



小型超音速機飛行実験機プロトタイプの飛行試験

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: 2016-04-26 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 溝端, 一秀, 東野, 和幸, 棚次, 亘弘 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008765

小型超音速機飛行実験機プロトタイプの飛行試験

著者	溝端 一秀, 東野 和幸, 棚次 亘弘
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	2010
ページ	10-16
発行年	2011-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008765

小型超音速機飛行実験機プロトタイプ機の飛行試験

- 溝端 一秀(もの創造系領域 准教授)
 - 東野 和幸(航空宇宙機システム研究センター 教授)
 - 棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター 特任教授)
-

1. はじめに

室蘭工業大学・航空宇宙機システム研究センターでは、文科省の特別教育研究経費(研究推進)によって、大気中を高速度で飛行するための革新的な基盤技術を創出する研究開発を推進している。この研究開発の一環として小規模でも実際の飛行環境で飛行実証するための実験機(フライング・テストベッド FTB)の研究開発を進めてきた。この実験機は離陸からマッハ2(音速の2倍の速度)程度の超音速飛行を経て着陸するまでの一連の飛行ができるように設計されている。超音速飛行を目指すため、超音速飛行時の空気抵抗を低減する目的から主翼・尾翼にダイヤモンド翼型を採用し、主翼には大きな前縁後退角(66° ないし 61°)が与えられている。このため離着陸を含む低速飛行が比較的難しくなっている可能性がある。また、滑走中や離着陸の低空飛行中の地面干渉は風洞試験等では予測困難である。

そこで、飛行試験によってその低速飛行特性を検証することを主たる目的として、小型超音速飛行実験機と同等形状のプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を2009年度に設計・製作した。2010年度夏期に、このプロトタイプ機体を用いた飛行試験を白老滑空場で実施した。その目的、実施期間、および実施場所は以下の通りである。

試験目的:

- 1) 亜音速域の基本的飛行性能(離陸、加速・上昇、旋回、進入・着陸)の把握
- 2) 亜音速の実飛行状態での空力特性の解明
- 3) 亜音速域における操舵入力に対する運動応答性の解明
- 4) 今後主体的に飛行試験を実施するための各種経験の蓄積

実施期間: 2010年8月8日(日)~13日(金) 6:00~12:00

実施場所: 白老滑空場(白老町北吉原)

2. 小型超音速飛行実験機のプロトタイプ機体

- 形状: 小型超音速飛行実験機 M2006 形状を基本とし、低速空力安定を確保するために尾翼の面積を増やし後退角を低減している。その三面図を図2-1に示す。さらに、製作上の都合と重心調整のために機首を210mm、機尾を80mm延長している。製作された機体の外観を図2-2に示す。
- 寸法: 全長 3.1m、全幅 1.6m、全高 0.85m
- 重量: 乾燥重量 22.2kg、燃料重量 4.6kg、離陸重量:26.8kg
- 構造: CFRP(炭素繊維強化プラスチック)によるセミモノコック(半張殻)構造
- エンジン: JetCat P160SX ターボジェットエンジン×2基、最大推力 33kgf

- 燃料搭載量： エンジン一発当たりメインタンク 1500cc、サブタンク 1200cc、ホッパータンク 200cc、計 2900cc。2 つのエンジンで総計 5800cc。
- 通常飛行速度： 200km/hr～350km/hr
- 最高飛行可能速度： 370km/hr
- 離陸速度： 100km/hr 程度
- 操縦方法： 地上のパイロットの手動による無線操縦
- 愛称： 公募にもとづき「オオワシ」1号機としている。

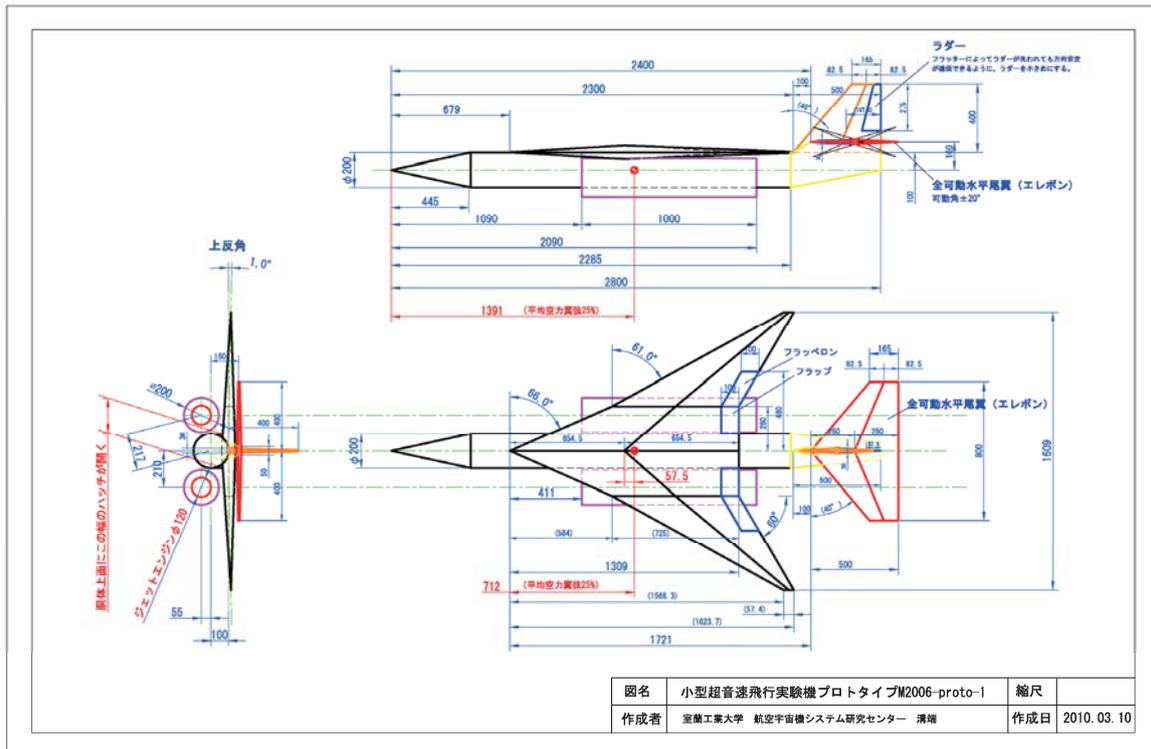


図2-1 プロトタイプ機体の三面図



図2-2 プロトタイプ機体の外観

3. 計測項目と計測機器

試験目的1, 2, 3に対応した計測項目を表3-1に示す。○は必須、△はあればベターである。実際のオンボード計測では、一貫してすべての項目を計測・記録する。

表3-1 計測項目の一覧

試験目的	飛行方法	オンボード計測を要する事項							別途の地上計測を要する事項	
		位置	速度	加速度	角速度	迎角 動圧	推力	操舵 信号	機体 の形 状・ 寸法	質 量・ 慣性 モー メント
1) 基本的飛行性能の実証・把握	基本的な離陸・旋回・着陸	○	○	△	△	△	△		○	
2) 実飛行状態での空力特性の解明	定常飛行中に迎角を種々に変える		○	○	○	○	○		○	○
3) 操舵入力に対する機体運動応答性の解明	種々の周期・振幅の操舵入力		○	○	○	○	○	○	○	○

機体に搭載するアビオニクス機器は以下の通りである。

1) 拡張 Sylphide: 東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研から譲受したものであり、以下の機器から構成される。

- アビオニクス Sylphide: GPS/INS センサーによる計測データ、圧力センサーボードの出力データ、および操舵信号ボードの出力データを SD メモリに収録できる。着陸後 SD メモリを PC に挿入して計測データを PC に吸い出す。
- 圧力センサーボード: 7kPa の差圧センサー3個および 151kPa の絶対圧センサー(圧力高度計)1個からなる。
- 操舵信号ボード: 無線操縦受信機からサーボモータに供給される操舵信号(3.3V パルス)を取り出して記録する。12チャンネル中8チャンネルを記録する。

2) 5孔ピトー管: 新規に設計・製作した。先端の半頂角は超音速飛行に適した 16° 。この5孔ピトー管と圧力センサーボードによってエアードータセンサー(ADS)を構成し、対気速度、迎角、および横滑り角を計測する。

3) JetCat ECU

ジェットエンジンのコントローラであり、直近 15 分間のエンジン作動状態の履歴が記録される。着陸後 ECU から PC に回転数履歴情報を吸い出す。別途の地上作動試験によって、

回転数と推力の関係を割り出す。

4) 東京計器・振動ジャイロ姿勢センサー内蔵の小型ロガー(試供品)

GPS/INS のみの機能。着陸後 USB 接続でデータを PC に吸い出す。

5) 超小型ビデオカメラ

機首下面にマジックテープで貼り付け、機体からの視界を記録する。

これらの機器で計測できる項目の一覧を表3-2に示す。

表3-2 搭載アビオニクス機器で計測できる項目の一覧

アビオニクス機器	計測できる事項					備考
	位置 (GPS)	加速度、角速度 (INS)	対気速度、 迎角、横滑り角	操舵信号	エンジン回転数	
拡張 Sylphide (GPS、INS、圧力センサー、操舵信号ボード) + 五孔ピトー管	○	○	○	○	×	
JetCat エンジンの ECU					○	
東京計器・振動ジャイロ姿勢センサー内蔵小型ロガー	○	○	×	×	×	
小型ビデオカメラ						機体からの視界を撮影

また、地上で計測すべき項目は以下の通りである。

- 1) 機体の重量： 機体を体重計に載せて測る。
- 2) 機体の重心： 主翼の左右下面を指で支えながら釣り合いの取れる位置を探す。
- 3) 操舵信号と舵角の関係： 舵面の端に記録紙(厚紙)を設置し、操舵して記録紙に舵面の輪郭線を描く。同時並行でアビオニクスに操舵信号を記録する。これによって操舵信号と舵角の関係を割り出す。
- 4) 機体の慣性モーメント： 機体固定座標軸(ロール軸、ピッチ軸、ヨー軸)のそれぞれが鉛直方向に一致するよう2~3本のロープで機体を吊り下げ、これらの軸(つまり鉛直線)まわりの回転振子運動の周期を計測し、その値から各軸周りの慣性モーメントを推算する。

4. 飛行経路および飛行方法

1回5分間程度の飛行を午前中に2回、6日間で12フライトを計画する。飛行経路は図4-1の赤線のとおりであり、滑走路の南側のエリアを飛行させる。離着陸方向が向かい風となるように、東風の場合は時計回り、西風の場合は反時計回りに飛行させる。飛行高度は 100m 程度である。飛行方法(飛行パターン)は、試験目的に対応させて表4-1の通りとする。また、無線操縦電波が途切れる所謂ノーコンの際の自動操縦方法を機上の無線操縦受信機に設定する。



図4-1 飛行経路の概略

表4-1 飛行方法

試験目的	実施予定日	フライト No.	飛行パターン 上段:飛行経路 下段:機体運動	飛行パターンの模式図
1) 基本的飛行性能の実証・把握	8月8日	M2006-01	操縦者に一任	操縦者に一任
		M2006-02	操縦者に一任	
2) 実飛行状態で空力特性の解明 (CL, CD, CMなど)	8月9日	M2006-03	水平直線飛行	横から見た図
		M2006-04	速度を変える飛行	
	8月10日	M2006-05	高度を変える飛行	横から見た図
		M2006-06		
3) 操縦入力に対する機体運動応答性の解明 (応答遅れ、周波数特性、等)	8月11日	M2006-07	水平直線飛行	正面から見た図 はじめはゆっくり(1秒間に1回程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。
		M2006-08	細かいロール運動を与える飛行	
	8月12日	M2006-09	水平直線飛行	上から見た図 はじめはゆっくり(1秒間に1回程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。
M2006-10		細かいヨー運動を与える飛行		
8月13日	M2006-11	水平直線飛行	横から見た図 はじめはゆっくり(1秒間に1回程度)、徐々に速く、最後はトリム姿勢に戻す。 	
M2006-12	細かいピッチ運動を与える飛行			

飛行をやり直す場合はフライト番号にA, B, ...を付す。

ノーコンの場合の飛行方法の設定

エンジン	止める
舵面	トリム位置
脚	出す
ドロークシュート	放出しない

5. 飛行試験の結果

気象状態等を鑑みて8月8日にフライト No.2006-02 を、8月10日に No.2006-02A を実施した。その結果を表5-1に示す。また、離陸前の滑走路での点検作業の様子を図5-1に、離陸直後の加速上昇中の様子を図5-2に示す。フライト No.2006-02 について GPS 測位による飛行経路を図5-3に、また、エアードータセンサーによる対気速度、迎角、横滑り角の履歴を図5-4に示す。

それぞれのフライトで6週の周回飛行をしている。旋回中は揚力を補うために迎角を増やす操縦をしており、そのため抗力が増して速度が減じている。一方直進飛行中は迎角を小さくして速度を上げる操縦をしており、速度ピークが観察される。これらは有翼飛行体の操縦方法および運動応答として正常である。このように、滑走、離陸、加速・上昇、旋回、および直進飛行において良好な飛行性能が確認された。最大速度は約58m/sec (210km/hr)であった。

着陸時には、操縦者の判断により迎角を20°程度まで増やすフレア(機首上げ)操作を採っている。このフレア操作が過大であったため着陸時の機体姿勢が不安定となり、ハードランディングとなった。これは、本実験機のように後退角の大きい主翼の場合、迎角が過大となると翼端失速を生ずる性質があるためと推定される。フレアを抑えた着陸方法を適用する必要がある。

フライト No.2006-02A の着陸の際に主翼端を損傷し、その修復に時間を要したため、No.2006-03以降のフライトは延期とした。

6. まとめ

M2006 形状の小型超音速飛行実験機の低速飛行特性を検証するために、2009年度に製作したプロトタイプ機体(オオワシ1号機)を用いて白老滑空場で飛行試験を実施した。操縦は地上パイロットによる無線操縦とした。滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好な飛行性能が確認された。着陸方法に課題が残り、フレアを抑えた着陸方法を適用する必要があると認められた。

今回実施できなかった実飛行状態での空力特性および操舵入力に対する運動応答性の解明のための飛行は、次回以降の飛行試験にて実施する予定である。

今回の飛行試験の実施に当たっては、白老滑空場(滑走路ならびに建屋)の使用について、白老町殿ならびに日本航空専門学校殿のご協力を賜った。また、搭載アビオニクスについて、東大航空宇宙工学科鈴木・土屋研殿ならびに東京計器株式会社殿のご協力を頂いた。この場を借りて御礼申し上げる。

表5-1 飛行試験の実施結果

実施日	フライトNo.	離陸時刻	着陸時刻	飛行時間	周回数	確認された飛行性能
2010年 8月8日	2006-02	11:29:01	11:33:34	4分33秒	6周	滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好。 着陸フレア時に機体姿勢不安定のためハードランディング。 脚を損傷した。
2010年 8月10日	2006-02A	11:21:30	11:25:42	4分12秒	6周	滑走、離陸、加速・上昇、旋回、直進飛行において概ね良好。 着陸フレア時に機体姿勢不安定のためハードランディング。 脚および主翼端を損傷した。



図5-1 離陸前の滑走路での点検作業



図5-2 加速上昇中の機体



図5-3 GPS 測位による飛行経路

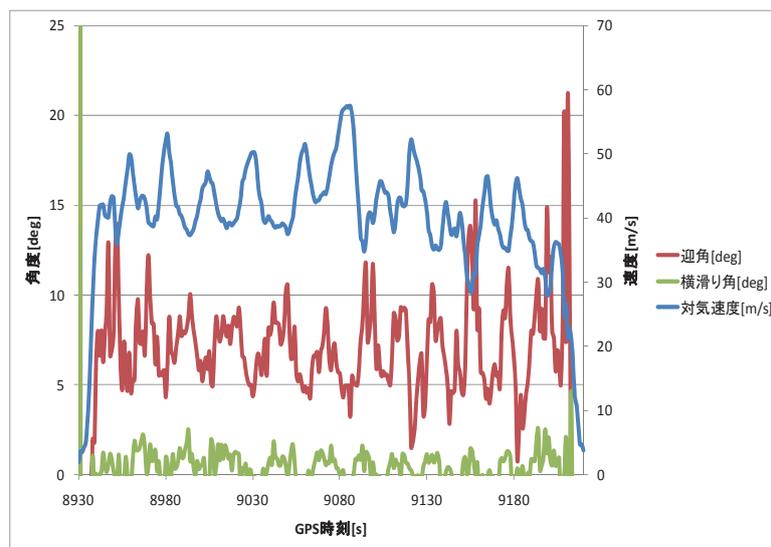


図5-4 計測された対気速度・迎角・横滑り角