



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：実施報告

メタデータ	言語: Japanese 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: 羽田, 尚太, 工藤, 摩耶, 笹山, 容資, 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/10258/00008681

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：実施報告

著者	羽田 尚太, 工藤 摩耶, 笹山 容資, 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	2006
ページ	13-21
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008681

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 - 実施報告

	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 試験の概要

1.1. 試験題目

「模擬エンジンを搭載した可変翼小型超音速無人機の空力特性の測定」

1.2. 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター (APReC) では、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) による連携の下、小型無人超音速飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]。昨年度より同プロジェクトでは、その機体形状案として、2 つのタイプの機体形状を提案し、それらの空力設計を進めてきた。本試験では、昨年度の機体形状を改良した 2 つのタイプの機体形状 (K 型機体、M 型機体) と、Close Coupled Canard と Area Rule の効果を測定するために新たに設計された機体形状 (O 型機体) の風洞試験用供試体模型を用いて、基礎空力特性データを取得する。

1.3. 試験実施期間

平成 18 年 9 月 19 日 (火) ~ 9 月 22 日 (金),
平成 18 年 9 月 25 日 (月) ~ 9 月 29 日 (金) (述べ 9 日間)。

1.4. 試験従事者

本風洞試験の従事者を表 1 に、宇宙科学研究本部内共同研究者および風洞試験設備利用補佐者を表 2 にまとめる。

表 1 風洞試験従事者

氏名	所属	職名/学年	備考	従事期間
棚次 亘弘	室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター	センター長・教授	研究代表者	
新井 隆景	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	教授		9 月 21 日~9 月 22 日
溝端 一秀	室蘭工業大学 機械システム工学科	助教授		9 月 21 日~9 月 22 日
谷 泰寛	九州大学 大学院工学研究院 航空宇宙工學部門	講師		
湊 亮二郎	室蘭工業大学 機械システム工学科	助手	試験従事責任者	9 月 19 日~9 月 29 日
羽田 尚太	室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻	修士課程 2 年		9 月 19 日~9 月 29 日
岩崎 裕之	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	修士課程 2 年		9 月 19 日~9 月 22 日
工藤 摩耶	室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻	修士課程 1 年		9 月 19 日~9 月 29 日
楠亀 卓哉	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	修士課程 1 年		9 月 19 日~9 月 22 日
笹山 容資	室蘭工業大学 工学部 機械システム工学科	工学部 4 年		9 月 19 日~9 月 29 日
久保 良介	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4 年		9 月 19 日~9 月 22 日
古賀 直人	九州大学工学部機械航空工学科航空宇宙工学専攻	工学部 4 年		9 月 26 日~9 月 29 日

表 2 宇宙科学研究本部内共同研究者，および風洞試験設備利用補佐者

氏名	所属	職名	備考
本郷 素行	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	本部内共同研究者
入門 朋子	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐
佐藤 清	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐

2 試験設備・試験機器等

2.1. 試験装置

本試験では，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[2]（図 1）内に設置されている遷音速風洞試験装置（図 2(a)）と超音速風洞試験装置（図 2(b)）を使用した．当設備の主な仕様[3]を表 3 に示す．両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であり，前者の試験マッハ数は 0.3～1.3，後者の試験マッハ数は 1.5～4.0 である．いずれも最大通風計測時間は 30 秒以上，測定室の寸法は 600 mm×600 mm（矩形）である．

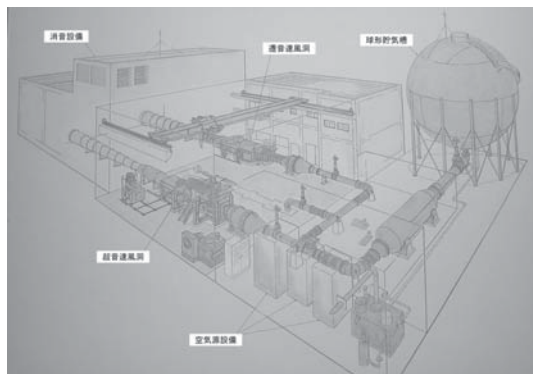
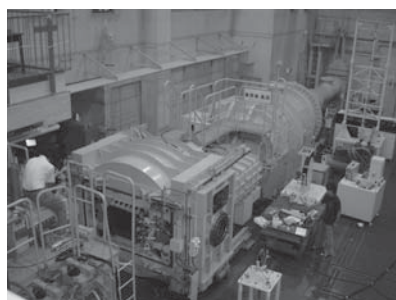


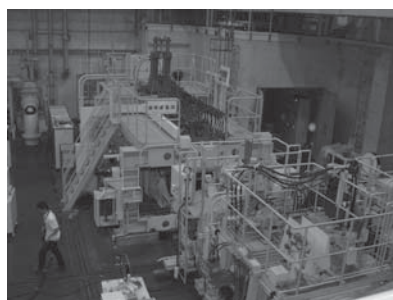
図 1 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の全体図．

表 3 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の主な仕様[2], [3].

装置の名称	遷音速風洞試験装置	超音速風洞試験装置
風洞形式	間欠吹き下し型	間欠吹き下し型 (エジェクタ排気式)
測定部寸法	幅 600 mm×高さ 600 mm	幅 600 mm×高さ 600 mm
マッハ数範囲	0.3 ～ 1.3	1.5 ～ 4.0
計測時間	30 秒以上	30 秒以上
空気源設備	・空気圧縮機出口圧力: 11 kg/cm ² G ・貯気槽圧力: 9.5 kg/cm ² G ・貯気槽容積: 1,767m ³	
変角範囲	迎角, 横滑り角 ±15 deg.以内	迎角, 横滑り角 ±15 deg.以内
特徴	1. 模型変角に対して一定マッハ数制御 2. 模型一定姿勢角に対してマッハ数スweep可能	エジェクタ併用により 低圧始動可能



(a) 遷音速風洞試験装置



(b) 超音速風洞試験装置



(c) 風洞試験装置の中央制御盤

図 2 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備．

2.2. 風洞試験用機体模型

本風洞試験の実施にあたり，上述の 3 つの機体の風洞試験用機体模型を製作した．対象とする

小型無人超音速飛行機の機体形状，および設計コンセプトについては，本書「小型無人超音速機の空力特性に関する研究」，「小型無人超音速飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作」を参照されたい．

3 試験方法と試験項目

本風洞試験では，上述の K 型機体模型，M 型機体模型，O 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 3）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 4 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（図 5）の圧力（4 点）を設けた（表 4）．

本風洞試験における通風条件を表 5～表 8 に示す．表 5 と表 6 は K 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 7 は M 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 8 は O 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 は遷音速風洞では 1.5 atm，超音速風洞では 2.0 atm（一部 2.2 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 0.3～1.1，超音速飛行形態で 0.7～1.3 とし，M 型機体模型については 0.3～2.0，O 型機体模型については 0.3～1.5 とした．全機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は -2～14 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 -2～2 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た．

K 型機体模型に関しては，カナードの舵角の効果を調べるための通風試験を，M 型機体模型に関してはエンジン内の抗力を測定するための通風試験を実施した（表 5，表 6，表 7，表 8 を参照）．

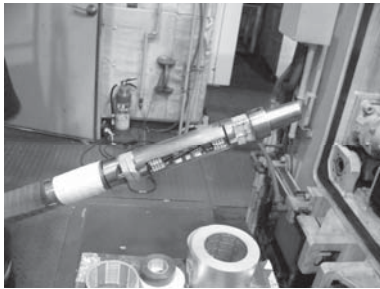


図3 6分力内装天秤；機体模型の内部に固定．

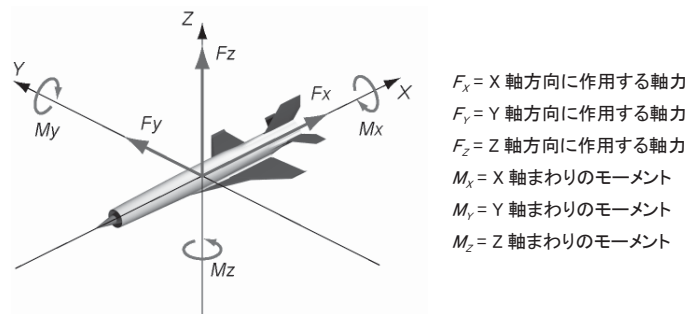


図4 機体模型に作用する6分力（内装天秤に作用する軸力）．

表4 風洞試験における測定項目．

空気力(6分力)	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

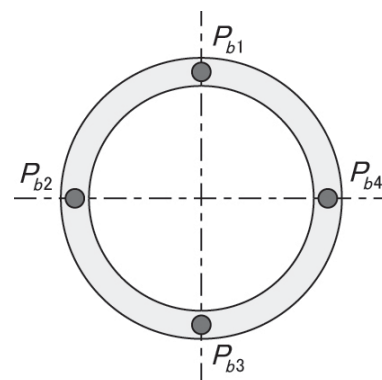
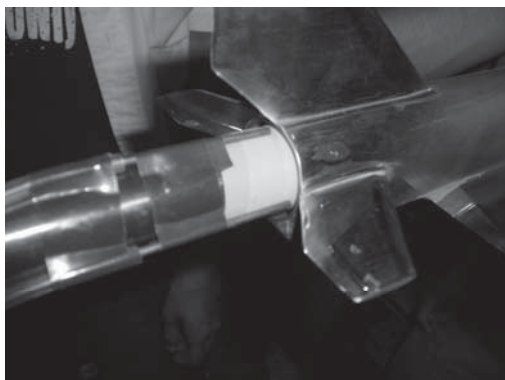


図5 機体模型のベース圧力測定位置（後方視点）．

表5 風洞試験にける通風条件一覧1 (K型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL形態))

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	マッハ数遷移試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~8	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-3~6	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-	-	0	-	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-4~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-	-	0	○	○	1.5	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
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表6 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))

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	マッハ数遷移試験	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	-2~6	-	0.5	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~6	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	0	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2~6	-	0.5	○	○	1.5	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
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表7 風洞試験における通風条件一覧3 (M型機体模型)

試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	エンジン抗力試験	マッハ数遷移試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~4	0	-	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-2~4	0	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~4	0	-	-	○	1.5	遷音速風洞
0.8	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.5	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	-2~2	-	-	○	2.0	超音速風洞
2.0	-2~4	-2~2	-	-	○	2.2	超音速風洞

表 8 風洞試験における通風条件一覧 3 (O 型機体模型)

試験マッハ 数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	Area rule	マッハ数遷 移試験	シュリーレ ン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~14	0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	1.5	遷音速風洞
0.7	-	-	-	-	-	1.5	遷音速風洞
0.8	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
0.9	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.1	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.3	-2,0,2,4	0	○	○	○	1.5	遷音速風洞
1.5	-2~4	-2~2	○	-	○	2.0	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
2.0	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

試験実施結果

本風洞試験における通風試験の回数と作業記録等を表9に、その通風試験の詳細を表10に示す。

表9 通風試験の回数と作業記録。

試験日	通風回数			主な作業	備考
	テスト 通風	空力測定試験	計		
9/19	0	0	0	・ミーティング。 ・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	
9/20	1	7	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。	
9/21	0	0	0	・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	・遷音速風洞故障。 →超音速風洞に切り換え、超音速風洞での試験を優先的に行った。
9/22	1	7	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。	
9/25	1	4	5	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・天秤再較正。	・天秤較正值がずれていた。 →天秤較正を行う。
9/26	0	8	8	・シュリーレン光学系の設定・調整。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・圧力計測系の設定。 ・天秤の取り付け。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。	・遷音速風洞復旧。
9/27	1	9	10	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測、エンジン内圧力計測) ・取得データの解析。	
9/28	0	12	12	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・天秤の感度計測。	
9/29	0	8	8	・シュリーレン光学系の調整。 ・模型の取り付け、ゼロ点設定、ネジ穴の粘土埋め等。 ・通風試験(空力計測) ・取得データの解析。 ・設備内の後片付け、清掃。	
総計	4	55	59		

表 10 風洞試験の通風作業記録の詳細

2006年度 JAXA/ISAS風洞試験 日程表												
No.	通風番号	日時	開始時刻	使用風洞	使用模型	試験の種類	マッハ数	迎角範囲 (刻み角)	Yaw角範囲 (刻み角)	カナード 舵角	測定室 全圧	備考
1	02-O-TS	2006/9/20	9:31	遷音速風洞	O with AR	テストブロー	0.3	0~4(2)	0	-	1.5	
2	04-O-TS	2006/9/20	10:18	遷音速風洞	O with AR	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~14(2)	0	-	1.5	
3	06-O-TS	2006/9/20	10:45	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
4	07-O-TS	2006/9/20	12:18	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	4	0	-	1.5	
5	08-O-TS	2006/9/20	13:40	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	-2	0	-	1.5	
6	05-O-TS	2006/9/20	14:30	遷音速風洞	O with AR	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
7	03-O-TS	2006/9/20	16:40	遷音速風洞	O without AR	風洞依存性チェック用データ	0.3	-2~14(2)	0	-	1.5	
8	10-O-TS	2006/9/20	17:06	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
9	24-O-SS	2006/9/22	10:05	超音速風洞	O without AR	テストブロー	1.5	0~2(2)	0	-	2.0	
10	25-O-SS	2006/9/22	10:34	超音速風洞	O without AR	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(2)	0	-	2.0	
11	33-O-SS	2006/9/22	11:35	超音速風洞	O without AR	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
12	26-O-SS	2006/9/22	13:27	超音速風洞	O with AR	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(2)	0	-	2.0	
13	34-O-SS	2006/9/22	14:07	超音速風洞	O with AR	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
14	35-M05-SS	2006/9/22	15:42	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
15	36-M05-SS	2006/9/22	16:28	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	-2~2(1)	-	2.0	
16	37-M05-SS	2006/9/22	17:08	超音速風洞	2005 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	-2~2(1)	-	2.0	
17	38-M06-SS	2006/9/25	11:12	超音速風洞	2006 M	テストブロー	2.0	0~2(2)	0	-	2.2	
18	39-M06-SS	2006/9/25	12:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	2.0	-2~4(2)	0	-	2.2	
19	30-M06-SS	2006/9/25	14:36	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4(1)	0	-	2.0	
20	29-M06-SS	2006/9/25	15:23	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	
21	29-M06-SS-A	2006/9/25	15:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	29-M06-SSの再試験(再現性の確認)
22	28-M06-SS	2006/9/26	9:46	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4(1)	0	-	2.0	これ以降、天秤較正値変更
23	40-M06-SS	2006/9/26	10:22	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	-2~2(1)	-	2.0	
24	41-M06-SS	2006/9/26	11:22	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	-2~2(1)	-	2.0	
25	29-M06-SS-B	2006/9/26	11:53	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4(1)	0	-	2.0	天秤較正後の29-M06-SSの再試験
26	30-M06-SS-A	2006/9/26	13:35	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4(1)	0	-	2.0	天秤較正後の30-M06-SSの再試験
27	42-M06-SS	2006/9/26	14:08	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	-2~2(1)	-	2.0	
28	43-M06-SS	2006/9/26	15:50	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ヨー方向)	2.0	0	-2~2(1)	-	2.2	
29	39-M06-SS-A	2006/9/26	15:23	超音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	2.0	-2~4(1)	0	-	2.2	天秤較正後の39-M06-SSの再試験
30	01-M06-TS	2006/9/27	9:43	遷音速風洞	2006 M	テストブロー	0.3	0~4(2)	0	-	1.5	
31	16-M06-TS	2006/9/27	10:06	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~4(1)	0	-	1.5	
32	17-M06-TS	2006/9/27	10:43	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~4(1)	0	-	1.5	
33	18-M06-TS	2006/9/27	11:13	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.0	-2~4(1)	0	-	1.5	通風中止 (M=1.0は通風不可能)
34	19-M06-TS	2006/9/27	11:46	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~4(1)	0	-	1.5	
35	20-M06-TS	2006/9/27	13:15	遷音速風洞	2006 M	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~4(1)	0	-	1.5	
36	44-M06-TS	2006/9/27	13:47	遷音速風洞	2006 M	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
37	23-M06-TS	2006/9/27	16:20	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	0.9	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
38	21-M06-TS	2006/9/27	16:48	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	1.3	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
39	22-M06-TS	2006/9/27	17:15	遷音速風洞	2006 M	エンジン抗力試験	1.1	-2~4(1)	0	-	1.5	センサー7.8は絶対圧で測定
40	51-KH06-TS	2006/9/28	9:53	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~6(2)	0	0	1.5	
41	52-KH06-TS	2006/9/28	10:24	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~6(2)	0	0	1.5	
42	53-KH06-TS	2006/9/28	11:00	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6(2)	0	0	1.5	
43	54-KH06-TS	2006/9/28	11:32	遷音速風洞	KH	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6(1)	0	0	1.5	以後、シュリーレン映像:赤(圧縮波),青(膨張波)
44	60-KH06-TS	2006/9/28	12:00	遷音速風洞	KH	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	0	0	0	1.5	
45	55-KH06-TS	2006/9/28	13:25	遷音速風洞	KH	カナード性能試験	0.7	-2~6(1)	0	5	1.5	
46	58-KH06-TS	2006/9/28	13:57	遷音速風洞	KH	カナード性能試験	1.3	-2~6(1)	0	5	1.5	
47	49-KL06-TS	2006/9/28	14:40	遷音速風洞	KL	カナード性能試験	0.3	-2~6(1)	0	5	1.5	
48	50-KL06-TS	2006/9/28	15:02	遷音速風洞	KL	カナード性能試験	0.7	-2~6(1)	0	5	1.5	
49	45-KL06-TS	2006/9/28	15:54	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~8(1)	0	0	1.5	
50	46-KL06-TS	2006/9/28	16:53	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-3~6(1)	0	0	1.5	
51	47-KL06-TS	2006/9/28	17:30	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-4~6(1)	0	0	1.5	リハーサルデータ取得できず
52	47-KL06-TS-A	2006/9/29	9:55	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-4~6(1)	0	0	1.5	47-KL06-TSの再試験
53	45-KL06-TS-A	2006/9/29	10:25	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-4~6(1)	0	0	1.5	45-KL06-TSの再試験
54	48-KL06-TS	2006/9/29	10:58	遷音速風洞	KL	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6(1)	0	0	1.5	
55	59-KL06-TS	2006/9/29	11:41	遷音速風洞	KL	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	0	0	0	1.5	
56	10-O-TS-A	2006/9/29	13:05	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2 → -2	0	-	1.5	12-O-TSに代替
57	10-O-TS-B	2006/9/29	15:00	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	2	0	-	1.5	
58	09-O-TS	2006/9/29	15:42	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ヨー方向)	0.8~1.3	0	0	-	1.5	
59	11-O-TS	2006/9/29	16:40	遷音速風洞	O without AR	マッハ数遷移試験(ピッチ方向)	0.8~1.3	4	0	-	1.5	

4 まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型無人超音速飛行機の第2次機体形状について、それらの風洞試験用機体模型を製作し、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、超音速風洞試験装置）を利用して空力測定試験を実施した。その結果、それらの機体形状に関する基礎空力特性データを取得することができた。

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、佐藤清様より、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] <http://www.isas.jaxa.jp/home/wtlab/>, 高速気流総合実験設備ホームページ, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部。
- [3] 「高速気流総合実験設備操作マニュアル（1998年度版）」, 文部省宇宙科学研究所（現宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部）風洞委員会, 1998。

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶, 笹山容資, 杉本敬一(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 新井隆景(大阪府大), 本郷素行(JAXA), 棚次亘弘(室蘭工大), 「小型超音速無人飛行機の機体空力設計と超音速風試」, 第38回流体力学講演会, 室蘭, 2006年9月。
- [2] 岩崎裕之, 楠亀拓也, 新井隆景, 坂上昇史(大阪府大), 溝端一秀, 棚次亘弘(室蘭工大), 谷泰寛, 麻生茂(九大), 「小型超音速無人飛行機の亜音速特性試験」, 第38回流体力学講演会, 室蘭, 2006年9月。
- [3] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大), 姫野武洋(東大・工), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「大学・JAXAの若手連携による小型超音速飛行実験機の開発構想」, 平成18年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2006年。
- [4] 溝端一秀, 湊亮二郎, 棚次亘弘, 木村博幸, 羽田尚太, 工藤摩耶(室蘭工大), 姫野武洋(東大・工), 小林弘明, 小島孝之(IAT/JAXA), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「大学とJAXAの若手連携による小型超音速飛行実験機開発構想」, 平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月。
- [5] 羽田尚太, 棚次亘弘, 溝端一秀, 湊亮二郎, 木村博幸, 工藤摩耶(室蘭工大), 麻生茂, 谷泰寛(九大・工), 新井隆景(阪府大・工), 「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。
- [6] 新井隆景, 坂上昇史, 岩崎弘之, 楠亀拓也(阪府大・工), 溝端一秀, 棚次亘弘, 湊亮二郎(室蘭工大), 「小型超音速飛行実験のための低速域空力性能改善手法の提案」平成18年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007年1月。