

電気モータの制御性を生かした電気飛行機の プロペラ推力のモデル化と制御の基礎検討

高橋健一郎*, 藤本博志, 堀洋一 (東京大学), 小林宙, 西沢啓 (宇宙航空研究開発機構)

Modelling of Propeller Thrust for Electric Airplanes and Control using Advantage of Electric Motor

Kenichiro Takahashi*, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori (The University of Tokyo)

Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa (Japan Aerospace Exploration Agency)

Abstract

Electrical airplanes (EA) have become practical in the recent years. Considering the increase of demand on smaller aircraft and the attention to environmental issues, the demand on small EAs is expected to grow in the coming decade. However, the accident rate of small aircrafts is higher than that of larger aircrafts, so ensuring higher safety of EA is very urgent. In this paper, the new thrust control method based on new EA propeller plant is proposed. This method can be applied to new advanced flight control systems of EA, which can be expected to improve the safety of EA. The effectiveness of the proposed method is verified through simulations and experiments.

キーワード：電気飛行機, 電動化航空機, 推力, プロペラ
(Electric Airplane, Electrical Aircraft, Thrust, Propeller)

1. はじめに

〈1・1〉 研究背景 近年, 特に海外においてビジネス用航空機などの小型機が急激に増加している⁽¹⁾⁽²⁾。しかし, ビジネス用航空機は27トン以上の大型商用ジェット機に比べ10倍程度死亡事故率が高く⁽²⁾⁽³⁾, 安全性の向上が求められる。また, 小型航空機に限らず気象に起因する事故は非常に多く⁽⁴⁾, 対気象安全性を高めることは急務である。

現在, 環境問題やエネルギー資源の問題から, 電気飛行機が注目されている⁽⁵⁾⁽⁶⁾。さらに, 環境面に対する優位性だけでなく, 電動モーターには以下に示す特長がある。

- トルク応答が内燃機関に比べ, 2桁早い。
- モーター電流から, 出力トルクが正確に算出できる。
- 分散配置・独立制御が可能であるため, 制御の自由度と機体設計の自由度が高い。
- 運動エネルギーを電気エネルギーに回生できる。

特に電気自動車においてはこれらの特長を生かした研究が数多く行われている⁽⁷⁾⁽⁸⁾。

以前より航空機の制御と自動車の制御は相互に技術交換を行なわれており⁽⁹⁾, 航空機の電動化が進むことにより電気自動車における高度な運動制御の航空機への適応が期待できる⁽¹⁰⁾。

〈1・2〉 研究目的 電気飛行機を含め, 現在の航空機は安定性や制御性を少しでも高めるような機体設計がされている。例として, 主翼の翼平面形を後退翼や上反翼にする, 垂直尾翼や水平尾翼を大きく設計する等がある。しかし, これらの構造は抗力の増加や, 強度を確保するための重量増加などにより燃費の悪化につながる。また, 以前よりエンジン機の推力制御を用いた運動制御は研究されてき

たが⁽¹¹⁾⁽¹²⁾, 出力トルクの制御が困難であり, 制御系が複雑であるため応答速度も遅い。また, 主・副操作舵面と併せても, 計6自由度の制御には制限がある。

一方, 電気飛行機では動力源がモーターであるため, 上述のモーターの特徴から推力制御が容易となる。推力制御の実現により, さらに正確な速度制御が可能になり, 電気飛行機の安全性向上が期待される。さらにモーターは分散配置・独立制御が可能であるため, 従来の航空機にはなかった制御手法の実現が考えられる。そこで本稿ではまず基礎検討として推力制御系を提案する。また, 提案した推力制御系の有効性をシミュレーション及び実験により検証する。

2. 電気プロペラ単発飛行機のモデル化

本章では電気プロペラ単発機のモデル化を行う。まず, プロペラの推力, 反トルクを決定するプロペラの力学について説明し, 次にプロペラや機体の運動方程式を導出する。最後に, それらの元にプロペラのモデルとしてブロック図にまとめる。

〈2・1〉 推力・プロペラ反トルクを決定するプロペラの力学 プロペラの中心(ハブ)から距離 r の点でのプロペラの断面の運動について考える。飛行中はプロペラが回転しているため, プロペラの各断面はプロペラの回転方向と飛行機の前進方向の運動を合成した運動を行う⁽¹³⁾。したがって, プロペラの各断面は螺旋を描くように進む。図1にプロペラの運動とプロペラに作用する力を示す。プロペラの回転数を n , 飛行機の対気速度ベクトルを \mathbf{V} とする。対気速度とは空気と機体の相対速度である。本稿では対気速度はプロペラの軸と同じ方向であるとする。プロペラの断面の速度は式(1)のように回転速度ベクトル $2\pi r n$ (n は大きさ n で回転方向のベクトル)と \mathbf{V} を合成したプロペ

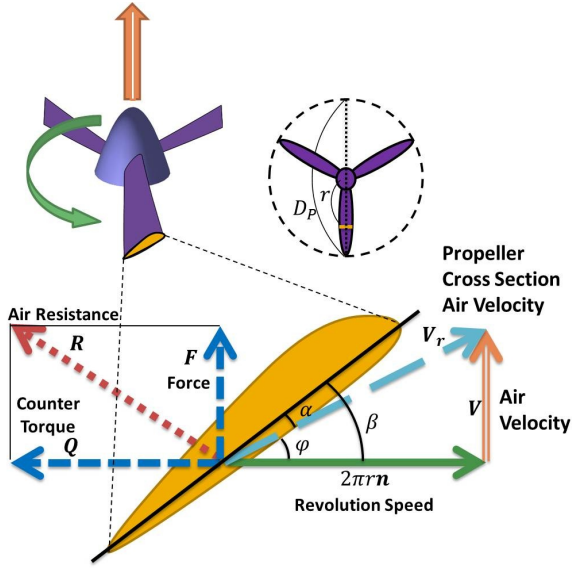


図1 プロペラの速度とプロペラに作用する力⁽¹³⁾
Fig.1. Physics of propeller cross section⁽¹³⁾

ラ断面对気速度ベクトル V_r となる。したがって、気流は $-V_r$ の方向からプロペラ断面に侵入する。

$$V_r = 2\pi rn + V \quad (1)$$

この時、プロペラには空気抵抗 R が作用する。 R は式 (2) の様に機体の進行方向の推力ベクトル F とモータに作用するプロペラ反トルク Q に分解される。

$$R = F + Q \quad (2)$$

プロペラ断面は翼形になっているため、主翼などに用いられる一般的な翼と同様、受ける空気抵抗 R は翼に気流が侵入する角度である迎角 α に依存することが知られている。一般的な翼においては、翼にかかる力のうち、対気速度に平行な成分の力は α に対して下に凸な増加関数であり、直角な成分の力は α に対しピークを持つような関数となる⁽¹⁴⁾。

合成ベクトル V_r とプロペラ回転面のなす角 φ を前進角と呼ぶ。プロペラの断面とプロペラ回転面の角度を β とすると、迎角 α は式 (3) で表される。

$$\alpha = \beta - \varphi \quad (3)$$

$$= \beta - \arctan \left\{ \frac{1}{2\pi r} \cdot \frac{V}{n} \right\} \quad (4)$$

すなわち、式 (4) より迎角 α は V/n の関数である。ここで、 V/n をプロペラ直径 D_p により無次元化した進行率 J を式 (5) のように定義すると、 F と Q は J の関数になる。

$$J = \frac{V}{nD_p} \quad (5)$$

以上より、プロペラ反トルク Q 、推力 F を、無次元係数であるトルク係数 C_Q 、推力係数 C_F を用いて式 (6)、式 (7) の用に表すと、係数 C_Q と C_F は進行率 J に関する非線形

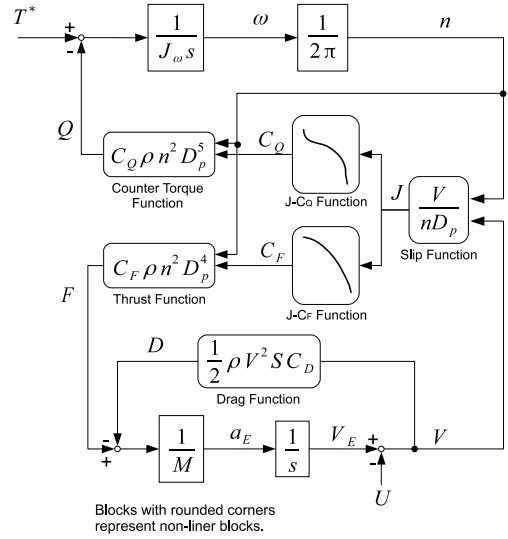


図2 プロペラモデル
Fig.2. Propeller model

な関数である。

$$Q = C_Q \rho n^2 D_p^5 \quad (6)$$

$$F = C_F \rho n^2 D_p^4 \quad (7)$$

ρ は空気密度である。

〈2・2〉 プロペラや機体の運動に関する運動方程式

プロペラの回転運動方程式、機体の運動方程式は式 (8)、(9) で表される。

$$J\omega\dot{\omega} = T - Q, \quad \omega = 2\pi n \quad (8)$$

$$M\dot{V}_E = T - D \quad (9)$$

J_ω はプロペライナーシャ、 ω はプロペラ角速度、 M は機体質量、 V_E は地面から見た航空機の前向き速度である対地速度、 D は抗力である。

抗力 D は抗力係数 C_D を用いて式 (10) のように表せる⁽¹⁴⁾。

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (10)$$

S は主翼面積である。

また、対気速度、対地速度、追い風速度の関係は式 (11) のようになる。

$$V = V_E - U \quad (11)$$

V は対気速度、 U は追い風の速度である。

式 (8)–(11) より、プロペラ単発機の運動は図2のモデルで再現できる。

3. 電気プロペラ単発機の推力制御系設計

本章ではインナーループにプロペラ回転数制御系を持つ、推力制御系を提案する。また、〈3・4〉節では提案法の比較対象としての従来法について説明する。

表 1 プロペラパラメータ一覧
Table 1. Parameters of propeller

Propeller Diameter D_p	178 mm
Propeller Inertia J_ω	1.06×10^{-5} kg·m
Air Density ρ	1.180 kg/m ³

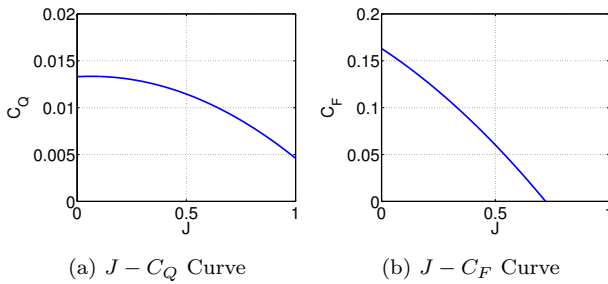


図 5 プロペラの特
Fig. 5. Propeller characteristics

令を与えることはできない。そこで、提案法の比較対象のために内燃機関を用いた従来の推力制御系を以下のように設定する。

パイロットが推力指令値及び対気速度から回転数指令値を遅れなしでフィードフォワード的に生成できるものとする。また、回転数の応答速度はレシプロエンジンにおいて通常時定数 2-3 秒程度である。これは、空燃比の整定時間により安全上確保しなければならない時間である。

本稿ではシミュレーション及び実験において回転数制御系は(3・2)節で説明した回転数制御系と同じ構造のものに対し、極を変更してレシプロエンジンの回転数制御系を模擬した。この時の極を ω_0 とする。回転数指令値は関数 f^{-1} により生成した。

4. シミュレーションによる比較検討

3 章で提案した推力制御系の有効性を 2 つのシミュレーションにより確認した。シミュレーションに用いるプラントは、プロペラの力学のみを考慮に入れ、機体のダイナミクスを考えずに任意の対気速度中での推力制御を行った。

回転数制御系の極を $\omega_0 = 0.4$ rad/s, $\omega_1 = 100$ rad/s, 推力制御系の極を $\omega_2 = 50$ rad/s, 規範モデルの極を $\omega_g = 50$ rad/s となるようゲインを設定した。

シミュレーションモデルは APC 7x6 SF 型の模型プロペラのパラメータを用いた。各パラメータを表 1 に示す。このプロペラの $J-C_Q$ 曲線を図 5(a), $J-C_F$ 曲線を図 5(b) に示す。

(4・1) ステップ推力指令追従性能 ステップ推力指令を与えた場合のシミュレーションを行った。まず、対気速度を固定した状態でステップ状の推力指令を与えた。

対気速度 V は $V = 7$ m/s とし、プロペラ回転数 $n = 85.4$ rps, 推力 $F = 0.60$ N の定常状態からシミュレーションを開始する。 $t = 1.0$ s で 0.60 N から 1.20 N へのステップ状の推力指令を与えた。

シミュレーション結果を図 6 に示す。従来法に比べ、提

案法では推力 F の応答が速く推力指令値 F^* に追従していることが分かる。同様に回転数に関しても速い応答と追従性が見られる。わずかに推力のオーバーシュートが見られるが、これはプロペラ反トルク Q が n や V の関数で、反トルクオーバーが高周波域では反トルクを補償しきれないためと考えられる。

(4・2) 追い風外乱抑制性能 次に、推力指令を一定値に固定した状態で追い風を想定して対気速度をステップ状に変化させた。

推力指令 F^* は $F = 1.0$ N とし、プロペラ回転数 $n = 99.6$ rps, 対気速度 $V = 7.00$ m/s の定常状態からシミュレーションを開始する。 $t = 1.0$ s で対気速度を 7.00 m/s から 6.00 m/s へのステップ状の変化を与えた。

シミュレーション結果を図 7 に示す。従来法、提案法とも対気速度が落ちると一瞬推力が上がる。従来法では対気速度の変化により回転数指令値が落ち込み、回転数がゆっくりと追従している。それに伴い推力も指令値に戻る。一方提案法ではより積極的に回転数を落とすことで素早く推力を落とし、より早く指令値に復帰することがわかる。

5. 実験による比較検討

3 章で提案した推力制御系の有効性を 2 つの実験により検証した。

(5・1) 実験機 本節では本研究のために制作した実験機の説明を行う。実験機を図 8 に示す。実験機はリニアガイド、力センサ、モータマウント、モータ、エンコーダ、プロペラ、風速計、風洞からなる。モータの軸にプロペラが接続されており、プロペラで発生した推力は力センサによって計測される。プロペラは風洞の開口部から 5cm 離れた位置に、プロペラの軸と風が平行になるよう設置する。風速計は風洞の開口部に固定されている。風洞の開口部の大きさは 20 mm × 20 mm である。

風速計はプロペラの前に設置されるため、風洞の出力が一定でもプロペラを回転させると風速計の表示が大きくなる。実際の飛行機でもプロペラの前方の風速は機体の対気速度より大きい。本実験機ではプロペラに対して風洞が十分大きくないため、プロペラの出力がゼロの状態での風速の値を対気速度とした。

回転数の取得には、モータのインクリメンタルエンコーダの角度情報を擬似微分し、さらに 3 次のローパスフィルタを用いてエンコーダの量子化誤差によるリップルを取り除いた値を利用した。

なお、各コントローラの極はシミュレーションと同様の値とした。各パラメータを表 1 に示す。

(5・2) ステップ推力指令実験 まず、対気速度を固定した状態でステップ状の推力指令を与えた。対気速度 V は $V = 7$ m/s とし、推力 $F = 0.60$ N の定常状態から実験を開始する。 $t = 1.0$ s で 0.60 N から 1.20 N へのステップ状の推力指令を与えた。

実験結果を図 9 に示す。図 9(a) を参照すると、従来法ではシミュレーションでは想定していなかったモデル化誤差

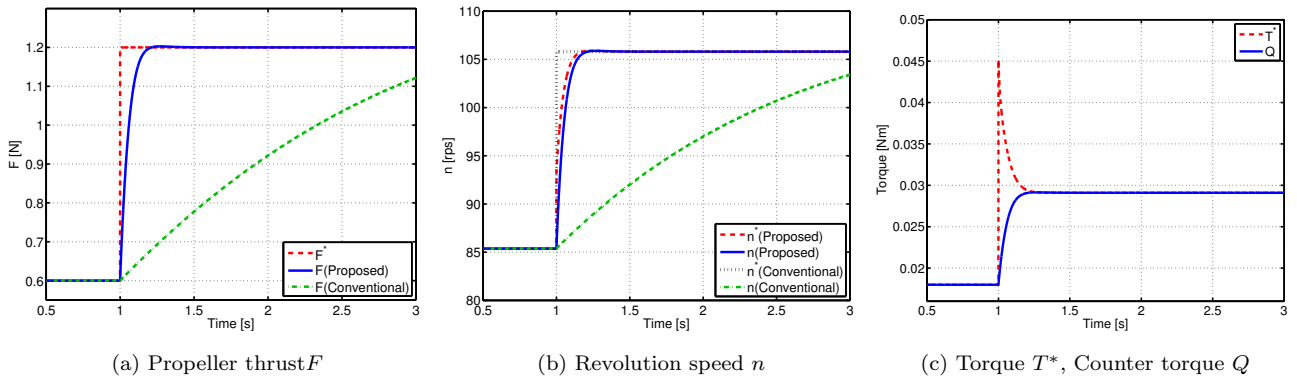


図 6 ステップ推力指令を与えた時のシミュレーション結果
Fig. 6. Simulation results for step thrust command

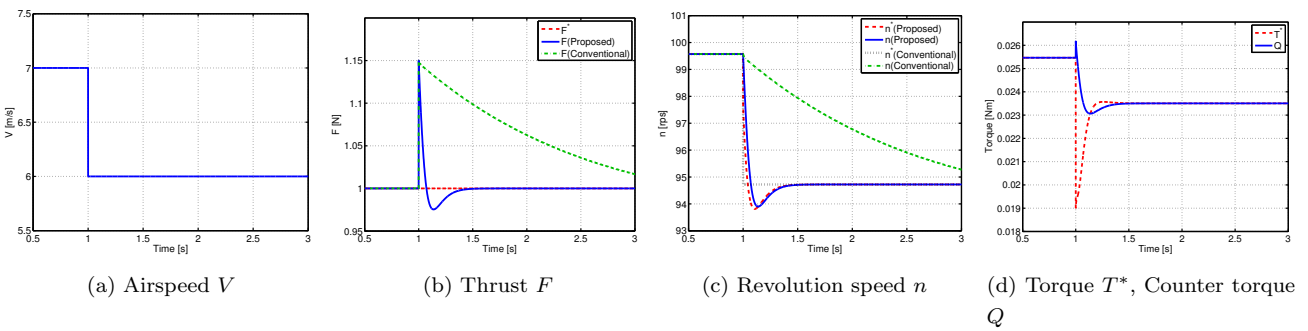


図 7 ステップ対気速度変化を与えた時のシミュレーション結果
Fig. 7. Simulation results for step airspeed change

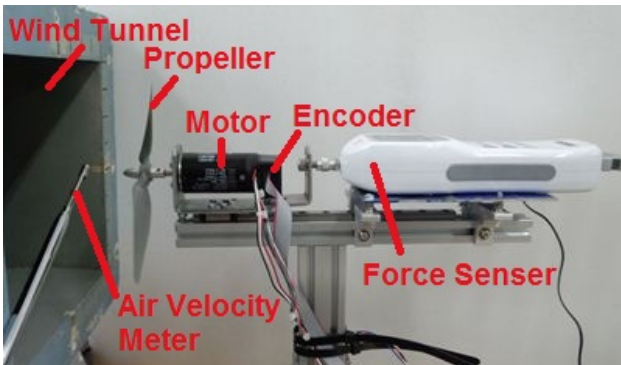


図 8 実験機

による定常誤差があり、応答も遅いことがわかる。一方、提案法では推力の振動的な変化があるものの、推力指令値 F^* に対し、推力 F が追従していることが分かる。

この振動の原因としてプロペラの軸ズレなどによる実験機全体の振動が力センサに伝わっていることが考えられる。また、エンコーダの角度情報の量子化誤差、標本化誤差によって図 9(b) のように回転数に僅かなノイズが乗ること、その微分値を利用した反トルク推定値が図 9(c) のように振動してしまい、トルク指令値の振動を起こしていることが分かる。これにより推力が振動していることも考えられる。

〈5・3〉 追い風外乱実験 次に、推力指令を固定した状態で追い風を想定して対気速度を変化させた。

推力指令 F^* は $F = 1.0$ N とし、対気速度 $V = 7.00$ m/s の定常状態から実験を開始する。およそ $t = 1.0$ s で風洞の入り口を塞ぐことで対気速度を変化させた。対気速度は最終的に $V = 0.36$ m/s まで変化した。

実際の対気速度は計測不可能であるため、回転数制御器は V に対して不変なコントローラとした。

実験結果を図 9 に示す。図 10(b) を参照すると、従来法では対気速度の変化により推力が上昇し、指令値通りに追従していないことが分かる。一方提案法では、推力の上昇は一瞬で、すぐに指令値通りの推力に落ちることが分かる。推力指令 F^* と推力 F の差を検出すると、図 10(c) に示されるようにすぐに回転数指令が落ち、それにともないトルク指令も落ちている。結果的にトルク、回転数が落ち、推力が指令値通りに戻っている。

6. まとめ

本稿では電気飛行機の運動制御性の向上のため、電気プロペラ単発機の推力制御系を提案した。まず最初に、電気プロペラ単発飛行機のモデル化を行った。次に、提案したモデルを元に回転数制御をインナーループに持ったプロペラ推力制御を提案した。シミュレーション及び実験を行い、推力指令値に対して早い応答が得られ外乱に対してロバストであり、提案した制御系が有効であることを確認した。

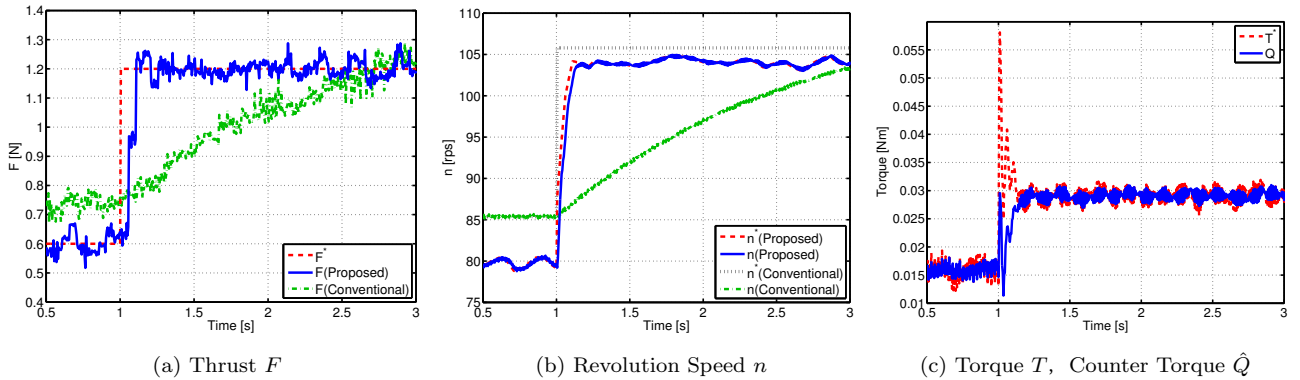


図9 ステップ推力指令を与えた時の実験結果
Fig. 9. Experiment Results for Step Force Control

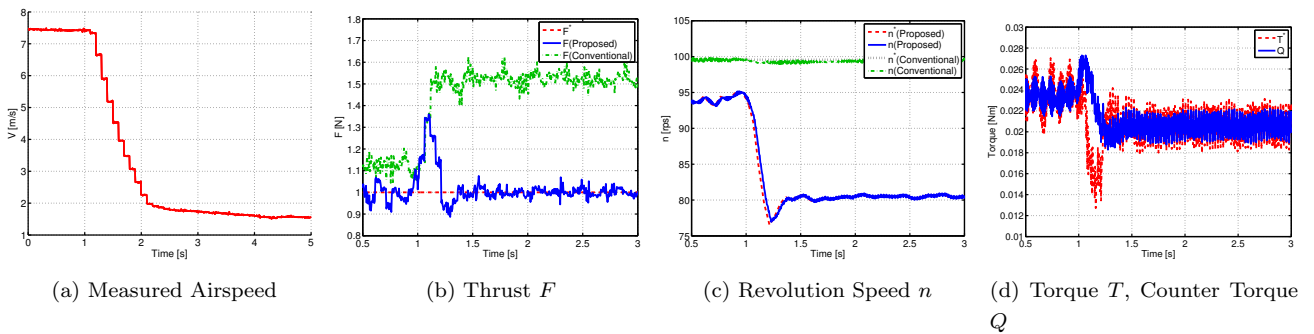


図10 対気速度変化を与えた時の実験結果
Fig. 10. Experiment Results for Airspeed Change

今回は紙面の都合上割愛したが、本稿で提案した推力制御を用いた追い風による墜落を防ぐ対気速度制御も考案したので、今後の発表を予定する。

参考文献

- (1) 猪瀬直樹:「ビジネスジェットで遅れをとる日本の空港」, Nikkei BPnet. Nikkei Business Publications, Inc., Web. (2010-10)
- (2) International Business Aviation Council: “Business aviation safety brief,” International Business Aviation Council, No. 10 (2011-9).
- (3) Aviation Safety: “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents,” Statistical summary, Boeing Commercial Airplanes (2011-6)
- (4) R. Kebabjian: “Accident Statistics”. PlaneCrash-Info.com (2010).
- (5) 麻生茂:「小型電気飛行機飛行研究開発の世界の動向と我がコクの次の百年に向けた航空戦略の一提案」, 航政シリーズ (549), 1-31, 巻頭1枚, (2012-7)
- (6) “The 2011 Green Flight Challenge Sponsored by Google,” CAFE Foundation. CAFE Foundation, Web. (2012)
- (7) K. Nam, Y. Kim S. Oh, and Y. Hori: “Steering Angle-Disturbance Observer (SA-DOB) based yaw stability control for electric vehicles with in-wheel motors,” Control Automation and Systems (ICCAS), 2010 International Conference on , vol., no., pp.1303-1307 (2010-10)
- (8) Y. Chen, J. Wang; “Energy-efficient control allocation with applications on planar motion control of electric ground vehicles,” American Control Conference (ACC), 2011, pp.2719-2724 (2011-6)
- (9) 金井喜美雄:「航空機制御技術と自動車への適用」, 計測と制御, Vol. 45, No. 3, pp. 177-184 (2006-3)
- (10) A. Nishizawa, H. Kobayashi, K. Okai, and H. Fujimoto: “Progress of Electric Vehicle Technology and Future of Electric Aircraft,” The 43rd JSASS Annual Meeting, pp. 521-526 (2012) (in Japanese)
- (11) T. Tucker: “Touchdown: The Development of Propulsion Controlled Aircraft at NASA Dryden,” Monographs in Aerospace History, No. 16, Washington (1999)
- (12) 澁谷宏永・増位和也:「耐故障飛行制御システム-エンジン推力のみによる飛行制御 (特集耐故障飛行制御システム)」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 57, No. 669, pp. 281-282, (2009-10)
- (13) 中村資朗:「航空工学講座 第6巻 プロペラ」, 社団法人日本航空技術協会, pp. 1-17 (2009-6)
- (14) 片柳亮二:「航空機の飛行力学と制御」, 森北出版株式会社, pp. 7 (2011-4)