

# エンジンシステム技術

## Engine System Technology

藤 村 哲 司 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 部長  
大 庭 芳 則 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 主査  
池 田 修 治 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部 主査

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）では、差別化技術を確立し、エンジンの全機インテグレーション技術の高度化を果たすことによって、将来の民間エンジン開発の分野で、我が国が主導的な立場を確保し、より、いっそうの競争力を得ることを目標としている。2006年度末までに、並行して開発された差別化技術、すなわち、直接運航費用低減技術および環境適応技術を高度に統合し、目標要求仕様を満足するエンジン基本設計を完了した。本稿では、エンジンシステム設計の概要について報告する。

The research and development of environmentally compatible engine for small aircraft (ECO engine project) was started in 2003. The objective of this project is to improve engine system integration capability and to establish the advanced technologies required for next generation small aircraft engines, which are environmentally friendly and economically viable. To satisfy these requirements, a large number of advanced component technologies have been developed and incorporated in the engine system design. The total number of stages has been reduced by half from current same class engines. This paper describes the outline of the engine system design, which satisfies the ECO engine project goal.

### 1. 緒 言

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）では、差別化技術を確立し、エンジンの全機インテグレーション技術の高度化を果たすことによって、将来の民間エンジン開発の分野で、我が国が主導的な立場を確保し、より、いっそうの競争力を得ることを目標としている。

目標とする50席クラスのエンジンは、直接運航費用に占める取得費、整備費の割合が比較的高いため、燃料消費量低減および環境適応性要求を、いかにシンプルな構造で満足するかが成否の鍵を握る。

2006年度末までに並行して開発されたファン、圧縮機、燃焼器、タービンなど各要素のシンプル化・高性能化技術および環境適応技術を高度に統合し、エンジン基本設計を実施した。この結果、エンジンの段数を現行機種に対して11段と約半減することができ、また、直接運行費用を現行機種に対して15%以上削減できる見通しを得た。

本稿では、エンジンサイクル選定結果、取得費・整備費を低減するエンジン構造設計、ナセルを含むエンジン全体インテグレーションなど、エンジンシステム技術の概要に

ついて報告する。

### 2. エンジン基本設計

#### 2.1 目標仕様およびエンジンサイクル

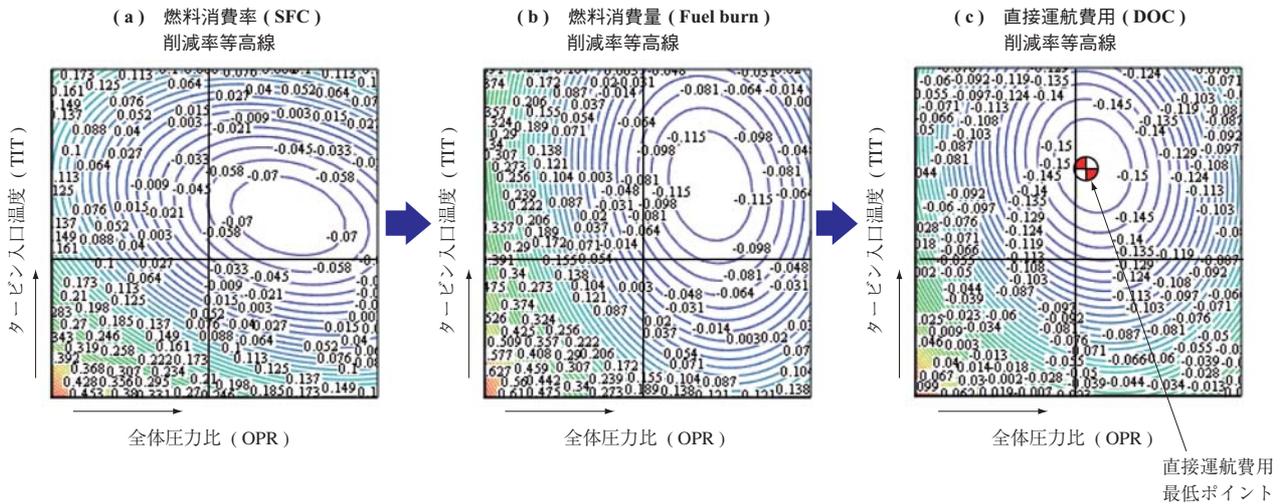
エンジン目標仕様を第1表に示す。今後ますます強化されると考えられる排ガスおよび騒音規制に対して十分なマージンをもち、燃料消費量だけでなく取得費（エンジン価格）、整備費まで含めた直接運航費用全体を現行機種に対して15%（エンジン寄与分）低減することを目標としている。本目標仕様を満足するエンジンサイクルの検討を実施した。

タービン入口温度（TIT）と全体圧力比（OPR）について、第1図に設計パラメタとしたエンジンサイクルの検

第1表 エンジン目標仕様  
Table 1 Engine target specifications

項 目	仕 様	備 考
推 力	8 000 ~ 12 000 ポンド	40 ~ 60 席クラスに対応
燃 料 消 費 量, 取得費, 整備費	直接運航費用全体を現行 機種に対して15%低減	エンジン寄与分
騒 音	-20 dB	ICAO Chapter 4 と比較
NO <sub>x</sub>	-50%	ICAO CAEP 4 と比較

(注) ICAO : 国際民間航空機関  
Chapter 4 : 2006年から適用のICAO騒音規制値  
CAEP 4 : 2004年から適用のICAO排ガス規制値



第 1 図 エンジンサイクルの検討結果  
Fig. 1 Results of engine cycle study

討結果とその過程を示す。燃料消費率が最低となるポイントは大型エンジンに比べ、タービン入口温度、全体圧力比ともに、比較的低い所に存在する（第 1 図 - (a)）。小型エンジン特有のサイズ効果，すなわち、翼が小さくなることに伴うレイノルズ数効果などの影響である。

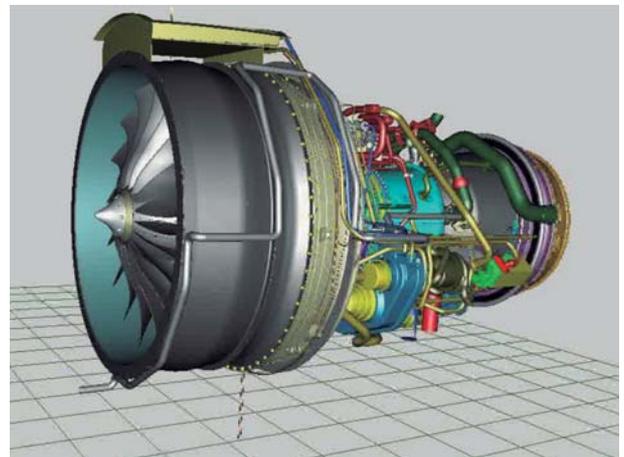
次に、エンジン重量を考慮した燃料消費量が最低となるポイントは、タービン入口温度が若干高い点にシフトする（第 1 図 - (b)）。このシフトの理由は、エンジンサイズが小さくなり、軽量化できるためである。

最後に、エンジン価格、整備費を考慮した直接運航費用が最低となるポイントは、全体圧力比が下がった点となる（第 1 図 - (c)）。段数および部品点数が少ないほど、エンジン価格、整備費も低減できるためである。

## 2.2 エンジン構造設計

直接運航費用低減技術の開発で取得されたシンプル要素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した。第 2 図にエンジン全体外観を示す。

圧縮機の段数は高負荷化によって現行機種の 14 段から半分以上に削減し、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な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。



第 2 図 エンジン全体外観  
Fig. 2 Overview of 3D mock-up engine

燃焼器形態としては、急速混合形態と呼ばれるシンプルで低 NO<sub>x</sub> 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、単段で必要な膨張比を達成できる空力・構造形態とした。低圧タービンに関しては、高負荷化による段数削減に加え、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% 高めることによって、翼枚数を 10% 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。

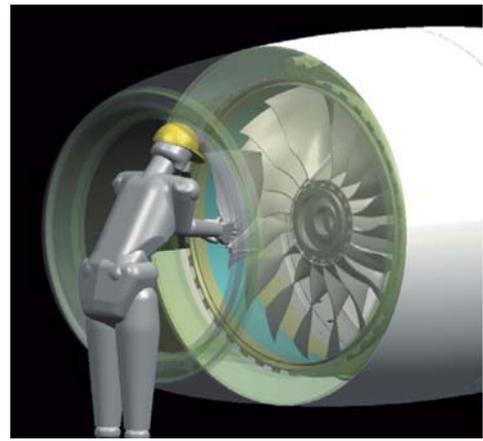
これらの新規開発要素を採用することによって段数はエンジン全体で、現行機種の 21 段から 11 段へと約半減させることができた。一方、各要素の高負荷化に伴い、エ

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。

以上に述べたエンジン構造設計の結果、エンジン製造コストは段数削減効果に加えてシンプル構造設計による材料費・加工費の低減によって、従来機種に比べて約 30% 減となった。整備費は高温部の段数削減や適切な寿命設計によるオーバーホール間隔の延長によって、従来機種に比べて約 40% 減となった。高性能化・軽量化による燃費低減と合わせて、直接運航費用の低減は目標の 15% を十分上回る見通しが得られた。

エンジン構造設計において、艀装・配管を含むエンジン全部品の三次元モデル化を行い、組立・整備性検討を実施した。補機類については、定時離発着のため機体搭載状態で 30 分以内に取付け・取外しできることが要求された。このため、第 3 図に示すように対象補機をほかの補機あるいは配管に干渉することなく取付け・取外しできるように配慮した。

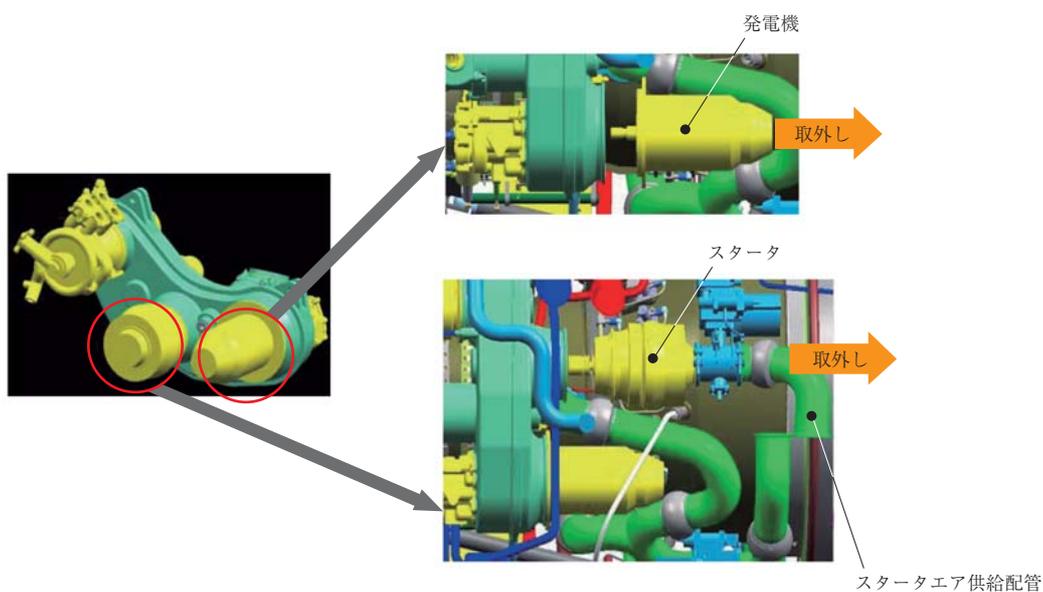
ファン動翼は鳥などの吸い込みによる損傷を受けやすいため、機体搭載状態で短時間に交換できることが要求され、第 4 図に示す三次元モデルによるファン動翼交換時の作業性の確認を実施した。



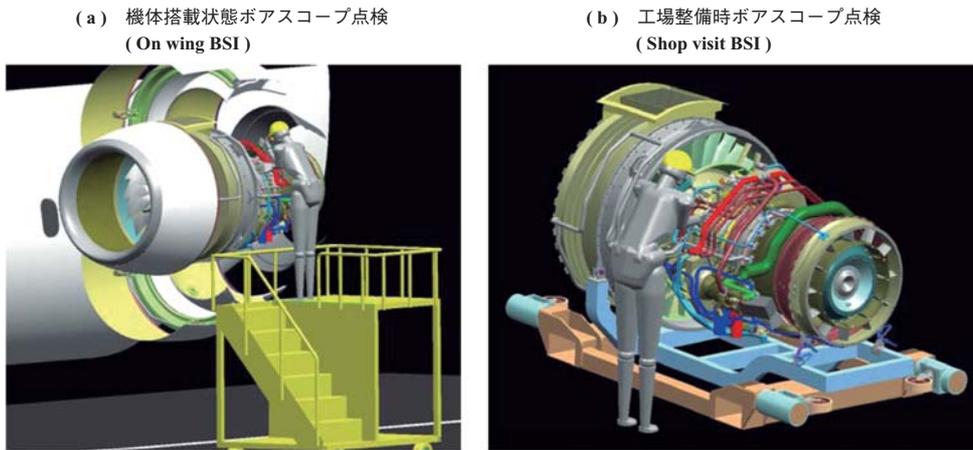
第 4 図 機体搭載状態でのファン動翼交換検討結果  
Fig. 4 Feasibility study on wing fan blade removal

また、第 5 図に示すように、ボアスコープ点検を容易にする設計検討を実施した。50 席クラスの機体で現状採用されている胴体エンジンマウント方式については、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 1 000 点近くにのぼり、交換部品組立に約 1 週間、エンジン取卸し・取付けに 1 日を要している。

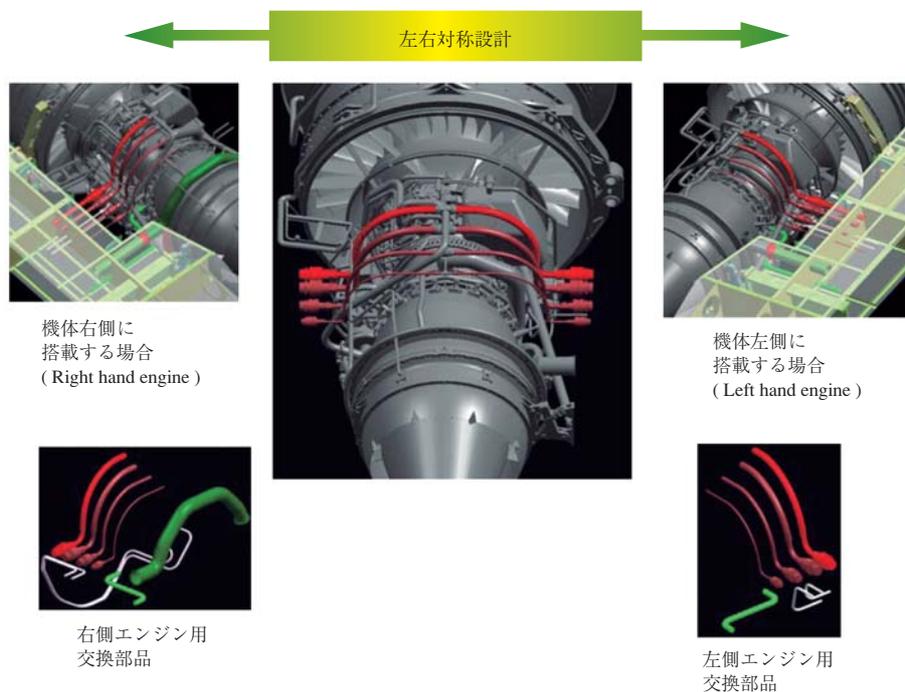
本エンジンでは、交換部品組立からエンジン取卸し・取付けまでを 6 時間以内で完了できるように、第 6 図に示すような三次元モックアップを用いた部品点数削減検討を実施し、QEC 点数を 10 数点程度まで大幅に削減した。



第 3 図 補機取付け・取外し検討結果例  
Fig. 3 Feasibility study on wing maintenance of line replacement unit



第 5 図 ボアスコープ点検姿勢検討結果  
Fig. 5 Feasibility study on bore scope inspection ( BSI )



第 6 図 左右エンジン交換部品点数の削減検討結果  
Fig. 6 Parts count reduction study on quick engine change

### 2.3 エンジンの外部抵抗検討

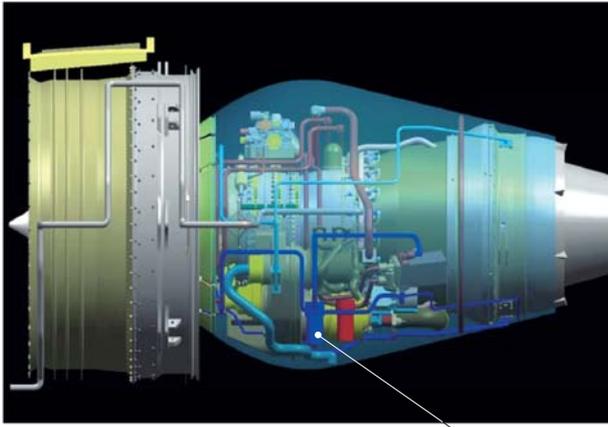
エンジン基本設計を進めるに当たり、エンジンナセルの形状最適化による外部抵抗の低減検討を実施した。本検討に当たっては、CFD ( Computational Fluid Dynamics ) 解析分野で世界的に高い技術をもつ JAXA ( 独立行政法人宇宙航空研究開発機構 ) との共同研究によって、ナセルを含むエンジン全体の大規模シミュレーションを実施した。

#### 2.3.1 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、エンジンの外部抵抗に

与える基本的な影響を把握するため、軸対称のナセルを数種設計し、CFD 解析によってパラメトリックスタディを実施した。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大きく、ポートテール角を極力小さくすればエンジンの外部抵抗を低減することが可能であることが分かった。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可能であれば、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できた。

以上の結果を反映して、第 7 図に示すように補機を囲



カウル内補機類

第7図 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

Fig. 7 Engine external design to reduce nacelle drag

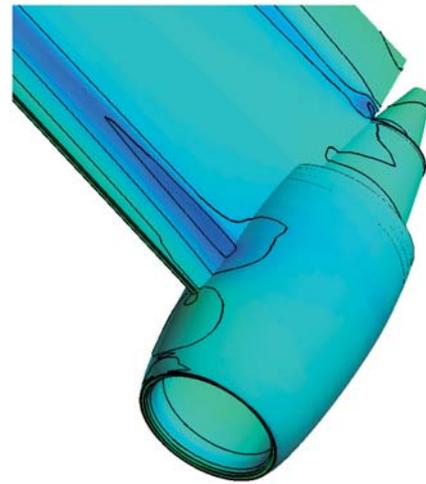
むカウル形状を設定し、このカウル内に収まるように補機の大きさ、配置を検討した。

### 2.3.2 パイロン付きナセル検討

軸対称ナセルの検討に続き、パイロンをもつ非軸対称ナセルでのエンジンの外部抵抗を検討した。第8図にパイロン付き解析結果を示す。CFD解析の結果、パイロンをもつ場合に、パイロンとナセルの干渉によって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できた。

## 3. 結 言

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、エンジン基本設計を実施した。三次元モックアップを活用して、補機・配管類も含めたエンジン組立・整備性を検討した。エンジンの外部抵



第8図 パイロン付き解析結果（圧力分布）

Fig. 8 CFD result of nacelle pressure distribution with pylon

抗の検討については、機体の胴体も考慮したパイロン付きナセルで CFD 解析を実施し、機体取付け構造を含めたエンジン全体構造の最適化を実施した。

以上の実施結果から、エンジン寄与分の直接運航費用低減量は目標の15%を十分に上回る見通しが得られた。

## — 謝 辞 —

本研究は、経済産業省の民間航空機基盤技術プログラムによる「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」の一環として、独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構（NEDO）から助成を受けて実施しているものである。また、本研究の実施に当たり、ご指導とご協力をいただいた、NEDO、JAXA（独立行政法人宇宙航空研究開発機構）および関係各位のご厚誼に対し、深く感謝の意を表します。