

電気飛行機におけるプロペラ後流を用いた揚力・推力制御の基礎検討

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)

Basic Experimental Study on Lift and Thrust Control for Electric Airplane by Propeller Slipstream

Tokuma Ikegami*, Hiroshi Fujimoto, Kojiro Suzuki, Yasumasa Watanabe (The University of Tokyo)

Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)

Abstract

Recently, the demanding of future air transportations has been increased. One of issues in implementing these air transportations is to guarantee the safety and high efficiency. Meanwhile, electric motors exhibit high performances and efficiency compared to internal combustion engines. These properties enable electric airplanes (EAs) to be more efficient and safer than conventional airplanes, in which meet the requirements of future air transportations. In this paper, the lift - thrust control method of the EA using propeller slipstream is proposed. By using propeller slipstream, the control performances of the EA is improved. The proposed method are verified by simulations.

キーワード：電気飛行機, プロペラ, プロペラ後流, 揚力, 推力
(Electric Airplane, Propeller, Propeller Slipstream, Lift, Thrust)

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進展の結果, 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)~(4)}。

モータによりプロペラを回すことによって飛行する電気飛行機の利点として, 排気ガスを出さず環境面の優位性だけでなく, 以下に示す特徴がある^{(5)~(7)}。

- トルク応答が内燃機関に比べ, 2桁早い
- モータの最大エネルギー効率が90%以上と非常に高い
- モータ印加電流から, 出力トルクが正確に計算できる
- 分散配置・独立制御が可能である
- 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⁽⁸⁾。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, 電動化技術は著しい。Boring 787 や Airbus A380 をはじめとした MEA (More Electric Airplane) と呼ばれる電動化飛行機が一般に普及し始め, EA も最も性能のいいもので 1500 kg 以下, 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⁾。この電気飛行機の動向において, 電気自動車技術の寄与は非常に大きい⁽⁹⁾。

〈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。そして, いず

れの段階でも推力制御と揚力制御は非常に重要である。推力と揚力の比を細やかに変化させることができれば上昇時の安全性向上が見込める。

ユナイテッド航空 232 便不時着事故や日本航空 JAL123 便墜落事故などは全油圧系統切断による全舵面不作動となり, 推力増減のみによる姿勢制御に試みた。しかし, 日本航空 JAL123 便では制御不能となり, 推力が大きい状態で墜落したために大きな事故となった。これを受け, 三菱重工業株式会社などでは, 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⁽¹⁰⁾。

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た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⁽¹¹⁾。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が変化してしまい, 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。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し, メインプロペラとサブプロペラの協調制御により総推力を一定に保つことを試みる。

2. モデル化

揚力と推力を同時制御システムの設計にあたって, 制御対象のモデル化を以下の手順で行う。まず, 流体力学を用

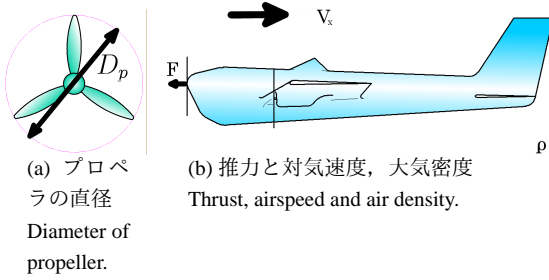


図1 各物理量の定義
Definition of physical quantity.

いてプロペラの力学とその後流についてモデル化を行う。次に、プロペラ後流に起因する揚力のモデル化を行う。

〈2・1〉 プロペラのモデル化 図1(b)のように機体の対気速度を V_x とし、空気の密度を ρ とする。図1(a)のようにプロペラの直径を D_p 、回転数を n とする。進行率は式(1)のように定義される。

$$J = \frac{V_x}{nD_p} \quad (1)$$

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(2),(3)のように表せられる。

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

$$Q = C_Q(J)\rho n^2 D_p^5 \quad (3)$$

一般に、 J は n の関数であるため、 $C_F(J), C_Q(J)$ は n の関数である。

〈2・2〉 プロペラ後流のモデル プロペラが回転し推力を発生させると、プロペラ後流の流速が大きくなる。本節では、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。空気がプロペラ面を通過する流速を V_p 、プロペラ後流の流速を V_s とし、大気圧を P_∞ 、プロペラ面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を式(4)-(5)を得る。式(4)はプロペラ前面の圧力と流速の平衡を、式(5)はプロペラ後面のそれを表している。

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

$$\frac{1}{2}\rho V_p^2 + P_r = \frac{1}{2}\rho V_s^2 + P_\infty \quad (5)$$

一方、プロペラの推力をプロペラ面の前後の圧力差の観点からも考えることができる。式(6)に示すように、推力はプロペラ回転面の面積にプロペラの前後の圧力差を掛けることによって得られる。

$$F = \frac{1}{4}\pi D_p^2 (P_r - P_f) \quad (6)$$

式(6)に式(4)-(5)を代入し、 V_s について解くとプロペラ後流 V_s は式(7)となる⁽¹⁾。

$$V_s = V_x \sqrt{1 + \frac{8}{\pi} C_F(J) J^{-2}} \quad (7)$$

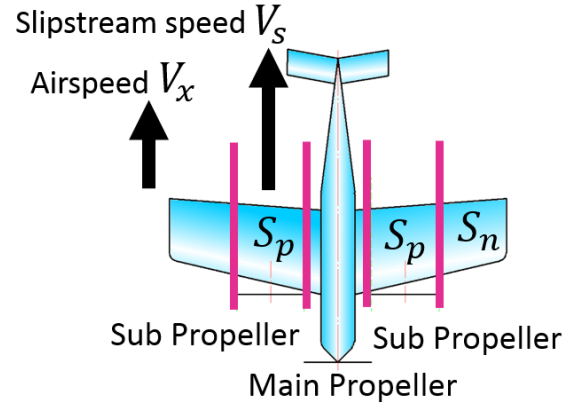


図2 プロペラの配置図
Position of main and sub-propeller.

〈2・3〉 揚力のモデル化 S_w を機体の全主翼面積とし、 S_p, S_n をそれぞれ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(図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、次式が成り立つ。

$$S_n = S_w - 2S_p - S_{p'} \quad (8)$$

主翼に生ずる総揚力 L_{all} は、式(9)に示すように S_n に発生する揚力 $L_{natural}$ と S_p に発生する揚力 L_{sub} 、 $S_{p'}$ に発生する揚力 L_{main} の和で表される。同様にして、総抗力 D_{all} は、式(10)に示すように S_n に発生する抗力 $D_{natural}$ と S_p に発生する抗力 D_{sub} 、 $S_{p'}$ に発生する抗力 D_{main} の和で表される(図2)。

$$L_{all} = L_{natural} + 2L_{sub} + L_{main} = \frac{1}{2}\rho C_L S_n V_x^2 + \rho C_L S_p V_s^2 + L_{main} \quad (9)$$

$$D_{all} = D_{natural} + 2D_{sub} + D_{main} = \frac{1}{2}\rho C_D S_n V_x^2 + \rho C_D S_p V_s^2 + D_{main} \quad (10)$$

ただし、揚力係数 C_L と抗力係数 C_D は翼型と機体の迎え角によって決定される無次元係数である。

3. 制御系設計

本節では、推力と揚力の同時制御を提案する。提案手法では高性能なプロペラの回転数制御が必要である。まず、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、推力と揚力の多入力多出力の制御システムを設計する。

〈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 を駆動トルクとして式(11)で与えられる。

$$2\pi J_p \dot{n} = T - Q \quad (11)$$

ここに、 J_p はプロペラの慣性モーメントである。

駆動トルク T とプロペラ回転数 n は測定可能であるた

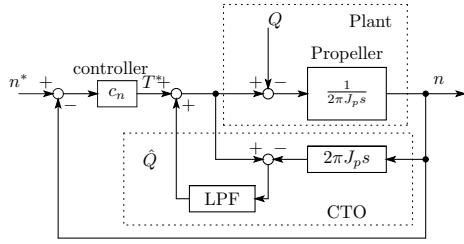


図3 プロペラ回転数制御系 (RSC)
Propeller revolution speed control system.

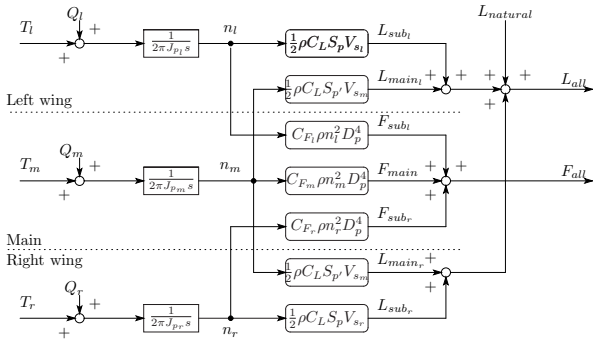


図4 電気飛行機のブロック線図
EA model for lift and thrust control.

め、CTOによって反トルク \$Q\$ は推定が可能である。カットオフ周波数 \$\omega_{DOB}\$ のローパスフィルタ (LPF) を含んだ CTO を用いることによって、プラントは式 (12) のようにノミナル化される。

$$P_{nom} = \frac{1}{2\pi J_p s} \quad (12)$$

プロペラ回転数制御は、図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 \$\omega_n\$ の極を持つように設計する⁽¹²⁾。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\$ は式 (13) で表される。

$$G_n = \frac{n}{n^*} = \frac{\omega_n}{s + \omega_n} \quad (13)$$

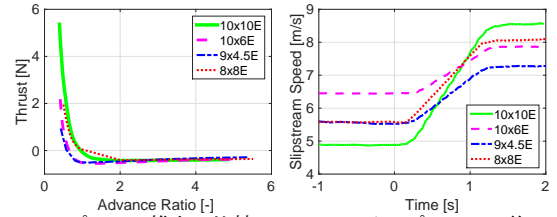
比例制御器 \$c_n\$ のゲイン \$K_{c_n}\$ は式 (14) である。

$$K_{c_n} = 2\pi J_p \omega_n \quad (14)$$

〈3・2〉 プラントモデル 本稿で想定している電気飛行機のブロック線図を図4に示す。入力はいま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推力と揚力を発生させるため、各プロペラによる揚力と推力は互いに総推力と総揚力に影響を与える。

各プロペラによる推力は式 (2) で与えられる。サブプロペラの後流による揚力 \$L_{sub}\$ は式 (7), (9) より式 (15) が得られる。

$$L_{sub} = \frac{1}{2}\rho C_L S_p V_s^2 = \frac{1}{2}\rho C_L S_p V_x \sqrt{1 + \frac{8}{\pi} C_F(J) J^{-2}} \quad (15)$$



(a) プロペラ推力の比較
Comparison of each propeller thrust.

(b) メインプロペラの後流の比較
Comparison of slipstream caused by main propeller.

図5 メインプロペラの選定
Election of main propeller.

〈3・2・1〉 メインプロペラによる揚力への干渉 プロペラ後流と機体の揚力の関係は研究されているが⁽¹⁴⁾、機首を避けるメインプロペラの後流が影響する主翼面積を仮定することが困難である。本節では、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種類の特性実験を行った。実験で得た各プロペラの推力を図5(a)に示す。メインプロペラのパフォーマンスとしては、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期待される。図5(a)から、\$10 \times 10E\$ は最も正の推力が大きく、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、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図5(b)に示す。図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。以上より、本研究ではメインプロペラに \$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。実験は図6に示す直径 1.5 m のゲッチング低速風洞に翼幅 1.072 m、平均空力翼弦 9.27 cm の模型を設置して行った。風洞試験に用いた模型の揚力特性を図7(a)に示す。図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。横軸が迎え角であり、縦軸が揚力である。図7(a)に使用する模型飛行機の揚力係数を載せ、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を図7(b)に示す。図7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 に設定した。実験は、メインプロペラを付けたモータを機首の前に設置し、風速を 10 m/s に設定し、異なる回転数を与えたときの揚力の変化を観測した。同様に、サブプロペラを左側の主翼の前のみに設置し、動かした場合の揚力の変化を観測し、比較を行った。

実験結果を図8に示す。本実験では回転数指令値を、\$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。回転数が 100 rps の場合においてメイン

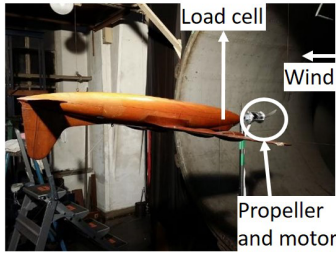


図6 実験装置
Experimental instruments.

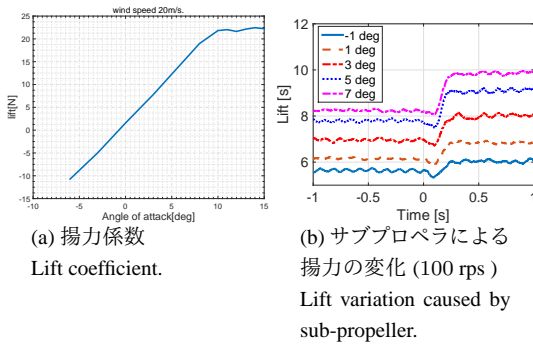


図7 模型の迎え角変動に対するの揚力の変動
Lift change caused by AoA.

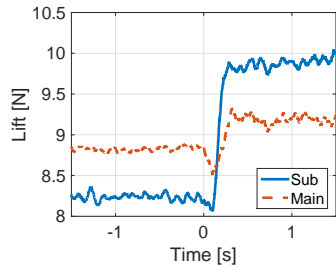


図8 プロペラ後流による揚力 (AoA=7deg)
Lift variation caused by main-propeller and sub-propeller.

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。実際には右側にもプロペラがついているため、サブプロペラによる揚力の増加はさらに大きい。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 本稿では、昇降速度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、2 入力 2 出力の系となる。

提案する推力一定化した揚力制御系を図 11 示す。 c_1, c_2, c_{ff} は制御器であり、文献⁽¹¹⁾に従い、フィードフォワード制御器を設計する。制御設計で必要となる、プロペラの特

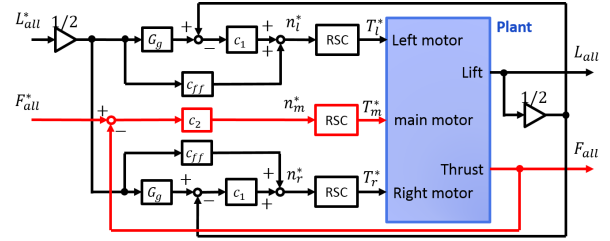


図11 提案手法のブロック線図
Proposed block diagram.

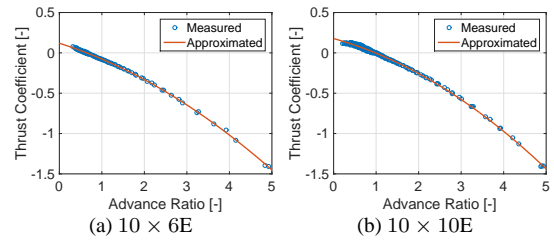


図12 各プロペラの推力係数
Thrust coefficient of each propeller.

ない。本稿では、プロペラの特性を線形化することによってプロペラのモデルを得る。推力係数 C_F を、式 (16) のように二次近似する。実験によって測定したデータに二次近似した曲線を図 12 に示す。

$$C_F(J) \simeq a_{C_F} J^2 + b_{C_F} J + c_{C_F} \quad (16)$$

式 (16) を用いて式 (15) を整理すると式 (17) が得られる⁽¹¹⁾。

$$L_{sub}(n) := f_{L_{sub}}(n) \simeq \alpha_L n^2 + \beta_L n + \gamma_L \quad (17)$$

ただし、揚力 $L_{sub}(n)$ は n の関数となる。

$$\alpha_L = \frac{4}{\pi} C_L \rho S_s c_{C_F} D_p^2$$

$$\beta_L = \frac{4}{\pi} C_L \rho S_s D_p b_{C_F} V_x$$

$$\gamma_L = \frac{1}{2} C_L \rho S_s \left(\frac{8}{\pi} a_{C_F} + 1 \right) V_x^2$$

である。式 (17) を動作点 n_{nom} の周りで 1 次のテイラー展開を行うと、式 (18) となる。

$$f_{L_{sub}}(n) \simeq (2\alpha_L n_{nom} + \beta_L) n + \alpha_L n_{nom}^2 + \beta_L n_{nom} + \gamma_L \quad (18)$$

積分制御器 c_1 は ω_L への極配置によって式 (19) の様に決定される。

$$c_1 = \frac{\omega_L}{s(2\alpha_L n_{nom} + \beta_L)} \quad (19)$$

回転数指令値から揚力までの逆システムは式 (20) のようになる。

$$\begin{aligned} n_s^* &= G_{n_{sub}}^{-1} \cdot f_{L_{sub}}^{-1}(L_{sub}) \\ &= \frac{s + \omega_n}{\omega_n} \cdot f_{L_{sub}}^{-1}(L_{sub}) \end{aligned} \quad (20)$$

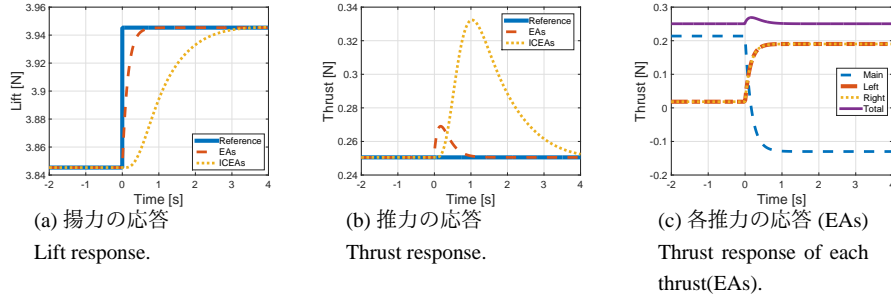


図9 揚力ステップ入力に対するシミュレーション結果

Simulation result of lift step input

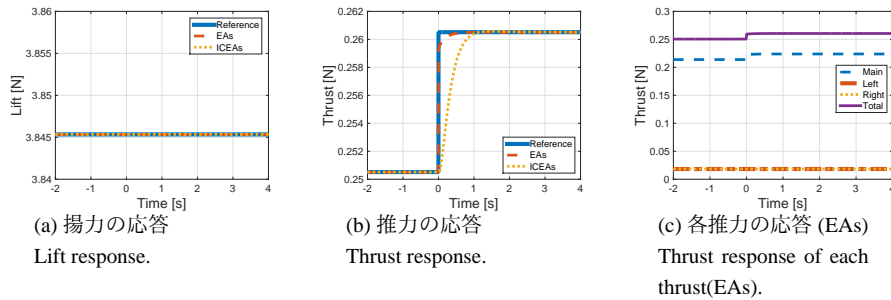


図10 推力ステップ入力に対するシミュレーション結果

Simulation result of thrust step input

しかし、式(20)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(22)のように設計する。

$$G_g = \frac{\omega_g}{s + \omega_g} \quad (21)$$

$$c_{ff} = \frac{G_g}{G_n} \cdot f_{L_{sub}}^{-1}(L_{sub}) \quad (22)$$

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 $\rho = 1.23 \text{ kg/m}^3$ 、翼面積は 0.0984 m^2 とし、後流はその半分当たるとした。さらに、迎え角は 6 deg とし、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。それぞれの極は以下のように設定した。

$$\begin{aligned} \omega_{DOB} &= 200 \text{ rad/s} & \omega_{n_{control}} &= 100 \text{ rad/s} \\ \omega_{F_{control}} &= 20 \text{ rad/s} & \omega_G &= 20 \text{ rad/s} \\ \omega_{L_{control}} &= 20 \text{ rad/s} & & \end{aligned}$$

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、式(9)及び式(10)より、 $L_{natural} = 3.85 \text{ N}$ 、 $D_{natural} = 0.250 \text{ N}$ である。提案手法のシミュレーション結果(EAs)と4気筒エンジンのトリガーモデル⁽³⁾⁽¹⁵⁾に制御を施した結果(ICEAs)を比較する。ICEAsはスロットル角度を入力として図11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。プロペラによって既に若干の揚力が発生しているとして、初期条件を $L = L_{natural}$ 、 $F = D_{natural}$ とし、揚力ステップ入力として、 $+0.1 \text{ N}$ を印加した。その結果を、図9(a)と図9(b)に示す。図9(a)と図9(b)にはEAsとICEAsを比較した揚力と推力の応答を示しており、図9(c)はEAsの場合の各プロペラが出力している推力である。

次に、2)推力のステップ入力に対する応答を確認した。プロペラによって既に若干の揚力が発生しているとして、初期条件を $L = L_{natural}$ 、 $F = D_{natural}$ とし、推力ステップ入力として、 $+0.01 \text{ N}$ を印加した。その結果を、図10に示す。前節同様に図10(a)と図10(b)にはEAsとICEAsを比較した揚力と推力の応答を示しており、図10(c)はEAsの場合の各プロペラが出力している推力である。

図9(a)と図9(b)、図10(a)と図10(b)より、揚力と推力はともに十分制御でき、ICEAsよりもEAsの方が応答が速いことがわかる。また、図9(c)から本セッティング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。本セッティングでは、サブプロペラが2発、メインプロペラが1発であるため、揚力よりも推力の変化幅が大きくなると考えられる。

5. 実験結果

実験を用いた初期検討として揚力と推力の初期値を決定するために、制御していない状態の揚力を計測した。フライト中は常にプロペラが後流を生じていると仮定して、揚力指令値を制御していない状態の揚力よりも約 0.2 N 大きい 3.5 N とし、推力指令値を一桁小さい 0.3 N とした。 $t = 0 \text{ s}$ で

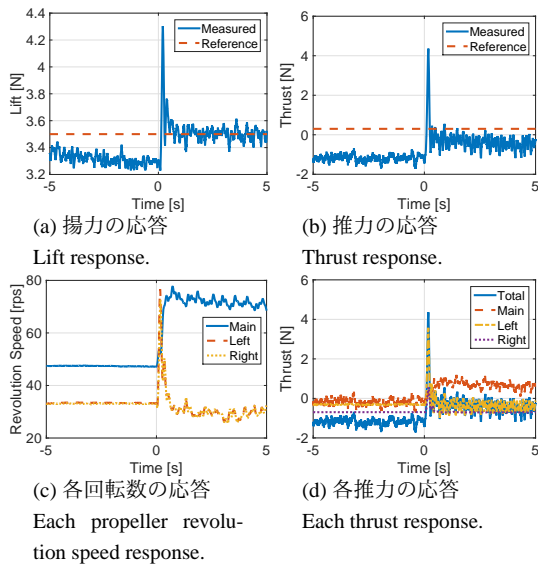


図 13 実験結果
Experiment results.

制御を開始した実験結果を図 13 に示す。図 13(a), 図 13(b), 図 13(c), 図 13(d) にそれぞれ揚力, 推力, 各プロペラの回転数, 各推力の応答を示す。図 13(a) と図 13(d) から, 制御することによってサブプロペラの回転数が制御していない状態よりも小さくなっているが, 後流は制御できていることがわかる。しかし, 揚力を 3.5 N にするためにサブプロペラが再生していることがわかる。降下中では位置エネルギーを消費しプロペラで再生することが可能であるため実現不可能な設定ではなく, 揚力の初期値として 3.6 N を与えることによって一般的な値になると考えられる。

一方, 図 13(b) と図 13(c) より, メインプロペラの回転数が定常状態になっているが推力が指令値に達しておらず, 推力指令値に定常偏差が載っていることがわかる。

6. まとめ

本稿では, 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。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。最後に 2 つの場面でのシミュレーションを行うことによって提案手法の有効性を確かめた。

今後の課題としては, 提案手法の風洞実験における初期値の検討をするとともに c_2 の設計により推力制御系の定常偏差をのぞくことを, 非干渉制御の適用などが挙げられる。また, 本研究の発展形として, 3 発のプロペラの独立制御により, ヨー角を制御することも可能であると考えている。

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。

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) JAXA: "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) Giulio Romeo, Fabio Borello and Gabriel Correa: "Setup and Test Flights of All-Electric Tow-Seater Aeroplane Powered by Fuel Cells," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 4, pp. 1331–1341, (2011).
- (4) Jack W. Langelaan, Anjan Chakrabarty, Aijun Deng and Kirk 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) Lino Guzzella, Christopher Onder: "Introduction to Modeling and Control of Internal Combustion Engine Systems", Springer Science & Business Media, (2009).
- (8) D. Sigler: "Motor and Controller Technology", CAFE Foundation Electric Aircraft Symposium.
- (9) 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).
- (10) 山崎 光一, 市原 好将, 安井 久子, 平沼 敏: "全舵面不動作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).
- (11) Nobukatsu Konishi, Hiroshi Fujimoto, Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, Hiroshi Kobayashi and Akira 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).
- (12) 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)
- (13) 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).
- (14) L. L. M. Veldhuis: "Review of Propeller-Wing Aerodynamic Interference," *International Congress of the Aeronautical Sciences*, (2004).
- (15) MathWorks documentation: <http://jp.mathworks.com/help/simulink/examples/engine-timing-model-with-closed-loop-control.html> [retrieved 5 Feb. 2015]