

小型超音速飛行実験機の風洞試験に基づく機体抗力検討

Airframe Drag Assessment Based on Wind Tunnel Tests of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle

大石 栄, 溝端 一秀, 湊 亮二郎, 高木 正平, 東野 和幸, 棚次 亘弘

Sakae OISHI, Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Shohei TAKAGI, Kazuyuki HIGASHINO
and Nobuhiro TANATSUGU

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター

Aerospace Plane Research Center, Muroran Institute of Technology

Abstract

With the aims of creating and validating innovative fundamental technologies for high-speed atmospheric flights, a small-scale supersonic experimental vehicle is being developed as a flying test bed. The configuration M2006 with a cranked-arrow main wing and twin engines was designed and its aerodynamic characteristics were verified through wind-tunnel and flight tests. A new configuration M2011 with a main wing and tails of similar shapes and a single GG-ATR engine was proposed. Intensive wind-tunnel tests were carried out in transonic and supersonic regimes. It was found that the overall drag coefficient increases as the intake passage is throttled and that the airflow through the intake seems to be squeezed by the development of the boundary layer. In addition, the tail steering box located at the vertical tail root has little influence on overall drag.

Keywords: Drag, Supersonic, Aerodynamic Characterization, Flying Test Bed

1. 緒言

近年, 次世代型超音速旅客機や完全再利用型宇宙輸送システムの研究開発が先進諸国で進められている。これらの輸送システムの開発には, 亜音速から超音速までの広い速度領域における推進系, 機体系, 制御系等の基盤技術を革新することが必要である。本学では, 各種の革新的基盤技術を創出し実際の高速飛行環境下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研究開発が進められている¹⁾。これまでに, 翼幅 1.6m, 全長 3m 程度で双発ターボジェットエンジンを搭載する M2006 形状が設計され, その空力特性が風試によって評価された。これに基づいて 2009 年度にはプロトタイプ機(オオワシ)が製作され, 2010 年度に低速飛行試験を実施し, 概ね良好な飛行性能が示された。これに並行して, 一層高速飛行に適合したガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット(GG-ATR)エンジンの設計が進められており, これを搭載する新しい機体(第2世代オオワシ)の空力形状 M2011 が設計されつつある¹⁾。しかし, 飛行経路解析により GG-ATR エンジンと M2011 との組み合わせにおける推力余裕が M1.5 付近で厳しいことが予測されている。

そこで本研究は, この次世代空力形状 M2011 の抗力特性を評価することを目的とする。

2. 機体の空力設計

2・1 空力形状 M2006

小型超音速飛行実験機が備えるべき性能として, 以下の事項が設定されている。

- (1) 離陸から加速・上昇し, マッハ 2 程度の超音速飛行を経て, 着陸できる
- (2) 再利用できる機体
- (3) できるだけ小型な機体

これらを実現できるように空力形状 M2006 が設計され, そ

の推進器として本学で研究開発されている反転軸流ファン式ターボジェットエンジンを 2 基搭載することが想定された。この M2006 形状の亜音速飛行性能を実証するために, 概ね同一の形状・寸法のプロトタイプ機が設計製作された。その推進器としては市販のターボジェットエンジンが搭載されている。プロトタイプ機の三面図を Fig.1 に示す²⁾。

2・2 空力形状 M2011

M2006 形状並びにプロトタイプ機的设计思想を保持しつつ, GG-ATR エンジンを搭載することを想定して空力形状 M2011 が設計された。その基本的な形状・寸法を Fig.2 に, 主要諸元を Table 1 に, M2006 形状からの変更点を Table 2 示す。

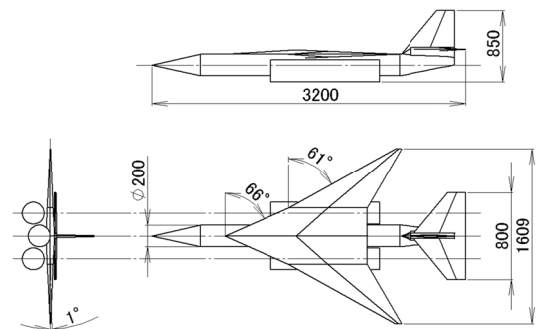


Fig.1. The overview of the configuration M2006-prototype.

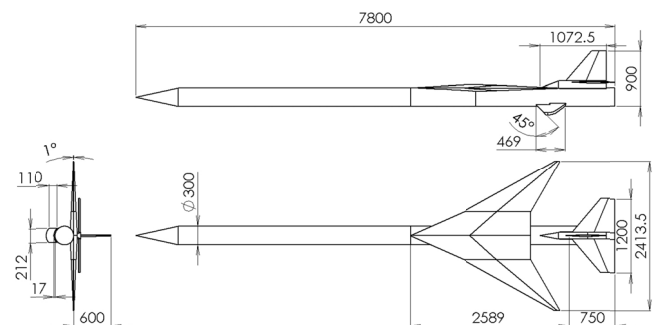


Fig.2. The proposed configuration M2011.

Table 1. Dimensions of the configuration M2011.

胴体 全長	A	5.8m	主翼	翼幅		2.41m
	B	6.8m		面積		2.15m ²
	C (基本形状)	7.8m		平均空力翼弦		1.19m
イン テーク長	A (基本形状)	0.47m		後退 角	内翼	66deg
	B	1.45m			外翼	61deg
	C	2.43m		翼厚		6%

Table 2. The design concept of the configuration M2011.

項目	M2006 から の変更点	目的・効果
エンジン数	1 基	推力十分な GG-ATR エンジンの使用
エンジンの搭載位置	胴体内部	エンジンナセルを取除くことによる寄生抗力の半減
胴体長さ	7.8m	推進剤搭載スペースの確保
胴体外径・翼寸法	1.5 倍	M2006 形状と相似にすることによる空力データの有効活用

主翼および尾翼の形状と位置関係は M2006 プロトタイプ形状に相似としており、これによって M2006 形状の風試データやプロトタイプ機の飛行試験データを活用することができる。一方、飛行ミッションに応じて推進剤の所要搭載量が増えることを想定して、胴体全長は 5.8m 及び 6.8m そして基本形状である 7.8m の計 3 通りを想定している。また、インテークの設計に未確定要素が大きいことから、その長さも 3 通りを想定している。

2・3 M2011 風試模型

縮尺 7/60 で風試模型を設計・製作した。3 通りの胴体長に対応するノーズ部品 A, B, C および 3 通りのインテーク長に対応するインテーク部品 A, B, C を製作した。ノーズ C, インテーク A を搭載した基本形状の外観を Fig.3 に示す。

本風試ではインテークの壁厚，エンジンの作動状態及び操舵機構を収めるための尾翼角台の抗力への影響を調査する．インテーク壁厚に関しては厚さ 1mm と 0.5mm の模型を使用する．また，エンジン作動状態を模擬するために開口比が 80%，60% のオリフィスをインテーク後部に設置する．また，インテーク内部の流れの状態を見るために静圧，総圧プローブを用いる．これらの概要図を Fig.4 に示す．



Fig.3 The wind-tunnel test model for the M2011 baseline configuration.

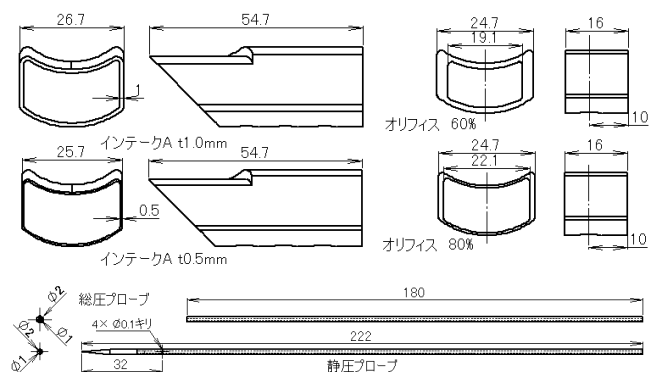


Fig.4. The overview of the intake, orifice, static pressure and total pressure probe.

3. 風洞試験結果と考察

3・1 風試項目

風洞試験は JAXA/ISAS 所有の吹出し式遷/超音速風洞で行う。空力測定には 6 分力内装天秤を用いる。通風条件はマッハ数 0.3~1.3 及び 1.5, 1.8, 2.0 とする。遷音速, 超音速風試の条件は Table 3, Table 4 に示す。遷音速風試ではノーズ C, インテーク A を基本形状とし, 試験項目によりオリフィスや尾翼等を付け替える。一様流全圧は 2.0kgf/cm^2 , 迎角は 0 度とする。超音速風試ではノーズから発生した衝撃波による反射衝撃波の影響を考慮し, ノーズ A, インテーク A を基本形状とする。また, より多くのデータを得るために迎角を $-5\sim+5$ 度の範囲でスイープさせる。一様流全圧は遷音速風試と同様に 2.0kgf/cm^2 である。

Table 3. Transonic wind tunnel test conditions.

項目	模型形状	マツハ数
機体のみの 抗力計測	ノーズC インテーク無, オリフィス無 プローブ無, 尾翼角台無	1.3~0.7
インテーク による抗力 の計測	ノーズC, 尾翼角台無 インテーク A/t1.0, オリフィス無 インテーク A/t0.5, オリフィス 無, 80%, 60%	1.3~0.7
流出運動量 の計測	ノーズC, インテーク A/t0.5 プローブ出口, 尾翼角台無 オリフィス無, 80%, 60%	1.3~0.7
流入運動量 の計測	ノーズC, インテーク A/t0.5 プローブ入口, 尾翼角台無 オリフィス無, 80%, 60%	1.3~0.7
角台による 抗力の計測	ノーズC, インテーク無 オリフィス無, プローブ無 尾翼角台有	1.3~0.7

Table 4. Supersonic wind tunnel test conditions.

項目	模型形状	マッハ数	迎角
機体のみの 抗力計測	ノーズ A, インテーク 無, オリフィス無, プ ローブ無, 尾翼角台無	2.0, 1.8, 1.5	-5~+5 度
角台による 抗力の計測	ノーズ A, インテーク 無, オリフィス無, プ ローブ無, 尾翼角台有	2.0, 1.8, 1.5	-5~+5 度
インテーク による 抗力の計測	ノーズ A インテーク A/t0.5, オリ フィス無, 尾翼角台無 プローブ無, 出口, 入口	2.0	-5~+5 度

3・1 風洞試験結果と考察

マッハ数 0.7~2.0 の範囲での各模型形状での全機抗力係数の変化を Fig.5 に示す. 全体的にマッハ数 1.1 付近で抗力係数は最大となり, その後マッハ数が増えるにつれて抗力係数は小さくなる. また, インテークの壁が厚いと抗力係数は増加し, 更にオリフィスを設けることでより増加していることからインテーク流路が絞られるほど抗力係数は大きくなると考えられる.

次に遷音速でのインテーク内部流れの変化を Fig.6 に示す. 内部流れは, 等エントロピーの関係式と垂直衝撃波の関係式を掛け合わせることで計測された静圧と全圧からマッハ数に変換する²⁾. ここで P1 は静圧プローブにより計測されるインテークに流入・流出する流れの静圧, P01 は流入・流出する流れの全圧, P02 は全圧プローブにより計測される全圧, M1 は流入・流出する流れのマッハ数である.

$$\frac{P_{02}}{P_1} = \frac{P_{02}}{P_{01}} \frac{P_{01}}{P_1}$$

$$\frac{P_{01}}{P_1} = \left\{ 1 + \frac{(\kappa - 1)M_1^2}{2} \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = \begin{cases} 1.0, & M_1 \leq 1 \\ \left\{ \frac{(\kappa + 1)M_1^2}{(\kappa - 1)M_1^2 + 2} \right\}^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \left\{ \frac{\kappa + 1}{2\kappa M_1^2 - (\kappa - 1)} \right\}^{\frac{1}{\kappa - 1}}, & M_1 \geq 1 \end{cases}$$

遷音速ではインテーク出口マッハ数は模型形状によって変化しないが, 入口マッハ数はインテーク流路が絞られるほど下がっていることが確認された. また, 出口マッハ数は一様流マッハ数が 1.0 を超えると超音速になることがわかる. そして, 各形状でのシュリーレン映像を Fig.7 に示す. この映像からオリフィス無の場合よりもオリフィスを設けた場合ではインテーク後端から発生している衝撃波が強いことが確認できる. 以上のことから境界層の発達により流路が絞られ, 流れが加速していると考えられる.

超音速でのインテーク内部流れの変化を Fig.8 に示す. 超音速では遷音速とは逆にインテーク出口マッハ数が入口マッハ数よりも低い結果となった. これは遷音速と同様にインテーク内部で境界層が発達したことにより流れが絞られたためだと考えられる. また, 遷音速では入口マッハ数が一様流マッハ数よりも低いことから予圧縮効果があると考えられるが, 超音速では一様流マッハ数 2.0 に対して入口マッハ数が 2.03 という結果であるため予圧縮効果はないと考えられる.

遷音速, 超音速における全機抗力とそれに対するインテーク

抗力の変化をそれぞれ Fig.9, Fig.10 に示す. 遷音速ではマッハ数が増えるに従って全機抗力も増加しているが, インテーク単体での抗力は僅かにしか増加していない. 超音速ではピッチ角が 0 度に近いほど全機抗力は小さいが, インテーク単体で見るとピッチ角が大きくなるほど抗力は大きくなる. しかし全機抗力と比べた時, インテーク抗力が占める割合は全機抗力が最小の時で 8.6%, 最大の時で 7.2%と十分小さいと言える.

最後に尾翼角台の有無による抗力の変化を Fig.11 に示す. 当初, 角台を設けることで全面投影面積が増え, 抗力係数が大きくなると予想されていた. しかし, 本風試では抗力係数が最も大きいマッハ 1.1 近辺でのみ角台有のほうが抗力係数が大きくなり, それ以外の速度では角台が無い方が抗力係数が大きくなるという結果となった.

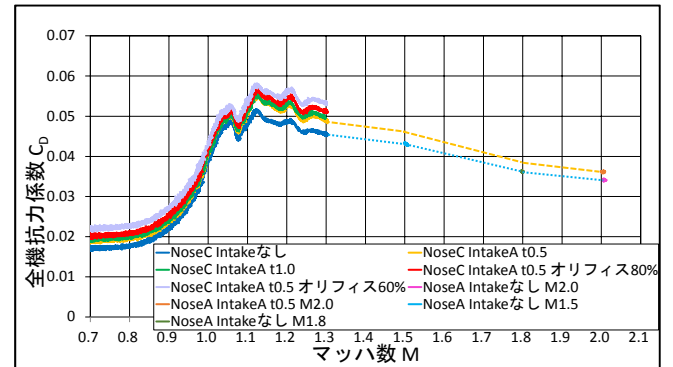


Fig.5. Overall aircraft drag coefficient vs. Mach number.

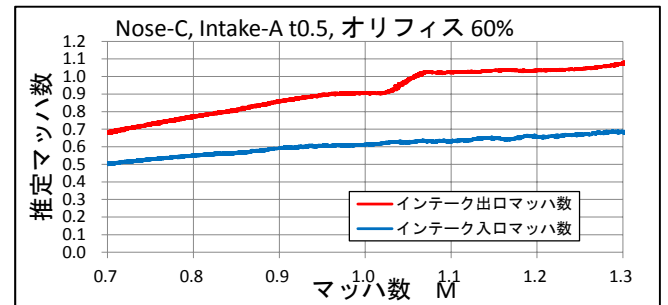
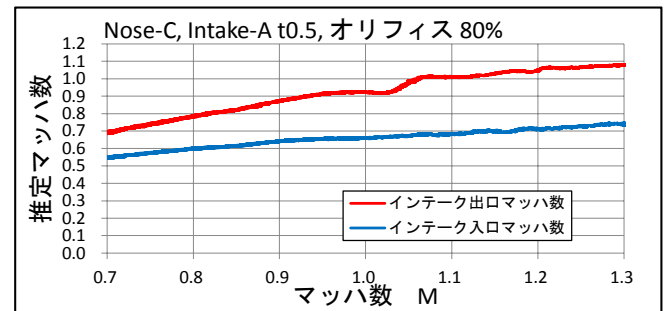
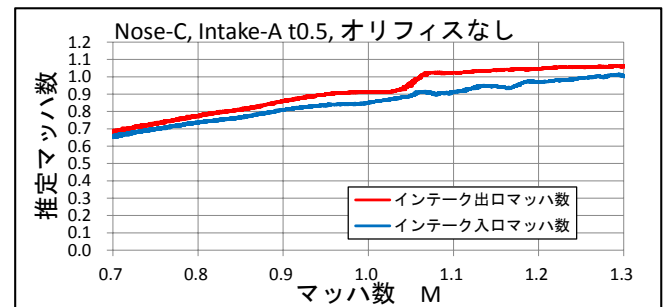


Fig.6. Estimated Mach number in the transonic regime.

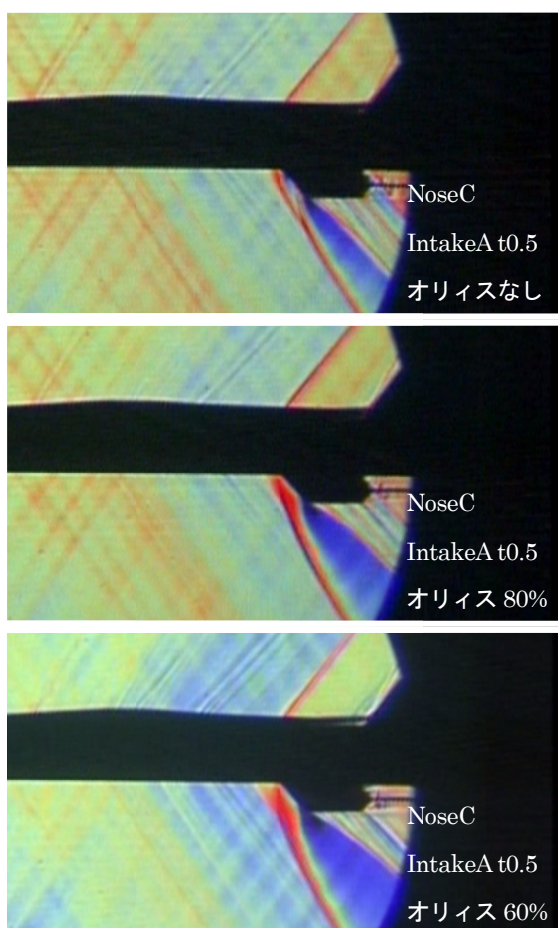


Fig.7. Schlieren photographs.

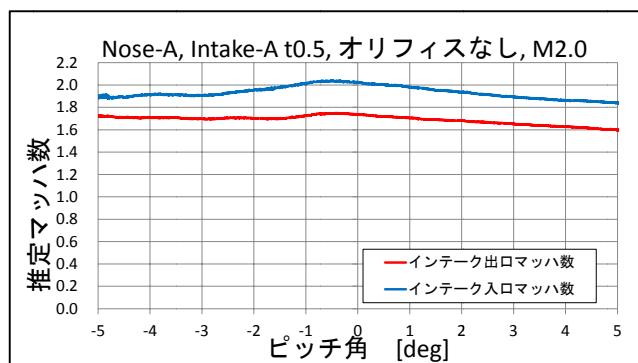


Fig.8. Estimated Mach number in supersonic regime.

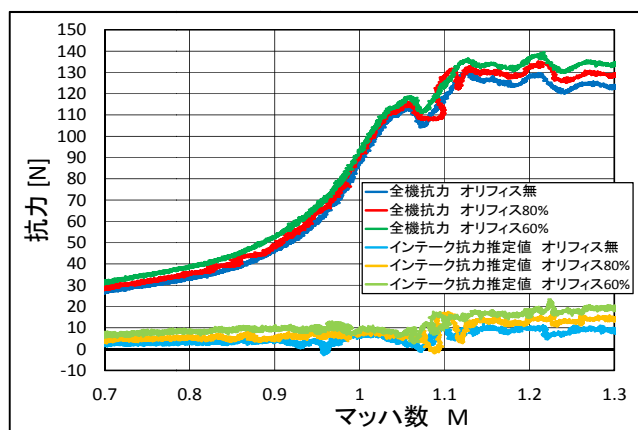


Fig.9. Ratio of intake drag to overall aircraft drag in the transonic regime.

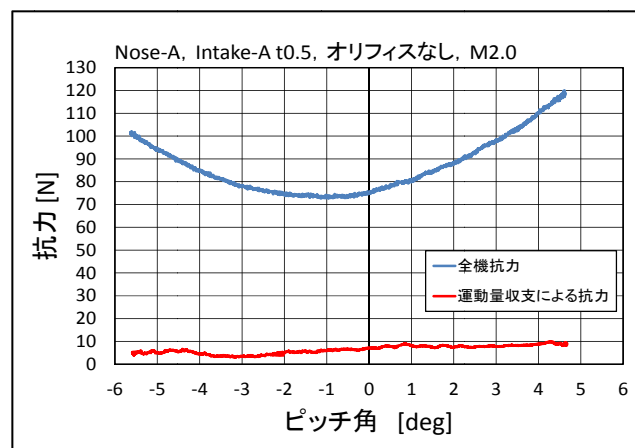


Fig.10. Ratio of intake drag to overall aircraft drag in the supersonic regime.

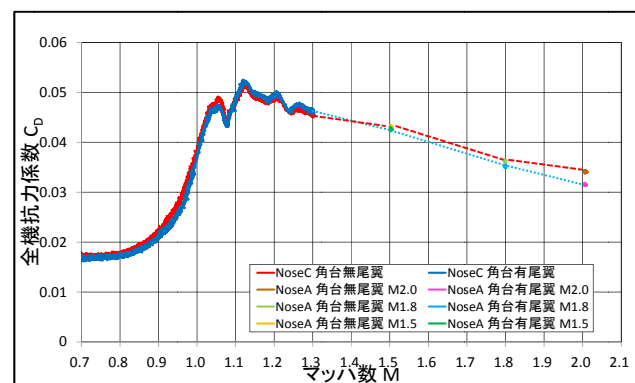


Fig.11. Effects of steering box on overall aircraft drag coefficient.

4. 結言

室蘭工大で研究開発している小型超音速飛行実験機について、従前の M2006 形状を基にして、一層高速飛行に適したエンジンの搭載を想定し新しい機体形状 M2011 が設計された。そして、インテーク壁厚、エンジンの作動状態並びに垂直尾翼に設ける角台の抗力への影響を確かめるために風洞試験を実施した。その結果、インテーク抗力について、流路が絞られるほど全機抗力係数が大きくなることが分かった。また、全機抗力に対してインテーク抗力の割合は小さく、特に超音速では 8.6%以下であることが分かった。インテーク内部では境界層により流れが絞られ、一様流が遷音速では加速、超音速では減速されると考えられる。更に尾翼操舵機構を収めるための角台を設けることによる抗力の増加は確認されなかった。

今後はインテーク内部の境界層を確認するための更なる風試が必要である。方法としてはインテーク単体の模型を製作し、風洞試験においてシュリーレン法などによる内部流れの可視化、またはプローブや熱線風速計による壁面からの速度分布の計測が有効であると考えられる。

参考文献

- 1) 溝端一秀, 東野和幸, 棚次亘弘, 「小型無人超音速機プロトタイプ製作」, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2009.
- 2) 生井武文, 松尾一泰, 「圧縮性流体の力学」, 2003, pp. 163-165, 理工学社.