

シンプル・高性能化技術（ファン）

Development of Simple and High-Performance Technology for Aircraft Engine Fan

水田 郁久 航空宇宙事業本部技術開発センター要素技術部 主査
室岡 武 航空宇宙事業本部技術開発センターエンジン技術部
後藤 信也 技術開発本部総合開発センター回転流体機械開発部
見玉 秀和 航空宇宙事業本部 技監 博士（工学）

環境適応型小型航空機用エンジンにおける直接運行費用を低減するため、高流量化・高効率化、ハブ側高圧力比化を狙った新たなコンセプトであるゼロハブチップレシオファンを考案した。数値流体解析による三次元設計を行い、空力要素試験によって目標の高流量化・高効率化、ハブ側高圧力比化を達成し、ゼロハブチップレシオファンのコンセプトの実証、設計技術の取得に成功した。

To reduce the direct operating cost of environmentally compatible engine for small aircraft, a new concept of aerodynamic design technology “Zero Hub to Tip Ratio Fan (ZH fan)” was developed, which is expected to increase mass flow rate at the fan inlet without increasing case diameter and to increase fan inner total pressure ratio. Three dimensional aerodynamic design was conducted using Computational Fluid Dynamics, and each target for flow rate, efficiency and pressure ratio was achieved in performance rig tests.

1. 緒言

環境適応型小型航空機用エンジン（小型エコエンジン）では、取得費用、整備費用、燃料費用からなる直接運航費用の大幅な低減を目指している。ファンは、外径がほかの要素より大きく、エンジン重量に占める割合も大きい。このため、高効率を維持しつつ、高流量化を図り、ファン外径を小さくするとともに、低圧圧縮機部分の段数・部品点数を削減して大幅な重量低減と低コスト化を実現するシンプル・高性能設計技術が求められる。これらの要求を実現させるためには、これまでの実績に基づくファン設計技術に、新たなコンセプトを付加した新技術を適用する必要がある。その新たなコンセプトとしてゼロハブチップレシオファン（以下、ゼロハブファンと呼ぶ）のコンセプトを考案した。

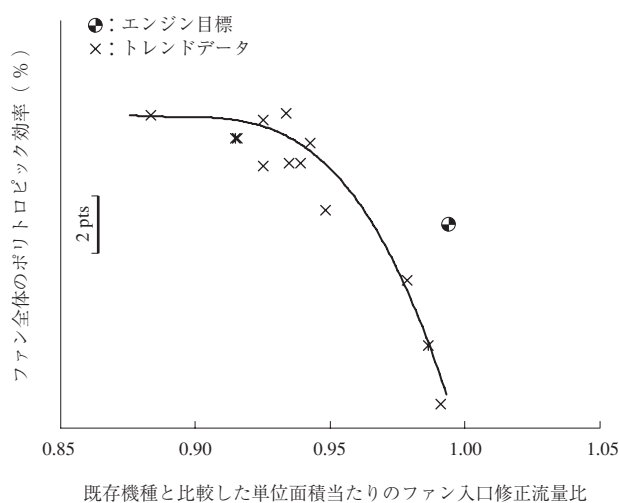
本稿では、エコエンジンプロジェクトで開発した、新たなコンセプトを適用したファンに関するシンプル・高性能化技術について概説する。

2. ファンの目標仕様とゼロハブファンのコンセプト

直接運航費用の低減目標を実現するためにエンジン基本サイクルを検討した結果、ファン部では既存機種に対

し高流量化・高効率化の両立が必要であることが分かった。第1図に高流量化と高効率化の目標性能をファン入口修正流量比と効率のトレンド図で示す。また、低圧圧縮機の段数削減もしくは低圧圧縮機をなくすためにはハブ側（エンジンのコア側）の圧力比 1.6 を単段で達成することを必要とし、ハブ側圧力比 1.6 以上を目標圧力比に設定した。

このような高流量化・高効率化とハブ側高圧力比化を達



第1図 高流量化・高効率化の目標性能
Fig. 1 High specific flow rate and efficiency targets of zero hub to tip ratio Fan

成するために、第2図に示すゼロハブファンのコンセプトを考案した。

- (1) 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ることができる。
- (2) ハブ側高圧力比化とファン動翼入口有効面積を増やすことで高流量化と高効率化を実現できる。

ゼロハブファンの空力設計に当たっては、チップ側は衝撃波を伴う流れとなるので衝撃波制御、ハブ側は三次元性が強い流れ場になるので2次流れ制御が必要で、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を駆使した空力設計技術が必要となる。また、ファン部は、エンジンに鳥や氷片が吸い込まれることに対する耐 FOD (Foreign Object Damage) 健全性、フラッタ (空力的な作動に起因する翼の自励振動) 健全性、横風などで発生するディスクトーション (エンジン入口の空気の乱れ) に対する健全

性、またファン騒音も考慮した設計が要求される。よって、本研究でもエンジンシステム、構造、騒音などの研究と連携しながら設計を実施し、空力設計に反映している。

本研究では、CFD を用いた空力設計技術を実証するために、ゼロハブファンを適用したファン供試体の設計・製作と性能試験まで実施した。

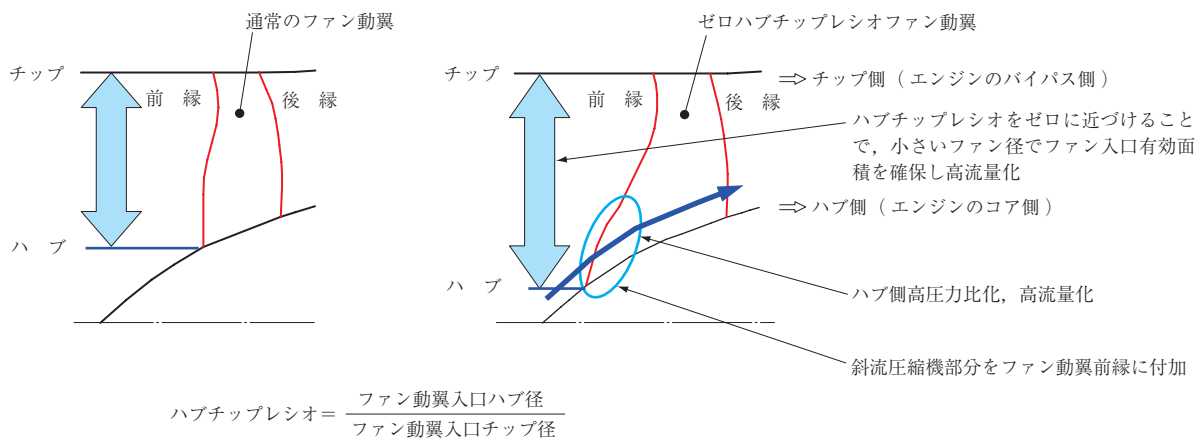
3. ゼロハブファンの設計

3.1 ゼロハブファン動翼の形態

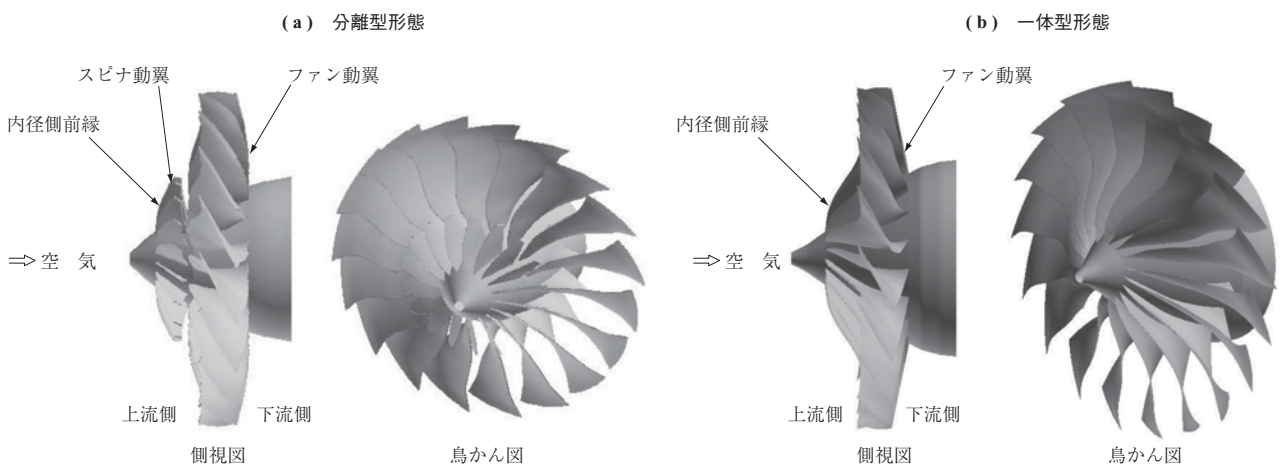
ゼロハブファンの設計を実施するに当たり、第3図に示すように分離型形態と一体型形態の2形態に分けて設計・試験を実施した。以下、分離型形態と一体型形態の特徴を示す。

(1) 分離型形態

ファン動翼はダブルテール構造 (ディスクに翼を差し込む構造)、スピナ動翼部をブリス構造 (ディスク



第2図 ゼロハブチップレシオファンのコンセプト
Fig. 2 Concept of zero hub to tip ratio fan



第3図 ゼロハブチップレシオファン動翼の形態
Fig. 3 Configurations of zero hub to tip ratio fan blade

クと翼が一体化した構造)とする形態でエンジンが機体に搭載された状態でファン動翼の修理・組替えに有利で整備性に優れている。一方、分離部に構造的にすき間が形成されるため、スピナ動翼先端渦、スピナ動翼ウェイク(スピナ動翼後縁で発生する速度欠損部)とファン動翼の干渉、すき間からの漏れ流れが発生し、空力性能的には不利な構造で、CFDも複雑形状での解析が必要になる。

(2) 一体型形態

スピナ部とファン動翼部を分離しない構造のため、分離型形態より空力性能向上が見込める。一方、構造成立性の点では、動翼前縁のハブ側半径が低くなるため、既存機種のようなダブル構造では構造強度的に厳しく、一体型形態を実現するための構造をいかに成立させるかが重要となる。

以上の2形態について開発を進めたが、空力的に不利な分離型形態の開発を先行して行い、ゼロハブファンの空力的なポテンシャルの確認、複雑形状でのCFD適用手法の実証を行うことにした。

空力性能目標も分離型形態と一体型形態で異なる設定としている。分離型形態はエンジン目標レベル以上の高流量化・高効率化を狙う設定とし、一体型はエンジン目標レベルの高流量化・高効率化とし、低流量域(低回転数域)での高効率化も狙った設定としエンジン運用を考慮した目標としている。

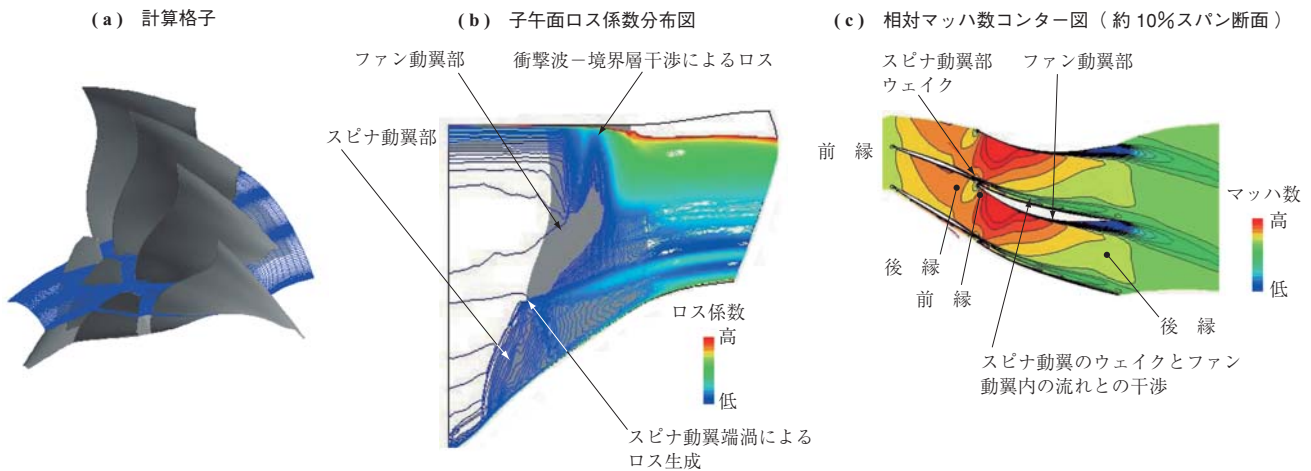
3.2 空力設計

ゼロハブファン動翼では、スピナ部から動翼が形成され

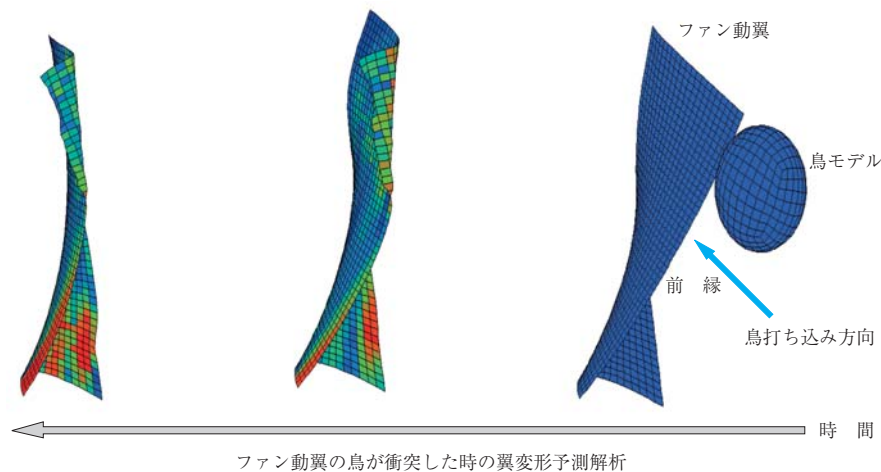
ることによって、スピナ部から圧力上昇を行うことでハブ側高圧比化が実現可能である。またチップ側では高流量化に伴う翼先端部の衝撃波損失を抑えるスイープ形状を適用してさらなる高効率化を達成できる設計とした。ゼロハブファン動翼の分離型形態について、空力設計点でのCFD解析結果例を第4図に示す。第4図に示すように、CFDを適用して、ハブ側ではスピナ動翼先端渦生成の抑制と、スピナ動翼の回転時の翼変形も考慮して、スピナ動翼で発生するウェイクとファン動翼との干渉を制御した設計を行った。チップ側の流入マッハ数が遷音速域(マッハ数が1.0もしくは1.0以上の域)では斜め衝撃波を形成して衝撃波の強さを弱めた設計を実施している。

また、独自コンセプトのゼロハブファン動翼が構造的に成立するかは極めて重要であるため、第5図に示すような鳥衝突解析技術を用いることによってファン動翼に鳥が衝突した時の翼変形予測解析を行い、高い鳥衝突強度をもつ翼形状になるよう反映している。

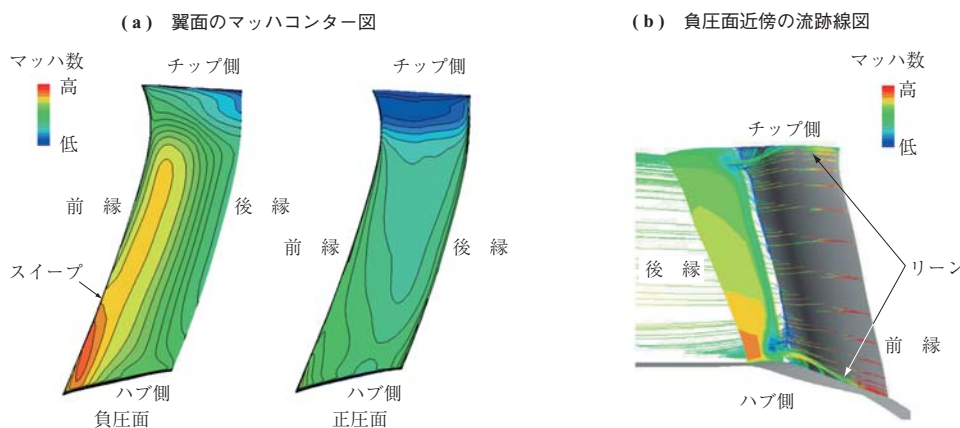
統合OGV(Outlet Guide Vane)については、シンプル低騒音化技術の研究成果を反映して、翼形状はファン騒音低減と空力性能向上に優位なスイープおよびリーンを適用し、ファンフレームのストラットとしての構造部材も兼ねるため、その強度も成立するようにした。特に、高流量・ハブ側高圧比動翼を適用した場合、統合OGVのハブ側流入マッハ数が高くなるため、スイープ・リーン形状は、翼面からの流れのはく離の抑制、2次流れの低減にも寄与し、空力的にも優位である。第6図に統合OGVのCFD解析結果例を示す。



第4図 ゼロハブファン動翼(分離型形態)のCFD解析例
 Fig. 4 CFD results of zero hub to tip ratio fan blade (separated blade)



第5図 鳥衝突解析技術
Fig. 5 Simulation of bird-to-single blade impact



第6図 統合OGVのCFD解析結果例
Fig. 6 CFD results of integrated outlet guide vane

3.3 ファン供試体

空力試験用のファン供試体と計測器配置を第7図に、ファン前方より見た供試体外観を第8図に示す。空力性能を評価するためのファン入口、動翼出口、ファン出口での全圧・全温計測器や、ゼロハブファン動翼の翼振動データを取得するための歪み計測装置、動翼のチップクリアランス計測装置などが装着される。ゼロハブ分離型形態とゼロハブ一体型形態はファン動翼部と統合OGVを組み換えることで、空力性能試験が実施可能な供試体構造としている。

3.4 空力性能試験結果

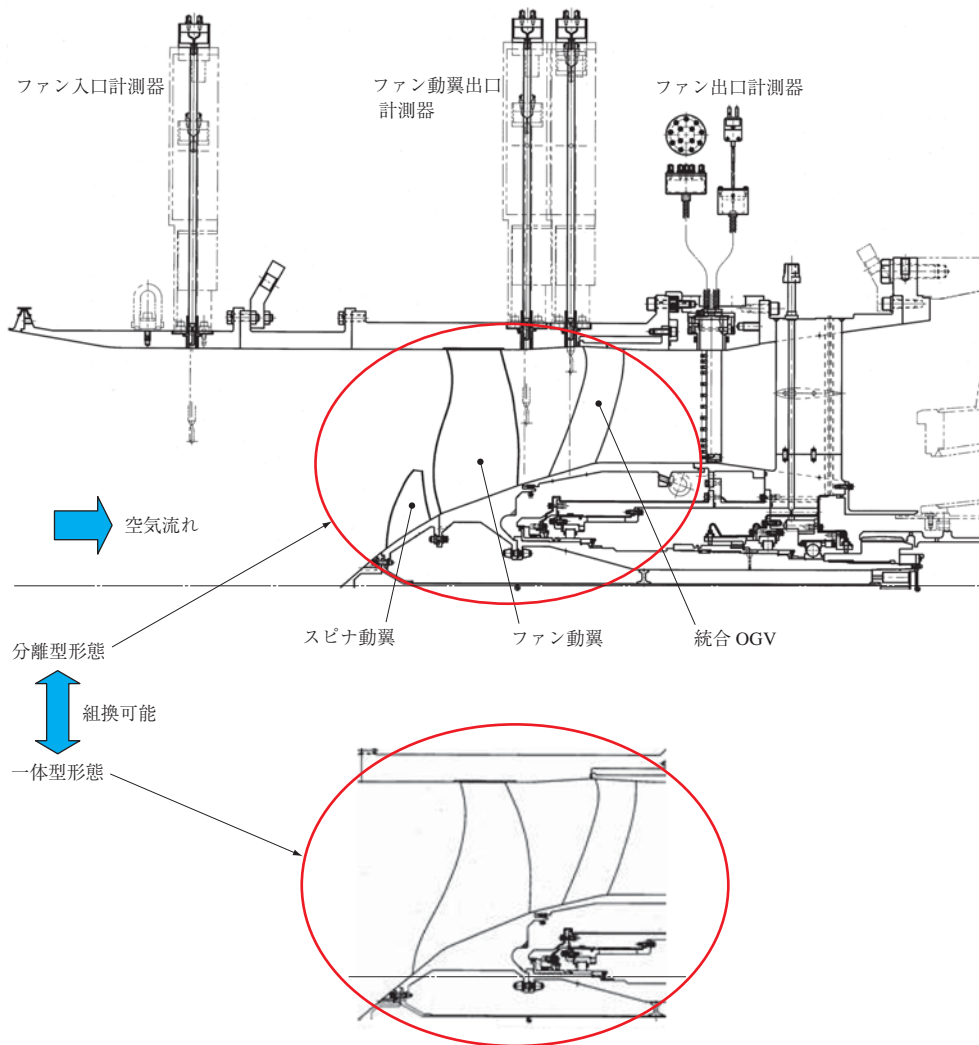
ゼロハブファン分離型形態および一体型形態の空力性能試験結果として、全体性能の試験結果（修正比流量－ファン部全体圧力比特性マップ）を第9図に示す。ファン動翼出口および統合OGV出口の半径方向全圧比分布として

分離型形態の試験結果を第10図に示す。第9図から、目標の高流量で全体圧力比を達成し、第10図から、空力性能的に不利な分離型形態でもハブ側圧力比1.6以上の目標値を達成した。第11図に達成した流量レベルと効率レベルを示す。分離型形態では、高流量側で高効率を達成し、一体型形態ではエンジン運用も想定して、設計意図どおり高回転数・高流量時の効率と低回転数域の効率をトレードオフして広い作動範囲での高効率を達成した。

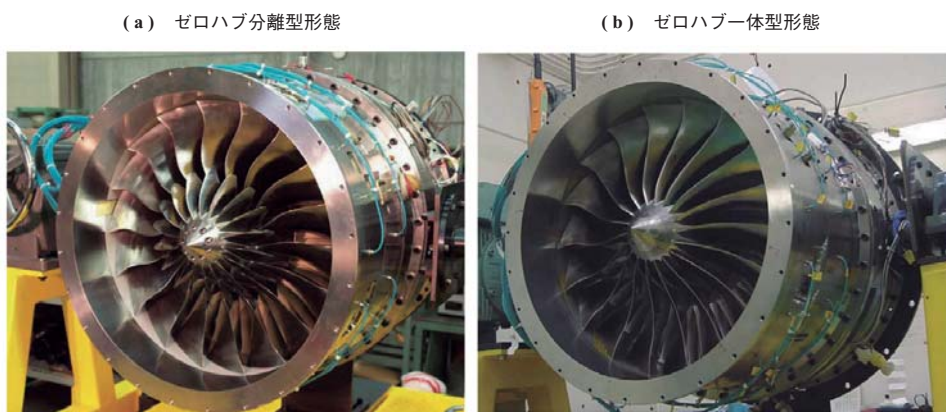
4. 結 言

本稿では、エコエンジンプロジェクトで開発してきた、ファンに関するシンプル・高性能化技術を概説した。

本研究で開発したゼロハブチップレシオファンは既存機種に対し高流量化・高効率化の両立を達成し、また、圧縮機の段数削減もしくは低圧圧縮機をなくすためにハブ側

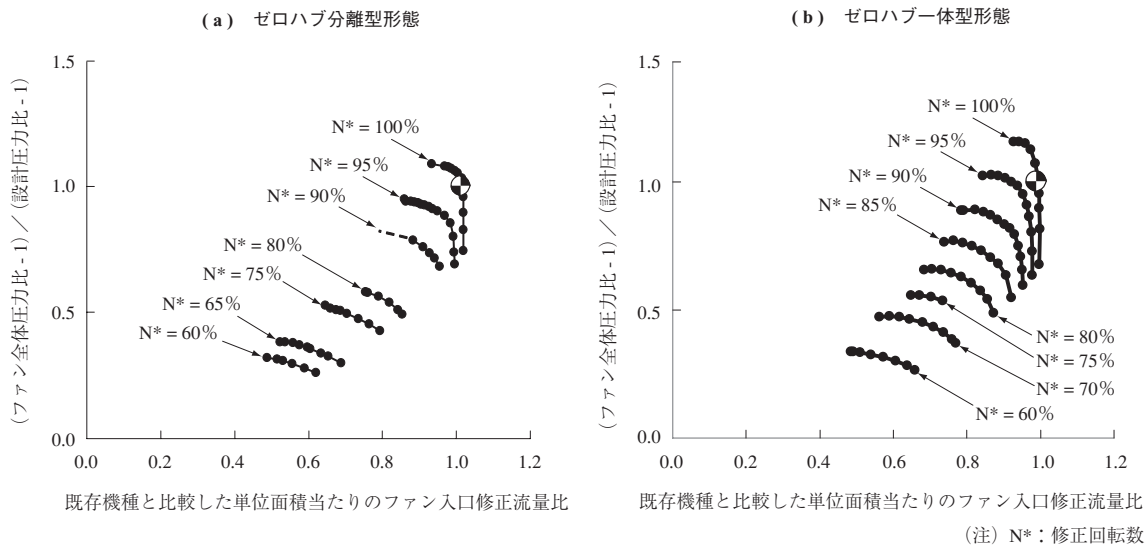


第7図 ファン供試体と計測器配置
 Fig. 7 Cross sectional views of test rig configuration and instrumentation

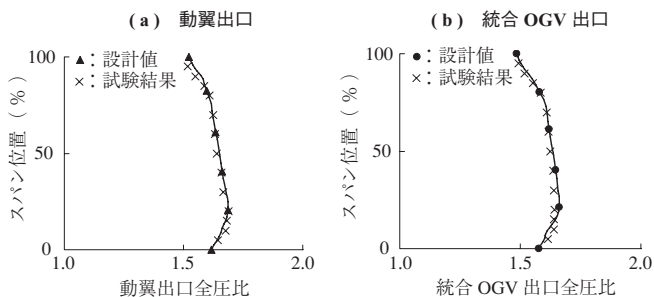


第7図の上流側から見た外観

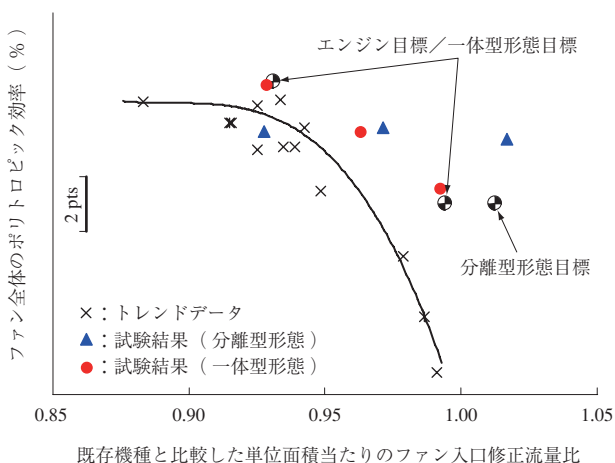
第8図 ファン供試体外観
 Fig. 8 External view of test rig



第 9 図 全体性能の試験結果
Fig. 9 Tested overall performance of zero hub to tip ratio fan



第 10 図 半径方向全圧比分布の試験結果 (分離型形態)
Fig. 10 Tested radial distribution of total pressure ratio (separated configuration)



第 11 図 ファン比流量-効率の試験結果
Fig. 11 Test results of specific flow rate and efficiency

高圧力比化を達成し、そのコンセプトの実証と、設計技術を取得した。本先進技術の取得によって、小型エコエンジンの直接運航費用低減に大きく貢献できるものと考えられる。

— 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たものである。本研究の実施に当たり、ご協力頂いた NEDO 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。

また、本研究の実施に当たり航空宇宙事業本部の藤村哲司氏、黒木博史氏、山本政彦氏および関係各位には多大な協力を得ました。ここに記し、深く感謝します。

参考文献

- (1) 室岡 武, 後藤信也, 水田郁久ほか: 小型エコエンジン ファン・圧縮機の研究開発 第 47 回原動機講演会 B23 2007 年 3 月
- (2) O.Funatogawa: Research and Technology Development in Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project ISABE-2005-1010 (2005)
- (3) S.Goto and H.Kodama: Design of Advanced Transonic Fan Rotor AJCPP2005 D2-2 (2005)