

# MEMS センサを用いた小型 INS/GPS 航法装置の開発

## Development of a Compact INS/GPS using MEMS sensors

56367 成岡 優

指導教員: 土屋武司 助教授

### Abstract

In this paper, we develop a new compact INS/GPS integrated navigation system. It is aimed for general-purpose use, and by using MEMS sensors and quaternion based modeling it overcomes a problem that existing INS/GPS devices are big, heavy and expensive. In order to examine the effectiveness of our system, we build a prototype instrument based on the suggested design and do an experiment for comparing it with GAIA, a high-precision INS/GPS device developed by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The result shows our system is small, light and low-cost enough for general-purpose use and has precision enough for controlling or monitoring general moving objects.

## 1 緒言

移動体の制御や監視を行う際、対象物体の位置や速度、姿勢といった基本的な情報を得ることは必要不可欠である。そのような要請に対して、航空機で培われた航法技術である INS/GPS (Inertial Navigation System / Global Positioning System) 複合航法によって解決できるにも関わらず、それらが積極的に活用されている事例はあまりない。なぜなら既存の INS/GPS 実装は精度が第一に求められる航空宇宙用途を意図しており、汎用的に使用されるにはあまりにも大きく、重く、高価であるからである。

そこで著者は航空機以外への積極的な技術移転を目指し、民生品で大量に利用されている MEMS (Micro-Electro Mechanical System) 部品を用いて、新たに小型、軽量、安価な INS/GPS の開発を行った。また、このような構成では入力ノイズが大きいため、INS/GPS を定式化する際に特異点が存在するとモデル誤差が拡大し正しい出力が得られない恐れがある。そのため INS/GPS を定式化するにあたって、特異点がなく数学的に単純なモデルを構築できる Quaternion を活用した。

提案した INS/GPS の構成が有効であるか確認するため、プロトタイプを作成し性能評価を行った。プロトタイプの作成ではできる限りの精度向上を目指し、温度特性や取付け誤差の較正作業を行った。また性能評価実験では、宇宙航空開発研究機構 (JAXA) 所有の高精度 GPS 補強型慣性航法装置 GAIA (GPS Aided Inertial navigation Avionics [1]) との比較実験を行った。この比較実験では、同機構所有の実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  にプロトタイプと GAIA を搭載し飛上上で飛行を行い、両者の出力を定量的に評価した。

## 2 INS/GPS の構成

本章では本研究の対象となる INS、GPS、また両者を組み合わせた INS/GPS の詳細について説明する。

### 2.1 座標系ならびに表記

以下の説明において複数の座標系ならびに表記が使用される。本節ではそれについて定義を行う。

本研究では図 1 に示す通り 5 座標系を取り扱う。

- *i-Frame* 地球中心が原点、 $Z_i$  が地球回転軸に一致する、右手系直交慣性系座標系
- *e-Frame* 地球中心が原点、 $X_e$  が経度  $0^\circ$  方向、 $Z_e$  が地球回転軸の右手系直交座標系

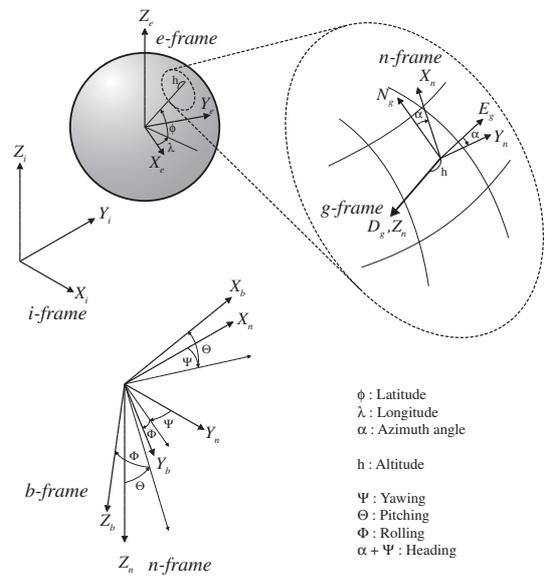


図 1 座標系

- *g-Frame* 観測対象中心が原点、 $N_g \equiv X_g$  が北方向、 $D_g \equiv Z_g$  が重力方向の右手系直交座標系
- *n-Frame* *g-Frame* を  $Z_g$  を軸に Azimuth  $\alpha$  rad だけ回転した右手系直交座標系
- *b-Frame* 観測対象中心が原点、 $X_b$  が機軸方向の右手系直交座標系

次に記号について定義を行う。3次元ベクトルは  $\vec{u}$ 、Quaternion は  $\tilde{q}$  または  $\begin{Bmatrix} q(\text{スカラー要素}) \\ \vec{q}(\text{ベクトル要素}) \end{Bmatrix}$  のように表し、 $\tilde{q}^* \equiv \begin{Bmatrix} q \\ -\vec{q} \end{Bmatrix}$  は共役 Quaternion を表す。また  $u_1^2$  は 1-Frame における値を 2-Frame で観測した値であり、 $u_{1/2}^3$  は 2-Frame に対する 1-Frame の値を 3-Frame で観測した値である。

また記号として

- $\vec{r}$  位置
- $\vec{\omega}$  角速度
- $\vec{g}$  重力
- $\tilde{q}_e^n$  地球上における緯度経度の別表現
- $\tilde{q}_n^b$  観測対象の姿勢

を用いる。



となり誤差を含んだ状態でもノルムが 1 であることが保証される。よって微小ベクトル要素  $\vec{u}$  を用いて EKF に適用する誤差モデルを構築した。すなわち、システムは  $\dot{\vec{r}}_e^n, \dot{\vec{q}}_e^n, h, \dot{\vec{q}}_n^b$  の全 12 状態量に対し、誤差モデルは  $\Delta\dot{\vec{r}}_e^n, \Delta\dot{\vec{u}}_e^n, \Delta h, \Delta\dot{\vec{u}}_n^b$  の全 10 状態量で表現される。

ここで

$$x \equiv \begin{bmatrix} \Delta\dot{\vec{r}}_e^n \\ \Delta\dot{\vec{u}}_e^n \\ \Delta h \\ \Delta\dot{\vec{u}}_n^b \end{bmatrix}, u \equiv \begin{bmatrix} \Delta\vec{a}^b \\ \Delta\vec{\omega}_{b/i} \\ \Delta\vec{g} \end{bmatrix} \quad (12)$$

と書けば、誤差モデルの運動方程式は

$$\frac{d}{dt}x = Ax + Bu \quad (13)$$

と書ける。また GPS の状態量と INS の状態量の差を

$$z \equiv \begin{bmatrix} \dot{\vec{q}}_e^n \\ h \\ \dot{\vec{r}}_e^n \end{bmatrix}_{\text{INS}} - \begin{bmatrix} \dot{\vec{q}}_e^n \\ h \\ \dot{\vec{r}}_e^n \end{bmatrix}_{\text{GPS}} \quad (14)$$

と書けば、GPS の観測誤差が  $v$  とすると

$$z = Hx + v \quad (15)$$

と書ける。

従って、誤差共分散行列  $P = E[xx^T], Q = E[uu^T], R = E[vv^T]$  を導入すると、INS の観測量が得られないときは、KF の Predict の式を用い

$$P_{k+1} = (I + A\Delta t)P_k(I + A\Delta t)^T + (B\Delta t)Q(B\Delta t)^T \quad (16)$$

で時間更新を行う。GPS の観測量が得られた場合は、KF の Correct の式を用い

$$K_k = P_k H_k^T (H_k P_k H_k^T + R_k)^{-1} \quad (17)$$

$$P_k \rightarrow (I - K_k H_k) P_k \quad (18)$$

$$x_k \equiv \begin{bmatrix} \Delta\dot{\vec{r}}_e^n \\ \Delta\dot{\vec{u}}_e^n \\ \Delta h \\ \Delta\dot{\vec{u}}_n^b \end{bmatrix}_k = K_k z_k \quad (19)$$

$$(\dot{\vec{r}}_e^n)_{\text{INS}} \rightarrow (\dot{\vec{r}}_e^n)_{\text{INS}} - (\Delta\dot{\vec{r}}_e^n)_k \quad (20)$$

$$(\dot{\vec{q}}_e^n)_{\text{INS}} \rightarrow \left\{ \begin{matrix} 1 \\ (\Delta u_e^n)_k \end{matrix} \right\} * (\dot{\vec{q}}_e^n)_{\text{INS}}, \quad (21)$$

$$h_{\text{INS}} \rightarrow h_{\text{INS}} - (\Delta h)_k$$

$$(\dot{\vec{q}}_n^b)_{\text{INS}} \rightarrow \left\{ \begin{matrix} 1 \\ (\Delta u_n^b)_k \end{matrix} \right\} * (\dot{\vec{q}}_n^b)_{\text{INS}} \quad (22)$$

で修正を行う。

### 3 性能評価

提案したシステムを検証するため、前章であげた構成にならってプロトタイプを作製し、較正を行った後、JAXA 所有の高精度 INS/GPS 装置である GAIA との比較実験を行った。

#### 3.1 プロトタイプ

プロトタイプについては、外観を図 3、構成図を図 4、構成詳細を表 1 にあげる。簡単のため、プロトタイプではリアルタイムでデータ取得のみを行い、後にオフラインで PC にて解析することによって INS/GPS を構成した。作成したプロトタイプから考えるに、提案したシステムは汎用的に使用するのに十分小さく軽く経済的であると考えられる。

なおこのプロトタイプを使用して INS/GPS を構成するにあたり、システムの初期化は次のよう行った。位置・速度は計測開始時に GPS から得られた値とし、姿勢はロール・ピッチ・ヨーとも 0 deg とし、KF の誤差共分散行列  $P$  は適当に大きな値を用いた。

また、KF の誤差共分散行列  $Q$  については静止状態で計測したセンサのノイズを元に設定し、同  $R$  については GPS が出力する Dilution of precision(DOP) の値を用いた。

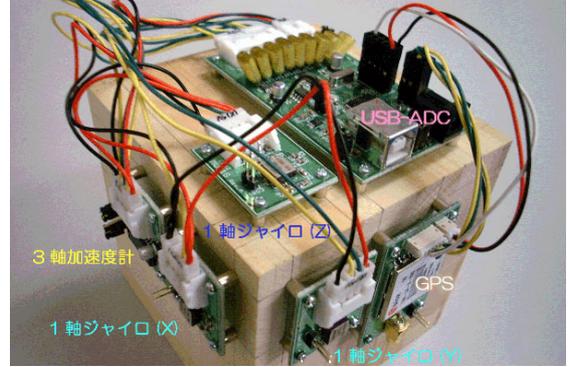


図 3 プロトタイプ外観

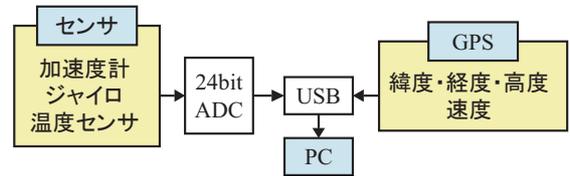


図 4 プロトタイプ構成図

表 1 プロトタイプ構成詳細

構成機器	説明
加速度計	STMicro LIS3L02AS4 1 個 (3 軸 1 パッケージ, MEMS)
ジャイロ	AnalogDevices ADXRS150 3 個 (1 軸 1 パッケージ, MEMS)
温度センサ	ジャイロに内蔵のもの
GPS	u-blox TIM-LA 1 個 (民生用 L1 電波受信 GPS, 4Hz 出力)
A/D 変換機	AnalogDevices AD7739 (100Hz, 24bit 変換)
データ処理	USB で PC と接続
サイズ	100 cc 以下 (構造部材を除く)
重量	30 g 以下 (構造部材を除く)
価格	約 3 万円

#### 3.2 性能評価実験

作成したプロトタイプと高精度 INS/GPS 航法装置である GAIA との比較を行った。GAIA はリファレンスとして十分に信頼できる精度を有する装置である。実験に際しては JAXA 所有の実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  を用い、プロトタイプと GAIA を搭載した状態で水平定常飛行や旋回定常飛行等を行った。プロトタイプと GAIA の出力値の比較を図 5、図 6、図 7 に示す。なお、以降の結果はプロトタイプと GAIA の取付け位置の差を考慮し補正をしてある。

また定量的に評価した結果を表 2 にあげる。なお、これらの値は KF の誤差共分散  $P$  が十分に収束した時刻 (GPS 時刻で

表2 プロトタイプとGAIAの差異

	平均値	標準偏差	最悪値
水平距離 [m]	6.44	2.97	17.0
高度 [m]	0.85	2.10	6.90
北方向速度 [m/s]	0.00	0.12	1.25
東方向速度 [m/s]	0.00	0.12	-1.13
重力方向速度 [m/s]	-0.08	0.10	-0.67
ロール [deg]	0.00	0.26	-1.19
ピッチ [deg]	-0.67	1.21	-3.90
ヘディング [deg]	4.17	9.68	23.9

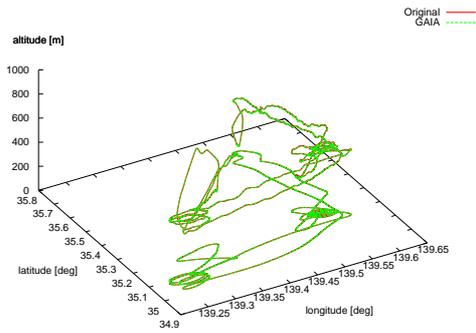


図5 位置履歴

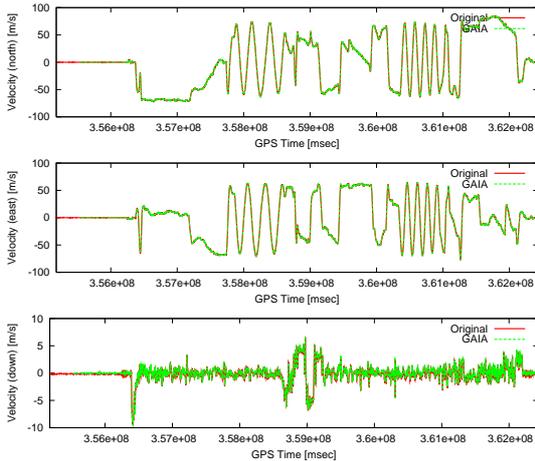


図6 速度履歴

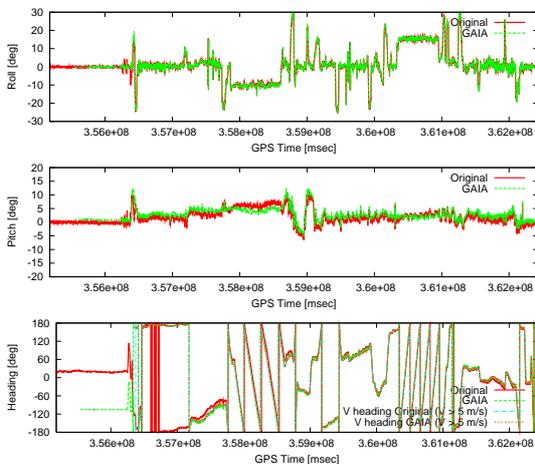


図7 姿勢履歴

3.57E+8 msec) 以降の値である。

GPSの補正が直接的に得られる位置や速度についてはGAIAとほぼ一致することが確認された。またGPSの補正が直接は得られない姿勢についても、GAIAと比較してロールとピッチについては差が数度と非常によい結果が得られた。一方、ヘディングについては十数度の差がある。

### 3.3 考察

標準偏差を考慮すると、実験結果から得られた本システムの誤差は、位置にして数m程度、姿勢についても最悪のヘディングでも十数度と、移動体の制御や監視等に本システムは十分な性能を有すると言える。このことはまた、単体では実用性が乏しいと言われてるMEMSセンサを用いたINSでも、本システムのように

GPSと組み合わせることによって全体として有効なシステムを構築できることを示している。

個々の結果について詳しく見ると、直接GPSの観測量が得られない姿勢については、ロール・ピッチに比べヘディングの結果がよいことが特徴的である。これは実験対象として用いた航空機の運動形態を反映しているものと思われる。すなわち前者は数Hz以上と比較的高い周波数の運動であるのに対し、後者は周期にして数秒以上の低い周波数の運動である。そして、除去が難しいノイズ成分であるセンサのゼロ点変動なども周期にして数秒以上の低い周波数の現象であるため、ノイズと運動を分離できず、後者の精度が低くなったと考えられる。さらに詳しく実験結果をみると、ピッチについてもそのような現象が観測される。GPS時刻3.58E+8付近で、プロトタイプとGAIAのピッチがしばらく逆転しているが、この時刻はまさに定常旋回運動を行っている時刻であり、姿勢運動の周波数が低くなっている。

このようなことから判断するに、本研究で提案したシステムをさらに高精度化するためには、対象の運動モードを適切に把握し、特に周波数の低い運動とノイズ成分を分離することが肝心と思われる。具体的には周波数領域で適切なフィルタリングを行うことで精度が向上するであろう。また精度向上のためにGPS以外の補強を考える場合においても、変位の周波数が低い状態量を補強するシステムが有効であると考えられる。例えば本研究で実験対象として選んだ航空機の場合であれば、ヨー方向の補強システムとして磁気コンパスを利用するのがよいと思われる。

## 4 結言

本研究で提案したINS/GPSシステムは汎用的に使用するのに十分なサイズ、重量、経済性を達成できることを作成したプロトタイプは示した。また実験により、提案したシステムの精度は移動体の制御や監視に十分なものであることが得られた。以上により、本システムは汎用的に使用できるINS/GPSだと言える。

加えて、本システムの更なる精度向上の為の新たな方向性が得られた。実験結果によれば、対象の運動周波数と精度が大きく相関していることが考えられる。実験データの周波数領域での解析を進めることが、今後は必要であろう。

## 参考文献

- [1] 張替正敏, 富田博史, 西澤剛志. 高精度GPS補強型慣性航法システムの開発. 日本航空宇宙学会論文集, Vol.50, No.585, pp.416-425 2002.
- [2] A. Ude. *Filtering in a unit quaternion space for model-based object tracking*. Robotics and Autonomous Systems, vol.28, pp.163-172 1999.