



小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計製作と予備的飛行試験

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: 2016-12-27 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 渡口, 翼, 谷川, 稜, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009117

小型超音速飛行実験機の縮小機体の設計製作と予備的飛行試験

○渡口 翼 (航空宇宙システム工学専攻 博士前期 2年)

谷川 稜 (機械航空創造系学科 航空宇宙システム工学コース 4年)

溝端 一秀(もの創造系領域 航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第一世代小型超音速飛行実験機 (M2006prototype 形状) について, 2010 年および 2011 年夏期に実物大プロトタイプ機 (愛称「オオワシ 1 号機」) によって飛行試験が実施されたが, 計画していた全フライトは実施できず, 2011 年夏期の飛行試験でプロトタイプ機は失われた. 所定の定常運動を維持して質・量ともに十分な飛行特性データを取得するには, 繰り返し安全に飛行試験を実施する必要がある. そこで, 製作・取り扱いの簡便な機体を用いて繰り返し飛行試験を実施することを狙って, 第一世代プロトタイプ機の縮小機体 (以下: 縮小機体) を設計・製作している.

2. 飛行試験にもとづく飛行特性解析の理論と搭載機器

2-1. 飛行特性解析の理論[1]

機体の姿勢角 (オイラー角; ヨー角 ψ , ピッチ角 θ , ロール角 ϕ) は機体固定座標系での角速度 p, q, r から微分方程式(1)を時間積分することによって推算される. また空力係数は, 重心の並進運動と重心周りの回転運動の運動方程式に基づく式(2)(3)(4)から推算される:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \end{aligned} \right\} (1) \quad C_x \equiv -C_A = \frac{ma_x - T}{qS}, \quad C_y = \frac{ma_y}{qS}, \quad C_z = \frac{ma_z}{qS} \quad (2)$$

$$\left. \begin{aligned} C_L &= -C_z \cos \alpha + C_x \sin \alpha \\ C_D &= -C_x \cos \alpha - C_z \sin \alpha \end{aligned} \right\} (3) \quad \left. \begin{aligned} C_l &= \frac{1}{qSb} [I_x \dot{p} - I_{xz} (pq + \dot{r}) + (I_z - I_y) qr] \\ C_m &= \frac{1}{qSc} [I_y \dot{q} + (I_x - I_z) pr + I_{xz} (p^2 - r^2)] \\ C_n &= \frac{1}{qSb} [I_z \dot{r} - I_{xz} (\dot{p} - qr) + (I_y - I_x) pq] \end{aligned} \right\} (4)$$

ここで, a_x, a_y, a_z は機体固定座標系での加速度である. したがって, 機体の質量 m , 翼面積 S , 翼幅 b , 飛行中の推力 T , 慣性モーメント I_x, I_y, I_z , 慣性乗積 I_{xz} , 飛行中の動圧 q , 迎角 α , および機体固定座標系における加速度・角速度を計測できれば, 飛行中の姿勢角や空力係数を推定できる. 一方, 飛行中の動圧, 迎角, および横滑り角は機体の動座標系の運動方程式に基づく以下の式から推算される:

$$\left. \begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + a_x \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + a_y \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + a_z \end{aligned} \right\} (5) \quad \left. \begin{aligned} V &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha &= \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right), \beta = \sin^{-1} \left(\frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \right) \end{aligned} \right\} (6)$$

2-2. 搭載機器

飛行中の加速度および角速度を計測するため, GPS/慣性航法装置(Sylphide)を搭載する. Sylphide は GPS 受信機, 慣性センサー, 操縦信号収録ボードから構成され, GPS 測位データ (時刻, 緯度, 経度, 高度), 三軸の加速度, 角速度および操縦信号を収録する.

3. 縮小機体の設計・製作

3-1. 縮小比の検討

大学内の一般的なスペースと一般的な工具を用いて手作業で製作する計画であることや、ベニヤ板・バルサ板による木質構造とすることから、取り回しの容易さ、工作精度、および材料の剛性を総合的に考慮して、縮小比を 1/2 とする。相似則に従って算出した機体の主要諸元は Table 3.1 の通りとなる。推進器として電動ダクトファンユニット 2 機を搭載する。

Table 3.1. Specifications of the Oowashi prototype and the present subscale vehicle.

Specification Item	Oowashi prototype vehicle	Present sub-scale vehicle
Wingspan b [m]	1.609	0.8045
Total length L [m]	3.178	1.589
Main wing area S [m ²]	0.9956	0.2489
Main wing MAC \bar{c} [m]	0.796	0.398
Total takeoff mass [kg]	27.3	3.41 (planned)
Propulsion system	JetCat turbojet engine P160SX	Ducted Fan Unit LEDF68-1A35
Rated thrust	326N(33.2kgf)	4.2kgf
Thrust to weight ratio	1.22	1.23 (planned)

3-2. 機体構造の設計と製作

プロトタイプ機体の実機構造を参考にして 3D-CAD を用いて縮小機体の構造を設計した。製作の容易さの観点から木質主体の構造としている。胴体、主翼および尾翼はセミモノコック構造とし、主翼および尾翼の前縁・後縁は発泡剤で成型することとした。機体の設計図面（立体図）と外観を Fig.3.1 に示す。推進器、推進用バッテリー、無線操縦受信機、等（機上計測機器を除く）を含めて全備質量 4.53[kg]となった。なお、機上計測機器を搭載した飛行試験時の全備質量は 4.715[kg]であった。



(a) A perspective of the structural design.



(b) Overall appearance on the runway.

Fig. 3.1. Design and assembled appearance of the subscale vehicle.

4. 縮小機体の性能予測・検証

4-1. 地上静止推力の計測

飛行中の推力計測は困難であるため、スロットル信号と推力の関係を地上で計測した。その結果を Fig.4.1 に示す。飛行中の推力は、この推力計測結果を用いて機上収録された操舵信号データから推算される。最大推力は双発で 2.209[kgf]であり、全備質量 4.53[kg]であるから、推重比の実績値は 0.488 である。

4-2. 慣性モーメント・慣性乗積の計測・推算[2]

慣性モーメントの計測は、2点吊り法による捻り振り子の原理に基づく。計測中の様子を Fig.4.2 に示す。手順の詳細は文献[2]を参照されたし。質量・代表寸法 2 乗で無次元化した相似パラメータを見るとプロトタイプ機と同等の値であり、構造部材や搭載機器の重量分布は概ねプロトタイプ機体と同等と言える。慣性乗積の測定は原理的に不可能であることから、相似パラメータの値を機種によらず一定と仮定し、公表されている実機の慣性乗積を元に相似則を仮定して推算した。これらの結果を Table.4.1 に示す。

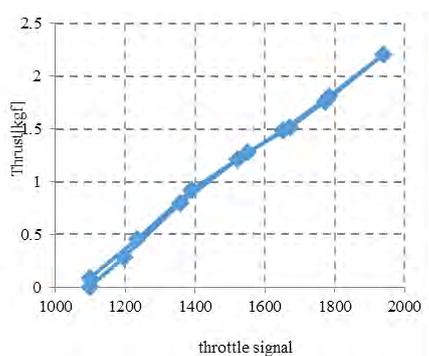


Fig. 4.1. Measured thrust vs. throttle signal at a SLS condition.

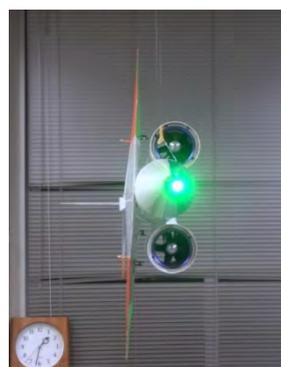


Fig. 4.2. Measurement of moment of inertia around the y-axis.

Table 4.1. Estimated moments and a product of inertia w/o onboard measurement devices.

	F16	Prototype vehicle	Present sub-scale vehicle
Total mass m [kg]	9299	27.3	4.53
Total length L [m]	15.03	3.2	1.59
Wing span b [m]	9.45	1.61	0.8
Total height w/o landing gears h [m]	3.57	0.665	0.324
Moment of inertia I_{xx} [kgm ²]	12870	0.94269	0.0379
Similarity parameter α	0.0155	0.0133	0.0131
Moment of inertia I_{yy} [kgm ²]	75670	8.3013	0.33379
Similarity parameter β	0.0360	0.0297	0.02920
Moment of inertia I_{zz} [kgm ²]	85550	11.2361	0.44735
Similarity parameter γ	0.0292	0.0321	0.03122
Moment of inertia I_{xz} [kgm ²]	1331	0.15497	0.01537
Similarity parameter δ	0.00267		

4-3. 推力計測値による定常水平飛行速度の予測

定常水平飛行は必要推力（抗力）と利用可能推力（ダクトファン推力）がちょうど釣り合う飛行速度において実現される。初期の飛行試験では脚展開形態での飛行を計画しており、脚付き風洞模型を用いた亜音速風洞による空力特性データに基づいて抗力を推算する。利用可能推力としては4-1節の計測データを用いる。100%スロットル時の定常水平飛行速度は 40.0 [m/s](144.0[km/h])と推算され、必要推力（抗力）の最小値は 15.43[N](フルスロットル推力の 69.8%相当)、その時の飛行速度は 27.1[m/s](97.4[km/h])と推算された。すなわち、この縮小機体の最小飛

行速度は 27.1[m/s]である.

4-4. 上昇率の推算

上昇率は余剰パワーより推算される. 4-3節と同様に脚展開形態を想定する. 100%スロットル時の最大上昇率は 4.1[m/s], このときの迎角および飛行速度はそれぞれ 7[deg], 28.8[m/s](103.7[km/h])と推算された.

4-5. ピッチトリム迎角の推算

脚展開・フラップ舵角 30[deg]・フラッペロン舵角 30[deg]の形態を想定する. ただし, M2006プロトタイプ形状についてはフラップおよびフラッペロンを展開した形態での風洞試験が行われていないため, 概ね相似の M2011 形状[3]の風洞試験結果を利用した. 推算結果を Fig.4.3 に示す. エレベーター舵角 15[deg]においてピッチトリム迎角 $\alpha = 7.5$ [deg]と推算された. 実際の縮小機体では 20[deg]程度の舵角をとることができるため, 10[deg]程度の迎角を実現できると推定される.

4-6. 離陸速度の推算

離陸速度は揚力と全備重量が釣り合う時の速度である. 4-5節の推算に基づいてエレベーター舵角 15[deg], 迎角 7.5[deg]での離陸を想定すると, 風試結果より全機揚力係数は $C_L = 0.55$ であり, このときの離陸速度は 23.1[m/s] (83.2[km/h])と推算された. なお, エレベーター操舵による揚力係数の減少を考慮している.

4-7. 滑走試験による直進性と離陸性能の検証

滑走安定性, 加速性, および離陸性能を検証するために, 白老滑空場の滑走路にて, タキシングおよび離陸滑走試験を行い, 概ね良好な走行安定性および離陸性が確認された. GPS 位置情報から推算された滑走最大速度は 22.0[m/s](79.2[km/h])であり, 記録映像から離陸迎角は尻擦り角と同程度 (14[deg]程度)と推定される. また, 離陸滑走距離は GPS 位置情報から 200[m]程度と推定された.

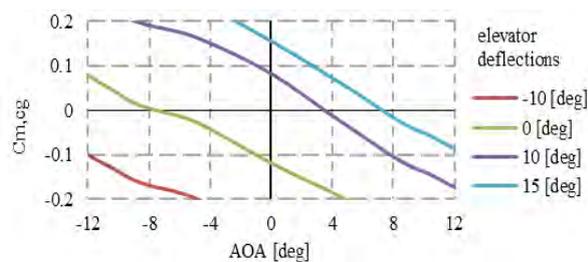


Fig. 4.3. Pitching moment vs AOA with elevator deflections.



Fig. 5.1. Appearance of the sub-scale vehicle after takeoff.

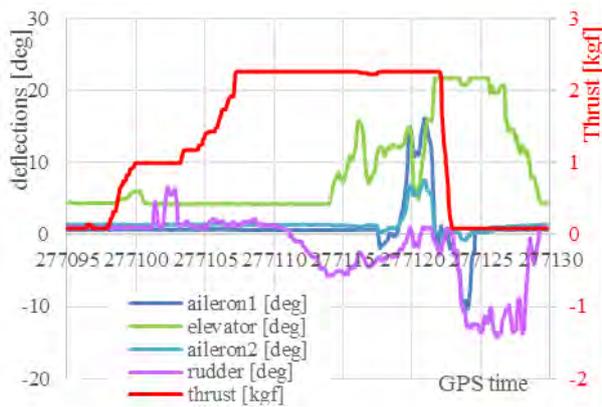


Fig. 5.2. History of control surface deflections and thrust.

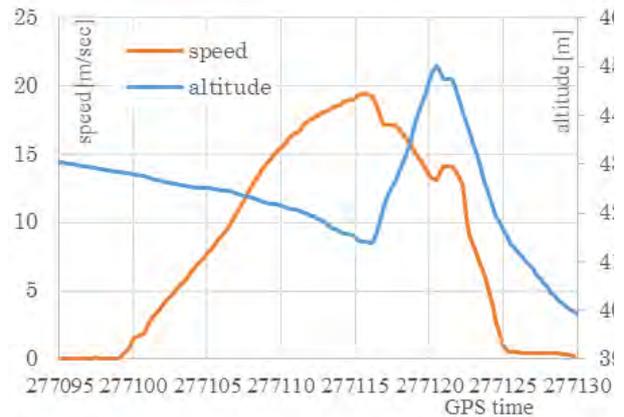


Fig. 5.3. History of horizontal speed and altitude from GPS data.

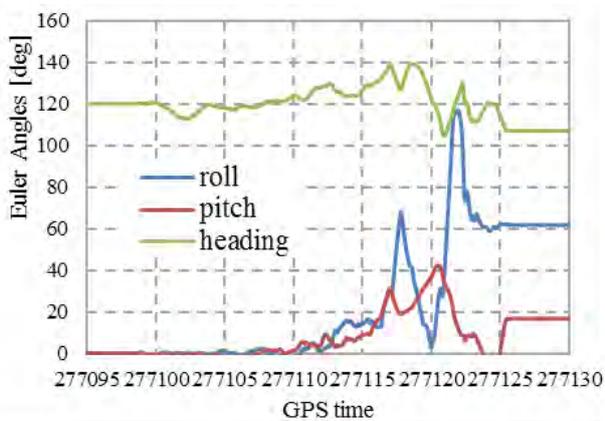


Fig. 5.4. Estimated history of the Euler angles.

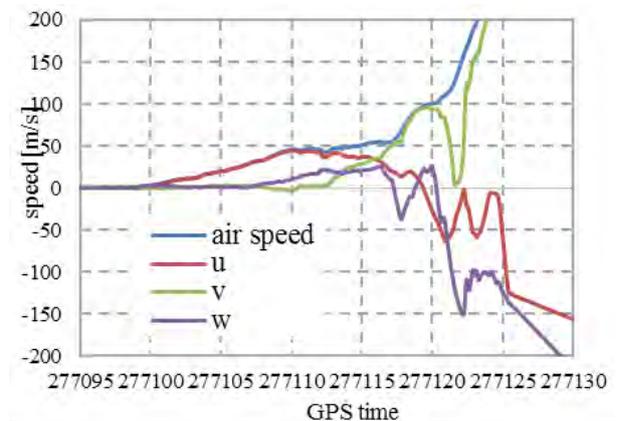


Fig. 5.5. Estimated history of body axis velocity components and the air speed.

5. 飛行性能の検証

5-1. 飛行試験

白老滑走場にて地上パイロットの無線操縦によって飛行試験を実施した。気象条件は、12方向（東南東）の滑走路に対して南東から南南東の風（風速2~3[m/s]）があり、気温は約-2.0[°C]であった。離陸直後の縮小機体の様子を Fig.5.1 に示す。GPS データから推算された離陸速度は19.4[m/s](69.8[km/h])であった。記録映像によれば、離陸上昇中に右横風外乱を受け左45°程度までロールしたため、エルロン操舵によって右ロールさせ、ほぼロール角ゼロに戻した。その後ピッチ角過大と判断されたためスロットルを絞って飛行を中断した。降下中には右80°程度までロールしたため、エルロン操舵によって左ロールを試みたが右翼端から接地した。記録映像より飛行時間は約6.0[s]、GPS データより飛行距離は約100[m]であった。

5-2. オイラー角、速度、迎角および横滑り角の推算

以下の手順によって機上計測データからオイラー角および空力係数を推算した。

1. 地上計測データに基づく加速度角速度の較正
2. 高周波ノイズの除去
3. リサンプリングによる等時間間隔データの作成
4. 慣性センサーの搭載位置（全機重心からの距離）による加速度の補正

5. 滑走前の静止状態のデータによるゼロ点補正
6. 式(1)に基づく角速度データの時間積分によるオイラー角の推算
7. 式(5) (6)に基づく速度成分，迎角および横滑り角の推算
8. 式(2) (3) (4)に基づく空力係数の推算

なお，舵面の舵角および推力については，事前計測した操舵信号と舵角および推力の関係式を用い，飛行時の操舵信号収録データから推算した。

操舵および推力履歴を Fig.5.2 に，GPS データに基づく水平速度および高度履歴を Fig.5.3 に，機上計測データから推算されたオイラー角履歴を Fig.5.4 に，推算された速度履歴を Fig.5.5 に示す。操舵・推力履歴および GPS データより，滑走開始 GPS 時刻は約 277098，機首上げ開始時刻は約 277114，離陸時刻は約 277116，接地時刻は約 277125 と推定される。推算されたオイラー角履歴と飛行映像の機体姿勢の傾向は概ね一致しているが，ロール角の推算値が全体的に過大である。推算された速度履歴は，離陸前（滑走中）においては GPS による速度履歴と概ね一致した傾向を示しているが，飛行中は明らかな差異が見られる。これらの原因としては，機上計測データのバイアス除去が不十分であった可能性，高周波ノイズ除去が不十分または過大であった可能性，式(1)(5)の時間積分における誤差蓄積，等が考えられる。空力係数の適切な推定のためには，これらオイラー角および速度の推定手法の改善を要する。

6. 飛行試験手法の課題

6-1. ADS の搭載

今回，動圧，迎角および横滑り角は，「無風状態」の仮定のもとで加速度，角速度を時間積分することによって推算した。実際には 2~3[m/s]の風が吹いていたことや，積分誤差の蓄積による推算誤差が含まれ，推算精度が低下している。したがって，精度の良い空力特性の推算のためにはエアードータセンサー（ADS）を搭載し，対気速度ベクトルを直接計測することが望まれる。

6-2. 機上計測データの解析手法

機上計測によるデジタルデータの処理手順において高周波ノイズ除去が必須であるが，どのようなデジタルフィルターを用いるか，カットオフ周波数をどう選定するか，等は，機体運動およびセンサー類の特性に応じて試行錯誤によって良く検討する必要がある。また，式(1)(5)の数値積分においては，積分精度の慎重な管理を要する。

6-3. 操縦訓練

地上パイロットによる無人機体の無線操縦のためには，パイロットの十分な操縦訓練を必要とする。それには，6 自由度飛行シミュレーター装置の整備[4]や，実機体に近い運動特性を有する訓練用機体の整備が望まれる。

7. まとめ

室蘭工大の第一世代小型超音速飛行実験機の低速飛行特性評価のため，縮小機体の設計・製作，その飛行性能の推算，および滑走試験・離陸飛行試験を実施した。概ね良好な飛行性能が推算され，滑走安定性も概ね良好であった。飛行試験はごく短時間にとどまったが，その結果から飛行試験実施手法および機上計測データ解析方法について改善策を提案した。

参考文献

- [1] Vladislav Klein and Eugene A. Morelli, Aircraft System Identification: Theory and Practice, AIAA, 2006.
- [2] 谷川稜, 「室蘭工大の小型超音速実験機 (第一世代) の設計・製作および機体特性の評価」, 室蘭工業大学学士論文, 2015 年 2 月.
- [3] 鈴木祥弘, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の空力特性の解明」, 室蘭工業大学修士論文, 2015 年 2 月.
- [4] 近藤賢, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ) の飛行性能予測」, 室蘭工業大学修士論文, 2015 年 2 月.