

東京大学 大学院新領域創成科学研究科
基盤科学研究系
先端エネルギー工学専攻

2021 年度
修士論文

Tilt-Wing型eVTOLにおけるホバリングの消費電力
削減制御に関する研究

指導教員

藤本 博志 教授

2022 年 01 月 25 日提出

47-206068 水野 允智

概要

近年、空飛ぶクルマ、特に eVTOL に関する研究は世界的に盛んであり、幅広い分野の研究が行われている。空飛ぶクルマが社会実装されることでこれまでの移動手段にはなかった低高度の空域を活用できることから、将来的には安価で既存のインフラに依存しない最速・最短な移動が可能になるモビリティとしての期待が高まっている。開発中の空飛ぶクルマにはマルチコプタ型、Tilt-Wing 型、Tilt-Rotor 型、Lift + Cruise 型と様々な形状があるが、フライト全体を考慮すると Tilt-Wing 型が最も効率的な機体である。

しかし、空飛ぶクルマが実用化に至っている例は極めてわずかであり、その課題の一つとして航続距離がある。eVTOL のフライトではホバリングにおける消費電力が最も大きく、効率的な運用アルゴリズムを用いてもピーク時には着陸までに 300 秒以上上空で待たなければいけない。

そこで、本研究では定常的な横風を用いて Tilt-Wing 型 eVTOL がホバリングする際の消費電力削減制御系を提案した。また、対象となる Tilt-Wing 型 eVTOL の翼と機体胴体に当たる風の影響を考慮した運動モデルを構築すると共に翼の回転も考慮した消費電力モデルを構築した。特に、風洞試験では困難な迎角の大きい領域での特性については、Tilt-Wing と機体胴体の実験機を作成することで空気力を測定した。

提案システムは最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器と非線形最適制御による最適 Tilt 角探索システム、位置・姿勢制御器で構成される。フィードフォワード制御器は定常状態のモデルから得られるマップにより最適な Tilt 角を出力する。探索システムはモデル化しきれない誤差を無くすため、消費電力をフィードバックして Tilt 角を最適化する。位置・姿勢制御器は翼を回転させる際にホバリングを維持させるために働く。フィードフォワード制御器により探索システムの負担を減らすことで、探索時間の短縮や機体のダイナミクス変化を抑制し、効率的に消費電力を削減する。これら制御器の一連の動作により、Tilt 角の変動に対するダイナミクスの変化を位置・姿勢制御器により補うことでホバリングを保ちながら消費電力を削減するよう Tilt 角を調整することができる。

ホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探索による消費電力削減制御系について、その有効性を検証するために通常のホバリングとヨー回転を考慮したホバリングについて評価を行った。両ケースにおいてもホバリングから着陸までの 5 分間で、Tilt 角固定時に比べて 130 kJ 程度の削減効果が示された。

目次

1 序論	1
1.1 研究背景	1
1.2 空飛ぶクルマの開発	1
1.2.1 空飛ぶクルマの定義と種類	2
1.2.2 空飛ぶクルマへの期待と想定される運用	2
1.2.3 空飛ぶクルマの開発状況	3
1.3 空飛ぶクルマに関する先行研究	4
1.3.1 eVTOL の消費電力と効率に関する先行研究	4
1.3.2 Tilt-Wing 型 eVTOL に関する先行研究	5
1.3.3 運用に関する先行研究	6
1.4 研究目的	6
1.5 本論文の構成	7
2 Tilt-Wing 型 eVTOL の運動モデル	9
2.1 Tilt-Wing 型 eVTOL の運動方程式	9
2.2 機体重心に働く力	11
2.3 機体重心に働くモーメント	11
2.4 プロペラの力学モデル	12
2.5 プロペラ後流のモデル	13
2.6 プロペラの回転によるジャイロモーメントのモデル	14
2.7 Tilt-Wing に発生する空気力のモデル	15
3 Tilt-Wing 型 eVTOL の消費電力モデル	17
3.1 プロペラの回転による消費電力	17
3.2 翼の回転による消費電力	18
4 実験機	19
4.1 整定風発生装置	19
4.2 空気力測定用実験機	19

4.3	空気力測定用 Tilt-Wing モデル	19
4.3.1	翼回転用 Tilt 機構	22
4.3.2	Benjamin Vedder 製 Electronic Stability Controller	22
4.4	空気力測定用機体胴体モデル	23
4.5	dSPACE 製 MicroLabBox	23
5	ホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探索による消費電力削減制御	25
5.1	Tilt 角探索による消費電力削減制御系	26
5.2	最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器	27
5.2.1	機体胴体のピッチ角特性測定実験	27
5.2.2	翼の迎角特性測定実験	28
5.2.3	最適 Tilt 角マップ	29
5.3	最適 Tilt 角探索システム	30
5.4	機体の位置・姿勢制御器	32
6	Tilt 角探索による消費電力削減制御系のシミュレーションと実験に基づく評価	35
6.1	シミュレーションにおける参考機体とその仕様	35
6.2	翼の回転による消費電力のシミュレーション	35
6.3	ホバリングと垂直着陸時のシミュレーションと実験に基づく評価	36
6.3.1	ホバリング時間を考慮したシミュレーション条件	37
6.3.2	ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減制御系のシミュレーション結果	38
6.4	機体のヨー回転を考慮したシミュレーションと実験に基づく評価	39
6.4.1	機体のヨー回転を考慮したシミュレーション条件	39
6.4.2	機体のヨー回転を考慮したシミュレーション結果	39
7	結論	47
7.1	本研究のまとめと成果	47
7.2	今後の方針	48
	謝辞	50
	参考文献	51
	発表文献	55

目 次

1	代表的な空飛ぶクルマの種類	3
2	Tilt-Wing 型 eVTOL のフライト	4
3	開発が進む空飛ぶクルマ	5
4	1 時間당に想定される eVTOL の最大待機時間	6
5	本論文の構成図	8
6	ロータを 8 機持つ機体	10
7	プロペラに働く空気力	13
8	プロペラの推力係数 C_F と反トルク係数 C_Q (APC 11×7E)	14
9	Tilt-Wing に発生する空気力	16
10	整定風発生装置	20
11	空気力測定用実験機	20
12	空気力測定用 Tilt-Wing モデル	21
13	翼回転用 Tilt 機構	22
14	VESC に基づいた ESC	23
15	空気力測定用機体胴体モデル	24
16	dSPACE 製 MicroLabBox	24
17	定常時に機体に働く力	26
18	Tilt 角探索による消費電力削減システム	27
19	機体胴体のピッチ角特性	28
20	機体胴体のピッチ角特性測定実験	28
21	翼の迎角特性	29
22	フィードフォワード制御器に用いるマップ	30
23	最急降下法	31
24	最急降下法による Tilt 角探索のフロー	31
25	位置・姿勢制御器	34
26	翼の回転による消費電力のシミュレーション結果	37
27	ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減系のシミュレーション結果	38
28	ホバリングと垂直着陸時の機体の位置の時間変化	41
29	ホバリングと垂直着陸時の機体の姿勢の時間変化	42

30	ホバリングと垂直着陸時の消費電力量	43
31	機体のヨー回転を考慮した際の消費電力削減系のシミュレーション結果	43
32	機体のヨー回転を考慮した際の機体の位置の時間変化	44
33	機体のヨー回転を考慮した際の機体の姿勢の時間変化	45
34	機体のヨー回転を考慮した際の消費電力量	46

表 目 次

1	開発中の空飛ぶクルマの仕様	4
2	空気力測定用 Tilt-Wing モデルの仕様	22
3	位置・姿勢制御器の極	33
4	参考機体の仕様	36
5	各ロータのパラメータ	36
6	ホバリングと垂直着陸時のシミュレーション条件	37
7	機体のヨー回転を考慮したシミュレーション条件	39

第 1 章

序論

1.1 研究背景

近年、空撮や物資の輸送等、ドローンの産業への応用が急速に進んでいる。パワーエレクトロニクスの恩恵による高出力・高効率なロータ、高エネルギー密度のバッテリー、MEMS 技術による高性能なジャイロセンサなどにより安定した垂直離着陸と巡航を実現し、その応用先を日々拡張し続けている。ドローンの特色として、新たなインフラを作る必要がなく運用させられることと高いペイロードがある [1]。こうした特色をさらに応用し、人を載せて空を移動する空飛ぶクルマの開発が盛んに行われている。すなわち、これまで利用されてこなかった地上 300 m の空域を自由に移動できるような空の移動革命が始まっている。

空の移動革命により、各モビリティにおける利用者や制度の垣根がなくなり、空・陸・海の移動がシームレスにつながる社会が生まれ、顧客ニーズに合わせた多様なサービスが生まれると期待されている [2]。世界的に空飛ぶクルマの開発は盛んであり、日本では 2020 年 8 月に SkyDrive が有人での飛行試験を公開した [3]。空飛ぶクルマの実用化は間近であり、道を気にすることなく自由に移動できる社会が近い将来に迫っている。

1.2 空飛ぶクルマの開発

現在、フランスの Airbus、アメリカの Uber Elevate、日本の SkyDrive 等、空飛ぶクルマに参戦する企業が増えおり、様々な種類の空飛ぶクルマが開発されている。

空飛ぶクルマに乗って移動できる高度なモビリティ社会が実現すれば、日本の産業の発展と国内外の社会課題の解決が期待される [2]。しかし、現状の空飛ぶクルマには様々な課題がある。欧州では eVTOL が商業飛行に入る前には、民間航空当局の認証を受けなければならない、その中でも適切な推力とエネルギー管理が大きなハードルとなっている [4]。すなわち、空飛ぶクルマに乗って移動できる高度なモビリティ社会の実現には安全な飛行性能、十分な航続距離が eVTOL に要

求される。

1.2.1 空飛ぶクルマの定義と種類

日本における官民協議会によると空飛ぶクルマは、以下のように定義される [2]。

- 電動
- 垂直離着陸
- 自動運転

このうち自動運転を除外した eVTOL(electric Vertical Take-Off and Landing) という航空機の一つが空飛ぶクルマの基となっており、広義には空飛ぶクルマと eVTOL を同様に扱う場合がある [2]。

空飛ぶクルマには主にマルチコプタ型、Tilt-Wing 型、Tilt-Rotor 型、Lift + Cruise 型の 4 種類が存在する。Fig. 1 に代表的な空飛ぶクルマの種類を示す。マルチコプタ型については一般的なマルチコプタ型のドローンと同様の特徴を持つ。Tilt-Wing 型と Tilt-Rotor 型は共に翼を持っており、Tilt-Wing 型が翼ごと回転するのに対し、Tilt-Rotor 型は翼は回転せずロータのみが回転する。これらは Fig. 2 に示すように、ホバリング、遷移、巡航の 3 フェーズにより飛行する。

1.2.2 空飛ぶクルマへの期待と想定される運用

空飛ぶクルマが社会実装されることでこれまでの移動手段にはなかった低高度の空域を活用することが可能となる。また、既存のモビリティとは異なり経路の自由度が拡張されるため、点から点への移動が可能となる。空の移動革命に向けた官民協議会によると、空飛ぶクルマ以下のような運用が期待されている [2, 5]。

- 離島や過疎地での旅客輸送
- 災害時の物流・交通手段としての運用
- 地上の交通渋滞の緩和
- 観光地への旅客輸送

また、ヘリコプターに比べて低騒音、少部品であることに加え、自由度の冗長性や応答性から自動運転との親和性が高いという利点がある [2]。このような利点から、将来的には安価で既存のインフラに依存しない最速・最短な移動が可能になるモビリティとしての期待が高まっている。

日本においては、想定される運用からアメリカの FAA (Federal Aviation Administration) や欧州の EASA (European Union Aviation Safety Agency) と BASA (Bilateral Aviation Safety Agreement) を空飛ぶクルマにも適用できるよう国の制度設計が進められている [5]。官民協議会

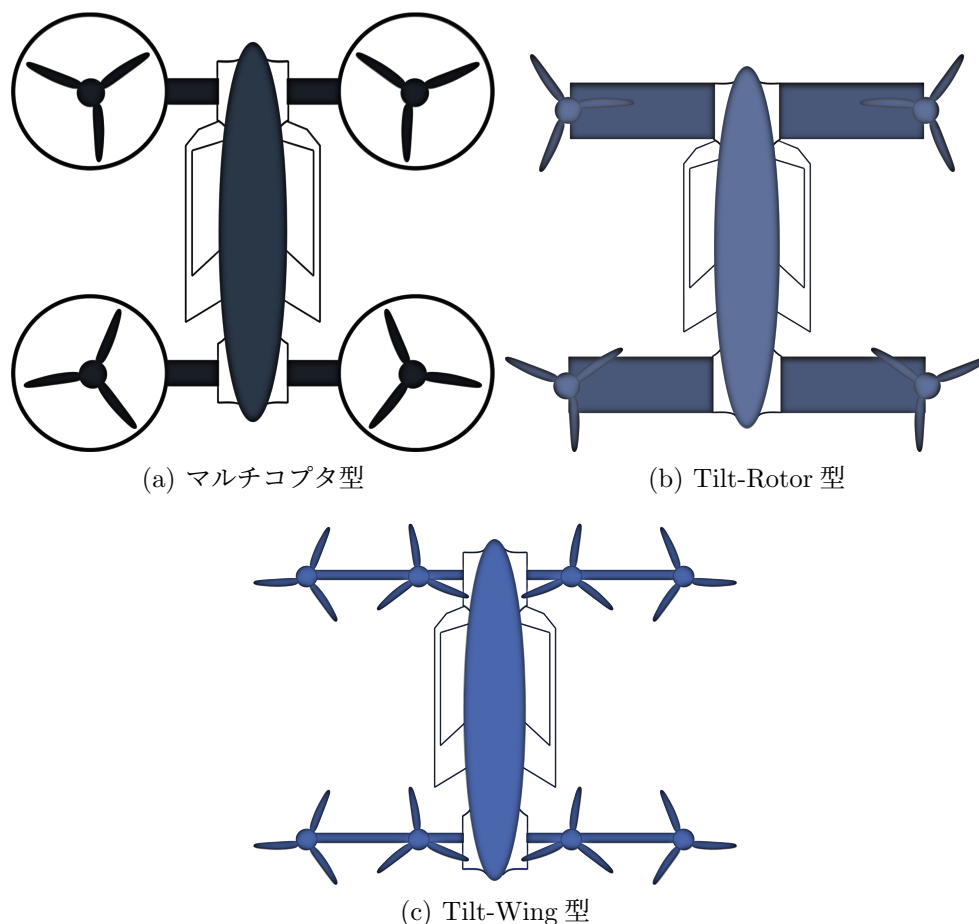


Fig. 1: 代表的な空飛ぶクルマの種類

のロードマップでは 2025 年の大阪万博での商業サービスが開始され、2030 年には都市部での旅客輸送が本格化されると共に高頻度かつ広範囲なオンデマンド運航の実現が提案されている [5]。

1.2.3 空飛ぶクルマの開発状況

空飛ぶクルマの開発に活発的な企業にはフランスの Airbus、アメリカの Joby Aviation、日本の Sky Drive 等があり、多くが 2025 年までの実用化を予定している [3, 6–8]。代表的な空飛ぶクルマには Fig. 3 に示すようなものがあり、それらの仕様は Table 1 に示す通りである。Airbus の Vahana は 2019 年 11 月に飛行テストをしており、Sky Drive の SD-03 も 2020 年 8 月に飛行テストを成功させている [3, 7]。しかし、実際に商業運用されている空飛ぶクルマは無く、いずれも実験の段階である。また、S-A1 はバッテリーを 7 つ搭載している大型の機体であるため、航続距離が 100km と他のモデルに比べて長いが、それでも電気自動車には及ばない。現状の空飛ぶクルマではフライト時の安定性と航続距離が主な課題となっている。

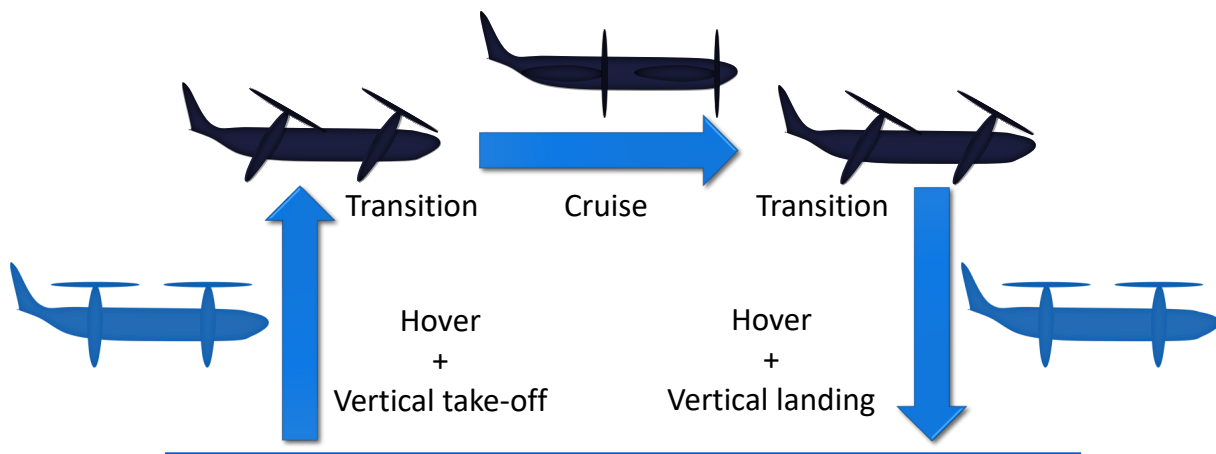


Fig. 2: Tilt-Wing 型 eVTOL のフライト

Table 1: 開発中の空飛ぶクルマの仕様 [3, 6–8]

名称	種類	飛行速度	航続距離
City Airbus	Multicopter	120 km/h	30 km
Vahana	Tilt-Wing	200 km/h	50 km
S-A1	Tilt-Rotor	290 km/h	100 km
SD-XX	Multicopter	100 km/h	50 km

1.3 空飛ぶクルマに関する先行研究

近年、空飛ぶクルマや eVTOL に関する研究は世界的に盛んであり、新モビリティとしてのポテンシャルが非常に高いため、モデリングや様々な手法の適応など幅広い分野の研究が行われている。

1.3.1 eVTOL の消費電力と効率に関する先行研究

eVTOL の消費電力については既存のマルチコプタ型ドローンと同じように考えられるが、Fig. 2 に示すようなフライト全体を想定した場合は各フェーズを考慮したエネルギーモデルが必要である。こうした eVTOL の航続距離を考慮する上で必要となる消費電力モデルについて、垂直離着陸、巡航、遷移の各条件で動作する様々な eVTOL に適応可能なモデルが研究されている [4]。

しかし、eVTOL に搭載するバッテリーを増やしても機体の総重量が増加してしまうことから、バッテリーの増加に対して徐々に効果が低減してしまう [9]。このため、eVTOL の航続距離の延長には様々な効率化が必要となる。このような観点から、実際のフライトを想定した電力管理システムを開発し、実験機を用いてフライトテストを行うことで評価した研究がある [10]。

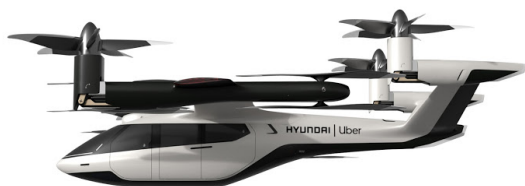
機体の形状に関しては、マルチコプタ型と翼を持つ形状の機体では後者の方がフライト全体を考慮した際には効率的であり、特に Tilt-Wing 型が最も効率的な機体である [4, 11]。



(a) CityAirbus(Airbus) [6]



(b) Vahana(Airbus) [7]



(c) S-A1(Joby Aviation) [8]



(d) SD-03(SkyDrive) [3]

Fig. 3: 開発が進む空飛ぶクルマ

1.3.2 Tilt-Wing 型 eVTOL に関する先行研究

マルチコプタ型に比べ、翼を持つタイプの eVTOL は巡航時に主翼からの揚力を得られるため、効率よく巡航することができる [11]。特に、Tilt-Wing 型 eVTOL の主な利点には以下のようなものがある [7, 11]。

- Tilt-Rotor 型よりもホバリング効率が高い
- 翼があるため、マルチコプタ型よりも巡航効率が高い
- 分散型電気推進 (DEP) を用いれば、Tilt-Rotor 型よりも高効率で揚力を生む
- ホバリング時や低速飛行時に迎え角を減少させる (飛行制御を簡素化)

上記に示すとおり、Tilt-Wing 型 eVTOL は他の形式の eVTOL よりも効率良く飛行することができる。

一方で、Tilt 角の変化から生じる空力特性の変化により遷移が難しいことやホバリング時に主翼が外乱の影響を受けやすいといったことから、制御が難しいという欠点がある。

ホバリング時には主翼が外乱の影響を受けやすいため、姿勢が不安定になりやすい。こうした外乱の内、ピッチングモーメントをエレボンやテールロータで抑圧したものや [12], MPC 制御によりホバリング時の位置と姿勢の追従性能を向上させた研究がある [13]。また、マルチコプタでは各ロータを傾けることでピッチやヨー方向のモーメントを効率的に増加させ、外乱を抑圧させることができる [14, 15]。これらは、ロータを傾けるという点で Tilt-Wing 型にも応用が期待できる。

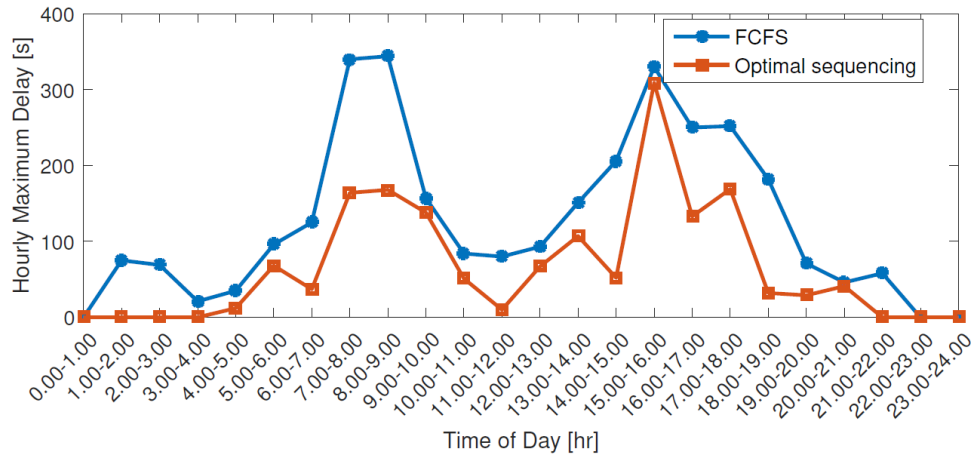


Fig. 4: 1 時間あたりに想定される eVTOL の最大待機時間 [35]

遷移時については、機体に働く揚力、抗力、対気速度、Tilt 角、ロータの回転数等、多くの種類の空力擾乱が存在するため不安定になりやすく、研究が盛んに行われている [16–20]。

また、飛行フェーズに関わらず Tilt-Wing 型の機体を安定させるフライト全体に適応可能な制御器の研究もある [21–25]。特に、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では飛行機に用いられる安定性増大装置 (SAS) と操縦性増大装置 (CAS) を用いたコントローラが研究されてきた [26–29]。また、Tilt 角を制御変数として用い、遷移を含めたフライト全体の機体の追従性能を向上させた研究もある [30]。消費電力に関する研究では、離陸から巡航までの遷移フェーズ消費電力量が最小となるように最適化を行った研究がある [20]。

1.3.3 運用に関する先行研究

空飛ぶクルマが実用化された例は極めて少ないため、効率的な運用や渋滞緩和を想定した離着陸のアルゴリズムに関する研究が盛んに行われている [31–36]。特に、eVTOL のフライトでは、ホバリングにおける消費電力が最も大きいことが明らかになっている [31]。

空飛ぶクルマがパーティポート付近に留まる際、各機体に対してある程度ならば空域を確保することができるが、交通密度の高い状態では機体同士の衝突を回避しなければならない [37]。待機時間についても、eVTOL が離着陸する際の運用を効率化する研究によると、Fig. 4 に示すように 1 時間あたりに想定される eVTOL の最大待機時間はピーク時には 300 秒以上になる [35]。

また、時刻表などを考慮した時間制限のある条件下での最も効果的な速度プロファイルの計算によれば、到着可能になるまでパーティポートで待つ事が最も効率的である [31]。

1.4 研究目的

上記で述べた通り、空飛ぶクルマの実用化が迫る中、航続距離という問題は大きな障壁であり、移動の制限となってしまう。特に、想定される eVTOL の最大待機時間はピーク時には 300 秒以

上になり [35], 膨大な電力を消費してしまう。

こうした消費電力の課題に対し, 本研究での対象は開発中の機体の中で最も効率的なものである Tilt-Wing 型 eVTOL とする。これはフライトの効率以外にも翼を回転させるという自由度の冗長性を用いるという利点があるためである。本研究ではこうした航続距離の課題とホバリングにおける消費電力の大きさに着目し, ホバリングにおける消費電力を削減させることを目的とする。

1.5 本論文の構成

本論文の構成を Fig. 5 に示す。第 1 章では近年の空飛ぶクルマの開発や想定される運用と共に, 本研究の背景と目的について述べた。第 2 章では本研究の対象である Tilt-Wing 型 eVTOL の運動モデルについて述べる。第 3 章では第 2 章で述べた運動モデルに基づき, Tilt-Wing 型 eVTOL の消費電力モデルについて述べる。第 4 章では本研究で使用した実験機器を示すと共に, その仕様について記載する。第 5 章ではホバリングおよび垂直離着陸時の Tilt 角探索による消費電力削減を提案し, そのシステムの詳細について述べる。第 6 章では第 5 章で述べた Tilt 角探索による消費電力削減系についてシミュレーションと実験に基づく評価からその効果について述べる。

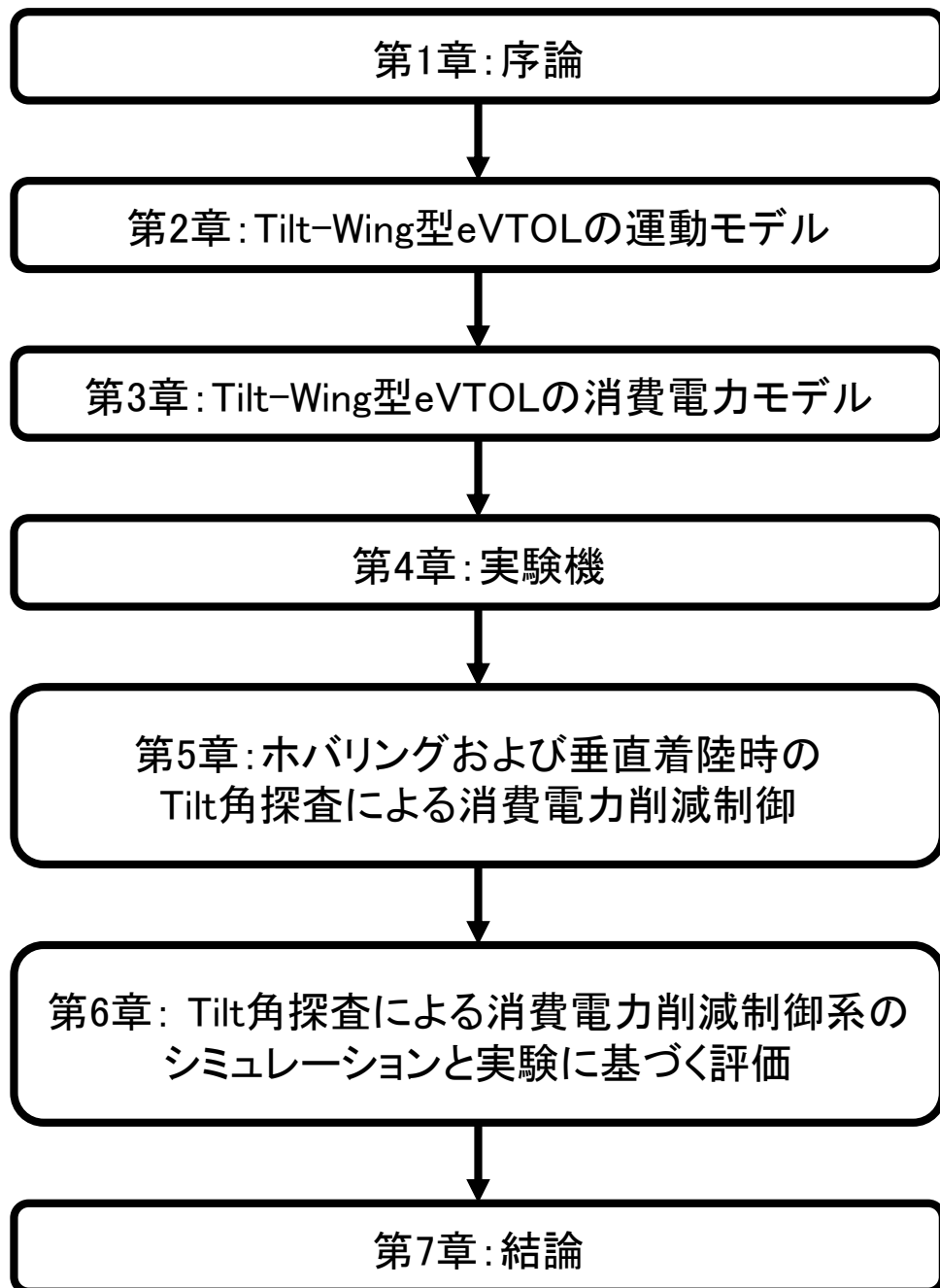


Fig. 5: 本論文の構成図

第 2 章

Tilt-Wing型eVTOLの運動モデル

本章では Tilt-Wing 型 eVTOL の運動モデルについて述べる。Tilt-Wing 型 eVTOL は翼とロータが一体となって回転するという機体の仕様上、ロータと翼を考慮した複雑な運動モデルとなる。

2.1 Tilt-Wing 型 eVTOL の運動方程式

Fig. 6 のように地上固定座標系 $W : (O_w, x_w, y_w, z_w)$ と機体固定座標系 $B : (O_b, x_b, y_b, z_b)$ を定義し，地上固定座標系における機体の位置 \mathbf{P}_w ，速度 \mathbf{V}_w ，姿勢 $\boldsymbol{\alpha}_w$ とその角速度 $\boldsymbol{\Omega}_w$ を以下のよう

$$\mathbf{P}_w = [x \ y \ z]^T \quad (2-1)$$

$$\mathbf{V}_w = \dot{\mathbf{P}}_w = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T \quad (2-2)$$

$$\boldsymbol{\alpha}_w = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2-3)$$

$$\boldsymbol{\Omega}_w = \dot{\boldsymbol{\alpha}}_w = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (2-4)$$

このとき，機体固定座標系における機体の速度 \mathbf{V}_b ，姿勢の角速度 $\boldsymbol{\Omega}_b$ は以下のように表せる。

$$\mathbf{V}_b = [v_x \ v_y \ v_z]^T = \mathbf{R}(\phi, \theta, \psi) \mathbf{V}_w \quad (2-5)$$

$$\boldsymbol{\Omega}_b = [p \ q \ r]^T = \mathbf{E}(\phi, \theta) \boldsymbol{\Omega}_w \quad (2-6)$$

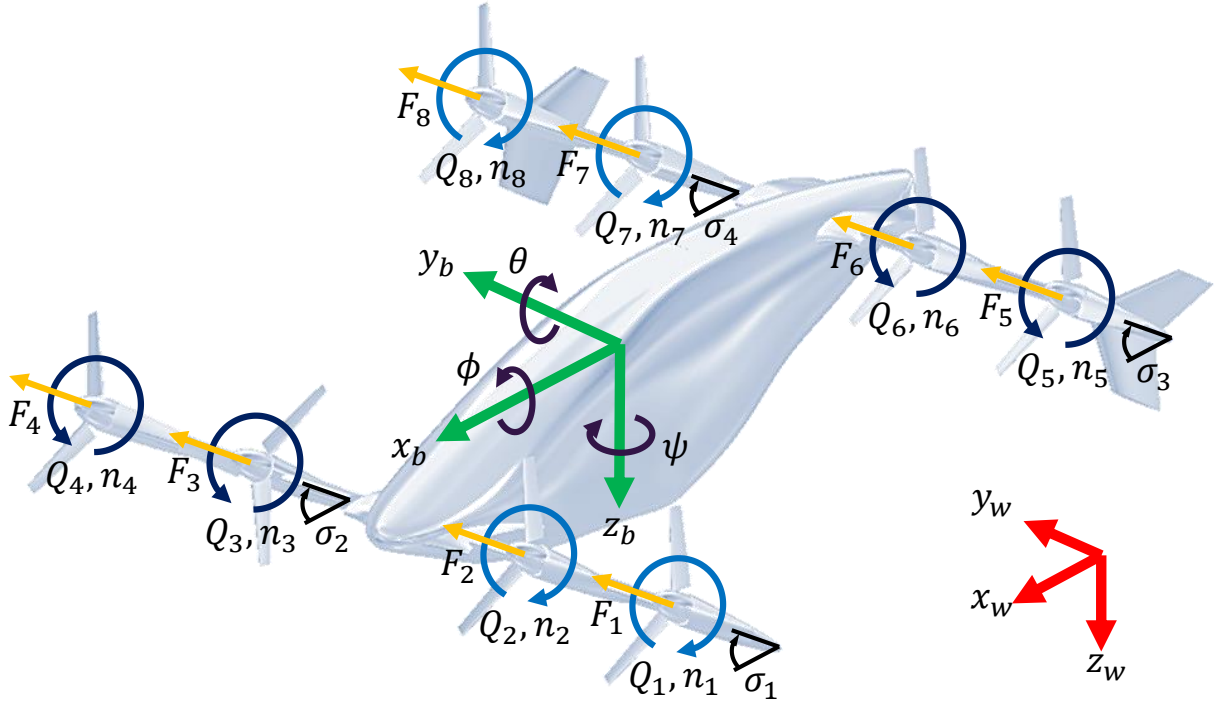


Fig. 6: ロータを8機持つ機体

ただし、 $\mathbf{R}(\phi, \theta, \psi)$ と $\mathbf{E}(\phi, \theta)$ は以下のような回転行列である。

$$\begin{aligned}
 \mathbf{R}(\phi, \theta, \psi) &= \mathbf{R}_z(\psi) \mathbf{R}_y(\theta) \mathbf{R}_x(\phi) \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2-7)
 \end{aligned}$$

$$\mathbf{E}(\phi, \theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2-8)$$

これらを用い、機体の運動はニュートン・オイラー方程式により以下のように表せる。

$$m \dot{\mathbf{V}}_b + \boldsymbol{\Omega}_b \times (m \mathbf{V}_b) = \mathbf{F}_t \quad (2-9)$$

$$\mathbf{I}_b \dot{\boldsymbol{\Omega}}_b + \boldsymbol{\Omega}_b \times (\mathbf{I}_b \boldsymbol{\Omega}_b) = \mathbf{M}_t \quad (2-10)$$

2.2 機体重心に働く力

(2-20) の右辺に示す機体の重心に働く力 \mathbf{F}_t は、プロペラの総推力 \mathbf{F}_{th} 、翼の揚力と抗力による力 \mathbf{F}_w 、重力 \mathbf{F}_g 、力外乱 \mathbf{F}_d から成る。

$$\mathbf{F}_t = \mathbf{F}_{th} + \mathbf{F}_w + \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_d \quad (2-11)$$

プロペラの総推力 \mathbf{F}_{th} は以下のような Tilt 角 σ_i と回転数 n の関数になる。

$$\mathbf{F}_{th} = \begin{bmatrix} \cos \sigma_1 & \cos \sigma_2 & \cos \sigma_3 & \cos \sigma_4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin \sigma_1 & -\sin \sigma_2 & -\sin \sigma_3 & -\sin \sigma_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 + F_2 \\ F_3 + F_4 \\ F_5 + F_6 \\ F_7 + F_8 \end{bmatrix} \quad (2-12)$$

\mathbf{F}_w は揚力 L と抗力 D により以下のように表される。

$$\mathbf{F}_w = \sum_{i=1}^4 J_{p_i} \mathbf{R}_y (\sigma_i - \alpha_i) \begin{bmatrix} D_i \\ 0 \\ -L_i \end{bmatrix} \quad (2-13)$$

機体に働く重力 \mathbf{F}_g は機体の姿勢を考慮し、回転行列 $\mathbf{E}(\phi, \theta)$ を用いて以下のように表される。

$$\mathbf{F}_g = \mathbf{E}(\phi, \theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \\ \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} mg \quad (2-14)$$

2.3 機体重心に働くモーメント

(2-33) の右辺に示す機体の重心に働くモーメント \mathbf{M}_t は、プロペラの推力と回転トルクによるモーメント \mathbf{M}_{th} 、翼の揚力と抗力、ピッチングモーメントによるモーメント \mathbf{M}_w 、プロペラのジャイロ効果によるモーメント \mathbf{M}_{gyro} 、トルク外乱 \mathbf{M}_d から成る。

$$\mathbf{M}_t = \mathbf{M}_{th} + \mathbf{M}_w + \mathbf{M}_{gyro} + \mathbf{M}_d \quad (2-15)$$

プロペラの推力 F と回転トルク T によるモーメント \mathbf{M}_{th} は機体固定座標系の y 軸からプロペラの回転中心までの距離 l_s と x 軸からプロペラの回転中心までの距離 l_l により以下のように表

せる。

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{th} = & \begin{bmatrix} l_s \sin \sigma_1 & -l_s \sin \sigma_2 & l_s \sin \sigma_3 & -l_s \sin \sigma_4 \\ l_l \sin \sigma_1 & l_l \sin \sigma_2 & -l_l \sin \sigma_3 & -l_l \sin \sigma_4 \\ l_s \cos \sigma_1 & -l_s \cos \sigma_2 & l_s \cos \sigma_3 & -l_s \cos \sigma_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_1 + F_2 \\ F_3 + F_4 \\ F_5 + F_6 \\ F_7 + F_8 \end{bmatrix} \\ & + \begin{bmatrix} -\cos \sigma_1 & -\cos \sigma_2 & -\cos \sigma_3 & -\cos \sigma_4 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sin \sigma_1 & \sin \sigma_2 & \sin \sigma_3 & \sin \sigma_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_1 + Q_2 \\ Q_3 + Q_4 \\ Q_5 + Q_6 \\ Q_7 + Q_8 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2-16)$$

ただし、回転トルク T は定常状態においてプロペラの反トルク Q と等しくなることを用いている。

翼の揚力 L と抗力 D 、ピッチングモーメント M によるモーメント \mathbf{M}_w は以下のように表される。

$$\mathbf{M}_w = \sum_{i=1}^4 \left(\eta_{wing_i} J_{p_i} [l_s \ l_l \ l_s] \mathbf{R}_y(\sigma_i - \alpha_i) \begin{bmatrix} L_i \\ 0 \\ -D_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M_i \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (2-17)$$

$$\eta_{wing(1,2,3,4)} = (1, 1, -1, -1) \quad (2-18)$$

プロペラのジャイロ効果によるモーメント \mathbf{M}_{gyro} については2.6節で述べる。

2.4 プロペラの力学モデル

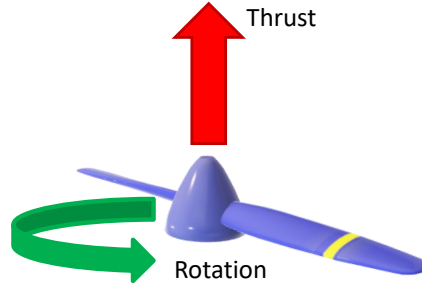
プロペラが回転する際、Fig. 7(a) のように推力とが生じる。プロペラのブレードの微小部分に働く空気力は Fig. 7(b) に示す通りであり、プロペラの回転による推力と回転を妨げる反トルクが存在する。

直径 D_p 、ピッチ角 β のプロペラがプロペラ面に対して垂直方向に V_{p1} の流速を持つ気流が存在する中、回転数 n で回転した際の反トルク Q と推力 F は空気密度 ρ を用いて以下のように表される [38]。

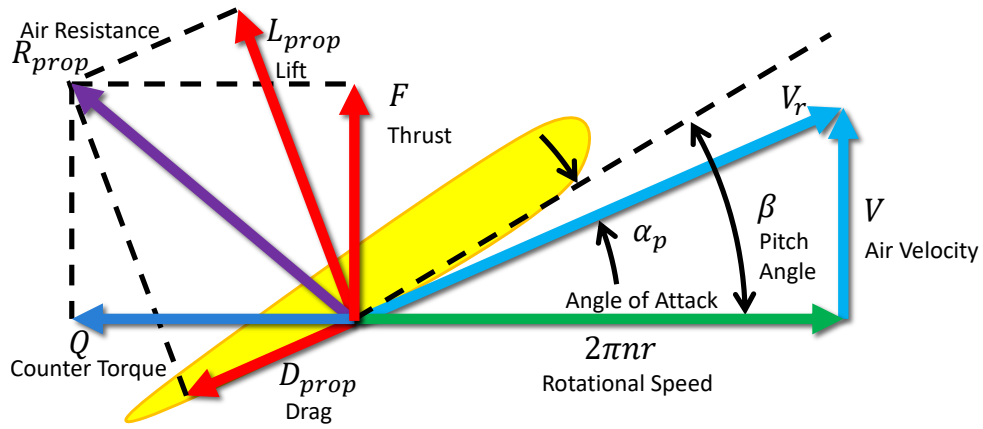
$$Q = C_Q(\beta, J) \rho n^2 D_p^5 \quad (2-19)$$

$$F = C_F(\beta, J) \rho n^2 D_p^4 \quad (2-20)$$

ただし、 C_Q と C_F はプロペラの反トルク係数と推力係数と呼ばれ、以下の進行率 J により表さ



(a) プロペラに回転と推力の方向



(b) プロペラの微小部分に働く空気力

Fig. 7: プロペラに働く空気力

れる [38]。

$$J = \frac{V_{p1}}{nD_p} \quad (2-21)$$

$$(2-22)$$

本研究では予め実験により得た Fig. 8 に示す特性を用いてモデル化した。

2.5 プロペラ後流のモデル

プロペラが回転し推力を発生させると、プロペラ後流の流速が大きくなる。空気の流速について、プロペラ面に対して垂直方向の流速を V_{p1} 、プロペラ面を通過する流速を V_{p2} 、プロペラ後流の流速を V_s とし、大気圧を P_∞ 、プロペラ面の前後の圧力をそれぞれ P_f, P_r とすると、バールヌイの定理より以下が成り立つ [39]。

$$\frac{1}{2}\rho V_{p1}^2 + P_\infty = \frac{1}{2}\rho V_{p2}^2 + P_f \quad (2-23)$$

$$\frac{1}{2}\rho V_{p2}^2 + P_r = \frac{1}{2}\rho V_s^2 + P_\infty \quad (2-24)$$

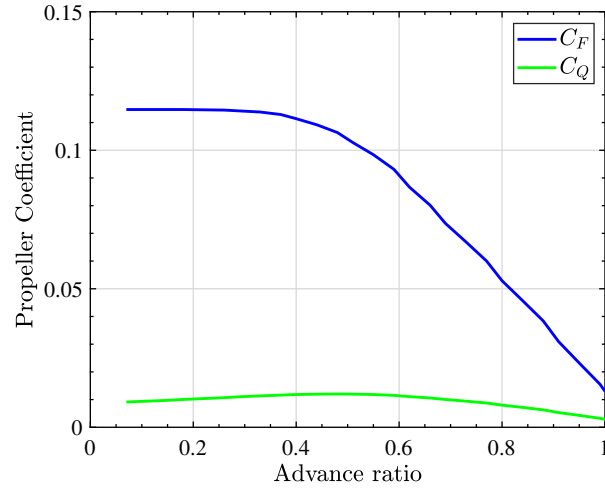


Fig. 8: プロペラの推力係数 C_F と反トルク係数 C_Q (APC 11×7E)

また、プロペラの推力 F をプロペラ面の前後の圧力差から生じるとすると以下のように表すことができる [39]。

$$F = \frac{1}{4}\pi D_p^2 (P_r - P_f) \quad (2-25)$$

Tilt-Wing 型 eVTOL がホバリングする際は $V_{p1} \simeq 0$ であるため、(2-23)–(2-25) を V_s について解くと、以下のようにプロペラ後流を表すことができる。

$$V_s = \sqrt{\frac{2F}{\rho S_p}} \quad (2-26)$$

$$S_p = \pi \left(\frac{D_p}{2} \right)^2 \quad (2-27)$$

2.6 プロペラの回転によるジャイロモーメントのモデル

ジャイロ効果は回転する物体の回転面の変化で生成され、そのモーメントは高速で回転する物体に対して、より重要な動的効果を持つ。ジャイロモーメントは物体がある運動量 \mathbf{L}_{gyro} で運動している際にその自転軸に垂直な角速度ベクトル $\mathbf{\Omega}_{gyro}$ でひねるように物体を回転させた際に発生し、以下のように表される。

$$\mathbf{T}_{gyro} = \mathbf{L}_{gyro} \times \mathbf{\Omega}_{gyro} \quad (2-28)$$

ゆえに、プロペラの回転によるジャイロモーメント M_{gyro} はプロペラの慣性モーメント J_p により以下のように表される [40]。

$$M_{gyro} = \sum_{i=1}^8 J_{p_i} \left(\eta_{gyro_i} \boldsymbol{\Omega}_b \times \begin{bmatrix} \cos \sigma_i \\ 0 \\ -\sin \sigma_i \end{bmatrix} n_i \right) \quad (2-29)$$

$$\eta_{gyro_{(1,2,3,4,5,6,7,8)}} = (1, 1, -1, -1, -1, -1, 1, 1) \quad (2-30)$$

2.7 Tilt-Wing に発生する空気力のモデル

プロペラ後流による影響と機体前方からの気流の影響を分離して考えると、Tilt-Wing に発生する空気力は Fig. 9 に示すように揚力 L 、抗力 D ピッチングモーメント M は迎角 α に依存する揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D 、ピッチングモーメント係数 C_M により以下のように表される。

$$L = \frac{1}{2} C_L(\alpha) \rho S_a V^2 + L_s \quad (2-31)$$

$$D = \frac{1}{2} C_D(\alpha) \rho S_a V^2 + D_s \quad (2-32)$$

$$M = \frac{1}{2} C_M(\alpha) \rho S_a c V^2 + M_s \quad (2-33)$$

ただし、迎角 α は Tilt 角 σ による機体固定座標系の y 方向の回転を考慮されることから、Tilt 角 σ と機体のピッチ角 θ により以下のように表される。

$$\alpha = \sigma - \theta \quad (2-34)$$

また、 L_s, D_s, M_s はプロペラ後流 V_s の影響による成分で、(2-27) に示すプロペラの有効面積 S_p を用い以下のように表される。

$$L_s = \frac{1}{2} C_L(0) \rho S_p V_s^2 \quad (2-35)$$

$$D_s = \frac{1}{2} C_D(0) \rho S_p V_s^2 \quad (2-36)$$

$$M_s = \frac{1}{2} C_M(0) \rho S_p c V_s^2 \quad (2-37)$$

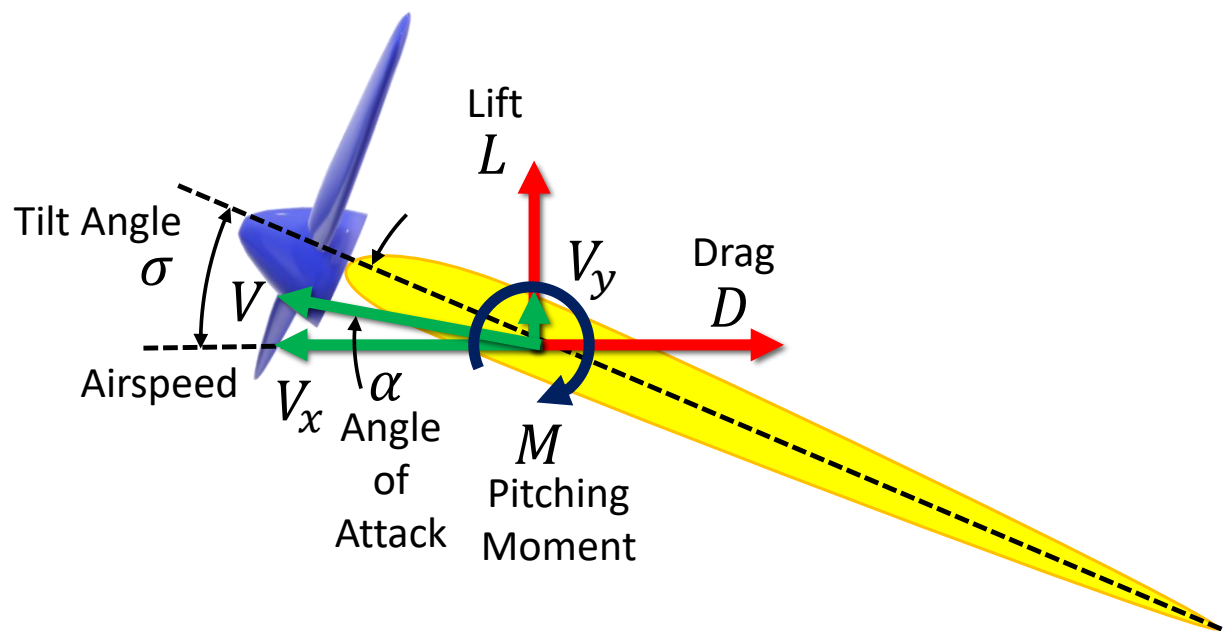


Fig. 9: Tilt-Wing に発生する空気力

第 3 章

Tilt-Wing型eVTOLの消費電力モデル

本章では Tilt-Wing 型 eVTOL の消費電力モデルについて述べる。Tilt-Wing 型 eVTOL の消費電力には主にプロペラの回転による消費電力 P_{th} と翼を回転させる P_{tilt} があり、全体の消費電力は以下のように表すことができる。

$$P = \sum_{i=1}^8 P_{th_i} + \sum_{i=1}^4 P_{wing_i} \quad (3-1)$$

3.1 プロペラの回転による消費電力

プロペラの回転による消費電力 P_{th} はモータの消費電力であるため、機械出力 P_m 、銅損 P_c 、鉄損 P_i を用いて以下のように表される。

$$P_{th} = P_m + P_c + P_i \quad (3-2)$$

d 軸電流が 0 である場合、プロペラの反トルク Q を用い (3-2) は以下のように変形できる [41]。

$$P_m = 2\pi nQ \quad (3-3)$$

$$P_c = \frac{R_c}{K_t^2} Q^2 \quad (3-4)$$

$$P_i = \frac{(2\pi np)^2}{Ri} \left\{ (L_d i_{od} + K_t)^2 + (L_q i_{oq})^2 \right\} \quad (3-5)$$

ただし, R_c 銅損抵抗, R_i 鉄損抵抗, L_d, L_q は d 軸インダクタンスと q 軸インダクタンス, K_t はトルク定数, p は極数である。また,

$$i_{od} = \frac{1}{R_i^2 + (2\pi np)^2 L_q L_d} \left\{ 2\pi np L_q R_i \frac{Q}{K_t} - (2\pi np)^2 L_q K_t \right\} \quad (3-6)$$

$$i_{oq} = \frac{1}{R_i^2 + (2\pi np)^2 L_q L_d} \left\{ R_i^2 \left(\frac{Q}{K_t} \right) - 2\pi np K_t R_i \right\} \quad (3-7)$$

である。

3.2 翼の回転による消費電力

翼を回転させる際の消費電力 P_{tilt} は Tilt 角 σ により以下のようにモデル化される。

$$P_{tilt} = \frac{1}{\eta_{gear}} \left(J_{wing} \ddot{\sigma} + m_{wing} g \frac{c}{4} + M_w \right) \dot{\sigma} \quad (3-8)$$

η_{gear} はウォームギアの効率, m_{wing} は翼の質量, c は翼のコード長, g は重力加速度, J_{wing} は翼の慣性モーメントである。また, M_w は翼が風により受けるピッチングモーメントであり, (2-33) により表される。

翼の慣性モーメントについて, 簡単のため翼を密度が均一の平板であるとみなし, 空力中心が $c/4$ だけずれていると仮定すると, 平行軸の定理より以下のように表される。

$$J_{wing} = \frac{1}{12} m_{wing} (c^2 + t^2) + m_{wing} \left(\frac{c}{4} \right)^2 \quad (3-9)$$

また, Tilt 機構にウォームギアが用いられていることから, 回転時以外では翼が機械的にロックされるため, 翼の角度を維持するために必要なエネルギーは 0 である。

第 4 章

実験機

本章では本研究で使用した実験機器について記載する。

4.1 整定風発生装置

整定風発生装置を Fig. 10 に示す。整定風発生装置はサーキュレーターと風洞を接続した構成となっており、空気力測定に必要な整定風を出力するために用いられている。最大で 5.2 m/s の風速を出力することができる。

4.2 空気力測定用実験機

空気力測定用実験機は Fig. 11 に示すように、風速計、ロードセルで構成されている。ロードセルはサンエテック製 SFT-200D であり、各方向の力とモーメントを個別に測定することができる。ロードセルに空気力測定用 Tilt-Wing モデルや空気力測定用機体胴体モデルを接続し、整定風発生装置から出力される風を当てる事で各モデルの空気力を測定することができる。

4.3 空気力測定用 Tilt-Wing モデル

空気力測定用 Tilt-Wing モデルはプロペラの回転数と翼の角度という自由度を持つことで Tilt-Wing を模擬した空気力を得られる実験機である。Fig. 12 に示すようにプロペラと翼を回転させるためのシャフトが接続されており、内部に格納されているサーボモータを用いて翼の角度を任意に変えることができる。その仕様は Table 2 に示すとおりである。

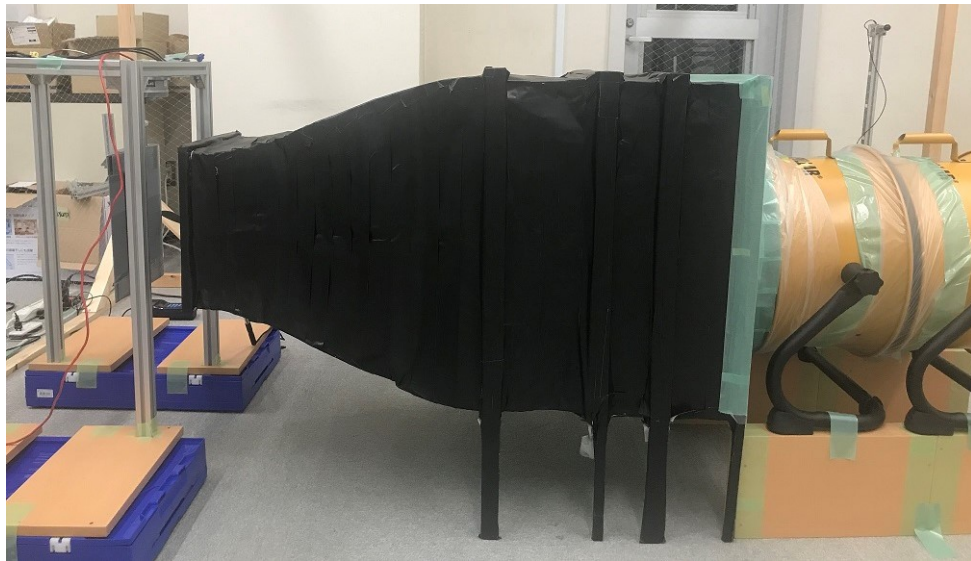


Fig. 10: 整定風発生装置

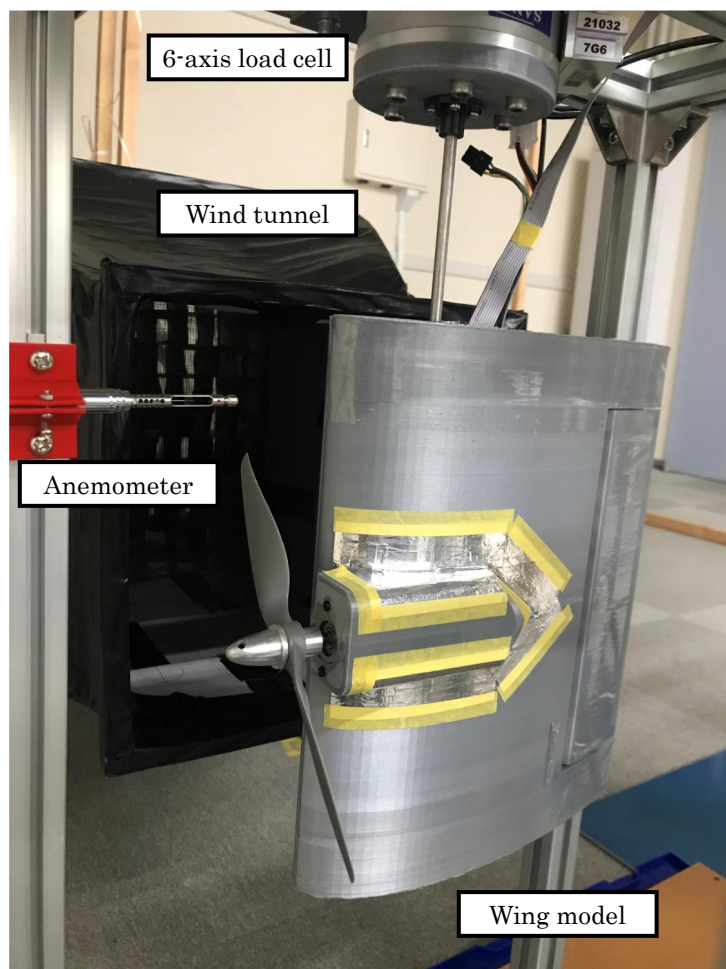
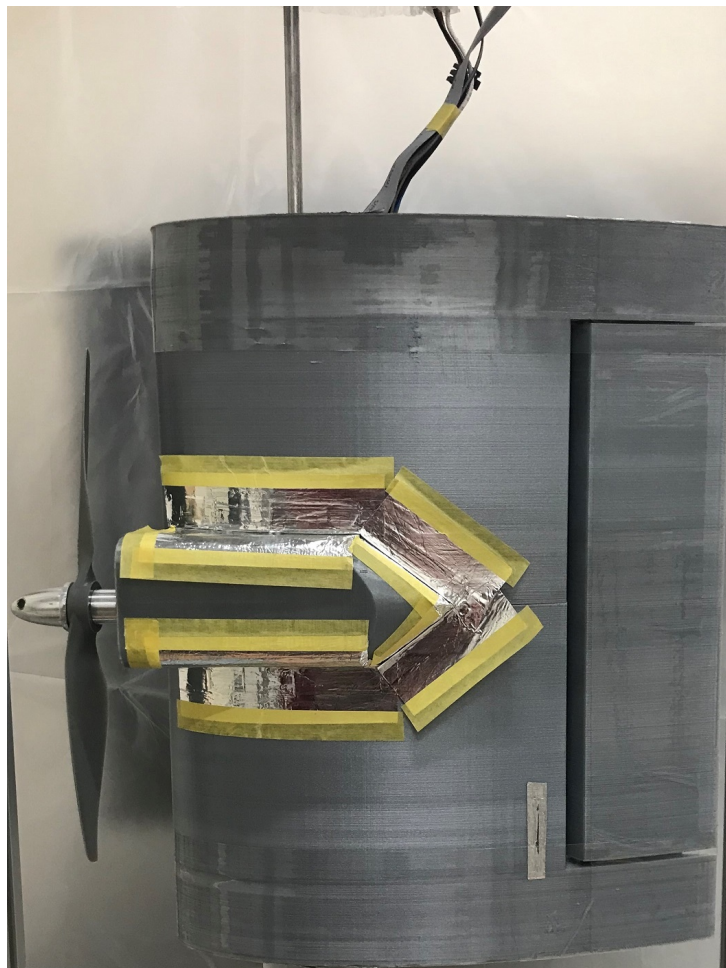


Fig. 11: 空気力測定用実験機



(a) 外観（正面）



(b) 外観（上面）

Fig. 12: 空気力測定用 Tilt-Wing モデル

Table 2: 空気力測定用 Tilt-Wing モデルの仕様

パラメータ	値
翼面積	678 cm ²
コード長	23 cm
翼長	29.5 cm
質量	1.6 kg
プロペラの直径	20.32 cm
モータの定格出力	70 W



Fig. 13: 翼回転用 Tilt 機構

4.3.1 翼回転用 Tilt 機構

翼回転用 Tilt 機構はサーボモータの回転をシャフトに伝達させるリンク機構である。Fig. 13 に示すように Tilt 機構には平行クランク機構が用いられている。平行クランク機構は各リンク同士のなす角が等しくなることから、サーボモータへの角度指令がそのまま翼の角度になる。この機構は空気力測定用 Tilt-Wing モデルと空気力測定用機体胴体モデルに用いられており、任意の角度指令を伝達させることができる。

4.3.2 Benjamin Vedder 製 Electronic Stability Controller

一般的なドローンのブラシレス DC モータを回転させるためのモータドライバには Electronic Stability Controller (ESC) が用いられている。ESC にはパルス指令を入れる事でモータの回転数を制御させる機能が備わっている。高機能な ESC としてオープンソースで開発されている Benjamin Vedder 製の ESC (VESC) がある。VESC では単純な速度の PID 制御だけでなく、定電流制御や位置制御が可能であり、UART を用いた回転数や電圧・電流の出力が可能である。エンコーダを用いない場合でもセンサレスによる駆動法 [42] により速度制御が行える。空気力測定用 Tilt-Wing モデルでは Fig. 14 に示す VESC に基づいた ESC によりのプロペラを回転させている。



Fig. 14: VESC に基づいた ESC

4.4 空気力測定用機体胴体モデル

空気力測定用機体胴体モデルは機体のピッチ角を自由度に持つ機体胴体を模擬した空気力を得られる実験機である。Fig. 15 に示すようにモデルを回転させるためのシャフトが接続されており、内部に格納されているサーボモータを用いて機体の角度を任意に変えることができる。

4.5 dSPACE 製 MicroLabBox

dSPACE 製の MicroLabBox を Fig. 16 に示す。MicroLabBox には上位インターフェースとして dSPACE 製の Digital Signal Processor (DSP) が搭載されている。Fig. 16 に示すように MicroLabBox には豊富なインターフェースが備わっている。これにより、VESC やサーボモータへのパルス指令やインクリメントエンコーダやロードセルなどのセンサの読み込みなどが行える。また、MATLAB/Simulink との親和性が高く、上位部分の制御系設計は全て MicroLabBox を用いて行われている。

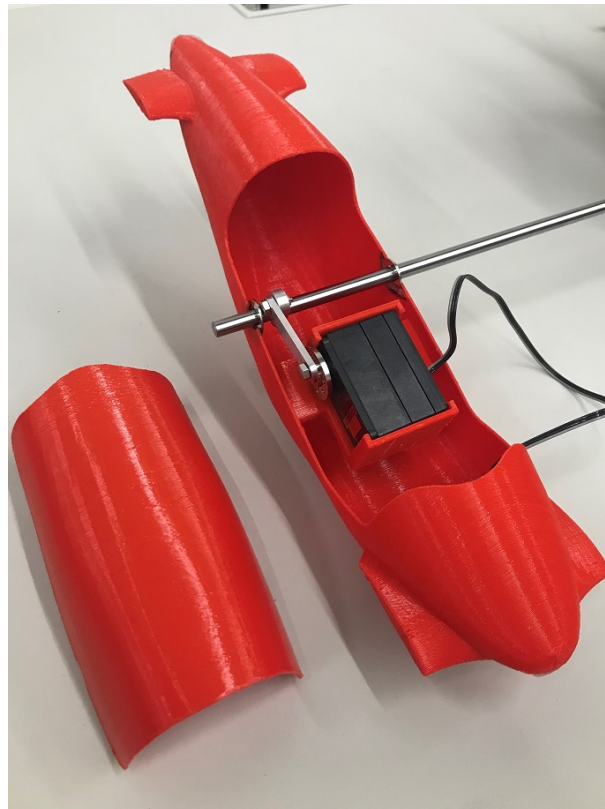


Fig. 15: 空気力測定用機体胴体モデル



Fig. 16: dSPACE 製 MicroLabBox

第 5 章

ホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探査による消費電力削減制御

本章ではホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探査による消費電力削減制御について述べる。空飛ぶクルマは高度 300 m 以上でのフライトでの運用を想定されている。こうした空間では気象条件によって、機体に対する定常的な横風が吹いている。本章で提案するシステムではこうした横風を積極的に活用し、Tilt 角を調整することでホバリングの際に必要な消費電力を削減する。

Fig. 17 に示すような定常的な前方からの風 V が吹いている状態における Tilt-Wing 型 eVTOL の各方向の力の釣り合いは以下のように表される。

$$x_b : F_G \sin \theta + F \cos \sigma + D_b = 0 \quad (5-1)$$

$$z_b : -F \sin \sigma - L_b + F_G \cos \theta = 0 \quad (5-2)$$

ただし、 F_G は機体全体に加わる重力、 F はプロペラの総推力、 L_b は機体座標系における総揚力、 D_b は機体座標系における総抗力 ($D_b < 0$)、 σ は Tilt 角、 θ は機体のピッチ角である。通常のホバリングでは $\sigma = 90 \text{ deg}$ と固定であるため、以下のように表される。

$$x_b : F_G \sin \theta + D_b = 0 \quad (5-3)$$

$$z_b : -F - L_b + F_G \cos \theta = 0 \quad (5-4)$$

この時、プロペラの総推力 F と機体のピッチ角 θ が定まってしまうが、Tilt 角 σ を調整することでプロペラの総推力 F を低減させることができる。これにより、ホバリングの際に必要な消費電力を削減することができる。

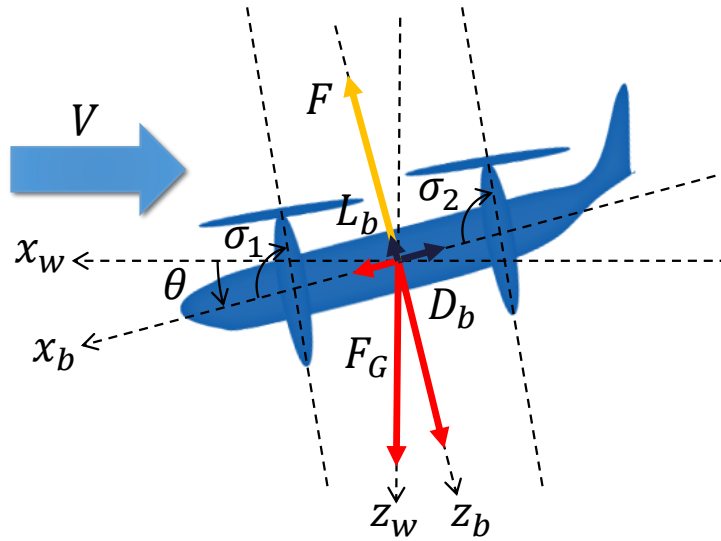


Fig. 17: 定常時に機体に働く力

5.1 Tilt 角探査による消費電力削減制御系

提案手法のシステムは Fig. 18 に示す通りであり，最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器と非線形最適制御による最適 Tilt 角探査システム，位置・姿勢制御器で構成される。フィードフォワード制御器は定常状態のモデルから得られるマップにより最適な Tilt 角を出力する。探査システムはモデル化しきれない誤差を無くするため，消費電力をフィードバックして Tilt 角を最適化する。位置・姿勢制御器は翼を回転させる際にホバリングを維持させるために働く。フィードフォワード制御器により探査システムの負担を減らすことで，探査時間の短縮や機体のダイナミクス変化を抑制し，効率的に消費電力を削減する。これら制御器の一連の動作は以下のような手順で行われる。

1. 機体をヨー回転させ横風を正対風にする
2. 位置指令を入力
3. 機体前方の風速を測定
4. モデルベースにより Tilt 角の探査開始点を算出
5. 探査システムにより消費電力を削減する Tilt 角を探査
6. 位置・姿勢制御器により機体を制御

このような手順により，Tilt 角の変動に対するダイナミクスの変化を位置・姿勢制御器により補うことで，ホバリングを保ちながら消費電力を削減するよう Tilt 角を調整することができる。

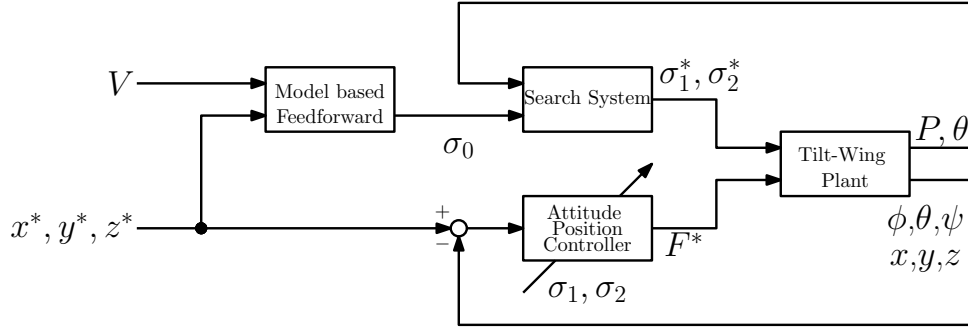


Fig. 18: Tilt 角探索による消費電力削減システム

5.2 最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器

Tilt 角の探索には探索開始点が必要となるが、これを機体のモデルから成り立つフィードフォワードにより求める。フィードフォワードを用いることのメリットとしては探索システムの負担が軽くなることであり、探索終了までの過渡時間を減らすことができる。このため、予め機体のモデルから生成されるマップにより風速に対する最適 Tilt 角を選定フィードフォワード制御器に要求される。

しかし、正確な機体の運動モデルにおける (2-20)–(2-33) と消費電力モデル (3-1) では機体胴体と翼の特性を考慮しなければならない。これらの特性は非線形性が強いいため、実験により測定してモデルに組み込むことで、より正確なマップを生成することができる。

5.2.1 機体胴体のピッチ角特性測定実験

Tilt 角の変動に対し、機体がホバリングを維持する際のピッチ角は変動する。このため、最適 Tilt 角を求めるマップには機体胴体のピッチ角に対する空気力特性が必要となる。このような機体胴体のピッチ角特性について、Fig. 11 に示す空気力測定用実験機に Fig. 15 の機体胴体モデルを接続することで測定を行った。

測定はの整定風発生装置から風速 5 m/s の風を吹かせ、揚力、抗力、モーメントを測定することにより行った。また、測定された特性の無次元化は以下の式により行った。

$$C_{L_{body}} = \frac{2L_{body}}{\rho S_{body} V^2} \quad (5-5)$$

$$C_{D_{body}} = \frac{2D_{body}}{\rho S_{body} V^2} \quad (5-6)$$

$$C_{M_{body}} = \frac{2M_{body}}{\rho S_{body} c_{body} V^2} \quad (5-7)$$

ここで、 L_{body} , D_{body} , M_{body} は機体胴体モデルに加わる揚力、抗力、モーメント、 S_{body} , c_{body} は機体胴体モデル上部の投影面積と長さ、 ρ は空気密度、 V は風速である。

得られた機体胴体のピッチ角特性を Fig. 19 に示す。機体胴体の傾きが大きくなるにつれて揚力

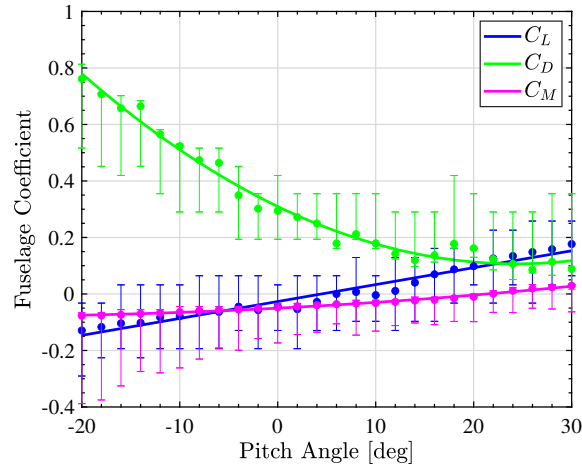


Fig. 19: 機体胴体のピッチ角特性

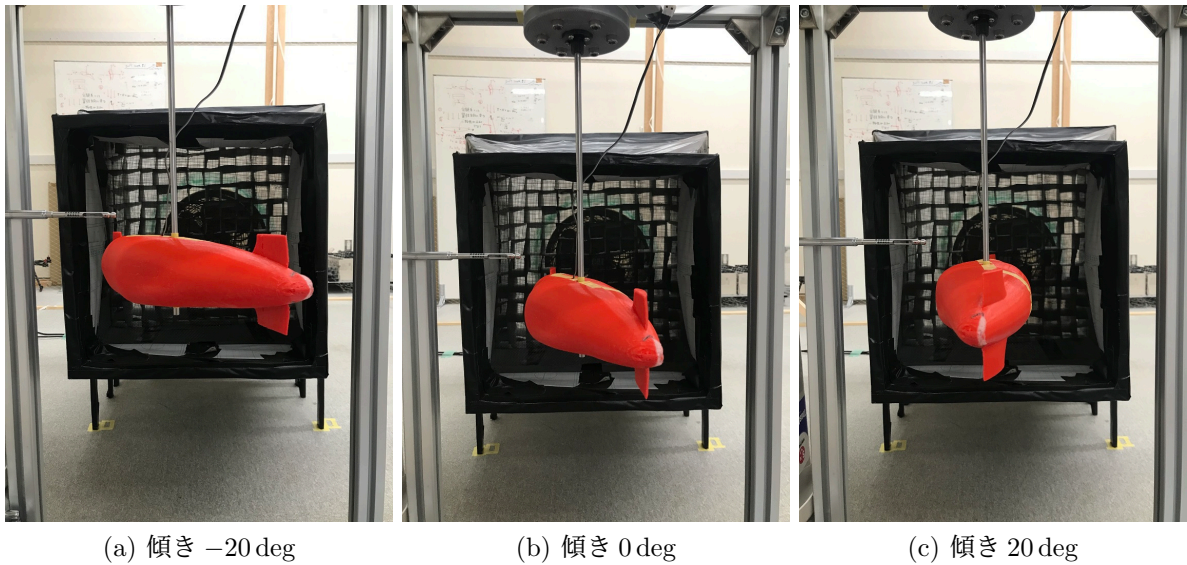


Fig. 20: 機体胴体のピッチ角特性測定実験

とモーメントは増加し、抗力はピッチ角 24 deg 付近で極小となった。これは Fig. 20 に示すように、測定に用いた機体胴体の形状がピッチ角の大きい領域で風に対する有効な面積が最小となるからである。

5.2.2 翼の迎角特性測定実験

Tilt 角の変動に対し、翼に加わる空気力は変動する。このため、最適 Tilt 角を求めるマップには機体胴体の特性と同様に翼の迎角特性も必要となる。一般的な翼の迎角特性は迎角が小さい領域で行われることが殆どであり、90 deg 付近における特性を測定した研究は極めて少ない。また、通常は風洞を用いて測定が行われるが、迎角の大きい領域では風流を妨げる面積が広くなることやプロペラ後流による影響から、風洞で妥当なデータを取得することは困難である [43]。

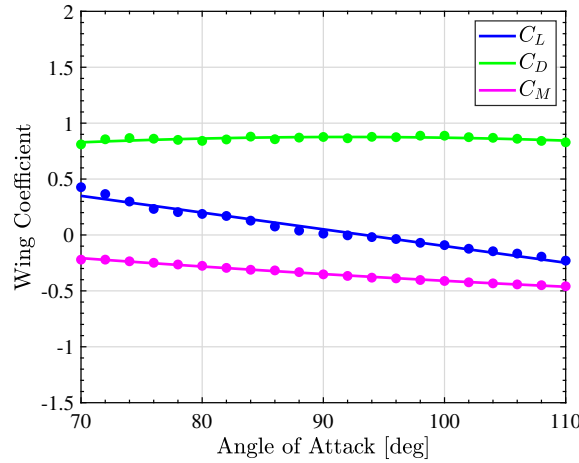


Fig. 21: 翼の迎角特性

このような翼の迎角 90 deg 付近における特性測定について、Fig. 11 に示す空気力測定用実験機に Fig. 12 の Tilt-Wing モデルを接続することで測定を行った。

測定は機体胴体の特性測定と同様、Fig. 10 の整定風発生装置から風速 5 m/s の風を吹かせ、揚力、抗力、モーメントを測定することにより行った。また、測定された特性の無次元化は以下の式により行った。

$$C_{L_{wing}} = \frac{2L_{wing}}{\rho S_a V^2} \quad (5-8)$$

$$C_{D_{wing}} = \frac{2D_{wing}}{\rho S_a V^2} \quad (5-9)$$

$$C_{M_{body}} = \frac{2M_{wing}}{\rho S_a c V^2} \quad (5-10)$$

ここで、 L_{wing} , D_{wing} , M_{wing} は Tilt-Wing モデルに加わる揚力、抗力、モーメント、 S_a, c は Tilt-Wing モデルの翼面積とコード長、 ρ は空気密度、 V は風速である。

得られた翼の迎角特性を Fig. 21 に示す。機体胴体の傾きが大きくなるにつれて揚力は減少し、抗力は迎角 90 deg 付近で極大となった。これは迎角 90 deg 付近で風に対する翼の有効面積が最大となるからである。

5.2.3 最適 Tilt 角マップ

Fig. 19 と Fig. 21 に示す特性と (2-20)–(2-33) と (3-1) により、Fig. 22 のようなマップが得られた。

Fig. 19 に示す機体胴体の抗力係数はピッチ角が 24 deg という大きい角度において極小となっている。このため、予めマップとして計算した Tilt 角の領域では消費電力が単峰的にならなかった。機体の形状によっては抗力係数が 0 deg 付近で極小となるため、消費電力が最小となる Tilt 角がフィードフォワード制御器の指令値となる。

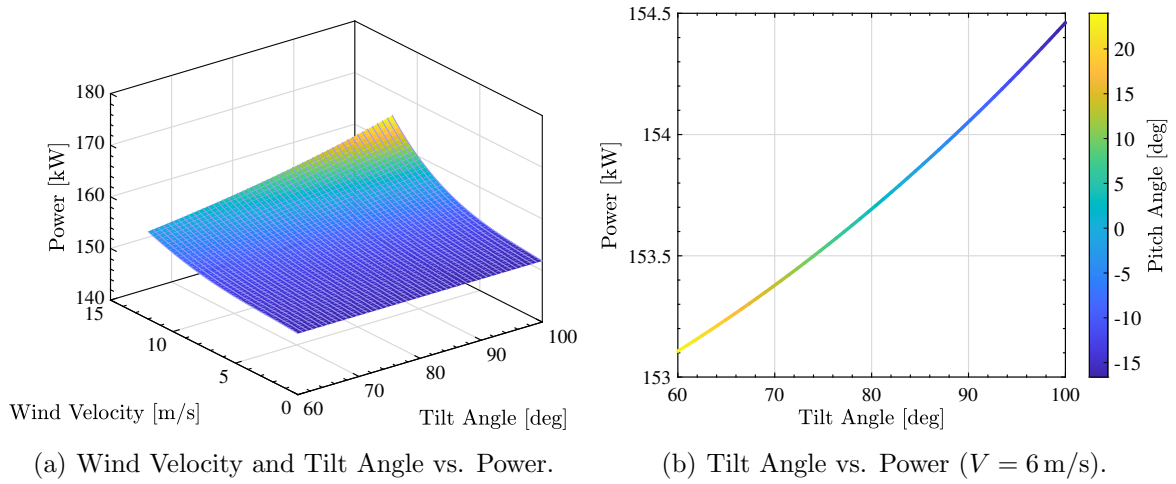


Fig. 22: フィードフォワード制御器に用いるマップ

5.3 最適 Tilt 角探索システム

一般的な機体ではピトー管が搭載されており、これにより風速を測定する。しかし、測定される風速は必ずしも正確とは限らない。また、Fig. 22 に示すマップも機体の消費電力モデルに基づいているため、モデル化誤差による影響をフィードフォワード制御器では抑えることができない。

こうしたセンシング誤差やモデル化誤差を無くすため、最適 Tilt 角探索システム消費電力をオンラインでフィードバックすることで Tilt 角を最適化する。Tilt 角探索システムには最急降下法を用いる。最急降下法は Fig. 23 のように、単峰な評価関数 $f(x)$ について刻み幅 δ と探索方向 s を与え、

$$f(x_i + \delta s) - f(x_i) = \left(\frac{\partial f}{\partial x}(x_i) s \right) \delta + o(\delta) \quad (5-11)$$

のように刻み幅 δ と探索方向 s を更新することで、評価関数の傾きが十分に小さくなるまで探索し、最適点を得ることができる [44]。具体的な手順は以下の通りである [44]。

1. 探索開始点 x_0 を与える
2. $\left| \frac{\partial f}{\partial x} \right|$ が所望よりも大きければ 次のステップへ
3. $s = - \left(\frac{\partial f}{\partial x}(x_i) \right)^T$ と更新する
4. $f(x_i + \delta s)$ が最小となる δ を求める
5. $x_{i+1} = x_i + \delta s$ とする

Tilt 角探索システムでは評価関数を eVTOL の消費電力 P 、状態変数を前後 2 つの Tilt 角 σ_1, σ_2 とし、2 つの Tilt 角を交互に更新しながら消費電力 P をフィードバックすることにより探索を行

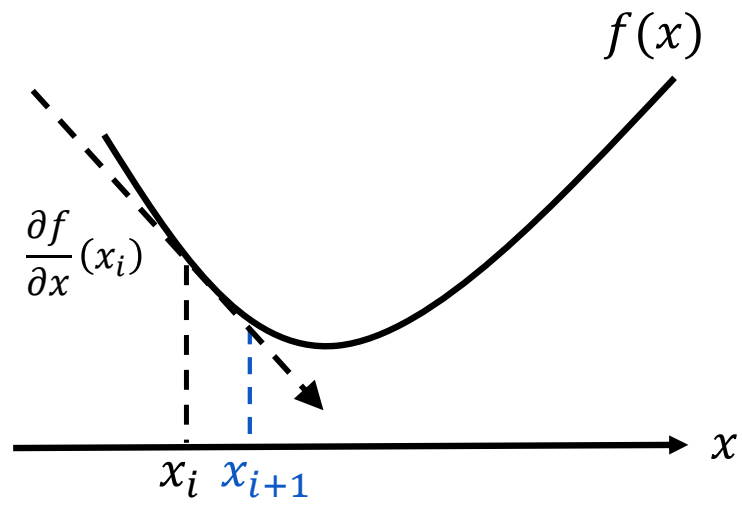


Fig. 23: 最急降下法

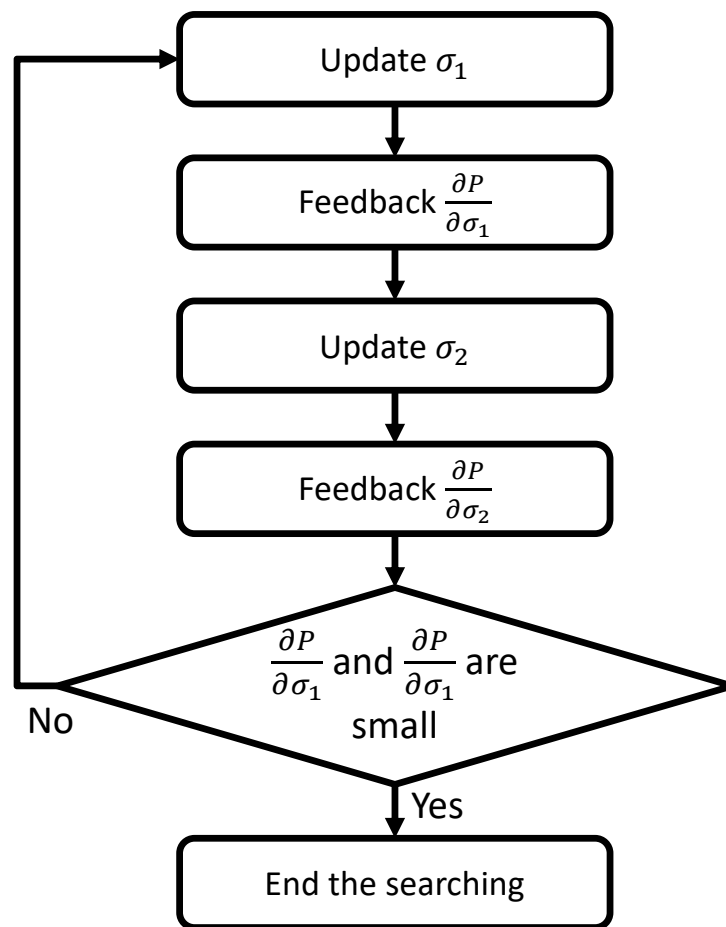


Fig. 24: 最急降下法による Tilt 角探索のフロー

う。また、刻み幅 δ は評価関数 P が未知であることから、定数として扱う。具体的な手順は Fig. 24 に示す通りである。

マップが妥当であるならば、消費電力が単峰性でなかったとしても極小点付近から探査を開始するため、局所解が存在する場合でも最適解に到達することができる。また、勾配値を用いて探査を行うため、消費電力が Tilt 角に対して単調減少であっても Tilt 角の動作範囲内での最適解を求めることができる。探査周期については位置・姿勢制御器の極が律速となり、位置が十分に整定するまでの時間として定められる。

5.4 機体の位置・姿勢制御器

機体がホバリングを行う際、各プロペラが適切な推力を出すように制御を行わなければならない。また、翼を回転させる際にも機体のダイナミクスが変化するため、それに対応した機体の位置・姿勢制御器が必要となる。このため、位置・姿勢制御器は Fig. 25 に示すような Tilt 角 σ_1, σ_2 による可変制御器となっている。

位置・姿勢制御器における制御変数は各翼のプロペラが出す推力 $F_{1+2}-F_{7+8}$ の4つであることから、制御可能な状態変数が4つであるため、独立に制御可能な位置・姿勢は位置 x, y, z とヨー角 ψ の4種類である。位置・姿勢制御器の全体構成は Fig. 25(a) に示す通りであり、位置 x のインナーループにピッチ角 θ が、位置 y のインナーループにロール角 ϕ が存在する。

Fig. 25(a) における各制御器の設計に際し、簡単のため Tilt-Wing 型 eVTOL の翼と機体胴体に加わる力とモーメントを無視しすると、Tilt 角 σ を用いてプラントを以下のように表すことができる。

$$m\ddot{x} = -mg \sin \theta + (F_{1+2} + F_{3+4} + F_{5+6} + F_{7+8}) \cos \sigma \quad (5-12)$$

$$m\ddot{y} = mg \cos \theta \sin \phi \quad (5-13)$$

$$m\ddot{z} = mg \cos \phi \sin \theta - (F_{1+2} + F_{3+4} + F_{5+6} + F_{7+8}) \sin \sigma \quad (5-14)$$

$$I_{xx}\ddot{\phi} = (F_{1+2} - F_{3+4} + F_{5+6} - F_{7+8}) (l_s \sin \sigma - \lambda |\cos \sigma|) \quad (5-15)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = l_l (F_{1+2} + F_{3+4} - F_{5+6} - F_{7+8}) \sin \sigma \quad (5-16)$$

$$I_{zz}\ddot{\psi} = (F_{1+2} - F_{3+4} + F_{5+6} - F_{7+8}) (l_s |\cos \sigma| + \lambda \sin \sigma) \quad (5-17)$$

ただし、 g は重力加速度、 l_s, l_l はそれぞれ機体重心から各翼におけるロータの推力の中心までの x 方向および y 方向の距離、 I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} は機体の各回転軸に対応した慣性モーメントである。また、 F_{1+2} はロータ 1 と 2 の推力の和、 λ はプロペラのトルク比であり以下のように表される。

$$F_{1+2} = F_1 + F_2 \quad (5-18)$$

$$\lambda = \frac{C_Q D_p}{2C_F \pi} \quad (5-19)$$

これを Fig. 25(a) に示す入出力関係を満たすよう線形化することで以下に示す線形化プラントが

Table 3: 位置・姿勢制御器の極

制御器	極
位置 x	1.25 rad/s
位置 y	1.25 rad/s
位置 z	1.13 rad/s
ロール角 ϕ	4.18 rad/s
ピッチ角 θ	4.18 rad/s
ヨー角 ψ	12.56 rad/s

得られる。

$$\frac{\partial x}{\partial \theta} = \frac{-g}{s^2} \quad (5-20)$$

$$\frac{\partial y}{\partial \phi} = \frac{g}{s^2} \quad (5-21)$$

$$\frac{\partial z}{\partial F_{1+2}} = \frac{\sin \sigma}{ms^2} \quad (5-22)$$

$$\frac{\partial \phi}{\partial F_{1+2}} = \frac{l_s \sin \sigma - \lambda |\cos \sigma|}{I_{xx}s^2} \quad (5-23)$$

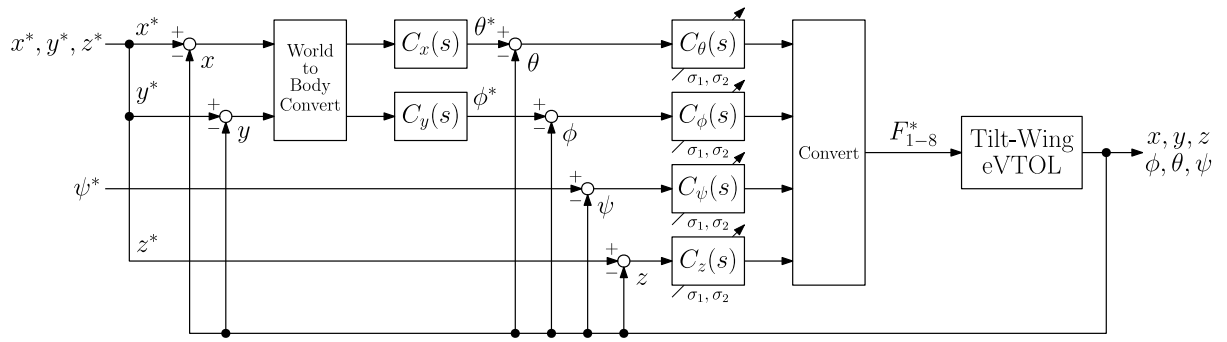
$$\frac{\partial \theta}{\partial F_{1+2}} = \frac{l_l \sin \sigma}{I_{yy}s^2} \quad (5-24)$$

$$\frac{\partial \psi}{\partial F_{1+2}} = \frac{l_s |\cos \sigma| - \lambda \sin \sigma}{I_{zz}s^2} \quad (5-25)$$

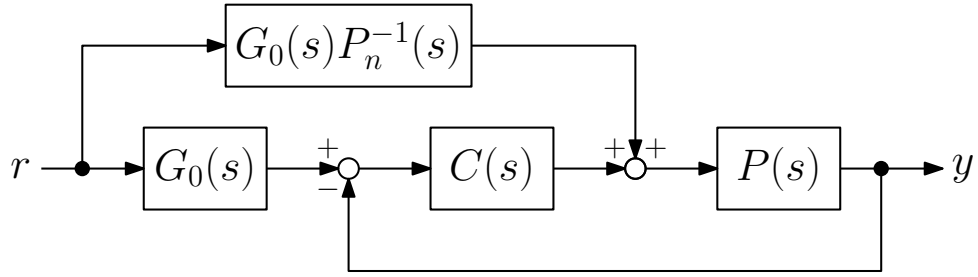
F_{1+2} がロータ 1 と 2 の推力の和であることから、Fig. 25(a) の Convert は推力と線形化プラントの関係を満たす変換となる。各コントローラのフィードフォワード制御について、 $C_\theta(s), C_\psi(s), C_z(s), C_x(s)$ には PID 制御を、 $C_\phi(s), C_y(s)$ には PD 制御を採用した。これは、 x 方向の風による位置の偏差を無くすためである。Fig. 25(b) は各制御器を示しており、二自由度制御器になっている。これは機体の位置・姿勢の整定を早くするためである。Fig. 25(b) において $G_0(s)$ は規範モデルであり、カットオフ周波数 ω_c を用い以下のように定義される。

$$G_0(s) = \frac{\omega_c^2}{(s + \omega_c)^2} \quad (5-26)$$

また、各制御器におけるノミナルプラント $P_n(s)$ は (5-20)–(5-25) に示す線形化プラントである。各制御器の極は極配置法により Table 3 に示すように設計した。



(a) 全体構造



(b) 各コントローラ

Fig. 25: 位置・姿勢制御器

第 6 章

Tilt 角探査による消費電力削減制御系のシミュレーションと実験に基づく評価

機体における正対風はロータの効率改善や性能向上に繋がるため、ヘリコプターが離着陸する際には機体に対して正対風となるような姿勢を取られることが多い [45]。eVTOL の到着についても同様な運用が想定されるため、ホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探査による消費電力削減制御系について、その有効性を検証するために以下のケースを想定した。

1. 到着の際、機体に対する風が正対風となるよう予め調整済みのケース
2. 到着の際、機体に対する風が横風となっているケース

また、シミュレーションに際し、非線形性が強い機体胴体と翼の特性は Fig. 19 と Fig. 21 に示す実験により測定したデータを基としたモデルを用いることで、実験に基づくシミュレーションを行った。

6.1 シミュレーションにおける参考機体とその仕様

シミュレーションには Airbus 社の Vahana を想定し、Table 4 に示すように設定した。また、参考機体の仕様からプロペラとモータからなる各ロータのシミュレーションパラメータを Table 5 のように定めた。

6.2 翼の回転による消費電力のシミュレーション

Tilt-Wing 型 eVTOL の翼にはモータとプロペラからなるロータが組み込まれているため、回転させる際に大きなエネルギーが必要となる。このため、翼の回転による消費電力量が支配的で

Table 4: 参考機体の仕様 [7, 20, 31]

項目	仕様
機体の質量 m	726 kg
プロペラの直径 D_p	1.5 m
翼面積 S_a	4.5 m ²
翼のコード長 c	0.65 m
x 軸周りの慣性モーメント I_{xx}	$0.74 \times 10^3 \text{ kgm}^2$
y 軸周りの慣性モーメント I_{yy}	$0.74 \times 10^3 \text{ kgm}^2$
z 軸周りの慣性モーメント I_{zz}	$1.07 \times 10^3 \text{ kgm}^2$
x 軸に沿った機体からロータまでの距離 l_s	2 m
y 軸に沿った機体からロータまでの距離 l_l	1.5 m
モータ定格	45 kW

Table 5: 各ロータのパラメータ

項目	設定値
プロペラとモータシャフトの慣性モーメント J_ω	0.55 kgm ²
モータの銅損抵抗 R_c	12 m Ω
モータの鉄損抵抗 R_i	1 k Ω
モータの q 軸インダクタンス L_q	92 μ H
モータの d 軸インダクタンス L_d	102 μ H
モータのトルク定数 K_t	0.6 Nm/A
モータの極数 p	10

あるならば、最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器では Tilt 角の指令値を 90 deg のままにしておく方が良い。

翼の回転による消費電力のシミュレーションは Fig. 26 に示すようなものであり、ホバリングの際の消費電力に比べて非常に小さかった。このため、フィードフォワード制御器では翼の回転による消費電力の影響を無視して Tilt 角の指令値を出力するようにした。

6.3 ホバリングと垂直着陸時のシミュレーションと実験に基づく評価

機体における正対風はロータの効率改善や性能向上に繋がることから、eVTOL が到着する際、機体に対する風が正対風となるよう予め調整することができる。この条件のもと、ホバリングと垂直着陸における消費電力削減効果をシミュレーションした。

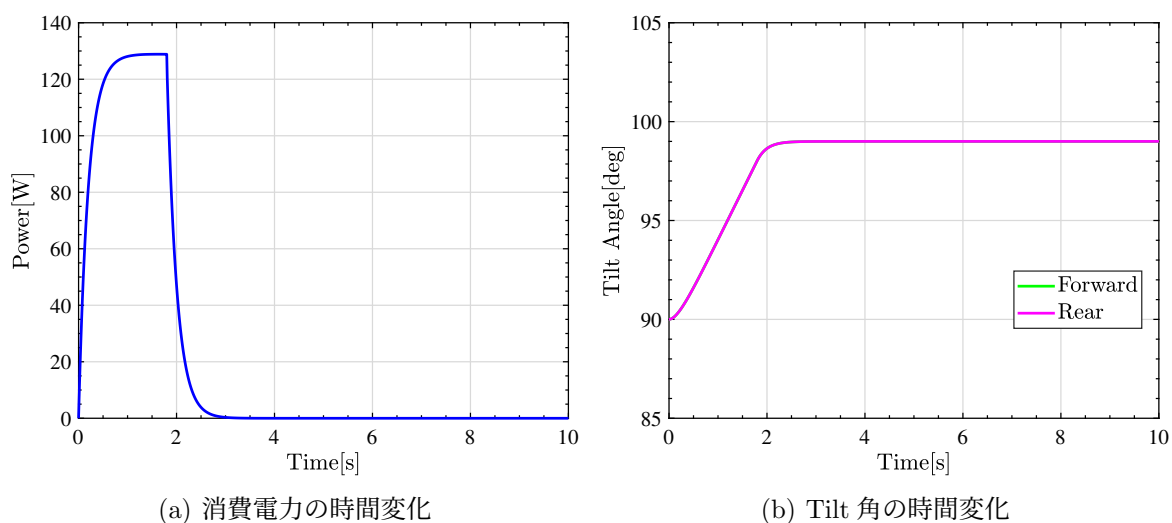


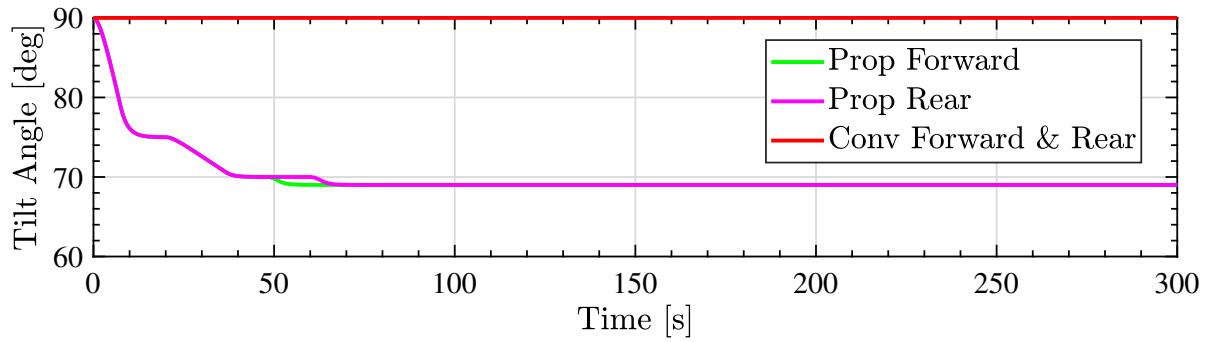
Fig. 26: 翼の回転による消費電力のシミュレーション結果

Table 6: ホバリングと垂直着陸時のシミュレーション条件

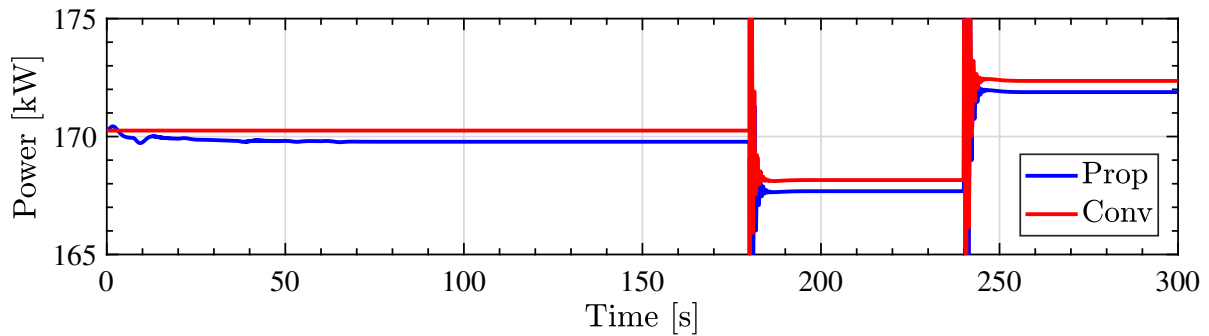
項目	条件
想定機体	Vahana(Airbus 社)
風速	5 m/s
機体に対する風向	0 deg
空気密度	1.22 kg/m ³
探査周期	6 s
Tilt 角指令の最大値	110 deg
Tilt 角指令の最小値	70 deg
ホバリング時間	180 s
垂直降下時間	120 s
ホバリング高度	300 m

6.3.1 ホバリング時間を考慮したシミュレーション条件

シミュレーション条件を Table 6 に示す。Tilt 角の探査周期については機体の位置・姿勢制御器の性能を考慮し、位置が十分に整定するだけの時間を確保できるよう設定した。また、ホバリング時間については効率的な到着の運用に着目した研究 [35] を参考に設定した。また、機体の安定のためフィードフォワード制御器からの Tilt 角の指令値が 70 deg 以下の場合は 15 deg 毎に 20 秒ステップで指令値を出力する。



(a) Tilt 角 σ_1, σ_2 の時間変化



(b) 消費電力 P の時間変化

Fig. 27: ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減系のシミュレーション結果

6.3.2 ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減制御系のシミュレーション結果

ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減制御系のシミュレーション結果について、Fig. 27–Fig. 30 に示す。Fig. 27(a) に示すように、Tilt 角が約 50 秒かけてフィードフォワード制御器の指令値である 70 deg まで変動し、前後の Tilt 角を変動しながら探査を行うことでホバリング開始から 80 秒程度で探査を終了した。消費電力については Fig. 27(b) に示すように 1 % 程度減少しており、垂直降下を開始した 180 秒以降でも同様になった。

機体の位置については Fig. 28 に示すように、 x 方向の変動が Tilt 角固定時に比べて大きかった。これは Tilt 角を動かした際に機体のダイナミクスに影響が出たためである。しかし、位置・姿勢制御器により最大でも 1 m 未満の変動に抑えられたためホバリングの性能としては十分である。

機体の姿勢については Fig. 29 に示すように、機体のピッチ角 θ が Tilt 角固定時に比べて大きく異なった。これは Tilt 角の変動に伴い機体がホバリングをするために釣り合うピッチ角も変動したためである。

消費電力量に関しては Fig. 30 に示す通りであり、ホバリングから着陸までの 5 分間で、Tilt 角固定時に比べて 130 kJ 程度の削減効果が得られた。

Table 7: 機体のヨー回転を考慮したシミュレーション条件

項目	条件
想定機体	Vahana(Airbus 社)
風速	5 m/s
機体に対する風向	90 deg
空気密度	1.22 kg/m ³
探査周期	6 s
最大 Tilt 角	110 deg
最小 Tilt 角	70 deg
ホバリング時間	180 s
垂直降下時間	120 s
ホバリング高度	300 m
ヨー回転時間	8 s

6.4 機体のヨー回転を考慮したシミュレーションと実験に基づく評価

正対風は機体に対して効率的に作用するものの、eVTOL が到着する際は経路等の制約によって必ずしも正対風を得られるとは限らない。この場合は機体をヨー回転させることにより横風の影響を緩和させることができる。こうしたケースを想定し、機体のヨー回転を考慮して消費電力削減効果をシミュレーションした。

6.4.1 機体のヨー回転を考慮したシミュレーション条件

シミュレーション条件を Table 7 に示す。Tilt 角の探査周期とホバリング時間については Table 6 と同様である。フィードフォワード制御器から出力される Tilt 角の指令値についても同様に、70 deg 以下の場合は 15 deg 毎に 20 秒ステップで指令値を出力する。機体に対する風向は横風を想定し、90 deg に設定した。

6.4.2 機体のヨー回転を考慮したシミュレーション結果

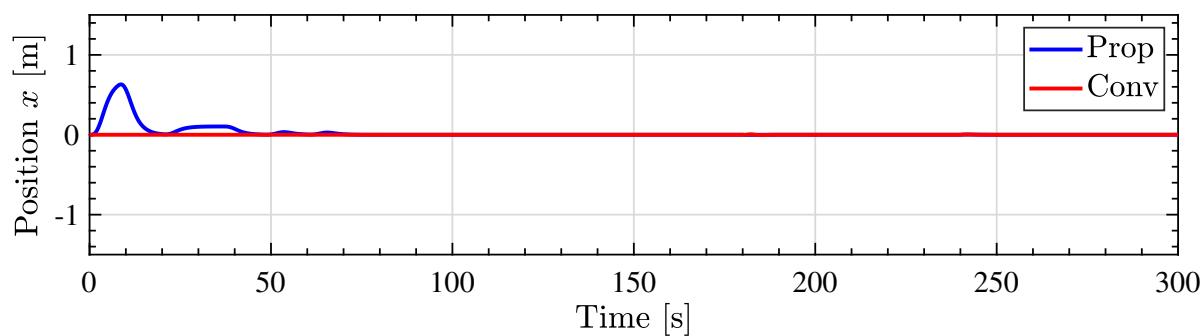
ホバリングと垂直着陸時の消費電力削減制御系のシミュレーション結果について、Fig. 31–Fig. 34 に示す。Fig. 31(a) に示すように、Tilt 角は機体の位置が十分整定したナチ、約 50 秒かけてフィードフォワード制御器の指令値である 70 deg まで変動し、前後の Tilt 角を変動しながら探査を行うことでホバリング開始から 80 秒程度で探査を終了した。消費電力についてはヨー回転が無い場合と同様、Fig. 31(b) に示すように 1 % 程度減少しており、垂直降下を開始した 180 秒以降でも同様になった。

機体の位置については Fig. 32 に示すように、ヨー回転による変動が生じたが、ヨー回転が無い

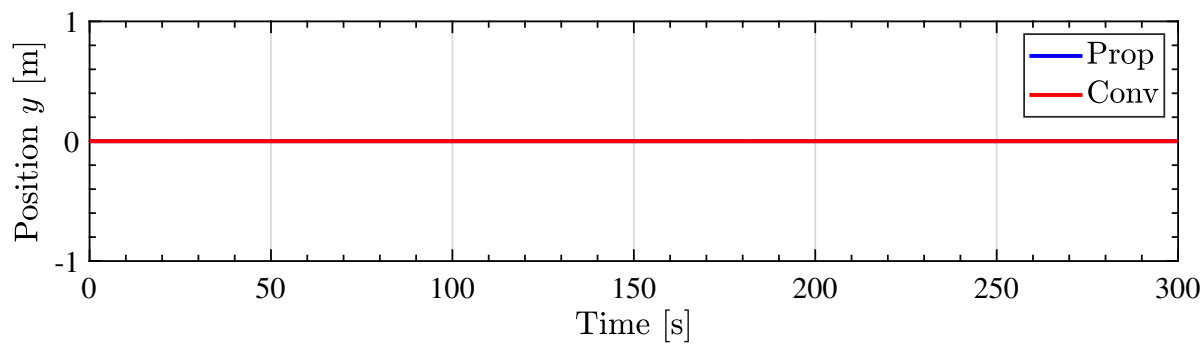
場合と同様 1 m 未満の変動に抑えられたためホバリングの性能としては十分である。

機体の姿勢については Fig. 33 に示すように、機体のヨー角 ψ が 90 deg だけ回転することで横風が正対風になるように機体の方向を調整した。

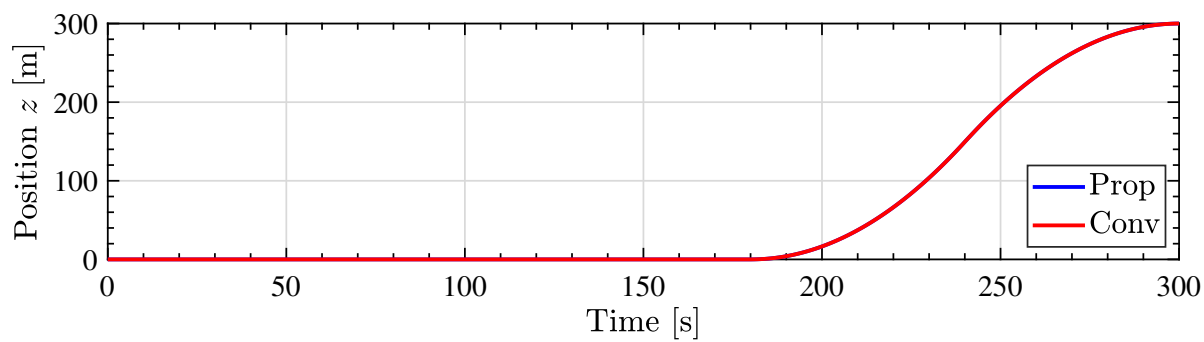
消費電力量に関しては Fig. 34 に示す通りであり、ヨー回転から着陸までの 5 分間で、Tilt 角固定時に比べて 130 kJ 程度の削減効果が得られた。



(a) x 方向の時間変化

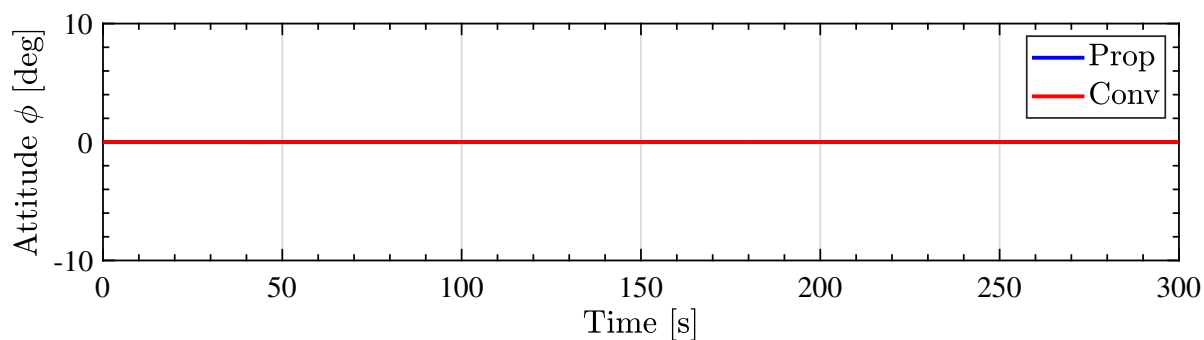


(b) y 方向の時間変化

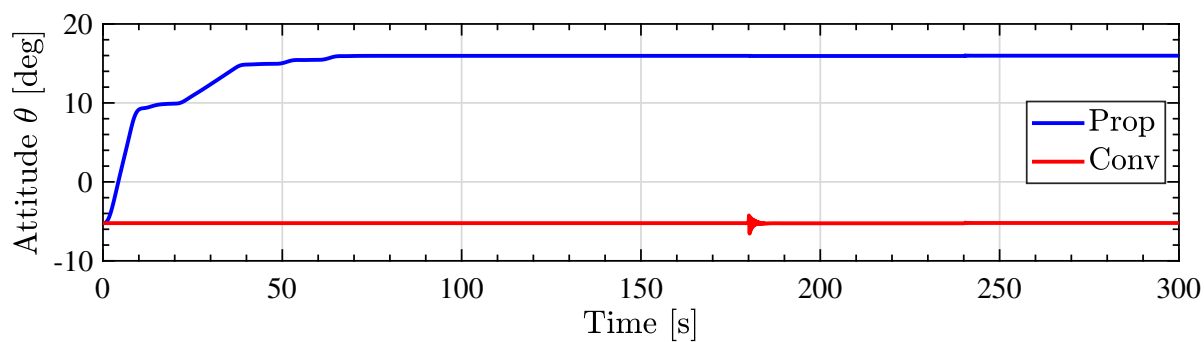


(c) z 方向の時間変化

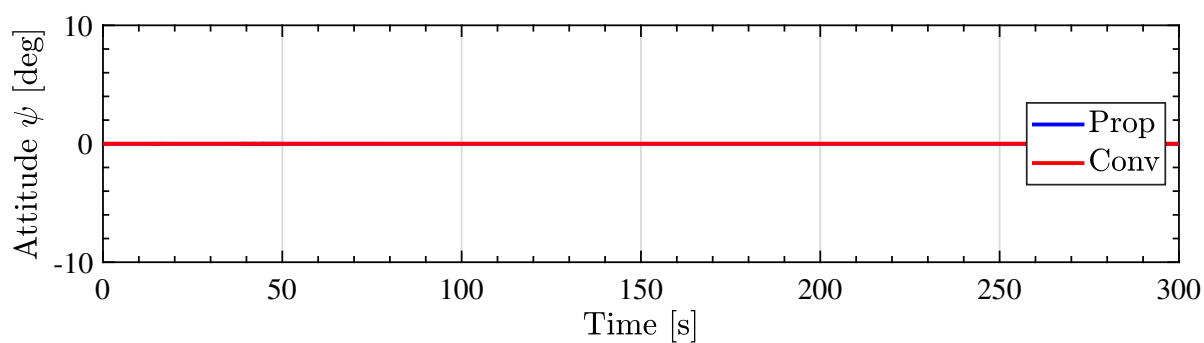
Fig. 28: ホバリングと垂直着陸時の機体の位置の時間変化



(a) ロール角 ϕ の時間変化



(b) ピッチ角 θ の時間変化



(c) ヨー角 ψ の時間変化

Fig. 29: ホバリングと垂直着陸時の機体の姿勢の時間変化

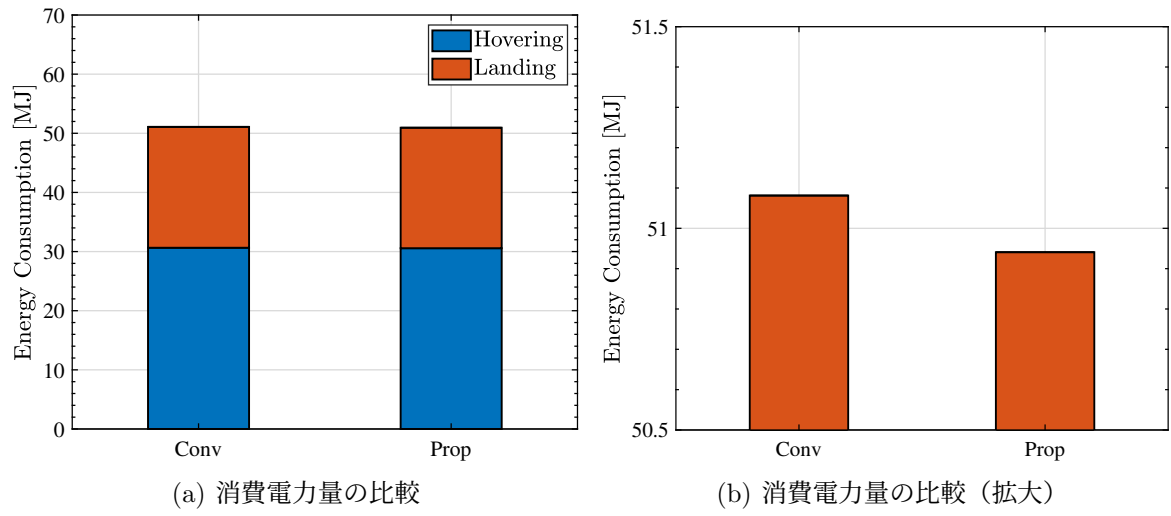


Fig. 30: ホバリングと垂直着陸時の消費電力量

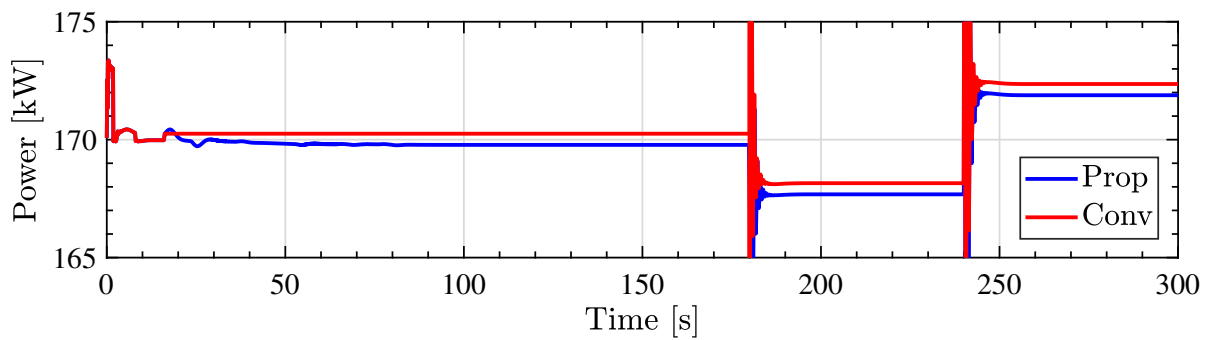
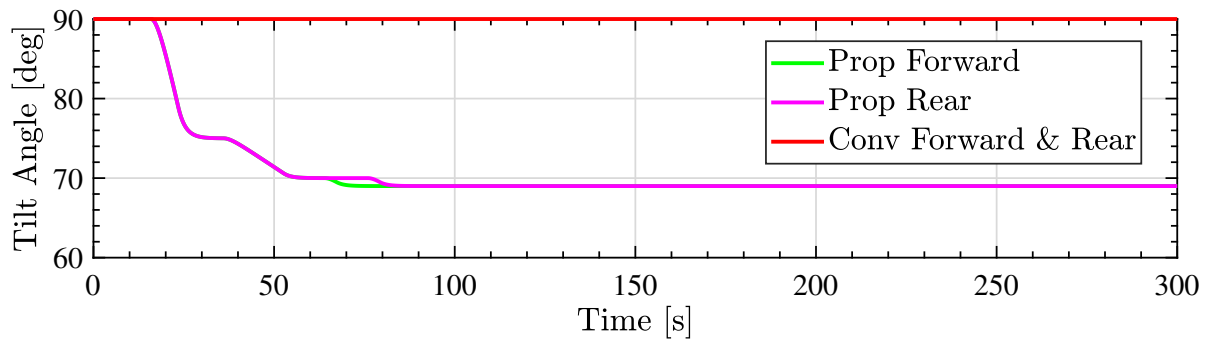
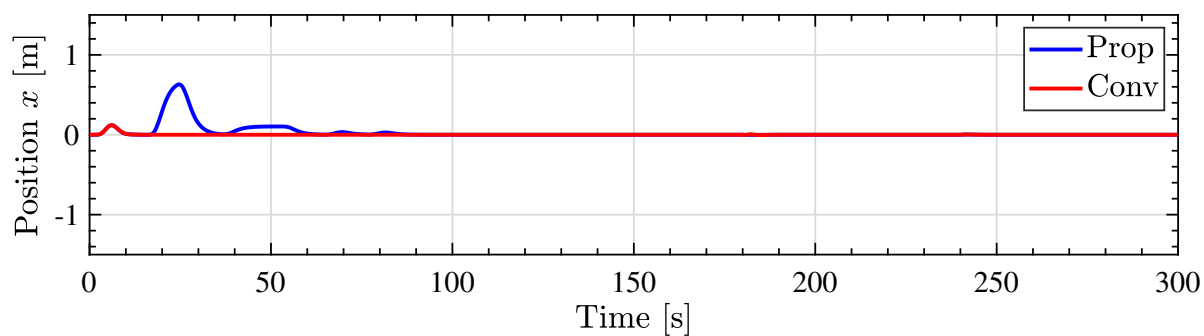
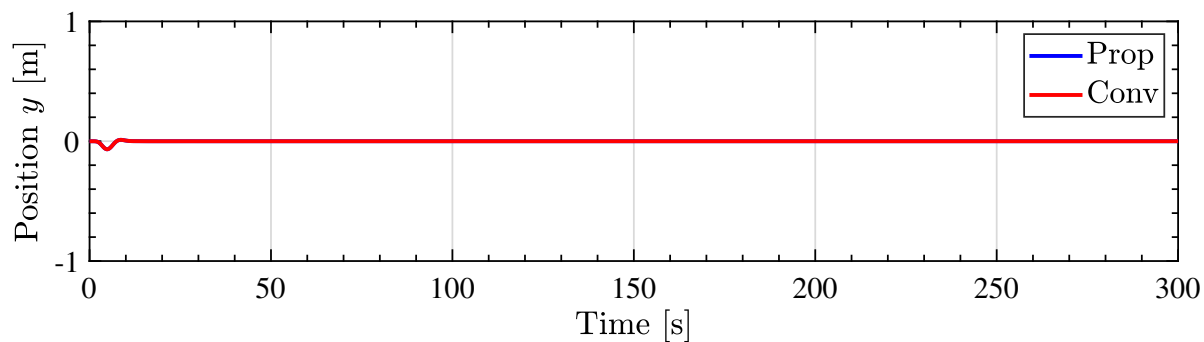


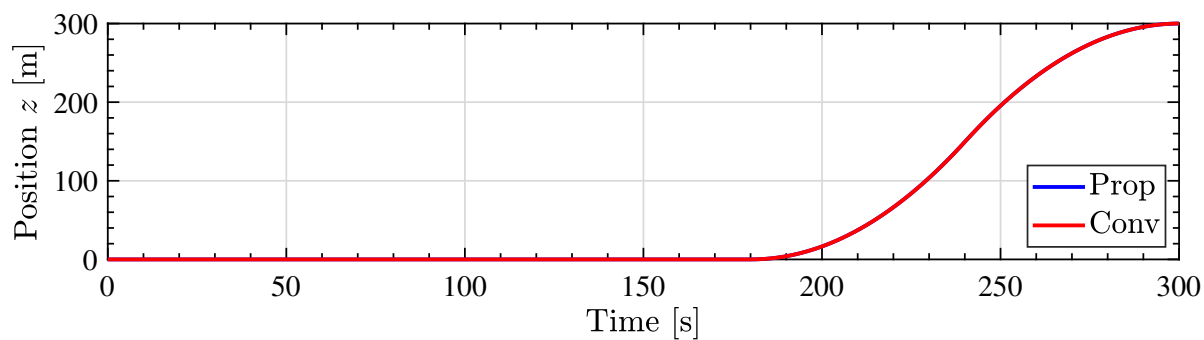
Fig. 31: 機体のヨー回転を考慮した際の消費電力削減系のシミュレーション結果



(a) x 方向の時間変化

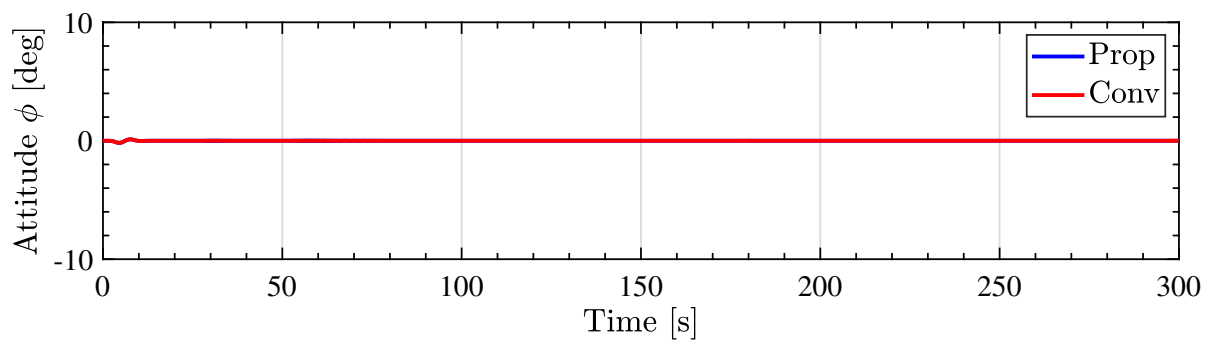


(b) y 方向の時間変化

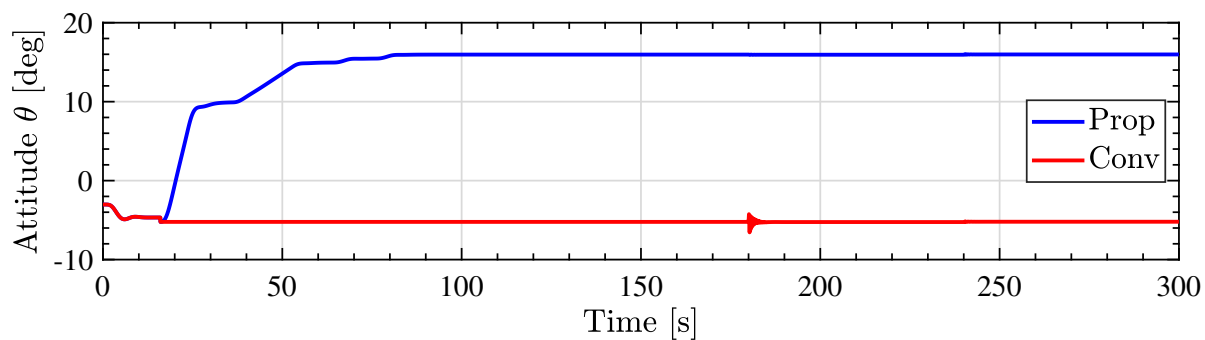


(c) z 方向の時間変化

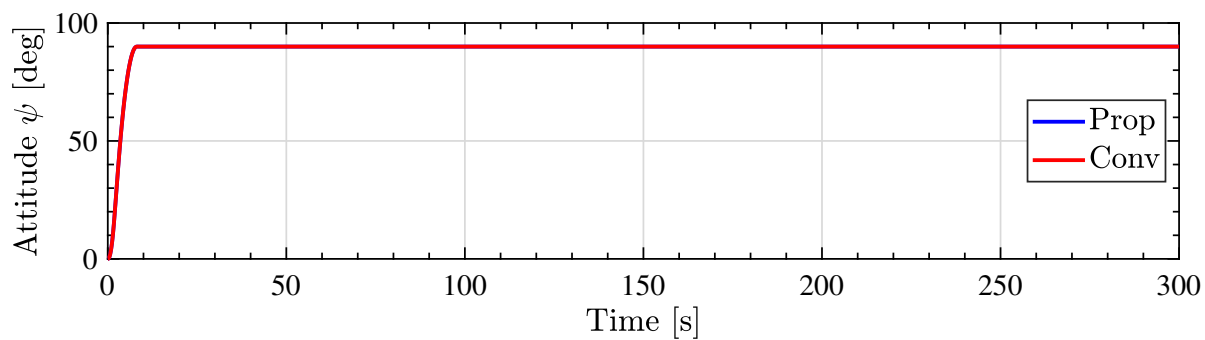
Fig. 32: 機体のヨー回転を考慮した際の機体の位置の時間変化



(a) ロール角 ϕ の時間変化

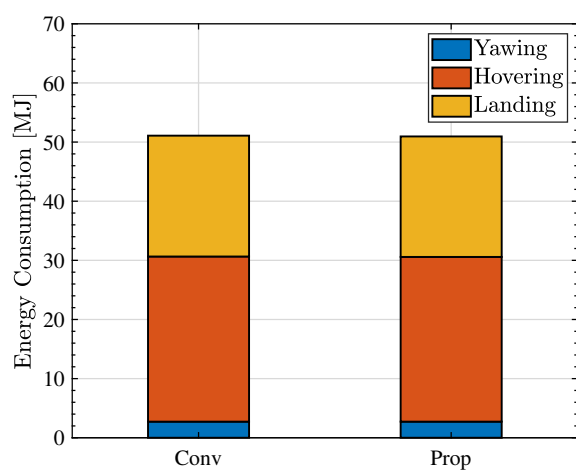


(b) ピッチ角 θ の時間変化

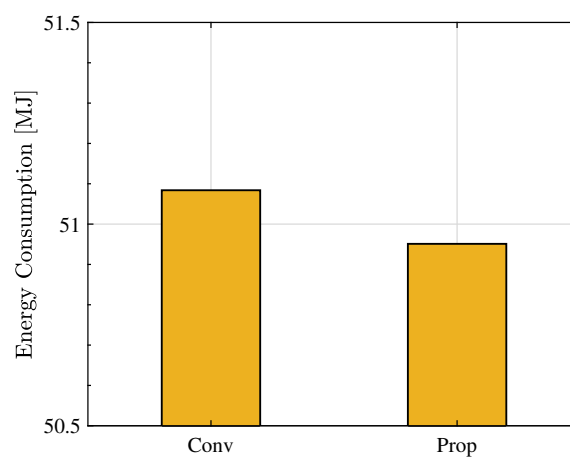


(c) ヨー角 ψ の時間変化

Fig. 33: 機体のヨー回転を考慮した際の機体の姿勢の時間変化



(a) 消費電力量の比較



(b) 消費電力量の比較（拡大）

Fig. 34: 機体のヨー回転を考慮した際の消費電力量

第 7 章

結論

7.1 本研究のまとめと成果

本論文では eVTOL のホバリングにおける消費電力削減を目的とし、Tilt-Wing 型 eVTOL がホバリングする際の消費電力削減制御に関する研究を行った。空飛ぶクルマや eVTOL に関する研究は世界的に盛んであり、モデリングや様々な手法の適応など幅広い分野の研究が行われている。また、各メーカーによる実験成果も飛躍的に向上している。しかし、実用化に至っている例は極めてわずかであり、その課題の一つとして航続距離がある。eVTOL のフライトではホバリングにおける消費電力が最も大きく、効率的な運用アルゴリズムを用いてもピーク時には着陸までに 300 秒以上上空で待たなければいけない。

そこで、本研究では Tilt-Wing 型 eVTOL がホバリングする際の消費電力削減制御系を提案した。高度 300 m 以上でのフライトでの運用を想定されており、気象条件によっては定常的な横風が存在する。提案システムではこの風を積極的に活用し、Tilt 角を調整することでホバリングの際に必要な消費電力を削減できる。

第 2 章では本研究の対象である Tilt-Wing 型 eVTOL の運動モデルについて述べた。既存のモデルは風を考慮していないモデルが殆どであり、翼と機体胴体に当たる風の影響を考慮したモデルを構築した。また、第 3 章では第 2 章で述べた運動モデルに基づき、Tilt-Wing 型 eVTOL の消費電力モデルを構築した。構築した消費電力モデルには翼の回転による消費電力も考慮されており、既存の研究で考慮されてこなかった翼の回転による消費電力のシミュレーションも可能となった。

第 4 章では本研究で使用した実験機器を示すと共に、その仕様について記載した。通常、翼の迎角特性は風洞を用いて測定が行われるが、迎角の大きい領域では風流を妨げる面積が広くなることやプロペラ後流による影響から、風洞で妥当なデータを取得することは困難である。このため、本研究では実験機を全て製作し、Tilt-Wing と機体胴体の空気力を測定した。

第 5 章ではホバリングおよび垂直離着陸時の Tilt 角探索による消費電力削減を提案した。提案

システムは最適 Tilt 角のフィードフォワード制御器と非線形最適制御による最適 Tilt 角探索システム、位置・姿勢制御器で構成される。フィードフォワード制御器は定常状態のモデルから得られるマップにより最適な Tilt 角を出力する。探索システムはモデル化しきれない誤差を無くするため、消費電力をフィードバックして Tilt 角を最適化する。位置・姿勢制御器は翼を回転させる際にホバリングを維持させるために働く。フィードフォワード制御器により探索システムの負担を減らすことで、探索時間の短縮や機体のダイナミクス変化を抑制し、効率的に消費電力を削減する。これら制御器の一連の動作により、Tilt 角の変動に対するダイナミクスの変化を位置・姿勢制御器により補うことでホバリングを保ちながら消費電力を削減するよう Tilt 角を調整することができる。

第 6 章では第 5 章で述べた Tilt 角探索による消費電力削減系についてシミュレーションと実験に基づく評価について述べた。想定される運用から、ホバリングおよび垂直着陸時の Tilt 角探索による消費電力削減制御系について、その有効性を検証するために通常のホバリングとヨー回転を考慮したホバリングについて評価を行った。両ケースにおいてもホバリングから着陸までの 5 分間で、Tilt 角固定時に比べて 130 kJ 程度の削減効果が示された。

本論文にて述べた研究成果は今後の空飛ぶクルマの消費電力削減制御、及び発展に寄与するものと思われる。

7.2 今後の方針

先述した通り、本研究では Tilt-Wing 型 eVTOL がホバリングする際の消費電力削減制御系を提案し、ホバリングから着陸までの 5 分間で、Tilt 角固定時に比べて 130 kJ 程度の削減効果が示した。しかし、本論文で述べた研究成果以外にも考慮すべき事項は多く存在する。

本研究では Tilt-Wing と機体胴体の空気力を測定することにより、その特性を用いて消費電力削減制御系の評価を行ったが、空気力測定用実験機と空気力測定用 Tilt-Wing モデルを用いてさらなる実験検証が可能である。より詳細に考慮すべき内容については以下の通りである。

- プロペラ後流のモデル化誤差
- 前後の翼に当たる気流の違い

本研究ではプロペラ後流を (2-26) のようにモデル化し、プロペラの有効面積にのみプロペラの後流が存在するものとした。しかし、実際にはより広い範囲の空気がプロペラに流れ込むため、シミュレーション以上にプロペラ後流の影響は大きいものと思われる。これについては空気力測定用 Tilt-Wing モデルにより測定が可能であるため、実験により更に妥当なモデルを構築する必要がある。

前後の翼に当たる気流の違いについては、Fig. 6 に示す機体の外観から前後の翼が十分に離れており等しく気流が存在するものとして考慮しなかった。しかし、Tilt 角が 90 deg 付近では翼面積に対し気流を妨げる成分が大きいため、前後の翼に当たる気流の違いを完全に無視できるとは

限らない。特に、前方に存在するプロペラ後流の影響で後方の翼には殆ど気流が存在しない可能性がある。このため、前後の翼に当たる気流の違いは考慮すべきである。

また、Tilt-Wing 型 eVTOL の運動・消費電力モデルと提案した Tilt 角探索による消費電力削減制御系をソフトウェア上で実装し、空気力測定用 Tilt-Wing モデルに加わる空気力をフィードバックすることでヒルズによる試験が行える。ヒルズでの試験により、Tilt 角の探索や消費電力の変化等、より詳細な影響についても実験評価する必要がある。

消費電力削減はホバリングと着陸に限られるものではない。Tilt-Wing 型 eVTOL の仕様から以下のようなアプローチも考えられる。

- 遷移を考慮した着陸までの経路最適化
- 垂直着陸における回生の利用

Tilt-Wing 型 eVTOL は Fig. 2 に示すように遷移することでホバリングに移行する。しかし、ホバリングや垂直着陸の必要が無い場面では巡航状態から遷移をしながら Tilt 角を変化させながら着陸することも可能である。すなわち、Tilt 角を制御変数として巡航から着陸までの 3 次元経路を消費電力量が最小となるように制御する経路最適化問題が考えられる。

垂直着陸が必要となる場面においても、本研究で提案した消費電力削減制御系に加え、プロペラによる回生を適応することができる。垂直着陸の際には重力に抗ってブレーキをかける必要があるが、これをプロペラの推力ではなく回生エアブレーキにより行うことで、省エネルギー効果を得ることができる。

また、先述したようなより高度な次元で手法の有効性を実験評価する場合には小型の Tilt-Wing 型 UAV を作成することも必要になる。Tilt-Wing 型 UAV を用いることにより 6 自由度のフライトを実現できるため、ヨー回転や 3 次元経路の経路最適化問題等、ヒルズ試験では困難、もしくは不十分である手法の有効性を実験評価することが可能となる。将来的にはこれら技術を全て考慮に入れた、実際に人間が搭乗できるフルスケールの機体での検証も行いたい。

謝辞

本論文は筆者である水野允智が東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー専攻に在籍中の研究成果についてまとめたものです。同専攻の藤本博志教授には指導教員として様々なご指導をいただきくと共に、研究外でも就活やその他日常のことまでご助言をいただきました。また、飛び級による受験を検討している旨をお話しした際、様々なハードルがあるにも関わらず大変快く受け入れてくださりました。藤本先生は私の人生において欠くことのできない偉大な存在です。大変お世話になりました。

清水修特任講師と永井栄寿特任助教には実験機について様々なご助言をいただきました。完全な立ち上げであったため様々な困難がありましたが、色々ご工面いただき大変感謝しております。

日本宇宙航空研究開発機構の小林宙様には本論文における空飛ぶクルマの運用や想定される条件等、研究の基礎となる部分にご助言をいただきました。また、風洞設備をお貸しいただき、実験に関して多くのご指導をいただきました。迎角が大きい場合における空気力の測定に関するご助言は実験機の設計に関わる重要なものでした。貴重なお話しやご機会をいただきましたこと、大変感謝しております。

ドローンワークス株式会社の今村博宣様には空飛ぶクルマやドローンに関する産業応用に関して多くのご知見をいただきました。また、実験用マルチコプタ型ドローンの開発・実験に際して大変お世話になりました。細かなパーツの至る所に練りこまれたプロフェッショナルの技を手にした事、本当に感激しました。機体製作のご指導だけでなく、設計や実用場面等、ドローンの実際に関するお話も大変ためになりました。また、空飛ぶクルマに関するお話しは私の人生を決定付ける非常に重要なものとなりました。ありがとうございます。

最後になりますが、本研究にあたり様々な協力をしていただきました研究室のメンバーには大変感謝しております。私の研究に携わった皆様、本当にありがとうございます。

なお、本研究の一部は JSPS 科研費（基盤研究 A 課題番号：JP18H03768）によって行われたことを付記します。

2022 年 1 月 25 日 水野 允智

参考文献

- [1] 野波 健蔵, “ドローン技術の現状と課題およびビジネス最前線,” **情報管理**, vol. 59, no. 11, pp. 755–763, 2017.
- [2] 経済産業省, 国土交通省, “第6回産業構造審議会製造産業分科会,” https://www.meti.go.jp/shingikai/sankoshin/seizo_sangyo/006.html, 2018.
- [3] “SkyDrive,” <https://skydrive2020.com/>.
- [4] E. Senkans, M. Skuhersky, M. Wilde, and B. Kish, “A First-Principle Power and Energy Model for eVTOL Vehicles,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, jan 2020, pp. 1–22.
- [5] 経済産業省, 国土交通省, “Advanced air mobility in japan 2021,” https://www.mlit.go.jp/koku/content/JPN_AAM_in_Japan.pdf, 2021.
- [6] “Airbus CityAirbus Our four-seat eVTOL demonstrator,” <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/cityairbus.html>.
- [7] Z. Lovering, “Vahana Configuration Trade Study — Part I,” <https://acubed.airbus.com/blog/vahana/vahana-configuration-trade-study-part-i/>, 2016.
- [8] “Uber Elevate,” <https://www.uber.com/us/en/elevate/>.
- [9] L. W. Traub, “Range and endurance estimates for battery-powered aircraft,” *Journal of Aircraft*, vol. 48, no. 2, pp. 703–707, 2011.
- [10] E. Senkans, B. A. Kish, M. Wilde, R. D. Kimberlin, R. Schaller, D. G. Sizoo, T. Kanchwala, H. Lata, and R. Mangsatabam, “Flight tests of trajectory energy management systems using a vertical takeoff and landing vehicle,” in *2021 IEEE Aerospace Conference (50100)*. IEEE, 2021, pp. 1–11.
- [11] 三原裕介, 中村翼, 中野冠, “空飛ぶクルマの持続可能な最適設計,” **第57回飛行機シンポジウム**, 2019.

- [12] L. M. Sanchez-Rivera, R. Lozano, and A. Arias-Montano, "Pitching moment analysis and adjustment for tilt-wing UAV in VTOL mode," in *2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, jun 2019, pp. 1445–1450.
- [13] K. Benkhoud and S. Bouallegue, "Model Predictive Control design for a convertible Quad Tilt-Wing UAV," *4th International Conference on Control Engineering and Information Technology, CEIT 2016*, pp. 16–18, 2017.
- [14] C. Holda, B. Ghalamchi, and M. W. Mueller, "Tilting multicopter rotors for increased power efficiency and yaw authority," in *2018 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. IEEE, jun 2018, pp. 143–148.
- [15] H. Otsuka and K. Nagatani, "Reduction of pitching moment generation of a quadrotor UAV in gust with slant rotors," *AIAA SciTech Forum - 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, no. January, pp. 1–14, 2017.
- [16] K. Muraoka, N. Okada, D. Kubo, and M. Daisuk, "Transition flight of quad tilt wing VTOL UAV," *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2012, ICAS 2012*, vol. 4, pp. 3242–3251, 2012.
- [17] D. S. B. Shaiful, L. T. S. Win, J. E. Low, S. K. H. Win, G. S. Soh, and S. Foong, "Optimized transition path of a transformable hovering rotorcraft (THOR)," *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, AIM*, vol. 2018-July, pp. 460–465, 2018.
- [18] W. Jian-jian, W. Qi, L. Yang, and L. Zhi-han, "A Sliding Mode Altitude Flight Control for a Class of Tilting Wing Aircraft in Transition Flight Stage," in *2019 Chinese Control Conference (CCC)*. IEEE, jul 2019, pp. 8177–8181.
- [19] Y. Wang, Y. Zhou, and C. Lin, "Modeling and control for the mode transition of a novel tilt-wing UAV," *Aerospace Science and Technology*, vol. 91, pp. 593–606, 2019.
- [20] S. S. Chauhan and J. R. Martins, "Tilt-wing eVTOL takeoff trajectory optimization," *Journal of Aircraft*, vol. 57, no. 1, pp. 93–112, 2020.
- [21] E. Small, E. Fresk, G. Andrikopoulos, and G. Nikolakopoulos, "Modelling and control of a Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle," *24th Mediterranean Conference on Control and Automation, MED 2016*, pp. 1254–1259, 2016.
- [22] K. Benkhoud and S. Bouallègue, "Dynamics modeling and advanced metaheuristics based LQG controller design for a Quad Tilt Wing UAV," *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 6, no. 2, pp. 630–651, 2018.

- [23] K. Masuda and K. Uchiyama, “Robust control design for Quad Tilt-Wing UAV,” *Aerospace*, vol. 5, no. 1, 2018.
- [24] F. Binz, T. Islam, and D. Moormann, “Attitude control of tiltwing aircraft using a wing-fixed coordinate system and incremental nonlinear dynamic inversion,” *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 11, pp. 1–12, jan 2019.
- [25] D. Rohr, T. Stastny, S. Verling, and R. Siegwart, “Attitude and Cruise Control of a VTOL Tiltwing UAV,” *IEEE Robotics and Automation Letters*, vol. 4, no. 3, 2019.
- [26] M. SATO and K. MURAOKA, “Flight Control of Quad Tilt Wing Unmanned Aerial Vehicle,” *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 61, no. 4, pp. 110–118, 2013.
- [27] M. Sato and K. Muraoka, “Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle,” *Journal of guidance, control, and dynamics*, vol. 38, no. 6, pp. 1071–1082, 2015.
- [28] A. T. Tran, N. Sakamoto, M. Sato, and K. Muraoka, “Control Augmentation System Design for Quad-Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle via Robust Output Regulation Method,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 53, no. 1, pp. 357–369, 2017.
- [29] S. Panza, M. Sato, M. Lovera, and K. Muraoka, “Robust Attitude Control Design of Quad-Tilt-Wing UAV: A Structured μ -Synthesis Approach,” *2018 IEEE Conference on Control Technology and Applications, CCTA 2018*, pp. 781–786, 2018.
- [30] P. Hartmann, C. Meyer, and D. Moormann, “Unified Velocity Control and Flight State Transition of Unmanned Tilt-Wing Aircraft,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 40, no. 6, pp. 1348–1359, jun 2017.
- [31] P. Pradeep and P. Wei, “Energy Optimal Speed Profile for Arrival of Tandem Tilt-Wing eVTOL Aircraft with RTA Constraint,” in *2018 IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference, CGNCC 2018*, 2018.
- [32] P. Pradeep and P. Wei, “Heuristic approach for arrival sequencing and scheduling for eVTOL aircraft in on-demand urban air mobility,” *AIAA/IEEE Digital Avionics Systems Conference - Proceedings*, 2018.
- [33] P. Pradeep and P. Wei, “Energy-Efficient Arrival with RTA Constraint for Multirotor eVTOL in Urban Air Mobility,” *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 16, no. 7, pp. 263–277, jul 2019.

- [34] H. Naß, F. E. Wolter, C. Doğan, and H. Thielhelm, “Medial axis (inverse) transform in complete 3-dimensional Riemannian manifolds,” *Proceedings - 2007 International Conference on Cyberworlds, CW'07*, pp. 386–395, 2007.
- [35] I. C. Kleinbekman, M. Mitici, and P. Wei, “Rolling-horizon electric vertical takeoff and landing arrival scheduling for on-demand urban air mobility,” *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 17, no. 3, pp. 150–159, 2020.
- [36] Q. Shao, M. Shao, and Y. Lu, “Terminal area control rules and evtol adaptive scheduling model for multi-vertiport system in urban air mobility,” *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, vol. 132, pp. 1–28, 2021.
- [37] J. Bertram and P. Wei, “An Efficient Algorithm for Self-Organized Terminal Arrival in Urban Air Mobility,” in *AIAA Scitech 2020 Forum*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, jan 2020, pp. 1–10.
- [38] 中村資朗, **航空工学講座第六巻プロペラ**. 社団法人日本航空技術教会, 2009, pp. 1–17.
- [39] N. Konishi, H. Fujimoto, Y. Watanabe, K. Suzuki, H. Kobayashi, and A. Nishizawa, “Lift control of electric airplanes by using propeller slipstream for safe landing,” in *2015 IEEE International Conference on Mechatronics (ICM)*. IEEE, 2015, pp. 335–340.
- [40] K. Taha öner, E. Çetinsoy, E. Sirimoğlu, C. Hançer, M. Ünel, M. F. Akşit, K. Gülez, and I. Kandemir, “Mathematical modeling and vertical flight control of a tilt-wing UAV,” *Turkish Journal of Electrical Engineering and Computer Sciences*, vol. 20, no. 1, pp. 149–157, 2012.
- [41] S. Morimoto, Y. Tong, Y. Takeda, and T. Hirasa, “Loss minimization control of permanent magnet synchronous motor drives,” *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 41, no. 5, pp. 511–517, 1994.
- [42] J. Lee, J. Hong, K. Nam, R. Ortega, L. Praly, and A. Astolfi, “Sensorless control of surface-mount permanent-magnet synchronous motors based on a nonlinear observer,” *IEEE Transactions on power electronics*, vol. 25, no. 2, pp. 290–297, 2009.
- [43] R. C. Busan, P. C. Murphy, D. B. Hatke, and B. M. Simmons, “Wind tunnel testing techniques for a tandem tilt-wing, distributed electric propulsion vtol aircraft,” *AIAA Scitech 2021 Forum*, no. January, pp. 1–23, 2021.
- [44] 大塚 敏之, **非線形最適制御入門**. コロナ社, 2011, pp. 1–58.
- [45] “ヘリコプターの性能,” http://www.helijapan.org/pdf/JHST/HE12_Japanese.pdf.

発表文献

査読付き国際会議論文

[1] 著 者 Masatoshi Mizuno, Kentaro Yokota, Hiroshi Fujimoto.

題 名 Reducing Power Consumption of Tilt-Wing eVTOL Aircraft
During Hovering Flight in Crosswind

会 議 名 The 7th IEEJ international workshop on Sensing,
Actuation, Motion Control, and Optimization (SAMCON2021)

発 表 日 March 11, 2021