

MEMS センサを用いた INS/GPS 複合航法システム

東京大学大学院 工学系研究科航空宇宙工学専攻
56367 成岡 優
指導教員: 土屋武司講師

2005年4月21日

1 背景・目的

近年、航空機の多方面への応用という観点から、従来では考えられなかった様々な運用環境においても航空機が活躍することが望まれている。その中で、パイロットを必要としない無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle) は、航空機の構造から人為的な要素を排除することができるという理由から、航空機の活動の場を最大限に広げるものとして期待され、小型なものを中心に急速にその開発が進められている。

究極的には、UAV は人の手を借りずに自律飛行ミッションを果たすことが期待されている。その為には誘導および制御に必要となる、自機の位置・姿勢情報を精度よく推定できなければならない。しかしながら小型 UAV には、現代の飛行機に搭載される高度な位置・姿勢推定機構を搭載するには、重量・サイズおよびコストの面から至っていない。

自機の位置・姿勢を精度よく安価に推定できることは小型 UAV の発展に対して最重要課題であると思われる。そこで本研究では、最終的に小型 UAV に搭載することを目的とした軽量、小型、安価な位置・姿勢推定機構を提案するとともに、シミュレーションならびに実機の試作を行った。

2 INS/GPS 複合航法

位置・姿勢推定機構には様々なシステムが存在するが、運用環境として表 1 にあるようなものを想定し、トレードオフを行った。

結果、慣性力を測定する慣性センサを用い

表 1 位置・姿勢推定機構の運用環境

想定する機体	スパン長 1m ~ 2m 程度の小型 UAV
使用環境	地球地表面付近での使用
精度	数分間の運用で最大誤差 10m 以内
重さ	100g 程度
サイズ	W 10 × D 10 × H 10 cm ³ 以内
価格	数万円程度

た位置・姿勢推定機構である *Inertial Navigation System*(INS) に対し、位置・速度情報が得られる *Global Positioning System*(GPS) で、最尤推定の方法であるカルマンフィルタを用いて補正・統合する機構 (以下、INS/GPS と称す) を本研究では採用することにした。

INS と GPS の特徴について示す。

• INS

加速度を測る加速度計、角速度を測るジャイロといった慣性センサを用いて運動方程式を数値的に解き、現在の位置や速度、姿勢を推定する機構が INS である。数十 ~ 数百 Hz といった短い更新周期をもって現在の状態を知ることができること、また外界からの助けを必要としないため INS 単体での推定が可能であることが特徴である。精度は用いるセンサに依存する。センサを機体に固定する Strap-Down 方式と常に水平を保つテーブル上にセンサを固定するジンバル方式があるが、本研究では機械的構造の不

要な Strap-Down 方式を採用することにした。

● GPS

非常に精度の高い時計を積んだ衛星を用いて三角測量を行い、現在の位置・速度が得られる機構が GPS である。更新周期は数 Hz 程度と INS に比べると遅いが、精度のよい観測を行うことが可能である。

INS/GPS は両者の長所をもつ。

3 MEMS センサ

INS を構成するにあたり加速度計とジャイロが必要になるが、航空機用の精度が非常に高いジャイロは大きく重く高価である。そこで本研究では、カーナビや家庭用ゲーム機器などの民生品に用いられている、Micro Electro Mechanical Systems(MEMS) 技術を利用した加速度計・ジャイロを採用することにした。

MEMS 技術とは 1 枚のシリコンウェハースの上に微細加工によって慣性力を検出する機械的部分とそれを電気信号に変換する部分を形成する技術であり、これを用いた MEMS センサは非常に小型(数十 g)・安価(数千円～数万円)である。しかしながら航空機用のものに比べるとはるかに精度は劣る。

従って、MEMS センサを用いた INS に対し GPS での補正を適用することによって、どの程度の運用が可能であるかが本研究の最大の案件である。

4 アルゴリズム

INS/GPS のアルゴリズムは INS の状態を時間で更新を行う Update 時と GPS で INS の情報を補正する Correct 時で構成される。

● Update 時

加速度計・ジャイロより得られた加速度、角加速度を運動方程式で積分し、INS の状態量である位置 (\hat{r}_e^n , h)・速度 (\hat{q}_n^b)・姿勢 (\hat{q}_n^b) 姿勢を更新する。同時に INS/GPS を実現するカルマンフィルタで用いる、誤差共分散行列 \hat{P} を更新する。

● Correct 時

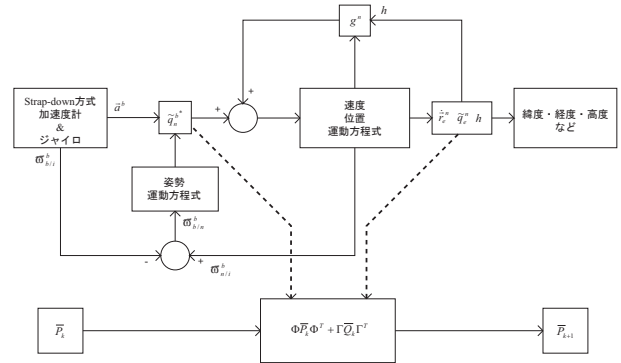


図 1 Update 時

GPS より得られた位置・速度について INS の状態量との差をとり、観測量 z ならびに観測行列 H を生成、その後カルマンゲイン K を計算し、INS の状態量 (\hat{r}_e^n , \hat{q}_n^b , h , \hat{q}_n^b) ならびに誤差共分散行列 \hat{P} を修正する。

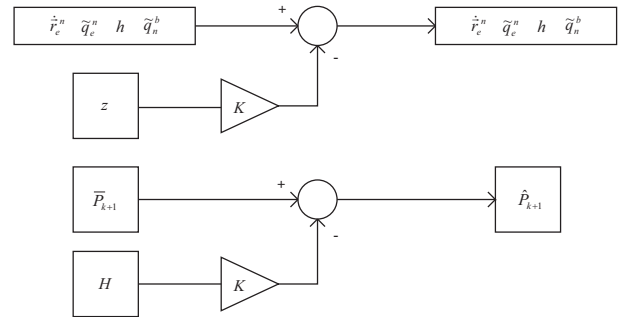


図 2 Correct 時

5 数値シミュレーション

数値シミュレーションを PC 上で行った。方法・条件は以下のとおりである。

- 水平等速旋回軌道を仮定
半径 100m の円上を 120 秒で水平等速旋回飛行で 1 周する。
- 初期状態
シミュレーション開始時では真値。
- Update 時、Correct 時
Update 時は 50Hz、Correct 時は 1Hz。

- GPS

水平面上で約 20m、高度で約 30m、速さで約 1m/s、速度方向で約 5° のホワイトノイズを含む。

- 慣性センサ

INS で用いる慣性センサは実機に則し 2 つのモデルを作成した。

1. 慣性センサモデル 1

加速度計、ジャイロの出力値ともホワイトノイズのみを含む理想化されたモデルである。

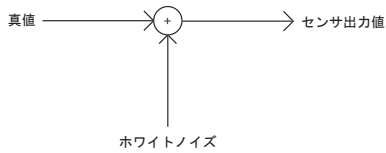


図 3 慣性センサモデル 1 の処理過程図

2. 慣性センサモデル 2

慣性センサモデル 1 に比べ、ジャイロにおけるランダムドリフトまで考慮した、より実機に即したモデルである。

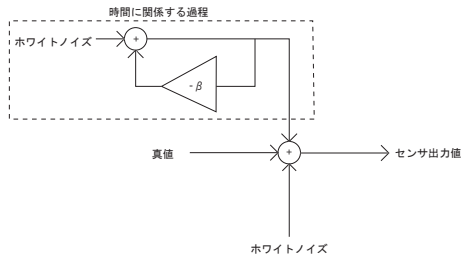


図 4 慣性センサモデル 2 におけるジャイロの処理過程図

実機として MEMS センサで市場に数多く流通している Analog Devices 社製の加速度計 (ADXL103)、ジャイロ (ADXRS150) を仮定しホワイトノイズやランダムドリフトの定数を決定した。ランダムドリフトの定数を決定するにあたっては、時間安定度を測る統計学的手法であるアラン分散を活用した。

- 誤差共分散行列 Q 、 R

INS/GPS のカルマンフィルタにおける誤差共

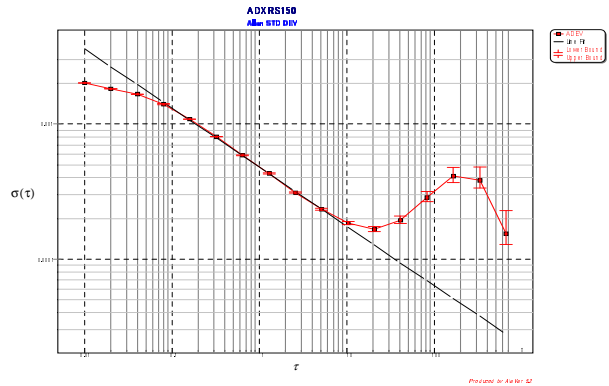


図 5 ADXRS150 のアラン分散

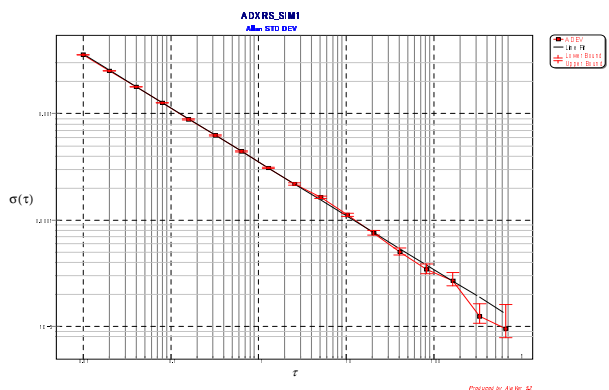


図 6 慣性センサモデル 1 のジャイロのアラン分散

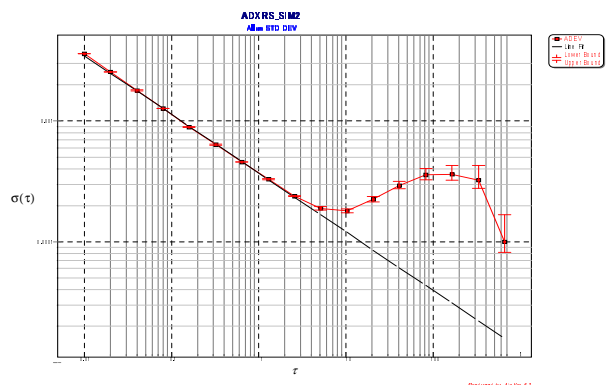


図 7 慣性センサモデル 2 のジャイロのアラン分散

分散行列 Q 、 R はそれぞれセンサ、GPS のホワイトノイズの分散が計測できたものとして、その値を用いることにした。

結果は次のとおりである。

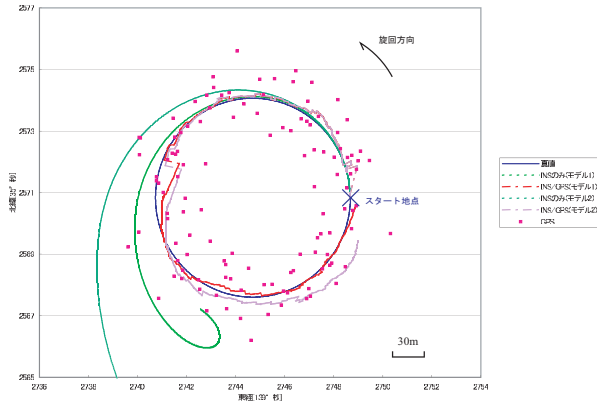


図 8 水平面上履歴

図 8 は水平面上履歴である。INS/GPS が INS 単体、GPS 単体よりもよい推定を行っていることはどちらの慣性センサモデルでも確認できる。また、INS/GPS の場合は慣性センサモデル 1 では 1 周できたが、慣性センサモデル 2 では残り 1/4 周で真値からのずれが大きくなっている。両者の差はランダムドリフトの効果であると思われる。

リファレンスのない姿勢については正しい推定が行われていなかった。例えば、ロール角履歴は図 9 である。

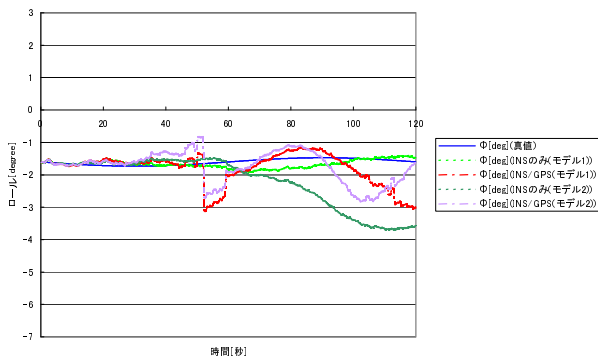


図 9 ロール角履歴

姿勢に対する真値からずれが補正されないことは長時間の運用に対しては推定の発散を招く。例えば同じ条件で 5 周した場合の水平面上履歴は図 10 のようになり、正しく推定できていないことが読み取れる。

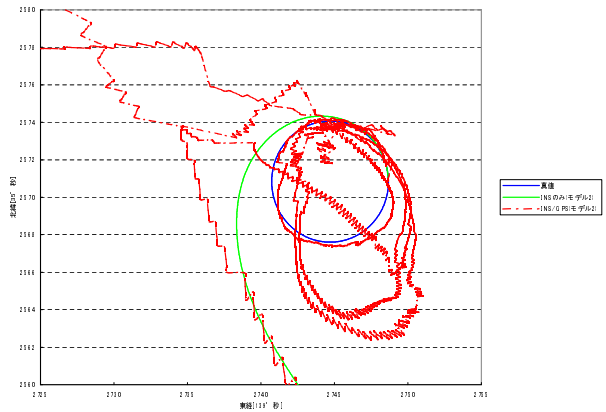


図 10 5 周 (10 分間) の運用を仮定した場合の水平面上履歴

6 実機の試作

実機試験を行うために、次にあげるような構成の試作機を作成した。試作機の試験は現時点で未完である。

● 慣性センサ

INS 用慣性センサとして以下の MEMS センサを利用した。

– 加速度計

STMicroelectronics 社製 『LIS3L02AS』 (± 2G 計測可能、3 軸 1 パッケージ)

– ロール、ピッチ角速度検出用ジャイロ

MicroStone 社製 『MG2-01Ba』 (± 90°/s、2 軸 1 パッケージ)

– ヨー角速度検出用ジャイロ

S.T.L. Japan 社製 『司 21(HS-EG3)』 (± 90°/s)

● GPS

GPS は古野電気社製 『GH-80』 (重さ 10g、16 衛星追尾) を利用した。

- OBC (On Board Computer)

慣性センサ、GPS より計測データを集め、INS/GPS を行う機器が OBC である。リアルタイム INS/GPS を行うためには PC には及ばずともかなりの計算能力が必要であり、要件を満足するような機器を入手することは困難であった。そのため試作機ではリアルタイム INS/GPS をあきらめ、マイコンを利用してデータ収集のみを行い、オフラインにて PC で INS/GPS をかけることにした。マイコンには秋月電子で販売されている H8 3069F ボード (DRAM 2MB 付) を利用した。

7 まとめ

実機試験が未完であるため、数値シミュレーションの結果のみを結論ならびに考察の材料として以下述べる。

本研究で提案する MEMS センサを用いた INS/GPS 複合航法は表 1 で想定した精度をある程度満たしていることが確認された。従って本研究で提案した位置姿勢推定機構は有効性があると判断される。

しかしながら、2 分間の運用でその差が確認できるほど MEMS センサのランダムドリフトの効果は大きく、INS を構成するにあたって MEMS センサを利用することにはかなりの疑問が残る。アルゴリズムの変更を行わずに 10 分間の運用に耐えるためには、恐らくドリフト量がオーダーで 1 桁ないし 2 桁、現在の MEMS センサよりもよいセンサを利用しなければならないだろう。

またカルマンフィルタを用いて最尤推定を行うにあたり、リファレンスが存在しないことが要因となり正しい推定が行えなくなることも確認された。従って全ての状態量についてリファレンスを設ける、あるいはリファレンスがいない状態量については適切なゲインを設定することによりカルマンフィルタによる修正量を制限することが好ましいと思われる。

加えて現状の MEMS センサを用いながらもより

精度を改善するためには以下の方法が有効であると考える。

- 複数の余剰センサを搭載することによってより真値に近い計測値を得られるようにする。例えば直交 3 軸のジャイロに加え、45 度方向に第 4 のジャイロを搭載し最小二乗法を応用することによって、数学的により確からしい計測値を得ることが可能である。
- 念入りなキャリブレーションを行い、ランダムドリフトの補正を試みる。慣性センサのランダムドリフトには様々な要因が関与するが、その主要因は温度、重力などである。つまり事前に温度や重力に対するランダムドリフトの効果測定によって見積もれば、ランダムドリフトがある程度除去可能となる。

今後については、実機試験を行いシミュレーション結果と比較することが最重要である。

参考文献

- [1] Robert M. Rogers. *Applied Mathematics in Integrated Navigation System, Second Edition*. AIAA Education Series, 2003. ISBN 1-56347-656-8.
- [2] 多摩川精機 『ジャイロ活用技術入門』工業調査会, 2003. ISBN 4-7693-1208-3.
- [3] 遠坂俊昭 『計測のためのフィルタ回路設計』CQ 出版社, 1998. ISBN 4-7898-3282-1.