

講演

みらいCANホール

航空機の機体騒音の予測と低減技術の研究

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
山本 一臣、村山 光宏、横川 謙

1. 機体騒音とその課題

近年の環境問題への関心の高まりや、今後予想されている航空輸送の増大にともなう空港離発着回数の増大から、航空機のさらなる燃費の改善（CO₂削減）や窒素酸化物 NO_x の大幅な低減要求とともに、空港周辺における航空機騒音の低減要求が急速に高まってきている。騒音に関しては、2006 年から適用された ICAO による新規規制値（Annex 16、Chapter 4）ばかりではなく、より厳しい空港独自の基準により高い騒音レベルが着陸料に反映されること、そして航空機の 30 年という寿命期間において、より厳しくなると予想される騒音規制値に対応するために新規開発の旅客機では、騒音規制値に対するマージンの大きさが機体の市場競争力の観点で重要なファクターになる。

航空機の主要な騒音源であるエンジンでは、バイパス比のさらなる向上を狙った Geared Turbofan エンジンの開発などにより、今後は低燃費と同時に騒音低減が大きく進むことが期待されている。それによってエンジンばかりでなく、機体の様々な要素から発生する機体騒音を低減する必要が出てきており、欧米を中心に基礎研究から実機による飛行試験まで研究が進められている^[1]。機体騒音は特に図 1 に示すような高揚力装置や降着装置を音源とする空力騒音が問題とされている。今後、航空機の騒音レベルをさらに下げるには、このような機体騒音のレベルの推定精度向上と、騒音低減手法の確立が重要な課題である。

機体騒音は離着陸時に降ろす脚や、揚力を増やすために展開される高揚力装置まわりで発生する剥離せん断層や渦の乱流現象が音源となるため、広帯域の周波数特性を持つ騒音になる。そのため物理現象の理解が難しく、早い時期から研究に取り組んでいる欧米でも低騒音化技術の開発は試行錯誤的なアプロー

チになりがちであり、実機の重量、ブレーキの熱、製造コスト等の制約のもとに現実的な構造で騒音を大幅に減らす画期的な方法が見出せていないのが現状である。

このような背景のもと、JAXA では風洞試験をもちいて高揚力装置や脚の騒音の性質を把握するとともに、乱流によって騒音が発生する過程を直接に数値シミュレーションによって解析することで、機体騒音発生の本質的なメカニズムを理解し、騒音低減技術に生かそうとしている。第 1 回シンポジウムでは、主に JAXA における高揚力装置騒音の研究と低減技術について述べたので、今回は特に脚騒音に絞って技術研究の現状について報告する。

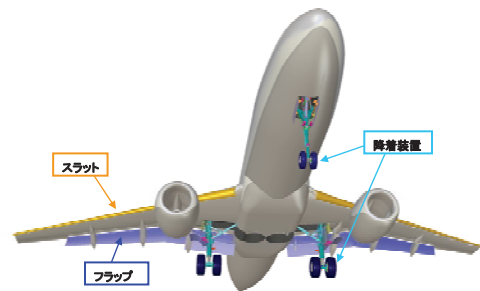


図 1 機体騒音の主音源となる高揚力装置と脚

2. 騒音予測と低減のための基盤技術

2.1 風洞試験技術

実際に飛んでいる航空機の騒音の計測も行われるが、飛行条件の設定や形状変更に対する制約が大きく、時間とコストもかかるため、航空機の騒音を研究していくための基盤技術としては、風洞を用いた騒音計測実験と数値シミュレーション技術を用いた数値解析が利用される。

風洞試験では、主な騒音源として知られている高揚力装置や脚の模型を風洞に設置して、詳細に騒音の特性や気流の計測を行う。JAXA では脚の騒音を調べるために、図 1 の 100 人乗りクラスの実機の概念を基に、図 2 にある

ような 40%スケールサイズの主脚模型を製作し、騒音発生に関係する空気流と騒音の計測を行っている。また、風洞設備は、図 3(a)のように騒音の計測用に(財)鉄道総合技術研究所が所有する大型低騒音風洞や図 3(b)のように空気流の計測用の JAXA 2m×2m 低速風洞など、計測目的に合わせて利用している。騒音の計測のためには風洞の気流を作るファンや、気流そのものから発生する騒音を減らし、測定部は無響室にする必要がある。図 3(a)の大型低騒音風洞は非常に静かな設備であり、高精度な騒音計測を行う際に用いている。さらに、より簡便な騒音計測のために JAXA では 2m×2m 低速風洞を改造し、図 3(b)のようなケブラーのシートを音が透過する壁面として利用した無響測定部を製作し利用している。

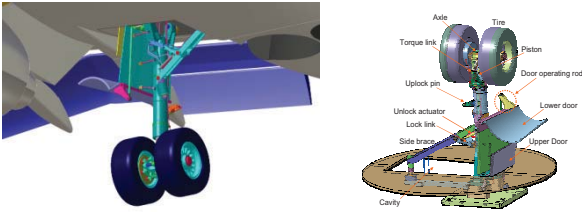
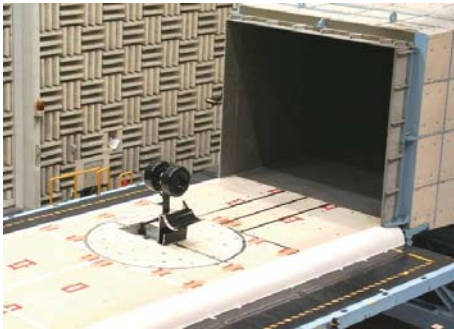
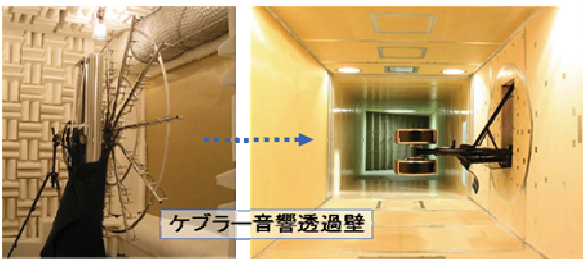


図 2 二輪主脚模型(左；概念設計モデル、右；40%スケール風洞模型)



(a) 鉄道総研大型低騒音風洞における遠方場騒音計測



(b) JAXA 2m×2m 低速風洞 (LWT2) 無響測定部における音源探査計測

図 3 風洞に設置された 40%スケール主脚模型

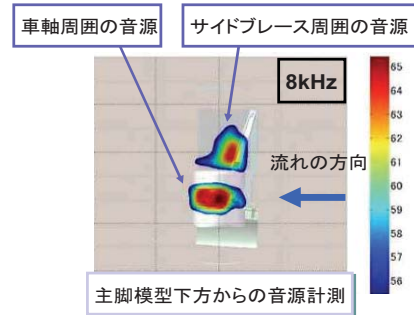


図 4 マイクロフォンアレイによる音源計測の例

また、騒音が発生している場所を特定するための計測法として音源探査計測という技術が開発されている。これは図 3(b)のような支持装置に 50 本程度の数のマイクを取りつけたフェーズドアレイという装置を用い、それぞれのマイクが受け取る音波の位相の違いを基に音源の位置を特定する。図 4のように周波数ごとに大きな音を出している音源を可視化することができ、さらに個々の音源周辺を局所的に積分することによって、その個所から発生する騒音のスペクトルなど、音源の特性を調べることができる。

2.2 数値シミュレーション

より詳細にどのような乱流現象が騒音発生に関わっているのかを調べるために、数値シミュレーション技術を用いている。図 5~7 に JAXA で用いている数値シミュレーション技術による図 2 の脚周りの流れや音波の可視化結果を示す。比較的短い時間内で計算ができる Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式 (RANS) を用いた定常流計算と、非定常な乱流現象を詳細に計算する Large Eddy Simulation (LES) を使って物理現象の理解や低騒音化手法の検討を行っている。

RANS は時間平均の大きな流れの構造を把握するために用い、LES は乱流と騒音発生現象の解析に利用している。LES は計算に時間がかかり、データの規模も非常に大きくなるので、乱流やそれから発生する音波を詳細に計算できる領域は脚の近傍 (音源付近) に限られる。しかし、騒音は脚周囲の渦運動そのものの圧力変動が影響しなくなる距離 (脚の大きさの数倍) だけ離れたところで求める必要がある。そこで、一様な気流中を音が伝播すると仮定することで、LES で得られた非定常流れの速度や圧力データを入力として

Ffowcs-Williams Hawkins (FW-H) の方法を用いて遠方の騒音を評価する。図 7 には、LES による計算結果を用いて主脚から発生する音波の伝播の状況を計算した例を示している。

LES による騒音の予測技術はまだ研究段階にあり、実験データと付き合わせながら、その信頼性の検証を行っている。しかし、その信頼性の程度が確認できると、時間的に変化していく 3 次元空間の非定常流れ場を計算結果から詳細に把握し、騒音の発生源である渦と構造物との干渉を直接調べることが可能となる。その結果は、脚や高揚力装置のまわりの流れや形状をどのように変えれば騒音が減るのか、という低騒音化技術を作るための重要な知見をもたらす。

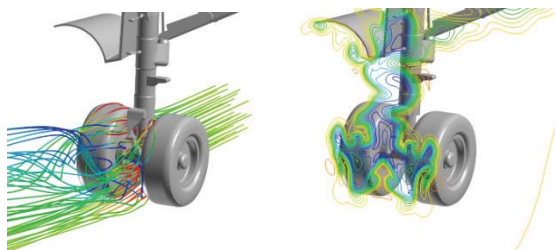


図 5 RANS による脚まわりの流れの計算

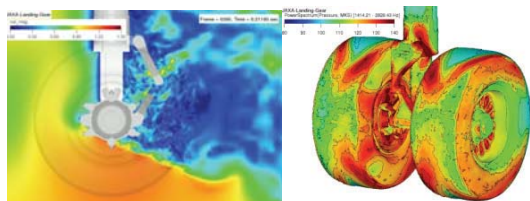


図 6 LES によるタイヤ間の詳細な非定常流の計算 (左: 瞬時の速度分布、右: 表面圧力変動の実機スケール周波数 566~1131Hz バンド成分)

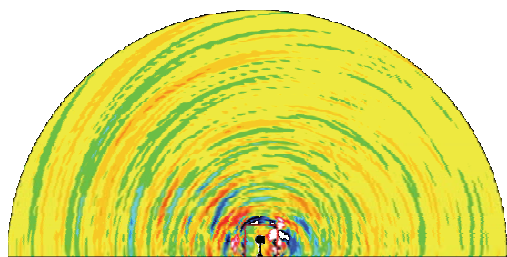


図 7 Ffowcs-Williams Hawkins の方法を用いて計算した瞬時の音波の伝播の様子

3. 脚騒音と低減技術の研究

脚の構造は非常に複雑で機体サイズによって形態も大きく異なる。そこで、対象を国内で開発が行われているリージョナルジェット機に絞り、そのクラスで一般的な二輪式主脚

の概念設計を脚メーカーに委託して研究用の脚形状を製作した (図 2)。そのスケール模型を用いて、まず風洞実験による騒音特性の把握から着手し、例えば図 8 に示すような騒音レベル (OASPL) の指向性などを取得した。

タイヤ、シリンダ、ピストン、脚扉、サイドブレースといった主構造物とともに、ブレーキ、トルクリンク、脚扉駆動ロッド、アクチュエータ類、油圧配管・電気系統の配線などの詳細な形状まで模擬し、それぞれの部品が騒音レベルに与える影響を風洞試験によって調べ、特にタイヤの車軸周辺とサイドブレース、扉から大きな騒音が発生していることが分かってきている^[2]。

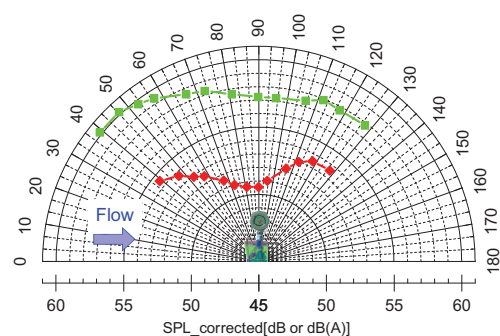


図 8 騒音レベルの指向性分布 (緑: 120m の距離における OASPL; 赤: A-weighted OASPL)

さらに、数値シミュレーションによって車軸周辺の流れ場を詳細に解析し、ピストン-車軸-タイヤで挟まれる狭い領域の加速流れによって形成される強いせん断流れとタイヤ表面の剥離流れなどが音源になっていることも明らかになってきている^[3]。図 9 に LES による遠方場騒音予測と風洞試験計測との比較を示す。これにより実機スケールで 2kHz 弱までは風洞試験結果のスペクトルの性質を良く捉えていることがわかる。また、トルクリンクという部品の配置の仕方を変えたときの瞬時の流れ場の変化とそれによる騒音レベルの差分を図 10 に示す。1dB 程度の音圧の変化ではあるが、LES の結果が計測結果の傾向を捉えており、LES が騒音低減技術の検討に利用可能なことを示している。

これらの実験と数値シミュレーションの知見などを基に、車軸周辺を中心に、フェアリングや形状の修正によって騒音レベルに与える影響を実験で調べた。

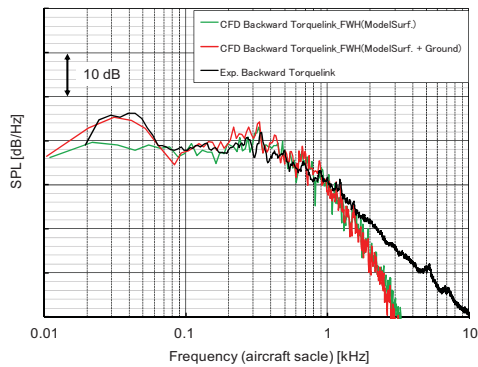
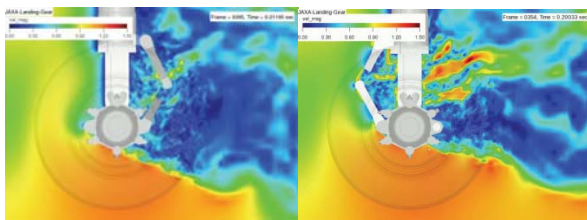
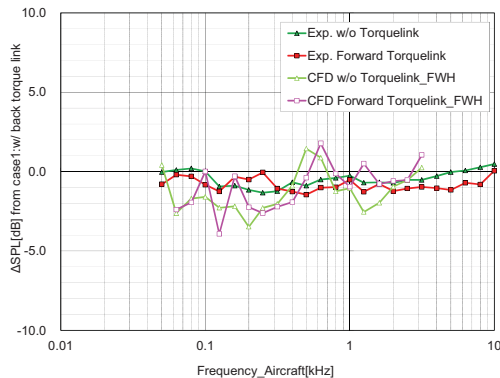


図 9 風洞試験と LES の主脚模型の直上位置における騒音スペクトルの比較（黒；実験、緑；模型単体から発生する騒音の予測、赤；模型設置面を考慮した計算）



(a) 後方配置（基準形態） (b) 前方配置



(c) トルクリンク配置による遠方場音圧レベルの差分
図 10 トルクリンクの配置による流れ場と騒音レベルの変化

図 11 は車軸周辺をフェアリングでカバーする騒音低減法の効果を調べた結果を示している。車軸周辺全体をカバーする方法は音源そのものを無くしてしまうもので、1kHz で 4dB もの低減効果を示しているが、実際にはタイヤの内側にあるブレーキの冷却の制約などから現実的な手法ではない。注目すべきは、車軸周辺の気流が流れ込むポラス（孔あき）のカバーと脚の下側のみをカバーする方法である。ポラスのカバーは上で述べた車軸周辺の加速流から生じる乱流せん断層を弱めることで、ちょうど 1kHz 弱の周波数域で完全に

カバーする方法と同程度の騒音低減量を得ていると考えられる。また、下側のみのカバーは高い周波数の騒音成分について、発生した騒音を遮蔽する効果があると考えられ、2kHz 以上になると完全にカバーする方法と同様の騒音低減を得ている。今後、LES を用いて流れ場の変化を調べることにより、より効果的な騒音低減方法を確立できると考えている。

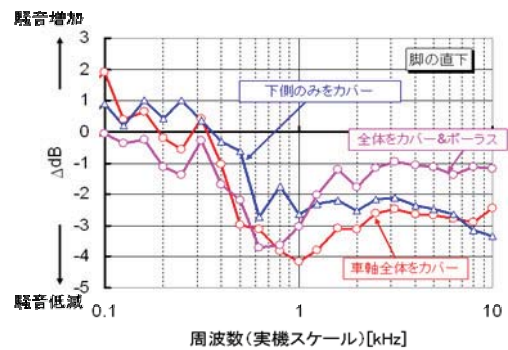
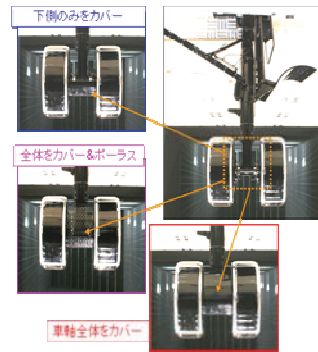


図 11 車間に取り付けたフェアリング（3 種類）と基本形態からの騒音低減量の比較

4. おわりに

今後の旅客機開発において重要な課題となる機体騒音の予測と低減技術のために、特に脚騒音に焦点を絞って JAXA において進めている数値解析と風洞試験を用いた研究について紹介した。今後このような技術研究を進展させ、定量的な騒音予測が可能になる解析技術の開発や、より斬新な騒音低減技術の開発を進めていこうとしている。

参考文献

[1] Dobrzynski, W., J. Aircraft, Vol. 47, No2, pp. 353-367, 2010
 [2] Yokokawa, Y., et al., AIAA2010-3973, 2010.
 [3] Murayama, M., et al., AIAA2011-2821, 2011.

超音速機のソニックブームと低減技術の研究

航空プログラムグループ 超音速機チーム
牧野 好和、中 右介

1. はじめに

ソニックブームとは、超音速で飛行する航空機から発生する衝撃波が地上に到達した際に観測される騒音であり、2003年に運航を終了したコンコルドも、そのソニックブームのために陸地上空での超音速飛行を禁止されたことで、更に燃費が悪化したと言われている。コンコルドが引退した現在においても、ソニックブームに関する基準（陸地上空における超音速飛行に関する基準）に変更はなく、国際民間航空機関（International Civil Aviation Organization: ICAO）が採択している決議^[1]においては、旅客機が「公衆が許容できない」ソニックブームを発生することが無いように求めており、その決議に沿って、各国も独自の航空法において陸地上空における超音速飛行に制限を設けている。

コンコルドが引退した2003年、米国においてF-5戦闘機を改修したSSBD（Shaped Sonic Boom Demonstrator）による飛行実験^[2]が実施され、世界で初めて機体形状を工夫することによってソニックブームが低減できることが実証された。それに呼応するようにいくつかのメーカーが超音速ビジネスジェット機開発のプロジェクトを立ち上げ、国際民間航空工業会の求めに応じてICAOの航空環境保全委員会（Committee on Aviation Environmental Protection: CAEP）において超音速タスクグループ（SuperSonic Task Group: SSTG）が設置され、ソニックブーム基準策定に向けた検討が開始された。SSTGにおいては、ソニックブーム基準策定に必要な研究ロードマップが議論され、2010年の第8回CAEP会議に提案^[3]されたが、その中では既存の戦闘機等を利用した低ソニックブーム模擬飛行や、新規開発を前提とした低ソニックブーム実証機を用いた大規模被験者試験（コミュニティ暴露試験）の必要性と合わせて、未だ明確に定まってい

ないソニックブーム評価方法（評価指標）に関する研究や、NASAがF-18戦闘機を用いて実施した低強度ソニックブーム被験者試験においてその重要性が指摘された室内ブーム（屋内において観測されるソニックブーム）に関する研究の他、ソニックブーム波形に与える影響の強い大気乱流の影響や、航空機の加速や旋回等により生ずるフォーカスブームに関する研究が求められている。

我が国においては、JAXA航空プログラムグループが2005年に超音速機の環境適合性向上を主眼とする「静粛超音速機技術の研究開発（Silent SuperSonic: S3）」計画^[4]を開始し、「ソニックブームの半減」を1つの主要な目標に定めて研究開発を行っている。そして2009年からは「ソニックブームを半減させるための先進的設計概念及び手法」を実証・評価するためのプロジェクトとして低ソニックブーム設計概念実証プロジェクト（D-SENDプロジェクト）^[5]を立ち上げて、2011年5月にその第1フェーズであるD-SEND#1落下試験をスウェーデンで実施した。

本稿では、S3計画とD-SENDプロジェクトで実施しているソニックブームに関する研究と、その低減技術について紹介する。

2. ソニックブーム低減技術の研究

2.1 低ソニックブーム概念

SSBDで実証された低ソニックブーム概念は、機首を鈍頭にしてあえて強い衝撃波を発生させてその後方における圧力変動を抑えることで、通常のN型波でない台形型の圧力波形を形成して先端圧力上昇量を低減するものであった。ただ、その手法では造波抵抗が増加してしまうデメリットもあるため、JAXAでは機首の上下非対称性を利用して、ソニックブームに与える影響の大きな下面形状は鈍頭とし、上面形状は造波抵抗を抑える形状とす

る設計概念^[6]を考案した。また、SSBD ではソニックブーム圧力波形の先端部の低減概念のみを実証したが、JAXA では後端部の圧力変動を抑制するための設計概念として後胴揚力面と水平尾翼の利用により多段圧力回復を目指す設計概念を考案^[7]し、D-SEND#2 飛行試験での飛行実証を目指している。

2.2 低ソニックブーム設計技術

上述の低ソニックブーム設計概念を実現する機体形状設計技術として、JAXA では遺伝的アルゴリズム (GA) を活用した他分野・多目的最適設計手法の研究開発を行っている。図 1 に示す D-SEND#2 供試体の設計においては、主翼の形状設計に多目的最適設計技術を適用し、最適化結果をもとに低ブームかつ低抵抗の主翼形状を採用している^[8]。

- S3CM(S-cube Concept Model)
- W=1000kg
 - LxDia.xSpan=7.7mx0.48mx3.5m
 - Span=3.5m
 - CL=0.12 (M=1.3, H=8km)
 - Swing=4.92m2
 - EGI(INS+GPS)



図 1 D-SEND#2 供試体

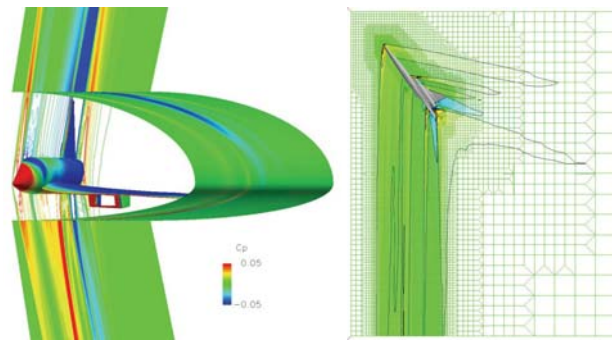
2.3 ソニックブーム推算技術

信頼性の高い低ソニックブーム設計を行うためには、高精度にソニックブームを推算する技術が不可欠であり、JAXA ではソニックブーム推算に必要な機体近傍における圧力分布の推算技術、及び機体近傍から地上までの長距離非線形音響伝播解析技術の開発に力を入れている。機体近傍の圧力分布推算には、複雑な機体形状を表現するのに適した非構造格子 CFD 解析法と、衝撃波捕獲性能に優れた構造格子 CFD 解析法の両者の利点を活かした構造／非構造重合格子法^[9]を開発した。また、非構造格子法と同様に複雑形状解析に適した直交格子 CFD 解析手法に衝撃波捕獲のための格子密度調整機能を追加したツール^[10]も開発した。(図 2)

長距離非線形音響伝播解析ツールとしては、従来の修正線形理論に基づくツールが衝撃波を不連続面として取り扱っていたのに対して、拡張 Burgers 方程式ベースのツール^[11]を開発

し、大気熱粘性や空気分子の振動緩和効果を考慮することで、ソニックブーム強度評価にとって重要な圧力上昇時間（衝撃波の厚みに相当）が推算可能となった。

前述の ICAO 研究ロードマップで重要性が指摘されている大気乱流がソニックブームに与える影響については、大学への委託研究を通して、実験的にそのメカニズムを解明する試み^[12]や、推算法の開発^[13]に取り組んでいる。



(a) 構造／非構造重合格子法

(b) 直交格子法

図 2 高精度近傍場圧力波形推算ツール

2.4 低ソニックブーム検証技術

低ソニックブーム設計を検証するための技術として、機体近傍場における圧力波形計測技術と、小型研究機による遠方場実証技術の研究開発を進めている。近傍場圧力波形計測技術としては、風洞試験において静圧レールを用いた高精度・高効率な計測手法の開発^[14]に取り組む一方、大学への委託研究を通して、バリステックレンジを用いたフリーフライト試験^[15]で、模型支持干渉を排除した計測手法の開発にも取り組んでいる。

低ソニックブーム設計の遠方場実証としては、無人小型研究機による飛行実験として D-SEND プロジェクトを推進しており、上述の JAXA 固有の低ソニックブーム設計概念を採用した D-SEND#2 供試体の開発を進めている。本年 5 月に実施した D-SEND#1 落下試験の詳細については、本シンポジウムの別発表でその詳細について紹介しているが、D-SEND#1 で得られた軸対称物体による N 型ソニックブーム波形と低ソニックブーム波形は、供試体形状がシンプルであることから、ソニックブーム推算手法の検証データとして貴重であり、今後これらのデータを用いた推算ツールの検証・高精度化を進めてゆく予定である。

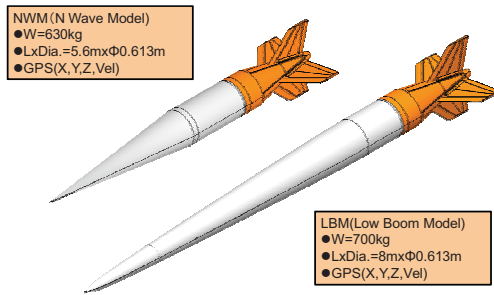


図3 D-SEND#1 供試体

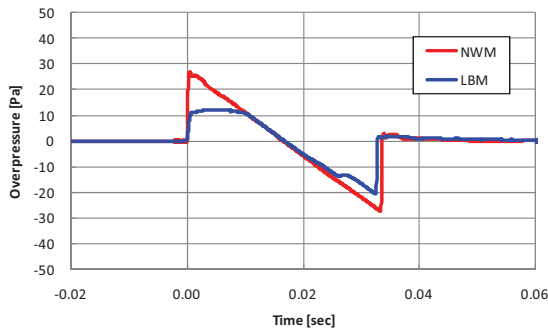


図4 D-SEND#1 計測ソニックブーム波形

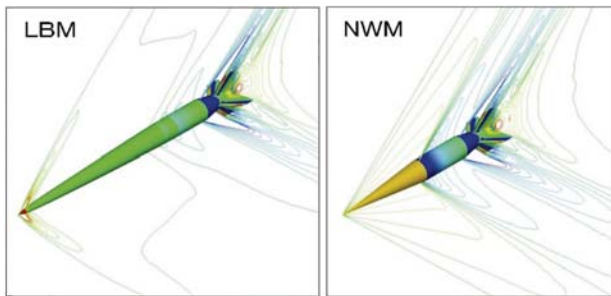


図5 D-SEND#1 供試体 CFD 解析

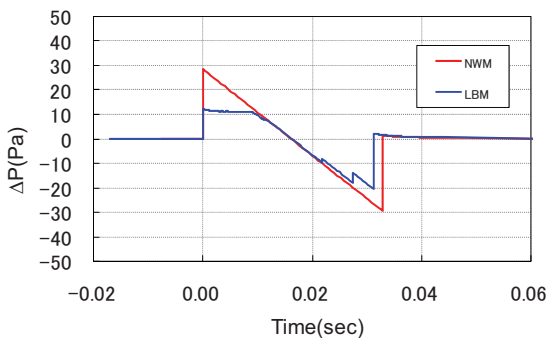


図6 D-SEND#1 推算ソニックブーム波形

3. ソニックブーム許容性評価技術

3.1 評価指標（メトリック）の研究

ソニックブームの基準策定においては、ソニックブームが人間に与える影響を正確に反映する評価指標（メトリック）の検討が重要である。メトリックの検討は ICAO の基準策定ロードマップで取り組むべき重要項目の一つ

として挙げられており、多くの評価データの提供が望まれている。この様な状況に対し JAXA では図7に示すソニックブームシミュレータを用いた被験者試験を実施している。ソニックブームシミュレータは、密閉した空間を低周波スピーカーによる音響信号により圧縮することで模擬的に衝撃波によるソニックブーム現象を再現する装置であり、その中に被験者が入ることによりソニックブームの主観的評価が可能となる。同様の研究は米国やフランスなどでも実施されており、JAXA も2009年から NASA と共同研究を開始し、互いのシミュレータの結果の比較を通してシミュレータシステムの高度化や評価指標の有効性確認に取り組んでいる。



図7 ソニックブームシミュレータ

3.2 室内ブームの研究

前述の通り室内におけるソニックブームの感受性が屋外よりも強い実験結果が示されている。室内ではソニックブーム自体の大きさは小さくなるものの、窓のがたつき音や室内での反響、そして建築物の振動などの影響によって“annoyance（不快感）”が増すととの評価結果があり、ICAO の基準策定ロードマップでも室内での評価メトリックの検討が重要と認識されている。JAXA ではソニックブームシミュレータと同じ原理の音響構造振動試験装置（Vibro Acoustic Device:VAD）を開発し、ソニックブーム模擬音による壁や小型の窓の挙動について調査を行っている^[16]。また、同様の装置を有する国内研究機関との共同研究において大型の掃き出し窓の挙動も調査している^[17]。人間の感受性に関しては、ソニックブームシミュレータの内部に窓付きの壁を設置することで室内ブームを模擬し、被験者試験を実施している。このようなデータを蓄積することにより、室内ブームの詳細な評価技術の向上を図ることができる。

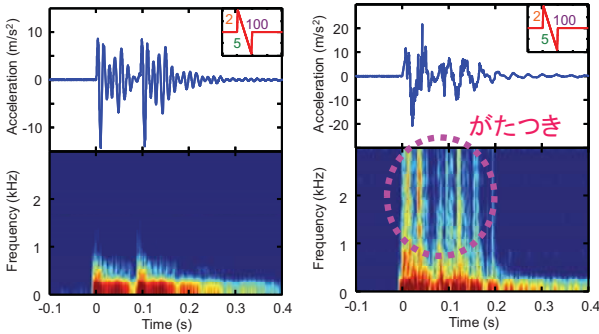


図 8 VAD による窓のがたつき音模擬

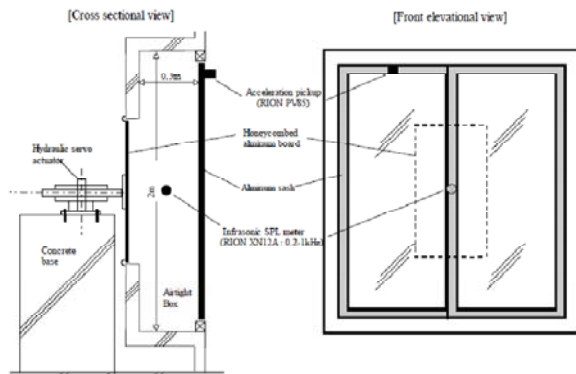


図 9 大型掃き出し窓振動試験装置

4. まとめ

JAXA 航空プログラムグループが進めているソニックブーム低減技術と評価技術について紹介した。低減技術については、高精度ソニックブーム推算技術に基づいた低ソニックブーム機体形状設計技術の研究開発を進めており、その検証・実証方法として風試技術の向上や小型研究機による飛行実証計画を推進している。一方、評価技術については、ソニックブームシミュレータを用いた被験者試験により評価指標の研究を進めるとともに、ソニックブームが建築物に与える影響の調査や室内ブーム評価法の研究を通して、ICAO によるソニックブーム基準策定に貢献する研究開発を国内外の機関と協力しつつ進めている。

参考文献

- [1] ICAO Assembly Resolutions A35-5, 2004.
- [2] K. Meredith, et al. "Origins and Overview of the Shaped Sonic Boom Demonstration Program", AIAA-2005-0005, 2005.
- [3] ICAO CAEP/8-WP/35, 2010.
- [4] 村上哲, 「静粛超音速研究機技術の研究開発について」第 40 回流体力学講演会/ANSS, pp. 79-82, 2008.
- [5] 本田雅久, 他「低ソニックブーム設計コンセプト確認落下試験 (D-SEND) 計画」日本航空宇宙学会第 41 期年会講演会, pp. 652-655, JSASS-2010-1115, 2010.
- [6] 特許第 3855064 号「超音速航空機の胴体形状の決定方法および胴体前胴部形状」
- [7] 特許公開 2009-12686 「後端ソニックブーム低減化のための超音速航空機形状」
- [8] 牧野好和, 他「成層圏気球を用いた低ソニックブーム実証試験 (D-SEND) の空力形状設計」第 48 回飛行機シンポジウム, 3E6, 2010.
- [9] 石川敬掲, 他「構造/非構造重合格子法を用いたコンコルド模擬形状のソニックブーム解析」, JSAS-2010-2096-F/A, 2010
- [10] 山本雅史, 他「自動格子生成と Burgers 方程式を用いたソニックブーム解析」第 23 回数値流体力学シンポジウム, B6-2, 2009.
- [11] 山本雅史, 他「Burgers 式を用いたソニックブーム伝播計算における熱粘性減衰および分子緩和効果」第 42 回流体力学講演会/ANSS2010 講演論文集, pp. 549-555, 2010.
- [12] 佐宗章弘, 他「格子乱流による弱い衝撃波の圧力変動」JSASS-2011-2002-F/A, 2011.
- [13] 山下博, 他「ソニックブーム波形に対する大気中の吸音減衰効果」JSASS-2010-079-F/A, 2010.
- [14] 牧野好和, 他「静圧ルールを用いた機体近傍場圧力波形計測の課題」JSASS-2010-109-F/A, 2010.
- [15] 鈴木角栄, 他「バリスティックレンジを用いた超音速飛行体近傍圧力場計測実験」JSASS-2011-2012-F/A, 2011.
- [16] Y. Naka, et al., "Experimental study on vibration of windows induced by sonic booms," Acoustics '08, 2008.
- [17] T. Doi et al., "Rattling of Windows by Impulsive Infrasonics", The 33rd Noise Control Engineering, 2004.

低NO_x化技術の研究開発

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム
山本 武

1. はじめに

窒素酸化物 (NO_x) は空港周辺の大気汚染の原因となる他、航空機が巡航する対流圏上層では、温室効果を持つオゾンの濃度を増加させ、気候に影響を及ぼすとされている^[1]。また、燃料費削減や温室効果ガスである二酸化炭素の削減のためにエンジンの高圧力比化が進んでおり (図 1)、これが NO_x の排出量を増加させる傾向をもつこと、航空輸送量が今後増加することが予想されることから、NO_x の排出低減技術の開発は非常に重要である。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、航空機エンジンの環境適応技術の研究開発を目的として、平成 15 年 10 月から 24 年度までの予定で「クリーンエンジン技術の研究開発 (TechCLEAN)」を実施しており、この一環として、NO_x の排出量を低減するための燃焼技術の研究開発を行っている。本講演では、燃焼器開発の現状、ICAO の基準、低 NO_x 燃焼法について概説するとともに、JAXA における研究開発を紹介する。

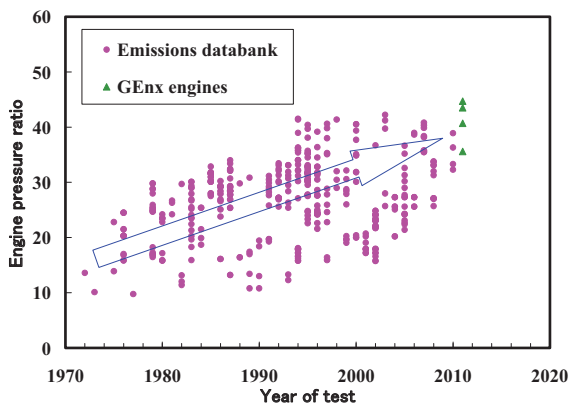


図 1 エンジン全体圧力比の推移
(実機データは文献 [2] より引用)

2. NO_x 低減技術開発の現状

国際民間航空機関 ICAO(International Civil Aviation Organization)の航空環境保全委員会 CAEP(Committee on Aviation

Environmental Protection)は、図 2 のように NO_x の基準を数年毎に強化している。2014 年には現在の基準 CAEP/6 からさらに 15% (圧力比 30 のエンジン) 引き下げることを勧告していると同時に、中期目標 (2016 年に CAEP/6 の 55±2.5%) および長期目標 (2026 年に CAEP/6 の 40±5%) を設定している。航空機エンジンメーカー各社は、将来の規制に対応すべく、競って技術開発に取り組んでいる。米国ゼネラル・エレクトリック社は TAPS 燃焼器を導入した新型エンジン GENx で CAEP/6 基準値の 42% の NO_x を実証している^[3]。英国ロールス・ロイス社は、新型エンジン Trent1000 で CAEP/6 の 67%、Trent XWB で 63%としており、ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe)の目標 (2020 年に CAEP/6 の 40%) を目指し研究開発を進めている^[4]。

日本では、新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発^[5] (通称: 小型エコエンジン)」において、IHI、川崎重工業、三菱重工業が独自の燃焼器の開発を実施している。JAXA は共同研究で燃焼器開発に参加するとともに、試験技術や計測器の開発、高圧燃焼試験による各社の燃焼器の評価を担当している。TechCLEAN の NO_x 目標値は CAEP/4 基準の 20%以下である。

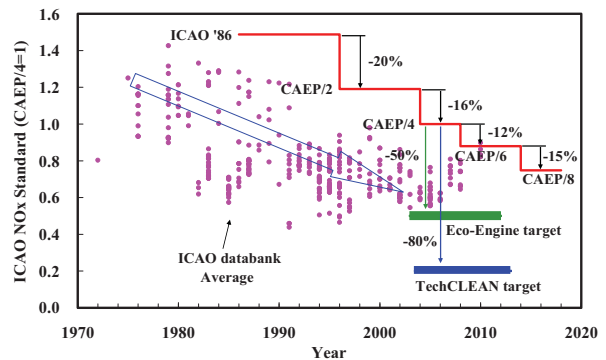


図 2 NO_x 基準値エンジン全体圧力比の推移
(実機データは文献 [2] より引用)

3. ICAO の排出基準

ICAO は、空港周辺の大気環境保全を目的として、民間航空機が離着陸時において排出する有害なガス状物質 (NO_x、HC:炭化水素、CO:一酸化炭素) とスモークについて国際基準を制定し、実行勧告を行っており、これが実質的に規制となっている。航空機の離着陸 (LTO: Landing and Take-off) サイクルを、図3に示した4モードに分け、それぞれのモードを表1に示す地上運転時の4推力条件で代表するものとしている。ガス状物質については、各推力条件で計測された濃度から求めた総排出量 D_p を、最大離陸推力 F_{oo} で除した値 D_p/F_{oo} (g/kN) に対して基準値が定められている。基準値は圧力比と最大離陸推力 (CAEP/4 より) を含む式で定められている。空港周辺のみならず、地球規模での影響を考えた場合、巡航時の排出量が全排出量の大部分を占めるため、ICAO では巡航時の排出基準についても検討が行われている。

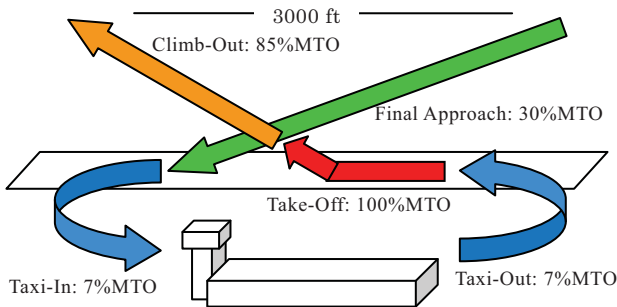


図3 ICAO LTO サイクル

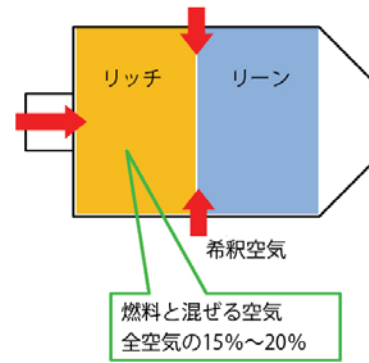
表1 LTO サイクルの飛行モード

モード	時間 (分)	推力 (%)
滑走	26.0	7
着陸進入	4.0	30
上昇	2.2	85
離陸	0.7	100

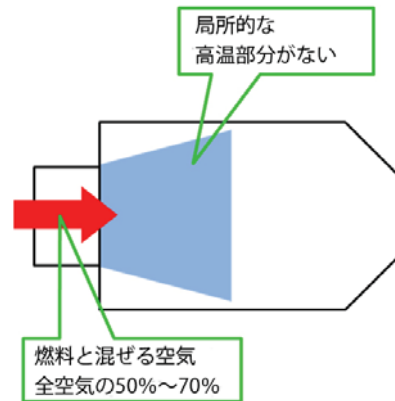
4. 低 NO_x 燃焼法

航空機エンジン用燃焼器の低 NO_x 燃焼方式として有望であるとされているものに、RQL (Rich-burn/Quick-mixing (または quench) /Lean-burn) 燃焼方式と希薄予混合燃焼方式がある。現在運用されている航空機エンジンは全て RQL 燃焼方式またはこれに類する燃焼方式を用いている。図4aに示すように RQL 燃焼方式では、燃焼器内をリッチ (燃料過濃) の領域とリーン (燃料希薄) の領域に分け、先ずリッチで燃焼させ、急速に追加空気と混合してリーンで燃焼させることによって、NO_x

が多く発生する量論比近くを避け、NO_x 発生を抑制する。一方、希薄予混合燃焼方式は、予め燃料の微粒化と空気との混合を行い、全ての燃料をリーンで燃焼させることにより、局所的な高温部分の発生をなくて NO_x 排出を低く抑えるものである (図4b)。この燃焼方式の実用化のための技術課題は多いが、大幅な NO_x 低減のためには有望とされている。図5は二つの燃焼方式の進行経路を、燃料の割合と燃焼ガス温度に関連付けて示したものである。RQL 燃焼方式は赤い矢印、希薄予混合燃焼方式は青い矢印を通して燃焼が進行する。



(a) RQL 燃焼方式



(b) 希薄予混合燃焼方式

図4 低 NO_x 燃焼方式

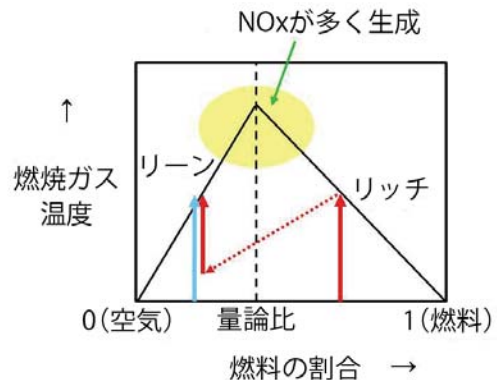


図5 燃焼進行の経路

5. JAXAにおける低NOx 燃焼技術の研究開発

5.1 試作燃焼器と実温実圧燃焼試験

JAXA では大幅なNOx 低減を目指し、希薄予混合燃焼を用いた燃焼器を試作し、想定するターボファンエンジン（推力 40kN）の条件で燃焼試験を行っている^[6-8]。希薄予混合燃焼は、安定燃焼と低NOx が両立する燃料割合の範囲が狭いため、希薄予混合燃焼のメイン燃料ミキサーと燃焼安定化のための拡散燃焼のパイロット燃料ミキサーを併用し、それぞれ独立して燃料流量制御を行うことで燃焼効率と低NOx の両立を図ることとした。図 6 は開発したステージング燃料ノズルの断面であり、パイロットを中心にその周りにメインが配置されている。エンジンの低出力時はパイロットのみに燃料を供給するため、メイン空気によるパイロット火炎の部分的な消炎が起こりやすく、燃焼効率の確保が重要である。高出力時にはNOx の発生を低く抑える必要があり、メイン燃料の微粒化、空気との混合が鍵となる。

本燃料ノズルの燃焼性能を評価するため、図 7 に示すシングルセクタ燃焼器形態にて燃焼試験を実施した。ライナーの 4 側面は多数の斜め冷却空気孔、そのうちの 2 面に希釈空気孔が設けられている。想定エンジンの LTO サイクル条件を表 2 に示す。全ての条件において燃焼器の全圧損失率が 4.0%となるよう空気流量を調整した。

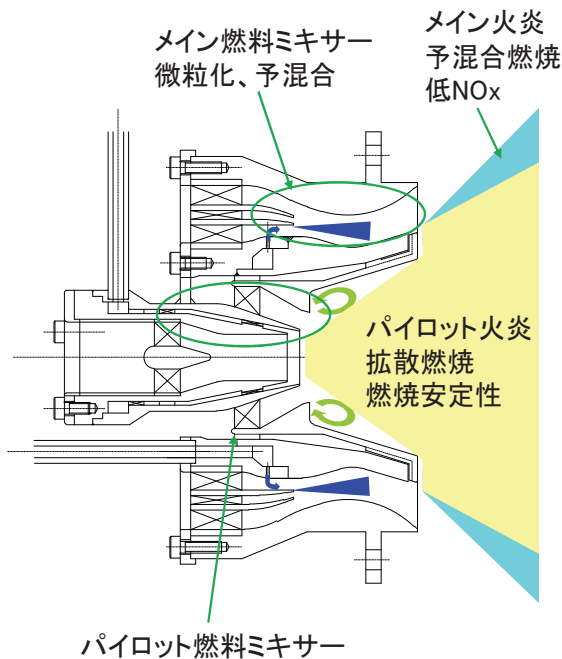


図 6 ステージング燃料ノズル

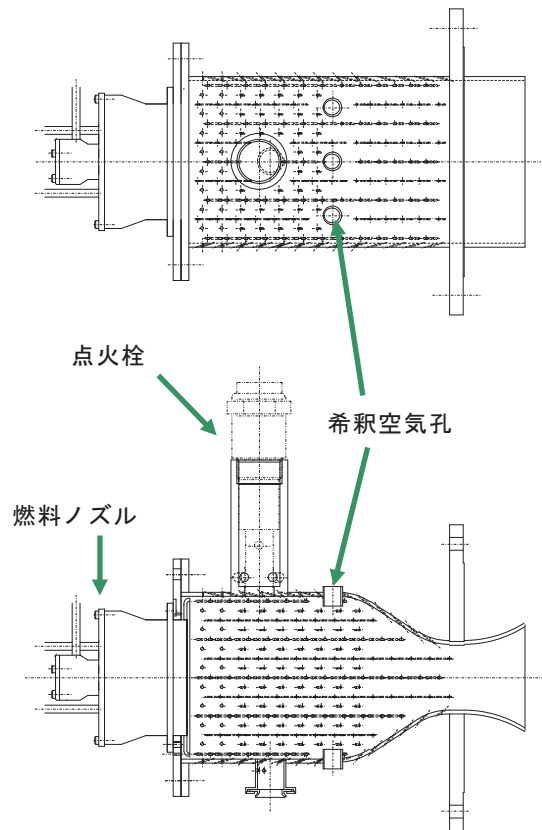


図 7 シングルセクタ燃焼器

表 2 想定エンジンの LTO サイクル条件

条件	単位	7%	30%	85%	100%
圧力	kPa	487	1077	2266	2619
温度	K	503	609	756	787
燃料流量	g/s	42.4	103.3	302.7	369.1
空燃比	-	93.2	76.5	47.0	42.9
パイロット燃料割合	%	100	100	17	11

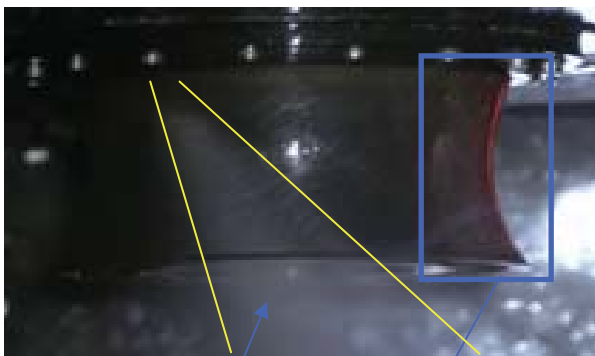
表 3 に試験結果から求めたガス状物質の LTO サイクル排出量 Dp/F_{oo} 、着陸進入モードで最大となったスモークナンバーの ICAO 基準値に対する割合を示す。NOx は CAEP/4 基準の 23%程度であり、本燃焼器が高い低 NOx 性能をもつことが実証された。HC は低く、基準に対して余裕がある。CO とスモークナンバーは基準値を満たしているが、若干高めであることが分かった。

表 3 試験結果の ICAO 基準に対する割合 (%)

NOx	HC	CO	スモーク
22.9	21.5	81.3	85.6

5.2 燃料噴霧の可視化

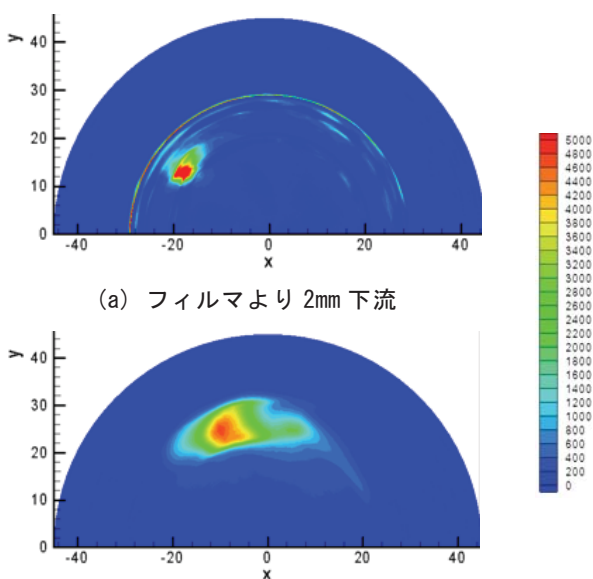
メイン燃料ミキサーの設計は高出力時のNOx低減のために非常に重要である。メインミキサーの微粒化、噴霧分布への雰囲気圧力や燃料流量の影響を調査するため、予混合流路内の可視化試験を行っている。図8は内部の観察を可能とした可視化モデルとレーザスリット光による噴霧のMie散乱光、図9は燃料ノズルを回転し、一定角度毎に取得した3次元データから切り出した回転軸に垂直な平面上の散乱光強度分布である。下流に行くに



燃料噴霧

スリット光により可視化した噴霧

図8 予混合流路内可視化モデル



(a) フィルマより2mm下流

(b) 燃料ノズル出口より2mm下流

図9 ノズルの軸に垂直な平面上の噴霧分布

従って、噴霧が回転移動、拡散している様子が捉えられている。

6. まとめ

空港周辺のみならず、地球全体の環境保全のために、航空機からのNOx排出を抑制することは重要であり、ICAOはNOxの排出基準を頻繁に強化している。これに対応するため、航空機エンジンメーカーは競ってNOx排出低減技術の研究開発を行っている。JAXAにおいてはメインに希薄予混合燃焼方式を用いたステージング燃料ノズルを開発中であり、これまでにシングルセクタ燃焼器でICAO CAEP/4 NOx基準の23%を確認している。今後、目標の20%を目指し、更なるNOx低減のための研究開発を進める。

参考文献

- [1] Aviation and the Global Atmosphere, Intergovernmental Panel on Climate Change, 1999.
- [2] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, <http://www.caa.co.uk>.
- [3] ジェネラル・エレクトリック社ウェブページ、http://www.geae.com/aboutgeae/press-center/genx/genx_20070618b.html.
- [4] ロールス・ロイス社ウェブページ、http://www.rolls-royce.com/Images/hserreport_2010_tcm92-23086.pdf
- [5] 船渡川治ほか2名：環境適応型小型航空機用エンジンの研究開発、日本ガスタービン学会誌 Vol.34 No.3, 2006.5, pp. 172-177.
- [6] Takeshi YAMAMOTO, et al: Research and Development of Staging Fuel Nozzle for Aeroengine, Proceedings of ASME Turbo Expo 2009, GT2009-59852.
- [7] Takeshi YAMAMOTO, et al: Investigations of a Staged Fuel Nozzle for aeroengines by Multi-Sector Combustor Test, Proceedings of ASME Turbo Expo 2010, GT2010-23206.
- [8] Takeshi YAMAMOTO, et al: Combustion Characteristics of Fuel Staged combustor for Aeroengines at LTO Cycle Conditions, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-46133.

水素燃料ジェットエンジンの実証研究

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

田口 秀之、小林 弘明、本郷 素行

小島 孝之、原田 賢哉、岡井 敬一

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）において、音速の5倍である「マッハ5」で飛行する極超音速旅客機（図1）の研究が進められている^{[1][2]}。この飛行機が実現すると、現在10時間程度を要している東京ーロサンゼルス間の太平洋横断飛行の時間を2時間程度に短縮することができる。この極超音速旅客機では「水素燃料」を使うことを想定している。



図1 極超音速旅客機の想像図
(全長：約90m、乗客数：100人)

現在の航空機は、炭化水素燃料であるジェット燃料で運航しているため、大量のCO₂を排出している。例えば、東京ーロサンゼルス間を大型旅客機が飛行すると、約140トンのCO₂を排出する。航空機のCO₂排出量は、地上の工場や自動車の排出量に比べれば少ないが、地球環境への長期的な影響を考えると、水素燃料の適用等によって、CO₂排出量を低減させる努力が必要である。

また、化石燃料が枯渇する可能性についても、従来から指摘されている。ほぼ全量の石油調達を輸入に頼っている我が国としては、常に、調達不足や価格高騰の不安を抱えている。このため、航空機についても、石油以外

の代替燃料でも運航できるように、技術開発を進めておく必要がある。

そこで、本報では、「地球環境への適合および石油燃料の代替」という観点で、現在JAXAで行われている、水素燃料ジェットエンジンの研究状況を紹介する。

2. 航空機への水素燃料適用の可能性

2.1 水素燃料の製造と貯蔵

水素燃料は、石油燃料に頼らずに生産できる燃料である。現在の工業用水素燃料は、主に天然ガスから生産されているが、将来的には、製鉄所から発生する副生水素ガスを回収する等の方法で大量に生産できると考えられている。また、水素燃料は水を電気分解することで生成できるため、水力発電、風力発電、太陽光発電等のCO₂を発生しないエネルギー源を用いて、貯蔵可能なエネルギー媒体として、大量に生産できる可能性がある。

航空機の燃料を考えた場合、自動車、電車等の地上輸送機関に比べて、燃料重量に対する要求が厳しい。水素燃料は、重さあたりの発熱量がジェット燃料の約4倍となるため、この点では理想的な燃料である。

一方、水素燃料は密度が小さいため、ジェット燃料と同じ発熱量の液体水素燃料を搭載するためには、燃料タンクの大きさを約3倍にする必要がある。この燃料タンクを円筒状の胴体に搭載するだけでは、空気抵抗が増加してしまうため、胴体自体も揚力を発生するような新しい形状を適用する必要がある。

2.2 水素燃焼ガスの地球環境への影響

水素燃料を用いた燃焼ではCO₂は発生しないが、水蒸気が発生する。水蒸気はジェット燃料を用いた燃焼でも発生するが、水素燃料を用いた燃焼の場合は、その量が多くなる。

水蒸気は温室効果が大きいため、これによって地球温暖化が促進する可能性があるという指摘もあるが、一方で、高層で水蒸気が雲になった場合には、逆に太陽光を反射して地球を寒冷化する効果の方が強くなるため、この点も含めた検証が必要である。また、大気中には海から蒸発した大量の水蒸気があるため、航空機が発生する水蒸気の量が地球環境へ与える影響の度合いは、CO₂に比べると小さい可能性がある。

また、水素燃料を用いる場合でも、高温で燃焼させると、窒素と空気中の酸素が反応して、窒素酸化物 (NO_x) が発生する可能性がある。ただし、水素燃料は常温で気体であり空気と混ざりやすいため、NO_x 生成の少ない均質な燃焼状態を作りやすい燃料である。また、還元性の強い燃料であるため、適切な条件で水素を燃焼させることで窒素と酸素の反応を抑制して、NO_x の生成量を低減できることが要素実験で確認できている。

3. 水素燃料ジェットエンジンの実証研究

3.1 極超音速ジェットエンジンの概要

図 2 は極超音速旅客機に適用する技術の実証を目的とした、小型極超音速ジェットエンジン^[3]である。マッハ 5 で飛行すると、流入する空気の温度は約 1000℃に達する。このため、極超音速ジェットエンジンでは、極低温燃料である液体水素と高温空気を熱交換させることで、空気の温度を低下させ、下流に接続されたジェットエンジンが作動できるようにしている。



図 2 小型極超音速ジェットエンジン

図 3 に極超音速ジェットエンジンの系統図

を示す。マッハ 5 で流入する空気は、インテークで音速以下に減速される。インテークで空気を減速すると、運動エネルギーが熱エネルギーに変換されるため、空気の温度が上昇する。そこで、このエンジンでは、高温空気を予冷器 (図 4) に供給し、液体水素との熱交換によって冷却させる方式を採用している。

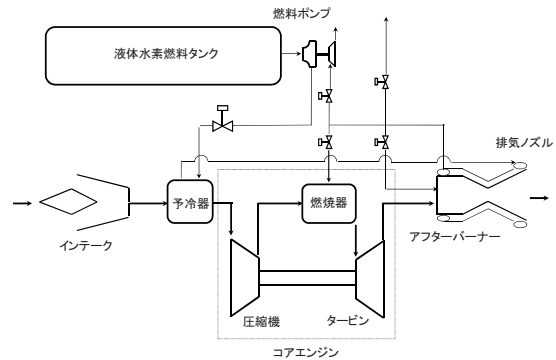


図 3 極超音速ジェットエンジン系統図

予冷器は直径 2mm、肉厚 0.15mm の U 字型ステンレス伝熱管を 648 本用いて、真空高温炉におけるロウ付け加工で製作された。この方式により、十分なエンジン性能を達成するために必要な熱交換量を達成するとともに、軽量で小型の予冷器を実現できる。予冷器においては、空気中の湿気が霜となって表面に着く問題が指摘されているが、これまで、メタノールなどの低融点の液体を空気中に噴霧して着霜の影響を低減する方法や、間欠的にジェットを噴霧して霜を吹き飛ばす方法等を研究し、その効果を実証している。

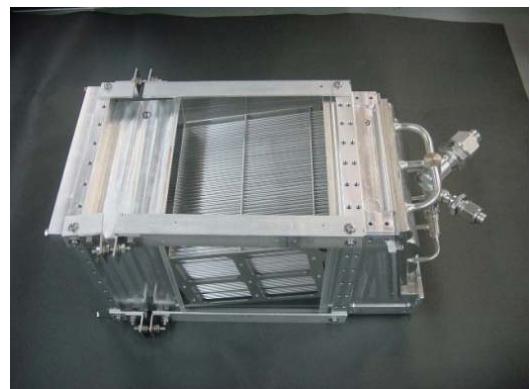


図 4 予冷器

予冷器を通過して温度が低下した空気は、コアエンジン (図 5) に供給される。コアエンジンでは、水素燃焼器によって発生した熱

エネルギーをタービンで回転動力に変換し、圧縮機で空気の圧力を上昇させている。水素燃焼器は水素燃料用に設計された噴射器を備えており、マッハ0~5の飛行環境に対応した要素実験において100%近い燃焼効率を達成できることが確認されている。



図5 コアエンジン

コアエンジンを通じた後の空気はアフターバーナーに供給され、ここで高温燃焼ガスが生成される。高温燃焼ガスは排気ノズルで超音速に再加速されて、エンジン後部に排出される。燃料の液体水素は、エンジン入口に装着された予冷器で高温空気を冷却した後、排気ノズル壁面を冷却し、最後にコアエンジンの燃焼器とアフターバーナーに供給される。この過程で液体水素に吸収された熱エネルギーは、アフターバーナーで高温燃焼ガスに供給され、推進力として利用される。

3.2 地上燃焼実験

極超音速ジェットエンジンの地上燃焼実験^[4]を、JAXA 能代ロケット実験場（秋田県能代市）、および、JAXA 大樹航空宇宙実験場（北海道大樹町）で実施した。

能代ロケット実験場においては、容量10m³の液体水素貯槽が整備されており、保安距離も十分に確保できる。よって、将来は、ここで大型の水素燃料ジェットエンジンの地上燃焼実験を実施することも可能である。

液体水素燃料を使用する燃焼実験においては、全ての水素配管を窒素やヘリウムといった安全な不活性ガスで加圧して、漏れがないことを確認している。また、仮に漏れても爆発しないように、点火源となる電子機器を窒素で満たされた箱に入れて実験を行っている。実験装置は、保安距離が確保された計測制御

室から遠隔操作で動くようにしてあり、燃焼実験時にはエンジン付近には人が近づかないようにしている。ただし、適切な安全対策を施した設計と運用を行えば、水素燃料を旅客機に適用することは可能と考えている。

図6に地上燃焼実験時の外観写真を示す。この実験は、JAXA 大樹航空宇宙実験場に移動式液体水素コンテナを仮設して実施した。地上燃焼実験においては、実際に液体水素燃料を供給して、エンジンの起動シーケンスを確立するとともに、1700℃の高温アフターバーナー燃焼に耐える耐熱構造の実証を行った。



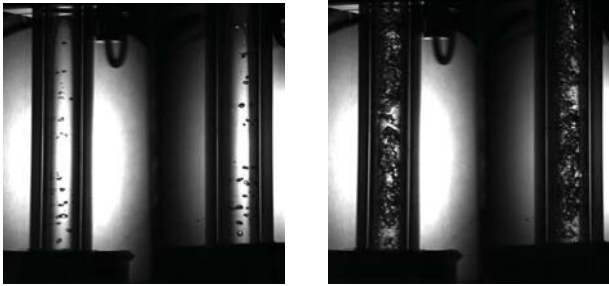
図6 燃焼実験時の外観

4. 水素燃料ジェットエンジンの要素研究

4.1 液体水素燃料の物性取得試験

液体水素燃料のような極低温燃料は、配管等から熱を吸収すると容易に気化する。ただし、圧力条件によっては、気化の状態が安定せず、液体と気体が混合した気液二相流状態で燃料が供給され、燃料流量制御が難しくなる場合がある。そこで、液体水素の物性を取得するための要素試験を、JAXA 能代ロケット実験場および JAXA あきる野実験施設（東京都あきる野市：宇宙科学研究所所管）で実施している。あきる野実験施設では、容量400Lの移動式液体水素コンテナを設置して小流量の要素実験が行えるように、保冷配管と水素排気用のベントスタック等を整備した。

図7は液体水素の流動特性を把握するために製作した装置で液体窒素の気液二相流の様子を可視化した写真である。この試験においては、配管からの入熱状態を変化させ、気化状態の指標であるボイド率を変数として、熱伝達率、流量等の特性を調べている。



a) 低ボイド率 b) 高ボイド率

図7 極低温二相流の可視化結果

4.2 コアエンジン低圧起動試験

あきる野実験施設においては、水素燃料ジェットエンジンを高空飛行中に再起動させることを想定した低圧起動試験（図8）^[5]も実施している。水素燃料は点火しやすい燃料であるが、圧力の低い高空条件では、点火限界の制約の範囲で燃料供給量を制御してエンジンを起動する必要がある。今年度は、極低温の液体水素燃料を用いて、低圧かつ低温の条件で点火限界を調べる試験を行う予定である。

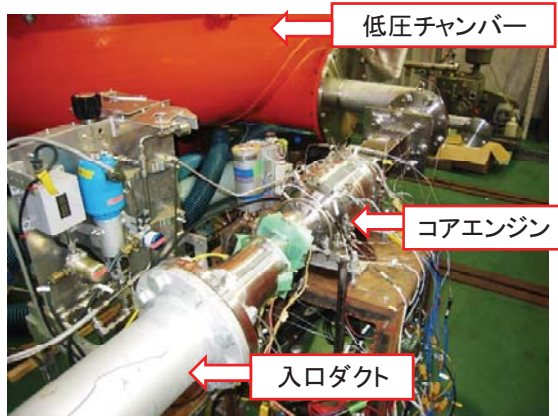


図8 コアエンジン低圧起動試験

4.3 エンジン補器類の高度化研究

水素燃料ジェットエンジンでは、極低温燃料である液体水素を使用するため、超電導機器の導入が容易であるという特徴がある。現在は、液体水素の温度で作動する超電導モータを用いた燃料ポンプや、超電導マグネットによる磁力支持軸受等の検討を進めている。これらにより、エンジン全体のエネルギー効率と信頼性を向上できる可能性がある。

また、水素燃料は燃料電池にも適した燃料であるため、ジェットエンジンと燃料電池を組み合わせた統合動力システムを構築することも検討している。従来のジェットエンジン

では、ギアボックスから動力を取り出して発電しているが、これを燃料電池に置き換えることで、軽量化と信頼性向上を図ることができる可能性がある。

5. まとめ

これまで、水素燃料ジェットエンジンの地上燃焼実験を行い、安定した起動シーケンスを確立するとともに、液体水素燃料の供給技術を確立してきた。今後は、水素燃料ジェットエンジンの実用化に向けて、安全性や環境適合性を向上させるための研究を進める予定である。さらに、液体水素燃料の特徴を生かして、超伝導機器や燃料電池を用いた補器類の高度化を進める予定である。

謝辞

本研究を進めるにあたり、宇宙航空研究開発機構の関係各位、共同研究／委託研究や研修生受入をしている大学関係（東京大学、早稲田大学、慶応義塾大学、東京理科大学、室蘭工業大学、東北大学、群馬大学、岐阜大学、大阪府立大学、九州大学）の皆様および契約企業の皆様のご協力をいただきました。ここに御礼申し上げます。

参考資料

- [1] 宇宙航空研究開発機構編, 「JAXA 長期ビジョン -JAXA 2005-」, 丸善, 2005.
- [2] 今村, 湊, 田口, 神吉, 小島, 土屋, 「極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立性分析」, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2009.
- [3] Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K., Fujita, K. and Ohta, T. "Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments," AIAA 2005-3419, 2005.
- [4] Taguchi, H., Harada, K., Kobayashi, H., Kojima, T., Hongoh, M., Masaki, D., Sawai, S., Maru, Y. and Sato, T. "Qualification Test of a Hypersonic Turbojet Engine for a Flight Experiment", AJCPP 2010.
- [5] Kobayashi, H., Taguchi, H., Kojima, T., Maru, Y. and Sawai, S., "Windmilling Start of the Precooled Turbojet Engine during Supersonic Flight", AJCPP 2010.

災害救援航空機情報共有ネットワーク（D-NET）の研究開発 ～消防防災ヘリ、ドクターヘリへの適用～

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
小林 啓二

1. はじめに

大規模災害が発生すると、全国から被災地周辺に災害救援航空機が集結し、情報収集、救助活動、物資輸送、傷病者搬送などの任務で飛行する。日本で災害時に活用可能なヘリコプタの数を表1に示す。2011年3月に発生した東日本大震災では、このうち約300機が被災地周辺に集結した^[1]。首都直下地震や東海地震などの発生時には、400機以上のヘリコプタが集結することが想定されている^[2]。本研究では、集結した多数のヘリコプタと地上の災害対策本部等の間で情報共有を行い、リアルタイムで変化する災害の発生状況や機体の運航状況に応じて、各機体への任務割当や飛行の指示などの運航管理を行うことにより、救援活動の効率性と安全性を向上するシステムの開発を目指している^[3]。

現状では、各機関やメーカーごとに独自に情報通信・共有化のためのシステムを検討・開発しているため、これらのシステム間ではデ

ータの互換性が確保されていない。「災害救援航空機情報共有ネットワーク」（略称 D-NET、図1）は、JAXA と京都大学防災研究所が開発・提唱する情報共有のための標準規格である。D-NET に準拠することにより、どの機関・メーカーが開発したシステムでも情報の共有が可能となる。

また、D-NET 上で利用可能なデータベースの開発も進めている。各機体が搭載する装備

表1 災害時に活用可能なヘリコプタ数

機関名	保有機数
自衛隊	650
消防防災	71
海上保安庁	46
ドクターヘリ	26
警察	95
合計	888

※2011年8月現在（JAXA調べ）



図1 「災害救援航空機情報共有ネットワーク」（D-NET）の概念図

品や性能、地上の防災拠点に設置されている運航支援設備等の情報について、データベースの仕様を標準化することにより、各機関からアクセスして運航管理に役立てることが可能になる。

D-NET を実用化・普及させるためには、大規模災害発生時のみでなく、各機関の日常の業務に対しても役立つことが求められている。表 1 に示したヘリコプタのうち、日常業務も災害対応が中心となるものとして、消防防災ヘリとドクターヘリがあげられる。そこで JAXA では、D-NET の最初の適用先として、この 2 種類のヘリコプタを選定した。本稿では、それぞれのヘリコプタに対する研究開発状況について報告する。

2. ドクターヘリ用 D-NET の開発

ドクターヘリの日常業務に必要な機能として、医療情報の共有化があげられる。岐阜大学が中心となって研究開発を進めている「救急医療支援情報流通システム (GEMITS)」との連携により、救急病院、救急車、ドクターヘリの間で情報を共有化し、統合的な救急医療支援システムの開発を目指している。特に岐阜県においては、山間部や道路渋滞時における搬送時間の短縮が課題となっており、本システムの構築によって、状況に応じて最適な

搬送手段を選定するシステムが実現され、救命率の一層の向上が期待されている。

2011 年 2 月にドクターヘリ用の D-NET の機上機器を開発し、岐阜県のドクターヘリに搭載した (図 2、3)。各機器の概要は以下のとおりである。

①パイロット用ディスプレイ、および

②後席用ディスプレイ

各種情報の入出力を行うヒューマン・インターフェース部分である。1分1秒を争う救急現場で実際に役立つシステムにするため、パイロットやドクターの意見を聞きながら開発・改良を進めている。

③生体情報モニタ

飛行中に患者の心電図、血圧、動脈血酸素飽和度などを計測し、受け入れ病院に送信する。



図 2 岐阜県に導入されたドクターヘリ

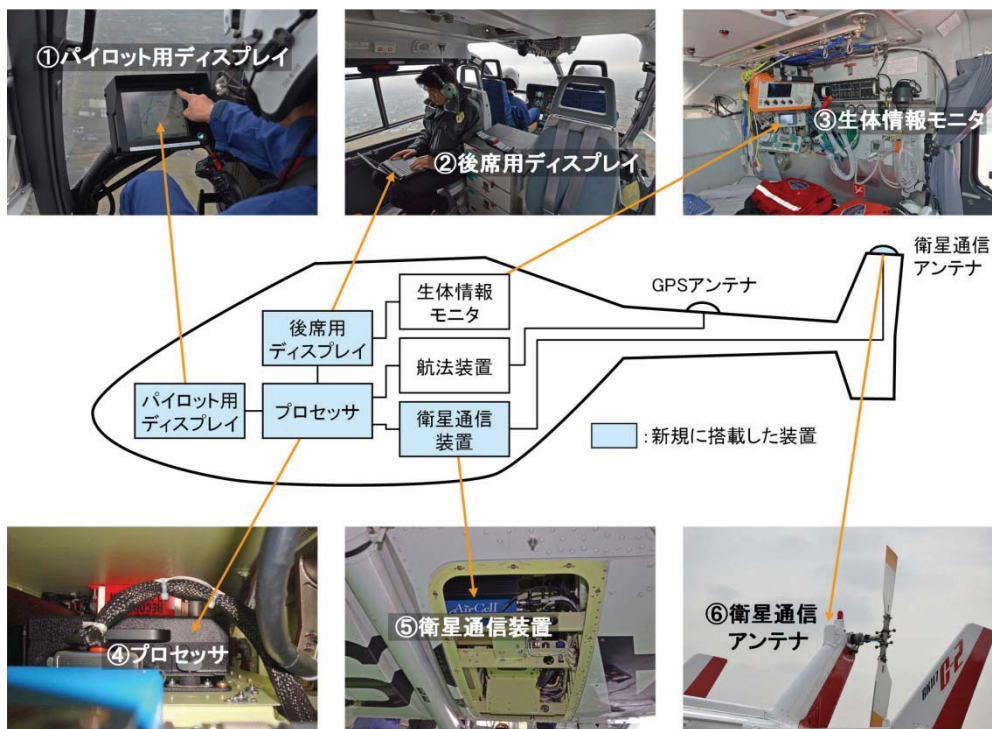


図 3 機上機器の搭載状況

④プロセッサ

航空機搭載用のコンピューターを使用している。地上で一般に使われる PC に比べて、気圧・温度の変化や振動に対する耐環境性が強化されているが、処理性能は低いため、高速に動作するプログラミングの技術が必要になる。

⑤衛星通信装置

イリジウム衛星を使ってデータ通信を行う。小型アンテナで通信可能であるが、通信速度が遅い（2400bps）ため、必要な情報を欠落させずに通信容量を削減するデータ圧縮技術が必要となる。

⑥衛星通信用アンテナ

回転するメインロータの影響を受けないように、垂直尾翼の上に取り付けた。

図 4 に、これらの機器を使った D-NET と GEMITS の連携によるドクターヘリ運航管理の流れを示す。

①情報センターから出動指示

救急情報センターで出動要請を受信し、周辺のドクターヘリやドクターカーの中から最も適した手段を瞬時に選定して出動指示を送信する。

②拠点病院から出動

出動指示を受けたドクターヘリが拠点病院から離陸する。

③パイロットに現場情報を表示

ヘリコプタのディスプレイに着陸場所が表示される。着陸場所が変更になった場合も直ちに反映される。

④現場から患者情報を送信

現場の救急隊員から送られて来る患者情報（様態、血液型、既往歴、投薬歴、アレルギーの有無など）に基づいて、ドクターが機内で治療の準備を始める。

⑤現場に到着

現場に到着後、直ちに初期治療を行う。

⑥情報センターで受入病院選定

患者情報と周辺の救急病院の受入可否状況を考慮して最適な受入病院を選定する。受け入れ病院の位置がヘリコプタのディスプレイに表示され、到着予定時刻が正確に計算される。

⑦受入病院で最適な準備

受け入れ病院では、ヘリコプタから送られてくる到着予定時刻や生体情報モニターで計測された患者の様態データに基づいて、最適な受入準備を進める。

⑧受入病院に到着

受入病院に到着後、直ちに本格的な治療を開始する。

図 4 に示したのは、2009 年に JAXA の実験用ヘリコプタを使って実施した模擬的な実験の様子であるが、2011～12 年にかけて、実際のドクターヘリを使った評価・実証を実施する予定である（図 5）。

3. 消防防災ヘリ用 D-NET の開発

消防防災ヘリの業務に必要な機能として、災害情報の収集・伝達があげられる。現在は無線電話による音声通信で災害情報を伝達し



図 4 D-NET と GEMITS を使った運航管理の流れ

ているが、D-NET では、これらの情報をデータとして共有化するために、機上で迅速に災害情報をデータ化できるインターフェイスの開発等を進めている。図 6 に機上と地上におけるディスプレイの表示例を示す。機上で入力された林野火災における延焼範囲や、事故による渋滞の情報が地上に送信され、表示されている。

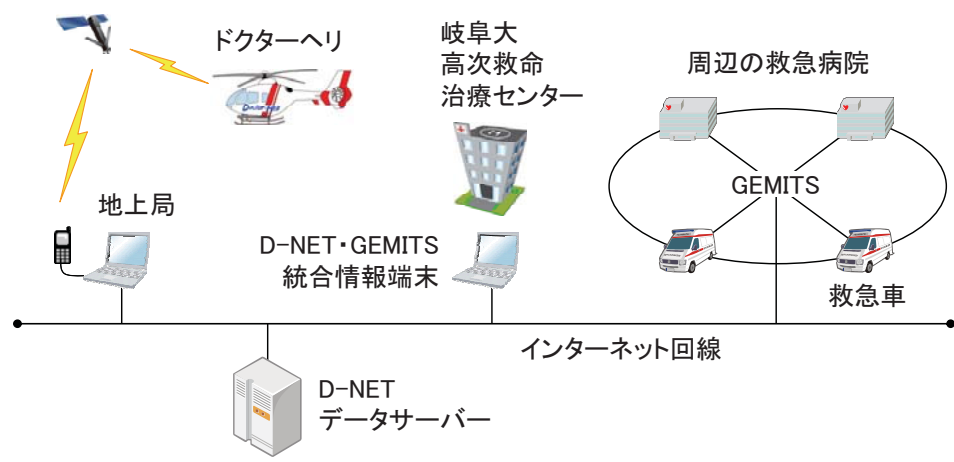


図 5 ドクターヘリ用 D-NET 実証システムの全体構成

従来の音声通信に比べて、

- ・ 災害発生 の位置・範囲を正確に伝達可能
- ・ 聞き間違い等のヒューマンエラーを防止
- ・ 基地、地上車両、地上隊員等の間でリアルタイムで情報共有が可能

等のメリットが期待される。

2010 年 9 月から神戸市と「消防防災における航空機の運航管理システムに係る技術協力」を進めており、神戸市航空機動隊がこれまでの大規模災害時や日常の運航において蓄積してきたノウハウを反映し、開発・改良を進めている。2011 年 8 月現在、神戸市航空機動隊の消防防災ヘリ（図 7）への D-NET 機上機器の搭載工事を進めている。

4. おわりに

ドクターヘリと消防防災ヘリ用に開発を進めている D-NET の機上システム等について報告した。両システムとも、2012 年度までに開発・実証を終え、その後は機器メーカー等への技術移転による実用化を目指す。

参考文献

[1] 官邸（緊急災害対策本部）、平成 23 年（2011 年）東北地方太平洋沖地震（東日本大震災）について、2011. 3. 12～3. 31.
 [2] 中央防災会議幹事会資料、「首都直下地震応急対策活動要領に基づく具体的な活動内容に係る計画」、2008. 12. 11.
 [3] 奥野善則、「大規模災害を想定したヘリコプタの情報共有と運航管理技術」、第 1 回 JAXA 航空プログラムシンポジウム、2009 年 9 月。



(1) 機上ディスプレイ



(2) 地上ディスプレイ

図 6 消防防災ヘリ用の D-NET ディスプレイ



図 7 神戸市の消防防災ヘリ

公共のニーズに応えるヘリコプタ飛行技術の研究

～就航率と安全性の向上を目指して～

研究開発本部 飛行技術研究センター
奥野 善則

1. はじめに

近年我が国では、消防防災ヘリやドクターヘリ等の災害対応や、コピュータ等の分野でヘリコプタの利用が広まりつつあるが、就航率の向上や、利用拡大に伴う事故増大の防止等が課題となっている。飛行技術研究センターでは、ヘリコプタの全天候運航能力向上や安全の維持向上を目的とする「ヘリコプタ飛行技術の研究」を平成 20～24 年度の 5 年計画 (JAXA 第 2 期中期計画期間に相当) で推進しており (図 1)、その中で以下の 5 つの研究課題に取り組んでいる。

(1) 有人機・無人機連携技術

災害対応時に、有人機と無人機が安全かつ効率的な連携を行うためのシステムの開発

(2) 最適 IFR ルート設計技術

ヘリコプタに適した計器飛行方式 (IFR) ルートや進入方式の設計支援ツールの開発

(3) ドクターヘリの運航・医療情報共有技術

ドクターヘリ、運航管理者、救急病院等の間でデータ通信による情報共有を行う技術の開発

(4) 屋上ヘリポート乱気流評価技術

高層ビル屋上ヘリポートにおける風速制限の検討手法の開発

(5) 線状障害物検知技術

送電線や索道等の線状障害物の機上における検知技術と情報共有化システムの開発

本稿では、上記各研究課題について進捗状況と成果を報告する。

2. 有人機・無人機連携技術

JAXA 内外で災害時に情報収集等の任務を行うことが可能な無人機システムの開発が進められている。無人機が情報収集の任務を分担できれば、数に限りのある有人機を人員・物資輸送や救急・救助等の任務に振り分けられるため、救援活動全体をより効率的に行うことが可能となる。本研究では、無人機が要救助者を捜索・発見し、有人機が救助を行うという連携を想定したシステムの開発と実証を行った。

開発したシステムは、主に以下の 2 つの機能を有している。

(1) 情報共有

無人機が発見した要救助者の位置 (緯度経度) 情報等を災害対策本部を経由して有人機に送信する機能

(2) 衝突防止

有人機は通常は「最低安全高度」(人家の密集地では 300m、それ以外では 150m) 以上を飛行するため、無人機がそれより低い高度で運用されていれば衝突の危険はない。ただし、防災に係る公的機関 (自衛隊、警察、消防防災等) が捜索・救助を行う場合には最低安全高度の適

課題名	H20 (2008)	H21 (2009)	H22 (2010)	H23 (2011)	H24 (2012)
(1) 有人機・無人機連携技術	規格策定 基本機能 (位置表示等) 開発 飛行確認 ▲	高度機能 (待避指示等) 開発 飛行確認 ▲	飛行実証準備 飛行実証 ▲	標準化提案・プロジェクト (APG/災害監視無人機) 支援	
(2) 最適 IFR ルート設計技術	設計ツール開発 飛行確認 ▲	ルート検討 飛行確認 ▲	ルート網検討 行政機関へ提案 ▲	行政機関 (消防庁、航空局) への技術協力	
(3) ドクターヘリの運航・医療情報共有技術	システム仕様検討	システム試作 飛行実証 ▲		プロジェクト (APG/DREAMS) 移行	
(4) 屋上ヘリポート乱気流評価技術		風洞試験準備 風洞試験 ▲	データ解析 現地観測 飛行試験 ▲	シミュレーション環境開発 シミュレーション試験 ▲ CFD解析	運航者に技術協力
(5) 線状障害物検知技術			システム設計・開発	システム評価・改良 飛行実証 ▲	プロジェクト (DREAMS) 移行

図 1 「ヘリコプタ飛行技術の研究」のスケジュール

用は除外される。当該空域を無人機が飛行していた場合、無人機は有人機に比べて小型でパイロットから視認しづらいため、衝突の危険が生じる。本システムでは、無人機の割り当て空域や飛行状況をリアルタイムで有人機に送信することにより、衝突防止の機能を実現する。

平成22年12月にシステムの実証実験を実施した(図2)。^[1] 今後は、本研究によって開発した通信規格等を災害用無人機の標準規格として提案し、実用化・普及に努める。

3. 最適 IFR ルート設計技術

ヘリコプタの飛行は殆どがパイロットが目視で安全を確認する「有視界飛行方式(VFR)」で行われている。管制官の指示に基づく「計器飛行方式(IFR)」で運航される固定翼機(旅客機)の就航率が99%程度であるのに比べて、VFRで運航されるヘリコプタの就航率は80%台であり、乗り物としての普及を妨げる要因の一つとなっている。過去には、国内で10件以上のヘリコプタによるコンピュータ(2地点間の旅客輸送)が行われたが、いずれも就航率の低さや事故の発生等が原因で中止されており、現在続いているのは2件(伊豆諸島間を結ぶ「東京愛らんどシャトル」と都心の高層ビル屋上ヘリポートと成田空港を結ぶ「成田エアラインコネクション」)のみとなっている。

天候不良時に飛行できないのは災害救援を目的とするヘリコプタも同様であり、東日本大震災においても、影響の事例が報告されている。^[2]

ヘリコプタでIFR運航が行われない主な原因として以下のものがあげられる。

- 一般にIFR用のルートは高度が高い(3,000m以上)ため、キャビンが非与圧で防・除氷装置を持たないヘリコプタでの利用に適さない。
- IFR用のルートは空港間を結ぶように設定されており、ヘリポートには設定されていない。

本研究では、ヘリポート間を低高度で結ぶルートの効率的な設計を支援することを目的とし、以下のような機能・特長を有するソフトウェアツールを開発した。

- 地形データベースを参照し、基準に定められた地形との安全間隔を確保しつつ高度が最小となるルートを自動探索する。
- 気象データベースを参照し、設定したルートに対して期待される就航率(着氷気象条件とならない日時の割合)を評価する。

JAXAは、総務省消防庁との協力協定に基づき、消防防災ヘリの広域応援に適したIFRルートの技術検討を行っており、その中で本ツールを用いたルート網の検討とJAXAのヘリコプタを用いた飛行検証を進めている(図3)。^[3] また、国土交通省航空局が進める将来の航空交通システムに関する長期ビジョン「CARATS」においても、「低高度航空路の設定」や「小型航空機に適した出発及び到着・進入方式の設定」等の施策が検討されている。今後もこういった行政機関への技術支援を積極的に行っていく。



図2 有人機・無人機連携技術の実証実験の様子

4. ドクターヘリの運航・医療情報共有技術

ドクターヘリの運航は、機上のパイロット、ドクター、および地上の運航管理者(コミュニケーション・スペシャリスト)の連携によって行われている。現状、これらの間の通信手段は無線電話による音声通信のみであるが、データ通信による情報共有を実現することが本研究の目的である。例えば、飛行中のドクターヘリから搬送先の病院にバイタルデータ(心電図、血圧、動脈血酸素飽和度など)を送信することにより、最適な受入準備を行うことが可能になる。平成 21 年度に JAXA のヘリコプタを使った実証実験を実施し、有効性を確認できたため、平成 22 年度からは JAXA 航空プログラムグループにおいて実用化に向けた開発に移行した(図 4)。本研究の近況については文献[4]を参照されたい。

5. 屋上ヘリポート乱気流評価技術

我が国では多くのビルの屋上にヘリポート(場外離着陸場、緊急離着陸場を含む)が設置されている。屋上ヘリポートでは、地上のヘリポートに比べて、平均風速が高い、ビル周辺の気流の乱れの影響を受けやすい、等の問題があるが、これらに対して明確な基準等は定められておらず、管理者や運航者が独自に風速制限を定めて運用しているのが現状である。本研究では、現在定められている風速制限の妥当性の検証と就航率向上の可能性の検討を行う。

第 3 章に示した「成田エアラインコネクション」では、東京都港区にあるアークヒルズ(37 階建、地上 154m)の屋上ヘリポートが利用されており、20kt(約 10m/s)の風速制限で運用されている。就航率は約 87%(2010 年 1 月～5 月の実績)であるが、欠航理由のうち約 7 割が視程・雲底、約 3 割が風となっている。

風速制限の妥当性を検証するため、風洞試験を実施した(図 5)。^[5] 屋上ヘリポート周辺の風況

は、自身のビルの形状や周辺のビルの影響を強く受けるため、風向によって大きく異なることが明らかとなった。現在は、風向によらず一律な風速制限となっているが、風向ごとに異なる風速制限を設定することが可能であれば、安全の維持と就航率の向上を両立できる可能性が見出された。

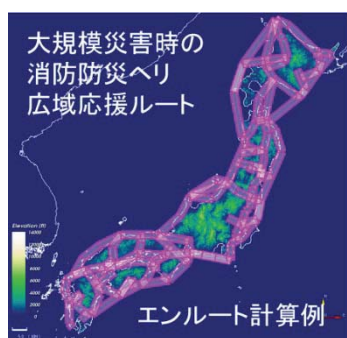
現地に設置した風速計によるデータ収集(平成 23 年 2 月から 1 年間実施)、CFD 解析、JAXA のヘリコプタを用いた飛行実験等も実施しており、最終的には、これらの情報を統合して風速制限の妥当性と就航率向上の可能性を検討し、その結果を運航者等に報告・提案する。

6. 線状障害物検知技術

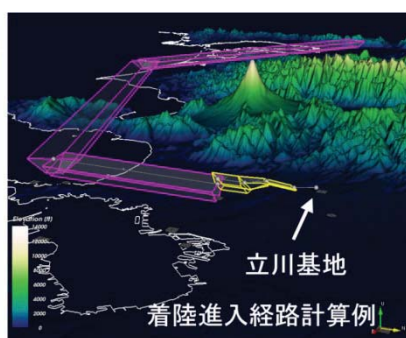
ヘリコプタは山間を低空で飛行する機会が多いため、送電線や索道等の線状障害物への衝突事故が後を絶たない。国内だけでも、過去 10 年に 6 件の事故が発生している。本研究では、ヘリコプタにミリ波レーダを搭載し、飛行中に線状障害物を検知するシステム(図 6)、および検知した情報に基づいて障害物データベースの検証・アップデートを行い、ミリ波レーダを搭載しない他の機体から参照可能とするシステム(図 7)の技術開発を行う。今年度中に飛行実験を行う予定で、現在その準備を進めている。



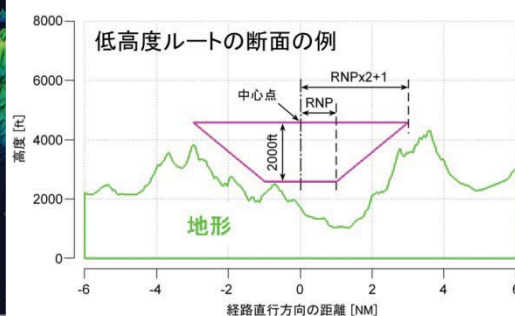
図 4 情報共有システムを搭載したドクターヘリ



(1) エンルート網



(2) 着陸進入経路



(3) 山間での経路断面

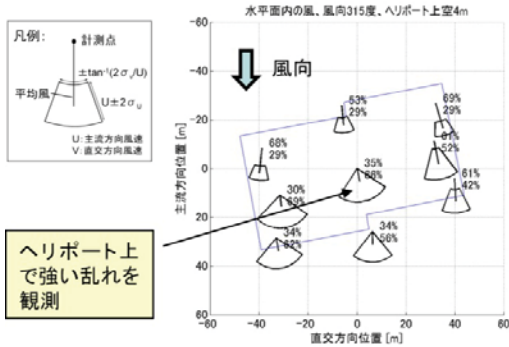
図 3 「最適 IFR ルート設計支援ツール」による検討結果の例

7. おわりに

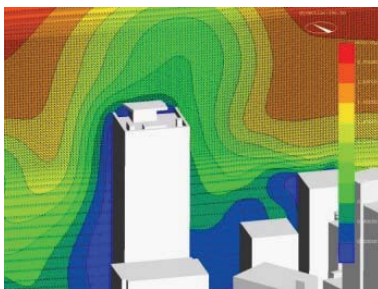
ヘリコプタの利用拡大と安全の維持向上を目的とする「ヘリコプタ飛行技術の研究」の中で取り組んでいる 5 つの課題について、進捗状況と成果を報告した。それぞれの研究は、(1)ヤマハ発動機、(2)総務省消防庁、(3)岐阜大学高次救命治療センター、(4)森ビル、(5)電子航法研究所との協力により実施しており、特に、技術の受手(ユーザ)との連携によってニーズに合った研究開発を行うこと、およびJAXAが保有する技術・設



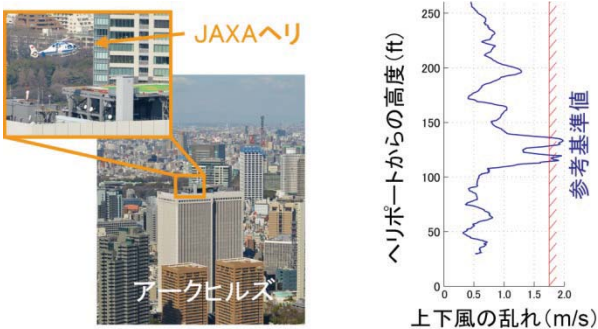
(1) 風洞模型の全景(左)とヘリポート部分の拡大(右)



(2) 風洞試験で取得したデータの例



(3) CFD 解析結果の例(風速分布)



(4) 飛行実験で取得したデータの例

図 5 高層ビル屋上ヘリポートの風況評価

備(実験用ヘリコプタ等)を有効活用することに留意して研究を進めている。いずれの課題も研究開発のフェーズは今年度で終了する予定であり、平成 24 年度以降は、行政による施策化や産業による実用化の支援に重点を移し、研究成果の実用化を着実に進める。一方で、本稿で報告した飛行技術、運航技術の分野にとどまらず、ヘリコプタの設計開発技術の分野でも産業・社会ニーズに適合した研究開発計画の策定を進める。

参考文献

- [1] 奥野善則, 小林啓二, 佐藤彰, 「大規模災害を想定した有人機・無人機連携システムの実証実験」, 第 49 回飛行機シンポジウム, 2011 年 10 月.
- [2] 中地弘幸, 「大規模災害時の航空機による救援活動の現状と課題」, 第 2 回 JAXA 航空プログラムシンポジウム, 2011 年 9 月.
- [3] 奥野善則, 富尾武, 小林啓二, 「小型航空機の全天候運航技術の動向と課題」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 2010 年 11 月.
- [4] 小林啓二, 「災害救援航空機情報共有ネットワーク(D-NET)の研究開発～消防防災ヘリドクターヘリへの適用～」, 第 2 回 JAXA 航空プログラムシンポジウム, 2011 年 9 月.
- [5] 又吉直樹, 奥野善則, 毛利英明, 田村哲郎, 中村修, 「高層ビル屋上ヘリポート周辺の風計測」, 第 48 回飛行機シンポジウム, 2010 年 11 月.

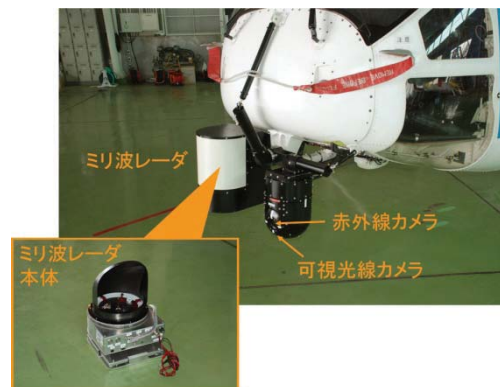


図 6 ミリ波レーダのヘリコプタへの搭載の様子



図 7 障害物情報の共有化システムの構成

災害監視無人機システムの研究開発

航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム
佐々 修一、石川 和敏、河野 敬、原田 賢哉

1. はじめに

災害発生時の被災状況の把握などを目的として、小型無人飛行船と小型無人飛行機からなる災害監視無人機システムについて検討してきた。各種予備試験の後、試作システムが概ね出来上がったので、開発試験結果なども含めて成果の概要を報告する。

2. 災害監視無人機システム

2.1 ニーズ調査

災害監視無人機システムの検討に先立ち、防災関連の官署、企業からのニーズの聞き取り調査などを行った。

中越地震直後であったため、災害発生直後の情報収集や、将来発生が予想される東海・東南海地震での、救援車両のための広域の道路状況監視などが無人機のニーズとして挙げられた。

原発関連については、3D (Dull, Dirty, Dangerous) に適する無人機にふさわしい適用先と予想したが、多数の監視カメラが設置されている等の理由で、電力会社などの原発関係者の無人機への期待は大きくなかった。

2.2 システムコンセプト

その他のニーズ調査結果も踏まえ、開発目標（ミッションや想定ユーザ）を

- ・ 想定ユーザの地方自治体などが自ら運用して迅速かつ詳細な被災情報を取得できるシステム。
- ・ 初動監視（災害発生直後の監視）と、詳細連続監視（地上分解能 30cm）が可能なこと。
- ・ 小人数、狭い場所、維持管理の容易さなどの運用の簡便性を有すること。

とし、「安全性」と、運用や維持の簡便性などの「運用性」を主要技術課題とした。

各種無人機の特長比較の後、4kg 程度の小型電動無人飛行機（初動監視用）と、小型飛

行船（詳細連続監視用）と監視画像利用システムからなる災害監視無人機システム（図 1）を開発し、要素技術開発、運用試験を経て、最終システムをまとめることにした。

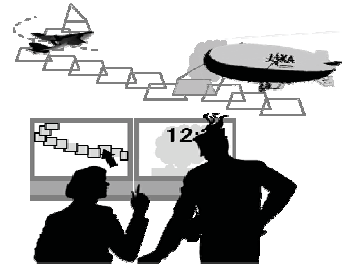


図 1 災害監視無人機システム

3. 小型飛行船無人機の開発

3.1 自動制御技術の開発^[1]

小型無人飛行船システムの基礎検討のため、14m 飛行船を開発した（図 2）。



図 2 予備試験用小型飛行船（14m）

遠隔操縦方式の小型飛行船をベースにして、推力方向を可変にし、また自動飛行制御機能を付け加え、ウェイポイントをたどる自動飛行、自動離着陸、遠距離映像伝送、監視性能、など各種技術評価を実施した（図 3）。

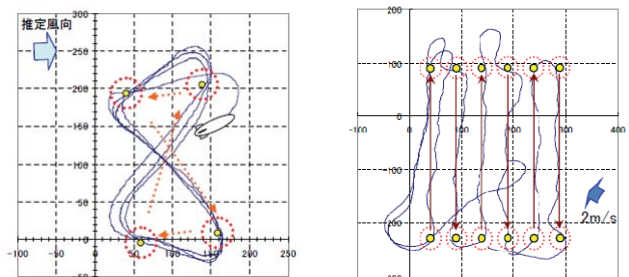


図 3 誘導制御系の開発（経路追従飛行）

3.2 簡易運用技術の開発^[2]

飛行船の課題としては、短時間での機体組み立てを中心に、地上運用の簡易化が重要である。運用台車を利用した飛行船の短時間組み立て方式を提案し、小型飛行船により技術評価を行った(図4)。この規模の飛行船の場合30分程度での組み立てが可能になった。



図4 インフレーションを30分以内に完了

同飛行船は、ハイエース規模のワンボックスカーに収納可能であり、2009年10月に中越地震5周年で山古志地区で行われた防災訓練に参加し、組み立てから監視飛行までのデモンストレーションを行った(図5、図6)。



図5 電動小型飛行船(9m)



図6 防災訓練でのデモ飛行(2009.10.18)

3.3 災害監視無人飛行船開発

14m飛行船(飛行制御関連)と9m飛行船(簡易組み立て関連)の成果をもとに、12m級飛行船(図7)を開発した。

緒元を表1に、重量構成を図8に示す。

船体膜は組み立ての簡易化のため、一重膜構造である。膜はポリウレタン、ポリエステル、エバルからなる積層膜(面密度100g/m²)である。コンパートメントなどにCFRPを用いるなど極力軽量化を図っている。

サーボ、搭載機器、ミッション機器などはCOTS品を使っているため、これらに関して軽量化の余地は残されているものの、当初12mを目標にしたが、船体強度の改善などを行った結果12.7mになった経緯もあり、同等の飛行船としてはほぼ最小の飛行船になっていると考えられる。



図7 12m級飛行船

表1 12m級飛行船緒元

項目	緒元
全長	12.7m
船体容積	90.5m ³
重量	80.6kg
耐風性能	16m/s(推定)
航続時間	2時間
ペイロード	3kg以上
動力	2stエンジン×2, 86cc, 7.5HP
推進器	2翅プロペラ×2
燃料	ガソリン(15.20)+エンジンオイル

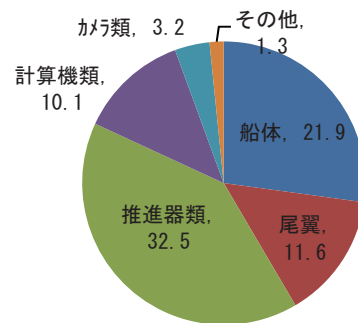


図8 12m級飛行船の重量構成(kg)

市販ラジコン、特小無線LAN、モデムによる通信を行っている。

機体システム(飛行船本体、搭載電子機器、誘導制御プログラム、ミッション機器、地上局、その他)はほぼ完成したと考えており、実運用のため民間への技術移転準備を進めているところである。

4. 小型電動無人飛行機の開発^[3]

4.1 機体システムの開発

運用の簡便性と安全性から4kg程度の小型電動無人飛行機を開発している。現時点で評

価を進めている機体（図 9 左）は、狭い場所での運用に適するように、低速、高迎角、急降下角の着陸に適するように高揚力装置（フラップやスラット）を有する機体になっている。緒元（設計目標）を表 2 に、重量構成を図 10 示す。



図 9 無人飛行機 通常尾翼機（左）、T尾翼機（右）

表 2 小型電動無人機緒元（設計目標）

項目	緒元
全長	1.5m
全幅	2.29m
主翼面積	0.75m ²
アスペクト比	7.0
後退角	15°
設計離陸質量	約 4.0kg
設計最小速度	26km/h
設計最大速度	90km/h
最大飛行時間	40 分
推進系	ブラシレスモータ+プロペラ×1 LiPo バッテリー
発進	カタパルト（スプリング式）
着陸	胴体着陸

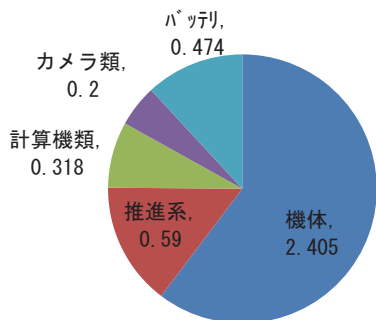


図 10 無人飛行機の重量構成 (kg)

4.2 簡易運用技術

簡単運用のためのスプリングによって機体を射出するカタパルト発進装置 (4m) を試作した^[4] (図 11)。

逆ダイナミクスを用い、姿勢角計測値を主に用いる小型無人飛行機に適する誘導制御方式を考案し^[5]、監視飛行から着陸フェーズに適用し飛行試験で機能確認を行った。着陸では狭い場所に安全におりるための低速急角度

進入降下を目指している (図 12)。



図 11 カタパルト自動発進装置



図 12 狭い場所への低速急角度進入 (7m/sec -25°)

4.3 衝突安全技術^[6]

有人地帯運用を考える場合、不具合時の地上の人との衝突安全を評価する必要がある。

このため、ダミー人形を用いた衝突試験 (図 13) および数学モデルを用いた衝撃評価 (FEM 解析) で、HIC (Head Injury Criterion) などを用いて評価した。“HIC が 1000 以下”や“頭部最大加速度 200G (250G) 以下”が安全の目安であり、4kg 程度の機体では適切な衝撃吸収構造により、運用速度近くまで安全指標を満足できることが分った (図 14)。



図 13 ダミー人形を用いた衝突試験

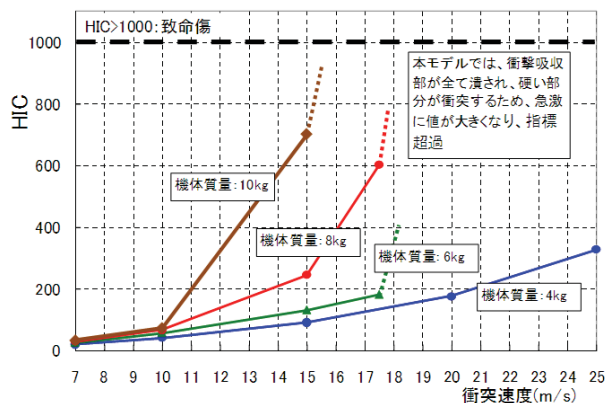


図 14 FEM 解析による衝突評価試験結果

5. 監視画像利用システムの開発

無人飛行機で撮影した画像をデータベース化し、適当な画像処理(機体姿勢の影響補正、オルソ化処理など)の後、ネットワークを介して外部利用可能とする画像情報システムを開発した^[7]。

6. 監視センサ評価

飛行船に 1.2GHz、1W のアナログ映像伝送装置を搭載し見通し内の遠距離映像伝送試験を実施し、25Km 離れた地点で鮮明な映像伝送が可能なることを確認した。

この他、夜間運用での赤外線カメラの評価を行い、遠赤外線カメラが重量や監視映像の鮮明さなどで搭載に適することや、監視画像の分解能評価等を行った。

7. その他

飛行船への適用を視野に、衛星通信(イリジウム、インマルサット)を用いた遠距離通信試験を進め、基本性能データを取得した。

また無人機の自動着陸に適すると考えられる、レーザ高度計並みの精度を有する高精度気圧計^[8]の評価試験を進めた。

また被災地の地上音声を拾い、救援活動に利用しようというレスキューコミュニケータ(情報通信研究機構)、飛行船による生物多様性調査(環境省)、飛行船による農業環境計測(東京大学農学部)、飛行船制御技術(神戸大)、システムの有用性評価(消防研究センター)など、各種共同研究を実施している。

8. おわりに

自治体で運用可能な、小型無人飛行船と小型無人飛行機からなる災害監視無人機システムの検討を行った。

無人飛行船については、簡易組み立て方式や予備試験機での技術評価内容を取り込んだ 12m 級飛行船を開発し、基本機能確認まで行った。機体性能は表 1 となった。

同飛行船の性能は現時点で入手可能な機材を利用する場合に実現できる限界を示すものになっていると考えられる。

無人飛行機については、有人地帯運用での安全性、運用の簡便性、ペイロード確保を考慮して、4kg 程度の電動小型無人飛行機とし、目標性能を表 2 とした。

これまでにカタパルト自動発進から自動飛行、自動着陸までの一連の自動運用が実現でき、衝突時衝撃も致命傷にならないレベルに抑えられることを確認した。

監視画像利用システムは、無人飛行機による初動監視での静止画を画像処理して利用するシステムとなった。この規模の無人飛行機では、機器重量、利用電力、他の搭載電子機器への電磁干渉の問題などがあり、あるレベル以上の映像の実時間伝送は不可能であり、ヘリコプタ搭載カメラによる実時間映像伝送とは異なった、取得静止画のオフライン処理の活用を考える必要があると思われる。

今後は飛行船の技術移転先と協力するなどして、無人飛行機と無人飛行船からなる災害監視無人機システムの運用試験を行い、システムコンセプトの総合評価を行う予定である。

参考文献

- [1]河野、他、“災害監視用無人飛行船の飛行試験について、”第 47 回飛行機シンポジウム(2009.11)
- [2]河野、他、“小型無人飛行船の地上運用性改善に関する研究、”第 48 回飛行機シンポジウム(2010.11)
- [3]石川、他、“災害監視無人機システム(固定翼型)の研究開発について”、第 47 回飛行機シンポジウム(2009.11)
- [4]石川、牧、奥山、楯、五味、竹田、“固定翼型災害監視無人機の短距離発進・改修に関する研究開発”、第 47 回飛行機シンポジウム(2009.11)
- [5]牧、“無人航空機の簡易型手動飛行装置の開発”、計測自動制御学会 SICE 産業論文(2009.6)
- [6]村山、他、“小型無人飛行機の対人衝突に関する基礎試験”、第 48 回飛行機シンポジウム(2010.11)
- [7]原田、都甲、村山、“災害監視無人機システムの研究開発(監視画像利用システム)”、航空プログラムシンポジウム(2011.9)
- [8]奥山、他：“水晶絶対圧センサを用いた高度計測の試み”、第 49 回飛行機シンポジウム(2011.10) 予定

航空機開発における JAXA 風洞群の役割と将来像

研究開発本部 風洞技術開発センター
浜本 滋

1. はじめに

JAXA 調布航空宇宙センター（東京都調布市）に整備されている風洞群は、我が国の航空機開発に欠かせない基盤的な試験設備として、1960年代に整備が始まって以来、数多くの開発試験に使用されてきた。研究開発本部風洞技術開発センターは、これらの風洞群の維持管理運営を行うとともに、風洞試験を行うユーザーのニーズに応えた試験計測技術の研究開発を行っている。

JAXA 風洞群は、直接的には JAXA 内外の試験ニーズ(公共ニーズ)に応えるとともに、JAXA 内の環境に優しい航空機を目指した研究開発活動をサポートし、間接的にこれらの成果にも寄与するものである。

2. JAXA 研究開発本部の風洞群

JAXA 調布航空宇宙センターの風洞群は、戦後の航空産業再開時期に、国策により調布地区にまとめて設置されたものであり、整備当初より旧航空宇宙技術研究所が維持運営してきた。JAXA 発足時にその役割が JAXA に引き継がれた。図 1 に風洞技術開発センターが管理する風洞群を、速度域毎に対象となる機体／技術課題等と合わせて図式的に示す。

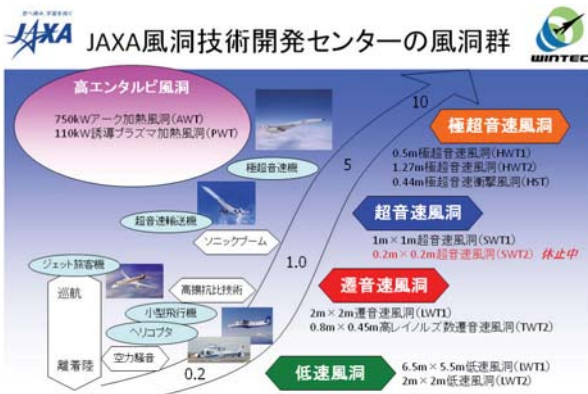


図 1 風洞群の一覧

3. 航空機開発における JAXA 風洞群の役割

3.1 風洞試験の役割

航空機開発における風洞試験の役割を、航空機開発のライフサイクルに照らして図 2 に示す。風洞試験は各種の要求を満たす機体の設計段階において、設計者が必要とする空力データを提供するものである。また、飛行試験で確認される諸問題解決においても、風洞試験が必要となる場合が多い。

図 2 に示すとおり、現在の航空機の設計等では、風洞試験は CFD (Computational Fluid Dynamics: 計算流体力学) による解析とともにその役割を果たしている。最近の機体は性能要求の高度化や多様化により複雑な設計が必要となる中で、風洞試験と CFD を最適に組み合わせ、設計にかかる時間やコストを最小化することが重要となっている。

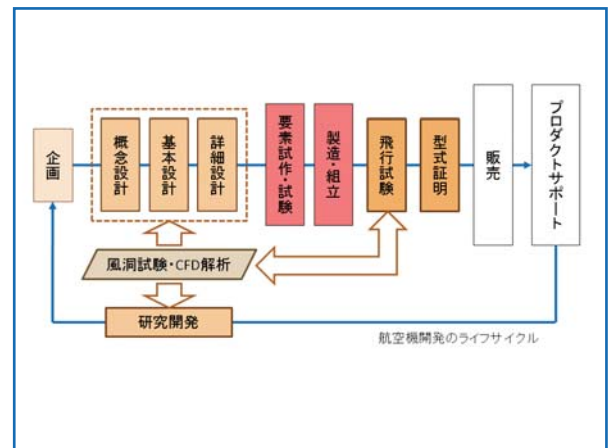


図 2 航空機開発における風洞試験の役割

3.2 JAXA 風洞群の役割

JAXA 風洞群は、単に開発試験に供されるだけでなく、試験ニーズに合わせて各種の研究開発を実施し、その成果をユーザーに還元している。

最近では PSP (表面圧力場計測技術)、PIV (粒子画像流速計測技術)、音源探査技術等の

先端計測技術の研究開発成果を実際の開発試験に適用している。また、2m×2m 遷音速風洞の空気力測定データの高精度化や、風洞試験における不確かさ解析に代表される基盤的な取り組みでも成果を挙げている。

3.3 CFD との連携／融合

先に述べたとおり、風洞試験と CFD 解析は協調して機体設計に供されるツールであり、両者を連携／融合することによりお互いを補完し、より良いツールとする活動が行われている。

その一例が現在、JAXA 研究開発本部で整備が進められているデジタル／アナログハイブリッド風洞である。これは、情報技術／情報システムを利用し、風洞試験と CFD を有機的に融合し、風洞試験を実施する機体の設計者に対して、試験の効率化、高度化を実現する環境を提供するものである。^[1]

4. 風洞の将来像

4.1 風洞ビジョン

風洞技術開発センターでは、将来に向けた活動として平成 20 年度に 2025 年（平成 37 年）の達成を目指した風洞ビジョンを策定した。^[2]ビジョンは次の 3 項目からなる：

- (1) 風洞試験・計測技術の開発等を通じ、世界トップ品質の風洞群を整備し、アジア標準風洞としての地位を確立する。

【具体的な施策例】

JAXA 風洞ユーザの 10%以上を海外から獲得する。

- (2) 欧米風洞の試験能力を凌駕する世界トップの風洞 1 基を新規に開発する。

【具体的な施策例】

「実機飛行条件模擬能力と環境（騒音）計測能力を兼備した世界唯一の低速風洞」の整備（ただし、「世界最高精度／効率／低コストの遷音速風洞」等、他の案も含め今後検討）

- (3) 風洞技術をベースとした、世界をリードする実機空力特性予測・評価技術を獲得する。

【具体的な施策例】

風洞技術と CFD 技術の融合、飛行試験データの活用等の推進

今後、この風洞ビジョンを実現するための具体的方策を検討・実施し、JAXA 風洞群がより役に立つよう、努力していく所存である。

4.2 高レイノルズ数風洞の構想

風洞ビジョンの 2 項目目でも述べられている世界トップの新規風洞として、風洞技術開発センターでは以前から高レイノルズ数風洞整備の構想を練ってきた。^[3]（図 3 に低温遷音速風洞のイメージ図を示す）

高レイノルズ数風洞の整備については、技術的な成立性や各種の課題解決を検討する一方で、その必要性や予算、整備後の運用方法などの施策的な検討も必要であり、我が国の総力を挙げた取り組みが必要である。

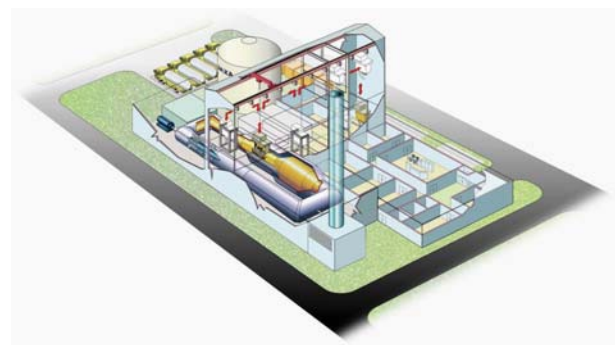


図 3 高レイノルズ数風洞のイメージ

5. まとめ

JAXA 研究開発本部の風洞群は、時代に即した試験計測技術を後ろ盾に、我が国の航空機開発に供されてきた。今後も引き続き各種のニーズに応えとともに、社会に役立つ JAXA の航空技術研究開発をサポートする技術基盤の維持と発展に寄与していきたい。

参考文献

[1] 渡辺重哉、口石茂、村上桂一、EFD（実験流体力学）と CFD（数値流体力学）の融合に関する研究開発～デジタル／アナログハイブリッド風洞の開発～、JAXA 宇宙航空技術研究発表会、2010 年

[2] 重見仁、風洞ビジョン 2025 について、JAXA 宇宙航空技術研究発表会、2008 年

[3] 浜本滋、高レイノルズ数風洞の構想、平成 18 年度総合技術研究本部／航空プログラムグループ公開研究発表会、2006 年

次世代運航システム（DREAMS）について

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
中島 徳顕

1. はじめに

本稿では、宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」）が実施する次世代運航システム DREAMS（Distributed and Revolutionarily Efficient Air-traffic Management System、分散型高効率航空交通管理システム）の研究開発プロジェクトについて、その概要を紹介する^[1]。

2. 背景

アジア太平洋地域を中心に世界的に航空交通需要の増加が予想される中、我が国においても長期的には航空交通量の増加が見込まれており、また運航者及び航空利用者の多様化するニーズや地球環境問題等への対応も必要となっていることから、これを解決するために新しい技術による運航システムの革新が求められている。

欧米においては ICAO（International Civil Aviation Organization：国際民間航空機関）が、将来における航空機の安全かつ効率的な運航を支援するために提示したグローバル ATM 運用概念のもと、地域に即した長期ビジョンとして米国では NextGen（Next Generation Air Transportation System）、欧州では SESAR（Single European Sky Air Traffic Management Research）が策定されている。

我が国においても学識経験者、運航者、研究機関、航空局等の産学官の代表者で構成される「将来の航空交通システムに関する研究会」の検討を経て『将来の航空交通システムに関する長期ビジョン』が策定され、「CARATS：Collaborative Actions for Renovation of Air Traffic Systems（航空交通システムの変革に向けた協調的行動）」と命名された。^[2]

JAXA はこの CARATS と連携しながら、JAXA

が技術優位性をもつ航空機（機体）技術を使った航空交通システムを開発することにより、CARATS で掲げる目標を実現するキー技術を獲得し、国際規格団体へ提案およびメーカへの技術移転を DREAMS のミッションと位置付けている。

3. DREAMS の概要

3.1 ミッション目標

DREAMS では CARATS が掲げる施策のうち、JAXA が技術優位性をもつ航空機技術（誘導、航法、制御、機体ダイナミクス）によって解決できる目標であること、連携した一つのシステムでミッション目標が達成できることを基本方針として、航空機技術が重要となる進入着陸を中心とした以下のミッション目標を設定した。

1. 後方乱気流管制間隔の短縮技術の獲得と基準提案
2. 航空機運航への気象（低層風擾乱）の影響を低減させる技術の獲得と技術移転
3. 騒音低減運航技術の獲得と基準提案
4. 全天候精密進入を可能とする GBAS（Ground Based Augmentation System：衛星航法地上補強システム）技術の獲得と基準提案
5. 曲線進入を可能とする GBAS 技術獲得と基準提案
6. 災害救援航空機の情報共有と最適運航管理技術の獲得と技術移転

3.2 DREAMS システム

DREAMS のミッション目標を実現するために、DREAMS システムは気象情報技術、低騒音運航技術、高精度衛星航法技術、飛行軌道制御技術で構成される DREAMS システム（図 1）と、防災・小型機運航のための DREAMS システム（図 2）とで構成される。

3.3 DREAMS の検証システム

DREAMS のミッション目標実現を確認するために以下の評価データに基づく検証を行う。

(1) 気象情報技術

- ・ 後方乱気流予測アルゴリズムの検証: 通年の後方乱気流実観測データ
- ・ 管制間隔短縮効果の検証: 通年の気象条件での間隔短縮シミュレーションデータ
- ・ 運航障害予測アルゴリズムの検証: 冬期における低層風擾乱実観測データ

(2) 低騒音運航技術

- ・ 経路最適化アルゴリズムの検証: 通年の気象条件での騒音低減シミュレーションデータ
- ・ 騒音予測アルゴリズムの検証: 通年の騒音暴露実観測データ

(3) 高精度衛星航法技術

- ・ 信頼性補強アルゴリズム、追尾性能補強アルゴリズムの検証: タイ、沖縄での電離圏異常実観測データ、電離圏異常環境での利用性検証シミュレーションデータ

(4) 飛行軌道制御技術

- ・ 経路設定方式、運航手順の検証: 飛行記録およびパイロットの操作記録、各温度、経路形状での自動操縦装置のモード遷移(飛行シミュレータ)
- ・ オートパイロットのアルゴリズムの検証: 経路追従誤差(飛行実験)

(5) 防災・小型機運航技術

- ・ 最適運航管理アルゴリズムの検証: 大規模災害シミュレーションにおける無駄時間・異常接近評価データ
- ・ 情報共有・入出力アルゴリズム検証: ユーザによる実運用環境でのヒューマン・



図1 DREAMS システム (気象・低騒音、航法・軌道制御)



図2 DREAMS システム (防災・小型機運航)

インターフェース評価データ

4. おわりに

DREAMS の研究開発は、今後システム開発と実証のフェーズに進むことから、関係する各機関との連携をさらに強化しながら取り組んでいく必要がある。

参考文献

- [1] 張替, JAXA の次世代運航システム (DREAMS) 研究計画について, 日本航空宇宙学会誌 Vol.57, No. 664, pp.140-145, 平成21年5月.
- [2] 将来の航空交通システムに関する研究会, 2010 将来の航空交通システムに関する長期