

インホイールモータを用いた航空機における着陸検知と片輪着陸時の姿勢制御及び新しい実験手法の提案

新實 敏樹*, 藤本 博志, 渡邊 保真 (東京大学),
西沢 啓, 小林 宙 (宇宙航空研究開発機構)

Aircraft Landing Detection, Dynamics Control in Wing Low Method,
and Proposal of New Experimental Method by In-wheel Motor
Toshiki Niinomi*, Hiroshi Fujimoto, Yasumasa Watanabe (The University of Tokyo)
Akira Nishizawa, Hiroshi Kobayashi (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)

Abstract

Safety is one of the most important issues for aircraft. This paper focuses on yaw-rate suppression technique with in-wheel motor in crosswind landing situation. First, the landing detection method without additional sensor using driving force observer is proposed. Then, yaw-rate control is applied to suppress yaw-rate caused by braking force, driving force, and some other disturbances. Furthermore, a brand new experimental verification method with electric vehicle and low μ sheet is introduced. Finally, numerical simulation and experimental results show the effectiveness of proposed method.

キーワード：電気飛行機，横風着陸，電動化駆動輪，着陸検知
(Electric Aircraft, Crosswind Landing, Electrically Driven Wheel, Landing Detection)

1. はじめに

〈1・1〉背景 航空機輸送の需要がこの10年で約2倍となっており，今後2035年まで需要はさらに増え続ける見込みである⁽¹⁾。また近年，ボーイング787を初めとして飛行機の電動化が徐々に始まりつつある⁽²⁾。未だに主動力は内燃機関を用いているが，航空機の設備の電動化が部分的に行われた機体が既に実用化されている。これら航空機の電動化における主なモチベーションは高効率化による航続距離延長，及び環境問題への配慮である。

一方，電動モータの優位性を活かして航空機に従来の従動輪ではなく電動化駆動輪を搭載することも提案されている⁽³⁾⁽⁴⁾。エアバス社ではタキシングを電動化駆動輪を用いて行うことで，牽引車とジェットエンジンから発生する排気ガスの抑制を狙う技術を開発中である⁽³⁾。また，宇宙航空研究開発機構(JAXA)では，図1のような電動化駆動輪を装備した模型飛行機にて実験し，離陸時の滑走距離短縮に成功している⁽⁴⁾。

著者らの研究ではこれまでに，この電動化駆動輪を着陸時の姿勢制御へ応用する手法を提案してきた⁽⁵⁾。2015年度のビジネスジェットにおける事故を参照すると，航空機の事故は着陸時が最も多く，事故総数の56.5%を占める⁽⁶⁾⁽⁷⁾。文献(5)では，図2に示すような，ウィングローと呼ばれる横風着陸手法を用いた際の問題点を挙げた。また，その問題に対して電動化駆動輪を用いて解決する手法を提案した⁽⁵⁾。

文献(5)における著者らの手法の概略図を図3に示す。詳細は以下の通りである。

●速度フィードフォワード制御

着陸前に速度制御系を電動化駆動輪に適用し，対地速度と同じ速度で駆動させることで着陸直後にかかる制動力を抑制させる



図1 JAXA model plane with electrically driven wheel⁽⁴⁾

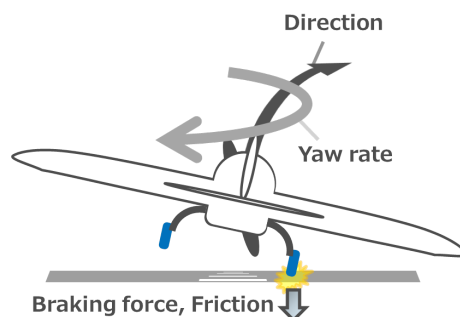


図2 Problem of sideslip

●ヨーフィードバック制御

着陸後にヨーレートセンサを基にしたフィードバック制御系を適用し，様々な外乱に対してコースアウトすることなく航空機を滑走させる

〈1・2〉制御系の問題点 この提案法によるシミュレーションは着陸のタイミングが制御器側から既知であった。しかし，実際は着陸のタイミングを航空機が検知して制御系を切り替

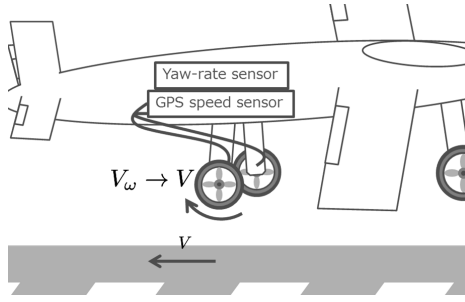


図3 Proposed method : overview

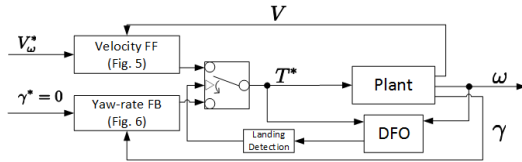


図4 Controller switch by DFO

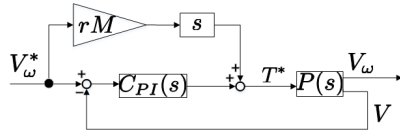


図5 Block diagram of velocity feedforward controller

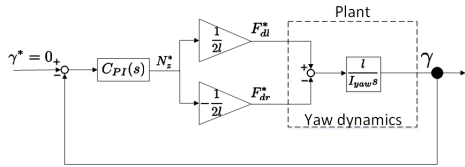


図6 Block diagram of yaw feedback controller

える必要がある。

現在のビジネスジェットには、降着装置に搭載されているセンサから着陸を検知し、ジェットエンジンの逆噴射ロックを解除している。一方で、電動モータを用いた電動化駆動輪では、その入力トルクと車輪速度の関係からオブザーバを用いて制駆動力を推定することが可能である。

〈1・3〉 本論文における提案手法 本論文では、駆動力オブザーバによる着陸検知、及び着陸検知後のヨーフィードバックによるヨーレート抑制制御の実証を行う。この手法により、降着装置に搭載されているセンサが不必要となり、コストの削減などが期待される。概略図を図4に示す。

2. 機体の運動モデル

プラントモデルとして文献(5)から、入力トルクから車輪速度、車体速度の関係を示す駆動輪モデルと、左右輪の駆動力からヨーレートまでの機体モデルを用いる。各記号の定義は表1に示す。

3. 提案手法:駆動力オブザーバを用いた着陸検知

〈3・1〉 概要 本節では駆動力オブザーバを用いた着陸検知及び制御器切り替え手法について述べる。前述の通り、速度フィードフォワード制御器からヨーフィードバック制御器へ切り替えるために着陸を制御器側が認知する必要がある。既存の航空機にも降着装置のダンパ部分に着陸センサが取り

表1 Parameter definition

Definition	Symbol
Torque	T
Wheel Inertia	J_w
Wheel Radius	r
Wheel Velocity	V_w
Landing Velocity	V
Friction Coefficient	μ
Normal Force	N
Driving Force	F_d
The Rolling Friction Coefficient	μ_0
Distance from tire to center of gravity	l
Total Mass	M
Yaw Inertia	I_{yaw}

表2 Performance of Cessna 172 skyhawk

Definition	Value	Unit
Total Mass M	1000	kg
Yaw Inertia I_{yaw}	2667	kg m ²
Stall Velocity	83.00	km/h
Landing Velocity V	100.0	km/h
Wheel Radius r	0.1520	m
Torque Limit of Wheel	± 100.0	N
Wheel Inertia J_w	0.1810	kg m ²
The Rolling Friction Coefficient μ_0	1.000×10^{-4}	-

付けられているが、本論文では制御器で用いている角速度センサと入力トルクから駆動力オブザーバを用いて着陸を検知する手法を提案する。

着陸時に制駆動力が駆動輪に生じるため、駆動力オブザーバで推定した駆動力推定値 \hat{F}_d から着陸を検知することは可能であるといえる。

〈3・2〉 シミュレーション条件 本論文ではセスナ172スカイホークを想定したシミュレーションを行う。スカイホークの失速速度である83 [km/h]の約1.2倍となる100 [km/h]を着陸速度とし、その速度で滑走路に突入するケースとした。スカイホークの性能については表2に示す⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹³⁾。

シミュレーションでは、センサから得た対地速度と真値がずれている場合を想定した。すなわち、駆動輪の速度を $V_w = 99$ [km/h]、対地速度の真値を $V = 100$ [km/h]とした。

また、シミュレーション開始から1秒後に左輪のみ着陸、2秒後に両輪が着陸する想定で行う。また、速度フィードフォワードはシミュレーション開始から0.5秒後に左輪に、1.5秒後に両輪に作用させることとする。

ただし制御器側から着陸タイミングは既知とせず、速度フィードフォワードからヨーフィードバックへの切り替えは駆動力オブザーバによって推定された \hat{F}_d の絶対値が10[N]を超えた時に行うものとする。

〈3・3〉 シミュレーション結果 シミュレーション結果を図7、図8に示す。図は左からトルク指令値、速度、ヨーレート、滑走路に対する角度、及び駆動力オブザーバにて推定された駆動力を表す。図8より、着陸の瞬間に対地速度と車輪速度の差による駆動力が発生している。

また、図7、図8より、駆動力オブザーバを用いて着陸を検知した後、制御系が適切に速度フィードフォワードからヨーフィードバックに切り替わっている。これらより、駆動力オブザーバを用いて航空機の着陸検知は可能であり、適切に制御系が切り替わっていることからヨーレートの抑制効果が示された。

4. 実験

〈4・1〉 実験条件 本節では駆動力オブザーバによる着陸

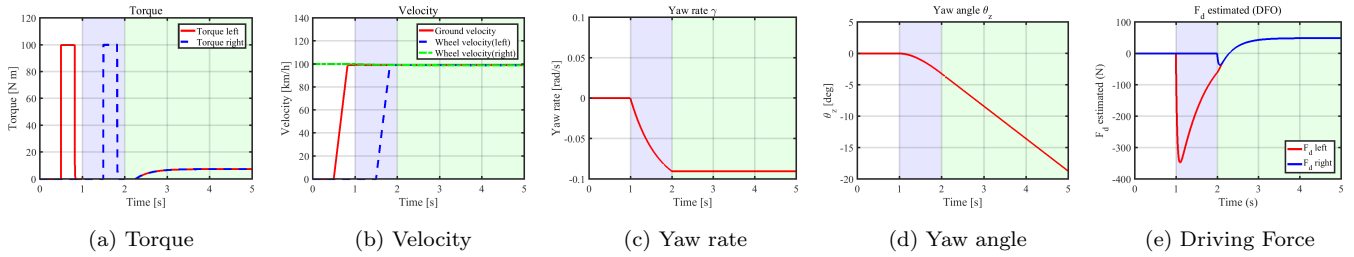


図 7 Simulation result : velocity feedforward only

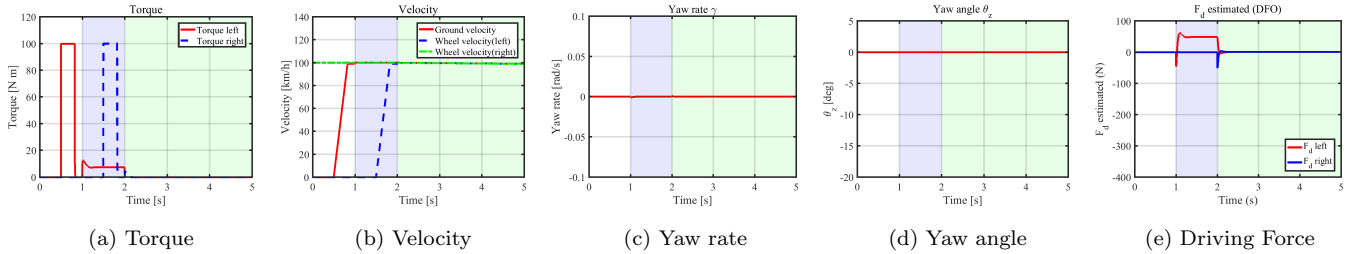


図 8 Simulation result : landing detection + yaw feedback

表 3 Performance of FPEV-2 Kanon

Definition	Value	Unit
Total Mass M	803	kg
Yaw inertia I_{yaw}	607	kg m ²
Wheel radius r	0.302	m
Wheel inertia J_w	1.24	kg m ²
Maximum torque	± 200	N m

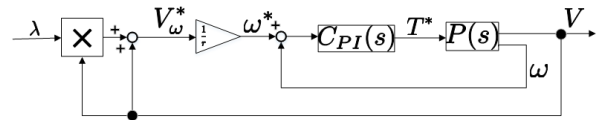


図 9 Slip-ratio control

検知の実験結果について述べる。

本論文では機体を飛行させる代わりとして、著者らの研究室が保有する電気自動車である FPEV-2 Kanon を用いて実験を行った。本車両は 4 輪全てにインホイールモータを搭載し、前後輪、左右輪の独立駆動が可能となっている。本車両のパラメータを表 3 に示す。また、低 μ 路シートを用いて着陸の模擬を行った。実験の様子を図 10 に示す。

文献 (5) より、駆動力 F_d は摩擦係数 μ と垂直抗力 N の積で表される。航空機が着陸する時、垂直抗力が増加し、その結果駆動力が上昇する。これを、低 μ 路面から高 μ 路面への脱出時に置き換える。すなわち、垂直抗力の増加を摩擦係数の増加として扱った。

また、低 μ 路シート上では小さい制動力が、高 μ 路シート上では無視できないほどの大きさの制動力を模擬するために、シート上から脱出する直前に十分小さい負のスリップ率指令値を加えた。

よって、本実験の手順は、以下の通りである。

- (1) 後輪駆動により 15 km/h で低 μ 路シートに進入
- (2) 低 μ 路シートから脱出する寸前に前輪駆動に切替、前輪を図 9 や文献 (14) に示すスリップ率制御系とし、 $\lambda = -0.05$ を入力
- (3) 駆動力オブザーバによる検知から、ヨーフィードバックに切り替えられた場合と切り替えられなかった場合と比較

〈4・2〉 実験結果 実験結果を図 11, 図 12 に示す。実験では図 11(b), 図 12(b) より、約 2 秒後に両輪が低 μ 路シートに進入し、その約 0.2 秒後に左輪が低 μ 路シートから脱出、



図 10 Experiment: overview

2.5 秒目で右輪が低 μ 路シートから脱出している。図 11(d), 図 12(d) より、低 μ 路シートからの脱出時に駆動力の変化が確認できており、それをトリガーとして図 11(c), 図 12(c) よりヨーレートの抑制が確認できている。従って、 μ の変化を垂直抗力 N の変化と見立てて、着陸の検知が駆動力オブザーバを用いて検出可能であり、ヨーレート抑制制御による効果も実証されたと言える。

5. 問題点

表 2 及び表 3 より、電気自動車と小型航空機とは同程度の質量にも関わらずヨーイナーシャの大きさを初めとした各種パラメータが異なる。そのため、当研究室が保有するインホイールモータ搭載型の航空機型実験機：FPEA-1 で改めて実証実験し、その妥当性を検証する必要がある。FPEA-1 の概観を図 13 に示す。

6. まとめ

本論文では電動化駆動輪を搭載した航空機において、駆動力オブザーバによる着陸検知の手法と、着陸検知によるヨー

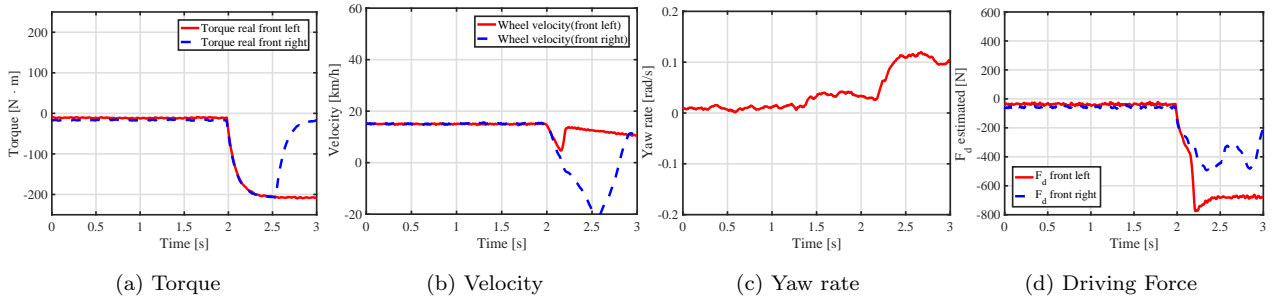


図 11 Experimental result : without control

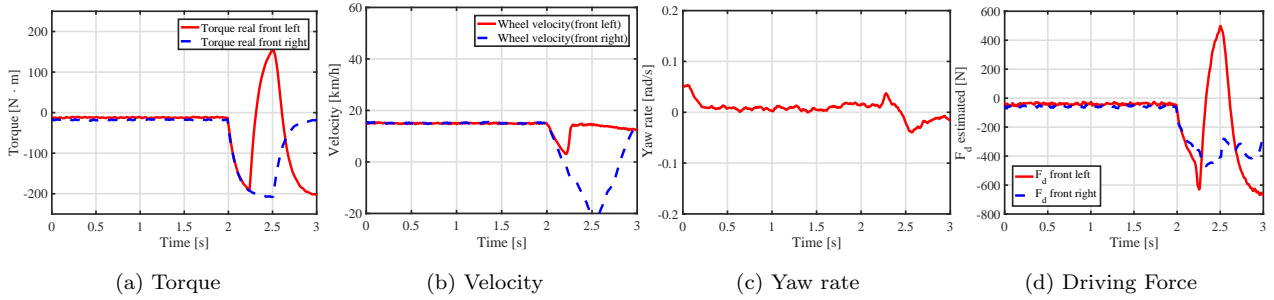


図 12 Experimental result : with control



図 13 Experimental unit: FPEA-1

レート抑制制御器への切り替えに関する手法を述べた。また、本論文では機体を飛行させる代わりとして、当研究室で所有している電気自動車：FPEV-2 Kanon を用いた実験手法を提案した。本提案法についてシミュレーション及び電気自動車を用いた実験にて、その有効性を実証した。

7. 謝 辞

最後に本研究の一部は NEDO 産業技術研究助成（プロジェクト ID:05A48701d）及び、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) Airbus S.A.S: “Global Market Forecast 2016-2035, “ <http://www.airbus.com/company/market/global-market-forecast-2016-2035> [retrieved 1st December 2016]
- (2) Bulent Sarlioglu, Casey T.Morris, “More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft“, IEEE Transactions on transportation electrification, Vol.1, No.1, June (2015)
- (3) AIRBUS, “FAST #51 AIRBUS TECHNICAL MAGAZINE“, January (2013)
- (4) Hiroshi Kobayashi and Akira Nishizawa: “Decrease in Ground-Run Distance of Small Airplanes by applying

Electrically Driven Wheels, ” J. Japan Soc. Aeronaut. Sp. Sci., v10. 56, no. 656, pp. 416-424, (2008)

- (5) Toshiki Niinomi, Hiroshi Fujimoto, Akira Nishizawa, *et al*: “Aircraft Yaw-rate Control by Electrically Driven Wheel for Crosswind Landing, “ IEEJ international workshop on Sensing, Actuation, Motion Control, and Optimization, SAMCON (2017)
- (6) International Business Aviation Council: “Business aviation safety brief, “ International Business Aviation Council, No. 14 (2015).
- (7) Aviation Safety: “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, “ Statistical summary, Boeing Commercial Airplanes (2015)
- (8) 安倍正人: “自動車の運動と制御, ” 山海堂 (2003).
- (9) 公共社団法人 日本航空技術協会, 航空工学講座 2 飛行機構造 (2007)
- (10) Hans B. Pacejka and Egbert Bakker: “The Magic Formula Tyre Model, ” In Proceedings of the 1st International Colloquium on Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis, Supplement to Vehicle System Dynamics, Vol. 21, pp.1-18 (1991)
- (11) Cessna 172 – Linear Model <http://doc.gnu-darwin.org/cessna172/linear.html> [retrieved 15th November 2016]
- (12) Abraham K. Ishihara, Yoo Hsiu Yeh, Parth Kumar, *et al*: “Adaptive Feedforward Aircraft Control, ” American Institute of Aeronautics and Astronautics, 20 - 22 April (2010)
- (13) Leonard Bridgman: “Jane’s All the World’s Aircraft 1953-1954, ” Jane’s All the World’s Aircraft Publishing Co Ltd. (1953)
- (14) 藤本博志, 吉村雅貴, 「電気自動車におけるスリップ率制御に基づく駆動力制御法」, 自動車技術会 2011 年春季学術講演会, No. 20115122, pp.8-11, (2011)