

小型無人超音速機の空力特性に関する研究：研究成果報告

著者	溝端 一秀, 工藤 摩耶, 笹山 容資, 桑田 耕明, 丸 祐介, 棚次 巨弘, 新井 隆景, 坪井 伸幸
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	2007
ページ	1-6
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008707

小型無人超音速機の空力特性に関する研究：研究成果報告

著者	溝端 一秀, 工藤 摩耶, 笹山 容資, 桑田 耕明, 丸 祐介, 棚次 巨弘, 新井 隆景, 坪井 伸幸
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	2007
ページ	1-6
発行年	2008-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008707

小型無人超音速機の空力特性に関する研究 — 研究成果報告

- 溝端 一秀(機械システム工学科 准教授)
- 工藤 摩耶(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 笹山 容資(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 桑田 耕明(航空宇宙システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 丸 祐介(航空宇宙機システム研究センター 博士研究員)
- 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長 教育研究等支援機構 教授)
- 新井 隆景(大阪府立大学 航空宇宙工学科 教授)
- 坪井 伸幸(JAXA/ISAS)

1. 緒言

大陸間的高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新することを目指して、室蘭工業大学を中心として関連する基盤技術の研究を進めている⁽¹⁾。研究された基盤技術を、小規模ながらも機体システムやエンジンシステムに搭載して、高速飛行環境においてその機能・性能を実証する計画である。このためのフライングテストベッドとして、全長 3m 程度の小型超音速飛行実験機（無人飛行機）の設計を進めている。昨年度まで種々の空力形状を提案し、風試によってその空力特性を把握した。その結果、超音速域までの加速性が期待できる双発・高翼の M2006 形状を当面のベースライン形状に選定した⁽²⁾。本年度は、この空力形状において全可動水平尾翼の操舵によるピッチング（縦揺れ）のトリム（釣り合い）性能と静安定性を把握することを目指す。風試模型において、水平尾翼の取付角を 0° , $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$ の 5 通りに変え、風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測し、トリム性能と静安定性を評価する。

2. 機体の空力設計

2.1 M2006 空力形状の設計指針

小型超音速飛行実験機に搭載して実証される基盤技術は多岐に渡ることが予想されるため、飛行実験機は多様な飛行プロファイルに対応可能であることが望ましい。当面は Fig. 1 のような、滑走離陸、自力上昇・加速、超音速巡航、減速・降下、着陸アプローチ、および着陸滑走からなる飛行プロファイルを想定している。

この飛行プロファイルの実現を目指して M2006 空力形状を設計した。その特徴を Table 1 に、概観を Fig. 2 に示す。また、実機と風試模型の寸法を Table 2 に示す。

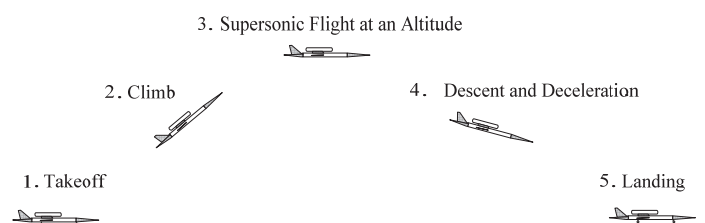


Fig.1. Tentative plan of the flight profile of a small-scale supersonic experimental vehicle.

Table 1. Design concept of the M2006 configuration.

項目	設計内容	目的・効果
エンジン数	2基	推力の増強.
エンジンの搭載位置	胴体両脇	燃料搭載スペースの確保. 片肺時の偏揺れを低減.
翼平面形	クランクト・アロー	安定な縦渦による剥離特性の改善と揚力増強. 造波抗力の低減.
翼型	ダイヤモンド翼型	造波抗力の低減.
翼胴配置	高翼式	横揺れ安定性の確保.

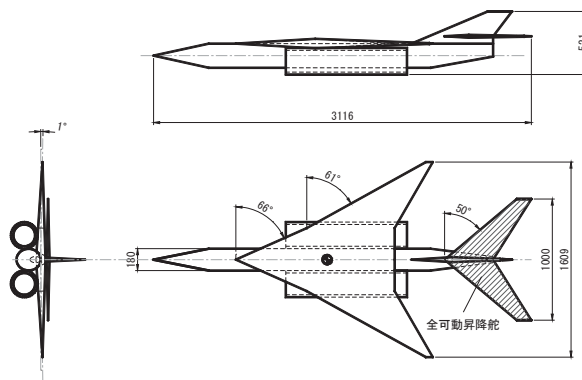


Fig. 2. Overview of the M2006 configuration.

Table 2. Dimensions of the M2006 configuration.

	Wind tunnel test model	Real configuration
Scale	1/5.7	1/1
Length [m]	0.55	3.12
Wing Span [m]	0.28	1.61
Wing Area [m ²]	0.03	0.96
MAC [m]	0.14	0.80
Sweep-back Angle [deg.]	66, 61	

2.2 昇降舵

飛行プロファイルの全域において、ピッチングのトリムと静安定を確保することが必要である。そのために、小さな舵角で大きなピッチングモーメントを稼ぐことの可能な全可動式水平尾翼を採用する。この水平尾翼の諸元を Table 3 に示す。

Table 3. Dimensions of the all-moving horizontal tail.

Area [m ²]	0.26
Moment arm [m]	1.20
Volumetric coefficient	0.40
Sweep-back angle [deg.]	50

3. 昇降舵のはたらき

ある機体の重心まわりのピッチングモーメント曲線の一部を Fig. 3 に示す. 図のように曲線の傾き $dC_M/d\alpha$ が負であればピッチングの静安定性は保たれている. さらに, 機体を定常飛行させるためにはピッチングモーメント係数 C_M が 0 である必要がある. この例では, 昇降舵の舵角 $\delta=0^\circ$ の場合は迎角 0° でのみ定常飛行が可能である. ここで舵角を変化させると水平尾翼の揚力が変化し, ピッチングモーメント曲線は上または下に平行移動する. これによって $C_M=0$ を満たす迎角が変わる. このようにして, 昇降舵の操作によって, 定常飛行できる迎角の範囲を広げることができる.

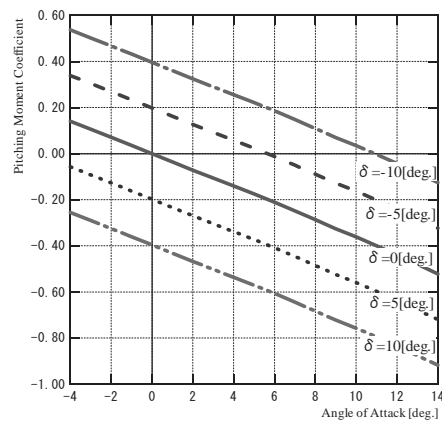


Fig. 3. A typical curve of pitching moment coefficient vs. angle of attack.

4. 風洞試験

M2006 風試模型の水平尾翼の取付角を変えつつ, 風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測する. JAXA/ISAS の遷音速風洞および超音速風洞を使用する. 両風洞は吹出し式で, 流路断面積は 600 mm×600 mm, 最大通風時間は約 30 秒, 通風可能マッハ数はそれぞれ 0.3~1.3, 1.5~4.0 である.

模型に作用する空気力の測定には, 六分力内装天秤を用いるとともに, 圧力変換器によって底面圧力を測定して底面抗力補正を施す. 通風条件は, マッハ数は 0.3~2.0, 迎角は亜音速域で $-10^\circ \sim 10^\circ$, 超音速域で $-4^\circ \sim 4^\circ$, 横滑り角は $-2^\circ \sim 2^\circ$ である. 昇降舵の舵角は前縁上向きを正として $0^\circ, \pm 5^\circ, \text{および} \pm 10^\circ$ の 5 通りである.

5. 試験結果と考察

5.1 ピッチングのトリムと静安定性

Fig. 4 および Fig. 5 に、マッハ数 0.3 および 0.7 の場合の重心まわりのピッチングモーメント曲線を示す。重心は平均空力翼弦の 30%位置に仮定している。舵角 $\delta=0^\circ$ の場合の曲線の傾きは負であり、ピッチングの静安定は保たれていることがわかる。マッハ数 0.3 の場合、各舵角についての曲線は相互に平行である。舵角範囲を $\pm 5^\circ$ とすると定常飛行可能な迎角範囲は $-6^\circ \sim 8^\circ$ である。また舵角範囲を $\pm 10^\circ$ とすると、曲線を補外することにより定常飛行可能な迎角範囲は $-15^\circ \sim 14^\circ$ と予測される。

マッハ数 0.7 の場合は、舵角範囲を $\pm 5^\circ$ とすると、曲線を補外することにより定常飛行可能な迎角範囲は $-7^\circ \sim 7^\circ$ と予測される。しかし、舵角 -10° および 10° では曲線の傾きが非常に小さく、安定中立に近い状態である。マッハ数 0.7 以上の遷音速域において同様の傾向が見られる。

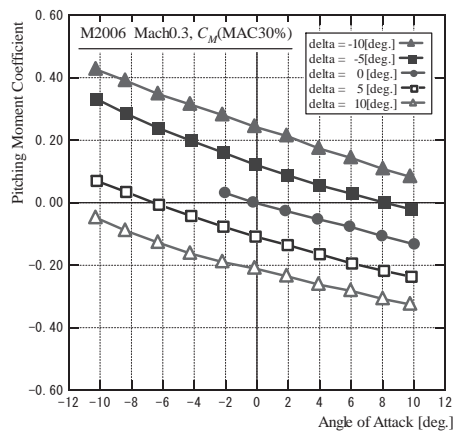


Fig. 4. Pitching moment coefficient vs. angle of attack at Mach 0.3.

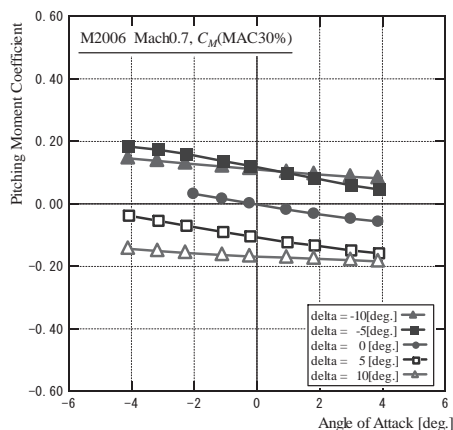


Fig. 5. Pitching moment coefficient vs. angle of attack at Mach 0.7.

5.2 昇降舵操舵による揚力係数の変化

Fig. 6 および Fig. 7 にマッハ数 0.3 および 0.7 の昇降舵操舵による揚力係数 C_L の変化の様子を示

す。マッハ数 0.3 では、すべての迎角において、舵角に対して直線的に揚力係数が変化している。マッハ数 0.7 では舵角に対する揚力係数の変化が直線的でなく、舵角範囲 $-10^{\circ}\sim-5^{\circ}$ および $5^{\circ}\sim10^{\circ}$ で揚力係数の変化が鈍っている。これは、大きな舵角によって水平尾翼が失速しているためと考えられる。

5.3 離着陸性能

離陸速度をマッハ数 0.3 および 0.5 と仮定した場合の離陸時の揚力を Fig. 8 に示す。横軸は迎角 α [deg.]、縦軸は揚力 L [kgf] である。M2006 機体の全備重量は 155 kgf と推算されており、これを図中に赤線で示す。離着陸マッハ数を 0.3（飛行速度 102 m/sec）とする場合は迎角 5° 程度（水平尾翼舵角 -3° 程度）で揚力が重量を上回って離着陸可能である。この値から換算すると、迎角を 8° （水平尾翼舵角 -5° ）とするならば、飛行マッハ数 0.24（飛行速度 82 m/sec）程度で離着陸可能である。なお、遷音速～超音速域については、 2° 程度以下の小さな迎角で飛行するという事も相俟って、ピッチングトリム性能は十分であることが分かっている。

6. 結言

大陸間の高速航空輸送および地球軌道への再使用宇宙輸送を革新するための基盤技術を飛行実証することを目標として、フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計を進めている。昨年度までの研究から当面のベースライン形状として M2006 形状を選定した。そのピッチングのトリム性能および静安定性を把握・検証するために、風試模型において、水平尾翼の取付角を 0° 、 $\pm 5^{\circ}$ 、 $\pm 10^{\circ}$ の 5 通りに変え、風試によって迎角とピッチングモーメント係数の関係を計測した。その結果、M2006 形状の飛行実験機は、離着陸から超音速巡航までの全速度領域におけるピッチングトリム性能および良好な離着陸性能を有することが予測された。なお、亜音速域に比べて遷音速・超音速域では、ピッチング静安定性が若干低減することと、水平尾翼が失速する傾向が捉えられた。前者については重心位置をもっと前方に設定することが効果的であり、後者については水平尾翼の後退角を小さくしたり、ボルテックスジェネレータ、ドッグツース、等の失速抑制策を講じることが効果的と考えられる。

参考文献

- (1) 溝端 一秀, ほか, 「FTB としての小型超音速飛行実験機の構想と亜音速飛行実証」, 平成 19 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2008 年 1 月 28-29 日).
- (2) 羽田 尚太, ほか, 「小型超音速飛行実験のための有翼機体の空力設計と風試結果」, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原 (2007 年 1 月 18-19 日).

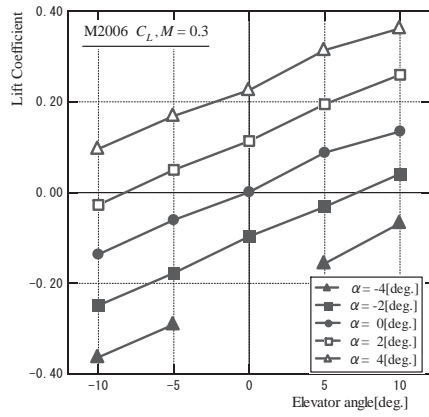


Fig. 6. Lift coefficient vs. elevator angle at Mach 0.3.

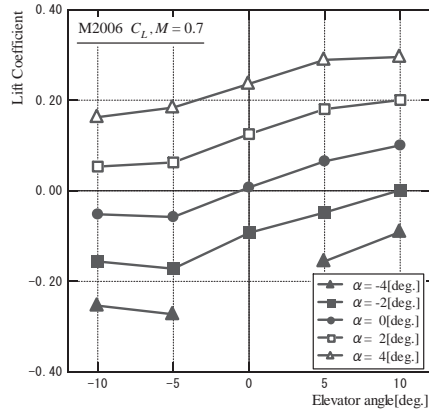


Fig. 7. Lift coefficient vs. elevator angle at Mach 0.7.

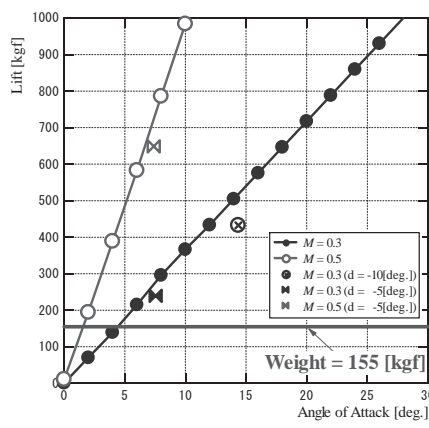


Fig. 8. Predicted lift of the experimental vehicle of the M2006 configuration.