

コアンダ効果を応用した UAV 実現に向けた
スラスト機構に関する研究

2022 年 3 月

霜村瞭

コアンダ効果を応用した UAV 実現に向けた
スラスト機構に関する研究

霜村瞭

システム情報工学研究科

筑波大学

2022 年 3 月

目次

第 1 章	序論	5
1.1	UAV の歴史	5
1.2	UAV の市場	6
1.3	コアンダ UAV	7
1.3.1	コアンダ効果	7
1.3.2	コアンダ効果と航空機	8
1.3.3	コアンダ UAV の概要	8
1.3.4	既存研究と比較	10
1.4	本論文の目的	11
1.4.1	スラスト機構の提案と自己組織化マップによる設計探索	11
1.4.2	コアンダ UAV の可制御性を目的とした制御系設計とモデリング	11
1.5	本論文の位置づけと貢献	12
第 2 章	スラスト機構の提案と自己組織化マップによる設計探索	14
2.1	緒言	14
2.2	前提条件	15

目次	3
2.3 自己組織化マップ	16
2.3.1 2次元マップの導出	16
2.3.2 設計探索の流れ	18
2.4 自己組織化マップを用いた設計支援に関する研究	19
2.5 コアンダ UAV の設計	19
2.5.1 スラスト機構の設計	20
2.6 流体シミュレーションによるモデル解析	21
2.7 自己組織化マップによる設計探索	22
2.7.1 スラスト機構の設計探索	22
2.7.2 設計比較可能な最小な設計モデルの解析	28
2.8 推力測定実験	29
2.8.1 実験条件	29
2.8.2 実験結果	31
2.9 体積流量と推力の関係	35
2.10 コアンダ効果の影響と体積流量および推力の関係	36
2.11 考察	39
2.12 まとめ	42
第3章 コアンダ UAV の可制御性を目的とした制御系設計とモデリング	44
3.1 緒言	44
3.2 前提条件	45
3.3 可制御なコアンダ UAV	46

目次	4
3.4 運動方程式の導出	48
3.4.1 座標系の定義とそれに伴うパラメータおよび信号	48
3.4.2 運動方程式	53
3.4.3 状態方程式	57
3.5 線形近似モデルと分析	61
3.5.1 動作点の導出	61
3.5.2 線形近似	63
3.5.3 可制御性解析	65
3.6 シミュレーション	65
3.6.1 制御システム設計	66
3.6.2 シミュレーション結果	69
3.7 考察	79
3.8 まとめ	79
第4章 結論	81
謝辞	85
参考文献	86
業績	93

第 1 章

序論

1.1 UAV の歴史

UAV(Unmanned Aerial Vehicle または Uninhabited Aerial Vehicle) とは、航空機の飛行に人の搭乗を必要としない無人航空機のことであり、ドローンと呼ばれることもある。その歴史は古く、1918 年には世界初の UAV として固定翼機の Curtiss-Sperry Aerial Torpedo がアメリカで開発された [1, 2, 3, 4]。UAV の種類は、大きく固定翼機と回転翼機の 2 つに分けられる。固定翼機は、積載可能重量が比較的多く尚且つ長距離移動に適しており、回転翼機は、垂直離着陸性能とホバリング性能を有している。原動機やアクチュエータ等の技術革新により、重量のある大型エンジンを搭載した固定翼機から、エンジンの小型軽量化により回転翼機であるヘリコプタ型、そしてモータやバッテリーの発達により同じく回転翼機であるマルチコプタ型へと UAV の種類や用途は拡大していった [5, 6, 7, 8, 9, 10]。昨今、手軽に入手が可能である小型 UAV は、1990 年代から 2000 年代の電子機器の小型化と二次電池技術のエネルギー密度の向上により登場した [11]。世界初の市販小型マルチコプタ型 UAV は 1989 年に登場したキーエンス社 (現: アキュヴァンス社) のジャイロソーサー E-170 と言われており、機体は 4 つのプロペラを有するクワッドコプタ型であった。その後、

小型マルチコプタ型 UAV が幅広く認知されていくきっかけとなる機体として、2010年に Parrot 社の AR.Drone が登場した。AR.Drone は、機体にカメラが搭載され Wi-Fi を用いることでスマートフォンからの操縦とカメラ映像のリアルタイム確認が可能であった [12]。今日では当たり前になりつつあるカメラ機能であるが、AR.Drone の登場によりマルチコプタ型 UAV の運用可能性は広がり、現在の UAV 市場発展に繋がる [13, 14]。

1.2 UAV の市場

AR.Drone をはじめとするマルチコプタ型 UAV が登場して以降、重さ 10[kg] を超える大型のものから 200[g] 以下の小型のものまで様々なマルチコプタ型 UAV が存在し、UAV の大半をマルチコプタ型が占めるようになった。マルチコプタ型 UAV の登場により、今までのヘリコプタ型 UAV の難しい操作や高額な導入コスト負担が解消され、UAV の利用がより手軽なものになった。マルチコプタ型 UAV は導入が手軽であり汎用性も高いため、空撮や輸送、農薬散布、災害対策 [15]、医療 [16]、森林観測 [17] など様々な分野での活用が期待されており既に運用が行われている例も存在する。このように、様々な分野で活用が可能である期待感から、UAV に関する特許出願例も増加している [18]。UAV の市場規模は年々右肩上がり増加しており、2026 年までには世界で 413 億米ドル、日本国内も 2025 年には 6427 億円もの市場規模に成長することが予想されている [19]。現に、日本でも経済産業省が掲げる「空の産業革命に向けたロードマップ 2021」には、我が国の社会的課題の解決に貢献する UAV の実現が示されており、UAV の社会実装を目指した各フェーズに関して明記がなされている [20]。図 1.1 に、世界の UAV 市場予想と日本の UAV 市場予想を示す [21]。

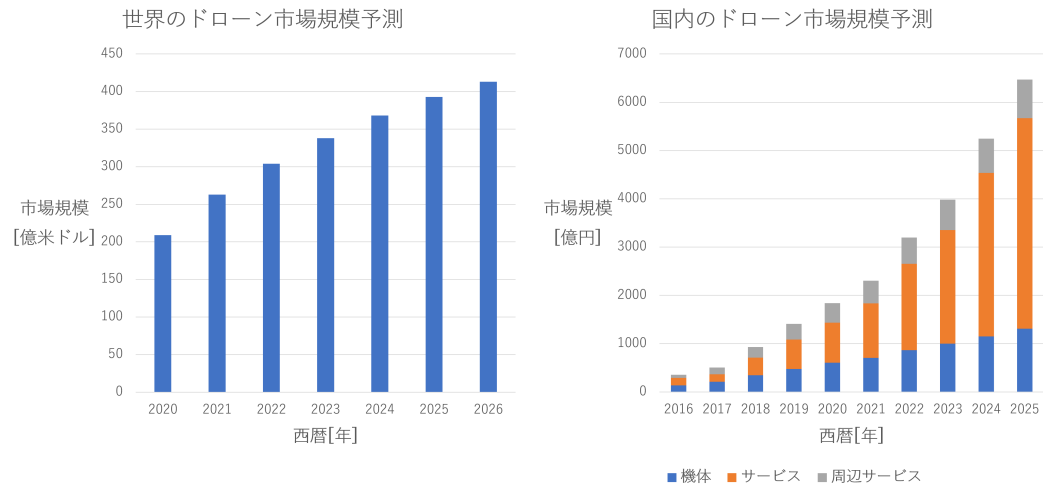


図 1.1 世界の UAV 市場予想と日本の UAV 市場予想

1.3 コアンダ UAV

UAV の歴史として、固定翼機の UAV や回転翼機の UAV としてヘリコプタ型 UAV、そして現在多く活用されているマルチコプタ型 UAV について紹介した。本論文では新しい UAV のアプローチとして、コアンダ効果を UAV の推力向上として検討したコアンダ効果を応用した UAV（以下、コアンダ UAV）実現に向けたスラスト機構を提案する。提案するコアンダ UAV の基本設計を図 1.2 に示す。

1.3.1 コアンダ効果

コアンダ効果は、1800 年に T. Young により説明されたものが最初と言われており [22]、その後、1936 年 H. Coanda により流体力学としての認知また利用が広がった [23]。コアンダ効果とは、流体の噴流が隣接する平面をたどり、周囲の流体を同伴して噴流と同じ方向に流れる現象である [24]。身近に確認可能な例として、蛇口から垂直に流れる水をスプーンの凸面に接するとスプーンの曲面に

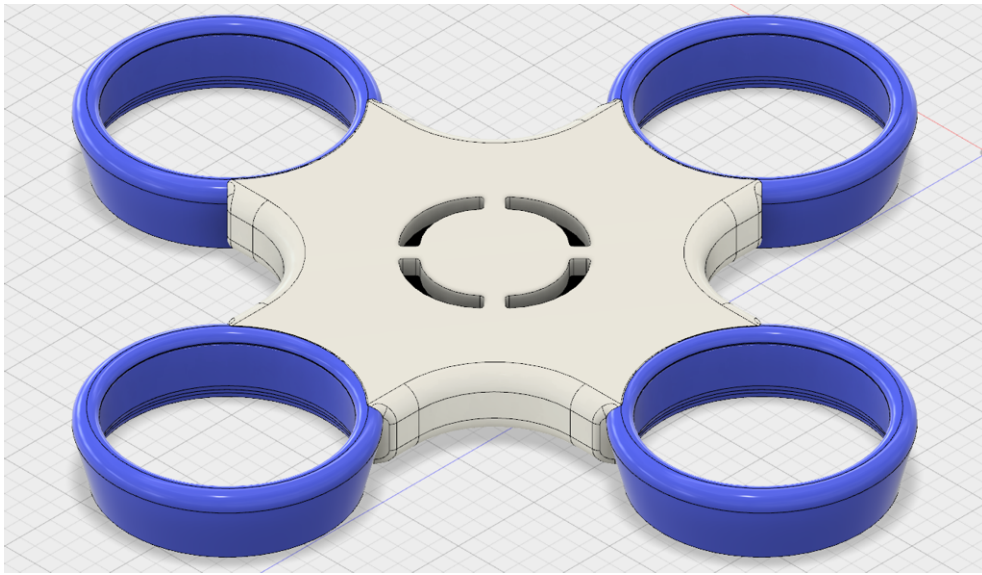


図 1.2 コアンダ UAV の基本設計

沿って水が流れはじめることからコアンダ効果を確認をすることができる。

1.3.2 コアンダ効果と航空機

航空機分野ではコアンダ効果の親和性が高く、H. Coanda 自身も開発した航空機の試験中にタービンから押し出された熱風の気流が近くの表面に引き付けられていることからコアンダ効果を確認している。アメリカ航空宇宙局 (NASA) や日本の宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の前身である航空宇宙技術研究所 (NAL) では、ターボファンを用いた固定翼機の騒音低減を目的としてコアンダ効果の利用がなされている [25, 26, 27]。また、回転翼機のヘリコプタにおいても、テールロータの無い機体としてコアンダ効果を利用した NOTAR ヘリコプタが存在する [28]。

1.3.3 コアンダ UAV の概要

本論文におけるコアンダ効果は、噴流が周りの気流を引き込んで同方向に流れる作用およびスラスト機構から噴出される噴流が隣接する側面に沿って流れる作用と定義する。コアンダ UAV は、スラ

スト機構にコアンダ効果を応用しており、スラスト機構の断面を図 1.3 に示す。

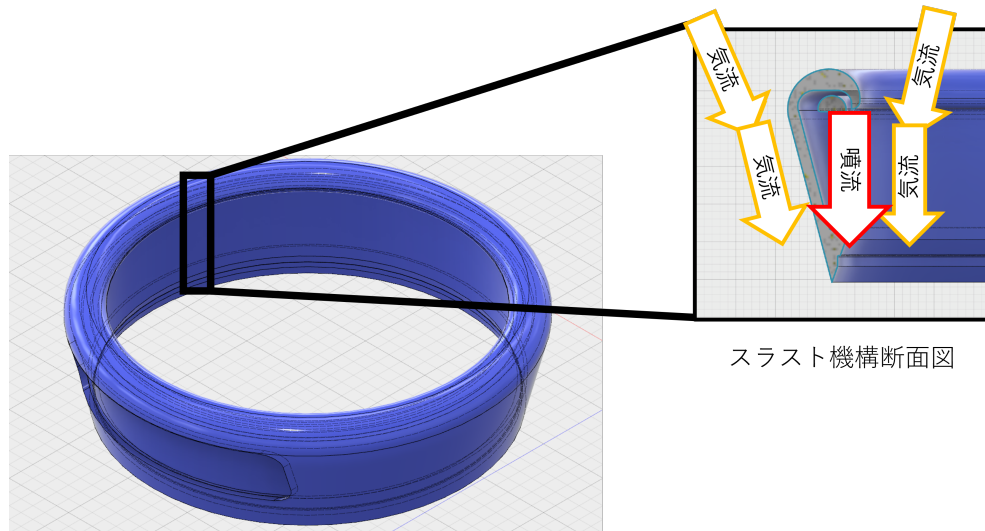


図 1.3 スラスト機構断面図とコアンダ効果イメージ

機体中央部から4つのスラスト機構に向けて空気の入力を行い、各スラスト機構より噴流を外部に排出することで推力を得る構造となる。この流入された空気はスラスト機構全体に行きわたり、断面図に示される上部の噴出口からリング状に機体下方向に向けて噴流が排出される。スラスト機構から排出された噴流は、コアンダ効果により噴出口側面に沿って機体下部へと流れると同時に周りの空気を引き込み流量を増幅させる。身近な例として、Dyson社のAir Multiplierも似た原理を用いている [29, 30].

コアンダ UAV 上部では多くの空気が引き込まれることで減圧され、コアンダ UAV 下部では多くの空気が流れ込むことで加圧される。この作用は、UAV の推力として利用することが可能であると仮定し、コアンダ UAV の飛行を実現を目指す。

コアンダ UAV は、UAV にコアンダ効果を応用することで、機体の上部から下部へと多くの体積流量の移動が可能である。このため、図 1.4 に示すような機体上部と機体下部で気圧差が生じることが予想される。コアンダ効果の応用として、この気圧差を推力として利用することで推力の向上に寄

与すると仮定する.

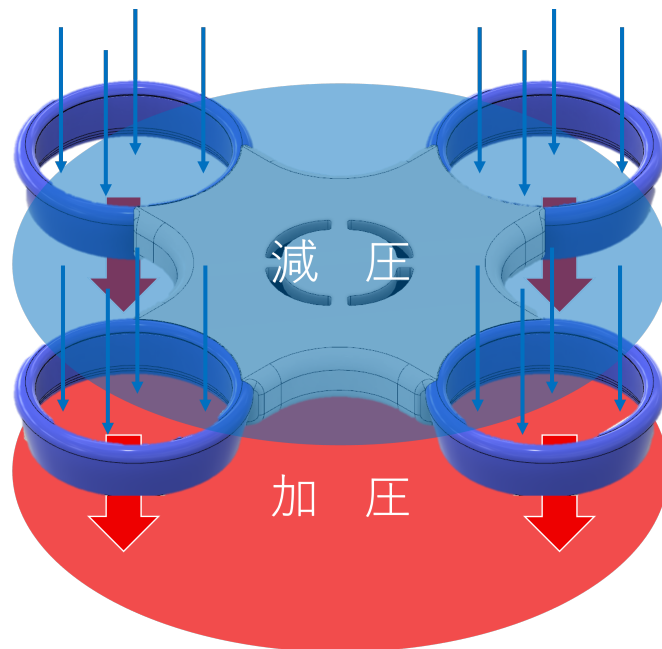


図 1.4 コアンダ UAV の流量増加作用

1.3.4 既存研究と比較

ここでは、コアンダ UAV について既存研究の紹介と本論文が目指す UAV との違いについて述べる。コアンダ効果を利用した UAV の既存研究として、ソーサー型の UAV がある [31, 32, 33, 34, 35, 36]。ソーサー型 UAV は、1つのプロペラながらコアンダ効果を利用することで、ローターの反力を打ち消すように機体に配置されたフィンより、機体自体が回転することなく飛行することが可能となる。また、機体下部にフラップを設けることで、前後左右方向の移動制御を実現している。本論文で実現を目指すコアンダ UAV は、コアンダ効果の噴流が引き起こす気流の引き込み作用に着目しており、この作用による推力の向上について述べるため、ここで紹介したソーサー型 UAV とは異なる新しい UAV である。

1.4 本論文の目的

本論文では、コアンダ UAV の実現のため、外部入力での動作を前提としたコアンダ UAV としてその検証と導出を行う。具体的には、コアンダ UAV で最も重要である推力を発生させるリング状のスラスト機構について設計指針の確立と、可制御な制御系設計の導出および検証を目指す。設計指針の確立は、第2章スラスト機構の提案と自己組織化マップによる設計探索として述べる。可制御な制御系設計の導出および検証は、第3章コアンダ UAV の可制御性を目的とした制御系設計とモデリングとして述べる。

1.4.1 スラスト機構の提案と自己組織化マップによる設計探索

第2章では、スラスト機構の提案と自己組織化マップによる設計探索について述べている。本論文は、コアンダ UAV の実現に向けた基礎実験として、外部入力での動作を前提とした UAV を考える。本論文で実現を目指す UAV の飛行性能は全くの未知であるため、コアンダ効果による推力への影響について調べる必要がある。ここで、コアンダ効果の引き込み作用が UAV の推力としてどのように影響するのかを確認するため、従来のマルチコプタ型 UAV のようなバッテリーやアクチュエータ等の搭載を省略し、コアンダ効果の影響の差を確認し易くするため、できる限り空気流入量が多くなるように外部入力としてエアコンプレッサを用いた実験検証を行うこととする。

1.4.2 コアンダ UAV の可制御性を目的とした制御系設計とモデリング

第3章では、コアンダ UAV の可制御性を目的とした制御系設計とモデリングについて述べる。ここでは、コアンダ UAV を可制御な制御モデルとして制御系設計の導出を考える。本論文で実現を目

指すコアンダ UAV は、従来のマルチコプタ型 UAV と飛行のメカニズムが大きく異なるためコアンダ UAV 独自の制御モデルが必要となる。外部入力を前提としており、アクチュエータ等の搭載は考慮しないため、従来のマルチコプタ型 UAV のようなモータとプロペラによるローターの反力の影響はないものとする。しかし、コアンダ UAV の一般的な普及のため、従来のマルチコプタ型 UAV と同様な可制御なモデルとして導出することを必要とする。また、リング状に配置されたスラスト機構の推力点を踏まえた制御モデルの設定と可制御のための制御モデルの設定を行うこととする。

1.5 本論文の位置づけと貢献

本論文では、コアンダ効果を応用した UAV 実現のためスラスト機構に関する研究について述べる。本論文のコアンダ UAV 実現のためのロードマップと研究の位置づけは表 1.1 に示す。

表 1.1 コアンダ UAV 実現のためのロードマップと本論文の位置づけ

	機体の設計検討	制御系の設計検討	外部入力を用いた 実機検討	従来 UAV と同等 の飛行性能	実用化のための汎 用性
スラスト 機構	自己組織化マップを用いた設計 探索	-	ホバリング可能な 推力の達成	-	-
機体	概要設計とモデリング	制御可能なモデル 設計	実機の製作と動作 検証	各アクチュエータ 用機体の設計製作	素材の選定と積載 検証
制御	-	機体座標系とパラメータ設計、運動 方程式導出	-	実機を用いた制御 検証	外乱に強くロバストな制御検証
アクチュエータ	-	-	エアコンプレッサ	エアコンプレッサ/ モータとプロペラ	モータとプロペラ
電源	-	-	外部	外部/搭載	外部/搭載

本論文では、表 1.1 の灰色箇所を示す、機体の設計検討から制御系の設計検討そして外部入力を用いた実機検討を行う。具体的には、機体のスラスト機構設計の探索および実機検証と、線形近似による可制御モデル導出までを示す。機体設計においては、本論文で実現を目指すコアンダ効果を用いた UAV は実際に飛行しているモデルが存在しないため、一からの機体設計検討を行う必要がある。コアンダ UAV の機体設計において最も重要なのは推力を発生させるスラスト機構部分の構造である。より多く周囲の空気を引き込むような、コアンダ効果を効率良く利用可能な形状としてリング状に噴流を配置したスラスト機構を考える。これにより、一点からの噴流よりリング状に配置した噴流は周囲の空気に触れる面積が増加するため、より多くの周囲の空気を引き込むことが可能と考えられる。このスラスト機構をコアンダ UAV に活用することで、機体上部から機体下部へより多くの空気の移動が実現可能であり推力の向上に寄与すると仮定する。

本論文の目的の一つは、コアンダ UAV を一般的に幅広く活用してもらうことである。このため、従来のマルチコプタ型 UAV と同様な可制御なモデルとして設計を行う必要がある。機体制御においては、コアンダ UAV が可制御であるか不明であるため、コアンダ UAV の可制御性とそのためのモデル設計を考える。マルチコプタ型 UAV では、プロペラの大きさに関わらずプロペラの中心部を推進部分としてモデル化した運動方程式が一般的であるが、推進部分がリング状に分布しているコアンダ UAV の場合、新たな制御系の設計が必要である。

本論文により、コアンダ UAV の実現に向けたスラスト機構の設計指針とコアンダ UAV のための制御系設計を示すことで、UAV の新しいモデルを提唱する。

第 2 章

スラスト機構の提案と自己組織化マップ による設計探索

2.1 緒言

航空機の設計においては、常に重量とのトレードオフの関係が存在する。本論文で扱うコアンダ UAV も例外ではなく、重量とのトレードオフが存在するため推進力の向上と重量の軽減の双方を考慮した設計を行わなければならない。コアンダ UAV の設計は完全な未知であるため、既存の航空機のような設計最適化を行うことは難しい。そのため、コアンダ UAV の設計の中でも最も重要であり複雑な設計を有するスラスト機構に絞り、その有用な設計について考える。設計で調整可能な変数の組み合わせは膨大であり、また 1 つ 1 つのモデルの設計を評価するために用いるシミュレーション解析の計算コストも高い。このことより、全探索をすることは難しいため、コアンダ UAV のスラスト機構設計では、限られたモデルと解析データを用いて複数目的の存在する設計探索を行う必要がある。本章では、このトレードオフの関係と疎な探索において自己組織化マップを用いることで設計を進める。

本章では、コアンダ UAV のスラスト機構の設計探索において、自己組織化マップと流体シミュレータを用いた設計探索とそこで得られたモデルに対する実機推力測定を行う。この実測値とシミュレーション上の数値の関係を示すことで探索されたモデルの有用性を示す。

本章の構成を以下に示す。

2.2 では、本章における前提条件について述べる。2.3 では、自己組織化マップについて述べる。2.4 では、自己組織化マップを用いた設計探索の関連研究を紹介する。2.5 では、コアンダ効果を用いた UAV の設計について、スラスト機構の探索を行うため、設計変数の設定と設計について述べる。2.6 では、2.5 で設計されたモデルに対して行う流体シミュレーション解析について述べる。2.7 では、2.5、2.6 より導出された目的変数および設計変数に自己組織化マップを用いた設計探索について述べる。2.8 では、2.7 より探索されたモデルに対応する実機を製作、各モデルの推力測定実験について述べる。2.9 では、2.8 より流体シミュレーションから得られた体積流量と実機推力測定から得られた推力の関係について述べる。2.10 では、スラスト機構におけるコアンダ効果を確認、コアンダ効果による推力へ寄与について述べる。2.11 では、本章の考察について述べる。最後に 2.12 では、本章のまとめについて述べる。

2.2 前提条件

本論文では、コアンダ効果を応用した UAV の実現に向けて、外部入力での動作を前提とした UAV として述べる。本論文で実現を目指す UAV の飛行性能は全くの未知であるため、コアンダ効果による推力への影響について調べる必要がある。ここで、コアンダ効果の引き込み作用が UAV の推力としてどのように影響するのかを確認するため、従来のマルチコプタ型 UAV のようなバッテリーやアクチュエータ等の搭載を省略し、コアンダ効果の影響の差を確認し易くするため、できる限り空気流

入量が多くなるように外部入力装置としてエアコンプレッサを用いた実験検証を行うこととする。

2.3 自己組織化マップ

自己組織化マップ (Self-organizing maps) とは, T. Kohonen により提案された教師なし学習のニューラルネットワークアルゴリズムである [37, 38, 39, 40, 41, 42]. 自己組織化マップは, 目的変数と設計変数の2種類の変数を用いて, 設計された各モデルと各変数の関係を簡単に比較可能な2次元のマップとして提示することで設計探索が可能となる. 目的変数とは, 重量や推力など目的とする指標を変数として定めており, 設計変数とは, 設計における全長や全幅といった調整可能箇所を変数として定めている.

2.3.1 2次元マップの導出

ここでは, 自己組織化マップを用いた2次元マップの導出について説明する. 自己組織化マップは, 入力層と出力層の2層のニューラルネットワークにより構成されたものであり, ここでは, 6つの設計変数と2つの目的変数の計8次元のデータを入力とする. J 個のモデルを自己組織化マップの結果より得られる2次元マップとして写像する. 以下, 詳細な手順を示す. 入力層と出力層の関係を図 2.1 に示す.

まず初めに, 入力層のベクトル \mathbf{x}_j を

$$\mathbf{x}_j = (x_{j1}, x_{j2}, \dots, x_{jp}) \in \mathbf{R}^p, \quad (2.1)$$

と定義する.

ここで p は入力層の次元数を表し, 設計変数と目的変数の個数の合計に対応する. 本論文では, 設

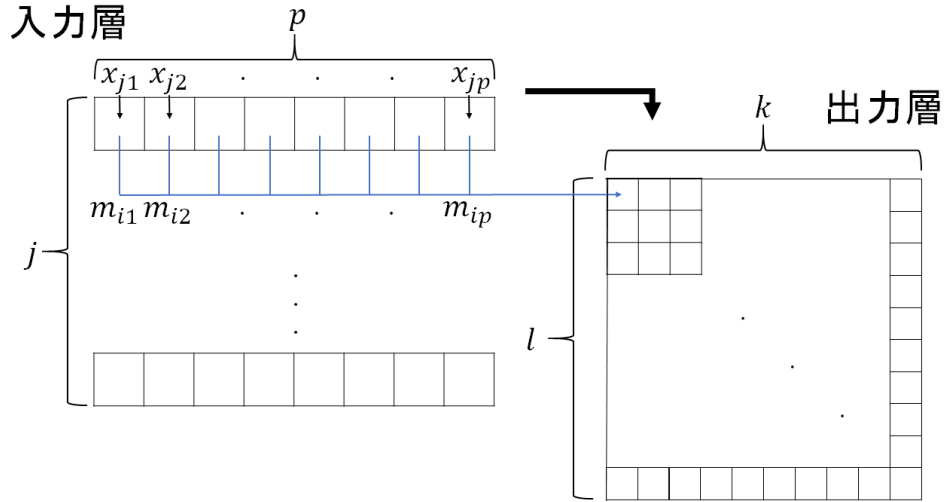


図 2.1 自己組織化マップにおける入力層と出力層の関係

計変数を 6 つ目的変数を 2 つとするので $p = 8$ となる．また、添え字 j は j 番目の候補であることを表す．

出力層ユニットの重み m_i を

$$\mathbf{m}_i = (x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{ip}) \in \mathbf{R}^p, \quad (2.2)$$

と定義する．

出力層のユニット総数は、 I で定義し、出力層を可視化した 2 次元マップの横軸と縦軸のユニット数を、それぞれ l と k で定義する．ここでは $l \times k \leq I$ が成立しなければならない．添え字 i は i 番目のユニットであることを意味し、 \mathbf{m}_i の各要素はランダムに初期化する．

次に、 j は 1 から J まで各入力ベクトルに最も近いユニット c を

$$c = \arg \min_i (\|\mathbf{x}_j - \mathbf{m}_i\|), \quad (2.3)$$

で表す．これを勝者ユニットと呼ぶ． i は 1 から I までとることとする．

次に, x_j に関する勝者ユニットの重み m_i を

$$m_i(t+1) = m_i(t) + h_{ci}(t)(x_j - m_i(t)), \quad (2.4)$$

$$h_{ci}(t) = \alpha(t) \exp\left(-\frac{\|r_c - r_i\|^2}{2\sigma^2(t)}\right), \quad (2.5)$$

で更新する. ここで, h_{ci} は近傍関数でありガウス関数. α は学習率, r は出力層における対象ユニットの座標を表し, σ^2 は近傍半径である. t は学習の回数, 定められた回数までステップ2とステップ3を繰り返す.

最後に, 重みにカラスケールに反映させ, 赤青等の色を付けることで2次元マップの写像が完了する.

2.3.2 設計探索の流れ

本章の自己組織化マップを用いた設計探索の流れを図2.2に示す.

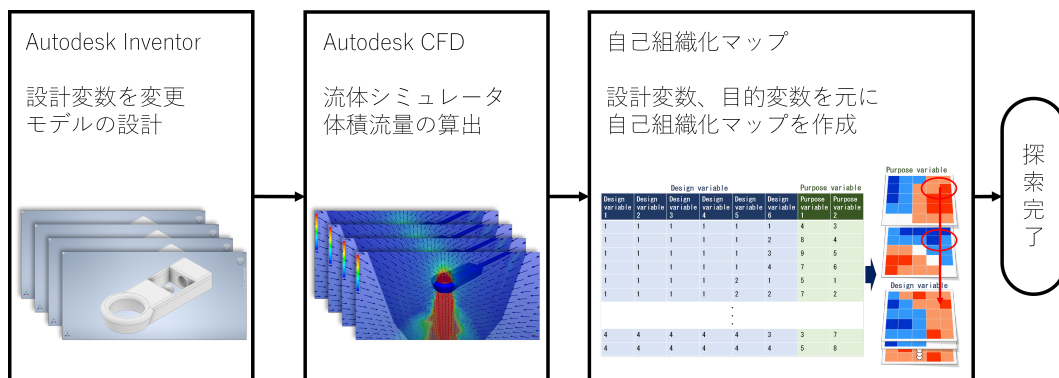


図2.2 自己組織化マップを用いた設計探索の流れ

まず初めに, スラスト機構の設計変数を決定しモデルを3DCADソフトを用いた設計を行うことで, いくつかのモデルを設計する. 設計は, 図1.2で示したスラスト機構に基づいたモデルで行われ

3DCAD より重量も取得する。次に、各設計変数による設計後、流体シミュレータを使用してスラスト機構の性能を確認する。流体シミュレータでは、流入圧力を一定としてスラスト機構が周りの気流を引き込む量を体積流量として取得する。最後に、設計されたモデルの設計変数とシミュレーションで得られた目的変数を入力として、自己組織化マップの結果として得られる 2 次元マップを用いることで設計探索を実施する。

2.4 自己組織化マップを用いた設計支援に関する研究

航空機的设计検討を行う際は、必ず重量とのトレードオフが存在する、このため多目的な設計探索が必要となる。機体設計検討の手法として、本論文では自己組織化マップを利用する。自己組織化マップは、設計に関する多くの調節設計変数である多次元データを 2 次元に写像することで目的とする設計がどの設計変数の影響によるものか可視化するものである。自己組織化マップを用いた設計探索例として、三菱リージョナルジェット (Mitsubishi Regional Jet) の航空機航空機設計がある [43, 44, 45]。三菱リージョナルジェットは翼の設計探索として、設計変数を設定したいくつかのモデルの設計と、シミュレータを用いた目的変数の値の算出から自己組織化マップによる設計探索を行っている。コアンダ UAV のスラスト機構設計においても、自己組織化マップを用いることで、膨大な設計の組み合わせと、1 つ 1 つのモデルの設計を評価するために用いるシミュレーション解析の高い計算コストによる設計探索の問題を解決可能であると考えられる。

2.5 コアンダ UAV の設計

ここでは、コアンダ効果を応用した UAV の設計について述べる。従来のマルチコプタ型 UAV は、地面と平行に取り付けられたプロペラにより推進力を得ている。一方、コアンダ UAV は、機体内部

のプロペラで発生させた噴流を図 1.3 に示すスラスト機構から排出することで推進力を得ている。これにより、流入空気よりも多くの空気を排出可能なモデルの設計を目指す。

2.5.1 スラスト機構の設計

スラスト機構は、機体中心部からスラスト機構へ送られる流入空気を受け取る空気流入口があり、その流入空気をリング状に機体の下側に向けて機体外部へと噴流として放出されるような設計を行う。噴出口には隣接する平面が存在し、噴流はコアンダ効果により隣接する平面に沿って流れ、また噴流により生じる周りの流体が引き込まれる現象においても効率良く活用可能なように設計。スラスト機構の設計には 3DCAD ソフトの Autodesk 社の Inventor を使用。スラスト機構の設計には高さ、半径、角度、空気流入断面積（入口）、空気流入断面積（中間）、空気流入断面積（末端）6つの設計変数を設定した。設計変数として定めた具体的な箇所を図 2.3 に示す。これらを調整することで生じる重量の増減、体積流量の増減を目的変数として扱う。

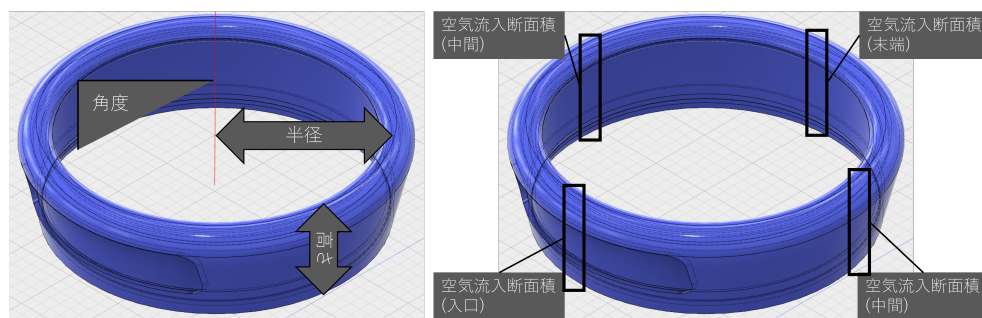


図 2.3 スラスト機構の設計変数

各設計変数を表 2.1 の値で変化させ、計 54 つのモデルを設計。

Inventor より素材の設定が可能であるため、スラスト機構の素材を一般的な樹脂素材である ABS とした際の重量を取得。これにより、6 つの設計変数と 1 つの目的変数を設定。

表 2.1 設計変数の範囲

設計変数	範囲
高さ [mm]	20, 30, 40
半径 [mm]	20, 30, 40
角度 [deg]	80, 90, 100
空気流入断面積（入口）[mm ²]	断面積半分, 断面積最大
空気流入断面積（中間）[mm ²]	断面積半分, 断面積最大
空気流入断面積（末端）[mm ²]	断面積半分, 断面積最大

2.6 流体シミュレーションによるモデル解析

2.5 より得られた 54 のモデルに対して、スラスト機構が発生させる体積流量の確認のため流体シミュレータを用いた。流体シミュレータの解析にあたり、エアチューブ部品とエアコンプレッサを想定した空気流入装置部品を作成し、スラスト機構にアセンブリしたモデルを用いて解析を実施した。空気流入装置の設定は、2.8 の実機実験で用いるエアコンプレッサと同じ 0.3[MPa] とする。アセンブリされたスラスト機構を図 2.4 に示す。

流体シミュレータは、Autodesk 社の CFD を使用、図 1.3 のようにスラスト機構の噴出口から噴流が排出されスラスト機構側面に沿いながら周りの気流を引き込むコアンダ効果の発生を確認し、その際に生じる体積流量を計測する。1 つのモデルの流体シミュレーション計算コストは、CPU Intel Core i7 7th, RAM 8GB の場合、1 から 2 時間ほどであった。

流体シミュレーションの結果、算出された 54 つのモデルの体積流量を取得。これにより、2.5 で設定された変数と合わせた 6 つの設計変数と 2 つの目的変数の全てが揃ったため、自己組織化マップに

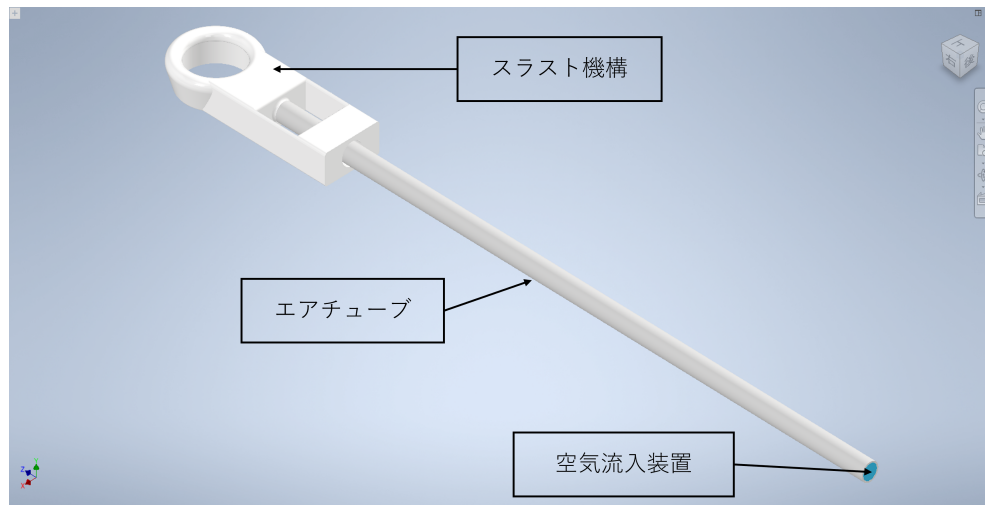


図 2.4 流体シミュレータに用いるアセンブリされたスラスト機構

による設計探索へと進む。

2.7 自己組織化マップによる設計探索

2.7.1 スラスト機構の設計探索

2.5 では、3DCAD ソフトよりスラスト機構の高さ、半径、角度、空気流入断面積（入口）、空気流入断面積（中間）、気体流入断面積（末端）の 6 つの設計変数を定めた 54 つのモデルとその重量について確認し、2.6 では、流体シミュレータによる各モデルの体積流量の確認を行った。

ここでは、スラスト機構の 54 つのモデルに対して自己組織化マップを用いた設計探索を行う。

設計変数と目的変数を合わせた 8 次元のデータを元に 2 次元マップを示す。目的変数である体積流量、重量の 2 次元マップを図 2.5 に示す。

2 次元マップは、各モデルが抽象化された状態で存在しており、各変数の値が大きいものから値の小さいものがグラデーションとして表示されている。ここでは、青色が濃いほど変数の数値が低く、赤色が濃いほど変数の数値が高く示されている。2 次元マップの座標には各モデルが含まれており、

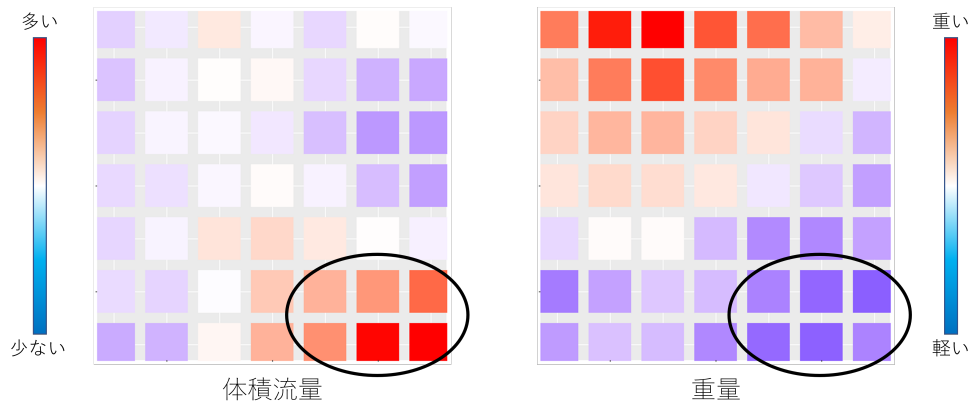


図 2.5 目的変数の 2次元マップ

それぞれの 2次元マップの同じ座標は同じモデルを示す。2次元マップにはグラデーションとしてモデル間の補間がなされているため、任意の座標に対してモデルが存在していない場合であっても連続的な補間によりモデルの傾向を確認することが可能となる。スラスト機構の設計では、体積流量が多く、重量が軽いつまり、体積流量の 2次元マップは赤色が濃い方、重量のマップは青色が濃い方が望ましい設計となる。これを踏まえて 2つの 2次元マップを確認すると、図 2.5 の黒い円内のエリアに望ましいモデルが含まれていることが確認できる。

また、目的変数より探索されたエリアを設計変数の 2次元マップから確認することで、各設計変数の体積流量への寄与や重量への寄与について考察が可能である。設計変数である高さ、半径、角度、空気流入断面積（入口）、空気流入断面積（中間）、空気流入断面積（末端）の 2次元マップ出力結果を図 2.6 に示す。

設計変数の 2次元マップより、体積流量の多いとされているモデルは全体的に青色が多く分布しており値が低いもののように見える。実際に黒い円で囲われたモデル（探索された有用なモデルとする）について、流体シミュレーションの様子と 2次元マップ上での分布の関係を 4つのモデルから示す。また、設計探索の結果で得られた黒い円外のモデル（有用でないモデルとする）についても、流

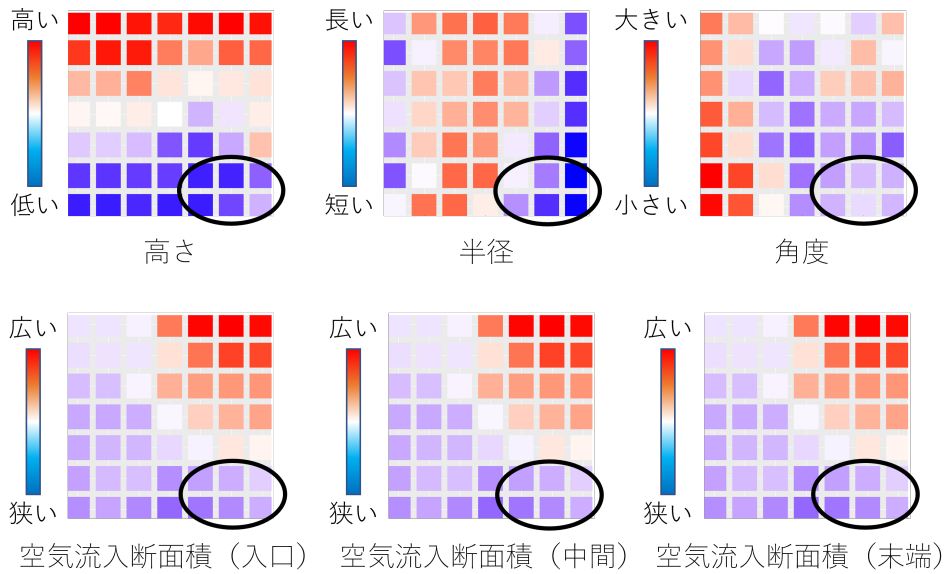


図 2.6 設計変数の 2 次元マップ

体シミュレーションの様子と 2 次元マップ上での分布の関係を 2 つのモデルから示す。各モデルの流体シミュレーション結果の画像は、スラスト機構の引き込み作用を確認し易くするため、スラスト機構断面の流体の様子を可視化している。

図 2.7, 2.8, 2.9, 2.10 に探索された有用なモデルを体積流量の多い順に示す。

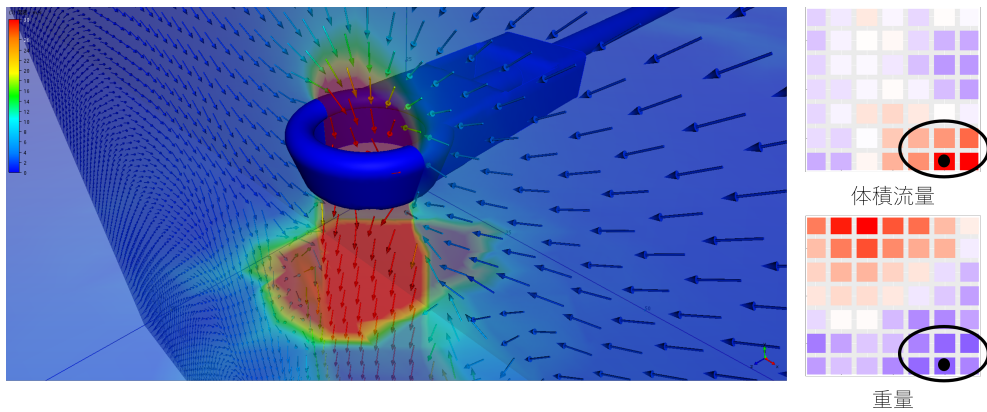


図 2.7 探索された有用なモデル 4 の流体解析と 2 次元マップ分布

図 2.11, 2.12 に有用でないモデルを示す。

流体シミュレーションの結果より、各モデルに差はあるがスラスト機構上部でのコアンダ効果に

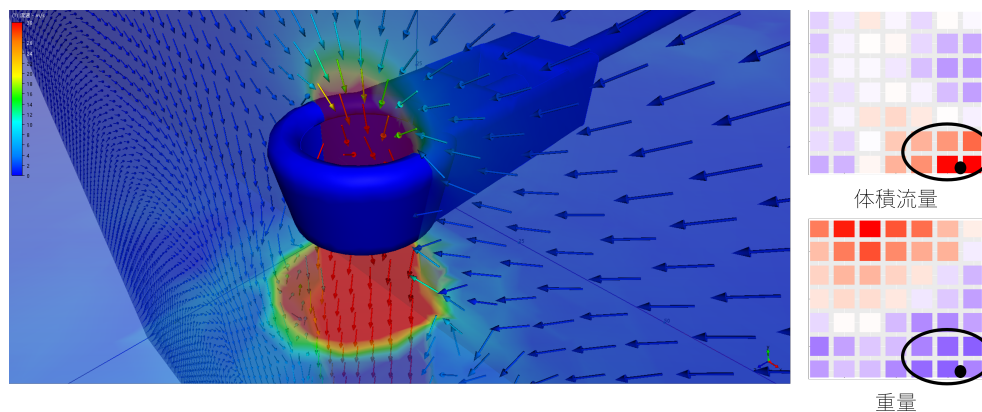


図 2.8 探索された有用なモデル 22 の流体解析と 2 次元マップ分布

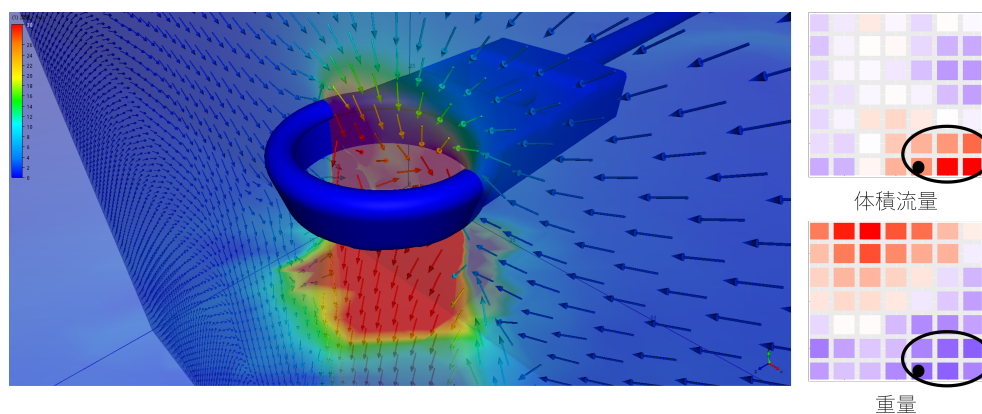


図 2.9 探索された有用なモデル 10 の流体解析と 2 次元マップ分布

よる流体の引き込み作用が確認できる。各モデルの体積流量および重量について表 2.2, 2.3 にまとめる。

表 2.2 探索された有用なモデルの体積流量結果

モデル	モデル 4	モデル 22	モデル 10	モデル 20
体積流量 [l/ min]	892.2	816.7	739.3	715.0
重量 [g]	37.8	62.8	52.3	51.7

ここで、体積流量はスラスト機構の噴出口から下方に 50[mm] の位置の値を示している。自己組織化マップにて探索されたモデルは、コアング UAV のスラスト機構を設計するにあたり各設計変数と

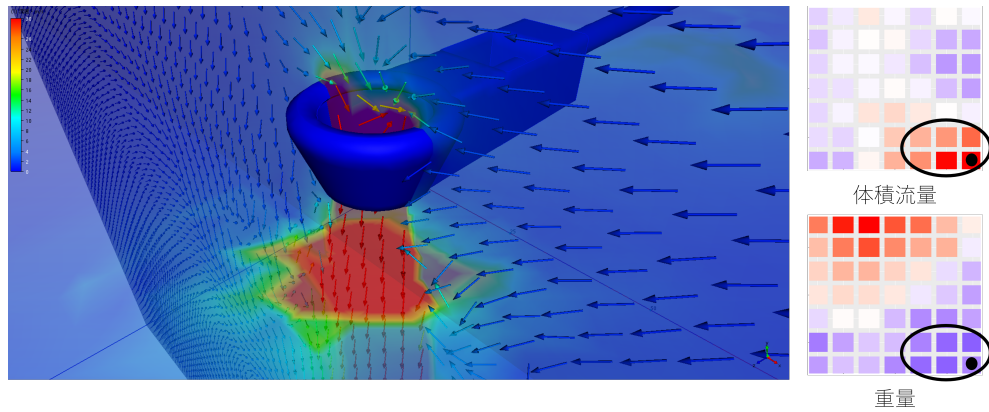


図 2.10 探索された有用なモデル 20 の流体解析と 2 次元マップ分布

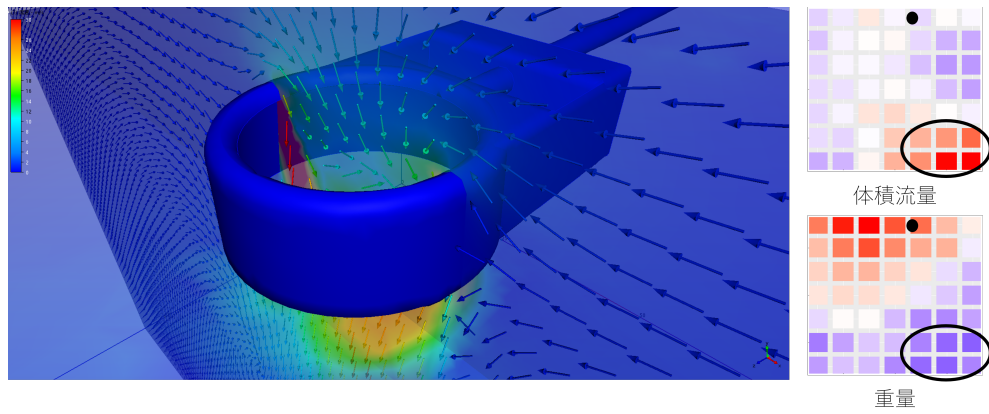


図 2.11 有用でないモデル 53 の流体解析と 2 次元マップ分布

表 2.3 有用でないモデルの体積流量結果

モデル	モデル 53	モデル 17
体積流量 [l/ min]	246.3	118.5
重量 [g]	130.4	66.3

の関係を確認することで、エアコンプレッサでの実験からモータとプロペラの実験まで入力に変化しても、ここで示した探索された有用なモデルの設計変数がスラスト機構設計の指針となる。

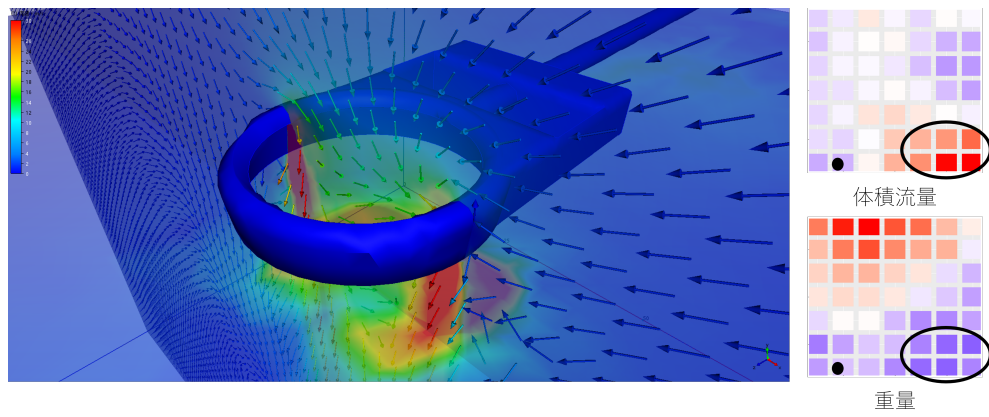


図 2.12 有用でないモデル 17 の流体解析と 2 次元マップ分布

2.7.2 設計比較可能な最小な設計モデルの解析

自己組織化マップの結果より、体積流量が最も多く重量が軽量なモデルとして探索された有用なモデル4を示した。このモデルは、ここで設定した54つのモデルの中で高さと半径が最も小さく、角度90[deg]において最も小さな設計のモデルであった。54のモデルの中で角度90[deg]における最も小さい設計のモデルが有用である場合、この設計探索において探索範囲が不十分であると考えられる。このため、角度90[deg]において、モデル4よりも小さな設計モデルの体積流量をモデル4と比較する必要がある。これにより、ここで指定される空気入力において角度90[deg]であればより小さい設計が有用となるかの問題の検証を行う。ここでは、54つのモデルの設計変数外ではあるが、流体シミュレーション解析において他のモデルと同条件で比較可能な最小なモデルを設計し、この設計比較可能な最小な設計モデルの体積流量を確認する。ここで設計したモデルは、高さ20[mm]、半径10[mm]、角度90[deg]、空気流入断面積（入口）断面積半分、空気流入断面積（中間）断面積半分、空気流入断面積（末端）断面積半分となり、同条件下で比較可能な最小な設計となる。設計比較可能な最小な設計モデルの流体シミュレーション結果を図2.13に示す。

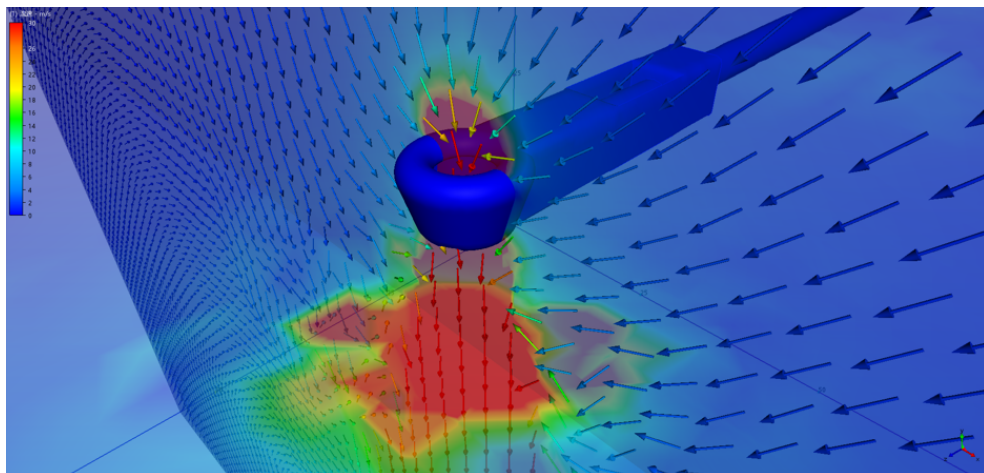


図 2.13 設計比較可能な最小な設計モデル

解析の結果、体積流量は 308.4[l/min]、重量は 21.3[g] となり、探索された有用なモデル 4 やその他探索された有用なモデルと比較しても体積流量が大幅に少ないものであった。これにより、ここで設計されたモデル付近よりもモデル 4 付近の設計が有用であることを示したため、54 つのモデル内の設計探索が有用であることが確認された。

2.8 推力測定実験

2.7 より、設計として有用と考えられるモデルの目的変数を 2 次元マップにて確認し、探索された有用なモデルについて流体シミュレーション解析より流体の様子を確認した。

ここでは、シミュレーションから得られた探索された有用なモデルの有用性について、シミュレーションの環境を再現したエアコンプレッサによる一定圧力の空気入力と実機の製作より、実機推力測定を行い探索された有用なモデルの有効性について示す。

2.8.1 実験条件

ここでは、実験条件について示す。スラスト機構の構造は複雑なため、製作には水溶性サポート材が使用可能な熱溶解積層方式のデュアルヘッドの 3D プリンタを用いる。

また、同時に推力を測定する装置の製作を行う。推力測定には図 2.14 に示す静止推力測定装置を参考にする。

静止推力測定装置とは、モータとプロペラによる推力を測りを用いて確認するものであり、主にモータとプロペラの組み合わせの確認に用いられている。

ここでは、この静止推力測定装置のモータとプロペラ部分をスラスト機構に置き換え、2.7 で得られた 4 つの探索された有用なモデルと 2 つの有用でないモデルにおけるスラスト機構の推力を確認



図 2.14 静止推力測定装置

する。

スラスト機構の推力を確認するため、ここでは図 2.15 に示すエアコンプレッサを用いる。



図 2.15 推力測定に用いるエアコンプレッサ

本研究で用いるエアコンプレッサは、最高圧力 0.3[MPa]、制御圧力 0.2 – 0.3[MPa]、チューブ径 10[mm] であり、外付けとして 55[l] のタンクを備える。このエアコンプレッサは、圧力制御が可能であるため、一定圧力の空気入力としたモデルの推力確認を行う。

製作した探索された有用なモデル 4 と静止推力装置を図 2.16, 2.17 に示す。



図 2.16 製作したモデル 4

図 2.17 で示す静止推力測定装置の支点から作用点と力点の比率は 1:1 である。

各モデルの静止推力測定はそれぞれ 3 回行い、結果はその中間をとるような値の測定結果を示す。

2.8.2 実験結果

製作した静止推力装置とエアコンプレッサを用いて静止推力測定実験を行った。各モデルの測定結果について、図 2.18, 2.19, 2.20, 2.21 に示す。ここで示す推力測定の実験結果は、各モデルでそれぞれ 3 回づつ測定した中の中間にあたる値を示したものをを用いている。

各モデルの重量と推力の結果について表 2.4 にまとめる。



図 2.17 スラスト機構推力測定実験のための静止推力測定装置

表 2.4 探索された有用なモデルの推力と重量

モデル	モデル 4	モデル 22	モデル 10	モデル 20
推力 [g]	441.5	423.5	339.5	313.0
重量 [g]	33.8	48.0	44.9	41.9
推力重量比	13.1	8.8	7.6	7.5



図 2.18 探索された有用なモデル 4 の静止推力

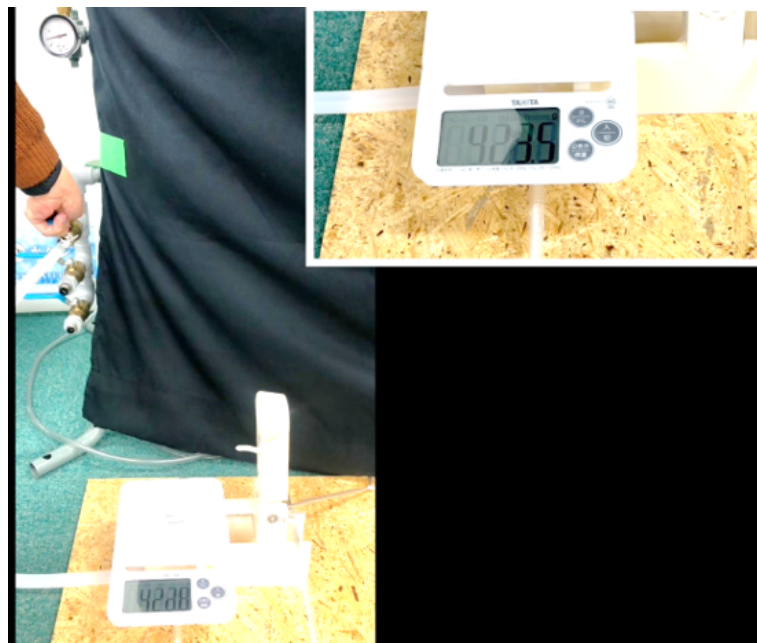


図 2.19 探索された有用なモデル 22 の静止推力



図 2.20 探索された有用なモデル 10 の静止推力

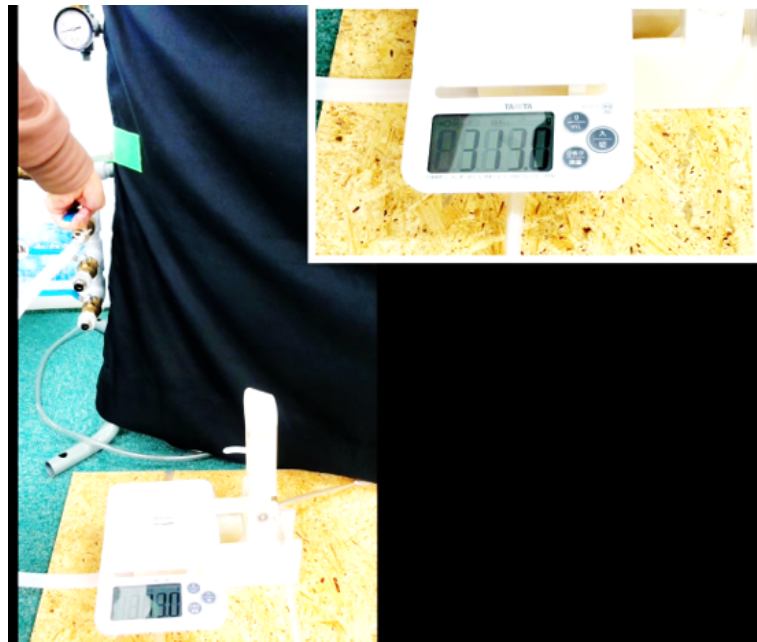


図 2.21 探索された有用なモデル 20 の静止推力

2.9 体積流量と推力の関係

2.8 までの解析および実験により，探索された有用なモデルのシミュレーション上の体積流量の値と実測定上の推力の値を得ることができた．2.7 で示した，探索された有用なモデルについて実機を用いた推力測定結果と比較することで，シミュレーション上での設計探索結果の確からしさ，探索された有用なモデルの有用性を示す．シミュレーション値である体積流量と実測値である推力の関係を

図 2.22 に示す．図 2.22 では，各モデルのそれぞれ 3 回の測定結果全てを含む．

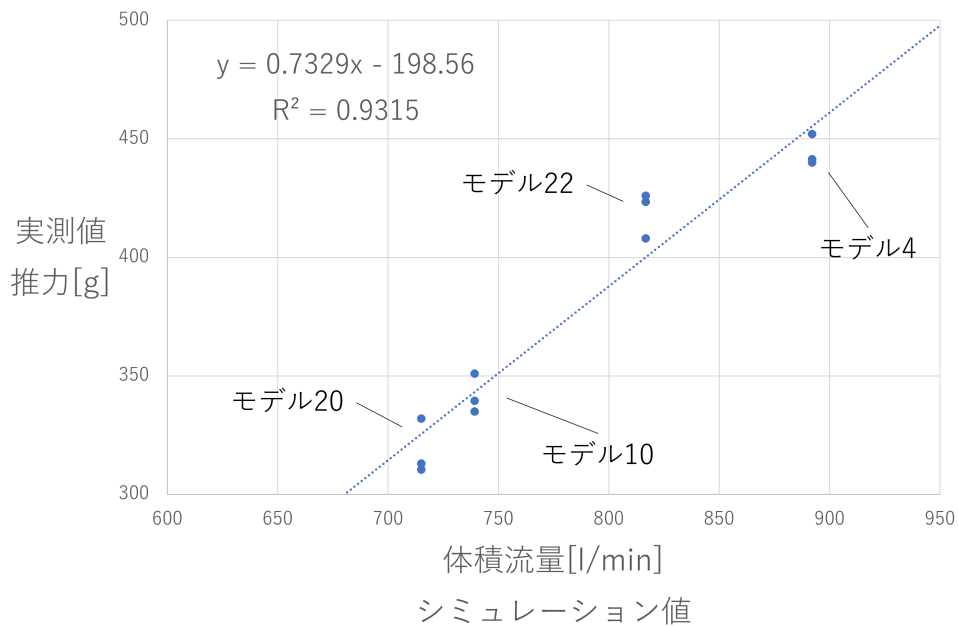


図 2.22 体積流量と推力の関係

図 2.22 では，縦軸を推力，横軸を体積流量として 4 つの探索された有用なモデルをプロットされ，プロットされた全ての点に関する回帰直線を示している．ここで示す回帰直線は，各モデルの傾向を示すことを目的としているため切片 (0,0) としていない．図 2.22 より，各探索された有用なモデルは体積流量の多い場合，推力も強くなり，逆に体積流量が少ない場合，推力も減衰．回帰直線の式

$y = 0.7329x - 198.56$ の決定係数は $R^2 = 0.9315$ と非常に高いため、ここで示した探索された有用なモデルにおけるスラスト機構の体積流量と推力の関係は式 $y = 0.7329x - 198.56$ として示すことができると思う。

2.10 コアンダ効果の影響と体積流量および推力の関係

ここでは、コアンダ効果の引き込みの影響を効率よく受けることで推力に寄与するとして設計探索や推力測定を行った。54つのモデルの全てがコアンダ効果を得るものとして設計されているため、コアンダ効果の影響の有無における比較が必要である。ここでは、スラスト機構上部を塞いだコアンダ効果の影響を考慮しないモデルを設計、そのモデルに対して54つのモデルと同様に流体シミュレータ解析また、実機推力測定実験を行いコアンダ効果による推力寄与について確認する。

ここで設計するモデルは、探索された有用なモデル4,22,10,20の4つを元にスラスト機構上部を塞いだモデルとする。スラスト機構上部を塞いだモデルの流体解析と推力測定の図2.23, 2.24, 2.25, 2.26に示す。静止推力測定実験は、先ほどと同じく各モデル3回ずつ行った際の中間の値の結果を示している。

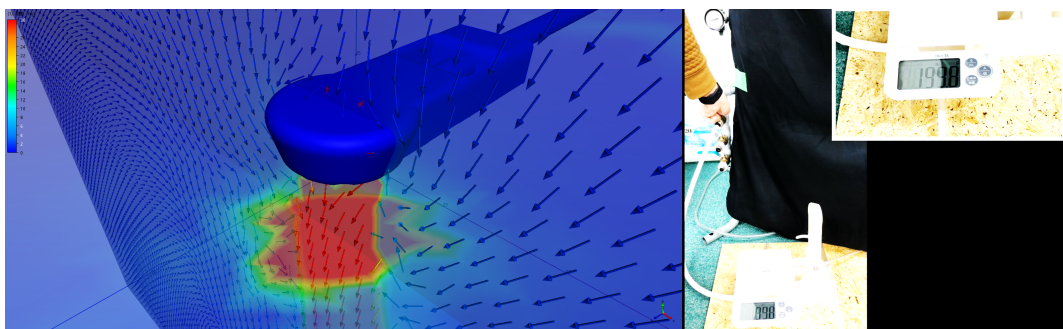


図 2.23 スラスト機構上部を塞いだモデル4の流体解析と推力測定

図 2.23, 2.24, 2.25, 2.26 左側の流体解析の結果を確認すると、スラスト機構上部の引き込み作用

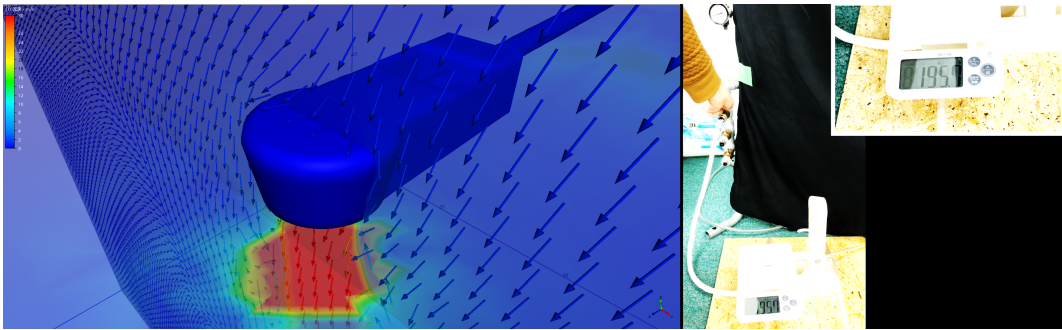


図 2.24 スラスト機構上部を塞いだモデル 22 の流体解析と推力測定

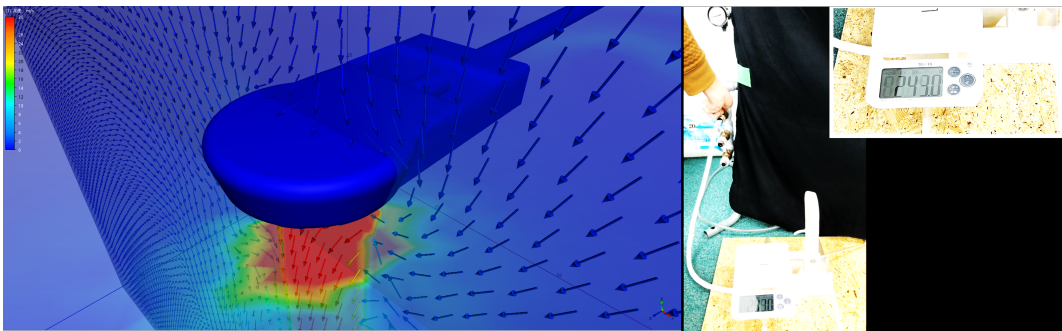


図 2.25 スラスト機構上部を塞いだモデル 10 の流体解析と推力測定

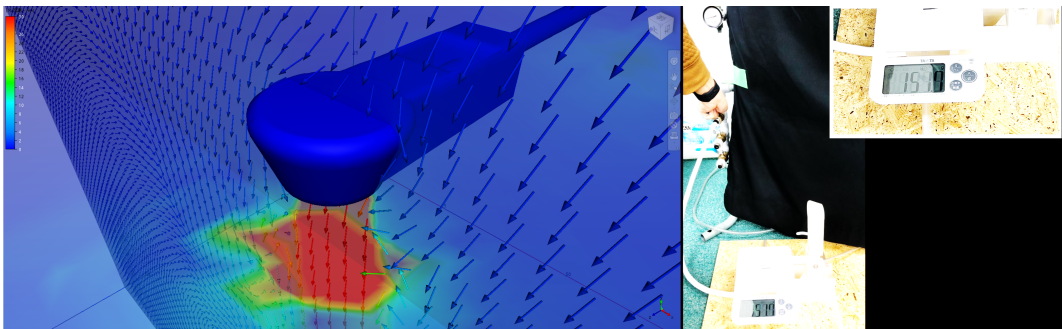


図 2.26 スラスト機構上部を塞いだモデル 20 の流体解析と推力測定

が無いことが確認できる。各モデルの体積流量と推力の測定結果を表 2.5 に示す。

スラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量と探索された有用なモデルの体積流量を比較すると、全てのモデルにおいてスラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量の減少が確認できる。また、それに応じて推力の減衰も確認できる。コアンダ効果による引き込み作用により、体積流量の増加に寄与していると言えるため、体積流量の最大化を考えることでコアンダ効果を効果的に得ることができる

表 2.5 スラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量と推力

モデル	上部を塞いだモデル 4	上部を塞いだモデル 22	上部を塞いだモデル 10	上部を塞いだモデル 20
体積流量 [l/min]	530.7	380.1	544.2	332.1
推力 [g]	199.8	195.7	243.0	151.7
有用なモデルとの体積流量差 [l/min]	-361.5	-436.6	-195.1	-382.9
有用なモデルとの推力差 [g]	-241.7	-227.8	-96.5	-161.3

と考える。スラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量と推力の関係を図 2.27 に示す。

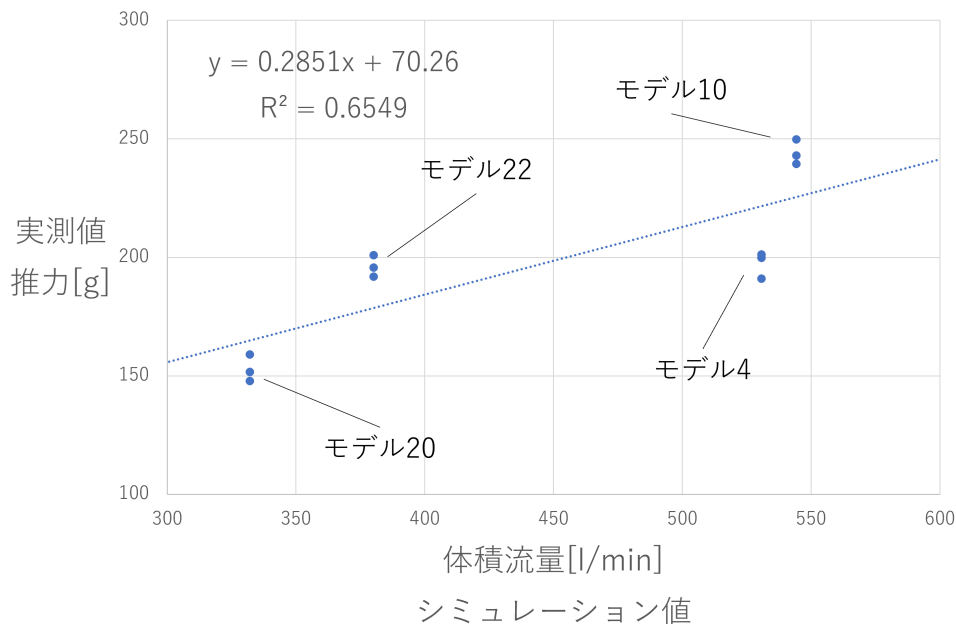


図 2.27 スラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量と推力の関係

スラスト機構の上部を塞いだモデルは、探索された有用なモデルと生じている現象が異なるため、別の関係グラフとして示している。ここで、各モデルの傾向を表す回帰直線は、 $y = 0.2851x + 70.26$ となっており、探索された有用なモデルの回帰直線よりなだらかな角度となる。これより、コアンダ効果を効果的に取り出すことを考慮した探索された有用なモデルは、体積流量が推力に寄与する割合が高くなるため、本論文の自己組織化マップにより探索された有用なスラスト機構は推力に有利な設計であると考えられる。

また、探索された有用なモデルと上部を塞いだモデルの体積流量と推力の関係を図 2.28 に示す。

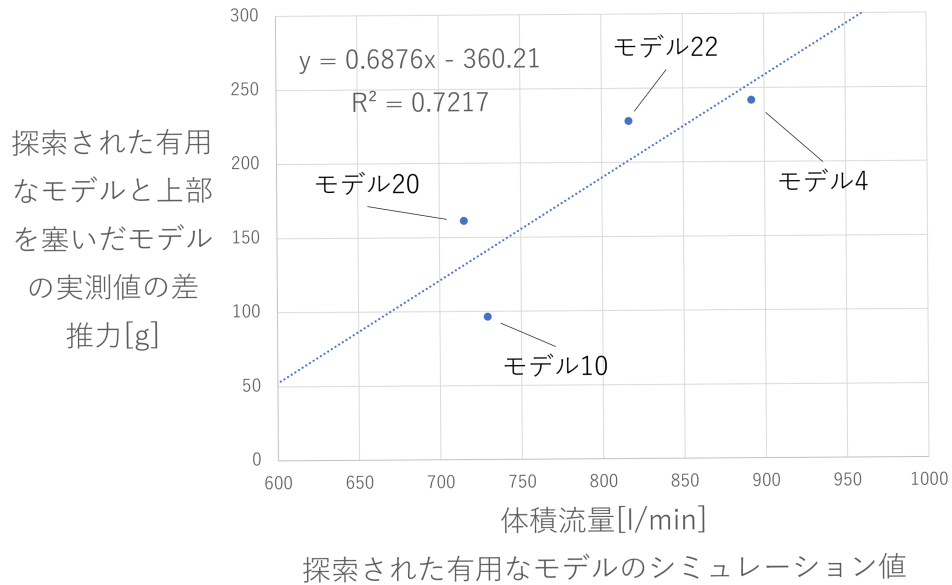


図 2.28 コアンダ効果の影響による体積流量と推力の関係

探索された有用なモデルと上部を塞いだモデルの体積流量と推力の関係を比較することで、探索された有用なモデルはコアンダ効果を効果的に取り出し推力向上へと寄与していることが確認できる。

ここで、図 2.28 の回帰直線はプラスの傾きとなるため、探索された有用なモデルはコアンダ効果を効果的に取り出し、本スラスト機構のコアンダ効果が推力向上に寄与していることを示した..

2.11 考察

ここでは、スラスト機構における探索された有用なモデルについてシミュレーションおよび実機実験の双方の観点より考察を行う。

2.7 では、自己組織化マップを用いた設計探索を行い、目的変数である体積流量と重量の 2 つの 2 次元マップを確認することで有用なモデルを探索した。設計変数の 2 次元マップを用いて探索された有用なモデル周辺を確認すると、どの設計変数も青色に近いエリアを示していた。空気の流入圧力が

一定である以上、モデルが大きくなるとスラスト機構全体に行きわたる圧力が減ってしまい噴出口から排出される噴流の勢いも低下していると考えられる。このため、基本的には小さいモデルとして設計するのが望ましそうであるが、追加モデルの解析より、小さすぎるモデルではスラスト機構上部から引き込むことのできる面積が狭くなり、結果として体積流量が少なくなることが確認された。次に、探索された有用なモデルの形状について確認する。探索された有用なモデルにおいて体積流量の多いモデルは角度が90[deg]であった。角度を付けたモデルの流体シミュレーション結果を確認すると、角度80[deg]は、スラスト機構上部の引き込み作用が弱まることが確認できる。角度100[deg]の場合は、噴流の勢いがスラスト機構のリングの外へと逃げているため、スラスト機構上部から引き込まれる流量が少なくなっていると考えられる。高さと半径は、探索された有用なモデルより、共に1:1近辺の比率が望ましいと考えられる。設計の都合により1:1比率が困難な場合は、半径より高さの割合を増やすことで、噴流による乱流が軽減される考えられ、実際に半径の割合を増やしたモデルよりも体積流量が増えることが探索された有用なモデル22と探索された有用なモデル10の比較から確認された。モデル22と比較し、モデル10はスラスト機構のリング内で生じる乱流が目立つ。各検証により、アクチュエータからの入力に合わせてスケールを調整した高さや半径の比率が1:1となるモデルを元に、角度は90[deg]、空気流入断面積は最小としたものが最もコアンダ効果が大きくなるモデルであると考えられる。

2.8では、推力測定実験の結果を示している。各モデルの重量と推力の結果についての表2.4より、エアコンプレッサを用いた流入圧力0.3[MPa]で一定の場合、1つのスラスト機構モデルではあるが推力重量比が1.0以上であるため、探索された有用なモデルが浮上可能であることが確認された。

2.9では、スラスト機構の探索された有用なモデルのシミュレーション値を実測値を用いて有用性を示している。体積流量と推力の関係について、図2.22を確認することで探索された有用なモデル

において両者の関係性は高いと考えらる。ここで示されてる回帰直線式 $y = 0.7329x - 198.56$ の決定係数が $R^2 = 0.9315$ であることから、探索された有用なモデルにおける体積流量と推力の対応関係はこの式を用いることができると考える。これらより、探索された有用なモデルのスラスト機構における体積流量と推力には相関の関係があり、体積流量が推力に寄与していることを示した。流入圧力一定において、体積流量の多さは周りの気流への作用度合いを示しており、ただ周りの気流が UAV の上部から下部へと通過するだけでは推力に寄与しているとは考えにくい。このため、体積流量と推力の関係性により、コアンダ UAV 飛行に対する体積流量の作用として、機体上部の減圧また機体下部の加圧が推力へと寄与していると考えらる。

2.10 では、スラスト機構に用いられているコアンダ効果が体積流量および推力にどれだけ寄与しているのかを示している。ここでは、新たにスラスト機構の上部を塞ぎコアンダ効果の影響が無いものとしてスラスト機構上部からの引き込み作用の無いモデルを設計した。ここで設計するモデルは、探索された有用なモデルを元にスラスト機構上部を塞いだものであり、比較対象は探索された有用なモデルとしている。上部を塞いだモデル 4 は探索された有用なモデル 4 と比較し体積流量は $361.5[\text{l}/\text{min}]$ 減少、推力は $241.7[\text{g}]$ 減少、上部を塞いだモデル 22 は探索された有用なモデル 22 と比較し体積流量は $436.6[\text{l}/\text{min}]$ 減少、推力は $227.8[\text{g}]$ 減少、上部を塞いだモデル 10 は探索された有用なモデル 10 と比較し体積流量は $195.1[\text{l}/\text{min}]$ 減少、推力は $96.5[\text{g}]$ 減少、上部を塞いだモデル 20 は探索された有用なモデル 20 と比較し体積流量は $382.9[\text{l}/\text{min}]$ 減少、推力は $161.3[\text{g}]$ 減少となった。この比較結果より、コアンダ効果の影響による体積流量と推力の関係を確認し、図 2.28 の回帰直線がプラスの傾きであるため、探索された有用なモデルはコアンダ効果を効果的に取り出しているモデルであることを示した。

また、空気入力を同じ条件として、高さ $20[\text{mm}]$ 、半径 $20[\text{mm}]$ のシンプルなダクト構造のスラス

ト機構をモデル4の比較として設計した。シンプルなダクト構造であるため、コアンダ効果を効果的に得られるような考慮はされていない。ダクト構造の流体解析のシミュレーション結果を図 2.29 に示す。

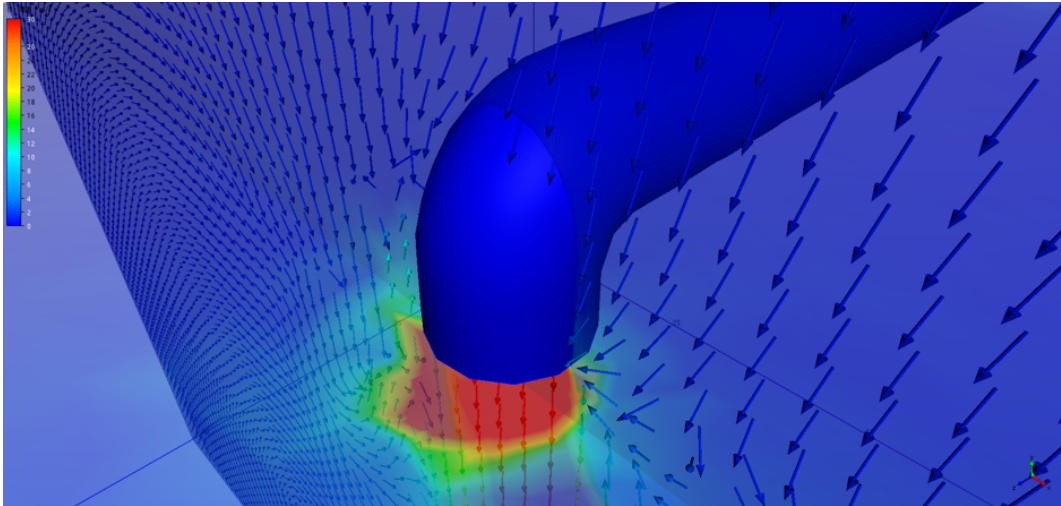


図 2.29 ダクト構造の流体解析

流体解析の結果、体積流量は $855.5[\text{l}/\text{min}]$ となり、モデル4より $36.7[\text{l}/\text{min}]$ も少ない値であった。これより、有用なモデルは同じ半径のシンプルなダクト構造よりコアンダ効果を効果的に得られていると考えられる。

探索された有用なモデルのスラスト機構は、コアンダ効果による引き込み作用を効果的に得ることができており、コアンダ効果が推力向上に寄与していることを示した。

2.12 まとめ

本章では、コアンダ効果を応用した UAV として、コアンダ UAV の設計概要からスラスト機構の実機実験による探索された有用なモデルの有用性を示した。2.2 では、本章の前提条件について示した。2.3 では、自己組織化マップについて示した。2.4 では、自己組織化マップを用いた設計探索の関

連研究を示した。2.5では、コアンダ効果を用いた UAV の設計について、スラスト機構の探索を行うため、設計変数の設定と設計について示した。2.6では、2.5で設計されたモデルに対して行う流体シミュレーション解析について示した。2.7では、2.5、2.6より導出された目的変数および設計変数に自己組織化マップを用いた設計探索を行い、体積流量の多いモデルから探索された有用なモデル 4、探索された有用なモデル 22、探索された有用なモデル 10、探索された有用なモデル 20 を有用なスラスト機構として示した。2.8では、2.7より探索されたモデルに対応する実機を製作、各モデルの推力測定実験を行い、各探索された有用なモデルの推力は、探索された有用なモデル 4 は 498.0[g]、探索された有用なモデル 22 は 426.0[g]、探索された有用なモデル 10 は 339.5[g]、探索された有用なモデル 20 は 313.0[g]であることを示した。2.9では、2.8より流体シミュレーションから得られた体積流量と実機推力測定から得られた推力の関係について、体積流量の増加に伴い推力も増加する関係を確認し、回帰直線式 $y = 0.7329x - 198.56$ の対応関係であることを示した。2.10では、スラスト機構におけるコアンダ効果の有無による体積流量と推力の関係を確認し、コアンダ効果と体積流量の関係また、体積流量と推力の関係よりコアンダ効果の推力への寄与について示した。2.11では、ここで探索されたスラスト機構モデルより、コアンダ効果の作用が UAV の推力としての有用性であることの考察について示した。

第 3 章

コアンダ UAV の可制御性を目的とした 制御系設計とモデリング

3.1 緒言

コアンダ UAV は、従来のマルチコプタ型 UAV と推進方法が異なるため、従来のマルチコプタ型 UAV と同じ制御手法を適応することが不可能である。なぜなら、従来のマルチコプタ型 UAV はモータとプロペラの回転により推力を得るため、各プロペラの回転速度変化によりロール、ピッチ、ヨーの各制御が個別に行うことが可能であるが、コアンダ UAV は機体内部より得た圧縮空気をスラスト機構の噴出口から排出することで推力を得て飛行を行うため、従来のマルチコプタ型 UAV のようにモータとプロペラが発生させるローターの反力による制御入力が存在しないため、ヨー軸の制御が不可能となるからである。また、従来のマルチコプタ型 UAV の機体パラメータは、モータとプロペラの組み合わせ 1 つにつきその中心部一点の推力点として定義しているが、スラスト機構はリング状に噴出口が存在しているため推力点の定義が異なるを考える。

ヨー軸の制御入力が存在しないことにおいては、非線形系を考えることでコアンダ UAV の制御を

試みることは可能である。しかし、本論文では、このコアンダ UAV を一般的に広く普及可能なものとして示すことを目指しているため、UAV として一般的に普及している従来のマルチコプタ型 UAV と同様な制御システムとして設計する必要がある。従来のマルチコプタ型 UAV は、可制御なモデルを用いており、現状では非線形系であるコアンダ UAV は既存の UAV 制御システムを用いた制御は不可能である。このため、従来のクワッドコプタ型 UAV と同様な線形系としてのコアンダ UAV の制御系設計を目指す。

本章では、コアンダ UAV の線形制御実現のため、機体設計の再検討とスラスト機構における推力点検討およびコアンダ UAV の線形近似モデル導出を行う。また、チルト角の制御への影響について、チルト角度を変更させたモデルを作成し、そのふるまいを確認する。

本論文の構成を以下に示す。

3.2 では、本章における前提条件について述べる。3.3 では、可制御なコアンダ UAV の提案するモデルについて述べる。3.4 では、可制御なモデルとして再設計されたコアンダ UAV の運動方程式および状態方程式の導出について述べる。3.5 では、3.4 で導出された状態方程式を元に線形近似モデルを作成し、提案モデル可制御性について述べる。3.6 では、シミュレーションにて提案モデルのチルト角が制御に与える影響について述べる。3.7 では、本章の考察について述べる。3.8 では、本章のまとめについて述べる。

3.2 前提条件

本論文では、コアンダ効果を応用した UAV の実現に向けて、外部入力での動作を前提とした UAV として述べる。ここでは、コアンダ UAV を可制御な制御モデルとして制御系設計の導出を考える。本論文で実現を目指すコアンダ UAV は、従来のマルチコプタ型 UAV と飛行のメカニズムが大きく

異なるためコアンダ UAV 独自の制御モデルが必要となる。外部入力を前提としており、アクチュエータ等の搭載は考慮しないため、従来のマルチコプタ型 UAV のようなモータとプロペラによるローターの反力の影響はないものとする。しかし、コアンダ UAV の一般的な普及のため、従来のマルチコプタ型 UAV と同様な可制御なモデルとして導出することを必要とする。コアンダ UAV のリング状に配置されたスラスト機構の推力点を踏まえ、制御モデルの設定と可制御のための制御モデルの設定を行うこととする。本章では、シミュレーション簡略のためエアチューブの影響については考慮しないものとする。

3.3 可制御なコアンダ UAV

コアンダ効果を応用した UAV のスラスト機構は、マルチコプタ型 UAV のプロペラ機構とは異なり、モータによる機体への外力モーメントが発生しないことが特徴である。第1章で示した図 1.2 の機体では、ヨー軸の入力が無いため制御不能になることが予想されている。コアンダ UAV からヨー軸制御入力を得るために機体設計の再検討を行う。現状のコアンダ UAV からスラスト機構の形状を損なわずにヨー軸の入力を得るシンプルな方法として、機体中心から点対称に傾斜させるのではなく、左右のスラスト機構中心から線対称でチルト角方向への傾斜を検討する。スラスト機構を機体中心から点対称に傾斜させる場合、推力の延長線上に重心が存在するためヨー軸制御単体の入力が不可能となる。

図 3.1, 3.2 に、スラスト機構にチルト角を設けたチルトスラスト機構を有するコアンダ UAV の概要を示す。

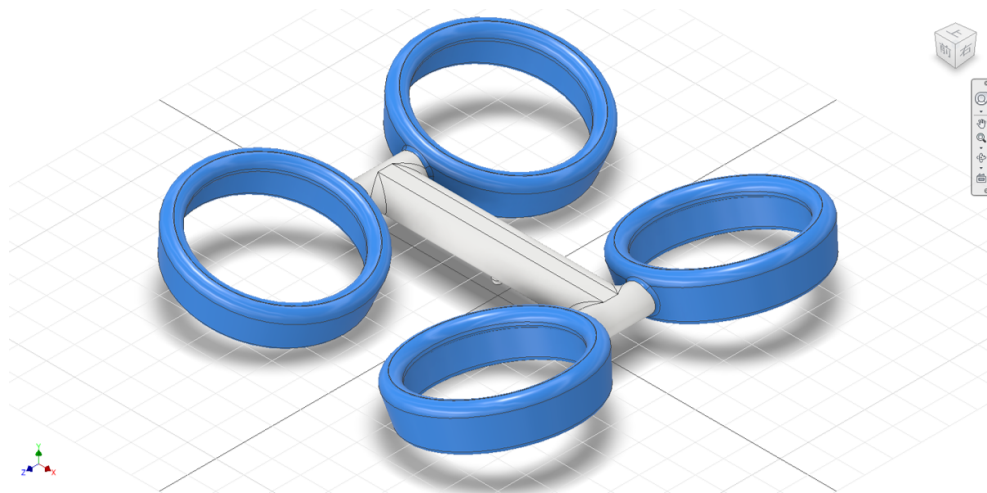


図 3.1 チルトスラスト機構を有したコアンダ UAV の全体像

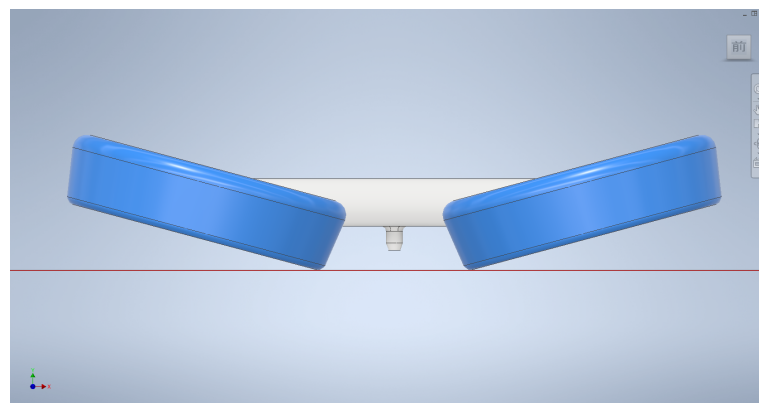


図 3.2 チルトスラスト機構を有したコアンダ UAV の正面

3.4 運動方程式の導出

ここでは、実現を目指すコアンダ UAV の運動方程式および状態方程式について示す。最初に、コアンダ UAV とそのスラスト機構について可制御となるモデルの導出を述べる。次に、設計したコアンダ UAV の座標系の定義と各パラメータおよび信号について述べる。次に、運動方程式とスラスト機構に関連する座標系の定義を示し、その座標系に基づいて運動方程式の導出を行う。最後に、運動方程式の整理と、状態方程式の導出を行う。

3.4.1 座標系の定義とそれに伴うパラメータおよび信号

ここでは、チルトスラスト機構を有するコアンダ UAV の運動を記述するために必要な座標系を示す。また、スラスト機構の推力を発生させる点の位置ベクトルについても示す。

スラスト機構が発生させる分布した推力を、複数の点における推力として近似する。リング状の推力分布を線上に制御入力として扱うことは困難であるため、ここでは、スラスト機構が発生する推力を4点で近似した。1点ではなく4点による近似とした理由は、スラスト機構の特性として入力の数に複数設定可能であるため、拡張性を考慮し本論文では4点近似とする。ここでは、1つのスラスト機構に1つの入力として検証を行うため、スラスト機構の各近似点は互いに干渉して独立には決定できない可能性がある。本論文では、図 3.3 に示す3つの座標系を使用した。

第1の座標系は、地面上のある基準点を原点とし、地面に固定された右手慣性座標系 \hat{F}^i である。ここでは、この座標系を固定座標系と呼ぶこととする。固定座標系 \hat{F}^i の各軸方向の単位ベクトル \hat{i}^i, \hat{j}^i と \hat{k}^i は、それぞれ北方向、東方向、鉛直方向を正の方向とするものである。第2の座標系は、機体の重心を原点とし、機体に固定された右手移動座標系 \hat{F}^b である。ここでは、この座標系を機体

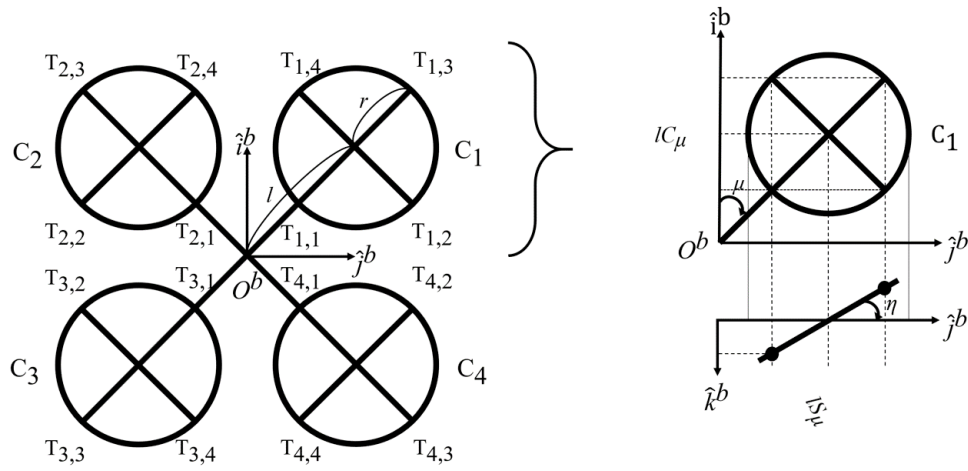


図 3.3 機体の座標系とパラメータ

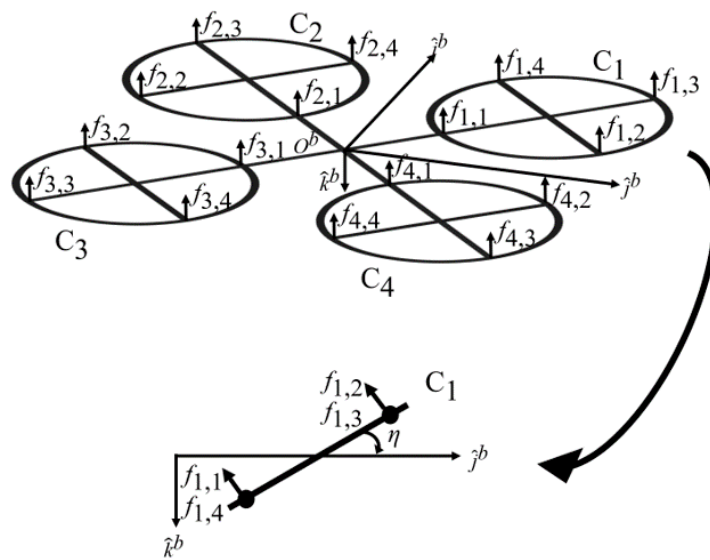


図 3.4 機体の座標系と信号

座標系と呼ぶこととする。ただし、慣性モーメントテンソルを簡略化するために、機体座標系の各軸を慣性主軸と一致させることができる。機体座標系の各軸方向の単位ベクトル \hat{i}^b, \hat{j}^b と \hat{k}^b は、それぞれ機体の前進方向、機体の右方向、機体の下降方向を正の方向にとるものである。第3の座標系は、固定座標系と同じ原点を持つナビゲーション用の座標系 \hat{F}^n である。ここでは、この座標系をナビゲーション座標系と呼ぶこととする。ナビゲーション座標系 \hat{F}^n の各軸方向の単位ベクトル

$\hat{i}^n, \hat{j}^n, \hat{k}^n$ は、北、東、上を正の方向と想定している。各座標系の変換は以下のように行うことができる。最初に、固定座標系から機体座標系への変換を示す。

ここでは、固定座標系 \hat{F}^i と機体座標系 \hat{F}^b で表されるベクトルをそれぞれ $\begin{bmatrix} x^i & y^i & z^i \end{bmatrix}^T$, $\begin{bmatrix} x^b & y^b & z^b \end{bmatrix}^T$ とし、 \cdot^T はベクトルまたは行列の転置を表す。この2つのベクトルの関係は、回転行列 R を用いて表すことができる。

$$\begin{bmatrix} x^b \\ y^b \\ z^b \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} x^i \\ y^i \\ z^i \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

ここで回転行列 R は、次のように与えられる [46].

$$R = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ -C_\phi S_\psi + S_\phi S_\theta C_\psi & C_\phi C_\psi + S_\phi S_\theta S_\psi & S_\phi C_\theta \\ S_\phi S_\psi + C_\phi S_\theta C_\psi & -S_\phi C_\psi + C_\phi S_\theta S_\psi & C_\phi C_\theta \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

C_θ, S_θ は、それぞれ $\cos(\theta(t)), \sin(\theta(t))$ を示す。この回転行列は、航空機でよく用いられる Z-Y-X オイラー角（ヨー、ピッチ、ロールの各システム）である。したがって、 $\phi(t), \theta(t), \psi(t)$ はそれぞれ、ロール角、ピッチ角、ヨー角を示す。 R は直行行列である。転置行列 R^T は、 R の逆行列となる。この逆行列を用いて、 \hat{F}^b から \hat{F}^i への変換も同様に表現できる。次に、固定座標系からガイド座標系への変換について説明する。ここでは、 \hat{F}^n の $\begin{bmatrix} x^n & y^n & z^n \end{bmatrix}^T$ で表されるベクトルを考えると、 \hat{F}^i と \hat{F}^n のベクトルの関係は、

$$\begin{bmatrix} x^i \\ y^i \\ z^i \end{bmatrix} = M_{\hat{k}} \begin{bmatrix} x^n \\ y^n \\ z^n \end{bmatrix}, \quad M_{\hat{k}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \quad (3.3)$$

と示せる．図 3.3 と図 3.4 は，チルトスラスト機構を有するコアンダ UAV のパラメータ，信号，機体座標系を示している．図 3.3 の C_1, C_2, C_3, C_4 の 4 つの円は，コアンダ効果を利用したスラスト機構を表している．ここでは，スラスト機構の近似的な推力点を考える．これらの推力は，各 C_i に対して $f_{i,1}, f_{i,2}, f_{i,3}, f_{i,4}$ で表される．同様に，各スラスト機構に 4 つの推力が存在する点を $T_{i,j}$ ，各スラスト機構の中心 C_i を O_i^c と定義する．推力を発生させている各点 $T_{i,j}$ の機体座標系における位置ベクトルを求め，運動方程式における外力モーメントの導出に利用した．前述のように，スラスト機構は各スラスト機構の中心を通り \hat{i}^b 方向に軸周りに回転しているため，ヨー方向の入力を得ることができる．

ここで，スラスト機構 C_1 が， \hat{i}^b 方向に軸回転していないと仮定し，回転した $T_{1,1}$ に対応する点を $T'_{1,1}$ と定義する．このとき，体座標系の原点 O^b から $T'_{1,1}$ への位置ベクトル $r'_{1,1}$ は，次式で求められる．

$$r'_{1,1} = O^b T'_{1,1} = O^b O_1^c + O_1^c T'_{1,1}. \quad (3.4)$$

次に，スラスト機構 C_1 を \hat{i}^b 軸と平行な軸を中心に回転させる．このとき，機体座標系の原点 O^b から $T_{1,1}$ への位置ベクトル $r_{1,1}$ は次式で求められる．

$$r_{1,1} = O^b T_{1,1} = O^b O_1^c + R_{-\eta} O_1^c T'_{1,1}, \quad (3.5)$$

ここで， $R_{-\eta}$ は， \hat{i}^b の軸を中心とした回転を表す回転行列を示し，次のように与えられる．

$$R_{-\eta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_\eta & S_\eta \\ 0 & -S_\eta & C_\eta \end{bmatrix}. \quad (3.6)$$

C_η, S_η はそれぞれ $\cos \eta, \sin \eta$ を示す。したがって、 $\mathbf{r}_{1,1}$ は次のように表される。

$$\mathbf{r}_{1,1} = \begin{bmatrix} (l-r)C_\mu \\ (l-rC_\eta)S_\mu \\ rS_\mu S_\eta \end{bmatrix}. \quad (3.7)$$

同様に、それぞれの近似推力を発生させる点の位置ベクトルは、次のようにして得ることができる。

$$\mathbf{r}_{1,2} = \begin{bmatrix} lC_\mu - rS_\mu \\ lS_\mu + rC_\mu C_\eta \\ -rC_\mu S_\eta \end{bmatrix}, \mathbf{r}_{1,3} = \begin{bmatrix} (l+r)C_\mu \\ (l+rC_\eta)S_\mu \\ -rS_\mu S_\eta \end{bmatrix}, \mathbf{r}_{1,4} = \begin{bmatrix} lC_\mu + rS_\mu \\ lS_\mu - rC_\mu C_\eta \\ rC_\mu S_\eta \end{bmatrix}, \quad (3.8)$$

ここで、 $\mathbf{r}_{i,j}, i, j = \{1, 2, 3, 4\}$ は、機体座標系の原点 $T_{i,j}$ から推力が発生する点 O^b への位置ベクトルを表す。スラスト機構 C_2, C_3, C_4 は、スラスト機構 C_1 に対して、それぞれ $\hat{i}^b, O^b, \hat{j}^b$ を中心に線対称または点对称となる。したがって、残りのスラスト機構の位置ベクトルは、次のように表せる。

$$\mathbf{r}_{2,i} = M_i \mathbf{r}_{1,i}, \mathbf{r}_{3,i} = M_{\hat{i},j} \mathbf{r}_{1,i}, \mathbf{r}_{4,i} = M_{\hat{j}} \mathbf{r}_{1,i}, i = \{1, 2, 3, 4\}, \quad (3.9)$$

ここで、 $M_i, M_{\hat{i},j}, M_{\hat{j}}$ は、各軸に対する対称性のある動きを表す一次変換行列で、次のように表すことができる。

$$M_i := \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, M_{\hat{i},j} := \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, M_{\hat{j}} := \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.10)$$

3.4.2 運動方程式

ここでは、機体座標系における運動方程式の導出について説明する。慣性系におけるニュートンの運動方程式を以下に示す。運動方程式は、並進運動の方程式と回転運動の方程式で構成されており、次のように表される。

$$M_B \frac{d}{dt} \mathbf{v}^i(t) = \mathbf{F}^i(t), \quad (3.11)$$

$$\frac{d}{dt} \mathbf{h}^i(t) = \mathbf{Q}^i(t), \quad (3.12)$$

ここで、 M_B はコアンダ UAV の質量を表し、 $\mathbf{v}^i(t)$, $\mathbf{F}^i(t)$, $\mathbf{h}^i(t)$, $\mathbf{Q}^i(t)$ はそれぞれ、固定座標系から見た機体の速度、機体に作用する外力、角運動量、トルクによる外力モーメントを表す。次に、機体座標系で成立する運動方程式を導く。姿勢制御を考える上では、機体座標系で構成された運動方程式を用いる方が便利であるため、ここでは主にこの運動方程式を用いている。なお、移動するターゲットシステムに見かけ上の力や慣性力を加えても、運動方程式は成立するので注意が必要である。機体座標系での運動方程式は、次の式で表される。

$$M_B \left(\frac{d}{dt} \mathbf{v}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{v}(t) \right) = \mathbf{F}(t), \quad (3.13)$$

$$\left(J_B^b \frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times J_B^b \boldsymbol{\omega}(t) \right) = \mathbf{Q}(t), \quad (3.14)$$

ここで、 J_B^b は機体座標系における機体の慣性モーメント行列であり、 $\mathbf{v}(t)$, $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\mathbf{F}(t)$, $\mathbf{Q}(t)$ はそれぞれ機体座標系における速度ベクトル、角速度ベクトル、外力ベクトル、機体のトルクによる外力モーメントを表し、 \times はベクトル積を表す。上記の式は下記の式のように書き換えることができる。まず、式の左辺について記述する (3.13)。機体座標系から見た機体重心の速度ベクトル $\mathbf{v}(t)$ と角速

度ベクトル $\boldsymbol{\omega}(t)$ は次のように定義できる。

$$\boldsymbol{v}(t) := \begin{bmatrix} u(t) \\ v(t) \\ w(t) \end{bmatrix}, \boldsymbol{\omega}(t) := \begin{bmatrix} p(t) \\ q(t) \\ r(t) \end{bmatrix}. \quad (3.15)$$

この場合、式の左辺 (3.13) は次のように表される。

$$\frac{d}{dt}\boldsymbol{v}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times \boldsymbol{v}(t) = \begin{bmatrix} \frac{d}{dt}u(t) + q(t)w(t) - r(t)v(t) \\ \frac{d}{dt}v(t) + r(t)u(t) - p(t)w(t) \\ \frac{d}{dt}w(t) + p(t)v(t) - q(t)u(t) \end{bmatrix}. \quad (3.16)$$

次に、機体座標系において機体に加わる外力 $\boldsymbol{F}(t)$ を求める。機体に加わる外力は、スラスト機構のコアンダ効果による推力 $\boldsymbol{F}_C(t)$ と、機体に作用する重力 $\boldsymbol{F}_g(t)$ の2つの部分からなる。まず、スラスト機構のコアンダ効果による推力 $\boldsymbol{F}_C(t)$ を求める。このコアンダ効果による推力 $\boldsymbol{F}_C(t)$ は、初めから機体座標系で求めることができる。点 $T_{i,j}, i, j = \{1, 2, 3, 4\}$ から発生する推力を $\boldsymbol{F}_{i,j}(t)$ とすると、推力は図 3.4 より、以下の式で表すことができる。

$$\boldsymbol{F}_{i,j}(t) = R_{-\eta} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -f_{i,j}(t) \end{bmatrix}, \boldsymbol{F}_{k,j}(t) = R_{\eta} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -f_{k,j}(t) \end{bmatrix}, \quad (3.17)$$

$$i = \{1, 4\}, j = \{1, 2, 3, 4\}, k = \{2, 3\}, R_{-\eta} = R_{\eta}^T. \quad (3.18)$$

したがって、スラスト機構のコアンダ効果による推力 $\boldsymbol{F}_C(t)$ は、これらのベクトルの和として次のように表すことができる。

$$\mathbf{F}_C(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ S_\eta \sum_{i=1}^4 (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)) \\ -C_\eta \sum_{i=1}^4 (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)) \end{bmatrix}. \quad (3.19)$$

次に、機体に作用する重力 $\mathbf{F}_g(t)$ を求める。機体に採用する重力 $\mathbf{F}_g(t)$ は、固定座標系から求めた後、回転行列を用いて本体座標系に変換することができる。固定座標系で機体に作用する重力 $\mathbf{F}_g^i(t)$ は次のようにして求めることができる。

$$\mathbf{F}_g^i(t) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_B g \end{bmatrix}, \quad (3.20)$$

ここで、 g は重力加速度を表す。したがって、機体座標系における重力による外力 \mathbf{F}_g は次のように表される。

$$\mathbf{F}_g(t) = R\mathbf{F}_g^i(t) = \begin{bmatrix} -M_B g S_\theta \\ M_B g S_\phi C_\theta \\ M_B g C_\phi C_\theta \end{bmatrix}. \quad (3.21)$$

したがって、式の右辺 (3.13) は次のように表す。

$$\mathbf{F}(t) = \mathbf{F}_C(t) + \mathbf{F}_g(t) := \begin{bmatrix} F_x(t) \\ F_y(t) \\ F_z(t) \end{bmatrix}. \quad (3.22)$$

ここで、 $F_x(t), F_y(t), F_z(t)$ は次のように与えられる。

$$F_x(t) := -M_B g S_\theta, \quad (3.23)$$

$$F_y(t) := S_\eta \sum_{i=1}^4 (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)) + M_{B\eta} g S_\phi C_\theta, \quad (3.24)$$

$$F_z(t) := -C_\eta \sum_{i=1}^4 (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)) + M_{B\eta} g C_\phi C_\theta. \quad (3.25)$$

次に、式の左辺 (3.14) は次のように書き換えられる。

J_B^b は次のように定義される。

$$J_B^b := \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix}. \quad (3.26)$$

このとき、式の左辺 (3.14) は次のように表される。

$$\left(J_B^b \frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times J_B^b \boldsymbol{\omega}(t) \right) = \begin{bmatrix} J_x \frac{d}{dt} p(t) + (J_z - J_y) q(t) r(t) \\ J_y \frac{d}{dt} q(t) + (J_x - J_z) p(t) r(t) \\ J_z \frac{d}{dt} r(t) + (J_y - J_x) p(t) q(t) \end{bmatrix}. \quad (3.27)$$

最後に、機体座標系において機体に加わる外力モーメント $\mathbf{Q}(t)$ を求める。なお、機体にかかる外力モーメントは、以下のように推力が発生した地点からの推力 $\mathbf{F}_{i,j}(t)$ とその位置ベクトル $\mathbf{r}_{i,j}$ のベクトル積を用いて求めることができる。

$$\mathbf{Q}(t) = \sum_{i=1}^4 \sum_{j=1}^4 \mathbf{r}_{i,j} \times \mathbf{F}_{i,j}(t) := \begin{bmatrix} Q_x(t) \\ Q_y(t) \\ Q_z(t) \end{bmatrix}, \quad (3.28)$$

ここで、 $Q_x(t), Q_y(t), Q_z(t)$ は次のように与えられる。

$$Q_x(t) := \sum_{i=1}^4 \alpha_i (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)), \quad (3.29)$$

$$Q_y(t) := \sum_{i=1}^4 \beta_i (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)), \quad (3.30)$$

$$Q_z(t) := \sum_{i=1}^4 \gamma_i (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)), \quad (3.31)$$

ここで, $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i, i = \{1, 2, 3, 4\}$ は次のように与えられる.

$$\begin{cases} \alpha_1 := (l - rC_\eta)C_\eta S_\mu - rS_\eta^2 S_\mu, \\ \alpha_2 := (lS_\mu + rC_\eta C_\mu)C_\eta + rS_\eta^2 C_\mu, \\ \alpha_3 := (l + rC_\eta)C_\eta S_\mu + rS_\eta^2 S_\mu, \\ \alpha_4 := (lS_\mu - rC_\eta C_\mu)C_\eta - rS_\eta^2 C_\mu, \end{cases} \quad (3.32)$$

$$\begin{cases} \beta_1 := (l - r)C_\eta C_\mu, \\ \beta_2 := (lC_\mu - rS_\mu)C_\eta, \\ \beta_3 := (l + r)C_\eta C_\mu, \\ \beta_4 := (lC_\mu + rS_\mu)C_\eta, \end{cases} \quad (3.33)$$

$$\begin{cases} \gamma_1 := (l - r)S_\eta C_\mu, \\ \gamma_2 := (lC_\mu - rS_\mu)S_\eta, \\ \gamma_3 := (l + r)S_\eta C_\mu, \\ \gamma_4 := (lC_\mu + rS_\mu)S_\eta. \end{cases} \quad (3.34)$$

3.4.3 状態方程式

運動方程式の各項は先に成立しているのので, それらを並べることでチルトスラスト機構を有するコアンダ UAV の状態方程式を得ることができる. 本論文では, パラメータ μ を $\mu = 45^\circ$ に固定している. さらに, $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i, i = \{1, 2, 3, 4\}$ は次のように表される.

$$\begin{cases} \alpha_5 := (l - rC_\eta)C_\eta S_\mu - rS_\eta^2 S_\mu = \alpha_1 = \alpha_4, \\ \alpha_6 := (l + rC_\eta)C_\eta S_\mu + rS_\eta^2 S_\mu = \alpha_2 = \alpha_3, \end{cases} \quad (3.35)$$

$$\begin{cases} \beta_5 := (l-r)C_\eta S_\mu = \beta_1 = \beta_2, \\ \beta_6 := (l+r)C_\eta S_\mu = \beta_3 = \beta_4, \end{cases} \quad (3.36)$$

$$\begin{cases} \gamma_5 := (l-r)S_\eta S_\mu = \gamma_1 = \gamma_2, \\ \gamma_6 := (l+r)S_\eta S_\mu = \gamma_3 = \gamma_4. \end{cases} \quad (3.37)$$

また、回転行列を更新するためのオイラー角の微分方程式を以下のように示す。

$$\frac{d}{dt}\boldsymbol{\varepsilon}(t) = \begin{bmatrix} p(t) + (q(t)S_\phi + r(t)C_\phi)T_\theta \\ q(t)C_\phi - r(t)S_\phi \\ (q(t)S_\phi + r(t)C_\phi)\frac{1}{C_\phi} \end{bmatrix}, \quad (3.38)$$

ここで、 $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$ は次のように表される。

$$\boldsymbol{\varepsilon}(t) := \begin{bmatrix} \phi(t) \\ \theta(t) \\ \psi(t) \end{bmatrix}. \quad (3.39)$$

T_θ は $\tan(\theta(t))$ である。

以上の準備を経て、この機体の運動方程式は次のようにまとめられる。

$$E' \frac{d}{dt}\boldsymbol{x}(t) = \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}(t), \boldsymbol{u}(t)), \quad (3.40)$$

ここで、 E' は次のように表される。

$$E := \begin{bmatrix} M_B I_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & J_B^b & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & I_3 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & RM_{\hat{k}} \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

I_3 は、3次元の単位行列である。さらに、 $\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t))$ は次のように表される。

$$\mathbf{x}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{v}(t) \\ \boldsymbol{\omega}(t) \\ \boldsymbol{\varepsilon}(t) \\ \mathbf{x}^n(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}(t) := (u_i), i = \{1, 2, \dots, 7\}, \quad (3.42)$$

$$u_1(t) := \sum_{i=1}^4 (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)), \quad (3.43)$$

$$u_2(t) := (-f_{1,1}(t) + f_{2,1}(t) + f_{3,1}(t) - f_{4,1}(t)) + (-f_{1,4}(t) + f_{2,4}(t) + f_{3,4}(t) - f_{4,4}(t)), \quad (3.44)$$

$$u_3(t) := \sum_{i=2}^3 (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) + f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)), \quad (3.45)$$

$$u_4(t) := \sum_{i=1}^2 (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)), \quad (3.46)$$

$$u_5(t) := \sum_{i=3}^4 (f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) - f_{4,i}(t)), \quad (3.47)$$

$$u_6(t) := \sum_{i=1}^2 (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)), \quad (3.48)$$

$$u_7(t) := \sum_{i=3}^4 (-f_{1,i}(t) + f_{2,i}(t) - f_{3,i}(t) + f_{4,i}(t)), \quad (3.49)$$

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := (f_i(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t))), i = \{1, 2, \dots, 12\}, \quad (3.50)$$

$$f_1(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := M_B (-q(t)w(t) + r(t)v(t) - gS_\theta), \quad (3.51)$$

$$f_2(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := M_B (-r(t)u(t) + p(t)w(t) + gS_\phi C_\theta) + S_\eta (u_2(t) + u_3(t)), \quad (3.52)$$

$$f_3(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := M_B (-p(t)v(t) + q(t)u(t) + gC_\phi C_\theta) - C_\eta u_1(t), \quad (3.53)$$

$$f_4(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := -(J_z - J_y)q(t)r(t) + \alpha_5 u_2(t) + \alpha_6 u_3(t), \quad (3.54)$$

$$f_5(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := -(J_x - J_z)p(t)r(t) + \beta_5 u_4(t) + \beta_6 u_5(t), \quad (3.55)$$

$$f_6(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := -(J_y - J_x)p(t)q(t) + \gamma_5 u_6(t) + \gamma_6 u_7(t), \quad (3.56)$$

$$f_7(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := p(t) + (q(t)S_\phi + r(t)C_\phi)T_\theta, \quad (3.57)$$

$$f_8(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := q(t)C_\phi - r(t)S_\phi, \quad (3.58)$$

$$f_9(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := (q(t)S_\phi + r(t)C_\phi) \frac{1}{C_\theta}, \quad (3.59)$$

$$f_{10}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := u(t), \quad (3.60)$$

$$f_{11}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := v(t), \quad (3.61)$$

$$f_{12}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) := w(t). \quad (3.62)$$

実際の制御では、制御入力 $\mathbf{u}(t)$ から推力 $f_{i,j}(t), i, j = \{1, 2, 3, 4\}$ を得ることが必要である。制御入力 $\mathbf{u}(t)$ から推力 $f_{i,j}(t), i, j = \{1, 2, 3, 4\}$ の導出を検討するため、 $\mathbf{u}(t)$ を行列形式で表すと次のようになる。

$$\mathbf{u}(t) = M_{fu}\mathbf{f}(t), \quad (3.63)$$

ここで、 $M_{fu}, \mathbf{f}(t)$ は次のように表される。

$$M_{fu} := \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ -1 & 0 & 0 & -1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.64)$$

$$\mathbf{f}(t) := \begin{bmatrix} \mathbf{f}_1(t) \\ \mathbf{f}_2(t) \\ \mathbf{f}_3(t) \\ \mathbf{f}_4(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{f}_i(t) := \begin{bmatrix} f_{i,1}(t) \\ f_{i,2}(t) \\ f_{i,3}(t) \\ f_{i,4}(t) \end{bmatrix}, \quad i = \{1, 2, 3, 4\}. \quad (3.65)$$

この場合、式 (3.63) は劣決定システムとなる [47]。しかし、係数行列 M_{fu} のランク $\text{rank}(M_{fu})$ は 7 であり、行フルランクであることが示せる。したがって、 $\mathbf{f}(t)$ の解は不定であるため、何らか

の条件を追加しなければ解は決定しない [48]. 一般的には, 解 $f(t)$ の 2 ノルムの 2 乗を最小化することが多く, その場合, ラグランジュ乗数法を用いて一般化逆行列を用いた閉形式の解を導くことができます. 近年では, 近似値の 0 ノルムや 1 ノルムを用いてスパースな解が導出できる場合が増えている.

3.5 線形近似モデルと分析

ここでは, 導き出された状態方程式の線形近似と線形近似モデルに基づく解析を示す. 状態方程式の線形近似は, 動作点付近での機体の動きを考えることで検討できる. まず, 3.5.1 では, 機体の動きを検討する近傍の状態である動作点を導出する. 次に, 3.5.2 では, 操作点の近傍で成立する線形近似を導出する. 最後に, 3.5.3 では, 導出した線形近似モデルの制御性について述べる.

3.5.1 動作点の導出

ここでは, ホバリング状態からの微小な変位の運動を考えることで, 航空機の動作点 $(\mathbf{x}_e, \hat{\mathbf{u}})$ を導出する. ここで, $\mathbf{x}_e = \mathbf{0}$ である. したがって, $f(\mathbf{x}_e, \mathbf{u}(t))$ は次のように表される.

$$\mathbf{f}(\mathbf{x}_e, \mathbf{u}(t)) = \begin{bmatrix} 0 \\ S_\eta(u_2(t) + u_3(t)) \\ M_B g - C_\eta u_1(t) \\ \alpha_5 u_2(t) + \alpha_6 u_3(t) \\ \beta_5 u_4(t) + \beta_6 u_5(t) \\ \gamma_5 u_6(t) + \gamma_6 u_7(t) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3.66)$$

この場合、与えられた式が $\mathbf{0}^T$ である入力 $\mathbf{u}(t)$ は、 $\hat{\mathbf{u}}$ となる。すなわち、以下の連立代数方程式の解が動作点の制御入力 $\hat{\mathbf{u}}$ となる。

$$S_\eta(u_2(t) + u_3(t)) = 0, \quad (3.67)$$

$$C_\eta u_1(t) = M_B g, \quad (3.68)$$

$$\alpha_5 u_2(t) + \alpha_6 u_3(t) = 0, \quad (3.69)$$

$$\beta_5 u_4(t) + \beta_6 u_5(t) = 0, \quad (3.70)$$

$$\gamma_5 u_6(t) + \gamma_6 u_7(t) = 0. \quad (3.71)$$

機体の対称性の構造から、 $f_{1,i}(t) = f_{2,i}(t) = f(t) = f_{3,i}(t) = f_{4,i}(t)$ は連立代数方程式の解とみなすことができる。このとき、 $u_i(t) = 0, i = \{2, 3, 4, 5, 6, 7\}$ となり、式 (3.67) と式 (3.69) - (3.71) が成立すると言える。最後に、式 (3.68) より、 $u_1(t) = M_B g / C_\eta$ が連立代数方程式の解となる。したがって、チルトスラスト機構を有するコアンダ UAV の動作点は次のように表すことができる。

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_e = \mathbf{0}, \quad (3.72)$$

$$\mathbf{u}(t) = \hat{\mathbf{u}}, \quad (3.73)$$

$$\hat{\mathbf{u}} = \mathbf{u}_e + \Delta \mathbf{u}(t), \quad (3.74)$$

$$\mathbf{u}_e = \begin{bmatrix} \frac{M_B g}{C_n} & 0 & \dots & 0 \end{bmatrix}^T. \quad (3.75)$$

3.5.2 線形近似

導き出された動作点の近傍では、モデルは次のように線形に近似することができる。

$$E'' \frac{d}{dt} \Delta \mathbf{x}(t) = A' \Delta \mathbf{x}(t) + B' \Delta \mathbf{u}(t), \quad (3.76)$$

ここで、 $\Delta \mathbf{x}(t), \Delta \mathbf{u}(t)$ は、演算点からの差分を表す。 $\Delta \mathbf{x}(t) = \mathbf{x}(t) - \mathbf{x}_e, \Delta \mathbf{u}(t) = \mathbf{u}(t) - \mathbf{u}_e$ また、 E'', A', B' は次のように表すことができる。

$$E'' = E' \Big|_{\substack{\mathbf{x}(t)=\mathbf{x}_e, \\ \mathbf{u}(t)=\hat{\mathbf{u}}}} = \begin{bmatrix} M_B I_3 & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & J_B^b & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & I_3 & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & M_{\hat{k}} \end{bmatrix}, \quad (3.77)$$

$$A' = (a'_{ij}), B' = (b'_{ij}), \quad (3.78)$$

$$a'_{ij} = \frac{\partial f_i(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t))}{\partial x_j} \Big|_{\substack{\mathbf{x}(t)=\mathbf{x}_e, \\ \mathbf{u}(t)=\hat{\mathbf{u}}}}, \quad (3.79)$$

$$b'_{ij} = \frac{\partial f_i(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t))}{\partial u_j} \Big|_{\substack{\mathbf{x}(t)=\mathbf{x}_e, \\ \mathbf{u}(t)=\hat{\mathbf{u}}}}. \quad (3.80)$$

この場合、行列 E'' は非特異点であるため、方程式の左辺からその逆行列を掛け合わせることで状態方程式を得ることができる。また、式の予測として、 $\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)$ は、 $\mathbf{x}(t) := \Delta \mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t) := \Delta \mathbf{u}(t)$

と書き換えることができる.

$$\frac{d}{dt}\mathbf{x}(t) = A\mathbf{x}(t) + B\mathbf{u}(t), \quad (3.81)$$

ここで, A, B は次のように表されます.

$$A = E'^{-1}A' \quad (3.82)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$B = E'^{-1}B' \quad (3.83)$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & S_{\eta}/M_B & S_{\eta}/M_B & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -C_{\eta}/M_B & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_5/J_x & \alpha_6/J_x & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \beta_5/J_y & \beta_6/J_y & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \gamma_5/J_z & \gamma_6/J_z \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

3.5.3 可制御性解析

本論文の目的は、上記で提案したモデルと導出した方程式が可制御であることを確認することである。提案モデルの可制御性は可制御性行列を用いることで確認することができる。可制御性の結果、可制御性行列のランク条件より導出された線形近似モデルが $\eta \neq 0$ で可制御であることを確認した。

3.6 シミュレーション

ここでは、パラメータ η が線形近似の制御に与える影響について検討する。まず、シミュレーション実験による比較を容易にするために、線形近似モデルに適用する制御系を 3.6.1 に提示する。次に、3.6.2 では、実施したシミュレーションの結果を示す。

3.6.1 制御システム設計

シミュレーションによる応答を比較するために、適切なコントローラを用いて機体を安定させる。シミュレーションを行うにはシステムが不安定であるため、そのままでは応答の比較が困難である。そこで、比較に用いるシステムを安定化させるために、適切な制御器を用意した。同様の理由で、制御システム設計を簡単にするため、全ての状態変数 $x(t)$ が測定可能であることを前提としている。

ここでは、最適制御に基づく線形二次レギュレータ (LQR) と線形二次積分 (LQI) 制御法を比較のための制御システムとして選択した [49, 50]。制御可能なパラメータである η は、水平方向と垂直方向の両方に推力を分配するため、その効果はペイロードと姿勢制御のトレードオフとして現れることが予想される。そのため、シミュレーションにおける制御対象は、地上から浮上しホバリング能力を維持しつつ、高度とヨー角の点でステップ基準入力に追従するように設計する必要がある。そこで、2つの最適制御手法である LQR 制御と LQI 制御の2つの最適制御法を併用する。LQR 制御や LQI 制御の最適制御には、設計パラメータとして評価関数の重み行列を指定する必要がある。なお、この重み行列の値は、 η の値に関わらず共通にする必要がある。これにより、シミュレーション結果の差はパラメータ η のみに依存することになり、応答を比較することでパラメータ η の影響を容易に検討できることが報告されている。LQR 制御系や LQI 制御系の設計では、導出した線形近似の状態方程式を2つのサブシステム Σ_1, Σ_2 に分解する。つまり、二つのサブシステム $x^n(t), y^n(t), \phi(t), \theta(t)$ が存在する。LQR 制御の場合は Σ_1 、LQI 制御の場合は $z^n(t), \psi(t), \Sigma_2$ となる。この2つのサブシステムに対して、それぞれ LQR 制御系と LQI 制御系を設計する。導出された状態方程式の線形近似は、以下のように互いに干渉しない2つの独立したサブシステム Σ_1, Σ_2 に分解することができる。

$$\Sigma_1: \begin{cases} \frac{d}{dt}\mathbf{x}_1(t) = A_1\mathbf{x}_1(t) + B_1\mathbf{u}_1(t), \\ \mathbf{y}_1(t) = C_1\mathbf{x}_1(t), \end{cases} \quad (3.84)$$

$$\Sigma_2: \begin{cases} \frac{d}{dt}\mathbf{x}_2(t) = A_2\mathbf{x}_2(t) + B_2\mathbf{u}_2(t), \\ \mathbf{y}_2(t) = C_2\mathbf{x}_2(t), \end{cases} \quad (3.85)$$

ここで, $\mathbf{x}_1(t), \mathbf{u}_1(t), \mathbf{y}_1(t), \mathbf{x}_2(t), \mathbf{u}_2(t), \mathbf{y}_2(t)$ は次のように表される.

$$\mathbf{x}_1(t) := \begin{bmatrix} x^n(t) \\ u(t) \\ \theta(t) \\ q(t) \\ y^n(t) \\ v(t) \\ \phi(t) \\ p(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_1(t) := \begin{bmatrix} u_2(t) \\ u_3(t) \\ u_4(t) \\ u_5(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{y}_1(t) := \begin{bmatrix} x^n(t) \\ y^n(t) \end{bmatrix}, \quad (3.86)$$

$$\mathbf{x}_2(t) := \begin{bmatrix} z^n(t) \\ w(t) \\ \psi(t) \\ r(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_2(t) := \begin{bmatrix} u_1(t) \\ u_6(t) \\ u_7(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{y}_2(t) := \begin{bmatrix} z^n(t) \\ \psi(t) \end{bmatrix}. \quad (3.87)$$

$$(3.88)$$

係数行列は次のように表される.

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & g & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.89)$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \beta_5/J_y & \beta_6/J_y \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ S_\eta/M_B & S_\eta/M_B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \alpha_5/J_x & \alpha_6/J_x & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.90)$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.91)$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.92)$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ -C_\eta/M_B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \gamma_5/J_z & \gamma_6/J_z \end{bmatrix}, \quad (3.93)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.94)$$

これらのサブシステムにおいて，LQR および LQI の制御構造を図 3.5, 3.6 に示す．各制御器のゲイン K_1, K_2 は，それぞれ以下の評価関数 J_1, J_2 を最小化することで，最適化問題の解として得ることができる．

$$J_1 = \int_0^\infty (\mathbf{x}_1(t)^T Q_1 \mathbf{x}_1(t) + \mathbf{u}_1(t)^T R_1 \mathbf{u}_1(t)) dt, \quad (3.95)$$

$$J_2 = \int_0^\infty (\mathbf{z}(t)^T Q_2 \mathbf{z}(t) + \mathbf{u}_2(t)^T R_2 \mathbf{u}_2(t)) dt, \quad (3.96)$$

ここで， $\mathbf{z}(t)$ は， $\mathbf{z}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_2(t)^T & \mathbf{e}(t)^T \end{bmatrix}^T$ ， $\mathbf{e}(t) = \mathbf{r}(t) - \mathbf{y}(t)$ であり， $\mathbf{r}(t)$ は，参照入力である．

なお，ここでは簡略化のため，適当な次元の単位行列として Q_1, R_1, Q_2, R_2 を用いている．

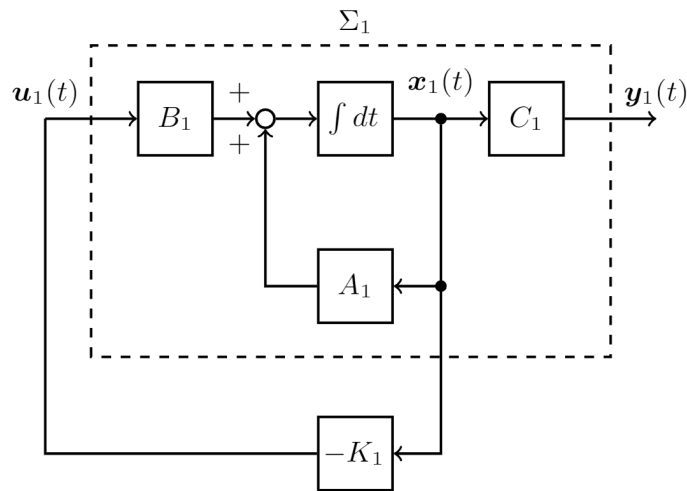


図 3.5 ブロック線図: Σ_1 with LQR

3.6.2 シミュレーション結果

Matlab と Simulink を用いて，外乱やコアンダ UAV の初期状態を設定せず，基準入力 $\mathbf{r}(t)$ をステップ入力として垂直方向 0.1[m] とヨー軸方向 $\pi/12$ [rad] のシミュレーションを実施した．さらに，

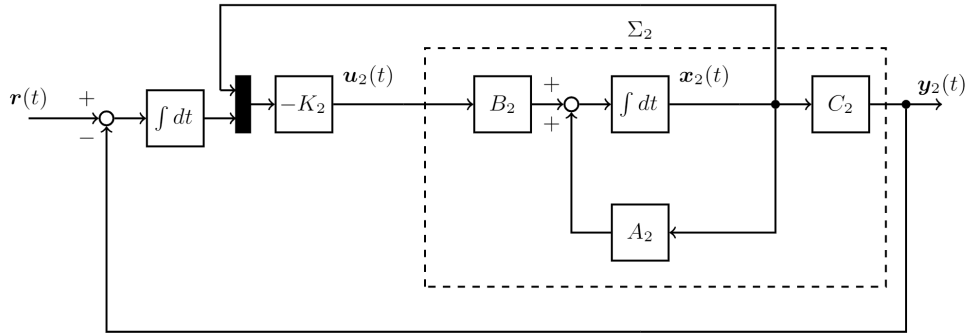


図 3.6 ブロック線図: Σ_2 with LQI

制御を可能にするためのパラメータとして、 η の 4 つのパラメータ $\eta = \{15, 30, 45, 60\}$ を用いた。ただし、 $\eta = 0$ (第 1 章で示したコアンダ UAV の設計概要) は、 $\eta \neq 0$ と同じ条件で比較できないため、ここでは $\eta = 0$ は実施していない。

本章では、LQR などの制御系を設計する際に、同じ評価関数を用いて異なる値の η の制御結果を比較しているが、 $\eta = 0$ の場合には、線形近似モデルが制御不能となり、LQR や LQI の制御系を設計することができない。したがって、 $\eta = 0$ の場合は、 $\eta \neq 0$ と同じ条件で比較することができないため、この条件でのシミュレーションは実施していない。各 η とその他のパラメータは表 3.1 に示す。

表 3.1 機体パラメータ

	$\eta = 15^\circ$	$\eta = 30^\circ$	$\eta = 45^\circ$	$\eta = 60^\circ$
M_B [kg]	3.00×10^{-1}	3.00×10^{-1}	3.00×10^{-1}	3.00×10^{-1}
J_x [kg m ²]	2.08×10^{-3}	2.14×10^{-3}	2.23×10^{-3}	2.32×10^{-3}
J_y [kg m ²]	4.15×10^{-3}	4.07×10^{-3}	3.97×10^{-3}	3.88×10^{-3}
J_z [kg m ²]	2.16×10^{-3}	2.15×10^{-3}	2.14×10^{-3}	2.13×10^{-3}

このパラメータは、3DCAD ソフト Autodesk 社の Inventor より算出された値である。ここでは、有効数字を 3 桁として扱う。ここで示すチルトスラスト機構を有するコアンダ UAV のモデルは、スラスト機構を回転による質量は変わらないものとして設計されている。そのため、各 η においては、全てのモデルで質量が等しくなる。

このとき、 η に対する制御ゲイン K_1, K_2 の設計値は以下の通りである。

$$\eta = 15[\text{deg}]:$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0.599 & 0.827 & 2.61 & 0.376 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.801 & 1.195 & 4.84 & 0.995 \\ -0.361 & -0.535 & 2.13 & 0.428 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.933 & -1.39 & 5.51 & 1.11 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.97)$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} 2.00 & -1.50 & 0 & 0 & -1.00 & 0 \\ 0 & 0 & 0.648 & 0.402 & 0 & -0.361 \\ 0 & 0 & 1.68 & 1.04 & 0 & -0.933 \end{bmatrix}, \quad (3.98)$$

$$\eta = 30[\text{deg}]:$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0.772 & 1.03 & 2.85 & 0.319 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.636 & 0.972 & 4.28 & 0.993 \\ -0.361 & -0.537 & 2.15 & 0.435 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.933 & -1.39 & 5.55 & 1.12 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.99)$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} 2.02 & -1.55 & 0 & 0 & -1.00 & 0 \\ 0 & 0 & 0.637 & 0.382 & 0 & -0.361 \\ 0 & 0 & 1.65 & 0.988 & 0 & -0.933 \end{bmatrix}, \quad (3.100)$$

$$\eta = 45[\text{deg}]:$$

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0.876 & 1.13 & 2.69 & 0.211 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.482 & 0.756 & 3.69 & 1.01 \\ -0.361 & -0.539 & 2.18 & 0.449 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.933 & -1.39 & 5.64 & 1.16 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.101)$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} 2.08 & -1.66 & 0 & 0 & -1.00 & 0 \\ 0 & 0 & 0.633 & 0.376 & 0 & -0.361 \\ 0 & 0 & 1.64 & 0.972 & 0 & -0.933 \end{bmatrix}, \quad (3.102)$$

$\eta = 60[\text{deg}]$:

$$K_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0.912 & 1.12 & 2.08 & 0.0198 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.410 & 0.632 & 3.21 & 1.04 \\ -0.361 & -0.544 & 2.26 & 0.482 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.933 & -1.41 & 5.85 & 1.25 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.103)$$

$$K_2 = \begin{bmatrix} 2.19 & -1.91 & 0 & 0 & -1.00 & 0 \\ 0 & 0 & 0.632 & 0.373 & 0 & -0.361 \\ 0 & 0 & 1.63 & 0.965 & 0 & -0.933 \end{bmatrix}. \quad (3.104)$$

このときの閉ループ系の極を表 3.2 に示す.

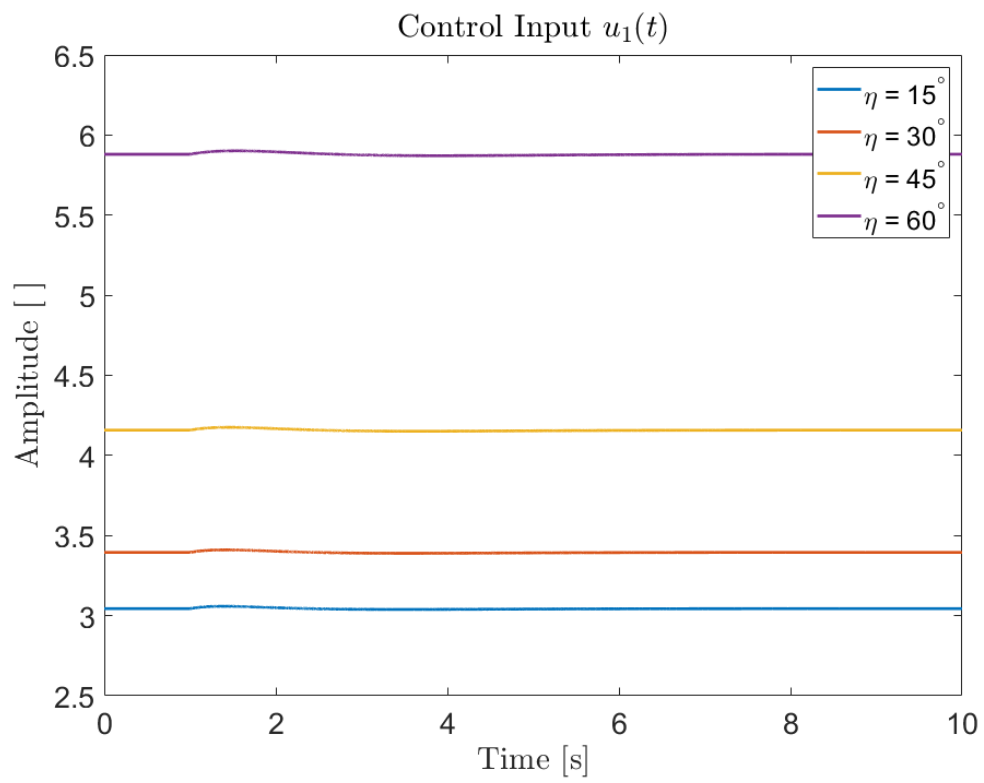
シミュレーションは以下の設定で実施する. シミュレーション結果を図 3.7, 3.8, 3.9, 3.10, 3.11 に示す. 図 3.7 と 3.8 は, それぞれサブシステム Σ_2 の入力 $u_1(t)$ と出力 $z^n(t)$ を示している. 図 3.9 と 3.10 はサブシステム Σ_2 の入力 $u_6(t)$ と $u_7(t)$ を示し, 図 3.11 は出力 $\psi(t)$ を示している.

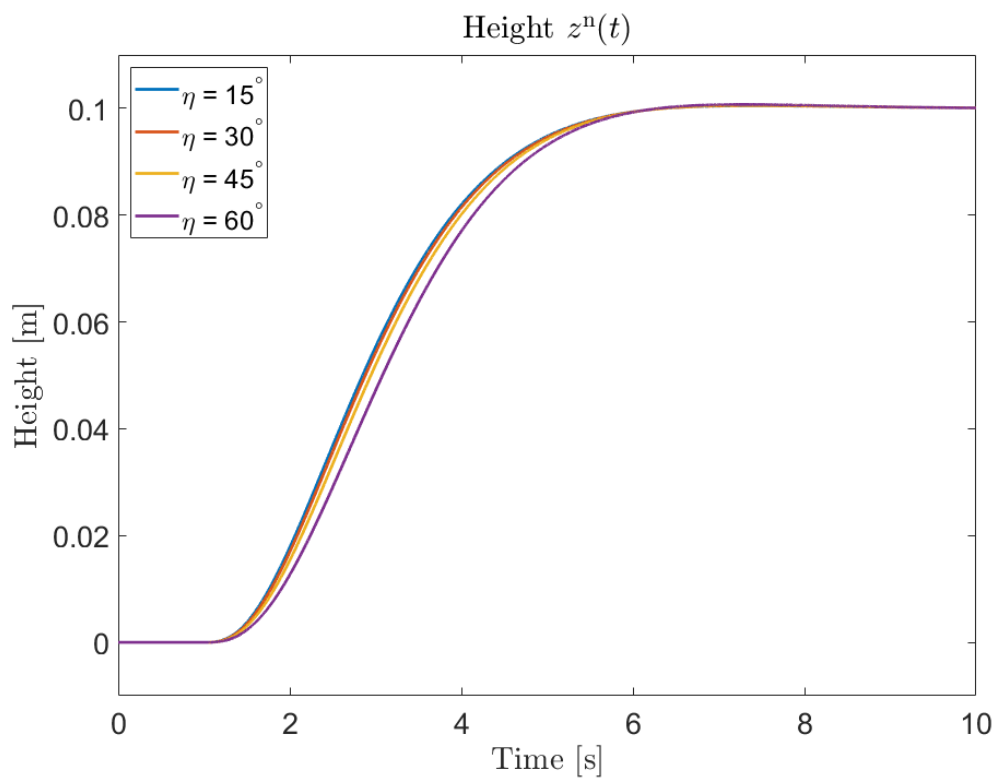
スラスト機構をパラメータ η で傾斜させると, 垂直方向の動きに寄与する推力が減少する. したがって, 同じレベルの応答性能を確保するためには, η の値を増加させたときに, 入力 $u_1(t)$ を増加させ, 入力 $u_6(t), u_7(t)$ を減少させることが必要である. 実際, 図 3.7, 3.9, 3.10 を確認すると η の値が大きいほど, 図 3.7 に示すように $u_1(t)$ の入力値が大きくなり, 図 3.9, 3.10 が示すように $u_6(t), u_7(t)$ の入力値が小さくなる. これらは予想された動作と一致する. また, 図 3.8, 3.11 を確

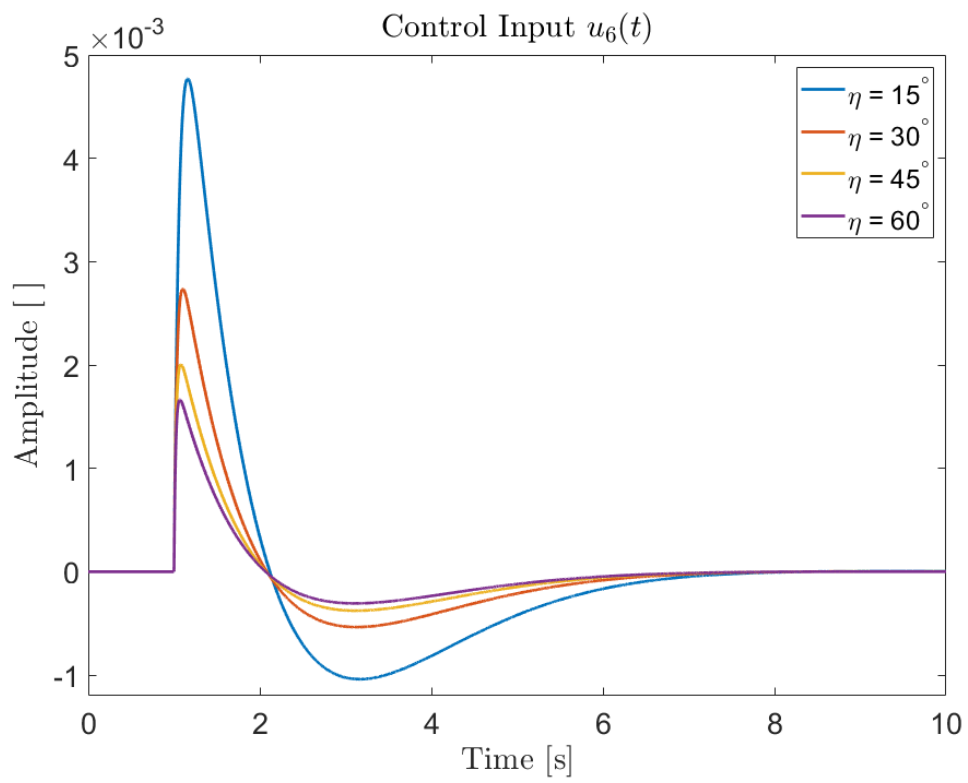
表 3.2 閉ループシステムの極

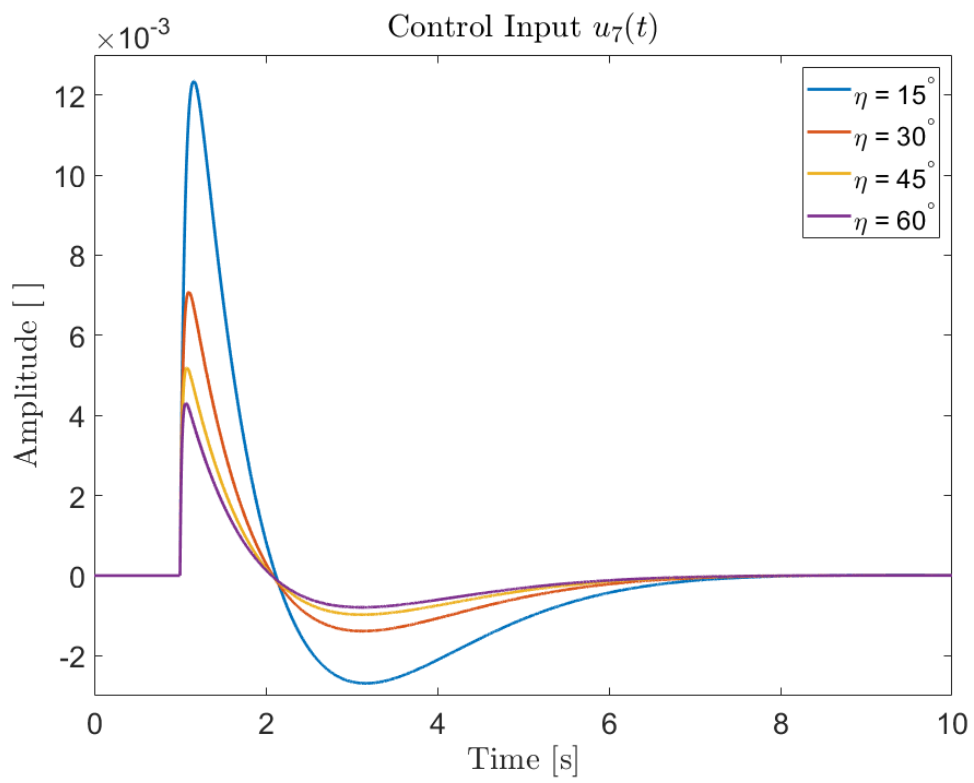
	$\eta = 15[\text{deg}]$	$\eta = 30[\text{deg}]$	$\eta = 45[\text{deg}]$	$\eta = 60[\text{deg}]$
$8^*\Sigma_1$	-1.00	-1.00	-1.00	-1.00
	-1.00	-1.00	-1.00	-1.00
	$-2.21 + 2.22i$	$-2.21 + 2.22i$	$-2.20 + 2.23i$	$-2.19 + 2.24i$
	$-2.21 - 2.22i$	$-2.21 - 2.22i$	$-2.20 - 2.23i$	$-2.19 - 2.24i$
	$-2.21 + 2.22i$	$-2.24 + 2.20i$	$-2.33 + 2.13i$	$-2.53 + 1.93i$
	$-2.21 - 2.22i$	$-2.24 - 2.20i$	$-2.33 - 2.13i$	$-2.53 - 1.93i$
	-28.8	-26.3	-22.0	-15.9
	-57.7	-51.4	-42.4	-32.7
$6^*\Sigma_2$	$-0.867 + 0.501i$	$-0.866 + 0.500i$	$-0.866 + 0.500i$	$-0.866 + 0.500i$
	$-0.867 - 0.501i$	$-0.866 - 0.500i$	$-0.866 - 0.500i$	$-0.866 - 0.500i$
	$-0.879 + 0.528i$	$-0.882 + 0.536i$	$-0.886 + 0.559i$	$-0.866 + 0.636i$
	$-0.879 - 0.528i$	$-0.882 - 0.536i$	$-0.886 - 0.559i$	$-0.866 - 0.636i$
	-3.06	-2.716	-2.15	-1.44
	-14.8	-28.72	-40.8	-50.2

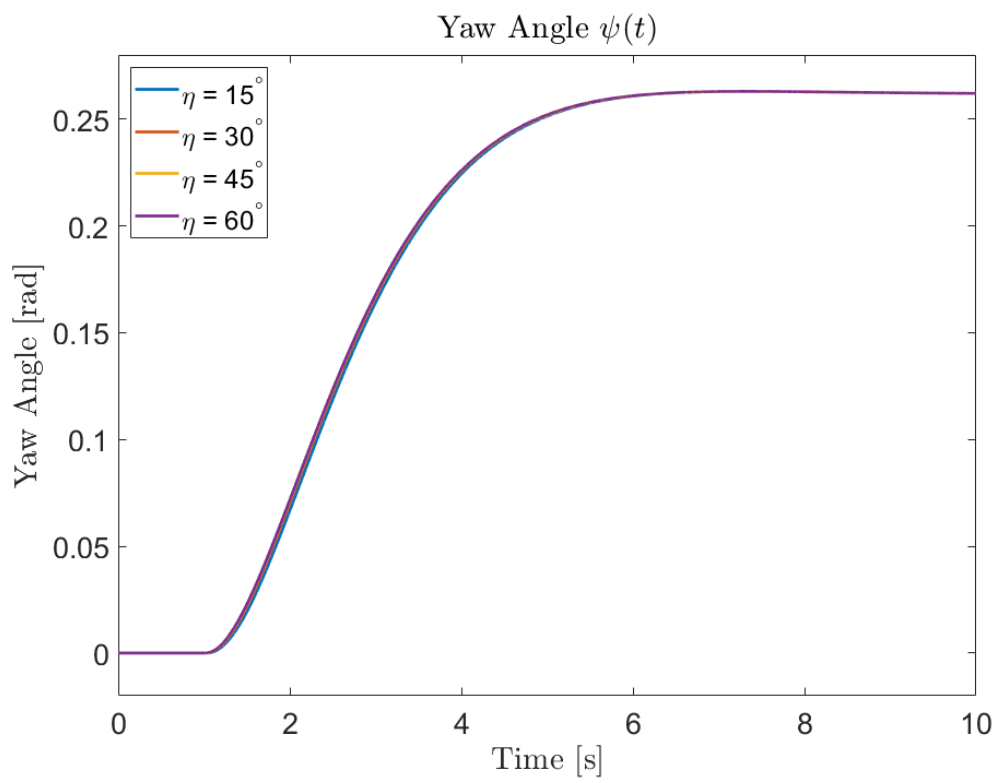
認すると、 $z^n(t)$ は η の値が大きいかほど僅かに到達が遅くなるが、 ψ は η の値の変化による影響はほとんど見られなかった。

図 3.7 垂直方向の制御入力 $u_1(t)$

図 3.8 垂直方向の制御出力 $z^n(t)$

図 3.9 ヨー軸方向の制御入力 $u_6(t)$

図 3.10 ヨー軸方向の制御入力 $u_7(t)$

図 3.11 ヨー軸方向の制御出力 $\psi(t)$

3.7 考察

ここでは、可制御なモデルとしてスラスト機構をチルトさせたコアンダ UAV の可制御性とシミュレーションについて考察する。

本章では、ヨー軸方向の制御入力確保のため、スラスト機構をチルト角に傾斜させたモデルの提案した。このモデルの可制御性の確認のため、3.4, 3.5 より運動方程式の導出から線形近似を行い、可制御性解析の結果チルト角 η が 0 でない限り可制御であることを示した。3.6 では、スラスト機構をチルトさせた可制御なコアンダ UAV について制御シミュレーションを行った。ここで、チルト角 η が 15[deg], 30[deg], 45[deg], 60[deg] における制御のふるまいを確認した。チルト角 η の変化は、垂直方向の動きとヨー軸方向の動きの入力と出力の間のトレードオフであることを示した。具体的には、 η の変化による入力 $u_1(t)$ の変化は、入力 $u_6(t)$, $u_7(t)$ と比較して非常に大きいため、 η による垂直方向の推力低下が機体の垂直方向の制御入力に与える影響は、ヨー軸方向の制御入力に比べて大きいと考えられる。また、出力では、 $z^n(t)$ の変化が $\psi(t)$ と比較して顕著であるため、 η による垂直方向の推力低下が機体の垂直方向の可動性に与える影響はヨー軸方向の可動性に比べて大きいと考えられる。ここでは、シミュレーション環境にてコアンダ UAV の可制御のモデルを示した。空気の外部入力を前提としているため、入力用のエアチューブ等の影響についても検討する余地があり今後の課題である。

3.8 まとめ

本章では、可制御を目的としたコアンダ UAV のモデリングと運動方程式の導出を行い、可制御なコアンダ UAV としてチルトスラスト機構を有するコアンダ UAV を示した。また、線形モデルの近

似を行いシミュレーションによりチルトスラスト機構を有するコアンダ UAV の制御応答を示した。3.2では、本章の前提条件について示した。3.3では、可制御なコアンダ UAV の提案するモデルについて示した。3.4では、可制御なモデルとして再設計されたコアンダ UAV の運動方程式および状態方程式の導出について示した。3.5では、3.4で導出された状態方程式より線形近似モデルを作成し、提案した可制御モデルの可制御性について示した。3.6では、提案した可制御モデルのチルト角が制御に与える影響について、チルト角 η が 15[deg], 30[deg], 45[deg], 60[deg] の場合の制御シミュレーションより示した。3.7では、提案した可制御モデルのチルト角の制御への影響を垂直方向の制御入出力グラフとヨー軸方向の制御入出力グラフの比較による考察について示した。

第4章

結論

本論文では、コアンダ効果を応用した UAV 実現のため、スラスト機構に関する研究を行った。コアンダ UAV の実現のため、外部入力での動作を前提とした UAV について、未知であったコアンダ UAV におけるスラスト機構の設計指針の提示と、線形近似モデルの導出より可制御なモデルの確認を行い、シミュレーションよりコアンダ UAV を可制御なモデルとして実現した。具体的には、スラスト機構の設計において、各モデルの重量の違いとコアンダ効果による体積流量の違いの2つを目的変数として設計探索を行う必要があるため、複数の目的変数の比較が可能な自己組織化マップを用いたモデルの探索を行い、シミュレーション上で探索された有用なモデルの実機を製作、スラスト機構の推力を測定することでスラスト機構のコアンダ効果による推力の向上と探索された有用なモデルをシミュレーションと実機の両面で有用性を示した。また、一般的な普及を考慮し可制御なコアンダ UAV の制御モデルを導出する必要があるため、スラスト機構にチルト角を有するコアンダ UAV モデルを提案し線形近似モデルとして導出、可制御性解析より可制御であることを確認、チルト角を設けたことによる応答性能への影響をシミュレーション上で示した。

第1章では、新しい UAV のアプローチとしてコアンダ効果を応用した UAV について説明、コア

ンダ UAV 実現のため設計概要と外部空気入力によるスラスト機構の設計制御検討について示した。まず、UAV についてその歴史から UAV の種類や昨今の活用事例、それに伴う市場規模について示した。次に、流体の現象であるコアンダ効果について解説し、航空機への利用例についても示した。これより、一般的に多く普及しているクワッドコプタ型 UAV を基にコアンダ効果の特性を組み合わせた新しい UAV のアプローチであるコアンダ UAV を示した。コアンダ UAV について、機体の概要とコアンダ効果によって期待される効果について示し、本論文の目的、位置づけと貢献について示した。

第2章では、コアンダ UAV 実現のため、自己組織化マップを用いたスラスト機構の設計探索を行い、有用なスラスト機構モデルを提案した。コアンダ UAV の飛行において、スラスト機構による機体周りの空気の移動が重要であると考え、スラスト機構から得られる体積流量が多く、また軽量のモデルの探索を検討した。設計探索に伴い、探索対象となるモデルを設計する必要があるため、3DCAD と流体シミュレータを用いて 54 のモデルの設計と流体解析を行い、各モデルの変数を示した。設計探索には、自己組織化マップを用いて体積流量と重量の比較を 2 次元マップより実施し、有用なモデルの含まれるエリアと 4 つの探索された有用なモデルと 2 つの有用ではないモデルについて示した。探索された有用なモデルについて体積流量と推力の関係を確認するため、3D プリンタよりモデルを製作し、エアコンプレッサと静止推力測定装置を用いた実機推力測定実験を実施、推力 [g] と体積流量 [l/min] の関係を線形回帰で示した。スラスト機構のコアンダ効果の影響と体積流量と推力の関係を確認するため、探索された有用なモデルを元にスラスト機構上部を塞いだモデルを設計し、探索された有用なモデルとスラスト機構上部を塞いだモデルの体積流量と推力を確認した。上部を塞いだモデルは探索された有用なモデルと比較し体積流量と推力が大幅に減少していることを示した。この比較結果より、コアンダ効果の影響による体積流量と推力の関係を確認し、回帰直線がプラ

スの傾きであるため、探索された有用なモデルはコアンダ効果を効果的に取り出しているモデルであることを示した。また、体積流量と推力の関係より、コアンダ効果によるスラスト機構上部の引き込み作用が推力向上に寄与していると考えられる。

第3章では、コアンダ UAV の制御のため、可制御なモデルを目的としたモデル設定と線形近似モデルの導出を行い、線形制御可能なコアンダ UAV を提案した。第1章で示したコアンダ UAV の設計概要は、ヨー軸の入力を得ることができないことを示し、従来のマルチコプタ型 UAV と同様に可制御なモデルとして制御系を設計するため、提案するスラスト機構をチルトさせたコアンダ UAV について示した。提案した可制御なコアンダ UAV について、座標系の設定とパラメータおよび信号の定義を行い、機体座標系における運動方程式の導出について示した。次に、動作点の導出を行い線形近似モデルの式を示した。これより、提案モデルの可制御性を可制御性行列より確認し、本論文のコアンダ UAV が可制御となることを示した。チルト角における制御の影響とモデルの制御応答を確認するため、最適制御によるシミュレーションより 15[deg], 30[deg], 45[deg], 60[deg] のチルト角の制御信号の入力と出力について示した。

以上の提案より、シミュレータにおけるコアンダ UAV の推力検討と線形近似モデルの確立が示されたことで、アクチュエータを考慮した実機体での飛行制御も考えられる。本論文は、新しい UAV のアプローチとしてコアンダ効果を応用した UAV の実現を目指し、表 1.1 の灰色箇所を示す、機体の設計検討から制御系の設計検討そして外部入力を用いた実機検討について示した。

本論文では、スラスト機構の実機推力測定実験に外部入力装置としてエアコンプレッサを用いたが、小型高出力なモータとプロペラの組み合わせや軽量で強度の高いカーボン等の素材を用いることで内部入力のエアチューブやケーブルを必要としないコアンダ UAV 実現が考えられる。例えば、現状の小型高出力モータとして、出力 3.2[kPa]、質量 49[g] の Dyson V9 モータを用い、コアンダ

UAV のアクチュエータとしての搭載を考える。第2章で示したモデル4のスラスト機構を例とすると、その体積流量は $423.5[\text{l}/\text{min}]$ となり、図2.22の式を用いて推力を計算すると $111.82[\text{g}]$ となるため、モデル4の重さに基づき重量推力比を計算すると 1.35 となる。上記の例では、モデル4のスラスト機構単体と Dyson V9 モータのみの限定的な組み合わせではあるが十分な浮力が得られていることが確認できる。更なるコアンダ UAV の実用性の検討として、飛行制御用のユニットやバッテリーの搭載による重量増加を考慮し、1つのスラスト機構で $250[\text{g}]$ 、4つ合わせて $1[\text{kg}]$ の推力を目指す場合、 $60[\text{kPa}]$ の出力のあるモータとプロペラの組み合わせが望まれる。

最後に、本論文では、新しい UAV のアプローチとしてコアンダ UAV を示し、その実現のため設計したスラスト機構の妥当性とスラスト機構に適した制御系の設計について示した。このスラスト機構は、モータとプロペラを搭載した場合、搭載位置が機体内部となるため、既存のマルチコプタ型 UAV とは異なるプロペラの露出の無い UAV となることが期待される。また、飛行に用いるアクチュエータも既存の UAV とは異なり圧縮された空気の利用が考えられる。今後、UAV 活用はより広がり、人々の身近な場面で利用されることも増していくことが考えられる。本論文で示したコアンダ UAV 実現に向けて提案したスラスト機構は、圧縮空気を利用したプロペラの露出の無い UAV であり、将来の UAV における飛行のためのアプローチの1つの可能性である。

謝辞

本研究を実施させていただき、多大なるご指導ご鞭撻を賜りました延原肇 准教授に心より感謝の意を表します。本研究の遂行にあたり、多くのご助言を頂戴いたしました望山洋 教授，伊達史 准教授，高安亮紀 助教，そして研究のご相談に快く応じていただきました河合新 助教に心より厚く御礼申し上げます。JST CREST のプロジェクトとして本研究のご支援またご教授をいただきました平藤雅之 教授，深津時広 教授に心より厚く御礼申し上げます。本研究の実施に伴い実験等にご協力ご助力いただきました研究室の皆様また，根岸優希 事務補佐員に感謝致します。最後に，見守り支えていただきました家族に深く感謝致します。

参考文献

- [1] L.R. Newcome, “Unmanned Aviation: A brief History of Unmanned Aerial Vehicles,” *AIAA*, Reston, 2004.
- [2] D. Titterton and J. Weston, “Strapdown Inertial Navigation Technology,” *The Institution of Engineering and Technology*, 2nd Edition, 2005.
- [3] S. Zaloga, “Unmanned Aerial Vehicles: Robotic Air Warfare 1917-2007,” *Osprey Publishing*, New York, 2008.
- [4] 久保大輔, “無人航空機システム (ドローン) の歴史と技術発展,” *計測と制御*, vol.56, pp.12-17, 2017.
- [5] J.C. Naftel, “NASA Global Hawk: A New Tool for Earth Science Research,” *33rd International Symposium on Remote Sensing of Environment*, 2009.
- [6] 杉本末雄, 柴崎亮介, “GPS ハンドブック,” 朝倉書店, 2010.
- [7] The Economist, “The dronefather,” *The Economist Newspaper, Limited*, 2012.
- [8] J. Keane and S. Carr, “A Brief History of Early Unmanned Aircraft,” *Johns Hopkins APL Technical Digest*, pp.559-570, 2013.
- [9] T. Kotegawa, “Detect and Avoid System Development of Remotely Piloted Aircraft for

- Non-Segregated Airspace Integration,” *EIWAC2015*, 2015.
- [10] K. Valavanis and G. Vachtsevanos, “Handbook of Unmanned Aerial Vehicles,” *Springer Netherlands*, 2015.
- [11] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang, and D. Nakazawa, “Autonomous Flying Robots: Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles,” *Springer*, Japan, 2010.
- [12] 佐藤彰, “産業用無人ヘリコプタの歴史と今後の展開,” *日本ロボット学会誌*, vol.34, pp.113-115, 2016.
- [13] P. Bristeau, F. Callou, D. Vissière and N. Petit, “The Navigation and Control technology inside the AR.Drone micro UAV,” *2011 The International Federation of Automatic Control (IFAC)*, vol.44, pp.1477-1484, 2011.
- [14] T. Krajník, V. Vonásek, D. Fišer and J. Faigl, “AR-Drone as a Platform for Robotic Research and Education,” *Research and Education in Robotics - EUROBOT 2011*, pp.172-186, 2011.
- [15] P. Neumann, M. Bartholmai, J. Schiller, B. Wiggerich and M. Manolov, “Micro-drone for the characterization and self-optimizing search of hazardous gaseous substance sources: A new approach to determine wind speed and direction,” *2010 IEEE International Workshop on Robotic and Sensors Environments*, pp.1-6, 2010.
- [16] E. Judy and H. Carlton, “Models for Drone Delivery of Medications and Other Healthcare Items,” *Unmanned Aerial Vehicles: Breakthroughs in Research and Practice*, pp.376-392, 2019.
- [17] L. Koh and S. Wich, “Dawn of Drone Ecology: Low-Cost Autonomous Aerial Vehicles for

- Conservation,” *Tropical Conservation Science*, vol.5, pp.121-132, 2012.
- [18] T. Fire and S. GmbH, “Drone Tours In Security Systems,” *Patent Application Publication in United States*, 2014.
- [19] L. Schroth and H. Bödecker, “Global Drone Market Report 2021-2026,” *DRONEII.COM DRONE INDUSTRY INSIGHTS*, 2021.
- [20] “空の産業革命に向けたロードマップ 2021,” 小型無人機に係る環境整備に向けた官民協議会 首相官邸, 第 16 回, 2021.
- [21] 春原久徳, 青山祐介, “ドローンビジネス調査報告書 2021,” インプレス総合研究所, 2021.
- [22] T. Young, “Outlines of experiments and inquiries respecting sound and light,” *Royal Society*, vol.90, 1800.
- [23] H. Coandă, “Device for Deflecting a Stream of Elastic Fluid Projected into an Elastic Fluid,” *US Patent Office*, no.2,052,869, 1936.
- [24] I. Reba, “APPLICATIONS OF THE COANDA EFFECT,” *Scientific American, a division of Nature America, Inc*, vol.214, pp.84-93, 1966.
- [25] L. Roberts and W. Deckert, “Recent progress in VSTOL technology,” *NASA Technical Memorandum*, 1982.
- [26] M. Mori, Y. Hayashi, N. Takasaki and T. Tsujimoto, “Quiet STOL research aircraft Asuka-Development and flight test,” *ICAS*, vol.90, pp.1266-1276, 1990.
- [27] J. Wild, “A Brief Overview on Past Research on Coandă Assisted STOL Transport Aircraft,” *Fundamentals of High Lift for Future Civil Aircraft*, pp.21-43, 2020.
- [28] K. Morger and D. Clardk, “Analytic and experimental verification of the NOTAR circulation

- control tail boom,” *American Helicopter Society*, 1984.
- [29] 本庄繁, 東京芝浦電気株式会社, “扇風機,” 日本国特許庁, 昭 56-167897, 1981.
- [30] ダイソンテクノロジーリミテッド, イギリスエスエヌ 160 アールピー, ウィルトシャーマームズ
ベリーテット, ベリーヒル, “送風機,” 日本国特許庁, 特開 2010-77969, 2010.
- [31] R. Collins, “Aerial Flying Device,” *UK Patent Office*, no.2,387,158, 2003.
- [32] G. Hatton, S. McIntosh and GFS Projects Ltd., “Craft having flow-producing rotor and
gyroscopic stability,” *UK Patent Office*, no.2,424,405, 2005.
- [33] G. Hatton and GFS Projects Ltd., “Thrust vertical take-off air vehicle with lift created
by a rotary impeller causing air to flow over convex outer surface,” *UK Patent Office*
no.2,452,255, 2007.
- [34] C. Barlow, D. Lewis, S. Prior, S. Odedra, M. Erbil, M. Karamanoglu and R. Collins,
“Investigating the Use of the Coandă Effect to Create Novel Unmanned Aerial Vehicles,” *In*
International Conference on Manufacturing and Engineering Systems Proceedings, pp.386
– 391, 2009.
- [35] O. Crivoi, I. Doroftei and F. Adascalitei, “A survey on unmanned aerial vehicles based on
Coanda effect,” *Tehnomus*, vol.20, pp.338-344, 2013.
- [36] A. Dumitrache, F. Frunzulica and O. Preotu, “Applications of the Coanda Effect in Aero-
nautics,” *International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering*, no.18144068,
2018.
- [37] D. Willshaw and C. Malsburg, “How patterned neural connections can be set up by self-
organization,” *Royal Society*, vol.194, pp.431-445, 1976.

- [38] T. Kohonen, "The self-organizing map," *IEEE*, vol.78, pp.1464-1480, 1990.
- [39] A. Ultsch, "Kohonen's self organizing feature maps for exploratory data analysis," *International Neural Network Conference*, pp.305-308, 1990.
- [40] T. Kohonen, "Self-organizing maps: optimization approaches," *Artificial Neural Networks*, pp.981-990, 1991.
- [41] H. Bauer and K. Pawelzik, "Quantifying the neighborhood preservation of self-organizing feature maps," *IEEE Transactions on Neural Networks*, vol.3, pp.570 - 579, 1992.
- [42] S. Kaski and K. Lagus, "Comparing self-organizing maps," *Artificial Neural Networks - ICANN*, pp.809-814, 1996.
- [43] 鄭信圭, 大林茂, 熊野孝保, 森野裕行, 畑中圭太, "リージョナル旅客機のための多分野融合設計探査," 理論応用力学講演会, vol.56, 2007.
- [44] 大林茂, "航空機設計空間の見える化," 可視化情報, vol.31, 2011.
- [45] 小石正隆, "進化計算による設計探査," 日本ゴム協会誌, vol.85, pp.289-295, 2012.
- [46] E. Bernard, "Dynamics of Atmospheric Flight," *Dover Books on Aeronautical Engineering*, 2012.
- [47] G. Strang, "Introduction to Linear Algebra," *Wellesley-Cambridge Press*, 2016.
- [48] M. Elad, "Sparse and Redundant Representations: From Theory to Applications in Signal and Image Processing," *Springer New York*, 2010.
- [49] P. Young and J. Willems, "An approach to the linear multivariable servomechanism problem," *International Journal of Control*, vol.15, pp.961-979, 1972.
- [50] K. Ogata, "Modern Control Engineering, 5th Edition," *Prentice Hall*, 2009.

- [51] J. Johnson, M. Svach and L. Brown, “Drone and Other Hobbyist Aircraft Injuries Seen in U.S. Emergency Departments, 2010-2017,” *American Journal of Preventive Medicine*, vol.57, pp.826-829, 2019.
- [52] R. Clothier and R. Walker, “Determination and Evaluation of UAV Safety Objectives,” *International Conference on Unmanned Air Vehicle Systems*, vol.21, 18.1-18.16, 2006.
- [53] 岩田拓也, 加藤晋, “無人航空機（ドローン）の歴史と安全 —社会が受容可能なリスクとベネフィットのバランス—,” *安全工学*, vol.55, 237-243, 2016
- [54] M. Forrester, “Drone-related injuries treated at emergency departments,” *The American Journal of Emergency Medicine*, vol.37, pp.2116-2117, 2019.
- [55] A. Khan and L. Brown, “Recreational Drone-Related Injuries in Children: A Review of National Electronic Injury Surveillance System (NEISS) Data,” *Cureus*, vol.13, 2021.
- [56] 野明智也, 北村龍司, S. Uuganbayar, 五十嵐広希, 芳司俊郎, 木村哲也, “小型 UAV のプロペラによる危害の基礎的評価,” *日本ロボット学会誌*, vol.39, pp.71-77, 2021.
- [57] E. Campolettano, M. Bland, R. Gellner, D. Sproule, B. Rowson, A. Tyson, S. Duma and S. Rowson, “Ranges of Injury Risk Associated with Impact from Unmanned Aircraft Systems,” *Annals of Biomedical Engineering*, vol.45, pp.2733-2741, 2017.
- [58] L. Duma, M. Begonia, B. Miller and S. Duma, “Proposed Injury Threshold for Drone Blade Lacerations,” *Annals of Biomedical Engineering*, vol.49, pp.1125 – 1127, 2021.
- [59] 五十嵐広希, 堀 智仁, 芳司 俊郎, “産業用ドローンの安全管理の有効性検証,” *安全工学*, vol.50, p.349-355, 2021.
- [60] J. Palomba, “Unmanned Aerial Vehicle Inspections and Environmental Benefits,” *Asia Pa-*

ific Conference for Non-Destructive Testing, 2017.

業績

学術雑誌

1. T. Sugiura, R. Shimomura and H. Nobuhara, “Proposal on Drone Control Device with Tactile Display,” *Display, Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics*, vol.22, pp.341-350, 2018.
2. S. Sukisaki, R. Shimomura and H. Nobuhara, “Three-dimensional position estimation method via AM pulse light modulation and an application to control multiple UAVs,” *Advanced Robotics*, vol.32, pp.1023-1036, 2018.
3. 霜村瞭, 延原肇, “農業利用を目的とした安全運用型ドローンの提案と自己組織化マップによるコアンダ効果を応用した推進機構の最適化,” *農業情報研究*, vol.27, pp.83-94, 2018.
4. R. Ichikari, K. Kaji, R. Shimomura, M. Kourogi, T. Okuma and T. Kurata, “Off-Site Indoor Localization Competitions Based on Measured Data in a Warehouse,” *Sensors*, vol.19, 2019.

国際会議

1. 鋤先星汰, ムハマドハリス, 霜村瞭, 張鶴鳴, 李宏陽, 延原肇, “振幅変調パルス光を用いたド

- ローン位置推定システムにおけるセンサー群の構成とキャリブレーション方法,” 農業×計測×情報通信ワークショップ, 2016.
2. 霜村瞭, 鋤先星汰, 張鶴鳴, 李宏陽, ムハバドハリス, 延原肇, “複数ドローン編隊飛行に基づく同時画像撮影と高精細計測への応用,” 日本ロボット学会学術講演会, 2016.
3. R. Shimomura, S. Kawai and H. Nobuhara, “Designing a Safe Drone with the Coanda Effect Based on a Self-Organizing Map,” *IEEE International Conference on Systems, Man, and Cybernetics*, pp.4171-4177, 2018.
4. T. Kurata, R. Ichikari, R. Shimomura, K. Kaji, T. Okuma and M. Kourogi, “Making Pier Data Broader and Deeper: PDR Challenge and Virtual Mapping Party,” *MobiCASE*, pp.3-17, 2018.
5. R. Shimomura, S. Kawai and H. Nobuhara, “Designing and Modeling of Coanda Drone for Controllability,” *International Workshop on Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics*, 2021.

受賞

1. 論文賞受賞, “農業利用を目的とした安全運用型ドローンの提案と自己組織化マップによるコアンダ効果を応用した推進機構の最適化,” 農業情報学会, 2019.
2. The First Place, “Autonomous Drone Racing,” *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2019.