

博士論文

環境接触適応のための姿勢定位可能な
マルチロータ飛行ロボットの構成法に関する研究

平成28年12月09日提出
指導教員 稲葉 雅幸 教授

東京大学大学院 情報理工学系研究科
学生証番号 48127501
川崎 宏治

目次

第1章	序論	9
1.1	本研究の背景と目的	11
1.2	環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボット	12
1.2.1	従来型マルチロータ飛行ロボットの構成と課題	12
1.2.2	環境接触適応のための姿勢定位	14
1.2.3	環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットの構成アプローチ	16
1.2.4	環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットの研究背景	17
1.3	本論文の構成	19
第2章	マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応と姿勢定位のための構成要素と統合 法	25
2.1	マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応	27
2.1.1	マルチロータ飛行ロボットとは	27
2.1.2	環境接触適応とは	32
2.2	環境接触適応のための位置定位と姿勢定位の必要性	38
2.3	姿勢定位のための機構設計思想	41
2.4	多次元推力制御機構の構成アプローチ	42
2.4.1	プロペラの基礎理論	44
2.4.2	可変ピッチプロペラ機構	53
2.4.3	チルトロータ機構	64
2.5	本章のまとめ	73
第3章	マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法	75
3.1	多次元推力制御可能な姿勢制御コントローラの実現	77
3.1.1	姿勢制御コントローラの基本	78
3.1.2	ハードウェアシステム構成	81
3.1.3	制御システムソフトウェア構成	85
3.1.4	制御パラメータのプラットフォーム化	105
3.1.5	マルチロータ機体構成のモデル化	107
3.2	位置定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ	117
3.2.1	室内環境適応のための機構構成検討	118

3.2.2	屋外環境適応のための機構構成検討	120
3.2.3	冗長性向上のための機構構成検討	144
3.2.4	障害物環境適応のための機構構成検討	154
3.2.5	狭隘隙間適応のための機構構成検討	162
3.2.6	位置定位のための環境知覚	171
3.3	姿勢定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ	185
3.3.1	地上2自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討	188
3.3.2	空中2自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討	190
3.3.3	空中3自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討	194
3.3.4	姿勢定位のための環境知覚	199
3.4	本章のまとめ	201
第4章	独立可変ピッチ4機マルチロータ構造による環境接触姿勢定位と環境接触適応 移動制御	205
4.1	MUWA:可変ピッチプロペラを用いた立位及び転がり移動可能なマルチフィー ルド対応リング型飛行ロボット	207
4.2	構造設計	210
4.3	可変ピッチプロペラ特性	212
4.4	地上移動のための立位姿勢制御	219
4.5	システム構成	223
4.5.1	ハードウェア	223
4.5.2	制御システム	227
4.6	実験	229
4.6.1	飛行制御モード	229
4.6.2	モノホイールモード(立位動作モード)	230
4.6.3	3D計測への応用例	239
4.7	本章のまとめ	241
第5章	デュアルチルトロータ2機統合構造による空中任意チルト姿勢定位と環境接触 適応移動制御	243

5.1	Bi ² Copter:バイロータを接続することにより任意のチルト姿勢を保持し移動 制御可能な飛行ロボット	245
5.2	構造設計	247
5.3	チルト姿勢保持制御	249
5.3.1	チルト角度に対するモータとサーボのミキシング制御	253
5.4	チルト角度に対する推力補償	256
5.5	システム構成	263
5.5.1	ハードウェア	263
5.5.2	制御システム	266
5.6	実験	270
5.6.1	基本的な飛行試験	270
5.6.2	曲面に沿った姿勢での移動	273
5.6.3	屋外でのオーバーハング壁面の通過	276
5.7	本章のまとめ	277
第 6 章	デュアルチルトロータ 3 機統合構造による空中任意姿勢定位と環境接触適応全 方向並進運動	279
6.1	T ³ Copter: 3 接続デュアルチルトロータ機構による任意姿勢の空中定位と並 進移動を可能とする飛行ロボット	281
6.2	構造設計	283
6.3	姿勢保持制御	285
6.4	姿勢角度に対する推力補償	290
6.5	システム構成	293
6.5.1	ハードウェア	293
6.5.2	制御システム	295
6.6	実験	297
6.6.1	任意姿勢定位飛行	298
6.6.2	連続可変姿勢定位飛行	299
6.6.3	並進移動飛行による空中撮影	300
6.6.4	全方向水平移動による狭隘隙間のすり抜け	301

6.6.5	3自由度姿勢倣い制御による凹凸地形への離着陸	302
6.7	本章のまとめ	305
第7章	結論	307
7.1	結論	309
7.1.1	研究の総括	309
7.1.2	論文の結論	314
7.2	今後の課題・展望	315
	謝辞	316
	発表文献	322
	参考文献	328

第1章

序論

1.1 本研究の背景と目的

空を飛びたい。

これは人類の長年の夢だった。科学技術の進化によって人々は飛行機やヘリコプタといった飛行体を研究開発し、今や人も空を飛べるといっても過言ではない時代となった。ロボット研究においてもヒューマノイドやクローラロボットの様に地上生物を模倣する中で、空を自由に飛びまわり様々な環境に適応しながら陸海空を制して生きている鳥のような飛行ロボットの研究に多くの研究者が夢を描いてきた。

近年、複数のプロペラを用いたマルチロータ型の飛行ロボットの研究 [1] [2] [3] が注目されており、災害救助や災害現場の情報収集に関しての応用技術を中心に研究が急速に進んでいる [4] [5]。飛行ロボットはクローラに代表される地上移動型ロボットの移動領域に比べて広い空間を移動できるメリットから様々な飛行作業への応用が期待されている。特にマルチロータ飛行ロボットについては近年多くの研究例があり、飛行姿勢制御においても安定した制御が容易に実現できる開発環境が整ってきている。この飛行ロボットに期待される先行研究として飛行運動性能の向上や空中からの撮影、点検、計測、空中監視 [6]、空中マニピュレーション [7] [8] [9] [10] [11]、空中輸送 [12]、追従追尾 [13]、トラッキング [14] [15] などがあり屋外での広い空間では自律移動や自動離着陸なども実現できてきている。また、非 GPS 環境下における 3 次元空間中での位置情報 (odometry) 取得技術として、レーザやカメラを用いた SLAM [16] や、自動飛行のためのビジュアルオドメトリ [17] などがある。また、小型の翼型 UAV を用いた単眼カメラ SLAM と GPS と INS を複合させた自己位置推定などの研究 [18] や、地上移動体と小型 UAV の複合による 3 次元復元などの研究 [19] も行われている。また、Micheal ら [4] はスタンドアロンなクワッドロータ型飛行ロボットを用いた高度な自動探索を実現し、東北大震災の被害を受けた建物内でのマルチロボットシステムによる探索を行ってきた。このように、マルチロータ飛行ロボットはシンプルな機構と小型の姿勢センサを搭載することで容易に実現できることが特徴で、空中での様々な可能性に期待が高まっている。

一般的なマルチロータ飛行ロボットは 4 つのロータを備えたクワッドロータが多いが、この飛行ロボットは水平方向に移動する際には機体を移動方向へ傾けることで移動し、水平を保ちながら移動することは困難な機体となっている。移動中の機体の姿勢を保ちながら目的地へ移動するにはロータ軸の向きを傾けるなどの仕組みが必要となる。しかし、最近では環境

接触を伴う行動や複雑な形状物を対象とすることが重要視されてきており、これらを実現するためには従来のシンプルなマルチロータベースによる行動プランニングの制御アプローチだけでは難しい。特に、狭隘環境での飛行、不整地での離着陸、トンネルや橋の裏点検のような特殊な形状の構造物対応など一般的なマルチロータ飛行ロボットでは対応困難な環境が多く存在している。そこで環境への接触に適応可能な飛行ロボットの開発こそが今後の飛行ロボットによる応用技術の広がり大きな影響を与えることができると考えた。この環境接触適応を実現するためには一般的なマルチロータとは異なる新規なハードウェアシステムの開発による新しい運動機能を実現することが必須であると考えた。

本論文は、空中での姿勢を保持した移動、さらに、飛行中に外界と物理的接触が起こりうる狭隘な環境などでの移動において姿勢を環境に倣いながら移動可能とすることで様々な環境に適応して移動する飛行ロボットの構成法を論じ、マルチロータ飛行ロボットの制御システムの共通モデル化、具体的に開発したロボットについての機構構成、制御システムの設計、実装、姿勢定位、環境倣い制御実験を各章に分けて示し、本研究から明らかとなる知見をまとめ、本研究の意義を示そうとしているものである。

1.2 環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボット

1.2.1 従来型マルチロータ飛行ロボットの構成と課題

マルチロータ飛行ロボットとは少なくとも2枚以上のロータで構成され、基本的にはロータ回転方向が正回転と逆回転を交互に配置した構造である。機体構成として、ロータ最低数2枚から始まり、通称はバイコプタ (Bi-Copter)、トライコプタ (Tri-Copter)、クワッドコプタ (Quad-Copter)、ヘキサ、オクタ …… と呼ばれてきた。従来はヘリコプタをベースにコプタとは呼ばれていたが最近ではヘリコプタとは異なる機能を実現する方式が増えてきたことから、ロータ数を重視してマルチロータと総称し、バイロータ、トライロータ、クワッドロータ …… とも呼ばれる。

飛行ロボットは空中を移動制御するために4自由度以上必要となる。上昇・下降はロータ全部の合計揚力によって決まり、前進・後進 (PITCH 軸回転) 及び右移動・左移動 (ROLL 軸回転) は各ロータの回転数に差をつけその揚力差により機体を傾けることで行い、旋回 (YAW 軸回転) はモータの抗力トルクの差分を利用して行うため合計4自由度である。そのため、4ロータ以上が代表的な構成となるが、それ以下でも実現可能である。2ロータ (Bi-Copter)

の場合は各ロータのスラスト軸を傾斜させる機構を2箇所追加する必要がある。また、3ロータ (Tri-Copter) の場合はロータ回転方向が同一方向回転となる2枚のうち1枚に対してスラスト軸を傾斜させる機構を1箇所追加する必要がある。4ロータ (Quad-Copter) は右回転2枚、左回転2枚の構成となり入力パラメータ数が4となるため姿勢制御数と一致するためスラスト可変機構は不要であり最もシンプルな機構となる。また、6枚以上の構成では仮に一枚のロータがトラブルにより停止しても墜落しないなどのメリットがあるがモータやコントローラなどの部品が増加したり、機体外形が大型化するなどのデメリットもある。

マルチロータ飛行ロボットはそのシンプルさゆえクワッドロータベースの先行研究が最も多く報告されている。この方式は、非常にシンプルな構造で小型軽量に機体を実現でき制御も容易なことから基本制御に関する研究例 [20] も非常に多く、機体ハードウェアも広く普及してきている。これらは空中移動機能としては十分な基本性能を持っているが、環境接触適応を目指す場合においてはそのシンプルな構成上課題も残る。

飛行運動性能について、空中で姿勢を制御して慣性による機体の運動を利用し、瞬間的に特定の姿勢角を保持し、狭い四角の枠をくぐり抜けたり、慣性を利用した空中でのループ飛行などのダイナミックな動作を実現する従来技術として [21] [22] [23] などが報告されているが、瞬間的に姿勢角度を変えることができても静止画撮影や任意角度からのアプローチによるセンシングに応用するには姿勢角の保持が空中でできなければ様々な環境への適応は難しい。また、運動性能評価としてはモーションキャプチャー等を用いることで実験的には可能であるが実際に屋外の外乱環境でそれを実現するのは非常に難しい。

また、撮影機能について、カメラやセンサを搭載して災害現場の立体形状や写真情報などを計測するシステムとして [24] [25] なども報告されているが、カメラの角度を制御するためのアクチュエータを別途搭載しなければ任意の方向の情報を得ることができず、機体本体を小型軽量に製作できてもカメラやセンサなどを制御するジンバルシステムの追加など結果的に小型化は難しくなる。また、機体の本体がカメラに写り込まないように撮影範囲が制限されるだけでなく、例えばアーチ型橋架やトンネル壁面の点検作業のように対象の表面角度が連続的に変化する場所を計測するようなシーンにおいてはカメラジンバルの回転範囲が180°以上必要であり従来技術では難しい。このような飛行ロボットに撮影機材やセンシングデバイスを搭載した様々な計測システムが増えているが、一般的なヘリコプタやマルチロータ等は飛行移動時に姿勢を傾けて移動する必要があり、撮影画角を一定に保つためには別途3軸ジンバルシステムなどを搭載する必要があるのが現状である。しかし、このジンバ

ルの重量や体格の制約により機体が大型化してしまい狭いスペースでの飛行が困難になってしまう問題がある。

また、離着陸について OS4 プロジェクト [26] では、災害現場といった遠隔地での完全な位置姿勢制御を目的とした「自律的離陸」「ホバリング着陸」「衝突回避離着陸」に関する研究が行われてきた。しかし、不整地に着陸する際に、環境に機体一部が接触し、横転したり上下逆さまに転倒した場合に再起することが不可能であることも問題である。仮に着陸できても、凹凸地面に対して斜めになった姿勢から再度離陸を行うことは非常に難しい。

災害現場対応については、環境との接触への対応として、クワッドロータをベースに本体の外周に球状の車輪を搭載することで、飛行機能だけでなく地上移動を可能とするロボットに関する研究もいくつか報告されている [27]。しかし、プロペラガードとしては全周を覆っているというメリットはあるもののカメラを搭載することが困難であったり、フレームがカメラに映り込むなどの課題も残る。

他にも、災害現場での情報収集を目的とした場合には環境の影響によるマルチロータ飛行ロボット特有の課題がある。特に、狭隘隙間の通過能力と揚力に対する稼働時間である。ヘリコプタに代表される飛行物体はクワッドロータも含めて最低限の回転翼投影面積を必要とする。そのため屋外や広い部屋での移動は問題ないが、半開きの扉や、壁が斜めに倒れている場所で斜めの隙間をすり抜けるような動きを必要とする場合には不向きである。また、飛行機のような滑空状態を持たないクワッドロータはホバリング中のエネルギー消費も多く長時間の連続稼働が困難という点も問題である。さらに、災害現場等における不整地への離着陸の対応や狭隘環境での環境物との物理的な接触も大きな課題となっている。これらの様々な環境に適応していくためには一般的なマルチロータを活用するだけでは到底困難である。

最重要課題を、「飛行ロボットの飛行運動性の向上と環境との接触に適応できる冗長性の実現」とし、環境接触適応のための新しい機能を実現する機構構成や制御方法の開発を研究テーマとした。

1.2.2 環境接触適応のための姿勢定位

マルチロータ飛行ロボットの「姿勢定位」と「移動中の機体姿勢」とは定義が異なる。一般的なマルチロータの様に機体姿勢を傾けることで移動を実現する場合は空間移動ベクトルと姿勢角度は連動していることになり移動速度によって姿勢角度も変化することになる。また、空中移動による慣性力に対してブレーキを架けるためのフレア [28] が必要となり、この

フレアをかけている過渡期は移動を伴わずに機体を傾けることができる。つまり、過渡期においては 3 次元空間中で機体姿勢を保持できているが、これはマルチロータの飛行中の力学系の自由度によって定義が異なる。入力パラメータの数と運動自由度の関係による性質の違いを表 1.1 に示す。

表 1.1: 運動自由度の関係

入力数 < 自由度	劣駆動性
入力数 = 自由度	全駆動性
入力数 > 自由度	冗長駆動性

入力パラメータ数に対して自由度が大きい場合を劣駆動と呼び、一般的なマルチロータはこれにあたる。例えば、クワッドロータの様にプロペラ枚数が 4 枚の場合における空間移動では、4 枚のプロペラによる推力の入力数が 4 であるが、3 次元空間中での位置及び姿勢は 6 自由度となる。しかし、クワッドロータは劣駆動なので、空中で機体姿勢を傾けなければ水平方向に移動することができないことになる。このことを空中ノンホロノミックと定義する。

本研究が目指す環境接触適応のための姿勢定位とは、空間移動中または空間静止中にも独立して姿勢可変または姿勢保持可能な状態のことであり、空中でのホロノミック姿勢定位の実現である。また、飛行ロボットであることから、重力による影響を推力で相殺する事で、地面だけにとどまらずに機体一部が環境と接触した状態での空中姿勢定位を実現できる。

空中での運動自由度の拡大により、ある姿勢を保持した状態で移動することや、空中で停止中に位置を変えずに姿勢角だけを変化できるようになり、この機能により従来のマルチロータでは困難であった応用が可能となる。例えば、湾曲した壁に張り付いて、その対象物の形に対して機体姿勢を倣いながら移動する場合、従来機体では、プロペラの発生する負圧で吸い付くことはできても移動するためには別途車輪などの駆動機構を必要とする。また、機体一部が壁面凸部の障害と接触し、その力を受け流すように機体姿勢を可変させて回避する場合でも、従来機体では接触時に姿勢が傾くとその方向に移動してしまい位置定位ができなくなってしまう。また、飛行以外の地上や水上移動への応用として、ボデーの一部を意図的に地上や水上と接することで、その支点と重力を利用した姿勢保持制御による運動自由度の拡大が可能となる。また、マルチフィールドにおける活用を考えると自然界にある凹凸形

状の不整地への離着陸において、その地形角度に倣うことができればいかなる姿勢でも垂直離着陸が可能となる。このようなマルチフィールド環境との接触適応を可能にする飛行ロボットを目指している。

1.2.3 環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットの構成アプローチ

環境接触適応を実現するためには姿勢定位可能なハードウェア機構が必要となる。空中で姿勢自由度を拡大するための推力機構として以下の2つの機構を活用することを考えた。

- 可変ピッチプロペラ機構
- デュアルチルトロータ機構

「可変ピッチプロペラ機構」とはプロペラ回転軸に対するプロペラの翼傾斜角度を可変させる機構である。この可変ピッチ機構をマルチロータ飛行ロボットと組み合わせることでより自由度の高い揚力制御が可能となる。

プロペラの回転軸のスラスト方向を変えるチルトロータ機構を有する機体構成に関する先行研究には [29] [30] [31] などがあり、クワッドロータに関するチルトロータに関しては [32] [33] [34] [35] [36] [37] などがある。しかし、これらはいずれも回転軸の傾き角度が狭い範囲に限られていたり、ジャイロ効果による影響で高速にチルト角度を制御することができず、低速でのチルト制御を余儀なくされ、機体全体の姿勢制御が不安定になる課題がある。そこで、考案したのが「デュアルチルトロータ機構」である。

デュアルチルトロータ機構とは左右逆回転の2つのプロペラを平行に配置し1組としたモジュールをセットでスラスト軸角度を可変可能とした機構である。この機構により、一般的にスラスト軸角度を可変させた時に起こるジャイロ効果を極力低減して揚力方向を可変させることができる。この機構を組み合わせることでマルチロータ飛行ロボットに新しい運動機能を持たせることができる。

これらの環境接触適応を実現するためのブレークスルー技術は多次元方向へ推力を制御するための機構構成（以降「多次元推力制御機構」と記す）による高自由度の姿勢定位と高い運動能力を備えたマルチロータ飛行ロボットの制御機構の実現である。

1.2.4 環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットの研究背景

2011年3月に日本の東北地方で起きた大地震による津波の影響で、東京電力福島第一原子力発電所で事故が起きた。その高濃度放射能物質、瓦礫が散乱した原子炉建屋構内にキャタピラ式の多目的クローラロボットが投入された。ロボットは同原子力発電所の構内に入り、放射線量のほか温度、湿度、酸素濃度などを測定した。しかし、あるエリアより先には進むことはできなかった。移動を妨げていた原因は瓦礫による通路の狭さと床を埋め尽くす大量の水であった。また、漏れ出た放射能の影響で人が建屋に近づくことができず、遠隔操作の距離も規制され、遠隔操縦信号や映像情報の電波が十分に届かないという問題も起きた。我々は、これらの特殊な環境での活躍を目指し、新しい駆動機構を備えた飛行ロボットの実現に向けて研究を始めた。

環境接触適応可能なマルチロータ飛行ロボットを開発することによって、飛行ロボットの空間運動における飛行運動性の向上や環境との接触に対する冗長性において産業応用への一つのアプローチとなりうると考えた。また、科学技術の進化というだけでなくロボットが目指す社会貢献の重要なキー技術であると考えている。環境接触適応が可能になれば飛行ロボットは他のロボットとの協調や自然との融和を実現し人々の生活に大きく役立つ存在となる。飛行ロボットが目指すべき将来像の重要な観点として考えていることの3つを挙げれば以下の3点である。

- 今までできなかったことを可能にする機能
- 人の危険な作業からの解放（危険作業の代替）
- 安心・安全な社会の実現

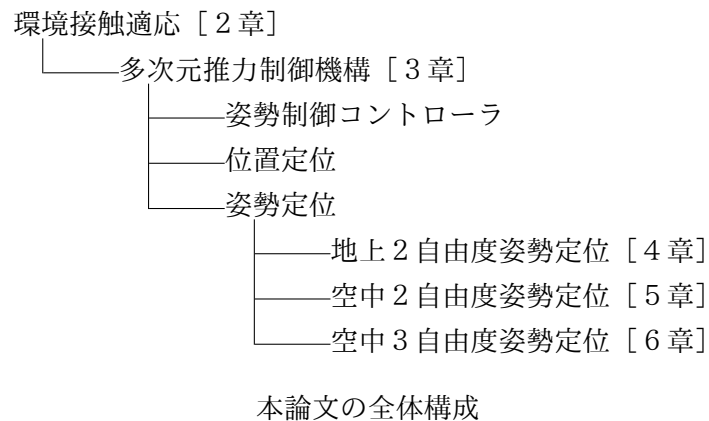
1つには、空を飛ぶ機能により今まで人や機械ではできなかったことができるようになることのうれしさ。例えば緊急時にドクターヘリが着陸できない不整地や、救急車で到達できない道のない場所に短時間で血液輸送を行うことができる。この飛行機能をもたらす運動の自由度は未知の可能性を持っていることはどの分野の科学技術者も認識しており、今後の研究により更なる機能が開発されていくことへの期待がある。しかしながら、狭い隙間の移動における接触による墜落や、自然界の凹凸地形での離着陸の要求など、環境との接触への課題がある。

2つに、現在人が危険を冒して行っている作業の代替がある。例えばインフラ点検を例に挙げると、日本には構造耐久50年を超えた橋脚が70万脚以上あり、その橋の裏の点検には人がワイヤーでぶら下がって行うなど命がけの作業が多く存在している。これらの点検を飛行ロボットで行うことで危険な作業から人を解放でき、同時に労働者不足の問題解決などへの期待がある。しかしながら、橋やトンネルといった点検作業では狭隘環境での飛行能力や対象物体の形状によっては接触する距離での運動能力の要求など、環境との接触の課題がある。

3つに、飛行という機能による、海やプール、犯罪、自然災害、など様々なシーンにおいて空からの社会見守りという直接的な安全サポートへの期待がある。また、人々の生活に欠かせない車や鉄道といった移動手段を支えている道路や橋架、または電線、地下水路配管、原子力発電所などの生活に必要なインフラ点検に活用することは間接的に人の移動を安全にサポートすることに繋がる。しかしながら、現在の飛行ロボットは強風環境による外乱や環境物体との物理的な接触に対してロバスト性は非常に低く、安心・安全という点については課題が多い。

これらに共通の課題は、飛行ロボットの環境との接触である。つまり、「環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボット」の研究意義とは、一般的なマルチロータ飛行ロボットではできない飛行による狭隘環境でのインフラ点検や特殊な形状のインフラ調査に活用することで、広義の意味で人々の社会を助け、人が豊かな生活を送っていくためのサポートロボットとして非常に期待の大きい技術であり、人の文明の進化に貢献するための重要な研究であるといえる。そのために目指すべき研究成果は、次の時代の飛行ロボット分野の知見として、多次元推力機構を用いることで姿勢定位し、環境に接することができるマルチロータ飛行ロボットを実現し、実機評価にて有効性を実証することである。

1.3 本論文の構成



本論文は全7章から構成される。以降で各章の概要を述べる。

第1章「序論」では、研究の背景と目的、最重要課題とブレイクスルー技術、目指すべき機能と研究の意義について述べる。

研究の背景 2011年3月の原子力発電所の事故によりロボットの活躍が期待されたが、瓦礫による通路の狭さと地面の凹凸や、床を埋め尽くす大量の水による環境がロボットの移動を妨げた。特殊な環境での多様性を備えた移動ロボットの実現に向けた、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットの研究により、災害現場だけでなく人の危険な作業の代替となる機能を実現することを目指した。

研究の目的 本研究は、マルチロータ飛行ロボットが環境状況に応じて目的地へ移動する際に移動時の姿勢を保持しつつ移動し、環境との接触に対しても適応できるシステムの構成法を明らかにすることを目的とした研究である。

最重要課題 飛行ロボットの飛行運動性の向上と環境との接触に適応できる冗長性の実現。

ブレークスルー技術 「多次元推力制御機構」による高自由度の姿勢定位と高い運動能力を備えたマルチロータ飛行ロボットの制御機構の実現。

研究の意義 「環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボット」は、人々の社会を助け豊かな生活を送っていくために非常に期待の大きい技術であり、人の文明の進化に貢献するための重要な研究であるといえる。

目指すべき研究成果 次の時代の飛行ロボット分野の知見として、多次元推力機構を用いることで姿勢定位し、環境に接することができるマルチロータ飛行ロボットを実現し、実機評価にて有効性を実証することである。

第2章「マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応と姿勢定位のための構成要素と統合法」では、マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応に対する姿勢定位の必要性和、その構成要素と機構及び制御の統合法について述べる。

- マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応
- 環境接触適応のための位置定位と姿勢定位の必要性
- 姿勢定位のための機構設計思想
- 多次元推力制御機構の構成アプローチ

結論 マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応のための姿勢定位の実現には「可変ピッチ機構」や「デュアルチルトロータ機構」などの「多次元推力制御機構」の機構構成と、「位置定位」と「姿勢定位」を両立可能なオリジナルの「姿勢制御コントローラ」の実現が必要であることを示した。

第3章「マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法」では、マルチロータ飛行ロボットにおける位置定位と姿勢定位への機構構成アプローチについて多次元推力制御機構の構成法について述べる。

- 多次元推力制御可能な姿勢制御コントローラの実現

- 位置定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ
- 姿勢定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ

基盤となる多次元推力制御機構のための姿勢制御コントローラを実現し、「位置定位」による環境適応と「姿勢定位」に最適な機構の検討として実証ベースによる開発検討を行った。

結論 マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応という目的に対して最適な多次元推力制御機構と実現すべき運動機能を決定した。

1. 狭いところへ入り込める環境接触適応（4章にて詳述）
2. 全周なぞり行動が可能な環境接触適応（5章にて詳述）
3. 空中全方位の隙間をすり抜ける環境接触適応（6章にて詳述）

第4章「独立可変ピッチ4機マルチロータ構造による環境接触姿勢定位と環境接触適応移動制御」では、地上及び水上環境に接しての立位及び転がり移動可能なリング型飛行ロボットの実現について述べる。

目的 地上3自由度、空中4自由度の運動機能として、飛行以外に地上での2自由度姿勢定位を利用した「地上や水上の移動機能」の実現。

結論 可変ピッチロータによる多次元推力機構を搭載したリング型のクワッドロータによって、陸海空を含むマルチフィールド適応型の飛行ロボットを開発した。これにより飛行機能だけでは通過困難だった狭い斜めの瓦礫の隙間を通過したり、ホバークラフトのように水面に浮いて移動するだけでなく直立状態で水上を移動する機能を実現した。本システムにより、飛行モード及びモノホイールモードを備えた3自由度を持つ新規な運動性能と3Dデジタイズ計測機能の有効性を実証した。

第5章「デュアルチルトロータ2機統合構造による空中任意チルト姿勢定位と環境接触適応移動制御」では、任意のチルト姿勢を保持し移動制御可能な飛行ロボットの実現について述べる。

目的 空中 5 自由度の運動機能として、空中での 2 自由度姿勢定位を利用した「壁面倣い移動機能」の実現。

結論 チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を維持した状態での飛行機能を目指し、相反回転のデュアルロータチルト機構による多次元推力制御機構を搭載し、任意チルト角度姿勢での飛行が可能なロボットを実現した。

これによりロボット自身を映り込ませない全天球撮影や、環境と接することによる柔軟な姿勢変化飛行を実現した。本システムにより、曲面を含む複雑な形状壁面に対して倣い運動による調査計測への有効性を実測にて示した。

第 6 章「デュアルチルトロータ 3 機統合構造による空中任意姿勢定位と環境接触適応全方向並進運動」では、任意姿勢の空中定位と並進移動を可能とする飛行ロボットの実現について述べる。

目的 空中 6 自由度の運動機能として、空中での 3 自由度姿勢定位を利用した、任意姿勢を保持しつつ移動し「狭隘環境移動及び凹凸形状への離着陸」の実現。

結論 相反回転のデュアルダクトドファンを 1 組としたモジュールのスラスト軸角度を可変可能とした可変スラスタモジュールを同心円上に 3 均等に配置した新機構を考案し、飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能な新しい制御機構を実現した。この機構により一般的な飛行ロボットによるカメラ撮影に必要なジンバルを不要とし、小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進運動を実現した。本システムにより、小型な機体で、曲面を含む環境に対して様々な角度からの接触による 3 自由度姿勢の倣い機能を実現し、狭隘隙間すり抜けや凹凸離着陸への有効性を実測にて示した。

第 7 章「結論と展望」では、目指した機能がどのような形で実現できていてそれが環境接触適応の効果として何をなしたのかについてまとめる。

本論文で述べてきたような、環境接触適応のための姿勢定位可能なマルチロータ飛行ロボットの開発によって、飛行だけでなく、環境と接する可能性の高い狭隘隙間環境での移動

や、環境と接することを前提とした環境知覚といった多様な機能を持つ制御機構を実現してきたことは、マルチロータ飛行ロボット研究において大きな前進であり、大きな進歩であると言える。

目指した機能 特殊な環境での多様性を備えた移動ロボットの実現に向けた、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットの研究であり、飛行ロボットの空間運動における飛行運動性の向上と環境との接触に適応できる姿勢定位による冗長性の実現を目指した。

中核技術である多次元推力制御機構による姿勢定位を可能としたマルチロータを実現し、社会的な波及効果として以下に示す応用への適応可能性を実証にて示した。

- 災害現場などの地上及び水上での縦隙間などの通過
- トンネルなどの曲壁面のインフラ点検への応用
- 橋梁の裏側などの狭い空間でのインフラ点検への応用

研究の成果 環境接触適応として、隙間空間を通り抜けるだけでなく、そこで環境との接触による姿勢定位できることが求められており、多次元推力発生要素構造を考え、それらの組み合わせにより地上でのホロノミック姿勢定位、空中でのノンホロノミック姿勢定位、ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現し、建屋の隙間をすり抜け、トンネル壁面なぞり撮影、橋梁背面の狭隘環境への侵入などの実現を行い、応用可能性が極めて高いことを実証した。

今後の展望 今後は、開発してきた飛行ロボットを基盤とし、画像処理やセンシングを統括する上位アプリケーションと連結し、経済産業省と国土交通省が推奨する自動点検によるインフラ整備として橋梁点検サービスやトンネル点検及び緊急時災害調査ロボットの実現に向けて、安心・安全な社会への貢献を目指して世の中に役立てていく。

そのためには、著書「落ちない飛行機の挑戦」[38]のように「安心・安全な飛行ロボット」を目指し、次の時代の飛行ロボット分野への研究に向けて邁進する。

第2章

マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応と
姿勢定位のための構成要素と統合法

2.1 マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応

本章では、近年注目が高まっている複数のプロペラを用いたマルチロータ型の飛行ロボットにおける環境接触適応への課題や可能性について述べる。これまでの飛行ロボットの課題の一つは界面での姿勢の自由度が低いことである。障害物が無い空間では飛行に勝る移動手段は存在しないが、障害物によっては移動が困難になる。特に「環境に接する」ことに対して非常に不得意であった。我々はこの環境に接するという点に着目した新しいコンセプトのロボットを考えた。環境に接するということはその環境のパラメータによってあらゆる場面に対応できる柔軟性が必要である。目指す姿は、空間を飛行して移動するだけでなく、壁や天井と接触し転がりながら移動することで様々な閉空間の中でも移動を可能にするロボットである。また、壁や天井と接して移動できれば、高度なセンシング技術を利用しなくても閉空間内を効率的に探索が可能となる。この構想実現には空中6自由度で飛行できる必要がある。これは空中を移動するための「3自由度位置定位と空中での3自由度姿勢定位を合わせて6自由度を実現する」ことになる。本研究では、空中での飛行運動として4自由度の運動から始めて、地面との接触を含めた4自由度、空中での壁との接触に対応する5自由度、空間中での任意姿勢による6自由度の実現という手順で開発を進めた。

2.1.1 マルチロータ飛行ロボットとは

マルチロータ飛行ロボットとは、複数のプロペラを持つ垂直離着陸機 VTOL (Vertical Take-Off and Landing) であり、空中での3自由度位置定位飛行が可能なものを目指す [1][2]。特殊な研究例にシングルプロペラのみで飛行する報告例 [39] もあるが、本体が回転し続けて飛行する構造なので本論では扱わない。マルチロータは複数のプロペラによって発生する垂直方向の推力成分で空中に浮き、各プロペラの推力バランス制御により機体を傾けることで空中移動を実現している。そのため一般的なシングルロータヘリコプタに用いるコレクティブピッチ (Collective Pitch) [40][41] とサイクリックピッチ (Cyclic Pitch) [40][41] を必要としない。このためスワッシュプレート [40][41] などの複雑な機構を不要とし、シンプルな構成を実現した。姿勢変化にジャイロ効果を必要としない代わりにマルチロータでの姿勢制御は各プロペラの推力の差分とプロペラ反力の差分を利用し、3軸の姿勢角 (PITCH 軸, ROLL 軸, YAW 軸) を変化させることで空中移動を実現する。基本的なマルチロータの種類を以下に示す。

- バイロータ

図 2.1 に示すように、互いに逆方向に回転する 2 枚のプロペラと各プロペラのスラスト軸角度を可変傾斜可能な機構を持つ飛行体をバイロータと呼ぶ [42].

PITCH 軸の制御は左右のスラスト軸を傾けることで行い、ROLL 軸の制御は左右のプロペラ推力の差分で行う。YAW 軸については左右のロータ反力の差分では行えないので、左右のスラスト軸の傾斜角をそれぞれ反対方向に傾けることによって行う。これにより YAW 制御の回転トルクが非常に大きくできるメリットがある。反面スラスト軸角度を可変させる際にサーボアクチュエータの反力とジャイロプリセッションが発生するため過渡的に余計な力が発生する。そのため高速な姿勢制御には向かず、姿勢安定性について外乱に弱くなり、対策として本体重心を下げるか本体の重量を増すなどの物理的な対策が必要である。実機においてはオスプレイのように翼と組み合わせることで安定性を向上させたものが実用化されている [41]。実機ではバイロータに可変ピッチ機構も組み合わせられた構成となっている。小型の飛行ロボットならプロペラ駆動用のモータの数が増えても大きな問題はないが、実機ではエンジンの個数が増えると燃料系統の配管の問題などもあり、プロペラ枚数が増える構造には限界があるためバイロータ以上の実用例はほとんどない。しかしながらプロペラのスラスト軸を傾けるという機構によるメリットは大きく、環境接触適応型のマルチロータ飛行ロボットに搭載する機構としては非常に有効である。

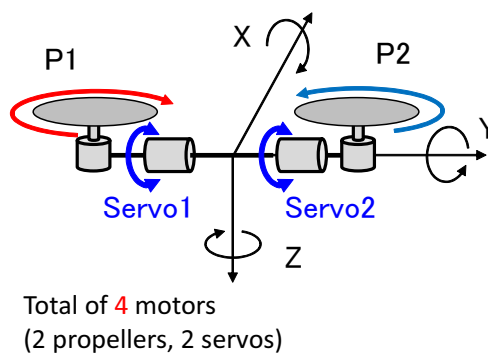


図 2.1: Bi-rotor model

- トライロータ

図 2.2 に示すように、3枚のプロペラのうち互いに逆方向に回転する2枚のプロペラと1枚のプロペラのみスラスト軸角度が可変可能な機構を持つ飛行体をトライロータと呼ぶ [43]. 合計3枚という奇数プロペラシステムのためプロペラ反力での YAW 軸モーメントの打ち消しができない. そこで、同じ方向に回転する2枚のプロペラのうちの1枚のスラスト軸角度をサーボアクチュエータを用いて可変できる機構を追加することで YAW 軸方向の回転モーメントを打ち消す. バイロータと同様にスラスト軸角度可変時にジャイロプリセッションが発生する. そのためバイロータほどではないがやはり高速な姿勢制御には向いていない. このスラスト軸を傾けるプロペラをテールと呼び、飛行方向の後ろ側に来るように利用するのが一般的である. メインの2枚のプロペラに対してテールは常にスラスト傾き角を持つため同じ制御量では同じ垂直成分の揚力を得られない. また、YAW 軸方向に左右旋回する動きを連続的に行う場合、スラスト軸は垂直状態を挟んで左右に切り返す必要がある. この切り返し角度に合わせて揚力を三角関数的に可変する必要があるが、モータの回転数制御による揚力変化の速度に対応するようにサーボアクチュエータの速度も可変させる必要がありメカニカル的な制御性も難しい側面を持つ. ホビーのようにただ空を飛ぶだけであれば、この影響は小さく無視できるかも知れないが、飛行ロボットとして制御に使うには不向きである.

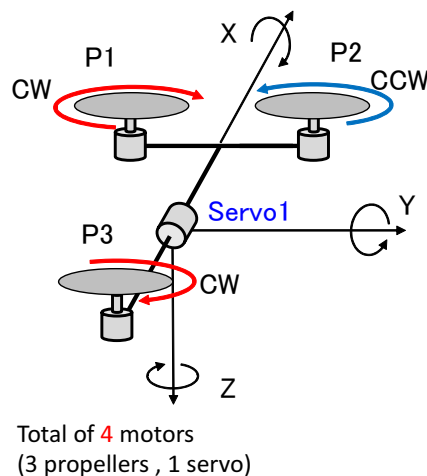
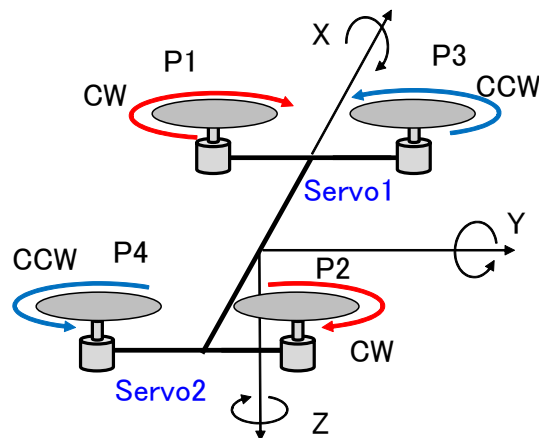


図 2.2: Tri-rotor model

- クワッドロータ

図 2.3 に示すように、右回転 2 枚、左回転 2 枚の合計 4 枚のプロペラで構成される飛行体をクワッドロータと呼ぶ [44]。近年のマルチロータ飛行ロボットの発展の基本となる形として最も広範囲で活躍している。スラスト軸角度を可変させるというメカニカル可動部を必要とせず、かつ最小数のプロペラ枚数で成立するモデルである。モータ軸にプロペラを付けて十字フレームに 4 個配置するだけで容易に製作できることも魅力である。基本的には 4 枚のプロペラを円周上に均等配置する。隣り合うプロペラが互いに逆方向回転となるように配置することで完全対称構造となりバランスも良い。右回転 2 枚、左回転 2 枚の合計 4 枚のプロペラによりプロペラ反力を利用した YAW 軸の回転モーメント制御も容易にできる。また、機体姿勢を傾ける際に 4 本全ての回転軸が平行に傾くことでジャイロプリセッションがほとんど発生せず制御軸の混じりが起きないことも素性がよい。マルチロータ飛行ロボットで最もバランスのとれた方式として研究例も一番数が多い。しかし、上記の 3 つの方式は共通の課題として 1 枚でもプロペラが停止すると姿勢制御が不能になって墜落する。この故障時のロバスト性向上としてプロペラ枚数を更に多くする方式を次に示す。



Total of 4 motors
(4 propellers)

図 2.3: Quad-rotor model

- クワッドより多いロータ

クワッドよりプロペラ枚数が増えるとより安定性が増える。図 2.3 にプロペラ 6 枚のヘキサロータを示す。ロータ合計枚数が偶数の場合はプロペラ直径が同一で構成でき、一般的に 6 枚ヘキサロータ (Hex-rotor)[45], 8 枚オクタロータ (Octa-rotor)[46], 10 枚デカロータ (Deca-rotor), 12 枚ドデカロータ (Dodeca-rotor) と呼ばれる。また、合計枚数が奇数の場合は少ない枚数の回転方向のプロペラ直径を大きくするなど工夫で回転モーメントを調整することができ、一般的に 7 枚ヘプタロータ (Hepta-rotor), 9 枚ノナ (Nona-rotor), 11 枚ウンデカ (Undeca-rotor) と呼ばれる。もちろんプロペラ枚数に比例して機体体格も大きくなっていくが、プロペラ枚数が増えたことで単純に全体の揚力が増加しペイロードも上がる嬉しさがある。また、枚数が増えたことで仮に数枚のプロペラが止まった場合にも停止箇所によっては最低限 4 枚残っていれば飛行できる可能性がある。しかし、その反面プロペラの枚数が増えることでプロペラ面積が増加し、外乱の風による影響が増加する傾向になる。また、安全対策のプロペラガードをつける場合、体格が更に大型になるため風には更に不利な条件となる。マルチロータ飛行ロボットに適用する場合はこの体格の問題とペイロードのバランスの設計が難しい。強風時には飛行しにくいという点において対環境性は低いが、大きめのカメラやセンサを搭載する際には一つの解となる。

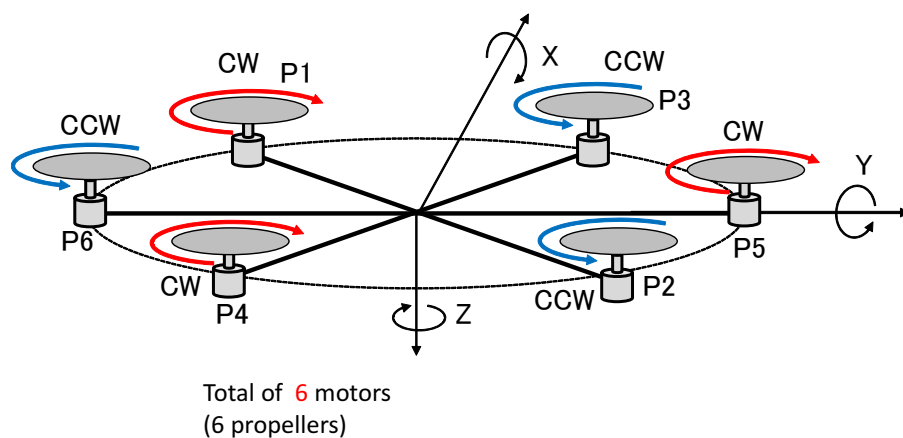


図 2.4: Hex-rotor model

2.1.2 環境接触適応とは

本研究の目的は、ただ空を飛べるだけでなく、地上移動、水上移動、壁面接触、任意の場所への離着陸、強風雨での飛行など飛ぶ能力を中心にして、環境と接して移動することもできるロボットを開発することである。

このような自然界での活動を考えると、自然環境による外乱として雨や風などから受ける機体への外乱環境や障害物・個体物体といった人工物も含めた環境との接触による外乱などがある。突き詰めれば雨も水滴との接触であるし、強風は空気のかたまりとの接触であるし、個体物体との接触もあり、それらを避けることも接触することも環境適用という表現であることに変わりはなく、ここではその両方を含めて「環境と接触することに適応する」ということを「環境接触適応」と定義する。

飛行ロボットは一般的には空中飛行において障害物と接触しないように避けて飛行することが求められている。しかし、雨や風のように避けられない障害物や建屋内環境などでの狭隘環境移動では障害物との接触は避けられない。これらの障害物については大きさの大小や材質に関わらず障害物環境という意味も含めて「環境」と呼ぶ。この環境との接触において飛行ロボットが受ける最も困る影響は機体の姿勢が傾くことである。前節で示した基本的な構造のマルチロータ飛行ロボットでは、全てのプロペラの推力方向は同じであるため、飛行中での環境との接触により機体姿勢が傾くとその方向に推力を発生し移動してしまうことになる。

このような問題に対して、マルチロータが環境と接する前提で環境を考えると、対象となる環境は非常に幅広く、全ての環境を対象とするわけにはいかない。本論文では研究成果が実際に社会で貢献できる波及効果を持ち、人々の安心・安全に貢献できる飛行ロボットとして活躍することを前提とした環境に絞ることとし、目指すべき機能に合わせたマルチロータ機構制御を開発していくこととする。

以下に、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応に関する具体的な問題点について述べる。

風による外乱耐性

自然界における様々な影響の中で飛行ロボットにおいて最も障害となるのが風である。最近急激に流行ってきた固定ピッチプロペラのマルチロータ飛行体は、強い横風によって定位不能になり流されてしまい帰着できずに墜落するケースや、強い上昇気流に対して降下できずにかつ姿勢制御不能となり発振現象を起こして墜落する事故が多発している。

一般的なマルチロータは、どの方式でもプロペラ推力が低下すると姿勢制御が不能もしくは不安定になることから各プロペラは最低回転数以上で常に回転している必要がある。この最低回転数により発生する合計推力よりも強い風が下から上方向に吹く環境においてはプロペラの回転方向に対して逆回転させるトルクが働くことで、プロペラ回転数が低下するもしくは停止してしまうことによって姿勢制御ができなくなるという根本的な課題を持っている。また、降下速度が高くなり上記と同様の状態となった場合にも同じ問題を抱える。例えば高速降下をする場合全てのモータの回転数を下げる必要があるが、回転数を下げすぎると降下速度は増すがピッチ、ロール軸の姿勢バランスを制御するのに必要なプロペラの応答速度も低下する。更に回転数が下がるとプロペラのトルク反力が低下し YAW 軸の制御ができなくなる。したがって機体姿勢を安定に保つためには、ある一定の回転数以下には下げることができない。結果的に高速降下はできないうえに上昇気流などが下から吹き上げた場合には降下できずに上昇し続ける問題が発生する。また、天井や壁に近づいた際に負圧によって吸い寄せられ離脱できずに激突するケースも多い。この強風と壁や天井を含む環境での飛行を必要とする代表的なものが飛行ロボットによる橋梁点検である。

国土交通省は2014年7月1日から、トンネルや2m以上の道路橋などを、5年に1回の頻度で点検することを義務付けた。近接目視による点検の義務化と、その頻度などを定めた省令・告示を同日に施行した。日本全国ではトンネルは全国に約1万本、2メートル(m)以上の橋は約70万橋に上る。国交省道路局は定期点検要領を公開し省令や告示に基づき、点検方法や変状の着目箇所、判定事例などを示したが、作業の危険性や作業人員の確保ができないことから、飛行ロボットによる点検作業が急務となってきている。しかし、従来の飛行ロボットによる橋梁点検実証試験では強い風に煽られたり、壁面に吸い寄せられて接触し墜落するなどのトラブルでうまくいかない事例が報告されている。次世代インフラ用ロボット現場検証委員会橋梁維持管理部会の2015年3月報告まとめ[47][48]によると、様々なロボット技術が初めて供用されている実際の橋梁において、本格的な現場検証評価が行われたが、現場検証では、ロボットによる点検調書の従来技術相当の精度には至らなかったことが記載さ

れている。飛行系については、橋梁へ近接し写真データを取得することが可能なものもあったが、遠景程度のももあり、風が強い状況では飛行が不安定となり、安定性についても更なる技術開発が望まれると記載されている。この結果は今後の飛行ロボットの安全性に対し共通の課題であると捉え、橋梁点検に限らず解決すべき技術が必要であると考えた。実機のヘリコプタにおいて飛行許可が出ない風速を目標値とし、耐風性能を風速 15m/s を目指すことにした。



図 2.5: Images of bridges and tunnels: In Japan, there are more than 4000 tunnels that were built more than 40 years ago. Much is expected from flying robots for tunnel inspection work. However, it is a very difficult to measure “curved walls” with conventional flying robots.

地上移動

飛行ロボットにおいて最も致命的な弱点は飛行時間である。翼を持たないマルチロータ飛行ロボットは空中を飛行するための揚力を全てプロペラが補っている。空中移動を伴わずにホバリング定位状態での連続飛行時間を最大飛行時間と定義する。飛行時間を決定する消費電力はプロペラの揚抗比以外にモータ損失、ブラシレスモータ駆動回路（インバータ）損失、配線損失、制御回路消費電力などが関係する。これらの損失とバッテリー容量の関係から飛行時間が決定される。回路損失とプロペラの揚抗比を含めて機体全体の揚力効率 (N/W) を計

測する事で容易に最大飛行時間を計算できる。一般的なプロペラとモータアンプの組み合わせの場合の揚力効率は 50~70(N/kW) 程度である。

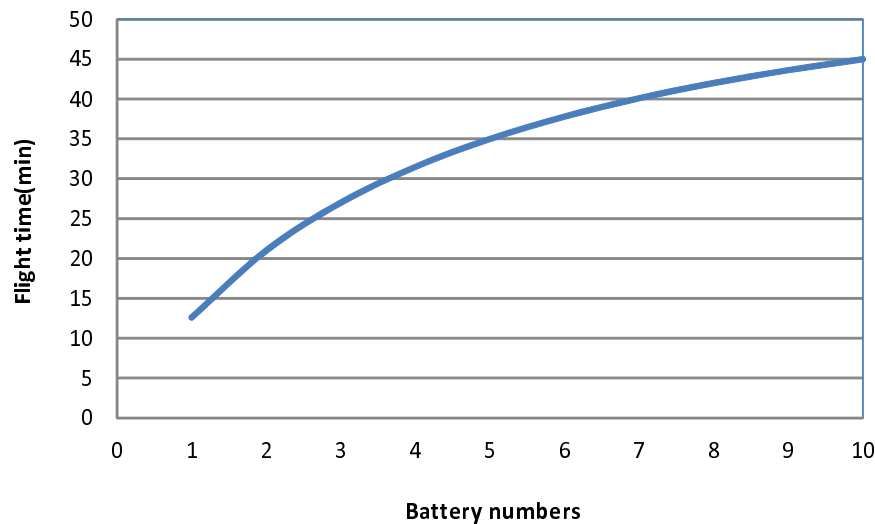


図 2.6: Battery numbers VS Flight time: Sample LiPo battery (22.2V 5000mAh 800g), Sample Propeller (18inch), Sample Lift Characteristic (70N/kW), Sample aircraft weight (2.2kg), Sample payload (1kg)

例として 70(N/kW) のプロペラを用いてクワッドロータタイプとして計算結果を図 2.6 に示す。総重量 4kg 程度としてバッテリー容量を 120(Wh) とすると飛行時間は約 12 分 30 秒となる。バッテリーを 5 倍にしてもバッテリー重量分が増えるため 5 倍の時間にはならずせいぜい 3 倍程度である。これは計算値であって、実際にはバッテリー 5 本搭載すると飛行不可能な重さになるため実現不可能である。また、このグラフは最大値であり飛行移動を行う時の運動エネルギー量に応じて更に短くなる。

このように飛行ロボットの飛行時間を拡大するのは非常に困難な問題を抱えている。そこで我々は飛行するだけでなく、それ以外の省電力移動機能を実現することを考えた。1 つのリング形状のボデーを用いた新規な機構で、ボデーを一輪の車輪として利用し、任意の角度で地上を転がることで移動が可能なマルチフィールドロボットを実現できれば、地上移動時の消費電力を飛行時に比べて最大 1/10 に低減できる有効な手段になると考えた。

水上移動

移動ロボットにおける共通の敵は水である。日本の東北地方で起きた大地震による津波の影響で東京電力福島第一原子力発電所で事故が起きた際に、高濃度放射能物質、瓦礫が散乱した原子炉建屋構内にキャタピラ式の多目的ロボットが投入された。この時、地上移動型のロボットの移動を妨げた原因は瓦礫による通路の狭さと床を埋め尽くした大量の水であった。普通環境であれば飛行ロボットは空中を移動することで水の影響を受けることはないが、災害現場の建屋内部などの閉空間環境においては必ずしも飛行して移動できるとは限らない。

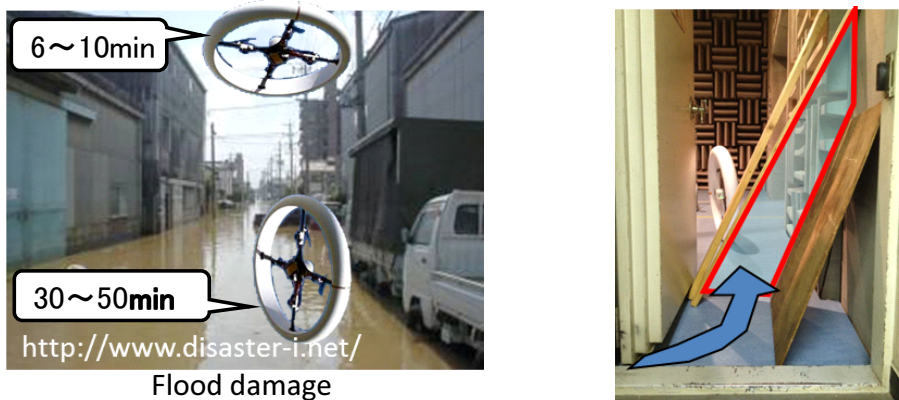


図 2.7: Flood damage image: They have a short flight time for low energy efficiency. And It's difficult to pass through gaps that are vertical or at an angle.

一般的に機体にフロートと呼ばれる浮力を発生する装備を追加したり、本体を中空構造として水に浮く構造の実施例がある。しかし、実際に災害現場の建屋内部などでは床は水没している場合でもドアの隙間などを通過しないといけない状況が起こる。ただでさえ隙間の通過は地上ロボットでも難しい上に水没である。そこで我々は飛行と地上転がり運動に加え水上をも自由に移動可能な機能の実装が有効であると考えた。

曲面倣い移動

飛行ロボットが環境との接触に不得意な理由として姿勢制御の柔軟性の欠如にある。前節でも示したが、国土交通省は2014年7月1日から、トンネルなどを、5年に1回の頻度で

点検することを義務付けた。日本全国ではトンネルの数は全国に約1万本に上る。人による点検作業は非常に危険を伴いそのコストも相当な負担になる。

そこで、この特殊な環境での点検に飛行ロボットを活用できれば世の中の役に立つと考えた。つまりアーチ型橋架やトンネル壁面の点検作業のように対象の表面角度が連続的に変化する場所を計測するようなシーンにおいては、一般的なマルチロータで飛行するだけの従来技術では難しい。そこで我々は垂直状態での離着陸及び飛行を含む移動を実現し、空中で狭い隙間をすり抜けるだけでなく、表面角度が連続的に変化する壁面に対して本体を平行状態にした状態で飛行移動を行う倣い運動を同時に実現可能な飛行ロボットの機構及び制御開発が必要であると考えた。

任意姿勢移動

実際に飛行ロボットが活用するシーンを最優先に考えた場合の機能としてセンシングが挙げられる。一般的に飛行ロボットによるカメラ撮影には飛行機体の姿勢に影響されずにカメラの水平を保つために電動制御ジンバルモジュールを別途搭載するが、我々は飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能な新しい制御機構を目指した。小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進運動 (translational motion) を考えた。並進運動とは物体のすべての点が平行移動する運動のことである。

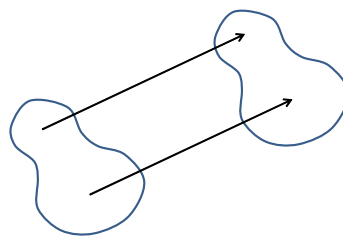


図 2.8: Translational motion is the movement of an object from one point to another through space.

近年複数のプロペラを用いたマルチロータ型の飛行ロボットが注目されている。この飛行ロボットに撮影機材やセンシングデバイスを搭載した様々な計測システムが増えているが、一般的なヘリコプタやマルチロータ等は飛行移動時に姿勢を傾けて移動する必要があり、撮

影画角を一定に保つためには別途3軸ジンバルシステムなどを搭載する必要がある。しかし、このジンバルの重量や体格の制約により機体が大型化してしまい狭いスペースでの飛行が困難になってしまう問題がある。

空中で対象物体に対して特定の姿勢を保持して移動飛行することができれば小型な機体で、曲面を含む環境に対して様々な角度からの撮影や計測への応用が期待できると考えた。そこで我々は一般的な飛行ロボットによるカメラ撮影に必要なジンバルを不要とし、小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による位置定位と並進移動を実現し、この機体本体にカメラやレーザセンサを搭載すれば、橋架の裏側の劣化検査などのインフラ点検や災害現場で活躍できると考えた。

2.2 環境接触適応のための位置定位と姿勢定位の必要性

マルチロータ飛行ロボットに期待されている環境接触適応について前節で課題や考え方について述べてきたが、これらを実現するにあたって重要となる中核要素は「3次元空間中の姿勢定位」である。

ここで示す「姿勢定位」とは「位置定位」とは全く意味合いが異なる。

- 「位置定位」とは3次元空間中の位置座標に対して定位する事ことであり、空中での静止及び移動を制御することである。
- 「姿勢定位」とは3次元空間中での静止及び移動制御とは独立に機体の姿勢角に対して定位制御することである。

姿勢定位の表現として、空中での移動とは別に姿勢角度の自由度によって以下の様に定義する。

- 1自由度姿勢定位：姿勢角3軸 X,Y,Zのうち1軸角度のみ制御可能（通常は YAW 軸）
- 2自由度姿勢定位：姿勢角3軸 X,Y,Zのうち2軸角度のみ制御可能（通常は YAW 軸 + PITCH 軸または ROLL 軸）
- 3自由度姿勢定位：姿勢角3軸 X,Y,Z 全ての角度が制御可能



図 2.9: 姿勢定位の自由度

更に、ここで定義した「姿勢定位」と「移動中の機体姿勢」とは定義が異なる。

一般的なマルチロータは機体姿勢を傾けることで移動を実現するが、ここでいう機体姿勢はマルチロータの飛行中の力学系の自由度によって定義が異なる。

入力パラメータの数と運動自由度の関係による性質の違いを表 2.1 に示す。

表 2.1: 運動自由度の関係

入力数 < 自由度	劣駆動性
入力数 = 自由度	全駆動性
入力数 > 自由度	冗長駆動性

入力パラメータ数に対して自由度が大きい場合を劣駆動と呼び、一般的なマルチロータはこれにあたる。例えば、クワッドロータの様にプロペラ枚数が4枚の場合における空間移動では、4枚のプロペラによる推力の入力数が4であるが、3次元空間中での位置及び姿勢は過渡的には6自由度となる。しかし、クワッドロータは劣駆動なので、空中で機体姿勢を傾けなければ水平方向に移動することができないことになる。これは空中でのノンホロノミック運動であり、3自由度の「位置定位」+1自由度の「姿勢定位」を意味しており、「1自由度姿勢定位」と定義する。

この一般的なマルチロータは1自由度姿勢定位の機体であり、環境界面での姿勢自由度が低く「環境と接する」ことが不得意である。例えば個体物体との接触により機体姿勢が傾くとその方向へ移動してしまう問題が起こる。つまり、強風や大量の雨や個体物体との接触による外乱による機体の傾きによって位置定位が難しくなり、その場にとどまる事が不可能と

なるだけでなく場合によっては姿勢制御が不能となり墜落することになる。

本研究が目指す環境接触適応のための姿勢定位とは、空間移動中または空間静止中にも独立して姿勢可変または姿勢保持可能な状態を実現することであり、空中でのノンホロノミック姿勢定位「2自由度姿勢定位」、ホロノミック姿勢定位「3自由度姿勢定位」の実現である。

また、飛行ロボットであることから、重力による影響を推力で相殺する事で、地面だけにとどまらずに機体一部が環境と接触した状態での姿勢定位を実現することが望まれる。空中での運動自由度の拡大により、ある姿勢を保持した状態で移動することや、空中で停止中に位置を変えずに姿勢角だけを変化できる様になり、この機能により従来のマルチロータでは困難であった応用が可能になる。例えば、湾曲した壁に張り付いて、その対象物の形に対して機体姿勢を倣いながら移動する場合、従来機体では、プロペラの発生する負圧で吸い付くことはできても移動するためには別途車輪などの駆動機構を必要とする。また、機体一部が壁面凸部の障害と接触しても、その力を受け流すように機体姿勢を可変させて回避するような場合も、従来機体では接触時に姿勢が傾くとその方向に移動してしまい位置定位ができなくなってしまう。また、飛行以外の地上や水上移動への応用として、ボデーの一部を意図的に地上や水上と接することで、その支点と重力を利用した姿勢保持制御による運動自由度の拡大が可能となる。また、マルチフィールドにおける活用を考えると自然界にある凹凸形状の不整地への離着陸において、その地形角度に倣うことができればいかなる姿勢でも垂直離着陸が可能となる。このようなマルチフィールド環境との接触適応を可能にする飛行ロボットを目指している。

つまり、環境接触適応のために必要な運動機能とは、3次元空間中の座標位置を制御する「位置定位」機能と位置定位とは独立に姿勢を制御可能な「姿勢定位」の2つの機能を両立させることが必要であり、それぞれに必要な機構や制御の組み合わせによって目指すべき機能を実現してゆくことになる。

目指すべき機能の実現について以下の3要素に分類した。

- 地上水上移動：空中では1自由度姿勢定位であるが、地上との接触反力を積極的に利用することで地上、水上での3自由度姿勢定位による狭い隙間の通過機能の実現を目指す。
- 壁面倣い移動：空中での2自由度姿勢定位による空中での任意チルト角度姿勢による

飛行や、壁面形状に対して機体を押し付けることで自身の姿勢角を倣う機能の実現を目指す。

- 狭隘環境移動及び凹凸形状への離着陸：空中での3自由度姿勢定位による狭隘隙間の移動機能や、離着陸地点が平らな整備環境でない凹凸形状の環境に対する垂直の離着陸機能の実現を目指す。

これらの実現に向けて「位置定位」については従来研究によってかなり実用的な制御が確立しているが、「姿勢定位」に関しては制御だけでは実現できず、フレーム機構やプロペラ機構やその制御も含めてまだ未踏の領域が多く、この部分に対しての研究の掘り下げが必要である。

2.3 姿勢定位のための機構設計思想

定位とは事物の位置・姿勢などを定めること、またその定められた位置・姿勢などをいう。生物においては、身体の空間的位置や姿勢を能動的に定めることをいう。飛行ロボットにおける空間姿勢定位とは地上及び空中において移動及び特定の場所で定位しながら自身の姿勢を保持する事を意味する。本論文ではこの空間姿勢定位だけでなく更に環境と接することを追加した運動を環境接触適応として定義している。

姿勢を保持する事は、地上のロボットでは特に難しくないが、マルチロータ飛行ロボットにおいては至難である。これはマルチロータの基本的な運動原理による部分が多い。一般的なマルチロータ飛行ロボットは全てのプロペラが同一方向（通常は上方向き）に配置されており、前後左右に移動するためには移動方向に対して姿勢を傾けることによってプロペラ推力ベクトルを水平方向に分散させることで移動する。すなわち、姿勢角度の変化を行うことは、 x, y 方向への移動制御と等価なのである。これはプロペラ機構を搭載する飛行体においては当然のことであるが、マルチロータは複数のプロペラを搭載していることから、複数の推力ベクトル方向を可変させてうまく利用できれば、3次元空間中での姿勢角度を自由に可変したり保持できる可能性を持っており、マルチロータならではの環境接触適応方法が狙えると考えた。

本研究における「姿勢定位」の利用思想を以下に示す。

1. 空中で非接触では姿勢を自由に変えられなくても、何らかの環境と接することで接点を支点として利用して任意姿勢を保持する

2. 空中で環境とは非接触で任意姿勢を変化または保持する
3. 空中での姿勢保持機能を利用して、物体との接触によりその外力に合わせて自身の姿勢を倣い変化させる

マルチロータ機構を利用してこれらを実現するためにはプロペラ及び機体構成及び制御アルゴリズムに対して何らかの新規な工夫要素を盛り込まなければならない。

1. については、環境と接する支点の摩擦や反力や重力を利用することで、力点の数を増やすことで複数のロータが発生する推力だけでは実現できないパラメータ数においても様々な姿勢保持を実現できると考えた。実現にはプロペラの発生する揚力を両側に自由に制御可能な可変ピッチ機構と制御と機体形状との組み合わせが重要である。

2. については、空中で非接触で任意に姿勢角度を変えるために自由度の数だけプロペラを多数使うという方法とプロペラの角度そのものを可変させる方式が考えられる。自由度の数だけプロペラを搭載する場合、垂直方向を向いていないプロペラは揚力に影響しないため無駄となり、運動自由度は増えるかもしれないが揚力効率が非常に悪くなる問題がある。そこで、複数のプロペラのスラスト軸角度を制御して任意の機体姿勢においても複数プロペラの発生する推力の合計ベクトルが常に垂直方向を向くように制御することで任意姿勢で揚力効率の良い飛行を実現できると考えた。実現にはプロペラのスラスト軸を可変するチルトロータ機構とその制御技術が重要である。

3. については、空中で非接触で任意に姿勢角度を変えることができる機体において、外乱や環境との接触による外力を受けた場合にその力を受け流す様に自身の姿勢を変化させるアルゴリズムを実装することで、その環境に対して最適な姿勢角に倣うことができると考えた。この機能を実現できれば、予想できない外乱に対して安定させるという要素だけでなく、意図的に環境に接触させることで環境形状を認知でき、画像処理やレーザーで認知できない物体に対しても形状に柔軟に対応した環境接触適応が可能になると考えた。実現には複数のプロペラの推力を合成して任意姿勢を制御するための多次元推力制御と接触に対して最適な姿勢角に倣う制御アルゴリズムの統合化が重要である。

2.4 多次元推力制御機構の構成アプローチ

環境接触適応のための姿勢定位を実現するためには、一般的なマルチロータのように同一方向に配置されたロータ推力で姿勢を傾けるのではなく、マルチ方向への推力を合成して制

御することで、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットを実現できると考えた。環境接触適応として、隙間空間を通りぬけるだけでなく、そこで姿勢定位できることが求められており、目指すべきは、多次元推力発生要素構造を考え、その組み合わせにより地上でのホロノミック姿勢定位、空中でのノンホロノミック姿勢定位、ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットの実現である。つまり、環境接触適応のための姿勢定位に必要な「ブレークスルー技術」とは、「推力を一方向だけでなく多次元に発生し制御する機構と制御=多次元推力制御機構」であると結論づけた。

S.Rajappa らの報告 [49] では、6枚のプロペラを予め別々の角度に傾けて固定搭載することで全ての推力が異なる方向を向いており、各推進力を制御することで全方向に移動可能なことについて述べられている。これは、6つのプロペラを搭載するだけのシンプル機構であるが、姿勢定位という自由度では水平状態での位置定位に限られる制約があることが課題である。また、Chun Fui Liew の博士論文 [50] では、同様の機構をもって水平に移動して人に付いてくるという利用目的として人の顔認識などによる追従に関する研究例が報告されている。

同様の考え方による固定チルトプロペラ機構でこの課題をクリアし、空中でのホロノミック姿勢定位（3自由度位置定位+3自由度姿勢定位）を実現した先行研究として、Dario Brescianini らの報告 [51] がある。彼等は、自由度を増やすために8枚のプロペラを搭載しかつ空中でプロペラを逆回転させることで双方向に推力を発生させることで固定ピッチプロペラ8枚構成で空中でのホロノミック姿勢定位を実現した「Omni-copter」を発表している。

この報告は、本論文が目指している最終形態と運動自由度という比較では同じ動きを実現しているが、可変ピッチ機構やチルトロータ機構を用いない代わりに放射状にプロペラを8個搭載する構成となっているため、全てのプロペラの揚力を垂直成分として使うことはできない。そのため実質は半分以下のプロペラ枚数で飛行するのと同じ程度の揚力しか発生できないという飛行効率の低さが課題である。同時にプロペラ枚数の利用率が悪いことから、姿勢角制御における回転トルクの発生も小さくなってしまうため、風などの外乱の多い環境での姿勢安定性は不利な構成である。姿勢制御はプロペラを回転させるモータへのトルク指示だけで良いことから制御アルゴリズムは容易であるという点はメリットである。しかし、狭い隙間の通過や点検での活用を考えると、揚力に対する体格が大きくなってしまふ事と立方体形状の外形となることは本研究が目指す実用域を考えた時には活用は極めて難しいと考えた。

また、チルト機構を用いて水平移動を可能にした報告例として、三輪、今村らの報告 [52][53] では、チルト機構を搭載したダクテッドファンのクワッドロータへの適用について述べている。一般的なクワッドロータヘリコプタ（QRH）は、傾斜姿勢を使用して飛行方向に水平推力成分を生成するが、横風などの外乱に対して機体を傾ける必要がある。彼等の研究では、水平姿勢を維持するために、ダクテッドファンヘリコプタにスラストベクタリングノズル（TVN）を搭載し、機体は常に水平に移動できるシステムとして空撮時に精密な測定ができることについて述べている。しかし、空中での自由度拡張のための姿勢定位については言及していない。

このように、飛行ロボットの運動自由度の拡張については目的に応じて様々な推力制御機構があるが、本研究では「位置定位と姿勢定位を効率よくかつ少ないプロペラ枚数で、同時に小型化を実現する」という研究コンセプトで目的を達成可能な機構を開発することとした。これらを実現するための具体的な機構構成アプローチとして以下の3つの機構制御を用いた多次元推力制御機構が必要であると考えた。

1. 環境と接する「接点の摩擦」や「反力」や「重力」を利用することで、力点の数を増やすことで冗長駆動を実現できると考えた。実現には「プロペラの推力を両方向に自由に制御可能な機構」が必要となる。
2. 3次元空間中で任意に姿勢角度を変えるためにプロペラの角度そのものを可変させる方式により並進運動が実現できると考えた。実現には「プロペラのスラスト軸を可変する機構」が必要となる。
3. フレームやアーム部分を変形可能な構造にすることで複雑な形状の環境に対して柔軟に接することができると思った。実現には「プロペラ制御とサーボ制御を統合化する技術」が必要となる。

本節では、これらを実現するためのマルチロータの中核部品であるプロペラ構造についての基礎理論と、多次元推力制御機構実現についての構成アプローチについて述べる。

2.4.1 プロペラの基礎理論

航空機の世界では一般的に飛行機のように水平の推進力を生み出す場合はプロペラと呼ぶのに対し、ヘリコプタに代表される回転翼機ではロータと呼ばれている。また、ロータヘッ

ドと翼の部分が分離可能なタイプでは翼の部分のみをブレードと呼ぶ。小型の飛行ロボットにおいては様々な呼び方があるが、模型飛行機用に設計された部品を用いる場合はプロペラと呼ばれ、模型ヘリコプタ用の部品を用いる場合はロータと呼ぶ場合が多い。本論文で扱う飛行ロボットは近年ではマルチコプタ、マルチロータ、ドローン等とも呼ばれるため専用のブレードが開発されてきており名称も様々であるが、回転翼部分の部品単体をプロペラと定義し、回転軸やモータ等を含む回転翼モジュールをロータと定義する。

モータが出力した回転エネルギーはプロペラに伝達されて推進力 (Lift) に変換される。プロペラは飛行機の主翼の断面と同じような形をしており回転することで向かい風に相当する風を回転軸に平行な向きの揚力 (Thrust) を発生する。この時プロペラの回転方向に対して逆向きに抗力 (Torque) が働くためモータには同じ力のトルクが必要になる。つまり抗力とモータ出力とは比例関係にあり、効率よく飛行するためには、揚力と抗力との比が高くなれば良いことになる。プロペラが発生する揚力はプロペラに当たる風の合成流 (合成風) の方向は図 2.10 のように前方向に傾く。この合成風とプロペラの翼弦のなす角が迎角 (AOA: Angle of attack) で、回転軸とプロペラ翼弦のなす角度がピッチ角 (Blade angle) となる。

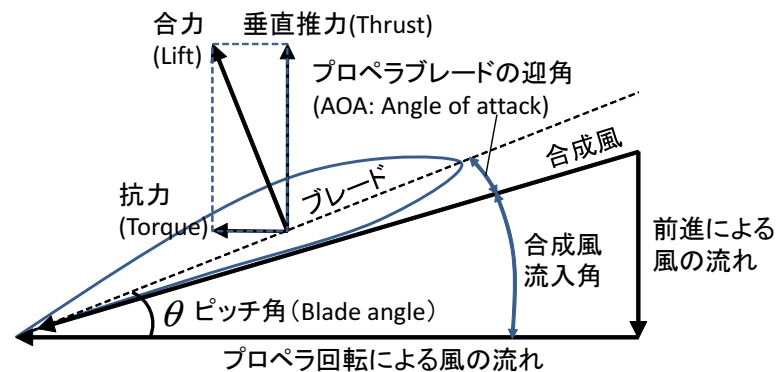


図 2.10: Propeller lift model

プロペラが1回転したとき、中心から r の距離にあるプロペラのピッチ角 θ に沿って進んだ距離となる $2\pi r \tan \theta$ を当該プロペラのピッチという。(図 2.11) しかし、プロペラの部分的な回転速度は翼端と中心とで大きく異なる。そのため効率のよいプロペラを設計するには中心付近と先端とでピッチ角度を変える必要がある。そこで、プロペラピッチを半径位置にあわせてピッチ量が同様になるように設計するのが一般的である。また、プロペラ半径の $2/3$

または 70 から 75%の位置の部分が推力発生分布が最大となることが知られている [54].

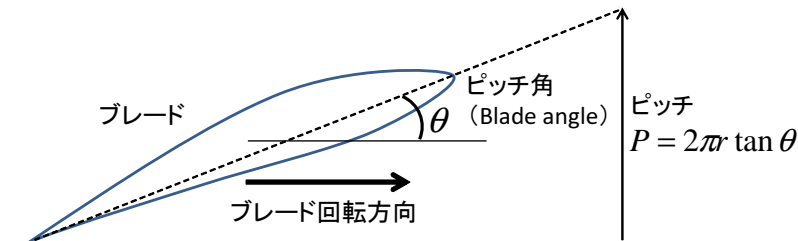


図 2.11: Propeller-pitch model

また，プロペラの直径と回転数の関係にも設計限界がある．プロペラの先端速度が音速を超えると失速となり推力が出なくなるためマルチロータ飛行ロボットのようなモータ直結タイプの機構を用いる場合はモータの回転数係数である KV 値 (RPM/V) と入力電圧の関係に制約がある．例えば直径 18 インチのプロペラの場合 14000rpm 以上で翼端が音速を超えてしまう．小型の飛行ロボットでは揚力は回転数の 2 乗に比例して大きくなるため，回転数を上げて揚力を稼ぐことで小型化を狙いたいところではあるがこのような理由で物理的な限界がある．これらの物理要因から，モータ軸出力に対するプロペラの推力への変換効率は最大でも 85%程度と言われている [54].

プロペラの揚力と抗力とピッチの関係

プロペラ揚力とプロペラ反力 (抗力トルク) はプロペラピッチ角度によって特性が異なる．以下にその関係式を示す．

プロペラ揚力 (Lift force) を L とすると，

$$L = \frac{1}{2} \rho \omega^2 S C_L \quad (2.1)$$

プロペラ反力 (Drag) を D とすると，

$$D = \frac{1}{2} \rho \omega^2 S C_D \quad (2.2)$$

ここでパラメータは、

$$L: \text{揚力} \quad (2.3)$$

$$\rho: \text{密度 (大気圧なら } 1.225 \text{ kg/m}^3\text{)} \quad (2.4)$$

$$V: \text{相対速度} \quad (2.5)$$

$$S: \text{代表面積} \quad (2.6)$$

$$C_L: \text{揚力係数} \quad (2.7)$$

$$D: \text{抗力 (反力)} \quad (2.8)$$

$$C_D: \text{抗力係数} \quad (2.9)$$

ここで2つのパラメータは以下の特徴を持つ

揚力係数 (C_L)

- ピッチ角の絶対値が小さいとき揚力係数はほぼピッチ角に比例する
- ピッチ角の絶対値が大きくなると急激に小さくなる
- 地面近くでは地面効果により大きくなる

反力係数 (D_L)

- 音速より十分遅いときピッチ角の2乗に比例する
- ピッチ角の絶対値が大きくなると急激に大きくなる

揚力曲線と抗力曲線の一例を図 2.12 に示す。

プロペラピッチ角がある角度になると C_L 値は最大揚力係数となりそれを超えると一気に低下する特性となるが、 C_D 値は増え続ける特性となる。このことから、ピッチ可変プロペラにより同じ揚力を発生している状態でもピッチ角度によってはプロペラに発生する抗力（回転反力）が異なることがわかる。このことから以下のことが推測でき、マルチロータ制御において大きな特徴となる。

- 可変ピッチ制御により、推力を一定でプロペラ反力のみを可変可能
- 2枚の逆回転プロペラを可変ピッチ制御することで、YAW 軸の旋回力のみを可変可能

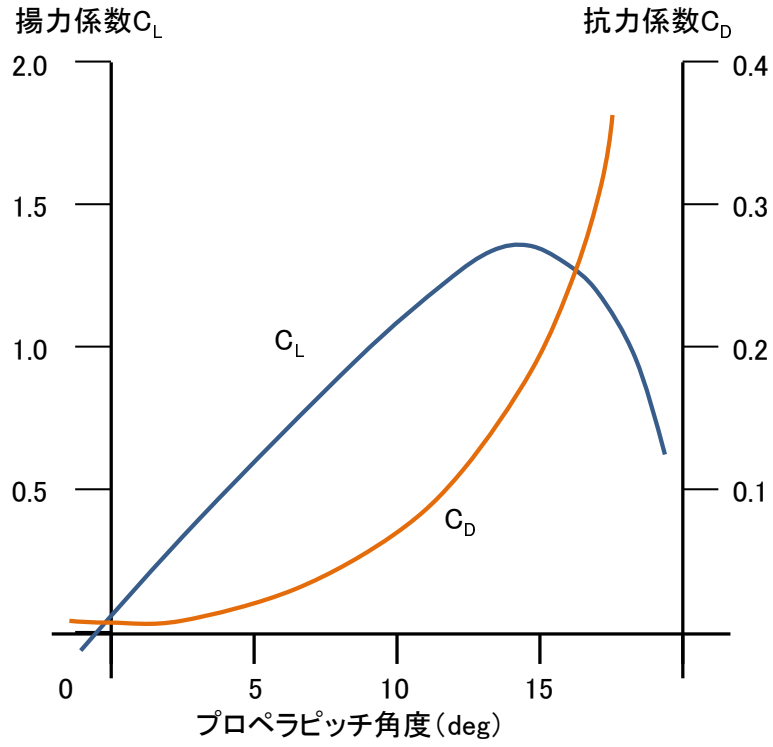


図 2.12: 揚力曲線と抗力曲線

プロペラ効果

プロペラの回転によって推力以外にも様々な物理現象が発生する。特にヘリコプタの様な1枚プロペラの機体に大きな影響を与える。このプロペラ効果 (Propeller Effect) は大きく4つの効果が代表的である。

- トルク反力

物理運動の作用反作用の法則でプロペラが回転するとその反対方向に反力が発生する。プロペラが消費した仕事量すなわちプロペラ消費電力 (W) の反作用がトルク反力である。つまり、プロペラの効率変化や出力変化が大きいほどトルク反力も大きくなる。シングルプロペラの飛行機やヘリコプタにおいてはこのトルク反力によって姿勢が乱れる悪影響があるが、マルチロータではこのトルク反力を利用して YAW 軸の姿勢制御に積極的に活用している。回転方向の異なるプロペラの反力を意図的にバランス制御することで空中でも自由に左右回転のトルクを発生できる。この効果は次に説明するジャイロ効果とは異なりプロペラの消費電力に比例するため、プロペラが回っている間は連続的に発生し続ける。

- ジャイロ効果

ジャイロ効果とは回転体に外力が加わった場合に回転方向に対して 90 度進んだ位置に加えた力が作用する物理現象である。プロペラも回転体であるためこの効果が起こる。マルチロータにおいてプロペラのスラスト軸を傾けたり、機体そのものを傾けたりすることで最終的には回転体に外力を与えたことに相当する。シングルロータのヘリコプタはこの効果を利用して姿勢を制御している。ヘリコプタではサイクリックピッチと呼ばれプロペラ一周期間にプロペラピッチを可変させその円周上の揚力発生量の違いによるジャイロ効果を利用して機体姿勢を制御している。しかし、時にはこの効果により機体に計算外の力が発生し機体姿勢を乱す原因ともなる。一般的なマルチロータ飛行ロボットにおいては無視されがちな効果であるがスラスト軸を可変させたり変形タイプ等の特殊な機体開発においては非常に重大な影響を与える。次に説明する P ファクターとも大きな関係性がある。

- P ファクター

Pファクターとは回転面不均衡推力のことで、プロペラが機体の進む方向に対して傾いていたりプロペラに当たる風が回転面に対して垂直でなくなった時に生じる効果である。プロペラは通常は一方向に回転しているため斜めに風があたる状況においてプロペラから見ると風に対して向かい風になる部分と追い風になる部分ができる。向かい風に相当する部分は揚力が高くなり、追い風に相当する部分は揚力が低下する。これにより機体姿勢に対してどちらかに傾く力が発生する事になる。

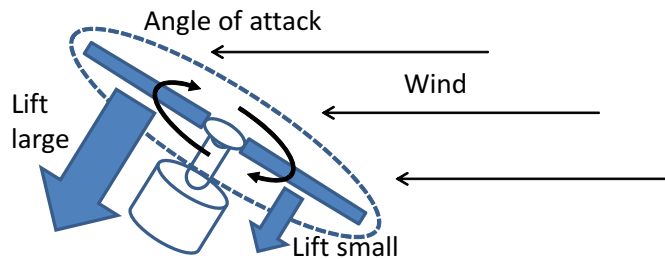


図 2.13: Angle of attack (AOA) is the angle between the oncoming air or relative wind and a reference line on the aircraft or propeller blade.

無風状態でのホバリングや低速での移動の場合はこの効果は無視できるが、ある程度機体を傾けて飛行する場合には必ず問題となる。一定の速度で斜めに飛行している場合は一定の揚力差が発生し続けるが、マルチロータの場合は複数プロペラによる姿勢制御によりこの効果を抑えこむことで容易に回避できる。しかし、急に機体を傾けた一気に加速する運動などで、急激にこの現象を起こすとジャイロ効果を併発し、Pファクター効果による揚力差による力が90度位相が進んだ位置に発生する。これは、プロペラ面の回転軸角度に対して発生するため、マルチロータ飛行ロボットでは各プロペラ各々に別々の位置にこの力が発生することになる。一般的にこの問題を引き起こすのは変形機体やスラスト可変機体であるが、外乱の風によって起こる場合は機体の構成に関わらず発生するので深刻である。特に上昇気流や竜巻風のような回転成分を含んだ風などの自然風が大きな問題となる。更にマルチロータ飛行ロボットでは次に説明するプロペラ後流の影響とも大きな関係性がある。

- プロペラ後流（プロップウォッシュ）

プロペラ後流とはプロペラによって1.3~1.5倍に加速された気流のことで、プロペラ回転方向と同じ方向に回転しながら主翼や垂直尾翼に影響を与える。飛行機においてはこの効果の影響は主に主翼や尾翼などの揚力であるが、マルチロータ飛行ロボットではプロペラ後流がフレームやその他のプロペラに影響を与える場合が出てくる。特に大きな影響を与えるのがプロペラが縦に並んだ状態において投影面が重なる部分ができる場合である。前段にあるプロペラ後流を後段のプロペラが受けるとプロペラに対する入力風が強くなるためプロペラ表面に発生する推力が低下する悪影響を与える。また、プロペラとフレームが近い構造となる特徴のマルチロータにとってはフレームの形や表面角度によってはプロペラ後流の影響で姿勢制御にも影響を与える。特にホバーリング（空中で定位停止すること）中に特に強く影響がでる。マルチロータではこの影響を極力避けるためにフレームも対称設計とする事が大切である。

これらの影響は屋外での自然外乱環境の中では必ず苦慮すべき影響である。本論の主題である環境に適応するということは自然環境と接するということであり単に理論計算で飛行ロボットを設計するというだけでは達成できない研究要素を含んでいるのである。

固定ピッチプロペラと可変ピッチプロペラ

プロペラのピッチ角度が固定のものを固定ピッチプロペラ (Fixed Pitch Propeller) と呼ばれ一般的なマルチロータ飛行ロボットはほとんどがシンプルな機構からこのタイプを用いる。これに対してピッチ角度を回転中にリニアに変えることができるものを可変ピッチプロペラ (Variable Pitch Propeller) という。(図 2.14)

固定ピッチプロペラは回転数しか制御自由度が無いため、ある運用条件のみで最高効率になるような使い方となる。飛行機やヘリコプタのような使い方をする場合と比較してマルチロータ飛行ロボットではプロペラの役割は大きく異なる。飛行機に搭載されるプロペラは前方に推進力を発生することが目的であり、揚力の発生や姿勢制御は翼やエルロンなどが行うことで空間移動能力を得ているが、マルチロータでは複数のプロペラの揚力のバランスによって飛行姿勢や空間移動制御を行う。マルチロータにおけるプロペラの役割は空間での飛行能力に大きな役割を果たすものである。このプロペラの仕組みは大きく分けて2種類ある。固定ピッチと可変ピッチをマルチロータ飛行ロボットに応用した場合のメリットとデメリットを以下に示す。

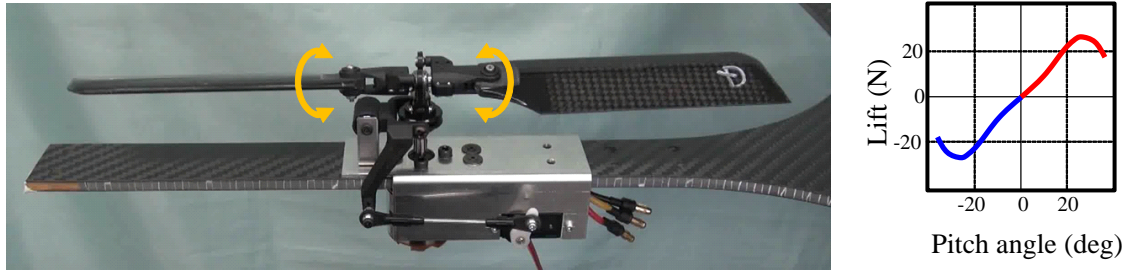


図 2.14: Variable Pitch Propeller Model (Developed in 2012)

固定ピッチプロペラのメリット

- プロペラが軽量で回転モーメントが小さい
- モータとプロペラを繋ぐだけのシンプル構造

固定ピッチプロペラのデメリット

- 特定の条件でのみ高効率
- 降下速度が遅い
- 直径が大きくなるとモータ回転数可変の制御速度が遅く応答性が低い
- スラスト軸に対して正方向の揚力しか発生できない

可変ピッチプロペラのメリット

- 高効率トレース制御が可能
- 上昇降下速度が共に速い
- 直径が大きくなってもピッチ可変による制御速度が速く応答性が高い
- スラスト軸に対して正負両方向の揚力が発生可能

可変ピッチプロペラのデメリット

- プロペラグリップなどの追加部品による回転モーメントが大きい
- 可変ピッチ機構が複雑

2.4.2 可変ピッチプロペラ機構

可変ピッチプロペラの構成について述べる。可変ピッチ機構にも様々な種類があり、実機に使われているギア駆動方式から模型飛行機用や模型ヘリコプタ用まで様々である。回転中にピッチを可変させるためにモータ以外にサーボアクチュエータを搭載するのが一般的である。(図 2.14)

J. Paulos らの報告 [55] では、アクチュエータを使わないサイクリックピッチ制御による2重反転式の飛行ロボットについて述べている。これはモータが一回転する間の特定の回転位置で駆動力とブレーキを制御し回転トルク脈動を発生させることで、意図的にプロペラにドラッグトルクを発生させプロペラピッチを可変させることでサイクリックピッチ制御を実現している。複雑なメカ機構やサーボアクチュエータを必要としない方式として優れているが、機体に発生できるジャイロ効果は小さく外乱の多い自然環境では制御量が足りないという課題がある。また、急上昇や急降下といったZ軸方向への運動性能に関しては大きなメリットは無く、上昇気流を受ける環境での使用には限界がある。

可変ピッチ機構は複雑な機構部品を必要とするだけでなく、姿勢制御アルゴリズムも複雑になる為、容易に搭載することはできないが、様々なメリットを考えると魅力は非常に大きい。先行研究にも多少の例があるが、プロペラの大きさによって搭載できる可変ピッチ機構も変わってくるため標準化されたものはまだない。

可変ピッチ機構の先行研究

Mark Johnson Cutler らは回転数制御による固定ピッチ方式に比べて可変ピッチプロペラ機構では推力可変制御の応答速度が非常に高速である事を報告している [56] [57]。この報告の中で、上下方向の加速及び停止といった俊敏性の効果を実機にて検証している。また、機体の加減速制御を高速化できることだけでなく、可変ピッチでは推力を正負両方向に可変できる特徴を活かして背面飛行が可能なることも実証報告している [58]。これらの報告では可変ピッチによる応答速度については述べられているが、慣性を利用した高速状態での姿勢制御に限られており、本研究で目指している個体物体などと接触することを前提とした環境接触適応における姿勢定位の優位性については触れられていない。

E.Kaufman らの報告 [59] では、S.Rajappa ら [49] と同じフレーム構成で、プロペラ部分を可変ピッチ機構にしたものが報告されている。6枚のプロペラを予め別々の角度に傾けて

固定搭載することで全ての推力が異なる方向を向いており、各推進力を可変ピッチにて双方方向に制御することで6DOFを実現可能なことについて述べられている。これは6つのプロペラと6つのサーボを用いる必要があり合計12個ものモータ制御が必要となることが課題である。

これら研究に使われた可変ピッチ機構やHobbyKing社製の模型用の機構は共通しており、中空のモータ軸の内部にリンクロッドを通し、モータ下部に搭載されたサーボアクチュエータにてこのリンクロッドを上下させることにより先端にあるブレードホルダーを回転させピッチ角度を可変する仕組みである。(図 2.15) この方式はシンプルな構造ではあるが、モータ軸を中空構造にする必要があり、シャフトの強度問題とシャフト内部をスライドするロッドが一部接触する事が前提の機構であることが課題である。利用用途はあくまでプロペラ直径が8インチ以下の比較的小型用のシステム向けであり、10インチ以上のプロペラ用に使うのであればもっと強固な構造で実現する必要がある。以下に、これまで開発してきた10インチ以上のプロペラ構成にも適用可能な可変ピッチ機構の構成例を紹介する。



[1] Made by Dr. Mark Johnson Cutler



[2] Made by Hobby King

図 2.15: Variable-pitch propeller module (reference)

レバーリンク型

サーボアクチュエータをモータから離れた場所に搭載して、リンクロッドとレバーリンクを介して可変ピッチを実現したモデルである。(図 2.16)

マルチロータ用に特化しているためフレームに容易に搭載できる機構を目指した。この方式は小型で容易に設計できる代わりにモータとリンクロッドとの干渉を考慮する必要がある

り、モータの直径に制約がある。また、ピッチ角度とサーボホーンのキャリブレーションを行う際にリンクロッドの長さで調節する必要があるため機械的に誤差を詰めるのが難しい課題もあるが、模型用のターンバックル式のリンクロッドが流用できるため比較的開発は容易である。

課題としてはレバーリンク式は直動変換部分にスライド機構を必要とするため、摩擦による摩耗を考慮して定期的に部品を交換する必要がある。

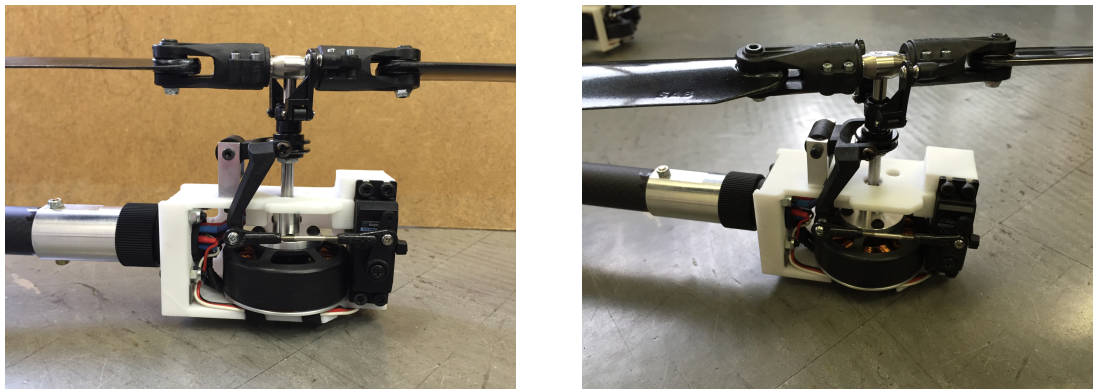


図 2.16: Linkage variable-pitch propeller module (Developed in 2014)

ダイレクトドライブ型

ダイレクトドライブのデメリットは従来はサーボのトルク不足と分解能が足りないことであった。近年サーボモータの高速化高トルク化にともないレバー比によるトルク増加を行わずに直接スライド機構を動かして可変ピッチ機構を構成可能となってきた。(図 2.17) また、2012年頃から登場したブラシレスモータを搭載した小型ハイパワーサーボによってダイレクト駆動でも十分な分解能でピッチ制御が行えるようになった。また、レバーリンク型で課題であった直動変換部分にスライド機構を不要とすることが機構上可能となり、摩擦による摩耗劣化をなくすことができた。

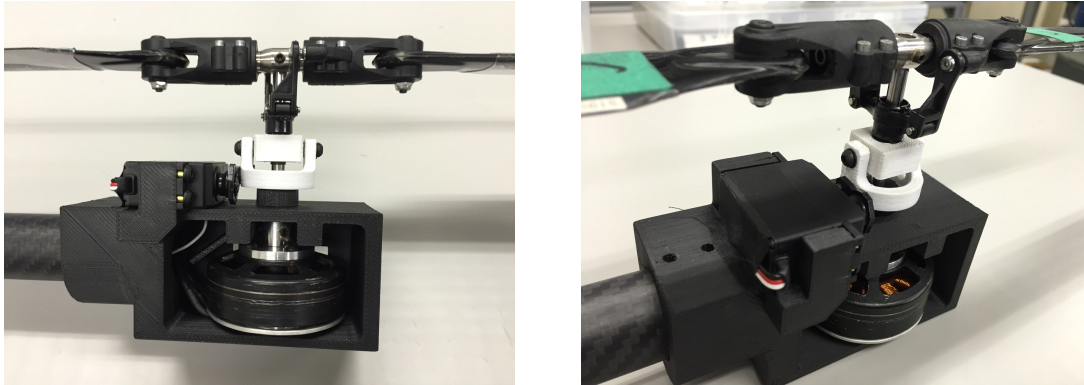


図 2.17: Direct variable-pitch propeller module (Developed in 2015)

サンドイッチフレーム型

モータとシャフト軸を2点支持するサンドイッチフレーム構造の可変ピッチ機構モデルである。(図 2.18) これはモータマウントフレームのシャフト側のフレームにサーボアクチュエータを搭載し、ピッチ可変制御機構をモータのシャフト側から行う構造である。この方式のメリットはモータのサイズや形状に影響されずに可変ピッチ機構を実現できることと、回転軸シャフトを両端で2点支持できるためシャフトのブレがなく剛性も高くなる事から軸シャフトを細く軽量に設計できる。ただし、サブフレームがプロペラに与える揚力低下の影響は多少増加する。

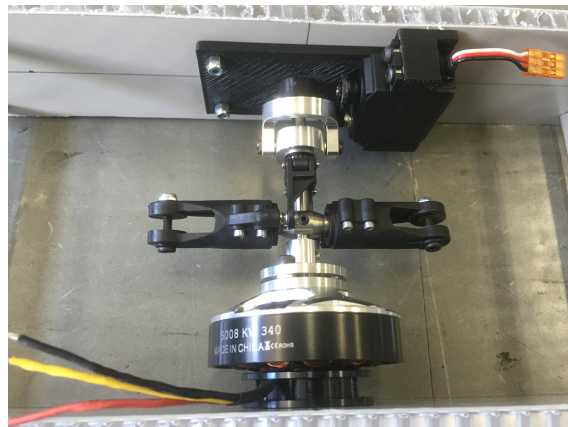


図 2.18: Sandwich variable-pitch propeller module (Developed in 2016)

可変ピッチモジュール着脱型

可変ピッチ機構部分のみをモジュール化することで交換を容易にし、メンテナンス性と実験利便性の向上を狙ったモデルである。(図 2.19) 可変ピッチモジュールはコネクタにより直接アームと接続することでパワーや制御信号などの電気的接続と構造体としての剛性を同時に実現する。ユーザーはワンタッチでモジュールを交換でき、固定ピッチと容易に交換することも可能であり制御の比較実験等を目的としている。



図 2.19: Removable variable pitch propeller module (Developed in 2014)

可変ピッチプロペラの推力応答特性

直径15インチの可変ピッチプロペラの推力応答特性を計測した例について述べる。

可変ピッチプロペラ機構とは、プロペラのピッチ角度をサーボアクチュエータにて回転中に正負両方に可変することができる機構であり、推力応答特性について、モータ回転数の可変制御に比べ数十倍の応答速度があることが理論的に知られている。

ここでは実際に開発した可変ピッチプロペラ機構による推力応答特性について実機評価を行った。サーボアクチュエータによる可変ピッチ角度を計測するためのポテンショ電圧をモニタできる実験ベンチを構成し、6軸圧力センサを用いて推力特性を計測を行った(図 2.20)。

可変ピッチを制御するサーボアクチュエータの動作速度をポテンショ電圧でモニタした結果を図 2.21 に示す。可変したピッチ角度範囲はプロペラ最高揚力効率の8.0度から出力最大効率点の12.5度の範囲で計測を行った。この時に発生する推力特性を図 2.22 に示す。推力の立ち上がり、立ち上がり速度はほぼ同じであり、遅延は約15msであった。

これに対してピッチ角度を 12.5 度に固定して、モータの回転数を可変させて、同じ揚力変化範囲になる条件で計測した推力応答特性結果を図 2.23 に示す。モータ回転数制御による応答特性は立ち上がりが約 322ms、立ち下がりが約 329ms という計測結果となった。

この結果から推力応答特性は、可変ピッチ制御では固定ピッチでモータの回転数を可変させる制御に比べ、20 倍以上の応答速度となることが確認できた。これにより可変ピッチプロペラ機構は姿勢制御において非常に高速に推力制御が可能である。

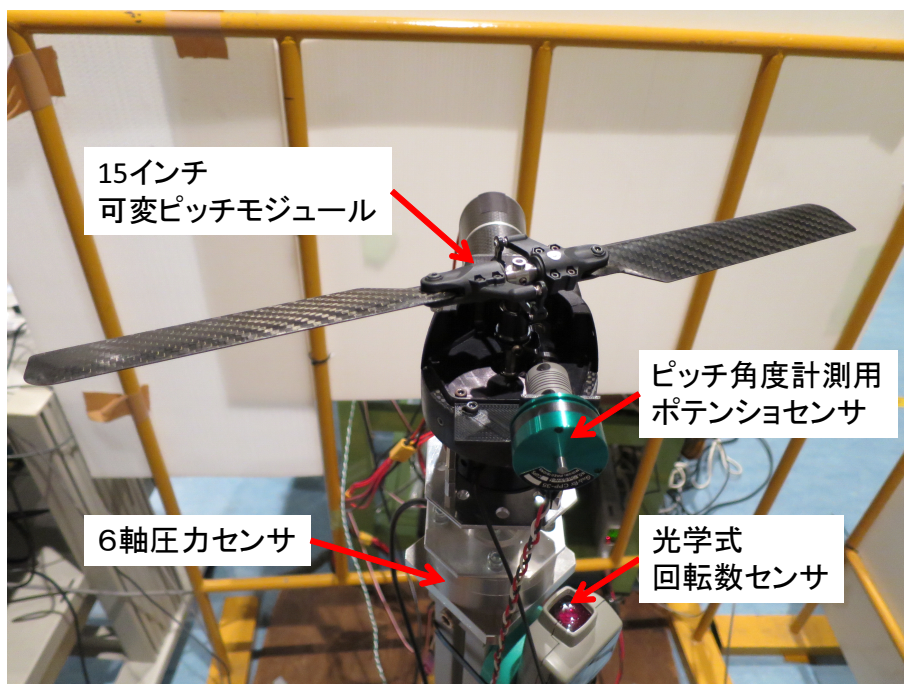


図 2.20: 可変ピッチプロペラ特性計測ベンチ

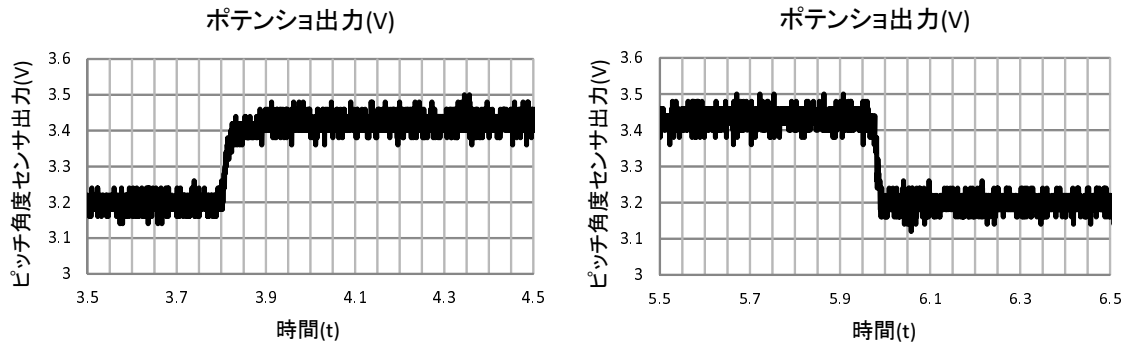


図 2.21: 可変ピッチサーボアクチュエータ応答特性

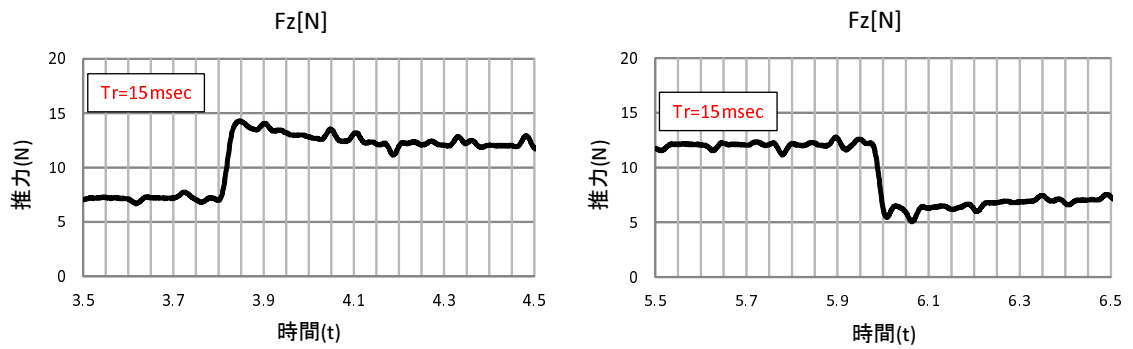


図 2.22: 可変ピッチ制御による推力応答特性

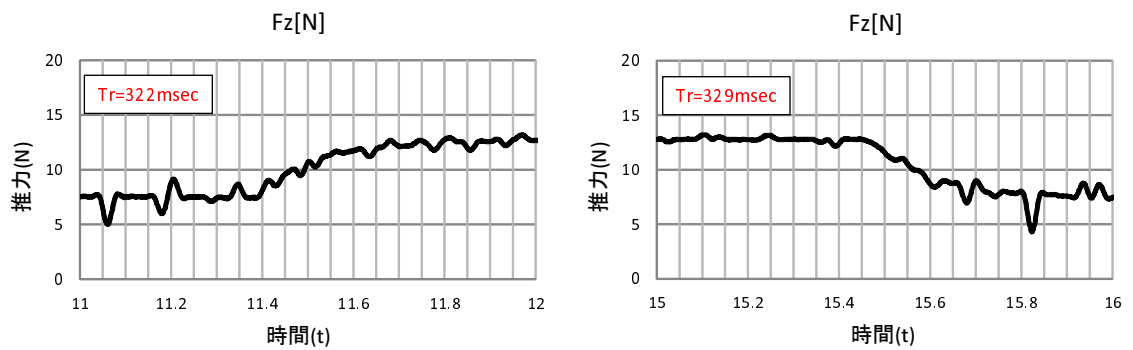


図 2.23: モータ回転数制御による推力応答特性

可変ピッチプロペラの効率特性

直径 15 インチの可変ピッチプロペラの揚力特性と効率を計測した例について述べる。

可変ピッチプロペラモジュールの所定のピッチになるようにサーボの指示値を変え、定常回転時に所定の電力になるようにモータの指示値を調整したときの揚力、回転数、電流、電力を計測した。計測結果を図 2.24, 図 2.25 に示す。図 2.25 の等高線は電力あたりの揚力 (N/kW) を示している。

ピッチ角度を大きくすると 12.5 度のときをピークに同じ電力でも揚力が小さくなる。これはプロペラの角度が大きすぎて失速するためだと考える。最大揚力はピッチ角度 15 度で 23.6N 発生させることができる。

計測結果から回転数と揚力の関係と、電力あたりの揚力を計算した。4200rpm, 7.5N に電力あたりに揚力のピークがあり、この点で飛行できれば効率が良く飛行時間が延ばせることがわかる。

図 2.25 に赤い点線で示された最高効率ラインは、縦軸の $LiftForce[N]$ の 0 点から順にスキャンしていき、同一推力の中で最も揚力効率 (電力あたりの揚力 $[N/kW]$) が高くなる 1 点を検出していった結果をプロットして作成したラインである。このラインをトレースして飛行させることで本システムにおける最高効率点トレース飛行制御が可能となる。

この最高効率ラインから、各揚力で最適な回転数を求め、そのときの揚力と電力から規定全体の重量と推定ホバリング飛行時間の関係を計算した結果を図 2.26 に示す。

このグラフから、例えば機体の総重量が 3kg(7.5Nx4) のとき 16 分飛行するが、4kg では 11 分、5kg では半減し、8 分しか飛行できないことがわかる。なお、実際の飛行では上昇下降、旋回などホバリングよりも電力を消費するため、さらに飛行時間が短くなる。浮上に使う電力以外に姿勢制御に利用する電力は外乱状態によって大きく変わるが、概ね 2 割程飛行時間に差が発生することが知られている。

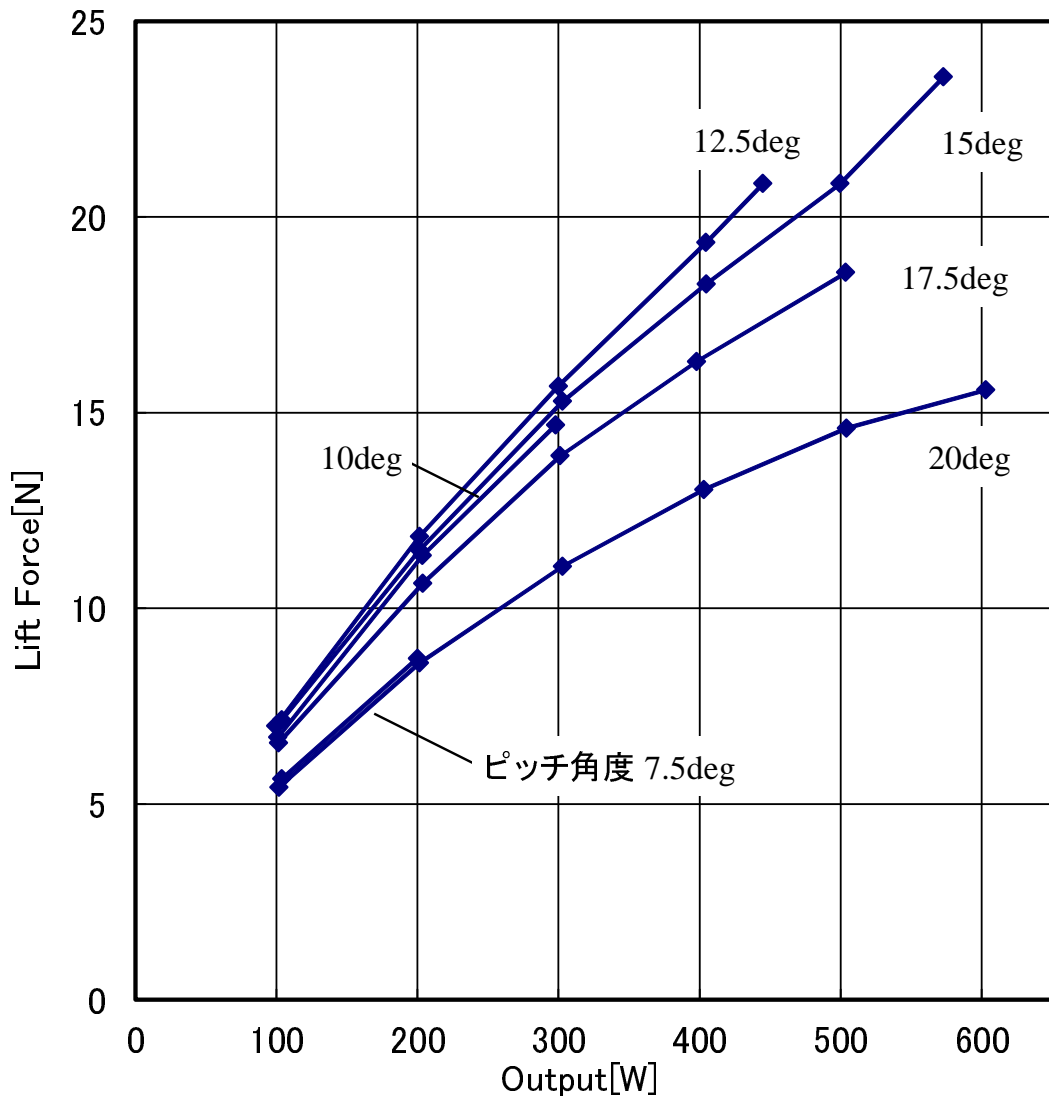


図 2.24: Power vs Lift force

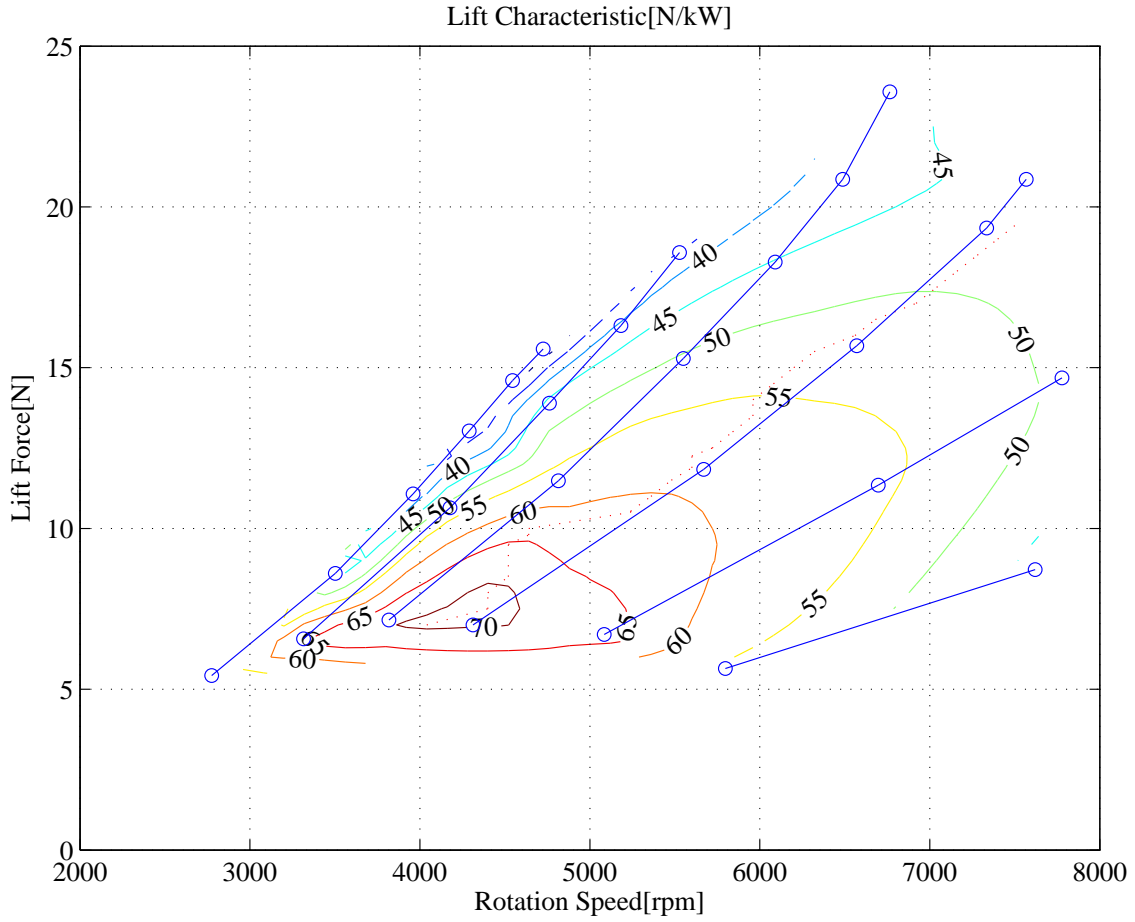


図 2.25: Rotation speed vs Lift force

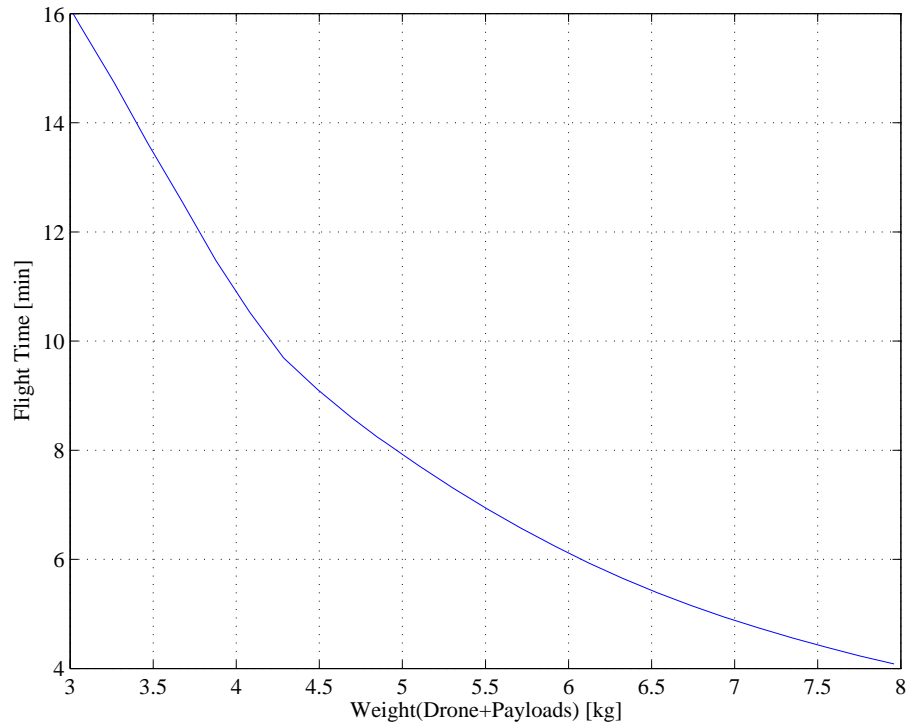


図 2.26: Weight vs Lift time

可変ピッチモジュールでピッチと回転数を最適に制御すると効率よく揚力を発生させることができ、飛行時間を延ばすことができる。そのためには機体の総重量をプロペラとモータの特性とマッチさせて設計する必要がある。この例の可変ピッチプロペラモジュール（15インチ）では推力が約7.5Nの領域で効率が最高になるため、総重量はクワッドロータ（4プロペラ）の場合3.0kg、ヘキサロータ（6プロペラ）なら4.5kg、オクタロータ（8プロペラ）なら6.0kgが最適であると考えられる。

可変ピッチプロペラモジュールの揚力を測定し、電力あたりの揚力から UAV の総重量に対する飛行時間を推定した。揚力に対して最適な回転数とピッチ角度があることを確認し、可変ピッチプロペラ機構なら、プロペラモジュールの効率点から最適な機体の重量を求めることができることがわかる。

2.4.3 チルトロータ機構

前章で解説した可変ピッチはプロペラ軸方向の推力を可変するシステムであったのに対して、ここではチルトロータ機構と呼ばれるプロペラのスラスト軸そのものを傾けるシステムについて紹介する。スラスト軸を傾斜させて固定するタイプとアクティブに可変させるタイプがあるが、ここで示すのはサーボアクチュエータなどを用いてスラスト軸角度をアクティブに回転させるタイプである。プロペラの推進方向そのものを偏角させるため推進方向を容易に変えることができ、実機のジェットエンジンなどの推進制御にも用いられている。これをマルチロータに適用することでより多次元方向に推進力を制御できると考えた。また、構造上の理由やダクテッドファンのように直径が非常に小さく高回転のために可変ピッチ機構を搭載できないシステムで特殊な制御を行う場合には有効な機構である。模型用で一般的なリンクロッド方式もあるが、近年のサーボであればダイレクト駆動でも十分な制御が可能である。

機構開発例として、サーボによる直接チルト構造や、モータマウント軸全体を回転させるチルト機構や、ダクテッドファンによるチルト機構モジュールなどがある（図 2.27）。



図 2.27: Variable thrust propeller module (Developed in 2015-2016)

チルトロータ機構の先行研究

プロペラの回転軸のスラスト方向を変えるチルトロータ機構を有する機体構成に関する先行研究について述べる。チルトロータ機構を用いたマルチロータについてこれまでに様々な機構が提案されてきたが、その中で1自由度姿勢定位、2自由度姿勢定位、3自由度姿勢定位が可能な運動に分類して以下にまとめる。

- 1 自由度姿勢定位

S.M.Barkai らの報告 [29] では、オスプレイと同形状の航空機の変可ピッチ及びチルト機構の構成について述べている。これは、航空機なので翼も搭載していることで垂直離着陸と前進方向の飛行に限られる。実機の機構構成なので非常にメカリッチな構造であるが機構原理としては小型の UAV ロボットの参考にはなるが、3枚プロペラを可変ピッチ機構とする構造であり、飛行ロボットのような高回転が可能な軽量プロペラタイプの場合には3枚プロペラで複雑機構にする必要はないと考える。

Anand Sanchez らの報告 [30] では、T-PHENIX UAV という代表的な Bi-rotor 機構について述べている。これは、2つのプロペラと2つのサーボを用いて、ピッチ、ロール、ヨー軸を制御するが、ピッチ方向の姿勢制御にはプロペラのチルト制御に使うサーボの回転トルクの反力を重心モーメントで支える必要があるため、サーボによるチルト制御の有効可動域は狭く低重心化しないと安定性が保たれない課題があり、小型の UAV においては外乱の影響への耐性は低い。

- 2 自由度姿勢定位

F.Kendoul らの報告 [31] では、Bi-rotor 機構であるが、プロペラのチルトが X, Y 2 軸傾く機構について述べている。これは、2プロペラ4サーボを搭載したことで並進運動を実現することが可能であるが、プロペラが2枚であることからピッチ方向の姿勢制御には T-PHENIX と同じ課題を抱えている。また、2自由度姿勢定位はできるが姿勢角度に機構上の制約があり、数 10deg 程度しか姿勢を傾けることができない点も課題である。

A.Nemati らの報告 [33] では、クワッドロータの1つの軸を傾けた場合のモデリングと制御についてシミュレーション計算にて姿勢制御の応答性や可能性について述べている。これは、4つのプロペラを搭載する十字型のフレームのうち対頂角に位置するプロペラの角度を2つセットで傾ける機構を搭載した機体である。この機構により空中で X, Y 軸姿勢のどちらかの姿勢角制御が可能となるが、姿勢角度に応じて横方向への推力が増加するため、傾きを保持して位置定位するための推力打ち消しに必要な推力も増加し、揚力として使える垂直成分が大幅に低下する課題がある。

A.Moutinho らの報告 [37] では、クワッドロータの対角位置の2枚のプロペラだけを X, Y 2 軸に傾け可能にした機体のコンセプトについて述べている。これは、4つのプ

ロペラと4つのサーボを用いて、全体のうち対角線上の2枚のプロペラは固定されており、残りの2枚のプロペラはそれぞれ独立に2軸チルトすることで2自由度姿勢定位を実現した。コンセプトの段階の報告であり、実際の飛行実証は行っていないが、自由度として同様の姿勢定位能力を持つ機構構成である。

- 3自由度姿勢定位

A.Oosedoらの報告[34]では、クワッドロータの放射状に伸びた4アームの各軸をサーボで軸中心で回転させることで大きな姿勢角変化の実現について述べられている。これは、4つのプロペラと4つのサーボで構成されており、原理的には6DOFを実現できる構成である。この報告は、本論文が目指している運動自由度という比較では同じ動きを実現しているが、クワッドロータの放射状に伸びた4アームの各軸をサーボで軸中心で回転させる機構のため飛行中の姿勢が水平以外のときはプロペラの推力軸が傾いてしまい、全てのプロペラの揚力を垂直成分として使うことはできない。そのため垂直状態の時には実質2枚のプロペラで飛行するのと同じ程度の揚力しか発生できないという飛行効率の低さが課題である。その代わりにYAW軸の回転トルクの発生は大きくできるメリットもある。しかし、狭い隙間の通過や点検での活用を考えると、揚力増加に合わせてプロペラ直径が大きくなり、結果的に体格が大きくなってしまふことや、プロペラガードが搭載しにくいという課題がある。また、姿勢安定性という点において、同一回転方向のプロペラを別々の角度に傾ける制御が必要なため、角運動量の打ち消しが難しく、プロペラを高速でチルトさせるとジャイロ効果による姿勢への悪影響が懸念される。

F.Senkul[32]らは、1つのプロペラの角度をピッチ及びロール方向に傾斜可能な2サーボクレイドル機構モジュールを4機搭載したクワッドロータについて述べている。これは、4プロペラと8サーボを用いて空中での3自由度姿勢定位を実現しているが、サーボ制御数が多く、また機構上プロペラガードの装着も難しい。また、2サーボによるクレイドル機構の角度制約があることも課題である。姿勢角度の変化に対してサーボを高速で動かすとジャイロ効果により姿勢が乱れることもあり、姿勢変化速度は遅く、10deg/s程度となっている。環境との接触や離着陸時の倣い姿勢制御などを考慮すると5倍程度の姿勢変化速度が要求されるし、小型化も困難な構造である。

M.Elfekyらの報告[35]では、これと同じ機構のシミュレーション計算による解析が示

されている。

O.Purwin らの報告 [36] では、これと同じチルト機構をサーボとの接続に回転軸とリンクロッドを用いて小型化を実現している。しかし、リンクロッドによる干渉制約により大きな姿勢角度に対応することは難しい。

デュアルチルトロータ機構の特性

一般的なチルトロータ機構は1つのロータをチルトさせるが、回転体の軸角度を傾けると必ずジャイロ効果が発生する。回転体がプロペラの場合は推力方向に対してチルトさせた軸に対して直交した方向にジャイロ効果が発生するため、機体姿勢制御のためにチルトロータを用いる場合は姿勢制御に影響しない範囲で低速で角度を可変させる必要がある。しかし、安定した姿勢制御を実現するためには高速でチルト可変させたいという相反する要求がある。

1つの解として、モータマウントに超小型の6軸力センサ [60] などを挟み込みジャイロ効果の影響を検出して複数のプロペラ制御によって打ち消す制御を行うことも考えられるが、機構が複雑になると、ジャイロ効果のように非常に高速に起きる現象に対して制御応答性の問題があり現実的ではない。

そこで相反回転する2つのロータを1セットとして、回転反力を打ち消した状態（角運動量を打ち消す）でチルトさせることでジャイロ効果を低減する機構を考えた。2つのチルトロータを1組として、6軸力センサに取り付けて同一回転と相反回転でチルトさせた場合のジャイロ効果の特性を計測するベンチを図 2.28 に示す。6軸力センサの出力は X, Y, Z 軸方向のモーメントを F_x, F_y, F_z と表記し、X, Y, Z 軸周りの回転モーメントを M_x, M_y, M_z と表記する。

回転方向の違いによるジャイロ効果の比較 初めに、2つのチルトロータのプロペラを同一回転方向に回転させて、Y軸回り（ピッチ方向に）にチルトさせる。この時、ジャイロ効果は直交するX軸に現れる。10Nの揚力を発生させた状態でチルト角度を15度可変させたときの6軸圧力センサのX軸トルクとY軸トルクの計測波形を図 2.29 に示す。チルトを可変させた瞬間にジャイロ効果によってX軸回りに回転トルクが発生していることがわかる。このトルクの影響によって機体姿勢が影響を受ける事がわかる。

次に、2つのチルトロータのプロペラをそれぞれ逆方向回転となるように相反回転させて、Y軸回り（ピッチ方向に）にチルトさせる。この時、ジャイロ効果は直交するX軸に

現れる。10Nの揚力を発生させた状態でチルト角度を15度可変させたときの6軸圧力センサのX軸トルクとY軸トルクの計測波形を図2.30に示す。相反回転によってトルク反力は打ち消されているため、チルトを可変させた瞬間にジャイロ効果がほとんど発生していないことがわかる。この結果から、デュアルチルトロータ機構により高速のチルト制御においても、ジャイロ効果が低減できる事がわかる。

この2つのグラフから、同一方向と相反回転における比較による効果については相反回転による効果が非常に高い事が確認できた。

デュアルチルトロータ機構での回転数差を考慮したジャイロ効果の比較 2つのプロペラを同じ回転数で動作させると運動自由度を下げることになるので、この機構を実際にマルチロータ飛行ロボットに搭載するためには、2つのプロペラによる回転数差によるジャイロ効果の影響を確認する必要がある。(チルト角変化量は30degとした)

2つのプロペラの回転数差により発生するモーメントとジャイロ効果によるモーメントの影響度合いを比較する実験を行った結果を図2.31、図2.32に示す。2つのプロペラ回転数を可変させることで機体の姿勢角にロールする力が発生するためグラフはモータ回転数の差に比例して右下がりに傾く。

次に、ジャイロ効果のモーメント成分だけを抽出した結果を図2.33に示す。回転方向が同一の場合、ジャイロ効果によるモーメントは回転数の差に寄らずほぼ一定である。これは、一方が大きく、一方は小さくなることで2つのモーメントは同じ方向に働き、足し合わされるためである。また、回転方向が相反の場合、ジャイロ効果によるモーメントは回転数の差に応じて変化する。これは、一方が大きく、一方は小さくなることで2つのモーメントは反対方向に働き、差し引かれるためその値は小さくなる。つまり、相反方向回転させた場合は同一方向回転に比べジャイロ効果の影響は小さくなる事がわかる。

以上の結果から、デュアルチルトロータ機構による相反回転制御を行うことで、姿勢制御の自由度を下げることなく、ジャイロ効果を低減することが可能なことが確認できた。よって、本研究での新しい推進機構の1つとして、このデュアルチルトロータ機構を提案する。

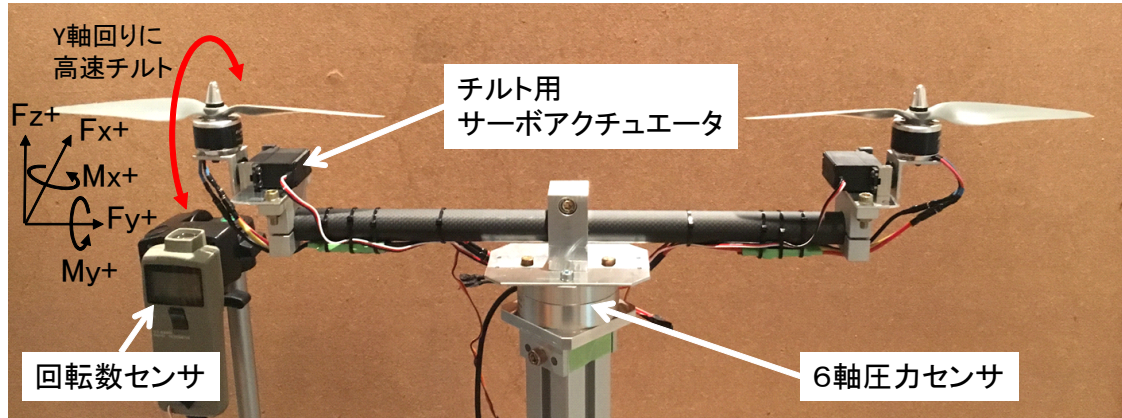


図 2.28: デュアルチルトロータ特性計測ベンチ

表 2.2: ジャイロ効果計測ベンチ諸元

プロペラ	10 インチ (ピッチ 525mm)
モータ	BUMBLEBEE 製 930KV,400W
サーボ	FUTABA 製 BLS272SV
モータ入力電圧	15V (DC 電源使用)
各プロペラ回転数	6500 ± N rpm (N=0, 500, 1000, 1500, 2000)

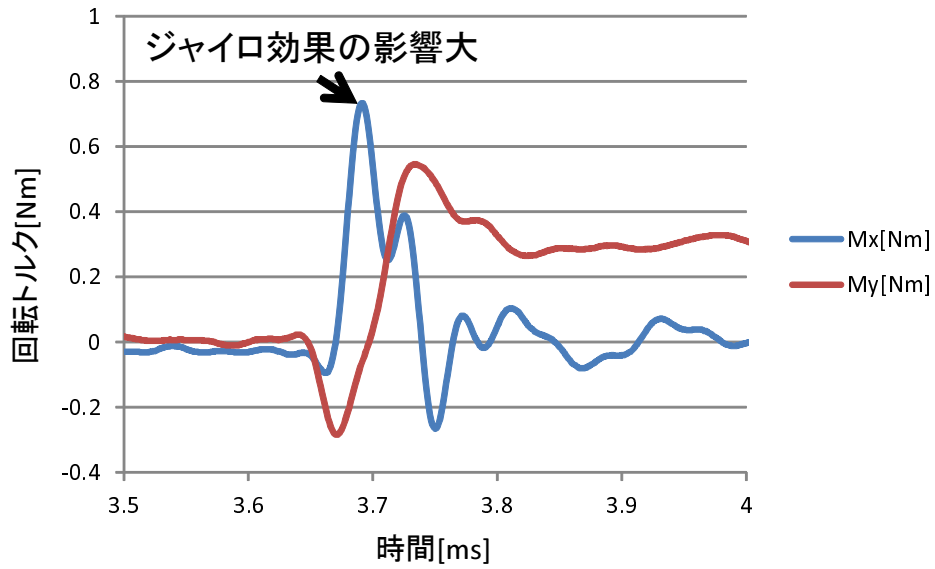


図 2.29: 同一方向回転によるジャイロ効果計測波形

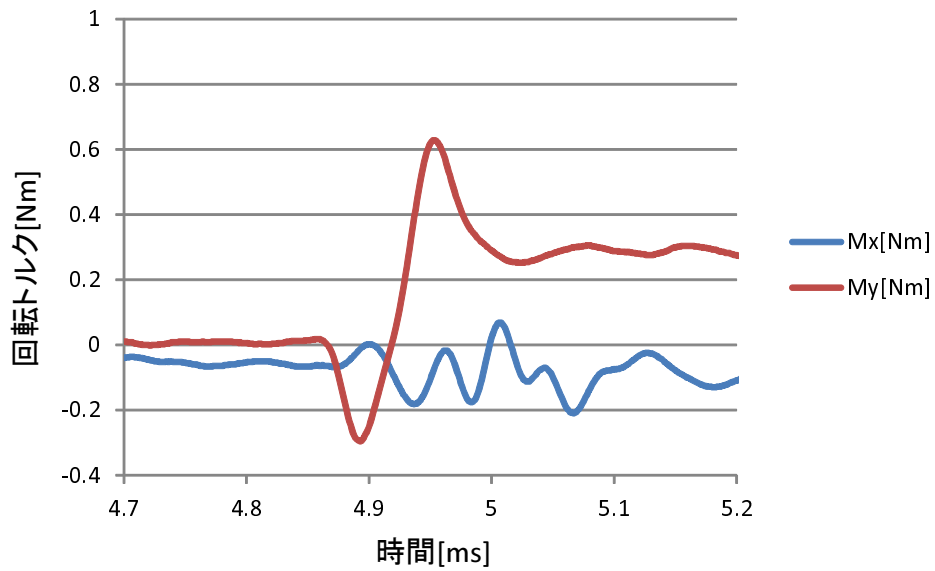


図 2.30: 相反回転によるジャイロ効果計測波形

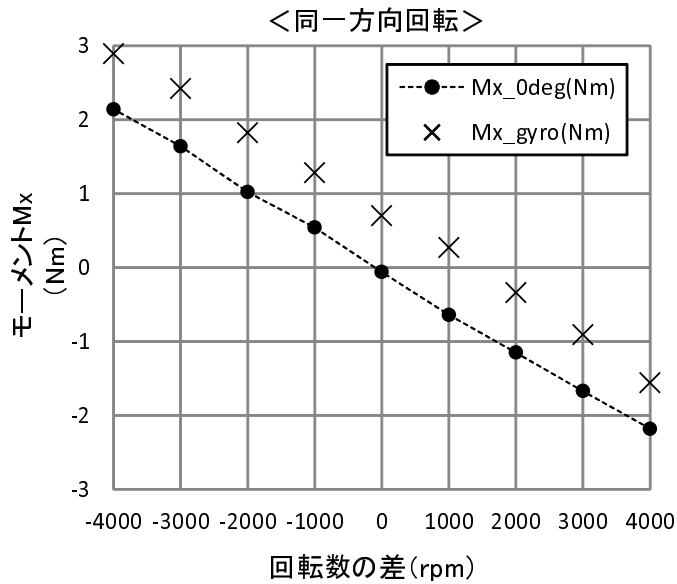


図 2.31: 同一方向回転によるジャイロ効果とチルト角変化のモーメント比較

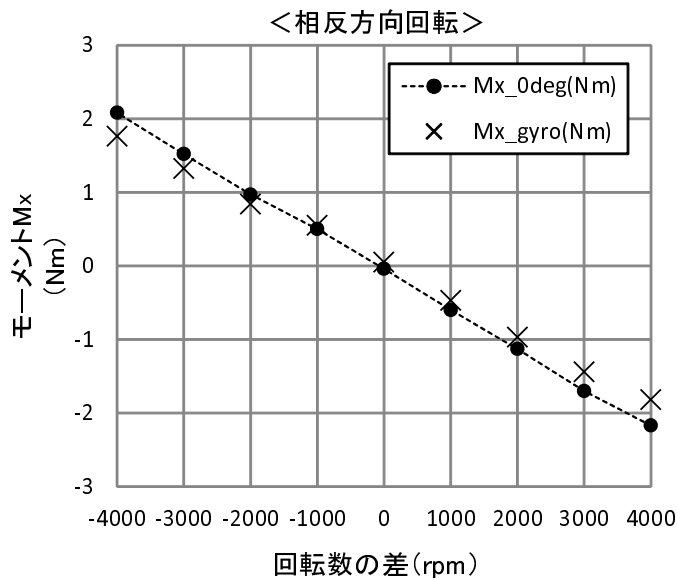


図 2.32: 相反回転によるジャイロ効果とチルト角変化のモーメント比較

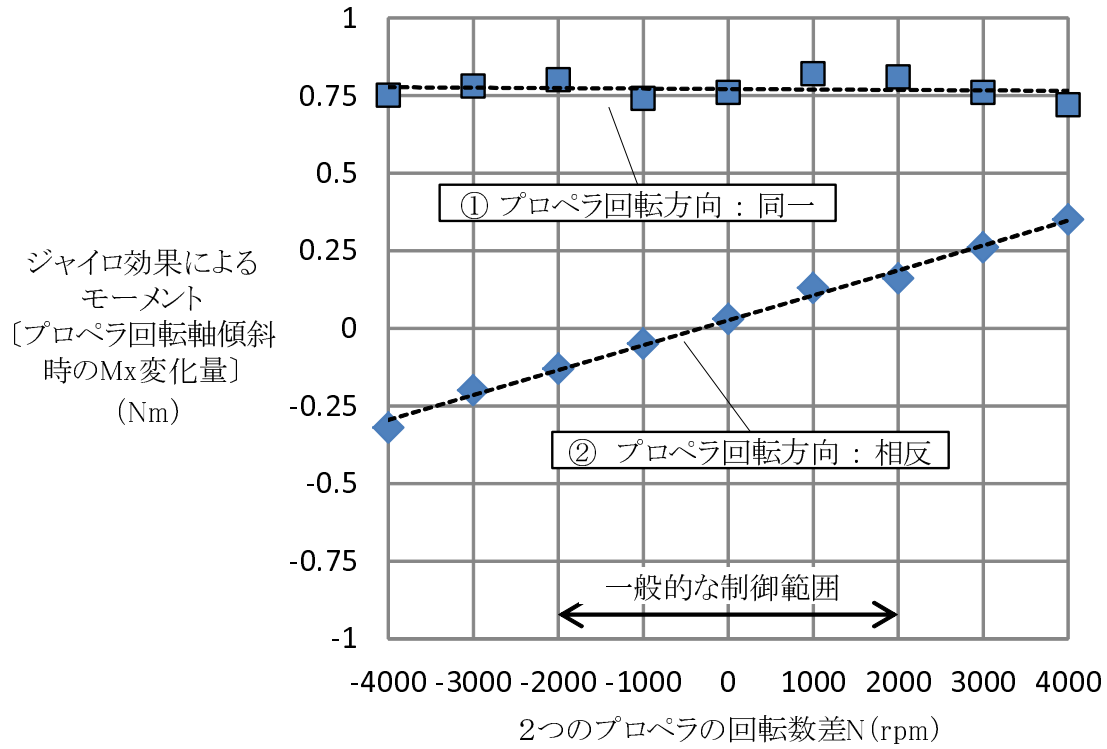


図 2.33: プロペラ回転数差とジャイロ効果によるモーメント比較

2.5 本章のまとめ

本章では、本論文で目標とするマルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応に対する姿勢定位の必要性と、その構成要素と機構及び制御の統合法について述べた。

環境に適応するマルチロータ飛行ロボットの実現に向けた姿勢定位による飛行ロボット構成アプローチについて、目指した機能である、ただ空を飛べるだけでなく、地上移動、水上移動、壁面接触、任意の場所への離着陸、強風雨での飛行、など飛ぶ能力を中心にして、環境と接して移動することもできるロボットの開発においての必要な構成要素について述べた。

マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応には、環境形状に合わせてロボット側がその姿勢や形を変化させて接触したり姿勢を調節するために「姿勢定位」が必要である。つまり、環境接触適応のために必要な運動機能とは、3次元空間中の座標位置を制御する「位置定位」機能と位置定位とは独立に姿勢を制御可能な「姿勢定位」の2つの機能を両立させることが必要であり、それぞれに必要な機構や制御の組み合わせによって目指すべき機能を実現する。

目指すべき機能の実現について以下の3要素にまとめた。

- 地上水上移動：空中では1自由度姿勢定位であるが、地上との接触反力を積極的に利用することで地上、水上での3自由度姿勢定位による狭い隙間の通過機能の実現を目指す。
- 壁面倣い移動：空中での2自由度姿勢定位による空中での任意チルト角度姿勢による飛行や、壁面形状に対して機体を押し付けることで自身の姿勢角を倣う機能の実現を目指す。
- 狭隘環境移動及び凹凸形状への離着陸：空中での3自由度姿勢定位による狭隘隙間の移動機能や、離着陸地点が平らな整備環境でない凹凸形状の環境に対する垂直の離着陸機能の実現を目指す。

「位置定位」については従来研究によってかなり実用的な制御が確立しているが、「姿勢定位」に関しては制御だけでは実現できず、フレーム機構やプロペラ機構やその制御も含めてまだ未踏の領域が多く、この部分に対しての研究の掘り下げが必要である。

この「姿勢定位」を実現するためには、一般的なマルチロータのように同一方向に配置されたロータ推力で姿勢を傾けるのではなく、マルチ方向への推力を合成することができる多

次元推力制御機構を搭載することで、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットを実現できる」と考えた。

環境接触適応として、隙間空間を通り抜けるだけでなく、そこで姿勢定位できることが求められており、目指すべきは、多次元推力発生要素構造を考え、その組み合わせにより地上でのホロノミック姿勢定位、空中でのノンホロノミック姿勢定位、ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットの実現である。

また、プロペラを用いて多次元推力制御機構を構成する場合には幾つかの基本となる先行技術が存在し、それを組み合わせて実現することになるが、プロペラの基礎理論として揚力の発生メカニズムや回転翼が与える他への力の影響などを考慮した結果、マルチロータに適した機構として可変ピッチ機構とデュアルチルトロータ機構を提案した。

本章の結論 マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応のための姿勢定位の実現には「可変ピッチ機構」や「デュアルチルトロータ機構」などの「多次元推力制御機構」の機構構成と、「位置定位」と「姿勢定位」を両立可能なオリジナルの「姿勢制御コントローラ」の実現が必要であることを示した。

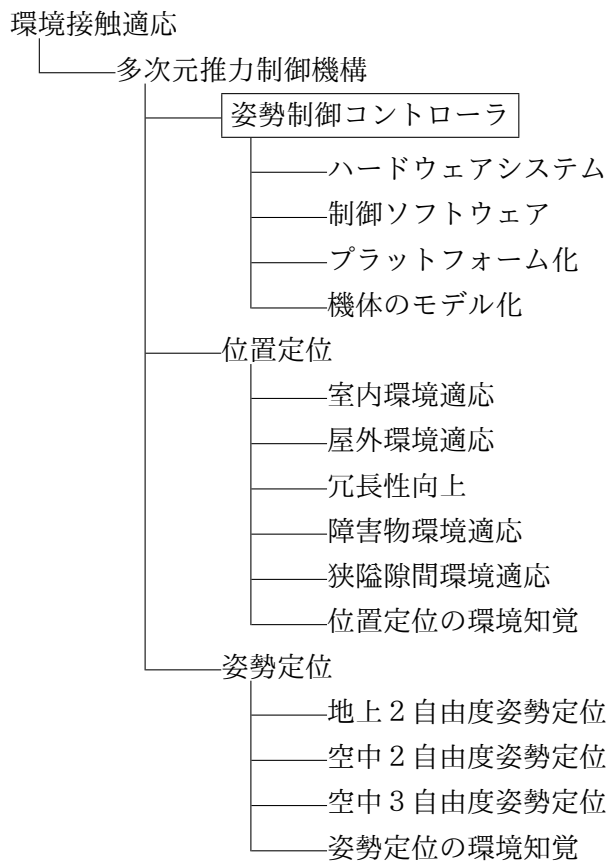
次の章で、初めに多次元推力制御機構の姿勢制御コントローラの開発について述べ、次にマルチロータ飛行ロボットの「位置定位」と「姿勢定位」実現への機構設計アプローチについて述べ、これらを組み合わせた環境接触適応のためのマルチロータの最適な機構構成について述べる。

第3章

マルチロータによる 多次元推力制御機構の構成法

3.1 多次元推力制御可能な姿勢制御コントローラの実現

本章では、マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法について述べる。初めに、基盤となる多次元推力制御機構を実現するために必要な制御システムとして機体の「姿勢制御コントローラ」の実現について述べる。次に、位置定位制御範囲内で実現できる環境適応について実証ベースによる機体の機構構成検討について述べる。最後に、これらを組み合わせた姿勢定位可能な機構構成の実現について述べ、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応という目的に対して最適な多次元推力制御機構と実現すべき運動機能を決定する。



本章の全体構成と姿勢制御コントローラの関係

3.1.1 姿勢制御コントローラの基本

本節ではマルチロータ飛行ロボットを開発する上で重要な姿勢制御コントローラについて述べる。

近年、MEMSによる加速度センサやジャイロセンサの小型化高性能化の進歩がめざましく、マイクロコントローラとの組み合わせにより高精度な姿勢制御装置が組み込めるようになってきた。飛行ロボットのように軽量化が非常に大事なロボットにとって将来のロボットセンサ [61] のように MEMS センサの研究は非常に重要である。一般的に IMU (Inertial Measurement Unit) と呼ばれるセンサは 3 軸の加速度計と角速度 (ジャイロ) で構成される 6 軸の値を出力する。この IMU の出力から重力方向を基準としたロール角とピッチ角を出力するものを VG (vertical gyro) と呼ぶ。

更に VG に電子コンパスを追加し、ヨー角 (方位) も出力できるようにしたものを AHRS (Attitude Heading Reference System) と呼ぶ。

更に AHRS に GPS [62] を追加し、3次元空間の位置座標 (x,y,z) と姿勢角度 (roll,pitch,yaw) を出力することで本システムに搭載する姿勢制御コントローラが完成する。

また、高度の制御に関しては地表近くでは超音波センサやレーザ、ステレオカメラ等を用いるがこれらのセンサが利用できない高高度領域では気圧センサを用いた高度推定制御を搭載した。これにより IMU に搭載されたセンサ軸は加速度 3 軸、角速度 3 軸、地磁気 3 軸、高度 1 軸、合計 10 軸のセンサフュージョン基板となっている。

この姿勢制御コントローラと NUC などの小型の LINUX ボードを UART 等で接続することで、LINUX 上で動作する ROS (Robot Operating System) [63] 等の上位アプリケーションによる姿勢制御に対応できる飛行ロボットシステムとなる。

開発した姿勢制御コントローラは様々なタイプの飛行ロボットのプラットフォーム化を狙い、あらゆるタイプのマルチロータに対して共通の入力でコントロールできることを特徴としている。一般的な飛行ロボットでは空間座標位置を GPS で取得する機会が多いため、代表例として GPS センサを搭載した場合の例として解説する。また、可変ピッチプロペラ制御やスラスト可変制御のモジュールを追加したとしても機体の姿勢指示入力共通の入力で制御ができる。開発した姿勢制御コントローラのハードウェア仕様と姿勢処理アルゴリズムについて以下に詳しく述べる。

設計方針

これまでに様々な環境への対応への基本となる考え方を述べたが、実際にこれらの環境に万能に対応できる機体を目指すことは到底困難であり、複数の特徴をもった固有の機体を開発することで用途に合わせて飛行ロボットを選択することになる。

位置定位に用いるセンサも様々な応用が考えられ、飛行の経路や目的も様々である。作業場所によってはGPS環境下で飛行する場合もあれば室内などの非GPS環境下での飛行もあり、モーションキャプチャによる空間座標が外部から取得できる状態での位置定位の座標指示制御ができる場合や、超音波センサで十分に用途が足りる場合もある。環境と接する場合においても、予め対象の形状が正確にわかり、意図的に接する場合もあれば、予期せず接触してしまう場合の接触もある。接触を前提とし機体周囲を球状の3軸ジンバルによるワイヤフレームでガードした先行研究などもある [64]。

2016年の小型無人飛行機の法律制定によって、自律飛行が禁止されている条件でテレオペレーションでしか飛行作業ができない領域も多くなり、社会での実用を考慮した場合、必ずしも自律飛行だけがゴールではなくなってきた。

開発した様々な機体において、環境認識に用いるセンサも様々な方式があり、3次元空間中の位置座標を示すオドメトリ情報の取得方法も多岐にわたる。非GPS環境下であっても、レーザセンサを用いて3D地図を作成して空間座標を取得するSLAM技術の研究等も急速に進化している [65]。

そこで、どのような機体であっても同一のプラットフォーム上で制御アルゴリズムを構築すれば、同じように移動制御できることが一つの解決策となる。すなわち、テレオペレーションでも、センサ情報によるナビゲーションでも、共通のパラメータで動作するように姿勢制御装置の入力を統一化することによって、上位アプリケーションのナビゲーション結果を変更せずに様々な機体で利用できるようにすることを考えた。こうすることで、例えばヒューマノイドや車輪型ロボットなどで培ってきた資産を飛行ロボットでも利用できることになる。

そのためには、空間に対して指示する6軸座標系のうち位置定位に使うパラメータを3軸方向ベクトルとし、機体姿勢定位に使うパラメータを3軸角度として定義し、そのパラメータルールを統一化することが望ましい。そこで、2自由度～6自由度機体それぞれの条件を全て含む拡張フォーマットで統一することを考えた。一般的に飛行ロボットに2軸を含む必要は無いが、地上を自動車のように移動することができる機体を考慮した結果である。また、

多関節飛行ロボットや機体の一部の合体分離などが可能な変形機体については拡張機体モデルとして別途定義することにした。

しかし、飛行ロボットは空間移動の制御指示パラメータ数はピッチ角度、ロール角度、ヨー軸角度、スロットル、の4つである。更に、姿勢角度を傾けることで機体が移動するため実際には各軸の指示系統を独立させることは難しい。また、空中で速度を持った物体を停止させるためには、予め手前から推進方向の反対方向に推力をかけてブレーキを掛ける（フレア）必要があり、車輪機構のような摩擦ブレーキを利用できないため姿勢を一度反対方向に傾ける必要がある。また、旋回時は遠心力も伴うためバンク角姿勢を制御する必要もある。このような慣性を伴う飛行に関しては機体の形状による空気抵抗などの影響もあり容易に統一化できない。

そこで、自己位置座標と目標座標から移動方向ベクトルを計算し、自分自身の移動速を一定にフィードバック制御することで座標指示系統から機体移動制御への変換を考えた。これを実現するために、目標位置への移動制御を行う為の姿勢角補正をIMU内部で処理することで、空間位置座標情報を取得することさえできれば、用いるセンサ自体はGPSやモーションキャプチャー、ステレオカメラ、レーザSLAM、等のようなセンサでもよく、上位アプリによって計算された位置座標と目標座標を入力すれば位置定位制御ができるようになる。

最終的には、「機体のモデルパラメータ」、「目標姿勢角度」、「現在位置座標」、「目標座標」、を入力することで多次元推力制御による姿勢定位及び位置定位が実現できるように中間層である姿勢制御コントローラと上位層のアプリケーションとを統合する事をプラットフォームと定義した。これを実現する姿勢制御ボードの開発についてハードウェアと制御理論について次節で詳しく述べる。

3.1.2 ハードウェアシステム構成

これまでに開発してきた様々な姿勢制御コントローラ開発履歴の一例を図 3.1, 図 3.2 に示す。[1] の初期型はバラック基板上に加速度センサや GPS モジュールを搭載し Arduino(UNO) に接続する構成で開発を始めた。4 回目の改良で [2] の一枚基板化が完成した。その後 [3] intel の NUC 内部の隙間に埋め込むタイプなども数種類開発した。[4] で S-BUS 対応にしたことから基板の小型化を進め、[5] のモデルで最小サイズ化した。その後 [6] の受信機搭載バージョンなどの派生モデルへと進化していき現行の CAN(Controller Area Network) 搭載モデルが完成した。

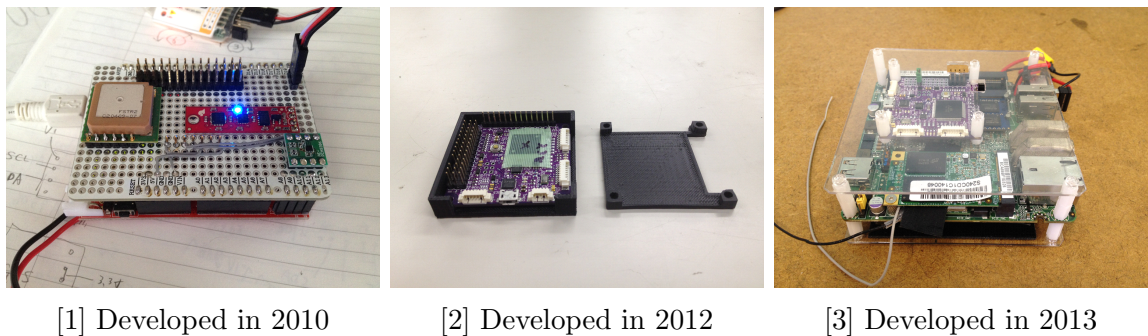


図 3.1: IMU board (Developed in 2010-2013)

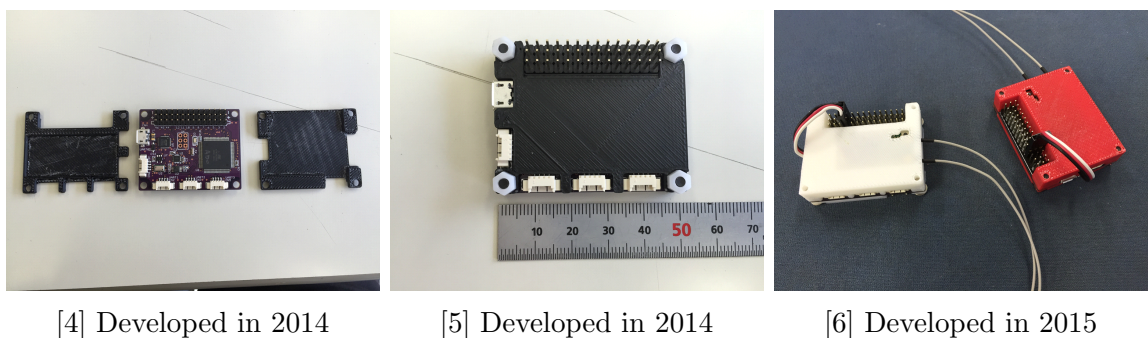


図 3.2: IMU board (Developed in 2014-2015)

ハードウェア仕様 (JSK IMU V2.0)

最新の姿勢制御ボードのハードウェア仕様についてまとめる。JSK IMU Board V2.0 の CAN インターフェース (Controller Area Network) 搭載の基板の外観を図 3.3 に示し、電気的仕様を表 3.1-表 3.5 に示す。

IMU 機能としては、加速度 3 軸、角速度 3 軸、地磁気 3 軸、高度センサ (気圧センサ) 1 軸、合計 10 軸分のセンサフュージョンにて姿勢角度推定による姿勢角度を取得することができ、このコントローラを CAN 接続にて複数搭載することで多関節姿勢角度推定にも利用できる拡張機能を搭載した。

通信ポートとしては、上位アプリケーションとの対応として ROS 対応としたインタフェースに USB 通信ポート (1ch)、GPS や XBEE 通信用に UART 通信ポート (4ch)、テレオペレーションに対応する SBUS 通信ポート (1ch)、LIDAR 通信用に SPI 通信ポート (1ch)、PWM 制御対応のモータアンプやサーボ駆動用に PWM ポートを (13ch)、アナログセンサ入力用に A/D 変換ポート (8ch)、複数 IMU 間やインバータなど距離が離れる部分の通信には、車載通信実績があり耐ノイズ性の高い CAN 通信ポート (1ch) を搭載した。

本基板はロボットシステムの中核ウェアである ROS (Robot Operating System) に対応しており、USB コネクタと ROS 搭載 PC とを接続することで ROS-serial 通信にて ROS シリアルノードとして利用できる様にプラットフォーム化されている。これにより、様々なセンシングデバイスが容易に利用でき、飛行ロボットだけでなくヒューマノイドロボットなどの ROS 環境下で動作する上位アプリケーションとの連携も可能である。

また、利便性を考慮し ROS 対応姿勢センサデバイスのみの機能としても利用できる。実際に ROS で制御されるヒューマノイドロボット「臆志郎」の全身の各部位 20 箇所に配置することで、体位状態を計測することにも活用されている [6] [66] [10] [67] [12] [68] [14]。

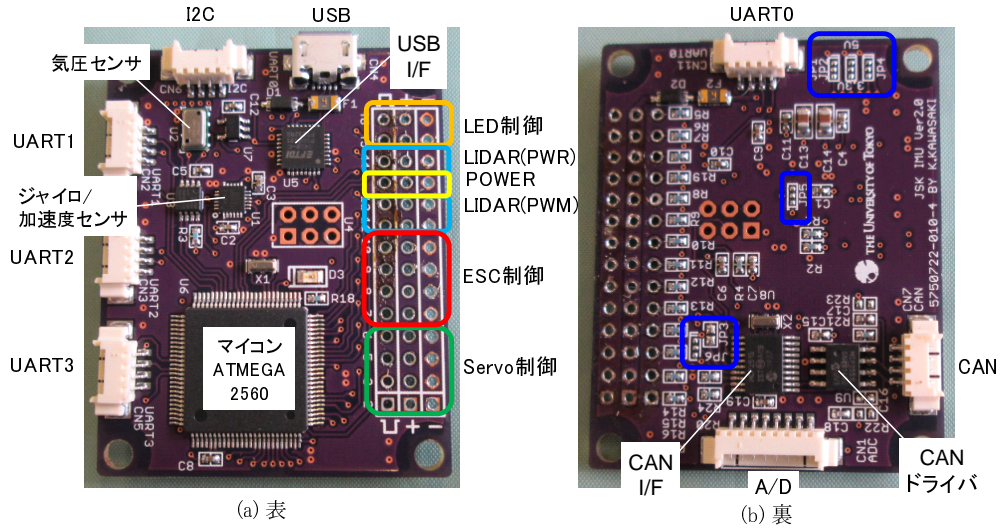


図 3.3: JSK IMU Board V2.0 (with CAN)

表 3.1: IMU Board

項目	値
CPU	ATMega 2560
周波数	16MHz
Flash	256 kByte
UART	4(うち1つはPC接続兼用)
センサ	角速度、加速度、気圧、磁気
I/O	PWM、DIO、ADC、I2C
その他	Arduino互換

表 3.2: Gyro and Acceleration sensor (MPU6050)

	項目	値
角速度	計測範囲	$\pm 250 / \pm 500 / \pm 1000 / \pm 2000$ deg/sec
	解像度	131/65.5/328/16.4 LSB/(deg/sec)
	A/Dコンバータ	16bit
	フィルタ	5~256Hz
	更新レート	4~8,000Hz
加速度	計測範囲	$\pm 2 / \pm 4 / \pm 8 / \pm 16$ G
	解像度	16,384/8,192/4,096/2,048 G/LSB
	A/Dコンバータ	16bit
	更新レート	4~1,000Hz

表 3.3: Pressure and Temperature sensor (MS5611-01B)

項目	値
計測範囲	10~1200 mbar
A/Dコンバータ	24bit
解像度	0.065/0.042/0.027/ 0.018/ <u>0.012</u> mbar
精度	±1.5mbar
応答速度	0.5/1.1/2.1/4.1/8.22 msec

表 3.4: Magnetic sensor (AK8975)

項目	値
計測範囲	±1200 μ T
A/Dコンバータ	13bit
解像度	0.3 μ T/LSB

表 3.5: Jumper Settings

ジャンパー	1	3	役割
JP1	5V	<u>3.3V</u>	I2C SCL 信号レベル
JP2	5V	<u>3.3V</u>	I2C SDA 信号レベル
JP3	<u>接続</u>		SPI使用時の出力同士の接続回避(MCP2515 CAN関係)
JP4	5V	<u>3.3V</u>	I2C VCC 電源電圧
JP5	3.3V	<u>GND</u>	MPU-9250(9軸センサ)アドレス切り替え
JP6	<u>SS</u>	SS2	SS:PBO/SS2:PH2(MCP2515 CS CAN関係)

3.1.3 制御システムソフトウェア構成

JSK IMU ボードに搭載した可変ピッチプロペラ対応の姿勢制御システムのコア部分のソフトウェア構成について述べる。

座標系の定義

航空機系の座標の取り方として一般的な、Z(Yaw) 軸を鉛直下向きにとった右手系の座標系とする (図 3.4)。

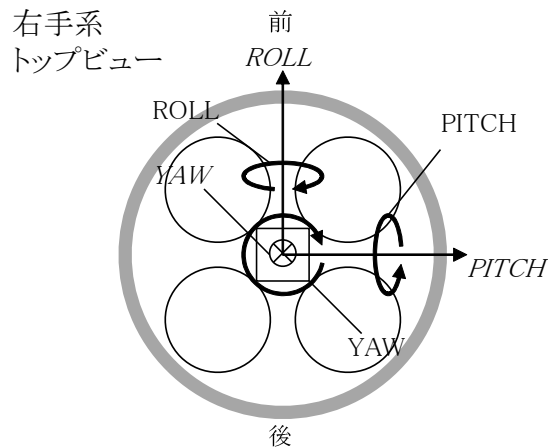


図 3.4: 座標系の定義

制御の流れ

図 3.5 に姿勢制御の流れのブロック図を示す。

プロポからの操作量，GPS によって取得した位置情報，加速度センサ・ジャイロセンサ・地磁気センサ・気圧センサから取得したセンシング値を用いて UAV の主モータ回転数とピッチ角制御用のサーボ動作をコントロールする。

モジュールは 6 つに大別され，それぞれの役割を表 3.6 に示す。

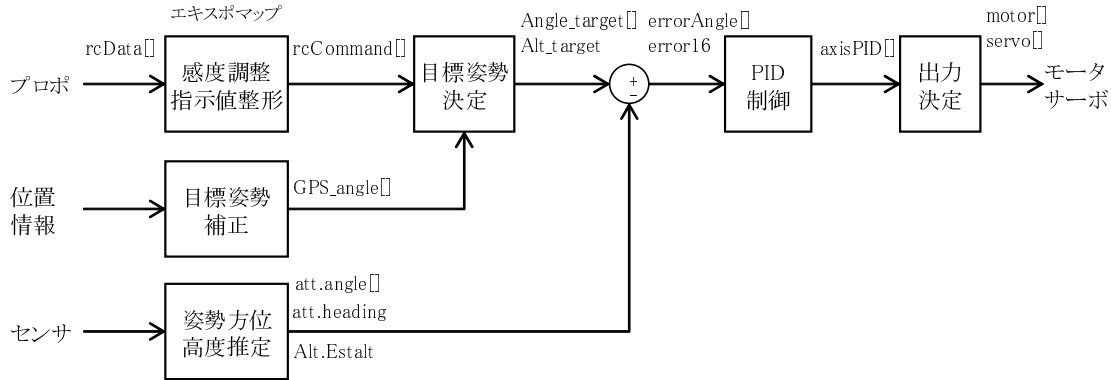


図 3.5: Attitude control block diagram

表 3.6: Function of each block

モジュール	役割
感度調整/指示値整形	プロポからの入力に対し、エキスポやレートを加え、機体に合わせて座標変換する
目標姿勢補正	GPSによるナビゲーションなどの位置制御による目標姿勢補正量を計算する
姿勢/方位/高度推定	ジャイロセンサ、気圧センサ、地磁気センサなどの値から自機の姿勢を推定する
目標姿勢決定	ナビゲーションによる補正量を合わせて目標の姿勢角度を決定する
PID制御	姿勢の誤差からPID制御の制御出力を計算する
出力決定	制御出力からモータ、サーボの指令値を決定する

感度調整/指示値整形

● 感度調整

テレオペレーションによる飛行ロボットの制御にはプロポを用いる。RC用送信機を一般的に「プロポ」と呼んでいるが、「プロポーション=比例する」ということで、プロポの操作に比例してサーボやスピードコントローラを動作させることから、簡略的に送信機のみをプロポと呼ぶ。メーカーサイト引用 <http://www.sanwa-denshi.co.jp/rc/support/beginner.html>

このプロポを用いて機体をコントロールするが、一般的なマルチロータの3次元空間中の位置定位のための運動は4自由度であり、プロポの操作は4ch(チャンネル)のレバー操作によって可能である。しかし、姿勢定位を行う場合は移動指示以外に姿勢角の指示が必要になる。例えば、3自由度空間定位の場合は姿勢角指示のための3ch(チャンネル)分を2つ目のプロポで行い、2人のオペレータにて操作を行う仕様とした。ここで、飛行指示に関するプロポは一般的に使われるレバースティックタイプのT18MZHWC(FUTABA製：<https://www.rc.futaba.co.jp/propo/air/18mz.html>)を用いるが、姿勢指示に関しては3軸スティックタイプ(Z軸回転付)のFMT-01(FUTABA製)を用いて行う。また、モード切替などの操作はプロポのスイッチやトリムを用いる。これらのプロポの指示値を受信機で受信したデータ(`rcdata[]`)を制御コントローラで受け、内部の受信コマンド値(`rccommand_raw[]`)に変換する。

ロール、ピッチはマップ(`lookupPitchRollRC[]`, 図 3.6)から線形補間し、スロットルはマップ(`lookupThrottoleRC[]`, 図 3.7)で線形補間して計算する。

- 指示値整形

プロポから送られた感度調整後のコマンド値 (`rcommand_raw[]`) を、センサの向き/動作モードを加味して適切な指示値 (`rcommand[]`) へ変換する。

機体の前方を基準にした操作を基板の方向を基準にした操作に変換する (基板の取り付け向きが機体の向きと違う場合)。

また、HEADFREE, MAG の両モードの時には機体の状態に応じて指示値を書き換える。

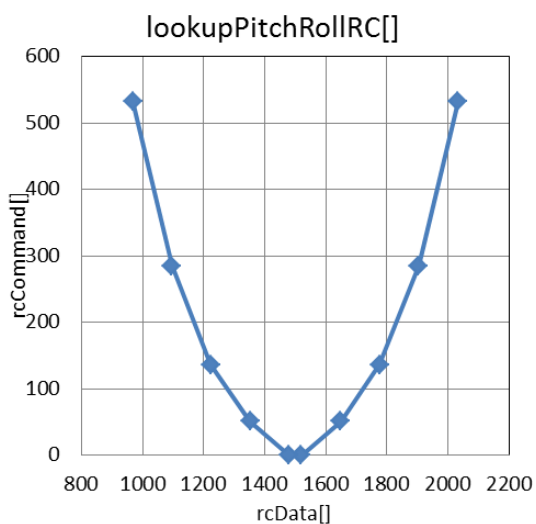


図 3.6: ロールピッチの感度調整マップ

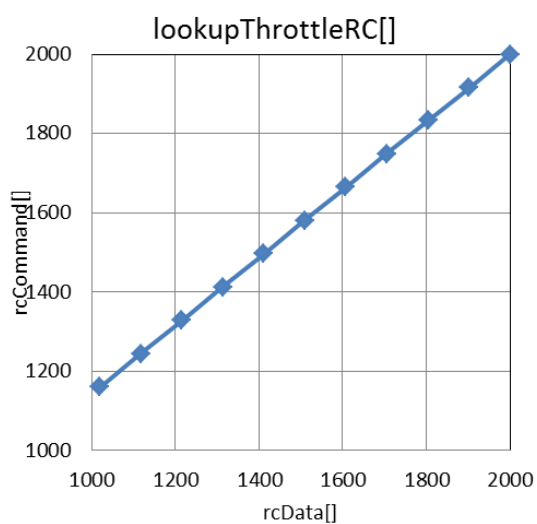


図 3.7: スロットルの感度調整マップ

目標姿勢補正

GPSモードに応じた制御フロー(図3.8-図3.12)に基づき、目標姿勢の補正值(GPS_Angle)を決める。

また、GPS補正項の計算について図3.13、図3.14にブロック図を示す。

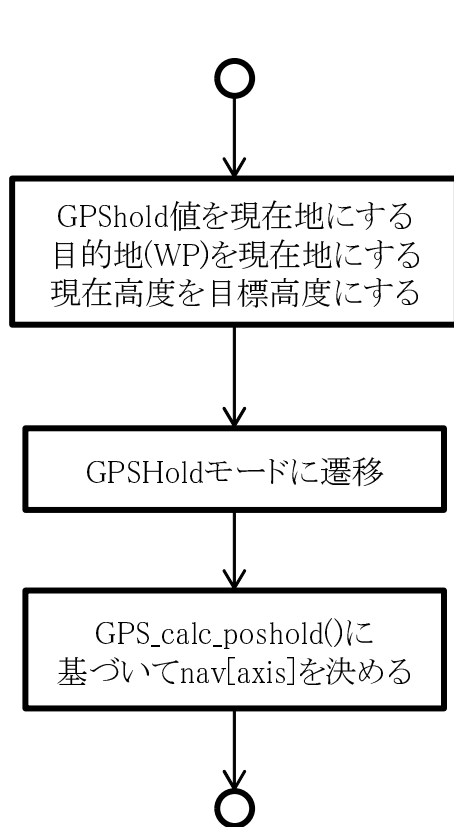


図 3.8: GPSHOLD(その場定位) 時のフロー

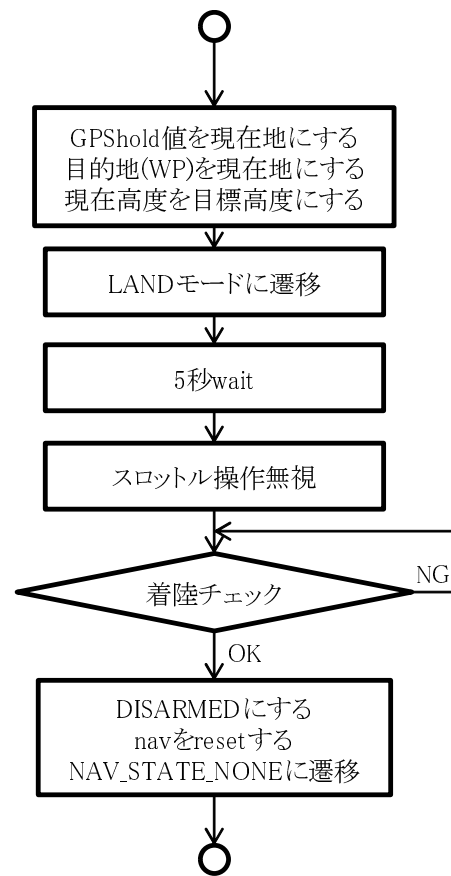


図 3.9: GPSLAND(着陸時) のフロー

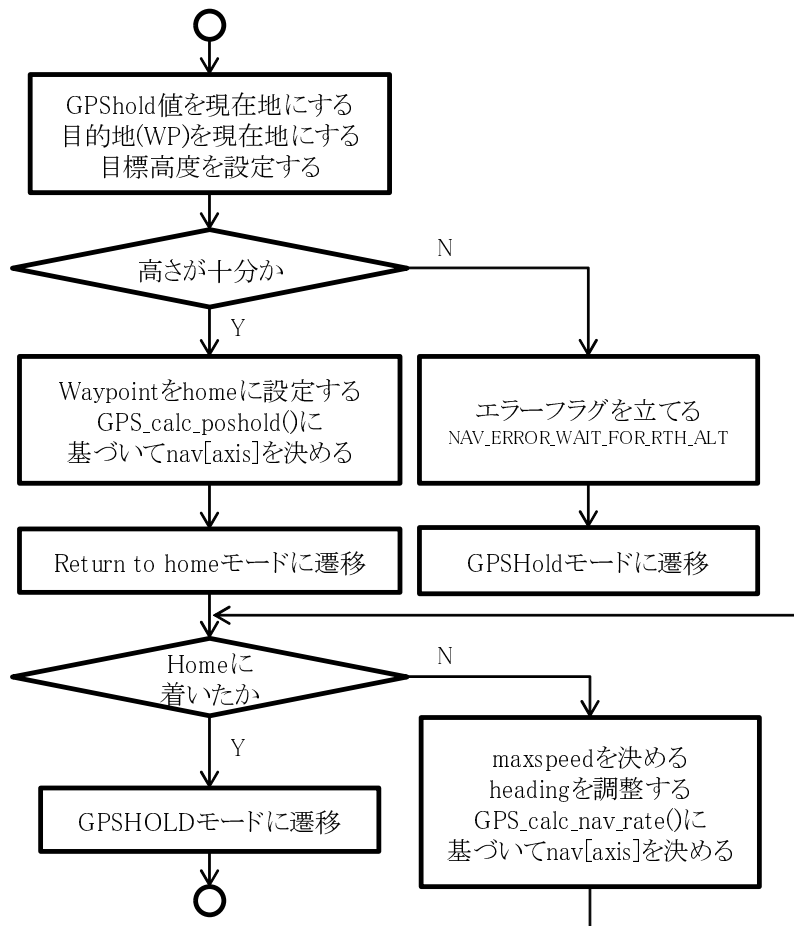


図 3.10: GPSHOME(Return to Home) 時のフロー

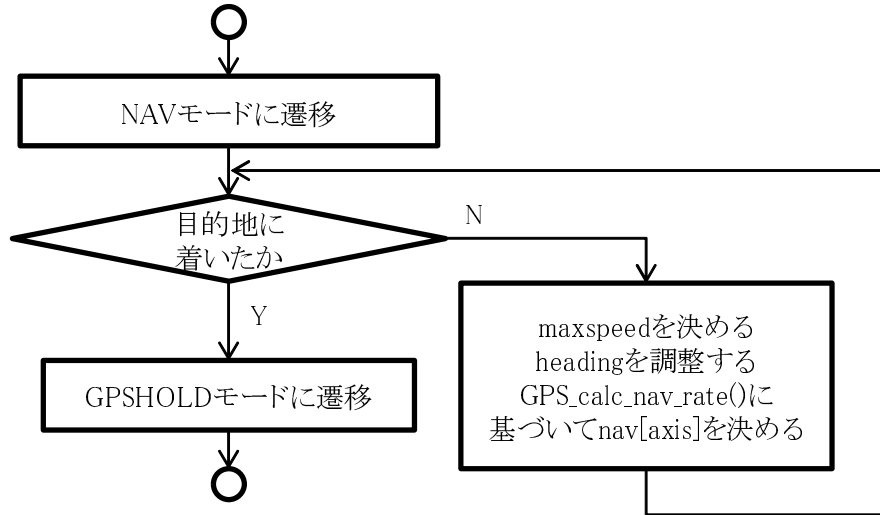


図 3.11: GPSNAV(ナビゲーション)時のフロー

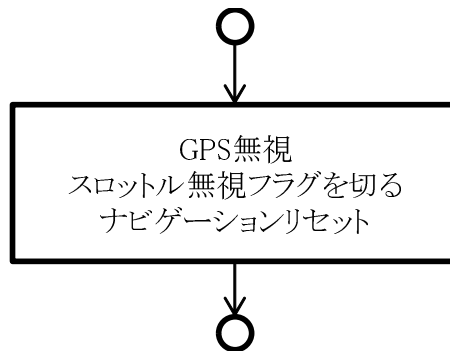


図 3.12: GPSNONE(GPS 無効)時のフロー

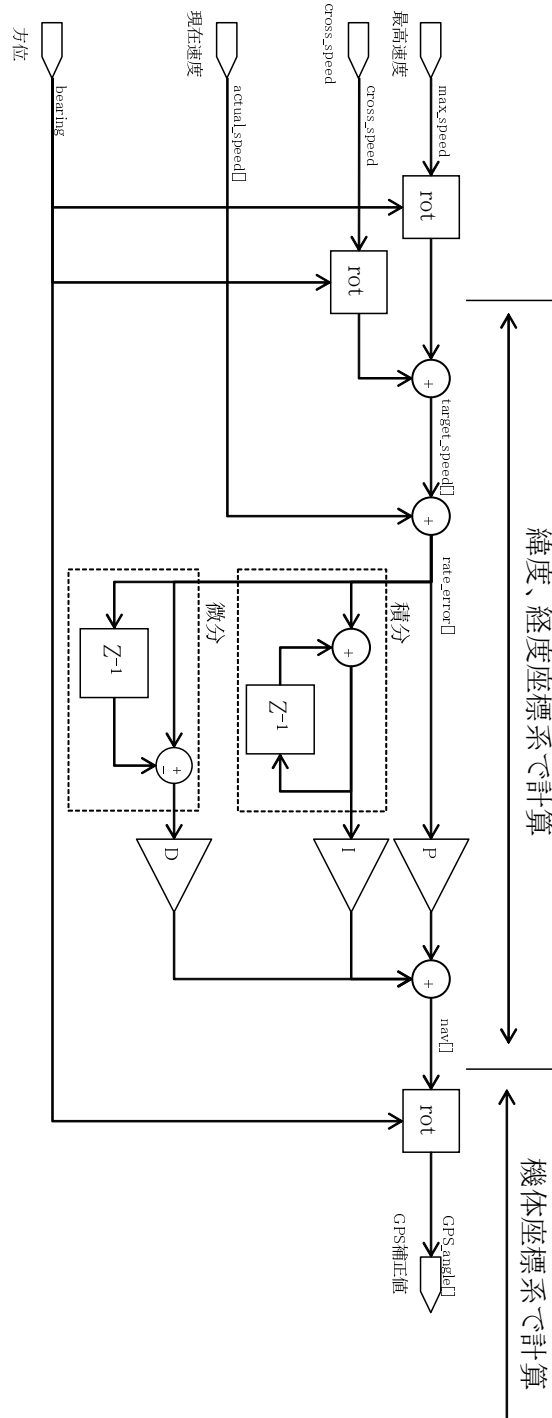


図 3.13: GPS 補正項の計算 (GPS.calc_nav_rate() 時)

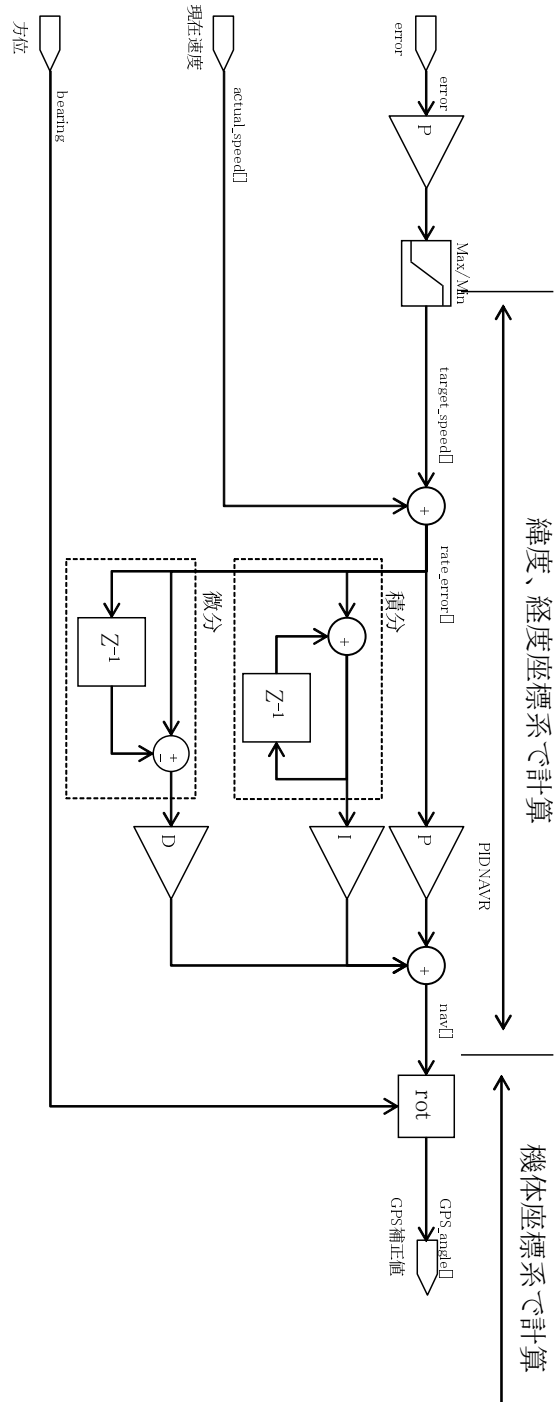


図 3.14: GPS 補正項の計算 (GPS_calc_poshold() 時)

目標姿勢決定

以下に示す二つの処理を実施し、姿勢角指示値 (Angle_target[]) と高度指示値 (Alt_target) を決める。

GPS がアクティブの時、通常のロール/ピッチ指示値に、GPS 指示値を足し合わせる。制御フロー図を図 3.15 に示す。

着陸モードの時、目標高さを時間経過に合わせて下げる。制御フロー図を図 3.16 に示す。

ロール/ピッチ

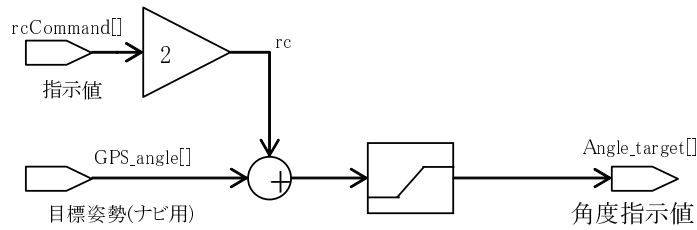


図 3.15: 角度指示値の導出

高度

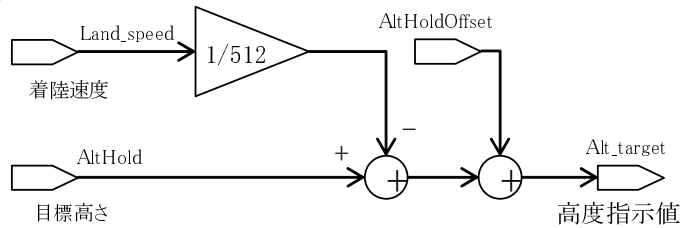


図 3.16: 高度指示値の導出

姿勢/方位/高度推定

まず、加速度センサ、磁気センサと角速度センサを組み合わせ、機体から見たGベクトル (EstG) と方位ベクトル (EstM) を推定する。制御ブロック図を図 3.17 に示す。機体の角度を推定するために重力加速度を利用し、地球の重力に対して直交する座標面を水平として姿勢角を決定しているが、取得した重力値に影響を与える量の移動を行うとその加速度の影響で重力による姿勢推定誤差が大きくなってしまいう問題がある。そこで、加速度ベクトルの絶対値が規定値から外れた場合は角速度の積分により求めた角度成分を利用して姿勢角度とする制御ブロックを実装した。重力加速度の範囲を 0.85-1.15N としてあるが、実際の飛行ではその範囲外で加速し続けることは数秒程度しかないことから十分の範囲内である。(応答速度が高いジャイロで加速度センサと磁気センサの取得値を補償している)

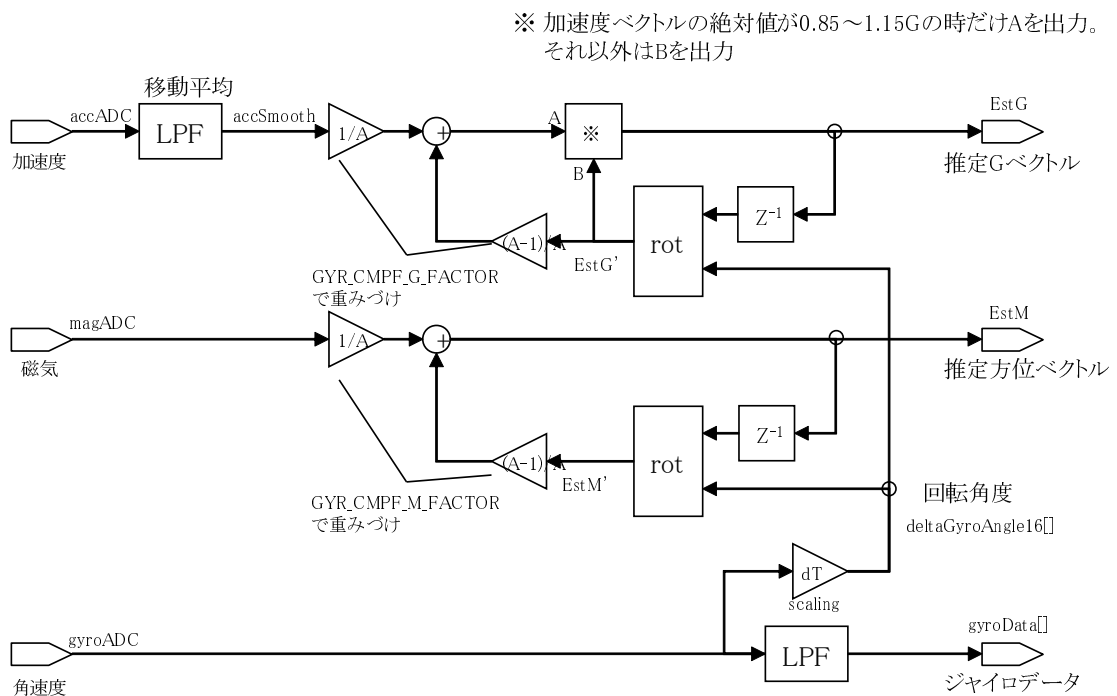


図 3.17: G ベクトルと方位ベクトルの導出

次に、得られた機体から見た G ベクトル (EstG) と方位ベクトル (EstM) を用いて姿勢角

を推定する．推定のための計算式の導出を以下に示す．

$$\text{ロール回転 } R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$\text{ピッチ回転 } R_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\text{ヨー回転 } R_z = \begin{bmatrix} \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

オイラー角の回転順を $Z \rightarrow Y \rightarrow X$ (ヨー角 $\theta_y \rightarrow$ ピッチ角 $\theta_p \rightarrow$ ロール角 θ_r) とすると，基準座標系から見た観測座標の方向余弦行列 (D.C.M) は以下となる．

$$C_b^n = R_z R_y R_x = \begin{bmatrix} \cos\theta_y & -\sin\theta_y & 0 \\ \sin\theta_y & \cos\theta_y & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta_p & 0 & \sin\theta_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_p & 0 & \cos\theta_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_r & -\sin\theta_r \\ 0 & \sin\theta_r & \cos\theta_r \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

DCM を用いてセンサ座標の加速度ベクトル A_{sens} を絶対座標系に変換すると，

$$A_{abs} = C_b^n A_{sens} = \begin{bmatrix} \cos\theta_y \cos\theta_p & \cos\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r - \sin\theta_y \cos\theta_r & \cos\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r + \sin\theta_y \sin\theta_r \\ \sin\theta_y \cos\theta_p & \sin\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r + \cos\theta_y \cos\theta_r & \sin\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r - \cos\theta_y \sin\theta_r \\ -\sin\theta_p & \cos\theta_p \sin\theta_r & \cos\theta_p \cos\theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

絶対座標における加速度ベクトルを観測座標でのセンサ値に変換すると，

$$A_{sens} = C_n^b A_{abs} = \left[C_b^n \right]^T A_{abs} = \begin{bmatrix} \cos\theta_y \cos\theta_p & \cos\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r - \sin\theta_y \cos\theta_r & \cos\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r + \sin\theta_y \sin\theta_r \\ \sin\theta_y \cos\theta_p & \sin\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r + \cos\theta_y \cos\theta_r & \sin\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r - \cos\theta_y \sin\theta_r \\ -\sin\theta_p & \cos\theta_p \sin\theta_r & \cos\theta_p \cos\theta_r \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\theta_y \cos\theta_p & \sin\theta_y \cos\theta_p & -\sin\theta_p \\ \cos\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r - \sin\theta_y \cos\theta_r & \sin\theta_y \sin\theta_p \sin\theta_r + \cos\theta_y \cos\theta_r & \cos\theta_p \sin\theta_r \\ \cos\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r + \sin\theta_y \sin\theta_r & \sin\theta_y \sin\theta_p \cos\theta_r - \cos\theta_y \sin\theta_r & \cos\theta_p \cos\theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

上記の式を利用して重力加速度から、ロールピッチ角を推定する。

$$A_{abs} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

であるから、

$$A_g = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = C_n^b A_{abs} = g \begin{bmatrix} -\sin\theta_p \\ \cos\theta_p \sin\theta_r \\ \cos\theta_p \cos\theta_r \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

この式を展開すると、

$$\begin{aligned} a_x &= -g\sin\theta_p \\ a_y &= g\cos\theta_p \sin\theta_r \\ a_z &= g\cos\theta_p \cos\theta_r \\ a_y^2 + a_z^2 &= g^2 \cos^2\theta_p (\sin^2\theta_r + \cos^2\theta_r) \\ \therefore \sqrt{a_y^2 + a_z^2} &= g\cos^2\theta_p \end{aligned} \quad (3.10)$$

ゆえに、

$$\theta_r = \tan^{-1} \left(\frac{a_y}{a_z} \right) \quad (3.11)$$

$$\theta_p = \tan^{-1} \left(\frac{-a_x}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \right) \quad (3.12)$$

ここで求めた式(3.11)は (att.angle[ROLL]) であり、式(3.12)は (att.angle[PITCH]) である。

次に、地磁気センサ値を用いて機体の向き (heading) を導出する。

3軸地磁気のセンサ信号をあらかじめ求めたピッチ角、ロール角を用いて方位角に変換する。(Mx,My,Mz) は正規化しておく。

センサ座標系から絶対座標系への変換行列の内、ピッチ角ロール角の部分だけ取り出して方向余弦行列とおく。

$$C_b^n = R_y R_x = \begin{bmatrix} \cos\theta_p & 0 & \sin\theta_p \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta_p & 0 & \cos\theta_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_r & -\sin\theta_r \\ 0 & \sin\theta_r & \cos\theta_r \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

$$M_{abs} = C_b^n M_{sens} = \begin{bmatrix} \cos\theta_p & \sin\theta_p \sin\theta_r & \sin\theta_p \cos\theta_r \\ 0 & \cos\theta_r & -\sin\theta_r \\ -\sin\theta_p & \cos\theta_p \sin\theta_r & \cos\theta_p \cos\theta_r \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

これらの式より現在のオイラー角を用いて地磁気ベクトルをグローバル座標でのX Y成分で表すと、

$$HX = M_x \cos\theta_p + \sin\theta_p (M_y \sin\theta_r + M_z \cos\theta_r) \quad (3.15)$$

$$HY = M_y \cos\theta_r - M_z \sin\theta_r \quad (3.16)$$

ここで姿勢推定の式から求めた式 (3.17)-(3.20) を代入する。

$$\sin\theta_p = -\frac{a_x}{g} \quad (3.17)$$

$$\cos\theta_p = \frac{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}{g} \quad (3.18)$$

$$\sin\theta_r = \frac{a_y}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \quad (3.19)$$

$$\cos\theta_r = \frac{a_z}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \quad (3.20)$$

$$\therefore HX = M_x \frac{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}}{g} - \frac{a_x}{g} \left(M_y \frac{a_y}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} + M_z \frac{a_z}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \right) \quad (3.21)$$

$$HX = M_y \frac{a_z}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} - M_z \frac{a_y}{\sqrt{a_y^2 + a_z^2}} \quad (3.22)$$

$$Heading = -\text{atan2}(HX, HY) \quad (3.23)$$

ここで求めた式 (3.23) は (att.heading) である。

最後に気圧センサの値から高度 (alt.Estalt) と高度変化速度 (alt.vario) を推定する。制御ブロック図を図 3.18 に示す。

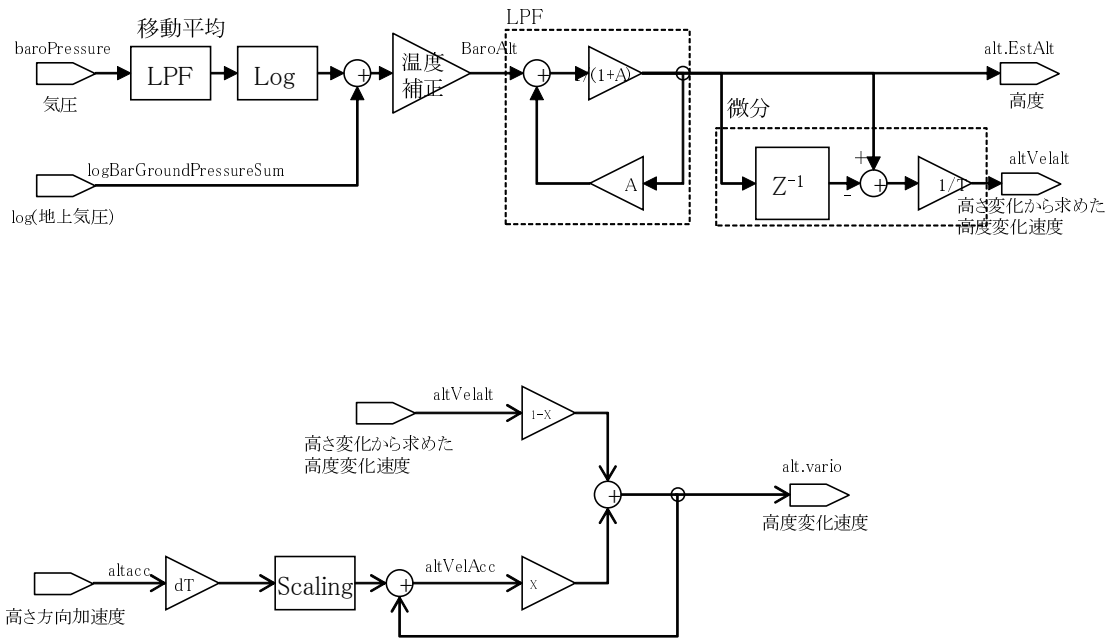


図 3.18: 高度と高度変化速度の導出

PID 制御

目標高度 (alt_target) と目標姿勢角 (angle_target) に対する現在高度 (alt.Estalt) と現在姿勢角 (att.angle) のフィードバック PID 制御により，機体の回転角 (ロール/ピッチ/ヨー) とスロットルの指示値 (axisPID) を導出する．制御ブロック図を図 3.19, 図 3.20 に示す．

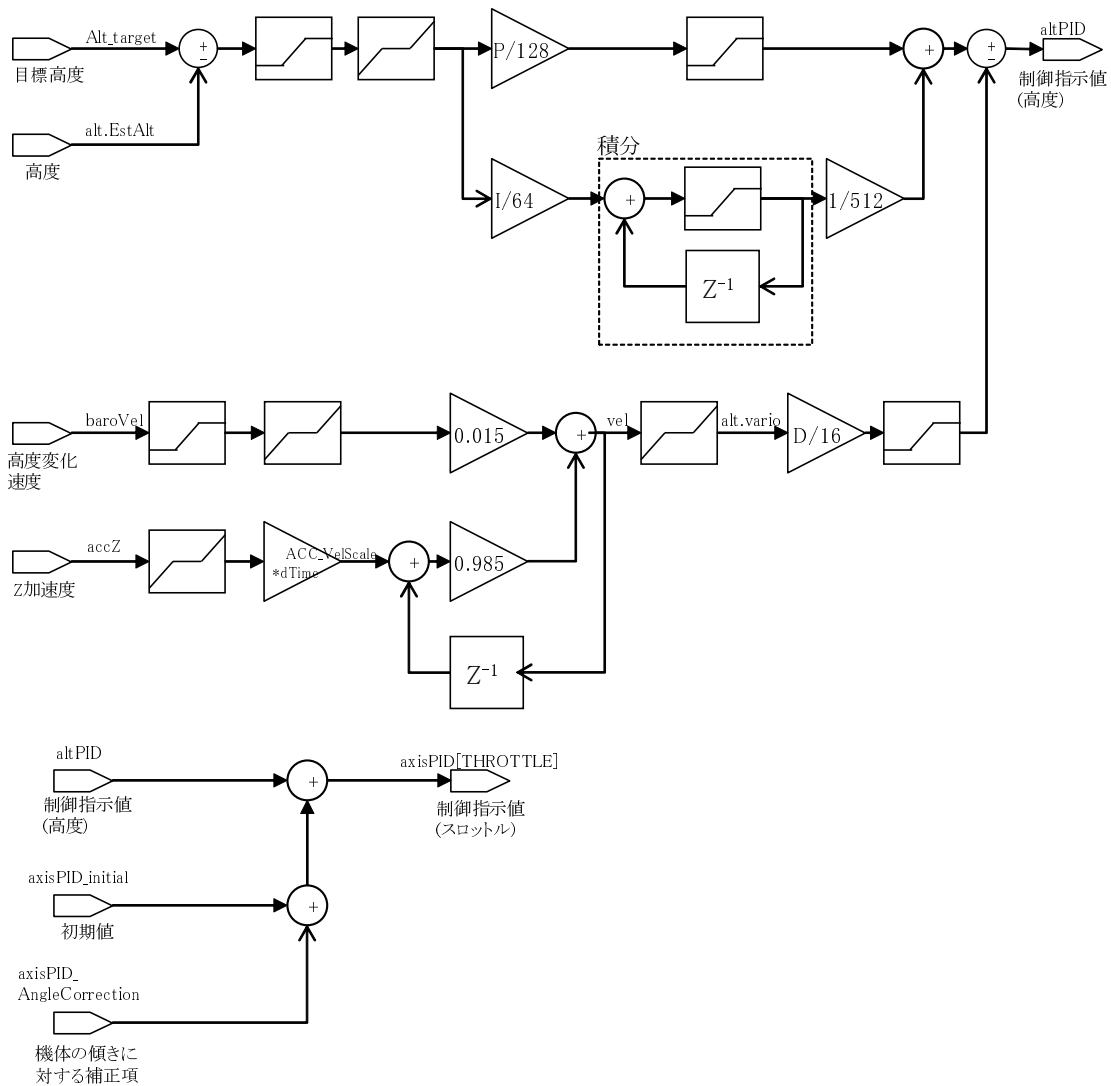


図 3.19: 高度制御ブロック図

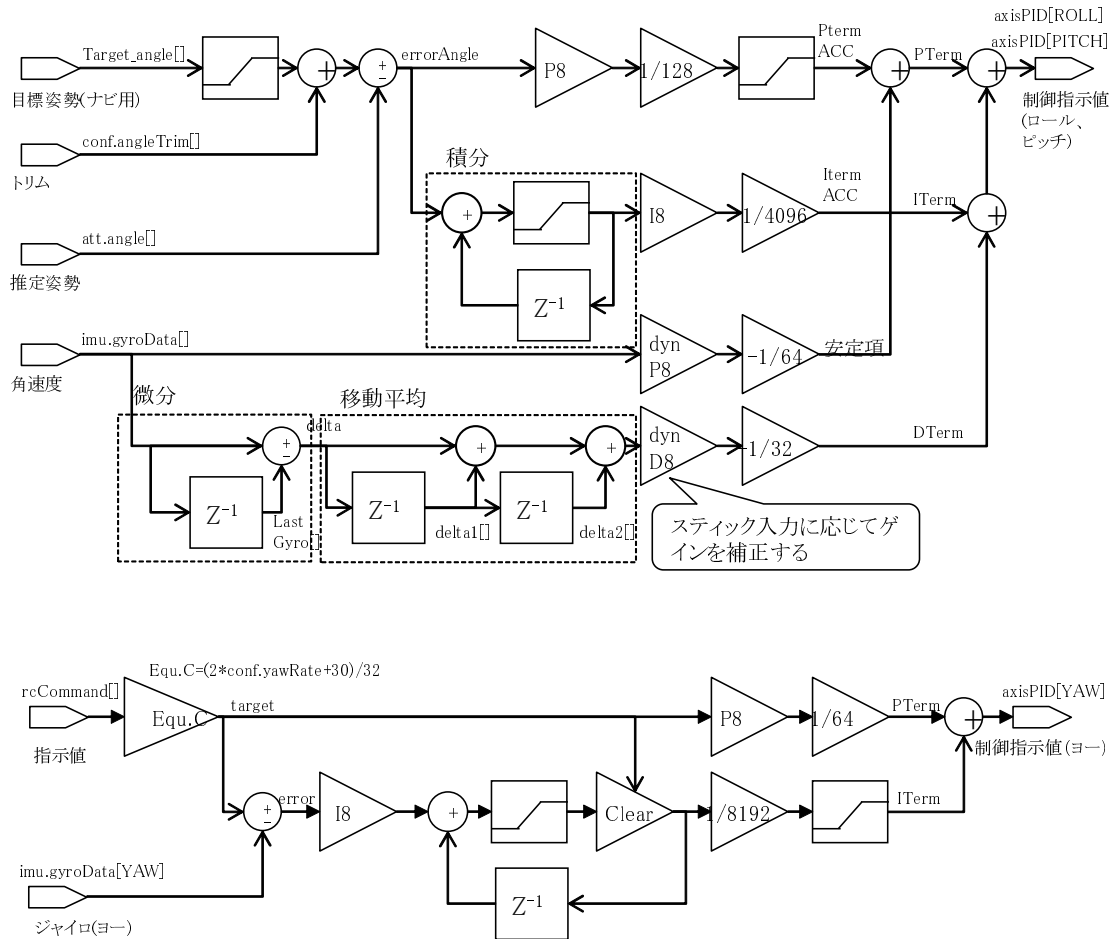


図 3.20: 回転角度制御ブロック図

出力決定

制御出力 (axisPID[]) とモータスロットル, プロペラピッチマップから, モータへの指示値とサーボへの指示値を決定する.

ヨーはモータ回転数で制御し, ロール, ピッチはピッチ角度 (サーボ) でミキシング制御を行う.

このミキシング制御のマップ例を示す. マップはスロットル制御出力に対するマップとし, 姿勢角の回転を考えない上下方向の動作でプロフライヤーによる官能評価を実施し, 出力特性図を作成した.

出力例として可変ピッチクワッドロータモデルのモータとサーボの計算式のソースを表 3.7 に示し, 出力特性をマップを図 3.21 に示す.

表 3.7: モータとサーボの計算式

モータ 1:	$\text{motor}[0] = \text{motorThrottle}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) - \text{axisPID}[\text{Yaw}]$
モータ 2:	$\text{motor}[1] = \text{motorThrottle}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) + \text{axisPID}[\text{Yaw}]$
モータ 3:	$\text{motor}[2] = \text{motorThrottle}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) - \text{axisPID}[\text{Yaw}]$
モータ 4:	$\text{motor}[3] = \text{motorThrottle}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) + \text{axisPID}[\text{Yaw}]$

サーボ 1:	$\text{servo}[0] = \text{propellaPitch}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) + \text{axisPID}[\text{Roll}] - \text{axisPID}[\text{Pitch}]$
サーボ 2:	$\text{servo}[1] = \text{propellaPitch}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) - \text{axisPID}[\text{Roll}] - \text{axisPID}[\text{Pitch}]$
サーボ 3:	$\text{servo}[2] = \text{propellaPitch}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) - \text{axisPID}[\text{Roll}] + \text{axisPID}[\text{Pitch}]$
サーボ 4:	$\text{servo}[3] = \text{propellaPitch}(\text{axisPID}[\text{Throttle}]) + \text{axisPID}[\text{Roll}] + \text{axisPID}[\text{Pitch}]$

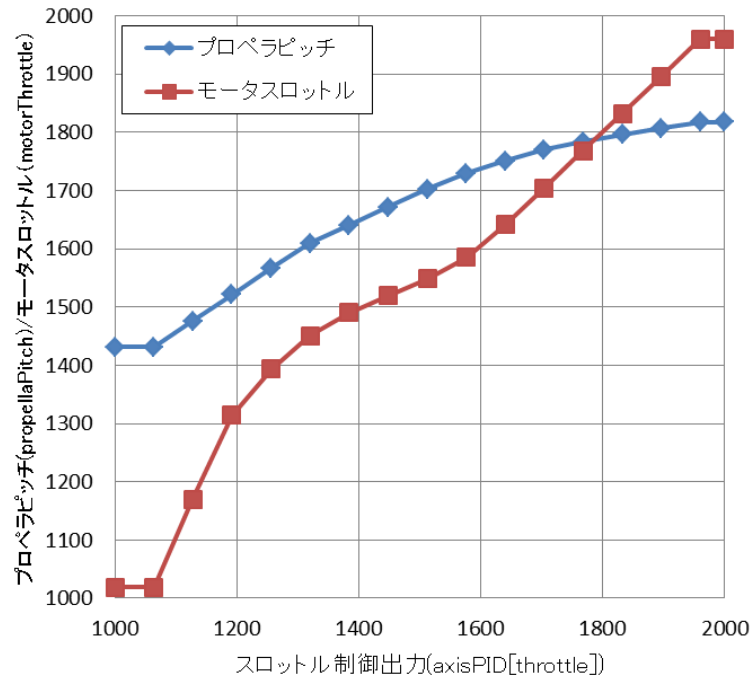


図 3.21: 制御出力-モータスロットル/プロペラピッチマップ例

フェールセーフ処理

常に各デバイスの状態をウォッチドッグ形式で監視し、異常がある場合に一定の持続時間でステートを段階的に通常～緊急まで遷移させる。各ステートにおける UAV の動作を表 3.8 に示し、処理フローを図 3.22 に示す。

各ステートでは、異常のないデバイスだけで取り得る動作のうち優先度が高い動作を実行する。

緊急レベルではモータ、サーボを停止させて意図的にその場に墜落させる。これは小型無人飛行機の法規に合わせ、緊急時は周囲への安全を第一とし、真下に墜落させる事が推奨されている為である。

表 3.8: 各ステートにおける UAV の動作

UAVの動作	優先度	必要なデバイス					ステート			
		IMU	モータ	サーボ	GPS	LIDAR	通常	警告	重要	緊急
通常飛行	高	○	○	○	○	○	○			
GPSホールド		○	○	○	○		○	○		
高度維持		○	○	○		○	○	○		
ホバリング		○	○	○			○	○		
軟着陸		○	○	○		○		○	○	
硬着陸		○	○	○					○	
墜落	低									○

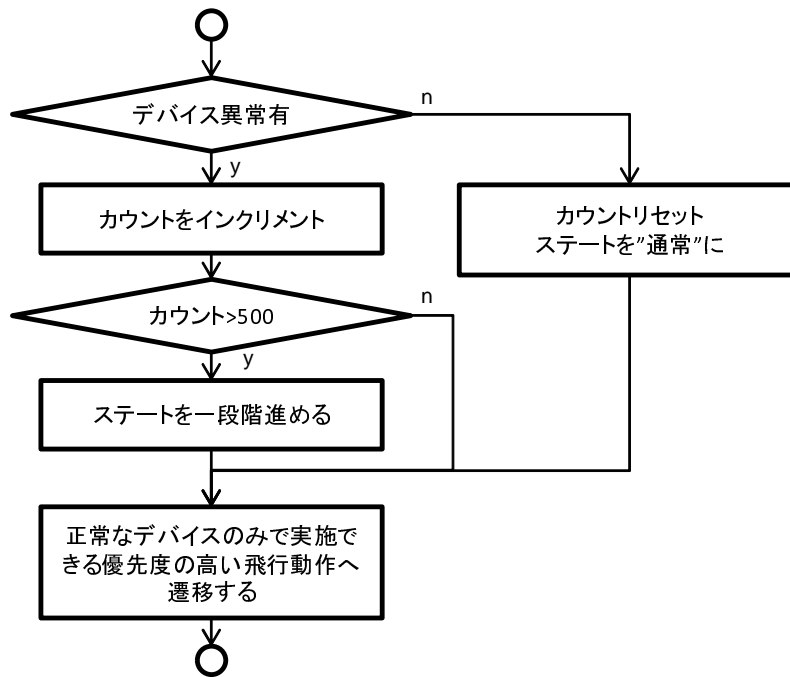
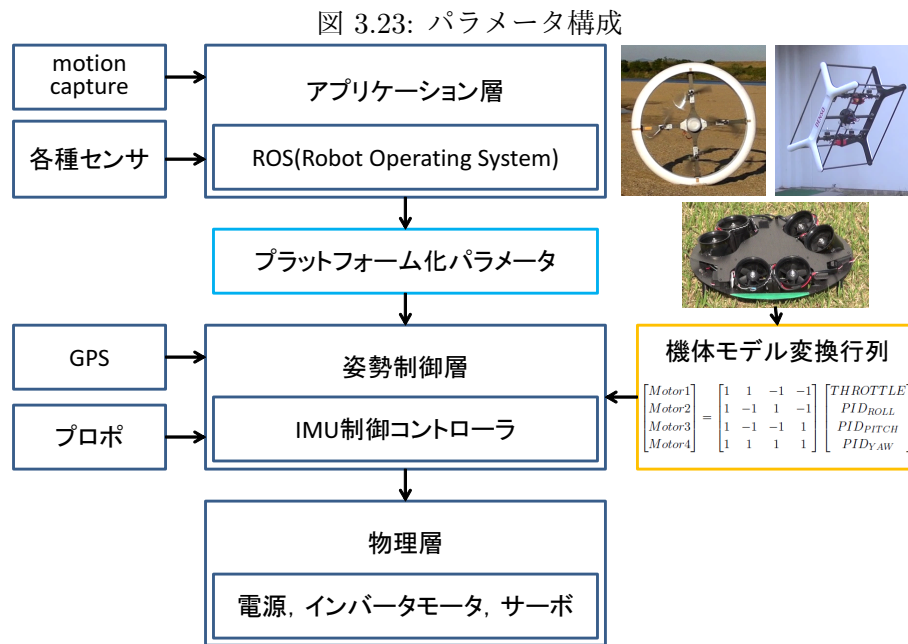


図 3.22: フェールセーフ処理フロー図

3.1.4 制御パラメータのプラットフォーム化

本節では開発した姿勢制御コントローラを用いたプラットフォーム化について述べる。飛行ロボットを構成する全体システムを図 3.23 に示す。



1. アプリケーション層

システムのうち上位アプリケーションの部分は ROS 等を搭載した、画像処理などの高度なセンシングデバイス処理や行動プランニング、ナビゲーションなどを行う部分である。

2. 姿勢制御層

下位層の物理レイヤーはモータドライバやサーボアクチュエータ、モータプロペラ、電源、バッテリー等を含む気体駆動部分である。

3. 物理層

姿勢制御コントローラは上位アプリケーションが計算した結果及びテレオペレーションによる指示入力を受け、IMU を用いて姿勢推定を行いモータへの出力を決定し、姿

勢フィードバックにて安定化を実現する部分である。

姿勢制御部分をプラットフォーム化するために以下を実装する。

1. 上位アプリケーションレイヤーの行動指示パラメータの統合化（目標座標値や目標姿勢角など）

前節の制御例では GPS センサを空間座標位置取得に用いた例を示したが、実際には GPS の取得データは 3 次元空間座標に正規化されて入力されるようになっており、この部分に上位アプリケーションからの現在の空間座標と目標指示座標と指示速度が与えられれば良い。また、姿勢角度に関しては地面座標系に対する (x, y, z) 3 軸の回転角度を支持すれば良い。また、テレオペレーションに関しては、機体姿勢角度に対する感度調整値を直接入力できるパラメータを準備すれば良い。

2. 物理レイヤーの機体モデルによる制御出力への変換行列の実装（機体モデル）

モータ出力に対するモデル変換行列を計算にて求める必要がある。これに関しては機体の構成においてプロペラ座標位置や個数が変わるため汎用的な解は無いため、モデル化が必要となる。ただし、PID フィードバックに用いるパラメータはスロットル、ピッチ、ロール、ヨー（姿勢角 z ）、姿勢角 x 、姿勢角 y の 6 種類（6DOF）と決まっている。そのため指示値に対するモータ出力変換行列を実装することで実現できる。

パラメータ構成

プラットフォーム化に必要な全体のパラメータ構成について述べる。姿勢制御コントローラに用いた出力パラメータと関連モジュールの内容を表 3.9 にまとめる。プラットフォーム化に用いるパラメータ構造体は全部で 11 種類とした。（構造体内部には軸数相当の変数を含む）テレメトリ対応として 3 つのパラメータを入力とする。ここで飛行モードやセンサのマニュアル切替などのモード変更などのオプション対応として `rcOption[]` を設定した。次に、姿勢制御基板に搭載された IMU 内部のセンサからの姿勢センシングに対するパラメータとして 3 つを設定した。上位アプリケーションからの指示値として NAVI 用のパラメータを 2 つ設定した。姿勢制御フィードバックとして PID 制御の入力パラメータを設定し、最終的な出力パラメータとしてモータ `motor[]` とサーボ `servo[]` を設定した。これらのパラメータに対して上位アプリケーションから指示値を送ればどの機体も同じ位置定位を実現できる。

表 3.9: パラメータ構成

内容	主な出力グローバル変数	関連モジュール
テレメトリ処理(受信機)	rcData[]	感度調整/指示値整形
プロポスティックの情報からモード変更/指示値整形 状態遷移(+拡張コマンド)	rcCommand[] rcOptions[]	感度調整/指示値整形
加速度、角速度などのセンサの処理 (6軸成分)	Imu[]	姿勢/高度/方位推定
センサ情報から姿勢/高度の推定	Att.Angle[] Alt.Estalt	姿勢/高度/方位推定
ナビゲーション制御指令値の決定 (上位アプリより)	NAVI_angle[]	目標姿勢補正1
ナビゲーションの補正	NAVI_coord[]	目標姿勢補正2
姿勢制御フィードバック	axisPID[]	PID姿勢制御
モータ、サーボの指令値の決定 (モデル変換行列計算出力)	motor[], servo[]	出力決定

次に、モータ出力に対するモデル変換行列についてであるが、これに関しては全ての機体で固有の値を持つことから計算式を実装する必要がある。例として代表的なクワッドロータのモデル化の変換行列を次節に示す。

本論文で紹介する全ての開発機体は、このプラットフォーム化により姿勢制御を統一化したことによって、柔軟な上位アプリケーションとの連携を実現した。

3.1.5 マルチロータ機体構成のモデル化

姿勢制御コントローラのモータ出力に対するモデル変換行列は、全ての機体で固有の値を持つことから計算式を図 3.23 の姿勢制御層に実装する必要がある。

固定ピッチプロペラ、可変ピッチプロペラ、スラスト軸可変プロペラをベースに多種類の機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットを開発するために、まずマルチロータにかかる力とトルクに対して多次元推力制御の式の一般化を行う。次に一般化された式から各機構構成に必要な力成分に対して連立方程式を解くことで各モータの推力やサーボ角度などの関係を示した機体固有のモデル変換行列を生成する。

多次元推力制御の一般化モデル

マルチロータ機体構成のモデル化のために多次元推力制御について機体に加わる力やトルクについての一般式を導く。

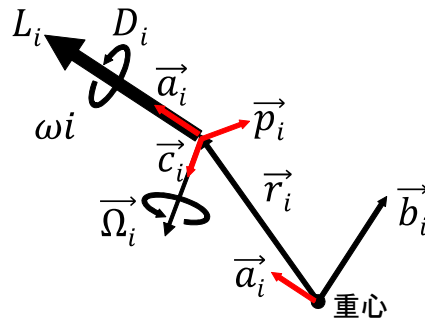


図 3.24: Force and Torque balance for vector model

本体に加わる力とトルクの関係図を図 3.24 に示す。

各成分は以下に定義する。

\vec{F} : 本体に加わる力 (N)(3x1)

\vec{T} : 本体に加わるトルク (Nm)(3x1)

\vec{T}_L : プロペラ推力によるトルク (3x1)

\vec{T}_D : プロペラ抗力によるトルク (3x1)

\vec{T}_C : コリオリ力によるトルク (3x1)

\vec{r}_i : プロペラ i の位置ベクトル (3x1)

\vec{a}_i : プロペラ i の回転軸方向の単位ベクトル (3x1)

\vec{b}_i : プロペラ i の位置ベクトルと回転軸ベクトルに直行するベクトル ($b_i = r_i \times a_i$)(3x1)

\vec{c}_i : スラスト i の回転軸方向の単位ベクトル (3x1)

L_i : プロペラ i の推力 (1x1)

D_i : プロペラ i の抗力 (1x1)

A : プロペラ推力の方向を表す単位ベクトルの行列 (3xn)

B : プロペラ推力によるトルクを表すベクトルの行列 (3xn)

\vec{L} : プロペラの推力 (nx1)

\vec{D} : プロペラ抗力 (nx1)

\vec{H}_i : スラスト i の角運動量 ($vecH_i = J_i\omega_i\vec{a}_i$)(3x1)

J_i : スラスト i の回転軸周りのイナーシャ (1x1)

ω_i : プロペラ i の角速度 (1x1)

$\vec{\Omega}_i$: スラスト i の角速度ベクトル ($\vec{\Omega}_i = \omega_i\vec{c}_i$)(3x1)

w_i : スラスト i の角速度 (1x1)

\vec{p}_i : スラスト i のジャイロプリセッションが働く軸の単位ベクトル ($\vec{p}_i = \vec{c}_i \times \vec{a}_i$) (3x1)

P : スラストのジャイロプリセッションの行列 ($\vec{P}_i = \omega_i J_i \vec{p}_i$)(3xn)

\vec{W} : スラスト i の回転ベクトル ($W_i = w_i$)(nx1)

本体に加わる力とトルクの関係は以下の式になる (図 3.24) .

プロペラ i の回転軸方向の単位ベクトルを \vec{a}_i , プロペラ i の推力を L_i , プロペラ推力の方向を表す単位ベクトルの行列を A とすると本体に加わる力 \vec{F} は以下の式で表せる.

$$\vec{F} = \sum L_i \vec{a}_i \quad (3.24)$$

$$= [\vec{a}_1 \ \vec{a}_2 \ \dots \ \vec{a}_n] [L_1 \ L_2 \ \dots \ L_n]^T \quad (3.25)$$

$$= A\vec{L} \quad (3.26)$$

次に, 本体に加わるトルクは \vec{T} は以下の式で表せる.

$$\vec{T} = \vec{T}_L + \vec{T}_D + \vec{T}_C \quad (3.27)$$

ここで, プロペラ i の位置ベクトルと回転軸ベクトルに直行するベクトルを \vec{b}_i , プロペラ i の位置ベクトルを \vec{r}_i , プロペラ推力によって本体に加わるトルクの行列を B , とするとプロペラ推力によるトルク \vec{T}_L は以下の式で表せる.

$$\vec{T}_L = \sum f_i (\vec{r}_i \times \vec{a}_i) \quad (3.28)$$

$$= [\vec{b}_1 \ \vec{b}_2 \ \dots \ \vec{b}_n] [L_1 \ L_2 \ \dots \ L_n]^T \quad (3.29)$$

$$= B\vec{L} \quad (3.30)$$

次に、プロペラ*i*の抗力（反力）を d_i 、プロペラ推力の方向を表す単位ベクトルの行列を A 、とするとプロペラ抗力（反力）によるトルク \vec{t}_d は以下の式で表せる。

$$\vec{T}_D = \sum d_i \vec{a}_i \quad (3.31)$$

$$= [\vec{a}_1 \vec{a}_2 \dots \vec{a}_n] [d_1 d_2 \dots d_n]^T \quad (3.32)$$

$$= A \vec{D} \quad (3.33)$$

次に、スラスト*i*の角運動量を \vec{H}_i 、スラスト*i*の回転軸周りのイナーシャを J_i 、プロペラ*i*の角速度を ω_i 、スラスト*i*の角速度ベクトルを $\vec{\Omega}_i$ 、スラスト*i*の角速度を \vec{w}_i 、スラスト*i*の回転ベクトルを \vec{W} とすると、スラスト*i*のジャイロプリセッションが働く軸の単位ベクトルを \vec{p}_i 、スラストのジャイロプリセッションの行列を P 、ジャイロプリセッションによるトルク \vec{T}_c は以下の式で表せる。

$$\vec{T}_C = \sum \vec{\Omega}_i \times \vec{H}_i \quad (3.34)$$

$$= \sum J_i \omega_i w_i (\vec{c}_i \times \vec{a}_i) \quad (3.35)$$

$$= \sum J_i \omega_i w_i \vec{p}_i \quad (3.36)$$

$$= P \vec{W} \quad (3.37)$$

上記の式からプロペラで発生する推力と抗力トルク（反トルク）と本体に加わる力とトルクの関係は下の式で、多次元推力制御の一般化した式として表すことができる。

$$\begin{bmatrix} \vec{F} \\ \vec{T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ B & A & P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{L} \\ \vec{D} \\ \vec{W} \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

このとき各成分は以下とする.

$$\vec{F} = [F_x F_y F_z]^T \quad (3.39)$$

$$\vec{T} = [T_x T_y T_z]^T \quad (3.40)$$

$$A = \begin{bmatrix} a_{1x} & a_{2x} & \dots & a_{nx} \\ a_{1y} & a_{2y} & \dots & a_{ny} \\ a_{1z} & a_{2z} & \dots & a_{nz} \end{bmatrix} \quad (3.41)$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{1x} & b_{2x} & \dots & b_{nx} \\ b_{1y} & b_{2y} & \dots & b_{ny} \\ b_{1z} & b_{2z} & \dots & b_{nz} \end{bmatrix} \quad (3.42)$$

$$P = \begin{bmatrix} p_{1x} & p_{2x} & \dots & p_{nx} \\ p_{1y} & p_{2y} & \dots & p_{ny} \\ p_{1z} & p_{2z} & \dots & p_{nz} \end{bmatrix} \quad (3.43)$$

$$\vec{L} = [L_1 L_2 \dots L_n]^T \quad (3.44)$$

$$\vec{D} = [D_1 D_2 \dots D_n]^T \quad (3.45)$$

$$\vec{W} = [W_1 W_2 \dots W_n]^T \quad (3.46)$$

また, この一般化式は機体基準なので姿勢定位のために姿勢角を変えると, IMU 基板も傾いた状態となり機体の方位に対する座標定義がおかしくなるので, 姿勢定位によって傾いた分だけ回転行列 (式 (3.47)) をかけることで機体基準の方位を補正する. 以上の一般化モデルを用いて多次元推力制御を実現し様々な機構を搭載したマルチロータ制御に対応する.

$$\begin{bmatrix} \vec{F}' \\ \vec{T}' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & 0 \\ 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \vec{F} \\ \vec{T} \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

例えばクワッドロータのモデル式を導くには, 上記の一般式から, チルト機構は無いので \vec{W} 成分を全て0とし, \vec{F} のベクトル成分はZ軸方向のみとすればよい. この一般式から連立方程式を解くことでクワッドロータ機体にかかる力やトルクを導くことができる.

基本となるマルチロータの機体モデルとして代表的な4種類 (Bi-rotor, Tri-rotor, Quad-rotor, Hex-rotor) について機体モデル変換行列の例を以下に示す.

Bi-rotor

互いに逆方向に回転する2枚のプロペラと各プロペラのスラスト軸角度を可変傾斜可能な機構を持つバイロータのモデルを図 3.25 に示す。PITCH 軸の制御は左右のサーボ 1, 2 によりスラスト軸を同じ方向傾げることで行い、ROLL 軸の制御は左右のプロペラ推力の差分で行い、YAW 軸の制御は左右のサーボのスラスト軸を別々の方向に傾げることで行う。

制御式で表すと式 (3.48), 式 (3.50) となる。 f_1, f_2 はそれぞれプロペラの推力 (N) を表す。 $\theta_1(\text{servo}), \theta_2(\text{servo})$ はサーボ角度 (θ) を表す。 $THROTTLE, PID_{ROLL}, PID_{PITCH}, PID_{YAW}$ はそれぞれスロットル (出力 W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す。

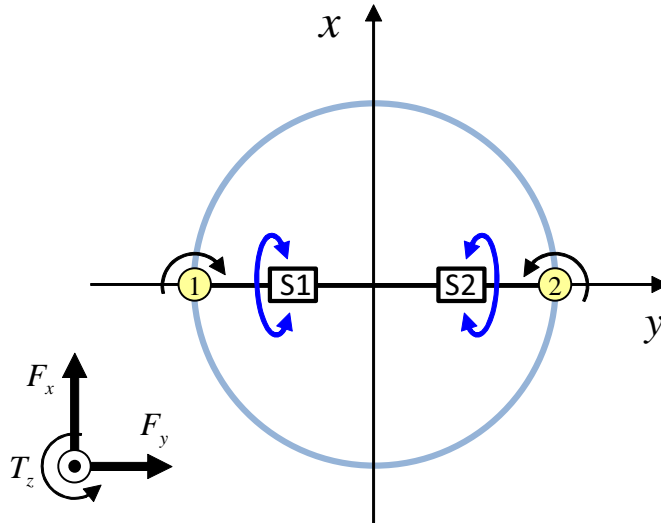


図 3.25: Bi-rotor model

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

(3.49)

$$\begin{bmatrix} \theta_1(\text{servo}) \\ \theta_2(\text{servo}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} PID_{YAW} \\ PID_{PITCH} \end{bmatrix} \quad (3.50)$$

Tri-rotor

3枚のプロペラのうち互いに逆方向に回転する2枚のプロペラと1枚のプロペラのみスラスト軸角度が可変可能な機構を持つトライロータを図 3.26 に示す。合計3枚の奇数プロペラシステムのためプロペラ反力での YAW 軸モーメントの打ち消しができないため、3つ目のプロペラのスラスト軸角度をサーボアクチュエータを用いて可変可能な機構を追加により YAW 軸方向の回転モーメントを制御する機構である。

制御式で表すと式 (3.51), 式 (3.53) となる。 $f_1 \sim f_3$ はそれぞれプロペラの推力 (N) を表す。 $\theta_1(\text{servo})$ はサーボ角度 (θ) を表す。 $THROTTLE$, PID_{ROLL} , PID_{PITCH} , PID_{YAW} はそれぞれスロットル (出力 W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す。モデル変換行列は計算処理を高速化するために近似値を分数表記してある。

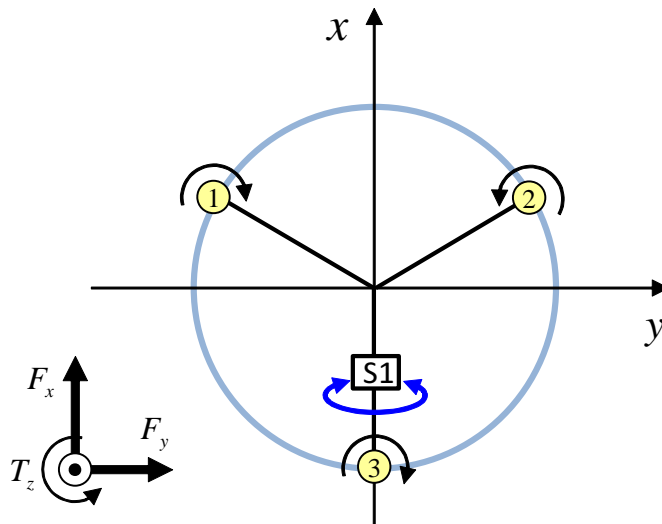


図 3.26: Tri-rotor model

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & -2/3 & 0 \\ 1 & -1 & -2/3 & 0 \\ 1 & 0 & 4/3 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.51)$$

(3.52)

$$\begin{bmatrix} \theta_1(\text{servo}) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

Quad-rotor (Xタイプ)

右回転2枚，左回転2枚の合計4枚のプロペラで構成されるクワッドロータを図3.27に示す。近年のマルチロータ飛行ロボットの発展の基本となる形として最も広範囲で活躍している。最小数のプロペラ枚数で成立するモデルである。基本的には4枚のプロペラを円周上に均等配置する。隣り合うプロペラが互いに逆方向回転となるように配置することで完全対称構造となりバランスも良い。右回転2枚，左回転2枚の合計4枚のプロペラによりプロペラ反力を利用したYAW軸の回転モーメント制御も容易に可能となる。

制御式で表すと式(3.54)となる。 $f_1 \sim f_4$ はそれぞれプロペラの推力(N)を表す。 $THROTTLE$, PID_{ROLL} , PID_{PITCH} , PID_{YAW} はそれぞれスロットル(出力W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す。

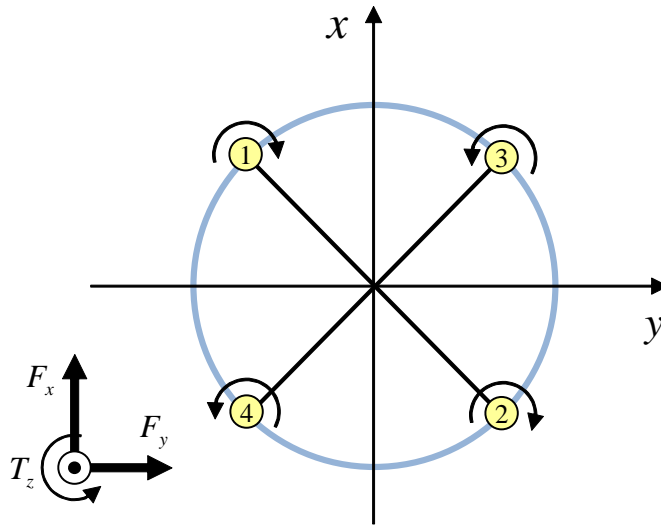


図 3.27: Quad-rotor model

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.54)$$

Quad-rotor (Plus タイプ)

十字型にプロペラを配置したクワッドロータを図 3.28 に示す. X (クロス) タイプのクワッドロータに積段する際の 2 段目に使用するモデルとして用いている. X タイプと変わらず, 隣り合うプロペラが互いに逆方向回転となるように配置することで完全対称構造となりバランスも良く, 右回転 2 枚, 左回転 2 枚の合計 4 枚のプロペラによりプロペラ反力を利用した YAW 軸の回転モーメント制御も容易に可能となる.

制御式で表すと式 (3.55) となる. $f_1 \sim f_4$ はそれぞれプロペラの推力 (N) を表す. $THROTTLE$, PID_{ROLL} , PID_{PITCH} , PID_{YAW} はそれぞれスロットル (出力 W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す.

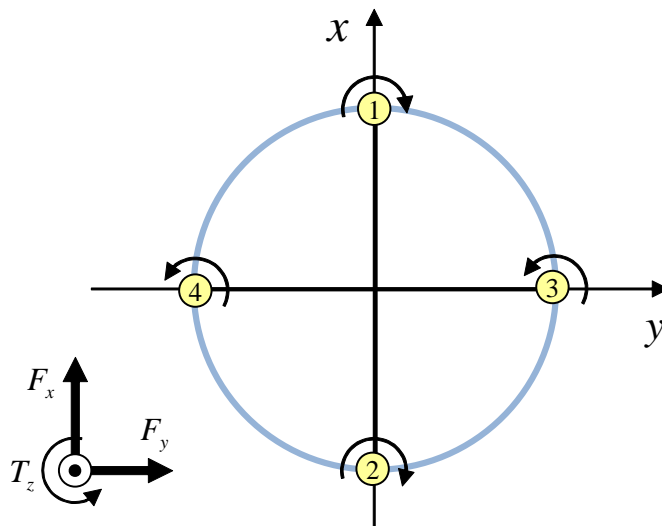


図 3.28: Quad-rotor model(plus)

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -1 & -1 \\ 1 & 0 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.55)$$

Hex-rotor

プロペラ6枚のヘキサロータを図3.29に示す。基本的には6枚のプロペラを円周上に均等配置する。隣り合うプロペラが互いに逆方向回転となるように配置することで完全対称構造となる。右回転3枚、左回転3枚の合計6枚のプロペラによりプロペラ反力を利用したYAW軸の回転モーメント制御も容易に可能となる。

制御式で表すと式(3.56)となる。 $f_1 \sim f_6$ はそれぞれプロペラの推力(N)を表す。 $THROTTLE$, PID_{ROLL} , PID_{PITCH} , PID_{YAW} はそれぞれスロットル(出力W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す。モデル変換行列は計算処理を高速化するために近似値を分数表記してある。

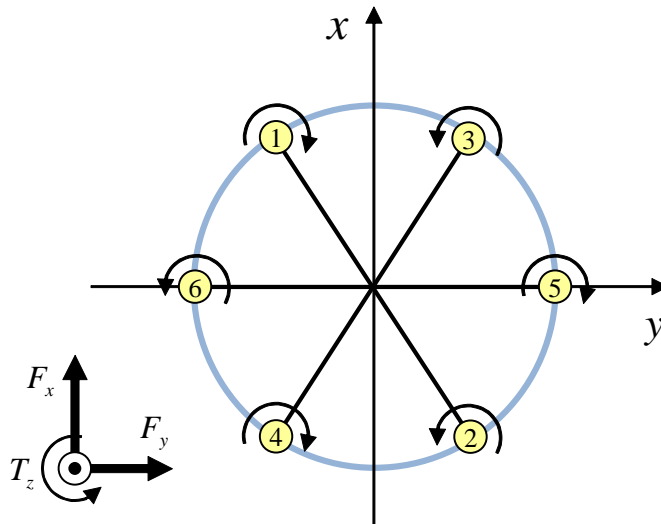


図 3.29: Hex-rotor model

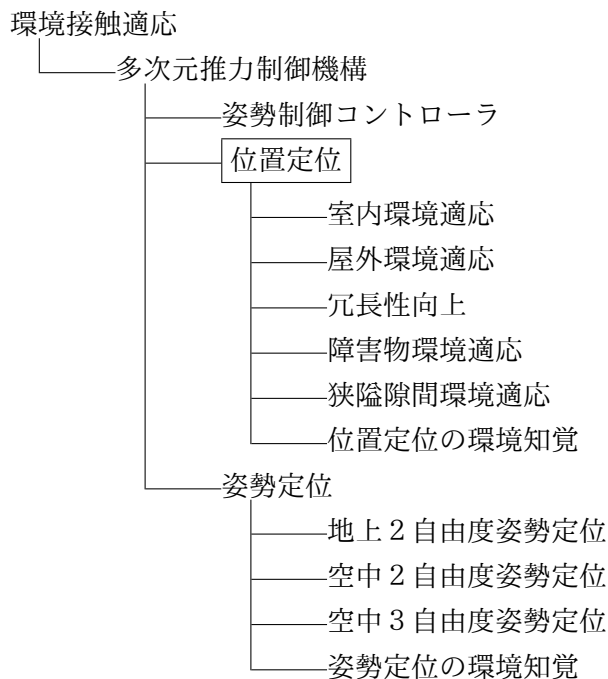
$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1/2 & -7/8 & -1 \\ 1 & -1/2 & 7/8 & 1 \\ 1 & -1/2 & -7/8 & 1 \\ 1 & 1/2 & 7/8 & -1 \\ 1 & -1 & 0 & -1 \\ 1 & 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (3.56)$$

3.2 位置定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ

環境接触適応のために必要な運動機能とは、3次元空間中の座標位置を制御する「位置定位」と3次元空間中で機体の姿勢角を制御可能な「姿勢定位」の2つの機能を両立させることが必要であり、それぞれに必要な機構と制御の組み合わせによって目指すべき機能を実現する。

本節では、この2つの要素のうち「位置定位」に関するマルチロータの機構構成や制御についてどのようなアプローチで構成していくかについて述べる。「位置定位」とは3次元空間中でホバリング（その位置座標を保持すること）でき、かつX軸方向、Y軸方向、Z軸方向に移動が可能なことである。

本研究における機体の開発方針として、機能目的別に機体を実機開発し、実証試験を行い、それぞれの機構によるメリット・デメリットを明確にし、機構構成の効果を実証ベースで確認することで、目的を達成可能な新しい機構、構成、制御方式を模索するという進め方とした。



本章の全体構成と位置定位の関係

3.2.1 室内環境適応のための機構構成検討

高安全性のための樹脂フレームサンドイッチ構造（サンドイッチフレーム型）

位置定位の実験をする初期においては壁や天井などに接触することが度々起こる。簡単な構造で飛行ロボットの研究を始める入門用として開発し、環境に接する際に、安全という観点として開発したモデルである。

同形状のメインインフレーム2枚をスタッド（柱）で挟み込むことによってシンプルかつ剛性を得つつ安全のためのプロペラガードも同時に実現できる構造となっている。メインフレームには割れに対して非常に強い TECCELL 材を用いる事で軽量と安価を同時に実現した。これは曲げ剛性が同じ条件でアルミに対して1/3の重量という特徴がある。また、特殊な樹脂材料であるため墜落してフレームが変形したとしても割れることがない。

この TECCELL 材1枚からの切り抜きによりフレームを制作する。切り抜きが手作業で簡易に行えるためカーボン材（CFRP）のような特殊な加工を必要としない。ネジ穴部は樹脂の変形を防ぐため金属カラーを打ち込むことで締め付けに対応できる構造とする。この構造でプロペラサイズ最小6インチから最大24インチのクワッドロータまで14種類、合計24機を試作し、実機検証してきた。代表的なクワッドロータ機体2種類の写真を図3.30に示す。フレームに TECCELL を利用したことから「TECCELL-Copter」と名付けた。

TECCELL（テクセル）は世界初の熱可塑性樹脂による連続成形技術から誕生したハニカムコア材。ハニカムサンドイッチパネルは他の構造体と比較しても、非常に高い比強度・比剛性を持っている。

メーカーサイト引用 <http://www.risu.co.jp/teccell/index.html>

環境接触適応性としては全方向に対して壁面との接触に優れているという評価であったが、本体の強度不足という課題もありペイロードをあまり大きくできなかった。

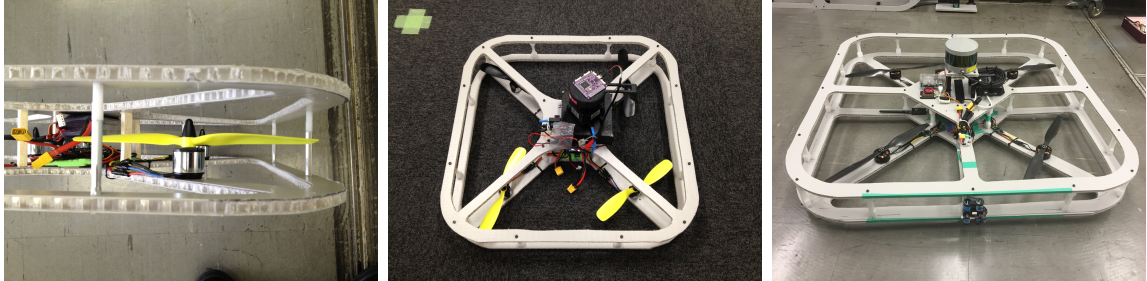


図 3.30: Sandwich teccell flame multi rotor (Developed in 2012)

高安全性のための井桁フレーム構造（井桁型）

サンドイッチ構造よりも更に安全性を重視し、手や指などがプロペラと簡単には接触しない設計とし、室内飛行に対する安全性と組み立て容易性を狙い開発したモデルである。

TECCELL 板や発泡板材を格子状に差し込むことでフレームを構築する井桁型構造である。図 3.31 に外観を示す。フレームの形状から「井桁型」(Curb-Copter) と名付けた。

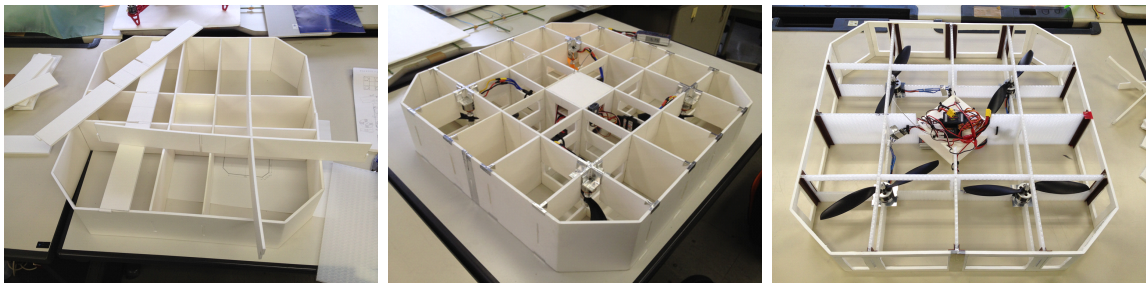


図 3.31: Curb frame type multi rotor (Developed in 2014)

メインフレームという概念はなく、構造体全体がフレームの役目を担うモノコック構造に近い。図 3.32 のように、プロペラは板材の隙間で回転するため外部からプロペラと接触するのは困難である。この機体は実験中に手が触れても安全な構造を目指ただけではなく、組み立て時に専用工具を必要とせず差し込みと挟み込みによる摩擦だけで機体を組み上げられることで基礎実験への導入を容易にしている。この構造でプロペラサイズ最小 8 インチから最大 12 インチのクワッドロータまで 6 種類、合計 8 機を試作し、実機検証してきた。本

機体は、新しい姿勢制御アルゴリズムの検証や通信異常時の試験など、意図的な墜落を前提とした実験において大いに活躍した。

環境接触適応性としては横風に非常に弱く屋外での使用は難しいという評価であったが、安全性に関してはメリットのある構成であった。

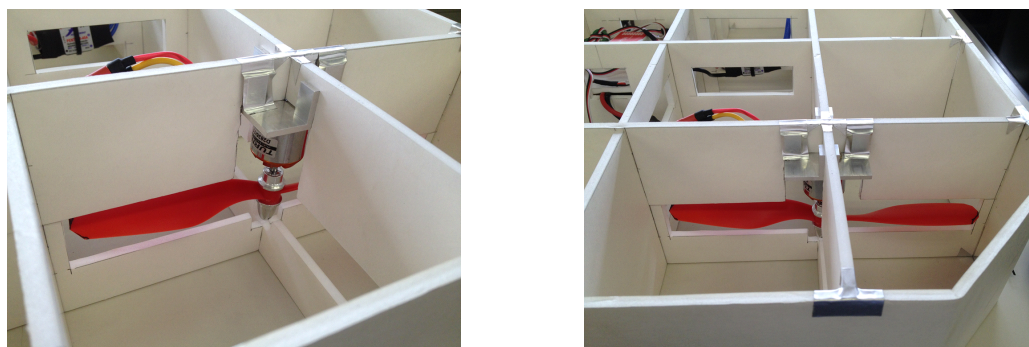


図 3.32: Propeller into curb frame

3.2.2 屋外環境適応のための機構構成検討

屋外環境位置定位のための GPS 制御 (Hex-rotor)

実際の屋外環境において GPS[62] による位置定位における性能評価用に開発したモデルである。東京国立競技場解体前にデジタルアーカイブ用の画像データを撮影する目的で撮影機材を搭載するために、ペイロードを大きく設計したヘキサロータ飛行ロボットである。文化財計測のための飛行ロボットによるデジタルアーカイブ（三次元形状計測，表面色彩計測，高精度画像処理による文化財のデジタルアーカイブ化）を目的とした。東京国立競技場のデジタル化において，地上からのレーザによる計測ができない部分を飛行ロボットでの空中からの撮影を行った。飛行撮影は競技場全体の空撮映像や聖火台の真上からの映像など足場の組めない（高精度画像を任意の方向から撮り難い）場所を対象とした。撮影対象である国立競技場の仕様を表 3.33 に，外観図を図 3.34 に示す。

図 3.33: 国立競技場 (※東京都 HP より)

敷地面積	71,707m ²
建築面積	33,716m ²
スタンド面積	25,346m ²
構造	鉄筋コンクリート造一部鉄骨5階建て
収容人数	54,224名(身障者席40席を含む)
芝生面積	7,597m ² (107mx71m)
芝	ティフトン(夏)、ペレニアルライグラス(冬)
完成	1958年3月



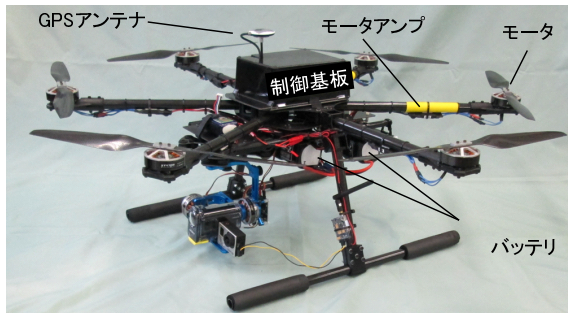
図 3.34: 国立競技場 (※ Yahoo 地図より)

複数のカメラを搭載数するため撮影用途に合わせて2種類の専用機体の開発をおこなった。

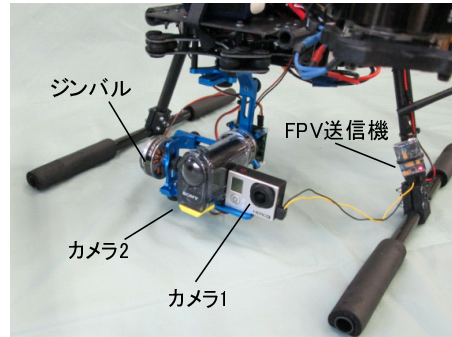
機体 A は主に上空から下方向を撮影する専用機体として開発した(図 3.35, 図 3.37)。2軸のジンバルに2台のカメラ(HERO3, HDR-AS15)を搭載した6枚プロペラのマルチロータで、2オペレータによる操作でジンバルを操作することにより水平から真下の範囲を撮影することができる。

機体 B は壁画などの壁面と高画質ビデオカメラ搭載用に開発した(図 3.36, 図 3.38)。2軸のジンバルにカメラ(HERO3)を、ゴムダンパで振動を抑えたカメラ固定台にハンディカム(HDR-630V)を搭載し、水平方向が撮影できる。ハンディカムはレンズ径が大きく空間光学手ぶれ補正機能を備えている。機体 B は、プロペラの画像への映り込みを少なくするために、前2つ、後ろ2つのモータ間隔を広げ、横のプロペラとの干渉を防ぐために両サイドのプロペラの位置を上にもffsetしている。両機体のハードウェア仕様を表 3.10 に示す。

また、両機体共に FPV (First Person View) 用の送信機を搭載し、機体からの映像をモニターで確認しながら機体を操縦することができる。これにより、飛行中に実際に撮影している映像を確認することができ、また、機体が視認できなくなっても安全に操縦することができる。機体には GPS が搭載されており、GPS 衛星の状態がよければ GPS 情報で数 m の誤差で位置制御でき、安定して撮影することができる。

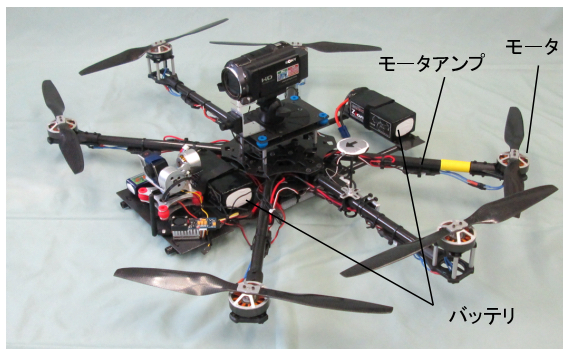


[1] 機体 A の外観

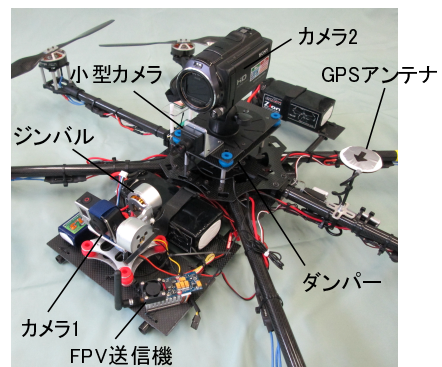


[2] 機体 A のジンバルカメラ

図 3.35: 機体 A



[1] 機体 B の外観



[2] 機体 B のカメラ

図 3.36: 機体 B

表 3.10: 機体スペック

機体		A	B
プロペラ数		6(等間隔)	6(不等間隔)
GPS		あり	あり
カメラ1	機種	HERO3 (GoPro)	HERO (GoPro)
	向き	前方～下方	前方
	位置	機体下部	機体上部
	ジンバル	2軸(ロール、ピッチ)	2軸(ロール、ピッチ)
カメラ2	機種	HDR-AS15(ソニー)	HDR-CX630V(ソニー)
	向き	前方～下方	前方
	位置	機体下部	機体上部
	ジンバル	2軸(ロール、ピッチ)	ダンパのみ
FPVカメラ		小型カメラ	カメラ1
メイン電池(飛行用)		LiPo 6セル 5300mAh x2	LiPo 6セル 5300mAh x2
サブ電池(制御用)		LiPo 3セル 1300mAh	LiPo 3セル 1300mAh
総重量		5.4kg	5.3kg
飛行時間		12min	12min

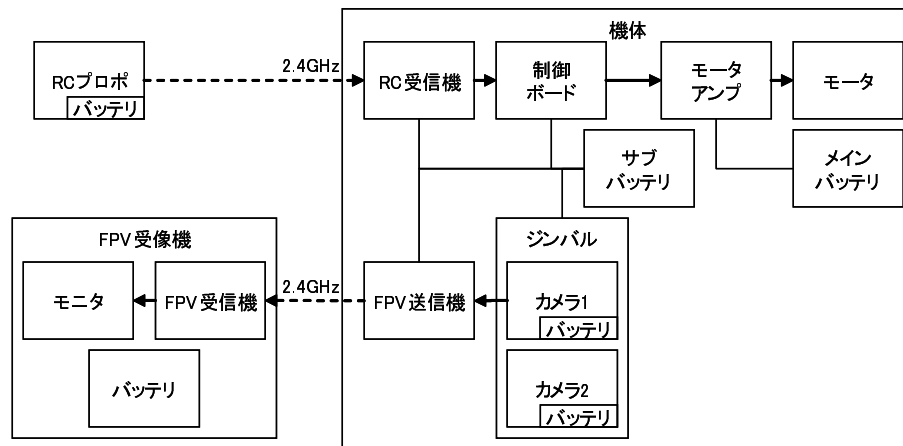


図 3.37: 機体構成 (機体 A)

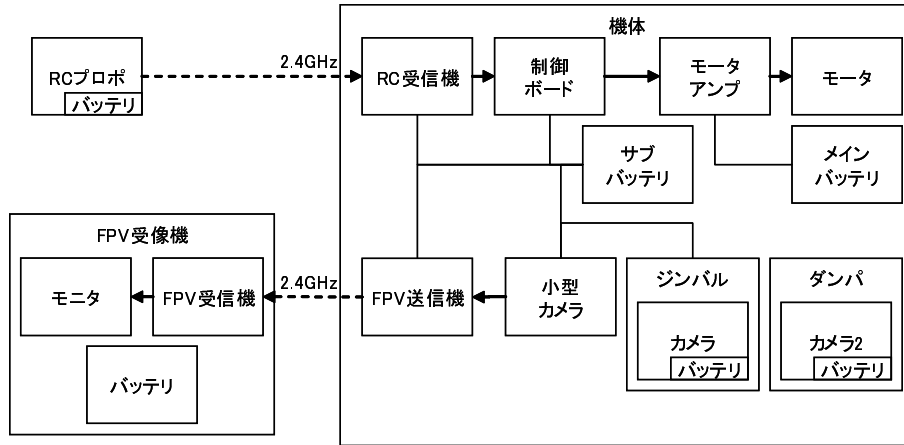


図 3.38: 機体構成 (機体 B)

撮影の対象 (図 3.39) は、足場の組めない (高精度画像を任意の方向から撮り難い) 場所で、照明、壁画、電光掲示板、聖火台、競技場全体 (俯瞰) などとした。参考として撮影した映像の一部を (図 3.40-図 3.41) に示す。



図 3.39: 撮影対象



[a] 照明



[b] 電光掲示板



[c] 壁画（左）



[d] 壁画（右）

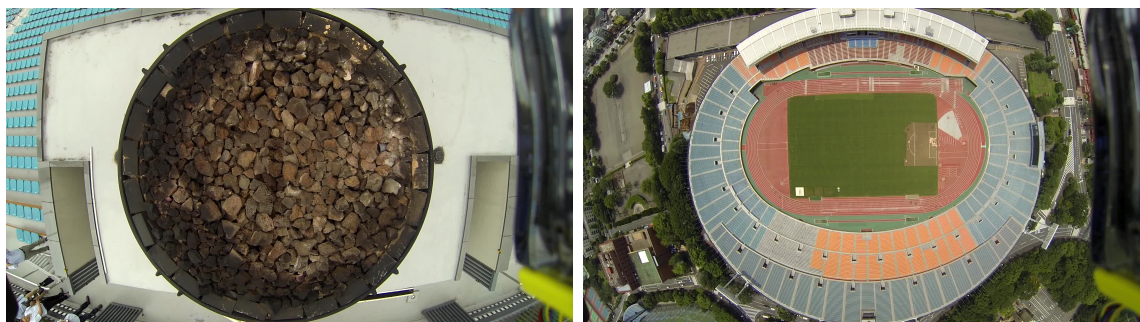


[e] 観客席（貴賓席側）



[f] 新宿ビル群（周辺）

図 3.40: 撮影結果（水平方向）



[g] 聖火台（真上から）

[h] 国立競技場全体（上空 148m より）

図 3.41: 撮影結果（俯瞰撮影）

課題 実験の結果，以下の問題点を把握できた．

- 遠距離で飛行させた場合，FPV によるモニタ映像のみでは撮影対象との距離が把握し難く，撮影対象と衝突の危険がある（操縦する人とは別の人による目視が必要であった）．
- 遠距離で飛行させた場合，機体自体や姿勢が見難くなり，FPV によるモニタ映像のみでは，高度等の位置情報がなく危険である（モニタ内に位置情報の表示が必要であった，また，双眼鏡等による目視が必要であった）．
- 屋外であっても屋根がある場所（壁画）では，GPS 信号を受信し難くなり，制御が不安定になる場合が何度も起きた．
- FPV によるモニタ映像が不安定になりモニタに映せない場合がある．

まとめ 複数のカメラを搭載した 2 台のヘキサロータを製作し，国立競技場の上空から照明，壁画，電光掲示板，聖火台，競技場全体（俯瞰）などを撮影した（2014/6/24）．この実験により，飛行ロボットの複数の問題点を把握できたため，今後の飛行ロボット開発に展開していく．

屋外長時間飛行のためのモータ温度特性評価 (Hex-rotor)

GPSによる位置定位飛行などのように屋外で長時間飛行する場合にプロペラ駆動用のモータが故障しないように安全性を確保する必要がある。そこで、外気温などの環境温度に対するモータの冷却性能に関する温度特性を調べるための評価を行った。

国立競技場での撮影の際にはまだ無人航空機の法律が制定される前であったが、安全な飛行ができることが前提であり、その申請のために実際に飛行ロボットに使用しているモータの実働時温度特性を定量化する必要があった。

前節で述べた撮影用機体に使用しているモータはアウトロータであり、プロペラ直下で負荷をかけたときに、自分の発熱とプロペラ後流による冷却によって、どのような温度特性になるのかを定量的に把握しておく必要がある。そこで最大入力電力付近までのモータの温度を測定し、外気温に対してどの程度の温度が上昇するかを調査した。

モータの諸元 国立競技場での撮影用の飛行ロボットに用いたモータとロータを調査対象とした。使用したモータはST4708 (HOBBYLORD 製) である。図 3.42 にモータの形状、図 3.43 にモータ (プロペラ付) の外観、表 3.11 にモータの主な諸元を示す。

モータはブラシレスモータでアウトロータ型である。アウトロータの上部に穴が6箇所設けられ、ステータ側の下部はマウント部を除き開放された形状で、プロペラの風により放熱性を向上できる構造である。

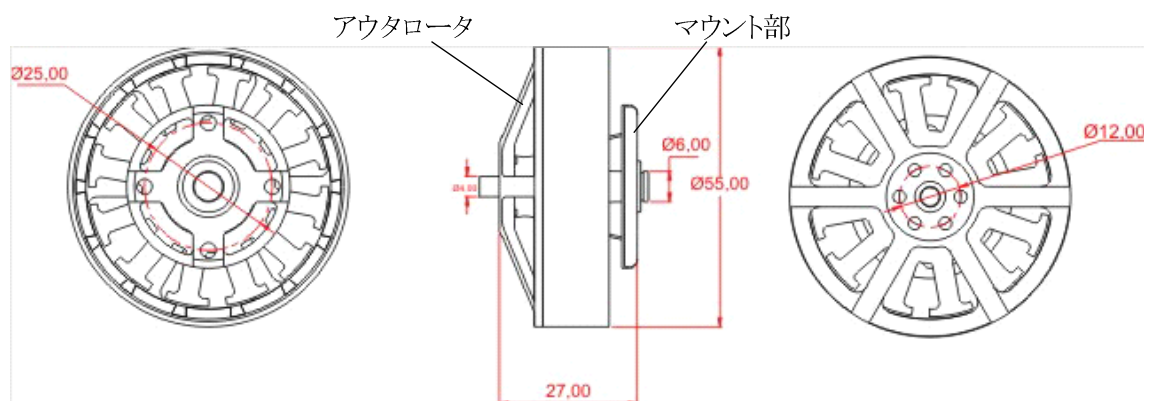


図 3.42: モータの形状 (HOBBYLOAD 社の HP より)

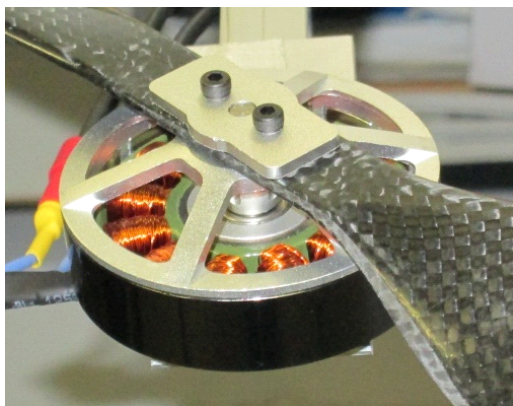


図 3.43: モータの外観

表 3.11: モータの主な諸元

項目	内容
KV値	360rpm/V
無負荷電流	0.5A
最大入力電力(電流)	326W(14.7A)
適用バッテリー	6S Li-poly (22.2V)
アウトロータ外径	φ 55mm
ステータ外形	φ 47mm
ステータ高さ	8mm
シャフト径	6mm
重量	80g
最大スラスト荷重	2080g
搭載部	φ 25mm、4-M3
適用プロペラサイズ	15インチ

モータの温度測定方法 図 3.44 にモータ温度測定ベンチの構成を示す。プロペラの揚力を簡易的に測定する揚力測定ベンチを利用し、プロペラを回転させたときのモータの巻線表面の温度を測定した。

直流電源の電圧を 25V とし、Servo Tester で ESC (Electronic Speed Controller) で、入力電力を調整した。

入力電力は、表 1 に示した最大電力以下の 300W, 200W, 100W とし、巻線表面の温度が一定になるまで温度をデータロガーでモニタした。雰囲気温度は 25℃である。

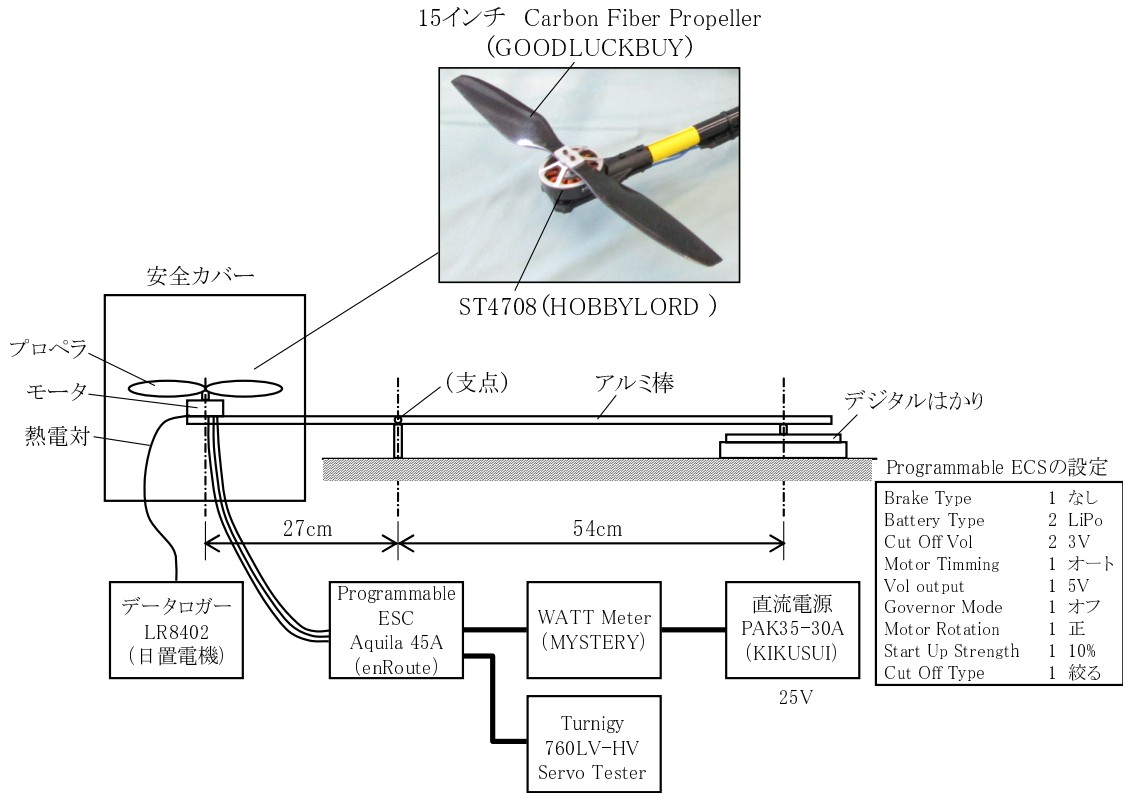


図 3.44: モータ温度測定ベンチ (揚力測定ベンチ)

モータの温度測定結果 時間に対するモータの温度を図 3.45 に、入力電力に対するモータの温度 (一定になったときの温度) を図 3.46 に示す。

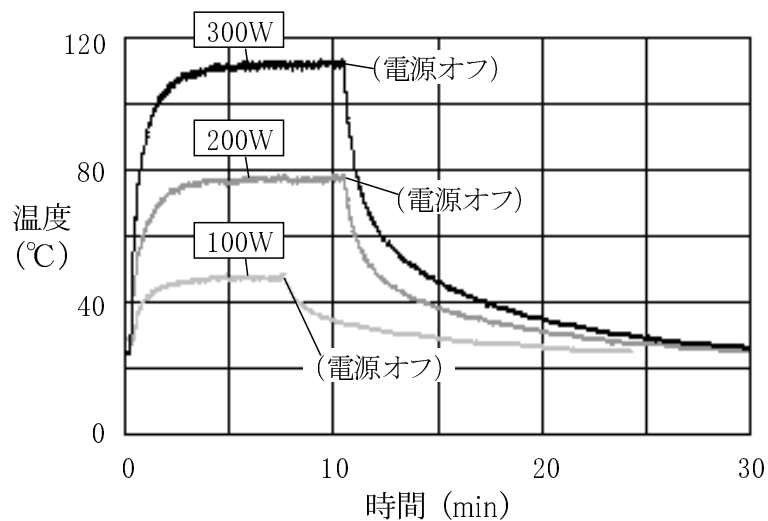


図 3.45: 時間に対するモータの温度

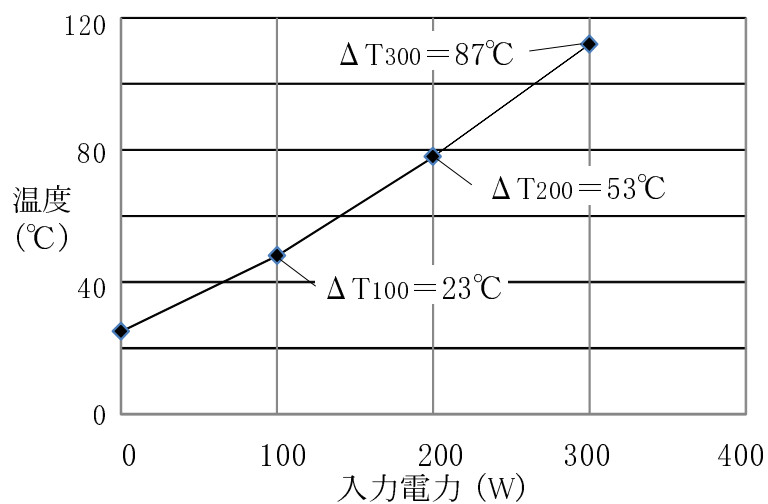


図 3.46: 入力電力に対するモータの温度

モータの温度は測定開始後5分程度で一定となり、一定になったときの温度は、入力電力が300Wの場合、112°C、200Wの場合、78°C、100Wの場合、48°Cとなった。入力電力による上昇温度は、300Wの場合、87°C、200Wの場合、53°C、100Wの場合、23°Cである。

また、参考として入力電力に対する揚力特性を図 3.47 に示す。

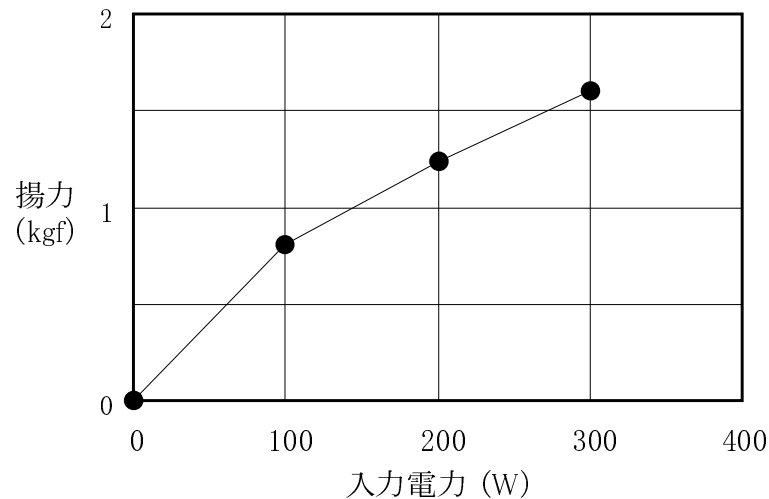


図 3.47: 入力電力に対する揚力特性

考察 雰囲気温度 25℃ の場合、モータ部材（磁石、巻線等）の材質を適切に選定すれば、同様の構造で熱成立性は対応可能であると考ええる。

例えば、磁石を NMX-S43SH（日立金属、残留磁束密度 1.27T～1.34T、保持力 947kA/m～1026kA/m）とすると、減磁率 1% 以下である温度は 160℃ である。巻線や接着剤を耐熱温度 160℃ 以上の材質とすれば、入力電力 300W 程度であれば問題ないと判断できる。モータの耐熱温度を 160℃ とすると（※）、図 5 から推定して 400W 程度まで入力可能であると考ええる。しかし、使用する場所によっては雰囲気温度が高い場合も考えられ、それを考慮して入力電力を制限する必要がある、その結果、飛行ロボットへの搭載重量も制限されることになるため、注意が必要である。

モータの上昇温度は、モータの損失（効率）、プロペラの風による放熱性能のバランスで決まる。モータは勿論、プロペラの大きさ、回転数によっても上昇温度の特性は変わるため、飛行ロボットを設計するためには、モータやプロペラを変えてデータを蓄積する、もしくは、CAE 等を用いた理論解析手法の構築が必要であると考ええる。

まとめ 開発中の飛行ロボットに使用しているモータ（ST4708）の温度を測定した。常温で入力電電力 300W において 112℃ になり、約 87℃ 上昇することが分かった。限定された条件下での測定値ではあるが、環境接触適応における飛行ロボットの開発において参考になるデータが測定できたと考える。モータ部材（磁石、巻線等）の材質を適切に選定すれば、現状のモータ構造で熱成立性は対応可能であると考ええる。

この実験結果を元に国立競技場撮影機体のモータの安全性を確認し、実際に現地では測定結果以上の温度になることはなく安全に運行できた。今後、火山の調査や砂漠など外気温の高い環境接触適応に活用していく場合の参考となれば幸いである。

高重心物体運搬のための飛行土台（DODAI）

ロボットとのコラボレートによる高重心物体搭載状態での位置定位という視点で、小型のヒューマノイドロボットを移動させるための飛行土台として開発したモデルである。

ヒューマノイドロボットは災害現場などで人間の用に多様性を持つロボットとして活躍する事が期待されている。特に、人間が使う事を前提として作られた建屋や構造体に対して人と同じ骨格や構造を模したヒューマノイドは非常に高い環境対応能力を発揮できることが期待されている。しかしながら、歩行という移動手段における遅さから人間も自転車や車、飛行機などの乗り物を利用する。ヒューマノイドロボットにおいても乗り物で移動し、現地到着後に歩行機能を用いて活動するといった行動プランはバッテリーの温存といった意味でも非常に重要である。そこで、ヒューマノイドロボットが自力で搭乗し移動できる構造の運搬用飛行ロボットを実現することで、間接的であるがコラボレートしたことによる災害現場環境への適応という理屈を考えた。



図 3.48: “DODAI” Transportation flying robot (Developed in 2013)

一般的なマルチロータは制御安定性のために重心を下げることを優先し、荷物を機体本体の下に吊るす構造とする場合が多いが、そうすると運ぶロボットの身長に合わせて着陸用の足を長くしなければならない。また、ヒューマノイドロボットが人の補助を受けずに自分自身で乗り降りをするためには吊り下げ式は難しいと考えた。

そこで、実験として用いた小型のヒューマノイドロボットが歩行によって登場でき、立位状態で飛行するために、飛行ロボット側に工夫を盛り込んだ。飛行ロボットの本体中心を非常に薄く作り、階段上のフレームを登ることで搭乗できる構造とした。

搭乗時にプロペラとの干渉を避けるために、撮影用機体で用いた手法を応用し、前2つ、後ろ2つのモータ間隔を広げ、横のプロペラとの干渉を防ぐために横のプロペラの位置を上におffsetさせた。一部上下で重なる部分の効率が低下するが機能優先でこの形とし、姿勢制御コントローラのモデルもこれに合わせて推力座標位置を変更した。

また、ヒューマノイドロボットのスタビライザー機能による立位姿勢制御のサーボ電流を極力少なく済むように、機体側制御時にヒューマノイドロボット搭乗位置での重心に合わせて姿勢軸の回転制御をすることで安定した移動を実現した。図 3.48 の写真は実際に小型ヒューマノイドロボット「ダーウィン」を搭乗させて飛行させた例である。上空飛行時にもヒューマノイドロボットはスタビライザーオフかつ関節ロックした状態で、完全な立位姿勢状態で移動することができた。ダーウィンの重量 3kg を運ぶために 18 インチのプロペラ 6 枚の HEX 型としてバッテリー容量も 10000mAh と大型化した。この実験に用いた機体は土台という意味から「DODAI」と名付けた。

環境接触適応性としては機体上部に重心の高いものを搭載して運ぶという場合における構成制御として役立った例である。

屋外環境位置定位のための GPS 制御による高重心制御応用 (Hex-rotor)

ヒューマノイドロボットを運ぶ DODAI の開発機体をベースに農薬散布用の飛行ロボットとして改良したモデルである。小型の農薬散布システムを機体上部に搭載し最大 5L の農薬を散布できることを目的とした。飛行中に散布する液体が機体本体に大量に降りかかる液体噴霧環境での超音波センサと GPS の位置定位の評価を行った。一回の散布で水田 1 反 (991.736 平方メートル) の面積を約 10 分で散布することを目指し飛行高度も地上から 4m 以下でしか飛行できない制約条件をつけた。センサはデンソー製の車載用で、バンパー部分に使う完全防水型の超音波センサを用いた。飛行制御は GPS を用いて飛行経路を指定して

飛行するシステムとした。離着陸はテレオペレーションのみの仕様であった。持ち運び時にはアームを折りたたむことで小型に変形し、使用時にはアームを広げる事が可能な構造とした図 3.49.



図 3.49: Pesticide spraying multi rotor flying robot for agriculture (Developed in 2013)

農薬散布ノズルの先端をプロペラ下部に配置し、散布農薬がプロペラ後流により真下に吹きつけられるように設計した図 3.50. 実験では高度 1.5m で飛行し、約 $990m^2$ の面積を 6 分間で農薬の代わりに水 5 L を散布することに成功した。図 3.50 の右側の写真は移動ロボットに搭載し、格納庫からの出入りは車輪ロボットによって自動化し、そこから離着陸をする実験を行った実験例である。

モータはデンソーが開発した特殊な防水モータを用い、超音波センサにも車載用を用いたことで噴霧環境での制御には影響を及ぼすことはなかった。今後、防水を必要とする環境での飛行ロボットにはこれらの車載用防水部品を用いるとよい。

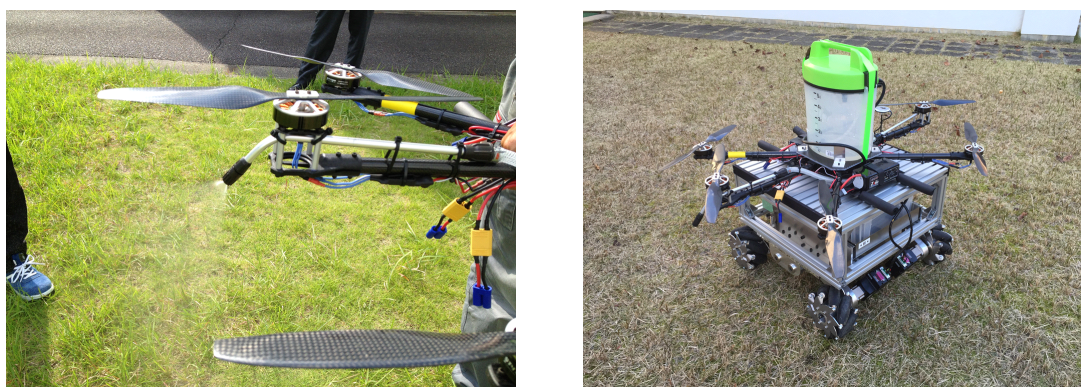


図 3.50: Spraying module and Collaboration with crawler robot (Developed in 2014)

強風環境対応のための可変ピッチプロペラ機構（可変ピッチクワッド型）

可変ピッチクワッドロータの基本機体

可変ピッチ機構による姿勢制御の高応答性を狙った基礎実験用のモデルである。図 3.51 に機体の外観を示す。

可変ピッチプロペラ機構とは、プロペラのピッチ角度をサーボアクチュエータにて回転中に正負両方に可変することができる機構である。これにより、ロータ回転軸に対して両方向に推力を可変調整が可能となるだけでなく、モータ回転数の可変制御に比べ約 20 倍の応答速度があることから高応答の多次元推力制御が実現できる。可変ピッチ機構をマルチロータに適応するには機構的な問題だけでなく制御コントローラも既製品が存在しないことが課題であるが、開発した姿勢制御コントローラを用いることでハード・ソフト共に対応可能である。可変ピッチ機構のメリットである推力の応答速度は固定ピッチの約 20 倍の高応答を実現しており、運動性能の俊敏性に大きく貢献している。これらの機体は風速 15m/s の上昇風の中でもホバリングができる安定性を実現し、固定ピッチで課題であった降下速度の遅さによる着陸に要する時間の問題やブレーキの応答性などを大幅に改善した。

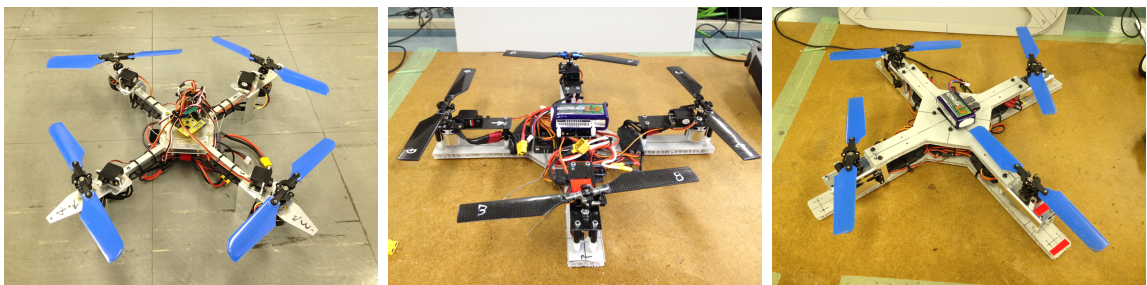


図 3.51: Variable pitch propeller quad rotor flying robot (Developed in 2012)

レバーリンク型可変ピッチ機構

可変ピッチと固定ピッチの比較用に、可変ピッチ機構部分のみをモジュール化することで交換を容易にし、メンテナンス性と実験利便性の向上を狙ったモデルである。可変ピッチモジュールはコネクタにより直接アームと接続することでパワーや制御信号などの電気的接続と構造体としての剛性を同時に実現する。ユーザーはワンタッチでモジュールを交換でき、固定ピッチと容易に交換することも可能であり制御の比較実験等を容易に行えた。



図 3.52: Removable arm variable pitch propeller quad rotor flying robot (Developed in 2014)

可変ピッチプロペラの上昇気流耐性 可変ピッチプロペラの UAV を試作し，上昇気流中の操作性（安全性）が市販の固定ピッチプロペラ機に対して優位であることを確認する。

機体構成 開発したモジュール式の可変ピッチプロペラ機を表 3.12，図 3.53 に示す．開発機体はマイコンやバッテリー，受信機，モータアンプが搭載されているメインモジュールと，モータ，プロペラ，サーボが搭載された4つのプロペラモジュールで構成されている．GPS と地磁気センサは電流の影響を防ぐためメインモジュールの外側に配置した．メインモジュールと可変ピッチプロペラモジュール（図 3.54）はねじ式の防水コネクタで接続されており，容易に組み立てや交換が可能となっている．

表 3.12: 主要諸元

項目	値
メインモジュール	150x150x80mm
機体重量	3.5 kg
プロペラ径	368mm
プロペラ間距離	690mm
モータ	300W x4
バッテリー	LiPo 6S(22.2V 5.2Ah)
飛行時間	12 min

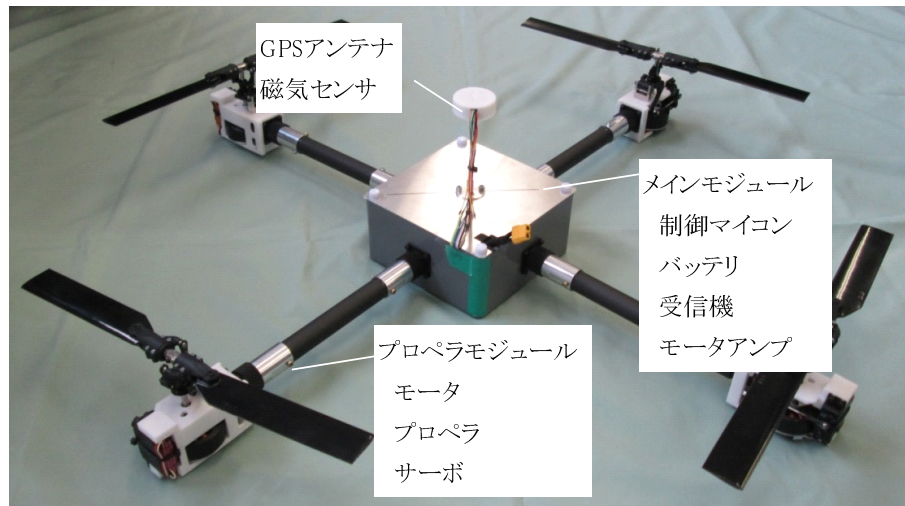


図 3.53: 実験に用いた可変ピッチプロペラ機

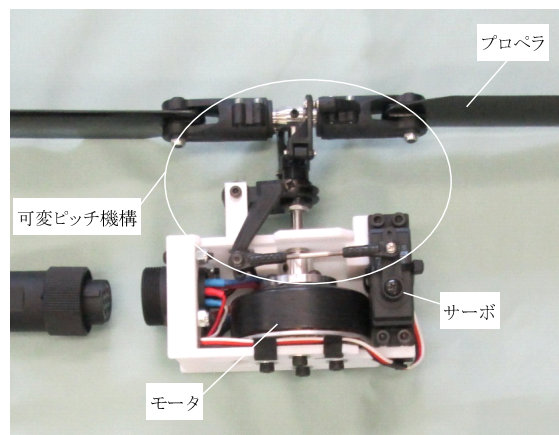


図 3.54: 実験に用いた可変ピッチプロペラモジュール

全体のシステム構成を図 3.55 に示す。メインモジュールにはマイコンボード、受信機、ZigBee、モータアンプが搭載されている。マイコンボードには加速度センサ、角速度センサ、磁気センサ、気圧センサが搭載されていて姿勢制御を行う（IMU 基板 Ver1.4）。操縦は RC 用プロポによるテレオペレーションとした。飛行データ取得には ZigBee（2.4GHz）を用いて、姿勢センサ情報などを基地局の PC にて取得した。受信機とマイコン間の通信に S.BUS

を採用し、より高度な操作に対応するために入力数を 18ch に増加させた (従来最大 8ch)。

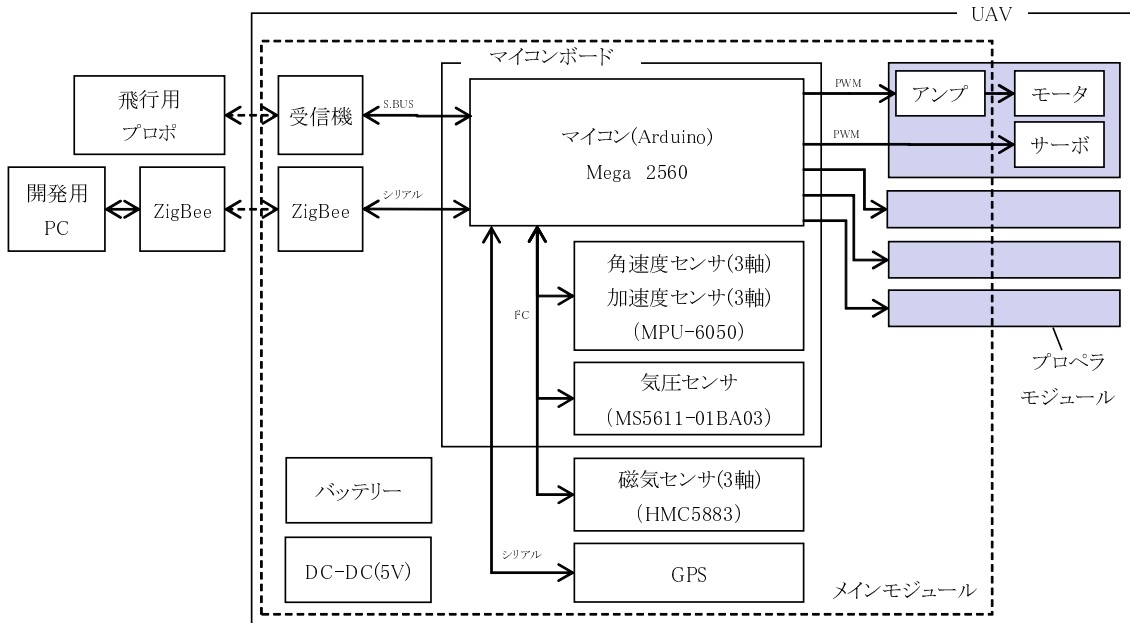


図 3.55: システム構成

実験評価 固定ピッチプロペラ機として DJI 製 Inspire-1, Phantom3 を選定し、官能評価による比較を実施した。官能評価は RC ヘリ F3C の資格所有のプロパイロットが 12 項目で 5 段階評価で実施した。実験の様子を図 3.56 に示し、官能評価結果を図 3.57 に示す。上昇気流中の飛行は、大型送風機 4 台を地上に設置し、鉛直方向に送風した。地上から 1m の高さでは風速約 15m/sec, 5m の高さでは風速約 13m/sec である。試作機は上昇気流中での飛行の評価は、市販の固定ピッチプロペラ機より優れることが確認できた。屋外の自然環境下での実験のためモーションキャプチャーなどが使えない環境であったため、定量的な評価ができていないことが課題であるが、環境接触適応への実験においてはこのような評価も今後の開発に向けて十分な知見といえる。

まとめ 市販の固定ピッチプロペラ機と比較して入力に対するレスポンスが良く、また可変ピッチにより制御応答が早いことから、固定ピッチでは飛行できない強風や強い上昇気流環

境の中での飛行が可能であることを確認した。今後、フレームを強化すれば 30m/s を超える激しい突風の中でも飛行可能な性能となる。

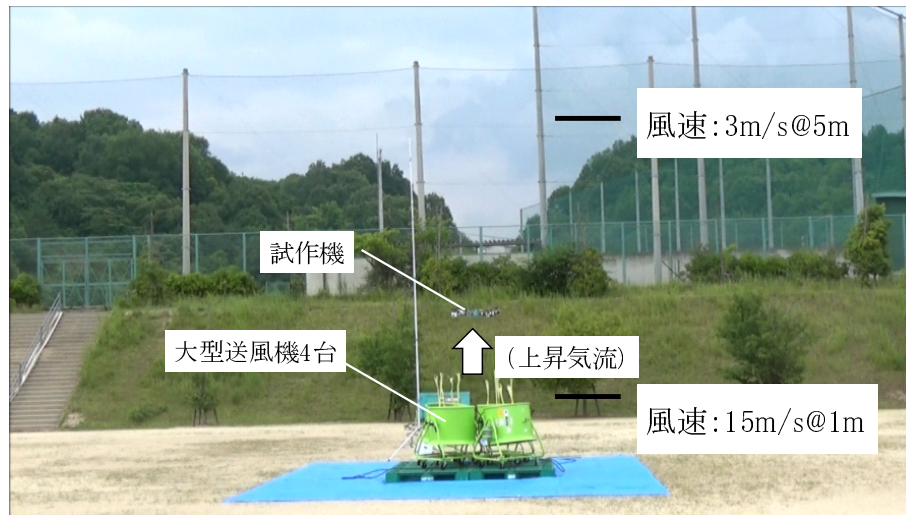


図 3.56: 上昇風性能評価の様子

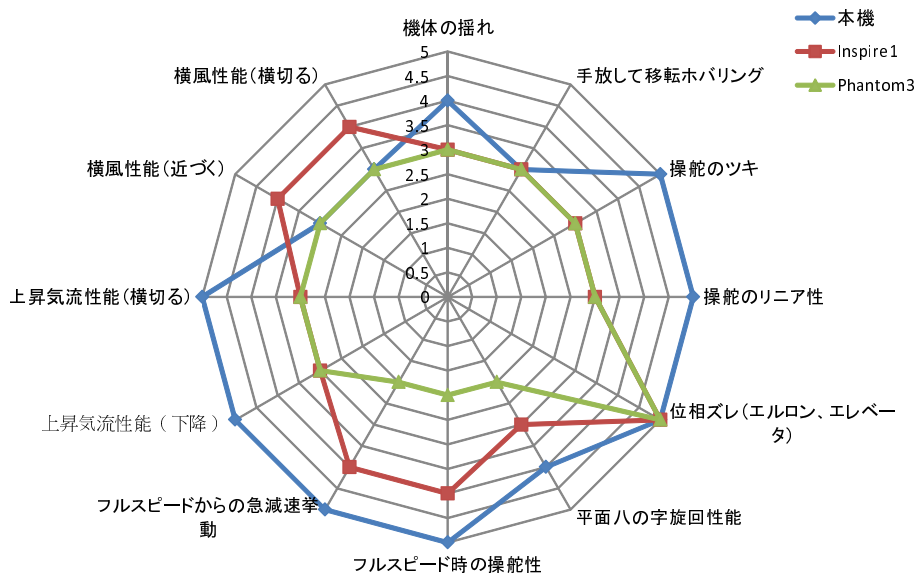


図 3.57: 官能評価結果

ダイレクトドライブ型可変ピッチ機構

可変ピッチ機構の強度を上げ，リンク機構を改良しダイレクトドライブ化する．従来の可変ピッチ機構はスライド部分との接点がピンによるカム式になっており薯蕷による摩耗の課題がある（図 3.59）．そのためすべての可動部をベアリングで受ける構成にした（図 3.58）．

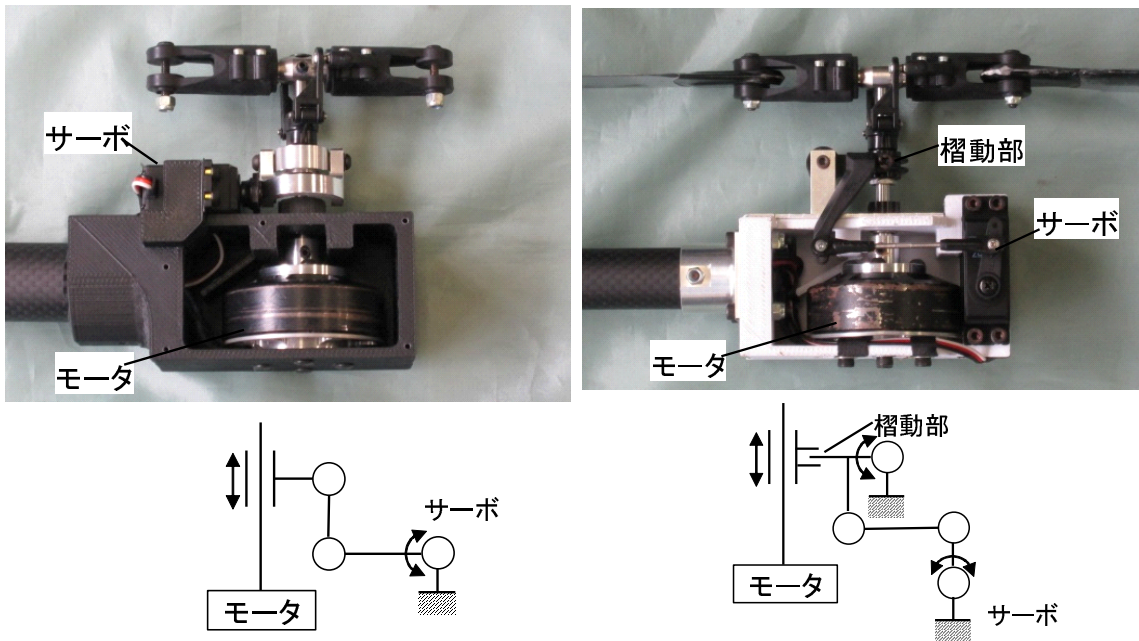


図 3.58: 新方式（ダイレクトドライブ）

図 3.59: 従来方式（レバーリンク）

サーボ角度に対するプロペラのピッチ角度特性の比較結果を図 3.60 に示す．サーボで直接駆動するため，従来の多段のリンク機構に比べレバー比が小さくスライド量に対するサーボの可動量が大きく，非線形性があるが，実際の制御ではプロペラピッチ角度の使用範囲は $\pm 15deg$ 程度であるためその範囲で線形性となるように設計した．デメリットとしてはリンク部のゼロ点などの微調整がハードウェアでは困難であるため，ソフトウェアでサーボ操作量の調整が必要である．

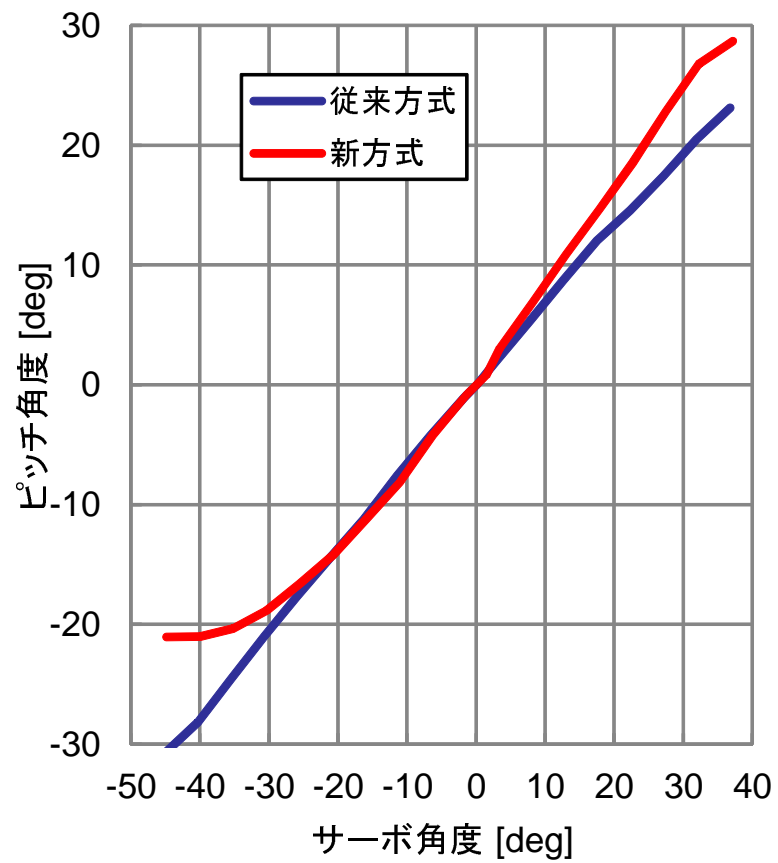


図 3.60: サーボ角度対ピッチ角度特性

ダイレクト・ドライブ型可変ピッチ機構を搭載した新型の機体を図 3.61 に示す。



図 3.61: ダイレクト・ドライブ型可変ピッチクワッドロータ

傾斜マウント型可変ピッチ機構

可変ピッチプロペラのスラスト軸が傾斜した状態でマウントすることで、プロペラのトルク反力以外にプロペラ推力の一部も利用し機体の YAW 軸回転トルクを増強可能なモデルである。

例として右回転のプロペラで説明する。右回転のプロペラが出力を増加するとプロペラ反力により本体は YAW 軸周りに左回転の力を発生する。ここで右回転のプロペラのマウント部を本体中心からの円周の接線方向に傾けて固定する。プロペラスラスト軸を傾ける方向は、プロペラ推力により本体が左回転する方向に傾ける。これにより、右回転のプロペラの出力増加指示による本体旋回制御にプロペラ反力だけでなくプロペラ推力の傾き成分の合力が加わることになり、旋回トルクが大きくなる。

実際には左回転のプロペラも含めて全て同一の角度で傾ける。傾斜により垂直成分の揚力が低下するが、一般的な飛行目的であれば3～5度程度傾斜させれば十分であり、全体揚力の低下が問題にはならない範囲で設計する。

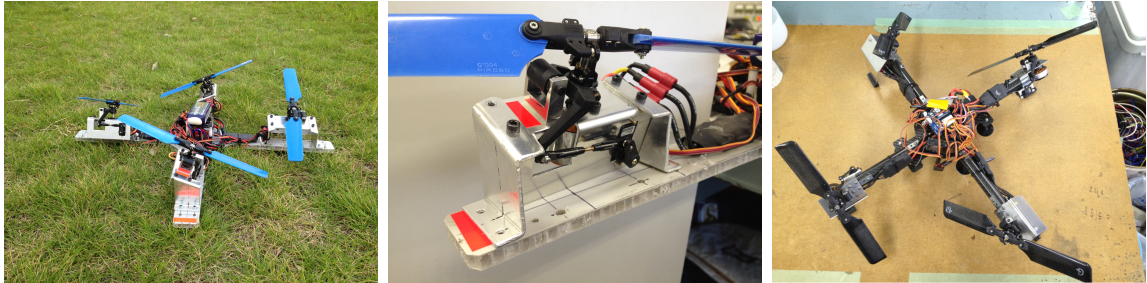


図 3.62: Tilted thrust shaft variable pitch propeller quad rotor (Developed in 2012)

開発した可変ピッチ傾斜マウントモジュールの写真を図 3.63 に示す。このモジュールを一般的なマルチロータフレームのモータマウント部に搭載するだけで、容易に可変ピッチ機体に変更できる。

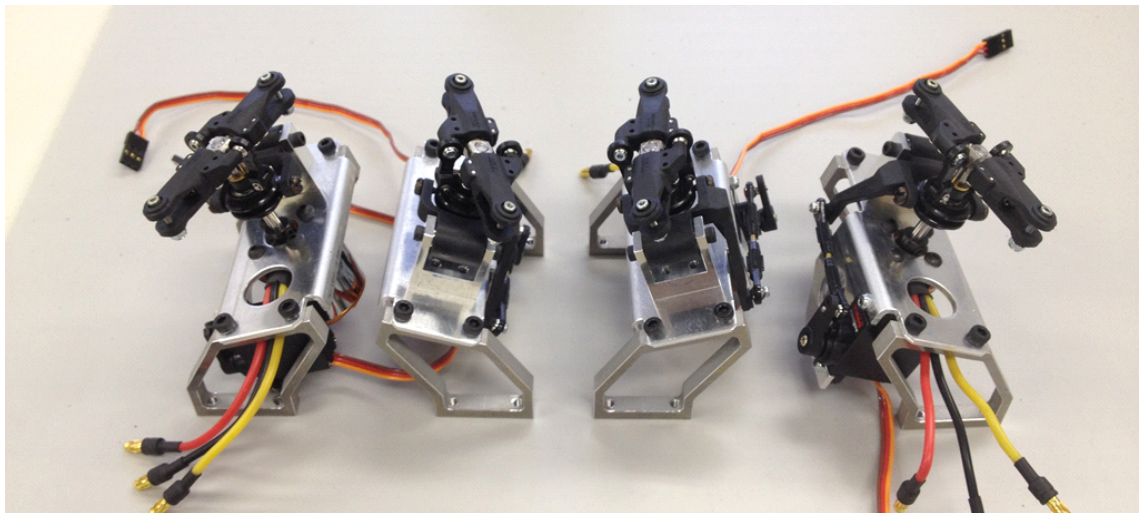


図 3.63: Tilted thrust shaft variable pitch propeller module (Developed in 2013)

3.2.3 冗長性向上のための機構構成検討

携帯性とメンテナンス性のためのアーム脱着機構

実際の飛行ロボットの運用においては大学の実験室やグラウンドのような広く平らな場所のほうが稀であり、草むらや狭い隙間を進んだ先に離着陸地点があるという環境での運用が多い。こういった経験から、機体の携帯性に対応するために、姿勢制御のコア核となるボデー本体部とアームを分離可能な着脱型にした携帯性とメンテナンス性を重視したモデルである。このアーム脱着モジュール型はプロペラモジュールが容易に交換可能であるという以外にも大きな特徴がある。アーム脱着式の構成例を図 3.64 に示す。

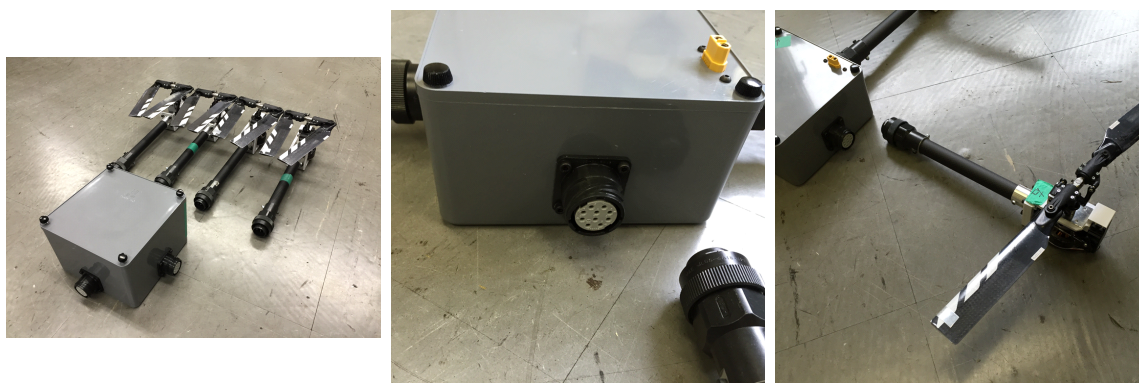


図 3.64: Removable arm module multi rotor (Developed in 2014)

飛行ロボットにおいてモータ以上に発熱の問題があるのがモータ駆動用インバータである。一般的にマルチロータに用いられるブラシレスモータを駆動するために必要なインバータをどこに搭載するかは大きな設計課題となる。インバータと3相モータ間に接続されるUVWの配線が長いと、配線の長さによる配線インダクタンス成分が増加しセンサレス制御に必要な巻線中性点電圧の計測精度が悪くなるだけでなく、インバータのMOSFET素子に掛かるサージノイズも増加する。そこで、UVWの配線インダクタンスを低減するためにモータの真下にインバータを配置する方法が得策に思えるが、モータの真下は風量がほとんど無く冷却効率が悪いという問題がある。そこで、アームモジュールのカーボンパイプの内部にインバータを搭載し、プロペラによる風によってカーボンパイプを通じてインバータのパワー素子を冷却できる構造を考えた。直径20mmのカーボンパイプ内部に搭載可能な細長いイ

ンバータを新規に設計開発し、内蔵されたパワー素子の冷却も可能な完全防水のアームモジュールを開発した。固定ピッチモジュールも可変ピッチモジュールも共通としてこの技術を搭載した。モータインバータの防水・防塵・放熱・固定・メンテナンス性を兼ね揃えたワンタッチクランプ式のアームモジュールの外観を図 3.65 に示す。

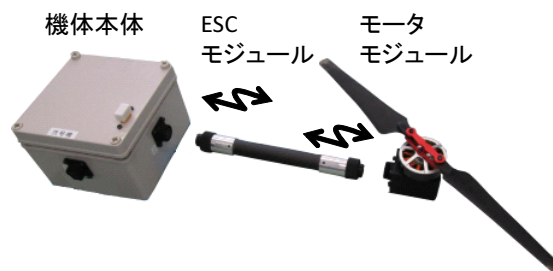


図 3.65: アーム内蔵型インバータ (ESC) モジュール

アーム内部の冷却構造を図 3.66 に示す。

- 防水：パイプ内に ESC 基板を配置し両側に防水コネクタで挟み込む。
- 放熱：クランプの上側に半月状のアルミ板を搭載する。
- 固定：上側アルミ板と下側樹脂で挟み込むことでパイプ内部で位置固定を行う。

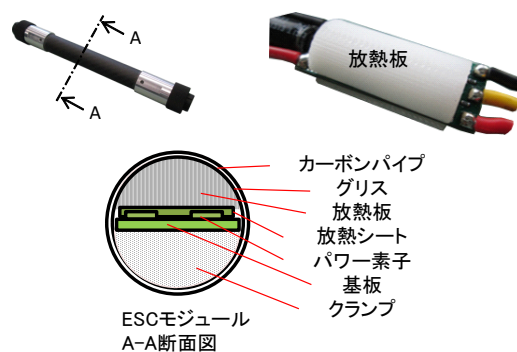


図 3.66: アーム内蔵型インバータ構造

次に、アームに内蔵するために新規に設計開発した細長い形状のインバータ基板を図 3.67 に示し、部品構成表を表 3.68 に示す。

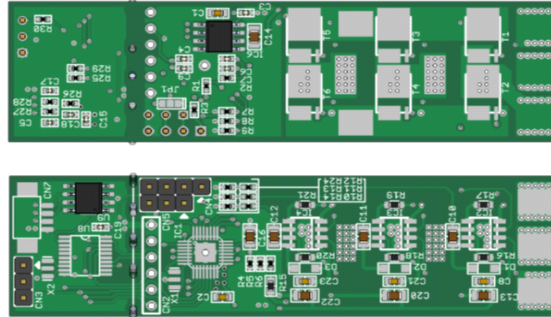


図 3.67: アーム内蔵型インバータ基板

図 3.68: インバータ基板構成部品

型式	名称	@1枚	個数
719-4045 (ATMEGA8A-MU)	マイコン ATMEGA8A MU	1	16
786-0947 (MAX1822ESA+)	ハイサイド電源	1	15
I-07084 (1N4148W)	高速スイッチングダイオード (40個入)	3	80
776-9157 IRFH7004TRPBF	パワーMOSFET 40V100A PQFN	6	100
MCP2515-I/ST-ND	CANインターフェイス	1	15
MCP2551-I/SN-ND	CANDライバ	1	15
FF-5981-9029	基板コネクタ	1	15
283-949 (CSTCE16MOV53)	セラミック発振子 16MHz	2	18
784-0246 (IR2101SPBF)	MOSFET/パワードライバ	3	45
723-6102 GRM21BR71H105KA12L	積層セラミックコンデンサ	6	200

また、CAN 通信を使わずに PWM 制御で駆動する場合の小型バージョンを図 3.69 に示す。本回路構成で入力電圧 40V 以下、100A のモータ駆動に対応できる。

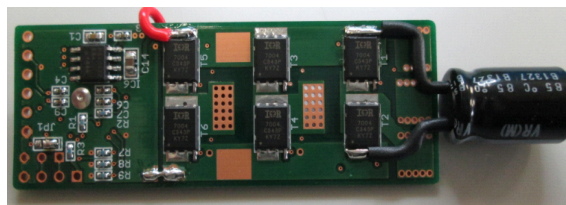


図 3.69: CAN 回路レス小型バージョン

冗長性とペイロード向上のための積段構造（機体モジュール化）

運用環境に合わせて機体に搭載すべきカメラやセンサなどのペイロードが変わる事が飛行ロボットにとって問題となる。要求されるペイロードに合わせて機体サイズを設計するのではなく、モジュール化した機体を積段することにより揚力の増加と故障時のロバスト性を両立するモデルである。(図 3.70) 積段とは複数の機体を上に積み上げて連結していくことを意味する。※ペイロードの定義：機体本体以外の揚程可能な搭載物重量

本システムの特徴は積段する複数の機体は各々は通信をせず、マスタスレーブなどの関係もない。そのため、各機体の姿勢制御によるロバスト性のみで積段接続による飛行を実現している。したがって何れかのモータが停止した場合、各機体はモータ停止箇所を知らない。しかし、姿勢が崩れたことは各自のIMUで判断できるため、各機体が姿勢を保持するためのフィードバック制御を行うことで停止したプロペラ推力を補完する機能が働く。この機能により例えば図 3.70 の [2] の様にプロペラが3枚外れた状態においても飛行可能である。片側半分の全てのプロペラが停止した場合などは勿論飛行不能となるが、故障箇所によっては問題なく飛行できる冗長性により安全性に繋がる。



[1] Double stacking

[2] Possible flight

[3] Triple stacking

図 3.70: Stacking multi rotor (Developed in 2013)

積段の効果

積段の効果によるペイロード増加量について実機検証を行った。実験に用いた機体はプロペラモジュール交換型の固定ピッチマルチロータを用いた。様々な重ね方でどのようにペイロードが変化するかを計測できるように同じ機体を3機制作した。開発した機体の全体写真とスペックを図 3.71 に示す。各機体は内部も全て同一であり、内部にバッテリーやIMUなどの

制御機器を持っている。飛行制御指示を受ける受信機も全て同一の送信機 ID とリンクされており、機体間同士での通信は行わない。ただし、積段時の重ね方によって前後左右の関係が変わるので、一番下の機体を基準に前方方向を決定し、飛行前にキャリブレーションを取ることによって2段目以降の機体の方向を合わせることにした。



項目	値
体格	1020×1020×100 mm
重量	3.3 kg
機体材質	本体:PVC、アーム:CFRP
プロペラ径	381 mm (15インチ)
プロペラピッチ	固定
モータ間ピッチ	640 mm
モータ最大出力	400 W × 4
ペイロード	約 3 kg
バッテリー	22.2V (5200mAh)
飛行時間	16 min (ペイロードなし)

図 3.71: Stacking flying robot spec per aircraft

積段構造はプロペラの重なりによるプロペラ後流が他の段のプロペラに影響を与えるため、重ね方について最適な設計が必要となると考えた。そこで以下のパターンに分けて重ね方の違いによる揚力の違いを計測した。(図 3.72)

- (a) ヨー軸方向に 45 度ずらして重ねる
- (b) 完全に重ねる (重ねたプロペラを反対方向に回転 (二重反転))
- (c) 完全に重ねる (重ねたプロペラを同じ方向に回転)

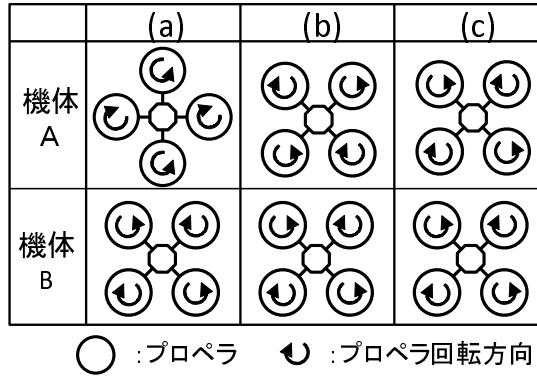


図 3.72: Stacking pattern and the propeller rotation direction (view from the top of the aircraft)

図 3.72 の積段パターン (a),(b),(c) について、スロットルを 100 % に上げた場合の揚力を測定した。図 3.73 に (a),(b),(c) における揚力計測結果を示す。1 機の場合の最大揚力 68N に対し、積段時の最大揚力は、表 3.13 のようになった

表 3.13: 積段パターンによる最大揚力の計測結果

積段パターン	最大揚力 (N)	ペイロード増加比 (倍)
(a)	108	1.6
(b)	96	1.4
(c)	90	1.3

実験結果から (a) ヨー軸方向に 45 度ずらして重ねる場合が、揚力が最も大きいことが確認できた。(b) の場合が (c) の場合と比べ揚力が大きいのは、二重反転にすることでプロペラの風の広がり方が抑制されるためであると考えられる。一般に、二重反転の方が風圧が高くなるということが知られているが、結論として揚力効率が悪くなることも確認できた。

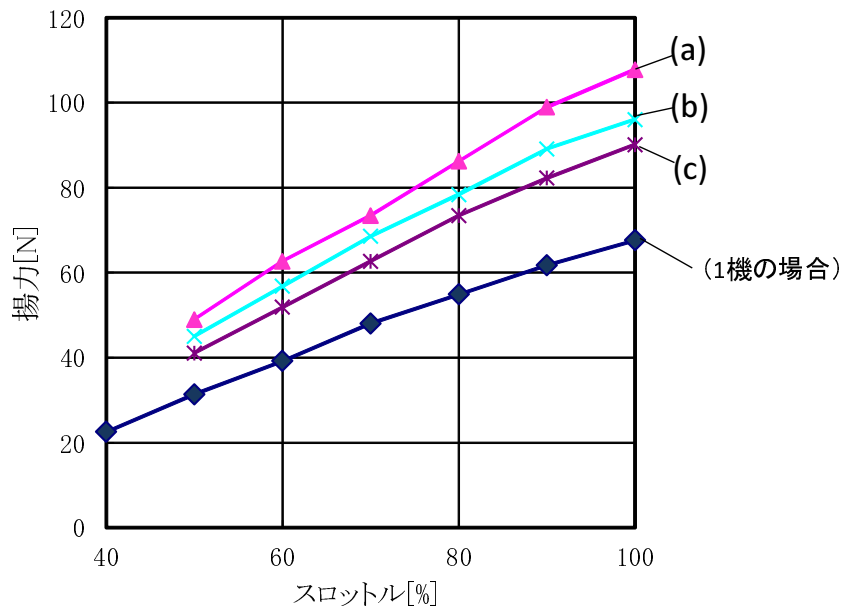


図 3.73: Stacking pattern lift characteristic

積段時のペイロード増加条件

積段すればどんな機体でも揚力が増加するするとは限らない。積段時のペイロードが1機の場合のペイロードよりも増加する条件は、式(3.57)を満足する必要がある。

(積段時のペイロード) > (ペイロード)

$$\therefore \{(\text{機体重量}) + (\text{ペイロード})\} \times \alpha - (\text{積段時の機体重量}) > (\text{ペイロード})$$

$$\therefore \{(\text{機体重量}) + (\text{ペイロード})\} \times \alpha - (\text{機体重量}) \times 2 > (\text{ペイロード})$$

$$\therefore (\text{ペイロード})/(\text{機体重量}) > (2 - \alpha)/(\alpha - 1) \quad (3.57)$$

(ペイロード) = (全重量) - (機体重量) より、上式を書き換えて、

$$(\text{機体重量})/(\text{全重量}) < \alpha - 1 \quad (3.58)$$

ここで (機体重量) : 1機の機体重量 (ペイロード) : 1機のペイロード (全重量) : 1機の全重量, α : 揚力比 (≡プロペラ面積比) である (この場合, $\alpha = 1.6$) .

式(3.58)より、(全重量)に対して(機体重量)の割合が小さいこと、つまり、機体重量が軽いことが積段時のペイロード増加に効果があることが分かる。積段時のペイロードが1機の場合のペイロードの β 倍であるとする、以下の式(3.59)となる。

$$\text{(機体重量)} / \text{(全重量)} = (\alpha - \beta) / (2 - \beta) \tag{3.59}$$

例えば、 $\alpha = 1.6$, $\beta = 1.2$ (積段時のペイロードが1.2倍となる) のとき、

$$\text{(機体重量)} / \text{(全重量)} = 0.5$$

となり、機体重量とペイロードが等しいとき積段時のペイロードが1.2倍に増加することが分かる。

積段時揚力比 α の向上

積段時揚力比 α はプロペラ面積比 (>約1.5の場合) とほぼ等しい。したがって、機体のプロペラモジュールのアーム長を延長してモータ間ピッチを大きくすることで積段時のプロペラ面積を増加でき、積段時揚力比 α を向上できる。ただし、機体の体格が大きくなるデメリットがあることと、アーム延長に伴う強度の問題や機体重量の増加の問題もあるため設計思想によって最適解は変わってくることに注意すべきである。図3.74にプロペラ面積比に対する積段時のペイロードを示す。(プロペラは15インチ、モータ間ピッチは機体内で全て同じ長さ)

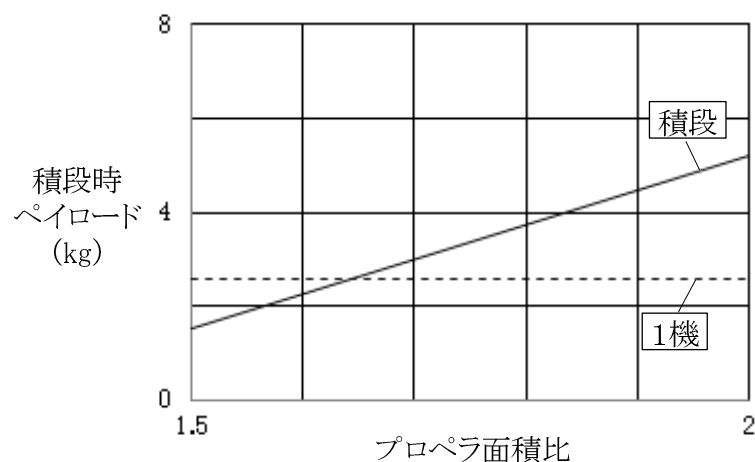


図 3.74: Propeller area ratio vs Payload of the aircraft

また、図 3.75 に、積段時に機体の上から見たときのプロペラ面積比（1機のプロペラ面積に対する積段時のプロペラ面積）に対する揚力比（1機の揚力に対する積段時の揚力）を示す。プロペラ面積比は (a) ヨー軸方向に 45 度ずらして重ねる場合は 1.53, (b) 完全に重ねる場合は 1 となる。図 3.74 より、プロペラ面積比が約 1.5 以上の場合、揚力比はプロペラ面積比に比例すると推測できる。（プロペラの積段方向距離：100mm）

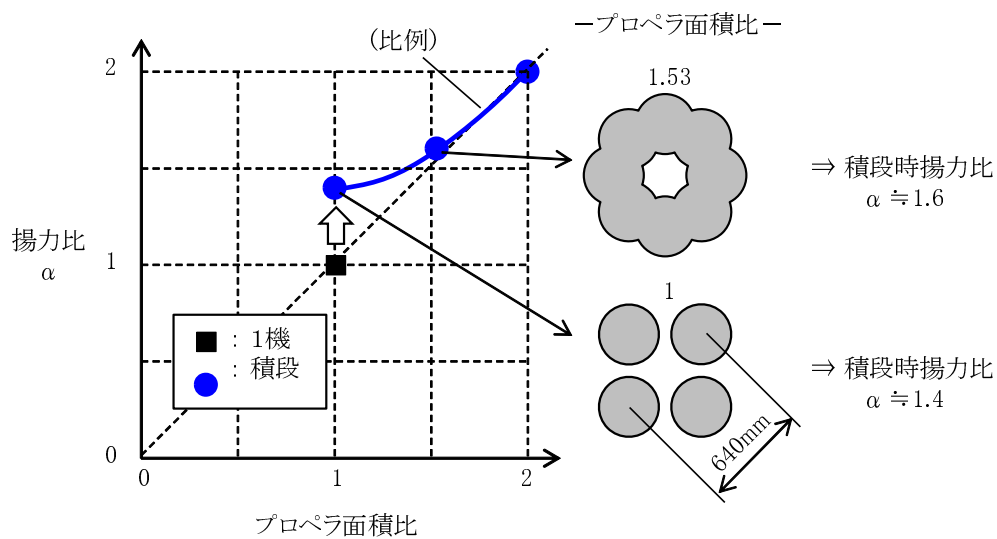


図 3.75: Propeller area ratio vs Lift ratio

上記の結果から、複数のプロペラが垂直に重なる場合はプロペラ後流の影響を考慮した設計が必要であり、流体の難しさゆえ実測による揚力の確認が必要不可欠であることがわかる。

飛行時間拡大のための円形翼ダクテッド構造 (Ring Wing Ducted)

マルチロータに翼を搭載して翼型機の飛行効率とマルチロータの垂直離着陸のメリットを足し合わせた機体は数多く研究がなされている。C. Papachristos らの報告 [69] では、2つの主翼にそれぞれ2つのプロペラを搭載し、合計4つのプロペラを搭載し、離着陸時は4つのプロペラを上に向けクワッドロータとして上昇しその後ロータを翼と一体でチルトさせ飛行方向に推力を発生させて飛行する研究について述べている。G. Ducard らの報告 [70] では、1つの主翼に4つのプロペラを搭載し、上記と同様に飛行を行うが、離着陸時と水平飛行時にプロペラだけをチルトさせる研究について述べている。また、実機としてアメリカ軍用機のオスプレイで実用化されている。しかし、これらの同様の研究の多くはグライダーなどの翼型機にチルト機構プロペラを追加したマルチロータ構造である。

これに対して考案したのは、円形の翼に複数のダクテッドファンを搭載し、自身の姿勢そのものを空中で傾けて飛行する機構を考案した。ダクテッドファンの体格が非常に小さいというメリットとマルチロータの姿勢制御の特性を活かし、飛行時間拡大のために円形の翼を持ち姿勢角度と迎角をダクテッドファンで制御を行う長距離飛行用のモデルである。開発した機体の外観を図 3.76 に示す。直径が小型であるダクテッドなら、筒型の翼の周囲に配置することで飛行抵抗にはなりにくい。離着陸時の垂直上昇降下する際は従来のヘキサロータ姿勢制御にて行い、空中で姿勢目標角度を 80 度程度に傾けてその角度を保持することで、約 10deg 程度の傾きの翼迎角を持ったリング翼となる。つまり、リングの断面を翼として迎角を一定の角度で制御しながら飛行することで飛行時間を伸ばせると考えた。飛行速度によって効率は大きく変化するため揚力効率を定量化できなかったが、少なくとも翼の効果は確認できた。用途を選べば有効な機構であると考える。



図 3.76: Ring wing Duted (Developed in 2016)

3.2.4 障害物環境適応のための機構構成検討

先端突起部への離着陸のための柔軟関節機構（SPIDER）

ただ空間を飛行するだけでなく、特殊な場所への離着陸機能を含めた位置定位という観点で特殊な離着陸について検討したモデルである。

災害現場では停電や建物倒壊の影響により通信システムが使えない状況になることが多くある。一般的な情報通信ならば衛星通信を使うことができるが、それが困難な災害環境がある。現場調査を目的としたロボットに関しては通信も含めた調査システムとして機能する必要がある。そこで水面以外に瓦礫や突起しか存在しない環境において、なるべく高い場所に無線リピータを複数設置することで中継点を増加させて通信機能を強化することを考えた。簡単な解決策として、リピータを搭載した飛行ロボットを空中でホバリングさせる方法があるが稼働時間が極端に短いという問題がある。我々は、長時間の通信を行うためには、ビルや柱などの突起の先端に飛行ロボットを複数着陸させ長時間休憩できればその機能が実現できると考えた。しかし、一般的な飛行ロボットは環境と接することが不得意な構造である。Mark R. Cutkosky らの報告 [71] では、固定翼無人航空機 UAV の足の先端に針のうな突起物を壁に引っ掛けることで虫のように垂直な壁に張り付いて留まることを実現した UAV の機構構成について述べている。また、J. Moore らの報告 [72] では、同じく固定翼無人航空機 UAV を用いて”LQR-Trees”と名づけられた軌道最適化アルゴリズムを用いて局所線形フィードバックにより機体を垂直状態で失速させて対象物体に引っ掛けて停止させるという制御コントロール手法について述べている。このように従来固定翼無人航空機では水平面以外の壁面などへの離着陸については報告があるが、狭い面積の突起部への離着陸は例がなかった。そこで「やじろべえ」の原理を応用し、フレームの変形により重心位置を可変させることで高いロバスト性による先端突起部への離着陸を狙った。(図 3.77) 一般的なクワッドロータの基本構造にアクチュエータ等を追加せずに、4つの受動型の多関節アームを用いたシンプルな変形型クワッドロータによりその機能を実現した。

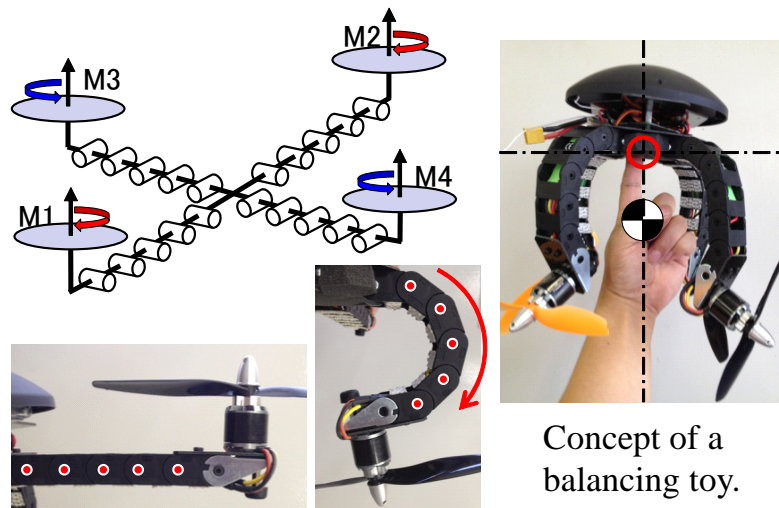


図 3.77: SPIDER: Stick to Projections and Implement a Communication Distance Extender Robot (Developed in 2012)

ハードウェア構成

通常のクワッドロータは4本のアームが固定されていて、突起に着陸するには重心中心に接触着地させなくてはならず、ロバスト性を高くするのは非常に難しい。そこで、突起の先端に着陸するために「やじろべえ」と同様の考え方でぶら下がる形状に体を変形する事を考え、クワッドロータの4本の多関節アームが内側方向にのみ曲がる構造とした。図 3.78 の (a) は支点 (b) は全体の重心点 (c) は支点と重心点との差分。この差が大きいほど安定してぶら下がる事ができる。揚力が発生するとアームは水平でリミットが掛かる構造である。また、内側への屈曲半径リミットは45mmである。また、アーム内側面には環境との接触時の摩擦係数を高めるためシリコンゴムを貼り、中央部分をスポンジにすることで尖った対象物への貼り付き性を向上させた。

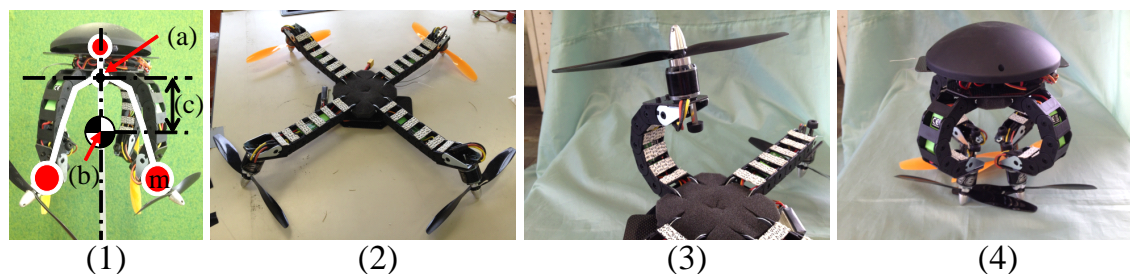


図 3.78: (1)The concept of a balancing toy. (2)The arms move up until they are horizontal. (3)The inside bend radius limit is 45 mm.The inside of the arms are lined with silicone rubber in order to increase the coefficient of friction.

離着陸制御

頂点からの離陸受動関節である4本のアームは重力により垂れ下がった状態である。次に本体の中心部分の姿勢を検出し、ボデーが水平になる様にアームを制御してから離陸を行う。つまり、最も下がって傾いている部分が上がるようにモータのトルク指示を別々に行う。結果的に本体の1部が環境と接した状態で4本のプロペラが水平になる。

離陸前のアーム開き始めに、アーム角度が小さい時は YAW 回転のトルク抗力が少ないため回転の制御ができない。そこで、モータ起動時に予め4本のアームが最低限起き上がる程度の初期トルクを設定することでこの問題を回避した。この初期トルクはアームとモータ重量から決定される。バランス能力を高くするにはアーム先端の重量が重ければ有利だが、重すぎると飛行時に問題が起こる。飛行中の姿勢制御は各プロペラの揚力を変化させて行う。この時、最低揚力になるプロペラのアームがしたに垂れ下がらない様にするためには、モータを含むアームの重量以上の揚力を最低限必要とする。つまり飛行時は4つのアームが垂れ下がらない範囲内での運動に限られる。飛行時の運動性能と着陸時のバランスの安定性は相反する要素を持っている。飛行中の運動の中で各アームの揚力が最も低下する条件を計算した結果を図 3.79 に示す。結果最も大きな影響を与えるのが YAW 旋回時である。YAW 旋回時はプロペラのそれぞれの回転方向の差分が最大になる。この旋回スピードに上限をつけることで飛行中のアームの垂れ下がりをなくした。

突起への着陸は非常に単純で本体の中央付近の一部が接触したらモータを停止する。本体

中央部に近接センサや接触センサを取り付け突起の頂点になるべく中央にくるように着陸を行う。プロペラ停止と共に4本のアームが垂れ下がり自重でバランスを取って着陸を完了する。

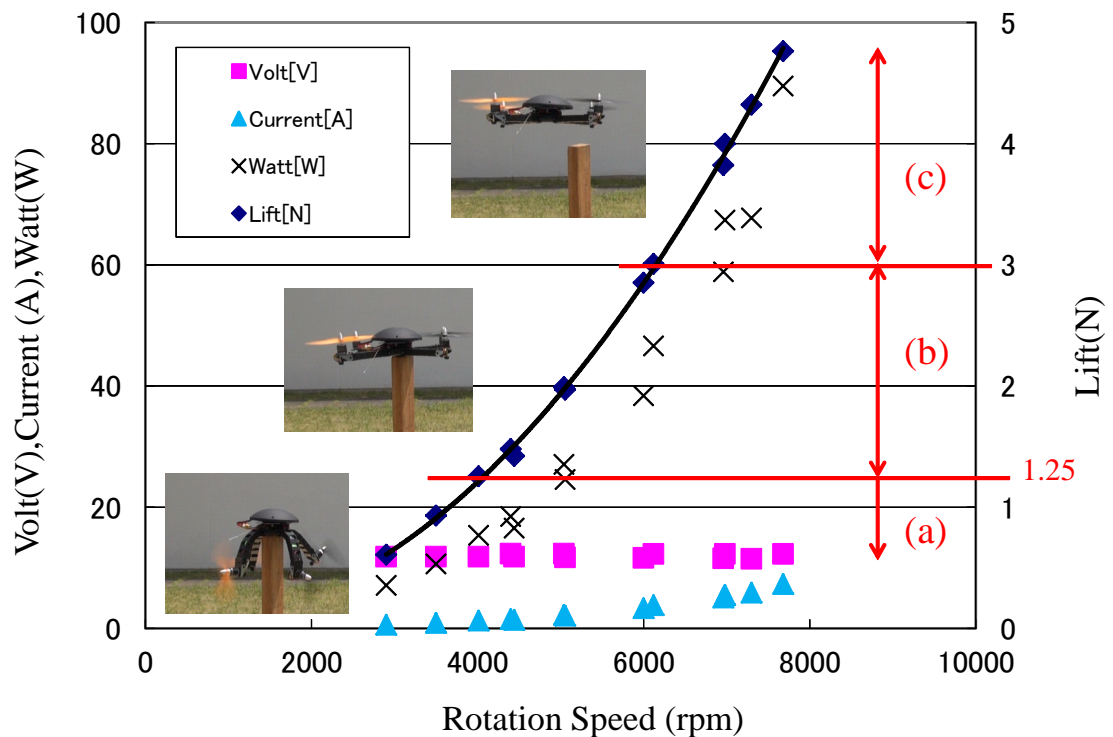


図 3.79: (a) shows the operating range of between horizontal from the state four arms were dripping. (b) shows the arm is fully open, but can not take off. (c) shows the operating range is the flight state. Propeller diameter is 8 inches, pitch is 4.5 inches, and motor is 100W class.

実証例

50mm 角の棒の先端部分から離陸して飛行して、隣にある消火器の頂点に着陸する連続動作を行った例を図 3.80 に示す。図の 1-5 が離陸動作で、6-10 が着陸動作の連続写真である。着陸点の消火器のグリップは鋭角の突起になっているが実によく着陸している。

現時点では、飛行の姿勢制御は自動で行なっているが、着陸のターゲットに対する位置決めは遠隔操作で行なっている。

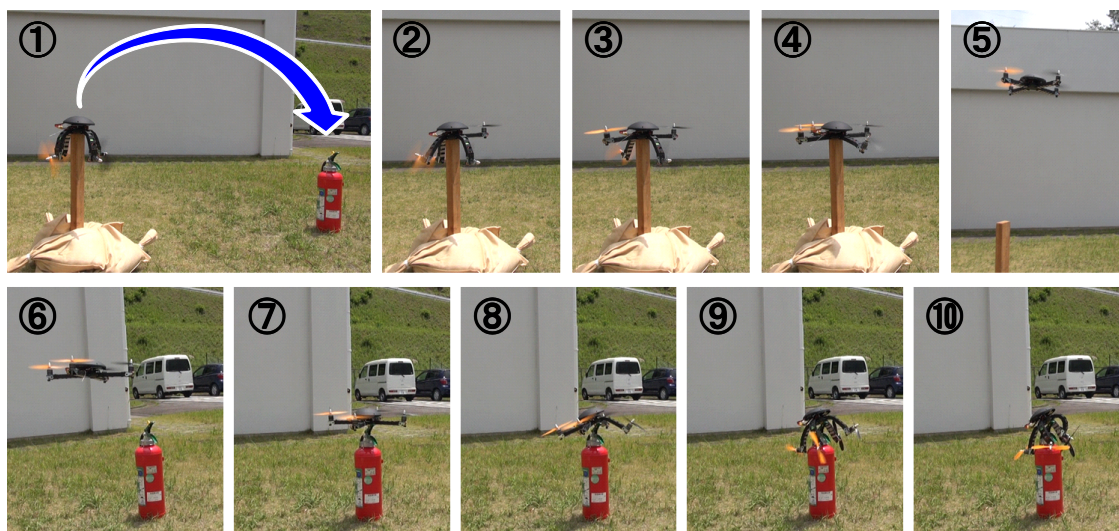


図 3.80: Photos (1) to (5) in the figure show the take-off, while Photos (6) to (10) show the landing; all photos of a continuous operation.

球形や突起部分への離着陸を可能にする変形型の飛行ロボットの開発について、ロボットの行動目的、構造設計、基本制御、及びマルチフィールドでの実証例について述べた。提案した新しいロボットは、ただ空を飛べるだけでなく、陸、壁、休憩、任意の場所への着陸、再離陸、移動、変形、など飛べる能力を中心にして、環境と接して移動することもできることを確認した。

フレーム柔軟性向上のためのフレーム変形構造1 (S-Copter)

1本の直線状態のパッシブアームをプロペラ反力を利用してフレーム形状を変形させて飛行可能とするモデルである。直線上に並んだ回転方向が順に逆回転になるように配置されている。飛行前は直線状であるが、モータが回転するとその回転によるプロペラ反力によりフレームがS型に変形し、プロペラ座標位置がクワッドロータのモデルになることでクワッドロータ形状に変形して飛行する。瞬間的な時間であれば空中でS字から棒状になったりS字に戻ったりができることから、狭い隙間を通過したり、物体との接触時に壊れにくい機体を目指して開発された。目指すべき環境接触適応への活用には至らなかったが、モータのトルク反力を活用するというアイデアへのヒントになった。

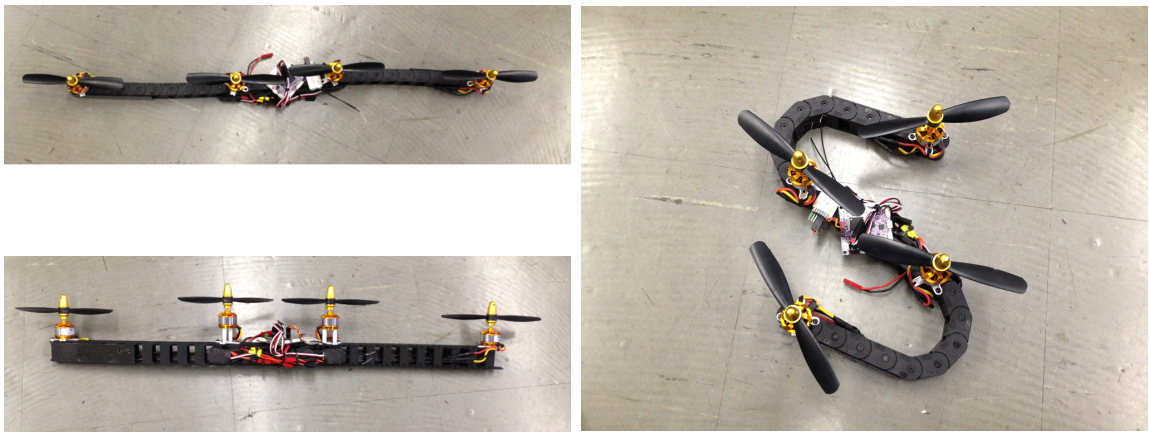


図 3.81: S-Copter (Developed in 2015)

フレーム柔軟性向上のためのフレーム変形構造2 (Chanel-Copter)

2本の直線状態のパッシブアームをプロペラ反力を利用してフレーム形状を変形させて飛行可能とするモデルである。飛行前は直線であるが、モータが回転するとその回転によるプロペラ反力によりフレームが左右に開きながら変形し、プロペラ座標位置がクワッドロータのモデルになることで飛行する。瞬間的な時間であれば空中でX字からI字やY字に変形できることから、瞬間的に3変形できる機体として開発された。機体1, 2による実証結果から、パッシブアームでの変形では環境接触適応への活用は難しいことがわかり、アクティブ関節による隙間すり抜けが可能な機体の開発へ移行した。



図 3.82: Chanel-Copter (Developed in 2015)

物体グリップ機能のための腱駆動アーム機構 (K-Copter)

多関節アーム内に腱駆動機構を持ち、飛行に使うプロペラ推力を利用して物をつかむ機構を有するモデルである。図 3.83 に基本構造モデルを示す。4 枚のプロペラアームと対向するアームにワイヤーが接続され、揚力が発生しプロペラアームが開くとハンドに相当するアームが内側に曲がり込む事によって物体を掴むことができる。マルチロータに小型のハンドを搭載して物体を掴む研究例として [7] [8] [9] [10] [11] などがあるが、軽量のハンドによる握力不足やアクチュエータの搭載による重量増加の問題が課題となっている。一般的に飛行ロボットにハンドアクチュエータを追加する機会が多いが、この腱駆動アームとの組み合わせは、プロペラ駆動用のモータ以外にアクチュエータを搭載せずとも揚力の増加に比例して握力も増加する特徴がある。この腱駆動アーム機構は多関節型マルチロータとしては類のない応用例であるが、降下時に握力が低下してしまう課題がある。

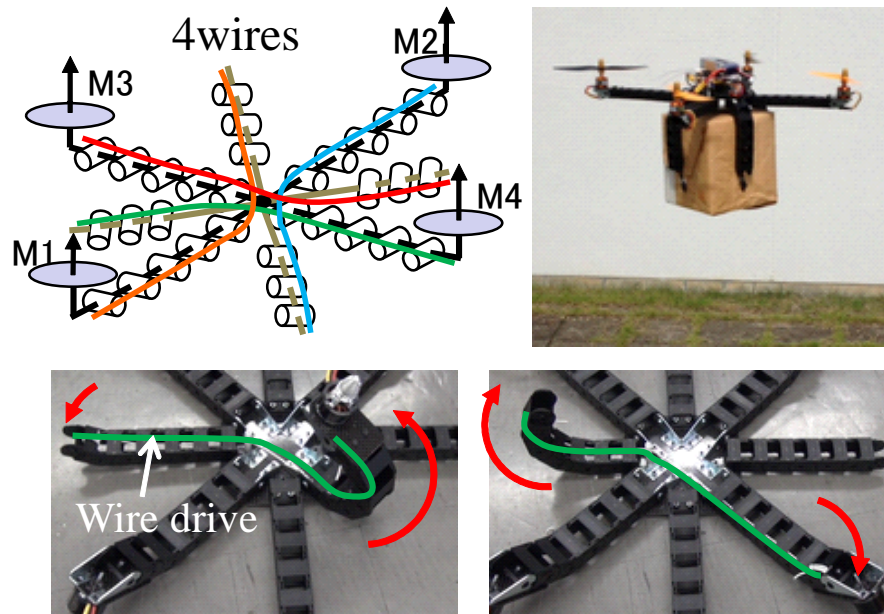


図 3.83: Kinematic Multi-rotor (Kinema-Copter) (Developed in 2013)

3.2.5 狭隘隙間適応のための機構構成検討

ダクテッドファン機構

狭い狭隘隙間環境への侵入を目指す場合は飛行時間を犠牲にしても小型高推力の機体が必要となると考えマルチロータの体格を左右するプロペラの小型化を狙いダクテッドファンの利用を考えた。ダクテッドファンとは、円筒形のダクトやナセルの中にプロペラ状のファンを据え、それを回転させることによって推力を生み出す推進器の一種である。実用例として模型飛行機やホバークラフトの推進装置として搭載されてきた。ホビー用のダクテッドファンをマルチロータ用に改造した例を図 3.84 に示す。直径の小さなプロペラ状のファンに円筒状のカバー（ナセル）を被せた構造で、通常のプロペラのような推力発生と異なりプロペラ後流による推進力がメインとなる。

三輪，今村らの報告 [52][53] では、このダクテッドファンのクワッドロータへの適用について述べている。一般的なクワッドロータヘリコプタ（QRH）は、傾斜姿勢を使用して飛行方向に水平推力成分を生成するが、横風などの外乱に対して機体を傾ける必要がある。彼等の研究では、水平姿勢を維持するために、ダクテッドファンヘリコプタにスラストベクタリングノズル（TVN）を搭載し、機体は常に水平に移動できるシステムとして空撮時に精密な測定ができることについて述べている。

J. Xu らの報告 [73] では、メインとなる大きめの2重反転のプロペラの周囲に3つの小型ダクテッドファンを搭載して、推力と姿勢制御を分担して制御する機構の飛行ロボットについて述べている。ダクテッドファン UAV の姿勢制御の精度と安定性を向上させるために、ダクテッドファンの自己チューニングファジィコントローラを提案しており、UAV の動的特性に応じて、自己調整によるファジィコントロール姿勢制御法について述べている。このようにダクテッドファンの小型のメリットを活かした研究がなされている。

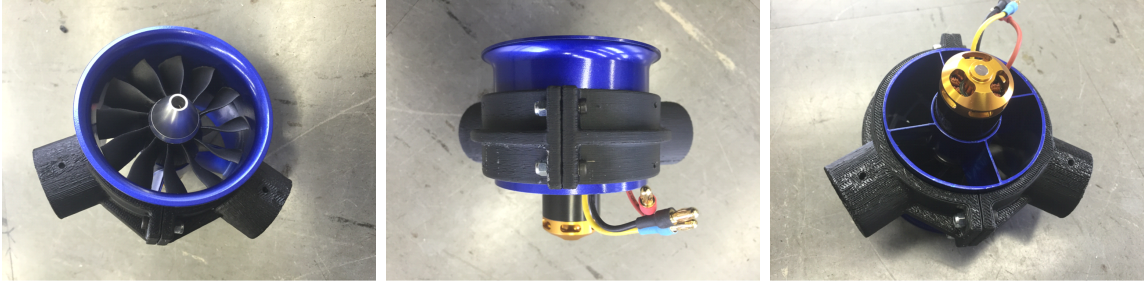


図 3.84: Ducted fan module (size:70mm)

- ダクテッドによるメリット

通常のプロペラ推進では進行方向以外に、それと直交する平面内にもプロペラ端から渦流が発生する。これは推力とならないため、エネルギーロスとなる。しかし、プロペラの外側を筒で覆ったダクテッドではプロペラ先端部から発生する気流を全て排気方向側に整流することができ、エネルギー効率が良い。ダクテッドの空気取入れ口はファンネル形状になっており、ファンネル効果によりナセル自体が進行方向側に揚力を生み出す。また、ナセル自体を偏向させることで気流の向きを変え推力偏向能力を持たせることができる。またプロペラが露出していないことで防護という意味でも安全である。

- ダクテッドによるデメリット

ナセルによる抗力が大きく効率が悪いことである。ただし、抗力は速度に比例して大きくなるため、低速で利用するマルチロータ飛行ロボットなどにおいては大きな問題にはならない。

また、プロペラ直径が小さいため要求揚力発生に対して最大 40000 回転近い高回転が必要となり、一般的に販売されているマルチロータ用のモータアンプ（インバータ）は利用できないため、ダクテッド専用で新規開発を行う必要があった。またこの高回転化によるプロペラの空気抵抗によるロスも回転数の 2 乗に比例して大きくなるため、推力は出るが効率が一般的なプロペラの半分程度に悪化するため飛行時間も半分程度となる。しかし、長時間稼働が不要な利用用途に限定すれば小型化のメリットは十分に生かせると考えた。

ダクテッドファンによる小型薄型機体 (Hex Ducted)

機体の小型化とペイロードの拡大を狙い小型のダクテッドファンを6個用いた狭い空間用のモデルである(図 3.86)。一般的なプロペラとダクテッドの揚力効率を比較するとデメリットはあるが、直径が小さいことで機体全体を小型化できる。また、モータ回転数が非常に高いことから制御応答性は非常に高く、ピロペラピッチ間が短い形状でも安定した飛行を実現できることが確認できた。これによりダクテッドファンによる機体の小型化、薄型化の可能性を見出した。しかし、回転数が高いことから高周波の振動が発生しやすく、IMUのジャイロセンサにも振動が伝わることによる悪影響が確認された。そこで、図 3.86 のような構造でゴムパイプでダクテッドファンモジュール間をつなぎ合わせ、更に制御コントローラが搭載されるメインフレームもゴムパイプと接続する事でダンパー効果を持たせて高周波振動を低減した。



図 3.85: Hex Duted (Developed in 2016)

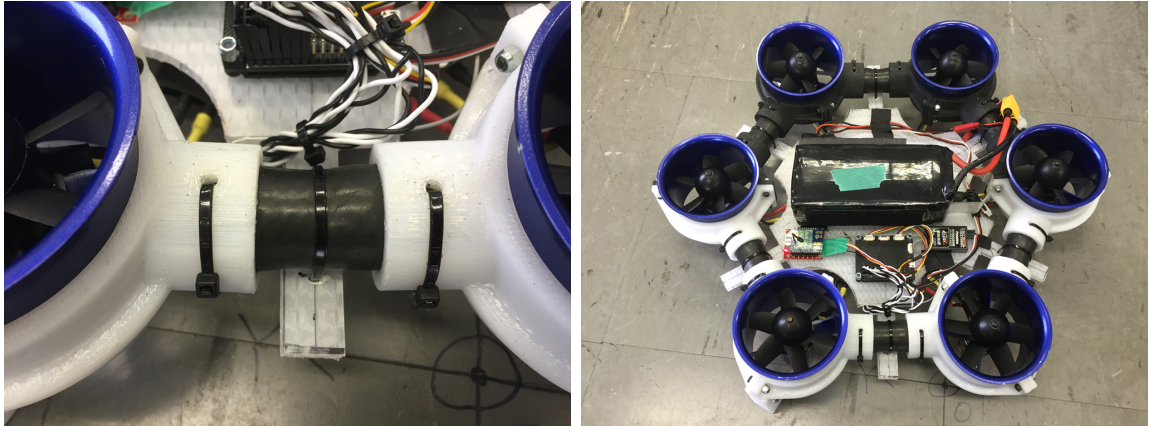


図 3.86: Hex Ducted with a vibration suppression mechanism (Developed in 2016)

上下の狭隘隙間環境への適応 (Side-intake Ducted)

天井と床の間が非常に狭い環境の隙間での飛行機能を狙った。ダクトドファンの上面を全て塞ぎ、サイド吸気かつ下方排気による構造によりトップ面の全てをカメラやセンサを搭載可能にした搭載機器スペースを広く活用可能なモデルである。ダクトドファンの揚力はほぼ排気流速による反力で発生する推力を利用しているため横から吸気を行っても効率が大きく低下することはない。これにより今までのマルチロータでは構成困難であったフラットなトップ形状と狭隘隙間での飛行機能を実現できる (図 3.87)。トップ形状が平になればその面に様々なカメラやセンサ等が搭載できるメリットも生まれる。

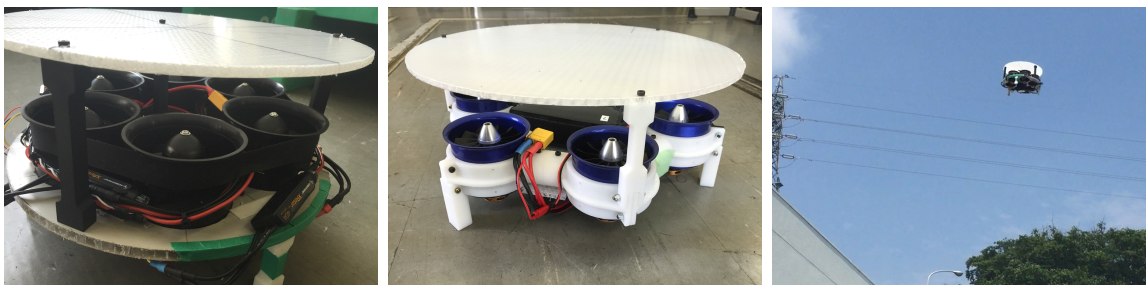


図 3.87: Side-intake Ducted (Developed in 2016)

特殊な環境接触適応として天井と床の間が非常に狭い空間を飛行する実験例を図 3.88 に示す。一般的な飛行ロボットでは天井に近づくと負圧の影響で張り付いてしまい横移動が困難となるが、サイド吸気の場合、上面への吸着効果が皆無のため、天井間距離の影響を受けることなく移動することができる。これは橋梁点検やトンネル点検などのような、天井部分に近接して作業する場合に非常に有効である。

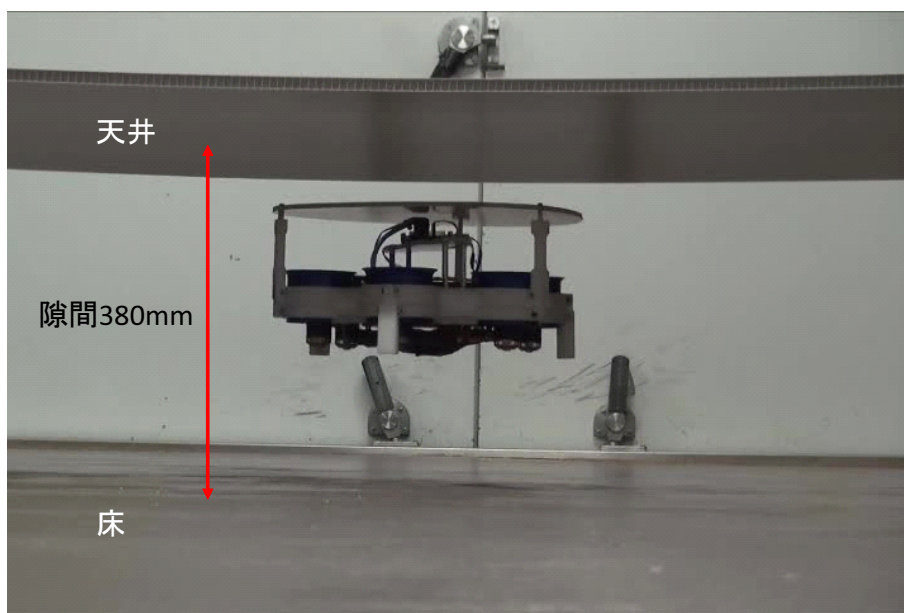


図 3.88: 狭隘隙間での飛行の様子

縦方向隙間侵入のための円筒機構（ASAGAO）

橋梁点検やパイプなどの縦方向侵入による隙間に入り込むために4つのプロペラを同軸上に縦に配置し各々のプロペラスラスト軸が90度ずつ位相のずれた方向に15度傾けてマウントされた構造を特徴とするモデルである図 3.89。見た目が「あさがお」の花の鉢のように見えることから ASAGAO と名付けた。

S.Rajappa らの報告 [49] では、6枚のプロペラを予め別々の角度に傾けて固定搭載することで全ての推力が異なる方向を向いており、各推進力を制御することで全方向に移動可能なことについて述べられている。この報告をもとに同様の考え方を縦方向に展開すると4枚のプロペラを予めねじれの位置となる向きで縦に配置すれば、横方向の成分を利用して姿勢を

制御すれば，縦長円筒形状の機体構成が可能となると考えた。

上から順にプロペラの回転方向が交互になるように配置されており，各プロペラの発生推力が4方向にねじれの位置となる向きにずれて配置する構成とした．この機体は，ロール軸とピッチ軸に発生する回転トルクの中心位置が同一にできないことから姿勢制御性は不安定で，屋外の環境での利用には耐えられなかった．また，プロペラが同一軸4重反転となることから揚力効率は悪い．しかし，この機体が飛行したことは多次元推力制御への大きなきっかけとなり，プロペラが重なり合っても最終的な推進ベクトルを制御できれば姿勢制御が可能となる事が確認できた．

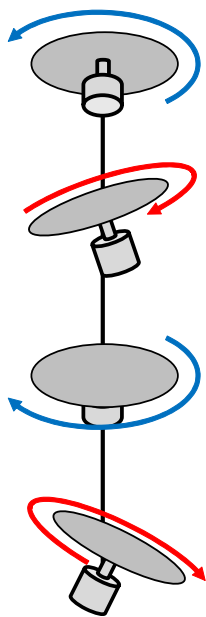


図 3.89: ASAGAO: Cylindrical coaxial four propellers multi rotor flying robot

隙間通過のための多関節アクティブ駆動アーム機構 (Hydrus)

アクティブ多関節アームを水平方向に変形させ，飛行しながら狭い隙間環境を通過可能にするだけでなく，自らのアームを変形させることで対象物を保持して飛行移動させることを可能にしたモデル (図 3.90) .

このモデルは、災害現場での広範囲な探索時に直面する縦長の隙間の通過という課題に着目し、空中における形状変形による隙間の潜り動作を提案した。具体的には、2次元平面で変形できる多節リンク構造を有する同方向回転型マルチロータの設計製作、安定な空中変形を可能にする多節リンク系を有するマルチロータの飛行制御手法、そして中空変形を伴う隙間の潜り動作の動作計画法について取り組み、2次元平面で変形できる多節リンク構造を有する同方向回転型マルチロータを実現した（図 3.91）。

詳細については（趙漢居：修士論文 2015）[74][75][12]を参照。

上記論文では、多節リンク構造を有するマルチロータの空中変形を伴う飛行制御手法についてクワッドロータモデルを用いて述べ、空中変形した場合のプロペラの動的配置を考慮し多節リンクモデルに基づく制御手法を古典制御理論と現代制御理論の両方の視点から論じ、現代制御理論に基づく必要性について述べた。さらに、プロペラ回転面と機体の回転モーメントの関係について説明し、評価実験を用いて機体運動モデルの記述においてプロペラ回転面要素を考慮すべき必要性について論じた。最後に、実機を用いた狭範囲での空中変形動作の実証実験についての説明と考察を行った。さらに、隙間の潜り動作の実現に関して、空中変形の経路生成に関する制約条件と、プリミティブ形状への変形による隙間通過の動作計画法の2点について論じた。

空中変形に関しては、プロペラ推力によって発生される回転モーメントを考慮した対象形状の可制御度という概念を導入し、制御不可能な特異形状を含む可制御度の低い形状を回避するための制約条件を用いた変形経路の生成法を実現した。それに加え、有限個のプリミティブ形状の中から異なる隙間の2次元断面モデルに対応した形状を選択し、その形状に紐付けられた形状変形と移動動作経路に基づき隙間の潜り動作を実現する動作計画法について論じ、任意の隙間の2次元断面モデルに対する有用性を計算機によるシミュレーションで確認した。

最後に、回転モーメントを考慮した変形に関する制約条件を用いて設計した空中変形動作を実機で実現し、広範囲な空中変形の実現可能性と一定の飛行安定性を確認した。

さらに、実環境におけるシンプルな隙間に対し、提案した変形動作計画法を実行し、通常飛行の等辺形状では通過できない隙間をプリミティブ形状に変形することで潜ることが可能であることを実機で確認した。

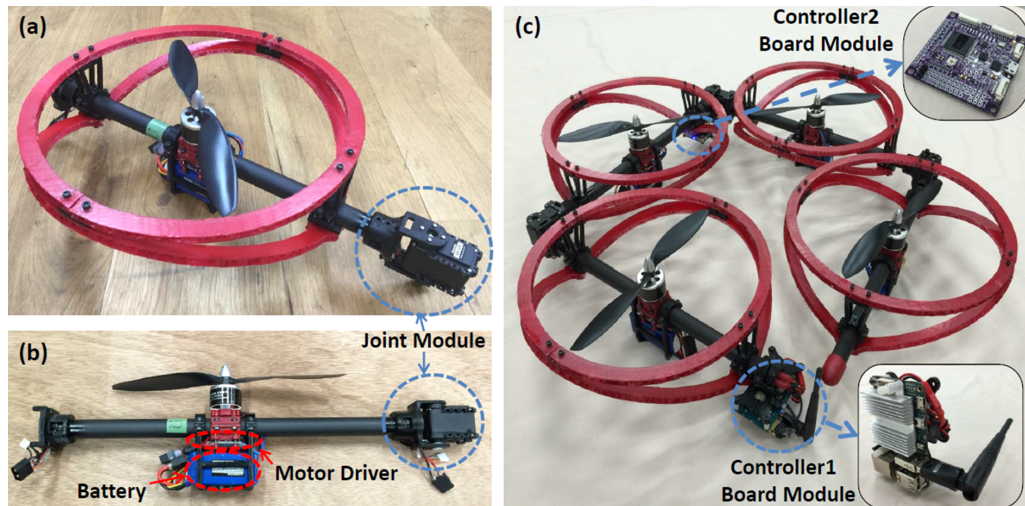


図 3.90: Hydrus: Transformable Multirotor with Two-dimensional Multilinks: Modeling, Control, and Motion Planning for Aerial Transformation (Developed in 2015) Left(a):base units of the prototype including the link module and joint module. Left(b): main components of the base units. Right(c): two types of controller board modules. controller1 board module has a relatively high-speed CPU to perform heavy processing, such as aerial transformation control, whereas Controller2 board module is a low-layer processor that has an onboard IMU to estimate attitude.

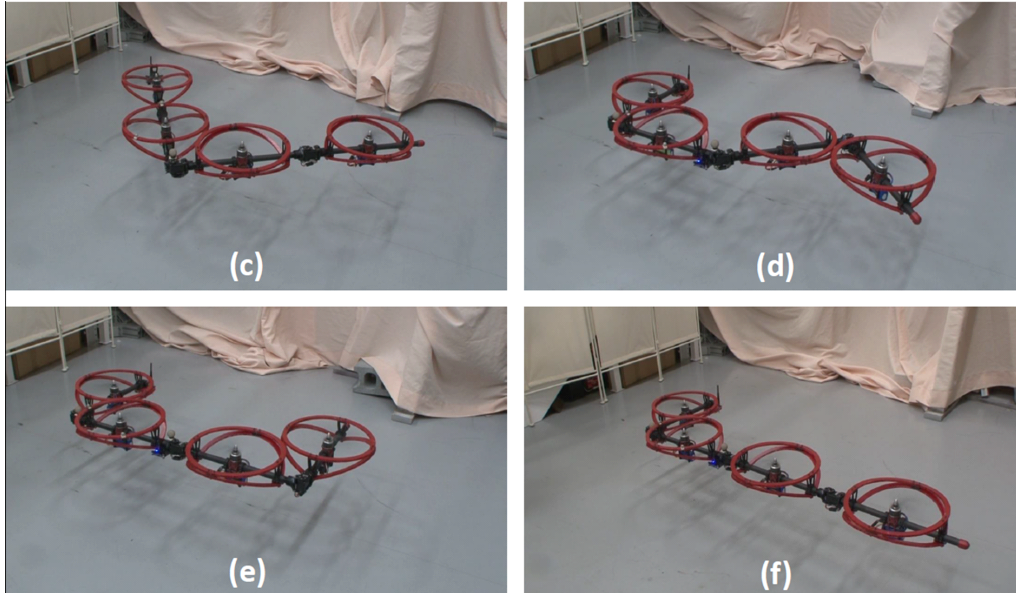


図 3.91: Images from the trials of hovering under representative forms : (c),(d),(e),(f).
Videos of the experiments are available at <https://youtu.be/LADiDeBTFQE>.

3.2.6 位置定位のための環境知覚

本節では、環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットを自律飛行させる研究応用について述べる。飛行ロボットの自動探索には、飛行の自律性が不可欠であり、そのためには、ハードウェア的観点から見る機体の自立性が重要となる。言い換えれば、飛行に必要な内界センサや環境を認識し適切な飛行経路を生成するために必要な外界センサが機体に内蔵され、さらに自己状態推定や外界環境モデル作成を行うプロセッサも内蔵されていることが求められる。自律制御に必要なオドメトリ情報取得手段としてはGPS、超音波センサ、カメラ、Depthセンサ、レーザセンサ、LIDAR、モーションキャプチャーなどが一般的であるが、様々な環境を考え、一通りのセンサを用いて実験を行ってきた。本研究においては、まず固定フレームのクワッドロータを対象とした自立性と自律性を備えプラットフォームの実現に取り組んだ。

上下レーザ LIDAR による高度制御

高度制御を行う場合一般的には地面からの距離に対して行うが、橋梁点検のような橋の裏側での飛行においては、橋の下側の距離に対して高度制御を行う必要がある。そこで、機体に LIDAR-Lite V2(検知距離:最大 40m) を上下に1つずつ搭載して高度制御を行った。搭載したセンサの外観を図 3.92 に示し、飛行の様子を図 3.93 に示す。プロポの3つのスイッチを使用して、高度制御の ON/OFF, 制御基準 (地面/天井), 高度の微調整 (10cm 間隔) をリモートで操作できる。また、天井基準で制御中に天井を認識なくなると自動的に地面を基準に変更するフェールセーフを実装した。

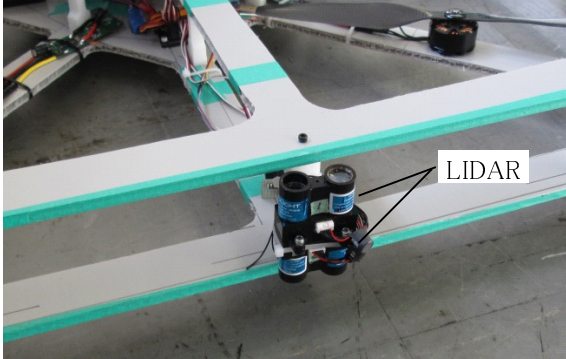


図 3.92: Dual LIDAR module



図 3.93: Dual LIDAR control flight

LIDAR センサの上下どちらかを優先に使うかを飛行中に切り替えられるシステムとした。実際に LIDAR を用いて高度制御を行ったときの機体高度制御の実測結果を図 3.94 に示す。(赤線：目標値，青線：実際の高度，緑：目標値に対する実際の高度の制御誤差)

壁面で自身の風の影響を受けやすいにもかかわらず $\pm 10\text{cm}$ 以内で制御できた。サンプリング周波数が 10Hz 程度の気圧センサに比べ、LIDAR はサンプリング周波数が 1kHz と応答が高く、精度が良いためフィルタによる位相遅れがほぼない。目標高度を変化させたときに多少オーバーシュートすることもあるが、高精度で高度制御して飛行することを確認した。

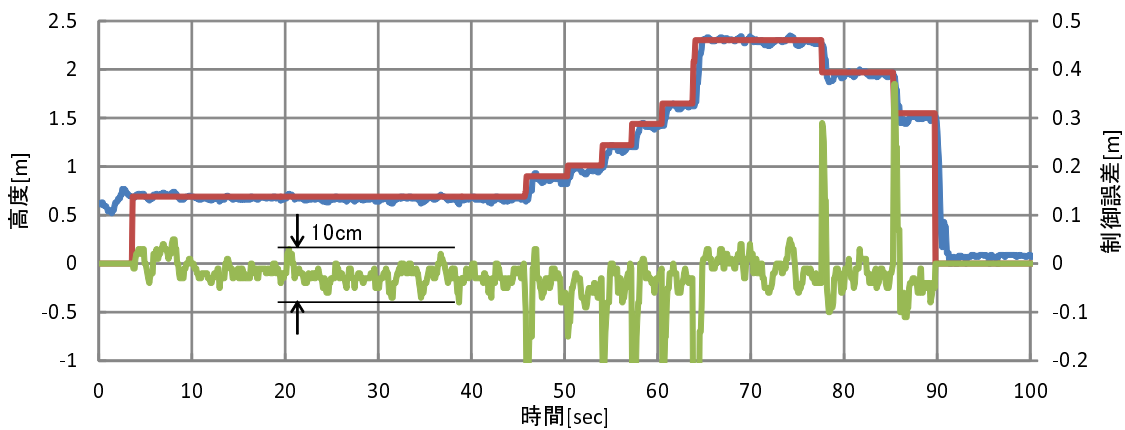


図 3.94: Experiment results of the flight by the LIDAR

レーザ SLAM による環境認識による自律飛行型

自律飛行に特に必要な自己位置推定に関して、様々な手法が提案されている [76][77][17]. 本研究では機体に内蔵されている IMU とレーザレンジファインダを用いた SLAM (Simultaneous Mapping and Localization) [65] による 2 次元の自己位置推定と地図作成を同時に行った (図 3.95). 高さ方向に関しては、ミラーモジュールを用いてレーザレンジファインダの一部レーザを床方向へと反射させ、自己高度を計測する方法を用いた. この段階で取得できる推定可能な情報は IMU からの姿勢角、角速度と加速度ならびに、SLAM とミラーモジュールからの 3 次元座標と環境地図情報である.

用いた機体は、固定ピッチプロペラによるサンドイッチフレーム型に SLAM システムを搭載した自律型飛行制御の研究用のオリジナルモデルである. オリジナル IMU 以外に自律飛行制御の頭脳として NUC を搭載し ROS (Robot Operating System) システムを実装した. レーザセンサとして北陽 (UTM-30LX) を搭載した. このセンサは通称: TOP-URG と呼ばれ、計測距離 30m, 270° の広範囲スキャンを実現している. スキャニング領域の端の 260 度~270 度付近を利用してこの部分のみ 45 度の鏡に反射させることで下方向に照射し高精度な高度センサとして使うことで高度センサの追加を不要とし、全体的な軽量化に貢献している. 一般的なカーボによる機体と比べると 500g 程度の軽量化が可能のため 10 インチのプロペラサイズでもレーザセンサと NUC の重量が問題にならないペイロードとなっている. この機体は同研究室の学生の卒業論文の実験機体として活用された.

1. 飛行ロボットによる一般屋内環境における SP-MANET の構築の実現

長方形型回廊でモジュールを飛行ロボットで順に投下していく形でネットワークを構築することを実現した. 本研究は 4 つのルータノードと 1 つの Commander ノードで実験舞台である東京大学大学院工学部 2 号館 7F の回廊全体をカバーすることに成功した.

2. 飛行ロボットとの通信範囲拡大の実現

SP-MANET を利用した、飛行探索時の画像データの長距離転送に成功した. これは、SP-MANET における Proactive 型プロトコルによって生成される静的ルートと、Reactive 型プロトコルによって生成される動的ルートを組み合わせた最適ルート探索によって実現された. そして、このような SP-MANET における Soldier (この場合は飛

行ロボット)と Commander 間の PeerToPeer 通信の実現は, 災害対応型飛行ロボットの遠隔操縦に対して有用性を示した。

3. 位置姿勢制御システムによる遠隔操縦飛行の実現

実証実験に用いた東京大学工学部2号館7Fは半周の長さは約50[m]であり, 完全な非GPS環境である。飛行ロボットは約3分で巡回飛行の成し遂げ, SLAMを用いて回廊全体マップをオンラインで生成することに成功した。これは今後のマルチフロア環境における飛行探索実現の鍵となる技術である。

詳細については(趙漢居:卒業論文2013)[78][79][80]を参照。

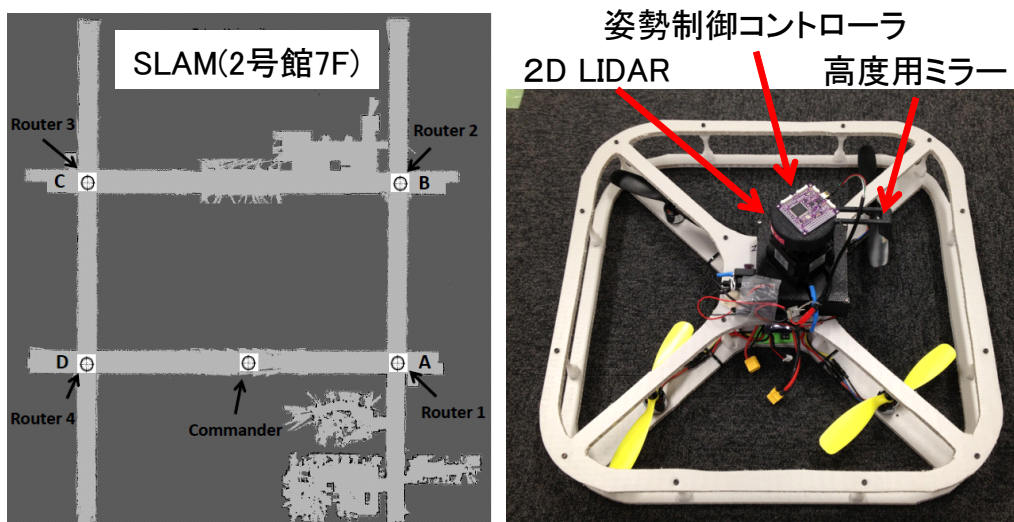


図 3.95: Autonomous flight quad rotor flying robot with LASER SLAM navigation system (Developed in 2012)

AR マーカによる位置定位

単眼カメラによる AR マーカを用いた位置定位制御モデルである。AR マーカを利用して自身の位置情報を求めることができる ROS パッケージを利用した。橋の橋脚の裏側の撮影においては GPS 電波が受信できない環境であるため橋の裏側で定位するのは非常に難しい。2D レーザ SLAM などの方法もあるが、橋の形状が複雑すぎて 2D では制御が難しい。そこで地上面もしくは橋梁壁面に AR マーカを設置し、空間座標を計算し、空中位置定位する方式を考えた (図 3.96)。

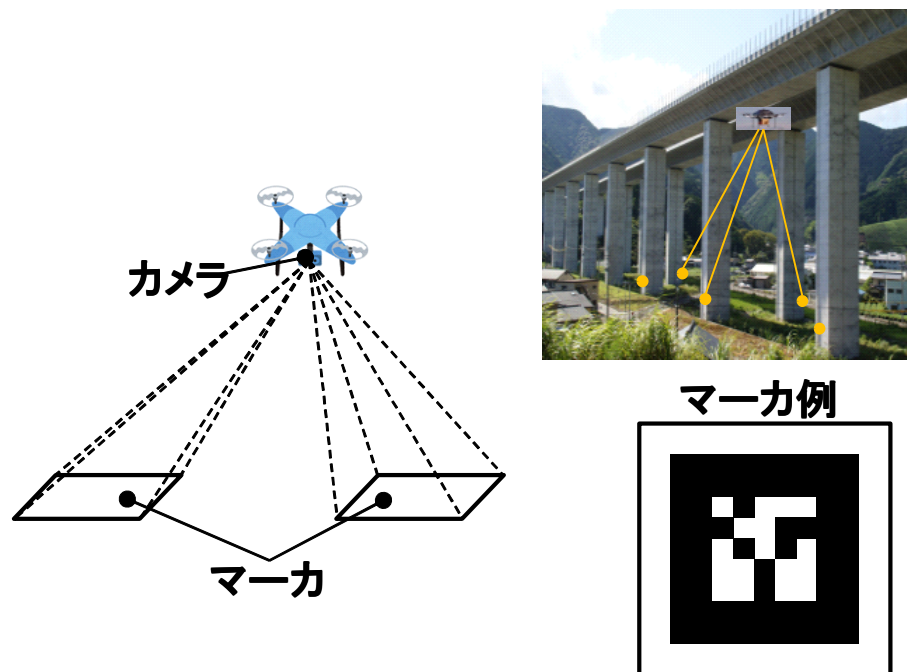


図 3.96: Image of AR marker flight control by the camera

開発した機体の外観を図 3.97 に示す。本体フレーム下部に下向きにオプティカルフロー用のカメラと超音波センサ及び AR マーカ用のソニー製 PS4 ステレオカメラを搭載した。AR マーカを単眼カメラにて処理し、約 40Hz の速度でオドメトリ情報を取得できる。対応できる高度を高くするためにはマーカサイズを大きくする必要があるが、室内での実験として高度 4m 以下の範囲で位置定位テストを行う環境とした。

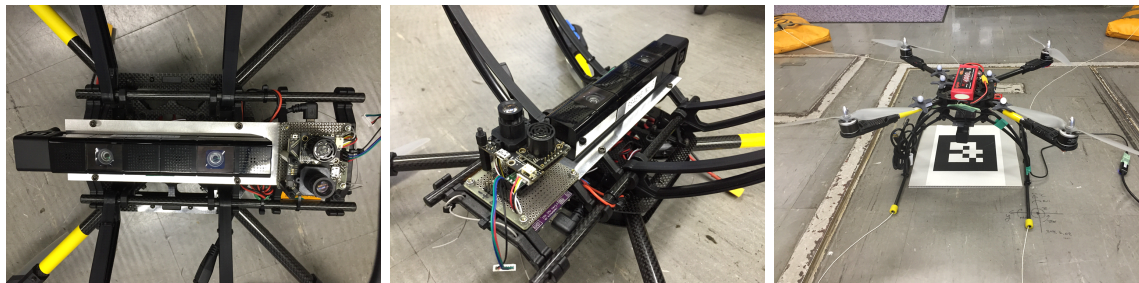


図 3.97: Autonomous flight quad rotor flying robot with AR marker navigation system (Developed in 2014)

開発した AR マーカシステムを用いてホバーリングさせる実験を行った結果を図 3.98 に示す。室内の無風の環境下では左右の位置定位精度 $\pm 20\text{mm}$ ，高度方向の定位精度 $\pm 40\text{mm}$ を実現した。カメラの画角を考慮すると実際の屋外環境での使用では近接用のマーカは 300mm 角程度が必要で，地面に置くマーカは 2000mm 角程度のマーカを用いることで 20m 程度の橋梁点検の位置定位に使えるようであることが確認できた。

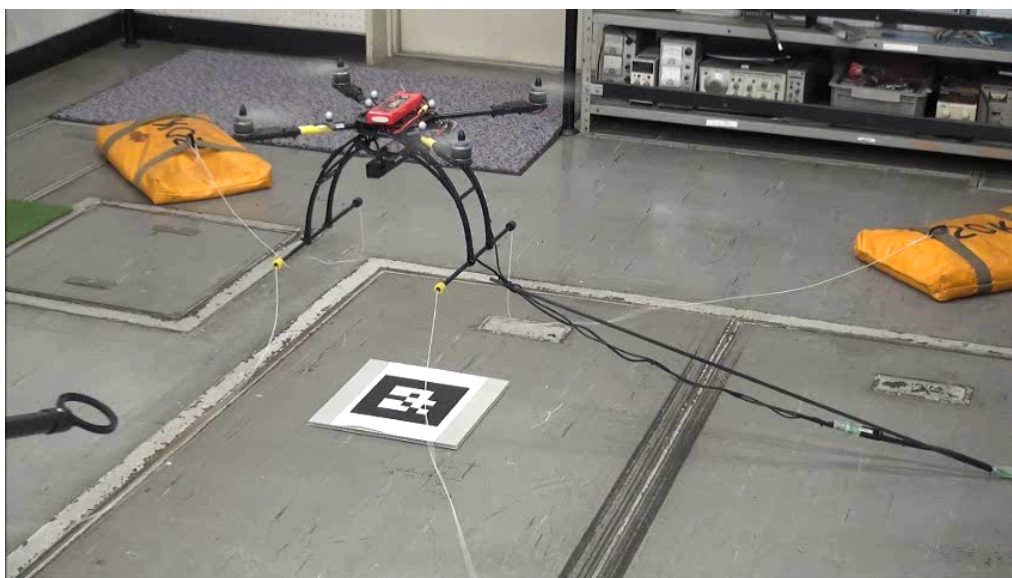


図 3.98: Experiment of the AR marker flight control by the camera

Velodyne と IMU の情報統合による簡易環境点群の生成

3次元空間中で位置定位を行い、高度なタスクを要求される飛行ロボットは、高度な位置制御技術が不可欠であるが、人の目視またはロボットに搭載したカメラ映像による操縦では高度な位置制御は難しい。そこで、環境のセンシングによるフィードバックを用いた位置制御が必要となる。

本節では、その実現の第一歩として、3D レーザ LIDAR センサフィードバックを用いた高度位置制御を実現するために、velodyne(全方位レーザ方位計測デバイス)と IMU(Inertial Measurement Unit, 慣性計測装置)の情報を統合し、環境の占有格子地図を作成するソフトウェアの構成法について述べる。

1. 移動体ロボットにおける座標系木構造構成

センサからの情報を利用するにあたり、それらの座標系及び測定時刻の管理には注意が必要である。本報において座標系構造を ROS REP105(<http://www.ros.org/reps/rep-0105.html>)に準拠した構造に見直した上で IMU 姿勢情報を処理・利用する。この構成は UAV のみならずロボットに非依存で汎用的な IMU の姿勢情報の利用が実現できる。

図 3.99 は多くの移動ロボットにおいて用いられる座標系木構造である。map は世界座標系、odom はロボットのオドメトリ、base_footprint はロボットの2次元上での位置姿勢 (x, y, θ) 、base_stabilized はロボットの base_footprint にロボットの高さ方向を付与したもの、base_link はロボット座標系を表現する。自己位置推定などを導入する際は map/odom 間の座標を更新することになる。

IMU による姿勢情報は座標系木構造において2箇所の姿勢更新が可能となる。一つは base_link/base_stabilized の姿勢変換、一つは odom/base_footprint である。IMU からの姿勢推定結果を適切に分解し、この座標系木構造を更新する必要がある。本報では、座標系管理について ROS コミュニティで開発管理されている tf(<https://wiki.ros.org/tf>)を利用している。

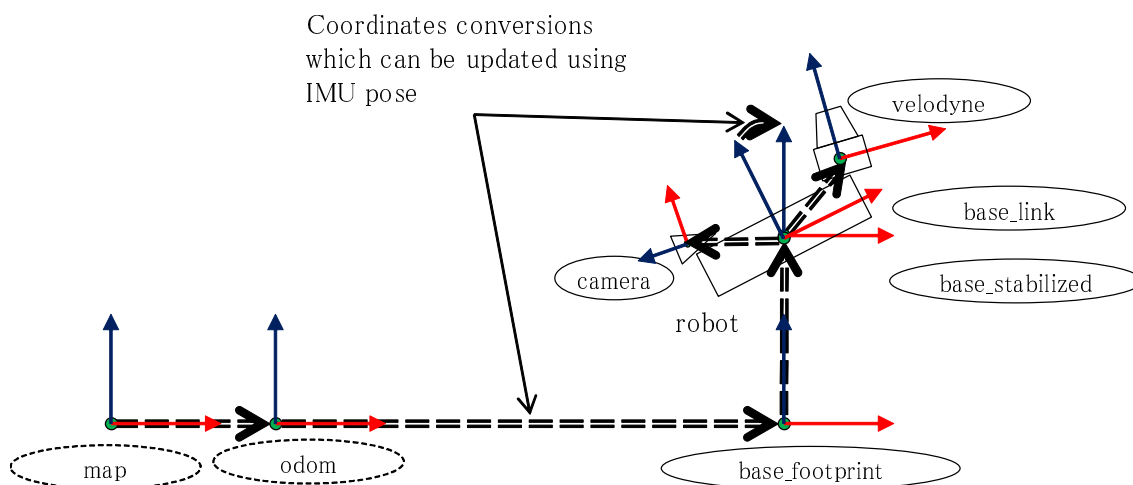


図 3.99: 移動ロボットにおける座標系木構造の構成

注意点として IMU の座標系とロボットの座標系が必ずしも同じではない点がある。JSK 製のオリジナル IMU 搭載の飛行ロボットは IMU の Z 軸が下向きに取り付けられているが、多くのソフトウェアにおいて Z 軸は上向きが標準である。ロボットに取り付けられた IMU の情報から base_link/base_stabilized 間の (姿勢のみの) 座標変換について以下に述べる (図 3.100)。

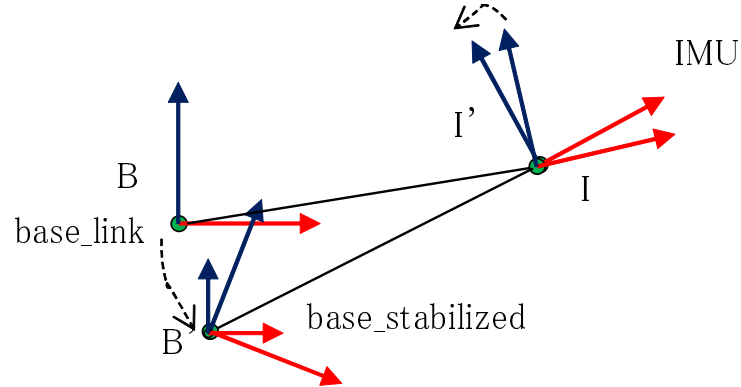


図 3.100: ロボット座標系/IMU 座標系の関係図

B を元のロボット座標，B' を現在のロボット座標とし，それらに対応して IMU の姿勢 I 及び I' を考える．IMU の姿勢は I から I' へ変わる．世界座標系 (odom) における現在のロボット姿勢を考えると，チェーンルールより，

$$\begin{aligned}
 T_{B'}^{world} &= T_B^{world} \cdot T_{B'}^B \\
 &= T_B^{world} \cdot T_I^B \cdot T_{I'}^I \cdot T_{B'}^{I'} \\
 &= T_B^{world} \cdot T_I^B \cdot T_{I'}^I \cdot T_I^{B^{-1}}
 \end{aligned} \tag{3.60}$$

となる．ここで，元のロボット座標 B の姿勢が世界座標系と同一とすると，

$$T_{B'}^B = T_I^B \cdot T_{I'}^I \cdot T_I^{B^{-1}} \tag{3.61}$$

となる．この姿勢からロール/ピッチ/ヨーを計算し，ヨーのみ 0 にして Z 軸を世界座標の Z 軸と同一にした姿勢が，base_stabilized の姿勢となり，また，ヨーが odom/base_footprint 間の 2 次元姿勢 θ の値となる．

Velodyne での計測時刻における姿勢を，その計測時刻を挟む前後の IMU からの姿勢から線形補間することで計算する．姿勢は Quaternion によって表現されており Slerp によって線形補間することができる．

姿勢 q_1 および q_2 を $t:1-t(0;t;1)$ に線形補間した姿勢 q を求める場合、

$$\frac{\theta}{2} = \arccos(q_1 \cdot q_2) \quad (3.62)$$

$$q = \frac{\sin(1-t)\frac{\theta}{2}}{\sin(\frac{\theta}{2})}q_1 + \frac{\sin(t)\frac{\theta}{2}}{\sin(\frac{\theta}{2})}q_2 \quad (3.63)$$

で導出できる。ここで、 θ は q_1 , q_2 間の回転角を表わす。

本報においては map/odom は固定とし、base_footprint の位置は map/odom と同じものとし、base_stabilized の位置を地上から 1m として設定し、IMU を地上から 1m の位置で姿勢のみ動かすことで Velodyne の位置姿勢を計算している。

2. Velodyne による計測点群の統合

世界座標系上に変換された Velodyne からの点群 (図 3.101 上) を単純に合成すると、20 秒計測した場合、30 万点 \times 20 秒 \times 3(x,y,z) \times float のサイズ = 72MByte となり、計測時間に比例して大きくなる。それを回避するため octree を用いて点群を表現する。octree とは立方体 (ノード) を八つの立方体に再帰的に八分割していく木構造の一種であり、以下の 3 つの特徴をもつ。

- 前の点群に次の点群を追加できる
- 各立方体の大きさを変更できる
- メモリ効率が良い

今回の点群の場合、計測中に重なった点が多いほど効率はよくなり、一度計測された点付近 (同じノードに対応する点) を何度計測してもメモリは消費されない。ノードの大きさを 5cm に制限して、Velodyne と IMU をおよそ 180 度、20 秒間かけて回転して計測した結果から実験棟周辺の環境点群を作成する (図 3.101 下) と、およそ 20 万ノード、48MByte 程度となり、高いメモリ効率を実現していることがわかる。

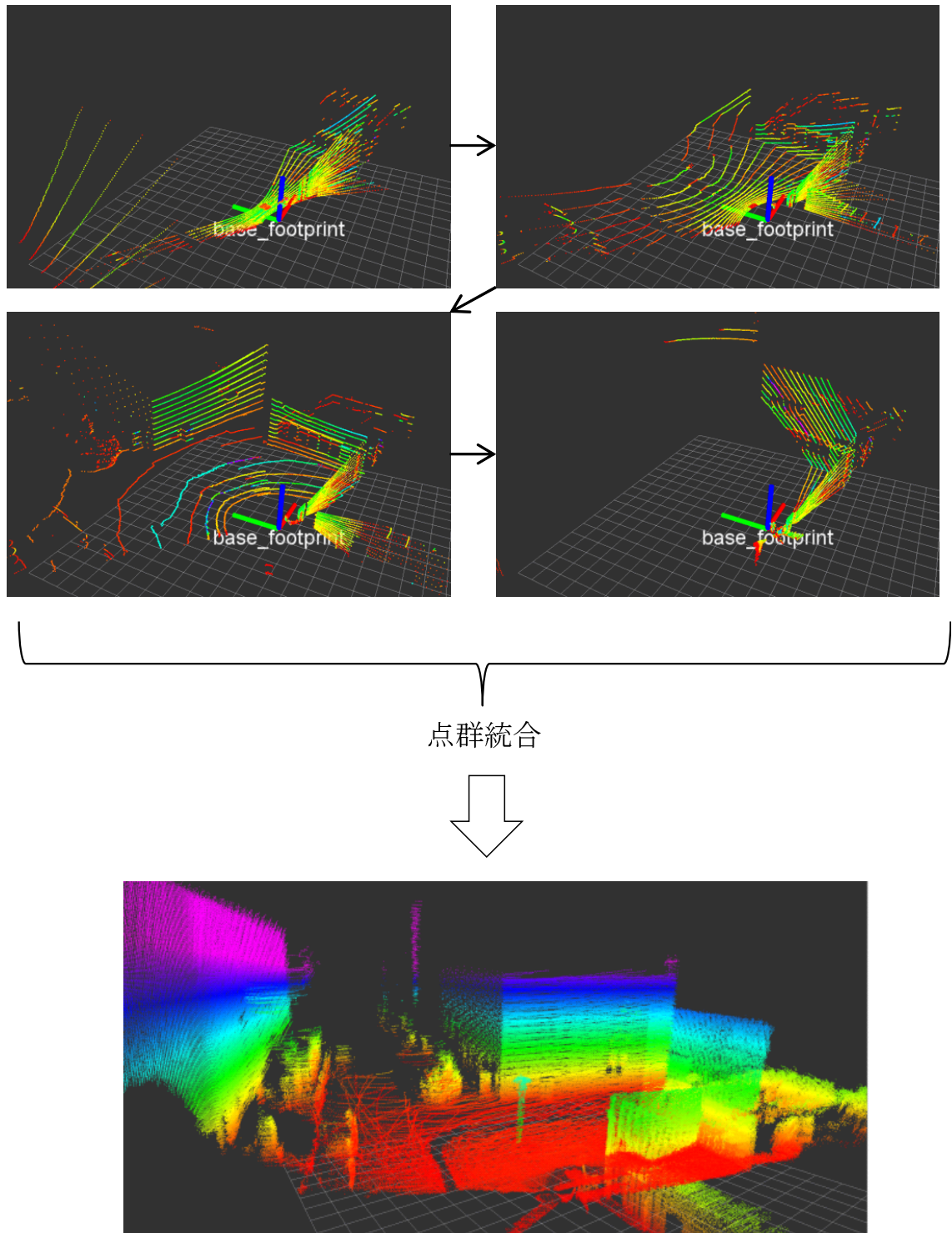


図 3.101: 計測中の世界座標系に変換された計測点群 (図上) および統合された点群 (図下)

3. 実機検証（方法，構成）

Velodyne と IMU の情報統合による簡易環境点群の生成用の実験機体の外観を図 3.102 に示す。

Velodyne と IMU を機体に搭載して相対位置を固定し，IMU 中心に 180 度程度回転させる。Velodyne の測定時刻毎に IMU の姿勢を取得し，世界座標系に変換する (図 3.103)。座標系を変換した Velodyne の点群を octree へ挿入し，格子地図を作成する (図 3.104)。IMU 姿勢の座標系構造を ROS ※ 3REP105(<http://www.ros.org/reps/rep-0105.html>) に準拠した構造に変更する。

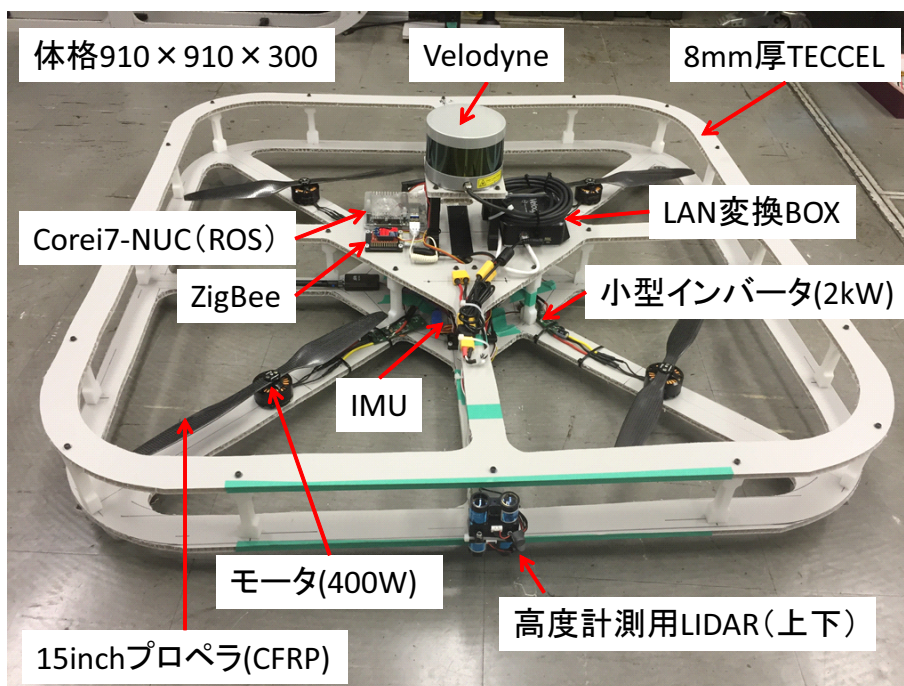


図 3.102: Velodyne 実験用機体の外観

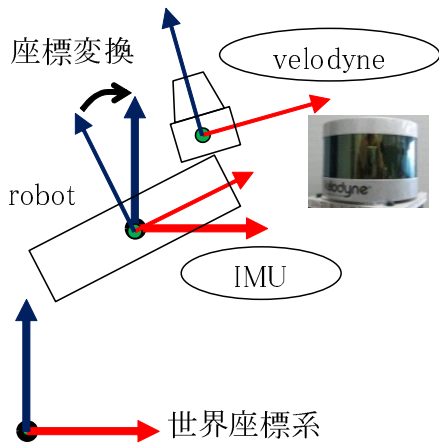


図 3.103: Velodyne/IMU の座標系と世界座標系

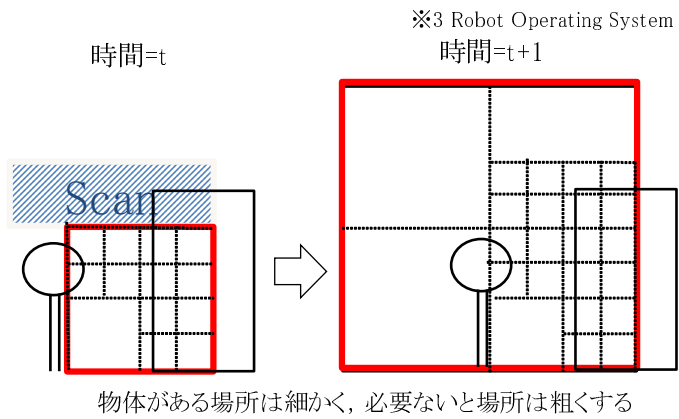


図 3.104: 格子地図の作成方法

Velodyne と IMU の情報を統合することで、実験棟周辺の環境点群の占有格子地図を作成した (図 3.105).

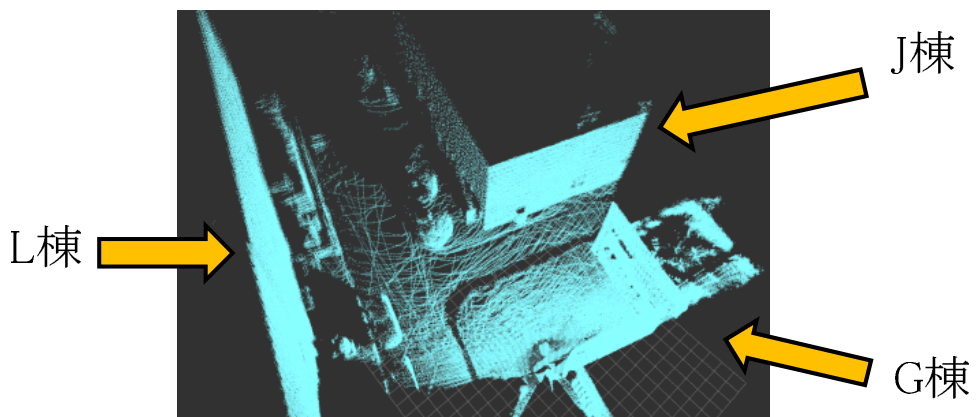


図 3.105: 実験棟周辺の点群格子地図

IMU 情報の座標系構造を見直すことで、ロボット移動中の自己位置推定及び環境地図

構築に向けた再利用性の高いソフトウェア構成を実現した。

4. まとめ

人の作業行動支援，暮らしの安全支援を目的とした高度なタスク実現において不可欠な高度な位置制御技術の実現に向け，Velodyne と IMU を情報を統合することで環境の占有格子地図を作成するソフトウェアを実現し，実験棟周辺の環境点群の占有格子地図を作成することができた。この情報から空間位置情報として目標指示座標を与えることで，非 GPS 環境においても高度な位置制御ができる。

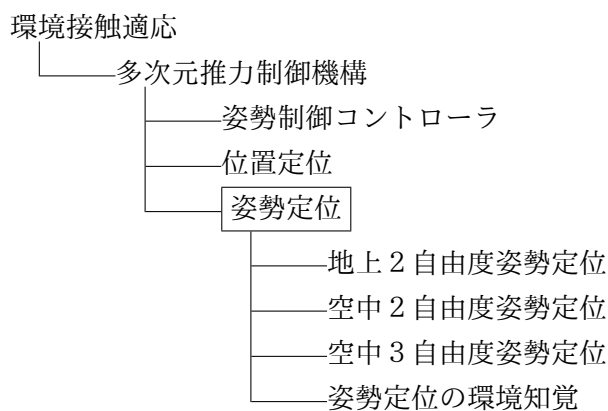
また，ロボットに非依存で汎用的な座標系を導入することで，UAV に限らず他のロボットでも本報の IMU の姿勢情報を利用できる。

今後，Velodyne と IMU の情報，カメラ情報などを統合（センサフュージョン）し，自己位置推定技術と移動中の環境地図作成方法を開発することで，飛行ロボットに搭載し，非 GPS 環境空間においてより高度な位置制御フィードバックとして活用できると考えている。

3.3 姿勢定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ

環境接触適応のために必要な運動機能とは、3次元空間中の座標位置を制御する「位置定位」と位置定位とは独立に姿勢を制御可能な「姿勢定位」の2つの機能を両立させることが必要であり、それぞれに必要な機構と制御の組み合わせによって目指すべき機能を実現する。

本節では、この2つの要素のうち「姿勢定位」に関するマルチロータの機構構成や制御について述べる。「姿勢定位」とは3次元空間中で位置定位し、かつ機体姿勢角を可変できその姿勢を保持可能なことである。この姿勢定位を実現するためには、多次元方向に推力を発生可能な機構をマルチロータに搭載する必要があると考える。



本章の全体構成と姿勢定位の関係

前節では、一般的な固定ピッチマルチロータモデルによる「位置定位」に向けた構成アプローチとして様々な実験を行ってきたが、固定ピッチかつ固定チルトによるマルチロータの運動能力には空間を自由に移動することはできても「姿勢定位」することはできない。「姿勢定位」には運動自由度に対するパラメータが自由度の数だけ必要であり、それをマルチロータで実現するためには、自由度に必要な数だけプロペラを立体的に配置し、任意の姿勢ですべての方向に推力を発生させる機構が先行研究などで実現されているが、プロペラやモータの数が増えるだけでなく、全てのプロペラが垂直方向に向いているわけではないため揚力効率が低下する問題について2.4節にて述べた。

本研究では、狭い隙間などの狭隘環境での移動を目的としているため、小型高効率での姿

姿勢定位を実現するために、プロペラ枚数を極力少ない構成で実現することを狙い、推力の方向を可変可能な機構を搭載することを考え、可変ピッチロータやチルトロータ機構によるマルチロータ制御機構を考えた。

可変ピッチ機構を用いることで、推力を双方向にコントロールすることが可能となり、チルトロータ機構を用いることで、推力の発生方向を変化させることが可能となる。これらをマルチロータに適応すれば、多次元推力を発生することが可能となり、運動自由度を増やすことができる。この多次元推力制御による推進力の合力とフレーム構造をうまく組み合わせることで3次元空間中の運動自由度を拡張できると考えた。

環境接触適応のためのマルチロータ飛行ロボットには、隙間空間を通り抜けるだけでなく、そこで姿勢定位できることが求められており、目指すべきは、多次元推力発生要素構造を考え、それらの組み合わせにより地上でのホロノミック姿勢定位、空中でのノンホロノミック姿勢定位、ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットの実現である。ここで目指すべき機能に対する姿勢定位の自由度とその実現手段の関係をまとめると以下のようになる。

1. 狭いところへ入り込める環境接触適応

目指すべき機能 地上3自由度，空中4自由度の運動機能として，飛行以外に地上での2自由度姿勢定位を利用した「地上や水上の移動機能」の実現である。

実現手段 空中では1自由度姿勢定位であるが，地上との接触反力を積極的に利用することで地上，水上での3自由度姿勢定位による狭い隙間の通過機能の実現を目指す。

2. 全周なぞり行動が可能な環境接触適応

目指すべき機能 空中5自由度の運動機能として，空中での2自由度姿勢定位を利用した「壁面習い移動機能」の実現である。

実現手段 空中での2自由度姿勢定位による空中での任意チルト角度姿勢による飛行や，壁面形状に対して機体を押し付けることで自身の姿勢角を習う機能の実現を目指す。

3. 空中全方位の隙間すり抜けと柔軟な離着陸が可能な環境接触適応

目指すべき機能 空中6自由度の運動機能として，空中での3自由度姿勢定位を利用した，任意姿勢を保持しつつ移動し「狭隘環境移動及び凹凸形状への離着陸」の実現である．

実現手段 空中での3自由度姿勢定位による狭隘隙間の移動機能や，離着陸地点が平らな整備環境でない凹凸形状の環境に対する垂直の離着陸機能の実現を目指す．

本節では，これらを実現していくための機構構成の具現化検討について述べる．

3.3.1 地上2自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討

地上移動のためのリング型クワッド可変ピッチ機構

クワッド可変ピッチプロペラにより2自由度姿勢定位による地上での3自由度運動を実現し、立位及び転がり移動可能なマルチフィールド対応リング型飛行ロボットモデルである[81][82]。開発したMUWAの外観を図3.106に示す。

このモデルでは、可変ピッチプロペラが発生する推力と回転軸に発生するトルク反力を組み合わせることで飛行以外の移動能力もプロペラの駆動力のみで実現することを目指した。

基本的な構成は可変ピッチ機構を搭載したクワッドロータなので、飛行する場合は一派的なクワッドロータと同じ1自由度姿勢定位の4自由度運動であるが、地上や水上といった環境と接する事で接点の反力を利用して地上での姿勢定位の軸数を1軸増やすことを考えた。リング形状のボデーの一部が地面と意図的に接すること、可変ピッチ機構による推力の自由度が増えたことで、車輪のように立位状態での任意チルト角度での姿勢定位を実現した。車輪状態での転がりトルクは、飛行状態でのヨー軸回転トルクと同じ制御によるもので、モータのトルク反力の差分により推力を発生している。

この4つの可変ピッチプロペラと1つのリング形状のボデーを用いた組み合わせによる機構で、ボデーを一輪の車輪として利用し、任意の角度で地上を転がったり水面を移動したり、正面背面どちらでも空中を飛行可能な新規なマルチフィールドロボットを開発した。これにより飛行機能だけでは通過困難だった狭い斜めの瓦礫の隙間を通過したり、ホバークラフトのように水面に浮いて移動するだけでなく直立状態で水上を移動する機能を同時に実現した(図3.106)。

この機体は、空中では1自由度姿勢定位であるが、地上との接触反力を積極的に利用することで地上、水上での3自由度姿勢定位による狭い隙間の通過機能を実現できると考えた。この機体の機構構成や動作実験結果については第4章にて詳しく述べる。

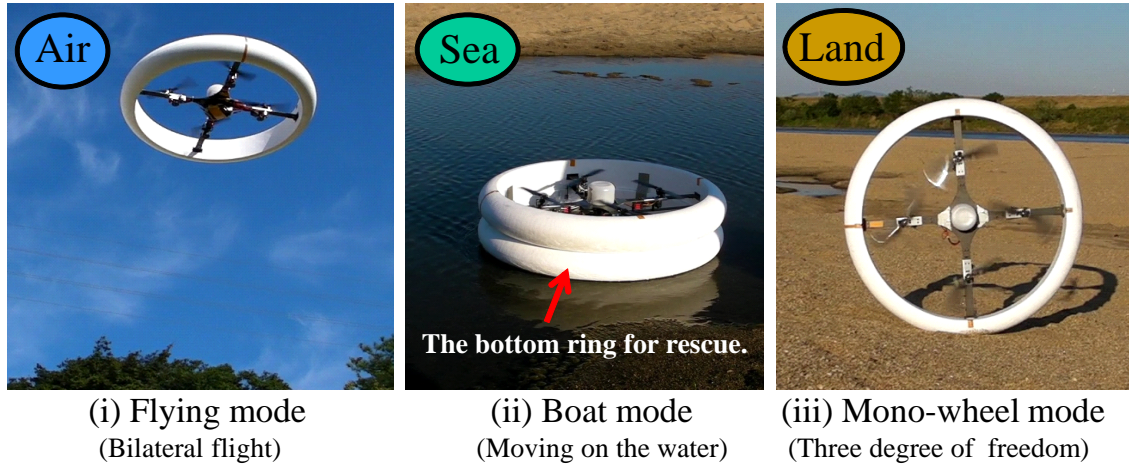


図 3.106: Multi-field(air, sea, land) robot

また、傾斜路の登坂能力向上のための改良型として開発したモデルを図 3.107 に示す。MUWA の課題は、4 枚のプロペラが全て平行に配置された構成であったため、転がりトルクの発生源はモータ 4 つの抗力トルク（反力）の差分のみであった。この機体で登れる斜度はわずか 3deg 程度が限界であったが、右回転と左回転のプロペラのスラスト軸角度をそれぞれ円周方向に別々に傾けて搭載することで、転がりトルクにプロペラ推力を利用することを可能とした。これにより車輪としての転がりトルクを 10 倍以上に増強でき、登坂能力の斜度 6deg 以上を実現した。



図 3.107: MUWA2: Tilted thrust MUWA (Developed in 2013)

3.3.2 空中2自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討

チルトロータ機構

可変ピッチはプロペラ軸方向の推力を可変するシステムであったのに対して、ここではチルトロータ機構と呼ばれるプロペラのスラスト軸そのものを傾けるシステムについて検討する。チルトロータ機構とは、サーボアクチュエータなどを用いてモータとプロペラのスラスト軸角度をアクティブに回転させる機構である。これをマルチロータに適用することでより多次元方向に推進力を制御できると考えた。機体の姿勢を任意姿勢で保持することを狙い、プロペラの推進角度を可変する機構とマルチロータの姿勢制御を組み合わせ、かつ最低数のチルトロータ機構を用いて位置定位と姿勢定位を実現できる機構を狙った。

デュアルバイロータ機構 (Dual-Bi-rotor)

2自由度姿勢定位による空中5自由度運動を実現するモデルである。バイロータを2連結した機構による空中での2自由度姿勢定位可能な飛行ロボットモデルを図3.108に示す。

4つのモータ取り付け部のスラスト角度を各所サーボで変化させることで、機体のチルト角度を変化させることが可能となる。これにより水平モードから直立モードまで任意の姿勢角で飛行を可能とした。水平モードでは通常のクワッドロータと同じ制御で飛行を行うが、直立モードではプロペラが縦に重なる積段構造となるため垂直成分の揚力が低下するため揚力補償を行う必要がある。そのため本機体では直立モードのときのみスロットル量を一定値増加させることで対応した。

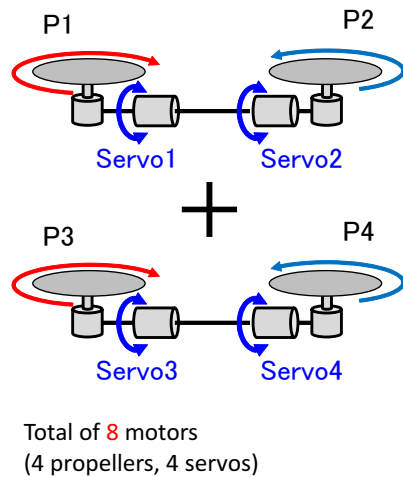


図 3.108: Dual Bi-rotor (Developed in 2014)

システムブロック図を図 3.109 に示し，スラスト可変プロペラ機構部を図 3.110 に示す。4 モータ，4 サーボ，と合計 8 モータを使うことから自由度に余裕があり，最適化されたシステムではないが姿勢保持飛行の実験とプロペラ積段の影響を確認するための実験機として開発した。課題としては，サーボ 4 個を独立駆動するために各プロペラによるジャイロ効果により姿勢が不安定になる問題があり，制御ゲインの調整だけでは解決しない問題を抱えている。また，モータ 4 個，サーボ 4 個という過剰モータ数という点も問題であり最適解ではないと考える。

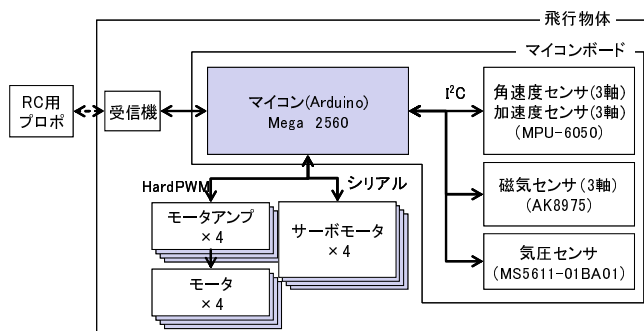


図 3.109: Dual Bi-rotor system block

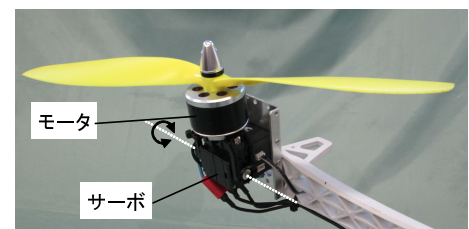


図 3.110: Active thrust propeller module

デュアルチルトロータ機構

一般的なチルトロータ機構は1つのロータをチルトさせるが、回転体の軸角度を傾けると必ずジャイロ効果が発生する。回転体がプロペラの場合は推力方向に対してチルトさせた軸に対して直交した方向にジャイロ効果が発生するため、機体姿勢制御のためにチルトロータを用いる場合は姿勢制御に影響しない範囲で低速で角度を可変させる必要がある。しかし、安定した姿勢制御を実現するためには高速でチルト可変させたいという相反する要求がある。

そこで相反回転する2つのロータを1セットとして、回転反力を打ち消した状態で(角運動量を互いに打ち消す)チルトさせることでジャイロ効果を低減する機構を考えた。(前章にてジャイロ効果の低減効果について述べた)この機構を用いて空中での2自由度姿勢定位と3自由度姿勢定位の実現を目指した。

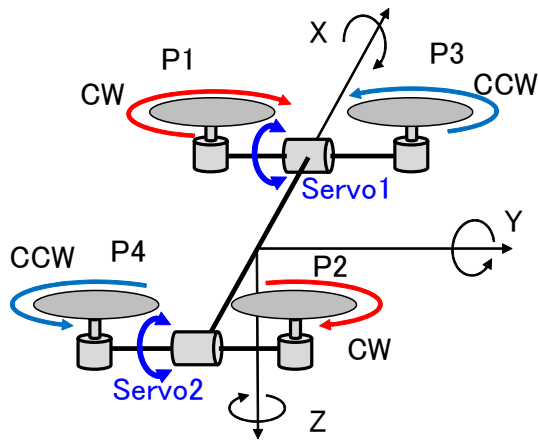
バイスクエアコプタ (Bi²Copter)

デュアルチルトロータ機構を用いて、2自由度姿勢定位による空中5自由度運動を実現する。開発したBi²Copterのモデルと外観を図3.111に示す。

プロペラが発生する推力を効率よく利用できる構造で、チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を維持した状態での飛行機能を目指したモデルである[83][82]。4つのプロペラのうち2つを1組としたバイロータモジュールを2接続させた機構を考案し「Bi²Copter」と名づけた。この機構により任意チルト角度での離着陸及び飛行を含む移動を実現し、全天球撮影や表面角度が連続的に変化する壁面に沿って動くことによる調査、計測などへの応用が可能である。

この空中での2自由度姿勢定位によって、空中での任意チルト角度姿勢による飛行や、壁面形状に対して機体を押し付けることで自身の姿勢角を習う機能を実現できると考えた。機体開発におけるプロトタイプモデルの一覧を図3.112に示す。

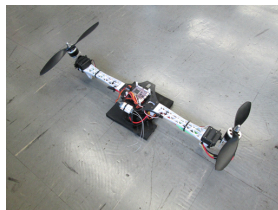
この機体については第5章にて詳しく述べる。



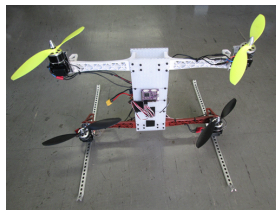
Total of 6 motors
(4 propellers, 2 servos)



図 3.111: Bi²Copter (Developed in 2015)



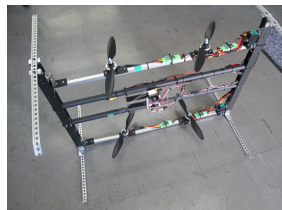
Prototype 1
April 2014



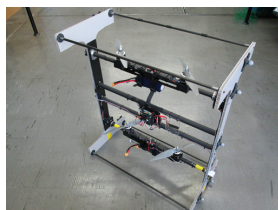
Prototype 2
May 2014



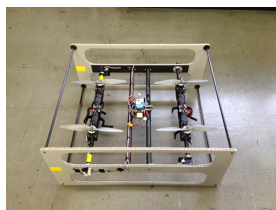
Prototype 3
June 2014



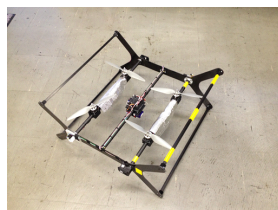
Prototype 4
July 2014



Prototype 5
August 2014



Prototype 6
September 2014



Prototype 7
October 2014



Prototype 8
November 2014

図 3.112: 開発したプロトタイプモデル一覧

3.3.3 空中3自由度姿勢定位のためのマルチロータ構成検討

全方向チルトロータ機構マルチロータ

3自由度姿勢定位による空中6自由度運動を実現するモデルである。開発した全方向チルト機構を図3.113に示す。

4枚のプロペラを搭載し各プロペラのスラスト軸がX,Y 2軸回転可能な構造を特徴とする。このプロペラの2軸可変ジンバルをモジュール化することにより様々な組み合わせで自由な姿勢制御を可能とするコアモジュールとなっている。4モータ、8サーボ、と合計12個のモータを使うことから制御自由度リッチであるが、各モジュールごとにプロペラガードを搭載しており、人や環境への接触に対して安全な構造を目的とした機体である。最大の難点は小型化が困難であることとサーボ数が8個も必要であることが課題である。

F.Senkul[32]らも、1つのプロペラの角度をピッチ及びロール方向に傾斜可能な2サーボクレイドル機構モジュールを4機搭載したクワッドロータについて述べている。フレーム機構は異なるが、本機と同様に4プロペラと8サーボを用いて空中での3自由度姿勢定位を実現しているが、機構上プロペラガードの装着も難しい。また、姿勢角度の変化に対してサーボを高速で動かすとジャイロ効果により姿勢が乱れることもあり、姿勢変化速度は遅く、10deg/s程度となっている。原理的な構成が同じことから、どちらも共通の課題は同等であり、実用性という観点から最適解ではないと考える。

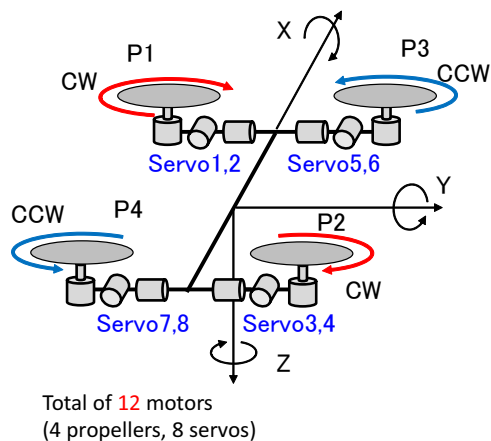


図 3.113: Gimbal propeller module multi rotor (Developed in 2015)

テトラ型クワッド可変ピッチ機構

最低数の可変ピッチプロペラ機構による3自由度姿勢定位による空中6自由度運動を実現するモデルである。開発した Tetra-Copter の外観を図 3.114 に示す。可変ピッチプロペラを正四面体の頂点に4つ立体配置する構造を特徴とする。

Dario Brescianini らの報告 [51] では、8つのプロペラを搭載しかつ空中でプロペラを逆回転させることで双方向に推力を発生させることで固定ピッチプロペラ8つ構成で空中での3自由度姿勢定位を実現した「Omni-copter」を発表している。この機構は、放射状にプロペラを8つ搭載する構成となっているため、全てのプロペラの揚力を垂直成分として使うことはできない。そのため実質は半分以下のプロペラ枚数で飛行するのと同じ程度の揚力しか発生できないという飛行効率の低さが課題である。同時にプロペラ枚数の利用率が悪いことから、姿勢角制御における回転トルクの発生も小さくなってしまうため、風などの外乱の多い環境での姿勢安定性は不利な構成である。

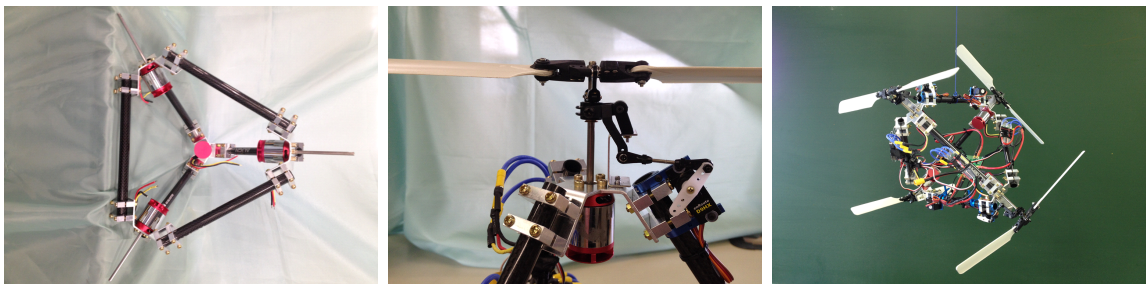


図 3.114: Tetra-Copter: 6DOF (Developed in 2012)

3次元空間中で6 DOF 運動を可能にするためには、プロペラを6枚以上使えば容易に実現できることは一般的に既知である。しかし、我々は可変ピッチ機構を使いプロペラ枚数を最低数で実現することを考えた。可変ピッチプロペラは、回転数とピッチ角度を個別に制御することができるため、揚力の方向を正負双方向に発生させることができるだけでなく、プロペラ反力を独立して可変させることができる。また、揚力が0となるピッチ状態でもプロペラの抵抗は存在するためプロペラ反力も制御可能である。

これらの条件から考えたフレームモデルを図 3.115 に示す。

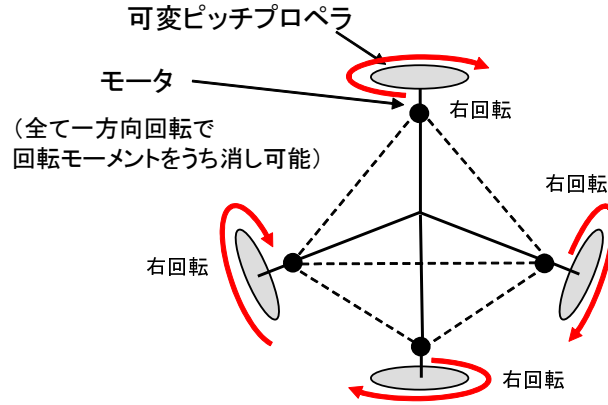


図 3.115: Tetra-Copter model

関係式は以下ようになる。

$$f_i = f(\omega) F_i \text{各頂点の力（揚力方向）} \quad (3.64)$$

$$t_i = t(\omega) F_i \text{各頂点の軸トルク（モータ負荷）} \quad (3.65)$$

$$f = [f_1 f_2 f_3 f_4]^T \text{揚力方向の力ベクトル} \quad (3.66)$$

$$t = [t_1 t_2 t_3 t_4]^T \text{抗力ベクトル（プロペラ反力）} \quad (3.67)$$

$$F = Af \quad (3.68)$$

$$T = At \quad (3.69)$$

ここで、変換行列 A は

$$A = \frac{1}{\sqrt{3}} \begin{bmatrix} 1 & 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 \\ 1 & -1 & -1 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.70)$$

この式から X,Y 軸の姿勢を 360 度回転させた時の垂直方向の揚力最大値の計算結果を図 3.116 に示す。横軸に姿勢角度の X 軸，縦軸に Y 軸を示す。グラフに示される，揚力値の表記は 1 枚のプロペラ揚力に対する比率で表す。このグラフから姿勢角度による揚力の最低値はプロペラ 1 枚の揚力に対して 1.6 倍となることがわかる。このため姿勢によって揚力

が変化するため、全ての姿勢で同じペイロードにはならないが、グラフ中の効率の良い姿勢角度をうまく繋いで変化させると揚力比は2程度を利用できる。この機体の姿勢角によって最大揚力に差が出る特性は（Omni-copter[51]）も同様である。

しかし、4枚のプロペラを搭載しても2枚分以下の揚力しか利用できないことは小型高効率化を狙う上ではデメリットであり、本研究の目的を実現するには難しい課題であると考えられる。また、カメラやLIDARなどの搭載も困難で離着陸用の脚などを追加することで小型化も難しい問題も残る。

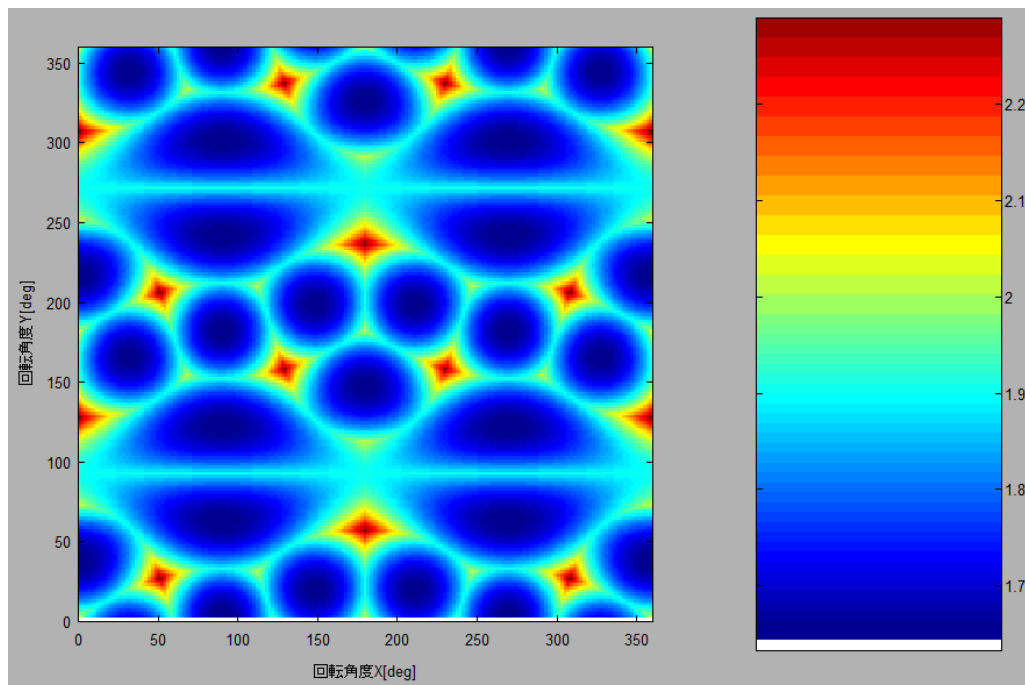


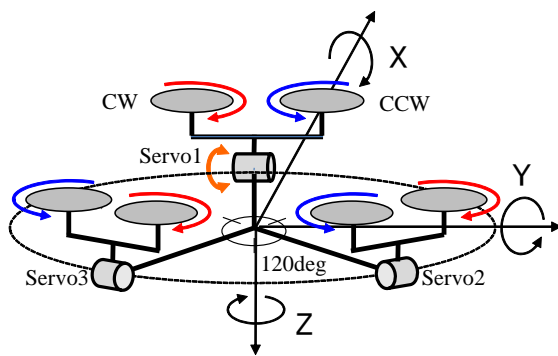
図 3.116: Tetra-Copter max lift ratio map

ティーキュービックコプタ (T³Copter)

デュアルチルトロータ機構を3つ用いて、3自由度姿勢定位による空中6自由度運動を実現するモデルである。開発した T³Copter の外観を図 3.117 に示す。

左右逆回転の2つのダクトドファンを1組としたモジュールを1セットとしてスラスト軸角度を可変可能とした可変スラスタモジュールを同心円上に3均等に配置した新機構を考案し「T³Copter」と名付けた。この機構により小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進移動 (translational motion) を実現した。本機体の応用として、一般的に飛行ロボットによるカメラ撮影には飛行機体の姿勢に影響されずにカメラの水平を保つために電動制御ジンバルモジュールを別途搭載するが、本機は飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能なることによりジンバルレスを実現できる。

この空中での3自由度姿勢定位によって、狭隘隙間の移動機能や離着陸地点が平らな整備環境でない凹凸形状の環境に対する垂直の離着陸機能を実現できると考えた。この機体については第6章にて詳しく述べる。



Total of 9 motors
(6 propellers, 3 servos)



図 3.117: T³Copter (Developed in 2016)

3.3.4 姿勢定位のための環境知覚

位置定位のための環境知覚としては、カメラやレーザ LIDAR、超音波センサ、などのセンサによる非接触による自己位置推定を用いることである程度実現できることを確認してきた。しかしながら、草木のような自然界の細かい対象物や硬さが不明の障害物や壁面が緩やかな曲面であるなどカメラやレーザなどで完璧な情報を取得するのは非常に難しい。また、飛行ロボットは空中で全方向に移動できるがゆえに衝突を回避するためには全周における環境の知覚が必要となる。従来型の位置定位しかできない機体であればこの非接触による環境知覚は必須であり、センシングやビジョンといったロボットに共通の研究も多く行われており、その技術の重要性は非常に高い。

しかし、本研究で求められている環境接触適応とは機体と対象物の接触を前提として考えられている。飛行ロボットでありながら、環境と接触することによって、姿勢定位の自由度を増やすことを考え、立位状態を作り出し転がり移動を行うことや、あえて環境壁面に自身の体を押し付けることで相手の形に倣い、姿勢を柔軟に変えることで壁面に倣って移動することや、自身の姿勢を3自由度で可変することで狭隘隙間を通過し、凹凸環境の地形に対しても垂直での離着陸ができるなどといった運動機能を実現できると考えた。

つまり、姿勢定位が可能な機体を用いることで環境知覚に新しい手法を適応できることになる。一般的な飛行ロボットは外乱のない空中での停止時に機体はほぼ水平となるが、風などの外乱によって力を受けるとその力を打ち消して停止するために機体姿勢を斜めに傾けた状態でしか位置定位できない。これに対して、本研究で考えた環境知覚とは「姿勢フリー」と「姿勢ロック」という機能を搭載する。

姿勢フリー 機体が環境との接触によって姿勢角が変化する力が与えられるとその力を受け流す方向に姿勢角を変える機能であり「倣い運動」と位置づけている。この倣い姿勢制御のフローチャートを図 3.118 に示す。目標姿勢角に対してフィードバック制御させている機体姿勢に外力が加わり、一定以上に姿勢変化した場合には、その姿勢角度を目標姿勢角度に更新することで、倣い運動を実現する。姿勢変化の検出閾値の設定角度の設定値により、外力に対する倣いやすさのゲイン量が決まる。この角度を大きく設定するほど、倣い姿勢に対してより強い外力が必要となり、小さくしすぎると風などの外乱影響でも姿勢が回転してしまうことになるので、使用環境に合わせて可変させる事が望ましい。

姿勢ロック 機体が現在の姿勢角を保持する機能であり「姿勢定位保持」と位置づけている。

この2つの機能を追加することで、飛行ロボットは環境との接触に対する高い環境接触適応性を実現できる。また、外乱による力を受けたとしても機体の姿勢角を保持した状態で空中位置定位が可能となる。つまり環境接触適応のための環境知覚とは、対象物に触れることで相手の形を認識するということであり、マルチロータ飛行ロボットでこれを実現できることを実証することこそが、新しい知見であり研究の成果であると考えた。

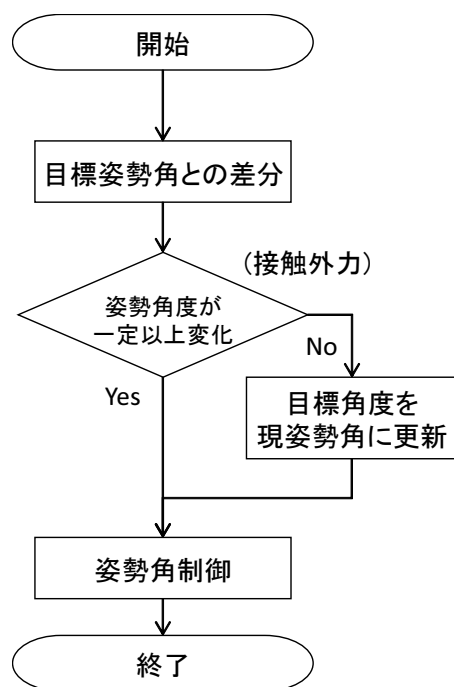


図 3.118: 倣い姿勢制御フロー図

3.4 本章のまとめ

第3章では、マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法について述べた。初めに、基盤となる多次元推力制御機構を実現するために必要な制御システムとして機体の「姿勢制御コントローラ」の実現について述べ、次に、位置定位制御で実現できる環境適応について実証ベースによる機体の機構構成検討について述べ、最後に、これらを組み合わせた姿勢定位可能な機構構成の実現について述べ、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応という目的に対して最適な多次元推力制御機構と実現すべき運動機能を決定した。

多次元推力制御可能な姿勢コントローラの実現 ハードウェア設計については、IMU機能として加速度3軸、角速度3軸、地磁気3軸、高度センサ(気圧センサ)1軸、合計10軸分のセンサフュージョンにて姿勢角度推定を実現した。また、車載通信規格のCAN(Controller Area Network)に対応、ロボットシステムの中核ソフトウェアであるROS(Robot Operating System)への対応、そして、多次元推力制御のためのモータ及びアークチュエータ制御を実現した。

通信ポートとしては、上位アプリとの対応としてROS対応としたインタフェースにUSB通信ポート(1ch)、GPSやXBEE通信用にUART通信ポート(4ch)、テレオペレーションに対応するSBUS通信ポート(1ch)、LIDAR通信用にSPI通信ポート(1ch)、PWM制御対応のモータアンプやサーボ駆動用にPWMポートを(13ch)、アナログセンサ入力用にA/D変換ポート(8ch)、複数IMU間やインバータなど距離が離れる部分の通信には、車載通信実績があり耐ノイズ性の高いCAN通信ポート(1ch)を搭載した。

制御システム構成については、座標系の定義について述べ、姿勢制御の流れブロック図を示した。次に、姿勢制御や定位制御に関する姿勢推定のフローを示し、PID制御による姿勢制御について述べた。

プラットフォーム化については、マルチロータ飛行ロボットの制御に対する共通の指示値として、「機体のモデルパラメータ」、「目標姿勢角度」、「現在位置座標」、「目標座標」、を入力することで多次元推力制御による姿勢定位及び位置定位が実現できるように中間層である姿勢制御コントローラと上位層のアプリケーションとを統合した。

位置定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ 「位置定位」とは3次元空間中でホバリング(その位置座標を保持すること)でき、かつX軸方向、Y軸方向、Z軸方向に

移動が可能なことである。ここでは、様々な環境適応に対し、機能目的別に機体を実機開発し、実証試験を行い、それぞれの機構によるメリット・デメリットを明確にし、機構構成の効果を実証ベースで確認することで、目的を達成可能な新しい機構、構成、制御方式を模索し、その知見について述べた。また、位置定位における環境知覚として非接触でのセンシングをベースに自己位置推定を行う実施例について述べた。

姿勢定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ 「姿勢定位」とは3次元空間中で位置定位し、かつ機体姿勢角を可変できその姿勢を保持可能なことである。この姿勢定位を実現するためには、多次元方向に推力を発生可能な機構をマルチロータに搭載する必要がある。「可変ピッチ機構」と「デュアルチルトロータ」による姿勢定位可能な機構構成について述べた。

環境との物理的接触による環境知覚としては、「姿勢フリー」と「姿勢ロック」の2つの機能を追加することで、飛行ロボットは環境との接触に対する高い環境接触適応性の実現について述べた。つまり環境接触適応のための環境知覚とは、対象物に触れることで相手の形を認識するということであり、マルチロータ飛行ロボットでこれを実現することができることを実証することが、新しい知見であり、研究の成果である。

姿勢フリー 機体が環境との接触によって姿勢角が変化する力が与えられるとその力を受け流す方向に姿勢角を変える機能であり「倣い運動」と位置づけた。

姿勢ロック 機体が今の姿勢角を保持する機能であり「姿勢定位保持」と位置づけた。

目指すべき機能に対する実現手段と機構構成を以下にまとめる

1. 狭いところへ入り込める環境接触適応（4章にて詳述）

目指すべき機能 地上3自由度、空中4自由度の運動機能として、飛行以外に地上での2自由度姿勢定位を利用した「地上や水上の移動機能」の実現である。

実現手段 空中では1自由度姿勢定位であるが、地上との接触反力を積極的に利用することで地上、水上での3自由度姿勢定位による狭い隙間の通過機能の実現を目指す。

機構構成 ピッチ可変方式によるクワッドロータを中核とした本体とリング型のボデーによって構成され、一般的なクワッドロータの飛行機能だけでなく、地面に対し

て任意の角度で立つことや、タイヤとして転がる機能などの陸上移動および水上を浮かんで進む機能を持つことを目指す。

2. 全周なぞり行動が可能な環境接触適応（5章にて詳述）

目指すべき機能 空中5自由度の運動機能として、空中での2自由度姿勢定位を利用した「壁面倣い移動機能」の実現である。

実現手段 空中での2自由度姿勢定位による空中での任意チルト角度姿勢による飛行や、壁面形状に対して機体を押し付けることで自身の姿勢角を倣う機能の実現を目指す。

機構構成 4つのプロペラのうち2つを1組としたデュアルチルトロータモジュールを2接続させた機構を考案し、任意チルト角度での離着陸及び飛行を含む移動を実現し、空中でチルト軸の連続無限回転による全天球撮影や表面角度が連続的に変化する壁面に沿って動くことによる調査、計測などへの応用を目指す。

3. 空中全方位の隙間すり抜けと柔軟な離着陸が可能な環境接触適応（6章にて詳述）

目指すべき機能 空中6自由度の運動機能として、空中での3自由度姿勢定位を利用した、任意姿勢を保持しつつ移動し「狭隘環境移動及び凹凸形状への離着陸」の実現である。

実現手段 空中での3自由度姿勢定位による狭隘隙間の移動機能や、離着陸地点が平らな整備環境でない凹凸形状の環境に対する垂直の離着陸機能の実現を目指す。

機構構成 左右逆回転の2つのダクテッドファンを1組としたデュアルダクテッドファンモジュールを1セットとしてスラスト軸角度を可変可能とした可変スラスタモジュールを同心円上に3均等に配置した新機構を考案し、小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進移動 (translational motion) を目指す。

これら3つの環境接触適応への開発の詳細について第4章～第6で詳しく述べる。

本章の結論 環境接触適応として、隙間空間を通り抜けるだけでなく、そこで姿勢定位できることが求められており、多次元推力発生要素構造を考え、それらの組み合わせにより地上

でのホロノミック姿勢定位，空中でのノンホロノミック姿勢定位，ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現する機構として，可変ピッチ機構とデュアルチルトロータ機構による多次元推力制御機構を提案した．そして，目指すべき機能に対する実現手段と機構構成について3つの要素にまとめた．

第4章

独立可変ピッチ4機マルチロータ構造による
環境接触姿勢定位と環境接触適応移動制御

4.1 MUWA:可変ピッチプロペラを用いた立位及び転がり移動可能なマルチフィールド対応リング型飛行ロボット

本章では、「狭いところへ入り込める環境接触適応」として「災害現場などの地上及び水上での縦隙間などの通過ができる移動制御」の実現を狙い、地上3自由度、空中4自由度の運動機能として、飛行以外に地上や水上の移動機能を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について述べる。

本研究では、可変ピッチプロペラ機構による多次元推力制御機構を搭載した本体とリング型のボデーによって構成され、一般的なマルチロータによる飛行機能だけでなく、地面に対して任意の角度で立つことや、タイヤとして転がる機能などの陸上移動および水上を浮かんで進む機能を持つことを特徴とする地上でのホロノミック姿勢定位を目指してきた。

以下に、このリング型ロボットの行動目的、構造設計、基本制御、動作確認と環境計測の応用例について述べる。システムコンセプトを図4.1に示す。

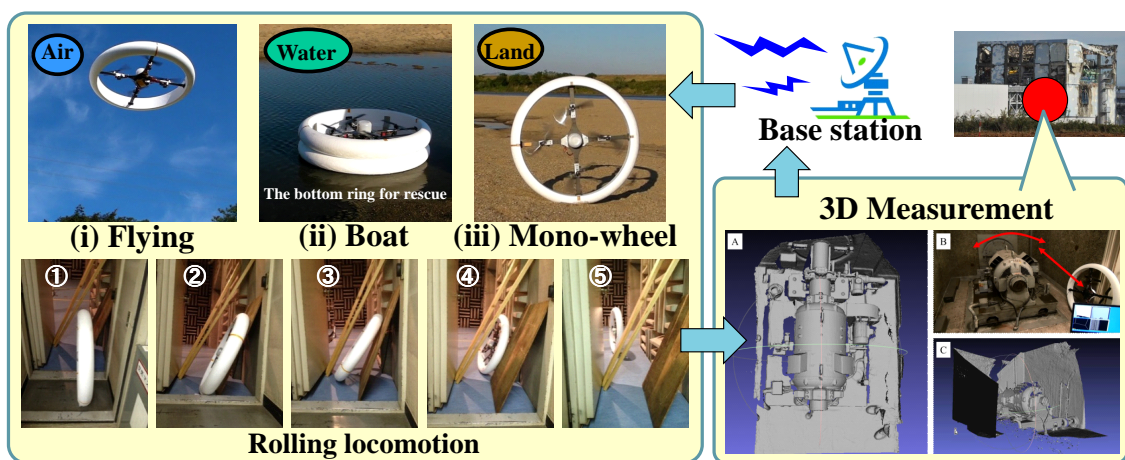


図 4.1: System concept of the MUWA: We envisioned a system remotely controlled from a base station, and that acts as a robotic information collection system that sends 3D data wirelessly.

1. It can be operated on land, water, and air.
2. Especially as to land, it has the new “Mono-wheel Mode”, where the robot can stand and roll.
3. It is able to pass through gaps at an angle created by objects in disaster areas.
4. It can make 3D measurements inside buildings.

飛行ロボットはクローラ型のロボットが推進できないガレ場や水上であっても空間を移動することができる自由度の広さから災害救助への応用が期待されており、近年複数のプロペラを用いたマルチロータ型が注目されている。特にクワッドロータについては近年多くの研究例があり、飛行姿勢制御においても安定した制御が容易に実現できる開発環境になってきている。このクワッドロータの基本原理は4つのプロペラを用いて、4箇所を推力を自在に可変させることで姿勢制御を行う。PITCH, ROLLの角度制御については4つのプロペラの軸方向の推力のバランス調整で行い、YAW軸の回転角制御については2つプロペラが正回転、他方2つが逆回転する構成としプロペラ回転のトルク反力のバランスを制御することによって実現している。この方式は、非常にシンプルな構造で小型軽量に機体を実現でき制御も容易なことから広く研究されてきている。

このクワッドロータをベースに本体の外周に球状の車輪を搭載することで、飛行機能だけでなく地上移動を可能とするロボットに関する研究が報告されている [27]。また、クワッドロータを用いたよりダイナミックな動作を実現する従来技術として [21] [22] [23] などが報告されている。しかし災害現場での情報収集を目的とした場合にはいくつか課題もある。特に大きな課題が縦長の隙間の通過である。ヘリコプタに代表される飛行物体はクワッドロータも含めて回転翼の面が水平方向に必要なため、最低限の平面面積を必要とする。そのため屋外や広い部屋での移動は問題ないが、半開きの扉や、壁が斜めに倒れている場所で斜めの隙間をすり抜けるような動きを必要とする場合には不向きである。また、飛行機のような滑空状態を持たないクワッドロータはホバリング中のエネルギー消費も多く長時間の連続稼働が困難という点も問題である。また、カメラやセンサを搭載して災害現場の立体形状や写真情報などを計測するシステムも報告されている [24] [25] が、カメラの角度を制御するためのアクチュエータを別途搭載しなければ任意の方向の情報を得ることができず、機体本体を小型軽量に製作できてもカメラやセンサなどを制御するジンバルシステムの追加など結果的に小型化は難しくなる。また、不整地に着陸する際に横転したり上下さかさまに転倒した場合に再起することが不可能であることも問題である。



図 4.2: (1)Flying (2)Stand and Floating (3)Stand and Rolling

本研究では、プロペラが発生する推力と回転軸に発生するトルク反力を組み合わせること
で飛行以外の移動能力もプロペラの駆動力のみで実現することを目指した。

4つの可変ピッチ(迎角)プロペラと1つのリング形状のボデーを用いた新規な機構で、ボ
デーを一輪の車輪として利用し、任意の角度で地上を転がったり水面を移動したり、正面背
面どちらでも空中を飛行可能なマルチフィールドロボットを開発した。これにより飛行機能
だけでは通過困難だった狭い斜めの瓦礫の隙間を通過したり、ホバークラフトのように水面
に浮いて移動するだけでなく直立状態で水上を移動する機能を同時に実現した(図 4.2)。



図 4.3: Our goal is able to pass through narrow vertical-diagonal gaps.

開発した可変ピッチプロペラを用いたリング型の飛行ロボットは”災害救助で活躍する夢のリ
ングロボット”という願いを込めて「夢輪」と掛けて「MUWA」と命名した。(MUWA:Multi-

field universal wheel for air-land vehicle with quad variable-pitch propellers)

本章ではこのロボット MUWA の基本原理と動作評価について以下の手順で報告する。次の 4.2 節で、設計思想について述べ、4.3 節で開発した可変ピッチプロペラモジュールの特性について述べる。4.4 節で立位姿勢制御における重力補償について述べ、4.5 節で MUWA のハードウェア構成や姿勢制御システムについて述べる。その後、4.6 節で実験結果と応用例を示す。

4.2 構造設計

開発ベースとなるクワッドロータはプロペラ機構において更に 2 種類に分別できる。ピッチ角 (迎角) が固定のプロペラを用いてモータの回転数で推力を調整することで姿勢を制御するタイプとピッチ角が可変可能なプロペラを用いて推力を調整するタイプがある。可変ピッチを用いることでプロペラは回転軸スラスト方向に対して双方向に推力を発生させることができる (図 4.4)。また、M.Cutler らは回転数制御による固定ピッチ方式に比べて可変ピッチプロペラ機構では推力可変制御の応答速度が非常に高速である事を報告しており [56] [57]、機体の加減速制御を高速化できることだけでなく、可変ピッチでは推力を正負両方向に可変できる特徴を活かして背面飛行が可能なのも実証している [58]。しかし、災害現場では縦長の細い隙間も通過できなければならないという課題がある。Mellinger ら [22] は、薄型のクワッドロータで、飛行中に瞬間的に縦になって隙間を通り抜ける研究例を報告している。彼らは、空中の移動ポイントの場所と姿勢をプランニングして、飛行慣性の範囲内で縦の飛行制御をしているが、任意の速度で移動を調整して環境と接するという事はできていない。任意の速度と任意の角度で環境と接し、縦に転がり移動することができれば、瓦礫や建屋の倒壊によってできた狭い斜めの隙間を通過できる (図 4.3)。我々は、この可変ピッチを利用した新たな提案として、クワッドロータを地面に接地した状態で任意の角度で立ち上がり転がり移動できる 3 自由度のロボットを考案した (図 4.5)。我々はこの特殊な立位姿勢制御による移動モードをモノホイールモード (Mono-wheel mode) と定義した。

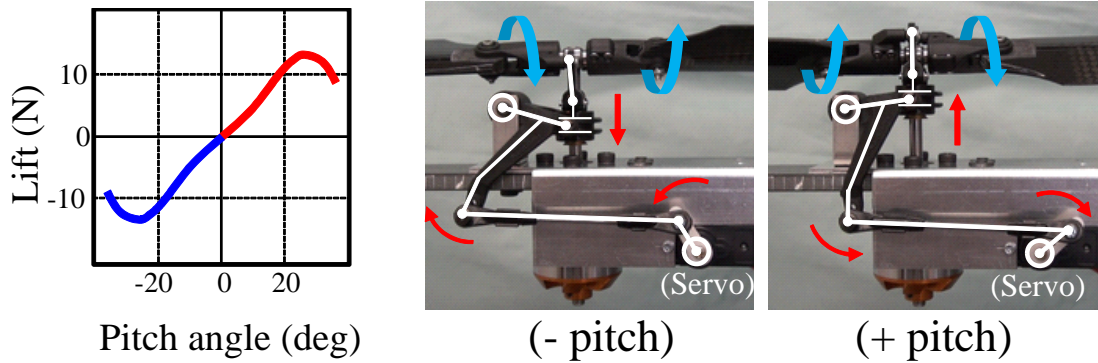


図 4.4: Original variable-pitch module

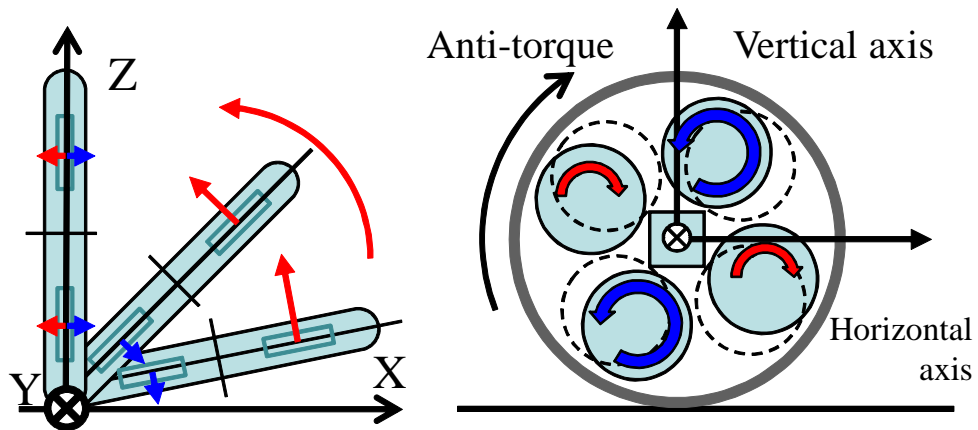


図 4.5: Concept of mono-wheel mode with variable pitch: In order to realize the special ability of the Muwa to stand or move at any given angle, it is necessary for propellers to generate thrust force in both directions.

動作モードにおける可変ピッチと固定ピッチで実現可能な動作の比較を表 4.1 に示す。動作モードは飛行モードとモノホイールモードの2つに大別できる。飛行モードにおいては、固定ピッチでは特定の面を上面とした飛行に制限されるが、可変ピッチを用いることで高速応答性と背面飛行が可能になる。宙返りなどのアグレッシブな動作としては固定ピッチでも可能であるが、背面による離着陸やホバーリング動作はピッチ可変特有の動作である。また、

モノホイールモードによる 3DOF 転がり移動には立位制御が求められるため固定ピッチでは実現できない。固定ピッチで回転数を正逆回転させる事も考えられるが、YAW 軸の回転制御に必要なモータのトルク反力を打ち消すことが同時に成立しないため立位制御は実現不可である。

表 4.1: Feature of this robot with variable-pitch

Mode	Variable-pitch (Development)	Fixed-pitch
Flying	<ul style="list-style-type: none"> •High response •Bilateral flying 	<ul style="list-style-type: none"> •Single-sided flying only
Mono-wheel	<ul style="list-style-type: none"> •3DOF •Pass through gaps 	<ul style="list-style-type: none"> •Not possible

4.3 可変ピッチプロペラ特性

MUWA に搭載するために小型軽量の可変ピッチモジュールを新規に開発した。機構はオーソドックスなピッチレバーを介してピッチプレートをスライドさせる方式とした。高速応答を実現するために可変ピッチアクチュエータは小型高速のサーボを用い可変ピッチ速度は $3.5ms/deg$ で、有効ピッチ範囲の $\pm 20^\circ$ において可変にかかる時間は $140ms$ を実現した。モータは 300W クラスのアウトロータ型をベースにピッチプレートがスライドできるようにシャフトの突き出し量を 40mm と長く設計した (図 4.4)。本体全体重量が 2kg 程度なのでペイロードを 1.5kg 以上と設定し全推力目標を 3.5kg 以上とし、1 プロペラ当たりの推力 MAX が 10N 程度となるようにプロペラ直径を 13 インチと設計した。翼断面や直径などの概算計算には小林らの論文 [84] を参考にした。開発した可変ピッチモジュールの実機計測の様子を図 4.6 に示す。モジュールの底面に 6 軸力センサを取り付けて推力、抗力を計測する。回転数はプロペラと非接触で計測できるレーザー回転計を用いた。電流、電圧、消費電力はモータアンプとモータを含むパワーモジュールの入力側で計測した。計測条件はプロペラのピッチ角度を $0deg$ から $5deg$ 刻みに可変させながら消費電力 300W を上限に計測を行った。また姿勢制御における最低回転数を 2000rpm と設定した。

ベースとなる回転数-推力特性の計測結果を図 4.7 に示す。このベースグラフの計測点を補間して各特性を等高線グラフで表記する。なお、図 4.8 から図 4.11 のグラフの点線で示さ

れた左下の領域は実測データによるグラフで，それより右上の領域は近似式による補完データである．回転数とピッチ角度に対する推力特性を図 4.8 に示す．このグラフから飛行を実現するための最低推力は1プロペラ当たり 5N 程度であるため 3500rpm 以上が必要であることがわかる．回転数とピッチ角度に対する抗力特性を図 4.9 に示す．2つのグラフから，ピッチ角度とプロペラの回転数を制御することで，推力と反トルクの2つの値を決定することができる．これによりある推力においてよりモータの高効率動作点を選択したり，推力が0においても反トルクを制御することができる．次に回転数とピッチ角度に対する電力特性を図 4.10 に，単位電力あたりの推力特性を図 4.11 に示す．推力効率に相当するこのグラフからピッチ角が 10 – 15deg 付近で回転数が 5000 – 6000rpm の領域で最も効率がよくホバリングが可能で1モータあたり 100W 以上必要であることがわかる．これに対して垂直立位状態制御に必要な機体全体の消費電力の実測値は平均 20W 程度であり，稼働時間を伸ばすために地上で垂直立位や転がり移動は有効と考える．

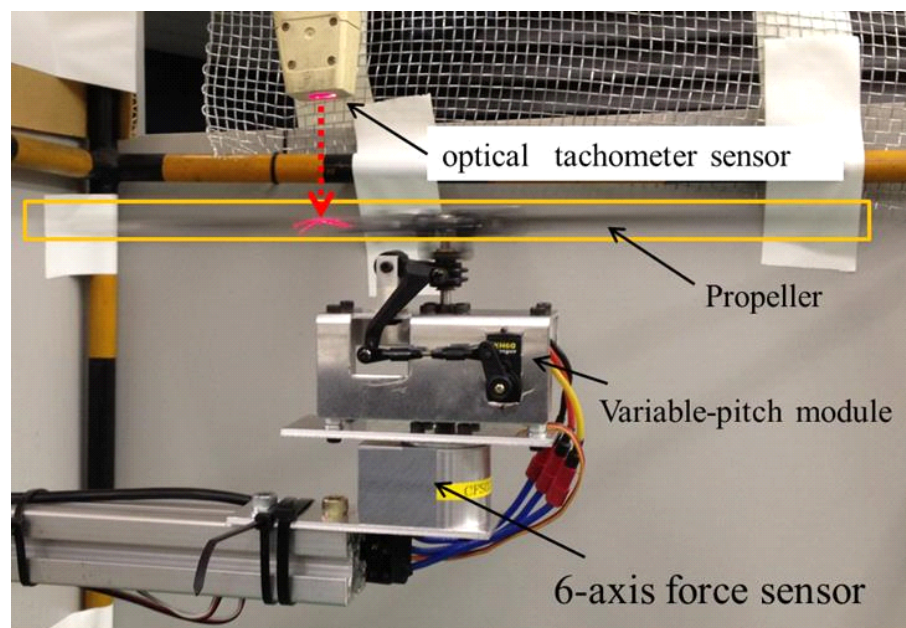


図 4.6: The variable pitch module characteristic measurement bench with six-axis force sensor

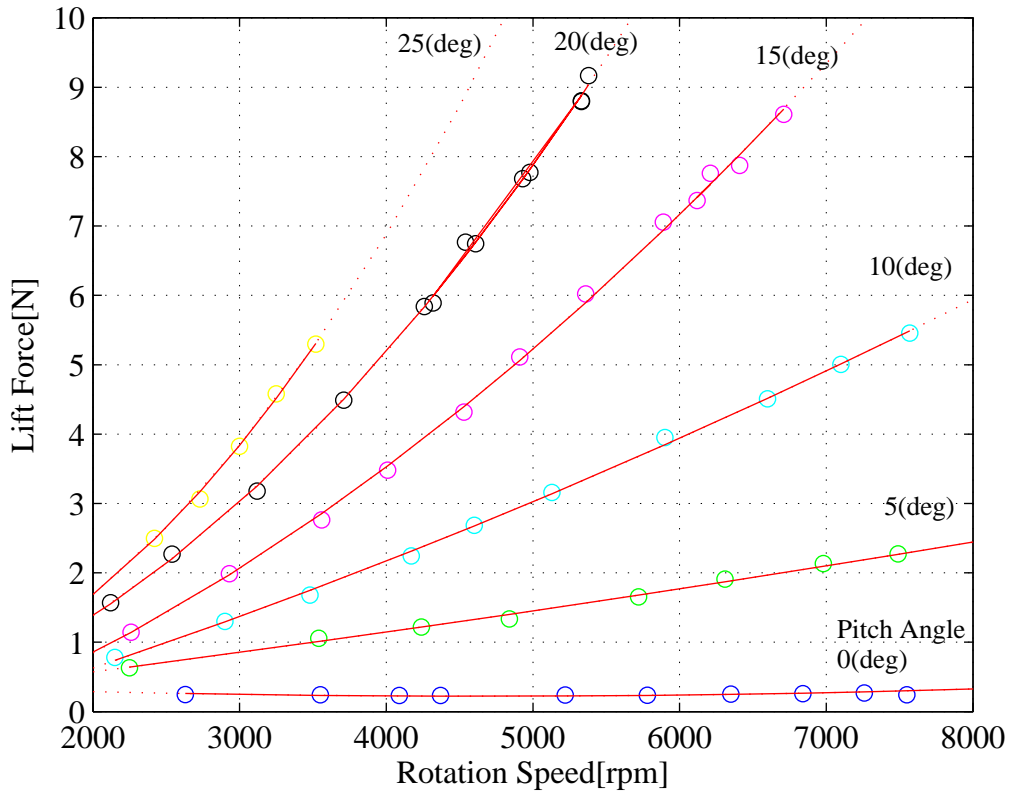


図 4.7: Measurement results of lift characteristics per propeller: When the pitch is increased too much, the efficiency falls, eventually leading to a loss of speed. The point of highest efficiency for the motor is around 6000 RPM.

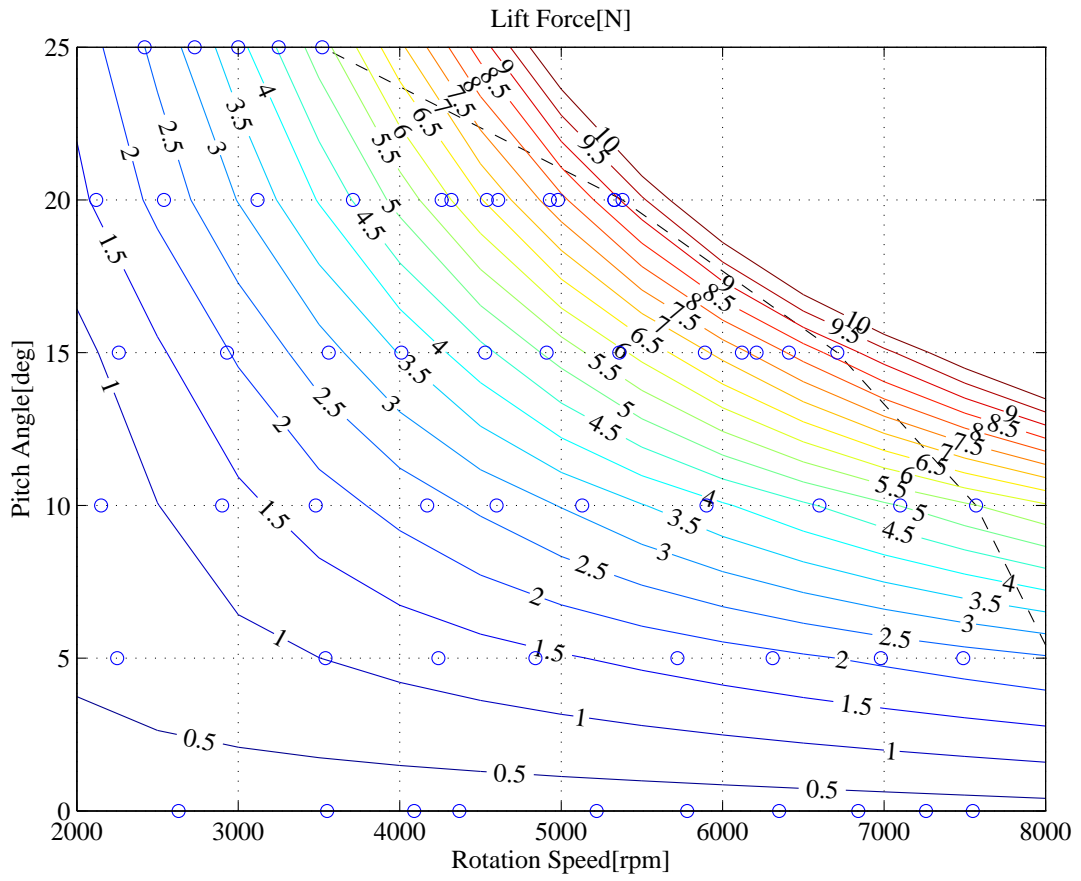


図 4.8: Measurement results of contour lift force

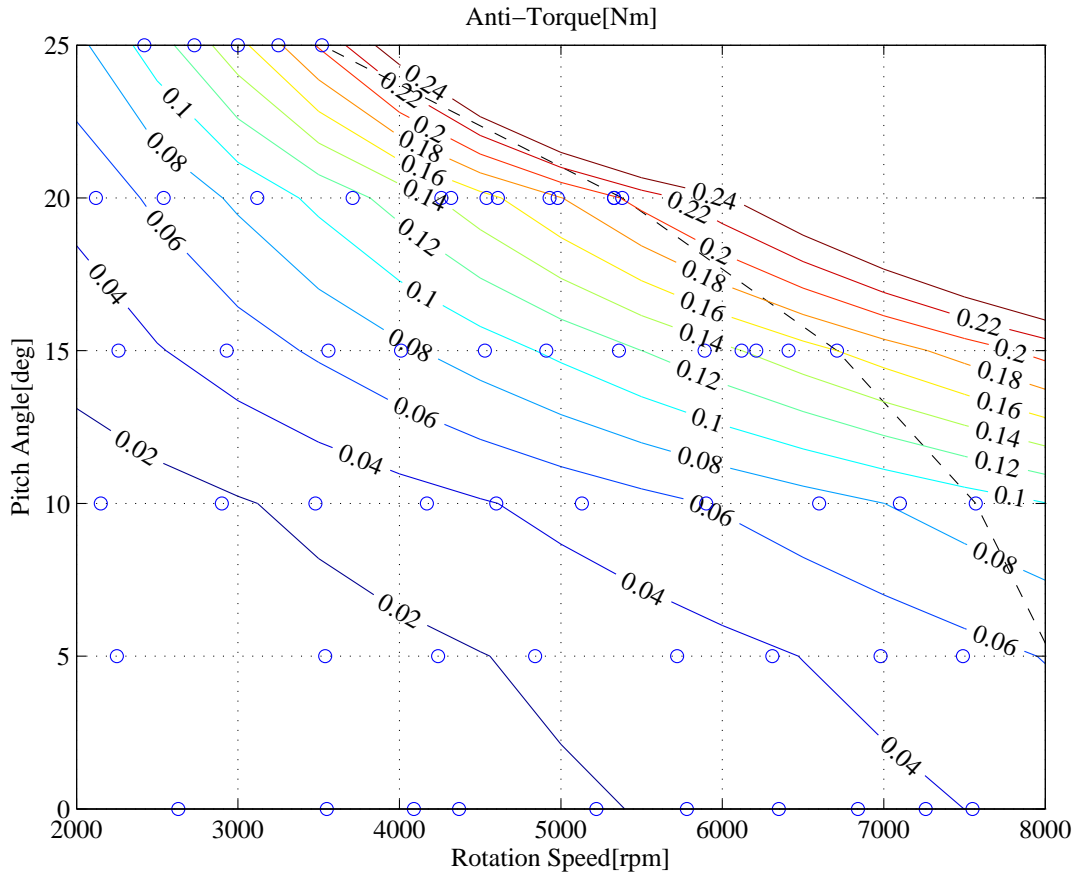


図 4.9: Measurement results of contour anti-torque

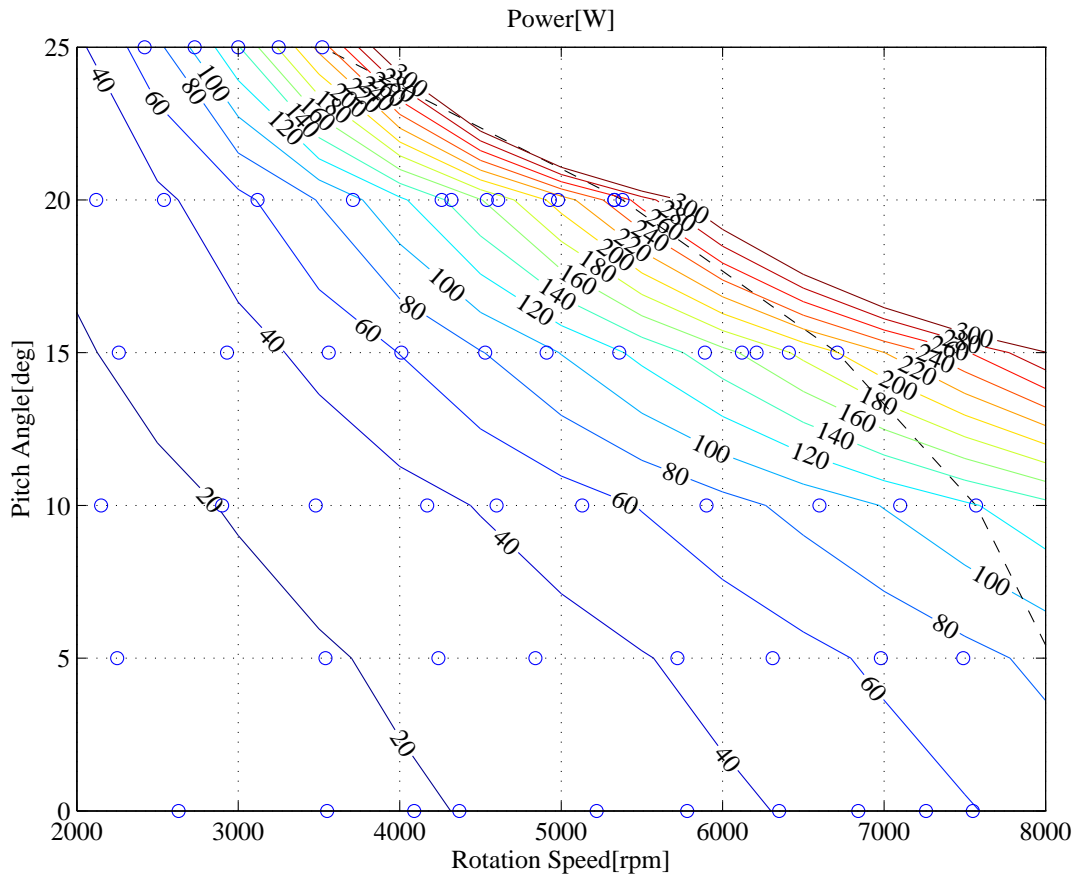


図 4.10: Measurement results of contour power

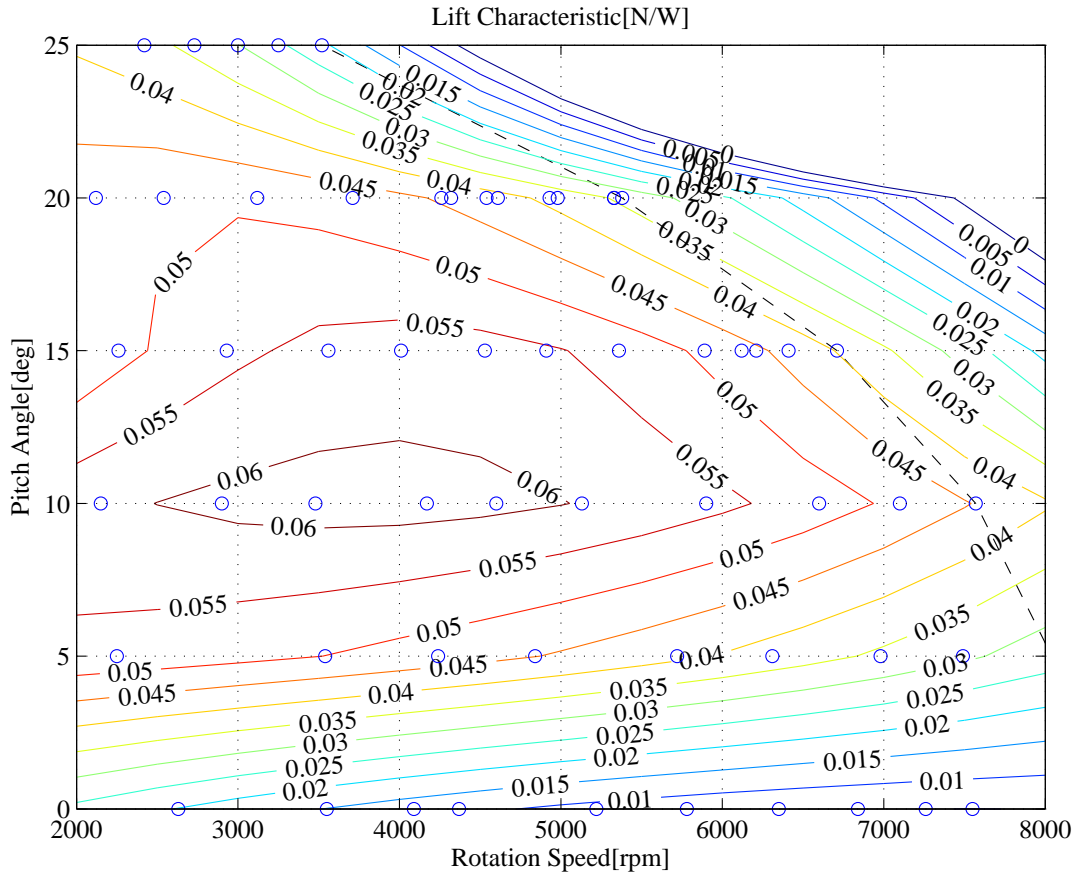


図 4.11: Measurement results of contour lift characteristic

4.4 地上移動のための立位姿勢制御

モノホイールモードの実現のためには飛行モードとは異なる専用の立位姿勢制御が必要である。地面に接した状態での立位制御は飛行のための水平姿勢制御とは異なる。飛行中は重力と垂直方向の推力が釣り合うことが制御目標であるが、接地状態では接地点を支点とした本体の任意角度における重力補償制御が必要となる。

任意のチルト角度で静止した状態での力の関係図を図 4.12 に示す。バランスするための静止条件を式 (4.1)-(4.3) に示す。式 (4.1) と式 (4.2) が力の釣り合いを示し、(4.3) がトルクの釣り合いを示す。

$$F + F_r \cos \alpha = \mu F_r \sin \alpha + mg \cos \alpha \quad (4.1)$$

$$mg \sin \alpha = \mu F_r \cos \alpha + F_r \sin \alpha \quad (4.2)$$

$$T + \mu R (F_r \sin \alpha - F_r \cos \alpha) = 0 \quad (4.3)$$

ここで、 F, T, F_r はそれぞれ機体の推力、トルク、地面からの反力を表す。(4.1)-(4.3) から導いた F, T, F_r を (4.4)-(4.6) に示す。

$$F = \frac{\mu mg}{\mu \cos \alpha + \sin \alpha} \quad (4.4)$$

$$F_r = \frac{mg \sin \alpha}{\mu \cos \alpha + \sin \alpha} \quad (4.5)$$

$$T = \frac{mgR(\mu(\cos 2\alpha - 1) + \sin 2\alpha)}{2(\mu \cos \alpha + \sin \alpha)} \quad (4.6)$$

任意角度で固定するためには4つのプロペラによる推力と重力による倒れる方向の力が釣り合う必要がある。この式から接地点に対して垂直成分の力以外の合力が0になるように制御すればよいことがわかる。また、転がり運動の際には4つのプロペラの位置座標が連続的に変化し、その転がり角度 β (図 4.12) から座標変換を行う。バランスをとるための重力補償制御を 3DOF 全ての姿勢状態で行うことで立位制御を実現する。

また、このモノホイールモードでは飛行モードに対して操作入力系を切り替える必要がある。つまり立位姿勢を基準とした指示 (Φ, Θ, Ψ) から、飛行モードで制御する座標系 (ϕ, θ, ψ) に変換して可変ピッチサーボやモータに指示を出す必要がある。飛行時は空中での目標指示として前進後退 (θ) 、右左 (ϕ) 、上下 (スロットル)、左右旋回 (ψ) の4パラメータを使うが、モノホイールモードでの目標指示は、前進後退 (Θ) 、左右旋回 (Ψ) 、チルト角度 (deg) (Φ) の3パラメータに切り替えて使う。つまりモノホイールモードではあたかも自転車を操縦する様にステアリング方向指示が YAW 軸 (Ψ) となり、左右の傾きが $ROLL$ 軸 (Φ) 、スロットル (Θ) が推進力となるように座標変換する。この座標変換式を (4.7)-(4.12) に示す。また、制御出力からプロペラ推力への変換式を (4.13) に示す。

ここで α, β はそれぞれ機体の傾き、転がり角度を表す。 ϕ, θ, ψ は機体基準の座標系を表す。 Φ, Θ, Ψ は重力方向を固定した地面基準の座標系を表す。 f_1, f_2, f_3, f_4 はそれぞれプロペラの推力を表す。 $y_{roll}, y_{pitch}, y_{yaw}, y_{throttle}$ はそれぞれロール、ピッチ、ヨー、スロットルの制御器出力を表す。 k はプロペラの推力/トルク反力係数を表す。

$$\cos \beta = \frac{u}{\sqrt{u^2 + v^2}} \quad (4.7)$$

$$\sin \beta = \frac{v}{\sqrt{u^2 + v^2}} \quad (4.8)$$

$$\cos \alpha = \frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2 + w^2}} \quad (4.9)$$

$$\phi = \Phi \cos \beta + \Psi \sin \beta \quad (4.10)$$

$$\theta = -\Phi \sin \beta + \Psi \cos \beta \quad (4.11)$$

$$\psi = \Theta \quad (4.12)$$

プラットフォーム化に対応する姿勢制御に実装する機体モデルの変換行列は以下の式で表せる。

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & -k \\ 1 & -1 & 0 & k \\ 1 & 1 & 0 & k \\ 1 & 0 & -1 & -k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_{throttle} \\ y_{roll} \\ y_{pitch} \\ y_{yaw} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

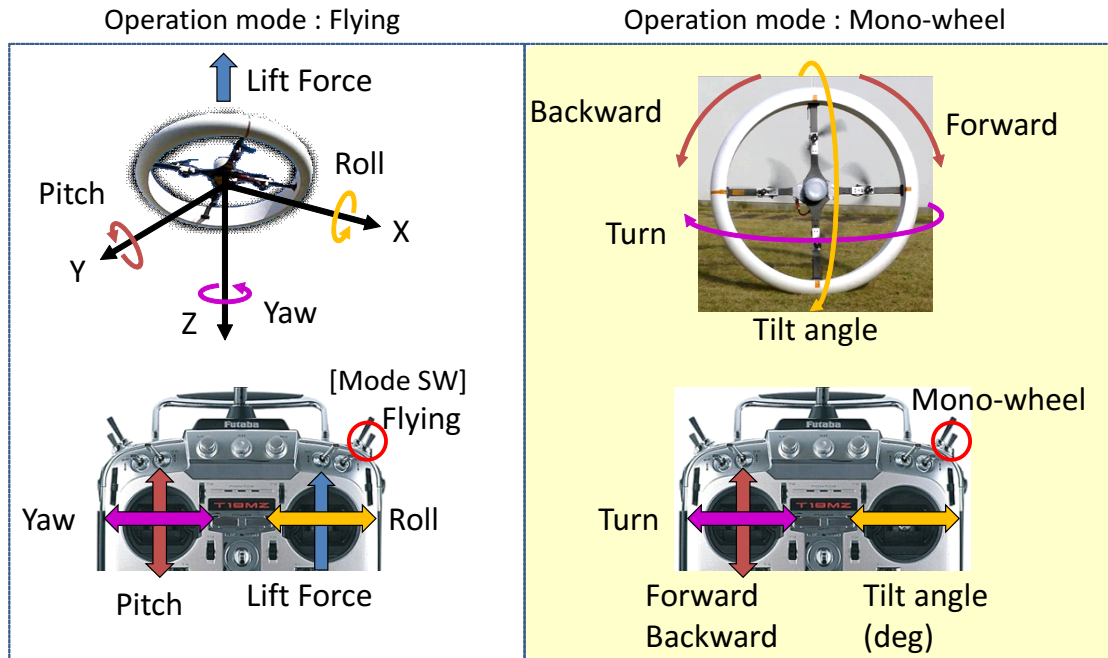


図 4.13: Operation mode: Operation is currently manual, but the MUWA can be kept horizontal or at a given angle through automatic attitude control. What the operator has to do is only to send the command of the direction and angle. As shown in the left part of the figure, we control the flight with four degree of freedom in flying mode. Including pitch, roll, yaw and altitude control. And in the right part of the figure, we control the motion with tree degree of freedom in mono-wheel mode. Including rolling, turning, tilting control. This operation system is easy to use.

4.5 システム構成

4.5.1 ハードウェア

開発したロボット MUWA の外観を図 4.14 に示し基本諸元を表 4.2 に示す。姿勢制御のユニットの中に図 4.15 で示された AVR マイコンを用いたオリジナル IMU 基板及びモータ駆動回路等を搭載した。プロペラについては推力を正負双方向に制御できるだけでなくピッチ角度 0° の時に推力が 0 となるように翼断面が対称形状のものを用いた。関連研究に重心移動や慣性制御を利用したモノホイールに関する報告はいくつかあるが [85] [86] [87]，我々のロボットの新規性はプロペラによる風力を持ちいているためチルト角の範囲が $\pm 180deg$ と圧倒的に広いことが特徴である。外装ボデーの発泡スチロール製のリングは比重 $0.016g/cm^2$ ，重さは 270g。このボデーは水に浮くだけでなく障害物にぶつかった時にも緩衝材（バンパー）として働く。立位状態で水に浮く場合にプロペラが水に触れないように水中への沈み込み量が $70mm$ 程度になるようにボデーの断面積と発泡倍率を決定した。また，地面に対して低い高度での移動時には地面効果によってリフト力が増加するため姿勢制御のゲインへの影響があり，特にホバークラフト状態に近い極低高度移動時を想定し機体と地面の間に空気ベントを設ける目的でボディーエッジ部分を凹凸形状に設計した。十字型のメインフレームは，アルミハニカムの両側を $0.5mm$ 厚のカーボン板で挟み込む構造で超軽量化を実現した (215g)。

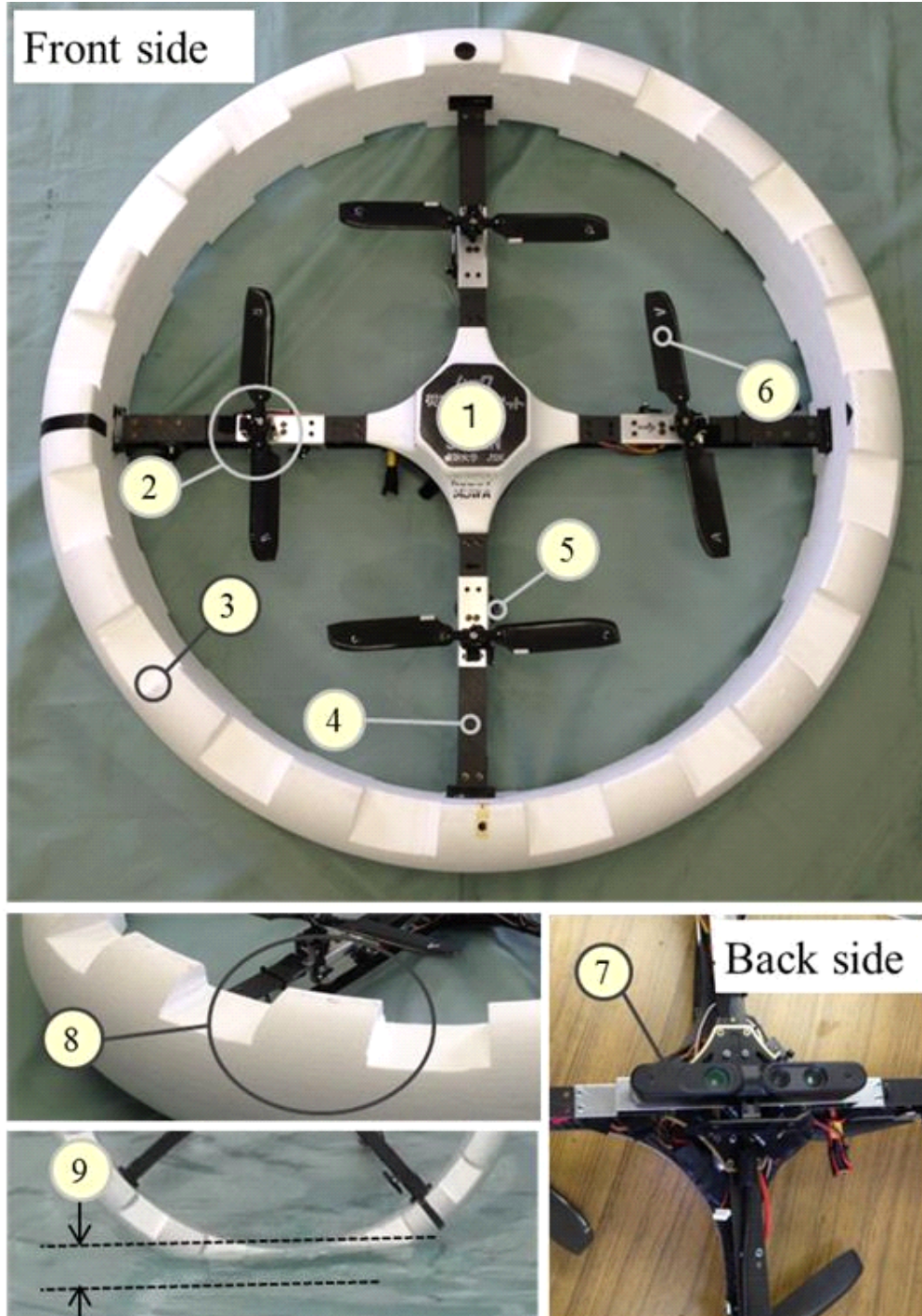


図 4.14: Spec of MUWA 1) Attitude control unit box, 2) Variable-pitch propella module, 3) Ring-shaped styrofoam material(specific gravity = $0.016g/cm^2$ and weight = $270g$), 4) CFRP honeycomb frame ($t = 5mm, 230g$), 5) Servo actuator($0.07sec/60^\circ$), 6) CFRP propella blade, 7) Optical depth sensor for 3D measurement & Digitizing, 8) Convex part is function as paddle when rolling on the water. Concave part is function as air vent when take off., 9) Draft of the ring-shaped body is 70mm float on the water.

Basic specifications			
Dimension	Body ring diameter	910	mm
	Ring inner diameter	770	mm
	Body thickness	130	mm
	Body total weight	2.1	kg
Motor	Motor output	336	W
	Motor KV	1100	rpm/V
	No-load speed	11200	rpm
	Maximum load speed	7600	rpm
Propeller	Propeller diameter	305	mm
	Pitch angle width	29	deg
	Pitch variable speed	3.5	ms/deg
	Propeller lift	11.1	N/propeller
	Total lift(4propellers)	44.4	N
Batt (LiPo)	Battery voltage	11.1	V
	Battery capacity	2650	mAh
	Discharge capacity	90	C
Flight	Normal payload	2	kg
	Flight time	6~8	min
	Flight altitude	250	m
	Flight speed	12	m/s
	Rise velocity	6	m/s
Standing	Running time	30~40	min
	Rolling speed	1.1	m/s
	Rotation speed	270	deg/s
	Swim speed	0.5	m/s

表 4.2: Specifications of MUWA

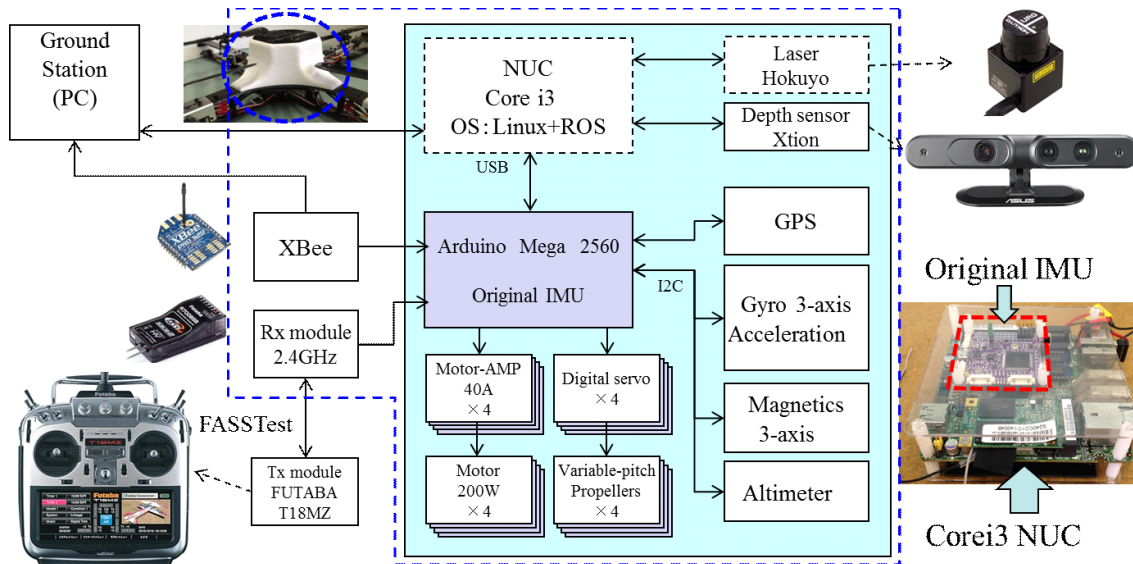


図 4.15: Overall hardware architecture of MUWA: The attitude control is performed with an original IMU board with an Arduino and 10-axis sensor. A Onboard-Intel processor installed with a ROS system. ROS stand for Robot Operating System. By willow garage.

4.5.2 制御システム

ここではMUWAの姿勢制御モデルについて解説する。初めに、姿勢制御全体のブロック線図を図4.16に示す。本システムは、Gセンサによる姿勢角のフィードバック制御と重力補償のためのフィードフォワード制御ブロックで構成させる。ROLL,PITCH,YAWの各軸におけるPID制御のブロック線図を図4.17に示す。ブロック図の中の切替スイッチは飛行モードとモノホイールモードの切替用である。地面に水平に着陸している状態でモノホイールモードに切り替えると自動的に直立し操作コマンド座標系も切り替わる。

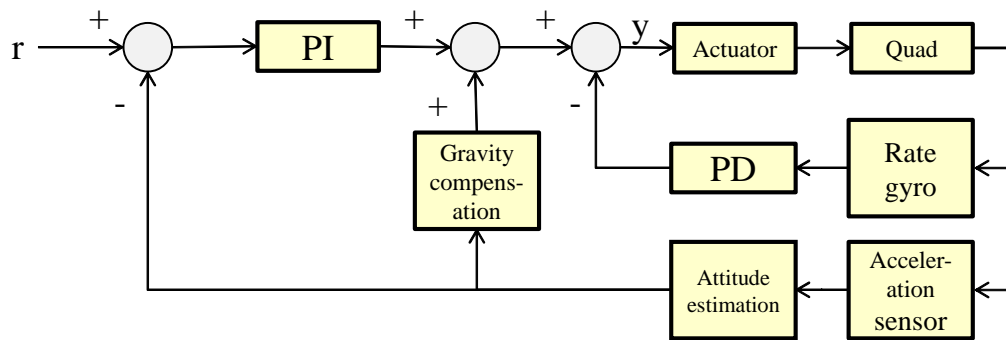
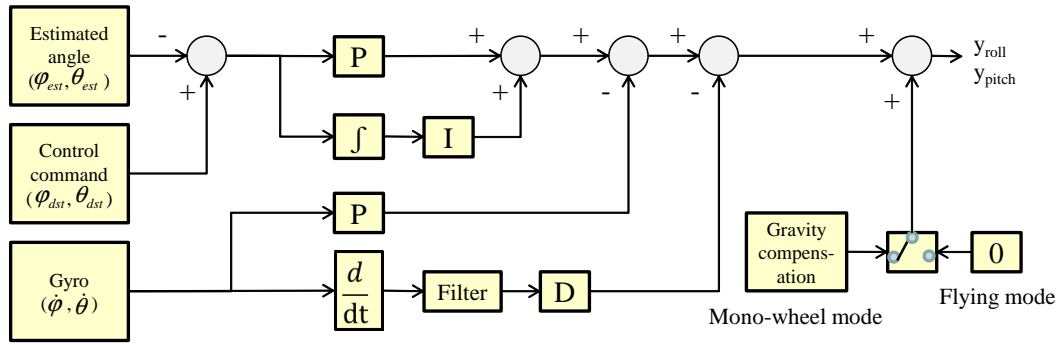
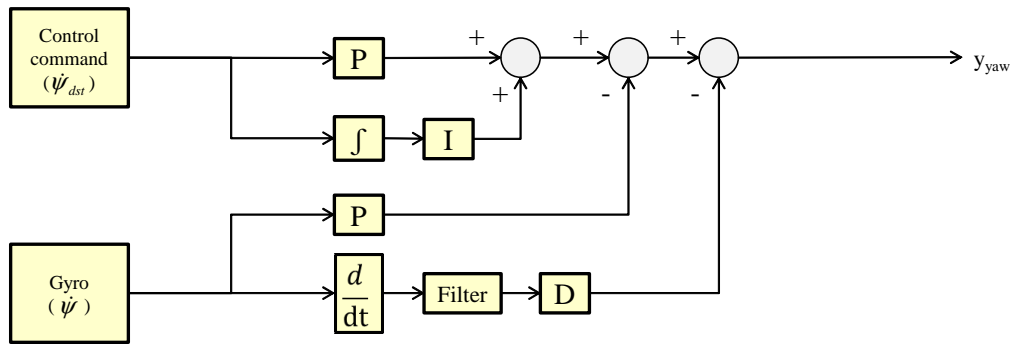


図 4.16: Block diagram of attitude control configuration. Quad and Actuator are plant outputs, PD is an inner-loop controller.

ROLL and PITCH



YAW



THROTTLE

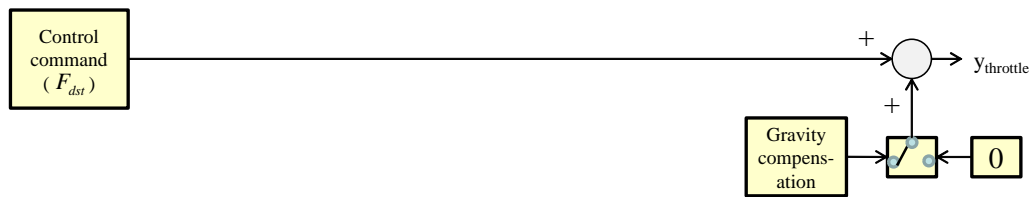


図 4.17: Block diagram for controlling attitude in each axis

4.6 実験

本ロボットの基本的な動作の確認として以下の計測を行った。飛行機能やホバークラフト状態での水上移動は従来技術で研究されている結果と大きな違いはない。ここでは特に新しい機能としてモノホイールモードをメインに計測結果を報告する。姿勢の計測には別途無線式のIMUをMUWAの本体中心に搭載して計測を行った。IMUセンサは、3軸加速度、3軸角速度、3軸地磁気、3軸姿勢角度を出力する。飛行及びモノホイールモード共に姿勢角度は自律制御であるが移動方向などの指示はリモコンによる手動操作とした。将来的にはレーザーSLAMなどを用いた自律移動にも対応できる設計になっている。

4.6.1 飛行制御モード

クワッドロータの基本機能である飛行制御の水平安定性の評価において図5.5に示す座標系で計測を行った。空中でのホバリング時の姿勢計測結果を図5.5に示す。X,Y軸の加速度がほぼ0でZ軸の加速度が重力加速度近傍で安定していることから安定性を確認した。一般的な固定ピッチプロペラのクワッドロータと同様に飛行が可能であるが可変ピッチ速度が非常に高速なため応答性がよく図5.5に示すように非常に安定性が良い。最大で上空250mまでの飛行実験を行った。

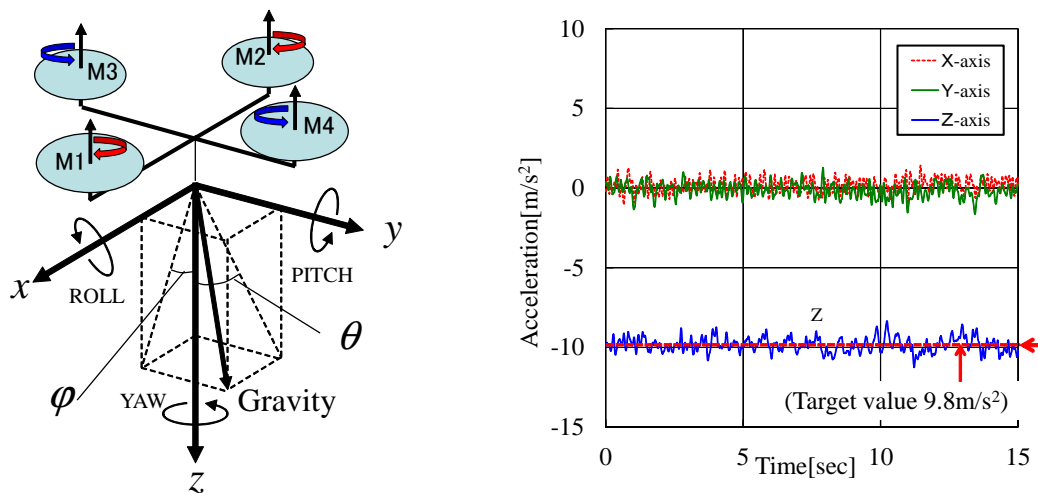


図 4.18: Flying motion. Flying mode control coordinate (left). X, Y, and Z-axis of acceleration sensor (right).

4.6.2 モノホイールモード (立位動作モード)

直立旋回動作

モノホイールモードで直立した状態でその場旋回の安定性の計測結果を図 4.19 に示す。動作条件は姿勢角度を 90° である。動作手順：(1) 低速左ターン、(2) 停止、(3) 高速右ターン。垂直軸に対してブレが少なくその場で旋回していることがわかる。また、リング状のホイールの任意の接地点において同様の特性が得られた。旋回開始及び停止の応答性も非常によい結果であった。例えば、 60° の tilt angle を指示するとその角度をキープし続けその状態で転がる指示をすると tilt は斜めのまま直進動作する。

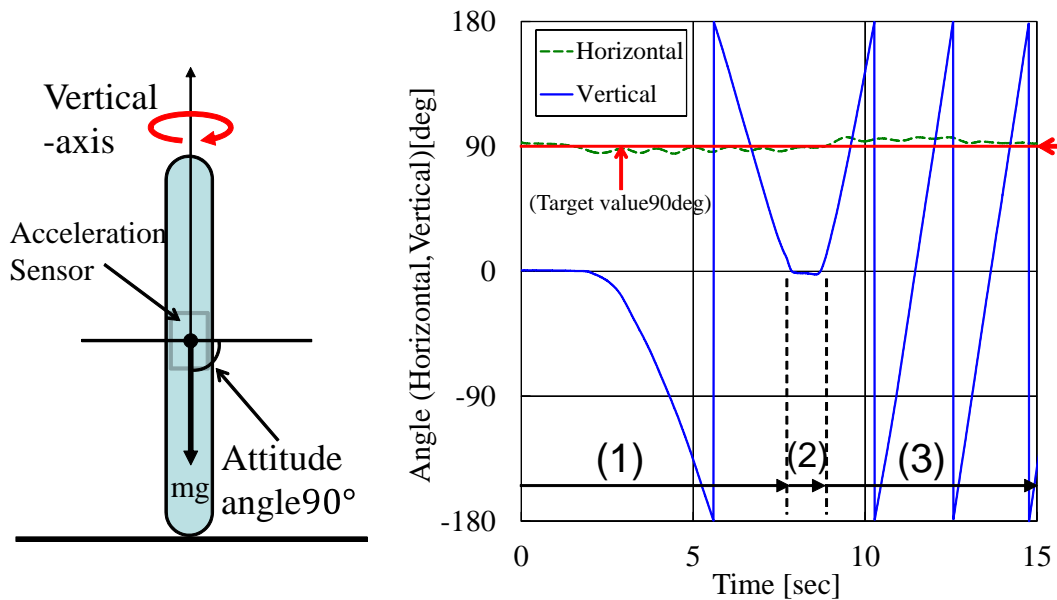


図 4.19: Upright rotation in place. Action steps: (1) Left turn at low speed, (2) Stop, (3) Right turn at high speed.

複合的な動作

複合モーションの例。接地点を固定した状態で複合的な連続動作を行った。動作手順：(1) ロール方向に倒れる、(2) ピボットターン90°、(3) 直立状態まで起きあがる。動作の連続写真を図 4.20 に示す。このときのロール方向に対する任意角度制御における動作結果を図 4.21 に示す。0° ~ 90° ~ 180° において任意の角度で姿勢制御ができることを確認し、飛行モードから倒立モードへの切替も連続的に行えることが確認できた。

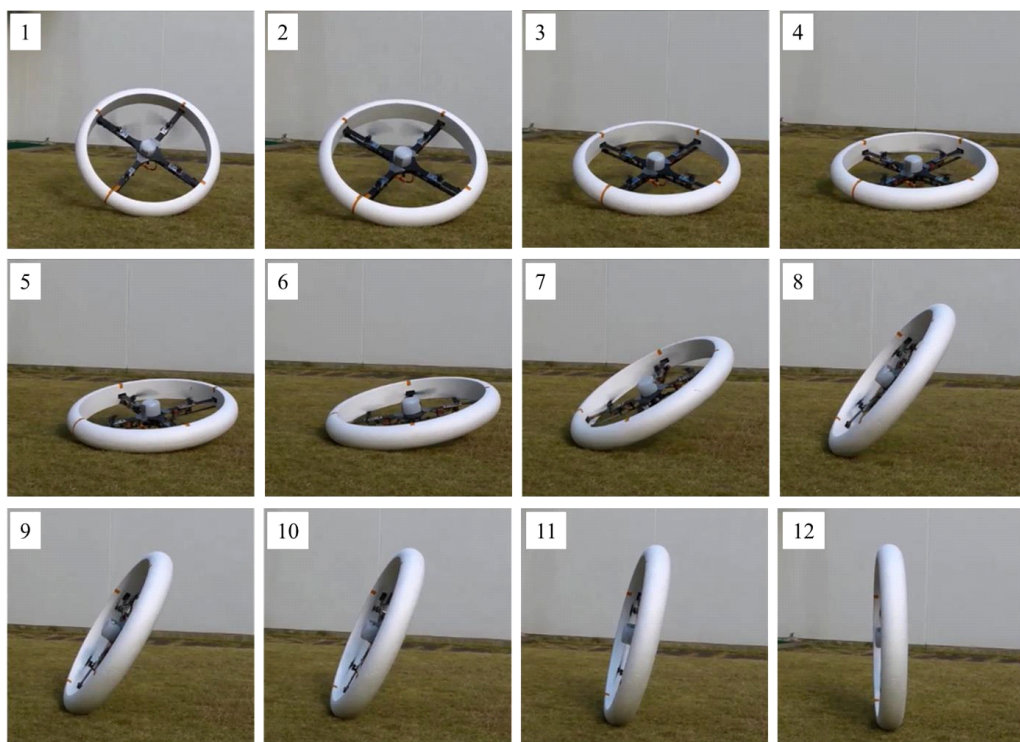


図 4.20: Complex motion. Photo No.1 to 3 represent Action step (1), Photo No.4 to 6 represent Action step (2), and Photo No.7 to 12 represent Action step (3).

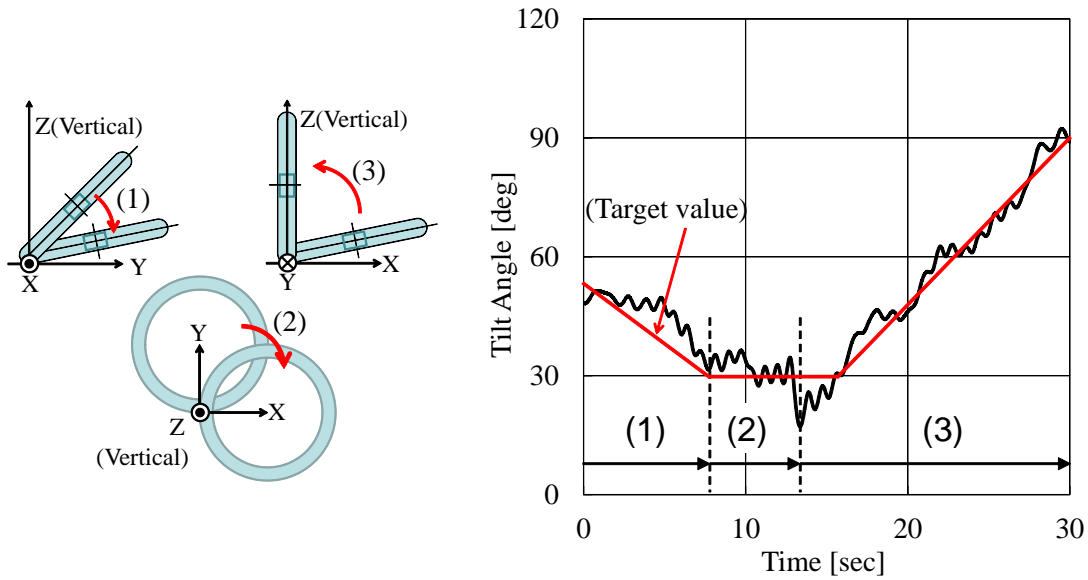


図 4.21: Complex motion. Action steps:

- (1) Fall in the direction of the horizontal axis,
- (2) 90° pivot around vertical axis,
- (3) Rise to upright.

The Muwa's attitude can be controlled at a given angle no matter the position of the propeller.

転がり動作

モノホイールのように縦に転がる運動。推進力として飛行姿勢でのヨー制御に使うモータのトルク反力をホイールの回転力として使う事を考えた。動作条件は姿勢角度を 90° である。動作手順は：(1) 時速 4km 程度で2回転転がる，(2) 停止する。X, Y, Z 軸の加速度の計測結果を図 4.22 に示す。転がり中の加速度の計測結果を x-y 平面に示す図 4.22。実験結果は x-y 軸加速度の和と重力加速度 ($9.8m/s^2$) とが非常によく一致した。応用として，図 4.3 のように任意姿勢角を維持したまま転がることで縦で狭い斜め隙間を通過することが可能となる。

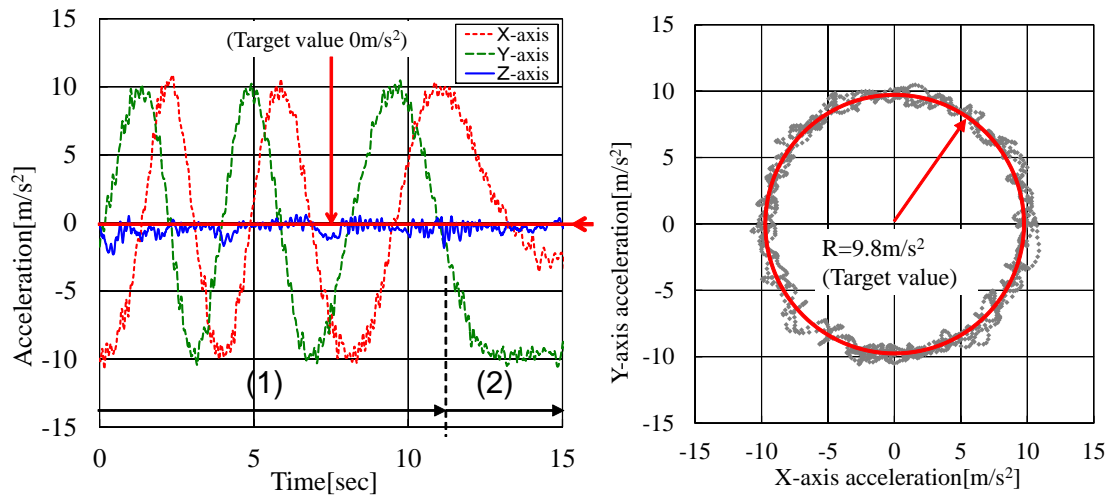


図 4.22: Rolling motion. The action steps are (1) rolling two turns ($4km/h$), (2) Stop the rotation. Rolling with an entirely vertical attitude is the gravitational acceleration shown as a red circle in the Lissajous figure (right).

トルネードモーション

3自由度動作を複合させた応用例としてチルト角の傾きを維持したままその場旋回する動作をトルネードモーションと名づけた。

動作の連続写真を図 4.23 に示す。トルネード動作の姿勢計測結果を図 4.24 に示す。ロボットは xy 平面に対してチルト角 $60deg$ の傾きを維持したまま旋回させた。左図はロール角とピッチ角の位相が 90° ずれていて一定のヨー回転を含んだ動作ができていることを示している。

図 4.22 は垂直になって転がっているので、 x 、 y 方向の加速度センサのピーク値が重力加速度 ($9.8m/s^2$) と同じになっていることを示していたが、図 4.24(右図) はチルト角を $60deg$ 傾けた状態をキープしてその場で垂直軸（重力軸）に対して回転しているので重力成分が ($g \cdot \cos(60^\circ) = 8.5m/s^2$) になるということを示している。両方の図の中のリングの線は目標指示値であり実測値とよく一致した。

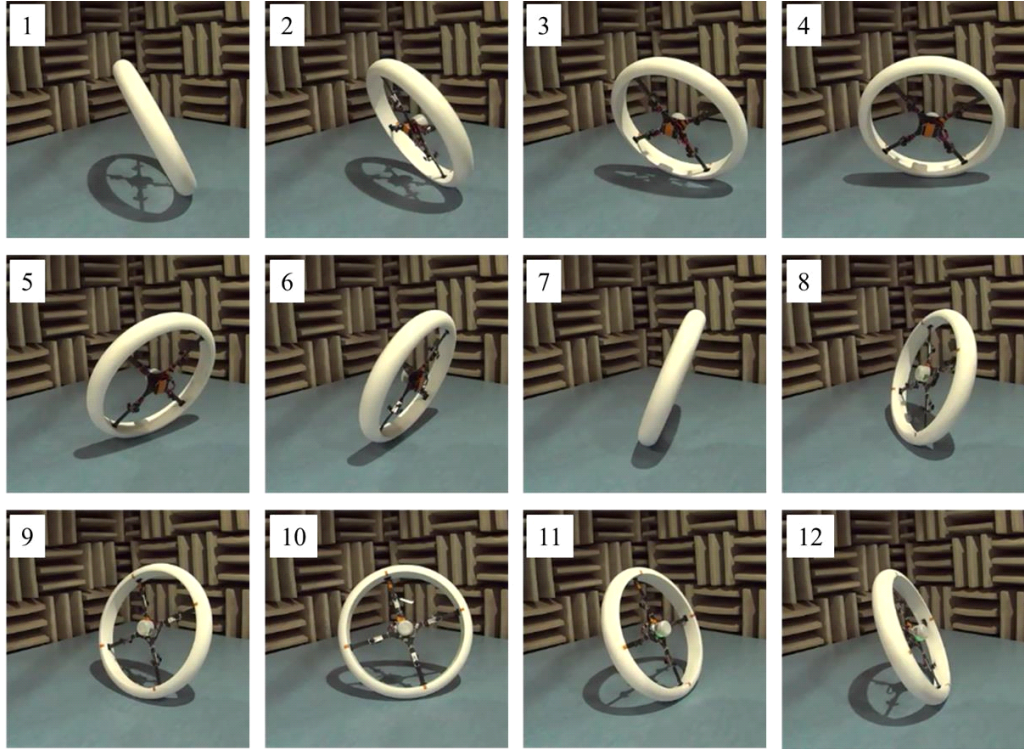


図 4.23: Example of tornado motion: the robot rotates around a vertical axis and maintaining an X-Y tilt with the body in the center.

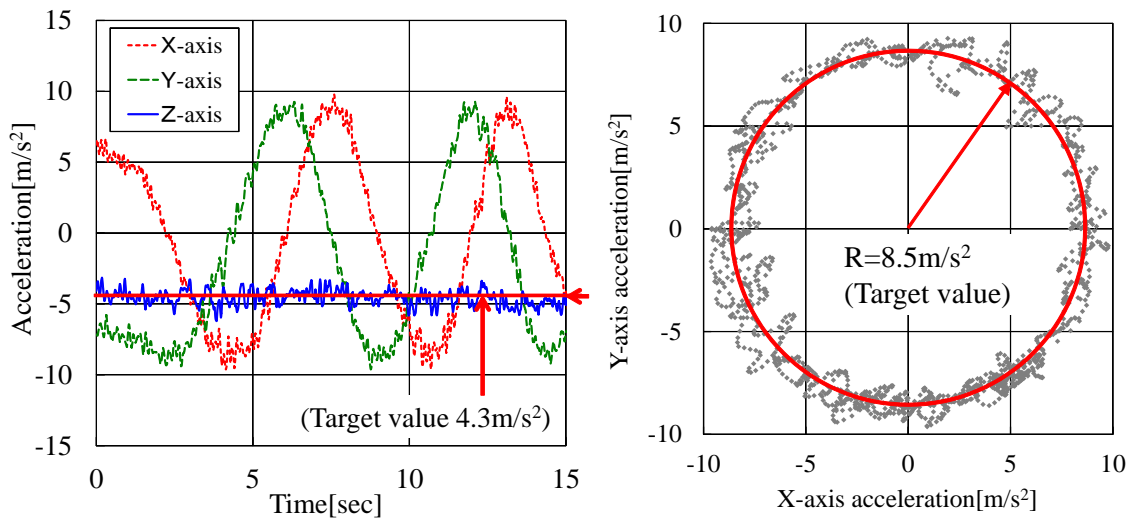


図 4.24: Tornado motion. Rotating around the a vertical axis with the inclination of 60° ; peak acceleration is $8.5m/s^2$

屋外フィールドでの実験検証

目的である「狭いところへ入り込める環境接触適応」に対して、斜め隙間の通過実験を行った結果を図 4.26 に示す。(1)-(3) は直立状態で転がっているため斜めになった脚立を通過できない為(4)-(6) でチルト角度を傾けて斜めになったまま転がることで隙間を通過することができた。

また、水の上でも立位状態での旋回移動についての検証結果を図 4.27 に示す。水上で円弧を描きながら旋回する動作の例であるが環境との接触界面が不安定な水の上でも安定した動作を確認できた。

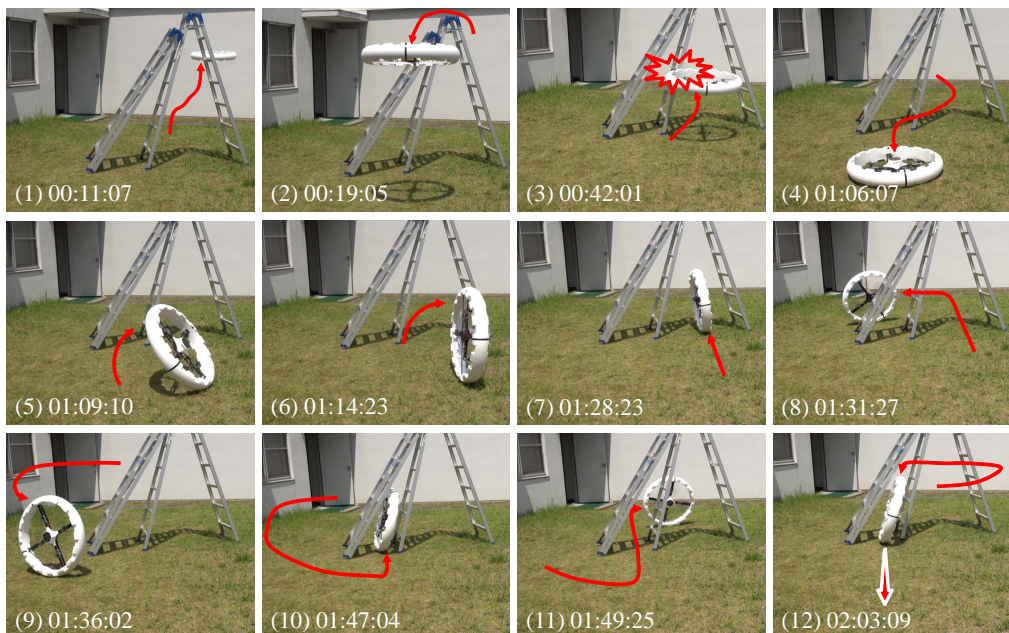


図 4.25: Example applications of multi-action of MUWA. (1) to (3) shows the flying motion. It can not pass through it is too narrow. (4) to (6) shows the stand up motion. (7) to (12) shows the mono-wheel motion. It can roll on the ground like a tire.

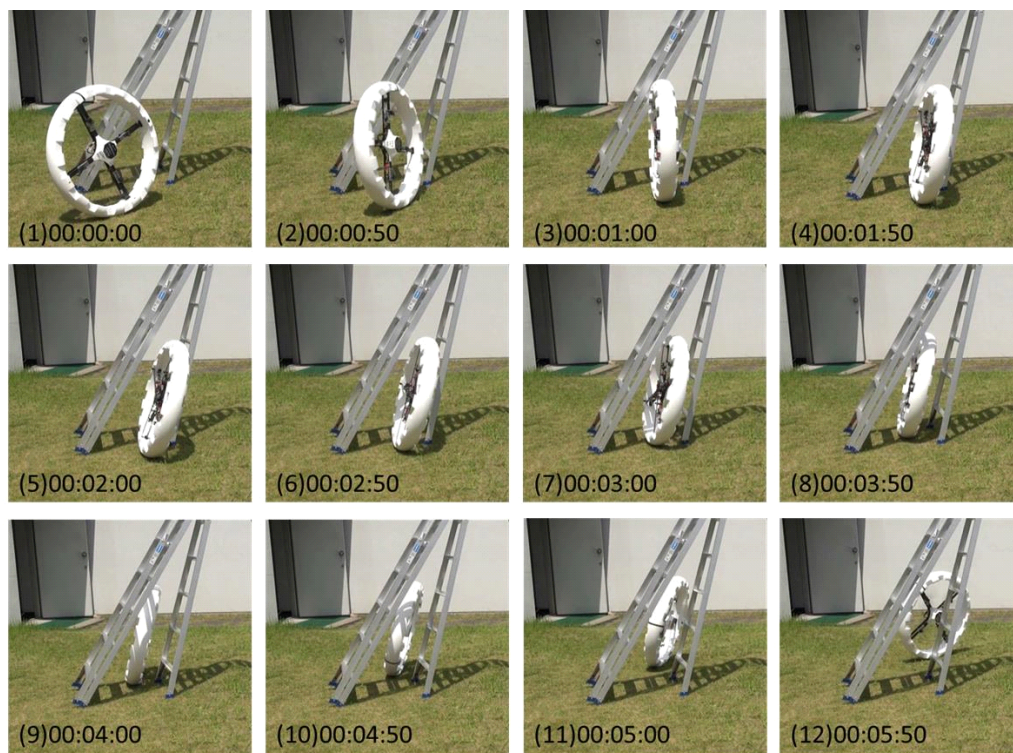


図 4.26: Example of passing through narrow vertical-diagonal gaps with an inclined rolling motion



図 4.27: Example of moving on the water

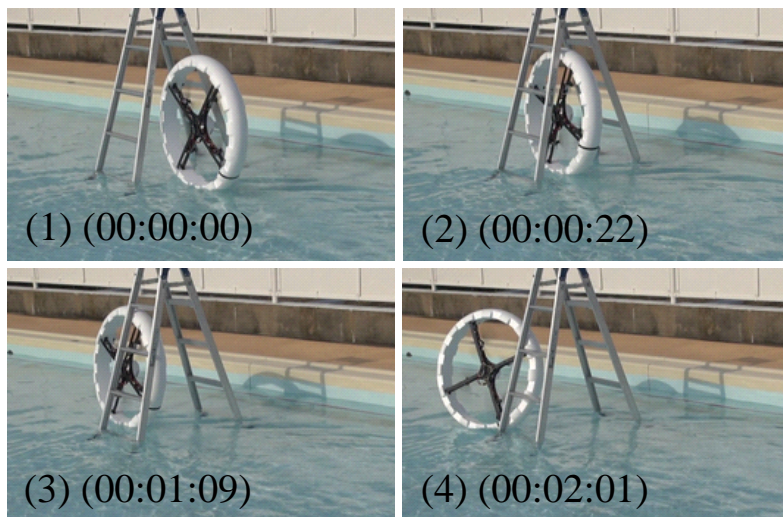


図 4.28: Example applications of MUWA to pass through a narrow gap on the water

4.6.3 3D計測への応用例

本体にカメラやDepthセンサを搭載した状態でトルネード動作を行うことで本体にアクチュエータを追加することなく3次元空間中のデジタイズ計測が可能となる。また、非常に狭い隙間にモノホイールモードで入り込み、本体の姿勢角度を自在に変えることでオクルージョン領域を含む3次元計測に応用出来る。今回の計測は自律制御ではなくリモコンによるテレオペレートである。

狭い壁に囲まれた動力制御室の大型モータをDepthセンサとPCLを用いた3D計測応用例を図4.29に示す。(1)対象物の上面は飛行モードで空中から計測を行った。(2)対象物の側面は壁との隙間をモノホイールモードで転がって計測を行った。(3)部屋の周囲の壁はトルネードモーションで計測を行った。

クワッドロータで3D計測を行う先行研究として[88][89]の様な方法が報告されているが、狭い場所での側面からの計測は困難であったが、本ロボットで転がりながらの計測によって側面の立体形状が計測できることを確認した。なお、計測手法については[90][91]を利用した。

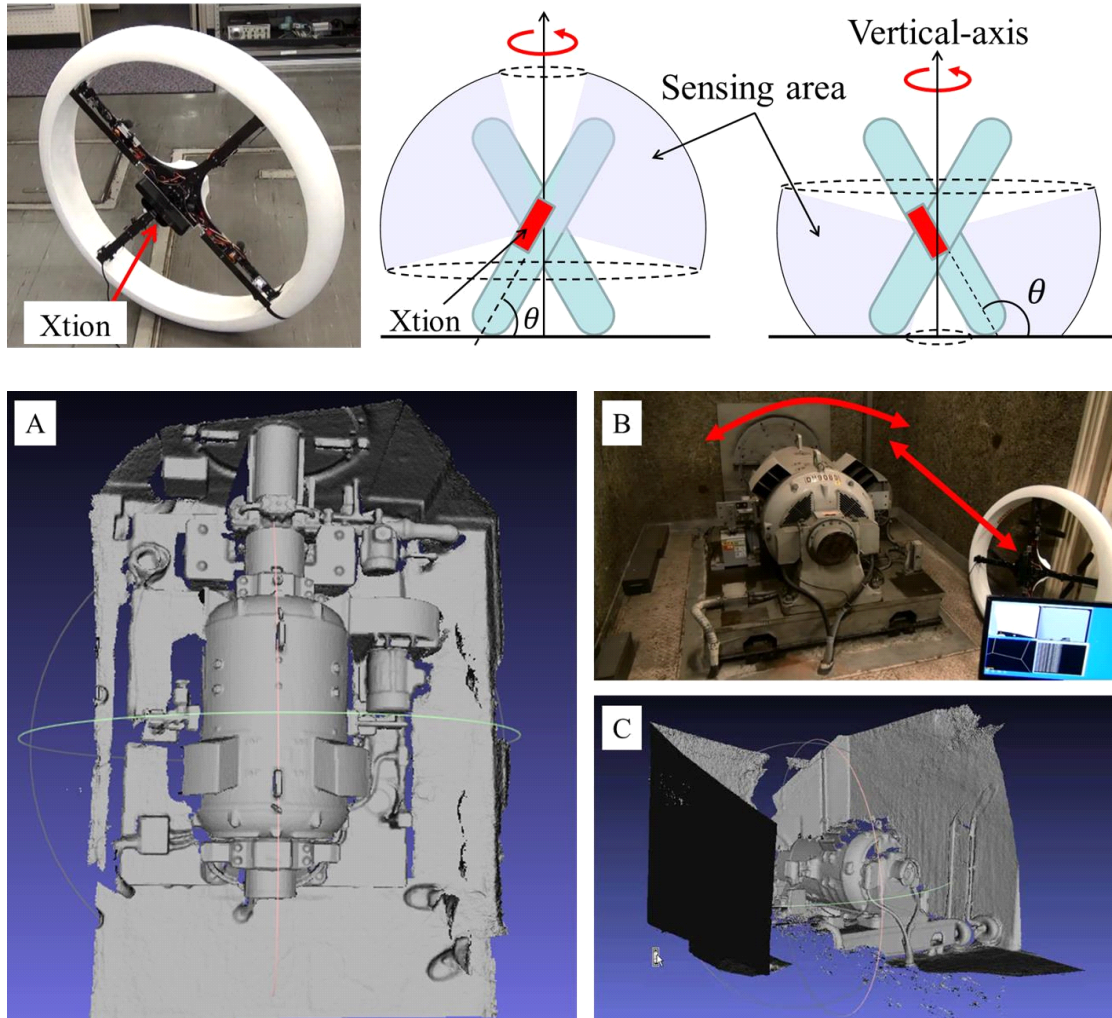


図 4.29: 3D measurement operation using tornado motion. Xtion sensors on the main body (top left). Measurement of entire room using the tornado motion (top right). Examples of 3D measurements (bottom): (A) 3D measurement of a large motor in a narrow space surrounded by walls. (B) By flying on the air, rolling and turning on the ground, the Muwa can easily measure the 3D shape of its surroundings with a depth sensor on the body. And, by changing its tilt angle in Tornado motion, the Muwa can completely measure its surroundings within a few rotations, without any other actuator. (C) The measurements were made with a Xtion (depth sensor) and PCL (Point Cloud Library).

4.7 本章のまとめ

本章では、「狭いところへ入り込める環境接触適応」として「災害現場などの地上及び水上での縦隙間などの通過ができる移動制御」の実現を狙い、地上3自由度、空中4自由度の運動機能として、飛行以外に地上や水上の移動機能を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について、可変ピッチプロペラ機構を用いた多次元推力制御機構によるリング型のクワッドロータによって、陸海空を含む環境において地上及び水上環境に接しての立位及び転がり移動可能なリング型飛行ロボット MUWA の実現について述べた。

本研究では、4つの可変ピッチプロペラと1つのリング形状のボデーを用いた新規な機構で、ボデーを一輪の車輪として利用し、任意の角度で地上を転がったり水面を移動したり、正面背面どちらでも空中を飛行可能な地上でのホロミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現した。

これにより飛行機能だけでは通過困難だった狭い斜めの瓦礫の隙間を通過したり、ホバークラフトのように水面に浮いて移動するだけでなく直立状態で水上を移動する機能を実現した。本システムにより、飛行モード及びモノホイールモードを備えた3自由度を持つ新規な運動性能と3D デジタイズ計測機能の有効性を実証した。

今後の課題としては転がりトルクが小さく坂道や凹凸路面对応への課題はあるが、次期型モデルにて斜度6度への対応を確認している。また、本機はモータに関する防水性能が完全ではない点も改善の必要があると考えている。

今後、これらの課題対応と各種センサを用いた自律制御を追加することでより幅広いフィールドへの適応性に向けて活用していく。

第5章

デュアルチルトロータ2機統合構造による
空中任意チルト姿勢定位と
環境接触適応移動制御

5.1 Bi²Copter:バイロータを接続することにより任意のチルト姿勢を保持し移動制御可能な飛行ロボット

本章では、「全周なぞり行動が可能な環境接触適応」として「トンネルなどの曲壁面のインフラ点検への応用」を狙い、3次元空間中5自由度の運動機能として、姿勢を維持しつつ移動し情報収集を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について述べる。

本研究では、プロペラが発生する推力を効率よく利用できる構造で、チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を維持した状態での飛行機能として空中でのノンホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットの実現を目指してきた。4つのプロペラのうち2つを1組としたデュアルチルトロータ機構構成によるバイロータモジュールを2接続させた機構を考案し「Bi²Copter」と名づけた。

この機構により任意チルト角度での離着陸及び飛行を含む移動を実現し、全天球撮影や表面角度が連続的に変化する壁面に沿って動くことによる調査、計測などへの応用が可能である。

本章では、Bi²Copter の設計思想、構造設計、基本制御、動作確認について述べる。

近年複数のプロペラを用いたマルチロータ型の飛行ロボットが注目されている。飛行ロボットは地上移動型ロボットの移動領域に比べて広い空間を移動できるメリットから様々な飛行作業への応用が期待されている。特にクワッドロータについては近年多くの研究例があり、飛行姿勢制御においても安定した制御が容易に実現できる開発環境になってきている。

先行研究として我々は災害救助や災害現場でのロボットによる情報収集を目的とし、陸海空を含むマルチフィールドに適応可能な新しい制御機構によるロボットの開発を行ってきた [81][82]。これはピッチ可変方式によるクワッドロータとリング型のボデーによって構成され、一般的なクワッドクターの飛行機能だけでなく、地面に対して任意の角度で立つことや、タイヤとして転がる機能などの陸上移動および水上を浮かんで進む機能を持つ飛行ロボットであった。他にもクワッドロータをベースに本体の外周に球状の車輪を搭載することで、飛行機能だけでなく地上移動を可能とするロボットに関する研究 [27] や空中でのダイナミックな動作を実現する従来技術として [21] [22] [23] などが報告されている。

これらの先行研究では空中や地上を移動することは実現できているが、空中でホバリングしながら対象物体に対して特定の姿勢で移動飛行することはできない。例えば任意形状壁面

に対する全天球撮影などではプロペラがカメラの画角内に映り込んだり、空中からハンマリング試験を行う際にはプロペラが対象物への接近を阻害するという問題が起こる。計測に関してはカメラジンバルを搭載したシステムとして [24] [25] などの先行研究が報告されているが、自身の本体がカメラに写り込まない画角に限定されるだけでなくジンバルシステムの追加により小型化も困難となる。つまりアーチ型橋架やトンネル壁面の点検作業のように対象の表面角度が連続的に変化する場所を計測するようなシーンにおいてはカメラジンバルの回転範囲が 180° 以上必要であり従来技術では難しい。

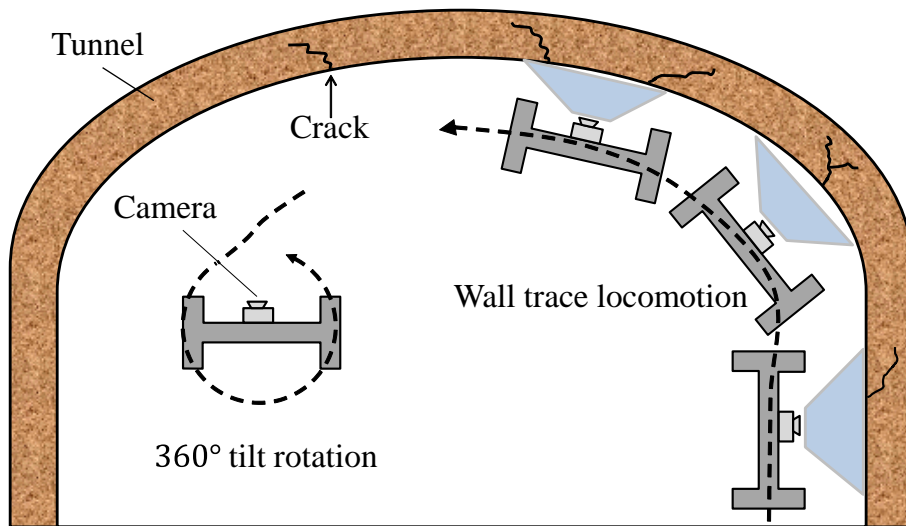


図 5.1: Our goal image : Bi²Copter is able to realize take-off, landing and flight under vertical orientation of body, leading to the feasibility of image capture with full 360° spherical coverage as well as exploration and measurement parallel to the target surface. In Japan, there are more than 4000 tunnels that were built more than 40 years ago. Much is expected from flying robots for tunnel inspection work. However, it is a very difficult to measure “curved walls” with conventional flying robots. We aimed for a new function. First is continuous tilt angle rotation and fly at any tilt angle. Second is wall trace locomotion.

本研究では、プロペラが発生する推力を効率よく利用できる構造で、チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を固定した状態での飛行実現を目指し4つのプロペラのうち2つを1組としたバイロータモジュールを2連接させた機構を考案した。バイロータとは2つのプロペラで構成され各自独立に傾ける機構を持った飛行ロボットのこと

で、[92] [93] [94] などの関連研究がある。この2つの接続したバイロータモジュールをそれぞれ独立にギヤモータにて角度制御できる機構とすることで、空中でホバリングによる定位状態で本体のチルト角度を任意に連続可変可能な飛行ロボットを実現する。これにより垂直状態での離着陸及び飛行を含む移動を実現し、空中で狭い隙間をすり抜けるだけでなく、表面角度が連続的に変化する壁面に対して本体を平行状態にした状態で飛行移動を行う倣い運動を同時に実現する(図 5.1)。

開発した飛行ロボットは2つ1組のプロペラモジュールからなるバイロータが2台接続する構造となっている。本報告ではこのロボット (Bi²Copter と呼ぶ) の基本原理と動作評価について以下の手順で報告する。次の 5.2 節で構造設計について述べ、5.3 節でチルト姿勢保持制御について述べる。5.4 節でチルト角度に対する推力補償について述べ、5.5 節でシステム構成について述べる。その後、5.6 節で実験結果を示す。

5.2 構造設計

クワッドロータの基本原理は4つのプロペラを用いて4箇所の推力を自在に可変させることで姿勢制御を行う。PITCH, ROLL の角度制御については4つのプロペラの軸方向の推力のバランス調整で行い、YAW 軸の回転角制御については2つプロペラが正回転、他方2つが逆回転する構成としプロペラ回転のトルク反力のバランスを制御することによって実現している。本研究では空中で機体のチルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を保持した状態での飛行を実現するためにプロペラ角度そのものを回転させる方式を考えた。一般的なバイロータは2つのプロペラと各プロペラのスラスト軸角度をそれぞれ可変可能な構成となっており全部で4つのモータで構成され4DOFを実現している。このバイロータを単純に2接続させると合計モータ数が8個必要となる。4つのプロペラが独立したチルト機構を持ったクワッドロータとしては[95] [96] などの先行研究があるがモータ数が多いことが課題である。そこで2つのプロペラを1セットとしたモジュール全体を1つのサーボで回転させる構成とすることで合計モータ数6個を目指した(図 5.2)。

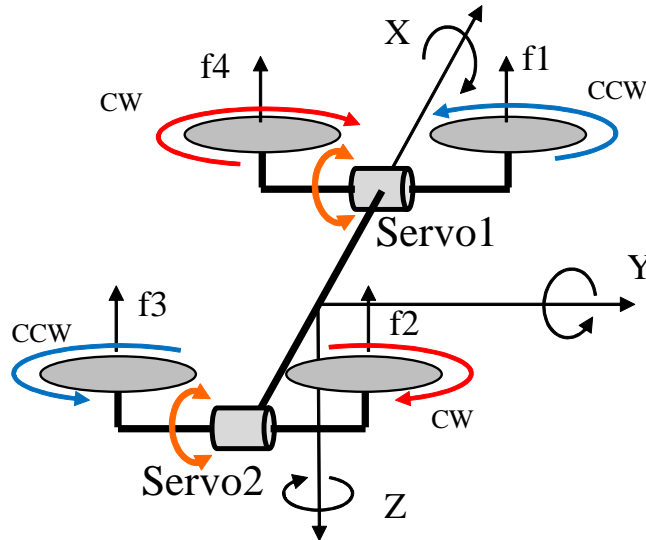


図 5.2: Simplified model of Bi²Copter: A general bi-copter has two propellers and two thrust angle control servos. If two bi-copters are simply connected, a total of 8 motors will be required. We aimed for a total of 6 motors. We devised a mechanism that connected two bi-copter modules, each of which combines two propellers into one set and controls them with 2 servos. We named this mechanism as Bi-square-copter.

水平状態で飛行する場合の姿勢制御は一般的なクワッドロータと同じであるが、垂直状態に近い飛行では制御が異なる。水平飛行状態に近い範囲ではピッチ及びロールの角度制御については4つのプロペラの軸方向の推力のバランス調整で行い、ヨー軸の回転角制御については2つプロペラが正回転、他方2つが逆回転する構成としプロペラ回転のトルク反力のバランスを制御することによって実現している。次にチルト角度を可変させて垂直状態に近づけるためには、2つのバイロータモジュールが縦に重なった状態に変形する必要がある。この状態に近づくにつれてプロペラの推力の調整だけでは姿勢を制御することができなくなる。特に完全な垂直状態においてはピッチ方向の姿勢制御にプロペラの推力制御の影響は完全に無くなり、サーボモータによるプロペラのスラスト軸可変制御だけで姿勢のピッチ角度をコントロールすることになる。本システムではチルト角度を連続的に可変させるためプロペラ推力による姿勢制御とプロペラのスラスト軸角度制御の利用比率をリアルタイムで可変する必要があり、計算によって逐次機体モデルの再計算を行いながら制御する。次章でこのチルト姿勢保持制御について述べる。

5.3 チルト姿勢保持制御

空中で機体のチルト角度を固定した状態での飛行を実現するためには、計算によって逐次機体モデルの再構築を行いながら制御する必要がある。はじめに機体に加わる力について一般式を導き、次に本システムモデルの関係式を導く。

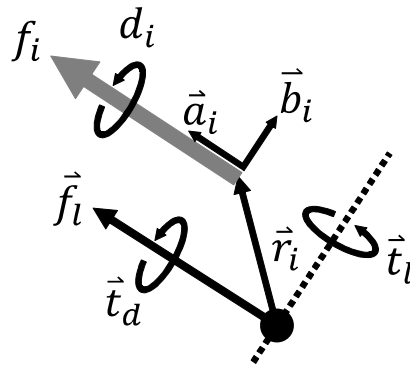


図 5.3: Force and Torque balance for vector model

はじめに、本体に加わる力とトルクの関係は以下の式になる（図 5.3）。

プロペラ i の回転軸方向の単位ベクトルを \vec{a}_i 、プロペラ i の推力を f_i とすると本体に加わる力 \vec{f}_l は以下の式で表せる。

$$\vec{f}_l = \sum f_i \vec{a}_i = [\vec{a}_1 \ \vec{a}_2 \ \dots \ \vec{a}_n] [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]^T \quad (5.1)$$

次にプロペラ i の位置ベクトルと回転軸ベクトルに直行するベクトルを \vec{b}_i 、プロペラ i の位置ベクトルを \vec{r}_i とすると、プロペラ推力によるトルク \vec{t}_l は以下の式で表せる。

$$\vec{t}_l = \sum f_i (\vec{r}_i \times \vec{a}_i) = [\vec{b}_1 \ \vec{b}_2 \ \dots \ \vec{b}_n] [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]^T \quad (5.2)$$

次にプロペラ i の反力を d_i とすると、プロペラ反力によるトルク \vec{t}_d は以下の式で表せる。

$$\vec{t}_d = \sum d_i \vec{a}_i = [\vec{a}_1 \ \vec{a}_2 \ \dots \ \vec{a}_n] [d_1 \ d_2 \ \dots \ d_n]^T \quad (5.3)$$

上記の式からプロペラ推力の方向を表す単位ベクトルの変換行列を A 、プロペラ推力によって本体に加わるトルクの変換行列を B 、とするとプロペラで発生する推力と反トルクと本体に加わる力とトルクの関係は下の式で表すことができる。

$$\vec{f}_l = A \vec{f} \quad (5.4)$$

$$\vec{t}_l = B \vec{f} \quad (5.5)$$

$$\vec{t}_d = A \vec{d} \quad (5.6)$$

ただし、

$$\vec{f} = [f_1 \ f_2 \ \dots \ f_n]^T \quad (5.7)$$

$$\vec{d} = [d_1 \ d_2 \ \dots \ d_n]^T \quad (5.8)$$

次に本システムモデルの関係式を導く。機体モデルを x, y, z 各軸方向から見た図に分けて図 5.5 に示す。このとき行列 A, B は以下に表せる。

$$A = \begin{bmatrix} -\sin(\theta_U) & 0 & -\cos(\theta_U) \\ -\sin(\theta_L) & 0 & -\cos(\theta_L) \\ -\sin(\theta_L) & 0 & -\cos(\theta_L) \\ -\sin(\theta_U) & 0 & -\cos(\theta_U) \end{bmatrix}^T \quad (5.9)$$

$$B = \begin{bmatrix} -\frac{L_W}{2} \cos(\theta_U) & \frac{L_H}{2} \cos(\theta - \theta_U) & \frac{\sin(\theta_U) L_W}{2} \\ -\frac{L_W}{2} \cos(\theta_L) & -\frac{L_H}{2} \cos(\theta - \theta_L) & \frac{\sin(\theta_L) L_W}{2} \\ \frac{L_W}{2} \cos(\theta_L) & -\frac{L_H}{2} \cos(\theta - \theta_L) & -\frac{\sin(\theta_L) L_W}{2} \\ \frac{L_W}{2} \cos(\theta_U) & \frac{L_H}{2} \cos(\theta - \theta_U) & -\frac{\sin(\theta_U) L_W}{2} \end{bmatrix}^T \quad (5.10)$$

今回は検査という用途から水平方向の高速移動は考慮せず、前後進の速度は十分に小さい時に限定した。そのためプロペラのスラスト軸角度の変化量は微小であることから $\theta_U \approx 0$, $\theta_L \approx 0$ とすると以下のように式を簡略化できる。

$$A = \begin{bmatrix} -\theta_U & 0 & -1 \\ -\theta_L & 0 & -1 \\ -\theta_L & 0 & -1 \\ -\theta_U & 0 & -1 \end{bmatrix}^T \quad (5.11)$$

$$B = \begin{bmatrix} -\frac{L_W}{2} & \frac{L_H(\theta_U \sin(\theta) + \cos(\theta))}{2} & \frac{L_W}{2} \theta_U \\ -\frac{L_W}{2} & -\frac{L_H(\theta_L \sin(\theta) + \cos(\theta))}{2} & \frac{L_W}{2} \theta_L \\ \frac{L_W}{2} & -\frac{L_H(\theta_L \sin(\theta) + \cos(\theta))}{2} & -\frac{L_W}{2} \theta_L \\ \frac{L_W}{2} & \frac{L_H(\theta_U \sin(\theta) + \cos(\theta))}{2} & -\frac{L_W}{2} \theta_U \end{bmatrix}^T \quad (5.12)$$

上記の式(5.12)の2列目はピッチ制御の感度を表しており、チルト角度 θ に依存している事がわかる。例えば水平飛行の場合は $\sin(\theta) = 0$ となり θ_U, θ_L に依存しないことになる。また逆に垂直飛行の場合は $\cos(\theta) = 0$ となるため θ_U 及び θ_L は0にはできない。そこで任意の姿勢角度においてモータトルクとサーボ角度(θ_U, θ_L)をチルト角度に合わせて可変させることで姿勢制御を行った。

プラットフォーム化に対応する姿勢制御に実装する機体モデルの変換行列は以下の式で表せる。 $f_1 \sim f_4$ はそれぞれプロペラの推力(N)を表す。 $\theta_1(servo) \sim \theta_2(servo)$ はサーボ角度(θ)を表す。 $Throttle, PID_{roll}, PID_{pitch}, PID_{yaw}, PID_{Tilt}$ はそれぞれスロットル(出力W), ロール角, ピッチ角, ヨー角, 機体のTilt姿勢角の制御器出力を表す。 k はプロペラの推力/トルク反力係数を表す。

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 1 & -k \\ 1 & -1 & -1 & k \\ 1 & 1 & 1 & k \\ 1 & 1 & -1 & -k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Throttle \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (5.13)$$

$$\begin{bmatrix} \theta_1(servo) \\ \theta_2(servo) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Throttle \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \\ PID_{Tilt} \end{bmatrix} \quad (5.14)$$

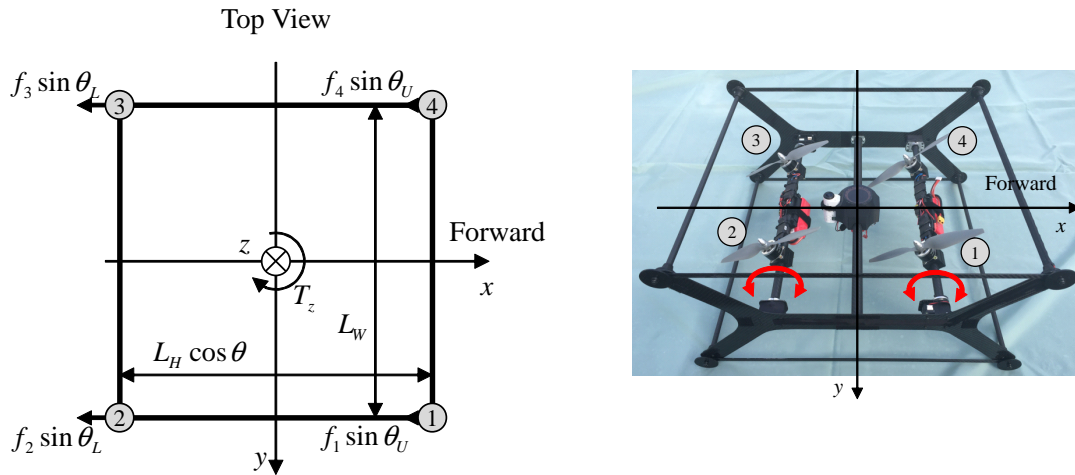


図 5.4: Mechanism model of Bi²Copter (Top view, Over view)

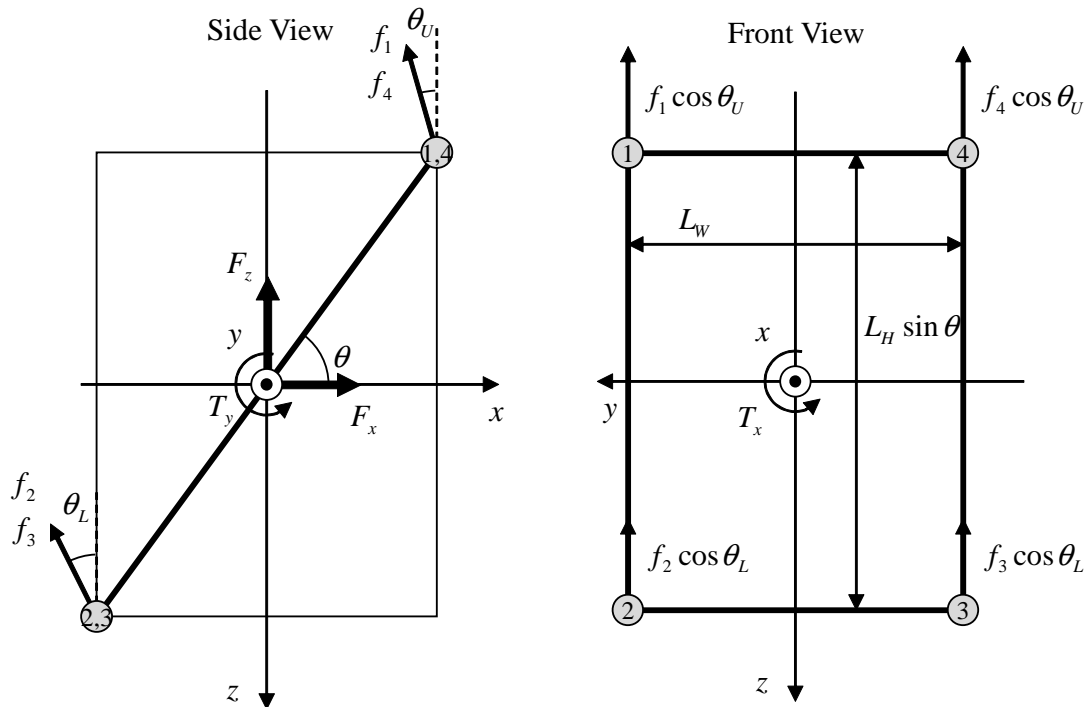


図 5.5: Mechanism model of Bi²Copter (Side view, Front view)

5.3.1 チルト角度に対するモータとサーボのミキシング制御

機体姿勢のチルト角度に対するモータの制御ゲインとサーボの制御ゲインの関係を計算する。

本機体はプロペラ推力による制御とサーボによるプロペラのチルト機構による制御感度がそれぞれ姿勢角によって異なる。この姿勢のチルト角度によらず機体の回転トルクが一定となるように、プロペラ回転数を制御するモータ制御ゲインとプロペラのチルト角を可変するサーボ制御のゲイン比率を最適化するミキシング制御マップを計算によって求める。

モータ制御による機体姿勢の回転トルクの関係を図 5.6 に示す。アームの長さが L 、飛行姿勢が θ のとき、プロペラ推力 df に差をつけたときに発生するトルク T は

$$T = (f + df)/2\cos\theta - (f - df)/2\cos\theta = df\cos\theta$$

つまり $\cos\theta$ に比例する

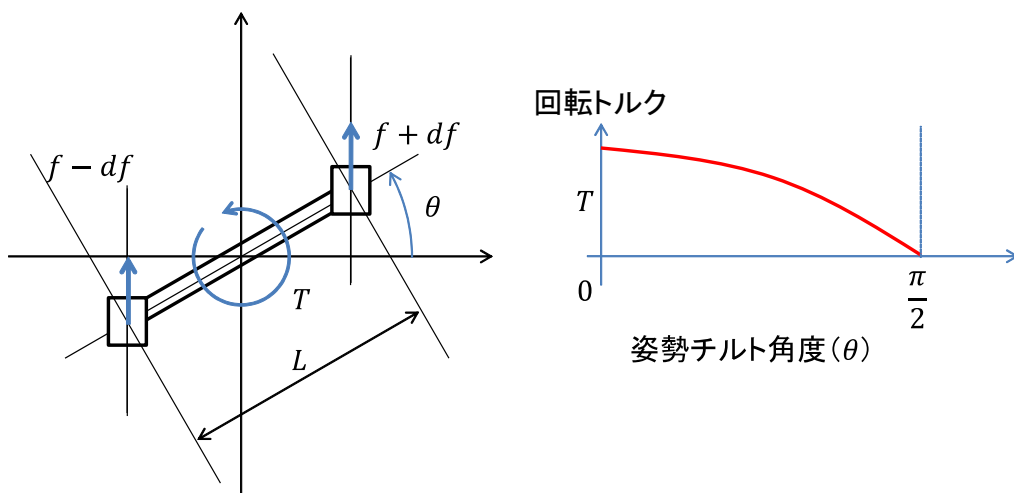


図 5.6: プロペラの回転数制御（モータ）による機体姿勢の回転トルク

次に、サーボ制御による機体姿勢の回転トルクの関係を図 5.7 に示す。

アームの長さが L 、飛行姿勢が θ のとき、プロペラ推力 $\delta\phi$ に差をつけたときに発生するト

ルク T は

$$\begin{aligned} T &= (\cos(\theta - \delta\phi) - \cos(\theta + \delta\phi))fL/2 \\ &= ((\cos\theta\cos\delta\phi + \sin\theta\sin\delta\phi) - (\cos\theta\cos\delta\phi - \sin\theta\sin\delta\phi))fL/2 \\ &= \sin\theta\sin\delta\phi fL \end{aligned}$$

つまり $\sin\theta$ に比例する

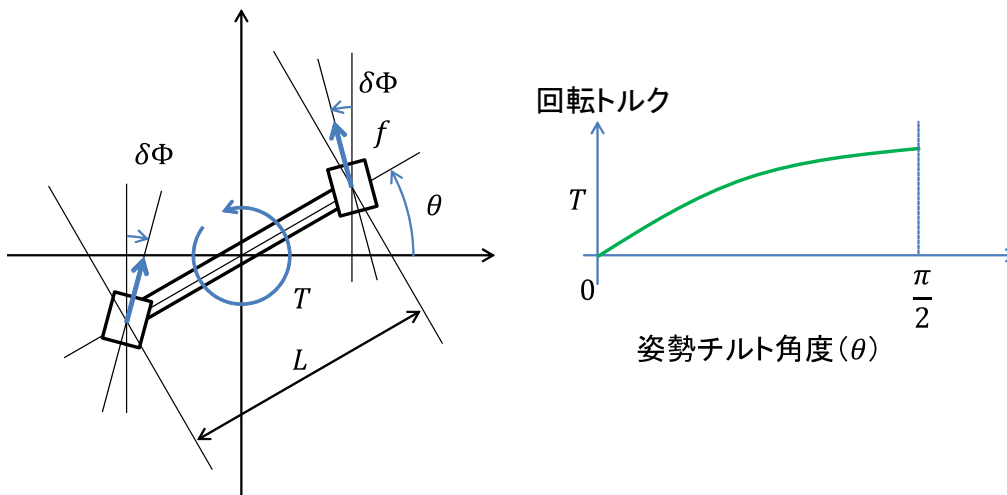


図 5.7: プロペラのチルト角制御 (サーボ) による機体姿勢の回転トルク

今回用いたゲインの関係を図 5.8 に示す. ここでのゲインの関係は機体が水平時にプロペラの推力で発生可能な機体の最大回転トルクを 100%として, 垂直時にサーボによるチルト角度の最大変化量によって発生可能な機体の最大回転トルクが同じになるように設計することが重要である.

姿勢角度 θ で df , $\delta\phi$ 変化したときに発生するトルク T_f , T_s は

$$\begin{aligned} T_f &= df \cos\theta \\ T_s &= \sin\theta \sin\delta\phi fL \end{aligned}$$

重み a で合成したときの発生するトルク T は

$$T = T_f + T_s$$

$$T_f = aT$$

$$T_s = (1 - a)T$$

トルク T を発生させるために必要な df , $\delta\phi$ を重み a を用いて表すと

$$df = a/\cos\theta T = AmT$$

$$\sin\delta\phi = (1 - a)/(\sin\theta fL)T = AsT/(fL)$$

ここで Am はモータのゲイン, As はサーボのゲインである.

適切に a を設定することであらゆる角度で制御感度を一定にできる. 水平ではモータのみ, 垂直ではサーボのみで制御する. そのときの制御パラメータに上記重みを加えて制御することあらゆる角度で制御が可能である.

※ $\sin\delta\phi$ は十分に小さいとして $\delta\phi$ としてもよい.

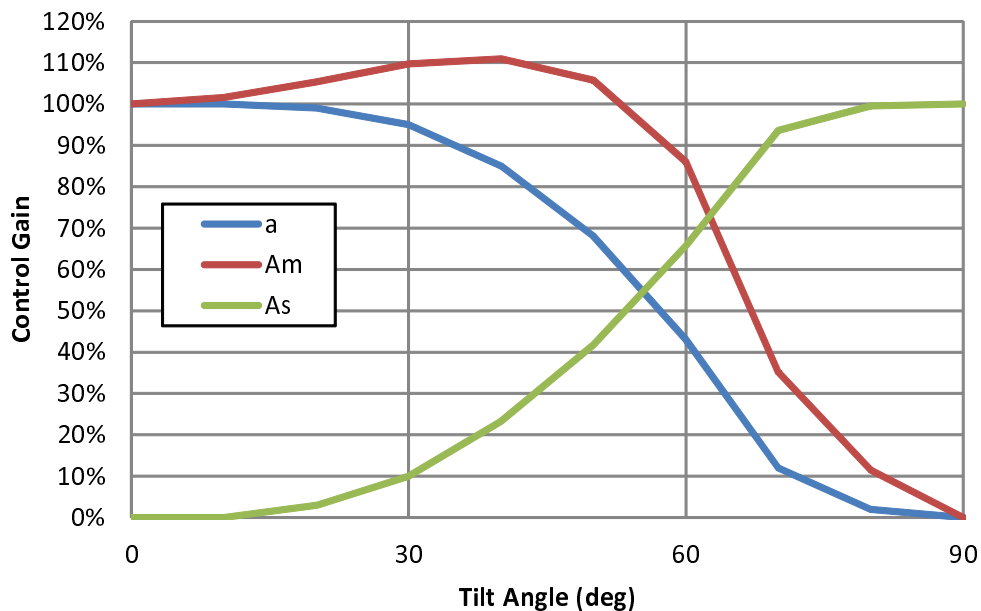


図 5.8: Mixing characteristics of the motor torque control gain and the servo angle control gain: At near 90 degree, servo works only. At near 0 degree, the servo does not work and only the motor torque control works. At the mid-range, mixing control with the motor and servo works.

5.4 チルト角度に対する推力補償

機体の揚力は4つのプロペラの合計推力で決定されるが、機体のチルト角度によってその特性が変化する。このチルト角 θ が水平状態と垂直に近い状態の比較イメージ図を図5.9に示す。

本システムでは機体のチルト角度を制御する際にサーボを用いてプロペラのスラスト軸角度を制御するため、機体の任意チルト角度において4つのプロペラはほぼ垂直方向を向いている。これにより任意チルト角度でペイロードを低下させにくい構造を特徴としている。

しかし、水平状態から45度程度のチルト角度では一般的なクワッドロータの特性と違いはないが、機体が縦垂直に近い領域ではプロペラの投影面積が上下で重なり後段のプロペラとの相互干渉により後段のプロペラ推力が低下するプロペラ積段による悪影響を起こす。この現象により垂直方向の推力が低下するため縦飛行時の高度維持制御が難しくなる。これに加えて本構成ではプロペラによる気流とフレームとの干渉も起こるため縦姿勢飛行時の推力は更に低下することになり高度維持のための推力補償が必要となる。そこでチルト角度に対する推力特性を実機にて計測を行い、その特性マップを機体の制御モデルに埋め込むことで推力補償を行う。

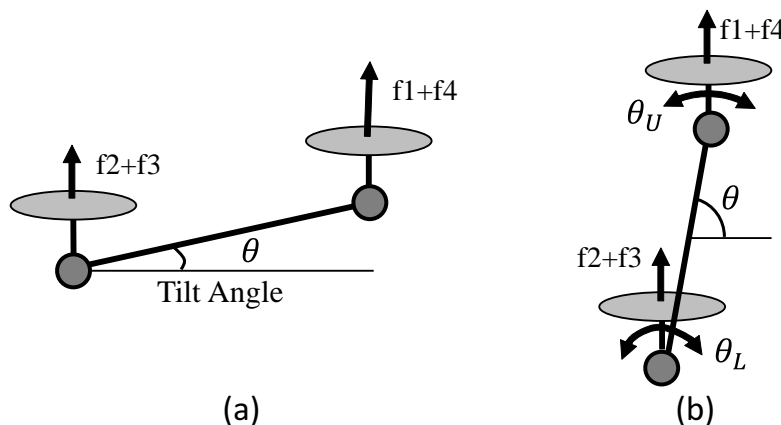


図 5.9: Image of vertical and horizontal flight

初めに1モータあたりのプロペラの推力と反トルクを計測する。モータの底面に6軸力センサを取り付けて推力、反トルク等を計測する。回転数はプロペラと非接触で計測でき

るレーザー回転計を用いた。電流、電圧、消費電力はモータアンプとモータを含むパワーモジュールの入力側で計測した値である。計測はサンプリング周波数1.2kHzにおいて1秒間の平均と最小値、最大値を計測した。ベースとなる回転数-推力特性の計測結果を図5.10、図5.11に示す。このグラフから推力、反トルクはともに回転数の二乗に比例し、推力と反トルクはほぼ比例関係にあることがわかる。このマップデータからモータ制御のフィードフォワードの値を決定する。

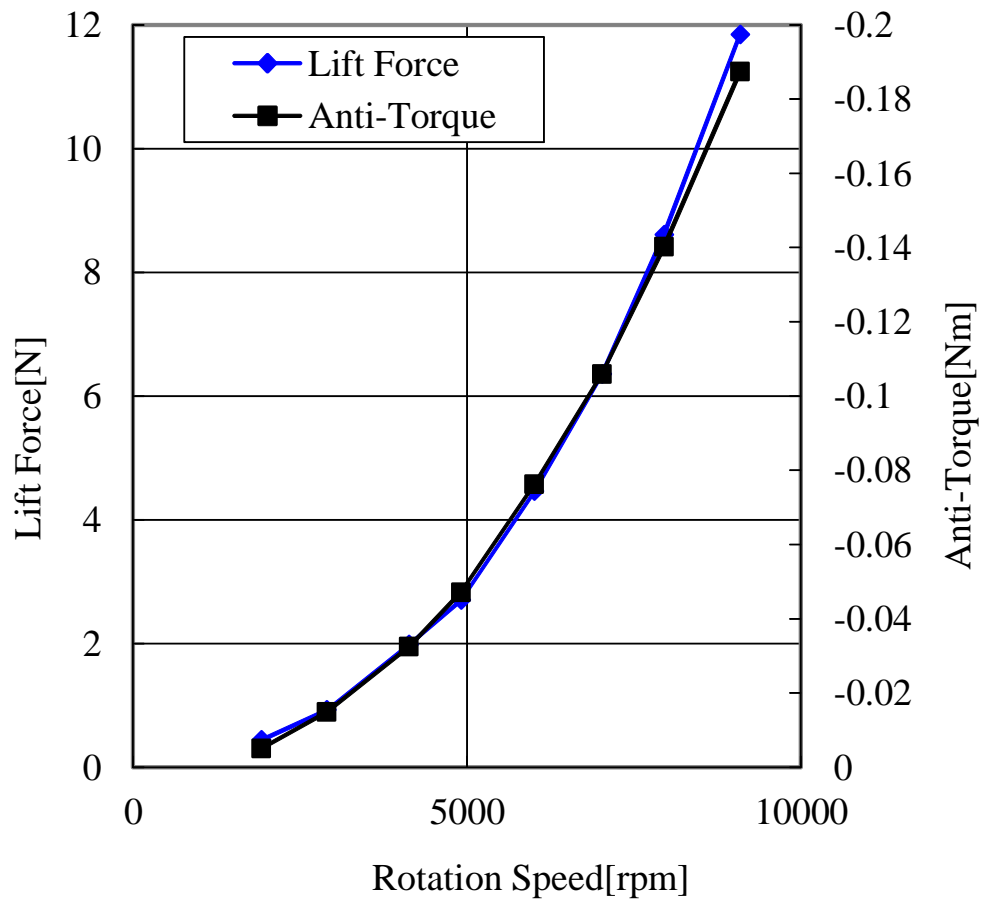


図 5.10: Measurement results of lift force per propeller

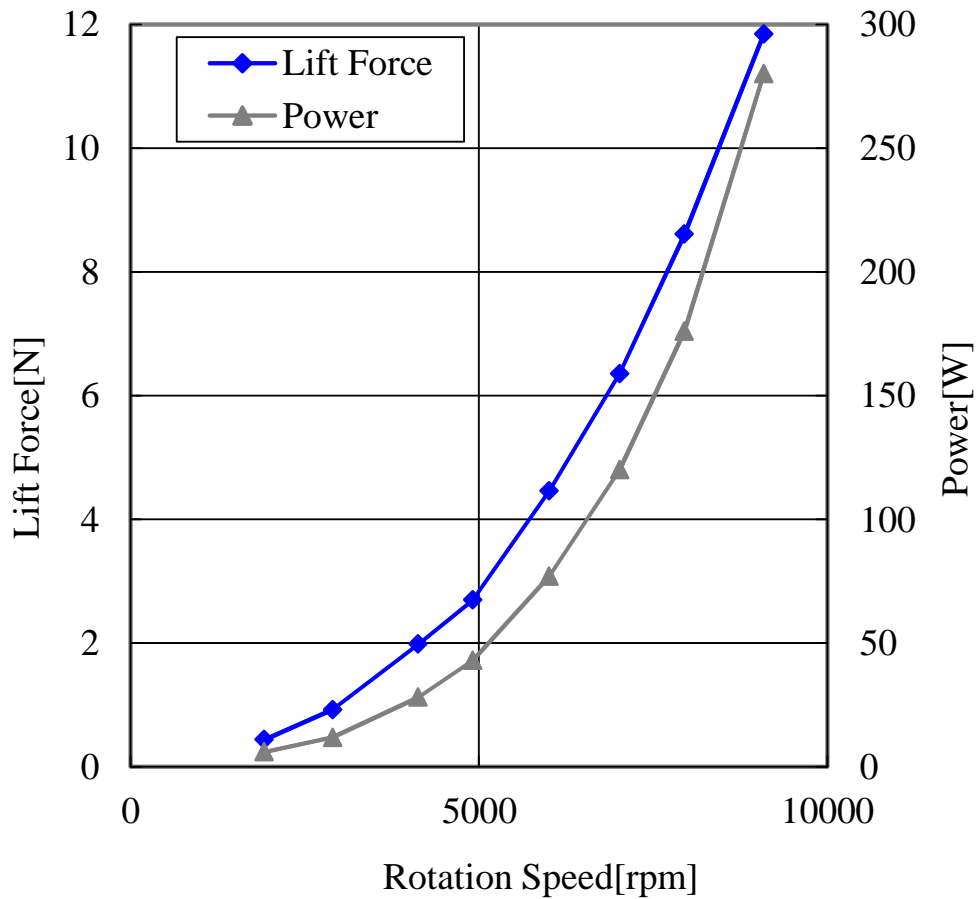


図 5.11: Measurement results of lift force vs power per propeller

次に機体のチルト角度を可変させた場合の機体全体の垂直方向の推力特性について計測を行い、姿勢制御用の推力補償マップを構築する。チルト角度を可変させた場合の推力の実機計測の様子を図 5.12 に示す。本体の中心位置の両側に回転軸を設け、両側にアナログ式の荷重計を設置して垂直の垂直成分を計測した。

はじめに、チルト角 θ を可変させた時のスロットル量（モータ出力トルク指示）に対する消費電力の特性データを図 5.13 に示す。このグラフから消費電力はチルト角の変化に影響を受けない事がわかる。

次に、消費電力ごとにチルト角度を変化させたときの機体全体の Z 軸方向の推力を比較

した結果を図 5.14 に示す。このグラフから図 5.9 の (a) の領域ではチルト角が変化しても推力に大きな変化はないが、(b) の領域では上下のプロペラ風が相互影響することでチルト角の増加にあわせて推力が低下していくことがわかる。この垂下特性が機体のペイロードや上昇降下時に対してどのような特性を示すのかを判断するために、水平状態での全体推力を 1 としたときの推力比率を図 5.15 に示す。このグラフから消費電力（負荷）に関わらず 2 次元のカーブ 1 本で推力補正が可能ながわかる。この特性マップを次章で示す機体の制御モデルに埋め込むことで推力補償を行った。

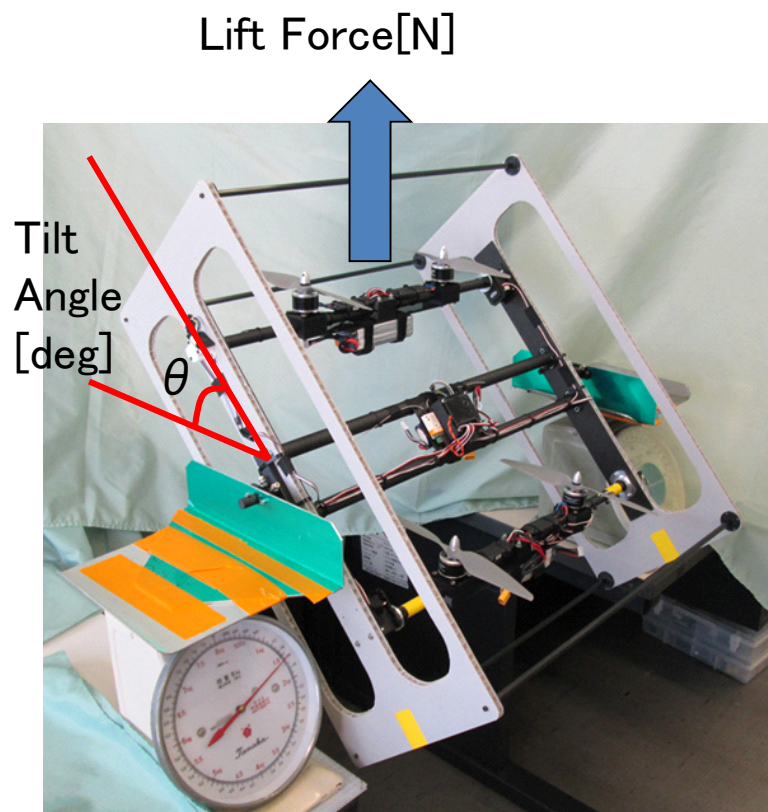


図 5.12: Measurement bench of the lift force: We measured the vertical direction thrust characteristic at each load power.

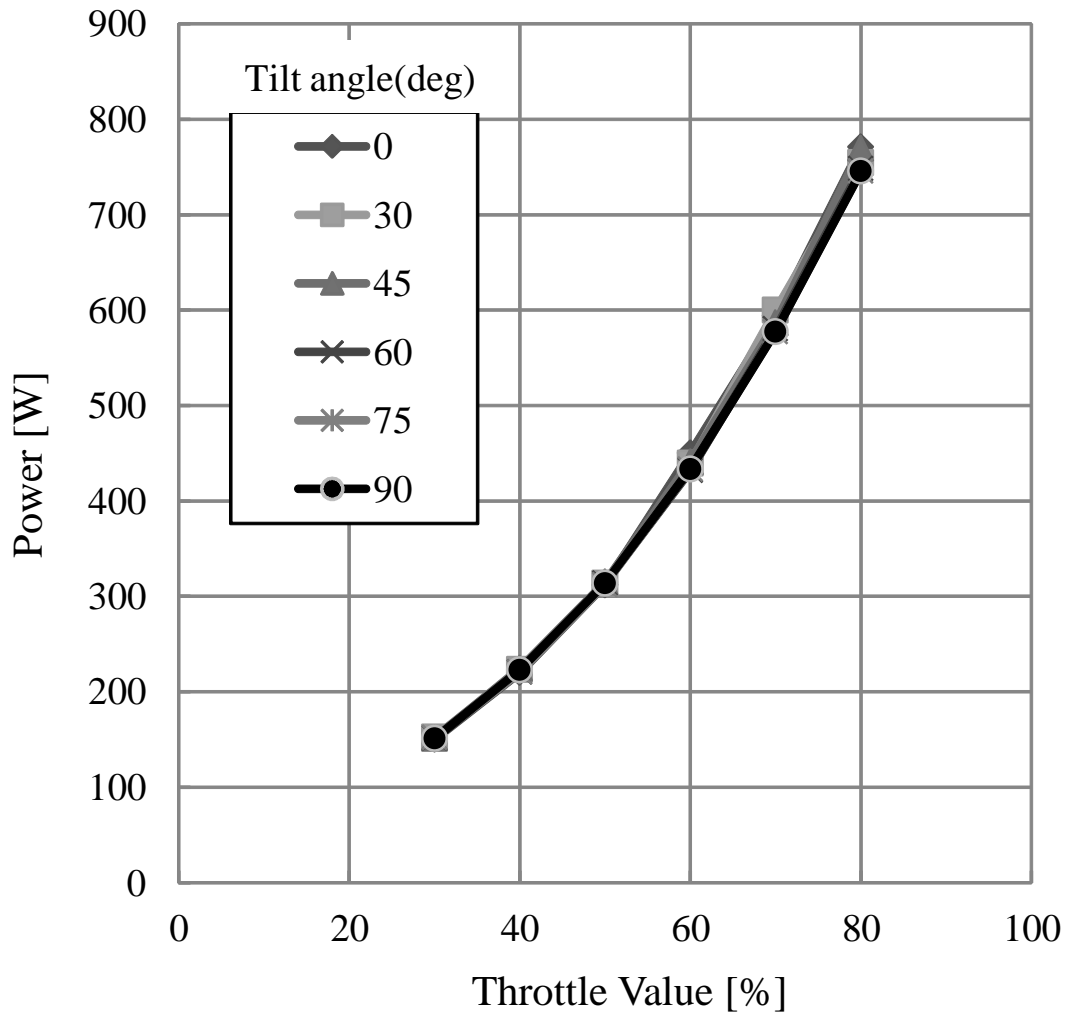


図 5.13: Measurement results of motor power

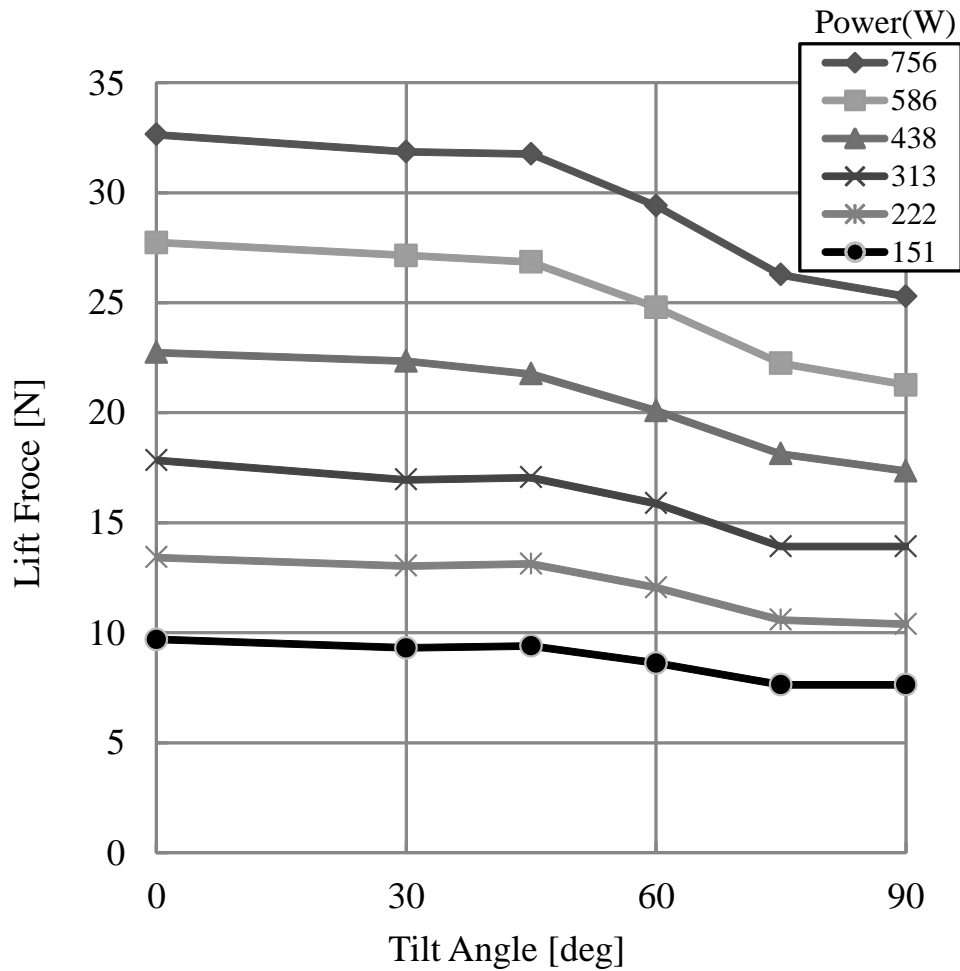


図 5.14: Comparison of tilt angle vs lift force: This graph shows there is no major change in the thrust force at near 0 degree. But, at near 90 degree, the upper and lower propellers are overlapped therefore the thrust drops.

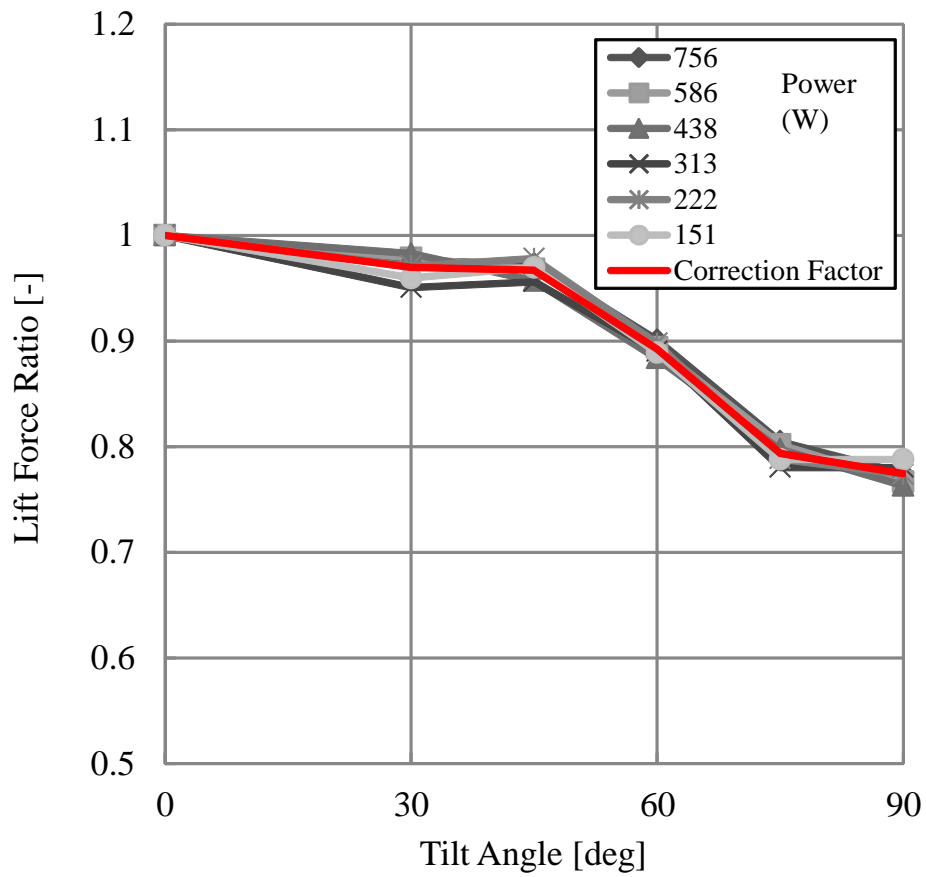


図 5.15: Comparison of tilt angle vs lift force ratio: This graph shows the thrust ratio with 1 equal to the thrust with the airframe in the horizontal state. The thrust can be compensated with a single curve regardless of the load power. We used this characteristic map for thrust compensation.

5.5 システム構成

5.5.1 ハードウェア

開発した飛行ロボットの外観を図 5.16 に示し、機構ブロック図を図 5.17 に、基本スペックを表 5.1 に示す。開発ベースとなるクワッドロータは一般的にはプロペラの軸角度は固定されているが、本システムは4つのプロペラのうち2つを1組としたバイロータモジュールを2接続させた機構とする。このうち2つのプロペラによって構成される1組のバイロータモジュールを両側のフレームに挟まれた内側で連続的に回転可能な機構とする。この回転機構モジュールは片側にサーボモータ、反対側にスリップリングを搭載する。小型軽量のスリップリングには大電流を流す事ができないため、モータ駆動用のバッテリーは回転モジュールに内蔵させてモータ、プロペラ、モータアンプ、バッテリーを一体で回転させる構成とする。

バッテリーはモータ駆動用には LiPo (4S1P:14.8V2650mAh)、マイコン制御用には LiPo (3S1P:11.1V1200mAh) を用い、飛行時間は8~10分程度である。サーボモータは本体のチルト角度を任意に変換可能とするために連続回転可能なタイプとする。メインフレームはH型のフレーム構造となっており、姿勢制御を行うための CPU、IMU、センサ等は本体側に搭載され、信号処理系の電源用バッテリー及び電圧変換器を搭載する。

本体の8コーナにパッシブな小型の車輪が取り付けられており、壁面や地面などの環境と接触した状態で移動可能な構造とした。

また、ホストとのデータ通信には XBee によるシリアル通信と WiFi 通信モジュールを用い、テレオペレーション用には 2.4GHz の RC 用の 18chFASSTest 方式の双方向通信モジュール (FUTABA 製) を用いた。

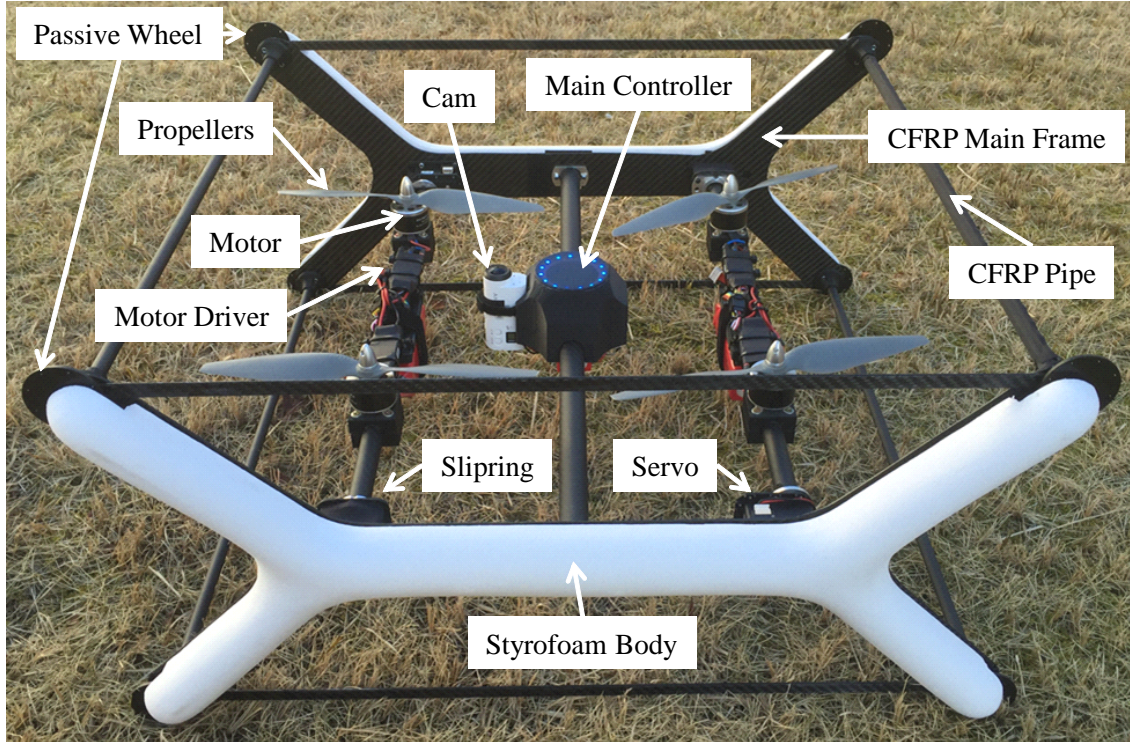


図 5.16: Overall view of Bi²Copter: Total weight is 2.5kg. Payload is 23N. Propeller size is 10inches. Main frame is made of CFRP and Styrofoam. It has 2 servos and 2 slip rings. Passive small wheels are installed at the eight corners. It can move in contact with wall surfaces, the ground, and other environments.

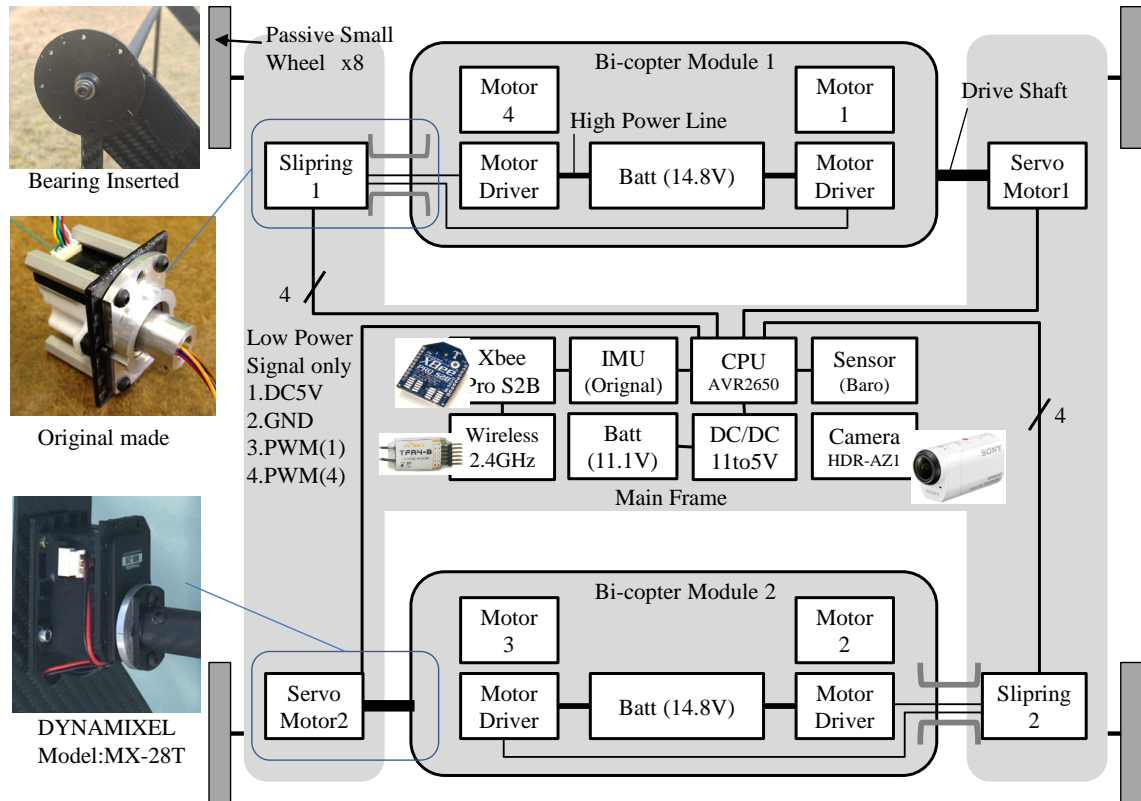


図 5.17: Hardware system of Bi²Copter: The structure can rotate continuously the one bi-copter module which is sandwiched between the frame on both sides. This module mounts the servo motor on one side and the slip ring on the opposite side. A battery for driving the motor is built into the rotation module, because it is not possible to flow big current through a compact slip ring. Only the signal flows in this cable. This rotation module includes the motors, propellers, motor drivers, and a 4Series LIPO battery. These servo motors can rotate continuously. The CPU, IMU, sensors, and so on are mounted on the main body. This wireless module is used for tele-operation. This system has a total of 3 batteries. (2 of 3 batteries are used for upside and underside power module.) (Another one is used for main controller module.)

表 5.1: Basic specifications of Bi²Copter

Basic specifications			
Body	Body size L×W×H	550×605×290	mm
	Body total weight	2.5	kg
Motor	Motor output (max)	400	W
	Motor KV	930	rpm/V
Propeller	Diameter×pitch	254×114	mm
	Propeller lift (max)	15	N
Battery	Battery voltage	14.8	V
Payload	Lift power (max)	23	N

5.5.2 制御システム

本システムは飛行制御指示（プロポから入力される目標ロール角度，目標ピッチ角度，目標ヨー角速度）とは別にチルト角度に対して，回転方向，回転速度，目標角度を独立して指示することができる特徴を持つ．ここでは，飛行指示に関するプロポは一般的に使われるレバースティックタイプの T18MZHWC（FUTABA 製：<https://www.rc.futaba.co.jp/propo/air/18mz.html>）を用い，姿勢指示に関してはカー RC 用のハンドルタイプの 4PX（FUTABA 製：<http://www.rc.futaba.co.jp/propo/ground.html>）を用いて 2 オペレータにて操作を行い，モード切替などの操作はプロポのスイッチやトリムを用いた．

ここでは機体の飛行姿勢制御モデルについて解説する．姿勢制御ブロック図を図 5.18 に示す．本システムの IMU ブロックではチルト角度の制御指示値の角度を常に 0° となるようにオフセットをかけ，本体がチルト回転を行っても常に仮想的な 0° を目標値として姿勢制御を行っている．IMU の内部でジャイロと加速度の情報からコンプリメンタリフィルタで姿勢を推定し姿勢角度を出力する．

Lift force compensation ブロックではチルト角度指示値に対応した垂直方向の推力補償として図 5.15 の関係を用いた補償制御を行う．次に姿勢角度の操作入力値とチルト角度指示値とを含めて Attitude control ブロックに入力し，IMU の姿勢角度が指示姿勢角度と一致するように PID によるフィードバック制御を行い，4 つのモータトルクと 2 つのサーボへの指示値を出力する．

また、ピッチ方向（Pitch Direction）移動に関する制御方法も一般的なクワッドロータ等とは異なり、ピッチ角（チルト角）を変えずに前後の移動を可能としている事も特徴である。本機は2組のプロペラモジュールを同一方向に傾けることによりチルト角度に変化を与えない前後移動を実現した。

本機の最大の特徴として、上記の姿勢制御に加えてチルト角の倣い姿勢制御（trace locomotion）に対して2つのモードが切り替え可能である。

- 倣い姿勢制御オフ（チルト角度ロック）では、機体のピッチ角度制御が優先となり外乱に対してもピッチ角度を変化させない制御モードになる。
- 倣い姿勢制御オン（チルト角度フリー）では、機体のチルト角度に対して外力を受けることでチルト角度が2°以上変化した場合には、現在の角度を新しい姿勢指示角度に常に更新し続けることによって環境と接した場合に適応的にチルト角度を変えて姿勢変化できるモードである。

倣い姿勢制御（チルト角度フリーモード）のフローチャートを図 5.19 に示す。本フローでは姿勢変化の検出閾値の設定角度を2°と設定しているが、外力と姿勢制御の回転トルクの関係から決まる。この角度を大きく設定するほど、倣い姿勢に対してより強い外力が必要となり、小さくしすぎると風などの外乱影響でも姿勢が回転してしまうので、使用環境に合わせて可変させる事が望ましい。今回はこの外力による倣い運動のトルク感応力を対象物体や外乱の影響に合わせて送信機側で調整可能とした。本システムは2自由度姿勢定位を実現しているためチルト角度と YAW 軸角度の倣い運動が可能である。

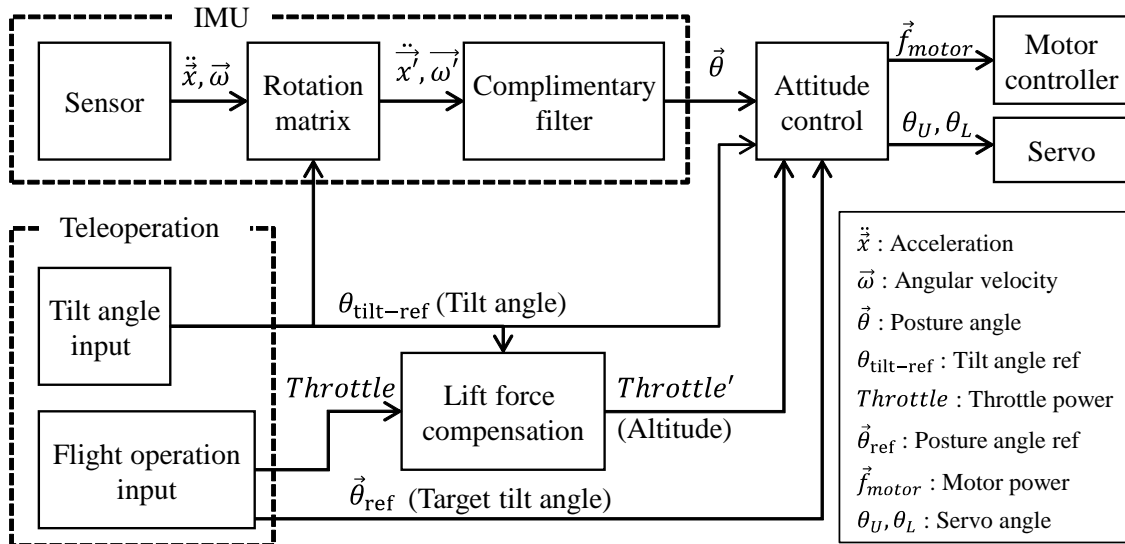


図 5.18: Block diagram of flight control: This system can separate the tilt angle control from the flying attitude control instructions. The tilt angle control includes rotation direction, rotation speed, and target tilt angle. In the IMU, the attitude is estimated from the gyro and acceleration information with a complimentary filter and the attitude angle is output. This block compensates the vertical direction thrust corresponding to the tilt angle instruction value. Then, the attitude feedback control block and tilt angle instruction value are input to the attitude feedback control block.

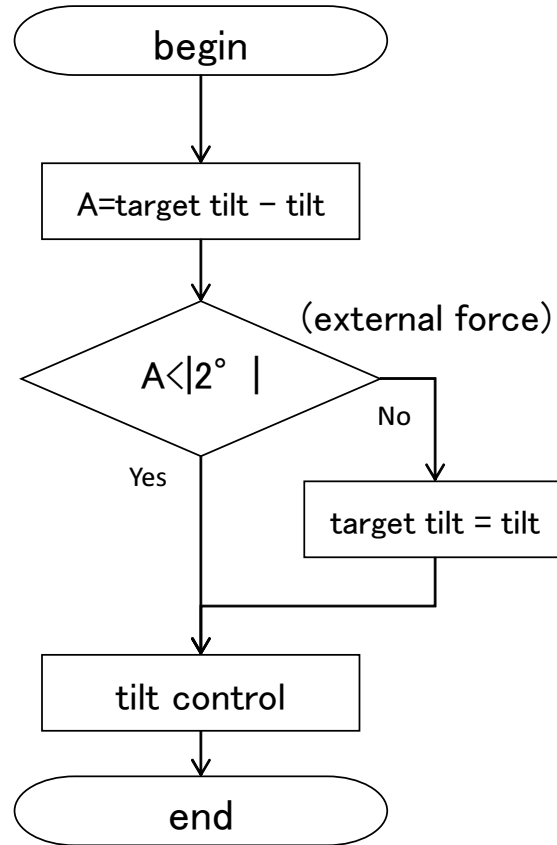


図 5.19: Tilt Angle Free Motion: This flow chart shows that when the tilt angle changes 2 degree or more, due to external force on the airframe, the target tilt angle is updated to a new tilt angle. When there is a contact with the environment, the tilt angle can be flexibly changed.

5.6 実験

本ロボットの動作検証として、初めに空中での任意チルト角度での水平移動などの基本的な飛行試験を行い、次に壁面に接触しながら曲面形状に沿って移動する動作を行い、最後に屋外にてオーバーハングした突起のある壁を倣い運動で回避して移動できることを実験にて確認する。飛行姿勢の計測には8個のカメラによるモーションキャプチャーにて計測を行った。なお、今回利用した計測システムはOptiTrack社のPrime13を用い、計測精度2mm程度が計測可能な飛行エリアに限定した。

5.6.1 基本的な飛行試験

任意チルト角度での飛行

空中でのチルト姿勢角度制御は本体の飛行移動とは独立して保持され、本体の前後左右の移動方向指示はリモコンによる手動操作にて行った。本機の特徴として代表的なチルト角度 0° 、 45° と 90° での3パターンで飛行実験を行った。

3種類のチルト角度姿勢をキープした状態での水平飛行の連続写真を図5.20に示し、その時のチルト角度の測定結果を図5.21に示す。

空間位置に関してはテレオペレーションであるため多少ふらついているが、目標のチルト角を保持した状態でX軸方向に飛行移動できていることが確認できる。

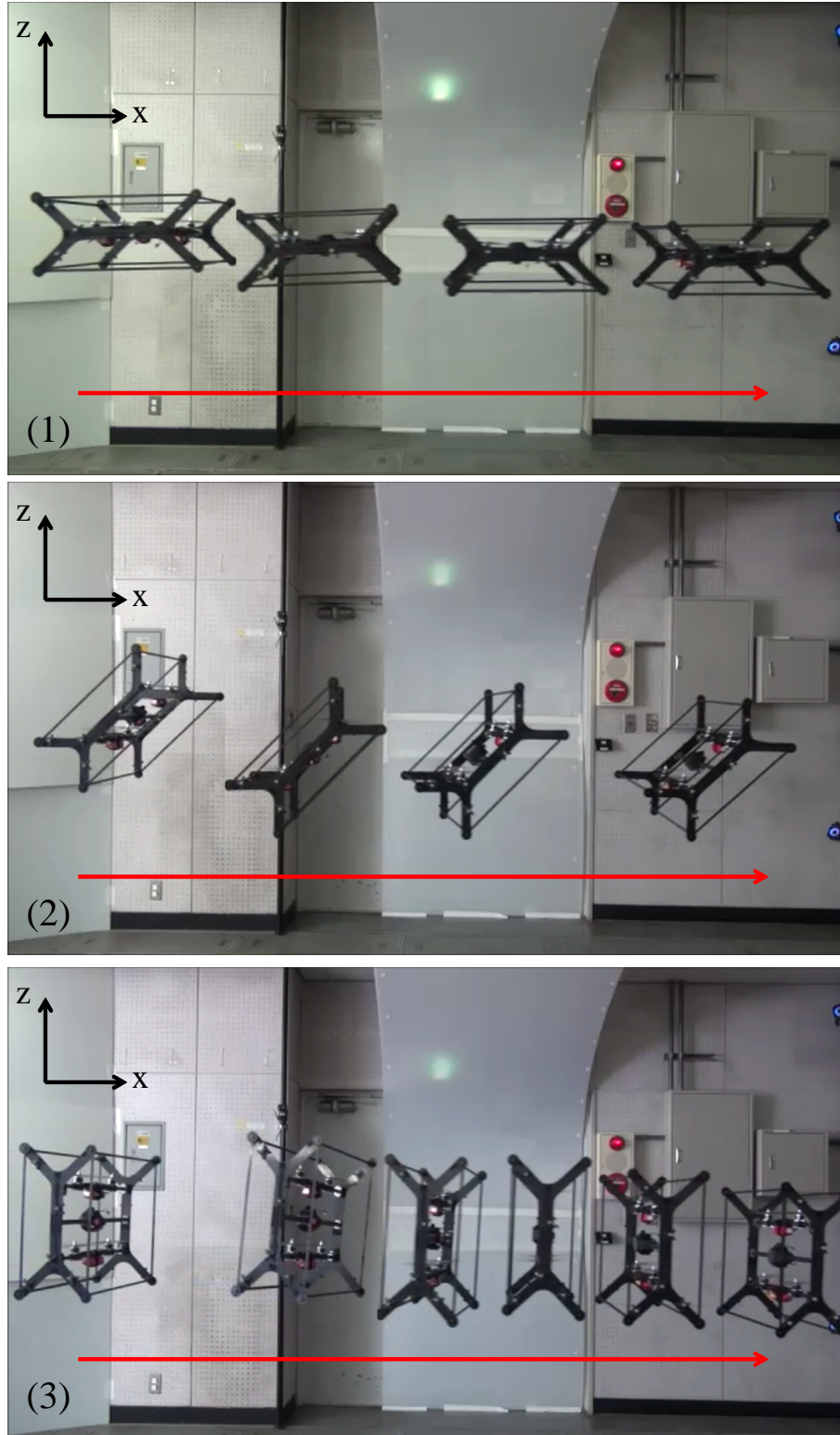


図 5.20: Flight with posture holding the tilt angle at 0° , 45° and 90°

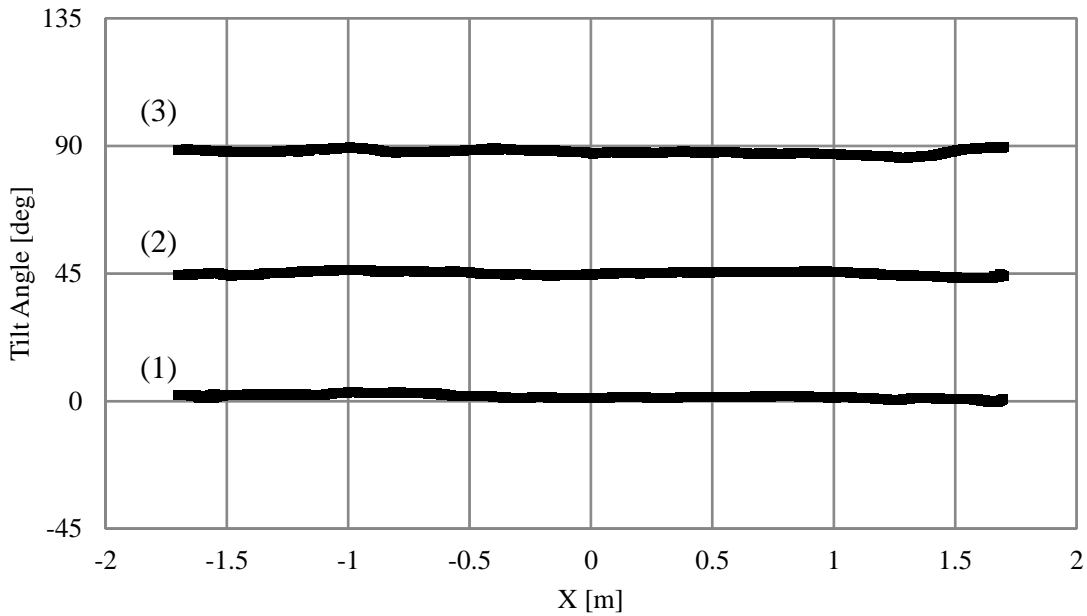


図 5.21: XZ plot of flight data by the three types of angle: This graph shows the measurement results for the tilt angle during the flight. There is some shaking due to teleoperation, as you can see, this robot can fly in the state holding the target tilt angle.

チルト角連続可変定位飛行実験

次に空中でチルト角度を連続的に可変させる実験を行った結果を図 5.22 に示す。テレオペレーションにてホバーリングさせた状態でチルト角度のみに一定の回転速度（約 10 秒で 1 回転）で連続回転指令を送り、空中で連続 2 回転させた結果である。チルト角の連続可変に対して高精度で制御できていることが確認できる。

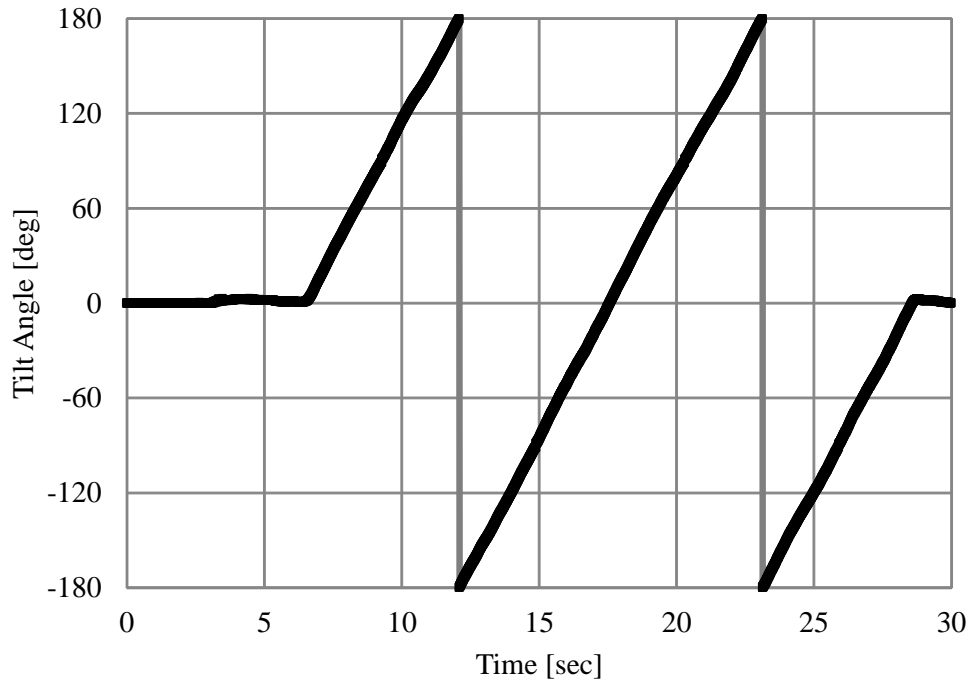


図 5.22: Flight with continuous tilt rotation (Rotation speed : 36deg/sec): This graph shows that we achieved high-precision control of the rotational motion.

5.6.2 曲面に沿った姿勢での移動

次に曲面形状の壁面に接触して移動する実験を行った。移動軌跡の連続写真を図 5.23 に示し、モーションキャプチャーによる計測結果を図 5.24 に示す。実験手順として、初めに曲面にマーカーを複数取り付けて曲面形状をモーションキャプチャーでデジタルデータ取得する。次にチルト角度フリーモードにしてテレオペレーションにて飛行を行う。壁に押し付けて上下させるだけで曲面に倣った姿勢でトレースが可能であることが確認できる。応用として、張りついた姿勢状態でチルト角度ロックモードに切り替えれば任意の壁面角度をコピーした姿勢角で壁から離れることも可能で、壁面にたいして柔軟な計測応用が期待できる。



図 5.23: Wall trace locomotion: We took the challenge of movement touching a wall with a curved shape.

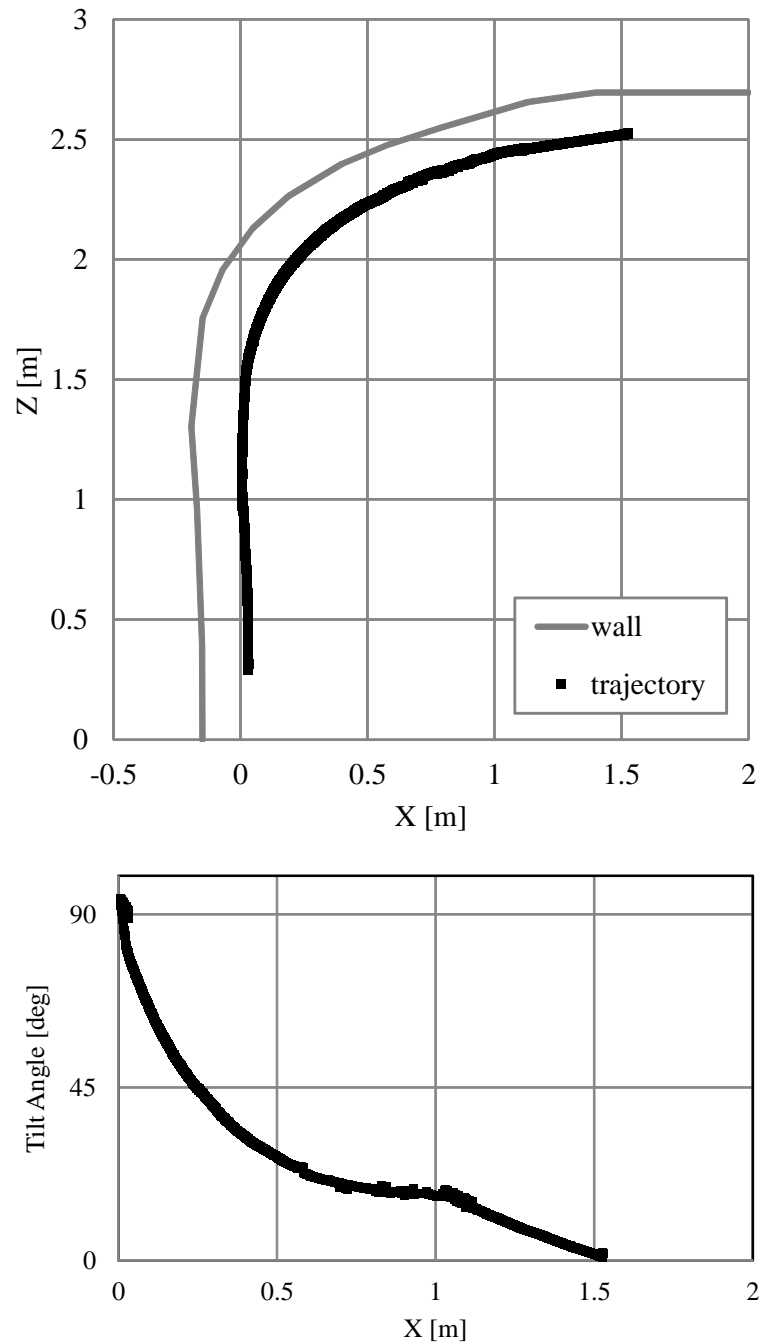


図 5.24: Posture data plot of wall trace locomotion: This graph shows the results of measurement with motion capture. This robot can be made to trace the curved surface by just pressing it against the wall and moving it up and down. Pressure of about 200 gram is enough. Flexible measurement applications for wall surfaces can be expected.

5.6.3 屋外でのオーバーハング壁面の通過

最後に屋外の壁面において、オーバーハングした突起のある壁を倣い運動で回避して移動する実験を行った結果を連続写真で示す(図 5.25)。通常の飛行では本体の一部が引っかかるとそれ以上移動できなくなるが、本機の特徴である倣い姿勢機能により自動でチルト角度を変えて段差を避けての移動ができることを確認できた。この機能により、狭く障害物の多い環境などでもより柔軟な飛行移動能力が期待できる。

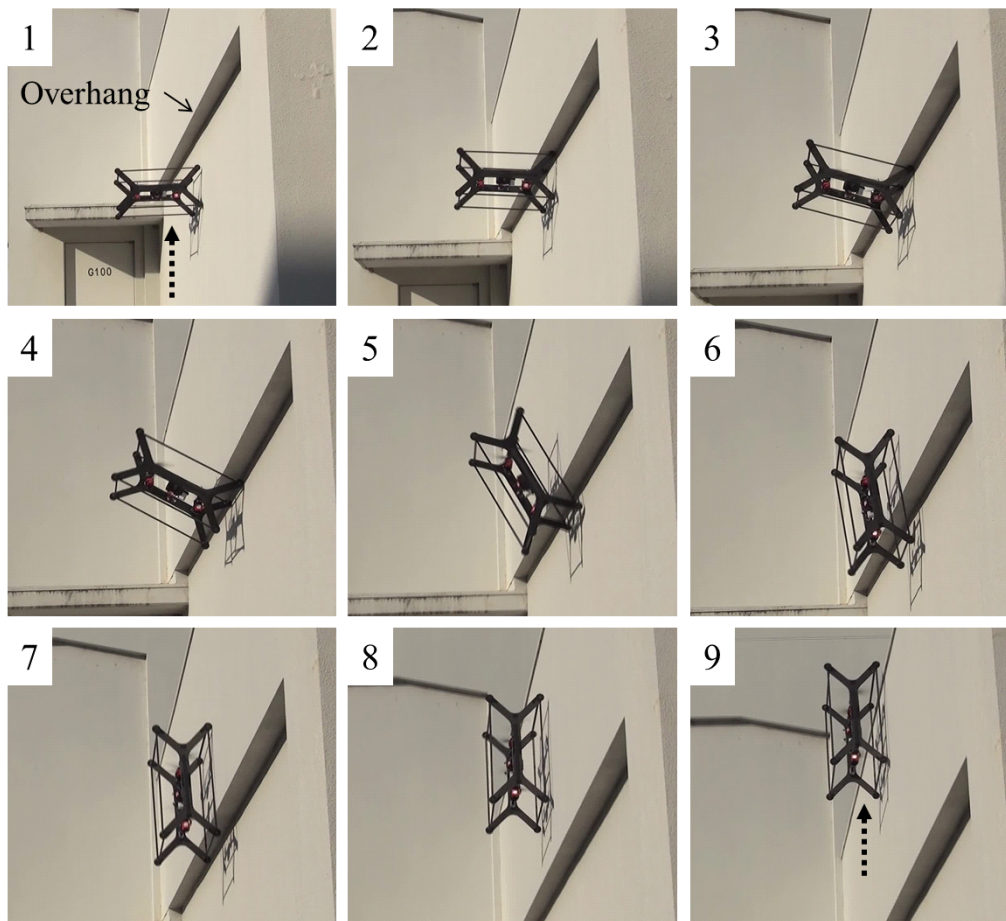


図 5.25: Passing overhanging wall surface outdoors: This shows the result of movement avoiding an overhanging section of an outdoor wall. In general, part of the main body is caught by the overhang, but this robot can move by automatically changing the tilt angle to avoid the overhang. With this function, flexible flight ability can be expected even in narrow environments with many obstacles.

5.7 本章のまとめ

本章では、「全周なぞり行動が可能な環境接触適応」として「トンネルなどの曲壁面のインフラ点検への応用」を狙い、3次元空間中5自由度の運動機能として、姿勢を維持しつつ移動し情報収集を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について、プロペラが発生する推力を効率よく利用できる構造で、チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を維持した状態での飛行機能の実現について述べた。

本研究では、4つのプロペラのうち2つを1組としたデュアルチルトロータ機構構成によるバイロータモジュールを2接続させた機構を考案し、この機構により任意チルト角度での飛行が可能な、空中でのノンホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現した。

これによりロボット自身を映り込ませない全天球撮影や、環境と接することによる適応的な姿勢変化飛行を実現した。本システムにより、曲面を含む複雑な形状壁面に対して倣い運動による調査計測への有効性を実測にて示した。

今後、本体にカメラやレーザセンサなどを搭載して表面が連続的に可変する複雑な形状のデジタル計測へ活用していく。

第6章

デュアルチルトロータ3機統合構造による
空中任意姿勢定位と
環境接触適応全方向並進運動

6.1 T³Copter: 3 接続デュアルチルトロータ機構による任意姿勢の空中定位と並進移動を可能とする飛行ロボット

本章では、「空中全方位の隙間をすり抜ける環境接触適応」として「橋梁の裏側などの狭い空間でのインフラ点検への応用」を狙い、3次元空間中6自由度の運動機能として、任意姿勢を保持しつつ移動し撮影及び計測などの情報収集を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について述べる。

一般的に飛行ロボットによるカメラ撮影には飛行機体の姿勢に影響されずにカメラの水平を保つために電動制御ジンバルモジュールを別途搭載するが、本研究では、飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能な空中でのホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットの実現を目指してきた。

左右逆回転の2つのダクテッドファンを1組としたモジュールを1セットとしてスラスト軸角度を可変可能としたデュアルチルトロータ機構を同心円上に3均等に配置した新機構を考案し「T³Copter」と名づけた。

この機構により小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進移動 (translational motion) を実現した。

本章では、この飛行ロボットの設計思想、構造設計、基本制御、動作確認について述べる。

近年複数のプロペラを用いたマルチロータ型の飛行ロボットが注目されている。飛行ロボットは地上移動型ロボットの移動領域に比べて広い空間を移動できるメリットから様々な飛行作業への応用が期待されている。特にクワッドロータについては近年多くの研究例があり、飛行姿勢制御においても安定した制御が容易に実現できる開発環境になってきている。この飛行ロボットに撮影機材やセンシングデバイスを搭載した様々な計測システムが増えてきているが、一般的なヘリコプタやマルチロータ等は飛行移動時に姿勢を傾けて移動する必要があり、撮影画角を一定に保つためには別途3軸ジンバルシステムなどを搭載する必要がある。しかし、このジンバルの重量や体格の制約により機体が大型化してしまい狭いスペースでの飛行が困難になってしまう問題がある。

従来研究としてカメラジンバルを搭載したシステムとして [24] [25] などの先行研究が報告されているが、機体の本体がカメラに写り込まないように撮影範囲が制限されるだけでなく、ジンバルシステムの搭載により小型化も困難となる。

また、本体の姿勢角度自体を制御してジンバルレスを実現する先行研究として、我々は陸

海空を含むマルチフィールドに適応可能な新しい制御機構によるロボットの開発を行ってきた [81]. これはピッチ可変方式によるクワッドロータとリング型のボデーによって構成され, 一般的な飛行機能だけでなく, 地面に対して任意の角度で立つことや, タイヤとして転がる機能などの陸上移動および水上を浮かんで進む機能を持つ飛行ロボットであった. これらの先行研究では地上や水上での任意姿勢角保持は実現できているが, 空中で対象物体に対して特定の姿勢を保持して移動飛行することはできない.

他にも空中でのダイナミックな動作を実現する従来技術として [21] [22] [23] などが報告されているが, 瞬間的に姿勢角度を変えられることができて静止画撮影やセンシングに応用するには姿勢保持ができなければ難しい.

また, トンネルなどの点検を目的とし空中でチルト角度のみを連続的に 360 度可変可能な Bi^2 Copter の報告 [83][82] もあるが, ロール方向への移動時には姿勢が傾いてしまうという課題は残っており, 橋架の裏側の劣化検査などの複雑な形状を対象としたシーンにおいては活用は難しい.



図 6.1: T^3 Copter

そこで我々は, 小型でジンバルレスな構造で, 3 軸ジンバル機能と同等の機能を有した飛行ロボットの開発を目指した. 構造としては, 左右逆回転の 2 つのダクテッドファンを 1 組としたモジュールを 1 セットとしてスラスト軸角度を可変可能にした可変スラスタモジュール機構を同心円上に 3 均等に配置した新機構を考案した. ベースとなる類似の機構にバイロータがある. バイロータとは 2 つのプロペラと 2 つのサーボで構成されており, [92]

[93] [94] などの関連研究がある。バイロータは2つのプロペラのスラスト角度をそれぞれ独立に可変させる事の特徴としているが、我々は左右逆回転の2つのダクテッドファンを並列接続して1セットにしてスラスト軸角度を可変させる点が異なる。これにより2つのモータから発生する反トルクを容易に打ち消すことができることが機構上の最大の利点である。また、スラスト軸角度可変時に過渡的に発生するジャイロ効果も低減可能となり、容易な制御で高い姿勢安定性を実現できると考えた。

開発した飛行ロボットは2つ1組の推進モジュールからなる可変スラスタモジュールを3セット接続する構造となっていることから「T³Copter」と名づけた。(T³Copter:Triple Twin Thruster Copter) (図 6.1)

本報告では基本構成と動作評価について以下の手順で報告する。次の6.2節で構造設計について述べ、6.3節で任意姿勢保持制御について述べる。6.4節でスラスト角度に対する推力補償について述べ、6.5節でシステム構成について述べる。その後、6.6節で実験結果を示す。

6.2 構造設計

本研究では空中で機体の姿勢角度を任意の方向に対して可変可能な機構を実現するためにプロペラのスラスト軸角度そのものを可変させる方式とした。スラスト軸を可変させる機構を用いた先行研究として [95] [96] などがある。これらは4枚のプロペラ全てのスラスト軸角度を可変させるため制御用のアクチュエータ数が4つ必要なことやスラスト軸可変過渡時にジャイロ効果による姿勢への影響が課題となる。我々は、左右逆回転2つのプロペラを1セットとした推進モジュールを1つのサーボで回転させる構成とすることでジャイロ効果の影響を低減し、このモジュールを同心円上に3均等に配置することでサーボアクチュエータの数も3個での構成を考案した(図 6.2)。また、小型化とサーボ制御の容易さを狙いプロペラ直径が小さいダクテッドファンを用いた。トータルとして6個のダクテッドファンによる姿勢制御と3つのスラスタモジュールの角度を可変させることによる推進ベクトルの合成により6自由度の力が制御可能となる。ただし、本システムでは姿勢の傾斜角度に関しては制限がありカメラの画角の範囲内として十分と考えられる角度可動幅として30degの傾きを最大として設計した。

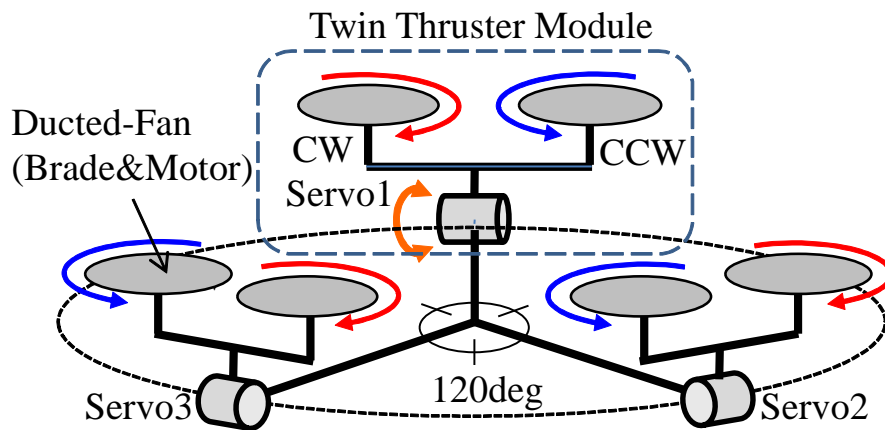


図 6.2: Simplified model of T³Copter

機体を任意の姿勢角度で保持して飛行を行うために 3 つのスラスターモジュール角度を可変させる制御を行うが、角度が変わることで他への影響が出てくる。

- 垂直方向成分の揚力の低下
- 水平成分の推進力（ドリフト）の発生

本システムではこの 2 つの影響に対して、スラスター軸角度におけるダクテッドファンの出力調整制御とスラスター角度の補償計算をリアルタイムで行うために、逐次機体の姿勢モデルの再計算を行いながら制御を行う。次章でこの姿勢保持制御のモデル式について述べ、その次の章で推力補償について述べる。

6.3 姿勢保持制御

空中で機体の姿勢角度を保持した状態での飛行を実現するためには、リアルタイム処理によるモデル計算が必須である。はじめに機体に加わる力についての一般式を導き、次に本システムモデルの関係式を導く。

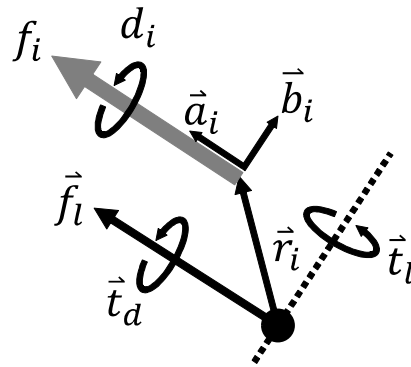


図 6.3: Force and Torque balance for vector model

はじめに、本体に加わる力とトルクの関係は以下の式になる（図 6.3）。プロペラ i の回転軸方向の単位ベクトルを \vec{a}_i 、プロペラ i の推力を f_i とすると本体に加わる力 \vec{f}_l は以下の式で表せる。

$$\vec{f}_l = \sum f_i \vec{a}_i = [\vec{a}_1 \vec{a}_2 \dots \vec{a}_n] [f_1 f_2 \dots f_n]^T \quad (6.1)$$

次に、プロペラ i の位置ベクトルと回転軸ベクトルに直行するベクトルを \vec{b}_i 、プロペラ i の位置ベクトルを \vec{r}_i とすると、プロペラ推力によるトルク \vec{t}_l は以下の式で表せる。

$$\vec{t}_l = \sum f_i (\vec{r}_i \times \vec{a}_i) = [\vec{b}_1 \vec{b}_2 \dots \vec{b}_n] [f_1 f_2 \dots f_n]^T \quad (6.2)$$

次に、プロペラ i の反力を d_i とすると、プロペラ反力によるトルク \vec{t}_d は以下の式で表せる。

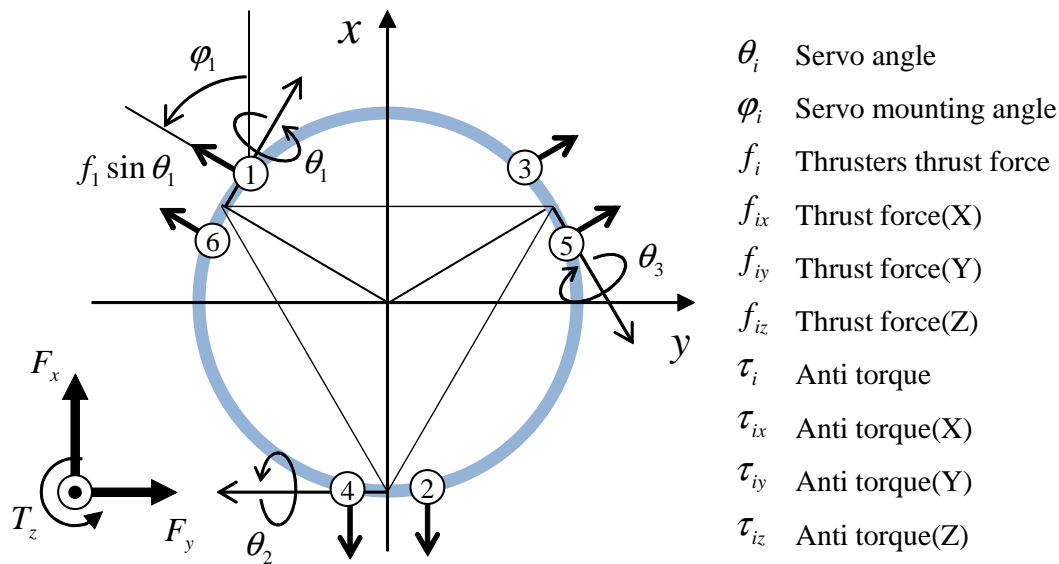
$$\vec{t}_d = \sum d_i \vec{a}_i = [\vec{a}_1 \vec{a}_2 \dots \vec{a}_n] [d_1 d_2 \dots d_n]^T \quad (6.3)$$

上記の式からプロペラ推力の方向を表す単位ベクトルの変換行列を A 、プロペラ推力によって本体に加わるトルクの変換行列を B 、とするとプロペラで発生する推力と反トルクと本体に加わる力とトルクの関係は下の式で表すことができる。

$$\vec{f}_l = A \vec{f} \quad \vec{t}_l = B \vec{f} \quad \vec{f} = [f_1 f_2 \dots f_n]^T \quad (6.4)$$

ここで

$$\vec{t}_d = A \vec{d} \quad \vec{d} = [d_1 d_2 \dots d_n]^T \quad (6.5)$$



$$\begin{aligned}
 f_{ix} &= f_i \sin \theta_i \cos \varphi_i & F_x &= \sum f_{ix} & \theta_1 &= \theta_6 \\
 f_{iy} &= f_i \sin \theta_i \sin \varphi_i & F_y &= \sum f_{iy} & \theta_2 &= \theta_4 \\
 f_{iz} &= f_i \cos \theta_i & F_z &= \sum f_{iz} & \theta_3 &= \theta_5 \\
 \tau_{ix} &= \tau_i \sin \theta_i \cos \varphi_i & T_x &= \sum y_i f_{iz} + \sum \tau_{ix} & \varphi_1 &= \varphi_6 = -60 \text{ deg} \\
 \tau_{iy} &= \tau_i \sin \theta_i \sin \varphi_i & T_y &= \sum x_i f_{iz} + \sum \tau_{iy} & \varphi_2 &= \varphi_4 = 180 \text{ deg} \\
 \tau_{iz} &= \tau_i \cos \theta_i & T_z &= \sum (x_i f_{iy} + y_i f_{ix}) + \sum \tau_{iz} & \varphi_3 &= \varphi_5 = -60 \text{ deg}
 \end{aligned}$$

図 6.4: Simplified model of T³Copter

次に本システムモデルの関係式を導く．機体モデルを図 6.4 に示す．ただし重心点は原点とする．このモデルが地上水平面に対して姿勢角度が平行という条件での変換行列 A,B は以下で表せる．

$$A = \begin{bmatrix} \sin\theta_1 \cos\varphi_1 & \cdots & \sin\theta_i \cos\varphi_i & \cdots & \sin\theta_6 \cos\varphi_6 \\ \sin\theta_1 \sin\varphi_1 & \cdots & \sin\theta_i \sin\varphi_i & \cdots & \sin\theta_6 \sin\varphi_6 \\ \cos\theta_1 & \cdots & \cos\theta_i & \cdots & \cos\theta_6 \end{bmatrix} \quad (6.6)$$

$$B = \begin{bmatrix} y_1 \cos\theta_1 & \cdots & y_6 \cos\theta_6 \\ z_1 \cos\theta_1 & \cdots & z_6 \cos\theta_6 \\ x_1 \sin\theta_1 \sin\varphi_1 + y_1 \sin\theta_1 \cos\varphi_1 & \cdots & x_6 \sin\theta_6 \sin\varphi_6 + y_6 \sin\theta_6 \cos\varphi_6 \end{bmatrix} \quad (6.7)$$

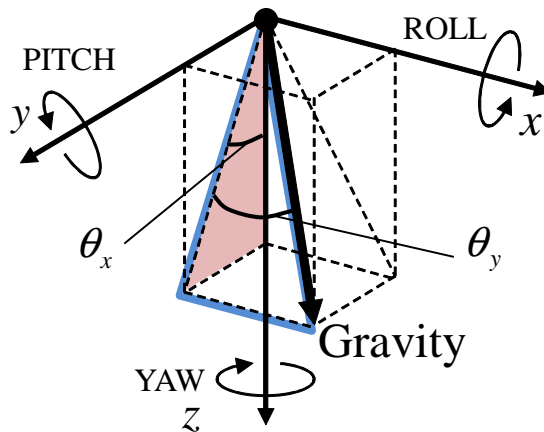


図 6.5: Simplified model of T³Copter

次に，空中での姿勢角度の関係を図 6.5 に示す．このとき地上座標系での姿勢角度への変換行列式は以下に表せる．

$$\vec{f}'_l = R \vec{f}_l \quad \vec{t}'_l = R \vec{t}_l \quad (6.8)$$

$$R = \begin{bmatrix} \cos\theta_y \cos\theta_z & \sin\theta_x \sin\theta_y \cos\theta_z - \cos\theta_x \sin\theta_z & \cos\theta_x \sin\theta_y \cos\theta_z + \sin\theta_x \sin\theta_z \\ \cos\theta_y \sin\theta_z & \sin\theta_x \sin\theta_y \sin\theta_z + \cos\theta_x \cos\theta_z & \cos\theta_x \sin\theta_y \sin\theta_z - \sin\theta_x \cos\theta_z \\ -\sin\theta_y & \sin\theta_x \cos\theta_y & \cos\theta_x \cos\theta_y \end{bmatrix} \quad (6.9)$$

以上の式からシステムモデルの最終的な関係式は以下のように表せる.

$$\vec{f}'_i = R' \cdot A' \vec{f}_i \quad (6.10)$$

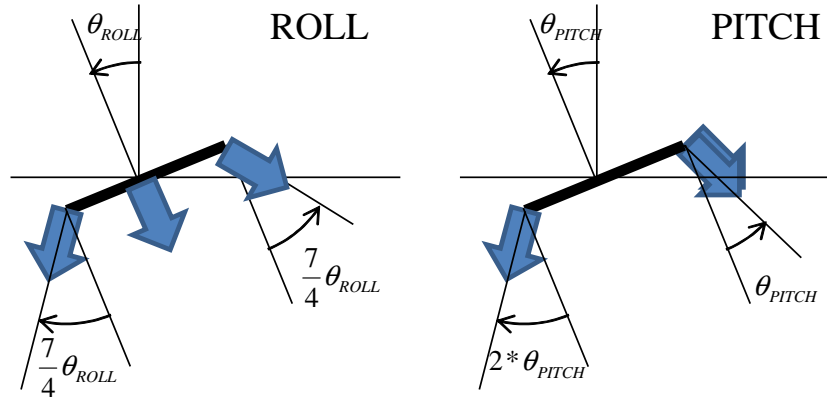
ここで反トルクは推力にほぼ比例するため $\tau_i = a f_i$ と近似すると A' は以下に表せる.

$$A' = \begin{bmatrix} a \sin \theta_1 \cos \varphi_1 + y_1 \cos \theta_1 & \cdots \\ a \sin \theta_1 \sin \varphi_1 + z_1 \cos \theta_1 & \cdots \\ a \cos \theta_1 + x_1 \sin \theta_1 \sin \varphi_1 + y_1 \sin \theta_1 \cos \varphi_1 & \cdots \end{bmatrix} \quad (6.11)$$

次に YAW 軸は回転しないとして $\theta_z = 0$ と近似すると R' は以下に表せる.

$$R' = \begin{bmatrix} \cos \theta_y & 0 & \sin \theta_y \\ \sin \theta_x \sin \theta_y & \cos \theta_x & -\sin \theta_x \cos \theta_y \\ -\cos \theta_x \sin \theta_y & \sin \theta_x & \cos \theta_x \cos \theta_y \end{bmatrix} \quad (6.12)$$

この式は入力変数の数が出力変数よりも多いため解は一義的には決まらない. そこで, YAW 軸の反トルクはモジュール内で打ち消せているとして式を簡易化する. roll と pitch 方向に傾けた時のイメージ図を図 6.6 に示す. 目標の姿勢角度は roll, pitch, yaw の 3 軸入力として与えられることから上式を解くと, プラットフォーム化に対応する姿勢制御に実装する機体モデルの変換行列は以下の式で表せる. $f_1 \sim f_6$ はそれぞれプロペラの推力 (N) を表す. $\theta_1(\text{servo}) \sim \theta_3(\text{servo})$ はサーボ角度 (θ) を表す. $THROTTLE$, PID_{roll} , PID_{pitch} , PID_{yaw} はそれぞれスロットル (出力 W), ロール角, ピッチ角, ヨー角の制御器出力を表す. k はプロペラの推力/トルク反力係数を表す. モデル変換行列は計算処理を高速化するために近似値を分数表記してある. また, V_Y , V_X は x,y 方向の速度指示, $\theta_{ROLL}(\text{attitude})$, $\theta_{PITCH}(\text{attitude})$ は 2 自由度姿勢定位の x,y 角度指示を表す.



- f_i : Target thrust force
- PID*: PID control value
- θ_i : Target angle of servo
- V^* : Target movement direction vector
- $\theta_{ROLL}, \theta_{PITCH}$: Target posture angle
- G_V : Thruster angle by the target movement direction
- G_A : Thruster angle by the target posture angle

図 6.6: Thruster angle image

$$\begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 2/3 & 3/4 & -k \\ 1 & -1/3 & -15/16 & k \\ 1 & -2/3 & 3/4 & k \\ 1 & 1/3 & -15/16 & -k \\ 1 & -1 & 1/6 & -k \\ 1 & 1 & 1/6 & k \end{bmatrix} \begin{bmatrix} THROTTLE \\ PID_{ROLL} \\ PID_{PITCH} \\ PID_{YAW} \end{bmatrix} \quad (6.13)$$

次に、ダクテッドファンのスラスト角度から垂直方向の補償と水平方向の補償計算を行うことで最終的なサーボアクチュエータ角度を決定する。水平方向の補償は姿勢角度制御によって発生する水平成分の合計ベクトルがゼロとなる条件で解くと3つのサーボの角度は以下の式で表せる。

$$\begin{bmatrix} \theta_1(servo) \\ \theta_2(servo) \\ \theta_3(servo) \end{bmatrix} = G_V \begin{bmatrix} -7/8 & -1/2 \\ 0 & 1 \\ 7/8 & -1/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_Y \\ V_X \end{bmatrix} + G_A \begin{bmatrix} -7/8 & -1/2 \\ 0 & 1 \\ 7/8 & -1/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_{ROLL}(attitude) \\ \theta_{PITCH}(attitude) \end{bmatrix} \quad (6.14)$$

6.4 姿勢角度に対する推力補償

機体の揚力は 3 つの推進モジュールの垂直方向の合計推力で決定されるが、機体の姿勢角度に応じてその特性が変化する。

一般的なマルチロータ機体での移動時は複数のプロペラ推力のバランス制御によって機体を傾けて移動方向への推力を発生させる。この時全てのプロペラは機体角度に一律に傾くため垂直成分の低減量は容易に計算できる。しかし、本機体は 3 角形に配置された 3 つの推進モジュールの各軸と移動方向の関係によってスラスターの制御角度がそれぞれ異なるため、垂直成分の補償計算はモジュールごとに異なる。ここで、各ダクテッドファンの推力特性は空気流体が対象のため計算は非常に困難なため、実測したデータを用いてあらかじめマップ化したデータを用いて制御を行う。

実測値によるマップ化として、まず初めに 1 モータあたりのダクテッドファンの推力特性を計測する。ただし、入力電力はモータアンペアとモータを含むパワーモジュールの入力側で計測した値である。このため、揚力効率にはモータアンペアとモータの損失電力を含んでいる。ベースとなる回転数-推力特性の計測結果を図 6.7, 図 6.8 に示す。このグラフから推力は回転数の二乗に比例し、推力と入力電力は緩やかなカーブを描いている。このマップデータからモータ制御のフィードフォワードの値を決定する。また、揚力効率の計測結果から高回転域での効率低下を考慮し、全体の機体重量とペイロードを決定した。

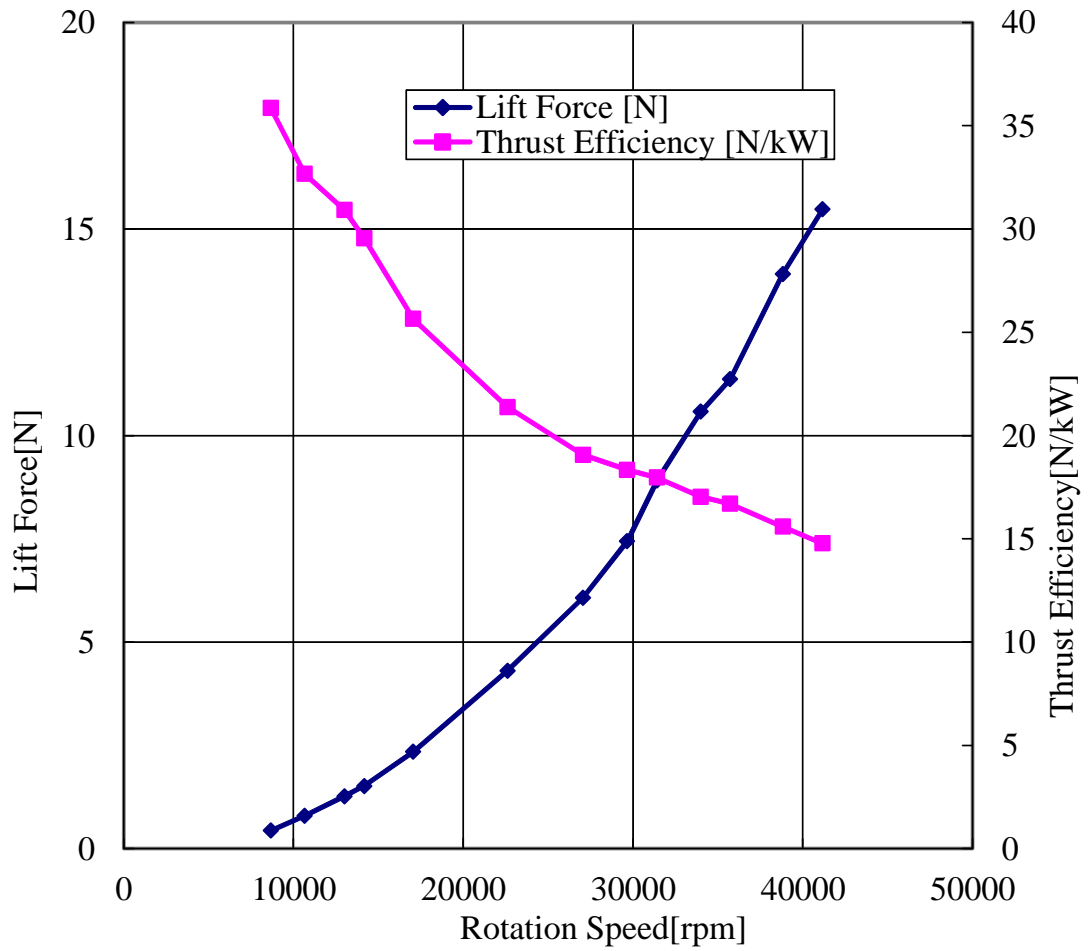


図 6.7: Measurement results of lift force per propeller

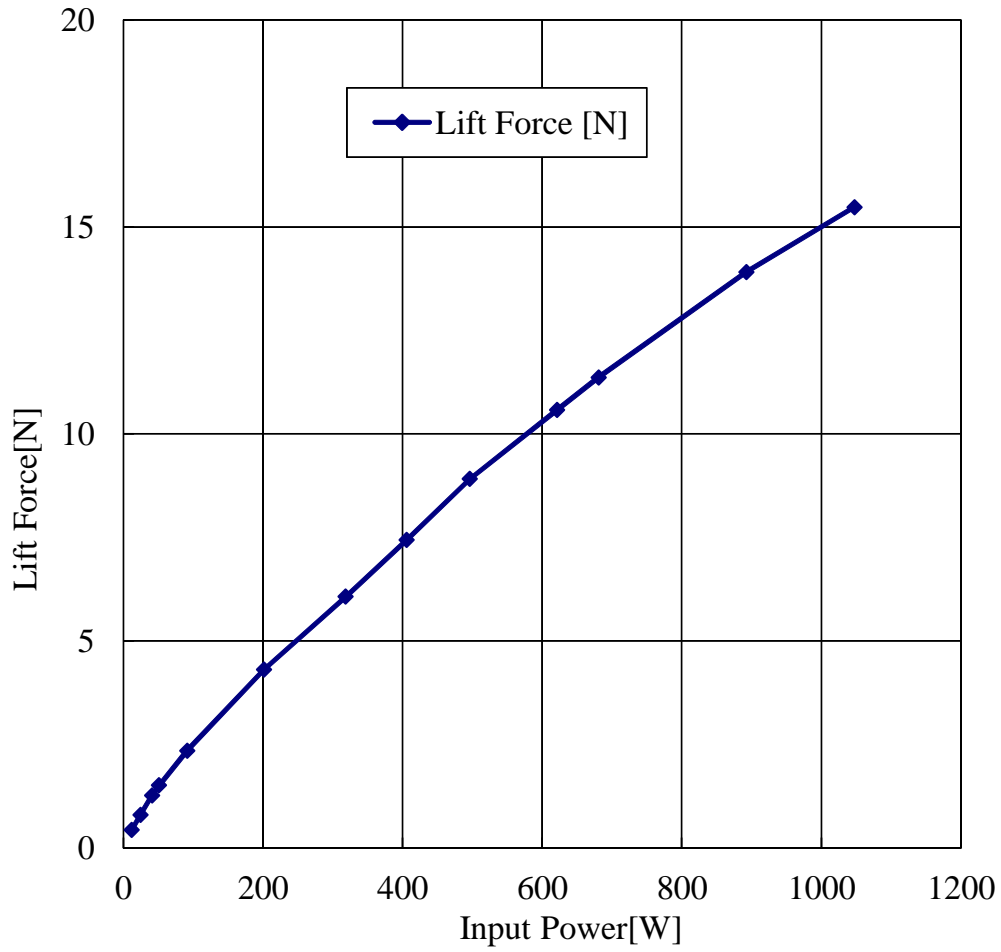


図 6.8: Measurement results of lift force vs power per propeller

6.5 システム構成

6.5.1 ハードウェア

開発した飛行ロボットの外観を図 6.9 に示し、機構ブロック図を図 6.10 に、基本スペックを表 6.1 に示す。

我々は2つのダクトドファンを並列接続し側面にモータアンプを搭載し、片側をベアリング支持し、反対側をサーボアクチュエータにて回転させる機構を開発した。左右逆回転の2つのダクトドファンを1組とした推力モジュールをアクティブツインスラスターモジュールと定義した。このモジュールを同心円上に3均等に配置した構成を特徴としている。

バッテリーはLiPo (6S1P:22.2V 6250mAh) を用い飛行時間は6~10分程度である。サーボアクチュエータはFUTABA製のBLS272SVで高トルク高速型を用いた。メインフレームは1.5tのCFRP板のダブルデッキ構造となっている。姿勢制御用のIMUモジュールはオリジナルのコントローラを搭載している。

また、ホストとのデータ通信にはXBeeによるシリアル通信とWiFi通信モジュールを用いた。操縦は現時点では2人によるテレオペレーションシステムで、2.4GHzのRC用の18chFASSTest方式の双方向通信モジュール(FUTABA製)を用いた。機体の移動方向を指示するオペレーターと姿勢角度を指示するオペレータとで送信機が分かれている。移動方向操縦用には一般的なスティック型の送信機(18MZ-WC)を用い、姿勢指示用にはYAW軸が回転する3DOF入力可能な特殊なスティックタイプの送信機(FMT-01)を用いた。また、モード切り替えスイッチにてスラスター角度制御をOFFにすることで一般的なマルチロータの飛行にも切り替え可能とし、使用環境に合わせて飛行中に自由に選択できるようにした。

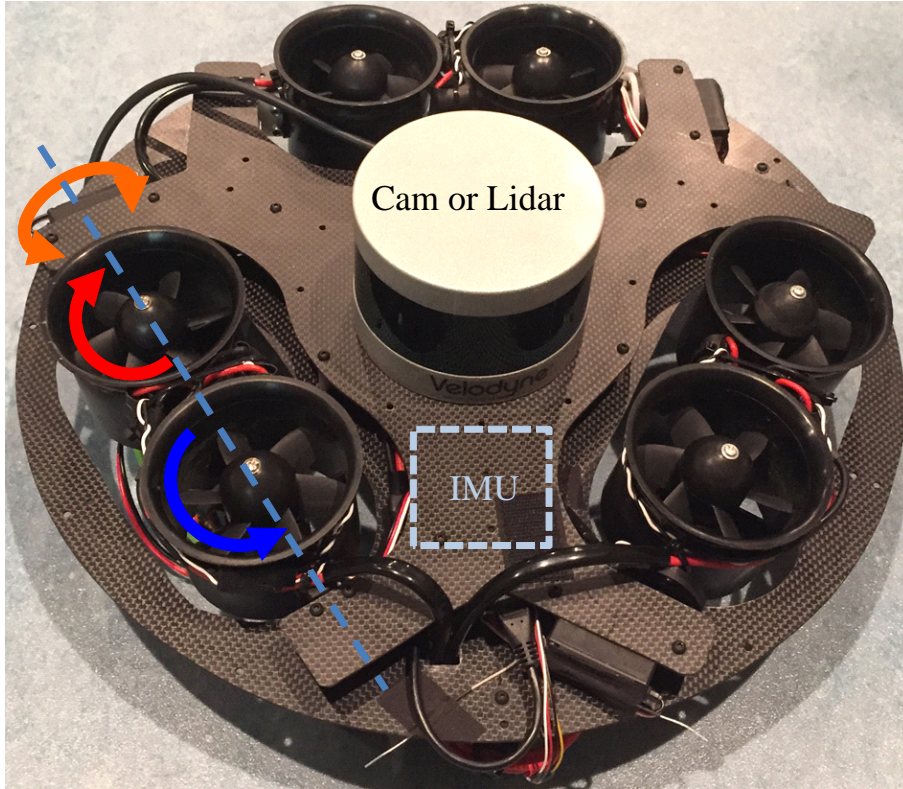


図 6.9: Overall view of T³Copter

表 6.1: Basic specifications of T³Copter

Basic specifications			
Body	Body size L×W×H	400×400×106	mm
	Body total weight	2.1	kg
Motor	Motor output (max)	1000	W
	Motor KV	2200	rpm/V
Ducted-Fan	Diameter	68	mm
	Propeller lift (max)	16	N
Servo	Torque	11	kgcm
	Speed	0.09	sec/60deg
Battery	Battery voltage	22.2	V
Payload	Lift power (max)	30	N

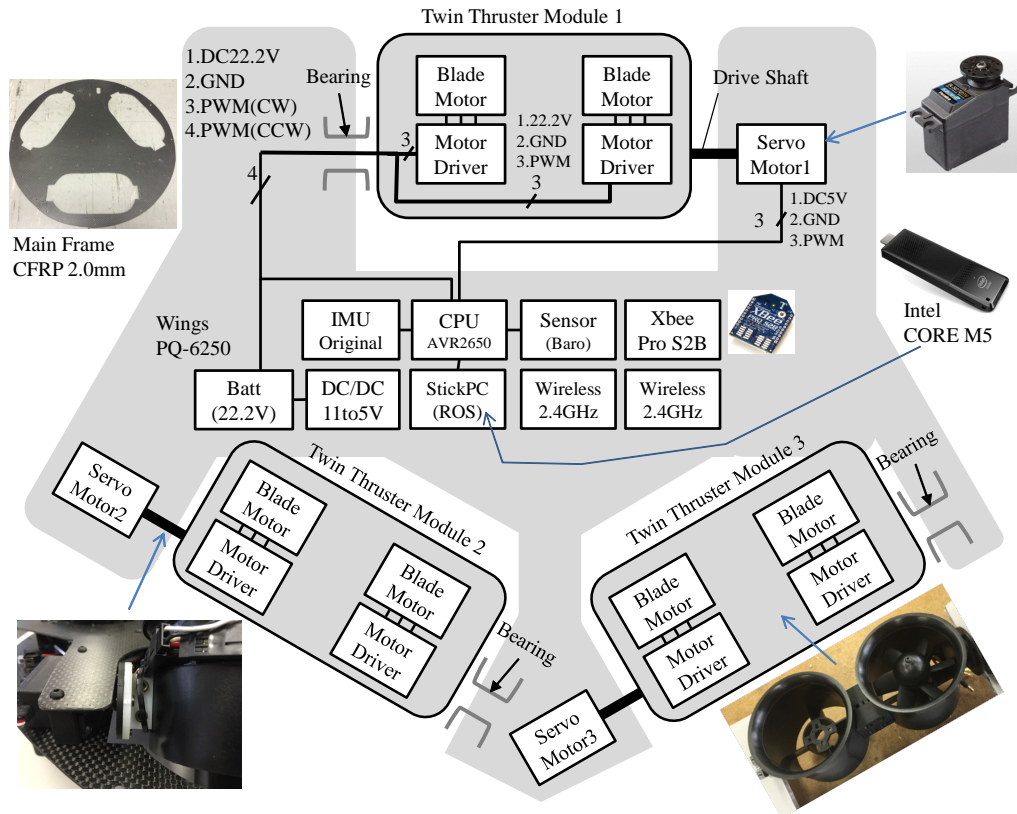


図 6.10: Hardware system of T³Copter

6.5.2 制御システム

本システムは飛行制御指示（プロポから入力される3軸移動方向ベクトル指示）とは別に姿勢角度に対して、X軸回転角度、Y軸回転角度、Z軸回転角度を独立して指示することができる特徴を持つ。ここでは、飛行指示に関するプロポは一般的に使われるレバースティックタイプのT18MZHWC（FUTABA製）を用い、姿勢指示に関しては3軸スティックタイプ（Z軸回転付）のFMT-01（FUTABA製）を用いて2オペレータにて操作を行い、モード切替などの操作はプロポのスイッチやトリムを用いた。

ここでは機体の飛行姿勢制御モデルについて解説する。姿勢制御ブロック図を図 6.11 に示す。本システムのIMUブロックでは姿勢角度の制御指示値の角度制御に対してフィードバックを行うためにIMUの内部でジャイロと加速度の情報からコンプリメンタリフィルタで姿勢を推定し姿勢角度を出力する。

Lift force compensation ブロックでは姿勢角度指示値に対応した垂直方向の推力補償制御を行う。次に姿勢角度の操作入力値を Attitude control ブロックに入力し、IMU の姿勢角度が指示姿勢角度と一致するように PID によるフィードバック制御を行い、6 つのモータトルクと 3 つのサーボアクチュエータへの指示値を出力する。

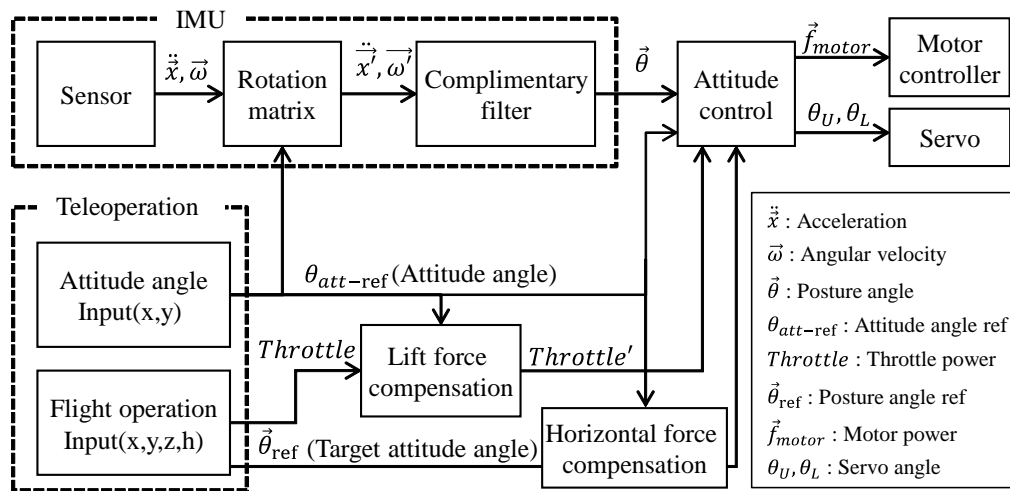


図 6.11: Block diagram of flight control

また、飛行オペレーション方法に対して姿勢保持制御のオンオフ切り替え（ジンバル機能 ON, OFF）及び俯い姿勢制御における姿勢フリーと姿勢ロックとが可能である。

- 姿勢保持制御オン（ジンバル機能 ON）では、機体の姿勢角度制御が優先となり外乱に対しても姿勢角度を保持した飛行モード（例えば、水平状態を維持した状態で移動するとカメラの撮影映像は常に水平になる）
- 姿勢保持制御オフ（ジンバル機能 OFF）では、一般的なマルチロータと同じ飛行。
- 俯い姿勢フリー（外力に俯う）では、機体が環境との接触によって姿勢角が変化する力が与えられるとその力を受け流す方向に姿勢角を変える機能。
- 俯い姿勢ロック（俯った姿勢を保持する）では、機体が現在の姿勢角を保持する機能

3 軸俯い姿勢制御（3 自由度姿勢俯い運動）のフローチャートを図 6.12 に示す。本フローでは姿勢変化の検出閾値の設定角度を 1.5° と設定しているが、外力と姿勢制御の回転トル

クの関係から決まる。この角度を大きく設定するほど、倣い姿勢に対してより強い外力が必要となり、小さくしすぎると風などの外乱影響でも姿勢が回転してしまうことになるので、使用環境に合わせて可変させる事が望ましい。今回はこの外力による倣い運動の知覚感度を対象物体や外乱の影響に合わせて送信機側で調整可能とした。本システムは Bi²Copter に比べ 3 自由度姿勢定位を実現しているため任意の姿勢角での倣い運動が可能である。

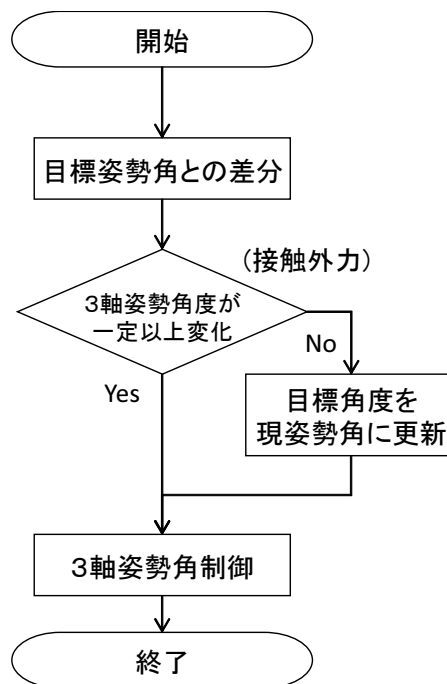


図 6.12: 3 自由度の倣い姿勢制御フロー図

6.6 実験

本ロボットの動作検証として、空中での任意姿勢角度での水平移動などの基本的な飛行試験を行い、一般的な飛行モードとの違いを明確にする。飛行姿勢の計測には 8 個のカメラによるモーションキャプチャーにて計測を行った。なお、今回利用した計測システムは OptiTrack 社の Prime13 を用い、サンプリング速度 120Hz、計測精度 2mm 程度が計測可能な飛行エリアに限定した。

6.6.1 任意姿勢定位飛行

指示された姿勢角度を保持して移動出来ていることを確認するために、本体の前後左右の移動方向指示のみテレオペレーションとした。代表的な姿勢角度として水平 0° 、ピッチ角度 20° 指示のパターンで飛行実験を行った。

姿勢角度を水平保持した状態での並進移動の連続写真を図 6.13 に示し、その時の姿勢角度の測定結果を図 6.14 に示す。目標の姿勢角度に対して姿勢保持角度は非常によく一致した。

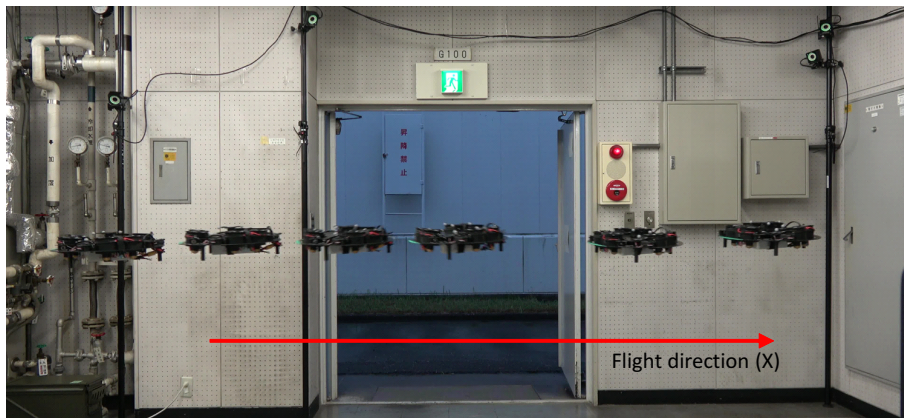


図 6.13: Snap photos of the horizontal attitude angle holding flight

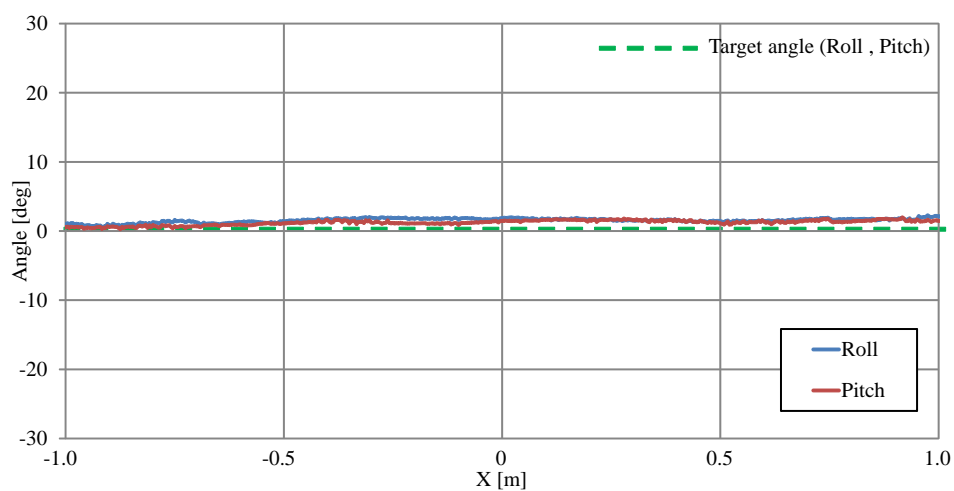


図 6.14: An example of the horizontal attitude holding flight

次に、ピッチ角度のみ姿勢を傾けた状態での並進移動結果を図 6.15, 図 6.16 に示す。目標の姿勢角度に対して姿勢保持角度は非常によく一致した。

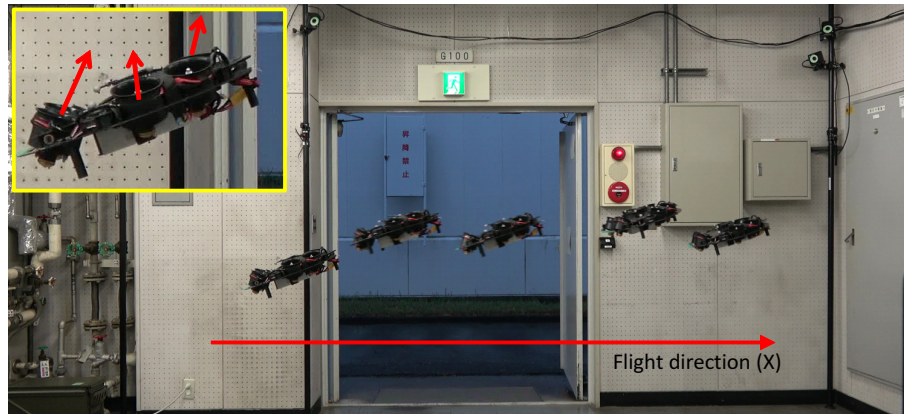


図 6.15: Snap photos of the 20deg attitude angle holding flight

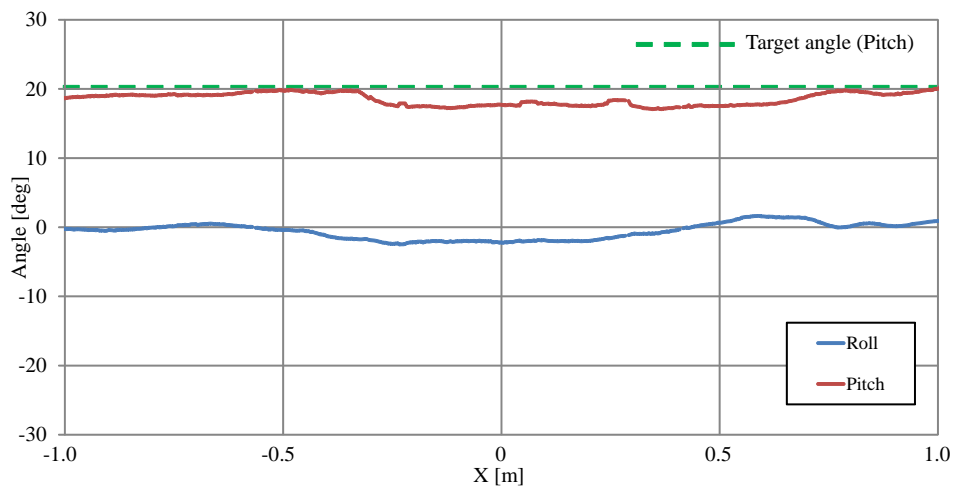


図 6.16: An example of the 20deg attitude angle holding flight

6.6.2 連続可変姿勢定位飛行

次に定点ホバリング状態で姿勢角度を可変させる実験を行った結果を図 6.17 に示す。テレオペレーションにてホバリングさせた状態でピッチ方向の姿勢角度を $360^\circ/\text{min}$ の速度で可変させた結果である。目標値に対して姿勢保持角度は非常によく一致した。

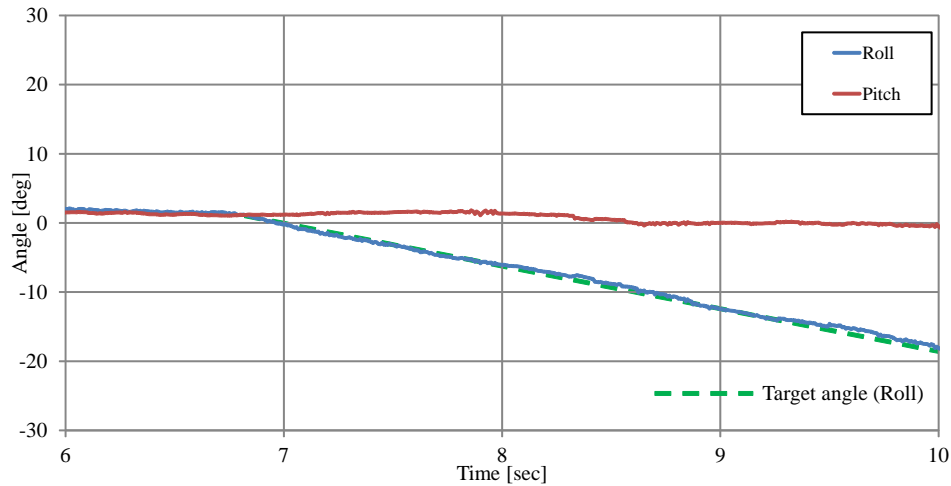


図 6.17: An examples of rotating the pitch angle at a rate of $360^{\circ}/\text{min}$

6.6.3 並進移動飛行による空中撮影

最後に、機体に搭載したカメラで撮影したコマ送り写真を図 6.18 に示す。今回は飛行中にスラスターが傾き制御されている状態で水平姿勢角度が保持できている事が同時に評価できる位置にあえてカメラを設置した。研究目的のジンバルレスによる安定な撮影ができていることが確認できた。この機能により、より小型で外乱による姿勢変化の影響を受けにくい機体を実現し、撮影及び計測へ応用できると考えられる。

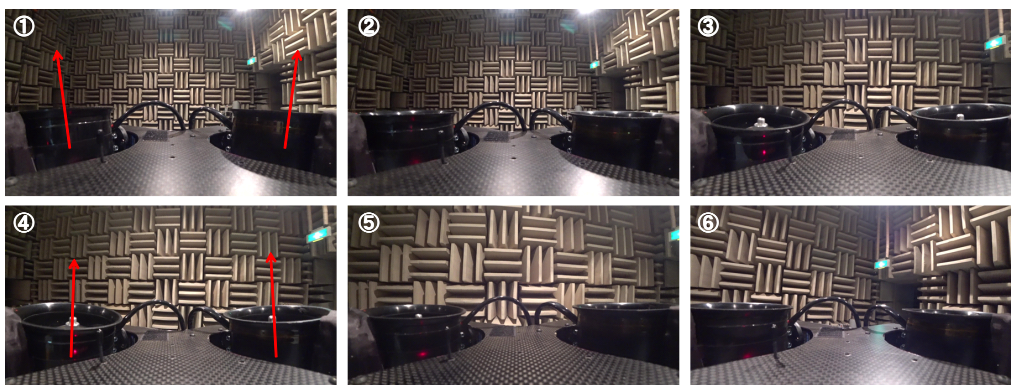


図 6.18: Examples of snapshot by the camera mounted on the T³Copter

6.6.4 全方向水平移動による狭隘隙間のすり抜け

並進移動飛行による全方向水平移動を利用して狭隘隙間を通過する実験を行った。

姿勢定位ができない一般的なマルチロータでは移動中に機体が斜めに傾くため狭隘隙間の通過は困難であるが、開発した機体は自身の厚さ 106mm に対して 165mm の隙間通過を実現した。飛行モードは機体に水平指示により姿勢角をロックした状態で飛行させた。実際の飛行状態の写真を図 6.19 に示し、その時の姿勢角の実測値を図 6.20 に示す。

実測の結果から、3自由度姿勢定位の効果によりほぼ水平の状態で行き狭隘隙間のすり抜け動作を実現できることを確認した。

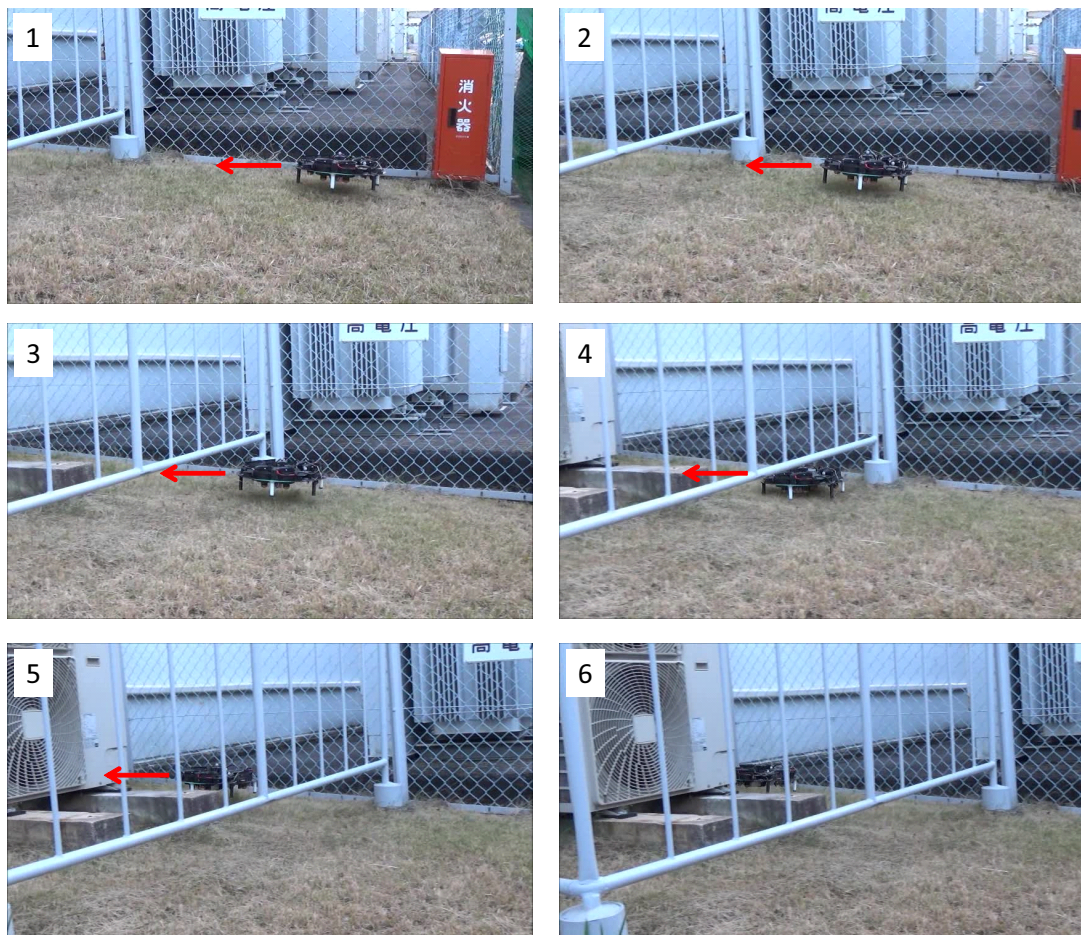


図 6.19: 全方向水平移動による狭隘隙間のすり抜け

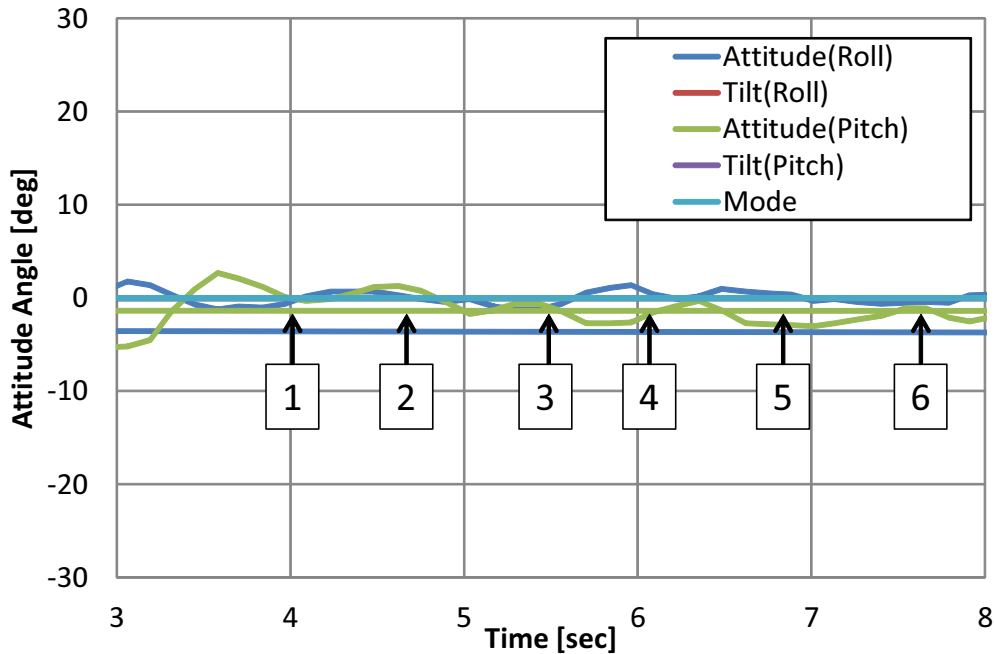


図 6.20: 全方向水平移動による狭隘隙間のすり抜け動作の姿勢角実測値

6.6.5 3 自由度姿勢倣い制御による凹凸地形への離着陸

3 自由度姿勢倣い制御による凹凸地形への離着陸実験を行った。

飛行実験は 3 つの飛行モードを切り替えながら行った。実際の飛行状態の写真を図 6.21 に示し、その時の姿勢角の実測値を図 6.22 に示す。

実験手順としては、離陸前は「倣い姿勢フリー」にて地形に倣う状態から、離陸時は「姿勢ロック」にて姿勢角を歩保持して上昇し、空中では一度「水平」指示にて姿勢を整えて飛行し、着陸時前に「倣い姿勢フリー」に切り替え、3 自由度姿勢倣い制御にて着陸した。

開発した機体は離着陸の凹凸形状を事前に認知していなくても、着陸時の環境接触によって姿勢倣い制御を行い姿勢を保持した状態での離着陸を実現した。

実測の結果から、3 自由度姿勢定位による倣い制御の効果により凹凸地形への離着陸動作を実現できることを確認した。

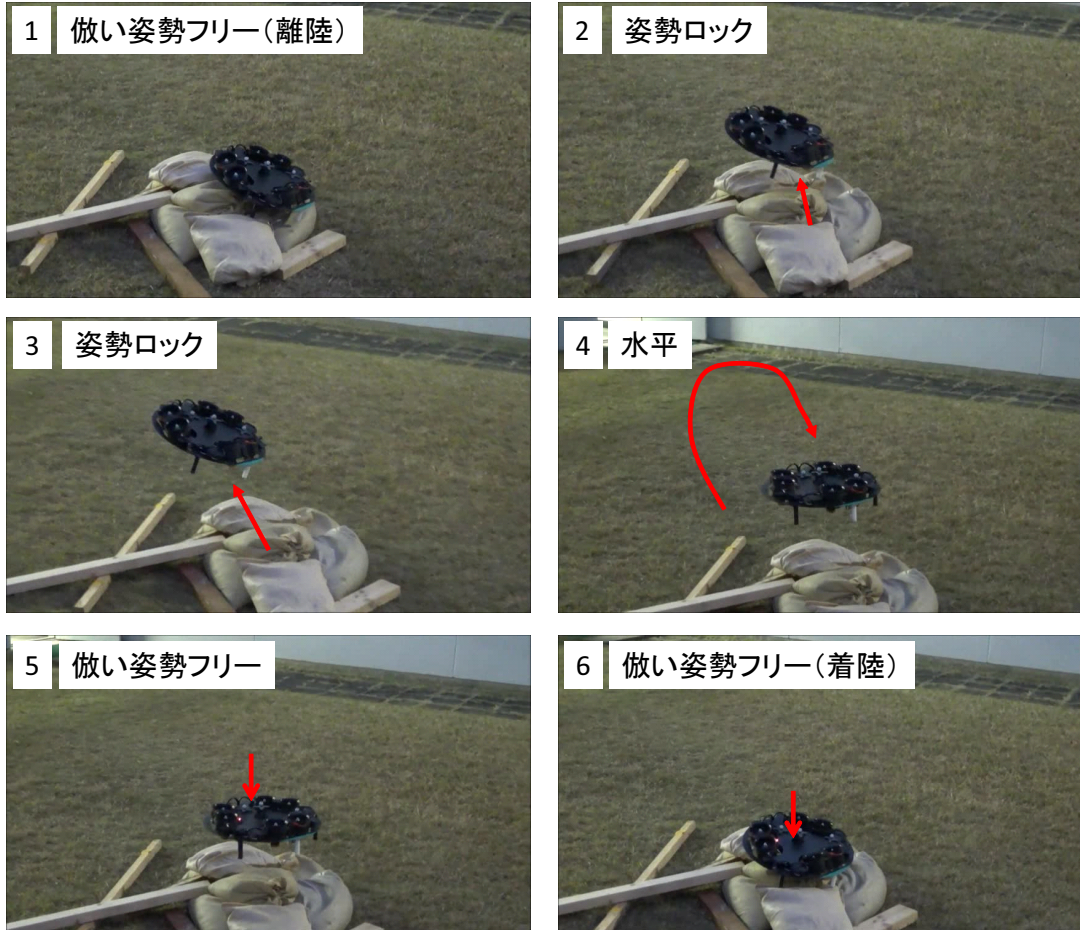


図 6.21: 3自由度姿勢倣い制御による凹凸地形への離着陸

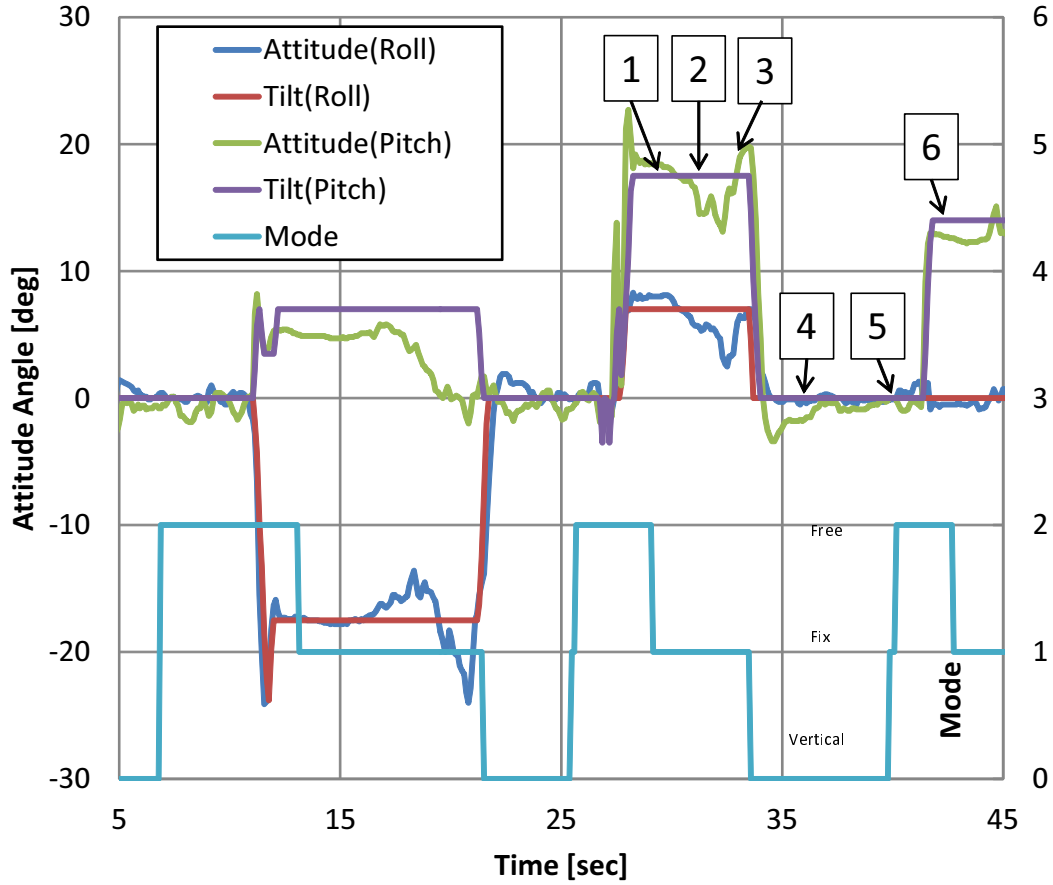


図 6.22: 3 自由度姿勢制御による凹凸地形への離着陸動作の姿勢角実測値

6.7 本章のまとめ

本章では、「空中全方位の隙間をすり抜ける環境接触適応」として「橋梁の裏側などの狭い空間でのインフラ点検への応用」を狙い、3次元空間中6自由度の運動機能として、任意姿勢を保持しつつ移動し撮影及び計測などの情報収集を実現可能な多次元推力制御機構を搭載したマルチロータ飛行ロボットの開発について述べた。

本研究では、左右逆回転の2つのダクテッドファンを1組としたモジュールを1セットとしてスラスト軸角度を可変可能としたデュアルチルトロータ機構を同心円上に3均等に配置した新機構を考案し、飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能な空中でのホロミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現した。

この制御機構により、一般的な飛行ロボットによるカメラ撮影に必要なジンバルを不要とし、小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中定位と並進移動を実現した。

本システムにより、小型な機体で、曲面を含む環境に対して様々な角度からの接触による3自由度姿勢の倣い機能を実現し、狭隘隙間すり抜けや凹凸離着陸への有効性を実測にて示した。

今後、本体にカメラやレーザセンサを搭載して橋架の裏側の劣化検査などの狭隘環境のインフラ点検に活用していく。

第7章

結論

7.1 結論

7.1.1 研究の総括

本論文で論じてきたことは、マルチロータ飛行ロボットの新しい機構への開発プロセスの中で学んだ環境接触適応のための姿勢定位可能なマルチロータ飛行ロボットの構成法についてである。

本研究は、マルチロータ飛行ロボットが環境状況に応じて目的地へ移動する際に移動時の姿勢を保持しつつ移動し、環境との接触に対しても適応できるシステムの構成法を明らかにすることを目的とした研究である。

近年、急速に産業化が加速しているドローンは4つのロータを備えたクワッドロータ飛行ロボットが多いが、この飛行ロボットは、移動する際には機体を移動方向へ傾けることで移動し、水平を保ちながら移動することは困難な機体となっている。また、外乱のない空中での停止時に機体はほぼ水平となるが、風などの外乱によって力を受けると、その力を打ち消して停止するために機体姿勢を斜めに傾けた状態でしか位置定位できない。つまり、移動中の機体の姿勢を保ちながら目的地へ移動するにはロータ軸の向きを傾けるなどの仕組みが必要となる。

しかし、最近では環境接触を伴う行動や複雑な形状物を対象とすることが重要視されてきており、これらを実現するためには従来のシンプルなマルチロータベースによる行動プランニングの制御アプローチだけでは難しい。特に、狭隘環境での飛行、不整地での離着陸、トンネルや橋脚裏側の点検のような特殊な形状の構造物への対応など一般的なマルチロータ飛行ロボットでは対応困難な環境が多く存在している。

本論文は、空中での姿勢を保持した移動、さらに、飛行中に外界と物理的接触が起こりうる狭隘な環境などでの移動において姿勢を環境に倣いながら移動可能とすることで様々な環境に適応して移動する飛行ロボットの構成法を論じ、マルチロータ飛行ロボットの制御システムの共通モデル化、開発したロボットについての具体的な機構構成、制御システムの設計、実装、姿勢定位、環境倣い制御実験を各章に分けて示し、本研究から明らかとなる知見をまとめ、一般的なマルチロータ飛行ロボットではできない飛行による狭隘環境でのインフラ点検や特殊な形状のインフラ調査に活用することで、広義の意味で人々の社会を助け、人が豊かな生活を送っていくためのサポートロボットとして非常に期待の大きい技術であり、人の文明の進化に貢献するための重要な研究であるという、本研究の意義を示そうとしているも

のである。

以下に本論文を総括し、それらを実現するために論じてきたことを振り返る。

マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応と姿勢定位のための構成要素と統合法

第2章では、本論文で目標とするマルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応に対する姿勢定位の必要性と、その構成要素と機構及び制御の統合法について述べた。

環境との接触に適応するマルチロータ飛行ロボットの実現に向けた姿勢定位による飛行ロボット構成アプローチについて、目指した機能である、ただ空を飛べるだけでなく、陸、壁、休憩、任意の場所への着陸、再離陸、移動、変形、など飛べる能力を中心にして、環境と接して移動することができる飛行ロボット開発に必要な構成要素について述べた。

マルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応とは災害現場だけでなく人の危険な作業の代替となる機能を実現するために、特殊な環境での多様性を備えた移動ロボットを実現することであり、そのためには環境の対象形状に合わせてロボット側がその姿勢や形を変化させて接触したり姿勢を調節するために姿勢定位が必要である。この姿勢定位を実現するためには、一般的なマルチロータのように同一方向に配置されたロータ推力で姿勢を傾けるのではなく、マルチ方向への推力を合成することができる多次元推力制御機構を搭載することで、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットを実現できると考えた。

また、プロペラを用いて多次元推力制御機構を構成する場合には幾つかの基本となる先行技術が存在し、それを組み合わせて実現することになるが、プロペラの基礎理論として揚力の発生メカニズムや回転翼が与える他への力の影響などを考慮した結果、マルチロータに適した機構として可変ピッチ機構とデュアルチルトロータ機構を選定した。

この章の結論として、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応のための姿勢定位の実現には「可変ピッチ機構」や「デュアルチルトロータ機構」などの「多次元推力制御機構」の機構構成と、「位置定位」と「姿勢定位」を両立可能なオリジナルの「姿勢制御コントローラ」の実現が必要であることを示した。

マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法

第3章では、マルチロータによる多次元推力制御機構の構成法について述べた。初めに、基盤となる多次元推力制御機構を実現するために必要な制御システムとして機体の「姿勢制

御コントローラ」の実現について述べ、次に、位置定位制御で実現できる環境適応について実証ベースによる機体の機構構成検討について述べ、最後に、これらを組み合わせた姿勢定位可能な機構構成の実現について述べ、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応という目的に対して最適な多次元推力制御機構と実現すべき運動機能を決定した。

多次元推力制御可能な姿勢コントローラの実現 ハードウェア設計については、IMU 機能として加速度3軸、角速度3軸、地磁気3軸、高度センサ（気圧センサ）1軸、合計10軸分のセンサフュージョンにて姿勢角度推定を実現した。また、車載通信規格のCANに対応、ロボット制御で主流のOSであるROS（Robot Operating System）への対応、そして、多次元推力制御のためのモータ及びサーボアクチュエータ制御を実現した。

通信ポートとしては、上位アプリとの対応としてROS対応としたインタフェースにUSB通信ポート（1ch）、GPSやXBEE通信用にUART通信ポート（4ch）、テレオペレーションに対応するSBUS通信ポート（1ch）、LIDAR通信用にSPI通信ポート（1ch）、PWM制御対応のモータアンプやサーボ駆動用にPWMポートを（13ch）、アナログセンサ入力用にA/D変換ポート（8ch）、複数IMU間やインバータなど距離が離れる部分の通信には、車載通信実績があり耐ノイズ性の高いCAN通信ポート（1ch）を搭載した。

制御システム構成については、座標系の定義について述べ、姿勢制御の流れブロック図を示した。次に、姿勢制御や定位制御に関する姿勢推定のフローを示し、PID制御による姿勢制御について述べた。

プラットフォーム化については、マルチロータ飛行ロボットの制御に対する共通の指示値として、「機体のモデルパラメータ」、「目標姿勢角度」、「現在位置座標」、「目標座標」、を入力することで多次元推力制御による姿勢定位及び位置定位が実現できるように中間層である姿勢制御コントローラと上位層のアプリケーションとを統合した。

位置定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ 「位置定位」とは3次元空間中でホバリング（その位置座標を保持すること）でき、かつX軸方向、Y軸方向、Z軸方向に移動が可能なことである。ここでは、様々な環境適応に対し、機能目的別に機体を実機開発し、実証試験を行い、それぞれの機構によるメリット・デメリットを明確にし、機構構成の効果を実証ベースで確認することで、目的を達成可能な新しい機構、構成、制御方式を模索し、その知見について述べた。また、位置定位における環境知覚として非接触でのセンシングをベースに自己位置推定を行う実施例について述べた。

姿勢定位のためのマルチロータ制御機構の構成アプローチ 「姿勢定位」とは3次元空間中で位置定位し、かつ機体姿勢角を可変できその姿勢を保持可能なことである。この姿勢定位を実現するためには、多次元方向に推力を発生可能な機構をマルチロータに搭載する必要がある。「可変ピッチ機構」と「デュアルチルトロータ」による姿勢定位可能な機構構成について述べた。

最後に、環境との物理的接触による環境知覚として、環境壁面に自身の体を押し付けることで相手の形に倣い、姿勢を柔軟に変えることで壁面に倣って移動することや、自身の姿勢を空中で3自由度で可変することで狭隘隙間を通過したり、凹凸環境の地形に対しても垂直での離着陸ができるなどといった運動機能を実現できるという仮説を立て、「姿勢フリー」と「姿勢ロック」の2つの機能を追加することで、飛行ロボットは環境との接触に対して自身の姿勢を対象物に対して倣う機能による高い柔軟性の実現についての方針を述べた。

この章の結論として、マルチロータ飛行ロボットの環境接触適応という目的に対して最適な多次元推力制御機構と実現すべき運動機能を決定した。

1. 狭いところへ入り込める環境接触適応（4章にて詳述）
2. 全周なぞり行動が可能な環境接触適応（5章にて詳述）
3. 空中全方位の隙間をすり抜ける環境接触適応（6章にて詳述）

独立可変ピッチ4機マルチロータ構造による環境接触姿勢定位と環境接触適応移動制御

第4章では、地上及び水上環境に接しての立位及び転がり移動可能なリング型飛行ロボットの実現について述べた。

目指した機能は、地上3自由度、空中4自由度の運動機能として、飛行以外に地上や水上の移動機能を実現可能な飛行ロボットの開発である。

可変ピッチロータによる多次元推力機構を搭載したリング型のクワッドロータによって、陸海空を含むマルチフィールド適応型の飛行ロボット MUWA を開発した。また、飛行モード及びモノホイールモードを備えた3自由度を持つ新規な運動と計測機能の有効性を実測にて示し、「狭いところへ入り込める環境接触適応」として災害現場などの地上及び水上での縦隙間などの通過への応用可能性が極めて高いことを実証した。

今後の課題としては転がりトルクが小さく坂道や凹凸路面对応への課題はあるが、次期型モデルにて斜度6度への対応を確認している。また、本機はモータに関する防水性能が完全

ではない点も改善の必要があると考えている。

今後、これらの課題対応と各種センサを用いた自律制御を追加することでより幅広いフィールドへの適応性に向けて活用していく。

デュアルロータ2機統合構造による空中任意チルト姿勢定位と環境接触適応移動制御

第5章では、任意のチルト姿勢を保持し移動制御可能な飛行ロボットの実現について述べた。

目指した機能は、空中5自由度の運動機能として、姿勢を維持しつつ移動し情報収集を行う新しい制御機構による飛行ロボットの開発である。

チルト角度を連続的に無限回転可能でかつ任意のチルト角度を維持した状態での飛行機能を目指し、相反回転のデュアルロータチルト機構による多次元推力制御機構を搭載し、任意チルト角度姿勢での飛行が可能なロボットを実現した。

これによりロボット自身を映り込ませない全天球撮影や、環境と接することによる柔軟な姿勢変化飛行を実現した。本システムにより、曲面を含む複雑な形状壁面に対して倣い運動による調査計測への有効性を実測にて示し、「全周なぞり行動が可能な環境接触適応」としてトンネルなどの曲壁面のインフラ点検への応用可能性が極めて高いことを実証した。

今後、本体にカメラやレーザセンサなどを搭載して表面が連続的に可変するトンネル壁面のデジタイズ計測へ活用していく。

デュアルロータ3機統合構造による空中任意姿勢定位と環境接触適応全方向並進運動

第6章では、任意姿勢の空中定位と並進移動を可能とする飛行ロボットの實現について述べた。

目指した機能は、空中6自由度の運動機能として、任意姿勢を保持しつつ移動し撮影及び計測などの情報収集を行う新しい制御機構による飛行ロボットの開発である。

相反回転のデュアルダクテッドファンを1組としたモジュールのスラスト軸角度を可変可能とした可変スラスタモジュールを同心円上に3均等に配置した新機構を考案し、飛行ロボット自身がジンバルの機能を有する姿勢保持飛行が可能な新しい制御機構を実現した。

この機構により一般的な飛行ロボットによるカメラ撮影に必要なジンバルを不要とし、小型でシンプルな構造でカメラなどのセンシングデバイスと機体一体での任意姿勢による空中

定位と並進運動を実現し、「空中全方位の隙間をすり抜ける環境接触適応」として橋梁の裏側などの狭い空間でのインフラ点検への応用可能性が極めて高いことを実証した。

本システムにより、小型な機体で、曲面を含む環境に対して様々な角度からの撮影や計測への応用が期待できる。

今後、本体にカメラやレーザセンサを搭載して橋梁の裏側の劣化検査などのインフラ点検に活用していく。

7.1.2 論文の結論

本論文で述べてきたような、環境接触適応のための姿勢定位可能なマルチロータ飛行ロボットの開発によって、飛行だけでなく、環境と接する可能性の高い狭隘隙間環境での移動や、環境と接することを前提とした環境知覚といった多様な機能を持つ制御機構を実現してきたことは、マルチロータ飛行ロボット研究において大きな前進であり、大きな進歩であると言える。

目指した機能 特殊な環境での多様性を備えた移動ロボットの実現に向けた、高い自由度の運動能力を持つ飛行ロボットの研究であり、飛行ロボットの空間運動における飛行運動性の向上と環境との接触に適応できる姿勢定位による冗長性の実現を目指した。

中核技術である多次元推力制御機構による姿勢定位を可能としたマルチロータを実現し、社会的な波及効果として以下に示す活用を考えた。

- 災害現場などの地上及び水上での縦隙間などの通過
- トンネルなどの曲壁面のインフラ点検への応用
- 橋梁の裏側などの狭い空間でのインフラ点検への応用

研究の成果 目指してきたマルチロータ飛行ロボットにおける環境接触適応として、隙間空間を通り抜けるだけでなく、そこで姿勢定位できることが求められており、多次元推力制御機構を考え、その組み合わせにより地上でのノンホロノミック姿勢定位、空中でのノンホロノミック姿勢定位、ホロノミック姿勢定位を可能とするマルチロータ飛行ロボットを実現し、建屋の隙間をすり抜け、トンネル壁面なぞり撮影、橋梁背面の狭隘環境への侵入などの実現を行い、応用可能性が極めて高いことを実証した。

可変ピッチ機構をマルチロータ飛行ロボットに取り入れたことで、従来の飛行ロボットでは実現できなかった地上との接触による立位転がりといった新規な動作を可能にし、デュアルルトロータ機構により高自由度での空中姿勢定位を実現したことは、飛行ロボットの環境接触への可能性を大きく広げたと言える。飛行ロボットの活用には無限の可能性があるが、そのベースとなる新しい姿勢定位機能を実現できる飛行ロボットの機構構成及び制御技術を開発した。

本研究では、多次元推力制御機構を用いることで姿勢定位し、環境に接することができるマルチロータ飛行ロボットの実現と実機評価による有効性の実証によって、次世代の飛行ロボット分野における重要な知見を示したと考えている。

7.2 今後の課題・展望

無人飛行ロボットの研究には様々な目的があり、そのうちのひとつとして、マルチロータ飛行ロボットは、人が最も不得意である空中という環境において活躍することで人類社会における安心・安全を狙いとし、文明の進化に貢献することがあげられる。人間の危険な作業の代替や、空からの見守り、人が生活する生命線となるインフラの点検整備など、飛行ロボットに期待される社会への貢献は非常に大きい。今後は、開発してきた飛行ロボットを基盤とし、画像処理やセンシングを統括する上位アプリと連結し、経済産業省と国土交通省が推奨する自動点検によるインフラ整備として橋梁点検サービスやトンネル点検及び緊急時災害調査ロボットの実現に向けて、安心・安全な社会への貢献を目指して世の中に役立てていきたい。

しかし、飛行するということは、同時に墜落という危険要素も持っている。本研究で明らかにした多次元推力制御機構による姿勢定位の有効性に加え、可変ピッチ機構マルチロータによる主電源損失時のオートローテーションの実現に向けた研究や複数機体を統合制御するシステム管理の研究に繋げていきたい。これからは、実際の自然環境での「安心・安全な飛行ロボット」を目指した「人間社会への適応」という次の時代の飛行ロボット分野への研究に向けて邁進する。

謝辭

本論文は筆者が東京大学大学院 情報理工学系研究科 知能機械情報学専攻に在学中、稲葉雅幸教授、岡田慧准教授の御指導のもとで執筆したものです。

ただただ稲葉先生に憧れて、一度しかない人生において最後のチャンスだと思い、40歳になってから博士課程に挑戦しました。JSKでの5年間は筆者の人生観や世界観に大きな影響を与えました。これまで博士課程をやってこれたのもJSKの皆さんの多大なるご支援と、お世話になった皆さんのご協力のおかげだと大変感謝いたしております。ここに改めて皆様に感謝の意を表したいと思います。

稲葉雅幸教授には、初めて出会った2004年からずっと憧れ続け、2012年によく念願叶い博士課程に進学したときから、5年間にわたり指導教員として大変お世話になりました。研究に対する姿勢や論文作成に関して沢山のご指導を頂いたおかげで多くの成果に結びついた事、大変感謝しています。DARPAロボティクスチャレンジや国際学会IROSでの座長や学会誌論文賞受賞など、JSKに所属していなければ筆者の人生において一生できなかった経験を沢山与えてくださいました。思い返すとあっという間の5年間でしたが、稲葉先生の生徒になれた事を心から誇りに思っております。長い間ご指導頂きましたこと、本当に有難うございました。

岡田慧准教授を初めとするJSKの教員の皆様にも感謝致します。皆様の豊富な知識と経験に基づくアドバイスは、研究を進める上で非常に重要なものとなりました。岡田先生のアドバイスでは予想外の点を突かれ困惑することも多々ありましたが、皆様のご指導の下、研究に取り組めたことに感謝致します。本当に有難うございました。

本論文の審査においてご多忙の中、貴重な時間を割いて頂きました、下山勲教授、中村仁彦教授、鈴木真二教授、國吉康夫教授、岡田慧准教授には、本論文を整理していく中で、皆様より多大なご指導をいただけたことに感謝致します。

OB、現役問わず、JSKのメンバーの皆様にも感謝致します。様々な分野でレベルの高い人物が揃う中、皆様の仲間として5年間研究できたことに感謝致します。JSKにきた当初は筆者は40歳の社会人であり、若い方々と一緒にやっていけるのだろうかという不安がありました。しかし、研究室の学生たちは何の抵抗もなく受け入れてくれ、研究以外においても、アニメや音楽など若い世代の文化を肌で感じる事ができました。筆者にはとっくに枯れ果てていた、夢に満ち溢れた若人の感覚に接することで自分も若返った感覚で研究に打ち込むこ

とができました。研究室の床に寝たり、朝まで実験したり、学生の下宿に泊まったり、様々な経験をすることで青春時代をやり直した5年間でした。本当に楽しかったです。

野沢先生には、公私共に大変お世話になりました。論文の書き方や構成方法などのアドバイスを初め、細かい表現などを指導頂きました。何度となく朝までロボットについて語り合い、幾度となく家に帰れなくなる日を過ごしました。忙しい日でも決して断らずにいつでも相談にのってくれたことに大変感謝しています。

浅野先生には、国際学会をはじめ博士論文を書く際にも多大な支援をして頂きました。国際学会も何度も一緒に行きましたが、その肝の大きさに何度も驚かされました。公私共に本当にお世話になりました。

上月君には、ものづくりという観点において大変慕ってくれ、大した知識もない筆者にいろんな相談をしてくれました。経験や技術を信じてくれた事、とても嬉しかったです。また、貴殿の堪能な英語能力に様々な面で助けられました。公私共に本当にお世話になりました。

小島君は、博士論文提出の直前になって発生したTEXの問題を解決してくれた恩人です。学業成果も素晴らしかったですが、ダンスや仮装の異次元ワールドには感服致しました。いつも素早い対応で困りごとを解決してくれて本当に有難うございました。

弟子のバクイ君には、人生で一番の感銘を受けました。ヒューマノイドの研究室でたった二人で初めた飛行ロボットの研究でした。研究室に過去の資産がない中で模索しながら一緒に頑張ってきました。何度も徹夜で実験を繰り返し、朝まで一緒に過ごしたことはお互い今の成果に繋がっていると思います。研究だけでなく、駅まで送り迎えをしてもらったり、何度も下宿に泊めて頂きました。投稿論文のお手伝いに愛知県まで来てくれた事もとても感謝しています。公私共に本当にお世話になりました。非常感謝

本当は一緒に過ごしたJSKの仲間全員にコメントを書きたいところですが、謝辞が博士論文より長くなりそうなので断腸の思いで省略させていただきます。JSKのみなさんがこれから花開いていく姿を思い浮かべると期待感で胸がいっぱいです。5年間、JSKのみなさんと一緒に研究ができたことを誇りに思います。本当に有難うございました。

会社関係者にも多大なご協力を頂きました。(株)デンソー及び(株)日本自動車部品総合研究所の職場関係者の皆様には、この5年間に多大なご尽力を頂きました。

役員の方々には、博士課程に行く経費や様々な処遇に関してご尽力賜り本当に有難うございました。

総研の職場の仲間には博士課程通学のために会社不在が多く業務負荷をかけてきた事を大

変申し訳なく思っており、ご協力いただいたことに大変感謝しています。

松江君には、休みの日にも実験や作業を手伝ってもらい大変感謝しています。

黒坂さんには、癌で死にそうな状態の時にも一緒に手伝ってくれたこと一生忘れません。

松浦さんには、大好きな魚釣りを我慢して休みの日にも付き合ってもらったことに大変感謝しています。

デンソーの岡村さん、石川さんには、この5年間、博士課程の学費に関する全ての手続きを処理して頂きました。愛知県と東京大学を約200往復しましたが、その間における沢山のご支援のお蔭で遠距離通学をやり遂げることができたと大変感謝しています。

(有)サクライ ACMの櫻井社長には、研究に必要な海外部品の購入に関する全ての面で大変お世話になりました。これらの部品が入手できなければ、これまでの研究成果はあり得なかったと思っており、大変感謝しています。

(株)ヒロポーの方々には産業ヘリ、模型ヘリのトップメーカーとしてのアドバイスを頂きましたことに大変感謝しております。特に、プロフライヤーの向後氏には大変お世話になりました。

最後になりましたが、筆者の生活を支えてくれた家族と妻に感謝致します。太郎と智裕には、この5年間ほとんど遊びにも連れて行かず、大変な我慢をさせたと思っています。妻の民子には、度重なる不在かつ不規則な筆者の生活を支えてくれたことに心より感謝致します。

様々な人たちの支えにより、本論文を完成させられたことを嬉しく思います。お世話になったすべての皆様に改めて感謝致します。

本当に有難うございました。

2016年12月09日 川崎 宏治

発表文献

- [1] 川崎 宏治, 趙 漢居, 岡田 慧, 稲葉 雅幸. 可変ピッチプロペラを用いた立位および転がり移動可能なマルチフィールド対応リング型飛行ロボット. 日本ロボット学会誌, Vol.32, No.9, pp.807-815, 2014.
- [2] 川崎 宏治, 趙 漢居, 岡田 慧, 稲葉 雅幸. バイコプターを接続することにより任意のチルト姿勢を保持し移動制御可能な飛行ロボット. 日本ロボット学会誌, Vol.33, No.4, pp.285-291, 2015.
- [3] Koji Kawasaki, Moju Zhao, Kei Okada , and Masayuki Inaba. MUWA: Multi-field universal wheel for air-land vehicle with quad variable-pitch propellers. In *Proceedings of The 2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp.1880–1885, 2013.
- [4] Kawasaki, Yotaro Motegi, Moju Zhao , Kei Okada, and Masayuki Inaba. Dual Connected Bi-Copter with New Wall Trace Locomotion Feasibility That Can Fly at Arbitrary Tilt Angle. In *Proceedings of The 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp.524–531, 2015.
- [5] 川崎 宏治, 趙 漢居, 岡田 慧, 稲葉 雅幸. 可変ピッチプロペラを用いた立位および転がり移動可能なマルチフィールド対応リング型飛行ロボット (日本ロボット学会誌 32 巻 9 号). 日本ロボット学会 第 29 回学会誌論文賞, 2015.9.4.
- [6] 茂木陽太郎, 川崎宏治, 上月豊隆, 浅野悠紀, 浦田順一, 中西雄飛, 岡田慧, 稲葉雅幸. 僧帽筋負荷を支持可能な異線形バネユニットを有する多節 S 字脊椎構造開発. 第 31 回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 2G2-02, 2013.
- [7] 趙漢居, 川崎宏治, 垣内洋平, 岡田慧, 稲葉雅幸. 投下機構及び SLAM 機能を有する 4 軸飛行ロボットの無線インフラのない環境における活躍を目的とした地図作成およびネットワーク構築の実現. 第 31 回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 1D3-06, 2013.
- [8] 趙 漢居, 川崎 宏治, 垣内 洋平, 岡田 慧, 稲葉 雅幸. 電波強弱監視に基づく複数無線モジュールの順次投下と環境地図作成を行う小型飛行ロボットの實現. 日本ロボット学会誌, Vol.32, No.7, pp.643–650, 2014.

- [9] 趙漢居, 川崎宏治, 岡田慧, 稲葉雅幸. 多節リンク構造を有する同方向回転型マルチロータの構成法および飛行動作の基本制御に関する研究. 第32回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 3M2-01, 2013.
- [10] 茂木 陽太郎, 川崎 宏治, 上月 豊隆, 白井 拓磨, 浅野 悠紀, 中西 雄飛, 岡田 慧, 稲葉 雅幸. 筋骨格ヒューマノイドにおける頸部筋群負荷を支持可能な剛性可変脊椎構造の開発. 日本ロボット学会誌, Vol.32, No.7, pp.615–623, 2014.
- [11] 浅野 悠紀, 川崎宏治, 趙漢居, 白井拓磨, 上月豊隆, 茂木陽太郎, 大久保壮一, 矢口裕明, 岡田慧, 稲葉雅幸. 人体姿勢計測スーツを用いた筋骨格ヒューマノイドの膝回旋自由度操作による自動車運転動作の実現. 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会'14 講演論文集, pp. 3P1–F06, may 2014.
- [12] 浅野悠紀, 上月豊隆, 川崎宏治, 茂木陽太郎, 趙漢居, 白井拓磨, 大久保壮一, 木村航平, 矢口裕明, 垣内洋平, 岡田慧, 稲葉雅幸. 反射的振る舞いに対する自動車衝突試験のための筋骨格ヒューマノイドによる運転と衝突反射行動の実現. 第32回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, 2D1-01, 2014.
- [13] Yuki Asano, Toyotaka Kozuki, Soichi Ookubo, Koji Kawasaki, Takuma Shirai, Kohei Kimura, Kei Okada, and Masayuki Inaba. A sensor-driver integrated muscle module with high-tension measurability and flexibility for tendon-driven robots. In *Proceedings of the 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 5960–5965, Oct 2015.
- [14] Toyotaka Kozuki, Yotaro Motegi, Koji Kawasaki, Yuki Asano, Takuma Shirai, Soichi Ookubo, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Development of musculoskeletal spine structure that fulfills great force requirement in upper body kinematics. In *Proceedings of the 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 2768–2773, Oct 2015.
- [15] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Moving Target Learning and Following for Collaborative Vision-Equipped Drone. In *Proceedings of the 10th International Workshop on Robust Computer Vision (IWRCV 2015)*, Nov 2015.

-
- [16] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Transformable Multirotor with Two-dimensional Multilinks: Modeling, Control, and Motion Planning for Aerial Transformation. In *Advanced Robotics*, Vol.30, No.13, pp.825–845, 2016.
- [17] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Xiangyu Chen, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Transformable Multirotor with Two-dimensional Multilinks: Modeling, Control, and Whole-body Aerial Manipulation. In *ISER2016*, 2016.

参考文献

- [1] Vijay Kumar and Nathan Michael. Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles, 2012.
- [2] C. Ampatis and E. Papadopoulos. Parametric design and optimization of multi-rotor aerial vehicles. In *Robotics and Automation (ICRA), 2014 IEEE International Conference on*, pp. 6266–6271, May 2014.
- [3] He Zhi Chao, You An Hua, Ma Guo Liang, and Zhang Yong. Modelling and attitude control simulation of multi-rotor helicopter. In *Control Conference (CCC), 2014 33rd Chinese*, pp. 2095–2100, July 2014.
- [4] Nathan Michael, Shaojie Shen, Kartik Mohta, Yash Mulgaonkar, Vijay Kumar, Keiji Nagatani, Yoshito Okada, Seiga Kiribayashi, Kazuki Otake, Kazuya Yoshida, Kazunori Ohno, Eijiro Takeuchi, and Satoshi Tadokoro. Collaborative mapping of an earthquake-damaged building via ground and aerial robots. *Journal of Field Robotics*, Vol. 29, pp. 832–841, 2012.
- [5] Y. Naidoo, R. Stopforth, and G. Bright. Development of an uav for search and rescue applications. In *AFRICON, 2011*, pp. 1–6, Sept 2011.
- [6] L Doitsidis, S Weiss, A Renzaglia, E Kosmatopoulos, R Siegwart, and D Scaramuzza. Optimal surveillance coverage for teams of micro aerial vehicles in gps-denied environments using onboard vision. *Autonomous Robots*, 2012. Online First.
- [7] Quentin Lindsey, Daniel Mellinger, and Vijay Kumar. Construction of cubic structures with quadrotor teams. In *Proceedings of Robotics: Science and Systems*, Los Angeles, CA, USA, June 2011.
- [8] N. Michael, J. Fink, and V. Kumar. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots. In *Proceedings of Robotics: Science and Systems*, Seattle, USA, June 2009.
- [9] F. Huber, K. Kondak, K. Krieger, D. Sommer, M. Schwarzbach, M. Laiacker, I. Kossyk, S. Parusel, S. Haddadin, and A. Albu-Schaffer. First analysis and experiments in aerial manipulation using fully actuated redundant robot arm. In *In-*

- telligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 3452–3457, Nov 2013.
- [10] Suseong Kim, Seungwon Choi, and H.J. Kim. Aerial manipulation using a quadrotor with a two dof robotic arm. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 4990–4995, Nov 2013.
- [11] D. Mellinger, Q. Lindsey, M. Shomin, and V. Kumar. Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation. In *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 2668–2673, Sept 2011.
- [12] Kei Okada Moju Zhao, Koji Kawasaki and Masayuki Inaba. Transformable multirotor with two-dimensional multilinks: modeling, control, and motion planning for aerial transformation. *Advanced Robotics*, Vol. 30, No. 13, pp. 825–845, 2016.
- [13] Kei Okada Masayuki Inaba Moju Zhao, Koji Kawasaki. Moving target learning and following for collaborative vision-equipped drone. In *Proc. of The 10th International Workshop on Robust Computer Vision (IWRCV 2015)*, Beijing, China, Nov. 2015.
- [14] I. F. Mondragon, P. Campoy, M. A. Olivares-Mendez, and C. Martinez. 3d object following based on visual information for unmanned aerial vehicles. In *Robotics Symposium, 2011 IEEE IX Latin American and IEEE Colombian Conference on Automatic Control and Industry Applications (LARC)*, pp. 1–7, Oct 2011.
- [15] C. Teuliere, L. Eck, and E. Marchand. Chasing a moving target from a flying uav. In *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 4929–4934, Sept 2011.
- [16] Shaojie Shen and Nathan Michael. State estimation for indoor and outdoor operation with a micro-aerial vehicle. In *Experimental Robotics - The 13th International Symposium on Experimental Robotics, ISER 2012, June 18-21, 2012, Québec City, Canada*, pp. 273–288, 2012.

- [17] C. Forster, M. Pizzoli, and D. Scaramuzza. Svo: Fast semi-direct monocular visual odometry. In *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 15–22, May 2014.
- [18] 鈴木太郎, 天野嘉春, 橋詰匠, 鈴木真二. 2p1-e16 小型 uav による sift 特徴を用いた単眼カメラ slam アルゴリズム構築. *ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集*, Vol. 2010, , 2010.
- [19] 石川貴一郎, 鈴木太郎, 小野修平, 藤島崇, 鈴木真二, 瀧口純一, 天野嘉春, 橋詰匠. 1a1-d18 モービルマッピングシステムと小型自律飛行機を用いた堤防の三次元復元に関する研究. *ロボティクス・メカトロニクス講演会講演概要集*, Vol. 2009, , may 2009.
- [20] S. Bouabdallah and R. Siegwart. Full control of a quadrotor. In *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 153 –158, November 2007.
- [21] H. Huang, G.M. Hoffmann, S.L. Waslander, and C.J. Tomlin. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering. In *2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 3277 –3282, May 2009.
- [22] D. Mellinger and V. Kumar. Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors. In *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 2520 –2525, May 2011.
- [23] V. Kumar and N. Michael. Opportunities and challenges with autonomous micro aerial vehicles. *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 31, No. 11, pp. 1279 –1291, 2012.
- [24] O. Bourquardez, R. Mahony, N. Guenard, F. Chaumette, T. Hamel, and L. Eck. Image-Based Visual Servo Control of the Translation Kinematics of a Quadrotor Aerial Vehicle. *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. 25, No. 3, pp. 743 –749, June 2009.

- [25] Michal P. Visual Servoing for a Quadcopter Flight Control. Master's thesis, Czech Technical University, Czechoslovakia, 2012.
- [26] S. Bouabdallah and R. Siegwart. Full control of a quadrotor. In *Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 153–158, 29 2007-nov. 2 2007.
- [27] A. Kalantari and M. Spenko. Design and experimental validation of hytaq, a hybrid terrestrial and aerial quadrotor. In *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4445–4450, May 2013.
- [28] Max Mulder, Jan-Mark Pleijsant, Hans van der Vaart, and Piet van Wieringen. The effects of pictorial detail on the timing of the landing flare: Results of a visual simulation experiment. *The International Journal of Aviation Psychology*, Vol. 10, No. 3, pp. 291–315, 2000.
- [29] S.M. Barkai, O. Rand, R.J. Peyran, and R.M. Carlson. Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena. *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 27, No. 12, pp. 17–43, 1998.
- [30] Anand Sanchez, Juan Escareno, Octavio Garcia, and Rogelio Lozano. Autonomous Hovering of a Noncyclic Tiltrotor UAV: Modeling, Control and Implementation. In *17th IFAC World Congress*, pp. , South Korea, 2008.
- [31] F. Kendoul, I. Fantoni, and R. Lozano. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors. In *Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference. CDC-ECC '05. 44th IEEE Conference on*, pp. 8144–8149, Dec 2005.
- [32] F. Senkul and E. Altug. Modeling and control of a novel tilt roll rotor quadrotor uav. In *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013 International Conference on*, pp. 1071–1076, May 2013.
- [33] A. Nemati and M. Kumar. Modeling and control of a single axis tilting quadcopter. In *2014 American Control Conference*, pp. 3077–3082, June 2014.

- [34] A. Oosedo, S. Abiko, S. Narasaki, A. Kuno, A. Konno, and M. Uchiyama. Flight control systems of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle for a large attitude change. In *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 2326–2331, May 2015.
- [35] M. Elfeky, M. Elshafei, A. W. A. Saif, and M. F. Al-Malki. Quadrotor helicopter with tilting rotors: Modeling and simulation. In *Computer and Information Technology (WCCIT), 2013 World Congress on*, pp. 1–5, June 2013.
- [36] O. Purwin and R. D’Andrea. Performing aggressive maneuvers using iterative learning control. In *Robotics and Automation, 2009. ICRA ’09. IEEE International Conference on*, pp. 1731–1736, May 2009.
- [37] A. Moutinho, E. Mateos, and F. Cunha. The tilt-quadrotor: Concept, modeling and identification. In *Autonomous Robot Systems and Competitions (ICARSC), 2015 IEEE International Conference on*, pp. 156–161, April 2015.
- [38] 鈴木真二. 落ちない飛行機への挑戦. DOJIN 選書 057. 化学同人, 2014.
- [39] Yangbo Long and David J. Cappelleri. *Omnicopter: A Novel Overactuated Micro Aerial Vehicle*, pp. 215–226. Springer International Publishing, Heidelberg, 2013.
- [40] 齋藤光平. 航空工学講座 第 11 巻 ヘリコプタ. 日本航空技術協会, 3 月 2013.
- [41] 出射忠明. 飛行機メカニズム図鑑. グランプリ出版, 6 月 1985.
- [42] E. Rondon, S. Salazar, J. Escareno, and R. Lozano. Vision-based position control of a two-rotor vtol miniuav. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 57, pp. 49–64, 2010.
- [43] S. Salazar-Cruz and R. Lozano. Stabilization and nonlinear control for a novel trirotor mini-aircraft. In *Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on*, pp. 2612 – 2617, april 2005.
- [44] S. Gupte, P.I.T. Mohandas, and J.M. Conrad. A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles. In *Southeastcon, 2012 Proceedings of IEEE*, pp. 1–6, March 2012.

- [45] R. Voyles and Guangying Jiang. Hexrotor uav platform enabling dextrous interaction with structures - preliminary work. In *Safety, Security, and Rescue Robotics (SSRR), 2012 IEEE International Symposium on*, pp. 1–7, Nov 2012.
- [46] H. Romero, S. Salazar, A. Sanchez, and R. Lozano. A new uav configuration having eight rotors: Dynamical model and real-time control. In *Decision and Control, 2007 46th IEEE Conference on*, pp. 6418–6423, dec. 2007.
- [47] 橋梁維持管理技術の現場検証・評価の結果. 次世代社会インフラ用ロボット現場検証委員会橋梁維持管理部会, 3月 2015.
- [48] トンネル維持管理技術の現場検証・評価の結果. 次世代社会インフラ用ロボット現場検証委員会橋梁維持管理部会, 3月 2015.
- [49] S. Rajappa, M. Ryll, H. H. Bulthoff, and A. Franchi. Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers. In *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4006–4013, May 2015.
- [50] Chun Fui Liew. *TOWARDS HUMAN-ROBOT INTERACTION IN FLYING ROBOTS: A USER ACCOMPANYING MODEL AND A SENSING INTERFACE*. 博士論文, 東京大学, 2016.
- [51] D. Brescianini and R. D’Andrea. Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle. In *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 3261–3266, May 2016.
- [52] Masafumi Miwa, Shinji Uemura, Yasuyuki Ishihara, Akitaka Imamura, Joon-hwan Shim, Kiyoshi Ioi. Evaluation of quad ducted-fan helicopter. *International Journal of Intelligent Unmanned Systems*, Vol. 1, No. 2, pp. 187–198, 2013.
- [53] Akitaka Imamura, Shinji Uemura, Masafumi Miwa, and Junichiro Hino. Flight characteristics of quad ducted fan helicopter with thrust vectoring nozzles. *Journal of Unmanned System Technology*, Vol. 2, No. 1, pp. 54–61, 2014.

- [54] 白鳥敬. 図解でわかる航空力学. 日本実業出版社, 8月 1999.
- [55] J. Paulos and M. Yim. An underactuated propeller for attitude control in micro air vehicles. In *2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 1374–1379, Nov 2013.
- [56] B. Michini, J. Redding, N.K. Ure, M. Cutler, and J.P. How. Design and flight testing of an autonomous variable-pitch quadrotor. In *2011 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 2978–2979, May 2011.
- [57] M. Cutler, N. Kemal Ure, B. Michini, and J. P. How. Comparison of Fixed and Variable Pitch Actuators for Agile Quadrotors. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (GNC)*, August 2011.
- [58] M. Cutler and J. P. How. Actuator constrained trajectory generation and control for variable-pitch quadrotors. In *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (GNC)*, 2012.
- [59] E. Kaufman, K. Caldwell, D. Lee, and T. Lee. Design and development of a free-floating hexrotor uav for 6-dof maneuvers. In *2014 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1–10, March 2014.
- [60] Akihito Nakai, Yasuhiko Morishita, Kiyoshi Matsumoto, and Isao Shimoyama. 6-axis force-torque sensor chip composed of 16 piezoresistive beams. In *2015 28th IEEE International Conference on Micro Electro Mechanical Systems (MEMS)*, pp. 730–731. IEEE, 2015.
- [61] 下山勲. ロボットへ向けたセンサの将来像. 応用物理, Vol. 80, No. 3, pp. 195–198, mar 2011.
- [62] 東京大学航空イノベーション研究会, 鈴木真二, 岡野まさ子. 現代航空論. 東京大学出版会, 9月 2012.
- [63] Morgan Quigley, Ken Conley, Brian Gerkey, Josh Faust, Tully Foote, Jeremy Leibs, Rob Wheeler, and Andrew Y Ng. ROS: an open-source robot operating system. In *ICRA Workshop On Open Source Software*, Vol. 3, 2009.

- [64] M. Muller, S. Lupashin, and R. D'Andrea. Quadrocopter ball juggling. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2011 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 5113–5120. IEEE, 2011.
- [65] S. Kohlbrecher, J. Meyer, O. von Stryk, and U. Klingauf. A flexible and scalable slam system with full 3d motion estimation. In *Proc. IEEE International Symposium on Safety, Security and Rescue Robotics (SSRR)*. IEEE, November 2011.
- [66] 茂木陽太郎, 川崎宏治, 上月豊隆, 白井拓磨, 浅野悠紀, 中西雄飛, 岡田慧, 稲葉雅幸. 筋骨格ヒューマノイドにおける頸部筋群負荷を支持可能な剛性可変脊椎構造の開発. 日本ロボット学会誌, Vol. 32, No. 7, pp. 615–623, 2014.
- [67] 浅野悠紀, 川崎宏治, 趙漢居, 白井拓磨, 上月豊隆, 茂木陽太郎, 大久保壮一, 矢口裕明, 岡田慧, 稲葉雅幸. 人体姿勢計測スーツを用いた筋骨格ヒューマノイドの膝回旋自由度操作による自動車運転動作の実現. 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会'14 講演論文集, pp. 3P1–F06, may 2014.
- [68] Yuki Asano, Toyotaka Kozuki, Soichi Ookubo, Koji Kawasaki, Takuma Shirai, Kohei Kimura, Kei Okada, and Masayuki Inaba. A sensor-driver integrated muscle module with high-tension measurability and flexibility for tendon-driven robots. In *Proceedings of the 2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 5960–5965, Oct 2015.
- [69] C. Papachristos, K. Alexis, and A. Tzes. Hybrid model predictive flight mode conversion control of unmanned quad-tiltrotors. In *2013 European Control Conference (ECC)*, pp. 1793–1798, July 2013.
- [70] G. Ducard and M. D. Hua. Modeling of an unmanned hybrid aerial vehicle. In *2014 IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, pp. 1011–1016, Oct 2014.
- [71] Mark R Cutkosky and Alexis Lussier Desbiens. Bio-inspired perching and crawling air vehicles. 2008.

- [72] J. Moore and R. Tedrake. Control synthesis and verification for a perching uav using lqr-trees. In *2012 IEEE 51st IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pp. 3707–3714, Dec 2012.
- [73] J. Xu, G. Tian, and Z. Hu. Attitude control of ducted fan uav with three auxiliary rotor. In *2016 35th Chinese Control Conference (CCC)*, pp. 10938–10943, July 2016.
- [74] 趙漢居. 多節リンク構造を有する同方向回転型マルチロータの構成法と飛行動作に関する研究. 修士論文, 東京大学, 2015.
- [75] 趙漢居, 川崎宏治, 岡田慧, 稲葉雅幸. 多節リンク構造を有する同方向回転型マルチロータの構成法および飛行動作の基本制御に関する研究. 第32回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, pp. 3M2-01, sep 2014.
- [76] M. Achtelik, M. Achtelik, S. Weiss, and R. Siegwart. Onboard imu and monocular vision based control for mavs in unknown in- and outdoor environments. In *Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on*, pp. 3056–3063, May 2011.
- [77] Shaojie Shen, Nathan Michael, and V. Kumar. Autonomous indoor 3d exploration with a micro-aerial vehicle. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, pp. 9–15, May 2012.
- [78] 趙漢居. 災害対応に向けたマルチロータ飛行ロボットのシステム構成法に関する研究, 2013.
- [79] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Simultaneous environment modeling and deployment of network by dropping wireless modules based on radio field intensity measurement using an micro aerial robot. *Journal of the Robotics Society of Japan*, Vol. 32, No. 7, pp. 643–650, 2014.
- [80] 趙漢居, 川崎宏治, 垣内洋平, 岡田慧, 稲葉雅幸. 電波強弱監視に基づく複数無線モジュールの順次投下と環境地図作成を行う小型飛行ロボットの実現. 日本ロボット学会誌, Vol. 32, No. 7, pp. 643–650, 2014.

- [81] K. Kawasaki, M. Zhao, K. Okada, and M. Inaba. Muwa: Multi-field universal wheel for air-land vehicle with quad variable-pitch propellers. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2013 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 1880–1885, Nov 2013.
- [82] 川崎宏治, 趙漢居, 岡田慧, 稲葉雅幸. 可変ピッチプロペラを用いた立位および転がり移動可能なマルチフィールド対応リング型飛行ロボット. 日本ロボット学会誌, Vol. 32, No. 9, pp. 807–815, 2014.
- [83] K. Kawasaki, Y. Motegi, M. Zhao, K. Okada, and M. Inaba. Dual connected bi-copter with new wall trace locomotion feasibility that can fly at arbitrary tilt angle. In *Intelligent Robots and Systems (IROS), 2015 IEEE/RSJ International Conference on*, pp. 524–531, Sept 2015.
- [84] 小林尚生, 藤本博志, 堀洋一. 電気飛行機におけるモータトルクとプロペラピッチ角の最適化による航続距離延長制御の基礎検討 (産業計測制御 メカトロニクス制御 合同研究会産業計測制御・メカトロニクス制御一般). 電気学会研究会資料. IIC, Vol. 2013, No. 89, pp. 31–36, mar 2013.
- [85] Y. Xu and S.K.-W. Au. Stabilization and path following of a single wheel robot. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, Vol. 9, No. 2, pp. 407–419, June 2004.
- [86] T. Buratowski, P. Cielak, M. Giergiel, and T. Uhl. A SELF-STABILISING MULTIPURPOSE SINGLE-WHEEL ROBOT. *JOURNAL OF THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS*, Vol. 50, No. 1, pp. 99–118, 2012.
- [87] Y. Fujimoto and S. Uchida. Three Dimensional Posture Control of Mono-wheel Robot with Roll Rotatable Torso. In *ICM2007 4th IEEE International Conference on Mechatronics*, pp. 1–5, May 2007.
- [88] L. Heng, G. H. Lee, F. Fraundorfer, and M. Pollefeys. Real-time photo-realistic 3D mapping for micro aerial vehicles. In *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 4012–4019, September 2011.

- [89] L. Doitsidis, S. Weiss, A. Renzaglia, M. Achtelik, E. Kosmatopoulos, R. Y. Siegwart, and D. Scaramuzza. Optimal surveillance coverage for teams of micro aerial vehicles in GPS-denied environments using onboard vision. *Autonomous Robots*, Vol. 33, pp. 173–188, 2012.
- [90] R. A. Newcombe, A. J. Davison, S. Izadi, P. Kohli, O. Hilliges, J. Shotton, D. Molyneaux, S. Hodges, D. Kim, and A. Fitzgibbon. KinectFusion: Real-time dense surface mapping and tracking. In *2011 10th IEEE International Symposium on Mixed and Augmented Reality (ISMAR)*, pp. 127–136, October 2011.
- [91] S. Izadi, D. Kim, O. Hilliges, D. Molyneaux, R. Newcombe, P. Kohli, J. Shotton, S. Hodges, D. Freeman, A. Davison, and A. Fitzgibbon. KinectFusion: real-time 3D reconstruction and interaction using a moving depth camera. In *Proceedings of the 24th annual ACM symposium on User interface software and technology, UIST '11*, pp. 559–568, 2011.
- [92] S.M. Barkai, O. Rand, R.J. Peyran, and R.M. Carlson. Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena. *Mathematical and Computer Modelling*, Vol. 27, No. 12, pp. 17–43, 1998.
- [93] A. Sanchez, J. Escareno, O. Garcia, and R. Lozano. Autonomous hovering of a noncyclic tiltrotor uav: Modeling, control and implementation. In *17th IFAC World Congress*, pp. –, Corée, 2008.
- [94] F. Kendoul, I Fantoni, and R. Lozano. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors. In *Decision and Control, 2005 and 2005 European Control Conference. CDC-ECC '05. 44th IEEE Conference on*, pp. 8144–8149, Dec 2005.
- [95] M. Ryll, H.H. Bulthoff, and P.R. Giordano. First flight tests for a quadrotor uav with tilting propellers. In *Robotics and Automation (ICRA), 2013 IEEE International Conference on*, pp. 295–302, May 2013.

-
- [96] M. Ryll, H.H. Bulthoff, and P.R. Giordano. Modeling and control of a quadrotor uav with tilting propellers. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, pp. 4606–4613, May 2012.

以上

1p～ 343p 完

博士論文

平成 28 年 12 月 09 日提出

東京大学大学院 情報理工学系研究科
知能機械情報学専攻 博士課程
川崎 宏治