

室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の空力に関する最近の取り組みについて

○溝端一秀、湊亮二郎、東野和幸（室工大・航空宇宙機システム研究センター）、
石上幸哉、三浦壮晃、塩野経介、山崎優樹（室工大・院生）、
市川陸、白方洗次、田井翔一郎（室工大・学部生）、
新井隆景（阪府大）

Recent Efforts in Aerodynamics of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle ‘Oowashi’ at Muroran Institute of Technology

Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Kazuyuki HIGASHINO (Aerospace Plane Research Center, Muroran Institute of Technology),
Yukiya ISHIGAMI, Masaaki MIURA, Keisuke SHIONO, Yuki YAMAZAKI (Graduate Students, Muroran Institute of Technology),
Riku ICHIKAWA, Koji SHIRAKATA, Syoichiro TAI (Undergraduate Students, Muroran Institute of Technology),
Takakage Arai (Osaka Prefecture University)

1. はじめに

大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムを革新するためには、大気中を高速で飛行するための基盤技術の機能・性能を実際の高速飛行環境において実証することが肝要である。そこで、室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、地上で研究された各種基盤技術を実際の高速飛行環境で実証するためのフライングテストベッドとして、マッハ2程度までの速度で飛行できる小型実験機を構築することを目指している。

これまで、クランクトアロー主翼を有する二世代の空力形状を提案してきた。第一世代では、推進器として反転軸流ファン式ターボジェットエンジン2基の搭載を構想し、機体空力の概略を風洞試験にて調べ、三自由度飛行経路解析によって飛行性能を予測した。さらに、実サイズの予備的機体（プロトタイプ機）を製作し、これを用いた2010年夏期の低速飛行試験によって低速飛行性能を実証した。

2011年度以降は、超音速飛行に一層適合したエアターボラムジェット・ガスジェネレータサイクル（ATR-GG）エンジンの設計とこれを搭載する第二世代機体の設計を進めている。その翼面の形状・配置は第一世代と相似であるが、寸法と機首長さは推進器および所要推薬を搭載する目的から拡大している。この第二世代機体について、静的六分力空力や操舵空力の特性を風洞試験によって明らかにしてきた。さらに、以下の取り組みを進めている。(1) 超音速域までの加速性能を増強するための遷音速抗力低減の試み、(2) 詳細な飛行性能予測や自律誘導制御

システム構築に必要な、機体姿勢変化レート（角速度）に起因する空力特性を明らかにする試み、(3) 実飛行環境またはそれに近い環境で空力特性・飛行特性を検証するための縮小機体の設計・試作と高速走行試験、(4) インテーク抗力を風試で計測する試み。本稿では、このような第二世代実験機の空力設計および空力評価に掛かる最近の取り組みを紹介する。

2. 実験機の空力形状

第一世代実験機の空力形状 M2006prototype を図1に、第二世代実験機の空力形状 M2011 を図2に示す。主翼・尾翼の形状・配置は両世代で同等であり、遷音速・超音速域での造波抗力低減を狙って主翼・尾翼の翼型を厚み比6%のダイヤモンド翼型とし、亜音速で揚力及び空力安定を確保するために主翼平面形状をクランクトアローとしている。ロール安定確保のために高翼式とし上反角 1° を与えている。横制御性を高めるために、水平尾翼を全可動エレボンとしている。さらに、離着陸性能改善のために主翼に内翼フラップを搭載する。

両世代機体の主要寸法を表1に示す。第二世代機体は、外径約230mmのATR-GGエンジンを後胴内に搭載しつつ、翼幅と胴体外径の比を第一世代と同じ値に保って、翼幅および胴体外径は第一世代に比べて1.5倍に拡大している。推薬搭載量に応じて三通りの胴体長を想定している。また、ATR-GGエンジンのインテークを後胴部腹面に設けている。

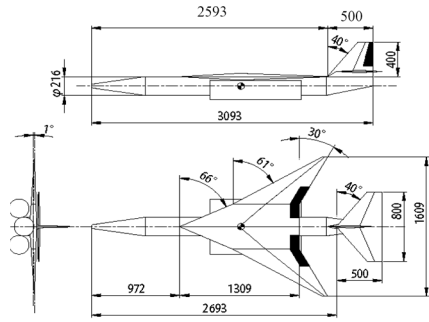


図 1. 第一世代実験機の空力形状 M2006prototype

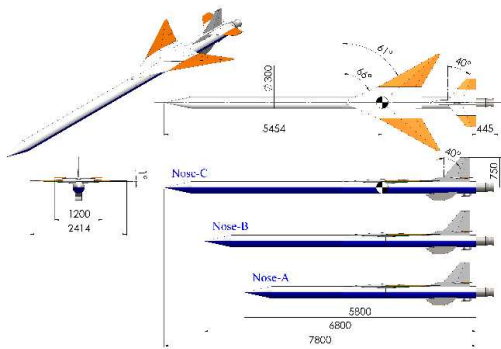


図 2. 第二世代実験機の空力形状 M2011

表 1. 第一世代および第二世代の機体の主要寸法

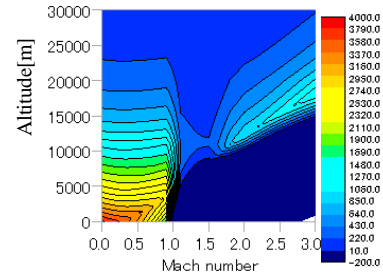
	M2006-prototype	M2011
Wing Span [mm]	1609.0	2413.5
Wing Area [mm ²]	954856.8	2148427.8
Fuselage Diameter [mm]	200	300
Overall Length [mm]	3192	Nose A: 5800 Propellants 80kg Nose B: 6800 Propellants 105kg Nose C: 7800 Propellants 130kg

3. 面積則に基づく抗力低減の試み

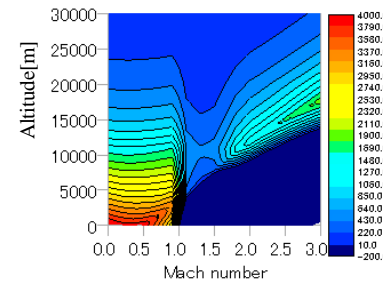
ATR-GG エンジン 1 基を搭載する第二世代実験機 M2011Nose-C の推力余裕（推し-ゼロ揚力抗力）を、風試データおよびエンジン設計データから推算した結果を、種々の飛行マッハ数・飛行高度に対する等値線として図 3 に示す。遷音速域に推力余裕プラスの狭い回廊が生じており、マッハ 1.3・高度 11km 付近に鞍点が存在する。本実験機が超音速飛行を実現するには、この回廊および鞍点を辿って飛行する必要がある。

エンジン回転数、推薬搭載量、抗力低減率、および構造質量の種々の組み合わせを想定して、三自由度飛行経路解析を実施したところ、エンジン回転数 105%、推薬搭載量 130kg（Nose-C、全長 7.8m に対応）、抗力低減無

し、および乾燥質量 270kg の場合に飛行マッハ数 2.0 に到達できる（到達の瞬間に推薬が燃え尽きる）ことが予測された。このことから、エンジンの定格性能で飛行マッハ数 2.0 を実現するには幾分かの推力増強または抗力低減が必須であると言える。



(a) エンジンが定格回転で作動する場合



(b) エンジンが定格の 105% の回転で作動する場合

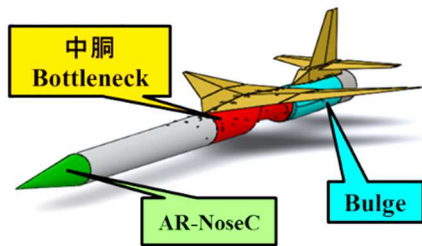
図 3. ATR-GG エンジン 1 基を搭載する第二世代実験機の推力余裕[N]

遷音速・超音速域における抗力低減は、いわゆる面積則（エアリアルール）を適用することによって実現可能である。これによれば、機軸上の任意点から発するマッハ円錐で機体を切ったときの断面積の機軸方向分布がシアーズハーク曲線に一致するとき造波抗力が最小となる。そこで、本実験機形状においてゼロ揚力抗力が概ね最大となる M1.1 において以下の形状修正を試みる：

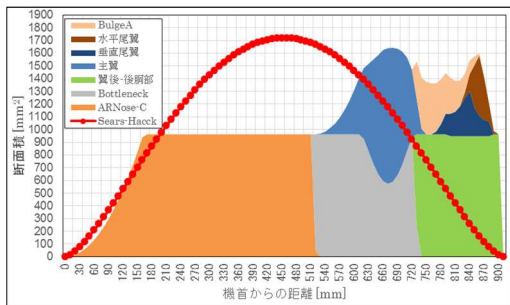
1. 機首を尖らす（AR-Nose C）
2. 主翼・尾翼をその相互位置関係を変えずにまとめて前方へ移動させる
3. 主翼と尾翼の間の胴体側面に出っ張りを設ける（出っ張りの小さい Bulge A、大きい Bulge B）
4. 主翼下の中胴部を隘れさせる（Bottleneck）

これら 1, 3, および 4 を搭載した機体形状（風試模型）の例を図 4 に示す。また、種々の組み合わせについての遷音速風試結果を図 5 に示す。機首を尖らす AR-Nose C は、マッハ数範囲 0.5~1.3 の全域で抗力低減に有効であ

ることが分かる。さらに **Bulge** や **Bottleneck** を付加すると、亜音速では若干抗力増となり、遷音速では若干抗力減となっている。**Bulge** や **Bottleneck** による機体表面の凹凸によって、亜音速域では流れの剥離が発生している可能性がある。遷音速域では、衝撃波発生によって造波抗力低減効果が相殺されている可能性がある。今後、機体形状の凹凸を緩和すると共に、衝撃波の発生しにくい shock-free な凹凸形状に修正する必要がある。また、前面のエリアルール準拋形状で遷音速抗力を12%程度低減できる。



(a) 機体形状の概観



(b) Mach1.1 において機軸上の任意点から発するマッハコーンで機体を切ることによる断面積の分布

図4. 面積則に基づいて修正された機体形状の例

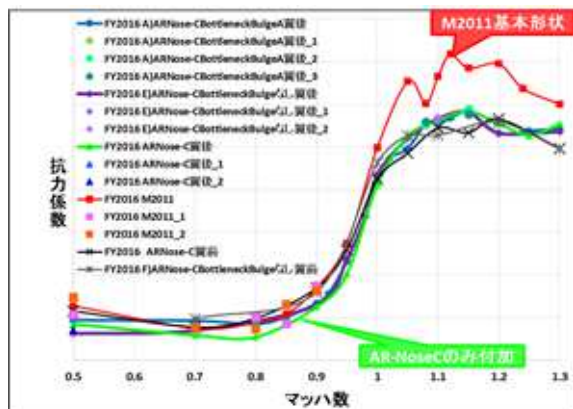


図5. 面積則に基づいて修正された空力形状の遷音速域におけるゼロ揚力抗力の風試結果

4. 姿勢変化レートに起因する空力

本実験機について、その飛行性能予測（6自由度飛行解析）や自律的誘導制御系設計のためには、機体の姿勢

変化レート（角速度）に起因する空力特性（動的空力特性）のデータが必要である。そこで、風試模型に姿勢変化レートを与える駆動装置を赤道儀およびステッピングモーターを用いて設計・製作し、図6のように大阪府立大および室蘭工大の回流式低速風洞において風洞試験を実施した。その結果の一部として、ロールダンピング

$$C_{lp} \equiv \frac{\partial C_l}{\partial \dot{p}}$$

結果を図7に示す。ここで C_l はローリングモーメント係数である。 \dot{p} は無次元ロール角速度であり、

$$\dot{p} \equiv \frac{p}{2U_0 \cos \theta / b}$$

で定義され、 p は有次元ロール角速度 [rad/sec]、 U_0 は水平方向の一流速、 θ はピッチ角、 b は翼幅である。阪府大での風試結果を実線で、室工大での結果をエラーバー付き破線で示している。総じて、ロール角速度の小さい場合はそれに起因する空気力も小さく S/N 比が悪化するため、データのばらつきが大きい。また、阪府大風試では風洞周辺の電磁的環境に起因するノイズが大きい。一方、室工大風試では、ノイズ防止に留意しつつ各ロール角速度で3回ずつ風試を実施し、その平均値および標準偏差を採用している。これによってばらつきが小さくかつロール角速度に依らない一定値が得られており、また、別途実施した CFD 解析結果もエラーバー内に納まっている。



(a) 阪府大風洞での風試の様子



(b) 室工大風洞での風試の様子

図6. 動的風洞試験

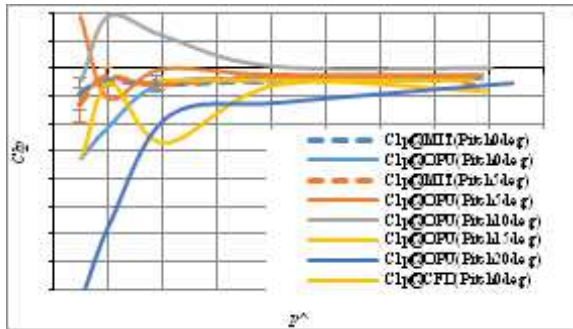


図7. ロールダンピング係数に関する風試結果

5. 縮小機体の設計・試作と軌道走行試験

第二世代実験機の、実際の飛行環境における空力特性・飛行特性を明らかにすることを狙って、飛行試験に供すべき縮小機体（1/3スケール）を設計・製作している。試作した機体の外観を図8に示す。この規模の機体では舵面等の局所的空気力の計測も容易である。操舵アクチュエータの選定や舵面および周囲の構造設計の目的で舵面空気力の推定が重要である事から、この縮小機体と、これに実飛行環境に近い空力環境を与えることのできる高速走行軌道装置を用いて、舵面ヒンジモーメントの計測を試みている。その様子を図9に示す。



図8. 試作された1/3スケール縮小機体



図9. 舵面空気モーメント計測のための高速走行試験

6. インテーク抗力を風試で計測する試み

第二世代実験機のATR-GGエンジンのインテークについて、その外部形状によって外部流から受ける抗力を推定するために、図10のように遷音速風試を実施した。胴体模型のみの抗力と、胴体模型にインテーク模型を付加した場合の抗力との差分から、インテーク抗力を推算している。さらにインテーク出口のオリフィスによって

内部流量を計測し、内部流れによる抗力を減算して外部抗力としている。その結果として、マッハ 1.2 付近で外部抗力が最大となり、流量捕獲率 0.7 の場合は全機抗力係数の5~7%程度であること、流量捕獲率が大きいほど外部抗力は小さくなること、等が分かった。前述のように当面の面積則適用によって遷音速全機抗力は12%程度低減できるが、その半分程度はインテーク外部抗力で相殺される可能性があることから、さらなる機体抗力低減が望まれる。



図10. インテーク抗力推定のための遷音速風試

まとめ

各種基盤技術を実際の高速飛行環境で実証するためのフライングテストベッドとして小型超音速飛行実験機の空力設計および空力評価を進めた。面積則に基づく遷音速抗力低減を試み、当面12%程度の抗力低減を達成した。姿勢変化レートによる空力の評価を試み、計測およびデータ解析手法が概ね確立され、信頼性の高いデータが取得されつつある。1/3スケール縮小機体を設計・試作し、軌道走行試験に供している。さらに、遷音速域におけるインテーク抗力を風試で計測することを試み、面積則による全機抗力低減の半分程度はインテーク外部抗力で相殺される可能性が判明した。

謝辞

JAXA/ISAS における遷音速風試の実施に当たって関係各位のご尽力を賜った。この場を借りてお礼申し上げる。また、本稿中の第4節の内容は（独）日本学術振興会の科学研究費助成金・基盤研究（C）・課題番号15K06596に基づく研究成果である。