自律型無人航空機のための地磁気偏角推定に関する研究

A Study on Estimation Method of the Magnetic Declination for Autonomous Unmanned Aerial Vehicles

正 ○ 中西 弘明 (京都大学), 准 金田 さやか (京都大学),

正 榎木 哲夫 (京都大学), 准 堀口 由貴男 (京都大学)

Hiroaki NAKANISHI, Kyoto University, nakanishi@me.kyoto-u.ac.jp

Sayaka Kanata, Tetsuo Sawaragi and Yukio Horiguchi, Kyoto University

Abstract— Measurement of the heading which is free from magnetic declination by use of several GPS antennas is widely applied, but it is not suitable for small unmanned aerial vehicles because of its limit of the payload and body length. In this paper, we propose a method to estimate the magnetic declination using an IMU and one GPS antenna. The method consists of 1) estimation of the acceleration of the motion from GPS measurements and 2) estimation of the magnetic declination angle using the estimated accelerations and IMU measurements. We show that the estimation of the magnetic declination angle results in reduced QUEST, that is an eigenvalue problem of 2×2 real matrix. Experimental results of flight control of an unmanned helicopter demonstrate the effectiveness of the proposed method.

Key Words: Magnet Declination, Estimation, Reduced QUEST, Unmanned Aerial Vehicles

1. 緒言

近年、屋外を自律的に移動する自律ロボットの研究が盛んに行われている。自律移動ロボットにとって自己位置同定 (localization) は重要である [1]。また、レーザスキャナなどにより障害物検知や環境地図を作成する際には姿勢角計測が特に重要となる。自動車の障害物検知システムにおいてピッチ角測定に誤差が大きい場合には、障害物までの距離を誤認識することになる。このために、ジンバル台にレーザスキャナを取り付けて前方の観測を行うシステムが導入されている [2]。姿勢角の計測は自らの制御に大きく関係するだけでなく、環境認識にも影響を与えるので自律移動ロボットでは非常に重要といえる。しかし、地磁気偏角の存在のために、磁気センサより正確な方位角を知ることは困難である。このため、[2] では多くの車両が複数 GPS アンテナを用いる GPS コンパスを活用した。

無人航空機も自律ロボットの一種であり、無人航空機の自律飛行制御に関する研究が盛んに行われている [3, 4, 5, 6]。その多くは GPS と慣性計測装置 (IMU: Inertial Measurement Unit) を機体に搭載している。また、無人航空機の適用例として 3 次元地形情報収集システムについても研究開発がなされてきた [4, 6, 7]。地磁気偏角はこれらのシステムに悪影響を与える。しかし、無人航空機は車両とは異なり、ペイロードやセンサの設置場所の大きさに制約が大きい。このため、GPS コンパスの利用による方位角測定は十分とはいえない。そこで本稿は無人航空機に対して適用可能な磁気偏角を推定する方法を提案する。

2. 地磁気と座標系

2.1 磁気偏角

地磁気による北および南はそれぞれ磁北 (Magnetic North)、磁南 (Magnetic South) と呼ばれる。これに対して地球の自転軸に基づいた地理上の北極により定義される北のことを地理上の北 (Geometric North) あるいは真北 (True North) と呼ぶが、磁北との間にはずれがある。このずれを地磁気偏角 (Magnetic declination) と呼ぶ。全

地球的スケールで地磁気分布のモデルとしては国際標準地球磁場 (IGRF: International Geomagnetic Reference Field) が作成されているほか、日本付近の磁気図や近似式は国土地理院が作成している。地磁気センサを用いて真北からの方位角を決定する場合はこれらの基準を用いる。

地磁気分布には時間的な変化と局所的な変化があることが知られている。例えば、鉄鉱石は地磁気を乱す効果があるため、局所的な変化の原因となる。人工物でいえば鉄が多く使われている建物も同様の効果があるほか、送電線など磁場を作り出しているものも存在する。これらの付近では地磁気偏角が参照値と大きく異なるため、方位磁針により真北を測定する精度が大きく劣化する。

2.2 座標系の定義と座標変換

本節では本稿で用いる座標系の定義を示す。基本的な表記法は [8] に従う。

- 地球固定座標系 (Earth-Fixed Reference Frame, Earth Frame) F_E : 地球の表面の局所座標系。原点は機体の近くの点を取り、その点における局所水平面が x_E - y_E 平面となる。 x_E 軸、 y_E 軸、 z_E 軸をそれぞれ真北方向、真東方向、重力方向 (鉛直下向き) を正にとる。
- 機体中心系 (Vehicle-Carried Vertical Frame) F_V : F_E 座標系では原点は機体とは離れた別の参照点であったが、 F_V 座標系の原点は機体の質量中心にとる。この座標系は機体とともに運動する。各軸の方向は F_E 座標系と同じである。
- 機体固定系 (Body-Fixed Reference Frame, Body Frame) F_B : 原点を機体の質量中心にとる。 x_B 軸、 y_B 軸、 z_B 軸をそれぞれ機首方向、右翼方向、鉛直下向きを正にとる。
- 地磁気地球固定座標系 (Geomagnetic Earth Frame) F_M : 地球の表面の局所座標系。原点は機体の近傍にとる。その点における局所水平面が x_M - y_M 平面となる。 x_M 軸、 y_M 軸、 z_M 軸をそ

それぞれ磁北方向, 磁東方向, 重力方向 (鉛直下向き) を正にとる。

2.3 GPS コンパスによる方位角測定

GPS コンパスとは少なくとも2つのGPSアンテナとそれらの相対位置関係から方位角を測定するシステムである。その測定原理を以下に概説する。

いずれか一つのGPSアンテナを基準として他方のGPSアンテナまで引いた直線を基線 (Baseline) と呼ぶ。それぞれのアンテナの位置は異なることからGPS衛星からの距離の差, 行路差 (path difference) が生じる。この行路差はGPS電波のキャリア位相差として測定できるほか, 衛星の位置と基線ベクトルが既知であれば算出することができる。測定で求めた行路差と計算により求めた行路差の差が最も小さくなるような基線ベクトルを基線ベクトルの推定値とする。推定した基線ベクトルから方位角を求めることができる。GPSが準拠する座標系 WGS-84 は原点は地球の中心にあり, 地球を回転楕円体と近似している。WGS-84 の北極は地球の地理上の北極と一致する。このため, GPS コンパスによる方位角測定には地磁気偏角が含まれないことから, 船舶やUGV(Unmanned Ground Vehicle) において用いられている。しかし, アンテナの数と同じGPS受信機が必要であることとその測定原理から分かるように精度を高めるには基線長が十分な長さが必要である。また, アンテナの相対位置関係が既知かつ固定でなければならない。このため, 市販のGPSコンパスは無人航空機に利用するには大型かつ重量が大きいという欠点がある。

3. 簡略化 QUEST による地磁気偏角推定

本稿では単一のGPSアンテナと機体に搭載している慣性センサにより磁気偏角を推定する方法を提案する。本手法は, ペイロードが十分ではない小型無人航空機においても有効である。具体的には, GPSによる測定値から推定する運動加速度を慣性センサにより算出される運動加速度に変換できる回転行列を求める。さらに, 地磁気偏角推定問題は姿勢角推定法 QUEST を簡略化した 2×2 行列の固有値問題に帰着できることを示す。

3.1 QUEST

ベクトル観測量から姿勢角を推定する Wahba's Problem[9] とその解を与える QUEST[10] について説明する。

[Wahba's Problem]

座標系 F_I における n 個の単位ベクトル $\mathbf{v}_i^I (i = 1, 2, \dots, n)$ の F_I が回転した座標系 F_B における観測ベクトルを $\mathbf{v}_i^B$ とする。(1) を最小にする F_I から F_B の変換行列 (回転行列) A を求めよ。ただし, a_i は重みであり, $\sum_{i=1}^n a_i = 1$ を満たす正数とする。

$$L(A) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n a_i |\mathbf{v}_i^I - A\mathbf{v}_i^B|^2 \quad (1)$$

[QUEST]

$$L(A) = 1 - \sum_{i=1}^n a_i \mathbf{v}_i^{IT} A \mathbf{v}_i^B = 1 - J(A) \quad (2)$$

であるから, $L(A)$ の最小化は $J(A)$ の最大化と同じである。

$$J(A) = \sum_{i=1}^n a_i \text{tr} [A \mathbf{v}_i^B \mathbf{v}_i^{IT}] = \text{tr} [A B^T] \quad (3)$$

$$B^T = \sum_{i=1}^n a_i \mathbf{v}_i^B \mathbf{v}_i^{IT} \quad (4)$$

回転行列 A の要素は9つであるが, 拘束条件が6個ある。このため, $J(A)$ を最大にする変換行列 A を直接求めるのは困難である。このため QUEST では回転行列 A を表す単位 quaternion q [11] を求める。

$$q = \begin{bmatrix} q_v \\ q_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\delta/2)\boldsymbol{\sigma} \\ \cos(\delta/2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで, $\boldsymbol{\sigma}$ は回転軸に平行な単位ベクトル, δ はその回転軸周りの回転角である。回転行列 A は q により

$$A(q) = (q_s^2 - |\mathbf{q}_v|^2)I + 2\mathbf{q}_v \cdot \mathbf{q}_v^T - 2q_s[\mathbf{q}_v \times] \quad (6)$$

と表すことができる。 q のベクトル表示 $\mathbf{q}^T = [q_v^T \ q_s]^T$ を用いると (3) は,

$$J(q) = \mathbf{q}^T \begin{bmatrix} S - \text{tr} B \cdot I & \mathbf{Z} \\ \mathbf{Z}^T & \text{tr} B \end{bmatrix} \mathbf{q} = \mathbf{q}^T K \mathbf{q} \quad (7)$$

$$\mathbf{Z} = \sum_{i=1}^n a_i (\mathbf{v}_i^I \times \mathbf{v}_i^B), \quad B + B^T = S \quad (8)$$

と変形することができる。ここで q は単位 quaternion であるので $J(q)$ の最大化問題には $\mathbf{q}^T \cdot \mathbf{q} = 1$ なる拘束条件が付帯されている。Lagrange の未定乗数法を用いて, 以下の拘束条件無し最大化問題に帰着させる。

$$\text{maximize } J'(q) = \mathbf{q}^T K \mathbf{q} + \lambda (1 - \mathbf{q}^T \mathbf{q}) \quad (9)$$

(9) の解 $\mathbf{q}^*$ は $\partial J'(q)/\partial \mathbf{q} = 0$ より

$$K \mathbf{q}^* = \lambda^* \mathbf{q}^* \quad (10)$$

を満足する。(10) から明らかなように $\lambda^*, \mathbf{q}^*$ は K の固有値とその固有ベクトルである。 $J(\mathbf{q}^*) = \lambda^*$ であるから, K の最大固有値 $\lambda_{\max}$ とその固有ベクトル $\mathbf{q}_{\max}^*$ とすると $J(q)$ は $\mathbf{q}_{\max}^*$ のとき最大値 $\lambda_{\max}$ となる。すなわち, Wahba Problem の解は $A(\mathbf{q}_{\max}^*)$ である。

3.2 QUEST による磁気偏角推定

F_M と F_E は z 軸が共通であり, F_M は z 軸を中心にして地球軸 F_E を磁気偏角 Δ だけ回転させたものである。したがって, F_E から F_M への回転を表す q は $\boldsymbol{\sigma} = [0, 0, 1]^T$, 回転角 $\delta = \Delta$ より, $\mathbf{q} = [0, 0, \sin \Delta/2, \cos \Delta/2]^T$ である。このため, 地磁気偏角推定の場合は $\mathbf{p} = [\sin \Delta/2, \cos \Delta/2]^T$ として2次元固有値問題 (11) に帰着できる。

$$\begin{bmatrix} S(3,3) - \text{tr} B & \mathbf{Z}(1,3) \\ \mathbf{Z}(1,3) & \text{tr} B \end{bmatrix} \mathbf{p} = \lambda \mathbf{p} \quad (11)$$

ここで $S(3,3), \mathbf{Z}(1,3)$ は (4), (8) で定義された S の (3,3) 成分および $\mathbf{Z}$ の (1,3) 成分である。最大固有値 $\lambda_{\max}$

と対応する固有ベクトル $p_{\max}$ により磁気偏角 Δ を求めることができる。

QUEST で全ての姿勢角を求めるには少なくとも二つの独立なベクトルのレファレンス (F_E 表示) とその観測値 (F_M 表示) が必要である。小型無人航空機に搭載されるセンサは Strapdown 型 IMU, 磁気方位センサ, GPS などがある。

Strapdown 型 IMU および磁気方位センサによれば F_B における加速度や角速度から機体姿勢角を求めることができる。ただし、求めた姿勢角には地磁気偏角が含まれている。つまり、座標回転を行うことにより加速度の F_M 表示を得ることができる。ただし、観測される加速度は慣性系から見たものであり、実際の運動による加速度だけでなく、重力加速度も付加されていることに注意する必要がある。

一方、GPS は F_E における位置と速度が測定できる。GPS によると測地系 WGS84 における緯度、経度、高度が出力されるが、簡単な変換により地球軸 F_E における位置および速度が得られる。

以上より、Strapdown 型 IMU と磁気方位センサによるベクトル観測量は F_M 表示、GPS によるベクトル観測量は F_E 表示である。しかし、このままでは GPS と IMU ではそれぞれ異なるものを測定しているにすぎず、QUEST は適用できない。そこで、GPS 観測値により F_E における機体の並進運動の加速度を推定する。加速度の推定には、加加速度を平均が 0、適当な大きさの分散をもつ白色ガウス雑音と近似した 3 次の線形 Kaman Filter を適用する。

GPS による運動加速度推定の検証のために、[6] で開発した自律型無人ヘリコプタのテール部に GPS アンテナを取り付けて測定を行った結果を示す。実験では、2 周波数利用 RTK-GPS(Novatel 社製 OEM4 シリーズ RT-2) を用い、サンプリングレート 20Hz で位置・速度を観測した。観測データから加速度を推定した例を Fig. 1 に示す。観測データ収集実験は IMU の観測サンプリング周期 200Hz に合わせて 5msec 毎にサンプリングを行ったため、Fig. 1 のサンプリング周期は 5msec である。一方、 $\alpha(t)$ の F_M 表示 $\alpha_M(t)$ は Strapdown 型 IMU と磁気方位センサによる観測値から重力加速度を取り除くことにより算出できる。Fig. 1 には GPS による運動加速度推定値だけでなく、IMU の観測結果より算出した運動加速度も示している。ただし、IMU の結果には地磁気偏角が含まれている。このため、厳密には Fig. 1 に示した加速度は異なる座標表示のものである。しかし、飛行実験場の地磁気偏角が小さかったため、Fig. 1 により加速度推定の検証ができる。Fig. 1 より GPS 観測量から推定した運動加速度と IMU から算出した運動加速度は十分に一致することが分かる。よって、GPS により運動加速度 $\alpha(t)$ の F_E 表示 $\alpha_E(t)$ が推定できることが分かる。

以上より、Strapdown 型 IMU と磁気方位センサによる観測値から算出された $\alpha_M(t)$ ($t = 0, 1, \dots, T$)、GPS から算出する $\alpha_E(t)$ ($t = 0, 1, \dots, T$) をそれぞれの時刻で大きさが 1 になるように正規化したものを、 v_t^E, v_t^M ($t = 0, 1, \dots, T$) として (4), (8) を算出することができる。よって、QUEST により地磁気偏角を推定することができることが分かった。

本節で述べた地磁気偏角を推定のために簡略化した QUEST を簡略化 QUEST と呼び、通常の QUEST と区

Fig.1 Estimation of acceleration of motion in earth frame F_E by Kalman filtering of GPS measurement: Acceleration vector is estimated by Kalman filter in which jerk is assumed to be a white gaussian noise whose average and variance are $0m/s^3$ and $1.0m^2/s^6$, respectively.

Fig.2 Estimation of magnetic declination by Reduced QUEST: Acceleration of motion in F_E is estimated from GPS measurements using linear Kalman filter, and acceleration of motion if F_M is calculated from IMU measurements are used as reference vectors in reduced QUEST

別することにする。

4. 実験結果

本稿で行った実験はすべて京都市伏見区の関西模型飛行場において実施した。国土地理院や IGRF によると京都における地磁気偏角は西偏 7 度となっている。地磁気偏角を表す Δ は東偏を正とするので $\Delta \approx -7(\text{deg})$ である。方向ベクトルが磁北を向く一直線上にある 3 地点を定め、それぞれの地点の緯度・経度を GPS により測定し、真北方向からこの直線の傾きを求めたところ、地磁気偏角 Δ は $-9.86(\text{deg})$ であった。

実験に用いた無人航空機は、ヤマハ発動機(株)製の産

Table 1 Estimated magnetic declination by reduced QUEST

#	Sampling interval of estimation	Δ (deg)
1	7800 ~ 7900	-9.57
2	8400 ~ 8460	-7.50
3	9200 ~ 9400	-8.29
4	9850 ~ 10000	-6.28

業用無人ヘリコプタ RMAX をベースに京都大学にて自律飛行が可能ないように開発したものである [6]. RMAX には、ジャイロ・加速度センサが統合された IMU である YAMAHA Attitude Sensor (以下、YAS と記す) が搭載されており、飛行状態を計測することが可能である。YAS を用いることにより、姿勢角、姿勢角速度、加速度を測定することができる。

実験では RMAX をマニュアル操作により飛行させた。実験中の YAS、GPS の観測データは機体のサイドボックスに搭載した小型ノートパソコンに保存し、記録されたデータを基に数値計算を行った。簡略化 QUEST による地磁気偏角推定は水平の運動加速度に基づいて行うものである。このため、水平方向の加速度がある程度大きくなければ計算を行うことができない。そこでデータ収集のための飛行パターンとして加速と減速を繰り返し行うものを選んだ。本稿で示す結果は以下のような条件で行った飛行データを用いて行ったものである。

- 機首はおよそ北向きとし、運動中は可能な限り変化させないように操作した。
- 移動方向は東西方向とした。ヘリコプタは横方向移動を反復して行った。

IMU、GPS それぞれから推定した運動加速度の水平成分の 2 乗和 $\alpha_H^2 = \alpha_x^2 + \alpha_y^2$ を Fig. 3 に示す。図によると、加速あるいは減速開始時に GPS による加速度推定値のほうが大きくなっていることが分かる。本実験ではヘリコプタはマニュアル操作により飛行を行った。機首方向はできる限り変化させないように操作を行ったが、加速開始あるいは減速開始時に機首方向が変化していた。IMU はヘリコプタの重心に取り付けられているが、GPS アンテナはテール部に取り付けた。つまり、GPS アンテナ位置はヘリコプタの重心位置からおおよそ 1m ほどのずれがあった。このため GPS アンテナにはヘリコプタの首振り運動に起因する運動成分も観測されており、加速度推定にもその運動が含まれることになった。その結果として、加速あるいは減速開始時に GPS と IMU による推定値に誤差が発生したと考えられる。このような加速度推定の誤差は簡略化 QUEST による地磁気推定に影響を与える。そこで、十分な大きさの加速度がある区間、かつ GPS による加速度推定が十分であると判断された区間を選んで推定実験を行った。加速度推定が十分であるかどうかについては、 α_H^2 の差により判断した。QUEST では推定に用いる各観測ベクトルに重み a_i があるが、本実験では各推定区間で重みは均一であるとした。簡略化 QUEST により地磁気偏角を推定した結果を Table 1 に示す。多少のばらつきがあるが安定した推定ができていることが分かる。

Fig.3 Comparison of estimation of horizontal accelerations

5. 結言

提案した磁気偏角推定法はペイロードやスケールに大きな制約がある小型無人航空機であっても運動加速度の大きさがある程度以上あれば磁気偏角を推定することができる。一般に姿勢角を全て求めるには少なくとも二つの平行ではないベクトルの観測が必要であるが、磁気偏角推定に用いる観測ベクトルは平行であってもよい。このため、一方向の加速あるいは減速における観測値を用いて推定ができる。また、誤差関数 (1) は Δ の非線形関数であることため、最適化には繰り返し計算による探索が必要であった。これに対して磁気偏角による回転を表す quaternion を用いることにより、 2×2 行列の最大固有値問題に帰着できることから、計算量の観点からも長所がある。

文 献

- [1] S. Thrun, W. Burgard and D. Fox: Probabilistic Robotics, MIT Press, 2005.
- [2] M. Buehler, K. Iagnemma and Sanjiv Singh: The 2005 DARPA Grand Challenge: The Great Robot Race, Springer-Verlag, 2007.
- [3] Ryan Miller, Omead Amidi, and Mark Delouis, "Arctic Test Flights of the CMU Autonomous Helicopter", Proceeding of the Association for Unmanned Vehicle Systems International, 1999.
- [4] A. Ollero, S. Lacroix and et al: Multiple Eyes in the skies, IEEE Robotics and Automation Magazine, June, pp. 46-57, 2005.
- [5] Akira Sato: Research and Development and Civil Application of an Autonomous, Unmanned Helicopter, Proceedings of AHS International Forum 57, 2001.
- [6] 中西弘明, 井上紘一, 佐藤彰: 被災地における空からの情報収集技術の確立—大分県「空中移動グループ」の研究紹介—: 日本ロボット学会会誌, pp. 546-549, Vol. 22, No. 5, 2004.
- [7] J. Ryan Miller: A 3D Color Terrain Modeling System for Small Autonomous Helicopters, 2002.
- [8] Bernard Etkin: Dynamics of Atmospheric Flight, John Wiley & Sons, Inc., 1972.
- [9] Wahba, G: "A Least-Squares Estimate of Satellite Attitude", Problem 65.1, SIAM Review, July, pp. 384-386, 1966
- [10] M. D. Shuster and S. D. Oh: "Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations", AIAA J. of Guidance and Control, vol. 4, no. 1, pp. 70-77, 1981.
- [11] J. R. Wertz: Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Pub, 1978.