



小型無人超音速機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, 長尾, 友, 小野, 正貴 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008737

小型無人超音速機の航法アビオニクスに関する研究

著者	溝端 一秀, 長尾 友, 小野 正貴
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	2009
ページ	18-21
発行年	2010-06
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008737

小型無人超音速機の航法アビオニクスに関する研究

溝端 一秀 (航空宇宙機システム研究センター 准教授)

○ 長尾 友 (航空宇宙システム工学専攻)

小野 正貴 (機械システム工学科)

1. はじめに

小型無人超音速機およびそのプロトタイプを自律的に飛行させるためには、飛行中の機体の位置、速度、姿勢を搭載機器によって認識、判断する「航法」と、搭載機器によって機体の速度や姿勢に修正を施す「誘導・制御」が必要不可欠である。また、プロトタイプ機体を用いた飛行特性評価のためにも航法は必須である。

そこで本研究では、小型無人超音速機およびそのプロトタイプ機体の飛行特性評価および自律飛行のために必要な航法システムの構築を狙い、最近試作された小型航法機器を導入し、その性能を評価するとともに、小型無人超音速機およびプロトタイプ機体への適用可能性を検討する。その結果に応じて、今後航法機器を改良してゆく計画である。

2. 理論および手法

2-1 INS/GPS 複合航法

INS とは慣性航法装置のことである。ジャイロで角速度を、加速度センサで加速度を計測し、これらを時間積分することによって速度、変位、および姿勢角を推算する。原理的に悪天候や電波障害の影響を受けないという長所があるが、積分計算には誤差が累積しやすいことから、長時間運用の際には定期的な誤差補正が必要であり、そのために他の航法システムを要する。エアラインでは地上に設置された電波標識による電波航法を併用することによってこれを実現している。

GPS は全地球測位システムのことである。静止軌道上の約 30 個の GPS 衛星のうちの数個から信号を受信し、それを元に位置、速度を推定するものである。長時間使用しても誤差は累積しないが、原理的に電波障害の影響を避けられず、しかも電波障害による誤差を評価するには他の航法システムとの比較を要する。このように INS および GPS は、それぞれ単独では信頼性に難点があるが、互いの弱点を補うように両者を組み合わせることによって信頼性の高い自律航法が可能となるものと考えられる。

2-2 実験装置

小型無人超音速機およびプロトタイプ機体に搭載する航法機器は、機体内スペース (直径 20cm 程度) や全備質量 (プロトタイプ機体で 30kg 程度) の制約から、軽量小型である必要がある。この条件に適合する航法機器として、東京大学航空宇宙工学科土屋研究室の設計・試作による「UAV データ収集システム (通称 Sylphide)」[1]を導入する。その外観を Fig. 1 に示す。これは、1 軸の半導体



Fig. 1 Overview of the present navigation avionics.

ジャイロを3個、3軸1パッケージの半導体加速度センサを1個、汎用GPS受信モジュール1個を搭載している。半導体ジャイロで3軸の角速度を、加速度センサで3軸の加速度を計測し、GPS受信機で位置および速度を計測している。これらの計測データは機上のメモリーカードに記録されるほか、パソコンにUSB接続している状態では直接パソコンに記録することもできる。記録されたデータを解析することによって、位置、速度、姿勢を推定する。

2-3 性能評価試験

航法機器の性能を評価するために次の試験を行う。

- 1) 静止試験： 航法機器を地上に静止させ、航法データを取得し、検証する。
- 2) ターンテーブル試験： 一定の角速度で回転するターンテーブルに航法機器を置き、角度検出機能を検証する。
- 3) 車載試験： 航法機器を自動車に搭載し、移動しながら航法データを取得し、検証する。
- 4) 比較対象としてスピードガンを用いて速度を計測する。

3. 実験結果

3-1 静止試験

航法機器を地上に静止させて取得した航法データのうち、姿勢角の推移を Fig. 2 に示す。ここで姿勢角とはピッチ角 Θ 、ロール角 Φ 、ヨー角 Ψ の3つであり、計測開始時点の姿勢を基準として、航法機器の姿勢変化量を表すオイラー角として定義される。地上静止状態であるため、姿勢角の理論値はゼロである。一方航法機器による計測値を見ると、ピッチ角およびロール角は最初の150秒程度の間には若干のゼロ点シフトが生ずるものの、その後一定値を示しており、静止状態を概ね正確に計測できているといえる。しかし、ヨー角の計測値はほぼ一定の割合でドリフトし続けている。

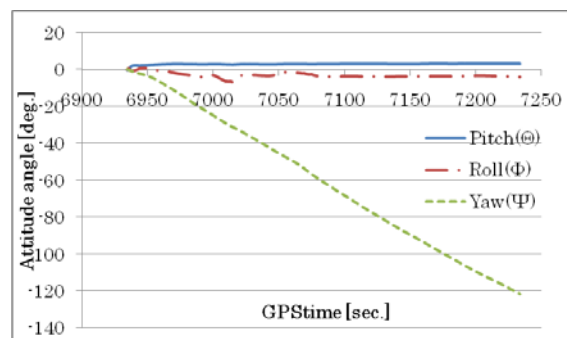


Fig. 2 History of attitude angles acquired in the ground static test.

3-2 ターンテーブル試験

ターンテーブルはSPレコード用のものであり、回転率45rpm、角速度270[deg./s]である。ターンテーブルの回転軸に航法機器を載せ、ターンテーブルを回転させ、姿勢角を測定する。その結果を Fig. 3 に示す。角速度が一定であるのでX軸に平行なサインカーブが現れるはずであるが、測定結果はそうになっていない。この原因として、ターンテーブル上のGPS受信機は約30[cm]の振幅で運動しているが、これが一般的なGPSの測位誤差(10[m]程度)に埋もれてしまったことが考えられる。

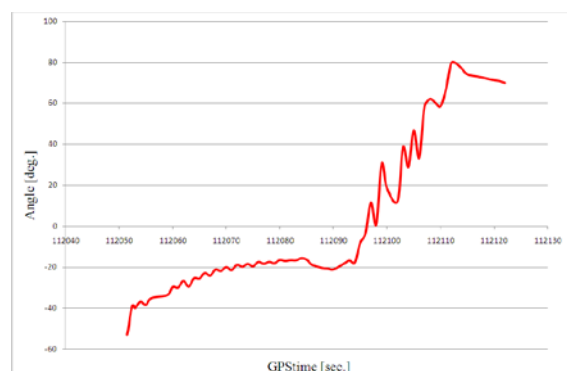


Fig. 3 History of attitude angles acquired in the turntable tests.

3-3 車載試験

航法機器を自動車に搭載して市中を走行しながら取得したピッチ角、ロール角、および速さの履歴を Fig. 4 に示す。ピッチ角の計測値は、自動車が減速・停止するときにはマイナス、発進するときにはプラスとなっており、またロール角の計測値は、右折時にマイナス（左ロール）になり、その後直進状態でプラスになっており、自動車の挙動を概ね正しく計測できている。ピッチ角の計測値は 15.4～-2.5[deg.]である。このケースのデータ収録開始から走行開始までの間の静止状態でのピッチ角（ゼロ点）は約 5.4[deg.]であったので、ピッチ角の真の値は 10～-7.9[deg.]の間で変化すると理解される。坂道の傾斜を実測したところ傾斜角は 4～-1.5[deg.]であった。その差 6～-6.4[deg.]が地面に対する自動車のピッチング運動に対応すると考えられる。また、ロール角の計測値は 7.9～-9.4[deg.]である。同様に出発前のゼロ点は約-2.3[deg.]であったので、真の値は 10.2～-7.1[deg.]となる。速度の履歴を見ると、信号での減速・停止や右折時の減速、等が良好に計測されている。計測された速度情報は、北向き成分、東向き成分、および下向き成分の3つに分解されたデータとなるが、これを地図上にベクトル表示すると概ね道路に沿う。

さらに、4回の車載試験で計測された位置情報を重ねたグラフを Fig. 5 に示す。右左折直後や旋回時に位置情報に若干のばらつきが見られ、横Gが何らかの影響を与えている可能性が示唆されるが、一般に航空機の運動では横Gは小さいので、航空機への搭載上問題無いと考えられる。

同様に、4回の車載試験で計測された高度情報を Fig. 6 に示す。位置情報の時と同様に、主に右折時に誤差を生じている。最大で約 30[m]の誤差が観察される。一般的にGPSの高度に関する誤差は 30[m]程度とされており、今回の試験によって観察されたデータもその範囲内であるので問題無いといえる。

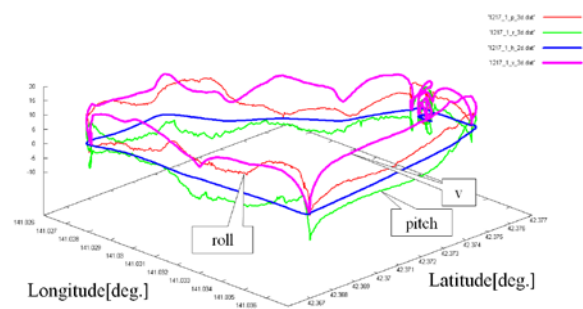


Fig. 4 History of the data acquired in the in-car tests.

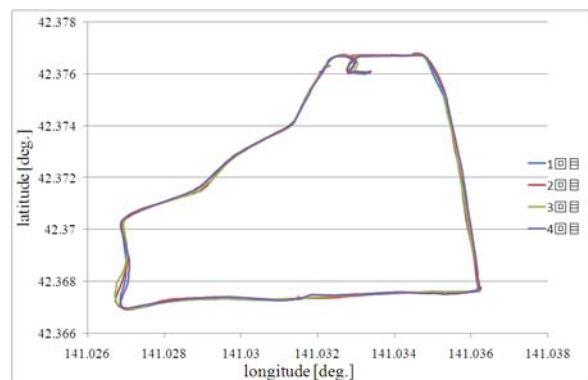


Fig. 5 History of position data acquired through four times of in-car tests.

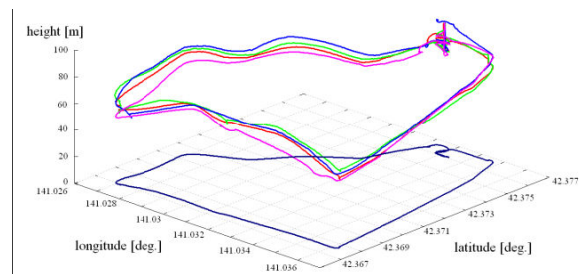


Fig. 6 History of height data acquired through four times of in-car tests.

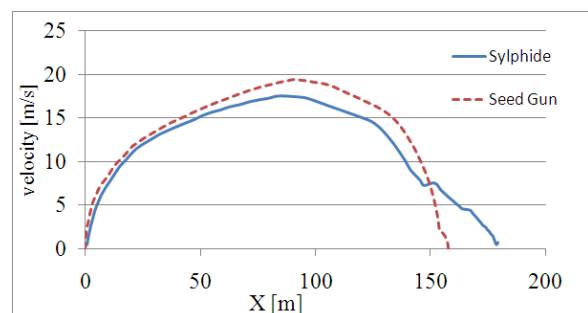


Fig. 7 History of velocity data acquired by in-car avionics test and simultaneous speed-gun measurement.

3-4 スピードガン速度計測

車載試験では、速度の計測は概ね良好と考えられた。そこで、速度計測のさらなる検証のためにスピードガンを用いた速度計測を試みた。その結果と車載航法機器による計測値を Fig. 7 に示す。航法機器の車載試験では、ゼロ点ドリフトのため出発点・終端点の速度が 0[m/s]にはなっていないが、全般的に良好な一致を示していると考えられる。

4. 小型無人超音速機への適用性の検討

以上の試験結果をまとめると次のようになる。

1. ピッチ角、ロール角については問題なく計測できる。ヨー角はゼロ点ドリフトが大きく、実際の飛行試験ではドリフト成分を分離できないため、補正困難であるが、別途速度分布から求めることができる。
2. 横 G の強い環境で計測誤差が生ずるものと推定されるが、航空機への適用上問題ない。
3. 高度計測は最大で 30m 程度の誤差が観察された。一般的な GPS の測位誤差の範囲内であるが、航空機への適用を考えると、高々度飛行時には問題にならないものの、自律的な離着陸のためには精度不十分である。将来の自律的離着陸のためには他の高精度の機器（電波高度計、等）を要する。
4. 速度計測は、スピードガン計測との比較から概ね良好と判定される。

これらの試験結果と、別途実施されている飛行経路解析の結果を基にして、プロトタイプ機体の亜音速飛行試験への適用可能性を考察してみる。これまでの解析結果[2]によると、迎角は 4~-1.5[deg.]程度、経路角は 53~-31[deg.]程度、加速度の最大値は離陸加速中の 1.6G 程度であり、横加速度は非常に小さい。これらは概ね今回の車載試験と同等の運動環境である。一方、飛行速度は最大 129[m/sec]、飛行高度は最大 500[m]程度であり、今回の車載試験の条件を大きく超えている。飛行高度に関しては、GPS の原理上、高度が大きくなっても計測絶対誤差は変わらないと考えられる。一方、GPS の測位頻度が 4Hz であることから、高速飛行時には各種航法データの絶対誤差が大きくなると予測され、注意が必要である。

以上のことから、今回の航法アビオニクス機器は、室蘭工大小型無人超音速機プロトタイプの亜音速飛行試験に概ね適用可能と考えられる。しかし、ヨー角データはドリフトが大きいため、別途ヨー角計測機器を搭載するか、速度ベクトルデータからヨー角を推定する必要がある。また高速飛行時の航法データの精度劣化に注意を要する。

5. 結言

最近試作された航法アビオニクス機器に対して各種試験を行い、その性能を評価した。その結果、近々実施予定の小型無人超音速機プロトタイプによる亜音速飛行試験に概ね使用可能であることが判明した。また、ヨー角計測方法の改善や GPS 測位頻度の向上の必要性が判明した。

参考文献

- [1]成岡優, 「低精度 MEMS センサと汎用 GPS 受信機の融合による高精度航法システムの研究」, 東京大学修士論文, 2007 年 2 月.
- [2]大下智紀, 「小型無人超音速機の飛行経路解析」, 室蘭工業大学卒業論文, 2009 年 2 月.