

新任教員紹介

航空宇宙学科 航空操縦学専攻・教授 佐々木誠

略歴

- 1943.3 島根県生まれ
- 1970.3 東京大学大学院工学系研究科博士課程終了
- 1970.4 航空宇宙技術研究所入所
- 1985.10 同所 熱伝達研究室長
- 1988.10 同所 原動機性能研究室長
- 1996.10 同所 原動機部長 (1998.4 航空エンジン研究部長)
- 1999.10 同所 研究総務官
- 2001.4 宇宙開発事業団招聘開発部員
- 2003.10 宇宙航空研究開発機構主任開発部員
- 2004.10 東海大学非常勤講師 (兼任)
- 2006.4 現職



担当科目

航空宇宙推進工学、航空推進装置、航空推進工学特論、航空宇宙応用実験 (共担)、基礎製図 (共担)

研究活動内容

研究経歴

1970年から31年間航空宇宙技術研究所(NAL)で主に航空機用ジェットエンジンの研究に従事しました。この間、わが国で初めての高バイパス比ターボファンエンジン FJR710の研究開発、同エンジンのSTOL実験機「飛鳥」への搭載運用、超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR プロジェクト)などに参加しました。その後、宇宙開発事業団(NASDA)に移り、宇宙航空研究開発機構(JAXA)への統合を経て最近5年間は主にH-IIAロケットプロジェクトの独立評価に従事しました。

高温タービンの研究

航空宇宙技術研究所で最初に行った研究はタービン翼のフィルム冷却の研究でした。当時わが国で初めての高バイパス比ターボファンエンジン FJR710の自主開発が始まったところで、その技術課題のひとつが入口温度1250℃クラスの高温タービン翼の空気冷却でした。翼を中空にして内部から冷やすとともに翼面に開けた孔から冷却空気を吹出すフィルム冷却方式が既に部分的に適用され始めていました。そこでフィルム冷却を翼の前縁部に採用するための基礎研究を行いました。次に、これを翼面全体に適用するための風洞実験を行って、多孔列からの吹出しによる重ね合わせ効果により下流にいくにしたがい断熱壁温度(フィルム冷却効率 η)が均一化する様子を赤外線カメラを用いて可視化しました。現用エンジンのタービン翼にはこのような全面フィルム冷却方式が適用されており、入口温度1600℃クラスの高温タービンが実現しています。

[参考論文]

Sasaki, M., et al., Film Cooling Effectiveness for Injection from Multi-row Holes, Trans. ASME, J. Engineering for Power, Vol.101, No.1, (1979).

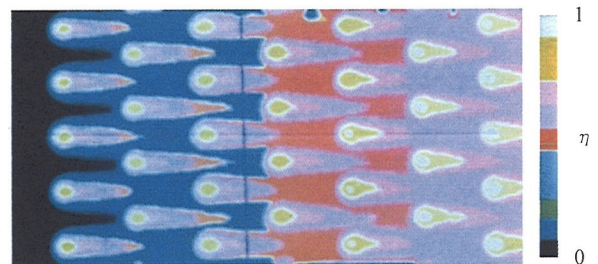


図1 多孔列吹出しフィルム冷却の冷却効率分布

エンジン耐空性およびエンジン艙装の研究

1980年代に航空宇宙技術研究所が実施したSTOL実験機「飛鳥」プロジェクトでは、搭載エンジンであるFJR710エンジンの技術開発を担当しました。具体的にはエンジン耐空性試験、USB方式エンジン艙装設計、高揚力システム試験、エンジン空中試験そして飛行実験のためのエンジン運用などです。

耐空性試験というのはエンジンが飛行中に遭遇するさまざまな運用条件で安全に運転できることを証明するもので、豪雨を想定した水吸込み試験、鳥や雹などの異物吸込み試験、着氷試験、横風試験などが含まれます。これらの試験はいずれもわが国では初めて実施するもので、メーカーの人達と試行錯誤を繰り返しながら試験方法を確立しエンジンの改良を行いました。

STOL実験機「飛鳥」はいわゆるUSB (Upper Surface Blowing) 方式の高揚力システムを採用した独特のエンジン搭載方式であるため、エンジン艙装に関する種々の技術課題が発生しました。高バイパス比エンジンの高温コア排気と低温ファン排気をナセル内で合流して主翼上面に吹出すためのナセル形状設計、エンジンマウント設計、主翼上面の温度上昇抑制、USBフラップの



図2 USB方式高揚力システムの地上試験

推力転向特性などです。最終的には実験機製造に先行して実機と同一のナセルにエンジンを搭載した高揚力システムの地上試験を行い設計結果を確認しました。

飛鳥の飛行実験に先立って、実飛行状態でのエンジン単体の性能・機能を確認するため、空中試験機（C-1改FTB機）にFJRエンジンを搭載してエンジン空中試験を行いました。ここで、低G飛行条件でのオイルシステムの作動に不具合が見つかり改修を実施しました。エンジンを飛鳥に搭載し飛行実験を開始した後も実運用にともなう種々の不具合が発生しましたが、その都度対策を施し、約100回の飛行実験を完了しました。一連のエンジン技術開発と搭載運用はメーカーにとっても貴重な経験であり、今日の民間エンジン国際共同開発参画の足掛かりとなったといえます。

[参考論文]

Sasaki, M. et al., Installation and Operation of the FJR710 Engine in the NAL-QSTOL “ASUKA”, Proc. 1987 Tokyo Intern. Gas Turbine Congress. 87-Tokyo-IGTC-95, (1987).



図3 着陸アプローチ中のSTOL実験機「飛鳥」(©JAXA)

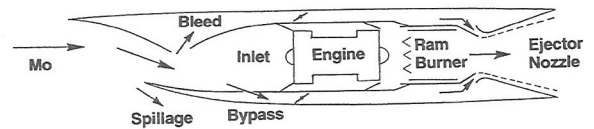
超音速輸送機用推進システムに関する研究

1990年代に通商産業省工業技術院からの委託を受けてNEDOが実施した超音速輸送機用推進システムの研究開発（HYPRプロジェクト）では、エンジンシステム研究や排気ノズルの研究を担当しました。このプロジェクトは飛行マッハ数5まで作動できるコンバインドサイクルエンジン（ターボラムジェットエンジン）の技術実証を目標としたもので、わが国のエンジンメーカー3社、航空宇宙技術研究所を初めとする4国立研究所に加え、海外メーカー4社が参加する国際的な研究開発でした。超音速機用推進システムでは、エンジン本体だけでなくインテークや排気ノズルの設計に多くの技術課題があります。排気ノ

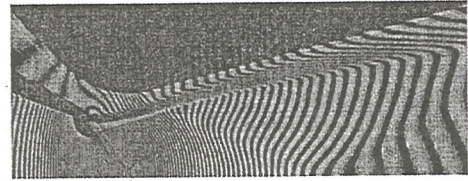
ズルの課題のひとつにインテークから抽気し、エンジン冷却などに使用した空気を効率よく排気ジェットに合流させる機能があります。このような排気ノズル特性の基礎研究として2次元超音速エジェクターノズルのスロート付近の流れをマッハツェンダー干渉法により可視化するとともに、CFD解析結果と比較しノズル内部流れと流量特性を解明しました。次世代の超音速輸送機用推進システムの設計に役立てたいと考えています。

[参考論文]

Sasaki, M. et al., Internal Flow Field and Performance of Two-dimensional Ejector Nozzles, Proc. 2nd Intern. Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System, (1995).



Mach-Zehnder Interferogram ($P_0/P_{T1}=0.35$, $\Delta\rho/\rho_{T1}=0.0065$)



Equi-density Contours by Turbulence Model Calculation

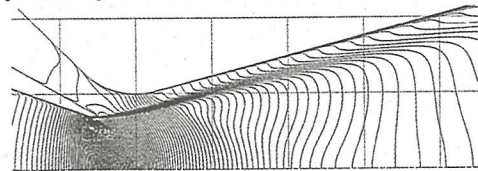


図4 2次元超音速エジェクターノズルの内部流れ

宇宙用推進システムの研究

宇宙用推進システムに関しては、宇宙往還機用ターボ系エアブリージングエンジンの研究やH-IIA用ロケットエンジンの開発評価に参加しました。一時盛んであった再使用型宇宙往還機(RLV)の研究開発は現在あまり活発ではありませんが、将来に向けて地道な研究が必要と考えています。

[参考論文]

Sasaki, M. et al., A Review of Recent RLV Research Activities in Japan, Proc. STAIF-2004, (2004).

今後の活動目標

航空操縦学専攻の学生は、まず操縦訓練に使用する小型低速機用の推進装置であるピストンエンジンとプロペラについて学び、操縦士免許取得後に大型高速機用の推進機関であるジェットエンジンについて学ぶことができます。エンジン開発と実機運用に携わった経験をこれらの教育に生かしたいと考えています。研究に関しては、航空用エンジンの性能や環境適合性向上、運用上の課題（空中始動特性、異物吸込みに対する作動余裕、故障解析など）、さらには次世代超音速輸送機用推進システムなどについて、学内あるいは外部機関との連携を含め検討していきたいと考えています。