



室蘭工業大学

学術資源アーカイブ

Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive



第二世代小型超音速飛行実験機の抗力特性評価

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 大石, 栄, 近藤, 賢, 鈴木, 祥弘, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008819

第二世代小型超音速飛行実験機の抗力特性評価

著者	大石 栄, 近藤 賢, 鈴木 祥弘, 溝端 一秀
雑誌名	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
巻	2012
ページ	15-18
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008819

第二世代小型超音速飛行実験機の抗力特性評価

- 大石 栄 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
 近藤 賢 (機械航空創造系学科 4年)
 鈴木祥弘 (機械航空創造系学科 4年)
 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)

1. はじめに

室蘭工大・航空宇宙機システム研究センターでは、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進しており、その一環として、小規模ながらも実際の高速飛行環境で飛行実証するための飛行実験機(フライング・テストベッド FTB)を研究開発している。現在、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)エンジンを一基搭載する第二世代飛行実験機的设计を進めている。その空力形状 M2011 の空力特性を評価するために2011年度に遷音速および亜音速風洞試験を実施し、これを元にして飛行経路解析を実施したところ、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するためには抗力を 15%程度低減する必要があることが示された。そこで本研究では、遷音速・超音速風試を追加実施し、M2011 空力形状の抗力特性を一層詳細に把握することを目的とする。

2. M2011 空力形状

M2011 空力形状の主翼・尾翼・胴体の形状・配置は第一世代実験機の M2006prototype 形状と相似であり、主翼・尾翼の寸法および胴体外径は 1.5 倍である。これによって M2006prototype の風試データや飛行データを有効活用できる。また、飛行ミッションに応じて推進剤搭載量が増えることを想定して、3通りの胴体全長を想定している。さらに、現時点ではインテークの設計が未確定であることから、その長さを3通りに想定している。その主要諸元と三面図を表1および図1に示す。当面、推進剤搭載量最大の Nose-C (胴体全長 7.8m) とインテーク長さ最短の Intake-A の組み合わせをベースライン形状としている。

表 1. 第二世代実験機の M2011 空力形状の主要諸元

胴体全長	Nose-A	5.8m (推進剤と 80kg)	主翼	翼幅	2.41m	
	Nose-B	6.8m (推進剤 105kg)		面積	2.15m ²	
	Nose-C (基本形状)	7.8m (推進剤 130kg)		平均空力翼弦	1.19m	
インテーク長	Intake-A (基本形状)	0.47m		前縁後退角	内翼	66deg
	Intake-B	1.45m			外翼	61deg
	Intake-C	2.43m		翼厚	6%	

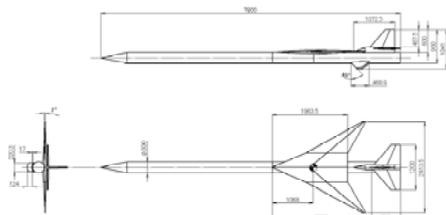


図 1. 第二世代実験機の M2011 空力形状 (Nose-C、Intake-A)



図 2. M2011 空力形状の風試模型 (Nose-C、Intake-A)

3. 風洞試験による抗力特性の評価

3. 1. 風試模型と試験条件

風試模型を縮尺 7/60 で設計・製作した。主翼、尾翼、中胴部（天秤インターフェース）、および後胴部は M2006prototype 模型（縮尺 7/40）と共通である。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。Nose-C と Intake-A を搭載したベースライン形状模型の外観を図 2 に示す。

本研究では、インテークの壁厚、エンジンの作動状態（空気流量）、およ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壁厚 1mm と 0.5mm の模型を使用する。また、エンジン作動状態（空気流量）を模擬するために開口比 80% および 60% のオリフィスをインテーク出口に設置する。さらに、インテーク入口・出口の流れの状態を計測するために静圧および総圧プローブを用いる。これらの模型部品の形状・寸法を図 3 に示す。

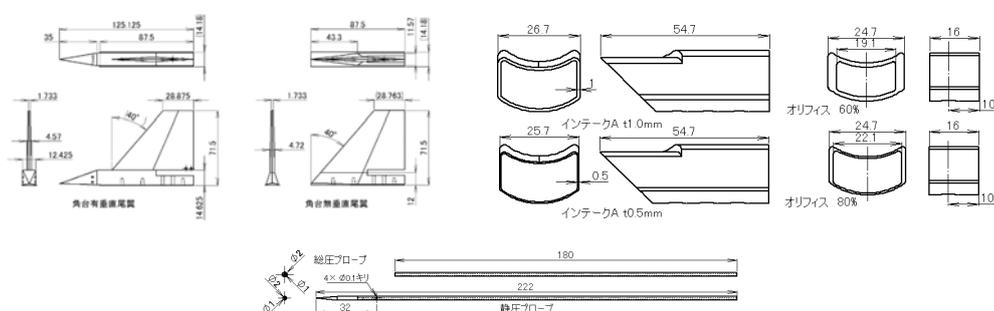


図 3. 風試模型部品の設計

風洞試験は JAXA/ISAS の吹出式遷音速/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。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。迎角は 0 度とし、マッハ 1.3 から 0.7 までのマッハスイープを実施する。超音速風試ではノーズから発生した衝撃波が風洞内壁に反射して模型後部に当たることを避けるために最短のノーズ A を搭載する。マッハ数は 1.5、1.8、または 2.0 で通風毎に固定であり、ピッチ角を -5~+5 度の範囲でスイープさせる。一様流全圧は遷音速・超音速ともに 2.0kgf/cm^2 である。

3. 2. 風試結果

マッハ数 0.7~2.0 の範囲での各模型形態での全機寄生抗力係数（迎角ゼロの全機抗力係数）を図 4 に示す。全般的にマッハ数 1.1 付近で寄生抗力係数は最大となっている。インテークの壁厚が大きいほど、またオリフィス開口比を小さくするほど寄生抗力係数が大きくなっており、インテーク流路が絞られるほど抗力は大きくなると考えられる。

次に遷音速域および超音速域における全機抗力とインテーク抗力推定値をそれぞれ図 5、図 6 に示す。ここでインテーク抗力は、インテーク入口および出口における圧力計測に基づくマッハ数推定値を元にして運動量収支解析から推定している。遷音速域では通風マッハ数が大きくなるに従って全機抗力も増加しているが、インテーク単体の抗力増加は僅かである。超音速域では、全機抗力はピッチ角が 0 度に近いほど小さいが、インテーク単体抗力はピッチ角が大きくなるほど概ね単調に大きくなる。全機抗力のうちインテーク抗力が占める割合は、全機抗力最小の時（ピッチ角 0° 付近）で 8.6% である。なお、インテーク抗力推定の際には、流れに垂直な面内の流速

分布を考慮していない。この流速分布の効果を、たとえばインテーク壁面境界層の排除厚として運動量収支解析に取り入れる必要がある。

三通りのオリフィス開口比（オリフィス無し、80%、60%）において、遷音速域でのインテーク入口・出口の圧力計測に基づくマッハ数推定結果を図7に、対応するシュリーレン映像（通風マッハ数 1.3）を図8に示す。遷音速域ではインテーク出口マッハ数はオリフィス開口比によってあまり変わらないが、入口マッハ数は開口比が小さいほど下がっており、これに対応してシュリーレン画像におけるインテーク入口の衝撃波は開口比が小さいほど強くなることが確認できる。また、入口マッハ数よりも出口マッハ数のほうが大きくなっており、これはインテーク内の亜音速流れにおいて壁面境界層が発達して流れが加速されているためと考えられる。さらに、シュリーレン画像から、インテーク後端から鼓状衝撃波が発生していることが確認され、インテーク出口の流れは過膨張状態であることが分かる。開口比が小さいほど鼓状衝撃波が強くなっているようであり、開口比が小さいほどインテーク内で流れが加速していると考えられる。

次に、マッハ 2.0 の超音速条件でのインテーク入口・出口のマッハ数推定結果を図9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くなっている。これは、遷音速と同様に超音速条件でもインテーク内部で壁面境界層が発達して流れが絞られるが、今度はインテーク内流れは超音速であるため、絞られることによって減速するものと考えられる。

最後に、尾翼角台の有無による抗力の変化を図10に示す。抗力係数が最も大きいマッハ 1.1 近辺でのみ角台によって抗力係数が大きくなり、それ以外のマッハ数域では角台によって却って抗力係数が減じている。亜音速域では角台によって尾翼・胴体の空力干渉が緩和された可能性があり、また超音速域では角台によってエリアルールに従って造波抗力が減じた可能性がある。

4. まとめ

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 M2006prototype 形状を基にして、一層高速飛行に適した GG-ATR エンジンの搭載を想定した機体形状 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、および垂直尾翼根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（エンジンの空気流量が小さいほど）全機抗力係数が大きくなることが分かった。また、全機抗力に占めるインテーク抗力の割合は小さく、特に超音速条件では 8.6%以下であることが分かった。インテーク内部では壁面境界層により流れが絞られ、遷音速条件では加速、超音速条件では減速されると考えられる。さらに、角台を設けることによる抗力の著しい増加は確認されなかった。

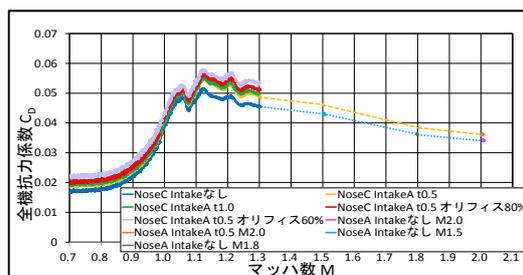


図4. インテーク壁厚とオリフィスによる抗力の変化

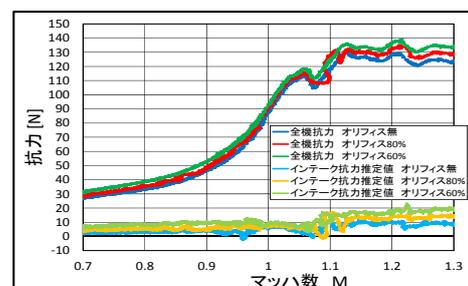


図5. 遷音速域における全機抗力とインテーク抗力推定値

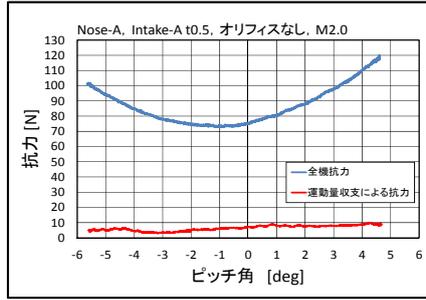
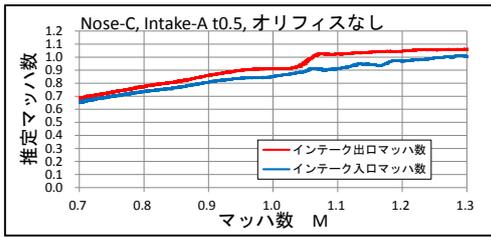
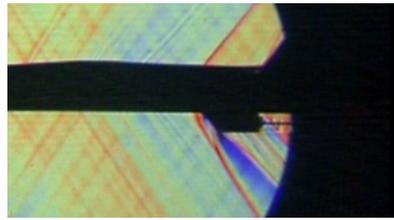


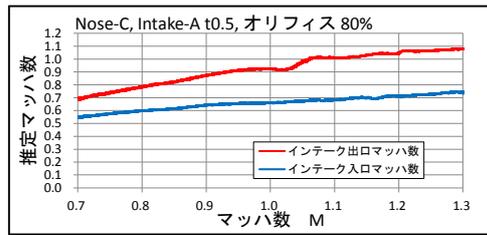
図6. 超音速域における全機抗力に対するインテーク抗力



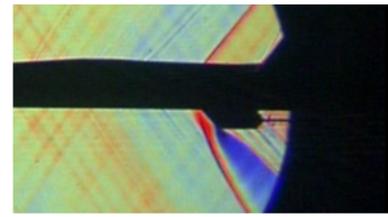
(a) オリフィスなし



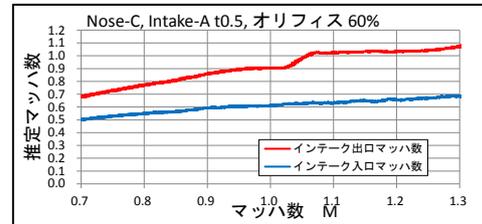
(a) オリフィスなし



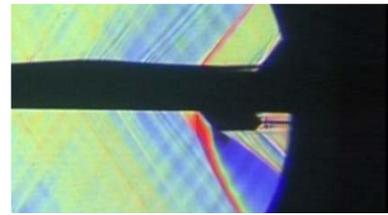
(b) オリフィス開口比 80%



(b) オリフィス開口比 80%



(c) オリフィス開口比 60%



(c) オリフィス開口比 60%

図7. 遷音速域におけるインテーク入口出口の推定マッハ数 (Nose-C、Intake-A t0.5)

図8. M1.3 におけるシュリーレン写真 (Nose-C、Intake-A t0.5)

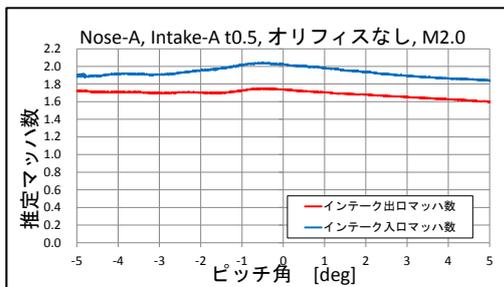


図9. M2.0 おけるインテーク入口出口の推定マッハ数 (Nose-A、Intake-A t0.5、オリフィスなし)

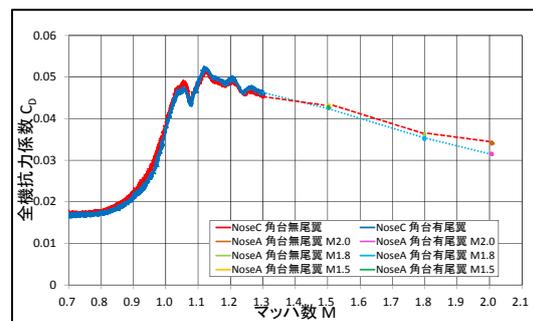


図10. 角台の有無による全機抗力への影響