

博士論文

多自由度系マルチロータ飛行ロボットの一般化構成理論  
と行動生成法の研究

平成 29 年 12 月 8 日 提出  
指導教員 岡田 慧 准教授

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  
48-157508 趙漠居



## 目 次



<b>第1章</b>	<b>序論</b>	<b>9</b>
1.1	本研究の背景と目的	11
1.2	多自由系マルチロータ型飛行ロボットの定義	13
1.2.1	推力と重心運動の関係	14
1.3	機体構成理論	17
1.3.1	一般化設計手法	18
1.3.2	一般化飛行制御理論	18
1.3.3	一般化プラットフォームの構築法	20
1.4	行動生成法	21
1.4.1	重心運動空間における低次動作の生成法	21
1.4.2	多自由度運動空間における高次動作の生成法	21
1.5	本論文の構成	24
<b>第2章</b>	<b>多自由度系マルチロータ飛行ロボットの一般化設計手法</b>	<b>27</b>
2.1	推力機構	29
2.1.1	流体力学の基本特性	29
2.1.2	多自由度推力機構	29
2.2	最適定位推力 (Optimal Hovering Force)	33
2.3	最適定位推力の最悪値に基づく設計手法	40
2.4	多自由度系機体モデルの構成法	41
2.4.1	3次元変形型多リンク系モデル	42
2.4.2	2次元変形型多リンク系モデル	44
2.5	本章のまとめ	48
<b>第3章</b>	<b>多自由度系の一般化飛行制御理論</b>	<b>49</b>
3.1	力学モデル	52
3.1.1	単一剛体への近似	53
3.2	一般化制御手法	54
3.2.1	4自由度劣駆動系剛体モデル	55
3.2.2	2次元変形型多リンク系モデル	61
3.2.3	2自由度偏向機構を持つ冗長駆動型剛体モデル	70

3.2.4	3次元変形型多リンク系	74
3.3	本章のまとめ	83
<b>第4章</b>	<b>多自由度系の一般化プラットフォームの構築法</b>	<b>85</b>
4.1	自律飛行を可能にする状態推定	88
4.1.1	ベースリンク	89
4.1.2	タイムスタンプの同期	97
4.1.3	重心の状態推定	99
4.2	モジュール化による一般化多自由度系の体内通信システムの実現	99
4.2.1	機体オンボード基板	101
4.2.2	リンクモジュール化による体内通信系の構築	115
4.3	透過型ソフトウェアプラットフォーム	116
4.3.1	透過型プログラムの力学シミュレーション	118
4.3.2	基本動作の確認	119
4.3.3	環境認識による高次動作	121
4.4	本章のまとめ	124
<b>第5章</b>	<b>多自由度系モデルの機体実装と飛行動作の評価</b>	<b>125</b>
5.1	2次元変形型多リンク系モデル	128
5.1.1	1自由度関節機構	128
5.1.2	リンクモジュール化されていない第一世代モデル	128
5.1.3	通信レベルのリンクモジュール化を導入した第二世代モデル	136
5.1.4	Yaw軸制御無効化による特異形状下での定位飛行及び大規模変形の実現	136
5.1.5	機体剛性問題	141
5.2	2自由度偏向機構を有する冗長系剛体モデル	150
5.2.1	ハードウェア構成	150
5.2.2	水平以外の姿勢における6自由度の定位飛行	151
5.2.3	外力作用に適応した姿勢変化による定位飛行の維持	152
5.2.4	シングルロータジンバルに基づく飛行制御の定位の安定性	154
5.3	3次元変形型多リンク系モデル	158
5.3.1	構造変形の抑制	158

---

5.3.2	ハードウェア構成 . . . . .	159
5.3.3	固定形状での定位飛行 . . . . .	162
5.3.4	立体変形飛行動作 . . . . .	164
5.4	本章のまとめ . . . . .	168
<b>第 6 章</b>	<b>重心運動空間における行動生成法</b>	<b>169</b>
6.1	重心運動空間における経路計画と操作方法 . . . . .	172
6.2	俯瞰視物体検出による追従と着地動作 . . . . .	172
6.2.1	機体姿勢情報との統合による擬似ジンバル機能の実現 . . . . .	172
6.2.2	機体高度情報との統合 . . . . .	175
6.2.3	移動物体の俯瞰的追従動作 . . . . .	177
6.3	森林環境での探索行動による 2 次元環境構築 . . . . .	184
6.3.1	2D レーザセンサによる複数物体の直径推定 . . . . .	184
6.3.2	木の位置以上から構成される 2 次元マップの更新 . . . . .	187
6.3.3	探索及び計測行動の計画法 . . . . .	188
6.3.4	機体構築 . . . . .	192
6.3.5	森林の実環境での計測結果 . . . . .	193
6.3.6	小規模な森林環境 . . . . .	193
6.3.7	大規模な森林環境 . . . . .	196
6.4	本章のまとめ . . . . .	198
<b>第 7 章</b>	<b>多自由度運動空間における高次動作の一般化行動生成法</b>	<b>199</b>
7.1	探索状態の飛行安定性に関する最適定位推力に基づく一般化評価 . . . . .	201
7.1.1	多自由度系モデルの最適定位推力の導出 . . . . .	201
7.1.2	特異形状 . . . . .	203
7.2	全身抱え込み動作による物体把持と運搬 . . . . .	204
7.2.1	物体断面形状に基づく最適な抱え込み形状の探索手法 . . . . .	205
7.2.2	全探索手法による最適把持形状の取得 . . . . .	210
7.2.3	最適把持形状探索手法の評価 . . . . .	211
7.2.4	物体への接近と空中把持戦略 . . . . .	213
7.2.5	実証実験 . . . . .	224

7.3	複雑な狭隘空間における空中変形による潜り動作 . . . . .	232
7.3.1	多自由度運動空間における経路計画 . . . . .	233
7.3.2	重心運動と関節運動の操作 . . . . .	236
7.3.3	3次元変形による天井を持つ縦穴の潜り動作の実証実験 . . . . .	237
7.4	本章のまとめ . . . . .	241
第8章	結論	243
8.1	概要とまとめ . . . . .	245
8.2	研究の成果 . . . . .	249
8.2.1	多自由度系マルチロータ飛行ロボット体系の提案 . . . . .	249
8.2.2	多自由度系飛行ロボットの機体構成の実現 . . . . .	249
8.2.3	多自由度を利用した空中変形を伴う高次動作の実現 . . . . .	250
8.2.4	多自由度系モデルの理論構築における一般化の実現 . . . . .	250
8.3	今後の課題と展望 . . . . .	251
謝辞		253
参考文献		257
付録		275
付録A	業績リスト	277
A.1	学術雑誌 (筆頭) . . . . .	279
A.2	国際学会 (筆頭) . . . . .	279
A.3	受賞 (筆頭) . . . . .	279
A.4	学術雑誌 (共著) . . . . .	280
A.5	国際学会 (共著) . . . . .	280
A.6	受賞 (共著) . . . . .	281

# 第1章

## 序論



## 1.1 本研究の背景と目的

マルチロータ飛行ロボットとは、低空飛行を主要機能とする飛行型のロボットであり、複数枚のプロペラから構成され、それぞれの回転数の差によって、並進及び回転運動を空中で行うものである [1][2]。一般的に言う無人機 (UAV) との違いとして、サイズの規模が圧倒的に小さく、それゆえに俊敏な動作が可能であることが挙げられる [3]。マルチロータ飛行ロボットに関する研究は一世紀前に遡り、Breguet richet によって初めて考案されたと考えられる [4]。近年では学术界にとどまらず、産業界でも大きな話題となっている。運動モデルの構成 [5][6] から、飛行制御理論の構築 [7][8]、動作生成手法の提案 [9][10][11]、更には画像処理 [12] 及び学習手法 [13] を利用した環境認識の実現に至るまで、多種多様な成果が生み出されてきた。

様々なマルチロータ飛行ロボットのプラットフォームの中で、最も多く用いられているのがロータ回転軸がすべて同じ方向になるように配置される剛体モデルである [2]。このモデルは重心運動に関しては劣駆動性を示すにもかかわらず、運動モデルを非常にシンプルな形で記述することが可能であるため、飛行制御システムの構築が容易であり、空中定位を基本とした飛行動作の安定性が実現されている。それに伴い、この劣駆動系のモデルを用いた自律探索といった空間移動 (重心運動) を中心とした上位応用への取り組みも盛んに行われている。一方で、こうしたモデルの劣駆動性の解消を目的とした機構設計も多く提案されている。その手法はロータ以外のアクチュエータを搭載するか否かで分かれる。他種のアクチュエータを搭載する手法に関しては、推力向きを能動的に調整できるサーボ機構を用い、水平移動に関する直接的な力の作用を可能にしている機体モデルの設計法が挙げられる [14][15]。一方他種のアクチュエータ搭載しない手法に関しては、6 つ以上のロータを有することが前提で、ロータの向きは機体に対して固定であるが、それぞれが異なる方向に向くように配置することで重心運動に対する 6 自由度の力とモーメントの独立作用が可能になっている [16][17]。前者は他種のアクチュエータが含まれる分、機体構造が複雑になり機体重量も増え重くなるが、水平以外の姿勢で飛行定位するときの安定性は後者より優れていることが本研究によって実証されている。

また、マルチロータを用いた応用については、空間移動にとどまらず、さらに上位の応用である物体運搬行動に注目が集まり、機体に把持装置を取り付けることで物体を空中運搬する動作が実現されている [18][19][20][21]。空中運搬は機体が環境と接触しないことが前提と

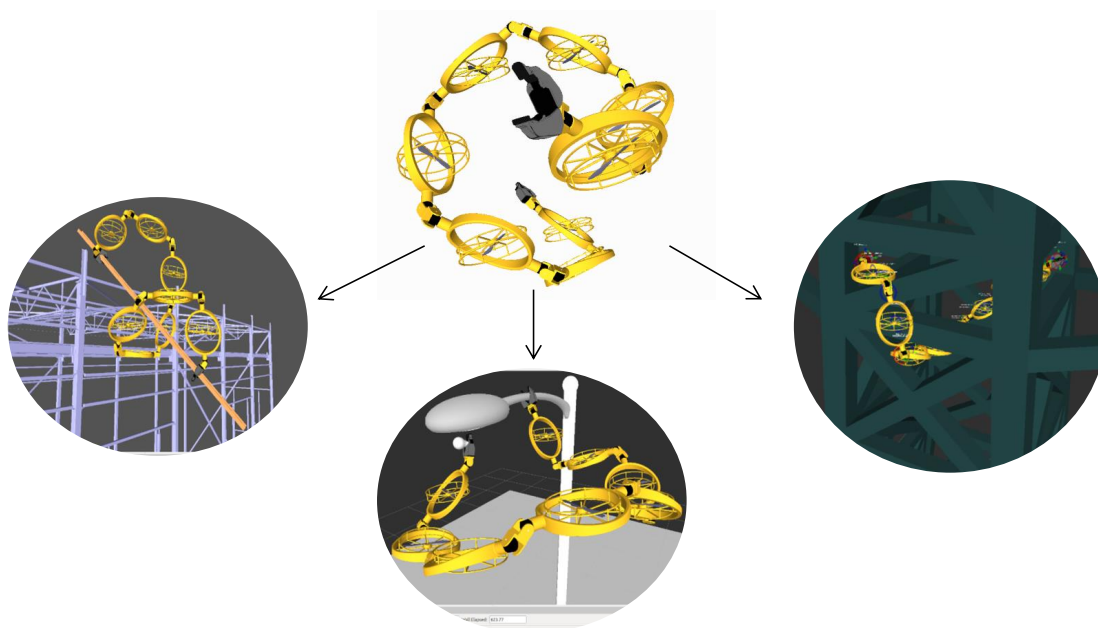


Fig. 1.1: The concept of the multirotor aerial robot with mulinked structure, associated with the high level applications: object grasping and carrying, aerial manipulation, passing through narrow gap or hoe.

なっており，そのための経路計画法も多く提案されてきた [22][23][24]．一方で，能動的に環境に作用する空中マニピュレーションへの取り組みもなされており，飛行制御の安定性を保証しつつ，環境に6自由度の力・モーメントを与える動作が実現された [25][26]．さらに，作用点となるエンドエフェクタの運動自由度数を増やすために，多リンクのマニピュレータを機体の底面に取り付けることが考案され [27][28]，これにより地上ロボットより運動自由度数の高いマニピュレーションタスクが可能になると期待されている．しかし，マニピュレータの動きは機体全体の重心偏移を引き起こし，飛行制御の中核であるマルチロータに対する回転モーメントを増やし，機体の姿勢制御に大きな負担をかける．また，このような組み合わせの形態はロボットサイズの増大を意味しており，複雑な環境，とりわけ狭隘空間での移動性能を低下させる原因にもなると考えられる．

しかし，本来ロボットの形態を単一剛体モデルに制限する必要はない．無論，多リンク構造は飛行の安定性にとっては大きな課題であるが，適切な機構設計のもとで機体を構成すれば，単一剛体と同様あるいはそれ以上の運動性能を発揮できると考えられる．なお，この議

論で取り上げられている多リンク構造は、前述のような剛体機体モデルとマニピュレータの組み合わせではなく、Fig.1.1 のような各リンクに推力を生成する装置が内蔵されているような機体モデルを指す。こうした分散配置は、前述の回転モーメントの負荷問題や狭隘空間での移動問題に対して非常に有効な解決方法となると考えられる。したがって、本研究は多リンク構造を有するマルチロータ飛行ロボットの機体構成と行動生成の 2 つの側面から取り組み、Fig.1.1 に示されているような空中変形を伴う高次な動作の実現を目的とする。

## 1.2 多自由系マルチロータ型飛行ロボットの定義

本研究では、重心運動の自由度に関節運動の自由度を含めたマルチロータ飛行ロボットを多自由度系マルチロータ飛行ロボットと新しく定義する。

多リンク系の力学モデルは一般的に以下のように記述することができる [29]。

$$\begin{pmatrix} H_{11} & H_{12} \\ H_{21} & H_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \ddot{q} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l_1 \\ l_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_q \end{pmatrix} + \sum_{i=1}^N \begin{pmatrix} J_{1i}^T \\ J_{2i}^T \end{pmatrix} F_{T_i} \quad (1.1)$$

まず、 $\xi = (\dot{r}, \omega)^T$  はそれぞれ重心座標の並進と回転運動を表した 6 自由度の速度成分を表しており、 $q$  は関節角度ベクトルを示している。また、式の左辺は慣性力を表し、特に、 $l_1$  と  $l_2$  はコリオリ力、遠心力及び重力の影響をまとめたものである。それに対して、右辺は外力による影響を示し、そのうち、 $\tau_q$  は関節トルクベクトルである。なお、スカラー変数  $f_{T_i}$  を各ロータの回転によって発生する推力の大きさと定義すれば、力ベクトル  $F_{T_i}$  は各推力に関する基礎ヤコビ行列 ( $J_{1i}, J_{2i}$ ) に合わせるため、このスカラー量を 6 次元に拡張したものである。

なお、本研究で関節運動は関節アクチュエータが生成するトルク  $\tau_q$  によって実現されていると前提を設ける。また、推力に関する基礎ヤコビ行列 ( $J_{1i}, J_{2i}$ ) は関節角度ベクトル  $q$  の関数である。つまり、機体の形状変形によって  $J_{1i}$  と  $J_{2i}$  が変化し、そして推力  $F_{T_i}$  が重心運動にもたらす影響も変わる。これは形状が変形すれば、重心運動の力学モデルも変化することを意味すると同時に、推力を入力とした重心運動の一般的な飛行制御の代わりに推力を一定にし、関節角度ベクトル  $q$  を飛行制御の制御入力と見立てることが可能を示唆している。しかし、後者の制御手法は機体形状を安定飛行に用いているため、任意の形状下での安定飛行は考慮されず、関節角度ベクトル  $q$  を運動自由度とみなす高次動作の実現は難しくなる。したがって、本研究では、前者である推力を入力とした重心運動に関する飛行制御手法を採用する。

### 1.2.1 推力と重心運動の関係

推力が重心運動にもたらす影響の本質は，重心座標に作用する3自由度の力  ${}^{\{CoG\}}\mathbf{f}$  と3自由度のモーメント  ${}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau}$  である．さらに，各推力機構が発生する力の大きさを  $f_{T_i}$  として，全推力を一つのベクトルにまとめたものを  $\mathbf{f}_T = \begin{pmatrix} f_{T_1} & \cdots & f_{T_N} \end{pmatrix}^T$  とする．

推力ベクトル空間から重心運動空間への線形写像

Eq 1.1 の重心運動に関する部分のみに注目すれば，推力ベクトル  $\mathbf{f}_T$  から重心座標における力とモーメントへの写像は以下のような線形もので定義することができる．

$$\begin{pmatrix} {}^{\{CoG\}}\mathbf{f} \\ {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = Q(\mathbf{q})\mathbf{f}_T \quad (1.2)$$

写像行列  $Q(\mathbf{q})$  は関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  を変数として含み，機体形状によって推力が重心運動にもたらす影響が変化することを示している．

Eq 1.2 は  $N$  次元の推力ベクトル空間と6次元の重心運動空間を写像行列  $Q$  によって結びつけている．また，現在の  $\mathbf{q}$  において  $\mathbf{f}_T$  によって作ることのできる  $\begin{pmatrix} {}^{\{CoG\}}\mathbf{f} & {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix}^T$  のすべてを写像の像  $\text{Im}Q$  で表し，これを重心運動に関する可操作空間と呼ぶ．

重心運動に関する推力制御の駆動性

Eq 1.2 が全射ではない場合，可操作空間  $\text{Im}Q$  は6自由度以下となり，6自由度の重心運動に関する独立の制御が不可能となる．これが劣駆動系の本質でもある．例として，Fig.1.2 の一番左に示されているような従来のロータが固定配置されかつ回転軸方向を一様の6ロータの剛体モデルにおける重心運動に関する写像を以下のように示す．

$$\begin{pmatrix} {}^{\{CoG\}}\mathbf{f} \\ {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ -\frac{L}{2} & -L & -\frac{L}{2} & \frac{L}{2} & L & \frac{L}{2} \\ -\frac{\sqrt{3}L}{2} & 0 & \frac{\sqrt{3}L}{2} & \frac{\sqrt{3}L}{2} & 0 & -\frac{\sqrt{3}L}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \kappa & -\kappa & \kappa & -\kappa & \kappa & -\kappa \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{T_1} \\ f_{T_2} \\ f_{T_3} \\ f_{T_4} \\ f_{T_5} \\ f_{T_6} \end{pmatrix} \quad (1.3)$$

すべてのロータが機体に対して垂直に配置されているため，回転モーメントの第一成分と第二成分に対する推力の作用はなく，4自由度の制御しか実現できない．これは，このような

ロータ配置を用いる限り，ロータの数と関係なく，制御できる運動自由度数が 4 であることを意味する．故に，本研究では，このような機体構造を 4 自由度劣駆動系剛体モデルと名付ける．

ここで，可操作空間の次元  $\dim(\text{Im}Q)$  を重心運動に関する制御入力数と定義する．この制御入力数は写像行列  $Q$  の階数  $\text{rank}(Q)$  と等価である．制御入力数  $\dim(\text{Im}Q)$  を用いて，機体モデルの駆動性は以下のように定義することができる．

$$\begin{cases} \text{劣駆動} & (\dim(\text{Im}Q) < 6) \\ \text{全駆動} & (\dim(\text{Im}Q) = 6 \text{ and } \text{rank}(Q^T) = 6) \\ \text{冗長駆動} & (\dim(\text{Im}Q) = 6 \text{ and } \text{rank}(Q^T) > 6) \end{cases} \quad (1.4)$$

なお， $\text{rank}(Q^T)$  は写像行列の  $Q$  の列ランクを表している．また，この駆動性の定義は重心運動に限定しているため，機体モデルの形態（剛体，多リンク）を問わず，一般性を有する．まずは，この定義方法を用いた先行研究で提案された代表的な剛体モデルの分類 Fig.1.2 に示す．Fig.1.2 において，横軸は制御入力数  $\dim(\text{Im}Q)$  であり，縦軸はこの機体が持つ推力に関するアクチュエータ（ロータ，偏向サーボ）の総数を表している．

劣駆動系：4 自由度劣駆動系では，基本的に対称性を保つため偶数のプロペラを正多角形の頂点に配置するような設計法が多く用いられている．それに対し，Oung ら [30] は任意の配置法に関する機体の構成法を提案した．一方，同じく 4 自由度の劣駆動系であるが，プロペラの数 が 4 以下で，その残りの入力数を他の推力機構で補うものも存在する．代表的な例として，プロペラ 1 つと 3 自由度の固定翼を取り付けたシングルロータモデル [31]，2 つのプロペラと 2 つの 1 自由度偏向機構で構成されるバイロータモデル [32]，3 つのプロペラと 1 つの 1 自由度偏向機構で構成されるトライモデル [33] が挙げられる．また，5 自由度の劣駆動系としては，川崎ら [14] が 2 組のデュアルロータを平行に設置し，そのデュアルロータが繋ぎの部材周りに回転できるように，それぞれのセットにサーボモータを搭載し，重心に関する 5 自由度の運動を実現している．なお，制御入力数が 4 以下のモデルの場合は，一般的に安定飛行は不可能と考えられている．そこで，Mueller ら [34] は重心運動に関する定位の条件を緩和し，機体は一定周期で回転する状態，つまり角速度が一定の状態 で 3 次元の変位の平均が常に一定であれば，それを定位と定義している．その特殊な条件のもとで，プロペラが一枚，つまり制御入力数が 1 でも定位できる制御手法を提案した．

全駆動系: 全駆動系は特に 6 枚のプロペラから構成される機体を指す [35][16][36][37] . その場合, 写像行列  $Q$  は正則であることが必要十分条件である .

冗長駆動系: 冗長駆動系剛体モデルの構成法は, ロータ以外のアクチュエータを推力に使うか否かで変わる . ロータのみで構成される機体 ([17]) は 6 つ以上のロータを要する . 一方, 推力の偏向を可能にするサーボが搭載されていれば, より少ないロータでモデルを構築できる [38][15] . アクチュエータを冗長に持つモデルが多く提案されていることがわかる . 冗長性の一つの利点は, 飛行中何かのトラブルでロータが 1 つ損傷しても, 制御入力数は減少せず, 安定な飛行が維持できる . つまり, 冗長性によって飛行の安全性が保証される . また, 第 2 章では冗長性と飛行の安定性のより深い関係について言及する .

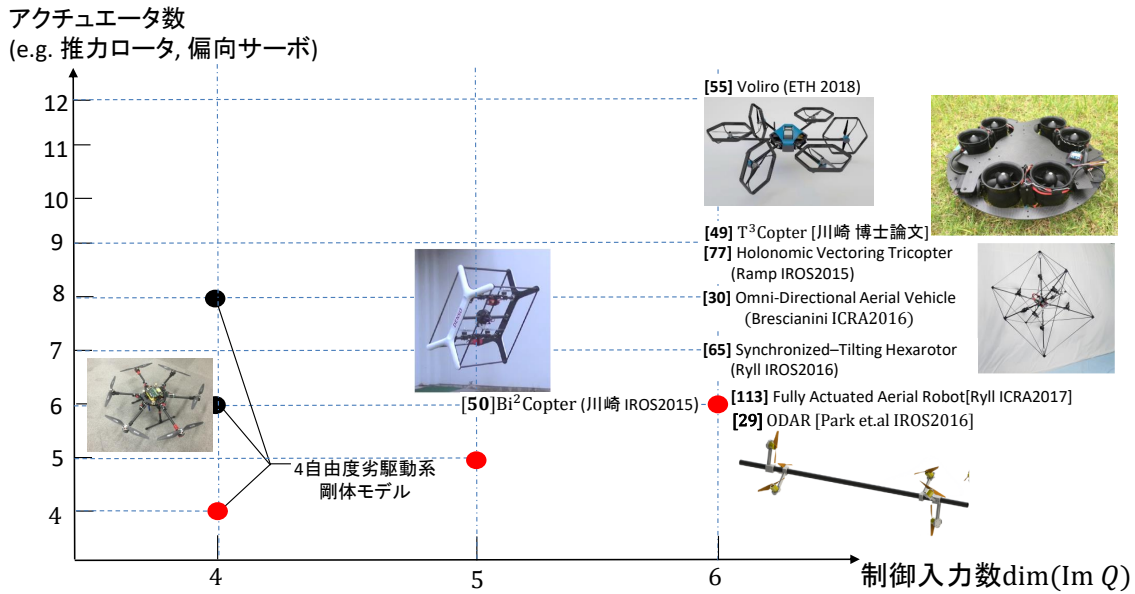


Fig. 1.2: 重心運動に関する制御入力に基づいた剛体モデルの分類

本研究で定義した多自由度系飛行ロボットは従来の剛体モデルを部分集合として包含するが, Fig.1.2 で定義した座標系では, リンク構造の要素を表現することができず, 一般性に欠ける . よって, 本研究では, 上記の 2 次元座標を拡張し, Fig.1.3 のような 3 次元座標を構築し, すべての多自由度系飛行ロボットを表す .

本研究の目的は多自由度系モデルによる高次動作の実現であるため, 重心運動に関しては

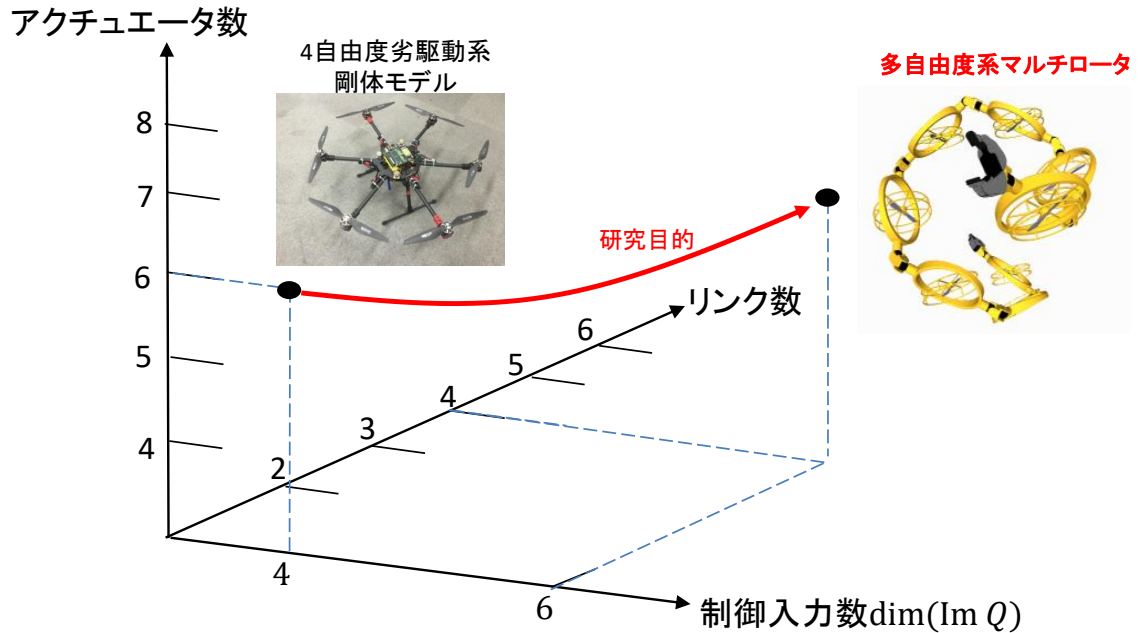


Fig. 1.3: 多自由度系マルチロータ型飛行ロボットを定義する一般化座標．

6 自由度の独立制御が好ましいと考えられ，Fig.1.3 では制御入力数が 6 の多自由度系モデルの例を示している．さらに，重心運動に関しては劣駆動系だが，限定された多自由度運動空間で安定な空中変形を行えるモデルの構成法も模索して行く．

### 1.3 機体構成理論

本研究の構成理論は 2 段階で構成され，まずは多自由度系モデルの機体設計法の確立から展開される．それによって，空中変形を可能にする多リンク構造の構成方法を決定する．次に，第 2 段階では，明確になった多リンク構造を基に力学モデルを導出し，さらに安定な空中変形を可能にする飛行制御手法を構築する．制御理論の構築と同時に，多リンク構造の構成法を指針として，実機レベルでの機体プラットフォームの構築手法を明らかにする．

機体形状の維持は後述の行動生成法で論じる経路計画や空中作業において非常に重要な要素であるため，本研究で構成する多リンク系の機体モデルの全関節に関節アクチュエータが搭載されていると仮定する．この関節アクチュエータは後述の飛行制御の入力とはみなさず，関節運動の制御と重心運動の制御を完全に切り分ける．なお，関節運動に対してシンプ

ルな位置制御を行うとし、それによって、目標形状を維持して飛行することができる。一方、独立に扱われる多リンク系モデルの重心運動に関しては、まず重力と釣り合う定常状態である定位飛行の一般化定義を行い、それによって得られる任意形状下での定位推力を後述の設計手法、制御理論並びに行動生成法を展開していく。

### 1.3.1 一般化設計手法

本研究では従来の剛体モデルを包含する多自由度系モデルの一般化設計手法を提案するため、まず飛行動作の基本となる定位飛行の概念を剛体モデルから多自由度系モデルに拡張し、重心運動の写像行列  $Q(q)$  に基づいて任意の機体姿勢及び形状下で最も安定に定位させる推力の求め方を確立する。この最適定位推力を用いて機体の推力機構の特性を決めることを提案設計手法の中核と位置づける。この一般化設計手法により、本研究で主に実現する多自由度系の機体モデルは Fig.1.4 に示された 2 種類となる。一つは安定な 3 次元変形を可能にする機体モデルで、もう一つは目標の多自由度運動空間を縮小することによって導き出された 2 次元変形型モデルである。そして、両モデルに適用できる一般化制御理論及び機体プラットフォームを構築することを目指す。

### 1.3.2 一般化飛行制御理論

一般化された多自由度系飛行ロボットの力学モデルは Fig.1.1 に示されているように、その一般解を解析的に求めることは非常に困難である。そこで、ゆっくりに変形する多リンク系モデルを離散的に扱い、各離散状態のモデルを単一剛体モデルとみなすことができる。つまり、多自由度系の力学モデルを時変の剛体モデルに近似する。これにより、本研究で実現する飛行制御理論は重心運動制御に集約でき、さらに、従来の 4 自由度劣駆動系剛体の制御手法を参考にすることが可能になった。従来の剛体モデルに関しては様々な制御方法が提案されている。大きく分けて、線形制御 [2] と非線形制御 [1] となる。線形制御においては、定位飛行という定常状態に基づいた一次近似手法が用いられ、重心運動に関する線形な運動方程式が導き出される。それに対し、古典制御を中心としたフィードバック制御器 [39] が提唱され、長い間多くの研究者に重宝されてきた。これが 4 自由度劣駆動系剛体モデルが主流となっている最も重要な原因の一つである。しかし、問題としては、定常状態近傍での近似法により機体姿勢は水平状態から大きく離れることは許されず、多くの飛行動作はこの条

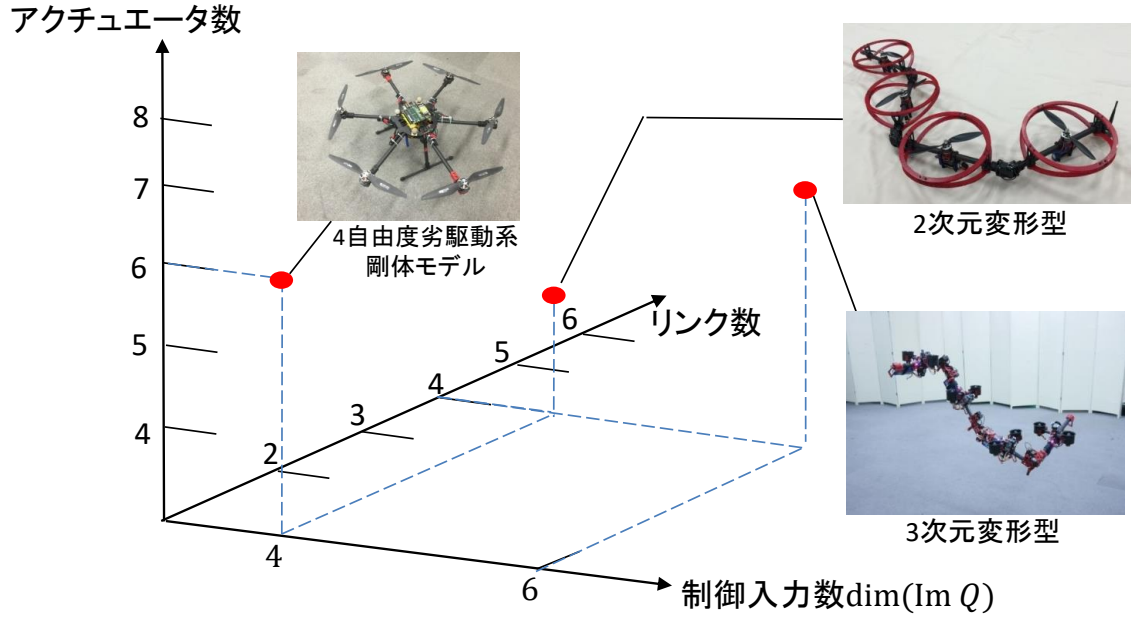


Fig. 1.4: The classification of general multi-degree-of-freedom aerial robot with multirotors.

件を満たすように重心運動空間の部分空間  $R^3 \times \text{SO}(2)$  で計画されている．一方で，劣駆動性を有しながら全重心運動空間  $\text{SE}(3)$  での4次元経路の追従動作を実現する試みもあり，そのために3自由度の姿勢  $\text{SO}(3)$  に関する非線形なフィードバック則が提案されるようになった [40]．それにつれて，様々なアクロバティックな飛行動作が実現できるようになった [41]．また，この非線形なフィードバック則は現在では主流となり，劣駆動系のみならず，全駆動系ないし冗長系の剛体モデルの空中の任意姿勢を可能にする姿勢制御にも用いられている [16][17]．しかし，このような非線形モデルにおけるフィードバックゲインの調整はモデル依存である．パラメタチューニングに関する研究は多くなされているが，多くの場合は実機を用いた実践的な試行錯誤がなされている．剛体モデルの場合，そのゲインは機体モデルを反映する写像行列  $Q$  が不変であるため，一度の調整で十分である．それに対して，多リンク系モデルでは変形によって写像行列  $Q(q)$  が変わるため，ゲインはその都度調整する必要がある．そこで，本研究ではすべての多自由度系モデルに適用できる3自由度の姿勢と高度 (計4自由度) に関する推力ベクトルの最適制御手法を提案する．さらに，偏向機構をもつ機体モデルに対して，この推力ベクトルの最適制御を土台とし，推力の方向を操作できる

偏向操作に着目し，水平の並進運動や 3 自由度の回転運動に関する独立した偏向制御を実現する．

### 1.3.3 一般化プラットフォームの構築法

既存の剛体型モデルの飛行制御に必要なのは，重心の並進運動に関する位置と速度  $(r, \dot{r})$ ，及び回転運動に関する姿勢と角速度  $(R, \omega)$  である．前者は motion capture などの外部計測装置を利用することで得られるが，後者は姿勢制御に関わる部分で，外部で計測した場合の通信遅延は致命的なものである．そのため，姿勢制御器と姿勢推定器は常にペアとして実装される．また，姿勢推定手法に関しては IMU ユニットの加速度と角速度のセンサ値を統合した安定な推定方法が実現されてきた [42][43]．一方で，近年は計算機技術の向上により，高性能かつ小型の処理器が容易に手に入るようになった．それにより，高度な画像や点群の処理がオンボードかつ実時間で実現することが可能になった．従来の 4 自由度劣駆動系剛体モデルはその俊敏性を最大限発揮するために，機体サイズは小さく設計されているが，内蔵された外界センサと小型計算機を用いることで，様々な環境での自己位置同定が可能となった [44]．さらに，上位の並進運動のセンサ情報を下位の回転運動に関する部分と統合することで，より信頼性の高い状態を推定する手法 (Sensor Fusion) も多く提案されている [45]．それにより安定な自律飛行が可能となった．本研究では，多リンク構造にも適した屋内外における自己の状態同定手法に取り組む．

また，多リンク系モデルの場合は，全ての関節角度  $q$  の実測値と指令値が双方向で通信されている．前述の飛行制御に必要な指令値と合わせ，通信量のオーダはシステム全体で  $O(N)$  となる．多リンク系の機体において，リンク間の通信が全ての要であるため，この部分の実時間性，ノイズ耐性及び通信帯域に対する要求は非常に高く，小さな問題でも機体の暴走に直接繋がる．そこで本研究では，リンク間における高速かつ信頼性の高い CAN プロトコルに基づく分散型通信システムの構築に取り組み，推力機構，関節機構の実時間操作を実現する．さらに，このような一般化プラットフォームではセンサモジュール (e.g. IMU ユニット) の分散配置も可能である．こうした冗長 IMU のセンサ情報は姿勢推定に用いられ，推定値の信頼度をさらに向上させることが見込まれる．

さらに，本研究では飛行ロボットの基本飛行動作の検証を目的とし，物理エンジンを搭載したシミュレータ及び仮想ハードウェアコンポーネントを用いて実機と仮想機体を区別しない透過型システムを構築する．これにより，機体設計，制御理論及び行動生成法の評価を実

機なしで行えることができ、よりスムーズな機体開発が可能になると考えられる。

## 1.4 行動生成法

本研究の最終目的は、多自由度運動空間  $SE(3) \times R^N$  で定義する高次元な飛行動作の実現である。また、前述のように、本研究で提案する飛行制御では多自由度系モデルの変形過程を離散化し、それにより、各離散状態を剛体モデルに近似することで、機体の力学モデルを写像行列  $Q(q)$  が変化する時変剛体モデルと見立てることができる。本研究の行動生成法もこの考え方に基づいて、経路計画問題を多自由度運動の時系列の状態探索問題に帰着する。個々の状態を準静的なものと仮定すれば、重心運動と関節運動の操作を切り分けて行うことができる。そこで、本研究では、まず多自由度運動空間の部分空間である重心運動空間に焦点を当て、剛体モデルを用いて重心運動に関する動作生成法を構築する。それを踏まえて、次に関節運動も考慮した多自由度運動空間での行動生成法を実現する。

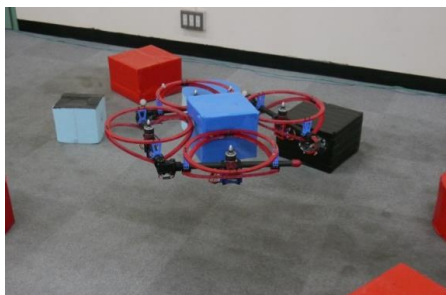
### 1.4.1 重心運動空間における低次動作の生成法

剛体モデルの重心運動に関する経路計画法は多く提案されており [22][23][24]、結果として目標位置姿勢が得られる。本研究では、運動経路を準静的な状態の集合とみなしているが、時系列の目標位置姿勢に対する運動の追従性を保証するために、目標速度成分 (並進運動及び回転運動) も計画することを提案する。さらに重心運動の操作方法に関しては、目標位置姿勢とその速度成分を同時に制御システムに与えるという 2 自由度制御法を構築する。また、重心運動のみ飛行動作の具体例として、Fig.1.5 に示されているような目標移動物体の追従動作と未知環境での探索動作の実現に取り組む。

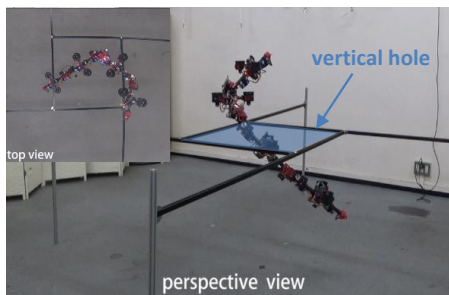
### 1.4.2 多自由度運動空間における高次動作の生成法

多自由度運動空間では、主に 2 種類の行動生成問題に焦点を当てる。一つは与えられた条件を評価関数で表し、それを最小 (最大) にする目標状態 (機体の位置姿勢及び形状) を探索する問題であり、もう一つは与えられた初期状態と目標状態を結ぶ経路を計画する時系列の探索問題である。両者は異なる目的を持つが、どちらも状態を探索する点では、状態の有効性を評価するという共有のプロセスが存在する。障害物回避と言ったタスク特有の条件以前に、空中で安定な変形を保証する必要がある、そのためには目標の状態下で安定に定位で

## 多自由度運動空間 $R^{6+N}$



抱え込み動作による物  
体の把持運搬



変形による狭隘空間に  
おける潜り動作

## 重心運動空間 $R^6$



移動物体の追従動作



未知環境での探索行動

Fig. 1.5: The classification of aerial motion with poroposed aerial robot system.

きることを確認すべきである．よって，本研究では，定位推力を用いた探索状態の飛行安定性の定量的な評価方法を提案する．なお，経路探索においても，動作を離散的に考えると，個々の状態での飛行定位の安定性は評価できる．

目標状態（機体の位置姿勢及び形状）の探索する問題の具体例として，本研究では物体の空中把持運搬動作を実現する．近年，飛行ロボットによる物体運搬の研究 [46][47] は注目を浴びているが，把持動作が依然として大きな課題である．飛行ロボットを主体とした把持機構に関してはいくつかの研究がなされ，大きく分けて 2 種類存在する．一つは把持機構による force-closure [28][48][49] であり，もう一つは磁力や気圧による吸引力である [50][51][52][53]．また例外として，爪で物体を掴み持ち上げる方法もある [21]．把持機構はしばしばシリア

ルのマニプレータと組み合わせて、エンドエフェクタとして機体の重心運動の自由度数 (e.g.  $R^3 \times SO(2)$ ) とマニピュレータの自由度数  $R^n$  を足した自由度数分のマニピュレーション動作を発揮できる。しかし、エンドエフェクタが機体の重心から離れるほど、エンドエフェクタ機構の重力及びマニピュレータの重力が飛行ロボットに作用する回転モーメントが大きくなる。機体の姿勢制御で能動的に補正する手法 [54] もあるが、この負荷が大きすぎると制御入力である推力が飽和する可能性がある。その点においては、マニピュレータを持たず、機体に直接設置されている機構のほうが、物体と機体の重心を近づかせることができる。そこで、本研究では多リンク系飛行ロボット自体を一つの大型の把持機構としてみなし、多リンクの変形で物体を内側から抱え込むように把持することを提案する。このような把持において、物体は常に機体の内側にあるため、密度が一樣の物体であれば物体重心と機体重心は常に近いところにある。よって、把持運搬中の飛行制御の安定性は既存手法より高いと考えられる。また、高さ方向の断面が一樣の物体であれば、この把持問題は2次元に帰着できる。その場合、機体モデルも3次元に変形する必要がなく、Fig.1.4 に示された2次元変形型モデルでもこの動作を実行することができる。また、物体を運搬するには、飛行ロボットの一定のペイロードが要求される。その点において、2次元変形型モデルは3次元変形型モデルと比べ、関節機構の数が少なく、推力偏向機構もないため、推力ロータの余裕は比較的が多く、このような4自由度の重心運動 ( $R^3 \times SO(2)$ ) で実現できる動作においては有利だと考えられる。よって、本研究では、2次元変形型モデルの運動学に基づいて物体に対する最適形状の探索し、実機による把持運搬動作を実現する。

一方、状態の時系列探索問題として、本研究では変形による狭隘空間の潜り動作の実現に取り組む。従来の4自由度劣駆動系剛体モデルを用いて、細長い隙間を潜り抜ける高速な動作は実現されている [11][55][56]。しかし、これは6次元の重心運動空間での経路計画問題であるため、4自由度の制御入力数しか従来の飛行ロボットでは、個々の状態での飛行安定性は保証できず、経路を動的に実行する必要がある。つまり、機体を傾いて斜めあるいは垂直の隙間を潜りには、潜りの前後で助走と減速を行う必要性がある。これは隙間の前後に十分な移動可能空間が必要であることを意味する。しかし、未知な環境の場合、隙間の先を潜る前から知ることはできない。したがって、隙間を通りながら、環境認識をリアルタイムに行う必要がある。言い換えれば、ゆっくり進むことが望ましい。これは、先行研究のような動的な動作ではなく、本研究が着目している準静的な動作であり、機体の任意姿勢での定位能力が要求される。任意姿勢で定位できる剛体モデルは多く存在し、中には縦長な機体モデル

[16][57][58] も存在し、隙間の潜り動作に適している。しかし、潜り対象が細長い隙間ではなく、正方形の穴になった場合、これらの機体モデルでも容易に通過することはできないと考えられる。そこで、多自由度系飛行ロボットの最大の特徴である変形を活用し、蛇のように穴を潜ることを空中で実現する。そのためには、上記の定位推力に基づく状態の飛行安定性の状態評価方法を用いて、多自由度運動空間での有効経路の探索を行う。それによって得られた経路のうち、重心運動に関する操作については前述の重心運動のみの低次動作で提案した方法を用いる。

## 1.5 本論文の構成

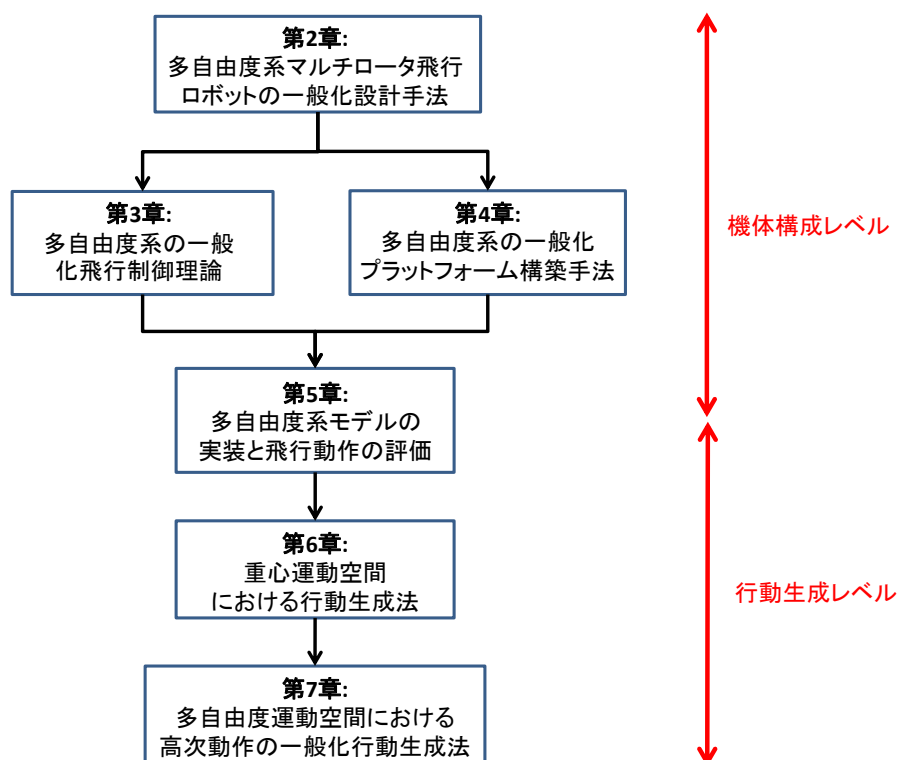


Fig. 1.6: The relationship of each section of this thesis.

本論文は以下の構成からなる。

第 1 章「序論」では、多リンク系飛行ロボットによる高次動作という本研究の目的について述べ、従来の剛体型モデルと多リンク系モデルを統合した多自由度系マルチロータ飛行ロ

ボットの一般化体系について，機体構成レベルと行動生成レベルの 2 段階に分けて，概括的に論じる．

第 2 章「多自由度系マルチロータ飛行ロボットの一般化設計手法」では，第 1 章で論じた推力と重心運動の写像関係を用いた多自由度系飛行ロボットの定位推力の一般化解法を示し，それに基づいた機体設計法を論じる．さらに，この設計法によって明らかになった多リンク系モデルの構成について説明する．

第 3 章「多自由度系の一般化飛行制御理論」では，まず多自由度系飛行ロボットの一般化力学モデルを導き出し，それをもとに全てのモデル形態に適用できる飛行制御手法を第 2 章で提案した多リンク系モデルを中心に説明していく．

第 4 章「多自由度系の一般化プラットフォームの構築法」では，自律飛行を目的とした多自由度系飛行ロボットプラットフォームの体内通信レベルでのリンクモジュール化の必要性和構築方法について言及する．さらに，実環境と仮想世界におけるモデルの差異をなくすことと目的とした透過型システムについて述べる．

第 5 章「多自由度系モデルの機体実装と飛行動作の評価」では，第 2 章で提案した多リンク系モデルの実装例を紹介し，それぞれに関する定位飛行の実証実験結果をもとに，多自由度系マルチロータ飛行ロボットの飛行安定性について考察する．

第 6 章「重心運動空間における行動生成法」では，機体の重心運動のみに着目した動作の生成法を説明し，その応用例の実証実験を行う．

第 7 章「多自由度運動空間における高次動作の一般化行動生成法」では，第 6 章で述べた重心運動の動作生成法を踏まえて，重心運動と関節運動を統合した多自由度運動空間で記述する高次な飛行動作の行動生成法について論じ，実機での動作評価を行う．

第 8 章「結論」で本論文で取り組んだ内容についてのまとめを行う．



## 第2章

# 多自由度系マルチロータ飛行ロボットの一般化 設計手法



第1章により，多自由度系モデルの推力ベクトル空間から重心運動空間への写像に関して，行列  $Q(q)$  を用いて定式化した．本章ではまず，推力を生成させる機構の基本特性と種類について述べる．次に，関節運動は関節アクチュエータによって操作されているという前提のもとで，最も基本で重要な飛行動作である空中定位に必要な推力の求め方を上記の写像関係に基づいて示し，求まった結果を用いて推力アクチュエータの冗長性と飛行安定性の関係を明らかにする．さらに，この定位推力に基づく多自由度系機体モデルの一般化設計手法を導き出し，安定な空中変形を可能にする多リンク系モデルの機体構成法を明らかにする．

## 2.1 推力機構

まず，飛行動作の要である推力の発生機構について述べる．推力機構とは，推力を発生するプロペラとロータの組み合わせを少なくとも一組有するモジュールと本研究は定義し，その最低限のモジュールに様々な付加機能を実現した機構を自由度数の順に追って紹介する．

### 2.1.1 流体力学の基本特性

ロータに固定されているプロペラのピッチ角は固定と仮定する．プロペラの回転によって推力と反転トルクの2つの要素が生成される．回転数と推力・トルクの間は支配的な関係になることがわかっている [37]．

$$f_T = k_F w^2; \tau_{dr} = k_T w^2 \quad (2.1)$$

$f_T$  は常に正を取り，また， $\tau_{dr}$  は必ず回転の逆方向を向く．本研究で用いた当該推力機構のうちの一つに関する計測結果を Fig.2.1 に示す．また，この計測方法は後述の第4章で詳しく紹介する．Eq 2.1 と Fig.2.1 からわかるように，推力機構の推力とトルクの間に線形な関係がわかる．この計測に用いた推力機構では以下のような関係となる．

$$\tau_{dr} = \kappa f_T \quad (2.2)$$

### 2.1.2 多自由度推力機構

#### 2重反転機構

これは一種の制御手法とも考えれるが，2個の固定ピッチプロペラを一つのセットとして扱う機構である．向きの違うプロペラをセットで操作することから2反転と呼ばれ，多くの

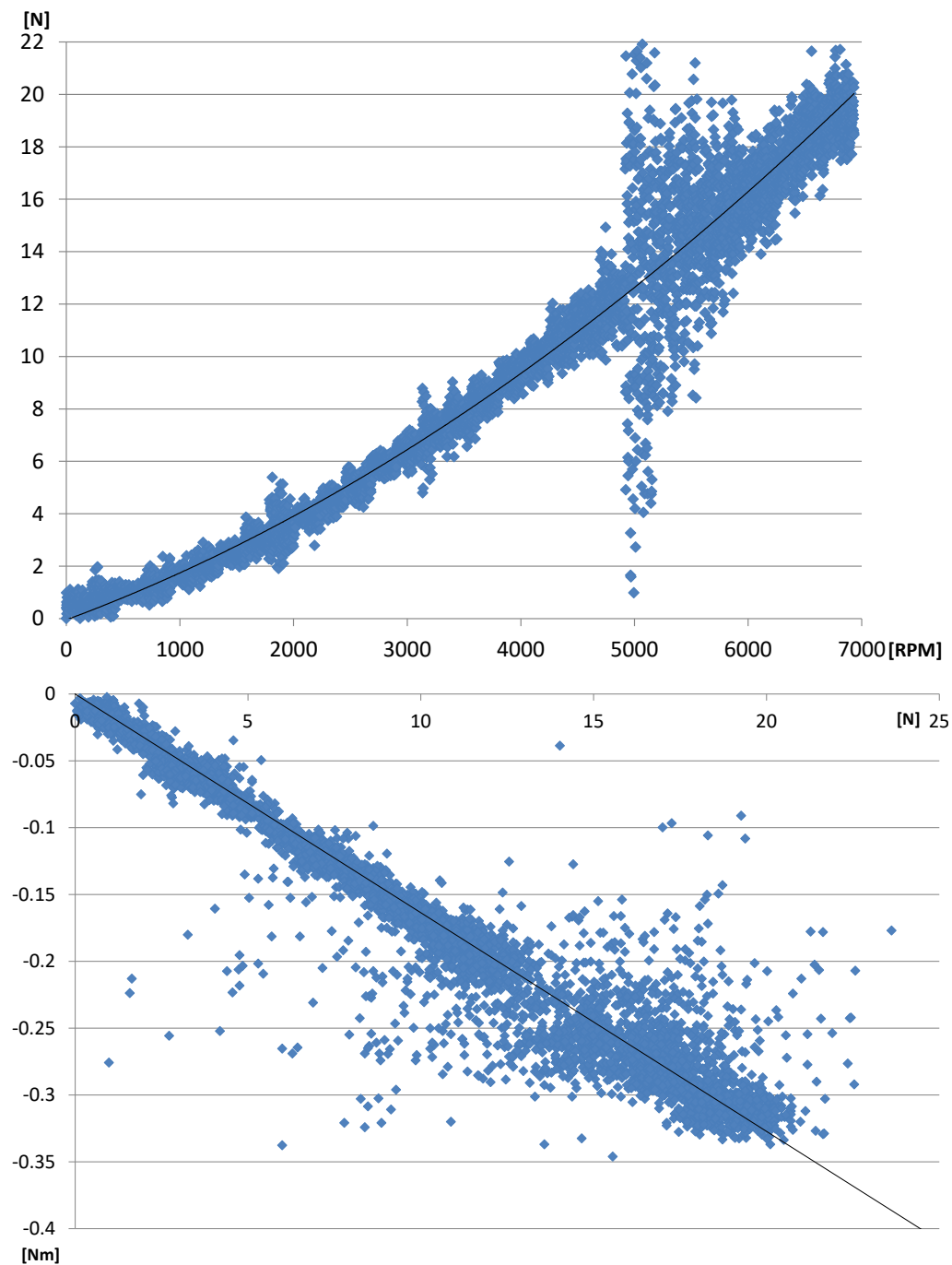


Fig. 2.1: Thrust-rpm and Thrust-drag moment relationship motor: MN3510 360Kv, prop: 14inch 4.8pitch

場合上下に重ねるという形が採用される．特徴は，Eq 2.3 に示されているように，反転トルクを相殺することができることであり，これは後の推力のジンバル機構とも関係する．上下構造の利点としてコンパクトになることが挙げられるが，下に位置するプロペラは上の気流によって，推力効率は大きく低下する [37]．そのため，反転トルクを相殺するためには，大きさの異なるプロペラを用意するか，それぞれ違う回転数で制御する必要がある．それに比べ，横に並べる手法もある．その場合，空間占有率は大きい，制御という観点では，非常に扱いやすいのである [14]．本研究でもこのような手法を用いて，3次元変形型多リンク系モデルに搭載している．

$$f_T = k_{F1}w_1^2 + k_{F2}w_2^2; \tau_{dr} = k_{T1}w_1^2 + k_{T2}w_2^2 \quad (2.3)$$

#### ピッチ可変プロペラ

プロペラのピッチ角を能動的に調整できるサーボ機構であり，モータのモデルは以下のように記述できる

$$f_T = k_F\theta w^2; \tau_{dr} = k_T\theta w^2 \quad (2.4)$$

利点は，反対方向の推力と反転トルクを生成できることである．ただし，機構構造が複雑で，ピッチ角に関する偏向制御は非線形である．

#### 固定翼とプロペラの組み合わせ

これは，プロペラと固定翼の組み合わせによって実現する機構であり，いわゆる固定翼機の飛行原理に基づいた推力発生装置である．また，それ以外にも，垂直の2重反転プロペラの真下に，2自由度の翼をつけることで，気流の向きを能動的に調整する手法も考案され，多くのシングルロータモデル [31][59] はこの機構を用いて，安定飛行を実現している．多くの場合，この装置単体で4自由度の制御入力数を満たすことができる．また，部材数も少ないため，非常に軽量に機体を構成できる．しかし，生成できる回転モーメントが小さく，さらに翼断面における気流を扱うため，飛行制御が複雑である．

#### 推力偏向機構

上記の多自由度の推力機構の原理とは違い，推力の方向を能動的な操作するものとして偏向機構が知られている．多くの場合，これはプロペラロータによる1自由度推力機構をベ-

スに回転台を設置し、それをさらにサーボモータが操作するというシンプルな構造を持つため、近年偏向機構に関する研究が増えてきた。

**1 自由度推力偏向機構** 1つの回転台と対応するサーボモータを設けて、推力向きに関する1自由度の操作を可能する機構を1自由度推力偏向機構と呼ぶ[33][14][15][60]。推力は偏向の回転軸を通るため、推力による偏向動作への負荷は存在しない。さらに、プロペラやロータなどの回転体は軽量で、かつ回転軸から非常に近いため、回転運動に関する慣性も小さく、偏向運動の制御性は十分高いと考えられる。

**2 自由度推力偏向機構 (ジンバル機構)** 2自由度の偏向機構はプロペラの回転面を常に水平に保つ機能を有することから、本研究ではジンバル機構と命名する。ジンバル機構はイメージセンサのスタビライザとしてよく知られており、その向きの調整能力は推力の3次元操作にとっては非常に有効な手段であり、機体重心座標の任意姿勢の実現に大きく関係する。1自由度推力偏向機構に比べ、この機構は相対的に複雑になっており、重量も増している。しかし、後に詳しく説明するが、その自由度数の多さから、他の機構と比べ、より高い飛行安定性が保証される。2自由度の偏向機構の設計候補として Fig.2.2 に示されたように2種類が存在する。左側のパラボラアンテナ型モデル( $\psi, \theta$ )に関しては、シングルロータを用いると、偏向角度によっては真下のリンクの主幹であるロッドと干渉するため、横並びの2重反転型の使用が必須となる。両プロペラの推力は完全に同じである必要があり、そのとき、合力は両偏向の回転軸を通るため、推力による偏向運動への負荷は存在しない。しかし、その場合では、プロペラからの気流の大半がロッドに当たり、推力の効率が大きく低下する。よって、ジンバル機構に関しては Fig.2.2 (b) のような( $\phi, \theta$ )型を採用する。これは、まずリンクの主幹軸周りに第一偏向角 $\phi$ を持ち、次にその直交軸周りに第二偏向角 $\phi$ を持つ。

### 関節操作による偏向制御

また、ロボットモデルが剛体ではなく、多リンク系であれば、ロボットの関節の動きで偏向動作を実現することができる。Pucci ら [61] は等身大のヒューマノイドの四肢の末端に推力機構を設置し、推力の微分項と関節トルクを制御することで、安定な定位飛行を可能にする制御手法を確立した。しかし、第1章で説明したように、この方法では、関節角度ベクトルは制御入力として使われるため、高次動作で形状を探索する本研究の目的と矛盾する。

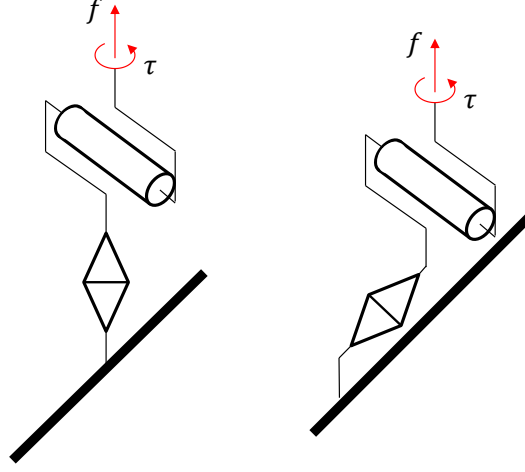


Fig. 2.2: The gimbal mechanism for the thrust. Left: yaw + pitch mode. Right: roll + yaw mode

## 2.2 最適定位推力 (Optimal Hovering Force)

本研究で定義する飛行定位状態は推力の和が重力と釣り合い、かつ回転モーメントが0になるような定常状態である。定位飛行は全ての飛行動作の基本要素であり、安定飛行を評価する最も重要な動作でもある。また、このように推力で重力を常に打ち消す必要があることこそがマルチロータ飛行ロボットの最大の特徴であり、他種のロボット、とりわけ宇宙ロボットとの根本的な違いでもある。本研究で扱う多自由度系モデルにおいて、関節運動が関節アクチュエータによって十分安定に制御されていれば、多リンクモデルも空中で定位することができる。その時刻での形状が一定 ( $\dot{q} \approx 0$ ) であることが前提となる。

こうした定常状態は以下の等式で記述できる。

$${}^{(w)}R(\Phi_{CoG}, \Theta_{CoG}) {}^{(CoG)}\mathbf{f} = M\mathbf{g} \quad (2.5)$$

$${}^{(CoG)}\boldsymbol{\tau} = \mathbf{0} \quad (2.6)$$

$\Phi_{CoG}$  と  $\Theta_{CoG}$  は絶対座標  $\{w\}$  でみた重心座標  $\{CoG\}$  の姿勢を Z-Y-X オイラー角記述した時のロール角とピッチ角を表しており、 $M\mathbf{g}$  は重力を表している ( $\mathbf{g} = (0 \ 0 \ g)^T$ )。

従来の4自由度系駆動系剛体モデルは姿勢が水平であるときのみ定位状態が存在し、写像関係 Eq 1.2 及びこのモデルにおけるロータ配置の幾何学的な対称性により、そのときの定位推力ベクトル  $\mathbf{f}_{Ts}$  の全ての要素は一様に  $\frac{Mg}{N}$  となることは簡単に導き出せる。しかし、重

心運動に関する制御の駆動性が冗長である場合，この等式を満たす推力  $f_T$  の解は無数になる．その解候補の中から，最適なものを見つけるには，まず，Eq 1.2 で示した写像関係のより詳細の記述について述べる． $i$  番目の推力機構が重心座標に作用する重心座標での力とモーメントは以下のように記述できる．

$${}^{CoG}\mathbf{f}_i = f_{T_i} {}^{CoG}\mathbf{b}_i = f_{T_i} {}^{CoG}R_{\{link_i\}}(\mathbf{q}) {}^{link_i}R_{\{F_i\}}(\theta_i, \phi_i) \mathbf{b} \quad (2.7)$$

$${}^{CoG}\boldsymbol{\tau}_{dr_i} = {}^{CoG}\mathbf{p}_i \times {}^{CoG}\mathbf{f}_i + \kappa_i {}^{CoG}\mathbf{f}_i \quad (2.8)$$

ここで， $i$  番目の推力の大きさは  $f_{T_i}$  であり， $\theta_i$  と  $\phi_i$  は偏向機構を2自由度まで表現している． ${}^{link_i}R_{\{F_i\}}(\theta_i, \phi_i)$  はリンク座標  $\{link_i\}$  からみたプロペラ座標  $\{F_i\}$  の姿勢を表し，また  ${}^{CoG}R_{\{link_i\}}$  は重心座標  $\{CoG\}$  からみたリンク座標  $\{link_i\}$  の姿勢であり，関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  を変数として含む．さらに， ${}^{CoG}\mathbf{b}_i$  は推力ベクトルを正規化したもので， $\{CoG\}$  からみた推力の向きであり， $\mathbf{b} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^T$  は水平面に垂直な単位ベクトルである．ここで， ${}^{CoG}\mathbf{p}_i$  は重心座標  $\{CoG\}$  からみたプロペラ座標  $\{F_i\}$  の位置であり，回転モーメントの第2項は反転トルクによるものを示している

したがって，最終的に，全ての推力機構にともたらされる力・モーメントの合計は以下のように求まる．

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{f} \\ {}^{CoG}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} B \\ P * B + \kappa * B \end{pmatrix} \mathbf{f}_T = Q(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}, \mathbf{q}) \mathbf{f}_T \quad (2.9)$$

$$B = \begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{b}_1 & {}^{CoG}\mathbf{b}_2 & \cdots & {}^{CoG}\mathbf{b}_N \end{pmatrix}; P = \begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{p}_1 & {}^{CoG}\mathbf{p}_2 & \cdots & {}^{CoG}\mathbf{p}_N \end{pmatrix}$$

$$\kappa = \begin{pmatrix} \kappa_1 & \kappa_2 & \cdots & \kappa_N \end{pmatrix}; \mathbf{f}_T = \begin{pmatrix} f_{T_1} & f_{T_2} & \cdots & f_{T_N} \end{pmatrix}^T$$

ここで，行列  $P * B$  の  $i$  列目は  ${}^{CoG}\mathbf{p}_i \times {}^{CoG}\mathbf{b}_i$  に， $\kappa * B$  の  $i$  列目は  $\kappa_i \times {}^{CoG}\mathbf{b}_i$  になるように特殊行列演算  $*$  を定義する．また， $\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}$  は Eq 2.7 で現れている各偏向機構の偏向角度をベクトルにまとめたものである．

Eq 2.9 の行列が Eq 1.2 の具体的な形であるが，写像行列  $Q$  に偏向機構の偏向角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}$  が含まれている．つまり，偏向角度によって，可操作空間  $\text{Im}Q$  の挙動が変化することを示唆している．しかし，本研究において，偏向角度ベクトル  $(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi})$  は多自由度運動空間の変数ではなく，制御入力としてみなされている．そして，制御理論では，この写像関係によって，目標の偏向角度が決まる．この制御の流れは写像の因果関係と矛盾しているように見えるが，そこで本研究が導入した重要な考えは定常状態近傍でのモデル近似法であり，

詳しくは第3章で説明する．端的に言うと，モデルは定位飛行という定常状態近傍で記述されるため，そのときこの写像行列  $Q$  に代入される偏向角度はノミナルな値である定位時のもの  $(\theta_s, \phi_s)$  である．また，定位時の偏向角度ベクトル  $(\theta_s, \phi_s)$  は，この段階で定位時の推力と同時に計算される．よって，機体の状態 (形状) による重心運動の変化を表すという意味では，Eq 1.2 の  $Q(q)$  は一般性を失っていない．一方，ここでは，後述の最適問題の導出の説明のため，偏向角度ベクトル  $(\theta, \phi)$  を  $Q$  の変数と扱っている．

本研究では，定常状態を満たす推力ベクトルの解候補のうち，推力ベクトルの要素配列のノルムと分散が最小になるものは最適解とみなす．分散が最小となる要素配列はその要素の限界値から最も遠いものと考えられ，飛行制御の観点からみると，安定余裕が最大で，外乱に対するロバスト性が最も高いとも考えられる．また，最小ノルムはエネルギー最小と等価である．

よって，この最適な解を見つける問題は以下ようになる．

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{TOHF} = \arg \min_{\mathbf{f}_T} \{ & w_1 \|\mathbf{f}_T\| + w_2 \text{var}(\mathbf{f}_T) \} \\ \text{s.t. } & {}^{\{W\}}R(\Phi_{CoG}, \Theta_{CoG}) {}^{\{CoG\}}\mathbf{f} = M\mathbf{g}; \quad {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau} = \mathbf{0}; \quad \begin{pmatrix} {}^{\{CoG\}}\mathbf{f} \\ {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = Q(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}, \mathbf{q})\mathbf{f}_T \end{aligned} \quad (2.10)$$

エネルギー最小と安定余裕最大の相対的な重み付け係数は慎重に考慮すべきで，本研究では  $w_1 = 1$ ,  $w_2 = 2$  と設定されている．多リンク系モデルにおいても，定位時は関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  は不変であるとみなせるため，この最適問題は多自由度系モデル全体に適用できる．

#### 最適定位推力 (OHF) を用いた推力機構の比較

ここでは，飛行の安定性と推力アクチュエータの冗長性の関係性を明らかにするため，異なる推力機構によって構成されるモデル下の最適定位推力 (OHF) を求める．また，比較結果を可視化するため，関節ベクトル空間を持たない剛体モデルを扱う．また，評価対象は冗長駆動系の剛体モデルであり，このモデルは任意の機体姿勢で定位できる．そのため，最適定位推力の計算は全姿勢で行う．

6 自由度の重心運動を可能にする推力機構の設計には，以下の3種類が存在する．まず，1 自由度の固定ピッチのプロペラをそれぞれ異なる方向に配置する機体モデル (e.g. [17] [16]) である．次に，上記のようなプロペラに1 自由度の偏向機構を組み合わせたもの (e.g. [15][60]) である．最後に，偏向機構が2 自由度になっているジンバル機構 [62] である．そのうち，第

1 種の方向が固定になっているものの中でも，[16][17] はその配置方法を一種の最適問題と見立てて，それぞれ，任意の姿勢重心に働く 6 自由度の力・モーメントがもたらす最大値を最大にする問題と最小値を最大にする問題に帰着し，8 個のプロペラ (冗長駆動系) と 6 個のプロペラ (劣駆動系) での最適配置法を提案した．しかし，それらは定位時の推力を評価していない．そこで，これらの 3 つの推力機構をそれぞれ搭載した剛体モデルの任意姿勢での最適定位推力 (OHF) を比較評価する．推力偏向機構の自由度数が増えるほど，機体全体が重くなることは明らかであり，多リンク系の場合だと関節機構もまた全体の重さを増やす．ただ，この比較評価において，モデル形態によらず，機体全体の重さは一定 ( $5[kg]$ ) と仮定する．言い換えれば，機構の少ないモデルはより多くのバッテリーを搭載でき，より長い飛行時間が実現できる．ただ，今回は飛行時間は考慮されていない．また，[17] の条件に合わせるため，推力機構の数，つまりプロペラ数は 8 ( $N = 8$ ) と設定されている．

まず，偏向機構を持たないモデルに関しては，Fig.2.3 (b) に示されている，[17] が提案する配置法を比較対象として用いる．次に，1 自由度偏向機構のモデルに関しては，Fig.2.3 (c) のように，機構は正八角形の頂点に配置されており，その偏向角度は機体中心から放射線周りのものとする [60]．最後に，2 自由度偏向機構 (ジンバル機構) のモデルは Fig.2.3 (d) のように，同じく正八角形の形状を採用し，2 自由度目の偏向の回転軸は 1 自由度目のものに直交する．以上の機体特性は以下の制約条件でまとめることができる．

$$\begin{cases} \text{Fixed: } \theta_i = \phi_i = 0; -\infty < f_{T_i} < \infty \\ \text{1DoF: } \theta_i = 0; 0 \leq f_{T_i} < \infty \\ \text{2DoF: } 0 \leq f_{T_i} < \infty \end{cases}$$

また，この比較評価において，偏向角度  $\theta_i, \phi_i$  によって十分大きいモーメント  ${}^{CoG}\tau_{m_i}$  と仮定する．その場合，反トルク  ${}^{CoG}\tau_{dr_i}$  は相対的に大きさのオーダーが 1 つ小さいため，無視することができる [17]．

各機体モデルの任意姿勢での最適定位推力の要素配列のうちの最大値を Fig.2.4 ~ Fig.2.6 のように示す．x 軸と y 軸はそれぞれ機体の重心座標の姿勢のピッチ角とロール角  $\Theta_{CoG}, \Phi_{CoG}$  を示し，いずれの機体も幾何学的に対称であるため，姿勢の範囲は  $[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$  に制限されている．z 軸では対応する機体姿勢の時の最適定位推力ベクトルの最大値の要素をプロットしている．2 自由度偏向機構 (ジンバル機構) の結果は姿勢に関係なく，もし，プロペラは正多角形の頂点に位置していれば，最適の推力ベクトルのすべての要素は  $\frac{Mg}{N}$  になることを示唆している．一方，偏向機構を持たないものと 1 自由度偏向機構の結果において，全姿勢における最適定位推力ベクトルの最大要素の最大値 (各プロットの頂点) はそれぞれ  $18.373[N]$  と

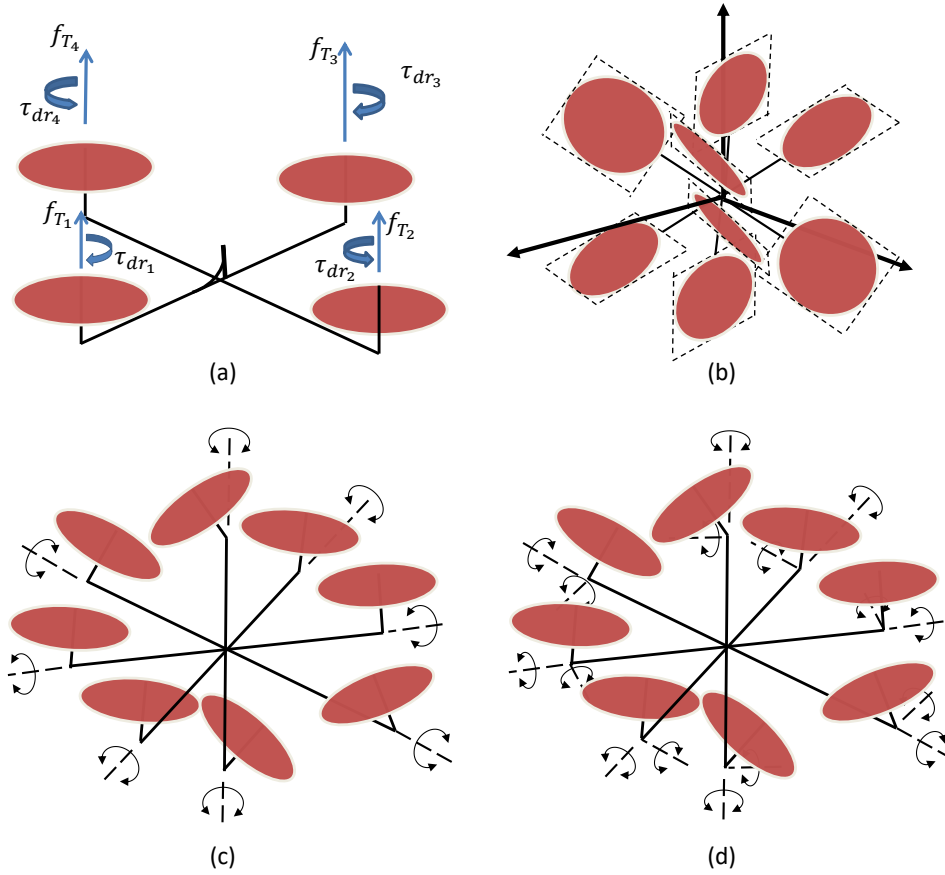


Fig. 2.3: Different types of rigid body models. (a): under-actuated model; (b) 8 rotors without vectoring apparatus; (c) 8 rotors with 8 vectoring apparatus; (d) 8 rotors with 16 vectoring apparatus

10.7881[N] になっており，前者の値は重力をプロペラ数で割った値  $\frac{Mg}{N}$  の3倍近くになっている．無論，偏向機構を持たない分，前者の機体重量は設定値 (5[kg]) より軽くなるが，この最悪の姿勢での安定余裕は明らかに小さく，外力へのロバスト性の弱さを示す．したがって，この3つ候補のなかで，2自由度偏向機構は任意姿勢において，飛行制御の安定余裕が最大あるいはロバスト性が最も高いことが言える．これは，アクチュエータが増える分，システムの安定性が高くなるという事実と一致する．

この評価は特定の機体形状 (正多角形) のみでの比較ではあるが，2自由度偏向がいかなる形状においても最適推力の最大値が他の2つの候補より小さくことは容易に推定でき

る．これは，剛体モデルに限らず，多リンク系モデルでも同じ結果が得られると考えられる．言い換えれば，2自由度偏向機構（ジンバル機構）は，多自由度系モデルで6自由度重心運動を実現する推力機構のなかで最適であると言える．

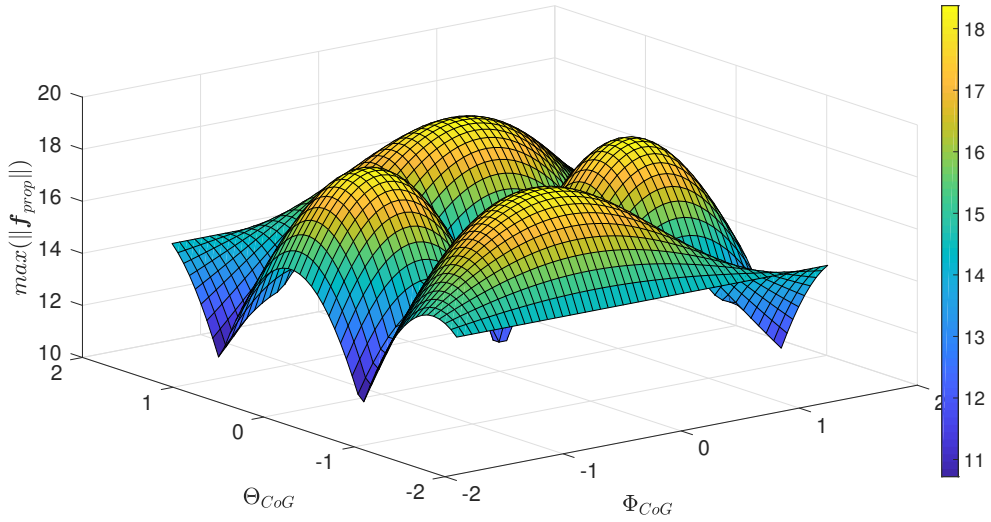


Fig. 2.4: The optimization results for each type of vectoring mechanism show the max value among thrust force vector for hovering  $max\_val(\mathbf{f}_T)$ , while change the robot orientation within the range of  $\Theta_{CoG} \in [-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ ,  $\Phi_{CoG} \in [-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}]$ . fixed rotor module: the max force is 18.373[N].

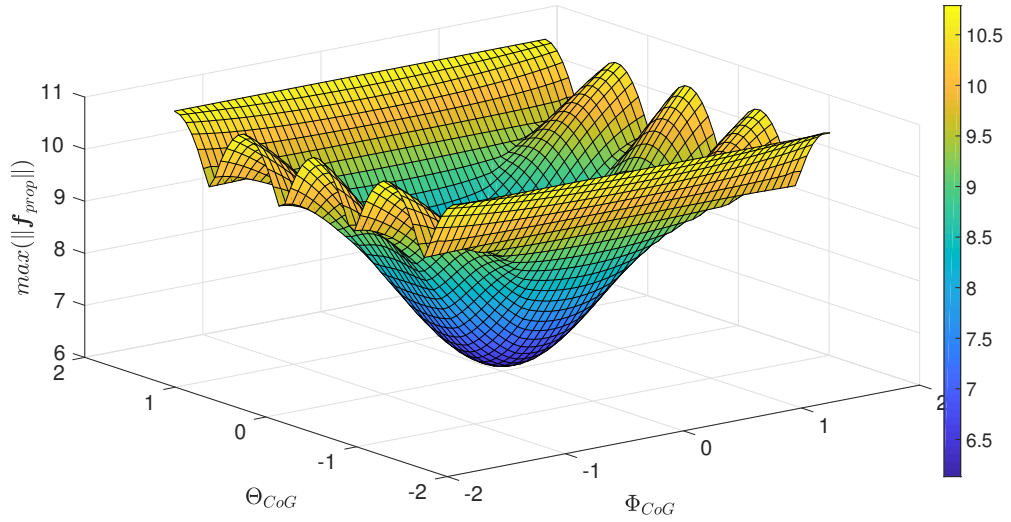


Fig. 2.5: 1 DoF force vectoring mechanism: the max force is 10.7881[N].

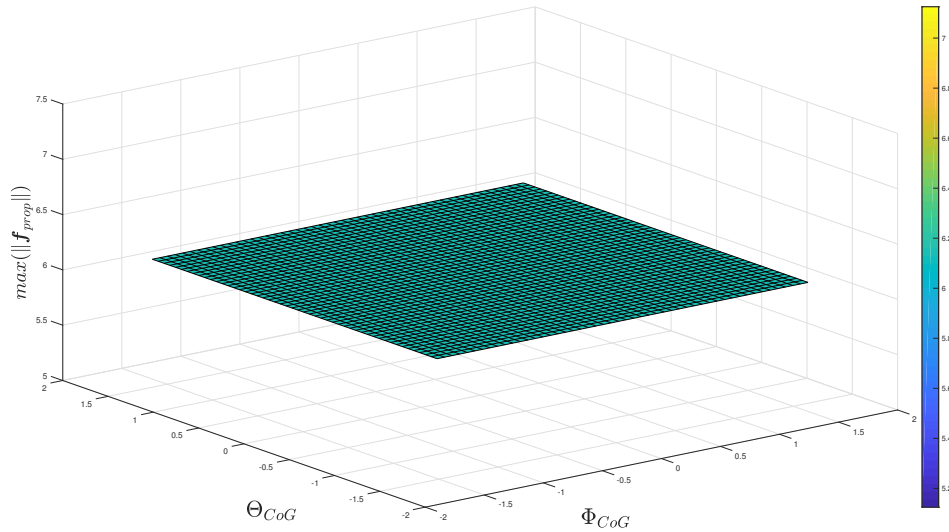


Fig. 2.6: 2 DoF force vectoring mechanism: uniform thrusting force 6.125[N] regardless of the robot orientation.

### 2.3 最適定位推力の最悪値に基づく設計手法

以上の比較評価では，機体の取りうる全姿勢における最適定位推力の最悪値を求めることで定量的な比較ができた．この最悪値の求め方を以下のように定式化する．

$$f_{max}(M) = \max_{\mathbf{q}, \Theta_{CoG}, \Phi_{CoG}} (max\_val(f_{TOFH}(M, \mathbf{q}, \Theta_{CoG}, \Phi_{CoG})) \quad (2.11)$$

なお， $max\_val(x)$  はベクトル  $x$  の要素配列のうち，値が最も大きい要素を指している．また，同じ機構を持つモデルでも，重さはその他の要素 (e.g. バッテリ，センサ) によって変わるため，機体重量  $M$  は変数として扱われている．

推力機構の観点から考えると，ロータが発生できる推力の有効範囲の上限はこの最悪値を上回る必要がある．そこで，この最適定位推力の最悪値による推力ロータの設計手法を提案する．

従来の4自由度劣駆動系剛体型モデルに関する機体の設計論に関しては，機体の飛行時間やペイロード，俊敏性などを総合的に評価した最適設計法 [5] が提案されている．その中核をなす考えは，機体の飛行時間  $T$  と機体重量  $M$  のバランスをどのように取るべきかであり，それは以下のように定式化できる．

$$\eta_{rotor}(m_{battery} + m_{base})T = m_{battery} * \mu \quad (2.12)$$

$$nf_{T_s} = (m_{battery} + m_{base})g < nf_{rotor_{max}} \quad (2.13)$$

なお， $\eta_{rotor}[\text{W/Kg}]$  はモータの推力効率であり， $\mu[\text{J/Kg}]$  はバッテリーのエネルギー密度である．さらに， $m_{battery}$  と  $m_{base}$  はそれぞれバッテリーの重さと機体本体の重さである．Eq 2.13 の  $f_{T_s}$  は定位時の推力であり，前述のように4自由度劣駆動系において，定位時ロータ推力は全て同じ値であるため，ロータの数  $n$  をかければ機体が出せる総推力がわかる．Eq 2.13 の等式は定位時の重力との釣り合いを表している．しかし，推力制御によって，推力指令値が変動するため，モータの最大出力  $f_{rotor_{max}}$  に関しては一定のマージンを取る必要がある．それが Eq 2.13 の不等式が意味するところであり，ロータの選定はこの  $f_{rotor_{max}}$  に基づく．ただし，推力出力の大きいロータを使うことは機体の重さが増加することと飛行時間の減少を意味する．つまり，最低飛行時間が設定されていれば，その時間を下回らないように機体の構造を設計し，重さを調整する必要がある．

このような設計論を多自由度系モデルに拡張すると、以下のような式になる。

$$\eta_{rotor}(m_{battery} + n_l(m_{link} + m_{rotor}) + n_j m_{joint})T = m_{battery} * \mu \quad (2.14)$$

$$f_{max}((m_{battery} + n_l(m_{link} + m_{rotor}) + n_j m_{joint})) < f_{rotor_{max}} \quad (2.15)$$

$f_{max}$  は Eq 2.11 で求めた設計機体の定位推力の最大値 (最悪値) である。なお、多リンク系モデルはリンク構造 ( $m_{link}$ ), 推力機構 ( $m_{rotor}$ ), 関節機構 ( $m_{joint}$ ) の3つの部分から構成されているため、機体重調整の選択肢が増えた。従来のマルチロータに関する設計手法と同様、上記の二つの制約条件を多リンク系構造設計の基本指針として、適した特性 (最大出力が  $f_{rotor_{max}}$  以上) のロータを選定する。なお、従来の4次自由度劣駆動系剛体モデルの場合、定位推力  $f_{T_s}$  は Eq 2.15 における推力の最悪値  $f_{max}$  と一致している。これはこの設計手法の一般性を証明している。

## 2.4 多自由度系機体モデルの構成法

以上の設計法を用いて、多自由度系機体モデルの具体的な構成について考える。まず、空中での安定変形を実現するための十分条件の一つである重心運動に関しては6自由度の独立制御を可能にすることを構成の制約条件として設けると、制御入力数  $\dim(\text{Im}Q) = 6$  になるような機体を構成すべきである。また、推力ロータのみを持つリンクモジュールという最もシンプルな機体構造を用いる場合、重心運動に関するアクチュエータの総数はリンク数と同じであるので、機体の最小リンクは6となることがわかる。つまり、このような方法では、6リンク以下の機体モデルを構成することはできない。さらに、こうした推力ロータのみの機体構造では、Fig.2.3 (b) のような剛体モデルと同様、機体姿勢と形状が変化した時の最適定位推力の最悪値  $f_{max}$  (Eq 2.11) が非常に大きくなることが予想できる。したがって、機体のロータを設計する際に用いる制約条件 Eq 2.12 と Eq 2.13 を満たすことが困難になると考えられる。

では、どのように機体を構成すれば、6リンク以下の機体を構成でき、さらに機体の取り得る形状及び姿勢下で、設計の制約条件 Eq 2.12 と Eq 2.13 を満たすことができるのであろうか。そこで、本研究では、2種類の構成方法を導き出し、それぞれについて詳しく説明していく。

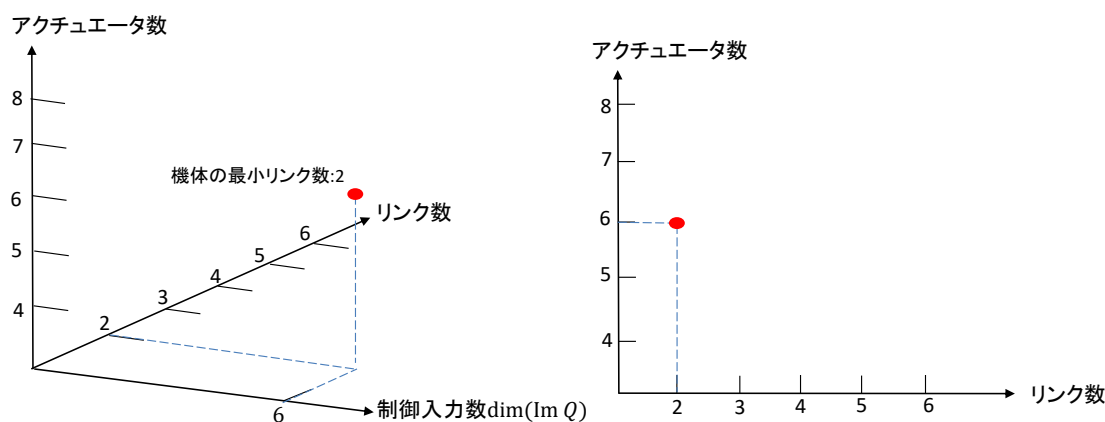


Fig. 2.7: 3次元変形型モデルの定義

### 2.4.1 3次元変形型多リンク系モデル

まず，Fig.2.4 *sim*Fig.2.6 で行った推力機構の比較評価で最適定位推力の最悪値  $f_{max}$  を最小にする2自由度偏向機構（ジンバル機構）を用いて，前述の重心運動に関しては6自由度の独立制御を可能にするという十分条件を満たす．さらに，機体の変形可能領域を最大にするため，リンク間は2自由度の関節で接続される．よって，リンクの両端には回転軸が互いに直交になる関節構造があり，それぞれに対して，関節アクチュエータによって駆動されている．なお，リンクモジュールがもつ推力に関するアクチュエータは推力ロータを入れて全部で3となる．つまり，Fig.2.7 に示されているように，重心運動に関する制御入力数  $\dim(\text{Im}Q)$  を6にする場合の最小リンク数は2となる．

Fig.2.8 に示されているように，ジンバル機構を有するリンクモジュールには2通りの設計案が考えられる．タイプ(a)をシングルロータジンバル，タイプ(b)をデュアルロータジンバルと呼ぶ．デュアルロータジンバルでは2個の推力ロータを使用しているが，2重反転手法を用いているため，制御システムにおいては，1自由度の推力入力とみなす．よって，制御の観点から見て，リンクモジュールがもつアクチュエータ数は3となる．なお，デュアルロータの回転方向が相反しているため，推力ロータの反トルクは相殺される．さらに，ジンバルを回転させるときのリンクモジュールに働くジャイロモーメントも相殺できる．これにより，制御システムにおいてジャイロモーメントという非線形項を補償する必要はなくなる．また，本研究では，ジンバル機構は位置サーボ系のモータユニットを使用しているため，その追従性を高めるためには，ジンバルの回転部の慣性テンソルを出来る限り小さくする必

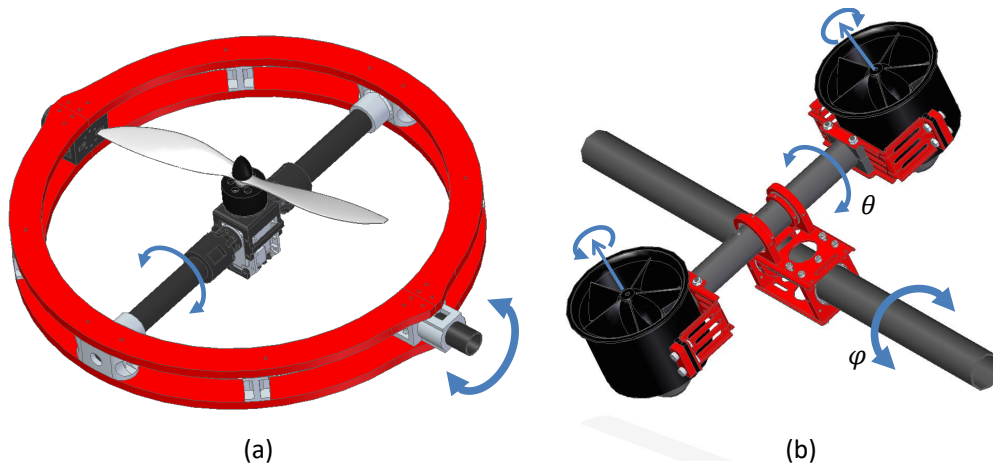


Fig. 2.8: Two different structures of gimbal module. a) The single-rotor gimbal type; b) The dual-rotor gimbal type

要がある．したがって，本研究で通常のプロペラより相対的に小さく，出力の高いダクデットファンモジュールを使用する [63]．ダクデットファンは主に固定翼の推進器として用いられ，マルチロータのような推力を上下運動の制御に用いるのは，効率が低いため，不利とされているが，その反面，ダクトを用いることで非常に高い安全度を備えている [64]．このモジュールで構成された剛体モデルはいくつかある．三輪ら [65] はこれを用いて 4 自由度劣駆動系剛体モデルを実現しており，さらに Muehlebach ら [66] はダクテッドファンと偏向翼を組み合わせたトライロータ型剛体モデルを構築した．また，ダクデットファンと偏向機構を組み合わせた機体の開発と飛行制御の実現 [67][68] はいくつかあるが，どの機構も限られた範囲での偏向であり，本研究で提案する任意角度への偏向は難しいと考えられる．対して，Fig.2.8 (b) に示されているジンバル機構の 2 軸の偏向は共に  $360^\circ$  の回転を可能にしている．なお，シングルロータジンバルとデュアルロータジンバルの飛行安定に対する影響の比較については，第 5 章にて機体モデルの実装を用いて評価を行う．

このリンクモジュールによって構成される機体モデルについては，第 3 章では空中変形を可能とする飛行制御手法，第 4 章では実機での状態推定，体内通信システム及びシミュレーションにおける透過型の飛行動作確認手法，第 5 章では機体の実装例を用いた 3 次元変形飛行の実証実験について説明する．さらに，第 7 章では，その関節運動を利用した，狭隘空間での変形飛行動作の行動生成法について述べる．

### 2.4.2 2次元変形型多リンク系モデル

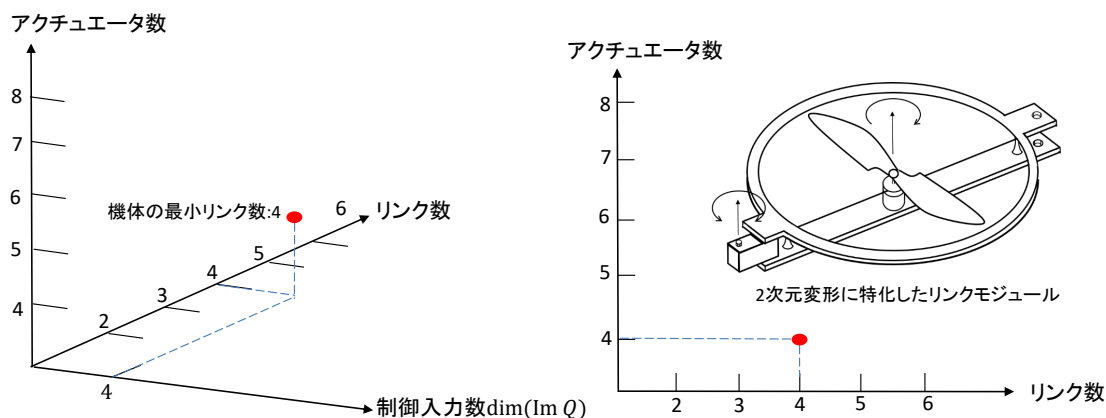


Fig. 2.9: 2次元変形型モデルの定義

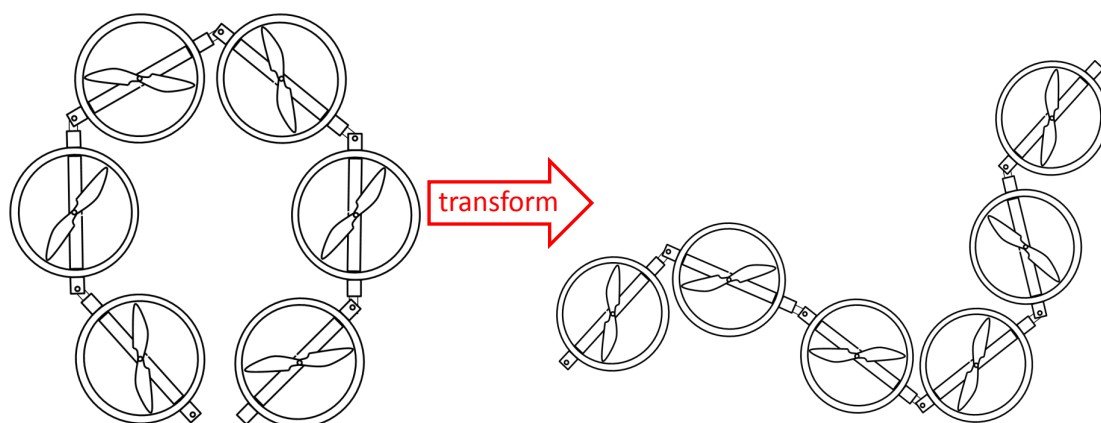


Fig. 2.10: 2次元変形型の6リンク構成モデル

前述の3次元変形型モデルは重心運動に関しては6自由度の独立制御を保证するモデル構成という十分条件を課しているが、これは安定な空中変形を可能にする必要条件ではない。ここで、2次元変形という制限された空中変形形態に着目する。2次元の安定飛行を実現するには、機体の重心運動に関しては任意姿勢での飛行定位を可能にする必要がなくなり、水平状態  $SE(2)$  のみに限定することができる。また、高度を追加で考慮すれば、実現すべく重心運動に対する制御入力数は4で充分となる。これは、重心運動に関しては従来の4自由度

の劣駆動系剛体モデルと同じ力学モデルを持つことを意味する。つまり、リンクモジュール構造の設計に関しては、Fig.2.9 に示されているように、推力ロータのみで十分である。また、機体の変形形態に関しては Fig.2.10 のように、機体の変形平面は全てのロータの回転軸に直交する。この特徴により、この機体モデルにおける推力ベクトル空間から重心運動空間への写像は、4 自由度劣駆動系剛体モデルの (Eq 1.3) の形式と類似することを意味する。両者の相違点は、2 次元変形型多リンク系モデルの写像行列の各要素は形状によって変化することである。また、このモデル形態の最小リンク数は制御入力数の値と同じ 4 である。なお、Fig.2.8 で示したジンバル機構で 2 次元変形型モデルを構築することも可能であるが、その力学モデルは 3 次元変形型モデルと同じであるため、本研究ではそうした機体モデルは扱わないとする。

また、3 次元変形型モデルによる 2 次元変形も可能だが、この劣駆動系の多リンクモデルを提案したのはシンプルな機構による空中変形 (範囲が限定されてもいい) が可能かどうかを模索することが目的である。一方、機体のペイロードという観点から考えると、シンプルな構造を持つ 2 次元変形型モデルは機構の点数が少ないため、3 次元変形型と同サイズの機体の重さは相対的に小さい。これは、推力ロータにおける負荷重量を担うための余裕 (マージン) が大きいことを意味し、より多くの負荷重量を携帯することができる。物体運搬といった任意姿勢での定位を必要としない特定の飛行動作において、2 次元変形型モデルは優位性を発揮できると考えられ、本研究ではこの劣駆動系モデルを用いて、物体の把持と運搬を統合した高次の飛行動作を実現する。

このリンクモジュールによって構成される機体モデルについては、第3章では上記の 3 次元変形を可能にする飛行制御手法の一部を利用することで安定飛行できることを示し、さらに第4章では 3 次元変形型モデルと共有の一般化プラットフォームを説明する。第5章では、2 次元変形型の実装例を導入すると同時に、実機による 2 次元変形飛行の評価を行う。最後に、第7章では、2 次元変形で実現できる高次動作では、全身抱え込み動作による断面一様物体の把持運搬動作の実現方法について述べる。

### 特異形状

Eq 2.9 における写像行列  $Q$  のランクは形状依存であることは明白であり、ランクが減少する形状を特異形状と呼ぶ。ランクの減少は重心運動に関する制御入力数の減少と等価である。ここでは Fig.2.10 に示された 2 次元変形可能な多リンクモデルを用いて説明する。な

お、このモデルは重心運動に関しては常に劣駆動であることは明らかであり、その運動空間は6自由度のSE(3)ではなく4自由度の $R^3 \times SO(2)$ となる。さらに、写像行列 $Q$ を6つの行ベクトル $\{Q_{r_x}, Q_{r_y}, Q_{r_z}, Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}, Q_{\alpha_z}\}$ に分解すると、このモデルにおいて $Q_{r_x}$ と $Q_{r_y}$ は0であることは自明である。よって、写像行列のランクは行ベクトル $\{Q_{r_z}, Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}, Q_{\alpha_z}\}$ の線形独立性で確認できる。そのうち、 $Q_{r_z}$ と $Q_{\alpha_z}$ が線形独立であることは自明である。したがって、確認すべきベクトルグループは $\{Q_{r_z}, Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}\}$ と $\{Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}, Q_{\alpha_z}\}$ の2つに別れる。

まず、一つ目のグループに関しては、プロペラが一直線に配置されている場合のみ、 $\{Q_{r_z}, Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}\}$ は線形従属となる。これはFig.2.11 (a)のような形状を意味する。また、このときの関節角度ベクトル $q$ は必ず、以下のような特性を持つ。

$$q_m = -q_{m+1} = q_0, \left(m = 1, 3, 5 \cdots -\frac{\pi}{2} \leq q_0 \leq \frac{\pi}{2}\right) \quad (2.16)$$

次に、二つ目のグループ $\{Q_{\alpha_x}, Q_{\alpha_y}, Q_{\alpha_z}\}$ に関しては、 $N = 4$ と $N = 5$ の場合のみ特異形状を持つ。行ベクトル $Q_{\alpha_z}$ はEq 1.3に記述されているように、奇数プロペラと偶数プロペラで値の符号が反転する。よって、このベクトルグループが線形従属になるためには、偶数プロペラ群と奇数プロペラ群がそれぞれ一直線に配置され、なおかつ二本の直線が平行になっている必要がある。しかし、このような状況はプロペラ数が5個以上の場合においては発生しない。一方で、 $N = 4$ のクワッドタイプの場合はFig.2.11 (b)のような形状が該当する特異形状となる。このときの関節角度ベクトル $q$ は以下のような関係式を満たす。

$$q_1 = -q_3 = q_0, \quad q_2 = 0; \left(-\frac{\pi}{2} \leq q_0 \leq \frac{\pi}{2}\right) \quad (2.17)$$

また、 $N = 5$ の機体モデルにおいて、関連する特異形状はFig.2.11 (c)となり、その時の関節角度ベクトル $q$ の制約式は三角関数を用いて以下になる。

$$2\sin(q_2) = \sin(q_1 - q_2), \quad q_1 = q_3, q_2 = q_4 \quad (2.18)$$

こうした特異形状に関する対処方法は飛行制御と行動生成の二つの段階から考えられる。飛行制御におけるアプローチとしては、Muellerら[34]が提案した重心運動に関する定位の条件緩和という考えを利用する。例えば、二つ目のグループ(Fig.2.11 (b)とFig.2.11 (c))に関しては、yaw軸周りの回転運動の制御を無効にし、並進運動のみに関する定位飛行を実行する。これに関する実証実験は第5章で詳しく説明する。また、行動生成の段階では、特異形状を回避するような多自由度運動空間での探索方法を構築する。

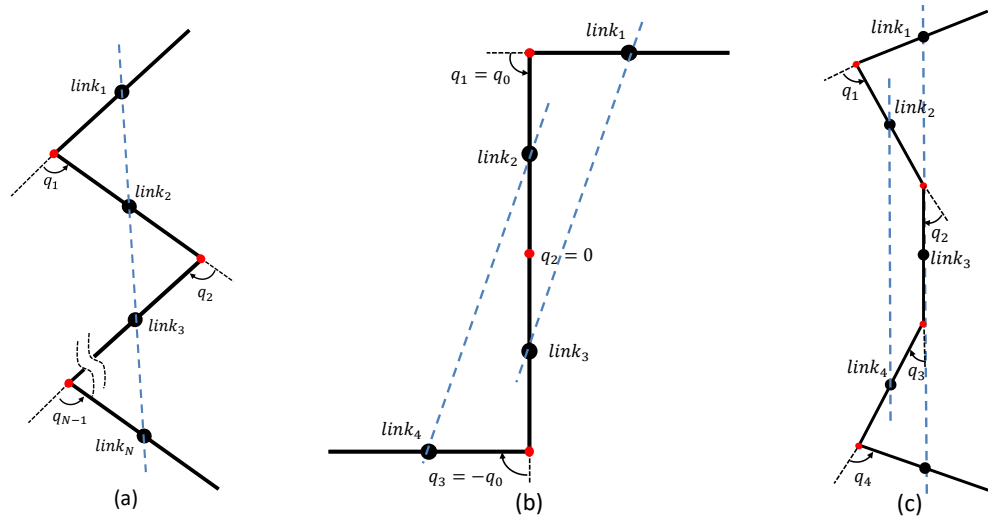


Fig. 2.11: Different singular forms. (a): The general singular forms for any number of links, wherein the angles of the joints satisfy the conditions in Eq 2.16 . (b): The special singular forms for the four links case( $N = 4$ ), wherein the joint angles can be represented by Eq 2.17 . (c): The special singular forms in the five links case( $N = 5$ ), wherein the joint angles can be represented by Eq 2.18

## 2.5 本章のまとめ

本章では，空中定位させる推力ベクトルの解候補の中で，エネルギー最小かつ安定余裕最大の解を最適なものとみなし，最適定位推力 (Optimal Hovering Force, 以下 OHF という) と定義し，その求め方を推力ベクトル空間と重心運動空間の写像関係を用いて，一般化された最適問題で定式化した．この最適問題を用いて，推力入力に関するアクチュエータの冗長性と飛行安定性の向上との関係性を明らかにした．また，目標機体モデルの取りうる全ての姿勢と形状における OHF の最大値 (最悪値) を求めることによって，機体の推力機構 (e.g. ロータ) の特性を決めるという一般化設計手法を提案した．最後に，この一般化設計手法によって導き出された多自由度系飛行ロボットのモデル形態は Fig.2.12 に示されているように 2 次元変形型と 3 次元変形型の 2 種類となることを示した．以降，この 2 種類の多自由度モデルを統合した一般化制御理論 (第 3 章) 及び一般化プラットフォーム構築法 (第 4 章) を展開していく．

アクチュエータ 変形形態	アクチュエータ	
	推力ロータのみ	推力ロータ+ 偏向機構
2次元変形	○ 最低リンク数: 4 ○ 全推力は常に重力と平行 △ 特異形状を有する 	○ 最低リンク数: 2 × 3次元変形型と同じ力学特性
3次元変形	× 最低リンク数: 6 × $f_{TOHF}$ が入力限界を超える	○ 最低リンク数: 2 ○ 2自由度推力偏向機構 

Fig. 2.12: two types of transformable aerial robot model resulted from the general design method proposed in this chapter

## 第3章

### 多自由度系の一般化飛行制御理論



本章では，多リンク系モデルはゆっくり変形することを力学モデル記述の大前提とし，多自由度系の一般化力学モデルを時変の剛体モデルに近似するものとする．これにより，本研究で実現する飛行制御理論は重心運動に関するものに集約される．重心運動制御に関して，従来の手法は重心の位置姿勢に対してそれぞれ PID 制御で重心運動に関する目標力とモーメントを求め，さらに第1章で示した推力ベクトル空間から重心運動空間の設計写像  $Q$  の逆写像を用いて目標推力ベクトルを求めるという2段階で構成される．しかし，時変の写像行列  $Q(q)$  に対して，形状が変化する都度フィードバックゲインを調整する必要がある．そこで，本研究では全ての多自由度系モデルに適用できる3自由度の姿勢と高度（計4自由度）に関する推力ベクトルの最適制御手法を提案し，2次元変形型モデルを用いてその制御則を説明する．これにより，2次元の空中変形を可能にする4自由度制御法が実現できる．さらに，3次元の空中変形と任意姿勢での安定定位を実現するために，2自由度の偏向機構をもつ機体モデルに対して推力の方向を操作できる偏向操作に着目し，推力ベクトルの最適制御とは独立した水平の並進運動や3自由度の回転運動に関する偏向制御を構築する．

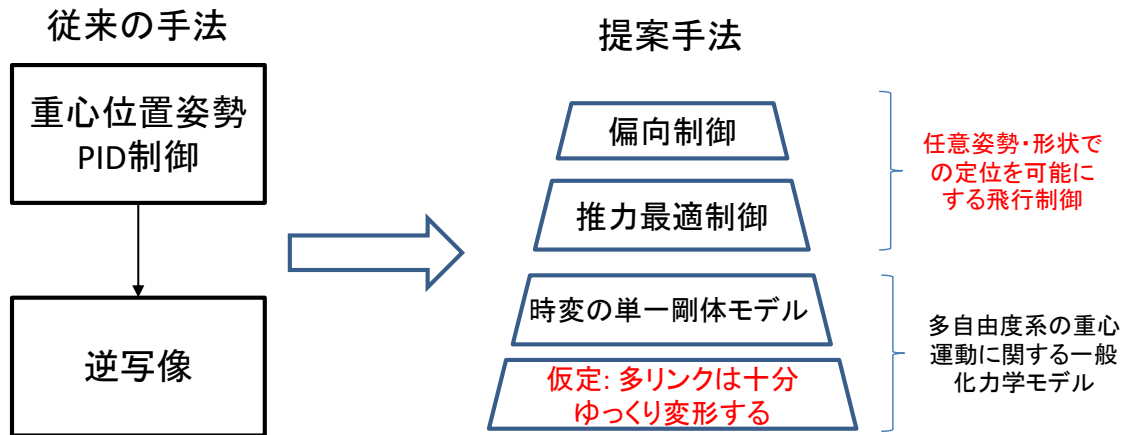


Fig. 3.1: The introduction of the control system for generalized freedom aerial robot based on the foundation assumption of the single rigid body model.

### 3.1 力学モデル

第1章で示したように，多リンク系の力学モデルはラグランジュの運動方程式のもとで，以下のように記述することができる．

$$\begin{pmatrix} H_{11} & H_{12} \\ H_{21} & H_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \ddot{q} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l_1 \\ l_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_q \end{pmatrix} + \sum_{i=1}^N \begin{pmatrix} J_{1i}^T \\ J_{2i}^T \end{pmatrix} F_{T_i} \quad (1.1)$$

まず， $\xi = (\dot{r}, \omega)^T$  はそれぞれ重心座標の並進と回転運動を表した6自由度の速度成分を表しており， $q$  は関節角度ベクトルを示している．また，式の左辺は慣性力を表し，特に， $l_1$  と  $l_2$  はコリオリ力，遠心力及び重力の影響をまとめたものである．それに対して，右辺は外力による影響を示し，そのうち， $\tau_q$  は関節トルクベクトルである．なお，スカラー変数  $f_{T_i}$  を各ロータの回転によって発生する推力の大きさと定義すれば，力ベクトル  $F_{T_i}$  は各推力に関する基礎ヤコビ行列 ( $J_{1i}, J_{2i}$ ) に合わせるためのスカラー量を6次元に拡張したものである．

Eq 1.1 は一般的な多リンクのマニピュレータモデルと共通する部分が多い．従来より，分解速度制御や計算トルク法制御などの手法 [29] により，この非線形の形に対して順・逆動力学に基づいた数値的ないし，解析的な制御手法が多く提案されてきた．さらに，近年では外力を考慮した二足ロボットのバランス制御手法が提案され，本研究の対象となる多リンク系飛行ロボットとの関係性が高いと考えられる [69][70]．しかし，以下の相違点により，飛行ロボットへの応用はいささか難しいと考えられる．1. 非線形な動力学の計算を含む制御システムは性能の高い計算機を必要としているため，シミュレーションでの実証にとどまるものが多く，ペイロードが限られている飛行ロボットへの搭載はさらに難しいと考えられる．2. 多くのマニピュレータでは外力を制御入力とみなしておらず，関節トルクで補償することが目的となっている．一方，多リンク系飛行ロボットは関節トルクに加えて，プロペラ推力も制御入力とみなされている．

よって，限られた計算資源のもとで，安定飛行制御を実現するためには，力学モデルに対して低次元化を行うのが有効である．そのためには，まず Eq 1.1 を重心座標で記述し直し，さらに関節角度に関する部分を分離する．

$$\sum_{i=1}^N m_i {}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\}} = {}^{(W)}R_{\{CoG\}} {}^{(CoG)}\mathbf{f} - \sum_{i=1}^N m_i \mathbf{g} \quad (3.1)$$

$${}^{(CoG)}\dot{\mathbf{L}} = \sum_{i=1}^N {}^{(CoG)}\dot{\mathbf{L}}_i = \sum_{i=1}^N \{ {}^{(CoG)}\mathbf{p}_i \times (m_i {}^{(CoG)}\dot{\mathbf{p}}_i) + {}^{(CoG)}R_{\{L_i\}} I_i {}^{(CoG)}R_{\{L_i\}}^T \boldsymbol{\omega}_{\{L_i\}} \} = {}^{(CoG)}\boldsymbol{\tau} \quad (3.2)$$

$$H_{21} {}^{(W)}\dot{\boldsymbol{\xi}}_{\{CoG\}} + H_{22}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{l}_2 = \boldsymbol{\tau}_q + \sum_{i=1}^n J_{2i}^T \mathbf{F}_i \quad (3.3)$$

Eq 3.1 と Eq 3.2 はそれぞれ重心の並進回転運動を表したもので，Eq 3.3 は関節の回転運動に関する式である．なお，上付き文字は物理量が記述されている座標系を表す． ${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\}}$ ， ${}^{(CoG)}\mathbf{p}_i$ ， ${}^{(CoG)}R_{\{L_i\}}$  及び  ${}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{L_i\}}$  はそれぞれ重心の変位と各リンクの重心座標から見る変位，姿勢及び角速度を表している． $m_i$  と  $I_i$  は各リンクの重さと慣性テンソルである． ${}^{(CoG)}\mathbf{f}$  と  ${}^{(CoG)}\boldsymbol{\tau}$  はそれぞれ重心に作用する力とモーメントの総量であり，Eq 2.9 のように展開することもできるが，一般性のため，ここでは一つの記号にまとめ，以降の具体的なロボットモデルの議論の際に，それぞれ個別で展開する．

### 3.1.1 単一剛体への近似

Eq 3.1 ～ Eq 3.2 のように分離することで，3つの運動を独立に解くことができ，制御器計算の高速化が可能になるが，関節に関する運動は依然として複雑である．そこで，本研究では，第2章で述べたように，関節運動に関する最も重要な仮定として，以下のような条件を設ける．

仮定: 多リンク系は十分ゆっくりに変形する．

本研究では関節に対しては追従性の十分高い位置サーボモータを利用するため，関節に関しては目標の角度ベクトル ( $\mathbf{q}_d$ ) のみを与えるとする．したがって，制御対象は6自由度の重心運動のみとなる．さらに上記のような静的な変形条件により，関節角度の速度成分を含む  $n$  次の微分成分は0とみなせる ( $\dot{q}_i^{(n)} \approx 0$ )．これは，言い換えれば，多リンク系は一つの時変の単一剛体とみなせる．したがって，回転運動方程式 Eq 3.2 はさらに下記のように簡

略化することができる．

$$\{{}^{CoG}\}_{\Sigma} I_{\Sigma} \dot{\omega}_{\{{}^{CoG}\}_{CoG}} + \{{}^{CoG}\}_{CoG} \omega_{\{{}^{CoG}\}_{CoG}} \times (\{{}^{CoG}\}_{\Sigma} I_{\Sigma} \omega_{\{{}^{CoG}\}_{CoG}} + \sum_{j=1}^{N_{rotate}} \{{}^{CoG}\}_{I_j} I_j \omega_j) = \{{}^{CoG}\}_{\Sigma} \tau \quad (3.4)$$

$$\{{}^{CoG}\}_{\Sigma} I_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N I'_i = \sum_{i=1}^N (m_i \hat{p}_i^{\{{}^{CoG}\}_{CoG}} \hat{p}_i^{\{{}^{CoG}\}_{CoG}T} + \{{}^{CoG}\}_{R_{\{L_i\}}} I_i \{{}^{CoG}\}_{R_{\{L_i\}}}^T) \quad (3.5)$$

$\{{}^{CoG}\}_{\Sigma} \omega_{\{{}^{CoG}\}_{CoG}}$  は重心座標で記述される重心座標の角速度である．ここで用いた数学記号  $\wedge$  は任意の3次元ベクトルを  $R^{3 \times 3}$  の歪対称行列に写像するものである．なお，Eq 3.4 の左辺第2項から抽出される  $\{{}^{CoG}\}_{CoG} \omega_{\{{}^{CoG}\}_{CoG}} \times \{{}^{CoG}\}_{I_j} I_j \omega_j$  は推力発生機構における回転体（プロペラ，ロータ）によるジャイロモーメントを表している．

以上より，本研究で制御する6自由度の重心運動はEq 3.1 と Eq 3.4 でまとめることができ，これは剛体運動を表すニュートン・オイラー方程式そのものである．

### 3.2 一般化制御手法

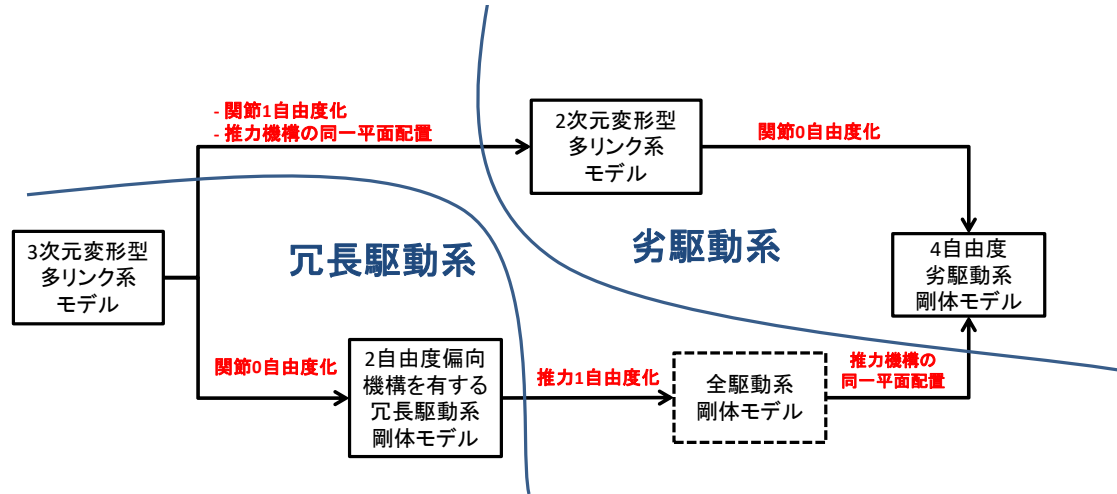


Fig. 3.2: The relationship between different models

前述の多自由度系モデルの一般化力学モデルを用いて，全てのモデル形態に適用する制御手法を展開するが，ここでは，4つの代表的なモデル形態（1. 4自由度劣駆動系剛体モデル；2. 2次元変形型多リンク系モデル；3. 2自由度偏向機構を有する冗長駆動系剛体モデル；4. 3次元変形型多リンク系モデル）を用いて段階的に説明していく．なお，それぞれのモデル形態間の関係は Fig.3.2 に示されているとおりである．

## 3.2.1 4自由度劣駆動系剛体モデル

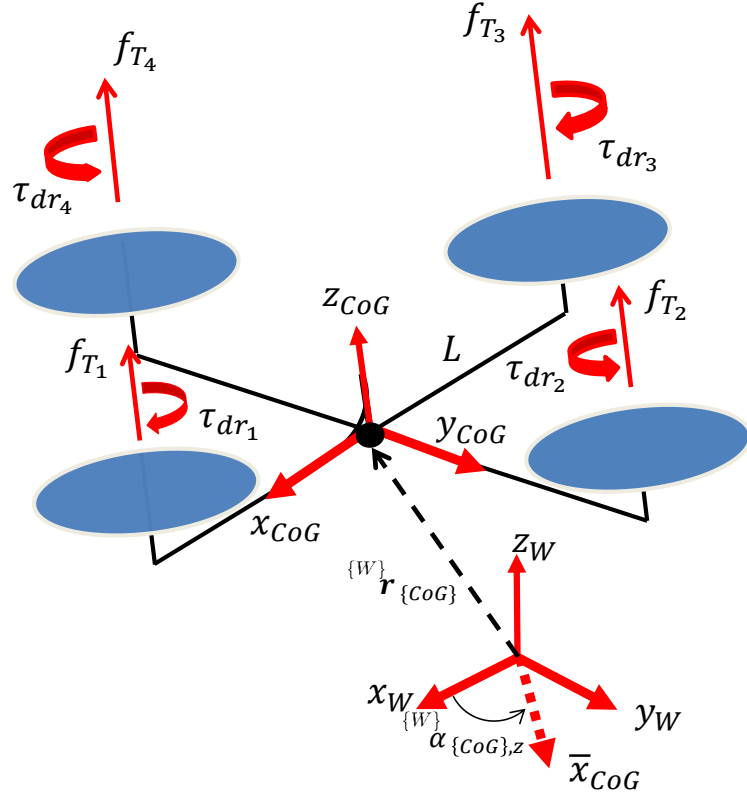


Fig. 3.3: The dynamic model of underactuated rigid type aerial robot

4自由度系の剛体モデルでは，Fig.3.3 のように全てのプロペラは同一平面上で配置されている．図示のモデルは4つのプロペラから構成されるクワッドタイプである．このモデルについて，全てのプロペラがもたらす作用をまとめると以下になる．

$$\mathbf{u} = \begin{pmatrix} u_1 \\ \mathbf{u}_2 \end{pmatrix} = \bar{Q} \begin{pmatrix} f_{T_1} \\ f_{T_2} \\ f_{T_3} \\ f_{T_4} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & L & 0 & -L \\ -L & 0 & L & 0 \\ \kappa & -\kappa & \kappa & -\kappa \end{bmatrix} \begin{pmatrix} f_{T_1} \\ f_{T_2} \\ f_{T_3} \\ f_{T_4} \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

これはプロペラ推力ベクトル  $f_T$  から  $R^4$  への線形写像 ( $\bar{Q}: R^N \rightarrow R^4$ ) であり，像  $\text{Im}\bar{Q}$  は第1章で論じた推力ベクトルから重心運動への写像 ( $Q: R^N \rightarrow R^6$ ) の可操作空間  $\text{Im}Q$  の部分集合とみなすことができる．また，プロペラを4つ以上所有しても，上記と同様な線形写像が得られる．つまり，プロペラの枚数と関係なく，このモデルでの制御入力4自由

度の  $u = [u_1, u_2]$  となる．これがこのモデルが劣駆動である所以である．変換後の入力  $u$  を用いて，重心運動 (Eq 3.1, Eq 3.4) は以下のように変形できる．

$$M^{(W)} \ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\}} = {}^{(W)}R_{\{CoG\}} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{pmatrix} - Mg \quad (3.7)$$

$${}^{(CoG)}I_{\{CoG\}} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\{CoG\}} + {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} \times ({}^{(CoG)}I_{\{CoG\}} \boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} + \sum_{j=1}^4 {}^{(CoG)}I_{rotor} {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_j) = \mathbf{u}_2 \quad (3.8)$$

このモデルで制御できるのは4自由度までであるため，重心に関する3自由度の並進 ( ${}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\}}$ ) と1自由度の yaw 角度 ( ${}^{(W)}\Psi_{CoG}$ ) に関する目標値設定が可能である．なお，各ロータによって発生するジャイロモーメント  ${}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} \times {}^{(CoG)}I_{rotor} {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_j$  は各ロータの回転速度  ${}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_j$  に関係するが，4自由度劣駆動性モデルは多くの場合偶数個のロータを持ち，さらに，回転方向は隣同士で相反する．よって，定位時，各プロペラ速度は同じになるため，ジャイロモーメントの和を取ると，互いに相殺する．さらに，ロータ自体の慣性モーメント  ${}^{(CoG)}I_{rotor}$  が小さいため，定位近傍でも，ジャイロモーメントの項は無視してよい．

この力学モデルは微分平坦性 [3] を持つことで知られ，線形システムへの変化が可能であるが，その場合変位の三回微分 ( $\mathbf{r}^{(3)}$ ) の計測も必要となるため，実機での実現は非常に難しい．その代わり，並進と姿勢を分離して制御するいわゆるバックステッピング制御 [1][71] に近い手法が提案された．まず，回転運動の Eq 3.8 に焦点を当て，Eq 3.9 のような非線形なフィードバック項による厳密な線形化を行う [72]．これを nonlinear dynamics inversion と呼ぶ．ただ，注意すべき点としてこの手法は座標変換を行っていないため，厳密には入力の線形化と呼べない．追従誤差の関しては，一般的な線形なもの以外にも，Lee[73] によって Eq 3.10 のような非線形な誤差演算が SO(3) 上で提案され，この誤差を用いて PD 制御で大域的な収束性の保証が証明されている．

$$\mathbf{u}_2 = {}^{(CoG)}I(-k_R \mathbf{e}_R - k_{\boldsymbol{\omega}} {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}}) + {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} \times {}^{(CoG)}I {}^{(CoG)}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} \quad (3.9)$$

$$\hat{\mathbf{e}}_R = \frac{1}{2}({}^{(W)}R_{\{CoG\},d}^T {}^{(W)}R_{\{CoG\}} - {}^{(W)}R_{\{CoG\}}^T {}^{(W)}R_{\{CoG\},d}) \quad (3.10)$$

平衡点近傍での一次近似線形化

上記のような非線形なフィード制御は大域的な収束性を持つが，モデルの慣性テンソルを正確に同定する必要がある．しかし，Eq 3.9 の右辺第2項がなければ，慣性テンソルは

フィードバックゲインに含まれ、これはゲインの手動調整を行うだけで、一定程度の制御の安定性が実現できることを意味する。また、Eq 3.10 のような非線形な追従誤差成分は後述の時変システムである変形型モデルとの相性が悪く、形状ごとにゲインを調整する必要性がある。さらに、モデル特性の変化にロバストな最適制御は上記の非線形性を保持する制御手法とは相性が悪い。よって、本研究では、システムの最大限の線形化を目標とし、平衡点近傍での一次近似による線形化を行う。

このモデルにおける平衡点は、力の釣り合う  $f_{T_i} = \frac{M}{N}$  の状態である。このとき、機体の姿勢  ${}^{(W)}R_{\{CoG\}}$  をオイラー角で表現すると、ピッチ角  $\Theta_{CoG}$  とロール角  $\Phi_{CoG}$  は 0 となり、さらに、角速度  ${}^{(CoG)}\omega_{\{CoG\}}$  も 0 となる。この平衡点近傍では、 $\Theta_{CoG}$  と  $\Phi_{CoG}$  は十分小さいと考えられるため、以下の関係式 (Eq 3.11) より、オイラー角の微分値は角速度にほぼ等しいと考えられる。なお、見通しを良くするため、オイラー角の 3 次元ベクトル  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\}}$  と取り直し、これは順に、 $\Phi_{CoG}$ 、 $\Theta_{CoG}$  と  $\Psi_{CoG}$  に対応する。

$${}^{(CoG)}\omega_{\{CoG\}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}) \\ 0 & \cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}) & \cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y})\sin({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}) \\ 0 & -\sin({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}) & \cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y})\cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}) \end{bmatrix} {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\}} \quad (3.11)$$

さらに、機体が飛行している途中、yaw 軸まわりの運動は十分ゆっくりという仮定を置けば、[2] で議論されたように、この軸周りの角速度  ${}^{(CoG)}\omega_{\{CoG\},z}$  も十分小さいと仮定できる。

よって、平衡点近傍での近似条件を求めると、以下のようになる。

$${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x} \approx 0; \quad {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y} \approx 0 \quad (3.12)$$

$${}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},x} \approx w_x; \quad {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},y} \approx w_y; \quad {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},z} \approx w_z \approx 0 \quad (3.13)$$

上記の近似式を持って、運動方程式 Eq 3.7 と Eq 3.8 はさらに以下のように変形することができる。

$$M {}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\}} = R_z({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}) R_y({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}) R_x({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ u_1 \end{pmatrix} - M \mathbf{g} \quad (3.14)$$

$${}^{(CoG)}I {}^{(W)}\ddot{\alpha}_{\{CoG\}} = \mathbf{u}_2 - \begin{bmatrix} {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},y} {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},z} ({}^{(CoG)}I_{zz} - {}^{(CoG)}I_{yy}) \\ {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},x} {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},z} ({}^{(CoG)}I_{xx} - {}^{(CoG)}I_{zz}) \\ {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},x} {}^{(CoG)}w_{\{CoG\},y} ({}^{(CoG)}I_{yy} - {}^{(CoG)}I_{xx}) \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

重心座標のとり方は慣性主軸と一致していることに注意すべきである [74]。さらに、多くの場合、4 自由度系モデルは幾何学的に対称性を有するため、慣性テンソルのうち、 $x$  軸と  $y$  軸

の要素はほぼ同じと考えられる ( ${}^{CoG}I_{xx} \approx {}^{CoG}I_{yy}$ ) . よって, Eq 3.15 の外積項は無視することができる. さらに, 平衡点近傍では推力はほぼ重力と釣り合っていると仮定できる. よって, 運動方程式は最終的に以下のような線形性の高い関係に近似することができる.

$${}^{W}\ddot{\mathbf{r}}_{{}^{CoG},x} = g\{{}^{W}\alpha_{{}^{CoG},y}\cos({}^{W}\alpha_{{}^{CoG},z}) + {}^{W}\alpha_{{}^{CoG},x}\sin({}^{W}\alpha_{{}^{CoG},z})\} \quad (3.16)$$

$${}^{W}\ddot{\mathbf{r}}_{{}^{CoG},y} = g\{{}^{W}\alpha_{{}^{CoG},y}\sin({}^{W}\alpha_{{}^{CoG},z}) - {}^{W}\alpha_{{}^{CoG},x}\cos({}^{W}\alpha_{{}^{CoG},z})\} \quad (3.17)$$

$${}^{W}\ddot{\mathbf{r}}_{{}^{CoG},z} = \frac{1}{M}u_1 - g \quad (3.18)$$

$${}^{W}\ddot{\alpha}_{{}^{CoG},x} = \frac{u_{2,x}}{{}^{CoG}I_{xx}} \quad (3.19)$$

$${}^{W}\ddot{\alpha}_{{}^{CoG},y} = \frac{u_{2,y}}{{}^{CoG}I_{yy}} \quad (3.20)$$

$${}^{W}\ddot{\alpha}_{{}^{CoG},z} = \frac{u_{2,z}}{{}^{CoG}I_{zz}} \quad (3.21)$$

### 姿勢制御

上記の姿勢に関する運動方程式 (Eq 3.19 ~ Eq 3.21) については, 典型的な2重積分系であるため, 以下の一般的なPID制御を用いることが可能である [3].

$$u_{2,i} = k_{att\_P,i}(\alpha_{i,d} - \alpha_i) + k_{att\_I,i} \int (\alpha_{i,d} - \alpha_i) \tau - k_{att\_D,i} \dot{\alpha}_i \quad (3.22)$$

前述の通り, オイラー角を用いた線形化の制御は平衡点から離れるほど, 収束性が保証されなくなる. しかし, 多くの場合, また多くのアプリケーションにおいて, 機体は大きく傾くことは少なく, 定位の時間が支配的であることから, 上記のPID制御は有効であると考えられる. また, 慣性テンソル  ${}^{CoG}I_{ii}$  は明示的に相殺出来ていないが, フィードバックゲインを適当に調整することで, 収束性を実現することができる.

### 位置制御

位置に関しては, 姿勢制御同様, 以下のようなPID制御を設ける.

$$\ddot{r}_{i,d} = k_{pos\_P,i}(r_{i,d} - r_i) + k_{pos\_I,i} \int (r_{i,d} - r_i) \tau + k_{pos\_D,i}(\dot{r}_{i,d} - \dot{r}_i) \quad (3.23)$$

特に,  $z$  軸に関しては以下のように  $u_1$  を得ることができる.

$$u_1 = M(\ddot{r}_{z,d} + g) \quad (3.24)$$

Fig.3.4 に示されているように，上記の  $u_2$  と組み合わせて， $P$  の逆写像を用いれば，目標のプロペラ推力ベクトル  $f_T$  を求めることができる ( $P^{-1} : u \mapsto f_T$ ). これは，逆写像による MIMO システムを SISO への変換とみなすことができる．なお，第2章で議論したように，4 自由度系モデルの場合は，正多角形の頂点にプロペラを配置することで，最も効率高い飛行が実現できる．このような幾何学特性から， $P$  の逆写像が非常に簡単に求めることができる．また，逆写像のより一般的な解は後述の全駆動系で詳しく議論する．

一方，姿勢の目標値  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},d}$  に関しては，第3要素は yaw 軸周りの回転であり，直接指定することができる．その他の角度は，並進運動により，下記の加速度との関係式が得られる．

$$\alpha_{x,d} = \frac{1}{g} (\ddot{r}_{x,d} \sin \alpha_z - \ddot{r}_{y,d} \cos \alpha_z); \quad \alpha_{y,d} = \frac{1}{g} (\ddot{r}_{x,d} \cos \alpha_z + \ddot{r}_{y,d} \sin \alpha_z) \quad (3.25)$$

このように，目標位置を目標傾き角度を介して達成する手法はバックステッピング手法 [1] に類似したもので，上位の目標量 ( ${}^{(W)}r_{\{CoG\}}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\}}$ ) に関する追従性は保証されていることがわかる．

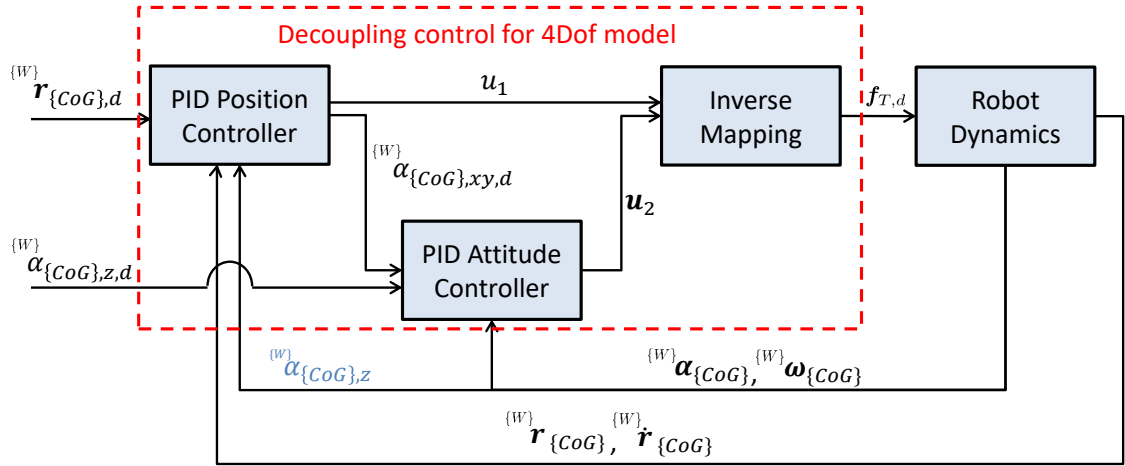


Fig. 3.4: The whole control system for the underactuated model.

なお，速度制御のみの場合は，上記の位置誤差項，積分項はともに 0 となり，制御式は以下となる．

$$\ddot{r}_{i,d} = k_{pos-D,i}(\dot{r}_{i,d} - \dot{r}_i) \quad (3.26)$$

### 剛体全駆動型剛体モデル

劣駆動性の推力ベクトル写像 (Eq 3.6) で得られる仮想入力  $u$  は、突き止めるとプロペラが機体の重心座標のもとで記述される 6 自由度の力とモーメントの部分集合であり、より一般的な記述は第 2 章の Eq 2.9 となる。この式を以下のように再掲する。

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}f \\ {}^{CoG}\tau \end{pmatrix} = Q f_T; \quad f_T = \begin{pmatrix} f_{T_1} & f_{T_2} & \cdots & f_{T_N} \end{pmatrix}^T \quad (1.1)$$

全駆動系である必要十分条件は、行列  $Q$  が  $R^{6 \times 6}$  の正則行列であることで、これは 6 つのプロペラから構成されるヘキサコプターの個々のプロペラは一つの平面ではなく、それぞれ異なる方向に配置されていることを意味する。それにより  ${}^{CoG}f_x$  と  ${}^{CoG}f_y$  が初めて 0 ではなくなる。

したがって、Fig.3.5 に示されたように、全駆動系は劣駆動のような姿勢・位置の 2 段階制御戦略ではなく、Eq 3.22 と Eq 3.23 で得られる目標力・トルク ( ${}^{CoG}f_d, {}^{CoG}\tau_d$ ) を同時に用いて、逆写像 ( $Q^{-1}$ ) によって目標推力ベクトルを得ることができる。

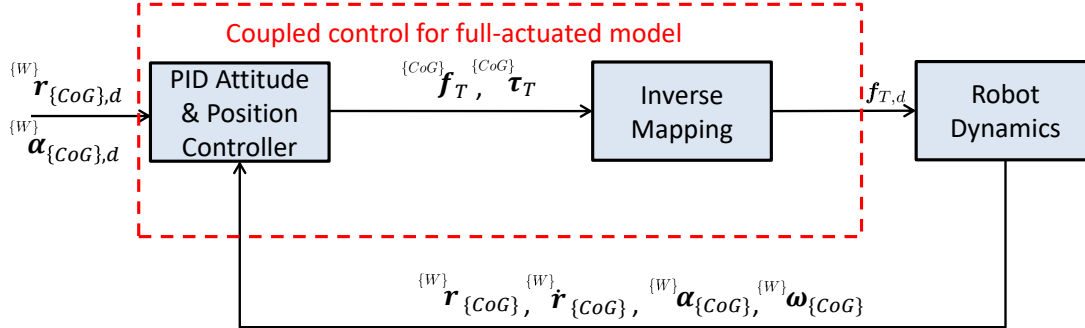


Fig. 3.5: control system of overactuated

### 冗長全駆動型剛体モデル

6 枚以上のプロペラを持ち、なおかつ全ては異なる方向に配置している機体は冗長駆動系と分類でき、ETH の omnicopter がその代表的な例である [17]。その場合は、写像はゼロ空間を持つため、最小ノルム解を与える擬似逆行列を用いて以下のような逆写像を求めることが多くの研究で提案されている。

$$\mathbf{f}_{T,d} = \mathbf{Q}^\dagger \begin{pmatrix} {}^{\{CoG\}}\mathbf{f}_d \\ {}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\tau}_d \end{pmatrix}; \quad \mathbf{Q}^\dagger = \mathbf{Q}^T(\mathbf{Q}\mathbf{Q}^T)^{-1} \quad (3.27)$$

### 3.2.2 2次元変形型多リンク系モデル

以降は多リンク系モデルについての議論に進むが、まずは、Fig.3.6 に示されたような関節の回転軸が全て平行になっている2次元平面で変形するモデルについて述べる。

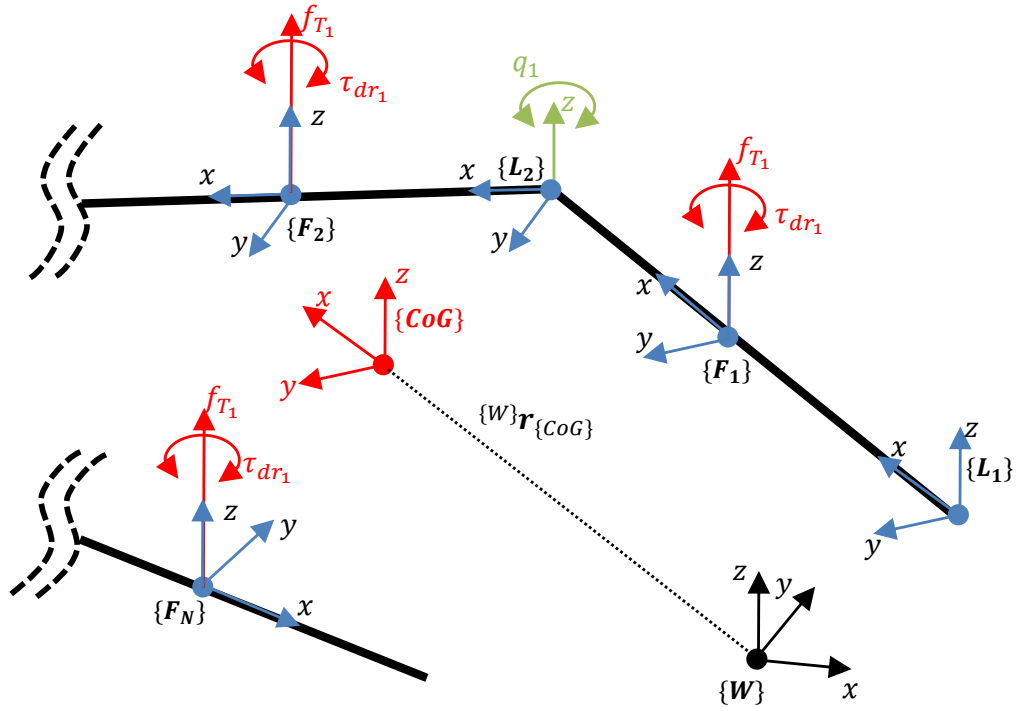


Fig. 3.6: 3D skeleton model of hydruus

力学モデルは前述した十分ゆっくりに変形するという仮定のもとで、Eq 3.4 と Eq 3.5 のように時変の剛体モデルとして記述することができる。それにより、機体モデルは4自由度の劣駆動性を有することがわかる。よって、力学モデルも4自由度劣駆動系剛体モデルと同様に近似することができる。特に、Eq 3.8 に示されている本体及びロータによるジャイロモーメント  ${}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} \times \left( {}^{\{CoG\}}\mathbf{I}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\omega}_{\{CoG\}} + \sum_{j=1}^4 {}^{\{CoG\}}\mathbf{I}_{rotor}^{\{CoG\}}\boldsymbol{\omega}_j \right)$  はともに0とみなすことができる。

2次元平面に投影したスケルトン図 (Fig.3.7) にしたがって、推力ベクトルに関する線形写像は以下のように得ることができる。

$$\begin{aligned} \mathbf{u} = \bar{Q} \begin{pmatrix} f_{T_1} \\ \vdots \\ f_{T_N} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \bar{Q}_{r_z} & \bar{Q}_{\alpha_x} & \bar{Q}_{\alpha_y} & \bar{Q}_{\alpha_z} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} f_{T_1} \\ \vdots \\ f_{T_N} \end{pmatrix} \\ \bar{Q}_{r_z} &= \begin{pmatrix} 1 & \cdots & 1 \end{pmatrix}^T; \quad \bar{Q}_{\alpha_x} = \begin{pmatrix} {}^{CoG}p_{1_y} & \cdots & {}^{CoG}p_{N_y} \end{pmatrix}^T \\ \bar{Q}_{\alpha_y} &= \begin{pmatrix} -{}^{CoG}p_{1_x} & \cdots & -{}^{CoG}p_{N_x} \end{pmatrix}^T; \quad \bar{Q}_{\alpha_z} = \begin{pmatrix} \kappa_1 & \cdots & \kappa_N \end{pmatrix}^T \end{aligned} \quad (3.28)$$

ここで、 $\|\kappa_i\|$  は  $\kappa$  になるが、符号は隣同士で異なる (e.g.  $\kappa_1 = -\kappa$ ,  $\kappa_2 = \kappa$ ). また、明らかに、 $\bar{Q}_{\alpha_x}$  と  $\bar{Q}_{\alpha_y}$  は関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  によって変わるが、十分ゆっくり変形すれば、その時々刻々の値は一定とみなすことができる、その逆写像は擬似逆行列 Eq 3.27 を用いて得ることができる。また、Fig.3.4 に示されているように、上流の位置・姿勢の PID 制御と組み合わせることで、3自由度の並進と yaw 軸周りの回転運動 ( $R^3 \times SO(2)$ ) に関する安定制御が可能となる。

しかし、前述の剛体型の写像行列  $\bar{Q}$  と違い、多リンク系の場合、常に機体形状によって変化する。これを言い換えれば、写像行列がフルランクにならないケースがある。これは第2章で論じた特異形状にあたる。また、特異形状に近づくにつれ、擬似逆行列のうちの特定の要素が徐々に大きくなっていく現象がある [29]。これは同等の目標合力とモーメントに対して、目標推力ベクトルをより大きく必要とすることを意味している。また、これはプロペラの生成できる推力の上下限值を超えて、制御不可能な事態に陥ることになる。入力飽和を防ぐため、形状ごとにゲインを調整することは関節数の増加により、だんだんと不可能になっていく。一方で、oung ら [75] はこの問題に対して、機体形状が正多角形に見立てて、もし、プロペラ数が十分多ければ、目標合力・モーメントから目標推力への逆写像を特殊な行列分解で見つける方法を提案したが、これはプロペラ数の少ないクワッドタイプには不向きであると考えられる。よって、目標推力ベクトルが飽和しないように最適に制御する必要があると考えられる。また、推力に対する評価項目以外にも、形状によらず、目標値への追従性も第一級優先度として考慮すべきである。よって、制御に対する評価関数は以下のように

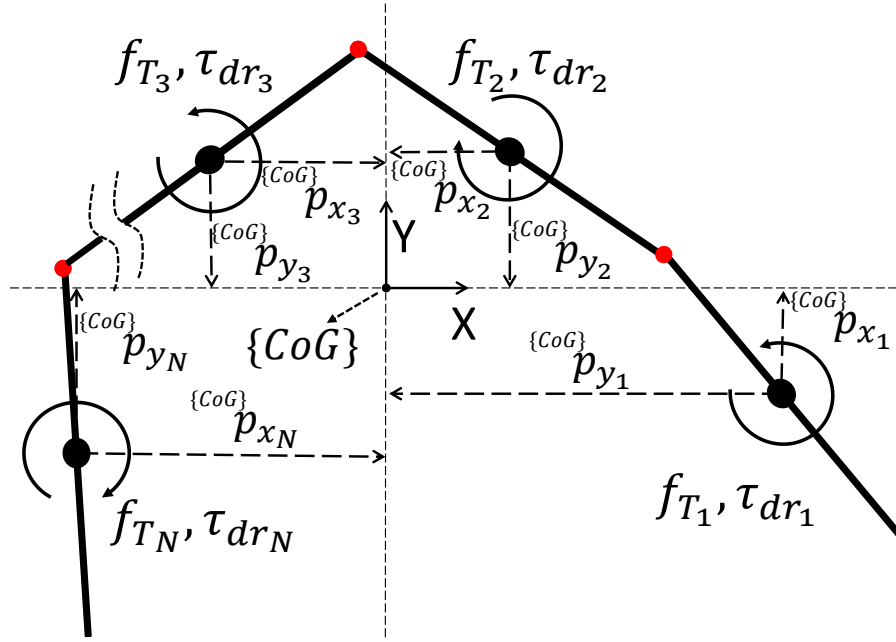


Fig. 3.7: The dynamic model of the quadrotor prototype described in coordinate frame  $\{CoG\}$ .  $F_i$  and  $T_i$  denote the lifting force and torque generated by the rotation of propeller respectively.  ${}^{CoG}\mathbf{r} = [{}^{CoG}x_i, {}^{CoG}y_i]^T$  is the location of each propeller in the frame  $\{CoG\}$ .

なる。

$$J = \int_0^\infty L(\delta\alpha, \delta r_z, \mathbf{f}_T) dt \quad (3.29)$$

$$\delta\alpha = {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\}} - {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},d}; \quad \delta r_z = {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z} - {}^{(W)}r_{\{CoG\},z,d}$$

これは、追従誤差や推力ベクトルに関するスカラー関数を無限時間までの積分値を最小にするための制御器の設計を目的としている。

#### 姿勢・高度の4自由度に関する状態方程式

以前の力学モデル Eq 3.1 と Eq 3.4 のような微分方程式に基づき、古典制御理論を展開してきたが、Eq 3.29 のような評価関数を加味するには、最適制御の枠組みで問題を解く必要があり、その事前準備として、力学モデルを現代制御に基づく状態方程式の形式で記述する。

なお、慣性テンソルに関しては、趙ら [76] が連続変形する多リンク系の慣性主軸を計算する方法を提案し、Eq 3.15 の左辺における姿勢3軸の非干渉を保証していたが、正多角形近

傍での形状変形によっては、慣性主軸の大きく変動する現象があり、これは慣性主軸に重心座標を一致させると、関節の微小な変動で重心座標も同時大きく変動し、飛行制御が不安定になることを意味する。同時は、正多角形近傍では全て正多角形に近似する方法で制御を安定させていたが、厳密ではない。また、二次元の場合、慣性主軸に重心座標を一致させると、yaw 軸周り目標回転角度が変形によって、常に更新しないといけない。そのため、例えば、ベースリンクの yaw 軸周り目標回転角度を一定にして、変形させたい場合は、重心座標への目標回転角度の変換が必要である。しかし、重心座標とベースリンク座標の姿勢を一致させれば、慣性主軸の計算や目標回転角度の変換といった作業は必要なくなる。したがって、目標姿勢が水平であるときは、多リンク系での重心座標の姿勢はベースリンクのものと一致する。したがって、3 自由度の姿勢と高度に関する運動方程式は以下のようにまとめることができる。

$$\ddot{\mathbf{y}} = \bar{\mathbf{Q}}' \mathbf{f}_T - \mathbf{G} \quad (3.30)$$

$$\mathbf{y} = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{CoG\},z} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z} \end{bmatrix}^T; \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} g & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$$

$$\bar{\mathbf{Q}}' = \begin{bmatrix} \bar{Q}'_{r_z} & \bar{Q}'_{\alpha_x} & \bar{Q}'_{\alpha_y} & \bar{Q}'_{\alpha_z} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} \frac{1}{M} & \mathbf{0}^{1 \times 3} \\ \mathbf{0}^{3 \times 1} & {}^{(CoG)}I_{\Sigma}^{-1} \end{bmatrix} \bar{\mathbf{Q}}$$

したがって、姿勢と高度の 4 自由度に関する状態変数は

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{CoG\},z} & {}^{(W)}\dot{r}_{\{CoG\},z} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x} & {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},x} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y} & {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},y} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z} & {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},z} \end{bmatrix}^T$$

のようになり、その状態方程式は以下になる。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{f}_T + \mathbf{d} \quad (3.31)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x} \quad (3.32)$$

$$\mathbf{x} \in R^8, \quad \mathbf{u} \in R^N, \quad \mathbf{y} \in R^4, \quad \mathbf{d} \in R^8$$

where

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \bar{Q}'_{r_z}{}^T \\ \mathbf{0} \\ \bar{Q}'_{\alpha_x}{}^T \\ \mathbf{0} \\ \bar{Q}'_{\alpha_y}{}^T \\ \mathbf{0} \\ \bar{Q}'_{\alpha_z}{}^T \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

行列  $B$  は機体形状によって変化するが、機体は十分ゆっくりに変形するという仮定のもとで、モデルは任意の時点においては、時不変システムとして扱う。Eq 3.31 と Eq 3.32 において、 $f_T$  と  $y$  は制御入力と出力とし、 $d = \begin{bmatrix} 0 & -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T$  は定数の外乱とみなせる。

#### 姿勢・高度の4自由度に関する LQI 最適制御

ここでは、積分器を含む LQI 最適制御 [77] の上述の状態方程式への適用方法について説明する。状態方程式 Eq 3.31 に対する評価関数は線形である必要がある。よって Eq 3.29 はまず、以下ようになる。

$$J = \int_0^\infty \{ \delta \alpha^T W_1 \delta \alpha + \delta r_z w_2 \delta r_z + L_f(f_T) \} dt \quad (3.33)$$

なお、 $W_1, w_2$  は相対的な重み付け係数である。また、Eq 3.32 により出力  $y$  は状態変数  $x$  の一部であることに注意し、さらに、状態変数の速度成分の収束時の安定性を加味すると、上記コスト関数は以下の様になる。

$$J = \int_0^\infty \{ \tilde{x}^T W_1 \tilde{x} + L_f(f_T) \} dt \quad (3.34)$$

また、 $\tilde{x}$  は以下のように定義する。

$$\tilde{x} \equiv x - x_s \quad (3.35)$$

ここで、 $x_s$  は目標とする定常状態に達したときの状態変数である。

一方で、実環境においては、外乱やモデル誤差が常に存在する。その場合、目標値を追従できるサーボ系の制御システムにおいては、積分器は必要不可欠である。よって、以下のような積分項を定義し、コスト関数に加える。

$$\dot{v} = \delta y = Cx_s - Cx = -C\tilde{x} \quad (3.36)$$

$$\bar{x} = \begin{bmatrix} \tilde{x} & v \end{bmatrix}^T \quad (3.37)$$

$$J = \int_0^\infty \{ \bar{x}^T W_1 \bar{x} + L_f(f_T) \} dt \quad (3.38)$$

推力に対するコストの設定については、Eq 2.10 から得られる最適解である  $f_{T_{OHF}}$  を導入して、制御入力  $f_T$  との差を以下のように定義する。

$$\tilde{f}_T \equiv f_T - f_{T_{OHF}} \quad (3.39)$$

そうすると，最適な制御入力 Eq 3.39 に示されている差を最小にするものとなる．よって，この差の2次形式を Eq 3.38 の  $L_f$  とし，コスト関数は最終的には，以下ようになる．

$$J = \int_0^\infty \{\bar{\mathbf{x}}^T W_1 \bar{\mathbf{x}} + \tilde{\mathbf{f}}_T^T W_2 \tilde{\mathbf{f}}_T\} dt \quad (3.40)$$

ここで，重み行列  $W_1$  と  $W_2$  はそれぞれ非負対称行列と正定値対称行列になるように設計する必要があり，相対的な重みを変えることで，収束の挙動が変化する．

よって，このコスト関数に対する拡張された状態方程式は以下の通りである．

$$\begin{aligned} \dot{\bar{\mathbf{x}}} &= \bar{\mathbf{A}}\bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{B}}\tilde{\mathbf{f}}_T \\ \bar{\mathbf{x}} &= \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}} \\ \mathbf{v} \end{bmatrix}; \quad \bar{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{O}_{8,4} \\ -\mathbf{C} & \mathbf{O}_{4,4} \end{bmatrix}; \quad \bar{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{O}_{4,N} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.41)$$

Eq 3.41 と Eq 3.40 は一般的な LQ 問題に帰着し，その最適な制御入力  $\mathbf{f}_{T0}$  は下記のような代数リカッチ方程式 (algebraic Riccati equation) を解くことで得られる．

$$\bar{\mathbf{A}}^T \Pi + \Pi \bar{\mathbf{A}} + \mathbf{W}_1 - \Pi \bar{\mathbf{B}} \mathbf{W}_2^{-1} \bar{\mathbf{B}}^T \Pi = 0 \quad (3.42)$$

$$\mathbf{K} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{K}_1 & \mathbf{K}_2 \end{bmatrix} = -\mathbf{W}_2^{-1} \bar{\mathbf{B}}^T \Pi \quad (3.43)$$

$$\tilde{\mathbf{f}}_{T0} = \mathbf{K} \bar{\mathbf{x}} \quad (3.44)$$

$\bar{\mathbf{x}}$  を Eq 3.44 に代入することで， $\mathbf{f}_{T0}$  は以下ようになる．

$$\mathbf{f}_{T0} = \mathbf{K}_1 \mathbf{x} + \mathbf{K}_2 \mathbf{v} - \mathbf{K}_1 \mathbf{x}_s + \mathbf{f}_{TOHF} \quad (3.45)$$

なお，代数リカッチ方程式の解法として，本研究ではハミルトニアン行列の固有値分解に基づく有本-Potter 法を用いた [78] ．

Eq 3.45 の右辺最後の2項はフィードフォワード項であり，そのうちの第1項は目標値への追従性を向上する．一方，第2項は定常状態時の制御入力 (推力) の補正であり，定常状態への収束速度を上げる効果があり，その解析解は理論上は Eq 2.10 で計算できるが，モデル誤差や観測不可能な外乱などにより，実環境での取得は難しい．そこで，本研究では，この項をなくし，代わりに定常状態の時の推力をオフセットとみなし，右辺第2項の積分器でこの定常偏差を補正する方法を考えた．したがって，姿勢・高度の4自由度の状態方程式に関する制御入力に最終的な設計方法は下記となり，システム構成を Fig.3.8 に示す．青色で表記されている物理量は制御フィードバックではなく，システムのコンフィギュレーション

ンパラメータとして制御器に渡されていることを示している．

$$u_0 = K_1 x + K_2 v + N r \quad (3.46)$$

$$N = -K_1 C^T \quad (3.47)$$

まとめると，制御入力は状態フィードバック，出力フィードバック及び目標値のフィードフォワードの3つの要素から構成される．

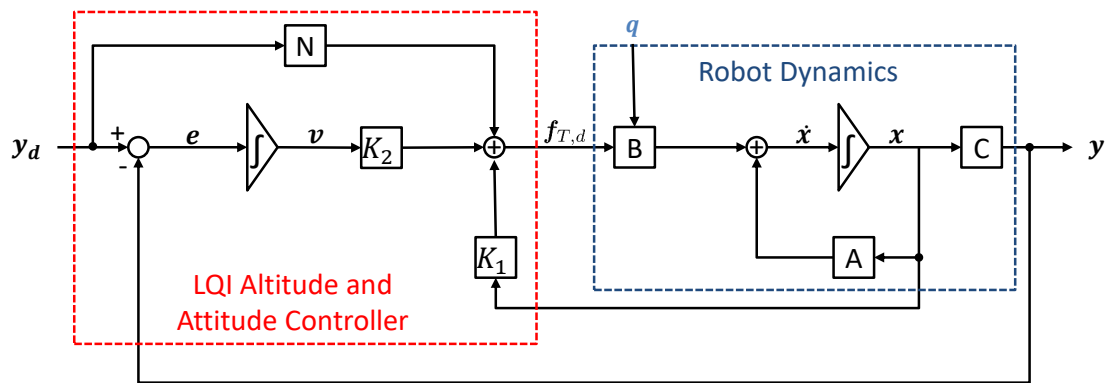


Fig. 3.8: The attitude and altitude control system based on the LQI control theory, which contains the output feedback, the reference feedforward, and state feedback controls

### LQI 最適制御の漸近安定の条件

上記の制御器がシステムの安定性，とりわけ漸近安定性を保証するかどうかを確認する必要がある．LQI の制御システムが漸近安定であることは以下の3つの条件を満たす必要がある．

1.  $(A, B)$  は可安定である．
2.  $(C, A)$  は可検出である．
3.  $\begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix}$  はフルランクである．

最初の2つはまた以下の表現と同値である．

- $\begin{bmatrix} A - \lambda I & B \end{bmatrix}$  は  $\forall \lambda \in \{x | \operatorname{Re}(x) \geq 0\}$  に対して，フルランクである．

- $\begin{bmatrix} A - \lambda I \\ C \end{bmatrix}$  は  $\forall \lambda \in \{x | \text{Re}(x) \geq 0\}$  に対して，列フルランクである．

基本行列による行基本変形と列基本変形を用いることで，上記の2つの行列は下記のように変形することができる．

$$\begin{bmatrix} A - \lambda I & B \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} -\lambda I & B \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} A - \lambda I \\ C \end{bmatrix} \Rightarrow \begin{bmatrix} A \\ C \end{bmatrix} \quad (3.48)$$

$\begin{bmatrix} A - \lambda I \\ C \end{bmatrix}$  は列ベクトルが全て互いに直交しているため，列フルランクであることがわかる．一方で，行列  $B$  における  $Q'_z, Q'_{\alpha_x}, Q'_{\alpha_y}, Q'_{\alpha_z}$  が線形独立であれば， $\begin{bmatrix} A - \lambda I & B \end{bmatrix}$  と  $\begin{bmatrix} A & B \\ C & 0 \end{bmatrix}$  はフルランクとなる．また，前述の通り， $Q'_z, Q'_{\alpha_x}, Q'_{\alpha_y}, Q'_{\alpha_z}$  は特異姿勢ではない限り，必ず線形独立である．したがって，2次元平面で変形する多リンクがLQI制御理論で漸近安定になる根本的な条件は，特異姿勢にならないことである．

#### 姿勢・高度の最適制御のシミュレーション結果

Matlab の symlink を用いて，姿勢・高度のLQI最適制御の挙動を力学シミュレーションで示す．用いたモデルは，4つのプロペラからクワッドタイプで，機体のコンフィギュレーションは第5章で紹介する Hydrus3 という実機と一致している (Fig.5.3)．また，コスト関数 Eq 3.40 で用いられる重み系行列  $W_1$  と  $W_2$  は以下のように設計している

$$W_1 = \text{diag}(10, 10, 200, 20, 200, 20, 1, 10, 10, 10, 1, 10); \quad W_2 = I_{4,4} \quad (3.49)$$

行列  $W_1$  において，ロール軸とピッチ軸周りの回転  $({}^W\alpha_{\{CoG\},x}, {}^W\alpha_{\{CoG\},y})$  を影響するゲインが最も大きく，これは機体の目標傾き角に関する追従性が位置制御の安定性に深く関わっているからである．また，近似条件 Eq 3.13 により，飛行中の yaw 軸まわりの回転運動はゆっくりであるため，ステップ状入力への高い応答性は必要なく，ゲインは相対的に小さく設定されている．また，機体の関節角度は  $q$  は  $0, \frac{\pi}{2}, 0$  に設定されている．姿勢と高度の目標値に関しては，ステップ状のものを用意した:  $y_d = \begin{bmatrix} 0.1 & 0.1 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T$ ．

Fig.3.9 に示されたように，ロール軸とピッチ軸周りの回転運動と高度の上下運動においては，ステップ状の目標値に対して高い追従性が実現されており，また，全状態変数に関する安定性が保証されていることがわかる．

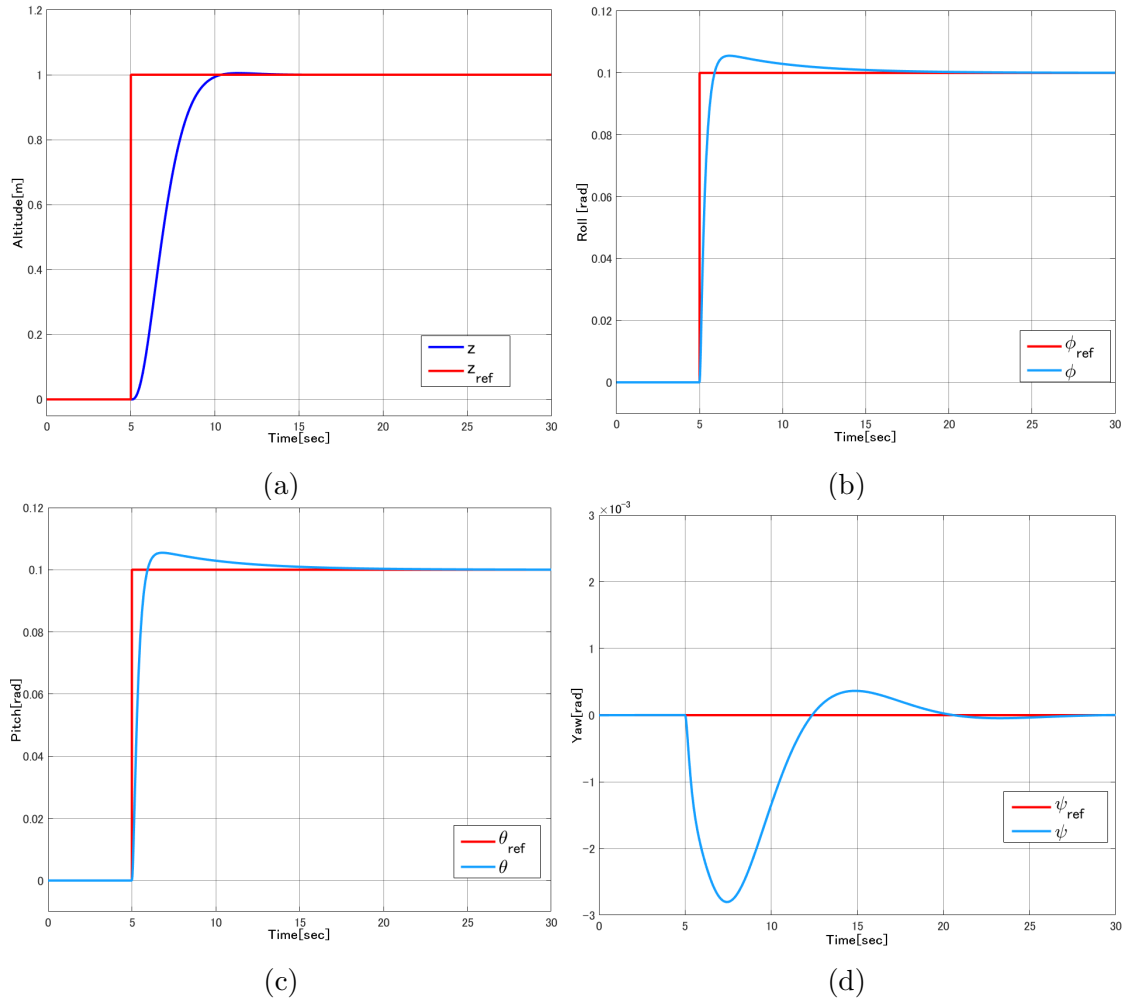


Fig. 3.9: Simulation results about the attitude and altitude control system, while adding the step input of  $\mathbf{r} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}^T$ . (a) and (b) demonstrate the desired quick unit step response in terms of rolling and pitch rotation.

#### 水平の並進運動を含む全体制御

また,  ${}^{(W)}r_{\{CoG\},x}$  と,  ${}^{(W)}r_{\{CoG\},y}$  に関する並進運動は Eq 3.16 と Eq 3.17 同様, PID 制御 (Eq 3.23) を用いて, 目標の機体傾き角度を指定し, LQI 最適制御に入力として与える. 制御システムの全体像は Fig.3.10 のようになる.

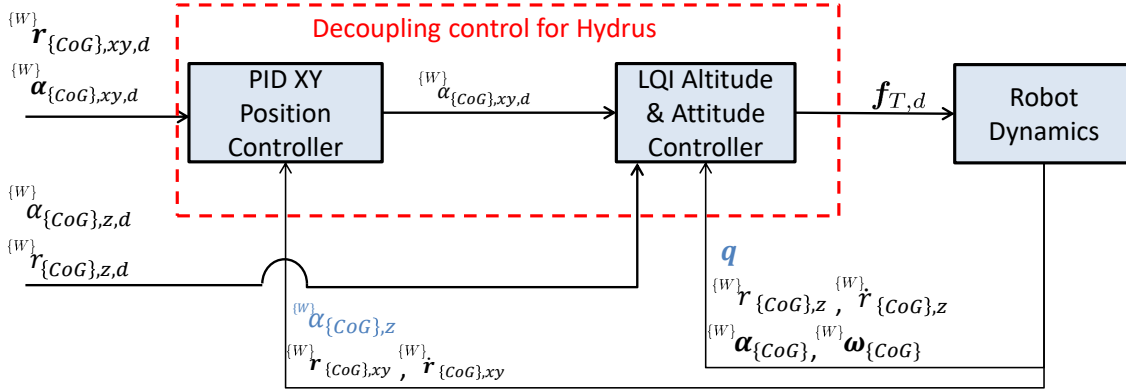


Fig. 3.10: control system of hydruus

### 3.2.3 2自由度偏向機構を持つ冗長駆動型剛体モデル

#### 2自由度の偏向機構

前述の機体モデルにおいて、プロペラは完全に機体に固定されて、機体に対する傾き角度は一定である。一方、この傾き角度を能動的に操作する偏向機構を有する機体が古くから提案されてきた。その場合システムの入力には推力に偏向角度値が加わる。偏向機構を有する機体の代表的な例は3つのプロペラと一つの偏向機構から構成されるトライコプタが存在するが[33]、これは、平衡点付近での線形近似により、4自由度の劣駆動性モデルと類似した写像  $Q$  を得ることができる。その場合、入力は3自由度の推力ベクトルと1自由度の偏向角度である。このモデルの制御手法は劣駆動系とほぼ同じであるため、ここでは説明を割愛する。しかし、一般的に、複数の偏向機構を有する場合、推力ベクトルと偏向角度ベクトルから  $({}^{CoG}\mathbf{f}_d, {}^{CoG}\boldsymbol{\tau}_d)$  への写像は偏向角度ベクトル  $(\theta, \phi)$  の三角関数を含む非線形なものとなる。

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{f} \\ {}^{CoG}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = g(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}, \mathbf{f}_T) \quad (3.50)$$

ここで、 $\phi_i$  と  $\theta_i$  は一つの推力に対する直交する回転軸の2自由度の偏向角度である。1自由度しか持たない場合は、いずれかが0になる。しかし、ここでは、推力ベクトル  $\mathbf{f}_T$  を分離することによって、推力制御（プロペラ回転数制御）と偏向制御を独立に設計することが見込まれるため、下記のこの写像は偏向角度を内包する行列と推力ベクトルに分離した下記

の形になる．

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{f} \\ {}^{CoG}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = Q(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}) \mathbf{f}_T \quad (3.51)$$

一般的な偏向機構を持つ機体として，大瀬戸ら [57] は 1 自由度の偏向機構をもつプロペラモジュールを 4 つ組み合わせたクワッドコプタタイプのものを実装し，機体の水平と垂直の 2 つの特殊状態のもとで，上記の  $Q(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi})$  の逆写像 (二つ) を求める．機体が水平から垂直に連続的に傾く場合でも，指定した角度を境界点とし，2 の逆写像の間で切り替えている．したがって，この方法は任意の姿勢角には適応できておらず，一般性に欠ける．

さらに，偏向機構を持つため，Eq 3.8 で示した各ロータを偏向することで生成するジャイロモーメント  ${}^{CoG}\boldsymbol{\omega}_{CoG} \times {}^{CoG}\mathbf{I}_{rotor} {}^{CoG}\boldsymbol{\omega}_j$  は  ${}^{CoG}\boldsymbol{\omega}_j$  (プロペラの回転速度 + 偏向角速度) が異なるため，その和を 0 に近似することが厳しくなる．よって，偏向機構を積極的に操作する場合，このジャイロモーメントのオフセット分も考慮する必要がある．しかし，次で紹介する可変重心座標による 2 自由度の推力ジンバル機構を有するモデルの解法では，ジンバル機構の偏向操作は位置制御などに使われないため，このジャイロモーメントは以前と同様，0 と近似することができる．

#### 可変重心座標による 2 自由度の推力ジンバル機構を有するモデルの解法

第 2 章で議論されたような 2 自由度偏向機構を推力ジンバルモジュールと名付ける．Ramp ら [79] は推力ジンバル機構に対し，重心座標からみる 3 自由度の偏向された推力を第 2 段階の仮想入力と定義し，まず，第一段階の重心座標での力とモーメントの和を計算し，第二段階の仮想入力への線形な逆写像を行う．次に，各偏向機構の 3 自由度の偏向力のノルムから推力，傾きから各軸の偏向角度を計算する．しかし，前述の非線形な解法 (Eq 3.9, Eq 3.10) と同様モデルの慣性テンソルを正確に同定する必要がある．そこで，我々は，モデルの同定なしでも，ある程度の機体傾き角度にも対応できる制御方法を提案する．推力ジンバルモジュールを有する偶数マルチロータモデルは姿勢と関係なく，平衡時の全てのプロペラ推力値は必ず  $\frac{M}{N}$  となり，絶対座標に対し，垂直方向を向く．これは言い換えれば，姿勢によって，機体の本質的なコンフィギュレーションは重心から各ロータへの距離  $L$  しか変わらないことを意味する．ここで，目標姿勢は重心座標ではなく，ベースリンク座標を対象にする．ベースリンク座標の姿勢  ${}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}$  に対して，平衡時の偏向角度ベクトル  $\boldsymbol{\theta}_s, \boldsymbol{\phi}_s$  を求め，

それを写像行列  $Q$  に代入すれば，下記のような線形の関係が得られ，劣駆動系と同様な制御方法ができる．

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{f} \\ {}^{CoG}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = Q(\theta_s({}^{W}\alpha_{\{B\},x}, {}^{W}\alpha_{\{B\},y}), \phi_s({}^{W}\alpha_{\{B\},x}, {}^{W}\alpha_{\{B\},y})) \mathbf{f}_T \quad (3.52)$$

なお，機体のコンフィグレーションは機体の yaw 角には影響されないことに注意すべきである．また，上記の手法は傾き角度が 90 度に近づくにつれ，距離  $L$  が 0 に近くロータが現れる．最終的に，90 度は特異姿勢となり，提案手法は適用できなくなる．

一方，2 自由度偏向角度  $(\theta_{i,d}, \phi_{i,d})$  は下記のような関係式から容易に求まる．

$$\begin{pmatrix} \sin(\theta_i) \\ -\sin(\phi_i)\cos(\theta_i) \\ \cos(\phi_i)\cos(\theta_i) \end{pmatrix}^T = {}^{(B)}R_{\{E_i\}}(\mathbf{q})^T {}^{CoG}R_{\{B\}}^T \mathbf{b}_i = \mathbf{b}'_i \quad (3.53)$$

$$\phi_i = \tan^{-1}(-\mathbf{b}'_i(1), \mathbf{b}'_i(2)) \quad (3.54)$$

$$\theta_i = \tan^{-1}(\mathbf{b}'_i(0), -\mathbf{b}'_i(1)\sin(\phi_i) + \mathbf{b}'_i(2)\cos(\phi_i)) \quad (3.55)$$

${}^{(B)}R_{\{E_i\}}$  はベースリンクから見た推力機構座標の姿勢であり，推力の法線ベクトル  $\mathbf{b}_i = [0, 0, 1]^T$  より，Fig.3.53 の左辺が求まり，右辺の  ${}^{CoG}\mathbf{b}_i$  も  $[0, 0, 1]^T$  になるべきである．これにより，機体がベースリンクの目標姿勢  ${}^{CoG}R_{\{B\}}$  で傾いていても，推力ベクトルは必ず重心座標においては  $z$  軸と平行となる．

特異姿勢を除く任意の機体目標姿勢での定位は，機体の水平状態から大きく離れてしまい，Eq 3.11 ~ Eq 3.13 の近似が適用できなくなり，姿勢制御が破綻する．そこで，本研究では，川崎ら [58] が提案した可変重心座標を用いた．本来，機体のベースリンクの姿勢と重心座標の姿勢は一致していることが暗黙のルールとなっているが，我々は両者の関係を以下のように再定義する．

$${}^{CoG}R_{\{B\}} = R_Y({}^{W}\alpha_{\{B\},y,d}) R_X({}^{W}\alpha_{\{B\},x,d}) \quad (3.56)$$

ベースリンクの座標  $\{B\}$  が目標姿勢  ${}^{W}\alpha_{\{B\},d}$  で保たれていると仮定する．そのとき，重心座標の目標姿勢は Eq 3.56 と  ${}^{W}R_{\{CoG\}} = {}^{W}R_{\{B\}} {}^{CoG}R_{\{B\}}^T$  の関係により，以下ようになる．

$${}^{W}R_{\{CoG\},d} = R_Z({}^{W}\alpha_{\{B\},z,d}) \quad (3.57)$$

つまり，重心座標の目標姿勢は常に水平となる．このような変換の元で，前述の水平平衡点近傍での一次近似の線形化が可能となる．また，yaw 軸の目標化角度  ${}^{W}\alpha_{\{B\},z,d}$  以外の目標角度は制御姿勢ではなく，機体の可変コンフィギュレーションパラメーターとして渡される．



の計算時に与えている．また， ${}^{(W)}\alpha_{\{B\},xy,d}$  はロボットの力学モデルにも代入されているのは，Eq 3.56 の関係式が力学モデル内部で反映されていることを強調している．以上の方法より，2 自由度の偏向機構を有する推力モジュールから構成されるマルチロータの 6 自由度の運動 ( $[{}^{(W)}\alpha_{\{B\},d}, {}^{(W)}r_{\{B\},d}] \in \text{SE}(3)$ ) に関する完全制御が実現されたと考えられる．なお，注意すべき点として，姿勢に関しては，重心座標の姿勢を指定しているのではなく，代わりにベースリンクの姿勢を与えている．また，偏向機構は飛行制御に直接使われるのではなく，推力から重心運動への写像行列  $Q$  (あるいは， $\bar{Q}$ ) のコンフィグレーションを調整するために用いられている．これによって，目標姿勢が一定であれば，偏向角度も一定である．さらに，目標姿勢を調整するとき，全ての推力ベクトルが絶対座標に対して垂直になるよう更新されるため，偏向の角速度も全部同じである．言い換えれば，前述の各ロータによるジャイロモーメント  ${}^{CoG}\omega_{CoG} \times {}^{CoG}I_{rotor} {}^{CoG}\omega_j$  の和は定位状態近傍で 0 とみなせることができる．

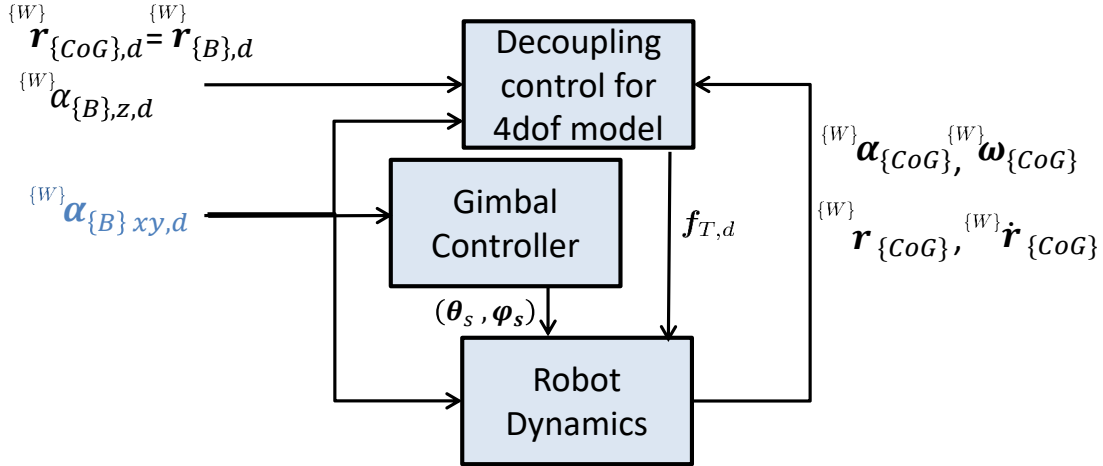


Fig. 3.12: control system of overactuated

### 3.2.4 3次元変形型多リンク系

3次元体変形型多リンク系は前述の2次元変形型をベースに，Fig.3.13 に示されたよに各関節が2自由度 ( $q_{i-yaw}, q_{i-pitch}$ ) になり，あらゆる3次元な形状を作り出せることができる．また，推力発生部は2自由度の偏向機構である推力ジンバルモジュールを搭載することで，重心に関する完全な6自由度の独立制御が可能となり，任意の姿勢・位置 ( $\text{SE}(3)$ ) での定位

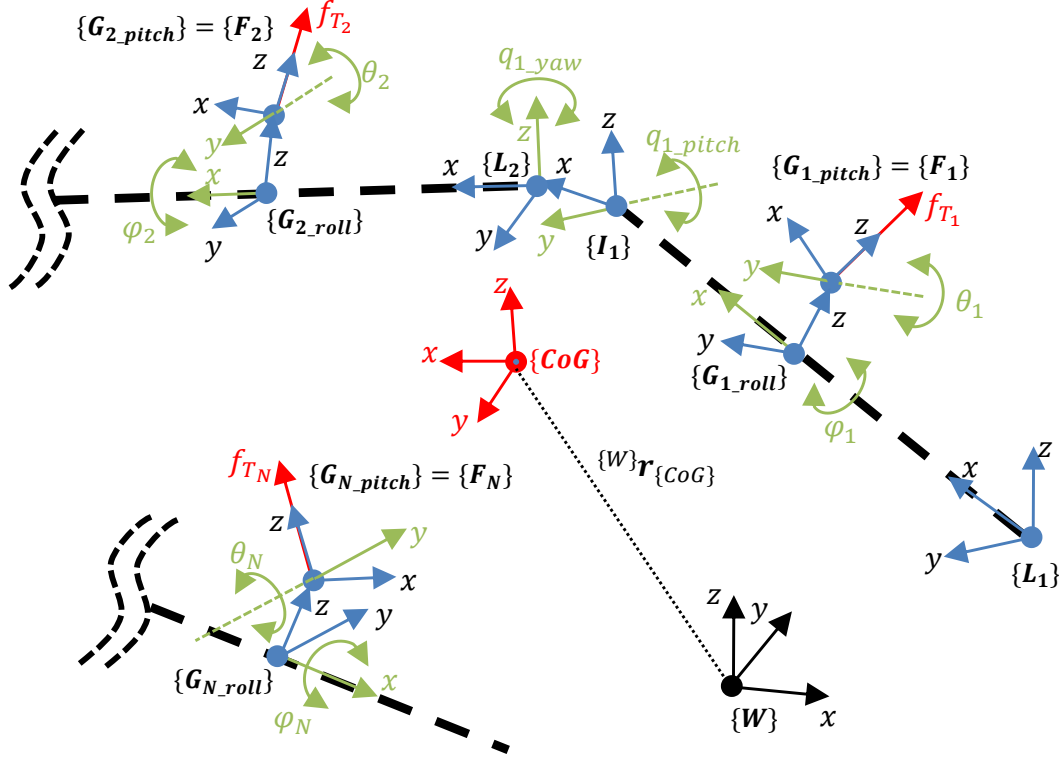


Fig. 3.13: Skeleton model of DRAGON demonstrating the kinematics and thrust force configuration. The green arrows indicate the rotation axes associated with both joint angles ( $q_{i\_yaw}, q_{i\_pitch}$ ) and gimbal tilt angles ( $\theta_i, \phi_i$ ).

が実現される．推力ベクトル  $f_T$  が機体重心に及ぼす力とモーメントは Eq 2.9 と一致し，その写像を下記のように再掲する．

$$\begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{f} \\ {}^{CoG}\boldsymbol{\tau} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} B \\ P * B + \boldsymbol{\kappa} * B \end{pmatrix} \mathbf{f}_T = Q(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}, \mathbf{q}) \mathbf{f}_T$$

$$B = \begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{b}_1 & {}^{CoG}\mathbf{b}_2 & \cdots & {}^{CoG}\mathbf{b}_N \end{pmatrix}; P = \begin{pmatrix} {}^{CoG}\mathbf{p}_1 & {}^{CoG}\mathbf{p}_2 & \cdots & {}^{CoG}\mathbf{p}_N \end{pmatrix}$$

$$\boldsymbol{\kappa} = \begin{pmatrix} \kappa_1 & \kappa_2 & \cdots & \kappa_N \end{pmatrix}; \mathbf{f}_T = \begin{pmatrix} f_{T1} & f_{T2} & \cdots & f_{TN} \end{pmatrix}^T$$

${}^{CoG}\mathbf{b}_i$  は重心座標からみる  $i$  番目の推力ジンバルモジュール座標  $\{F_i\}$  の  $z$  軸方向の法線ベクトルであり，推力そのものの向きでもある．また， ${}^{CoG}\mathbf{p}_i$  は  $\{F_i\}$  の重心座標の原点から位置である． ${}^{CoG}\mathbf{p}_i$  と  ${}^{CoG}\mathbf{b}_i$  は関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  と順運動学を用いて，容易に計算すること

ができる．また,  $\kappa_i$  は各プロペラが生み出す反トルク  $\tau_{dr_i}$  に関する係数である．

なお, このような非線形写像関係に関する制御手法については, 冗長駆動型剛体モデルで論じたように ramp らは Eq 2.7 で定義された重心座標からみる 3 自由度の偏向された推力 ( ${}^{CoG}f_i = f_{T_i} {}^{CoG}b$ ) を第 2 段階の仮想入力として利用し, 2 段階による逆写像で 6 自由度の位置・姿勢の制御を実現した．剛体モデルでは, ロボットの慣性テンソルを同定する必要があるため, この手法は見送られたが, 多リンク系では, 慣性テンソルの推定は必要不可欠であるため, この手法の採用が改めて議題となった．しかし, 2 次元変形型で論じたように, 形状が変化するモデルにおいて, Ramp らが逆写像で用いた擬似逆行列は入力の飽和を招く恐れがあり, これは 3 次元変形型でも共通する課題である．したがって, 本研究で提案した入力の最小化を目的とした LQI 最適制御を 3 次元変形型にも応用する．

そのためには, 事前準備として, Eq 3.56 で定義した可変重心座標を適用することで, 重心座標の目標姿勢は常に水平となる．また, 冗長駆動型剛体モデルで論じたように, 偏向機構を有する場合, Eq 3.8 で示した各ロータを偏向することで生成するジャイロモーメント  ${}^{CoG}\omega_{{}^{CoG}} \times {}^{CoG}I_{rotor} {}^{CoG}\omega_j$  は無視することができない．一つの対処方法は冗長駆動型剛体モデルのように, 偏向機構を位置制御などに使用しないことである．しかし, この方法では水平に関する並進運動は結局 4 自由度の劣駆動系剛体モデルと同様, 機体の傾きで制御される．この方法では変形型モデルにおける目標値への高い追従性が保証できないと考えられる．つまり, 偏向機構を能動的に使うべきである, その場合, ジャイロモーメントのオフセットを補正する必要がある．しかし, 偏向機構の偏向角速度は理論上得ることはできるが, 実機でその値を計測する機構を実現するのは容易ではない．よって, 補正するのはなく, ジャイロモーメントが生成されない機構を用いることで, 理論上ジャイロモーメントを 0 にすると仮定する．この機能を持つ機構に関しては, 第 2 章の Fig.2.8 で紹介するデュアルロータジンバル機構が挙げられる．

したがって, 水平時の平衡点近傍での一次近似線形化で定義した Eq 3.12 と Eq 3.13 の仮

定により，システムのダイナミクスは以下のように記述することができる．

$$\begin{aligned}\ddot{\mathbf{x}} &= \mathbf{Q}' \mathbf{f}_T - \mathbf{G} \\ \mathbf{x} &= \begin{pmatrix} {}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\}} & {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\}} \end{pmatrix}^T; \mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & g & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \\ \mathbf{Q}' &= \begin{pmatrix} \frac{1}{M_\Sigma} R'({}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\}}) B(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}) & I_\Sigma^{-1} (P * B(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi}) + \boldsymbol{\kappa} * B(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi})) \end{pmatrix}^T \\ R'({}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\}}) &= \begin{pmatrix} \cos(\alpha_{\{CoG\},z}) & -\sin(\alpha_{\{CoG\},z}) & \cos(\alpha_{\{CoG\},z})\alpha_{\{CoG\},y} + \sin(\alpha_{\{CoG\},z})\alpha_{\{CoG\},x} \\ \sin(\alpha_{\{CoG\},z}) & \cos(\alpha_{\{CoG\},z}) & \sin(\alpha_{\{CoG\},z})\alpha_{\{CoG\},y} - \cos(\alpha_{\{CoG\},z})\alpha_{\{CoG\},x} \\ -\alpha_{\{CoG\},y} & \alpha_{\{CoG\},x} & 1 \end{pmatrix}\end{aligned}\quad (3.59)$$

ここで，行列  $B$  がジンバルの偏向角度ベクトル  $(\boldsymbol{\theta}, \boldsymbol{\phi})$  に関する関数を強調するため，引数として渡している．また， $M_\Sigma$  と  $I_\Sigma$  は機体全体の重さと慣性テンソルである．水平時の平衡点近傍では， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$  と  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  は微小であるため，重心座標の姿勢は  $R'({}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\}})$  と近似することができる．本研究では，Eq 3.59 に対して，独立した推力制御とジンバル制御を提案する．

#### 高度と2自由度姿勢に対する推力に関するLQIに最適制御

推力の飽和を防止するため，2次元変形型では，姿勢・位置に関する4自由度のLQIに最適制御を提案した．一方，3次元変形型では，ジンバル機構を持つため，機体の傾きで水平の並進運動を操作する必要がなくなる．よって，重心座標の目標姿勢は並進運動と関係なく常に水平を保持すべきである．よって，平衡時の偏向された推力  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_i$  は  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_{i,d} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & f_{T_i,d} \end{pmatrix}^T$  となる．この時のジンバルの偏向角度  $(\theta_{i,d}, \phi_{i,d})$  は下記の制約条件を満たし， ${}^{(CoG)}\mathbf{b}_i = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}^T$  であることを示唆する．

$${}^{(CoG)}R_{\{F_i\}} = {}^{(CoG)}R_{\{B\}} {}^{(B)}R_{\{link_i\}}(\mathbf{q}) {}^{(link_i)}R_{\{F_i\}}(\theta_{i,d}, \phi_{i,d}) = R_Z(\lambda) \quad (3.60)$$

${}^{(CoG)}R_{\{B\}}$  は Eq 3.57 の関係式に対応しており， $R_Z(\lambda)$  は推力座標  $\{F_i\}$  が重心座標  $\{CoG\}$  から見て水平であることを意味している．また，機体が完全に水平ではない限り，劣駆動系モデルの水平移動に関する運動式 (Eq 3.16, Eq 3.17) と同様に，推力  $f_{T_i}$  はこのモデルの水平移動にも寄与する．ただし，劣駆動系モデルの場合，水平状態からの微小傾き角  $({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y})$  を能動的に操作することで，水平移動の制御を実現している．それに対して，この立体変形型の冗長駆動モデルでは，この微小傾き角によって生じる水平方向の力を外乱として捉える．その補正方法は次のジンバル偏向制御で詳しく説明するが，こ

ここでは特に微小と想定し無視する．さらに，平衡点近傍では推力ベクトル  $f_T$  は重心座標の  $z$  軸周りのモーメントを生成しないことに注視すれば，LQI の枠組みの対象は  ${}^{(W)}r_{\{CoG\},z}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  の 3 自由度となる．よって，状態変数はそれぞれの一次微分を含めた  $\mathbf{x}' = \left( {}^{(W)}r_{\{CoG\},z}, {}^{(W)}\dot{r}_{\{CoG\},z}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}, {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},x}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}, {}^{(W)}\dot{\alpha}_{\{CoG\},y} \right)^T$  となり，状態方程式を以下のよう示す．

$$\dot{\mathbf{x}}' = A\mathbf{x}' + B\mathbf{f}_T + \mathbf{d} \quad (3.61)$$

$$\mathbf{y} = C\mathbf{x}' \quad (3.62)$$

$$\mathbf{y} = \left( {}^{(W)}r_{\{CoG\},z} \quad {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x} \quad {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y} \right)^T ;$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ Q_{rz}'^T \\ \mathbf{0} \\ Q_{\alpha x}'^T \\ \mathbf{0} \\ Q_{\alpha y}'^T \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

なお， $Q' = \begin{bmatrix} Q_{rx}' & Q_{ry}' & Q_{rz}' & Q_{\alpha x}' & Q_{\alpha y}' & Q_{\alpha z}' \end{bmatrix}^T$  と記述する．この状態方程式について，2次元変形型で導出したコスト関数 Eq 3.40 を用いて，さらに Eq 3.41 のように状態方程式を拡張すれば，同様に代数リカッチ方程式で最適制御ゲインが得られ，再掲となるが，目標の推力ベクトルは以下のように求まる．

$$\mathbf{f}_{T0} = K_1\mathbf{x} + K_2\mathbf{v} - K_1\mathbf{x}_s + \mathbf{f}_{T_{OHF}} \quad (3.45)$$

2次元変形型との違いとして，目標値  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  は常に 0 である．

なお，各推力のノルム  $f_{T_i}$  で構成される推力ベクトル  $\mathbf{f}_T$  ではなく，偏向後の推力  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_i$  を制御入力として，全 6 自由度の状態  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\}}$ ， ${}^{(W)}r_{\{CoG\}}$  を同時に LQI で解くことも理論上可能ではある．その場合，偏向角は  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_i$  の 3 軸の成分の相対的な角度から求めることができ，各プロペラの推力  $f_{T_i}$  は  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_i$  のノルムから求まる．しかし，関節角度ベクトル  $\mathbf{q}$  が変動する度に，ハミルトニアン行列に基づく代数リカッチ方程式を解き直して制御ゲインを更新する必要があるが，このハミルトニアン行列は状態の数  $n$  に対して， $\mathcal{R}^{6n \times 6n}$  の行列になる．つまり，全状態の場合は  $\mathcal{R}^{36 \times 36}$  の行列の固有値分解を実時間で行う必要があるが，これは，飛行ロボットに搭載される小型の計算機には大きな負担となる．そのため，状態の数を最小限に抑え，推力の大きさに直接関係する上記の 3 自由度の状態量のみが選ばれ，LQI 制御器が設計された．

### 3 自由度姿勢および2自由度水平並進運動に関するジンバル偏向制御

前述の通り， $({}^{(W)}r_{\{CoG\},z}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}, {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y})$  以外の状態量は推力の大きさでは直接制御できず，ジンバルによる偏向操作が必要である．よって，ジンバル偏向制御の目的はLQI制御の安定性を影響しない上で，残りの状態を制御することである．ここで， $i$  番目のジンバルモジュールが平衡点近傍で微小に偏向し，重心座標から見て  $\|{}^{(CoG)}f_{g_i}\| \ll f_{T_i,d}$  を満たす微小の水平な力  ${}^{(CoG)}f_{g_i} \in \mathcal{R}^2$  を生成するとする．よって，偏向された目標推力は  $\|{}^{(CoG)}f_{i,d}\| \approx f_{T_i,d}$  という近似のもとで，以下のように記述することができる．

$${}^{(CoG)}f_{i,d} = \begin{pmatrix} {}^{(CoG)}f_{g_i,d}(0) & {}^{(CoG)}f_{g_i,d}(1) & f_{T_i,d} \end{pmatrix}^T \quad (3.63)$$

ここで，下付き文字の  $d$  は目標値であることを表す．

機体が完全に水平ではない限り，この微小な水平の力によって， $(-{}^{(W)}\ddot{\alpha}_{\{CoG\},y} \sum {}^{(CoG)}f_{g_i,d}(0) + {}^{(W)}\ddot{\alpha}_{\{CoG\},x} \sum {}^{(CoG)}f_{g_i,d}(1))$  の分の力が機体の上下運動に働く．ただし，この水平力が微小であり，傾き角も微小であることから，この力は無視できると考えられる．一方，上述のように， ${}^{(CoG)}f_{i,d}$  の第三成分である  $f_{T_i,d}$  は機体の水平運動に  $\begin{pmatrix} \sin(\alpha_{\{CoG\},z}) & \cos(\alpha_{\{CoG\},z}) \\ -\cos(\alpha_{\{CoG\},z}) & \sin(\alpha_{\{CoG\},z}) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_{\{CoG\},x} \\ \alpha_{\{CoG\},y} \end{pmatrix} \sum f_{T_i,d}$  のような力が働く． $f_{T_i,d}$  は前述の高度と2自由度姿勢に対する推力に関するLQIに最適制御によって求めることができるが，機体は常に平衡状態の近傍にあることに着目すると， $\sum f_{T_i,d} = M_{\Sigma}g$  という釣り合いの近似式が成り立つ．よって，偏向された推力のうちの水平成分  ${}^{(CoG)}f_{g_i}$  によって影響される状態量の微分方程式はEq 3.59 から以下のように分離することができる．

$$\begin{aligned} \ddot{x}'' &= H f_g + d = \begin{pmatrix} H_1 \\ H_2 \end{pmatrix} f_g + d \quad (3.64) \\ x'' &= \begin{pmatrix} {}^{(W)}r_{\{CoG\},x} & {}^{(W)}r_{\{CoG\},y} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y} & {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z} \end{pmatrix}^T \\ f_g &= \begin{pmatrix} {}^{(CoG)}f_{g_1}^T & {}^{(CoG)}f_{g_2}^T & \dots & {}^{(CoG)}f_{g_N}^T \end{pmatrix}^T \\ H_1 &= \frac{R_Z({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z})}{M_{\Sigma}^{-1}} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & \dots & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & \dots & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ H_2 &= I_{\Sigma}^{-1} \begin{pmatrix} 0 & -{}^{(CoG)}p_{1z} & 0 & -{}^{(CoG)}p_{2z} & \dots & 0 & -{}^{(CoG)}p_{Nz} \\ {}^{(CoG)}p_{1z} & 0 & {}^{(CoG)}p_{2z} & 0 & \dots & {}^{(CoG)}p_{Nz} & 0 \\ -{}^{(CoG)}p_{1y} & {}^{(CoG)}p_{1x} & -{}^{(CoG)}p_{2y} & {}^{(CoG)}p_{2x} & \dots & -{}^{(CoG)}p_{Ny} & {}^{(CoG)}p_{Nx} \end{pmatrix} \\ d &= \begin{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha_{\{CoG\},y} & -\alpha_{\{CoG\},x} \end{pmatrix} R_Z({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z})^T & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \end{aligned}$$

ここで， ${}^{(CoG)}p_i$  はEq 2.8 に対応し，重心座標の原点から各推力座標の位置である．線形写像

$H$  に対して，推力制御と同様な LQI 制御手法を適用することができるが，状態が5つあるため，ARE を解く過程で  $30 \times 30$  のハルミトニアン行列の固有値分解を実時間で計算する必要がある．また，ジンバル偏向制御は推力制御のように重力のような大きな定数項が含まれておらず，かつ偏向制御の入力数は推力の2倍であるため，入力が飽和する可能性が低いと考えられる．よって，Eq 3.27 で示した擬似逆行列を用いて下記のような PID 制御を行う．

$$\mathbf{f}_{g,d} = H^\dagger(\ddot{\mathbf{x}}_d - \mathbf{d}) \quad (3.65)$$

$$\ddot{\mathbf{x}}_d = \mathbf{k}_P(\mathbf{x}_d'' - \mathbf{x}'') + \mathbf{k}_I \int (\mathbf{x}_d'' - \mathbf{x}'') d\tau - \mathbf{k}_D \dot{\mathbf{x}}'' \quad (3.66)$$

$$H^\dagger = H^T(HH^T)^{-1} \quad (3.67)$$

前述の推力制御と同様，重心座標の目標姿勢は常に水平であるため，目標値  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  は常に0である．

${}^{(CoG)}p_{i_z}$  が全て0になると，行列  $H$  はフルランクではなくなり，ジンバルの偏向から  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  を制御することができなくなることを意味する．よって，吉川が多リンク系の逆運動学に提案した下記のように可操作度 [80] を用いて，ジンバル偏向制御のモードを切り替える．

$$\kappa(\mathbf{q}, \Phi_d, \Theta_d) = \sqrt{\det(HH^T)} \quad (3.68)$$

もし  $\kappa(\mathbf{q}, \Phi_d, \Theta_d)$  が設定した閾値 (e.g.  $1e-3$ ) 以下であれば，偏向された推力  $\mathbf{f}_g$  による  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  への影響は無視できるほど微小とみなし，Eq 3.64 において，行列  $H$  に変わり，縮小した行列  $H' = \begin{pmatrix} H_1^T & H_2(3)^T \end{pmatrix}^T$  を用いる． $H_2(3)$  は行列  $H_2$  の第三行ベクトルを指す．

最後に，偏向された推力  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_{i,d}$  から実際の2自由度偏向角度  $(\theta_{i,d}, \phi_{i,d})$  を求める方法を説明する．まず，ジンバルの2自由度の位置サーボ系システムによって，角度制御が行われており，その追従性は十分高いと仮定する．したがって，このサーボシステムの指令値は2自由度の偏向角度となる．上述の推力制御とジンバル偏向制御により  ${}^{(CoG)}\mathbf{f}_{i,d}$  は Eq 3.60 のように求まり，それを正規化することで，法線ベクトル  ${}^{(CoG)}\mathbf{b}_{i,d}$  が得られる．さらに，関係

式 Eq 2.7 と Eq 2.7 を用いることで，目標偏向角度  $\theta_i$  と  $\phi_i$  は以下のように計算できる．

$$\begin{pmatrix} \sin(\theta_i) \\ -\sin(\phi_i)\cos(\theta_i) \\ \cos(\phi_i)\cos(\theta_i) \end{pmatrix}^T = {}^{(B)}R_{\{link_i\}}(q)^T {}^{(CoG)}R_{\{B\}}^T b_i = b'_i \quad (3.69)$$

$$\phi_i = \tan^{-1}(-b'_i(1), b'_i(2)) \quad (3.70)$$

$$\theta_i = \tan^{-1}(b'_i(0), -b'_i(1)\sin(\phi_i) + b'_i(2)\cos(\phi_i)) \quad (3.71)$$

明らかであるが，Eq 3.60 で現れる  $f_{T_i,d}$  は推力の LQI 最適制御から Eq 3.45 の形で得られている．しかし，実機環境において，センサなどの電気信号や機械振動によるノイズが状態変数  $\tilde{x}$  に多々含まれており，これは制御フィードバック項の高周波成分として現れる．よって，このような摂動項からの影響を受けさせないために， $f_{T_i,d}$  の代わりに，Eq 2.10 で求まる定常時の各プロペラ推力  $f_{T_i,s}$  を用いて， ${}^{(CoG)}b_{i,d}$  の計算を行う．なお，ジンバル偏向による 5 自由度姿勢・位置の制御構成図を Fig.3.14 に示す．

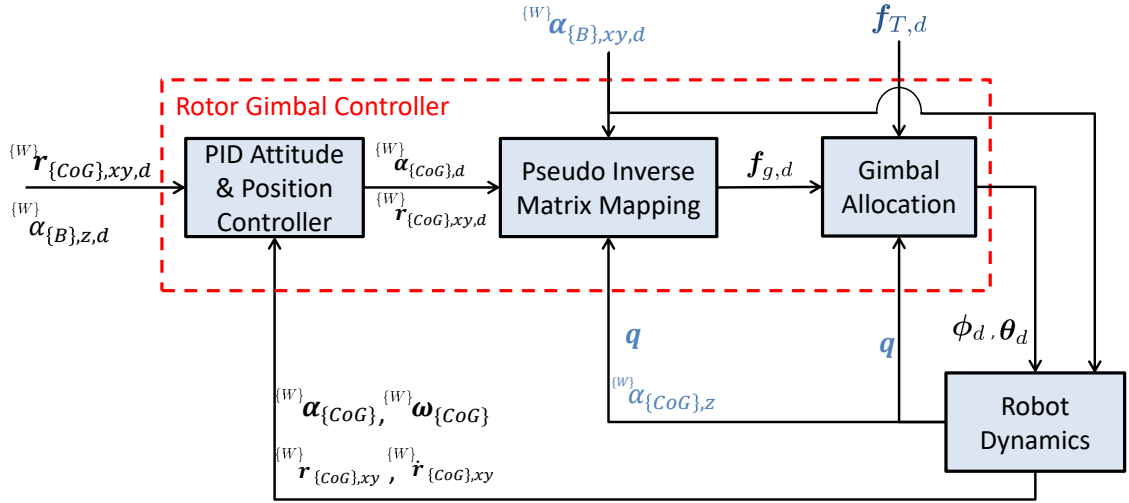


Fig. 3.14: control system of gimbal dragon

推力制御とジンバル偏向制御を統合した 3 次元変形型の制御システムの全体像は Fig.3.15 のようになる．全体の制御システムにおいて，Eq 3.64 の  $H_2$  の記述から分るように，もし  ${}^{(CoG)}p_{i_z}$  が全て 0 ではない限り， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}$ ， ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}$  は同時に推力制御とジンバル偏向制御の両方から影響される．しかし，このような混合的なシステムであっても，両制御器は線形であるため，それぞれが漸近安定であれば，その和も漸近安定性を有する．

また，ジンバル偏向の制御が実行されている時には，偏向機構に関する慣性テンソル  $I'_{gimbal_i}$  は偏向角度の変動によって常に変わる．それにより，Eq 3.59 におけるシステム全体の慣性テンソル  $I_\Sigma$  も常に変更される．しかし，ジンバル偏向による角度の操作量  $(\theta_{i,d}, \phi_{i,d})$  は定常状態時の角度  $(\theta_{i,s}, \phi_{i,s})$  からの微小な変動 (i.e.  $< 10^\circ$ ) とみなすことができ，かつ偏向機構の慣性テンソルは他の部位のと比べ相対的に小さいとみなせるため，この慣性テンソルは常に一定で，定常時の値  $I'_{gimbal_i}(\theta_{i,s}, \phi_{i,s})$  であると近似することができる．

なお，提案した制御手法は，依然としてプロペラが全て一直線上にある時が特異形状であり，LQI の最適制御が破綻する．また，偏向角  $\phi_i$  の計算式 Eq 3.70 において，もし  $i$  番目のリンクが絶対座標系に対して垂直になっている場合， $b'_i(1)$  と  $b'_i(2)$  はともに 0 になってしまい，偏向角が求まらない．そして，この特異点近傍では偏向角は非常に不安定な挙動をする．しかし，このような特異形状は全状態空間の極一部であり，現段階でも十分広範囲に渡る 3 次元変形での安定飛行が可能であることを示唆する．

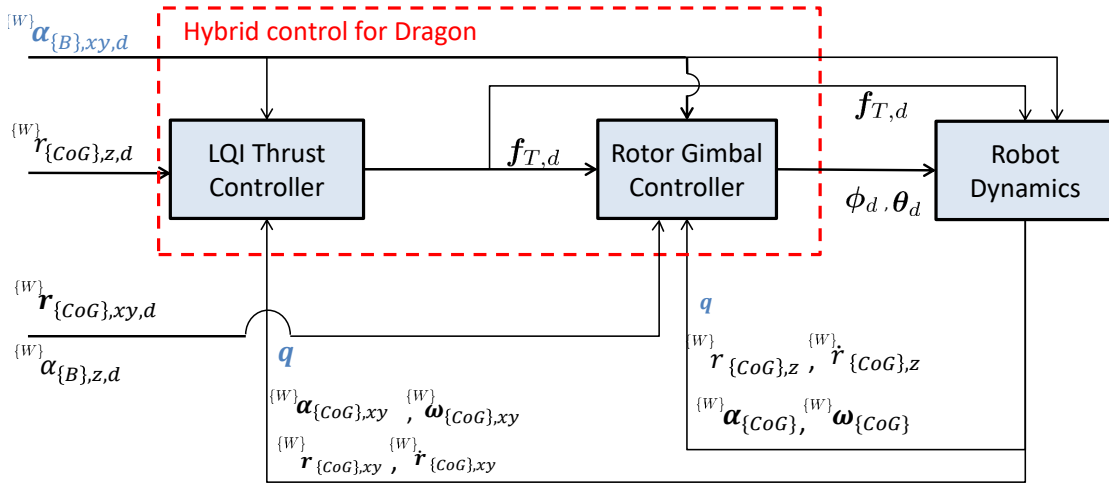


Fig. 3.15: control system of dragon

### 3.3 本章のまとめ

本研究では一般化力学モデルをもとに，Fig.3.16 に示されている4つの代表的なモデル形態を用いて，提案する多自由度系モデルの一般化制御手法を段階的に説明してきた．まず，第2章で論じた最適定位推力 (OHF) を考慮した機体重心の高度及び回転運動 (計4自由度) に関する最適制御を提案し，4自由度劣駆動系モデルを中心に，制御入力である推力ベクトル  $f_T$  に関する制御則の定式化を行った．この推力ベクトルに関する最適制御は全ての多自由度系モデルの制御システムの土台となっている．次に2自由度の推力偏向機構 (ジンバル機構) を持つモデルに対して，機体の任意姿勢での定位を実現するための可変重心座標を導入した．これは機体の目標姿勢を制御の目標値ではなく，関節角度ベクトルのように，写像行列  $Q$  の変数として与えることで，力学モデルの変化によって目標姿勢への追従を実現している．これにより，2自由度の偏向機構を有する剛体モデルの任意姿勢での定位が可能になる．さらに，水平並進運動や回転運動に関する制御性を強化するために，ジンバル機構による推力の偏向が重心の回転運動と水平の並進運動 (計5自由度) にも作用することに着目し，能動的な推力偏向によるこれら5軸の制御方法を設計し，3次元変形型モデルにおける統合的な制御システムを確立した．

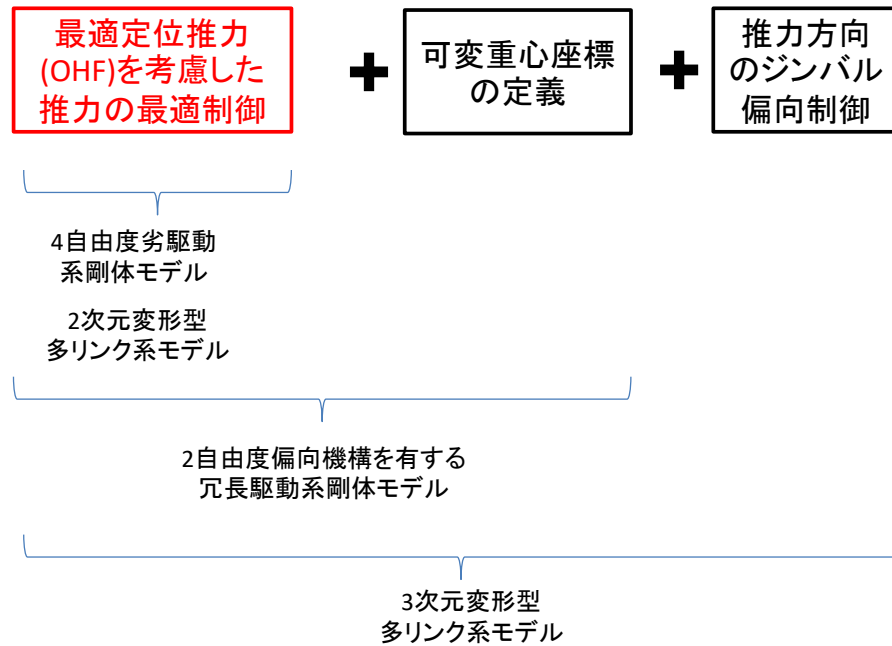


Fig. 3.16: The relationship of control method among the different types of aerial robot



## 第4章

### 多自由度系の一般化プラットフォームの構築法



本章では，機体の飛行を可能にするプラットフォームの内部，つまり基盤ソフトウェアの構成法について述べる．まず，第3章で展開した飛行制御システムに関しては，ロボットの運動に関する各種状態が入力として必要不可欠であるが，これは実世界で飛行を行う場合は，これらの状態を実時間で同定の必要性を意味する．そこで，我々は，機体に内蔵されたあるいは外部に取り付けられたセンサを用いたロボットの状態推定法をベースリンク座標及び重心リンク座標の順で説明する．次に，一般多リンク系の飛行ロボットはモデルの構成が従来のマルチロータと比べ複雑になっており，センサやアクチュエータの数もリンク数に比例して増える．これらの基本要素との有効なデータのやり取りを司る体内通信系の構成方法についても熟考する必要がある．本研究では，世界初の多リンク系飛行ロボットのリンクモジュール化によって構成される体内通信システムを確立した．その全貌を各層に分けて詳しく説明する．最後に，ロボット運営に欠かせない，動作確認を実機だけではなく，計算機だけで完結することで，システム構築の効率と正確性を上げることが見込まれる．しかし，計算機と実機のプログラムが異なれば，動作確認の意味が薄れていく．よって，本研究では，自律飛行を可能とする透過型のシミュレーションシステムの構築を実現した．

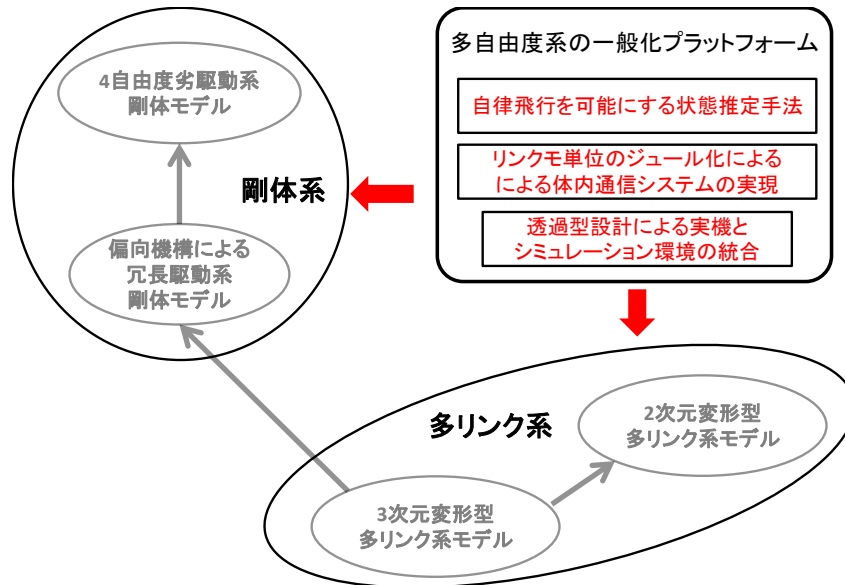


Fig. 4.1: The introduction of the autonomous platform with the internal communication system and integrated simulation system.

#### 4.1 自律飛行を可能にする状態推定

実世界での自律飛行において、機体の状態をリアルタイムで取得することは飛行制御のためには必要不可欠となっている．従来のマルチロータの状態推定方法に関しては、さまざまな取り組みがなされてきており、その成果はどれもめまぐるしいものである [81][82][83]．しかし、これらの手法はいずれも剛体型のものに特化したもので、多リンク系への配慮がなされていない．そこで、本研究では、機体は十分ゆっくりに変形するという仮定のもと、時々刻々の形態を単一剛体とみなす．よって従来の手法から、一般化多リンク系に最も適用する要素を抽出し、さらに多リンク系にも応用できるよう状態推定の方法を拡張する．一般的に、剛体型のモデルに関しては、ベースリンク座標  $\{B\}$  と重心座標  $\{CoG\}$  は一致しており、両者の運動間には相違点は存在しない．しかし、一般化多自由度系モデル、とりわけ多リンク系モデルにおいて、両者には異なる点が存在する．そこで、本研究では、ベースリンク座標  $\{B\}$  は機体の最も基本となる運動（加速度，角速度）を計測するセンサ IMU ユニットの座標と一致させる．この IMU ユニットの座標は一般的な中間のリンクに設置され、その姿勢は対応リンクのものと一致する  ${}^{(W)}R_{\{B\}} = {}^{(W)}R_{\{link_{imu}\}}$ ．一方、重心に関しては、まず位置は以下のような基本式を満たす．

$${}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\}} = \frac{\sum_{i=1}^N m_i {}^{(W)}\mathbf{r}_{\{link_i\}}}{\sum_{i=1}^N m_i} \quad (4.1)$$

また、姿勢に関しては、4自由度劣駆動性を有するもの (e.g. 従来の剛体型マルチロータ、2次元変形型多リンク系) の場合はベースリンクの姿勢と一致するが、それ以外の重心の6自由度の運動を可能にするものであれば、再掲となるが以下のような関係を満たす．

$${}^{(CoG)}R_{\{B\}} = R_Y({}^{(W)}\alpha_{\{B\}}, y, d) R_X({}^{(W)}\alpha_{\{B\}}, x, d) \quad (3.56)$$

以上の関係より、重心とベースリンク間の同次変換行列  ${}^{(CoG)}H_{\{B\}}$  が下記の様に求まる．

$${}^{(CoG)}H_{\{B\}} = \begin{pmatrix} {}^{(CoG)}R_{\{B\}} & {}^{(CoG)}\mathbf{p}_{\{B\}} \\ 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4.2)$$

以降は、まず、ベースリンク座標での状態推定手法について述べる．さらに、重心座標へと変換する方法を一般化された多自由度系モデルに基づいて説明する．

#### 4.1.1 ベースリンク

ベースリンク座標に関しては，従来のマルチロータモデルと同様，剛体とみなし，状態推定を行う．また，機体に搭載されるセンサの種類と計算機の処理性能を意識し，一般化多リンク系に最も適した手法を提案する．また，運動は回転と並進に分かれるが，後者は細分化できる．なぜなら，通常の機体は6自由度の動きではなく，4自由度の動き ( $R^3 \times SO(2)$ ) だけで十分である．さらに，飛行物体の高度の安定性はなにより重要であり，対地面の状態推定方は水平運動と違うため，高度の推定は分離して説明する．なお，水平運動に関しても，その動きの需要に対しては速度制御か位置制御かを選ぶことができる．ここでは，その両方は独立に考慮される．

#### 回転運動推定

姿勢推定に最も必要なのは角速度の計測であり，それに加わり，加速度の計測も可能にしたものがIMUユニットである．姿勢推定は剛体モデルをベースに古くからさまざまな手法を提案され，また，異なるロボットモデルに特化した方法が生まれてきた．いずれにせよ，その根幹をなす考えは， ${}^{(w)}\dot{R}_{\{B\}} = [{}^{(w)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(w)}R_{\{B\}}$  という関係式を軸に角速度値を積分し，その結果をいかに正しく修正するかということである．その一般的な手法としては状態方程式を立て，姿勢行列  $R$  を推定することが挙げられる．その中でも，よく用いられるフレームワークは確率論ベースのベイジアンフィルタである [84]．状態方程式が非線形であるため拡張カルマンフィルタ (EKF) が提案され，精度の高い姿勢推定が可能になった [42][85]．また，IMUユニット以外の気圧センサ [44] や，画像処理 [86][87][88]，ロボットの関節情報と環境との作用状態 [89] をもちいて，姿勢とその他の状態を統合的に，大域的に推定する手法も多く提案されている．一方，飛行ロボットの姿勢制御はモデルの応答性の速さから，姿勢推定に関しては高頻度 ( $> 500Hz$ ) での更新が要求される．しかし，上記のような大域的な推定は，計算が増えるため，処理能力の低い低層での計算機での演算では賄えない．現在では，性能の高いプロセッサを搭載した計算機 ( $\sim GHz$ ) から直接センサとモータ制御基板を接続して，リアルタイム制御できるようになっているが，依然として性能の高い計算機は画像処理など早い処理を必要としないプログラムを実行し，その下流で小型で処理能力の比較的低いがリアルタイム性のある計算機であるマイクロプロセッサ ( $\sim MHz$ ) を用いて姿勢推定と制御を行うという2重構造が主流となっている．さらに一般化多自由度系で定義する多リンク系で

はさらに多層構造となっているため，中間層であるマイクロプロセッサは全システムの中核となっている．この層では姿勢推定以外にも，制御，通信データ受け渡しなど，様々な役割を担っており，推定に関してはできるだけ軽量の手法が求められる．よって，計算コストの高いベイジアンフィルタを用いるのではなく，機体座標からみる重力成分の推定をベースに，加速度成分の積分をメインとした complementary フィルタを使用している．このフィルタは IMU ユニットにおけるジャイロセンサからの角速度，加速度センサからの加速度および地磁気センサの磁束密度の 9 自由度のセンサデータ  $({}^{(B)}\omega_{\{B\}} \in R^3, {}^{(B)}a' \in R^3, {}^{(B)}T \in R^3)$  のみで推定可能であり，実装コストが非常に低い．なお，加速度センサは慣性系での計測ではなく，厳密には計測点の合力に対応する加速度を示していないため，加速度シンボル  ${}^{(B)}a$  に特殊記号' を付け加えている [90]．より詳しく説明すると，加速度は本来重力以外の力を計測するものである．例えば，静止時は静止の床反力を計測している．よって，飛行中の場合では重力ではなく，推力およびその他の外力の和が計測されている．しかし，水平という平衡点付近では，Martin ら [91] と Mahony ら [92] によると加速度値の低周波成分は Eq 4.3 のようにほぼ重力に近似できると証明されている．

$${}^{(B)}a' \approx {}^{(B)}R_{\{W\}} {}^{(W)}g \quad (4.3)$$

ここで，絶対座標  $\{W\}$  からみる重力ベクトルは  ${}^{(W)}g$  は機体座標  $\{B\}$  の姿勢を用いて， ${}^{(W)}g = {}^{(W)}R_{\{B\}} {}^{(B)}g$  のように書ける．よって，この式の時間微分に関しては，左辺は 0 になるため，展開式は以下ようになる．

$$0 = {}^{(W)}\dot{R}_{\{B\}} {}^{(B)}g + {}^{(W)}R_{\{B\}} \dot{{}^{(B)}g} \quad (4.4)$$

$$= [{}^{(W)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(W)}R_{\{B\}} {}^{(B)}g + {}^{(W)}R_{\{B\}} \dot{{}^{(B)}g}$$

$${}^{(B)}\dot{g} = -{}^{(B)}R_{\{W\}} [{}^{(W)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(W)}R_{\{B\}} {}^{(B)}g \quad (4.5)$$

$$= -[{}^{(B)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(B)}g \quad (4.6)$$

ここにある  ${}^{(B)}\omega_{\{B\}}$  はジャイロセンサから得られたデータである．以上の式を離散的に考えると，機体座標でみる  ${}^{(B)}g(k)$  は以下のように

$${}^{(B)}g(k) = {}^{(B)}g(k-1) - \Delta t [{}^{(B)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(B)}g \quad (4.7)$$

よって，重力ベクトル  ${}^{(B)}g(k)$  は角速度との外積項の累積で更新することができる．しかし，重力ベクトルの初期値  ${}^{(B)}g(0)$  がわからないため，更新ができない．そのうえ，ジャイロセ

ンサをバイアス成分を含むため、その積分によって、姿勢のズレが徐々に大きくなる．よって、上記の更新則以外にも、修正則も必要であり、ここでは加速度値  ${}^{(B)}a$  を用いて、以下のような complementary フィルタを組む．

$${}^{(B)}g(k) = w_1({}^{(B)}g(k-1) - \Delta t [{}^{(B)}\omega_{\{B\}} \times] {}^{(B)}g) + w_2 {}^{(B)}a' \quad (4.8)$$

なお、上記の重み付き平均において、加速度値は重力ベクトルそのものとみなされているが、これは静止状態で成り立つことは自明であるが、飛行中は [91] の仮定により、その低周波成分は重力に近似するようになっている．また、加速度は推力以外にも機械振動や風など外乱も同時に計測しているため、波形は非常に乱れている．そのため、加速度に対する重み平均の割合は非常に低く、例えば、実機での場合、それぞれの重み付き係数は [0.9983, 0.0017] のようになっている．

最後に、姿勢  $R$  をオイラー角  $\alpha$  で表現し、関係式  ${}^{(B)}g = {}^{(B)}R_{\{W\}} {}^{(W)}g$  を再度用いることで、ピッチ各  $\alpha_y$  とロール各  $\alpha_x$  は以下のように求まる．

$$\begin{pmatrix} -\sin(\alpha_y) \\ \cos(\alpha_y)\sin(\alpha_x) \\ \cos(\alpha_y)\cos(\alpha_x) \end{pmatrix} g = {}^{(B)}g \quad (4.9)$$

$$\alpha_x = \tan^{-1}\left(\frac{{}^{(B)}g_y}{{}^{(B)}g_z}\right) \quad (4.10)$$

$$\alpha_y = \tan^{-1}\left(\frac{-{}^{(B)}g_x}{\sqrt{{}^{(B)}g_y^2 + {}^{(B)}g_z^2}}\right) \quad (4.11)$$

上記のような推定器は重力ベクトル以外にも地磁気の磁束密度  ${}^{(B)}T$  に対しても同じことが言える．導出は割愛するが、磁束密度の計測値から機体の姿勢のヨー軸周りの角度  $\alpha_z$  を求める方法を以下に示す．

$${}^{(W)}T = \begin{pmatrix} {}^{(W)}T_x \\ 0 \\ {}^{(W)}T_z \end{pmatrix} = R_Z(\alpha_z)R_Y(\alpha_y)R_X(\alpha_x){}^{(B)}T \quad (4.12)$$

$$\begin{pmatrix} \cos(\alpha_z){}^{(W)}T_x \\ -\sin(\alpha_z){}^{(W)}T_x \\ {}^{(W)}T_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(\alpha_y){}^{(B)}T_x + \sin(\alpha_y)\sin(\alpha_x){}^{(B)}T_y + \sin(\alpha_y)\cos(\alpha_x){}^{(B)}T_z \\ \cos(\alpha_x){}^{(B)}T_y - \sin(\alpha_x){}^{(B)}T_z \\ -\sin(\alpha_y){}^{(B)}T_x + \cos(\alpha_y)\sin(\alpha_x){}^{(B)}T_y + \cos(\alpha_y)\cos(\alpha_x){}^{(B)}T_z \end{pmatrix} \quad (4.13)$$

$$\alpha_z = \tan^{-1}\left(\frac{-\cos(\alpha_x){}^{(B)}T_y + \sin(\alpha_x){}^{(B)}T_z}{\cos(\alpha_y){}^{(B)}T_x + \sin(\alpha_y)\sin(\alpha_x){}^{(B)}T_y + \sin(\alpha_y)\cos(\alpha_x){}^{(B)}T_z}\right) \quad (4.14)$$

また、場合によっては、上記の計算以外にも地磁気の偏角を加味する必要がある．以上の推定に関するフローチャートは川崎の博士論文で掲載されている [37]．

多リンク系 前述のようにプロペラ回転体などの機械振動によって、ジャイロセンサや加速度センサには多くのノイズが載っている、これに対して、屋内飛行では motion capture を使用して、直接外部から推定する手法も用いられている [2]。また、前述のように画像処理やその他の外界センサと組み合わせて、より大域に状態を推定する手法が提案されている。一方で、多リンクの場合は、Fig.5.13 で論じたように、構造振動による機械振動も現れる。この問題に対して、本研究では、多リンク系ならではの解決方法として、複数の IMU ユニットの搭載することで、平均的なセンサ値を取得する補正手法を提案する。後述の多層構造によって、リンクごとに IMU ユニットの搭載することが可能となり、それらの値をリンクの骨格情報から統合し、ベースリンクに関する基本状態である角速度を修正する。なお、この方法が適用できるのは、多リンク系は十分ゆっくりに変形し、単一剛体と近似できるときだけである。そのとき融合されたベースリンクの角速度  ${}^{(B)}\bar{\omega}_{(B)}$  は以下のように書ける。

$${}^{(B)}\bar{\omega}_{(B)} = \alpha_i {}^{(B)}R_{link_i}(q) {}^{(B)}\omega_{link_i}; \quad \sum_{i=1}^{N+1} \alpha_i = 1 \quad (4.15)$$

ここで、 ${}^{(B)}R_{link_i}$  はベースリンク座標から見る各リンク座標の姿勢である。なお、IMU ユニットの数は基本制御基板を含めて  $N+1$  個あり、重み付き係数  $\alpha_i$  は総和が 1 による設計する。末端に行けば行くほど、振動が顕著になるため、中央におけるリンクの重み付き係数を相対的に上げるという方法が考えられる。加速度に関する統合法も考えられるが、現段階では実装しないとする。

## 高度推定

高度運動に関しては、上記の回転運動よりは遅い応答性を持つため、上記のような中央制御基板で高速で推定する必要性はない。また、高度の安定性は飛行の安全性に最も深く関わっているため、最も精度の高い推定が不可欠である。つまり、上記のようなコンプリメンタリフィルタではなく、より精度の高いベイジアンフィルタが好ましい。よって、推定は上位の高性能計算機で行われる。ベースリンクの高度に関する 1 軸の運動方程式を Eq 3.1 から抽出すると以下ようになる。

$${}^{(W)}a_{(B)} = {}^{(W)}R_{(B)} \frac{{}^{(B)}f}{M} - {}^{(W)}g = {}^{(W)}R_{(B)} {}^{(B)}a'_{(B)} - {}^{(W)}g \quad (4.16)$$

加速度値  ${}^{(B)}a'_{(B)}$  は前述の IMU ユニットの加速度センサの値そのものであり、ベースリンク座標の姿勢  ${}^{(W)}R_{(B)}$  は姿勢推定から得られる。なお、この式は単一剛体と近似しない多リンク

系にも適用する．この式を離散化し，状態方程式の形にすると以下のような形になる．

$$\begin{aligned} {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},z}(t) &= {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},z}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}a_{\{B\},z}(t-1) \\ {}^{(W)}r_{\{B\},z}(t) &= {}^{(W)}r_{\{B\},z}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},z}(t-1) + \frac{\Delta\tau^2}{2} {}^{(W)}a_{\{B\},z}(t) \end{aligned} \quad (4.17)$$

また，高度を計測センサとしては地面までの相対距離を計るセンサとして，超音波系と赤外線系の2種類がある (Fig.4.2)．超音波センサは特に小型で，安価であるが，精度は赤外線

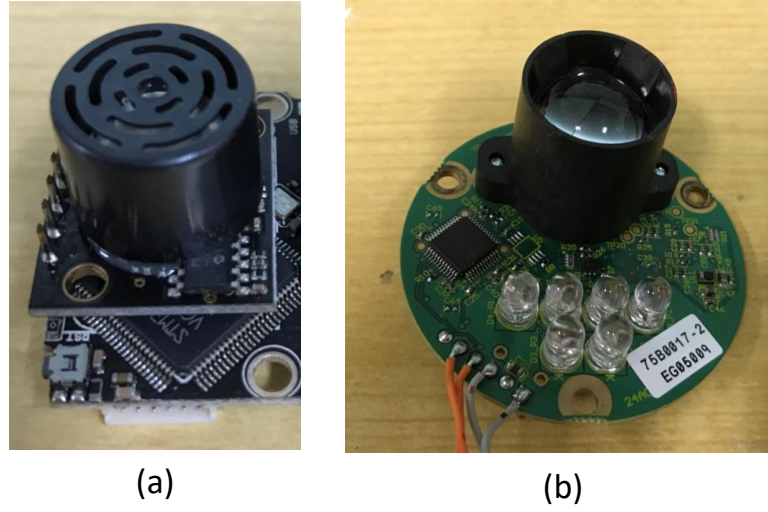


Fig. 4.2: The sensors to measure distance from ground. (a) The sonar sensor; (b) IR sensor

センサよりは低く，距離も短い (e.g. 5m)．さらに更新の速度は低い (e.g. 10Hz)．それに対し，赤外線ベースのものは長距離 (e.g. 40mm) で，更新頻度が高い (e.g. 40Hz)．本研究では，赤外線ベースのものを使用している．

なお，高度センサはベースリンクの  $z$  軸のマイナスの方向に取り付けられているとする．そのときセンサから得られるセンサ値は距離  $d_z$  から，機体の対地面の垂直の距離  ${}^{(W)}r_{\{B\},z}$  は以下の関係式を満たす．

$${}^{(W)}r_{\{B\},z} = \cos(\alpha_x)\cos(\alpha_y)d_z \quad (4.18)$$

離散化した更新式 Eq 4.17 と組み合わせて，線形なカルマンフィルタの標準形式，以下のよ

うにまとまる．

$$\mathbf{x}_t = A\mathbf{x}_{t-1} + B\mathbf{u}_t + \boldsymbol{\varepsilon}_t \quad (4.19)$$

$$\mathbf{z}_t = H\mathbf{x}_t + \boldsymbol{\delta}_t \quad (4.20)$$

$\boldsymbol{\varepsilon}_t$  および  $\boldsymbol{\delta}_t$  はガウス分布に従うノイズとみなす．高度に関しての各物量は以下のように決まる．

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\tau \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} \frac{\Delta\tau^2}{2} \\ \Delta\tau \end{bmatrix} H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

$$\mathbf{x}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{B\},z}(t) \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},z}(t) \end{bmatrix}; \mathbf{u}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}a_{\{B\},z}(t) \end{bmatrix}; \mathbf{z}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{alt,z}(t) \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

なお，状態量と区別するため，IMU ユニットから入力を  ${}^{(W)}\ddot{r}_{imu,z}(t)$  と取り直している．この式に当てはめれば，一般的な線形カルマンフィルタの解法 [84] を用いることで，状態量の推定値  $\bar{\mathbf{x}}_t$  が得られる．

一方で，絶対高度として気圧センサが多く用いられるが，気圧センサは非常大きなバイアスを持つため，そのバイアスも同時に推定する必要がある．しかし，このバイアスの推定は観測値  $z$  とは線形な加減算ができるため， $\boldsymbol{\delta}_t$  とおなじ次元での推定となる．これは，好ましくない組み合わせで，正しい推定ができる可能性が非常に低い．通常は，さらに観測量を増やす方法でより大域的に推定する手法が用いられる [44]．しかし，ここでは単体センサによる修正のみ注目する．

また，加速度にも一定のバイアスが存在するため，このバイアスによって，加速度の積分値がずれる可能性がある．ここでは，このバイアスも推定する方式を紹介する．その時，加速のバイアス成分を  $a_{bias}$  と定義すると，新しいカルマンフィルタの状態量と関連の行列は以下ようになる．

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \Delta\tau & -\frac{\Delta\tau^2}{2} \\ 0 & 1 & -\Delta\tau \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} \frac{\Delta\tau^2}{2} & 0 \\ \Delta\tau & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{x}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{B\},z}(t) \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},z}(t) \\ a_{bias} \end{bmatrix}; \mathbf{u}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}\ddot{r}_{imu,z}(t) \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{z}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{alt,z}(t) \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

この場合，バイアス  $a_{bias}$  はガウス分布に従ったノイズで変動すると設計している．

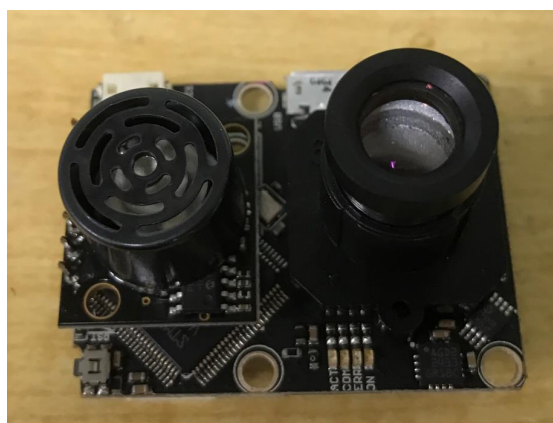
### 水平に関する並進運動の速度推定

水平運動を推定するには，速度と位置の2段階があり，ここでは，まず速度のみの推定方法を紹介する．

速度を計測センサとして，絶対座標の速度成分を推定するものと相対座標（ベースリンク座標）の速度を推定するものの2種類に別れる．前者の代表例が Fig.4.3 (a) に示されているような GPS センサである．その場合，座標はよく NED 系で記述される (x 軸: North; y 軸: East; z 軸: Down)．後者の代表例はイメージカメラのオプティカルフローの推定から得られる速度成分である．Fig.4.3 (b) はオプティカルフローの推定に特化したもので，左側の高度センサとともに絶対スケールの速度成分を推定している．



(a)



(b)

Fig. 4.3: The sensors to measure velocity. (a) GPS module; (b) Optical flow module

本研究では，一般的な単眼イメージセンサから得られるオプティカルフローと前述の高度推定から，絶対スケールの速度成分を計算している．このときに，イメージセンサ座標とルートリンクの座標が十分近いことが前提条件となる．2次元画像からオプティカルフローを取得する方法はいくつかがあるが，ここでは性能と計算のバランスが一番いいとピラミッド形の LucasKanade 手法 [93] を用いる．なお，イメージセンサの座標で記述されている2次元のオプティカルフローをベースリンク座標に絶対スケールで変換する方法が [94] と同じ手法を用いている．さらに，ベースリンクの絶対座標下での速度成分が必要であるため，以

下のような簡単変換を行う．

$${}^{(W)}\dot{\mathbf{r}}_{\{B\},xy} = \begin{bmatrix} {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},x} \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},y} \end{bmatrix} = R_z(\alpha_z) \begin{bmatrix} {}^{(B)}\dot{r}_{\text{opt},x} \\ {}^{(B)}\dot{r}_{\text{opt},y} \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

注意すべき点として，これはSO(2)での変換であり，ピッチ角( $\alpha_y$ )とロール角( $\alpha_x$ )の影響を考慮しておらず，機体が常に水平という平衡状態の近傍にすることが前提となっている．

2自由度の ${}^{(W)}\dot{\mathbf{r}}_{\{B\},xy}$ については，1自由度に分けて，それぞれ上記の高度に対するEq 4.21と同様の推定法を用いることができる．そのとき観察行列 $H$ は $\begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}$ になる．また，加速度のバイアスを考慮すれば，Eq 4.23と同様に状態量と行列を組めば良いが，そのときの $H$ は $\begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$ になる．

水平に関する並進運動において，Eq 4.16のようにIMUユニットからの加速度値 ${}^{(B)}\mathbf{a}'_{\{B\}}$ を絶対座標に変換する際，機体の姿勢，とりわけピッチ角( $\alpha_y$ )とロール角( $\alpha_x$ )の精度が大きく影響している．なぜなら，高度推定の違い，水平成分の加速度はこれらの角度の $\sin$ 関数で変化する．そして，上記の加速度のバイアス $a_{\text{bias}}$ は姿勢の推定誤差を含む $\sin$ 関数により，常に変動する要素が含まれている．よって，ほぼ定常なバイアスを推定するEq 4.23はこのようなモデルには的確ではなく，姿勢推定のうちのピッチ角とロール角の推定誤差( $\delta\alpha_x, \delta\alpha_y$ )を優先して推定すべきである．そのとき，状態方程式以下のような非線形なものになる．

$$\mathbf{x}_t = \mathbf{f}(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{u}_t) + \boldsymbol{\varepsilon}_t \quad (4.26)$$

$$\mathbf{z}_t = H\mathbf{x}_t + \boldsymbol{\delta}_t \quad (4.27)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_t &= \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{B\},x}(t) & {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},x}(t) & {}^{(W)}r_{\{B\},y}(t) & {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},y}(t) & \delta\alpha_x(t) & \delta\alpha_y(t) \end{bmatrix}; \\ \mathbf{u}_t &= \begin{bmatrix} {}^{(W)}\mathbf{a}_{\{B\}}(t) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; \mathbf{z}_t = \begin{bmatrix} {}^{(W)}\dot{r}_{\text{vel},x}(t) \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\text{vel},y}(t) \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ f(\mathbf{x}_{t-1}, \mathbf{u}_t) &= \begin{bmatrix} {}^{(W)}r_{\{B\},x}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},x}(t-1) + \frac{\Delta\tau^2}{2} {}^{(W)}a_{\{B\},x}(t) \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},x}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}a_{\{B\},x}(t) \\ {}^{(W)}r_{\{B\},y}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},y}(t-1) + \frac{\Delta\tau^2}{2} {}^{(W)}a_{\{B\},y}(t) \\ {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\},y}(t-1) + \Delta\tau {}^{(W)}a_{\{B\},y}(t) \\ \delta\alpha_x(t-1) \\ \delta\alpha_y(t-1) \end{bmatrix} \\ {}^{(W)}\mathbf{a}_{\{B\}} &= R_z(\alpha_z)R_y(\alpha_y + \delta\alpha_y(t-1))R_x(\alpha_x + \delta\alpha_x(t-1)){}^{(B)}\mathbf{a}'_{\{B\}} - {}^{(W)}\mathbf{g} \end{aligned}$$

上記の式のような非線形な状態方程式に対しては，拡張カルマンフィルタが適用できる．具

体的には，線形なカルマンフィルタに相当する行列  $A$  と  $B$  を  $A = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{x}}$  と  $B = \frac{\partial f}{\partial \mathbf{u}}$  のように求めれば，あとは通常のカルマンフィルタと同様のプロセスを実行すればよい．

#### 並進運動の位置推定

位置推定は外界センサによるマッピングによって付随している位置同定の結果との統合になる．そのような外界センサはレーザセンサ [95]，単眼ないし双眼のイメージセンサ [96][97]，及びイメージセンサと深度センサの連携 [98] が例として挙げられる．2次元のものは複雑な環境には対応できず，また，単眼イメージはスケールの推定が必要とする．しかし，地図づくりの計算コストはセンサのデータ規模に関係するため，上記の2つは比較的軽量なものである．環境に応じて，使用するセンサを慎重に選択すべきであり，趙らは一般的な屋内の廊下の環境では，2次元のSLAMでも十分な精度を提供できることを実証している [99]．また，上述のように単眼イメージセンサのスケールはその他のセンサとの併用で推定は可能である．また，一定範囲ないでの飛行であれば，外部センサによる機体の状態推定が可能であり，その代表的な例がモーションキャプチャであり，飛行ロボットの基礎実験は屋内の一定環境で実現でき，いままで多彩の飛行動作が実現できた．

第3章で述べたように，安定な飛行制御には，モデルの速度成分は必要不可欠である．通常は，上記の位置情報から微分すれば，速度成分は求まるが，ノイズを多く含んでいるため，除去用のローパスフィルタが用いられる．しかし，その場合だと，ローパスフィルタの次遅れの特性が現れ，返って制御を不安定にしてしまう．したがって，(4.26) と Eq 4.27 や，(4.26) と Eq 4.27 のように位置に対して，ベイジアンフィルタを組み，信頼性の高い速度成分を推定することが望ましい．その場合は，観察行列  $H$  を適当に設計すれば，前述と同様に推定が可能となる．

#### 4.1.2 タイムスタンプの同期

上記の並進運動に関する様々な推定のベイジアンフィルタに関しては，加速度センサ，言い換えればIMUユニットのタイムスタンプを基準に予測 (prediction) と修正 (correction) が行われている．しかしセンサ間はそれぞれ別のタイミングでアクセスされる．高速にアクセスできるセンサ (e.g. レーザセンサ) は少しのタイムスタンプの差で精度にさほどの影響は発生しないが，オプティカルのような画像データを入力にするものは，画像処理の時間 (e.g.

$\sim 10ms$ ) が加算される．2D レーザセンサから行われる SLAM による位置同定も同様に収束演算が行われている．さらに，GPS やモーションキャプチャのような外部システムからデータを受信する場合も，その通信のラグが発生する．よって，個々のセンサのタイムスタンプ通りの修正プロセスを行うことが必須である．これには，過去の推定状態にアクセスする必要があるが，Weiss らは FIFO による予測-修正-再予測手法を提案した [45]．本研究でも，提案手法に準じたタイムスタンプを正確に用いた方法を実装し，その概要を Fig.4.4 に示す．

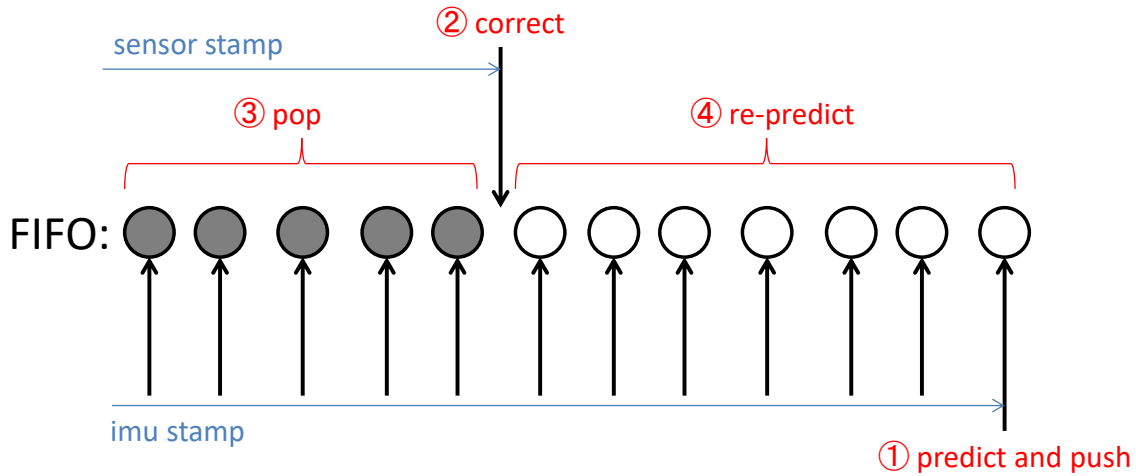


Fig. 4.4: FIFO for the time synchronization

まず，IMU による加速度値が予測プロセスに入力され，予測値が一つ新しくバッファの右から加わる (図 ①)．その間に，その他のセンサ値が時刻  $t_{sensor} (< t_{imu})$  で修正プロセスに入力される．この時に，前回のセンサ値が入力された  $t_{sensor} - 1$  から  $t_{sensor}$  までの予測のみされた状態を逐次修正していき (図 ②)，それまでの状態を左から逐次削除していく (図 ③)．最後に，再度時刻  $t_{sensor} \sim t_{imu}$  間で予測作業を行う (図 ④)．なお，バッファに必要なのは，状態量  $x$  以外にも分散行列と IMU からの入力値  $u$  がある．

### 4.1.3 重心の状態推定

剛体モデルである場合は，重心座標はベースリンク座標と一致するため，上記の推定された状態量はそのまま重心座標に用いられる．しかし，多リンク系では Eq 4.1 と Eq 3.56 の関係が存在する．

#### 回転運動

まず，Eq 3.56 の関係より，重心の姿勢は  ${}^{(W)}R_{\{CoG\}} = {}^{(W)}R_{\{B\}} {}^{(CoG)}R_{\{B\}}^T$  と求まるが，姿勢行列の  $3 \times 3$  の行列，オイラー角  $\alpha$  を求めるのは，マイクロプロセッサで計算するコストは大きい．よって，本研究では Eq 4.8 と同様，重心座標での重力ベクトル  ${}^{(CoG)}g(k)$  を並列で求め，重力座標のオイラー角  $\alpha_{\{CoG\}}$  を Eq 4.9 ～ Eq 4.12 と同じ手順で求める．なお，角速度  $\alpha_{\{CoG\}}$  に関しては，以下のように容易に求まる．

$${}^{(CoG)}\omega = {}^{(CoG)}R_{\{B\}} {}^{(B)}\omega \quad (4.28)$$

#### 並進運動

重心の並進運動に関する状態量は Eq 4.1 とその微分で求まる．しかし，これには，全関節の角度，角速度の情報が必要であり，計算が膨大である．そこで，本研究では，ゆっくりに変形多リンク系を単一剛体としてみなし，それにより，重心座標とベースリンク座標の間では Fig.4.2 のような関係が存在し，この同次行列の微分は 0 となる．この仮定を元に，絶対座標  $\{W\}$  からみる重心座標の位置と速度は以下のように求まる．

$${}^{(W)}r_{\{CoG\}} = {}^{(W)}r_{\{B\}} - {}^{(W)}R_{\{B\}} {}^{(CoG)}R_{\{B\}}^T p_{\{B\}} \quad (4.29)$$

$${}^{(W)}\dot{r}_{\{CoG\}} = {}^{(W)}\dot{r}_{\{B\}} - {}^{(W)}R_{\{B\}} ({}^{(B)}\omega_{\{B\}} \times {}^{(CoG)}R_{\{B\}}^T p_{\{B\}}) \quad (4.30)$$

なお，多リンク系の場合同次行列  $H$  は関節角度ベクトル  $q$  を用いて順動力学を一度解けば，容易に求まる．また， ${}^{(CoG)}\dot{p}_{\{B\}}(q) \approx 0$  と  ${}^{(CoG)}\dot{R}_{\{B\}}(q) \approx 0_{3 \times 3}$  に注意．

## 4.2 モジュール化による一般化多自由度系の体内通信システムの実現

従来型のマルチロータのプラットフォームは，最も簡潔なモデルであり，その構造は非常にシンプルなもので，最低限の姿勢推定と姿勢制御を行うものが中央制御器と呼ばれ，各

モータのドライバーに直接回転数指令を送る [100] . 特に外部のセンサに上位の状態推定を用いる屋内飛行動作に関しては、この中央制御器から無線の受信器搭載するだけで、4 自由度 ( $R^3 \times SO(2)$ ) ないし 6 自由度 ( $SE(3)$ ) の重心運動に関するリアルタイムの飛行制御が可能になる . つまり、Fig.4.5 (a) のように、全体的には単方向の単純なスター型を成している . さらに、自律制御を実現する場合には、この基本構成でトップにある中央制御器の上に上位計算機を搭載するだけで、高次な飛行動作が実現される . 一方で、一般化された多自由度系飛行ロボットは、プロペラの回転数を制御するモータドライバ以外にも関節のサーボモータや偏向機構のジンバルサーボ、IMU ユニットなど、多様な要素が機体の全体に分散的に配置されている . これらとの通信を Fig.4.5 (b) のようなスター型を適用するには、中央計算機は決められた周期の中で個々の要素に順に追ってアクセスする必要があるが、これはリンク数の増加により、現実的ではなくなる . それ以外にも以下のような問題が考えられる .

- センサからの最新データの取得は、要求パケット (Request) から始まり、それを受けたセンサは最新のデータをバイトごとに返す . ひとつのセンサであれば、この経過時間は無視して良いが、リンクの数とともに増えるセンサであれば、それは  $O(n)$  のオーダーで増えて、やがて通信を破綻させてします .
- 多リンク系において、モデルのサイズ規模も大きく、末端リンクは中央制御基板から非常に遠く離れる場合 (e.g. 3m) がリンク数の増加によって発生する . そのとき、従来の短距離の通信プロトコル (e.g. UART) では、ノイズが非常にのりやすいため、大規模な多リンク系モデルには向いていない .

そこで、本研究では、リンクという基本単位構成に注目し、Fig.4.5 (c) に示されたようにこの基本構成に必ず含まれる要素 (モータドライバ、関節サーボモータ、IMU など) をひと括りにまとめるというモジュール化を提案する . これにより、センサ、アクチュエータに対して中央制御基板から直接アクセスされるのではなく、まずリンクレベルで最低限の処理 (センサからの最新データの取得など) を行うことで、中央制御基板の負荷を軽減することができる . また、モジュール化によって、リンクと中央制御基板間は統一されたルールでのデータの送受信が可能となり、ノイズ耐性が高く、通信帯域も広い通信プロトコルが使用可能となる . そこで、本研究では、軽量でかつノイズ耐性の高いという強みを持つプロトコル CAN を導入し、異なるアクチュエータへの制御指令、異なるセンサデータの取得を統一された文法にしたがって実装し、この体内通信系に行き渡る . さらに、すべてのリンクに同じ指令を発信したときは、ひとつひとつにアクセスするのではなく、ブロードキャスト方式

を用いたほうが効率が向上する．CAN はこのような機能も提供している．例えば推力の目標回転数という同種の指令はプロペラによってその値は変わるが，ひとつの配列に格納し，それをブロードキャストすることで，各リンクは自分の番号に対応する指令値を取り出し，モータドライバに渡すという手法も考えられる．これらにより，中央制御基板とその下に存在する基本要素（センサ，アクチュエータ）間の通信の信頼性を劇的に向上させることが可能となる．

以降では，新しく提案したシステムについて最上位の上位計算器からレイヤーを順に下げて説明していく．

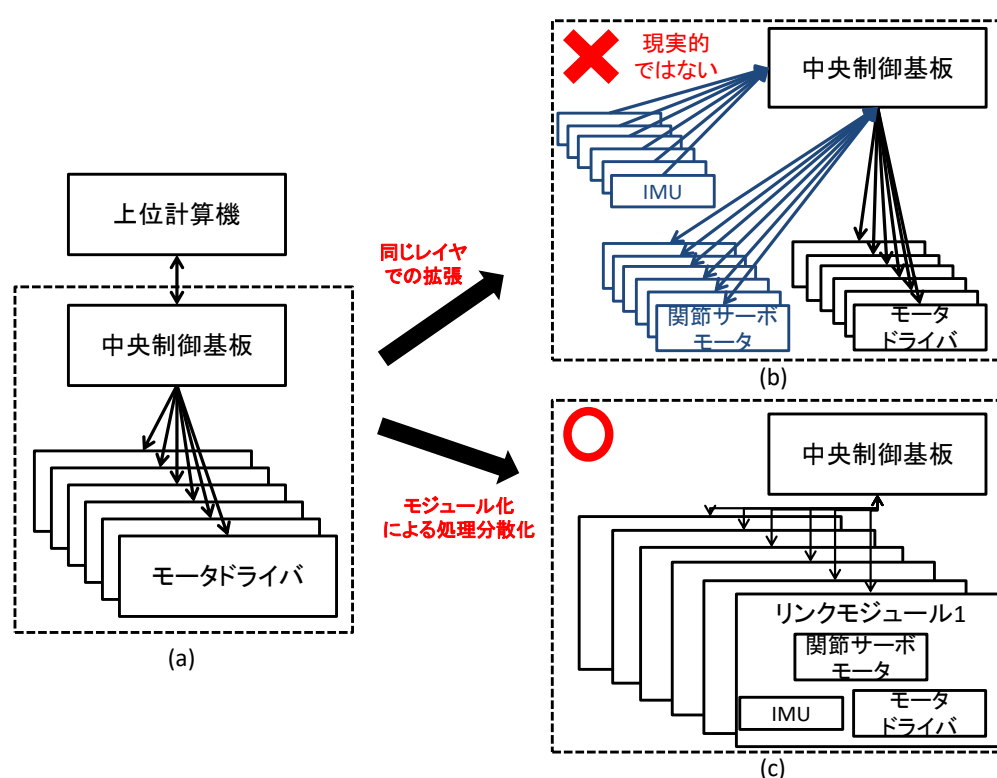


Fig. 4.5: The multi-layer system introduction

#### 4.2.1 機体オンボード基板

Fig.4.5 に示されているように，上位計算器，中央制御器が従来の通信手法と共通要素として機体に搭載されており，アクチュエータであるモータドライバも依然の方式と同様

に駆動している．また，提案する多リンク系にも適応できる体内通信リンクジュール化の核をなすのが分散制御基板と呼ばれ，リンクモジュールに含まれる各種センサとアクチュエータを統括している．

#### 上位計算機

上位計算機は一定以上の演算能力 (e.g. 64bit, >1GHz) を有し，OS によりシステムを管理するものを指す．また，通常のコンピュータと違い，スクリーンやキーボードなどのインターフェースを持たないため，シングルボードコンピュータとも呼ばれ，飛行ロボットの自律飛行や高次な動作に必要な環境認識や大域的な状態推定を行う．しかし，従来の剛体型マルチロータでは，空間的な余裕を持つため，ある程度大きく，性能の相対的に高い計算機を搭載することができる [101]．しかし，一般化多自由度系，とりわけ，多リンク系では，個々の要素で相対的に大きな重量をもつことは飛行制御上好ましくなく，出来る限り，軽量のものを選択して設置している．Fig.4.6 ではそのうちの代表的なものをピックアップして説明している．現在の小型計算機は CPU からみると大きく分けて Intel 系と Arm 系の 2 種類がある．前者は後者に比べ，性能は相対的に高いが，消費電力も高い．後者はその逆であるが，最近ではその性能の差を埋めるために，小型の GPU を搭載しているモデル ( Fig.4.6 (d)) も開発され，小型でありながら，様々な高度の画像処理や，人工知能を用いた高次動作 [13] が可能になった．本研究では，実現したい動作に応じて，搭載する計算機を選択しているが，制御の安定性確認と言った基本実験に関しては，重さ重視で選んでいる．また，どの計算機には Linux OS がインストール可能で，ロボットに特化したミドルウェアである ROS が使用可能となっている [102] ．

#### 中央制御基板

前述のように，従来のマルチロータにおいては中央制御基板のみで最低限の飛行動作が可能である．その性能は上記の上位計算機よりは低い (e.g. 8 ~ 32 bit, 16M ~ 200 MHz) が，非常に軽量である (e.g. 10g) ．陳らは最新の処理チップを搭載，このような小型制御基板の能力を最大限発揮させるため，その電子回路を自ら設計し，基板を実装した [103] ．著者も基板の内部コードの実装に携わった．Fig.4.7 に示されているように，独自開発の基板は 4 度の試行錯誤がなされてきたが，第 1 世代から，9 軸の IMU ユニットと気圧センサが内蔵

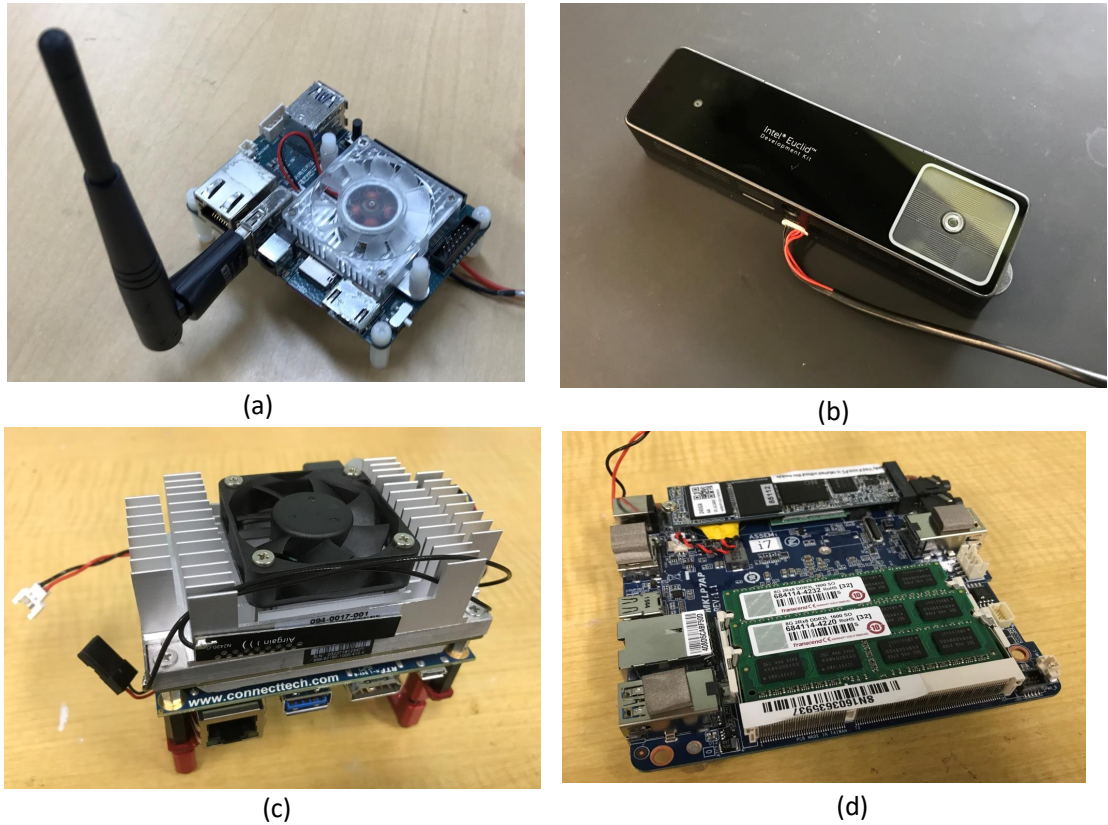


Fig. 4.6: The pc. (a) odroid XU4: arm A15 + A8, 1GHz TODO 74g(with Wifi dongle); (b) .....

されている．また，中央演算チップも途中で変わったが，コードはその影響を受けないように開発されきた．内部では，IMU および気圧センサからのデータ取得，それらから姿勢などの状態推定を行う．さらには，飛行制御の根幹をなす姿勢制御を行い，そこから算出される各プロペラの目標回転数を直接ないし関節的にモータドライバに送る．間接的に送る場合は後述のモジュール化された体内通信系が必要となる．なお，中央制御基板を人の脊髄に類似する役割を果たしているため，本研究では *Spinal* と命名している．

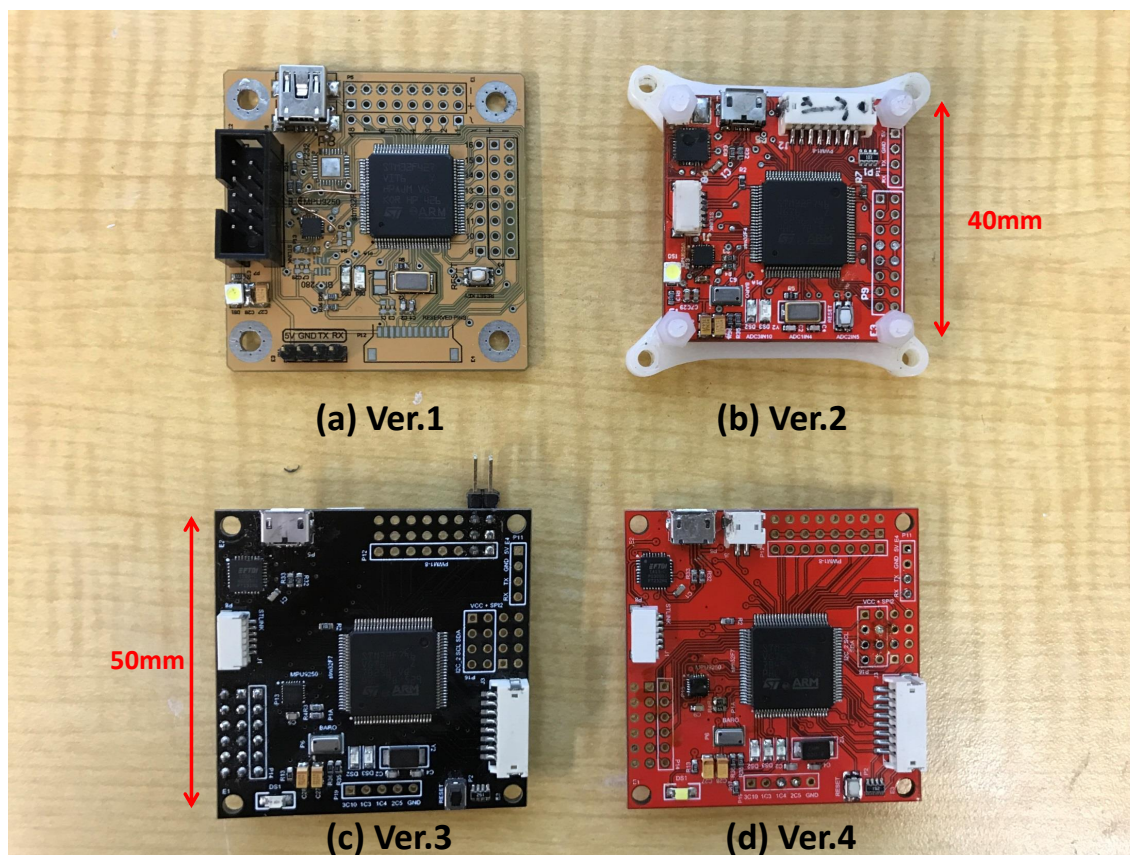


Fig. 4.7: The spinal

### 上位レイヤーの通信

上記の2つの要素の間のデータやり取りの中身を Fig.4.8 に示す．上位計算機では，外界センサからより前述の高度，水平ヘイン運動に関して推定を行い，それに基づいて位置制御を行う．また，多リンク系では，第3章の Eq 3.42 を解くために必要とする形状の順運動学の計算と最適フィードバックゲインが更に行われる．位置制御で得られた目標指令値は一部の最適フィードバックゲインとともに，中央制御基板に送られ，姿勢制御器を更新する．また，上位計算機では，センサデータを用いた環境認識に基づいて，適切な動作を生成する Motion Planner がある．これらの要素は飛行ロボットの自律飛行を実現するための最低限の要素である．

また，上位計算機と中央制御基板 *Spinal* 間の通信は全2重のシリアル転送によって実現

され、上位基板からは、ROSシステムからの操作となるため、メッセージタイプの受け渡しの透過性が必要である。本研究では、オリジナルボードとROS間の透過的な通信方法を実装した。さらに、図示の通り、中央制御基板における”CAN Inteface”が中央制御基板から各リンクモジュールにアクセスするためのインターフェースとなっており、上記のシリアル通信と同様、データ転送の透過性が重要である。後に詳しく説明するが、この部分は安齋によって実装方法が提案され、安定飛行による実証がなされている

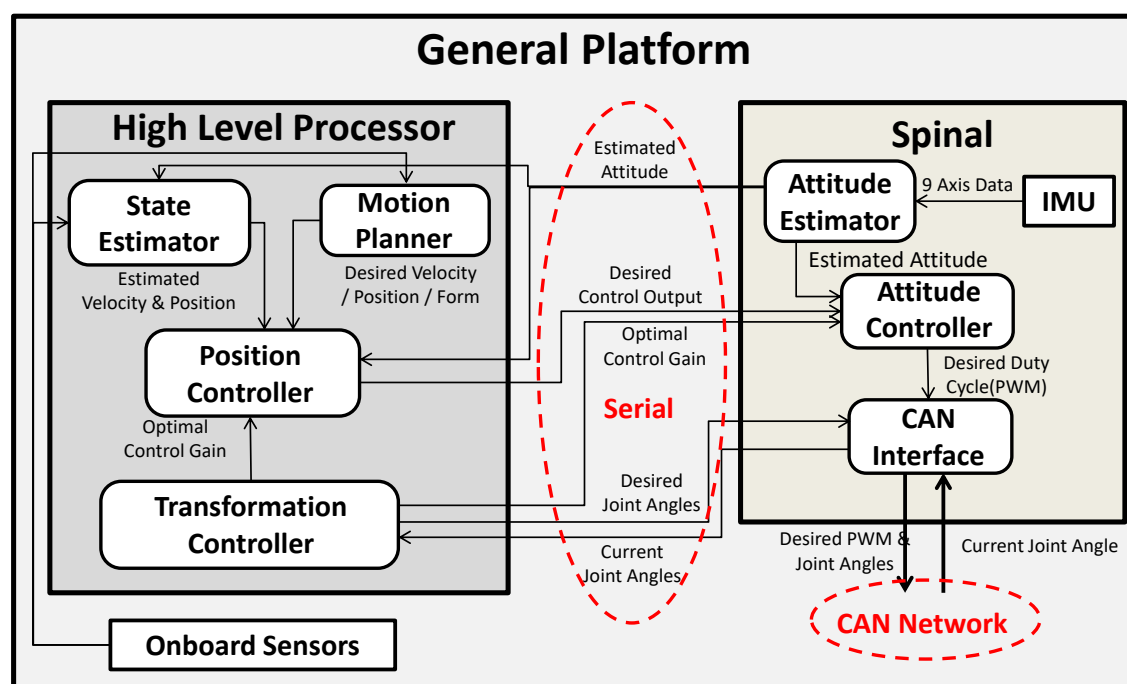


Fig. 4.8: The summary of the platform system for generized freedom aerial robot

### プロペラロータの速度制御器

推力を発生させるブラシレスモータを操作ものとして、モータドライバに対する正確なモデル同定は必要不可欠である。本研究では、市販のモータドライバを使用することにより、そのほとんどはセンサレス制御に基づく矩形波制御であり、目標デューティ比を入力して、ブラシレスモータの入力電圧の制御を行っている。Fig.4.9 では本研究で主に用いられたブラシレスモータと対応のモータドライバによる組み合わせを示す。2つ目のダクデット

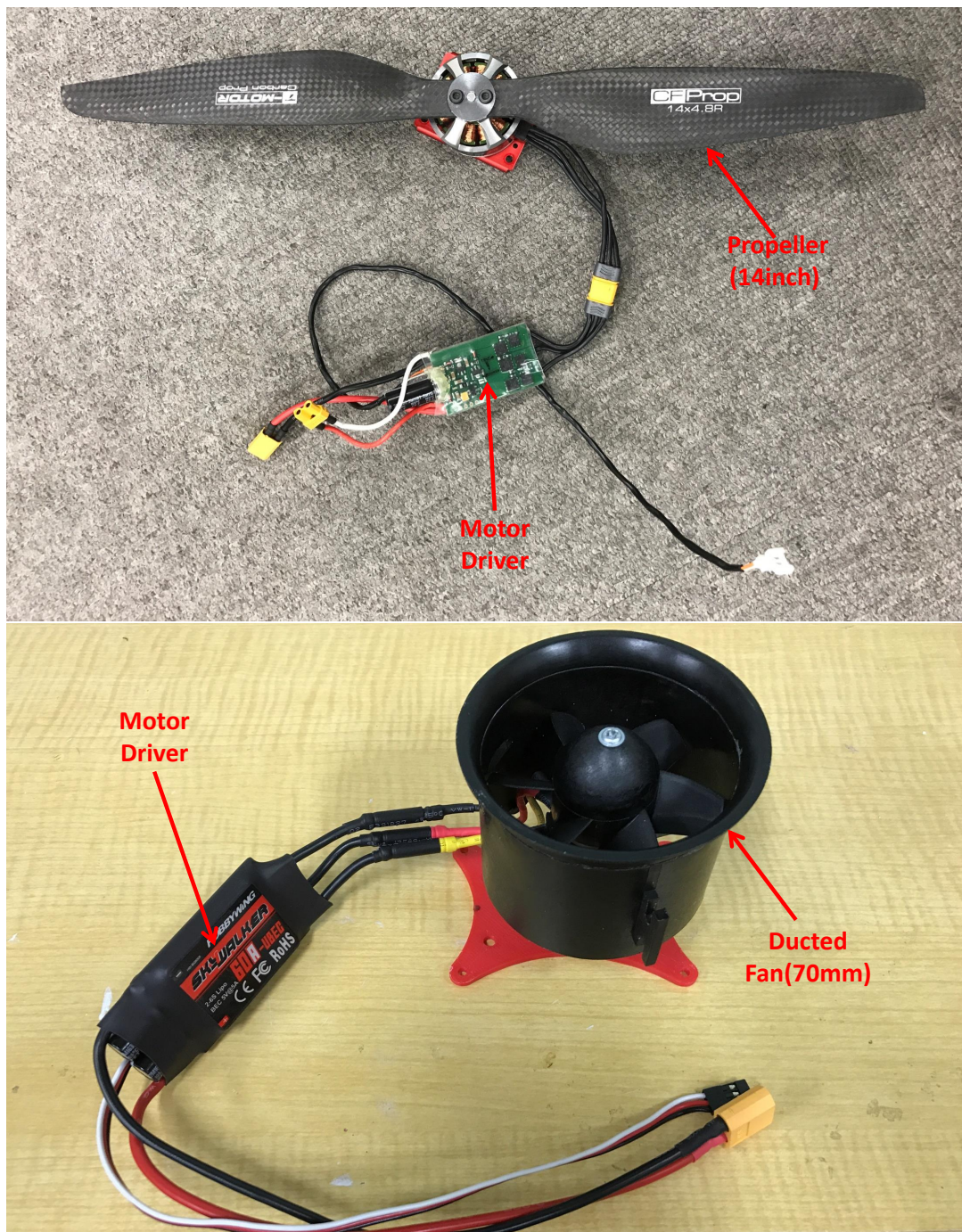


Fig. 4.9: The carbon<sub>p</sub>rop<sub>r</sub>otor and ducted fan rotor

ファンは直径が小さく、非常に高回転であるが、基本原理は通常の固定ピッチプロペラと同じである。

モータドライバとブラシレスモータのメカトロニクス的な特性は以下の式でまとめることができる．

$$V_i n = k_{esc} D \quad (4.31)$$

$$V_i n - K_v w = R I \quad (4.32)$$

$$\tau_{load} = k_i I \quad (4.33)$$

ここで、 $V_i n$  はモータへの入力電圧であり、モータドライバの制御対処でもある．2行目はモータの逆起電圧の特性を示し、3行目では、モータの負荷トルクと電流の関係を示している．これに下記のようなプロペラの流体力学的な特性を組み合わせることで、このシステムの係数 ( $k_{xxx}$ ) を同定することが一見可能に見えるが、モータの負荷トルク  $\tau_{load}$  はプロペラの反トルク  $\tau_{dr}$  とは等しくなく、さらにその他の粘性項が含まれるため、これらの式のみでの同定は難しい．

$$f_T = k_F w^2; \tau_{dr} = k_T w^2 \quad (2.1)$$

よって、本研究では、多項式近似の手法を用いて、数値的なモデル関係式を築く．そのためには大量の実測データが必要であるが、本研究では、Fig.4.10 (上) のようなテストベッドを構築し、推力、電力並びに回転数を同次に測定する．また、異なるタイプの推力装置については、Fig.4.10 (下) のような3D プリンタで造形された特殊な部材を使って、装置本体にある6軸の力センサに取り付ける．

下記 Fig.4.11 ~ Fig.4.12 では、14inch のカーボンプロペラについての測定の一部を示す．また、第2章の Fig.2.1 もこの実験から得られた結果である．これらの結果はすべて2次までの多項式で近似しているが、いずれも非常に高い相関係数を示している．一方、Fig.4.14 ~ Fig.4.15 は同様の実験をダクデットファンで行ったもので、ほとんどの曲線は2次多項式で近似できるが、目標デューティ比と推力の関係は3次以上の項がないと好ましい結果にはならない．なお、Fig.4.13 では、Fig.4.11 (上) と同様に目標デューティ比と推力の関係をプロットしているが、安定化電源の出力電圧を変えている．これは、実機の飛行中、バッテリーの電圧が降下したときの状況を模擬したもので、電圧の変動に伴い、推力や係数も変化するという特性は実機にも反映されるべきであるが、推力の変動の差は比較的小さいため、本研究では、バッテリーが出力可能な平均的な電圧に一番近い 23.2V を基準として、公称係数を決めている．

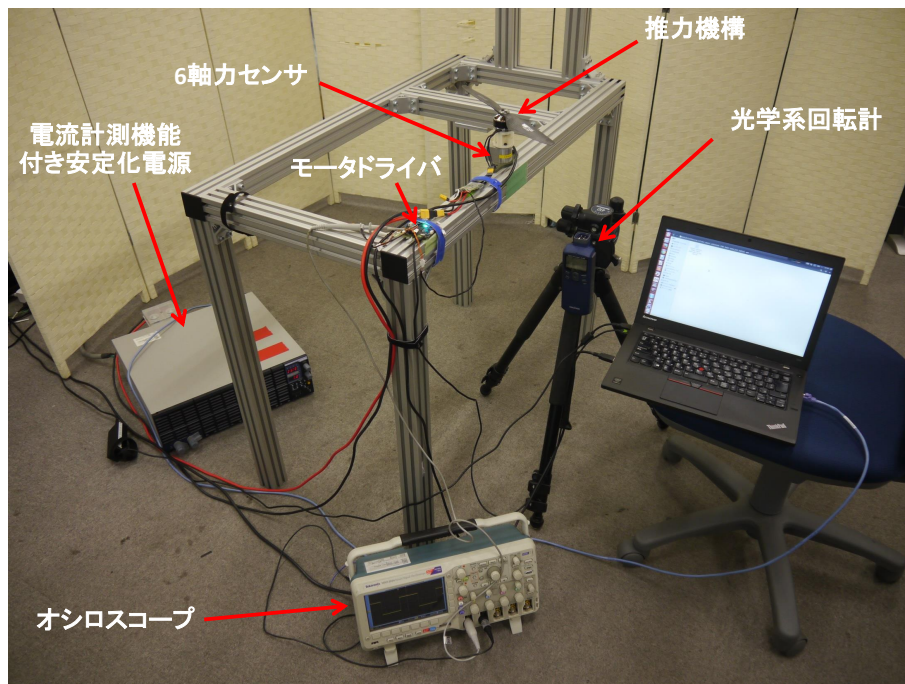


Fig. 4.10: The thrust testbed

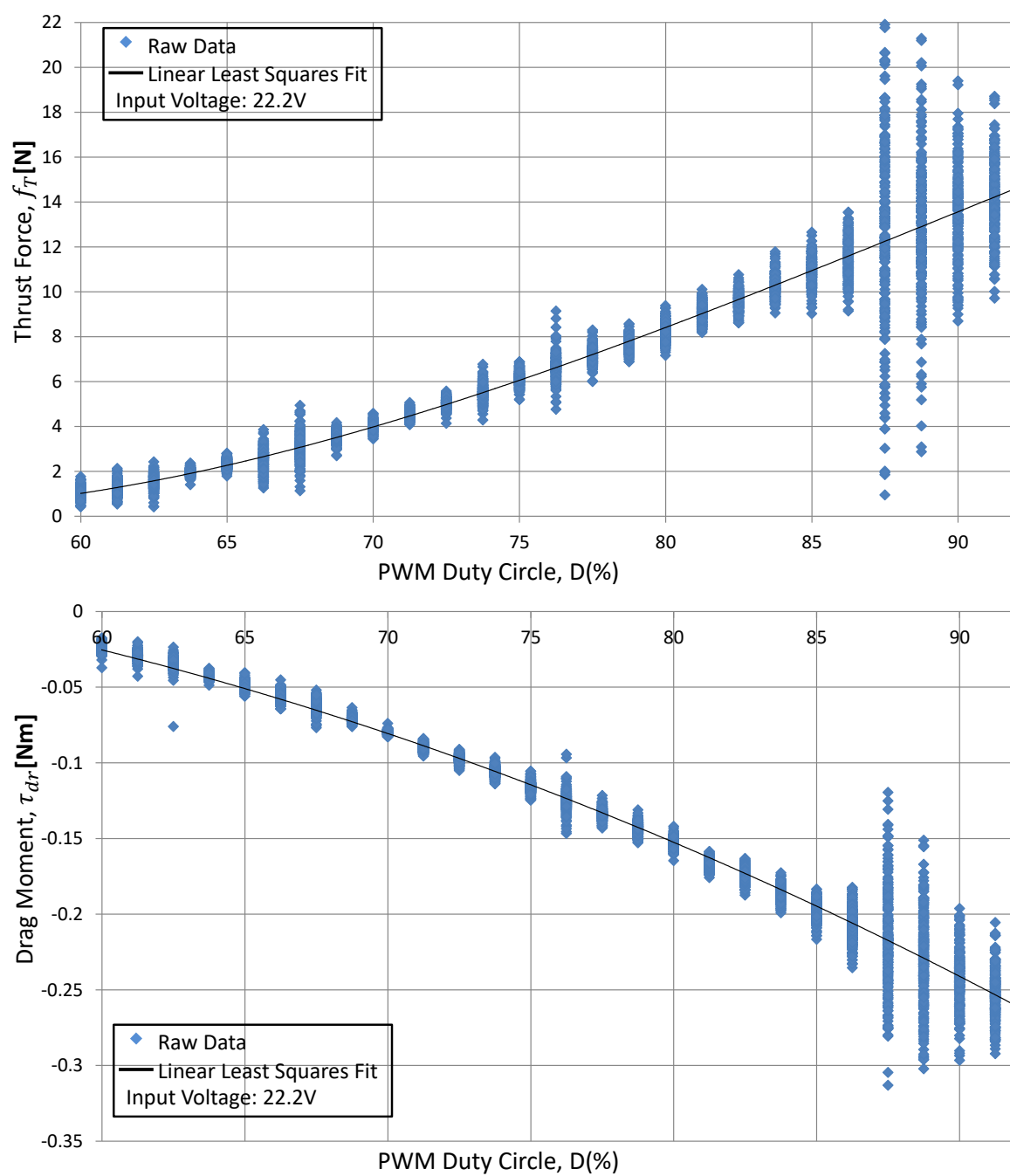


Fig. 4.11: The thrust testbed

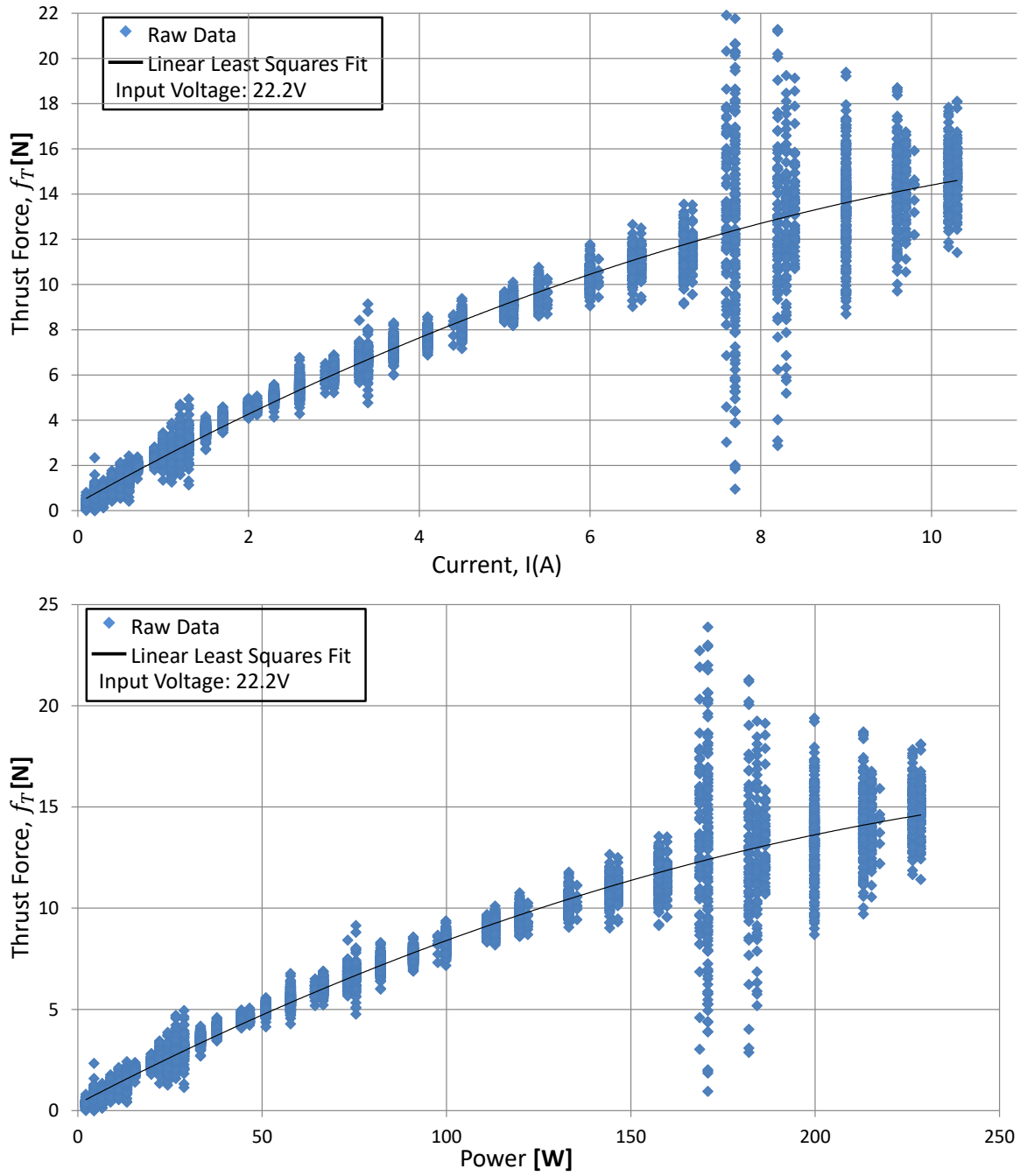


Fig. 4.12: The thrust testbed

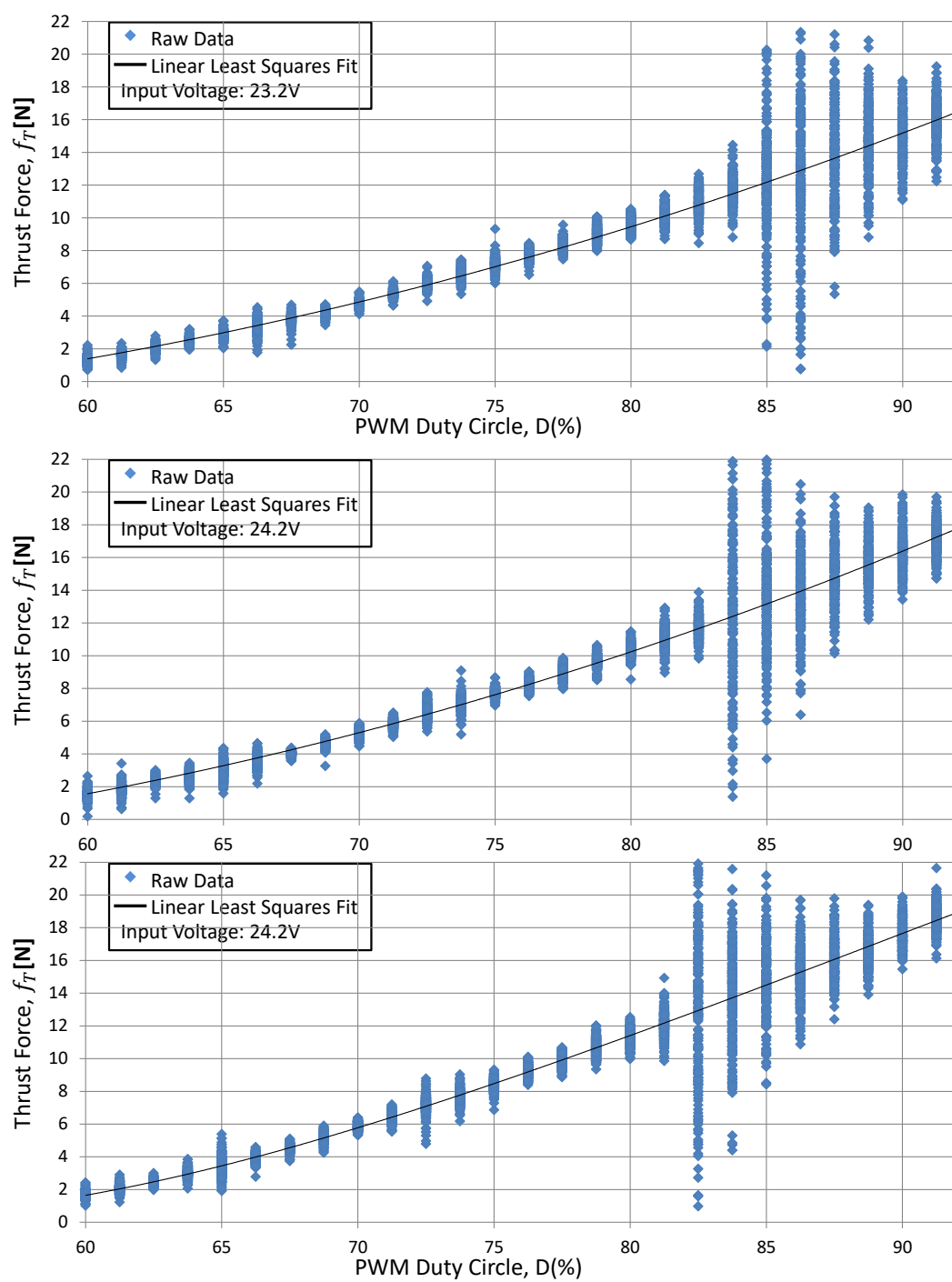


Fig. 4.13: The thrust testbed

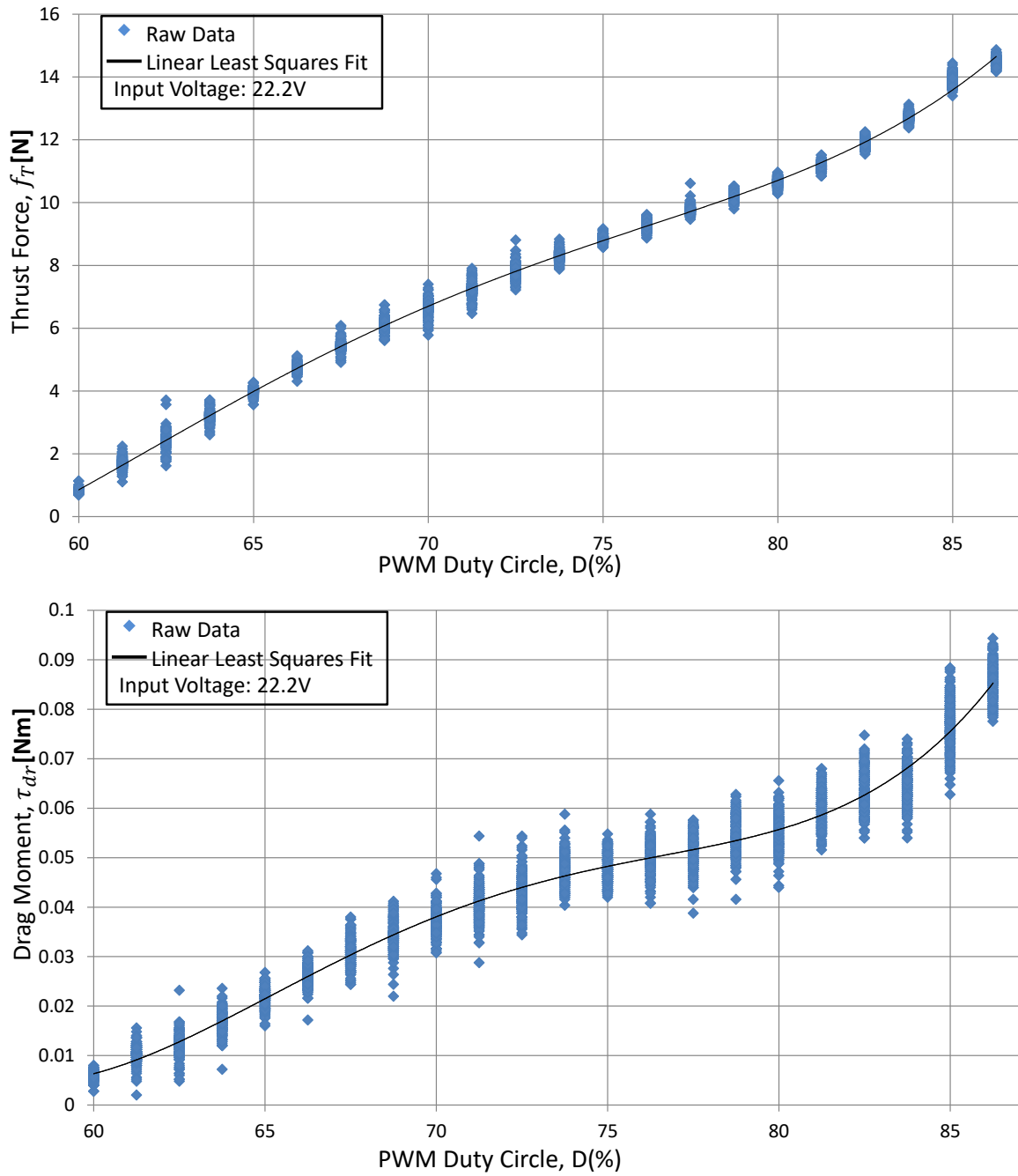


Fig. 4.14: The thrust testbed

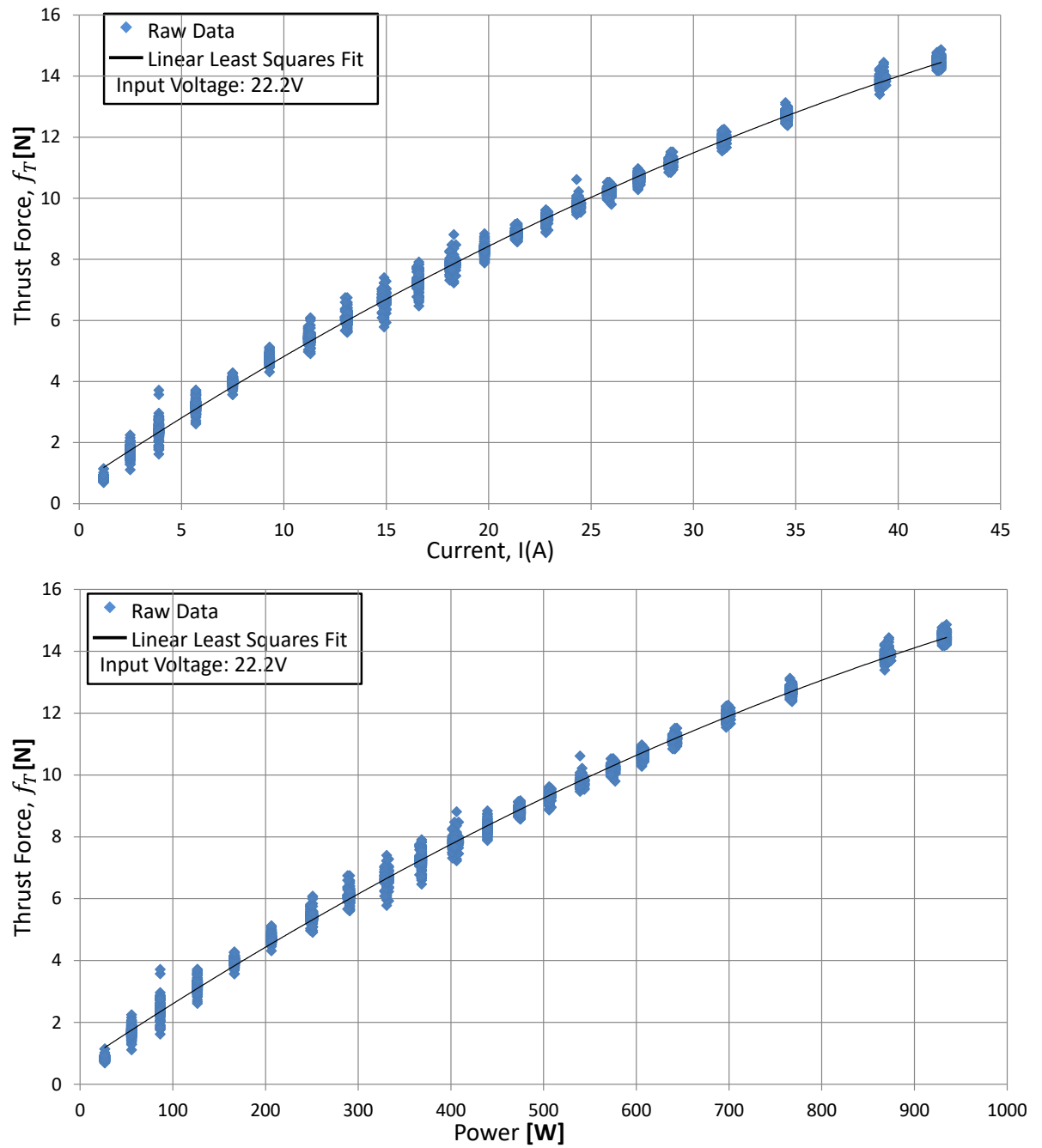


Fig. 4.15: The thrust testbed

## 分散制御基板

前述の通信という枠組みでのリンクモジュール化を体現したものが Fig.4.16 に示されているような分散制御基板であり、今までは陳の元で、ハードウェアに関する2度の試作が行われており、ソフトウェア両方に関しては著者と安齋の開発で進行している [104]。この基板は各リンクごとに搭載され、プロペラのモータドライバ、関節駆動サーボモータ、推力偏向サーボモータをつなげており、さらに、IMU ユニットが内蔵され、Fig.4.15 に示されているような複数 IMU ユニットによるセンサ値の統合を可能にしている。また、この基板の役割を人体の神経細胞に因んで *Neuron* と命名している。この基板では、一定周期 (e.g. 100Hz) で IMU ユニットにアクセスし、最新のセンサデータと同様に取得した各種サーボモータの角度を常に格納し、中央制御基板からこれらのデータの取得依頼があれば、瞬時に転送する。また、各種アクチュエータへの指令値は、中央制御基板から得られたデータを瞬時に解釈する。もしブロードキャストパケットであれば、自分に対応したものだけ取り出し、アクチュエータに渡す。

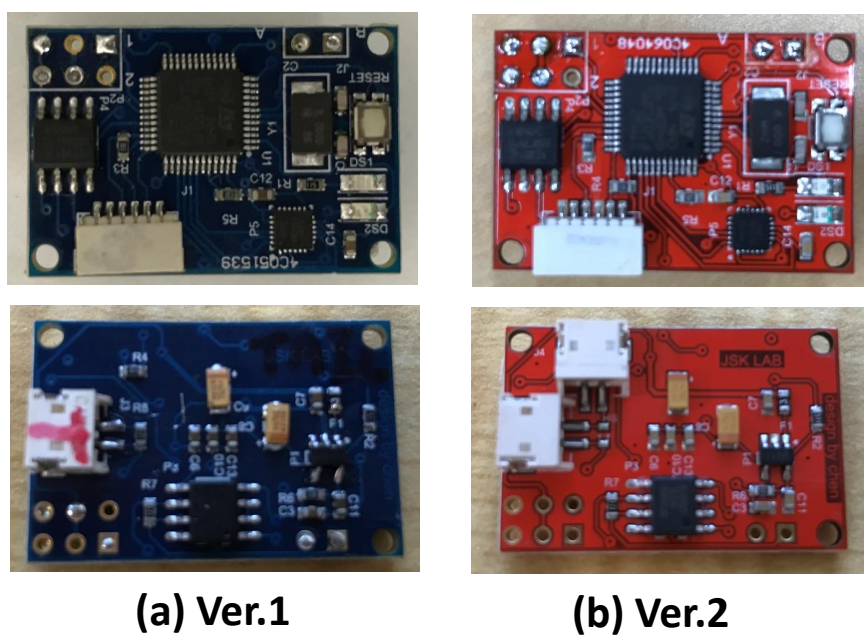


Fig. 4.16: neuron

#### 4.2.2 リンクモジュール化による体内通信系の構築

モジュール化された体内通信システムに関しては、飛行ロボット以外の多リンク系ロボット (e.g. ヒューマノイド) ですでに実現されている [105][106]。しかし、既存のシステムでは、高速な通信を実現するために、比較的に重い通信デバイスを搭載しているが、これは飛行ロボットにとってもは非常に大きな負担である。よって、機体の軽量化と通信の高速化のバランスが重要である。一方は、Youngらは前者に重みを置き、多プロペラモジュールが合体し、任意の固定形状になれるロボットシステムのために無線通信デバイスを用いて、リンクモジュール間の通信を実現している。しかし、無線通信は信頼性が低く、リアルタイムの制御指令を転送するタスクには向いていない。

したがって、本研究では、多リンク系で中央制御基板 *Spinal* と各リンクにある分散制御基板 *Neuron* 間の通信を実現するための通信プロトコルとして、Controller Area Network (CAN) を採用した。CAN プロトコルはノイズ耐性が非常に高く、その最大の通信距離は 100m まで達する [107]。また、CAN ネットワークは一本の共有バスですべてのノードを結び付けており、その実態は Fig.4.17 のような 2 線式マルチドロップ型のシリアルバスである。このバスによって、中央制御基板から各分散制御基板にアクチュエータの指令がその種類に応じて、ブロードキャストの方式で送信される。また、各分散制御基板は中央制御基板からのタイミングを少しずらされた周期的なデータアクセスの要求命令を受け取り、その時点での最新のデータを中央制御基板に送り返す。

提案したモジュール化を有する体内通信系の実例を Fig.4.18 に示す。これは 2 次元変形型の多リンク系飛行ロボットであり、分散制御基板 *Neuron* は各リンクの先端につけられており、CAN のバスケーブルはリンクの主幹ロッド部材の内部を通る。Fig.4.18 (下) の 4 リンクから構成されている機体においては、中央制御基板 *Spinal* は機体の中央部分に取り付けられている。この機体の端は自由端点であるため、第 2 章で述べたように、機械振動は中央部より大きい。中央部での設置が望ましい。また、中央制御基板 *Spinal* と上位計算機も近くなるように配置しており、これは、両者間のシリアル通信の距離をできるだけ短くすることが目的である。その他の形態の多リンクロボット (e.g. 3 次元変形型) も同様のよう体内通信系が構築されており、唯一の違いは 3 次元変形型はより多くのサーボモータと接続している。また、剛体系モデルにも同様のシステムを組むことができるが、小型のものであれば、従来のスター型のほうが軽量で、構築しやすいと考えられる。このように、提案した通信系はリンク数に依存しない拡張可能な基盤となっており、後述のさまざまな実機で応用

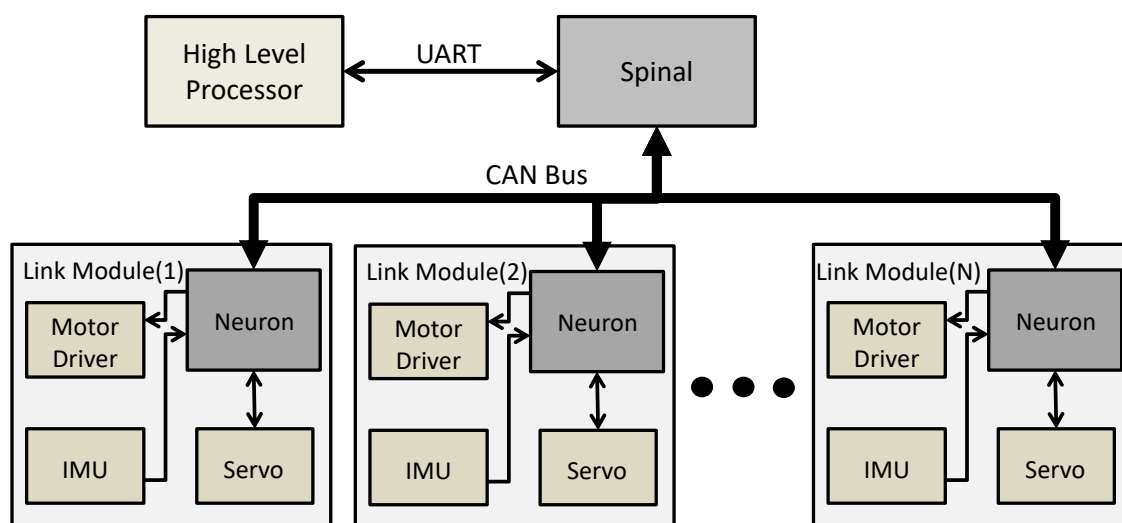


Fig. 4.17: Multidrop structure for the internal communication system based on the CAN protocol. The main controller board module is called Spinal, while the sub-controller board module is called Neuron.

されいる。

### 4.3 透過型ソフトウェアプラットフォーム

あらゆる動作は実機での実現によってはじめてその価値が証明されるが、飛行物体の扱いは常に慎重であるべきで、飛行実験はあらゆる面において、あらゆる予想できる事故に対して防止対策を練り、熟考したうえで実験を開始すべきである。また、安全面以外にも、開発者が実装したプログラムに思わぬミスが含まれることは至極一般的なことであり（むしろ、実装したコードにバグがひとつもないことはありえない）、そのバグが原因で機体が思わぬ挙動をし、そして機体が激しく損傷することは多々あることである。しかし、その都度機体を修理し、再度実験に臨むという試行錯誤の方法は非常に効率が低い。もちろん、データログが残っていれば、ログの分析で原因がわかるケースが多いが、結局問題が本当に解消できたかどうかを確認するための修理後の実験は開発者にとって非常にストレスを感じる。このように、安全性および研究効率に関しては常に実機を使うことは決して最適な方法ではない。そこで、動作の正常性の基本チェックに関しては、力学エンジンを有するシミュレーション

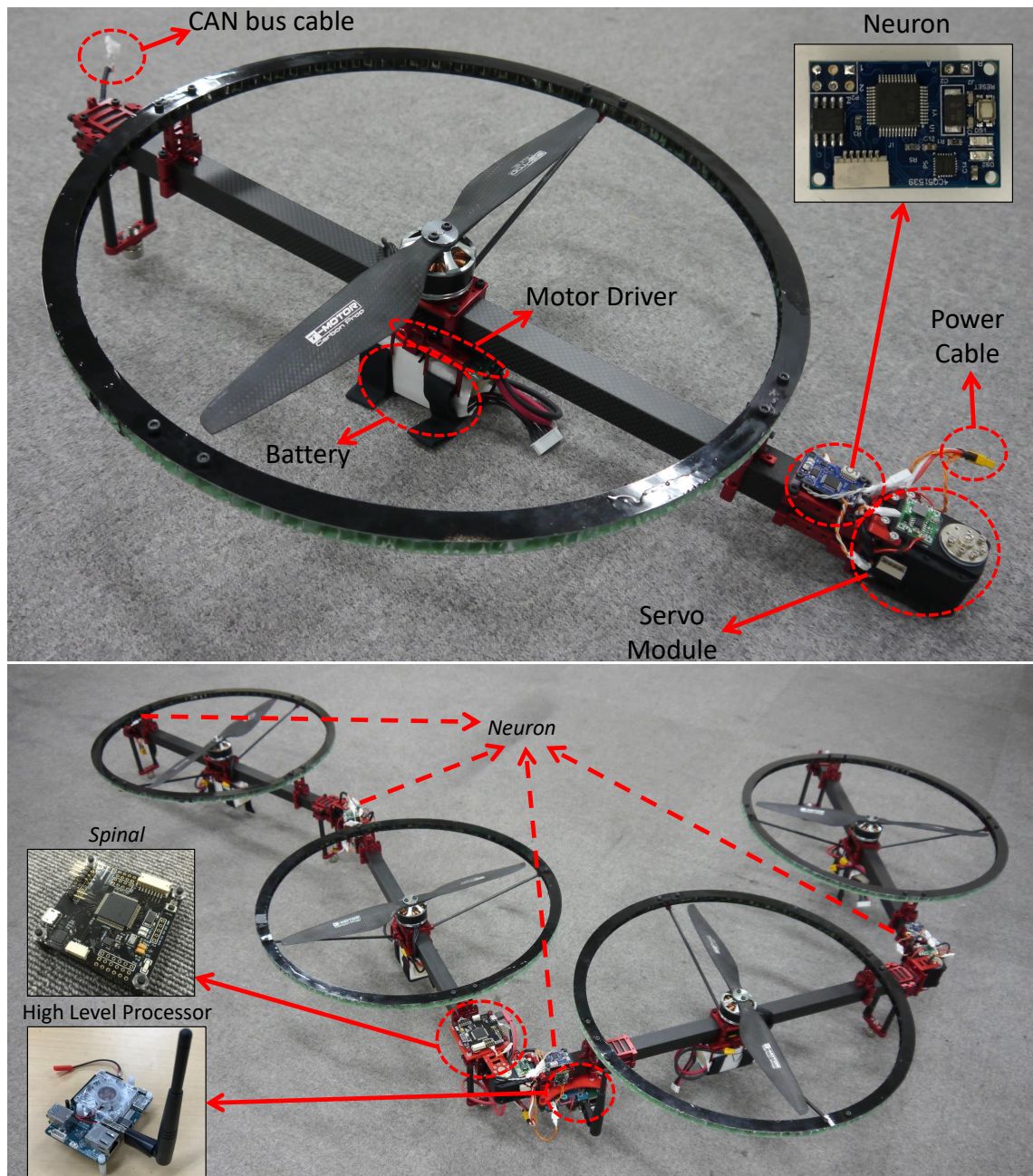


Fig. 4.18: Quadrotor type with internal communication system, which is composed from four link modules.

システムは非常に強力である．無論，現状のいかなるシミュレータも流体力学を完璧に再現することは不可能である．しかし，第3章で述べたように，本研究で扱うモデルは剛体モデ

ルと近似しており，その支配的な挙動もその運動法則に準ずるものである．そういう意味では，支配的ではない流体力学の物理現象を無視した制御システムにおけるバグもまた，実環境でその2次影響力によって予想外の動きをすることは決してない．よって，物理エンジンを含むシミュレーションでは，機体モデルは一般化多自由度系のロボットとして扱い，そのモデルは，多リンクの連結剛体 (Eq 1.1) によって構成され，この機体に及ぼせる外力は推力とその反トルクとする (Eq 2.4) ．

$$\begin{pmatrix} H_{11} & H_{12} \\ H_{21} & H_{22} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{q} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} l_1 \\ l_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_q \end{pmatrix} + \sum_{i=1}^N \begin{pmatrix} J_1^T \\ J_2^T \end{pmatrix} F_i \quad (1.1)$$

$$f_T = k_F \theta w^2; \tau_{dr} = k_T \theta w^2 \quad (2.4)$$

また，力学エンジンを含んだシミュレーションシステムはいままで多く存在し，それぞれの長所と短所を持つ．その中でも，gazebo[108] は本研究で利用しているミドルウェアである ROS との親和性が非常に高く，力学シミュレーション以外にも，仮想環境で仮想のセンサを用いることができ，基本制御以外にも，環境認識をベースとしたより高次の動作の確認も実機や実センサなしで行えるため，研究開発の効率が非常に高い．もちろん，現段階では，物体同士の接触や摩擦に関する挙動のリアリティは比較的に低い，そのような動作は安全かつ安定な基本飛行制御の土台の上で成り立っているため，実機での実験が好ましい．また，実機に搭載する上位計算機でも ROS をベースにすべてのプログラムが実行されるため，ROS を含めた全体のシステムを確認する必要があるため，ROS との親和性が最も高い gazebo システムを利用することは妥当である．このような関係こそが透過性そのものである．

#### 4.3.1 透過型プログラムの力学シミュレーション

前述のように，機体のプログラム，とりわけ制御に関する部分の安全性・安定性の確認は最も重要である．しかし，世界の法則が異なるという点以外でも，プログラムの実行の方法，手順に差異が存在することは多々ある．しかし，差異が存在することで，実機での実行で初めて現れるバグを発見することはできず，また，このような差異によって，返ってバグを作ってしまうこともあり得る．よって，実・仮想環境間のシステムの差異をできるだけなくすこと，さらにいうと，利用者が向こう側の環境の虚実を全く意識せず，同じプログラムが同じコマンドで実行され，同じ挙動が行われることが最も理想である．

また、従来のマルチロータのための gazebo をベースにしたシミュレーションシステムはいくつか提供されている [109][110]。しかし、どれも剛体型に特化しており、多リンク系への拡張性を持たない。そこで、本研究では、多リンク系飛行ロボットにも適応できる同じ飛行制御システムを両環境でも同じよう様に実行される透過型のプラットフォームを構築した。その構図は Fig.4.19 となる。その中でも、Fig.4.8 にも示されている位置制御や、変形制御、状態推定器などは上位レイヤーである上位計算機で実行されているため、実・仮想世界によって差異は生まれない。ただ、状態推定の入力の実環境のセンサか、あるいは仮想環境から来ているかという相違点は存在するが、仮想環境でも同様のセンサおよび関連のインターフェースを生成すれば、同じ形式センサデータを受け取れる。また、本研究が力学シミュレーションで最も確認したいのは制御の安定性であるため、誤差を含まない状態の受け取りが最も理想である。よって、シミュレーション時は、状態推定は行わず、機体の運動状態を力学エンジンから直接取得する。また、姿勢制御器が透過型インタフェースの向こう側にあるのは、シミュレーションシステムの場合は、中央制御基板は存在しないためである。したがって、姿勢制御に関してはある程度の相違点は認めるが、そのコアのフィードバック制御の中身や、ループの周期などは厳密に守っている。制御器からは各プロペラの推力の目標値が出力されるが、実機の場合はさらに、目標の PWM デューティ比に変換する作業がある。一方、仮想世界では、この推力は直接 Eq 1.1 の右辺に代入され、力学エンジンによる順動力学計算が始まる。つまり、この先のことはシミュレーションシステムでは確認できない。また、一歩手前の上位計算機と中央制御基板間のシリアル通信の確認もできない。このように、電装を含むハードウェアの確認はできないが、これらハードウェアの確認は、飛行せずとも確認できることも多く存在するため、わざわざ仮想環境で行う必要性はない。

#### 4.3.2 基本動作の確認

Fig.4.19 で示された構図での飛行に関する基本動作は重心運動に関するものと形状変形を伴う空中変形の安定性の2段階となる。まず、Fig.4.20 のように、一般化多自由度系の形態と関係なく、離着陸および定位飛行の確認が行える。また、図示の通り、その収束性も可視化できる。この利点は、バッテリーの交換がなく、同じ時間内で何倍の密度で繰り返し実験が可能であるため、ゲインの初期のチューニングに向いている。その次の段階が変形飛行であるが、これは多リンク系の形態 (Fig.4.21 のような2次元変形型や Fig.4.22 のような3次元変形型) によらず、実機とほとんど変わらない動きが観察できる。ほとんどというのは、仮

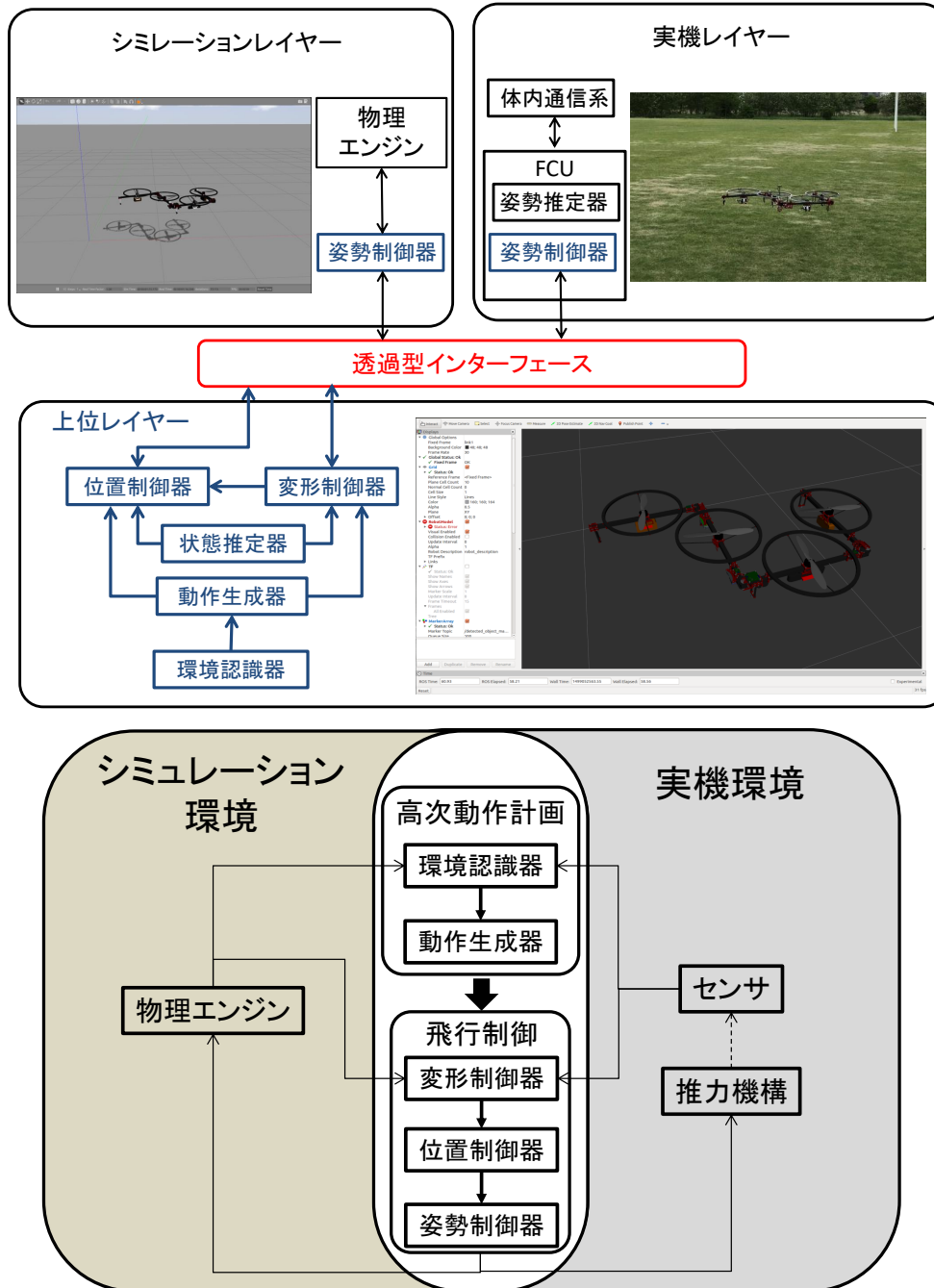


Fig. 4.19: Transparent platform between real machine and simulation

想世界での関節や推力偏向機構を駆動するサーボモータの力学特性と実機のものとの間には必ず差が存在する．しかし，その程度の差は，制御の大枠の確認に支障を来すことはないことがいままでの比較実験で分かった．

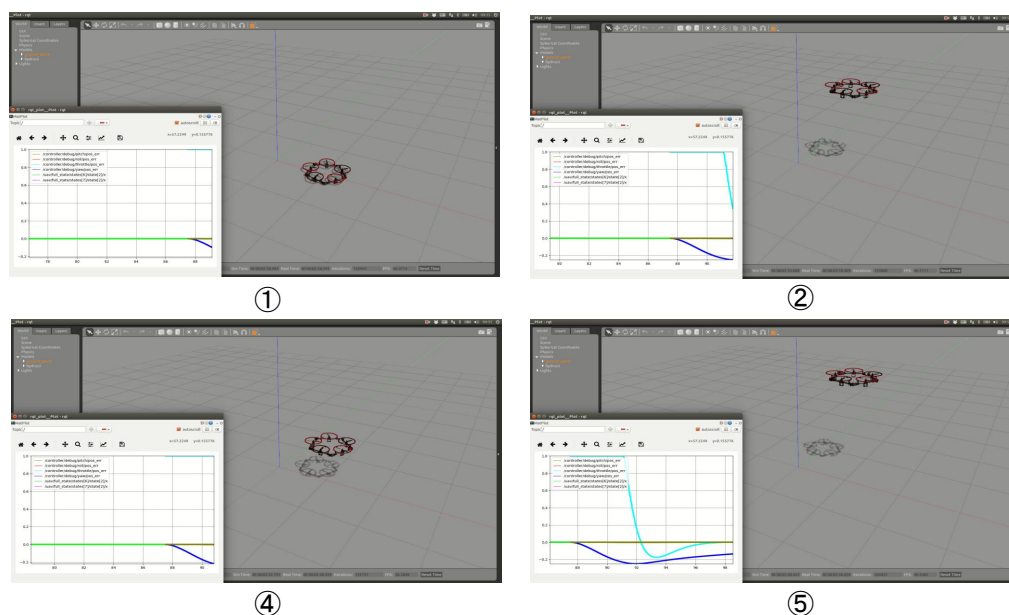


Fig. 4.20: Takeoff check

### 4.3.3 環境認識による高次動作

上記のような，飛行制御に関する基本動作の確認以外にも，本研究で実現したシミュレーションシステムの仮想環境において環境認識によってより高次の動作を実行することも可能である．また，この部分で関係する環境認識と動作計画器はどちらも上位計算機に位置するため，プログラムが両環境で実行するときの差異は存在せず，センサデータに関しても gazebo が提供している透過型のセンサインタフェースによって，プログラムは実環境と全く同じ形でデータを受けることができる．Fig.4.23 の図示の例では，機体は地面に置かれている対象物体を認識し，それを持ち上げて，目標の位置まで運搬する任務を仮想世界で実行した時のものを示している．後に，これらの動作は実環境でも行われ，シミュレーションの有効が証明された．

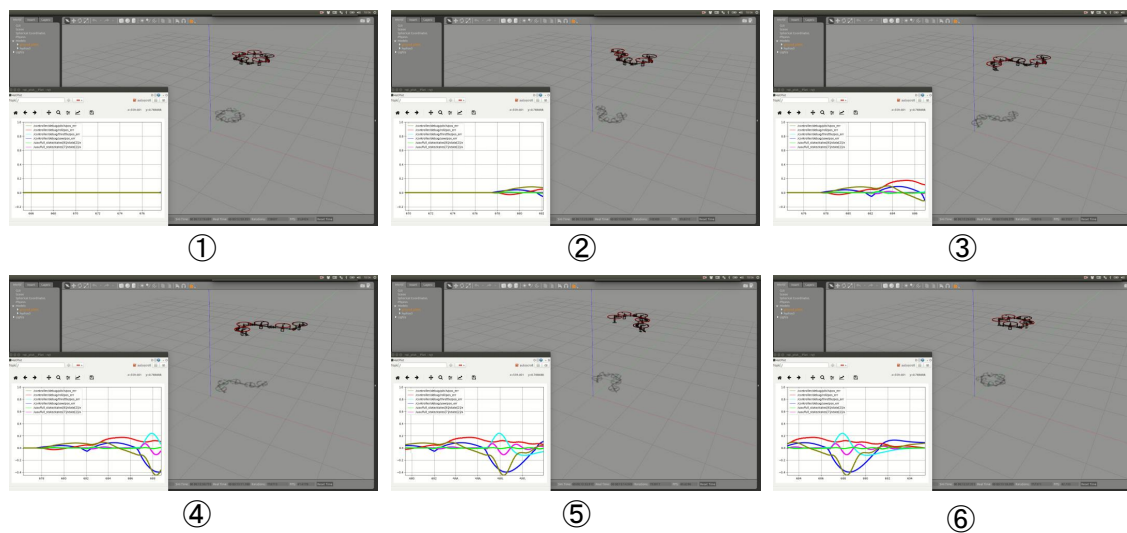


Fig. 4.21: Example to transform in the hydrus platform

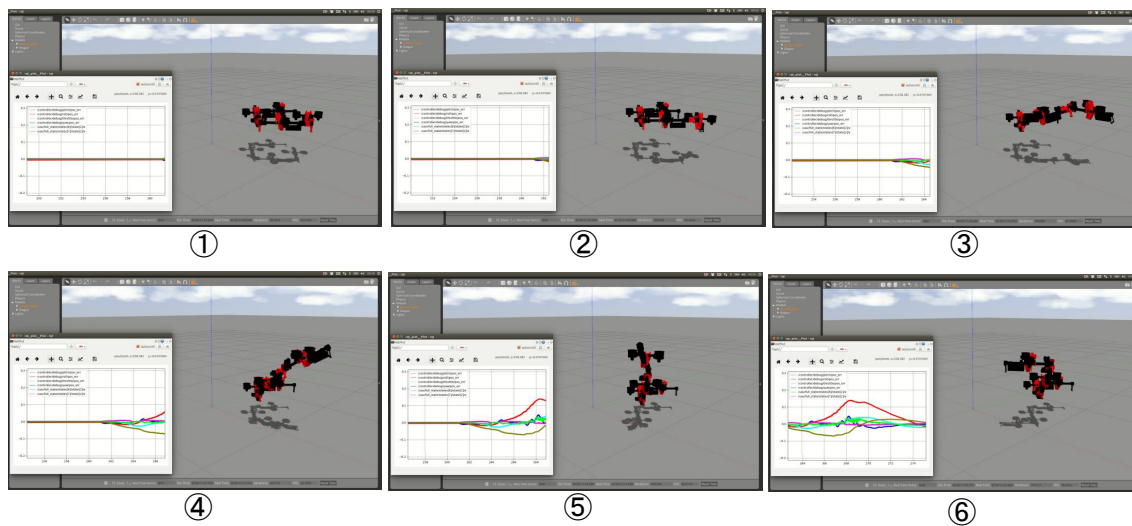


Fig. 4.22: Example to transform in the dragon platform

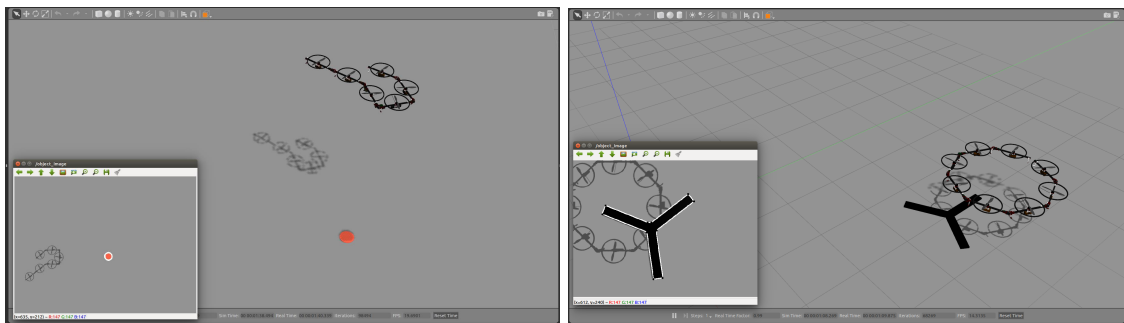


Fig. 4.23: Example to recognized object and pick up

#### 4.4 本章のまとめ

本章は一般化多自由度系飛行ロボットの実機構築に際してのプラットフォーム構成法をソフトウェアの観点から取り組み、それを実環境における機体の状態推定、実機体内各層を繋げる通信系、及び実・仮想世界を区別しない制御系システムの構築法の3つに分けて論じた。まず、一般化多自由度系モデルに適した状態推定法についてベースリンクと重心座標に分けて、姿勢、高度および水平運動の順で説明した。次に、多リンク系に必要な多層構造を有する体内通信系を実現すべく、従来の通信手法と異なるリンクごとにモジュール化された通信基盤を提案した。これにより、リンク数に依存しない、拡張可能な体内通信システムが構築された。さらに、実機運用で直面する安全性と研究開発の効率性を向上させるために提唱された透過型シミュレーションシステムについて言及し、制御システムの安全性・安定性の確認手段として非常に有効であることを証明した。以上を持って、実機実現に必要な3つ要素：(a) ホードウェアの構成、(b) 制御理論の展開、(c) 実機運用のためのソフトウェア基盤の構築が揃い、次章からは、一般化多自由度系で定義した異なる特徴を持つ実機を用いて、様々な高次な動作の実現に至るまでの、動作生成法を紹介する。

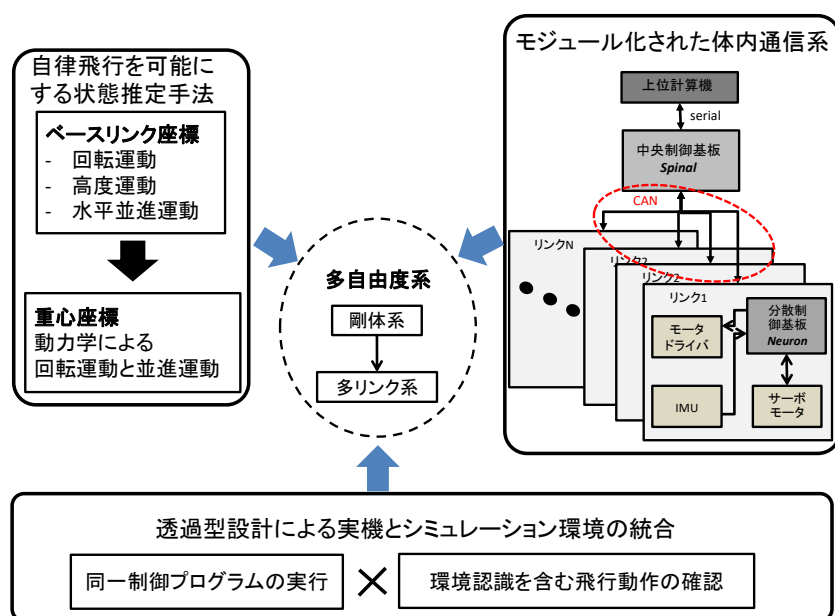


Fig. 4.24: The summary of the platform system for generalized freedom aerial robot

## 第5章

### 多自由度系モデルの機体実装と飛行動作の評価



本章では，第3章と第4章でそれぞれ提案した飛行制御手法とプラットフォーム構成法の有効性を確認するため，第2章で導き出した2種類の多リンク系機体モデルを実装し，それぞれの多自由度運動空間で定義できる定位飛行の安定性を評価する．また，Fig.5.1に示されているように，2次元変形型機体モデルと2自由度偏向機構（ジンバル機構）を有する剛体モデルの運動学と力学の特性を足しあわせれば，理論上3次元変形可能な機体モデルは実現できる．しかし，第2章で論じたように，ジンバル機構に関してシングルロータジンバルとデュアルロータジンバルの2種類が存在する．3次元変形型モデルに適したジンバル機構を選定するため，まずジンバル機構を有する剛体モデルでジンバル機構が飛行の安定性に与える影響を評価する．また，多リンク系特有の剛性と構造変形問題についても議論し，2次元変形型モデルと3次元変形型モデルでそれぞれどのように対処しているかを説明する．

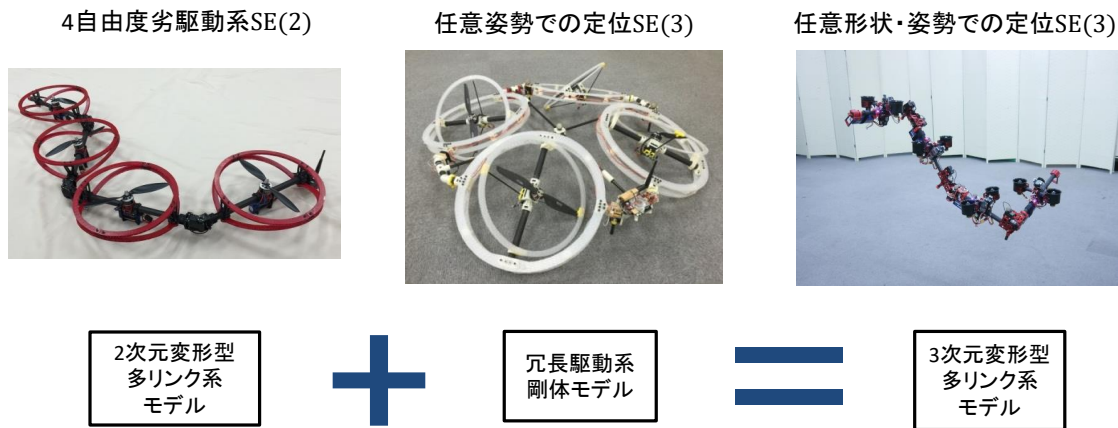


Fig. 5.1: The introduction of the flight experiment of aerial transformation in the case of different models

## 5.1 2次元変形型多リンク系モデル

### 5.1.1 1自由度関節機構

Fig.5.2 のように 1 自由度の関節機構の実装例においてサーボは支持部材の一部として扱われ、その反対側はサーボモータを上下から挟めるように設計されている。サーボを外付けにして、プーリーを介してトルクを伝達する設計方法を考えられる、こうした設計の方がより軽量のリンクモジュールを実装できる。

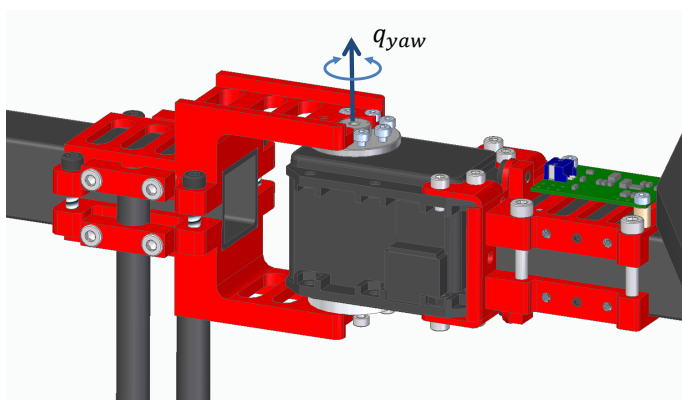


Fig. 5.2: 1DoF Joint Modules.

### 5.1.2 リンクモジュール化されていない第一世代モデル

第一世代機は変形制御の安定性の確認を主な目的で制作した機体であり、リンク数の一般化を可能にする体内通信系を持たないため、リンク数に上限がある。

#### ハードウェア構成

機体は Fig.5.3 (上) に示されたように、4 リンクから構成されるクワッドモデルある。プロペラの回転方向が交互になるよう配置している。上位計算機として ARM 系のプロセッサ Odroid XU4 が搭載されたい。構造レベルでは、リンクのモジュール化はすでに実現されており、リンクごとにバッテリーを配置されている。また、機体の電圧レベルを統一するため、すべてのリンクを繋げる電源バスケーブルが主幹のパイプ内を通る。また、このバスによって、関節部のサーボに電源を供給している。なお、電源の分散化配置は以降の機体に関して同じように実装されている。その他の仕様については図示の通りとなっている。

一方、プラットフォーム内部については、Fig.5.3 (下) に示された様に、通信レベルでのリンクモジュール化は実現されておらず、ロータのドライバは中央制御基板 (flight controller) からスター型で一对一でつながっている。ロータドライバを制御するケーブルは全部で4本となっており、そのうち、端のリンクに設置されたドライバに繋げるものは約1 mにも及ぶ。これはリンク数の増加により、通信ケーブルがさらに長くなることを意味する。さらに、ケーブルにノイズが入り、通信の信頼性が低下することを示唆する。よって、4リンクをこの機種種の限界と考えている。また、サーボモータはディジーチェーンでつながっており、直接上位計算機から一本のバスで接続されている。上位計算機の中の Transformation Controller は関節角度情報からその形状下での最適な制御ゲインを代数リカッチ方程式でリアルタイムで計算するノードであり、更新周期は15Hzである。Odroid XU4はWifiを通して、外部と通信を行う。モーションキャプチャのデータ受信以外にも、外部から飛行指令を受け付けている。

#### 固定形状下での安定飛行

空中変形を伴う安定飛行の評価の前に、まず複数の固定形状下での定位置飛行の安定性を確認した。Table 5.1 は評価された6つの固定形状の関節角度ベクトルを示している。これらの形状下で高さ0.2[m]で飛行を行い、その安定性を評価する指標であるRMSをTable 5.1.2に示す。また、6つの内、形状が特に特殊である4つの飛行状況をFig.5.4に示し、対応する4自由度運動 ( $R^3 \times SO(2)$ ) の誤差推移と姿勢変動をFig.5.5に示す。

Table 5.1: Key forms for the quadrotor in the hovering experiment

joints	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)
$q_1$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$
$q_2$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{4}$	0	0
$q_3$	$\frac{\pi}{2}$	$-\frac{\pi}{4}$	0	$-\frac{\pi}{2}$	$\frac{\pi}{2}$	0

すべての形状において、3自由度の位置のRMSは0.08[m]以下であり、yaw軸に関しては常に0.09[rad]以下である。また、位置制御はFig.3.10に示されたように、重心の目標ピッチ・ロール角を算出し、姿勢制御に渡す。したがって機体は姿勢(ピッチ・ロール角)は常に変動するが、Fig.5.5のように、それら値は常に0.06[rad]以下である。これは機体はほぼ水平近傍で微小で傾いていることを意味する。なお、形状(c),(d),(e)及び(f)に関しては、

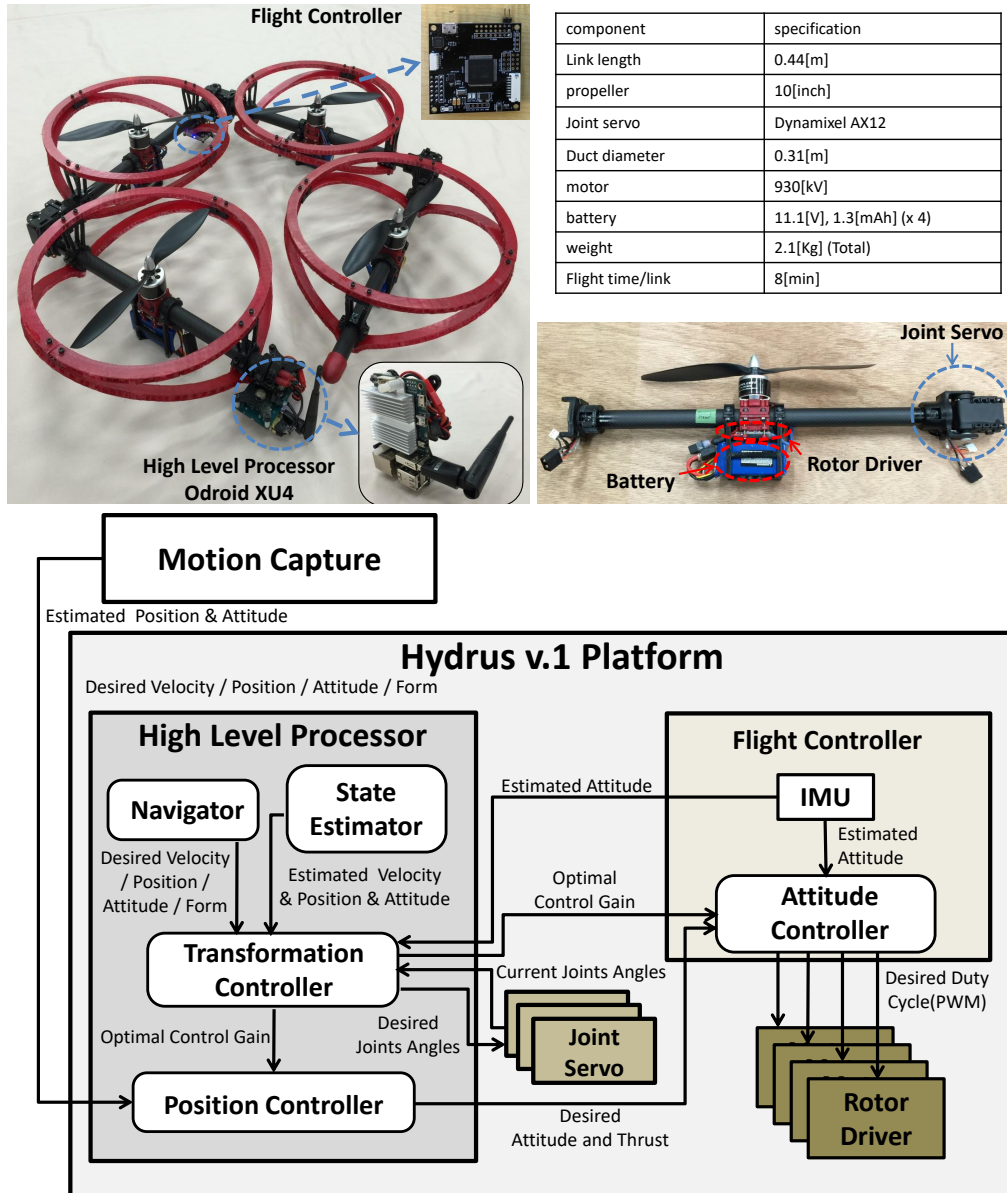


Fig. 5.3: hydrus v1 platform

位置の最大値は  $0.2[\text{m}]$  以下となっていることから、並進運動に関する安定性が実証できたと考えられる。一方、yaw 軸に関しては、特に (c) と (f) の形状は漸近安定性が確認できてい

axis	(a)	(b)	(c)	(d)	(e)	(f)
x[m]	0.024396	0.028529	0.047027	0.076787	0.069975	0.079840
y[m]	0.057783	0.079567	0.043360	0.052592	0.048164	0.065887
z[m]	0.005959	0.010685	0.015233	0.007750	0.010420	0.013502
$\psi$ [rad]	0.041362	0.063211	0.087572	0.023709	0.034470	0.051896

ない．これは両者の  $z$  軸周りの慣性モーメント (c:  $0.33499[kgm^2]$ ; f:  $0.44[kgm^2]$ ) が通常形態 (a:  $0.129[kgm^2]$ ) より数倍も大きいいため，制御の追従性が低下している．解決方法として yaw 軸に関する LQI のゲイン (e.g. Eq 3.49) を上げることも考えられるが，プロペラが回転で生成できる  $z$  軸周りのトルクは比較的小さく (Fig.2.1)，ゲインの増加により，推力入力が飽和する可能性が非常に高くなってします．なお，従来のマルチロータのほとんどの部品は重心周りに集中しているため，この機体と同レベルサイズのものであっても，慣性モーメントは非常に小さい．慣性テンソルは平行軸定理より，距離の 2 乗に比例して大きくなるため，バッテリー等の部品を機体の重心に離れたリンクに配置すると，当然慣性テンソルが大きくなる．これが，多リンク系構造の剛性問題と並列する大きなデメリットである．また，剛性の問題も yaw 軸の制御の不安定性を助長させている．解決方法としては，後述の yaw 軸の制御を行わずに位置の安定性のみ保証する方法が考えられる．しかし，特定の形状以外では，4 自由度の飛行定位に関して高い安定性を実現したと考えられる．

#### 4 自由度 $R^3 \times SO(2)$ の安定性を保証する変形飛行

次に，変形を伴う 4 自由度 ( $R^3 \times SO(2)$ ) の安定飛行を示す．4 リンクで構成される機体は Fig.2.17 のような制御不可能な特異形状が存在するため，大規模な変形 (e.g.  $q_i = \frac{\pi}{2} \rightarrow q_i = -\frac{\pi}{2}$ ) は実現できない．ここでは制御可能な範囲で最大限変形を実現する．その変形の開始形状と終止形状は以下の通りである．

$$\begin{cases} START : q_1 = \frac{\pi}{2}[rad], q_2 = \frac{\pi}{2}[rad], q_3 = \frac{\pi}{2}[rad] \\ GOAL : q_1 = \frac{\pi}{2}[rad], q_2 = 0, q_3 = 0 \end{cases} \quad (5.1)$$

その間は Fig.5.7 (a) に示されているように線形補間され，空中変形中の様子は Fig.5.6 の通りである．Fig.5.7 (b) に示されたように，変形中の水平方向位置誤差は  $0.2[m]$  と  $0.1[m]$  に収まっており，ピッチとロール角の変動も  $0.07[rad]$  以下である．しかし，yaw 軸に関して，

前述のとおり慣性モーメントの増加により，追従性が低下したが，発散することはなかった．このように，提案した制御手法は 2 次元空中変形を可能にして，かつ一定の安定性を保証したと考えられる．

なお，制御発散の最大原因である入力飽和に関しては，バッテリーの電圧低下も深く関係している．バッテリーの連続放電により，電圧は徐々に下がっていく，これは Eq 4.31 で述べたように，ロータドライバの出力側が提供できる最大電圧が下がっていく．これは，最大回転数が低下し，推力の上限も低下することを意味する．つまり， $yaw$  軸制御が振幅の頂点付近に達しているとき，機体の目標入力である推力が最大であるが，これが限界に達してしまう可能性が電圧の低下によってさらに高くなってしまう．根本的な解決方法は機体の軽量化を追求することであるが，機体の強度と重さは常にトレードオフの関係であり，永遠の課題である．軽量化以外には，出力側のエネルギー効率を上げる方法も考えられる．一般的に，プロペラのサイズが大きいほど，効率が高いため，サイズの大きい機体は効率がよい．その代わりに，機体の慣性が大きくなるため制御応用の俊敏性が下がる．また，機体サイズが大きいと屋内での実験が困難になる．

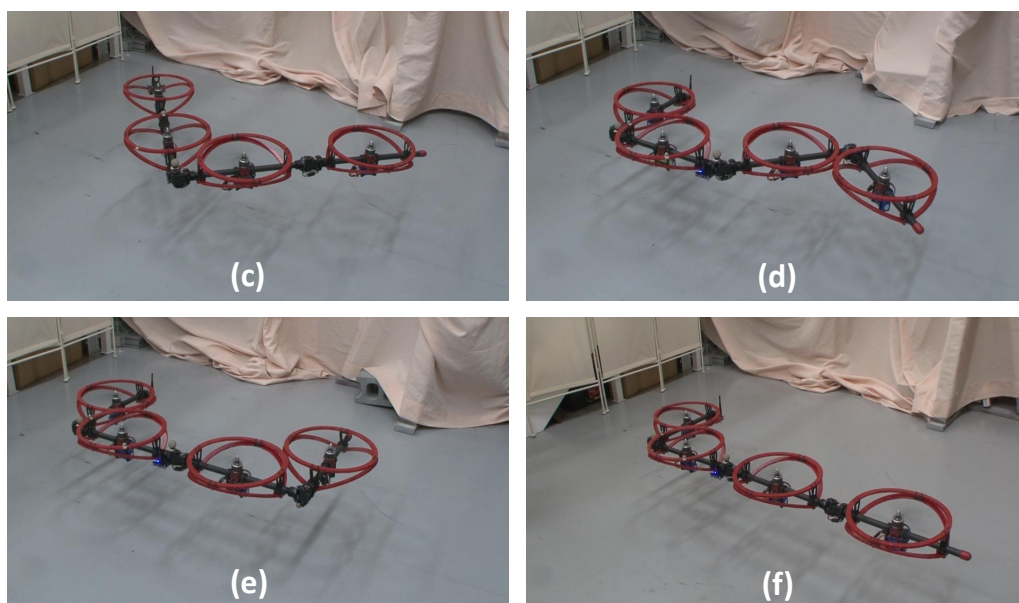


Fig. 5.4: Images from the trials of hovering under representative forms: (c),(d),(e),(f).

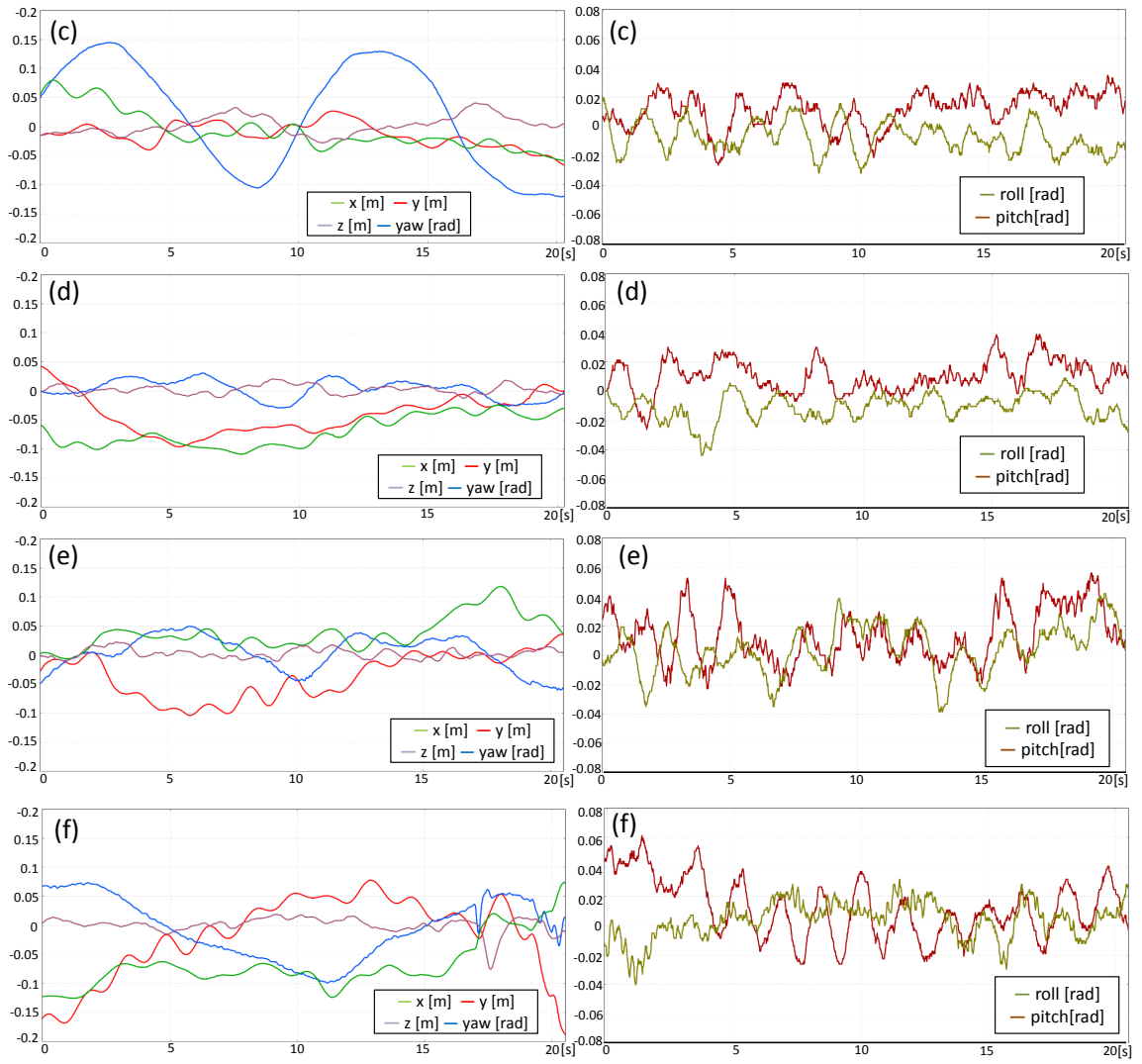


Fig. 5.5: Left: the change in errors about the 3D position and yaw angle while hovering under the representative forms(c),(d),(e), and (f). Right: the corresponding changes in attitude.

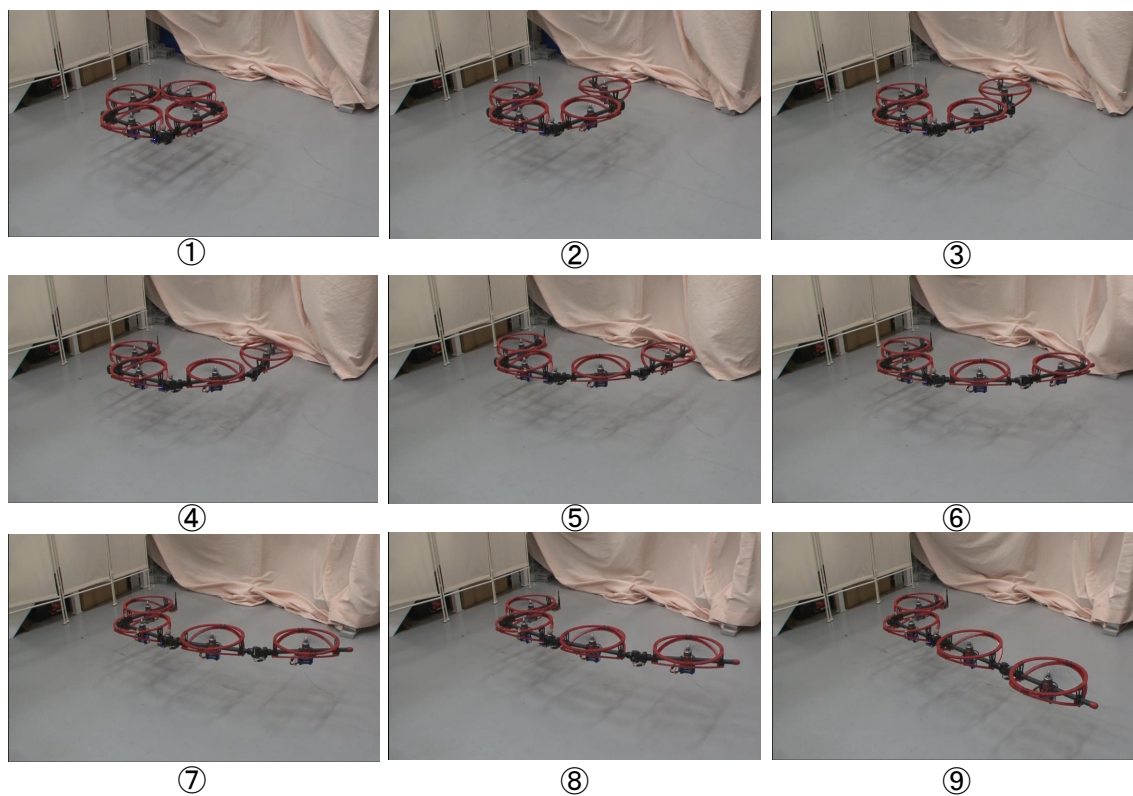


Fig. 5.6: Representative images from the experimental trial of the prototype transforming in the air.

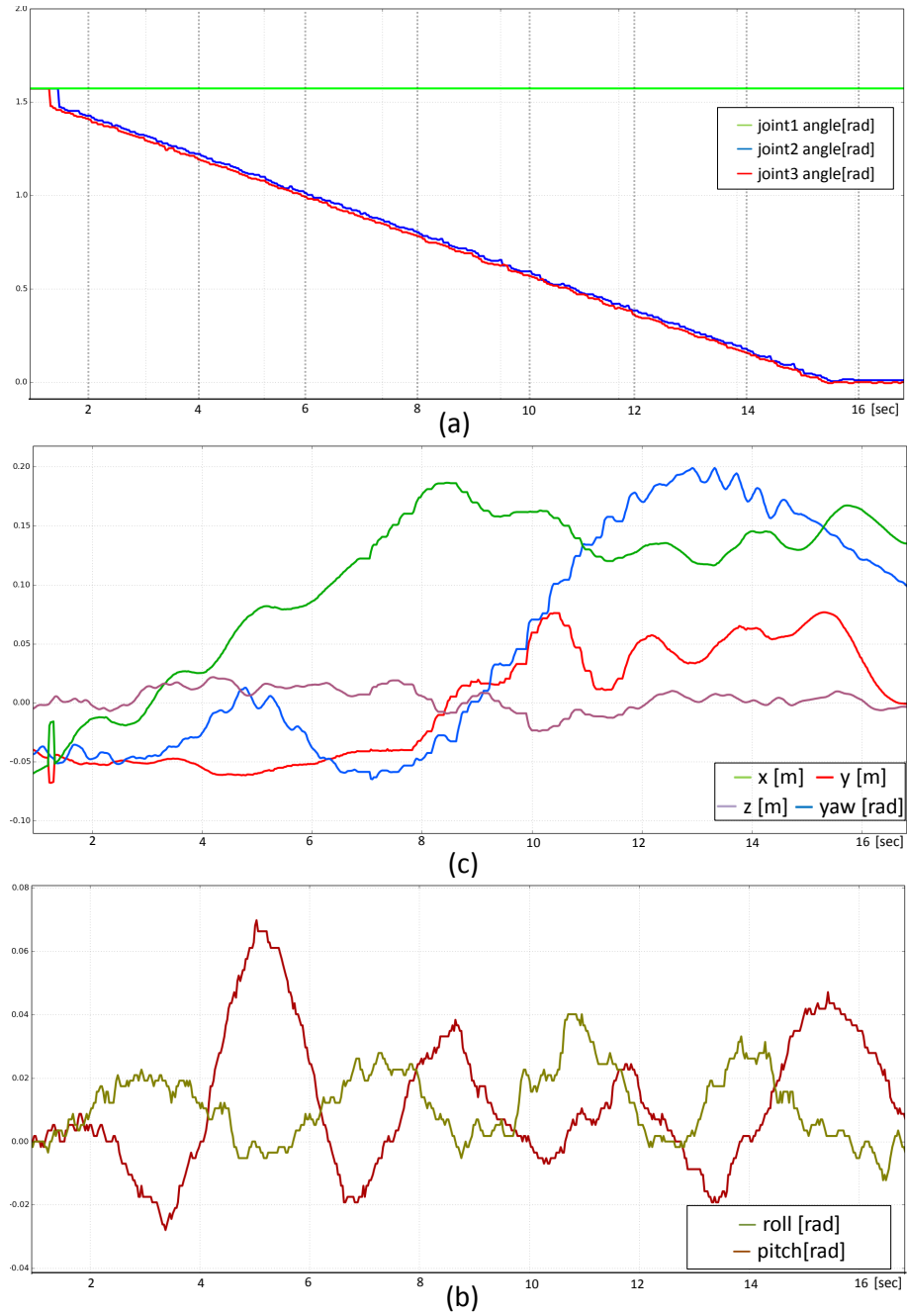


Fig. 5.7: Top: the path of joint angles of real machine, based on the motion planning. Middle: the change of the error about the 3D position and yaw angle at a target hovering point. Below: the change of the attitude in terms of pitching and rolling.

### 5.1.3 通信レベルのリンクモジュール化を導入した第二世代モデル

第 1 世代の機体において，リンクの数だけの通信ケーブルが体内に持つため，リンク数を増やすことはできない．そこで，通信レベルでリンク数の一般化を実現した第 2 世代のリンクモジュールによって構築されるモデルを紹介する．

#### ハードウェア構成

Fig.5.8 のとおり，第 2 世代のリンクモジュールを用いて，リンク数がそれぞれ 4,6,8 の機体を制作した．リンクの長さは 0.6[m] であり，重さは約 0.8[kg] である．また，リンク長と幅の関係から，関節の可動範囲が  $-\frac{\pi}{2}[\text{rad}] \sim \frac{\pi}{2}[\text{rad}]$  であることがわかる．また，搭載されているバッテリーは同じ重さであるため，機体のリンクによらず，飛行時間の上限がわかる (20[min])．機体にさらに外界センサや上位計算機を搭載すると，飛行時間が少々減る．

一方，第 2 世代ではリンクの長さが第 1 世代より大きいため，機体の剛性問題が大きな課題となる．おな，剛性問題については後に詳しく述べる．

プラットフォームの内部は Fig.5.9 に示されたように，分散制御基板 Neuron により，通信レベルでもモジュール化が可能となり，中央制御基板 Spinal からは 1 対のバスケーブルが CAN プロトコルで各分散基板とつながっており，これが第 4 章で提案した体内通信系を構築している．各リンクにおいて，分散制御基板がロータドライバ，関節サーボおよび内蔵 IMU を一括管理しており，中央制御基板の命令に応じて，各要素に指令を転送する．安齋らが実装した通信プロトコルは最大 14 リンクまでの対応が可能である．

### 5.1.4 Yaw 軸制御無効化による特異形状下での定位飛行及び大規模変形の実現

第 2 章で述べたように，特異形状での重心運動に関する推力の制御入力数は減少する．つまり，第 3 章で説明した 3 自由度の姿勢と高度 (計 4 自由度) に関する推力の最適制御の挙動はこの特異形状化で発散する．そこで，本研究では，yaw 軸の制御を無効化した 3 自由度の位置  $R^3$  の安定性に特化した定位制御と空中変形を提案する．このとき，Fig.5.9 の上位計算機内の transform controller のノードは 4 軸ではなく 3 軸に関する力学モデル (Eq 3.61 と Eq 3.62) の最適ゲインを算出する．詳細は第 3 章の 3 次元変形型モデルに関する推力 LQI 制御を参照されたい．

この 3 自由度の安定飛行制御システムを用いて, 4 リンクモデルで以下のような大規模変形を行った .

$$\begin{cases} START : \theta_i = \frac{\pi}{2} [rad]; & i = 1, 2, 3 \\ GOAL : \theta_i = -\frac{\pi}{2} [rad]; & i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (5.2)$$

変形過程は Fig.5.11 (a) に示されたように, 途中で特異形状 ( $q_1 = -\frac{\pi}{2} [rad], q_2 = 0, q_3 = \frac{\pi}{2} [rad]$ ) を通過する (Fig.5.10 の ⑤) . 位置の誤差推移は Fig.5.11 (c) の通りであり, 水平方向の RMS はそれぞれ 0.1[m] と 0.119[m] であり, 最大値は 0.25[m] 以下となっている . また, ピッチ角とロール角の変動も常に 0.1[rad] 以下となっている . これらのことから yaw 軸が回転する状態でも, 位置に関する安定性は保証されていることが示された . 一方, yaw 軸は常に回転しているが, 加速していないことがわかる . これは, その他の軸の制御で算出された推力が常に変動しており, それに伴ってモータの反トルクも変動し, その和の符号が常に変わっていることが主な原因だと考えられる . また, 特異形状での飛行を許容することで, Fig.5.10 のような大規模な飛行変形が可能となる .

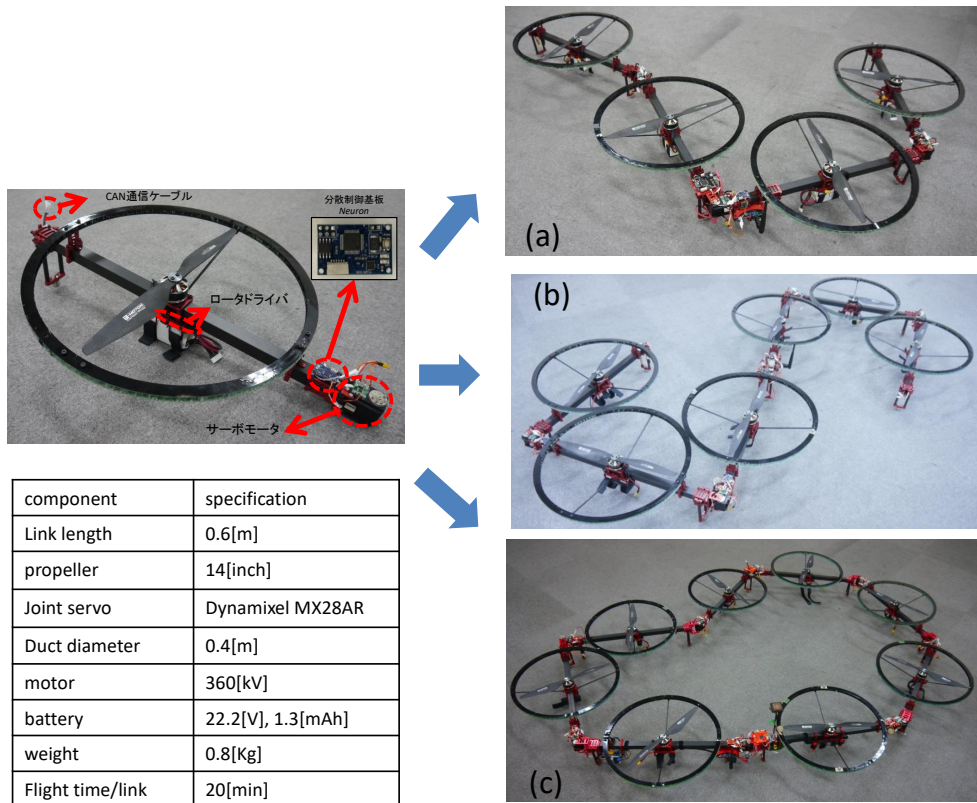


Fig. 5.8: The image of the link module in hydrus v2

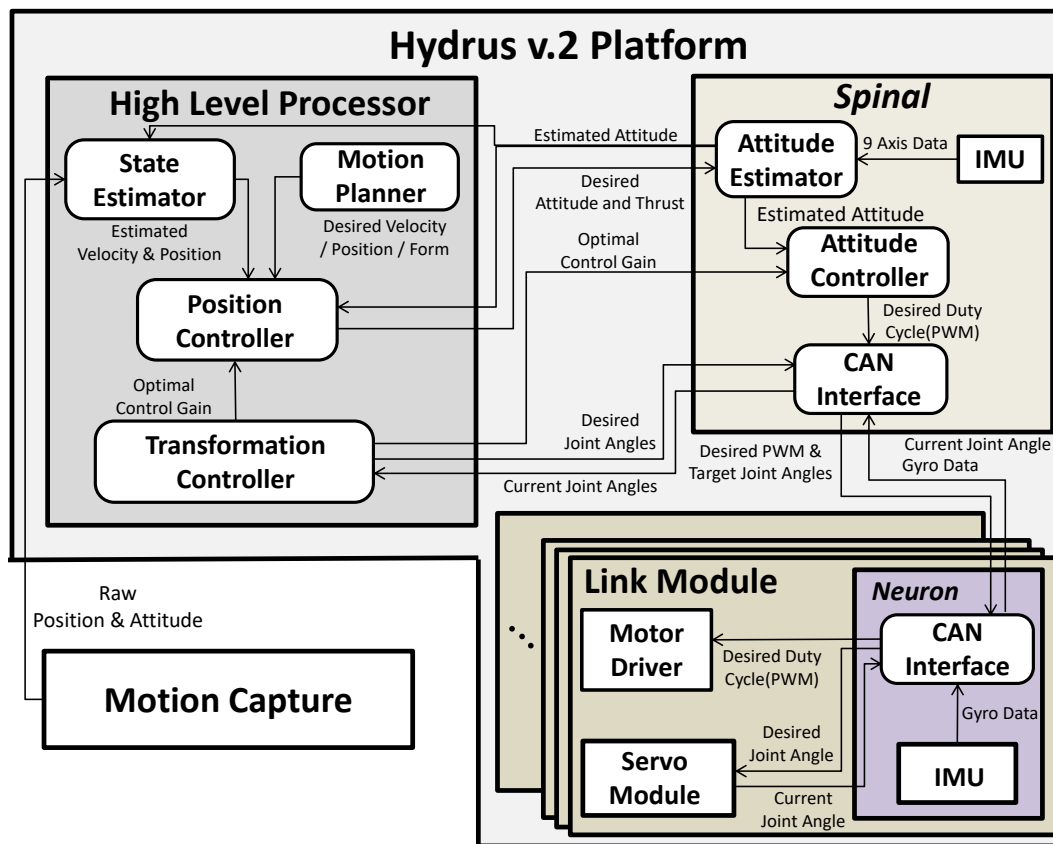


Fig. 5.9: The platform of the link module in hydrus v2

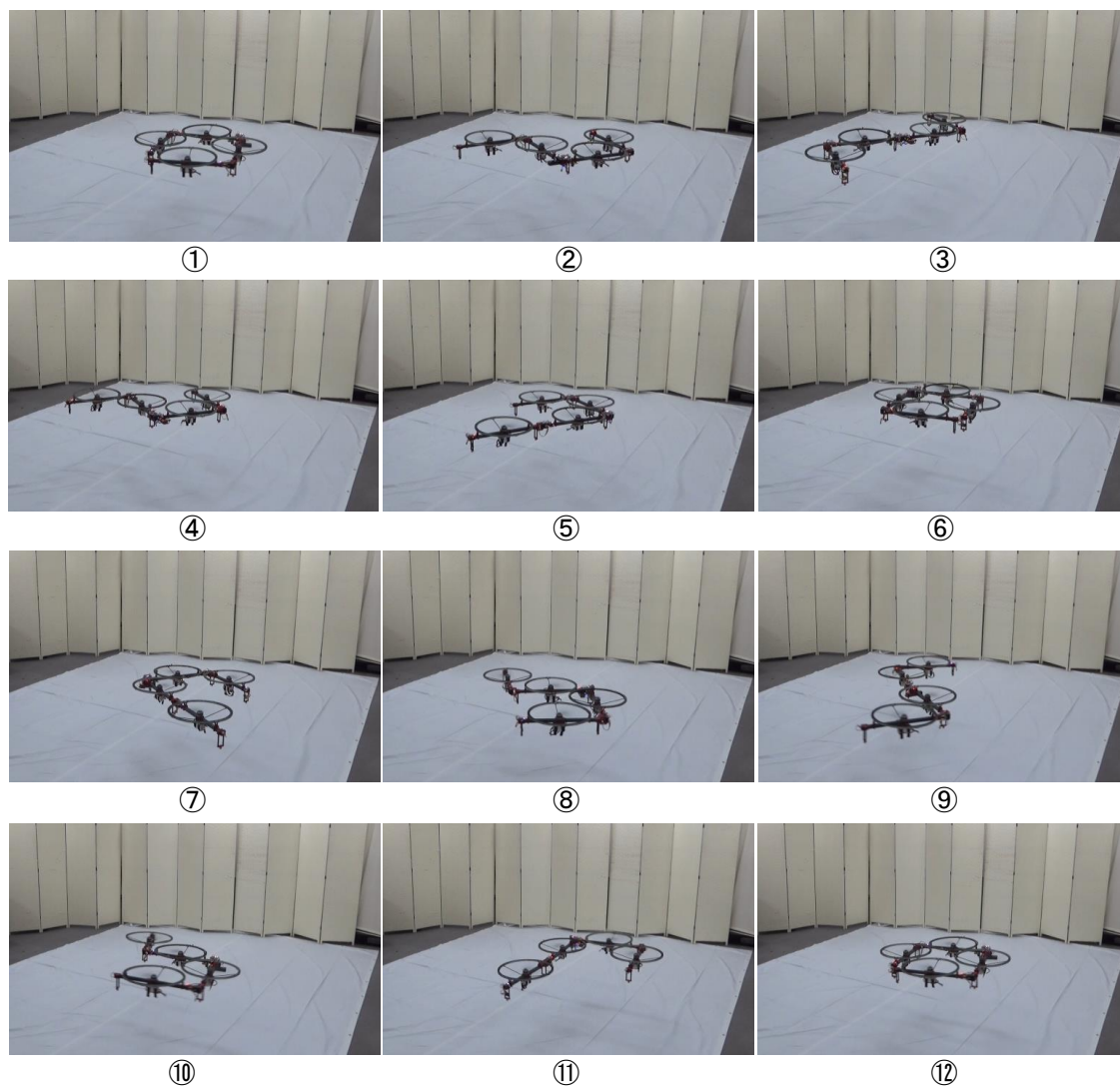


Fig. 5.10: Representative images from the experimental trial of the transforming in the air.

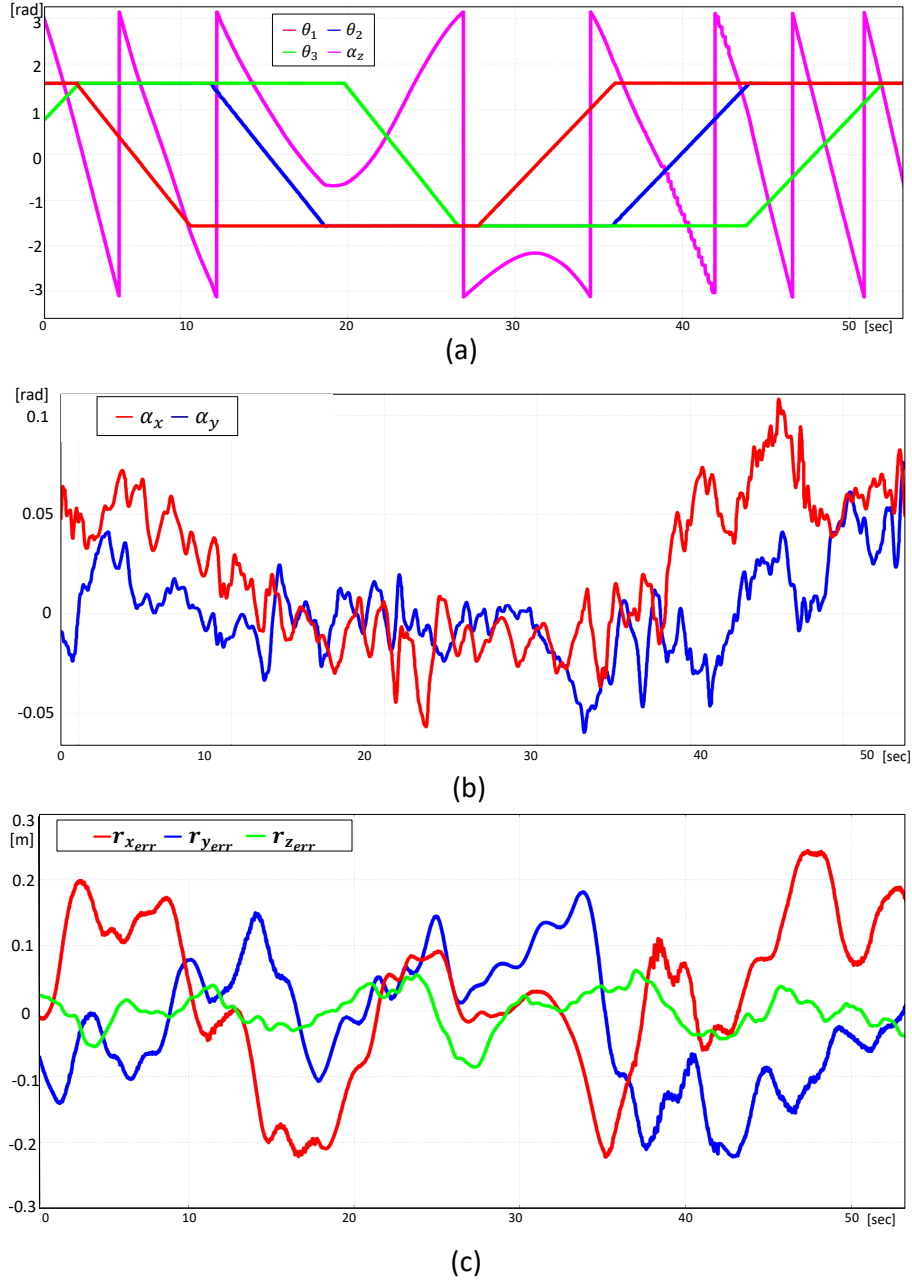


Fig. 5.11: (a): the path of joint angles of real machine along with the yaw angle of the aerial robot; (b): the change of the attitude in terms of pitching and rolling; (c): the change of the error about the 3D position at a target hovering point.

### 5.1.5 機体剛性問題

多リンク系の剛性問題は非常に重要な課題として挙げられる．機体全体の剛性に関わる要素として、関節機構とリンク構造の2つの側面がある．つまり、これらの構造体の剛性によって、予期しない構造変形によって機体のモデルが変化する．しかし、このような変形は関節運動と異なり、定量的に計測することはむずかしい、つまり、制御システムで用いられる推力ベクトルから重心運動への写像行列  $Q(q)$  と実際の値の間にモデル誤差が生じ、飛行制御の安定性が大いに低下してしまう．また、このような構造変形は静的なものと振動的なものの2種類に分類される．

#### 静的構造変形

まず、静的な変形は一定な力が常に加わり、構造が一定方向に定常的に変形することを指し、これは制御システムでは定常偏差として現れる．多くの場合、定常偏差は積分器である程度は補償できるが、その積分器の蓄積によって、構造がさらに変形してしまいうケースも考えられる．このような悪循環によって、制御入力が増飽和し、制御不可能な事態に陥る．その代表的な例が、Fig.5.12 のような6節の開リンク系モデルにおける yaw 軸の制御問題である．開リンクになっているものは各部材の微小な変形が重なり、多リンク系の両端を比べると上下方向で大きな変位が確認できる．このような相対的な高度差は、機体平面と直交しているプロペラ推力から Eq 5.3 のような微小な水平分力を生み出し、結果として Eq 5.4 のような機体の  $z$  軸周りのモーメントを作り出す．

$$f_{h_i} = \sin(\theta_{distort}) f_{T_i} \quad (5.3)$$

$$\tau_{z_i} \approx \|p_i\| f_{h_i} \quad (5.4)$$

2次元変形型では、yaw 軸周りの回転運動は反トルク  $\tau_{dr_i}$  で制御されている．しかし、静的変形で生まれる微小な推力偏向角  $\theta_{distort}$  によって引き起こされる yaw 軸周り回転をを補うため、リンク間の推力差がさらに大きくなり、それによってさらなる変形を引き起こす可能性がある．こうした悪循環によって、最終的には、推力が限界に達し、Fig.5.12 のようなように落下が始まる．

静的変形によって生成される yaw 軸周りの回転モーメント  $\tau_{z_i}$  は、係数  $\|p_i\| \sin(\theta_{distort})$  で推力  $f_{T_i}$  に比例しているとみなせるが、これを反トルクの対推力係数  $\kappa$  と比較してみる．

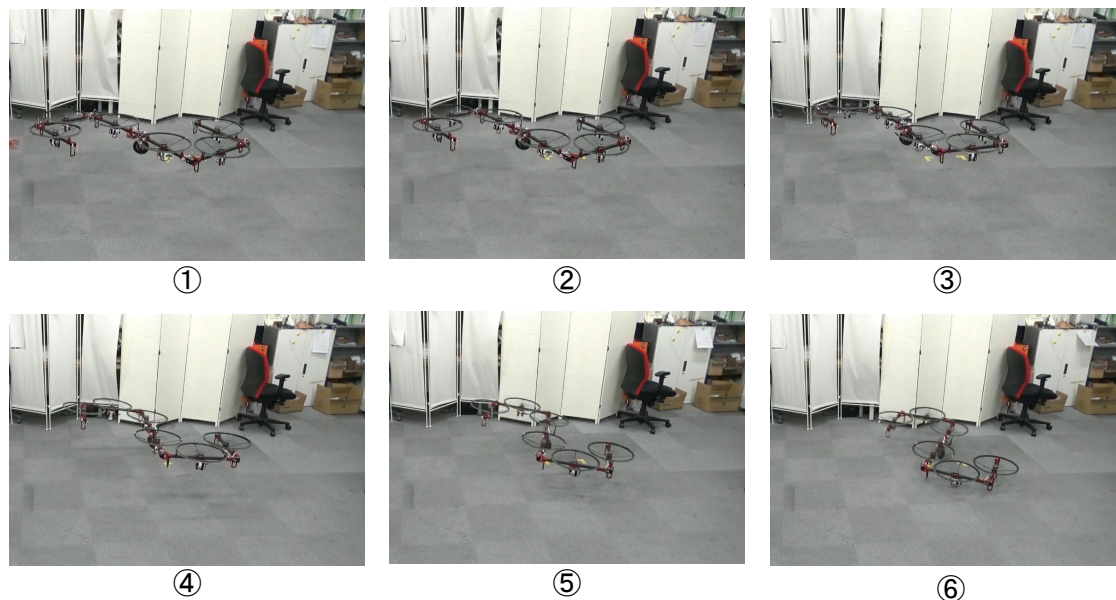


Fig. 5.12: The distortion yaw

まず，Fig.5.13 の推力特性は Fig.4.11 ～Fig.4.13 と一致する．Eq 2.2 によれば， $\kappa$  は 0.0164 である．図示の形状において，重心から最も離れている推力機構は約 0.8[m] であり，偏向角度が微小である場合構造変形による回転モーメントの係数は  $0.8\theta_{distort}$  と見積もれる．つまり，偏向角度が 1[deg] レベルで，変形によるモーメントと反トルクは同じオーダーとなる．変形が進むにつれて，偏向角度がさらに大きくなり，変形による回転モーメントは飛行制御によって生成される反トルクを上回ってしまう．これ結果は Fig.5.12 のような現象を裏付けている．

こうした変形は主にリンク部の主幹となる棒状周りのねじりによって引き起こされている．棒断面を円と見立てたときの外形と内径を  $d_1$  と  $d_2$  とすると，そのねじり剛性は棒の直径と以下のような関係を持つ．

$$I_p \sim (d_1^4 - d_2^4) \quad (5.5)$$

このように，棒の直径とは 4 乗の関係が存在する．しかし，径を大きくすると，他の部材 (e.g. 推力機構) もそれに応じて大きくなり，機体は更に重くなる．また，リンクの主幹はプロペラの真下にあるため，その径が大きくなると，推進気流に当たる部分が増え，風による抵

抗力が増加する恐れがある．また，係数がわからない限り，精確のねじり角を推定することはできない．

対処方法: yaw 軸安定性を無視した 3 自由度の制御 w 軸の制御を無効にすれば，このような変形による推力制御への影響はなくなる．その方法は前述の 4 リンクの場合 (Fig.5.10) と同じである．6 リンク構成の機体でも同じように yaw 軸制御を無効にした大規模空中変形を行い，その際の開始形状と終止形状は以下の通りである．

$$\begin{cases} START : \theta_i = \frac{\pi}{3} [\text{rad}] \\ GOAL : \theta_i = -\frac{\pi}{3} [\text{rad}] \end{cases} \quad (5.6)$$

Fig.5.14 に示されたように，機体は 3 自由度の位置に関しては i 一定の安定な変形を実現している．水平方向の RMS はそれぞれ 0.137[m] と 0.110[m] であり，最大値はおおよそ 0.3[m] となる．4 リンク構成より誤差が大きいのは，機体の慣性が大きいこと，目標姿勢への応答性が低下していることが原因として考えられる．

#### 振動的な構造変形

2 次元変形型モデルは 4 自由度劣駆動系であり，飛行定位中，機体の目標姿勢は位置制御の出力によって，微小ではあるが常に変動している．また，位置制御の出力には一定の周期が存在する．そして，その周期が機体モデルの固有振動数に近いとき，機体は Fig.5.13 のように共振する．また，機体振動の内，リンク構造によるねじり振動が支配的であることが確認されている．

この現象はリンク数の少ない 4 リンクの機体モデルでは確認されないが，リンク数が増えるに連れて，顕著になっていく．なお，姿勢制御及び位置制御のゲインを調整することで，特定形状での振動を抑えることに成功しているが，任意の形状に対する一般的な解法は見つからない．

対処方法: 閉リンク化による剛性向上 最もシンプルな解決方法として，機体を閉リンクにする方法が考えられる．なお，閉リンク化は前述の静的変形を解消することもできる．本研究では Fig.5.8 機体 (c) に示されているような 8 節の閉リンク構成を実装した．閉リンク構造によって剛性は向上するが，一方で機体の変形範囲は狭まる．さらに，閉リンクの拘束条件があるため，開リンクのように変形過程を線形で補間することはできない．つまり，変形

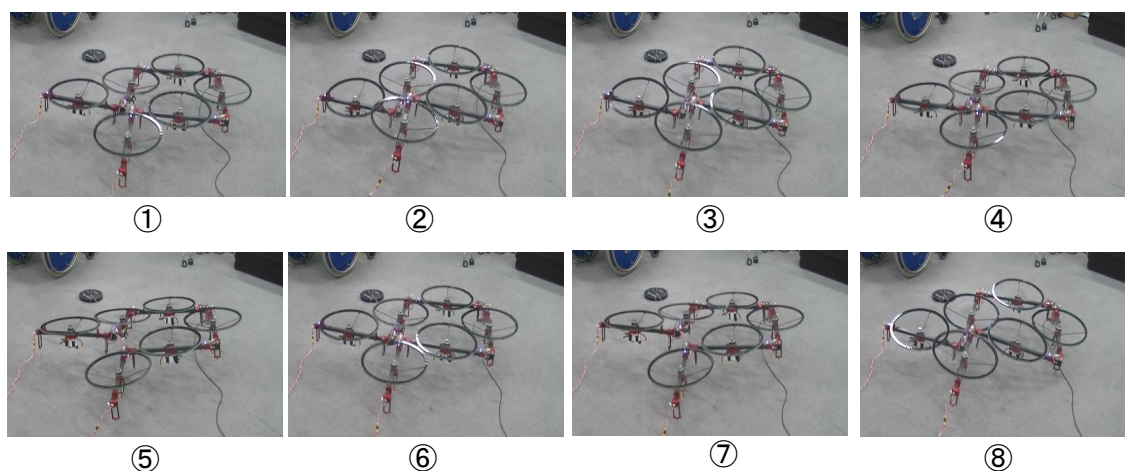


Fig. 5.13: The distortion vibration

に対する計画法が必要であるが、安齋らはこの機体に対して、逆運動学に基づいた計画法 [111] を提案し、Fig.5.16 のように実機での変形飛行に成功した。Fig.5.16 に対して計画した経路は Fig.5.17 (上) の通りであり、その際の誤差推移は Fig.5.17 (下) に示されたように水平方向の誤差の最大値は  $0.65[\text{m}]$  にも達するが、その後はすぐに収束した。Fig.5.16 に示されているように、⑦ から ⑧ に変形する初動は大きな関節角速度が伴っているため、本研究の第一条件である変形が十分ゆっくりという仮定をみたされなくなり、単一剛体以上の力学現象が起こっている。これは、既存の関節経路を計画する際に、角速度により厳しい上限を与えておけば解消されるものと考えられる。また、yaw 軸周りの回転運動に関しては、RMS が  $0.158[\text{rad}]$  と制御の安定性を示しているが、誤差は一時的に  $0.3[\text{rad}]$  を超えている。これは上述の位置誤差に関する考察と同じく、高速な関節回転により、剛体以上の力学効果が安定性を阻害しているためである。また、8 リンク構成になると  $z$  軸周りの慣性モーメントはさらに大きくなるが、プロペラの反トルクで制御できる有効範囲はそれに比べ増幅が小さい。これが 4 自由度系駆動系で多リンクを構成した場合の限界であり、より強い安定性を実現するには偏向機構が必要と考えられる。

## 2 次元変形型モデルのリンク数によるリンク開閉の決定

上記の 2 種類の構造変形問題に対して、それぞれ飛行制御と機体構造の観点から対処方法を模索した。しかし、前者の yaw 軸制御の無効化は yaw 角を指定する飛行動作 (e.g. 物体追従や自律探索) を実行不可能にしてしまう。一方、安齋ら [52] は yaw 軸制御なしでの物体運搬を実現しているが、本研究で実現する高次な飛行動作に関しては、yaw 角に対する高い追従性が求められている。よって、yaw 軸制御を長時間無効化することは望ましくなく、前述のように変形経路が特異形状を通過するときのみ、一時的に実施するべきである。

一方、後者の閉リンクにより、構造変形問題は大幅に解決されたことが確認できたが、この方法の一番の問題は機体の変形範囲が狭くなることである。それによって、一部の高次動作 (e.g. 変形による隙間潜り) の実現が難しくなるが、制限された変形範囲内でも多くの空中動作 (物体の把持) は実現できる。よって、安定性を優先すべく、リンク数が一定以上の場合には飛行の閉リンク化を実施する。なお、4 節の開リンクモデルでは振動変形が観測されていないため、2 次元変形型モデルにおいてリンク数 6 以上の機体に対して閉リンク化を行う。

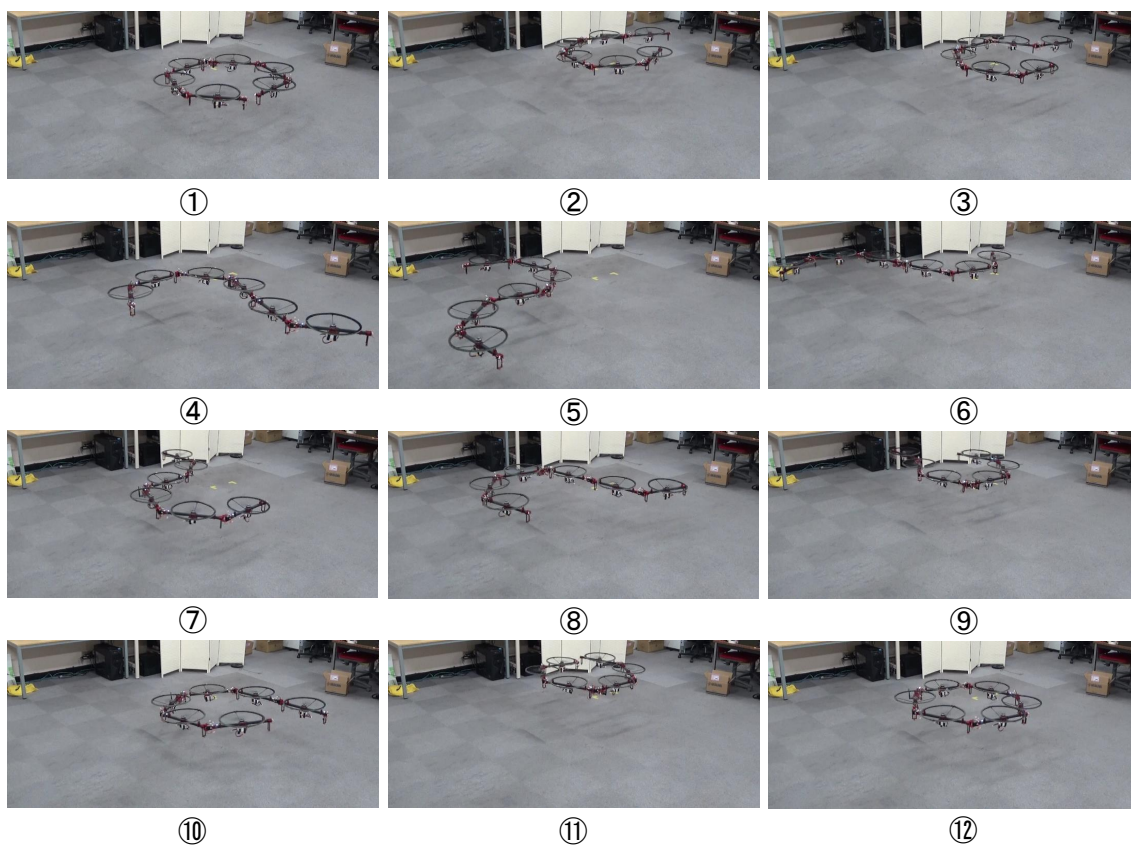
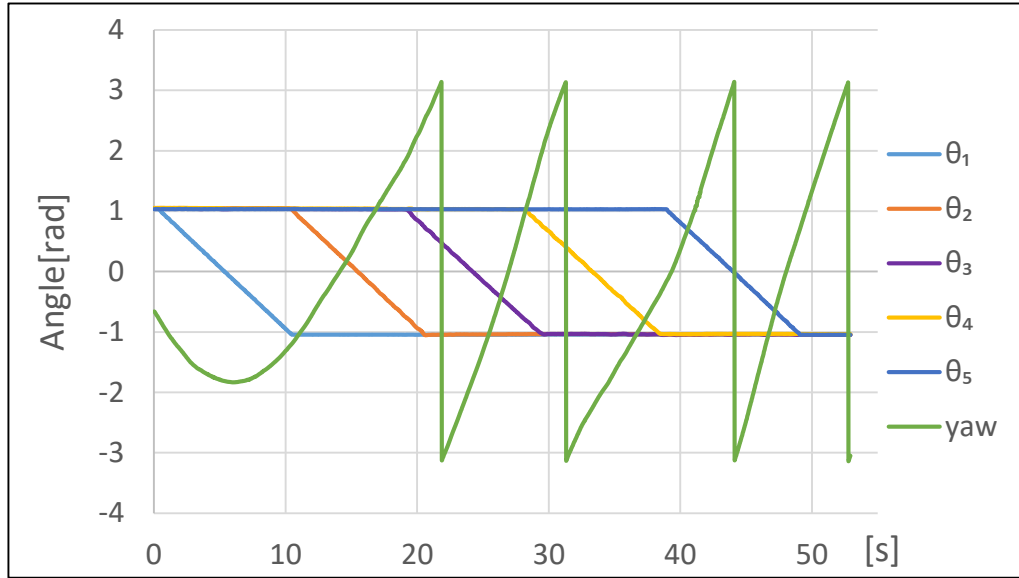
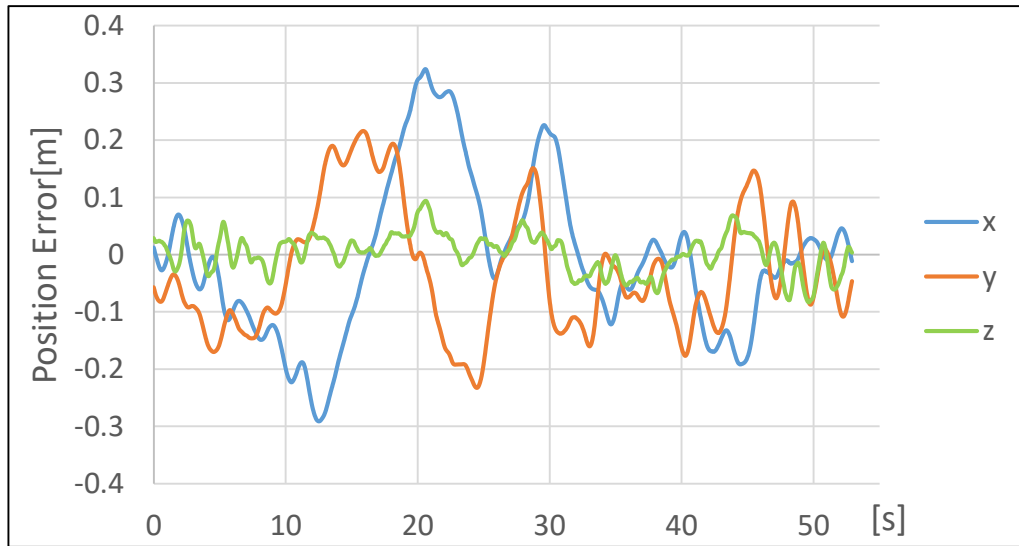


Fig. 5.14: Experiment of aerial transformation by six-links without yaw control: the start form is  $(\theta_i = \frac{\pi}{3})$  and the goal form is  $(\theta_i = -\frac{\pi}{3})$ .

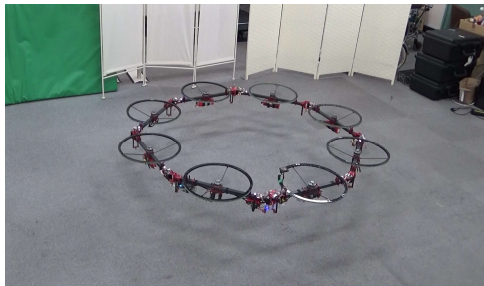


(a)

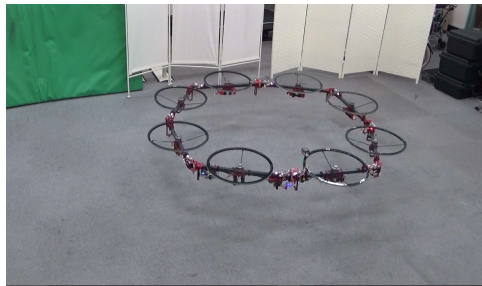


(b)

Fig. 5.15: (a): Change of angle of each joint and yaw angle. (b): Change of three-dimensional position error.



①



②



③



④



⑤



⑥



⑦



⑧

Fig. 5.16: hydrus v2 halo transformation snapshots

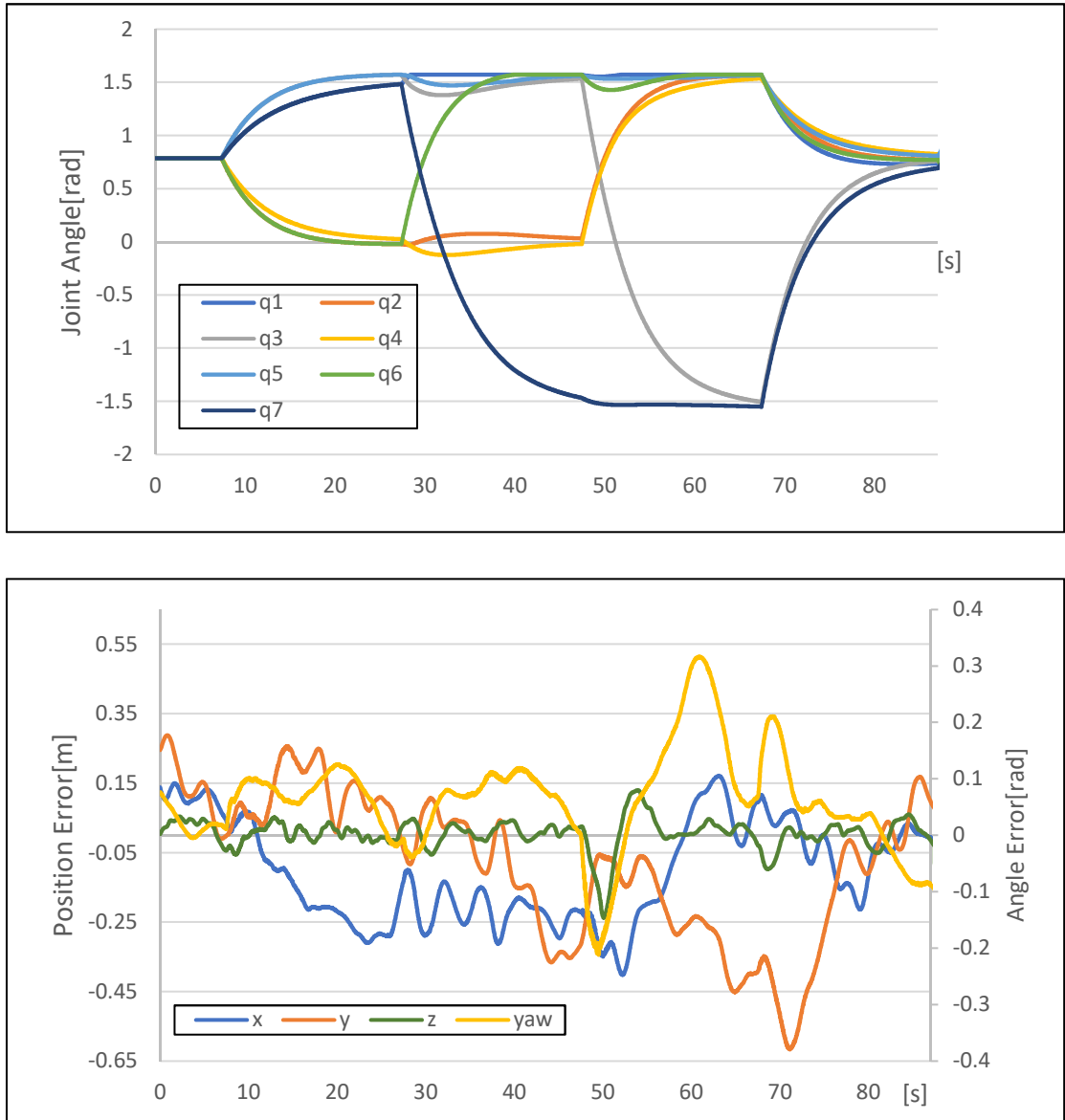


Fig. 5.17: The result of aerial transformation. Upper: change of each joint angle of eight-links. Lower: changes of position error( $x, y, z$ ) and yaw angle error during aerial transformation.

## 5.2 2自由度偏向機構を有する冗長系剛体モデル

任意姿勢での定位を可能にする2自由度偏向機構(ジンバル機構)はFig.2.8に示されているように、シングルロータジンバルとデュアルロータジンバルの2種類の設計案がある。また、第3章で議論したように、推力偏向制御を行えるのは、ロータのジャイロモーメントを0にすることのできるデュアルロータジンバルである。一方シングルロータの場合は4自由度の劣駆動系剛体モデルと同様、機体姿勢の微小な傾きによって水平の並進運動の制御を実現している。任意姿勢での定位飛行の安定性が高いのはどちらかを評価するため、本研究では、3次元変形型モデルに搭載する前に、まず、Fig.5.18に示されているような冗長駆動系剛体モデルを実装し、水平以外の姿勢での定位の安定性を実機で評価する。

### 5.2.1 ハードウェア構成

このモデルの実機はFig.5.18に示されているように構築されている。推力機構は直交する偏向軸をもち、それらは位置サーボによって制御されている。なお、偏向の応答性を保証するため、サーボは偏向軸を通るところに配置されており、特に内側の第二軸はロータの真下に配置され、推力機構の対称性を最大限保証する。また、モータ以外の部材は軽量化を図るため、ABS樹脂で造形された部材が多く使用されており、負荷を支持するリング状の部材も樹脂のハニカム構造で構成されている。なお、このリング部の剛性を上げるため、リングは2重となっており、間にはABS樹脂の3Dパーツが複数の場所で挟まれている。なお、推力機構の基本重量はおおよそ0.9[Kg]であり、なおかつバッテリーは推力機構と一対一になるよう分散配置されており、14.8Vで1.3Ahのリポバッテリーでおおよそ7分ほど飛行できる。この飛行時間は推力装置の数によらず、バッテリーの容量が変わらない限り一定である。

本研究では、図示の通り4つの推力装置を持つクワッドタイプの機体を構築した。このプラットフォームの構成はFig.5.19は通りである。上位計算機にはARM系のOdroid XU4を使っており、制御に関してはFig.3.12と対応している。また、自己状態推定は姿勢のみに関して行われ、位置情報は外部のmotion captureに任せている。なお、剛体モデルであるため、CANによる体内通信系は用いておらず、中央制御基板からはスター型で各モータドライバに接続されている。ジンバルのサーボモータはデジチェーンでつながっているため、上位計算から一本のバスで接続されている。

6自由度の定位飛行の目標値を操作するのが上位計算機内のNavigatorというノードであ

り, これは外部のユーザの手動命令を受け取り, 機体ベースリンクの目標姿勢を変えさせることができる. また, 外力作用に応答して姿勢を変化させることで定位状態を維持するような習い運動も可能であり, 後に詳しく説明する.

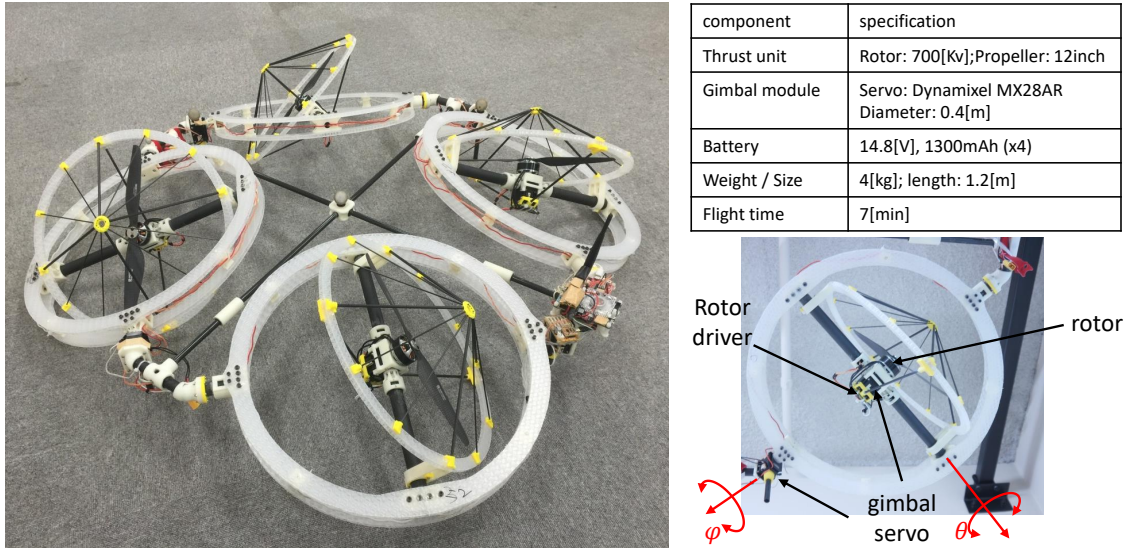


Fig. 5.18: The image of over-actuated aerial robot composed from four single gimbal modules

### 5.2.2 水平以外の姿勢における 6 自由度の定位飛行

第 3 章で述べたように, このモデルに関しては 4 自由度劣駆動性と同じ, 位置と姿勢の 2 段階制御が行われる. 目標姿勢はベースリンクに対するものと重心リンクに対するものの種類があり, 前者がいわゆる 6 自由度の定位に含まれるもので, 後者は定位時は必ず水平に収束する. Fig.5.20 はベースリンクの目標姿勢  ${}^{(W)}\alpha_{(B),xy,d}$  に対して, まず, 目標ピッチ角  ${}^{(W)}\alpha_{(B),y,d}$  を  $20[\text{deg}]$  に, 次にピッチ角を 0 に戻すと同時にロール角を  ${}^{(W)}\alpha_{(B),x,d}$  を  $-20[\text{deg}]$  に設定する. 一連の動作の RMS は x:  $0.222[\text{m}]$ ; y:  $0.256[\text{m}]$ ; z:  $0.028[\text{m}]$ ; roll:  $0.0336[\text{rad}]$ ; pitch:  $0.0223[\text{rad}]$  となる. 機体は目標姿勢が変化しても, 目標値に対する誤差は収束していくことがわかる. よって, 提案した制御手法の水平以外の姿勢における定位飛行に対する一定レベルの有効性が証明できたと考えられる.

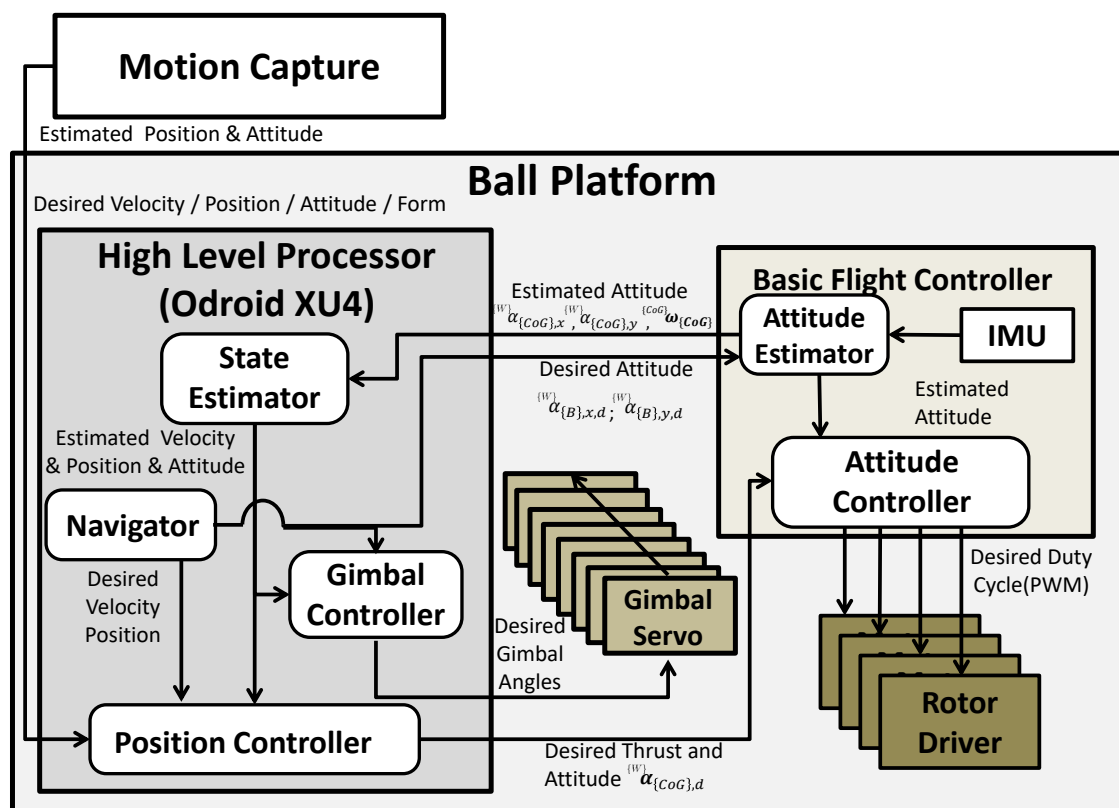


Fig. 5.19: The platform of over-actuated aerial robot composed form fource single gimbal modules

### 5.2.3 外力作用に適応した姿勢変化による定位飛行の維持

第 3 章で構築した飛行制御は，インパルス型の外乱に対して一定のロバスト性を示せるが，一定時間以上作用する外力に対して，議論を深める必要がある．重心に対して，並進の力の作用に関しては，一定風速の風を代表的な例であるが，十分小さければ PID 制御で収束することができるが，負荷以上を与えるが，機体は流れてしまう．ただ，機体の姿勢制御が破綻することはないと考えられる．一方，回転のモーメント作用の場合は，機体の姿勢制御に直接働くため，特に 4 自由度劣駆動系のモデルに関しては，姿勢を PID などで補正すると，上位の位置制御に影響を与えてしまうため，全システムの制御が破綻する恐れがある．この点では，全駆動系あるいは冗長駆動系であれば，姿勢と位置が独立制御になっているため，システムが破綻することはなくなる．一方，PID 制御のように，積分器が存在すると，外力

によって入力飽和し、制御が発散してしまうという違う問題が存在する．この問題に対して、システムにある程度のインピーダンスを持たせて、外力に対して、システムが柔軟に対応する手法がある [29]．その際、外力を正しく知る必要があるが、通常は力センサで6自由度の外力を計測するが [112]、飛行ロボットは軽量化が重要であるため、重い力センサを搭載する代わりに、自己状態から外力を推定する手法がいくつか提案されている [113][114]．しかし、後者はモデルが理想状態下での動力学モデルを計算する必要があるが、実際のモデルには誤差が存在し、それにより推定値の正しさは低下する．そこで、川崎らは制御入力数が5の飛行ロボットに対して、環境と接触した時、外力推定の代わりにその作用によって生まれる目標姿勢と現在姿勢の差に着目し、設定した閾値以上であれば、目標姿勢を現在姿勢の値で塗り替えるという簡単な方法を提案し、複雑な壁面での習い運動を実現している [14]．

本研究でも、同じく姿勢誤差に注目するが、Fig.5.18 のロボットの飛行制御は4自由度劣駆動性のものと同じく、位置制御によって目標姿勢が常に微小に変動する．位置制御の出力が大きいと、機体の目標姿勢もそれにつれて大きくなるが、上記の手法だとその一時的な姿勢誤差が計算され、目標姿勢が間違っって変更されてしまう．そこで、このような瞬間的な発散問題を防ぐために、下記のような一定時間内の目標姿勢に対して、逐一誤差を計算する手法を提案する．姿勢誤差配列における最小値が設定した閾値以上であれば、機体の定位姿勢を更新する．

---

**Algorithm 1** The attitude adaptation algorithm

---

```

push new command  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},xy,d}$  onto command_queue
 $min\Delta\alpha_{\{CoG\}} \leftarrow 1e6$ 
for all command in command_queue do
   $\Delta\alpha_{\{CoG\}} \leftarrow \|command - {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},xy}\|$ 
  if  $min\Delta\alpha_{\{CoG\}} > \Delta\alpha_{\{CoG\}}$  then
     $min\Delta\alpha_{\{CoG\}} \leftarrow \Delta\alpha_{\{CoG\}}$ 
  end if
end for
if  $min\Delta\alpha_{\{CoG\}} > Thre_{control}$  then
  update the desired attitude of baselink  ${}^{(W)}\alpha_{\{B\},xy,d}$ 
end if
pop oldest att_command from command_queue

```

---

この手法の有効性を実証するため、Fig.5.21 のような実験を実施した．この実験において、定位飛行中、人が機体の外側に上下の力を与えることで、重心周りにモーメントを発生

させる．このモーメントにより重心姿勢の水平に対する誤差  $\Delta\alpha_{\{CoG\}}$  が定常的に大きくなり，機体は上記のアルゴリズムにより機体ベースリンクの姿勢はモーメントが小さくなる方向に変化することが確認できた．なお，姿勢を更新させる閾値  $Thre_{control}$  は  $0.1[\text{rad}]$  に設定している．機体の外力を受け，目標姿勢を変化している間でも，定位飛行に関する一定の安定性が確認されている．全過程における 6 自由度運動の RMS に関しては，x 軸  $0.138[\text{m}]$ ; y 軸  $0.230[\text{m}]$ ; z 軸  $0.035[\text{m}]$ ; roll 軸  $0.037[\text{rad}]$ ; pitch 軸  $0.026[\text{rad}]$ ; yaw 軸  $0.121[\text{rad}]$  となる．前回の能動的に姿勢を更新する飛行実験と同様，目標姿勢が大きく変動した直後は，水平方向には一時的に大きな変動がみられる．しかし，その後は収束していくことが確認され，本機体の飛行安定性がある程度実証できたと考えられる．

#### 5.2.4 シングルロータジンバルに基づく飛行制御の定位の安定性

両実験によって，目標姿勢が変化して一定の飛行安定性が確認できたが，目標姿勢がちょうど変化している間 (e.g. Fig.5.20 の ②, ④) では，大きな位置誤差が現れている．

シングルロータジンバルを高速に偏向するとジャイロモーメントが発生する．つまり，第 3 章の最後の部分で説明した 0 ジャイロモーメントを条件とする推力の偏向制御による 3 自由度の姿勢と水平変位 (計 5 自由度) の制御は実行できない．つまり，シングルロータジンバルの場合，Eq 3.16 と Eq 3.16 で示されているように，機体の位置制御は機体姿勢の操作によって実現されている，また，姿勢制御は第 3 章の最初で述べた推力ベクトルを制御入力とする最適制御である．しかし，目標姿勢が変化しているときは，水平状態の近傍にいう近似条件が満たされなくなり，位置の誤差が増加する．

$${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\},x} = g\{{}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}\cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}) + {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}\sin({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z})\} \quad (5.7)$$

$${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{\{CoG\},y} = g\{{}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},y}\sin({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}) - {}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},x}\cos({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z})\} \quad (5.8)$$

よって，目標姿勢の常時変動を伴う高次動作における 3 次元変形型多リンク系モデルの飛行安定性を保証するには，上記のような機体姿勢の傾きによる位置制御ではなく，3 自由度の姿勢と水平変位 (計 5 自由度) に関する推力の偏向制御を実行する必要がある．そのためには，ジャイロモーメントを生成しないデュアルロータが必要である．

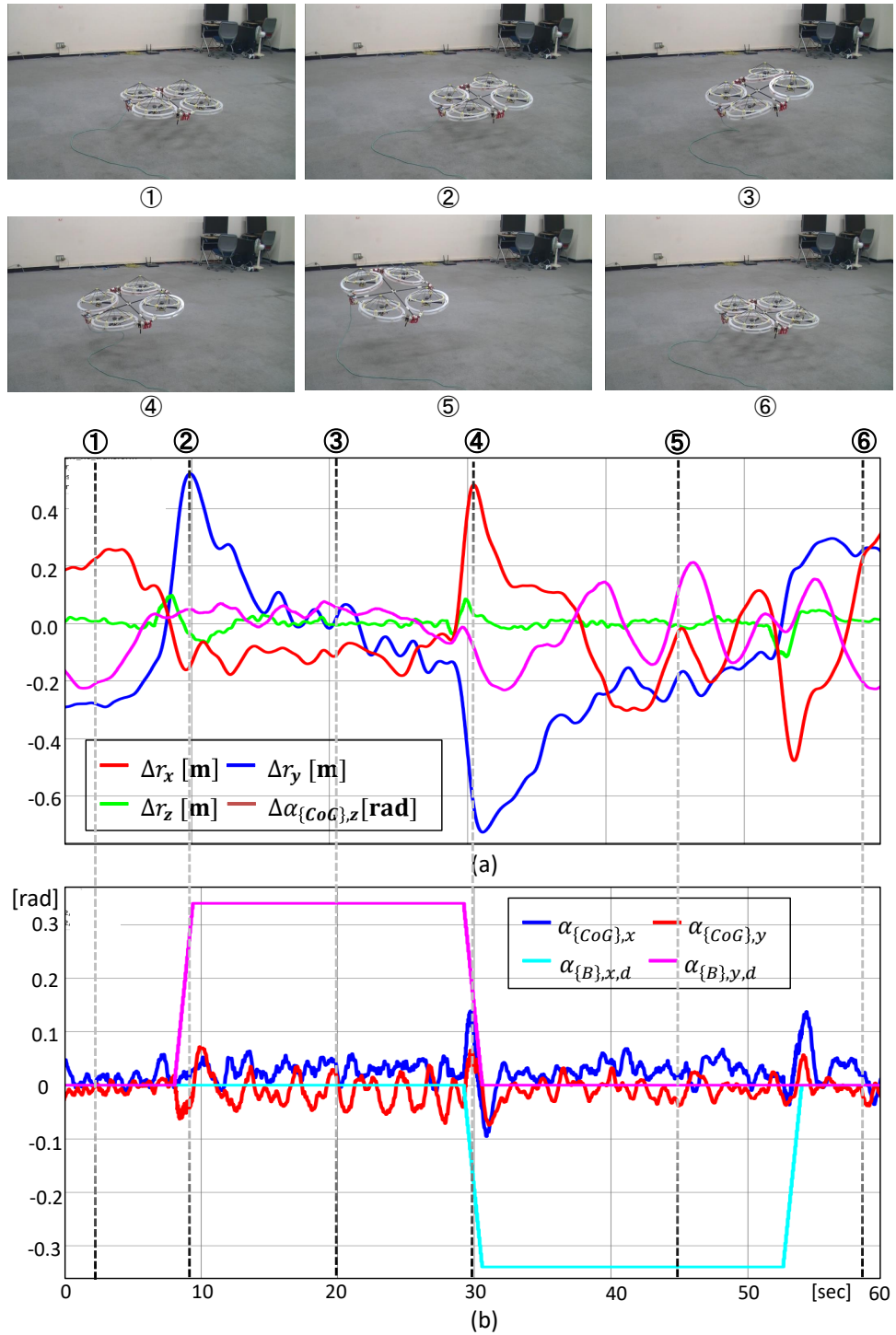


Fig. 5.20: The hovering result at tilted attitude

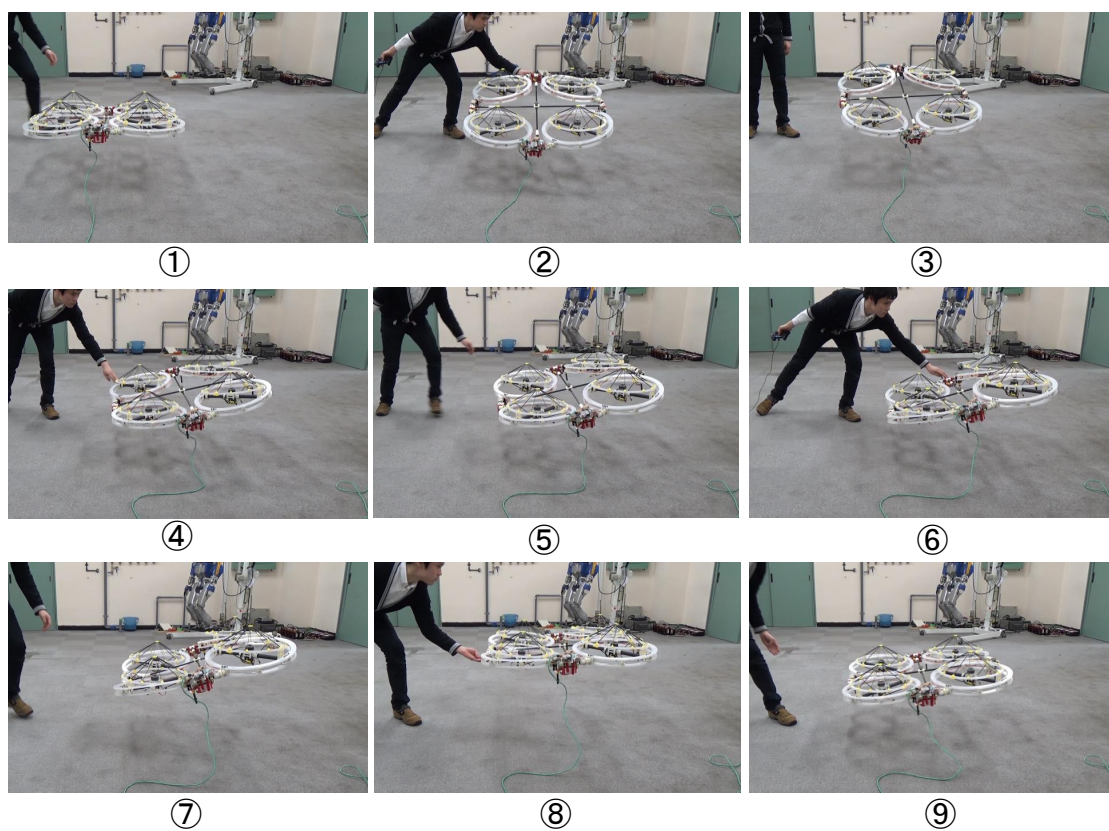


Fig. 5.21: The hovering result when receiving the external moment.

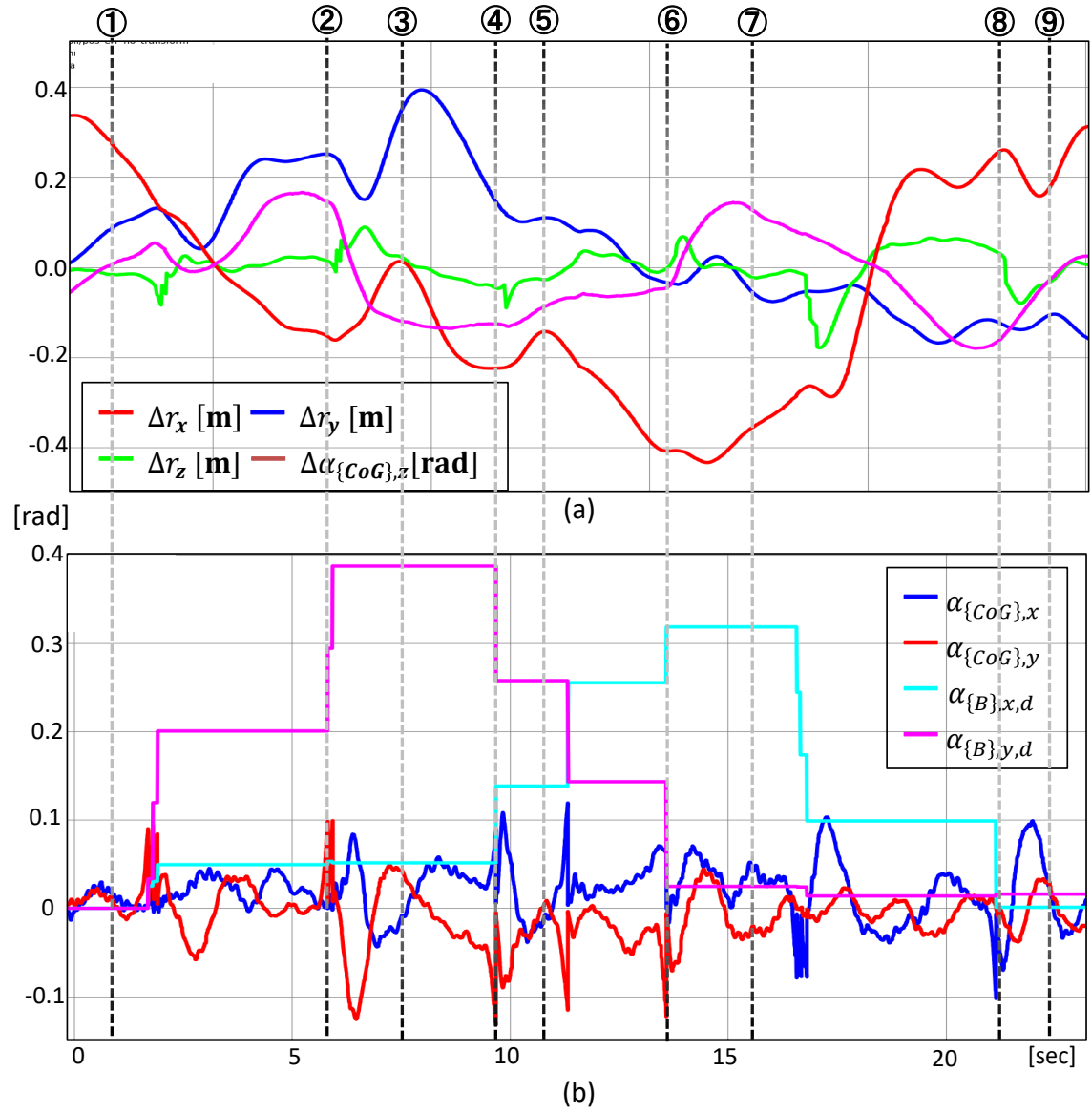


Fig. 5.22: The DI passive tilting plot

### 5.3 3次元変形型多リンク系モデル

上記の冗長駆動系剛体モデルに関する考察により，3次元変形型多リンク系モデルではデュアルロータジンバル機構が採用された．また，関節機構はFig.5.23に示されているように2自由度である．

このモデルも多リンク系構造であるため，まずは飛行中に起こりうる構造変形について焦点を当てる．結論から言うと，ジンバル機構と2自由度関節により，2次元変形型で議論した2種類の構造変形が大幅に抑制される．

#### 5.3.1 構造変形の抑制

##### ジンバル機構

前述の2次元変形型モデルはロータ反トルクのみでyaw軸制御を行っているため，静的変形を補正することが難しいと論じたが，デュアルロータジンバル機構はロータ反トルクの代わりに，2自由度の推力偏向によって，yaw軸周りの回転運動を制御している．変更によって生成される推力の水平分力が作るyaw軸周りの回転モーメントは非常に大きく，静的変形によって生じるモーメントを優に上回ることができる．

一方，2次元変形型モデルでは，位置制御によって機体姿勢が周期的に傾き，共振による振動的な構造変形をひきおこしているが，デュアルロータの搭載により，機体の位置は推力偏向制御によって制御されるため，姿勢制御と位置制御は完全に独立に行われるようになった．よって，2次元変形型モデルのような共振現象は起きないと考えられる．

##### 2自由度関節機構

Fig.5.23に示されているように，2自由度の関節機構は2つのジョイントモジュールと空間連結部から構成されており，2つの回転軸は直交している．静的変形について考える．まず，リンクがねじれるほどの回転モーメントが関節部分に伝達してきたと想定しよう．その場合，この負荷モーメントはリンクに伝わる前に，まず2自由度の関節部のいずれかの軸の負荷トルクに変換され，結果として関節が微小に回転する．しかし，この変化は関節のエンコードで読み取れるため，制御システムの力学モデルに反映することができる．つまり，今まで観測不可能な静的変形を2軸関節によって計測可能になったのである．

また，関節サーボの位置制御が関節運動にある程度の振動を与えていると考えられるが，それよりも，推力が関節部分にもたらすモーメントの方が圧倒的に支配的にである．一方，機体が定位している以上，個々の推力入力には定位推力のオフセット分が存在する．つまり，各関節にかかるモーメントの支配的な作用は定位推力のオフセット分によるもので，その大きさはほぼ一定と想定できる．これが関節部分が振動しない大きな原因の一つだと考えられる．

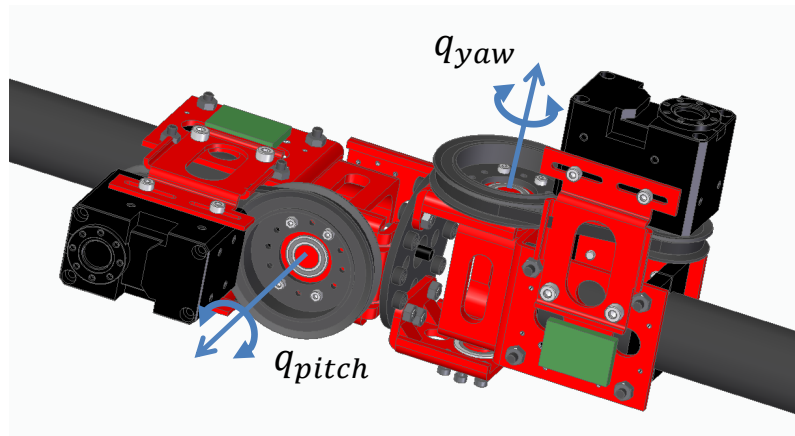


Fig. 5.23: 2DoF Joint Module

### 5.3.2 ハードウェア構成

Fig.5.24 に示されたように，リンクモジュールはダクデットファンのデュアルロータシンバル機構と直交2軸の関節を持つ．プロペラ同士が反転することでトルクとジャイロモーメントがほぼ相殺される．また，2軸の関節を設けることのもうひとつのメリットが，機体の剛体として見た時，推力による負荷が機体構造に負荷を与えるが，その負荷はまず関節に吸収され，関節の目標角度からの微小なズレとなる．このように関節が負荷を吸収することで，その先のリンクパイプのねじり現象を大幅に抑えることができる．また，関節の値が変動しても，それは容易に制御システムに伝えることができる．なお，関節稼働範囲は $180[\text{deg}]$ である．

Table 5.2 に示されたように，リンクモジュールの長さは約 $0.4[\text{m}]$ であり，第一世代の2次元変形型モデルとほぼ同じ規模である．4リンクから構成された機体の全重量は $7[\text{kg}]$ で，本研究で最も重い機体である [115]．なぜなら，サーボモータは全部で14個搭載されており，

推力のロータも 8 個あるからである．さらに，稼働部同士を繋げる部分はアルミニウム金属で加工された部材が多く使われている．機体の飛行時間約 2 分半である．

Table 5.2: Main specification

Component	Description
link unit	0.424[m]
lipo battery unit	22.2[V], 3000[mAh] 70[mm], 2200[KV] max 13[N]
ducted fan rotor	Dynamixel MX28AR
gimbal servo motor	Dynamixel XH430-W350R
joint servo motor	
original internal communication system	CAN protocol

Table 5.3: Robot mass breakdown

Segment	Qty	Unit Weight[Kg]	Total Weight[Kg]
link (with battery)	4	0.772 ~ 1.086 (battery: 0.415)	3.5479
gimbal roll	4	0.440	1.760
gimbal pitch	4	0.419	1.676
joint inter connector	3	0.133	0.399
Robot			7.38225

プラットフォームの内部は Fig.5.25 に示されたように，2 次元変形型同様のリンクモジュール化による体内通信系を構築している．上位計算機には CPU の計算能力が比較的に高い Intel Atom 系もので Intel Euclid を搭載している．この計算機内の処理のノードの内，Thrust Force

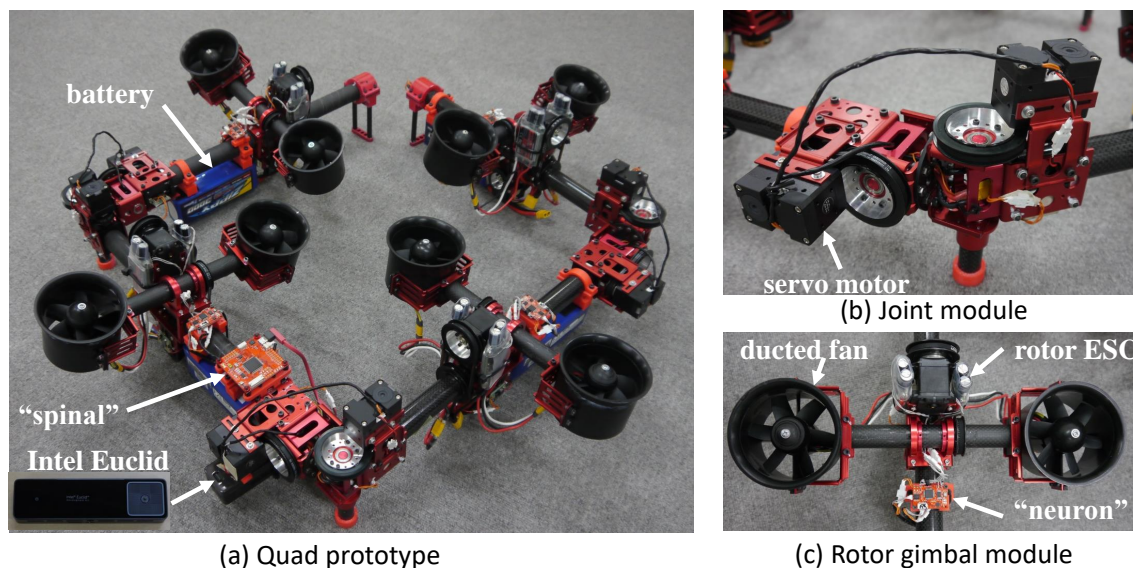


Fig. 5.24: (a) Snapshot of the prototype comprising four links. The flight controller called "spinal" and high level processor Intel Euclid are attached at the second link, which is defined as the baselink; (b) 2 DoF joint module with commercially available servo motors; (c) Dual-rotor gimbal module: the original distributed board called "neuron" is attached at each link unit, and dual ducted fan rotor controlled by the electronic speed controllers(ESCs)

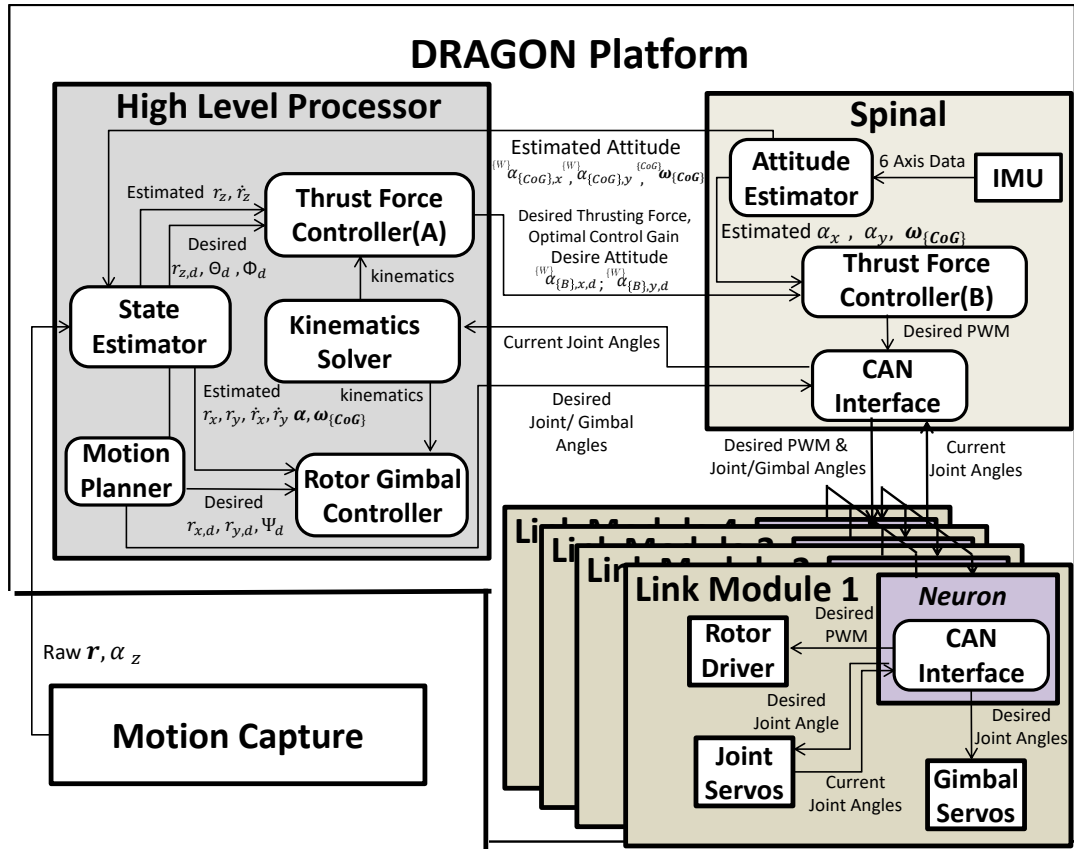


Fig. 5.25: The platform diagram for the quad type DRAGON. The thrust force controller involves the realtime update for LQI control gains and the feedback control calculation. The former process is executed in high level processor, that is, thrust force controller(A), and the feedback control calculation associated with  $r_z$  is also processed in thrust force controller(A), while rest states are calculated in "spinal" board, that is, thrust force controller(B).

Controller は高度と2自由度姿勢に対する推力に関する LQI 最適制御を行っており，Rotor Gimbal Controller は3自由度姿勢および2自由度水平並進運動に関するジンバル偏向制御を行っている．これらの制御器によって，目標推力とジンバルの偏向角が中央制御基板 (Spinal) と分散制御基板 (Neuron) を介して，それぞれのロータとジンバルサーボに送られる．ジンバルは位置サーボで行われるため，偏向角度の取得は必要ない．よって，このシステムの最上位入力は重心座標の位置  ${}^{(W)}r_d$ ，ベースリンクの目標姿勢  ${}^{(W)}\alpha_{(B),d}$ ，および下記の6自由度の関節角度ベクトルである． $q_d = \begin{pmatrix} q1\_pitch & q1\_yaw & q2\_pitch & q2\_yaw & q3\_pitch & q3\_yaw \end{pmatrix}^T$ ．

### 5.3.3 固定形状での定位飛行

この機体を用いた空中立体変形を伴う飛行に先立って、まず、固定形状下での定位飛行を実施した。空中で表現できる立体形状は重心の姿勢を入れて、 $R^9$  となる。また、第 3 章で提案した制御手法では安定飛行できない特異形状も存在するが、残りの実現可能な空間においても無数の候補がある。そのなかでも、提案の制御手法の有用性を実証できる 3 つの形状を以下のように設定した。

(a) spiral-like form:

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} -0.8 & 1.2 & -0.8 & 1.2 & -0.8 & 1.2 \end{pmatrix}^T, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{(B),d} = (0, -0.4, 0.4)$$

(b) zigzag-link form:

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} 0 & -1.57 & 0 & 0 & 0 & 1.57 \end{pmatrix}^T, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{(B),d} = (0, -0.4, -0.4)$$

(c) "L"-like form:

$$\mathbf{q} = \begin{pmatrix} 0 & -1.57 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{(B),d} = (0, 0, 0)$$

形状 (a) は推力機構の相対的な高度差が大きい例として取り上げている。次に、形状 (b) は 2 次元変形型では制御不可能特異形状であったが、この機体では安定して飛行できることを確認するために選ばれた。また、形状 (c) は第 1 世代での yaw 軸の制御不安定性および第 2 世代の 2 次元変形型での剛性問題についてどれほど改善されたかの確認のために選ばれた。なお、それぞれの定位飛行の様子は Fig.5.26 に示された通りである。また、その場合の 6 軸の誤差の RMS は下記の通りである。

Table 5.4: RMS tracking error

Form	$r_x[m]$	$r_y[m]$	$r_z[m]$	$\alpha_x[rad]$	$\alpha_y[rad]$	$\alpha_z[rad]$
(a)	0.051	0.029	0.008	0.006	0.006	0.047
(b)	0.086	0.089	0.017	0.020	0.018	0.038
(c)	0.144	0.046	0.009	0.005	0.016	0.039

形状 (a) に関して、全軸において RMS が非常に高いことから、高い安定性が確認できた。形状 (b) での水平の並進運動の安定性に関しては、漸近安定性が保証されていないことがわかる。これは、重心座標のロール軸とピッチ軸の変動が微小とみなせるレベルを超えてしまい、重心座標は水平と近似できなくなったため、Eq 3.59 の行列  $Q'$  において、オイラ角  ${}^{(W)}\alpha_{(CoG),x}$  と  ${}^{(W)}\alpha_{(CoG),y}$  の影響が無視できなくなってしまったからである。よって、この近似式が成立しなくなり、推力の直交成分が水平の並進運動に偏向力と同レベルの作用を及ぼして

いる．だが，この付加作用は力学モデルによって，ある程度推定することができ，この分だけオフセットとして補正すれば，安定性を向上させることが期待できる．また，姿勢の収束性が想定していたものより悪いことがこの結果を誘引しているが，これは中央制御基板での姿勢推定，とりわけ，角速度ベクトル  ${}^{CoG}\omega_{{}^{CoG}}$  が機体振動によるノイズを拾ってしまったことが原因だと考えられる．この機体は2軸の関節以外にも，高速に偏向する機構と高速に回転するダクトドファンが機械振動の要因となっているため，機体に設置されたIMUへの悪影響は明白である．今はLPFによりノイズをある程度除去しているが，フィルタリングの遅延が生じるため，バランスよくゲインを決める必要がある．この解決としては，Eq 4.15のように各Neuronボードに内蔵されているIMUの情報を統合することで，ノイズを除去する．これは遅延を生じさせない有効な手段だが，中央制御基板の処理が増える．また，姿勢制御不安定性はバッテリーの電圧降下とも関係していると考えられるが，これは後に詳しく説明する．

一方，形状(c)に関しては，初期では高い収束性を示していたが，後半から徐々に発散していくことが確認された．これは，リンク3の推力機構の入力が飽和してしまったことが原因となっており，それにより定常偏差が徐々に広がっていった．また，入力が飽和した原因としては，バッテリーの内部抵抗による電圧降下が連続放電による電圧レベルの低下が2重の作用で，ロータの最大推力を下げている．機体の重さは7[kg]を越えるため，定位飛行においても，1バッテリーは常に60[A]を出力する必要があるが，これにより内部抵抗(e.g.  $\sim 30[\Omega]$ )によって，損する電圧は2[V]を優に越える．さらに，60[A]は使用しているバッテリーの定額電圧であるため，この水準で常に放電していると，バッテリーの性能が落ち，それにつれて，制御器はさらに大きい推力を要求するが，バッテリーの電流がこれ以上上がらないので，推力の総和が重力と釣り合わなくなり，機体は最終的にゆっくりと落下してしまうという現象も確認されている．また，一部の推力機構の入力飽和によって，機体の完全な安定性は失われるが，全体が冗長駆動系であるため，全体が発散して，機体が暴走することはほぼ起きていない．最も多い現象は先ほど述べたように，推力機体が徐々に降下するというものである．この解決方法として，まず，容量が半分のバッテリーを並列に繋げることで内部抵抗を減らす，あるいは，直列して電圧を倍にする．後者の方法のほうが電流が半分になるため，システムの全体のエネルギー効率が上がるが，高電圧に適したロータとロータドライバの選定が難しい．

### 5.3.4 立体変形飛行動作

上記の結果を持って、最後に 6 自由度の運動 (SE(3)) の安定性を保証した立体変形を行った。初期状態と目標状態は下記の通りである。

$$\begin{cases} \text{Start: } \mathbf{q}_d = \begin{pmatrix} 0 & 1.57 & 0 & 1.57 & 0 & 1.57 \end{pmatrix}^T, & {}^{(w)}\boldsymbol{\alpha}_{(0)} = (0, 0, 0) \\ \text{Goal: } \mathbf{q}_d = \begin{pmatrix} -0.6 & -1.57 & -0.6 & 0 & 0 & 1.57 \end{pmatrix}^T, & {}^{(w)}\boldsymbol{\alpha}_{(0)} = (0, -0.3, 0) \end{cases}$$

線形補間で間をつなげ、その変形飛行の様子は Fig.5.27 の通りである。また、定位飛行に関する誤差推移を Fig.5.28 に示す。各軸の RMS は  $r_x$ : 0.048[m],  $r_y$ : 0.081[m],  $r_z$ : 0.021[m],  $\alpha_x$ : 0.013[rad],  $\alpha_y$ : 0.022[rad],  $\alpha_z$ : 0.044[rad] となる。変形開始直後機体の x 軸の位置誤差が大きく広がったが、これは、前述の固定形状 (b) に対する考察と同様、重心が水平状態から多く離れたため、推力直交成分が水平方向に影響を及ぼしていることが原因である。また目標形状に達し直後に、水平方向の並進運動の位置誤差もまた広がっているが、これは推力入力が飽和したことが原因である。

提案手法において、特異形状が存在する。なぜなら、推力の LQI 制御において、行列  $M' = \begin{pmatrix} M(3)^T & M(4)^T & M(5)^T \end{pmatrix}^T$  (Eq 3.62) はフルランクにならない形状が存在するからである。よって、特異形状をすべてなくすという課題が残るが、現段階でも十分広範囲で立体変形できることが上記の実験によって実証され、より高次の空中動作 (e.g. 空中作業) が可能になることも示唆される。

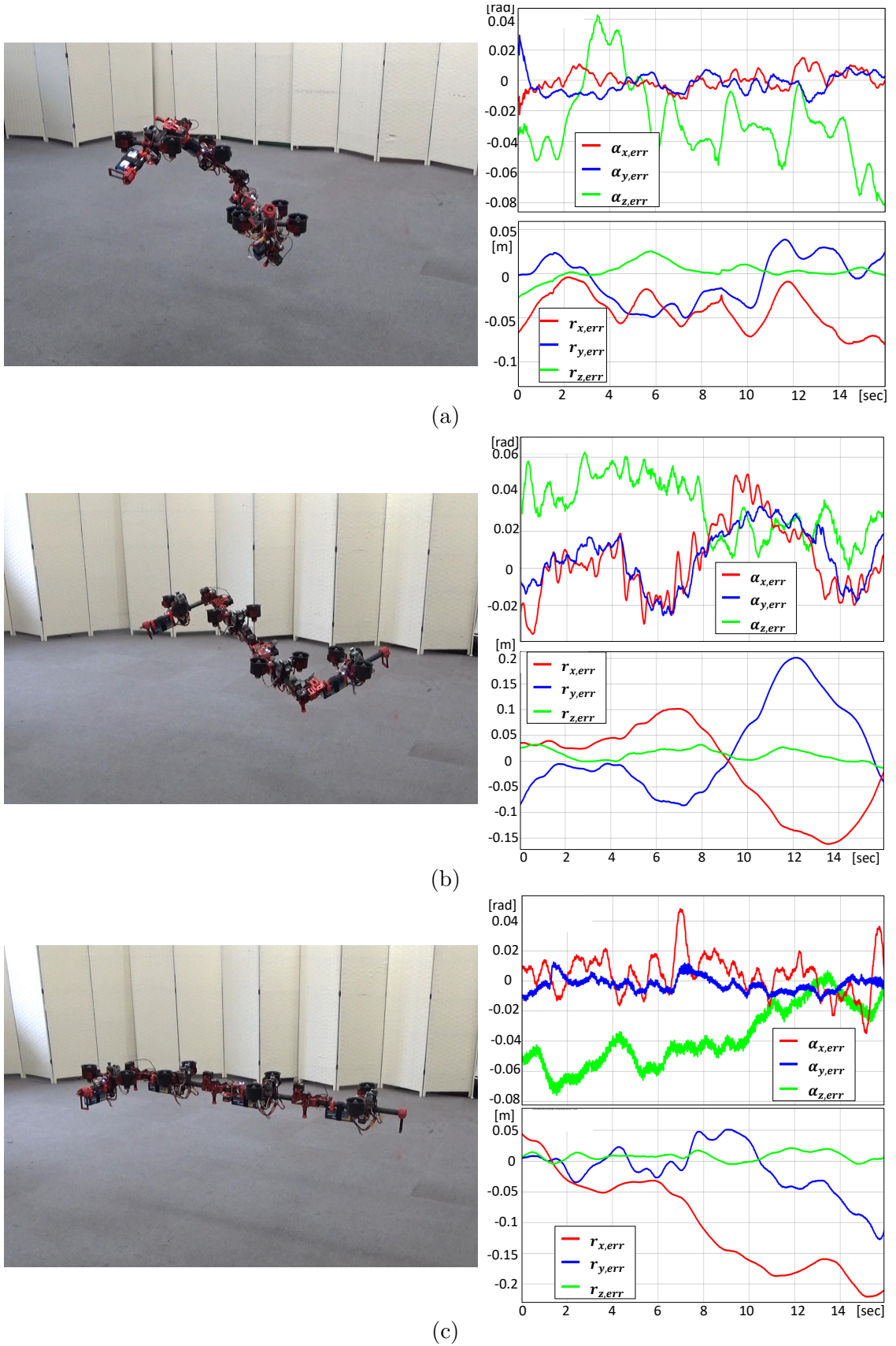


Fig. 5.26: Hovering snapshots of representative fixed forms with plots of the tracking errors: (a) spiral-like form; (b) zigzag-like form; (c) "L"-like form

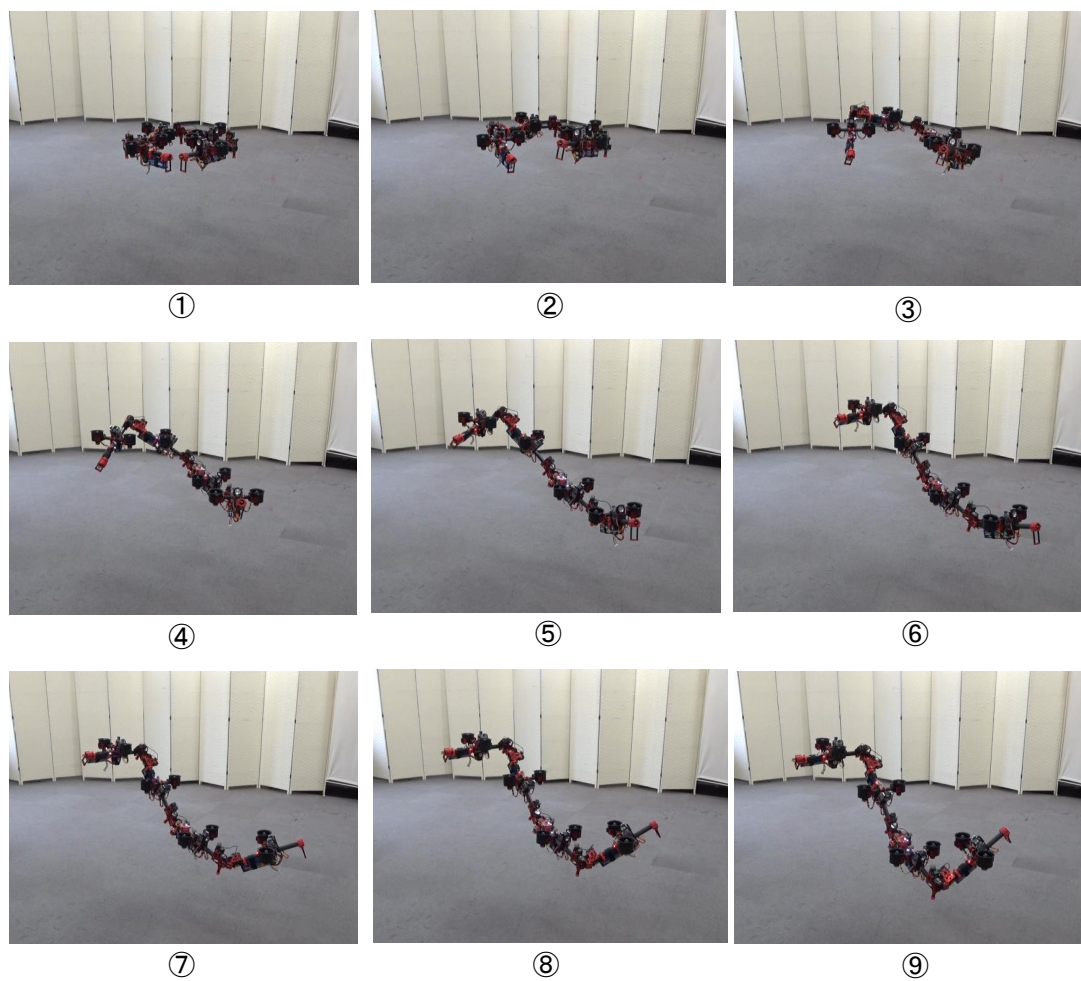


Fig. 5.27: The snapshot for the aerial transform of quad type DRAGON.

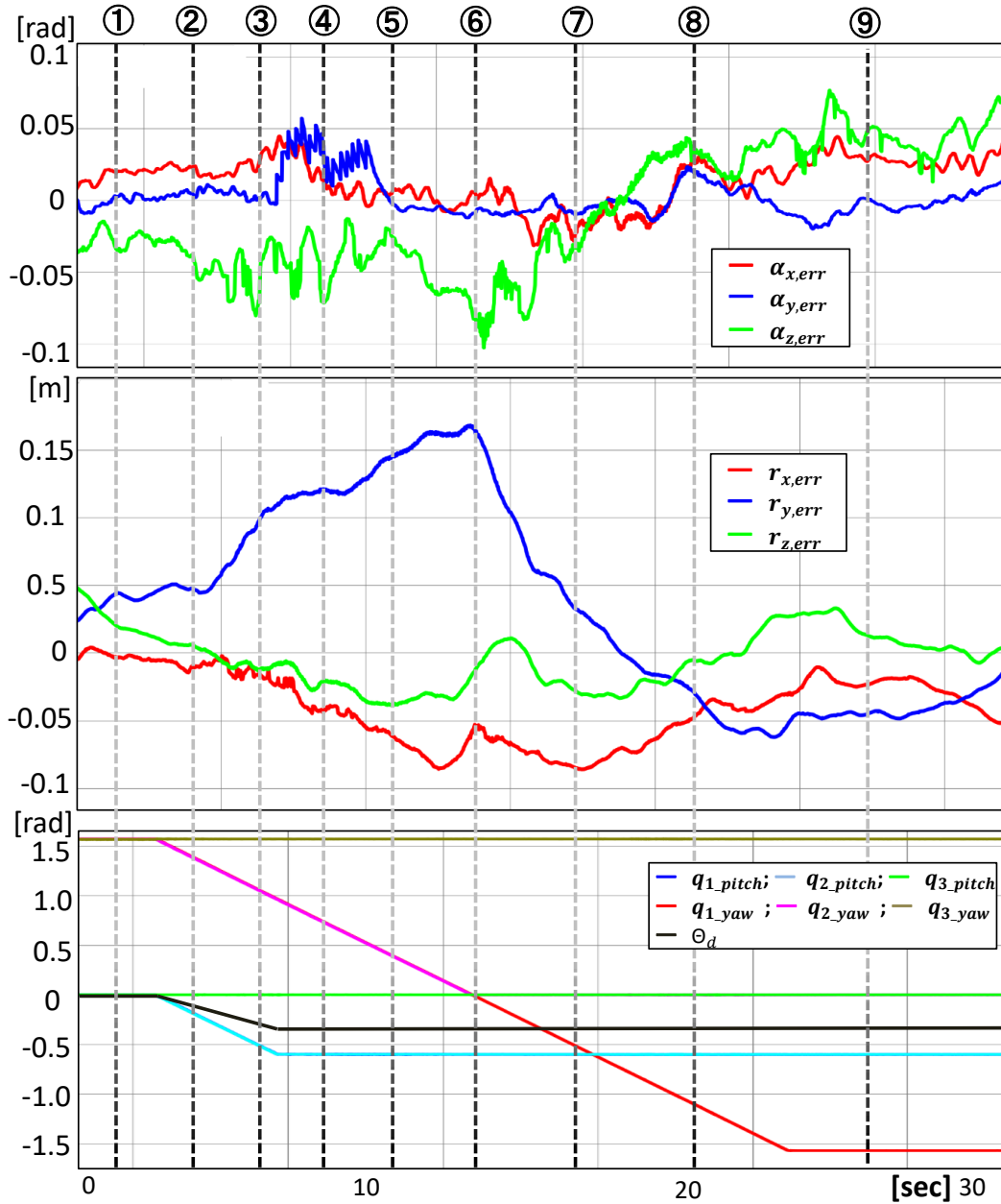


Fig. 5.28: The tracking errors of 6 DoF states associated with the joint angles and desired attitude of baselink( ${}^{(w)}\alpha_{(B),y}$ ). The dotted lines correspond with the representative forms in Fig.5.27

## 5.4 本章のまとめ

本章では、多自由度系機体モデルの実装例を紹介し、任意機体姿勢での空中定位や変形飛行といった多自由度系モデルの基本飛行動作に関する評価実験を行った。まず、2次元変形型の多リンク系モデルに関する汎用的なリンクモジュールを説明し、それによって構築された機体を用いた安定な2次元平面での変形飛行動作を実証した。また、機体構造変形問題について言及し、yaw 軸制御の無効化や閉リンク化といった対処方法について実験で評価した。次に、任意姿勢での定位を可能にする偏向機構の評価のため、シングルロータの2自由度偏向を可能にするジンバル機構によって構成される冗長系剛体モデルを実装し、水平以外の機体姿勢での定位飛行と外乱が存在するときの定位性能を評価した。一方、シングルロータによる目標姿勢変化時の水平運動に関する制御の追従性の低下が確認され、それを解決するためには能動的な推力偏向制御を実施する必要があるという結論に至った。また、推力偏向制御はロータのジャイロモーメントが存在しないことを前提条件としているため、ロータのジャイロモーメントを機構的に相殺できるデュアルロータジンバル機構が採用され、最終的には4リンクから構成される3次元変形型の機体モデルが実装された。さらに、3次元変形型モデルにおける2自由度関節と推力ジンバル機構が機体の変形を抑制できる理由について議論し、高い安定性を示す3次元変形を伴う定位飛行動作を実現した。

これにより多自由度系マルチロータ飛行ロボットの基本飛行動作が確立されたと考えられ、前述の一般化構成理論(機体設計法、制御理論およびプラットフォーム構築)の有効性を示したと同時に、後述の多自由度運動を利用したより高次元な空中動作の確固たる土台を築いたといえる。

## 第6章

### 重心運動空間における行動生成法



前章では多自由度系モデルの実装と安定な変形飛行を実現したが，重心運動に関しては目標位置姿勢が不変の定位飛行制御を行っていた．本章では，可変の目標位置姿勢を伴う重心運動の行動生成法に取り組む．なお，Fig.6.1 に示されているように，重心運動のみに着目するため，多自由度系モデルの関節角度ベクトル  $q(t)$  は不変なものと仮定し，注目すべき領域を部分集合である重心運動空間に絞る．環境やタスクの違いによって，重心運動の経路計画法は異なるが，必ず結果として目標位置姿勢が得られる．本研究では，時系列の目標位置姿勢に対する運動の追従性を保証するために，目標速度成分（並進運動及び回転運動）の計画も行うことを提案し，さらに目標位置姿勢とその速度成分を 2 自由度制御の入力として第 3 章で述べた制御理論に組み込む方法を示す．次に，重心運動動作の応用例として，目標移動物体の追従動作及び未知環境での探索動作の実現に取り組む．前者に関しては，物体検出による移動物体の相対位置と並進速度の推定に基づく自身の目標位置速度の設計法を示し，屋外における大型移動物体の広範囲追従及びその移動物体への着地動作を実現する．一方，後者に関しては，高さ方向に対して相対的に一様性を示す環境として森林環境を取り上げ，未知空間での探索行動の計画法と円柱物体に対する全方位計測を目的とした周回動作を組み合わせて樹木の位置と直径情報を含んだ 2 次元マップの構築システムを実現し，実環境での実証実験を行う．

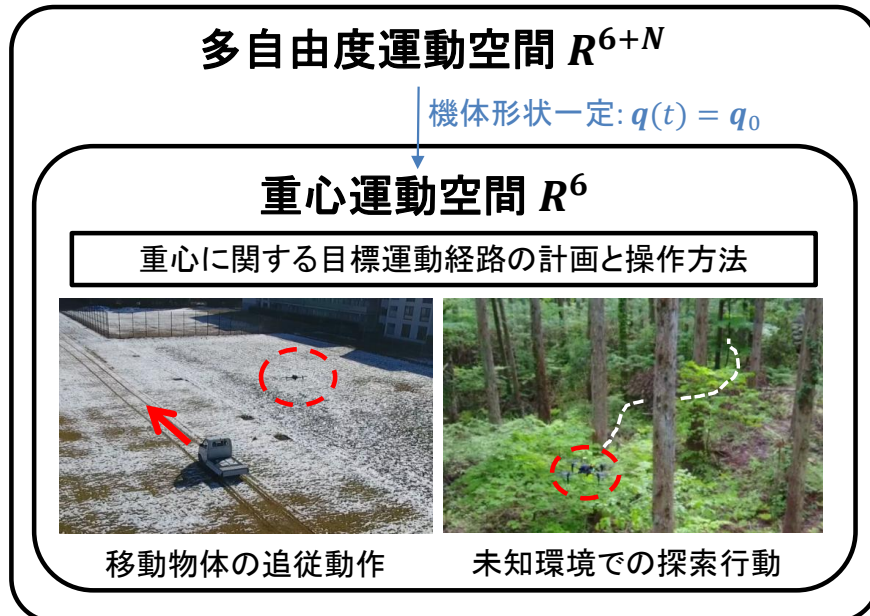


Fig. 6.1: The introduction of the motion based on the SE(3)

## 6.1 重心運動空間における経路計画と操作方法

本章で扱う機体モデルは変形しないため，剛体モデルとして扱う．また，剛体モデルの重心運動空間における動作経路の生成法に関しては，様々な方法が提案され，さらに異なる環境やタスクによって，経路探索が重視する要素も異なる．しかし，すべての経路探索問題の最終的な産物はいずれにせよ 6 自由度の重心軌跡  ${}^{(W)}\mathbf{x}_{\{CoG\},d} = [{}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\},d}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\},d}]^T$  となる．最もシンプルな考え方としては，第 3 章の制御理論で論じた下記のような一般化したフィードバック制御則に目標の位置姿勢を与える手法が挙げられる．

$$\ddot{\mathbf{x}}_d = K_P (\mathbf{x}_d - \mathbf{x}) + K_I \int (\mathbf{x}_d - \mathbf{x}) d\tau - K_D \dot{\mathbf{x}} \quad (6.1)$$

なお，本研究で提案する推力最適制御は現代制御理論に基づくものであるが，対角行列ではないフィードバックゲイン  $K$  を用いれば，上記の式でも現代制御理論の状態フィードバックの本質を表せる．また，運動の目標速度成分  $\dot{\mathbf{x}}_d$  が不明の場合，定位飛行と同様 0 を与えることができるが，目標軌跡への追従性が低下する．そこで，本研究では，位置・姿勢の速度成分の目標値の設計にも注目し，目標速度成分によるフィードフォワード制御を加味した 2 自由度制御を実現する．

## 6.2 俯瞰視物体検出による追従と着地動作

追従動作は通常位置の操作のみで実行可能であるが，物体検出を考えると，対象物を常にイメージセンサで捉える必要がある．よって，従来の剛体型モデルではさらに機体の yaw 角度  ${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}$  を操作し，計 4 自由度の重心運動 ( $R^3 \times SO(2)$ ) に関する動作経路を計画する [116][117]．しかし，視点および追従形態を工夫することで，計画する運動空間の次元を減らすことができる．そこで，本研究では俯瞰視を提案する．俯瞰視の場合，追従誤差の許容範囲が広いため，高速移動している物体への追従性能はより高いと考えられる [118]．本研究では，俯瞰視による物体検出を用いて動的物体の検出を行い，さらに対象の並進運動の位置と速度を推定する．

### 6.2.1 機体姿勢情報との統合による擬似ジンバル機能の実現

マルチロータ飛行ロボットは姿勢制御を行うため，外乱により機体の姿勢は常に水平とは限らない．特に，4 自由度劣駆動系剛体モデルは位置制御を行うため，常に姿勢を操作して

いる．このような動作は搭載されているセンサ，とりわけイメージセンサに大きく影響し，入力画像がぼやけてしまうことが多々発生する．このような問題に対する機構学的な解決案は 2 次自由度の水平保持装置である機械的なジンバルモジュールを機体とイメージセンサの間に配置し，能動的に水平補正を行う．しかし，ジンバル機構の重量や占有空間を考慮しないといけないため，設計のコストが上がる．そこで，本研究では，機体の運動情報，とりわけ姿勢情報を用いて，ソフトウェア的に水平画像を抽出する方法を考案し，さらに視野問題に関しては魚眼レンズを用いる．

### 魚眼カメラのモデル

魚眼カメラモデルを用いた物体認識に関する既存研究では魚眼レンズ [119] 特有の消失点を用いた姿勢推定 [120] や魚眼モデルでの物体認識 [121]，物体追従 [122] が実現できている．一般的な魚眼カメラモデルは Fig.6.2 のような等距離射影モデルと呼ばれるモデルであり，Eq 6.2 という関係が成り立つため， $180^{circ}$  以上の画角を持つことが可能である．しかし，魚眼モデルにおいて物体の形状は等倍で投影されていないため，光軸から離れるほど，物体はゆがんでしまう．このようなアフィン変換のできない画像では物体認識は不利である．そこで，本研究では，等倍変化である Eq 6.3 のようなピンホールカメラモデルへの画像変換を行う [123]．

$$R = f\theta \quad (6.2)$$

$$R = f \tan \theta \quad (6.3)$$

ここで，焦点距離を  $f$ ，像高を  $R$ ，入射角を  $\theta$  とする．

### 機体姿勢情報を用いた地面に水平な画像の取得

Eq 6.3 と Eq 6.2 を用いて魚眼カメラから得られた画像を，魚眼カメラと同じ位置に仮想的に存在し地面と常に水平なピンホールカメラによって得られるであろう画像に変換することを考える．Fig.6.2.1 のようにピンホールカメラ座標，魚眼カメラ座標を設定する．ピンホールカメラの画像を得る手法は以下の通りである．入力画像は魚眼カメラから得られる画像，出力画像は仮想的なピンホールカメラから得られる画像である．

1. 出力画像の画素の座標  $x_1, y_1$  を一つ定める．

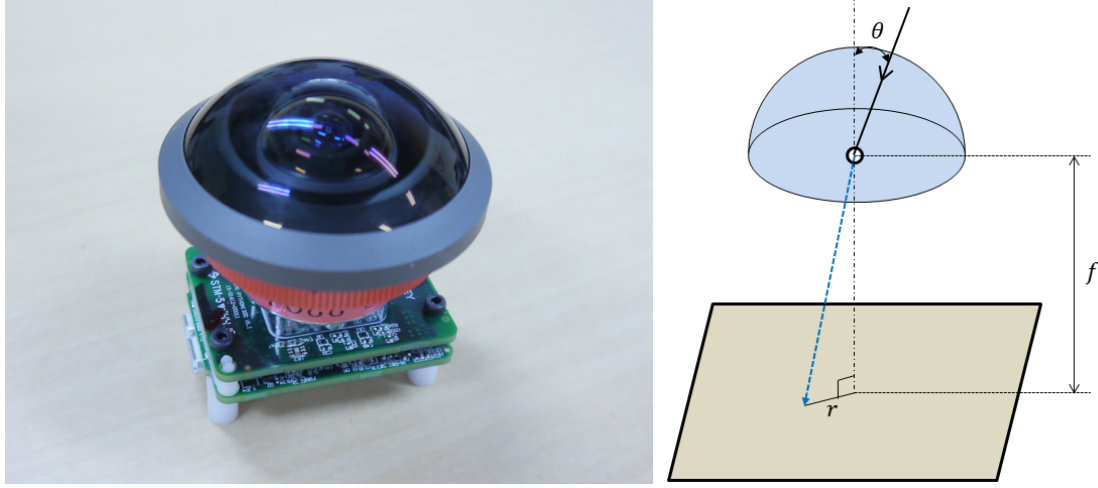


Fig. 6.2: Fisheye lens camera(Camera board: CM3-U3-13Y3C-CS, Lens: Entaniya Fisheye 250).Fisheye camera model.

2. ピンホールカメラの焦点距離を  $f_1$  としたとき, ピンホールカメラモデル (Eq 6.3) より入射光のベクトルは  $p = [x_1 \ y_1 \ f_1]$  と求まる.
3. ピンホールカメラ座標から見た魚眼カメラの姿勢  ${}^W R_{\{Cam\}}$  を機体姿勢  ${}^W R_{\{CoG\}}$  から求め, 魚眼カメラ座標から見た入射光のベクトルを  $p'$  とすると  $p' = {}^W R_{\{Cam\}}^{-1} p$  と求まる.
4. 等距離射影モデル (Eq 6.2) から入力画像の画素  $x_2, y_2$  が求まる.
5. 1 から 4 を全ての出力画像の画素について行う.

なお, 出力の焦点距離は実現したい解像度  $h$  と画角  $\alpha$  より,  $f_1 = \frac{f}{\tan(\frac{\alpha}{2})}$  という関係で求めることができる. つまり本手法の入力画像でのマッピング領域は出力側で指定した解像度と画角で決まる.

機体を傾かせ, 以上の手法で変換した画像を評価したものが Fig.6.4 となる. それぞれ異なる姿勢状況下で, 出力はすべて水平時のピンホールモデル画像であることが確認できる.

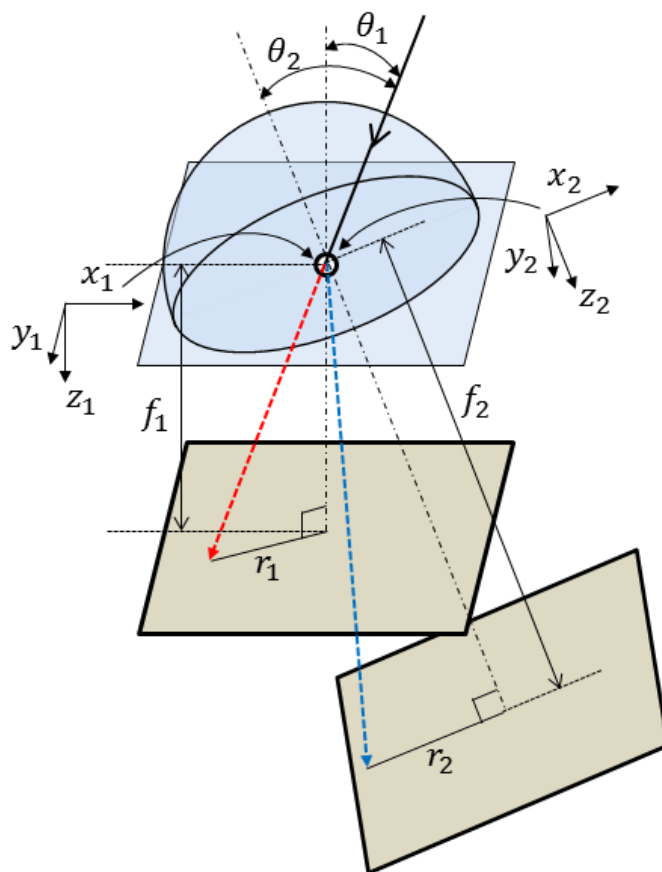


Fig. 6.3: Conversion from image of fisheye camera to that of virtual pinhole camera: the virtual pinhole camera is horizontal to the ground and the fisheye camera is rotated.

### 6.2.2 機体高度情報との統合

#### 高度による物体面積の推定

上記のように、機体の姿勢との組み合わせによる画像の安定化以外にも、機体の高度情報と併用して、物体の断面面積を推定することができる。これは、目標物体の面積が既知である場合物体検出の精度を高めることができると考えられる。実際の物体の面積を  $S_{area}$ 、画像上の物体のピクセル数を  $S_{img}$ 、ピンホールカメラの焦点距離を  $f$  とすると、Eq 6.4 が成り立つ。

$$S_{area} = \frac{S_{img} z^2}{f^2} \quad (6.4)$$

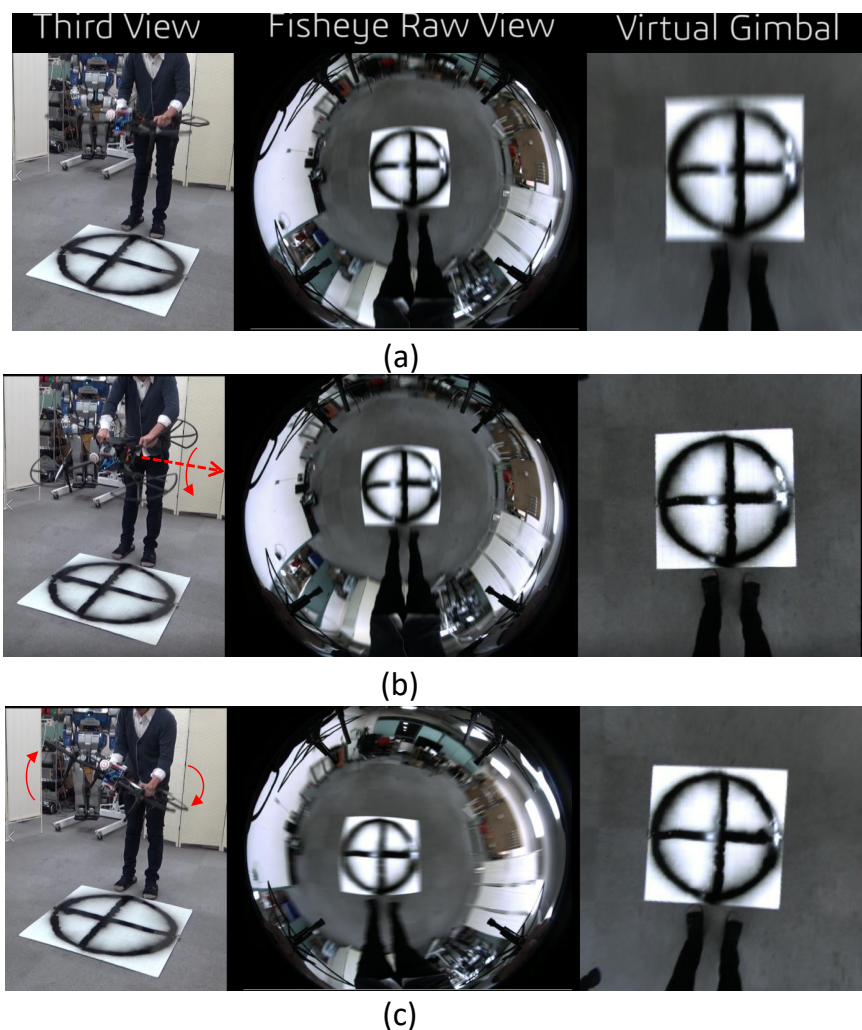


Fig. 6.4: (a) 水平 , (b) pitch 45 度, (c)roll 30 度

なお,  $z$  はカメラ座標からみる物体の深度である．対象物の高さが小さければ,  ${}^{\{CoG\}}r_{{}_{\{CoG\}},z}$  で代用することができる．

#### 高度による視野角の調整

その他にも, 高度に応じて, 上記の水平画像の焦点距離を能動的に調整することができる．大型物体やマークの追従あるいは接近動作において, 距離が近づくにつれて, 対象物のサイズが画面の領域を越えることがある．こととき, 画角  $\alpha$  を大きく, すなわち, 焦点距離  $f_1$  を小さくすればよい．

### 6.2.3 移動物体の俯瞰的追従動作

上記の静的な物体の検出以外に，本研究では動的物体の広範囲での追従動作に対しても，擬似ジンバル機能を用いた．機体は Fig.6.5 に示されている 4 自由度劣駆動系剛体モデルであり，自律飛行システムは製品の一部として機体のプロットフォームに組み込まれている．この商用機体をベースに，我々は上位計算機である Jetson TX1 を 2 台搭載しており，Jetson TX1(C) は商用の自律飛行システムとの連携となるためのインターフェースの役割以外にも魚眼カメラと接続しており，擬似ジンバル機能を実行している．水平ピンホールモデルに変換した画像は TX1(V) に渡され，物体検出に用いられる．なお，広範囲で移動する場合，動的な物体を視覚的な意味で追従するには，背景の変化に対してロバストに行う必要がある．特に，屋外では，太陽光による輝度変化も考慮する必要がある．よって，カラーフィルタではなくより汎用性の高い物体追従器として，特徴点ベースのフィルタ (KCF) を利用した [124]．この画像フィルタによって得られた物体のカメラ座標における相対位置は追従動作に用いられ，さらに絶対座標に変換されたものは物体の速度成分の推定に用いられ，後述の物体接近，着陸動作で詳しく説明する．

上記のプラットフォームを用いて，屋外での広範囲な追従実験を行ったものが Fig.6.6 となる．目標は小型トラックの荷台にあるマーカであり，円の大きさはおおよそ 1m である．トラックは運動場において，長さ 120m 幅 50m の楕円のルートを周回する．追従制御に関しては，形式上速度制御のベースを用いて，両者の水平方向の相対距離  $\Delta \mathbf{r}_{xy} = [\Delta r_x, \Delta r_y]$  が小さくなるような下記のような PI 制御を設計し，出力  $\dot{r}_{xy,d}$  は Eq 3.26 に代入される．

$$\dot{r}_{xy,d} = k_{track\_P} \Delta \mathbf{r}_{xy} + k_{track\_I} \int \Delta \mathbf{r}_{xy} \tau \quad (6.5)$$

なお，Eq 3.26 への代入を整理すると，Eq 3.23 や Eq 6.1 のような PID 制御の一般式になる．また，移動物体に対して，P 制御のみでは定常偏差が生まれるため，積分項で補正する必要があるが，速度が一定ではない物体に対して，I 制御の影響力が大きすぎると却ってオーバーシュートする原因となりうる．よって，本実験では，I 制御のゲイン  $k_{track\_I}$  は  $k_{track\_P}$  に対して，小さめに設定し，機体の高さを高めに設定し，追従誤差の許容範囲を広くする．本実験では，飛行ロボットは高さ 7m で追従動作を行った．

Fig.6.7 は追従誤差  $\|\Delta \mathbf{r}_{xy}\|$  と機体からみたトラックの仰角の余角となる．なお，擬似ジンバル機能によって得られる水平画像の視野角が  $100^\circ$  に対して，仰角の最大値は  $45^\circ$  であることから，機体は目標を見失っていないことがわかる．また，追従誤差の起伏はトラック

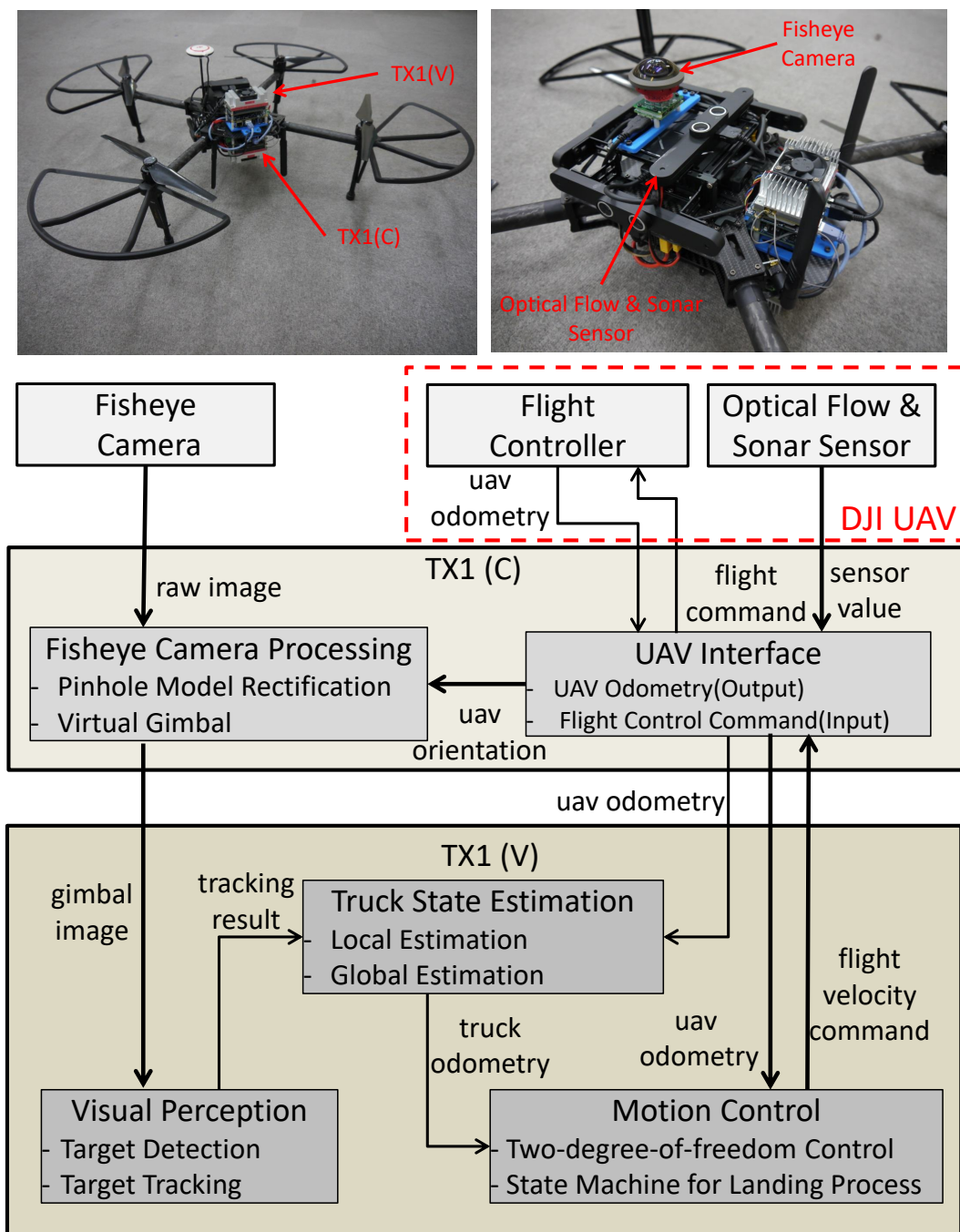


Fig. 6.5: Top: hardware platform DJI M100. Bottom: system diagram of the platform.

が曲線部分に入ると追従性が低下することを示唆する．追従時，機体は常に傾いているが（最大  $0.2\text{rad}$ ），擬似ジンバル機能により常に水平な俯瞰画像が得られたため，トラックの正

確の位置を推定することができた．飛行ロボットが2周に渡りトラックを安定に追従できたことから，提案した擬似ジンバル機能の動的物体の追従動作における有効性を示したと考えられる．

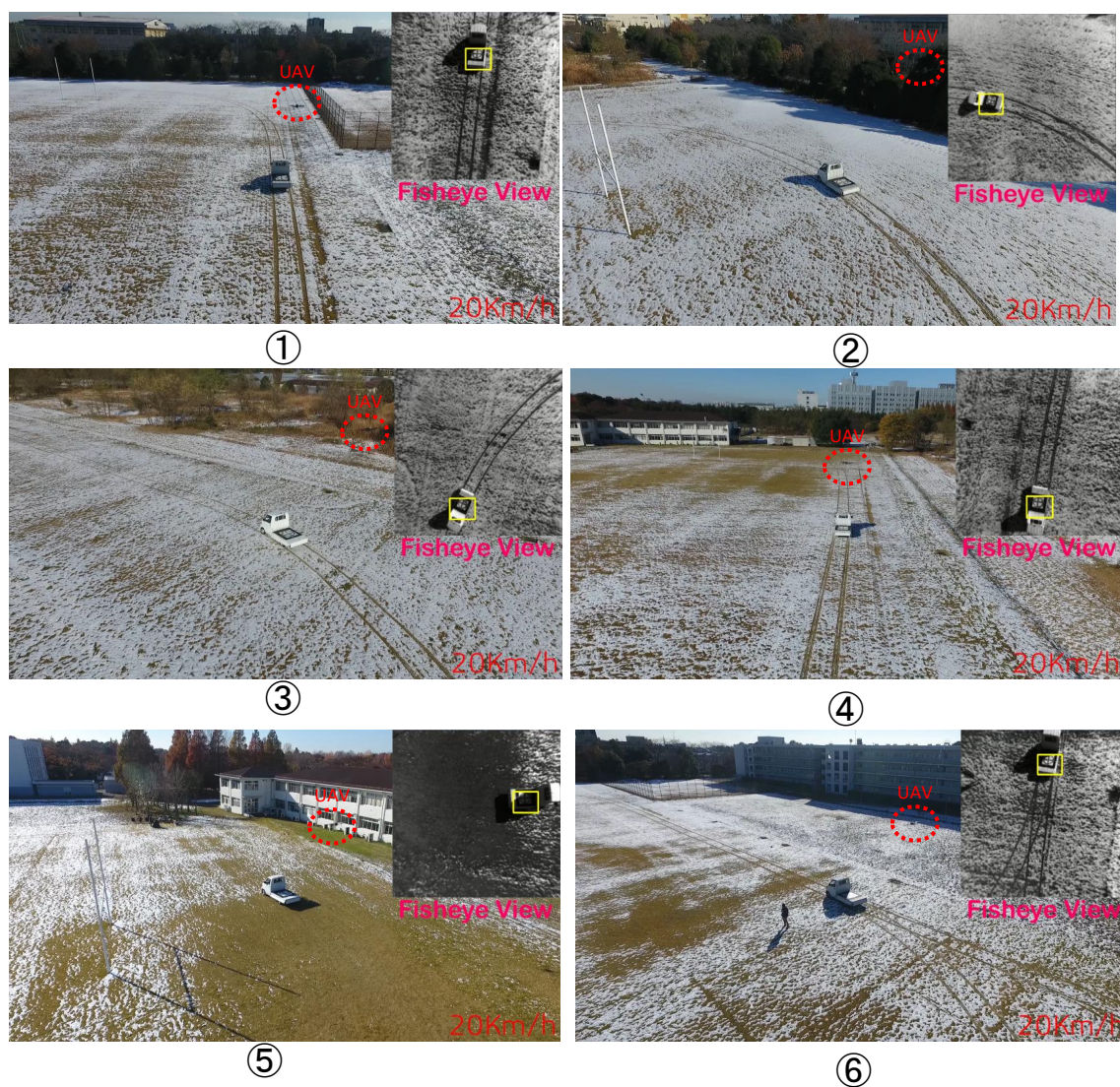


Fig. 6.6: The motion of following a truck in the case of [20km/h]

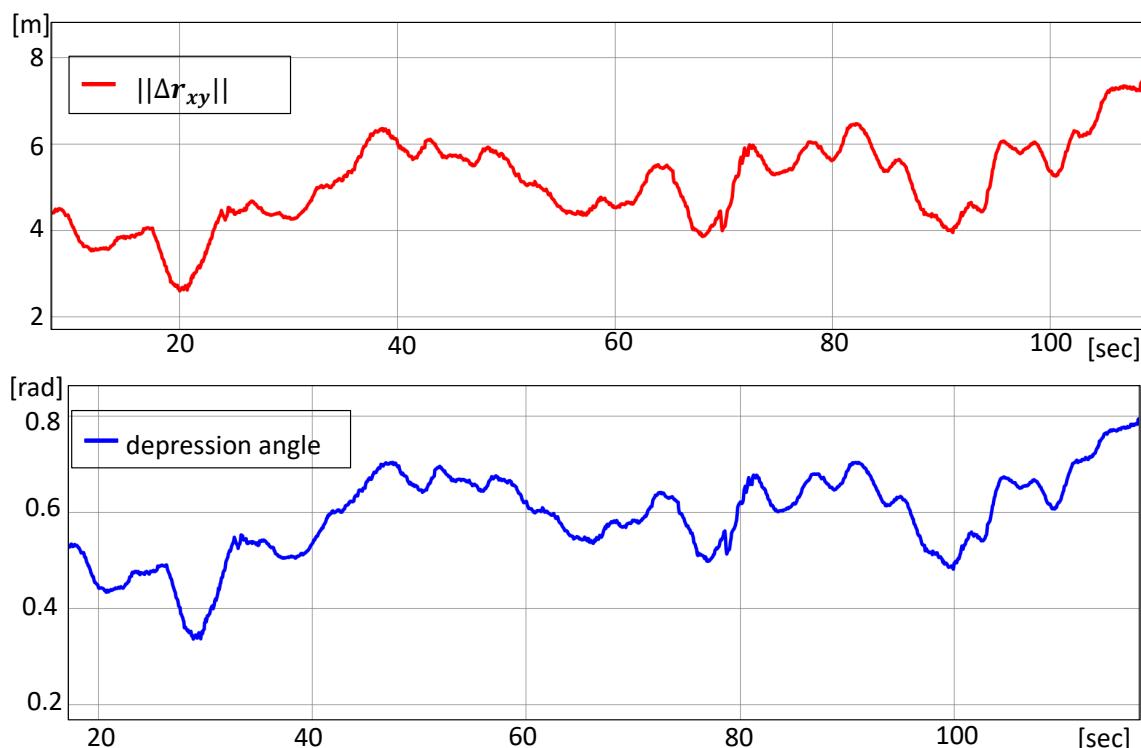


Fig. 6.7: The horizontal distance between aerial robot and truck, along with the tilt angle of the aerial robot

#### 移動物体への着陸動作

上記の動的物体への追従システムをもとに，本研究ではさらに移動物体への接近と着陸動作の実現に取り組んだ．なお，移動物体であるトラックは直線移動のみに制限し，移動速度は  $15[\text{km/h}]$  とする．上記の追従動作と違い，俯瞰状態からの接近は，降下を伴うが，水平方向の追従誤差が十分収束していない状態で高度を下げると，対象が視野から消えることは容易に想像できる．無論，高度に応じて視野角を調整する提案手法を用いることで，このような問題を多少解消できるが，完全に解決できるとは限らない．よって，最も有効な手段として，Fig.6.8 のように着陸動作を数段階に分ける．物体が検出できれば待機モードから追従モードに移行し，次に追従誤差が一定以下になれば，降下を始めるという流れとなる．高度が一定以内になるまで降下し，追従誤差がさらに厳しい閾値以内に収まれば，物体が近すぎて正しい検出ができなくなるため追従制御を行わず，高速降下を実行する．

なお，前述のように，移動物体への追従は，積分項によって定常偏差が補正される．これ

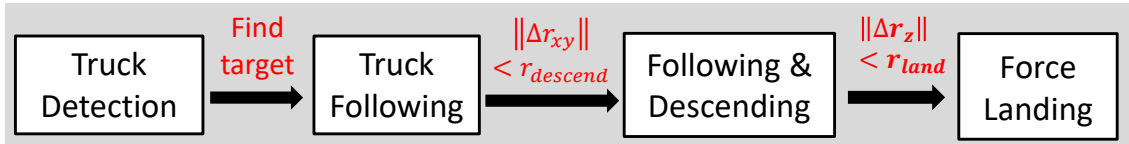


Fig. 6.8: The landing process described as a state machine

は、着陸動作にとっては必要不可欠である。しかし、積分項は完全に補正するためには時間がかかるため、高速に着陸したい場合は、さらに速度成分に関するフィードフォワード制御を導入して、収束性を向上させる必要がある。移動物体の移動速度を推定し、目標速度として制御システムに与えれば、追従誤差がより早く収束することは明白である。移動物体の位置情報は機体の運動状態を用いて求めることができ、速度はその微分で求められる。さらに、LPF フィルタを用いて、離散値の時間微分の平滑化を行う。最後に移動物体の水平方向の推定速度を  $v_{truck,xy}$  と置き、フィードフォワード項として追従制御に追加すると以下のようなになる。

$$\dot{r}_{xy,d} = k_{track\_P} \Delta r_{xy} + k_{track\_I} \int \Delta r_{xy} \tau + v_{truck,xy} \quad (6.6)$$

この制御をもとに行った実験が Fig.6.9 となる。飛行ロボットは約 20[sec] で移動トラックへの着陸に成功した。

Fig.6.10 の上図は追従・着陸時の追従誤差を示したもので、誤差が徐々に収束していることがわかる。また、上下に関しては誤差 ( $\Delta r_z$ ) は機体の高度ではなく、機体に設置された下向きの高度センサの値を直接使用している。前後方向の追従誤差  $\Delta r_x$  が負の時は、機体がマークの中心を追い越していることが意味しているが、行き過ぎるとトラックの頭の上までの距離を図ってしまう。これが高度の誤差  $\Delta r_x$  が急激に変化した理由である (e.g. 7[sec] 付近)。さらに、追い越した状態では、トラックの頭に当たる可能性があるため (e.g. 10[sec] ~ 15[sec])、かならず  $\Delta r_x$  が正の方向から収束するとき最後の高速着陸モード (Force Landing) に入る。

Fig.6.10 の下図は推定したトラックの移動速度である。5[sec] 付近で真値の 15[km/h] (4.17[m/s]) に非常に近い速度が推定され、その後は徐々に小さくなっていった。これは M100 内部で提供して自己状態推定の方法が原因と考えられる。この機体は GPS を使って絶対位置を推定しているが、さらにオプティカルフロを主体とした速度推定も行われている。よって、機体がある程度トラックに接近してしまくと、オプティカルフロ用のイメージセンサは移動しているトラックの筐体を多く映してしまう (Fig.6.9 ④ ~ ⑥)。そのとき、オプティカ

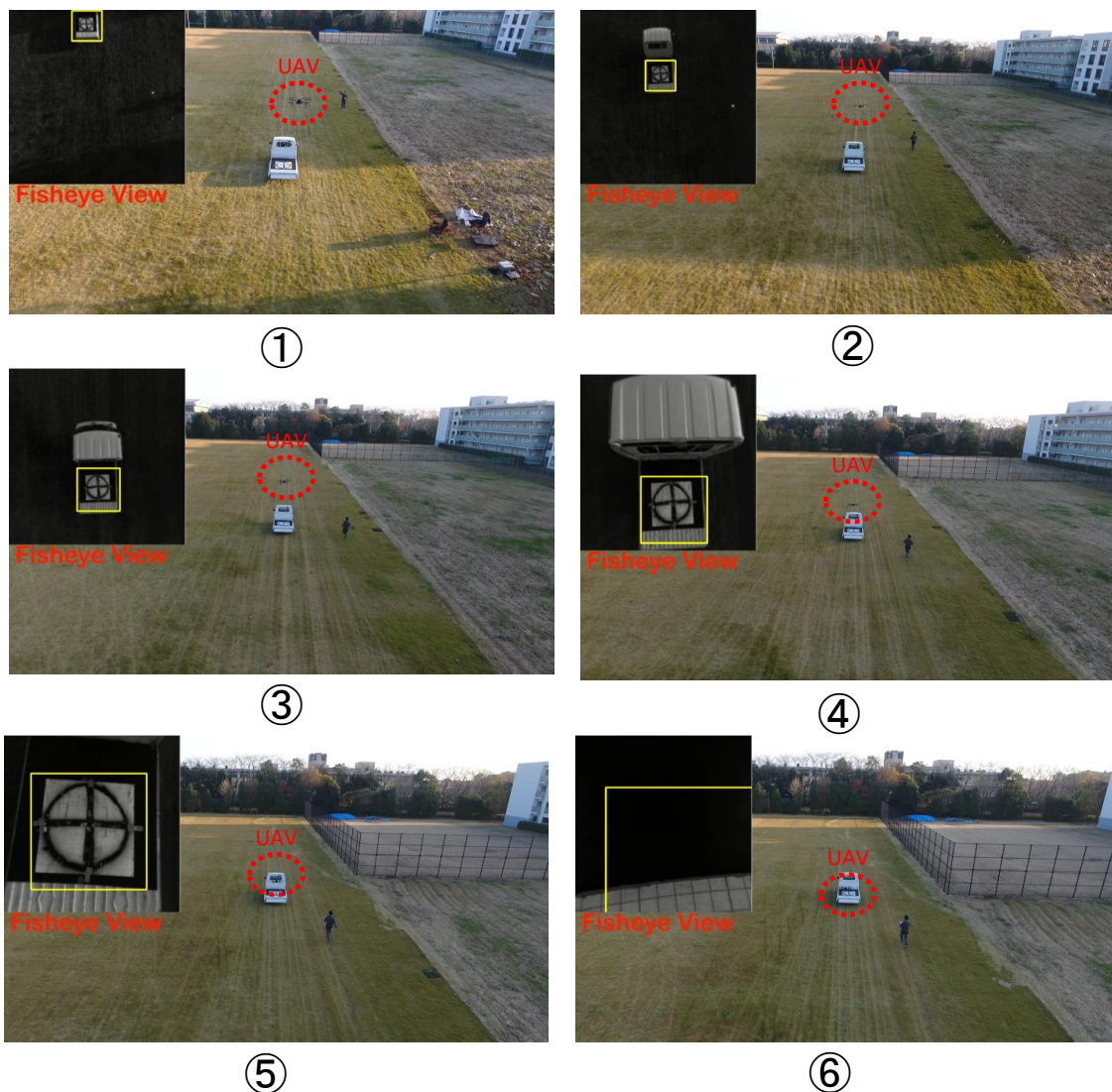


Fig. 6.9: The motion of landing on a truck in the case of [15km/h].

ルフロはトラックに対する相対速度を推定してしまうため、両者の相対移動が小さいほど、速度が小さく推定される。また、速度制御もこの間違った推定値をもとに行われるため、移動しているトラックのうえで目標速度 0 を与えても、飛行ロボットはトラックと一緒に動いてしまう。これを逆手にとって、前にいる場合は、この小さくなった推定速度をフィードフォワード項として Eq 6.6 に渡せば、相対的に良いバランスで機体はトラックに接近でき、そして最終的には着地することできる。

以上の高速着陸動作において、機体の最大傾き角は  $35^\circ$  にも達したが、擬似ジンバル機能によって常に安定な画像の提供があったため、その後の正確物体検出と追従・着陸制御ができたと考えられる。なお、より正しい速度推定を行う対策として、オプティカルフロの画角を広げ、物体検出によって、トラックの部分を取り除いた画像でオプティカルフロ計算を行う方法が考えられる。または、イメージセンサの設置を工夫し、例えばトラックを必ず映らないよう斜めに固定する方法が考えられる。

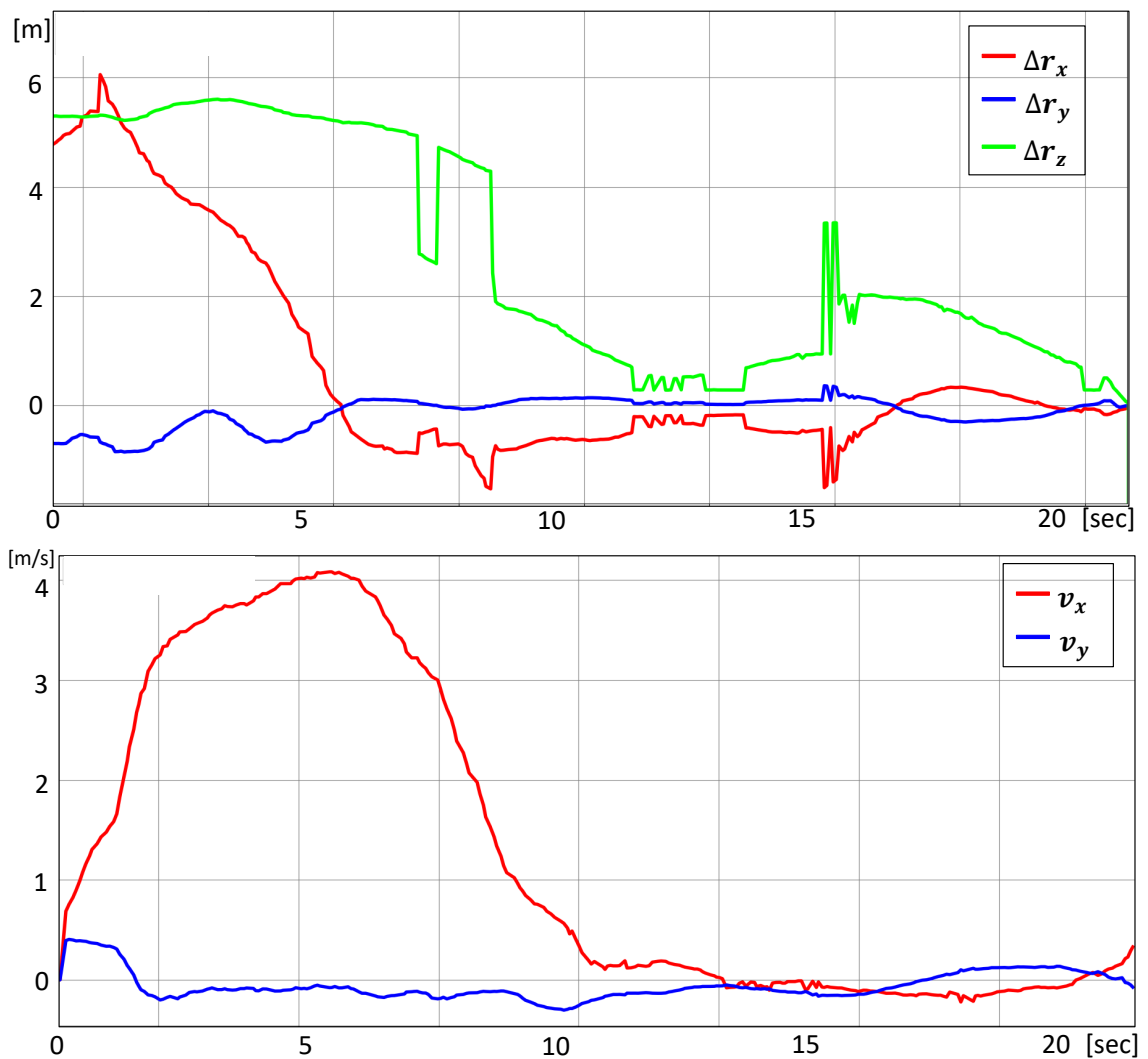


Fig. 6.10: The distance between the aerial robot and truck, along with the estimated velocity of truck.

### 6.3 森林環境での探索行動による 2 次元環境構築

ロボットによる地図構築は未知環境での自律探索の過程でもあり、新しい場所へ行く場合、周囲環境を考慮して経路を計画する。しかし、こうした経路計画問題において、環境はしばしば occupancy map あるいは octo map[125] で表され、意味を持つ物体が存在せず、自由空間以外はすべて障害物として認識される。一方で、飛行ロボットの 4 自由度 ( $R^3 \times SO(2)$ ) 以上の重心運動能力を利用して、森林といった平坦地形ではない環境での探索行動に関する研究が盛んに行われている [126][127]。しかし、いずれも森林は樹木の集合体である事前知識を利用せず、一般環境と同様に障害物の点群として扱われている。しかし、木という前提条件を用いれば、高さ方向に対してある程度の一様性を持つ森林の環境をより簡単に構築することが可能だと考えられる。そこで、本研究では、2 次元のレーザセンサを用いた森林環境の 2 次元地図作成法を提案する。この手法において、環境を構築することは、個々の樹木の位置と直径をリアルタイムで計算し、追加・更新していくことと同じである。また、新しい樹木を発見する探索行動以外にも、対象樹木を全方位から計測する周回動作や対象外の樹木を回避する行動を実現する。

#### 6.3.1 2D レーザセンサによる複数物体の直径推定

大型森林における樹木は比較的長い体幹を持ち、その断面はほぼ円形状とみなせる。このような円形状物体から構成される 2 次元環境は、2D レーザセンサを用いて、個々の直径を同時に推定することができる。しかし、実環境で得られるレーザのスキャンデータを多くのノイズを含む。そこで、まず下記のような上下限を設けたフィルタを与える。

$$\begin{cases} Valid & (Thre_L < range < Thre_H) \\ Invalid & (otherwise) \end{cases} \quad (6.7)$$

次に、物体の反射領域の縁で起きるベイリンググレア効果によって現れるノイズを以下のフィルタで除去する。

$$\begin{cases} Valid & (\theta_{min} < \theta < \theta_{max}) \\ Invalid & (otherwise) \end{cases} \quad (6.8)$$

$$(6.9)$$

$O$ ,  $P_i$  および  $P_{i+1}$  はそれぞれ、レーザセンサの原点と隣同士の反射点を指し、角度  $\theta$  は  $\angle OP_i P_{i+1}$  と表せる。もし、角度  $\theta$  が  $0[\text{deg}]$  あるいは  $180[\text{deg}]$  に非常に近い場合は、 $P_i$  と

$P_{i+1}$  はベイリンググレア効果によって生まれた物体の境界線と考えられる．また，このフィルタを通したスキャンデータにおいて障害物はほぼ分離されているため，クラスタリングされたものとみなされる．

以上で得られたクラスタからさらに，木であるかどうかを判断する方法とし，円形状の断面という仮定をもとに，クラスタに対して円の位置  $(x_c, y_c)$  と半径  $r$  に対して最小二乗法をもちいてフィッティングを行う．具体的には  $i$  番目のクラスタの  $j$  番目の点を  $P_{ij} = (x_{ij}, y_{ij})$  としたとき，上記の3つのパラメータに対して以下の等式が成り立つ．

$$\begin{bmatrix} A \\ B \\ C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_i x_i^2 & \sum_i x_i y_i & \sum_i x_i \\ \sum_i x_i y_i & \sum_i y_i^2 & \sum_i y_i \\ \sum_i x_i & \sum_i y_i & \sum_i 1 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} -\sum_i (x_i^3 + x_i y_i^2) \\ -\sum_i (x_i^2 y_i + y_i^3) \\ -\sum_i (x_i^2 + y_i^2) \end{bmatrix} \quad (6.10)$$

$$A = -2x_c; \quad B = -2y_c; \quad C = x_c^2 + y_c^2 - r^2 \quad (6.11)$$

上記の方法では，すべてのクラスタを円形状とみなして推定しているが，外れ値に対する対処法は行っていない．それに対して，大規模森林での樹木が一定以上の直径 ( $> 0.2[m]$ ) を持つため，半径に上下限を設定することが有効だと考えられる．また，上記の最小二乗和で求められる残差の和の標準分散を求め，それが一定値以下であれば，円としてみなす [128]．上記の方法によって，センサ座標系での樹木の位置とそれぞれの直径を取得することが可能となる．

また，他種のセンサとの組み合わせとして，前向きのイメージセンサが有効であると考えられる．イメージセンサによる木とそれ以外の部分に対する分類器あるいは検出器は近年めまぐるしい進化を遂げ，特に深層学習によって，非常に高速に実行することが可能になった [13]．このような画像処理で得られる検出結果は2D レーザセンサで算出した結果のもう一つの指標として，判別の精度をさらに向上させることが可能となる．本研究では，その最もシンプルな画像処理であるカラーフィルタを例に，この組み合わせの有効性を示す．Fig.6.3.1 (左) に示されたように，目標の木に赤い布を巻きつけ，対象物とみなす．入力画像全体に対して，赤色に関する HSV フィルタを実施する．抽出された赤色領域の重心がわかれば，カメラ座標から見たときの方角が求まる．これを上記の2D レーザセンサで得られた各木のレーザが反射している領域 (青色枠の横幅に相当する) の中心 (赤点) に関する方角と比較し，もし両者の差が一定以下であれば，それが目標の木であることのもっともらしさ (尤度) を上げることになる．なお，深層学習による検出器は原理は違えども，カラーフィルタと同様に候補領域の重心を割り出すことができ，それ以降は同様の手順となる．

また、イメージセンサのみで立体の点群を構築する手法 [126][127] で木の位置や直径を計算することも可能であるが、疎な集合体であるため、木として抽出することが比較的難しいと考えられる。さらに、森林は太陽光の状況が非常に複雑であり、木漏れ日もあれば、完全に塞がっている場合もある。輝度変動する環境では、イメージセンサの扱いは困難である。それに対して、2D レーザセンサはより広範囲 ( $> 180[deg]$ ) のスキャンによる検出が可能であるため、一回の操作で多数の木の同定が可能である。また、これは後述の地図の更新に関しても非常に優位である。

無論、提案の方法には制約条件もある。まず、枝が樹木の幹として誤認識される可能性がある。また、葉っぱや雑草のような小さな形状の集まりがあると、それも検出の妨げとなる。つまり、適切な高度で飛行することが重要である。

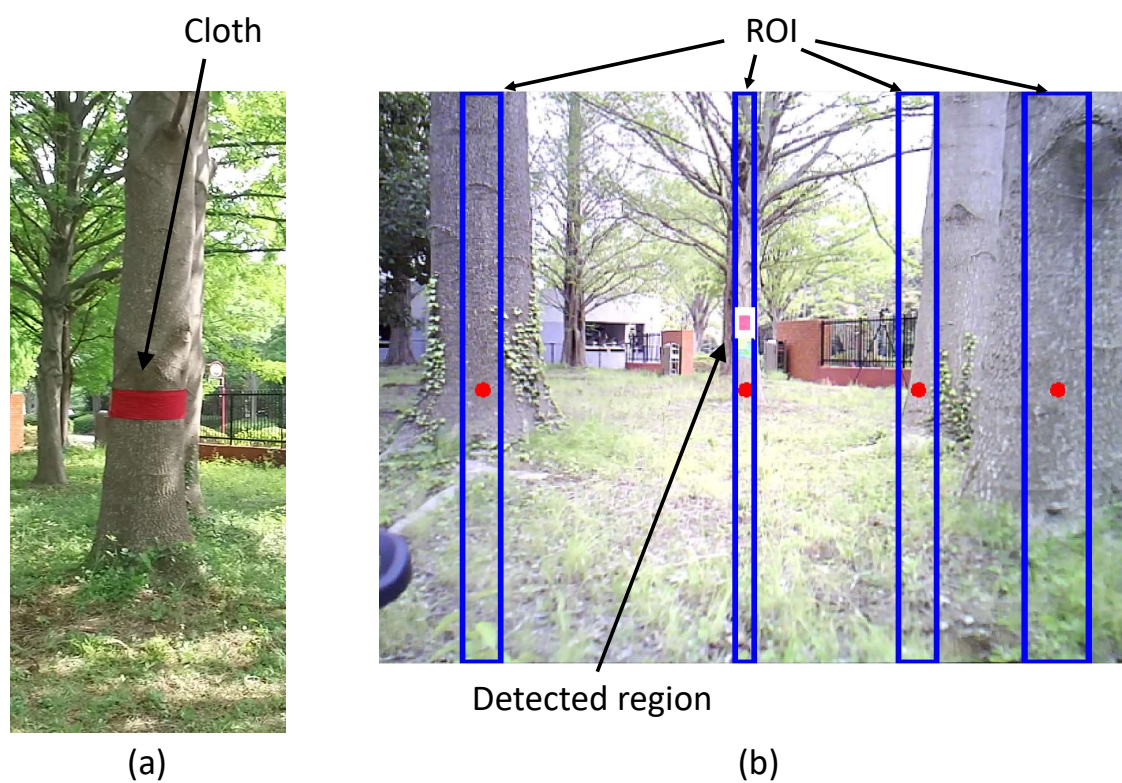


Fig. 6.11: (a): Labeled tree with red cloth. (b): Labeled tree detection method: the blue rectangular frames are ROI and white contour in one of the ROIs is detected region.

### 6.3.2 木の位置以上から構成される 2 次元マップの更新

前述のように，本課題におけるマップの構築は，occupancy map のように環境の各マスの占有有無を決めることではなく，2D レーザセンサで得られる最新の木の位置と直径の情報を最新のマップと照らし合わせて，新しいものがあればそれをマップに追加し，そうでなければ対応する木の位置と直径の情報を更新するという過程である．なお，最新のレーザスキャンで抽出した候補の木は機体座標で位置  ${}^{(CoG)}\mathbf{r}_{tree,xy} \in R^2$  で記述されているが，下記のような関係式により絶対座標に変換できる．

$${}^{(W)}\mathbf{r}_{tree,xy} = R_z({}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}) {}^{(CoG)}\mathbf{r}_{tree,xy} + {}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\},xy} \quad (6.12)$$

${}^{(W)}\alpha_{\{CoG\},z}$  は機体の yaw 角である．機体はゆっくり移動しているため，ほぼ水平を保っていると仮定し，ピッチ角とロール角は無視している．言い換えれば，大きく傾いているときは，レーザスキャンは水平断面を捉えられない．そのときは更新を行わないとする．絶対座標に変換した木の位置を Algorithm.2 にしたがって，マップの更新を行う．

関数 *getCandidateTreeList()* は最新のレーザスキャンから得られる新たな木の位置リストである．このリストから候補の木 *candiata\_tree* を順番に取り出して行き，マップに管理されているすべての木に対して，相対距離を計算し，最も近いものを *nearest\_tree* とする．この距離が一定値以内であれば，既存の木としてみなし，セットとなっている *nearest\_tree* の位置と直径を時間平均で更新する．また，個々の木に対して，投票数 *vote* が付与され，更新される度に増えるが，これは木の出現頻度を反映しており，後述の探索行動に関係する．先ほどの最短の距離が一定値以上であれば，新しい木としてみなし，データベースの木を一つ増やす．この方法は機体の自己位置同定の精度に強く依存しているため，機体の推定にドリフトが含まれている場合は，マップも少しずつドリフトしてしまう可能性がある．ロボットの位置同定の精度を上げるためには loop closing という手法 [129] が提案されているが，計算コストが高い．また，ループが検出された時は，ドリフトが同様に累積していき，木のマップ更新に同じ影響を与える．この問題に関しては，木のようなラベル付きの物体の位置情報をセマンティックに利用する SLAM [130] が近年提案されているが，色情報付きの点群のみで実現されている．なお，本研究では，木の全体像を取得するのが最優先事項であって，初期に設定した絶対座標に対して，多少のドリフトが生じてても，木の相対的な位置関係はほぼ影響されない．このように，提案した手法は一定の有用性を持つと考えられる．

**Algorithm 2** Tree database update algorithm

---

```

 $L \leftarrow \text{getCandidateTreeList}()$ 
for all  $\text{candidate\_tree}$  in  $L$  do
   $\text{nearest\_tree} \leftarrow \text{tree\_db.getNearestTree}(\text{candidate\_tree})$ 
  if  $\text{nearest\_tree.distanceTo}(\text{candidate\_tree}) < \text{Thre}_{\text{dist}}$  then
     $\text{nearest\_tree.updateData}(\text{candidate\_tree})$ 
     $\text{nearest\_tree.vote}()$ 
  else
     $\text{tree\_db.addCandidateTree}(\text{candidate\_tree})$ 
  end if
end for

```

---

**6.3.3 探索及び計測行動の計画法**

上記のようなマップを拡大するのに当たって、適切な探索行動は必要不可欠である。さらに、木の直径を正確に推定するには、ある程度接近し周回することで、多方向から測定する動作が必要である。よって、次の計測の木をどのように決定するかも考えるべきである。以上の動作は Algorithm. 3 のようにまとめることができる。

**Algorithm 3** Searching algorithm

---

```

 $\text{target\_tree} \leftarrow \text{labeled\_tree}$ 
loop
   $\text{uav.approachTo}(\text{target\_tree})$ 
   $\text{uav.circularMotion}()$ 
   $\text{target\_tree} \leftarrow \text{tree\_db.getNextTargetTree}()$ 
  if  $\text{target\_tree}$  is  $\text{None}$  then
    break
  end if
end loop

```

---

**目標樹木の決定法**

次の目標木の決定方法はマップの構築戦略と関係しており、大きく分けて Fig.6.12 に示されているように 2 通りの方式が考えられる。左の指定した木 (赤色) を中心とした一定範囲の木をすべての計測する方法に対して、右の方では常に奥の方木を次の目標の木と設定している。前者に関しては、周回できる木も設定された範囲に限られているが、この範囲の外

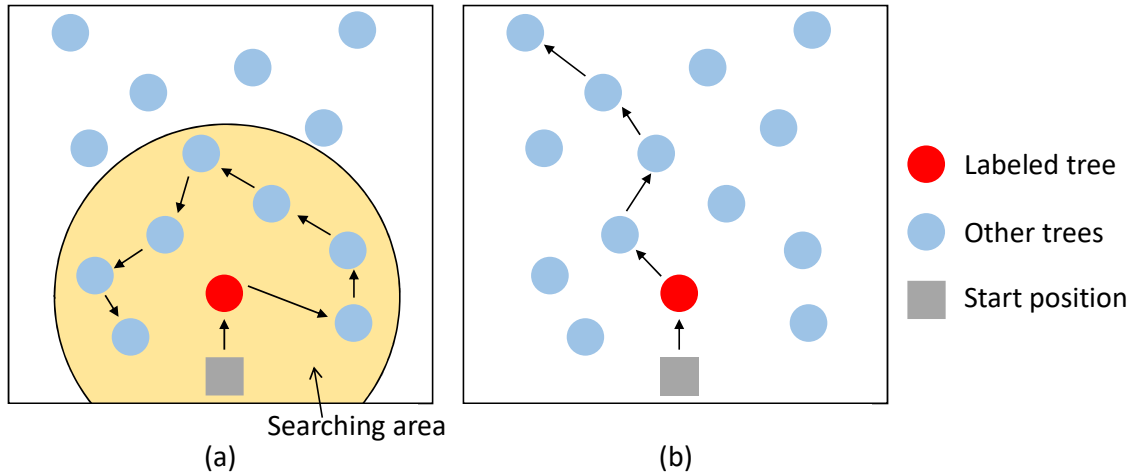


Fig. 6.12: (a): Narrow searching method. Trees in the searching area are selected counter-clockwise. (b): Deep searching method. The tree which locates deeper than the previous target tree and nearest from the previous target tree is selected.

にある木もスキャンされれば、データベースに記録される。ただ、範囲内の木は綿密に計測され、スキャンされる頻度も高いため、これらの相対位置も比較的正しいものになると考えられる。一方、後者の場合は、より広範囲での行動となるため、記録できる木も多いが、木の位置や直径に関する精度は前者より劣ると考えられる。なお、ノイズにより、存在しない木がデータベースに加わることも想定されるが、そのような木は頻繁に出現するものではなく、投票数も低い。そこで、投票数に閾値を設定し、一定以下のものは周回計測の対象から除外する。

#### 樹木の周回計測

周回運動に関しては、Fig.6.13 に示されたように、目標となる木の中心に対して、一定の半径を保ったまま機体が常に木の中心を向くように円運動を行う。これを実現するためには Eq 6.13 ~ Eq 6.16 のような 4 自由度の速度に対する機体座標下での速度制御を構築

する .

$$v_x = K_x(d_{ref} - d) \quad (6.13)$$

$$v_y = V \quad (6.14)$$

$$v_z = K_z(z_{ref} - z) \quad (6.15)$$

$$v_\varphi = K_\varphi \Delta\theta - V/d_{ref} \quad (6.16)$$

ここで,  $V$  は定数であり, 周回速度を表している. 木までの距離は機体座標における  $x$  軸によって制御される. また,  $yaw$  軸回転に関しては, フィードバック制御以外にも, 接線速度  $V$  のときに実現すべき旋回速度  $-V/d_{ref}$  をフィードバック項としていれており, 定常偏差に対する一定レベルの補償効果が期待される.

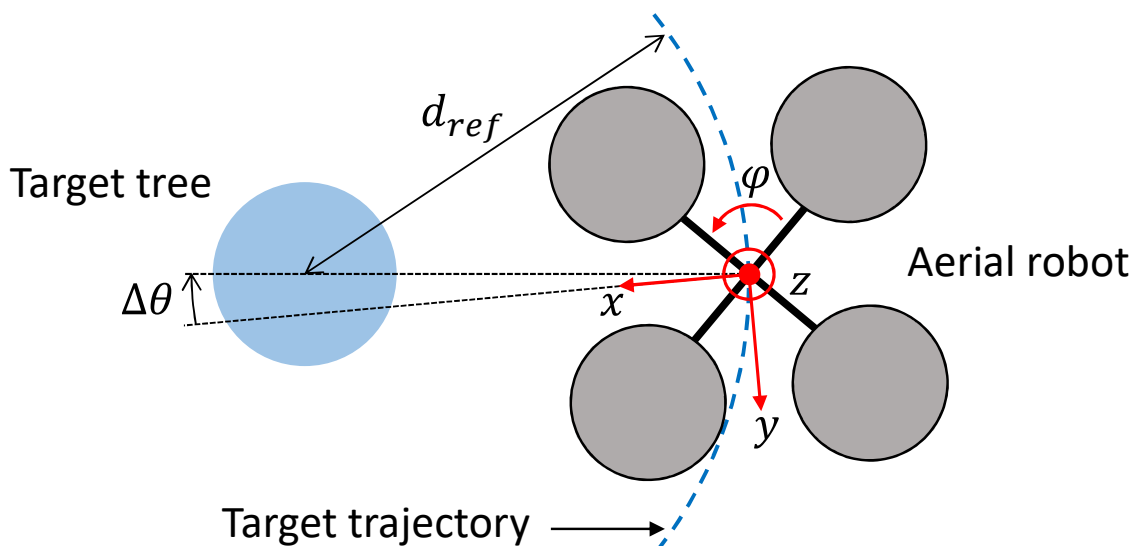


Fig. 6.13: Explanation of circular motion. The right-handed coordinate is set on the aerial robot.

### 障害物回避

次の目標の木にアプローチするとき, 他の木に当たらないように障害物回避を行う必要がある. 障害物回避を考慮した重心運動空間における経路計画に関しては以前から様々な手法が提案され, 飛行ロボットに限らず, 様々な形態のロボットで実現してきた. その手法は大

きく、グローバルとローカルの2通りがある．前者は全領域の地図が既知という条件で最適な経路を見出すものであり、対して後者は最適ではないが、動的な環境に対応できる．上述の次の目標の決定法であれば、最新のマップ情報を用いて、局所的に最適な経路が得られるが、それは機体の位置同定も十分正確であることが必要条件となっている．しかし、上記のように、機体の位置推定のドリフトが大きな不安要素となっている．また、次の目標の木に移動するたびに最適経路計画をするのは効率が低いと考えられるため、よりシンプルでローカルな方法が好ましい．その場合、ポテンシャル法が非常に有力であるが、ポテンシャルのゲインの決め方は簡単ではない．そこで、ポテンシャル法よりもさらに簡単なバイナリな方法を提案する．まず、前提条件として、樹木の間隔は必ず機体の幅以上あり、管理されている森林は基本間隔が2[m]になるよう間引きされている．それに対し、一般的な機体の幅は1[m]程度である．この前提条件下で、Fig.6.14に示されているように、機体を中心とした障害物の検出円をこの間隔以下に設定する．それにより、検出範囲には必ず一本以上の木が同時に入ることはない．よって、検出円に木が侵入すれば、機体の進行方向に直交しかつ障害物となる木とは逆になる方向に一定の回避速度を与える．その際、前進速度は0にし、検出円に侵入してきた木が完全に消えてからもう一度目標の木に対して前進する．

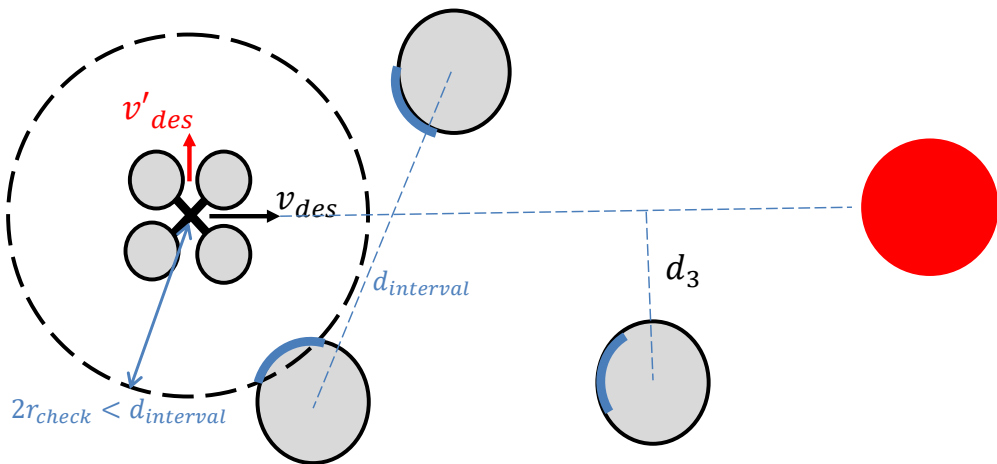


Fig. 6.14: collision avoidance.

### 6.3.4 機体構築

機体は前述の移動物体追従実験に用いた同様のプラットフォームを利用し，上位計算機である Brix i7(intel CPU) を搭載し，すべての処理を CPU のみで行った．なお，前向きイメージセンサは Fig.6.3.1 のような特定の色付き目標を検出するために設置されている．2D のレーザセンサは Hokuyo の UST-20LX を使用しており，計測距離は 20[m] で，走査角度は 220[deg] にも達する，斜め後ろの検出も可能という広範囲な環境認識に優れている．

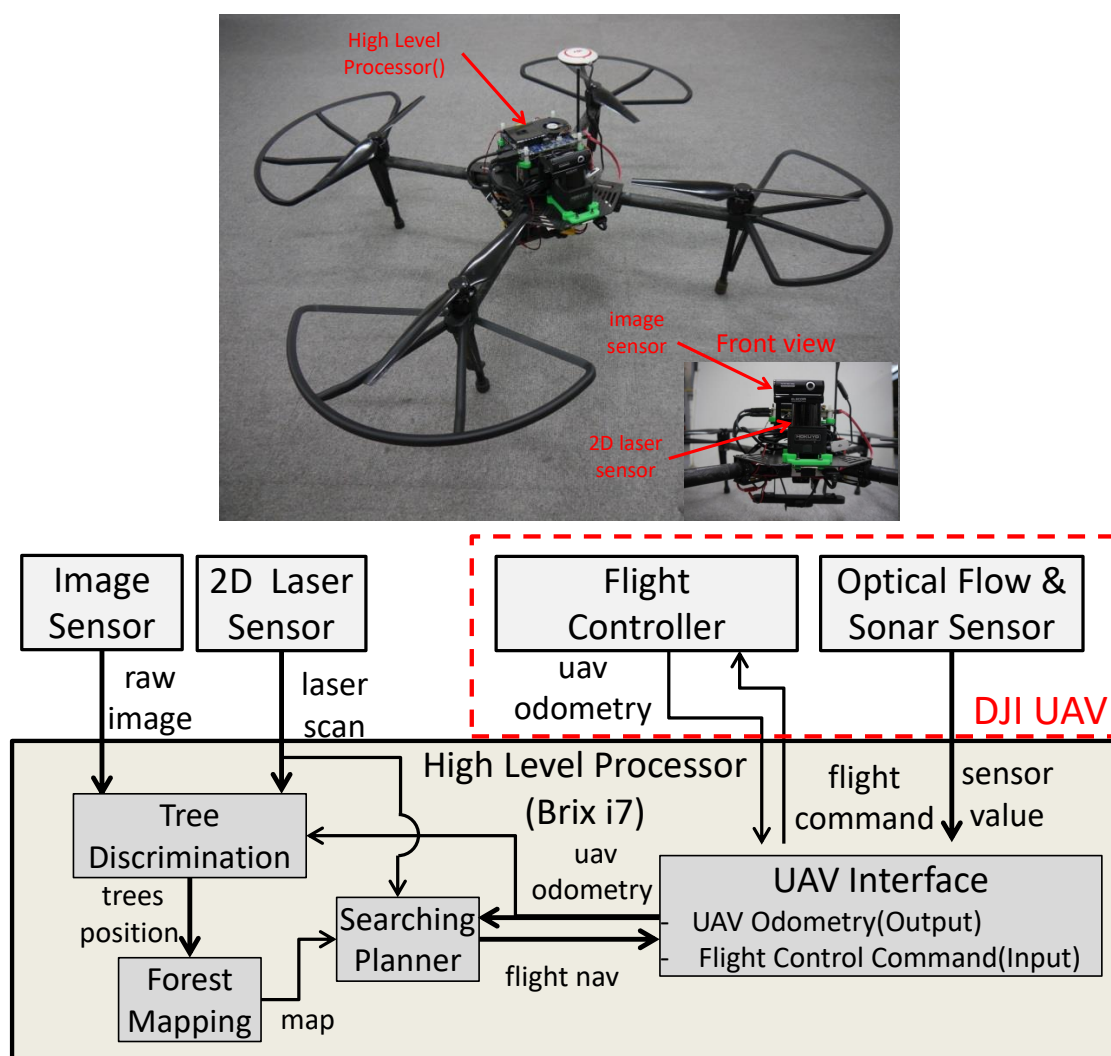


Fig. 6.15: Top: hardware platform DJI M100. Bottom: system diagram of the platform.

### 6.3.5 森林の実環境での計測結果

本研究では、2 種類の環境で実験を実施した。一つ目の環境では、赤色マークがついた目標木への周回が必須となっており、これは画像処理との併用の有効性を示す。それに対して、二つ目の環境はより広範囲であり、赤色マークはない。

### 6.3.6 小規模な森林環境

この環境 [131] において、木の間隔はおおよそ 2[m] であり、色付きマークを中心に半径 5[m] 以内の木に対して Fig.6.12 (a) に示された探索行動を実施した。Fig.6.16 は自律探索と実機におけるリアルタイムの環境構築の様子を示したものである。機体はまず赤いマークのある木を画像処理との組み合わせによって検出し、周回動作を行う。次に、隣にある木をターゲットに周回計測を行う。その後は反時計周りの順で、外側の木を計測していく。合計 5 本の木の周回計測を行ったが、それ以外の木も地図で記録されているがわかる。なお、2D レーザセンサによる一般的な地図作りとして gmapping 手法 [132] を同時に独立で実行しており、入力としてレーザスキャン以外に、機体の運動状態も渡されている。

Fig.6.17 は提案した木の位置と直径情報を管理する地図の最終結果を示しており、円柱形状は木を表しており、その上にある数字は計測した木の直径である。なお、3 色で表示されている 2 次元の地図は gmapping による一般的な地図づくりの結果である。黒い部分が占有されている空間である。木の近くには、黒の塊があるが、これは木の断面であることがわかるが、提案した環境構築方法とはある程度の誤差が生じている。さらに、木の断面は理論で、スキャンされないため、占有を示す黒色になることはないが、多くの木の中身も黒になっている。実環境は斜面であったためのみに対して、機体は対地面までの距離が一定になるよう高度制御を行ったため、機体の絶対高度は変動している。そのため、レーザスキャンの断面も常に変動している。上に行くほど、木の幹が細くなる現象は一般的であり、gmapping において木の中身も黒くなっている主要な原因である。同じ原因で、Table 6.1 に示されているように、計測した結果と真値の間の誤差の大きい木が存在する。よって、環境の地面状況を考慮した、3 次元でのマップ構成が必要と考えられる。一方で、誤差が数 [mm] のものも複数存在することから、提案した探索行動と計測手法による森林の地図構築の一定の有用性が示されたと考えられる。

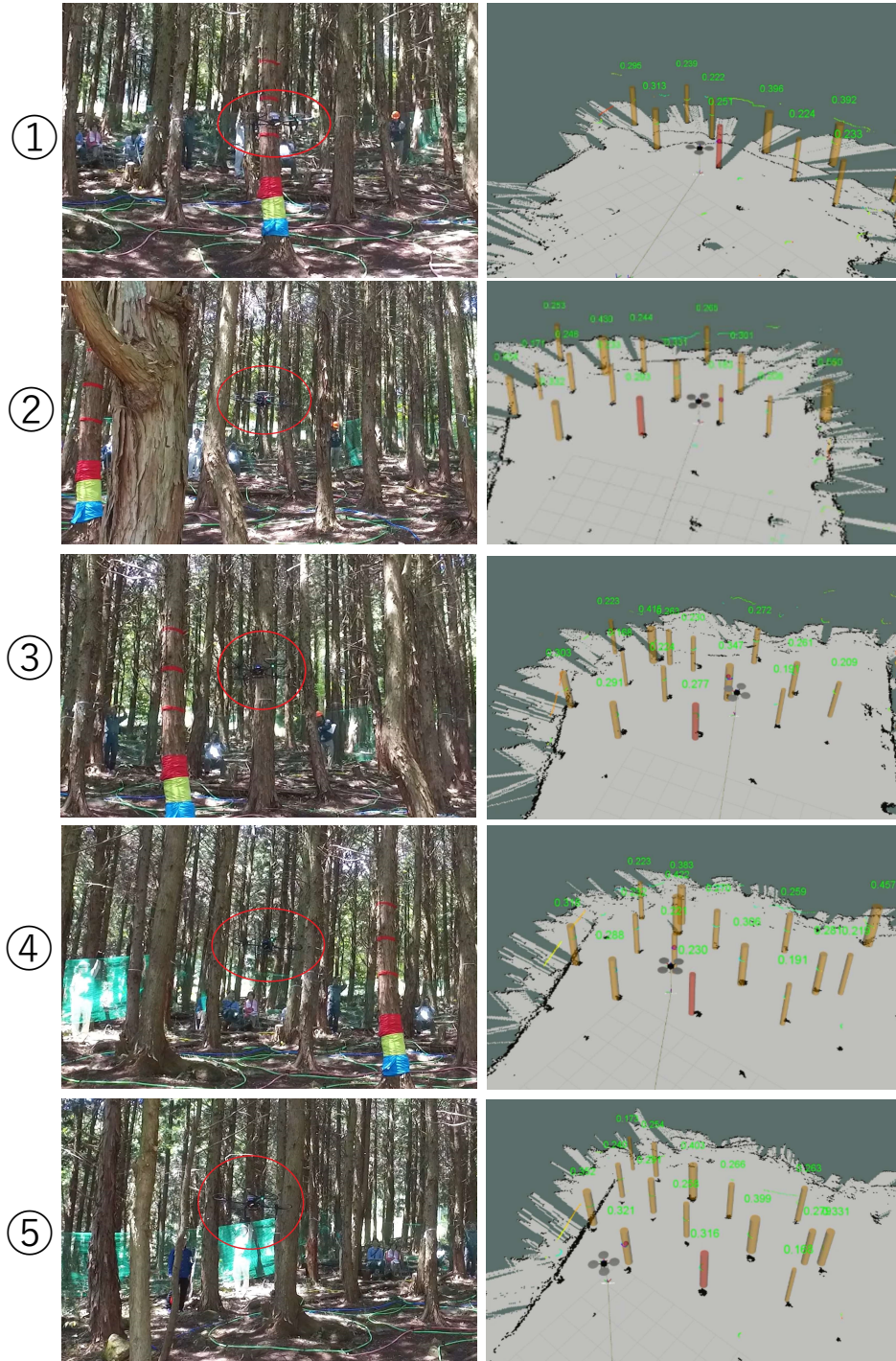


Fig. 6.16: Snapshots of the tree measurement experiment in forest drone robot competition at Yufuin. The aerial robot goes around five trees and measures diameter.

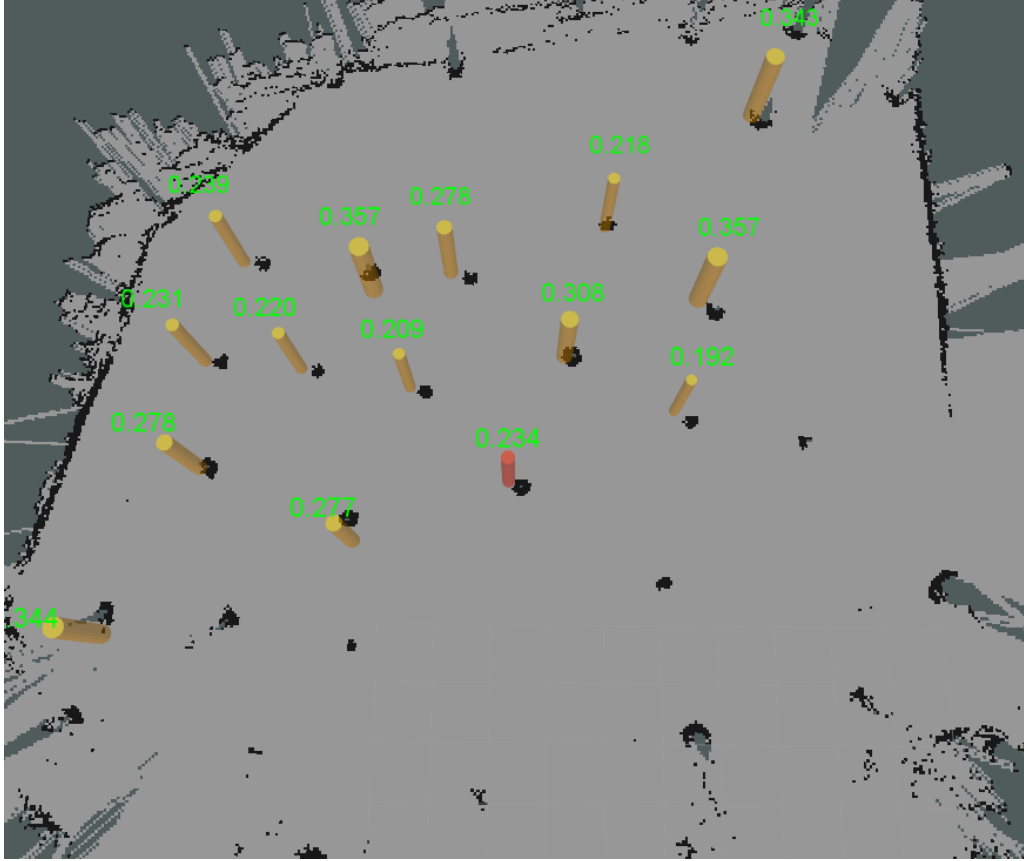


Fig. 6.17: The tree database and map generated in an experiment in a real forest.

Table 6.1: Result of tree diameter measurement.

tree number	estimated diameter[m]	true diameter[m]	error[m]
1	0.234	0.299	0.065
2	0.277	0.307	0.030
3	0.209	0.227	0.018
4	0.308	0.326	0.018
5	0.192	0.218	0.026
6	0.220	0.217	0.003
7	0.357	0.350	0.007
8	0.278	0.218	0.060
9	0.219	0.228	0.009
10	0.357	0.272	0.085

### 6.3.7 大規模な森林環境

大規模森林環境は杉が多く占めており、高さも 20[m] を優に超えている。また、人間の管理が行われており、樹木の間隔は 5[m] 以上ある。このような環境において、上記の小規模森林と同様の探索方法を行ったが、この環境では前述のような赤いマークのついた樹木はなく、離陸後、機体の方位角に最も近い木を最初の木と定めている。この木に対して、半径 8[m] 以内の木を順に周回して計測するような探索行動を行った。Fig.6.18 に示されているように、合計 3 本の木に対して周回計測を行った。図示のとおり、周回していない樹木も多く記録されている。なお、杉は高度によらず、直径がほぼ変わらないという特性を持つため、機体が多少上下しても、径の計測結果は大きく変動しない。その反面、枝や葉っぱが幹の中段から生えているため、機体と衝突する恐れがある。さらに、幹のみを対象にした現状の衝突回避行動を改善し、枝のような小さなクラスタを認識できる物体検出と回避動作への取り組みが今後必要となってくる。

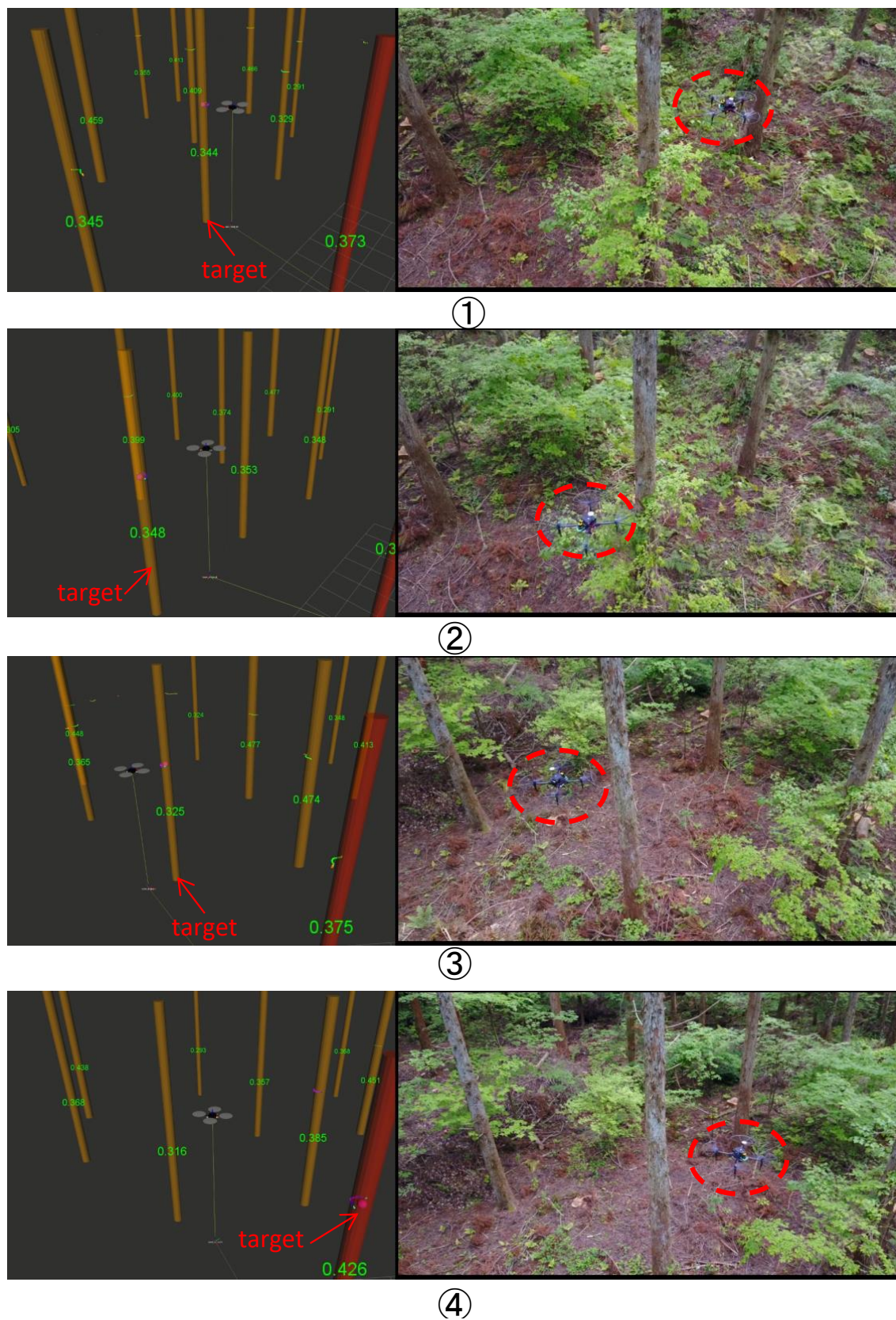


Fig. 6.18: Snapshots of the tree measurement experiment in forest drone robot competition at Yufuin. The aerial robot goes around five trees and measures diameter.

## 6.4 本章のまとめ

本章では、移動物体追従動作と未知環境での探索行動を動作例として、重心運動空間における動作生成法を展開した。移動物体追従動作に関しては、まず、行動生成に必要な認識の段階に注目し、飛行ロボットの機体姿勢と俯瞰魚眼カメラを組み合わせることで、水平な画像を常に出力する擬似ジンバル機能を構築した。それにより、機械的なジンバルがなくても、安定な物体検出が可能となった。このような俯瞰時の安定な物体検出により、対象物体の相対位置と水平移動速度の推定が可能となり、機体目標位置以外に目標速度の設計も可能となった。実証実験では、機体が必ず物体の真上に移動するように、相対位置の差分が 0 になるような位置制御と対象物体の推定速度を目標速度とするフィードフォワード制御を組み合わせることで、大型移動物体の追従と着陸動作を実現した。一方、後者の未知環境での探索行動において、森林環境を対象環境として、樹木の位置及び直径情報を含む森林マップの構築を探索タスクと位置づけ、樹木の全方位計測を目的とした周回動作と 2 次元レーザセンサの断面検出を組み合わせることで、高精度な森林マップの作成手法が構築された。さらに、樹木のような円柱物体を対象とした高速な障害物回避方法を考案した。最後には実環境での実験によりこの探索行動の生成法の有用性を実証した。なお、本章で提案した安定な動的動作の実現は、次章で論じる多自由度運動空間における安定な重心運動の保証を意味する。

## 第7章

# 多自由度運動空間における高次動作の一般化行動生成法



本章は，前章で実現した重心運動空間のみで定義できる動作の生成法を踏まえて，さらに多リンク系の関節運動を考慮した多自由度運動空間 ( $SE(3) \times R^N$ ) での動作生成法の構築に取り組む．まずは多自由度運動空間の探索問題における状態の一般化評価方法を模索し，第 2 章で提案した最適定位推力 (OHF) による飛行安定性の評価方法を明らかにする．次に，多自由度系空間での探索問題を 2 段階に分ける．第一段階は時系列ではない機体姿勢と形状 ( $SO(3) \times R^N$ ) の探索問題であり，第二段階は時系列の動作経路を探索する問題である．前者に関しては，応用例として 2 次元変形型モデルによる全身抱え込み動作による物体把持運搬を実現する．後者に関しては，3 次元変形型モデルの空中変形による狭隘空間での潜り動作の実現に取り組む．なお，前述の探索状態の一般化評価方法が各応用例においてどのように組み込まれているかを示し，最後に両動作の実証実験を行う．

## 7.1 探索状態の飛行安定性に関する最適定位推力に基づく一般化評価

多自由度運動空間 ( $SE(3) \times R^N$ ) での探索で得られる候補状態の有効性を評価する上で，最も重視すべきことはこの状態 (機体姿勢と形状) 下で安定飛行できるかいなかである．目標運動を離散的に考えると，機体は無数の静的な状態を時系列に通過するとみなすことができ，この静的な状態に関する飛行の安定性は第 2 章で提案した最適定位推力 (OHF) も用いて定量的に評価することができる．

### 7.1.1 多自由度系モデルの最適定位推力の導出

下記では第 2 章で定義した最適定位推力であり，これは空中定位させる推力ベクトルの解候補のなかでエネルギー (第一項) を最小にしかつ安定余裕 (第二項) を最大にするものである．

$$\mathbf{f}_{T_{OHF}} = \arg \min_{\mathbf{f}_T} \{w_1 \|\mathbf{f}_T\| + w_2 \text{var}(\mathbf{f}_T)\} \quad (2.10)$$

なお，記号  $\text{var}(x)$  はベクトル  $x$  の要素配列の分散を表している．定位するということは平衡点近傍にあることである．本研究で提案する多リンク系モデルに関する制御手法では，そのとき推力ベクトル  $\mathbf{f}_T$  の要素配列のスカラー和が重力とほど釣り合っていると仮定できるため，推力ベクトルの要素数を  $N$  とすれば，要素配列の平均値は常に  $\frac{Mg}{N}$  となる．この仮定

を元に，Eq 2.10 を下記の様に展開できる．

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{TOHF} &= \arg \min_{\mathbf{f}_T} \{w_1 \|\mathbf{f}_T\| + w_2 E(\mathbf{f}_T^2) - w_2 E(\mathbf{f}_T)^2\} \\ &= \arg \min_{\mathbf{f}_T} \{w_1 \|\mathbf{f}_T\| + w_2 \frac{\|\mathbf{f}_T\|^2}{N} - w_2 (\frac{Mg}{N})^2\} \end{aligned} \quad (7.1)$$

ここで，関数記号  $E(x)$  はベクトル  $x$  の要素配列の平均値を取ることを意味する．第三項は定数項になり，最適定位推力に関する最適問題は最終的には以下ようになる．

$$\begin{aligned} \mathbf{f}_{TOHF} &= \arg \min_{\mathbf{f}_T} \mathbf{f}_T^T \mathbf{f}_T \\ \text{s.t. } &Q(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}) \mathbf{f}_T = \mathbf{G} \end{aligned} \quad (7.2)$$

行列  $Q(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}})$  は第2章で述べたように推力ベクトル空間から重心運動空間における6自由度の力とモーメントへの写像行列であるが，Eq 2.9 で展開した形式  $Q(\theta, \phi, q)$  とは異なる ( $\phi, q$ : 推力の偏向角度ベクトル)．なぜなら，第3章で構築した多自由度系機体モデルにおいて，機体の目標姿勢は重心座標ではなくベースリンクのもの  ${}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}$  で表し，それは直接写像行列  $Q$  を影響する．また，重心座標は常に水平を向くため，各偏向機構の提示の偏向角度はおのずと決まり，よって，推力の偏向角度ベクトル  $\phi, \theta$  は変数ではなく定数として扱われる．また， $\mathbf{G} = [0, 0, Mg, 0, 0, 0]^T$  は重力を表すものである．このような最適問題はラグランジュの未定乗数法で容易に解ける．よって，最適定位推力は最終的に以下のように求まる．

$$\mathbf{f}_{TOHF}(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}) = Q(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}})^T (Q(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}) Q(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}})^T)^{-1} \mathbf{G} \quad (7.3)$$

第2章で論じたように，最適定位推力  $\mathbf{f}_{TOHF}$  のすべての要素が推力機構の有効範囲に収まっていなければ，機体は安定飛行することができない．また，本研究で使用している推力機構は固定ピッチであるため， $\mathbf{f}_{TOHF}$  のすべての要素は必ず正の値をとり，上限をもつ．この限界に対して，一定の安定余裕を持つことは高次動作における変形飛行の安定性に強く関係するため，以下のような閾値を用いた定位推力に対する有効性の判断法を提案する．

$$\max\_val(\mathbf{f}_{TOHF}(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}})) < \mathbf{f}_{max}; \quad \min\_val(\mathbf{f}_{TOHF}(\mathbf{q}, {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}})) > \mathbf{f}_{min} \quad (7.4)$$

$\max\_val()$  と  $\min\_val()$  はそれぞれ，ベクトル内での最大要素と最小要素を指す．

### 7.1.2 特異形状

第 2 章で論じたように, 多リンク系, とりわけ 2 次元変形型モデルは制御不可能な特異形状を有する (Fig.2.11) . 一方, 3 次元変形型モデルは, 2 次元変形型モデルの推力制御モデルに基づいているため, 同じように特異形状を有する (Eq 3.61) . 特異形状では,  $Q(q, {}^{(W)}\alpha_{\{B\}})$  がランク落ちしているため Eq 7.3 における  $(Q(q, {}^{(W)}\alpha_{\{B\}})Q(q, {}^{(W)}\alpha_{\{B\}})^T)$  が正則ではない. 一般的な数値解では, 正則ではない行列の逆行列は非常に大きな数値を示す. したがって,  $f_{TOHF}$  も非常に大きな数値を示し, Eq 7.4 で定めた有効範囲には必ず収まらない. このように特異形状も最適定位推力に基づく飛行安定性の一般化評価法で確認し, 除去することができる.

## 7.2 全身抱え込み動作による物体把持と運搬

本研究で提案する多リンク系の飛行ロボットによる物体の把持運搬動作は、機体自身を一つの把持機構としてみなし、全リンクで物体を抱え込むような多リンク系の特徴を活用した高次動作である。物体は機体の内側にあるため、物体の重心は機体のそれを常に近いところにある。これは把持運搬の際の高い飛行安定性を保証することに繋がる。また、もう一つの利点として、通常の把持機構はエンドエフェクタとして設計されるので、機体のサイズに比べて遥かに小さい。よって、把持できるものも限られている。つまり、機体サイズと同規模の物体を把持することはとても困難である。一方、機械的ではなく間接的な力（磁力、気圧による吸引）を用いれば、物体のサイズは関係なくなる。しかし、磁力を用いる場合は物体は磁性体でなければならない。また吸引の場合はポンプを機体に搭載する必要がある。また、剛体型飛行ロボットを複数用いて、物体をケーシングすることで運搬する方法を考えられるが、その場合、物体に対する安定な force-closure は各ロボットと物体の接触力によって実現されるが、通常の剛体型モデルにおいて、力制御と位置制御の両立も難しく、さらにロボット間で力制御の同期を行うことは大きな課題である。その点、本研究で提案する多リンク系モデルは関節にアクチュエータを持つため、関節トルクで安定な force-closure を実現することが可能と考えられる。

本研究では、直柱体 (e.g. 立方体, 円柱) を把持対象とする。3次元に立体変形できるモデルでは物体を立体的に把持することができるが、直柱体は断面が高さによらず一様であるため、把持問題を2次元で考えることが可能である。つまり、機体は2次元変形で抱え込み動作が実行できる。また、機体のリンクは必ずプロペラを保護するリング状のダクトを搭載していると仮定する。物体とはこのダクトが接触する。

なお、この動作は2次元平面で行われるため、行動生成法の基本項目である飛行安定性および形状の有効性の評価のうち、推力装置同士の上方向の重なり具合は確認する必要はない。さらに、全身抱え込み把持形状において、全リンクが物体を包囲していることが想定されるため、推力二次元配置の分散具合の確認も必要ないと考えられる。

2次元変形物体の把持と運搬の動作の実現は以下の3段階で行われる。

1. 物体形状が既知の条件で、2次元的に物体を抱え込む最適な形状を探索する
2. 物体に接近し、上記の探索問題で得られた最適形状で把持できるようさらに重心移動と関節操作を行う

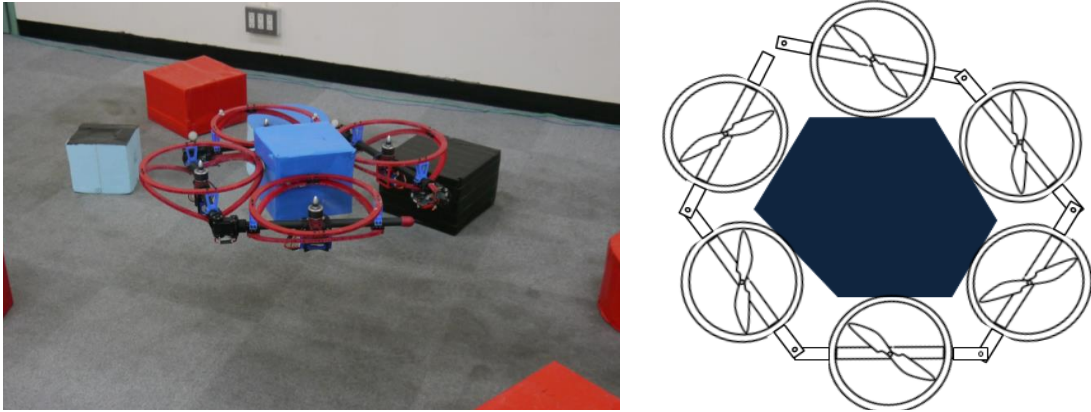


Fig. 7.1: Left: the multirotor with two-dimensional multilinks capable of aerial transformation. Right: the whole-body aerial manipulation achieved by the transformable aerial robot.

### 3. 把持動作の完了を判断し，運搬を始める

以降は順を追ってこの 3 ステップについて述べる．

#### 7.2.1 物体断面形状に基づく最適な抱え込み形状の探索手法

この探索問題は 2 次元形状の複数の接触点で force-closure の状態を作りことに帰着する [133]．同類の研究では，双腕ロボットによる任意断面形状を持つ柱状物体に対する全身把持動作を実現している [134] が，接触点での摩擦力は考慮されていない．しかし同様に 2 次元で物体を把持し空中で運搬するには，摩擦力，とりわけ正摩擦力の存在は重力と釣り合うために必要不可欠である．したがって，本研究では摩擦を考慮した把持形状探索手法を考案する．なお，対象物体は直角柱と円柱に分けて論じる．この探索は主に 3 つのステップから構成される．まず断面形状と多リンクの運動学 (kinematics) を元に，再帰的に接触点を探すことでは把持可能な形状を探す．次に，この把持可能な形状において，force-closure および重力との釣り合い条件を満たす解のなかで，接触点に作用する力のノルムを最小にするものとその時の関節トルクを計算する．最後に，上記の 2 ステップを繰り返し，把持可能な形状全てに対し，その最適トルクを求め，さらに，その中から関節トルクベクトルのノルムが最も小さいものを選び，それに対応した形状を最適なものとする．

物体幾何情報と機体の運動学に基づく把持可能形状と接触点の再帰的な求め方

機体と物体の接触点が多いほど、把持と運搬動作が安定になる．よって、機体のすべてのリンクが物体と接触していると仮定する．上述の行動生成法では、このような接触を要求する問題はリンクガードと物体間の距離に比例した引力が存在すると仮定して、数値的に解くことが可能だと考えられるが、今回はプリミティブな形状を有する物体のみを扱っているため、より簡単な方法として、機体と物体の幾何特徴を利用した再帰的な計算が有効である．この再帰的な手法は解析的に把持を可能とする関節角度ベクトル ( $q$ ) と接触点  $[P_{C_i}, \dots, P_{C_N}]$  を求めることができる．なお、計算方法は直角柱と円柱で異なる．

**直角柱** 直角柱の断面は取る多角形であり、変数  $[\psi_1, \dots, \psi_N], [l_{S_1}, \dots, l_{S_N}]$  で定義できる． $\psi_i$  と  $l_{S_i}$  はそれぞれ  $i$  番目の頂点内角と辺長を表している．なお、接触点は必ず各辺に存在し、各辺には一つの接触点しかないと仮定する．さらに、辺の数のリンクの数が同じという条件を課す．これらの仮定により、 $i$  番目の関節角度は Fig.7.2 (a) に示されたように凸多角形の幾何特性と2次元多リンクの運動学によって求めることができる．また、関節角度  $q_i$  を計算するために、接触点  $P_{C_i}$  を座標の原点とする．すると、関節角度  $q_i$  と次の接触点  $P_{C_{i+1}} = [x_{C_{i+1}}, y_{C_{i+1}}]$  の間では、次のような関係が成立する．

$$\begin{cases} x_{C_{i+1}} = R_{duct}(\cos\psi_i - 1) + \frac{l_L}{2}(\sin\delta_i + \sin(\delta_i + q_i)) \\ y_{C_{i+1}} = R_{duct}\sin\psi_i - \frac{l_L}{2}(\cos\delta_i + \cos(\delta_i + q_i)) \end{cases} \quad (7.5)$$

$l_L$  と  $R_{duct}$  はそれぞれリンクの長さとおペラダクトの直径を表す．また、 $\delta_i$  は  $i$  番目のリンクと対応する凸多角形の辺との角度である．

また、接触点  $P_{C_{i+1}}$  に関して下記のような条件を満たす．

$$x_{C_{i+1}} = \tan\psi_i(-y_{C_{i+1}} - d_i) \quad (7.6)$$

$d_i$  は接触点  $P_{C_i}$  から頂点  $P_{v_i}$  までの距離である．Eq 7.6 を Eq 7.5 に代入すると、 $\delta_{i+1}$  と  $d_{i+1}$  が求まる．このように、上記の計算を  $i = 1$  から  $i = N - 1$  まで再帰的に行えばすべての関節角度と接触点の位置が求まる．ただし、 $\delta_1$  と  $d_1$  は初期変数として予め設定する必要がある．なお、 $d_i \leq 0$  や  $d_i \geq l_{S_i}$  といった結果は把持不可能状況を意味するので、このような状況が発生した場合は再帰計算を終了する．

円柱 円柱の断面は直径が  $R_{object}$  の円である．Fig.7.2 (b) に示されたように，円の幾何学特性より，等式条件  $\delta_{i+1} = -\delta_i$  は自明である．よって，関節角度と接触点は三角関数を用いて，簡単に求めることができる．関節角度  $q_i$  は必ず非負であると仮定する．境界条件である  $q_1 = 0$  時に， $P_O$ ,  $P_{L_1}$  及び  $P_{L_2}$  から構成される 2 等辺三角形の  $\angle P_{L_1} P_O P_{J_1}$  は  $\sin^{-1}(\frac{l_L}{2(R_{object}+R_{duct})})$  に等しい．よって，初期変数  $\delta_1$  の取りうる範囲が定まる:  $[-\sin^{-1}(\frac{l_L}{2(R_{object}+R_{duct})}), \sin^{-1}(\frac{l_L}{2(R_{object}+R_{duct})})]$  ．

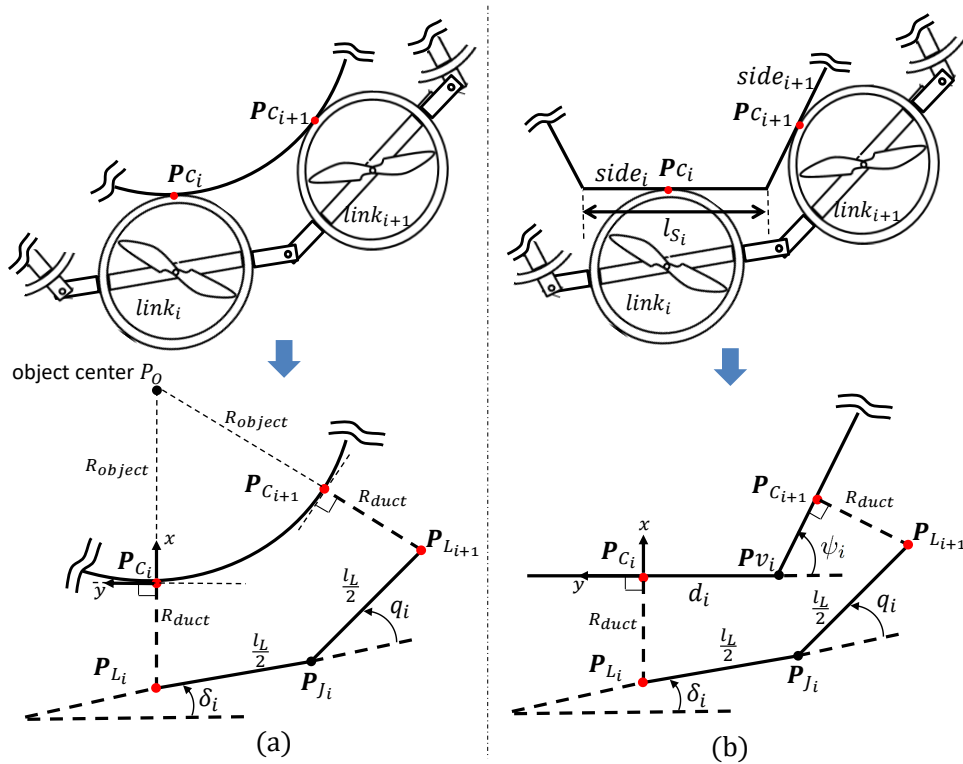


Fig. 7.2: The whole-body enveloping rule according to the kinematics of the multilinks and the geometry of the target object. The joint angle  $q_i$  and contact point  $P_{C_i}$  can be retrieved recursively. (a): the case of enveloping convex polygonal column. (b): the case of enveloping cylinder.

#### force-closure 状態下での物体と 2 次元多リンク系の静力学分析

上記の再帰的な手法により，初期変数を決めれば，把持可能な形状と接触点が求まる．この形状に対して，force-closure な状態が適応できる [133]．さらに，空中運搬時，機体と物体は相対的に静止しており，飛行はゆっくり行われるとする．つまり，物体の静的状況を満

たすためには、接触力と重力は釣り合っていないといけない。また、機体は多リンク構造より、関節トルクが接触力の反力と釣り合う必要がある。なお、接触力は重力との釣り合い式では一意的には決まらないが、ノルムが最小になる解は求まる。さらに、このノルム最小の接触力で最適な機体関節トルクを逆算することができる。

**force-closure に基づく接触力** Fig.7.3 (b) において、 $i$  番目の接触力は接触点座標  $\{C_i\}$  で  $F_{c_i} = [F_{c_{ix}}, F_{c_{iy}}, F_{c_{iz}}]^T$  と記述でき、その範囲は  $F_{c_{ix}} \geq 0; (F_{c_{iy}}^2 + F_{c_{iz}}^2) \leq \mu^2 F_{c_{ix}}^2$  となる。また、 $\mu$  は静摩擦係数である。重力との静的な釣り合いを物体の重心座標  $CoG$  で記述したものが以下となる。

$$\begin{aligned} G_c \mathbf{F}_{FC} + F_e &= 0 \quad (7.7) \\ G_c &= \begin{bmatrix} G_{c_1} & \cdots & G_{c_N} \end{bmatrix} \in R^{6 \times 3N} \\ G_{c_i} &= \begin{bmatrix} \mathbf{R}_{c_i}, [\mathbf{P}_{c_i}^o \times] \mathbf{R}_{c_i} \end{bmatrix}^T \in R^{6 \times 3} \\ \mathbf{F}_{FC} &= [\mathbf{F}_{c_1}^T, \dots, \mathbf{F}_{c_N}^T]^T \in R^{3N} \\ F_e &= [0, 0, -mg, 0, 0, 0]^T \end{aligned}$$

Fig.7.3 (a) に示されているように、 $\mathbf{R}_{c_i}$  と  $\mathbf{P}_{c_i}^o$  は重心座標  $\{CoG\}$  からみた接触点座標  $\{C_i\}$  の姿勢と位置である。また、 $m$  は対象物体重量であり、 $N$  は接触点の数でありリンク数にも等しい。

各接触力から  $z$  軸方向のものを除いたものが  $F_{c_{ix}}$  と  $F_{c_{iy}}$  になり、これを一つのベクトルに統合したのが  $\mathbf{F}_{FC}$  である。force-closure の状態下で、このベクトルと多リンク系の機体の関節トルクは線形な関係を持つ。つまり、ノルムが最小になる  $F_{c_{iy}}$  が見つければ、対応する関節トルクが求まる。最小ノルム解を見つけるためには、摩擦力に関して線形化を行う。すなわち、静摩擦モデルを四角錐と近似する： $F_{c_{ix}} \geq 0, |F_{c_{iy}}| < \mu F_{c_{ix}}, |F_{c_{iz}}| \leq \mu F_{c_{ix}}$ 。したがって、接触力ベクトル  $F_{c_{ix}}$  を見つける最適問題は Eq 7.8 のように記述できる。なおこのような最適問題は凸最適化問題と知られており、[135] で提案されたアルゴリズムで解くことができる。

$$\begin{aligned} \min_{\mathbf{F}_{FC}} \quad & \mathbf{F}_{FC}^T H \mathbf{F}_{FC} \quad (7.8) \\ \text{s.t.} \quad & G_c \mathbf{F}_{FC} + F_e = 0 \\ & G_{fric} \mathbf{F}_{FC} \geq 0 \end{aligned}$$

$$H = \text{diag}[h_i]; G_{fric} = \text{diag}[g_{fric_i}] \in R^{5N \times 3N}$$

$$h_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; g_{fric_i} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \mu_1 & -1 & 0 \\ \mu_1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \mu_2 & 0 & -1 \end{bmatrix}$$

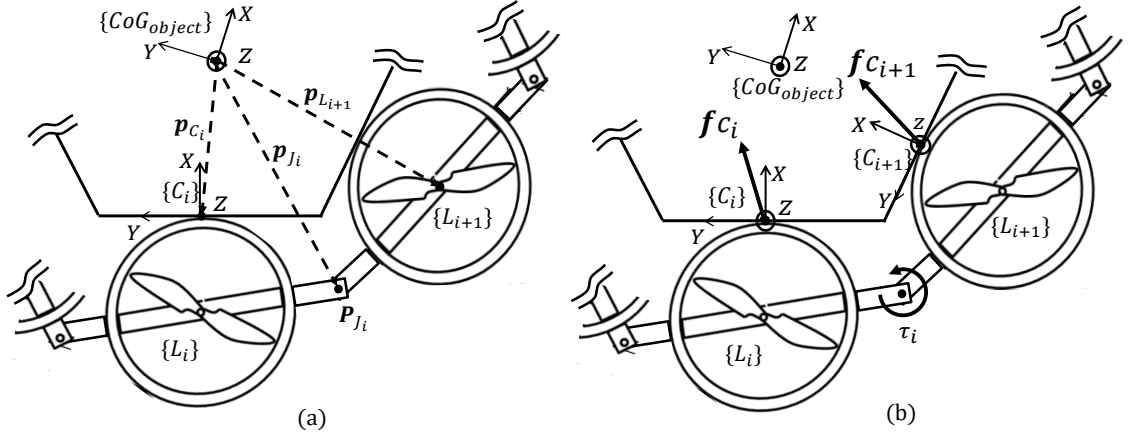


Fig. 7.3: (a): Kinematics of target object and multilinks based on force-closure, where  $\mathbf{P}_{c_i}^o, \mathbf{P}_{l_i}^o, \mathbf{P}_{j_i}^o$  are the position of contact point, the link and joint expressed in the object frame  $\{CoG\}$  respectively. (b): Statics of target object and multilinks, where  $\mathbf{F}_i$  and  $\tau_i$  are the contact force and joint torque respectively.

静力学に基づく多リンク系関節トルクの求め方 前述の通り，運搬中物体と多リンク系相対的な運動がないため，関節運動に関しては静的であるとみなされる．よって，関節トルク  $\tau$  は仮想仕事 [136] の原理により，以下のように求まる．

$$\tau = - \sum_{i=1}^N J_{B_i}^T(\mathbf{q}) G_{c_i} \mathbf{F}_{c_i} \quad (7.9)$$

$$J_{B_i} = [J_{B_{i1}}, \dots, J_{B_{ij}}, \dots, J_{B_{iN-1}}]$$

$$J_{B_{ij}} = \begin{cases} \begin{bmatrix} [e_z \times] (\mathbf{P}_{c_j}^o - \mathbf{P}_{J_i}^o) \\ e_z \end{bmatrix} & (i > j) \\ 0 \in R^6 & (i \leq j) \end{cases}$$

$e_z = [0, 0, 1]^T$  は関節回転軸の法線ベクトルであり， $j$  は関節のインデックスで，最大値は  $N - 1$  である．前述の最適問題 (Eq 7.8) により，force-closure を満たす接触力ベクトルの

中で，ノルムを最小にするものが見つかる．この最適の接触力を Eq 7.9 に代入されば，最適なトルクが求まる．

#### 把持物体を考慮した定位時の推力計算

把持運搬時の飛行安定性を評価することは非常に重要で，そのためには把持物体を加味した機体モデルに関する定位推力を求める必要がある．把持は完全であり，物体は機体に対して静止であると仮定すれば，両者の相対位置と姿勢の関係は座標変換によって容易に求めることができる．よって，物体は機体の一部として捉えることができ，通常の順運動学によって，機体の更新された重心座標が求まり，さらに各推力機構の対重心座標の位置も求まる．それ以外にも，機体モデル全体の重さと慣性テンソルが変わるが，これらに関しては順運動学で容易に求まる．よって，Eq 7.2 における行列  $Q$  とベクトル  $G$  が更新され，把持物体を考慮した定位時の推力  $F_{TOHF}$  が求まる．

#### 7.2.2 全探索手法による最適把持形状の取得

最適な把持形状の探索に関しては，2つの重要な要素がある．一つは把持を実現する関節トルクで，もう一つは把持後の定位推力である．まず，関節トルクに関しては，Eq 7.9 から得られるトルクベクトル  $\tau$  の最大要素が可能な限り抑えることが重要である．なぜなら，この最大要素が小さいほど，force-closure に必要な最低トルクが小さくなり，より多くの余分のトルクを付加することができ，より確固たる把持が可能になる．一方，定位推力に関しては Eq 7.2 を用いて，全把持候補形状間で飛行の安定性を比較する．

初期変数 (e.g.  $d_1, \delta_1$ ) と関節トルクの関係が非線形かつ非連続であるため，一般的な連続性を条件とする最適化手法を用いることは難しい．よって，本研究では，全探索手法を用いる．また，各候補形状に関するコスト関数は加重平均法を用いて以下のように定義する．

$$cost(init\_vars) = w_1 max(\tau) + w_2 \|F_{TOHF}\| \quad (7.10)$$

$$(7.11)$$

$max(\tau)$  は  $\tau$  の最大成分を指す  $max(\tau)$  と  $F_{TOHF}$  はともに初期変数  $init\_vars$  に関する関数とみなせる．

実環境におけるセンサノイズやモデル誤差を考慮する必要がある．よって，上記のコストが最小となる特定の形状を探索するよりも，コストの和が最小となる領域を探索する方がよ

り効果的であると考えられる．この領域内の形状はすべての把持有効なものとみなす．よって，探索の目的は下記のような最適な領域  $\bar{S}$  を探すことである．

$$\bar{S} = \arg \min_S \sum_{init\_vars \in S} cost(init\_vars) \quad (7.12)$$

$S$  は探索ウインドウ領域を表している．最適な領域  $\bar{S}$  の中央に位置する形状を最適形状  $q_{des}$  と定義する．

まとめると，今までの流れは以下ようになる: a) 初期変数を決める; b) この初期変数にしたがって全リンク接触可能 (把持可能) な形状を求める．条件を満たさない場合はこの状態のコストを無限大とし，初期変数を更新する (つまり, a) に戻る)．満たす場合は次に進む; c) この把持可能な形状に対して, force-closure と重力との釣り合いを満たす接触力を最小にする関節トルクを求める; d) この把持可能な形状化での把持物体を加味した定位推力を求める; e) Eq 7.12 を用いて, すべての把持可能形状に関するコストを計算し, 記録する; f) Eq 7.12 に基づいて, 最適領域を全探索で探す．

### 7.2.3 最適把持形状探索手法の評価

ここでは, 円柱体および立方体を用いて, 提案する最適把持形状探索手法の評価を行う．用いる機体は Fig.5.8 に示されている 4 リンク構成の 2 次元変形型モデルである．機体のリンク長  $l_L$  とリングガードの半径  $R_{duct}$  はそれぞれ 0.6[m] と 0.2[m] である．機体と物体の重さはそれぞれ 3.34[Kg] と 1[Kg] である．摩擦係数 0.3 と仮定しており, これは平均的な数値である．Eq 7.10 における係数  $w_1$  と  $w_2$  はともに 0.5 である．

#### 円柱体

円柱体の直径を 0.25[m] とする．円柱体の場合, 初期変数は  $\delta_1$  のみであり, 探索領域の幅を 0.087[rad] とする．Fig.7.4 (a) は提案した探索手法で得られた最適形状  $q_{des}$  の元で把持されたときの様子を示している．Fig.7.5 の 4 つの図はそれぞれ  $\delta_1$  の変化に伴う  $\tau$  の最大成分の推移, 把持後定位推力の最大値の推移, 把持後定位推力の最小値の推移及び各把持可能な形状におけるコスト (Eq 7.10) の分布を表している．赤色の部分は最適な把持領域 ( $\delta_1 \in [-0.0730, 0.014]$ ) を表している．その上下限に対応する把持形状はそれぞれ  $\bar{q} = [1.476, 1.506, 1.476]$  と  $\underline{q} = [1.569, 1.412, 1.569]$  である．また, 最適把持

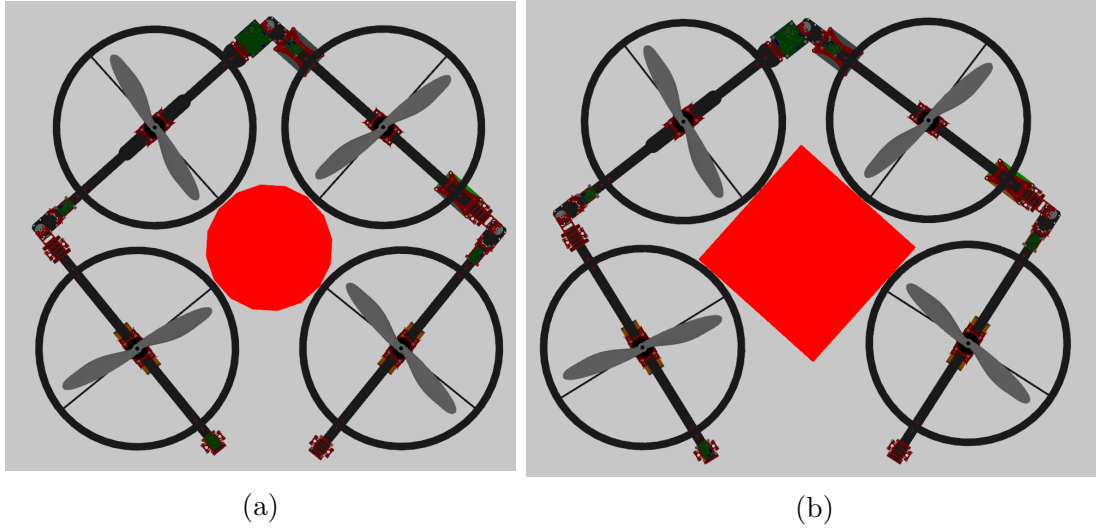


Fig. 7.4: The best form to grasp box-type and cylinder-type object resulted from the proposed searching method.

形状は  $q_{des} = [1.523, 1.459, 1.523]$  となる．最適形状では維持するときの関節トルクは  $\tau = [1.600, 3.186, 1.600]$  となり，把持後の定位推力は  $F_{TOHF} = [9.685, 11.626, 11.587, 9.646]$  である．初期変数に伴う， $\max(\tau)$ ， $\max(F_{TOHF})$  及び  $\min(F_{TOHF})$  の変動は微小であることがわかる．これは把持可能形状の範囲が狭く，円柱体と機体の相対位置がほとんど変化していないことが原因だと考えられる．

### 立方体

物体の断面が正多角形でない場合は，各辺に対して把持可能形状を探索する必要があるが，立方体の場合は一辺のみの探索となる．立方体の辺長を  $0.3[m]$  とする．また，初期変数は  $\delta_1$  と  $d_1$  の2つである．探索のウィンドウ領域のサイズは  $d : 0.03[m]; \delta : 0.087[rad]$  となる．Fig.7.4 (b) は提案した探索手法で得られた最適形状  $q_{des}$  の元で把持されたときの様子を示している．Fig.7.6 の4つの図はそれぞれ初期変数  $\delta_3$  と  $d_3$  の変化に伴う  $\tau$  の最大成分の推移，把持後定位推力の最大値の推移，把持後定位推力の最小値の推移及び各把持可能な形状におけるコスト (Eq 7.10) の分布を表している．赤色の部分是最適な把持領域 ( $\delta_3 \in [\underline{\delta}_3, \bar{\delta}_3] = [-0.225, -0.138]; d_3 \in [\underline{d}_3, \bar{d}_3] = [0.105, 0.135]$ ) を表している．その上下限に対応する把持形状はそれぞれ  $\bar{q} = [1.484, 1.307, 1.480]$  と  $\underline{q} = [1.500, 1.304, 1.447]$  である．また，最適把持形状は  $q_{des} = [1.493, 1.306, 1.465]$  となる．最適形状では維持するときの関節トルクは

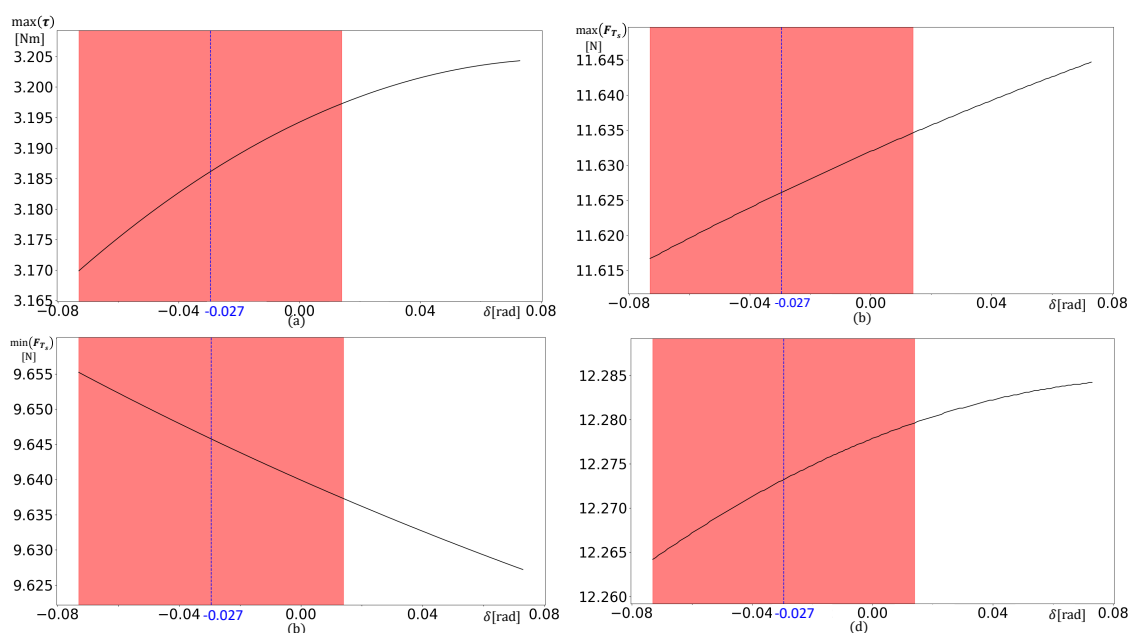


Fig. 7.5: The result of proposed searching method to find best form to grasp cylinder using quad-rotor type(Fig.5.8 ). (a): the change of the max component in the vector  $\tau$  while changing the angle  $\delta$  (the angle between link and tangent link crossing the corresponding contact point as shown in Fig.7.2 (a)); (b) the change of the max component in the vector of thrust  $\tau$  while grasping object and hovering; (c) the change of the min component in the vector of thrust  $\tau$  while grasping object and hovering. (d) the change of the cost value described in Eq 7.10 . The red area and the blue dashed line correspond to the valid grasping form ranges and the best grasp form respectively as discussed in Eq 7.12

$\tau = [1.782, 3.094, 1.201]$  となり，把持後の定位推力は  $F_{TOHF} = [9.883, 11.319, 11.389, 9.953]$  である．

Fig.7.6 から  $\max(\tau)$  と  $F_{TOHF}$  の分布の傾向は異なることがわかる．さらに，コスト (Eq 7.10) の分布の傾向は  $\max(\tau)$  のものに類似している．これは  $\max(\tau)$  の変動が  $\max(F_{TOHF})$  と  $\min(F_{TOHF})$  の変動より激しいことが原因だと考えられる．

## 7.2.4 物体への接近と空中把持戦略

本研究において，物体の形状と位置は既知とし，前述の物体に対する最適な把持形状の探索は事前に行われる．よって，目標とする把持形状と正しい接触点の実現がこの空中接近と把持戦略の目的となる．一つの方法として，各目標接触点と対応する機体ダクトの点の相対

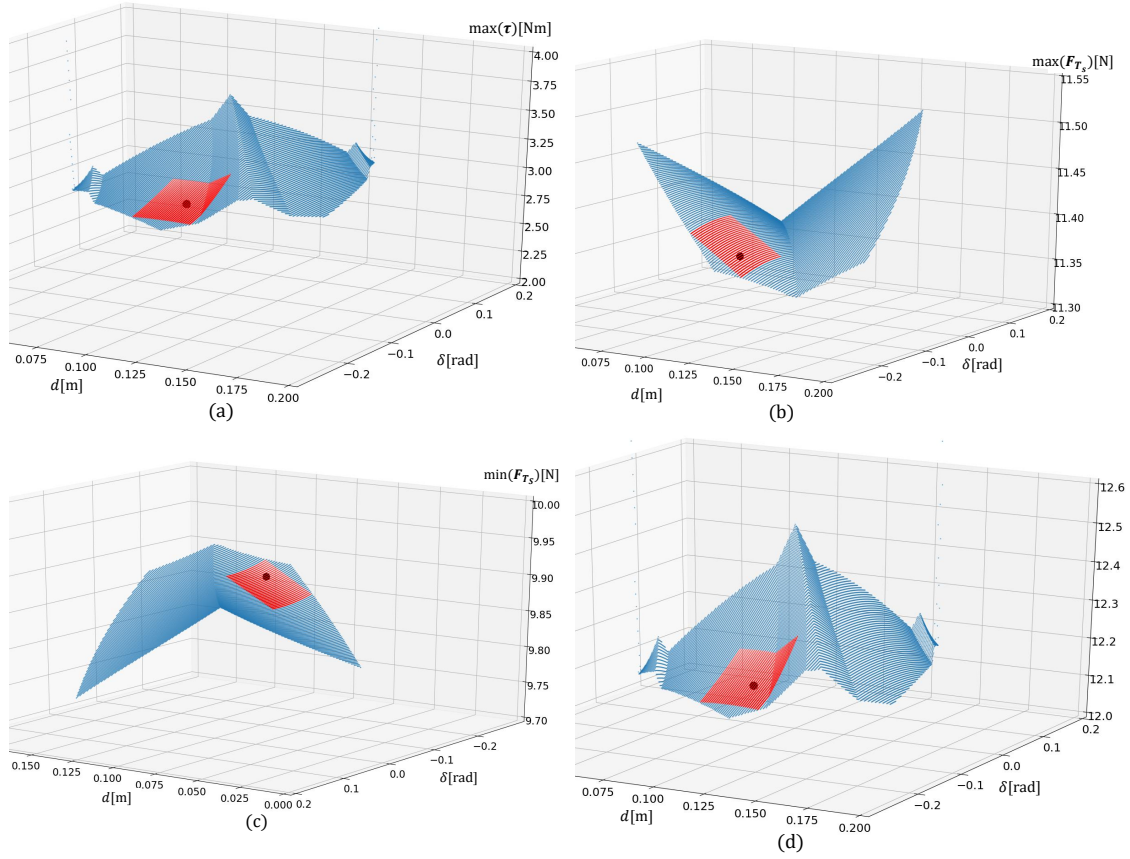


Fig. 7.6: The result of proposed searching method to find best form to grasp box using quad-robot type (Fig. 5.8). (a): the change of the max component in the vector  $\tau$  while changing the angle  $\delta$  (the angle between link and tangent link crossing the corresponding contact point) and the contact distance  $d$  as shown in Fig. 7.2 (a); (b) the change of the max component in the vector of thrust  $\tau$  while grasping object and hovering; (c) the change of the min component in the vector of thrust  $\tau$  while grasping object and hovering. (d) the change of the cost value described in Eq. 7.10. The red area and the blue dashed line correspond to the valid grasping form range and the best grasp form respectively as discussed in Eq. 7.12. Note that the view angle of the third plot is different with other plots, resulting in the relative different position of the area in the space.

距離を最小にするような位置制御を実行する戦略が挙げられるが、物体に接近したときに生まれた気流による外乱は無視できず、安定な位置制御は難しいと考えられる。また、物体を把持するには、機体はまず把持状態よりも開いた形状で物体を囲む必要がある。次に形状を閉じ、物体を把持するが、接触点における静摩擦を無視するのであれば、物体は機体の把持形状に徐々に馴染んでいく。しかし、本研究では機体と同じオーダーの物体を持ち上げるた

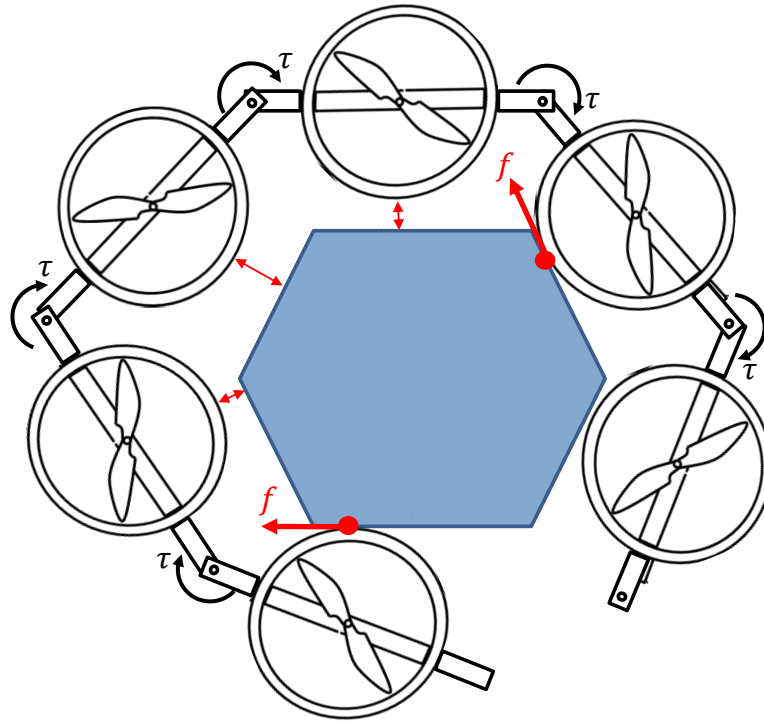


Fig. 7.7: The improper approach and grasp method which depends on the slipping motion between duct and the object surface and may cause the stuck problem if the joint torque  $\tau$  can not exceed the value of the friction  $f$  at the contact points.

め、高い摩擦係数が必要不可欠である。したがって、Fig.7.7 のように目標と違う接触点が複数存在すると、機体は物体に対して完全に静止してしまい、それ以上の動きは不可能となる。この時に、完全な把持による force-closure は実現できず、物体を安定に持ち上げることはできない。

そこで、本研究では、目標把持形状で物体と接触することを必ず保証できる動作戦略を提案する。Fig.7.8 に示されているように、この戦略の要は隣同士の二つのリンクによる最初の二つの接触をいかに正しくするかにある。また、この二つのリンクを繋げる関節を中央関節と命名し、もし、中央関節角度が目標把持形状時の値と一致し、かつ二つのリンクが物体と接触していれば、少なくとも円柱体の把持問題においては、最初の二つの接触点は正しいと考えられる。直角柱の場合において、Fig.7.2 (b) に示されているように、正しい接触点は二つの変数 ( $d$  と  $\delta$ ) によって決定される。しかし、もし中央関節角度が一定であれば、二つの変数のどちらかを決定すれば、もう片方の値も一意的に決まる。ここで、機体のプロペ

ラを保護する円形のダクトによる物体側面での転がり運動に着目すれば，直角柱の断面の辺と対応するリンク間の角度  $\delta$  は機体の yaw 軸制御により比較的容易に調整することができると考えられる．角度  $\delta$  と中央関節角度がともに最適形状下での目標値に一致すれば，両側にある二つのリンクは物体と目標にした点で接触できることが導き出せる．この状況は接近段階の最終局面とみなせる．そして，把持段階に入り，中央関節の両側の関節から段階的に回転運動を実行する．すべてのリンクが物体と接触したとき，理論上機体形状は目標の把持形状と一致する．この事実は，Fig.7.2 に示した接触点の再帰的な求め方から容易に導き出せる．

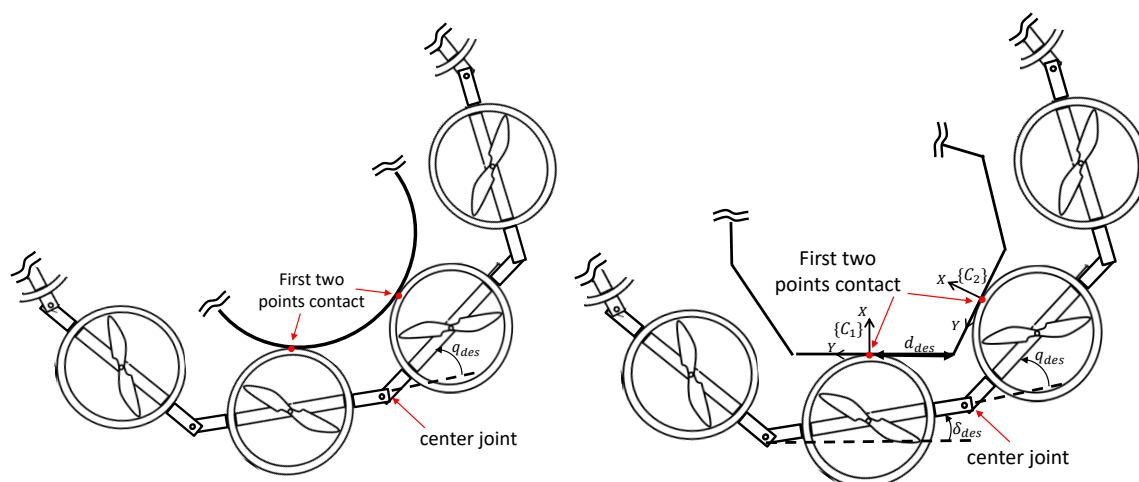


Fig. 7.8: The concept of improved approaching motion. The key point is to achieve the first two points contact by the two continuous links on the both side of center joint. The angle of center joint is set as  $q_{cj\_des}$  which is the result form the proposed searching method.

提案する戦略における一連の動作は Fig.7.9 に示されているように，3つの段階に分かれる．つまり，接近段階 (approach phase)，把持段階 (grasp phase)，把持完了段階 (closure phase) である．接近段階はさらに，3つの小段階に分かれる：物体上空への接近 (approaching above object)，変形と降下 (transforming and descending)，及び接近接触 (approaching to contact)．

### 接近段階

この段階は物体や地面に接近したときに起きる気流の外乱の影響を最小限に抑えるため，3つの小段階に分かれる．最初の二つの小段階は目標位置と yaw 軸角度  ${}^{(W)}r_x, {}^{(W)}\alpha_{z\_des}$  にで

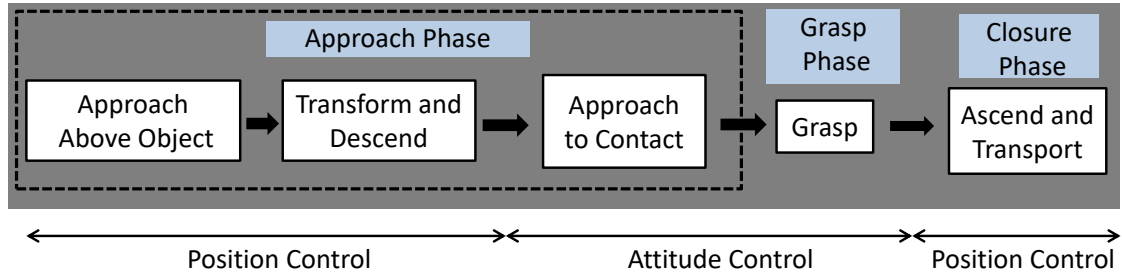


Fig. 7.9: The strategy of aerial approach and grasp motion which can separate into 3 phases: approach, grasp and closure. The approach phase contains three sub-phase: approaching above the object, transforming and descending, and approaching to contact the object

きるだけ近づけるために設計され，第三小段階は加速度制御によって最初の2つの接触を正しく実現するために提案された．

**物体上空への接近** この小段階では，機体は一定の高さを維持しながら物体の真上まで接近する．目標値は機体の水平面での位置と yaw 軸角度である．この動作は地面や物体から離れているため，気球の外乱は無視でき，また下向きのイメージセンサによる物体検出も可能にするという利点がある．本研究では，物体の位置と形状は既知とし，物体検出は行わないとする．

**変形と降下** 機体の水平面での位置と yaw 軸角度が目標値に収束すれば，上記の上空接近動作は完了したみなし，機体の変形を行う．この小段階での目標機体形状は最終の把持形状ではなく，物体を囲むための少し広げた形状である．ただし，中央関節のみは最終の把持形状時と同じ値 ( $q_{cj_{des}}$ ) となる．これは，次の小段階で非常に重要な役割を果たす．その他の関節に関しては，一応のオフセット ( $\Delta q$ ) を導入する．まとめると，この小段階の目的形状は以下の通りとなる．

$$q_{i_{approach}} = \begin{cases} q_{i_{des}} & (i = i_{cj}) \\ q_{i_{des}} - \Delta q & (otherwise) \end{cases} \quad (7.13)$$

$q_{i_{des}}$  は最終の把持形状時の関節角度である．また，この小段階における機体の水平面での目標位置と yaw 軸角度 ( ${}^{(w)}r_{x_{des}}, {}^{(w)}r_{y_{des}}, {}^{(w)}\alpha_{z_{des}}$ ) は前の小段階と同じである．次の降下動作に備えて，機体が物体と衝突しないことは保証すべきである．よって，円柱体と直角柱に対し

て、それぞれ異なる位置のオフセットが以下のように設計された:

$$Cylinder : \quad {}^{(W)}\mathbf{r}_{offset} = d_{offset} {}^{(W)}\hat{\mathbf{r}}_{P_o P_{cj}} \quad (7.14)$$

$$Convex Polygonal Column : \quad {}^{(W)}\mathbf{r}_{offset} = -d_{offset} ({}^{(W)}\mathbf{n}_{(C_i),y} + {}^{(W)}\mathbf{n}_{(C_i),y}) \quad (7.15)$$

円柱体の場合、記号  $\wedge$  はベクトル  $\mathbf{r}$  と同じ向きを持つ単位ベクトルを意味する．また、 $P_o$  と  $P_{cj}$  はそれぞれ物体の重心と中央関節の位置を表している (Fig.7.10)．一方、直角柱の場合、Fig.7.2 (b) and Fig.7.3 と同じ座標系で記述すべく、断面の凸多角形の辺に対応する座標系を  $C_i$  と定義する．単位ベクトル  ${}^{(W)}\mathbf{n}_{(C_i),y}$  は絶対座標系  $\{W\}$  からみる各辺の  $y$  軸方向の向きを表している． $d_{offset}$  はオフセット距離を示すスカラー量である．よって、中央関節の両側のリンクが物体と正しく接触している時の機体重心位置を  ${}^{(W)}\mathbf{r}_{contact}$  と定義すれば、最初の二つの小段階における機体重心の目標位置  ${}^{(W)}\mathbf{r}_{des}$  は以下のように求まる:

$${}^{(W)}\mathbf{r}_{des} = {}^{(W)}\mathbf{r}_{contact} + {}^{(W)}\mathbf{r}_{offset} \quad (7.16)$$

一方、yaw 軸角度の目標値  ${}^{(W)}\alpha_{z_{des}}$  は次の把持段階時の目標値 ( ${}^{(W)}\alpha_{z_{grasp}}$ ) と同じである．第3章で論じたように、2次元変形型の多リンク系モデルにおける重心の yaw 軸角度はIMU やFCU が搭載されているベースリンクのものと一致する．また、本研究で実装した機体において、ベースリンクは通常中央関節の両側のどちらかに位置する．つまり、この小段階において、機体は変形するが、中央関節は回転しないため、機体の yaw 軸角度は常に一定である．

変形が完了次第、機体は物体を把持できる高さまで降下する．降下により、物体や地面から受ける気流の外乱の影響は徐々に大きくなるが、機体の水平方向の位置と yaw 軸角度がすでに前の小段階で収束しているため、大きくドリフトすることはないと考えられる．

**接触接近** この小段階の目的は、中央関節の両側にあるリンクと物体間の適した2点接触を実現することである．この時点では、地面や物体に非常に近いため、気流により外乱の影響は無視できないほど大きい．よって、フィードバック制御に基づく位置制御の代わりに、フィードフォワードの加速度操作を適用する．また、円柱体と直角柱に対して、異なる加速度目標値の計算方法を提案する．

- 円柱体: 目標加速度は以下のように設計されている:

$${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{des} = a_{des} {}^{(W)}\hat{\mathbf{r}}_{P_{cj} P_o} \quad (7.17)$$

$a_{des}$  は目標加速度のスカラー量であり， ${}^{(W)}\hat{\mathbf{r}}_{P_{cj}P_o}$  は中央関節位置  $P_{cj}$  から物体重心  $P_o$  までのベクトルと同じ向きを持つ単位ベクトルである．Eq 3.25 に示されているように，yaw 軸角度が一定であれば，偏向機構を持たない機体モデルの加速度と機体の傾き角度の間には線形な関係が存在する．また，加速操作によって，機体が物体と接触したあとでも，機体の円形ダクトによって，物体側面で転がり動作を実行することが可能である．こうした転がり運動は物体と機体の相対位置を調整するもう一つの非常に強力な動作である．なお，高さ方向に関しては依然として位置制御を行う．理論上，加速度操作によって，中央関節の両側のリンクと物体は同時に接触するが，実環境においては，様々な誤差の存在によって，このような理想な状況は実現不可能と考えられる．つまり，常に一点接触となる．その場合，Fig.7.10 に示されているように，転がり運動によって，接触していないリンクと物体間の距離を縮ませることができる．転がり運動を実行するには，機体と物体は必ず一点で接触していることと，適切な yaw 軸制御が必要である．前者の条件は接触点に対して十分な力が作用できるよう適切な加速度を与えることで保証することができる．後者の条件に関しては，下記の制御則を提案する．

$${}^{(W)}\alpha_{z_{des}} = {}^{(W)}\alpha_z + \Delta\alpha \quad (7.18)$$

${}^{(W)}\alpha_z$  は機体の現在の yaw 軸角度であり  $\Delta\alpha$  は一定方向への旋回を促す微小な値である．なお，接触を検出するには，通常接触センサを用いるが，この応用例に関しては，すべてのリンクのダクトに接触可能な円弧にセンサを貼り付ける必要があるが，これは現実的ではない．よって，機体と物体の相対位置から，ダクトと物体側面の接触具合を推定する．ダクトの円心の位置はプロペラ推力の作用点  $\mathbf{r}_{rotor_i}$  と一致する．この位置は機体の関節角度と重心位置から容易に求まる．よって，ダクトと物体間の距離は以下のよう to 得られる．

$$d_{gap_i} = \|{}^{(W)}\mathbf{r}_{rotor_i} - {}^{(W)}\mathbf{r}_{object}\| - R_{duct} - R_{object} \quad (7.19)$$

$R_{duct}$  と  $R_{object}$  はそれぞれ，ダクトと物体の半径であり， ${}^{(W)}\mathbf{r}_{object}$  は物体の重心を表す．したがって，下記のような閾値を導入して，機体と物体の接触を判断する

$$contact : d_{gap_i} < d_{thresh} \quad (7.20)$$

中央関節の両側のリンクがともに物体と接触したと検出できたら，接近段階は完了したとみなす．

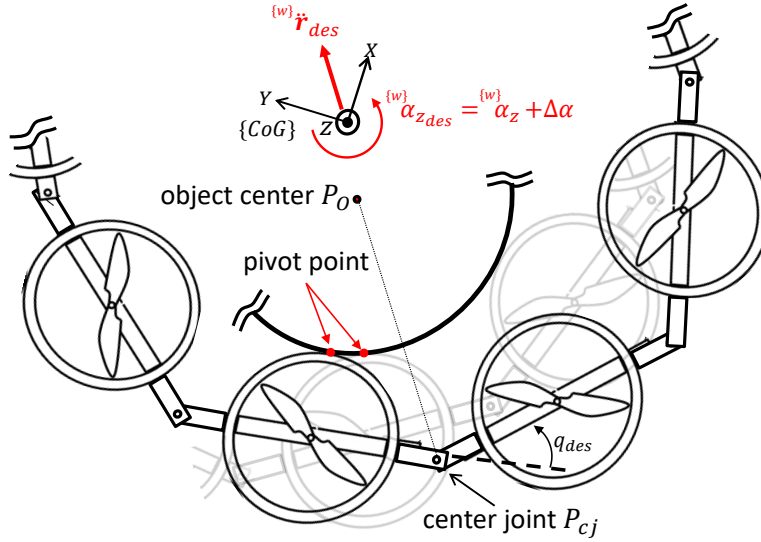


Fig. 7.10: The rolling motion on the surface of cylinder. The desired acceleration of robot  $\{W\}\ddot{\mathbf{r}}_{des}$  is parallel with the line segment from center joint  $P_{cj}$  to object center  $P_o$ , and the desired yaw angle  $\{W\}\alpha_{z_{des}}$  contains the constant offset  $\Delta\alpha$ , resulting in the final two points contact shown as the transparent form.

- 直角柱: 直角柱の場合は, 前述の通り, 正しい2点接触を実現するには, 中央関節の角度以外にも, リンクと対応する凸多角形断面の辺の角度  $\delta_{des}$  を考慮する必要がある. よって, 円柱体で提案した転がり運動のみでは目標の  $\delta_{des}$  への収束性を保証できないため, 直角柱ではさらに摩擦の無視できるスライド運動を導入する. まず, 一点接触の場合に着目し, 接触しているリンクと対応する凸多角形断面の辺の角度は目標値  $\delta_{des}$  と一致していると仮定する. このとき, 第一接触点が存在する凸多角形断面の辺に沿って, 機体を平衡移動させれば, 2個目の接触点はいずれ生成され, かつ,  $\delta_{des}$  は保証される. このスライド動作によって, 第一接触リンクと物体間で相対運動が発生するが, 接触辺における法線方向の力は小さいため, 第一接触点における動摩擦力は微小とみなせる. したがって, もう片方のリンクが接触している場合も考慮すると, Fig.7.11 (a) に示されているように, 2つの異なる方向を指すスライド運動が存在する. そこで, 下記のような重み付け和で統合された目標加速度値を機体に与える.

$$\{W\}\ddot{\mathbf{r}}_{des} = a_{des} \{W\}\hat{\mathbf{b}} \quad (7.21)$$

$$\{W\}\hat{\mathbf{b}} = \frac{d_{gap1} \{W\}\mathbf{n}_{\{C_1\},y} - d_{gap2} \{W\}\mathbf{n}_{\{C_2\},y}}{d_{gap1} + d_{gap2}} \quad (7.22)$$

$$d_{gap_i} = \{W\}\mathbf{n}_{\{C_i\},x} \cdot (\{W\}\mathbf{r}_{\{C_i\}} - \{W\}\mathbf{r}_{rotor_i}) - R_{duct} \quad (7.23)$$

${}^{(W)}\mathbf{r}_{\{C_i\}}$  は世界座標系  $\{W\}$  からみる凸多角形断面の  $i$  番目の辺の座標系  $\{C_i\}$  の原点である． ${}^{(W)}\mathbf{n}_{\{C_i\},x}$  と  ${}^{(W)}\mathbf{n}_{\{C_i\},y}$  は座標系  $\{C_i\}$  の  $x$  と  $y$  軸の単位ベクトルを表している．なお，二つのリンクがともに物体と接触している場合，この目標加速度値の制御則は適用されず，目標値は 0 となる．つまり，この接近段階において，理論上は接触点における法線方向の力は発生しないと考えられる．言い換えれば，摩擦も理論上発生しない．

一方， $i$  番目のリンクと対応する辺の角度  $\delta_i$  も目標値  $\delta_{i_{des}}$  に収束させる必要がある．説明の便宜上，機体の重心座標の向きと一致する機体のベースリンクを取り上げる．ベースリンクに対応する凸多角形断面の辺の向き  $\alpha_{\{C_{baselink}\},z}$  は物体の姿勢  ${}^{(W)}R_{object}$  から容易に求まる．よって，ベースリンク（ないし機体の重心座標）の目標 yaw 軸角度は以下のように与えられる．

$${}^{(W)}\alpha_{z_{des}} = {}^{(W)}\alpha_{\{C_{baselink}\},z} + \delta_{baselink_{des}} \quad (7.24)$$

前述のように，接触点における法線方向の力と摩擦は理論上発生しないため，Fig.7.11 (b) に示されているようなスライド運動と yaw 軸周りの旋回運動は常に可能となる．また， $\delta$  に対する収束判定は下記のような上下限を設けている．

$$convergence : \underline{\delta}_{baselink} < \delta_{baselink} < \bar{\delta}_{baselink} \quad (7.25)$$

上下限の値  $(\underline{\delta}_{baselink}, \bar{\delta}_{baselink})$  は Fig.7.6 で示した赤色の範囲に対応している．なお，この収束判定はベースリンクのみに適用すれば十分である．なぜなら，中央関節角度はすでに目標値と一致しているため，2点接触した状況で片方の  $\delta$  が収束していれば，もう片方の  $\delta$  も理論上収束しているべきである．

よって，2点接触が検出され，さらにベースリンクと対応する辺の角度  $\delta_{baselink}$  が収束していれば，直角柱に対する接近動作は完了したとみなせる．

## 把持段階

この段階では，中央関節以外の関節がそれぞれの目標値  $q_{i_{des}}$  に向けて回転運動を開始する．しかし，実環境において関節角度の推定誤差が存在する．さらに，物体の実寸も完全な円柱体あるいは直角柱になることは不可能である．つまり，目標とする把持形状  $q_{des}$  で force-closure が実現できない場合もある．つまり，このようなモデル誤差を補償すべく，下

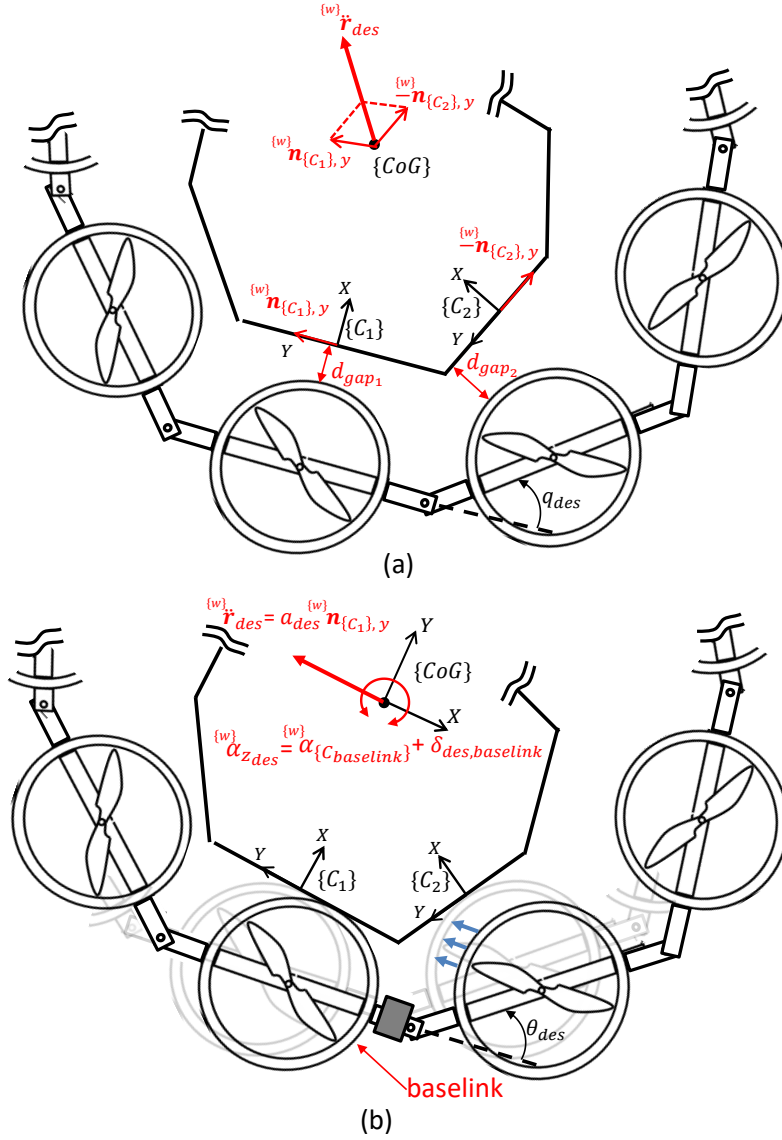


Fig. 7.11: The approach motion to contact in the case of polygon. (a) The desired acceleration  ${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{des}$  is the combination of the two vectors which are parallel with the direction of the  $y$  axis of the contact frame  $\{C_i\}$ . (b) The slide motion can be achieved by the proposed acceleration  ${}^{(W)}\ddot{\mathbf{r}}_{des}$  which is parallel to the direction of the polygon side. Note that, we assume the link corresponding to the first contact is baselink (which has same orientation with  $\{CoG\}$  frame). Then the desired yaw angle of the aerial robot can be calculated as shown in (b)

記のような微小な角度を導入し，各関節に一定の付加トルクが発生するまでこの値を毎周期

累加させる方法を提案する．

$$q_{k+1,i} = \begin{cases} q_{k,i} + \Delta q_{grasp} & (load_i < load_{thresh}) \\ q_{k,i} & (otherwise) \end{cases} \quad (7.26)$$

また，物体と接触するリンクの順番も非常に重要である．もし，機体の末端のリンクが最初の2点接触の次に物体と接触してしまうと，Fig.7.7 に示された問題が発生する．よって，関節のレベルを付与し，中央関節 ( $i_{cj}$ ) をレベル1と定義する．次に，中央関節の両隣の関節 ( $i_{cj} + 1$ ,  $i_{cj} - 1$ ) をレベル2にする．このように，外側の関節のレベルを上げていく．現在回転運動を実行している関節レベルより高い関節は動かず，現レベルの関節がすべて一定以上トルクが付加された場合のみに，実行レベルを一つ上げる．なお，トルク  $\tau$  の代わりに負荷  $load$  を用いているのは，通常トルクの計測は難しく，しかし，トルクと比例する負荷 (e.g. 電流) は容易に計測できるためである．

また，この段階において，接触点の法線方向に十分な力を与えることで，機体と物体の相対的な静止状態を保証される．よって，中央関節の位置  $P_{cj}$  から物体重心  $P_O$  を指す一定の加速値  ${}^{(w)}\ddot{r}_{des}$  が機体に与えられている．

すべてのリンクが物体と接触した後，前述の最適把持形状の探索で得られた force-closure を保証する関節トルクベクトル  $\tau_{des}$  をもとに，各関節の目標角度を微小に調整する．なお，最適把持形状の探索で設定した把持時の静摩擦係数は一般的なもの (e.g. 0.3) で，実環境のものとは一致するとは限らない．しかし，force-closure の関節トルクベクトルの個々の成分の絶対値ではなく，成分同士の相対的な比率が重要である．なぜなら，この比率は静摩擦係数や物体の重さと関係なく，一定値になるからである．よって，関節の目標の負荷は下記のように再定義される．

$$load_{i_{des}} = load_{cons} \frac{\tau_{i_{des}}}{\min(\tau_{des})} \quad (7.27)$$

$\min(\tau_{des})$  は前述の最適把持形状の探索で得られた把持トルクベクトル  $\tau_{des}$  の最小成分である．定数  $load_{cons}$  は Eq 7.26 の  $load_{thresh}$  と一致する．よって，微小な角度  $\Delta q_{load}$  を持つて，関節の負荷が指定した範囲内に収まるよう下記のように関節の角度を調整する．

$$q_{k+1,i} = \begin{cases} q_{k,i} + \Delta q_{load} & (load_i < load_{des,i} - \Delta load_{closure}) \\ q_{k,i} - \Delta q_{load} & (load_i > load_{des,i} + \Delta load_{closure}) \\ q_{k,i} & (otherwise) \end{cases} \quad (7.28)$$

### 把持完了段階

すべての関節負荷が目標範囲内に収まれば、把持動作は完了したとみなし、機体の上昇と物体の運搬を開始する。注意すべき点として、物体が機体に付加されたため、機体の重心が移動し、プロペラの配置  $Q$  (Eq 3.28) が変わる。これらの値は事前に行った最適把持形状探索で求まる。さらに、LQI 制御モデル (Eq 3.30) におけるマスパラメータ  $(M, {}^{CoG}I_{\Sigma})$  も更新する必要がある。

### 7.2.5 実証実験

提案した全身抱え込み動作による物体の把持と運搬行動の実証実験において、円柱体と立方体の 2 種類の対象物体が用意され、それぞれに対して上記の把持形状探索を事前に行い、さらに実機で接近及び把持戦略を実施した。なお、物体のコンフィギュレーションは探索時のもので (Eq 7.4) と同じものとする。再掲となるが、物体の重さはともに 1[Kg] である。なお、物体の位置は motion capture によって同定されている。また、本実験は物体を指定した箱への投下を運搬の最終目標とする。

Fig.7.12 と Fig.7.15 に示されているように、一連の動作は下記の 6 つのフェーズに分かれる: ① ~ ②: 通常形状を維持したまま、物体の上空に移動する (Fig.7.9 の接近段階の第一小段階); ③ ~ ⑤: 変形を行った後降下する (Fig.7.9 の接近段階の第二小段階); ⑥ ~ ⑧: 物体に接触するよう接近し、最初 2 点接触を実現する (Fig.7.9 の接近段階の第三小段階); ⑨ ~ ⑩: 把持動作を行い、force-closure が実現する (Fig.7.9 の把持段階); ⑪ ~ ⑫: 物体を持ち上げて、箱まで運搬する (Fig.7.9 の把持完了段階); ⑬ ~ ⑭: 箱の上空で変形により物体を投下する。

なお、ダクトと物体間の十分な静摩擦力を保証するため、ダクトの縁には研磨スポンジが貼り付けられている。また、関節負荷の範囲を  $[-1, 1]$  になるよう正規化を行った。Eq 7.26 の把持判断に使われる負荷の閾値  $load_{thresh}$  と force-closure を保証する最小の負荷  $load_{cons}$  (Eq 7.27) はともに 0.2 とする。この値で物体を持ち上げられることは事前に確認できている。

## 円柱体の把持と運搬動作

⑥～⑧間の動作はFig.7.10で示した物体の側面での転がり運動を表している。Fig.7.14に示されているように、第三リンク  $link_3$  が最初に物体と接触する。しかし、このリンクのダクトと物体間の距離  $d_{gap}$ (Eq 7.19) は0に収束していない。これは motion capture や関節角度センサの微小な計測誤差に加え、対象物体が完全な円柱ではないことが原因だと考えられる。よって、接触検出の許容度  $d_{thresh}$ (Eq 7.20) を 0.03[m] と設定する。また、Fig.7.14に示されているように、転がり運動の間、機体に与える目標加速度値は yaw 軸角度  ${}^{(w)}\alpha_z$  の変化によって変動していることがわかる。これは Fig.7.10 に示されているように目標加速度の向きは常にベクトル  $r_{P_{c_j}P_o}$  と平行しているという事実と一致している。

2点接触が確認された後 (e.g. ⑧), 機体は把持段階へと遷移し, *secrefgrasp\_motion* で示した関節レベルに準じた把持変形動作を開始する。レベル1の中央関節は第二関節  $j_2$  である。把持段階において、理論上中央関節の両側のリンクはともに物体と接触しているため、この関節角度は変わらない。しかし、Fig.7.13に示されているように、この関節角度も変化している。これは、Eq 7.20に示されている接触判定では、一定の許容度 (e.g.  $< 0.03[m]$ ) が存在するため、第二リンクが完全に接触していないにもかかわらず、接触と判断してしまったことが原因だと考えられる。ただ、中央関節の変動は微小なもので、把持段階における関節レベル (*equrefeq : grasping\_motion*) も問題なく上がっていることが確認できている。すべてのリンクが物体と接触したことが確認できたのち、Eq 7.28に示されている関節の負荷調整が行われた。Fig.7.13に示されているように、関節の負荷は把持段階の初期で非常に不安定な挙動を示していることがわかる。これは静止している物体に対して、機体は姿勢制御によって常に振動しており、この状態で両者が接触すると、機体の振動が関節部に伝わってしまったことが主な原因だと考えられる。しかし、機体の全リンクが物体と接触したあとでは、機体は物体に対して相対的に静止するため、このような振動的な負荷現象は消えた。

把持完了段階において、機体の形状は  $q = [1.51, 1.49, 1.46]$  である。これらの関節の値はほぼ Fig.7.5 で示された有効な把持形状範囲内にある。理論上、第一関節と第三関節の角度は一致するべきであるが、前述の計測誤差や物体の形状誤差によって、このような不一致は起こりうると考えられる。一方、物体と機体の高度差はほとんど一定であることから、空中運搬中、物体は滑り落ちていないことが確認できたと考えられる。なお、高度差の微小の変動は (e.g. Fig.7.16における 50[sec] のとき) 機体の水平移動に伴う傾きが原因だと考えられる。

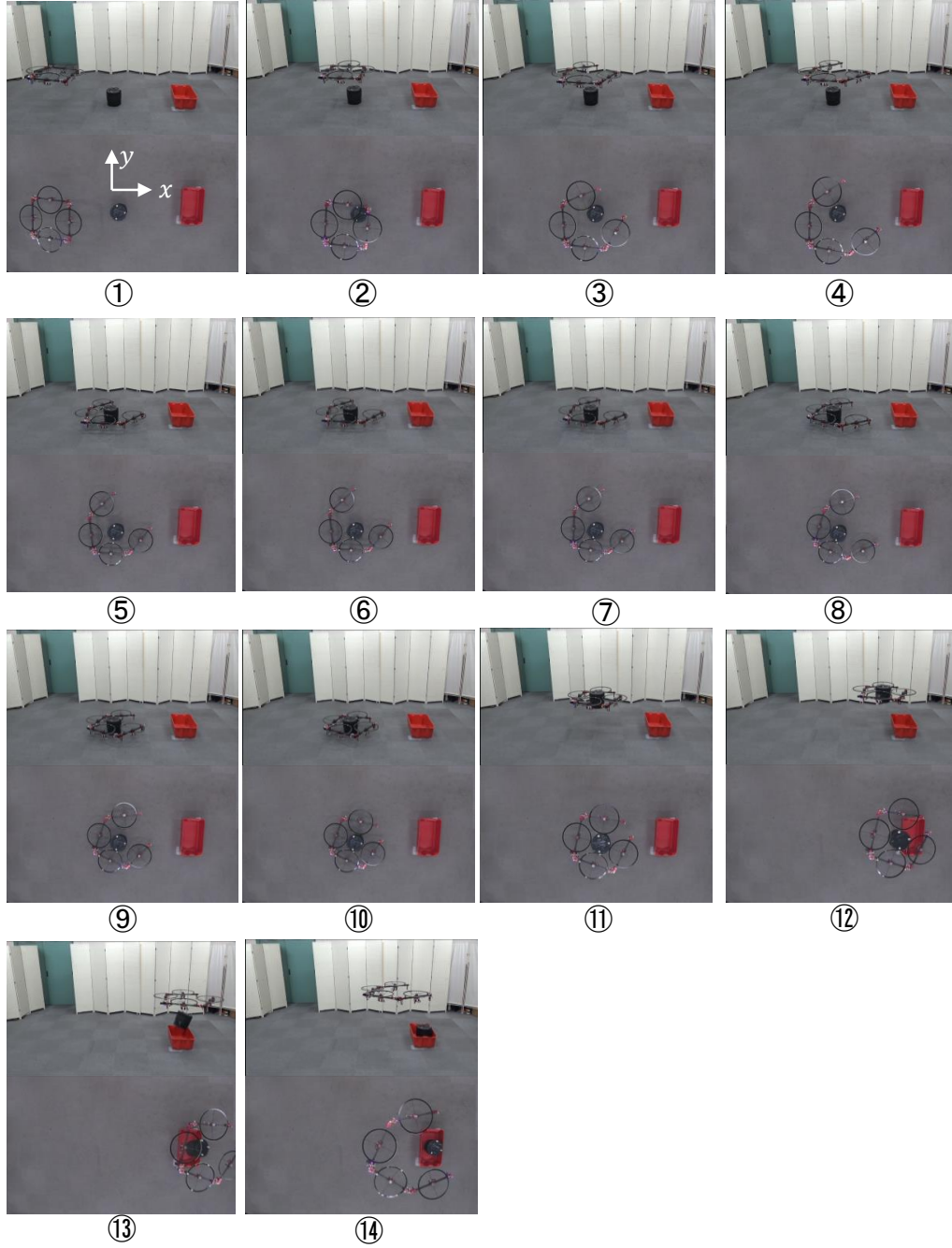


Fig. 7.12: The process of aerial manipulation to transport cylinder object. Upper and lower images are captured from side-view and top-view respectively, and the direction of the world frame  $\{W\}$  is shown in ①.

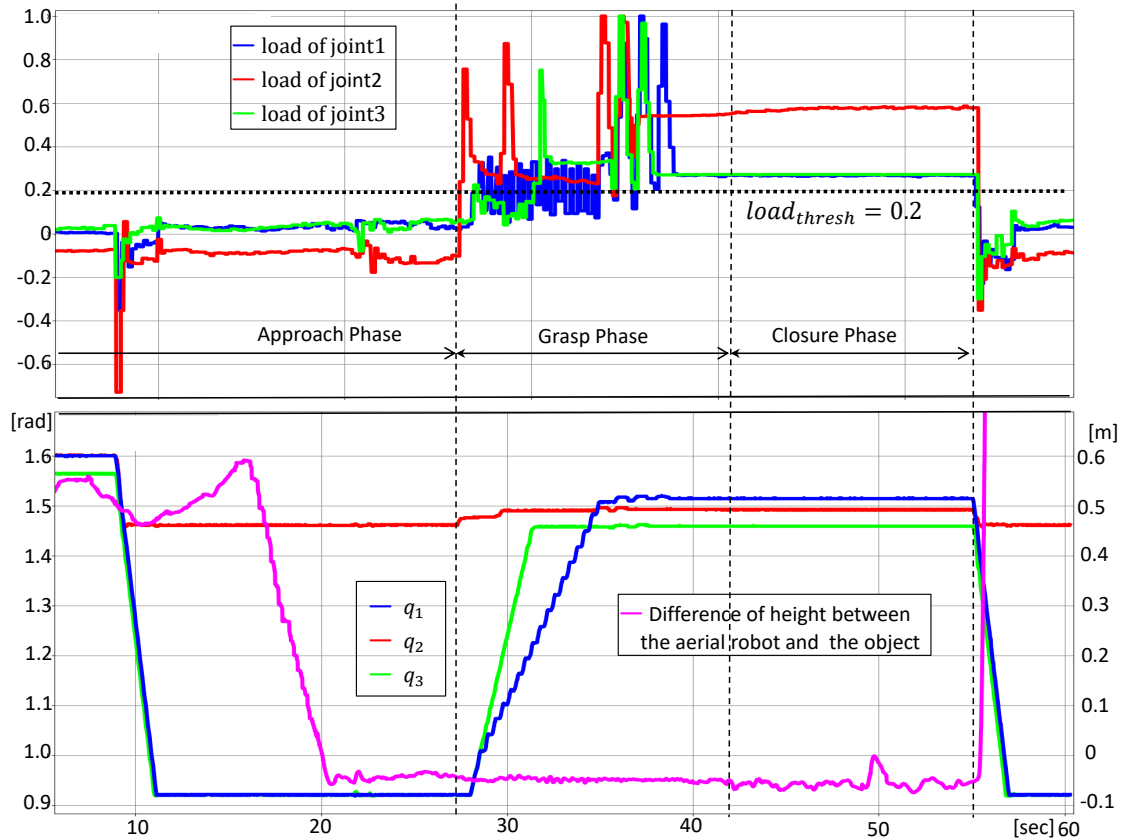


Fig. 7.13: (UP): the normalized load of each joint. (Down): the angle of each joint, and the difference of height between aerial robot and object.

物体を投下した直後、機体の重さが急激に減少し、Eq 3.45 の右辺第2項である積分項が重力以上推力を生成してしまったため、機体は急上昇した。投下と同時に、物体の重さに相応する推力値を積分項から引くという解決方法が挙げられるが、このような処置がなくても、積分項は徐々に(約 10[sec])新しい重さに適応することが確認できている。

#### 立方体の把持と運搬動作

Fig.7.15 に示されたように、立方体を対象とした全身抱え込み動作を用いた運搬行動は前述の円柱体とほぼ同じであり、運搬中機体と物体の高度差はほぼ一定であることから同じく安定な force-closure が実現されていることが実証されている。一方、立方体に関する異なる動作は接近段階の第三小段階における物体に対する相対的なスライド動作である。第三リン

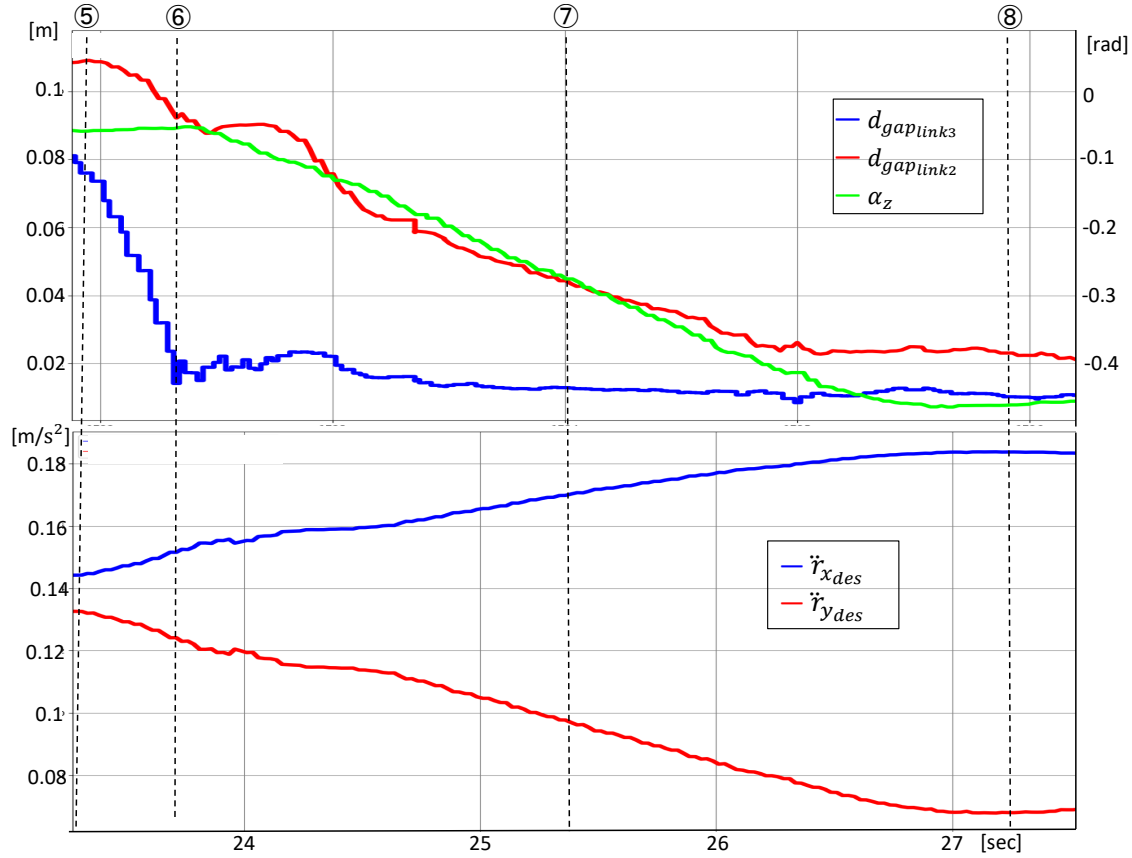


Fig. 7.14: The detail about the third sub-phase in approach phase(approaching to contact). (UP): the change of  $d_{gap_{link_i}}$ : distance between object and each link, along with  $\{^W\}\alpha_z$  the yaw angle of aerial robot. (Down): the changing of  $\{^W\}r_{des}$ : the desired acceleration of aerial robot

クが物体と接触している間，第二リンクのダクトと対応する側面の距離  $d_{gap_{link2}}$  は徐々に縮まっていくことが Fig.7.17 から確認できている．また，第三リンクと対応する立方体側面の角度  $\delta_{link3}$  も有効範囲である  $[-0.225, -0.137796]$  に収まっていることが確認できている．把持完了段階において，機体の形状は  $q = [1.50, 1.32, 1.41]$  である．これらの関節の値はほぼ Fig.7.6 で示された有効な把持形状範囲内にある．微小な違いは前述の通り計測誤差や物体の形状誤差によるものだと考えられる．

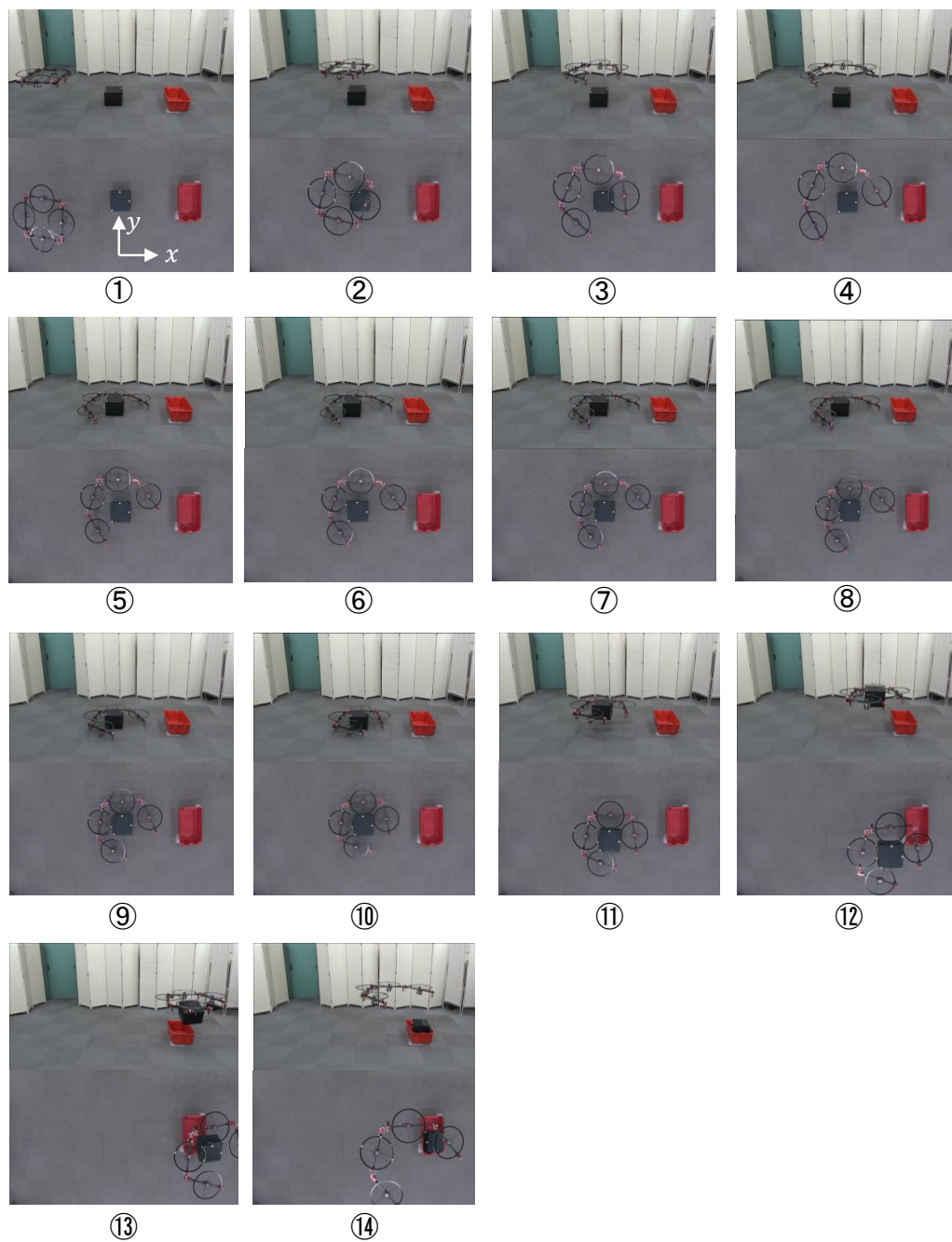


Fig. 7.15: The process of aerial manipulation to transport box object to a case. Upper and lower images are captured from side-view and top-view respectively, and the direction of the world frame  $\{W\}$  is shown in ①.

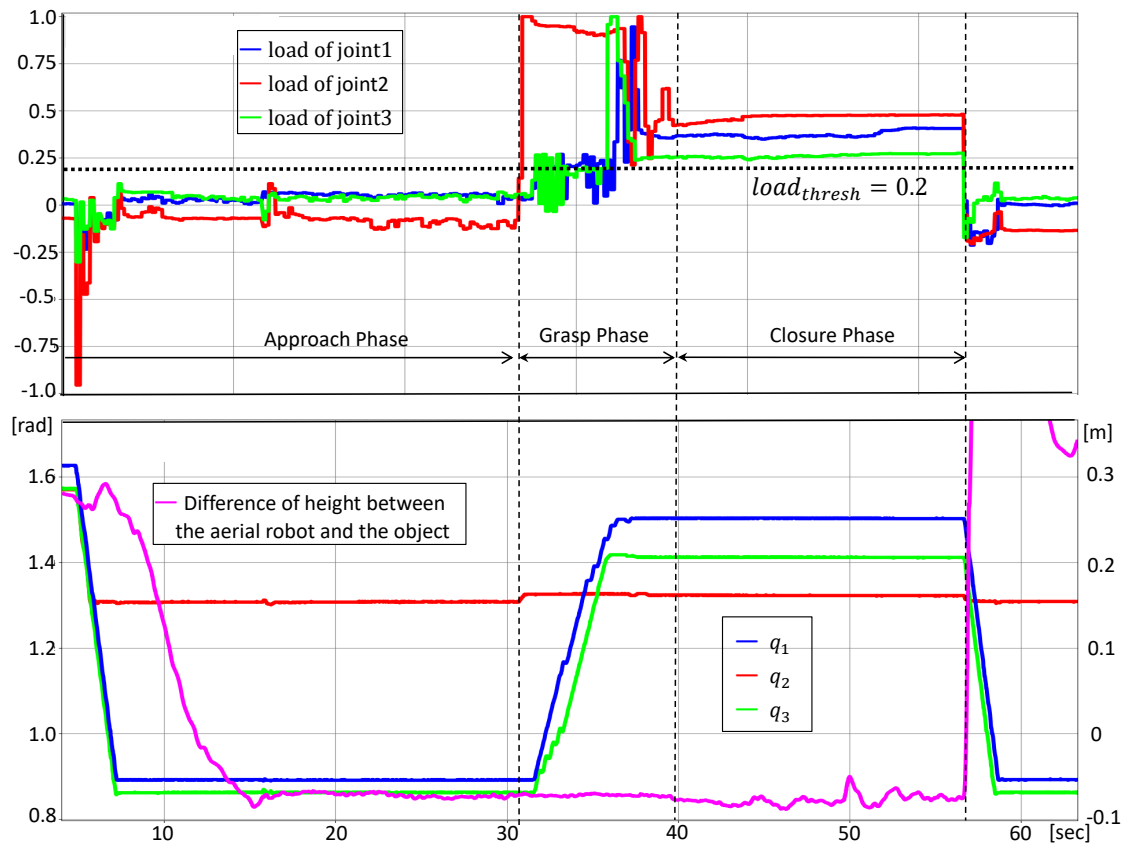


Fig. 7.16: (UP): the normalized load of each joint. (Down): the angle of each joint, and the difference of height between aerial robot and object.

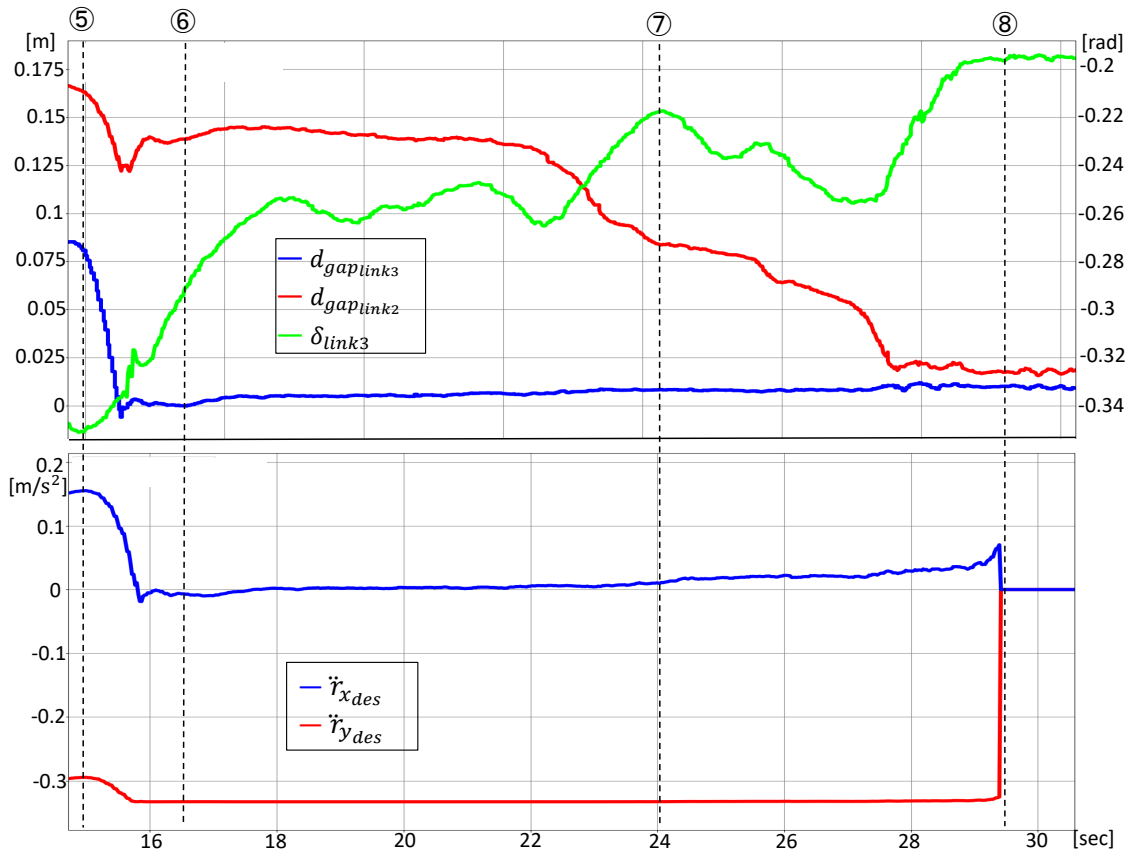


Fig. 7.17: The detail about the third sub-phase in approach phase(approaching to contact).  
 (UP): the change of  $d_{gaplink_i}$ : distance between object and each link, along with  $\delta_{links}$ : the angle between the link3(baselink) and corresponding column surface(polygon side).  
 (Down): the changing of  $t^{\{W\}}\mathbf{r}_{des}$ : the desired acceleration of aerial robot

### 7.3 複雑な狭隘空間における空中変形による潜り動作

従来の剛体型モデルを用いた狭隘空間での移動計画法について、様々なアプローチが提案された [137][138]。また、4 自由度劣駆動系剛体モデルが自身のサイズより小さい隙間を潜りには機体を傾かせる必要があるが、傾いた状態では安定な飛行は保証されないため、先行研究では動的な経路を生成することで実現している [55][56][139]。具体的には、機体は前もって助走し、一定のスピードに達したあと、目標の傾きを維持しながら通過する。通過後はさらに減速する必要がある。しかし、これは隙間の前後に自由空間が十分ないと実現できないものであり、一般的な狭隘空間での実現は難しいと考えられる。よって、急激な加速や減速を伴わない準静的な移動が好ましいと考えられる。それに対して、全駆動性ないし冗長駆動性を有する剛体機体は任意姿勢を維持しながら安定に飛行移動することができ、特に [16] のような細長い形状は狭い隙間を通るのに有利である。しかし、隙間のすぐ先に更に壁がある場合、このような細長い形状は却って不利となる。つまり、全駆動性以上の特性を持つ機体は 6 つ以上のプロペラを要するため、機体の体積は劣駆動系モデルより相対的に大きいことが問題となっている。そこで、隙間の可通過面積と周辺環境 (障害物) を同時に考慮する必要のある複雑な狭隘空間における潜り動作に着目し、空中変形可能な多リンク系モデルの飛行ロボットで実現する。これは、自然界の狭隘空間を蛇が変形して潜り抜けることと類似していると考えられる。

本研究では、従来の剛体モデルにとって、最も難しいとされている縦穴の潜り動作の実現に取り組む。縦穴潜りに関する先行研究について、Mellinger ら [11] は事前に上昇加速を伴う経路の生成法を提案したが、前述のように通過後は減速する必要がある。そこで、本研究では Fig.7.18 に示されたように、縦穴環境にさらに地面と天井を設けることで、環境の複雑性を高めた。これは一般的な災害現場で多くみられる環境と考えられる。地面により、機体は容易に加速することでできなくなり、さらに、天井の存在により、高速通過後の衝突リスクが増える。実現する潜り動作の行動生成法においてリンク数は一般化されているが、説明の便宜上第 5 章で紹介した 4 リンク構成の立体変形可能な機体 (Fig.5.24) を対象とする。この機体の通常形状下での横幅は  $0.8[m]$  であり、それに対して縦穴の幅は  $0.8[m]$  と設定する。さらに、縦穴のある中間層は地面と天井の間にあり、その間隔は  $0.7[m]$  である。これにより、同サイズの 4 つのプロペラからなる従来の剛体型モデルにとって、この縦穴の潜り動作は非常に困難になっていると考えられる。

本研究の空中変形を伴う潜り動作の経路計画は 2 段階に分かれる．第一段階では離散的な経路を探索し，第二段階では離散的な経路から，時間の長さ情報をもつ連続的な経路を生成する．なお，第一段階において，本章の最初に述べた最適定位推力に基づく一般化評価法 (Eq 7.4) を用いて，探索状態の有効性を評価する．

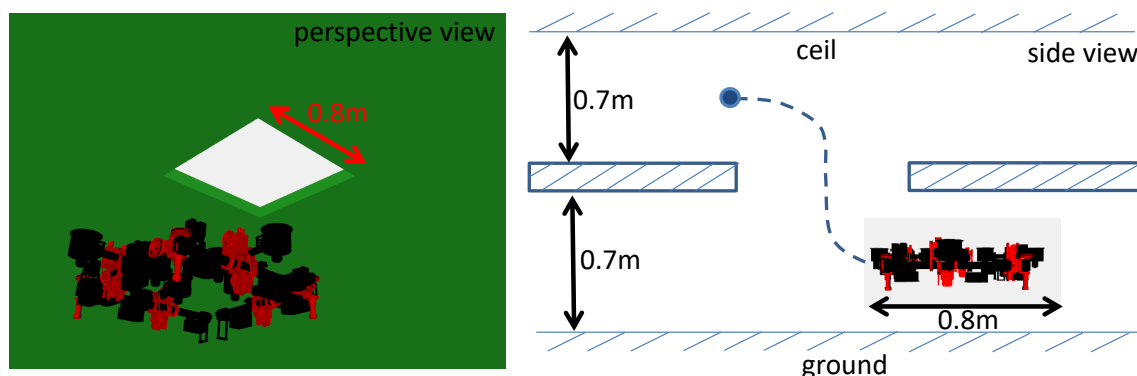


Fig. 7.18: The vertical gap environment which is difficult for the normal aerial robot to pass through. Thus, in this work, the ability of transformation is applied to tackle this problem.

### 7.3.1 多自由度運動空間における経路計画

前述の抱え込み動作による物体把持運搬行動においては，最適解を求める探索手法を提案したが，経路計画は時系列の探索問題で，離散的に考えた場合，経路におけるすべての状態の最適性を追求すると全体の計算コストが非常に高くなる．したがって，個々の状態の最適性よりも経路全体の有効性を重視した経路計画法を展開する．

#### 状態評価

Eq 7.4 で示した最適定位推力 (OHF) に基づく飛行安定性の基本評価に加え，3 次元変形飛行における安定余裕をさらに高めるための 3 つの状態評価項目を以下に示す．

推力二次元配置の分散による水平姿勢制御の安定余裕の評価 実機において，ノミナルなモデルとの誤差は様々なレイヤによって発生する．例えば，関節の角度はそれを計測するセンサの分解能に影響される上，オフセットも存在する．機体の推力によって制御される状態

のうち，姿勢のピッチとロール軸は推力の重心座標における 2 次元配置  $({}^{(CoG)}p_{i,x}, {}^{(CoG)}p_{i,y})$  によって拳動が決まる．もし，推力機構が互いに十分離れたところに配置していれば，多少の誤差は姿勢に影響を及ぼさない．しかし，逆に配置に相関性が強い場合，その第一主成分の軸方向はモデル誤差の影響を最も受けやすいことを意味する．ここでは推力の 2 次元配置の分散共分散行列を下記のように求め，値の小さい方の固有値を抽出する．

$$\Sigma = \begin{pmatrix} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_{i,x} - \bar{p}_x)(p_{i,x} - \bar{p}_x) & \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_{i,x} - \bar{p}_x)(p_{i,y} - \bar{p}_y) \\ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_{i,x} - \bar{p}_x)(p_{i,y} - \bar{p}_y) & \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (p_{i,y} - \bar{p}_y)(p_{i,y} - \bar{p}_y) \end{pmatrix} = T^T \begin{pmatrix} S_1 & 0 \\ 0 & S_2 \end{pmatrix} T \quad (7.29)$$

なお， $S_1 < S_2$  となるように配置する．そのとき， $S_1$  が求めたい分散の値となる．また，この分散は機体のサイズに比例するため，無次元化を図り，以下のような係数を定義する．

$$\gamma_S = \frac{\sqrt{S_1}}{l_{link}} \quad (7.30)$$

$l_{link}$  は機体のリンクモジュールの長さである．このように定義することで，形状が同じであれば機体のサイズと関係なく，係数  $\gamma_S$  は一定になることが確認された．なお，この係数に対しては，最小値の閾値  $\gamma_{thre}$  を設ける．

推力装置同士の重なり度合いによる気流影響の評価 3 次元変形の場合，推力機構 (e.g. デュアルロータジンバル機構) 同士が高低差を持つことがある．もし，推力機構同士が高さ方向で重なっていると，上の推力機構が発生する気流が下にある推力機構に当たり，下の推力発生効率が著しく低下する．川崎ら [58] はこのような重なりの可能性のある 5 自由度劣駆動系剛体モデルに対して常に安定に飛行できるよう，姿勢ごとに補正項を調整することを提案したが，多リンク系モデルの場合は運動次元が一気に増えるため，補正モデルを作成することが非常に難難になる．よって，本研究では，このような状況での姿勢・形状は有効ではないとみなす．また，3 次元変形の機体は推力機構をジンバルのように偏向させているため，気流は常に重心座標からみて垂直とは限らない．しかし偏向制御の角度には上限が存在する．ここで， $i$  番目の推力機構  $({}^{(CoG)}p_i)$  と  $j$  番目の推力機構  $({}^{(CoG)}p_j)$  を比較するとき，有効な状態とは以下の条件を満たすことである．

$$\sqrt{(p_{i,x} - p_{j,x})^2 + (p_{i,y} - p_{j,y})^2} > \|p_{i,z} - p_{j,z}\| \tan \beta + 2r_{thrust} \quad (7.31)$$

右辺の第 1 項は上の推力機構の最大偏向角度  $\beta$  を持つときに，下の推力機構と同じ高さに投影したときの拡散円を表している．なお， $r_{thrust}$  は推力機構が持つ影響面の半径である．

上の機構が偏向しているとき, その投影面は  $\cos(\beta)$  で割る必要があるが, 偏向の最大角度が大きくない (e.g.  $< 15[\text{deg}]$ ) 本研究の制御システムでは, 1 と近似している.

リンクの傾き度角によるジンバル操作の安定性評価 第 3 章で述べたように, リンクの絶対座標に対する目標の傾きが垂直である場合, 偏向角は求まらない. そして, その近傍においても不安定な挙動を示す. よって, リンクの傾きをオイラー角で記述したとき, そのピッチ角の絶対値に対して上限を設ける必要がある.

#### サンプリングベース探索手法による離散的な経路の取得

前述の通り, 本研究で実現する変形潜り動作は定常状態に近い状態を維持しながら, ゆっくりと移動するという静的なものである. その動きは  $\text{SE}(3) + R^n$  の多自由度運動空間で定義できる. このような運動空間における経路探索方法は数多く提案されてきた [140]. その中でも, 最適性は保証しないが, 非線形性を容易に取り扱えられるものが RRT といったサンプリングベースの手法である [141]. この手法において, 重要なのは新規に追加されるサンプル (State) が有効であるかを判断することである. 本研究における 3 次元変形可能な機体に関するサンプルの有効性の評価に関しては, サンプルの形状下での最適定位推力, 推力の二次元配置の分散, 推力装置動詞の重なり度合い, 及びリンクの傾き角の 4 つの基本基準に加え, 環境との干渉検知が追加される. また, 高速な干渉確認ツールとして fcl[142] が用いられる. なお, 各評価項目に用いられる閾値に関しては, それぞれ最適定位推力の上限は  $22.5[\text{N}]$ , 2 次元配置の分散  $\gamma_{thre}$  は 0.25, 最大偏向角度は  $0.1[\text{rad}]$ , リンクの対地面の最大傾き角度は  $1[\text{rad}]$  と設定されている. さらに, 探索手法は上述のランダムサンプリングベース手法 RRT に一定の最適化機能を備えた RRT\*を用いる [143]. なお, RRT\*では経路の長さをコストとみなし, 指定した閾値以下になるまで探索を止めない. 本研究では, 機体の形状を自由に変化させるため, 関節運動はコストとして見なさいものとし, 関節に対応するコストの重みを限りなく 0 になるよう設定する (e.g. 0.001).

この探索手法により, 機体重心運動および関節運動に関する下記のような離散的な経路が求まる.

$$\xi(k) = \{ {}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\}}(k), {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}(k), \mathbf{q}_d(k) \}; \quad (k = 1, \dots, N) \quad (7.32)$$

3 次元変形可能な機体モデルの飛行制御において, 重心座標  $\{CoG\}$  は常に水平であるため, その代わりに, ベースリンクの目標姿勢を制御システムに与えている  $({}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\}}, z = {}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}, z)$ .

また，この時点で得られる経路  $\xi(k)$  は時間の情報が含まれておらず，速度成分を求めることができない．最終的に実機に目標指令を与えときには，経路を完遂する時間の長さを指定する必要があり，さらに，速度成分をフィードフォワード項として与えることが好ましいと考えられる．そのためには，離散経路を滑らか曲線で補完する必要がある．

### B-スプライン曲線による離散的な経路の連続化

上記で得られる離散的な経路に対して，滑らかな曲線で補完する必要がある．ここで，機体は十分ゆっくり移動かつ変形すると仮定し，計算コストの少ない一様 B-スプライン曲線を用いる [144]．まず，経路全体の時間の長さを指定する．次に，上記で求めた離散的な経路のキーポーズ  $\xi(k)$  を制御点として受け取る．B-スプライン曲線特性により，曲線は制御点であるキーポーズ  $\xi(k)$  を通らない．しかし，第一段階で密にサンプリングすれば，離散経路が密になり，キーポーズ間の距離も短くなるため，曲線は制御点から遠く離れることはないと考えられる．言い換えれば，この段階で得られる滑らかな曲線が有効ではないあるいは飛行が不安定になる状態に侵入することはないと考えられる．本研究では，曲線の次元を 5 とし，経路の時間の長さを 80[sec] とする．このときに，得られる滑らかな経路曲線は下記ようになる．

$$\begin{aligned}\xi'_i(t) &= \sum_{k=1}^{N-1} \xi_i(k) b_{k,5}(t) \\ b_{k,0}(t) &= \begin{cases} 1 & (t_k < t < t_{k+1}) \\ 0 & (otherwise) \end{cases} \\ b_{k,j}(t) &= \frac{t-t_k}{t_{k+j}-t_k} b_{k,j-1}(t) + \frac{t_{k+j+1}-t}{t_{k+j+1}-t_{k+1}} b_{k+1,j-1}(t)\end{aligned}\tag{7.33}$$

$b_{k,j}(t)$  は B-スプライン基底関数であり， $t_i$  はノットである．なお，B-スプライン基底関数の特性により  $\xi'_i(t)$  の速度成分  $\xi'_i(t)$  も容易に求まる．

### 7.3.2 重心運動と関節運動の操作

上記 2 段階の経路探索によって，滑らかな経路  $\xi'_i(t)$  が求まった．そのうち，関節に関する部分  $q_d(t)$  は各関節のサーボモータの位置制御器に直接与える．次に，重心運動に関しては，第 6 章で提案した 2 自由度制御法を展開し，位置成分の目標値  ${}^{(W)}\mathbf{r}_{\{CoG\}}(t)$  に関するフィー

ドバック制御に加え，速度成分の目標値  ${}^{(W)}\dot{\boldsymbol{r}}_{\{CoG\}}(t)$  をフィードフォワード項として与えることで，動的な経路に関する追従性を上げることができる．一方，ベースリンクの目標姿勢  ${}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\}}(t)$  のうち，yaw 軸に関係するもののみが重心座標のものと同値であり，その目標角度  ${}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{CoG\},z}(t)$  と角速度  ${}^{(W)}\dot{\boldsymbol{\alpha}}_{\{CoG\},z}(t)$  はジンバル偏向制御器 (Eq 3.66) の入力として与えられる．他の二つの成分  ${}^{(W)}\boldsymbol{\alpha}_{\{B\},xy}(t)$  は厳密には制御の目標値ではなく，Fig.3.14 や Eq 7.2 に示されているように，制御器内のモデルのパラメータとして与えられている．そのため，他の状態量のように目標速度成分を制御システムに渡すことが難しい．なお，注意すべき点として，第3章で展開した LQI (Eq 3.45) と PID (Eq 3.66) の制御則はともに定常状態を目標にしているため，目標速度 0 で記述されているが，軌道の追従問題ではそれぞれ 0 の代わりに指定した目標速度成分を代入すればよい．

### 7.3.3 3次元変形による天井を持つ縦穴の潜り動作の実証実験

実証実験において，Fig.7.19 に示されているように 0.8[m] であるが，衝突回避の観点から 0.15[m] のマージンを設けて，経路探索時の縦穴の幅は 0.5[m] と設定した．これは，実機の制御の追従誤差を考慮するため，経路の探索時の縦穴サイズを実寸より厳しく設定されている．これによって，実環境での経路追従への誤差許容度を上げることができる．

3次元変形型飛行ロボットの変形移動による潜り動作は Fig.7.20 に示された通り，機体はまず地上から 0.2[m] の高さで通常形状で定位しており，そこから潜り動作を開始し，最終的には，指定した仮想の天井と中間層の間で定位している．とくに，Fig.7.20 の各セットの右上の図は記録した機体の状態を再生したもので，各時点での機体の位置姿勢と目標の位置姿勢をそれぞれフルカラーのロボットモデルと青色のモデルで表している．また，Fig.7.21 はこの動作における目標軌跡に対する位置と姿勢の誤差の推移を表したもので，水平移動に関する誤差の最大値は 0.075[m] 以内で，高度に関しては更に小さい 0.04[m] 以内となっている．一方，姿勢に関してはすべて 0.125[rad] に収まっていることがわかる．この結果は機体が幅 0.6[m] の縦穴を衝突せずに潜れることを証明している．この実証実験により，探索した天井と地面を考慮した縦穴という複雑な狭隘空間での変形潜り動作の経路探索法の有用性と指定した経路に関する機体の高い追従性を実証することができた．このことから，本研究で提案した行動生成法により多リンク系飛行ロボットの変形移動を伴う高次な動作が実現されたと考えられる．

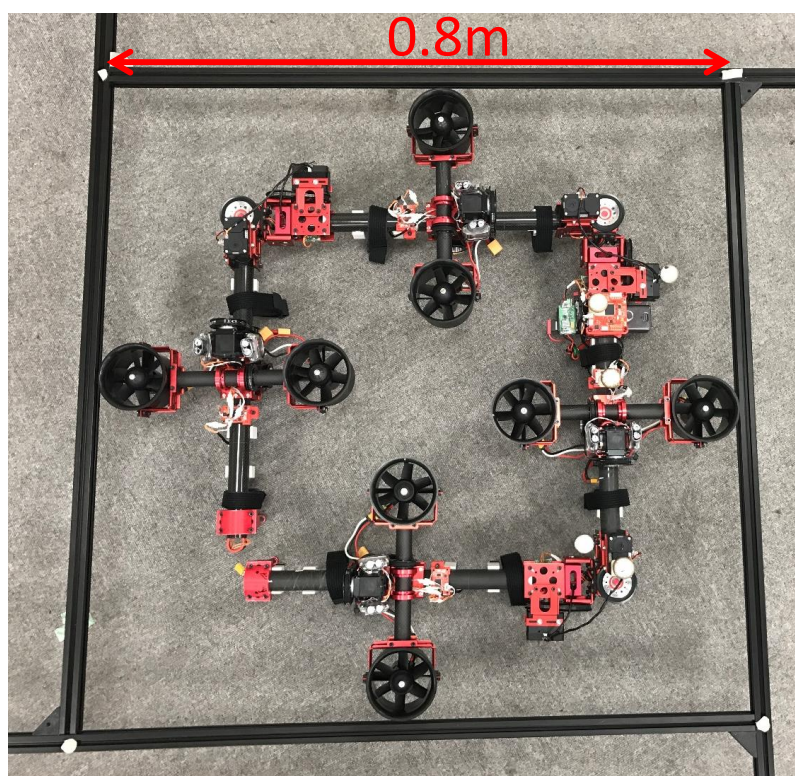


Fig. 7.19: The configuration of the vertical gap environment associated with the transformable aerial robot DRAGON. The width of both robot and hole are 0.8[m]

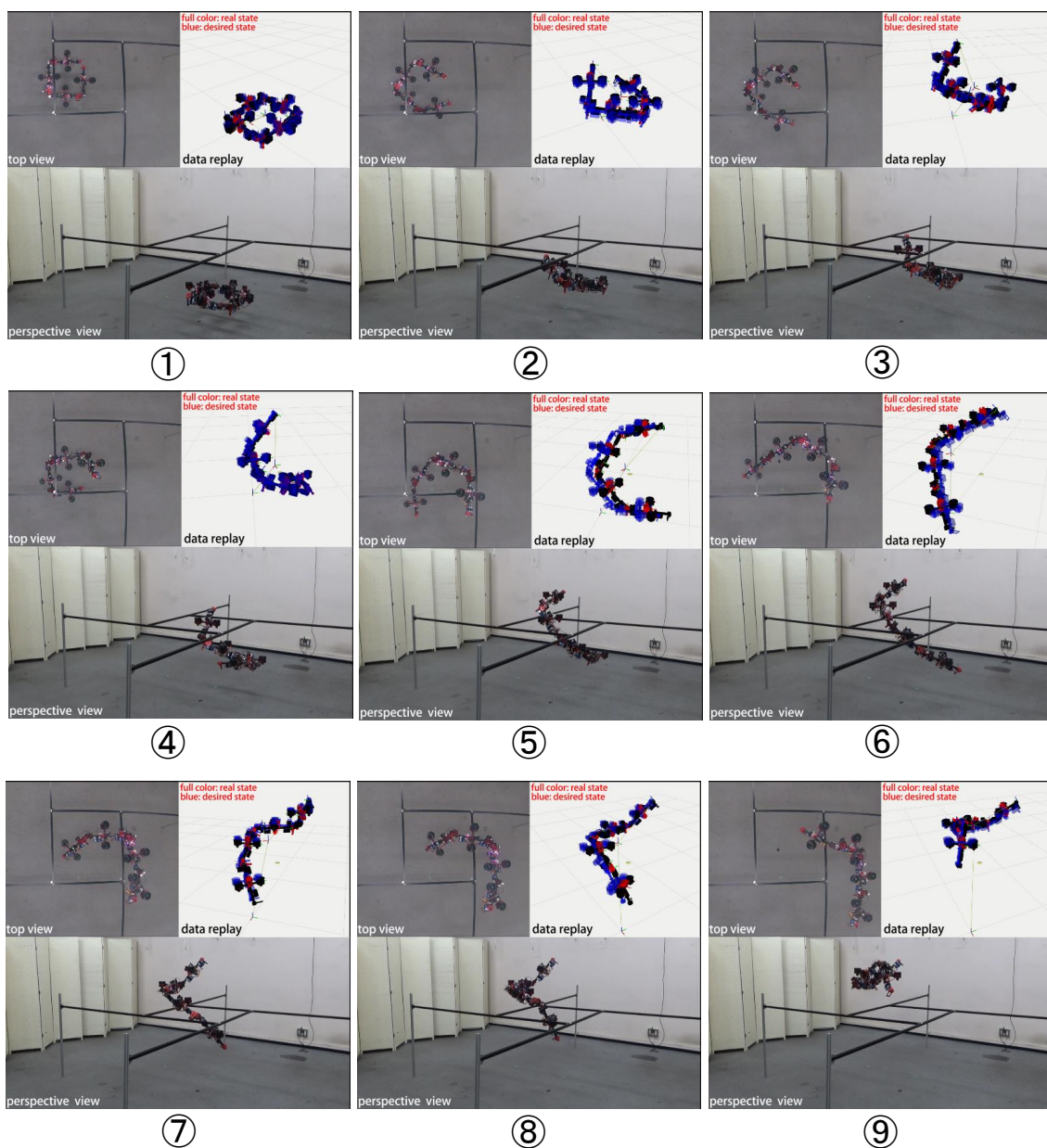


Fig. 7.20: The motion of passing a vertical gap by the transformable aerial robot Dragon, which the whole duration is 80[sec]. In the upper light sub image of each image set, the blue robot model indicates the desired pose at each time point, while the full color robot model is the real pose.

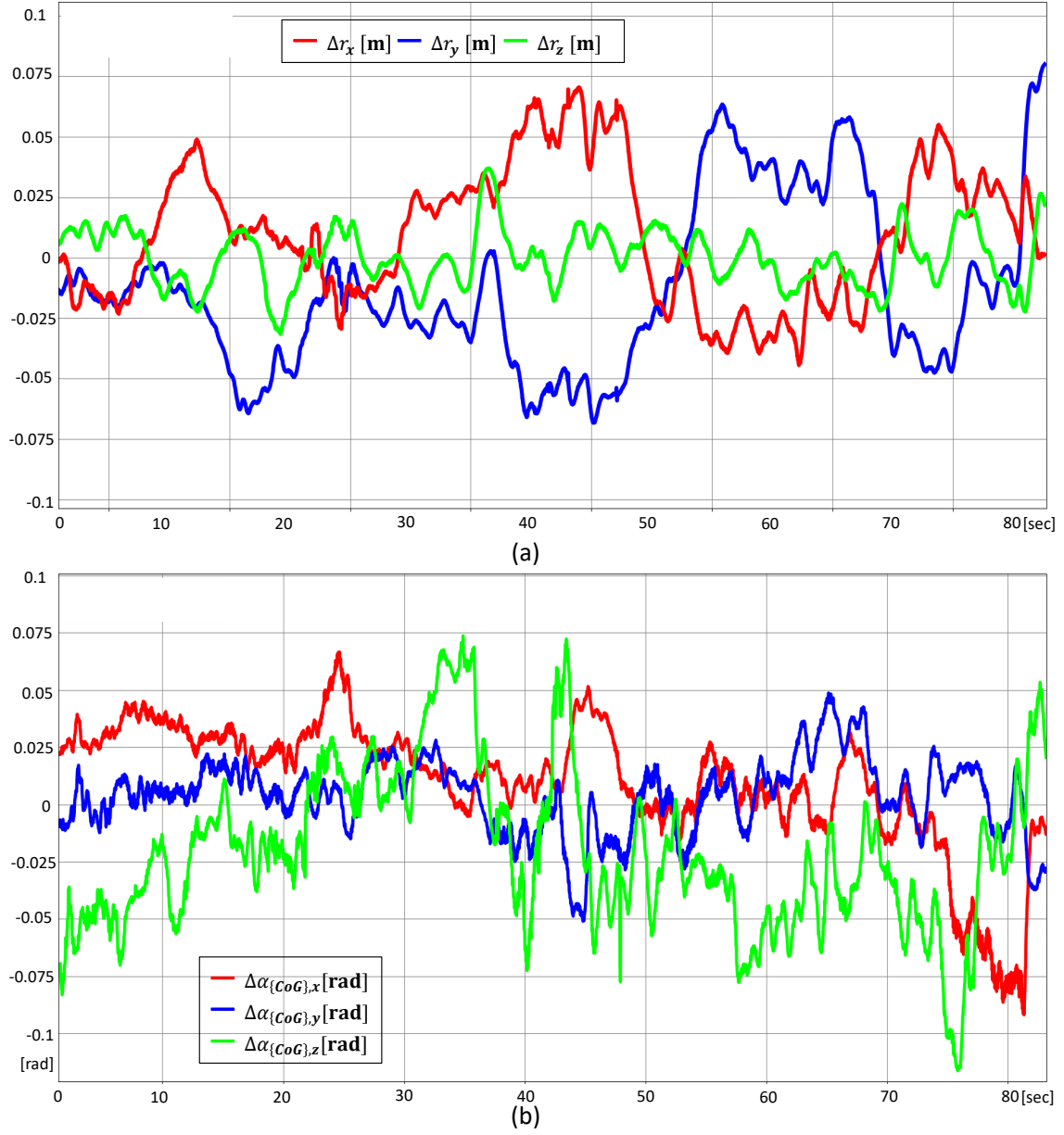


Fig. 7.21: The tracking errors of 6DoF states of the  $\{CoG\}$  frame. The position errors are less than 0.075[m], while attitude errors are less than 0.1[rad]

## 7.4 本章のまとめ

本章では、多自由度系マルチロータ飛行ロボットの関節運動と重心運動を同時操作することによって実現される高次な飛行動作の行動生成法を示した。まず、空中変形を伴う動作の計画において最も重要な要素は飛行安定性の評価であることについて述べ、最適定位推力 (OHF) に基づく探索状態の飛行安定性の定量的な評価方法を提案した。また、この一般化評価法に基づいて、2 種類の高次動作に関する行動生成法が構築された。

一つは全身抱え込み動作による物体把持運搬であり、多自由度空間 ( $SE(3) \times R^N$ ) を対象物体に応じた低次元空間 (円柱:  $R^1$ , 直角柱:  $R^2$ ) に投影することで、関節トルクと最適定位推力 (OHF) を最小にする把持形状を全探索する方法を示した。さらに、機体が目標位置姿勢と形状で物体に接触できる動作戦略の必要性を述べ、そのために生み出された物体側面での転がり動作と側面に沿ったスライド動作によって円柱と直角柱を正しく把持できる原理を説明した。最後に、物体形状が既知という仮定で、2 次元変形型モデルを用いた円柱と立方体の抱え込み把持運搬に成功した。

もう一つの高次動作は、時系列探索を伴う多自由度運動空間での経路探索によって実現される複雑な狭隘空間の潜り動作である。この経路探索問題において、個々の状態の最適性よりも経路全体の有効性に着目し、最適定位推力 (OHF) に基づく飛行安定性の基本評価に加え、3 次元変形における飛行安定性をさらに高めるための 3 つの状態評価項目を追加した。こうした統合的な状態評価法に基づき、離散的な有効経路をまず RRT\* で求め、次に経路時間の長さの調整が可能でかつ速度成分が得られる B-スプライン曲線を当てはめた。最終的に得られる多自由度運動の目標経路のうち、重心運動に関する部分は第 6 章と同様に操作することで、変形前の機体の最大横幅と同サイズの縦穴を 3 次元変形によって潜り抜けることを実現し、さらに変形移動中の追従誤差が非常に低いことが確認できた。

以上により、従来のマルチコプタより高次な動作を提案した行動生成法に基づいて実現できたことが示されたと考えられる。



## 第8章

### 結論



## 8.1 概要とまとめ

本論文は Fig.8.1 に示されているように全 8 章から構成されている．以下に各章の概要をまとめる．

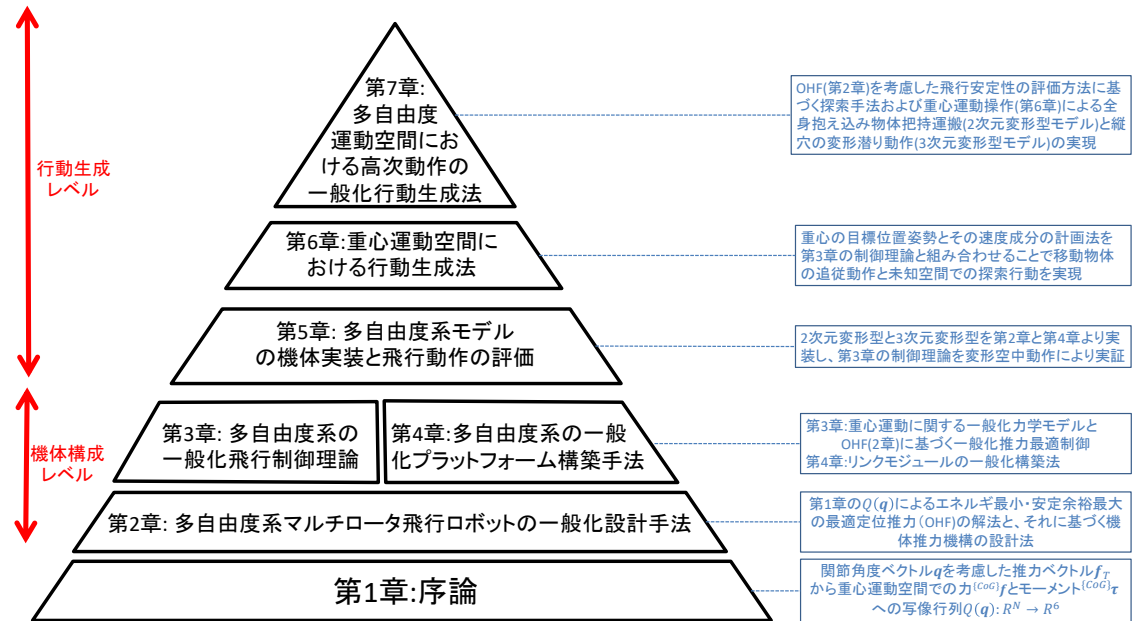


Fig. 8.1: 本論文の構成及びまとめ

第 1 章: 空中変形による高次な飛行動作を実現するには、既存の剛体型であるマルチロータ飛行ロボットでは自由度数が足りないという問題を提起した．そこで、本研究では多リンク構造を有する飛行ロボットという新しい機体構成に着目し、従来の剛体型を拡張した多リンク系というより広義な枠組みでマルチロータ飛行ロボットを取り扱い、このように一般化されたものを多自由度系マルチロータ飛行ロボットと新しく定義した．また、関節にはアクチュエータがある前提で、重力と釣りある空中定位状態の重要性和機体の重心運動の役割について論じ、機体の推力ベクトル空間から重心運動空間への線形写像と機体形状 (関節角度ベクトル) との関係を明らかにした．さらに、この関係を用いて重心運動に関する機体の駆動性について言及した．最後に、空中物体把持運搬や狭隘環境での変形飛行といった多自由度運動空間における高次な動作の実

現を本研究の目的とし，そのためには機体構成理論と動作生成法の 2 段階に分けて取り組むことについて述べた．

第 2 章: 本章では，まず推力発生に関する流体力学の基本特性と推力機構の分類について述べた．次に，空中定位させる推力ベクトルの解候補の中で，エネルギー最小かつ安定余裕最大の解を最適なものとみなし，最適定位推力 (Optimal Hovering Force, 以下 OHF という) と名付けた．さらに，機体形状 (関節角度ベクトル) によって変化する機体の推力ベクトル空間と重心運動空間の写像関係を用いて，OHF に関する一般化された最適問題を定式化した．この最適問題を用いて，推力入力に関するアクチュエータの冗長性と飛行安定性の向上との関係性を明らかにした．また，目標機体モデルの取りうるすべての姿勢と形状における OHF の最大値 (最悪値) を求めることによって，機体の推力機構 (e.g. ロータ) の特性を決めるという一般化設計手法を提案した．最後に，この一般化設計手法を用いて，本研究で構成する多自由度系飛行ロボットのモデル形態を 2 次元変形型と 3 次元変形型に分けることについて述べ，それぞれの特性を示し，さらにこれらの基本モデルを用いて制御理論 (第 3 章) 及びプラットフォーム構築法 (第 4 章) を展開していくことを明らかにした．

第 3 章: 本章では，多リンク系モデルを時変の単一剛体とみなすという仮定のもとで，多自由度系の重心運動に関する一般化力学モデルを導き出した．次に，剛体モデルに対する既存の制御理論に対して，本研究では一般化力学モデルをもとに，第 2 章で論じた最適定位推力 (OHF) を考慮した機体重心の高度及び回転運動 (計 4 自由度) に関する最適制御を提案し，劣駆動である 2 次元変形型モデルを用いて制御入力である推力ベクトルに関する制御則の定式化を行った．さらに，機体モデルを冗長駆動系に拡張し，2 自由度の推力偏向機構 (ジンバル機構) に着目した．そこで，機体の任意姿勢 (ピッチ角，ロール角) における定位を実現するために可変重心座標を導入し，目標機体姿勢と各ジンバル機構の偏向角度との関係を冗長駆動系剛体モデルに基づいて明らかにした．最後に，ジンバル機構による推力の偏向が重心の回転運動と水平の並進運動 (計 5 自由度) にも大きく関わることを示し，能動的な推力偏向によるこれら 5 軸の制御方法を設計し，3 次元変形型モデルにおける統合的な制御システムを確立した．

第 4 章: 本章では，多自由度系モデルの実機レベルに必要な一般化プラットフォームの構築法について取り組み，以下の 3 つの要素に分けて論じた: (a) 実環境における多自由度

系モデルの状態推定;(b) 実機体内各層を繋げる通信系;(c) 実・仮想世界を区別しない制御系基盤システムの構築。まず、状態推定法は多リンク系モデルを対象に、ベースリンクと重心座標に分けて、姿勢、高度および水平運動のそれぞれの推定法を導き出した。次に、リンクを基本単位としたモジュール化に着目し、従来の通信手法と異なる多層構造を有する体内通信系を設計した。これにより、リンク数に依存しない一般化体内通信システムを実現した。さらに、実機運用で直面する安全性と研究開発の効率性を向上するために、実機環境を模倣した物理エンジンに基づく透過型シミュレーションシステムを構築し、制御システムの安全性・安定性の確認手段として非常に有効であることを証明した。

第 5 章: 本章では、多自由度系機体モデルの実装例を紹介し、任意機体姿勢での空中定位や変形飛行といった多自由度系モデルの基本飛行動作に関する評価実験を行った。まず、2 次元変形型の多リンク系モデルに関する汎用的なリンクモジュールを説明し、それによって構築された機体を用いた安定な 2 次元平面での変形飛行動作を実証した。また、リンク数の増加によって顕著になる機体構造変形問題についても考察を行った。次に、任意姿勢での定位を可能にする偏向機構の評価のため、シングルロータの 2 自由度偏向を可能にするジンバル機構によって構成される冗長系剛体モデルを実装し、水平以外の機体姿勢での定位飛行と外乱が存在するときの定位性能を評価した。一方、シングルロータによる目標姿勢変化時の水平運動に関する制御の追従性の低下が確認され、それを解決するためにはロータのジャイロモーメントが存在しないことを前提条件とした能動的な推力偏向制御を実施する必要があることについて議論した。最後に、ロータのジャイロモーメントを機構的に相殺できるデュアルロータジンバル機構を設計し、4 リンクから構成される 3 次元変形型の機体モデルに搭載した。そして、能動的な推力偏向制御が加わったことによって、高い安定性を示す 3 次元変形を伴う定位飛行動作を実現した。

これにより多自由度系飛行ロボットの基本飛行動作が実現され、提案する多自由度系の設計手法 (第 2 章)、制御理論 (第 3 章) およびプラットフォーム構築法 (第 4 章) の有用性が示されたと同時に、後述の多自由度を利用したより高次な空中動作を可能にする土台が整ったと考えられる。

第 6 章: 本章では、第 5 章で実現した安定な定位飛行動作を発展させ、機体形状が不変であ

ることによって定義できる多自由度運動空間の部分集合である重心運動空間のみで記述できる 3 次元空間での移動動作に着目した。まず、目標移動動作に関する高い追従性を実現するため、時系列の目標位置姿勢以外に目標速度を計画することを提案し、それらを 2 自由度制御の入力として第 3 章で述べた制御理論に組み込むことで実現する運動操作方法を示した。次に、重心運動の応用例として、目標移動物体の追従動作と未知環境での探索動作に取り組んだ。前者に関しては、魚眼カメラを用いた俯瞰視システムによる安定な物体検出と物体の並進運動推定を用いた機体の目標位置及び速度の設計法を示し、屋外における大型移動物体の広範囲追従及びその移動物体への着地動作を実現した。一方後者に関しては、高さ方向に対して環境が相対的に一様性を示す森林環境を対象とし、最新マップに基づいた未知空間での探索行動の計画法と円柱物体に対する全方位計測を目的とした周回動作を組み合わせた。このような計測探索行動及び 2 次元レーザセンサの断面検出によって実現する樹木の位置と直径情報を含んだ 2 次元マップの構築システムを提案し、実環境での実証実験によりその有用性を確認した。これら動作において、目標とする動作へのより高い追従性が示されたことで、後述の多自由度運動空間における一般化行動生成法の安定な重心運動を保証することが実証された。

第 7 章: 本章では、第 6 章で実現した重心運動空間での行動生成法をさらに発展させ、多リンク系の関節運動を考慮した多自由度運動空間での動作生成法に着目した。まず、飛行安定性の保証を多自由度空間の探索問題における最も重要な条件と位置づけ、探索空間における個々の状態 (機体の位置姿勢及び形状) 下での最適定位推力 (OHF) に基づく一般化評価方法を示した。次に、多自由度系空間での探索問題の応用例として、全身抱え込み動作による物体把持運搬と空中変形による狭隘空間での潜り動作の実現に取り組んだ。前者に関しては多自由度空間を低次元空間に投影することで、関節トルクと最適定位推力 (OHF) を最小にする安定な把持形状を全探索で見つける手法を構築した。さらに、機体が目標位置姿勢と目標形状で物体に接触できる動作戦略として物体側面での転がり動作と側面に沿ったスライド動作を提案し、物体形状が既知という仮定で、2 次元変形型モデルを用いた断面一様物体の抱え込み把持運搬に成功した。一方、後者については時系列の探索問題であるため、個々の状態の最適性より経路全体の有効性に着目した。その際、最適定位推力 (OHF) に基づく飛行安定性の基本評価に加え、3 次元変形における飛行安定性をさらに高めるための状態評価項目 (a.

推力機構の 2 次元配置; b. 推力装置同士の重なり度合い; c. リンク傾き角) を提案した。こうした統合的な状態評価法に基づき、離散的な有効経路を RRT\* というサンプリングベース手法で求め、さらに B-スプライン曲線を用いて経路時間の長さを調整でき、かつ速度成分が得られる滑らかな経路を取得した。最後に、関節角度ベクトルに関する時系列の目標指令を与えると同時に、重心運動操作に関しては第 6 章で提案した 2 自由度制御法を用いることで、変形前の機体の最大横幅と同サイズの縦穴を 3 次元変形によって潜り抜けることに成功し、さらに変形移動中の追従誤差が非常に低いことが確認できた。

以上により、従来のマルチロータ飛行ロボットより高次の動作が本研究で提案した多自由度系飛行ロボットによって実現できたことを示したと考えられる。

第 8 章: 本研究の成果をまとめ、課題について提起した。

## 8.2 研究の成果

本研究による成果は主に 4 つある。

### 8.2.1 多自由度系マルチロータ飛行ロボット体系の提案

マルチロータ飛行ロボットは長い間、剛体として扱われてきた。それにより、飛行ロボットの動きは 3 次元空間での移動に制限されてしまっている。本研究で提案する多自由度系マルチロータ飛行ロボット体系は飛行ロボットの多リンク系への拡張を可能にした。そして、この新しい体系で、今までのあらゆる形態のマルチロータモデルを内包することができるようになった。さらに、この体系において、多自由度という概念を最もよく反映できる 3 次元変形型モデルを考案し、それが従来のマルチロータの最上位集合であることを明白にした。これは、3 次元変形型モデルによって実現できる飛行動作の範囲は既存のマルチロータ飛行ロボットの中で最も広いことを意味する。

### 8.2.2 多自由度系飛行ロボットの機体構成の実現

多リンク系モデルの実現を目的とした機体構成法において、重力と釣り合う定常状態を作り出す定位推力のうち、エネルギー最小かつ安定余裕最大の解の求め方を明らかにしたこと

で、多リンク系モデルのモータ選定といった一般化設計法を確立した。それにより、本研究では、2次元変形型モデルと3次元変形型モデルの2通りの構成方法を導き出し、それらを統合した一般化制御理論とプラットフォームの構築法を用いて、それぞれの実装例と空中変形を伴う安定飛行動作を実現した。

### 8.2.3 多自由度を利用した空中変形を伴う高次動作の実現

モジュール化されたマルチロータ飛行ロボットに関しては、重心移動以上の運動自由度数を用いることや高次な動作の実現は本研究が世界で初めてだと考えられる。まず、全身を用いた抱え込み動作による物体把持運搬は、多リンク系飛行ロボットの特徴を最大限活用したマニピュレーション動作と考えられる。さらに、縦穴のような複雑な狭隘空間を3次元変形で潜り抜け動作は飛行ロボットの経路探索分野には大きなインパクトを与えたと著者は考える。

### 8.2.4 多自由度系モデルの理論構築における一般化の実現

本論文の各構成要素で何が一般化されたかについてまとめる。第1章では、推力アクチュエータ (e.g. ロータ, 偏向サーボ) の数とリンク数を一般化したモデルを多自由度系マルチロータ飛行ロボットと定義し、さらに推力ベクトル空間から重心運動空間への線形写像の一般化式を示した。第2章では、上記の一般化線形写像から、エネルギー最小にしかつ安定余裕最大にする最適定位推力 (OHF) の一般化解法を明らかにし、さらに最適定位推力 (OHF) に基づいたロータ特性を選定する一般化設計手法を提案した。第3章では、多自由度系の重心運動に関する一般化力学モデルを展開し、さらに最適定位推力 (OHF) を考慮した一般化推力最適制御を構築した。第4章では、リンク数を一般化したときの重心運動に関する状態推定法及びリンクモジュールの実機レベルでの構築法を示した。第7章では、多自由度運動空間の探索問題における最適定位推力 (OHF) を用いた状態評価の一般化を実現した。

### 8.3 今後の課題と展望

本研究では、多自由度系飛行ロボットを用いた高次な空中動作を実現したが、関節はアクチュエータにより位置制御され、多リンクモデルが単一剛体としてみなされることがこの体系における大前提である。それに基づいて力学モデル及び制御理論が構築されている。しかし、これには多リンク形が十分ゆっくりに変形するという制約条件が課せられている。つまり、関節運動を伴う高次動作も静的な状態の離散的な連結と近似され、動的な関節運動によって発生する多リンク系モデルの微分項の影響が支配的なものではないため、ある程度の安定性は見込まれるが、より安定に動的飛行変形を行うための制御理論構築は今後の一大課題となる。

また、本研究で提案した外界センサを用いた環境認識手法は、従来の剛体モデルのものから展開されたものが多く、多自由度系モデル、とりわけ 3 次元変形型モデルの特性を十分に発揮できていない。実現した多リンク系モデルは機構・通信という基盤レベルではモジュール化が行われたが、今後、センサ計測レベルでもモジュール化・分散化を目指し、多リンク系における統合認識手法を実現していく必要がある。なお、本研究ではシリアルリンク構造をもつ機体モデルしか実装していないが、提案した一般化構成理論は人型のような複数のリンク系を組み合わせた構造にも適している。よって、今後は、人型ロボットの構成理論と飛行制御理論を融合し、飛行動作を備えた人型ロボットの実現にも取り組んでいく考えである。



謝辭



本論文は筆者が東京大学情報理工学系研究科知能機械情報学専攻博士課程に在学中、情報システム工学研究室 (JSK) において、稲葉雅幸教授と岡田慧准教授の御指導のもとで執筆したものです。

稲葉教授は常に威厳をもってご指導してくださると同時に父親のような優しさで包んでくれます。岡田准教授からは、研究者がもつべき価値観や世界観を教わりました。師匠の川崎さんからは自分の力で新しい世界を切り開く勇気と行動力を教わりました。また、自分は優秀な後輩に恵まれており、非常に充実した6年間を過ごせました。このような環境を与えてくれた情報システム工学研究室に深くお礼申し上げます。

2017 年 12 月 8 日 趙 漠居



## 参考文献



- [1] 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.
- [2] N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey, and V. Kumar. The grasp multiple micro-uav testbed. *Robotics Automation Magazine, IEEE*, Vol. 17, No. 3, pp. 56–65, 2010.
- [3] 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.
- [4] J.G. Leishman. The breguet richet quad-rotor helicopter of 1907.
- [5] T T H Ng and G S B Leng. Design of small-scale quadrotor unmanned air vehicles using genetic algorithms. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 221, No. 5, pp. 893–905, 2007.
- [6] Paul Pounds, Robert Mahony, Peter Hynes, and Jonathan M. Roberts. Design of a four-rotor aerial robot. In Werner Friedrich and Patrick Lim, editors, *The Australian Conference on Robotics and Automation (ACRA 2002)*, pp. 145–150, November 2002.
- [7] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart. Pid vs lq control techniques applied to an indoor micro quadrotor. In *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, Vol. 3, pp. 2451–2456 vol.3, Sept 2004.
- [8] S. Bouabdallah, P. Murrieri, and R. Siegwart. Design and control of an indoor micro quadrotor. In *Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004 IEEE International Conference on*, Vol. 5, pp. 4393–4398 Vol.5, April 2004.
- [9] 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.
- [10] Haomiao Huang, G.M. Hoffmann, S.L. Waslander, and C.J. Tomlin. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering. In

- Robotics and Automation, 2009. ICRA '09. IEEE International Conference on*, pp. 3277–3282, May 2009.
- [11] Daniel Mellinger, Nathan Michael, and Vijay Kumar. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors. *I. J. Robotics Res.*, Vol. 31, No. 5, pp. 664–674, 2012.
- [12] 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.
- [13] A. Giusti, J. Guzzi, D. C. Cirean, F. L. He, J. P. Rodriguez, F. Fontana, M. Faessler, C. Forster, J. Schmidhuber, G. D. Caro, D. Scaramuzza, and L. M. Gambardella. A machine learning approach to visual perception of forest trails for mobile robots. *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 1, No. 2, pp. 661–667, July 2016.
- [14] Koji 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 *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 524–531, Oct 2015.
- [15] 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.
- [16] S. Park, J. Her, J. Kim, and D. Lee. Design, modeling and control of omni-directional aerial robot. In *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 1570–1575, Oct 2016.
- [17] 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.

- [18] Quentin Lindsey, Daniel Mellinger, and Vijay Kumar. Construction with quadrotor teams. *Autonomous Robots*, Vol. 33, No. 3, pp. 323–336, 2012.
- [19] Nathan Michael, Jonathan Fink, and Vijay Kumar. Cooperative manipulation and transportation with aerial robots. *Autonomous Robots*, Vol. 30, No. 1, pp. 73–86, 2011.
- [20] F. Augugliaro, E. Zarfati, A. Mirjan, and R. D’Andrea. Knot-tying with flying machines for aerial construction. In *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 5917–5922, Sept 2015.
- [21] 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.
- [22] S. Shen, N. Michael, and V. Kumar. Autonomous indoor 3d exploration with a micro-aerial vehicle. In *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 9–15, May 2012.
- [23] F. Gao, Y. Lin, and S. Shen. Gradient-based online safe trajectory generation for quadrotor flight in complex environments. In *2017 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 3681–3688, Sept 2017.
- [24] H. Oleynikova, M. Burri, Z. Taylor, J. Nieto, R. Siegwart, and E. Galceran. Continuous-time trajectory optimization for online uav replanning. In *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 5332–5339, Oct 2016.
- [25] M. Fumagalli, R. Naldi, A. Macchelli, F. Forte, A. Q. L. Keemink, S. Stramigioli, R. Carloni, and L. Marconi. Developing an aerial manipulator prototype: Physical interaction with the environment. *IEEE Robotics Automation Magazine*, Vol. 21, No. 3, pp. 41–50, Sept 2014.

- [26] D. R. McArthur, A. B. Chowdhury, and D. J. Cappelleri. Design of the i-boomcopter uav for environmental interaction. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 5209–5214, May 2017.
- [27] 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.
- [28] V. Lippiello, J. Cacace, A. Santamaria-Navarro, J. Andrade-Cetto, M. Á Trujillo, Y. R. Esteves, and A. Viguria. Hybrid visual servoing with hierarchical task composition for aerial manipulation. *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 1, No. 1, pp. 259–266, Jan 2016.
- [29] 内山勝, 中村仁彦. 岩波講座ロボット学2 ロボットモーション. 岩波書店, 2004.
- [30] Raymond Oung, Raffaello D'Andrea. The distributed flight array: Design, implementation, and analysis of a modular vertical take-off and landing vehicle. *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 33, No. 3, pp. 375–400, 2014.
- [31] L. Marconi and R. Naldi. Control of aerial robots: Hybrid force and position feedback for a ducted fan. *IEEE Control Systems*, Vol. 32, No. 4, pp. 43–65, Aug 2012.
- [32] C. Blouin and E. Lanteigne. Pitch control of an oblique active tilting bi-rotor. In *Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2014 International Conference on*, pp. 791–799, May 2014.
- [33] 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.
- [34] M. W. Mueller and R. D'Andrea. Stability and control of a quadrocopter despite the complete loss of one, two, or three propellers. In *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 45–52, May 2014.
- [35] S. Rajappa, M. Ryll, H. H. Blthoff, 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.
- [36] 田所祐一, 伊吹竜也, 三平満司. 対称平面傾斜ロータ構造をもつヘキサロータ型全駆動 uav の動的可操作性解析と設計最適化. 計測自動制御学会論文集, Vol. 53, No. 8, pp. 480–489, 2017.
- [37] 宏治川崎. 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. 博士論文, 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, 2017.
- [38] Abdulkarim Fatih Şenkul and Erdiñç Altuğ. System design of a novel tilt-roll rotor quadrotor uav. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 84, No. 1, pp. 575–599, Dec 2016.
- [39] A. Tayebi and S. McGilvray. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot. In *2004 43rd IEEE Conference on Decision and Control (CDC) (IEEE Cat. No.04CH37601)*, Vol. 2, pp. 1216–1221 Vol.2, Dec 2004.
- [40] T. Lee, M. Leoky, and N. H. McClamroch. Geometric tracking control of a quadrotor uav on  $se(3)$ . In *49th IEEE Conference on Decision and Control (CDC)*, pp. 5420–5425, Dec 2010.
- [41] D. Mellinger and V. Kumar. Minimum snap trajectory generation and control for quadrotors. In *Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on*, pp. 2520–2525, May 2011.
- [42] S. O. H. Madgwick, A. J. L. Harrison, and R. Vaidyanathan. Estimation of imu and marg orientation using a gradient descent algorithm. In *2011 IEEE International Conference on Rehabilitation Robotics*, pp. 1–7, June 2011.
- [43] D. M. W. Abeywardena and S. R. Munasinghe. Performance analysis of a kalman filter based attitude estimator for a quad rotor uav. In *International Congress on Ultra Modern Telecommunications and Control Systems*, pp. 466–471, Oct 2010.
- [44] 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 *2011*

- IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 3056–3063, May 2011.
- [45] S. Weiss, M. W. Achtelik, M. Chli, and R. Siegwart. Versatile distributed pose estimation and sensor self-calibration for an autonomous mav. In *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 31–38, May 2012.
- [46] Jonathan Fink, Nathan Michael, Soonkyum Kim, and Vijay Kumar. Planning and control for cooperative manipulation and transportation with aerial robots. *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 30, No. 3, pp. 324–334, 2011.
- [47] H. Lee, H. Kim, and H. J. Kim. Planning and control for collision-free cooperative aerial transportation. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, Vol. PP, No. 99, pp. 1–13, 2017.
- [48] S. B. Backus, L. U. Odhner, and A. M. Dollar. Design of hands for aerial manipulation: Actuator number and routing for grasping and perching. In *2014 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 34–40, Sept 2014.
- [49] P. E. I. Pounds, D. R. Bersak, and A. M. Dollar. Grasping from the air: Hovering capture and load stability. In *Robotics and Automation (ICRA), 2011 IEEE International Conference on*, pp. 2491–2498, May 2011.
- [50] A. Gawel, M. Kamel, T. Novkovic, J. Widauer, D. Schindler, B. P. von Altishofen, R. Siegwart, and J. Nieto. Aerial picking and delivery of magnetic objects with mavs. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 5746–5752, May 2017.
- [51] Sungwook CHO and David Hyunchul SHIM. Development of a vision-enabled aerial manipulator using a parallel robot. *TRANSACTIONS OF THE JAPAN SOCIETY FOR AERONAUTICAL AND SPACE SCIENCES, AEROSPACE TECHNOLOGY JAPAN*, Vol. 15, No. APISAT-2016, pp. a27–a36, 2017.
- [52] Tomoki Anzai, Moju Zhao, Xiangyu Chen, Fan Shi, Koji Kawasaki, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Multilinked multirotor with internal communication system for

- multiple objects transportation based on form optimization method. In *Proceedings of The 2017 IEE/RSJ International Conference on Robotics and Systems*, pp. 5977–5984, september 2017.
- [53] 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.
- [54] K. Kondak, F. Huber, M. Schwarzbach, M. Laiacker, D. Sommer, M. Bejar, and A. Ollero. Aerial manipulation robot composed of an autonomous helicopter and a 7 degrees of freedom industrial manipulator. In *2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 2107–2112, May 2014.
- [55] D. Falanga, E. Mueggler, M. Faessler, and D. Scaramuzza. Aggressive quadrotor flight through narrow gaps with onboard sensing and computing using active vision. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 5774–5781, May 2017.
- [56] G. Loianno, C. Brunner, G. McGrath, and V. Kumar. Estimation, control, and planning for aggressive flight with a small quadrotor with a single camera and imu. *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 2, No. 2, pp. 404–411, April 2017.
- [57] Atsushi Oosedo, Satoko Abiko, Shota Narasaki, Atsushi Kuno, Atsushi Konno, and Masaru Uchiyama. Large attitude change flight of a quad tilt rotor unmanned aerial vehicle. *Advanced Robotics*, Vol. 30, No. 5, pp. 326–337, 2016.
- [58] 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.
- [59] O. C. Carholt, E. Fresk, G. Andrikopoulos, and G. Nikolakopoulos. Design, modelling and control of a single rotor uav. In *2016 24th Mediterranean Conference on Control and Automation (MED)*, pp. 840–845, June 2016.
- [60] Voliro. <https://www.voliro.ethz.ch/>. Accessed: 2017-09-11.

- [61] D. Pucci, S. Traversaro, and F. Nori. Momentum control of an underactuated flying humanoid robot. *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 3, No. 1, pp. 195–202, Jan 2018.
- [62] A. Moutinho, E. Mateos, and F. Cunha. The tilt-quadrotor: Concept, modeling and identification. In *2015 IEEE International Conference on Autonomous Robot Systems and Competitions*, pp. 156–161, April 2015.
- [63] J. Gordon Leishman. *Principles of helicopter aerodynamics*. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [64] J.-M. Pflimlin, P. Binetti, P. Soures, T. Hamel, and D. Trouchet. Modeling and attitude control analysis of a ducted-fan micro aerial vehicle. *Control Engineering Practice*, Vol. 18, No. 3, pp. 209 – 218, 2010.
- [65] 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.
- [66] Michael Muehlebach, RaffaelloD 'Andrea. The flying platform a testbed for ducted fan actuation and control design. *Mechatronics*, Vol. 42, No. Supplement C, pp. 52 – 68, 2017.
- [67] Masafumi Miwa, Yuki Shigematsu, and Takashi Yamashita. *Control of Ducted Fan Flying Object Using Thrust Vectoring*, pp. 97–107. Springer Japan, Tokyo, 2013.
- [68] 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, 2014.
- [69] Christian Ott, Maximo Roa, and Gerd Hirzinger. Posture and balance control for biped robots based on contact force optimization. In *IEEE-RAS International Conference on Humanoid Robots*, pp. 26–33, 10 2011.
- [70] K. Nagasaka, A. Miyamoto, M. Nagano, H. Shirado, T. Fukushima, and M. Fujita. Motion control of a virtual humanoid that can perform real physical interactions

- with a human. In *2008 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 2303–2310, Sept 2008.
- [71] G. V. Raffo, M. G. Ortega, and F. R. Rubio. Backstepping/nonlinear h<sub>x221e</sub>; control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle. In *2008 American Control Conference*, pp. 3356–3361, June 2008.
- [72] 一正平井. 現代非線形科学シリーズ 9 非線形制御. コロナ社, 2003.
- [73] T. Lee. Geometric tracking control of the attitude dynamics of a rigid body on  $so(3)$ . In *Proceedings of the 2011 American Control Conference*, pp. 1200–1205, June 2011.
- [74] 漢居趙. 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, 東京大学大学院情報理工学系研究科知能機械情報学専攻, 2015.
- [75] R. Oung, F. Bourgault, M. Donovan, and R. D’Andrea. The distributed flight array. In *Robotics and Automation (ICRA), 2010 IEEE International Conference on*, pp. 601–607, May 2010.
- [76] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Transformable multi-rotor with two-dimensional multilinks: modeling, control, and motion planning for aerial transformation. *Advanced Robotics*, Vol. 30, No. 13, pp. 825–845, 2016.
- [77] Pyong Sik PAK, Yutaka SUZUKI, and Katsuhiko FUJII. Synthesis of multivariable linear optimal servo-system incorporating integral-type controllers. *Transactions of the Society of Instrument and Control Engineers*, Vol. 10, No. 1, pp. 1–5, 1974.
- [78] 勉 美多寛 小郷. システム制御理論入門. 実教出版株式会社, 1979.
- [79] M. Ramp and E. Papadopoulos. On modeling and control of a holonomic vectoring tricopter. In *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 662–668, Sept 2015.
- [80] 恒夫吉川. ロボットアームの可操作度. 日本ロボット学会誌, Vol. 2, No. 1, pp. 63–67, 1984.

- [81] Christian Forster. *Visual Inertial Odometry and Dense Reconstruction for Mobile Robots*. PhD Thesis, the University of Zurich, 2015.
- [82] Stephan M. Weiss. *Vision Based Navigation for Micro Helicopters*. PhD Thesis, ETH Zurich, 2015.
- [83] Shaojie Shen and Nathan Michael. *State Estimation for Indoor and Outdoor Operation with a Micro-Aerial Vehicle*, pp. 273–288. Springer International Publishing, Heidelberg, 2013.
- [84] Sebastian Thrun, Wolfram Burgard, and Dieter Fox. *Probabilistic Robotics (Intelligent Robotics and Autonomous Agents)*. The MIT Press, 2005.
- [85] Nikolas Trawny and Stergios I. Roumeliotis. Indirect kalman filter for 3d attitude estimation. 2005.
- [86] Michael Bloesch, Michael Burri, Sammy Omari, Marco Hutter, and Roland Siegwart. Iterated extended kalman filter based visual-inertial odometry using direct photometric feedback. *The International Journal of Robotics Research*, Vol. 36, No. 10, pp. 1053–1072, 2017.
- [87] Yi Lin, Fei Gao, Tong Qin, Wenliang Gao, Tianbo Liu, William Wu, Zhenfei Yang, and Shaojie Shen. Autonomous aerial navigation using monocular visual-inertial fusion. *Journal of Field Robotics*, pp. n/a–n/a.
- [88] N. de Palzieux, T. Ngeli, and O. Hilliges. Duo-vio: Fast, light-weight, stereo inertial odometry. In *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 2237–2242, Oct 2016.
- [89] Michael Bloesch and Marco Hutter and Mark A Hoepflinger and Stefan Leutenegger and Christian Gehring and C David Remy and Roland Siegwart. State estimation for legged robots-consistent fusion of leg kinematics and imu. *Robotics*, Vol. 17, pp. 17–24, 2013.
- [90] P. D. Groves. *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems*. Artech House, 2008.

- [91] P. Martin and E. Salan. The true role of accelerometer feedback in quadrotor control. In *2010 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 1623–1629, May 2010.
- [92] R. Mahony, V. Kumar, and P. Corke. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE Robotics Automation Magazine*, Vol. 19, No. 3, pp. 20–32, Sept 2012.
- [93] Jean yves Bouguet. Pyramidal implementation of the lucas kanade feature tracker. *Intel Corporation, Microprocessor Research Labs*, 2000.
- [94] D. Honegger, L. Meier, P. Tanskanen, and M. Pollefeys. An open source and open hardware embedded metric optical flow cmos camera for indoor and outdoor applications. In *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 1736–1741, May 2013.
- [95] 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.
- [96] C. Forster, M. Pizzoli, and D. Scaramuzza. Svo: Fast semi-direct monocular visual odometry. In *Robotics and Automation (ICRA), 2014 IEEE International Conference on*, pp. 15–22, May 2014.
- [97] J. Engel, J. Stckler, and D. Cremers. Large-scale direct slam with stereo cameras. In *2015 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*, pp. 1935–1942, Sept 2015.
- [98] F. Endres, J. Hess, J. Sturm, D. Cremers, and W. Burgard. 3-d mapping with an rgb-d camera. *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. 30, No. 1, pp. 177–187, Feb 2014.
- [99] 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.
- [100] D. Gurdan, J. Stumpf, M. Achtelik, K. M. Doth, G. Hirzinger, and D. Rus. Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 khz. In *Proceedings 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 361–366, April 2007.
- [101] Z. Yang, F. Gao, and S. Shen. Real-time monocular dense mapping on aerial robots using visual-inertial fusion. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4552–4559, May 2017.
- [102] 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.
- [103] Xiangyu Chen, Kohei Kimura, Hiroto Mizohana, Moju Zhao, Fan Shi, Krishneel Chaudhary, Wesley P. Chan, Shunichi Nozawa, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Development of task-oriented high power field robot platform with humanoid upper body and mobile wheeled base. In *Proceedings of the 2016 IEEE/SICE International Symposium on System Integration*, pp. 349–354, 2016.
- [104] 安齋智紀, 趙漠居, 陳相羽, 石凡, 川崎宏治, 岡田慧, 稲葉雅幸. 空中変形可能な多節型飛行ロボットにおける複数物体把持運搬のための形状最適化制御. 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会'17 講演論文集, pp. 1P1–G03, may 2017.
- [105] Kunio Kojima, Tatsuhi Karasawa, Toyotaka Kozuki, Eisoku Kuroiwa, Sou Yukizaki, Satoshi Iwaishi, Tatsuya Ishikawa, Ryo Koyama, Shintaro Noda, Fumihito Sugai, Shunichi Nozawa, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Development of life-sized high-power humanoid robot JAXON for real-world use. In *15th IEEE-RAS International Conference on Humanoid Robots, Humanoids 2015, Seoul, South Korea, November 3-5, 2015*, pp. 838–843, 2015.

- [106] J. Urata, Y. Nakanishi, K. Okada, and M. Inaba. Design of high torque and high speed leg module for high power humanoid. In *2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 4497–4502, Oct 2010.
- [107] ISO. Road vehicles - interchange of digital information - controller area network (can) for high-speed communication. In *ISO 11898*, 1993.
- [108] N. Koenig and A. Howard. Design and use paradigms for gazebo, an open-source multi-robot simulator. In *2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) (IEEE Cat. No.04CH37566)*, Vol. 3, pp. 2149–2154 vol.3, Sept 2004.
- [109] Fadri Furrer, Michael Burri, Markus Achtelik, and Roland Siegwart. *Robot Operating System (ROS): The Complete Reference (Volume 1)*, chapter RotorS—A Modular Gazebo MAV Simulator Framework, pp. 595–625. Springer International Publishing, Cham, 2016.
- [110] Johannes Meyer, Alexander Sendobry, Stefan Kohlbrecher, Uwe Klingauf, and Oskar von Stryk. Comprehensive simulation of quadrotor uavs using ros and gazebo. In *3rd Int. Conf. on Simulation, Modeling and Programming for Autonomous Robots (SIMPAN)*, p. to appear, 2012.
- [111] 安齋智紀, 趙漢居, 石凡, 野沢峻一, 岡田慧, 稲葉雅幸. 二次元変形可能な閉リンク型マルチロータ飛行ロボットの構成法と飛行動作に関する研究. 第 35 回日本ロボット学会 学術講演会講演論文集, pp. 3A1–05, sep 2017.
- [112] 梶田秀司. ヒューマノイドロボット. オーム社, 2005.
- [113] V. Lippiello and F. Ruggiero. Exploiting redundancy in cartesian impedance control of uavs equipped with a robotic arm. In *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 3768–3773, Oct 2012.
- [114] M. Ryll, G. Muscio, F. Pierri, E. Cataldi, G. Antonelli, F. Caccavale, and A. Franchi. 6d physical interaction with a fully actuated aerial robot. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 5190–5195, May 2017.

- [115] 趙漠居, 安齋智紀, 石凡, 陳相羽, 岡田慧, 稻葉雅幸. デュアルロータジンバル機構を有する空中立体変形可能な多リンク系飛行ロボットの構造設計. 第 35 回日本ロボット学会学術講演会講演論文集, pp. 3A1–06, sep 2017.
- [116] I. F. Mondragón, P. Campoy, M. A. Olivares-Mendez, and C. Martinez. 3d object following based on visual information for unmanned aerial vehicles. In *IX Latin American Robotics Symposium and IEEE Colombian Conference on Automatic Control, 2011 IEEE*, pp. 1–7, Oct 2011.
- [117] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, and Masayuki Inaba. 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.
- [118] C. Teulière, 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.
- [119] J. Courbon, Y. Mezouar, L. Eck, and P. Martinet. A generic fisheye camera model for robotic applications. In *2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 1683–1688, Oct 2007.
- [120] J. C. Bazin, I. Kweon, C. Démonceaux, and P. Vasseur. Uav attitude estimation by vanishing points in catadioptric images. In *2008 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 2743–2749, May 2008.
- [121] J. Kim, Y. Jung, D. Lee, and D. H. Shim. Outdoor autonomous landing on a moving platform for quadrotors using an omnidirectional camera. In *2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*, pp. 1243–1252, May 2014.
- [122] JeongWoon Kim, YeonDeuk Jung, DaSol Lee, and David Hyunchul Shim. Landing control on a mobile platform for multi-copters using an omnidirectional image sensor. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 84, No. 1, pp. 529–541, Dec 2016.

- [123] T. Liu and S. Shen. High altitude monocular visual-inertial state estimation: Initialization and sensor fusion. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 4544–4551, May 2017.
- [124] Krishneel Chaudhary and Moju Zhao and Fan Shi and Xiangyu Chen and Kei Okada and Masayuki Inaba. Robust real-time visual tracking using dual-frame deep comparison network integrated with correlation filters. In *Proceedings of The 2017 IEEE/RSJ International Conference on Robotics and Systems*, pp. 6837–6842, september 2017.
- [125] J. Chen and S. Shen. Improving octree-based occupancy maps using environment sparsity with application to aerial robot navigation. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 3656–3663, May 2017.
- [126] Roland Brockers, Anthony Fragoso, Brandon Rothrock, Connor Lee, and Larry Matthies. *Vision-Based Obstacle Avoidance for Micro Air Vehicles Using an Ego-cylindrical Depth Map*, pp. 505–514. Springer International Publishing, Cham, 2017.
- [127] Shreyansh Daftary, J. Andrew Bagnell, and Martial Hebert. *Learning Transferable Policies for Monocular Reactive MAV Control*, pp. 3–11. Springer International Publishing, Cham, 2017.
- [128] Tomoki Anzai, Moju Zhao, Fan Shi, Kei Okada, and Masayuki Inaba. Sensing and navigation of aerial robot for measuring tree location and size in forest environment. In *Proceedings of The 2017 International Workshop on Smart Info-Media System in Asia*, pp. 55–60, September 2017.
- [129] P. Newman and Kin Ho. Slam-loop closing with visually salient features. In *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp. 635–642, April 2005.
- [130] S. L. Bowman, N. Atanasov, K. Daniilidis, and G. J. Pappas. Probabilistic data association for semantic slam. In *2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 1722–1729, May 2017.

- [131] 第2回 森のドローン・ロボット競技会. <http://www.lsse.kyutech.ac.jp/sociorobo/ja/forestdrone17>. Accessed: 2017-10-24.
- [132] G. Grisetti, C. Stachniss, and W. Burgard. Improved techniques for grid mapping with rao-blackwellized particle filters. *IEEE Transactions on Robotics*, Vol. 23, No. 1, pp. 34–46, Feb 2007.
- [133] T. Watanabe, K. Harada, T. Yoshikawa, and Z. Jiang. Towards whole arm manipulation by contact state transition. In *2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pp. 5682–5687, Oct 2006.
- [134] J. Seo, S. Kim, and V. Kumar. Planar, bimanual, whole-arm grasping. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, pp. 3271–3277, May 2012.
- [135] H.J. Ferreau, C. Kirches, A. Potschka, H.G. Bock, and M. Diehl. qpOASES: A parametric active-set algorithm for quadratic programming. *Mathematical Programming Computation*, Vol. 6, No. 4, pp. 327–363, 2014.
- [136] Lung-Wen Tsai. *Robot Analysis and Design: The Mechanics of Serial and Parallel Manipulators*. John Wiley & Sons, Inc., New York, NY, USA, 1st edition, 1999.
- [137] B. Landry, R. Deits, P. R. Florence, and R. Tedrake. Aggressive quadrotor flight through cluttered environments using mixed integer programming. In *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 1469–1475, May 2016.
- [138] L. Campos-Macas, D. Gmez-Gutierrez, R. Aldana-Lpez, R. de la Guardia, and J. I. Parra-Vilchis. A hybrid method for online trajectory planning of mobile robots in cluttered environments. *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol. 2, No. 2, pp. 935–942, April 2017.
- [139] M. Neunert, C. de Crousaz, F. Furrer, M. Kamel, F. Farshidian, R. Siegwart, and J. Buchli. Fast nonlinear model predictive control for unified trajectory optimization

- and tracking. In *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, pp. 1398–1404, May 2016.
- [140] Steven M. LaValle. *Planning Algorithms*. Cambridge University Press, New York, NY, USA, 2006.
- [141] S. M. LaValle and J. J. Kuffner. Randomized kinodynamic planning. In *Proceedings 1999 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat. No.99CH36288C)*, Vol. 1, pp. 473–479 vol.1, 1999.
- [142] Jia Pan, S. Chitta, and D. Manocha. Fcl: A general purpose library for collision and proximity queries. In *Robotics and Automation (ICRA), 2012 IEEE International Conference on*, pp. 3859–3866, 2012.
- [143] S. Karaman and E. Frazzoli. Incremental sampling-based algorithms for optimal motion planning. In *Proceedings of Robotics: Science and Systems*, Zaragoza, Spain, June 2010.
- [144] Carl de Boor. On calculating with b-splines. *Journal of Approximation Theory*, Vol. 6, No. 1, pp. 50 – 62, 1972.



## 付 録 A

### 業績リスト



## A.1 学術雑誌 (筆頭)

[1] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, 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.

[2] 趙 漠居, 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.

[3] M. Zhao, T. Anzai, F. Shi, X. Chen, K. Okada and M. Inaba, “Design, Modeling and Control of Aerial Robot DRAGON: Dual-Rotor Embedded Multilink Robot with the Ability of Multi-Degree-of-Freedom Aerial Transformation,” in *IEEE Robotics and Automation Letters*, Vol.3, No.2, pp.1176–1183, 2018.

## A.2 国際学会 (筆頭)

[4] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Xiangyu Chen, Shintaro Noda, Kei Okada, Masayuki Inaba: Whole-body aerial manipulation by transformable multirotor with two-dimensional multilinks, in *Proceedings of The 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.5175-5182, 2017.

[5] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Xiangyu Chen, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, Masayuki Inaba. 2017. Transformable Multirotor with Two-Dimensional Multilinks: Modeling, Control, and Whole-Body Aerial Manipulation. 2016 International Symposium on Experimental Robotics, pages 515-524.

## A.3 受賞 (筆頭)

[6] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Kei Okada, Masayuki Inaba: Transformable multirotor with two-dimensional multilinks: modeling, control, and motion planning for aerial transformation, 2017 *Advanced Robotics Best Paper Award*, 2017.9.13.

[7] Moju Zhao, Koji Kawasaki, Xiangyu Chen, Shintaro Noda, Kei Okada, Masayuki Inaba: Whole-body aerial manipulation by transformable multirotor with two-dimensional

multilinks, IEEE Robotics and Automation Society (RAS) Japan Chapter Young Award (in ICRA2017), 2017.5.31.

[8] 趙 漢居, 石 凡, 安齋 智紀, 稲葉 雅幸: 第2回森のドローン・ロボット競技会 自立型クラス 優勝, 九州工業大学社会ロボット具現化センター 森のドローン・ロボット競技会実行委員会, 2017.5.21.

[9] 趙 漢居, 石 凡, 安齋 智紀, 稲葉 雅幸: 第2回森のドローン・ロボット競技会 優秀計測賞, 九州工業大学社会ロボット具現化センター 森のドローン・ロボット競技会実行委員会, 2017.5.21.

[10] 趙 漢居: 日本機械学会三浦賞, 日本機械学会, 2015.3.24.

#### A.4 学術雑誌 (共著)

[11] 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.

[12] 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

#### A.5 国際学会 (共著)

[13] Tomoki Anzai, Moju Zhao, Xiangyu Chen, Fan Shi, Koji Kawasaki, Kei Okada, Masayuki Inaba: Multilinked Multirotor with Internal Communication System for Multiple Objects Transportation based on Form Optimization Method, in Proceedings of The 2017 IEE/RSJ International Conference on Robotics and Systems, pp.5977-5984, 2017.

[14] Krishneel Chaudhary, Moju Zhao, Fan Shi, Xiangyu Chen, Kei Okada, Masayuki Inaba: Robust Real-Time Visual Tracking Using Dual-Frame Deep Comparison Network Integrated with Correlation Filters, in Proceedings of The 2017 IEE/RSJ International Conference on Robotics and Systems, pp.6837-6842, 2017.

[15] Tomoki Anzai, Moju Zhao, Fan Shi, Kei Okada, Masayuki Inaba: Sensing and Navigation of Aerial Robot for Measuring Tree Location and Size in Forest Environment,

in Proceedings of The 2017 International Workshop on Smart Info-Media System in Asia, pp.55-60, 2017.

[16] Xiangyu Chen, Moju Zhao, Lingzhu Xiang, Fumihito Sugai, Hiroaki Yaguchi, Kei Okada, Masayuki Inaba: Development of a Low-cost Ultra-tiny Line Laser Range Sensor, in Proceedings of The 2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp.111-116, 2016.

[17] Xiangyu Chen, Kohei Kimura, Hiroto Mizohana, Moju Zhao, Fan Shi, Krishneel Chaudhary, Wesley P. Chan, Shunichi Nozawa, Yohei Kakiuchi, Kei Okada, Masayuki Inaba: Development of Task-oriented High Power Field Robot Platform with Humanoid Upper Body and Mobile Wheeled Base, in Proceedings of the 2016 IEEE/SICE International Symposium on System Integration, pp.349–354, 2016.

[18] Koji Kawasaki, Yotaro Motegi, Moju Zhao , Kei Okada, 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.

[19] Koji Kawasaki, Moju Zhao, Kei Okada , Masayuki Inaba : MUWA: Multi-field universal wheel for air-land vehicle with quad variable-pitch propellers, in Proceedings of The 201 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, pp.1880–1885, 2013.

## A.6 受賞 (共著)

[20]Tomoki Anzai, Moju Zhao, Fan Shi, Kei Okada, Masayuki Inaba: Sensing and Navigation of Aerial Robot for Measuring Tree Location and Size in Forest Environment, SISA Best Student Paper Award (in SISA2017), 2017.9.7.

[21] 川崎 宏治, 趙 漠居, 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.

以上

1p ~ 282p 完

博士論文

平成 29 年 12 月 8 日 提出

知能機械情報学専攻

48-157508 趙漠居