



## 小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験のための縮小機体の設計・製作

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: 渡口, 翼, 山中, 大樹, 梅村, 諒磨, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008845">http://hdl.handle.net/10258/00008845</a>

## 小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験のための縮小機体の設計・製作

著者	渡口 翼, 山中 大樹, 梅村 諒磨, 溝端 一秀
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	2013
ページ	19-23
発行年	2014-08
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00008845">http://hdl.handle.net/10258/00008845</a>

# 小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験のための縮小機体の設計・製作

○渡口 翼（航空宇宙システム工学専攻 博士前期1年）

山中 大樹（機械航空創造系学科 4年）

梅村 諒磨（機械航空創造系学科 4年）

溝端 一秀（もの創造系領域 准教授）

## 1. はじめに

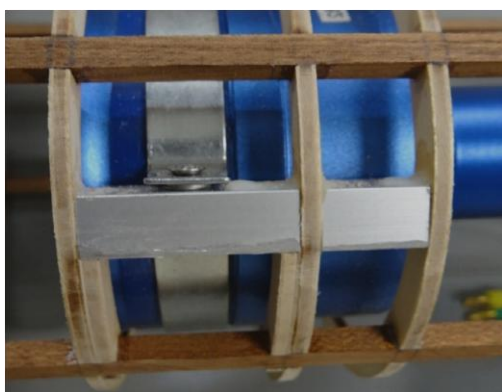
風洞試験は、風洞壁や模型スティングの存在、流れの乱れ度やレイノルズ数、など実飛行環境と異なる制約条件を有するため、その取得データの信頼性に制約がある。したがって、有翼飛行機の実飛行環境における空力特性・飛行特性を検証するためには、風洞試験だけでは不十分であり、飛行試験が欠かせない。そこで、小型超音速飛行実験機「オオワシ」について繰り返し安全に飛行試験を実施し、質・量ともに十分なデータを取得することを狙って、製作・飛行の比較的簡便な縮小機体を準備している。昨年度[1]に引き続き第一世代オオワシ(M2006prototype形状)の1/2スケール機体の設計・製作を進めている。推進器としては電動ダクトドファンユニットを用いる。

## 2. 機体構造の設計改良

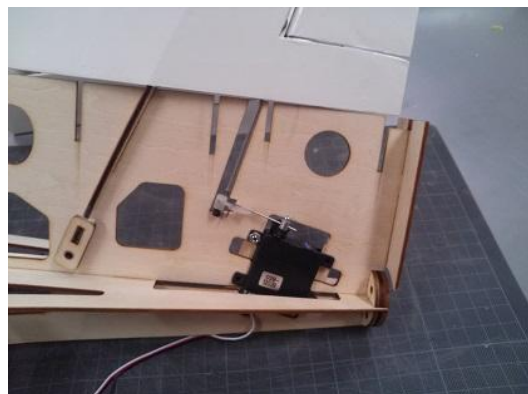
昨年度設計・試作した縮小機体[1]において、推進用モーターマウントの構造強度の不足、胴体・尾翼接続箇所の整備性の不良、ラダー操舵系の機体表面への露出、等の課題が残っていた。そこで、推進用モーターマウントを木質角材からアルミアングル材に変え、胴体・尾翼接続構造を改良し、さらにラダー操舵系を後胴部に内蔵することとした。その概略を図1に示す。

また、後述の地上静止推力の計測の結果、エンジンナセル内面の構造部材が推進器の空気流を阻害しているものと推定されたため、推進器搭載位置をナセル前端に変更し、さらにナセル内面に滑らかな円筒壁を設けた。その概略を図2に示す。

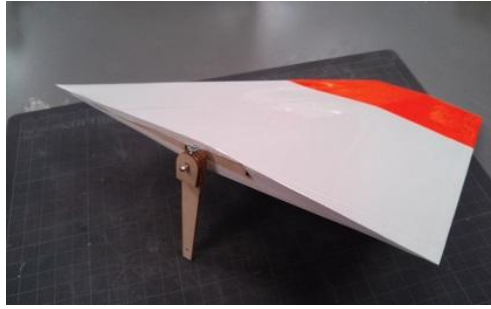
これらの構造改良を施し、推進器、推進用バッテリー、無線操縦受信機、等の機器を搭載したところ、全備質量4.38kgとなり、公称推力4.2kgf(41.2N)に対する推重比は0.96となった。



(a) アルミ製のモーターマウント



(b) 着脱の容易な尾翼・胴体接続構造と内蔵されたラダー操舵系



(c) 着脱の容易な水平尾翼接続構造

図 1. 縮小機体の構造の改良



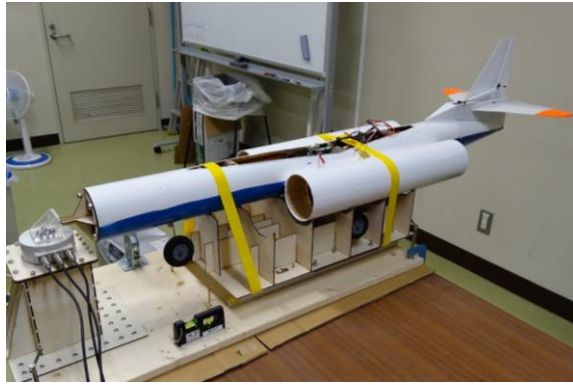
図 2. 推進器搭載方法の改良

### 3. 地上静止推力の計測と推進器搭載方法の改良

飛行中に推力を計測することは困難であることから、縮小機体の推力を地上で計測した。そのための機材を図 3 に示す。水平な机の上に滑らかに動く台車を置き、それにオオワシ縮小機体を載せて結わえる。無線操縦によって機体搭載推進器を作動させると、推力によって機体・台車は前方に進もうとして、機首前方に設置されたロードセルを押す。このロードセルの出力信号と、無線操縦のスロットル制御信号を収録し、スロットル制御信号と推力の関係を得る。なお、スロットル制御信号の収録のために、オオワシ 1 号機の飛行試験に用いたのと同じのオンボードアビオニクス機器 (Sylphide) を用いる。また、予め 1~5kg の分銅を用いてロードセルを較正している。

得られたスロットル制御信号と推力の関係を図 4 に示す。推進器搭載方法改良前 (Before revision) において最大推力は 1.40kgf (13.7N) となっており、後述の定常水平飛行のための必要最低推力 1.37kgf (13.4N) をわずかに上回程度であり、加速上昇が困難である。ダクテッドファンユニットの公称推力 4.2kgf (41.2N) に比べてこのように低推力になった原因としては、エンジンナセル内に構造部材や降着装置が突き出ており、推進器の空気流を阻害しているものと推定される。また、グラフが非線形となっているのは、ラジコン機器の操縦信号とスピードコントローラ (操縦信号に基づいて推進モーターの回転数を制御する) の整合性が取れていなかったものと推定される。

そこで、推進器搭載方法を改良するとともに、ラジコン機器およびスピードコントローラを調整したところ (After revision), 図 4 に示されたとおり、最大 2.4kgf の推力が得られるに至った。



(a) 台車，縮小機体，およびロードセル



(b) スロットル制御信号収録器 (Sylphide)

図 3. 推力計測のための機材

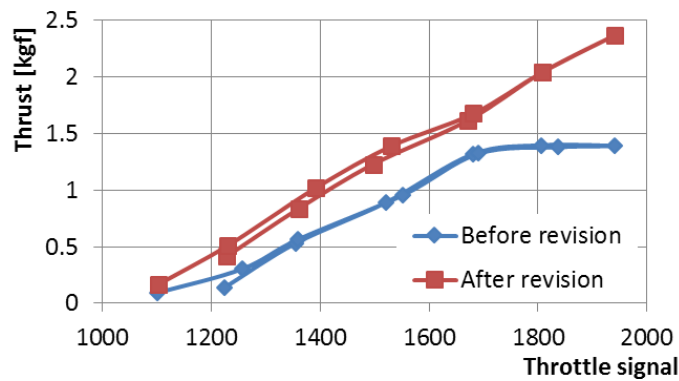


図 4. 計測されたスロットル信号と推力の関係

#### 4. 飛行性能の予測

M2006prototype 形状については亜音速風試によって空力特性データが得られている。その揚力係数・抗力係数データを利用して、縮小機体の海面上での定常水平飛行速度と必要推力の関係を推算すると図 5 の通りである。公称推力 4.2kgf (41.2N) では定常水平飛行速度は 61.0m/s(219.7km/h)となる。定常水平飛行のための必要最低推力は 1.37kgf(13.4N)であり、その時の定常水平飛行速度は 26.7[m/s] (96.1[km/h])と推算される。推進器搭載方法改良後 (After revision) の定常水平飛行速度は 44.3[m/s] (159.5[km/h]) と推算される。

また、飛行速度と上昇率の関係は図 6 の通りとなる。最大上昇率は、公称推力 4.2kgf (41.2N) では 20.08[m/s], 推進器搭載方法改良前 (Before revision) では 0.06[m/s], 改良後 (After revision) では 6.15[m/s]と推算される。

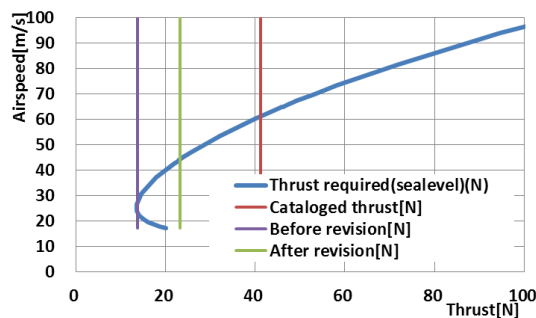


図 5. 飛行速度と必要推力

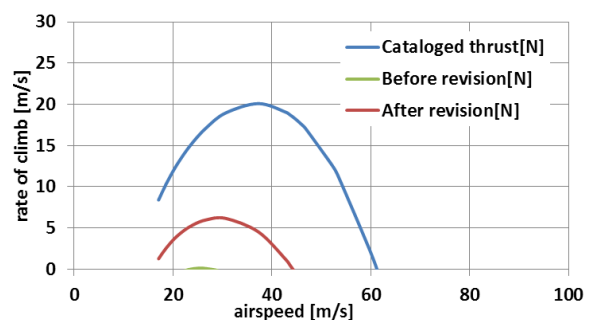


図 6. 飛行速度と上昇率

## 5. 慣性モーメント・慣性乗積の計測・推算

捻り振り子の原理を用い、捻り振動周期を計測することによって、縮小機体の慣性モーメントを推算した。振動周期計測の様子を図7に示す。また、慣性乗積の測定は不可能であることから、公表されている実機の慣性乗積を元に、質量比例・寸法2乗比例の相似則を仮定して推算した。これらの結果を表1に示す。慣性モーメントの推算結果は、質量・代表寸法2乗で無次元化した相似パラメタがプロトタイプ機と概ね同等となっており、良好な結果といえる。慣性乗積の推算においては、この相似パラメタの値を機種によらず一定と仮定している。

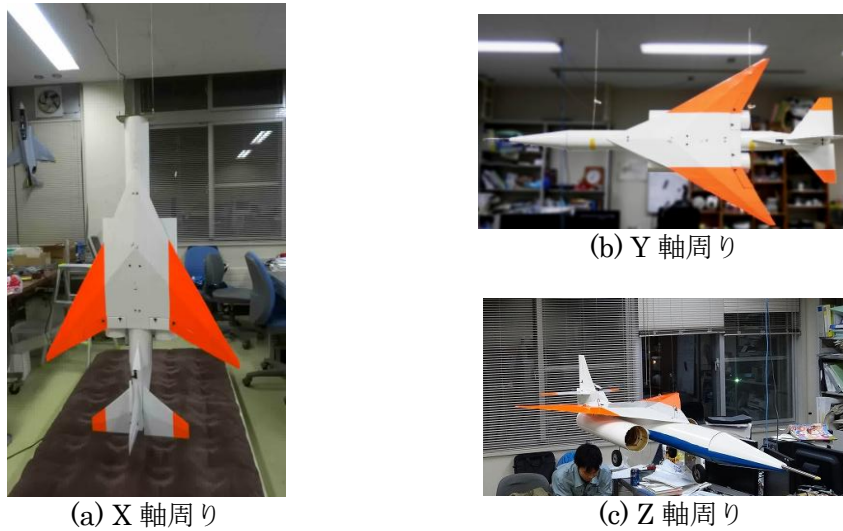


図7. 慣性モーメントの計測

表1 慣性モーメントの計測値および慣性乗積の推算値

	F16	プロトタイプ機	縮小機体
機体全備質量 $m$ [kg]	9299	27.3	4.38
全長 $L$ [m]	15.03	3.2	1.59
全幅 $b$ [m]	9.45	1.61	0.8
全高 (脚除く) $h$ [m]	3.57	0.665	0.324
慣性能率 $I_{xx}$ [kgm <sup>2</sup> ]	12870	0.94269	0.02973
相似パラメタ $\alpha$	0.0155	0.0133	0.0106
慣性能率 $I_{yy}$ [kgm <sup>2</sup> ]	75670	8.3013	0.3815
相似パラメタ $\beta$	0.0360	0.0297	0.0345
慣性能率 $I_{zz}$ [kgm <sup>2</sup> ]	85550	11.2361	0.4862
相似パラメタ $\gamma$	0.0292	0.0321	0.0351
慣性乗積 $I_{xz}$ [kgm <sup>2</sup> ]	1331	0.15497	0.00601
相似パラメタ $\delta$	0.00267	0.00267	0.00267

## 6. タキシングおよび滑走試験

離陸滑走の安定性や加速性を検証するために、白老滑空場の滑走路にて、タキシングおよび滑走試験を行った。その様子を図8に示す。直進安定性の不足が確認されたため、降着装置の剛性やアライメントの調整が課題となる。



図8. タキシング・滑走試験の様子

## 7. まとめと今後の展望

室蘭工大の小型超音速飛行実験機プロトタイプについて、飛行試験を繰り返し実施するため、1/2 スケールの縮小機体の設計・製作を進め、強度ならびに整備性の観点から機体構造を改良した。推力改善のために推進器搭載方法を改良し、2.4kgf の推力を得た。この推力による飛行性能は概ね良好と推測された。さらに慣性モーメント・慣性乗積を計測・推算した。今後、走行安定のために降着装置を改良し、本縮小機体を予備的飛行試験に供することによって、プロトタイプ形状（M2006prototype）の低速飛行特性、各舵面による空力性能、動的飛行特性、等の解明を進める計画である。

## 参考文献

[1] 渡口翼，福士誠，溝端一秀，「小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計・試作」，国立大学法人室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2012，pp.23-26，2013年7月。