



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飛行性能予測

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: 近藤, 賢, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008818

第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

著者	近藤 賢, 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	19-22
発行年	2013-07
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008818

第二世代小型超音速飛行実験機の飛行性能予測

○ 近藤 賢 (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が推進されており、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飛行実験機の研究開発が進められている。これまで、クランクアロー主翼を有し反転軸流ファン式ターボジェットエンジン2基を搭載する M2006 形状が提案され、これと概ね同等の M2006prototype 空力形状を有するプロトタイプ機体(オオワン 1号機)が 2009 年度に設計・製作され、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実験が白老滑空場で実施された。さらに、超音速飛行に一層適した ATR-GG エンジンを1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飛行実験機の設計が進められており、その M2011 空力形状が提案されている。

そこで本研究は、第二世代オオワシの空力形状 M2011 の空力特性を評価し、さらにその結果を用いて飛行経路解析を行い、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するための条件を明らかにする。

2. 小型超音速飛行実験機の機体形状と緒元

M2006prototype 形状と M2011 形状では主翼と尾翼の形状・配置は相似であり、翼幅および胴体外径は M2006prototype に比して M2011 は 1.5 倍に設定されている。その三面図を図1に示す。

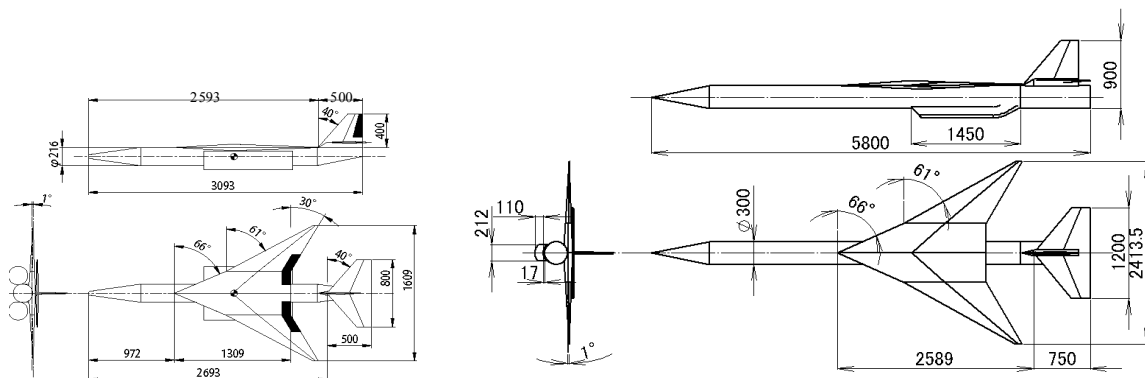


図1. M2006prototype 空力形状および M2011 空力形状

3. 空力特性評価

M2011 形状の揚力・抗力特性を評価するために風洞試験を行う。風洞設備としては JAXA/ISAS 所有の遷・超音速風洞を使用する。これは間欠吹き出し式であり、測定部断面積は 600×600 [mm²]、通風可能マッハ数は遷音速で 0.3~1.3、超音速で 1.5~4.0 である。機体に作用する空気力の測定には 6 分力内挿天秤を用い、機体底面の圧力測定には 4 本の圧力管および圧力トランスデューサを用いる。通風条件は遷音速風洞でマッハ 0.5~1.3、超音速風洞でマッハ 1.5~2.0、迎角-10~10[deg]である。風洞試験

で計測された結果の例を図2に示す。

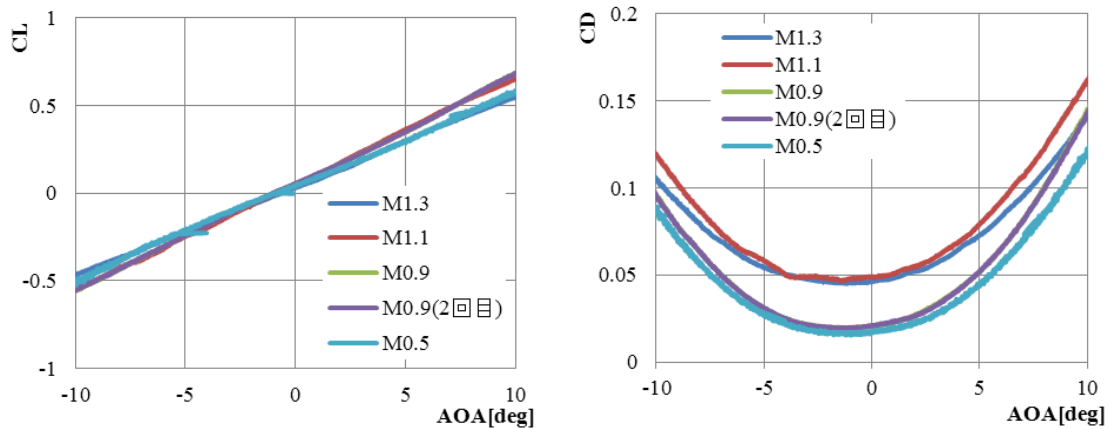


図 2. 風洞試験で計測した各マッハ数での揚力係数と抗力係数

4. 推力余裕

風洞試験によって得られた抗力データと、熱サイクル解析によって推算された ATRGG エンジンの定格回転 (100%) および 105% 回転での推力データを用いて、推力余裕 (推力 - 抗力) を推算した結果を図3に示す。推力余裕が負になる領域は濃紺色で表示している。マッハ 1.1~1.7、高度 11km の辺りに推力余裕の尾根ができており、ここを通過して加速上昇する必要がある。また、定格回転の場合は、海面上で加速してゆくと推力余裕が減り、マッハ 1.0 の近傍で推力余裕が負となる。つまり、地上での加速補助によって却って離陸後の加速性が損なわれる可能性がある。一方、105% 回転の場合はこの傾向が緩和されている。

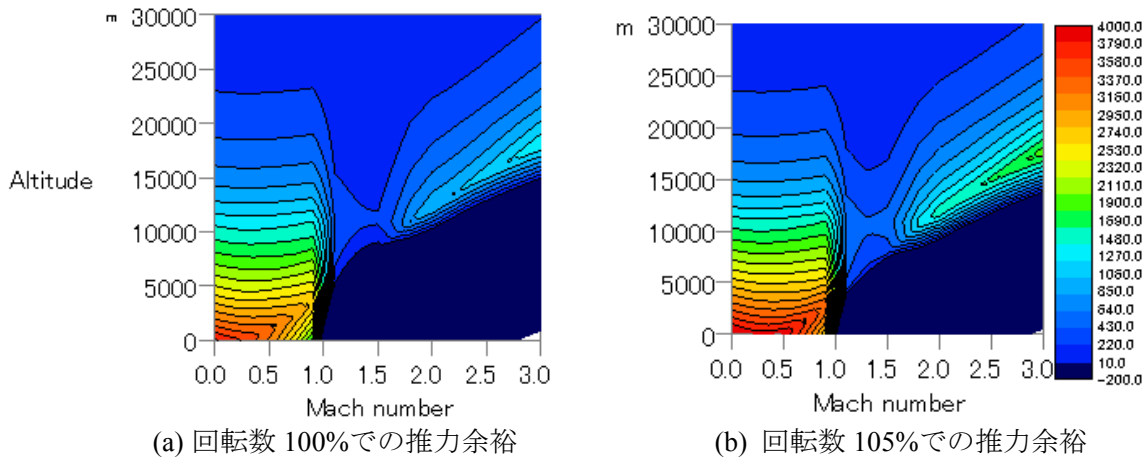


図 3. M2011 形状と ATRGG エンジンのデータから作成した推力余裕マップ

5. 飛行経路解析

5. 1. 手法

図4に示された地球の中心を原点とする三次元極座標系において解析対象の機体を質点として扱う。機体にはたらく力(揚力、抗力、推力、重力)を推算しつつ機体の三自由度運動方程式を解く手順をフォ

ートランでプログラムする。風洞試験で得られた揚力係数・抗力係数、構造設計によって推算された機体質量、および ATR-GG エンジンの性能推算による推力・比推力データを用い、機体の迎角・バンク角およびスロットル開度を時系列に調整しながら、上述のプログラムを実行することによって、図5のような飛行経路の解が得られる。

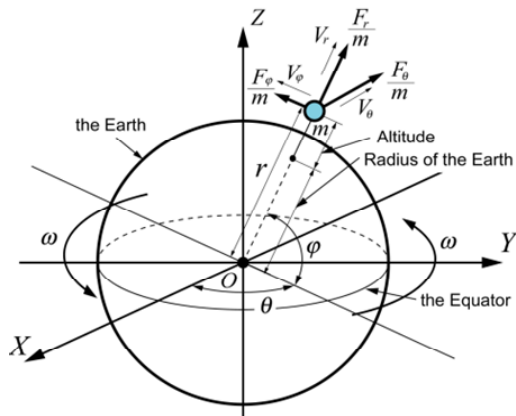


図 4. 3 自由度慣性極座標系

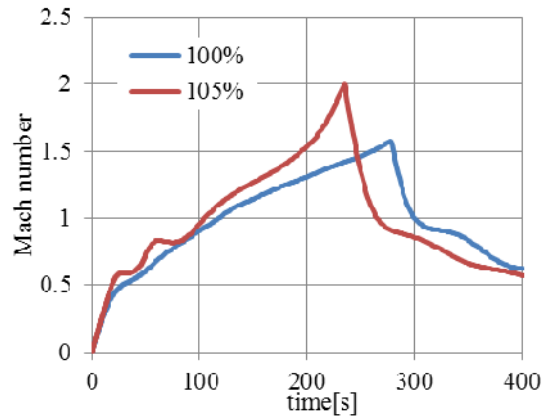


図 5. 飛行経路解析結果の例

5. 2. 解析条件

解析において調整できる飛行条件は、機体乾燥質量(搭載燃料以外の機体の質量)、搭載燃料質量(ノーズ長に対応)、エンジンスロットリング(エンジン回転数に対応)、エアールールなどの抗力低減手段を用いたと想定した場合の抗力低減率、および目下研究開発中の高速走行軌道装置等による地上加速補助により付与される初速度である。これらの条件を調整しつつ飛行経路解析を実施し、目標飛行マッハ数 2.0 に到達するための条件を見いだす。エンジンスロットリングについては定格回転(100%回転)と105%回転の二通りエンジン性能データを用いる。この二通りのエンジン回転数に基づいて得られた飛行経路の解の例を図5に示す。

5. 3. 解析結果

上述の諸条件において飛行経路解析によって推算された到達マッハ数を表1に示す。機体乾燥質量の 60kg 程度の低減、機体抗力の 8%程度の削減、ATRGG エンジンを 105%回転で作動させること、及び地上加速補助のいずれも飛行到達マッハ数を上昇させる手段として効果的である。これらを併用するとさらに効果的であり、所要燃料搭載量を減らすことができる。所要燃料搭載量によってノーズ長が決まるため、ノーズ長を縮めることによる空力安定性の改善、特に横方向の空力安定性の改善が見込まれる。あるいは航続性能の向上が期待される。

6. まとめ

小型超音速飛行実験機(第二世代オオワシ)について ISAS/JAXA での遷・超音速風洞試験によって各マッハ数、迎角ごとの空力特性データを得、抗力データとエンジン性能推算データから推力余裕を評価した。さらに、風洞試験で得られた空力特性データとエンジン性能推算データを用いて種々の飛行条件で飛行経路解析を行い、到達マッハ数を比較した。その結果以下のことが分かった。

- ① ATR-GG エンジンの 105%回転による推力増強、機体乾燥質量の 60kg 程度の軽量化、機体抗力の 8%程度の削減、および地上加速補助が、到達マッハ数 2.0 を実現する上で有効である。
- ② これらを併用すると所要燃料搭載量を減らすことができ、ノーズ長を縮めることによる空力安定性の改善あるいは航続性能の向上が期待される。

表 1. 各条件での飛行経路解析によって推算された到達マッハ数

解析条件 No.	機体乾燥質量[kg]	搭載燃料質量[kg]	抗力 [%]	エンジン回転数[%]	滑走加速補助による初速度[Mach]	到達マッハ数	
1	270	130	100	100	0	1.6	
2	210			105		2.0	
3	270			95			2.0
4			93	1.8			
5			92			1.9	
6			100				0.3
7				0.5	1.7		
8				0.7		1.7	
9				105			0.3
10					0.5		2.1
11					0.7	2.2	
12	0.7		2.2				
13	270			100	0.7		1.7
14	270			105	0.7	2.0	
15	210		92	0.7	2.5		
16	80		92	0.7			2.2