



## 第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価

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: 溝端, 一秀, 上村, 威揮, 大石, 栄 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008790">http://hdl.handle.net/10258/00008790</a>

## 第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価

著者	溝端 一秀, 上村 威揮, 大石 栄
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	2011
ページ	17-20
発行年	2012-07
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008790">http://hdl.handle.net/10258/00008790</a>

## 第二世代小型超音速飛行実験機の空力設計と空力評価

- 溝端 一秀(もの創造系領域 准教授)  
上村 威揮 (航空宇宙システム工学専攻 2年)  
大石 栄 (機械システム工学科 4年)

### 1. はじめに

室蘭工業大学・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、地上で研究された基盤技術を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実験機(フライング・テストベッド FTB)の研究開発を進めている。これまで、クランクトアロー翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン二基を搭載するM2006空力形状をベースラインとしており、飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主たる目的としてプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を2009年度に設計・製作した。2010年度夏期および2011年度夏期には、このプロトタイプ機体を用いた飛行試験を白老滑空場で実施した。

さらに、超音速飛行に一層適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)エンジンを一基搭載しマッハ2程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な第二世代超音速実験機の設計を進めている。本稿では、この第二世代実験機の空力設計と風試による空力評価を概観する。

### 2. M2011 空力形状

第二世代実験機の飛行プロファイルとしては、地上から離陸して飛行マッハ数2.0に到達することを「ミニマムサクセス」と定義している。自主設計による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)エンジン一基、ミニマムサクセスに必要な推進剤(バイオエタノールおよび液体酸素、計80kg)のタンク、推進剤押し出し用のGN2のタンク、および補器類(ガスジェネレータ、バルブ・配管、等)を搭載する。エンジンおよびタンク類の外径は223mmであり、胴体リングフレームの高さ(半径方向の厚み)、エンジン・タンク外面とリングフレーム内面間のすき間(クリアランス)、および胴体外板の厚みを考慮に入れて胴体外径を300mmとしている。

これはM2006形状の胴体外径の1.5倍である。さらに、主翼および尾翼の形状と位置関係をM2006プロトタイプ機と相似とし、その寸法を1.5倍に設定している。これによって、主翼・尾翼・胴体の主要形状はM2006形状と相似となり、これまでに取得した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有効活用することができる。一方、飛行ミッ

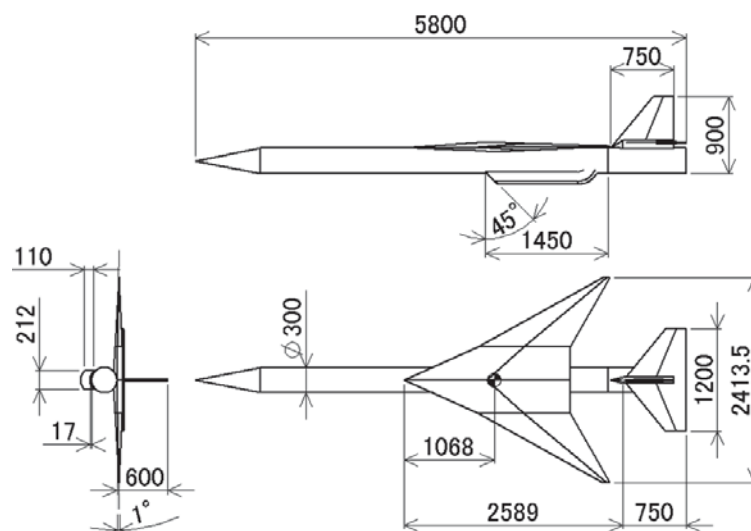


図1. 第二世代実験機のM2011空力形状(ベースライン形状)

シオ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、胴体全長はベースライン形状の5.8m(推進剤搭載量 80kg)のほかに 6.8m(同 105kg)および 7.8m(同 130kg)の計 3 通りを想定している。また、インタークについては、設計中の ATR-GG エンジンの空気吸い込み流量に適合した流路面積を与え、当面は胴体下面に設置することとしている。ベースライン機体形状(M2011 形状)の三面図を図1に示す。

### 3. 風試による空力評価

この空力形状 M2011 について、図2の通り風試模型を設計・製作した。実機全長 5.8m、6.8m、および7.9mに対応して、風試模型のノーズ部品として「ノーズ A」、「ノーズ B」、および「ノーズ C」の三通りを製作した。

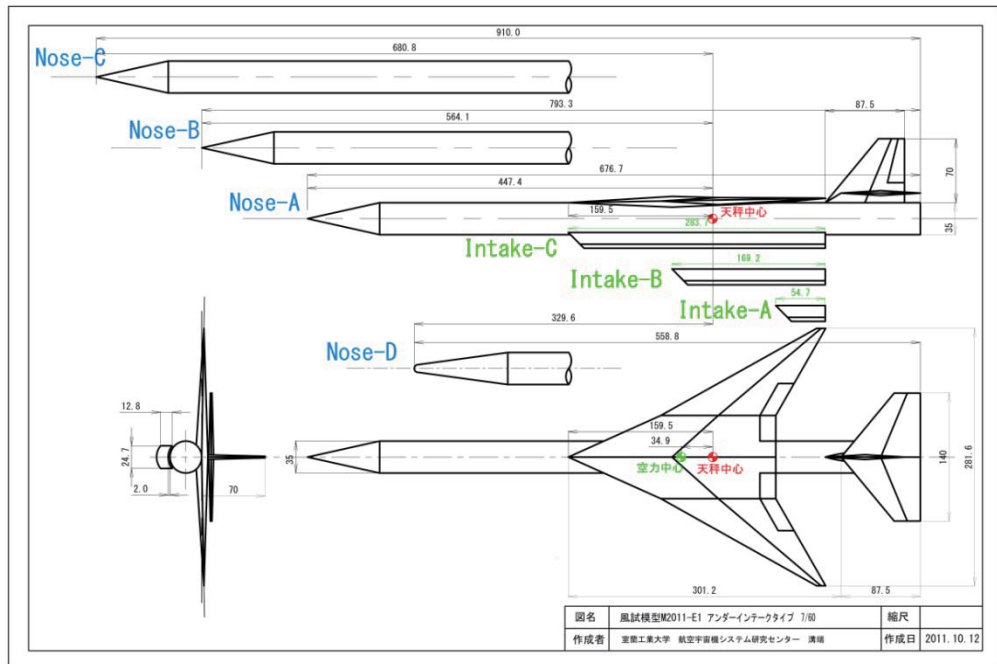


図2. M2011 形状の風試模型 (a)三面図

また、現時点でインタークの形状設計に未確定要素が大きいため、インターク長さとして三通りを想定し、短い方から「インターク A」(インターク前縁が主翼の翼根後縁の位置にある)、「インターク B」(インターク前縁が主翼の翼根翼弦 50%の位置にある)、および「インターク C」(インターク前縁が主翼の翼根前縁の位置にある)としている。これら三通りのノーズ長および三通りのインターク長によって、空力特性がどのように変わるかを評価することにした。なお、インタークによって流れを堰き止めないように、インタークは筒形状であり、その内部流路断面形状は機軸方向に一定であるとともに後端は開いている。



(b) ベースライン形状の風試模型の外観(ノーズ A、インターク B)

図2. M2011 形状の風試模型

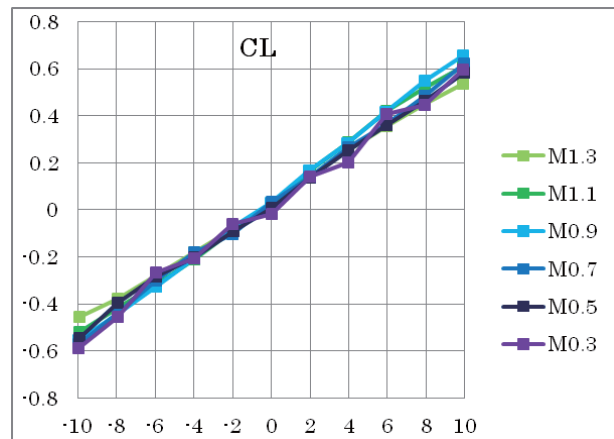
この風試模型を用いて、JAXA/ISAS の遷音速風洞において亜音速および遷音速風試(マッハ 0.3~1.3)を実施した。その結果のうち、ベースライン形状の縦の空力係数を図3に示す。揚力係数についてはM2006 形状とほぼ同等の特性になっており、エレベータ固定条件の揚力傾斜は約 0.06 である。抗力係数については、エンジンを胴体内に収めることによって寄生抗力係数(揚力ゼロの時の抗力係数)をM2006 形状の65%程度に低減できている。ピッチングモーメント係数  $C_M$  については、迎角  $\alpha$  に対する  $C_M$  曲線が一貫して右下がりであることから、ピッチング静安定性が得られていることが分かる。

また、ノーズ長およびインテーク長の異なる 5 つの形態について、マッハ 1.3 における縦の空力係数の比較を図4に示す。揚力係数および抗力係数は、ノーズ長およびインテーク長によってほとんど変化しない。ピッチングモーメントについては、ノーズ長が長くなる(ノーズ B, C)とピッチング静安定性 ( $\alpha \sim C_M$  曲線の負の傾き)が少し減じるが、問題ない程度である。

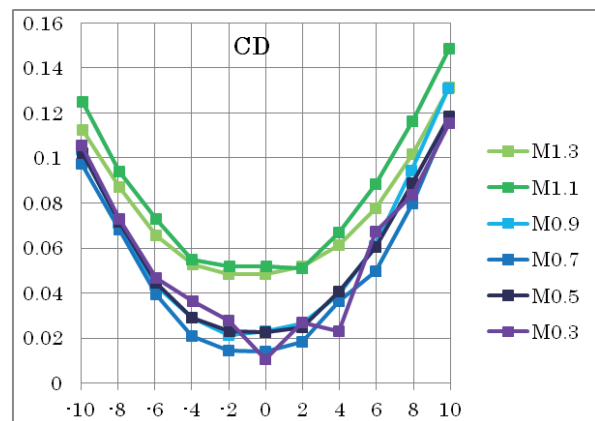
風試で得られた空力係数、機体構造の予備的設計から見積もられる機体質量、およびエンジン設計データとしての推力・比推力マップを用いて、三自由度飛行経路解析を実施し、得られた飛行経路解の例を図5に示す。目標飛行マッハ数 2.0 に到達する可能性を検討した結果として、抗力係数を15%低減し、かつ燃料搭載量を130kg(機体全長7.8m に対応)とする必要性が示されている。この抗力低減のためには、所謂エアルールに従って、機軸に沿う方向の胴体断面積分布やインテークの形状・位置を調整することが有効と考えられる。

#### 4. まとめ

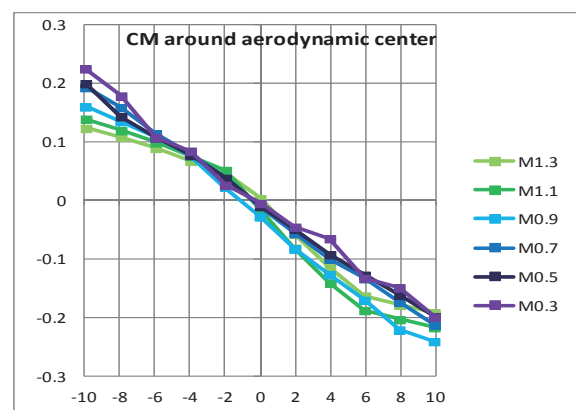
超音速飛行に一層適合した ATR-GG エンジンを一基搭載する第二世代実験機の空力設計を進め、主翼・尾翼・胴体を第一世代実験機と相似で寸法1.5 倍とし機首を前方に延長した M2011 形状を提案した。亜音速域および遷音速域で風洞試験を実施し、縦の空力について概ね良好な特性が確認された。さらに、飛行経路解析によって、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するためには抗力を15%程度低減する必要性が示された。今後、空力形状 M2011 の抗力低減策の検討を進め、超音速飛行可能なフライングテストベッドの実現を目指す。



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) ピッチングモーメント係数(主翼空力中心周り)

図3. M2011 ベースライン形状の縦の空力係数

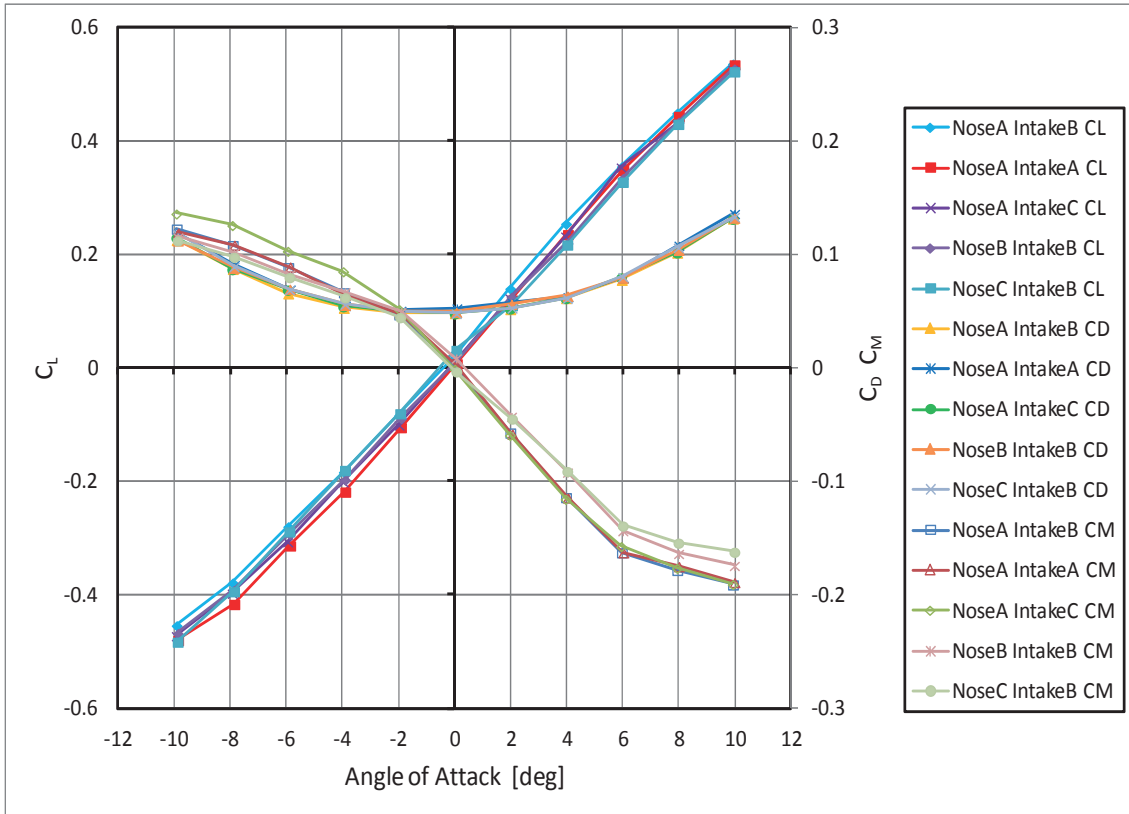


図4. ノーズ長・インテーク長の異なる5通りのM2011形状の縦の空力係数(マッハ1.3)

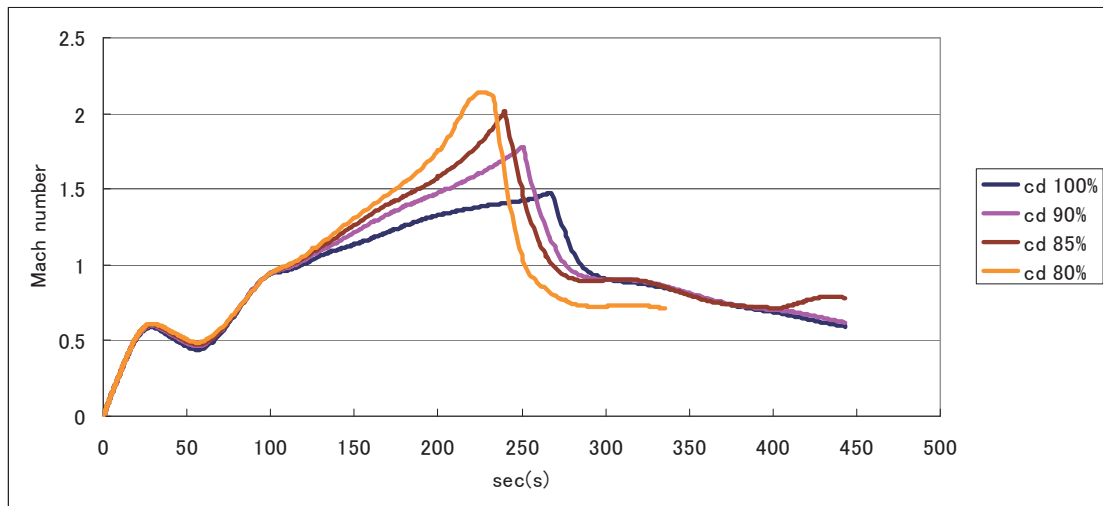


図5. 飛行経路解析の解の例