



小型超音速飛行実験機の空力特性

メタデータ	<p>言語: ja</p> <p>出版者: 室蘭工業大学</p> <p>公開日: 2009-03-12</p> <p>キーワード (Ja):</p> <p>キーワード (En): supersonic, aerodynamics, lift, drag, pitching moment, trim</p> <p>作成者: 溝端, 一秀, 羽田, 尚太, 工藤, 摩耶, 笹山, 容資, 桑田, 耕明, 丸, 祐介, 湊, 亮二郎, 棚次, 亘弘, 新井, 隆景, 坪井, 伸幸</p> <p>メールアドレス:</p> <p>所属: 室蘭工業大学, Muroran Institute of Technology</p>
URL	<p>http://hdl.handle.net/10258/428</p>

小型超音速飛行実験機の空力特性

その他（別言語等） のタイトル	Aerodynamic Characteristics of a Small Scale Supersonic Flight Experiment Vehicle
著者	溝端 一秀, 羽田 尚太, 工藤 摩耶, 笹山 容資 , 桑田 耕明, 丸 祐介, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘 , 新井 隆景, 坪井 伸幸
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	58
ページ	39-44
発行年	2009-02-20
URL	http://hdl.handle.net/10258/428

小型超音速飛行実験機の空力特性

溝端 一秀*¹, 羽田 尚太*², 工藤 摩耶*³, 笹山 容資*⁴, 桑田 耕明*⁵,
丸 祐介*⁶, 湊 亮二郎*¹, 棚次 亘弘*⁷, 新井 隆景*⁸, 坪井 伸幸*⁹

Aerodynamic Characteristics of a Small Scale Supersonic Flight Experiment Vehicle

Kazuhide MIZOBATA, Syota HADA, Maya KUDO, Yousuke SASAYAMA, Koumei KUWADA,
Yusuke MARU, Ryojiro MINATO, Nobuhiro TANATSUGU, Takakage ARAI

and

Nobuyuki TSUBOI

(原稿受付日 平成 20 年 6 月 20 日 論文受理日 平成 20 年 11 月 7 日)

Abstract

Extensive and intensive studies are being carried out for creation of innovative fundamental technologies for realization of hypersonic aircraft and reusable space transportation systems. In the course of the studies, a small scale flight experimental vehicle is under development for validation of the technologies in real high-speed flight environments. The aerodynamic characteristics of the overall configuration of the vehicle are measured by wind tunnel tests at Mach numbers ranging from 0.3 to 2.0. The lift, drag, and pitching trim characteristics are evaluated and assessed in detail.

Keywords: Supersonic, Aerodynamics, Lift, Drag, Pitching Moment, Trim

1 緒言

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ことを目指して、室蘭工業大学を中心として他機関の研究者の協力を得つつ、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）の開発研究を進めている。

超音速航空機の開発のためには、亜音速から遷音速を経て超音速に至る広範な飛行速度について、総合的かつ詳細な空気力学的知見を必要とする。しかも、揚力、抗力だけでなく、ピッチング（縦揺れ）、ローリング（横揺れ）、およびヨーイング（偏揺れ）に関する各種の安定微係数を推定する必要がある。一般に、二次元翼、細長物体、等の単純形状物体に関する理論的な空力的知見は良く知られているが、空気力学の本質的非線形性ゆえに、実際の航空機の全機空気特性は、単純形

*1 機械システム工学科

*2 大学院博士前期課程機械システム工学専攻, 現 (株) IHI

*3 大学院博士前期課程機械システム工学専攻, 現札幌市

*4 大学院博士前期課程機械システム工学専攻

*5 大学院博士前期課程航空宇宙システム工学専攻

*6 航空宇宙機システム研究センター, 現 (独) 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

*7 航空宇宙機システム研究センター

*8 大阪府立大学

*9 (独) 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部

状物体の空力特性を足し合わせるだけでは推定し難い。従って、理論に基づく演繹的研究だけでなく、実際の種々の全機形状について空力特性を詳細に調べることを積み重ねる帰納的な研究が必須である。

しかるに、これまで我が国では、飛行実験機ならびに実用機の両面において超音速航空機の開発機会がほとんど無かったため、航空機設計に必要な遷音速および超音速の全機空力の研究が極めて少ない。一方、米国および欧州では、第二次世界大戦の頃から研究が進められ膨大な知見が蓄積されている。その一部は DATCOM⁽²⁾ として公表されているが、空力特性の定性的傾向を見る程度の精度しか備えて居らず、実際の航空機設計に必要な水準の知見は国策上一貫して秘匿されている。我が国が将来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に関して技術的に重要な地位を得るためには、上述のような実際的な空力研究を早急に推進することが肝要である。

そこで、本研究は、上述の小型超音速飛行実験機をケーススタディとして、実際の超音速航空機の亜音速から超音速までの広範な速度領域における全機空力特性を明らかにする事を目的とする。超音速域までの加速性が期待できる双発・高翼の機体形状を選び、マッハ 0.3~2.0 の範囲の風洞試験（風試）によって全機空力特性を評価する。空力特性の項目としては、本稿では、最も重要な揚力、抗力、およびピッチングモーメントの3つを取り扱う。

以下、第2節では機体の空力形状の設計内容を概説する。第3節では風洞試験の概略を述べる。第4節では風洞試験の結果を詳述する。第5節は結論である。

2 機体の空力設計

2.1 全機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種々の空力形状を考案し、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^(3, 4)。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。

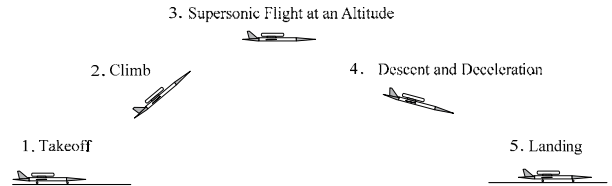


Fig. 1. The tentative plan of the flight profile of a small-scale supersonic experimental vehicle.

Table 1. The 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。

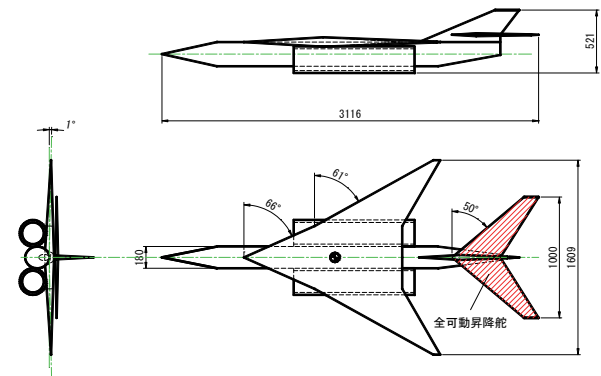


Fig. 2. The overview of the M2006 configuration.

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、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

2. 3 昇降舵の役割

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例を 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増減し、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。迎角は、種々の飛行速度において定常飛行を実現するために設定されるものであるから、昇降舵の操作によって、定常飛行できる飛行速度の範囲を広げることができる。

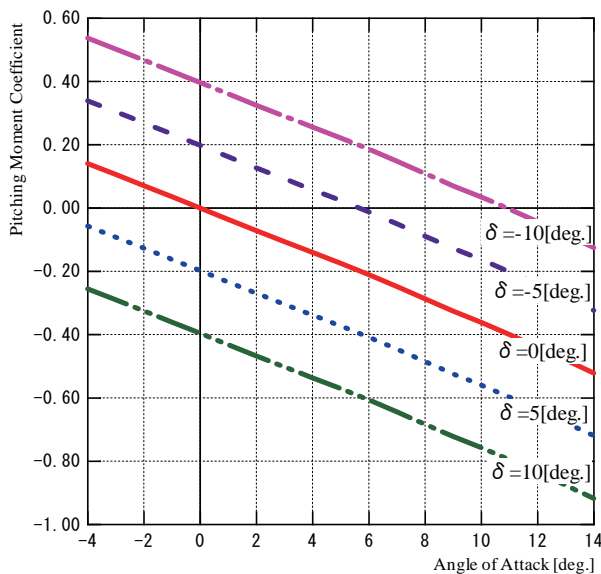


Fig. 3. A typical curve of pitching moment coefficient vs. angle of attack.

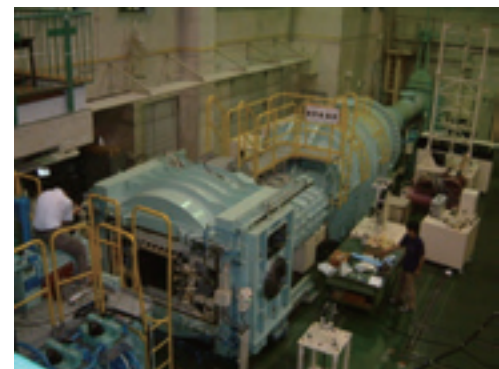
3 風洞試験

M2006 風試模型の水平尾翼の取付け角を変えつつ、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。試験設備としては、(独)宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 (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。その概観を Fig. 4 に示す。

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° , $\pm 5^\circ$, および $\pm 10^\circ$ の 5 通りである。



(a) The transonic wind tunnel.



(b) The supersonic wind tunnel.

Fig. 4. Wind tunnels of JAXA/ISAS.

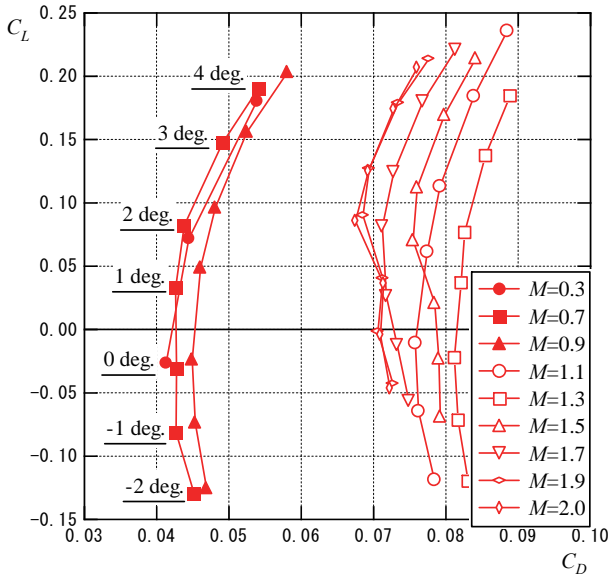
4. 試験結果と考察

4. 1 揚力および抗力

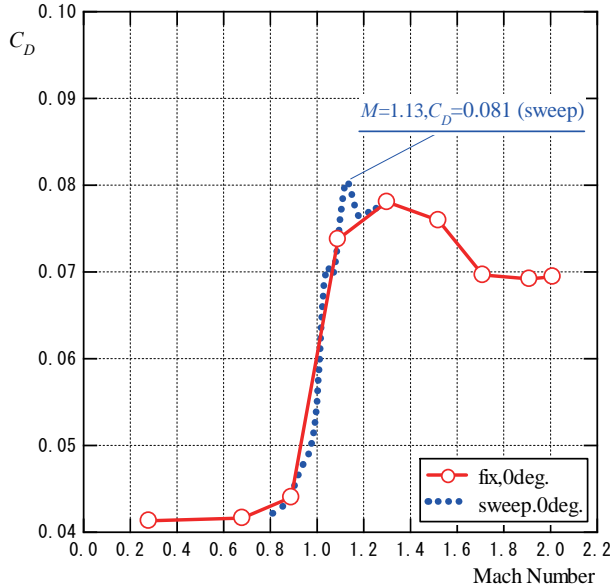
M2006 機体の極曲線を Fig. 5(a) に示す。また、抗力

係数のマッハ数依存性を、固定マッハ数の通風とマッハスイープ通風の結果について Fig. 5(b) に示す。抗力係数は、マッハ 1.13 で最大値 0.081 を示している。最大値をとった後は、マッハ数が増すに従って抗力係数は減り続け、マッハ 1.7 以上ではマッハ数が増加しても抗力係数はほとんど変化しなくなっている。

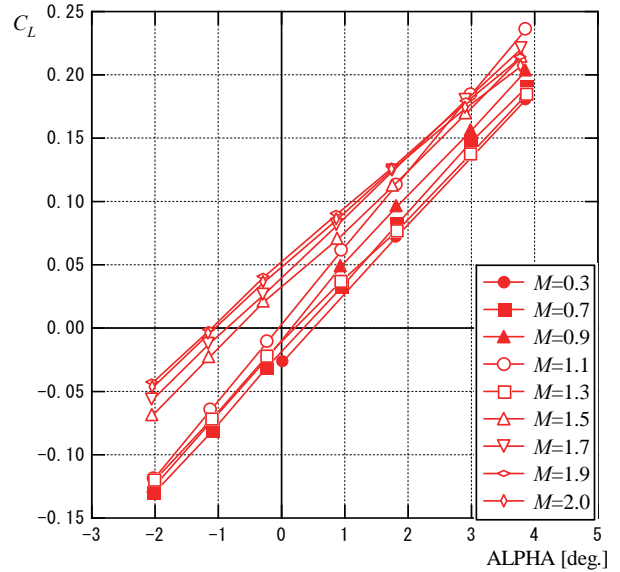
M2006 機体の揚力特性を Fig. 5(c) に、揚抗比を Fig. 5(d) に示す。亜音速域よりも超音速域のほうが揚力係数が大きいことが分かる。揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ は遷音速域において大きくなっており、マッハ 1.1 で最大値を取っている。超音速域で抗力が大きいため、揚抗比は亜音速域より超音速域の方が小さくなる。



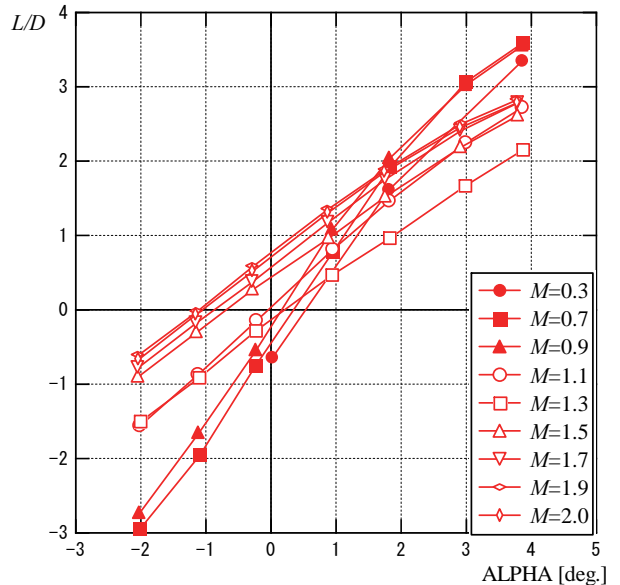
(a) The drag polar curves.



(b) Mach number dependence of the drag coefficient.



(c) The lift coefficient.



(d) The lift to drag ratio.

Fig. 5. Obtained aerodynamic data for the M2006 configuration.

4. 2 ピッチングのトリムと静安定性

Fig. 6 および Fig. 7 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性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 $-13^\circ \sim 15^\circ$ と予測される。マッハ数 0.7 の場合は、舵

角範囲を±5° 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-6° ~6° 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。

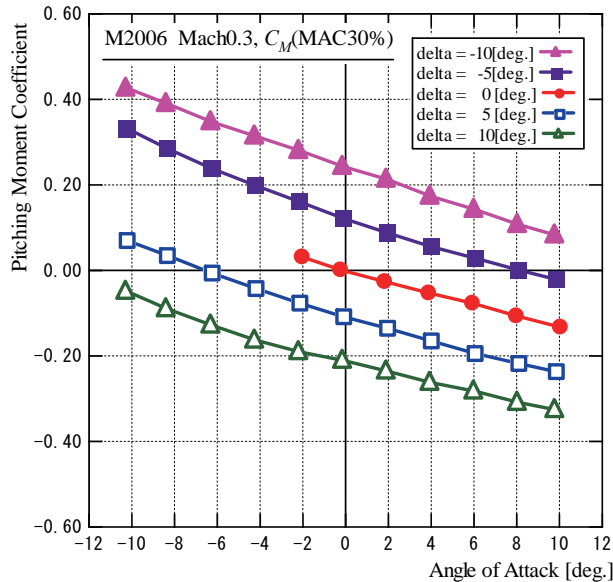


Fig. 6. The pitching moment coefficient vs. the angle of attack at Mach 0.3.

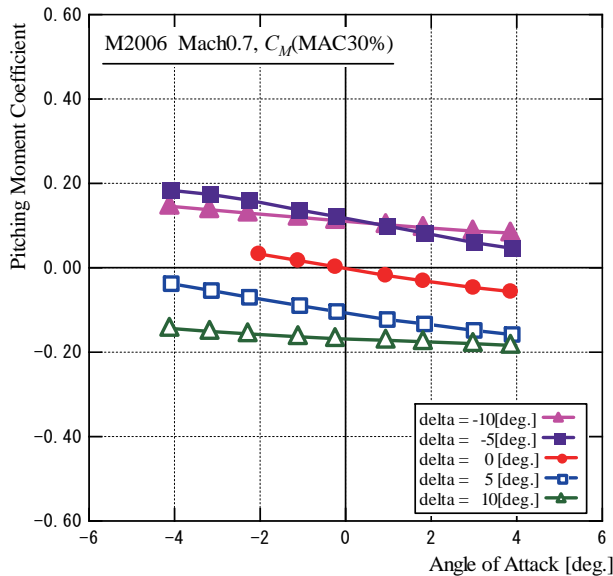


Fig. 7. The pitching moment coefficient vs. the angle of attack at Mach 0.7.

4. 3 昇降舵操舵による揚力係数の変化

Fig. 8 および Fig. 9 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° ~-5° および 5° ~10° 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。

4. 4 離着陸性能の予測

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. 10 に示す。横軸は迎角[deg.]、縦軸は揚力[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。

5. 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指して、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開発研究を進めている。超音速域までの加速性の期待できる双発・高翼形状を当面のベースライン形状として選定した。マッハ数 0.3~2.0 の範囲で風洞試験を実施し、揚力、抗力、およびピッチングモーメントを計測した。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。

このような実際の航空機の全機空力特性に関する研究が累積され、超音速航空機の設計に資する知見が蓄積されることによって、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に関する我が国の技術的地位が確立することが期待される。

文献

- (1) 溝端 一秀, 棚次 亘弘, 東野 和幸, 湊 亮二郎, 丸 祐介, 新井 隆景, 「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) USAF Stability and Control DATCOM, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- (3) 羽田 尚太, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 湊 亮二郎, 木村 博幸, 工藤 摩耶, 麻生 茂, 谷 泰寛, 新井 隆景, 「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).
- (4) 工藤 摩耶, 棚次 亘弘, 溝端 一秀, 丸 祐介, 笹山 容資, 桑田 耕明, 新井 隆景, 楠亀 拓也, 久保 良介, 坪井 伸幸, 「小型超音速飛行実験機の空力設計と空力性能評価」, 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).

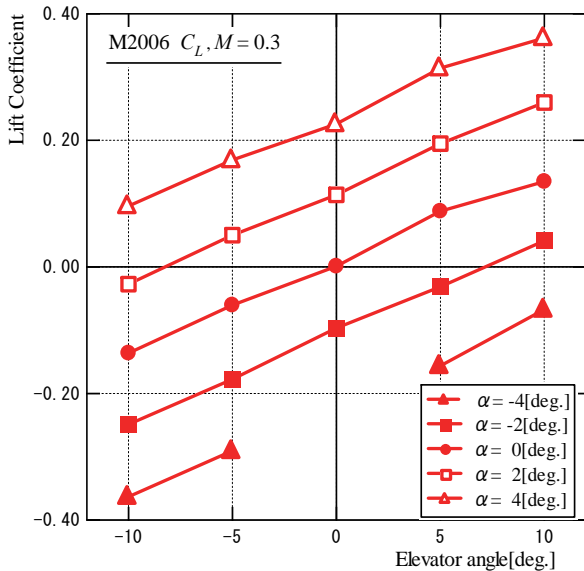


Fig. 8. The lift coefficient vs. the elevator angle at Mach 0.3.

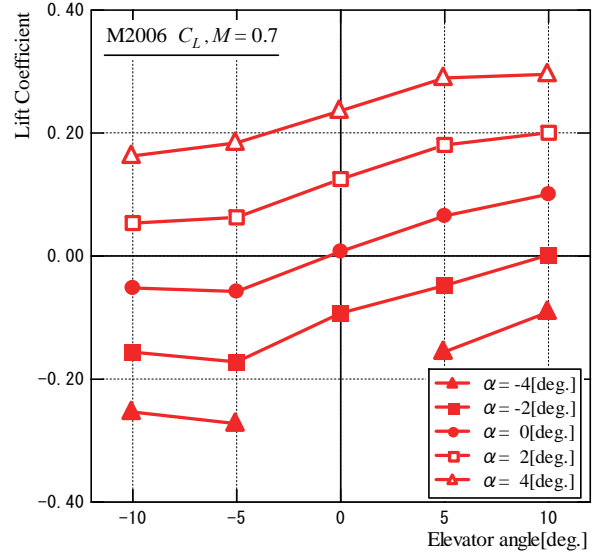


Fig. 9. The lift coefficient vs. the elevator angle at Mach 0.7.

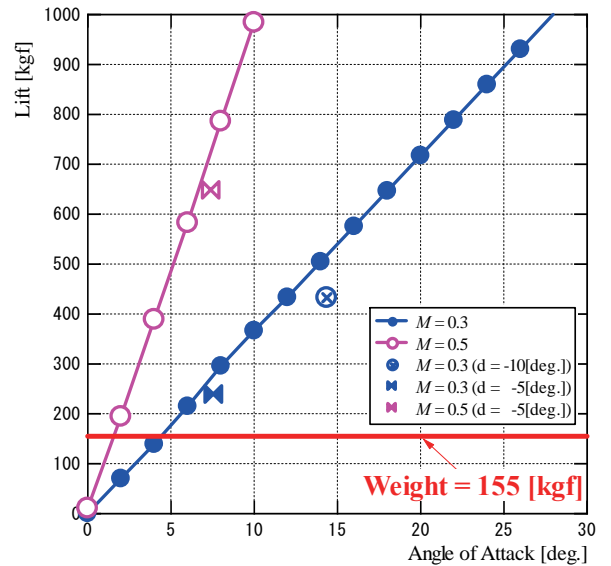


Fig. 10. The predicted lift of the experimental vehicle of the M2006 configuration.