

なる

NAL

No.507

June 2001



写真 6.5m×5.5m低速風洞用ONERA M標準模型 (P3)

- ジェット実験機の第1次空力形状を設計
- ロケット実験機用打上げロケット・オンランチャ試験
- 日本の風洞から世界の風洞へのかけ橋
- Central Visualization System
- 高速飛行実証フェーズII計画
- 展示室紹介②

National Aerospace Laboratory of JAPAN

6

航空宇宙技術研究所

ジェット実験機の第1次空力形状を設計

小型超音速実験機プロジェクトの第2段階として、ジェットエンジン付き実験機（以下ジェット実験機）の飛行実験が計画されています。本実験機では、第1段階のロケット実験機（NEXST-1）では考慮しなかった推進系と機体との干渉による複雑な流れ場を対象としたエンジン/機体統合を中心とする最適空力設計技術が大きな柱となっております。当センターではロケット実験機で開発した「逆問題設計法」¹⁾に加えて、重合格子²⁾を基にしたEuler解析にadjoint法と呼ばれる感度解析法を組み合わせた最適設計法を開発して参りました。

設計要求として設定した諸元は次の通りです。

- ・規模：実機の約1/10（全長11.5m、翼面積10m²）

- ・主翼平面形：外翼超音速前縁型クランクトアロー
- ・水平および垂直尾翼面積：NEXST-1の1.3倍
- ・搭載エンジン：小型超音速ターボジェット(YJ69)
- ・インテーク：二次元可変インテーク
- ・ノズル：軸対称ベル型ノズル
- ・目標マッハ数：1.7
- ・飛行高度：12,500m

この空力設計には、ロケット実験機で開発されたソフトおよび手法を全面的に活用しました。設計は、推進系システム、構造、装備等のシステム成立性を考慮した概念形状の設計を行ない、続いてその最適化を試みる2段階としました。第1段階では、主に線形理論設計とCFD解析による評価を組み合わせ、主翼平面形、

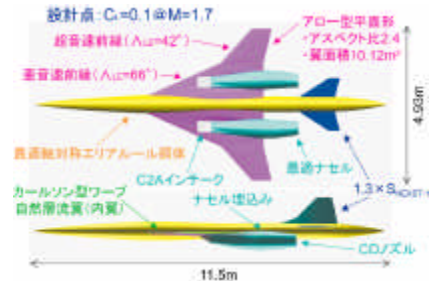


図1 第1次空力形状の設計コンセプト

キャンバー分布、胴体断面面積分布、ナセル配置等の主要形状パラメータの絞り込みを行ないました。第2段階ではそれを初期形状として超音速における低抵抗を目的に、上記最適設計法を効果的に適用し、最終的に第1次空力形状としてまとめました。ナセル外形と胴体形状の組合せに対する最適化、および翼断面形の計算機設計が適用技術の主なものです。またロケット実験機同様、主翼上面にCFD逆問題設計法による自然層流翼設計も取り入れております。

図1に第1次空力形状で実現している技術を示し、図2に本形状のCFD解析結果（圧力分布）の一例を示しました。今後は一層の抗力低減を目標に、本最適設計法の改善を通して抵抗の低い第2次空力形状の設計につなげ、ジェット実験機の形状を決定する予定です。



次世代超音速機プロジェクトセンター
吉田 憲司
yoshiken@nal.go.jp

$$C_L=0.0937, C_D=0.01715 @ M=1.7, \alpha=0.53^\circ$$

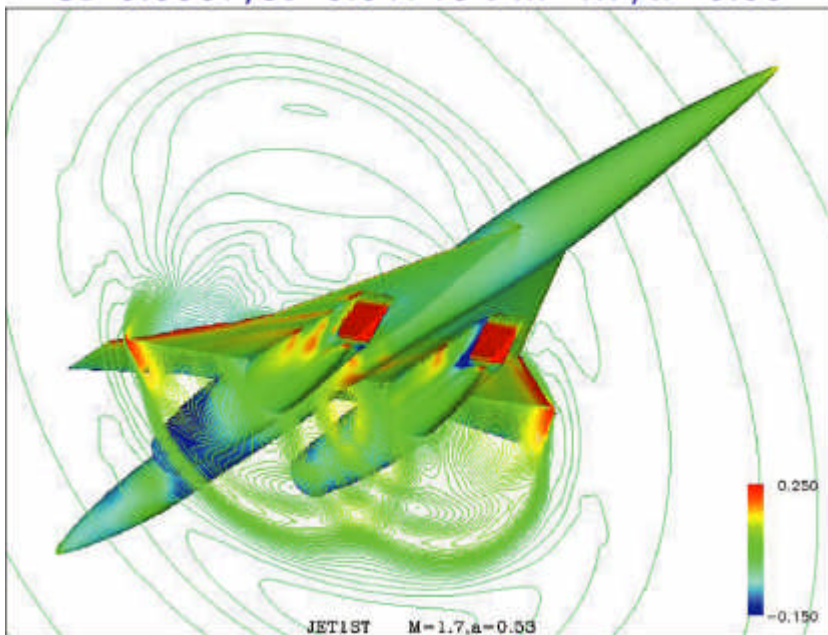


図2 第1次空力形状のCFD解析結果（圧力分布）

ロケット実験機用打上げロケット・オンランチャ試験

ロケット実験機は、オーストラリアのウーメラ実験場で打上げロケット（なるNo.505参照）により飛行実験高度、速度に投入されます。打上げ用のランチャ（発射装置）は、共同研究を結んでいる文部科学省宇宙科学研究所（ISAS）のラムダロケッ

ト用ランチャを改修して使用します。今回のオンランチャ試験は、このランチャのあるISASの鹿児島宇宙空間観測所（鹿児島県内之浦町）にて実施しました。試験では、まず推進薬の入っていないダミーロケットを用いてロケットとランチャ間の機

械的インターフェース、一連のロケット組立、ランチャへの搭載等の作業手順を確認しました。また作業に要した時間やロケット/ランチャ間の摩擦力などを計測し、今後の準備や打上げの手順を決めるための各種データを収集しました。これにより改修などによる問題点の無いことを確認できました。写真は、ダミーロケットをランチャに装着し、打上げ角度（70°）に設定した状況です。このランチャは、7月下旬から分解に入り、豪州までの海上輸送を経て10月にはウーメラ実験場の発射地点での設置工事に入る計画です。



打上げ角度に設定したダミーロケット



次世代超音速機プロジェクトセンター
進藤 重美
shindo@nal.go.jp

1ページの用語解説

1) 逆問題設計法：

従来は、過去のデータや経験から機体の形状を決定し、風洞試験を繰り返し行いながら、最適な形状を求めていました。これに対し、まず目標となる性能（例えば圧力分布等）を予め設定し、CFD解析を行いながら最適な形状を導く方法が「逆問題設計法」です。形状や飛行条件などをコンピュータ上で自由に変更できるため、従来の方法より時間とコストが削減できます。

2) 重合格子：

ここでの意味は、機体と推進系にそれぞれ異なる適正な計算格子を設けて重複させたもので、コンピュータを用いて複雑な形状への容易な適用を可能とするものです。

= 航技研風洞群における「標準模型」の整備 =

日本の風洞から世界の風洞へのかけ橋

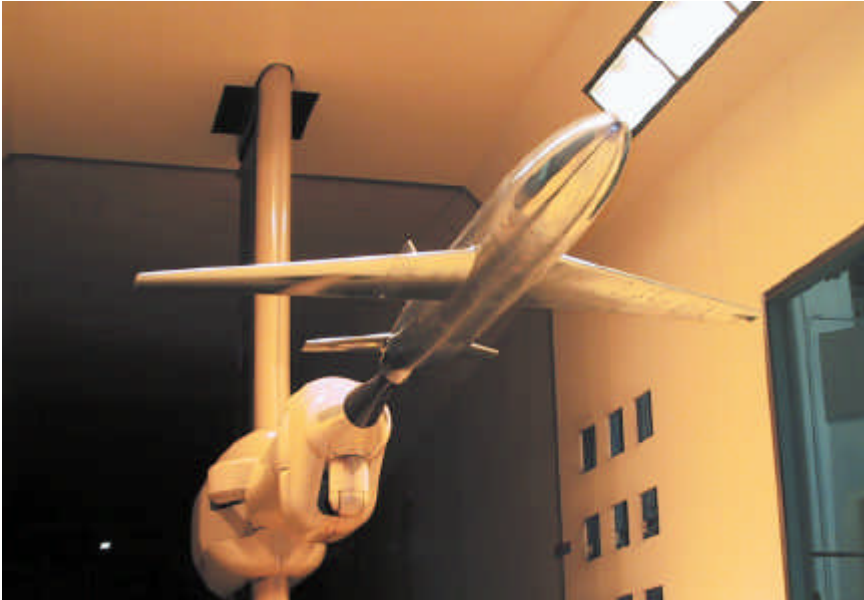


写真 6.5m x 5.5m低速風洞用標準模型の風洞試験風景

当研究所の風洞技術開発センター（通称：ウィンテック [WINTEC]）では、世界の風洞へ繋がる我が国の標準風洞としての地位を確立し、かつユーザーにとって使いやすい風洞の整備を目指しています。そのためには、海外風洞での試験データとの比較を通じた当研究所の風洞の総合的な信頼性の確認、速度域の重複する風洞間のデータのつながりを確認することが非常に重要となります。このたび、そのためのツールとして、各風洞における基準となる風洞試験データを取得するための模型、すなわち「標準模型」を実用大型風洞を中心に整備しました。

標準模型を整備する目的としては、(1) 海外の著名風洞とのデータ比較により、風洞の総合的な信頼性を確認する、(2) 風洞の経年変化や改修に伴う風試データの再現性を確認する、などが挙げられます。これらの目的に沿った標準模型形状を選定するにあたり、NASA等の欧米の著名

な風洞関係者から標準模型の整備状況に関する調査を行いました。その結果を参考に、海外風試データおよび正確な模型形状が入手可能であるという観点から、図に示す3種類の標準模型形状を採用することとしました。これらの標準模型により、低速から極超音速までの全速度域をカバーできます。

本年度から順次、標準模型を用いた試験を実施して行く予定で、すでに6.5m x 5.5m低速風洞において風洞試験を実施し（写真）、良好な試験

データを取得しました。風洞特性の経年変化を監視するため、定期的に標準模型を用いた試験を実施するとともに、WINTECの風洞データと海外風洞データを比較し、風洞の総合的な信頼性を確認する予定です。風洞群の連携強化の観点から、WINTEC内の複数風洞での試験データのつながりの吟味も、重要な課題と考えています。

また、CFD技術開発センターにおいて、風洞測定部全体を模擬した「数値風洞」を整備する予定であり、その成果としてのCFD解析データと風洞試験データを比較検証し、CFDコードの信頼性検証を行います。更にはCFDデータに基づいて風洞壁干渉や支持干渉補正法を高精度化する等、風洞とCFDを相補的に活用して付加価値を創出していきたいと考えています。

今回の標準模型整備により、日本の風洞を世界の風洞へ繋げるための貴重な手段を手に入れたこととなります。これらの標準模型を活用し、世界の主要風洞に匹敵する信頼性を持った風洞群を育てていくことがWINTECに与えられた使命と考えています。

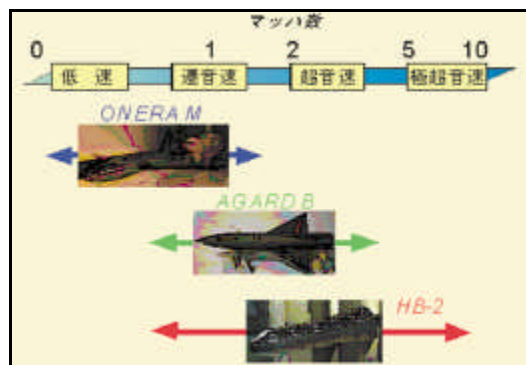


図 標準模型の全体像



風洞技術開発センター
渡辺 重哉
shigeyaw@nal.go.jp

= 新しい可視化時代の幕開け =

Central Visualization System

当研究所では、「数値風洞」を用いて航空機や宇宙往還機などの航空宇宙分野に関する大規模な流体数値シミュレーションを行っています。数値風洞を使えば、大気圏再突入時の宇宙往還機やジェットエンジンの内部等、実験だけでは解明しきれない複雑な流れを計算することができます。しかし、大量の数値の羅列であるシミュレーション結果を、人間が瞬時的かつ直感的に理解することは不可能です。

当研究所は今回、このような大規模シミュレーション結果を可視化するために、中央可視化システム（Central Visualization System：CeViS）を導入しました。CeViSは、日本SGI

（株）の最新ハイパフォーマンス・グラフィックコンピュータシステム「SGI Onyx3400」を中核としており、航空宇宙分野の可視化システムとしては国内最高、世界でも最高クラスの画像処理能力を有しています。

大型三次元表示装置に映し出されたシミュレーション結果は、液晶シャッターメガネを装着することにより、立体的に捉えることができます。また、特別な訓練をしなくても画像を容易に操作できるため、複雑な流れを様々な角度から観察し、より正確に流れの現象を捉えることができます。CeViSでは大画面を生かして、実験結果や設計構想等をシミュレーション結果と同時に映し出すことに

より、多人数で画面を共有しながら議論を行うことが可能となり、効率的に研究を行う環境を提供することができます。

この三次元可視化システムを用い、当研究所で現在開発が進められている航空機・宇宙機・エンジンの解析、設計に役立てるとともに、可視化システムで作成した画像やアニメーションの配信を通じて、多くの人に研究開発成果を伝えていく予定です。

お問い合わせ先

CFD技術開発センター
松尾 裕一
matsuo@nal.go.jp

数値風洞により得られた計算結果を画像として画面上に表示するための処理を行う。



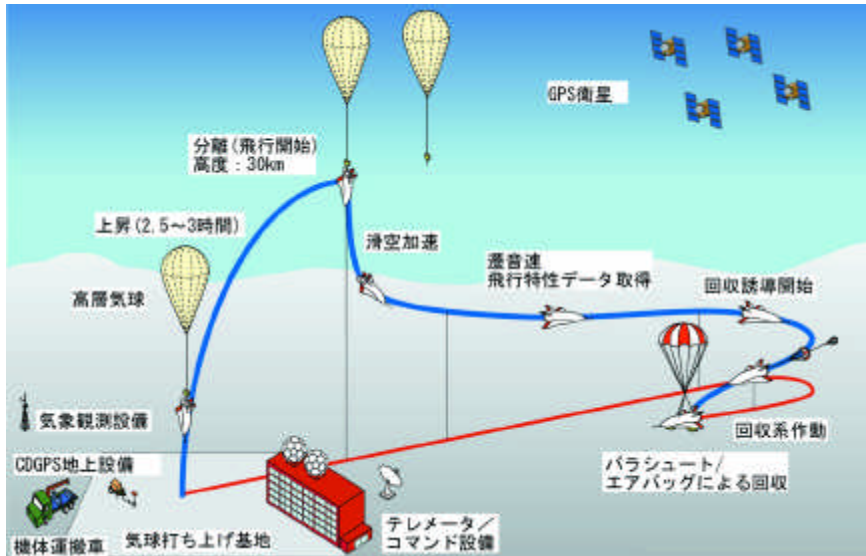
Central Visualization System

その流れを表す式を計算機で解くことにより、複雑な現象や実験をシミュレーションする。



= C N E S と の 覚 書 を 締 結 =

高速飛行実証フェーズ 計画



当研究所（NAL）では、宇宙開発事業団（NASDA）と共同で将来型宇宙輸送システム開発に関する研究を実施しており、その一環として、宇宙往還技術試験機HOPE-X（H-Orbiting Plane Experimental）の1/4スケールの実験機を用いた、2段階の高速飛行実証フェーズ、フェーズ計画を進めています。高速飛行実証フェーズでは、ジェットエンジンを搭載した小型の無人実験機を用いて、着陸システムの検証を行います。

高速飛行実証フェーズでは、HOPE-X相似模型実験機の遷音速（マッハ数0.7～1.2）空力特性データを取得し、それを参照データとすることにより、正確な特性推定が困難な遷音速風洞試験および計算流体力学（CFD）技術の向上を図ることを目的としています。実験では、実験機を気球で高度約30kmまで上昇させ、その後高層気球から分離、自由落下滑空によって遷音速領域まで加速した後、一定マッハ数を保持しつつ種々の空力特性データを取得しま

す。データ収集後は機体を目標地点まで滑空誘導し、パラシュートおよびエアバッグを用いて回収します。回収された実験機は整備の後、次の飛行に備えます。

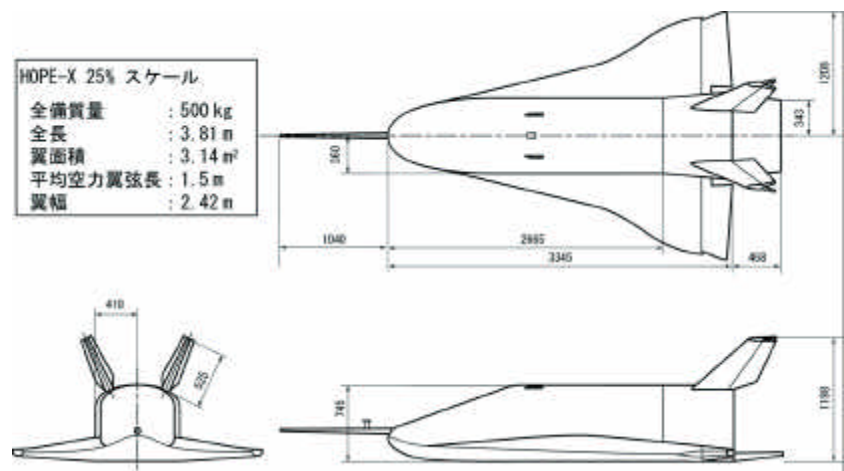
当研究所と宇宙開発事業団は、平成13年5月30日（水）、フランス国立宇宙研究センター（CNES）と高速飛行実証フェーズII計画の協力について定めた了解覚書を締結しました。覚書に従い、NAL/NASDAは機体システムの開発および運用を、

CNESは気球システムおよび実験終了後の機体回収を担当し、3者共同で飛行実験を行います。

実験は、スウェーデン宇宙公社（SSC）が管理運営するエスレンジ実験場において、平成14年夏と15年に実施する予定です。

お問い合わせ先

宇宙輸送システムプロジェクトセンター
宮沢 與和
miyazawa@nal.go.jp



フェーズ 実験機三面図

開催報告 第2回低軌道衛星研究会 (ミール観測報告会)

平成13年5月15日(火)、当研究所において、3月に南太平洋に落下したロシアの宇宙ステーションMIR(ミール)の観測報告会が開催されました。国内でMIRの観測に成功した当研究所をはじめ、陸別銀河の森天文台、NHK、富山市天文台、宇宙開発事業団、通信総合研究所、宇宙科学研究所など各機関から約50名が参加し、観測技術や撮影された画像、映像等についての情報交換や意見交換が行われました。

当研究所と銀河の森天文台は昼間の観測に成功しており、今後は国際

宇宙ステーションなどの大型構造物は昼夜を問わず観測が可能であることがわかりました。また、追尾方式も今までのプログラム追尾から自動追尾へと移行しつつあり、画像取得技術、追尾技術の向上が明らかになりました。

当研究所では宇宙デブリ観測技術の研究を推進するとともに、将来起こるであろう大型構造物の落下や衛星の異常運動、故障個所の検出に対応できる技術を含めて研究しています。また、今まで宇宙から地球を撮影した映像に感動していましたが、

今後は地上から国際宇宙ステーションなどを観ることにより、国民の宇宙への関心が高まるものと思われまます。このため、より高解像度の画像が求められることになると予想されます。各機関が情報交換を行いつつ競争的に観測技術の改良を進めていきたいと考えています。

宇宙システム研究センター
中島 厚
nakajima@nal.go.jp

夏休みのイベント案内

今年は21世紀の最初の年であることから、夏休み期間中に各地で様々な記念イベントが開催されます。神戸市が「神戸21世紀・復興記念事業」のメインイベントとして開催する「ひと・まち・みらいKOBÉ2001 - 21世紀 みらい体験博 -」において、当研究所からは、スペース・ミッション・シミュレータや小型超音速実験機模型などを出展します。

お近くの方は、ぜひご来場ください。

ひと・まち・みらいKOBÉ2001 - 21世紀 みらい体験博 -

会期：2001年7月20日(祝)～9月2日(日)

場所：神戸国際展示場(兵庫県神戸市)

ホームページ <http://www.mirai-kobe.com>



スペース・ミッション・シミュレータ

その他、下記のイベントについても、宇宙往還機に関する模型やパネルなどの展示協力を行います。

ジャパンエキスポ北九州博覧祭2001

会期：2001年7月4日(水)～11月4日(日)

場所：JRスペースワールド駅前(福岡県北九州市)

ホームページ <http://www.city.kitakyushu.jp/~k0401050/>

交通科学館サマーフェスティバル2001 夢のタイムマシーン - 21世紀 アトム時代 -

会期：2001年7月19日(水)～9月2日(日)

場所：広島市交通科学館(広島県広島市)

ホームページ <http://www.vehicle.city.hiroshima.jp>

展示室紹介②

FJR710ターボファンエンジン

FJR710ターボファンエンジンの開発は、通産省工業技術院（当時）の大型プロジェクト制度の一環である「航空機用ジェットエンジンの研究開発」のもとで昭和46年に始まりました。第2期の試作エンジンFJR710/600は、我が国で初めて耐空性基準を満たすエンジンとなり、当研究所の短距離離着陸（STOL）実験機「飛鳥」に搭載されました。



低騒音STOL実験機「飛鳥」

「飛鳥」は、低騒音STOL機開発に必要な技術を確認するために製作された実験機です。1985年10月に初飛行に成功し、1988年3月の最終飛行までに97回の飛行実験を行いました。その間、実用機開発に必要な多くの技術データを取得しました。この実験機は岐阜県のかみがはら航空宇宙博物館に展示されています。



実験用航空機



富士重工業FA-200改「エアロスバル」

短距離離着陸機の飛行特性評価を目的として1966年に導入しました。1988年に運用を終了し、現在は岐阜県のかみがはら航空宇宙博物館に展示されています。



ビーチクラフトB65「クインエア」

1962年に導入し、インフライト・シミュレーション技術の研究などに使用されました。現在は大気収集装置を装備し、高空での環境観測などを行っています。

航空宇宙技術研究所 展示室

開館時間

平日10:00～17:00

（土日祝祭日は除く）



MuPAL-、MuPAL-

多目的実証実験機（MuPAL）は、航空機の安全性や環境適合性の研究に幅広く対応するため2000年に導入しました。MuPAL-αはドルニエDo228-202を母機として改修し、新しい運航方式や先進的な飛行制御に関する研究を行っています。三菱重工MH2000Aを母機とするMuPAL-εは、騒音低減技術や計器飛行方式の研究を行っています。



発行日 平成13年6月20日（毎月1回発行） No.507

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1 〒182-8522

© 禁無断複写転載「なる」からの複写、転載を希望される場合は、広報室にご連絡ください。
ご意見ご感想などは電話、FAXまたはEメールでお寄せください。

電話：0422(40)3958 FAX：0422(40)3281

NALホームページ：<http://www.nal.go.jp/> Eメール：WWWAdmin@nal.go.jp