



小型無人超音速機プロトタイプの航法アビオニクス に関する研究

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, 吹場, 活佳, 小野, 正貴, 上村, 威揮, 佐藤, 淳哉, アイザル, アイザド ビン モハド ディン メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008761

小型無人超音速機プロトタイプの航法アビオニクスに関する研究

著者	溝端 一秀, 吹場 活佳, 小野 正貴, 上村 威揮, 佐藤 淳哉, アイザル アイザド ビン モハド デイン
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	26-31
発行年	2011-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008761

小型無人超音速機プロトタイプの航法アビオニクスに関する研究

- 溝端 一秀 (もの創造系領域 准教授)
- 吹場 活佳 (航空宇宙機システム研究センター 講師)
- 小野 正貴 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 上村 威揮 (航空宇宙システム工学専攻 M1)
- 佐藤 淳哉 (機械システム工学科 4年)
- アイザル アイザド (機械システム工学科 4年)

1. はじめに

2010年8月の小型超音速飛行実験機プロトタイプ(オオワシ1号機)の飛行試験では、GPS/INSセンサー、エアードータセンサー(ADS)、操舵信号ボード、エンジン ECU、等の機器が機体に搭載され、機体の運動履歴が記録された。本研究では、これらの機器のうち GPS/INS センサーおよびエアードータセンサーについて、その作動特性を明らかにすることを目的として各種の地上試験を実施する。

2. GPS/INS センサー

2.1 原理と特徴

全地球測位システム(GPS)と慣性航法装置(INS)を複合した航法装置であり、短時間では精度が良いが時間とともに航法誤差が発散する INS と、長時間にわたって精度が安定しているが短時間で誤差が大きい GPS の、相互の弱点を補って安定した精度の航法データを得ることができる。

2.2 機器構成

東京大学航空宇宙工学科鈴木・土屋研究室の設計・製作による「UAV データ収集システム(通称 Sylphide)」(以下 Sylphide と記す)と東京計器株式会社製の GPS/INS センサー VSAS-T1 搭載のロガー(以下東京計器ロガーと記す)を用いる。いずれも試作品であり、作動特性の検証と較正試験を要する。飛行試験のフライト No.2006-02A においてこの2つのアビオニクスを機体に同時搭載したときの様子を図2-1に示す。

Sylphide は1軸の半導体慣性センサー(半導体加速度計および半導体ジャイロを内蔵)3個および GPS 受信機1個を搭載している。東京計器ロガーは3軸の振動ジャイロ、加速度計、および磁気方位センサとGPS受信機を搭載している。いずれも、加速時計で3軸の加速度を、ジャイロで3軸の角速度を計測し、これらを後処理で時間積分して速度や姿勢角を得る。同時並行で GPS 受信機で位置を計測する。

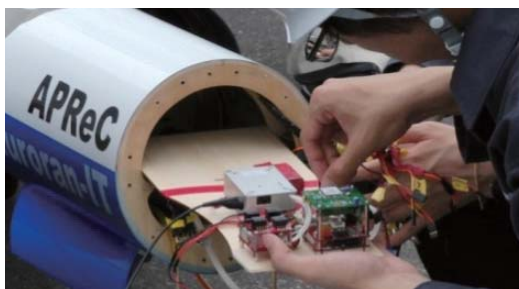


図2-1 オオワシ1号機に搭載された GPS/INS センサーと GPS アンテナ

2.3 飛行試験における GPS データ

フライト No.2006-02 では Sylphide のみを搭載し、取得データは GPS、INS 共に良好であった。一方、フライト No.2006-02A では Sylphide と東京計器ロガーを同時搭載したところ、双方の GPS データに異常が見られた。その経度・緯度データを図2-2に示す。東京計器ロガーにおいて測位に失敗しており、また Sylphide においてもタキシング経路の測位データが白老滑空場敷地から逸脱したり、極端に小さい旋回半径が記録されており、異常である。

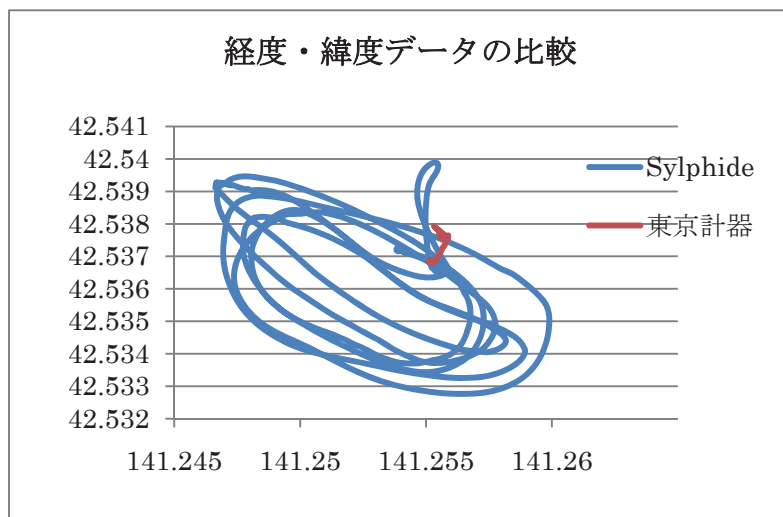


図2-2 フライト No.2006-02A の GPS データ(緯度、経度)

2.4 地上検定試験の手法

1) 車載走行試験

GPS/INS センサーを自動車に搭載して、電源投入後の GPS アンテナ静置時間やアンテナの設置方向などの条件を変え、所定の経路を走行することによって、航法機器の測位性能を検証する。

2) 赤道儀試験

GPS/INS センサーを赤道儀雲台上に固定し、一定の角速度で雲台を回転させて円運動を与え、このときの加速度および角速度の計測値から較正式を導く。

2.5 地上検定試験の結果

1) 車載走行試験

Sylphide と東京計器ロガーの GPS アンテナを Flight No.2006-02A と同等に配置し、GPS アンテナ静置時間を 2 分 30 秒として車載走行試験を行った場合の結果を図2-3に示す。この GPS アンテナ配置の場合にのみ Sylphide の測位データが乱れた。しかし東京計器ロガーの測位データに大きな乱れは見られなかった。さらに GPS アンテナ静置時間を徐々に短縮してゆくと、静置時間 10 秒の場合に東京計器ロガーの測位が失敗することがあった。

これらのことから、Flight No.2006-02A において Sylphide の GPS データが異常となった原因は、図2-1に示された GPS アンテナの配置のために、2つの GPS アンテナが電磁的に干渉したためと判定される。また、東京計器ロガーの GPS データが異常となった原因は、電源投入後十分な静置時間を要するところ Flight No.2006-02A では静置状態が不十分であったものと推定される。

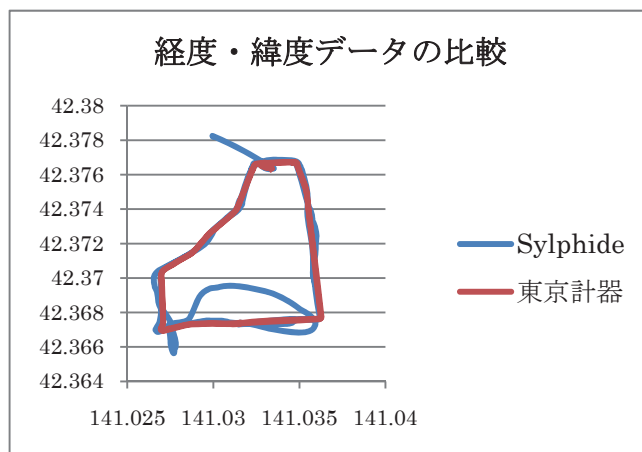


図2-3 車載走行試験における経度・緯度データ

2) 赤道儀試験

Sylphide の赤道儀試験において、 $0^\circ \sim -50^\circ \sim +50^\circ \sim 0^\circ$ のヨーイング運動を3回連続で与えた場合に取得される加速度データおよび角速度データを図2-4に示す。横軸は時刻(秒)であり、サンプリングレートは100Hzである。縦軸はAD変換器のデジタル出力値である。加速度、角速度共に理論値をグラフ化したものと傾向は概ね一致しており良好である。加速度についてはZ軸正の方向に重力加速度が常にかかっていることに留意して較正式を導く。角速度についてはINSデータから目的の角度に達するまでの時間を求めることにより角速度を算出し、AD変換器出力X、Y、Zとの比較から較正式を求める。その結果は以下の通りである。

X加速度	$a_x = -2.94 \times 10^{-6} \times (x - 8605032)$	X角速度	$p = 2.43 \times 10^{-5} \times (x - 8506980)$
Y加速度	$a_y = -2.74 \times 10^{-6} \times (y - 8632114)$	Y角速度	$q = 2.39 \times 10^{-5} \times (y - 8396263)$
Z加速度	$a_z = 2.97 \times 10^{-5} \times (z - 8621432)$	Z角速度	$r = 2.45 \times 10^{-5} \times (z - 8446513)$

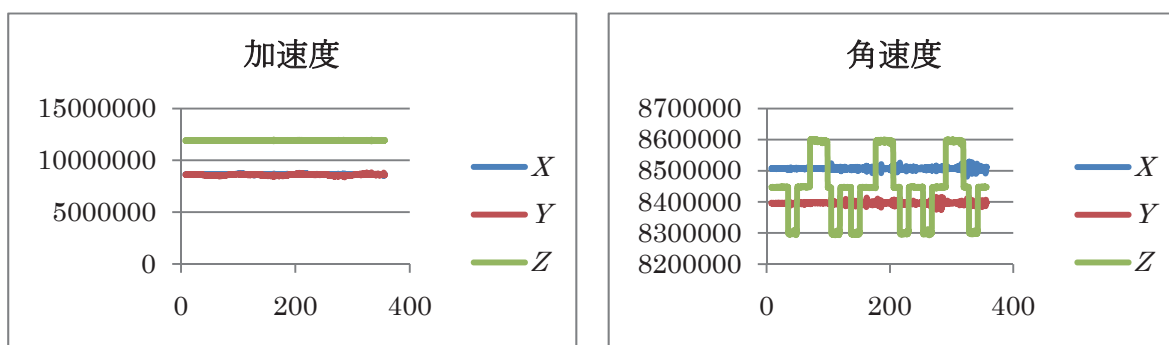


図2-4 赤道儀試験におけるSylphideの加速度および角速度データ

2.6 まとめ

小型超音速飛行実験機プロトタイプ「オオワシ1号機」に搭載するGPS/INSセンサーについて、その作動特性を明らかにすることを目的として地上試験を実施し、以下の事が判明した。

- 1) Flight No.2006-02AにおいてSylphideのGPSデータが異常となった原因は、2つのGPSアンテナが電磁的に干渉したためと判定される。
- 2) 同じく東京計器ロガーのGPSデータが異常となった原因は、電源投入後十分な静置時間を要す

るところ Flight No.2006-02A では静置状態が不十分であったものと推定される。
また、Sylphide の加速度および角速度計測値について較正式を得た。

3. エアーデータセンサー (ADS)

3.1 機器構成

オオワシ1号機に搭載されるエアーデータセンサーは圧力センサーボードと5孔ピトー管から構成される。圧力センサーとは、空気圧の変化を内部の感圧素子にて電気信号に変換するものであり、本研究で使用するのは図3-1に示す半導体ピエゾ抵抗圧力センサーである。このセンサーは Fluoro Silicone Gel から作られたダイヤフラム(授圧部)の表面に半導体ひずみゲージを形成している。外部からの圧力すなわち P1 と P2 の差圧でダイヤフラムが変形し、その圧力が Differential Sensing Element に伝わって発生するピエゾ抵抗効果による電気抵抗の変化を電気信号として出力する。圧力センサーボードには、図3-2のように大気圧計測用の絶対圧力センサー1個と差圧計測用の差圧センサー3個を搭載する。

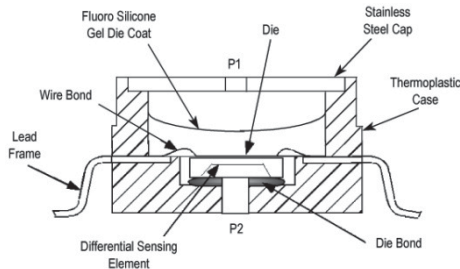


図3-1 圧力センサーの構造

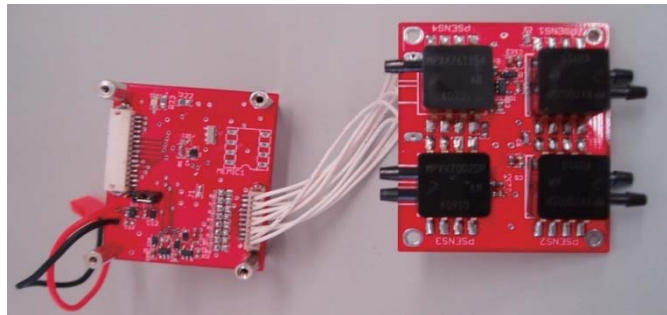


図3-2 圧力センサーボード

差圧センサーは、それぞれシリコンチューブを介して5孔ピトー管に繋がられる。5孔ピトー管の形状・寸法は図3-3の通りであり、外径 8mm、胴長 300mm、質量 60g 程度である。先端部分(圧力孔部分)の半頂角は超音速での計測に適した 16° である。先端と圧力管は SUS、胴体は軽量化のためアルミ合金で作られている。中央の圧力孔の動圧 $P_0 - P_\infty$ を差圧センサー1で、上下の2孔の差圧 $P_U - P_L$ を差圧センサー2で、左右の2孔の差圧 $P_{Left} - P_{Right}$ を差圧センサー3で計測し、これら3つの計測値から対気速度、迎角、および横滑り角を推定する。

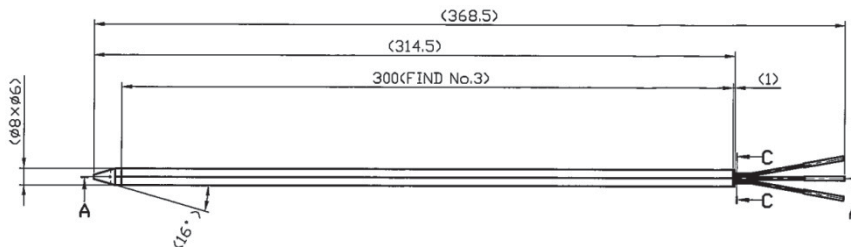


図3-3 5孔ピトー管の形状・寸法

3.2 較正試験

圧力センサーボードの各センサーに、精密な圧力を生成できる圧力較正器によって種々の圧力を加え、圧力センサーボードのデジタル出力値を記録する。その結果を図3-4に示す。横軸はセン

サーボードのデジタル出力値、縦軸はセンサーに与えた差圧 Δp である。

一方、対気速度および迎角と5孔ピトー管の圧力孔に現れる圧力の関係を求めるために低速風洞試験を行う。その様子を図3-5に示す。様々な速度、迎角に対して5孔ピトー管のそれぞれの圧力孔の圧力を測定し、その結果を以下の差圧パラメタ f, g と迎角、横滑り角の相関式に表す。その結果を図3-6に示す。横軸は差圧パラメタ、縦軸は迎角ないしは横滑り角[degree]である。

$$\text{差圧パラメタ } f = \frac{P_U - P_L}{P_0 - p_\infty}, \quad g = \frac{P_{Left} - P_{Right}}{P_0 - p_\infty}$$

$$\text{迎角 } \alpha = a_0 + a_1 f + a_2 f^2 + a_3 f^3 + a_4 f^4$$

$$\text{横滑り角 } \beta = a_0 + a_1 g + a_2 g^2 + a_3 g^3 + a_4 g^4$$

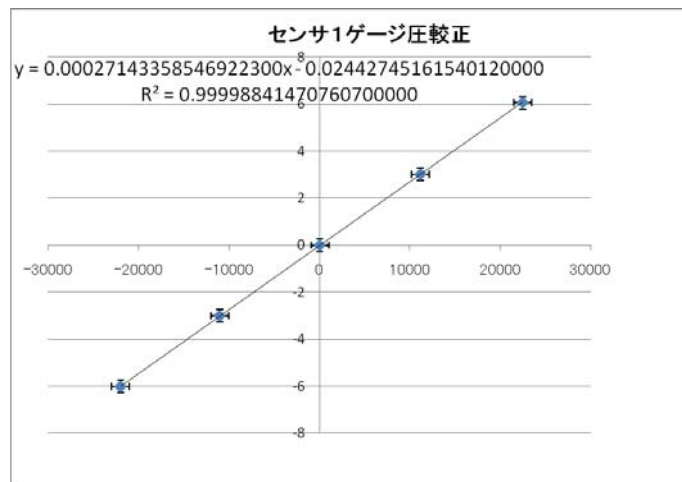


図3-4 差圧センサーの較正曲線



図3-5 5孔ピトー管の較正試験

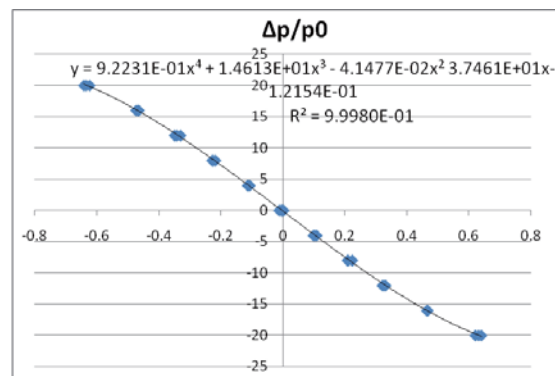


図3-6 5孔ピトー管の較正曲線

3.3 飛行試験のADSデータの解析

上述の差圧センサーおよび5孔ピトー管の較正式を用いて、飛行試験のADSデータを解析し、対気速度、迎角、および横滑り角を推定する。

Flight No.2006-02 について推定された対気速度の履歴を図3-7に示す。滑走開始後速やかに40m/s程度まで加速し、その後40m/s~50m/sの速度で飛行している。最高速度は約58m/sである。

次に、推定された迎角および横滑り角の履歴を図3-8に示す。時刻 400 秒までと時刻 3100 秒以降は機体が静止しているため、差圧パラメタ f, g の分母がゼロに近くノイズが拡大されている。時刻 400 秒から 3100 秒までの飛行中は比較的小さなノイズをともなって迎角と横滑り角が推定されている。この飛行試験では6周の右周りの周回飛行を行っており、すなわち12回の右 180° 旋回を行っている。旋回の際には機体をバンクさせることによる揚力の鉛直成分の減少を補うために迎角を増やす操縦が行われており、そのことが迎角の履歴にも表れている。また、右旋回の際には機体が右に横滑りするのが普通であり、図には12回の右横滑りが示されている。これらのことから、迎角と横滑り角は良好に推定できたものと考えられる。

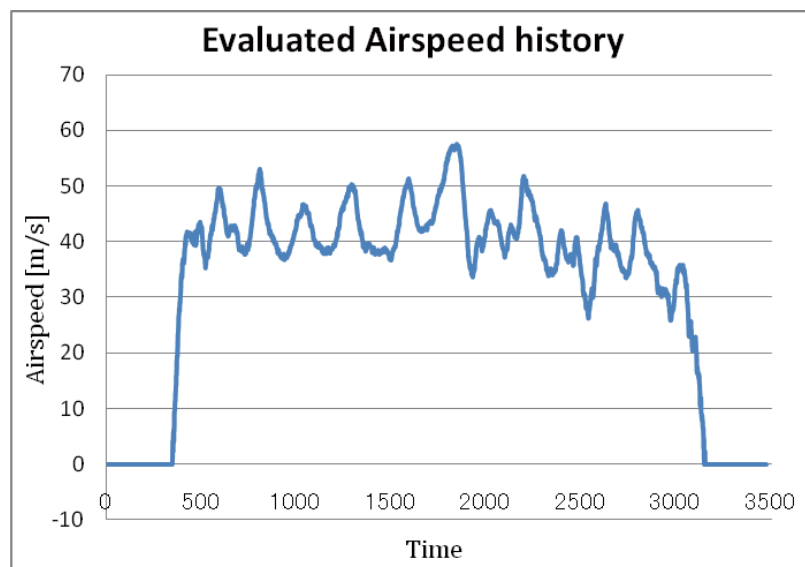


図3-7 ADS データから推定された対気速度の履歴

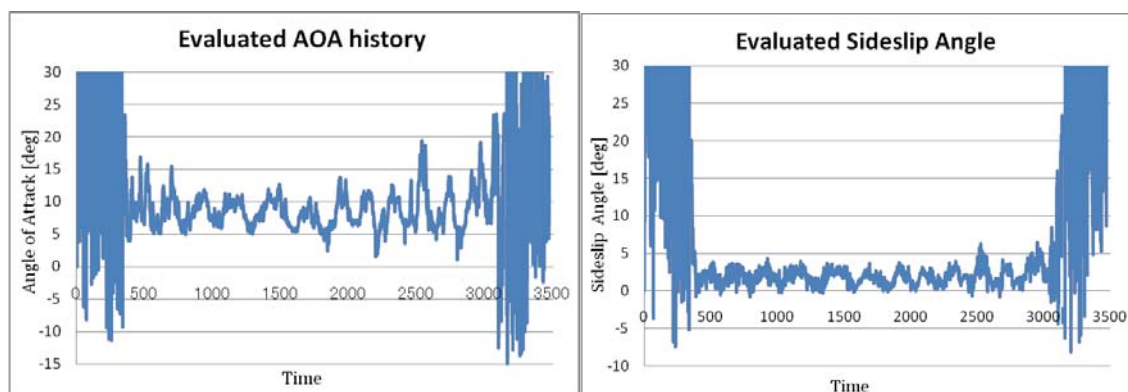


図3-8 ADS データから推定された迎角および横滑り角の履歴

3.4 まとめ

圧力センサーボードと5孔ピトー管の較正試験を行い、圧力センサーボード出力と対気速度、迎角、および横滑り角の間の相関式を求めた。この式を利用して、2010年8月に実施された飛行試験のADSデータを解析して、対気速度、迎角、および横滑り角を推定した。