A 306 小型軽量汎用性を特徴とする姿勢センサの開発

Development of Attitude Sensor with Small Scale, Lightweight, Versatility

○正 田原 誠 (千葉大), 正 鈴木 智 (信州大), 正 野波 健蔵 (千葉大)

Makoto TAWARA, Chiba University, 1-33, Yayoi-cho, Inage-ku, Chiba, Chiba 263-8522

Satoshi SUZUKI, Shinshu University, 3-15-1, Tokida, Ueda, Nagano 386-8567

Kenzo NONAMI, Chiba University, 1-33, Yayoi-cho, Inage-ku, Chiba, Chiba 263-8522

Abstract: In order to estimate attitude by using a quaternion based on extended Kalman filter (EKF), the attitude sensor detects a direction of the gravity by using a tri-axis accelerometer. However, accelerometers are usually sensitive to both the gravity and dynamic accelerations. The attitude sensor mounted on unmanned systems takes attitude estimation errors by using directly outputs of accelerometer under dynamic acceleration environment. In this paper, the dynamic accelerations are dealt with explicitly, and two types of algorithms are proposed. In the first approach, measured accelerations are filtered, and divided into the gravity and dynamic accelerations. Using only the gravity, EKF estimates high accuracy of attitude. The second approach demonstrates adequate performance with EKF which includes the dynamical model of accelerations. This paper shows a critical comparison of attitude estimation algorithms under the dynamic acceleration environment for the autonomous control of unmanned systems.

Key Words: Moving Robot, Autonomy, Sensor Fusion, Unmanned System, Attitude Estimation, dynamic acceleration.

1. 緒言

近年, UAV(Unmanned Aerial Vehicle), MAV(Micro Air Vehicle), UGV(Unmanned Ground Vehicle), UMV(Unmanned Marine Vehicle), UV(Underwater Vehicle) などの無人システムの研究が活発に行われている。無人システムは人が搭乗しないことから, 人間工学を無視した斬新なデザインや高機動の実現が可能であり, 有人システムに比べてコストや安全性に優れている。無線操縦による無人システムでは有視界内での運用に限られてしまうため, より広範囲での運用を実現するためには, 自律制御の実現が不可欠である。無人システムの自律制御においては, 特に空中ロボットの分野で活発な研究が行われており⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾, 本研究グループでも様々な UAV に対して独自のアプローチによる自律制御の実現に成功を収めてきた⁽⁵⁾⁽⁶⁾⁽⁷⁾。自律制御の要素技術として重要なのは姿勢制御であり, 動的に変化する機体の姿勢をリアルタイムで把握する必要がある。姿勢センサの汎用的な利用を考えると, 搭載条件に制限があることから小型機への適用性が重要となる。本研究では, 無人システムの自律制御において汎用的に搭載可能な姿勢センサの実現を目的としており, 小型 UAV をベースにより適用性の検証を行っている。

姿勢センサを搭載する際には, 市販の姿勢センサを用いる方法と複数のセンサ素子から姿勢を推定し利用する方法の2通りが考えられ, 機体の大きさや搭載可能重量, 要求される価格の範囲から選定する必要がある。近年, 小型軽量の姿勢センサも市販されているが, 特に小型機への搭載を考えると, 機体価格に比べて高価となるため, 小型機に求められるコストの低減化を実現することができない。また, 姿勢推定アルゴリズムに関する詳細な研究報告がなされておらず, 動的な環境下での性能についての判断材料が少ない。そこで, 著者らは拡張カルマンフィルタとクォータニオンを用いた姿勢推定アルゴリズムにより小型・軽量・安価な姿勢センサを開発⁽⁸⁾し, 小型無人ヘリコプタの自律制御に用いてきた⁽⁹⁾。しかし, この姿勢センサには機体の移動や回転運動によって発生する低周波の加速度外乱によって姿勢誤差を生じ, 加速度外乱の振幅増加と周波数低下に伴って顕著に現れるという問題が存在するため, 本稿では加速度外乱の影響を低減化し, 姿勢推定の高精度化を目指す。

加速度外乱環境下における姿勢推定アルゴリズムに関する研究としては文献⁽¹⁰⁾や文献⁽¹¹⁾などがある。共に加速度外乱環境下での高精度な姿勢推定を実現させているが, 加速度外乱を陽

Fig. 1 Overview of the attitude sensor

に扱っておらず, 加速度外乱環境下での性能は使用するジャイロセンサの性能に依存している。従って, 本研究のような安価で低精度のジャイロセンサを用いた場合には, 先行研究での従来アルゴリズムと同様に, 低周波の加速度外乱環境における姿勢誤差を生じさせると考えられる。また, GPS からの情報を用いることにより加速度外乱環境下での姿勢推定誤差を低減化することは可能であるが, GPS の使用は屋外に限られており, アンテナの受信状態にも左右されるため, 屋内環境や家屋の側を飛行する機体には適用できない。

本稿では, 姿勢推定アルゴリズムの中で加速度外乱を陽に取り扱う二種類の手法を提案し, その有効性をシミュレーションと実験によって示す。一方はプレフィルタによって姿勢推定演算を行う前の加速度観測値から加速度外乱を取り除く手法であり, 他方は拡張カルマンフィルタに加速度外乱のダイナミクスを含んだプロセスモデルを用いることにより姿勢推定を行うと同時に加速度外乱を推定する手法である。シミュレーションでは実際の UAV の飛行環境を想定した時に印加されるであろう加速度外乱を含んだ加速度データを使用し, また, 実験では市販の高性能姿勢センサと比較することによって各アルゴリズムの性能比較を行う。このような小型軽量の姿勢センサを安価に実現することで, 無人システムへの汎用的な利用が期待できる。

Table 1 Specification of the attitude sensor

Items	Specifications
Weight	15 [g]
Size	W60 × D40 × H12[mm]
Power	0.6[W]
Update rate	50[Hz]
A/D converter	12bit
MPU	32bit RISC, 80[MHz]
Interface	EIA-232C
Range of GyroSensor	± 300[deg/sec]
Accuracy of GyroSensor	2.0[deg/sec]
Range of Accelerometer	± 3[G]
Accuracy of Accelerometer	0.025[G]
Range of Magnetometer	± 1.2[Gauss]
Accuracy of Magnetometer	0.05[Gauss]

Table 2 Target accuracy of Euler angles

Items	In static	Under Acceleration of 0.2[G]
Roll angle	< 1[deg]	< 3[deg]
Pitch angle	< 1[deg]	< 3[deg]
Yaw angle	< 3[deg]	< 5[deg]

2. 姿勢センサ

2-1. 諸元 ここでは、本研究で用いる姿勢センサのハードウェアの諸元と目標性能について述べる。姿勢センサの全体像を図1に、姿勢センサの諸元を表1に示す。小型 UAV への搭載を目的とするため、小型・軽量なハードウェアであることを条件として開発を行った。基板上にはジャイロセンサ、加速度センサ、磁気センサが各3軸搭載されており、それらの出力を用いることで現在の姿勢を表すクォータニオン⁽¹³⁾を推定し、出力する。使用する各センサには携帯電話やカーナビで採用されている MEMS 製品を用いており、それぞれの出力精度は高精度な姿勢センサに比べると低精度であるが、軽量化とコストの低減化を実現している。

次に、姿勢推定アルゴリズムによる姿勢角の目標性能を表2に示す。本センサの姿勢表現手法にはクォータニオンを採用しているが、直感的に数値の意味を掴みにくいという欠点があるため、性能評価はクォータニオンから変換したオイラー角を用いて行った。各目標値は無人ヘリコプタの姿勢制御に必要な精度を基に設定し、評価に用いる加速度環境は振幅 0.2[G] のステップ外乱が印加された状態として定義した。

2-2. 座標系 ここでは、今回用いる座標系及び各座標系上で表されるベクトルの表記方法についての定義を行う。今回用いる座標系を図2に示す。図中の r -frame は Reference frame といい、地上の任意の点を原点として、磁北を X_r 軸、重力方向を Z_r 軸、 $X_r Z_r$ 平面の垂直方向を Y_r 軸にとった座標系である。続いて、 b -frame は Body frame といい、機体の重心を原点として、機体前方を X_b 軸、機体右方向を Y_b 軸、機体下方を Z_b 軸にとった座標系である。ここで、3次元空間中の任意の幾何ベクトルを $\mathbf{r} = [r_x \ r_y \ r_z]^T$ としたとき、 $\mathbf{r}$ を各座標系上の代数ベクトルとして表したものをそれぞれ $\mathbf{r}_r$ 、 $\mathbf{r}_b$ と定義する。また、3次元ベクトル $\mathbf{r}$ のクォータニオン表記を $(\mathbf{r})_q = [0 \ \mathbf{r}^T]^T$ として定義する。

2-3. 従来の姿勢推定アルゴリズム 本節では、先行研究で開発されたクォータニオンと拡張カルマンフィルタを用いた姿勢推定アルゴリズム⁽⁸⁾の概要について説明を行い、その問題点について述べる。まず、機体が角速度 ω で回転しているとき、現在の姿勢を表すクォータニオン $\mathbf{q}$ の時間変化は $\dot{\mathbf{q}} = (1/2)\mathbf{q}(\omega)_q$ として定義される。安価で低精度なジャイロセンサを用いて角

Fig. 2 Coordinate system

速度を検出する際には、ジャイロセンサのバイアス誤差 ω_{bias} によって姿勢ドリフトが発生するため、バイアス誤差のダイナミクス⁽¹²⁾を導入し、リアルタイムに補償する。状態量を $\mathbf{x} = [\mathbf{q}^T, \ \omega_{bias}^T]^T$ と定義したときの状態方程式は次式で表される。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}\mathbf{w} \quad (1)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\mathbf{q}(\omega_{measure})_q - \frac{1}{2}\mathbf{q}(\omega_{bias})_q \\ \beta\omega_{bias} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (3)$$

ここで、 $\omega_{measure}$ はジャイロセンサによる角速度計測値、 β は計測に用いるジャイロセンサに固有のパラメータ行列である。この行列は事前の静置試験によって $\beta = \text{diag}(0.0033 \ 0.0032 \ 0.0036)$ とした。続いて、観測方程式を導出する。 g を重力加速度、 m_n を水平地磁気、 m_d を垂直地磁気とすると、 r -frame 上での重力ベクトルは $\mathbf{g}_r = [0 \ 0 \ g]^T$ 、地磁気ベクトルは $\mathbf{m}_r = [m_n \ 0 \ m_d]^T$ と表される。加速度センサによる観測値 $\mathbf{a}_{measure}$ 及び磁気センサによる観測値 $\mathbf{m}_{measure}$ は、機体に印加される加速度外乱を含む加速度の観測ノイズを $\Delta\mathbf{a} = [\Delta a_x \ \Delta a_y \ \Delta a_z]^T$ 、磁気センサの観測ノイズを $\Delta\mathbf{m} = [\Delta m_x \ \Delta m_y \ \Delta m_z]^T$ としたとき、

$$(\mathbf{a}_{measure})_q = \mathbf{q}^*(\mathbf{g}_r)_q\mathbf{q} + (\Delta\mathbf{a})_q \quad (4)$$

$$(\mathbf{m}_{measure})_q = \mathbf{q}^*(\mathbf{m}_r)_q\mathbf{q} + (\Delta\mathbf{m})_q \quad (5)$$

と表される。ここで、 $\mathbf{y}_t = [(\mathbf{a}_{measure})_q^T \ (\mathbf{m}_{measure})_q^T]^T$ とすると、観測方程式は次式で表される。

$$\mathbf{y}_t = \mathbf{h}_t(\mathbf{x}_t) + \mathbf{v}_t \quad (6)$$

$$\mathbf{h}_t(\mathbf{x}_t) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}^*(\mathbf{g}_r)_q\mathbf{q} \\ \mathbf{q}^*(\mathbf{m}_r)_q\mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{v}_t = \begin{bmatrix} (\Delta\mathbf{a})_q \\ (\Delta\mathbf{m})_q \end{bmatrix} \quad (8)$$

以上より、式(1)、式(6)で与えられるシステムに対して拡張カルマンフィルタアルゴリズム⁽¹⁴⁾を適用し、最も確からしい濾波推定値 $\hat{\mathbf{x}}_{t/t}$ を求め、現在の姿勢を得るのが従来の姿勢推定アルゴリズムである。

このアルゴリズムを用いて加速度外乱環境下における姿勢推定誤差の低減化を実現するためには、加速度外乱によって生じる誤差と姿勢の追従性のトレードオフを考慮しながら観測ノイズの共分散行列 $\mathbf{R}_t$ を決定する必要がある。この $\mathbf{R}_t$ を大きくすると、加速度観測値による濾波推定の影響が小さくなり、姿勢推定値が受ける加速度外乱の影響を低減化できる。しかし一方で、加速度観測値による濾波推定の影響を小さくすることは、加速

度のイノベーションがもつ姿勢に関する情報を欠落させることに繋がり、時間経過と共に、姿勢誤差が累積してしまう。先行研究では、バイアス誤差の導入によってジャイロセンサの精度を向上させ、加速度観測値による適切な濾波推定が得られない時間の姿勢誤差の低減化に成功している。このときの R_t はジャイロセンサの特性に着目した時間関数になっており、パラメータはシミュレーションを繰り返すことにより決定された。

しかしながら、印加される加速度外乱が低周波であるほど R_t の決定は難しくなり、先行研究においても表 2 の仕様を満足させる R_t を発見するには至っていない。従来、カルマンフィルタにおける観測ノイズは平均値 0 のガウス性白色雑音として定式化されている。しかし、加速度外乱の周波数が低くなり、姿勢推定の周期よりも十分に長い時間印加された場合、観測更新時の平均値が 0 にならず、カルマンフィルタの条件に該当しない。このため、姿勢推定値に推定誤差が生じ、その大きさは印加される外乱の振幅に依存することとなる。上記の問題点は式 (4) における観測ノイズ Δa に加速度外乱を含めた結果生じており、加速度外乱を観測ノイズから分離し、陽に扱うことで姿勢誤差を低減化できると考えられる。

3. 加速度外乱環境下における姿勢推定アルゴリズム

3-1. プレフィルタによる加速度外乱推定アルゴリズム 本節では、プレフィルタにより加速度センサの観測値から加速度外乱を取り除き、従来のアルゴリズムへ適用することで姿勢誤差を低減化するアルゴリズムを提案する。今、 r -frame 上における機体の移動や回転運動によって生じる加速度外乱を a_{dr} としたとき、 b -frame 上での加速度観測値 $a_{measure}$ は、現在の姿勢を表すクォータニオン q を用いて下式で定義される。

$$(a_{measure})_q = q^*(g_r)_q q + q^*(a_{dr})_q q + (\Delta a)_q \quad (9)$$

今、加速度外乱が印加されておらず姿勢推定値が十分に収束していると仮定すると、式 (9) は姿勢推定値 $\hat{q}$ に対しても成立する。式 (9) における q に $\hat{q}$ を代入し、 a_{dr} について整理したとき、加速度センサの観測ノイズに関する誤差項を Δa_e とすると、加速度外乱推定値 $\hat{a}_{dr}$ は下式のように表される。

$$(\hat{a}_{dr})_q = \hat{q}(a_{measure})_q \hat{q}^* - (g_r)_q + (\Delta a_e)_q \quad (10)$$

いま、加速度センサの観測ノイズに関する誤差項 Δa_e を含んだ $\hat{a}_{dr}$ を加速度外乱として加速度センサの観測値から除去し、姿勢推定演算を行った場合、誤差項の影響により姿勢推定誤差が生じ、仮定条件を満たさなくなってしまう。そこで、ローパスフィルタを適用することによって Δa_e が与える姿勢誤差への影響を低減化することを考える。 $\hat{a}_{dr}$ に対して設計したローパスフィルタの伝達関数を下式に、ボード線図を図 3 に示す。

$$G_{lpf}(s) = \frac{248100}{s^3 + 126s^2 + 7896s + 248100} \quad (11)$$

フィルタの各パラメータは機体の移動や旋回に伴う加速度外乱の計測値とそのときの姿勢推定誤差を基にシミュレーションを行い、試行錯誤によって決定した。上記のプレフィルタによる加速度外乱推定フローを図 4 に示す。ただし、式 (9) 及び式 (10) における右辺第一項のクォータニオン演算を M_q 、 N_q とした。

次にプレフィルタによって推定した加速度外乱推定値を用いて加速度センサの観測値を補正し、新たな加速度観測値として姿勢推定演算に適用することを考える。上記の加速度外乱推定には、加速度外乱の印加が無く姿勢が十分に収束しているという仮定を基にしているため、仮定が成立していない状態を初期状態に選ぶと仮定条件とのギャップが加速度外乱の推定誤差として現れてしまう。そこで、仮定条件が成立するのは姿勢セン

Fig. 3 Bode diagram

Fig. 4 Process flow of acceleration disturbance estimation

サが静止している状態であることに着目すると、このときの加速度観測値のノルムは重力のノルムに等しくなる。加速度センサに含まれている観測ノイズを考慮すると、静止状態は式 (12) によって検出することができ、その時の加速度外乱を 0 とすることで加速度外乱の推定誤差を除去することができる。

$$\hat{a}_{dr} = \begin{cases} \hat{a}_{dr}, & (\|a_{measure}\| > \|g_r\| + \epsilon) \\ 0, & (\text{otherwise}) \end{cases} \quad (12)$$

ϵ は使用する加速度センサ素子に固有のパラメータであり、本稿では 0.03 とした。上記より導出した加速度外乱推定値から姿勢推定アルゴリズムに用いる新たな加速度観測値を $\tilde{a}_{measure}$ として下式で定義する。

$$(\tilde{a}_{measure})_q = (a_{measure})_q - q^*(a_{dr})_q q \quad (13)$$

上記で定義された加速度観測値に含まれる成分は重力と観測ノイズであり、これを用いた従来アルゴリズムによる姿勢推定を行うことで、加速度外乱の影響を受けない姿勢推定値を得ることができる。

3-2. カルマンフィルタによる加速度外乱推定アルゴリズム 本節では、加速度外乱を推定するためのもう一つの手法として、カルマンフィルタの状態量に加速度外乱を含めることで、姿勢と加速度外乱を同時に推定する手法を提案する。移動や回転運動に伴って発生する加速度外乱は加速度センサのサンプリング周期に比べて十分に低周波であり、加速度センサのサンプリング間におけるダイナミクスがないと仮定すると、下式で表される。

$$\dot{a}_{dr} = 0 \quad (14)$$

今、状態量を $x = [q^T, \omega_{bias}^T, a_{dr}^T]^T$ として定義すると、状態方程式は次式で表される。

$$\dot{x} = f(x) + Gw \quad (15)$$

$$f(x) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}q(\omega_{measure})_q - \frac{1}{2}q(\omega_{bias})_q \\ \beta\omega_{bias} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$G = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (17)$$

次に、加速度外乱を含む加速度センサの出力として式(9)を用いると、加速度センサ及び磁気センサの出力は、

$$(\mathbf{a}_{\text{measure}})_q = \mathbf{q}^*(\mathbf{g}_r)_q \mathbf{q} + \mathbf{q}^*(\mathbf{a}_{dr})_q \mathbf{q} + (\Delta \mathbf{a})_q \quad (18)$$

$$(\mathbf{m}_{\text{measure}})_q = \mathbf{q}^*(\mathbf{m}_r)_q \mathbf{q} + (\Delta \mathbf{m})_q \quad (19)$$

となり、センサ出力を $\mathbf{y}_t$ とした観測方程式は次式で表される。

$$\mathbf{y}_t = \mathbf{h}_t(\mathbf{x}_t) + \mathbf{v}_t \quad (20)$$

$$\mathbf{h}_t(\mathbf{x}_t) = \begin{bmatrix} \mathbf{q}^*(\mathbf{g}_r)_q \mathbf{q} + \mathbf{q}^*(\mathbf{a}_{dr})_q \mathbf{q} \\ \mathbf{q}^*(\mathbf{m}_r)_q \mathbf{q} \end{bmatrix} \quad (21)$$

上記で改めて定義された状態方程式及び観測方程式に対して拡張カルマンフィルタアルゴリズムを適用することで加速度外乱を考慮した姿勢推定を行うことができる。

4. シミュレーションによる姿勢推定アルゴリズムの検証

本章では、従来のアルゴリズム及び前章で紹介した二種類の提案アルゴリズムの加速度外乱環境下におけるシミュレーション結果を示す。UAV を用いて業務を行うことを想定すると加速度外乱が印加される環境は大きく分けて二つに分類される。農薬散布における平行飛行時のように加速度外乱が姿勢変動を伴わずに印加される環境と空撮時の旋回飛行のように姿勢変動を伴って印加された環境である。いずれの場合にも機体に搭載される姿勢センサは加速度外乱の影響を受けずに正しい姿勢を推定することが求められる。

4-1. 姿勢変動を伴わない加速度外乱環境下でのシミュレーション

農薬散布業務を想定すると熟練したパイロットによる操縦は最大で 30[km/h] の速度で運航される。機体がホバリング状態から最大速度に至るまで 5 秒間とすると加速度外乱は最大で 0.167[G] が印加されることになる。機体がホバリング状態から最大加速度で前進し、ホバリング待機の後、最大加速度で後進すると仮定すると、センサの X 軸方向に加速度外乱が印加される。シミュレーションでは印加される外乱の大きさを 0.2[G]、印加時間を実フライトに比べて十分に長い 20[sec] に設定した。図 5 にシミュレーションに用いた加速度データと各アルゴリズムの推定結果を示す。図 5(b) における True は真値、Prev は従来アルゴリズムによる姿勢推定値、Alg1 はプレフィルタによる加速度外乱推定を用いた姿勢推定値、Alg2 は状態量に加速度外乱を含めた拡張カルマンフィルタによる姿勢推定値を表す。計測される加速度は重力成分と加速度外乱成分であり、重力成分が $(g_x, g_y, g_z) = [0, 0, 1][G]$ であることを考慮すると、図 5(a) では時刻 15[sec] から 35[sec] までの間 X 軸に -0.2[G] の前進による加速度外乱が印加されており、時刻 50[sec] から 70[sec] までの間は X 軸に 0.2[G] の後進による加速度外乱が印加されているのが分かる。また、図 5(b) よりその時の移動は姿勢変動を伴っていないことが分かるが、従来アルゴリズムではピッチ角に最大 12.0[deg] の推定誤差を生じている。これは加速度計測値の外乱成分をピッチ角が傾いた時に生じる X 軸方向の重力成分として扱ったことが原因である。一方、提案した二種類のアルゴリズムにおいては共に誤差 0.1[deg] 以内に収まっており、加速度外乱環境下でもよく姿勢を推定できていることが分かる。それぞれの加速度外乱の推定値を図 5(c) に、X 軸における 15[sec] 及び 35[sec] 付近を拡大したものを図 5(d) に示す。プレフィルタを用いた外乱推定ではオーバーシュートがあり、真値付近で振動的になっているものの、どちらの手法も加速度外乱を精度良く推定できているのが分かる。

(a) Acceleration

(b) Euler angle

(c) Acceleration disturbance

(d) Enlarged view at 15[s] and 35[s]

Fig. 5 Simulation result of parallel movement

Fig. 6 Simulation result of circular movement

4-2. 姿勢変動を伴った加速度外乱環境下でのシミュレーション
機体が最大角速度 30[deg/sec], 半径 5[m] の旋回運動を行うと想定した場合、遠心方向に 0.14[G] の外乱が印加されることになる。本シミュレーションでは一周期の旋回運動の間、後進方向に 0.2[G] の外乱が印加されたと考え、図 6(a) で示す加速度データを用いた。旋回運動であるためヨー角がサインカーブを描くように遷移するが、ロール・ピッチ角においては変動が無い。しかし、従来のアルゴリズムではピッチ角に最大 12.5[deg] の推定誤差が生じている。一方で提案したアルゴリズムは共にピッチ方向の推定誤差の低減化に成功しており、その時の加速度外乱も図 6(c) より正確に推定できているのが分かる。

5. 実験

実際の加速度外乱環境下における測定結果を基に、従来及び提案した二種類の姿勢推定アルゴリズムについて、性能比較を行う。アルゴリズムを実装するハードウェアとして図 1 を用い

Fig. 7 Experimental result in various attitude

るが、搭載されている MPU は小型のため、三種類のアルゴリズムをリアルタイムで演算することはできない。そこで、3.2 節のカルマンフィルタを用いて加速度外乱推定を行うアルゴリズムを実装し、従来アルゴリズム及びプレフィルタを用いた加速度外乱推定アルゴリズムは測定によって得られた加速度、角速度、磁気データを基にオフラインにて演算を行った。演算に用いる行列の次数からカルマンフィルタを用いた加速度外乱推定アルゴリズムの演算量が最も多いのは明らかであるため、本手法が MPU に実装可能であれば、他の手法においても十分に実現可能である。姿勢推定アルゴリズムの比較検証を行うための真値は計測器としての精度を有する市販の姿勢センサ AHRS440 から取得する。

5-1. 任意姿勢における姿勢計測実験 本姿勢センサ及び AHRS440 を同一マウント上に搭載し、手動にて姿勢変動と加速度外乱を与えた結果を図 7 へ示す。16 秒から 22 秒付近では Y 軸に 0.4[G] の大きな外乱が印加されており、そのときの従来のアルゴリズムはピッチ角に最大 5.6[deg] の誤差を生じている。一方で、6 秒から 9 秒付近においてプレフィルタによる加速度外乱推定アルゴリズムが 4.8[deg] の姿勢誤差を生じている。そのときの加速度外乱推定値に 0.12[G] の誤差が生じており、その結果、姿勢誤差となって現れている。これは加速度外乱推定時に生じるオーバーシュートにより推定値が大きくなりすぎたため、重力の変動量が小さくなり、ピッチ角の変動を小さく推定したと考えられる。しかし、カルマンフィルタによる加速度外乱推定では AHRS440 にしっかりと追従しており、加速度外乱環境下において十分な性能を得られている。

5-2. 車載による姿勢計測実験 小型 UAV へ AHRS440 を搭載するには、重量が重いため適さない。そこで、移動体へ適用した際の有効性を確かめるため、一般車両に各センサおよびデータ収集用ノートパソコン、電源を搭載し、走行試験を行った結果

Fig. 8 Experimental result in automotive environment

を図 8 へ示す。試験は平坦な道路上を直線的に走行し、40km/h まで急加速する。そして、速度が 40km/h へ到達したとドライバが判断した段階で、急減速により停止する。このとき、センサの姿勢変動はほとんど無く、前後方向に大きな加速度外乱が印加される。従来アルゴリズムでは加速度外乱の印加に応じてピッチ角に最大 18[deg] の誤差を生じており、更に 8 秒付近からヨー角の陽動も見られる。またプレフィルタによる手法においても 6.2[deg] の姿勢誤差が生じている。図 8(b) より加速度外乱推定値にオフセットによる誤差が生じており、この誤差が累積した結果、ピッチ角の姿勢推定誤差に繋がったものと考えられる。一方で、カルマンフィルタによる加速度外乱推定では AHRS440 と同等の外乱抑制効果を得られており、最も有効な手法であることが確認できる。

プレフィルタによる加速度推定は加速度外乱のダイナミクスを考慮していないため、収束が早く、演算コストを抑えることが可能であるが、オーバーシュートを生じるため長時間の推定には向かない。しかしながら、短時間の加速度外乱環境下では従来アルゴリズムよりも十分に有効である。カルマンフィルタによる加速度外乱推定はダイナミクスを考慮した外乱推定を行うことにより、プレフィルタ型よりも精度の良い外乱推定が可能であり、小型 UAV への搭載環境でも十分な性能を有しているといえる。

6. 結言

本稿では姿勢推定アルゴリズムについて従来からの問題点であった加速度環境下における姿勢推定についての検証を行い、二種類のアルゴリズムを提案した。プレフィルタによる加速度外乱推定方法は演算コストを抑えることができ、収束が早いことを特徴としており、より小型なワンチップマイコンを用いる必要がある場面や短時間の加速度外乱が印加される環境におい

て有効となる。一方、本研究のような小型 UAV への搭載を考えた場合は、加速度外乱の影響が大きく現れるため、より精度の高いカルマンフィルタ型加速度推定方法を用いることが望ましい。本稿で直接触れることはなかったが、姿勢センサにはもう一つの課題として磁気外乱の影響を受けるという問題が存在する。近年では様々な場面で電動化が進んでおり、UAV の動力源もエンジンではなく、モータが用いられる場面が増えている。エンジンの回転数が上がることによる磁場変動は小さいが、モータの場合は直接電流を駆動させるため、システム全体に大きな電流変化が生じ、大きな磁場変動に繋がる。UAV においても例外ではなく、電動機に搭載した場合、磁場変動の影響により方位ドリフトを生じてしまう。このような問題については、従来、取り付け位置の工夫や磁気シールドにより対策し、誤差を軽減してきたが、姿勢センサの外來ノイズの耐性を高め、エンジン機・電動機の区別無く扱えることが望ましい。今後は磁気外乱環境下における姿勢誤差の低減化を合わせて行うことで、様々な無人システムへ搭載可能な姿勢センサを実現し、自律制御に用いることによってその有効性を検証していく予定である。

参考文献

- (1) K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, D. Nakazawa, *Autonomous Flying Robots - Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*(2010), Springer Japan.
- (2) B. Mettler, M.B. Tischler, and T. Kanade, "System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design", *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 47, No. 1 (2002), pp. 50-63.
- (3) P. Castillo, A. Dzul, and R. Lozano, "Real-time stabilization and tracking of a four-rotor mini rotorcraft", *Control Systems Technology, IEEE Transactions on*, Vol. 12, No. 4 (2004), pp. 510-516.
- (4) P. Abbeel, A. Coates, M. Quigley, and A.Y. Ng, "An application of reinforcement learning to aerobatic helicopter flight", *Advances in Neural Information Processing Systems 19: Proceedings of the 2006 Conference*(2007), pp. 1-8.
- (5) 辛振玉, 藤原大悟, 羽沢健作, 野波健蔵, "ラジコンヘリコプタの姿勢制御・ホバリング制御", 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 68, No. 675 (2002), pp. 3284-3291.
- (6) 藤原大悟, 辛振玉, 羽沢健作, 野波健蔵, "自律小形無人ヘリコプタ H ∞ ホバリング制御および誘導制御", 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 70, No. 694 (2004), pp. 1708-1714.
- (7) 岩倉大輔, 王偉, 野波健蔵, HALEY Mark, "4 発ロータ式 MAV の可動式外界センサシステムによる高精度着陸", 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 76, No. 761 (2010), pp. 61-68.
- (8) 鈴木智, 田原誠, 中澤大輔, 野波健蔵, "動加速度環境下における姿勢推定アルゴリズムの研究", 日本ロボット学会誌, Vol. 26, No. 6 (2008), pp. 626-634.
- (9) 鈴木智, 中澤大輔, 野波健蔵, 田原誠, "クォータニオンフィードバックによる小型電動ヘリコプタの姿勢制御", 日本機械学会論文集 C 編, Vol. 76, No. 761 (2010), pp. 51-60.
- (10) A.M. Sabatini, "Quaternion-based extended Kalman filter for determining orientation by inertial and magnetic sensing", *Biomedical Engineering, IEEE Transactions on*, Vol. 53, No. 7 (2006), pp. 1346-1356.
- (11) H. Rehberger, X. Hu, "Drift-free attitude estimation for accelerated rigid bodies", *Automatica*, Vol. 40, No. 4 (2004), pp. 653-659.
- (12) Robert M. Rogers, *Applied Mathematics in Integrated Navigation Systems (Aiaa Education Series)*(2003), Amer Inst of Aeronautics and Astronautics.
- (13) J. B. Kuipers, *Quaternions and Rotation Sequences: A Primer With Applications to Orbits, Aerospace, and Virtual Reality*(2002), Princeton Univ Pr.
- (14) 片山徹, 新版 応用カルマンフィルタ (2000), 朝倉書店.