



第二世代小型超音速飛行実験機の1/6スケール縮小機体の設計製作と簡易飛行試験

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: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 丹羽, 斗志貴, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009144

第二世代小型超音速飛行実験機の 1/6 スケール縮小機体の設計製作と簡易飛行試験

丹羽 斗志貴（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）

○溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

1. はじめに

第二世代小型超音速飛行実験機（オオワシ）の推進系・構造系設計の進捗に伴って機体全長が従来の Nose-C 形状（全長 7.8 m）を越えて伸びる可能性が示唆されている。その場合、ピッチトリム性能や方向安定性の劣化が懸念されるところであり、早急な検証が求められている。そのための遷音速・超音速風試については、模型全長を Nose-C 形状より伸ばす事は ISAS 風洞の運用上の制限（模型支持スティングの油圧を切ったときに模型先端が風洞流路上壁に接触する）ゆえに困難であるため、別途の方法が必要である。

一方、オオワシの実際の飛行環境における空力特性・飛行特性を明らかにすることを狙って、繰り返し簡易に飛行試験を実施するための縮小機体の設計・製作を進めている。そこで、その一環として一層簡易な 1/6 スケール縮小機体を設計・製作し、無推力滑空飛行によってピッチトリム性能や方向安定性を検証することを試みる。

2. 機体の設計・製作

空力形状は、第二世代小型超音速飛行実験機の M2011 形状であり、縮小比は 1/6 である。製作および取り扱いの簡便なペーパークラフト機体とし、機体内部構造は、バルサ板・ベニヤ板から構造部材をレーザーカッターで精密に切り出して手作業で接着する。繰り返し飛行試験を行う上で機体の補修を容易にするために、また種々のノーズ長の影響を調べるために、主翼、水平尾翼、垂直尾翼、角台、後胴部、中胴部、および種々の長さの前胴部を容易に着脱できるように設計製作する。設計された機体の三次元モデルを図 1 に示す。また、オオワシ実機との比較で機体諸元を表 1 に示す。Nose-C 形状より全長の長い Nose-I、Nose-II 形状も設定しており、そのノーズ長の比較を図 2 に示す。機体の重心は、ノーズ長によらず主翼の峰の位置に固定する。そのための錘を搭載する。

製作された機体の外観を図 3 に示す。動画解析による飛行性能解析を容易にするために機首、両翼端、および垂直尾翼端に高輝度 LED を搭載している。乾燥質量は Nose-C が 179 g、Node-I が 187 g、Nose-II が 198 g となった。これに重心調整用の錘 65 g が付加された値が全備質量である。



図 1 1/6 スケール縮小機体の設計図面

表 1 オオワシ実機と 1/6 スケール縮小機体の諸元

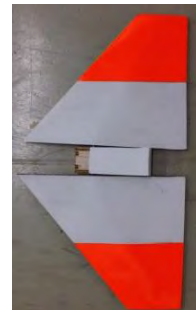
Specification item	M2011 Full-scale Vehicle	M2011 1/6-scale Vehicle
Wingspan [mm]	2413.5	402.3
Aspect Ratio	2.71	2.71
Main wing area [mm ²]	2148465	59679.6
Total length (Nose-A) [mm]	5800	966.7
Total length (Nose-B) [mm]	6800	1133.3
Total length (Nose-C) [mm]	7800	1300.0
Total length (Nose-I) [mm]	8622.0	1437.0
Total length (Nose-II) [mm]	9622.6	1603.7
Fuselage diameter(outside) [mm]	300	50



図 2 ノーズ長の比較



(a) 主翼



(b) 水平尾翼



(c) 機体の全体外観

図 3 製作された 1/6 スケール縮小機体

3. 理論と手法

機体全長が従来の Nose-C 形状（全長 7.8 m）を越えて伸びることによるピッチトリム性能および方向安定性を検証するため、上記の Nose-C, -I, および-II 形状の縮小機体を用いて、手投げ滑

空試験を実施し、飛行映像の目視観察によってピッチトリムと方向安定の有無を確認する．ノーズ長を変えても重心位置が変わらないよう、内蔵した錘の位置を調整する．すべての舵面は飛行中動かないようにテープで固定する．エルロンおよびラダーの舵角はゼロとし、エレベータ舵角を種々に調整しながら飛行試験を実施して、ピッチトリムを実現するエレベータ舵角を明らかにする．エレベータ舵角の設定の様子を図4に示す．

概ねピッチトリムが達成された飛行の映像からスナップショットを切り出し連結して連続画像としたものを図5に示す．定常滑空状態では方向安定性も概ね良好である事が分かる．



図4 エレベータ舵角の設定方法



(a) Nose-C



(b) Nose-I



(c) Nose-II

図5 手投げ滑空飛行試験の飛行軌跡

全可動水平尾翼の前縁を下げる方向をエレベータ舵角プラスとすると、重心周りのピッチングモーメント係数は

$$C_{M,cg} = C_{M,cg0} + C_{M,cg,\alpha} \cdot \alpha + C_{M,cg\delta_e} \cdot \delta_e \quad (1)$$

と記すことができる．また揚力係数は

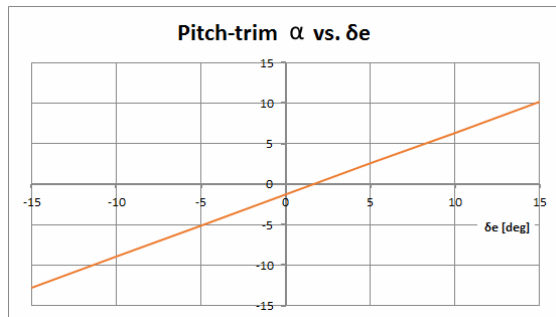
$$C_L = C_{L,0} + C_{L,\alpha} \cdot \alpha + C_{L,\delta_e} \cdot \delta_e \quad (2)$$

と表すことができる．重心周りのピッチングモーメント係数が 0，つまりピッチトリム状態での迎角は(1)式より

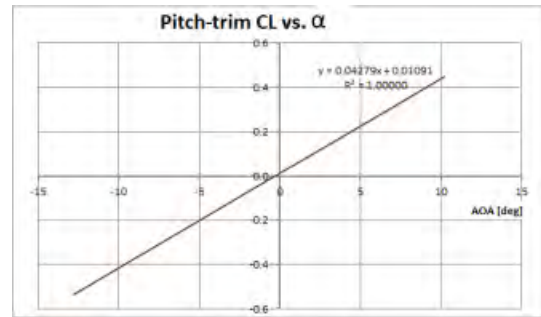
$$\alpha_{trim} = -\frac{1}{C_{M,cg,\alpha}}(C_{M,cg0} + C_{M,cg,\delta_e} \cdot \delta_e) \quad (3)$$

となる．この時の揚力係数は式(3)を式(2)式に代入することで求められる．

Nose-C 形状については，これまでの低速風試データより $C_{L,0}$, $C_{M,cg0}$, $C_{L,\alpha}$, C_{L,δ_e} , $C_{M,cg,\alpha}$, C_{M,cg,δ_e} が求められている．それを用いて，エレベータ舵角 δ_e に対するピッチトリム ($C_{M,cg} = 0$) 状態の迎角 α を求めると図 6 (a) のようになる．また，ピッチトリム状態における迎角 α と揚力係数の関係は図 6 (b) の通りとなる．水平尾翼前縁を下げる (エレベータ舵角 δ_e が増える) と迎角が増加し，揚力係数が大きくなることが定量的に分かる．ピッチトリムのためのエレベータ操舵によって全機揚力傾斜が 0.042/deg 程度まで減じることが分かる．



(a) エレベータ舵角 δ_e と迎角 α の関係



(b) 迎角 α と揚力係数の関係

図 6 Nose-C 形状のピッチトリム条件でのエレベータ舵角と迎角および揚力係数の関係

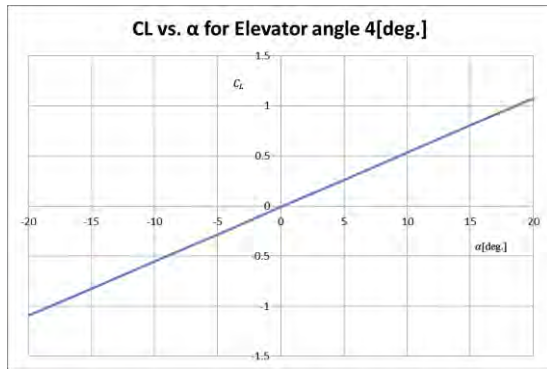
1/6 スケール縮小機体の飛行試験から，Nose-C 形状のピッチトリム時のエレベータ舵角は 4[deg.] であった．また風洞試験の結果より，このエレベータ舵角において各空力係数，空力微係数の値は以下の通りである．

$$C_{L,0} = -0.0097, \quad C_{M,cg0} = 0.0529, \quad C_{L,\alpha} = 0.0543 \left[\frac{1}{deg} \right], \quad C_{L,\delta_e} = -0.0089 \left[\frac{1}{deg} \right],$$

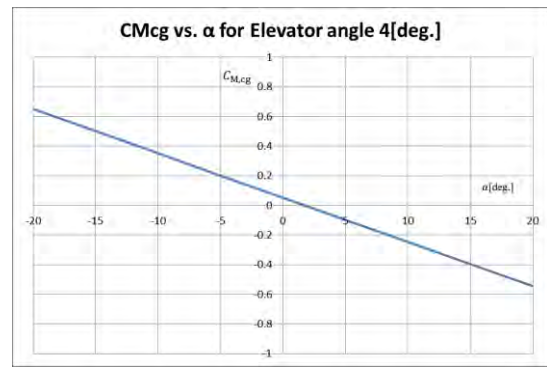
$$C_{M,cg,\alpha} = -0.0299 \left[\frac{1}{deg} \right], \quad C_{M,cg,\delta_e} = 0.0229 \left[\frac{1}{deg} \right]$$

これらの値をピッチトリム迎角の式(3)に代入すると $\alpha_{trim} = 4.83[deg.]$ となる．このピッチトリム状態での揚力係数 C_L は $C_L = 0.217$ となる．このエレベータ舵角 4[deg.] の場合の迎角 α と揚力係数 C_L やピッチングモーメント係数 $C_{M,cg}$ の関係を図 7 に示す．

また Nose-I および，Nose-II のピッチトリム状態のエレベータ舵角 δ_e は，それぞれ 2[deg.], -1[deg.] であった．縮小機体全長とピッチトリムのためのエレベータ舵角の関係を図 8 にまとめる．



(a) 迎角 α と揚力係数 C_L の関係



(b) 迎角 α とピッチングモーメント係数 C_{Mcg} の関係

図7 M2011Nose-C 形状のエレベータ舵角 4[deg.]の場合の揚力係数とピッチングモーメント係数

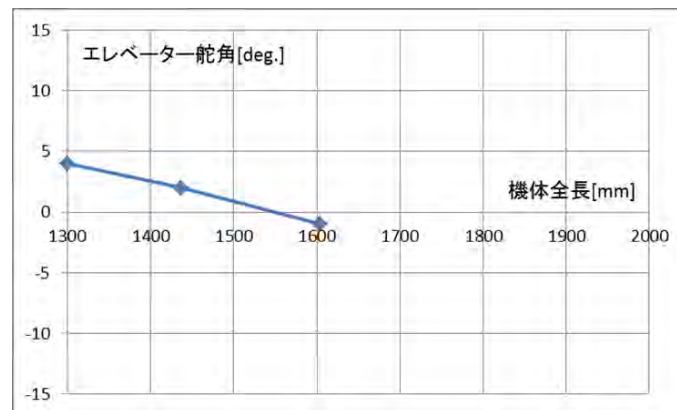


図8 縮小機体全長とピッチトリムのためのエレベータ舵角

4. 結論

本研究では M2011(第二世代オオワシ) 1/6 縮小機体を設計・製作し、手投げ発射による飛行試験を実施してピッチトリム性能に関するおおよその特性をとらえた。Nose-C では、エレベータ舵角 4[deg.]の時にピッチトリム状態となり、その際の迎角は 4.83[deg.]、揚力係数は 0.217 と推定された。さらに、Nose-I (実機全長 8.6 m) はエレベータ舵角 2[deg.]、Nose-II (実機全長 9.6 m) は-1[deg.]の時にピッチトリム状態となることが明らかになった。

これらの飛行試験結果よりノーズが長くなるほど頭上げとなる傾向がみられるものの、実機サイズでは全長約 9.6 m までのピッチトリム性能およびピッチトリム周辺状態での方向安定性が確認された。