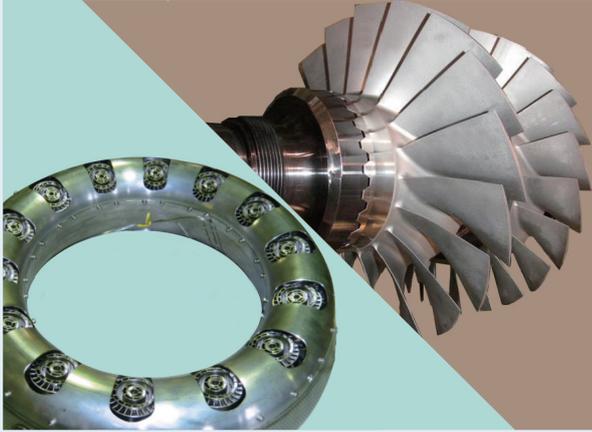


# 航空エンジンの高性能化に向けた要素技術の開発

## Technology Development of Compressor and Combustor for Performance Improvement of Aircraft Engine



酒井 祐輔① Yusuke Sakai  
 松山 竜佐② Ryusuke Matsuyama  
 小田 剛生③ Takeo Oda  
 丹羽 直之④ Naoyuki Niwa  
 堀川 敦史⑤ Atsushi Horikawa

世界経済の発展に伴う航空輸送量の急増と地球温暖化への対策として、航空エンジンには優れた経済性・環境性が要求されており、当社においても将来の製品化に向けた技術開発を進めている。

圧縮機では低燃費化を実現するために高効率な翼形状設計技術などを、燃焼器では排出ガスの低NOx化を実現するために希薄予混合技術などを開発した。さらなる技術開発のため要素試験や解析技術の高度化に取り組んでいる。

Civil aircraft engines are expected to have excellent economic and environmental friendliness to address the rapid increase in air transportation and global warming due to global economic growth. We are developing technologies for future aero-engine components.

We have developed design methodology for high efficiency compressor for better fuel consumption, and lean staged combustor for NOx reduction. We are continuously working on improving the component testing and the numerical analysis for further development.

### まえがき

グローバル経済の発展に伴う航空輸送量の急増と地球温暖化への対策として、航空エンジンには低燃費化などによる経済性および排出ガスの低NOx化などによる環境性の向上が強く要求されている。

このような状況の下、高性能な航空エンジンの需要は根強く、将来的にも市場規模の拡大が見込まれている。

### 1 背景

当社は国際共同開発に参画して航空エンジンの製造分担による事業展開をしており、シェア拡大に向けた研究開発を実施している。特に、圧縮機と燃焼器に関する自社技術の高度化に取り組んでいる。

### 2 航空エンジンの開発課題

航空エンジンは、図1に示すように、空気を圧縮する圧縮機と燃料を燃焼させる燃焼器および高温・高圧の燃焼空気から動力を抽出するタービンを基本要素として構成されている。

各要素の開発においては、それらをエンジンに組み込む前に段階的な性能評価が必要となる。燃焼器について、要

素開発の技術成熟度レベルTRL (Technology Readiness Level) を図2に示す。当社では、低燃費化・低NOx化に

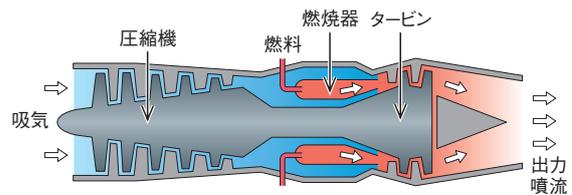


図1 航空エンジンの概略  
 Fig. 1 Schematic of an aircraft engine



図2 燃焼器の技術成熟度レベルTRL  
 Fig. 2 Technology readiness level (TRL) of combustor

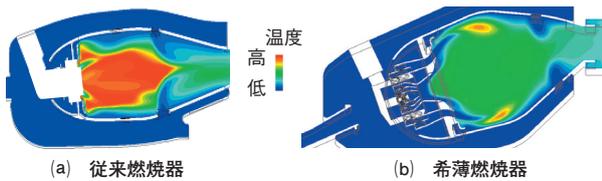


図3 燃焼器の温度分布  
Fig.3 Temperature distribution of combustor

貢献できる要素技術の開発を目的として、TRL 5レベルの技術獲得に向けた研究開発を行っている。

### (1) 低燃費化への課題

低燃費化を実現するためには、エンジンの各要素の効率向上や軽量化が必要となる。圧縮機は、高速回転する動翼列と固定された静翼列を複数段重ねて構成されており、高効率化のためには低損失な翼形状の設計が必要となる。また、軽量化のためには段数を削減する必要があり、翼ごとの負荷が高くなる傾向にある。

一方、エンジンがより安全に運転できるように、圧縮機の不安定作動であるサージやストールを起こさない十分な作動範囲を持つことが必要である。

圧縮機の開発においては、これらの高効率・軽量・広作動範囲をバランス良く実現することが課題である。

### (2) 低NO<sub>x</sub>化への課題

航空エンジンから排出されるNO<sub>x</sub>は、エンジンの中で最も高温となる燃焼器において生成される。燃焼温度が高いほどNO<sub>x</sub>の生成量が増加するため、燃焼温度を低減することが重要となる。

燃焼温度を低減できる燃焼器として、当社では希薄燃焼器を開発している<sup>1)</sup>。希薄燃焼器は、燃焼時の空気に対する燃料の割合を少なくすることで、図3に示すように従来燃焼器より燃焼温度を低減することができる。また、NO<sub>x</sub>だけでなく粒子状物質も大幅に低減できるため、次世代燃焼器として期待されている。一方で、保炎性・燃焼効率・自着火や逆火による燃焼器損傷の可能性・燃焼振動の発生など、実用化には多くの課題がある。

燃焼器の開発においては、低NO<sub>x</sub>を実現するために、均一な予混合火炎を形成することが重要な課題である。

## 3 低燃費化・低NO<sub>x</sub>化への取り組み

### (1) 低燃費化の実現

低燃費化を実現するための取り組みとして、翼設計システムを開発して回転翼列試験で実証した。また、実験結果をより高精度に再現できるように、解析技術の高度化にも取り組んでいる。

### (i) 翼設計システム

近年の翼設計においては、数値流体力学CFDで個々の翼性能を確認しながら設計することが一般的であるが、数多くの設計パラメータの中から最適なパラメータを選定するまでに多くの試行錯誤が必要となる。この作業を効率的かつ精度良く行うために、遺伝的アルゴリズムを活用して図4に示すような最適な設計パラメータを自動的に選定できるシステムを構築した。従来は個別に行っていた空力と振動・強度の最適化を同時に行うことが可能となっている。本システムを用いて設計した新型翼と従来翼について、圧力損失の半径方向分布の比較を図5に示す。このように、従来翼よりも全圧損失が低減した高効率な翼が設計できるようになった。

### (ii) 回転翼列試験

新規に設計した翼型について、回転翼列試験で設計の検証を行った。試験は2段軸流圧縮機の形態で実施した。試験に使用した装置を図6に示す。回転翼列試験では、圧力比・効率などの空力特性や健全性を確認するために翼の振動特性を取得する。また、設計段階での予測が難しいサー

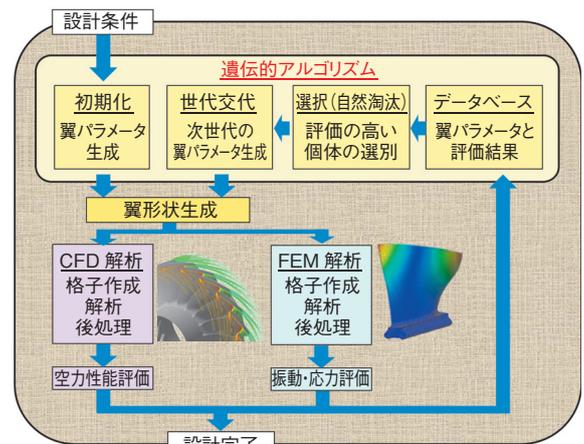


図4 翼設計最適化システム  
Fig.4 Airfoil design optimization system

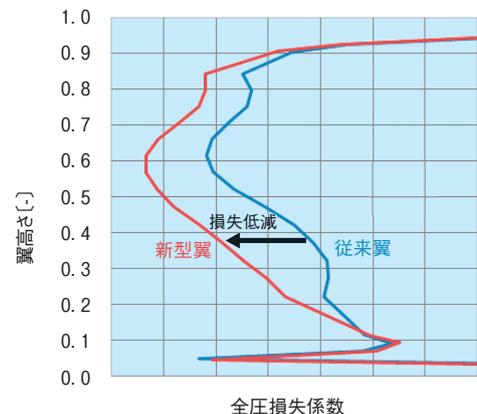


図5 全圧損失の分布  
Fig.5 Distribution of total pressure loss

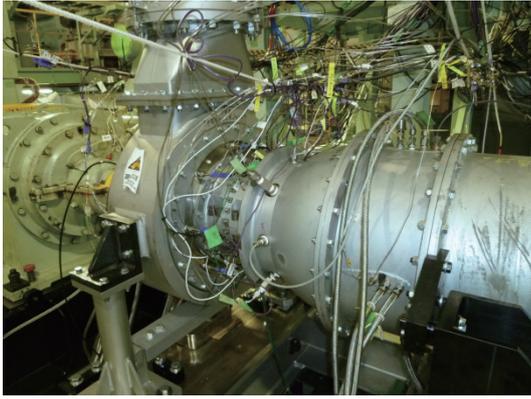


図6 圧縮機回転翼列試験装置  
Fig. 6 Compressor test rig

ジ・ストールの発生点も確認している。

(iii) 数値解析

翼の設計においては、解析時間の制約から流れ場を時間平均して取り扱う定常解析が一般的に使用される。しかし、定常解析では多段圧縮機の動静翼干渉を精度良く捉えることができないため、サージなどの不安定現象の予測精度が不十分である。そのため、時間精度を高めた非定常解析の研究にも取り組んでいる。

非定常解析は定常解析と比較して解析が大規模になるため、スーパーコンピュータ「京」を用いた共同研究を九州大学と実施している<sup>2)</sup>。解析対象は回転翼列試験を実施した2段圧縮機であり、翼端付近における密度勾配分布を図7に示す。このように、翼の後流や衝撃波が隣接する翼と干渉する複雑な流れの様子を捉えることができている。

(2) 低NOx化の実現

航空エンジン用燃焼器の多くは、代表図に示したように周上に配置された燃料噴射弁から噴射された燃料が、下流の環状燃焼室内で燃焼する環状燃焼器である。

希薄燃焼器では、燃焼室内で燃焼する前に、燃料噴射弁内で燃料と空気を予混合させる。予混合気均一であるほ

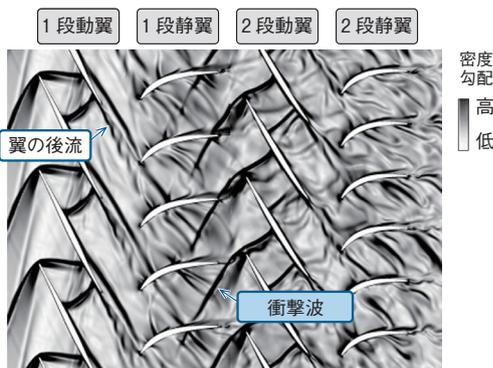


図7 翼間の密度勾配分布  
Fig. 7 Density gradient distribution in blade-to-blade plane

どNOxを低減することができるため、燃料噴射弁の性能向上が重要となっている。

燃料噴射弁の開発においては、均一な予混合火炎の実現などの課題を解決するためにJAXAと共同研究開発を実施しており、数値解析と光学計測を用いて空気の流れ場・燃料分布・燃焼場を可視化して設計に利用している。設計した燃焼器に対しては、高温高压燃焼試験にて性能評価を実施する。高压力比化が進むエンジンに対して実温実圧に近い条件で環状試験ができる設備は世界的にも希少であるが、当社は図8に示すJAXAの保有する大規模な高温高压燃焼試験装置を利用して、実温実圧に限りなく近い試験条件で性能評価を実施しているため、より精度良く性能を把握することができる。

(i) 予混合火炎

予混合度が異なる場合の燃料噴射弁の燃焼試験時の火炎を図9に示す。図中の赤い円状部分は円筒状設備が赤熱している領域であり、青い部分が火炎である。なお、図を左右に横切る棒は排出ガス計測プローブである。

予混合が不均一な場合である同図(a)では火炎が周方向に筋状となり、予混合が均一な場合である同図(b)では火炎が周方向に一様になっている。また、予混合が均一な場合のNOx排出量は、大幅に削減されている<sup>3)</sup>。予混合を均一にするためには、空気の流れ場および燃料分布を精度よく把握する必要がある。

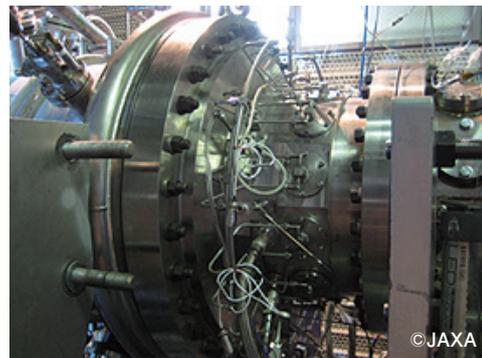


図8 高温高压燃焼試験装置  
Fig. 8 High temperature and high-pressure combustor test rig



(a) 不均一な場合の火炎 (b) 均一な場合の火炎

図9 予混合火炎  
Fig. 9 Premixed flame

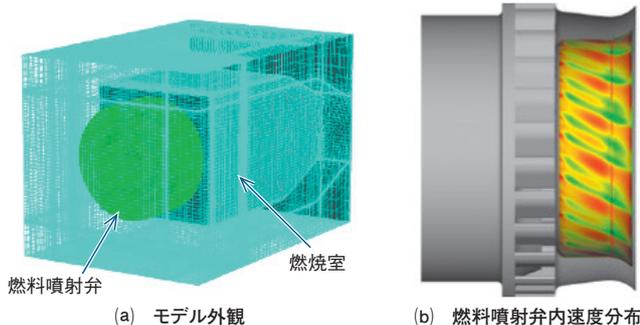


図10 燃料噴射弁内CFD  
Fig.10 CFD in the fuel injection device

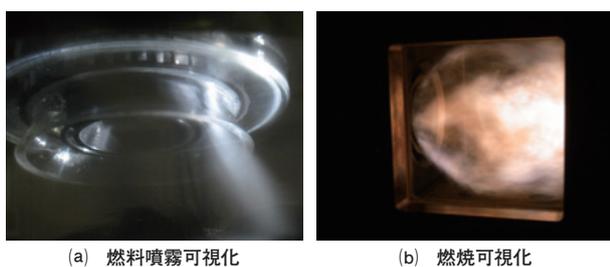


図11 燃焼器内部の可視化  
Fig.11 Visualization of the interior of combustor

### (ii) 数値解析

空気の流れ場の把握のために、数値解析を利用している。着火・保炎性能や出口温度分布などに影響のある燃焼器内の大きな流れ場や、予混合および自着火や逆火のリスクを伴う燃料噴射弁内での空気流れの剥離や速度分布の把握に有効である(図10)。特に後者では、計算対象の形状を忠実に再現するために、より詳細で大規模な解析が必要であり、JAXAにおいて非燃焼解析コードUPACSとスーパーコンピュータを利用して解析を実施している。

### (iii) 光学計測

高圧力雰囲気下における燃料噴射弁内の燃料噴霧分布の可視化試験の様子を図11(a)に示す。燃料噴射弁の最外殻の部品を透明化することで、燃料噴射弁内の燃料噴霧分布を可視化することができる。また、レーザを使用することで、可視化した燃料噴射弁の燃料噴霧粒径や液滴速度など、より詳細な情報を得ることができる。

燃料噴射弁の燃焼試験中の火炎の様子を図11(b)に示す。試験用燃焼室の壁面をガラスにすることで、燃焼状態を可視化している。可視化と合わせてレーザなどの光学装置を

使用することで、燃料噴霧分布・気化した燃料分布・燃焼場などの情報をより詳細に把握することができる。

### あ と が き

将来の民間航空エンジン事業における当社技術の採用に向けて、圧縮機や燃焼器の技術開発に取り組んでいる。今後もさらなる技術開発とエンジン開発元OEMへの提案活動を継続していく。

本研究の一部は、九州大学およびJAXAとの共同研究で得られた成果であり、高度情報科学技術研究機構のHPCIシステム利用課題として採択されたものを含む。関係者に感謝の意を示す。

### 参 考 文 献

- 1) 特許 第5988261号, “燃料噴射装置”
- 2) S. Saito, M. Furukawa, K. Yamada, Y. Tamura, A. Matsuoka, N. Niwa, : “Vortical Flow Structure of Hub-Corner Separation in a Stator Cascade of a Multi-Stage Transonic Axial Compressor”, Proceedings of the ASME 2017 Fluids Engineering Division Summer Meeting, July 31-August 3, 2017, FEDSM2017-69116
- 3) R. Matsuyama, M. Kobayashi, H.Ogata, A. Horikawa, Y. Kinoshita,,:” DEVELOPMENT OF A LEAN STAGED COMBUSTOR FOR SMALL AERO-ENGINES”, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, June 11-15, 2012, GT2012-68272



酒井 祐 輔



松山 竜 佐



小田 剛 生



丹羽 直 之



堀川 敦 史