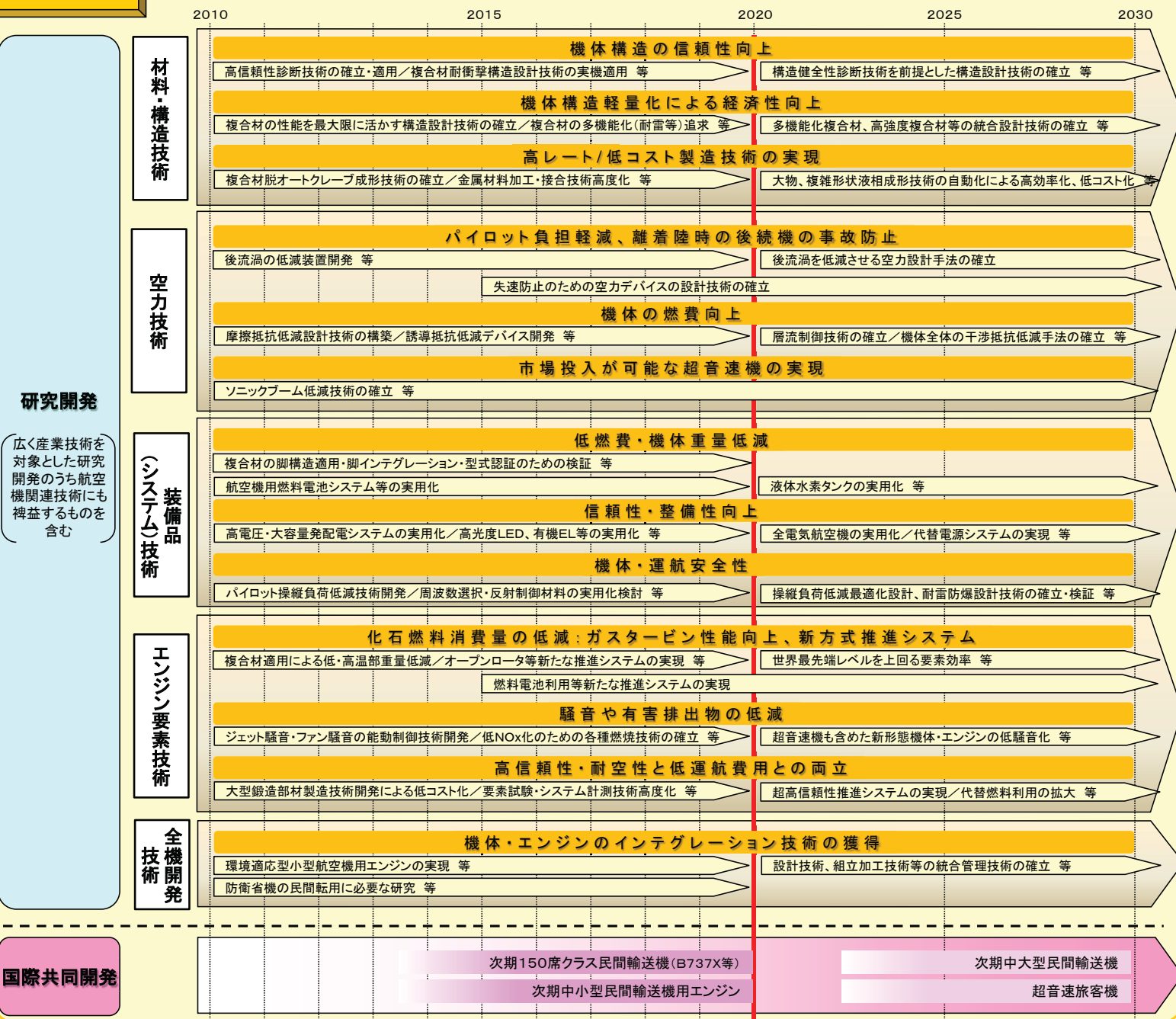
①我が国主導の民間機開発の実現

②国際共同開発における役割の拡大

③部品・素材産業の一層の高度化



## 導入シナリオ



## 研究開発

広く産業技術を対象とした研究開発のうち航空機関連技術にも裨益するものを含む

# 材料・構造技術分野 ー 概要及び課題 ー

## 技術の概要

航空機構造は、構造体として必要な強度、信頼性を確保したうえで、軽量である事、低コストで製造できること、高レートで製造できることが求められる。そのためには、材料を規格化する技術標準化・認証、材料特性を生かし安全性確保や軽量化に寄与する構造設計技術、製造品質を保証し、信頼性を確保する検査技術や構造評価技術、運用中の信頼性を確保するための構造健全性診断技術、修理技術などに加え、高性能な材料を開発する技術、高効率な製造を可能とするプロセス技術が不可欠であり、これらの基盤となる基盤的技術の充実を進め、進める必要がある。

## 国際競争力

- ・炭素繊維複合材は性能、品質の点で先行している。今後材料の高い性能を生かす構造設計技術を高める事で、本分野の優位性を確保することが可能である。
- ・今後必要となる複合材料構造の低コスト製造技術、高レート製造技術に関しては、欧米に先行されており、キャッチアップが急務な状況である。
- ・複合材料開発に関し、欧米では国が主導する産学官連携が構築されており、我が国においても、材料認証・構造強度保証も含め、連携強化による効率的な開発体制の構築が必要である。

## 主要技術課題(1/2)

### 短期課題(~2015頃)

- ✓ 複合材料構造に対する高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の確立
- ✓ 高信頼性システム(センサ装着、修理技術、計測技術)の確立
- ✓ 高信頼性診断技術の確立

- ✓ 非破壊検査データベース、シミュレーションの構築
- ✓ 複合材料修理技術基盤の確立

### 中期課題(~2020頃)

- ✓ 高精度な耐衝撃、耐衝突構造設計技術の実機適用

- ✓ 認証制度の確立、実運用(点検作業)への本技術の適用

- ✓ 非破壊検査技術の高効率化、高精度化技術の確立
- ✓ 複合材料修理技術の強度評価、経年変化評価

### 長期課題(~2030頃)

- ✓ 構造健全性診断技術を前提とした構造設計技術の確立

- ✓ 複合化非破壊検査技術
- ✓ 複合材料修理技術の認証取得、実機適用、長期経年変化評価

対応技術

構造安全設計技術

構造健全性診断技術

点検・修理技術

機体構造の信頼性向上 / (安全性向上、国際競争力)

## 主要技術課題(2/2)

### 短期課題(~2015頃)

✓ 複合材料の性能を最大限に生かす構造設計技術の追求

✓ 複合材料の多機能化(耐雷、帯電防止)、高強度化、高弾性化の追求

✓ 高強度化技術推進

### 機体構造軽量化による経済性向上 / (環境適合性・経済性向上、国際競争力)

✓ 強度メンバと他の機能の統合化による軽量構造様式技術の確立

✓ スマート材料技術 / モーフイング構造技術によるフラッタ特性改善、操舵時荷重低減の実現

✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の規格化、認証取得

✓ 複合材料との組み合わせによる最適構造様式の追及

### 中期課題(~2020頃)

✓ 構造健全性診断技術による構造信頼性確保に基づく軽量設計の追及

✓ 多機能化複合材料、高強度、高弾性化複合材料の統合設計技術確立

✓ 多機能化複合材料、高強度複合材料との最適組み合わせの追及

### 長期課題(~2030頃)

✓ 脱オートクレーブ成形技術、大物、複雑形状液相成形技術の自動化による高効率化、低コスト化追求

✓ ニアネットシェイプ成形の高効率化、低コスト化技術の追求

### 国際協同開発 / 独自開発 / 高レート / 低コスト製造技術の実現 / (経済性向上、国際競争力)

✓ データベースの充実化、高度化

✓ データベースの充実化、高度化、共通的設備の充実、高度化(耐衝突・耐衝撃試験、耐雷試験)

✓ パーチャル材料試験技術の確立

✓ パーチャル構造試験技術の確立

### 対応技術

軽量構造様式技術

空力弾性向上技術

複合材料高性能化技術

金属材料高性能化技術

複合材成形技術

金属材料成形技術

組立コスト削減技術

材料評価技術、標準化、認証技術

構造試験技術、標準化、認証技術

# 空力技術分野 一概要及び課題

## 技術の概要

航空機の開発においては、飛行原理に基づいた最適かつ効率的な機体設計を行わなければならない。その際空力技術は、機体形状により空気が飛行中の機体に働く力を扱う技術であり、機体の性能を左右する技術である。従って、事故防止及びパイロット負担の軽減(安全性向上)、機体及びエンジンの騒音低減(環境適合性向上)、空力抵抗低減による燃費低減(経済性、環境適合性等向上)といった諸課題を解決するための設計技術及び試験技術等の基盤技術の高度化を図る必要がある。

## 国際競争力

- ・CFD(数値流体力学)による解析技術や最適設計技術、ソニックブーム低減技術等については欧米と比べ遜色のないレベルにある。
- ・設計プロセスの知能化など、一部の技術開発においては今後の取組み次第で日本が優位に立てる可能性があるが、実機開発に固有の試験技術等においては、豊富な実績及び検証データの蓄積を有する欧米が先行している。

## 主要技術課題(1/2)

### 短期課題(~2015頃)

✓離着陸時の後続機へ及ぼす後流渦の現象の解明

✓運航方法等による空港騒音低減技術の確立

✓大規模剥離を伴う騒音源の空力騒音解析技術の確立

✓アクティブ・デバイス騒音制御則の確立

### 離着陸時の後続機の事故防止(発着頻度拡大)

✓後流渦の低減装置(翼端板等)開発

✓低騒音降着装置等による空港騒音低減技術開発

✓実在大気乱れを考慮したソニックブームの伝播解析技術の確立

✓アクティブ・フラップ等による騒音低減

### 中期課題(~2020頃)

#### パイロット負担の軽減(事故率低減) / (安全性向上)

✓失速予測のための剥離流/着氷模擬解析技術等の高精度化

✓後流渦の低減装置(翼端板等)開発

✓低騒音降着装置等による空港騒音低減技術開発

✓実在大気乱れを考慮したソニックブームの伝播解析技術の確立

✓アクティブ・フラップ等による騒音低減

### 長期課題(~2030頃)

#### パイロット負担の軽減(事故率低減) / (安全性向上)

✓失速防止のための空力デバイス(ボルテックスジェネレータ、微少フラップ等)の設計技術の確立

✓後流渦を低減させる空力設計手法の確立

✓低騒音高揚力装置、エンジン騒音遮蔽による空港騒音低減技術開発

✓ジェット騒音、境界層騒音等の乱流騒音解析技術の確立

✓モーフイング・フレード等による騒音低減

対応技術

失速防止・回避技術

後流渦低減技術

離着陸騒音低減技術

空力騒音解析技術

ロータ騒音低減技術

# 主要技術課題(2/2)

## 短期課題(~2015頃)

## 中期課題(~2020頃)

## 長期課題(~2030頃)

### 機体の燃費向上 / (環境適合性・経済性向上)

✓巡航時機体形状と離着陸時機体形状の同時最適化

✓主翼等の自然層流域を拡大(摩擦抵抗低減)させる設計技術等の構築

✓誘導抵抗を低減させる翼端デバイスの開発

✓モーフイング技術等を用いた巡航時・離着陸時の空力特性同時最適化

✓吸い込み等による層流制御技術の確立

✓機体全体としての干渉抵抗低減形状の設計手法の確立

対応技術

離着陸特性向上技術

摩擦抵抗低減技術

誘導抵抗・干渉抵抗低減技術

### 市場投入が可能な超音速機の実現 / (環境適合性・経済性向上)

✓ソニックブームの感受性評価手法、許容値設定手法の確立

✓小型超音速機でのソニックブーム低減技術の確立(飛行実証)

✓各種抵抗の低減に加え、重量・コスト等も考慮した機体全体の最適化技術の構築

✓大型超音速機でのソニックブーム低減技術の確立

✓実証機による総合評価

ソニックブーム低減技術

超音速巡航特性向上技術

### 設計コストの低減 / (環境適合性・安全性・経済性向上)

✓設計プロセスの自動化等

✓設計プロセスの知能化

✓空力解析や構造解析等の同時最適化を行う設計システムの構築

最適設計技術

### 解析技術の応用範囲拡大 / (環境適合性・安全性・経済性向上)

✓外乱影響を考慮した空力解析(予測)技術の構築

✓複雑形状に対する空力解析(予測)技術の構築

境界層解析技術

### 試験・計測技術の高度化 / (環境適合性・安全性・経済性向上)

高精度高効率風洞試験技術等

# 装備品(システム)技術分野 一概要及び課題一

## 技術の概要

航空機用装備品の開発においては、航空機の利便性を向上させつつ、安全性、環境適合性、経済性を高度に両立しなければならぬ。その際、先進操縦/コックピットシステム等の飛行安全性向上技術、全電氣化を主体とする低燃費化/整備性向上技術、代替発電/クリーンエネルギー貯蔵等の環境性適合技術、ならびに高い安全性と経済性を両立する設計・製造・試験基盤技術等の高度化を図る必要がある。

## 国際競争力

海外の装備品サプライヤはM&Aを繰り返し巨大な企業に成長してきている。その巨大なビジネスマスを背景にシステム単位で受注してきており、わが国のサプライヤは国際共同開発機においてもビジネス機会が縮小し、技術蓄積の面で不利になる状況が拡大している。さらに、EUでは、航空機の耐環境性改善を戦略的アイテムとし、全電氣式航空機などの研究開発に国家レベルで巨額の予算を投入して推進しており、技術レベルの差がますます増大しつつある。

## 主要技術課題(1/3)

### 短期課題(~2015頃)

✓有害物質/大気汚染物質の代替手段の調査・基礎研究

✓航空機用燃料電池要素技術の開発

✓スマートアクチュエータを用いたFBWシステム技術の実現

### 中期課題(~2020頃)

#### 有害物質の低減 / (環境適合性)

✓有害物質/大気汚染物質の代替手段の実用化研究・評価

#### 低公害(低燃費)の実現 / (環境適合性・経済性)

✓航空機用燃料電池システムの実用化、高圧水素タンクの実用化

#### 機体重量の低減 / (経済性)

✓光アクチュエータを用いたFBL技術の実現

### 長期課題(~2030頃)

✓液体水素タンクの実用化

✓複合材の脚構造部材への量産化技術開発、脚インテグレーション、データ取得及び型式認証のための検証

#### 対応技術

新材料/プロセス適用技術

有害ガス代替技術

代替発電技術

クリーンエネルギー貯蔵技術

軽量材料技術

次世代飛行制御技術

## 主要技術課題(2/3)

### 短期課題(~2015頃)

✓モータ他主要部品の小型化・高性能化技術開発

✓高電圧大容量発・配電システムの要素技術開発

✓高光度LED/有機EL他の要素技術開発

### 中期課題(~2020頃)

✓EMA/EHA、小型空調他の実用化・最適化技術開発

✓高電圧・大容量発電、配電システムの実用化技術開発

✓高光度LED/有機EL他の実用化技術開発

### 長期課題(~2030頃)

✓全電気航空機の実用化

✓代替電源システムの実現

信頼性・整備性の向上 / (安全性の向上、LCCの削減)

機体安全・運航安全性の向上 / (安全性の向上)

✓知的誘導飛行制御技術の開発

✓大型／高輝度表示装置、センサの要素技術開発

✓周波数選択/反射制御材料の要素開発

✓無線ベースの構造モニタリング技術の構築

✓パイロット操縦負荷低減技術の開発(最適自動化、HMI最適化)

✓大型／高輝度表示装置、センサの実用化技術開発

✓周波数選択/反射制御材料の実用化検証

✓降着装置構造へのインテグレーションと実験実証

✓パイロット操縦負荷低減の最適化設計技術の開発

✓パイロットアドバイザリシステムの実用化

✓耐雷防爆設計検証・認証技術確立

✓燃料タンク防爆システムの実用化

✓周波数選択/反射制御材料の実用化検証

✓降着装置構造モニタリング・システムの実用化

対応技術

全電気化技術

発電及び配電装置高効率化技術

灯火装置低消費電力化技術

パイロット支援技術

耐雷防爆技術

通信・航法性能向上技術

ヘルスマニタリング技術

## 主要技術課題(3/3)

### 短期課題(~2015頃)

✓統合化センサ／高性能CO2除去装置の開発

✓薄型軽量防音材の開発

✓能動的消音技術の開発

✓降着装置及び機体構造による空港騒音低減技術手法の開発

✓無線LANを使った機内娯楽システムの電磁干渉状況を確認、実用化の検証

### 中期課題(~2020頃)

運航・機内快適性の向上／(顧客満足度向上)

✓機内空気質向上システムの開発

✓降着装置及び機体構造による空港・機内騒音低減の実験実証

### 長期課題(~2030頃)

✓機内空気質向上システムの実用化開発

✓低騒音対策最適化技術の実用化

✓降着装置及び機体構造による空港・機内騒音低減実用化

✓データリンク等の通信媒体評価  
 ✓マルチプレクシオンの実用化  
 ✓MSAS、GBASの精密進入評価  
 ✓トラジェクトリ管理モデルの開発

✓新情報通信基盤の実用化  
 ✓新監視技術実用化  
 ✓MSAS、GBASの精密進入実用化  
 ✓トラジェクトリ管理実用化

✓無人機安全運航管理システムの実用化

対応技術

空調/与圧装置最適化技術

機内騒音低減技術

離着陸騒音低減技術

客室内情報表示システム技術

次世代航空交通システム技術



# エンジン要素技術分野 — 概要及び課題 —

## 技術の概要

航空エンジンの開発においては、航空機の利便性を向上させつつ、環境適合性、安全性、経済性を高度に両立しなければならぬ。その際、化石燃料消費量低減による経済性および環境適合性向上に資する新方式も含めた高性能化、高温化、軽量化技術とともに、優れた環境適合性を実現する騒音や有害排出物低減技術、ならびに高い安全性と経済性を両立する設計・製造・試験・基盤技術等の高度化を図る必要がある。

## 国際競争力

- ・複合材、耐熱合金等の先進材料の設計・製造技術や、流体、燃焼、構造等の大規模シミュレーション技術については、欧米と比べ遜色の無いレベルにある。
- ・国際共同開発で培った設計・製造・基盤技術、防衛エンジン開発で培ったインテグレーション技術などをベースにした一部の技術開発においては今後の取組み次第で日本が優位に立てる可能性があるが、実機開発・運用の固有技術等においては、豊富な実績及び検証データの蓄積を有し、戦略的に標準化を進めている欧米が先行している。

## 主要技術課題(1/2)

### 短期課題(~2015頃)

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

✓GTF推進システムの実現

✓アクセサリーギアボックスの損失低減

### 中期課題(~2020頃)

#### 化石燃料消費量の低減：ガスタービン推進の性能向上／(経済性、環境適合性)

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

#### 化石燃料消費量の低減：新方式の推進システムの実現／(経済性、環境適合性)

- ✓オープンロータ等新たな推進システムの実現
- ✓エレクトリックエンジン要素技術およびシステム技術の確立

### 長期課題(~2030頃)

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

✓燃料電池利用等新たな推進システムの実現

### 対応技術

- 要素高性能化技術
- 軽量化技術
- 高温化技術
- 冷却高性能化技術

- エンジン高性能化技術
- 高性能制御システム・機器技術

## 主要技術課題(2/2)

### 短期課題(~2015頃)

- ✓翼干渉騒音低減技術の開発
- ✓ジェット騒音の能動制御技術の確立
- ✓低NO<sub>x</sub>化のための各種燃焼技術の確立

### 中期課題(~2020頃)

#### 騒音や有害排出物の低減 / (環境適合性向上)

- ✓ファン騒音の能動制御手法の構築
- ✓ファン/ジェット騒音低減に伴い顕在化する燃焼器・タービンの低騒音化手法の構築
- ✓更なる低排出物化に向けた先進燃焼技術の確立

### 長期課題(~2030頃)

#### 高信頼性 / 耐空性 / 低運航費用との両立 / (環境適合性・安全性・経済性向上)

- ✓部品点数削減、製造・補修技術開発およびシミュレーション活用による低コスト化
- ✓大型鍛造部材製造技術開発による低コスト化
- ✓鳥吸い込み(耐FOD)対応、翼飛散防止(コンテインメント)設計技術の確立
- ✓エンジン・要素の大型設備試験技術の確立

- ✓鍛造/鍛造/加工シミュレーションの高度化
- ✓ものづくり新技術の開発
- ✓フィールドデータを反映した運用・構造信頼性の向上
- ✓エンジン・要素試験・システム計測技術の高度化
- ✓代替燃料利用要素技術の整備

- ✓ものづくり新技術の実用化

- ✓超高信頼性推進システムの実現

- ✓バーチャルシミュレーション技術による推進システム最適化技術の確立

- ✓代替燃料利用の拡大

対応技術

ファン騒音低減技術

ジェット騒音低減技術

燃焼・タービン騒音低減技術

クリーン燃焼技術

低コスト化技術

信頼性向上技術

基盤技術



## 航空機分野の技術マップ (2/5)

重要技術

		社会的必要性				国際競争力					
		環境適合性	安全性	経済性	その他	優位性獲得	優位性維持	新技術開拓			
中核的要素技術	空力技術	基盤技術	解析技術	最適設計技術	○	○	○		○		
				空力特性予測技術	○	○	○		○		
				境界層解析技術	○	○	○		○		
				空力騒音解析技術	○		○		○		
		試験技術	高精度高効率風洞試験技術	○	○	○		○			
			実環境模擬風洞試験技術	○	○	○		○			
			空力計測技術	○	○	○			○		
			空力検証飛行試験技術	○	○	○		○			
		飛行安全性向上技術	パイロット支援技術	状況認識向上技術		○	○		○		
				意思決定支援技術		○			○		
	操縦支援技術				○			○			
	次世代航空交通システム技術		○	○	○	利便性			○		
	耐雷防爆技術			○	○				○		
	通信・航法性能向上技術			○	○				○		
	ヘルスマニタリング技術			○				○			
	経済性向上技術		次世代飛行制御システム技術			○		○			
			全電化技術	油圧アクチュエータ電化技術	○	○	○		○		
				空調系統全電化技術	○	○	○		○		
		防水・除水装置電化技術			○	○		○			
		脚システム電化技術			○	○				○	
		推進システム電化技術									
		発電及び配電装置高効率化技術	○		○		○				
	灯火装置低消費電力化技術	○		○		○					
	軽量材料適応技術			○				○			
	環境適合性技術	代替発電技術	○				○				
		クリーンエネルギー貯蔵技術	○					○			
		新材料/プロセス適用技術	○						○		
		有害ガス代替技術									
	機内快適性向上技術	空調/与圧装置最適制御技術	○		○	快適性			○		
		機内騒音低減技術	○		○	快適性	○				
客室内情報システム技術											
エンジン要素技術	低騒音化技術	ファン騒音低減技術	傾斜静翼/動翼技術	○			快適性		○		
			最適吸音材設計技術	○			快適性	○			
			翼列干渉音CFD予測技術	○			快適性		○		
			最適ナセル形状設計/製造技術	○			快適性	○			
			バズソー音CFD予測技術/ 広帯域音CFD予測技術								
			能動制御(流体、音響)技術	○			快適性			○	

## 航空機分野の技術マップ (3/5)

重要技術

	中核的要素技術	エンジン要素技術	低騒音化技術	ジェット騒音低減技術	社会的必要性				国際競争力		
					環境適合性	安全性	経済性	その他	優位性獲得	優位性維持	新技術開拓
				ミキサー技術	○			快適性		○	
				ミキサーエジェクター技術/ 最適耐熱吸音材技術	○			快適性		○	
				ジェット騒音CFD予測技術	○			快適性		○	
				能動騒音制御技術(マイクロジェット等)	○			快適性			○
				燃焼・タービン騒音低減技術	○			快適性	○		
			クリーン燃焼技術	希薄予混合燃焼技術	○		○				○
				燃料過濃燃焼技術	○		○				○
				急速混合燃焼技術	○		○				○
				耐熱ライナー適用技術	○		○				○
				先進燃焼技術	○		○				○
			要素高性能化技術	翼面・壁面損失低減技術	○		○				○
				多段CFD解析技術	○		○				○
				ストール検知・制御技術	○		○				○
				能動的流体制御技術	○		○				○
				低損失ギアシステム技術	○		○			○	
				ベーンレス反転化技術	○		○			○	
			冷却高性能化技術	高性能外部冷却技術	○	○	○			○	
				高性能内部冷却技術	○	○	○				○
				軽量冷却翼技術							
				高性能燃焼器冷却技術	○		○				○
				タービン翼冷却空気温度低減技術	○		○			○	
			高性能化技術	可変サイクルエンジン技術/ 先進エンジン制御技術	○		○				○
				超小型エンジン技術							
				パルス detonation エンジン技術	○		○				○
				予冷・再生・再熱エンジン技術	○		○				○
				エレクトリック・エンジン技術	○		○				○
				燃料電池利用技術	○		○				○
				GTF/オープンローター技術	○		○			○	
				スマートストラクチャ技術/ モーフィング翼技術	○		○				○
				シール技術	○		○			○	
				先進クリアランス制御技術	○		○			○	
			高性能制御システム・ 機器技術	分散制御技術	○		○			○	
				機器間通信技術							
				機器小型化技術							
				耐高温電子素子技術	○		○				○
				スマートセンサー、 同アクチュエータ技術	○		○			○	
				能動制御/エンジン最適化技術	○		○				○

## 航空機分野の技術マップ (4/5)

重要技術

中核的要素技術	エンジン要素技術	高性能化技術	高性能制御システム・機器技術	電動化対応機器技術	社会的必要性			国際競争力				
					環境適合性	安全性	経済性	その他	優位性獲得	優位性維持	新技術開拓	
				電力制御、マネージメント技術	○		○				○	
		高温化技術	耐熱合金技術	単結晶技術	○		○			○		
					先進単結晶技術	○		○			○	
					鍛造合金技術	○		○			○	
					粉末冶金技術							
					先進粉末冶金技術							
					耐熱チタン技術	○		○			○	
					ロータスポーラス金属材料技術							
					金属間化合物技術	○		○			○	
			耐熱複合材技術	セラミック基複合材技術	○		○			○		
					シナジーセラミックス技術							
					カーボン/カーボン複合材技術							
					高分子系耐熱複合材技術	○		○			○	
				モノリシックセラミックス材技術								
				コーティング技術	遮熱/耐酸化コーティング技術、再生可能型コーティング技術	○		○				○
		軽量化技術	複合材設計製造技術	構造部材設計製造技術	○		○		○			
					金属基複合材技術	○		○				○
					超軽量高性能複合材技術							
				軽量合金技術								
				オイルレス化技術	セラミック・ベアリング技術	○	○	○				○
			磁気ベアリング技術		○	○	○				○	
			小型軽量化材料開発		○		○			○		
			サンプ要素潤滑油削減技術		○		○				○	
		信頼性向上技術	運用信頼性向上技術	オンボード・ヘルス・モニタリング技術	○	○			○			
					センサー技術			○		○		
					整備計画最適化技術		○			○		
				部品検査技術	新非破壊検査技術		○		○			
			構造信頼性向上技術	耐FOD設計技術		○			○			
					コンテイメント設計技術		○			○		
					寿命予測技術		○			○		
				有害翼振動回避技術	○	○	○		○			
		低コスト化技術	構造シンプル化技術	高負荷・高揚力化技術	○		○			○		
					ストラット統合型ファン静翼技術	○		○			○	
					反転ファン/圧縮機/タービン技術	○		○		○		
			低コスト製造・補修技術	革新接合技術	○		○				○	
					革新素材技術	○		○				○

## 航空機分野の技術マップ (5/5)

重要技術

		社会的必要性			国際競争力						
		環境適合性	安全性	経済性	その他	優位性獲得	優位性維持	新技術開拓			
中核的要素技術	エンジン要素技術	低コスト化技術	低コスト製造・補修技術	耐摩耗コーティング技術	○	○				○	
				単結晶補修技術	○		○				○
				鋳造/鍛造/ 加工シミュレーション技術	○					○	
				希少金属回収技術	○				○		
		基盤技術	シミュレーション技術	三次元複雑形状CFD技術	○	○	○			○	
				騒音シミュレーション技術、 燃焼シミュレーション技術	○						○
				多目的最適化技術	○	○	○				○
				多分野連成計算技術	○	○	○				○
				バーチャルシミュレーション技術	○	○	○				○
			試験・計測技術	エンジン騒音/着氷/横風/ 水噴射/鳥打込試験技術		○				○	
				エンジン地上/高空性能試験技術		○				○	
				高温・高G環境計測技術		○				○	
				非接触計測技術		○					○
				燃焼計測技術		○					○
				燃焼器要素高温高圧/ 低温低圧試験技術		○					○
				回転要素低速大型試験技術		○				○	
				耐空性評価技術		○				○	
			大型鍛造部材製造技術	大型ディスク材鍛造技術	○					○	
		鋳造部材製造技術	精密鋳造技術	○					○		
		代替燃料技術		○	○	○				○	
		全機インテグレーション技術		機体・エンジンの インテグレーション技術	○	○	○			○	
				工程マネジメント技術	○	○	○			○	
				防衛省機民間転用技術	○	○	○			○	

# 「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」

事後評価

【公開】

添付資料

特許論文リスト



環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の特許リスト(1)  
直接運航費用低減技術(1/2)

NO.	年度	1. 国内 2. 国際	申請(出願)年月日	名称	申請者	会社名(出願人)略	出願番号	出願国(外国)
1	H17FY	2. 国際	2005/11/01	タービン部品	大北洋治	IHI	PCT/JP2005/020080	WO
2	H17FY	2. 国際	2006/01/26	ターボファンエンジン	後藤信也 児玉秀和 水田郁久 宮本佳幸 室岡武	IHI	PCT/JP2006/301206	WO
3	H17FY	1. 国内	2006/02/14	冷却構造	藤本秀 福山佳孝 山根敬 松下政裕 吉田豊明	IHI 東京農工大 JAXA	特願P2006-036810	JP
4	H17FY	1. 国内	2006/03/02	インピンジ冷却構造	藤本秀 大北洋治 福山佳孝 山根敬 松下政裕 吉田豊明	IHI JAXA 東京農工大	特願P2006-056084	JP
5	H18FY	1. 国内	2006/04/17	翼	高橋晃	IHI	特願P2006-113537	JP
6	H18FY	1. 国内	2006/05/26	ターボファンエンジンのファン 動翼	室岡武 水田郁久	IHI	特願P2006-146319	JP
7	H18FY	1. 国内	2006/07/04	ターボファンエンジン	児玉秀和 後藤信也 水田郁久 室岡武	IHI	特願P2006-184207	JP
8	H18FY	1. 国内	2006/09/06	冷却構造	仲俣千由紀	IHI	特願P2006-241787	JP
9	H18FY	1. 国内	2006/11/08	圧縮機静翼と圧縮機動翼	後藤信也 室岡武	IHI	特願P2006-302551	JP
10	H18FY	1. 国内	2006/11/13	フィルム冷却構造	大北洋治	IHI	特願P2006-306538	JP
11	H18FY	1. 国内	2006/12/18	軸流圧縮機の翼列	後藤信也 室岡武	IHI	特願P2006-339433	JP
12	H18FY	2. 国際	2007/02/07	マルチスロット冷却構造	藤本秀 福山佳孝 山根敬 松下政裕 吉田豊明	IHI 東京農工大	PCT/JP2007/052107	WO
13	H18FY	2. 国際	2007/02/26	多段傾斜インピンジ冷却構造	藤本秀 大北洋治 福山佳孝 山根敬 松下政裕 吉田豊明	IHI JAXA	PCT/JP2007/053486	WO
14	H18FY	2. 国際	2007/03/13	フィルム冷却構造	大北洋治	IHI	PCT/JP2007/054910	WO
15	H18FY	2. 国際	2007/03/26	ターボファンエンジンの動翼	室岡武 水田郁久	IHI	PCT/JP2007/056169	WO
16	H18FY	2. 国際	2007/03/27	圧縮機静翼	後藤信也 室岡武	IHI	PCT/JP2007/056371	WO
17	H18FY	2. 国際	2007/03/28	圧縮機動翼	後藤信也 室岡武	IHI	PCT/JP2007/056541	WO
18	H19FY	2. 国際	2007/04/06	ターボファンエンジン	児玉秀和 後藤信也 水田郁久 室岡武	IHI	PCT/JP2007/057744	WO
19	H19FY	1. 国内	2008/01/08	タービン翼の冷却構造	仲俣千由紀 山根敬 福山佳孝 馬場隆弘	IHI JAXA	特願P2008-000912	JP
20	H19FY	1. 国内	2008/03/28	軸流圧縮機のケーシングトリートメント	後藤信也 加藤大	IHI	特願P2008-085557	JP
21	H19FY	1. 国内	2008/03/28	翼回転装置	室岡武 石樽忠寛	IHI	特願P2008-085078	JP
22	H19FY	1. 国内	2008/03/31	光学式パイロメータ	廣西伸幸 増田和裕 北原明生 武田繁	IHI IHIエスケープ	特願P2008-092529	JP
23	H19FY	1. 国内	2008/03/31	ジェットエンジン	高橋晃	IHI	特願P2008-094256	JP
24	H19FY	1. 国内	2008/03/31	ジェットエンジン	高橋晃	IHI	特願P2008-094276	JP
25	H20FY	1. 国内	2008/06/03	タービン流路面のフィルム冷却構造	大北洋治 仲俣千由紀	IHI	特願P2008-145339	JP
26	H20FY	2. 国際	2009/01/08	冷却促進粗さ要素を持つタービン冷却構造	仲俣千由紀 山根敬 福山佳孝 馬場隆弘	IHI JAXA	PCT/JP2009/050113	WO
27	H20FY	1. 国内	2009/02/16	タービンの設計方法及びタービン	大北洋治	IHI	特願P2009-032880	JP
28	H20FY	1. 国内	2009/03/13	動翼の固定装置、翼回転装置及び翼回転装置の組立方	室岡武	IHI	特願P2009-061559	JP
29	H20FY	1. 国内	2009/03/18	タービン翼	高橋晃 尾尾伸也 田村崇	IHI	特願P2009-066324	JP
30	H21FY	1. 国内	2009/07/15	ガスタービンの動翼冷却構造	高橋晃	IHI	特願P2009-167155	JP
31	H21FY	1. 国内	2009/08/19	動翼の固定装置、翼回転装置及び翼回転装置の組立方	室岡武	IHI	特願P2009-190157	JP
32	H21FY	1. 国内	2009/10/27	ジェットエンジン用圧縮機及びジェットエンジン	加藤大 加藤大	IHI	特願P2009-246906	JP
33	H21FY	1. 国内	2009/12/15	翼構造体及びブレードリング	室岡武	IHI	特願P2009-283850	JP

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の特許リスト(1)  
直接運航費用低減技術(2/2)

NO.	年度	1. 国内 2. 国際	申請(出願)年月日	名称	申請者	会社名(出願人)略	出願番号	出願国(外国)
34	H21FY	1. 国内	2010/03/08	軸流圧縮機及びガスタービンエンジン	加藤大 ハロキョーム	IHI	特願P2010-050612	JP
35	H21FY	1. 国内	2010/03/12	軸流圧縮機及びガスタービンエンジン	加藤大 ハロキョーム	IHI	特願P2010-055923	JP
36	H22FY	1. 国内	2010/09/15	軸流圧縮機及びガスタービンエンジン	ハロキョーム 大桐邦夫	IHI	特願P2010-206765	JP
37	H23FY	1. 国内	2011/11/08	インピンジ冷却機構、タービン翼及び燃焼器	大北洋治 仲俣千由紀 山根敬 福山佳孝	IHI JAXA	特願P2011-244727	JP
38	H24FY	1. 国内	2012/05/25	圧縮機動翼	後藤信也 室岡武	IHI	特願P2012-119553	JP
39	H24FY	2. 国際	2012/11/07	インピンジ冷却機構、タービン翼及び燃焼器	大北洋治 仲俣千由紀 山根敬 福山佳孝	IHI	PCT/JP2012/078867	WO

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の特許リスト(2)  
環境適応技術(1/2)

NO.	年度	1. 国内 2. 国際	申請(出願)年月日	名称	申請者	会社名(出願人)略	出願番号	出願国(外国)
1	H17FY	1. 国内	2005/11/18	ガスタービン燃焼器の冷却構造	中江 友美	MHI	特願2005-334022	JP
2	H17FY	1. 国内	2005/11/29	ターボ形流体機械の静翼列	土屋直木	IHI	特願P2005-343701	JP
3	H17FY	1. 国内	2005/12/13	ガスタービンエンジンの燃料噴霧装置	小田 剛生 二宮 弘行 緒方 秀樹	KHI	特願2005-358357	JP
4	H17FY	1. 国内	2006/03/23	燃焼器用バーナ及び燃焼方法	廣光永兆 細井潤 藤井篤之 齋藤司 ディアクリーヒ 佐藤順一	IHI	特願P2006-080881	JP
5	H18FY	1. 国内	2006/04/07	軸流流体装置及び翼	土屋直木	IHI	特願P2006-106158	JP
6	H18FY	1. 国内	2006/05/31	軸流流体装置	土屋直木	IHI	特願P2006-151514	JP
7	H18FY	2. 国際	2006/11/24	ターボ形流体機械の静翼列	土屋直木 出田武臣	IHI	PCT/JP2006/323415	WO
8	H18FY	1. 国内	2006/12/18	ジェット噴流排気ノズル及びジェットエンジン	大庭芳則 大石勉	IHI	特願P2006-340066	JP
9	H18FY	1. 国内	2007/02/15	ガスタービンエンジンの燃焼器	小田、堀川、 緒方	KHI	特願2007-35208	JP
10	H18FY	1. 国内	2007/02/15	ガスタービンエンジンの燃焼器	小田、堀川、 緒方	KHI	特願2007-35209	JP
11	H19FY	1. 国内	2007/02/28	燃料ノズル装置、ガスタービンおよび燃料ノズル装置の制御方法	三宅慶明	MHI	特願2007-050016号 特許第4495179号	JP
12	H18FY	2. 国際	2007/03/05	軸流流体装置及び翼	土屋直木	IHI	PCT/JP2007/054231	WO
13	H18FY	2. 国際	2007/03/08	急速混合燃焼装置	廣光永兆 細井潤 藤井篤之 齋藤司 ディアクリーヒ 佐藤順一	IHI	11/683,614	US
14	H19FY	1. 国内	2007/04/05	ガスタービンエンジンの燃焼装置	小田、緒方	KHI	特願2007-99589	JP
15	H19FY	2. 国際	2007/04/19	軸流流体装置	土屋直木	IHI	PCT/JP2007/058549	WO
16	H19FY	1. 国内	2007/05/30	ガスタービンエンジンの燃焼装置	緒方	KHI	特願2007-144183	JP
17	H19FY	1. 国内	2007/05/30	ガスタービンエンジンの燃焼装置	緒方、小林、 永留	KHI	特願2007-144184	JP
18	H20FY	1. 国内	2008/05/28	ガスタービン燃焼器の入口ディフューザ	永井清之 廣光永兆 ディアクリーヒ	IHI	特願P2008-138891	JP
19	H20FY	1. 国内	2008/05/30	バーナ	藤井篤之 廣光永兆 ディアクリーヒ 齋藤司	IHI	特願P2008-143328	JP
20	H20FY	1. 国内	2008/06/19	燃焼器	廣光永兆 ディアクリーヒ 藤井篤之	IHI	特願P2008-160114	JP
21	H20FY	1. 国内	2008/08/22	熱交換隔壁	三宅慶明	MHI	特願2008-214649号	JP
22	H21FY	1. 国内	2009/04/02	ガスタービンの燃焼器	ディアクリーヒ 廣光永兆	IHI	特願P2009-090433	JP
23	H22FY	1. 国内	2010/04/09	ジェット噴流ノズル及びジェットエンジン	大庭芳則 大石勉 田中望 楠田真也	IHI	特願P2010-090480	JP
24	H22FY	1. 国内	2010/07/28	燃焼器	廣光永兆	IHI	特願P2010-169312	JP
25	H22FY	2. 国際	2010/10/20	ジェット騒音低減用デバイス	田中望 大庭芳則 大石勉	IHI	PCT/JP2010/068471	WO
26	H22FY	1. 国内	2010/12/27	ガスタービンエンジン用燃焼器の燃焼ガスのサンプリング	小林、山田	KHI、JAXA	特願2010-289125	JP
27	H22FY	1. 国内	2011/01/05	熱交換隔壁	三宅慶明	MHI	特願2010-525704号	JP
28	H22FY	2. 国際	2011/01/05	熱交換隔壁	三宅慶明	MHI	PCT/JP2009/064571	米、カナダ、欧州
29	H22FY	2. 国際	2011/01/05	熱交換隔壁	三宅慶明	MHI	PCT/JP2009/064571 ロシア2464516	ロシア
30	H22FY	1. 国内	2011/01/07	エンジン排気ノズル及び航空機エンジン	大庭芳則 楠田真也 大石勉	IHI	特願P2011-002283	JP
31	H23FY	1. 国内	2011/04/06	冷却構造、ガスタービン用燃焼器、及び冷却構造の製造	三宅慶明	MHI	特願2011-084562号	JP
32	H23FY	2. 国際	2011/04/06	冷却構造、ガスタービン用燃焼器、及び冷却構造の製造	三宅慶明	MHI	13/3241594	米
33	H23FY	2. 国際	2011/04/06	冷却構造、ガスタービン用燃焼器、及び冷却構造の製造	三宅慶明	MHI	11182651.7	欧州
34	H23FY	1. 国内	2011/08/11	ガスタービン性能推定装置	古川洋之 木村麻衣	IHI	特願P2011-175951	JP
35	H23FY	1. 国内	2011/11/08	バーナ及び燃焼器	廣光永兆 井出智広	IHI	特願P2011-244543	JP
36	H23FY	1. 国内	2011/11/11	RQL方式の低NOx燃焼器	廣光永兆 井出智広	IHI	特願P2011-247617	JP

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の特許リスト(2)  
環境適応技術(2/2)

NO.	年度	1. 国内 2. 国際	申請(出願)年月日	名称	申請者	会社名(出願人)略	出願番号	出願国(外国)
37	H23FY	1. 国内	2012/02/28	バーナ及びこのバーナを備えたガスタービン燃焼器	廣光永兆	IHI	特願P2012-041193	JP
38	H23FY	1. 国内	2012/03/29	切欠き係数の決定方法	山下洋一	IHI	特願P2012-075949	JP
39	H24FY	1. 国内	2012/05/15	RQL方式の低NOx燃焼器	廣光永兆	IHI	特願P2012-111519	JP
40	H24FY	1. 国内	2012/05/22	バーナ及びガスタービン燃焼器	井出智広 廣光永兆	IHI	特願P2012-116264	JP
41	H24FY	1. 国内	2012/07/26	エンジンダクト及び航空機エンジン	楠田真也 大庭芳則	IHI	特願P2012-165652	JP

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の特許リスト(3)  
エンジンシステム技術(1/1)

NO.	年度	1. 国内 2. 国際	申請(出願)年月日	名称	申請者	会社名(出願人)略	出願番号	出願国(外国)
1	H17FY	1. 国内	2006/03/13	ファンブレードの保持機構	岡 尚志	IHI	特願P2006-067623	JP
2	H17FY	1. 国内	2006/03/13	ファンブレードの保持機構	岡 尚志	IHI	特願P2006-067620	JP
3	H17FY	1. 国内	2006/03/14	ファンのタブテール構造	藤村哲司	IHI	特願P2006-068518	JP
4	H17FY	1. 国内	2006/03/14	ファンのタブテール構造	藤村哲司	IHI	特願P2006-068517	JP
5	H18FY	2. 国際	2007/02/28	ファンのダブテール構造	藤村哲司	IHI	11/679,985	US
6	H18FY	2. 国際	2007/02/28	ファンのダブテール構造	藤村哲司 岡尚志	IHI	11/680,010	US
7	H18FY	2. 国際	2007/03/13	Blade Dove tail Retainer	岡尚志	IHI	PCT/JP2007/054876	WO
8	H18FY	2. 国際	2007/03/13	Blade Retainer 組付け構造	岡尚志	IHI	PCT/JP2007/054871	WO
9	H18FY	2. 国際	2007/03/27	ファン動翼構造	藤村哲司	IHI	PCT/JP2007/056318	WO
10	H20FY	1. 国内	2008/11/05	平均応力評価パラメータの算出方法	中村寛 山下洋一	IHI	特願P2008-284065	JP
11	H20FY	1. 国内	2009/01/30	微小欠陥部材の疲労強度下限値の評価方法	山下洋一	IHI	特願P2009-020684	JP
12	H20FY	1. 国内	2009/01/30	微小欠陥部材の寿命評価方法	山下洋一	IHI	特願P2009-020685	JP
13	H21FY	1. 国内	2009/06/09	動翼保持構造	黒木博史 梶原林太郎	IHI	特願P2009-138234	JP
14	H21FY	1. 国内	2009/06/10	ディフューザ	長尾隆央	IHI	特願P2009-139079	JP
15	H21FY	1. 国内	2009/09/07	低サイクル疲労特性の推定方法及び装置	中村寛	IHI	特願P2009-206266	JP
16	H22FY	1. 国内	2010/07/09	修理方法及び一体型翼車	菅野孝彦 若林元	IHI	特願P2010-156878	JP
17	H22FY	2. 国際	2010/08/09	省レニウム単結晶超合金	青木祥宏 佐藤彰洋	IHI	PCT/JP2010/063486	WO
18	H22FY	1. 国内	2010/08/16	可動ベーン駆動機構	中村賢治	IHI	特願P2010-181545	JP
19	H24FY	1. 国内	2012/06/06	マルエージング鋼	田中勇太 遊佐覚 高橋聡 山根功士朗 佐々木厚太 中野渡功 植田茂紀 木村永 高林宏之	IHI 大同特殊鋼株	特願P2012-128480	JP
20	H24FY	1. 国内	2012/06/06	マルエージング鋼	田中勇太 山根功士朗 高橋聡 遊佐覚 佐々木厚太 植田茂紀 高林宏之 木村永	IHI 大同特殊鋼株	特願P2012-128501	JP

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(1/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
1	H16FY	H16.10	高負荷ディフューザパッ セージ圧縮機の技術検 討	第32回ガス タービン定期 講演会(高 知)	日本ガスター ビン学会	IHI	室岡 武	今成邦之 加藤大 後藤信也 児玉秀和	2.査読 のない 原著論 文	1.口頭 発表あり	1.国内
2	H16FY	H16.11	小型エコエンジン用ファン・圧縮機の開発	翼列研究会	IHI	IHI	室岡 武	児玉秀和 水田郁久 加藤大 後藤信也	2.査読 のない 原著論 文	1.口頭 発表あり	1.国内
3	H16FY	H17.01	Design of an advanced Transonic Fan Rotor	第45回航空 原動機・宇宙 推進講演会	日本航空宇 宙学会	IHI	後藤信也	児玉秀和 山脇るり子 水田郁久 室岡武 宮本佳幸	2.査読 のない 原著論 文	1.口頭 発表あり	2.国際
4	H17FY	H17.06	FILM COOLING FOR SLOT INJECTION IN SEPARATED FLOWS	ASME Turbo Expo 2005	ASME	IHI	大北洋治	仲俣千由紀	1.査読 のある 原著論 文	1.口頭 発表あり	2.国際
5	H17FY	H17.06	SPATIAL ARRANGEMENT DEPENDANCE OF COOLING PERFORMANCE OF AN INTEGRATED IMPINGEMENT AND PIN FIN COOLING	ASME Turbo Expo 2005	ASME	IHI	仲俣千由紀	大北洋治	1.査読 のある 原著論 文	1.口頭 発表あり	2.国際
6	H17FY	H17.09	高圧-低圧タービン間の 流動現象に関する数値 的研究	第33回ガス タービン定期 講演会(伊勢 市)	日本ガスター ビン学会	IHI	浜辺正昭	山脇るり子 濱崎浩志 谷光玄行	2.査読 のない 原著論 文	1.口頭 発表あり	1.国内
7	H17FY	H17.10	航空機エンジン用パイパ スタクトに関する研究	翼列研究会	東理大	IHI	室岡 武	水田郁久 伊沢 将人	2.査読 のない 原著論 文	1.口頭 発表あり	1.国内
8	H17FY	H17.11	Numerical Investigation of the Effects of a Counter-Rotating LP Turbine on a Interaction between a HP and the LP Turbine	Asian Congress on Gas Turbines 2005	日本ガスター ビン学会、韓 国流体機械 協会	IHI	浜辺正昭	山脇るり子 濱崎浩志 谷光玄行	1.査読 のある 原著論 文	1.口頭 発表あり	2.国際
9	H17FY	H18.01	航空エンジンの冷却技術 の最新動向	2005年度ガ スタービンセ ミナー	日本ガスター ビン学会	IHI	大北洋治		5.口頭 発表の み	1.口頭 発表あり	1.国内
10	H17FY	H18.5	FILM EFFECTIVENESS PERFORMANCE OF AN ARROWHEAD-SHAPED FILM COOLING HOLE GEOMETRY	ASME Turbo Expo 2006	ASME	IHI	西浦正和	大北洋治	1.査読 のある 原著論 文	1.口頭 発表あり	2.国際
11	H19FY	H19.07	エコエンジンのCFD ーナセル部抵抗 及び ジェットミキシングの評	JAXA中間評 価委	JAXA	IHI	大庭芳則		5.口頭 発表の み	1.口頭 発表あり	1.国内
12	H19FY	H19.09	Study on Visualization of Cooling Airflow in a Turbine Nozzle with Multiple Slot Cooling Configuration	9th International Symposium on Fluid Control, Measuremen t, and Visualization( FLUCOME 2007)	FLUCOME20 07実行委員 会	IHI	大北洋治	藤本秀	1.査読 のある 原著論 文	2.口頭 発表なし	2.国際
13	H19FY	H19.09	Recent Progress in the Research on Advanced Cooling Technologies for a Next-Generation Aero-Engine	ISABE2007	American Institute of Aeronautics and Astronautics	IHI	仲俣千由紀	大北洋治	1.査読 のある 原著論 文	2.口頭 発表なし	2.国際
14	H19FY	H19.09	Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor	18th ISABE Conference, Beiling, China	ISABE	IHI	室岡武	後藤信也 水田郁久 児玉秀和	5.口頭 発表の み	1.口頭 発表あり	2.国際
15	H19FY	H19.09	シンプル・高性能化技術 (圧縮機)	石川島播磨 技報	石川島播磨 技報 (第47巻3号)	IHI	加藤大	後藤信也 若林元 落合宏行	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
16	H19FY	H19.09	Performance Improvement of HP and LP Turbine in ECO	ISABE2007	AIAA	IHI	濱崎浩志	谷光玄行 三橋克則 浅海典男	5.口頭 発表の み	1.口頭 発表あり	2.国際

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(2/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
17	H19FY	H19.09	インテリジェント化技術	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第47巻3号9月号)	IHI	中北智文	川住明生 廣西伸幸	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
18	H19FY	H19.09	シンプル高性能化技術 (タービン)	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第47巻3号9月号)	IHI	谷光玄行	仲俣千由紀 藤本秀 青木祥宏	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
19	H19FY	H19.09	シンプル低NOx化技術	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第47巻3号9月号)	IHI	細井潤	廣光永兆 ディアクリューエル マン 佐藤順一	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
20	H19FY	H19.09	シンプル・高性能化技術 (ファン)	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第47巻3号9月号)	IHI	水田郁久	室岡武 後藤信也 児玉秀和	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
21	H19FY	H19.09	Low Noise Research and Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft	XVIII ISABE 2007	ISABE	IHI	大庭芳則	大石勉 小河原和人	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
22	H19FY	H19.09	ディフューザバypass 圧縮機の空力性能に及 ぼす通路拡大方式の影	第35回ガスタービン 定期講演会	日本ガスタービン 学会	IHI	加藤大	後藤信也 大桐邦夫 児玉秀和	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	1.国内
23	H19FY	H19.12	Improvement of Film Effectiveness by Alternative Hole Shaping	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン 学会	IHI	大北洋治	西浦正和	1.査読 のある 原著論文	2.口頭 発表なし	2.国際
24	H19FY	H19.12	Development of Diffuser Passage Compressor for Improved Performance Robustness against Tip- Clearance Flows	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン 学会	IHI	加藤大	後藤信也 室岡武 児玉秀和	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
25	H19FY	H19.12	New Concept Design and Development of an Advanced Transonic Fan Rotor	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン 学会	IHI	室岡武	後藤信也 水田郁久 児玉秀和	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
26	H19FY	H19.12	Performance Improvement of HP and LP Turbine in ECO Engine	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン 学会	IHI	濱崎浩志	谷光玄行 三橋克則 高橋晃	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
27	H19FY	H19.12	Simple Low NOx Combustor Applying Cross Jet Swirler	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン 学会	IHI	廣光永兆	佐藤順一 細井潤 ディアクリューエル マン	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
28	H19FY	H20.01	高バイパス比ファンの空 力設計技術	第36回ガスタービン セミナー	日本ガスタービン 学会	IHI	室岡武		5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	1.国内
29	H19FY	H20.01	航空機用ガスタービンの 燃焼技術(NOxの低減)	第36回ガスタービン セミナー	日本ガスタービン 学会	IHI	細井潤		5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	1.国内
30	H19FY	H20.01	小型エコエンジンプロ ジェクト技術紹介	小型エコエンジン プロジェクト技術紹介 セミナー	LBL, Stanford, MIT, Dayton Univ, Cincinnati	IHI	大庭芳則		5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	2.国際
31	H19FY	H20.02	小型航空機のジェットエ ンジン用燃焼器の低Nox 化技術	あいえいちあい 2008年2 月号	IHI	IHI	廣光永兆		3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	1.国内
32	H19FY	H20.02	Development of Simple and High-Performance Technology for Compressors	IHI Vol.41 NO.1 February 2008	IHI技報	IHI	加藤大	後藤信也 若林元 落合宏行	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	2.国際
33	H19FY	H20.02	Development of Simple and High-Performance Technology for Aircraft Engine Fans	IHI Vol.41 NO.1 February 2008	IHI技報	IHI	水田郁久	室岡武 後藤信也 児玉秀和	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	2.国際
34	H19FY	H20.02	Development of Simple and High-Performance Technology for Turbine	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第41巻1号 2月号)	IHI	谷光玄行	仲俣千由紀 青木祥宏 石崎雅人	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	2.国際
35	H19FY	H20.02	Simple Low NOx Combustor Technology	IHI Vol.41 NO.1 February 2008	IHI技報	IHI	細井潤	廣光永兆 リーヒルマン ディアク 佐藤順一	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	2.国際
36	H19FY	H20.02	Intelligent Engine	IHI Vol.41 NO.1 February	IHI技報	IHI	中北智文	川住明生 廣西伸幸	3.総説、 解説、 著書	2.口頭 発表なし	2.国際
37	H19FY	H20.03	先進音速ファン動翼の 設計開発	第20回翼列 研究会	翼列研究会	IHI	大塚浩史	室岡武 後藤信也 水田郁久	5.口頭 発表のみ	1.口頭 発表あり	1.国内

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(3/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
38	H19FY	H20.03	デیفューザパッセージ圧縮機の開発	第20回翼列研究会	翼列研究会	IHI	佐藤大祐	加藤大後 藤信也 大桐邦夫	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
39	H19FY	H20.03	小型エコエンジン大規模シミュレーション-JAXA大型計算機計算機特別利用報告	JAXA計算機センター	JAXA	IHI	土屋直木	土屋直木	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
40	H20FY	H20.06	COMPUTATIONAL PREDICTIONS OF ENDWALL FILM COOLING FOR A TURBINE NOZZLE VANE WITH AN ASYMMETRIC	ASME国際ガスタービン会議(ASME Turbo Expo2008)	AME	IHI	大北洋治	仲俣千由紀	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
41	H20FY	H20.06	Study on Advanced Internal Cooling Technologies for Development of Next Generation Small Class Airplane Engines	ASME Turbo Expo 2008	ASME IGTI	IHI	藤本秀	大北洋治	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
42	H20FY	H20.06	NUMERICAL SIMULATION OF TRANSONIC FAN FLUTTER WITH 3D N-S	ASME Turbo Expo 2008	アメリカ機械学会	IHI	青柳瑞穂	土屋直木	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
43	H20FY	H20.06	デیفューザパッセージ圧縮機翼列内部流れのCFD予測	第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	日本航空宇宙学会、宇宙航空研究開発機構	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
44	H20FY	H20.08	タービン静翼の非軸対称な流路壁面におけるフィルム冷却の数値的研究	2008年度年次大会	(社)日本機械学会	IHI	大北洋治	仲俣千由紀	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
45	H20FY	H20.08	デیفューザパッセージ圧縮機翼列内部流れのCFD予測	2008ターボ機械・航空宇宙の空力伝熱セミナー		IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
46	H20FY	H20.09	ファン空力設計技術と小型エコエンジンのファン開発	日本ガスタービン学会第36巻5号	日本ガスタービン学会	IHI	水田郁久		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
47	H20FY	H20.10	高負荷遷音速軸流圧縮機動翼の流れに及ぼす周方向ケーシングトリートメントの影響	第36回ガスタービン学会定期講演会	日本ガスタービン学会	IHI	加藤崇也	加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
48	H20FY	H20.10	ファン遷音速失速フラッタの発生機構の数値解析	第36回日本ガスタービン学会定期講演会	日本ガスタービン学会	IHI	青塚瑞穂	土屋直木 加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
49	H20FY	H21.01	特集:ガスタービンの保守管理と信頼性向上技術 航空用エンジンのモニタリング技術動向とIHI	日本ガスタービン学会誌第37巻1号	社団法人ガスタービン学会	IHI	大熊まなみ		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
50	H20FY	H21.01	小型ジェットエンジン向け先進的内部冷却技術の開発	第21回翼列研究会	翼列研究会	IHI	藤本秀	大北洋治	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
51	H20FY	H21.03	航空機用先進ファンの開発	第49回航空機原動機・宇宙推進講演会	日本航空宇宙学会	IHI	大塚浩史	室岡武 水田郁久	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
52	H21FY	H21.05	小型エコエンジン大規模シミュレーション-JAXA大型計算機計算機特別利用報告		JAXA計算機センター	IHI	土屋直木		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
53	H21FY	H21.06	UNSTEADY FLOW EFFECTS IN A HIGH-SPEED MULTISTAGE AXIAL COMPRESSOR	ASME Turbo Expo 2009	ASME	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
54	H21FY	H21.06	Experimental Study on Cooling Performance of Turbine Nozzle with Innovative Internal Cooling Technology	ASME Turbo Expo 2009	ASME IGTI	IHI	藤本秀	大北洋治 仲俣千由紀	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
55	H21FY	H21.06	3次元非定常NSコードによる多段形態での振動翼列の数値解析	第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	航空宇宙学会	IHI	青塚瑞穂	土屋直木 加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内



環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(4/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
56	H21FY	H21.09	Numerical Simulation of Transonic Stall Flutter in Fan Stage Configuration	International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines	ISYAAAT 12	IHI	青塚 瑞穂	土屋直木 加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
57	H21FY	H21.09	Impingement Cooling Performance on Turbine Airfoil Leading Edge Including Effect of Surface Roughness	19th Conference of International Society for Air Breathing Engines	International Society for Air Breathing Engine	IHI	大北洋治	仲俣千由紀	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
58	H21FY	H21.09	Experimental Study on Advanced Internal Cooling Technology for HP Turbine Airfoils	ASIAN CONGRESS ON TURBINES 2009 (ACGT2009)	日本ガスタービン学会	IHI	藤本秀	大北洋治	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
59	H21FY	H21.09	Identification of Jet Engine Dynamics	ASIAN CONGRESS ON TURBINES 2009 (ACGT2009)	日本ガスタービン学会	IHI	木村麻衣		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
60	H21FY	H21.09	Numerical Simulation of Transonic Stall Flutter in Fan Stage Configuration	ISUAAAT12		IHI	青塚瑞穂	土屋直木 加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
61	H21FY	H21.09	航空用エンジンファン開発におけるCFD適用範囲の拡張について	ターボ機械・航空宇宙の空力伝熱セミナー		IHI	尖戸進一郎		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
62	H21FY	H21.10	軸流多段圧縮機における非定常流れの影響	第37回ガスタービン定期講演会	日本ガスタービン学会	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	3.総説、解説、書畫	2.口頭発表なし	1.国内
63	H21FY	H21.11	環境適応型小型航空用エンジンへの適用技術	第2回IHI-東芝交流会		IHI	高橋晃		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
64	H21FY	H21.11	非定常CFDによる軸流多段圧縮機の性能予測	第2回IHI-東芝交流会		IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
65	H21FY	H21.12	ウインドミル時の圧縮機翼列作動特性の研究	第22回翼列研究会	翼列研究会	IHI	今枝元広	加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
66	H21FY	H22.01	①Performance Improvement of HP and LP Turbine in ECO Engine ②Numerical and Experimental Study on Separated Boundary Layer over Ultra-High Lift Low-Pressure Turbine Cascade Airfoils		海外(米国)大学との技術交流	IHI	浜辺正昭		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
67	H22FY	H22.06	Introduction of the IHI's research activities in the ECO Engine Project : Turbine Heat Transfer and Cooling	QINETIQ/OXFORD大 技術交流会	QINETIQ/OXFORD大	IHI	藤本秀		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
68	H22FY	H22.06	Unsteady flow simulation for transonic multistage axial compressor	Whittle Laboratoryとの技術交流		IHI	山上舞		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
69	H22FY	H22.09	ジェットエンジン用差動反転軸受の研究	トライボロジー会議 2010秋 福	日本トライボロジー学会	IHI	長田有紀	善本英夫 伊藤昭	3.総説、解説、書畫	2.口頭発表なし	1.国内
70	H22FY	H22.09	航空機用エンジン 高負荷・小型圧縮機の設計技術	2010ターボ機械・航空宇宙の空力伝熱セミナー	ITT consortium (岩手、東京、東北大学が共催し、毎年IHIが参加している)	IHI	佐藤大祐		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
71	H22FY	H22.10	多段圧縮機の非定常流れにおける複雑形状の影響	第38回日本ガスタービン学会定期講	日本ガスタービン学会	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(5/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
72	H22FY	H22.11	Identification of Jet Engine Dynamics Based on the Experimental Data	47tr AIAA/ASME /SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	AIAA	IHI	木村麻衣		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際
73	H22FY	H23.01	Unsteady Three-dimensional Simulation Research of Fan-OGV-Strut-Pylon Interaction in Japanese ECO Engine Project	AIAA Aerospace Sciences Meeting 49th	AIAA	IHI	大庭芳則	室岡武	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
74	H22FY	H23.03	「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」における急速混合型低NOx燃焼機の研究開発概要	日本微粒化学会誌「微粒化」2011年3月 特別号	日本微粒化学会	IHI	細井潤	廣光永兆 山本政彦	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
75	H23FY	H23.04	Identification of Jet Engine Dynamics Based on the Experimental Data	International Gas Turbine Congress 2011 Osaka(IGTV'11)	日本ガスタービン学会	IHI	木村麻衣	堀内大紀 古川洋之	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際
76	H23FY	H23.06	Experimental and Numerical Research of Fan Bypass Duct Flows in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project	ASME Turbo EXPO 2011	ASME(米国機械学会)	IHI	大庭芳則	室岡武	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
77	H23FY	H23.06	THE INFLUENCE OF SHROUDED STATOR CAVITY FLOWS ON THE AERODYNAMIC PERFORMANCE OF A HIGH-SPEED MULTISTAGE AXIAL-FLOW COMPRESSOR	ASME Turbo EXPO 2011	ASME(米国機械学会)	IHI	加藤大	山上舞 土屋直木 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
78	H23FY	H23.06	CFD MODELING EFFECTS ON UNSTEADY MULTISTAGE SIMULATION FOR A TRANSONIC AXIAL	ASME Turbo Expo 2011	ASME(米国機械学会)	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
79	H23FY	H23.09	PRICITON OF FAN TONAL NOISE AT FAR FIELD WITH ROTOR-STATOR INTERACTION EFFECT	ISABE 2011(International Symposium on Air Breathing Engines)	AIAA	IHI	楠田真也	土屋直木 児玉秀和 大石勉	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
80	H23FY	H23.11	Effect of roughened elements on target surface and cooling hole shape on impingement cooling effectiveness	International Gas Turbine Congress 2011 Osaka(IGTV'11)	日本ガスタービン学会	IHI	仲俣千由紀	大北洋治	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
81	H23FY	H23.11	Detail Flow Field Inverstigation of an Axoal Flow Compressor at Windmill Condition	International Gas Turbine Congress 2011 Osaka(IGTV'11)	日本ガスタービン学会	IHI	今枝元広	加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
82	H23FY	H23.11	Development of a Highly Loaded Axial Flow Compressor for Small Core Size Aircraft	IGTC2011 Osaka	日本ガスタービン学会	IHI	加藤大	PALLOT Guillaume 佐藤大祐 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
83	H23FY	H23.11	SPAN-WISE MIXING PREDICTION IN UNSTEADY MULTISTAGE SIMULATION FOR A TRANSONIC AXIAL	IGTC2011 Osaka	日本ガスタービン学会	IHI	山上舞	土屋直木 加藤大 児玉秀和	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
84	H23FY	H24.03	2011年度特別利用報告 小型エコエンジン開発における大規模シミュレー	2011年度特別利用報告	JAXA	IHI	山上舞		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
85	H24FY	H24.06	NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY ON RACE-TRACK-HOLE IMPINGEMENT COOLING WITH BUMP TYPE ROUGHENED	ASME Turbo Expo 2012	ASME	IHI	仲俣千由紀	大北洋治	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(1)  
直接運航費用低減技術(6/6)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
86	H24FY	H24.09	NUMERICAL ANALYSIS OF FORCED RESPONSE OF HIGH PRESSURE COMPRESSOR CASCADE	The 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT)	ISUAAAT	IHI	青塚瑞穂	加藤大 室岡武	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
87	H24FY	H24.09	UNSTEADY EFFECTS ON SPAN-WISE MIXING PREDICTION IN A MULTISTAGE AXIAL COMPRESSOR	The 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT)	ISUAAAT	IHI	山上舞	児玉秀和	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
88	H24FY	H24.10	CFDを用いた圧縮機翼の翼振動応答解析	日本ガスタービン学会 第40回定期公演会	日本ガスタービン学会	IHI	青塚瑞穂	加藤大	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
89	H24FY	H24.11	航空エンジン用小型圧縮機の設計技術	2012年ターボ機械・航空宇宙の空力伝熱セミナー	ITT(Iwate, Tohoku Univs.) Joint Research Group	IHI	Pallot Guillaume		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
90	H24FY	H25.03	3次元非定常CFDを用いた翼列間干渉非定常空気力の検討	第51回 航空原動機・宇宙推進講演	日本航空宇宙学会	IHI	青塚瑞穂	加藤大	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(2)  
環境適応技術(1/5)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
1	H17FY	H17.05	Japanese Noise Reduction Technology-Focusing on SST and Small Subsonic Aircraft-	AIAA/AAAF Aircraft Noise and Emissions Reduction	AIAA/AAAF	IHI	中村良也	大石勉	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
2	H17FY	H17.09	低騒音ノズルの流れ解析	宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部パンフレット 数値シミュレーション2005	JAXA	IHI	大石勉	山本政彦 野崎理	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
3	H17FY	H17.09	Investigation on Unsteady Loadings due to Fan Rotor-Stator Interaction	ISABE2005 (17th International Symposium	AIAA	IHI	後藤信也	児玉秀和 土屋直木 中村良也 野崎理	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
4	H17FY	H17.12	小型エコエンジン 騒音研究開発の紹介	流力騒音シンポジウム	日本機学会 流体工学部門	IHI	小河原和人	大石勉	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
5	H17FY	H18.01	Japanese Activities on Engine Noise Technology	UK - Japan Bilateral Workshop on	英国大使館	IHI	中村良也	大石勉	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
6	H18FY	H18.05	A Study of a Fan Tonal Noise Source due to Rotor-Stator Interaction	12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference	AIAA/CEAS	IHI	土屋直木	児玉秀和	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
7	H18FY	H19.01	Development of partial lean staged combustor for small Environmentally Compatible Engine	IGTC2007	(社)日本ガスタービン学会	KHI	緒方秀樹、	木下康裕 小田剛生 堀川敦史	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
8	H18FY	H19.03	小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の研究	航空原動機学会(姫路)	航空原動機学会	KHI	緒方秀樹	小田剛生 堀川敦史 木下康弘	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
9	H19FY	H19.09	Low Noise Research and Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft	XVIII ISABE 2007	ISABE	IHI	大庭芳則	大石勉 小河原和人	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
10	H19FY	H19.09	シンプル低騒音化技術	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第47巻3号9月号)	IHI	大石勉	大庭芳則 小河原和人 出田武臣	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
11	H19FY	H19.09	低NOx燃焼器用コンセントリックバーナーの開発	第35回ガスタービン定期講演会(日立)	(社)日本ガスタービン学会	KHI	緒方秀樹	小田剛生 堀川敦史 小林正佳 木下康弘	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
12	H19FY	H19.12	Low Noise Research and Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン学会	IHI	大庭芳則	大石勉 出田武臣	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
13	H19FY	H19.12	Development of RQL Combustor for ECO engine	Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo TS-140	日本ガスタービン学会	MHI	森合秀樹	中江友義 三宅慶明 中村将治 霞良隆 松井健太郎 藤本洋平 島内克幸 稲田満	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
14	H19FY	H20.02	Simple Low Noise Technology	石川島播磨技報	石川島播磨技報 (第41巻1号2月号)	IHI	大石勉		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(2)  
環境適応技術(2/5)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
15	H19FY	H20.03	Flow Dynamics of Gas Turbine Swirl Nozzle (ガスタービン旋回ノズルの流れの動力学)	AJCPP2008 (第48回航空原動機・宇宙推進講演会講演集巻2008). ROMBUNNO A2-6	日本航空宇宙学会	MHI	森合秀樹	藤本洋平 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
16	H20FY	H20.05	リブを付設したピンフィン流路の熱伝達特性	第45回日本伝熱シンポジウム B1501	日本伝熱学会	MHI	三宅慶明	始田祐輔 武石賢一郎, 小田豊 杉本慎祐	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
17	H20FY	H20.06	Recirculation behavior in subscale gas turbine combustor	In Proc. of 7th World Conference on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics, Krakow, Poland.	the Assembly of World Conferences on Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics and Thermodynamics	MHI	H. Moriai	Wang, P., Hayashi, J., Nakatsuka, N., Akamatsu, F., Kurose, R., Komori, S.,	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
18	H20FY	H20.08	航空エンジンと噴霧燃焼技術	日本燃焼学会誌 第50巻153号	日本燃焼学会	MHI	森合秀樹	三宅慶明	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
19	H20FY	H20.09	Heat Transfer Characteristics of Pin-Fin Arrays with Ribs to Cool Combustor Liners	Second International Forum on Heat Transfer(IFHT2008) #239	日本伝熱学会	MHI	三宅慶明	小田豊 武石賢一郎 始田祐輔 杉本慎祐	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
20	H20FY	H20.10	小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の開発	第36回ガスタービン定期講演会(岐阜)	社)日本ガスタービン学会	KHI	小林正佳、	緒方秀樹 小田剛生 堀川敦史 木下康弘	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
21	H20FY	H20.12	Flamelet 法を用いた噴霧燃焼場の数値シミュレーション	第23回数値流体力学シンポジウム	日本数値流体力学会	MHI	藤田彰利	森合秀樹 渡邊裕章 黒瀬良一 小森悟	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
22	H20FY	H20.12	航空用ガスタービンエンジン燃焼器内部における噴霧燃焼場の数値解析	第24回数値流体力学シンポジウム	日本数値流体力学会	MHI	森合秀樹	黒瀬良一 小森悟 渡邊裕章 赤松史光	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
23	H20FY	H21.03	KHI における低公害航空エンジン燃焼器用燃料噴射弁の開発	微粒化学会解説論文	微粒化学会	KHI	小林正佳、	緒方秀樹 小田剛生 堀川敦史 木下康弘 松尾亜紀子	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	1.国内
24	H20FY	H21.03	小型航空用希薄予混合燃料噴射弁の開発	航空原動機学会(長崎)	航空原動機学会	KHI	小林正佳、	緒方秀樹 小田剛生 堀川敦史 木下康弘	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
25	H20FY	H21.03	燃焼器カウル部流れの数値解析:重合格子法適用の妥当性と形状の最適設計	日本ガスタービン学会誌 Vol.37 No.2	日本ガスタービン学会	MHI	三宅慶明	牧田光正 中村直紀	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	1.国内
26	H21FY	H21.06	傾斜ピンフィンを用いた流路の熱伝達特性	第46回日本伝熱シンポジウム	日本伝熱学会	MHI	始田祐輔	武石賢一郎 小田豊 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
27	H21FY	H21.08	Development of a lean staged combustor in ECO engine project	ACGT2009	ACGT	KHI	Ryusuke MATSUYAMA1	Hideki OGATA Takeo ODA Atsushi HORIKAWA Yasuhiro KINOSHITA	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
28	H21FY	H21.11	Heat Transfer Characteristics of Pin-Fin Arrays with Ribs to Cool Combustor Liners	日本機学会Journal of Thermal Science and Technology	日本機学会	MHI	小田豊	武石賢一郎 始田祐輔 杉本慎祐 三宅慶明	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	2.国際

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(2)  
環境適応技術(3/5)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
29	H21FY	H21.11	Study on the Effect of Angled Pin Fins on Endwall Heat Transfer	International Conference on Power Engineering-09	ASME/JSME	MHI	始田祐輔	武石賢一郎 小田豊 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
30	H21FY	H21.12	ジェット騒音低減デバイス(ノッチノズル)の研究	第29回流体力学シンポジウム	日本機械学会	IHI	大石勉		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
31	H21FY	H21.12	航空エンジン用燃焼器内噴霧燃焼流のLarge-eddy Simulation	第47回燃焼シンポジウム	日本燃焼学会	MHI	森合秀樹	黒瀬良一 小森悟 渡邊裕章 赤松史光	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
32	H21FY	H21.12	航空エンジン用スワール燃焼器内における噴霧燃焼流の挙動	第47回燃焼シンポジウム	日本燃焼学会	MHI	王鵬	森合秀樹 林潤 M. Al-Hakim 志賀祐一 西岡大智 中塚記章 黒瀬良一 小森悟	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
33	H21FY	H22.03	Fan Noise Prediction for Rotor/Stator Acoustic Interaction in Fan Duct	AJCPP 2010 (Asian Joint Conference on Propulsion and Perwer	日本航空宇宙学会	IHI	楠田真也	児玉秀和 大石勉 土屋直木	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
34	H22FY	H22.04	ジェットエンジンの騒音低減技術	日本航空宇宙学会 第41期年会講	日本航空宇宙学会	IHI	大石勉		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
35	H22FY	H22.04	Study on the Effect of Waved Endwall with Angled Pin Fins Heat Transfer	Thirteenth International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery (ISROMAC-	PCTFE/GTS J/IGTI (ASME International Gas Turbine Institute)	MHI	Moriai, H.	Miyake, Y., Takeishi, K., Oda, Y., Motoda	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
36	H22FY	H22.05	波状下壁面を有する傾斜ピンフィン流路内の乱流熱伝達のLES	第47回日本伝熱学会シンポジウム	日本伝熱学会	MHI	小田豊,	武石賢一郎 森合秀樹 始田祐輔	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
37	H22FY	H22.06	Jet Noise Reduction by Notched Nozzle on Japanese ECO engine project	16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference	AIAA	IHI	大石勉		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
38	H22FY	H22.08	Numerical and Experimental Studies of Turbulent Heat Transfer in Inclined Pin-Fin Channels with a Wavy Endwall	14th International Heat Transfer Conference, Washington.	ASME	MHI	小田豊,	武石賢一郎 三宅慶明 森合秀樹 始田祐輔	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
39	H22FY	H22.10	小型エコエンジン用部分希薄燃焼器の開発	第38回日本ガスタービン学会定期講演会(徳島)	社)日本ガスタービン学会	KHI	松山竜佐	小林正佳 緒方秀樹 小田剛生 堀川敦史 木下康弘	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
40	H22FY	H22.11	Large-Eddy Simulation of a Spray Combustion Field in a Scaled Model for a Jet Engine Combustor	Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2011 Osaka	日本ガスタービン学会	MHI	H. Moriai	R. Kurose, S. Komori	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
41	H22FY	H22.12	航空機ガスタービンエンジン燃焼器のサブスケールモデル内部における噴霧燃焼場の光学計測	第48回燃焼シンポジウム	日本燃焼学会	MHI	森合秀樹	林潤 王鵬 中塚記章 赤松史光 黒瀬良一 小森悟	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
42	H22FY	H23.01	Development of a lean staged combustor in ECO engine project	IGTC2011	(社)日本ガスタービン学会	KHI	松山竜佐	小林正佳 緒方秀樹 木下康裕 堀川敦史	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
43	H22FY	H23.01	ガスタービンエンジン内部の燃焼流れ場計測	Journal of the Visualization Society of Japan 31(120), 27-32, 2011-01-01	可視化情報学会	MHI	林潤	森合秀樹 中塚記章 泰中一樹 赤松史光	3.総説、解説、著書	1.口頭発表あり	1.国内

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(2)  
環境適応技術(4/5)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
44	H22FY	H23.03	航空機用ガスタービンエンジン燃焼器のサブスケールモデル内部における噴霧燃焼場の光学計測	日本ガスタービン学会誌 Vol.39 No.2、125-130、2011-3-20	日本ガスタービン学会	MHI	森合秀樹	林潤 王鵬 中塚記章 赤松史光 黒瀬良一、 小森悟	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	1.国内
45	H23FY	H23.06	EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL APPROACH FOR JET NOISE MINIGATION BY MIXING CONTROL DEVICES	Proceedings of ASME Turbo EXPO 2011, Vancouver, Canada	ASME(米国機械学会)	IHI	田中望	大石勉 大庭芳則	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
46	H23FY	H23.06	EXPERIMENTAL STUDY ON A NOTCHED TURBO NOZZLE FOR NOISE	ASME TURBO EXPO 2011	ASME(米国機械学会)	IHI	大石勉	大庭芳則 田中望	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
47	H23FY	H23.06	液状下壁面を有する傾斜ピンフィン流路内のLESに基づく伝熱性能予測	第16回動力・エネルギー技術シンポジウム	日本機械学会	MHI	小田豊	武石賢一郎、 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
48	H23FY	H23.09	Jet Noise Reduction by Notched Nozzle	INTER NOISE 2011	国際騒音制御学会	IHI	大石勉		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
49	H23FY	H23.09	Numerical Study of Conjugate Heat Transfer in Pin-Fin Channels Based on Large Eddy Simulation Data	伝熱と流れの数値解析国際シンポジウム ASCHT11	日本伝熱学会	MHI	小田豊	武石賢一郎、 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
50	H23FY	H23.09	Numerical simulation and validation of a spray combustion field in a scaled sector model for a jet engine combustor	ISABE2011	Swedish National Organization Committee/VOLVO AERO/CHALMERS UNIVERSITY	MHI	Moriai, H.	Kurose, R., Komori, S., Akamatsu, F.	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
51	H23FY	H23.10	LESデータに基づく熱連成解析手法の提案とピンフィン冷却への応用	熱工学コンフェレンス2011	日本機械学会	MHI	小田豊	武石賢一郎、 三宅慶明	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	1.国内
52	H23FY	H23.10	環境適応型小型航空機エンジン用燃焼器の研究開発	三菱重工技報第48巻4号	三菱重工	MHI	森合秀樹	三宅慶明	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
53	H23FY	H23.11	Overview of Aircraft Noise Research Programs & Goal	2nd CAEP Noise Technology Independent Experts Goals Review	ICAO(国際航空民間機構)	IHI	大石勉		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
54	H24FY	H24.05	航空用ガスタービンエンジン燃焼器の希釈流配分およびライナ冷却流流出位置がNOxに及ぼす影響	日本ガスタービン学会誌 40(3)、110-115、2012-05-20	日本ガスタービン学会	MHI	森合秀樹	黒瀬良一 小森悟	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	1.国内
55	H24FY	H24.06	Buzz Saw Noise Behavior Due to Influence of Potential Perturbation	18th AIAA/CEAS Aeroacoustic	アメリカ航空宇宙学会	IHI	大石勉	楠田真也 児玉秀和	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
56	H24FY	H24.06	Development of a lean staged combustor for small aero-engines	ASME Turbo Expo 2012	ASME	KHI	Ryusuke MATSUYAMA	Masayoshi Kobayashi Hideki OGATA Atsushi HORIKAWA Yasuhiro KINOSHITA	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
57	H24FY	H24.06	Experimental and Numerical Study on the Convective heat transfer and pressure loss in rectangular ducts with inclined pin-fin on a wavy endwall	ASME Turbo Expo 2012	ASME	MHI	武石賢一郎	小田豊 三宅慶明 始田祐輔	2.査読のない原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
58	H24FY	H24.06	光学計測・シミュレーション技術の航空エンジン燃焼器開発への適用	検査技術 2012年6月号	日刊工業新聞	MHI	森合秀樹	三宅慶明	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(2)  
環境適応技術(5/5)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
59	H24FY	H24.09	EXPERIMENTAL AND COMPUTATIONAL STUDY ON JET NOISE REDUCTION DEVICES SUCH AS NOTCHED, CHEVRON AND MICROJETS	The 13th International Symposium on Unsteady Aerodynamics. Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines (ISUAAAT)	ISUAAAT	IHI	大石勉	田中望	1.査読のある原著論文	1.口頭発表あり	2.国際
60	H24FY	H24.09	数値シミュレーション技術の光学計測による検証と航空エンジン燃焼器開発への応用	冷凍学会誌 9月号	冷凍学会	MHI	森合秀樹	三宅慶明	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
61	H24FY	H24.10	Numerical Study of Conjugate Heat Transfer In PIN-FIN Channels Based On Large-Eddy Simulation Data	Computational Thermal Sciences, 4 (3): 271-282 (2012)	Begell House	MHI	武石賢一郎	小田豊 三宅慶明	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	2.国際
62	H24FY	H25予定	Experimental and Numerical Study on the Convective heat transfer and pressure loss in rectangular ducts with inclined pin-fin on a wavy endwall	ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power	ASME	MHI	武石賢一郎	小田豊 三宅慶明 始田祐輔	1.査読のある原著論文	2.口頭発表なし	2.国際



環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(3)  
エンジンシステム技術(1/2)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
1	H15FY	H15.10	環境適応型小型機用エンジンの研究開発について	飛行機シンポジウム	日本航空宇宙学会	IHI	満岡次郎		3.総説、解説、著書	1.口頭発表あり	1.国内
2	H15FY	H16.01	環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発	航空技術	日本航空技術協会	IHI	満岡次郎		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
3	H16FY	H16.10	将来航空機用エンジンに向けた研究開発	第14回航空輸送技術シンポジウム	ATEC(財)航空輸送技術研究センター	IHI	山脇栄道		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
4	H16FY	H16.11	ロータダイナミクス機能の航空エンジンの設計への適用	2004 MSC.Softw are VPD Conference	エムエスソフトウェア株式会社	IHI	本田達人		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
5	H17FY	H17.09	Research and Technology Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project	ISABE2005 (17th International Symposium on Airbreathing Engines)	AIAA	IHI	船渡川 治		1.査読のある原着論文	1.口頭発表あり	2.国際
6	H17FY	H18.02	INTRODUCTION of Aero-Engine & Space Operations of IHI	平成17年度海外貿易会議(航空機)	日本航空宇宙工業会	IHI	船渡川 治		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
7	H18FY	H18.04	Research and Technology Development in Japanese Environmentally Compatible	航空原動機・宇宙推進講演会/Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2006	日本航空宇宙学会	IHI	藤村哲司		2.査読のない原着論文	1.口頭発表あり	2.国際
8	H19FY	H19.07	エコエンジンプロジェクトにおける最新の開発状況-JAXAとの連携-	第4回 国産旅客機・クリーンエンジン研究発表	JAXA	IHI	山脇栄道		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
9	H19FY	H19.09	「環境適応型小型航空機用エンジン」(小型エコプロジェクト)-エンジンシステム技術	石川島播磨技報「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」特集号	石川島播磨技報	IHI	藤村哲司	大庭芳則 池田修治	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
10	H19FY	H19.09	小型エコプロジェクト研究総括	石川島播磨技報	石川島播磨技報	IHI	山脇栄道	藤村哲司 山本政彦	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
11	H19FY	H19.09	環境適用型小型航空機用エンジン(小型エコエンジン)の研究開発	高温学会	高温学会誌	IHI	山脇栄道	山本政彦	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
12	H19FY	H19.09	巻頭言「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発(小型エコプロジェクト)」特集号の発刊にあ	石川島播磨技報	石川島播磨技報	IHI	渡辺康之		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
13	H19FY	H19.09	環境適用型小型航空機用エンジン研究開発(エコエンジンプロジェクト)	第35回定期講演会	日本ガスタービン学会	IHI	山脇栄道		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
14	H19FY	H19.10	動的縮退を適用したロータダイナミクス解析	MSC Software's 2007 VPD Conference	エムエスソフトウェア	IHI	近藤洋介		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
15	H19FY	H19.10	エコエンジンプロジェクトパネル展示	CEATEC JAPAN	CEATEC JAPAN 実施協議会	IHI	山本政彦		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際
16	H19FY	H19.10	ジェットエンジン開発へのCAD/CAEの適用と効果	第35回CAD/CAE研究会	日本設計工学会	IHI	池田修治		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
17	H19FY	H19.11	エコエンジンプロジェクトパネル展示	2007 (International conference on high performance computing, networking, storage, and analysis)	IEEE	IHI	山本政彦	山本 政彦	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際

環境適応型小型航空機用エンジン研究開発の成果発表リスト(3)  
エンジンシステム技術(2/2)

No.	年度	日付	発表題目	学会名称	主催者	会社略	筆頭著者	共著者	発表分類A	発表分類B	発表分類C
18	H19FY	H19.11	エコエンジンプロジェクトの現状と今後の課題	文部科学省航空科学委員会	文部科学省	IHI	船渡川治	山脇栄道	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
19	H19FY	H19.12	Ultimate Load Capability of Bolted Joint Used in Aircraft Gas Turbine Engines	International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo	日本ガスタービン学会	IHI	鳥越雅喜	黒木博史 篠崎正治 大竹泰弘	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
20	H19FY	H20.01	エコエンジンプロジェクトの概要(仮題)	Engineers' Colors (リクルート雑誌)	㈱ジェイロード	IHI	山脇 栄道		3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	1.国内
21	H19FY	H20.02	「環境適応型小型航空機用エンジン」(小型エコプロジェクト) - Engine System Technology	IHI英文技報第41巻1号	IHI技報	IHI	藤村哲司	大庭芳則 池田修治	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際
22	H19FY	H20.02	Comparison between SOL400 and SOL129 in Nonlinear Transient Rotordynamics Analysis	MSC Software Rotordynamics	MCS Software	IHI	本田達人		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際
23	H20FY	H20.10	非線形振動現象におけるロータダイナミクスオプションの検証	MSC Software's Technology Users' Day	エムエスシーソフトウェア株式会社	IHI	本田達人		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
24	H20FY	H20.12	航空宇宙機械 - ジェットエンジン	東京大学機械工学科3年冬季講義航空宇宙機械 - ジェット	東京大学	IHI	藤村哲司		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
25	H20FY	H21.02	航空エンジン分野におけるロータダイナミクス技術	東芝-IHI技術交流会		IHI	本田達人	本田達人	5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
26	H20FY	H21.05	Fatigue Life Prediction of Small Notched Ti-6Al-4V based on the Theory of Critical	ICAF 2009 National Review	International Committee on Aeronautical	IHI	山下洋一	篠崎正治 黒木博史	3.総説、解説、著書	2.口頭発表なし	2.国際
27	H21FY	H21.06	非線形過渡応答解析における接触部分のモデル化の検討	MSC Software 2009 Virtual Product Development Conference	エムエスシーソフトウェア株式会社	IHI	近藤洋介		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
28	H21FY	H21.09	環境適応型小型航空機用エンジン研究開発(エコエンジンプロジェクト)	日本機械学会 2009年度年次大会	日本機械学会	IHI	山脇栄道		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
29	H21FY	H21.09	環境適応型小型航空機用エンジンの概要とジェットエンジンの構造材料動向について	平成21年度第2回素材専門委員会	SJAC	IHI	池田修治		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
30	H23FY	H23.06	MD Nastran による不安定振動解析	2011 MSC Software Users Day	エムエスシーソフトウェア株式会社	IHI	近藤洋介		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	1.国内
31	H24FY	H24.06	Development of Life Prediction Method of Turbine Blade Using the Theory of Critical	ASME Turbo EXPO	ASME	IHI	中原徹也		5.口頭発表のみ	1.口頭発表あり	2.国際