

博士論文

可変チルト型2重反転ロータ機構を用いた
タンデムロータ無人航空機に関する研究

令和3年3月

徐 雄仕

岡山大学大学院
自然科学研究科

論文概要

本論文は2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つタンデムロータ無人航空機(UAV)を扱い、ロータの2自由度チルト角を制御することで機体の並進運動と回転運動の6自由度の運動を独立に制御するための方策を提案するものである。近年、ホバリングや垂直離着陸などの優れた飛行特性を持つドローンと呼ばれるマルチロータ型のUAVが注目され、人の輸送、商品の配達、災害時における情報収集、インフラの点検、農薬散布、写真測量、地図作成など多くの分野で活躍している。しかし、従来のマルチロータ型のUAVのすべてのロータは機体の同じ平面に固定され、しかも並進運動と回転運動は互いに干渉しているので、このようなロータによって生成された推力では、飛行時のUAVの位置と姿勢は独立には制御できない。また、マルチロータ型のUAVは構造物付近では安定した飛行が維持し難いため、壁面や橋梁の表面など特殊な近接点検への応用が制限されている。そのためロータの傾きを制御可能な可変チルト付き機構、またはロータをチルトさせて固定した角度に配置する機構を導入することで、並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御する全駆動または冗長駆動UAVの研究が注目されている。

本論文では2つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータを使用することで、機体の並進運動と回転運動の6自由度運動を同時に制御可能である特徴を持つ全駆動タンデムロータUAVに着目した。また、2重反転ロータを搭載することで、ロータの対故障性も高めた。

本論文で取り組む内容は提案した2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つタンデムロータUAVのフィードバック線形化による制御を実現することを主目的とした。また、提案したUAVへの突風外乱抑制のためのロバストバックステッピング法の適用についても検討した。本論文は全6章で構成されており、各章の内容は次の通りとする。

まず第1章において本研究の目的について述べた。また、本研究の位置づけと本論文の構成について述べた。

第2章では研究背景について述べた。タンデムロータUAVを次世代人輸送や旅客用途のUAVへ適用するための応用研究や開発の現状について述べた。そして、すべてのロータを機体に固定した際の問題点を解決するため、2重反転ロータと2自由度可変チルト機構を組み合わせたUAVの提案について述べた。

第3章では本研究で着目した単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べた。ただし、2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度が等しくないとして動力学モデルを導出した。また2自由度可変チルト付き機構を有するため、UAVの入力は4になり、劣駆動システムになることを示した。そのため、ホバリングモード時において、2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけ、ロータの反トルクによりヨー角の制御を行う方法を提案した。また、2自由度可変チルト機構を利用した前後方向の位置制御とヨー角方向の姿勢制御を

実現できることを確認するため、数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認した。

第4章では2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータ UAV への応用とその制御について述べた。2重反転ロータの反トルクを相殺するため、上下のブラシレスモータ回転速度を等しいとする動力学モデルを導出した。またフィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案した。そして、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認した。さらに、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較した。

第5章では突風外乱抑制のためロバストバックステッピング法の適用について述べた。まず、誤差積分を用いたバックステッピング制御器を導出し、安定性の証明について述べた。また、シミュレーションにより提案した制御手法によって水平飛行時の位置と姿勢制御を実現できることを確認した。さらに、突風外乱による影響の点で従来型のバックステッピング法との比較を行った。シミュレーションの結果、ロバストバックステッピング法に基づく制御の優位性を確認した。

最後に第6章では各章で述べた内容を総括し、本論文のまとめを行った。

目次

第1章	序論	1
1.1	研究目的	1
1.2	研究の位置づけ	2
1.3	本論文の構成	2
第2章	研究背景	4
2.1	はじめに	4
2.2	チルト機構の導入研究	4
2.3	次世代人輸送や旅客用途への無人航空機の応用開発	5
2.3.1	日本国内における状況	5
2.3.2	海外における状況	6
2.4	2重反転ロータとチルト機構を組み合わせた無人航空機	7
2.5	まとめ	7
第3章	2自由度可変チルト付き2重反転ロータの基本特性	11
3.1	はじめに	11
3.2	2自由度可変チルト付き2重反転ロータの概要	11
3.2.1	4自由度可変チルト機構を持つ UAV の座標系の定義	12
3.2.2	4自由度可変チルト機構を持つ UAV の動力学モデルの導出	14
3.2.3	2自由度可変チルト機構を持つ UAV の動力学モデルの導出	17
3.3	ホバリングモードの制御	18
3.3.1	飛行原理	18
3.3.2	位置 (x, y, z) の制御	23
3.3.3	ヨー角方向の姿勢制御	24
3.4	シミュレーション	25
3.4.1	軌道追従問題	25
3.4.2	ヨー角方向の姿勢制御問題	28
3.5	まとめ	30
第4章	タンデムロータ無人航空機 (UAV) への応用とその制御	31
4.1	はじめに	31
4.2	タンデムロータ UAV の概要	31

4.3	動力学モデルの導出	35
4.3.1	回転運動	35
4.3.2	並進運動	36
4.4	フィードバック線形化法による制御	36
4.4.1	計算トルク法	37
4.4.2	制御配置問題	39
4.4.3	計算トルク法のシミュレーション結果	40
4.4.4	バックステッピング法	46
4.4.5	バックステッピング法のシミュレーション結果	47
4.5	突風モデル	51
4.5.1	数値シミュレーション結果	52
4.6	まとめ	57
第5章	突風外乱抑制のためのロバストバックステッピング法の適用	58
5.1	はじめに	58
5.2	誤差の積分を用いたバックステッピング制御器の導出	58
5.3	安定性の証明	60
5.4	シミュレーション	62
5.4.1	シミュレーション条件	62
5.4.2	シミュレーション結果	63
5.5	まとめ	67
第6章	結論	68
	謝辞	71
付録A	風モデル	72
A.1	大気擾乱 (Atmospheric Disturbance)	72
A.1.1	擾乱モデルの型	73
A.1.2	中高高度モデル	75
A.1.3	低高度擾乱モデル	76
付録B	安定性の証明	82
B.1	外乱ベクトル δ のバウンドについて	82
B.2	$E_{\text{sat}}(e_2^*)$ のバウンドについて	82
B.3	Young の不等式について	83
B.4	レイリー商について	83
B.5	一階微分方程式 $\dot{x} = -cx + d^*$ の解について	84
	参考文献	86

目次

2.1	A flying car developed by SkyDrive	5
2.2	A flying car developed by NEC	6
2.3	A flying car “EHANG216” developed by EHANG	7
2.4	A flying car “CityAirbus” developed by Airbus	8
2.5	Single rotor UAV equipped with a 2-DOF titable coaxial rotor	8
2.6	Tandam rotor UAV equipped with two 2-DOF titable coaxial rotors	9
2.7	Osperly style UAV equipped with two 2-DOF titable coaxial rotors	9
2.8	Tri-rotor UAV equipped with three 2-DOF titable coaxial rotors	9
2.9	Quadrotor UAV equipped with four 2-DOF titable coaxial rotors	10
3.1	Coordinate systems related to a fully actuated single rotor UAV robot	12
3.2	Coordinate systems related to a single rotor UAV robot	18
3.3	Hovering	19
3.4	Translational motion in X-axis direction	20
3.5	Translational motion in Y-axis direction	21
3.6	Translational motion in Z-axis direction	21
3.7	Rotational motion in ψ angle	22
3.8	Simplified 2 DOF coaxial rotor unit	23
3.9	Position control responses in trajectory tracking of a single rotor UAV	26
3.10	Tilted angles in trajectory tracking of a single rotor UAV	26
3.11	Rotational speeds of rotors in trajectory tracking of a single rotor UAV	27
3.12	The trajectory in 3D space of a single rotor UAV	27
3.13	Controlled position z in trajectory tracking of a single rotor UAV	28
3.14	Controlled yaw response in attitude control of a single rotor UAV	29
3.15	Rotational speeds of rotors in attitude control of a single rotor UAV	29
4.1	3D model of the proposed UAV robot	32
4.2	Coordinate systems related to a tandem rotor UAV	33
4.3	Visualization of possible orientation of the rotor around Y_{P_i} and X_{P_i}	34
4.4	Block diagram of the proposed computed torque method	38
4.5	Position control responses	41
4.6	Attitude control responses	41

4.7	Tilted angles of rotors	42
4.8	Rotational speeds of rotors	42
4.9	Position control responses in trajectory tracking	43
4.10	Attitude control responses in trajectory tracking	44
4.11	Tilted angles of rotors in trajectory tracking	44
4.12	Rotational speeds of rotors in trajectory tracking	45
4.13	The trajectory in 3D space	45
4.14	Block diagram of the proposed backstepping control method	47
4.15	Position control responses with backstepping control	48
4.16	Attitude control responses with backstepping control	49
4.17	Tilted angles of rotors with backstepping control	49
4.18	Rotational speeds of rotors with backstepping control	50
4.19	Wind velocities generated from under the Dryden turbulence	53
4.20	The trajectories in 3D space under the wind disturbances	54
4.21	Position responses in trajectory tracking under the wind disturbances	54
4.22	Attitude responses in trajectory tracking under the wind disturbances	55
4.23	Tilted angles of rotors in trajectory tracking under the wind disturbances	55
4.24	Rotational speeds of rotors in trajectory tracking under the wind disturbances	56
5.1	Block diagram of the proposed robust backstepping control system	62
5.2	Wind velocities generated from the frozen Dryden turbulence model	64
5.3	The trajectories in 3D space with wind disturbances	64
5.4	Position responses in trajectory tracking with wind disturbances	65
5.5	Attitude responses in trajectory tracking with wind disturbances	65
5.6	Tilted angles of rotors in trajectory tracking	66
5.7	Rotational speeds of rotors in trajectory tracking	66
A.1	A discrete gust model	73
A.2	RMS turbulence intensities	76
A.3	Magnitude of discrete gusts	77
A.4	Probability of exceeding mean wind speed at 20 feet	78
A.5	Low-altitude turbulence integral scales	80
A.6	Horizontal turbulence RMS intensities	81

表 目 次

3.1	Parameters of the UAV with a single 2-DOF tiltable coaxial rotor	25
5.1	Root mean square error of the positions and attitude angles	67
A.1	Changes in direction of the mean wind speed over a given height change	79

第1章 序論

1.1 研究目的

近年、ホバリングや垂直離着陸などの優れた飛行特性を持つドローンと呼ばれるマルチロータ型の無人航空機 (UAV) ⁽¹⁾⁽²⁾ が注目され、人の輸送 ⁽³⁾、商品の配達 ⁽⁴⁾⁽⁵⁾、災害時における情報収集 ⁽⁶⁾⁽⁷⁾、インフラの点検 ⁽⁸⁾⁽⁹⁾、農薬散布 ⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾、写真測量 ⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾、マッピング ⁽¹⁵⁾ など多くの分野で活躍している。しかし、従来のマルチロータ型の無人航空機のすべてのロータは機体の同じ平面に固定され、そのようなプロペラによって生成された推力では並進運動と回転運動は干渉したものとなり、飛行時の UAV の位置と姿勢の制御は同時にできない ⁽¹⁶⁾。また、マルチロータ型の無人航空機は構造物付近では安定した飛行が維持し難いため、壁面や橋梁の表面など特殊な近接点検への応用が制限されている ⁽¹⁷⁾。

これらの問題を受け、関連研究ではロータの傾きを制御可能なチルト付き機構またはロータをチルトさせ、固定チルト角を配置する機構を導入することで、並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御する全駆動または冗長駆動 UAV のコンセプトがすでに提案されている ⁽¹⁸⁾。ただし、ほとんどの場合、チルト付き機構のアクチュエータを含むモータの数は一般的に6を超えている ⁽¹⁹⁾。

たとえば、Allenspach ら ⁽²⁰⁾ は、合計18個のモータを備えたヘキサロータの各2重反転ロータに1自由度可変チルト機構を導入し、タスクの優先順位付けを実装するためのアクチュエータ割り当てアプローチを備えた6自由度最適コントローラを導き出した。Segui-Gasco ら ⁽²¹⁾ は、12個のモータが取り付けられたクワッドロータの各ロータに2自由度可変チルト機構を使用することを提案した。彼らが設計した制御システムは、古典制御理論と疑似逆行列の制御配置問題に基づいていた。その結果、チルト機構を備えたマルチロータ UAV の制御システムのほとんどは、いわゆる冗長駆動システムになる。そのため、特定の6自由度空間運動の一般化力に対応する運動学の冗長自由度がいくつか存在することになる。このような冗長駆動システムでは、各チルトロータの回転速度とチルト角を同時に一意に解くことは一般に不可能である。

そこで、本研究では2つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つタンデム型無人機を扱い、ロータの2自由度チルト角を制御することで機体の並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御可能にしている。

1.2 研究の位置づけ

本研究では並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御可能な全駆動システムである2自由度可変チルト付き2重反転ロータを用いたタンDEM型無人機を提案し、次の3つのテーマに関する研究を行い、UAVの飛行に関する新たな制御手法を提案し、数値シミュレーションで検証することを目的とした。

- **単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの提案(第3章)**
単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べる。2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度が等しくないとして動力学モデルを導出する。また2自由度可変チルト付き機構を有するため、UAVの入力は4になり、劣駆動システムになることを指摘する。そのため、ホバリングモード時において、2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度に差をつけ、ロータの反トルクによりヨー角の制御を行う方法を提案する。また、2自由度可変チルト機構を利用した前後方向の位置制御とヨー角方向の姿勢制御を実現できることを確認するため、数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認する。
- **2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンDEMロータUAVへの応用とその制御(第4章)**
2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンDEMロータUAVへの応用とその制御について述べる。2重反転ロータの反トルクを相殺するため、上下のブラシレスモータの回転速度を等しいとする動力学モデルを導出する。またフィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案する。そして、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認する。さらに、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較する。
- **突風外乱抑制のためのロバストバックステッピング法の適用(第5章)**
突風外乱抑制のためロバストバックステッピング法の適用について述べる。まず、誤差積分を用いたバックステッピング制御器を導出し、安定性の証明について説明する。また、シミュレーションにより提案した制御手法によって水平飛行時の位置と姿勢制御を実現できることを確認する。さらに、突風外乱による影響を調べるために従来型のバックステッピング法との比較を行う。シミュレーションの結果、ロバストバックステッピング法に基づく制御の優位性を確認する。

1.3 本論文の構成

本論文は全6章で構成されており、各章の内容は次の通りである。

まず1章では、本研究の簡単な背景について述べた後、本研究の目的、位置づけおよび本論文の構成について述べる。

第2章では研究背景について述べる。まず、チルト機構の導入研究について述べ、タンデムロータ UAV を次世代人輸送や旅客用途の UAV へ適用するための応用研究や開発の現状について説明する。そして、すべてのロータを機体に固定した際の問題点を解決するため、2重反転ロータと2自由度可変チルト機構を組み合わせた UAV を提案する。また、チルト機構と2重反転ロータの特徴を組み合わせた無人航空機について述べ、2自由度可変チルト付き2重反転ロータを用いたタンデム型無人機の研究への橋渡しとする。

第3章では本研究で着目した単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べる。また数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認する。

第4章では2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータ UAV への応用とその制御について述べる。フィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案し、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認する。最後に、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較する。

第5章では突風外乱抑制のためロバストバックステッピング法の適用について述べる。

第6章では各章で述べた内容を総括し、本論文のまとめを行う。

第2章 研究背景

2.1 はじめに

本章では、マルチロータ型の UAV について、チルト機構に関する研究を述べ、次世代人輸送や旅客用途への応用研究や開発の現状について概説する。また、チルト機構と2重反転ロータの特徴を組み合わせた無人航空機について述べ、2自由度可変チルト付き2重反転ロータを用いたタンデムロータ UAV の研究への橋渡しとする。

2.2 チルト機構の導入研究

並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御する全駆動または冗長駆動 UAV に対して、1自由度可変チルト機構、2自由度可変チルト機構および固定チルト角を配置する機構がある。例えば、各ロータに1自由度可変チルト機構を付ける場合、Kastelan ら⁽²²⁾は、合計6個のモータを備えたトリコプタの各ロータに1自由度チルト機構を導入し、位置と姿勢の6自由度の独立制御を示した。Oosedo ら⁽²³⁾⁽²⁴⁾は、合計8個のモータを用いたドローンの各ロータに1自由度可変チルト機構を導入し、位置姿勢の独立飛行制御と機体の90度ピッチ角制御を検証した。Kamel ら⁽²⁵⁾の研究では、合計12個のモータを用いたヘキサロータの各ロータに1自由度可変チルト機構を導入し、ムーア・ペンローズの疑似逆行列を使用することにより、6つのロータ速度と各チルト角、つまり合計12の変数が解けることが明らかにされた。

また、各ロータに2自由度可変チルト機構を付ける場合、Ding ら⁽²⁶⁾は、18個のモータが取り付けられたヘキサロータの各ロータに2自由度可変チルト機構を使用することを提案した。そこでは駆動の冗長性を解決するために、必要な機体に加えた推力レンジ(つまり：力とトルク)を達成しながら消費エネルギーを最小化する推力最適化問題が取り扱われた。

一方、各ロータに1つの固定チルト角を配置する機構⁽²⁷⁾または2つの固定チルト角を配置する機構⁽²⁸⁾⁽²⁹⁾⁽³⁰⁾を導入した UAV の研究もされたが、ロータによる推力の制限や、位置と姿勢での6自由度の運動範囲の制限などがあった⁽³¹⁾。

2.3 次世代人輸送や旅客用途への無人航空機の応用開発

近年、次世代人輸送や旅客用途の無人航空機の役割が大いに期待されており、人を乗せて飛行する研究は世界中で盛んに行われている。また、ドローン技術を用いた大型機として、タクシーのように目的地まで移動するための乗り物が開発されている⁽³²⁾⁽³³⁾⁽³⁴⁾。ここでは、代表的な人乗り用のマルチロータ型の UAV に関する研究開発の幾つかの例を挙げ、それらの特徴について説明する。

2.3.1 日本国内における状況

日本国内では、2020年 NEC などが出資するベンチャー・SkyDrive が開発を進める“空飛ぶクルマ”（エアモビリティ）で日本初の有人飛行に成功したと発表した⁽³⁵⁾。デモフライトでのデータや課題を分析し、2023年の実用化を目指す。図 2.1 に示したデモフライトを行った空飛ぶクルマ「SD-03」は、機体の4隅に付けた8つのプロペラで、最大10分のバッテリー駆動が可能である。1人乗りで、最高速度は時速40～50 km で、実用化時には搭乗可能人数を2人に拡張し、最高高度500 m を時速約100 km で飛行できるようにする。サイズは全長4.0 m、全幅3.5 m、全高1.5 m 程度を見込んでいる。



Fig. 2.1: A flying car developed by SkyDrive

また、図 2.2 に示したように、NEC は次世代の移動手段として開発した「空飛ぶクルマ」の試作機の浮上実験を行った⁽³⁶⁾。実験では炭素繊維強化プラスチック（CFRP）製で軽量化された無人の試作機が数分間にわたり、約3 m まで浮上した。同社は、政府の官民協議会が策定した工程表に基づき、令和5年を目標に物流輸送での実用化を目指す。試作機は、全長約3.9 m、幅約3.7 m、高さ約1.3 m で、4つの回転翼で飛行する。CFRP のモノコック構造を採用し、重量は150 kg 弱に抑えられた。さらに荷物を積載して総重量が300 kg 程度になっても飛行できるとい

う。物流輸送を想定しているため人を乗せることはできないが、自律飛行と衛星利用測位システム（GPS）による移動が可能としている。NECは、同社の持つ航空管制などの技術を活用しながら試作機の実験でデータを収集し、主に「空飛ぶクルマ」の交通整理や機体間の無線通信といった管理基盤の開発に力を入れる方針である。



Fig. 2.2: A flying car developed by NEC

2.3.2 海外における状況

海外においては、図 2.3 に示したように、代表的な例の 1 つは中国のドローンメーカー EHANG 社の 2 人乗り自律型乗客ドローン“EHANG216”である⁽³⁷⁾。EHANG216 の最高速度は 160 km/h であり、巡航速度は 130 km/h である。なお、飛行耐久性は約 25 分である。

また、Airbus 社の開発した CityAirbus⁽³⁸⁾ は遠隔操縦による垂直離着陸 (eVTOL) 飛行の推進に焦点を当てた全電気式の 4 人乗りマルチコプター車両デモンストレーターである。CityAirbus は 4 つのダクト付き高揚力推進ユニットを備えたマルチコプター構成になっている。その 8 つのプロペラは、低い音響指紋 (acoustic footprint) を確保するために、約 950 rpm の電気モータによって駆動されている。また、フォールトトレラント構造で安全性を保証している。なお、最大 15 分の自律飛行での固定ルートでは、巡航速度は約 120 Km/h である。



Fig. 2.3: A flying car “EHANG216” developed by EHANG

2.4 2重反転ロータとチルト機構を組み合わせた無人航空機

ここでは、2重反転ロータと2自由度可変チルト機構を組み合わせた推力発生機構を1つのモジュールとするとき、複数のそのモジュールの使用により可能なUAVについて説明する。つまり、搭載する2自由度可変チルト付き2重反転ロータによるモジュールの数によって、色々なUAVが構成できる。例えば、図2.5に示したように、2自由度可変チルト付き2重反転ロータモジュールを1つ搭載する場合、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータ持つUAVになる。また、図2.6と図2.7に示したように、2つのモジュールを搭載する場合、タンデムロータUAVまたはオスプレイ型UAVになる。どちらを考えても、座標系をどのようにとるかだけの違いなので、本研究ではタンデム型を考えることにする。さらに、図2.8と図2.9に示したように、3つと4つのモジュールを搭載する場合、冗長駆動な2自由度チルト付き2重反転ロータを持つマルチロータ型UAVになる。

2.5 まとめ

本章では、マルチロータ型のUAVについて、チルト機構に関する研究と次世代人輸送や旅客用途への応用研究・開発の現状について概説した。

例を挙げた代表的な人乗り用のマルチロータ型のUAVは2重反転ロータを使用したという共通点があった。しかし、これらの人乗り用のマルチロータ型のUAVは従来のマルチロータ型のUAVと同じように、すべてのロータは機体上向きに取り付けられているため、飛行時のUAVの位置と姿勢の制御は独立にはできない。また、水平方向への加減速にはUAVの機体を傾ける必要があり、乗り心地を改善

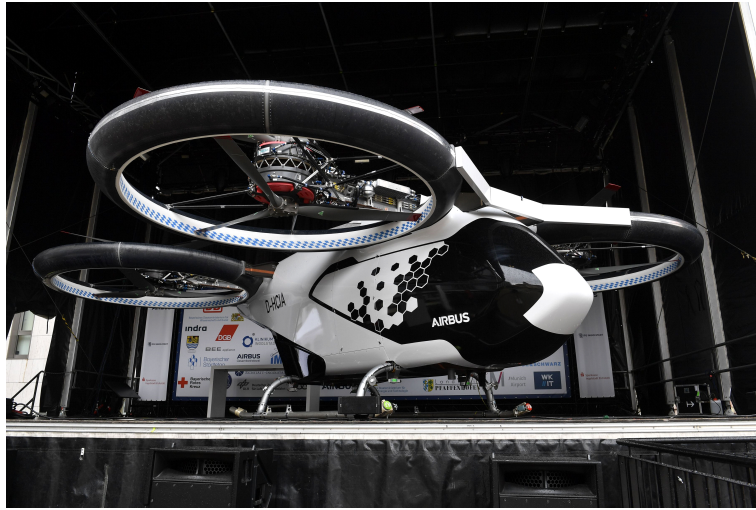


Fig. 2.4: A flying car “CityAirbus” developed by Airbus

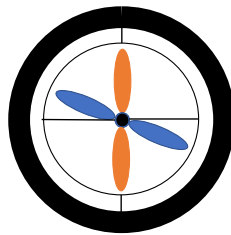


Fig. 2.5: Single rotor UAV equipped with a 2-DOF titable coaxial rotor

する余地がある。以下では2重反転ロータに2自由度可変チルト機構を付けることによって、この問題点を改善する。

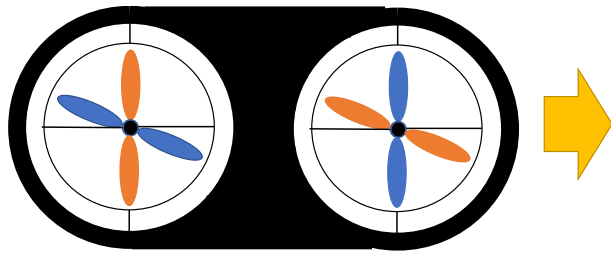


Fig. 2.6: Tandam rotor UAV equipped with two 2-DOF titable coaxial rotors

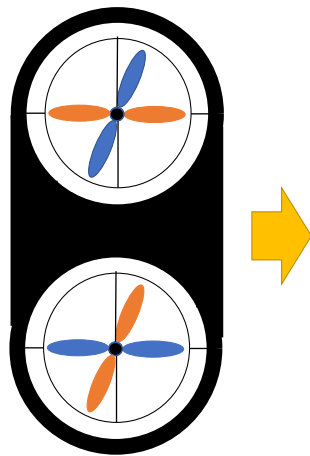


Fig. 2.7: Osprey style UAV equipped with two 2-DOF titable coaxial rotors

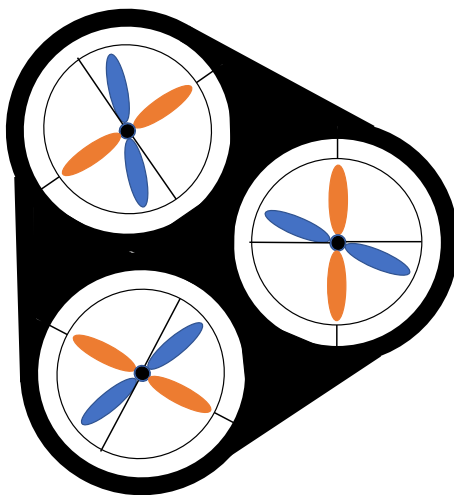


Fig. 2.8: Tri-rotor UAV equipped with three 2-DOF titable coaxial rotors

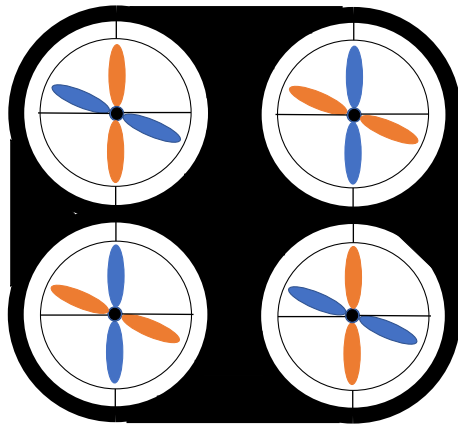


Fig. 2.9: Quadrotor UAV equipped with four 2-DOF titable coaxial rotors

第3章 2自由度可変チルト付き2重反転ロータの基本特性

3.1 はじめに

前章ではタンデムロータ UAV を次世代人輸送や旅客用途の UAV へ適用するための応用研究や開発の現状について述べたが、すべてのロータを機体に固定した際の問題点を指摘した。また、2重反転ロータと2自由度可変チルト機構を組み合わせた UAV について述べた。本章では着目した単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べる。2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度が等しくないとして動力学モデルを導出する。また、2自由度可変チルト付き機構を有するため、UAV の入力は4になり、劣駆動システムになることを示す。そのため、ホバリングモード時において、2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけ、ロータの反トルクによりヨー角の制御を行う方法を提案する。さらに、2自由度可変チルト機構を利用した前後方向の位置制御とヨー角方向の姿勢制御を実現できることを確認するため、数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認する。

3.2 2自由度可変チルト付き2重反転ロータの概要

2自由度可変チルト付き2重反転ロータを構築するため、ここでは、2自由度可変チルト付きシングルロータを上下2つを並べ、合計4自由度可変チルト付き2重反転ロータについて、まず説明する。また、その機構を持つ UAV の動力学モデルを導出する。この UAV の入力は6になり、全駆動システムになることを説明する。しかし、上記のモデルは複雑であるので、上下のチルト機構を1つに統合し、2自由度可変チルト付き2重反転ロータ機構モデルを提案する。2自由度可変チルト機構は180度のチルト機構と360度のチルト機構を含む。その中の180度のチルト機構は2重反転ロータの内部でブラシレスモータとつながっているため、ロータのロール角度は180度まで変化する。また360度のチルト機構では2重反転ロータのピッチ角度は360度まで変化する。そして、2重反転ロータの出力する推力ベクトルは、2自由度可変チルト機構の2つチルト角を組み合わせることによって、UAV の前後方向の位置制御を実現する。また、UAV をホバリングしながら、2重

反転ロータ上下のブラシレスモータの回転速度に差をつけ、ヨー角方向の姿勢制御を実現する。

3.2.1 4自由度可変チルト機構を持つ UAV の座標系の定義

単一の4自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の座標系の定義を図 3.1 に示す。

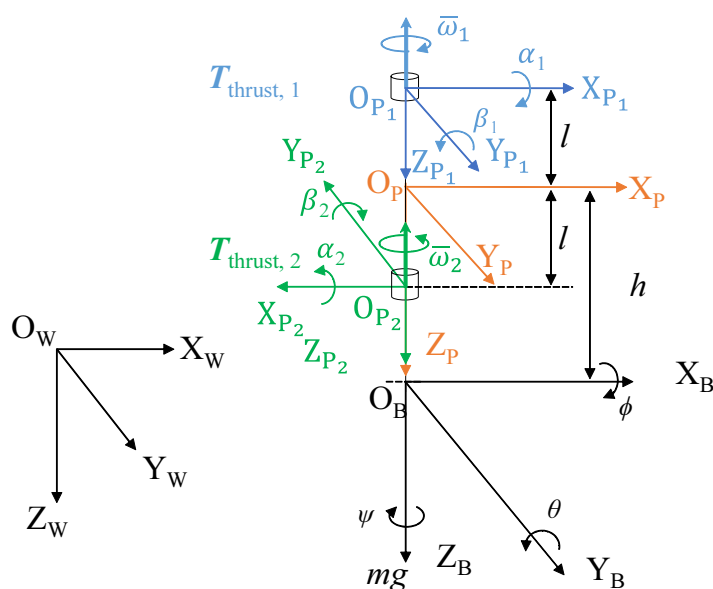


Fig. 3.1: Coordinate systems related to a fully actuated single rotor UAV robot

世界座標系 \mathcal{F}_W は原点 O_W で、垂直下向きに正の右手座標系 $\{X_W, Y_W, Z_W\}$ とし、機体座標系 \mathcal{F}_B は機体の質量中心を原点 O_B にとり、機体に対し垂直下向きに正の右手座標系で、機体の前進方向に正の X_W 軸を取る座標系 $\{X_B, Y_B, Z_B\}$ とする。4自由度可変チルト付き2重反転ロータの座標系 \mathcal{F}_P は、原点 O_P と軸 $\{X_P, Y_P, Z_P\}$ とし、2重反転ロータ機構の各ロータ座標系 \mathcal{F}_{P_i} は、原点 O_{P_i} と軸 $\{X_{P_i}, Y_{P_i}, Z_{P_i}\}$ とする、機体座標系 \mathcal{F}_B で、各 X_B, Y_B と Z_B 軸回りの角度を (ϕ, θ, ψ) とする。また2重反転ロータの各ロータ座標系 \mathcal{F}_{P_i} では、 X_{P_i} と Y_{P_i} 軸回りのチルト角度を (α_i, β_i) ($i = 1, 2$) とする。初期状態のチルト角 α_i と β_i は0とする。 α の範囲は $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ であり、 β_i の範囲は $[-\pi, \pi]$ である。4自由度可変チルト付き2重反転ロータの重心と機体重心の間の距離を h とする。2重反転ロータの各ロータの原点と2重反転ロータの原点の間の距離を l とする。この時、機体座標系 \mathcal{F}_B から世界座標系 \mathcal{F}_W

への回転行列 ${}^W\mathbf{R}_B$ は以下のようになる.

$${}^W\mathbf{R}_B = \mathbf{R}_Z(\psi)\mathbf{R}_Y(\theta)\mathbf{R}_X(\phi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

ここで, c と s は, それぞれ三角関数 \cos と \sin を示す.

ロータのフレームと機体と接続するため, ロータ軸の回転順番はロータ座標系の Y_{P_i} 軸- X_{P_i} 軸である. この時, \mathcal{F}_{P_i} から \mathcal{F}_B への回転行列 ${}^B\mathbf{R}_{P_i}$ は以下のようになる.

$${}^B\mathbf{R}_{P_1} = \mathbf{R}_Z(0)\mathbf{R}_Y(\beta_1)\mathbf{R}_X(\alpha_1) = \begin{bmatrix} c\beta_1 & s\alpha_1 s\beta_1 & c\alpha_1 s\beta_1 \\ 0 & c\alpha_1 & -s\alpha_1 \\ -s\beta_1 & c\beta_1 s\alpha_1 & c\alpha_1 c\beta_1 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$${}^B\mathbf{R}_{P_2} = \mathbf{R}_Z(\pi)\mathbf{R}_Y(\beta_2)\mathbf{R}_X(\alpha_2) = \begin{bmatrix} -c\beta_2 & -s\alpha_2 s\beta_2 & -c\alpha_2 s\beta_2 \\ 0 & -c\alpha_2 & s\alpha_2 \\ -s\beta_2 & c\beta_2 s\alpha_2 & c\alpha_2 c\beta_2 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

また, \mathcal{F}_B における 4 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの位置ベクトル \mathbf{O}_P は以下のようになる.

$${}^B\mathbf{O}_P = [0 \quad 0 \quad h]^T \quad (3.4)$$

2 重反転ロータの各ロータの位置ベクトル \mathbf{O}_{P_i} は以下のようになる.

$${}^B\mathbf{O}_{P_1} = [0 \quad 0 \quad h+l]^T \quad (3.5)$$

$${}^B\mathbf{O}_{P_2} = [0 \quad 0 \quad h-l]^T \quad (3.6)$$

4 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの角速度を $\boldsymbol{\omega}_{P_i}$ とし, 角加速度を $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_i}$ とすれば, それぞれは次のように得られる.

$$\boldsymbol{\omega}_{P_i} = [\dot{\alpha}_i \quad \dot{\beta}_i \quad (-1)^{i+1}\dot{\omega}_i]^T \quad (3.7)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_i} = [\ddot{\alpha}_i \quad \ddot{\beta}_i \quad (-1)^{i+1}\dot{\omega}_i]^T \quad (3.8)$$

ただし, 各ブラシレスモータの回転速度を $\bar{\omega}_j$, $j = 1, 2$ (図 3.1 を参照) とする. 4 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの反トルク $\boldsymbol{\tau}_{\text{rotor,drag},i}$ は以下のようになる.

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{rotor,drag},i} = [0 \quad 0 \quad (-1)^i k_m \bar{\omega}_i^2]^T \quad (3.9)$$

ここで, $k_m > 0$ はプロペラのトルク係数である. また, 4 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの推力は $\mathbf{T}_{\text{thrust},i}$ (図 3.1 を参照) は以下のようになる.

$$\mathbf{T}_{\text{thrust},i} = [0 \quad 0 \quad -k_f \bar{\omega}_i^2]^T \quad (3.10)$$

ただし, $k_f > 0$ はプロペラの推力係数である.

3.2.2 4自由度可変チルト機構を持つ UAV の動力学モデルの導出

Xu ら⁽³⁹⁾⁽⁴⁰⁾, Mokhtari ら⁽⁴¹⁾, Wei ら⁽⁴²⁾ および Buzzatto と Liarokapis⁽⁴³⁾ の研究に従い, 提案した UAV の動力学モデルを導出する. ただし, 本稿ではモータを含むロータの回転運動は考慮しておらず, もちろんモータの動特性を考慮することも可能であるし (例えば, モータの回転ダイナミクスを考慮した論文⁽⁴⁴⁾⁽⁴⁵⁾などを参照), 最低限モータあるいはロータの慣性を考慮しジャイロ効果を取り込むことも可能ではある. しかし, 本研究では, それらの効果が小さいとして以下では省略し, より簡便なモデルを扱う.

回転運動

ニュートン・オイラー法を用いて, 2重反転ローターの座標系において, 4自由度可変チルト付き2重反転ロータによって生成されるトルク τ_P を次のように示す.

$$\tau_P = \sum_{i=1}^2 (\mathbf{I}_{P_i} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_i} + \boldsymbol{\omega}_{P_i} \times \mathbf{I}_{P_i} \boldsymbol{\omega}_{P_i} + \boldsymbol{\tau}_{\text{rotor,drag},i}) \quad (3.11)$$

ただし, \mathbf{I}_{P_i} は4自由度可変チルト付き2重反転ローターの各ロータの慣性モーメントであるとする. ここで, $\dot{\alpha}_i = 0, \ddot{\alpha}_i = 0, \dot{\beta}_i = 0, \ddot{\beta}_i = 0$ を設定すれば, 4自由度可変チルト付き2重反転ロータのジャイロ効果をキャンセルすることが可能になり, 整理すると反トルクのための静的な関係となり,

$$\tau_{P_i} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ (-1)^i k_m \bar{\omega}_i^2 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

となる. 機体座標系において, オイラーの運動方程式を使用すると, UAV の角速度 $\boldsymbol{\omega}_B \triangleq [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ は以下ようになる.

$$\mathbf{I}_B \dot{\boldsymbol{\omega}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{I}_B \boldsymbol{\omega}_B = \boldsymbol{\tau}^B + \boldsymbol{\tau}_{\text{ext}} \quad (3.13)$$

ただし, \mathbf{I}_B は機体の慣性モーメントであり, $\mathbf{I}_B \triangleq \text{diag}(I_{B_{xx}}, I_{B_{yy}}, I_{B_{zz}})$ とし, 入力トルクを $\boldsymbol{\tau}^B$ とし, 非モデル化外乱を $\boldsymbol{\tau}_{\text{ext}}$ とする. 非モデル化外乱を無視すると, $\boldsymbol{\tau}_{\text{ext}} = 0$ より上式の右辺は次のような $\boldsymbol{\tau}^B$ のみとなる.

$$\boldsymbol{\tau}^B = \boldsymbol{\tau}_{\text{thrust}} + \boldsymbol{\tau}_{\text{drag}} \quad (3.14)$$

ただし, $\boldsymbol{\tau}_{\text{thrust}}$ は4自由度可変チルト付き2重反転ロータの推力によるトルクであり, $\boldsymbol{\tau}_{\text{drag}}$ は4自由度可変チルト付き2重反転ロータの反トルクである.

式(3.2), 式(3.3)と式(3.12)によると, 4自由度可変チルト付き2重反転ロータの反トルク τ_{drag} は

$$\begin{aligned}\tau_{\text{drag}} &= \sum_{i=1}^2 ({}^B \mathbf{R}_{P_i} \tau_{P_i}) \\ &= \begin{bmatrix} -k_m c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 - k_m c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ k_m s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_m c \alpha_1 c \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m c \alpha_2 c \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.15)$$

となる. また4自由度可変チルト付き2重反転ロータの推力によるトルク τ_{thrust} は次のようになる.

$$\begin{aligned}\tau_{\text{thrust}} &= \sum_{i=1}^2 ({}^B \mathbf{O}_{P_i} \times {}^B \mathbf{R}_{P_i} \mathbf{T}_{\text{thrust},i}) \\ &= \begin{bmatrix} -(h+l)k_f s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l)k_f s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -(h+l)k_f c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l)k_f c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.16)$$

式(3.14), (3.15)と(3.16)によると, 入力トルク τ^B は以下のようにまとめられる.

$$\begin{aligned}\tau^B &= [\tau_x^B \quad \tau_y^B \quad \tau_z^B]^T \\ &= \begin{bmatrix} -k_m c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 - k_m c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 - (h+l)k_f s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l)k_f s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ k_m s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 - (h+l)k_f c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l)k_f c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_m c \alpha_1 c \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m c \alpha_2 c \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.17)$$

結局, 式(3.13)と(3.17)より, UAVの回転運動の動力学モデルは以下のようになる.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{B_{yy}} - I_{B_{zz}}}{I_{B_{xx}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{xx}}} \tau_x^B \\ \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{B_{zz}} - I_{B_{xx}}}{I_{B_{yy}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{yy}}} \tau_y^B \\ \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{B_{xx}} - I_{B_{yy}}}{I_{B_{zz}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{zz}}} \tau_z^B \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

並進運動

世界座標系における UAV の位置を \mathbf{P} とすると, ニュートンの運動方程式によると

$$m \ddot{\mathbf{P}} = m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + {}^W \mathbf{R}_B \sum_{i=1}^2 ({}^B \mathbf{R}_{P_i} \mathbf{T}_{\text{thrust},i}) + \mathbf{f}_{\text{ext}} \quad (3.19)$$

となる。ただし、 \mathbf{f}_{ext} は外乱と非モデル化項に関するもの、 g は重力加速度である。摩擦等の影響を無視すると、 $\mathbf{f}_{\text{ext}} = 0$ となる。式 (3.2), (3.3) と (3.16) によって、入力としての機体座標系での推力 \mathbf{f}^B は以下ようになる。

$$\begin{aligned}\mathbf{f}^B &\triangleq [F_x^B \ F_y^B \ F_z^B]^T = \sum_{i=1}^2 ({}^B\mathbf{R}_{P_i} \mathbf{T}_{\text{thrust},i}) \\ &= \begin{bmatrix} -k_f c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + k_f c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ k_f s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 - k_f s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_f c \alpha_1 c \beta_1 \bar{\omega}_1^2 - k_f c \alpha_2 c \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.20)$$

世界座標系 \mathcal{F}_W において、機体の位置を $\mathbf{P} = [x \ y \ z]^T$ と定義すると、式 (3.19) と (3.20) を整理することで、機体の並進運動の動力学モデルは次式で表せる。

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \frac{1}{m} {}^W\mathbf{R}_B \begin{bmatrix} F_x^B \\ F_y^B \\ F_z^B \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

運動方程式 (3.18) と (3.21) をまとめると、UAV の動力学モデルは

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{F_z^B (s\phi s\psi + c\phi c\psi s\theta)}{m} - \frac{F_y^B (c\phi s\psi - s\phi c\psi s\theta)}{m} + \frac{F_x^B c\psi c\theta}{m} \\ \frac{F_y^B (c\phi c\psi + s\phi s\psi s\theta)}{m} - \frac{F_z^B (s\phi c\psi - c\phi s\psi s\theta)}{m} + \frac{F_x^B s\psi c\theta}{m} \\ g - \frac{F_x^B s\theta}{m} + \frac{F_z^B c\phi c\theta}{m} + \frac{F_y^B c\theta s\phi}{m} \\ \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{B_{yy}} - I_{B_{zz}}}{I_{B_{xx}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{xx}}} \tau_x^B \\ \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{B_{zz}} - I_{B_{xx}}}{I_{B_{yy}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{yy}}} \tau_y^B \\ \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{B_{xx}} - I_{B_{yy}}}{I_{B_{zz}}} \right) + \frac{1}{I_{B_{zz}}} \tau_z^B \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

となる。また、このモデルをベクトルでまとめると以下ようになる。

$$\ddot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) + \mathbf{g}(\mathbf{X}) \mathbf{U} \quad (3.23)$$

ただし、 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ は UAV に関連する一般化座標ベクトルであり、 $\mathbf{U} = [U_x \ U_y \ U_z \ U_\phi \ U_\theta \ U_\psi]^T \equiv [F_x^B \ F_y^B \ F_z^B \ \tau_x^B \ \tau_y^B \ \tau_z^B]^T \triangleq [\mathbf{f}^{B^T} \ \boldsymbol{\tau}^{B^T}]^T$ は機体座標系の X_B , Y_B および Z_B 軸における可変チルト付き2重反転ロータの推力とトルクのベクトルである。整理すると、入力としての推力 \mathbf{f}^B と入力トルク $\boldsymbol{\tau}^B$ は

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} &= [U_x \ U_y \ U_z \ U_\phi \ U_\theta \ U_\psi]^T \\ &= \begin{bmatrix} -k_f c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + k_f c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ k_f s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 - k_f s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_f c \alpha_1 c \beta_1 \bar{\omega}_1^2 - k_f c \alpha_2 c \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_m c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 - k_m c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 - (h+l) k_f s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l) k_f s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 \\ k_m s \alpha_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m s \alpha_2 \bar{\omega}_2^2 - (h+l) k_f c \alpha_1 s \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + (h-l) k_f c \alpha_2 s \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \\ -k_m c \alpha_1 c \beta_1 \bar{\omega}_1^2 + k_m c \alpha_2 c \beta_2 \bar{\omega}_2^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.24)$$

となる.

また, $f(\dot{\mathbf{X}})$ と $g(\mathbf{X})$ は以下のように表される

$$\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \\ \dot{\theta}\psi \left(\frac{I_{B_{yy}} - I_{B_{zz}}}{I_{B_{xx}}} \right) \\ \dot{\phi}\psi \left(\frac{I_{B_{zz}} - I_{B_{xx}}}{I_{B_{yy}}} \right) \\ \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{B_{xx}} - I_{B_{yy}}}{I_{B_{zz}}} \right) \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} {}^W \mathbf{R}_B & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_B^{-1} \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

ここで, $\mathbf{g}(\mathbf{X}) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$ は正則であるので, $\mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X})$ は存在し, $\mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} m {}^W \mathbf{R}_B^T & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_B \end{bmatrix}$ となる. ただし, 回転行列 ${}^W \mathbf{R}_B$ は直交行列であるため ${}^W \mathbf{R}_B^{-1} \equiv {}^W \mathbf{R}_B^T$ が言え, $I_{B_{nn}} \neq 0, (n = x, y, z)$ の事実が用いられた.

式(3.24)によると, この種の UAV のアクチュエータ配置問題は2重反転ロータの回転速度 $\bar{\omega}_1, \bar{\omega}_2$ とチルト角 $\alpha_1, \beta_1, \alpha_2, \beta_2$ を決定することになり, 6つの一般化座標系を出力とする全駆動システムであることが分かる.

3.2.3 2自由度可変チルト機構を持つ UAV の動力学モデルの導出

ここでは, 単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の動力学モデルの導出について述べる. 上記のモデルは複雑であるので, 上下のチルト機構を1つに統合し, 2重反転ロータの2つチルト角を $\alpha = \alpha_1 = -\alpha_2, \beta = \beta_1 = -\beta_2$ とし, この提案する機構からなる UAV の座標系の定義を図3.2に示す. 2自由度可変チルト付き2重反転ロータの座標系 \mathcal{F}_P は, 原点 O_P と軸 $\{X_P, Y_P, Z_P\}$ とする. 式(3.24)により, 上の条件を代入し整理すると, 新しい入力としての推力 \mathbf{f}^B と入力トルク $\boldsymbol{\tau}^B$ は

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} = [U_x \ U_y \ U_z \ U_\phi \ U_\theta \ U_\psi]^T = \begin{bmatrix} -k_f c \alpha s \beta (\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2) \\ k_f s \alpha (\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2) \\ -k_f c \alpha c \beta (\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2) \\ -k_m c \alpha s \beta (\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2) - (h+l) k_f s \alpha \bar{\omega}_1^2 - (h-l) k_f s \alpha \bar{\omega}_2^2 \\ k_m s \alpha (\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2) - (h+l) k_f c \alpha s \beta \bar{\omega}_1^2 - (h-l) k_f c \alpha s \beta \bar{\omega}_2^2 \\ -k_m c \alpha c \beta (\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2) \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

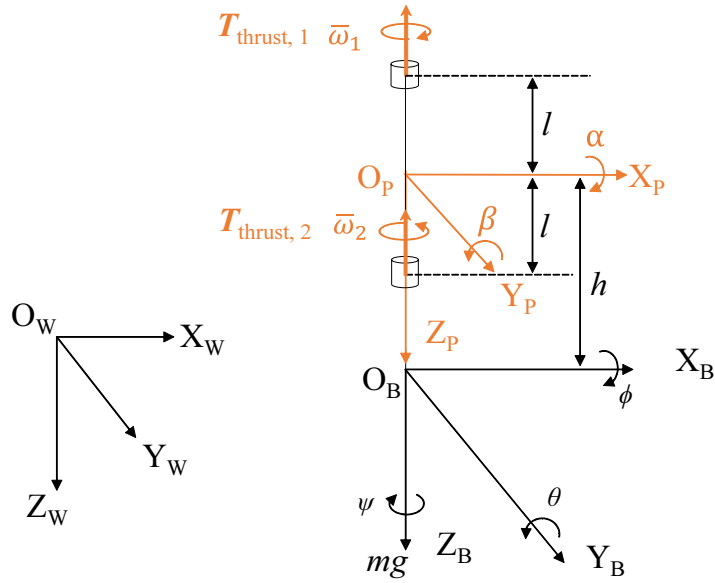


Fig. 3.2: Coordinate systems related to a single rotor UAV robot

となる．式(3.27)によると，この種の UAV の制御システムは2重反転ロータの回転速度 $\bar{\omega}_1$, $\bar{\omega}_2$ とチルト角 α , β を含む4入力を決定することになり，6つの一般化座標系を出力とする劣駆動システムであることが分かる．

3.3 ホバリングモードの制御

本節では2自由度チルト付き2重反転ロータの基本特性を調べるため，この機構を持つ UAV の基本飛行性能について述べる．ここでは，UAV の位置を制御する際に，2重反転ロータの反トルクをキャンセルすることにする．また，2重反転ロータをチルトさせて，ロータ推力によるトルクを発生しないように，2重反転ロータの重心と機体重心を合致させるために距離 h を0にする．一方，UAV のヨー角方向の姿勢を制御する際に，ホバリングの状態では，チルト機構を傾けず，上下のブラシレスモータの回転速度に差をつけ，ヨー角方向の姿勢制御を実現する．なお，一般化座標数よりも少ない入力で，UAV の位置と姿勢を同時に制御する劣駆動制御は将来の課題として考える．

3.3.1 飛行原理

以下では，提案した UAV のホバリング，並進運動およびヨー角方向の回転運動を行う場合の2重反転ロータの推力とチルト角の変化について説明する．なお，図

中の2重反転ロータから出る太い直線矢印は推力の大きさと方向を表しており、赤色は推力増大を、青色は推力減少を、茶色は推力維持を表している。

- ホバリング：ホバリングを行う際の2重反転ロータの推力とチルト角を図3.3に表す。この運動は2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけずに、反トルクをキャンセルすることで実現できる。つまり、2重反転ロータの推力と UAV の重力が釣り合っている。

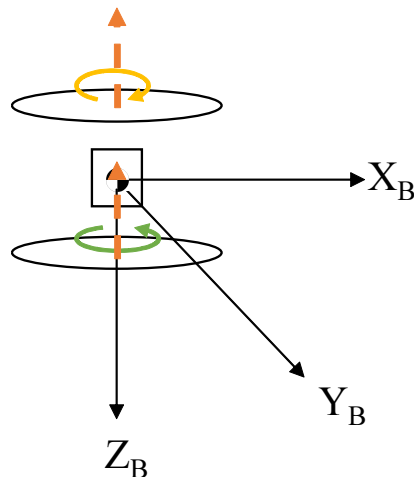


Fig. 3.3: Hovering

- X 軸方向の並進運動：X 軸方向の並進運動を行う際の2重反転ロータの推力とチルト角を図3.4に表す。この運動は2重反転ロータのチルト角を機体の前方へ傾けることで実現できる。つまり、2重反転ロータのチルト角をロータ座標系の Y_P 軸に沿って $-\beta$ 角に傾けた場合に機体は X_B 軸の正の方向へ移動する。
- Y 軸方向の並進運動：Y 軸方向の並進運動を行う際の2重反転ロータの推力とチルト角を図3.5に表す。この運動は2重反転ロータのチルト角を機体の横側に傾けることで実現できる。つまり、2重反転ロータのチルト角をロータ座標系の X_P 軸に沿って α 角だけ傾けた場合に機体は Y_B 軸の正の方向へ移動する。
- Z 軸方向の上下運動： Z_B 軸方向の上昇または下降運動を行う際の2重反転ロータの推力とチルト角を図3.6に表す。この運動は2重反転ロータ上下のブラシレスモータによる上向き推力を等しく増加または減少させることで実現する。つまり、2重反転ロータの上向き推力を同時に増加させた場合に機体は Z_B 軸の負の方向へ移動(上昇)する。

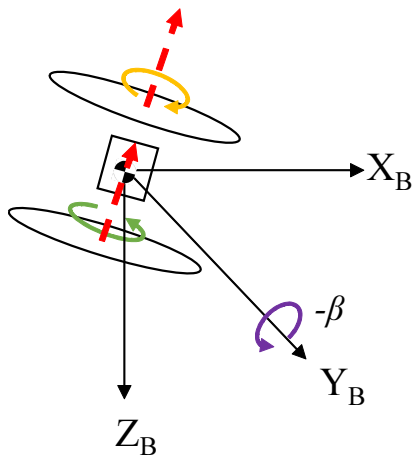


Fig. 3.4: Translational motion in X-axis direction

- ψ (ヨー) 角方向の運動： ψ 角運動を行う際の 2 重反転ロータの推力とチルト角を図 3.7 に表す。この運動は UAV ホバリングの状態では上下のブラシレスモータの回転速度に差をつけ、ヨー角方向の姿勢制御を実現する。つまり、下のブラシレスモータの推力を上のブラシレスモータの推力よりも大きくすると機体は ψ 角の正方向へ回転する。

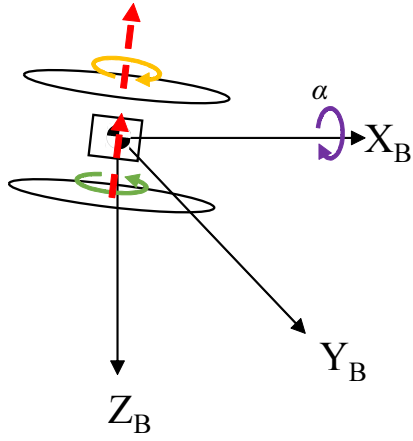


Fig. 3.5: Translational motion in Y-axis direction

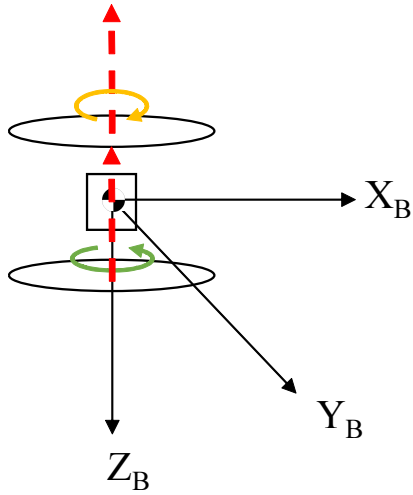


Fig. 3.6: Translational motion in Z-axis direction

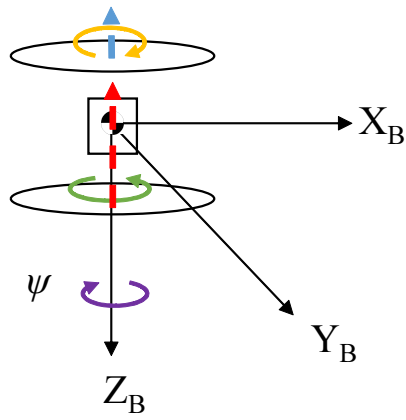


Fig. 3.7: Rotational motion in ψ angle

3.3.2 位置 (x, y, z) の制御

位置の制御を行う際に、反トルクをキャンセルするため、2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度は $\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \omega$ とする。この条件と $h = 0$ の下で式 (3.27) を整理すると、入力 U は

$$U = \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \\ U_\phi \\ U_\theta \\ U_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f^B \\ \tau^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2k_f c \alpha s \beta \omega^2 \\ 2k_f s \alpha \omega^2 \\ -2k_f c \alpha c \beta \omega^2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

となり、制御システムは3入力、3出力になることがわかる。また、2重反転ロータの各ロータの原点と2重反転ロータの原点の間の距離 l は UAV の動力学モデルに影響しないことも分かる。この場合では、提案する単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータは図 3.8 に示したように、1つのモジュールとして簡略化できる。そこで、新しい状態変数ベクトルを $\mathbf{X} = [x \ y \ z]^T$ とし、入力ベクトルを

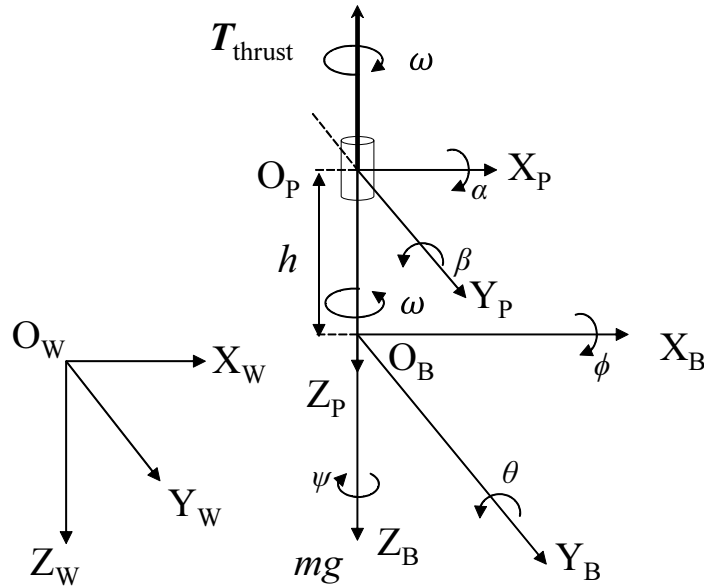


Fig. 3.8: Simplified 2 DOF coaxial rotor unit

$U = [U_x \ U_y \ U_z]^T = \mathbf{f}^B = [F_x^B \ F_y^B \ F_z^B]^T$ とする。また、新しい $f(\dot{\mathbf{X}})$ と $g(\mathbf{X})$

は以下のように表せる.

$$\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{X}) = \frac{1}{m} {}^W \mathbf{R}_B \quad (3.30)$$

ここでは, 運動用の制御入力 \mathbf{f}^B ベクトルを発生するのに, PD 制御による制御器の設計を行う. つまり,

$$\mathbf{U} = \mathbf{K}_d(\dot{\mathbf{X}}_d - \dot{\mathbf{X}}) + \mathbf{K}_p(\mathbf{X}_d - \mathbf{X}) \quad (3.31)$$

とする. ここで, 一般化座標系ベクトルの目標値を \mathbf{X}_d とし, その速度を $\dot{\mathbf{X}}_d$ と定義する. また, $\mathbf{K}_p = \text{diag}(K_{p1}, K_{p2}, K_{p3}) > 0$ は微分ゲインであり, $\mathbf{K}_d = \text{diag}(K_{d1}, K_{d2}, K_{d3}) > 0$ は比例ゲインである. 制御配置問題での望みの α, β と ω^2 は $\alpha = \arcsin(U_y, 2k_f\omega^2)$, $\beta = \arctan2(U_x, U_z)$, $\omega^2 = \frac{\sqrt{U_x^2 + U_y^2 + U_z^2}}{2k_f}$ から求まる.

3.3.3 ヨー角方向の姿勢制御

ヨー角方向の姿勢制御を行う際に, チルト機構を傾けないため, 2重反転ロータのチルト角は $\alpha = \beta = 0$ とする. この条件の下で式 (3.27) を整理すると, 入力 \mathbf{U} は

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} U_x \\ U_y \\ U_z \\ U_\phi \\ U_\theta \\ U_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -k_f(\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2) \\ 0 \\ 0 \\ -k_m(\bar{\omega}_1^2 - \bar{\omega}_2^2) \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

となり, 制御システムは2入力, 2出力になることがわかる. そこで, 新しい状態変数ベクトルを $\mathbf{X} = [z \ \psi]^T$ とし, 入力ベクトルを $\mathbf{U} = [U_z \ U_\psi]^T = [F_z^B \ \tau_z^B]^T$ とする. また, これらに対応する新しい $\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}})$ と $\mathbf{g}(\mathbf{X})$ は以下のように表せる.

$$\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) = \begin{bmatrix} g \\ \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{B_{xx}} - I_{B_{yy}}}{I_{B_{zz}}} \right) \end{bmatrix} \quad (3.33)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \frac{c\phi c\theta}{m} & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{B_{zz}}} \end{bmatrix} \quad (3.34)$$

式 (3.31) に示した PD 制御により, 新しいゲイン K_{pi} と K_{di} ($i = 1, 2$) を設定することで, UAV のヨー角方向の姿勢制御を行う. なお, 制御配置問題における望みの $\bar{\omega}_1^2$ と $\bar{\omega}_2^2$ は $\bar{\omega}_1^2 = \frac{1}{2}(-\frac{U_z}{k_f} - \frac{U_\psi}{k_m})$, $\bar{\omega}_2^2 = \frac{1}{2}(-\frac{U_z}{k_f} + \frac{U_\psi}{k_m})$ から求まる.

Table 3.1: Parameters of the UAV with a single 2-DOF tiltable coaxial rotor

Parameter	Description	Value	Unit
g	Gravitational acceleration	9.800	m/s
m	Mass	0.840	kg
h	Distance	0	m
$I_{B_{xx}}$	Roll inertia	0.010	kg · m ²
$I_{B_{yy}}$	Pitch inertia	0.010	kg · m ²
$I_{B_{zz}}$	Yaw inertia	0.006	kg · m ²
k_f	Thrust coefficient	1.956×10^{-7}	N/(rpm) ²
k_m	Drag coefficient	4.802×10^{-9}	Nm/(rpm) ²

3.4 シミュレーション

2自由度チルト付き2重反転ロータの基本特性を考察するため、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの位置とヨー角の制御を行い、上で示した制御器をここで使用する。また、数値シミュレーションで位置とヨー角の制御を実現できることを検証する。

3.4.1 軌道追従問題

ここでは、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの位置(x, y, z)の制御をUAVの3次元空間での軌道追従シミュレーションで検証する。3次元空間での目標軌道 $\mathbf{X}_d(t)=[x_d(t) \ y_d(t) \ z_d(t)]^T$ は以下のように設定する。

$$\begin{cases} x_d = 0.5 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ y_d = 0.5 \sin\left(\frac{\pi}{4}t\right) \\ z_d = -0.6 - 0.4 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \end{cases} \quad (3.35)$$

ただし、 t は時間を示す。シミュレーションでのUAVの初期状態は、UAVの位置の追従性能を検証するために $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0]^T$ に設定する。表3.1はシミュレーションで用いられるロータの物理パラメータを示している。

またフィードバックゲインは $K_{p1} = 100.0$, $K_{p2} = 100.0$, $K_{p3} = 100.0$, $K_{d1} = 30.0$, $K_{d2} = 30.0$, $K_{d3} = 30.0$ であり、これらは試行錯誤により求めた。

図3.9は軌道追従シミュレーションにおけるUAV位置の応答を示している。図3.10はチルト角 α と β の応答を示している。図3.11には可変チルト付き2重反転ロータの回転速度の応答を示している。また、図3.12は3D空間での軌跡を示している。シミュレーション結果から、提案したPD制御法は、本UAVの位置制御には有効であることが確認された。

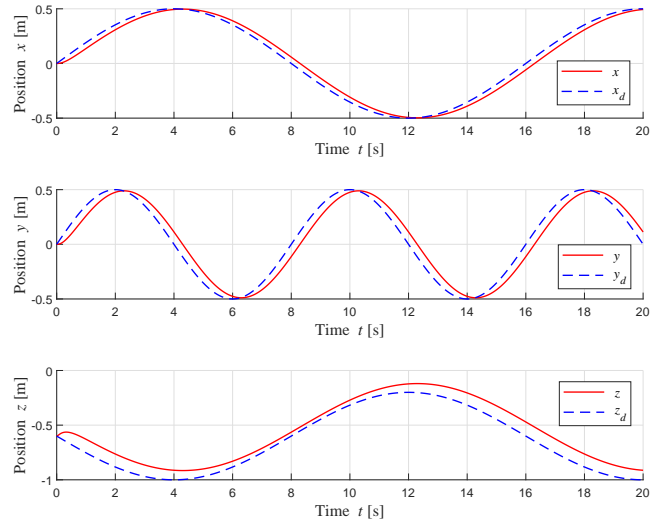


Fig. 3.9: Position control responses in trajectory tracking of a single rotor UAV

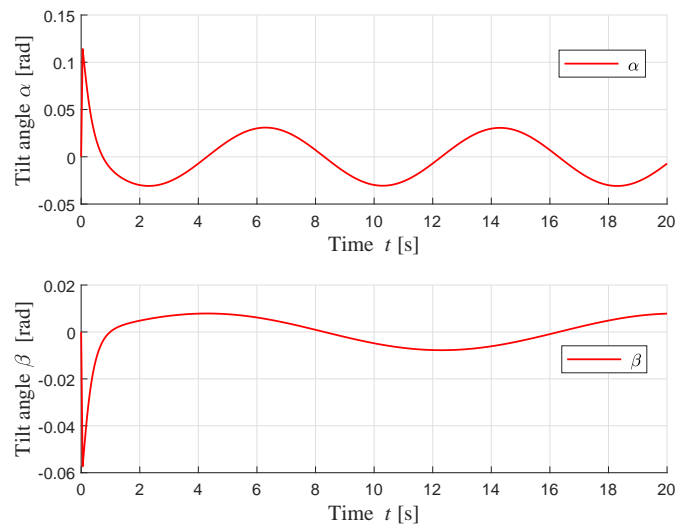


Fig. 3.10: Tilted angles in trajectory tracking of a single rotor UAV

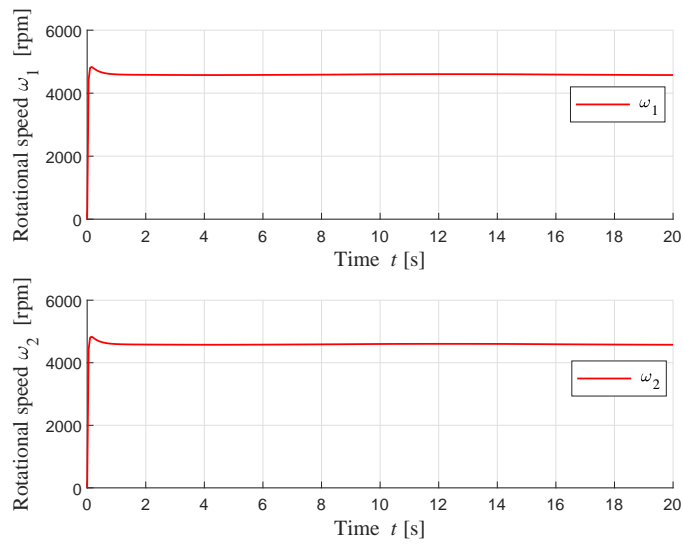


Fig. 3.11: Rotational speeds of rotors in trajectory tracking of a single rotor UAV

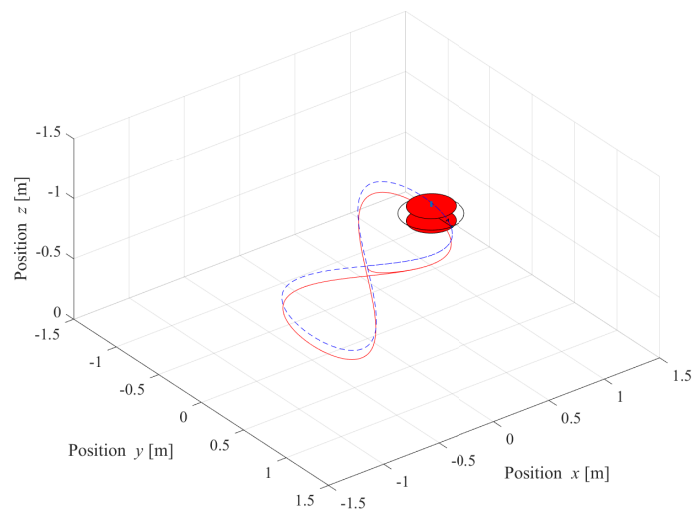


Fig. 3.12: The trajectory in 3D space of a single rotor UAV

3.4.2 ヨー角方向の姿勢制御問題

ここでは、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV のヨー角方向の姿勢制御に関するシミュレーションを行う。シミュレーションで用いられるパラメータは表 3.1 と同じである。またフィードバックゲインは $K_{p1} = 100.0$, $K_{p2} = 0.05$, $K_{d1} = 50.0$, $K_{d2} = 0.05$ であり、これらは試行錯誤により求めた。シミュレーションでの UAV の初期状態は、UAV の位置の追従性能を検証するために $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0]^T$ に設定する。 $t = 20 \text{ s}$ はシミュレーションの総時間である。時間 $t = 0 \text{ s}$ から $t = 5 \text{ s}$ の間では、UAV はホバリングを行うため、目標値を $\mathbf{X}_d = [-1 \ 0]^T$ に設定する。時間 $t = 5 \text{ s}$ から $t = 10 \text{ s}$ の間では、UAV はヨー角方向の姿勢制御を行うため、目標値を $\mathbf{X}_d = [-1 \ \pi/3]^T$ に設定する。時間 $t = 10 \text{ s}$ から $t = 15 \text{ s}$ の間では、UAV はヨー角方向の姿勢制御を行うため、目標値を $\mathbf{X}_d = [-1 \ -\pi/3]^T$ に設定する。最後に、UAV はヨー角方向の目標値を $\mathbf{X}_d = [-1 \ 0]^T$ に設定する。

図 3.13 はシミュレーションにおける UAV 位置の応答を示している。図 3.14 にはヨー角 ψ の応答を示している。図 3.15 は可変チルト付き2重反転ロータの回転速度の応答を示している。また、ホバリングの状態では、チルト機構は傾けず、上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけ、ヨー角方向の姿勢制御の実現を示している。シミュレーション結果から、提案した PD 制御法から、UAV のヨー角方向の姿勢制御が可能であることが確認された。

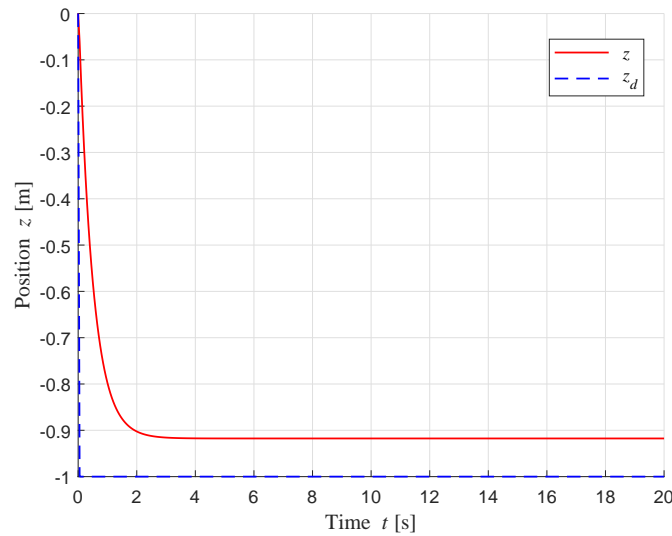


Fig. 3.13: Controlled position z in trajectory tracking of a single rotor UAV

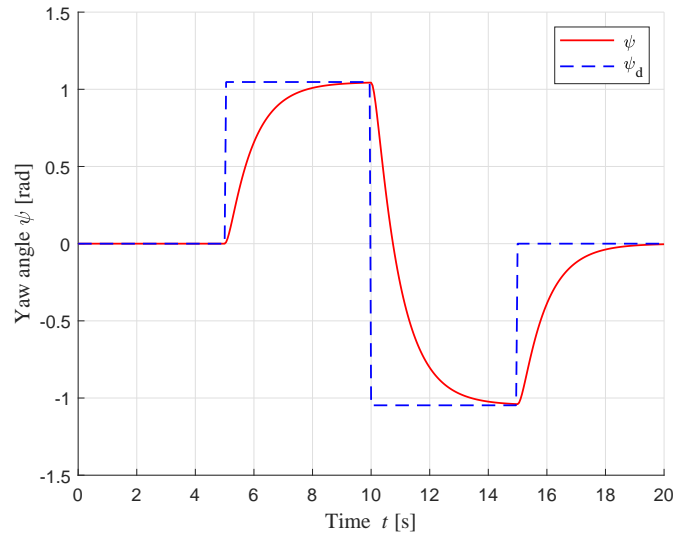


Fig. 3.14: Controlled yaw response in attitude control of a single rotor UAV

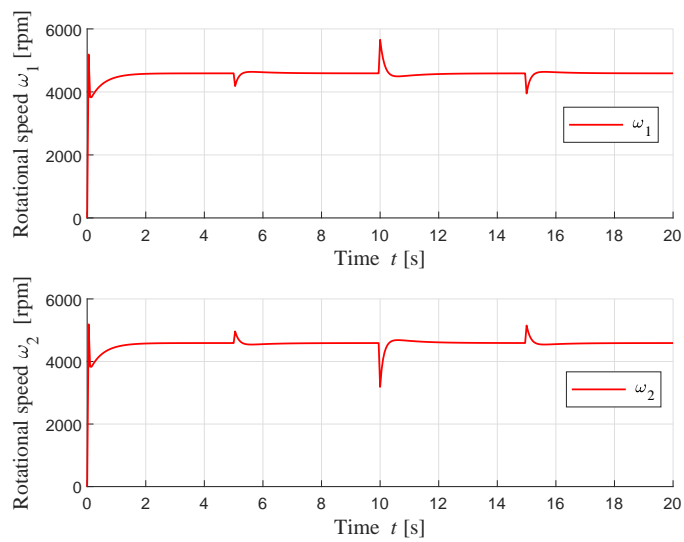


Fig. 3.15: Rotational speeds of rotors in attitude control of a single rotor UAV

3.5 まとめ

本章では、着目した単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べた。また、2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度が等しくないとして動力学モデルを導出した。2自由度可変チルト付き機構を有するため、UAV の入力は4になり、劣駆動システムになることを示した。UAV の位置を制御する際には、2重反転ロータの反トルクをキャンセルすることにした。さらに、ホバリングモード時において、2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけ、ロータの反トルクによりヨー角の制御を行う方法を提案した。2自由度可変チルト機構を利用した前後方向の位置制御とヨー角方向の姿勢制御について、提案した制御方法を用いて数値シミュレーションを行い、それらが実現できることを確認した。

第4章 タンデムロータ無人航空機 (UAV)への応用とその制御

4.1 はじめに

前章では、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べた。また2自由度可変チルト付き2重反転ロータの基本特性を調査するため、数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認した。本章では2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータ UAV への応用とその制御について述べる。また、フィードバック制御として、フィードバック線形化法を採用し、計算トルク法とバックステッピング法を提案し、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認する。最後に、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較する。

4.2 タンデムロータ UAV の概要

図 4.1 は提案した2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つタンデムロータ UAV の構造を示す。機体の前後に2つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータを有し、4つのパッシブキャスタと機体の中央部にマイコン、バッテリー、センサ等を搭載している。また2自由度可変チルト付き2重反転ロータは180度のチルト機構と360度のチルト機構を含む。そのうち180度のチルト機構は2重反転ロータの内部でブラシレスモータとつながっているため、ロータのロール角度は180度まで変化する。一方、360度のチルト機構では2重反転ロータのピッチ角度は360度まで変化する。そして、2組の2重反転ロータの出力する推力ベクトルは、それぞれのロール角とピッチ角のチルト成分を組み合わせることによって、飛行ロボットの様々な飛行モードを実現する。なお、4つのパッシブなキャスタを使うことで、地上と壁面走行も可能とする。

プロトタイプ UAV の座標系の定義を図 4.2 に示す。世界座標系 \mathcal{F}_W は起点 O_W で、垂直下向きに正の右手座標系 $\{X_W, Y_W, Z_W\}$ とし、機体座標系 \mathcal{F}_B は機体の質量中心を原点 O_B にとり、機体に対し垂直下向きに正の右手座標系で、機体の前進方向に正の X_B 軸を取る座標系 $\{X_B, Y_B, Z_B\}$ とする。1番目の可変チルト付き2重

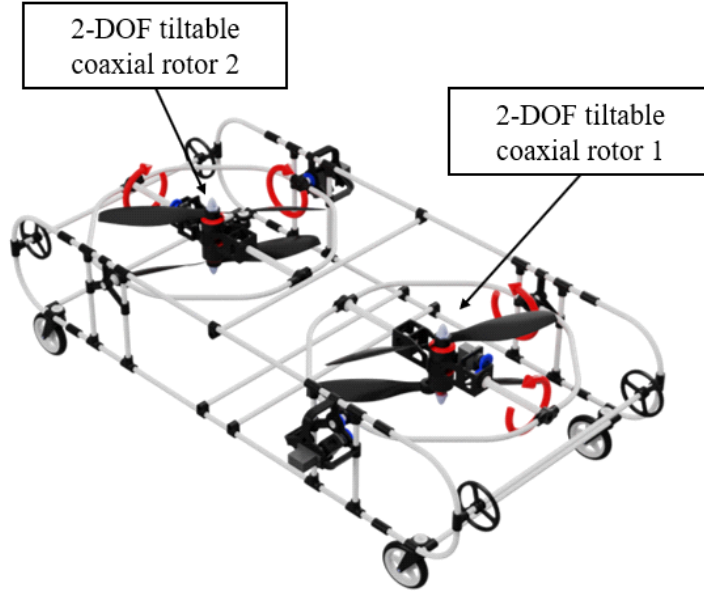


Fig. 4.1: 3D model of the proposed UAV robot

反転ロータのための座標系 \mathcal{F}_{P_1} は、原点 O_{P_1} と軸 $\{X_{P_1}, Y_{P_1}, Z_{P_1}\}$ とし、2番目の可変チルト付き2重反転ロータのための座標系 \mathcal{F}_{P_2} は、原点 O_{P_2} と軸 $\{X_{P_2}, Y_{P_2}, Z_{P_2}\}$ とする。第 i ($i = 1, 2$) 番目の可変チルト付き2重反転ロータの座標系は \mathcal{F}_{P_i} で表記される。機体座標系 \mathcal{F}_B で、各 X_B , Y_B と Z_B 軸回りの角度を (ϕ, θ, ψ) とする。またロータ座標系 \mathcal{F}_{P_i} では、 X_{P_i} と Y_{P_i} 軸回りのチルト角度を (α_i, β_i) とする。初期状態のチルト角 α_i と β_i は0とする。 α_i の範囲は $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ であり、 β_i の範囲は $[-\pi, \pi]$ である。

このとき、機体座標系 \mathcal{F}_B から世界座標系 \mathcal{F}_W への回転行列 ${}^W\mathbf{R}_B$ は以下のようになる。

$${}^W\mathbf{R}_B = \mathbf{R}_Z(\psi) \mathbf{R}_Y(\theta) \mathbf{R}_X(\phi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

ここで、 cA は $\cos A$, sA は $\sin A$ とする。

図 4.3 に2重反転ロータをチルトさせる時、可能なチルト角の変化の様子を示す。ロータ座標系の Y_{P_i} 軸回りの角度 β_i でのチルトを図 4.3(a) に示し、ロータ座標系の X_{P_i} 軸回りの角度 α_i でのチルトを図 4.3(b) に示す。ロータのフレームと機体と接続するため、ロータの回転順番はロータ座標系の Y_{P_i} 軸- X_{P_i} 軸である。このとき、 \mathcal{F}_{P_i} から \mathcal{F}_B への回転行列 ${}^B\mathbf{R}_{P_i}$ は以下のようになる。

$${}^B\mathbf{R}_{P_i} = \mathbf{R}_Z((i-1)\pi) \mathbf{R}_Y(\beta_i) \mathbf{R}_X(\alpha_i), \quad i = 1, 2 \quad (4.2)$$

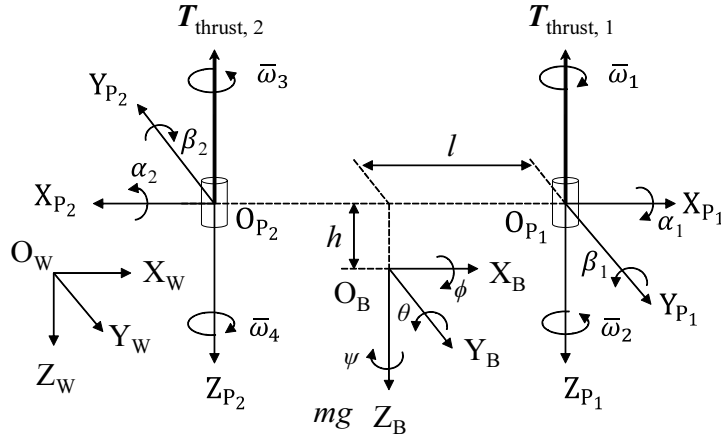


Fig. 4.2: Coordinate systems related to a tandem rotor UAV

また， \mathcal{F}_B における第 i 番目の 2 重反転ロータの位置ベクトル \mathbf{O}_{P_i} は以下のようになる．

$${}^B\mathbf{O}_{P_i} = \mathbf{R}_Z((i-1)\pi) [l \ 0 \ h]^T, \quad i = 1, 2 \quad (4.3)$$

ここで， l は機体の X_B 軸における各 2 重反転ロータの原点 \mathbf{O}_{P_i} と機体の原点 \mathbf{O}_{P_i} の間の距離であり， h は機体の Z_B 軸における各 2 重反転ロータの原点 \mathbf{O}_{P_i} と機体の原点 \mathbf{O}_{P_i} の間の距離である．

第 i 番目の可変チルト付き 2 重反転ロータの角速度 $\boldsymbol{\omega}_{P_i}$ とその加速度 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_i}$ は次のように得られる．

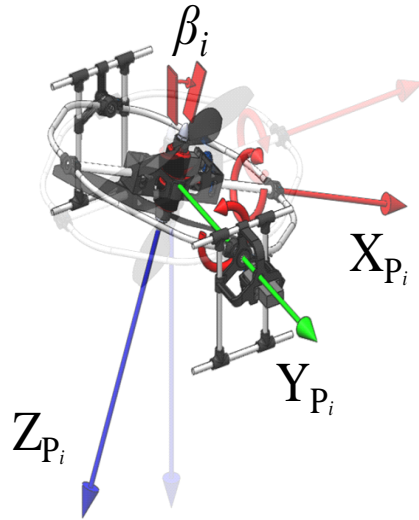
$$\begin{cases} \boldsymbol{\omega}_{P_1} = [\dot{\alpha}_1 & \dot{\beta}_1 & \bar{\omega}_2 - \bar{\omega}_1]^T \\ \boldsymbol{\omega}_{P_2} = [\dot{\alpha}_2 & \dot{\beta}_2 & \bar{\omega}_3 - \bar{\omega}_4]^T \end{cases} \quad (4.4)$$

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_1} = [\ddot{\alpha}_1 & \ddot{\beta}_1 & \dot{\bar{\omega}}_2 - \dot{\bar{\omega}}_1]^T \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_2} = [\ddot{\alpha}_2 & \ddot{\beta}_2 & \dot{\bar{\omega}}_3 - \dot{\bar{\omega}}_4]^T \end{cases} \quad (4.5)$$

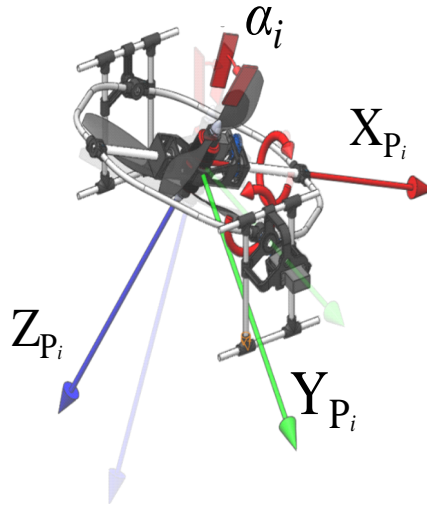
ここで，各ブラシレスモータの回転速度を $\bar{\omega}_j$, $j = 1, 2, 3, 4$ (図 4.2 を参照) とする．第 i 番目の 2 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの反トルク $\boldsymbol{\tau}_{\text{drag},i}$ は以下のようになる

$$\begin{cases} \boldsymbol{\tau}_{\text{drag},1} = [0 & 0 & k_m(\bar{\omega}_2^2 - \bar{\omega}_1^2)]^T \\ \boldsymbol{\tau}_{\text{drag},2} = [0 & 0 & k_m(\bar{\omega}_3^2 - \bar{\omega}_4^2)]^T \end{cases} \quad (4.6)$$

ただし， $k_m > 0$ はプロペラのトルク係数である．また，第 i 番目の 2 自由度可変



(a) Rotate around the Y_{P_i} -axis of the rotor



(b) Rotate around the X_{P_i} -axis of the rotor

Fig. 4.3: Visualization of possible orientation of the rotor around Y_{P_i} and X_{P_i}

チルト付き2重反転ロータの推力は $\mathbf{T}_{\text{thrust},i}$ (図 4.2 を参照) は以下のようになる

$$\begin{cases} \mathbf{T}_{\text{thrust},1} = [0 & 0 & -k_f(\bar{\omega}_1^2 + \bar{\omega}_2^2)]^T \\ \mathbf{T}_{\text{thrust},2} = [0 & 0 & -k_f(\bar{\omega}_3^2 + \bar{\omega}_4^2)]^T \end{cases} \quad (4.7)$$

ただし, $k_f > 0$ はプロペラの推力係数である.

4.3 動力学モデルの導出

Ryll ら⁽⁴⁶⁾⁽⁴⁷⁾, Morbidi ら⁽⁴⁸⁾ および Kamel ら⁽⁴⁹⁾ の研究に従い, 提案した UAV の動力学モデルを導出する.

4.3.1 回転運動

ニュートン・オイラー法を用いて, 2重反転ローターの座標系において, 2自由度可変チルト付き2重反転ロータによって生成されるトルク $\boldsymbol{\tau}_{P_i}$ を次のように示す⁽⁵⁰⁾.

$$\boldsymbol{\tau}_{P_i} = \mathbf{I}_P \dot{\boldsymbol{\omega}}_{P_i} + \boldsymbol{\omega}_{P_i} \times \mathbf{I}_P \boldsymbol{\omega}_{P_i} + \boldsymbol{\tau}_{\text{drag},i} \quad (4.8)$$

ただし, \mathbf{I}_P は2自由度可変チルト付き2重反転ロータの慣性モーメントである. また機体座標系において, オイラーの運動方程式を使用すると, UAV の角速度 $\boldsymbol{\omega}_B$ は以下のようになる.

$$\mathbf{I}_B \dot{\boldsymbol{\omega}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{I}_B \boldsymbol{\omega}_B = \boldsymbol{\tau}^B + \boldsymbol{\tau}_{\text{ext}} \quad (4.9)$$

ここで, \mathbf{I}_B は機体の慣性モーメントであり, 入力トルクを $\boldsymbol{\tau}^B$ とし, 非モデル化外乱を $\boldsymbol{\tau}_{\text{ext}}$ とする. 非モデル化外乱を無視すると, $\boldsymbol{\tau}_{\text{ext}} = 0$ となり, 上式の右辺は次のような $\boldsymbol{\tau}^B$ のみとなる.

$$\boldsymbol{\tau}^B = \boldsymbol{\tau}_{\text{thrust}} + \boldsymbol{\tau}_{\text{drag}} \quad (4.10)$$

2自由度可変チルト付き2重反転ロータの反トルクによるトルク $\boldsymbol{\tau}_{\text{drag}}$ は次のようになる.

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{drag}} = \sum_{i=1}^2 ({}^B \mathbf{R}_{P_i} \boldsymbol{\tau}_{P_i}) \quad (4.11)$$

2自由度可変チルト付き2重反転ロータの推力 $\mathbf{T}_{\text{thrust},i}$ によるトルク $\boldsymbol{\tau}_{\text{thrust}}$ は次のようになる.

$$\boldsymbol{\tau}_{\text{thrust}} = \sum_{i=1}^2 ({}^B \mathbf{O}_{P_i} \times {}^B \mathbf{R}_{P_i} \mathbf{T}_{\text{thrust},i}) \quad (4.12)$$

式(4.10), (4.11)および(4.12)によると, 入力トルク $\boldsymbol{\tau}^B$ は以下のようにまとめられる.

$$\boldsymbol{\tau}^B = [\tau_x^B \quad \tau_y^B \quad \tau_z^B]^T \quad (4.13)$$

結局, 式(4.9)と式(4.13)より, UAVの回転運動の動力学モデルは以下のようになる.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{\psi} \left(\frac{I_{Byy} - I_{Bzz}}{I_{Bxx}} \right) + \frac{1}{I_{Bxx}} \tau_x^B \\ \dot{\phi}\dot{\psi} \left(\frac{I_{Bzz} - I_{Bxx}}{I_{Byy}} \right) + \frac{1}{I_{Byy}} \tau_y^B \\ \dot{\phi}\dot{\theta} \left(\frac{I_{Bxx} - I_{Byy}}{I_{Bzz}} \right) + \frac{1}{I_{Bzz}} \tau_z^B \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

4.3.2 並進運動

ニュートンの運動方程式によると, 世界座標系における UAV の位置 \boldsymbol{P} は以下の関係を満たす.

$$m\ddot{\boldsymbol{P}} = m \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + {}^W\boldsymbol{R}_B \sum_{i=1}^2 {}^B\boldsymbol{R}_{P_i} \boldsymbol{T}_{\text{thrust},i} + \boldsymbol{f}_{\text{ext}} \quad (4.15)$$

ただし, $\boldsymbol{f}_{\text{ext}}$ は外乱と非モデル化に関連する項, g は重力加速度である. 摩擦等の影響を無視すると, $\boldsymbol{f}_{\text{ext}} = 0$ となる. 式(4.2)と式(4.12)によって, 入力の推力 \boldsymbol{f}^B は以下のようになる.

$$\boldsymbol{f}^B = \sum_{i=1}^2 {}^B\boldsymbol{R}_{P_i} \boldsymbol{T}_{\text{thrust},i} = [F_x^B \quad F_y^B \quad F_z^B]^T \quad (4.16)$$

結局, 世界座標系 \mathcal{F}_W において, 機体の位置を $\boldsymbol{P} = [x \ y \ z]^T$ として定義すると, 式(4.15)と(4.16)を整理することで, 機体の並進運動の動力学モデルは次式で表せる.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} + \frac{1}{m} {}^W\boldsymbol{R}_B \begin{bmatrix} F_x^B \\ F_y^B \\ F_z^B \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

4.4 フィードバック線形化法による制御

制御モデルを簡略化するため, 2自由度可変チルト付き2重反転ロータの反トルクを常にキャンセルするとする. そこで, 各2自由度可変チルト付き2重反転ロータのブラシレスモータの回転速度を, $\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \omega_1$, $\bar{\omega}_3 = \bar{\omega}_4 = \omega_2$ として設定す

る。ただし、 ω_1 と ω_2 は各 2 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータのブラシレスモータを 1 つと見なしたときの回転速度である。また、 $\dot{\alpha}_i = 0$, $\dot{\beta}_i = 0$, $\ddot{\alpha}_i = 0$, $\ddot{\beta}_i = 0$ と設定することで、2 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータのコリオリ力やジャイロ効果を見捨てるのが可能になる。そして、UAV の制御システムは 6 入力、6 出力を持つ全駆動システムに簡略化できる。さらに、入力の推力 \mathbf{f}^B と入力のトルク $\boldsymbol{\tau}^B$ は次式のようになる。

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2k_f a_1 + 2k_f a_2 \\ 2k_f a_3 - 2k_f a_4 \\ -2k_f a_5 - 2k_f a_6 \\ -2hk_f a_3 + 2hk_f a_4 \\ 2lk_f a_5 - 2lk_f a_6 - 2hk_f a_1 + 2hk_f a_2 \\ 2lk_f a_3 + 2lk_f a_4 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

ただし、 $a_1 = \cos \alpha_1 \sin \beta_1 \omega_1^2$, $a_2 = \cos \alpha_2 \sin \beta_2 \omega_2^2$, $a_3 = \sin \alpha_1 \omega_1^2$, $a_4 = \sin \alpha_2 \omega_2^2$, $a_5 = \cos \alpha_1 \cos \beta_1 \omega_1^2$, $a_6 = \cos \alpha_2 \cos \beta_2 \omega_2^2$ である。

4.4.1 計算トルク法

ここでは、Xu ら⁽⁵¹⁾ の先行研究に従い、計算トルク法の導出を行う。運動方程式(4.14)と(4.17)によると、動力学モデルの行列形式は以下のようである。

$$\ddot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) + \mathbf{g}(\mathbf{X}) \mathbf{U} \quad (4.19)$$

ただし、 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ は UAV に関連する一般化座標ベクトルであり、 $\mathbf{U} = [F_x^B \ F_y^B \ F_z^B \ \tau_x^B \ \tau_y^B \ \tau_z^B]^T = [\mathbf{f}^{B^T} \ \boldsymbol{\tau}^{B^T}]^T$ は機体座標系の X_B , Y_B と Z_B 軸における可変チルト付き 2 重反転ロータの推力とトルクのベクトルである。また、 $\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}})$ と $\mathbf{g}(\mathbf{X})$ は以下のように表される。

$$\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \\ \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_{Byy} - I_{Bzz}}{I_{Bxx}} \right) \\ \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_{Bzz} - I_{Bxx}}{I_{Byy}} \right) \\ \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_{Bxx} - I_{Byy}}{I_{Bzz}} \right) \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

$$\mathbf{g}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} {}^W \mathbf{R}_B & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_{I_B}^{-1} \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

ただし, $\mathbf{g}(\mathbf{X}) \in \mathbb{R}^{6 \times 6}$, $\mathbf{M}_{I_B} = \text{diag}(I_{B_{xx}}, I_{B_{yy}}, I_{B_{zz}})$ とする. また, 回転行列 ${}^W \mathbf{R}_B$ は直交行列であるため, ${}^W \mathbf{R}_B^{-1} \equiv {}^W \mathbf{R}_B^T$, さらに $I_{B_{nn}} \neq 0$, ($n = x, y, z$) であるので, $\mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X})$ が存在し, 整理すると $\mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X}) = \begin{bmatrix} m {}^W \mathbf{R}_B^T & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{M}_{I_B} \end{bmatrix}$ となる. そこで, 式(4.19)の逆システムは以下のように表される.

$$\mathbf{U} = \mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X}) [\ddot{\mathbf{X}} - \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}})] \quad (4.22)$$

ただし, $\mathbf{g}(\mathbf{X})$ と $\mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}})$ は既知とする.

多関節マニピュレータなどの制御に使われる計算トルク法では, 一般に回転関節を想定し求める入力はすべてトルクを前提としている. これに対して, 本研究では並進力とトルクからなる一般化力を入力としていることに多少の違いがあることに注意されたい.

一般化座標ベクトルの目標値 \mathbf{X}_d の加速度を $\ddot{\mathbf{X}}_d$ に定義するとき, 拡張加速度は以下のように表される.

$$\ddot{\mathbf{X}}^* = \ddot{\mathbf{X}}_d + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}_p \mathbf{e} \quad (4.23)$$

ただし, $\mathbf{e} = \mathbf{X}_d - \mathbf{X}$, $\mathbf{K}_d > 0$ は微分ゲインであり, $\mathbf{K}_p > 0$ は比例ゲインである. 式(4.23)を使用し, 式(4.22)の $\ddot{\mathbf{X}}$ と入れ替えて, 再び式(4.19)の \mathbf{U} に戻すと, $\ddot{\mathbf{X}}$ は以下のようにまとめられる.

$$\ddot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) + \mathbf{g}(\mathbf{X}) \bar{\mathbf{U}} = \ddot{\mathbf{X}}_d + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}_p \mathbf{e} \quad (4.24)$$

ここで, $\bar{\mathbf{U}} = \mathbf{g}^{-1}(\mathbf{X}) [\ddot{\mathbf{X}}_d + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}_p \mathbf{e} - \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}})]$ である. この式(4.24)から, 次式が得られる.

$$\ddot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}_d \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{K}_p \mathbf{e} = 0 \quad (4.25)$$

ただし, $\mathbf{K}_p = \text{diag}(K_{p1}, \dots, K_{p6})$, $\mathbf{K}_d = \text{diag}(K_{d1}, \dots, K_{d6})$ とする. なお, \mathbf{e} を臨界減衰応答に保つために, $K_{di} = 2\sqrt{K_{pi}}$ を使うと, ゲイン K_{pi} と K_{di} は比例関係として簡単に決定できる. 図 4.4 は提案された計算トルク法のブロック図を示している.

4.4.2 制御配置問題

制御器設計により提供される一般化力, つまり力とモーメントがアクチュエータの組み合わせによって駆動系全体にどのように作用するかを観察することにより, 推力を出すモータとチルトされるモータの制御入力を分配するための配置式が確立され, 次のように書ける.

$$\mathbf{A}(\boldsymbol{\alpha}, \boldsymbol{\beta}) \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A} \in \mathbb{R}^{6 \times 2} \quad (4.26)$$

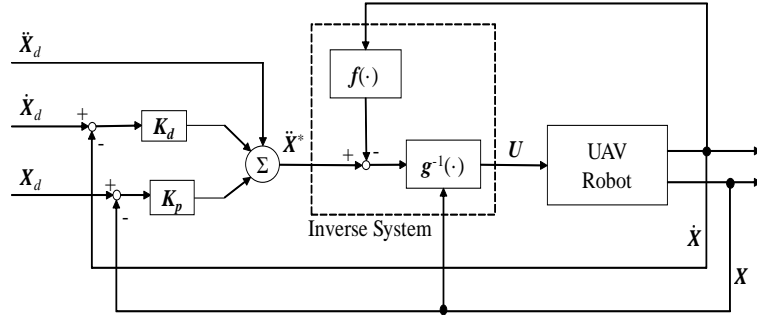


Fig. 4.4: Block diagram of the proposed computed torque method

ただし、 A は配置行列であり、 \mathbf{u} はロータ回転速度からなるベクトルを表す。また、 $\bar{\omega}_1 = \bar{\omega}_2 = \omega_1$, $\bar{\omega}_3 = \bar{\omega}_4 = \omega_2$, $\dot{\alpha}_i = 0$, $\dot{\alpha}_i = 0$, $\dot{\beta}_i = 0$, $\dot{\beta}_i = 0$ なので、式 (4.16) と (4.13) を組み合わせると、配置行列 $A(\alpha, \beta)$ は次のように表すことができる。

$$A(\alpha, \beta) = \begin{bmatrix} -2k_f c \alpha_1 s \beta_1 & 2k_f c \alpha_2 s \beta_2 \\ 2k_f s \alpha_1 & -2k_f s \alpha_2 \\ -2k_f c \alpha_1 c \beta_1 & -2k_f c \alpha_2 c \beta_2 \\ -2hk_f s \alpha_1 & 2hk_f s \alpha_2 \\ m_1 & m_2 \\ 2k_f l s \alpha_1 & 2k_f l s \alpha_2 \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

ここで、 $m_1 = 2k_f l c \alpha_1 c \beta_1 - 2k_f h c \alpha_1 s \beta_1$ および $m_2 = 2k_f h c \alpha_2 c \beta_2 - 2k_f l c \alpha_2 c \beta_2$ とする。また角速度ベクトル \mathbf{u} は次のように表される。

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \omega_1 \cdot |\omega_1| \\ \omega_2 \cdot |\omega_2| \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} \in \mathbb{R}^2 \quad (4.28)$$

制御配置問題⁽⁵²⁾⁽⁵³⁾を解くため、 i 番目の 2 重反転ロータの回転速度を 3 つの成分に分解することによって座標変換を適用し、以下のように表す。

$$\begin{cases} x_i^a = c \alpha_i s \beta_i \cdot \omega_i^2 \\ x_i^b = s \alpha_i \cdot \omega_i^2 \\ x_i^c = c \alpha_i c \beta_i \cdot \omega_i^2 \end{cases} \quad (4.29)$$

$$\mathbf{x} = [x_1^a \quad x_1^b \quad x_1^c \quad x_2^a \quad x_2^b \quad x_2^c]^T, \quad \mathbf{x} \in \mathbb{R}^6 \quad (4.30)$$

すると、この新しい未知変数 \mathbf{x} を使って元の制御配置式を書き直すと

$$A(\alpha, \beta) \cdot \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} \Rightarrow \hat{A} \cdot \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

$$\hat{\mathbf{A}} = k_f \begin{bmatrix} -2 & 0 & 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & 0 & 0 & -2 & 0 \\ 0 & 0 & -2 & 0 & 0 & -2 \\ 0 & -2h & 0 & 0 & 2h & 0 \\ -2h & 0 & 2l & 2h & 0 & -2l \\ 0 & 2l & 0 & 0 & 2l & 0 \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{6 \times 6} \quad (4.32)$$

となる．ここで，もし x_i^a ， x_i^b および x_i^c が求まるならば，望みの α_i と β_i は $\alpha_i = \arcsin(x_i^b, \omega_i^2)$ ， $\beta_i = \arctan2(x_i^a, x_i^c)$ ， $\omega_i^2 = \sqrt{(x_i^a)^2 + (x_i^b)^2 + (x_i^c)^2}$ から求まる．しかしながら， $\hat{\mathbf{A}}$ は正方行列であるが， $\hat{\mathbf{A}}$ のランクは5であり，特異となり解くべき新しい未知変数 \mathbf{x} を以下のように求める．

$$\mathbf{x} = \hat{\mathbf{A}}^\dagger \cdot \begin{bmatrix} \mathbf{f}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} \quad (4.33)$$

ここで， $\hat{\mathbf{A}}^\dagger$ は $\hat{\mathbf{A}}$ のムーア・ペンローズ疑似逆行列とすれば， \mathbf{x} は最小ノルム解となる．

4.4.3 計算トルク法のシミュレーション結果

提案した計算トルク法の有効性を検証するために，2つのケース（安定化と軌道追従）に対して，MATLAB に実装されたコントローラによってシミュレーションを行う．シミュレーションで使用した UAV の物理パラメータは， $m = 1.2 \text{ kg}$ ， $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ ， $l = 0.2 \text{ m}$ ， $h = 0.05 \text{ m}$ および $k_f = 1.984 \times 10^{-7} \text{ N/(rpm)}^2$ である．シミュレーションの制御ゲインは， $K_{d1} = K_{d2} = K_{d3} = 4$ ， $K_{p1} = K_{p2} = K_{p3} = 4$ ， $K_{d4} = K_{d5} = K_{d6} = 4$ および $K_{p4} = K_{p5} = K_{p6} = 4$ である．なお，シミュレーションでのサンプリング幅は 0.01 s とする．

シミュレーション 1: 安定化問題

安定化のシミュレーションでは，位置と姿勢の目標値は $\mathbf{X}_d = [1 \ 1 \ -1 \ \frac{\pi}{4} \ \frac{\pi}{4} \ \frac{\pi}{4}]^T$ のように設定する．システムが起動された時の初期状態を $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ のように設定する．

図 4.5 と 4.6 に示したように，位置と姿勢の制御は目標値に収束してる．シミュレーション中のチルト角の変化を図 4.7 に示す．2 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの回転速度は図 4.8 に示す．

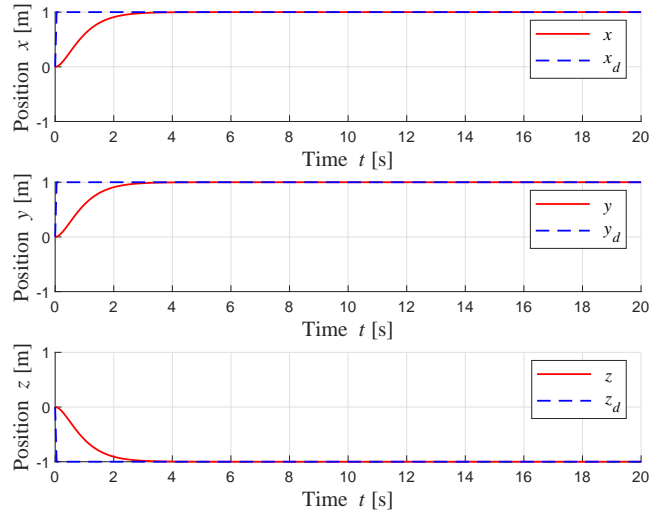


Fig. 4.5: Position control responses

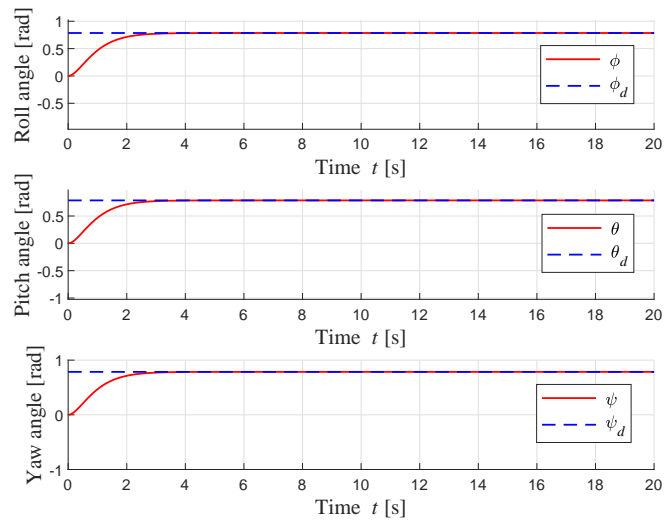


Fig. 4.6: Attitude control responses

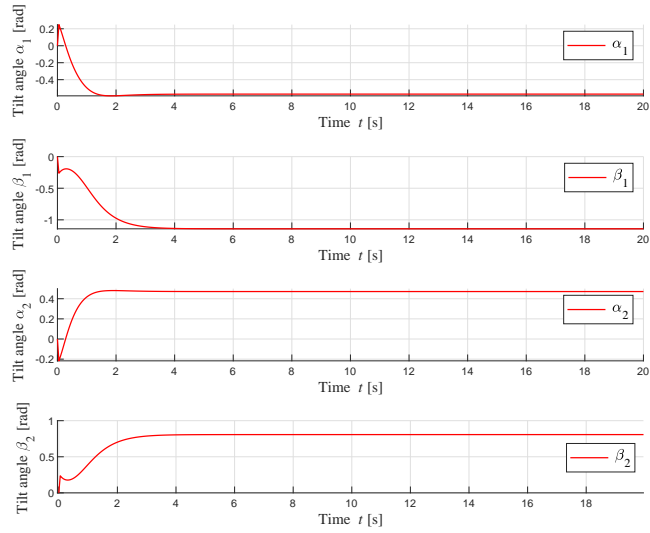


Fig. 4.7: Tilted angles of rotors

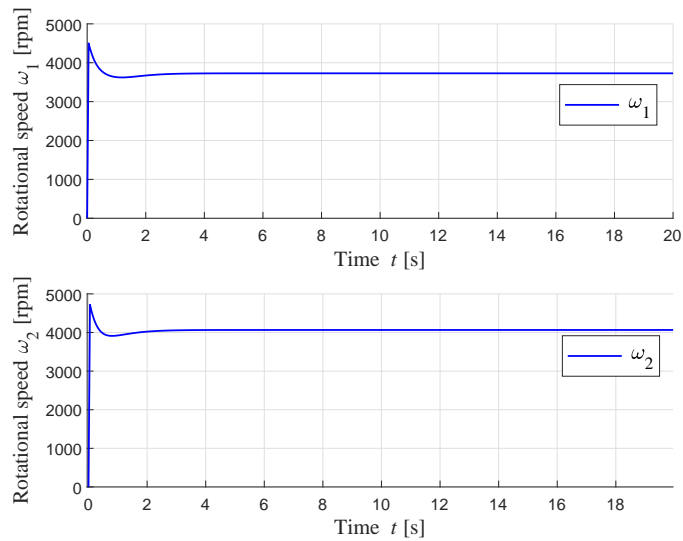


Fig. 4.8: Rotational speeds of rotors

シミュレーション 2: 軌道追従問題

UAV の軌道追従問題のシミュレーションにおいては、目標軌道として $\mathbf{X}_d(t) = [x_d(t) \ y_d(t) \ z_d(t) \ 0 \ 0 \ 0]^T$ を使う。UAV の位置と姿勢の両方の追従性能を検証するために $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ \pi/40 \ \pi/18 \ \pi/12]^T$ に設定する。このとき 3 次元空間での目標軌道は以下のように設定する。

$$\begin{cases} x_d = 0.5 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ y_d = 0.5 \cos\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ z_d = -0.6 - 0.4 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \end{cases} \quad (4.34)$$

ただし、 t は時間を示す。

図 4.9 と図 4.10 は軌道追従シミュレーションにおける UAV の位置と姿勢の応答を示している。図 4.11 に示したように、チルト角 α_1 と β_1 の向きは α_2 と β_2 のものと反対である。図 4.12 に可変チルト付き 2 重反転ロータの回転速度を示している。どちらも 5 回目のサンプリングで約 3890 rpm に達している。注意すべきことは実際に使用され得るアクチュエータでの応答は、そのような急加速な速度には応答しないことである。シミュレーションではロータのダイナミクスを無視しているため、このようになったものと思われる。また、図 4.13 は 3D 空間での軌跡を示している。シミュレーション結果から、提案した計算トルク法は、UAV の位置制御と姿勢制御の両方に有効であることが確認された。さらに、軌道追従シミュレーション中に UAV は安定して飛行しながら、本体が水平状態に保たれていることも確認した。

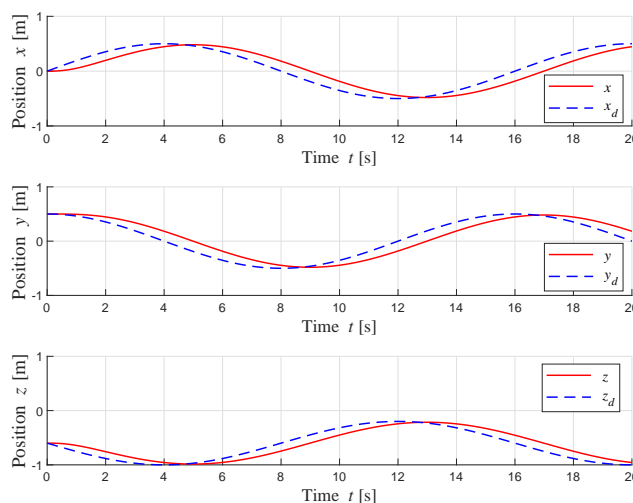


Fig. 4.9: Position control responses in trajectory tracking

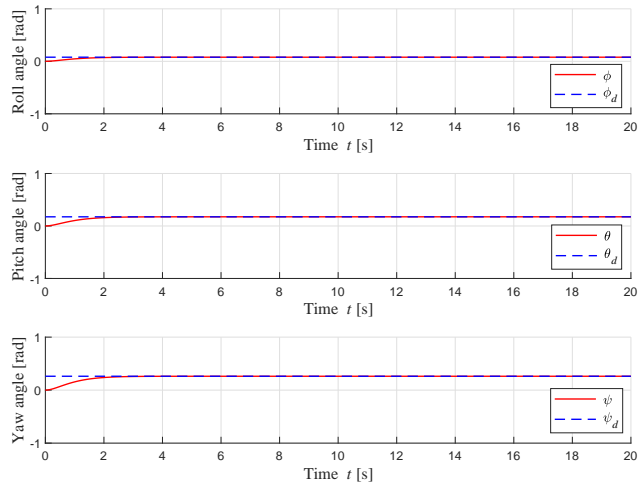


Fig. 4.10: Attitude control responses in trajectory tracking

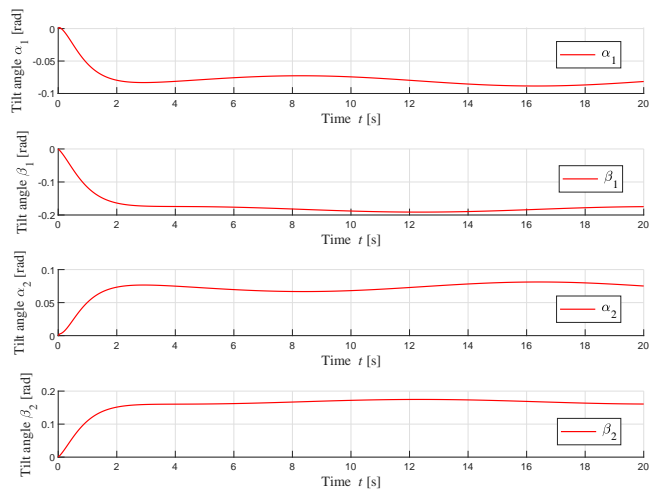


Fig. 4.11: Tilted angles of rotors in trajectory tracking

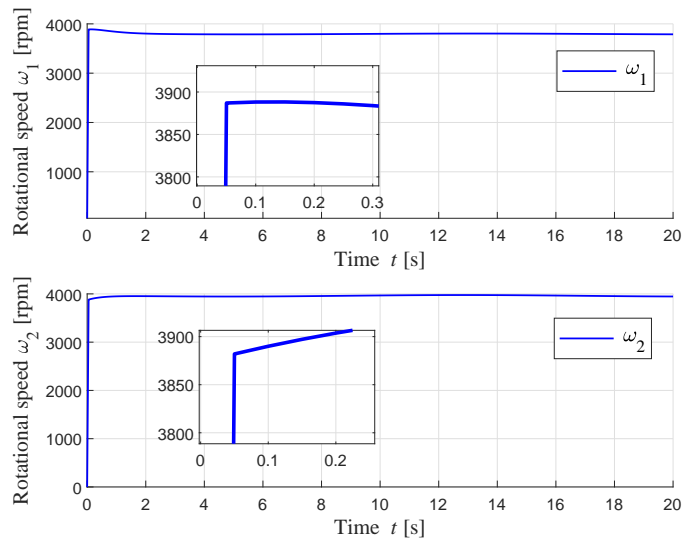


Fig. 4.12: Rotational speeds of rotors in trajectory tracking

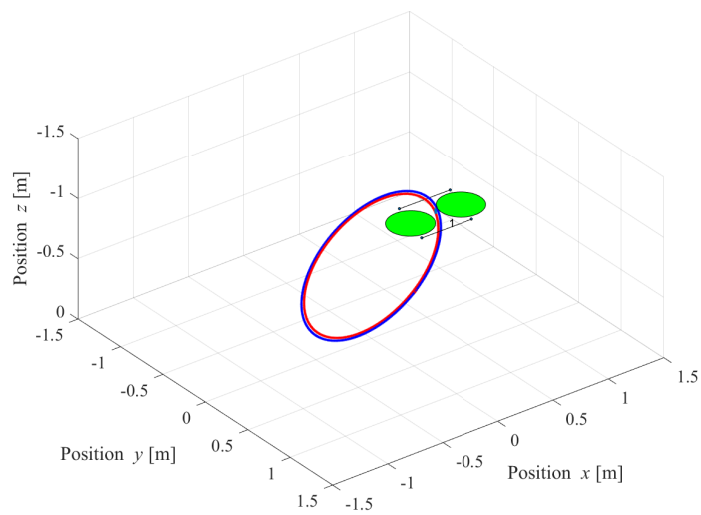


Fig. 4.13: The trajectory in 3D space

4.4.4 バックステッピング法

バックステッピング制御の設計は，Xu ら⁽⁵⁴⁾，Fossen と Strand⁽⁵⁵⁾ の文献に従って説明する。

ステップ 1. まず，状態変数を以下のように導入する。

$$\mathbf{x}_1 = \mathbf{X}, \mathbf{x}_2 = \dot{\mathbf{X}} \quad (4.35)$$

そして，式(4.19)により整理すると，

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_1 &= \mathbf{x}_2 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 &= \mathbf{f}(\mathbf{x}_2) + \mathbf{g}(\mathbf{x}_1)U \end{aligned} \quad (4.36)$$

となる．このとき，位置追従誤差を $\mathbf{e}_1 = \mathbf{x}_{1d} - \mathbf{x}_1$ として導入する．ただし， \mathbf{x}_{1d} は \mathbf{x}_1 の目標軌道である．これに関連する第一のリアプノフ関数を以下のように選ぶ．

$$\mathbf{V}_1 = \frac{1}{2} \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_1 \quad (4.37)$$

この時間に関する微分 $\dot{\mathbf{V}}_1$ は

$$\dot{\mathbf{V}}_1 = \mathbf{e}_1^T \dot{\mathbf{e}}_1 = \mathbf{e}_1^T (\dot{\mathbf{x}}_{1d} - \dot{\mathbf{x}}_1) \quad (4.38)$$

となる．誤差 \mathbf{e}_1 を安定化させるために，安定化関数または拡張目標速度を

$$\boldsymbol{\alpha}_1 = \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 \quad (4.39)$$

として設計する．ここで， $\mathbf{K}_1 > 0$ とする．式(4.39)を式(4.38)に代入すると

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}}_1 &= \mathbf{e}_1^T (-\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \boldsymbol{\alpha}_1 - \dot{\mathbf{x}}_1) \\ &= \mathbf{e}_1^T (-\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \boldsymbol{\alpha}_1 - \mathbf{x}_2) \\ &= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_1^T \mathbf{e}_2 \end{aligned} \quad (4.40)$$

となる．ここで， $\mathbf{e}_2 \triangleq \boldsymbol{\alpha}_1 - \mathbf{x}_2$ は中間制御誤差，または拡張速度追従誤差とし，この誤差ベクトルが $\mathbf{e}_2 \equiv 0$ となれば，

$$\dot{\mathbf{V}}_1 = -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 \leq 0 \quad (4.41)$$

となり， \mathbf{V}_1 は半負定関数となり， $t \rightarrow \infty$ で \mathbf{e}_1 ベクトルが零となり，漸近安定性が保証されることがわかる．

ステップ 2. 拡張速度追従誤差を再び，ここで

$$\mathbf{e}_2 = \boldsymbol{\alpha}_1 - \mathbf{x}_2 = \dot{\mathbf{x}}_{1d} - \dot{\mathbf{x}}_1 + \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 \quad (4.42)$$

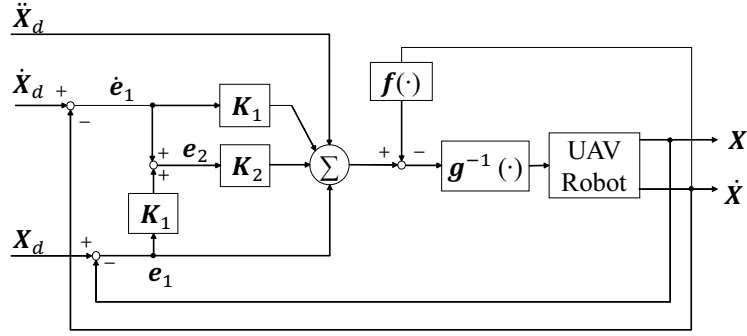


Fig. 4.14: Block diagram of the proposed backstepping control method

とし、この時間微分 e_2 を考えると

$$\dot{e}_2 = \ddot{x}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{e}_1 - \mathbf{f}(x_2) - \mathbf{g}(x_1) \mathbf{U} \quad (4.43)$$

となる。このとき、第二のリヤプノフ関数として V_2 を以下のように導入する。

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 = \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 \quad (4.44)$$

この時間微分 \dot{V}_2 をとると

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + e_2^T \dot{e}_2 \quad (4.45)$$

となる。式 (4.40) と式 (4.43) を利用すると、 \dot{V}_2 は以下のように表される。

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 = & -e_1^T \mathbf{K}_1 e_1 + e_1^T e_2 \\ & + e_2^T [\ddot{x}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{e}_1 - \mathbf{f}(x_2) - \mathbf{g}(x_1) \mathbf{U}] \end{aligned} \quad (4.46)$$

ここで、 $\mathbf{K}_2 > 0$ とし、制御入力 \mathbf{U} を

$$\mathbf{U} = \mathbf{g}^{-1}(x_1) [\mathbf{K}_2 e_2 + \ddot{x}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{e}_1 - \mathbf{f}(x_2) + e_1] \quad (4.47)$$

と設計すれば、

$$\dot{V}_2 = -e_1^T \mathbf{K}_1 e_1 - e_2^T \mathbf{K}_2 e_2 \leq 0 \quad (4.48)$$

となるので、 $t \rightarrow \infty$ で e_1 及び e_2 は零に収束し、漸近安定性が保証されることがわかる。Fig. 4.14 に提案したバックステッピング制御方法のブロック図を示す。

4.4.5 バックステッピング法のシミュレーション結果

設計したバックステッピングコントローラの有効性を検証するために、MATLAB に実装されたコントローラによって安定化問題についてシミュレーションを行った。

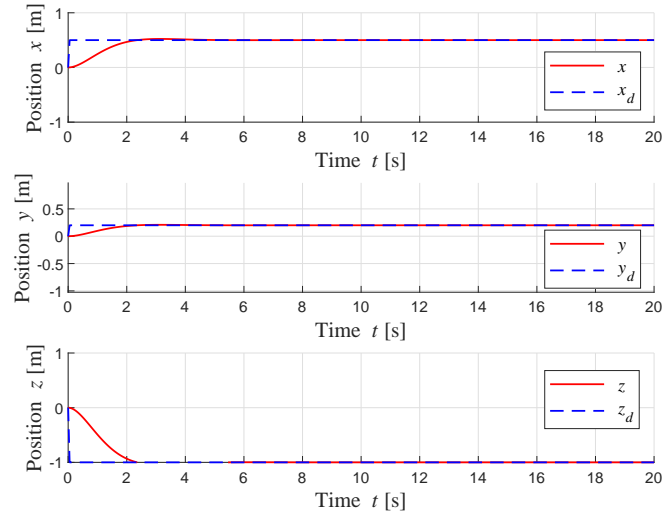


Fig. 4.15: Position control responses with backstepping control

ゲインは $K_{11} = K_{12} = K_{13} = 1$, $K_{14} = K_{15} = K_{16} = 2$, $K_{21} = K_{22} = K_{23} = 1$ および $K_{24} = K_{25} = K_{26} = 1$ であり, 試行錯誤により求めた. シミュレーションでのサンプリング幅は 0.01 s とする. 安定化シミュレーションでは, 位置と姿勢の目標値は $\mathbf{X}_d = [0.5 \ 0.2 \ -1 \ \frac{\pi}{3} \ \frac{\pi}{4} \ \frac{\pi}{5}]^T$ のように設定する. システムの初期状態の設定は $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ とする. 図 4.15 と 4.16 によると, UAV の位置と姿勢の制御は目標値に収束している. シミュレーション中のチルト角の変化を図 4.17 に示す. 2 自由度可変チルト付き 2 重反転ロータの回転速度は図 4.18 に示す.

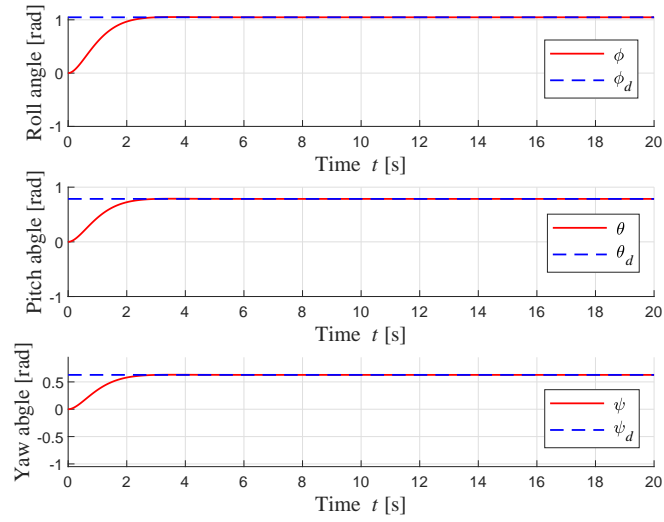


Fig. 4.16: Attitude control responses with backstepping control

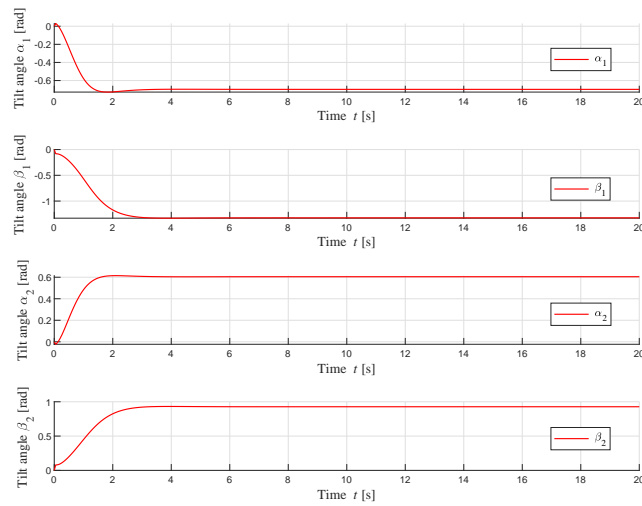


Fig. 4.17: Tilted angles of rotors with backstepping control

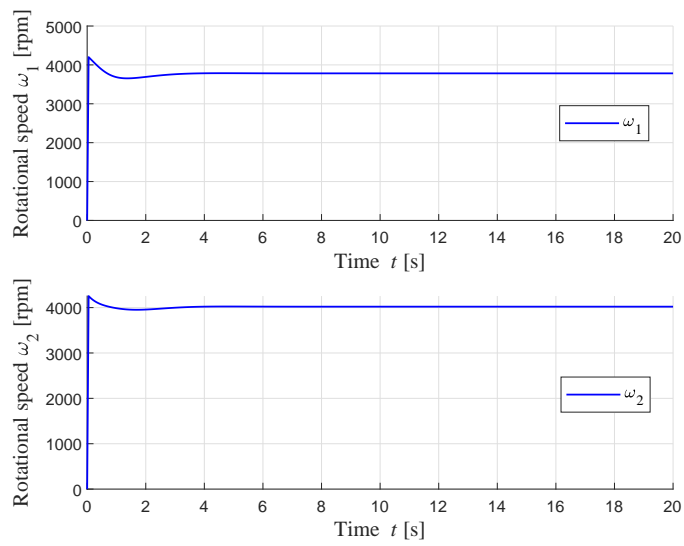


Fig. 4.18: Rotational speeds of rotors with backstepping control

4.5 突風モデル

実際に UAV の飛行時には、風の場の擾乱のような各種の外部外乱に遭遇する。本研究では固定ドライデン型の擾乱モデルを数値シミュレーションで使用する。また、固定ドライデン型擾乱モデル⁽⁵⁶⁾⁽⁵⁷⁾は次式のように正弦波励起の和⁽⁵⁸⁾⁽⁵⁹⁾として定義する。

$$\mathbf{V}_w(t) = \mathbf{V}_w^0 + \sum_{i=1}^n \sqrt{\Delta\Omega_i \Phi(\Omega_i)} \sin(\Omega_i t + \varphi_i) \quad (4.49)$$

ただし、 $\mathbf{V}_w(t)$ は風のベクトルであり、 \mathbf{V}_w^0 は周囲風ベクトル（または静的風ベクトル）であり、 n は正弦波の数である。 $\Delta\Omega_i$ は周波数間隔を示す。 $\Phi(\Omega_i)$ はパワースペクトル密度関数 (PSD) である。 Ω_i と φ_i はランダムに選ばれた周波数と位相シフトであり、 t は時間を示す。 Ω_i の値の範囲は $0.1 \sim 1.5$ rad/s で、 φ_i の値の範囲は 0 から 2 である。シミュレーションにおいて、 n は 50 にして、 $\Delta\Omega_i$ を 0.01 にする。注意することは、 $\Delta\Omega_i$ の値が生成された風モデルの振幅に影響することである。垂直、横、縦方向の風の PSD は次のように定義される。

$$\Phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{2L_u}{\pi} \frac{1}{1 + (L_u\Omega)^2} \quad (4.50)$$

$$\Phi_v(\Omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1 + 3(L_v\Omega)^2}{(1 + (L_v\Omega)^2)^2} \quad (4.51)$$

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1 + 3(L_w\Omega)^2}{(1 + (L_w\Omega)^2)^2} \quad (4.52)$$

低い高度 z (1000 フィート未満) の場合、 L_u 、 L_v および L_w は垂直、横、縦の突風の長さのスケールで、次のように計算できる。

$$L_w = |z|, \quad L_u = L_v = \frac{|z|}{(0.177 + 0.000823z)^{1.2}} \quad (4.53)$$

また、 σ_u 、 σ_v および σ_w は垂直方向、横方向、および縦方向の乱流強度であり、次の式で求める。

$$\sigma_w = 0.1\omega_{20}, \quad \frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823z)^{0.4}} \quad (4.54)$$

ここで、 ω_{20} は高度 20 フィートで 15 ノットの風速である。なお、このドライデン型擾乱モデルを含め、他の風モデルや関連事項については、付録 A を参照されたい。

この風擾乱による抗力 \mathbf{D} は UAV の質量中心に作用し、したがって UAV にモーメントは働かないと仮定する。また、抗力は運動方程式 (4.15) で $\mathbf{f}_{\text{ext}} = \mathbf{D}$ として設定され、次の空力での抗力モデルから計算する。

$$\mathbf{D} = \frac{1}{2} \rho C_d \mathbf{S} \mathbf{V}_{\text{air}}^2 \quad (4.55)$$

ただし、 ρ は空気密度 (1.2 kg/m^3)、 C_d は抗力係数、 \mathbf{V}_{air} は空気に対する UAV の速度、 \mathbf{S} は参照面積である。空気に対して、UAV の相対速度 $\mathbf{V}_{\text{air}} = \mathbf{V}_\omega - \mathbf{V}$ とする。ここで、 \mathbf{V}_ω は風速で、 \mathbf{V} は UAV の速度である。また、 \mathbf{V}_ω は式 (4.49)~(4.54) から求められる。UAV の形状は長さ $2l$ 、幅 $1.6l$ 、高さ h の立方体を仮定するため、シミュレーションのなかでは抗力係数を $C_d = 2$ にする⁽⁶⁰⁾。したがって、各軸に沿った抗力 \mathbf{D} は次のように表される。

$$\begin{bmatrix} D_x \\ D_y \\ D_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \rho C_d S_x (V_{\omega,x} - \dot{x})^2 \\ \frac{1}{2} \rho C_d S_y (V_{\omega,y} - \dot{y})^2 \\ \frac{1}{2} \rho C_d S_z (V_{\omega,z} - \dot{z})^2 \end{bmatrix} \quad (4.56)$$

ただし、 $\mathbf{S} = [S_x \ S_y \ S_z]^T$ 、 $\mathbf{V}_\omega = [V_{\omega,x} \ V_{\omega,y} \ V_{\omega,z}]^T$ とする。

4.5.1 数値シミュレーション結果

本節では、シミュレーションを通して提案する古典的バックステップ制御 (CBC) と計算トルク制御 (CTC) の使用下の 2 つの UAV (UAV1, UAV2) の性能比較を行う。3次元空間での目標軌道は以下のように設定する。

$$\begin{cases} x_d = 0.8 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ y_d = 0.8 \cos\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ z_d = -0.6 - 0.2 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \end{cases} \quad (4.57)$$

ただし、 t は時間を示す。シミュレーションでの UAV の初期状態は、UAV の位置と姿勢の両方の追従性能を検証するために $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ \pi/6 \ \pi/6 \ \pi/6]^T$ に設定する。

シミュレーションで使用した UAV の物理パラメータは、 $m = 1.2 \text{ kg}$ 、 $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ 、 $l = 0.2 \text{ m}$ 、 $h = 0.05 \text{ m}$ および $k_f = 1.984 \times 10^{-7} \text{ N/(rpm)}^2$ である。UAV1 のための制御ゲインは、 $K_{11} = K_{12} = K_{13} = K_{14} = K_{15} = K_{16} = 6$ 、 $K_{21} = K_{22} = K_{23} = K_{24} = K_{25} = K_{26} = 3$ であり、さらに UAV2 のための制御ゲインは、 $K_{d1} = K_{d2} = K_{d3} = 5.65$ 、 $K_{p1} = K_{p2} = K_{p3} = 8$ 、 $K_{d4} = K_{d5} = K_{d6} = K_{p4} = K_{p5} = K_{p6} = 4$ である。シミュレーションでのサンプリング幅は 0.01 s とする。シミュレーションでは、UAV1 と UAV2 の周囲の風ベクトル (または、静的な風ベクトル) を $\mathbf{V}_\omega^0 = [-3 \ 6 \ 1]^T$ としたとき、図 4.19 には固定ドライデン擾乱モデルに従うとして発生された風を示している。

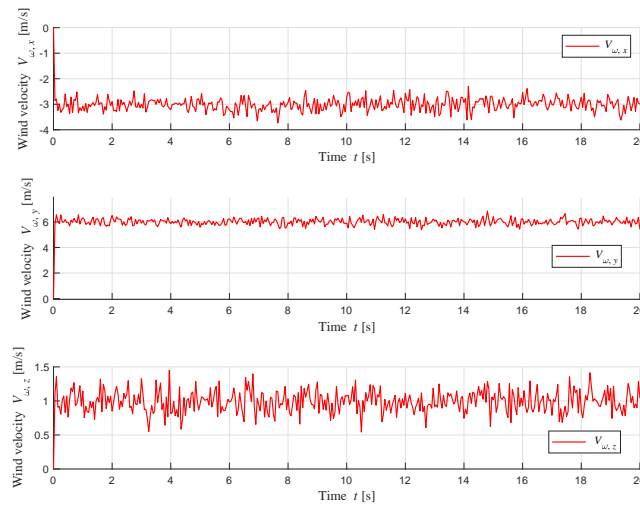


Fig. 4.19: Wind velocities generated from under the Dryden turbulence

図 4.20 と図 4.21 は、提案した 2 つの手法との比較と共に、軌道追従シミュレーションでの UAV の位置応答を示している。図 4.20 に示された 2 つの UAV の間の軌道の誤差は明らかである。UAV1 と UAV2 は風擾乱に吹き飛ばされていることが分かる。しかし、図 4.21 に示すように、各軸における UAV1 の目標軌道値間の位置誤差は UAV2 よりもより小さい。

図 4.23 に示したように、各 UAV のチルト角 α_1 と β_1 のチルト角の向きとチルト角 α_2 、 β_2 の向きは反対方向で変化している。図 4.24 は各 UAV の 2 重反転ロータの回転速度を示している。図 4.22 は軌道追従のシミュレーションで、各 UAV の 2 重反転ロータを持つタンデムロータ UAV の姿勢の応答を示している。

本軌道追従シミュレーションでは、各 UAV は目標の姿勢に収束し、安定した飛行を維持できていた。また、CBC 制御下での UAV1 の姿勢応答は、UAV2 の姿勢応答よりもより速く収束することも分かった。

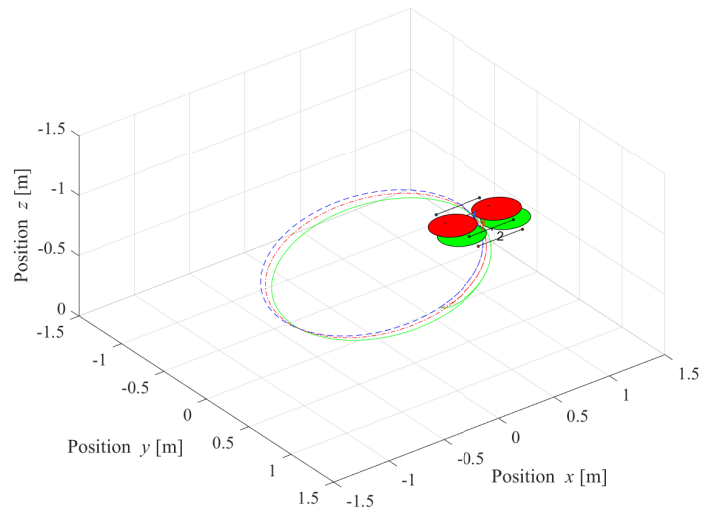


Fig. 4.20: The trajectories in 3D space under the wind disturbances

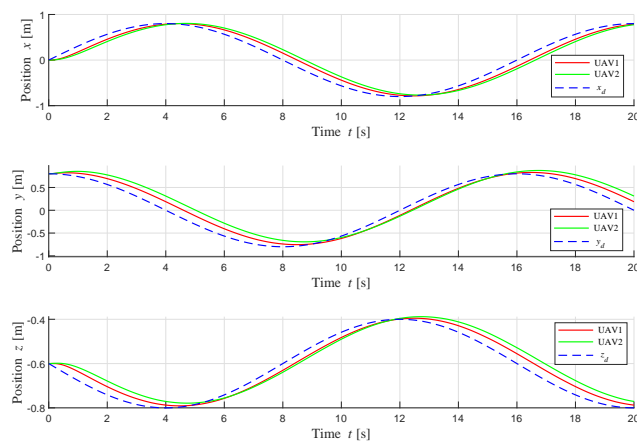


Fig. 4.21: Position responses in trajectory tracking under the wind disturbances

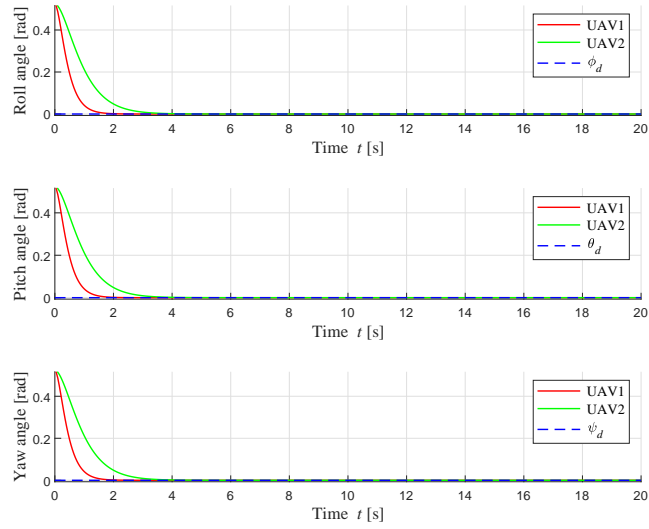


Fig. 4.22: Attitude responses in trajectory tracking under the wind disturbances

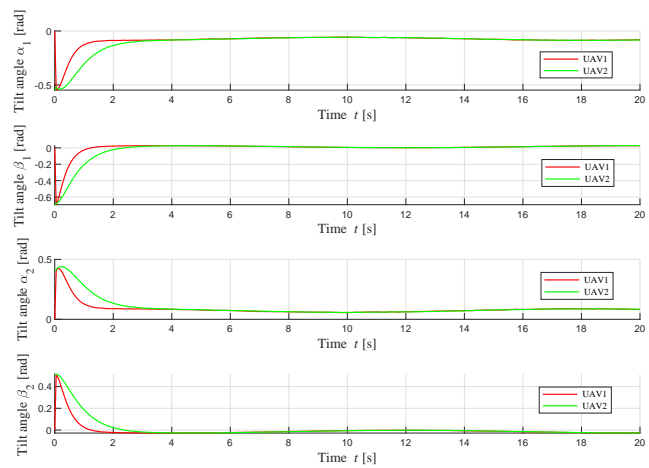


Fig. 4.23: Tilted angles of rotors in trajectory tracking under the wind disturbances

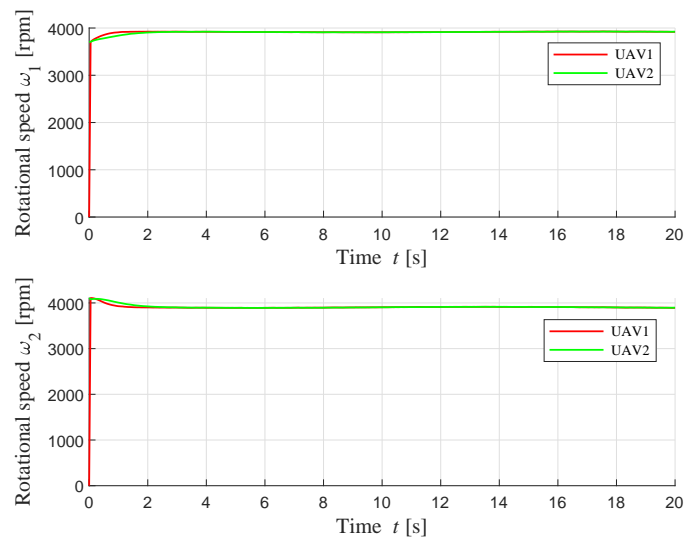


Fig. 4.24: Rotational speeds of rotors in trajectory tracking under the wind disturbances

4.6 まとめ

本章では2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータ UAV への応用とその制御について述べた。また、フィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案し、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認した。最後に、風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較した。ただし、UAV の位置と姿勢の制御性能は、提案した制御手法のゲインを調整することで部分的には改善できるが、大きな風外乱がある場合には、より外乱に対してロバストな制御方法を導入する必要がある。

第5章 突風外乱抑制のためのロバストバックステッピング法の適用

5.1 はじめに

前章では、2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータ UAV への応用とその制御について述べた。また、フィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案し、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認した。最後に、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較したが、UAV の位置と姿勢の制御性能は、提案した制御手法のゲインを調整することで改善の余地がある。しかし、大きな風外乱がある場合にはこれらの制御手法には限界がある。そこで、本章では突風外乱抑制のためロバストバックステッピング法の適用について述べる。まず、誤差積分を用いたバックステッピング制御器を導出し、安定性の証明について説明する。また、シミュレーションにより提案した制御手法によって水平飛行時の位置と姿勢制御を実現できることを確認する。さらに、突風外乱による影響の点で従来型のバックステッピング法との比較を行う。シミュレーションの結果から、ロバストバックステッピング法に基づく制御の優位性を確認する。

5.2 誤差の積分を用いたバックステッピング制御器の導出

本節では、外部外乱（あるいは擾乱）を考えるために、従来のバックステッピング制御法に対してその制御のロバスト性を高めるために飽和関数と誤差の積分を導入する⁽⁶³⁾⁽⁶⁴⁾。よって、行列形式での動力学モデルは以下ようになる。

$$\ddot{\mathbf{X}} = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{X}}) + \mathbf{g}(\mathbf{X})\mathbf{U} + \boldsymbol{\delta} \quad (5.1)$$

ただし、 $\boldsymbol{\delta} \triangleq [\delta_1, \dots, \delta_n]^T$ は外部外乱ベクトル、その限界は $|\delta_i| \leq \beta_i, i = 1, \dots, n$ である。なお、 β_i は既知の正定数である。ロバストバックステッピング制御⁽⁶⁵⁾の設計の詳細な導出は、以下のようなものである。

ステップ1. 位置誤差を $e_1 = x_{1d} - x_1$ として導入する. ただし, x_{1d} は x_1 の目標軌道とする. 新しい誤差変数 (つまり, 誤差 e_1 の積分) を次のように定義する.

$$p_1 = \int_0^t e_1(\tau) d\tau \quad (5.2)$$

第1番目のリヤプノフ関数を

$$V_1(p_1, e_1) = \frac{1}{2} p_1^T \Lambda_1 p_1 + \frac{1}{2} e_1^T e_1 \quad (5.3)$$

として選ぶ. ここで, $\Lambda_1 > 0$ は積分の行列パラメータ, $V_1(p_1, e_1)$ の時間に関する微分は

$$\begin{aligned} \dot{V}_1(p_1, e_1) &= p_1^T \Lambda_1 \dot{p}_1 + e_1^T \dot{e}_1 \\ &= p_1^T \Lambda_1 e_1 + e_1^T (\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1) \\ &= e_1^T (\dot{x}_{1d} - \dot{x}_1 + \Lambda_1 p_1) \end{aligned} \quad (5.4)$$

となる. e_1 を安定化させるために, 安定化関数を

$$\alpha_1 = \dot{x}_{1d} + K_1 e_1 + \Lambda_1 p_1 \quad (5.5)$$

として設計する. ここで, $K_1 > 0$ である.

$x_2 = \dot{X} = \dot{x}_1$ と置き, 2番目の追従誤差 e_2 を

$$e_2 = \alpha_1 - x_2 = \dot{x}_{1d} - x_2 + K_1 e_1 + \Lambda_1 p_1 \quad (5.6)$$

として定義する. e_2 の微分は

$$\dot{e}_2 = \dot{\alpha}_1 - \dot{x}_2 = \ddot{x}_{1d} - \dot{x}_2 + K_1 \dot{e}_1 + \Lambda_1 \dot{p}_1 \quad (5.7)$$

で与えられる. 式(5.6)を(5.4)に代入すると, $\dot{V}_1 = e_1^T (e_2 - K_1 e_1) = -e_1^T K_1 e_1 + e_1^T e_2$ となる. $e_2 \equiv 0$ のとき, $\dot{V}_1 = -e_1^T K_1 e_1 \leq 0$ が得られる.

ステップ2. 第2番目のリヤプノフ関数を

$$V_2(p_1, e_1, e_2) = \frac{1}{2} p_1^T \Lambda_1 p_1 + \frac{1}{2} e_1^T e_1 + \frac{1}{2} e_2^T e_2 \quad (5.8)$$

として導入すると, V_2 の時間微分は

$$\begin{aligned}
\dot{V}_2(\mathbf{p}_1, \mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2) &= \dot{V}_1(\mathbf{p}_1, \mathbf{e}_1) + \mathbf{e}_2^T \dot{\mathbf{e}}_2 \\
&= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T (\mathbf{e}_1 + \dot{\mathbf{e}}_2) \\
&= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T (\mathbf{e}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_{1d} - \dot{\mathbf{x}}_2 \\
&\quad + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \Lambda_1 \dot{\mathbf{p}}_1) \\
&= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T (\mathbf{e}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_{1d} - \mathbf{f}(\mathbf{x}_2) \\
&\quad - \mathbf{g}(\mathbf{x}_1) \mathbf{U} - \boldsymbol{\delta} + \mathbf{K}_1 (\dot{\mathbf{x}}_{1d} - \dot{\mathbf{x}}_1) \\
&\quad + \Lambda_1 \mathbf{e}_1) \\
&= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T (\mathbf{e}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_{1d} - \mathbf{f}(\mathbf{x}_2) \\
&\quad - \mathbf{g}(\mathbf{x}_1) \mathbf{U} - \boldsymbol{\delta} + \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_2 - \mathbf{K}_1^2 \mathbf{e}_1 \\
&\quad - \mathbf{K}_1 \Lambda_1 \mathbf{p}_1 + \Lambda_1 \mathbf{e}_1) \\
&= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{e}_2^T [(\mathbf{I} + \Lambda_1 - \mathbf{K}_1^2) \mathbf{e}_1 \\
&\quad + \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_2 - \mathbf{K}_1 \Lambda_1 \mathbf{p}_1 + \ddot{\mathbf{x}}_{1d} \\
&\quad - \mathbf{f}(\mathbf{x}_2) - \mathbf{g}(\mathbf{x}_1) \mathbf{U} - \boldsymbol{\delta}] \tag{5.9}
\end{aligned}$$

となる. 不確定な外乱を抑制しシステムを安定化させるためには, 制御入力 \mathbf{U} を以下のように設計できる.

$$\begin{aligned}
\mathbf{U} &= \mathbf{g}^{-1}(\mathbf{x}_1) [(\mathbf{I} + \Lambda_1 - \mathbf{K}_1^2) \mathbf{e}_1 + (\mathbf{K}_1 + \mathbf{K}_2) \mathbf{e}_2 \\
&\quad - \mathbf{K}_1 \Lambda_1 \mathbf{p}_1 - \mathbf{E} \text{sat}(\mathbf{e}_2^*) + \ddot{\mathbf{x}}_{1d} - \mathbf{f}(\mathbf{x}_2)] \tag{5.10}
\end{aligned}$$

ただし, \mathbf{K}_2 は正定な定数行列, $\mathbf{E} = \text{diag}(\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_n)$ は設計パラメータ, および飽和関数 $\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)$ は

$$\mathbf{e}_2^* = [e_{21}/\mu_1, \dots, e_{2i}/\mu_i, \dots, e_{2n}/\mu_n]^T \tag{5.11}$$

$$\text{sat}(e_{2i}/\mu_i) = \begin{cases} 1 & e_{2i}/\mu_i > 1 \\ -1 & e_{2i}/\mu_i < -1 \\ e_{2i}/\mu_i & |e_{2i}/\mu_i| \leq 1 \end{cases} \tag{5.12}$$

として定義する.

5.3 安定性の証明

式(5.10)を(5.9)に代入すると, \dot{V}_2 の微分は

$$\begin{aligned}
\dot{V}_2 &= -\mathbf{e}_1^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 - \mathbf{e}_2^T \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_2 + \mathbf{e}_2^T [\mathbf{E} \text{sat}(\mathbf{e}_2^*) - \boldsymbol{\delta}] \\
&\leq -\lambda_{\min}(\mathbf{K}_1) \|\mathbf{e}_1\|^2 - \lambda_{\min}(\mathbf{K}_2) \|\mathbf{e}_2\|^2 \\
&\quad + \|\mathbf{e}_2\| (\|\mathbf{E} \text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| + \|\boldsymbol{\delta}\|) \tag{5.13}
\end{aligned}$$

となる。なぜならば、シュワルツの不等式から

$$\mathbf{e}_2^T (\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) - \boldsymbol{\delta}) \leq \|\mathbf{e}_2\| \|\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) - \boldsymbol{\delta}\| \quad (5.14)$$

となり、またベクトル和のノルム特性から

$$\|\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) - \boldsymbol{\delta}\| \leq \|\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| + \|\boldsymbol{\delta}\| \quad (5.15)$$

が得られるからである。したがって

$$\mathbf{e}_2^T (\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) - \boldsymbol{\delta}) \leq \|\mathbf{e}_2\| (\|\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| + \|\boldsymbol{\delta}\|) \quad (5.16)$$

となる。ここで、 $\|\mathbf{E}\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| \leq \sqrt{n}\varepsilon_{\max}$ and $\|\boldsymbol{\delta}\| \leq \sqrt{n}\beta_{\max}$ に気づくと、 $\dot{V}_2 = -\lambda_{\min}(\mathbf{K}_1)\|\mathbf{e}_1\|^2 - \lambda_{\min}(\mathbf{K}_2)\|\mathbf{e}_2\|^2 + \|\mathbf{e}_2\|(\sqrt{n}\varepsilon_{\max} + \sqrt{n}\beta_{\max})$ となる。ただし、 $\varepsilon_{\max} = \max\{\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_n\}$ および $\beta_{\max} = \max\{\beta_1, \dots, \beta_n\}$ である。

$a \triangleq \sqrt{n}\varepsilon_{\max}$ と $b \triangleq \sqrt{n}\beta_{\max}$ を定義し、Young の不等式⁽⁶⁴⁾

$$\|\mathbf{e}_2\| a \leq \frac{1}{2\gamma_1} \|\mathbf{e}_2\|^2 + \frac{\gamma_1}{2} a^2 \quad (5.17)$$

$$\|\mathbf{e}_2\| b \leq \frac{1}{2\gamma_2} \|\mathbf{e}_2\|^2 + \frac{\gamma_2}{2} b^2 \quad (5.18)$$

を使うと、

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leq & -2\lambda_{\min}(\mathbf{K}_1) \frac{\|\mathbf{e}_1\|^2}{2} - 2 \left\{ \lambda_{\min}(\mathbf{K}_2) - \frac{1}{2\gamma_1} - \frac{1}{2\gamma_2} \right\} \\ & \cdot \frac{\|\mathbf{e}_2\|^2}{2} + \frac{\gamma_1}{2} a^2 + \frac{\gamma_2}{2} b^2 \end{aligned} \quad (5.19)$$

となる。ただし、 γ_1 と γ_2 は正定数である。

いま、 $c = \min\{2\lambda_{\min}(\mathbf{K}_1), 2(\lambda_{\min}(\mathbf{K}_2) - 1/(2\gamma_1) - 1/(2\gamma_2))\}$ および $d = (\gamma_1/2)a^2 + (\gamma_2/2)b^2$ とし、 $\lambda_{\min}(\mathbf{K}_2) > 1/(2\gamma_1) + 1/(2\gamma_2)$ ならば

$$\dot{V}_2 \leq -c \left(\frac{\|\mathbf{e}_1\|^2 + \|\mathbf{e}_2\|^2}{2} \right) + d \quad (5.20)$$

と書ける。式(5.8)の関係より

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 & \leq -c \left(V_2 - \frac{1}{2} \|\mathbf{p}_1\|^2 \boldsymbol{\Lambda}_1 \right) + d \\ & \leq -cV_2 + \frac{1}{2} c \lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_1) \|\mathbf{p}_1\|^2 + d \\ & = -cV_2 + d^* \end{aligned} \quad (5.21)$$

となる。ただし、 $d^* \triangleq (1/2)c\lambda_{\max}(\boldsymbol{\Lambda}_1)\|\mathbf{p}_1\|^2 + d \simeq \text{const}$ とする。初期時刻 $t = t_0$ で $V_2(t_0)$ が与えられるとすると、 V_2 の解は

$$V_2(t) \leq [V_2(t_0) - \frac{d^*}{c}] e^{-c(t-t_0)} + \frac{d^*}{c} \quad (5.22)$$

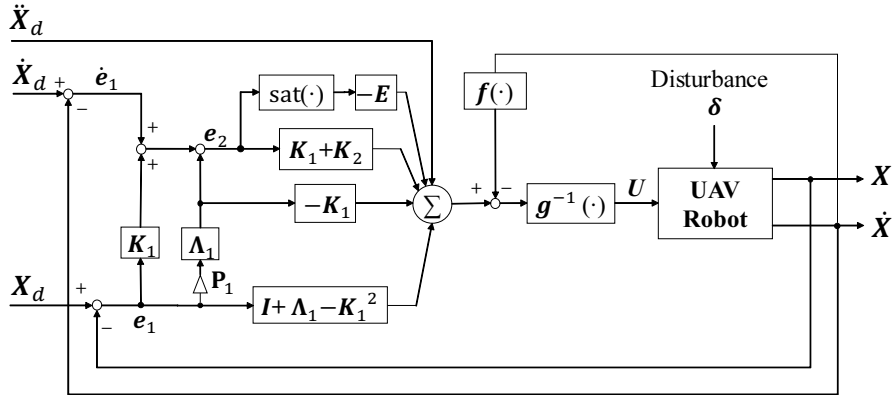


Fig. 5.1: Block diagram of the proposed robust backstepping control system

となる．このように，システムの誤差 e_1 と e_2 は，非消失摂動の一樣終局有界理論に沿うと一樣終局有界であることが分かる．なお，この安定性の証明に関連する細かい導出や他の定理等については，付録 B の安定性の証明を参照されたい．Fig. 5.1 に提案したロバストバックステッピング制御系のブロック線図を示す．このロバストバックステッピングのブロック線図において，行列 $\Lambda_1 = E = \mathbf{0}$ とおくと， $-K_1^2 e_1 + K_1 e_2 = K_1 \dot{e}_1$ であるので，前のバックステッピングの構造と等価になることがわかる．

5.4 シミュレーション

UAV は，しばしばインフラ点検などの実際の飛行では風の場の擾乱のような各種の外部外乱に遭遇する．風モデルとしては，前章と同様に，固定ドライデン擾乱モデルを数値シミュレーションで使用する．また，この風擾乱による抗力 D は UAV の質量中心に作用し，したがって UAV にモーメントは働かないと仮定する．

5.4.1 シミュレーション条件

本節では，シミュレーションを通して提案するロバストバックステッピング制御 (RBC)，古典的バックステッピング制御 (CBC) および計算トルク制御 (CTC) の使用下の 3 つの UAV (UAV1, UAV2, UAV3) の性能比較を行う．3 次元空間での目標軌道は以下のように設定する．

$$\begin{cases} x_d = 0.5 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \\ y_d = 0.5 \sin\left(\frac{\pi}{4}t\right) \\ z_d = -0.6 - 0.4 \sin\left(\frac{\pi}{8}t\right) \end{cases} \quad (5.23)$$

ただし, t は時間を示す. シミュレーションでの UAV の初期状態は, UAV の位置と姿勢の両方の追従性能を検証するために $\mathbf{X}_0 = [0 \ 0 \ 0 \ \pi/6 \ \pi/6 \ \pi/6]^T$ に設定する.

シミュレーションで使った UAV の物理パラメータは, $m = 1.2 \text{ kg}$, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$, $l = 0.2 \text{ m}$, $h = 0.05 \text{ m}$ および $k_f = 1.984 \times 10^{-7} \text{ N/(rpm)}^2$ である. UAV1 のための制御ゲインは, $K_{11} = K_{12} = K_{13} = K_{14} = K_{15} = K_{16} = 6$, $K_{21} = K_{22} = K_{23} = K_{24} = K_{25} = K_{26} = 7$, $\mu_1 = \mu_2 = \mu_3 = 1$, $\mu_4 = \mu_5 = \mu_6 = 0.6$, $\mathbf{E} = [5 \ 1.5 \ 1.5 \ 1 \ 1 \ 1]^T$ および $\Lambda_1 = \text{diag}(1, 1, 1, 1, 1, 1)$ であり, UAV2 のための制御ゲインは, $K_{11} = K_{12} = K_{13} = K_{14} = K_{15} = K_{16} = 6$, $K_{21} = K_{22} = K_{23} = K_{24} = K_{25} = K_{26} = 3$ であり, さらに UAV3 のための制御ゲインは, $K_{d1} = K_{d2} = K_{d3} = 5.65$, $K_{p1} = K_{p2} = K_{p3} = 8$, $K_{d4} = K_{d5} = K_{d6} = K_{p4} = K_{p5} = K_{p6} = 4$ である. シミュレーションでのサンプリング幅は 0.01 s とする. シミュレーションでは, UAV1, UAV2 および UAV3 の周囲の風ベクトル (または, 静的な風ベクトル) を $\mathbf{V}_\omega^0 = [-4 \ 8 \ 2]^T$ としたとき, 図 5.2 には固定ドライデン擾乱モデルに従うとして発生された風を示している.

5.4.2 シミュレーション結果

図 5.3 と図 5.4 は, 3D 空間での制御方法の違いによる軌道の比較と共に, 軌道追従シミュレーションでの UAV の位置の時間応答を示している. 図 5.3 に示された 3 つの UAV の間の軌道の差異は明らかである. UAV1 は目標軌道に収束している一方, UAV2 と UAV3 は風擾乱に吹き飛ばされていることが分かる. 図 5.4 に示されるように, 各軸における UAV1 の目標軌道値間の位置誤差は UAV2 や UAV3 のそれらよりもより小さい.

図 5.6 に示したように, 各 UAV チルト角 α_1 と β_1 の向きとチルト角 α_2 , β_2 の向きは反対方向で変化している. 図 5.7 は各 UAV の 2 重反転ロータの回転速度を示している. 図 5.5 は軌道追従のシミュレーションで, 各 UAV の 2 重反転ロータを持つタンデムロータ UAV の姿勢の応答を示している.

軌道追従シミュレーションの中で, 各 UAV は目的の姿勢に収束し, 安定した飛行を維持していた. また, ロバストバックステッピング制御下での UAV1 の姿勢応答は, UAV2 および UAV3 の姿勢応答よりもより速く収束した. また, UAV2 の姿勢応答も UAV3 の姿勢応答よりもはるかに高速である. シミュレーション結果から設計したロバストバックステッピング制御策は, 同じ風擾乱時には古典的バックステッピング制御や計算トルク制御よりもより有効であることが確認できた.

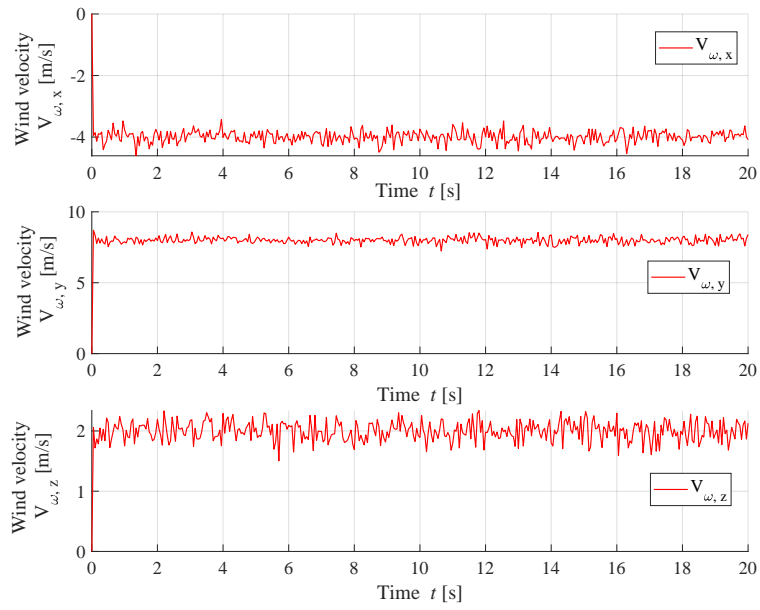


Fig. 5.2: Wind velocities generated from the frozen Dryden turbulence model

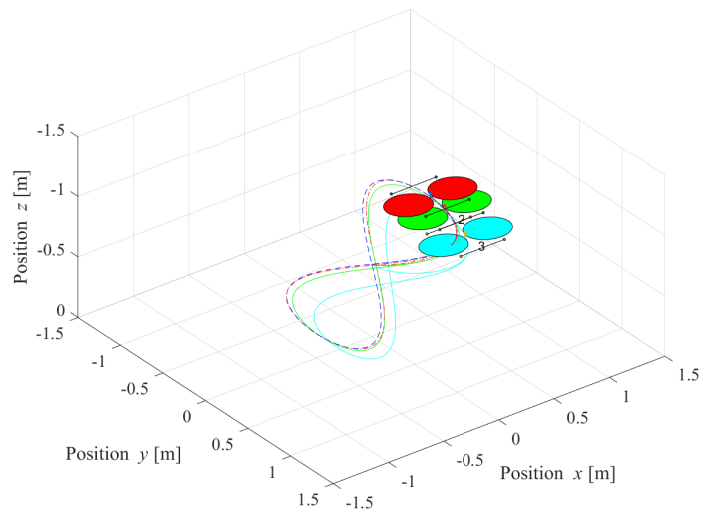


Fig. 5.3: The trajectories in 3D space with wind disturbances

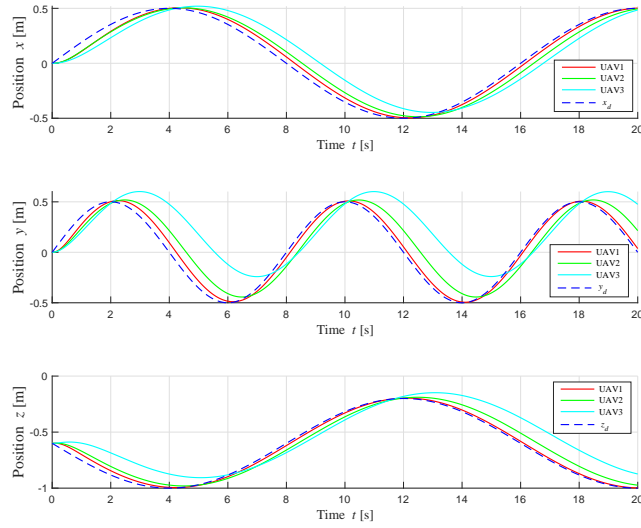


Fig. 5.4: Position responses in trajectory tracking with wind disturbances

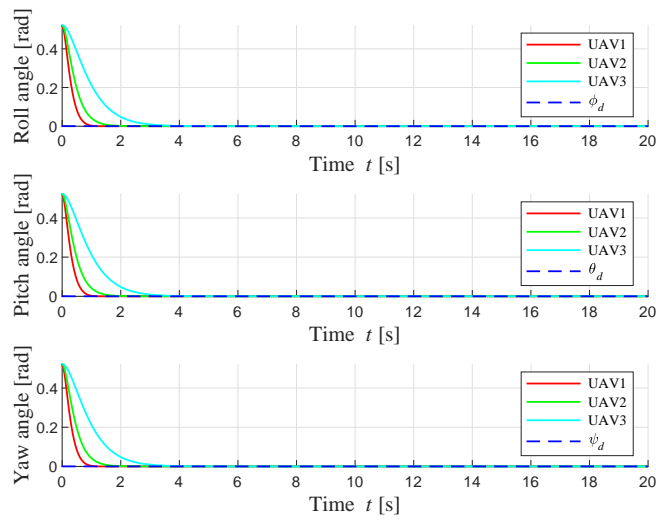


Fig. 5.5: Attitude responses in trajectory tracking with wind disturbances

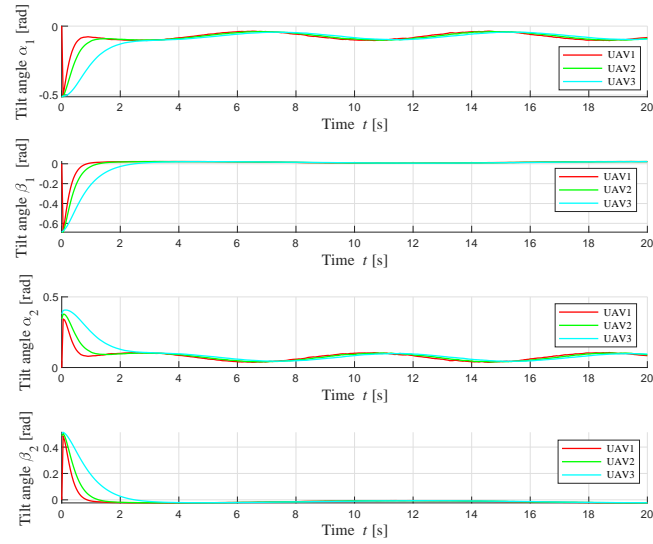


Fig. 5.6: Tilted angles of rotors in trajectory tracking

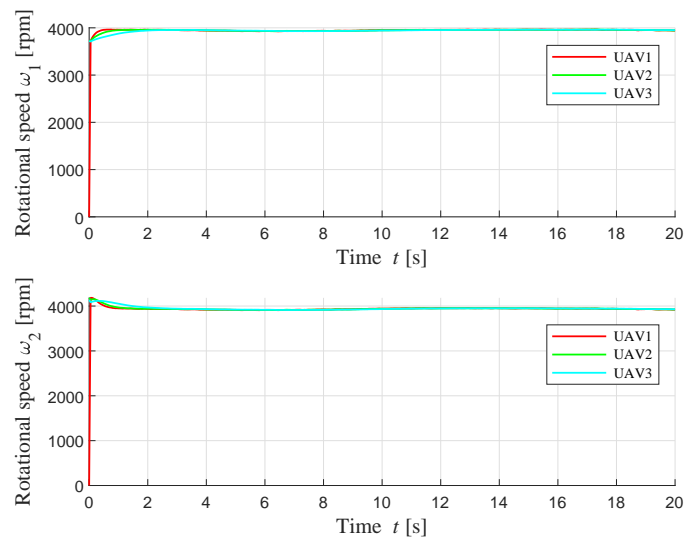


Fig. 5.7: Rotational speeds of rotors in trajectory tracking

Table 5.1: Root mean square error of the positions and attitude angles

States	<i>RBC</i>	<i>CBC</i>	<i>CTC</i>
x	0.0382	0.0630	0.0925
y	0.0452	0.1293	0.1894
z	0.0197	0.0534	0.0802
ϕ	0.0538	0.0647	0.0905
θ	0.0538	0.0647	0.0905
ψ	0.0538	0.0647	0.0905

ここで、二乗平均平方根偏差 (RMSD) は、提案した RBC 制御器、CBC 制御器および CTC 制御器のパフォーマンスを比較するために使用した。ただし、RMSD の定義は次のようになっている。

$$\text{RMSD} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (x_i - \hat{x})^2}{N}} \quad (5.24)$$

ここで、 i はサンプリング時刻を表わすパラメータで、 N はシミュレーション中のサンプリング総数であり、 x_i は現在の状態値と目標値の間の実際の誤差である。 \hat{x} はシミュレーション全体の平均誤差である。表 5.1 によると、提案した RBC 制御器は、CBC 制御器および CTC 制御器よりも優れたパフォーマンスを示した。これは、制御器で飽和関数を使用するとともに、リアプノフ関数で誤差の積分を導入したためであると思われる。

5.5 まとめ

この章では、ロバストバックステッピング制御法 (RBC) を、各ロータが 2 自由度可変チルト機構を持つタンデム型マルチロータに関して適用した。風擾乱の下、提案した RBC 制御器の優位性を示すために、CBC 制御器および CTC 制御器との性能比較するための数値シミュレーションを行った。その結果、提案された RBC 制御器は、他の 2 つの方法と比較してよりロバストであることを確認した。

第6章 結論

本論文は2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つタンデムロータ無人航空機(UAV)を扱い、各ロータの回転速度と2自由度チルト角を制御することで機体の並進運動と回転運動の6自由度の運動を独立に制御するための方策を提案した。

まず、近年ホバリングや垂直離着陸などの優れた飛行特性を持つドローンと呼ばれるマルチロータ型のUAVが注目され、人の輸送、商品の配達、災害時における情報収集、インフラの点検、農薬散布、写真測量、地図作成など多くの分野で活躍していることについて述べた。また、従来のマルチロータ型のUAVのすべてのロータの回転軸は機体の同じ平面に固定され、飛行時のUAVの位置と姿勢は独立には制御できないことから、構造物付近では安定した飛行が維持し難いため、壁面や橋梁の表面など特殊な近接点検への応用が制限されていることについて述べた。そのためロータの傾きを制御可能な可変チルト付き機構、またはロータをチルトさせて固定した角度に配置する機構を導入することで、並進運動と回転運動の6自由度を同時に制御する全駆動または冗長駆動UAVの研究が注目されていることについて説明した。その上で、2つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータを使用することで、機体の並進運動と回転運動の6自由度運動を同時に制御可能である特徴を持つ全駆動タンデムロータUAVに着目し、2重反転ロータを搭載することで、ロータの対故障性も高めることについての説明をした。

次に、すべてのロータ軸を機体に固定した際の問題点を解決するため、2重反転ロータと2自由度可変チルト機構を組み合わせたUAVの提案について述べた。このとき、着目した単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つUAVの動力学モデルを導出し、ホバリングモードの動作と飛行時の動作について述べた。ただし、2重反転ロータの上下のブラシレスモータの回転速度が等しくないとして動力学モデルを導出した。また2自由度可変チルト付き機構を有するため、UAVの入力は4になり、劣駆動システムになることを指摘した。そのため、ホバリングモード時において、2重反転ロータの上下のブラシレスモータ回転速度に差をつけ、ロータの反トルクによりヨー角の制御を行う方法を提案した。さらに、2自由度可変チルト機構を利用した前後方向の位置制御とヨー角方向の姿勢制御を実現できることを確認するため、数値シミュレーションを行い提案した制御方法の有効性を確認した。

また、2自由度可変チルト付き2重反転ロータを2つ機体の前後に持つタンデムロータUAVへの応用とその制御について述べた。2重反転ロータの反トルクを相

殺するため、上下のブラシレスモータ回転速度を等しいとする動力学モデルを導出した。またフィードバック線形化制御において、計算トルク法とバックステッピング法を提案した。そして、数値シミュレーションを行い、提案した制御手法の有効性を確認した。さらに、突風外乱を導入し、提案した制御手法の制御性能を比較した。

最後に、突風外乱抑制のためロバストバックステッピング法の適用について述べた。まず、誤差積分を用いたバックステッピング制御器を導出し、安定性の証明について述べた。また、シミュレーションにより提案した制御手法によって水平飛行時の位置と姿勢制御を実現できることを確認した。さらに、突風外乱による影響の点で従来型のバックステッピング法との比較を行った。シミュレーションの結果、ロバストバックステッピング法に基づく制御の優位性を確認した。特に、人輸送用に開発する UAV への突風外乱の影響と、実験室レベルでの小規模サイズでの UAV への突風外乱の影響は、スケール効果によって現実的にはお互い異なる結果となることが予想されることに注意する必要がある。

今後の課題については大きく分けて3つあり、まず1つ目は単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV の劣駆動の視点からの課題である。本論文で考えたような、単一の2自由度可変チルト付き2重反転ロータを持つ UAV 制御の改善については、非線形モデル予測制御 (MPC) 等を導入することで、さらなる改善の余地がある。そこでは、LQR 問題として評価関数の導入を行い、制御対象のモデルは非線形のままで、しかも制御評価区間を MPC の考え方を導入することで、一種の非線形最適制御問題を解くことになる。しかし、それらの制御は、オンラインでの単純な制御アルゴリズムを得るのは非常に困難であることが知られており、オンライン制御用の効率的な制御方法を考えるのも大切である。

次に、2つ目の課題は2自由度可変チルト付き2重反転ロータの視点からの課題である。1つあるいは2つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータモジュールを備えた UAV 以外に、3つや4つのモジュールを備えた特殊な UAV などを含めた、いわゆるマルチコプタ UAV あるいはマルチロータ UAV は、近年、物資配送や人の輸送のためのドローンオートバイやドローンタクシーとしての利用が注目されている。その際、上に述べた2自由度可変チルト2重反転ロータの導入により機体の傾き防止には有効であるが、それ以外にも任意方向（あるいは、全方向）への空中、陸上あるいは壁面移動が可能なマルチロータ UAV を構築することも課題である。一方、マルチロータはあくまでも回転翼機であるので、例えば、クワッドロータではもし1つのロータが故障すると姿勢および位置制御が不能となり墜落する可能性が大である。特に、3つや4つの2自由度可変チルト付き2重反転ロータからなる特殊 UAV などの高価なマルチロータ UAV による物資輸送では、ロータ故障時に機体だけは無事帰還させるための制御系であるフォールトトーラントシステムの導入は、効率的な運用コストの点で重要な課題である。

最後に、3つ目の課題は実応用の視点からの課題である。本研究手法の実応用時の問題として、ドローンタクシーなどの複数の人間を載せて飛ぶには数トンの推

力が必要であり，例えば2トンの全推力を必要とするならば，本タンDEM型 UAV では1つの2自由度可変チルト付きロータ機構あたり1トンの推力を発生する必要がある，その2自由度チルト機構は相当頑丈に製作せざるを得ない．このことから現実の輸送能力に耐えきれぬチルト機構を設計・製作するための創意工夫が将来的には必要になると思われる．

謝辞

本研究の遂行のみならず，論文作成，学会発表，普段の研究ミーティングなど様々な場面におきまして終始激励と懇切なるご指導，ご鞭撻を賜りました岡山大学大学院自然科学研究科産業創成工学専攻の渡邊桂吾教授（特任）に，心より感謝を申し上げます。

博士進学以前よりご指導いただき，本論文の副査を務めて下さった自然科学研究科産業創成工学専攻の平田健太郎教授と神田岳文教授に深く感謝いたします。

研究室配属当初よりミーティングや研究会などを通して研究内容から研究室での生活に至るまで丁寧なご助言やご指導を賜りました自然科学研究科産業創成工学専攻の永井伊作助教に感謝いたします。さらに，修士時代より沢山のご指導，ご支援を賜りました自然科学研究科産業創成工学専攻の先生方に感謝いたします。

最後に5年間という長い間，共に過ごし，時には支えて下さったメカトロニクスシステム学研究室の先輩，同輩，後輩の皆さんに感謝いたします。本当にありがとうございました。

付録A 風モデル

ここでは、本文中で利用した風モデルについて述べておく。特に航空機分野では、確定的な擾乱モデルとして孤立（または離散）突風モデルが、確率的な擾乱モデル（または、連続突風モデル）として一般的にはフォンカルマンのモデルやドライデンのモデルがあるが、工学的に取り扱いやすいドライデンモデルがよく紹介されている。しかし、論文が変われば言葉の使用もばらばらであったり、利用されている公式内のパラメータが論文間で一致しなかったりと、様々な不統一さがよく目立つ。

そこで、以下ではアメリカ軍規格 MIL-F-8785C の元情報とユーザガイド⁽⁶¹⁾ 中の「大気擾乱」に関する記事を紹介しておく。

A.1 大気擾乱 (Atmospheric Disturbance)

飛行性能仕様の目的に関して、大気擾乱の工学モデルが要求される。この工学モデルは、航空機設計での関連利用と一致する最も簡単なモデルとして考えられるかもしれないが、依然として特別な関心の主要パラメータを正確に同定もできる。これは、気象現象または大気力学の物理学などの基礎研究の目的とは対照的である。

以下では、専門用語の混乱を防ぐために、アメリカ軍規格 MIL-F-8785C の解釈で使用される幾つかの定義を述べておく。

平均風 (Mean Wind) : これは定常の風で、乱気流が重畳される基準値である。平均風は時間および空間座標と共に変化するかもしれないが、高度の関数だけであると考えられる。工学の目的に関しては、平均風は時間で一定なので、「平均化時間 (averaging time)」の気象概念は使用しない。実際に、任意の特殊な時間区間にわたる平均である「平均風」のための要求は特に何もない。

ウインドシア(または風シア) (Wind Shear) : これは、高度についての平均風の大きさの変化率である。

ベクトルシア (Vector Shear) : これは、高度についての平均風の方向の変化率である。

乱気流 (Turbulence) : この用語は、統計的に記述される風速における連続的で不規則な変動を表示するために使用される。実際の大気の乱気流は、非ガウスであると示されてきた。しかしながら、現在の目的のために、乱気流は正規 (あるいはガウス) 分布で不規則なものと仮定する。

突風 (Gust) : この用語は風速の孤立的 (または離散的) か決定論的な変化を表示するために使用する。応用では、突風は独立か、または大きな擾乱を表すために平均風と乱気流に、またどちらか一方に重畳して使用されるかもしれない。適切に使用されると、突風は温度逆転で起こるようなウインドシアを表わすことができるし、乱気流の想定するガウス型で表わされない大きな (3シグマあるいは4シグマ) 変動や、人工の後流あるいは位相的な特徴による変動、さらには別の航空機の翼端渦のような独立な離散現象を表すこともできる。

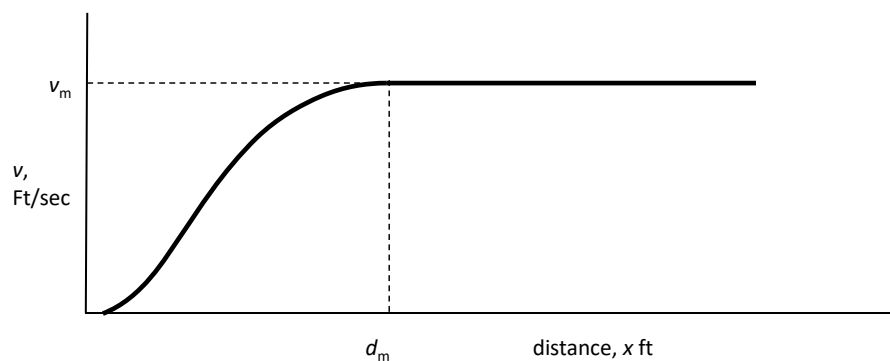


Fig. A.1: A discrete gust model

A.1.1 擾乱モデルの型

実現可能なところで、フォンカルマンの型は連続的な乱気流モデルに使用されるものとし、その結果、飛行性能分析は比較可能な構造解析と一致しているものとする。比較可能な構造解析が行なわれない場合、あるいはフォンカルマンの型を使用することが実現可能でない場合、ドライデンの型の使用が許容可能となる。一般に、連続的な乱気流モデルおよび孤立的な突風モデルの両方が使用されるもの

とする。なお、孤立的な突風モデル用の突風の大きさを決定するのに使用されるスケールと強度は、ドライデン乱気流モデルでのそれらと同じであるものとする。

乱気流速度のためのスペクトル表現でのフォンカルマン型は、以下のようなものである。

$$\begin{aligned}\Phi_{u_g}(\Omega) &= \sigma_u^2 \frac{2L_u}{\pi} \frac{1}{[1 + (1.339L_u\Omega)^2]^{5/6}} \\ \Phi_{v_g}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{2L_v}{\pi} \frac{1 + (8/3)(1.339L_v\Omega)^2}{[1 + (1.339L_v\Omega)^2]^{11/6}} \\ \Phi_{w_g}(\Omega) &= \sigma_w^2 \frac{2L_w}{\pi} \frac{1 + (8/3)(1.339L_w\Omega)^2}{[1 + (1.339L_w\Omega)^2]^{11/6}}\end{aligned}$$

ここで、 Ω [rad/m] は空間周波数とし、航空機を速度を V [m/s], 周波数を ω [rad/s] とするとき $\Omega = \omega/V$ で定義される。また、 $\sigma_i (i = u, v, w)$ と L_i は速度 i のそれぞれ強度とスケールとし、 u は x 軸方向の、 v は y 軸方向の、 w は z 軸方向の速度を表すものとする。

乱気流モデル（ドライデン型）：

乱気流速度のためのスペクトル表現でのドライデン型は、以下のようなものである。

$$\begin{aligned}\Phi_{u_g}(\Omega) &= \sigma_u^2 \frac{2L_u}{\pi} \frac{1}{[(L_u\Omega)^2 + 1]} \\ \Phi_{v_g}(\Omega) &= \sigma_v^2 \frac{2L_v}{\pi} \frac{1 + 3(L_v\Omega)^2}{[1 + (L_v\Omega)^2]^2} \\ \Phi_{w_g}(\Omega) &= \sigma_w^2 \frac{2L_w}{\pi} \frac{1 + 3(L_w\Omega)^2}{[1 + (L_w\Omega)^2]^2}\end{aligned}$$

孤立突風モデル：

孤立的な突風モデルは、3つの突風速度成分のうちのどれか、またその派生によって、3つの角度成分のうちのどれかにも使用されるかもしれない。孤立突風は以下の「 $1 - \cos$ 」形状を有する（図 A.1 参照）。

$$\begin{aligned}v &= 0 && , x < 0 \\ v &= \frac{v_m}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d_m}\right) && , 0 \leq x \leq d_m \\ v &= v_m && , x > d_m\end{aligned}$$

上記の孤立突風は、大きな擾乱に対する機体の応答またはその擾乱のパイロットの制御を評価するために単独で、あるいは複数で使用されるかもしれない。なお、ステップ関数または直線ランプ状の突風も使用してもよい。

A.1.2 中高高度モデル

強度とスケールは、2000 ft 以上の乱気流は等方性であるという仮定に基づく。つまり、以下とする。

$$\begin{aligned}\sigma_u &= \sigma_v = \sigma_w \\ L_u &= L_v = L_w\end{aligned}$$

乱気流のスケール長

使用されるスケールは、フォンカルマン型を用いたとき $L_u = L_v = L_w = 2500$ ft, ドライデン型を用いたときは $L_u = L_v = L_w = 1750$ ft である。

乱気流の強度

2乗平均平方根乱気流強度は高度および超過確率の関数として Fig. A.2 に示される。なお、この仕様を必要とするものへ適用するための簡略化された変形が示されている。

突風の長さ

d_m のいくつかの値は、突風が飛行機とその操縦系統の固有周波数の各々に合わせられるように各々選ばれて使用される。(ただし、より高い周波数の構造のモードは除外されるかもしれないが。) 厳しい強度 (Severe intensities) については、乱気流のスケール長未満の波長を備えたモードは除外されるかもしれない。

突風の大きさ

“Light” および “Moderate” な突風の大きさ u_g, v_g, w_g は、「突風の長さ」の節によって決定された d_x, d_y, d_z , および図 A.2 から適切な RMS 乱気流強度の値を使用して、図 A.3 から決定される。“Severe” な突風の大きさは次のとおりである：

- a. 突風浸透速度 V_G で 66 ft/sec の EAS (等価対気速度 (Equivalent Air Speed))
- b. $V_{o_{max}}$ で 50 ft/sec の EAS
- c. V_{max} で 25 ft/sec の EAS
- d. 着陸装置や、それらの最大の解放または拡張位置で解放か拡張かされる他の装置を用いて $V_{max}(PA)$ までの速度で 50 ft/sec EAS.

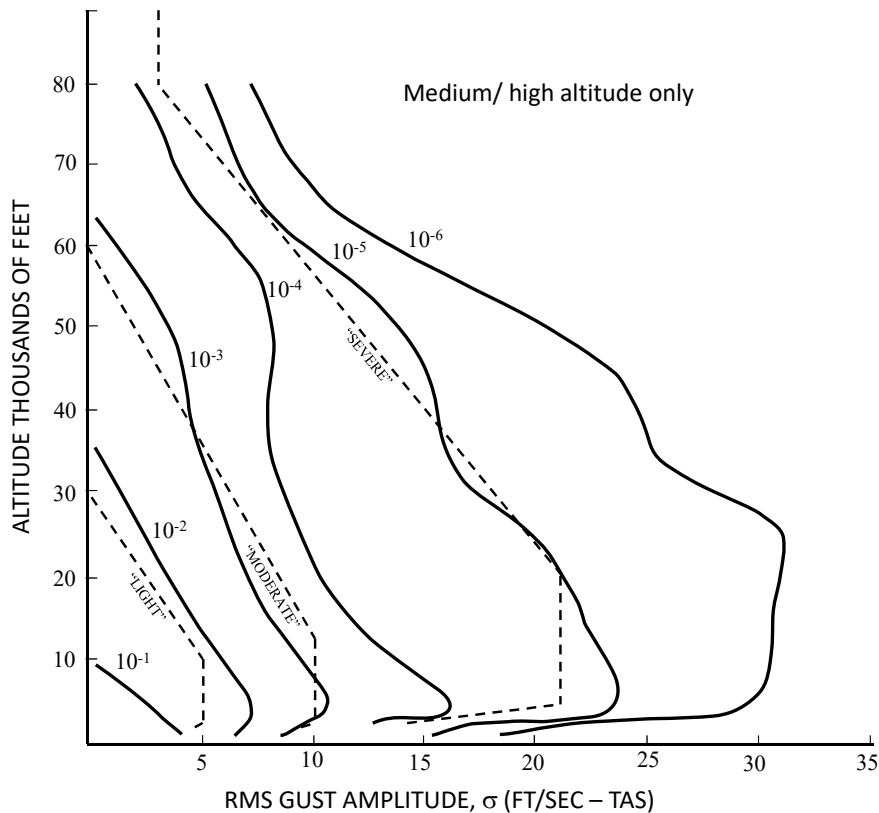


Fig. A.2: RMS turbulence intensities

e. 20,000ft 以上の高所については、突風の大きさは、次のものから線形的に減少されるかもしれない:

- (1) V_G 条件に関して、20,000 ft での 66 ft/sec の EAS から 50,000 ft での 38 ft/sec の EAS へ
- (2) V_{max} 条件に関して、20,000 ft での 50 ft/sec の EAS から 50,000 ft での 25 ft/sec の EAS へ
- (3) V_{max} 条件に関して、20,000 ft での 25 ft/sec の EAS から 50,000 ft での 12.5 ft/sec の EAS へ

f. 50,000ft 以上の高所については、50,000 ft で指定された等価な突風速度に 50,000 ft での標準大気密度に対する高度の空気密度の比率の平方根である係数 $\sqrt{\rho/\rho_{50}}$ を掛ける。

A.1.3 低高度擾乱モデル

ここでは、すべてのカテゴリ C オペレーションに使用される大気擾乱のモデルを規定する。ウインドシア、乱気流および突風の影響は別々に分析されるかも

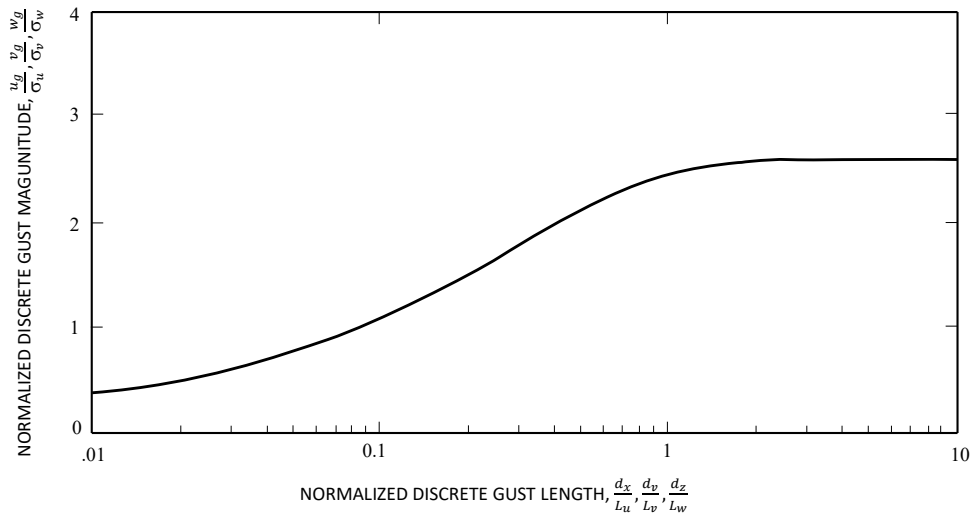


Fig. A.3: Magnitude of discrete gusts

しれない。ただし、このオペレーション以外にカテゴリー A と B があり、これらはいわゆる非終端飛行フェーズ (Nonterminal Flight Phases) であるのに対して、C は (アプローチや離着陸などの) ターミナル飛行フェーズ (Terminal Flight Phases) である。幾つかの分析とパイロットシミュレーションは、ウインドシア、乱気流および突風の累積効果に伴う必要なものへの対応を説明しながら、完全な環境表現を考えるために必要である。風モデルと共に非ガウスの乱気流表現も、実際の測定された乱気流のまばらで、断続的な性質を表わすために使用してもよい。

風速

地上 20 フィート (6 m) での風速 (u_{20}) は発生確率の関数として図 A.4 に与えられる。そこでは、大気擾乱の異なるレベルに使用される値が示されている。例えば、“Light” 擾乱 (発生確率=0.1) では $u_{20} = 15$ knots であり、“Moderate” 擾乱 (発生確率= 10^{-3}) では $u_{20} = 30$ knots、さらに“Severe” 擾乱 (発生確率= 10^{-5}) では $u_{20} = 45$ knots である。

風シア

風スカラーシアの大きさは、高度の関数として平均風プロフィールのための次の表現の使用によって定義される:

$$u_w = u_{20} \frac{\ln(h/z_o)}{\ln(20/z_o)} \quad (\text{A.1})$$

ここで、 z_o はカテゴリー C の飛行フェーズでは 0.15 ft、その他の飛行フェーズに関しては 2.0 ft である。

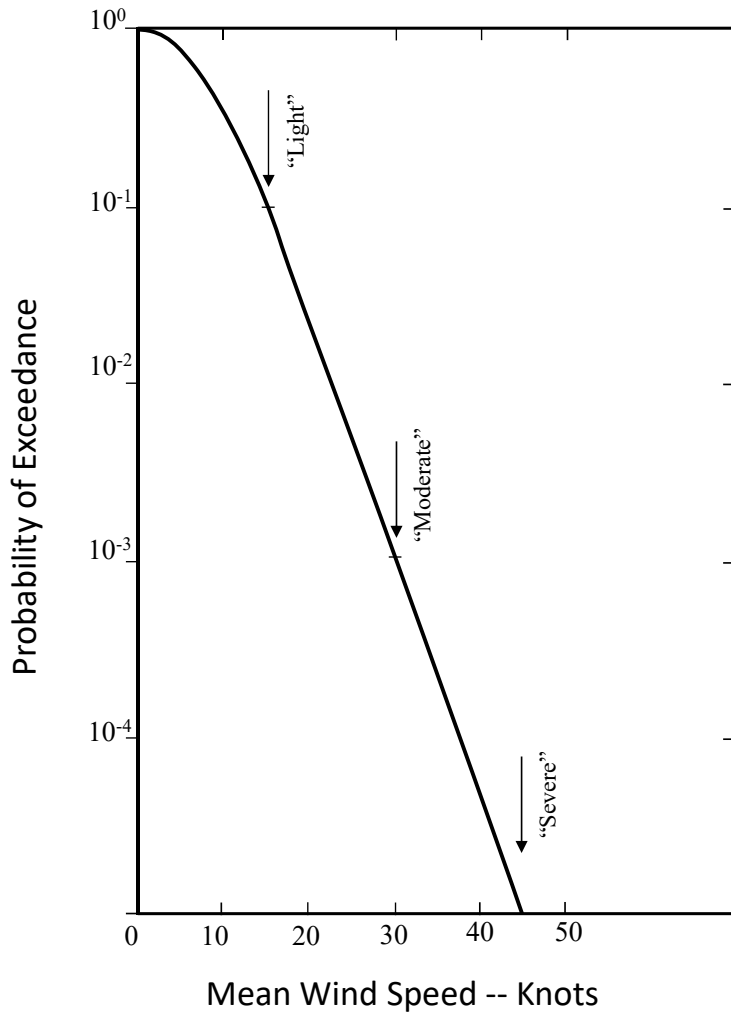


Fig. A.4: Probability of exceeding mean wind speed at 20 feet

ベクトルシア

カテゴリー C のための滑走路に関連，あるいは他の飛行フェーズ用の航空機飛行経路に関連する平均風が考慮されるものとする．さらに，既知の高度変化にわたる平均風速の方向変化は，以下のように考慮される：

初期の風方向およびシアの開始のための初期高度に対する値の範囲を考慮すべきである．滑走路に関して，横風値より大きな $u_{20} \sin \psi_w$ の値，あるいは 10 knots よりも大きな 20 ft での追い風成分は考慮する必要はない．20 ft 以外の任意の高度では，これらの制限は適用しない．

Table A.1: Changes in direction of the mean wind speed over a given height change

擾乱強度 (Disturbance Intensity)	平均風の方向変化 (Change in mean wind heading)[deg]	ベクトルシアの高度 (Height of vector shear) [ft]
Light	0	—
Moderate	90	600
Severe	90	300

乱気流

前のフォンカルマン型あるいはドライデン型の乱気流モデルが使われる。適切なスケール長は、高度の関数として図 A.5 に与えられる。

$$L_u = L_v = \frac{h}{(0.177 + 0.000823h)^{1.2}}$$

$$L_w = h$$

ただし、 h は $10 < h < 1000$ ft とする。

使用される乱気流強度は、 $\sigma_w = 0.1u_{20}$ 、および σ_w と高度の関数として Fig. A.6 で与えられる σ_u と σ_v である。

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{(0.177 + 0.000823h)^{0.4}} \quad (\text{A.2})$$

ただし、 h は 1000 ft 以下とする。

突風

上の A.1.1 節に指定された型の孤立突風は、想定される単一または 2 重ランプの両方で使用される。 d_m のいくつかの値は、突風が飛行機とその操縦系統の固有周波数の各々に合わせられるように各々選ばれて使用される。突風の大きさは図 A.5 および図 A.6 からの適切な値を使用して、図 A.3 から決定されるものとする。2 重突風の二等分は同じ長さあるいは大きさである必要はない。

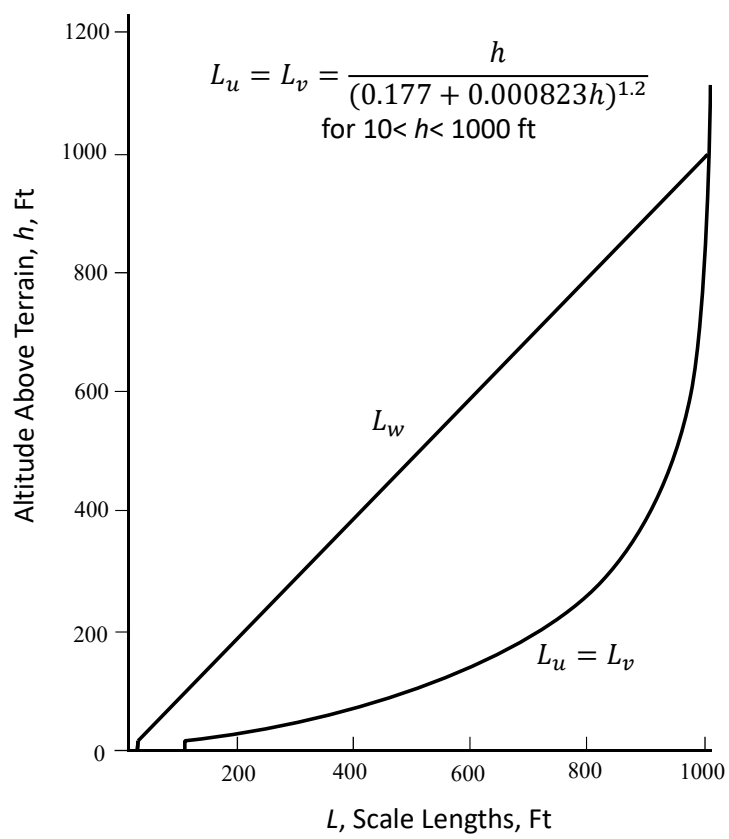


Fig. A.5: Low-altitude turbulence integral scales

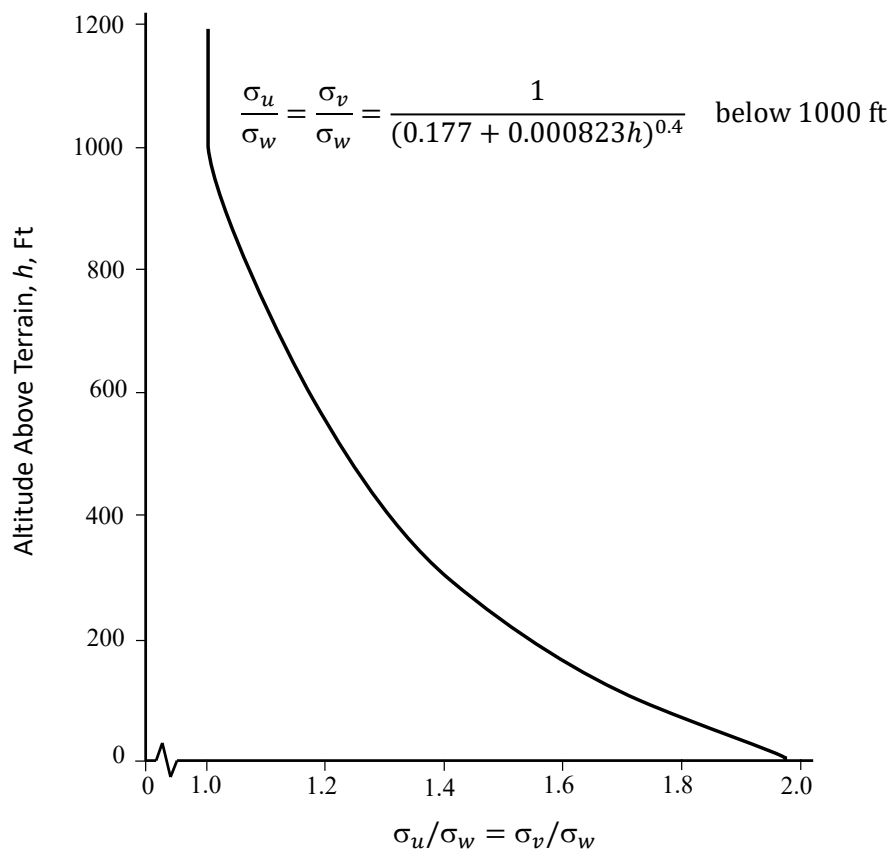


Fig. A.6: Horizontal turbulence RMS intensities

付録B 安定性の証明

この付録では、ロバストバックステッピング法の安定性の証明の際に利用した、各種定理や細かい証明等を載せておく。

B.1 外乱ベクトル δ のバウンドについて

外乱ベクトル δ のバウンドについて考える。この δ のユークリッドノルムは

$$\|\delta\| = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \cdots + \delta_n^2} = (\delta_1^2 + \delta_2^2 + \cdots + \delta_n^2)^{1/2}$$

である。ここで、任意の δ_i に対して既知の上限値 β_i で抑えられることより、 $|\delta_i| \leq \beta_i$ 、つまり $\delta_i^2 \leq \beta_i^2$ を利用すると

$$\|\delta\| \leq (\beta_1^2 + \beta_2^2 + \cdots + \beta_n^2)^{1/2} \leq (n\beta_{\max}^2)^{1/2}$$

が言える。ただし、 $\beta_{\max} = \max\{\beta_1, \dots, \beta_n\}$ とする。

従って、

$$\|\delta\| \leq \sqrt{n}\beta_{\max}$$

となる。

B.2 $E\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)$ のバウンドについて

いま、 $E = \text{diag}(\epsilon_1, \dots, \epsilon_n)$ 、 $\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) = [\text{sat}(e_{21}/\mu_1), \dots, \text{sat}(e_{2n}/\mu_n)]^T$ より、新たに $E\text{sat}(\mathbf{e}_2^*) = \text{sat}(\mathbf{e}_2^\epsilon) = [\epsilon_1 \text{sat}(e_{21}/\mu_1), \dots, \epsilon_n \text{sat}(e_{2n}/\mu_n)]^T$ とする。このとき、

$$\begin{aligned} \|E\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| &= \|\text{sat}(\mathbf{e}_2^\epsilon)\| \\ &= (\epsilon_1^2 \text{sat}^2(e_{21}/\mu_1) + \cdots + \epsilon_n^2 \text{sat}^2(e_{2n}/\mu_n))^{1/2} \\ &\leq (n\epsilon_{\max}^2)^{1/2} = \sqrt{n}\epsilon_{\max} \end{aligned}$$

となる。ここで、 $\epsilon_{\max} = \max\{\epsilon_1, \dots, \epsilon_n\}$ とし、 $|\text{sat}(e_{2i}/\mu_i)| \leq 1$ である。

もし、 $|\delta_i| < \beta_i$ の β_i が既知ならば、 $\beta_{\max} = \max\{\beta_1, \dots, \beta_n\}$ とし、 ϵ_{\max} の代わりに β_{\max} を使うと、

$$\|E\text{sat}(\mathbf{e}_2^*)\| = \sqrt{n}\beta_{\max}$$

とも表現できる。

B.3 Youngの不等式について

2つの任意のベクトル $x, y \in R^n$ に対して、次の不等式が成り立つ。

$$\|x\| \|y\| \leq \frac{\epsilon^p}{p} \|x\|^p + \frac{1}{q\epsilon^q} \|y\|^q$$

ただし、 $\epsilon > 0, q > 1, p > 1$, および $(p-1)(q-1) = 1$ である。例えば、 $p = q = 2$ の場合だと

$$\|x\| \|y\| \leq \frac{\epsilon^2}{2} \|x\|^2 + \frac{1}{2\epsilon^2} \|y\|^2$$

となる。ここで、 $\epsilon^2/2 = \eta$ とおくと、

$$\begin{aligned} \|x\| \|y\| &\leq \eta \|x\|^2 + \frac{1}{4(\frac{\epsilon^2}{2})} \|y\|^2 \\ &= \eta \|x\|^2 + \frac{1}{4\eta} \|y\|^2 \end{aligned}$$

となる。この式は、Zhang ら⁽⁶²⁾の文献で利用されている。さらに、 $\eta = \frac{1}{2\gamma}$ とすれば、

$$\begin{aligned} \|x\| \|y\| &\leq \frac{1}{2\gamma} \|x\|^2 + \frac{1}{4(\frac{1}{2\gamma})} \|y\|^2 \\ &= \frac{1}{2\gamma} \|x\|^2 + \frac{\gamma}{2} \|y\|^2 \end{aligned}$$

となる。これは、Zhou ら⁽⁶³⁾の文献で利用されている。

B.4 レイリー商について

$\forall \mathbf{x} \in C^n$ に対して、与えられた複素エルミート行列 M のレイリー商 (Reyleigh quotient) は

$$R(M, \mathbf{x}) \triangleq \frac{\mathbf{x}^* M \mathbf{x}}{\mathbf{x}^* \mathbf{x}} \equiv \frac{\|\mathbf{x}\|_M^2}{\|\mathbf{x}\|^2}$$

となる。ここで、 $*$ はエルミート共役を示し、 $\|\cdot\|$ はユークリッドノルムとする。また M に対するレイリー商は実数で、その範囲は

$$\lambda_{\min} \leq R(M, \mathbf{x}) \leq \lambda_{\max}$$

となることが知られている。よって、 $\|\mathbf{x}\| > 0$ であるので

$$\lambda_{\min} \|\mathbf{x}\|^2 \leq \|\mathbf{x}\|_M^2 \leq \lambda_{\max} \|\mathbf{x}\|^2$$

が言える。なお、 $\forall \mathbf{x} \in R^n$ に対しては M は実対称行列である。

B.5 一階微分方程式 $\dot{x} = -cx + d^*$ の解について

ここでは、非同次な一階微分方程式

$$\dot{x} = -cx + d^* \quad (\text{B.1})$$

の一般解を求める。

まず、同次方程式 $\dot{x} = -cx$ の一般解を求める。

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -cx \\ \frac{1}{x}\dot{x} &= -c \\ \frac{1}{x}dx &= -cdt \end{aligned} \quad (\text{B.2})$$

ここで、式 (B.2) の両辺を積分して

$$\log|x| = -ct + C_0$$

よって、

$$\begin{aligned} x &= \pm e^{-ct+C_0} \\ &= C_1 e^{-ct} \quad (C_1 \triangleq \pm e^{C_0}) \end{aligned} \quad (\text{B.3})$$

次に、定数変化法で特殊解を求める。式 (B.3) の両辺を微分し

$$\frac{dx(t)}{dt} = \frac{C_1(t)}{dt} e^{-ct} - C_1(t) c e^{-ct}$$

となる。これを式 (B.1) に代入し

$$\frac{C_1(t)}{dt} e^{-ct} - C_1(t) c e^{-ct} = -c C_1 e^{-ct} + d^*$$

なので、

$$\frac{dC_1(t)}{dt} e^{-ct} = d^*$$

つまり

$$\frac{C_1(t)}{dt} = d^* e^{ct} \quad (\text{B.4})$$

となる。ここで、 d^* が t と独立としたとき式 (B.4) の両辺を t で積分し

$$C_1(t) = \frac{1}{c} d^* e^{ct} + C_2 \quad (C_2 \text{ は積分定数}) \quad (\text{B.5})$$

となる。よって、元の非同次方程式の一般解は、式 (B.2) と (B.5) から

$$\begin{aligned} x &= \left(\frac{1}{c} d^* e^{ct} + C_2 \right) e^{-ct} \\ &\equiv \frac{1}{c} d^* + C_2 e^{-ct} \end{aligned} \quad (\text{B.6})$$

となる。

さらに、積分定数 C_2 を $t = t_0$ の初期条件が $x = x(t_0)$ として既知と仮定して求めてみよう。式 (B.6) にこの条件を代入すると

$$x(t_0) = \frac{1}{c}d^* + C_2e^{-ct_0} \quad (\text{B.7})$$

これより、

$$[x(t_0) - \frac{1}{c}d^*]e^{ct_0} = C_2 \quad (\text{B.8})$$

が得られる。よって、式 (B.6) に式 (B.8) を代入すると

$$\begin{aligned} x &= \frac{1}{c}d^* + [x(t_0) - \frac{1}{c}d^*]e^{ct_0}e^{-ct} \\ &= [x(t_0) - \frac{1}{c}d^*]e^{-c(t-t_0)} + \frac{1}{c}d^* \end{aligned} \quad (\text{B.9})$$

となる。

参考文献

- (1) 高井政和, “空中ロボティクスへの期待と展望,” 日本ロボット学会誌, vol. 24, no. 2, pp. 906–907, 2006.
- (2) S. Bouabdallah, M. Becker, and R. Siegwart, “Autonomous miniature flying robots: Coming soon!” IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 13, no. 3, pp. 88–98, 2007.
- (3) H. Menouar, I. Guvenc, K. Akkaya, A. S. Uluagac, A. Kadri, and A. Tuncer, “UAV-enabled intelligent transportation systems for the smart city: Applications and challenges,” IEEE Commun. Mag., vol. 55, no. 3, pp. 22–28, 2017.
- (4) M.R. Haque, M. Muhammad, D. Swarnaker, and M. Arifuzzaman, “Autonomous quadcopter for product home delivery,” in Proc. of International Conference on Electrical Engineering and Information Communication Technology (ICEEICT), 2014.
- (5) K.T. San, E.Y. Lee, and Y.S. Chang, “The delivery assignment solution for swarms of UAVs dealing with multi-dimensional chromosome representation of genetic algorithm,” in Proc. of Ubiquitous Computing, Electronics Mobile Communication Conference (UEMCON), IEEE Annual, 2016.
- (6) T. Tomic, K. Schmid, P. Lutz, A. Domel, M. Kassecher, E. Mair, I. L. Grixia, F. Ruess, M. Suppa, and D. Burschka, “Toward a fully autonomous UAV: Research platform for indoor and outdoor urban search and rescue,” IEEE Robotics and Automation Magazine, vol. 19, no. 3, pp. 46–56, 2012.
- (7) J. Scherer, S. Yahyanejad, S. Hayat, E. Yanmaz, T. Andre, and A. Khan, “An autonomous multi-UAV system for search and rescue,” in Proc. of Intern. Conf. Mobile Systems Applications and Services, pp. 1–6, 2015.
- (8) A. Al-Kaff, F. M. Moreno, L. J. San José, F. García, D. Martín, A. D. L. Escalera, A. Nieva, and J. L. M. Garcéa, “Vbii-uav: Vision-based infrastructure inspection-uav,” in Proc. of World Conference on Information Systems and Technologies WorldCist’17, pp. 221–231, 2017.

- (9) M. Nakao, M. Ito, Y. Kutuna, M. Yamada, M. Yamada, and Y. Hada, “Development of a bridge inspection support robot system that uses a two-wheeled quadrotor helicopter,” in Proc. of East Asia-Pacific Conference on Structural Engineering and Construction, pp. 293–301, 2016.
- (10) 関口洋一, “農業における無人ヘリコプター利用の現状,” 農業機械学会誌, vol. 66, no. 2, pp. 4–7, 2004.
- (11) 農林水産省, “農業用ドローンの普及に向けて (農業用ドローン普及計画),” <http://www.maff.go.jp/j/kanbo/smart/pdf/hukyuukeikaku.pdf> (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (12) C. Zhang and J. M. Kovacs, “The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: A review,” *Precis. Agricult.*, vol. 13, no. 6, pp. 693 – 712, 2012.
- (13) K. Whitehead, B. J. Moorman and C. H. Hugenholtz, “Low-cost on-demand aerial photogrammetry for glaciological measurement,” *Cryosphere Discuss.*, vol. 7, no. 3, pp. 1879–1884, 2013.
- (14) D. Turner, A. Lucieer, and L. Wallace, “Direct georeferencing of ultrahigh-resolution UAV imagery,” *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, 2013, available online doi: 10.1109/TGRS.2013.2265295. <https://doi.org/10.1109/TGRS.2013.2265295>
- (15) C.H. Hugenholtz, K. Whitehead, O.W. Brown, T.E. Barchyn, B.J. Moorman, A. LeClair, K. Riddell, and T. Hamilton, “Geomorphological mapping with a small unmanned aircraft system (sUAS): Feature detection and accuracy assessment of a photogrammetrically-derived digital terrain model,” *Geomorphology*, vol. 194, pp. 16–24, 2013.
- (16) H.C.T.E. Fernando, A. Silva, M. Zoysa, and R. Munasinghe, “Modelling simulation and implementation of a quadrotor UAV,” in Proc. of IEEE International Conference on Industrial and Information Systems, pp. 207–212, 2013.
- (17) C. Salaan, Y. Okada, S. Mizutani, T. Ishii, K. Koura, K. Ohno, and S. Tadokoro, “Close visual bridge inspection using a UAV with a passive rotating spherical shell,” *J. Field Robot.*, vol. 36, pp. 850–867, 2018.
- (18) R. Rashad, J. Goerres, R. G. Aarts, J. B. Engelen, and S. Stramigioli, “Fully actuated multirotor UAVs: A literature review,” *IEEE Robot. Automat. Mag.*, vol. 27, no. 3, pp. 97–107, 2020. doi: 10.1109/MRA.2019.2955964.

- (19) M. Hamandi, F. Usai, Q. Sable, N. Staub, M. Tognon, and A. Franchi, “Survey on aerial multirotor design: A taxonomy based on input allocation,” Jan. 2020, working paper or preprint. [Online]. Available: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-02433405>
- (20) M. Allenspach, K. Bodie, M. Brunner, L. Rinsoz, Z. Taylor, M. Kamel, R. Siegwart, and J. Nieto, “Design and optimal control of a tiltrotor micro aerial vehicle for efficient omnidirectional flight,” arXiv preprint arXiv:2003.09512.
- (21) P. Segui-Gasco, Y. Al-Rihani, H.S. Shin, and A. Savvaris, “A novel actuation concept for a multi rotor UAV,” *Journal of Intelligent Robotic Systems*, vol. 74, no. 1-2, pp. 173–191, 2014.
- (22) D. Kastelan, M. Konz, and J. Rudolph, “Fully actuated tricopter with pilot-supporting control,” *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 9, pp. 79–84, 2015.
- (23) 大瀬戸篤司, 我孫子聡子, 檜崎翔太, 久野温, 近野敦, 内山勝, “4 チルトロータ UAV の位置姿勢独立飛行制御,” 第 32 回日本ロボット学会学術講演会, RSJ2014AC3M1-01, 2014.
- (24) A. Oosedo, S. Abiko, S. Narasaki, A. Kuno, and M. Uchiyama, “Large attitude change flight of a quad tilt rotor unmanned UAV vehicle,” *Advanced Robotics*, vol. 30, no. 5, pp. 326–337, 2016.
- (25) M. Kamel, S. Verling, O. Elkhatib, C. Sprecher, P. Wulkop, Z. Taylor, R. Siegwart, and I. Gilitschenski, “The voliro omniorientational hexacopter: An agile and maneuverable tiltable-rotor aerial vehicle,” *IEEE Robotics and Automation Magazine*, vol. 25, no. 4, pp. 34–44, 2018.
- (26) C. Ding, L. Lu, and C. Wang, “Energy-efficient adaptive robust control of vector thrust uavs with unknown inertia parameters,” p. V003T36A005, 2018. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1115/DSCC2018-9133>
- (27) Y. Lei and J. Wang, “Aerodynamic Performance of Quadrotor UAV with Non-Planar Rotors,” *Applied Sciences*, 2019, vol. 9, no. 14: 2779, <https://doi.org/10.3390/app9142779>
- (28) Y. Tadokoro, T. Ibuki, and M. Sampei, “Classification and structural evaluation of fully-actuated hexrotor UAVs,” in *Proc. Annu. Amer. Control Conf. (ACC)*, pp. 1945–1950, 2018.
- (29) G. Jiang, R. Voyles, K. Sebesta, and H. Greiner, “Estimation and optimization of fully-actuated multirotor platform with nonparallel actuation mechanism,” in *Proc.*

2017 IEEE/RSJ Int. Conf. Intelligent Robots and Systems (IROS), pp. 6843–6848.
doi: 10.1109/IROS.2017.8206605.

- (30) A. Franchi, R. Carli, D. Bicego and M. Ryll, “Full-pose tracking control for aerial robotic systems with laterally bounded input force,” *IEEE Trans. Robot.*, vol. 34, no. 2, pp. 534–541, 2018.
- (31) M. Cutler, K. N. Ure, B. Michini, and J. How, “Comparison of fixed and variable pitch actuators for agile quadrotors,” *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, pp. 6406, 2011.
- (32) 小池良次, “米国ビジネス・ドローンの現状,” *ITU ジャーナル*, vol. 46, no. 7, 2016.
- (33) L. Smrcek, S. Klein, and A. Pistek, “Aeromobile air transport system design and testing,” in *Proc. of 27th Int. Congress of the Aeronautical Sciences*, 2010.
- (34) N. Polaczyk, E. Trombino, P. Wei, and M. Mitici, “A review of current technology and research in urban on-demand air mobility applications,” in *Proc. of the Vertical Flight Society Autonomous VTOL Technical Meeting and Electric VTOL Symposium*, 2019.
- (35) NEC, “Sky drive,” <https://skydrive2020.com/> (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (36) NEC, “Flying car,” <https://monoist.atmarkit.co.jp/mn/articles/1908/06/news047.html> (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (37) Ehang, “Ehang-216,” <https://evtol.news/ehang-216/> (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (38) Airbus, “CityAirbus,” <https://www.airbus.com/innovation/zero-emission/urban-air-mobility/cityairbus.html> (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (39) X. Xu, K. Watanabe and I. Nagai, “Feedback linearization control for a tandem rotor UAV robot equipped with two 2-DOF tiltable coaxial-rotors,” *Artif Life Robotics*, 2020. <https://doi.org/10.1007/s10015-020-00655-x>
- (40) X. Xu, K. Watanabe, and I. Nagai, “Development of an UAV robot that has multifunctional locomotion modes with tilted coaxial rotors,” in *Proc. of 2018 37th Chinese Control Conference (CCC)*. Wuhan, pp. 7896–7900, 2018.
- (41) R. Mokhtari, C. Braham, and B. Cherki, “Extended state observer based control for coaxial-rotor UAV,” *ISA Transactions*, vol. 61, pp. 1–14, 2014.

- (42) Y. Wei, H. Chen, K. Li, H. Deng, and D. Li, “Research on the Control Algorithm of Coaxial Rotor Aircraft Based on Sliding Mode and PID,” *Electronics*, vol. 8, no. 12: 1428, 2019.
- (43) J. Buzzatto and M. Liarokapis, “An agile, coaxial, omnidirectional rotor module: on the development of hybrid, all terrain robotic rotorcrafts,” in *Proc. of IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR)*, Abu Dhabi, 2020, unpublished.
- (44) T. Bresciani, “Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter,” Ph.D. dissertation, Lund University, 2008.
- (45) N. Amlashi, M. Rezaei, H. Bolandi, and A. K. Sedigh, “Robust second order sliding mode control for a quadrotor considering motor dynamics,” *International Journal of Control Theory and Computer Modeling*, vol. 4, no. 1/2, April 2014.
- (46) M. Ryll, H.H. Bulthoff, and P.R. Giordano, “Modeling and control of a quadrotor UAV with tilting propeller,” in *Proc. of IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, St Paul (MN), pp. 4606–4613, 2012.
- (47) M. Ryll, H.H. Bulthoff, and P.R. Giordano, “A novel overactuated quadrotor unmanned UAV vehicle: Modeling control and experimental validation,” *IEEE Trans. Control Syst. Technol*, vol. 23, no. 2, pp. 540–556, 2015.
- (48) F. Morbidi, D. Bicego, M. Ryll, and A. Franchi, “Energy-efficient trajectory generation for a hexarotor with dual-tilting propellers,” in *Proc. of 2018 IEEE/RSJ Int. Conf. on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Madrid, pp. 6226–6232, 2018.
- (49) M. Kamel, S. Verling, O. Elkhatib, C. Sprecher, P. Wulkop, Z. Taylor, R. Siegwart, and I. Gilitschenski, “Voliro: An omnidirectional hexacopter with tilted rotors,” 2018, arXiv preprint arXiv:1801.04581
- (50) I. Al-Ali, Y. Zweiri, N. AMoosa, T. Taha, J. Dias, and L. Senevirtane, “State of the art in tilt-quadrotors, modelling, control and fault recovery,” in *Proc. of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 234, no. 2, pp. 474–486, 2019.
- (51) X. Xu, K. Watanabe, and I. Nagai, “Computed torque control for an aerial robot equipped with two coaxial rotors having a 2-DOF tilt mechanism,” in *Proc. of 2020 IEEE international conference on mechatronics and automation (ICMA)*, Beijing, pp. 926–931, 2020.

- (52) B. Li, D. Wang, and L. Ma, “BioTetra: a bioinspired multi-rotor UAV vehicle,” in Proc. of IEEE Int. Conf. on Robotics and Biomimetics (ROBIO), Dali, China, pp. 114–119, 2019.
- (53) M. Kamel, S. Verling, O. Elkhatab, C. Sprecher, P. Wulkop, Z. Taylor, R. Siegwart, and I. Gilitschenski, “Voliro: An omnidirectional hexacopter with tiltable rotors,” arXiv preprint arXiv:1801.04581, 2018.
- (54) X. Xu, K. Watanabe, and I. Nagai, “Backstepping control for a tandem rotor UAV robot with two 2-DOF tiltable coaxial rotors,” Journal of Robotics and Control (JRC), vol. 2, no. 5, pp. 413–420, 2020.
- (55) T. I. Fossen and J. P. Strand, “A tutorial on nonlinear backstepping: Applications to ship control,” Model. Identification Contr., vol. 20, no. 2, pp. 83 – 135, 1999, [online] Available: <http://www.mic-journal.no/micarchives.asp>.
- (56) Military Specification (1997) Flying qualities of piloted airplanes. Tech. Rep. U.S. Military Specification, MIL-F-8785C, 1997.
- (57) P. Abichandani, D. Lobo, G. Ford, D. Bucci, and M. Kam, “Wind measurement and simulation techniques in multi-rotor small unmanned aerial vehicles,” in IEEE Access, vol. 8, pp. 54910–54927, 2020. doi: 10.1109/ACCESS.2020.2977693
- (58) S.L. Waslander and C. Wang, “Wind disturbance estimation and rejection for quadrotor position control,” AIAA Infotech@Aerospace Conference, pp. 6–7, 2009.
- (59) N. Sydney, B. Smyth, and D. A. Paley, “Dynamic control of autonomous quadrotor flight in an estimated wind field,” in Proc. of the 52nd IEEE Conference on Decision and Control (CDC), pp. 3609–3616, 2013.
- (60) 小森谷進, “63 章:円柱とその他の形状の抗力係数,” http://skomo.o.oo7.jp/f28/hp28_63.htm (参照日 2021 年 1 月 7 日)
- (61) J.D. Moorhouse and J.W. Robert, “Background Information and User Guide for MIL-F-8785C, Military Specification–Flying Qualities of Piloted Airplanes,” AFWAL-TR-81-3109, Flight Dynamics Laboratory, July, 1982.
- (62) X.K. Zhang, X. Han, W. Guan, and G.Q. Zhang, “Improvement of integrator backstepping control for ships with concise robust control and nonlinear decoration,” Ocean Eng., vol. 189: 106349, 2019. doi:10.1016/j.oceaneng.2019.106349

- (63) L. Zhou, J. Zhang, H. She, and H. Jin, “Quadrotor UAV flight control via a novel saturation integral backstepping controller,” *Automatika*, vol. 60, no. 2, pp. 193 – 206, 2019.
- (64) Y.X. Li and G.H. Yang, “Fuzzy adaptive output feedback faulttolerant tracking control of a class of uncertain nonlinear systems with nonaffine nonlinear faults,” *IEEE Trans Fuzzy Syst.*, vol. 24, no. 1, pp. 223–234, 2016.
- (65) X. Xu, K. Watanabe, and I. Nagai, “Control for a tandem rotor UAV robot under wind disturbances,” in *Proc. of Int. Conf. of 26th International Symposium on Artificial Life and Robotics*, pp. 577–581, 2021.

本論文に関する発表論文

発表論文

1. Xiongshi Xu, Keigo Watanabe, and Isaku Nagai, “Feedback Linearization Control for a Tandem Rotor UAV Robot Equipped with Two 2-DOF Tilttable Coaxial-Rotors,” *Artificial Life and Robotics*, <https://doi.org/10.1007/s10015-020-00655-x> (2020).
2. Xiongshi Xu, Keigo Watanabe, and Isaku Nagai, “Backstepping Control for a Tandem Rotor UAV Robot with Two 2-DOF Tilttable Coaxial Rotors,” *Journal of Robotics and Control*, Vol. 2, No. 5, pp. 413–420 (2021).

国際会議

1. Xiongshi Xu, Keigo Watanabe, and Isaku Nagai, “Development of an Aerial Robot That Has Multifunctional Locomotion Modes with Tilted Coaxial Rotors,” *Proc. of Int. Conf. of 37th Chinese Control Conference*, pp. 7896–7900 (2018).
2. Xiongshi Xu, Keigo Watanabe, and Isaku Nagai, “Computed Torque Control for an Aerial Robot Equipped with Two Coaxial Rotors Having a 2-DOF Tilt Mechanism,” *Proc. of Int. Conf. on Mechatronics and Automation*, pp. 926–931 (2020).
3. Xiongshi Xu, Keigo Watanabe, and Isaku Nagai, “Control for a Tandem Rotor UAV Robot under Wind Disturbances,” *Proc. of Int. Conf. of 26th International Symposium on Artificial Life and Robotics*, pp. 577–581 (2021).

国内口頭発表

1. 徐雄仕, 渡辺桂吾, 永井伊作, “Backstepping Control for a Tandem-type Aerial Robot with 2-DOF Tilttable Coaxial-Rotors,” 第 29 回計測自動制御学会中国支部学術講演会, pp. 31–32 (2020).
2. 徐雄仕, 渡辺桂吾, 永井伊作, “Robust Backstepping Control for a Tandem-type Aerial Robot Under Some Disturbances,” 第 21 回計測自動制御学会システムインテグレーション部門講演会, pp. 334–337 (2020).