

ドローンへの飛行中給電のための地面効果領域における モータ電流を用いた姿勢推定のベンチ検証

藤本 浩太*, 永井 栄寿, 阮 平明, 藤本 博志 (東京大学)

Motor Current Based Attitude Estimation Considering Ground Effect
for In-flight Inductive Power Transfer of Drones: Basic Concept and Test-Bench Evaluation
Kota Fujimoto*, Sakahisa Nagai, Nguyen Binh Minh, Hiroshi Fujimoto (The University of Tokyo)

To overcome the short flight duration of drones, research on in-flight inductive power transfer has been recognized as an essential solution. Thus, it is important to accurately estimate and control the attitude of the drones which operate close to the charging surface. To this end, this paper proposes an attitude estimation method based solely on the motor current for precision flight control in the ground effect region. The model for the estimation is derived based on the motor equation when it rotates at a constant rotational speed. The proposed method is verified on the experiments. It allows simultaneous estimation of altitude and pitch angle with the accuracy of 3.91 cm and 0.0130 rad, respectively.

キーワード：ドローン，姿勢推定，地面効果，モータ電流，飛行中無線電力伝送システム
(drone, attitude estimation, ground effect, in-flight inductive power transfer system)

1. 序論

ドローンの活用が人間社会の多様な場面で急速に進んでいる。様々な考えられる用途の中でも、所望の固定経路を繰り返し飛行する運用が多く考案されている。主な例として図1に示す監視業務が挙げられる。この業務においては一周毎にバッテリーの充電を行うことが必要となり、機体運用率の低下は免れない。連続的な運用を行うためには大量のドローンの導入が必須となるが、これはシステムコストの観点から問題である。

この問題の解決のために、モビリティへの適用が広く進む無線電力伝送⁽¹⁾⁽²⁾を飛行中のドローンに対して適用することで航続時間の延長を図る、飛行中無線電力伝送と呼ばれる技術が提案されている⁽³⁾⁽⁴⁾。図1では飛行中給電システムの導入がなされており、このシステムを採用することでドローンは監視を行いつつ、建物の屋根や壁等に設置した送電コイルから電力を受けることが可能となる。一方飛行中給電システムの課題として、機体姿勢の乱れに伴う受電電力や伝達効率の変動が挙げられる。この課題への対策として、無線電力伝送システムに搭載するインバータ等の変換器を制御することによって一定電力の送電を図る研究が存在する⁽⁵⁾。しかしながら、これらの研究では相互インダクタンスが振動してしまうこと自体は容認してしまっており、これに伴う伝達効率の低下については考慮することができていない。

飛行中給電システムにおいて所望の電力を送電し、かつ高い伝達効率を維持するためにはドローンの高度と姿勢の

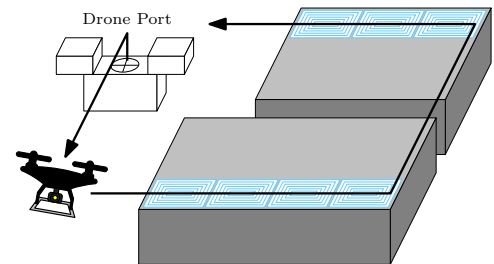


図1 監視業務への飛行中給電システムの適用

Fig.1: Security mission with in-flight inductive power transfer system.

両方を精密に推定することが必要不可欠である。一般に地面付近においては超音波センサが高度推定に用いられるが、角度推定の精度は不十分であり、これのみで精密な飛行制御を行うことは困難である⁽⁶⁾。ドローンではさらに精密な推定を行うために、慣性計測ユニット (Inertial Measurement Unit: IMU) 等の情報と組み合わせるセンサフュージョンが行われている。文献(7)ではモータ回転速度を、提案するモデルベースのセンサフュージョン手法の変数として追加することが主張されているが、このモデルでは地面効果の考慮がされておらず、これを考慮する推定手法を提案することが望まれている。

以上を踏まえ、本論文では地面効果領域を考慮するモータ電流に基づくモデルベースのドローンの姿勢推定手法を提案する。モータ電流と地面効果の関係に関する論文は過去に様々な存在するが、どのモデルも無限の値を取りうる

関数, つまり地面最近傍において飛行に必要なモータ電流は0Aと主張しており, 全ての領域において正しい関数となっていない⁽⁸⁾. 本論文では, 地面効果領域内における有限推力モデルを提案する研究⁽⁹⁾を参考に, 地面効果領域内における有限モータ電流モデルを提案する. 提案モデルは実験的に同定され, このモデルを使用した姿勢推定手法の有効性を実験により検証する.

2. 提案モデルの導出と姿勢推定手法の提案

本節ではバッテリー電圧を一定と仮定する時の地面効果領域内における有限モータ電流モデルの提案を行う. まずモータ方程式は

$$J_\omega \frac{d\omega}{dt} + D_\omega \omega = K_\tau I_m - C_Q \omega^2 - T_C, \quad (1)$$

と表すことができる. ここで $J_\omega, D_\omega, \omega, K_\tau, C_Q, T_C, I_m$ はそれぞれモータのイナーシャ, 粘性抵抗, 回転速度, トルク係数, 反トルク係数, クーロン摩擦, モータ電流を表す. モータが一定回転速度 ω_c で動作する時, 式(1)は以下の通りに変形することができる.

$$K_\tau I_m = C_Q \omega_c^2 + D_\omega \omega_c + T_C \approx C_Q \omega_c^2, \\ \therefore I_m = \frac{C_Q}{K_\tau} \omega_c^2. \quad (2)$$

ただし $D_\omega \omega_c, T_C \ll C_Q \omega_c^2$ であるとして近似を行っている.

以上を踏まえ, まずドローンが地面効果領域外で飛行している場合のモータ電流と推力の関係式を導出する. 地面効果領域外においては実際に飛行に必要な推力 F と地面効果領域外での飛行を想定するモータ回転数からモータ仕様に基づき計算可能な推力 F_e は等しくなる. 計算可能推力 F_e はモータの回転速度が ω である時,

$$F_e = C_F \omega^2, \quad (3)$$

と計算できる. ここで C_F は推力係数であり, 前述の通りモータ仕様から計算が可能である. また式(2)から

$$I_{m_\infty} = \frac{C_Q}{K_\tau} \omega^2, \quad (4)$$

と置くことができる. ここで I_{m_∞} は地面効果領域外におけるモータ電流である. 式(3), (4), そして $F = F_e$ であることに注意をすると

$$I_{m_\infty} = \frac{C_Q}{K_\tau C_F} F, \quad (5)$$

と計算が可能である.

次にドローンが地面効果領域内を飛行する場合, 実際に出力される推力 F と計算可能推力 F_e について

$$F = C_{IGE} F_e, \quad (6)$$

と表すことが可能である. ここで C_{IGE} は地面効果に基づく補正推力係数であり, 文献(9)に基づき本論文では

$$C_{IGE} = 1 + C_a e^{-C_b z/R}, \quad (7)$$

と表すことにする. ここで z, R はそれぞれプロペラ高度, プロペラ半径である. また C_a, C_b は実験により同定される係

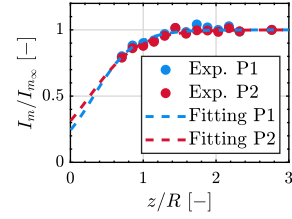


図2 提案するモータ電流モデルの同定結果

Fig.2: Identification result of the proposed motor current model.

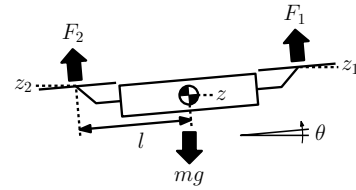


図3 ドローンの二自由度系モデル

Fig.3: Two-degree-of-freedom drone model.

数である. 式(3), (4), (6)より地面効果領域内におけるモータ電流 I_m の関係式として

$$I_m = \frac{C_Q}{K_\tau C_F} \cdot \frac{F}{C_{IGE}}, \quad (8)$$

を導くことができる. 以上より, 式(5), (8)から

$$\left[\frac{I_m}{I_{m_\infty}} \right]_{F=\text{const.}} = \frac{1}{C_{IGE}} = \frac{1}{1 + C_a e^{-C_b z/R}}, \quad (9)$$

とモータ電流と高度の関係式を導出することができる. 式(9)における係数は図2に示す通り, 実験より同定が可能である. 実験で使用する2基のプロペラについて, 同定した係数を表1に示す.

式(9)からプロペラの高度はモータ電流を用いて

$$z = z(I_m) = -\frac{R}{C_b} \log \left\{ \frac{1}{C_a} \left(\left[\frac{I_m}{I_{m_\infty}} \right]_{F=\text{const.}} - 1 \right) \right\}, \quad (10)$$

と表現できる. 本論文では提案する姿勢推定手法の検証は, 図3, 4に示す実験ベンチである二自由度ドローンを用いて行う. 式(10)に基づき各プロペラの高度 z_1 と z_2 が計算され, 図3における機体の重心高度 z とピッチ角 θ は

$$z = \frac{z_1 + z_2}{2}, \quad \theta = \arcsin \left(\frac{z_1 - z_2}{2l} \right), \quad (11)$$

と計算される. 実際の推定は電流センサに起因するモータ電流の変動の影響を低減するために, 非線形逐次最小二乗法 (Nonlinear Recursive Least Squares: NRLS)⁽¹⁰⁾を式(11)と組み合わせることで行う.

3. 実験

本節では図4に示す実験ベンチを用いた提案法の検証を行う. 実験ベンチは2基のプロペラ, リニアエンコーダ, ロータリエンコーダ, 制御器, 電源から構成される.

図5に示す実験で使用するブロック線図において, $z_{\text{ref}}, \theta_{\text{ref}}, F_{z,\text{ref}}, T_{\theta,\text{ref}}, F_{1,\text{ref}}, F_{2,\text{ref}}, \omega_{1,\text{ref}}, \omega_{2,\text{ref}}$ はそれぞれ機体重心高

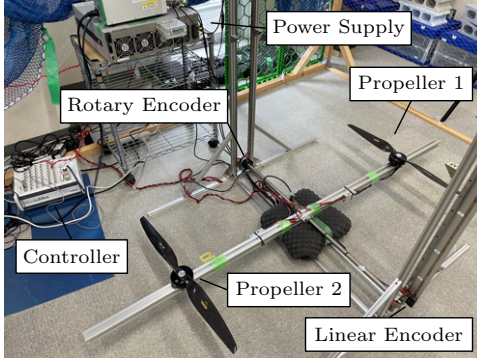


図4 実験で用いたドローンベンチシステム

Fig.4: Drone bench system for experimental validation.

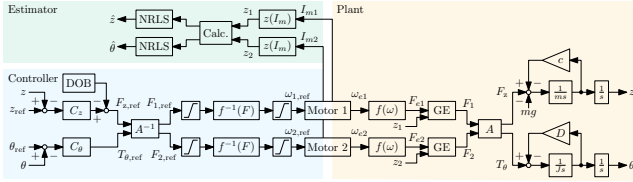


図5 本論文における二自由度プロペラ実験ベンチのブロック線図

Fig.5: Block diagram of the two propeller test-bench under study.

度の指令値, ピッチ角指令値, 高度方向の総推力指令値, 総トルク指令値, プロペラ 1 の推力指令値, プロペラ 2 の推力指令値, プロペラ 1 の回転速度指令値, プロペラ 2 の回転速度指令値である。 z と θ はそれぞれ機体重心高度の計測値, ピッチ角の計測値である。 $\omega_1, \omega_2, F_{e1}, F_{e2}$ はそれぞれ出力されるプロペラ 1 の回転速度, プロペラ 2 の回転速度, プロペラ 1 の計算可能推力, プロペラ 2 の計算可能推力である。関数 $f(\omega)$ は式 (3) に基づき定義され, 関数 $f^{-1}(F)$ はこの逆関数である。 C_z と C_θ はそれぞれ PID 制御器, PD 制御器として実装される。モータモデルは文献(11)に基づき実装される。また高度制御器として外乱オブザーバを実装する⁽¹²⁾。これは実際の実験ベンチで大きな値を取る高度方向の粘性を補償するために実装される。その他の図 5 に示されるパラメータは表 1 の通りである。また本検証において受電コイルは機体重心の 0.2m 下部に取り付けられると想定する。

機体定常状態の実験結果を図 6 に示す。図 6(e) から 6(g) はそれぞれモータ回転速度指令値, 推力指令値, モータ電流計測値を表す。これらからはモータの振動やセンサのノイズに伴う信号の変動を確認できる。

図 6(a), 6(b) は機体重心高度の応答を表す。推定には図 6(g) に示すモータ電流の振動が影響するが, この影響は前述の非線形逐次最小二乗法を用いて低減される。忘却係数は 0.9985 として実装を行う。図 6(b) より, 機体重心高度の定常状態における計測値と推定値の平均二乗誤差は 3.91 cm となる。ま

表 1 実験で用いるパラメータ

Table 1: Parameters utilized for experiments.

Parameter	Value
Torque Coefficient 1 K_{T1}	66.4 mNm/A
Torque Coefficient 2 K_{T2}	65.1 mNm/A
Inertia of Motor with Propeller 1 $J_{\omega 1}$	0.4 kgm ²
Inertia of Motor with Propeller 2 $J_{\omega 2}$	0.392 kgm ²
Motor Viscosity 1 $D_{\omega 1}$	4.6 μ ms/rad
Motor Viscosity 2 $D_{\omega 2}$	4.51 μ ms/rad
Counter Torque Coefficient 1 C_{Q1}	9.56 μ Nms ² /rad ²
Counter Torque Coefficient 2 C_{Q2}	9.88 μ Nms ² /rad ²
Coulomb Torque 1 T_{C1}	2.4 mNm
Coulomb Torque 2 T_{C2}	2.35 mNm
Total Mass of Body, Motor, and Propeller m	7.0 kg
Drag Coefficient of Body c	1.0 mNs/m
Inertia of Body J	2.34 kgm ²
Rotational Viscosity of Body D	0.1 μ Nms/rad
Pitch Moment Arm l	0.63 m
Rotor Radius R	0.34 m
Thrust Coefficient C_F	0.399 mNs ² /rad ²
Ground Effect Coefficient 1 C_{aP1} / C_{aP2}	3.11 / 2.20
Ground Effect Coefficient 2 C_{bP1} / C_{bP2}	3.56 / 2.97

た図 6(c) と図 6(d) は実験におけるピッチ角の応答を表す。定常状態における計測値と推定値の平均二乗誤差は 0.0130 rad となる。これらの推定値を用い, 文献(13)のパラメータに基づき無線電力伝送を模擬する場合の受電電力の推移の計算結果を図 6(h) に示す。姿勢の計測値に基づき正確に飛行制御が行われる場合に送電される電力と, 姿勢の推定値に基づき正確に飛行制御が行われる場合に送電される電力の平均二乗誤差は 201 W となる。この大きな誤差が生じてしまうのは, 高度の推定誤差が 3.91 cm ある場合, 無線電力伝送の送受電コイル間の動作点距離 10 cm に対し, 高度推定値に基づき飛行制御を行う場合は送受電コイル間距離が 6.09 cm として動作を行うことになってしまうためである。この高度の差の影響が, 今回計算で想定する回路構成においては受電電力に大きく寄与してしまう。この問題はコイル設計の変更や, 将来的に提案手法をセンサフュージョンに適用し, より正確な姿勢推定を可能とすることによって解決する。

4. 結論

本論文において, モータ方程式と有限推力モデルに基づく有限モータ電流モデルを提案した。提案モデルの妥当性と, 提案モデルに基づくドローンの姿勢推定手法の有効性は実験により検証された。今後の研究において提案するモータ電流センサに基づく姿勢の推定値は, IMU や超音波センサ, オンボードカメラによるセンサフュージョンに組み込まれる。提案する姿勢の推定値は飛行中給電システムにおいて精密な高度制御を行うための制御系に組み込まれ, 実機体を用いた飛行中給電システムの実証により検証される。

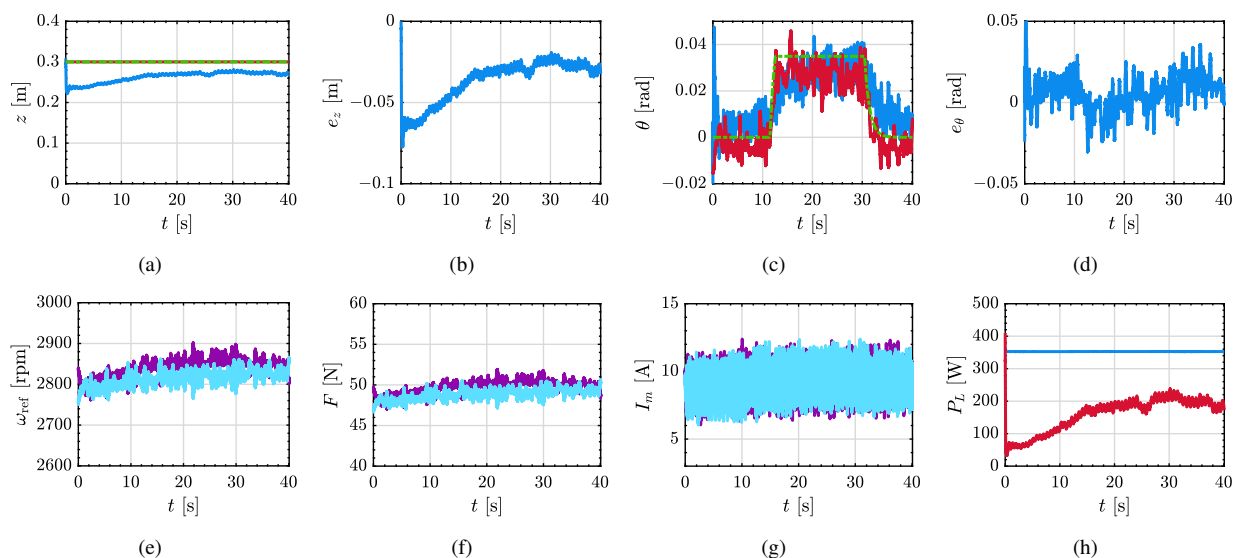


図6 実験結果 (a) 高度 z (b) 高度推定誤差 e_z (c) ピッチ角 θ (d) ピッチ角推定誤差 e_θ (e) モータ回転速度 ω (f) 推力 F (g) モータ電流 I_m (h) 受電電力 P_L (Estimated: —, Measured: —, Reference: - - - , Propeller 1: —, Propeller 2: —)

Fig.6: Experimental results for altitude and pitch angle estimation. (a) Altitude z (b) Altitude estimation error e_z (c) Pitch angle θ (d) Pitch Angle estimation error e_θ (e) Angular velocity of motor ω (f) Thrust F (g) Motor current I_m (h) Receiving power P_L

謝辞

本研究の一部は JSPS 科研費（基盤研究 A 課題番号:JP23H00175）によって行われたことを付記する。

文 献

- (1) K. Kusaka, R. Kusui, J. Itoh, D. Sato, T. Shijo, S. Obayashi, and M. Ishida, "A 22kW Three-phase Wireless Power Transfer System in Compliance with CISPR 11 and ICNIRP 2010," *IEEJ Journal of Industry Applications*, vol. 11, no. 4, pp. 594–602, 2022.
- (2) S. Honda, S. Shimada, K. Tanaka, K. Nakamura, T. Imura, K. Hata, and Y. Hori, "Proposal and Evaluation of High-Heat Insulation System for Spacecraft by Using WPT," *IEEJ Journal of Industry Applications*, vol. 12, no. 3, pp. 467–474, 2023.
- (3) J. M. Arteaga, S. Aldhafer, G. Kkelis, C. Kwan, D. C. Yates, and P. D. Mitcheson, "Dynamic Capabilities of Multi-MHz Inductive Power Transfer Systems Demonstrated With Batteryless Drones," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 34, no. 6, pp. 5093–5104, 2019.
- (4) Y. Satoh, K. Fujimoto, R. Matsumoto, N. B. Minh, S. Nagai, and H. Fujimoto, "Basic Study on Received Power Control of In-Flight Inductive Power Transfer for Drones by Active Rectifier Switching and Altitude Regulation," in *49th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society (IECON)*, 2023.
- (5) Y. Gu, J. Wang, Z. Liang, and Z. Zhang, "Mutual-Inductance-Dynamic-Predicted Constant Current Control of LCC-P Compensation Network for Drone Wireless In-Flight Charging," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 69, no. 12, pp. 12710–12719, 2022.
- (6) V. Chandrasegar and J. Koh, "Estimation of Azimuth Angle Using an Ultrasonic Sensor for Automobile," *Remote Sensing*, vol. 15, no. 7, pp. 1–14, 2023.
- (7) J. Svacha, G. Loianno, and V. Kumar, "Inertial Yaw-Independent velocity and attitude estimation for High-Speed quadrotor flight," *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 4, no. 2, pp. 1109–1116, 2019.
- (8) J. S. Hayden, "The Effect of the Ground on Helicopter Hovering Power Required," in *AHS 32nd annual forum*, 1976.
- (9) X. He and K. K. Leang, "Quasi-Steady In-Ground-Effect Model for Single and Multirotor Aerial Vehicles," *AIAA Journal*, vol. 58, no. 12, pp. 5318–5331, 2020.
- (10) M. Umayahara, Y. Iguni, and H. Maeda, "A Nonlinear Recursive Least Squares Algorithm for Crosstalk-Resistant Noise Canceler," *Electronics and Communications in Japan. Part 3, Fundamental Electronic Science*, vol. 86, no. 5, pp. 36–44, 2003.
- (11) Y. Naoki, S. Nagai, and H. Fujimoto, "Mode-switching algorithm to improve variable-pitch-propeller thrust generation for drones under motor current limitation," *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, vol. 28, no. 4, pp. 2003–2011, 2023.
- (12) B.-M. Nguyen, T. Kobayashi, K. Sekitani, M. Kawanishi, and T. Narikiyo, "Altitude Control of Quadcopters with Absolute Stability Analysis," *IEEJ Journal of Industry Applications*, vol. 11, no. 4, pp. 562–572, 2022.
- (13) K. Fujimoto, Y. Satoh, S. Nagai, and H. Fujimoto, "Basic Study on Receiving-Side System Design of In-flight Inductive Power Transfer for Drones Considering Weight Limitation," in *IEE-Japan Joint Technical Meeting on Power Engineering/Power Systems Engineering/Semiconductor Power Converter (SPC)*, 2024.