解説

回転翼型飛行ロボットのナビゲーションシステム

Navigation System for Aerial Robot

鈴木 智* *信州大学

Satoshi Suzuki* *Shinshu University

1. はじめに

近年、産業分野において飛行ロボットの積極的な活用が検討されており、大きな注目を集めている。特に、ドローンの名で知られるようになったマルチロータヘリコプタに代表される回転翼型の飛行ロボットは運動性能および知能化の面で飛躍的な進化を遂げている [1] [2]。回転翼型飛行ロボットの特徴の一つとして、その飛行が自動制御に大きく依存していることが挙げられる。例えばマルチロータヘリコプタの場合、GPS を用いた自動飛行だけではなく、操縦者による手動操縦の際にも各ロータの推力バランスを調整し、転倒を防ぐための角速度制御が必須となる。飛行ロボットに限らず、一般的な航空機の自動制御システムは、機体に搭載された各種センサデータから機体の現在位置・速度・姿勢を推定するナビゲーションシステム、機体を任意の目的地点に誘導するための姿勢指令値や推力を計算する誘導システム、および姿勢指令値に対して機体姿勢を精密に追従させる（姿勢）制御システムの三つから構成される。小型飛行ロボットの場合、この中でもナビゲーションシステムが特に重要となる。なぜなら小型機体の場合、搭載可能重量の制限が厳しいため、高精度で重いセンサを搭載することはできず、複数の軽量・低精度センサを搭載し、補正航法演算によって高精度のナビゲーションデータを取得する必要があるためである。

本稿では、マルチロータヘリコプタに代表される回転翼型飛行ロボットに対して一般的に適用されるナビゲーションシステムについて解説する。回転翼型飛行ロボットは、三次元空間中を自由に運動する剛体であるため、推定する状態は、機体位置、速度、および姿勢である。本稿では特に屋外での飛行を想定し、センサとして GPS、3 軸加速度センサ、3 軸ジャイロセンサ、3 軸磁気センサ、および気圧センサを用いたナビゲーションシステムを構成する。以降では、加速度センサ、ジャイロセンサ、磁気センサを用いた

姿勢推定システムと、GPS、慣性航法、および気圧高度計測を用いた位置・速度推定システムに分けて説明を行う。

2. 座標系およびベクトル表記

ここでは、本稿で用いる座標系の定義と各座標系上でのベクトル表記について述べる。座標系の定義を図 1 に示す。まず、*I-frame* は慣性座標系である。この座標系は地球中心に原点をもち、 Z_i 軸が地球の極点方向と一致し、全体で右手系を成している。また、この座標系は空間に固定されているため回転はしない。続いて、*E-frame* は地球固定座標系である。この座標系は慣性座標系と同様に地球中心に原点をもち、 Z_e 軸は慣性座標系の Z_i 軸と一致する。しかし、 X_e 軸は常に経度 0 度を指しており、地球の自転に合わせて Z_e 軸まわりに回転する座標系である。続いて、*N-frame* は航法座標系である。この座標系は地上の適当な点を原点に取り、 X_n 軸を真北方向、 Y_n 軸を東方向、 Z_n 軸を鉛直下方向に取った座標系である。最後に、*B-frame* は機体座標系である。この座標系は機体重心に原点を取り、 X_b 軸を機体前方向、 Y_b 軸を機体右手方向、 Z_b 軸を機体下方向に取った座標系である。

いま、三次元空間中の任意の幾何ベクトルを $\mathbf{r}$ としたとき、 $\mathbf{r}$ を各座標系上の代数ベクトルで表したものをそれぞれ $\mathbf{r}^i$, $\mathbf{r}^e$, $\mathbf{r}^n$, $\mathbf{r}^b$ と表記する。

図 1 Coordinate systems

原稿受付 2015 年 10 月 2 日

キーワード: Attitude Estimation, INS/GPS, Kalman Filter

*〒 386-8567 上田市常田 3-15-1

*Ueda-shi, Nagano

3. 姿勢推定

ここでは、加速度センサ、ジャイロセンサ、磁気センサを用いた姿勢推定について述べる。いま、前章の N -frame に対する B -frame の姿勢を機体姿勢と定義し、各センサ出力を用いて機体姿勢を推定することを目的とする。この方法は、加速度センサで重力、ジャイロセンサで角速度、磁気センサで地磁気を計測し、これらを統合して姿勢を推定することから Magnetic, Angular Rate, and Gravity (MARG) アルゴリズム [3] などと呼ばれる。本稿では、機体姿勢表現としてクォータニオン [4] を採用する。クォータニオンは複素数を三次元に拡張した数であり、一つの実数部と三つの虚数部から構成される。クォータニオン $\mathbf{q}$ の定義を以下に示す。

$$\mathbf{q} = q_0 + q_1\mathbf{i} + q_2\mathbf{j} + q_3\mathbf{k} \quad (1)$$

ここで、式中の $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ は虚数単位である。クォータニオンは、 $\mathbf{q} = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ と虚数単位を省いたベクトル表記で表すこともでき、この表記法を用いればクォータニオン同士の積は次式で定義される。

$$\mathbf{qp} = \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_0 \\ p_1 \\ p_2 \\ p_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

上式から分かるように、クォータニオン同士の積では交換法則が成立しない。クォータニオンは、工学分野において三次元剛体の姿勢表現として用いられることが多く、四つという比較的少ないパラメータ数で特異姿勢 [4] を持たずに三次元姿勢を表現できるため、コンピュータグラフィックスや人工衛星の姿勢制御などに古くから用いられてきた。以降では、クォータニオンと各センサ出力の関係を定式化し、システムのプロセスモデルを導出する。

はじめに、状態方程式を求める。いま、機体姿勢を表すクォータニオンを $\mathbf{q}_b^n$ としたとき、その時間微分と機体角速度の関係は次式となる。

$$\dot{\mathbf{q}}_b^n = \frac{1}{2} \mathbf{q}_b^n [\boldsymbol{\omega}^b]_q \quad (3)$$

ここで、 $\boldsymbol{\omega}^b$ は機体角速度を表す三次元ベクトルであり、オペレータ $[\cdot]_q$ は任意の三次元ベクトル $\mathbf{r}$ に対し $[\mathbf{r}]_q = [0 \ \mathbf{r}^T]^T$ というクォータニオンを表す。いま、 $\boldsymbol{\omega}^b$ はジャイロセンサで観測できるが、ジャイロセンサや加速度センサといった慣性センサの出力には様々な要因による誤差が含まれる [5]。そのため、ここではそれらの誤差を含んだ定式化を行う。いま、ジャイロセンサ出力を $\boldsymbol{\omega}_s^b$ 、ジャイロセンサに含まれる誤差を $\Delta\boldsymbol{\omega}^b$ とすればこれらと $\boldsymbol{\omega}^b$ の関係は

次式となる。

$$\boldsymbol{\omega}_s^b = \boldsymbol{\omega}^b + \Delta\boldsymbol{\omega}^b \quad (4)$$

式 (4) を式 (3) に代入することで次式を得る。

$$\dot{\mathbf{q}}_b^n = \frac{1}{2} \mathbf{q}_b^n [\boldsymbol{\omega}_s^b - \Delta\boldsymbol{\omega}^b]_q \quad (5)$$

一般に、ジャイロセンサの誤差要因としてバイアス誤差、スケールファクタ誤差、ミスアライメント誤差、およびノイズが考えられる [5]。この中で、スケールファクタ誤差およびミスアライメント誤差はあらかじめ計測試験を行ったデータを基にオフラインで補正することが可能である。また、ノイズのダイナミクスを定式化することはできない。そのため、ここではバイアス誤差のダイナミクスのみを定式化し、 $\Delta\boldsymbol{\omega}^b \simeq \boldsymbol{\omega}_{bias}$ として状態方程式に導入する。文献 [5] によれば、ジャイロセンサのバイアス誤差は経験的に次式のダイナミクスをもつことが知られている。

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{bias} = \begin{bmatrix} -\beta_x & 0 & 0 \\ 0 & -\beta_y & 0 \\ 0 & 0 & -\beta_z \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{bias} + \mathbf{w} \quad (6)$$

ここで、 $\mathbf{w}$ はホワイトノイズである。いま、システムの状態を $\mathbf{x}_a = [\mathbf{q}_b^{nT} \ \boldsymbol{\omega}_{bias}^T]^T$ 、入力を $\mathbf{u}_a = \boldsymbol{\omega}_s^b$ と定義したとき、式 (5) と式 (6) より次式の実線形状状態方程式を得ることができる。

$$\dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{f}_a(\mathbf{x}_a) + \mathbf{B}_a \boldsymbol{\omega}_s^b + \mathbf{G}_a \mathbf{w} \quad (7)$$

ただし、式中の $\mathbf{f}_a$ 、 $\mathbf{B}_a$ 、および $\mathbf{G}_a$ は式 (5)、式 (6) より得られる非線形ベクトル関数および行列である。

続いて、観測方程式を求める。 N -frame 上での重力ベクトルを $\mathbf{g}^n = [0 \ 0 \ g]^T$ 、地磁気ベクトルを $\mathbf{m}^n = [m_n \ 0 \ m_d]^T$ としたとき、これらのベクトルと機体に搭載された加速度センサ出力 $\mathbf{a}_s^b$ および磁気センサ出力 $\mathbf{m}_s^b$ との関係は次式となる。

$$[\mathbf{a}_s^b]_q = \mathbf{q}_b^{n*} [\mathbf{g}^n]_q \mathbf{q}_b^n \quad [\mathbf{m}_s^b]_q = \mathbf{q}_b^{n*} [\mathbf{m}^n]_q \mathbf{q}_b^n \quad (8)$$

ただし、 g は重力加速度、 m_n は水平地磁気、 m_d は垂直地磁気をそれぞれ表している。また、各式の右辺はクォータニオンを用いた N -frame から B -frame へのベクトルの座標変換を表しており、 $\mathbf{q}^*$ は共役クォータニオン [4] を表す。ジャイロセンサと同様に加速度センサおよび磁気センサ出力にも誤差が含まれているため、これらを、 $\Delta\mathbf{a}^b$ および $\Delta\mathbf{m}^b$ として考慮して式 (8) を次式のように修正する。

$$[\mathbf{a}_s^b]_q = \mathbf{q}_b^{n*} [\mathbf{g}^n]_q \mathbf{q}_b^n + [\Delta\mathbf{a}^b]_q \quad (9)$$

$$[\mathbf{m}_s^b]_q = \mathbf{q}_b^{n*} [\mathbf{m}^n]_q \mathbf{q}_b^n + [\Delta\mathbf{m}^b]_q \quad (10)$$

図2 Estimation system

ここで, $y_a = [a_s^{bT} m_s^{bT}]^T$, $v_a = [\Delta a^{bT} \Delta m^{bT}]^T$ と定義すると, 式 (9), 式 (10) より次式の観測方程式を得る.

$$y_a = h_a(x_a) + v_a \quad (11)$$

ここで, h は非線形ベクトル関数である.

以上で得られた状態方程式式 (7) および観測方程式式 (11) を離散化し, 拡張カルマンフィルタ [6] や Unscented カルマンフィルタ [7] を適用することによって状態 x_a の推定値を得ることができ, ここから現在の機体姿勢を表すクォータニオンを得ることができる. 拡張カルマンフィルタを用いた場合のシステム構成を図2に示す.

4. 位置・速度推定

ここでは, GPS, 慣性航法, および気圧高度計測を複合した位置・速度推定について述べる. 以降では, 慣性航法, 気圧高度計測の定式化を行い, 前章と同様にカルマンフィルタを用いて推定システムを構築する.

4.1 慣性航法

本節では, 慣性航法の基礎方程式を導く. いま, 機体の対地速度ベクトルを V としたとき, 地球の自転等を考慮した航法方程式は次式で得られる [5].

$$\dot{V}^n = a^n - (2\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) \times V^n + g^n \quad (12)$$

ここで, a^n は N -frame 上での加速度ベクトルである. a^n と機体加速度 a^b の関係は前章で求めたクォータニオンを用いて次式で表される.

$$[a^n]_q = q_b^n [a^b]_q q_b^{n*} \quad (13)$$

また, 式 (13) を行列形式で書き下すと次式を得ることができる.

$$a^n = R_b^n a^b \quad (14)$$

ただしここで, $R_b^n = [r_1^T r_2^T r_3^T]^T$ は B -frame から N -frame への座標変換行列である.

続いて, ω_{ie}^n は I -frame に対する E -frame の角速度ベクトルであり, 地球の自転角速度を Ω_e とすると次式となる.

$$\omega_{ie}^n = [\Omega_e \cos L \ 0 \ -\Omega_e \sin L]^T \quad (15)$$

ここで, 式中の L は機体現在位置の緯度を表している.

続いて, ω_{en}^n は E -frame に対する N -frame の角速度ベクトルであり, 機体の移動範囲が十分狭く, かつその速度が小さな場合には微小となるため今回の定式化においては無視することとした.

以上より, 対地速度ベクトルの各軸成分を $V^n = [v_n \ v_e \ v_d]^T$ としたとき, 式 (12) は式 (14) および式 (15) を用いて書き下すと次式となる.

$$\dot{v}_n = r_1 a^b - 2v_e \Omega_e \sin L \quad (16)$$

$$\dot{v}_e = r_2 a^b + 2\Omega_e (v_n \sin L + v_d \cos L) \quad (17)$$

$$\dot{v}_d = r_3 a^b - 2v_e \Omega_e \cos L + g \quad (18)$$

さらに, 現在の機体位置を表す緯度 L , 経度 λ , 高度 h の時間微分と対地速度の関係は地球の曲率半径を考慮して次式で得ることができる.

$$\dot{L} = \frac{v_n}{R_n + h} \quad (19)$$

$$\dot{\lambda} = \frac{v_e}{(R_e + h) \cos L} \quad (20)$$

$$\dot{h} = -v_d \quad (21)$$

ただしここで, R_n は地球の南北方向の極率半径, R_e は東西方向の極率半径をそれぞれ表している. 以上で得られた式 (16)~式 (21) が慣性航法の基礎方程式である.

4.2 気圧高度計測

ここでは, 気圧高度計測の基礎方程式より鉛直方向速度と大気圧変化との関係式を導く. まず, 図3に示す機体高度 h と同じ高さの気柱を考える. いま, 機体高度の微小変動 dh とその際の大気圧変化 dP の関係は, 大気密度 ρ と重力加速度 g を用いて次式で表すことができる.

$$dP = -\rho g dh \quad (22)$$

続いて, 気体方程式 $\rho RT = MP$ を上式に代入すると次式を得る.

$$RT dP = -MP g dh \quad (23)$$

ここで, R は気体定数, T は気温, M は大気の実質量

図3 Air column

をそれぞれ表している。いま、上式の両辺を微小時間 dt で割り、式 (21) の関係を用いることによって、大気圧の時間微分と鉛直方向速度の関係を表すことができる。

$$\dot{P} = \frac{MP}{RT} g v_d \quad (24)$$

4.3 位置・速度推定システムの構築

ここでは、前節までに得られた慣性航法方程式と気圧高度計測の方程式をプロセスモデルとするカルマンフィルタによって位置・速度推定システムを構築する。

はじめに、状態方程式を導出する。いま、式 (16)～式 (18) 中の $\mathbf{a}^b$ は機体に搭載された加速度センサから得ることができるが、ジャイロセンサと同様に加速度センサも出力にバイアス誤差が含まれている。そこで、今回は加速度センサのバイアス誤差 $\mathbf{a}_{bias}$ が以下に示すダイナミクスを持つと仮定し、状態方程式に組み込む。

$$\dot{\mathbf{a}}_{bias} = \mathbf{w} \quad (25)$$

式中の $\mathbf{w}$ はホワイトノイズであり、この式はランダムウォークを表す式である。 $\mathbf{a}_{bias}$ と加速度センサ出力 $\mathbf{a}_s^b$ を用いて式 (16)～式 (18) を書き直すと次式を得る。

$$\dot{v}_n = \mathbf{r}_1(\mathbf{a}_s^b - \mathbf{a}_{bias}) - 2v_e\Omega_e \sin L \quad (26)$$

$$\dot{v}_e = \mathbf{r}_2(\mathbf{a}_s^b - \mathbf{a}_{bias}) + 2\Omega_e(v_n \sin L + v_d \cos L) \quad (27)$$

$$\dot{v}_d = \mathbf{r}_3(\mathbf{a}_s^b - \mathbf{a}_{bias}) - 2v_e\Omega_e \cos L + g \quad (28)$$

いま、式 (19)～式 (21)、式 (24)、および式 (26)～式 (28) をまとめると、次式の実線状態方程式を得る。

$$\dot{\mathbf{x}}_p = \mathbf{f}_p(\mathbf{x}_p) + \mathbf{B}_p \mathbf{u}_p + \mathbf{G}_p \mathbf{w} \quad (29)$$

$$\mathbf{x}_p = [L \ \lambda \ h \ v_n \ v_e \ v_d \ P \ \mathbf{a}_{bias}^T]^T, \quad \mathbf{u}_p = \mathbf{a}_s^b \quad (30)$$

式中の $\mathbf{f}_p$, $\mathbf{B}_p$, および $\mathbf{G}_p$ は非線形ベクトル関数および行列である。

続いて観測方程式を求める。システムの観測量はGPSによって得ることができる緯度、経度、高度と3軸速度、そして気圧計により計測される大気圧である。システムの出力ベクトルを $\mathbf{y}_p = [L \ \lambda \ h \ v_n \ v_e \ v_d \ P]^T$ とすれば、観測方程式は次式となる。

$$\mathbf{y} = \mathbf{H}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{v}_p, \quad \mathbf{H}_p = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{7 \times 7} & \mathbf{0}_{7 \times 3} \end{bmatrix} \quad (31)$$

式 (29)、式 (31) を離散化し、姿勢推定の場合と同様にカルマンフィルタを適用することで、機体位置・速度を推定することができる [8]。

5. ま と め

本稿では、回転翼型飛行ロボットのナビゲーションシステムの構築について述べた。今回は屋外での飛行を想定したセンサ構成となっていたが、紹介したナビゲーションシステム自体は環境に依存するものではなく、センサを変更することで様々な環境で適用可能である。今後は、ナビゲーションシステムが更に発展することによって飛行ロボットが自動飛行可能な空間が拡大していくことが期待される。

参 考 文 献

- [1] N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey and V. Kumar: "The GRASP Multiple Micro UAV Testbed," IEEE Robotics and Automation Magazine, vol.17, issue.3, pp.56–65, 2010.
- [2] S. Shen, N. Michael and V. Kumar: "Autonomous Multi-floor Indoor Navigation with a Computationally Constrained MAV," Proc. of IEEE International Conference on Robotics and Automation 2011, pp.20–25, 2011.
- [3] J.L. Marins, et al.: "An Extended Kalman Filter for Quaternion-Based Orientation Estimation Using MARG Sensors," Proc. of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems 2001. pp.2003–2011, 2001.
- [4] J.B. Kuipers: Quaternions and Rotation Sequences. Princeton University Press, 2002.
- [5] R.M. Rogers: Applied Mathematics in Integrated Navigation System. Second Edition, AIAA Education Series, 2003.
- [6] 片山徹: 新版応用カルマンフィルタ. 朝倉書店, 1999.
- [7] Wan, E.A.; Van Der Merwe, R.: "The unscented Kalman filter for nonlinear estimation," Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium 2000, AS-SPCC, pp.153–158, 2000.
- [8] S. Suzuki, T. Ishii, N. Okada, K. Iizuka and T. Kawamura: "Autonomous Navigation, Guidance and Control of Small Electric Helicopter," International Journal of Advanced Robotic Systems, vol.10, 2013.

鈴木 智 (Satoshi Suzuki)

2008 年千葉大学大学院自然科学研究科博士後期課程修了、博士 (工学)。同年日本学術振興会特別研究員、2009 年より信州大学国際若手研究者育成拠点助教、2012 年より同大学繊維学部助教を経て、2014 年より同准教授、現在に至る。飛行ロボットの自律制御および知能化に関する研究に従事。日本機械学会、計測自動制御学会、IEEE の会員。
(日本ロボット学会正会員)