

電気飛行機の機体速度制御と滑走試験による実証

高橋 健一郎*, 梅田 翔, 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)

Plane Speed Control of Electric Airplane and Verification by Running Experiment
Kenichiro Takahashi*, Sho Umeda, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori (The University of Tokyo)
Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa (Japan Aerospace Exploration Agency)

Abstract

Electrical airplanes (EAs) 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. Especially when tail wind gusts occur before touchdown, airplanes have a high risk of going into a stall. In this paper, speed control method 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, 機体速度制御, プロペラ推力,
(Electric Airplane, Plane Speed Control, Propeller Thrust)

1. はじめに

〈1・1〉 研究背景 近年, グローバル化が進んでいることを背景に航空輸送の需要が伸びている。一方で情報化社会が進んでいるにも関わらず, 日本国内だけでなく世界各国で地域格差が広がっている。一因として地域間の交通の便の差があり, これを解消することができればより平等な社会的・経済的発展が期待できる。しかしながら, 従来の中長距離高速交通インフラは交通需要が多いところでしか整備することができず, 巨大都市を経由せず地方間の直接移動できる例は少ない。

そこで, 少ないインフラで小規模な中長距離高速移動が可能な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。さらに現状で小型航空機での移動は鉄道などに比べると費用が高く⁽⁵⁾, 一般的に利用されるのは現実的でない。

そこで, エネルギーコストや整備コストなどの運用費が少なく, 環境にも優しい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。

- シームレスに負のトルク・回転を発生できる。

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おり⁽⁷⁾⁽⁸⁾, 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⁾。

風洞実験ではモーターの特長を活かした素早い推力制御, 対気速度制御が可能であることが示されている⁽¹⁴⁾⁽¹⁶⁾。また, モーターは分散配置・独立制御が容易であるため, 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⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾。

〈1・2〉 研究目的 上述した気象要因の事故のうち特に危険な例として, 着陸直前の低空飛行時の追い風突風がある。追い風突風が起これると機体の空気に対する速度(対気速度)が急激に低下し, 主翼は揚力を失う。従来ではこういった場合では機体のピッチ角を変え, 主翼が空気に当たる角度(迎角)をより大きくすることで揚力を補う。

しかしながら, 迎角を変える速度には限界がありその間に高度が落ちてしまう。また, 通常着陸直前は速度を絞っているため, 迎角を大きくすると流れが翼から剥離(失速)してしまう危険性が高い。もし失速状態に陥ると飛行機は急激に揚力を失い, 墜落に至る場合がある。

こういった事故を防ぐ方法として, 電動モーターの高い制御性を活かした対気速度制御が提案されている⁽¹⁴⁾。飛行機への追い風突風は予測することができず, 直接計測することが出来ない。また, プロペラの推力・反トルクは回転数・対気速度によって決定するが, 非線形性が強い。更に追い風突風は直接対気速度の変化として影響するため, プロペラの並進方向の推力, モーターへの反トルク, 出力として

の対気速度の全てに非線形で影響する。文献(14)では電動モータの利用により安定して早いインナーロープを持たせることで、素早い対気速度制御を実現している。しかしながら、文献(14)にあげられる対気速度制御は推力計測を必要としており、通常の飛行機が持つ仕様とは異なる上、仮に計測装置を取り付けてもプロペラの取り付けの剛性低下などのデメリットが発生する。また、対気速度制御の実験には至っておらず、その有効性の実証がされていない。

そこで本稿では現存する電気飛行機への速度制御の適用を考え、推力計測を必要としない機体速度制御について検討する。また、有人機体を用いて実験を行いその有効性を示す。

2. 電動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について説明する。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⁽¹⁸⁾ 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。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。本稿では対気速度ベクトルの向き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} を合成したプロペラ断面对気速度ベクトル \mathbf{V}_r となる。したがって、気流は $-\mathbf{V}_r$ の方向からプロペラ断面に侵入する。

$$\mathbf{V}_r = 2\pi r n + \mathbf{V} \dots \dots \dots (1)$$

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

$$\mathbf{R} = \mathbf{F} + \mathbf{Q} \dots \dots \dots (2)$$

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 \mathbf{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⁽¹⁹⁾。

合成ベクトル \mathbf{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。

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

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

すなわち、式(4)より迎角 α は V/n の関数である。ここで、

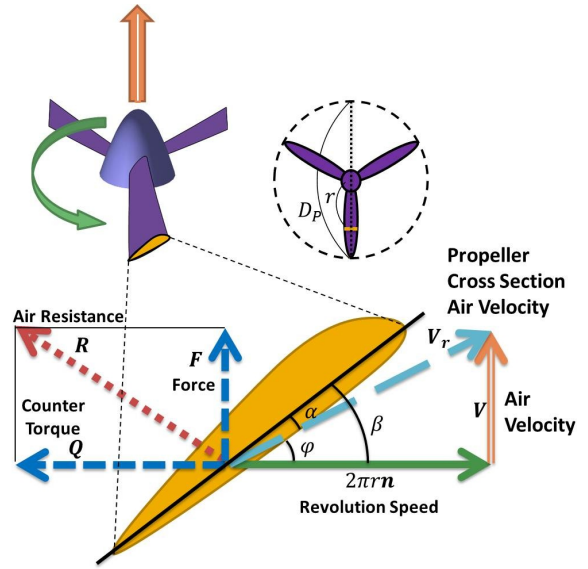


図1 プロペラの速度とプロペラに作用する力⁽¹⁸⁾
Fig. 1. Physics of propeller cross section⁽¹⁸⁾

V/n をプロペラ直径 D_p により無次元化した被進行率 y を式(5)のように定義すると、 \mathbf{F} と \mathbf{Q} は y の関数になる。ただし、 ϵ は零割防止のための微小定数である。

$$y = \frac{nD_p}{\max(V, \epsilon)} \dots \dots \dots (5)$$

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 Q_C 、推力係数 F_C を用いて式(6)、式(7)の用に表すと、係数 Q_C と F_C は進行率 y に関する非線形な関数である。

$$Q = Q_C \rho (\max(V, \epsilon))^2 D_p^3 \dots \dots \dots (6)$$

$$F = F_C \rho (\max(V, \epsilon))^2 D_p^2 \dots \dots \dots (7)$$

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。

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

$$M \dot{V}_E = F - D \dots \dots \dots (9)$$

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⁽¹⁹⁾。

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

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。

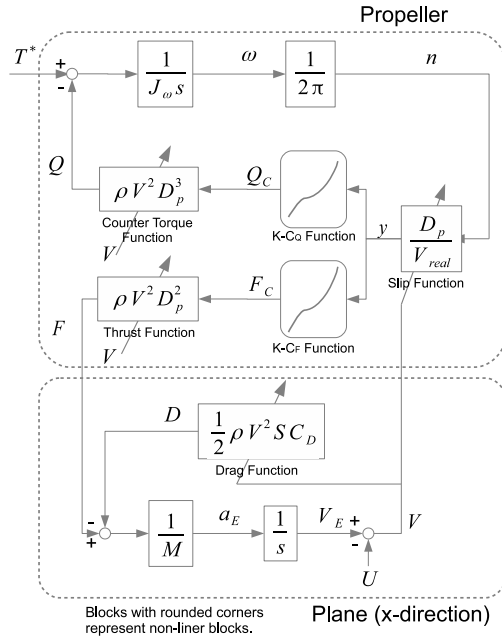


図2 プロペラモデル
Fig. 2. Propeller model

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

V は対気速度、 U は追い風速度である。
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。ただし、 $\max(V, \epsilon)$ となる部分も省略し V のまま表記する。

モデルからも分かるように、推力 F と反トルク Q は回転数により決定するが、非線形性が強く、対気速度制御 V に対して可変である。追い風 U が変動すると対気速度制御 V が直接変わるだけでなく、推力や反トルクも非線形に変動する。

3. プロペラ単発機速度制御

本章では速度制御系の説明を行う。なお、本稿の実験では対気速度を取得できないため対地速度制御を行う。以降、対気速度もしくは対地速度を機体速度と呼ぶ。この場合、追い風 U は入力端外乱+プラント変動と解釈できる。

機体速度の制御系を図3に示す。機体速度制御系は回転数制御のインナーループと機体速度制御のアウターループから構成される。

2節で述べた通り、追い風 U は推力や反トルクにも影響があるため、インナーループの素早い回転数制御がなければ十分早い機体速度制御を実現することは出来ない。

〈3・1〉 回転数制御系の設計 本節では提案する回転数制御系について説明する。回転数制御は比例積分制御器で行う。比例積分制御器のゲイン C_1 は極が $-\omega_1$ となるよう極配置法によって決定する。外乱トルクは回転数や対気速度の関数であるが、極配置の際は外乱トルクを無視しプラントを $P_{1n} := 1/2\pi J_{\omega n}$ とみなす。

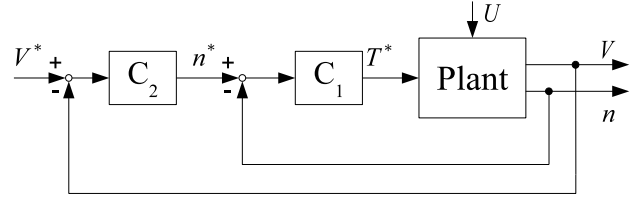


図3 機体速度制御系
Fig. 3. Plane Speed controller

表1 パラメータ一覧
Table 1. Parameters

プロペラ直径 D_p	1.50 m
プロペライナーシャ J_{ω}	6.10 kg·m
機体質量 M	200 kg
空気密度 ρ	1.180 kg/m ³

〈3・2〉 機体速度制御系の設計 本稿では機体速度制御系の設計について説明する。機体速度制御系にはフィードバック制御を用いる。

まず、回転数から速度への伝達関数を考える。推力は回転数と対気速度の静的な関数で表される。これを動作点 $n = n_{nom}$ と $V = V_{nom}$ まわりで線形化し、式(12)で表す。

$$F = a_F n + b_F \dots \dots \dots (12)$$

また、空気抵抗 D を無視すると推力から速度への伝達関数は式(13)で示される。

$$V = \frac{1}{Ms} F \dots \dots \dots (13)$$

よって、 $n = n_{nom} + \Delta n$ 、 $V = V_{nom} + \Delta V$ なる動作点からの差分 ΔV 、 Δn を用いて回転数から速度への伝達関数は式(14)で表される。

$$\Delta V = \frac{a_F}{Ms} \Delta n \dots \dots \dots (14)$$

機体速度制御器 C_2 は比例積分制御器を用い、式(14)のプラントに基づき極が $-\omega_2$ となるように極配置法によりゲインを決定する。

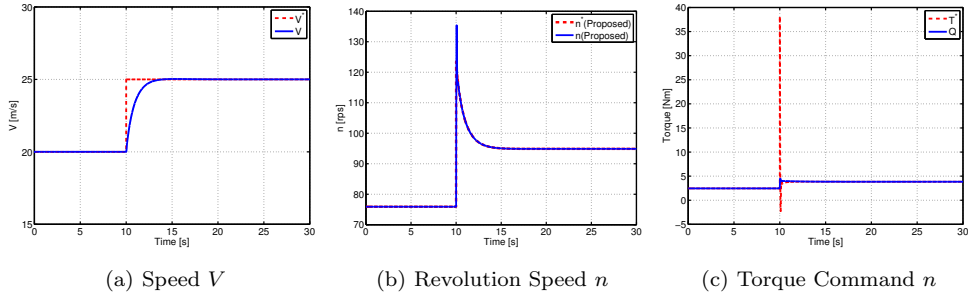
4. 実験機

実験には図4に示す本研究室で保有する試作電気飛行機FPEA1の胴体部を用いた。FPEA1のパラメータを表1に示す。コントローラにはdSpace社のMicroAutoBox IIを用いた。

5. シミュレーションによる検証

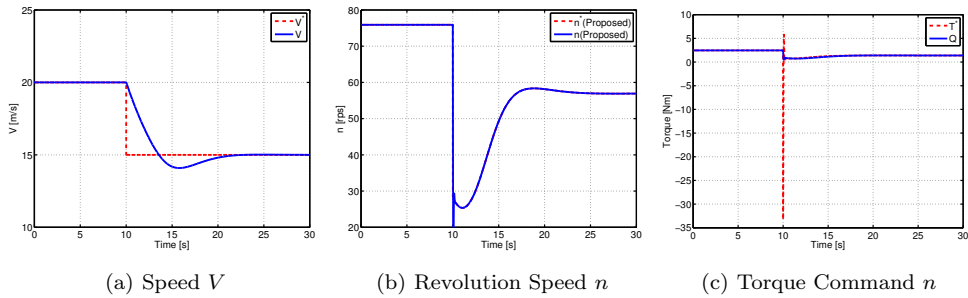
3節で提案した速度制御系の有効性をシミュレーションにより示す。

〈5・1〉 加速ステップ指令値応答 まず、加速方向の機体速度ステップ指令値を与えた。時刻 $t = 0.0$ sから $t = 30.0$ sまでシミュレーションを行った。図5(a)に示すように $V = 20$ m/sの定常状態で始め、 $t = 10.0$ sに $V = 25$ m/sへステップ指令値を与えた。シミュレーション結果を



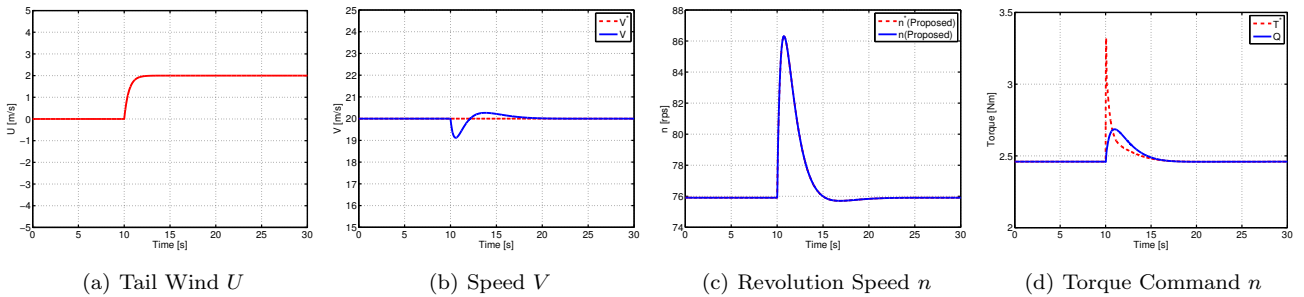
(a) Speed V (b) Revolution Speed n (c) Torque Command n

図 5 加速ステップ指令を与えた時のシミュレーション結果
Fig. 5. Simulation Results for Accelerating Step Reference



(a) Speed V (b) Revolution Speed n (c) Torque Command n

図 6 減速ステップ指令を与えた時のシミュレーション結果
Fig. 6. Simulation Results for Decelerating Step Reference



(a) Tail Wind U (b) Speed V (c) Revolution Speed n (d) Torque Command n

図 7 追い風外乱が発生した時のシミュレーション結果
Fig. 7. Simulation Results for Tailwind Disturbance



図 4 FPEA1
Fig. 4. FPEA1

図 5 に示す。機体速度は指令値に対して早い応答で追従している。

〈5・2〉 減速ステップ指令値応答 次に、減速方向の機体速度ステップ指令値を与えた。時刻 $t = 0.0$ s から $t = 30.0$ s までシミュレーションを行った。図 6(a) に示すように $V = 20$ m/s の定常状態で始め、 $t = 10.0$ s に

$V = 15$ m/s へステップ指令値を与えた。シミュレーション結果を図 6 に示す。プロペラの特性の非線形性によりオーバシュートが見られるものの、指令値に対して早い応答で追従している。

〈5・3〉 追い風外乱応答 最後に、一定対気速度制御指令値で追い風外乱を与えた。時刻 $t = 0.0$ s から $t = 30.0$ s までシミュレーションを行った。図 7(b) に示すように $V = 20$ m/s の定常状態で始め、 $t = 10.0$ s に図 7(a) に示すような $U = 2$ m/s への追い風外乱を与えた。シミュレーション結果を図 7 に示す。対気速度の変動は微小におさまられており、外乱を抑圧できていることが確認できる。

6. 実験による検証

3 節で提案した速度制御系の有効性を実験により示す。実験では機体速度指令値及び機体速度として対地速度を用いた。また、再現性がある追い風突風が発生できないため外乱応答は取っていないが、本制御系はフィードフォワード

ド制御を行っていないため、指令値応答を見ることは外乱応答を見ることに他ならない。

実験機保護のため、全ての実験で $T = \pm 100$ Nm のトルクリミッタ、 $n = \pm 30$ rps の回転数リミッタを施した。

〈6・1〉 加速ステップ指令 1 時刻 $t = 0.0$ s から $t = 12.0$ s まで実験を行った。図 8(a) に示すように $V_E = 1$ m/s の定常状態で始め、 $t = 2.0$ s に $V_E = 3$ m/s へステップ指令値を与えた。実験結果を図 8 に示す。

〈6・2〉 加速ステップ指令 2 時刻 $t = 0.0$ s から $t = 12.0$ s まで実験を行った。図 9(a) に示すように概ね $V_E = 1$ m/s の定常状態で始め、 $t = 2.0$ s に $V_E = 5$ m/s へステップ指令値を与えた。実験結果を図 9 に示す。

〈6・3〉 減速ステップ指令 時刻 $t = 0.0$ s から $t = 12.0$ s まで実験を行った。図 10(a) に示すように概ね $V_E = 5$ m/s 始め、 $t = 2.0$ s に $V_E = 3$ m/s へステップ指令値を与えた。実験結果を図 10 に示す。

〈6・4〉 考 察 全実験で概ね指令値に追従した結果が見られる。一方で全ての条件でトルクがリミッタにあたってしまっており、十分に早い回転数指令への追従が得られていない。そのために速度制御の比例積分制御の積分値が過剰に上昇してしまい、オーバーシュートが確認されている。長時間の過渡応答は滑走路長の制限により確認できなかった。

加速ステップ指令 2 を与えた実験では回転数リミッタにもあたってしまっており、加速ステップ指令 1 の場合に比べステップ幅が大きいものの加速度は同程度になっている。

減速ステップ指令を与えた実験ではステップ指令値を与えた段階で速度制御器の積分値が上昇してしまったため、十分なプロペラ回転数の低下が得られず、減速度が小さくなっている。一方でシームレスに負のトルク及びプロペラ回転数を出せるのは電気モータ特有であり、内燃機関による飛行機では実現できない結果が得られている。

7. まとめ

2 章では微小速度でも適用可能な単発プロペラ機のモデルを示し、それを元に 3 章で速度制御を設計・提案した。4 章で実験機を示し、5 章のシミュレーション及び 6 章の実験により提案法の有効性を示した。

以上より、機体速度制御により外乱抑圧・指令値追従が行えることが確認できた。本制御を電気飛行機に適用することで、追い風突風に対して安全な飛行を行うことができる。

また、将来的に航空輸送の更なる高密度化実現のためには大型航空機の発着間隔の間に小型航空機が発着することが有効である。大型航空機は後方乱気流を発生するため、小型航空機の外乱に対する安定的な飛行が必要なだけでなく、与えられた指令に対し正確な速度運行が必要になる。本研究は、こうした航空輸送の実現のための基礎技術になるであろう。

今後の課題としてより高速域での滑走試験の実施や、プロペラの回転数の変化によるヨー・ロールへの影響の考慮などが挙げられる。

謝 辞

最後に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) 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国の次の百年に向けた航空戦略の一提案」, 航政研シリーズ (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) 高橋健一郎, 藤本博志, 堀洋一, 小林宙, 西沢啓, “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”, 平成 25 年産業界計測制御/メカトロニクス制御合同研究会資料, (2013)
- (14) Kenichiro Takahashi, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa, “Airspeed Control of Electric Airplane Based on 2-Quadrant Thrust Control and Verification with Towing Test Using Electric Vehicle”, 40th Annual Conference of the IEEE In-

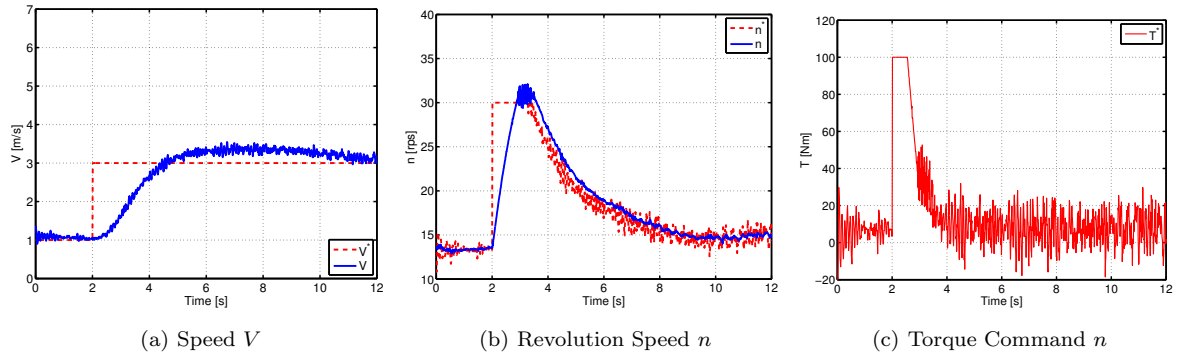


図 8 加速ステップ指令 1 を与えた時の実験結果

Fig. 8. Experimental Results for Accelerating Step Reference1

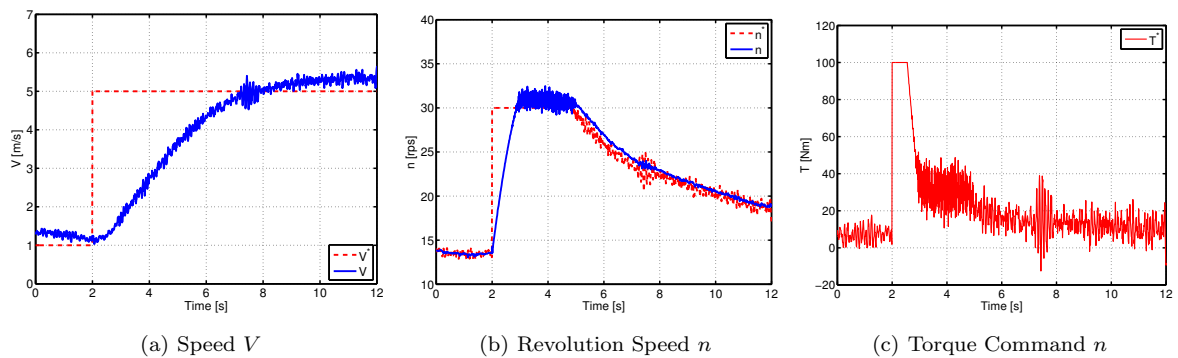


図 9 加速ステップ指令 2 を与えた時の実験結果

Fig. 9. Experimental Results for Accelerating Step Reference1

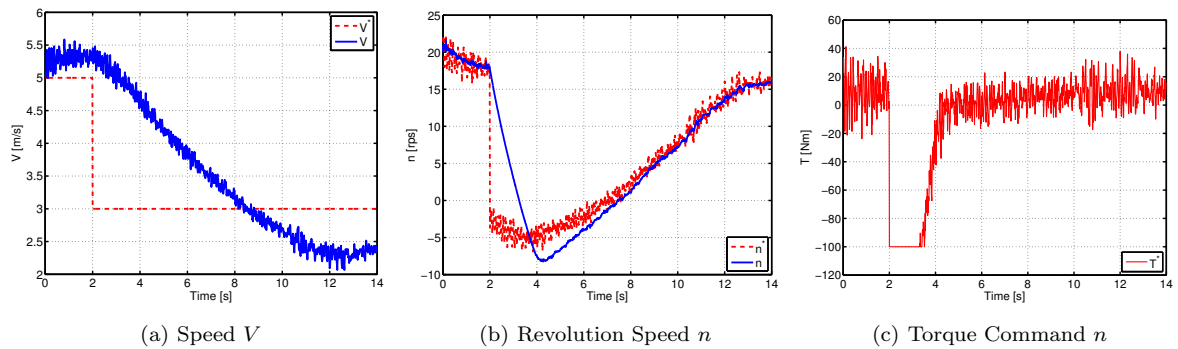


図 10 減速ステップ指令を与えた時の実験結果

Fig. 10. Experimental Results for Decelerating Step Reference

- dustrial Electronics Society, pp. 2682-2688, (2014)
- (15) 高橋健一郎, 藤本博志, 堀洋一, 小林宙, 西沢啓, “電気モータの制御性を生かした電気飛行機の対気速度制御系の開発及び電気自動車を用いた試験法の提案”, 第 51 回飛行機シンポジウム アブストラクト集・CD-ROM 講演集, (2013)
 - (16) Nobukatsu Konishi, Hiroshi Fujimoto, Yasumasa Watanabe, Kojiro Suzuki, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa: “Lift Control of Electric Airplanes by Using Propeller Slipstream for Safe Landing”, The IEEE/IES International Conference on Mechatronics 2015, Nagoya, Japan, (2015)
 - (17) Nobukatsu Konishi, Hiroshi Fujimoto, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa, “Range Extension Control System for Electric Airplane with Multiple Motors by Optimization of Thrust Distribution Considering Propellers Efficiency”, 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, pp. 2847-2852, (2014)
 - (18) 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)
 - (19) 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)