



小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究： 研究成果報告

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: 木村, 博幸, 羽田, 尚太, 工藤, 摩耶, 溝端, 一秀, 湊, 亮二郎, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008659

小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究： 研究成果報告

著者	木村 博幸，羽田 尚太，工藤 摩耶，溝端 一秀 ，湊 亮二郎，棚次 亘弘
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	2005
ページ	30-44
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008659

小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究 - 研究成果報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
羽田 尚太(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
工藤 摩耶(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
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)

1. はじめに

航空宇宙機システム研究センター（APReC）では、次世代型航空宇宙機開発のための各種基盤技術の蓄積を目的として、国内 4 大学（室蘭工業大学、東京大学、九州大学、大阪府立大学）による連携と、宇宙航空研究開発機構（JAXA）の協力の下で、小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]。超音速実飛行環境下におけるジェットエンジンの作動性能、機体の空力性能等に関する各種飛行データを取得するための実験機としての利用が想定されている同機には、自力で超音速飛行に至ることが可能な高い加速飛行性能と、その後射場へ帰還するための亜音速巡航性能とを兼備することが望まれている（図 1）。現在の構想では、同機の全長は 3 m 程度、離陸重量は 100～200 kg 程度、その目標飛行マッハ数は 1.4～2.0 とされている。同機に搭載する推進器は 1 基の小型の空気吸い込み式エンジン（推力 100～200 kgf クラス）とし、現段階では当センターが自主開発を進めている $\phi 200$ mm 規模の小型のターボジェットエンジン[2]をその候補として想定している。また将来的に、同機に自力離着陸能力を持たせることによって、飛行実験を繰り返し行うことが可能な高い再使用性をもたらすことも視野に入れている。

本プロジェクトでは、同機の第 1 次機体形状案として 2 つのタイプの機体形状を考案し、それらの空力設計を進めてきた。そしてそれらの飛行性能を評価するために、JAXA 宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備を利用して風洞試験を実施し、両機体の基礎空力特性データを取得した。

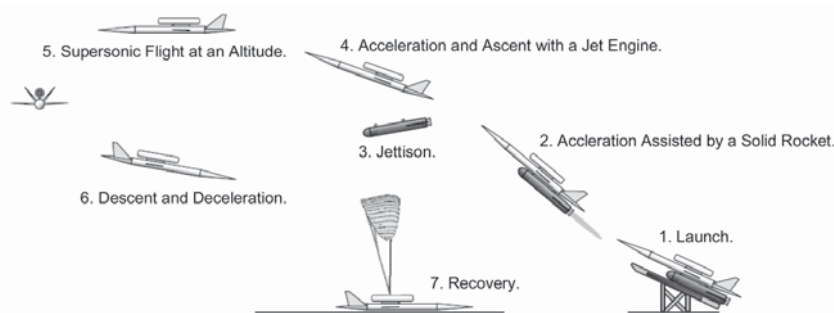


図 1 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の構想図。

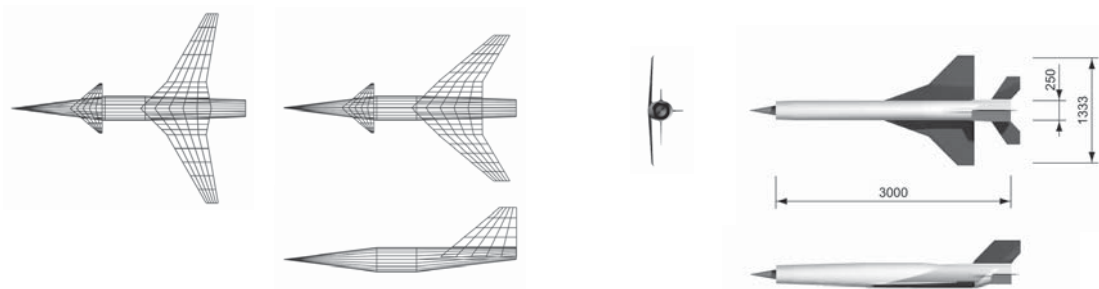
2. 小型超音速無人飛行機の機体形状

本研究では、小型超音速無人飛行機の第 1 次機体設計案として、以下に述べる 2 つの機体形状

を考案した．両者はそれぞれ異なる設計コンセプトから成るもので，1 つは亜音速巡航性能と超音速巡航性能を両立させることを目指した可変後退角翼式機体形状（以下，K 型機体形状）で，もう一方は超音速実飛行データを取得するための加速飛行性能を最重視した固定後退角翼式機体形状（以下，M 型機体形状）である．これらの機体形状の空力設計においては，空力推算ツール DATCOM（PDAS）[3], [4]等を利用し，翼形状に関するパラメトリックスタディ等を実施した．

(1) 機体設計案 1: K 型機体形状(可変後退角翼式)

九州大学と室蘭工業大学が共同で考案した K 型機体形状[5]の概形を図 2 (a)に，その主な諸元を表 1 に示す．この機体の設計においては，亜音速域から超音速域にかけての幅広い飛行速度範囲で高い飛行性能を維持させることを目指して，翼を可変後退角翼式とした．亜音速飛行時の主翼前縁後退角は 30 deg.，超音速飛行時の同後退角は 50 deg.である．以下，前者の飛行形態を亜音速飛行形態 (KL 形態)，後者の形態を超音速飛行形態 (KH 形態) と称す．この機体の全長は 3.5 m，胴体径は 36 cm である．翼幅は亜音速飛行形態で 2.84 m，超音速飛行形態で 2.19 m である．その



(a) K 型機体形状（可変後退角翼式）．（上部左：亜音速飛行形態，主翼前縁後退角 30 deg.／上部右：超音速飛行形態，主翼前縁後退角 50 deg.）．

(b) M 型機体形状（固定後退角翼式）．

図 2 小型超音速無人機の機体形状（第 1 次案）．

表 1 小型超音速無人飛行機機体（第 1 次設計案）の主な諸元とその機体重量の推算値

	K 型機体形状 (KL, 亜音速飛行形態)	K 型機体形状 (KH, 超音速飛行形態)	M 型機体形状
			
機体の諸元			
全長, m	3.5 (0.350)	3.5 (0.350)	3.0 (0.385)
胴体径, m	0.36 (0.036)	0.36 (0.036)	0.25 (0.032)
翼幅, m	2.84 (0.284)	2.19 (0.219)	1.33 (0.171)
高さ(離着陸装置を除く), m	1.08 (0.108)	1.08 (0.108)	0.583 (0.075)
空力平均翼弦(MAC), m	0.65 (0.065)	0.71 (0.071)	0.909 (0.117)
空力中心位置(胴体先端基準), %	68.9	70.8	66.3
翼面積, m ²	1.41 (0.0141)	1.33 (0.0133)	0.972 (0.0160)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
機体重量の推算値			
燃料重量, kg	NA	NA	45.0
乾燥重量, kg	NA	NA	226.4
離陸重量, kg	NA	NA	271.4

※括弧内の数字は後述の風洞試験用供試体模型の諸元．

胴体形状は、各種搭載機器や燃料等の格納容積を十分に確保しつつ、エアリアルールを考慮した形状とした。エンジンの取り付け位置は胴体後方上部とし、それに伴う重心の後退を考慮して主翼を後方に配置した。また、トリム能力と縦操縦性を確保するために、胴体前部にカナード翼を設けた。尚、各翼の翼型としては NACA64A008 を採用した。

(2) 機体設計案 2:M 型機体形状(固定後退角翼式)

室蘭工業大学が独自で考案した M 型機体形状の概形を図 2 (b)に、その主な諸元を表 1 に示す。この機体の全長は 3 m で、胴体径は 25 cm、翼幅は 1.33 m である。この機体の設計においては、超音速実飛行データの取得を最優先項目として掲げ、高い加速飛行性能をもたらすことを重視した。製作・開発コストを低減させるため、翼は固定後退角翼式、翼型はダイヤモンド型とし、胴体形状はシンプルな円筒形状とした。また、翼の平面形状としては、後退角が大きくアスペクト比が小さいダブルデルタ翼を採用した。エンジン、各種制御機器、ならびに燃料タンク等は胴体内部もしくは翼の内部に格納されるものとした。

3. JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験

3.1. 風洞試験の概要と試験設備

平成 17 年 8 月 22 日～8 月 26 日、8 月 29 日～9 月 2 日の述べ 10 日間、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備（遷音速風洞試験装置；Mach 0.3～1.3、超音速風洞試験装置；Mach 1.5～4.0）（図 3）を利用して、上述の 2 つの機体形状に関する基礎空力特性データの取得試験を実施した。両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であり、最大通風計測時間は 30 秒以上、測定室の寸法はいずれも 600 mm×600 mm（矩形）である。以下に、当試験の概要と主な試験結果を述べる。

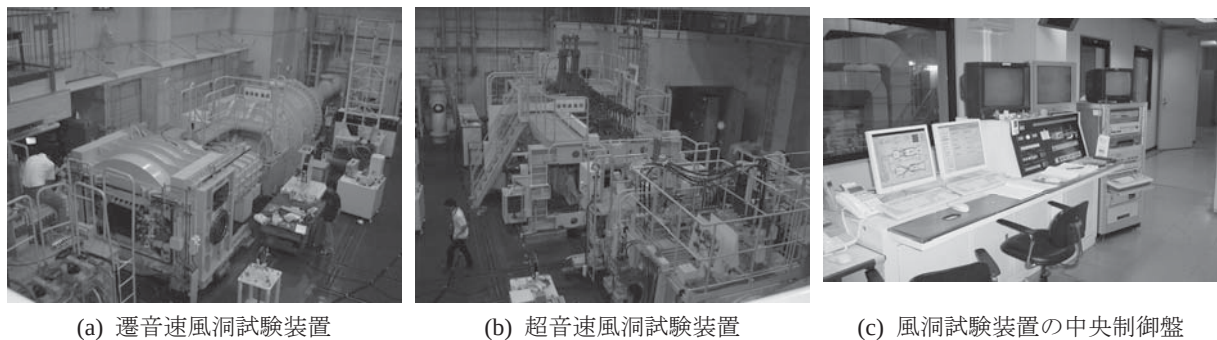


図 3 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備。

3.2. 風洞試験用機体模型

本風洞試験の実施にあたり、上述の 2 つの機体の風洞試験用供試体模型を製作した。それらの詳細を以下に示す。

(1) K 型機体模型(可変後退角翼式)

K 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 4 に示す。同図(a)は主翼前縁後退角が 30 deg.となる亜音速飛行形態 (KL 形態), 同図(b)は同後退角が 50 deg.となる超音速飛行形態 (KH 形態), 同図(c)はそれらを分解した時の写真である。この機体模型のスケールは 1/10 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型には空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載しており, 可変後退角翼の模擬方法としては後退角が異なる 2 種類の主翼を付け換える方法をとった。この機体模型の可変パラメータとしては, 上述の主翼後退角 (30, 50 deg.), カナードの舵角 (0, 5 deg.), ならびに模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) を設けた。この機体模型の材料としては, 胴体部とエンジン部にアルミニウム材料を, 翼に真鍮材料を採用した。

(2) M 型機体模型(固定後退角翼式)

M 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 5 に示す。この機体模型のスケールは 1/7.8 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型については, 機体の構造上の制約から模擬エンジン (空気流路穴) を設けることが困難であるため, エンジン部を閉塞状態とした。また, 今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない。尚, この機体模型の材料は全て真鍮材料とした。



図 4 K 型機体 (可変後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/10)。



図 5 M 型機体 (固定後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/7.8)。

3.3. 試験方法と試験条件

本風洞試験では, 上述の K 型機体模型と M 型機体模型を供試体として, それらに作用する空気

力を測定した．空気力の測定には $\phi 25$ mm の 6 分力内装天秤（図 6）を使用し，今回の試験では特に遷音速域と超音速域の空気力データを重点的に取得した．測定項目としては，機体模型に作用する空気力（6 分力，図 7 参照），測定室の空気の状態量（全温，全圧，静圧），機体模型の姿勢角（迎角，ヨー角，バンク角），機体模型のベース部の圧力（4 点）を設けた（表 2）．

本風洞試験における通風条件を表 3～表 5 に示す．表 3 と表 4 は K 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 5 は M 型機体模型を用いた試験の通風条件である．測定室の全圧 P_t は 2.0 atm（一部条件で 1.5 atm）とした．K 型機体模型を用いた通風試験のマッハ数は亜音速飛行形態で 0.3～1.3，超音速飛行形態で 0.7～1.9 とし，M 型機体模型については 0.3～1.9 とした．両機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は-2～10 deg.程度，遷音速域／超音速域の通風試験における迎角範囲は-2～6 deg.程度とした．横力特性試験におけるヨー角範囲は 0～3 deg.とした．また，全試験を通してシュリーレン映像を撮影し，一部通風条件の下でオイルフロー試験を実施した．

K 型機体模型に関しては，カナードの舵角と模擬エンジンの流路閉塞率をパラメータとして，それらの効果を調べるための通風試験も実施した（表 3，表 4 を参照）．同機体模型の超音速飛行形態に関しては，エンジン抵抗と胴体-エンジン干渉抵抗の和を把握するために，一部通風条件の下で，エンジンを取り外した状態での空気力測定試験も実施した．

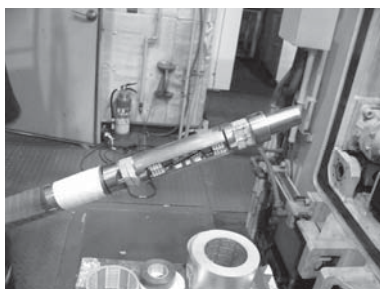


図 6 6 分力内装天秤；機体模型の内部に固定．

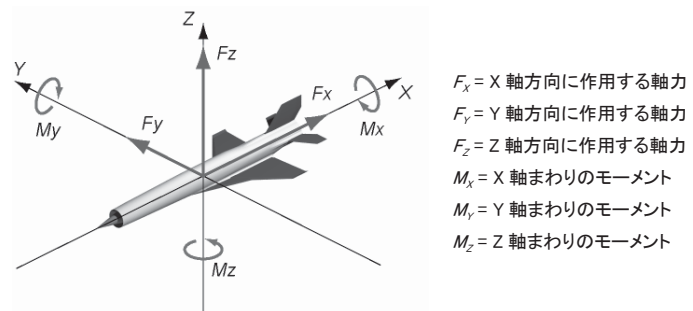


図 7 機体模型に作用する 6 分力（内装天秤に作用する軸力）．

表 2 風洞試験における測定項目

空気力 (6 分力) (図 7 参照)	軸力 F_x , kg 軸力 F_y , kg 軸力 F_z , kg モーメント M_x , kgm モーメント M_y , kgm モーメント M_z , kgm
空気の状態量	測定室の全温 T_t , K 測定室の全圧 P_t , kPa 測定室の静圧 P_s , kPa
模型の姿勢角	迎角 α , deg. ヨー角 β , deg. ロール角 γ , deg.
機体模型のベース圧力	ベース圧力 1 P_{b1} , kPa ベース圧力 2 P_{b2} , kPa ベース圧力 3 P_{b3} , kPa ベース圧力 4 P_{b4} , kPa

表3 風洞試験における通風条件一覧1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態))

K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態) 模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0~3	0	100	-	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表4 風洞試験における通風条件一覧2 (K型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態))

K型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態) 模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0, #	-	○	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100, 50, 0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0, 5	100, #	○	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
1.5	-2~6	0~3	-	100, 50, 0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~6	0~3	0, 5	100	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~6	0~3	-	100	-	-	○	2.0	超音速風洞

= エンジンなし.

表5 風洞試験における通風条件一覧3 (M型機体模型)

M型機体模型 模型スケール 1/7.8									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	-	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.5	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.7	-2~6	0	-	0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.9	-2~6	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-2~4	0~3	-	0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞

3.4. 風洞試験の実施結果

本風洞試験では、K 型機体模型については 52 回、M 型機体模型については 20 回、総計 72 回の通風試験を行った。当試験で得られた主な試験結果は下記の通りである。

3.4.1. K 型機体模型の基礎空力特性

K 型機体模型の亜音速飛行形態（KL 形態）について得られた極曲線を図 8(a)に、超音速飛行形態（KH 形態）について得られた極曲線を図 9(a)に示し、それらの数値データをそれぞれ表 6 と表 7 に示す。両特性曲線より、Mach 0.7 においては、両形態のゼロ迎角抗力係数 C_{D0} の値に顕著な差は見られない。これに対し Mach 0.9~1.3 にかけては、主翼前縁後退角を 30 deg.から 50 deg.まで拡大させることによって、20~30 %程度の抗力低減効果が得られていることがわかる。また、マッハ数遷移試験の結果より、亜音速飛行形態と超音速飛行形態の抗力係数のピークはそれぞれ Mach 1.0, 1.1 付近で生じることがわかった。これらのことより、可変後退角翼の採用によって、遷音速域と超音速域における大きな抗力低減効果と、抗力係数のピークを示すマッハ数を高く遷移させる効果が得られるということが確認できた。図 11 に、Mach 1.3 におけるシュリーレン可視化映像（上方視点）を示す。両図より、主翼後退角の拡大に伴って、主翼前縁における衝撃波の発生が抑制されていることがわかる。

亜音速飛行形態の揚力特性を図 8(b)に、超音速飛行形態の同特性を図 9(b)に示す。両特性グラフより、後者よりも前者の方が大きな揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ を示すことがわかる。このことより、亜音速域における主翼後退角の縮小が揚力増大効果をもたらすということが確認できる。また、遷音速域から超音速域にかけての飛行速度範囲では、マッハ数の増加に伴って揚力傾斜が低下する傾向が見られる。

亜音速飛行形態のピッチングモーメント特性（空力中心基準、頭上げ方向を正とする。以下同様）を図 8(c)に、超音速飛行形態の同特性を図 9(c)に示す（空力中心：25%MAC）。両図より、前者のピッチングモーメント傾斜 $dC_M/d\alpha$ は、7 deg.以上の高迎角域を除いて全速度域的に負となる傾向を示した。特に、遷音速域（Mach 0.9, 1.1）におけるその傾向が若干強い。一方、後者のピッチングモーメント傾斜は 2 deg.以上の迎角域で負の値を示したが、それより低い迎角域ではゼロ付近でほぼ一定の値を保つ。これに対して、亜音速域と超音速域における同傾斜は、迎角によらず常にゼロ付近でほぼ一定の値を示した。両形態の同特性を比較すると、超音速飛行形態よりも亜音速飛行形態の方が全域的に大きなピッチングモーメント傾斜を示すことがわかる。すなわち、亜音速飛行形態の方が迎角変化に伴う風圧中心の移動量が大きいといえる。また特に超音速飛行形態に関して、そのピッチングモーメント係数が迎角に因らずほぼ一定の値を示す亜音速域と超音速域においては、風圧中心の位置は空力中心の位置とほぼ一致し、迎角に伴う移動量も比較的小さいということがいえる。

3.4.2. M 型機体模型の基礎空力特性

M 型機体模型について得られた極曲線を図 10(a)に示し、この数値データを表 8 に示す。この極曲線は、模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものである。同図より、同模型の抗力係数は Mach 0.9 付近から増加傾向を示し、Mach 1.2 付近でピークを示している。Mach 1.3~1.9

にかけては、その抗力係数はマッハ数の増大に伴って僅かな減少傾向を示すものの、その値に大きな変動は見られない。

図 10(b)に M 型機体模型の揚力特性を示す。その揚力傾斜 $dC_L/d\alpha$ は、抗力係数と同様に Mach 1.2 付近でピークを示している。またその揚力傾斜は K 型機体模型の超音速飛行形態の揚力傾斜とほぼ同程度の値を示し、亜音速飛行形態の揚力傾斜よりも 30 % 程度低い値を示していることが確認できる。

図 10(c)に、同模型のピッチングモーメント特性を示す（空力中心：25%MAC）。同図より、ピッチングモーメント傾斜は全速度域的に大きく負となる傾向を示した。すなわち、この供試体模型の風圧中心は空力中心位置よりも後縁側に位置するといえる。尚、空力中心を 50%MAC とした場合に風圧中心と空力中心が一致する傾向を示すことがわかっている。

3.4.3. K 型機体模型と M 型機体模型の加速飛行性能の比較

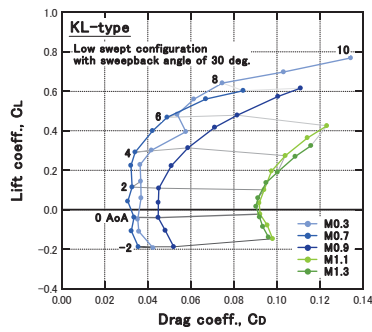
K 型機体模型と M 型機体模型に関する抗力（ $C_D S$ 値）とマッハ数の関係を図 12 に示す。M 型機体模型の空力係数は、模型のエンジン流路が閉塞された状態で得られたものであることから、予測される通りその抗力係数は全速度域で K 型機体模型の抗力係数よりも大きな値を示した。しかし、模擬エンジン流路を閉塞した状態の K 型機体模型の抗力係数を用いて $C_D S$ 値を比較した結果、M 型機体模型の方が全速度域的に低い値を示すことがわかる。したがって、エンジン流路を閉塞した状態の抗力係数で比較した場合には、飛行時に受ける抗力の大きさは M 型機体模型の方が小さく、故に高い加速性能を示すということがいえる。

3.4.4. オイルフロー試験による機体模型表面流れの可視化結果

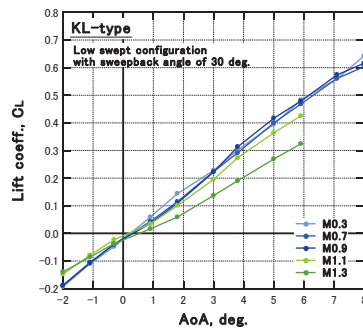
オイルフロー試験による K 型機体模型表面の流れ模様の可視化結果を図 13 に示す。同図(a), (b)より、Mach 0.7 においては、超音速飛行形態の主翼表面で流れの剥離が生じたが、亜音速飛行形態の主翼表面ではそのような現象は見られなかった。また、Mach 1.5 になると、超音速飛行形態の主翼表面における流れの剥離は生じなかった。

4. 小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現可能性について

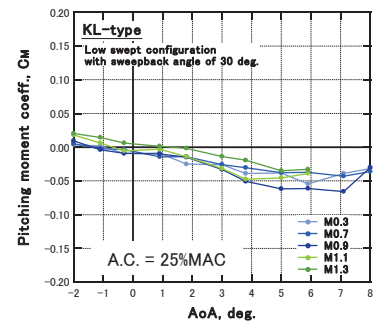
上述の風洞試験で得られた空力特性データと、予備設計段階にある小型ターボジェットエンジンの性能推算データ[2]に基づき、飛行経路解析等によって、本プロジェクトで提案した両機体形状を用いた場合の飛行実験の成立性を検討した。その結果、可変後退角翼を搭載した K 型機体については、遷音速域における抗力の増大量が著しく大きいため、その到達可能飛行マッハ数は 1.0 弱にとどまることが予測された。一方、加速飛行性能を重視した M 型機体に関しては、辛うじて目標とする飛行マッハ数 1.4 に到達し得る可能性はあるものの、遷音速域と超音速域における推力余裕は極めて小さくなることが予測された[6]。これらの解析結果より、小型超音速無人飛行機を用いた飛行実験の実現可能性を高めるためには、まずはその遷音速域から超音速域にかけての抗力を大幅に低減させるように機体形状を改善する必要があるといえる。その改善策としては、前方投影断面積の縮小や、主翼後退角の拡大、翼型の再検討、ならびにエリアルールの再考慮等が挙げられる。



(a) 極曲線.

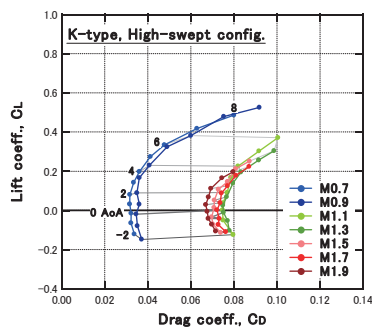


(b) 揚力特性.

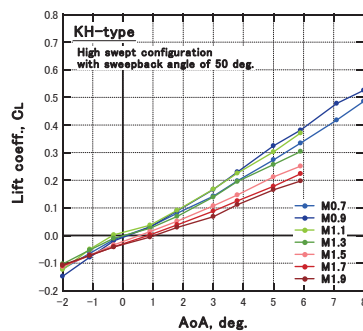


(c) ピッチングモーメント特性.

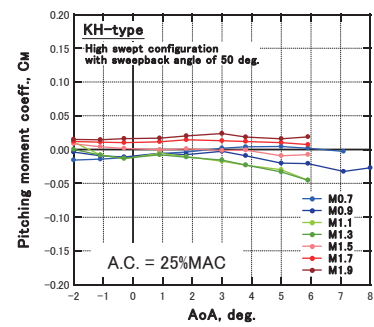
図8 風洞試験で得られた K 型機体模型 (亜音速飛行形態; KL 形態) の3分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 極曲線.

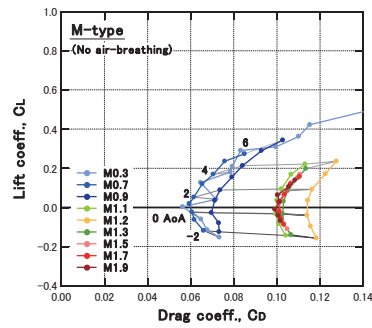


(b) 揚力特性.

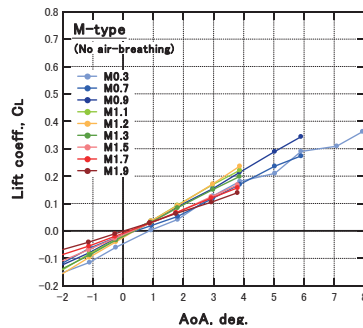


(c) ピッチングモーメント特性.

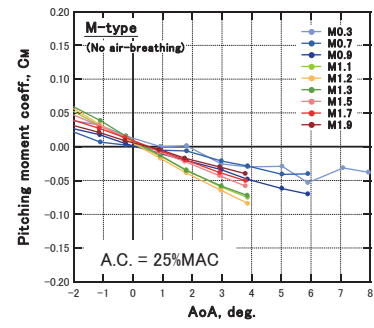
図9 風洞試験で得られた K 型機体模型 (超音速飛行形態; KH 形態) の3分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 極曲線.



(b) 揚力特性.



(c) ピッチングモーメント特性.

図10 風洞試験で得られた M 型機体模型の3分力空力特性 ($Re = 1.2-3.1 \times 10^7$ 1/m).



(a) 亜音速飛行形態



(b) 超音速飛行形態

図11 K 型機体模型に関するシュリーレン映像 (Mach 1.3, 迎角 0 deg.).

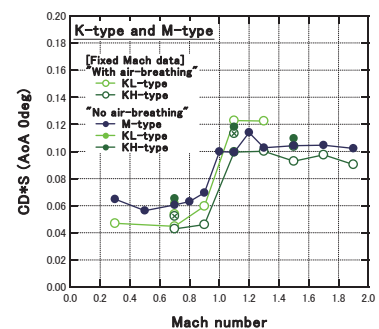


図12 K 型機体模型と M 型機体模型の抗力 (C_D 値) の比較 (迎角 0 deg.).

表6 風洞試験で得られた主な基礎空力特性データ 1 (K 型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態))

K 型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態)

模型スケール 1/10, $\beta = 0 \text{ deg.}$ 

M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}
0.3	-2.029	0.042	-0.193	0.004	-4.560	1.24E+7	1.1	-2.027	0.098	-0.148	0.018	-1.506	3.09E+7
	-1.108	0.036	-0.110	0.002	-3.079	1.23E+7		-1.112	0.095	-0.079	0.006	-0.824	3.11E+7
	-0.239	0.035	-0.048	-0.009	-1.371	1.22E+7		-0.235	0.092	-0.023	-0.005	-0.249	3.13E+7
	0.929	0.037	0.059	-0.009	1.609	1.22E+7		0.935	0.092	0.034	-0.003	0.374	3.14E+7
	1.806	0.037	0.144	-0.025	3.920	1.22E+7		1.810	0.094	0.100	-0.014	1.068	3.15E+7
	2.975	0.036	0.228	-0.026	6.266	1.23E+7		2.974	0.097	0.196	-0.031	2.007	3.14E+7
	3.864	0.042	0.302	-0.039	7.237	1.23E+7		3.870	0.104	0.274	-0.047	2.634	3.14E+7
	5.035	0.058	0.395	-0.038	6.848	1.21E+7		5.028	0.114	0.364	-0.046	3.189	3.16E+7
	5.902	0.054	0.483	-0.054	8.997	1.22E+7		5.900	0.123	0.425	-0.039	3.451	3.15E+7
	7.066	0.061	0.560	-0.039	9.126	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.947	0.075	0.642	-0.032	8.602	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	8.820	0.103	0.698	-0.041	6.769	1.22E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.5	9.999	0.134	0.769	-0.020	5.724	1.22E+7	1.2	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.7	-2.020	0.036	-0.188	0.005	-5.300	2.51E+7	1.3	-2.028	0.096	-0.139	0.020	-1.450	3.14E+7
	-1.094	0.032	-0.108	-0.002	-3.337	2.52E+7		-1.113	0.093	-0.086	0.015	-0.922	3.15E+7
	-0.226	0.034	-0.039	-0.003	-1.149	2.53E+7		-0.243	0.092	-0.038	0.006	-0.411	3.16E+7
	0.930	0.031	0.043	-0.014	1.395	2.55E+7		0.933	0.090	0.016	0.001	0.179	3.17E+7
	1.817	0.033	0.115	-0.014	3.506	2.55E+7		1.805	0.091	0.059	-0.002	0.650	3.17E+7
	2.990	0.032	0.224	-0.026	6.968	2.55E+7		2.975	0.095	0.137	-0.014	1.437	3.16E+7
	3.868	0.034	0.292	-0.030	8.551	2.56E+7		3.869	0.100	0.190	-0.019	1.894	3.15E+7
	5.046	0.042	0.400	-0.038	9.482	2.55E+7		5.034	0.109	0.269	-0.035	2.481	3.16E+7
	5.908	0.049	0.468	-0.037	9.568	2.56E+7		5.891	0.116	0.324	-0.033	2.800	3.16E+7
	7.090	0.067	0.561	-0.043	8.383	2.56E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.957	0.084	0.603	-0.036	7.156	2.56E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.8	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.9	-2.041	0.052	-0.188	0.009	-3.624	2.92E+7	1.7	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	-1.112	0.048	-0.105	-0.004	-2.188	2.94E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	-0.232	0.045	-0.040	-0.009	-0.890	2.95E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	0.933	0.045	0.036	-0.010	0.809	2.95E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	1.809	0.045	0.109	-0.015	2.417	2.96E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	2.976	0.051	0.222	-0.033	4.364	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	3.887	0.059	0.313	-0.051	5.341	2.98E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.036	0.071	0.417	-0.062	5.867	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.902	0.082	0.478	-0.061	5.867	2.98E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.074	0.100	0.574	-0.066	5.711	2.99E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.952	0.111	0.616	-0.030	5.551	2.99E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
1.0	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA

・ヨー角 β , バンク角 γ は共に 0 deg..

・測定室内全圧は 2 atm.

表 7 風洞試験で得られた主な基礎空力特性データ 2 (K 型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態))

K 型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態)
 模型スケール 1/10, $\beta = 0 \text{ deg.}$



M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}
0.3	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.1	-2.041	0.080	-0.124	0.011	-1.554	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-1.110	0.075	-0.050	-0.008	-0.664	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-0.239	0.075	0.002	-0.014	0.028	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		0.944	0.075	0.037	-0.005	0.498	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		1.813	0.077	0.091	-0.010	1.183	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		2.988	0.079	0.167	-0.017	2.132	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		3.861	0.082	0.225	-0.023	2.749	2.23E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		5.028	0.092	0.303	-0.030	3.302	2.24E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		5.896	0.100	0.371	-0.045	3.691	2.24E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.5	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.2	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.7	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.3	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.8	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.7	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
1.0	NA	NA	NA	NA	NA	NA	1.9	NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA

・ヨー角 β , バンク角 γ は共に 0 deg..
 ・測定室内全圧は 2 atm (但し, Mach 0.9, 1.1 の場合のみ 1.5 atm).

表 8 風洞試験で得られた主な基礎空力特性データ 3 (M 型機体模型)

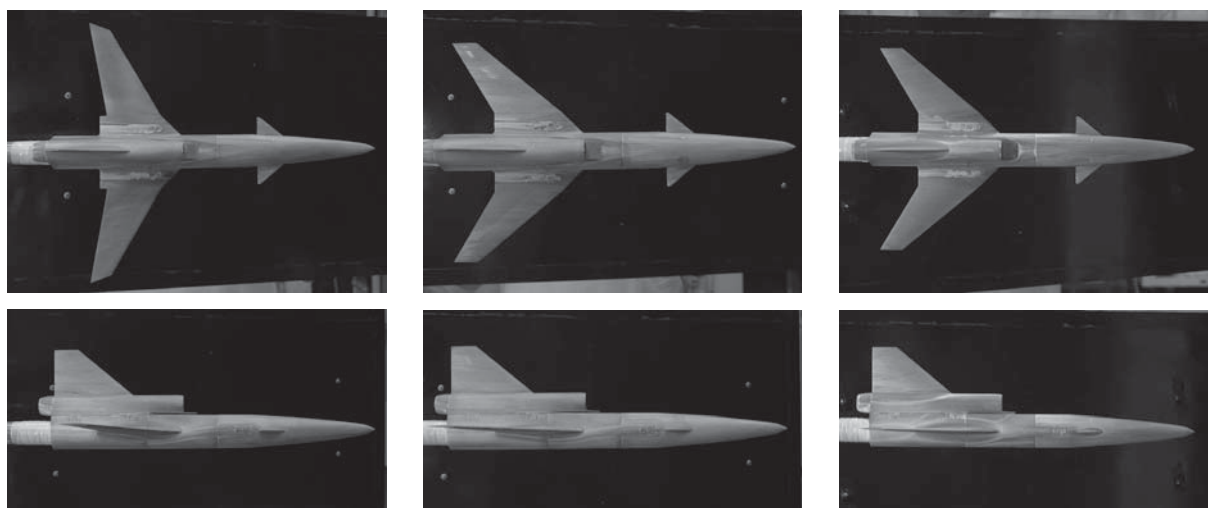
M 型機体模型

模型スケール 1/7.8, $\beta = 0 \text{ deg.}$ 

M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}	M	$\alpha, \text{deg.}$	C_D	C_L	C_M	L/D	Re, m^{-1}
0.3	-2.016	0.073	-0.153	0.039	-2.087	1.25E+7	1.1	-2.025	0.104	-0.143	0.053	-1.375	3.06E+7
	-1.112	0.068	-0.115	0.032	-1.695	1.23E+7		-1.112	0.101	-0.083	0.031	-0.826	3.09E+7
	-0.240	0.065	-0.060	0.016	-0.927	1.24E+7		-0.248	0.099	-0.032	0.012	-0.322	3.09E+7
	0.928	0.056	0.003	0.000	0.055	1.24E+7		0.925	0.100	0.036	-0.014	0.361	3.09E+7
	1.808	0.072	0.042	0.001	0.580	1.26E+7		1.800	0.102	0.094	-0.034	0.919	3.09E+7
	2.980	0.065	0.127	-0.026	1.971	1.25E+7		2.974	0.107	0.169	-0.060	1.584	3.09E+7
	3.872	0.078	0.180	-0.030	2.300	1.24E+7		3.866	0.113	0.221	-0.075	1.956	3.10E+7
	5.029	0.079	0.210	-0.029	2.642	1.25E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.898	0.083	0.290	-0.053	3.487	1.23E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	7.084	0.099	0.309	-0.031	3.109	1.24E+7		-2.027	0.118	-0.157	0.057	-1.330	3.11E+7
	7.940	0.110	0.362	-0.038	3.288	1.25E+7		-1.113	0.116	-0.096	0.033	-0.832	3.10E+7
	8.822	0.115	0.422	-0.050	3.662	1.24E+7		-0.236	0.114	-0.040	0.011	-0.351	3.10E+7
0.5	10.005	0.141	0.491	-0.050	3.481	1.24E+7	1.2	0.932	0.114	0.036	-0.017	0.319	3.10E+7
	-2.025	0.066	-0.129	0.027	-1.959	1.96E+7		1.803	0.116	0.092	-0.039	0.791	3.09E+7
	-1.101	0.062	-0.082	0.015	-1.311	1.96E+7		2.974	0.123	0.171	-0.065	1.396	3.09E+7
	-0.227	0.056	-0.028	0.004	-0.490	1.95E+7		3.870	0.128	0.236	-0.084	1.851	3.09E+7
	0.925	0.060	0.014	0.000	0.241	1.96E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	1.807	0.063	0.052	-0.006	0.838	1.96E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	2.985	0.065	0.124	-0.023	1.902	1.95E+7		-2.029	0.106	-0.139	0.060	-1.309	3.12E+7
	3.863	0.070	0.168	-0.030	2.389	1.97E+7		-1.100	0.103	-0.087	0.039	-0.845	3.12E+7
	5.027	0.077	0.231	-0.036	2.976	1.94E+7		-0.230	0.103	-0.033	0.015	-0.320	3.12E+7
	5.905	0.084	0.275	-0.043	3.294	1.96E+7		0.924	0.103	0.031	-0.013	0.302	3.12E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		1.802	0.105	0.084	-0.036	0.804	3.12E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		2.980	0.110	0.151	-0.058	1.375	3.12E+7
0.7	-2.017	0.066	-0.118	0.022	-1.793	2.54E+7	1.3	3.858	0.114	0.198	-0.072	1.747	3.11E+7
	-1.096	0.062	-0.062	0.007	-1.007	2.54E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	-0.235	0.061	-0.024	0.002	-0.402	2.55E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	0.938	0.059	0.019	-0.005	0.327	2.56E+7		-2.021	0.108	-0.114	0.047	-1.051	2.94E+7
	1.813	0.061	0.052	-0.006	0.852	2.55E+7		-1.144	0.106	-0.071	0.031	-0.672	2.95E+7
	2.982	0.065	0.119	-0.021	1.828	2.56E+7		-0.271	0.104	-0.028	0.014	-0.272	2.95E+7
	3.866	0.070	0.169	-0.029	2.403	2.57E+7		0.885	0.105	0.029	-0.008	0.273	2.94E+7
	5.025	0.076	0.236	-0.041	3.117	2.56E+7		1.749	0.107	0.068	-0.022	0.633	2.95E+7
	5.899	0.085	0.274	-0.040	3.220	2.57E+7		2.923	0.110	0.129	-0.043	1.168	2.94E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		3.795	0.114	0.173	-0.058	1.516	2.93E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
0.8	-2.014	0.066	-0.113	0.020	-1.717	2.74E+7	1.5	-2.015	0.107	-0.090	0.039	-0.843	2.79E+7
	-1.105	0.064	-0.067	0.009	-1.049	2.72E+7		-1.132	0.105	-0.057	0.027	-0.543	2.78E+7
	-0.245	0.063	-0.023	0.000	-0.361	2.74E+7		-0.268	0.105	-0.020	0.014	-0.195	2.79E+7
	0.933	0.064	0.031	-0.009	0.487	2.73E+7		0.885	0.104	0.029	-0.006	0.281	2.78E+7
	1.821	0.065	0.073	-0.015	1.124	2.72E+7		1.761	0.107	0.069	-0.020	0.646	2.78E+7
	2.977	0.068	0.139	-0.028	2.040	2.72E+7		2.926	0.110	0.124	-0.038	1.125	2.78E+7
	3.876	0.072	0.189	-0.036	2.621	2.72E+7		3.798	0.114	0.162	-0.050	1.422	2.77E+7
	5.032	0.082	0.264	-0.051	3.234	2.72E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.907	0.089	0.305	-0.055	3.421	2.73E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-2.028	0.105	-0.071	0.032	-0.674	2.57E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-1.142	0.104	-0.042	0.021	-0.406	2.57E+7
0.9	-2.027	0.073	-0.125	0.027	-1.710	2.92E+7	1.7	-0.267	0.102	-0.010	0.009	-0.101	2.56E+7
	-1.111	0.073	-0.079	0.018	-1.086	2.94E+7		0.884	0.105	0.030	-0.004	0.288	2.57E+7
	-0.237	0.070	-0.027	0.004	-0.387	2.94E+7		1.748	0.104	0.065	-0.017	0.630	2.56E+7
	0.932	0.071	0.036	-0.010	0.503	2.95E+7		2.926	0.109	0.108	-0.030	0.993	2.56E+7
	1.804	0.074	0.089	-0.021	1.204	2.95E+7		3.791	0.112	0.144	-0.040	1.283	2.56E+7
	2.981	0.079	0.155	-0.034	1.955	2.96E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	3.864	0.084	0.213	-0.048	2.538	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.023	0.093	0.289	-0.062	3.120	2.97E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	5.898	0.103	0.344	-0.070	3.347	2.97E+7		-2.027	0.105	-0.154	0.046	-1.468	3.00E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-1.092	0.102	-0.091	0.027	-0.893	3.02E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		-0.234	0.100	-0.035	0.011	-0.351	3.01E+7
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		0.932	0.100	0.041	-0.012	0.410	3.01E+7
1.0	1.802	0.104	0.098	-0.028	0.949	3.01E+7	1.9	1.802	0.107	0.174	-0.050	1.624	3.00E+7
	2.973	0.107	0.174	-0.050	1.624	3.00E+7		3.861	0.115	0.238	-0.066	2.062	3.01E+7
	3.861	0.115	0.238	-0.066	2.062	3.01E+7		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA
	NA	NA	NA	NA	NA	NA		NA	NA	NA	NA	NA	NA

・ヨー角 β , バンク角 γ は共に 0 deg..

・測定室内全圧は 2 atm.



(a) 亜音速飛行形態；Mach 0.7. (b) 超音速飛行形態；Mach 0.7. (c) 超音速飛行形態；Mach 1.5.

図 13 K 型機体模型のオイルフロー試験結果（迎角 0 deg., 上：上方視点, 下：側方視点）.

5. まとめ

本プロジェクトでは、小型超音速無人飛行機の機体形状の第 1 次設計案として、亜音速巡航性能と超音速巡航性能の両立を目指した可変後退角翼式の機体形状（K 型機体形状）と、超音速飛行データの取得を最優先項目に掲げて加速飛行性能を重視した固定後退角翼式の機体形状（M 型機体形状）を提案した。そして、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験を行うことによって、それらの機体模型に関する基礎空力特性データを取得した。その結果、可変後退角翼を搭載した K 型機体については、遷音速域から超音速域にかけての飛行速度範囲において主翼前縁後退角を 30 deg. から 50 deg. に拡大することによって、20～30 % 程度の抗力低減効果が得られるということがわかった。また、風洞試験で得られた空力係数データに基づいて K 型機体と M 型機体の加速飛行性能を比較した結果、同じ推力のエンジンを搭載した場合には後者の方が高い加速飛行性能を発揮するということが予測できた。更に、同空力係数データに基づいて両機体に関する飛行実験の成立性を検討した結果、M 型機体に関しては、目標飛行マッハ数 1.4 に到達し得る可能性があるということが示唆された。

謝辞

風洞試験用供試体模型の製作にあたっては、アジア模型株式会社様、有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様、ならびに、日鋼デザイン株式会社の山田富士夫様、佐々木和之様、室蘭テクノセンターの花岡裕様より、多大なるご協力とご尽力を賜りました。

風洞試験の実施にあたり、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備を利用させて頂いた際には、同研究本部の入門朋子様、本郷素行様、廣谷智成様、佐藤清様、丸祐介様、小島孝之様より、多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援、ご協力を頂きました全ての皆様に、深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] R. Minato, I. Tokura, N. Tanatsugu, T. Himeno, T. Kojima, H. Kobayashi, “Preliminary Design of a Small-scale Turbojet Engine for a Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-22, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [3] “Digital DATCOM”, Public Domain Aeronautical Software (PDAS) CD-ROM, www.pdas.com.
- [4] “USAF Stability and Control DATCOM”, McDonnell Douglas Corporation and Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1978.
- [5] 谷泰寛, 麻生茂, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 本郷素行, “小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 広島, 2005年11月.
- [6] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, “大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 3E05, 広島, 2005年11月.
- [2] 谷泰寛, 麻生茂, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 本郷素行, “小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 広島, 2005年11月.
- [3] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, “小型超音速無人飛行機の飛行経路解析”, 第49回宇宙科学技術連合講演会, 3E08, 広島, 2005年11月.
- [4] 木村博幸, “小型超音速無人機の空力特性に関する研究—JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析”, 日本機械学会北海道支部 2005年度第2回流体工学研究会, 札幌, 2006年1月. (発表のみ)
- [5] 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 木村博幸, “室蘭工大における小型超音速無人飛行機の開発状況”, 日本航空宇宙学会空気力学部門 第2回サイレント超音速機研究会, 東京, 2006年2月. (発表のみ)
- [6] 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 湊亮二郎, 溝端一秀, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 本郷素行, “可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書, 2006年3月.
- [7] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 姫野武洋, 小林弘明, 小島孝之, 麻生茂, 谷泰寛, 新井隆景, “大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [8] 木村博幸, 羽田尚太, 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 谷泰寛, 麻生茂, 入門朋子, 本郷素行, “小型超音速無人飛行機の機体空力設計, 風洞試験, および飛行性能解析”, 第3回 HASTIC 学術講演会, 札幌, 2006年3月.
- [9] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [10] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [11] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment

Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.