

非 GPS 環境における UAV の自己位置姿勢推定

○鶴園 卓也, 小水内 俊介, 近野 敦 (北海道大学)

Self-position and orientation estimation of UAV under non-GPS enviroment

○Takuya TSURUZONO, Shunsuke KOMIZUNAI and Atsushi KONNO (Hokkaido University)

Abstract : This paper describes a self-position and orientation estimation method using Ultrasonic Beacon System. In this method, two beacons are attached to the UAV, and the position and orientation are calculated by EKF based on the beacon position, acceleration, and angular velocity. The accuracy of position and orientation are verified by experiments with a dummy vehicle.

1. はじめに

高度経済成長期に集中的に整備された橋梁の老朽化が課題となっている。橋梁点検では近接して部材の状態を評価することが求められ、そのための足場の建設や高所作業車もしくは橋梁点検車の使用が必要になる。しかし、コストや効率、点検の長期化に伴う作業員の不足といった点が問題となっている。このような背景があることから、従来の近接目視によって行われていた橋梁点検を無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle : UAV) によって代替する試みに注目が集まっている [1][2]。UAV は人間が搭乗しないことから、小型化や運用コストが少ないという利点がある。しかし、橋梁などのインフラ点検では周囲の鉄筋の影響により地磁気がかく乱され、機体の旋回角 (Yaw 角) 制御にドリフトが発生する課題がある。また、全地球測位システム (Global Positioning System : GPS) の信号が建築物により遮られるため、3次元測位が困難な場面が存在する。このような状況を非 GPS 環境と呼び、その状況下で UAV の自己位置と姿勢角を把握し安定した自律飛行を実現することが求められている。

GPS を必要としない自己位置推定に関する研究として、文献 [3] では慣性計測装置 (Inertial Measurement Unit : IMU) と単眼 Visual SLAM を観測値とした拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter : EKF) を状態推定に用いた。しかし、橋梁などの画素値の勾配が少ない環境下では位置の推定が困難である。文献 [4] では直接的に3次元位置を計測できる超音波ビーコンシステムを自己位置推定に用いた。しかし、Yaw 角の計測にはコンパスセンサを利用しており、橋梁ではYaw 角にドリフトが発生する課題がある。

本論文では二つのビーコン位置を用いて UAV の Yaw 角を補正する自己位置姿勢推定手法を提案する。位置、姿勢の推定には EKF を用い、観測値には超音波ビーコンシステムによって得られる機体搭載ビーコン座標と加速度センサを用いる。ダミー機体を用いた実験を行い、位置および姿勢角の推定精度を検証する。

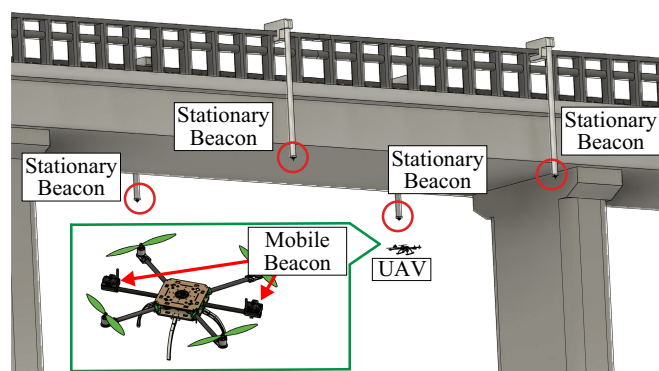


Fig. 1: Overview of proposed method

2. 非 GPS 環境下位置姿勢推定システム

Fig. 1 に橋梁点検での利用を想定した図を示す。橋に Stationary ビーコンを固定し、機体には二つの Mobile ビーコンを取り付ける。このようにすることで、点検用の足場や作業車両が不要になり、低コストかつ短期間での点検が可能になると考えられる。

クアッドロータ UAV を模倣したダミー機体を作成した。本論文で用いるダミー機体の外観を Fig. 2 に示す。ダミー機体にはフライトコントローラ Pixhawk と二つの Mobile ビーコン、モーションキャプチャ用のマーカを6個取り付けている。フライトコントローラは左右のビーコン座標と角速度、加速度を計測し、microSD にログデータとして記録している。なお、ビーコン座標は4 [Hz]、IMU は400 [Hz]の周期で計測を行っている。

構築したシステムを Fig. 3 に示す。地上制御装置 (Windows PC) では無線通信によりビーコンの制御を行っている。同時に、モーションキャプチャシステムによりダミー機体の位置、姿勢角の真値を計測している。モーションキャプチャシステムの計測結果とフライトコントローラ間は外部プログラムによりシリアル通信を用いて時刻の同期を行っている。

自己位置姿勢推定プログラムはオフラインプログラムとし

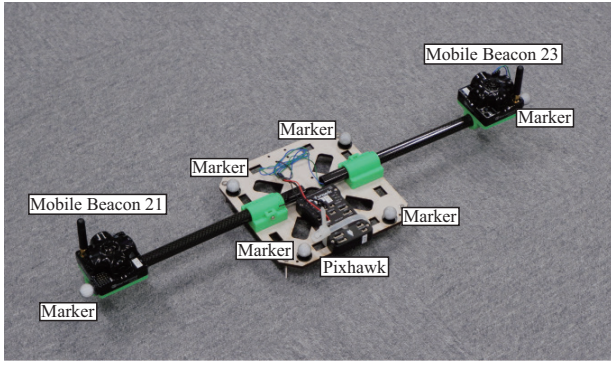


Fig. 2: Dummy Vehicle

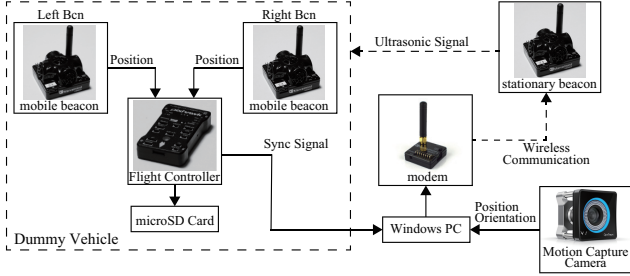


Fig. 3: System configuration

て作成し、ログに記録したデータを用いて自己位置と姿勢角を算出する。

2.1 超音波ビーコンシステム

超音波ビーコンシステムは超音波の伝達時間 (Time-Of-Flight : TOF) を利用して三角測量を行い、ビーコンの位置関係を計測する装置である。本論文では、Marvelmind Robotics 社の Indoor Navigation System を用いる。環境に固定し予め座標を指定された Stationary ビーコンと、移動物体に取り付け超音波信号を出力し、その位置を計測する Mobile ビーコンの 2 種類を用いる。

2.2 姿勢角の表現

自己位置や姿勢角は慣性座標系で表現される。一方、フライトコントローラの IMU で取得した角速度や加速度は機体座標系で計測した値となる。したがって、機体座標系と慣性座標系の回転を規定する必要がある。この回転の規定には、方向余弦行列 (Direction Cosine Matrix : DCM) を用いる [5]。DCM は Roll, Pitch, Yaw の回転を適用する順番により定義が異なるが、本論文では次のように回転を行って慣性座標系から機体座標系に変換する。ここで C は DCM を表し、 ϕ, θ, ψ は XYZ 系オイラー角の Roll(X 軸), Pitch(Y 軸), Yaw(Z 軸) を表している。また $s_\theta = \sin \theta$, $c_\theta = \cos \theta$ とした。

$$C = \begin{bmatrix} c_\phi c_\theta & s_\phi c_\theta & -s_\theta \\ c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\theta s_\psi \\ c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\theta c_\psi \end{bmatrix} \quad (1)$$

3. 自己位置姿勢推定手法

本論文では、非線形システムに適用できオンライン推定が可能な EKF を UAV の自己位置姿勢推定に用いる。EKF は雑音の混入した時系列データを用いて、その背後に存在する状態空間モデルの状態を推定する手法である。

EKF で推定する状態変数は以下のように定義する。

$$\mathbf{x}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{q}_k & \mathbf{p}_k & \mathbf{v}_k \end{bmatrix}^T \quad (2)$$

ここで、 \mathbf{q}_k は姿勢角のクォータニオン、 \mathbf{p}_k と \mathbf{v}_k はそれぞれ慣性座標系での UAV の位置と速度を表す。

EKF は対象とする時系列を状態空間モデルで構築する必要がある。以下にシステムと観測値のモデルについて示す。

3.1 システムのモデル化

システムのモデル化ではフライトコントローラの IMU を利用して状態の予測を行った。姿勢角の予測はジャイロセンサで計測される角速度を用いた。以下にその関係を示す。ここで、 Δt はサンプリング時間、 $\boldsymbol{\omega}_k$ は文献 [5] の (式) 5.39 の行列 Ω を表す。

$$\begin{aligned} \mathbf{q}_{k+1} &= \mathbf{q}_k + \dot{\mathbf{q}} \\ &= \mathbf{q}_k + \frac{1}{2} \Delta t \boldsymbol{\omega}_k \mathbf{q}_k \end{aligned} \quad (3)$$

次に、位置と速度の予測について述べる。位置と速度の予測では以下の式を用いる。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{p}_{k+1} \\ \mathbf{v}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{p}_k \\ \mathbf{v}_k \end{bmatrix} \quad (4)$$

制御入力 \mathbf{u}_k として加速度センサで計測された加速度を設定する。計測される加速度は機体座標系であるため DCM を用いて慣性座標系に変換している。ここで、 ${}^b\mathbf{a}_k$ は機体座標系での加速度、 C_k は DCM、 ${}^i\mathbf{a}_k$ は慣性座標系での加速度を示す。

$${}^i\mathbf{a}_k = C_k^{-1} {}^b\mathbf{a}_k \quad (5)$$

これより、制御入力 \mathbf{u}_k は以下の式になる。

$$\mathbf{u}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & {}^i\mathbf{a}_k \end{bmatrix}^T \quad (6)$$

式 (3)–(6) より、システムのモデルは以下の式で表される。

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{f}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) + \mathbf{W}_k \quad (7)$$

ここで、 \mathbf{W}_k はシステム雑音を表し、 $\mathbf{f}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k)$ は以下の式で定義される。ここで、 \mathbf{E} は適切なサイズの単位行列を表す。

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) = \begin{bmatrix} \mathbf{E} + \frac{1}{2}\Delta t \boldsymbol{\omega}_k & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{E} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{E} \end{bmatrix} \mathbf{x}_k + \mathbf{u}_k \quad (8)$$

3.2 観測値のモデル化

観測値には重力加速度と左右のビーコン座標を用いた。観測値のモデルを以下に示す。

$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} \phi_k & \theta_k & {}^i\mathbf{P}_{\text{BcnL}} & {}^i\mathbf{P}_{\text{BcnR}} \end{bmatrix}^T \quad (9)$$

ここで、 ${}^i\mathbf{P}_{\text{BcnL}}$ と ${}^i\mathbf{P}_{\text{BcnR}}$ は慣性座標系での左右のビーコン座標を示す。 ϕ_k と θ_k は Roll 角と Pitch 角を示し、加速度センサで計測される重力加速度を利用して次式で算出した。

$$\phi_k = \tan^{-1} \left(\frac{a_{k,x}}{\sqrt{a_{k,y}^2 + a_{k,z}^2}} \right) \quad (10)$$

$$\theta_k = \tan^{-1} \left(\frac{-a_{k,y}}{-a_{k,z}} \right) \quad (11)$$

これより Roll 角と Pitch 角は重力加速度で直接的に補正され、機体の位置および Yaw 角は左右のビーコン座標によって間接的に補正される。

各ビーコンの慣性座標系における位置を求める。機体座標系における左ビーコンの座標 ${}^b\mathbf{P}_{\text{BcnL}}$ は以下のように定義される。

$${}^b\mathbf{P}_{\text{BcnL}} = \begin{bmatrix} 0 & -O_{fL} & 0 \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

ここで、 O_{fL} は、機体中心から左ビーコンまでの距離を表す。これより、DCM を用いることで慣性座標系での左ビーコンの座標は以下のように定義される。

$${}^i\mathbf{P}_{\text{BcnL}} = \mathbf{C}_k {}^b\mathbf{P}_{\text{BcnL}} + \mathbf{p}_k \quad (13)$$

$$= \begin{bmatrix} p_{k,x} - 2O_{fL}(q_1q_2 - q_3q_4) \\ p_{k,y} - O_{fL}(q_2^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_4^2) \\ p_{k,z} - 2O_{fL}(q_2q_3 + q_1q_4) \end{bmatrix} \quad (14)$$

同様に、機体座標系における右ビーコンの座標 ${}^b\mathbf{P}_{\text{BcnR}}$ は以下のように定義される。

$${}^b\mathbf{P}_{\text{BcnR}} = \begin{bmatrix} 0 & O_{fR} & 0 \end{bmatrix}^T \quad (15)$$

ここで、 O_{fR} は、機体中心から右ビーコンまでの距離を表す。これより、DCM を用いることで慣性座標系での右ビーコンの座標は以下のように定義される。

$${}^i\mathbf{P}_{\text{BcnR}} = \mathbf{C}_k {}^b\mathbf{P}_{\text{BcnR}} + \mathbf{p}_k \quad (16)$$

$$= \begin{bmatrix} p_{k,x} + 2O_{fR}(q_1q_2 - q_3q_4) \\ p_{k,y} + O_{fR}(q_2^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_4^2) \\ p_{k,z} + 2O_{fR}(q_2q_3 + q_1q_4) \end{bmatrix} \quad (17)$$

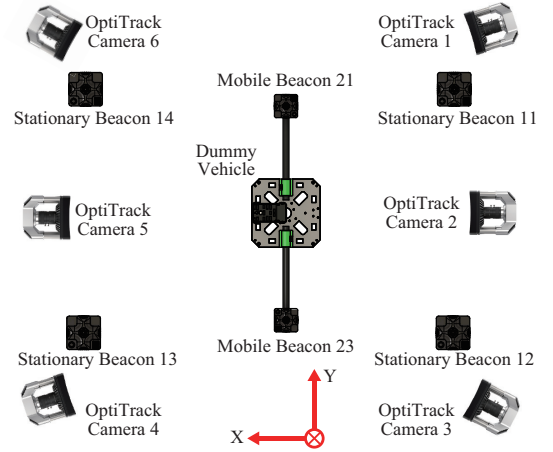


Fig. 4: An overview of experiment enviroment

Table 1: Table of Distances [m]

Beacon	11	12	13	14
11	-	3.430	6.626	5.897
12	3.430	-	5.886	6.857
13	6.626	5.886	-	3.136
14	5.897	6.857	3.136	-

以上より、観測値のモデルは以下ようになる。ここで、 \mathbf{V}_k は観測雑音を表す。

$$\mathbf{y}_k = \begin{bmatrix} \tan^{-1} \left(\frac{2(q_2q_3 + q_1q_4)}{q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2} \right) \\ \sin^{-1}(-2(q_3q_1 - q_2q_4)) \\ \mathbf{C}_k {}^b\mathbf{P}_{\text{BcnL}} + \mathbf{p}_k \\ \mathbf{C}_k {}^b\mathbf{P}_{\text{BcnR}} + \mathbf{p}_k \end{bmatrix} + \mathbf{V}_k \quad (18)$$

4. 非 GPS 環境下位置姿勢推定実験

4.1 機体位置の推定

超音波ビーコンシステムの Stationary ビーコン 4 台と真値計測用のモーションキャプチャカメラ 6 台を用いて実験を行った。モーションキャプチャシステムの座標軸は超音波ビーコンシステムの座標軸と一致するように設定した。実験時の各ビーコンの配置および座標軸の定義を Fig. 4 に示す。また、超音波ビーコンシステムの距離テーブルを Table 1 に示す。

XYZ 軸に沿ってダミー機体を移動させ、そのときの推定値を算出した。3 次元上にプロットした実験結果を Fig. 5 に示す。この結果より、実線で示される推定された自己位置が破線で示された真値としてのモーションキャプチャの軌跡に近いことがわかる。Table 2 に推定値と真値との差の RMSE の結果を示す。比較対象として、以下の式で定義されるビー

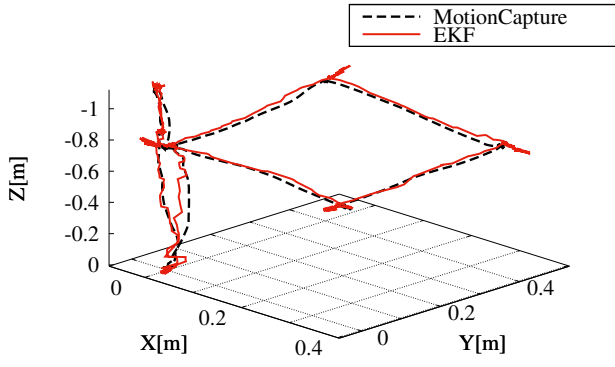


Fig. 5: Estimated 3D Position with EKF

Table 2: RMSE of position

Method	RMSE [m]
EKF	26.7×10^{-3}
Beacon	39.3×10^{-3}

コン座標のみを用いた機体中心位置 P_c の RMSE 値を算出している。

$$P_c = (P_{BcnL} + P_{BcnR})/2 \quad (19)$$

RMSE の結果より、ビーコンのみを用いた場合より提案手法による自己位置の精度が優れていることがわかる。

4.2 機体姿勢の推定

XYZ 各軸についてそれぞれダミー機体を回転させ、そのときの姿勢推定値を算出した。実験結果を Fig. 6 に示す。比較対象として、EKF による補正を行わずに角速度を積分した結果も併せて示す。また、Table 3 に両推定値と真値の差の RMSE の結果を示す。これらの結果より、提案手法は単純積分と比較して、各姿勢角についてドリフトが抑えられており、推定の精度も良好であることがわかる。以上より、位置だけでなく姿勢の推定においても、提案手法の有効性が示されたといえる。

5. おわりに

本論文では、非 GPS 環境における UAV の自己位置姿勢推定手法の提案を行った。提案手法により自己位置、姿勢角を推定することができた。また、コンパスセンサが利用できない環境でも Yaw 角のドリフトを解消することができた。今後は本手法を UAV に実装し、実機での自律飛行実験を行う。

本研究は川田テクノロジーズ株式会社との共同研究で行われた。

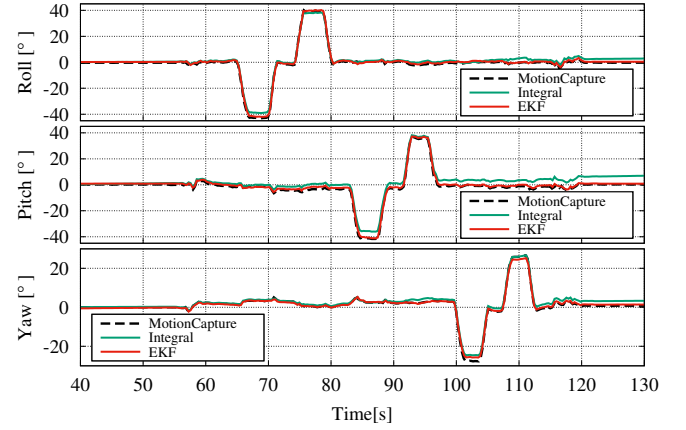


Fig. 6: Estimated Attitude of each axis

Table 3: RMSE of attitude

Method	Roll [°]	Pitch[°]	Yaw [°]
EKF	0.48	0.73	0.66
Integral	1.73	3.55	1.20

参考文献

- [1] S. Mizutani, Y. Okada, C. J. Salaan, T. Ishii, K. Ohno and S. Tadokoro: "Proposal and experimental validation of a design strategy for a UAV with a passive rotating spherical shell," *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp.1271–1278 (2015)
- [2] 渡辺 豊: "小型無人ヘリ SPIDER とボール搭載カメラ Giraffe による構造物点検システムの紹介と現場検証報告", *日本ロボット学会誌*, pp. 577–578 (2016)
- [3] J. Engel, J. Sturm and D. Cremers: "Scale-aware navigation of a low-cost quadcopter with a monocular camera," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 62, no. 11, pp. 1646–1656 (2014)
- [4] D. Kang and Y. Cha: "Autonomous UAVs for Structural Health Monitoring Using Deep Learning and an Ultrasonic Beacon System with Geo-Tagging," *Computer-Aided Civil and Infrastructure Engineering*, pp. 885–902 (2018)
- [5] 山口 功, 木田 隆, 岡本 修, 狼 嘉彰: "クオータニオンとオイラー角によるキネマティクス表現の比較について", *航空宇宙技術研究所*, (1991)