



## 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：製作報告

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: 羽田, 尚太, 工藤, 摩耶, 笹山, 容資, 溝端, 一秀, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008682">http://hdl.handle.net/10258/00008682</a>

# 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 : 製作報告

著者	羽田 尚太, 工藤 摩耶, 笹山 容資, 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	2006
ページ	10-12
発行年	2007-05
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008682">http://hdl.handle.net/10258/00008682</a>

## 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 - 製作報告

---

	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)
	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

2006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3つの機体(K型機体形状,M型機体形状,O型機体形状)の風洞試験用機体模型を製作した.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型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図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56 deg.となる超音速飛行形態(KH形態)の写真である.この機体模型のスケールは1/8である(その諸元については表1を参照).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(30,56 deg.),カナードの舵角(0,5 deg.)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をとった.また,エンジン部は加工上,流路を開口することができなかつたため,閉塞状態とし,胴体と一体化させた.主翼およびカナード翼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56 deg.)

図1 K型機体(可変後退角翼式機体)の機体模型(スケール1/8).

表 1 風洞試験用機体模型の仕様等一覧。

	K 型機体形状		M 型機体形状	O 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, $\phi$ 25 mm)			
模型のスケール	1/8		1/5.7	1/7.27
全長, m	0.410 (3.28)	0.410 (3.28)	0.547 (3.116)	0.443 (3.22)
胴体径, m	0.0325 (0.26)	0.0325 (0.26)	0.035 (長径:0.2, 短径:0.18)	長径:0.05(0.38) 短径:0.03(0.24)
翼幅, m	0.35 (2.84)	0.2375 (1.9)	0.282 (1.609)	0.303(2.2)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.104 (0.832)	0.104 (0.832)	0.091 (0.521)	0.091(0.66)
空力平均翼弦 (MAC), m	0.065 (0.654)	0.071 (0.733)	0.140 (0.796)	0.135(0.98)
翼面積, m <sup>2</sup>	0.016 (1.55)	0.013 (1.26)	0.029 (0.955)	0.031(1.64)
主翼前縁後退角, deg.	30	56	66, 61	53.1
主翼アスペクト比	4.28	2.59	2.02	2.95
模擬エンジンの有無	なし		あり	なし
可変パラメータ	・主翼前縁後退角 (30, 56 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.)		なし	なし
使用材料	・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		・胴体前部: アルミニウム材料 ・胴体中部: ステンレス材料 ・胴体後部, 真鍮材料 ・翼, エンジン: 真鍮材料	・アルミニウム材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学	大阪府立大学
製作者	アジア模型株式会社 〒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	大阪府立大学

※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 型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図 2 に示す。この機体模型のスケールは 1/5.7 である (その諸元については表 1 を参照)。この機体模型では、空力試験だけでなく、模擬エンジンにかかる抗力の測定を行った。そのため、模擬エンジンはエンジン内の抗力を測定するためのピトー管を設置した抗力試験用と、ピトー管を設置していない空力試験用を製作した。

機体模型の製作に関しては、胴体の製作を容易にするために、胴体形状を楕円形状から長径を直径とした円形状とした。また、水平尾翼は垂直尾翼に取り付けた際、水平尾翼と垂直尾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。この機体模型の材料は、胴体前部をアルミニウム材料、胴体中部をステンレス材料、胴体後部、翼、模擬エンジンは真鍮材料を採用した。



図 2 M 型機体 (固定後退角翼式機体) の機体模型 (スケール 1/5.7)。

### 1.3. O型機体模型（固定後退角翼式）

大阪府立大学の設計によるO型機体形状の風洞試験用機体模型の概観を図3に示す。この機体模型のスケールは1/7.27である（その諸元については表1を参照）。この機体模型は、空力試験によりClose Coupled CanardとArea Ruleの効果の測定を行っている。そのため、胴体はArea Ruleを適用した場合としていない場合について製作した。

機体模型の製作に関しては、エンジン部の流路を開口できなかったため、流路は閉塞状態とし、胴体と一体化している。この機体模型の材料は、全てアルミニウム材料を採用している。



図3 O型機体(固定後退角翼式機体)の機体模型（スケール1/7.27）。

## 2 機体模型の設計・製作に関する反省・改善項目

- ・ M型機体模型について、納入後の機体形状、寸法が設計図面と異なっていた。  
模型の加工方法、加工精度について再検討する必要がある。  
模型の加工プログラムに問題がないか検討する。

### 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。