

小型超音速ロケット実験機の開発

Development of the Small Supersonic Experimental Rocket Airplane

名古屋航空宇宙システム製作所 片柳亮二*¹ 津嶋健一*²
 ニツ寺直樹*³
 名古屋誘導推進システム製作所 高橋利男*⁴

航空宇宙技術研究所（NAL）は無人／無推力の小型超音速実験機による飛行実験計画（NEXST）を平成9年に立上げた。これはコンコルドの後継として計画されている次世代超音速旅客機の開発に必要な技術を確認し、来るべき国際共同開発において、我が国が主体的に参画することを目指すものである。当社はこの小型超音速実験機の開発を主契約者としてNALより受注し、これまでに機体及び地上支援装置の設計・製造を終了し、現在は豪州における平成14年の飛行実験の成功を期し、各種機能の最終確認試験を実施中である。

In 1997, Japan's National Aerospace Laboratory (NAL) started the NEXST program to develop a scaled supersonic experimental airplane to establish a technological basis for developing a next-generation supersonic transport. MHI is the main development contractor for the experimental airplane. Design and production phases had been completed and final total system evaluation tests are being carefully conducted for flight trials in 2002.

1. はじめに

一昨年の事故で再び注目を集めている超音速旅客機コンコルドは、初飛行から30年が経過しているが、燃費の悪さによる非経済性、騒音やオゾン層への影響の懸念などの環境課題をクリアできず、16機が製造されただけで事業的には失敗だったと言われている。次世代の超音速旅客機は、コンコルドに比べ、ジャンボ機並の低騒音、窒素酸化物（NO_x）の排出量を少なくし、3倍の乗客数と2倍の航続距離の実現等、技術的な問題点の克服に各国とも技術開発に力を注いでいる。実験開発は当然国際共同開発との認識から日本としても一定の役割を担いたいという目的から、世界的にアピールできる技術力を示すために生まれたのがこの小型超音速ロケット実験機である。具体的には日本が得意なコンピュータを駆使したCFD（計算流体力学）技術をマッハ2の無人高速実験機の飛行データを基にその有効性を実証するものである。

本実験機は、平成9年度から航空宇宙技術研究所（以下、NALと称す）が中心となり、オールジャパン体制で開発推進しているもので、当社（名古屋航空宇宙システム製作所・名古屋誘導推進システム製作所）は設計製作の通りまとめ企業として、川崎重工業（株）、富士重工業（株）、IHIエアロスペース社の協力を得て、平成14年度の飛行実験に向けて全力で取り組んでいるところである。

2. システムの特徴

実験機は図1に示すとおり想定される次世代超音速旅客機の約11%のサイズであり、超音速飛行に適した薄い矢型（クランクトアロー）主翼とくびれた胴体（エアリアルール胴体）を特徴とする。

実験機は固体ロケットブースターにより打上げられ（図

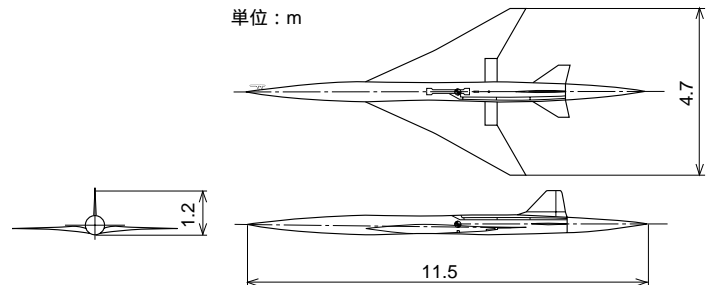


図1 小型超音速ロケット実験機の3面 想定される次世代超音速旅客機の約11%のサイズである。垂直尾翼より後方の胴体は、着地用のパラシュートを収めるために延長されている。
 Three view of the experimental airplane

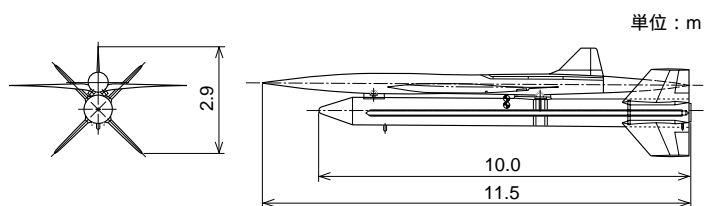


図2 打上げ形態の正面及び側面 打上げロケットは、前後二箇所実験機と結合されている。
 Front and side view of the launch configuration

2), ブースター（打上げロケット）を分離後、高度19.5 km、速度マッハ2から超音速滑空飛行を行い、この間に機体表面圧力分布、境界層遷移、そして揚抗比等を計測する。

試験終了後は図3に示すとおりパラシュート及びエアバッグにより回収し機体は再使用される。

この飛行実験は豪州サウスオーストラリア州のウーメラ実験場で行われる。実験場は豪州軍の管理下にあり日本の国土の約1/3の面積である。

以下に実験機及び打上げに用いる打上げロケットの技術的特徴と、これまで行ってきた製造及び各種技術確認試験の状

*1 民間機技術部主幹 工博

*3 民間機技術部基礎設計課

*2 民間機技術部基礎設計課主席

*4 誘導・電子機器技術部飛昇体設計二課主席

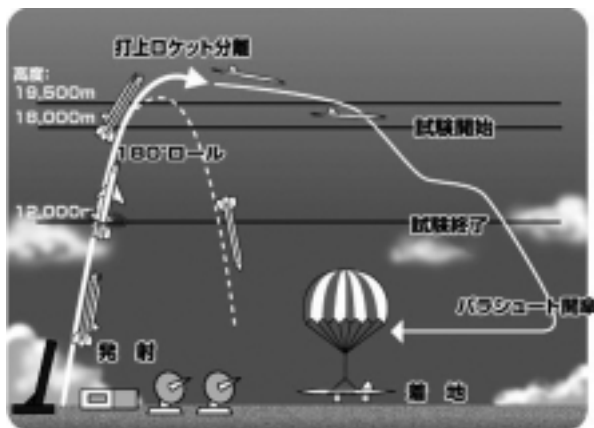


図3 飛行実験の概要 打上げから着地までの飛行実験の流れを示す。
Concept of the flight trial

況を述べる。

2.1 空力設計

前述のように、本実験機の主たる目標は、CFDを利用した超音速自然層流翼の空力設計手法及びその機体抵抗の低減に及ぼす効果の飛行実証にある。

超音速自然層流翼の空力設計は、NALの開発したCFD逆解法によって行われた。逆解法とは目標の圧力分布を設定し、これを実現する形状を計算により求める手法である。

打上げ時の実験機・ロケットの相対位置、実験機の尾翼やロケットのフィンのサイズ等は、飛行時に適正な安定性・操縦性が得られるように定めた。

空力特性の把握のために、実験機単体、打上げ形態それぞれで、風洞試験を行った。また、ロケットと実験機の分離状況を模擬して、両者に働く干渉空気を計測する“分離風洞試験”も実施した。

目標とする超音速自然層流が主翼上で実現されているかを飛行実験で確認するため、多数の遷移計測センサ(図4)が用いられている。表面圧力センサを含めると、合計約500個の空力計測センサが装備されている。

層流は機体表面の凹凸に非常に敏感であり、わずかの凹凸があっても層流は実現できない。そのため、本実験機では、通常の航空機と比べ桁違いの表面平滑度の要求がある。最も重要な主翼前縁付近の表面では、凹凸は数ミクロン以下になるように磨かれている。

飛行実験でのデータの取得は、目標とする高度・マッハ数で、実験機の迎角を一定に保ったり、変化させたりしながら行うことが要求されている。このようなデータ取得のための操縦も含めて、ロケット及び実験機の誘導・制御はそれぞれの機上に搭載したコンピュータによって、あらかじめ定められたシーケンスに沿って行われる。地上からの誘導は行われない。

2.2 構造設計⁽¹⁾

本実験機は、飛行中マッハ数最大2に達し、空力加熱による機体表面温度は200 ~ 230 になる。その構造材料は、空力加熱にさらされる時間を考慮して、高温暴露後の劣化特性が比較的良好な2000系のアルミ合金を使用した。また、

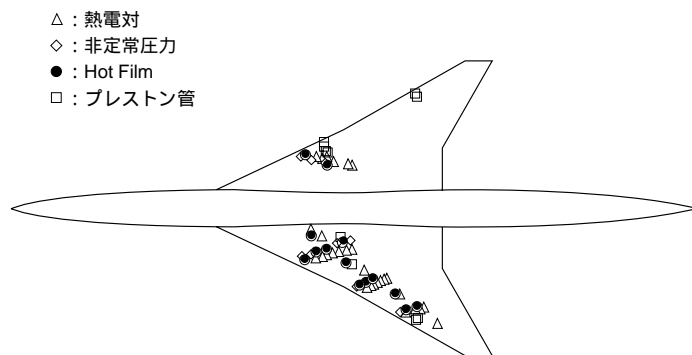


図4 空力計測センサの例(主翼上面の遷移計測センサ) 各センサは、センサ自身から生じる乱れの影響を受けない配置となっている。
Boundary layer transition measurement sensors

結合金具など強度を要求される部位には、低合金鋼(4340)を使用した。

本実験機は、胴体径が最大で500 mm、主翼最大翼厚が約150 mmと比較的小型な機体であるが、最大運動荷重倍数±5 G及び着地回収時に最大15 Gの荷重に耐えることが要求される。また、胴体のエアリアルールや主翼のワープ形状の採用により、機体は複雑な三次元形状をしている。これらを実現するための構造は、ほとんどすべての部位が機械加工部品の組合せとした。主翼外翼部、尾翼及び舵面は、翼厚が小さく組立て構造にできないため、アルミの中実一体構造とした。さらに機体表面には空力データ取得用の各種センサを配置するための溝を設けてある(図5)。

境界層遷移や機体表面圧力分布を計測する本実験機には、一般の機体には前例のない非常に厳しい表面平滑度が要求されている。それを実現するために、機体の表面仕上げ作業は、加工コストを考慮して、粗仕上げと精密仕上げの2段階に分けてサンディングを行った。

構造強度確認試験として標定荷重ケースに対する全機静強度試験を実施した。コスト低減のため試験は供試体ではなく実機を使用した。このため、負荷は制限荷重までとし、有害な残留変形がないことを確認し、主翼変形量を計測して解析との比較による精度検証を行った。

また空力弾性の安定性を保証する上では、フラッタ特性評価が重要である。評価においては、動圧条件の厳しい打上げ軌道条件を設定した。評価基準としては、実飛行前に一般航空機のようなフラッタ飛行試験ができないこと、及び遷音速領域でのフラッタ特性劣化の可能性を考慮して、打上げ軌道速度の50%余裕(通常航空機では15~20%)を解析で確保する方針とし、基準を満足させた。

2.3 装備設計

実験機の全体装備を図6に示す。装備設計に当たっては、開発コスト及びリスクを抑えるため航空機搭載実績のある装備品を採用し、確実な飛行制御システム及び高精度な計測システムを実現することを基本的な方針とした。

実験機は航法・誘導制御システム、舵面駆動システム、通信計測システム及び回収システムから構成されている。エアデータ・コンピュ

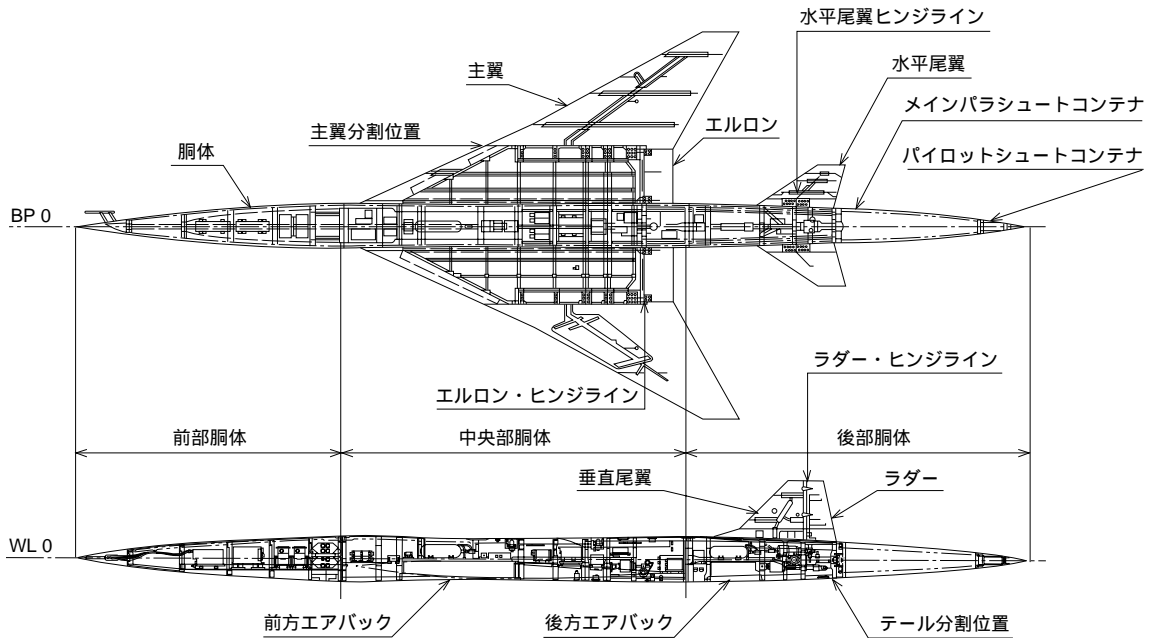


図5 実験機の構造概要 主翼外翼及び水平尾翼には各種センサの配管・配線用の溝が設けられている。
Structure layout of the experimental airplane

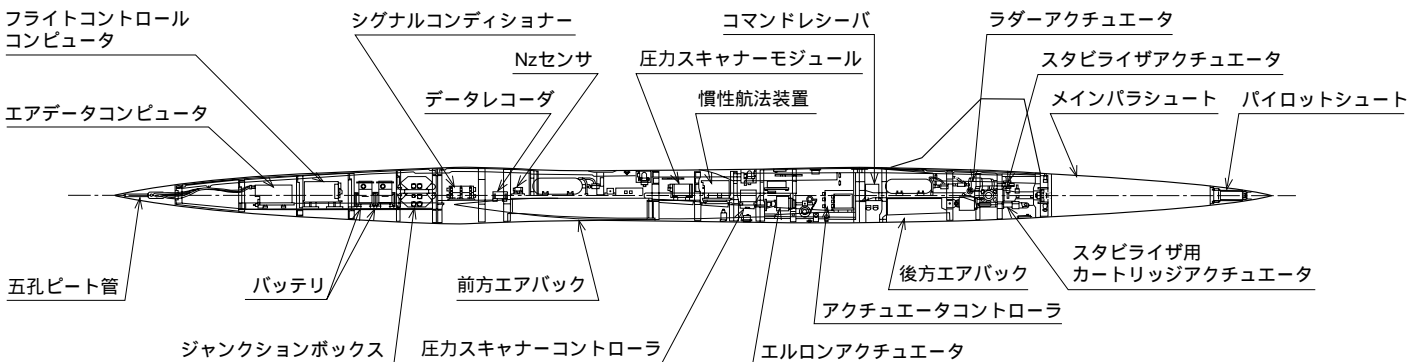


図6 実験機的全機装備 狭い機体スペースに装備品が最適に配置されている。エアバックは胴体中央及び後部に一個ずつ装備されている。
System layout of the experimental airplane

ータ、慣性航法装置及び垂直加速度（Nz）センサ等からの飛行データを用いフライト・コントロール・コンピュータにより飛行制御を行う。水平尾翼，ラダー及び左右エルロンは4台の電動アクチュエータで駆動する。機体外表面に取り付けられた温度，圧力，歪みセンサ等で計測されたデータは，搭載されたデータレコーダに記録されるとともに，デジタル・データに変換されて地上に送信される。実験機は最後に回収ポイントに誘導されパラシュート及びエアバックで地上回収される。

実際の装備設計にあたっては，航空機としての飛行環境だけでなくロケット打上げ時の音響振動及び空力加熱が機体構造を通して伝えられるため，これらに耐えるための装備上の工夫を行った。狭い機体スペースに装備品を最適に配置し，厳しい設計管理を行い，機体の重量・重心要求を達成した。

搭載装備品の試験として，各装備品の単体での確認試験，各システムのシステム試験及び機体全体のシステム試験とステップアップを行い検証作業を行った。装備品の単体試験では搭載環境を加え，システム試験ではシミュレータを接続し，実

際の飛行状態を模擬して機能及び性能の確認を行った。

2.4 打上げロケット設計⁽²⁾

実験機を所定の高度，速度で投入するための打上げロケットの主な特徴は，① ノズルにカント角がついていること，② 機外搭載のペイロード（実験機），③ 飛行停止機能の要求である。

① については，実験機を背負った打上げ形状ではロケットモータの対称軸と重心位置がずれているため，ロケットノズルにカント角をつけ，推力軸が重心を通るように設計した。

② については，ペイロードである実験機をロケットの機外に搭載しているため，実験機の強度及び熱的条件から，打上げ時の動圧及び最大速度が制限されている。このため，ロケットモータとしては，既存のロケットモータ（SB-735）をベースとし，減薬して総推力を低くし，2段燃焼パターンとして燃焼時間を引き延ばし加速度及び速度の最大値を抑えた。そして設計の検証を目的として，平成13年3月宇宙科学研究所能代ロケット実験場にてロケットモータ地上燃焼試

験を実施し、モータの着火及び燃焼は正常・安定で、設計どおりの燃焼特性が得られることを確認した。

飛しょう経路（図3）としては、燃焼終了後に180°ロールを実施し、弾道飛しょうに準じた円軌道を描く経路として、飛しょう中の実験機主翼強度による迎角制限を回避している。図7に各種飛しょう制限と、設定した飛しょう経路及びそのばらつきを示す。ばらつきを考慮しても、飛しょう制限に抵触しないものとなっている。

③については、火工品によって推力と操舵装置の電力をカットする非常装置を装備しており、異常飛しょう時は地上指令又は機上自動判定により非常装置を作動させることで対応している。異常飛しょう判定の場合考慮すべきことは、射場逸脱の阻止、射点後方にある打上げ操作/観測人員のいる管制センタの安全確保である。ウーメラ実験場は広大であるため、打上げ時には射場逸脱防止の条件よりも管制センタ（射点後方約1km）の安全確保の条件が厳しくなっている。特に発射直後は迅速な異常飛しょう判定が必須となる。このため異常飛しょう判定は、発射直後は姿勢角によるものとし、発射後10秒以降については、位置/高度/飛行速度の各データによる判定を飛行フェーズに応じて行うこととした。

3. 飛行安全の評価

飛行実験を所定の実験領域で安全に行うために、システムの信頼性・安全性解析を行い、不具合が発生し危険な飛行に陥った場合の対策についての評価を行った。平成12年10月、この結果は実験場を管理する豪州政府に提出され、実験場の使用に必要な安全性が確保されていることが確認された。

3.1 信頼性・安全性解析

システム構成は、基本的に一重システムであるが、機器故障等が生じて安全が確保できるように飛行停止システムが構築されている。飛行停止システムは、手動・自動のいずれによる指令でも作動できるようになっている。

信頼性・安全性解析としては、実験・飛行の成功率あるいは安全確保の確率を、各構成機器の信頼度を用いて解析し、設計目標値を満足していることを確認した。

3.2 異常飛行解析

異常飛行解析とは、実験機及び打上げ形態の飛行特性を模擬した飛行シミュレーション計算を用い、飛行中に想定される様々な故障ケースについて機体及びその破片の落下分散域を算出するものである。

実験機については、高空・高速で飛行を開始する上、大きな滑空性能を持つため、落下分散域の拡大が懸念されたが、異常飛行時も考慮した適切な飛行経路を設定し、飛行停止シ

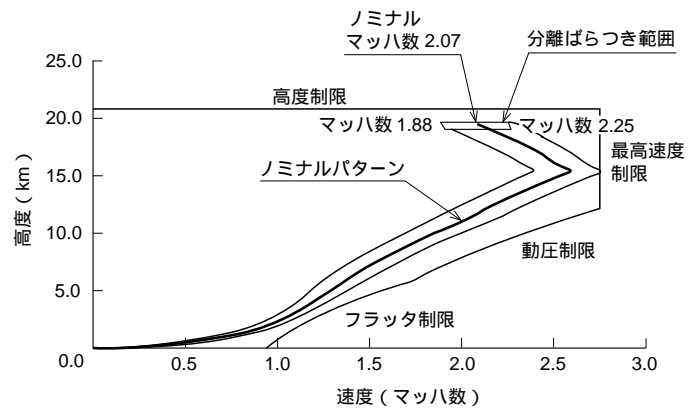


図7 打上げ時の飛しょう経路とその制限 飛しょう経路は各種制限を考慮して設定されている。
Launch profile and boundary

ステムが正常に作動した場合の落下分散域はウーメラ実験場を逸脱しないことを確認した。

また、飛行停止システムが正常に作動しない場合についても、その落下分散域と機器の信頼性データから地上の人間へ危害を与える確率を算出したところ、その確率は極めて低く、ウーメラ実験場を使用するための基準を満足していることを確認した。

4. む す び

本実験機の開発には、これまで経験のない技術開発が必要であった。具体的には、

- ① 飛行機をロケットの背中に載せて打上げる特異な形態
 - ② 装備品の環境条件が通常の飛行機より厳しい
 - ③ 機体長さ11mに対して胴体が約50cmと細く装備品の搭載が難しい
 - ④ 機体表面に約600点の各種高精度センサーを装備
 - ⑤ 機体表面は通常機体に比べて1桁上の滑らかさを追求
 - ⑥ 細長い機体をパラシュートとエアバッグで回収等である。
- このように、多くの課題があったものの、航空宇宙技術研究所を始め各社の協力を得て解決することができた。今後は豪州における飛行実験に向けて引き続き全力で取り組む所存である。

参 考 文 献

- (1) 石川隆司ほか、小型超音速ロケット実験機の構造設計/製作、平成12年度次世代超音速機技術の研究開発 成果報告会論文集(2000) p.22~25
- (2) 柳ほか、小型超音速ロケット実験機の打上げロケット設計/製作、平成12年度次世代超音速機技術の研究開発 成果報告会論文集(2000) p.34~36