

複数プロペラの電気飛行機における プロペラ後流を利用した揚力と推力の同時制御

○池上 徳磨, 藤本 博志, 鈴木 宏二郎, 渡邊 保真 (東京大学)
、小林 宙, 西沢 啓 (宇宙航空研究開発機構)

Lift and Thrust Simultaneous Control for Electric Airplane with Multiple Propeller by Propeller Slipstream

*T. Ilegami, H. Fujimoto, K. Suzuki, Y. Watanabe (The University of Tokyo)
(H. Kobayashi, A. Nishizawa(Japan Aerospace Exploration Agency))

Abstract— We propose a system which simultaneously controls the lift and thrust of electric airplanes (EAs) by varying the propeller speeds, utilizing the advantages of electric motors. This system has been designed based on the fact that the propeller slipstream affects both of the lift and thrust. We have also examined the effectiveness of our system through executing numerical simulations and experiments. The proposed system will increase the redundancy of EAs' autopilot and consequently improve their safety at descending and landing phases.

Key Words: Electric airplane, Propeller slipstream, Lift

1 はじめに

1.1 背景

現在、地球温暖化や原油価格の高騰といった問題から、自動車業界においてハイブリッド車や電気自動車の導入が進められている。航空業界においても航空輸送の著しい増大の結果、自動車同様に低環境負荷・低燃費化が要求され、航空機用エネルギーの多様化について模索されている¹⁾。これらを背景に、動力源を電動モータとする電気飛行機 (EAs) の研究開発が積極的に行われるようになってきている^{2, 3, 4)}。著者らの属する研究グループでも EA に関する研究として、対気速度を一定にする制御や消費エネルギーの最適な運転方法などの研究を行っている^{9, 10, 11, 12)}。

モータを用いてプロペラを回すことによって飛行する電気飛行機には、排気ガスを出さないという環境面の優位性だけでなく、以下に示す利点がある^{5, 6, 7)}。

- トルク応答の時定数が内燃機関に比べ 2 桁小さい
- モータの最大エネルギー効率が 90 % 以上と高い
- モータ印加電流から出力トルクを正確に計算できる
- 分散配置・独立制御が容易である
- 制御の自由度と機体設計の自由度が高い
- 整備コストが少ない

しかしながら、モータの出力/重量比とバッテリーのエネルギー密度が不足しているといった問題が、電気飛行機の普及の障害になっている。現在もこの電気モータと電力源の性能に課題は残っているものの、電動化技術の発展は著しい。特に電気自動車技術の寄与が EA 開発に与えたインパクトは非常に大きい⁸⁾。Boeing 787 や Airbus A380 をはじめとした MEA (More Electric Aircraft) と呼ばれる電動化飛行機が一般に普及し始め、EA も 1500 kg 以下で乗員 4 人クラスの航空機が実現されるまでに至っている⁴⁾。

1.2 研究目的

フライトは離陸、上昇、巡航、下降、着陸の 5 つの段階によって成り立っている。特に、下降と離陸の段階では推力と揚力の制御が非常に重要となる。

ユナイテッド航空 232 便不時着事故や日本航空 123 便墜落事故において、機体は全油圧系統切断による全舵面不作為となり、パイロットは推力増減のみによる姿勢制御を試みた。しかし、日本航空 123 便では制御不能となり墜落した。三菱重工業株式会社などでも、推力増減のみによる姿勢制御に関する研究を行っている¹³⁾。

これらの問題に対して、電気飛行機において本研究で提案する揚力・推力制御は安全性向上に大きく貢献すると考えられる。著者らの属する研究グループでは、着陸時の衝撃を和らげることを目的としてプロペラの後方に発生する後流を利用した昇降速度制御を提案した¹⁰⁾。このシステムはプロペラの回転数を変化させることによってプロペラ後流の流速を変化させ、揚力を制御している。一方、プロペラによる推力はプロペラの回転数に依存しているため、プロペラ後流の流速を変えると、同時に推力も変化する。その結果、機体の対気速度も昇降速度と同時に変化してしまう。この問題を解決するために、本稿ではモータの分散配置・独立制御が可能であるという特徴を活かし、揚力と推力の同時制御を提案する。第一段階として、機首にメインプロペラ、主翼にサブプロペラを取り付けた 3 発のプロペラ機を想定する。

2 モデル化

揚力と推力の同時制御系の設計にあたって、制御対象のモデル化を行う。プロペラの力学とその後流についてモデル化を行い、プロペラ後流に起因する揚力のモデル化を行う。

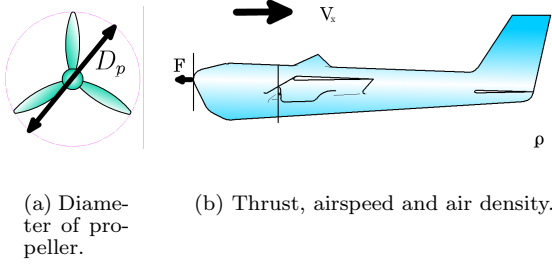


Fig. 1: Definition of physical quantity.

2.1 プロペラのモデル化

プロペラの直径を D_p , 回転数を n とする (Fig. 1(a)). 機体の対気速度を V_x とし, 空気の密度を ρ とする (Fig. 1(b)). 進行率は $J = V_x/nD_p$ と定義される。プロペラに発生する推力 F とプロペラ反トルク Q は $C_F(J)$, $C_Q(J)$ を無次元係数としてそれぞれ式 (1), (2) と定義される。

$$F = C_F(J)\rho n^2 D_p^4 \quad (1)$$

$$Q = C_Q(J)\rho n^2 D_p^5 \quad (2)$$

2.2 プロペラ後流のモデル

ランキンの運動量理論に従いプロペラの推力と圧力によってプロペラ後流のモデル化を行う。空気がプロペラ円板を通過する流速を V_p , プロペラ後流の流速を V_s とし, 大気圧を P_∞ , プロペラ円板の前後の圧力をそれぞれ P_f , P_r とする。これらをベルヌーイの式に適用すると式 (3)–(4) を得る。式 (3) はプロペラ前面の圧力と流速の平衡を, 式 (4) はプロペラ後面のそれを表している。

$$\frac{1}{2}\rho V_x^2 + P_\infty = \frac{1}{2}\rho V_p^2 + P_f \quad (3)$$

$$\frac{1}{2}\rho V_p^2 + P_r = \frac{1}{2}\rho V_s^2 + P_\infty \quad (4)$$

一方, プロペラの推力をプロペラ円板の前後の圧力差の観点からも考えることができる。

$$F = \frac{1}{4}\pi D_p^2 (P_r - P_f) \quad (5)$$

式 (5) に式 (3)–(4) を代入すれば, 式 (6) を得る¹⁰⁾。

$$V_s = V_x \sqrt{1 + \frac{8}{\pi} C_F(J) J^{-2}} \quad (6)$$

2.3 揚力のモデル化

S_p , S_n をそれぞれサブプロペラ一発あたりの後流が影響する主翼面積, プロペラの後流が影響しない主翼面積とする (Fig. 2)。また, $S_{p'}$ をメインプロペラの後流が影響する部分とする。すなわち, S_w を機体の全主翼面積として, 式 (7) が成り立つ。主翼に生ずる総揚力 L_{all} は, 式 (8) に示すように S_n に発生する揚力 (第一項) と S_p に発生する揚力 (第二項), $S_{p'}$ に発生する揚

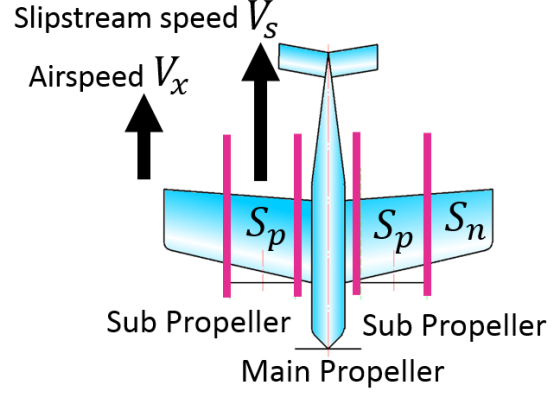


Fig. 2: Position of main and sub-propeller.

力 L_{main} の和で表される。

$$S_n = S_w - 2S_p - S_{p'} \quad (7)$$

$$L_{all} = \frac{1}{2}\rho C_L S_n V_x^2 + \rho C_L S_p V_s^2 + L_{main} \quad (8)$$

3 制御系設計

提案する手法では高性能なプロペラ回転数制御が必要であるため, 反トルクオブザーバ (Counter Torque Observer: CTO) を含んだプロペラ回転数制御を設計する。次に, 揚力制御系としてフィードフォワードとフィードバックを使用した制御の設計を行う。

3.1 プロペラ回転数制御

プロペラ回転方向の運動方程式は T を駆動トルク, J_p はプロペラの慣性モーメントとして式 (9) で与えられる。

$$2\pi J_p \dot{n} = T - Q \quad (9)$$

駆動トルク T とプロペラ回転数 n は測定可能であるため, まず反トルク Q は CTO によって抑圧が可能である。 ω_{DOB} の極を持つローパスフィルタ (LPF) を含んだ CTO を用いることによって, プラントは式 (10) のようにノミナル化される。

$$P_{nom} = \frac{1}{2\pi J_p s} \quad (10)$$

プロペラ回転数制御は, Fig. 3 に示すように比例制御器 c_n を用いたフィードバック制御系を用いる。比例制御器 c_n のゲインは, 極配置法により ω_n に極を持つように設計する⁹⁾。すなわち, 回転数指令値 n^* から回転数 n までの伝達関数 $G_n = \omega_n/(s + \omega_n)$ となる。

比例制御器 c_n のゲイン K_{c_n} は式 (11) で与えられる。

$$K_{c_n} = 2\pi J_p \omega_n \quad (11)$$

3.2 プラントモデル

本稿で想定している EA のブロック線図を Fig. 4 に示す。入力はいメインプロペラと左右のサブプロペラへのトルク T_m , T_l , T_r である。機体の出力は総推力 F_{all} と総揚力 L_{all} である。各プロペラの回転はそれぞれ総推力と総揚力の両方に影響を与える。

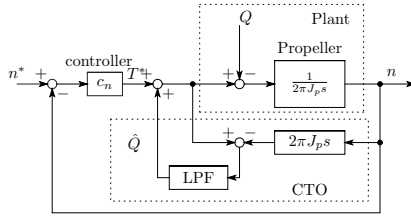


Fig. 3: Propeller revolution speed control system.

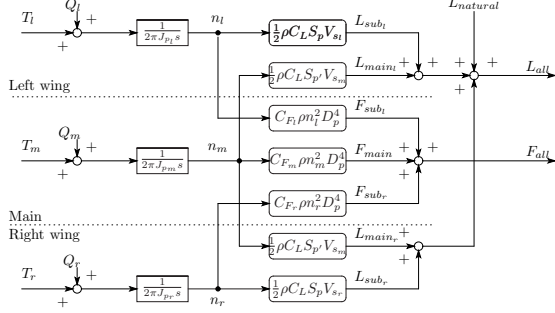


Fig. 4: EA model for lift and thrust control.

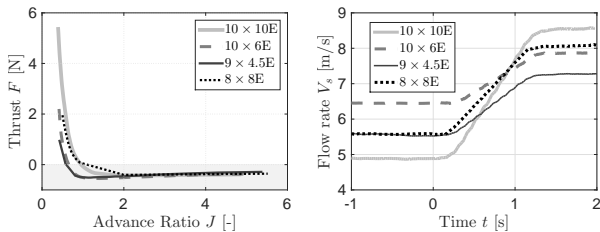
各プロペラによる推力は式 (1) で与えられる。サブプロペラの後流による揚力 L_{sub} については、式 (6), (8) から式 (12) が得られる。

$$L_{sub} = \frac{1}{2} \rho C_L S_p V_x^2 \left\{ 1 + \frac{8}{\pi} C_F(J) J^{-2} \right\} \quad (12)$$

3.2.1 メインプロペラによる揚力への干渉

メインプロペラによる揚力への影響を確認するために実験を行った。

まず、メインプロペラを決定するために、APC 社の模型用プロペラ $10 \times 10E$ と $10 \times 6E$, $9 \times 4.5E$, $8 \times 8E$ の 4 種類について風速 10 m/s における進行率と推力の関係を測定した。その結果を Fig. 5(a) に示す。メインプロペラの性能としては、正負の推力が十分出ることと後流の変化が少ないことが要請される。Fig. 5(a) から、 $10 \times 10E$ は正の推力が最も大きい一方、負の推力が最も大きいのは $10 \times 6E$ であることがわかる。次に、風速 10 m/s 下で機首のみにプロペラを設置し $t = 0$ s で回転数指令値を 0 rps から 100 rps に変化させた場合の後流の変化を Fig. 5(b) に示す。後流の測定には、応答時間 1 s の熱線風速計を用いた。Fig. 5(b) より、最も後流の変化が小さいのは $10 \times 6E$ であることがわかる。これらの結果に基づき、本研究ではメインプロペ



(a) Comparison of each propeller thrust.

(b) Comparison of slipstream caused by main propeller.

Fig. 5: Election of main propeller.

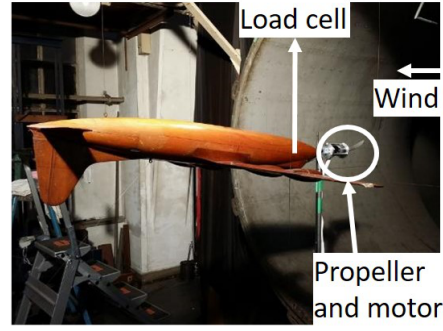
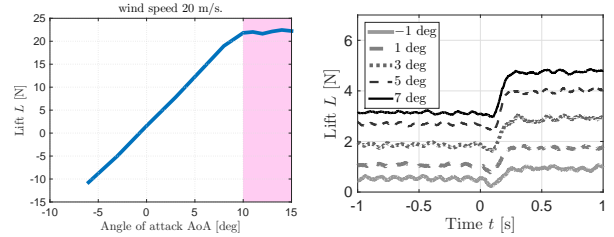


Fig. 6: Experimental instruments.



(a) Lift coefficient.

(b) Lift variation caused by sub-propeller (100 rps).

Fig. 7: Lift change caused by angle of attack.

ラに $10 \times 6E$ を用いた。サブプロペラには正の推力と後流が共に必要であるから、 $10 \times 10E$ を用いた。

次に、メインプロペラによる揚力への影響を確認する実験を行った。実験は Fig. 6 に示す直径 1.5 m, 最大風速 25 m/s, 気流の乱れ 0.5 % 以下のゲッチンゲン低速風洞に翼幅 1.072 m, 平均空力翼弦 9.27 cm の模型を 3 分力ワイヤバランス方式で設置して行った。風洞試験に用いた模型の揚力特性を Fig. 7(a) に示す。Fig. 7(a) は風速 20 m/s に固定し、模型の迎え角を変化させたときの揚力の変化をグラフにしたものである。Fig. 7(b) は、迎え角 $AoA = -1, 1, 3, 5, 7$ deg の場合に、サブプロペラを $t = 0$ s で回転数指令値を 0 rps から 100 rps に変化させた場合の揚力の変化である。

更に、1 発のメインプロペラによる揚力変化と 2 発のサブプロペラによる揚力の変化の比較を行った。Fig. 7(a) より、迎え角を揚力の変化が大きく揚力係数が飽和していない 7 deg に設定し、風速は 10 m/s と設定した。実験は、メインプロペラを機首の前に設置

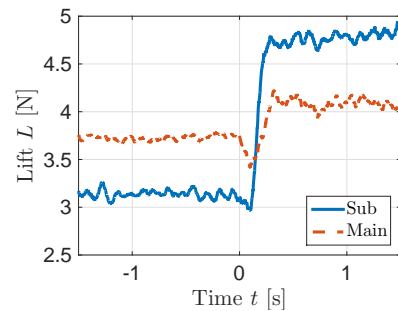


Fig. 8: Lift variation caused by main-propeller and sub-propeller ($AoA = 7$ deg).

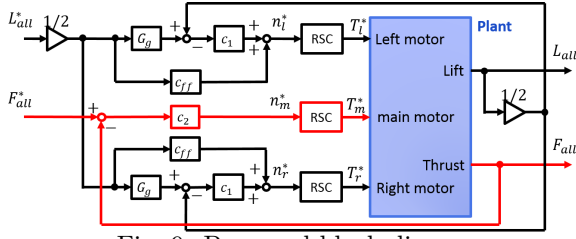
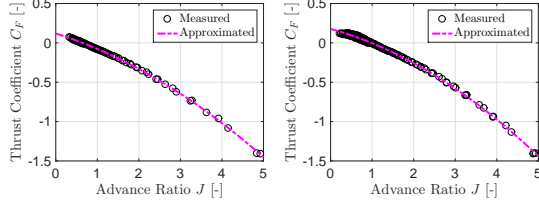


Fig. 9: Proposed block diagram.



(a) $10 \times 6E$

(b) $10 \times 10E$

Fig. 10: Thrust coefficient of each propeller.

した場合とサブプロペラを左側の主翼の前のみに設置した場合で、回転数指令値を、 $t = 0$ s に 0 rps から 100 rps に変化させたときの揚力の変化を見ている。実験結果を Fig. 8 に示す。回転数が 100 rps の場合においてメインプロペラの後流による揚力(実線)の増加分が約 10.8 % であるのに対し、サブプロペラの後流による揚力(破線)の増加分は約 54.8 % と 5 倍近い差が出ている。プロペラ後流と機体の揚力の関係は研究されているが¹⁷⁾、先行研究に基づいて機首を避けるメインプロペラの後流による揚力をモデル化するのほとんど前例がないため、推力制御系にフィードフォワード制御器を設計することは現実的ではない。よって、提案手法では主にサブプロペラによって揚力を制御し、メインプロペラによる揚力は外乱としてフィードバックによって抑圧するものとする。

3.3 揚力と推力の同時制御

本研究では、揚力制御の推力一定化を目標としている。したがって、システムは揚力と推力の 2 つの指令値を必要とするため、Fig. 9 に示す 2 入力 2 出力の系となる¹²⁾。プロペラの推力係数を推定する研究は数多く報告されている^{14, 15, 16)}。しかし、未だに推力係数の解析解は存在していない。よって、本稿では Fig. 5(a) に用いたデータに加え、風速一定 (5, 6, 7, 8, 9, 11, 12, 15, 20 m/s) における進行率に対する推力の変化を測定した結果に二次近似した曲線 (Fig. 10) を用いることとする。推力係数の近似式を用いて式 (12) を整理すると式 (13) が得られる¹⁰⁾。ただし、 $\alpha_L, \beta_L, \gamma_L$ は V_x に依存する。

$$L_{sub}(n) := f_{L_{sub}}(n) \simeq \alpha_L n^2 + \beta_L n + \gamma_L \quad (13)$$

式 (13) を動作点 n_{nom} の周りで 1 次のテイラー展開を行うと、式 (14) となる。

$$f_{L_{sub}}(n) \simeq (2\alpha_L n_{nom} + \beta_L)n + \alpha_L n_{nom}^2 + \beta_L n_{nom} + \gamma_L \quad (14)$$

Table 1: Pole of System

ω_{DOB}	200 rad/s	$\omega_{n_{control}}$	100 rad/s
$\omega_{F_{control}}$	20 rad/s	ω_G	20 rad/s
$\omega_{L_{control}}$	20 rad/s		

積分制御器 c_1 は ω_L への極配置によって式 (15) の様に決定される。

$$c_1 = \frac{\omega_L}{s(2\alpha_L n_{nom} + \beta_L)} \quad (15)$$

回転数指令値から揚力までの逆システムは式 (16) のようになる。

$$n_s^* = \frac{s + \omega_n}{\omega_n} \cdot f_{L_{sub}}^{-1}(L_{sub}) \quad (16)$$

しかし、式 (16) は非プロパーなので、フィードフォワード制御器 c_{ff} は規範モデル G_g を用いて式 (18) のように設計する。

$$G_g = \frac{\omega_g}{s + \omega_g} \quad (17)$$

$$c_{ff} = \frac{G_g}{G_n} \cdot f_{L_{sub}}^{-1}(L_{sub}) \quad (18)$$

4 シミュレーション

実験によって得られた推力係数を用いて提案手法のシミュレーションを行った。大気密度を $\rho = 1.23$ kg/m³、翼面積は 0.0984 m² とし、後流はその半分にあたるとした。さらに、迎え角は 6 deg として抗力係数は $C_D = 0.0394$ 、揚力係数は $C_L = 0.604$ とした。この時、揚抗比は $L/D = 15.3$ となる。それぞれの極は Table 1 のように設定した。

推力フィードバック制御器は PI 制御器として、試行錯誤により、P ゲインを 200, I ゲインを 1200 とした。対気速度は 10 m/s とした。この時、主翼によってもともと発生するはずの揚力と抗力は、 $L_{natural} = 1/2\rho C_L S_w V_x^2 = 3.85$ N, $D_{natural} = 1/2\rho C_D S_w V_x^2 = 0.250$ N である。提案手法のシミュレーション結果 (EA) と 4 気筒エンジンのトリガーモデル¹⁸⁾ に制御を施した結果 (ICEA) を比較する。ICEA はスロットル角度を入力として Fig. 9 の Plant に組み込み、臨界制動となるようにゲインを決定した。

まず、1) 揚力のステップ入力に対する応答を確認した。初期条件を $L = L_{natural}$, $F = D_{natural}$ とし、揚力ステップ入力として、+0.1 N を印加した。その結果を、Fig. 11 に示す。Fig. 11(a), 11(b) には EA と ICEA を比較した揚力と推力の応答を示しており、Fig. 11(c) は EA の場合の各プロペラの回転数である。

次に、2) 推力のステップ入力に対する応答を確認した。初期条件を $L = L_{natural}$, $F = D_{natural}$ とし、推力ステップ入力として、+0.01 N を印加した。その結果を、Fig. 12 に示す。Fig. 12(a) と Fig. 12(b) には EA と ICEA を比較した揚力と推力の応答を示しており、Fig. 12(c) は EA の場合の各プロペラの回転数である。

Fig. 11(a)-11(b), Fig. 12(a)-12(b) より、揚力と推力はともに十分制御でき、ICEA よりも EA の方が応答

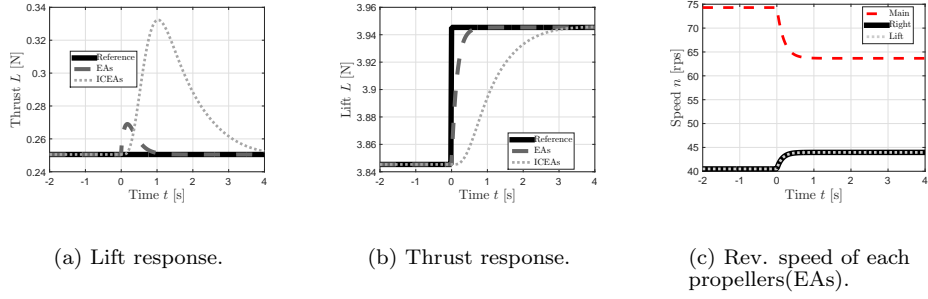


Fig. 11: Simulation result of lift step input

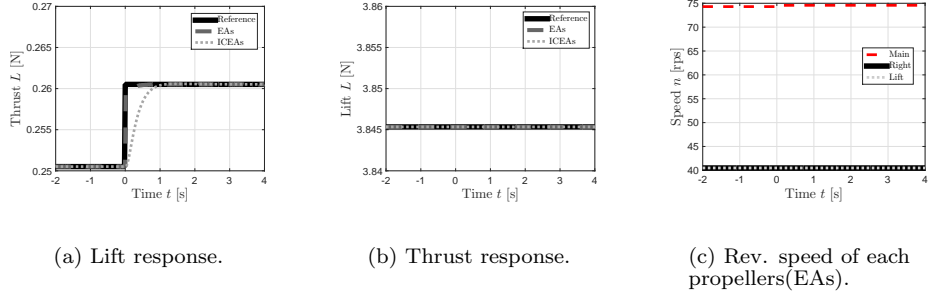


Fig. 12: Simulation result of thrust step input

が速いことがわかる。一方, Fig. 11(c) からサブプロペラの進行率が $J = 0.984$ となるので Fig. 5(a) より, 本環境ではメインプロペラは負の推力を出していることがわかる。

5 実験結果

1) 指令値の初期値を決定するため, モータに電圧をかけずに風洞を風速 10 m/s に設定して動かし, 機体の迎え角 7 deg に固定してプロペラの制御していない状態の揚力を計測した。Fig. 13 は $t = 0$ s で制御を開始した実験結果に 200 点の移動平均をかけたものである。揚力指令値を制御していない状態の揚力よりも大きい値 3.5 N とし, 揚抗比を参考に推力指令値を揚力指令値よりも一桁小さい 0.35 N とした。Fig. 13(a), Fig. 13(b), Fig. 13(c) はそれぞれ揚力, 推力, 各プロペラの回転数の応答である。本実験の環境ではプロペラの最大回転数は $n_{\max} = 100$ rps である。しかし, Fig. 13(c) ではメインプロペラが最大回転数に達していないにもかかわらず Fig. 13(b) において総推力に偏差を残したまま定常状態になっている。本実験では, 全ての計測値をそのまま FB している。検証の結果, メインプロペラの推力測定に用いたロードセルのホワイトノイズが大きいことがわかった。プロペラの回転数は $[0, 100]$ rps のリミッタを挿入しており, ロードセルのノイズとリミッタにより積分器が不安定になっていると考える。ノイズの対策を行うことによって揚力指令値 3.5 N, 推力指令値 0.35 N は初期値として妥当であると考えられる。

2) 次に, 提案手法の有効性を確認する。風速 10 m/s, 機体の迎え角 7 deg とし, シミュレーション同様, 揚力にステップ指令値を与え, メインプロペラ推力の測定結果に LPF ををかけて FB することにした。0.1 Hz のカットオフ周波数をもつ LPF をかけ, Fig. 9 の c_2 に

逆算に基づくアンチwindアップを挿入した結果を Fig. 14 に示す。Fig. 14 では, 揚力の指令値として 0 s で 3.47 N から 3.57 N に変わるステップ入力を与え, 推力の指令値としては 0.347 N を与えた。Fig. 14(a) は揚力の応答を示している。初期値では終端値に比べてノイズが大きくなっているが, 終端値ではノイズが小さくなっていて指令値に追従していることがわかる。Fig. 14(b) の推力の応答では, 0.025 N 程度の定常偏差がある。

6 まとめ

本稿では, 3 発のプロペラ電気飛行機に対し, 推力と揚力を制御するモデルを構築した。メインプロペラの選定を行った後, メインプロペラの後流による揚力への影響を実験によって確かめ, 推力とプロペラ後流を用いた揚力の同時制御を提案した。

揚力への寄与がメインプロペラよりもサブプロペラの方が大きいという実験結果に従って揚力をサブプロペラのみで制御するシステムを提案した。また, 2 つの場面でのシミュレーションを行い, 実験的に初期値の決定を行うとともに, 提案手法の実験を行うことによって有効性を確かめた。

今後の課題としては, ロバスト性の検証や, 非干渉制御の適用などが挙げられる。本研究の発展形として, 複数プロペラの独立制御により, まず縦系 3 自由度の制御システムと横系 3 自由度の制御システムの構築を行い, 最終的に 6 自由度の姿勢・運動制御システムの構築が挙げられる。

謝辞

本研究の一部は文部科学省科学研究費補助金 (基盤研究 A 課題番号:26249061) によって行われたことを付記する。

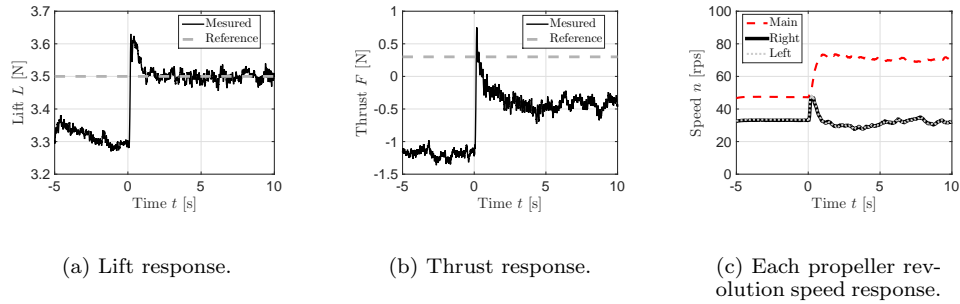


Fig. 13: Experiment results 1.

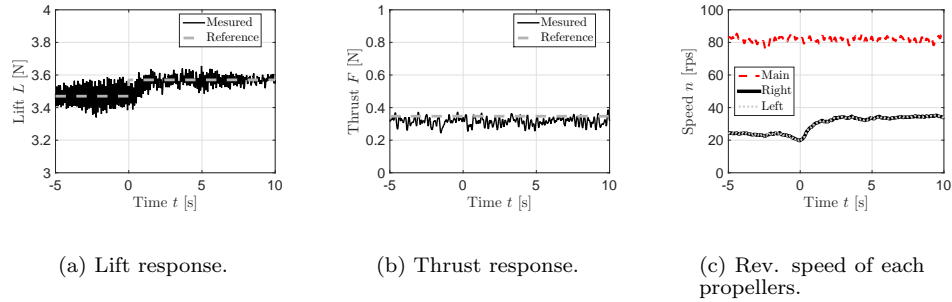


Fig. 14: Results of experiment 2 (Lift step).

参考文献

- 1) 航空機国際共同開発促進基金: "航空機等に関する解説概要," <http://www.iadf.or.jp/8361/h/IADF-HP/iadf-hp-duokouchyosa.htm>, [retrieved 28th April. 2015].
- 2) 宇宙航空研究開発機構: "航空機用電動推進システム/ハイブリッド推進システム", <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/feather/news150406.html> [retrieved 25th May. 2015]
- 3) G. Romeo, F. Borello and G/ Correa: "Setup and Test Flights of All-Electric Two-Seater Aeroplane Powered by Fuel Cells," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 4, pp. 1331–1341, (2011).
- 4) J. W. Langelaan, A. Chakrabarty, A/ Deng and K. Miles: "Green Flight Challenge: Aircraft Design and Flight Planning for Extreme Fuel Efficiency," *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 3, pp. 832–847, (2013).
- 5) Y. Hori: "Future Vehicle Driven by Electricity and Control-research on Four-Wheel-Motored UOT Electric March II," *IEEE Trans. Inc. Electron*, Vol. 51, No. 5, pp. 954–962, (2004).
- 6) 西沢啓: "電動化航空機の動向と JAXA における研究開発の概要," 航空プログラムシンポジウム 2012, p. 105, (2010).
- 7) L. Guzzella, C. Onder: "Introduction to Modeling and Control of Internal Combustion Engine Systems", Springer Science & Business Media, (2009).
- 8) A. Nishizawa, H. Kobayashi, K. Okai, H. Fujimoto: "Progress of Evolution of Electric Vehicle Technology and Future of Electric Aircraft," the 43rd JSASS Annual Meeting, pp. 521–526, (2012).
- 9) K. Takahashi, H. Fujimoto, Y. Hori, H. Kobayashi, A. Nishizawa, "Airspeed Control of Electric Airplane Based on 2-Quadrant Thrust Control and Verification with Towing Test Using Electric Vehicle", The 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, (2014).
- 10) N. Konishi, H. Fujimoto, Y. Watanabe, K. Suzuki, H. Kobayashi and A. Nishizawa: "Lift Control of Electric Airplane by Using Propeller Slipstream for Safe Landing," *The IEEE/IES International Conference on Mechatronics 2015*, pp. 331–336, (2015).
- 11) 向雲, 藤本博志, 堀洋一, 渡辺保真, 鈴木宏二郎, 小林宙, 西沢啓: "電気飛行機におけるプロペラのピッチ角と回転数の最適化による回生電力最大化制御," 平成 27 年メカトロニクス制御研究会/モーションコントロール, MEC-15-49, pp.121–126, (2015)
- 12) T. Ikegami, H. Fujimoto, A. Nishizawa, H. Kobayashi and Y. Watanabe: "Fundamental Study on Vertical and Longitudinal Force Control for Electric Airplane with Multiple Propellers," *The IEEE International Workshop on Sensing, Actuation, Motion Control, and Optimization*, Mar. 7–8, (2016).
- 13) 山崎 光一, 市原 好将, 安井 久子, 平沼 敏: "全舵面不作動時に推力増減のみで航空機を制御する技術," 三菱重工技報, Vol. 48, No. 4, (2011).
- 14) M. Â. R. Silvestre, J. Morgado, and J. C. Páscoa: "JBLADE: a Propeller Design and Analysis Code," 2013 International Powered Lift Conference, AIAA paper 2013–4220, (2013).
- 15) D. Marten, J. Wendler, G. Pechlivanoglou, C. N. Nayeri, and C. O. Paschereit: "QBLADE: An Open Source Tool for Design and Simulation of Horizontal and Vertical Axis Wind Turbines" *International Journal of Emerging Technology and Advanced Engineering* Vol. 3, No. 3, pp. 264–269, Feb. (2013).
- 16) J. Morgado, M. Â. R. Silvestre, and J. C. Páscoa: "Validation of Formulations for Propeller Analysis," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 31, No. 1, Jan.–Feb. , pp. 467–477, (2015).
- 17) L. L. M. Veldhuis: "Review of Propeller-Wing Aerodynamic Interference," *International Congress of the Aeronautical Sciences*, (2004).
- 18) MathWorks documentation: "閉ループ制御を使ったエンジン タイミング モデル," <http://jp.mathworks.com/help/simulink/examples/engine-timing-model-with-closed-loop-control.html> [retrieved Feb. 5, 2016]