

小型超音速無人飛行機の風洞試験用機体模型の設計 製作 : 製作報告

著者	木村 博幸, 羽田 尚太, 工藤 摩耶, 溝端 一秀 , 棚次 巨弘
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	55-59
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008657

小型超音速無人飛行機の風洞試験用機体模型の設計 製作 : 製作報告

著者	木村 博幸, 羽田 尚太, 工藤 摩耶, 溝端 一秀, 棚次 巨弘
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	55-59
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008657

小型超音速無人飛行機の風洞試験用機体模型の設計製作 - 製作報告

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)
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. 風洞試験用機体模型

2005年度の宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(JAXA/ISAS)における風洞試験の実施にあたり, 設計した2つの機体[1], [2]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.

1.1. 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1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). ただし, 胴体径は天秤が入る大きさに修正したため, 設計時よりも大きくなった. この機体模型の可変パラメータとして, 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. 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, カナードの舵角の変更方法は, 胴体とカナードの間にスペーサーを挟む方法とった. また, エンジンの流路閉塞率の変更方法としては, 空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載し, エンジン後部に閉塞率の異なる3種類のバフェットを付け換える方法をとった. これらの翼および模擬エンジンはねじで胴体に固定した. 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.



(a) 亜音速飛行形態 (KL, 主翼前縁後退角 30 deg.)



(b) 超音速飛行形態 (KH, 主翼前縁後退角 50 deg.)



(c) 分解時

図1 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).

表 1 風洞試験用供試体模型の仕様等一覧.

	K 型機体形状		M 型機体形状
	亜音速飛行形態 (KL)	超音速飛行形態 (KH)	
			
使用天秤	6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)		6 分力内装天秤 (No.1, φ 25 mm)
模型のスケール	1/10		1/7.8
全長, m	0.350 (3.5)	0.350 (3.5)	0.385 (3.0)
胴体径, m	0.036 (0.36)	0.036 (0.36)	0.032 (0.25)
翼幅, m	0.284 (2.84)	0.219 (2.19)	0.171 (1.33)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.108 (1.08)	0.108 (1.08)	0.075 (0.583)
空力平均翼弦(MAC), m	0.065 (0.65)	0.071 (0.71)	0.117 (0.909)
空力中心位置(胴体先端基準), %	85.9	84.0	64.4
天秤のモーメントセンタ位置(胴体先端基準), %	77.4	77.4	75.9
翼面積, m ²	0.0141 (1.41)	0.0133 (1.33)	0.0160 (0.972)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70 (ストライク部)
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
模擬エンジンの有無	あり		なし
可変パラメータ	<ul style="list-style-type: none"> ・主翼前縁後退角 (30, 50 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.) ・模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) 		なし
使用材料	<ul style="list-style-type: none"> ・胴体, エンジン: アルミニウム材料 ・主翼, カナード翼, 垂直尾翼: 真鍮材料 		・全て真鍮材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学
製作者	アジヤ模型株式会社 〒811-2207 福岡県粕屋郡志免町大字南里 124-1		有限会社馬場機械製作所 〒050-0074 室蘭市中島町 4-17-9

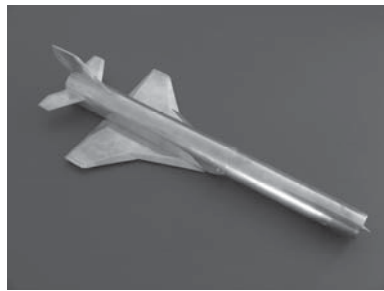
※上表中諸元の括弧内の数値は実機の諸元.

1.2. M 型機体模型(固定後退角翼式)

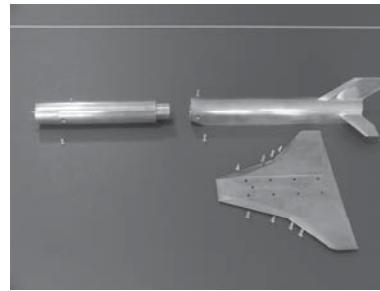
M 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 2 に示す. この機体模型のスケールは 1/7.8 である (その諸元については表 1 を参照). この機体模型については, 機体の構造上の制約から模擬エンジン (空気流路穴) を設けることが困難であるため, エンジン部を閉塞状態とした. また, 今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない. 尚, この機体模型の材料は全て真鍮材料とした.

機体模型の製作に関しては, 主翼の取付作業を簡易にするために, 胴体形状を半円と直方体を組合せたかまぼこ型にし, 主翼と胴体をねじで容易に取り付けられるように設計した. また, 胴体の製作工程を簡易にするために, 胴体前部のカウル部以外は円筒形状とし, 胴体後部は主翼部付近からかまぼこ型とした. 主翼を胴体に取り付けた際, 胴体と主翼との間に隙間と段差が生じるので, その隙間をパテで埋めた.

水平尾翼および垂直尾翼はろう付けで固定したが, 垂直尾翼は初回通風終了時に破損した. 垂直尾翼の破損状態を図 3 に示す. 同図より, ろうが接合部全面に行き渡っていないことが確認でき, これが破損の一原因であると考えられる.

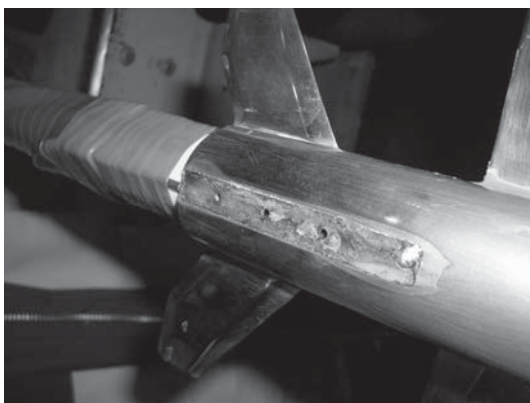


(a) 外観写真



(b) 分解時

図2 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）.



(a) 破損後の胴体側接合部.



(b) 破損後の垂直尾翼側接合部.

図3 M型機体模型の垂直尾翼の破損状態.

2. 供試体模型の設計に関する反省・改善項目

- 両機体模型に関して、天秤に作用する負荷は許容値の数分の1程度（垂直方向の最大秤量 200 kgf に対して、最大でも 50 kgf 程度）であった。
 - 今回使用した天秤よりも一回り小さい天秤を使用することが出来た.
 - K型に関しては、機体設計時の胴体径で試験を行うことが可能である.
 - M型に関しては、小さい天秤を使用することで、胴体内部に空気流路穴を設ける余裕が出来る.
- M型機体模型の初回通風試験時に、ろう付けで接合していた垂直尾翼が胴体から剥がれて破損した。破損後の接合部を観察すると、垂直尾翼と胴体は接合面の周囲でしか接合されておらず、接合面全体にろうが行き渡っていない状態であった。
 - ろう付け加工法の改善、若しくは別の接合方法を採用する必要がある.
 - 尾翼をろう付け方式にして機体模型を設計する場合には、エンジンのタービンブレードのように差し込み式にした方が破損しにくい.

- ・ M型機体模型について、納入後の模型表面に深いツールマークが残っていた。
→表面仕上げ加工法を再検討する必要がある。
- ・ 天秤に作用する負荷の測定精度確保のため、天秤のキー溝周辺と機体模型の接触部分は最も精密性を要する。今回製作した M型機体模型については、天秤を挿入する部分の内径寸法が図面通りに仕上げられておらず、天秤を挿入することが出来ない状態であった。
→今回製作した M型機体模型のように天秤・コレット接合部が深い所に位置する場合には、加工時のバイトの撓みに伴う加工誤差を抑制するため、機体模型の胴体を 3 部（胴体前部、天秤・コレット接合部、胴体後部）に分割して設計することが望ましい。
- ・ スターティングロード（風洞始動時の過負荷）によるモーメントを軽減するため、機体模型の前部には軽い材料を用いる方が好ましい。
→前部にはアルミ材料を、後部にはステンレス材料を使用するのが主流である。全てに真鍮材料を用いた機体模型は稀とされている。
- ・ エンジン抵抗を評価して空気力の補正を行うために、機体模型には模擬エンジンを設け、その入口と出口付近における全圧と静圧を測定可能にしておくべきである。
- ・ ねじ穴部に埋めた粘土を剥がれにくくするため、機体模型のねじ穴深さが出来るだけ深くなるように設計することが望ましい。

謝辞

本風洞試験で使用した機体模型の製作においては、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、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。

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] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“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”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。
- [2] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“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”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。

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.