

東京大学 大学院工学系研究科
電気系工学専攻

平成29年度

修士論文

電動化駆動輪を搭載した航空機における
着陸と走行時の安定化制御に関する研究
**Study on Stability Control by Electrically Driven Wheel
for Aircraft Landing and Driving**

指導教員 藤本 博志 准教授

2018年2月提出

37-166489 新實 敏樹

概要

将来のモビリティとして、自動車と同様の手軽さで空を飛べる機体が考案、開発されている。特にスカイカーと呼ばれる、いわゆる空飛ぶ自動車が次世代のモビリティとして現在各社で開発が行われている。その一方で飛行中の事故における対策も重要となる。現存の航空機における事故は着陸時が半数以上を占めており、また事故率はパイロットの飛行経験時間が短い程上がっている。そのため自動車と同等の普及を考慮する場合、現在の航空機パイロットと同等の訓練を受けずに安全に運転ができる必要がある。

一方、スカイカーの場合は航空機の降着装置にあたる部分が自動車の車輪となる。そのため現存する航空機と異なり、降着装置自体が加減速を行うことが可能となる。特に電動化駆動輪を搭載した場合、モータのトルク応答の速さなどから従来の自動車には不可能な運動制御が可能となる。本研究は、それら電動化駆動輪を搭載したスカイカーのような航空機において、着陸時のヨーレート抑制制御を目的とする。特に、着陸前に強風が機体側面から吹いているような、着陸に困難を極める状況を想定する。また、地上走行時においてプロペラと駆動輪を用いた協調制御についても提案する。

電動化駆動輪を用いた着陸時のヨーレート抑制制御手法は大きく分けて2通りある。1つは着陸前に対地速度と同じ速度で電動化駆動輪を駆動させることで、着陸時に発生する制動力を大幅に抑制する。もう1つは着陸後にヨーレートセンサを用いて、ヨーレートが0になるようにフィードバック補償制御を行う。これら2つの提案法を組み合わせることで横風着陸時におけるヨーレートの抑制を行う。さらに、通常の着陸では降着装置が接地した後に減速、停止する必要がある。本研究では更にヨーレートを抑制しつつ、電動化駆動輪によって減速する手法についても述べる。

また、地上走行時において路面状況によっては十分な駆動力が出せない事態も想定される。そのような状況下で総推力を損なわないために、不足している推力をプロペラによって補う手法も提案する。これにより、路面状況に関係なく所望の加速力を得ることが可能となる。

なお、これらの提案手法は現存の航空機に電動化駆動輪を搭載することでも実現可能である。そのため、本研究は来たるべくスカイカーの安全性向上だけではなく、現存の航空機にて最も多い着陸時の安全性向上にも寄与できると考える。

目次

1 はじめに	1
1.1 研究背景	1
1.1.1 将来の交通システムとモビリティ	1
1.1.2 航空機を取り巻く問題点	3
1.1.3 先行研究	7
1.2 研究目的	9
1.2.1 片輪着陸時のヨーレート抑制制御	10
1.2.2 プロペラと駆動輪による総推力一定化制御	10
1.3 本論文の構成	11
2 機体の運動モデル	13
2.1 駆動輪の運動モデル	13
2.2 ヨー方向の運動モデル	14
2.3 プロペラの運動モデル	15
3 実験機	18
3.1 車輪型ロボット	18
3.1.1 4輪独立駆動	18
3.1.2 Autobox DS1103	18
3.2 FPEV-2 Kanon	20
3.2.1 インホイールモータ	21
3.2.2 前後輪 EPS 搭載	21
3.2.3 Autobox DS1103	21
3.3 FPEA-1	21
3.3.1 dSPACE 製 MicroAutoboxII	22
3.3.2 電動プロペラ	23
3.3.3 Myway 製 PE-PRO F28335	23
3.3.4 インホイールモータ	24
3.3.5 電動ラダー	24

4	電動化駆動輪を用いた片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御	26
4.1	手法概要	26
4.1.1	速度フィードフォワード制御	26
4.1.2	ヨーフィードバック制御	27
4.2	着陸タイミングを既知としたシミュレーション	28
4.2.1	シミュレーション条件	28
4.2.2	シミュレーション結果	28
4.3	速度フィードフォワード：実験	29
4.3.1	実験方法	29
4.3.2	実験結果	30
4.4	駆動力オブザーバによる着陸検知	31
4.5	着陸検知を加味したシミュレーション	32
4.5.1	シミュレーション条件	32
4.5.2	シミュレーション結果	32
4.6	ヨーフィードバック制御：実験	33
4.6.1	実験方法	33
4.6.2	実験結果	35
5	トルク配分則を用いた両輪着陸時における減速力、ヨーレート抑制制御	38
5.1	手法概要	38
5.2	トルク配分則について	38
5.3	減速も考慮した制御則におけるシミュレーション	39
5.4	減速も考慮した制御則における実験	40
6	駆動力制御系を用いた制御器切替不要なヨーレート抑制制御	45
6.1	手法概要	45
6.2	駆動力制御器について	45
6.3	提案手法：駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御	46
6.4	駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御に関するシミュレーション	48
6.5	駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御に関する実験	49
6.5.1	実験条件	49
6.5.2	実験結果	50
7	電動プロペラと電動化駆動輪を用いた推力一定化制御	54
7.1	手法概要	54
7.2	駆動輪：減速比を考慮した駆動力制御系について	54
7.3	プロペラ：推力制御系について	55

7.4	総推力制御系について	59
7.5	総推力一定化制御に関するシミュレーション	59
7.6	FPEA-1 を用いた総推力一定化制御に関する基礎実験	61
7.6.1	実験条件	61
7.6.2	実験結果	62
8	総括	65
8.1	本研究のまとめと成果	65
8.2	今後の課題	66
	謝辞	68
	参考文献	69
	発表文献	74
A	Appendix:FPEA-1 改修内容	75
A.1	補足概要	75
A.2	改造前の FPEA-1 の状況	75
A.3	電動化駆動輪の取付	76
A.3.1	搭載している電動化駆動輪について	76
A.3.2	通常走行時のコントローラ取付	76
A.4	輪荷重測定	77
A.5	安全対策	78
A.5.1	許容電流とケーブル断面積	78
A.5.2	ピッチング防止脚の作製	79
A.5.3	緊急停止スイッチの取り付け	80
A.6	プロペラ：電流制御系の再設計	80
A.6.1	モータの歴史	80
A.6.2	ベクトル制御とは	80
A.6.3	LCR メータを用いたパラメータ同定	82
A.6.4	プロペラエンコーダの再調整	84
A.7	ノイズ対策	84
A.7.1	ノイズの発生原因と種類	84
A.7.2	インバータのシールド	85
A.7.3	各種導線のツイスト化とシールド	86
A.7.4	アースの共通化	86

目次

1	空飛ぶタクシー：UberAIR サービス参考図 [8]	2
2	スリランカ：バンダラナイケ国際空港から各主要都市までの所要 時間 [11]	3
3	VTOL 型スカイカー [12]	4
4	Aeromobil 4.0 [13]	4
5	Terrafugia 社 Transition [12]	5
6	総飛行時間と事故数の関係 [17]	5
7	横風着陸：外観	6
8	横風着陸における問題点	7
9	JAXA：駆動輪を搭載した小型模型飛行機 [28]	8
10	九州大学 完全電気飛行機 [31]	9
11	宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 有人飛行に成功した電気飛行機 [32]	10
12	ヨーレート抑制制御：模式図	11
13	地上走行時における総推力一定化制御：概要図	11
14	本論文の構成図	12
15	駆動輪 模式図	14
16	$\mu - \lambda$ 曲線 [36]	14
17	ブロック線図：駆動輪モデル	15
18	ヨー方向の運動モデル：機体上面図	15
19	ブロック線図：ヨー方向の運動モデル	16
20	プロペラ運動モデル：ブロック線図	17
21	実験機：車輪型ロボット 外観	19
22	実験機：FPEV-2 Kanon 外観	20
23	実験機：FPEA-1 外観	22
24	各種係数と進行率 J の関係	24
25	FPEA-1：基本構成部品	25
26	提案法 1：速度フィードフォワード ブロック線図	27
27	提案法 2：ヨーフィードバック ブロック線図	27

28	シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御なし)	29
29	シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御あり)	30
30	実験概要図：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御	31
31	実験結果結果：車輪型ロボットを用いた片輪着陸時におけるヨー レート抑制制御	31
32	駆動力オブザーバを用いた着陸検知及び全体の制御器概要	32
33	シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (速度フィードバックのみ)	33
34	シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (ヨーフィードバック込み)	34
35	スリップ率制御：ブロック線図	35
36	実験概要図：FPEV-2 Kanon を用いた片輪着陸時におけるヨーレー ト抑制制御	35
37	実験結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御(制御なし)	36
38	実験結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御(制御あり)	37
39	トルク配分則：ブロック線図	39
40	減速力、ヨーレート抑制制御：シミュレーション結果(制御なし)	41
41	減速力、ヨーレート抑制制御：シミュレーション結果(制御あり)	42
42	減速力、ヨーレート抑制制御：実験結果(制御なし)	43
43	減速力、ヨーレート抑制制御：実験結果(制御あり)	44
44	駆動力制御器(DFC)：ブロック線図[22]	47
45	提案法：駆動力制御系を含めたヨーレート制御器	47
46	シミュレーション結果：従来法 着陸検知+ヨーフィードバック	48
47	シミュレーション結果：提案法 駆動力制御によるヨーレート制御	49
48	駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果(制御なし)	51
49	駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果(従来法)	52
50	駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果(提案法)	53
51	総推力一定化制御：実験環境図	55
52	ブロック線図：反トルクオブザーバ [38]	56
53	ブロック線図：プロペラ回転速度制御系 [38]	56
54	ブロック線図：プロペラ回転速度制御系を含めたプラントモデル [38]	58
55	ブロック線図：推力制御系 [38]	59
56	ブロック線図：総推力制御系	59
57	総推力一定化制御：シミュレーション結果(従来法：電動化駆動輪 のみ)	60

58	総推力一定化制御：シミュレーション結果(提案法)	61
59	実験結果：電動化駆動輪のみを用いた場合	63
60	実験結果：電動化駆動輪とプロペラの両方を用いた場合	64
61	フライトシミュレータ用ジョイスティック(型番：PXN-2113-SE) .	77
62	車両重量計 測定の様子	78
63	FPEA-1 アナログ電圧計と電流計	79
64	永久磁石同期モータ 模擬図	81
65	LCR メータ 外観図	83

表 目 次

1	2010年-2014年までに発生した航行フェイズごとの事故数[15]	5
2	車輪型ロボット :諸元	19
3	FPEV-2 Kanon :諸元	20
4	FPEA-1 :諸元	22
5	FPEA-1 プロペラモータ :諸元	23
6	FPEA-1 インホイールモータ : 諸元(1輪あたり)	25
7	セスナ 172 スカイホーク : 諸元	28
8	より線(銅線)の断面積と許容電流(30°C以下)	79

第 1 章

はじめに

1.1 研究背景

1.1.1 将来の交通システムとモビリティ

次世代の交通システム

近年、各国で次世代の交通システムに関して様々な研究が行われている [1][2]。日本では 1996 年 7 月に、当時の警察庁や運輸省など 5 省庁が「高度道路交通システム (ITS) 推進に関する全体構想」を発表した。ITS とは、人と道路と車両とを繋げ、必要な情報を利用者に提供することで渋滞緩和や利用負荷の軽減を図るものである [3]。ITS に含まれるシステム例として、カーナビゲーションシステムに用いられている道路交通情報通信システム (VICS) や自動料金収受システム (ETC) 等が存在する。[4][5]。欧州や米国でも交通システムに関する研究は行われており、欧州では Mobility as a Service (MaaS)、米国では Mobility on Demand (MOD) と呼ばれている [1]。

自動運転もこの ITS や MOD の枠組みにも含まれるが、ドア・ツー・ドアによるモビリティサービスの提供に関しても研究されている [6][7][8]。米国 Uber 社では、スマートフォンのアプリを用いて配車サービスを行っている他、一般運転手もこれに登録し、一時的なタクシードライバーとして収入を得ることができる。

さらに、エアタクシーと呼ばれるサービスも考案、実践している会社も存在する [8][9][10][11]。Uber 社では先述の延長として、都市のあちこちに発着場を建設し、そこから小型航空機を用いて目的地もしくはその付近まで移動するサービスを考案している。参考図を Fig. 1 に示す。これにより、渋滞を気にしたり迂回をしたりすることなく一直線に目的地へ到着することが可能となる。

また、スリランカ民主社会主義共和国では実際にエアタクシー事業を行ってい

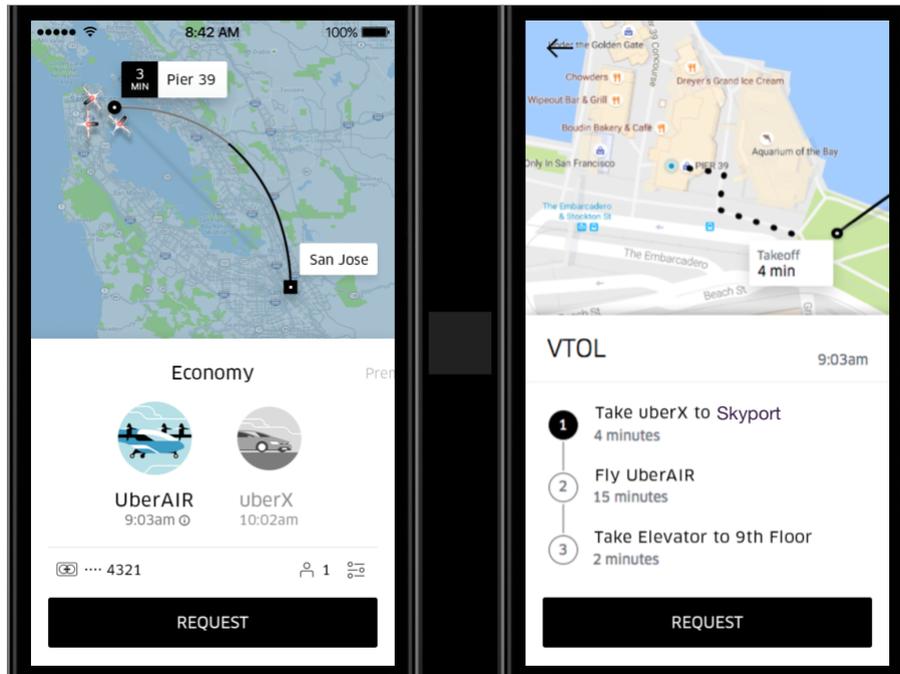


Fig. 1: 空飛ぶタクシー：UberAIR サービス参考図 [8]

る企業も存在する [10][11]。スリランカ航空にて宣伝されている、スリランカ国内のバンダラナイケ国際空港から各主要都市までの所要時間を Fig. 2 に示す。Uber 社の構想と同様に、エアタクシーを用いることで乗用車と比較して大幅な移動時間短縮を図ることができる。

以上のように近年各国にて次世代の交通について様々な提案が行われており、特に空を飛ぶ交通サービスが今後普及していく見込みがあると考えられる。

空飛ぶ車の開発

一方、次世代交通システムの一つの形としてスカイカー (flying car) とよばれる空陸両用車の開発を行っている企業や研究機関が存在する [8][12]。これは、地上では自動車として道路を走行し、可能であれば空を飛んで目的地へと到着する。これにより、エアタクシーと同様に道路間渋滞の緩和や、目的地へ直線経路で行くことで到着所要時間の短縮を図ることが可能となる。

現在開発されているスカイカーについて紹介する [12][13]。現在開発されているスカイカーは、大きく分けて航空機の形をしているものと、ヘリコプターのように垂直離着陸可能な VTOL 機タイプの 2 種類が存在する。通常の航空機タイプの例として、Aeromobil 社が開発した機体を Fig. 4 に、Terrafugia 社が開発した機体を Fig. 5 に示す。その他の VTOL 機タイプの機体例として、Mollar 社が開発したスカイカーである M400 と、Marco Industries が開発した Skyrider の写真を、それぞれ Fig. 3(a) と Fig. 3(b) に示す。

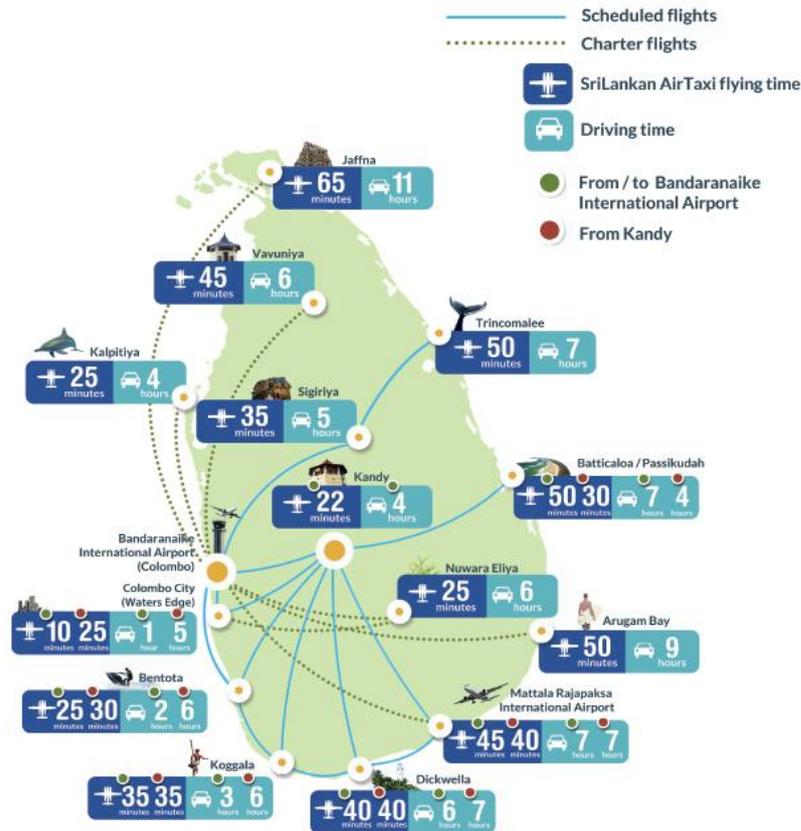


Fig. 2: スリランカ：バンダラナイケ国際空港から各主要都市までの所要時間 [11]

VTOL 機的主要な利点は、垂直離着陸が可能であるために長い滑走路が必要がない点である [14]。しかし一方で、翼面に発生する揚力をほとんど使用せずにはほぼ推進力だけで離陸する機構であるため、離陸に必要な推力や燃料が通常の航空機と比較して圧倒的に多い欠点がある [14]。また、同様の理由で垂直飛行と水平飛行を切り替える際に機体が不安定になる。今後主流となるエアタクシー、スカイカーがどちらの方式となるか現在も議論されているが、どちらにせよ近い将来にこのような産業が徐々に増加していくことが十分に予想される。

1.1.2 航空機を取り巻く問題点

航空機事故

しかし、このような小型航空機やスカイカーの普及に伴って、特に飛行時の事故が増えることが予想される。本節では、現在までに発生している航空機の事故について記述する。

航空機事故の特徴として、着陸時に最も事故が多い点が挙げられる [15][16]。



(a) Mollar 社 スカイカー M400[12]

(b) Marco Industries 社 Skyrider[12]

Fig. 3: VTOL 型スカイカー [12]



(a) 地上走行モード

(b) 飛行モード

Fig. 4: Aeromobil 4.0[13]

2010年から2014年までに発生した航行フェイズごとの事故率を Tab. 1 に示す。なお、航行フェイズは、「地上走行（タキシング）」「離陸」「上昇」「巡航」「下降」「着陸操作」「進入」「着陸」で分類している。Tab. 1 に示す通り、発生した事故のうち半数以上が着陸時に発生していることが分かる。よって、着陸時の安全性を上げることが重要となる。

補足として、下降～着陸までの違いについて述べる。巡航状態から機首を下げて高度を下げる操作が下降であり、その後に着陸脚を展開するなどの着陸操作を行う。着陸操作開始時点から高度 50ft(15m) 以上における降下シーケンスを侵入と定義し、高度 50ft 以下から接地、停止までのプロセスを着陸と定義する。

もう一つの特徴として、パイロットの総飛行時間と事故数は反比例する点である [17]。1983 年から 2011 年までに発生した航空機事故と、事故時のパイロット



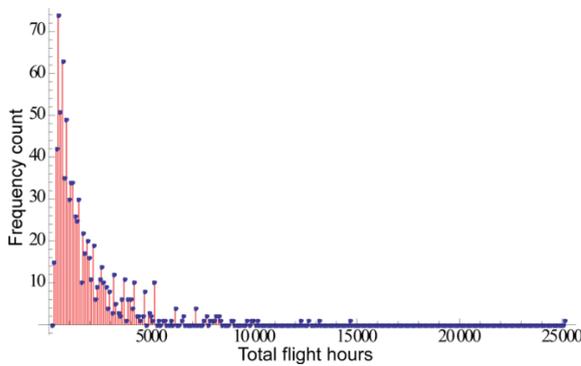
(a) 地上走行モード

(b) 飛行モード

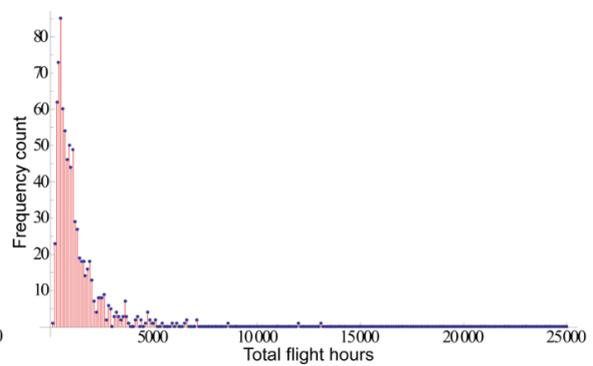
Fig. 5: TerraFugia 社 Transition[12]

Tab. 1: 2010年-2014年までに発生した航行フェイズごとの事故数 [15]

	地上走行	離陸	上昇	巡航	下降	機動	進入	着陸
ビジネスジェット機	7.6 %	8.4 %	10.7 %	2.3 %	2.3 %	2.3 %	9.9 %	56.5 %
ターボプロップ機	2.8 %	6.9 %	11.1 %	7.5 %	1.6 %	5.8 %	12.8 %	51.5 %



(a) 死亡事故数



(b) 死亡事故と傷害事故の合計数

Fig. 6: 総飛行時間と事故数の関係 [17]

の総飛行時間との関係を Fig. 6 に示す。Fig. 6 より、航空機事故の大半は総飛行時間が 5,000 時間以下のパイロットによって発生していることが分かる。

今後このような小型航空機やスカイカー普及のためには、なるべく現在の自動車運転免許取得程度の手軽さで飛行できる必要がある。しかしその一方で述べた通り、プロのパイロットでない一般人が空を飛ぶようになると、飛行中の事故が飛躍的に高まる恐れがある。

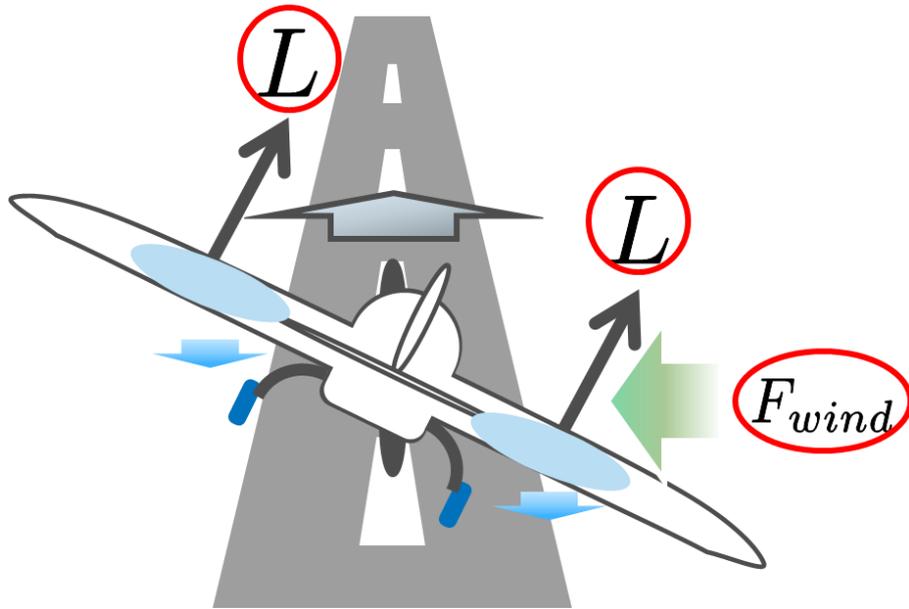


Fig. 7: 横風着陸：外観

横風着陸

特に、着陸時に発生した事故のうち、33%が横からの強風などといった風に関する悪条件下で発生している [18]。ここで、ウィングロー（サイドスリップ着陸）について述べる [18]。航空機の着陸時に無視できないほどの横風が吹くと、航空機が滑走路から流されてしまい、滑走路から外れてしまう問題が起こる。その対策として機体をロール方向に傾けることにより、横風力と揚力を釣り合わせる手法が用いられる。この手法はウィングロー（またはサイドスリップ着陸）と呼ばれる [19]。参考図を Fig. 7 に示す。

しかし、この手法では片輪だけが着地する瞬間があり、その時機体の回転中心とタイヤの接地面までの距離に比例したヨーレートが発生する。また、着陸後も強い横風が原因で左右に揚力差が発生し、着陸輪の左右で荷重が変わってしまったり風見鶏効果で機体が風上方向に向いてしまう問題も起こる [18]。これらのヨーレートにより機体の進行方向がずれていき、滑走路から外れてしまい、事故につながる危険性がある [18]。参考図を Fig. 8 に示す。

現状ではパイロットが着陸寸前に機体を水平方向に戻すなどといった対処がとられている。しかし、水平方向に戻すタイミングが早すぎると横風に流されてしまう。逆に戻すタイミングが遅すぎると前述の通り片輪のみが接地し、ヨーレートが発生してしまう。故に、現状はパイロットの技量に依存する傾向がある。

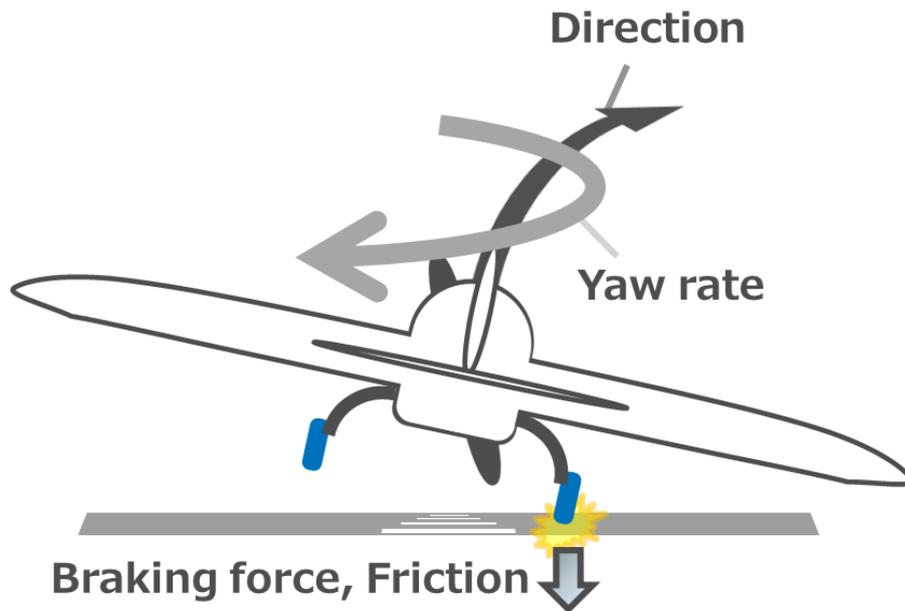


Fig. 8: 横風着陸における問題点

1.1.3 先行研究

モビリティの電動化

今日における自動車や航空機業界において、様々な構成部品の電動化が現在進行している。

電動モータは、メンテナンス性の良さや効率の良さなどといった利点も持つが[20]、以下に示すような運動制御の観点から見た利点も併せ持つ。

- トルク応答が内燃機関のものと比較して2桁程度高速である
- 容易に分散配置が可能であり、それぞれ独立した制御が可能である
- トルクとモータ電流値が比例関係であり、電流値を実測することでトルクが高精度に算出可能である
- バックギア無しで回転方向の正転、逆転が可能である

当研究室をはじめとして、これらの利点を活かした運動制御は盛んに研究されている[21][22][23][24][25][26][27]。文献[21]では実測されたトルクと車輪回転速度から外乱オブザーバを構成することで滑りやすい路面上でも安定した走行が可能であることを述べている。文献[26]では、ブレードグライダーと呼ばれる自動車を開発し、各インホイールモータを独立に制御することでより自由なコーナリングを実現していることを述べている。



Fig. 9: JAXA : 駆動輪を搭載した小型模型飛行機 [28]

駆動輪における先行研究

通常、航空機の降着装置は機械ブレーキは搭載されているが駆動機構は搭載していない。そのため、停止することは可能であるが車輪自体が自動車のように回転、加速することは無い。しかし、実用化はされていないものの、このような駆動輪を航空機に取り付ける先行研究も存在する [28][29]。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、2008 年に小型模型プロペラ飛行機に駆動輪を搭載することで離陸距離を短縮する手法を提案した。プロペラだけでなく駆動輪も同時に使用して加速することで、離陸に必要な滑走距離を約半分に短縮している。また、エアバス社では航空機 A320 のノーズランディングギアを電動化駆動輪に置き換え、タキシングを賄う研究開発を行っている。これにより牽引車が不要になり、かつ牽引車や航空機のジェットが排出する温室効果ガスなどを抑制することが可能となる。

装備品の電動化

航空機においては、推進力系は内燃機関を用いているが、ボーイング 787 を初めとして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 [29][30]。

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、及び環境への性能向上である。ボーイング 787 の場合、エンジンの電動始動を可能にした大型発電機及び高電圧配電の実現と、電動コンプレッサの採用や防氷システムの電熱化によってエンジン抽気をなくすことで燃料消費の低減を実現した [30]。エアバス A320 や A380 の場合、電気油圧式アクチュエータを装備し、なおかつフライバイワイヤを搭載した機体である。この機構をラダーなどに適用する



Fig. 10: 九州大学 完全電気飛行機 [31]

ことで、より安定した飛行が可能となった [29]。

さらに、航空機の完全電動化についても研究されている [31][32]。特にセスナのような小型飛行機において、推進系であるプロペラも電動モータで駆動させる機体も研究されている。九州大学では株式会社安川電機との共同研究にて小型電気飛行機の地上走行公開実験を2014年に行っている [31]。また、JAXAでは2015年にバッテリーとモータを用いた電動推進システムを開発し、国内では初となる完全電気飛行機の有人飛行に成功している [32]。九州大学と株式会社安川電機にて作製された電気飛行機を Fig. 10 に、JAXA によって作製され有人飛行に成功した機体を Fig. 11 に示す。

1.2 研究目的

本論文ではこれらの背景から、トルク応答が速く独立制御可能な電動化駆動輪を搭載し、着陸時の安定性を制御工学の観点から向上させることを目的とする。特に本論文では、先述した横風着陸下での片輪着陸時の安定性向上に焦点を当てる。また、プロペラと駆動輪を用いた総推力一定化制御についても提案する。

なお、本手法は小型航空機やスカイカーだけではなく、今後20年で機数が2倍になると予想されている [33] ジェット機への適用も可能である。

現在、パイロット1人を育成するためにかかる費用は、航空会社が負担する場合でも約4,000万円から5,000万円かかるとされている [34]。先述の通り、ジェッ



Fig. 11: 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 有人飛行に成功した電気飛行機 [32]

ト機の場合も民生機の場合も着陸時に最も事故が発生している。よって、航空機のパイロット養成訓練に関する着陸時の訓練がウェイトを占めることが予想される。そこで本手法を、パイロットが操縦ミスを起こした際のアシストとして用いることにより、訓練費用のコストダウンに繋がると考えられる。これら2点の研究目的を背景に、本研究を行った。

1.2.1 片輪着陸時のヨーレート抑制制御

提案手法の概要について述べる。2章および4章で詳述するが、車輪が発生する駆動力や制動力は主に対地速度と車輪速度の差が原因で生じる。これにより特に片輪着陸時に制動力によるヨーレートが発生してしまう。更に着陸後も機体側面からの強風や路面状態によってヨーレートが発生してしまう。そこでまず、着陸前に速度センサを用いて対地速度と同等になるように駆動させることで、発生する制動力を大幅に軽減する。また、着陸後に様々な要因で発生するヨーレートを、ヨーレートセンサの情報とモータの応答性の速さを活かして直接制御を行うことを提案する。提案手法の模式図を Fig. 12 に示す。

1.2.2 プロペラと駆動輪による総推力一定化制御

先述の通り、インホイールモータを用いることで、滑りやすい路面において車輪がスリップしないように制御する先行研究が存在する。しかし、スリップしないように回転速度を落としているため、滑りにくい路面上と比較して駆動力が低

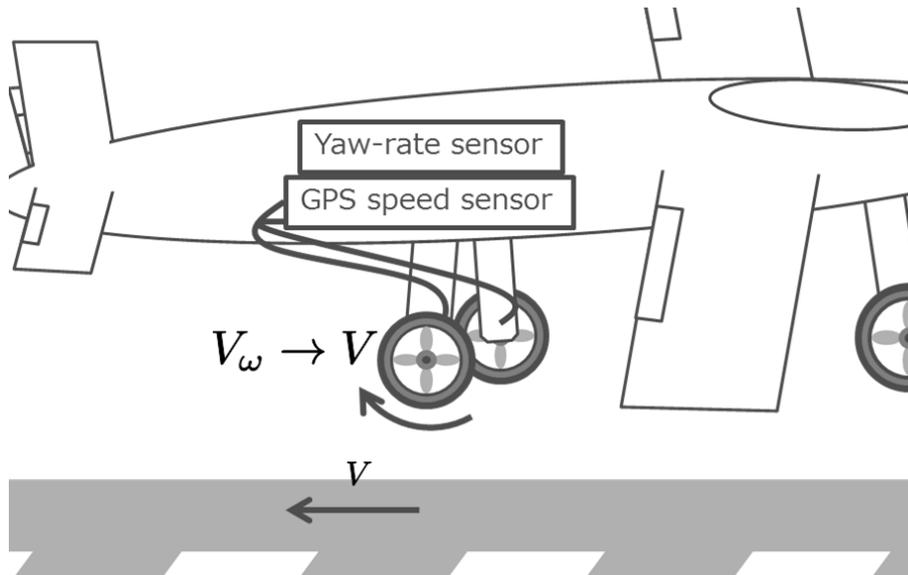


Fig. 12: ヨーレート抑制制御：模式図

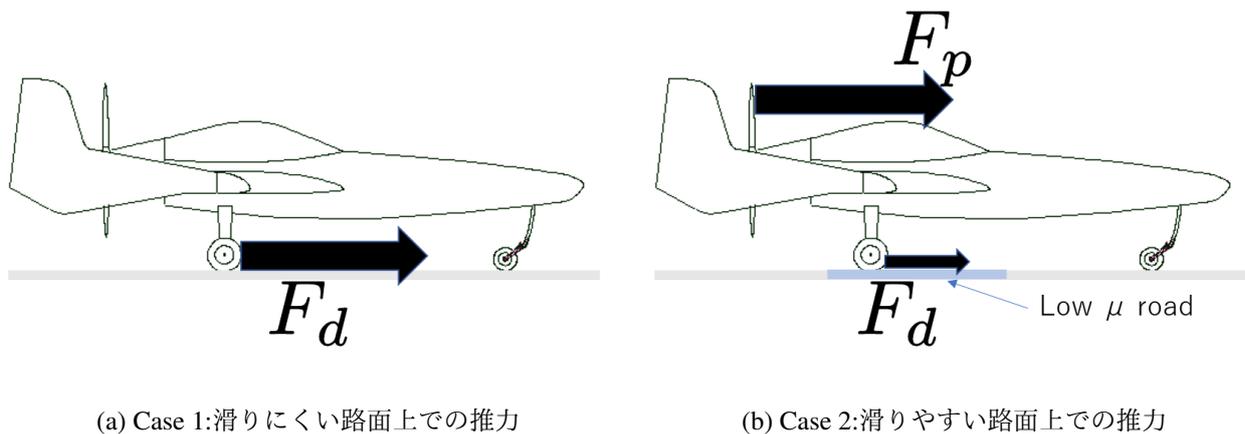


Fig. 13: 地上走行時における総推力一定化制御：概要図

下してしまう。その結果、滑りやすい路面上では加速性能が低下する欠点が存在する。

そこで、スカイカーのようなプロペラを装備した車両において、駆動輪で低下した駆動力をプロペラで補償することで総推力を滑りにくい路面上と等しくする制御を行う。提案手法の模式図を Fig. 13 に示す。

1.3 本論文の構成

本論文は8章で構成されている。第1章では、将来考案されている空陸両用車の台頭を軸に、航空機の事故について記述した。特に最も事故が多い着陸時の事故、かつ強風下における着陸時の事故に焦点を絞り、本研究の目的を記述した。第2

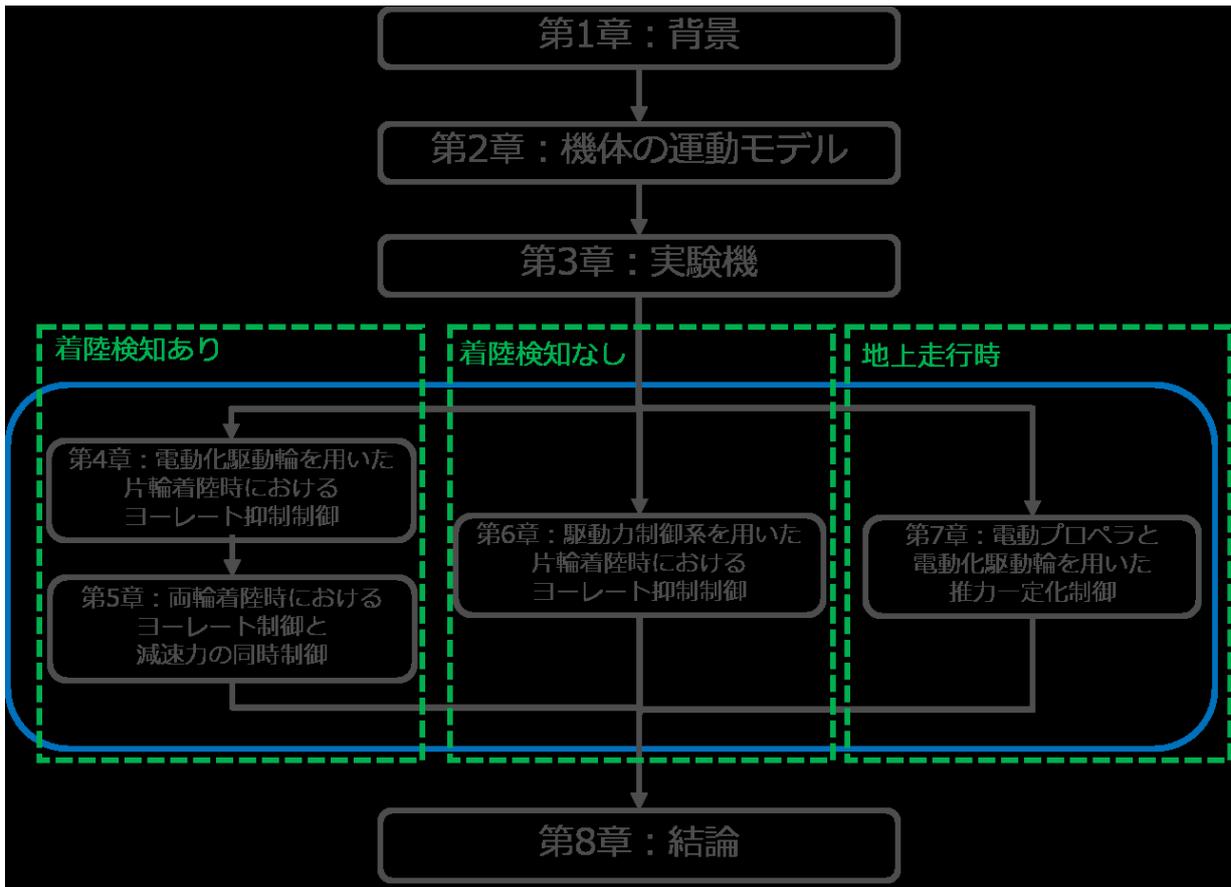


Fig. 14: 本論文の構成図

章では、本論文において用いる運動モデルについて記述する。第3章では本論文において用いた3台の実験機について記述する。

第4章では片輪着陸時における電動化駆動輪を用いたヨーレート抑制制御について記述する。第5章では片輪着陸から両輪着陸に移行した際に、ヨーレートを抑制しつつ減速も行う制御手法について記述する。なお、これらの制御手法は着陸を検知する機構が別途必要になる。第4章では電動化駆動輪を用いた着陸検知手法についても述べるが、第6章ではこの着陸検知を行うことなく、着陸時のヨーレート抑制を行う制御手法について記述する。第7章では着陸時ではなく、地上走行時にプロペラと駆動輪との協調制御を行うことで総推進力を一定化させる制御手法を述べる。そして第8章では、本研究にて達成した項目及び今後の課題について述べる。これらの構成や各章の関係をまとめた図を Fig. 14 に示す。

第 2 章

機体の運動モデル

本節では機体の運動モデルについて記述する。本稿では着陸時の車輪と、コースアウトの要因となるヨー方向のプラントモデルに焦点を当てて考慮する。そのため本節では、入力トルクから車輪速度や車体速度，駆動力の関係を表した駆動輪のプラントモデルと，その駆動力と機体に作用するヨー方向についてのプラントモデル、さらにプロペラの運動モデルについての3つについて述べる。

2.1 駆動輪の運動モデル

駆動輪モデルは二輪モデルを用いる [35]。駆動輪の運動方程式は以下の式となる。

$$J_w \dot{\omega}_w = T_w - r F_d \quad (2-1)$$

$$F_d = \mu(\lambda) N \quad (2-2)$$

$$V_w = r \omega_w \quad (2-3)$$

ここで， J_w は駆動輪イナーシャ， ω_w は駆動輪の角速度， T_w は駆動輪のトルク， r は駆動輪半径， F_d は駆動力， N は垂直抗力， $\mu(\lambda)$ はタイヤ-路面間の摩擦係数， V_w は車輪速度， $\mu_0 N$ は転がり摩擦抵抗である。

車輪速度 V_w と機体の速度 V から，スリップ率は式 (2-4) で定義される。

$$\lambda = \frac{V_w - V}{\max(V_w, V, \epsilon)} \quad (2-4)$$

ここで， ϵ は零割を避けるための微小定数である。動摩擦係数 μ とスリップ率 λ の関係を表す式として Magic Formula が広く知られている [36]。その $\mu - \lambda$ 曲線を Fig. 16 に示す。

以上より，駆動輪のブロック線図は Fig. 17 となる。

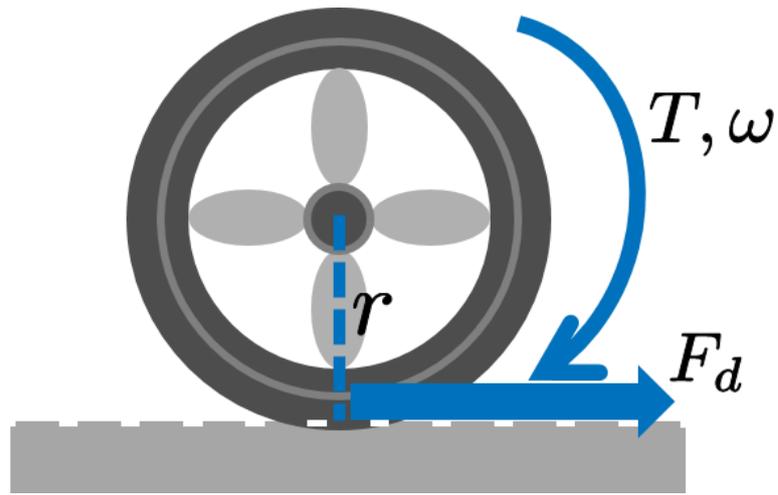


Fig. 15: 駆動輪 模式図

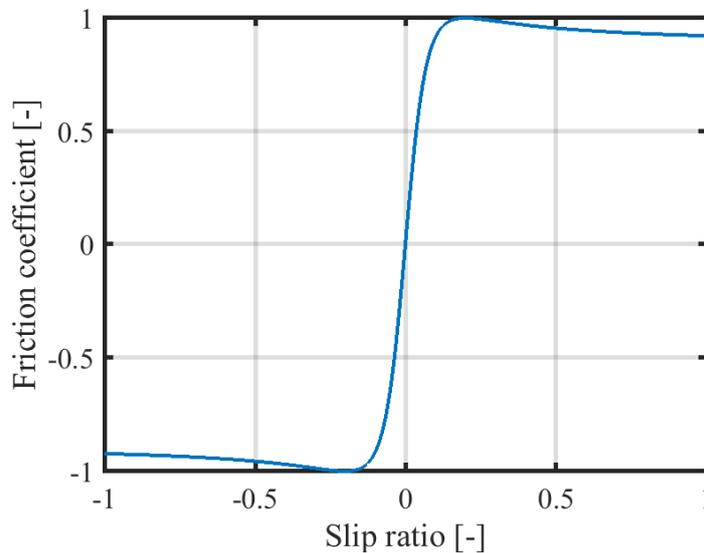


Fig. 16: $\mu - \lambda$ 曲線 [36]

2.2 ヨー方向の運動モデル

機体上面図と、ヨー方向の運動に関するモデルを Fig. 18 に示す。左輪駆動力、右輪駆動力をそれぞれ F_{dl} , F_{dr} , 回転中心からタイヤ接地面までの距離を l , ヨー方向のイナーシャを I , ヨーレートを γ と置くと、ヨー方向の運動方程式とブロック線図は以下の式と Fig. 19 で表される。

$$I\dot{\gamma} = \vec{l} \cdot (\vec{F}_{dl} - \vec{F}_{dr}) \quad (2-5)$$

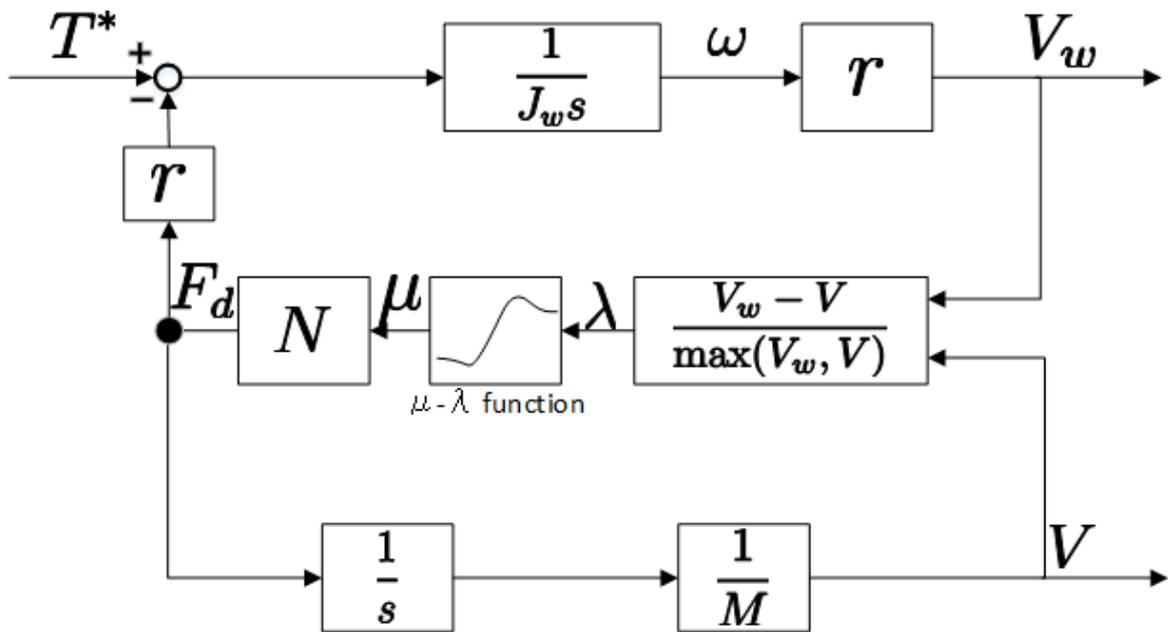


Fig. 17: ブロック線図：駆動輪モデル

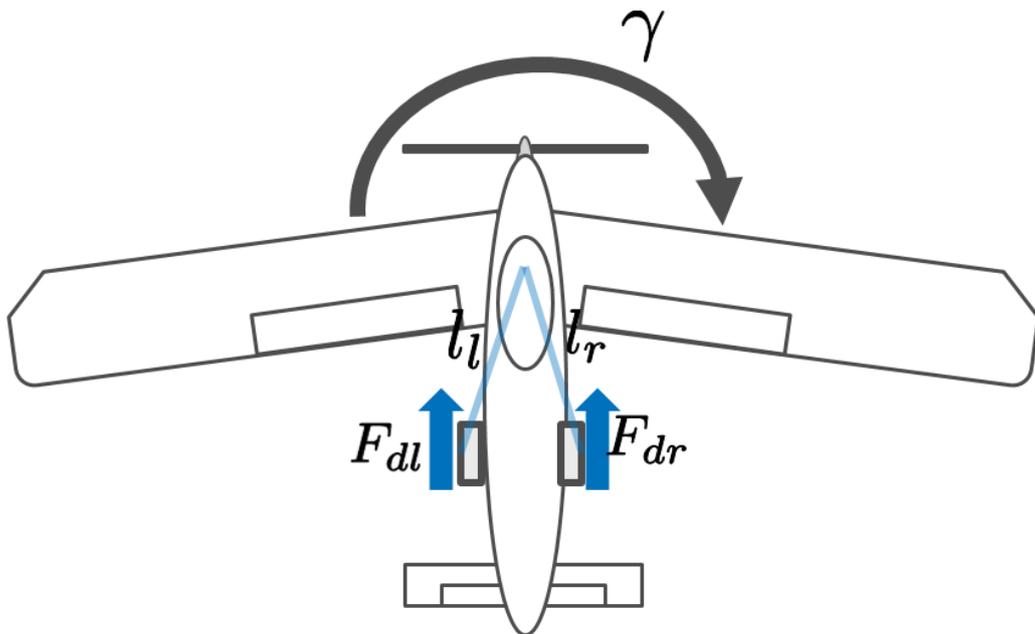


Fig. 18: ヨー方向の運動モデル：機体上面図

2.3 プロペラの運動モデル

プロペラの回転方向における運動方程式は以下で表される [37]。

$$J_p \dot{\omega} = T_p - Q \quad (2-6)$$

$$\omega = 2\pi n \quad (2-7)$$

ここで、 J_p はプロペラのイナーシャ、 T_p はモータに入力されるトルク、 Q はプロペラが抗力によって受けるトルク、 n はプロペラ回転数である。 Q については

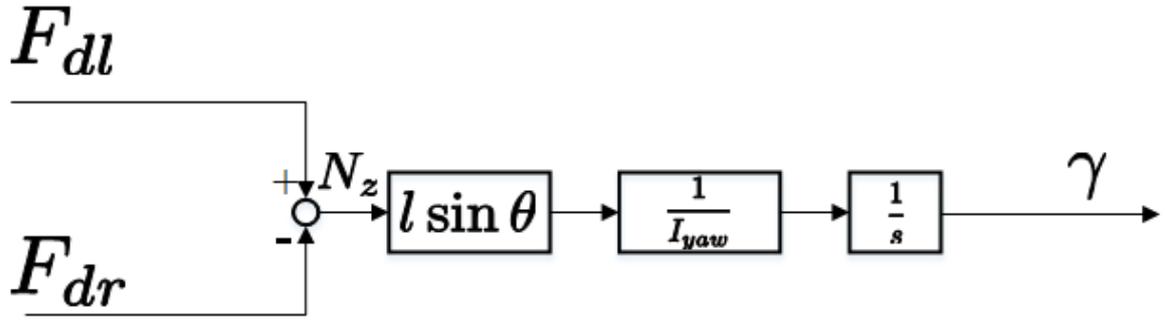


Fig. 19: ブロック線図：ヨー方向の運動モデル

後述する。

また、進行率 J が以下のように定義される。

$$J = \frac{V}{nD_p} \quad (2-8)$$

ここで、プロペラの断面が翼型形状になっているため、先述のようにプロペラが空気抵抗による抗力を受ける [38]。この抗力により、推力 F が機体の進行方向に発生すると同時に、プロペラ逆回転方向に向けてトルク Q が発生する。これら推力 F とプロペラが受けるトルク Q は以下のように表される。

$$F_p = C_F \rho n^2 D_p^4 \quad (2-9)$$

$$Q = C_Q \rho n^2 D_p^5 \quad (2-10)$$

ここで、 ρ は空気密度であり、 D_p はプロペラの直径である。また、各種係数 C_F と C_Q は以下のように表される。

$$C_F = a_{C_F} J^2 + b_{C_F} J + c_{C_F} \quad (2-11)$$

$$C_Q = a_{C_Q} J^2 + b_{C_Q} J + c_{C_Q} \quad (2-12)$$

ここで、 a_{C_F} 、 b_{C_F} 、 c_{C_F} 、 a_{C_Q} 、 b_{C_Q} 、 c_{C_Q} は定数である。よって、 C_F 及び C_Q は進行率 J の関数、すなわち対気速度 V とプロペラ回転数 n の関数となる。

以上より、プロペラの運動モデルを表したブロック線図は Fig. 20 のようになる。また、以上より機体の進行方向に対する運動方程式は以下となる。

$$M\dot{V} = F_d + F_p - F_{DR} \quad (2-13)$$

$$= \mu(\lambda)N + F_p - F_{DR} \quad (2-14)$$

ここで、 M は機体の質量、 F_{DR} は走行抵抗である。

これらのプラントモデルを用いて、提案手法の検討及びシミュレーションを行う。

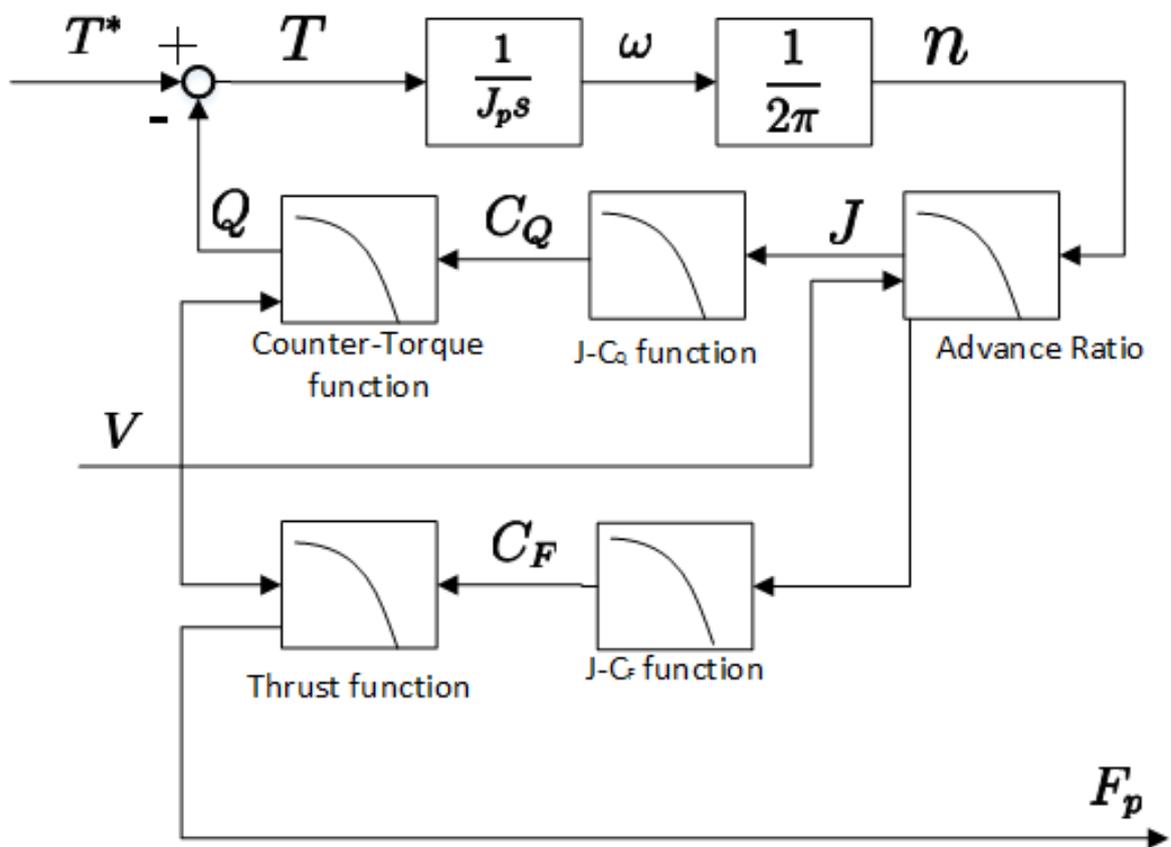


Fig. 20: プロペラ運動モデル：ブロック線図

第3章

実験機

本章では、本論文にて使用されている実験機について記述する。本論文にて使用されている実験機は全部で3台であり、それぞれ車輪型ロボット、FPEV-2 Kanon、FPEA-1 と呼称する。なお、これらは全て当研究室にて製作されたオリジナルの実験機である。

3.1 車輪型ロボット

本節では、本論文4章前半にて用いた車輪型ロボットについて記述する。車輪型ロボットの外観を Fig. 21 に、各パラメータの値を Tab. 2 に示す。

本実験機の特徴は以下の点である。

3.1.1 4輪独立駆動

車輪型ロボットは各車輪それぞれに安川電機製のサーボモータを搭載しており、それぞれが独立して駆動させることが可能である。例として、右前輪のみを駆動させながら左前輪を逆回転させることができる。モータには減速比が約100倍のハーモニックギアを搭載している。そのためモータから発生可能なトルクは ± 0.1 Nmであるが、車輪に伝わるトルクはその100倍である ± 10 Nmとなる。

3.1.2 Autobox DS1103

先述の通り、本実験機は各車輪に安川電機製のサーボモータを搭載しており、それらサーボモータ1つ1つに対して同じく安川電機製のサーボパックを接続している。このサーボパックを用いてモータへの電源供給とトルク指令、およびエンコーダ情報の受信を行っている。車輪型ロボットではさらにその上位インター

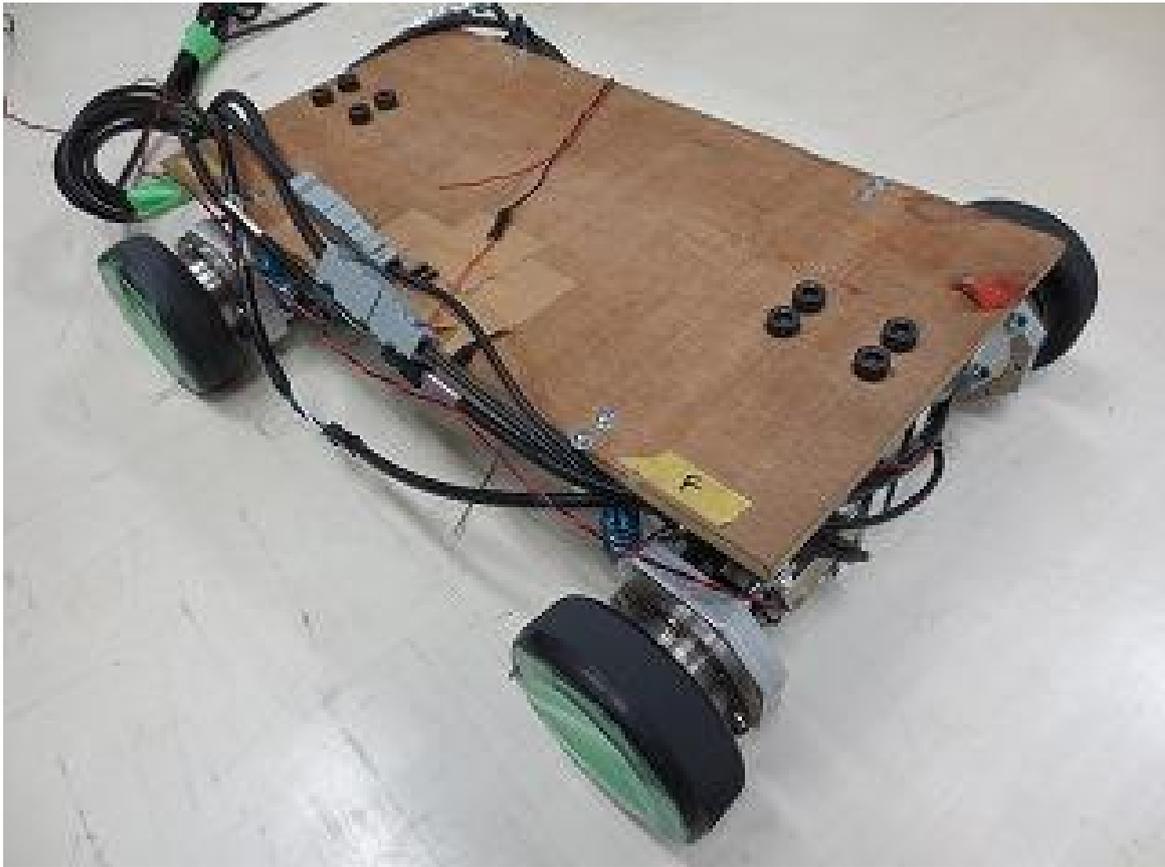


Fig. 21: 実験機：車輪型ロボット 外観

Tab. 2: 車輪型ロボット :諸元

定義	パラメータ値	単位
総重量 M	7.8	kg
全長	0.5	m
全幅	0.3	m
車輪半径 r	5.0×10^{-2}	m
車輪イナーシャ J_w	0.23	kg m ²
最大トルク値	± 0.1	N · m
最大車輪速度	1.0	km/h
減速比	100:1	-
エンコーダ 分解能	17	bit

フェースとして、dSPACE社製のDSP（Digital Signal Processor）であるAutobox DS1103を使用している。このDSPは制御系設計を行うことが可能であり、これに各サーボパックからの情報を集約させることで例えば車輪速度を指令値通りに一定化させて駆動させるような制御を行うことが可能である。



Fig. 22: 実験機 : FPEV-2 Kanon 外観

Tab. 3: FPEV-2 Kanon : 諸元

定義	パラメータ値	単位
総重量 M	803	kg
ヨー方向の慣性モーメント I_{yaw}	607	kgm ²
車輪半径 r	0.302	m
前輪イナーシャ J_w	1.24	kgm ²
後輪イナーシャ	1.26	kgm ²
ホイールベース	1.7	m
重心から前輪軸までの距離	0.99	m
重心から後輪軸までの距離	0.70	m

3.2 FPEV-2 Kanon

本節では、本論文4章後半から6章にて用いた電気自動車であるFPEV-2 Kanonについて記述する。FPEV-2 Kanonの外観をFig. 22に、各パラメータの値をTab. 3に示す。

FPEV-2 Kanonの特徴は以下の点である。

3.2.1 インホイールモータ

本車両も車輪型ロボットと同様に、各車輪それぞれに東洋電機製造製の3相モータを搭載しており、それぞれが独立して駆動させることが可能である。しかし、本車両のモータは車輪型ロボットとは異なり減速機を搭載していない。このようにモータのトルクを直接用いるものをダイレクトドライブ方式と呼ぶ。減速機を介さない形式のため、バックラッシュなどの影響を受けずモータにかかる反力を直接測定することが可能となる。

3.2.2 前後輪 EPS 搭載

本車両の特徴として、Maxon社製のモータ及びドライバが前後輪のドライブシャフト部分にそれぞれ1つずつ接続されている。これをEPS(Electric Power Steering)と呼ぶ。運転手が手動で操舵する他にこのEPSを用いることで、ソフトウェアから操舵角を制御することが可能となる。

また、本車両は前輪だけでなく後輪も操舵させることが可能である。そのため従来の自動車と異なり、例えば舵角方向と同じ方向に車両を走行させることができる。

3.2.3 Autobox DS1103

本車両も車輪型ロボットと同様に、上位インターフェースとしてdSPACE製のAutobox DS1103を搭載している。前提として、各輪のモータ、及びインバータによる電流制御系は東洋電機製造製のパッケージを用いている。DS1103では、このインバータにトルク指令値として入力する値を処理したり、各モータの回転数の管理、及び前述の前後輪操舵角の制御を行っている。

3.3 FPEA-1

本節では、本論文7章にて用いた実験機であるFPEA-1について記述する。FPEA-1の外観をFig. 23に、各パラメータの値をTab. 4に示す。なお、車輪のイナーシャは後述するインホイールモータに、トルク指令値をステップ上に印加した時のグラフから得られたものである。本実験機はJAXAによって電動化航空機的一种として考案され[39]、オリンポス社によって製作された。この機体は2015年に当研究室へ譲渡され、更なる改修を行ったものである。各種アクチュエータが全て電動モータにより駆動するため、前述のモータの運動制御としての利点を持つ完全電気飛行機も想定した実験も可能である。



Fig. 23: 実験機 : FPEA-1 外観

Tab. 4: FPEA-1 :諸元

定義	パラメータ値	単位
総重量 M	341	kg
全長	4.83	m
全高	1.62	m
ホイールベース	2.35	m
重量比率	11:89	-

FPEA-1 の特徴は以下の点である。

3.3.1 dSPACE 製 MicroAutoboxII

本実験機にもこれまでの実験機と同様に、上位インターフェースとして dSPACE 製の DSP を搭載している。各種モータの電流制御は各モータの制御ボードで行われているが、回転数制御などの上位部分の制御系設計はこの MicroAutoboxII を用いて行われている。

Tab. 5: FPEA-1 プロペラモータ :諸元

定義	パラメータ値	単位
直流リンク電圧	240	V
定格出力	10	kW
最大出力	21	kW
最大トルク	48	Nm
最大回転数	3000	rpm
回転子 極数	20	-
固定子 相数	24	-
最大効率	91.8	%
出力密度	1.75	kW/kg
プロペラ直径 D_p	1.37	m
プロペラ枚数	3	枚

3.3.2 電動プロペラ

本実験機には、電動モータによって回転するプロペラが搭載されている。この電動モータ並びにプロペラの諸元を Tab. 5 に示す [39]。この電動モータは JAXA の依頼により並木精密宝石株式会社が製作したものである。このモータの特徴は 1 つの回転子に対して 2 つの固定子を持つことである。これにより片方の固定子が故障した場合でももう片方の固定子から電力が供給され、モータを回転させることができる。また、形式としてアウターロータ式表面磁石型同期モータ (アウターロータ式 SPM) を採用することで、減速機なしで十分プロペラを回転可能なトルクを確保している。

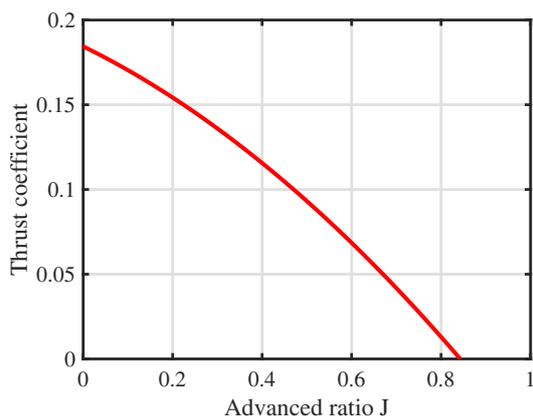
なお、本プロペラは元々はコイルの逆起電力から回転子位置を推定するセンサレス方式を用い、120 度通電で使用されていた。本実験機に搭載するにあたり、ベクトル制御を用いた正確なトルク制御を行うために外付けエンコーダが新たに装着されている。

本研究ではプロペラの枚数は 3 枚とし、かつ直径は 1.32 m とした。JAXA にて行われた風洞試験の結果より、 $a_{C_F} = -0.1057$ 、 $b_{C_F} = -0.1297$ 、 $c_{C_F} = 0.1844$ 、 $a_{C_Q} = 0.0225$ 、 $b_{C_Q} = 0.0057$ 、 $c_{C_Q} = 0.0017$ が得られる。

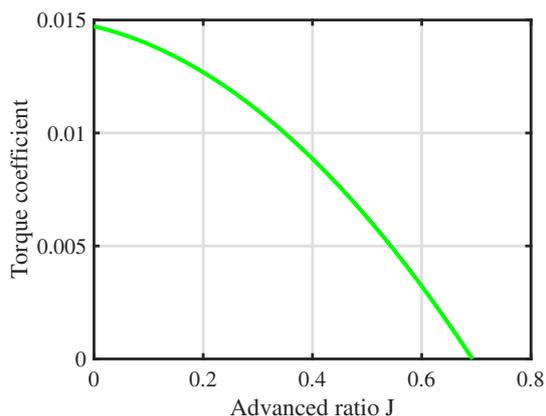
よって、進行率 J に対する推力係数、トルク係数の関係はそれぞれ Fig. 24(a)、Fig. 24(b) となる。

3.3.3 Myway 製 PE-PRO F28335

先述の電動プロペラを駆動させるために、当研究室の実験車両「FPEV-4 Sawyer」で使用していたダイキン製インバータを使用している。このプロペラモータとイ



(a) 推力係数と進行率 J の関係



(b) トルク係数と進行率 J の関係

Fig. 24: 各種係数と進行率 J の関係

ンバータを中継しベクトル制御を行うため、制御ボードとして Myway 製の DSP である「PE-PRO F28335」を搭載している。なお、PE-PRO も dSPACE 製の DSP と同様に上位インターフェースとして回転数制御系などの設計を行うことが可能である。しかし、本実験機ではインバータとの情報交換に専念させつつ、プロペラモータから制御ボードを含めて1つのパッケージとして扱うため、PE-PRO はプロペラモータやインバータの電流制御を行うのみに使用する。

3.3.4 インホイールモータ

本実験機は各種アクチュエータが電動化されていると同時に、背景で述べたスカイカーが完全電動化した場合も想定した改修が行われている。そのため、本実験機には電動プロペラの他に株式会社ピューズからご提供頂いたインホイールモータも搭載している。各パラメータ値を Tab. 6 に示す。なお、このインホイールモータはインナーロータ式永久磁石同期モータである。また、モータに減速比 1:4 の減速機が搭載されているため、ホイール側の回転速度は4分の1となり、ホイール側に発生するトルクは4倍となる。

3.3.5 電動ラダー

また、本論文には使用されなかったが、FPEV-2 Kanon に搭載されている EPS のように Maxon 社製のモータを用いてラダー動作も可能である。ボールねじ機構を用いてモータの回転運動を直動運動に変え、ラダー部分と接続することでラダーの角度を調節できるようになっている。

Tab. 6: FPEA-1 インホイールモータ : 諸元 (1 輪あたり)

定義	パラメータ値	単位
車輪半径 r	0.23	m
車輪イナーシャ J_w	0.65	kgm ²
モータ重量	11	kg
機械出力	6	kW
モータ最大トルク	± 25	Nm
モータ最高回転数	6000	rpm
減速比	4:1	-
ホイール側最大トルク	± 100	Nm
ホイール側最高回転数	1500	rpm

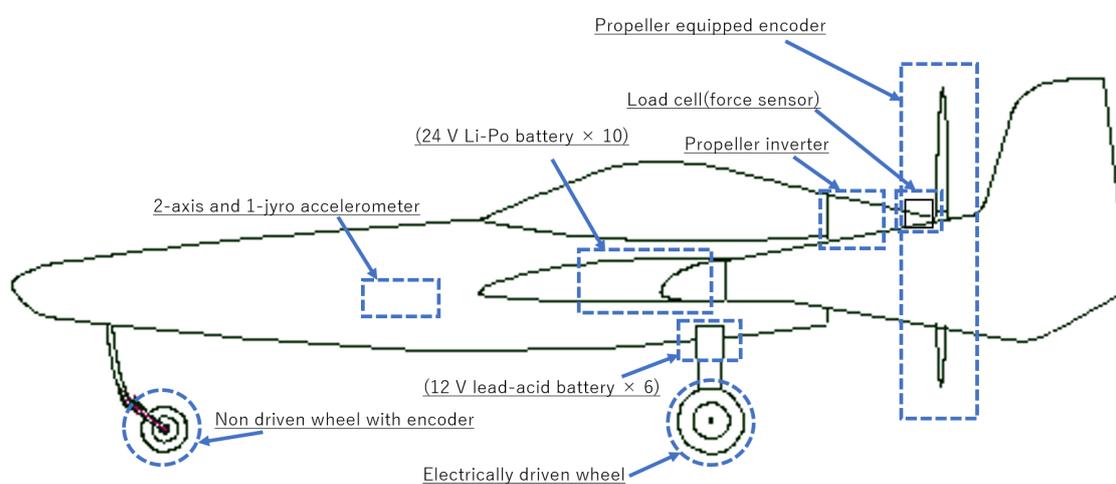


Fig. 25: FPEA-1 : 基本構成部品

さらに、この機体は加速度センサを搭載している。以上より搭載している主要部品をまとめると、Fig. 25となる。

第4章

電動化駆動輪を用いた片輪着陸時における ヨーレート抑制制御

4.1 手法概要

本節では電動化駆動輪を用いたヨーレート抑制制御手法について述べる。既存の航空機に搭載されている従動輪の代わりに電動化駆動輪を搭載することで、降着装置の着陸輪を素早く加減速させる事が可能となる。これらの利点を用いて、本研究では大きく分けて、以下の2つの手法でヨーレートを抑制させる。

4.1.1 速度フィードフォワード制御

第2章で述べた通り、駆動力は摩擦係数 μ の大きさに比例し、この摩擦係数 μ はスリップ率と μ - λ 曲線 (Fig. 16) の関係にある。スリップ率は航空機の対地速度と着陸輪の車輪速度との比であり、対地速度と車輪速度が等しいと Fig. 16 と式 (2-2) および式 (2-4) より発生する駆動力は0となる。

よって、航空機が着陸する前に対地速度と同じ速度で電動化駆動輪を回転させることで、着陸直後にかかる制動力を抑制する手法を提案する。以後、この手法を速度フィードフォワード制御と呼ぶこととする。具体的には、Fig. 26 に示すように対地速度をセンサから得て、フィードフォワード部分とフィードバック部分からなる二自由度系を構成する。これにより、電動化駆動輪の車輪速度を航空機の対地速度と合わせ込むことで速度誤差を0とし、発生する制駆動力を0とする。

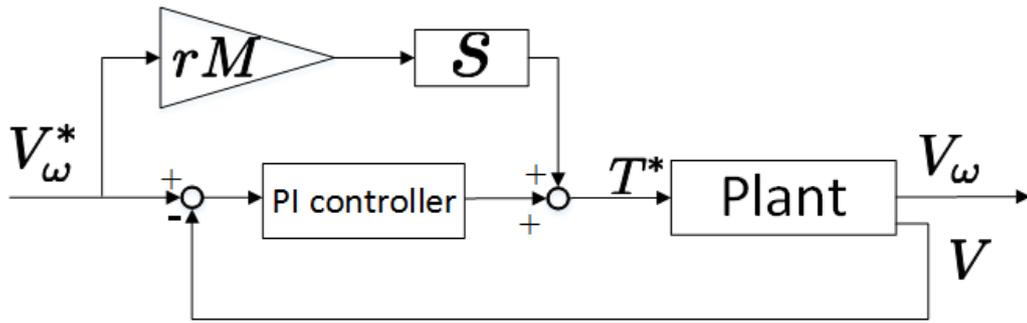


Fig. 26: 提案法1：速度フィードフォワードブロック線図

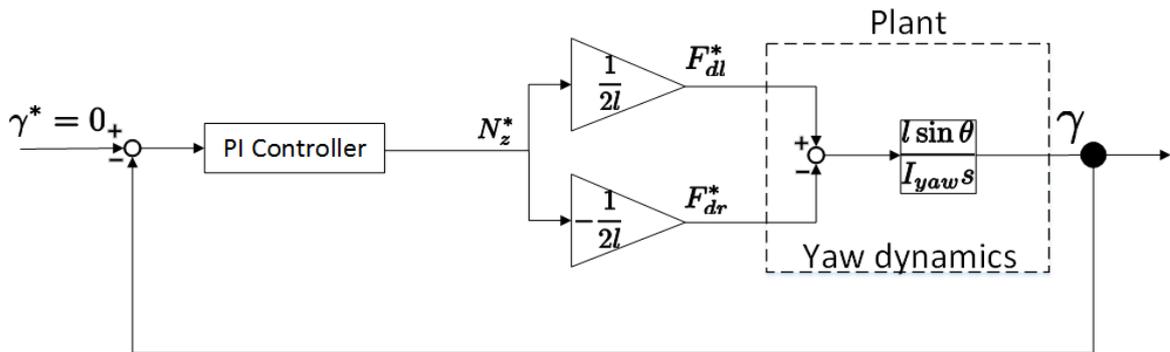


Fig. 27: 提案法2：ヨーフィードバックブロック線図

4.1.2 ヨーフィードバック制御

機体が着陸した後もヨーレートが発生し、コースアウトを引き起こす要因は存在する。特に片輪着陸時などで片輪のみに抗力がかかっている場合や、強風下において風見鶏効果によるヨーレートの発生などである。これらの場合、車輪速度と対地速度が同じであってもヨーレートが発生してしまい、事故の原因となる。

よって、航空機が着陸した後にヨーレートセンサからのフィードバック制御系を適用し、発生したヨーレートを各駆動輪が直接抑制する手法を提案する。これにより、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着陸、滑走させることが可能となる。本手法のブロック線図を、Fig. 27に示す。以後、この手法をヨーフィードバック制御と呼ぶこととする。

以上、着陸前には速度フィードフォワード制御を、着陸後にはヨーフィードバック制御を適用することで、機体が発生するヨーレートを抑制させる。

Tab. 7: セスナ 172 スカイホーク：諸元

定義	パラメータ値	単位
総重量 M	1000	kg
ヨーイナーシャ I	2667	kg m ²
失速速度	83	km/h
着陸速度 V	100	km/h
車輪半径 r	0.152	m
ホイール最大トルク	±100	N
車輪イナーシャ J_w	0.1810	kg m ²
転がり摩擦係数 μ_0	1.000×10^{-4}	-

4.2 着陸タイミングを既知としたシミュレーション

4.2.1 シミュレーション条件

本稿ではセスナ 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場合を想定とした。スカイホークの性能については Tab. 7 に示す [40][41][42]。

また、シミュレーションでは機体がセンサ誤差を持ち、対地速度と車輪速度が完全に一致しない状態での着陸を想定した。参考とした GPS のデータシート [43] より、速度誤差は最大で 0.1 m/s (0.36 km/h) であることが分かる。本シミュレーションではさらに誤差があると仮定して、対地速度を 100 km/h、車輪速度が 99 km/h とした。なお、実際は航空機は GPS 以外にもピトー管などで対気速度なども得て総合的に速度を判断していることも付記する [44]。

本シミュレーションでは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。なお、接地時に走行抵抗として、 $F_{DR} = 50 \text{ N}$ とする。

4.2.2 シミュレーション結果

シミュレーション結果を Fig. 28、Fig. 29 に示す。図は左から速度、ヨーレート、滑走路に対する角度を表す。ヨーレートのグラフを比較すると、制御なしの場合は最大 0.1 rad/s まで発生している。それに対し本手法を適用することで、ヨーレートをほぼゼロまで抑制できている。

また、滑走路に対する角度より、制御なしの場合は 5 秒後には進行方向に対し 8° ずれている。それに対し手法を適用することでほぼゼロに抑制できている。すなわち、機体が滑走路に対してずれることなく進入できている。以上より、本手

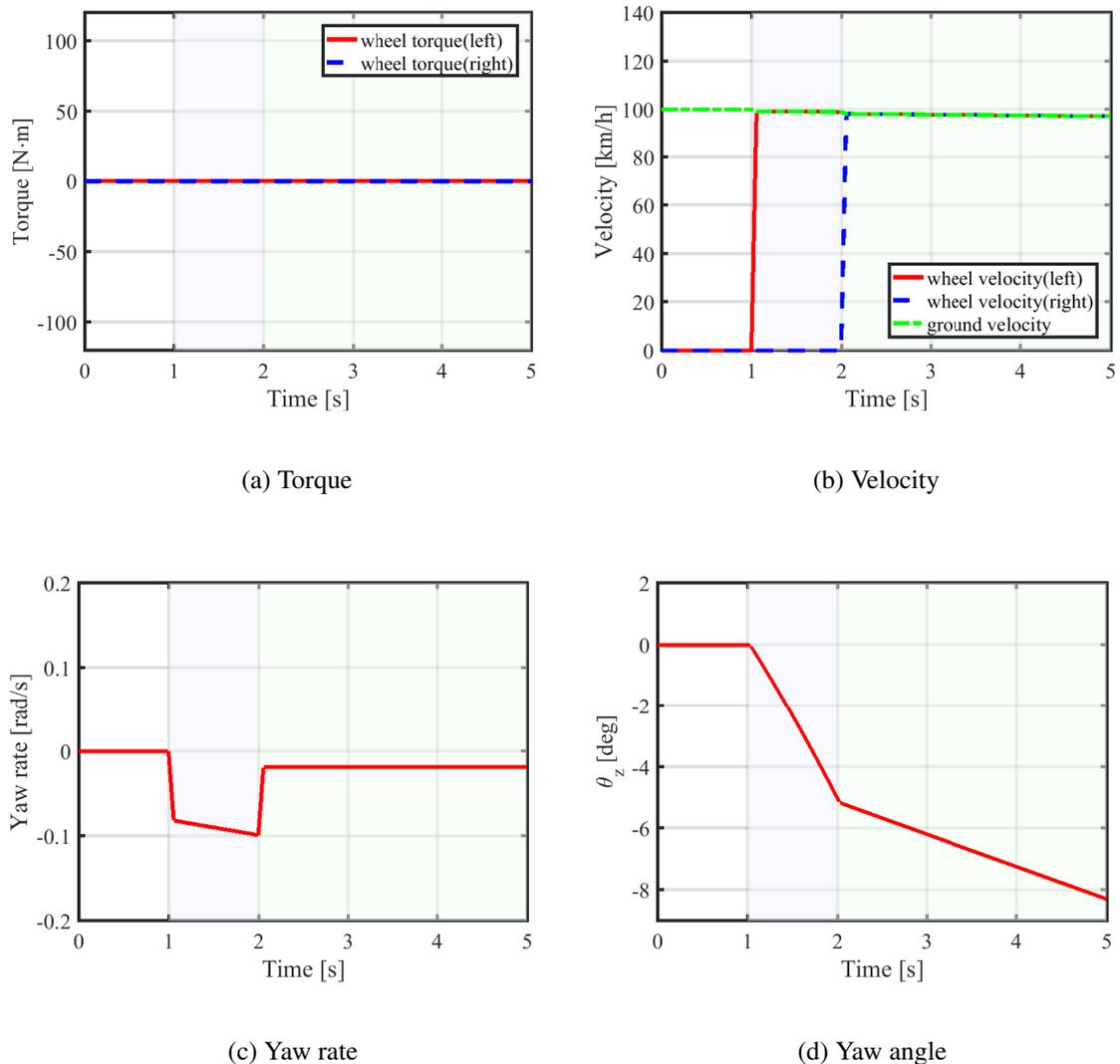


Fig. 28: シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御なし)

法の有効性が示された。

4.3 速度フィードフォワード：実験

4.3.1 実験方法

本節は基礎実験として、速度フィードフォワードを行った際にヨーレートが実際に抑制されるかを検証する基礎実験を行った。実験機の性能について述べる。本節では四輪独立可能可能な機体を用いる。実験機を Fig. 30 に、性能諸元を Tab. 2 に示す。

また、本節では対地速度を再現するためにルームランナーを用いる。さらに片輪での着陸を模擬するために、長さの違うロープを車輪に結び、上方にて1点で

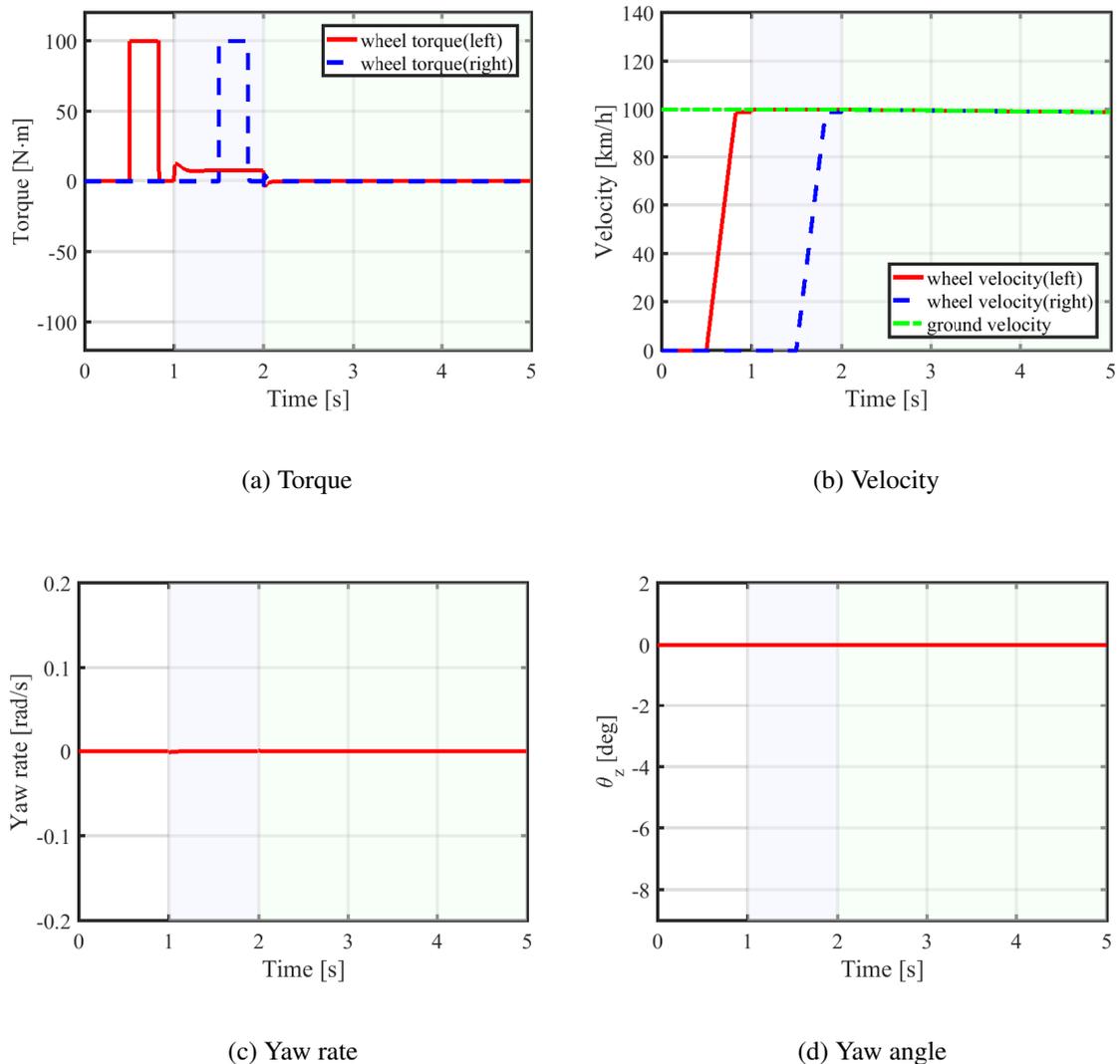


Fig. 29: シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御あり)

結ぶ。その後ロープを用いて実験機を持ち上げ、片輪のみがルームランナーに接するように置く。実験の概要図を Fig. 30 に示す。

本節では実験機の都合上、車輪速度と車体速度が共に 0.5 km/h であるとした。ルームランナーの回転速度を 0.5 km/h に設定し、実験を行った。

4.3.2 実験結果

実験結果を Fig. 31(a)、Fig. 31(b) に示す。今実験では片輪のみ着陸時のヨーレート抑制を行い、また、図の網掛け部の時点から着陸を開始している。図のように制御なしの場合と制御ありの場合を比較すると、制御なし時ではヨーレートが約 0.8 rad/s まで発生しているのに対し、制御あり時では 0.2 rad/s 以下まで抑制されている。以上より、速度フィードフォワードによるヨーレート抑制効果を実証された。

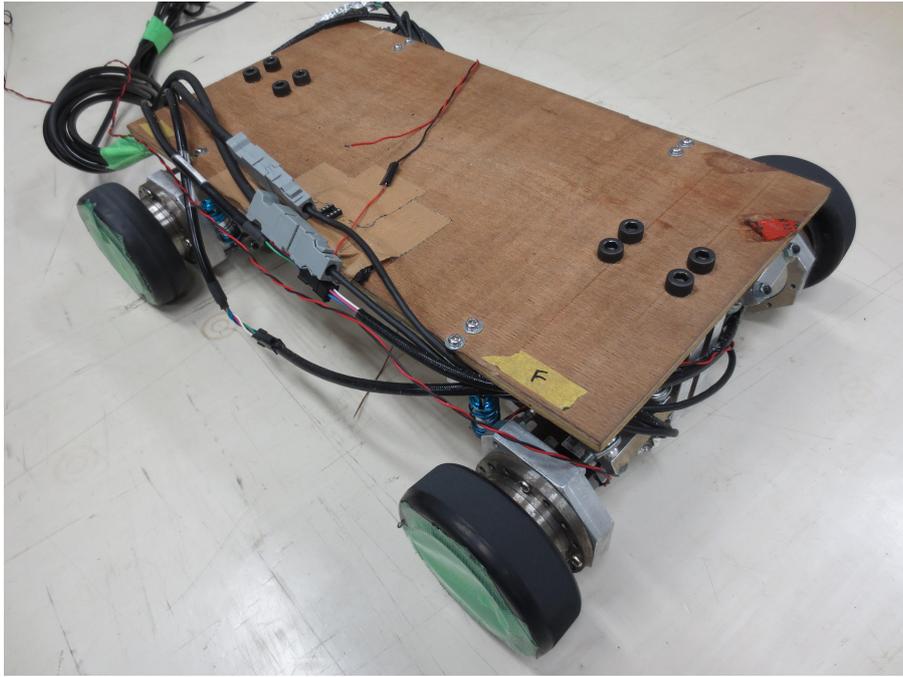


Fig. 30: 実験概要図：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御

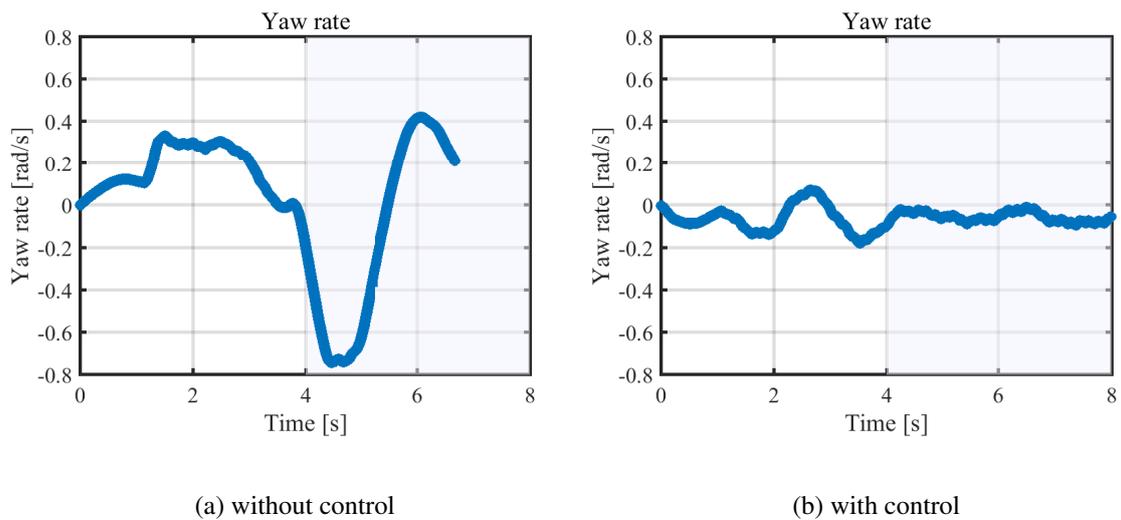


Fig. 31: 実験結果結果：車輪型ロボットを用いた片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御

4.4 駆動力オブザーバによる着陸検知

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。前節のシミュレーションでは、制御器を切り替えるタイミング、すなわち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付けられているが、本稿では制御器で用いている角速度センサと入力

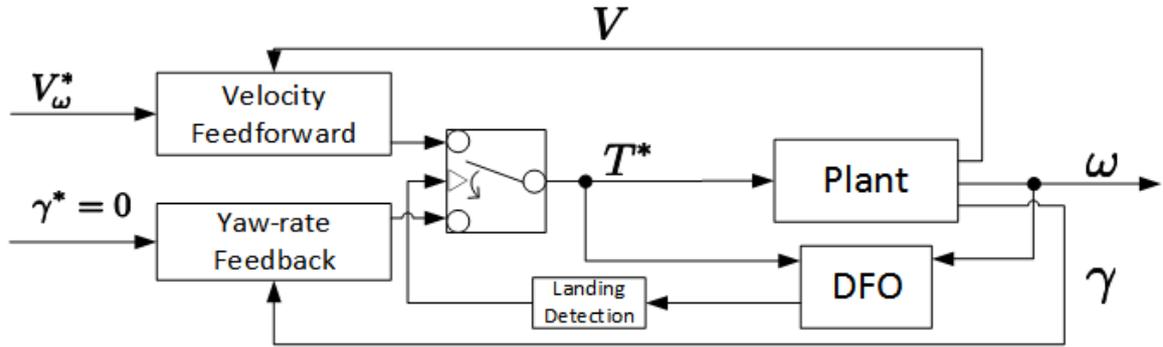


Fig. 32: 駆動力オブザーバを用いた着陸検知及び全体の制御器概要

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。

本手法により、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。また、従来のセンサも取り付けることにより、冗長化による信頼性向上も可能となる。概略図を Fig. 32 に示す。

4.5 着陸検知を加味したシミュレーション

4.5.1 シミュレーション条件

シミュレーション条件は前節と同様にセスナ 172 スカイホークを想定した。

着陸タイミングに関しても前節と同様に、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。本シミュレーションでは着陸検知を行わず、速度フィードフォワードのみを行った結果と、着陸検知の有効性検証とそれを用いて速度フィードフォワードからヨーフィードバックへ切替を行った結果を比較した。

4.5.2 シミュレーション結果

シミュレーション結果を Fig. 33、Fig. 34 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。Fig. 34 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、Fig. 33、Fig. 34 より、駆動力オブザーバを用いて着陸を検知した後、制御

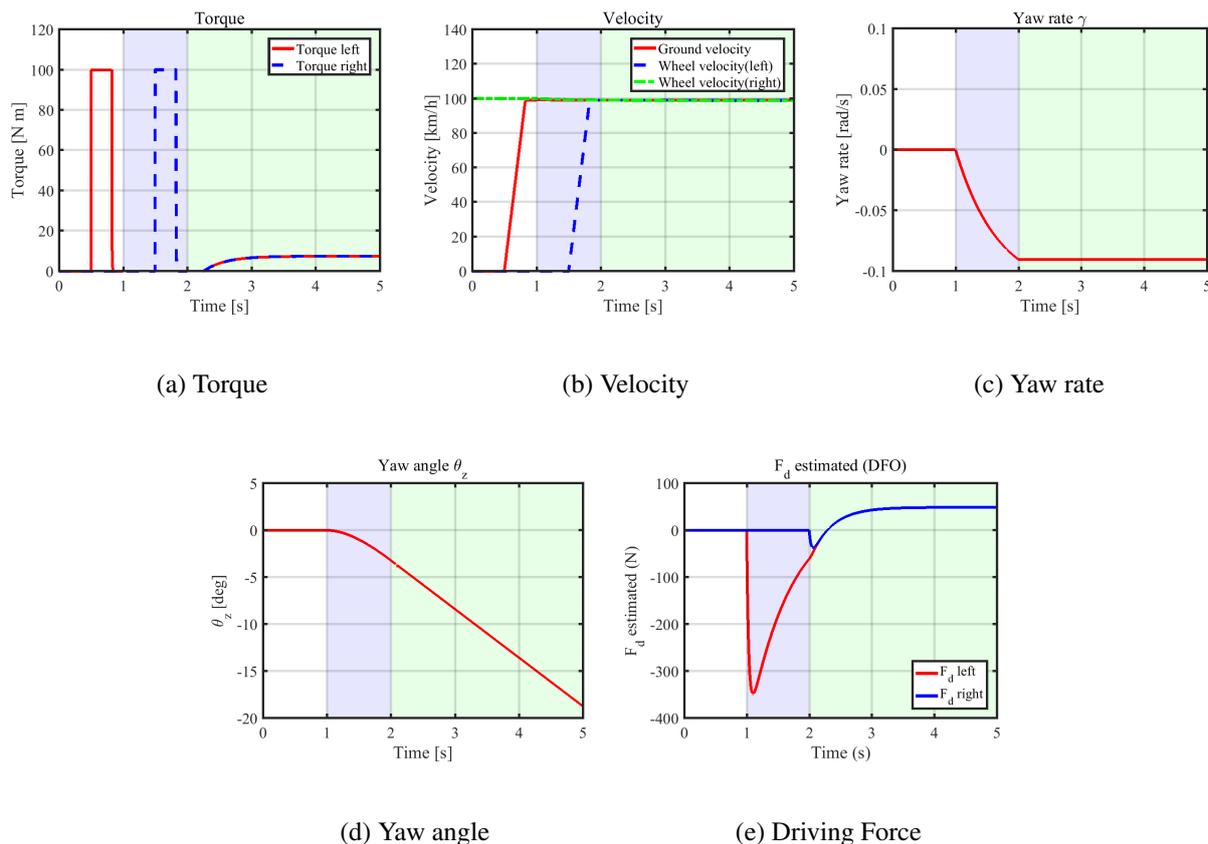


Fig. 33: シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (速度フィードバックのみ)

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。以上の結果から、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フィードバック制御によるヨーレートの抑制効果が示された。

4.6 ヨーフィードバック制御：実験

本節では駆動力オブザーバによる着陸検知、及び着陸検知をトリガーとした制御器の切り替えによる実験結果について述べる。

4.6.1 実験方法

FPEV-2 Kanon と低 μ 路シートによる模擬実験

本稿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

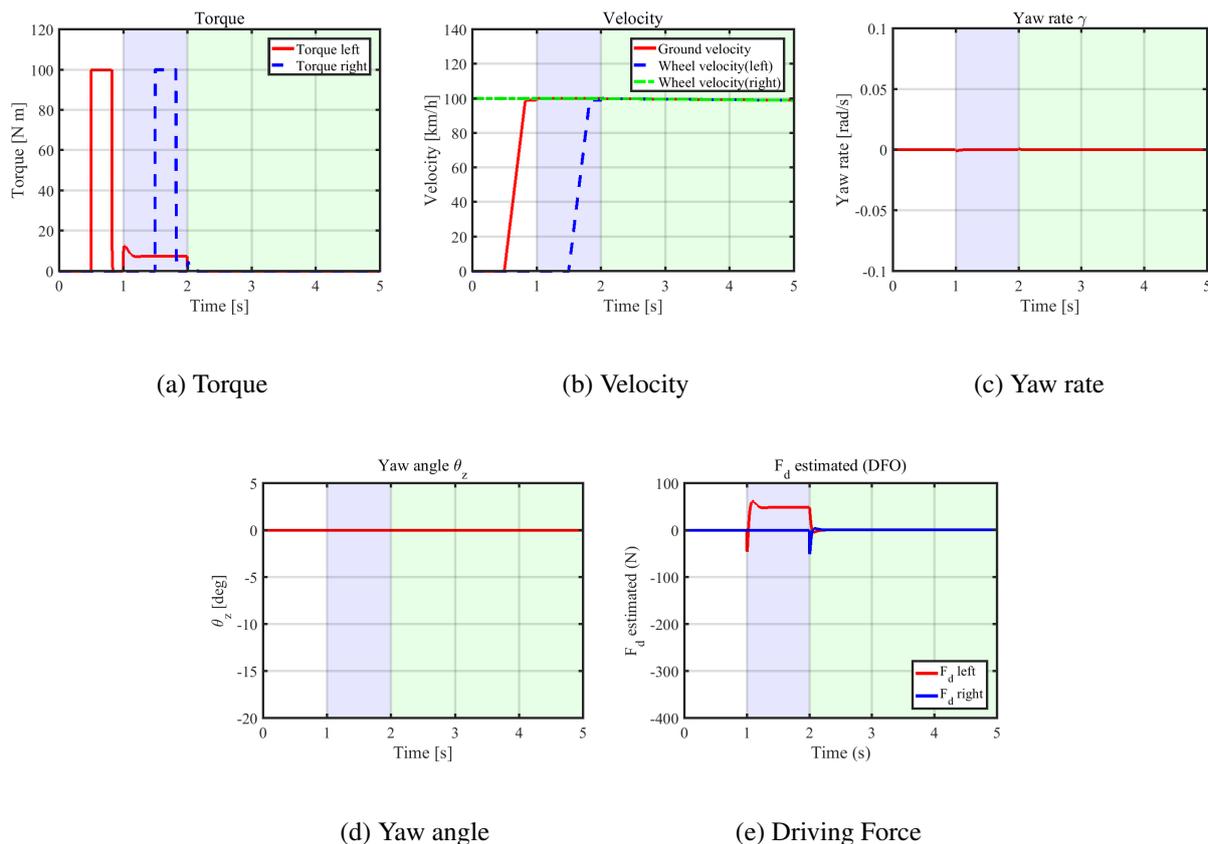


Fig. 34: シミュレーション結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御（ヨーフィードバック込み）

ラメータは Tab. 3 に示した通りである。また、本車両の前輪部分に提案手法を搭載し、着陸の模擬として特殊加工により滑りやすい路面を人工的に再現したシート（以下、低 μ 路シート）を用いて実験を行った。実験の外観を Fig. 36 に示す。

スリップ率制御系

以下、実験手法について詳しく述べる。文献[35]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。

また一方で、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。スリップ率制御系のブロック線図を Fig. 35 に示す。スリップ率制御系の詳細な説明は6章にて述べる。

さらに再現性を持たせるため、低 μ 路に進入する前に速度制御系を後輪に構成し、速度を一定とした。

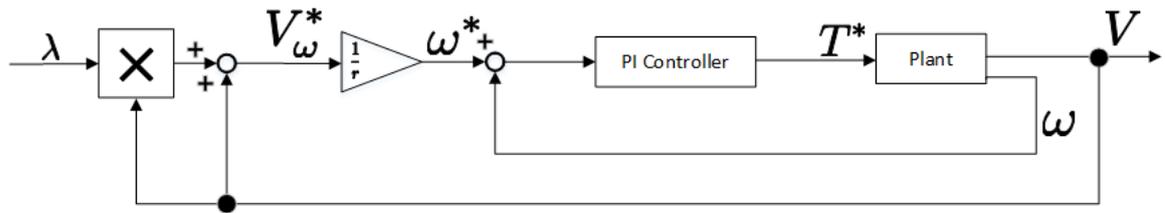


Fig. 35: スリップ率制御：ブロック線図



Fig. 36: 実験概要図：FPEV-2 Kanon を用いた片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御

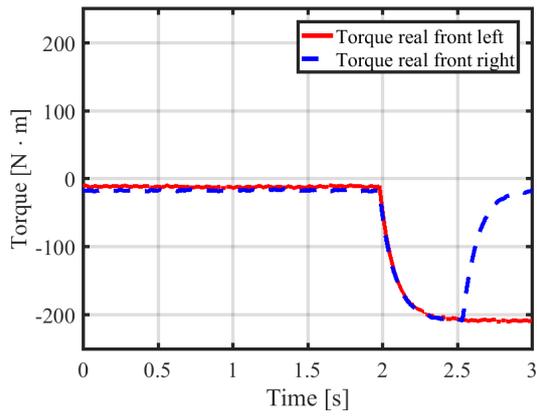
よって、本実験の手順をまとめると以下の通りとなる。

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 Fig. 35 や文献 [22] に示すスリップ率制御系 (Fig. 35) 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で比較

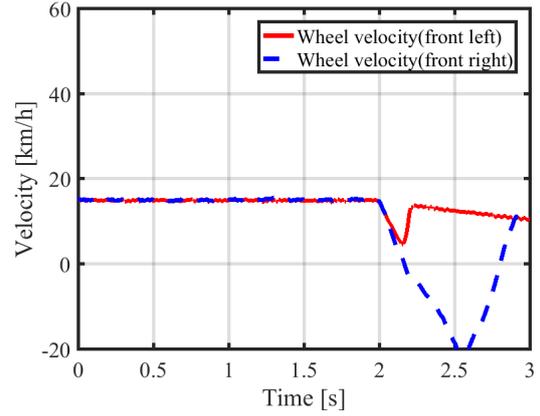
4.6.2 実験結果

実験結果を Fig. 37、Fig. 38 に示す。実験では Fig. 37(b)、Fig. 38(b) より、約 2 秒後に両輪が低 μ 路シートに進入し、2.2 秒目に左輪が低 μ 路シートから脱出、2.5 秒目で右輪が低 μ 路シートから脱出している。

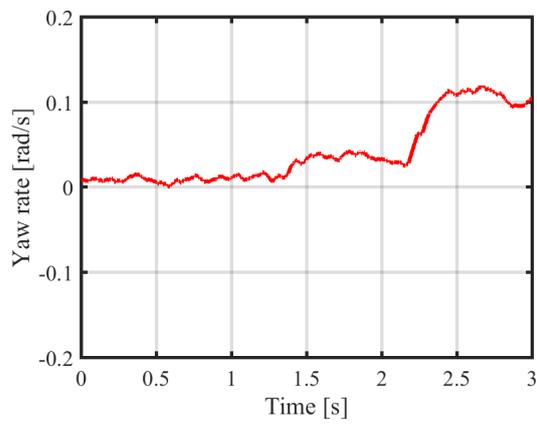
Fig. 37(d)、Fig. 38(d) より、低 μ 路シートからの脱出時に駆動力の変化が確認できており、それをトリガーとして Fig. 37(c)、Fig. 38(c) よりヨーレートの抑制が



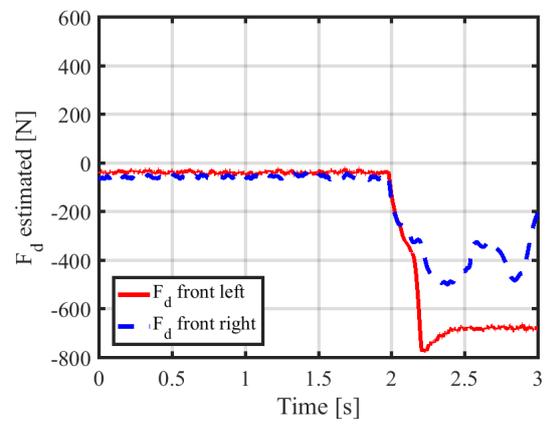
(a) Torque



(b) Velocity



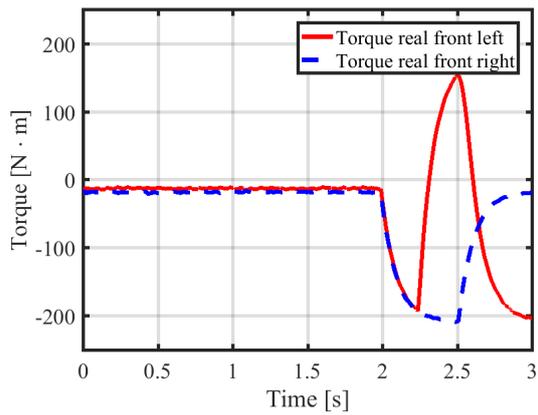
(c) Yaw rate



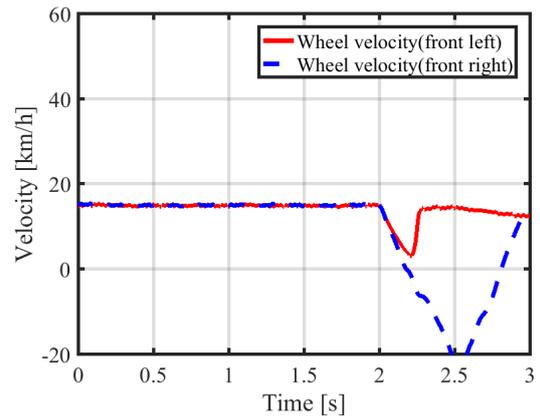
(d) Driving Force

Fig. 37: 実験結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御なし)

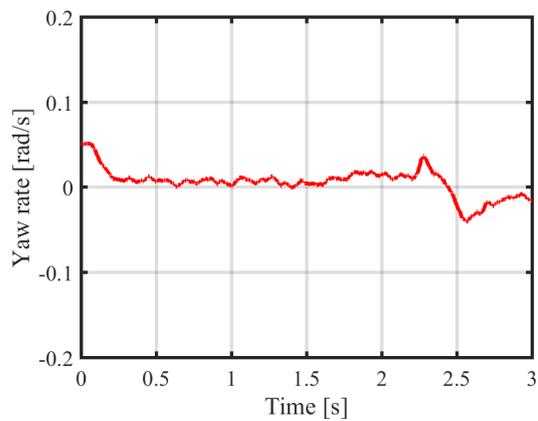
確認できている。従って、着陸の検知が駆動力オブザーバを用いて検出可能であり、ヨーフィードバックによるヨーレート抑制効果も実証された。



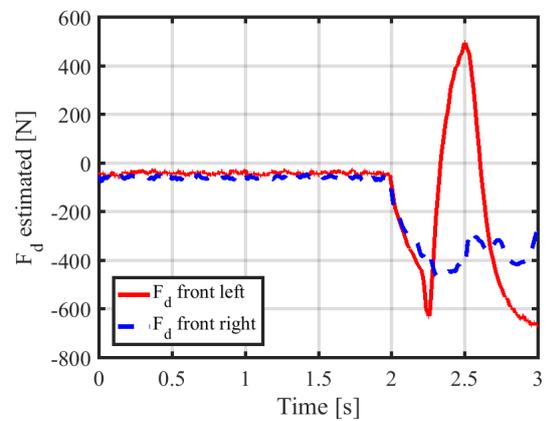
(a) Torque



(b) Velocity



(c) Yaw rate



(d) Driving Force

Fig. 38: 実験結果：片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御 (制御あり)

第5章

トルク配分則を用いた両輪着陸時における減速力、ヨーレート抑制制御

5.1 手法概要

第4章では、主に片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御について述べた。しかし実際の着陸では、降着装置が接地した後に機体を減速させて停止する必要がある。一方想定する環境は横から強い強風を伴うような悪天候であるため、風見鶏効果などによってヨーレートが発生することが予想される。よって本章では、両輪着陸時に制動力を与えて減速すると同時に、ヨーレートの抑制制御を同時に行うことを検討する。本目的を達成するにあたり、本章では次節に述べるように電動化駆動輪のトルク配分を行った。

5.2 トルク配分則について

本節では、両輪着地時の状態で減速及びヨーレート抑制を同時に行うために、どのように駆動輪のトルク配分を行うかを述べる。

2章より、駆動力の合計値 F_{all} と、ヨー方向の力のモーメント N_z は、

$$F_{all} = F_{dl} + F_{dr} \quad (5-1)$$

$$N_z = l \sin \theta (F_{dl} - F_{dr}) \quad (5-2)$$

となる。なお、 θ は重心からタイヤ接地面までの距離 l と、駆動力とのなす角である。

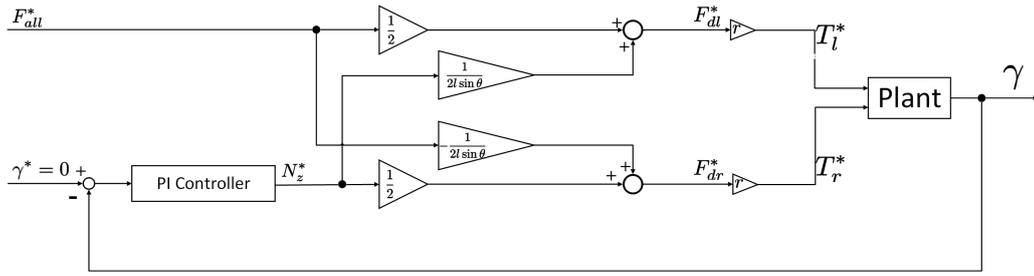


Fig. 39: トルク配分則：ブロック線図

これらを行列表記すると、

$$\begin{pmatrix} F_{all} \\ N_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 1 \\ l \sin \theta & -l \sin \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{dl} \\ F_{dr} \end{pmatrix} \quad (5-3)$$

となる。この行列式の逆行列を求めることで、

$$\begin{pmatrix} F_{dl} \\ F_{dr} \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 1 & \frac{1}{l \sin \theta} \\ 1 & -\frac{1}{l \sin \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{all} \\ N_z \end{pmatrix} \quad (5-4)$$

を得る。これより、所望の総駆動力 F_{all} とヨー方向の力のモーメント N_z を両輪に加える場合の駆動力指令値 F_{dl}^* 、 F_{dr}^* が求められる。この駆動力指令値に対して電動化駆動輪の半径 r で割った値をプラントモデルに導入することでトルク指令値とする。すなわち、

$$\begin{pmatrix} T_l^* \\ T_r^* \end{pmatrix} = \frac{1}{2} r \begin{pmatrix} 1 & \frac{1}{l \sin \theta} \\ 1 & -\frac{1}{l \sin \theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} F_{all}^* \\ N_z^* \end{pmatrix} \quad (5-5)$$

となる。

また、ヨーレートおよびヨー方向の力のモーメントの運動方程式は、

$$I_{yaw} \dot{\gamma} = N_z \quad (5-6)$$

で表される。これより、ヨーレート指令値 $\dot{\gamma}$ から力のモーメントの指令値 N_z^* までの伝達関数に対しPI制御による制御器を構成する。

以上より、この制御器のブロック線図はFig. 39で表される。これを用いてヨーレートの抑制と減速の同時制御を行う。

5.3 減速も考慮した制御則におけるシミュレーション

本章でも第4章と同様に、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った。シミュレーションでは制御なし時とトルク配分則を適用時で比較を行った。トルク配分則を用いるシミュレーションでは、両輪着陸時に駆動力指令

値を $F_{all} = -1000$ N とした。一方、制御なし時のシミュレーションでは機械ブレーキを想定して、駆動力指令値と同等の減速力を加えた。すなわち、本シミュレーションの条件は以下の通りである。

1. 0.5 秒後に左輪を、1.5 秒後に右輪の速度フィードフォワード制御器を作動、車輪速 V_w 、車体速 V はともに 100 km/h とする
2. 片輪着陸時に着陸した駆動輪にてヨーフィードバック制御器を作動、ただし F_{all} は 0 N とする
3. 両輪着陸時に $F_{all} = -1000$ として減速を行う (対比として、制御なし時では式 (2-14) の右辺に 1000 N を引いたものを付け加えるものとする)

制御なし時のシミュレーション結果を Fig. 40、トルク配分則を適用した時のシミュレーション結果を Fig. 41 に示す。シミュレーション結果は左から、車体速および車輪速、ヨーレート、ヨー角、そして着陸距離を示す。

Fig. 41 を Fig. 40 と比較することにより、ヨーレートの抑制と減速制御が同時に行えている。その結果、着陸距離のグラフからトルク配分則による制御手法により、着陸時に滑走路から逸れることなく減速、停止ができることが示された。

5.4 減速も考慮した制御則における実験

本節では提案法であるヨーレートの抑制、及び減速の同時制御について実証実験を行った結果について述べる。

本章でも第4章と同様に、FPEV-2 Kanon と低 μ 路シートを用いて実験を行った。第4章と同様に、垂直抗力 N の増大の代わりに摩擦係数 μ を増大することによってこれを模擬し、着陸時の制動力を模擬するために十分小さい負のスリップ率指令値を加えた。

第4章との違いは両輪とも低 μ 路から脱出した際に、トルク配分則による制御系に切り替わる点である。従来法である制御なし時はスリップ率制御系のみで減速が勝手に行われ、提案法ではトルク配分則によって制動力を制御しつつ停止する。

よって、本実験の手順は以下の通りである。なお、本実験においても前輪を降着装置の模擬とする。

1. 後輪駆動により 20 km/h で低 μ 路シートに進入
2. 低 μ 路シートから前輪が脱出する寸前に前輪駆動に切替、前輪を Fig. 35 や文献 [22] に示すスリップ率制御系 Fig. 35 とし、 $\lambda = -0.05$ を入力

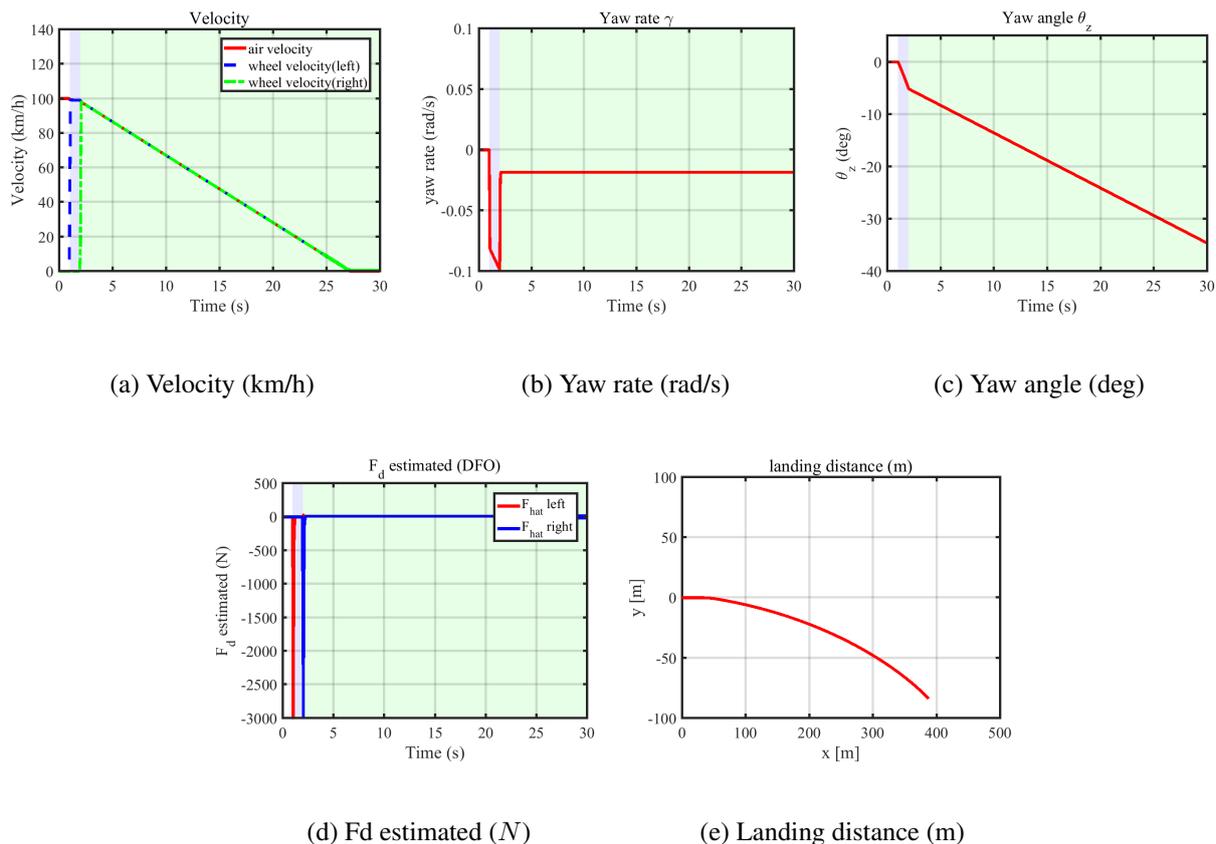
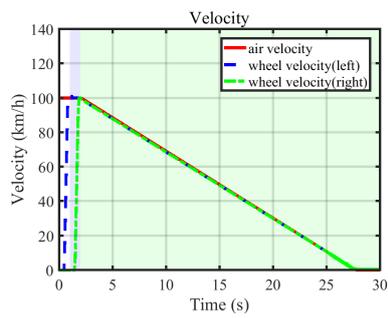


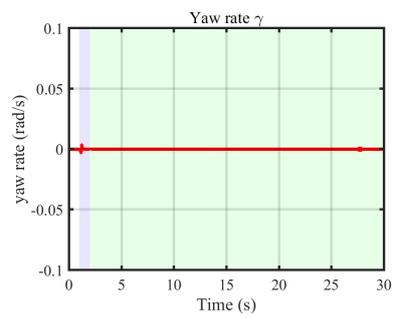
Fig. 40: 減速力、ヨーレート抑制制御：シミュレーション結果 (制御なし)

3. (提案法) 片輪のみが低 μ 路を脱出した際に駆動力オブザーバによる駆動力検知を行い、ヨーフィードバックに切り替えを行う
4. (提案法) 両輪が低 μ 路を脱出した際に、同様に駆動力オブザーバによる駆動力検知を行い、Fig. 39に示すトルク配分則を用いたヨーレートの抑制と減速の同時制御を行う制御系に切り替えを行う

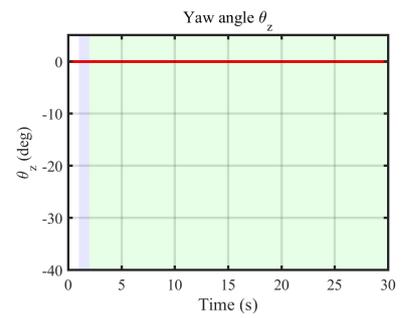
実験結果を Fig. 42、Fig. 43 に示す。実験では Fig. 42(b)、Fig. 43(b) より、約2秒後に左輪が低 μ 路シートから脱出、約3秒後に右輪が低 μ 路シートから脱出している。Fig. 42(d)、Fig. 43(d) より、グラフから2秒後に発生しているヨーレートを比較すると Fig. 43(d)において大幅にヨーレートが抑制されている。その効果により Fig. 42(f)、Fig. 43(f)を参照すると、横方向への移動距離が約半分に抑制できていることが確認できる。また、Fig. 42(b)及びFig. 43(b)より適切に減速、停止が行われていることも確認できる。従って、本提案法において着陸時にヨーレートの抑制と減速の同時制御が可能であることが示された。



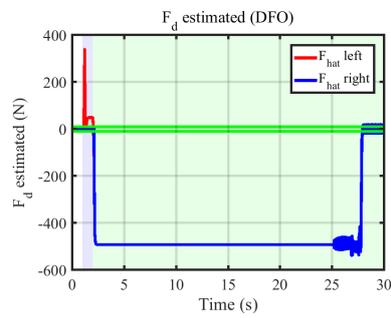
(a) Velocity (km/h)



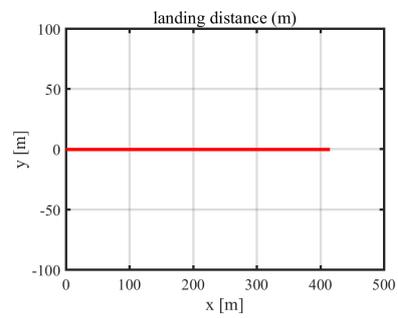
(b) Yaw rate (rad/s)



(c) Yaw angle (deg)

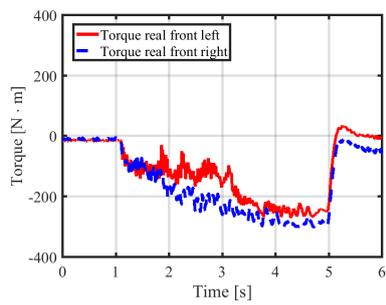


(d) F_d estimated (N)

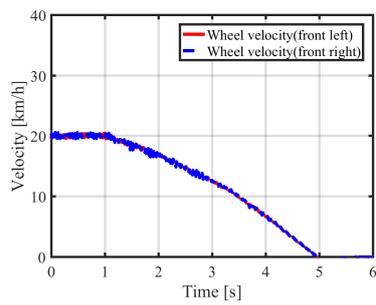


(e) Landing distance (m)

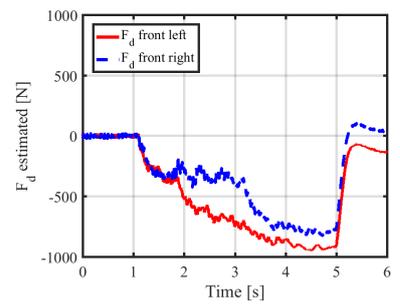
Fig. 41: 減速力、ヨーレート抑制制御：シミュレーション結果 (制御あり)



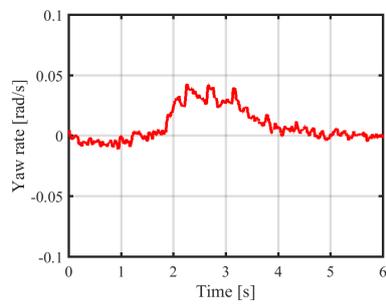
(a) Torque



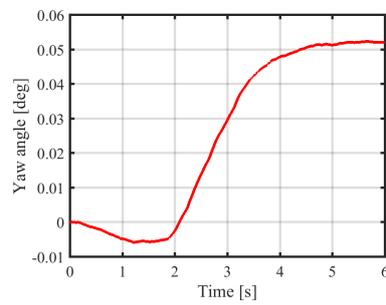
(b) Velocity



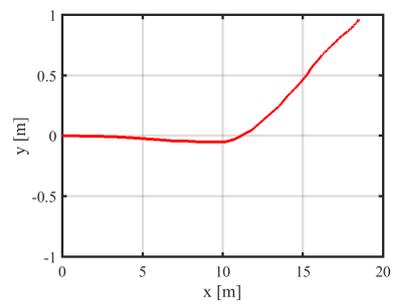
(c) Driving force



(d) Yaw rate

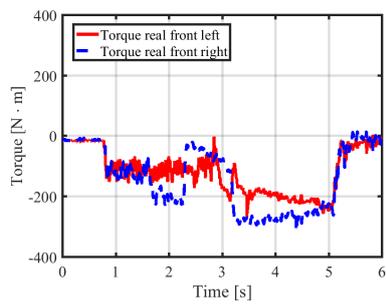


(e) Yaw angle

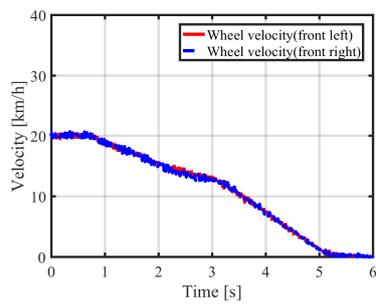


(f) Running path

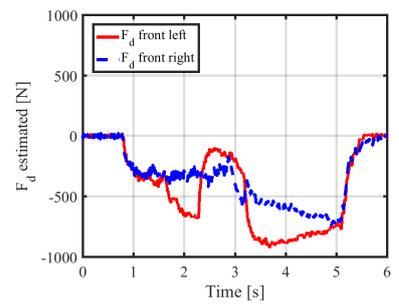
Fig. 42: 減速力、ヨーレート抑制制御：実験結果 (制御なし)



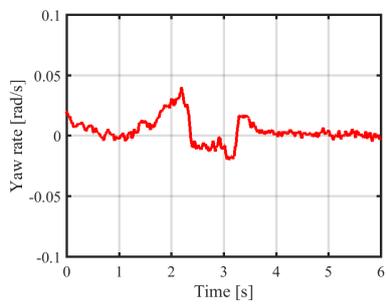
(a) Torque



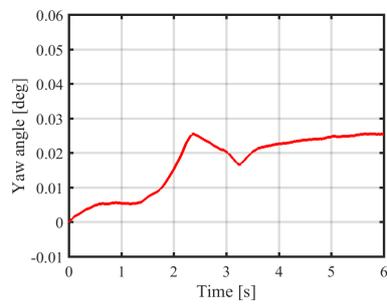
(b) Velocity



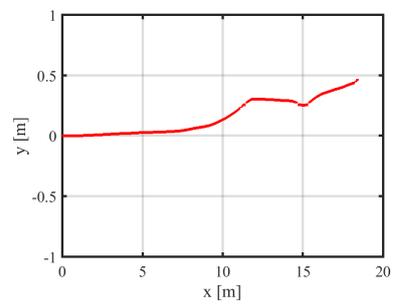
(c) Driving force



(d) Yaw rate



(e) Yaw angle



(f) Running path

Fig. 43: 減速力、ヨーレート抑制制御：実験結果 (制御あり)

第 6 章

駆動力制御系を用いた制御器切替不要なヨーレート抑制制御

6.1 手法概要

第 4 章、第 5 章にて、駆動力オブザーバを用いた着陸検知により片輪着陸時にヨーレートを抑制、及び両輪着陸時に減速力も同時に制御を行う手法を述べた。しかし、制御系をスイッチング動作などにより全く別の物に切り替える場合、制御入力が不連続になり過渡応答が発生したり、誤検知が起こって勝手に切り変わったりしてしまう恐れがある [45]。したがって、出来る限り制御器は切り替えることなく、かつヨーレートの抑制が行えることが望ましい。

そこで本章では、駆動力制御系を応用することで制御器の切り替えが不要となったヨーレート抑制制御を提案する。制御系として各輪に駆動力制御系を適用し、さらにそのアウターループとしてヨーフィードバック制御を構成する。これにより、従来用いていた速度フィードフォワード部分が駆動力制御系部分で補償され、着陸後もアウターループに構成されているヨーフィードバック制御系部分で補償を行うことができる。

6.2 駆動力制御器について

ここでは提案法にて主に用いられている、駆動力制御器について述べる [22]。

Magic Formula として知られている $\mu - \lambda$ 曲線を Fig. 16 に示す [36]。 μ が最小-最大となる領域においては、 λ が大きくなればなるほど μ が大きくなる。この領域において、駆動力 F_d を

$$F_d = D_s \lambda \tag{6-1}$$

とした線形とみなすことで、駆動力の制御を行う。なお、 D_s はドライビングステイフネスであり、 $\mu - \lambda$ 曲線における $\lambda = 0$ 近辺の傾きである。

まずインナーループとして、車輪速度制御系を構成する。モータの回転速度を用いてフィードバックを行い、PI 制御系を用いてフィードバック制御系を構成する。

次に、そのアウトーループとしてスリップ率制御系を構成する。スリップ率は以下のように駆動時 ($V_w \geq V$) は

$$\lambda = \frac{V_w - V}{V_w} \quad (6-2)$$

で定義され、制動時 ($V_w < V$) は

$$\lambda = \frac{V_w - V}{V} \quad (6-3)$$

で定義される。両式が駆動時と制動時で異なるため、車輪速度制御をインナーループに含んだスリップ率制御を構成した場合はその定義から指令値の切り替えを行う必要がある。

そこで、以下の式で表される状態変数 y を用い、この y を操作することでスリップ率制御を行う。

$$y = \frac{V_w}{V} - 1 \quad (6-4)$$

このスリップ率制御系を用いて第4章、第5章では着陸時の制動力を擬似的に模擬した。ブロック線図は Fig. 35 に示した通りである。さらにこの y に対して上限値、下限値を設けることでスリップ率を線形範囲までに制限する。

以上のスリップ率制御系を用いることで、スリップ率指令値 λ から駆動力 F_d までの伝達関数が、

$$F_d = D_s \lambda^* \quad (6-5)$$

で表される。この系に対してフィードバック制御系を構成する。なお、フィードバックに用いる駆動力は駆動力オブザーバによる駆動力推定値 \hat{F}_d を用いる。式 (6-5) は時間微分も積分も含まないため、I 制御系を構成してフィードバック制御とする。さらに、フィードフォワード制御を構成し、2 自由度制御系とすることで駆動力を制御する。ブロック線図を Fig. 44 に示す。

6.3 提案手法：駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御

ここで、本論文における提案手法について述べる。先述した、Fig. 44 に示すような駆動力制御系を左右輪に適用する。さらに駆動力指令値として、Fig. 45 に示

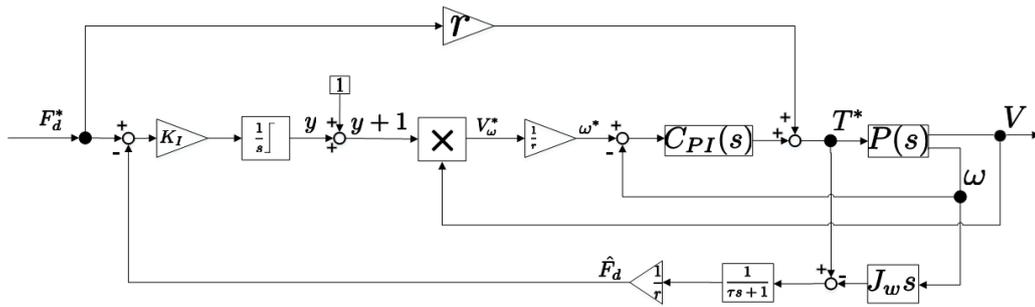


Fig. 44: 駆動力制御器 (DFC) : ブロック線図 [22]

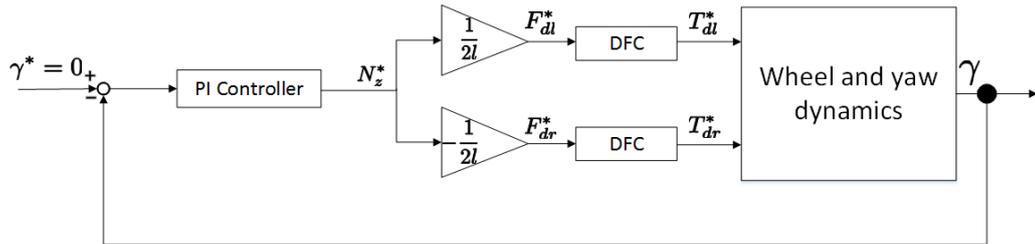


Fig. 45: 提案法 : 駆動力制御系を含めたヨーレート制御器

すようにヨーレートセンサからのフィードバック値を与える。このような制御系を構成することで、以下のようなことが起こる。なお、両輪とも着陸していない時はヨーレートの値をゼロと仮定する。

1. 両輪着陸前かつ制御開始時

Fig. 44 より、駆動力制御系にはスリップ率制御をインナーloopとして含んでいる。両輪が着陸していない時に駆動力制御系を適用すると、スリップ率がゼロすなわち車輪速度と車体速度の差がゼロになるように駆動輪へトルク入力が加えられる。これにより、両輪着陸前では副次的に車輪速度が車体速度と一致するようになる。

2. 片輪着陸時

着陸輪側に摩擦力や制動力が発生することにより、機体にヨーレートが発生する。しかし Fig. 45 の通り、アウターloopとしてヨーレートセンサによるフィードバックを駆動力制御系の入力として加えているため、発生したヨーレートを抑制するように入力が加えられる。これにより、片輪着陸時でもヨーレートの抑制が可能となる。

3. 両輪着陸時

片輪着陸時と同様に、提案法ではヨーレートセンサによるフィードバック制御系を構成している。そのため、様々な外乱などに対してヨーレートを抑制することができる。

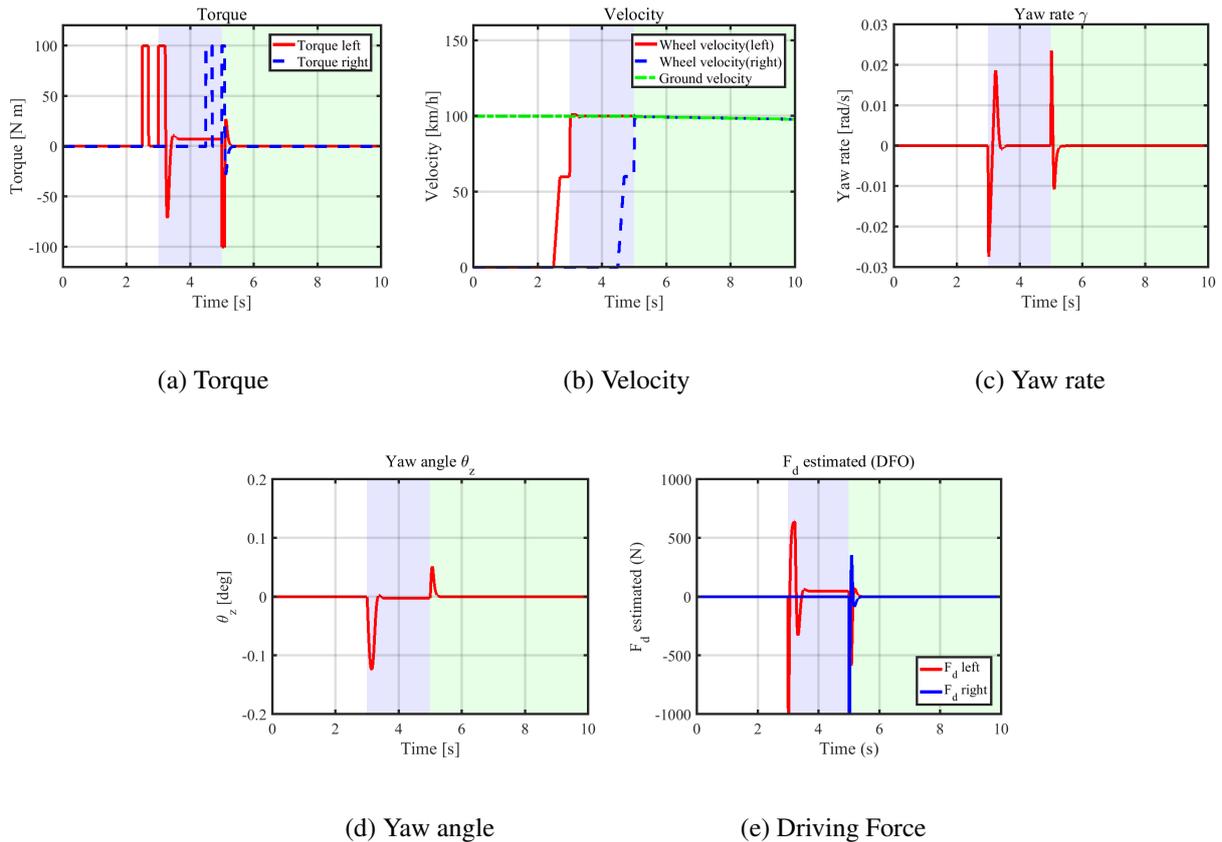


Fig. 46: シミュレーション結果：従来法 着陸検知+ヨーフィードバック

6.4 駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御に関するシミュレーション

本章でも第4章、第5章と同様にセスナ172 スカイホークを想定したシミュレーションを行った。

第5章のシミュレーションとは、着陸タイミングを変化させている。すなわち、シミュレーション開始から3秒後に左輪のみ着陸、5秒後に両輪が着陸する想定で行う。また、従来法である速度フィードフォワードはシミュレーション開始から2.5秒後に左輪に、4.5秒後に両輪に作用させることとする。

さらに従来法では誤検知を想定し、従来法において速度フィードフォワードは60 km/hの時点でヨーフィードバックへと切り替わるものとする。

シミュレーション結果を Fig. 46 及び Fig. 47 に示す。Fig. 46 が従来法である着陸検知を用いた制御器切り替えによるヨーレート抑制制御を、Fig. 47 が提案法による制御器切り替え不要なヨーレート抑制制御の結果である。Fig. 47 に示す通り、着陸検知による制御器切り替え無しでヨーレートの抑制が達成されている。

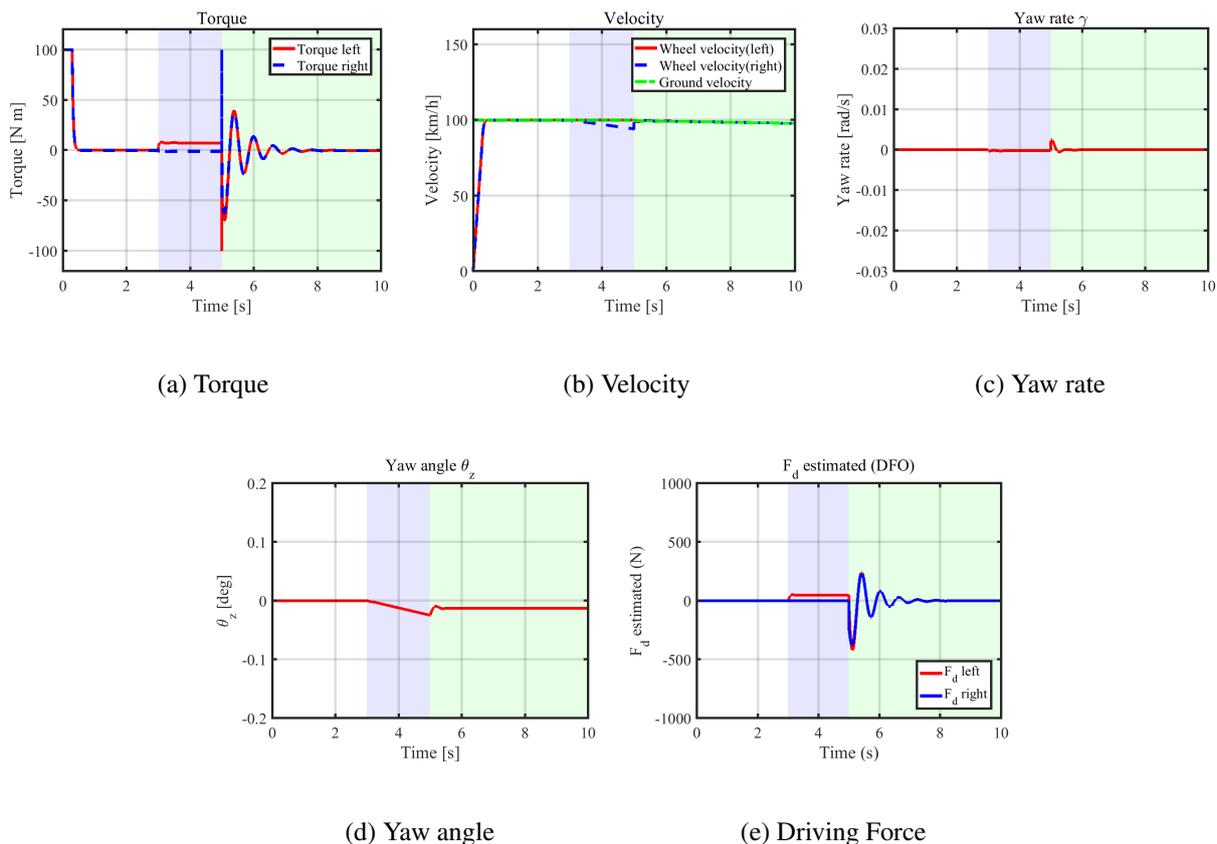


Fig. 47: シミュレーション結果：提案法 駆動力制御によるヨーレート制御

6.5 駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御に関する実験

6.5.1 実験条件

本節では提案手法である、駆動力制御器を用いたヨーレート抑制制御の実験手法、及びその結果について述べる。

本章でも第4章や第5章と同様に、FPEV-2 Kanon と低 μ 路シートを用いて実験を行った。第4章と同様に、垂直抗力 N の増大の代わりに摩擦係数 μ を増大することによってこれを模擬し、着陸時の制動力を模擬するために十分小さい負のスリップ率指令値を加えた。

一方、実際の着陸においては垂直抗力は連続的に変化する。上記の手法のみでは垂直抗力の模擬となる摩擦係数がステップ上に変化してしまう。従って、駆動力オブザーバを用いて推定された値に対してローパスフィルタを適用することで、実際の着陸を模擬する。このローパスフィルタを適用して着陸検知を行い、ヨーフィードバックに切り替えを行う手法を従来法として検証を行う。

よって、本実験の手順は以下の通りである。なお、本実験においても第4章や第5章と同様に前輪を降着装置の模擬とする。

従来法

1. 後輪駆動により 20 km/h で低 μ 路シートに進入する。
2. 低 μ 路シートから前輪が脱出する寸前に前輪駆動に切替、前輪を Fig. 35 や文献 [22] に示すスリップ率制御系とし、 $\lambda = -0.05$ を入力する。
3. ローパスフィルタが適用された駆動力オブザーバによる駆動力検知から、ヨーフィードバックに切り替えられた場合を従来法とする。

提案法

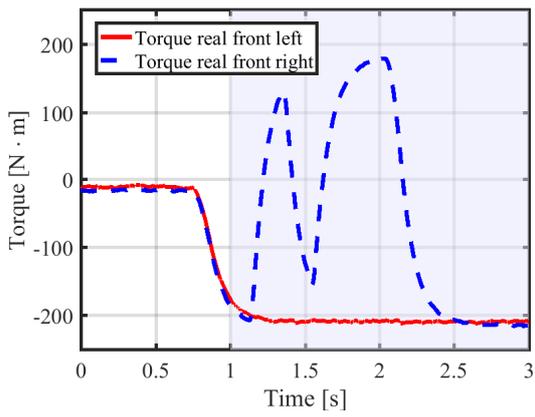
1. 後輪駆動により 20 km/h で低 μ 路シートに進入する。
2. 低 μ 路シートから前輪が脱出する寸前に前輪駆動に切替、前輪を Fig. 45 に示す駆動力制御系とする。
3. 駆動力制御系を用いた制御によってヨーレートを抑制した手法を提案法とする。

ただし、左輪着陸の場合を想定しているため、制御系は左輪のみに構成する。

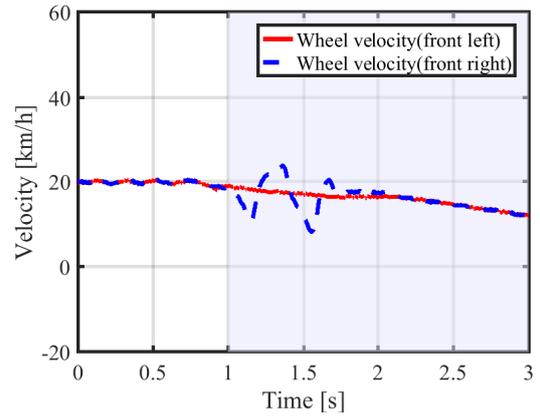
6.5.2 実験結果

実験結果を Fig. 48、Fig. 49、Fig. 50 に示す。それぞれ、Fig. 48 が参考として従来法におけるヨーフィードバックを用いなかった場合を、Fig. 49 が従来法を、Fig. 50 が提案法における実験結果を表す。また、各実験データは 1 秒後の地点が低 μ 路から高 μ 路へ脱出するタイミングとなるように調整した。すなわち、実際の航空機における着陸タイミングをこの地点とする。

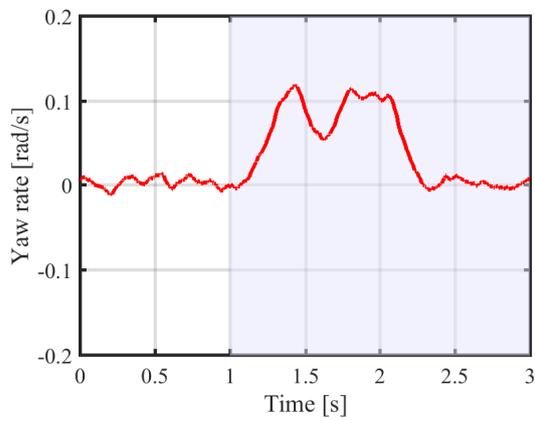
Fig. 48(c) より、高 μ 路上では無視できないほどの制動力が発生することにより、大きなヨーレートが生じている。Fig. 49(c) では、およそ 1.5 秒後の時点でヨーレート抑制制御が働くことによりヨーレートの値が小さくなっており、Fig. 48(c) と比較して発生したヨーレートの積分値は約半分程度となっている。しかし、検知遅れのために大きなヨーレートが発生してしまっている。Fig. 50(c) では制御器の切替なしでヨーレートの抑制に成功している。以上より、提案法の有効性が示された。



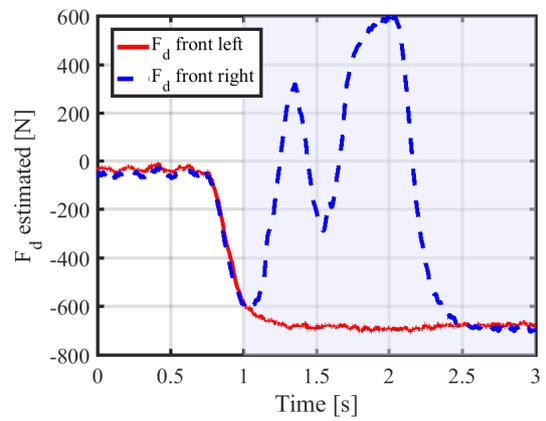
(a) Torque



(b) Velocity

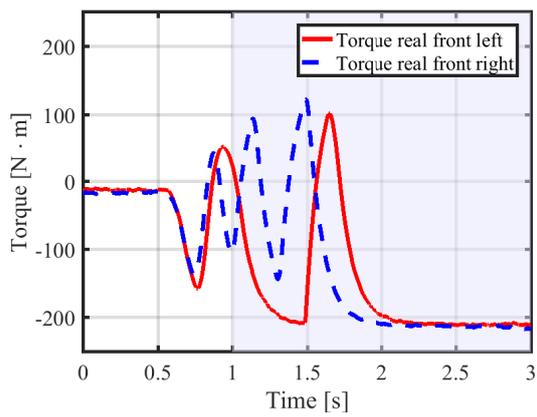


(c) Yaw rate

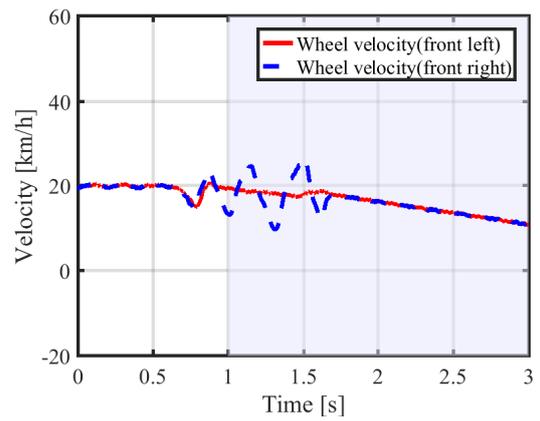


(d) Driving Force

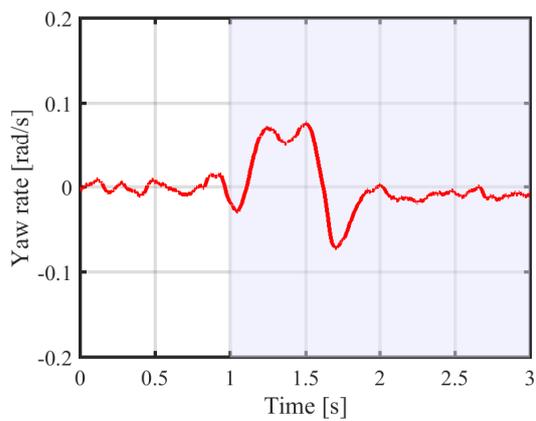
Fig. 48: 駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果 (制御なし)



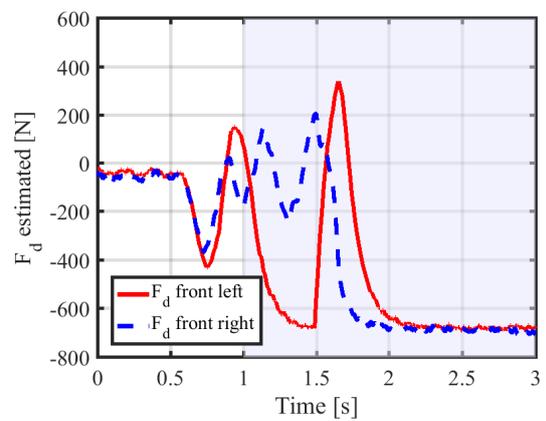
(a) Torque



(b) Velocity

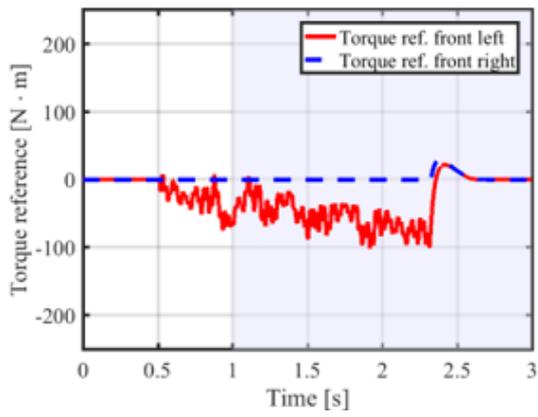


(c) Yaw rate

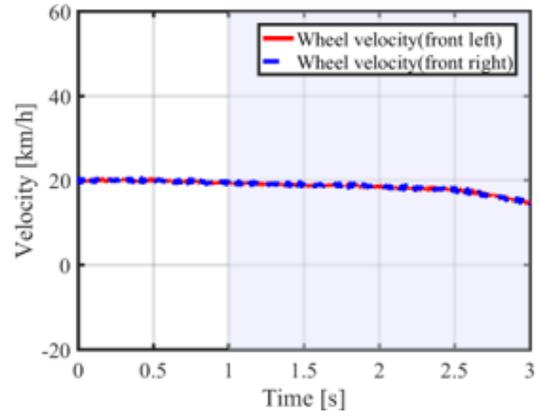


(d) Driving Force

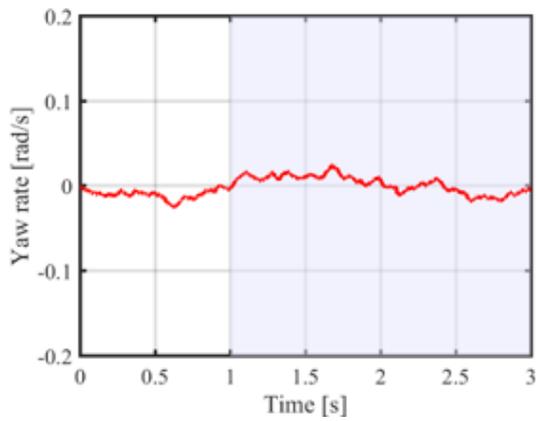
Fig. 49: 駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果 (従来法)



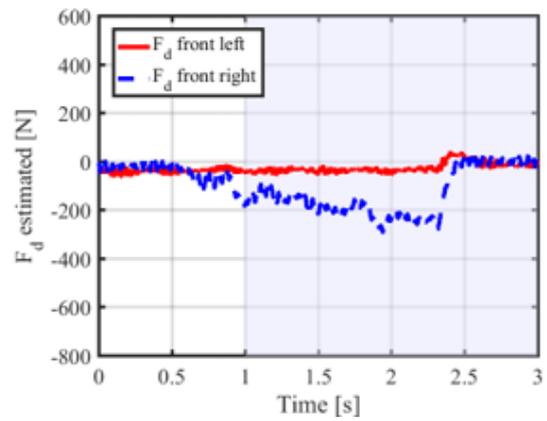
(a) Torque



(b) Velocity



(c) Yaw rate



(d) Driving Force

Fig. 50: 駆動力制御系を用いたヨーレート抑制制御：実験結果 (提案法)

第7章

電動プロペラと電動化駆動輪を用いた推力一定化制御

7.1 手法概要

本章では、着陸時ではなく地上走行時における推力一定化制御について述べる。先行研究では、インホイールモータを搭載している電気自動車において、滑りやすい路面上にて外乱オブザーバを用いたり駆動力を制御したりすることでタイヤのスリップを防止する手法が存在する。しかし、これらの手法は車輪の回転速度を落としているため、滑りにくい路面上での駆動力より小さくなってしまい、加速力が落ちてしまう。本章では、電動化駆動輪を搭載したスカイカーや小型航空機を想定して、低下してしまった駆動力をプロペラの推力で補償する制御手法について述べる。提案手法の概要図は Fig. 13 に示した通りである。

なお、本章では実験機として FPEA-1 を用いて実験を行う。実験環境を Fig. 51 に示す。

7.2 駆動輪：減速比を考慮した駆動力制御系について

FPEA-1 では、第3章で述べた通り減速比 4:1 のディファレンシャルギアを装備している。一般に、減速比 $n:1$ のディファレンシャルギアを装備したモータにおいて、負荷側にかかるトルクはモータ側と比較して n 倍され、負荷側の回転数はモータ側で測定された値の $1/n$ 倍となる。モータ側にも負荷側にもエンコーダを装着させる研究も存在するが [46]、通常はモータ側にしかエンコーダがついていない場合が多い。

この場合において駆動力オブザーバを適用する場合、モータ側から見たイナー



Fig. 51: 総推力一定化制御：実験環境図

シャを測定し、そのイナーシャと、モータトルク及びモータ角速度から駆動力を推定する。モータ側から見たイナーシャは第3章より 0.067 kg m^2 であるから、この値を用いて駆動力オブザーバを設計する。

その他の部分に関しては、第6章で述べた駆動力制御系と同様に設計する。

7.3 プロペラ：推力制御系について

本節では、プロペラの推力制御系について紹介する [38]。

2章の式(2-6)より、プロペラが回転すると抗力によって逆回転方向にトルクがかかる。式(2-6)を変形すると、この抗力によって発生するトルクは、

$$Q = T_p - 2\pi J_p \dot{n} \quad (7-1)$$

となる。このトルク Q はプロペラ回転速度 n の2乗に比例する項が存在するため、モータトルク T_p からプロペラ回転速度 n までの系は非線形になってしまう。一方、モータトルク T_p 、プロペラ回転速度 n は測定可能なため、このトルク Q の推定が可能となる。そこでモータトルク T_p とプロペラ回転速度 n から外乱オブザー

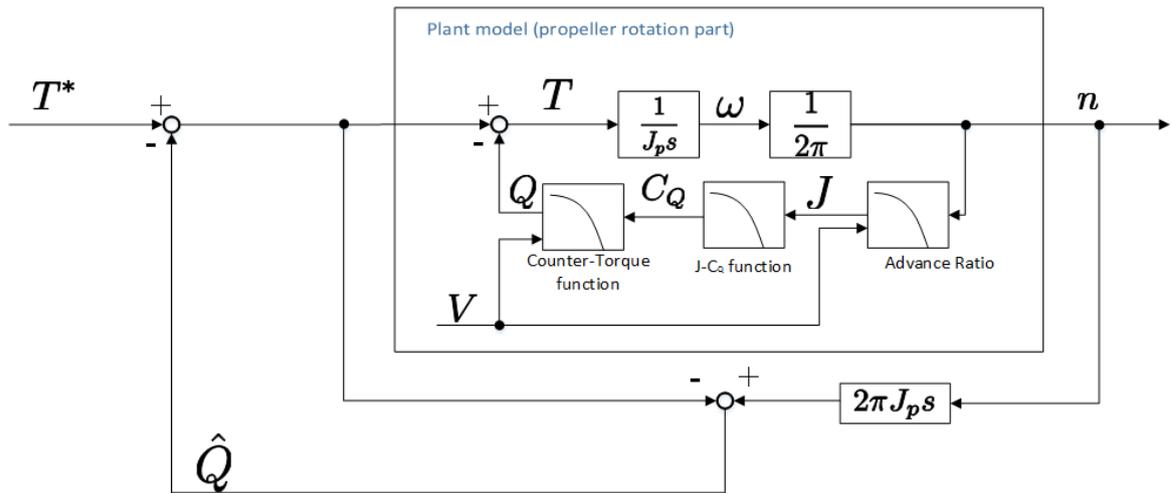


Fig. 52: ブロック線図：反トルクオブザーバ [38]

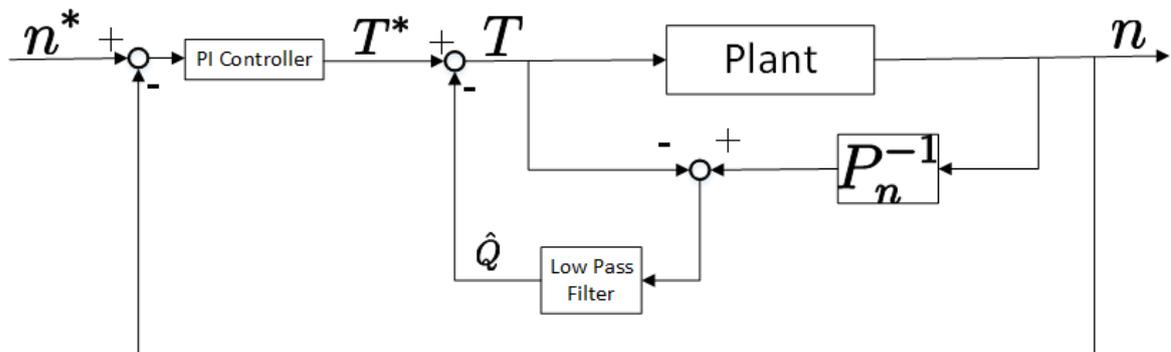


Fig. 53: ブロック線図：プロペラ回転速度制御系 [38]

バを構成する。今後、この外乱オブザーバを反トルクオブザーバと呼ぶ。すなわち、(7-1)をラプラス変換することで、

$$\hat{Q} = T_p - 2\pi J_p s n \quad (7-2)$$

を得て、これをトルク指令値 T_p^* に加える。このブロック線図を Fig. 52 に示す。これで、モータトルク指令値 T_p^* からプロペラ回転速度 n までの系が線形化できる。

次に、反トルクオブザーバを適用して線形となった系にプロペラ回転速度制御系を適用する。エンコーダ等から得られたプロペラ回転速度をフィードバックし、比例-積分制御を適用する。プロペラ回転速度制御系のブロック線図を Fig. 53 に示す。

最後に、プロペラ回転速度制御系のアウトーループとして推力制御系を構成する [38]。推力制御系は、フィードフォワード部分とフィードバック部分の二自由

度制御系からなる。

まず、フィードフォワード部分について述べる。フィードフォワード部分は通常、仮想的な逆プラントで構成される。ここで、Fig. 53にて ω_1 で極配置した際の、回転速度指令値 n^* から推力 F までのブロック線図はFig. 54となる。ここで、 $f(n)$ は、(2-9)より

$$\begin{aligned} f(n) &= F_p \\ &= \rho n^2 D_p^4 (a_{C_F} J^2 + b_{C_F} J + c_{C_F}) \\ &= \rho D_p^4 \left(a_{C_F} \frac{V^2}{D_p^2} + b_{C_F} \frac{V}{D_p} n_0 + c_{C_F} n_0^2 \right) \end{aligned}$$

で表される。Fig. 54のブロック線図の点線部分をプラントモデルと見ると、フィードフォワード制御器 C_{FF} は

$$C_{FF} = P^{-1}(n) \quad (7-3)$$

$$= \frac{s + \omega_1}{\omega_1} \frac{1}{f(n)} \quad (7-4)$$

となる。ここで、 $f(n)$ は微分項も積分項も含まないため、 C_{FF} を s の関数として見ると(1次)/(0次)の式となる。すると、 C_{FF} は非プロパーな関数であるため、規範モデル $G_0(s)$ を掛け合わせることでプロパーな関数として実装可能とする。今回の場合は時定数 ω_g のローパスフィルタを規範モデルとし、

$$C_{FF} = G_0(s) \left(\frac{s + \omega_1}{\omega_1} \frac{1}{f(n)} \right) \quad (7-5)$$

$$= \frac{\omega_g}{s + \omega_g} \frac{s + \omega_1}{\omega_1} \frac{1}{f(n)} \quad (7-6)$$

とすることで C_{FF} を(1次)/(1次)の式とする。この(7-6)を推力制御系のフィードフォワード制御器として用いる。ただし、実際は C_{FF} は進行率 J の係数、すなわちプロペラ回転速度 n と対気速度 V の関数であるため、 C_{FF} は n にも V にも変化する可変コントローラであることを付記する。

次に、推力制御系のフィードバック制御器を設計する[38]。

ここで、推力制御系のフィードバック制御器の極がインナーループであるプロペラ回転速度制御系の極 ω_1 と比較して5倍から10倍程度低い場合、ボーデ線図からゲインがほぼ1となり、 n^* から n までの伝達関数をフィードバック制御系では1とみなすことができる。よって、推力制御系のフィードバック制御器の極は ω_1 より十分小さい条件下で設計を行う。

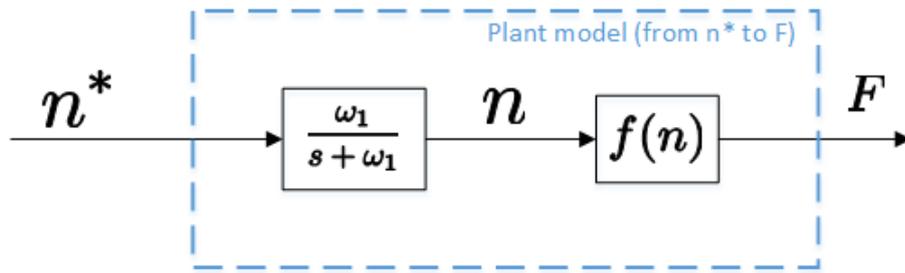


Fig. 54: ブロック線図：プロペラ回転速度制御系を含めたプラントモデル [38]

次に、フィードバック制御を行うためには、プラントモデルが線形である必要がある。しかし、プロペラ回転速度 n からプロペラ推力 F までの関数は式 (2-9) より非線形である。よって、そのまま式 (2-9) を用いてフィードバック制御系を構成することは不可能である。そこで、プロペラのノミナル回転速度 n_{nom} を用いて $f(n)$ をテイラー展開し、プラントモデルの線形化を行う。

プロペラ回転速度 n と推力 F の関係式 $f(n)$ を n_{nom} の周りで1次までの項でテイラー展開を行うと、その式 $f'(n)$ は、

$$f'(n) = \rho D_p^4 \left(b_{CF} \frac{V}{D_p} + 2c_{CF} n_0 \right) n + \rho D_p^4 \left(a_{CF} \frac{V^2}{D_p^2} - c_{CF} n_0^2 \right) \quad (7-7)$$

となる。ここで、フィードバック制御器は指令値と出力の差分として考えるため、式 (7-7) の第2項を定数とみなせば、フィードバック系のプラントモデル P_2 は

$$P_2 = \frac{\Delta F}{\Delta n^*} = \frac{\Delta F}{\Delta n} = \rho D_p^4 \left(b_{CF} \frac{V}{D_p} + 2c_{CF} n_0 \right) \quad (7-8)$$

となる。このプラントモデルに対して推力に関するフィードバック制御系を構成する。式 (7-8) はプロペラ回転速度 n に対して時間微分項も積分項も持たないため、プロペラ回転速度 n から見るとこの伝達関数は直達項となる。そのため、積分制御器のみを使ってフィードバック制御を構成する。

最後にフィードフォワード制御器で加えた規範モデルを、入力先の位相などを揃えるためにフィードバック制御器の入力部分に加える。

以上で述べたフィードフォワード制御器とフィードバック制御器を用いて、推力制御系を構成する。推力制御系のブロック線図を Fig. 55 に示す。

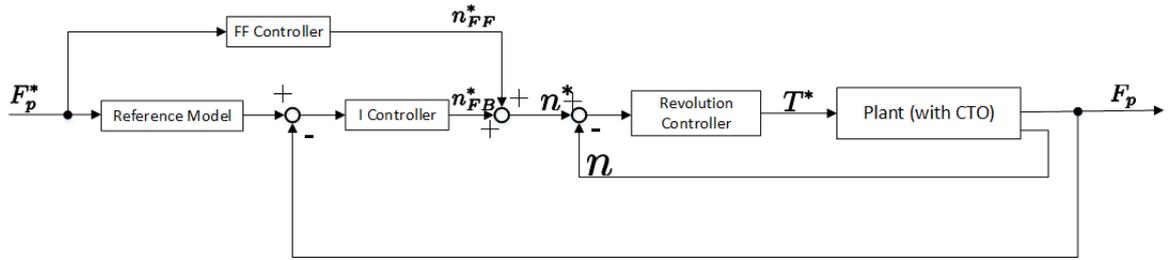


Fig. 55: ブロック線図：推力制御系 [38]

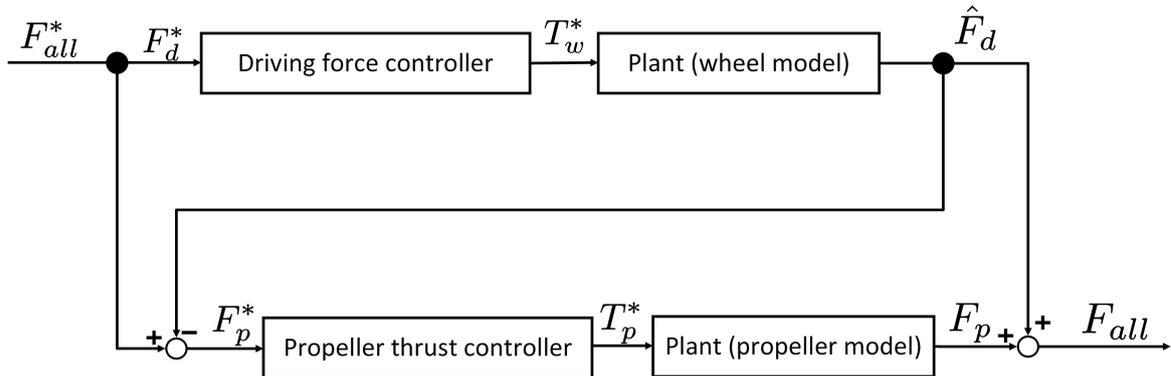


Fig. 56: ブロック線図：総推力制御系

7.4 総推力制御系について

以上で述べた駆動力制御系とプロペラ推力制御系を用いて、本章では総推力制御系を提案する。総推力制御系のブロック線図を Fig. 56 に示す。

総推力指令値に対して、十分大きな駆動力が出る路面上では電動化駆動輪から出力される駆動力を用いて推力を出す。一方、濡れた路面上などで総推力が駆動力のみで賄えない場合は、その足りない推力分をプロペラの推力で補償を行う。このプロペラ推力指令値は、足りない推力を補償するため、総推力指令値に対して駆動力オブザーバで推定された駆動力を引くことで求める。すなわち、

$$F_p^* = F_{all}^* - \hat{F}_{dl} - \hat{F}_{dr} \quad (7-9)$$

とすることでプロペラの推力指令値を定める。

7.5 総推力一定化制御に関するシミュレーション

ここで、この総推力一定化制御について足りない推力分をプロペラで補償可能か検証を行うためにシミュレーションを行った。本シミュレーションでは、総推力指令値を 1200 N とし、プロペラのトルクリミッタ値を 500 Nm に設定し、駆動

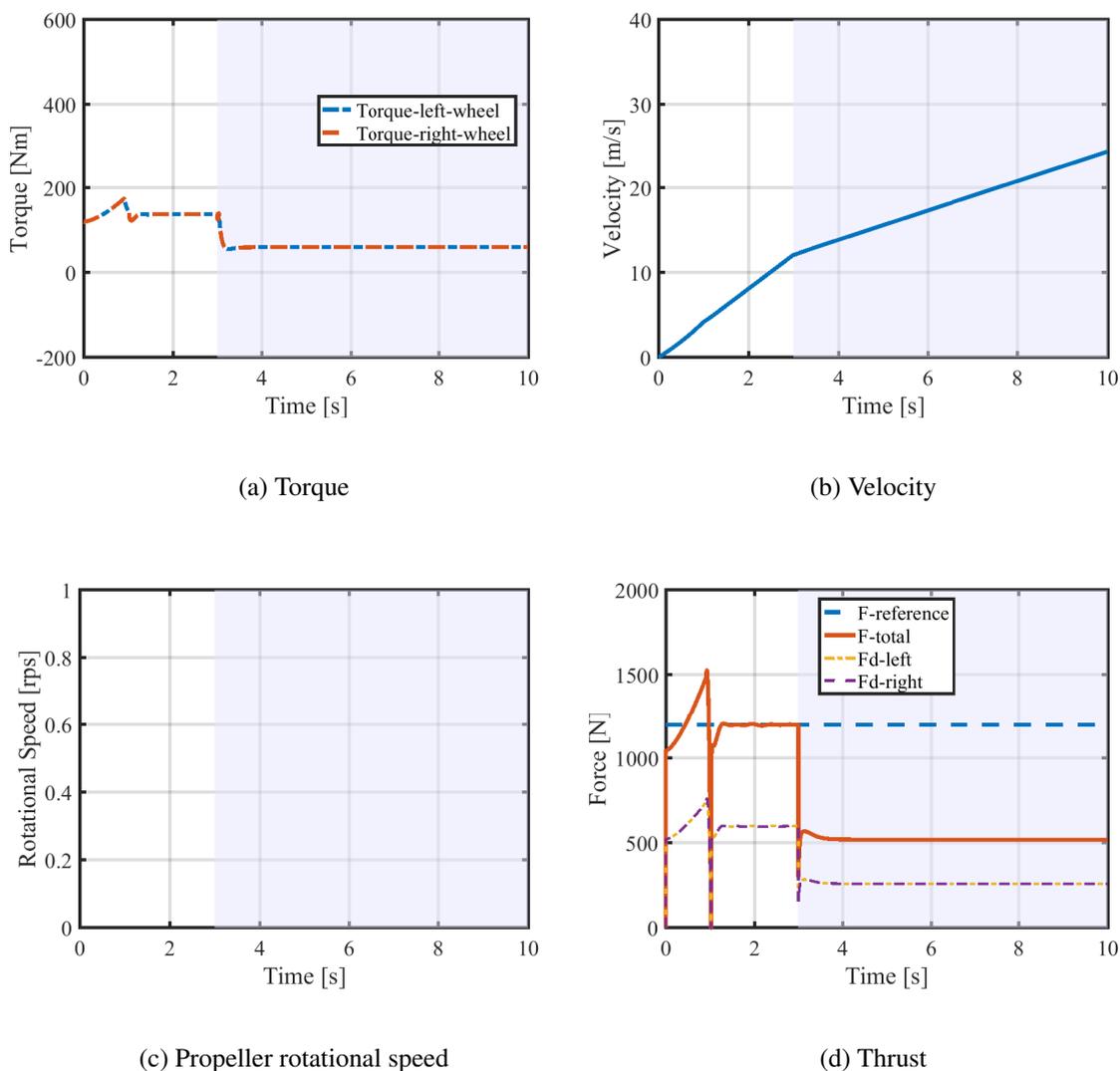


Fig. 57: 総推力一定化制御：シミュレーション結果 (従来法：電動化駆動輪のみ)

輪のトルクリミッタ値をFPEA-1に合わせて100 Nmとした。シミュレーション開始から3秒後に電動化駆動輪のみで低 μ 路に突入した場合と、低 μ 路に突入した際にプロペラを用いる場合の2パターンで比較を行った。

シミュレーション結果をFig. 57とFig. 58に示す。Fig. 57(d)から、電動化駆動輪のみで走行した場合の総推力は、Fig. 57(d)よりおおよそ500 Nとなった。一方、Fig. 58(d)より、低 μ 路に突入した後もプロペラで推力が補償され、高 μ 路上と同等の総推力である1200 Nが出力されている。

以上より、プロペラで推力補償を行うことで、路面状態に依らず一定の推力が出力可能であることが示された。

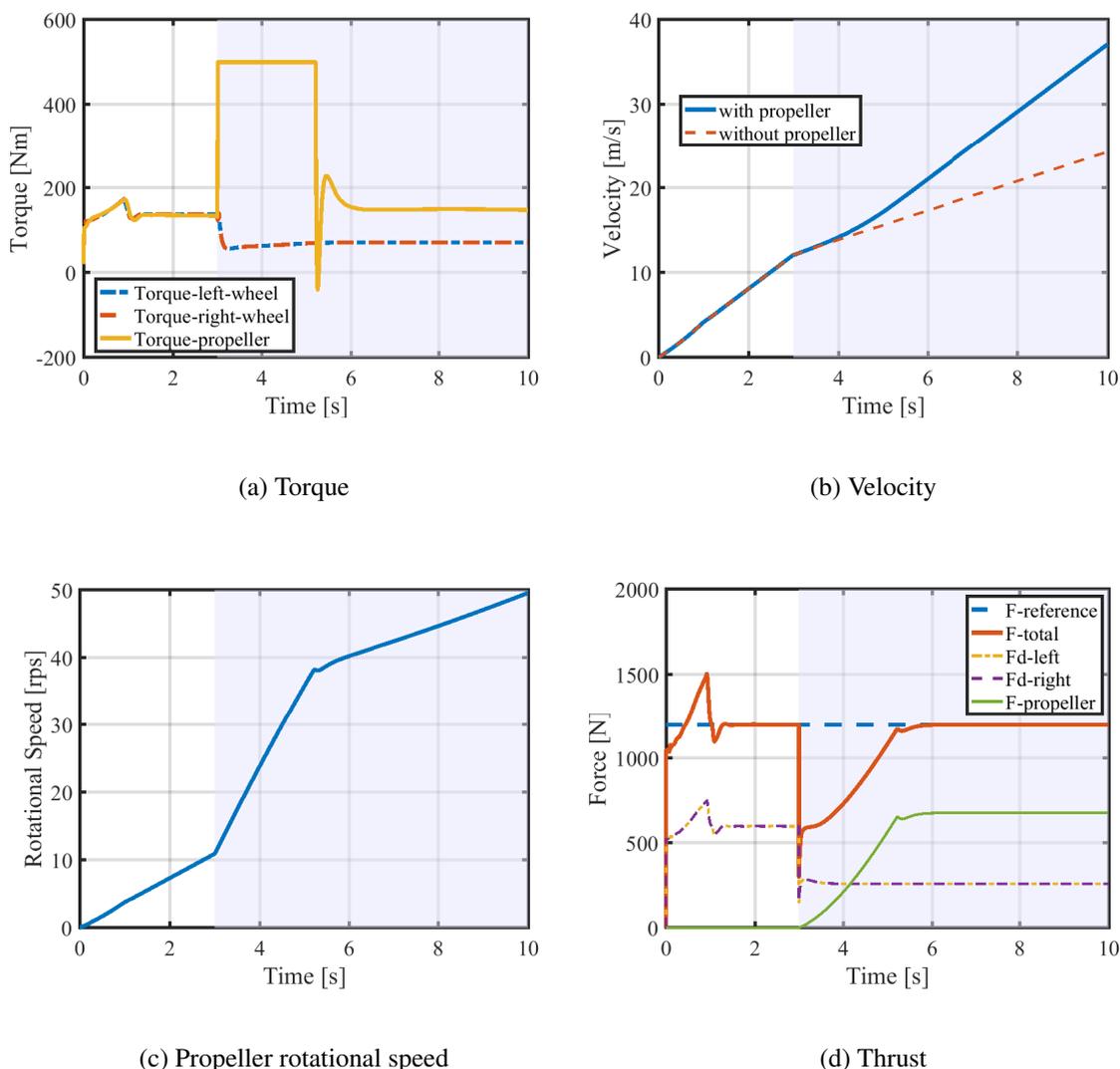


Fig. 58: 総推力一定化制御：シミュレーション結果 (提案法)

7.6 FPEA-1 を用いた総推力一定化制御に関する基礎実験

7.6.1 実験条件

次に、FPEA-1 を用いて本手法を検証する基礎実験を行った。実験では、電動化駆動輪が出力可能なモータトルク値の最大値の関係で、総推力指令値 F_{all}^* を 100 N とした。また、モータトルクの最大値が低く、最大まで出力しても電動化駆動輪が低 μ 路上でスリップしなかったため、低 μ 路上で発生する外乱をソフトウェア的に加えた。

まず、総推力 100N を駆動力指令値として入力する。この時、左右輪への駆動力指令値は均等に分配するものとし、各輪 50N とする。実験開始から 2 秒後に、駆動力指令値を 50 から 40N へ低下させると同時に、プロペラを用いて失った推力

を補償する。この時のプロペラ推力指令値は、総推力 100N から左右輪の駆動力オブザーバから得られた数値を引いたものとする。

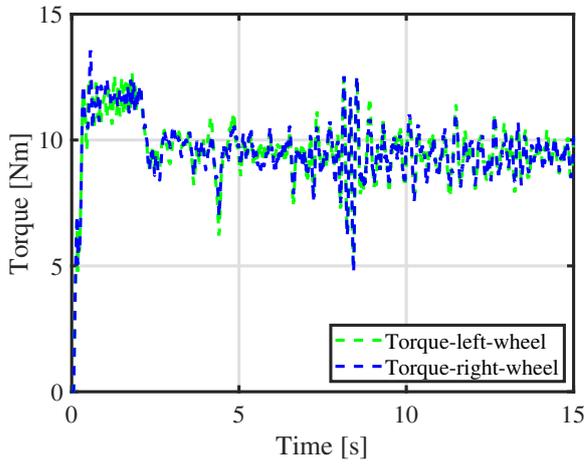
以上をまとめると、実験手順は以下の通りとなる。

1. 総推力指令値 F_{all}^* を 100 N に設定する。
2. 外乱として、駆動力指令値 F_d^* を 50 N から 40 N に低下させる。
3. プロペラ推力指令値 F_p^* を (7-9) より求めて補償する。

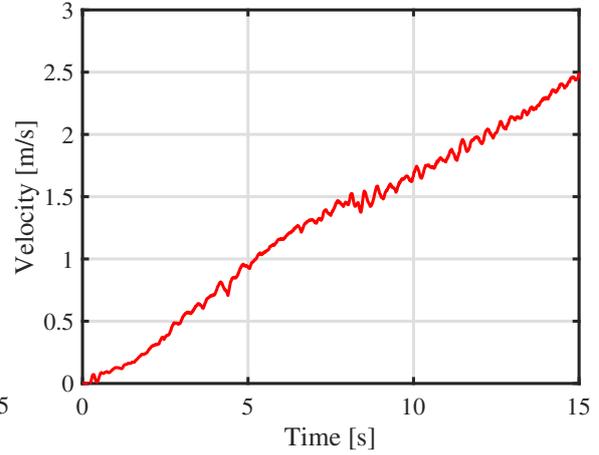
7.6.2 実験結果

実験結果を Fig. 59、Fig. 60 に示す。なお、実験結果はローパスフィルタを用いて平滑化している。

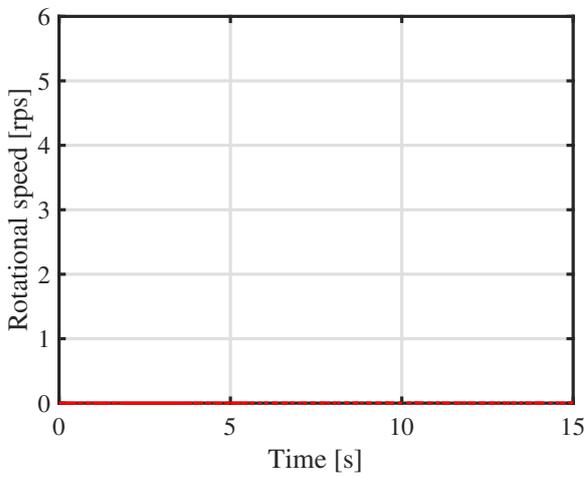
図 14(d)、図 15(d) から、駆動力が 2 秒後に低下していることが分かる。図 14 ではその後も推力が補償されずに低下したままの推力を維持するが、図 15 ではその不足分をプロペラが補償し、総推力である 100N を維持している。以上より、プロペラによる推力補償が実験によっても示された。なお、図 15(b) の数秒間において機体速度が 0 であるのは、バックラッシュなどの影響で静止摩擦力が大きいためと思われる。また、図 15(d) よりプロペラが回転していないにもかかわらず数 N 程度のプロペラ推力が発生している理由はロードセルのオフセットによるものと思われる。



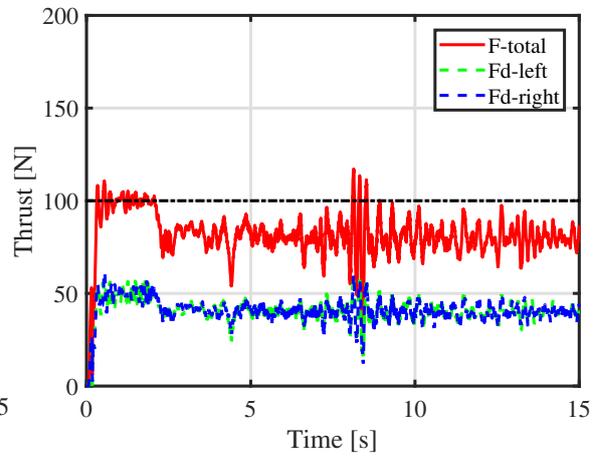
(a) Torque



(b) Velocity

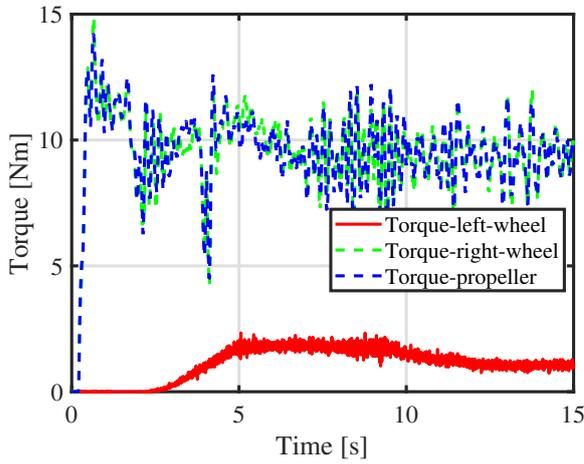


(c) Propeller rotational speed

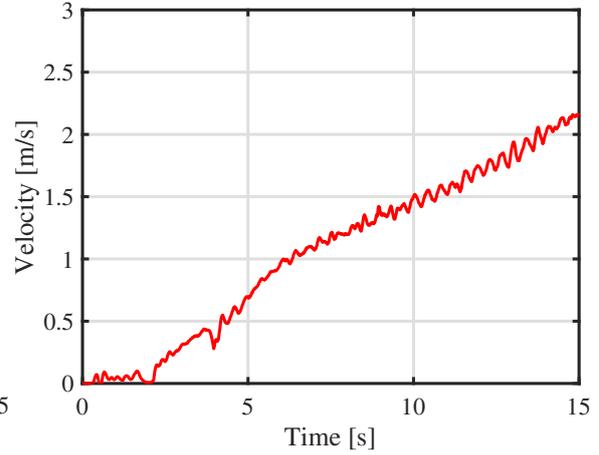


(d) Thrust

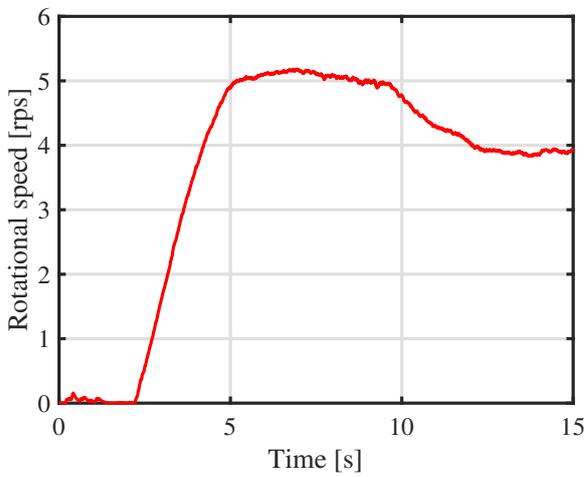
Fig. 59: 実験結果：電動化駆動輪のみを用いた場合



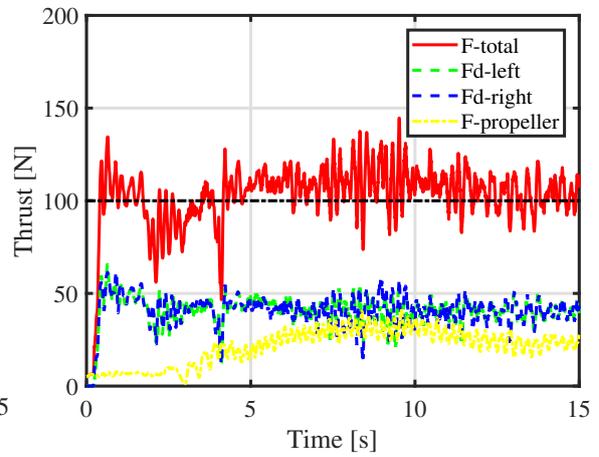
(a) Torque



(b) Velocity



(c) Propeller rotational speed



(d) Thrust

Fig. 60: 実験結果：電動化駆動輪とプロペラの両方を用いた場合

第 8 章

総括

8.1 本研究のまとめと成果

本論文では電気飛行機における着陸滑走時に安全性の向上を目的として、電動化駆動輪を装着した際のヨーレート制御について研究を行った。また、プロペラと駆動輪の協調制御による総推力の一定化制御についても研究を行った。将来、小型飛行機やスカイカーが一般に普及・発展するためには、一般のドライバーでも事故を起こさないレベルまで安全性を向上させる必要がある。その中でも、事故数のうち半数以上を占める着陸時の安全性向上が最も重要となる。特に機体側面から強風が吹いている場合、航空機が安全に着陸するための難易度は飛躍的に上昇するため、このような事態に備えた安全対策の実施が必要となる。

そこで本研究では、近年の航空機や自動車の電動化にアイデアを受け、分散配置が容易でトルク応答性が速い電動化駆動輪を新たに着陸装置と置き換えることで着陸時の安全性向上を目指した。電動化駆動輪を搭載することで片輪ずつの制御が可能となり、なおかつ従来の降着装置と異なり自発的に加速も減速も可能となる。これらの利点を活かし、まず片輪着陸時におけるヨーレート抑制制御手法について述べた。ウィングローと呼ばれる、機体を傾けて滑走路に進入する手法を取った際に片輪だけが着陸してしまう事態に対し、本手法で制御することで片輪のみ着陸している場合でも姿勢制御が可能となる。また、本研究は悪天候な条件下を想定しており、両輪が着陸した後もヨーレートが発生する要因が存在する。さらに着陸後は減速して停止する必要があるため、減速しつつコースアウト防止のためヨーレートを抑制する必要がある。5章にてトルク配分則を用いた同時制御について述べ、この手法により先述の問題点を解決した。また、6章にて誤検知や過渡特性による問題点を改善するため、4章および5章にて用いていた着陸検知を用いずに片輪着陸時においてヨーレートを抑制する手法を述べた。以上、4章から6章において電動化駆動輪を用いた着陸時の姿勢安定化制御につい

て述べた。

また、これまでに電気自動車にて行われた研究では、滑りやすい低 μ 路上にて駆動力オブザーバや駆動力制御系を用いて走行の安定化を達成している。本研究の7章ではスカイカーを想定し、走行の安定化と引き換えに駆動力が落ちてしまう欠点をプロペラで補償する制御手法について述べた。これにより路面状態によらず一定の推力を出すことが可能となった。

以上より、本論文にて達成した内容を改めてまとめると、

1. 横風着陸を想定した片輪のみによるヨーレート抑制制御
2. 両輪着陸後のヨーレートと減速力の同時制御
3. 片輪着陸時における着陸検知不要なヨーレート抑制制御
4. 地上走行時のプロペラと駆動輪を用いた路面状況に影響されない推力一定化制御

となる。

本論文にて述べた研究成果は今後の航空機やスカイカーの安全性向上、及び発展に大きく寄与すると思われる。

8.2 今後の課題

先述の通り、本研究では着陸時におけるヨーレート抑制制御と、プロペラと駆動輪による総推力一定化制御について述べた。一方で、本研究にて記述した研究報告以外にもまだまだ考慮すべき点は存在する。

本研究では実験まで検証が行うことはできなかったが、制動力を大きく抑制する利点はヨーレート抑制によるコースアウト防止以外に降着装置への負担軽減も考えられる。制動力やヨーレートが発生することで生じる遠心力によって、降着装置に機体進行方向及び横方向への力が発生する。すると、降着装置の根元から接地面にかけて曲げモーメントなどが発生する。本研究によりこれらの力が大きく抑制されるため、降着装置にかかる負担が大きく軽減され、故障率が減少することが考えられる。

また、シミュレーションでは着陸時における垂直抗力をステップ状に変化させている。しかし実際の降着装置は主にばねダンパ系で表されることが予想されるため、実際の垂直抗力は減衰振動しながら一定値に収束するような変化をすると考えられる。ステップ状に垂直抗力を変化させても本研究の妥当性は失われませんが、実際の着陸に沿った垂直抗力にすることでより現実味のある検証が行える。

さらに、実際の航空機における運動は6自由度制御系を用いて記述される。着陸時における制動力の大きさは機体の姿勢に関係なく垂直抗力のみに影響するため、同じく妥当性は失われないと考えられる。しかし、より細かい検証のためには先述の垂直抗力の変化に含めて、片輪着陸から両輪着陸に移行する際の垂直抗力などの変化も考慮する必要がある。

地上走行時における検証においては、本研究ではプロペラと駆動輪の協調による総推力一定化制御について記述した。しかし、提案手法では左右の駆動輪、及びプロペラの3つのアクチュエータを用いて、機体の進行方向のみの制御しか行われていない。理論上は1つのアクチュエータで1自由度の制御が可能であるため、プロペラ1つと駆動輪2つで3自由度まで制御が可能であると考えられる。すなわち、プロペラと駆動輪の協調によって行える制御は更に複雑かつ幅広く行うことができると考えられるため、これについても議論を行う必要がある。

さらに、本研究で用いた実験機：FPEA-1には電動ラダーが搭載されている。一方で、通常の航空機にはピッチングモーメントやローリングモーメントを行うために用いるエレベータやエルロンも本来搭載されている。これらも用いて運動制御を行うことで、本研究で提案した手法よりもさらに幅広い運動制御が行えるのではないかと考える。これに関連して、従来の航空機と異なり駆動輪を装備しているため、その駆動力によってピッチングモーメントを発生させることができる。これにより、例えば着陸時にノーズランディングギアにかかる衝撃を緩和したり、あるいは離陸直前に機首を上げる際に突風が吹き、機体が不安定になる恐れがある際に機首を安定して上げるといったことが考えられる。なお、両輪接地時はともかく片輪着陸時に行う場合を想定するとヨーレートが発生するため、トレードオフ問題として扱うかラダーなど他のアクチュエータと協調するかは議論の必要がある。

以上に述べたような、さらなる検証および各アクチュエータとの協調の検討が今後の課題になると思われる。

さて、上記の課題に対し実証実験も含めて解決を図る場合、本研究で用いたFPEA-1などの実験機を用いずに新たに駆動輪を搭載し各種操縦翼面（ラダー、エルロンなど）を装備した模型飛行機の作製を行うことを勧める。操縦翼面が発生するジャイロモーメントは抗力によって発生し、その抗力は対気速度の2乗に比例する[47]。FPEA-1の電動ラダーを用いてヨーレート抑制制御を行った事例は報告されているが[48]、時速30 km/h程度での実験では発生する抗力がさほど大きくなく劇的な効果は期待できない。今後さらに高度な次元で手法を考慮する場合は各種操縦翼面との協調も考慮する必要があるため、比較的手軽な小型模型飛行機を新規作製し、その上で実証実験を行うことを勧める。

謝辞

本論文は、著者が東京大学大学院工学系研究科 電気系工学専攻修士課程に在籍中の研究成果をまとめたものである。

同専攻准教授藤本博志先生には指導教員として本研究の実施の機会を与えて戴き、その遂行にあたって終始、ご指導を戴いた。ここに深謝の意を表す。

同研究科航空宇宙工学専攻教授鈴木宏二郎先生、並びに、同専攻助教渡邊保真先生には電気飛行機の研究全般に対する助言を戴いた。ここに深謝の意を表す。

日本宇宙航空研究開発機構小林宙様、並びに、西沢啓様には本論文の細部にわたりご指導を戴いた。ここに深謝の意を表す。

また、東京大学新領域創成科学研究科健康スポーツ科学研究室所属の福崎千穂准教授からは、第4章前半で用いたルームランナーをお貸し戴いた。ここに深謝の意を表す。

電気飛行機チームの先輩である池上徳磨様、並びに同チーム卒業生である梅田翔様、高橋健一郎様には航空機に関する様々な知識の他に、実験機の作製や改良について多大な助言を頂いた。ここに感謝の意を表す。

日本精工株式会社からは第7章で用いたロードセルをお貸し頂いた。特に日本精工株式会社の稲田圭克様からはFPEA-1にて発生していたノイズに対し様々なご教示を頂いた。ここに感謝の意を表す。

株式会社ピューズからは、FPEA-1に搭載されているインホイールモータをお貸し頂いた。ここに感謝の意を表す。

最後に、本専攻堀・藤本研究室の各位には研究遂行にあたり日頃より有益なご討論ご助言を戴いた。ここに感謝の意を表す。

特に2年間に渡り様々な面で親身になってご指導頂いた、博士課程1年の李堯希様に対し、心から深謝の意を表す。

以上、ご協力頂いた皆様へ深謝の意を表し、本論文の謝辞とかえさせて頂く。

なお、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] 沖 良晃, 尾 信之, 中村 順一: ”新たな交通問題の解決に向けた ITS 技術と東芝の取組み”, 東芝レビュー, Vol.72, No.3 (2017)
- [2] J. Chen, K. H. Low, Y. Yao and P. Jaillet, ”Gaussian Process Decentralized Data Fusion and Active Sensing for Spatiotemporal Traffic Modeling and Prediction in Mobility-on-Demand Systems,” in IEEE Transactions on Automation Science and Engineering, vol. 12, no. 3, pp. 901-921, July (2015)
- [3] 国土交通省ホームページ:” 第 1 章 ITS 推進の意義” <http://www.mlit.go.jp/road/ITS/j-html/5Ministries/1.html#1-1> [retrieved 25 January 2018]
- [4] 国土交通省ホームページ:” I T S スポット ～次世代の I T S の展開～”, URLhttp://www.mlit.go.jp/road/ITS/j-html/spot_ds/src/index.html [retrieved 25 January 2018]
- [5] Wikipedia - ” 高度道路交通システム”,<https://ja.wikipedia.org/wiki/高度道路交通システム> [retrieved 25 January 2018]
- [6] 池田 拓郎, 藤田 卓志, Moshe E. Ben-Akiva: ” 事業者利益と利用者満足度を向上させるモビリティオンデマンド”, Fujitsu 65(4), 20-25, 2014-07 (2014)
- [7] Jeff Holden: “Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation“, <https://www.uber.com/elevate.pdf> [retrieved 21 January 2018]
- [8] Fabian Ladda: “The Future of Urban Mobility“ The 30th international Electric Vehicle Symposium & Exhibition(EVS30) closing ceremony, (2017)
- [9] ” 欧米におけるエアタクシービジネスの状況 —超軽量ジェット機の実現で経済的で快適・安全な運航が可能に—” NEDO 海外レポート, NO.1019, 2008.3.19 (2008)

- [10] "Air Taxi Sri Lanka - Cinnamon Air, Sri Lankan Air Taxi Service" <http://www.cinnamonair.com/> [retrieved 21 January 2018]
- [11] "Sri Lankan Air Taxi - Internal Flights Sri Lanka" http://www.srilankan.com/ja_jp/flying-with-us/airtaxi [retrieved 21 January 2018]
- [12] K. Rajashekara, Q. Wang and K. Matsuse: "Flying Cars: Challenges and Propulsion Strategies," IEEE Electrification Magazine, vol. 4, no. 1, pp. 46-57, March (2016)
- [13] "Evolution_AeroMobil Flying Car", <https://www.aeromobil.com/evolution/#> [retrieved 21 January 2018]
- [14] 日本航空広報部 編: "最新 航空実用ハンドブック" 朝日新聞出版社, (2014)
- [15] International Business Aviation Council: "Business aviation safety brief 2010-2014", International Business Aviation Council, No. 14 (2015).
- [16] Aviation Safety: "Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, " Statistical summary, Boeing Commercial Airplanes (2015)
- [17] Knecht, William R.: "Predicting Accident Rates From General Aviation Pilot Total Flight Hours.", No. DOT/FAA/AM-15/3. (2015)
- [18] "Airbus S.A.S: Crosswind Landings - Airbus" http://www.airbus.com/fileadmin/media_gallery/files/safety_library_items/AirbusSafetyLib_-FLT_OPS-LAND-SEQ05.pdf [retrieved 1st December 2016]
- [19] 海野義政, 國竹泰夫, 浅井敦司ほか: "図解入門よくわかる航空力学の基本 [第2版]", 秀和システム (2009)
- [20] Y. Hori: "Future Vehicle Driven by Electricity and Control-Research on Four-Wheel-Motored UOT Electric MarchIII , " IEEE Trans. IE, Vol. 51, No. 5, pp. 954-962 (2004)
- [21] Shin-ichiro Sakai, Hideo Sado, and Yoichi Hori: "New Skid Avoidance Method for Electric Vehicle with Independently Controlled 4 In-Wheel Motors," Proc. The 1999 IEEE International Symposium on Industrial Electronics, pp.934-939, Bled, Slovenia, (1999)
- [22] 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)

- [23] Hiroshi Fujimoto and Kenta Maeda: “Optimal yaw-rate control for electric vehicles with active front-rear steering and four-wheel driving-braking force distribution,” Industrial Electronics Society, IECON 2013 - 39th Annual Conference of the IEEE (2013)
- [24] Kenta Maeda, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori: “Four-wheel driving-force distribution method for instantaneous or split slippery roads for electric vehicle with in-wheel motors,” The 12th IEEE International Workshop on Advanced Motion Control (2012)
- [25] Yuta Ikezawa, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori, *et al.*: “Range Extension Autonomous Driving for Electric Vehicles Based on Optimal Velocity Trajectory Generation and Front-Rear Driving-Braking Force Distribution,” IEEJ Journal of Industry Applications, Vol.5, No.3 (2016)
- [26] 文部科学省委託事業 『次世代自動車エキスパート養成教育プログラム開発事業』 ”EV車のモーター技術”,<http://jisedai-jidosha.com/images/2contents/07/02.pdf> [retrieved 30 January 2018]
- [27] H. Guo, N. Hao and H. Chen, ”Lateral stability controller design for electrical vehicle based on active rear wheel steering,” 2016 12th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA), Guilin, pp. 1285-1290, (2016)
- [28] 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)
- [29] AIRBUS, “FAST #51 AIRBUS TECHNICAL MAGAZINE“, January (2013)
- [30] 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)
- [31] 麻生茂, 谷泰寛: ”小型電動飛行機の地上走行公開実験を実施”, 九州大学広報室 プレスリリース, (2014)
- [32] ”航空機用電動推進システムの飛行試験、成功裏に終了 航空機用電動推進システム ハイブリッド推進システム JAXA 航空技術部門”, <http://www.aero.jaxa.jp/research/frontier/feather/news150406.html> [retrieved 25 January 2018]

- [33] Airbus S.A.S: “Global Market Forecast 2016-2035,”
<http://www.airbus.com/company/market/global-market-forecast-2016-2035>[retrieved 1st December 2016]
- [34] 国土交通省 第6回 乗員政策等検討合同小委員会 参考資料 <http://www.mlit.go.jp/common/001046555.pdf> [retrieved 25 January 2018]
- [35] 安倍正人: “自動車の運動と制御,” 山海堂 (2003).
- [36] Hans B. Pacejka and Egbert Bakker: “The Magic Formula Tyre Model,” In Proceedings of the 1st International Colloquim on Tyre Models for Vehicle Dynamics Analysis, Supplement to Vehicle System Dynamics, Vol. 21, pp.1–18 (1991)
- [37] 公益社団法人 日本航空技術協会 編著: “航空工学講座 6 プロペラ“, 第3版, (2014)
- [38] Kenichiro Takahashi, Hiroshi Fujimoto, Yoichi Hori, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa, Modeling of Propeller Electric Airplane and Thrust Control using Advantage of Electric Motor, The 13th International Workshop on Advanced Motion Control, pp. 482-487, (2014)
- [39] 小林 宙, 西沢 啓, 岡井 啓一: 「航空機用電動推進系の動向と課題」, 第49回 飛行機シンポジウム, JSASS-2011-5038 (2011)
- [40] Cessna 172 – Linear Model <http://doc.gnu-darwin.org/cessna172/linear.html>[retrieved 15th November 2016]
- [41] Abraham K. Ishihara, Yoo Hsiu Yeh, Parth Kumar, *et al*: “Adaptive Feedforward Aircraft Control,” American Institute of Aeronautics and Astronautics, 20 - 22 April (2010)
- [42] Leonard Bridgman: “Jane’s All the World’s Aircraft 1953-1954,” Jane’s All the World’s Aircraft Publishing Co Ltd. (1953)
- [43] OEM729 データシート http://www.amtechs.co.jp/OEM729-Product-Sheet_v1.pdf [retrieved 18th May 2017]
- [44] Matthew B. Rhudy, *et al*: “Aircraft Model-Independent Airspeed Estimation Without Pitot Tube Measurements,” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems vol. 51, no. 3 July (2015)
- [45] 小松 逸人, 鈴木 達也, 大熊 繁: “航空宇宙機の舵面固着呼称に対するコントロールの切り替え戦略の提案”, 電気学会論文誌 D 125 巻6号, (2005)

- [46] S. Yamada and H. Fujimoto, "Vibration suppression control for a two-inertia system using load-side high-order state variables obtained by a high-resolution encoder," IECON 2014 - 40th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, Dallas, TX, pp. 2897-2903, (2014)
- [47] 公益社団法人 日本航空技術学会 : "改訂 第2版 航空力学I プロペラ機編", (2010)
- [48] 梅田翔, 藤本博志, 小林宙, 西沢啓: "電動スカイカーにおけるラダー操舵による走行安定化制御法に関する基礎検討", 平成26年度制御研究会, CT-15-031 044, pp.69-74, (2015)
- [49] "トヨタ自動車 COMS オーナーズマニュアル", http://coms.toyotabody.jp/download/pdf/coms_manual.pdf [retrieved 28 January 2018]
- [50] "電気設備の技術基準の解釈 - 経済産業省"
- [51] 武田洋次、松井信行、森本重雄、本田幸夫 著 : "埋め込み磁石同期モータの設計と制御", オーム社, (2001)
- [52] モータ技術実用ハンドブック編集委員会 編 : "モータ技術実用ハンドブック", 日刊工業新聞社 (2001)
- [53] 森本 茂雄、真田 雅之 著 : "省エネモータの原理と設計法", 科学情報出版株式会社, (2013)
- [54] "電気工学ハンドブック 第6版", 電気学会, (2001)
- [55] TDK ラムダ社: "技術解説資料 ノイズとは", http://www.tdk-lambda.co.jp/products/sps/catalog/jp/nf_tech_data.pdf [retrieved 30 January 2018]
- [56] 小浜 輝彦 著 : "デジタル技術者のためのアナログ基礎講座 NO3 アナログ回路のセンスを磨く", 工学研究社, (2009)
- [57] 岡野 大祐、山下 繁彦 著 : "現場でわかるノイズ対策の本", オーム社, (2010)
- [58] 村田製作所: "ノイズ対策 基本講座", <https://www.murata.com/ja-jp/products/emc/emifil/knowhow/basic> [retrieved 30 January 2018]

査読のある国際学会

- [1] 著者 Toshiki Niinomi, Hiroshi Fujimoto, Yasumasa Watanabe, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa.
題名 Aircraft Yaw-rate Control by Electrically Driven Wheel for Crosswind Landing
会議名 The IEEJ International Workshop on Sensing, Actuation, Motion Control, and Optimization
発表日 March 6–8, 2017
- [2] 著者 Toshiki Niinomi, Hiroshi Fujimoto, Yasumasa Watanabe, Hiroshi Kobayashi, Akira Nishizawa.
題名 Total Thrust Control Method with Propeller and Electrically Driven Wheel for Electric Aircraft
会議名 The 15th International Workshop on Advanced Motion Control
発表日 March 9–11, 2018(to be presented)

国内学会

- [3] 著者 新實 敏樹, 藤本 博志, 渡邊 保真, 小林 宙, 西沢 啓
題名 電動化駆動輪を用いた航空機における片輪着陸時の駆動力制御によるヨーレート抑制法
会議名 電気学会, モータドライブ・回転機・自動車 合同研究会
発表日 2017年7月
- [4] 著者 新實 敏樹, 藤本 博志, 渡邊 保真, 小林 宙, 西沢 啓
題名 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
会議名 電気学会, 平成29年度電気学会産業応用部門大会
発表日 2017年8月
- [5] 著者 新實 敏樹, 藤本 博志, 渡邊 保真, 小林 宙, 西沢 啓
題名 電動化駆動輪を用いた航空機の着陸時におけるトルク配分則を用いた減速力とヨーレートの同時制御
会議名 日本航空宇宙学会, 第55回飛行機シンポジウム
発表日 2017年11月

付録 A

Appendix:FPEA-1 改修内容

A.1 補足概要

本章では、3章にて述べた実験機：FPEA-1に関して著者が行った改修作業について述べる。著者が当研究室に配属となった段階では、FPEA-1に関して安全対策などが不十分な状態であった。また、電動化駆動輪関連の部品が著者が在学中に到着したため、セットアップを行う必要があった。

よって本章では付録・補足資料として、著者が知り得る情報とこれまで行った改修作業について述べる。

A.2 改造前の FPEA-1 の状況

著者が当研究室に配属された当初に搭載されていた構成品は以下の通りである。

1. 並木宝石製：電動プロペラ
2. ダイキン工業製：インバータ
3. Myway 製：PE-PRO F28335（インバータ制御ボードとして使用）
4. プロペラ手動操作用スロットルレバー
5. 電動ラダー、およびモータドライバ
6. dSPACE 製：MicroAutoBoxII（上位インターフェース用の制御ボード）

電動プロペラ、およびPE-PROに関しては第3章で述べた通りである。プロペラ手動操作用スロットルレバーとは、飾りとして装着されていたスロットルレバーに可変抵抗器を取り付け、ポテンショメータとして運用したコントローラのこと

である。このポテンショメータの電圧を MicroAutoBoxII に入力し、その電圧値に対応したトルク指令値を PE-PRO へ出力し、それに対応した q 軸電流を流すようにインバータを操作する。q 軸電流については後述する。

ラダーに関しては、Maxon Motor 社製のモータ及びドライバを用いて操舵を行う。モータ及びドライバが主翼の付け根部分後方に搭載されており、そこからラダーまでをボールねじ機構を用いて接続する。このボールねじ機構を用いてラダーを操作し、舵角指令値に応じた分だけモータが回転する仕組みとなっている。このラダーはプロペラと違い手動操作することはできず、全て MicroAutoBoxII からの舵角指令値のみで操作が行われる。

以上が、著者が改造を施す前の状態である。なお、機体速度を取得するために非駆動輪へ搭載されるエンコーダは、この時点では主脚右側に搭載されていた。

A.3 電動化駆動輪の取付

A.3.1 搭載している電動化駆動輪について

第3章で述べたように、FPEA-1 は株式会社ピューズが開発したインホイールモータを搭載している。各種パラメータについては Tab. 6 に示した通りである。このインホイールモータを FPEA-1 に搭載するための主脚(以降、駆動輪脚とする)を有限会社ブルーヘイズに作製頂き、FPEA-1 に電動化駆動輪が搭載された。なお、タイヤはトヨタ自動車製の第一種原動機付自転車である COMS 用のタイヤを用いている。このタイヤの空気圧は COMS のオーナーズマニュアルを参考に 170 kPa とした [49]。

なお、主脚部分がインホイールモータとなったことで非駆動輪でなくなったため、ノーズランディングギアの部分に新たにエンコーダを搭載し直した。

A.3.2 通常走行時のコントローラ取付

A.2 で述べた通り、アクチュエータの手動操作に使用可能なモジュールは可変抵抗を搭載したスロットルレバーのみであった。インホイールモータを手動操作するために前述のスロットルレバーを用いることも可能ではあるが、1 自由度しか操作量を操作できないために前進か後退しか行えないため、曲がることができない。

そこで、PXN 社製のフライトシミュレータ用ジョイスティックを改造し、左右輪のトルク指令値を操作するコントローラとした。このジョイスティックの外観図を Fig. 61 に示す。このジョイスティックは変位を可変抵抗器で対応させており、倒し



Fig. 61: フライトシミュレータ用ジョイスティック (型番 : PXN-2113-SE)

た方向と深さによって2軸方向それぞれに電圧が発生する。これと MicroAutoBoxII のトルク指令値を、ジョイスティックを前に倒すと前進し、後ろに倒すと後退するように対応付けた。さらにこのジョイスティックを横に倒すと、倒した方向の駆動輪のトルク指令値が小さくなるようになっており、左右輪の駆動力差で機体の方向を曲げることができる。

A.4 輪荷重測定

電動化駆動輪および駆動輪脚を搭載したことにより、改造前の FPEA-1 と比較して重量が大幅に増加した。特に重心位置がより主脚側になったと予想されるため、過度に駆動力を出力すると機首が持ち上がりプロペラやラダーが地面と接地してしまう恐れがある。よって、重量測定を兼ねた重心測定を行った。

各輪にかかっている重量を計測するために、共和電業製のポータブル車両重量計 ハンディスケールを用いた。測定の様子を Fig. 62 に示す。Fig. 62 に示すように、荷重計4つを各車輪の下に置くことで、各車輪の重量を1 kg オーダーで計測することができる。なお、FPEA-1 は3輪モデルであるため、荷重計1つには何も載せず、荷重計3つ分の結果を参照した。

著者が FPEA-1 に登場した状態で計測した結果、ノーズランディングギアにかかる重量が37 kg、主脚部分にかかる重量がそれぞれ152 kgとなった。以上より、総重量は341 kg であることが判明した。



Fig. 62: 車両重量計 測定の様子

A.5 安全対策

A.5.1 許容電流とケーブル断面積

ケーブルに流すことのできる電流の最大値は、その銅線部分の断面積の大きさに依存する。経済産業省では、「電気設備の技術基準の解釈 [50]」と呼ばれるものを公表している。これは、電気事業法に基づいて定められた「電気設備に関する技術基準を定める省令」を満たす技術的要件をできるだけ具体的に記述したものである。

その解釈の中の第 146 条（電技解釈 146 条）にて、銅線におけるより線の断面積と許容電流の関係が記載されている。その表を Tab. 8 に示す。なお、以後その断面積を持つケーブルを、例として 1.25 mm^2 のより線ケーブルを、 1.25sq と故障する。既に使用されていたプロペラ用バッテリーの線が 1.25sq であり、実験時に流す電流と比較して許容電流が低いことが予想される。そのため、定格出力となる 10 kW に対し余裕を持たせた 8sq に換装した。

さらに Fig. 63 に示すようにアナログ電流計と電圧計を機体前部に設置し、DC リンク電流と電圧を監視できるようにした。なお、このアナログ電流計は直流 $\pm 30 \text{ A}$ まで計測が可能であり、電圧計は直流 300 V まで計測が可能である。

Tab. 8: より線 (銅線) の断面積と許容電流 (30°C 以下)

より線断面積 [mm ²]	許容電流 [A]
1.25	19
2	27
3.5	37
5.5	49
8	61
14	88
22	115
30	139

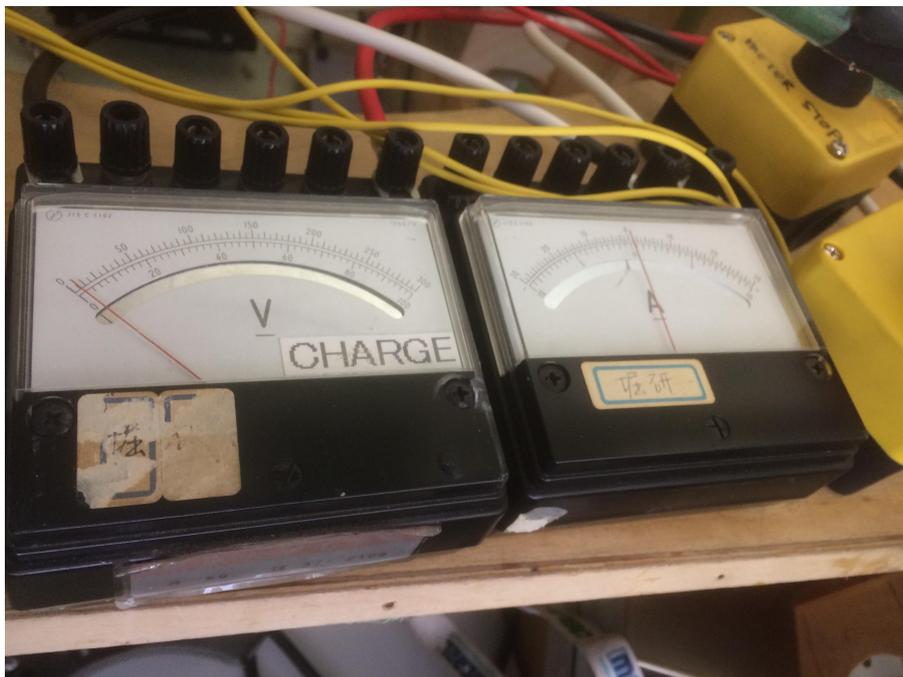


Fig. 63: FPEA-1 アナログ電圧計と電流計

A.5.2 ピッチング防止脚の作製

A.4で述べた通り、FPEA-1の重心位置は非常に駆動輪脚側に近いことが示されている。力のモーメントの釣り合いの式より、ピッチングが起きない限界の駆動力が算出可能であるが、傾斜がついた道や路面状況によってはその駆動力に到達する前にピッチング運動が発生する可能性がある。そこで、当研究室の備品であるアルミフレームを組み合わせ、駆動輪脚とプロペラの間脚を設けた。これにより、ピッチング運動が万が一発生した際に、先にこの脚が接地するように設計し搭載した。この脚を、ピッチング防止脚と呼称する。

A.5.3 緊急停止スイッチの取り付け

実験中に事故や制御器の発散などが発生しそうな場合、迅速にアクチュエータを停止させる必要がある。そこで通常、アクチュエータの強電を通すリレー部分や制御機構などを強制的に遮断する緊急停止スイッチが設置されている。電動化駆動輪を搭載したことに加え、各種アクチュエータの見直しも兼ねて緊急停止スイッチの新規取付を行った。

A.6 プロペラ：電流制御系の再設計

A.6.1 モータの歴史

モータの歴史的には直流モータが最も古く登場し、長年その制御性の良さから用いられてきた [51]。しかし、直流モータには機械的な整流子（ブラシ）があるため、摩耗による寿命やメンテナンス性に問題があった。そして 1950 年代から続くレアアースの発見に伴った三相などのブラシを用いない同期モータの性能向上に伴い、現在まで同期モータの需要が拡大している。本章では、特に三相同期モータに焦点を絞って記述する。

三相同期モータの構造はしばしば、 u, v, w 相の固定子が 120° ずつずらして設置された中央に、回転子に見立てた棒磁石が入った図で説明される。Fig. 64 に、その参考図を示す。三相同期モータを駆動させるため手法として代表的なものは、120 度通電、 V/f 制御、ベクトル制御などがある。今回は、低速域から高速域まで高効率に制御が可能で、 q 軸電流とモータ軸トルクが比例関係で表すことのできるベクトル制御を用いてプロペラモータの制御を行う。

A.6.2 ベクトル制御とは

ベクトル制御について簡潔に述べる。Fig. 64 に示すように、回転子の永久磁石の N 極方向を d 軸とし、そこから 90° 進んだ方向を q 軸とする。さらに U 相巻線から d 軸の進み角を θ 、その角速度を $\dot{\theta} = \omega$ とする。Fig. 64 から分かる通り、 q 軸方向に電圧をかけることにより同期モータを回転させることができる。

まず、 uvw の 3 相量を dq 軸座標に変換するため、 uvw 相を直交する $\alpha\beta$ 系に座標変換する [51][52][53]。この三相-二相変換は、

$$\begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = \sqrt{\frac{2}{3}} \begin{pmatrix} \frac{1}{\sqrt{2}} & 1 & 0 \\ \frac{1}{\sqrt{2}} & -\frac{1}{2} & \frac{\sqrt{3}}{2} \\ \frac{1}{\sqrt{2}} & \frac{1}{2} & -\frac{\sqrt{3}}{2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ \alpha \\ \beta \end{pmatrix} \quad (\text{A-1})$$

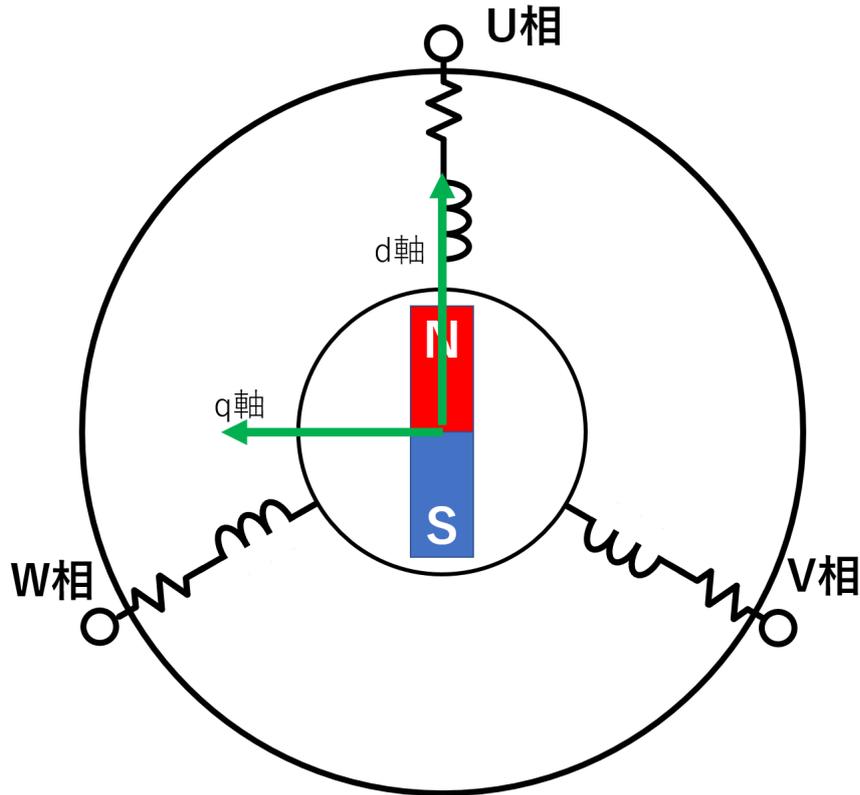


Fig. 64: 永久磁石同期モータ 模擬図

で表される。

さらに、 $\alpha\beta$ 座標から dq 軸変換を行うと、

$$\begin{pmatrix} d \\ q \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \theta & -\sin \theta \\ \sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \end{pmatrix} \quad (\text{A-2})$$

となる。以後、この dq 軸座標系で議論を行う。

dq 軸座標系における電圧方程式は、

$$\begin{pmatrix} v_d \\ v_q \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} i_d \\ i_q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} L_d & 0 \\ 0 & L_q \end{pmatrix} p \begin{pmatrix} i_d \\ i_q \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -\omega L_q i_q \\ \omega L_d i_d + \omega \Phi \end{pmatrix} \quad (\text{A-3})$$

となる。ここで、 v_d および v_q はそれぞれ d 軸、q 軸電圧、 i_d および i_q はそれぞれ d 軸、q 軸電流、 R は内部抵抗、 L_d および L_q はそれぞれ d 軸、q 軸インダクタンス、 Φ は永久磁石による鎖交磁束であり、そして p は微分演算子である。

また、回転子に同期して回転する dq 軸上における永久磁石モータのトルク T は、

$$T = P_n \{ \Phi i_q + (L_d - L_q) i_d i_q \} \quad (\text{A-4})$$

で表される。ここで、 P_n は極対数である。また、モータのイナーシャを J 、粘性

抵抗を D と置くと、

$$J\dot{\omega} + D\omega = T \quad (\text{A-5})$$

が成り立つ。

ここで、フィードバック制御系などを用いて $i_d = 0$ となるように制御を行った場合、式(A-4)から

$$T = P_n \Phi i_q \quad (\text{A-6})$$

となり、トルクと q 軸電流が比例関係となることでトルクの線形制御が可能となる。よって、以降は $i_d = 0$ となるように制御を行うこととする。そのためには式(A-3)より、d 軸 q 軸電流が互いに干渉し合う部分を打ち消すなどの必要がある。電流センサとエンコーダ等を用いて i_d 、 i_q 、 ω を取得し、式(A-3)の第3項を打ち消すように電圧指令値 v'_d および v'_q を設定すると、式(A-3)より

$$\begin{pmatrix} v'_d \\ v'_q \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} R + pL_d \\ R + pL_q \end{pmatrix} \begin{pmatrix} i_d \\ i_q \end{pmatrix} \quad (\text{A-7})$$

となる。このプラントモデルに対してフィードバック制御系を構成する。今回は PI 制御系を構成した。

さて、PI 制御系の極を ω_c 、比例ゲインを K_P 、積分ゲインを K_I とすると、フィードバック制御系を構成した後の伝達関数は

$$\frac{i_q}{i_q^*} = \frac{sK_P + K_I}{(s + \omega_c)^2} \quad (\text{A-8})$$

となる。式(A-8)より、この伝達関数は零点を持つためにオーバーシュートを起こす。そのため、零点相殺を行いオーバーシュートを起こさないように再度設計を行う。零点相殺を行った後の伝達関数は、

$$i_q = \frac{K_I}{sK_P + K_I} \frac{sK_P + K_I}{(s + \omega_c)^2} i_q^* \quad (\text{A-9})$$

となる。

以上に述べた電流制御系を離散化したうえで PE-PRO に搭載し、プロペラモータのトルク制御を行った。

A.6.3 LCR メータを用いたパラメータ同定

先述の通り、dq 軸変換を行い適切に d 軸・q 軸電流を制御しながらモータに流す場合、モータの内部抵抗 R や dq 軸インダクタンス成分 L を測定する必要がある。よって、LCR メータと呼ばれる、プラスマイナス端子間に接続された素子の抵抗



Fig. 65: LCR メータ 外観図

成分及びインダクタンス（またはキャパシタンス）成分を測定する機器を用いて各種パラメータの測定を行った。LCR メータの外観図を Fig. 65 に示す。ただし、各相の内部抵抗及びインダクタンスは全て等しいと仮定する。

まず、内部抵抗を測定する。3相端子のうち2相のみ LCR メータと接続し、残り1相は開放状態とする。例として u 相と v 相をそれぞれ LCR メータに接続する。このように接続することで、2相分の内部抵抗が直列に接続された状態となる。この時に測定された内部抵抗成分を 1/2 倍した値が、各相の内部抵抗成分となる。

次に、dq 軸インダクタンスをそれぞれ接続する。3相端子のうち2相を短絡させ、短絡させた2相ともう1相を LCR メータに接続する。このように接続すると、擬似的に三相モータに対して左右対称に電圧がかかるような構造になる。固定子が持つインダクタンス成分も加味すると、モータ全体のインダクタンス成分は固定子の角度によって変化することが分かる。一般的に永久磁石同期モータでは $L_d < L_q$ となる突極性を示すことが知られている [54]。よって、固定子を1回転するまでの間に最大となったインダクタンスを 1/2 倍したものが q 軸インダクタンスとなり、最小となったインダクタンスを 1/2 倍したものが d 軸インダクタンスとなる。

以上に述べた手法でパラメータを再測定し、A.6.2 で述べた内部抵抗及び dq 軸インダクタンスとした。

A.6.4 プロペラエンコーダの再調整

A.6.2で述べた通り、ベクトル制御を行うためには内部抵抗やdq軸インダクタンス成分の他に、モータの電気角を逐一得る必要がある。FPEA-1に搭載されているプロペラモータにもエンコーダが搭載されているが、搭載されているエンコーダも後付けのものである。さらに、エンコーダ固定部分とモータ軸部分ですべりが発生したり、何らかの理由でエンコーダを取り外すことでエンコーダ位置がずれる可能性がある。その場合は再度エンコーダ位置を調整する必要がある。

位置の再調整方法について述べる。3相ある端子のうち2相を短絡させ、残り1相と直流安定化電源を用いて接続し、直流電圧を印加する。すると、3相固定子が擬似的に2相としてみなすことができ、回転子に対して電位が発生する。これにより回転子を回す力の大きさが角度によって変化するため、最も回りにくくなった角度と回転子の位置を合わせる。

FPEA-1に搭載されているエンコーダはインクリメンタル形であるため、A,B,Zパルスのみしか出力されず絶対位置をエンコーダのみから判断することはできない。よって、前述の角度をエンコーダの0位置とし、回転子を回してZパルスが出力された瞬間のエンコーダ値を読み取る。そのエンコーダ値をオフセットとして扱い、エンコーダ位置の0位置の調整を行った。

A.7 ノイズ対策

A.2で述べた通り、プロペラ駆動系は一体設計されておらず、別々に設計されたものを用いて駆動させている。一体設計されていないためノイズ対策が不十分であり、マウスパッドが誤作動を起こしたり各種センサにノイズが乗ったりする現象が発生した。そこで、日本精工株式会社 稲田圭克様のご協力を頂きながらプロペラ駆動系のノイズ対策を行った。

A.7.1 ノイズの発生原因と種類

ノイズの発生原因や種類は様々存在し、それぞれによって対策が異なる [55][56][57][58]。DC-DCコンバータなどの変圧器やインバータを用いる場合に、特に問題となりやすいノイズがスイッチングノイズである。スイッチングノイズとは、DC-DCコンバータのMOSFETやインバータのIGBTなどがオンオフを繰り返すため、それに伴い急峻な電圧や電流の変化が生じるために生じるノイズである。例えばこの成分と、IGBT間やIC間などから発生する寄生キャパシタンスや導線などから発生する寄生インダクタンス成分とで共振が起こり、非常に高周波な電圧振動が発生

しノイズとなる。

ノイズの伝達経路は大きく分けて導線を通る伝導ノイズと、電磁波として空間を飛ぶ輻射(放射)ノイズの2つに分類される。その中でも伝導ノイズは、信号線のプラスマイナス端子間に発生し、プラスとマイナスの端子でノイズが逆方向になるノーマルモードノイズと、アースとプラスかマイナスの端子間で発生し、プラスとマイナスの端子でノイズが同一方向になるコモンモードノイズの2種類に分類される。輻射ノイズは機械スイッチにより発生する火花だけでなく、高調波の乗った導線などからも放射されるため、使用する導線にも注意が必要である。特に、扱う電力が大きいほど強度の強い輻射ノイズが放射される。

一方、どのノイズにしても回路的な閉ループが成立しているために影響を受けるため、その閉ループがどこで発生しているのかを追及することがノイズ対策の手がかりとなる。また、機器の電源ラインが揺れることによってもノイズとなり得るため、電源部分もノイズ対策を行う必要がある。

基本的な対策としては

- ノイズ発生源からノイズを出さない
- 出たノイズを減衰させる
- 影響を受ける機器にノイズを入れない

となる。発生源を金属などでシールドしたりノイズフィルタを発生源と導線間の隙間に挿入したりすることで、そもそもノイズを出さないことが第一となる。次にフェライトコアなどを導線間に付けることで交流のインピーダンスを上昇させ、特に高周波成分において減衰を図る。最後にノイズの影響を受けている機器に対しても同様の対策を施したりノイズ発生源から遠ざけることで、発生したノイズを侵入させないことなどが大まかな対策となる。

なお、受信した信号をソフトウェア的にローパスフィルタやノッチフィルタを適用して軽減する対策も用いられる。どちらも手軽な対策ではあるが、前者の場合は制御性能が悪化する欠点があり、後者の場合は想定していた周波数と異なるノイズが侵入した場合に効果がない点に注意が必要である。

以降は、FPEA-1にて施したノイズ対策について述べる。

A.7.2 インバータのシールド

A.7.1で述べた通り、インバータのIGBTによってスイッチングノイズが生じ、それが原因となって電子機器に障害が発生することがある。本節ではインバータから発生する輻射ノイズを外部に出さないため、インバータ自体を加工したアルミ板で極力隙間がなくなるようシールドした。

A.7.3 各種導線のツイスト化とシールド

先述の通り、高調波を含んだ電流を通す導線がアンテナのようにノイズを放射する事があるため、シールドケーブルを予め用いるか別途導線をシールドする必要がある。さらに導線自体が逆にアンテナとなり、ノイズを受信したのために接続機器に悪影響を及ぼすことがある。そこで、3相モータを接続している3相線や各種センサの線をより合わせ、打ち消し効果で互いが互いの磁束を弱めるようにした。さらにFPEA-1では、その上でより合わせた導線を薄い銅のシートで覆い、この銅のシートをアースに落とすことで導線が受ける輻射ノイズの影響を軽減させる試みを行った。

A.7.4 アースの共通化

FPEA-1は乗用車と同様に、電化製品や産業機械のように確実なアースを取ることができない機体である。そこで各種電源のアースやインバータのフレームグラウンドを共通化し、アースとなる一つの基準電位を設けた。これによりアース自体は確実な0Vを担保しないが、全ての電源アースが共通したノイズを受けることでアースから見た各種信号などの電位が極力等しくなるようにした。これにより、アースの電位が揺れたまま逆にノイズの影響を軽減できると考えられる。また、この場合はアース線の太さも重要となる。これは、なるべく多くのより線をアースへ接続することで、より多くの高周波ノイズをアースへ流すためである。

以上に述べたノイズ対策をFPEA-1に施した。今回、ノイズの影響を特に受けていた機器はプロペラに搭載されているロードセルであった。これらのノイズ対策を施したところロードセルから出力されるノイズが劇的に軽減し、センサ情報を用いたフィードバック制御に使用し得る性能となった。