

航空機の環境負荷低減に向けた空力技術による取り組み

研究開発本部 流体グループ

越岡 康弘、渡辺 重哉、黒滝 卓司、西沢 啓、跡部 隆、満尾 和徳
池田 友明、岡林 希依、坂上 博隆、飯島 由美、守田 克彰

1. はじめに

地球環境への負荷を低減し、持続可能な社会活動の実現を目指す動きが活発化している。このような状況の中で、航空分野でも IATA(国際航空運送協会)が CO₂ 削減に向けてのロードマップを示す^[1](図1)など、必要な努力目標の設定を行うとともに、これを受けた技術開発プロジェクトが相次いで開始されている。欧州では ACARE(Advisory Council for Aeronautics Research in Europe)による“Clean Sky”プロジェクトが、米国では NASA による ERA(Environmentally Responsible Aviation)プロジェクト^[2]がスタートしており、開発された技術を踏まえた将来の航空機の概念検討結果がエアバス^[3]、ボーイング^[4]等の航空機メーカーより公表されている。JAXA 流体グループでも、燃料消費低減につながる空気抵抗低減技術、飛行安全の確保につながる着氷防止技術の開発を通じ、環境負荷低減につながる航空機設計基盤技術の構築により、持続可能な社会の実現に向けた技術開発を計画している。

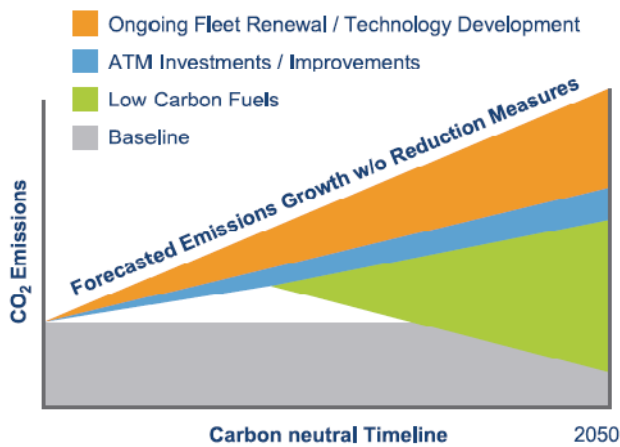


図1 二酸化炭素排出量の予測

2. 取り組みの狙い

2.1 空力抵抗低減技術の開発

航空機に生じる空気抵抗の内訳を図2に示す。図より分かるように、抵抗の内訳は大別

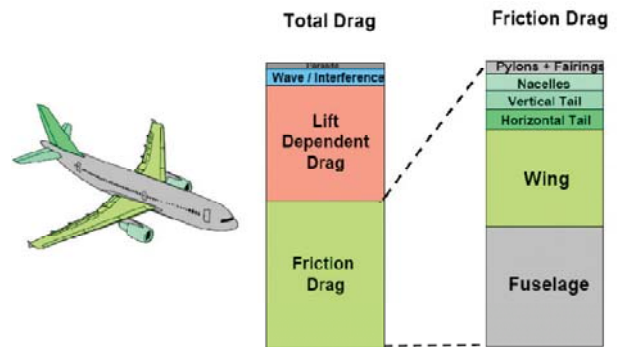


図2 巡航状態における航空機の空気抵抗の内訳

して圧力抵抗である揚力依存抵抗と、表面摩擦力からなっている。流体グループでは空気抵抗のおよそ半分を占める摩擦抵抗低減に着目し、層流境界層域の拡大、及び乱流境界層における摩擦力軽減を実現するため、周期擾乱による層流境界層中の擾乱の成長の抑制とそれによる層流域の拡大、リブレットによる乱流境界層摩擦力の低減技術の開発に取り組む計画である。

2.2 着氷防止技術の開発

図3に主翼前縁への着氷の状況を示す。航空機の主翼、エンジン空気取り入れ口等に生じた着氷は、航空機の墜落の原因となるため、旅客機等は、着氷防止のため防氷ブーツ、電熱線、ブリードエア等の防氷装備を備えている。また水抜きなどの生じた着氷、防氷装置の下流に生じた二次着氷は、落下した際に事故に結び付く可能性がある。これら着氷現象を軽減し、着氷防止装備の簡略化、飛行安全への貢献を目指し、親水性と疎水性を併せ持つコーティングによる着氷現象の緩和技術の開発を進める計画である。



図3 航空機主翼前縁に発生した着氷の状況

3. 研究開発の方針

3.1 空力抵抗低減技術の開発

従来行われてきた層流境界層域の拡大は、T-S波の成長を抑制する圧力勾配を利用するもの（パッシブ）や境界層吸込みを行うもの（アクティブ）によるものであったが、装備化の難しさ、効果の大きさなどから実用には至っていない。近年層流境界層にパッシブに周期的な擾乱を導入することにより、層流境界層域拡大の可能性が指摘されており^{[5][6]}、本研究開発でも圧力勾配、翼前縁の後退角の効果を取り込んだ層流境界層安定解析を実施して層流境界層域の拡大の可能性を追求する計画である。

乱流境界層における摩擦抵抗低減にリブレット(図4)が有効であることは広く知られているが、航空機表面への施工及び維持の煩雑さから普及するには至っていない。近年航空機の機体表面へ容易にリブレットパターンを施工する技術が開発され、その有効性、耐久性の確認が進められている。^[7]本研究開発で

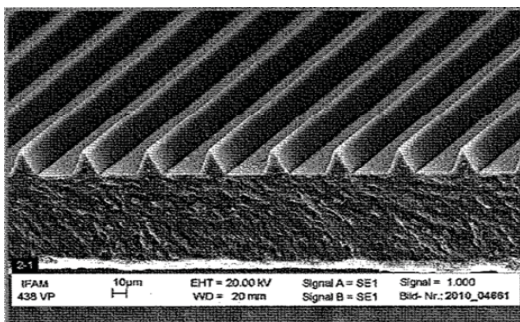


図4 リブレットパターン例

は大規模シミュレーションによる乱流境界層内の詳細な流れ場構造の解明を通じ、リブレットの抵抗低減のメカニズムを明らかにして、その抵抗低減効果を最大限に引き出すとともに、施工容易性を目指したリブレットパター

ンと装置開発を進める計画である。

3.2 着氷防止技術の開発

着氷現象は過冷却水の微細な水滴が航空機の機体表面に衝突した際に次々と結氷してゆくことにより生じる。機体表面を疎水性と親水性(図5)を併せ持つコーティングで覆うことにより、過冷却水の水滴が機体表面に留まることを阻害することで、着氷を軽減することを目指し、好ましい特性のコーティング剤の追及を進める計画である。



図5 疎水性表面(左図)と親水性表面(右図)

4. 結言

これらの空力デバイス、コーティング剤の適用を考えた場合、施工容易性、耐久性、コストが非常に重要となる。このため、材料、薬品メーカーとの連携はもちろん航空機の運航者からの協力を得て、開発の早い段階から実用性に配慮した開発を進めていく計画である。

参考文献

- [1]” The IATA Technology Roadmap Report” , June, 2008.
- [2]Tony Strazisar, “Environmentally Responsible Aviation(ERA) Project” , NRC Meeting of Experts, May 14-15, 2009.
- [3]” The Future by AIRBUS” , June, 2011.
- [4]M. k. Bradly, C. K. Drony, ” Subsonic Ultra Green Aircraft Research: Phase 1 Final Report” , NASA CR-2011-216847, April, 2011.
- [5]W. S. Saric, “Flight Experiments on Local and Global Effects of Surface Roughness on 2-D and 3-D Boundary-Layer Stability and Transition” , AFOSR GRANT FA9550-05-1-0044.
- [6]T. Atobe, “Floquet Stability Analysis of a Channel Flow with Longitudinal Wall-Oscillation” , The 6th International Conference on Fluid Mechanics.
- [7]Press Release, Fraunhofer, IFAM, April, 2010

航空機騒音の低減のための音響予測技術

研究開発本部 流体グループ
黒滝 卓司、池田 友明

1. はじめに

近年の計算機能力の発達に伴い、数値流体力学（CFD）の分野では様々な計算手法が提案され、現象の解明や予測、航空機をはじめとする設計に活用されている。それに比例して、数値解析技術へ要求される能力も高くなり、従来では、風洞試験や理論解析でしか定量的に扱うことのできなかつた課題へ用いることが期待されている。

一方、21世紀は環境の世紀であると言われるように、騒音や排出物などに関する研究開発が注目を集めるようになってきた。国内での騒音解析は、非圧縮性流体解析と音響的手法とを組み合わせた分離解法による騒音解析が、鉄道、自動車、風力タービンなどの機械系分野で既に高い実績を残しているが、圧縮性流体解析により直接音響現象を捕える研究も活発になりつつあり、これら研究成果の航空宇宙分野への展開が今後の課題となっている。

特に離着陸時における高揚力装置等から発生する空力騒音の問題は、空港周辺の環境問題の観点から注目されており、定量的な予測及び軽減が早急に求められている。CFDの分野においても、今後騒音解析の飛躍的発展が予想されており、世界各国で活発な研究が始まっている。しかし、現象の複雑さから、世界的に見ても未だ技術的な確立には至っていないのが現状である。現在の日本のこの分野における研究は端緒についたばかりであり、欧米各国の研究レベルに比較して遅れている感は拭えないが、国産旅客機の開発が実現しつつある現在、世界レベルの技術優位性を確保することは、緊急かつ意義のある課題である。

本報告では、当グループが取り組んでいるこれらの解析技術の成果の一部を紹介するとともに、研究の現状と将来の展望について述

べる。

2. 研究開発の方針とアプローチ

研究開発の計画の立案に際して、まず、国産航空機開発のキーとなる機外騒音低減技術の開発に適用可能な複雑形状適合性を有する計算精度解析技術を構築することを目標とした。

そのためには、スラット、フラップに代表される要素周り的高精度非定常解析、遠方場での音響予測解析の要素技術の開発、及びそれらを統合した近傍場から遠方場にわたる総合的音響予測手法の構築に必要な諸技術を開発、検証することが必要となる。

従って、研究のアプローチとしては、以下の3つの課題を設定した。

(1) 高精度LES非定常解析技術の研究

高精度LES解析手法及び独自に提案中の一般化インターフェイス理論を用いたマルチブロック法を組み合わせることにより、スラット等からの騒音源を定量的に評価できる高精度解析手法を開発する。

(2) 統合的音響解析予測技術の研究

近傍場では(1)のCFD手法により、直接的に音響場を解き、遠方場では音響理論による積分手法を用いる新しいハイブリッド手法の提案等を通して、遠方場での騒音予測精度向上を達成する。

(3) 実験的技術検証

上記数値解析技術の検証に必要な風洞試験データを取得する。

3. 研究の概要と成果例

3.1 高精度LES非定常解析技術の研究

乱流渦をはじめとする流体渦に起因するとされる空力騒音の予測を実現するためには、たとえ簡単な形状であっても、層流から乱流への遷移、剥離及び再付着、乱流現象等の複雑な流体现

象を精度良く解かねばならず、従来の解析手法では困難とされてきた。

そこで、以下の技術的な点に留意して研究を進めている。

(1) 航空機の開発に必要な実用レベルでの比較的高いレイノルズ数領域において、できるだけ少ない格子点数で、乱流遷移、剥離や再付着等の現象が定量的に把握できるラージエディシミュレーション(LES)技術の開発。

(2) 上記の能力を例えば三次元翼、高揚力装置等の複雑形状に適用するマルチブロック手法の開発。

これらの高度な要求を満たすために、解析コードの開発にあたり、我々は以下の点に留意した。まず、3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式を基礎方程式とし、4次精度以上の高精度な空間微分、時間積分法を採用した。第2に、乱流領域では、LES解法としてADM (Approximate Deconvolution Model)^[1]によるアプローチを採り、一般座標系に拡張された高精度境界条件であるNavier - Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)を組み合わせた。第3に、計算領域同士の境界面を通過する物理量を特性波理論的に決定する方法を構築することによって、複雑形状周りの高精度な解析を可能とした^[2]。

この解析手法の検証例として、現在われわれの実施している、スラット翼を含む二次元主翼形状周りの研究を紹介する。従来より、風洞試験を用いたスラット騒音試験では、中周波数領域において複数のピーク音 (MTP: Multiple Tonal Peak) 発生現象が報告されている。しかしながら、この騒音発生メカニズムは未だ完全には解明されておらず、また、実機サイズにおいても発生する可能性があるのかどうか明らかになっていない。これらの課題を解決することを目的として、上述した数値解析手法及び後述する実験の両方の側面から、この問題に取り組んでいる。

図1に、スラットを模擬した風試結果の一例を示す。用いたモデルはスラット及び母翼の2翼素モデルで、母翼翼弦長を基準としたレイノルズ数 Re は $Re=1.0 \times 10^6$ 程度である。図1は、スラット下面後端のカस्प部における圧力変動レベルを示しており、一定の迎角

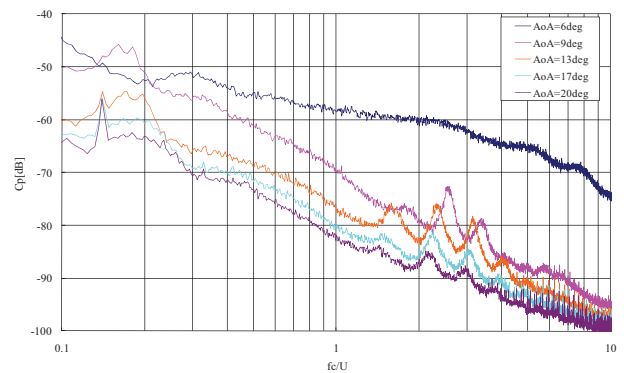


図1 スラット付近における圧力変動

範囲において、圧力変動のピークが無次元周波数 $fc/U=1.0 \sim 5.0$ の範囲に複数発生していることがわかる。

このケースに対応した解析例を図2及び図3に示す。図2はスラット内部の渦の様子を可視化したもので、スラットカस्प部から渦列が発生し、スラット内部及び後端で強い干渉が生じている。図3は、翼周りの音波の概略の様子を示したもので、強い干渉の見られるスラット後端部から、ピーク音が発生しているのが認められる。

現在、この騒音の発生メカニズムを解析結果より推定する研究を進めるとともに、より高い実機レイノルズ数でどのような変化が起こるかについての検討も併せて実施している。

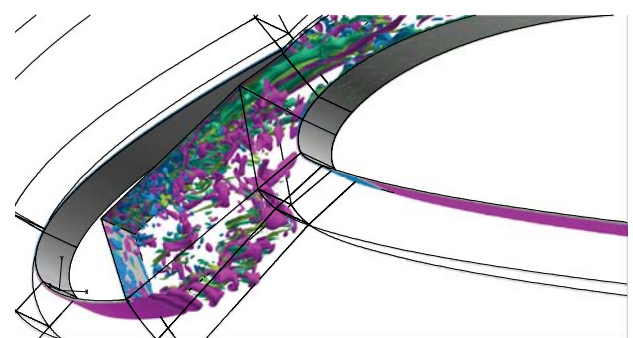


図2 渦度分布 (一様流速 50 m/sec、迎角 10 度、 $Re=10^6$ 、ピンク、水色：横渦、黄緑、黄：縦渦)

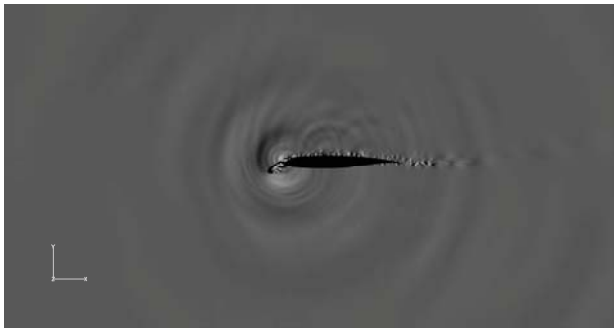


図3 音波捕獲例 ($p-p_{av}$)

3.2 統合的音響解析予測技術の研究

前節までに紹介した高精度圧縮性 LES による計算手法を用いることで、物体近傍場を音響変動を含めて再現することが可能となる。しかしながら、遠方場の空力音予測に同様に高精度圧縮性解法を適用しようとする、三次元場においては計算コストが飛躍的に増大してしまう。そのため、物体から適度に離れた領域において音波は線形的に伝播すると仮定して、遠方場での空力音を準解析的に扱う Ffowcs Williams-Hawkings による分離解法を適用する。

物体周り流れから発生する空力音は、流れの中で発達する渦やそれらの相互作用から直接発生する音 (= 四重極音) と、四重極成分が物体壁面の特に突起や角で増幅し散乱される寄与 (= 二重極音) とに分けられる。一般に航空機の離着陸時に発生する機外騒音のように低マッハ数飛行時には二重極音が卓越するが、境界層や後流で発達する乱流渦に起因する広帯域騒音が卓越する場合には四重極成分が無視できない。ここでは音源となる流れ場を時間的・空間的に積分することが必要となる四重極音を直接的に予測する手法について検討した結果を紹介する。

三次元流れ場から四重極音を抽出する場合、音源となる体積領域を時間的にサンプリングして保持する必要がある。LES で用いる生の格子点データをそのまま保持すると膨大な量となるため、音源情報の格子は間引くことによる粗化を行う。しかしながら、一様に粗くすると積分精度の明らかな低下が生じるため、変動の大きな箇所は格子を細かく保持

する多段階の粗化レベルを導入する。翼後流域の後縁近傍のみ解像度を上げる多段階粗化の例を図4に示す。さらに、四重極音源は本来渦変動を空間的に全て包含するように十分大きく取る必要があるが、渦の流出分を Lighthill テンソルの移流として考慮することで、同じく図4に示したように後流の渦列を途中で横切るように音源領域を定義することが可能となる。

上述の手法を適用した応用例を紹介する。迎角 10 度、翼弦長と一様流に基づいたレイノルズ数 4×10^5 の NACA0012 翼型周り流れから発生する空力音を数値解析した。翼断面に関し二次元的な流れ方向速度変動と多段階格子粗化四重極音源領域を図5に示す。スパン方向に翼弦長の 20%を取り、周期境界を適用する。格子点数はC型格子に対して $2000 \times 200 \times 50 = 2 \times 10^7$ である。近傍場の LES に対しては陽的な空間フィルタのみを適用し、それ以外にはサブグリッドスケールのモデル化は導入しない。このケースには実験研究例があり、以下比較検討を行う^[3]。

図6に体積音源を用いて積分された四重極音と、翼表面を音源とした二重極音の比較結果を示す。音圧レベルは周波数域全体に実験結果より過大評価している。これは主要音源である前縁近傍の圧力変動が過大に再現されるためであり、そこで生じる剥離泡と乱流遷移を十分解像出来ていないことが主因だと予想される。しかしながら、四重極音は高周波数域での寄与が無視出来ないレベルで現れることがわかり、乱流に起因する空力音予測の高精度化の上では四重極音の扱いが重要であることが示唆される。

今後、ここに示した基本的なケースによる予測精度向上とともに、前節で示したようなスラットを含む翼形状等に展開していくことを予定している。

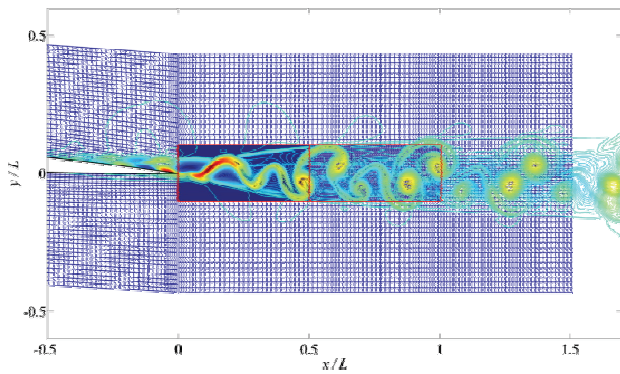


図4 瞬時 Lighthill テンソルの対角成分に重ねて示された多段階格子粗化の例

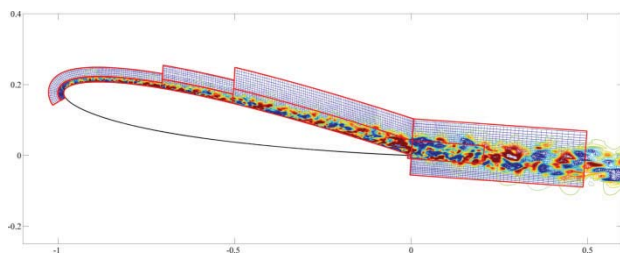


図5 NACA0012 翼周りの u 速度変動と音源領域

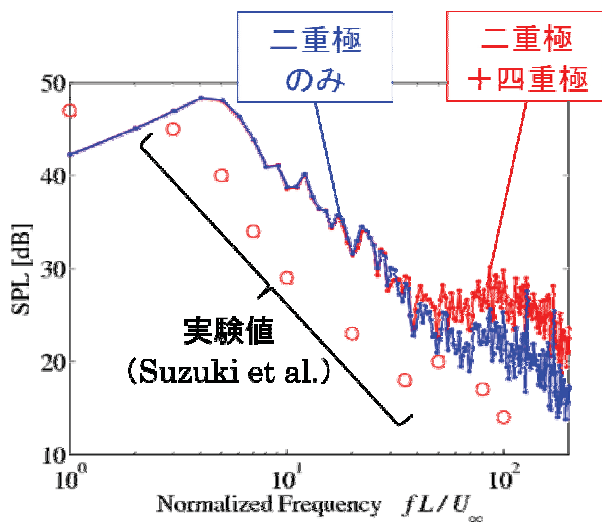


図6 翼鉛直上方 6.7 コード長での SPL の比較

3.3 実験的技術検証

3.1 節で述べたように、当グループでは、航空プログラムグループ 国産旅客機チームの協力を仰ぎながら、スラット騒音に関するデータの取得も実施しており、平成 22 年度には、流体グループ小型低乱風洞及びエンジンセン

ター多目的低騒音風洞において、MTP騒音現象を含む各種データを取得した。この活動の中には、風洞センターと協力して、音源を実験的に探査する試みも含まれる。また、静的デバイスをスラット周辺に付加することにより、実験室レベルでMTP騒音を直接的に低減化する試み等も実施している。

4. 結論及び将来の展望

当グループで実施している航空機騒音の低減のための音響予測技術に関して、概略を記述するとともに、いくつかのこれまでの解析結果例を紹介した。

現在のところ、個々の要素技術の開発成果を用いて、例えばMTP騒音等に応用する等、成果が挙がりつつある。将来的には、本研究の最終目標である、近傍場と遠方場の総合的な騒音予測技術の精度向上に向けて研究活動を前進させていく予定である。

参考文献

- [1] Stolz, S., Adams, N. A. and Kleiser, L., “The Approximate Deconvolution Model for LES of Compressible Flows and its Application to Shock-turbulent-boundary-layer Interaction”, Phys. Fluids, Vol. 13, 2001, pp.2985-3001.
- [2] Sumi, T., Kurotaki, T. and Hiyama, J., “Generalized characteristic interface conditions for high-order multi-block computation”, International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 21, 2007, pp. 335-350.
- [3] 鈴木他 3 名 「低レイノルズ数の二次元翼の空力特性と発生する空力音の特性」 機械学会論文集 B 編 73(736), 2007, pp. 2476-2486

航空機音響環境予測技術の実用展開に関する研究

研究開発本部 数値解析グループ

高橋 孝、橋本 敦、村上 桂一、石田 崇

研究開発本部 機体構造グループ

神田 淳

1. はじめに

数値解析グループ（以下、NAG）では、これまで主に航空機、ヘリコプタ、宇宙往還機などに関する流体・音響の数値シミュレーション技術の研究を進め、新規技術の構築および蓄積を行ってきた。音響解析技術については、これらシミュレーション技術を発展させ、超音速機のソニックブームの非線形音響伝播解析技術や、ロケット打ち上げ時の轟音に起因する音響環境予測技術構築に取り組んでいる。ロケット打ち上げ時の音響解析については、これまで数値予測技術が確立されていなかった、フェアリング構造を介した音響透過解析、および、フェアリング内搭載宇宙機構造の音響振動解析といった音響構造連成解析技術の構築も先行的に進めてきた。そして、それらをさらに発展させる形で、再び航空機への応用として機外および機内騒音予測への取り組みを進めているところである。

本論文では、これまで NAG において研究開発を進めてきた音響シミュレーション技術の研究において、特に航空機の音響環境予測に関連する技術を概説する。その際、拡張 Burgers 式に基づく超音速機のソニックブームの非線形音響伝播解析と、今年度から機体構造グループ（以下、ASG）と NAG が共同で行っている音響伝播経路を考慮した高精度機内騒音評価技術の研究について紹介する。また、航空機の脚騒音など複雑な形状まわりの機外騒音予測への適用を目指して開発している、Building-Cube 法に基づく流体音響解析ツールについても説明する。最後に、これら開発した解析ツールを JAXA 内で利用できるように整備・運用していくためのシミュレーション・ポータル・システムについて述べる。

2. ソニックブームの非線形音響伝播予測技術について

超音速旅客機の運航の妨げになっている大きな問題に、ソニックブームによる騒音がある。NAG では、このソニックブーム騒音の低減を目的とした、非線形音響伝播に関わる設計技術および解析技術の研究開発にも取り組んでおり、以下の解析手法を実装した解析ツール（Xnoise）を開発した。

超音速機からのソニックブームの地上への伝播計算は、大きく 2 段階からなる。まず、超音速機周りの数値計算力学（以下、CFD）計算により、近傍場の圧力情報を得る。この CFD 計算による超音速機周りの圧力分布の例を、図 1 に示す。次いで、得られた圧力を地上まで、大気条件を考慮して伝播計算を行う。

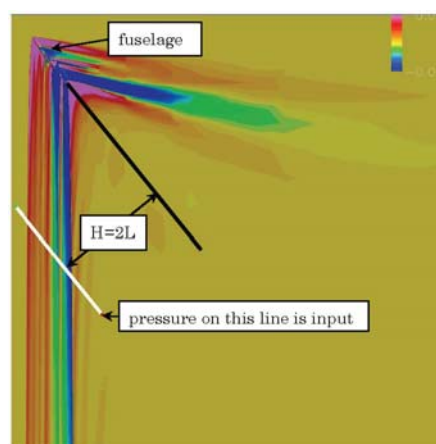


図 1 機体周りの圧力分布

これから、機体下の一定距離離れた線上の圧力を採取し、伝播計算用の初期値としての時刻歴を求める（図 2）。

この波形を地上まで伝播させるために、以下の拡張 Burgers 式^[1]を利用する。

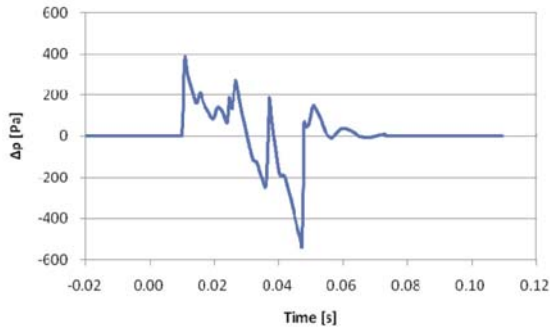


図2 初期圧力時刻歴

$$\begin{aligned} \frac{\partial p}{\partial x} = & \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p^2}{\partial t'} - \frac{1}{2A} \frac{\partial A}{\partial x} p \\ & + \frac{1}{2\rho_0 c_0} \frac{\partial(\rho_0 c_0)}{\partial x} p + \frac{\delta}{2c_0^3} \frac{\partial^2 p}{\partial t'^2} \\ & + \sum_i \frac{(\Delta c)_i \tau_i}{c_0^2} \left(1 + \tau_i \frac{\partial}{\partial t'}\right)^{-1} \frac{\partial^2 p}{\partial t'^2} \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 $p = p(x, t')$ は音圧、 x は距離、 A はレイチューブ面積、 $t' = t - \int_0^x (1/c_0) dx$ は遅延時間、 c_0 は小信号平衡音速、 ρ_0 は周囲密度、 β は非線形係数、 δ は音の拡散率である。各緩和プロセス i は緩和時間 τ_i および小信号音速増分 $(\Delta c)_i$ で特徴づけられる(i として酸素及び窒素を考慮)。

伝播計算は波線(レイ)を追跡することにより逐次進展させる。破線の位置での周囲の温度、音速、密度、音の拡散率、緩和時間などは、大気条件から計算される。図3に、相対湿度を50%で一定とした場合の地上での圧力波形を示す。

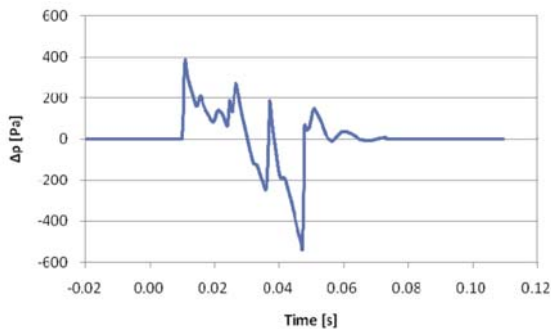


図3 ソニックブーム地上波形

この解析手法を適用することにより、熱粘性および振動緩和を考慮しない従来の手法(Poisson解)に対して、不快感の原因となる立ち上がり時間の評価が可能になる。そのため、この解析ツールは、APG 超音速機チーム

でも活用されている。現在は、風モデルに対応するように拡張しているところである。

3. 音響伝播経路を考慮した機内騒音評価技術について

日本の騒音(音響)の研究については、主に自動車分野を中心に行なわれているが、航空機開発の経験が少ない日本では航空機の機内騒音の研究自体が殆ど行なわれていないのが現状である。

そこで、将来的に国産機開発に適用できる機内騒音評価技術の構築を目指し、今年度からASGとNAGが共同で、音響伝播経路を考慮した高精度機内騒音評価技術の研究を進めている。この研究は、航空機の騒音源の音響加振力と機体構造から機内騒音を同定するために必要な、音響加振力および機内騒音の計測技術の構築、および、音響加振力から機内騒音を求める数値解析手法の構築を行い、機内騒音の基本特性に関する知見を得ることを目的としている。具体的には、航空機胴体を模擬した模型供試体を用いて、実験および数値解析の両面から機内騒音の大きさを求めるとともに、騒音の発生メカニズムを研究し、基本特性の解明を進める。

実験では、供試体の基礎特性(構造固有モードと音響固有モード)を計測する。次に、実験特性(騒音源付近の音圧、胴体の構造振動、機内騒音)を計測する。また、胴体の構造振動については、図4に示すように、ASGが開発した多軸振動非接触自動計測システム(MaVES)^[2]を用いて、レーザーにより非接触で計測し、胴体にかかる圧力を推定することを試みる。



図4 MaVES^[2]

そして、得られた基礎特性と騒音源付近の音圧から機内騒音の数値解析を行う。数値解

析は、空気伝播解析を行う FDTD (Finite Difference Time Domain) 法^[3]と構造・音響連成解析を行うハイブリッド有限要素-波動ベース法 (以下、HF-WBM)^[4]を組み合わせた手法により機内騒音を求める。HF-WBM は、既存の解析手法で精度の高い予測が難しい中間周波数帯域まで解析可能な手法であり、これまで宇宙機の音響振動予測に適用してきた^[5]。今回は、この手法の航空機機内騒音への適用を試みる (図 5)。空気伝播に関しては、将来的に CFD を用いて空力騒音まで考慮することを想定し、差分法に基づく FDTD 法との連携手法を構築する。さらに並行して、有限要素法 (以下、FEM) による構造・音響連成解析を行って機内騒音を求める。FEM は低周波数帯域で精度が高く従来は自動車分野で用いられていた手法である。そして、これら 2 種類の数値解析法を航空機の機内騒音問題へ適用することを試みるとともに、低周波数から中間周波数の帯域の機内騒音についての解析結果を実験結果と比較する。また、空気伝播解析の FDTD 法の結果と胴体圧力の推定値との比較も試みる。

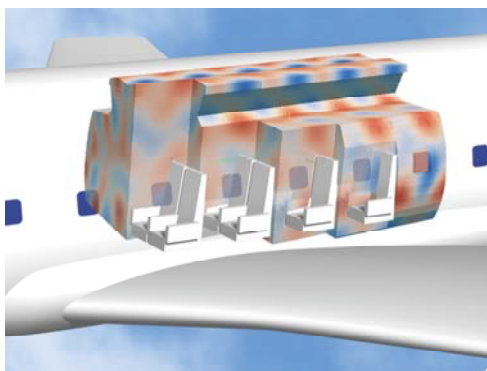


図 5 波動ベース法による航空機の機内騒音の解析例

最後に、これら実験と解析において、騒音発生要因を固体伝播音、空気伝播音、および、暗騒音のように切り分け、騒音の基本特性としてそれぞれがどのくらい機内騒音に寄与するか等について解明する計画である。

4. Building-Cube 法に基づく流体音響解析ツールについて

計算機性能の進歩によって計算リソースの制約が緩和し莫大な格子点数を扱えるようになったため、近年では直交格子法の研究が盛んに行われている。

直交格子法の特徴としては、

- プログラム構造がシンプルであること
- 格子生成が容易であること
- 空間の高次精度化が容易であること

が挙げられるが、従来の直交格子法では風上化を施した有限体積法に基づく離散化が多く用いられており、容易な高次精度化という特徴は活かされていなかった。また直交格子上で任意形状の壁境界をどのように表現し境界条件として取り込むかという大きな問題があり、カットセル法や IB 法などのアプローチは提案されているものの、プログラムが複雑になったり適用範囲が限られているため、根本的な解決策にはなっていない。

近年、中橋によってブロック構造を用いた直交格子法の一つとして Building-Cube 法が提案されている^[6]。この手法は従来の八分木/四分木に基づく格子 (cube) を基に、格子の内部にさらに等間隔直交格子 (cell) を生成して計算する手法であり (図 6)、構造格子法で用いられる高次精度スキームを容易に組み込むことが可能である。

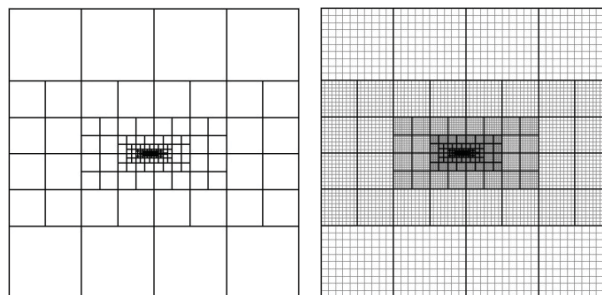


図 6 cube (左図) と cell (右図)

本研究では、この Building-Cube 法のフレームワークに、高次精度スキームと Gridless 法による壁境界の取り扱いを組み込むことで、任意形状周りの流体音響解析ツールの構築を行っている。図 7 に構築した手法によって計算した 2 次元円柱周りの放射音響場の例を示す。この計算では、点音源から発生した音波が空間を伝播し、円柱表面で反射・回折している。図 8 は円柱表面の変動圧力の RMS 値を示しているが、構築した手法による結果は理論解と一致しており、有効性が示されている。

今後は、このツールを拡張し、航空機の脚騒音など航空機の複雑な形状まわりの機外騒音予測への適用を目指す。

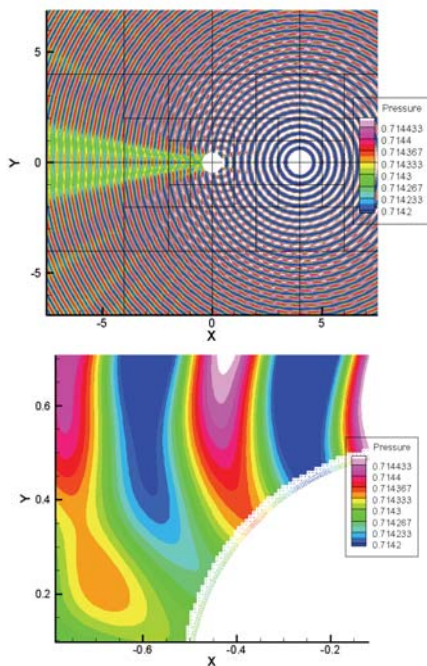


図7 変動圧力場の全体図（上図）と壁近傍（下図）

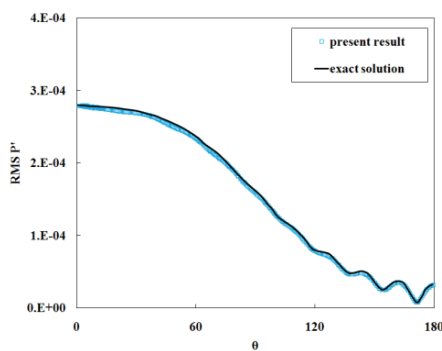


図8 円柱表面の変動圧力のRMS値

5. J-SiPシステムについて

Xnoiseなどの解析ツールは、NAGで所持しているJ-SiP (JAXA Simulation Portal) システムに実装して、JAXA内部からネットワーク経由で、Webブラウザを通しての利用が可能である。図9にJ-SiPシステムのホームページ^[7]を示す。J-SiPシステムでは、キャトルアイサイエンス社が開発したミドルウェアであるRCMポータルシステム^[8]を採用し、当グループで開発したCFD解析コードなども実装されている。RCMポータルシステムの特徴は、解析手順などの定型処理を、xml言語を用いてワークフロー化して自動実行できることにあるが、そのワークフローの改修・追加は、原局でも可能である。今後も、必要に応じて、NAGで開発した解析コードを実装し、JAXA内で利用できるように整備・運用していく予定である。

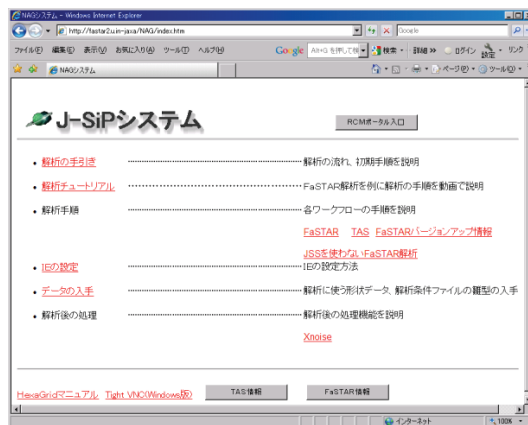


図9 J-SiPシステムのホームページ

6. おわりに

これまでNAGにおいて研究開発を進めてきた音響シミュレーション技術の研究において、特に、航空機の音響環境予測に関連する実用的な数値シミュレーション技術、および、それらを有効に活用するためのシミュレーション・ポータル・システム (J-SiP) について紹介した。また、今年度からASGと共同で研究を進めている音響伝播経路を考慮した機内騒音評価技術について説明した。

今後は、航空機などへの数値シミュレーション技術の実用展開を目指し、解析技術のさらなる拡張と検証を進める。

参考文献

- [1] Cleveland, R.O., *et al.*, Time-domain modeling of finite-amplitude sound in relaxing fluids, *J. Acoust. Soc. Am.*, 99 (1996), 3312-3318.
- [2] 神田 淳, 多軸振動非接触自動計測システム (MaVES)の開発, JAXA-RM-10-010 (2010).
- [3] Murakami, K., and Aoyama, T., Time domain sound transmission calculations through structure models of rocket faring, *Proc. of 17th Int'l Cong. on Sound and Vibration (ICSV17)* (2010).
- [4] Van Hal, B., Desmet, W., and Vandepitte, D., Hybrid finite element- wave based method for steady-state interior structural-acoustic problems, *Computers & Structures*, 83 (2005), 167-180.
- [5] Takahashi, T., *et al.*, Vibroacoustic predictions in a rocket launch environment using the hybrid finite element - wave based approach, *Proc. of 18th Int'l Cong. on Sound and Vib. (ICSV18)* (2011).
- [6] Nakahashi, K., High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions, *AIAA paper* (2005), 2005-4876.
- [7] <http://fastar2.u.in-jaxa/NAG/index.htm>
- [8] 上島 豊ら, XML データベースを用いた実験・シミュレーション統合 Web システム, 第40回流力講演会/ANSS 2008 論文集 (2008), 61-66.

風洞試験を模擬した空力解析技術の研究

数値解析グループ 橋本 敦、村上 桂一、石田 崇
風洞技術開発センター 香西 政孝
国産旅客機チーム 村山 光宏

1. はじめに

航空機の開発では、その空力データを取得するために風洞試験が実施される。しかし、風洞試験では風洞壁や支持装置の影響などを受けるため、それらの影響を評価し補正する技術が必要である。また、通常は実験データとの比較をすることで CFD 解析の検証を行う。しかし、壁や支持の影響、模型変形の影響、乱流遷移の影響などにより、厳密に同じ条件で比較するのが難しい。そのため、計算と実験の間に相違がみられたときに、それが条件の違いによるものなのか、それとも計算手法の不具合によるものか判別できない。そのため、それぞれの影響について調査することが必要である。これまで風洞試験と CFD の両面から上記に挙げたそれぞれの影響について調査してきているが、本稿では、CFD を用いて壁や支持の影響を評価する研究を紹介する。

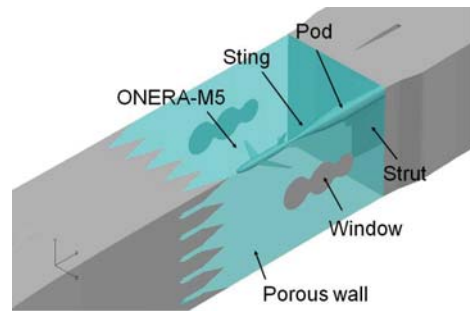


図1 JAXA 2m×2m 遷音速風洞

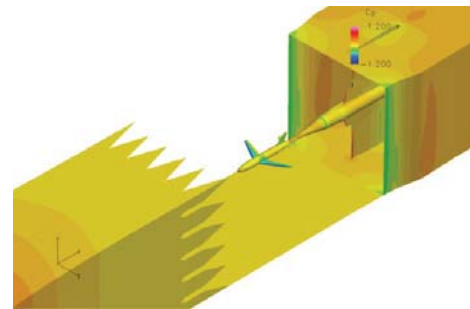


図2 表面 Cp 分布

2. 風洞全体解析

JAXA の遷音速風洞内部の流れ場や壁支持干渉を把握するために、風洞内を詳細に模擬して計算を行っている^[1]。

JAXA が所有する 2m×2m 遷音速風洞に対して、可能な限り風洞の形状及び支持装置を忠実に再現し計算を行う。図 1 に計算対象を示す。模型には ONERA-M5 を採用し、下流にある支持装置（スティング、ポッド、ストラットで構成されている）も含まれている。また、水色の部分は多孔壁であり、多孔壁を流入・流出する流れにより壁干渉を和らげる効果がある。計算においては無数の孔を直接模擬する事は困難であるため、多孔壁をモデル化した境界条件を用いて解析を行う。多孔壁モデルは、JAXA 遷音速風洞の条件に合わせて、単独孔の解析を行い、その結果を用いて新しいモデルを作成した。

TAS-Mesh を用いて格子生成し、

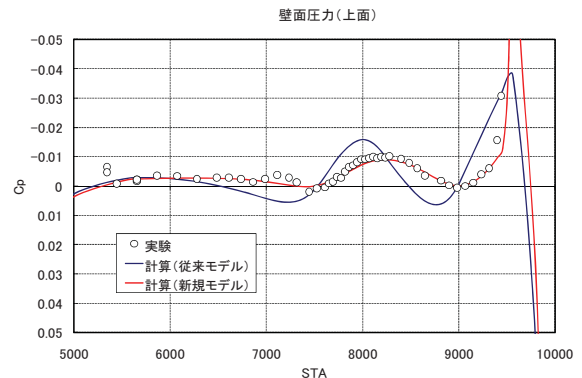


図3 多孔壁上面の圧力分布

TAS-code を用いて解析を行った。一様流のマッハ数は $M=0.84$ で、平均空力翼弦長に対するレイノルズ数は $Re=1.7 \times 10^6$ である。解析によって得られた C_p 分布を図 2 に示す。また、多孔壁上面の C_p 分布を図 3 に示す。従来モデル (Harloff モデル) では、微小差圧に対するモデル化が不十分なため実験値とは大きく異なる。一方、新規モデルで計算した結果は、

実験で計測した値と良く一致しており、多孔壁モデルの妥当性を確認することができた(図3)。

この風洞壁を考慮した解析と、壁なしの解析を比較することで、壁干渉の効果を明らかにすることが可能である。図4は、壁ありと壁なしの表面圧力の差分を示す。壁干渉によって、主に翼面上に発生する衝撃波の位置が変化している様子が分かる。同時に、胴体や翼など各コンポーネントの変化量も知ることができる。また、図5には、壁干渉による気流速度の縦方向成分の変化を示している。模型の上方で、風向きが負の方向(下方)へ変化しており、壁により見かけ上の迎角が変化している様子が分かる。また、ポッド周りの流れも壁によって曲げられている。このように、壁と支持装置の間の干渉についても、CFDを用いて、それらの影響評価が可能になった。

3. 計算の効率化

上記のように風洞壁と支持装置の全てを考慮した詳細解析の他に、支持干渉を簡易的に解析できるツールの開発を行っている。具体的には、自動格子生成ソフトのHexaGridと高速流体ソルバのFaSTARを開発している^[2]。

多くの格子生成ソフトは、隙間やオーバーラップの無い高品質のCADデータをベースに格子を作成するが、HexaGridはオーバーラップがあっても作成可能である。この利点を活用すると、風洞模型(DLR-F6)の他に、ブレードや直スティングのCADデータがあれば、CADデータの編集をせずに、図6や図7のような支持付きの格子を作成することが可能になった。これにより、既存のツールに比べ、容易に支持干渉を解析できるようになった。

4. まとめ

風洞全体を含めた詳細解析と、支持干渉を含めた解析の効率化について述べた。今後も、この2つの取り組みを継続して、風洞試験における壁・支持干渉の評価の研究を続けるとともに、より高い次元でのCFDと風試の比較検証を目指して研究を続ける。

参考文献

[1] A. Hashimoto, M. Kohzai, T. Aoyama M. Murayama, "Wall Interference Analysis of

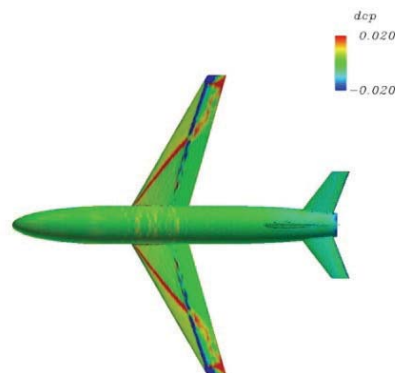


図4 壁干渉による表面圧力の変化

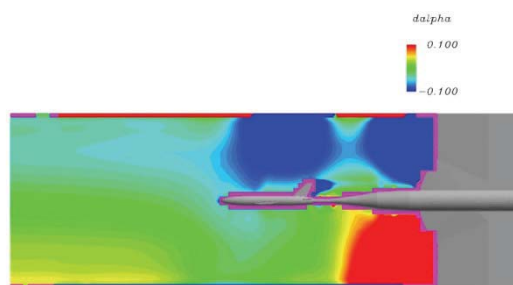


図5 壁干渉による風向きの変化

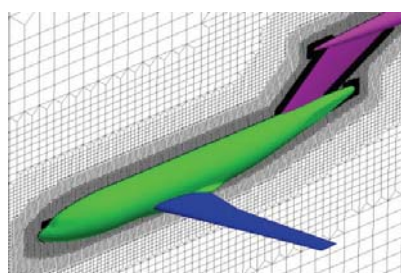


図6 ブレード支持の格子

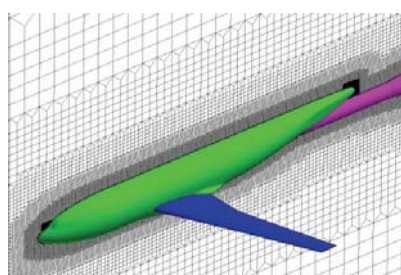


図7 直スティング支持の格子

Transonic Wind Tunnel with Porous Wall Model," AIAA paper 2011-3017.

[2] 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, ラフル パウルス, "HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発," 第43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 2011.

CFD による航空機ジェットブラストの遠方速度場予測

研究開発本部 数値解析グループ
石向 桂一、橋本 敦、松尾 裕一

1. はじめに

羽田空港は、図 1 に示すように A 滑走路 (RWY16R/34L) と B 滑走路 (RWY04/22) が互いに交差している。A 滑走路から離陸する航空機の排気(ジェットブラスト)は B 滑走路に着陸する航空機に対し突風となる可能性があり、安全性の観点から離発着の時間間隔の制限につながる。よって、運航効率の向上を図る上では、ジェットブラストの速度分布や軌跡を遠方場まで精度良く予測する手法が求められている。

2010年3月、羽田空港にて、ジェットブラストのモデル化のために、停留中の Boeing777-300 からのジェットブラストについて速度計測が行われた。しかし、計測地点は限定され、計測されたデータも離散的となり、また風の影響を大きく受けてしまった。このようなことから、風を含めた様々な影響を調査しジェットブラストの影響領域全体を把握するために、Computational Fluid Dynamics (CFD) によるジェットブラストの解析が期待されている。

本研究では、CFD を用いてジェットブラストの遠方速度場を高精度で予測、流れ場の詳細を把握し、羽田空港の運用基準の改善・刷新につながる知見・データを取得することを目指す。本稿では、二本の同軸円筒ノズルからのジェットブラストについて、Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) 方程式を用いた数値解析を行い、遠方場における速度分布を羽田空港で得られた実測データと比較する。また、風向きの違いによるジェットブラストの軌跡の変化について調査する。

2. 数値計算法

本研究では、宇宙航空研究開発機構が開発された高速流体解析ソルバ FaST Aerodynamic Routine (FaSTAR)^[1] を用いて解析を行う。本計算の対象となる速度領域は広範囲におよぶため、低速度域における計算の安定化を図り、支配方

程式である 3 次元圧縮性 Favre 平均 Navier-Stokes 方程式の時間微分項に Weith & Smiss の前処理行列^[2]を施す。非構造格子ベースの融点体積法により離散化を行い、セル界面における数値流束計算には、全速度スキームの一つである SLAU^[3]を用いる。セル内の勾配は Green-Gauss 法で計算し、MUSCL 内挿により空間 2 次精度化する。また、勾配制限関数には、Venkatakrishnan のリミッタを非構造格子用に拡張して用いる^[4]。時間積分に、LU-SGS 陰解法^[5]を用い、低速度用の前処理を施した LU-SGS 陰解法の定式化には、Kitamura ら^[6]を参考にした。乱流計算には、Menter の Shear Stress Transport (SST)乱流モデル^[7]を用いる。

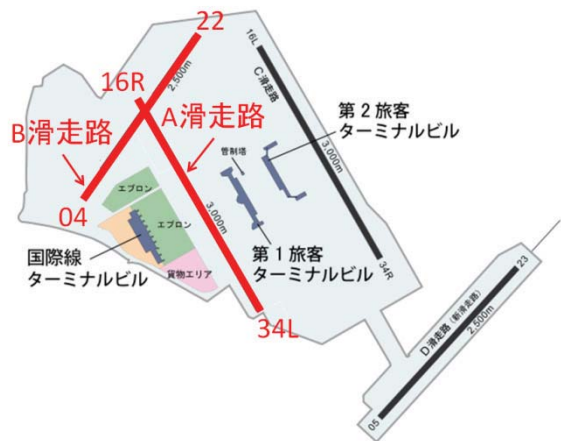


図 1 羽田空港の滑走路

(<http://ja.wikipedia.org/wiki/東京国際空港>)

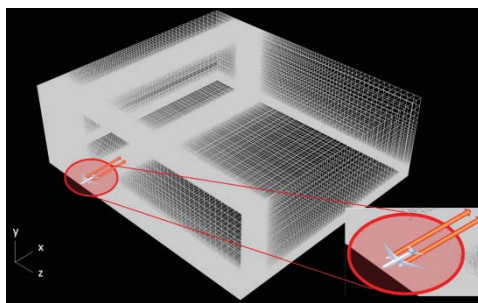
3. 計算格子および計算条件

図 2(a)に計算領域全体における計算格子、(b)にノズル先端断面における拡大図をそれぞれ示す。本計算では、Boeing777-300 のジェットブラストを模擬するために 2 本の同軸円筒ノズルからの噴流を考える。ただし、航空機本体及びエンジン形状は考慮せず、また、円筒ノズル内の流れも

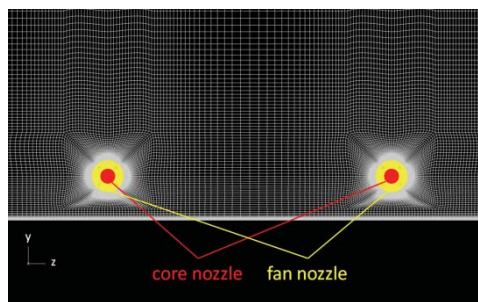
計算していない。全体の格子点数は 26M 点である。ジェットの高さは、ジェット中心軸が地面から $3D_{\text{core}}$ の位置になるように設定した。図 2(b)の赤で示された領域がコアノズル流の流入位置を表し、黄色で示された領域がファンノズル流の位置を表す。

コアノズル流及びファンノズル流の流入条件は、別途行ったターボファンの性能計算結果の値で与える。エンジン圧力比(EPR)は 1.186 とした。この時、コアノズル流の流入マッハ数は $M_{\text{core}} = u_{\text{core}}/a_{\text{core}} = 0.51$ 、ファンノズル流の流入マッハ数は $M_{\text{fan}} = u_{\text{fan}}/a_{\text{fan}} = 0.70$ となった。ここで u は流速、 a は音速である。コアノズル流およびファンノズル流はともに適正膨張していると仮定する。ファンノズル流の温度は大気温度とほぼ等しい。

地面は滑り無し断熱壁条件を仮定し、円筒ノズルの側壁には滑り境界条件を仮定する。比熱比は $\gamma = 1.4$ で一定であると仮定する。



(a) 格子全体



(b) ノズル出口断面拡大図

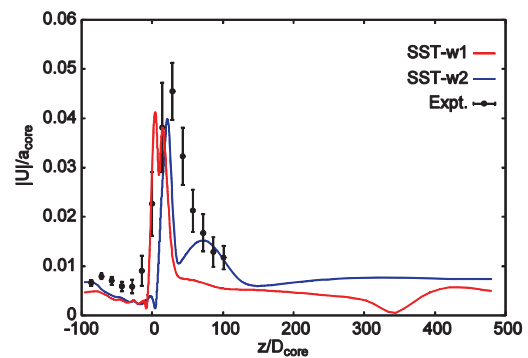
図 2 計算格子

4. 結果および考察

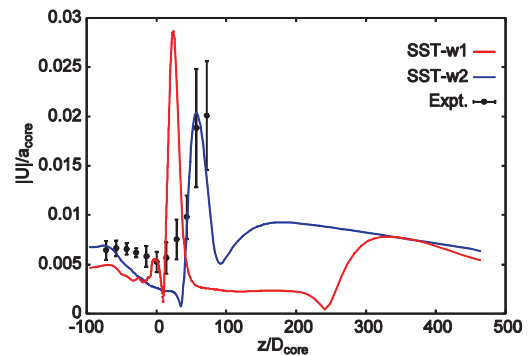
4.1 実測データとの比較

風の大きさの異なる計算を 2 ケース行い、実測データと比較する。右舷から左舷への風速成分が $w_{\text{wind}} = 1.76 \text{ m/sec}$ のケースを SST-w1 と表記し、 $w_{\text{wind}} = 3.12 \text{ m/sec}$ のケースを SST-w2 と表記する。ただし、機首から機尾への風速成分は、どちらのケースにおいても $u_{\text{wind}} = -1.59 \text{ m/sec}$ で与える。

図 3 に速度の大きさの分布について実測値との比較を示す。図 3(a)は $x = 200D_{\text{core}}$ 、 $y = 1.5D_{\text{core}}$ での比較、(b)は $x = 300D_{\text{core}}$ 、 $y = 3.0D_{\text{core}}$ での比較である。ここで、 D_{core} はコアノズル直径である。これらの図より、SST-w2 で得られた速度分布は、実験値と良い一致を示したが、SST-w1 で得られた速度分布は、速度の最大値およびその最大値を与える位置に実験との差が見られた。このことから、遠方におけるジェットブラストは、数 m/sec の風速の変化に強く影響を受けることが分かった。



(a) $x = 200D_{\text{core}}$ $y = 1.5D_{\text{core}}$



(b) $x = 300D_{\text{core}}$ $y = 3.0D_{\text{core}}$

図 3 実測データとの速度分布の比較

4.2 風向きによる影響

風速を 3.5 m/sec で固定し、図 4 のように風向きを 30 度から 150 度まで 30 度ずつ変化させた場合の影響について調べる。

図 5 は、地面からの高さ $y=3.0D_{\text{core}}$ の平面内における速度 $|U|/U_{\text{thrust}}$ の分布の比較である。ここで U_{thrust} は推力等価速度であり、推力 T 、大気密度 ρ_{∞} 、コアノズル出口およびファンノズル出口における合計断面積 A_{total} を用いて、 $U_{\text{thrust}} = T/\rho_{\infty} A_{\text{total}}$ と定義する。この図から、ジェットブラストはその速度が減衰するとともに風の影響を受けて偏向し、風下側へと広がる様子が分かる。風向きが 90 度よりも小さい場合、ジェットブラストは後茎に

対し機尾側から機首側に向かう風速成分により押し返されるように偏向する。そのため、機軸方向下流側遠方への到達距離は有限となる。一方で、風向きが 90 度よりも大きい場合、機首側から機尾側に向かう風速成分の影響によって、ジェットブラストはより機軸方向下流側遠方まで到達する。

図 6 に $y/D_{core} = 3.0$ 、(a) $x/D_{core} = 100$ 、(b)200、(c)300 および(d)400 における $|U|/U_{thrust}$ の z 方向分布を示す。これらの図において、速度のピーク位置とジェットブラストの位置が対応している。 $x/D_{core} = 100$ のように比較的近傍では、ジェットの流速がまだ十分に速く風との運動量比が大きいため、風向きによる速度のピーク位置の違いにそれほど差が無い。しかし、下流に向かうにつれてジェットは減速し、風の影響を受けやすくなるため、 $x/D_{core} = 200$ より下流では、風向きの違いによる差が現れてくる。ここで風向き 30 度と 150 度もしくは 60 度と 120 度の結果の比較に注目する。これらは風の機軸方向成分は逆向きであるものの横風成分は同じ大きさである。結果は、風が機尾側から機首側へ吹く場合の方が、機首側から機尾側へ吹く場合に比べて z の正の方向への移動量が大きくなる。この原因は、局所的なジェットブラストの進行方向に対し直交する風速成分によりジェットブラストが影響を受け、偏向量に反映されるためである。背景風が 90 度以上の場合、ジェットブラストと直交する風速成分はノズル出口で最大であり、ジェットが偏向するに従い直交する風速成分は徐々に小さくなる。一方で 90 度以下の場合、ジェットブラストが偏向するに従い直交する風速成分は徐々に大きくなる。ジェットブラストが偏向し風向きとの成す角が 90 度となるときに風の影響は最大を迎え、ジェットブラストが更に偏向すると徐々に影響は弱まっていく。

以上より、風が機尾側から機首側に吹く場合、機首側から機尾側に吹く場合に比べジェットブラストの挙動はより複雑になるが、滑走距離や離陸速度の関係で、離陸時には向かい風の方が好まれており、追い風となる機尾側から機首側への風の重要度は相対的に低い。とはいえ、追い風の中での離陸が全くないわけではないため、ジェットブラストの風向きによる挙動の違いおよび危険性を把握しておくことは重要である。

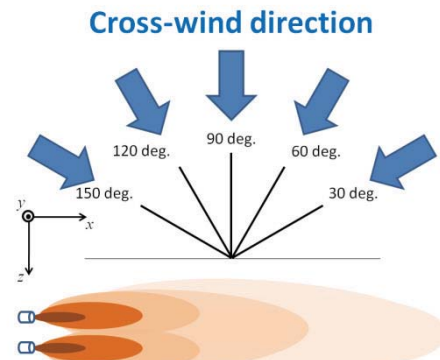


図 4 風向きの定義

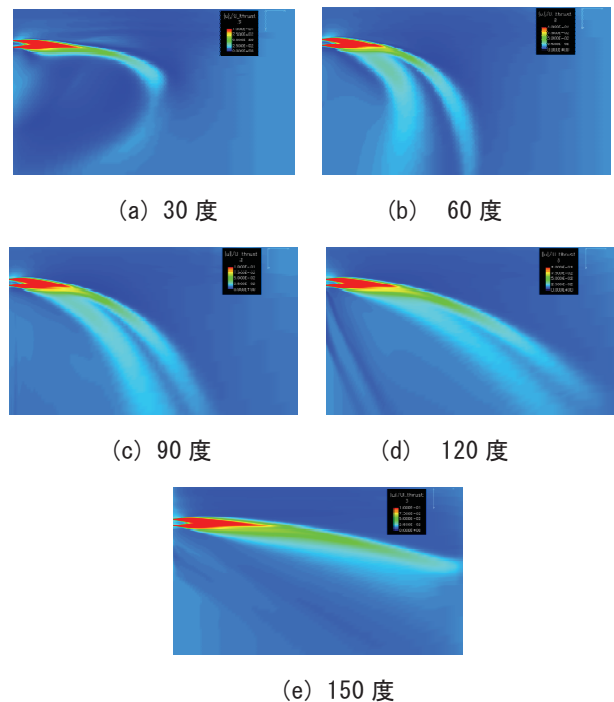


図 5 $y/D_{core}=3.0$ における $|U|/U_{thrust}$ の分布

5. まとめ

本研究では、二本の同軸円筒ノズルからのジェットブラストについて、RANS 方程式を用いた数値解析を行い、結果を羽田空港における実測データと比較し、良い一致を得た。また、数 m/sec の風速の違いがジェットブラストの速度分布のピーク位置に大きく影響を与えることが分かった。風向きを固定し風向きを変化させたときのジェットブラストの挙動を調べた結果、風向きが航空機に対し機尾側から機首側である場合、ジェットブラストは風に追い返される複雑な挙動を示した。機首側から機尾側に風が吹く場合には、機軸方向下流側にジェットブラストが伸びることが分かった。また、横風成分が等しい場合でも、機尾側から機首側への風速成分を持つ場合の方が、機首側

から機尾側への風速成分を持つ場合に比べて、ジェットブラストの横方向への移動量が大きくなることが分かった。

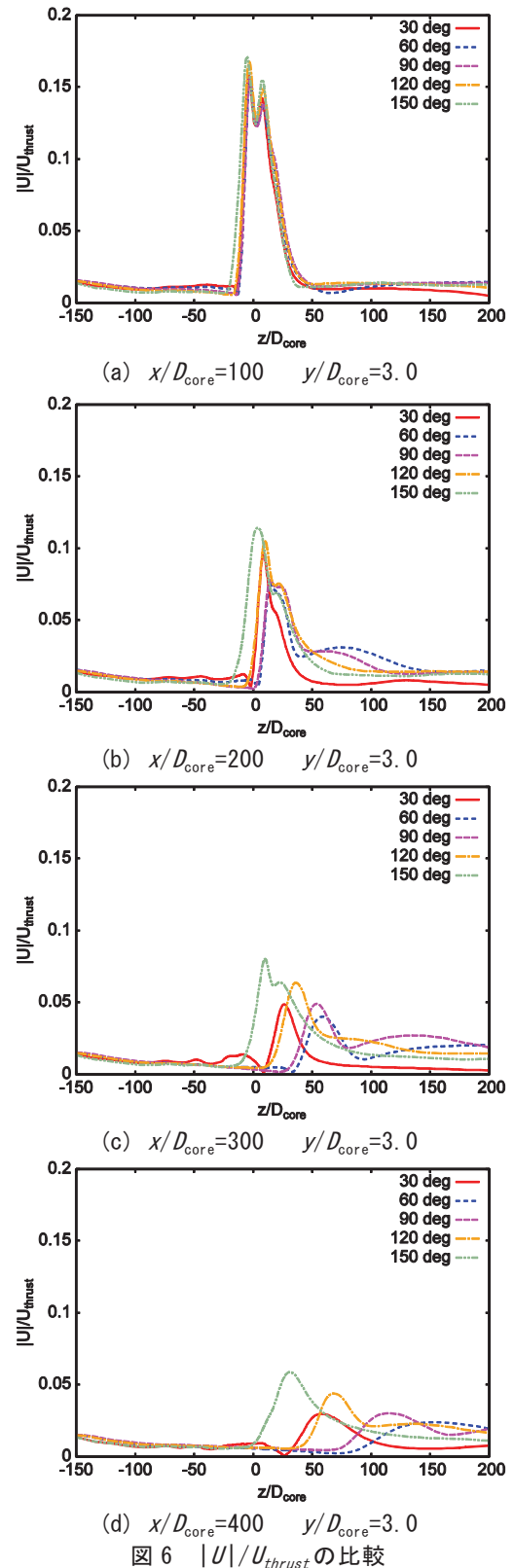
謝辞

本研究の遂行にあたり、2010年3月に羽田空港で得られた速度の実測データを国土交通省より提供していただいた。また、宇宙航空研究開発機構 研究開発本部 環境適応エンジンチームの二村尚夫様には、ターボファンの性能計算結果を提供していただいた。この場を借りて謝意を表します。

参考文献

- [1] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフル パウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発,” 第 42 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 2010 講演集, 1C09 (2010).
- [2] Weiss, J. M. and Smith, W. A., “Preconditioning applied to variable and constant density flows,” AIAA Journal, 33(11) (1995), pp. 2050–2057.
- [3] Shima, E., and Kitamura, K., “On new simple low-dissipation scheme of AUSM-family for all speeds,” AIAA Paper 2009-136 (2009).
- [4] 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, “非構造高速流体ソルバ FaSTAR における勾配制限関数,” 第 42 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 2010 講演集, 1C10 (2010).
- [5] Sharov, D., and Nakahashi, K., “Reordering of hybrid unstructured grids for lower-upper Gauss-Seidel computations,” AIAA Journal, 36(3) (1998), pp. 484–486.
- [6] Kitamura, K., Shima, E., Fujimoto, K. and Wang, Z. J., “Performance of low-dissipation Euler fluxes and preconditioned LU-SGS at low speeds,” Communications in Computational Physics, 10(1) (2011), pp. 90–119.
- [7] Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., “Ten years of industrial experience with the SST turbulent model,” Turbulence,

Heat and mass Transfer, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano and M. Tummers, Inc. (2003), pp. 625–632.



ガスタービンエンジンにおける燃焼不安定性に関する実験研究

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
立花 繁、吉田 征二、下平 一雄

1. はじめに

ガスタービンエンジン燃焼器から排出される NO_x の低減化手法として、希薄予混合燃焼方式が有望な燃焼方式と考えられている。希薄予混合燃焼では、低当量比で燃焼させることで燃焼温度を低く抑えることが可能となり、燃焼温度に依存して増加する NO_x 生成量を抑制することができる。一方で、希薄予混合燃焼器では、振動燃焼、吹き消え、逆火といった燃焼不安定性の発生が問題となりやすく、広い運転範囲でいかに安定した燃焼を実現するかが実用化の鍵を握っている。中でも、強い圧力振動を伴う振動燃焼は、エンジンの致命的な破損や短命化につながるため、その抑制が燃焼器開発において重要な技術課題となっている。本報告では、振動燃焼の発生メカニズムを把握する目的で実施された、中圧条件における振動燃焼の可視化実験の結果について紹介する。なお、ポスター発表においては、従来から実施されてきた燃焼診断技術や燃焼安定化技術としての圧力振動のアクティブ制御などの研究結果^[1-4]についても紹介する。

2. 燃焼不安定性の発生条件

燃焼不安定性は、系内の駆動要因と減衰要因の影響の大小関係でその発生/非発生を考慮することができる。系の音響場（圧力変動）と発熱率変動とのカップリングによって駆動される。駆動要因として働く条件は、レイリークライテリア（次式）で表される。

$$\frac{1}{\tau} \int_V \int p'(\bar{x}, t) \cdot \dot{q}'(\bar{x}, t) dt d\bar{x} > 0 \quad (1)$$

ここで、 p' は圧力変動、 \dot{q}' は発熱率変動、 τ は振動の周期、 V は系の体積を表している。即ち、圧力変動と発熱率変動との間の位相差が 90 度内である場合、火炎は音響場にエネルギー

を与える。実際の現象としては、燃焼室内の圧力変動が上流側の空気や燃料の供給源に伝わることで生じる燃料-空気混合比の変動や火炎の幾何学的構造の変動は発熱率変動に直結しており、それら変動が系の音響的な固有周波数付近で圧力変動の位相にそろ（位相差 $< 90^\circ$ ）ことで振動の駆動要因が働く。一方、減衰要因としては、燃焼器壁面における粘性や熱伝達効果によるエネルギー散逸、排気ノズルを通しての音響エネルギーの放射等のメカニズムがある。受動制御でしばしば用いられるレゾネータや音響ライナーは、減衰効果を増す働きをしている。

図 1 に、振動燃焼発生前後の圧力変動の時系列データの例を示す。0.04~0.05 秒間のあいだに急激に変動振幅が増幅し、一定振幅をもつ振動状態に遷移している。燃焼不安定の駆動要因と減衰要因の影響の大小関係について、次の 3 つのケースが考えられる。

① 駆動要因 $<$ 減衰要因：この条件が成り立つ場合、擾乱は成長せずに減衰するため、振動燃焼は発生しない（図 1 中の①）。

② 駆動要因 $>$ 減衰要因：この条件が成立するとき、擾乱は成長する（図 1 中の②）。擾乱成長の初期段階では $p' \sim \exp(\alpha t)$ のように増幅する。

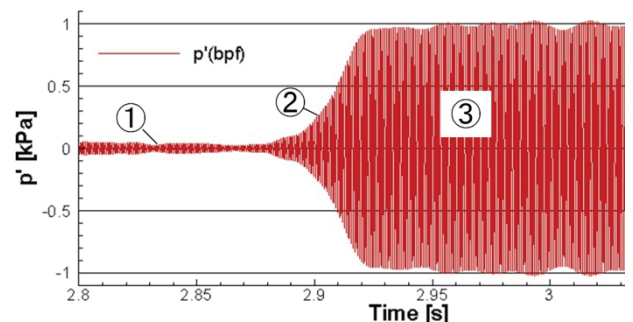


図 1 振動燃焼発生前後の圧力変動データの例
③ 駆動要因 = 減衰要因：過程②で成長した

擾乱は無限に増幅することなく、駆動と減衰がバランスするところで一定振幅の振動を示す(図1中の③)。この振動状態はリミットサイクルと呼ばれ、この振幅以上でも以下でも復元力が働いて、ある一定振幅の振動状態に回帰する。次節に示す例は、このリミットサイクル状態の振動燃焼を対象としている。

3 火炎自発光画像計測による燃焼不安定の診断技術

3.1 計測システムの概要

高速度カメラを利用した火炎自発光画像計測システムの概要を図2に示す。また、図3には可視化用燃焼器と燃焼試験時の燃焼器内を観察窓から撮影した写真を示した。可視化用燃焼器の側面は石英ガラス板を用いることで、内部を観測できるようになっている。燃焼器上面に取り付けられた圧力変動センサからの計測信号と、高速度カメラ及びI.I.(イメージインテンシファイア)の画像取得タイミングを示す信号とが、同時に計測される。これらの同期された信号から、火炎画像が圧力変動のどの位相で取得されたものか特定することができる。高速度カメラのレンズには、I.I.と光学フィルター(中心波長310nm付近)が取り付けられている。この中心波長は、燃焼反応における中間生成物OHラジカルからの自発光スペクトル帯に対応している。その他、集光レンズ、光ファイバ、光学フィルタ、PMT(フォトマルチプライア)を組み合わせた時系列の火炎自発光強度計測も必要に応じて利用した。高速度カメラは、着目した不安定周波数(約550Hz)の約10倍、5kHzのサンプリング周波数で計測している。

3.2 燃焼不安定発生時の圧力振動

圧力変動と火炎自発光変動の時系列データのパワースペクトル分布を図4に示す。圧力変動スペクトル(図4下方)を見ると、550Hz近傍に急峻なピークが存在すること、また、2.8kHz-3kHzにわたって比較的広い幅を持ったピークが分布することがわかる。火炎自発光のスペクトル(図4上方)を見ると、550Hz近傍の分布は圧力変動と同様の傾向を示す一方、2.8kHz-3kHzの範囲では分布がないことがわかる。圧力変動センサは燃焼室壁面から凹み(キャビティ)をもって取り付けられて

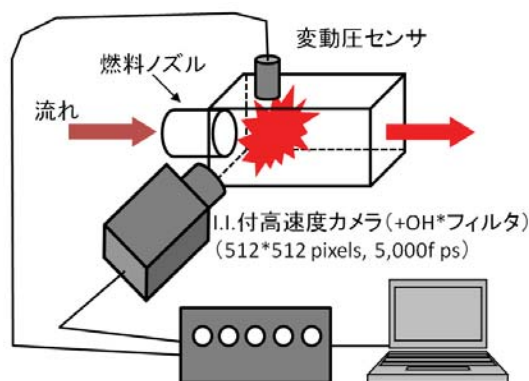


図2 火炎自発光画像と圧力変動の同時計測の概要



図3 可視化用燃焼器(左)と燃焼状態の一例(右)

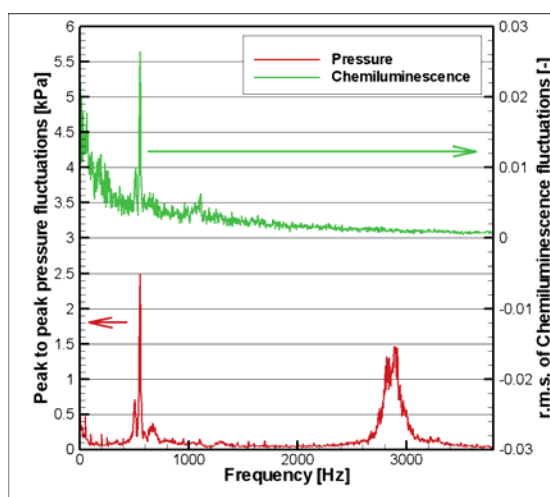


図4 圧力変動と火炎自発光変動のパワースペクトル

いる。圧力変動スペクトルで見られた2.8kHz-3kHzの分布と類似した分布は、非燃焼条件でも観察されている。これらから、この周波数帯の振動は、キャビティ構造における流体力学的な振動現象に関係するものと考えている。550Hzの振動は、圧力変動と火炎自発光変動が同様の分布を示していることから、燃焼不安定によるものと考えられることができる。本研究では、この550Hz振動を解析の対象とする。実験はJAXA中圧燃焼試験設備において行われた。入口圧力:350kPa、空気温度:450K、空気流量:222g/s、空燃比:86.6、燃料:灯油である。

図 5 に 550Hz 周辺の圧力変動スペクトルを示す。青線で示した分布をみると、550Hz ピークだけでなく、500Hz にも 1/4 程度の振幅のピークが立っていることがわかる。以下に示す画像解析では、一番エネルギーを持っている 550Hz ピークに着目する。このために、550Hz を中心波長として、100Hz の幅を持つバンドパスフィルターを適用した信号（図 5 中の赤線）を画像解析の基準信号とした。図 6 に基準信号の波形（位相固定平均）を示す。

3.3 火炎自発光画像解析

高速度カメラで取得された火炎自発光画像の基準信号に対する位相固定平均の結果を、図 7 に示す。各図の左端が燃焼器入口（燃料ノズル出口）に対応しており、流れは左から右に向かっている。左上図から時計回りで位相角 0 度から 60 度ごとに表示した。実際の解析は、この倍の時間解像度（30 度ごと）で行っている。また、火炎自発光計測は、発光強度を面外方向に積分した値となるが、平均した火炎の分布が軸対称であるという仮定を導

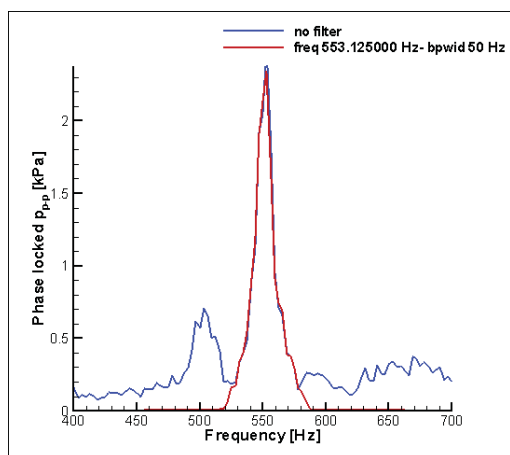


図 5 550Hz 周辺の圧力変動スペクトル分布

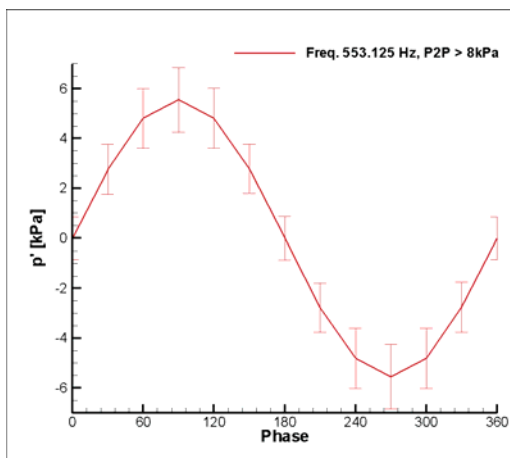


図 6 BPF 適用後の圧力変動基準信号の波形

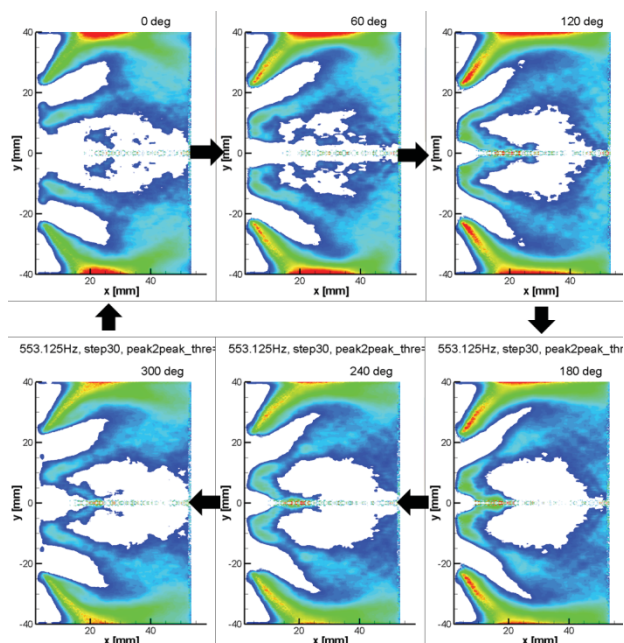


図 7 位相固定平均した火炎自発光強度断面分布（左上から時計回りで位相角 0 度から 60 度ごとに表示）

入することで、逆アーベル変換を施し、中心断面分布を得ている。この燃料ノズルは、同心円状の構造をしており、中心にパイロット燃料、その周囲にメイン燃料を噴射する。これに対応するように、中心側に円錐状のパイロット火炎、その外側に蝶が羽を広げたようなメイン火炎の構造が見られる。位相角度の進行に伴う火炎構造の推移をみると、パイロット火炎は発光強度が変動し、0 度から 60 度では、円錐状の構造が崩壊する様子が見られる。メイン火炎では、強い発光を示す領域が、ノズルの肩部（ $y=20\text{mm}$ ）付近から壁面に向かって移流を繰り返している様子が観察される。この領域は、燃焼器入口のバックステップにおける再循環流領域に対応している。このことは、再循環流と火炎との相互作用や壁面と火炎との相互作用がこの自励的燃焼不安定を引き起こしていることを示唆している。

次に、式(2)で定義される局所レイリーインデックス分布について考察する。

$$R(x, y) = \frac{1}{\tau} \int p'_{BPF}(t) \cdot I'_{OH*Abel}(t, x, y) dt \quad (2)$$

ここで、 p'_{BPF} は、バンドパスフィルターを適用した圧力変動信号（図 6）、 $I'_{OH*Abel}$ は、火炎自発光強度位相固定平均分布の変動成分を表している。圧力振動モードが軸方向のモードであり、その波長は画像計測の領域よりも

十分に大きいという仮定と、火炎自発光強度の変動は発熱率変動と線形的な相関があるという仮定を導入することで、局所レイリーインデックスは、式(1)の内側の被積分関数(時間積分まで含めた項)を近似する。正の値を示す領域が、圧力変動と発熱率変動との間の正のカップリングが強い領域に対応する。換言すれば、燃焼不安定の発生源と捉えることができる。図6と図7に示した結果を式(2)を用いて計算することにより、550Hzモードの局所レイリーインデックス分布を計算したのが、図8である。正の強い値を示す領域がメイン火炎の領域、特に燃焼器入口肩部後流の領域と壁面に火炎が衝突した領域の2カ所に顕著に見られる。この領域は肩部からの渦放出(再循環流れ)の挙動が現象を支配していると考えられるため、肩部の高さ・形状、ノズルからの放出速度(圧力損失)、旋回流の旋回強度などの設計パラメータを変更した試験によって、現象がどのように変わるのかが見ることが、燃焼安定化の指針を与える可能性がある。また、図8からは顕著な発生源として捉えにくいものの、図7の火炎非定常挙動からは、パイロット火炎の領域の火炎のばたつきが目立っているため、パイロット火炎の安定化(最も安直な手法としては、パイロット燃料流量の増加)が燃焼安定化に繋がる可能性が高い。ただし、パイロット燃料の増加は、局所的に高温な領域を発生させ、NO_x増加に繋がることには注意が必要である。

局所レイリーインデックス解析は燃焼不安定の駆動源となる領域を大まかにあたるのに便利な手法である。ただし、導出には複数の仮定が組み込まれていることに留意する必要がある。例えば、本研究で用いた燃焼器は矩形断面を有しているため、アーベル逆変換結果には、軸対称分布では本来存在しない矩形の四隅領域からの発光の影響が含まれている。図8に見られる壁面近傍の高強度領域は、この非軸対称性の影響を受けて増長されている可能性が高い。一方、前述したように、パイロット火炎のばたつきについては、図8からそれを特定するのは困難であり、むしろ図7のような動的挙動では大きく目立つ。このように、局所レイリーインデックスの解析は万能ではなく、周辺の解析結果をあわせて利用することで有用な知見が得られるものである。

4. おわりに

本報告では、燃焼不安定の駆動条件としてレイリークライテリアに着目し、高速度カメラを利用した火炎自発光画像計測による燃焼不安定性の発生源を特定する診断解析例を示した。ここでは診断解析までに留まっているが、今後はカギとなる設計パラメータを変更した場合の試験や振動アブゾーバのダンピング性能の評価試験などの中で、本解析を実施し、燃焼安定化技術としての性能を向上させていく必要がある。

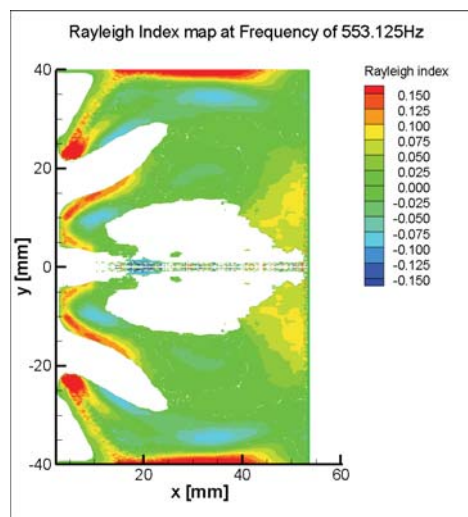


図8 局所レイリーインデックス分布

謝辞

本研究は、航空プログラムグループ環境適応エンジンチームの山本武セクションリーダーの協力の下実施された。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- [1]立花他”希薄予混合ガスタービン燃焼器で発生する振動燃焼の能動制御による抑制” JAXA-RR-06-034(2006).
- [2]Tachibana et al. "Active Control of Combustion Oscillations in a Lean Premixed Combustor by Secondary Fuel Injection Coupling with Chemiluminescence Imaging Technique", *Proc. Combust. Inst.* 31, 3225-323(2007).
- [3]Tachibana et al. "Dynamic Behavior of a Freely-Propagating Turbulent Premixed Flame under Global Stretch-Rate Oscillations", *Proc. Combust. Inst.* 32, 1795-1802(2009).
- [4]Gotoda et al. "Dynamic properties of combustion instability in a lean premixed gas-turbine combustor", *CHAOS* 21, 013124 (2011).

燃焼合成の燃焼工学的研究

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
牧野 敦

1. 緒言

元素間の強い発熱反応を利用し、しかも化学反応を燃焼波として元素混合粉末圧粉体中を自己伝播させ、高融点無機化合物や金属間化合物を燃焼生成物として合成する手法（図1）は自己伝播燃焼合成（Self-propagating High-temperature Synthesis）と呼ばれており、迅速かつ経済的な材料合成法として注目されている。この方法は数百種類の化合物の合成に適用可能な上、最終製品形状に近い製品が作成できるため、材料科学の分野では活発な研究が行われており、総説論文^[1-5]も存在する。

この種の燃焼合成では、固-固、固-液、固-気の影響が調べられてきている。そして、燃焼工学的観点からは、伝播速度や可燃範囲に及ぼす種々の要因（混合比、希釈度、初期温度、粒径など）の影響が調べられてきている。

ここでは、燃焼工学的研究に不可欠な解析手法^[7]を記述するとともに、燃焼波の伝播や自己着火への適用を行い、粒径が無視しえないパラメタであることを検証している。

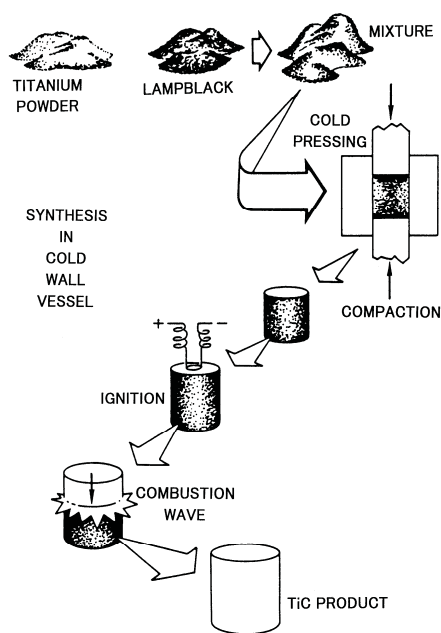


図1 自己伝播燃焼合成の概略^[1]

2. 解析手法

2.1 解析モデル

燃焼波の伝播（図2）では予混合火炎的な挙動が観察されるものの、解析モデル構築には、実験的知見を十分に反映させる必要がある。未燃の状態では、元素混合粉末圧粉体は複数元素からなる多数の粒子で構成されており、燃焼波の接近にともないこれが熱伝導により加熱される。元素は固有の融点を持っているため、温度が低融点元素 M の融点 (T_m) に到達すると、低融点元素は熔融する。一方、他の元素（高融点元素 N）については、融点がこの温度よりも高く固体状態なので、結局、固体粒子と液体とが共存する状況となる。この状況下では、これらの接触状況が良好で、しかも高温ということもあって、元素間での化学反応が進行しやすい状況となっている。

固体粒子と液体との化学反応については、両者の界面である粒子表面で不均一反応が進

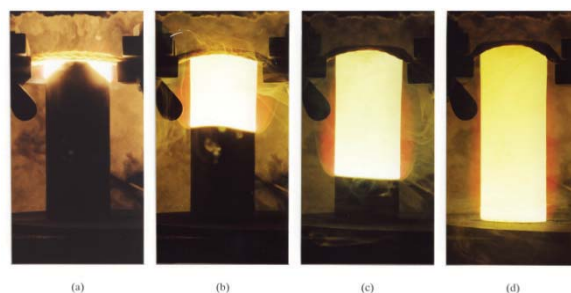


図2 自己伝播する燃焼波（Ti-C系；量論混合比）^[7]
(a) 着火 (b) 1秒後 (c) 2秒後 (d) 3秒後

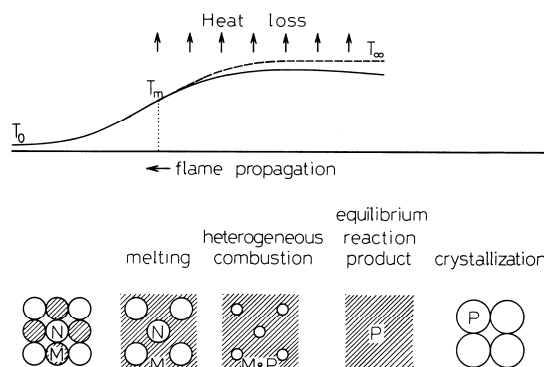


図3 燃焼波伝播解析モデルの模式図^[7]

行すると考えるのが自然である。なお、発熱反応ゆえに、温度はさらに上昇し、熱損失がなければ断熱燃焼温度へと到達する。

この様子を模式的に図示すると図 3 となる。なお、燃焼波の厚さは 1 mm 以下であるものの、ここでの状況は噴霧燃焼の状況と酷似しており、その解析手法^[8]の適用が期待される。

2.2 支配方程式^{[7][8]}

2.2.1 分布関数

多数の固体粒子が存在する場合には、各粒子の厳密な大きさ、位置、速度が不明であるため、分布関数（確率密度関数） f を用いて統計的に記述せざるをえない。半径 R の粒子が、時刻 t に位置 \mathbf{x} に存在し速度 \mathbf{v} で移動している場合の個数は、次のように記述することとなる。

$$f(R, \mathbf{x}, \mathbf{v}, t) dR d\mathbf{x} d\mathbf{v}$$

そして、分布関数 f の時間変化は次式となる。

$$\frac{\partial f}{\partial t} = -\frac{\partial}{\partial R}(\dot{R}f) - \nabla_{\mathbf{x}} \cdot (\mathbf{v}f) - \nabla_{\mathbf{v}} \cdot (\mathbf{F}f); \quad (1)$$

$$\mathbf{F} = \frac{d\mathbf{v}}{dt}, \quad \dot{R} = \frac{dR}{dt}.$$

2.2.2 連続の式

固体粒子から液相へと流入する質量を加味すると次式が得られる。

$$\frac{\partial \rho_f}{\partial t} + \nabla_{\mathbf{x}} \cdot (\rho_f \mathbf{u}) = -\iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R} f dR d\mathbf{v}. \quad (2)$$

なお、 ρ_f は固体粒子が占有している体積を差し引いて求めた流体の密度である。

2.2.3 化学種保存式

液相内で反応が進行しないとすれば連続の式と同様、次式となる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_f Y_M) + \nabla_{\mathbf{x}} \cdot [\rho_f (\mathbf{u} + \mathbf{U}_M) Y_M] \\ = \left(\frac{v_M W_M}{v_N W_N} \right) \iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R} f dR d\mathbf{v}. \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho_f Y_P) + \nabla_{\mathbf{x}} \cdot [\rho_f (\mathbf{u} + \mathbf{U}_P) Y_P] \\ = - \left(1 + \frac{v_M W_M}{v_N W_N} \right) \iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R} f dR d\mathbf{v}. \end{aligned} \quad (4)$$

ここで、 \mathbf{U}_M と \mathbf{U}_P は拡散速度であり、圧力一定の場合にはフィックの法則が成り立つ。

$$\mathbf{U}_k Y_k = -D(\nabla Y_k) \quad (k = M, P) \quad (5)$$

2.2.4 運動量保存式

液体が固体粒子に作用する力

$$\iint \rho_N \frac{4}{3} \pi R^3 \mathbf{F} f dR d\mathbf{v},$$

および、不均一反応の生成物により固体粒子から液相中へと運び込まれる運動量

$$\iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R}(\mathbf{v} - \mathbf{u}) f dR d\mathbf{v},$$

を考慮に入れると、次式のように表示される。

$$\begin{aligned} \rho_f \frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \rho_f \mathbf{u} \cdot \nabla_{\mathbf{x}} \mathbf{u} = -\nabla_{\mathbf{x}} \cdot \mathbf{P} \\ + \rho_f \sum_{k=1}^N Y_k \mathbf{f}_k - \iint \rho_N \frac{4}{3} \pi R^3 \mathbf{F} f dR d\mathbf{v} \\ - \iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R}(\mathbf{v} - \mathbf{u}) f dR d\mathbf{v}. \end{aligned} \quad (6)$$

ここで、 \mathbf{P} は圧力テンソルで、静圧 p 、粘性応力テンソル \mathbf{T} 、単位テンソル \mathbf{E} を用いて $\mathbf{P} = p\mathbf{E} + \mathbf{T}$ と表示されるし、 \mathbf{f} は液相中の化学種 k に作用する外力である。

2.2.5 エネルギー保存式

同様に、次式のように表示される。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho_f \left(h_f + \frac{u^2}{2} \right) \right] + \nabla_{\mathbf{x}} \cdot \left[\rho_f \mathbf{u} \left(h_f + \frac{u^2}{2} \right) \right] \\ = -\nabla_{\mathbf{x}} \cdot \mathbf{q} + \nabla_{\mathbf{x}} \cdot (\mathbf{T} \cdot \mathbf{u}) + \frac{\partial p}{\partial t} \\ + \rho_f \sum_{k=1}^N Y_k (\mathbf{u} + \mathbf{U}_k) \mathbf{f}_k - \iint \rho_N \frac{4}{3} \pi R^3 (\mathbf{F} \cdot \mathbf{v}) f dR d\mathbf{v} \\ - \iint \rho_N 4\pi R^2 \dot{R} \left(h_{in} + \frac{v^2}{2} \right) f dR d\mathbf{v}. \end{aligned} \quad (7)$$

ここで、 h_f は液相の単位質量あたりのエンタルピー、 \mathbf{q} は熱流束ベクトル、 h_{in} は粒子表面から液相へと流入するエンタルピーである。

2.3 支配方程式の簡略化^[7]

定常一次元、単一粒径（初期粒径 $2R_0$ 、粒子数 n_0 ）しかも固体粒子も液体も同一速度で移動するとの仮定を導入すると、支配方程式は格段に簡略化されて次式となる。

$$\text{連続の式:} \quad (\rho_t u) = (\rho_{t,0} u_0) = m. \quad (8)$$

エネルギー保存式:

$$\frac{d}{dx} \left[\frac{\lambda}{m} \frac{dT}{dx} - c(T - T_0) - (Z - Z_0) q^o \right] = \frac{L}{m}. \quad (9)$$

化学種 M 保存式:

$$\left(\frac{\rho_f D}{m} \right) \frac{dY_M}{dx} = (Y_M + f_{st})Z - (Y_{M0} + f_{st})Z_0. \quad (10)$$

固体粒子変化式：

$$\frac{d(1-Z)}{dx} = -3 \frac{\rho_{t,0}(1-Z_0)}{mR_0^2} \left(\frac{u_0}{u} \chi \right) \left(\frac{1-Z}{1-Z_0} \right)^{1/3} \quad (11)$$

ここで、 m は質量燃焼速度、他の変数は

$$f_{st} = \frac{v_M W_M}{v_N W_N}, \quad Z = \frac{\rho_f}{\rho_t}, \quad 1-Z = \frac{\rho_s}{\rho_t}, \quad \rho_t = \rho_f + \rho_s,$$

$$\rho_f = \rho_M \left(1 - \frac{4}{3} \pi R_0^3 n_0 \right), \quad \rho_s = \rho_N \frac{4}{3} \pi R_0^3 n_0.$$

また、固体粒子の表面後退率は次式となる。

$$\chi = \frac{\rho_M D}{\rho_N} \ln \left(1 + \frac{A}{1+A} \frac{Y_M}{f_{st}} \right); \quad A = \frac{B \cdot R}{D} \exp \left(-\frac{T_d}{T} \right).$$

なお、運動量保存式からは、圧力一定での取扱いが可能との知見が見出される。

2.4 断熱条件下での燃焼速度と可燃限界

熱損失がない場合 ($L=0$) には式(9) は1階積分が可能となり、しかも方程式中の空間座標 x は微分の項にしか出現していない。そこで、これを式(11)で割れば独立変数 Z の微分方程式が得られ、結局、境界条件を満足する固有値を求める問題に帰着する。数値計算により固有値 Λ_0 が得られれば、燃焼速度は

$$u_0 R_0 = \frac{1-Z_0}{Z_\infty - Z_0} D_0 \sqrt{3 \Lambda_0 Le_0 \frac{\rho_M / \rho_N}{1-Z_0}} \quad (12)$$

により求められ、燃焼速度 u_0 は粒径 $2R_0$ に反比例している。ここで、ルイス数 $Le_0 = (\lambda/c) / (\rho_0 D_0)$ 、反応前後の Z はそれぞれ次の通りである。

$$1-Z_0 = \frac{\mu(1-\kappa)}{\mu + f_{st}}; \quad (13)$$

$$Z_\infty = \begin{cases} 1 & (\mu \leq 1) \\ Z_0 + \frac{1-Z_0}{\mu} & (\mu \geq 1) \end{cases} \quad (14)$$

なお、混合比 μ は、元素 N と M のモル比を量論モル比で割った値、希釈度 κ は試料に対する希釈物質の質量比である。

可燃範囲については、断熱火炎温度 T_∞ が低融点元素 M の融点 T_m よりも高いという条件^[7] から次のように求められる。

$$\frac{f_{st}}{\frac{1-\kappa}{\tilde{T}_m - \tilde{T}_0} - 1} \leq \mu \leq \frac{1-\kappa}{\tilde{T}_m - \tilde{T}_0} - f_{st}; \quad (15)$$

$$0 \leq \kappa \leq \begin{cases} 1 - \left(1 + \frac{f_{st}}{\mu} \right) (\tilde{T}_m - \tilde{T}_0) & (\mu \leq 1) \\ 1 - (\mu + f_{st}) (\tilde{T}_m - \tilde{T}_0) & (\mu \geq 1) \end{cases} \quad (16)$$

ここで、無次元温度 $\tilde{T} = cT/q^\circ$ である。

2.5 圧粉体試料の自己着火^[9]

円柱座標系にて式(9)を記述すると、

$$\frac{1}{\tilde{r}} \frac{d}{d\tilde{r}} \left(\tilde{r} \frac{d\tilde{T}}{d\tilde{r}} \right) = -3(1-Z_0) \frac{(\rho_M / \rho_N)}{Le_0 (\rho_{t0} / \rho_t)} \times \ln \left(1 + \frac{A}{1+A} \frac{Y_M}{f_{st}} \right) \exp \left(-\frac{\tilde{T}_d}{\tilde{T}} \right) \left(\frac{r_s}{R_0} \right)^2 \quad (17)$$

この境界条件は、

$$\tilde{r}=0: \left(\frac{d\tilde{T}}{d\tilde{r}} \right) = 0; \quad \tilde{r}=1: \tilde{T} = \tilde{T}_s \quad (18)$$

なお、 $\tilde{r} = r/r_{s0}$ 。さらに着火時の温度上昇が微小

$$\tilde{T} = \tilde{T}_s \{ 1 + \varepsilon \vartheta + O(\varepsilon^2) \}; \quad \varepsilon = \frac{\tilde{T}_s}{\tilde{T}_d} \ll 1 \quad (19)$$

ということで漸近解析を行うと次式が得られる。

$$\frac{1}{\tilde{r}} \frac{d}{d\tilde{r}} \left(\tilde{r} \frac{d\vartheta}{d\tilde{r}} \right) = -\delta e^{\vartheta} \quad (20)$$

ここで、 δ は Frank-Kamenetskii パラメタである。

$$\delta = 3(1-Z_0) \frac{(\rho_M / \rho_N)}{Le_0 (\rho_{t0} / \rho_t)} \ln \left(1 + \frac{Y_M}{f_{st}} \right) \times \frac{\tilde{T}_d}{\tilde{T}_s^2} \exp \left(-\frac{\tilde{T}_d}{\tilde{T}_s} \right) \left(\frac{r_s}{R_0} \right)^2 \quad (21)$$

支配方程式(20)ならびに境界条件式(21)は予混合気の自己着火の場合と同一で、円柱状試料の場合には $\delta > 2$ では定常温度分布が存在しなくなり、自己着火が生じることが知られている。しかも、燃焼合成の自己着火の場合には、予混合気の場合とは異なり、粒径 $2R_0$ も影響を及ぼしていることが式(21)より明白である。

3. 結果と考察

3.1 燃焼速度

Ti-C 系の物理化学定数を用いて燃焼速度を算出すると、粒径 $2R_0$ に反比例した結果が得られる(図4)。これは、粒径 $2R_0$ の低下にともなう反応表面積(試料単位体積あたり)の増加が燃焼速度 u_0 の増加(または減少)を引き起こしているためである。図中には、文献[2][4][7]にて報告さ

れた実験結果も示されているが、おおむね良好な一致が見受けられる。

3.2 自己着火温度

混合比 μ と自己着火温度 T_s の関係を図 5 に示す。パラメタは寸法比 r_s/R_0 で、横軸には修正混合比 $2\mu/(1+\mu)$ が用いられている。混合比 μ の増加にともない自己着火温度 T_s が Al の融点から低下しており、ついには破線で示された可燃限界に到達している。混合比の増加は高融点物質 Ti の増加を意味しており、反応表面積（試料単位体積あたり）が増大することが原因と考えられる。また、寸法比 r_s/R_0 の増加にともない T_s が低下しているが、これは反応表面積（試料単位体積あたり）が増大したため、より低い T_s であっても $\delta > 2$ となり、自己着火が生じるためである。図中の点は実験結果^[9] であり、寸法比 $r_s/R_0=980$ 前後である。この場合にも、解析および実験結果に傾向および概略値の一致が見受けられる。

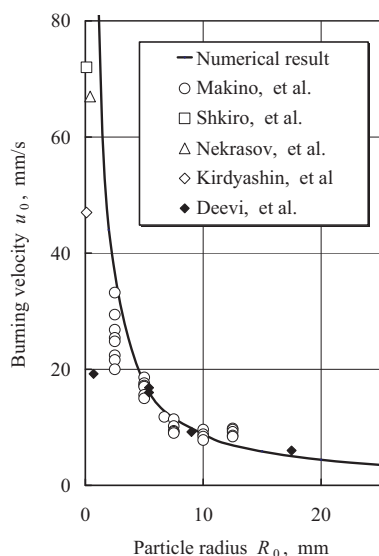


図 4 粒子半径と燃焼速度 (Ti-C 系)

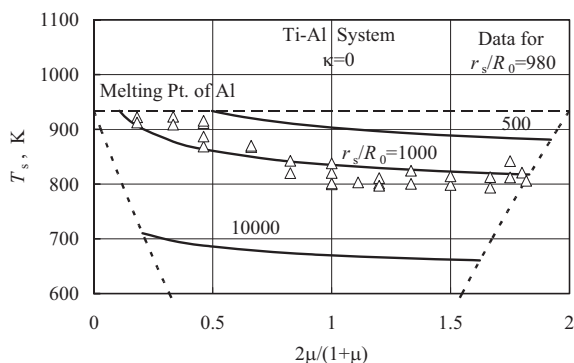


図 5 修正混合比と自己着火温度 (Ti-Al 系)

4. 結言

自己伝播燃焼合成に関連して理論の構築ならびに実験結果との比較が行われた。その結果、高融点元素の粒径が、燃焼速度や自己着火温度に大きな影響を及ぼしていることが判明した。この影響に関するさらなる研究が切に望まれる。

参考文献

- [1] Frankhouser, W. L., et al., *Gasless Combustion Synthesis of Refractory Compounds*, Noyes, Park Ridge, NJ, (1985), pp. 1-152.
- [2] Munir, Z. A. and Anselmi-Tamburini, U., "Self-Propagating Exothermic Reactions: The Synthesis of High-Temperature Materials by Combustion", *Mater. Sci. Rep.*, Vol. 3, No. 7-8 (1989), pp. 277-365.
- [3] Merzhanov, A. G. (Munir, Z. A. and Holt, J. B. eds.), "Self-Propagating High-Temperature Synthesis: Twenty Years of Search and Findings", *Combustion and Plasma Synthesis of High-Temperature Materials*, VCH Publishers, New York, (1990), pp. 1-53.
- [4] Varma, A. and Lebrat, J.-P., "Combustion Synthesis of Advanced Materials", *Chem. Eng. Sci.*, Vol. 47, No. 9-11 (1992), pp. 2179-2194.
- [5] Varma, A., et al., "Combustion Synthesis of Advanced Materials: Principles and Applications", *Advances in Chemical Engineering*, Vol. 24, Academic, San Diego, (1998), pp. 79-226.
- [6] Merzhanov, A. G. and Borovinskaya, I. P., "A New Class of Combustion Processes", *Combust. Sci. Technol.*, Vol. 10, No. 5-6 (1975), pp. 195-201.
- [7] Makino, A., "Fundamental Aspects of the Heterogeneous Flame in the Self-propagating High-temperature Synthesis (SHS) Process", *Prog. Energy Combust. Sci.*, Vol. 27, No. 1 (2001), pp. 1-74.
- [8] Williams, F. A., "Spray Combustion", *Combustion Theory*, 2nd Ed., Menlo Park, Benjamin/Cummings, (1985), pp. 446-484.
- [9] Makino, A., et al., "Spontaneous Ignition Temperature for the Compacted Mixture of Ti-Al System: Theory and Experimental Comparisons", *Proc. Combust. Inst.*, Vol. 33, No. 2 (2011), pp. 1967-1974.

パイロット視覚情報支援技術 “SAVERH”

研究開発本部 飛行技術研究センター
津田 宏果、船引 浩平、飯島 朋子

1. はじめに

捜索、救難、緊急輸送などの人命救助や大規模災害発生時の対応に、ヘリコプタの有効利用が強く求められている。そのためには悪天候時や夜間においても安全に任務を遂行できる能力が必要である。特に夜間および低視程時においては、パイロットの周囲からの情報取得が困難となり、飛行が困難となる。JAXA では、コックピットディスプレイを通じて FLIR (Forward Looking Infrared) 映像および合成地形表示を提示することでパイロットの視覚情報を支援する技術研究 SAVERH (Situation Awareness and Visual Enhancer for Rescue Helicopter) を、2008 年度より島津製作所、NEC と共に進めてきた^[1]。飛行実験等を実施し、FLIR 映像および合成地形表示の有効性を検証するとともに新たな知見を得られたので報告する。

2. 概要

2.1 目的

SAVERH では開発対象として、ヘリポートや飛行場から離陸、山岳地や離島などの現状周辺まで飛行、捜索や救難任務を実施して帰投するような任務を想定した。図 1 に想定する運航を示す。ここでは、ヘリコプタは都市部のヘリポートを離陸し、有視界飛行方式あるいは低高度の計器飛行方式によって、災害現場まで飛行する。その後、有視界飛行条件を維持しながら、災害現場近くのヘリポート等を経由し、山岳地での低高度での捜索、救出任務にあたる。このような運用を想定し、以下のような具体的な表示アプリケーションを開発対象とした。

(1) 現場あるいはヘリポートまで誘導す

るトンネル型表示方式^[2]

- (2) FLIR 映像による周辺地形等の表示
- (3) 地形データベースに基づく合成地形の表示
- (4) HMD (Helmet Mounted Display) を用いた全周囲情報表示

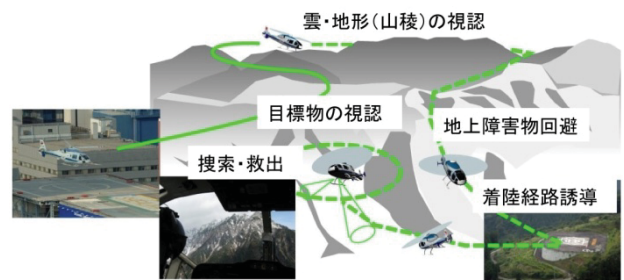


図 1 想定する運航のイメージ

2.2 システム構成

図 2 にシステム構成を示す。JAXA 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε^[3](図 3)に、HMD^[4](島津製作所製、図 4)および FLIR カメラ (NEC 製“AERO EYE”、図 5)を搭載した。速度高度などの基本情報に、赤外線画像および 3D 合成地形を重畳させた情報が、計器板上の実験用モニタ (HDD: Head Down Display) および HMD を通してパイロットに提示される。

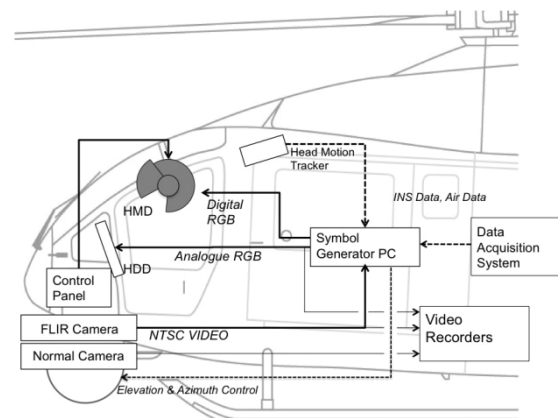


図 2 システム構成



図 3 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε



図 4 Helmet Mounted Display



図 5 FLIR カメラ

3. ディスプレイ表示

3.1 トンネル型誘導表示

トンネル型誘導表示は目標飛行経路を透視図法的に表示することでパイロットに経路追従のための航法情報と誘導のキューを与えるものである。図 6 に HMD、図 7 に HDD に表示した例を示す。

これまで HDD への表示を前提に開発を進めてきたが、HMD では HUD (Head Up Display) と同様に実角で表示されることから、HDD に比べて表示のゲインが高くなる (ディスプレイに表示されたシンボ

ルの動きが大きく見えるようになる) とともに、トンネルの全体形状が捉えにくくなる。そこで、主に飛行シミュレーション実験によって HMD において適切なトンネルの表示サイズを求めた^[5]。また、空港への離着陸を行う飛行実験において HMD によるトンネル表示を用いた操縦性が妥当であることを確認した。



図 6 HMD 表示の例



図 7 HDD 表示の例

3.2 FLIR

図 8 に可視カメラ、図 9 に FLIR カメラの映像を示す。これらの映像は夜間、上空から同時に市街地を撮影したものであるが、可視カメラの映像では自動車等の灯りしか視認できないのに対し、FLIR カメラの映像では道路や木立、建物を明確に認識することができる。パイロットに道路に沿った追従飛行のタスクを与え、装着した HMD に FLIR カメラ映像を表示した場合と、FLIR カメラ映像を表示しない場合とで実際の飛行軌跡を比較すると、カメラ映像のある方が追従度が高くなっており (図 10)、FLIR カメラ映像が飛行にとって有効であることが確かめられた^[6]。

2009年までのシステムでは FLIR カメラは機首に固定されていたが、2010年にヨー方向とアジマス方向に可動化された。可動部の最大動作速度はパイロットの頭の動きに追従するには十分でないものの、任意の方向の赤外線映像を取得できる他、HMD に連動させることで仮想的に全周の映像をパイロットに呈示できるようになった。また、赤外線映像を取得した瞬間の角度を用いて、その角度に合わせた HMD 上の位置に映像を表示することで、窓外視界とのずれを実用的に問題の無い範囲に最小化することに成功している。

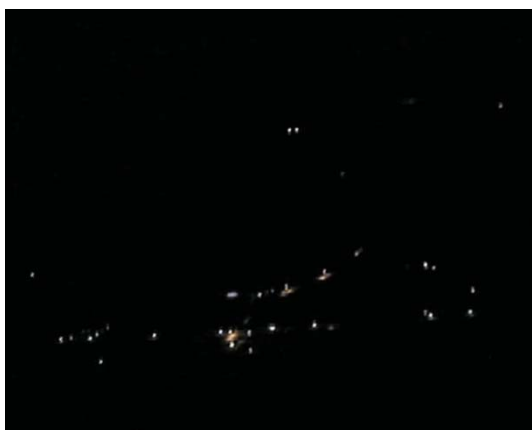


図 8 可視カメラの映像



図 9 FLIR カメラの映像

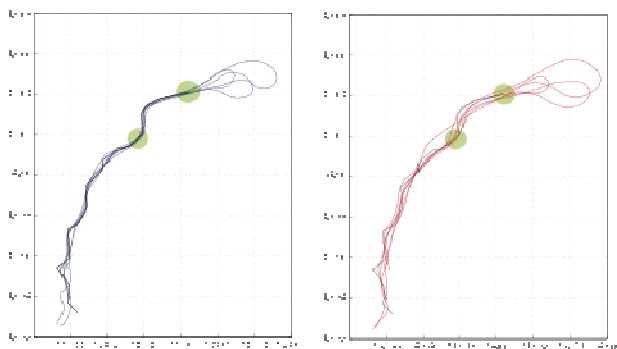


図 10 飛行軌跡(左: FLIR 映像あり, 右: なし)

3.3 合成地形表示

合成地形表示は、地形データベースを元に生成した地形表示であり、パイロットの対地認識を向上させることを意図している。図 11 に合成地形表示の例を示す。HMD に実角で合成地形を表示することで、雲などで見えにくい稜線を強調できることがこれまでの飛行実験で示されてきた。一方、窓外視界が見えることを前提とした飛行実験では低空を飛行する場合の有効性の評価が困難であることが分かった。

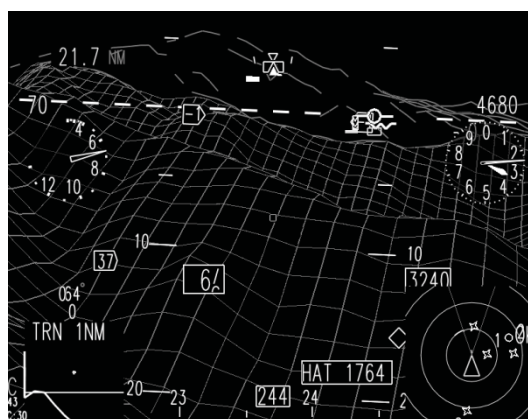


図 11 合成地形表示例

飛行シミュレーション実験によってパイロットの主観的な評点やコメントで有効性を確認することができたが、引き続き客観的な手法で有効性を検証するための手段を探っている^[7]。

3.4 HMD を用いた座標位置検出

頭部姿勢を検出する HMD の機能を用いて、装着者の視線方向にある地物の座標を検出するシステムを構築した。これは島津製作所らが開発した遭難者を捜索するシステムを元に地形データベースを組み合わせて山岳地形に対応させたものである。HMD の装着者は頭を動かして、表示されたクロスヘアを地表の目標に一致させ、手元のスイッチを操作する。この時の視線方向と地形データベースの地表が交差する点を算出して記録、あるいは地図上に表示させる。図 12 に飛行中に実施した座標検出の結果例を示す。本来の目標を赤の○で、実際に記録された座標を緑の△で示している。急峻な地形の場合でも、誤差は画角換算で 0.5° 以下に抑え

られることがわかった。

2010年のFLIRカメラの可動化に伴い、前方以外の目標でもFLIR画像に重畳して目標を捕捉することが可能になった。また、座標捕捉時にはFLIRカメラを目標に自動追従させる機能を設けており、飛行実験によって有効性を確認した。図13には目標捕捉中の表示例を示す。図14では捕捉した目標に接近して上空を通過中の表示例を示す。

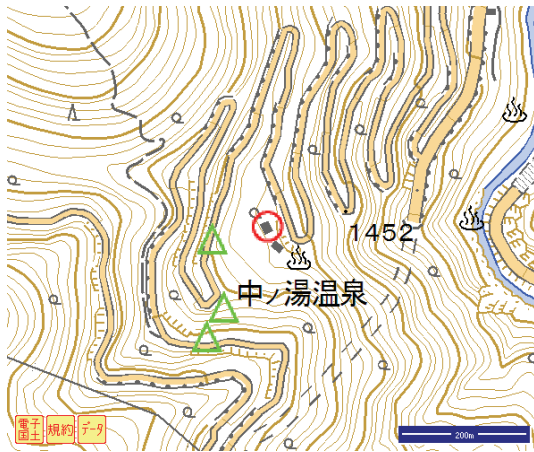


図12 座標検出の結果例



図13 遠方より目標を補足中の画面



図14 補足された目標

4. まとめ

これまでの今回の実験の結果、HMD、FLIRカメラ、表示方式のいずれについても基本的な動作と有効性の確認ならびに問題点の抽出を行うことができた。その一方で、飛行実験においては低視程条件等での低空での飛行条件を実現することが困難であることから、想定する任務に対してこれらのシステムが有効であることを直接実証することができない部分が残されている。今後、ヘリポートへの夜間離着陸実験や飛行シミュレーション実験を通じてこれらの有効性を評価してゆく予定である。

参考文献

- [1] Funabiki,K., Tsuda,H., Iijima,T., Nojima,T., Tawada,K. and Yoshida,T.; Flight experiment of pilot display for search-and-rescue helicopter, Proc. SPIE, 2009.
- [2] Funabiki,K. ;Design of Tunnel-in-the-Sky Display and Curved approach, Proc. 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004.
- [3] Okuno,Y. and Matayoshi,N. ; Development and Flight Tests of a New Research Helicopter MuPAL-ε, Proc. American Helicopter Society 57th Annual Forum, 2001.
- [4] Tawada,K. and Okamoto,M.; In-flight evaluation of an Optical Head Motion Tracker III, Proc.SPIE 2011.
- [5] 飯島朋子、船引浩平、津田宏果; HMDのトンネル表示に関する評価実験、第48回飛行機シンポジウム、2010.
- [6] Tsuda,H., Funabiki,K., Iijima,T., Tawada,K. and Yoshida,T.; Flight Tests with Enhanced/Synthetic Vision System for Rescue Helicopter, Proc.SPIE 2011.
- [7] 津田宏果、船引浩平、白水博文、飯島朋子; HMDのトンネル表示に関する評価実験、第47回飛行機シンポジウム、2009.

小型無人機による昼夜連続近接リモートセンシング技術の開発

研究開発本部 飛行技術研究センター 穂積 弘毅
フジインバック（株） 田辺 誠治
（株）ビジョンテック 山本 浩通

1. はじめに

小型無人機を用い、低空で広い海域・地域を昼夜連続長時間観測することにより、従来のリモートセンシングでは得られない極めて高解像度な海表面・地表面の観測がタイムリーにできるシステムの構築に向け、JAXAでは平成19年度下期から22年度上期までの3年間、JAXA産業連携センターが主催する宇宙オープンラボ共同研究制度により、フジインバック（株）及び（株）ビジョンテックと共同で、小型無人機による昼夜連続近接リモートセンシング技術を開発したので報告する。

2. 目的

広域の状況を昼夜連続で長時間低空飛行が可能な小型無人機による観測システムが実現すれば、現在行われている衛星・航空機・船舶等による観測システムでは得られない、高解像度、タイムリー、高効率で低コストな観測が可能となる。また、衛星リモートセンシングのデータ補間やキャリブレーションにとっても不可欠なデータ取得が可能となる。

今回の開発において、最終目標としたシステムの概念を図1に示す。本システムの具体適な活用例としては、原子力発電所の温排水監視（拡散・水温分布）、海洋汚染監視（油濁、赤潮、浮遊物）、漁業監視（密漁対策）、火山観測・監視、農林業調査等があげられる。

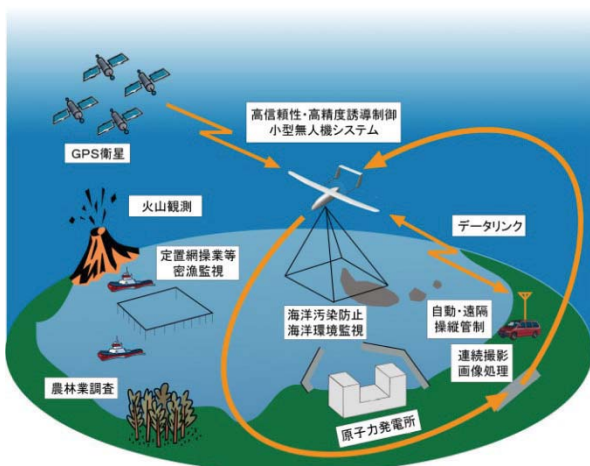


図1 開発の最終目標とした観測システムの概念

3. 技術開発目標

本システムを構築するための基盤技術については、これまでに行われてきた気象観測や地磁気観測等を目的とした小型無人機システム（機体質量20-30kg程度）^[1]の開発過程で著しい進展がなされてきたが、機体システム、搭載ミッション機器それぞれについて、以下のような課題が残されていた。

3.1 小型無人機システム技術

我が国における小型無人機のこれまでの連続飛行時間記録は最大8時間程度であり、昼夜連続飛行を実現するためには、低燃費化と高信頼性が課題である。

搭載ミッション機器質量5kg以上で、昼夜連続長時間飛行が可能な小型無人機システム開発のための研究項目として以下を設定した。

- ① 低燃費化（機体揚抗比向上及びエンジン燃費向上等）
- ② 搭載システムや地上システムの高信頼性化（耐故障性の向上等）

これらの研究開発を、試作システムの開発及び実証実験を通して行い、我国初となる連続滞空20時間以上の長時間飛行を達成する。

3.2 搭載撮像系・解析処理技術

撮像関連技術開発の目標は、搭載撮像センサからの連続帯状の画像を自動モザイク化処理で自動接続し、衛星画像では得られない高解像度画像を自動生成するシステムを開発することである。特に、撮像センサは、小型無人機に搭載可能な質量・寸法でなければならない。具体的な研究開発項目として、以下を設定した。

- ① 撮像センサの多チャンネル化
- ② 搭載撮像システムの小型軽量化（5kg以下）
- ③ 自動オルソ化（機体運動等による画像歪補正）
- ④ 自動モザイク化（帯状撮像データの自動接続）

これらの研究開発を、試作システムやソフトウェア設計・改良を通して達成する。

4. 技術開発結果

上記技術開発目標の達成に向け、平成 19 年度下期から 21 年度の 2 年半に渡って技術開発を実施、21 年度末から 22 年度上期にかけて飛行実証を行い、当初の目標を達成した。

4.1 小型無人機システム技術

主要な設計要目として、最大離陸質量を 50Kg (機体自重 (30kg) + 燃料 (20 リットル = 15kg) + ペイロード (5kg)) に設定し、巡航速度 100km/h (約 30m/s) 以上、巡航時の揚抗比を JAXA の従来機よりも 10% 以上向上させることを目標とした。

① 燃費化

揚抗比に優れた空力形状の設計を行い、実機を用いた全機低速風洞試験 (JAXA、6.5m × 5.5m 低速風洞) により、空力特性確認を行った。その結果、最大揚力係数 $CL_{max}=1.3$ 、最大揚抗比 $L/D=22$ 、揚力傾斜 $CL_{\alpha}=0.11(1/deg)$ 、最小抗力係数 $CD_{min}=0.035$ といずれも良好な結果を得た。また、巡航時揚抗比を JAXA 従来機よりも 10% 以上向上させた。図 2 に機体外観を主要諸元と共に、図 3 に全機低速風洞試験状況を示した。



図 2 機体外観と主要諸元



図 3 全機低速風洞試験

小型無人機に使用されるエンジンは、軽量で高出力な 2 ストロークエンジンが主流であるが、低燃費化のために敢えて産業用 4 ストロークエンジン (75cc) を改造して用いた。今回の開発では、4 ストロークエンジンの弱点である最大離陸質量付近でのエンジン出力不足を補うためと、エンジン本体の軽量化のため、プラグ点火方式をフライホイール自己発電方式からバッテリー昇圧方式に換装、またプラグ点火システムの信頼性向上のため、ツイン・プラグ方式を採用した。さらに、プロペラの推進効率等の向上を行った結果、同程度の排気量を有する 2 ストロークエンジンとほぼ同等の出力 (約 5PS) を発生しながら、燃料消費率 (巡航時) はほぼ半分 (800~1000cc/hr) という性能レベルを実現した。

② 高信頼性化

耐故障性を向上させるための手段として、エレベータを三分割、エルロンを二分割とし、分割舵面あたり 1 台のサーボを取り付けることとして、1 台のサーボに故障が生じ、舵面が固着あるいはフリーとなっても飛行の継続に支障がないように配慮した。

同じく、エンジンに取り付けられている交流発電機から下流側を二系統化した。片方の系統に不具合が生じていても電源供給を継続するが、発電機不具合に対してはバッテリーによりパラシュート開傘等の非常措置を確実に実行するための電源を供給する。機体が近距離にある場合には帰還回収が可能となる。

4.2 小型無人機システムの飛行実証

これらのシステムを用い、滞空時間を段階的に伸ばす飛行実験を繰り返し行うことにより、飛行実験データの蓄積、問題点の抽出・改良を重ね、性能や信頼性の向上を計った。最終的に、日中 7~9 時間程度の滞空飛行実験を数回行い、平成 22 年 3 月 (冬季) 及び同年 8 月 (夏季) に、いずれも鹿部飛行場 (北海道茅部郡鹿部町) に於いて 20 時間以上の連続滞空性能を飛行実験により実証し、当初目標を達成した。達成時の運用諸元を表 1 に、飛行実験状況等を図 4~7 に示した。

表 1 目標達成時の運用諸元

滞空時間	飛行速度 (平均)	飛行高度 (平均)
20hr.39min	110km/h	200m
離陸時質量	着陸時質量	燃料消費量
48.23kg	30.02kg	18.21kg



図4 飛行実験状況（着陸）



図5 飛行実験状況（夜間飛行）



図6 グランド・ステーション



図7 飛行状況監視画面

4.3 搭載撮像システム・解析処理技術

① 撮像センサの多チャンネル化

近接リモートセンシングの搭載撮像システムとして、可視域から赤外域までの観測波長領域をカバーすることのできる多チャンネル撮像センサを市販のデジタル一眼レフカメラをベースに開発し、可視域 2ch と近赤外域 1ch の画像を同時に撮影可能とした。表 2 に撮像センサの仕様を示した。

表 2 多チャンネル撮像センサ主要仕様

撮影波長	可視緑、可視赤、近赤外バンド同時撮影
画素数	1,220 万画素
露出時間	1/4000 ～ 30 (sec)
撮影画像	内臓メモリに保存
分解能	約 6cm (対地高度 200m)
質量	700g (バッテリー、レンズ 28mm を含む)
寸法	W129xH98xD62 (mm) (レンズを除く)
電源	7.4VDC (バッテリー又は外部電源)

② 搭載撮像システムの小型軽量化

搭載撮像装置は、前述のカメラ撮像部、カメラ撮像制御部及び GPS 受信機で構成される。特にカメラ撮像制御部（後述）の小型・軽量化を進め、総重量 2kg 以下とし、小型無人機に搭載することを可能とした。搭載撮像システムの外観を図 8 に示した。



図8 搭載撮像システム

（左から撮像制御部、撮像センサ、GPS 受信機）

③ 自動オルソ化処理

無人機搭載撮像系で得られる近接撮像した連続画像を連結し、広域画像化の際の前処理として、機体姿勢の変動等による画像間の幾何的なズレを自動的に補正する機能を開発した。

④ 自動モザイク化処理

撮像画像の自動モザイク化に必要な撮像

情報である、撮影インターバル、開始時刻、撮影領域、飛行高度等、事前に設定された撮影条件に従って撮像センサの自動撮影と撮影時 GPS データの保存を行う機能、モザイク化ソフトウェア用のパラメータファイルを作成する機能等を組み込んだカメラ撮像制御部を開発した（図 8）。同制御部の主要仕様を表 3 に示す。さらに、連続撮影した帯状の複数枚の画像をモザイク化（接合処理）するための専用ソフトウェアを製作し、自動モザイク化を可能とした。

表 3 カメラ撮像制御部主要仕様

撮影インターバル	1 秒～24 時間（1 秒単位）
撮影領域設定	緯度・経度で任意に指定可能
撮影高度指定	1m 単位で任意に指定可能
質量	950 g（バッテリーを含む）
寸法	W180xH40xD140 (mm)
電源	5VDC（バッテリー又は外部電源）

4.4 搭載撮像システムの飛行実証実験

開発試作した搭載撮像システムを小型無人機に搭載し（図 9）、鹿部飛行場に於いて連続飛行撮影実験（図 10）を行い、連続多チャンネル同時撮像画像の自動オルソ・モザイク処理を含む搭載撮像・解析処理システムの機能・性能を確認する飛行実証実験を行った（図 11）。図に見られるように、良好な結果を得ることができた。これにより、衛星リモートセンシングにおける課題である被雲時の可視・近赤域の撮像や高い地上分解能の実証ができ、さらに広域画像化処理の実現により、農林分野を始めとする近接リモートセンシングへの適用の礎を確立した。



図 9 撮像システムの搭載状況（下）とカメラ孔（上）



図 10 連続飛行撮像位置

撮影対象：鹿部飛行場周辺
飛行高度：200m 撮影間隔：3sec

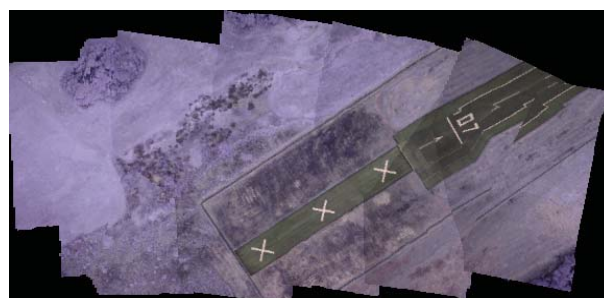


図 11 連続多チャンネル同時撮像画像の

自動オルソ・モザイク処理済画像例（図 10 枠部分）

5. おわりに

3 年間にわたる研究開発により、当初設定した技術目標を達成した。今後の課題として、小型無人機システム技術については、さらなる安全性や信頼性の向上、出発地から半径数十キロ程度の運用を想定した長距離双方向通信技術等の確立、搭載撮像システム・解析処理技術については、実時間画像伝送、撮像対象の拡大化や具体的な適用化等がある。

これらの課題が解決すれば、観測プラットフォームとしての小型無人機システムの利用拡大がさらに進むものと考えられる。

参考文献

- [1] 穂積弘毅，牧緑，鈴木教雄：JAXA 多目的小型無人機について，日本航空宇宙学会誌，第 54 巻，第 628 号，2006.5，pp.145-148.

空力試験風洞における騒音計測技術 ～静かな航空機の実現を目指して～

研究開発本部 風洞技術開発センター
伊藤 健、浦 弘樹、日高 亜希子

1. はじめに

航空機の離着陸時の騒音は、空港周辺の環境問題の観点で重要な課題である。近年のエンジン低騒音化に伴い、フラップや脚などから発生する機体空力騒音、いわゆる風切り音の低減に注目が集まっている。航空機設計開発の中で、これらの騒音の評価を行うため、JAXA 研究開発本部風洞技術開発センターでは、従来、空力試験に用いられてきた 6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)および 2m×2m 低速風洞(LWT2)に Phased-Array による音源探査システムを構築し、騒音計測を可能とするとともに、LWT2 に無響測定部を整備し、精度の良い計測を可能とした。本報告では、これらの計測システムの研究開発について述べると共に、各種騒音の評価結果を紹介する。

2. 音源探査計測システムの概要

音源探査は、多数のマイクロフォンをアレイ状に配置し、計測された音圧レベルと位相情報を利用して音源位置を探索する技術である。本計測においては、音源の位置が移動せず定常的な騒音源の探査に適切な手法である周波数領域での Conventional Beamforming 法を適用している。本手法では、各マイクロフォンで得られたデータの位相を考慮して探査面上のパワーレベルの相関を調べる。音源位置であれば強い相関を示すことから、その分布をプロットすることにより音源位置の判別が可能となる。更に、暗騒音の影響が比較的大きい空力風洞に適用するため、異なるマイク間で強い相関を持つ信号データに着目し、高いダイナミックレンジを確保する処理手法を適用し、精度を向上させている。また、得られた音圧分布を積分し、ビーム幅を考慮した規格化により定量的なパワースペクトルの算出を実現している。

3. LWT2 無響測定部での高精度音源探査

2m×2m 低速風洞(LWT2：図 1)では、固定壁測定部へのマイクロフォンのフラッシュマウント計測（次項で紹介）に加え、新たに整備した無響測定部(図 2)における騒音計測が可能となっている。音源探査では暗騒音の影響を低減して騒音を計測することが可能であるものの、測定部で反射する反響音の影響は大きく、これを風洞設備として低減することで、より精度の高い計測が可能となる。本無響測定部では、高張力で張ったケブラーシートで測定部の壁を構成し、その両側に併設した無響室からケブラー壁を透過して測定部の気流中の騒音を計測する(図 3)。高揚力装置付きの翼模型から発生する騒音の計測結果を図 4 に示す。無響測定部の反響低減に加え、ここでは、アレイ設計の改良と計測システムの拡充によって更に高周波領域までの計測を実現できた。これらにより、小型模型から発生する騒音を、実機スケールに換算して影響の大きい周波数帯で計測できることから、航空機の基礎的な騒音評価を比較的小さな模型と風洞によって確認することが可能となった。

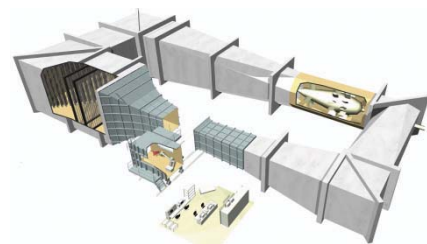


図 1 2m×2m 低速風洞

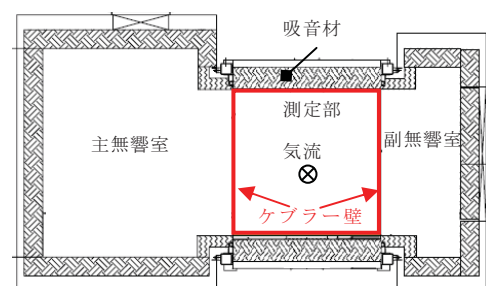


図 2 無響測定部断面図



図3 無響室マイクアレイと高揚力装置付き翼模型

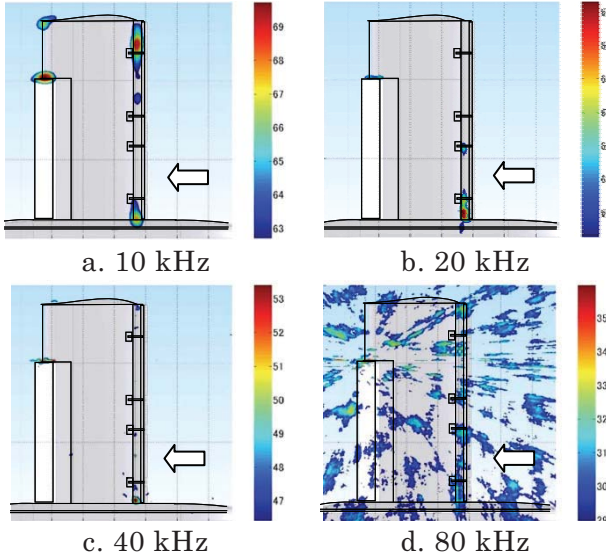


図4 高揚力装置付き翼模型の音源探査結果例

4. LWT1 固定壁測定部での大型模型騒音評価

6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)では、実機開発における大型模型の風洞試験が実施されている。実機形態を模擬した正確な空力特性の計測と同時に騒音評価を実施することは、データ取得の効率化の観点で有益である。本風洞では、固定壁測定部にマイクロフォンアレイをフラッシュマウントして騒音計測を実施している。特に、空力と同時に騒音を評価する目的で、空力試験に悪影響を及ぼさないことに加えて航空機の発生する空力騒音、特に下方へ伝搬する音を計測するため、新たに風洞の横下方にマイクロフォンアレイを設置した。本手法では探査面がアレイ面に対して傾くため、データ処理および評価の上で注意が必要であるが、定性的な音源位置の評価のみならず、定量的なレベルの差について評価を行うことも可能となっている。本手法は三菱航空機(株)によるMRJ 低速風洞試験にも適用され、図7のような計測結果も得られている。

5. まとめ

これまで空力試験に適用されてきた風洞において、各種の技術の開発を通じ、騒音計測

評価を実現することが可能となってきている。今後、開発された騒音計測システムを活用、改良し、航空機の技術研究および開発に対して、有用な試験データを提供し、静かな航空機の実現に寄与していきたい。

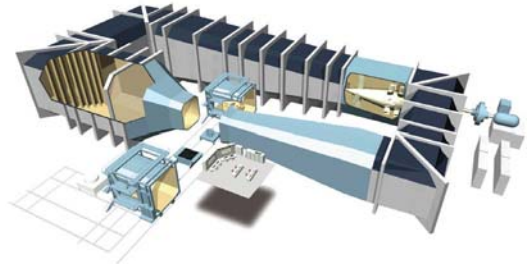


図5 6.5m×5.5m 低速風洞

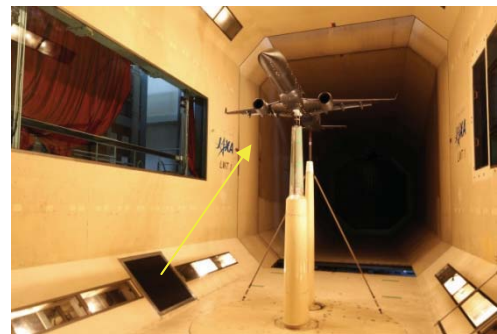


図6 MRJ 低速風洞試験における音源探査

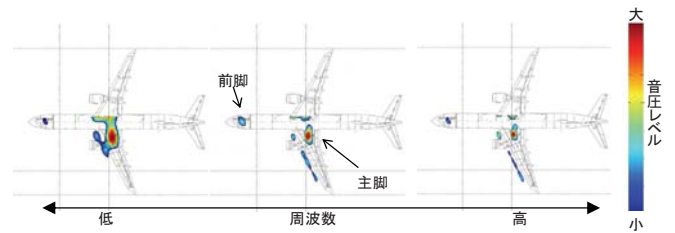


図7 音源探査例(離陸形態)

参考文献

- [1]Don H. Johnson, et al., “ARRAY SIGNAL PROCESSING CONCEPTS AND TECHNIQUES”, PRENTICE HALL, 1993.
- [2]Ura H. et al., “Investigation of Airframe Noise from High Lift Configuration Model”, AIAA paper 2008-19, 2008.
- [3]浦弘樹 他, ”超音波帯域における空力騒音源探査技術の開発”, 日本流体力学会年会 2011 論文集, 2011.
- [4]Ito T., et al, ” Aeroacoustic Noise Measurements in Aerodynamic Low-speed Wind Tunnels”, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences”, ICAS2008 -3.2.3, 2008.

空力騒音低減に向けた時系列 PIV 計測技術

研究開発本部 風洞技術開発センター

加藤 裕之、小池 俊輔、満尾 和徳、中北 和之

1. はじめに

PIV (Particle Image Velocimetry; 粒子画像流速測定法) とは、流れ場に投入したトレーサ粒子 (シード) の移動量から速度分布を測定する手法である (図 1)。本手法はプローブを用いる手法と比較し、非侵襲計測であり流れを乱さない、平面内の瞬時速度分布が計測可能といった長所がある。また、対象流れとして液体、気体を問わず、速度範囲は低速から超音速まで対応し、計測領域はマイクロ流から大型風洞まで幅広く適用可能な計測手法である。

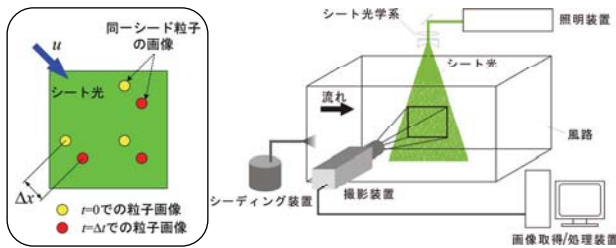


図 1 PIV の測定原理と計測システム基本構成

従来の PIV では、瞬時空間速度分布の取得は可能であるが、データ取得レートが 10Hz 程度までという制限から、気流計測において、時々刻々と移動する渦の様子をとらえるといった、時系列に関する情報を取得することが困難であるという問題があった。近年、ハードウェアの進歩により、数 kHz 程度の高サンプリングレートで速度計測を可能とする PIV システム (以下、時系列 PIV) が開発され、非定常現象を伴う流体問題の解明のために利用されはじめている^{[1][2]}。現在、風洞技術開発センターにおいては、非定常空力現象の解明、騒音低減のための騒音源の特定を目的とし、大型風洞に対して適用可能な時系列 PIV システムの整備を進めている。

時系列 PIV では、高サンプリングレートの速度情報を面情報として取得可能であること

から、速度変動のスペクトルを面分布として得ることができる。このようなスペクトルの面分布は、騒音計測の結果得られる音圧のスペクトルと合わせて解析することにより、騒音源の特定に役立つと考えられる^[2]。

本発表では、JAXA 2m×2m 低速風洞において実施された、誘電体バリア放電プラズマアクチュエータ (DBD-PA) の翼後縁渦およびその渦に起因する騒音の抑制効果に関する実験に対して、現在整備中の時系列 PIV システムを適用した例^[3]について紹介する。

2. 実験装置及び試験条件

2.1 計測対象

実験は JAXA 2m×2m 低速風洞において、固定壁カートを使用して実施した。図 2 に風洞試験部の概要図を示す。風洞試験では、図 3 に示す NACA0012 翼型の矩形翼模型を使用した。翼弦長 c は 200mm、翼幅は 1,000mm である。迎角は -2.5° に設定し、DBD-PA は翼上面の翼弦長 c の 60%位置に設置した。DBD-PA の詳細およびその特性については文献[4]の通りである。境界層に擾乱を与えるため、上面 (圧力面) の DBD-PA より 20 mm 上流の位置と、下面 (負圧面) の x/c が 70%の位置にラフネステープが取り付けられている^{[5][6]}。

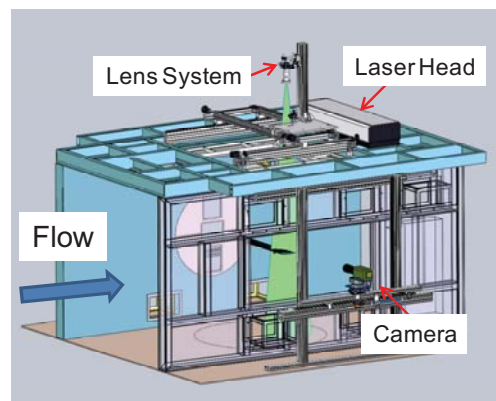


図 2 風洞計測部の装置配置図

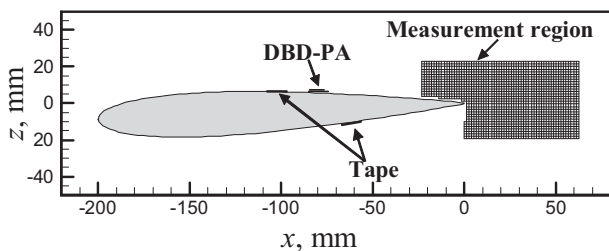


図3 計測領域及び座標系

2.2 時系列 PIV システム

空間速度場計測には、2次元時系列 PIV システムを使用した。光源には、高繰返しダブルパルス Nd:YAG レーザ (LDP-200MQG DUAL DIODE PUMPED LASER、LEE LASER 社製、532nm、10kHz 時、最大 10mJ/pulse) を使用した。計測時のレーザパルスの繰返し周波数は 5kHz である。この時の 1 パルス当たりのエネルギーは 5.4mJ/pulse であった。ダブルパルス発光間隔 Δt は、20 μ s とした。図2に示すように、風洞計測部の天井にレーザを含むレーザシート光学系を設置し、計測部天井の窓からレーザシートを照射した。高速度カメラ (Phantom V12.1、Vision Research 社製) を用い、計測部側方の窓越しにシード画像を撮影した。フレームレートは 10kHz である。図3に計測領域及び座標系を示す。右手座標系とし、原点は翼後縁の模型幅方向の中心にとり、主流方向を x 、風上に向かい右手方向を y 、高さ方向を z とした。計測断面は、 $y=10$ mm であり、翼後縁を含む翼後流部を計測した。全ケースについて、2048 ペア以上の画像を取得した。速度ベクトルの計算は Davis 7.2 (LaVision 社製) により行った。相関窓サイズは 32 画素 \times 32 画素であり、50%オーバーラップで速度ベクトルを出力した。

2.3 試験条件

一様流流速 U は 15m/s に固定し、DBD-PA の作動条件のみ変化させた。放電周波数は 15kHz とした。

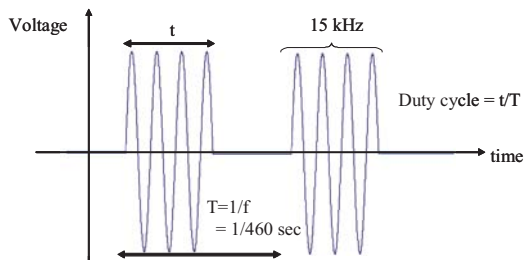


図4 Duty 制御

電圧を変化させて電力を変化させる電圧制御と、図4に示すように一定周期でアクチュエータの ON と OFF を繰り返す Duty 制御の2種類の方法で作動させた。Duty 周波数は、460Hz とした^[4]。

3. 計測結果

3.1 騒音計測

DBD-PA 動作と空力騒音との関係については、既報^[4]の通りであるが、以下の速度計測結果との比較から、重要な点のみ示す。図5に、投入電力 (P_{in}) に対する音圧レベル (SPL) のピーク値を、図6に、Duty 比を変化させた場合の SPL のスペクトルを示す^[4]。

図5より、電圧や Duty 比を上げることにより、 P_{in} を増すと、音圧のピーク値は変化する。低電力時の変化は小さく、一部増加する傾向を示した。高電力時では、音圧のピーク値は低下する。Duty 比を変化させて電力を増加させる方が、電圧を変化させて電力を増加させる場合よりも、低電力において騒音抑制効果が現われた。また、図6に示すように、DBD-PA 非作動時においては 464Hz であった SPL のピークが、Duty 制御の比を変化させた場合、高 Duty 比時において 464Hz よりも Duty 周波数に近い 458Hz に移動した。

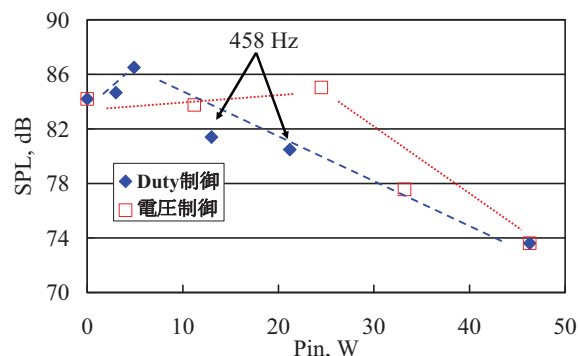


図5 音圧レベルのピーク値

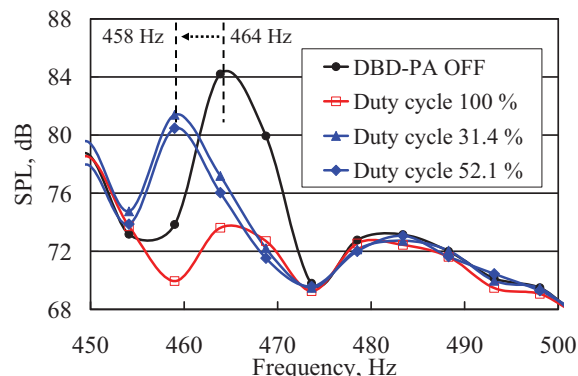


図6 音圧スペクトル

3.2 変動流速結果

速度変動の全体的な様子を把握するために、速度成分の標準偏差値 $urms/U$ について示す。図7にDBD-PA非作動時、Duty比52.1%作動時、Duty比100%作動時の一様流方向速度成分 u の標準偏差値の分布を示す。Duty比52.1%作動時は、100%作動時以上に、上面の速度成分の標準偏差値が小さい。

図8に、翼後縁近傍の $x/c=0.014$ ($x=2.7\text{mm}$) の z 軸上の速度成分の標準偏差 $urms/U$ 、 $wrms/U$ を示す。電圧制御では4.5kV以上で上面側の速度変動が著しく小さくなっている。4.5kV以上での電圧増加に対する変化は小さい。Duty制御においては、Duty比の低い条件でも、DBD-PAの効果を確認できる。Duty比が増加するにつれて、上面側の速度変動は抑制される。特に、 $urms/U$ に関しては、Duty比100%のケースよりも、Duty比31.4%や、52.1%のケースの方が小さい。音圧ピークの低下は、電圧制御では4.9kVから見られた。Duty制御では、低Duty比時には、音圧ピークのわずかな増加が見られた。この変化は、図8の速度成分の標準偏差の変化とは一致しない。よって、翼上面の速度成分の標準偏差だけでは、音圧ピークの変化を説明することはできない。

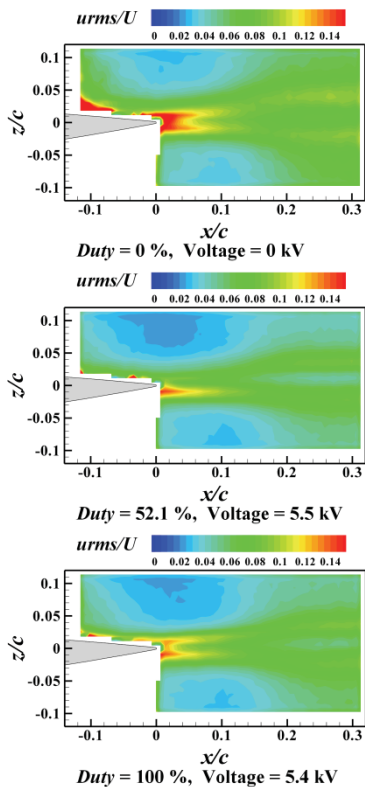


図7 変動速度成分 u の標準偏差

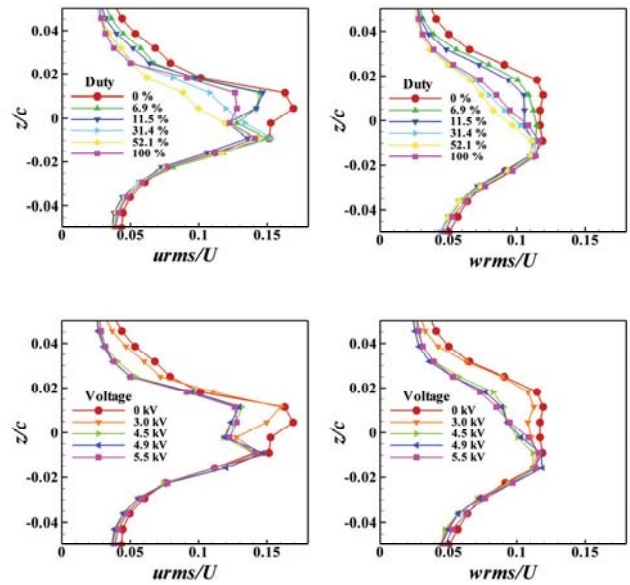


図8 変動速度成分 u 、 w の標準偏差 ($x/c=0.014$)

3.3 パワースペクトル

従来のPIV計測結果からは、放出される渦の周波数を特定でなため、音圧ピークの変化傾向を説明することは困難である。音圧ピークと速度変動の対応をより詳しく調べるために、以下では速度変動のパワースペクトルに関する解析結果を示す。

初めに、時系列PIVによるパワースペクトル結果の妥当性を調べるために実施した熱線流速計によるパワースペクトル密度 (Power spectrum density: PSD) と、時系列PIVによるPSDの比較を図9に示す。時系列PIVは2,048点、熱線流速計は20kHzで計測した819,200点よりPSDを求めた。時系列PIVの結果に大きなばらつきは有るものの、両者の平均的なオーダーはよく一致しており、PSDがピークとなる周波数もよく一致している。これらの結果より、時系列PIVデータから算出した速度変動のパワースペクトルは、スペクトルが極値をとる周波数の特定や、そのような変動が支配的な位置の特定には有効であると考えられる。

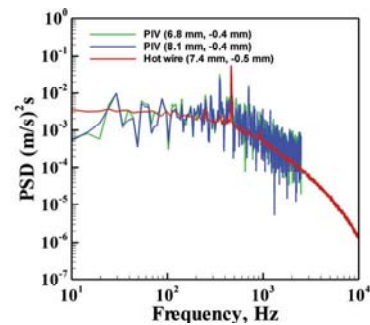


図9 熱線流速計とPIVのパワースペクトル密度

上下面の渦の周波数の違いを調べるため、図 10 に DBD-PA 非作動時、Duty 比 52.1%、及び、電圧制御の電圧値 5.4kV の $x/c=0.014$ ($x=2.7\text{mm}$) における u/U の PSD を示す。横軸は周波数であり、縦軸は z/c である。DBD-PA 非作動時においては、352Hz 及び、464Hz において PSD は高い。352Hz は翼後縁より上側に、464Hz は翼後縁より下側に高い分布をとっている。464Hz は音圧のピークと一致する。よって、音圧ピークと同じ周波数の渦は、この計測断面では翼下面から放出されていることが分かる。

一方、DBD-PA 作動時では、352Hz のピークは著しく小さい。Duty 比 52.1%では、460Hz 付近にピークをとる。図 7 と図 8 で確認されたように、翼上面では速度成分の標準偏差は、Duty 比 52.1%の方が、電圧制御の電圧 5.4kV に比べて低い。翼上面かつ 460Hz 付近以外の領域の PSD に着目すると、Duty 比 52.1%の方が、電圧制御の電圧 5.4kV に比べて PSD は低い。よって、標準偏差において見られた DBD-PA の作動条件による差は、この 460Hz 付近以外の領域の PSD が Duty 比 52.1%作動時に、電圧制御の電圧 5.4kV 作動時に比べて低下することによって生じていることが分かる。

4. まとめ

JAXA 風洞技術開発センターで開発中の時系列 PIV システムを使用し、JAXA 2m×2m 低速風洞において、誘電体バリア放電プラズマアクチュエータの翼後縁から放出される渦およびそれに起因する騒音の抑制効果に関する実験を実施した。時系列 PIV によって計測された時系列空間速度場データの解析により、速度変動のパワースペクトル密度を算出し、音圧レベルと速度変動の相関について示した。上述の通り、時系列 PIV 計測技術は、空力騒音を生み出す流体现象を解析するための有力なツールであり、今後、空力騒音低減に向けた実験のみならず、非定常空力現象の解明に向けた実験において、積極的に活用していく予定である。

参考文献

[1] Wernet, M. P., “Time Resolved PIV for Space-Time Correlations in Hot Jets,” AIAA 2007-47, (2007).

- [2] Schröder, A. et al., “Particle Image Velocimetry as Validation Tool in Aeronautics,” AIAA 2009-1518, (2009).
 [3] 小池他, 「プラズマアクチュエータにより抑制される翼後縁渦の時系列 PIV 計測」, 第 42 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 2010, (2010).
 [4] 小林他, 「プラズマアクチュエータによる 2 次元翼離散周波数音の低減に関する研究」 B05, 第 41 期日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会, (2010).
 [5] 小池他, 「騒音低減のためのプラズマアクチュエータ付き NACA0012 翼の PIV 計測」, 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 2009, (2009).
 [6] 満尾他, 「プラズマアクチュエータによる二次元翼から発生する空力音の低減」, 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 2009, (2009).

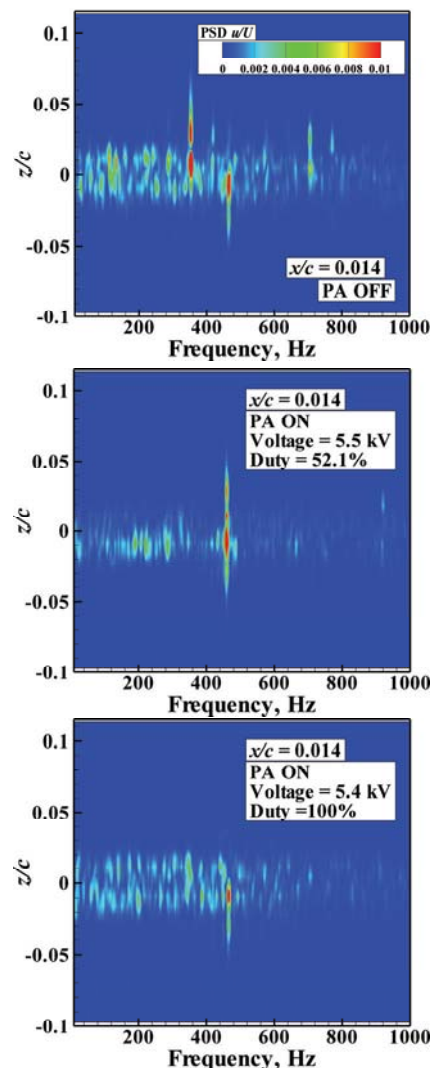


図 10 パワースペクトル密度分布 ($x/c=0.014$)

風洞試験における「不確かさ」の活用

研究開発本部 風洞技術開発センター
永井 伸治

1. はじめに

実験結果に、誤差はつきものである。よって、定量的な誤差の提示がなければ、いかなる判断も結果から引き出すことはできない^[1]。ここで、図1と図2に、実験値と理論値を比較した例を示す。図1の方が図2より、実験値と理論値が一致すると判断する人は多い。ところが、両図は同じデータを縦軸を変えてプロットしたに過ぎない。

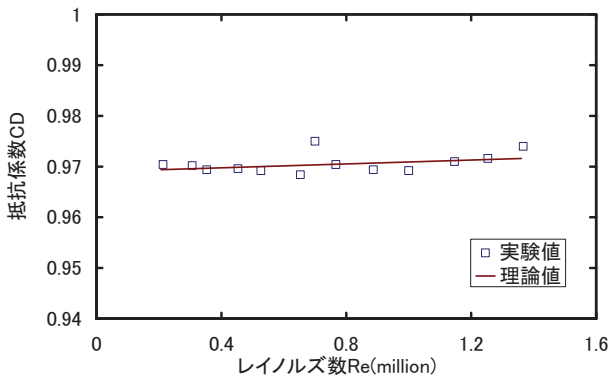


図1 理論値と実験値の比較例その1

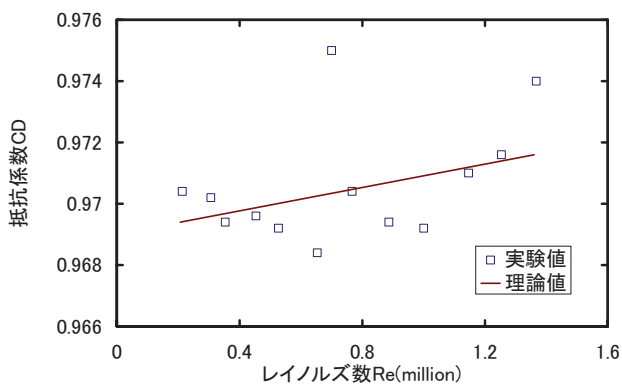


図2 理論値と実験値の比較例その2

そこで、ある確率（通常 95%）で、実験結果に含まれる誤差の限界値である「不確かさ」を、科学的に推定して用いる。先ほどのデータを図3に、不確かさをエラーバー（I）として共に

示す。すると、実験値と理論値の一致が客観的に判断される。さらに、図3の中央部の一点は、統計的判断基準により異常値とみなすことができる。

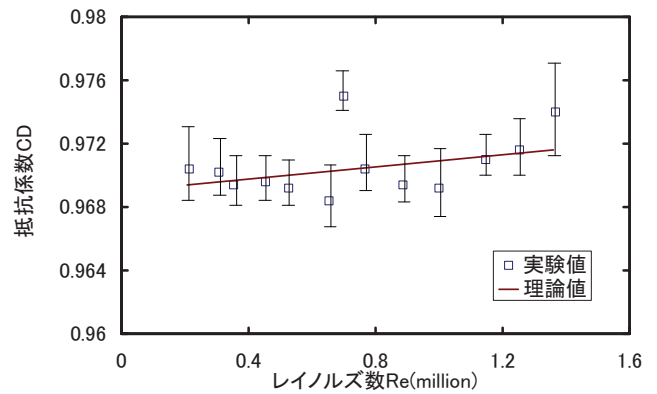


図3 理論値と実験値の比較例その3

この不確かさの求め方（不確かさ解析）に関し、国際規格が発行されている^[2]。また、各学会からも標準規格が発行され、論文への表示の義務付けや推奨がなされている^[3]。不確かさ解析のもう一つの意義は、各誤差要因の寄与が実験をする前から判明することである。目的を達成できない実験を、事前に中止する根拠になるばかりか、効率的な改善も可能となる。

実験的手法である風洞試験は、何らかのモデル化が必要な数値計算より、絶対精度では優れている。しかし、私企業が整備運営できる中小型風洞では、模型の大きさや忠実度の限界があり、精度上の制約がある。よって諸外国でも、その国随一の大型風洞は、国の機関によって運営され、供用されている。このように、JAXAに整備されている大型風洞群には、我が国の標準風洞としての役割がある。標準風洞は、風洞試験データの絶対値の基準を提供する。長さの基準となるメートル原器や、時間の基準となる標準時計と同様である。

このような標準風洞では、不確かさ解析を行

うのに必要な気流等の不確かさが、表示されつつある。本稿では、JAXA 極/超音速風洞における、「不確かさ」に関する取り組みと、その活用例を示す。

2. 風洞気流の不確かさ表示

風洞で最も重要なのは、気流の一様性や擾乱率等の、「気流の質」である。これは、静止空气中を飛行する状態を人工的な気流で模擬する、風洞試験の根本的な問題である。例えば気流の一様性が悪い場合、模型各部は異なる流速の気流に晒されることになる。これは、飛行時にはあり得ない状態である。よって、一様性は風洞試験の誤差に直結することがわかる。

ここで、JAXA1.27m 極超音速風洞の気流検定結果を、図4の等マッハ数線図で示す。横軸は出口からの距離、縦軸は水平方向の中心軸からの距離をとった。マッハ数は流速と音速との比であり、高速風洞の一様性の尺度となる。下流方向に減速気味となるが、ランダムな空間分布となっている。模型が存在する確率が高い試験領域として、直径600mm、長さ650mmの円筒形の領域を一様流コアと定めた^[4]。

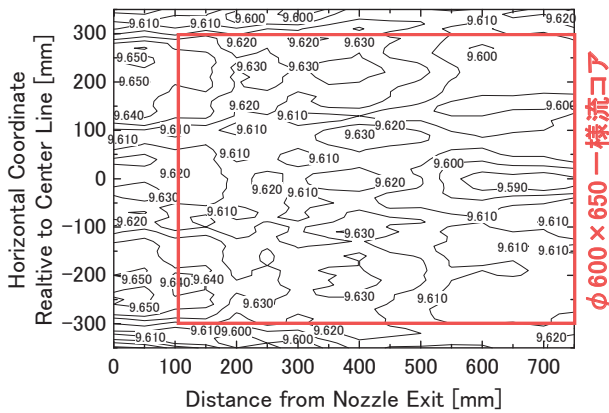


図4 1.27m 極超音速風洞気流のマッハ数分布

一様流コア内のマッハ数をデータ標本とし、統計的評価を行った。先ほどのコア内で流れに垂直な方向で10mm間隔、流れ方向に50mm間隔で、中心軸を通る十字面内の1342点のデータでヒストグラムを書くと、図5のようになる。

この分布を正規分布とみなすと、標本標準偏差 $s=0.012$ となる。これを、偶然誤差として合成すると、マッハ数 M の不確かさは $M=9.62 \pm 0.03$ となる。これに対し、世界最大の米空軍

AEDC の50inch 極超音速風洞のマッハ数 M の不確かさは、 $M=9.94 \pm 0.07$ とされている。同じ考え方に基づく評価を行っているので、JAXA 極超音速風洞の方が一様性に優れており、世界最高レベルであることも客観的に判断できる^[5]。

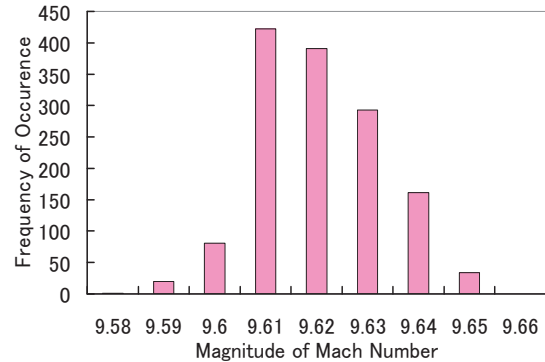


図5 一様流コアの統計的評価

3. 結果の不確かさと改善

風洞試験では、縮尺模型にかかる空気力や圧力を測定する。これらの物理量を、気流動圧 q や模型翼面積等を用いて、揚力係数等の無次元空力係数とする。この空力係数を風洞試験の結果とし、実機性能を推定することになる。このため、結果の不確かさには、数多くの測定量すなわち誤差要因が影響する。結果への各誤差要因の寄与が判明すれば、効率的な改善が可能となる。

図6に、結果の不確かさへの各誤差要因の寄与を示した一例を示す。JAXA 1m x 1m 超音速風洞のマッハ2気流中で、AGARD-B 標準模型を迎角 $\alpha=4^\circ$ とし、前面軸力係数 CAF を求めた。前面軸力係数 CAF は、迎角 $\alpha=0^\circ$ の時ならば空気抵抗を表すことになる空力係数である。

まず、風洞気流のよどみ点圧力 P_0 、測定部壁圧 P_w 、補正マッハ数 DM から、無次元化に必要な動圧 q を算出する。次に、空気力を測定する天秤の軸力成分 FAM を測定し、模型重量 FAW を差し引く。さらに、ベース圧 P_b を測定し、基準圧 P_{ref} の値に基づいて絶対値を算出する。そして、ベース圧補正を行って空気力を算出する。算出した空気力と動圧より、結果である空力係数を求める。

この空力係数を求める手順に則り、各誤差要因の不確かさを結果に反映した。ここで、気流

一様性を評価して得られたマッハ数の不確かさ $\pm 0.3\%$ は、補正マッハ数の不確かさとして結果に反映した。ちなみに、この JAXA 超音速風洞のマッハ数の不確かさは、数値計算を用いたノズル形状調整により、世界最小レベルのものとなっている [6]。

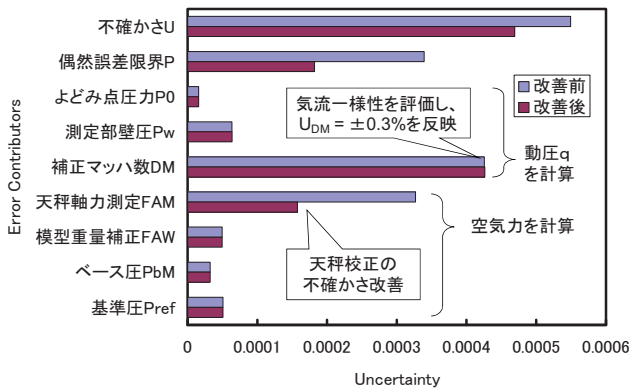


図6 誤差要因と誤差寄与

図6に示された誤差寄与では、補正マッハ数DMと天秤軸力測定FAMが、寄与の大きな誤差要因となっている。このうち、天秤校正の不確かさを改善することにより、軸力測定FAMの不確かさを改善した。すると、結果の不確かさのばらつき成分を示す偶然誤差限界Pは半減し、結果の不確かさも2割程度減らすことが出来た。

ここで逆に、他の誤差要因を改善しても、結果の不確かさは殆ど改善されないことが分かる。不確かさ解析を行うことにより、最も効果の高い改善項目を、確実に見出すことが出来る。

なお、極/超音速風洞試験では、マッハ数の一様性の誤差寄与が大きい。この一様性の反映手法に関しては、模型の形状効果を取り入れる事の出来る、より精度の高い同定手法が提案されている [7]。

4. 結果の解釈における活用

図7に、SST ロケット実験機結合形態模型の、支持スティングを含む概略図を示す。無動力の実験機は、下側のロケットと前後の結合金具で結合されている。JAXA 1m×1m 超音速風洞で試験された最大級 ($L=805$ mm) の模型であり、空気力測定試験を行った。

図8に、横軸を迎角 α とし、空力係数の一種であるヨーイングモーメント係数 C_n を比較した結果を示す。マッハ数は $\overline{M}=2.0$ 、凡例には試

験年度と通風番号を示す。迎角 α を毎秒2度の速度で変化させているが、各データには 3 Hz 程度の振動が見られる。今回の不確かさの推定では、この模型振動による偶然誤差を考慮していない。

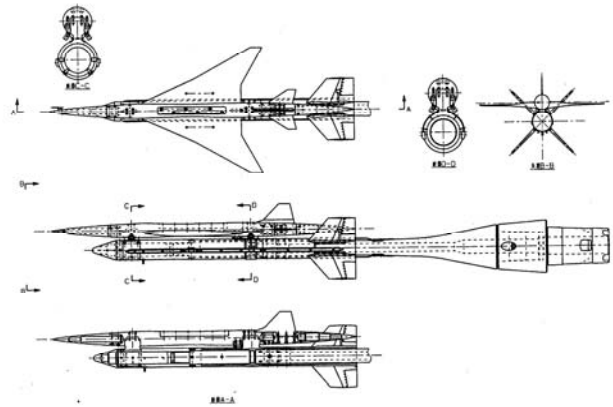


図7 SST ロケット実験機結合形態模型

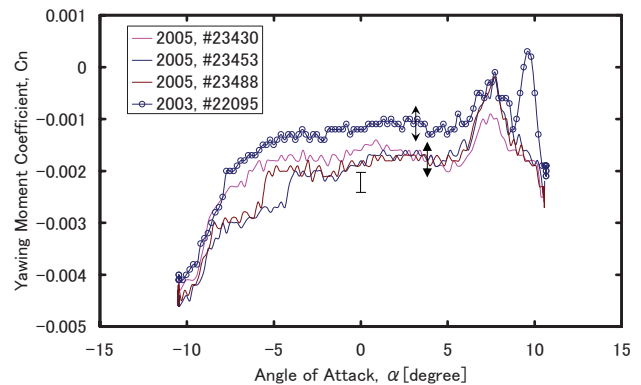


図8 ヨーイングモーメント係数 C_n の比較

エラーバーで示される偶然誤差限界 P は、2005年の短期繰返し試験データの、迎角 $\alpha=0^\circ$ 付近の振動の中心値のばらつき幅に相当している。また、2003年と2005年の試験の間には、ノズル形状の調整を行っており、別の風洞で試験した結果と同様のばらつきが期待される。このばらつきの幅は、それぞれの試験結果周りの不確かさ U が、何とか重複する程度の幅となっている。よって、ここで示した偶然誤差と不確かさは妥当であると言える。

ここで、特に迎角 $\alpha=-5^\circ$ 付近で生じているデータのばらつき幅を見ると、偶然誤差限界 P や不確かさ U を大幅に上回る。このように不確かさを表示することにより、データのばらつきが、何らかの現象であることが明確に判定できる。

これより、油膜法による表面流れ可視化を行った。すると、実験機とロケットを結合する前方結合金具から、後流側左右に後流渦が発生している事が確認された。左右に発生する渦は対称性に乏しく、下流側の実験機主翼等の模型各部に干渉することも確認された。この渦の干渉により、ヨーイングモーメントは迎角に対して不連続に変化すると考えられる。

このロケット実験機は、2005年10月に無事飛行実験に成功したが、2005年5月まで風洞試験を行っていた。前方結合金具からの有害な渦の発生を抑える覆い（フェアリング）の形状を、検討する必要があったからである。数値計算では渦の再現が困難なこともあり、試作形状で風洞試験を繰り返し、形状を模索することとなった。そして、最終形状による飛行実験の決断は、不確かさが添付された試験結果に基づいて行われた。

5. まとめ

JAXA 極／超音速風洞における「不確かさ」の活用例を示した。

- ・世界共通の手法による客観的な比較
 - ・寄与の大きな誤差要因の判明と効率的な改善
 - ・試験の不確かさと現象との分離
 - ・試験結果に基づく決断
- 等が可能となることを示した。

今後は、遷音速風洞でもユーザに不確かさが提供できるよう、整備していく予定である。

参考文献

- [1] 笠木伸英, 長野靖尚: 「計測における不確かさ解析の基礎と応用」(全3回), 日本工業出版「ターボ機械」第17巻第4, 6, 8号(1989)
- [2] アメリカ機械学会編 日本機械学会訳: アメリカ国家規格 計測の不確かさ アメリカ機械学会性能試験規約 計測機器及び試験装置に関する補則 第1部 アメリカ規格協会 アメリカ機械学会性能試験規約 ANSI/ASME PTC19.1-1985, 丸善, 1987
- [3] アメリカ航空宇宙学会編、風洞技術開発センター訳、Assessment of Experimental Uncertainty with Application to Wind Tunnel Testing、実験の不確かさの評価と風洞試験への応用、AIAA S071A-1999 (1999、訳2008)
- [4] 永井 伸治, 津田 尚一, 小山 忠勇, 平林 則明, 関根 英夫, 穂積 弘一: 極超音速

風洞での空力係数の不確かさ, 日本航空宇宙学会論文集, 51(2003), pp. 151-157

[5] 永井 伸治, 津田 尚一, 小山 忠勇, 平林 則明, 関根 英夫, 渡利 實: 極超音速風洞における不確かさの表示と応用, 日本航空宇宙学会論文集, 53(2005), pp. 491-497

[6] 永井 伸治, 飯島 秀俊, 神田 宏, 渡辺光則, 佐藤 衛: 超音速風洞での空力係数の不確かさ, 日本航空宇宙学会論文集, 54(2006), pp. 485-491

[7] Shinji NAGAI and Hidetoshi IJIMA, Uncertainty Identification of Supersonic Wind Wind-Tunnel Testing, Journal of Aircraft, Vol. 48, No.2(2011), pp. 567-577