

2017年度 卒業論文

# 触飛行体位置の PID 制御

2018年2月13日

大阪大学 基礎工学部  
システム科学科 生物工学コース  
池本 尚生

主査: \_\_\_\_\_ 日付: \_\_\_\_\_

# 触飛行体位置の PID 制御

池本 尚生

## 概要

ユーザが仮想物体に触れる際に、その感覚を与えることができる装置の研究が行われている。ユーザに機器を取り付けて触覚提示する場合は拘束感が発生するため、機器を装着しないことが望ましい。この場合、提示可能な空間は装置の規模によって限定される。

本研究では、無人航空機的一种であるドローンを用いて、機器を装着することなく広範囲に触覚提示可能な装置を開発する。仮想物体とユーザの位置に応じてドローンの位置を制御して、ドローンをユーザの指に接触させることによって仮想物体の表現を行う。

第一にドローンの飛行システムの実装を行った。モーションキャプチャシステムを用いた位置計測に基づいて、ドローンを目標位置に留める。飛行システムには、今日広く用いられている PID(Proportional-Integral-Differential) コントローラを取り入れた。第二に制御パラメータの設計を行った。ドローンのような非線形システムにおいて PID パラメータを最適設定する手法は存在しないため、ドローンの応答に基づいた評価関数を定義し、最適化アルゴリズムである PSO(Particle Swarm Optimization) 法を用いることによって実験的に PID パラメータの最適化を行った。水平方向の二軸に関して、最適パラメータに基づく立ち上がり時間は平均 0.367 sec, 最大行き過ぎ量は平均 0.308, 定常偏差は平均 3.32 mm であった。鉛直方向に関して、最適パラメータに基づく立ち上がり時間は 0.600 sec, 最大行き過ぎ量は 0.523, 定常偏差は 8.64 mm であった。

キーワード 触覚提示装置, ドローン, PID 制御, 最適化, 飛行体

# PID position control for flying haptic object

Ikemoto Naoki

## Abstract

Researches related to a device that presents tactile feedback of a virtual object have been conducted. Since a user gets restrained, it is desirable to present tactile sensation without wearing a device. In this case, the available space of the tactile feedback is limited because of device size.

In this research, the author proposes a haptic device that can present tactile sensation in a wide space without a wearable device by using a drone, which is a type of unmanned aerial vehicle. The position of the drone is controlled according to the position of a virtual object and a user. Moreover, the system represents a virtual wall by contacting a part of a drone.

The author implemented drone's flight system. Based on the position measurement using the motion capture system, the drone was controlled to follow the target position. PID (Proportional-Integral-Differential) controller was used for the flight system. Then, the author tried to set PID parameters. There is no established method to optimize the PID parameters for a non-linear system such as a drone. Therefore, the author implemented an optimization algorithm, PSO (Particle Swarm Optimization), with an object function based on the step response of the drone and experimentally determined the optimal PID parameters. Based on this optimal parameters, rising time was 0.600 sec, maximum overshoot was 0.523 and steady state error was 8.64 mm in the vertical axis. Moreover, in horizontal axes, rising time was 0.367 sec, maximum overshoot was 0.308 and steady state error was 3.32 mm on average.

**Keywords** haptic device, drone, PID control, optimization, flying object

# 目次

第1章	はじめに	1
第2章	触覚提示技術とPID制御	3
2.1	三次元位置計測に基づく力触覚提示装置	3
2.2	ドローン	6
2.3	ドローンの飛行原理	7
2.4	PID制御	13
第3章	ドローンの位置制御	15
3.1	提案システムの概要	15
3.2	ドローンを飛行させるシステム	17
3.3	ドローンの制御	17
3.4	計測	27
3.5	PIDパラメータの設計	34
第4章	パラメータ調整実験	40
4.1	実装	40
4.2	PSO法のパラメータ設定	42
4.3	最適パラメータの決定実験	43
4.4	考察	49
第5章	おわりに	51
	謝辞	52
	参考文献	53

# 目 次

1.1	位置計測に基づく広範囲な触覚提示 . . . . .	2
2.1	FALCON . . . . .	4
2.2	SPIDAR . . . . .	5
2.3	HapticDrone . . . . .	6
2.4	ドローン . . . . .	7
2.5	本論文におけるドローンの表記 . . . . .	7
2.6	プロペラと DC モータ . . . . .	8
2.7	DC モータの回路図 . . . . .	8
2.8	プロペラの模式図 . . . . .	9
2.9	空気の流れ分布 . . . . .	10
2.10	空気の圧力分布 . . . . .	11
2.11	PID コントローラ . . . . .	13
3.1	提案システムの概要 . . . . .	16
3.2	ドローンを飛行させるシステム . . . . .	17
3.3	世界座標系と機体座標系 . . . . .	19
3.4	傾き角 $\phi$ . . . . .	19
3.5	傾き角 $\theta$ . . . . .	19
3.6	ドローンにはたらく力 . . . . .	20
3.7	四つのプロペラの位置と回転する向き . . . . .	21
3.8	位置制御のブロック図 . . . . .	22
3.9	Position controller の詳細 . . . . .	23
3.10	Thrust controller の詳細 . . . . .	24
3.11	Attitude controller の詳細 . . . . .	24

3.12	Angular velocity controller の詳細 . . . . .	25
3.13	Motor driver の詳細 . . . . .	25
3.14	並進運動と回転運動の関係 . . . . .	26
3.15	光学式モーションキャプチャシステム . . . . .	28
3.16	ステレオ視による奥行き計測 . . . . .	28
3.17	$x^w$ 軸正方向から見たマーカと結像面の位置関係 . . . . .	29
3.18	$z^w$ 軸正方向から見たマーカと結像面の位置関係 . . . . .	29
3.19	加速度センサの原理 . . . . .	31
3.20	ジャイロセンサの原理 . . . . .	33
3.21	三評価量 . . . . .	36
3.22	PSO 法のフローチャート . . . . .	37
3.23	初期化ブロックの詳細 . . . . .	37
3.24	最適化ブロックの詳細 . . . . .	38
4.1	本論文で用いたドローン . . . . .	40
4.2	$x^w$ 軸に関する評価関数値と探索回数との関係 . . . . .	45
4.3	$y^w$ 軸に関する評価関数値と探索回数との関係 . . . . .	45
4.4	$z^w$ 軸に関する評価関数値と探索回数との関係 . . . . .	45
4.5	最良パラメータによる $x^w$ に関する応答 . . . . .	47
4.6	最良パラメータによる $y^w$ に関する応答 . . . . .	47
4.7	最良パラメータによる $z^w$ に関する応答 . . . . .	47
4.8	最悪パラメータによる $x^w$ に関する応答 . . . . .	48
4.9	最悪パラメータによる $y^w$ に関する応答 . . . . .	48
4.10	最悪パラメータによる $z^w$ に関する応答 . . . . .	48

# 表 目 次

4.1	ドローンのパラメータ . . . . .	41
4.2	モーションキャプチャシステムの仕様 . . . . .	41
4.3	PCの仕様 . . . . .	42
4.4	定常状態に達するパラメータの範囲 . . . . .	46
4.5	探索回数と全体解の関係 . . . . .	46
4.6	探索回数と最適値の関係 . . . . .	46
4.7	最良パラメータによって得られた評価量 . . . . .	49

# 第1章 はじめに

古来よりヒトは周りの物体に見て、触れて生活している。近年、Virtual Reality 技術や空間映像投影技術の発展に伴い、実体が存在しない仮想物体に見て触れる機会が生まれてきた [1-5]。しかしこのような仮想物体に触れる際、現実の物体とは異なりユーザは視覚情報しか得ることができず、物体に触れた感覚を得られないことが課題とされていた。この課題を解決するために、力触覚提示装置の開発が盛んに行われている。これらの機器は装着型 [6,7] と非装着型 [8,9] に二分される。装着型の機器は使用时ユーザに拘束感が生じるため、非装着型であることが望ましい。しかし非装着型の機器は接地していることが多く、提示可能な範囲が限定されるという課題が存在する。

広い提示空間を実現するための手法として、提示装置を移動体に搭載することが考えられる。Fischer は提示装置を車体に設置した [10]。車体が並進移動する際には車輪を開放し、触覚提示する際には車輪を固定する。しかし車体を用いて装置を並進移動させる手法の場合、車体が接地しているため実現可能な運動は二自由度に限られる。非接地な移動体ならば、車体を用いる際と比較して広い範囲に触覚提示を行うことができると考えられる。非接地な移動体の一つが飛行機やヘリコプタに代表される航空機である。航空機の中でも、無人航空機の一つであるドローンは並進移動に関して三自由度を有し、提示装置を搭載可能であることから位置計測に基づいて触覚提示する際の要件を満たす。

本研究では、飛行体であるドローンを位置制御することによって、図 1.1 に示すような広い空間に触覚提示する装置を開発する。図 1.1 においてユーザは仮想の動物に触れる。ユーザの位置をモーションキャプチャシステムを用いて計測し、その位置に応じてドローンに搭載された接触部位を並進移動させる。装置の開発にあたって、ドローンの飛行位置を制御する必要がある。本論文では、ドローンの位置制御システムを実装する。最適化アルゴリズムに基づいて様々な制御パラメータを

与えることによって、最適パラメータを決定する。

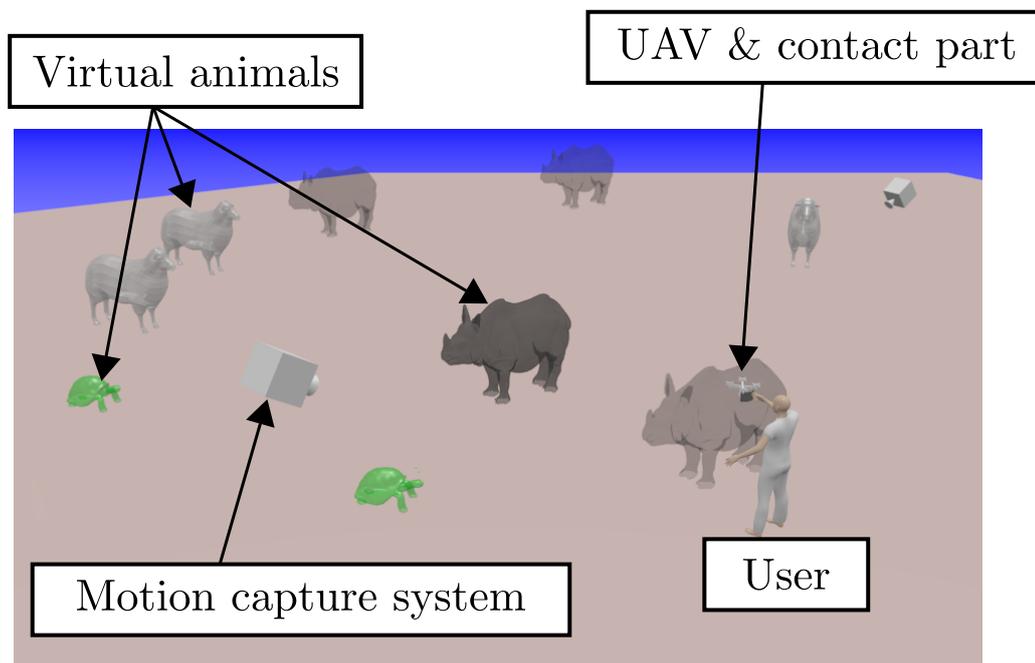


図 1.1: 位置計測に基づく広範囲な触覚提示

## 第2章 触覚提示技術とPID制御

本章では、まず、位置計測に基づいて触覚を提示する技術について述べる。次に、ドローンの飛行原理について述べる。プロペラの回転に関するエネルギーに注目することによって、揚力と呼ばれる鉛直上向きの力が発生する原理を述べる。最後に、今日広く用いられているPID制御について述べる。

### 2.1 三次元位置計測に基づく力触覚提示装置

力覚は深部感覚に刺激を与え、触覚は皮下の触覚受容器に刺激を与えると定義する [11,12]。提示部位の位置を計測し、仮想物体と接触している場合には物体からの反作用を提示する [13-16]。

### 2.1.1 リンク型装置

リンク機構を用いて力触覚提示する装置が存在する。剛体棒であるリンクと可動部であるジョイントから構成され、リンク部分に接続された物体を把持して使用する。ジョイントの変位角を内蔵エンコーダを用いて計測することで、把持物体の位置を算出する。把持物体が仮想物体に触れた場合、モータにおいて発生するトルクをワイヤによって伝達し、並進力に変換して提示する。

例として挙げられるのは図 2.1 に示す FALCON [17,18] である。モータのトルク制御は簡便で応答性が高いことから、速い応答速度を実現可能である点が特徴である [19]。広い三次元空間内において触覚を提示する場合、可動範囲を大きく設計する必要があるので、装置が複雑化及び大型化する点が課題である。



図 2.1: FALCON [20]

### 2.1.2 ストリング型装置

糸を用いて力触覚を提示する装置が存在する。複数本の糸に支持された物体を把持、もしくは指に装着して使用する。糸が巻き取られている長さをロータリエンコーダを用いて計測することによって、糸に支持された把持物体や指の位置を算出する。指が三次元空間の仮想物体に接触した際、モータによって糸の張力を増加させることによって触覚を提示する。

例として挙げられるのは図 2.2 に示す SPIDAR [21-23] である。糸を用いるため電磁雑音の影響が少ない点、リンク型とは異なり指ごとに触覚提示可能である点が特徴である。糸を張るための枠や指の拘束によってユーザの行動が制限される点が課題である。

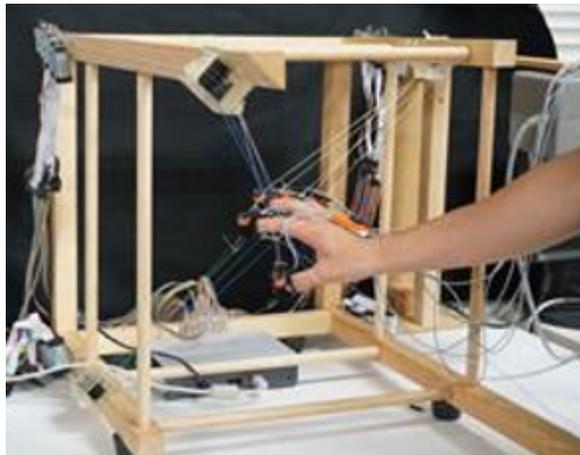


図 2.2: SPIDAR [24]

### 2.1.3 飛行型装置

飛行体を用いて触覚を提示する装置が存在する。ユーザとの接触部位を飛行体に搭載し、移動させることによって使用する。移動体として飛行体を用いることで三自由度の移動が可能である。モーションキャプチャシステムを用いることによってユーザや飛行体の位置を計測する。モーションキャプチャシステムとは、人や物体の位置及び姿勢計測を行うシステムである。指が三次元空間の仮想物体に接触した際、飛行体に搭載された接触部位をユーザの位置に移動させることによって触覚を提示する。

例として挙げられるのは図 2.3 に示す HapticDrone [25] である。リンク型装置と異なり広い空間に触覚提示可能な点、またストリング型装置と異なりユーザを拘束することなく使用可能な点が利点である。位置計測に加えて移動体の位置制御を行うことがリンク型及びストリング型装置と比較した際の課題である。

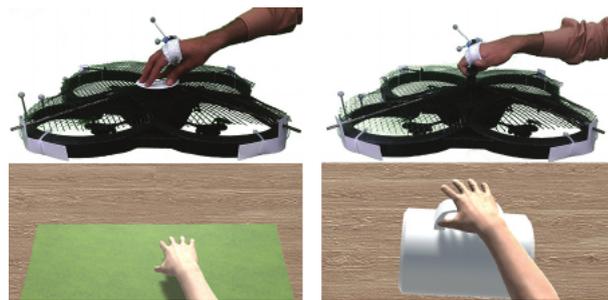


図 2.3: HapticDrone [25]

## 2.2 ドローン

ドローンとは無人航空機の種類である。図 2.4 にドローンの例を示す。国土交通省は複数のプロペラによって飛行する無人航空機のことをドローンと定義している [26]。ドローンは揚力と呼ばれる、機体に取り付けられたプロペラの回転によって生じる力を用いて飛行する。



図 2.4: ドローン [27]

ドローンは機体の位置を計測する GPS(Global Positioning System), 機体の傾き角を計測する加速度センサ, 機体の回転の角速度を計測するジャイロセンサなどを搭載している. センサから得た値に基づき自律飛行を行い, 三次元空間中の任意の位置に移動する. コンピュータやスマートフォンと無線通信を行うことによって目標位置を取得する. 本論文では, ドローンを図 2.5 に示す記号を用いて表す.

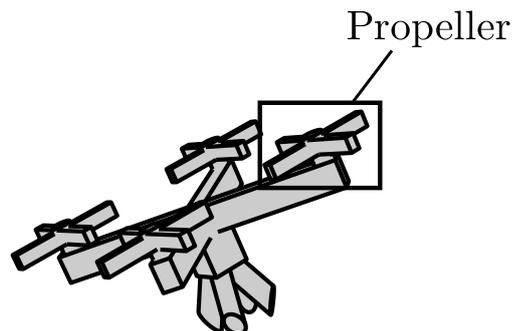


図 2.5: 本論文におけるドローンの表記

## 2.3 ドローンの飛行原理

本節では, ドローンの飛行原理について述べる. 揚力がどのような物理量に依存するのかを述べるために, まず DC モータの仕事率について述べる. 次に, プロペラが回転することによって生じる空気のエネルギー変化について述べる. 最後に, 揚力の大きさと揚力が依存する物理量を記述する.

ドローンのプロペラ (Propeller) は, 図 2.6 に示すように DC モータ (DC motor) に接続されている. DC モータで発生するトルクによってプロペラが回転する.

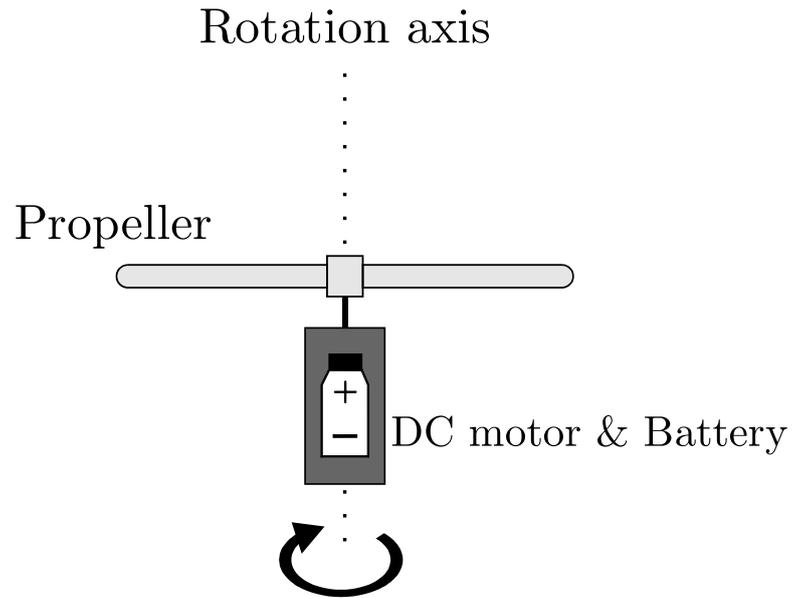


図 2.6: プロペラと DC モータ

### 2.3.1 DC モータ

DC モータの等価回路を図 2.7 に示す． $L$  はコイルのインダクタンスであり， $R$  は内部抵抗である．DC モータは回転軸方向に関してトルクベクトル  $\tau(t)$  と角速度ベクトル  $\omega(t)$  を有する．また  $t$  は時刻， $I_m(t)$  は回路を流れる電流， $v(t)$  はモータに入力される電圧， $v_c(t)$  はコイルによって発生する誘導起電力である．

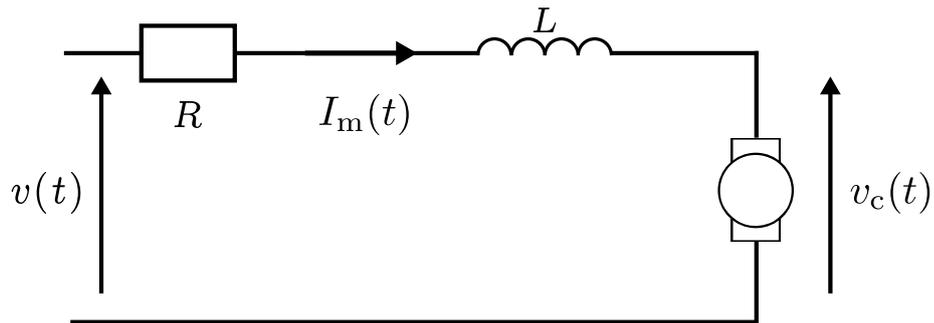


図 2.7: DC モータの回路図

DC モータのトルクベクトルと角速度ベクトルは一定ベクトル  $\tau_c$ ,  $\omega_c$  とする．回転運動における仕事率  $W(t)$  は，モータの回転軸に関するトルクベクトルと角速度

ベクトルの内積で求められるため式 (2.1) が成立する [28].

$$W(t) = \boldsymbol{\tau}_c \cdot \boldsymbol{\omega}_c \quad (2.1)$$

$\boldsymbol{\tau}_c$  及び  $\boldsymbol{\omega}_c$  が一定であるため,  $W(t)$  も一定である. 従って  $W(t)$  を  $W_c$  と記述する. 2.3.2 節では,  $W_c$  をプロペラの回転によって生じる空気のエネルギ変化で記述し, 揚力がどのような物理量に依存するかを調べる.

### 2.3.2 プロペラ

プロペラが回転することによって, 回転軸方向に揚力  $\mathbf{T}(t)$  (Thrust) が発生する [29, 30]. 図 2.8 に, プロペラの模式図を示す. 図 2.6 における DC モータと電源 (Battery) は図 2.8 において描かれていない. 回転軸と平行に  $z$  軸を設定する.  $z$  軸正方向に揚力  $\mathbf{T}(t)$  が発生しているとし, 空気の流れは  $z$  軸方向のみとする. プロペラは回転軸方向に関してトルクベクトル  $\boldsymbol{\tau}_c$  と角速度ベクトル  $\boldsymbol{\omega}_c$  を有し,  $z = z_p$  に固定されている. またプロペラの回転面は半径  $r$  の円と見なし,  $z$  軸に垂直とする. 空気の密度を  $\rho$  とする.

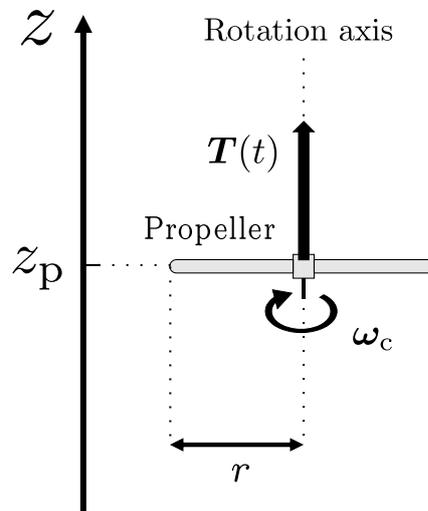


図 2.8: プロペラの模式図

プロペラが回転すると  $z$  軸負方向に空気の流れが発生する.  $z$  軸に関する空気の流速を  $u(z)$  とし, 圧力を  $P(z)$  とおく. プロペラ面  $z = z_p$  における空気の流速を  $u(z_p) = -u_p$  とする. また, 非粘性かつ非圧縮な気体において, プロペラから十分

遠方に存在する気体は大気圧  $P_f$  を有する．以降， $z$  軸正方向に関して十分遠方な位置を  $z = z_a$ ，負方向に関して十分遠方な位置を  $z = z_b$  とする．

また，空気は非粘性かつ非圧縮であることを仮定する．従って定常な流れにおいて式 (2.2) のベルヌーイの定理が成立する [31–33]．

$$P(z) + \frac{1}{2}\rho u(z)^2 = \text{const.} \quad (2.2)$$

プロペラ面にて空気が流速  $-u_p$  で運動していることより， $z$  軸正方向から空気が流入し，負方向に空気が流出している．従って，式 (2.3), (2.4), (2.5) が成立する．ただし  $z$  軸正方向から見たプロペラ面の圧力  $\lim_{z \rightarrow z_p+0} P(z)$  を  $P_i$  とし， $z$  軸負方向から見たプロペラ面の圧力  $\lim_{z \rightarrow z_p-0} P(z)$  を  $P_s$  とする．

$$u(z) < 0 \quad (2.3)$$

$$P_f = P(z_a) > P_i \quad (2.4)$$

$$P_f = P(z_b) < P_s \quad (2.5)$$

$z = z_b$  においてベルヌーイの定理より式 (2.6) が成立し，式 (2.5) より  $P(z_b)$  が有界であるため  $u(z_b)$  は非零の一定値  $-u_t$  に収束すると考えられる．

$$P(z_b) + \frac{1}{2}\rho u(z_b)^2 = \text{const.} \quad (2.6)$$

図 2.9 に空気の速度分布，図 2.10 に空気の圧力分布を示す．

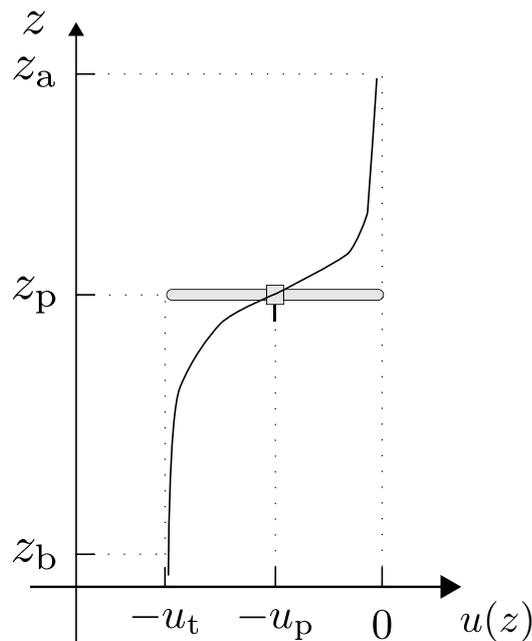


図 2.9: 空気の速度分布

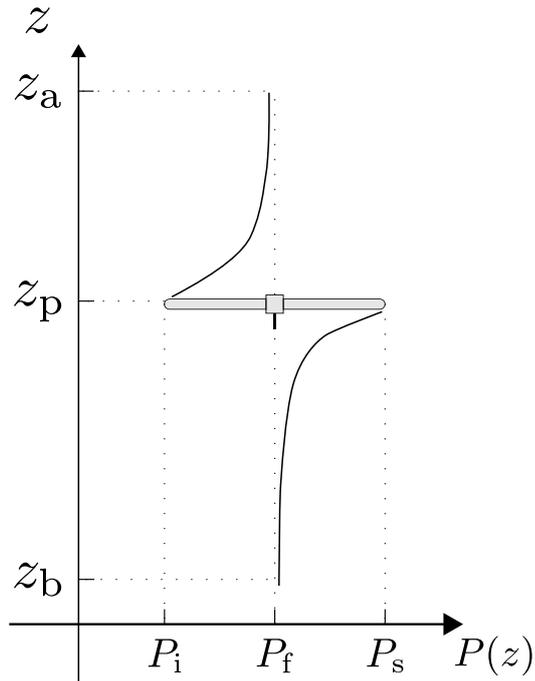


図 2.10: 空気の圧力分布

$z > z_p$  に関して  $z = z_p$  と  $z = z_a$  間にベルヌーイの定理を適用すると式 (2.7) が得られる.

$$P_i + \frac{1}{2}\rho(-u_p)^2 = P_f \quad (2.7)$$

$z < z_p$  に関して  $z = z_p$  と  $z = z_b$  間にベルヌーイの定理を適用すると式 (2.8) が得られる.

$$P_s + \frac{1}{2}\rho(-u_p)^2 = P_f + \frac{1}{2}\rho(-u_t)^2 \quad (2.8)$$

式 (2.7),(2.8) を用いて  $P_f$  を消去すると式 (2.9) が得られる.

$$P_s - P_i = \frac{1}{2}\rho u_p^2 \quad (2.9)$$

プロペラ面において変化した圧力は空気の運動に用いられるため, 式 (2.10) が成立する.

$$|\mathbf{T}(t)| = \pi r^2 (P_s - P_i) \quad (2.10)$$

式 (2.9) 及び式 (2.10) より式 (2.11) を得る.

$$|\mathbf{T}(t)| = \frac{1}{2}\rho\pi r^2 u_t^2 \quad (2.11)$$

空気の運動量は  $u(z)$  に依存するため  $p(z)$  と記述する。プロペラ面を通る前後の空気に関して、 $\mathbf{T}(t)$  は運動方程式 (2.12) によって表すことができる。ただし  $\Delta t$  は、 $z = z_a$  に存在する空気が  $z = z_b$  に達するまでに要する時間である。 $\Delta p(z)$  は  $\Delta t$  の間に变化する空気の運動量、 $\Delta u(z)$  は  $\Delta t$  の間に变化する空気の速度である。

$$\begin{aligned}
|\mathbf{T}(t)| &= \frac{\Delta p(z)}{\Delta t} \\
&= \frac{\rho\pi r^2 \Delta t}{\Delta t} \Delta u(z) \\
&= \rho\pi r^2 u_p (u_t - 0) \\
&= \rho\pi r^2 u_p u_t
\end{aligned} \tag{2.12}$$

式 (2.11) 及び式 (2.12) によって  $u_t = 2u_p$  が導かれる。

また、プロペラ面より遠方な点である  $z = z_a$  並びに  $z = z_b$  において圧力が等しい。従ってベルヌーイの定理より、この二点に関する空気の運動エネルギーの差  $\Delta E(t)$  はプロペラ面を通過することによって空気が得た運動エネルギーであり、式 (2.13) によって表される。

$$\Delta E(t) = 2\rho\pi r^2 u_p \Delta t u_p^2 \tag{2.13}$$

摩擦や熱によるエネルギー損失がないと仮定すると、DC モータの仕事率  $W_c$  は全て運動エネルギーの単位時間あたりの増加量に変換されるため式 (2.14) が成立する。

$$\begin{aligned}
W_c &= \frac{\Delta E(t)}{\Delta t} \\
&= 2\rho\pi r^2 u_p^3
\end{aligned} \tag{2.14}$$

式 (2.12) 及び式 (2.14) を用いて  $u_p$  を消去すると式 (2.15) が得られる。

$$W_c = \sqrt{\frac{|\mathbf{T}(t)|^3}{2\rho\pi r^2}} \tag{2.15}$$

またプロペラが  $z = z_p$  に固定されている場合、 $\mathbf{T}(t)$  と DC モータの回転によって発生するトルクベクトル  $\boldsymbol{\tau}_c$  は比例関係にあることが知られているため [34]、式 (2.16) が成立する。ただし  $\sigma_t$  は比例係数である。

$$\boldsymbol{\tau}_c = \sigma_t \mathbf{T}(t) \tag{2.16}$$

式(2.1), 式(2.15)から  $W_c$  を消去し, 式(2.16)を用いると, 式(2.17)が成立する.

$$\begin{aligned}\sigma_t |\mathbf{T}(t)| |\boldsymbol{\omega}_c| &= \sqrt{\frac{|\mathbf{T}(t)|^3}{2\pi r^2 \rho}} \\ |\mathbf{T}(t)| &= 2\pi r^2 \rho \sigma_t^2 |\boldsymbol{\omega}_c|^2 \\ &= \sigma_T |\boldsymbol{\omega}_c|^2\end{aligned}\quad (2.17)$$

$r, \rho, \sigma_t$  は定数であるため  $2\pi r^2 \rho \sigma_t^2$  を定数  $\sigma_T$  として定義する. 式(2.17)より,  $|\mathbf{T}(t)|$  はプロペラの角速度ベクトルの大きさである  $|\boldsymbol{\omega}_c|$  の二乗に比例する. 従って, プロペラの回転速度を調節することによって揚力の大きさを制御可能である.

## 2.4 PID 制御

PID(Proportional-Integral-Differential) コントローラは今日広く用いられている [35,36]. PID コントローラのブロック図を図 2.11 に示す.  $e(t)$  は入力値と出力値の偏差,  $k_P, k_D, k_I$  はパラメータである. 以降では, PID パラメータ  $(k_P, k_D, k_I)^T$  を  $\mathbf{k}$  と記す. ただし  $\mathbf{A}^T$  は行列  $\mathbf{A}$  の転置を表す.

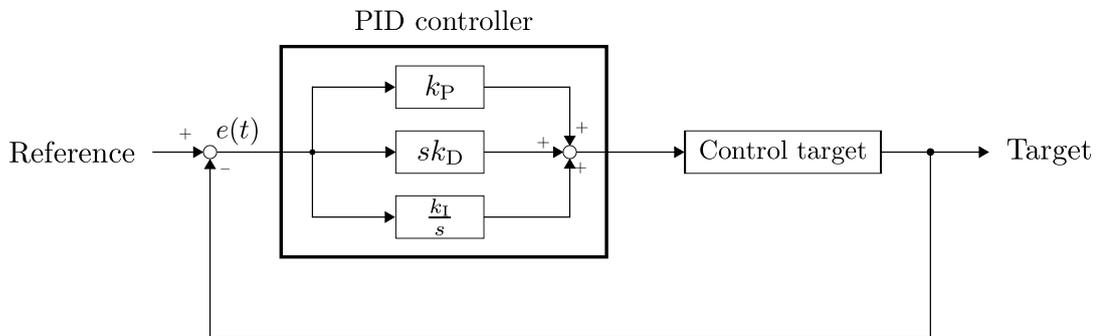


図 2.11: PID コントローラ

PID コントローラは入力値と現在値との偏差を算出し, その偏差に関して比例, 微分, 積分を施した合計値を制御対象に出力する. PID コントローラは実装が容易であり, 三つのパラメータを適切に設定することによってシステムを安定化させることが可能である. 一般に, 比例項は応答を目標値に近づける, 微分項は大きな変動が発生するとその影響を打ち消す, 積分項は定常偏差を 0 にする役割を持つ.

PID コントローラのパラメータは任意に決定することが可能であり, 三つのパラメータによって系の安定性, 出力が収束するまでの速さ, 目標値に対する追従性能

が決定される。従ってPIDコントローラを用いる際は、パラメータを制御の要件を満たすよう適切に決定する必要がある。しかし非線形システムを制御する際、PIDパラメータと出力の関係は記述されておらず、パラメータを決定するための理論的な方針は存在しない。従って、一般的には実験を行い試行錯誤的に最適パラメータを決定する。

## 第3章 ドローンの位置制御

本章では、まず、提案システムの概要について述べる。次に、ドローンの制御を行うためのモデル式を導く。更に、導いたモデル式を基にしたドローンの制御手法について述べる。最後に、制御パラメータの最適化について述べる。

### 3.1 提案システムの概要

図 3.1 に提案システムの概要図を示す。本システムではユーザの位置をカメラ型のモーションキャプチャシステムによって計測する。計測されたユーザの位置と仮想物体 (Virtual object) との距離  $d_s$  に応じて、制御器 (Controller) がドローンを移動させる。閾値  $D$  より  $d_s$  が小さくなるとドローンを仮想物体の位置に移動させる。ドローンに搭載された接触部位 (Contact part) がユーザの指先に接することによって触覚提示する。

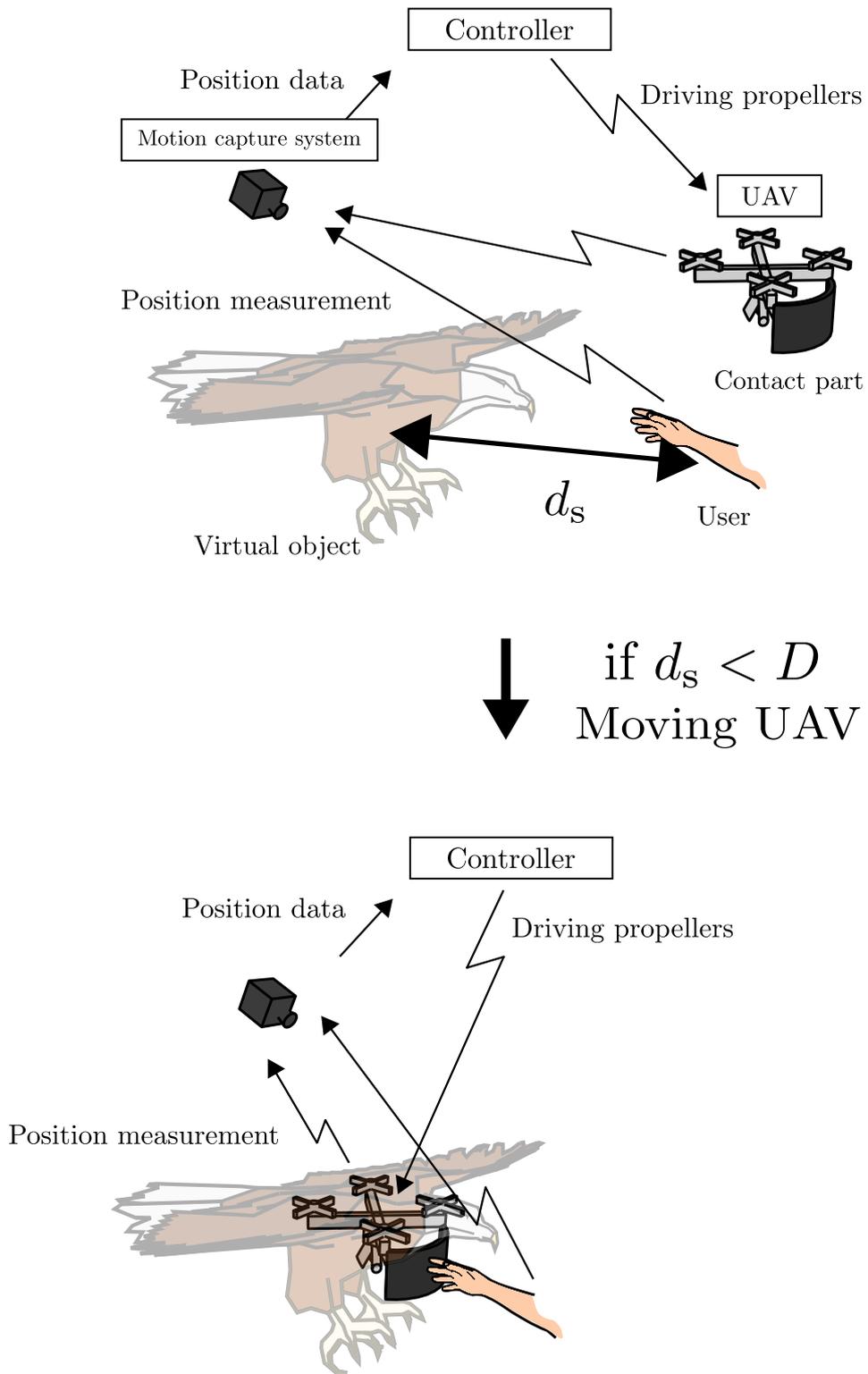


図 3.1: 提案システムの概要

## 3.2 ドローンを飛行させるシステム

提案システムを実現するに伴って、ドローンを空間の一点に留まらせる必要がある。ドローンを飛行させるシステムのブロック図を図 3.2 に示す。

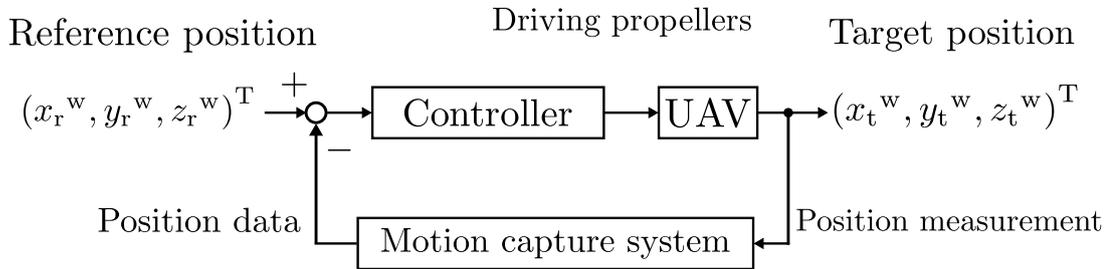


図 3.2: ドローンを飛行させるシステム

$(x^w, y^w, z^w)^T$  は  $z^w$  軸を鉛直上向きとした世界座標系を構成し,  $(x_r^w, y_r^w, z_r^w)^T$  はドローンが飛行する目標位置 (Reference position),  $(x_t^w, y_t^w, z_t^w)^T$  はドローンの重心の位置 (Target position) である. ドローンの位置をモーションキャプチャシステム (Motion capture system) によって計測し, コントローラ (Controller) に入力する. コントローラは目標位置と現在位置との偏差を入力とし, ドローンが目標位置 (Target position) に移動するような信号を出力する. コントローラからの出力は通信を用いてドローンに出力される. コントローラの出力に従ってドローンのプロペラが回転し, ドローンは運動を行う.

## 3.3 ドローンの制御

提案システムの実現にあたって, 一台のドローンを空中に留まらせることが必要である. 以降はドローンの重心位置を世界座標系における任意の点  $(x_r^w, y_r^w, z_r^w)^T$  上に留まらせることを目標とし, この目標を実現するための制御を位置制御と呼ぶ.

### 3.3.1 制御対象

世界座標系においてドローンの重心を  $(x_t^w, y_t^w, z_t^w)^T$  とし，重心座標系として  $(x^g, y^g, z^g)^T$  を定義する．世界座標系との変換は式 (3.1) によって与えられる．

$$\begin{pmatrix} x^g \\ y^g \\ z^g \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & -x_t^w \\ 0 & 1 & 0 & -y_t^w \\ 0 & 0 & 1 & -z_t^w \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x^w \\ y^w \\ z^w \\ 1 \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

重心座標系におけるドローンの傾き角を，オイラー角を用いて  $(\phi, \theta, \psi)^T$  と記述する． $(x^b, y^b, z^b)^T$  から構成される正規直行座標系をドローンの機体座標系と定める．機体座標系と重心座標系との変換は式 (3.2) によって与えられる． $\mathbf{R}(\phi, \theta, \psi)$  は式 (3.3), (3.4), (3.5), (3.6) で定義される回転行列である．ただし  $\mathbf{0}$  は三行一列の零ベクトルである．

$$\begin{pmatrix} x^b \\ y^b \\ z^b \\ 1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mathbf{R}(\phi, \theta, \psi) & \mathbf{0} \\ \mathbf{0}^T & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} x^g \\ y^g \\ z^g \\ 1 \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

$$\mathbf{R}(\phi, \theta, \psi) = \mathbf{\Phi}(\phi)\mathbf{\Theta}(\theta)\mathbf{\Psi}(\psi) \quad (3.3)$$

$$\mathbf{\Phi}(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

$$\mathbf{\Theta}(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

$$\mathbf{\Psi}(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (3.6)$$

図 3.3 に世界座標系と機体座標系の関係を図示する．また，図 3.4 及び図 3.5 にドローンの傾き角  $\phi$  及び  $\theta$  を示す．重心座標系及び機体座標系も示す．

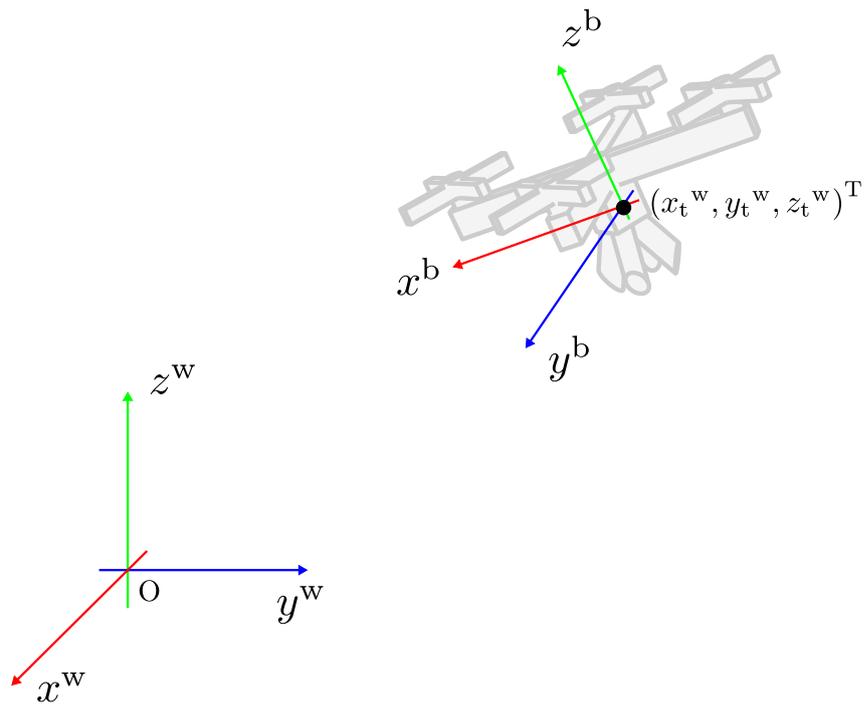


図 3.3: 世界座標系と機体座標系

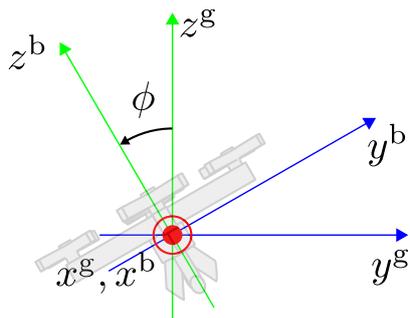


図 3.4: 傾き角  $\phi$

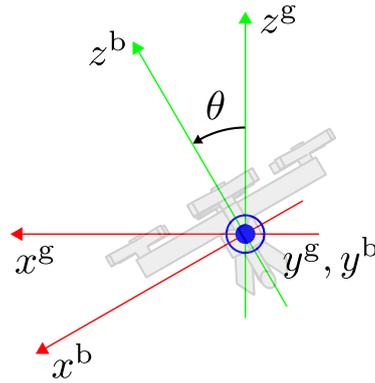


図 3.5: 傾き角  $\theta$

ドローンは剛体であるため三次元空間内において六自由度の運動を行う。図 3.6 に飛行しているドローンに対してはたらく力を示す。

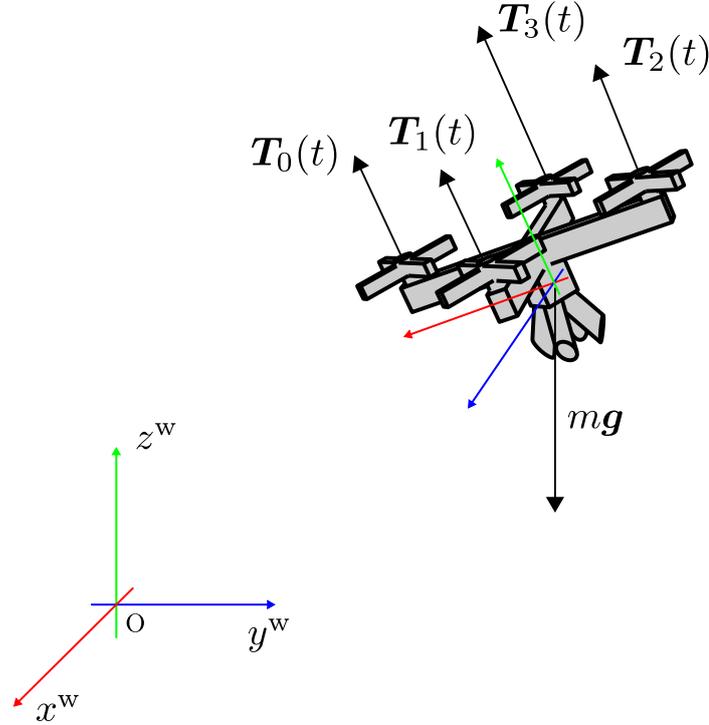


図 3.6: ドローンにはたらく力

ただし  $m$  はドローンの質量， $\mathbf{g}$  は重力加速度ベクトル， $\mathbf{T}_0(t)$ ,  $\mathbf{T}_1(t)$ ,  $\mathbf{T}_2(t)$ ,  $\mathbf{T}_3(t)$  は四つのプロペラによって発生する揚力である。以降は  $\mathbf{T}_j(t)$  ( $j = 0, 1, 2, 3$ ) を発生させるプロペラを，プロペラ  $j$  と記述する。また  $\mathbf{T}_j(t)$  はプロペラの回転面に対して垂直であることから  $\mathbf{T}_j(t)$  は  $z^b$  軸と平行である。

プロペラ  $j$  のトルクベクトルを  $\boldsymbol{\tau}_j(t)$ ，角速度ベクトルを  $\boldsymbol{\omega}_j(t)$  とすると，式 (2.17) 及び式 (2.16) から式 (3.7) 及び式 (3.8) が成り立つ。

$$|\mathbf{T}_j(t)| = \sigma_T |\boldsymbol{\omega}_j(t)|^2 \quad (3.7)$$

$$\boldsymbol{\tau}_j(t) = \sigma_t \mathbf{T}_j(t) \quad (3.8)$$

四つのプロペラは機械的に同一構造であり，それぞれの回転中心は機体座標系において  $(d_a, 0, d_h)^T$ ,  $(0, d_a, d_h)^T$ ,  $(-d_a, 0, d_h)^T$ ,  $(0, -d_a, d_h)^T$  に位置している。またプロペラ 0 とプロペラ 2 は  $z_b$  軸正方向に関して反時計回りに運動し，プロペラ 1 とプロペラ 3 は  $z_b$  軸正方向に関して時計回りに運動する。プロペラの位置関係及び回転

方向を図 3.7 に示す. また, 図中に傾き角  $\psi$  も示す.

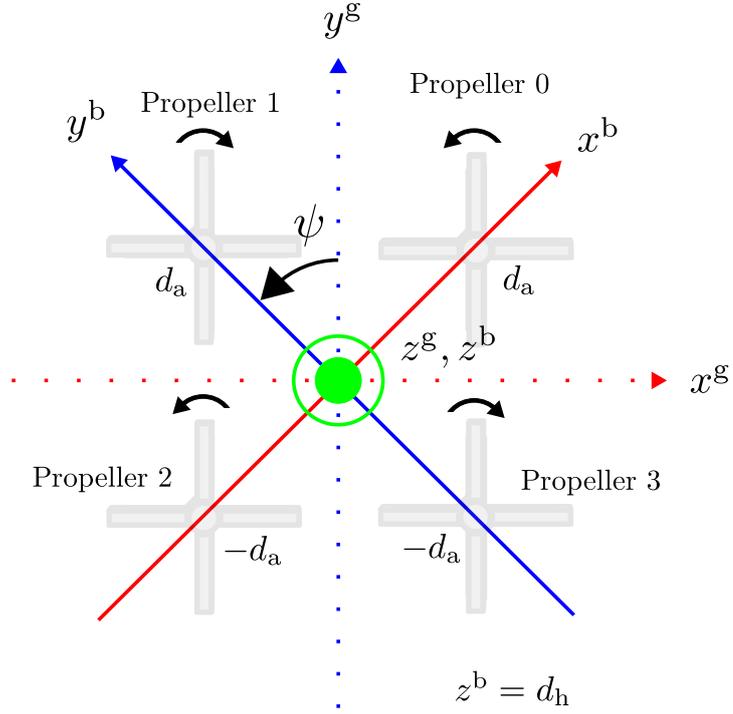


図 3.7: 四つのプロペラの位置と回転する向き

ドローンの運動について考える. 図 3.6 より世界座標系における重心の並進運動は式 (3.9) によって表される.

$$m \begin{pmatrix} \ddot{x}_t^w \\ \ddot{y}_t^w \\ \ddot{z}_t^w \end{pmatrix} = \mathbf{R}(\phi, \theta, \psi)^T \sum_{j=0}^3 \sigma_T |\boldsymbol{\omega}_j(t)|^2 \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} - m\mathbf{g} \quad (3.9)$$

重心周りに関する回転運動について述べる. ドローンはプロペラの回転によって発生するトルクの反作用を受ける. 従ってドローンの  $z^b$  軸周りに関する回転運動は, 式 (3.8) を用いて式 (3.10) と表すことができる. ただし  $J_{z^b}$  は  $z^b$  軸周りに関するドローンの慣性モーメントである.

$$J_{z^b} \ddot{\psi} = \sigma_t \sigma_T (-|\boldsymbol{\omega}_0(t)|^2 + |\boldsymbol{\omega}_1(t)|^2 - |\boldsymbol{\omega}_2(t)|^2 + |\boldsymbol{\omega}_3(t)|^2) \quad (3.10)$$

式 (3.7) より, ドローンの  $x^b$  軸周りに関する回転運動は式 (3.11),  $y^b$  軸周りに関する回転運動は式 (3.12) によって表される. ただし,  $J_{x^b}, J_{y^b}$  は  $x^b, y^b$  軸周りに関する

ドローンの慣性モーメントである.

$$J_{x^b}\ddot{\phi} = \sigma_T d_a (-|\boldsymbol{\omega}_1(t)|^2 + |\boldsymbol{\omega}_3(t)|^2) \quad (3.11)$$

$$J_{y^b}\ddot{\theta} = \sigma_T d_a (|\boldsymbol{\omega}_0(t)|^2 - |\boldsymbol{\omega}_2(t)|^2) \quad (3.12)$$

式 (3.10), (3.11), (3.12) をまとめて表記すると, 式 (3.13) が得られる.

$$\begin{pmatrix} J_{x^b}\ddot{\phi} \\ J_{y^b}\ddot{\theta} \\ J_{z^b}\ddot{\psi} \end{pmatrix} = \sigma_T \begin{pmatrix} 0 & -d_a & 0 & d_a \\ d_a & 0 & -d_a & 0 \\ -\sigma_t & \sigma_t & -\sigma_t & \sigma_t \end{pmatrix} \begin{pmatrix} |\boldsymbol{\omega}_0(t)|^2 \\ |\boldsymbol{\omega}_1(t)|^2 \\ |\boldsymbol{\omega}_2(t)|^2 \\ |\boldsymbol{\omega}_3(t)|^2 \end{pmatrix} \quad (3.13)$$

以上より, 制御対象は式 (3.9) 及び式 (3.13) によって記述される. プロペラの角速度ベクトル  $\boldsymbol{\omega}_0(t), \boldsymbol{\omega}_1(t), \boldsymbol{\omega}_2(t), \boldsymbol{\omega}_3(t)$  から, ドローンの重心位置  $(x_t^w, y_t^w, z_t^w)^T$  及び傾き角  $\phi, \theta, \psi$  が決定される.

### 3.3.2 制御器

位置制御のブロック図を, 図 3.8 に示す.

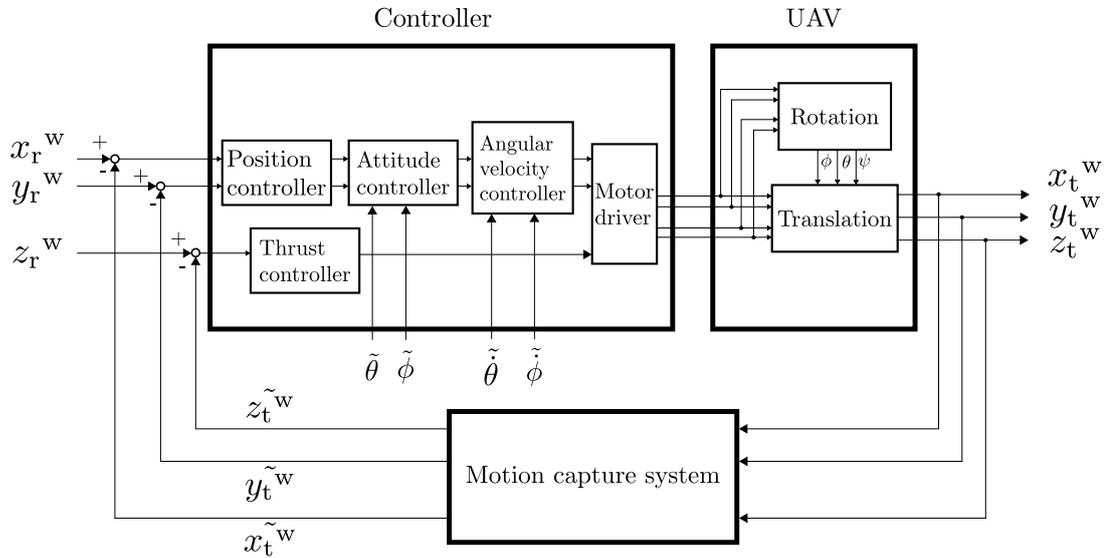


図 3.8: 位置制御のブロック図

図 3.8 の Position controller ブロック, Attitude controller ブロック, Angular velocity controller ブロック内に二つずつ, Thrust controller ブロック内に一つの PID コントローラが存在する. 以下, 図 3.8 を構成する各ブロックに関して述べる. また計測値に関しては 3.4 節にて述べる.

## Position controller

図 3.8 中の Position controller ブロックの詳細を図 3.9 に示す。ただし図中の PID ブロックは 2.4 節で述べた PID コントローラを意味する。本ブロックでは水平面に関する位置を入力とする PID 制御を行う。出力  $\theta_r, \phi_r$  は、水平面に関する並進移動を行うために目標とする機体の傾き角を表す。また  $\tilde{x}_t^w, \tilde{y}_t^w$  はドローンの重心位置  $x_t^w, y_t^w$  の計測値である。本ブロックにおいて  $x^w$  軸に関する PID パラメータを  $k_x$ ,  $y^w$  軸に関する PID パラメータを  $k_y$  と定義する。ドローンの並進運動と機体の傾き角の関係については 3.3.2 で述べる。

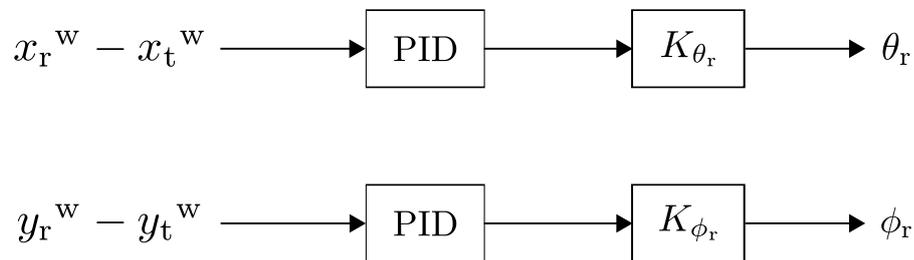


図 3.9: Position controller の詳細

## Thrust controller

図 3.8 中の Thrust controller ブロックの詳細を図 3.10 に示す。本ブロックでは鉛直軸  $z^w$  に関する位置を入力とする PID 制御を行う。 $\tilde{z}_t^w$  はドローンの重心位置  $z_t^w$  の計測値である。 $\omega_h$  は、ドローンの質量と釣り合う揚力を出力するために必要なプロペラの角速度ベクトルである。ドローンの質量が定数であることから  $\omega_h$  は一定ベクトルである。大きさは式 (2.17) を用いて定められる。ドローンが目標位置より上方に位置している場合はプロペラの角速度ベクトルの大きさを減少させる。下方に位置している場合はプロペラの角速度ベクトルの大きさを増加させる。本ブロックの出力  $|\omega_T(t)|$  がドローンの運動に及ぼす影響は 3.3.2 節にて述べる。本ブロックにおける PID パラメータを  $k_z$  と定義する。

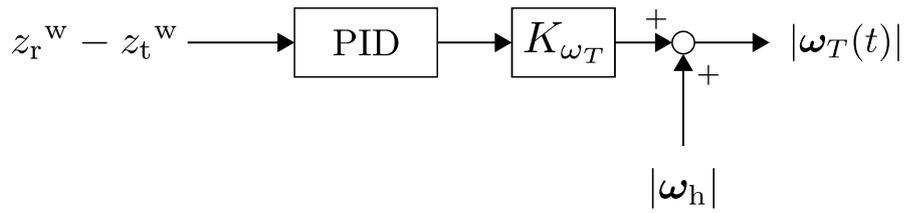


図 3.10: Thrust controller の詳細

### Attitude controller

図 3.8 中の Attitude controller ブロックの詳細を図 3.11 に示す。本ブロックでは Position controller にて決定された  $\theta_r, \phi_r$  を入力とする PID 制御を行う。 $\tilde{\theta}, \tilde{\phi}$  は機体の傾き角  $\theta, \phi$  の計測値とする。目標値と計測値の差から機体が回転運動を行う際の角速度を決定する。また本ブロックの  $\theta$  に関する PID パラメータを  $k_\theta$ ,  $\phi$  に関する PID パラメータを  $k_\phi$  と定義する。

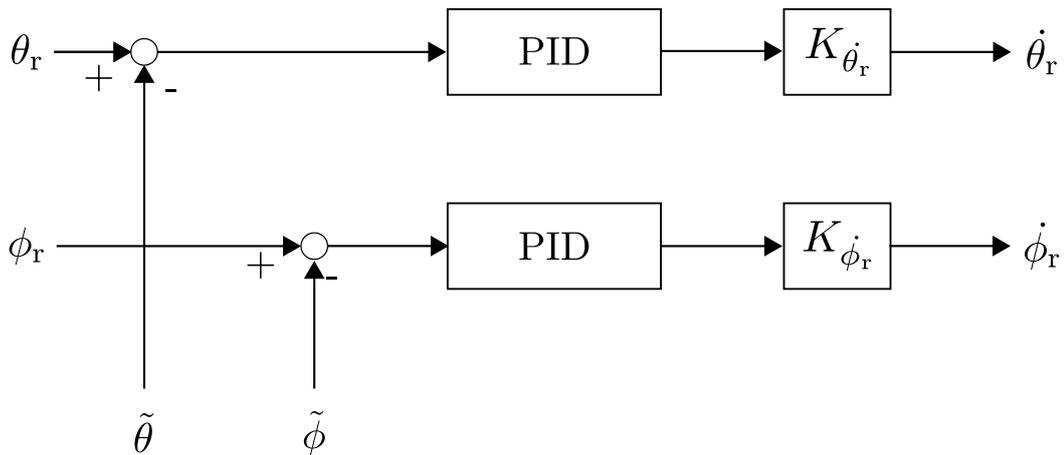


図 3.11: Attitude controller の詳細

### Angular velocity controller

図 3.8 中の Angular velocity controller ブロックの詳細を図 3.12 に示す。本ブロックでは Attitude controller にて決定された  $\dot{\theta}_r, \dot{\phi}_r$  を入力とする PID 制御を行う。 $\tilde{\dot{\theta}}, \tilde{\dot{\phi}}$  は機体の傾き角の角速度  $\dot{\theta}, \dot{\phi}$  の計測値とする。また本ブロックの  $\dot{\theta}$  に関する PID パラメータを  $k_{\dot{\theta}}$ ,  $\dot{\phi}$  に関する PID パラメータを  $k_{\dot{\phi}}$  と定義する。本ブロックの出力  $\Delta\omega_\theta(t), \Delta\omega_\phi(t)$  がドローンの運動に及ぼす影響は 3.3.2 節にて述べる。

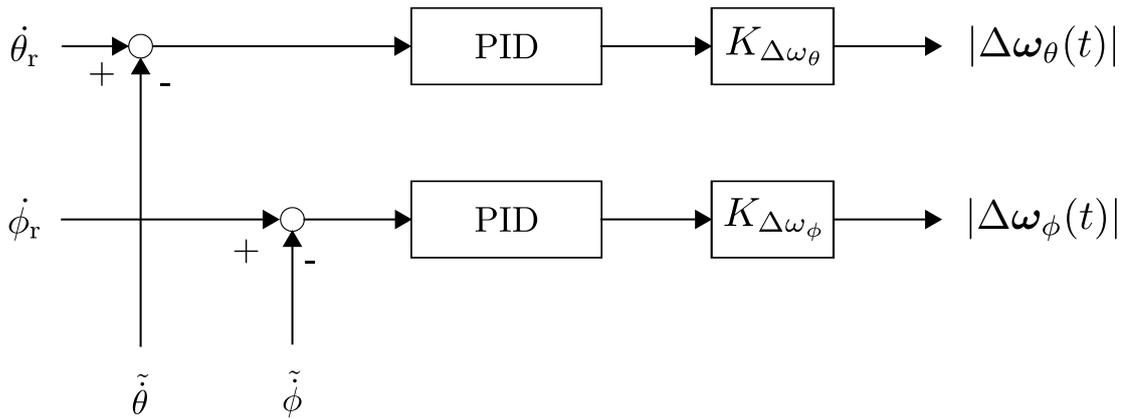


図 3.12: Angular velocity controller の詳細

### Motor driver

図 3.8 中の Motor driver ブロックの詳細を図 3.13 に示す. 本ブロックでは DC モータの角速度を制御している. プロペラは DC モータに接続されているため, プロペラの角速度は DC モータの角速度に等しい. 従って, 式 (3.9),(3.13) より, DC モータの角速度を調整することによってドローンの運動を制御することが可能である. Square ブロックは入力値の二乗を出力する.

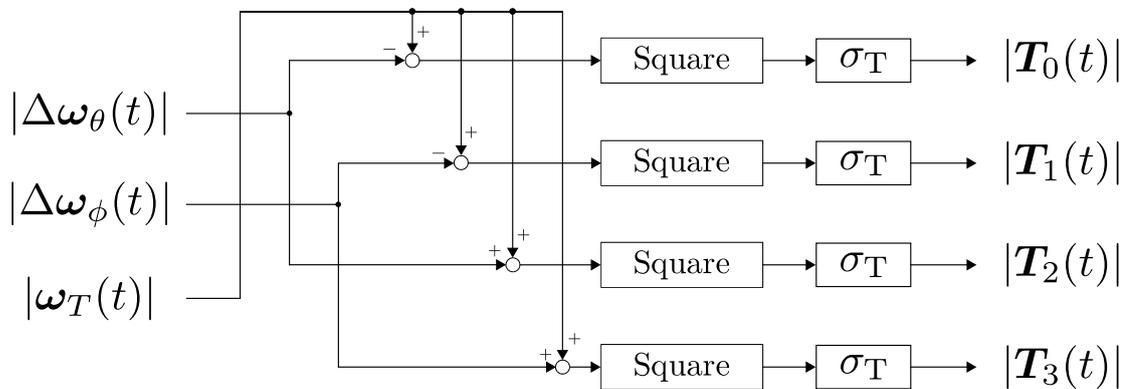


図 3.13: Motor driver の詳細

第一に, ドローンを鉛直方向に移動させるため全てのプロペラの角速度を  $|\omega_T(t)|$  に設定する. 第二に, 機体の  $x^b$  軸周りに回転運動を発生させるため  $|\omega_1(t)|$  から  $|\Delta\omega_\theta(t)|$  を減じ,  $|\omega_3(t)|$  に  $|\Delta\omega_\theta(t)|$  を加える. 第三に,  $y^b$  軸周りに回転運動を発生させるため  $|\omega_0(t)|$  に  $|\Delta\omega_\phi(t)|$  を加え,  $|\omega_2(t)|$  から  $|\Delta\omega_\theta(t)|$  を減じる. 式 (3.11),(3.12) より,  $x_b$  軸及び  $y_b$  軸周りに回転運動を発生させるためには,  $\omega_1(t)$  と  $\omega_3(t)$  及び  $\omega_0(t)$

と  $\omega_2(t)$  が異なる大きさを持つ必要があるためである。第二と第三の処理によって  $\omega_1(t)$  と  $\omega_3(t)$  及び  $\omega_0(t)$  と  $\omega_2(t)$  に異なる大きさを与える。また Motor driver ブロックに入力された角速度ベクトルの大きさはドライバ内で PWM 信号に変換され、DC モータの回転数を制御する。

図 3.14 に  $x^b$  軸周りの回転運動が  $y^w$  軸に関する並進運動を発生させる過程を示す。時刻  $t = t_0$  においてドローンの傾き角  $\phi$  及び  $\theta$  は 0 であり、 $\mathbf{T}_1(t)$  と  $\mathbf{T}_3(t)$  の合力は  $z^w$  軸成分のみを持つとする。ドローンの世界座標系に関する速度ベクトルが  $\mathbf{0}$  ならば水平面方向に関する並進運動は発生しない。時刻  $t = t_1 (> t_0)$  において、DC モータの回転数を変化させることによって  $|\mathbf{T}_3(t)|$  が  $|\mathbf{T}_1(t)|$  より大きな値である際、ドローンに  $x^b$  軸に関する角速度  $\dot{\phi}$  が発生する。従ってドローンの傾き角  $\phi$  が変化し、 $\mathbf{T}_1(t)$  と  $\mathbf{T}_3(t)$  の合力が  $y^w$  軸成分  $(\mathbf{T}_1(t) + \mathbf{T}_3(t))_y$  を持つため、 $y^w$  軸に関する並進運動が発生する。

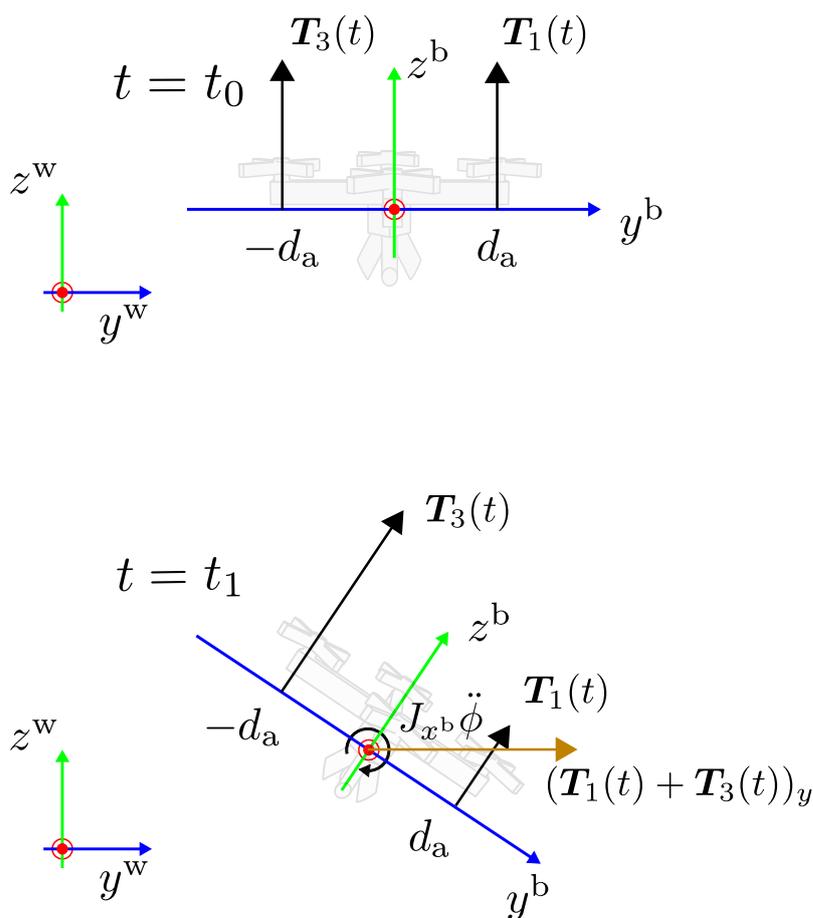


図 3.14: 並進運動と回転運動の関係

## Rotation, Translation

図 3.8 における Rotation ブロックはドローンに関する回転運動の方程式 (3.13) によって記述される。また, Translation ブロックはドローンの重心に関する並進運動の方程式 (3.9) によって記述される。

Motor driver から出力された  $|\mathbf{T}_0(t)|, |\mathbf{T}_1(t)|, |\mathbf{T}_2(t)|, |\mathbf{T}_3(t)|$  が Rotation ブロックに入力されることによって, ドローンの姿勢である  $(\phi, \theta, \psi)^T$  が決定される。  $|\mathbf{T}_0(t)|, |\mathbf{T}_1(t)|, |\mathbf{T}_2(t)|, |\mathbf{T}_3(t)|, \phi, \theta, \psi$  が Translation ブロックに入力されることによって, ドローンの重心位置である  $(x_t^w, y_t^w, z_t^w)^T$  が決定される。

## 3.4 計測

本節では, 制御器に与えられる各計測値について述べる。本システムにおける計測値はドローンの重心位置  $\hat{x}_t^w, \hat{y}_t^w, \hat{z}_t^w$ , ドローンの傾き角  $\tilde{\phi}, \tilde{\theta}$ , 傾き角の角速度  $\tilde{\dot{\phi}}, \tilde{\dot{\theta}}$  である。

### 3.4.1 位置計測

3.2 節で述べたように,  $\hat{x}_t^w, \hat{y}_t^w, \hat{z}_t^w$  はモーションキャプチャシステムによって計測される。モーションキャプチャシステムは人や物体の動きを記録する装置である。光学式, 磁気式, 機械式の三種類のシステムが存在する [37–39] が, 本システムに用いた光学式について述べる。

光学式モーションキャプチャシステムは, 動作を記録する対象に複数のマーカ (Marker) を取り付けて使用する。マーカを複数のカメラ (Camera) を用いて撮影することによって, ステレオ視の原理に基づきマーカの位置計測を行う。記録対象のマーカ位置から重心の位置を推定することができる。図 3.15 にドローンの位置をモーションキャプチャシステムを用いて計測する際の概観を示す。

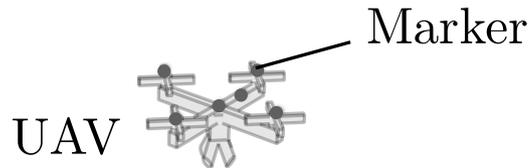
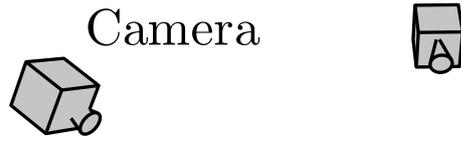


図 3.15: 光学式モーショキャプチャシステム

ステレオ視による三次元奥行き計測の原理について述べる．図 3.16 にて示すように， $x^w y^w$  平面上に存在する二台のカメラが一つのマーカを撮影している．マーカは世界座標系について  $(x_m^w, y_m^w, z_m^w)^T$  に，二台のカメラは世界座標系について  $(0, 0, 0)^T$ ,  $(x_c^w, 0, 0)^T$  に位置する．二台のカメラは同一であり，焦点距離は  $f$ ，カメラの光軸はそれぞれ  $y^w$  軸に平行である．更に，カメラ 0 に関するマーカの結像位置は  $(-x_0^w, -f, -z_0^w)^T$  とし，カメラ 1 に関しては  $(x_c^w + x_1^w, -f, -z_1^w)^T$  とする．図 3.16 におけるマーカと結像面との関係を， $x^w$  軸正方向及び  $z^w$  軸正方向から見た図を図 3.18 及び図 3.17 に示す．

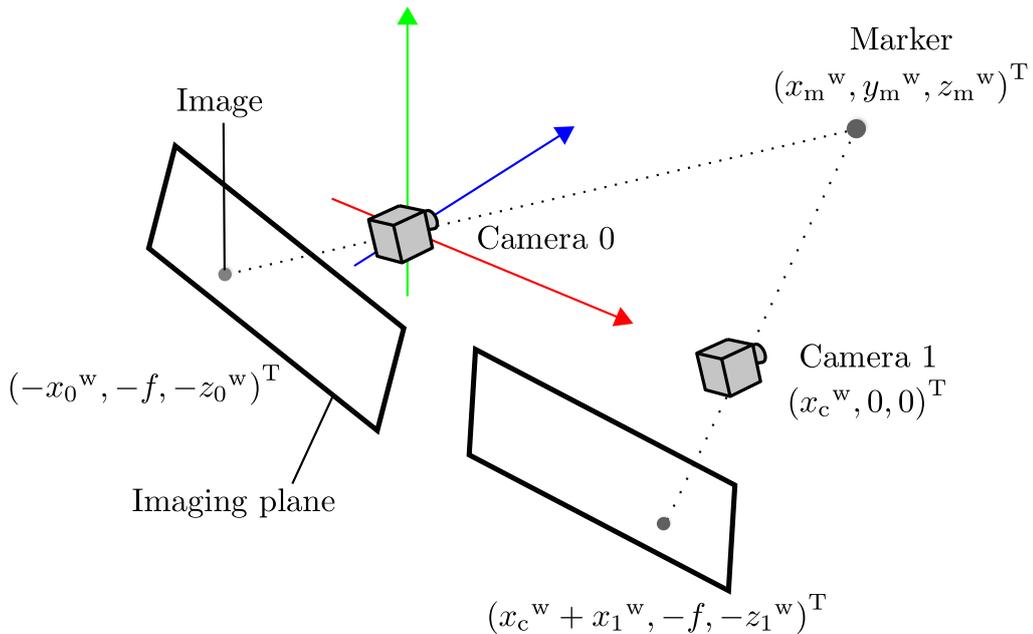


図 3.16: ステレオ視による奥行き計測

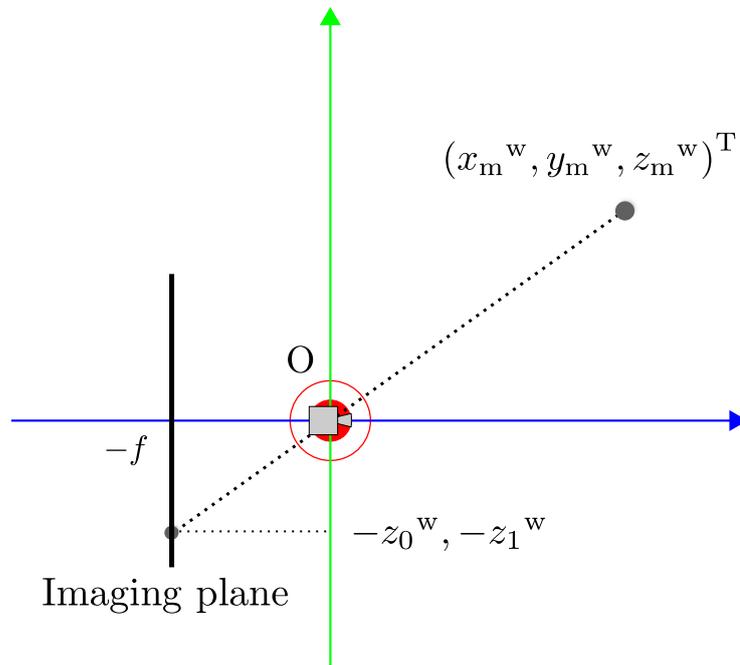


図 3.17:  $x^w$  軸正方向から見たマーカと結像面の位置関係

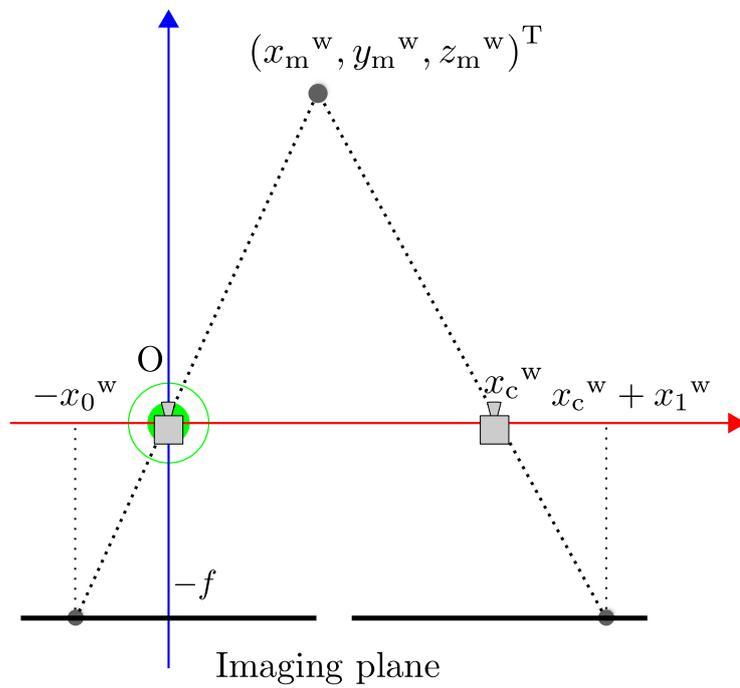


図 3.18:  $z^w$  軸正方向から見たマーカと結像面の位置関係

図 3.18 について，結像位置と焦点距離の関係から式 (3.14) 及び式 (3.15) が成立する．

$$x_0^w y_m^w = f x_m^w \quad (3.14)$$

$$x_1^w y_m^w = f (x_c^w - x_m^w) \quad (3.15)$$

式 (3.14) に (3.15) を加えると式 (3.16) が得られる．式 (3.16) を式 (3.14) に代入すると式 (3.17) が得られる．

$$y_m^w = \frac{f}{x_0^w + x_1^w} x_c^w \quad (3.16)$$

$$x_m^w = \frac{x_0^w}{x_0^w + x_1^w} x_c^w \quad (3.17)$$

図 3.17 について，結像位置と焦点距離の関係から式 (3.18) 及び式 (3.19) が成立する．

$$z_0^w y_m^w = f z_m^w \quad (3.18)$$

$$z_1^w y_m^w = f z_m^w \quad (3.19)$$

式 (3.18) より，式 (3.20) が得られる．

$$\begin{aligned} z_m^w &= \frac{z_0^w y_m^w}{f} \\ &= \frac{z_0^w}{x_0^w + x_1^w} x_c^w \end{aligned} \quad (3.20)$$

$f$  はカメラの焦点距離であるため既知量である． $x_c^w$  は二台のカメラ間の距離であるため測定可能， $x_0^w, x_1^w, z_0^w$  はカメラ画像から取得可能である．従ってマーカの三次元座標を表すことができる [40, 41]．計測されたマーカの位置情報を用いて，重心位置の推定を行う．本システムにおいては全マーカの位置座標の中心値を重心位置とする．

### 3.4.2 姿勢計測

2.2 節で述べたようにドローンには加速度センサが搭載されており， $\tilde{\phi}, \tilde{\theta}$  はドローンの加速度センサによって計測される．図 3.19 に一軸加速度センサの例を示す [42]．可動電極 (Moving electrode) に一次元の加速度  $\ddot{z}_s$  が生じると一次元の変位  $z_s$  が生

じ，静止電極 (State electrode) との間の静電容量が変化する．加速度が生じていない状態を  $z_s = 0$  とし，その際の二電極間の距離を  $d_c$  とする．また質量  $m_s$  の質点は可動電極に固定されており，電極の質量は質点の質量より十分軽いとする．質点はバネ定数  $\kappa$  のバネと接続されており，バネ質点系の運動方程式に従う．質点は  $z$  軸に関する一次元運動を行うとする．また，二電極間の電圧は一定値  $v_0$  とする．

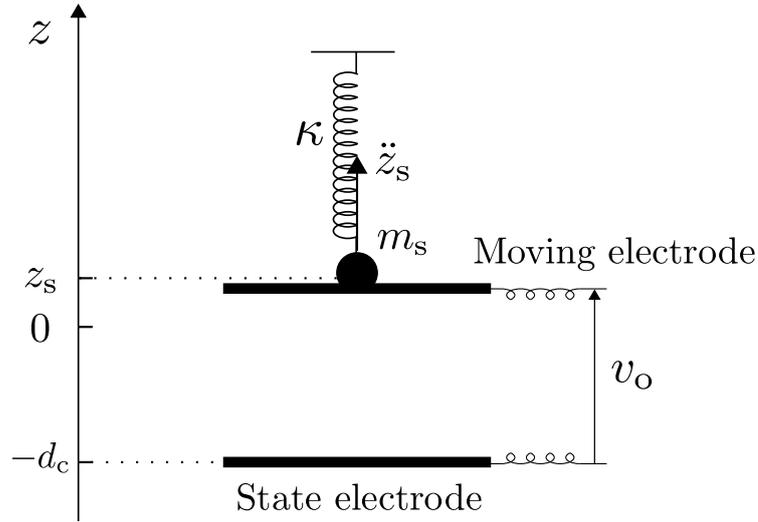


図 3.19: 加速度センサの原理

$C(z_s)$  は二電極間の静電容量， $\varepsilon$  は誘電率， $S_e$  は電極の面積である．加速度が生じていない状態における静電容量  $C_0$  は式 (3.21) によって表される．

$$C_0 = \frac{\varepsilon S_e}{d_c} \quad (3.21)$$

静電容量  $C(z_s)$  は式 (3.22) によって表される．ただし  $z_s$  は  $d_c$  と比較して十分小さいとする．

$$\begin{aligned} C(z_s) &= \frac{\varepsilon S_e}{d_c - z_s} \\ &= \frac{\varepsilon S_e}{d_c} \frac{1}{1 - \frac{z_s}{d_c}} \\ &\approx \frac{\varepsilon S_e}{d_c} \left( 1 + \frac{z_s}{d_c} \right) \end{aligned} \quad (3.22)$$

従って，変位  $z_s$  が生じることによる静電容量の変化  $\Delta C(z_s)$  は式 (3.23) によって表

される。

$$\begin{aligned}
\Delta C(z_s) &= C_o - C(z_s) \\
&= \frac{\varepsilon S_e}{d_c} - \left( \frac{\varepsilon S_e}{d_c} + \frac{\varepsilon S_e}{d_c^2} z_s \right) \\
&= -\frac{\varepsilon S_e}{d_c^2} z_s
\end{aligned} \tag{3.23}$$

式(3.23)及び式(3.24)より、静電容量の変化は電極から流れる電流  $I_c(t)$  を測定することで算出可能である。従って  $z_s$  を計測することができる。ただし  $\Delta t$  を微小時間とし、 $\Delta t$  の間に変化した二電極間の電荷を  $\Delta Q(t)$  とする。

$$\begin{aligned}
\Delta Q(t) &= \Delta C(z_s)v_o \\
I_c(t) &= \frac{\Delta C(z_s)}{\Delta t} v_o
\end{aligned} \tag{3.24}$$

加速度  $\ddot{z}_s$  を算出するために、質点の運動について考える。一次元のバネ質点系における運動方程式は式(3.25)によって表される。

$$m_s \ddot{z}_s = -\kappa z_s \tag{3.25}$$

質点の質量  $m_s$  とバネ定数  $\kappa$  は測定可能であるから式(3.23)を用いて  $z_s$  を算出し、式(3.25)によって加速度  $\ddot{z}_s$  を計測することが可能である。

本システムに用いる加速度センサはドローンに搭載されており、機体座標系に関する三次元の加速度を検出できる。先述した静電容量変化を用いて変位を計測する原理を三次元に拡張して、重力加速度  $\mathbf{g}$  を計測する。機体座標系に関する重力加速度は式(3.3)を用いることで  $\mathbf{R}(\phi, \theta, \psi)\mathbf{g}$  と表されるため、センサの計測値とドロンの姿勢との間には式(3.26)の関係が示される。式(3.26)を  $\phi, \theta, \psi$  について解くことで姿勢を計測することが可能である。

$$\begin{pmatrix} \ddot{x}^b \\ \ddot{y}^b \\ \ddot{z}^b \end{pmatrix} = \mathbf{R}(\phi, \theta, \psi)\mathbf{g} \tag{3.26}$$

### 3.4.3 角速度計測

2.2節で述べたようにドローンには角速度を検出するジャイロセンサが搭載されており、 $\tilde{\phi}, \tilde{\theta}$  はドロンのジャイロセンサによって計測される。図3.20に一軸の角

速度を検出するジャイロセンサの例を示す [43, 44]. 質量  $m_s$  の質点が速度ベクトル  $\dot{\mathbf{x}}_m = (0, u_m \sin \omega_m t, 0)^T$  で振動している. 質点は  $z$  軸に関してバネ定数  $\kappa$  のバネに接続されている. 角速度ベクトル  $\boldsymbol{\Omega} = (\dot{\phi}, 0, 0)^T$  が与えられたときの系の振る舞いを考える.

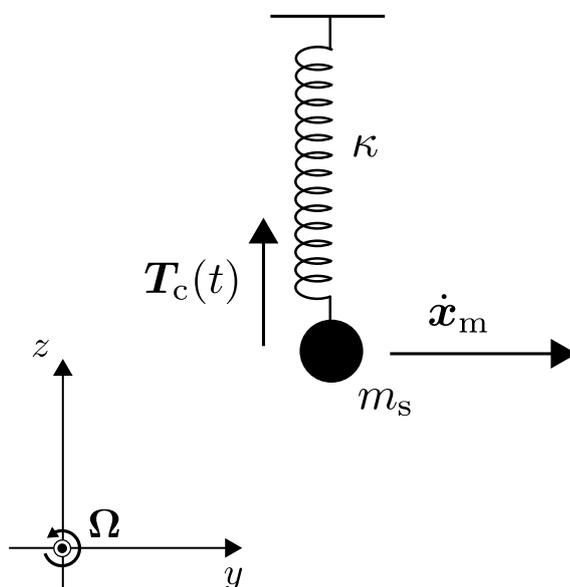


図 3.20: ジャイロセンサの原理

図 3.20 に示した系について, 質点に対して式 (3.27) によって表されるコリオリの力  $\mathbf{T}_c(t)$  がはたらく.

$$\mathbf{T}_c(t) = -2m_s \boldsymbol{\Omega} \times \dot{\mathbf{x}}_m \quad (3.27)$$

ベクトルの外積の定義よりコリオリ力  $\mathbf{T}_c(t)$  は  $z$  軸成分のみを持つ. コリオリ力によって  $z$  軸に関して変位  $z_s$  が発生しているとする.  $z$  軸に関する運動は式 (3.28) によって表される.

$$-2m_s \dot{\phi} u_m \sin \omega_m t = -\kappa z_s \quad (3.28)$$

質点の質量  $m_s$  とバネ定数  $\kappa$  は測定可能である. 従って,  $z_s$  を算出することによって  $\dot{\phi}$  を計測することができる. 3.4.2 節において述べた静電容量の変動を調べる手法を用いて  $z_s$  は計測可能であるため, 一軸ジャイロセンサは式 (3.28) を用いて角速度  $\dot{\phi}$  を計測可能である.

本システムに用いる角速度センサはドローンに搭載されており, 機体座標系  $(x^b, y^b, z^b)^T$  の三軸周りの角速度を検出できる. 先述した静電容量変化を用いて変位

を計測する原理を三次元に拡張して，三軸周りの角速度ベクトル  $\boldsymbol{\Omega} = (\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})^T$  を計測する．センサの計測値とドローンの傾き角の角速度との間には式 (3.29) の関係が示される．ただし  $x^b, y^b, z^b$  軸周りに関する角速度を  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  と記す．式 (3.29) を用いて，傾き角の角速度を計測することが可能である．

$$-2m_s \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{x}_m = -\kappa \mathbf{x}_s \quad (3.29)$$

## 3.5 PID パラメータの設計

2.4 節にて述べたように，PID パラメータの設計は制御を行う上で肝要であるが，非線形システムにおいて理論的な設計方針が定められていない．最適パラメータを定める手法の一つとして，制御対象の応答に基づく評価関数を定義し，様々なパラメータを与えることによって評価関数の最適解を探索する手法が用いられる．本節では，ドローンの位置制御システムにおける評価関数の定義と最適化手法について述べる．

### 3.5.1 最適化問題の設定

本実験では世界座標系  $(x^w, y^w, z^w)^T$  に関するドローンの応答を計測することによって，制御パラメータの最適化を行う．入力として式 (3.30) によって定義されるステップ関数  $\Lambda(t)$  を用いる．

$$\Lambda(t) = \begin{cases} \lambda & (t \geq 0) \\ 0 & (t < 0) \end{cases} \quad (3.30)$$

世界座標系  $(x^w, y^w, z^w)^T$  に関するドローンの応答性能を表す評価関数  $F_x(\mathbf{k}_x)$ ,  $F_y(\mathbf{k}_y)$ ,  $F_z(\mathbf{k}_z)$  を式 (3.31) として定義し，最小化を行う． $\mathbf{k}_x, \mathbf{k}_y, \mathbf{k}_z$  は PID パラメータであり，3.3 節で定義した 3 次元ベクトルである．また，世界座標系に関する運動は各軸で独立であると仮定した．つまり， $x^w$  軸に関する運動は  $\mathbf{k}_x$  によって定まると仮定する．

評価関数はドローンの応答を表す量であるため，2.4 節で述べたように PID パラ

メータが強く関係する．従って評価関数はPIDパラメータを引数に持つと言える．

$$\begin{pmatrix} F_x(\mathbf{k}_x) \\ F_y(\mathbf{k}_y) \\ F_z(\mathbf{k}_z) \end{pmatrix} = \xi_0 \begin{pmatrix} \alpha_x(\mathbf{k}_x) \\ \alpha_y(\mathbf{k}_y) \\ \alpha_z(\mathbf{k}_z) \end{pmatrix} + \xi_1 \begin{pmatrix} \beta_x(\mathbf{k}_x) \\ \beta_y(\mathbf{k}_y) \\ \beta_z(\mathbf{k}_z) \end{pmatrix} + \xi_2 \begin{pmatrix} \gamma_x(\mathbf{k}_x) \\ \gamma_y(\mathbf{k}_y) \\ \gamma_z(\mathbf{k}_z) \end{pmatrix} \quad (3.31)$$

$\xi_0, \xi_1, \xi_2$  は任意に設定可能な変数である． $\xi_0$  は時間の逆数の次元を持ち， $\xi_1$  は無次元量であり， $\xi_2$  は長さの逆数の次元を持つ． $\alpha_x(\mathbf{k}_x), \alpha_y(\mathbf{k}_y), \alpha_z(\mathbf{k}_z)$  は立ち上がり時間であり，応答の速さを表す． $\beta_x(\mathbf{k}_x), \beta_y(\mathbf{k}_y), \beta_z(\mathbf{k}_z)$  は最大行き過ぎ量であり，応答の最大値と目標値との比を表す． $\gamma_x(\mathbf{k}_x), \gamma_y(\mathbf{k}_y), \gamma_z(\mathbf{k}_z)$  は定常偏差であり，十分時間が経過した際の実出力と目標値の偏差の大きさを表す．

以下各評価量の定義を行うが，三軸を代表して  $x^w$  軸応答について述べる． $y^w$  軸及び  $z^w$  軸応答に関する定義も  $x^w$  軸と同様である．

立ち上がり時間の定義について述べる．出力が  $0.1\lambda$  に達した時刻を  $t_0$ ， $0.9\lambda$  に達した時刻を  $t_1$  とすると，立ち上がり時間  $\alpha_x(\mathbf{k}_x)$  は式 (3.32) によって定義される．立ち上がり時間を評価することによって，ステップ入力によって発生する急峻な目標値変化への追従性能を記述可能である．

$$\alpha_x(\mathbf{k}_x) = t_1 - t_0 \quad (3.32)$$

最大行き過ぎ量の定義について述べる．システムの実出力は振動を伴って収束することがある．出力に最大値を与える時刻を  $t_\beta$  とすると，最大行き過ぎ量  $\beta_x(\mathbf{k}_x)$  は式 (3.33) によって定義される．目標値に対する出力の振動が大きいと，雑音によってシステムが不安定化する可能性が高くなる．最大行き過ぎ量を評価することによって応答の安定性を記述可能である．

$$\beta_x(\mathbf{k}_x) = \begin{cases} \frac{x_t^w(t_\beta) - \lambda}{\lambda} & (x_t^w(t_\beta) - \lambda \geq 0) \\ 0 & (x_t^w(t_\beta) - \lambda < 0) \end{cases} \quad (3.33)$$

定常偏差の定義について述べる．定常偏差を定義するために，システムの整定時間  $t_s$  を定義する．本実験においては，出力が  $0.95\lambda$  から  $1.05\lambda$  の範囲に収まるまでの時間と定義した．定常偏差  $\gamma_x(\mathbf{k}_x)$  は式 (3.34) によって定義される．定常偏差を評価することによって応答が目標に追従する精度を記述可能である．

$$\gamma_x(\mathbf{k}_x) = \int_{t_s}^{t_e} \frac{|x_t^w - \lambda|}{t_e - t_s} dt \quad (3.34)$$

ただし、 $t_e$  は入力を終えた時刻である。また、 $t_s \leq t \leq t_e$  を満たす時刻において、システムは定常状態であると定義する。

図 3.21 に、 $\alpha_x(\mathbf{k}_x)$ ,  $\beta_x(\mathbf{k}_x)$ ,  $\gamma_x(\mathbf{k}_x)$  を図示する。横軸が時間、縦軸が位置を表す。赤線が出力、青線が入力である。

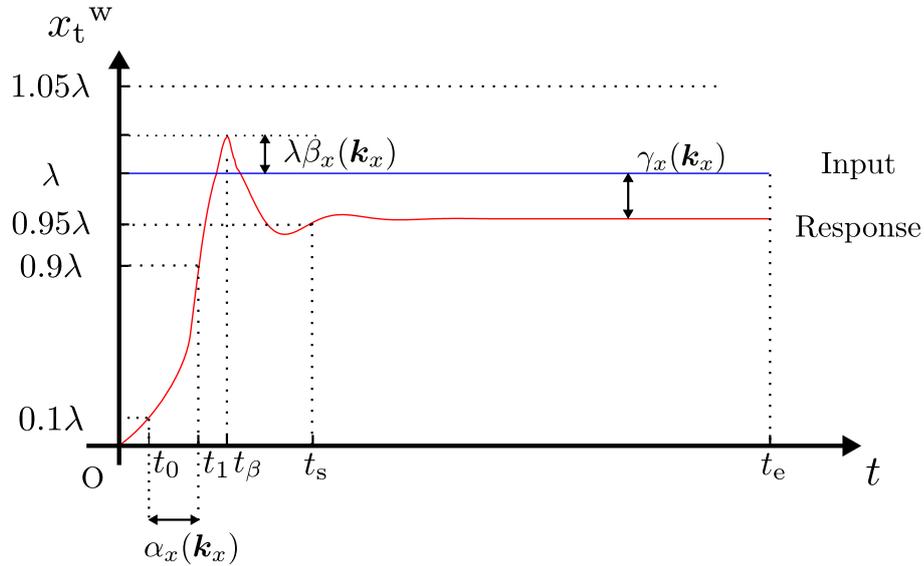


図 3.21: 三評価量

### 3.5.2 PSO 法

3.5.1 節で設定した最適化問題を解く手法として、粒子群最適化法 (Particle Swarm Optimization, PSO 法) を用いる。PSO 法とは最適化アルゴリズムの一つである。解空間中に点を  $N$  個配置し、点が解空間を移動することによって目的関数の最小化を行う [45]。PSO 法の利点としては目的関数の連続性や微分可能性を問わない点、目的関数が式 (3.31) のような非線形関数であっても適用可能な点、従来用いられていた遺伝的手法と比較して高速な点が挙げられる [46–48]。ドローンの位置制御に関しては式 (2.17) に非線形項が含まれ、運動方程式 (3.9) 及び (3.13) にも非線形項が含まれるため PSO 法を用いる。

本節では、3.5.1 節と同様に世界座標系の三軸を代表して  $x^w$  軸に関してのみ述べる。目的関数は、式 (3.31) で定義される  $F_x$  であり、最適化するパラメータは  $\mathbf{k}_x = (k_{xP}, k_{xD}, k_{xI})^T$  である。

PSO 法を適用する際に必要な設定について述べる。解空間を  $\Upsilon \ni \mathbf{k}_x$  とし、 $\Delta \mathbf{k}_x = (\Delta k_{xP}, \Delta k_{xD}, \Delta k_{xI})^T$  を定める。 $\Delta \mathbf{k}_x$  は後述するが  $\mathbf{k}_x$  の増加量である。 $n$  番目の点

$(n = 0, 1, \dots, N - 1)$  はベクトル  $\mathbf{k}_{x_n}$  及び  $\Delta\mathbf{k}_{x_n}$  に対応する. また, 各々の点は自身が過去の探索で得た最適解  $\hat{\mathbf{k}}_{x_n}$  (個人解) と最適値  $F(\hat{\mathbf{k}}_{x_n}) := F_{x_n}$  を記憶している. 更に,  $\hat{\mathbf{k}}_{x_0}, \hat{\mathbf{k}}_{x_1}, \dots, \hat{\mathbf{k}}_{x_{N-1}}$  内における最適解  $\hat{\mathbf{k}}_{x_g}$  (全体解) と最適値  $F_x(\hat{\mathbf{k}}_{x_g}) =: F_{x_g}$  も記憶している.

PSO 法のアルゴリズムについて述べる. PSO 法のフローチャートを図 3.22, 図 3.23, 図 3.24 に示す. 初期化ブロックで各変数に初期値を与え, 最適化ブロックで評価関数  $F_x$  の最小化を行う.

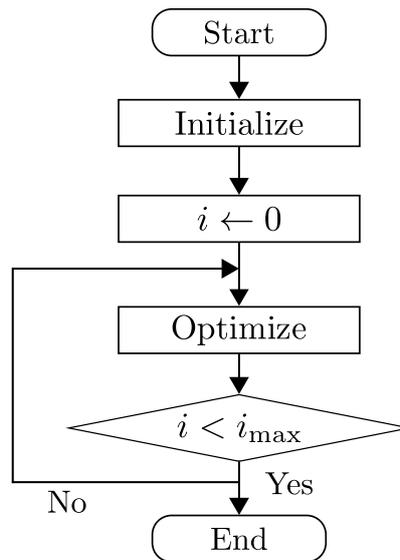


図 3.22: PSO 法のフローチャート

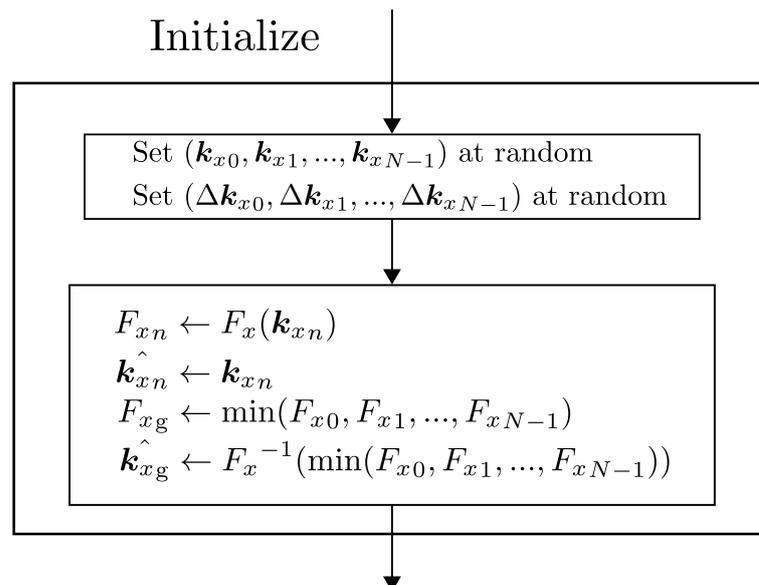


図 3.23: 初期化ブロックの詳細

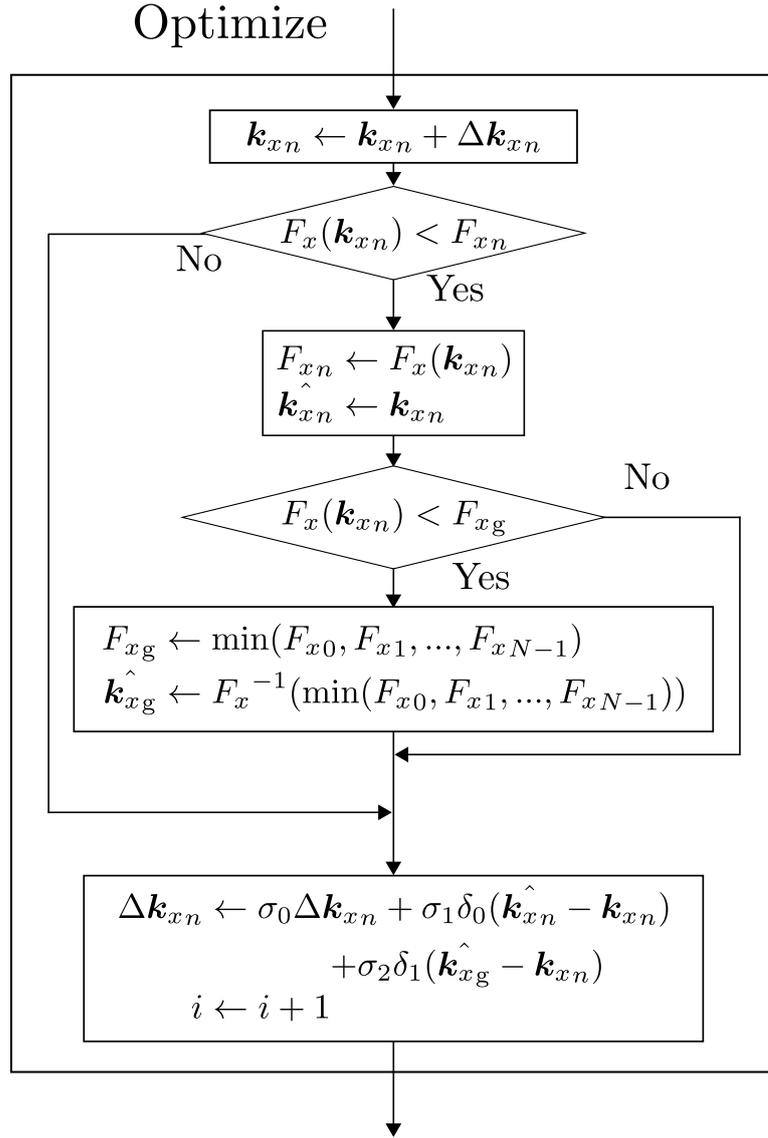


図 3.24: 最適化ブロックの詳細

$\mathbf{k}_{x_n}, \Delta \mathbf{k}_{x_n}$  は式 (3.35) 及び式 (3.36) によって更新される。

$$\mathbf{k}_{x_n} \leftarrow \mathbf{k}_{x_n} + \Delta \mathbf{k}_{x_n} \quad (3.35)$$

$$\Delta \mathbf{k}_{x_n} \leftarrow \sigma_0 \Delta \mathbf{k}_{x_n} + \sigma_1 \delta_0(\hat{\mathbf{k}}_{x_n} - \mathbf{k}_{x_n}) + \sigma_2 \delta_1(\hat{\mathbf{k}}_{x_g} - \mathbf{k}_{x_n}) \quad (3.36)$$

ただし  $\sigma_0, \sigma_1, \sigma_2$  は  $\Delta \mathbf{k}_{x_n}$  を更新するために任意に設定するパラメータである。  $\delta_0, \delta_1$  は 0 から 1 までの乱数である。

$\mathbf{k}_{x_n}, \Delta \mathbf{k}_{x_n}$  を更新すると  $F_x(\mathbf{k}_{x_n})$  を算出し、  $F_{x_n}$  と比較する。  $F_{x_n}$  が  $F(\mathbf{k}_{x_n})$  より

小さければ式 (3.37) 及び式 (3.38) に従って個人解  $\hat{\mathbf{k}}_{xn}$  と  $F_{xn}$  を更新する.

$$\hat{\mathbf{k}}_{xn} \leftarrow \mathbf{k}_{xn} \quad (3.37)$$

$$F_{xn} \leftarrow F_x(\mathbf{k}_{xn}) \quad (3.38)$$

全ての点について個人解の更新を終えると,  $F_{xn}$  を  $F_{xg}$  と比較する.  $F_{xn}$  が  $F_{xg}$  より小さければ式 (3.39) 及び式 (3.40) に従って全体解  $\hat{\mathbf{k}}_{xg}$  と  $F_{xg}$  を更新する.

$$\hat{\mathbf{k}}_{xg} \leftarrow \hat{\mathbf{k}}_{xn} \quad (3.39)$$

$$F_{xg} \leftarrow F_{xn} \quad (3.40)$$

式 (3.35) 及び式 (3.36) によって  $\mathbf{k}_x$  及び  $\Delta\mathbf{k}_x$  を繰り返し更新し, 予め定めた最大反復回数  $i_{\max}$  に到達すればアルゴリズムを終了する.

## 第4章 パラメータ調整実験

本章では，ドローンの制御のために用いられる PID パラメータの最適化実験と，実験のためのシステム実装について述べる．算出パラメータによる位置制御結果についても述べる．

### 4.1 実装

ドローンとして図 4.1 に示す Bitcraze 社の Crazyflie 2.0 [49] を用いた．寸法は  $92\text{ mm} \times 92\text{ mm} \times 29\text{ mm}$  である．本ドローンに関する 2.3 節及び 3.3 節において述べた各パラメータを表 4.1 に示す [50]．

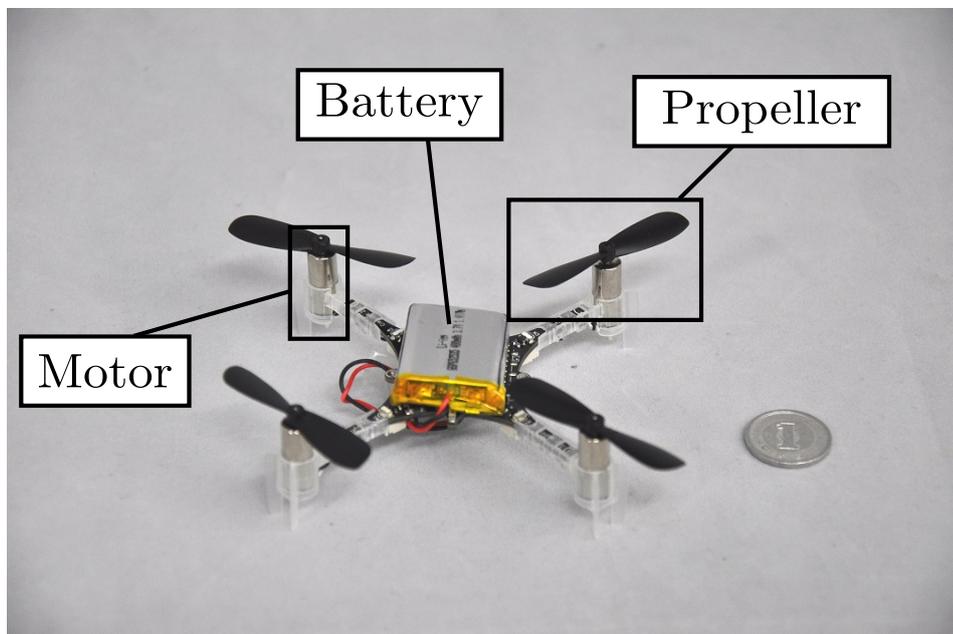


図 4.1: 本論文で用いたドローン

表 4.1: ドローンのパラメータ

$m$	0.032 kg
$l$	0.042 m
$J_{x^b}$	$2.3951 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$J_{y^b}$	$2.3951 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$J_{z^b}$	$3.2347 \cdot 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
$\sigma_T$	0.005022 N · sec <sup>2</sup>
$\sigma_t$	$3.700 \cdot 10^{-3} \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2$
$\mathbf{k}_\phi$	(6.0, 3.0, 0.0)
$\mathbf{k}_\theta$	(6.0, 3.0, 0.0)
$\mathbf{k}_\dot{\phi}$	(250.0, 500.0, 2.5)
$\mathbf{k}_\dot{\theta}$	(250.0, 500.0, 2.5)

世界座標系を定義し，ドローンの重心座標  $(x_t^w, y_t^w, z_t^w)^T$  を計測するためにモーションキャプチャシステムである NaturalPoint 社の Optitrack Flex13 [51] を用いた．本モーションキャプチャシステムの仕様を表 4.2 に示す [52]．

表 4.2: モーションキャプチャシステムの仕様

解像度	1280 pixel × 1024 pixel
フレームレート	120 fps
シャッタースピード	500 μsec

ドローンとモーションキャプチャシステムの仕様上，図 3.2 の実装のためには Linux OS の PC と Windows OS の PC が必要である．Linux PC はドローンとの通信を行い，Windows PC はモーションキャプチャシステムを動作させる．表 4.3 に二台の PC の仕様を示す．二台の PC 間の通信は，伝送遅れが可能な限り発生しないように高速なマルチキャスト通信を用いる．

表 4.3: PC の仕様

	PC (Windows)	PC (Linux)
型番	EP45-UD3P	20AN00F5JP
OS	Windows 7 enterprise	Ubuntu 16.04 LTS
プロセッサ	Intel Core 2 / 4 core	Intel Core i7-4600M / 8 core
クロック	2.83 GHz	2.70 GHz
メモリ	7.0 GB	4.0 GB

図 3.2 及び図 3.8 の Controller に関して、Position controller と Thrust controller は Linux PC 内に実装されている。3.3 節で述べたように、Position controller には PID ブロックが二つ、Thrust controller には PID ブロックが一つ実装されているため、Linux PC 内には三つの PID ブロックが実装されている。他の四つの PID ブロックはドローン内に実装されている。

## 4.2 PSO 法のパラメータ設定

実験において用いた各パラメータについて述べる。入力は式 (3.30) によって定義されるステップ関数であり、 $\lambda = 0.5$  m である。また本実験において、 $\xi_0 = 1 \text{ sec}^{-1}$ 、 $\xi_1 = 1$ 、 $\xi_2 = 100 \text{ m}^{-1}$  とした。ドローンが安定して目標位置に移動する場合、 $\gamma_x$ 、 $\gamma_y$ 、 $\gamma_z$  の値が  $\alpha_x$ 、 $\alpha_y$ 、 $\alpha_z$  及び  $\beta_x$ 、 $\beta_y$ 、 $\beta_z$  と比較して二桁小さかったため、 $\xi_2$  を  $\xi_0$  及び  $\xi_1$  の百倍の値に設定した。 $\xi_2$  を  $\xi_0$  及び  $\xi_1$  より二桁大きな値に設定しなければ評価関数に  $\gamma_x$ 、 $\gamma_y$ 、 $\gamma_z$  が寄与しない。

PSO 法を用いて PID パラメータの最適化を行った先行研究を考慮し、解の更新に用いるパラメータを  $\sigma_0 = 0.6$ 、 $\sigma_1 = 1.5$ 、 $\sigma_2 = 1.5$  とした [53–55]。また PSO 法の点数は  $N = 4$ 、最大反復回数を  $i_{\max} = 4$  とした。PID パラメータの探索範囲は経験に基づき、 $x^w$ 、 $y^w$  軸に関して式 (4.1),(4.2),(4.3) とした。

$$20 \leq k_{xP}, k_{yP} \leq 80 \quad (4.1)$$

$$5 \leq k_{xD}, k_{yD} \leq 30 \quad (4.2)$$

$$0.5 \leq k_{xI}, k_{yI} \leq 10 \quad (4.3)$$

$z^w$  軸に関して式 (4.4),(4.5),(4.6) とした.

$$4000 \leq k_{zP} \leq 7500 \quad (4.4)$$

$$700 \leq k_{zD} \leq 6000 \quad (4.5)$$

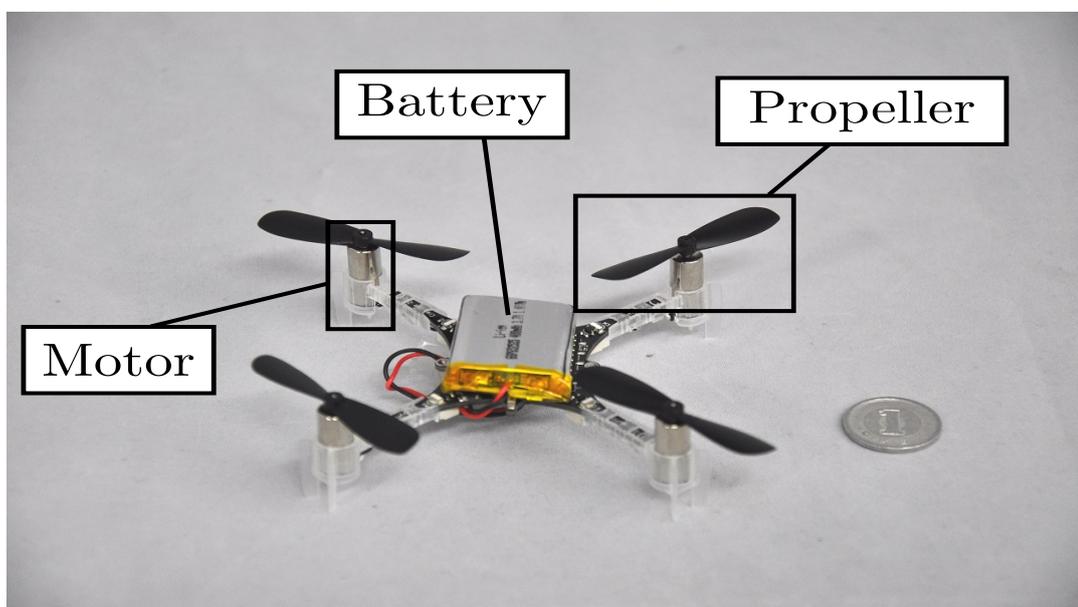
$$1000 \leq k_{zI} \leq 5000 \quad (4.6)$$

### 4.3 最適パラメータの決定実験

本実験の手順を示す. 位置座標の単位は [m] である. 手順 3. 及び手順 4. を行っている際, ドローンの振動が大きく危険であると著者が判断した場合は即時試行を終了した. 実験中にバッテリーの充電や通信障害が発生したため, 一回の繰り返しに平均約 30 分を要した.

1. PSO 法の初期化手法に基づいて,  $x^w$  軸に関して無作為に四種類の PID パラメータ  $\mathbf{k}_{x0}, \mathbf{k}_{x1}, \mathbf{k}_{x2}, \mathbf{k}_{x3}$  及び  $\Delta\mathbf{k}_{x0}, \Delta\mathbf{k}_{x1}, \Delta\mathbf{k}_{x2}, \Delta\mathbf{k}_{x3}$  を定義する.  $y^w$  軸及び  $z^w$  軸に関しても同様に定義する.
2.  $x^w$  軸に関する PID パラメータを  $\mathbf{k}_{x0}$  に設定する.  $y^w$  軸及び  $z^w$  軸に関しても同様に定義する.
3. ドローンを世界座標系における原点  $(x^w, y^w, z^w)^T = (0, 0, 0)^T$  に配置する.
4. 目標位置を,  $(x_r^w, y_r^w, z_r^w)^T = (0, 0, 0.3)^T$  に設定し, 定常状態になるまで待機する. 60 sec 以内に定常状態に達さない場合は試行を終了する. ただし, 定常状態は 3.5.1 節において述べた定義を適用する.
5. 目標位置を  $(x_r^w, y_r^w, z_r^w)^T = (0.5, 0.5, 0.8)^T$  に設定し, 定常状態になるまで待機する. ステップ入力を与えてから 60 sec 以内に定常状態に達さない場合は試行を終了する. また, 目標値の設定は三軸同時に行った.
6. 目標位置を  $(x_r^w, y_r^w, z_r^w)^T = (0.5, 0.5, 0)^T$  に設定し, ドローンを着陸させる.
7. 手順 5. より得られた応答から, 式 (3.31) に従って評価関数  $F_x(\mathbf{k}_x)$  を算出する. 以上の試行を  $\mathbf{k}_{x1}, \mathbf{k}_{x2}, \mathbf{k}_{x3}$  に関しても行う.  $y^w$  軸及び  $z^w$  軸に関しても同様である.

8. 式 (3.37), (3.38), (3.39), (3.40) に従って個人解及び全体解を更新する.
9. 式 (3.35) 及び式 (3.36) に従って  $\mathbf{k}_{x0}$ ,  $\mathbf{k}_{x1}$ ,  $\mathbf{k}_{x2}$ ,  $\mathbf{k}_{x3}$ ,  $\Delta\mathbf{k}_{x0}$ ,  $\Delta\mathbf{k}_{x1}$ ,  $\Delta\mathbf{k}_{x2}$ ,  $\Delta\mathbf{k}_{x3}$  を更新する.



以上の探索を最大反復回数に達するまで行う。最大反復回数に達した際の最適解  $\hat{\mathbf{k}}_{xg}$ ,  $\hat{\mathbf{k}}_{yg}$ ,  $\hat{\mathbf{k}}_{zg}$  を最適パラメータとして設定する。ドローンが定常状態に達しなかった場合、もしくは試行を途中で終了した場合、評価関数値を 60 と定めた。経験的にドローンが定常状態に達する際の評価関数値は 10 以下であることが判明していたため、評価関数と比較して十分大きい値として 60 を採用した。

以降は実験結果を示す。  $x^w, y^w, z^w$  軸に関する評価関数値と探索回数の関係を図 4.2, 図 4.3, 図 4.4 に示す。横軸が探索回数, 縦軸が評価関数値である。各軸に関して、独立に最適化を行った。ただし出力が不安定、もしくは所定の時間内に定常状態に達しなかった点に関しては描画していない。

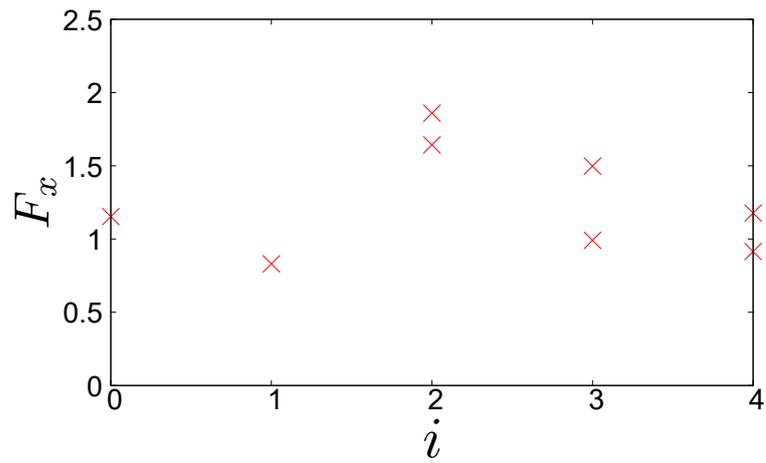


図 4.2:  $x^w$  軸に関する評価関数値と探索回数の関係

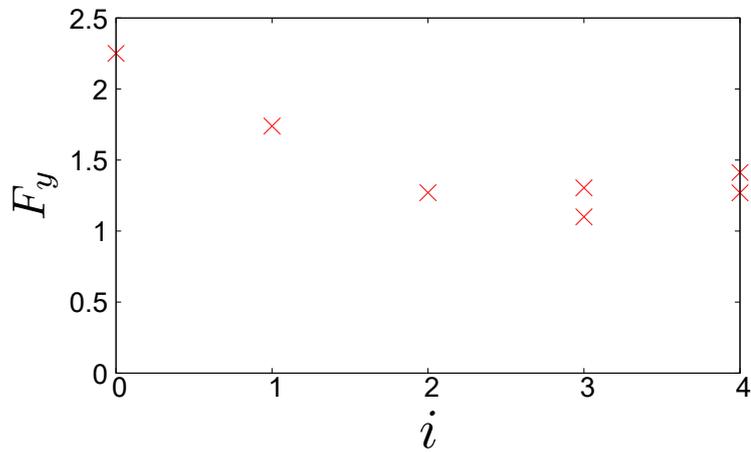


図 4.3:  $y^w$  軸に関する評価関数値と探索回数関係

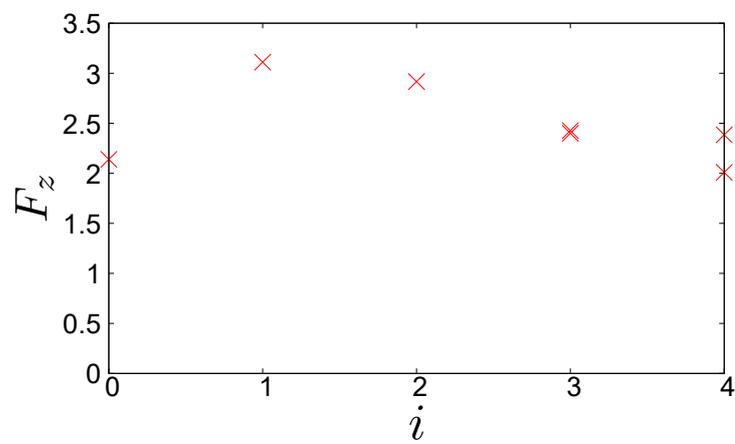


図 4.4:  $z^w$  軸に関する評価関数値と探索回数関係

図 4.2, 図 4.3, 図 4.4 より, ドローンが安定に動作して定常状態に至るパラメータが判明した. ドローンが定常状態に達することが可能であったパラメータ範囲を表 4.4 に示す.

表 4.4: 定常状態に達するパラメータの範囲

	$x^w$ 軸	$y^w$ 軸	$z^w$ 軸
$k_P$	30.0 ~ 64.5	21.0 ~ 54.0	5220 ~ 6820
$k_D$	16.1 ~ 25.7	15.8 ~ 19.1	1790 ~ 4580
$k_I$	3.12 ~ 3.63	2.50 ~ 4.24	3390 ~ 4830

各探索終了時における全体解を表 4.5 に示す. また, 各探索終了時における最適値を表 4.6 に示す.

表 4.5: 探索回数と全体解の関係

探索回数	$x^w$ 軸			$y^w$ 軸			$z^w$ 軸		
	$k_P$	$k_D$	$k_I$	$k_P$	$k_D$	$k_I$	$k_P$	$k_D$	$k_I$
0	56.5	23.7	2.80	31.0	15.8	2.50	5220	4270	4430
1	58.5	24.2	3.32	29.0	17.6	3.50	5220	4270	4430
2	58.5	24.2	3.32	50.0	17.5	3.77	5220	4270	4430
3	58.5	24.2	3.32	52.0	18.0	3.77	5220	4270	4430
4	58.5	24.2	3.32	52.0	18.0	3.77	5800	3640	3760

表 4.6: 探索回数と最適値の関係

探索回数	$x^w$ 軸	$y^w$ 軸	$z^w$ 軸
0	1.15	2.25	2.14
1	0.830	1.74	2.14
2	0.830	1.27	2.14
3	0.830	1.10	2.14
4	0.830	1.10	2.01

本実験にて得られた最適解をパラメータとして与えた際のドローンの応答を示す. 図 4.5 が  $x^w$  軸, 図 4.6 が  $y^w$  軸, 図 4.7 が  $z^w$  軸に関する応答である. 横軸が時間, 縦軸が位置である. 比較のため, 定常状態に達した試行に関して, 式 (3.31) によって定義される評価関数に最大の値を与えた応答を図 4.8, 図 4.9, 図 4.10 に示す. 赤線が応答, 青線が入力として与えた目標軌道である.

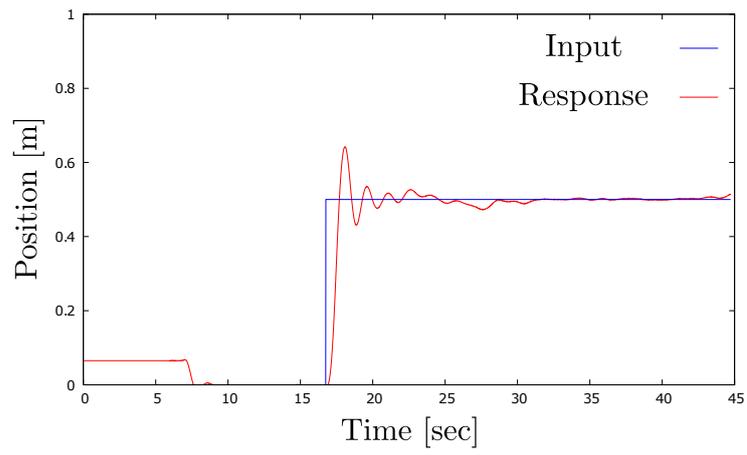


図 4.5: 最良パラメータによる  $x^w$  に関する応答

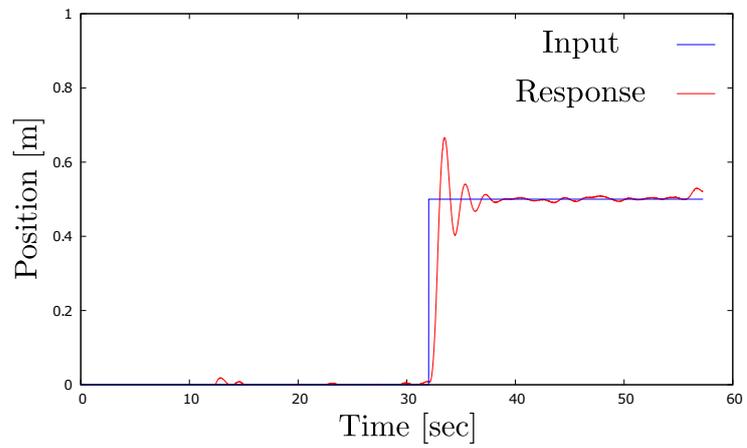


図 4.6: 最良パラメータによる  $y^w$  に関する応答

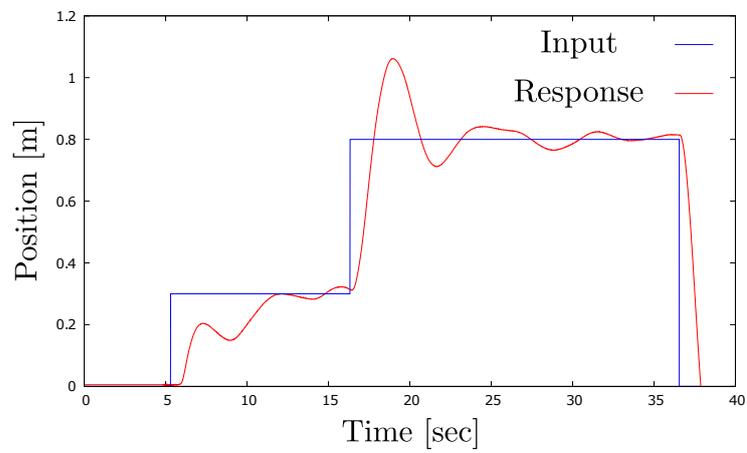


図 4.7: 最良パラメータによる  $z^w$  に関する応答

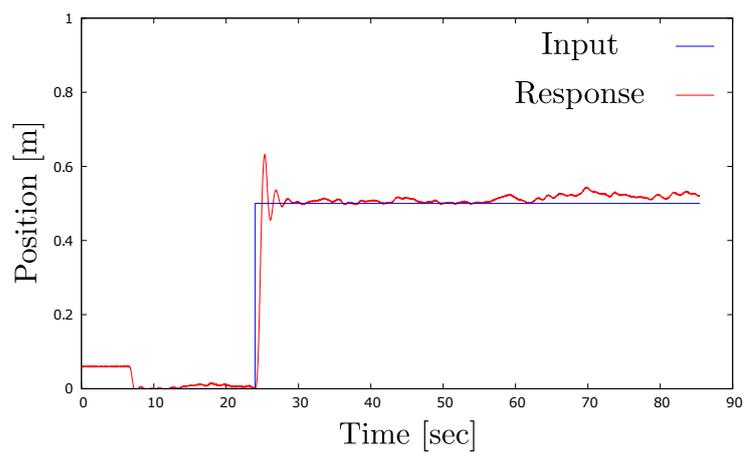


図 4.8: 最悪パラメータによる  $x^w$  に関する応答

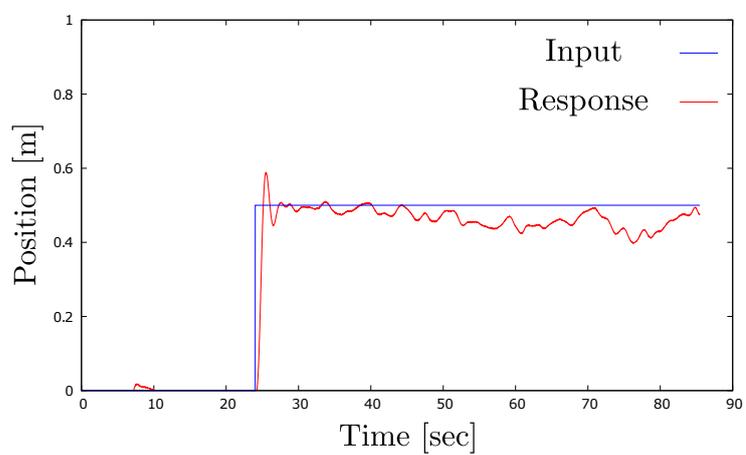


図 4.9: 最悪パラメータによる  $y^w$  に関する応答

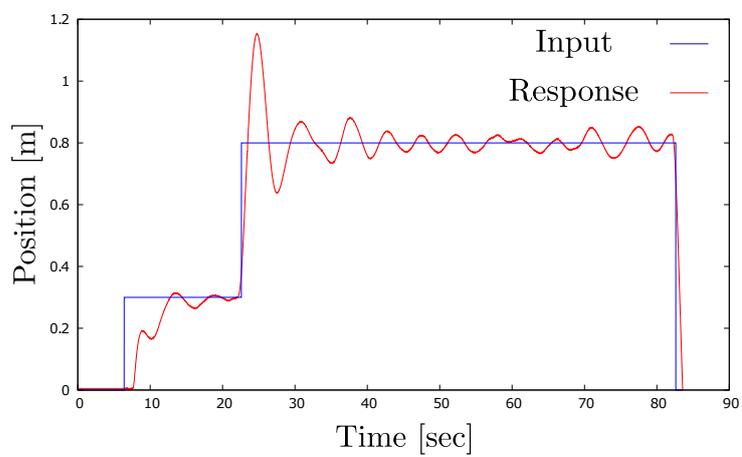


図 4.10: 最悪パラメータによる  $z^w$  に関する応答

最良パラメータによって得られた立ち上がり時間，最大行き過ぎ量，定常偏差を表 4.7 に示す。

表 4.7: 最良パラメータによって得られた評価量

	$x^w$ 軸	$y^w$ 軸	$z^w$ 軸
立ち上がり時間 [sec]	0.336	0.400	0.600
最大行き過ぎ量	0.285	0.332	0.523
定常偏差 [mm]	2.96	3.68	8.64

## 4.4 考察

ドローンが安定して飛行するシステムを実装し，PSO 法に基づいた PID パラメータ設計を行うことができた。

各軸のステップ応答に関して， $z^w$  軸の収束までに必要な時間が他の二軸と比べて約二倍である。この原因として，各軸に関して実装されている PID コントローラの数と考えられる。図 3.8 に示すように， $x^w, y^w$  軸に関しては三つの PID コントローラが直列結合されている一方， $z^w$  軸に関しては一つの PID コントローラが実装されている。複数の PID コントローラを直列結合すると，PID コントローラの出力を入力とする全てのブロックに対して入出力の偏差を 0 にするような作用が発生する。従ってシステム内部において発生する雑音に対する安定性が増加し，収束までの時間が速くなる [56, 57]。本システムにおける雑音の例としては，センサに発生する熱雑音や電磁雑音が挙げられる。

また，最良パラメータから得られた図 4.7 と最悪パラメータから得られた図 4.10 を比較すると，目標値付近で発生する出力の振動周波数が異なっている。最悪パラメータから得られた応答は，最良パラメータから得られた応答より約 1 Hz 程度高周波で振動している。PID コントローラにおいて  $k_D$  が  $k_P$  に対してある程度の大きさである場合，応答に高周波振動が発生する [58, 59]。高周波振動の発生は，微分作用が大きき系に寄与して系の位相が進み，高周波信号に対する利得が大きくなることに起因する。最良パラメータに関して  $k_P$  は 5800， $k_D$  は 3640 であり，最悪パラメータに関して  $k_P$  は 5620， $k_D$  は 4370 であったことから  $k_P$  に対する  $k_D$  の大きさが振動周波数の変化の原因と考えられる。

探索回数0回における評価関数の最小値と探索を終えて得られた最適値に大きな差はないが、探索を繰り返すと安定な挙動を示す点が増加していることが分かる。従って、本実験で得られた表4.4に基づいて探索範囲を狭めることによって、最適化を達成することができると考えられる。

本実験において得られた最良パラメータについて、各軸に関して約0.2 mの行き過ぎ量が見られた。触覚提示装置として使用する際、0.5 mの変位に対して0.2 mの行き過ぎ量が発生するとユーザに衝突する可能性があるため危険である。行き過ぎ量が評価関数値に寄与する量を表している $\xi_1$ をより大きな値にすることによって、行き過ぎ量を小さくすることが可能である。

## 第5章 おわりに

本研究ではドローンを用いることによって、位置制御に基づく広い空間に触覚提示可能な装置を提案した。提案装置の実装に伴って必要であるドローンの飛行システムを、PIDコントローラを用いて実装した。

PIDコントローラをドローンのような非線形システムに適用する際、パラメータ設定に関する指針が存在しないため最適PIDパラメータを設定する実験を行った。ドローンの応答を計測することによって立ち上がり時間、最大行き過ぎ量、定常偏差を算出し、これらの線形和を用いて記述される評価関数を定義した。PSO法と呼ばれる最適化手法を用いて様々なパラメータを与え、評価関数を最小化するパラメータを探索した。得られた最良パラメータによってドローンは安定に飛行した。水平方向の二軸に関して立ち上がり時間は平均0.367 sec、最大行き過ぎ量は平均0.308、定常偏差は平均3.32 mmであった。鉛直方向に関して立ち上がり時間は0.600 sec、最大行き過ぎ量は0.523、定常偏差は8.64 mmであった。

提案システムによってユーザが機器を装着することなく、広い空間に分布する仮想物体との相互作用の実現が期待される。

# 謝 辞

本研究は、大阪大学基礎工学部で行った。

大城研究室に配属されてからのこの一年間は本当に早く過ぎ去った。配属前の三年間とは比較にならないほど多くのことを学び、非常に密度の濃い一年間であった。苦勞も多かったが、充実した生活だったと感じる。

大阪大学大学院基礎工学研究科大城理教授には、このような環境を提供していただき、また日頃のゼミナールを通して議論のきっかけを与えていただきました。また研究に関しても数多くの有意義なご指摘を頂きました。篤く御礼申し上げます。大阪大学大学院基礎工学研究科黒田嘉宏准教授には、本研究の指導を担当していただき、物品の発注や日々の相談もしていただきました。御礼申し上げます。大阪大学大学院基礎工学研究科吉元俊輔助教には、研究に関するご指摘をいただき、また本論文の添削もしていただきました。御礼申し上げます。秘書の杉浦延予氏には、事務作業を助力いただきました。深く感謝いたします。

大城研究室の先輩方である、原口亮文氏、山田恵之氏、北川湧麻氏、夏目翔太氏、吉村優輝氏には日頃より研究に関するご助言をいただき、研究室外でも面倒を見ていただきました。お礼申し上げます。また、山田恵之氏と北川湧麻氏には、スーパーバイザとして本論文の添削もしていただきました。重ねてお礼申し上げます。

また、日々の研究室生活をともに過ごし、良き相談相手でありました、大城研究室の同期である澤井智紀氏、高溝周眞氏、広瀬颯氏にお礼申し上げます。

## 参考文献

- [1] Cruz-Neira Carolina, Sandin Daniel, and DeFanti Thomas. Surround-screen projection-based virtual reality: the design and implementation of the cave. In *Proceedings of the 20th annual conference on Computer graphics and interactive techniques*, pp. 135–142. ACM, 1993.
- [2] Badler Norman, Phillips Cary, and Webber Bonnie. *Simulating humans: computer graphics animation and control*. Oxford University Press, Oxford, 1993.
- [3] Li Mu-Jing. Method and system for automating design rule check error correction in a cad environment, October 21 2003. US Patent 6,637,013.
- [4] Yagi Asuka, Imura Masataka, Kuroda Yoshihiro, and Oshiro Osamu. 360-degree fog projection interactive display. In *SIGGRAPH Asia 2011 Emerging Technologies*, p. 19. ACM, 2011.
- [5] Ochiai Yoichi, Kumagai Kota, Hoshi Takayuki, Rekimoto Jun, Hasegawa Satoshi, and Hayasaki Yoshio. Fairy lights in femtoseconds: aerial and volumetric graphics rendered by focused femtosecond laser combined with computational holographic fields. *ACM Transactions on Graphics (TOG)*, Vol. 35, No. 2, p. 17, 2016.
- [6] Tanaka Yutaka, Yamauchi Hisayuki, and Amemiya Kenichi. Wearable haptic display for immersive virtual environment. In *Proceedings of the jfps international symposium on fluid power*, Vol. 2002, pp. 309–314. The Japan Fluid Power System Society, 2002.
- [7] Minamizawa Kouta, Fukamachi Souichiro, Kajimoto Hiroyuki, Kawakami Naoki, and Tachi Susumu. Gravity grabber: wearable haptic display to present

- virtual mass sensation. In *ACM SIGGRAPH 2007 emerging technologies*, p. 8. ACM, 2007.
- [8] Birglen Lionel, Gosselin Clément, Pouliot Nicolas, Monsarrat Bruno, and Laliberté Thierry. Shade, a new 3-dof haptic device. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, Vol. 18, No. 2, pp. 166–175, 2002.
- [9] Borro Diego, Savall Joan, Amundarain Aiert, Gil Jorge, Garcia-Alonso Alejandro, and Matey Luis. A large haptic device for aircraft engine maintainability. *IEEE Computer Graphics and Applications*, Vol. 24, No. 6, pp. 70–74, 2004.
- [10] Fischer Andrew and Vance Judy. Phantom haptic device implemented in a projection screen virtual environment. In *Proceedings of the workshop on Virtual environments 2003*, pp. 225–229. ACM, 2003.
- [11] Iwata Hiroo. Haptic interface. *Journal of the Robotics Society of Japan*, Vol. 17, No. 6, pp. 803–806, 1999.
- [12] 下条誠, 前野隆司, 篠田裕之, 佐野明人. 触覚認識メカニズムと応用技術 -触覚センサ・触覚ディスプレイ-. S&T 出版, 東京, 2014.
- [13] 日本バイナリー. 三次元力覚デバイス.  
<http://www.nihonbinary.co.jp/Products/VR/Haptic/Phantom/>.  
2018/01/23 閲覧.
- [14] 佐藤誠, 平田幸広, 河原田弘. 空間インタフェース装置 spidar の提案. 電子情報通信学会論文誌 D, Vol. 74, No. 7, pp. 887–894, 1991.
- [15] Pan Junjun, Bai Junxuan, Zhao Xin, Hao Aimin, and Qin Hong. Real-time haptic manipulation and cutting of hybrid soft tissue models by extended position-based dynamics. *Computer Animation and Virtual Worlds*, Vol. 26, No. 3-4, pp. 321–335, 2015.
- [16] Chan Linping, Naghdy Fazel, and Stirling David. Position and force tracking for non-linear haptic telemanipulator under varying delays with an improved

- extended active observer. *Robotics and Autonomous Systems*, Vol. 75, pp. 145–160, 2016.
- [17] Virtual Reality Society. The Novint Falcon Haptic System.  
<https://www.vrs.org.uk/virtual-reality-gear/haptic/novint-falcon.html>. 2018/01/25 閲覧.
- [18] Martin Steven and Hillier Nick. Characterisation of the novint falcon haptic device for application as a robot manipulator. In *Australasian Conference on Robotics and Automation (ACRA)*, pp. 291–292, 2009.
- [19] 大岡昌博. 触覚ディスプレイ装置におけるアクチュエータ技術. 日本ロボット学会誌, Vol. 21, No. 7, pp. 758–761, 2003.
- [20] Francois Conti. FALCON haptic device.  
<http://ai.stanford.edu/~conti/falcon.html>. 2018/01/25 閲覧.
- [21] Sato Makoto. Development of string-based force display: Spidar. In *8th international conference on virtual systems and multimedia*, 2002.
- [22] Kim Seahak, Hasegawa Shoichi, Koike Yasuharu, and Sato Makoto. Tension based 7-dof force feedback device: Spidar-g. In *Virtual Reality, 2002. Proceedings. IEEE*, pp. 283–284. IEEE, 2002.
- [23] Nagai Kazuki, Tanoue Soma, Akahane Katsuhito, and Sato Makoto. Wearable 6-dof wrist haptic device spidar-w. In *SIGGRAPH Asia 2015 Haptic Media And Contents Design*, p. 19. ACM, 2015.
- [24] Hirota’s Lab. 把持操作のための力覚提示.  
<http://www.hirota-lab.sumomo.ne.jp/index.php?cat=research&name=hand-hap>. 2018/01/31 閲覧.
- [25] Muhammad Abdullah, Minji Kim, Waseem Hassan, Yoshihiro Kuroda, and Seokhee Jeon. Hapticdrone: An encountered-type kinesthetic haptic interface with controllable force feedback: Initial example for 1d haptic feedback. In

*Adjunct Publication of the 30th Annual ACM Symposium on User Interface Software and Technology*, pp. 115–117. ACM, 2017.

- [26] 国土交通省. 無人航空機（ドローン・ラジコン機等）の飛行ルール.  
[http://www.mlit.go.jp/koku/koku\\_tk10\\_000003.html](http://www.mlit.go.jp/koku/koku_tk10_000003.html). 2018/01/27  
閲覧.
- [27] Da-Jiang Innovations Science and Technology Co., Ltd.. Phantom 4 Pro.  
<https://www.dji.com/jp/phantom-4-pro>. 2018/01/25 閲覧.
- [28] 森本雅之. マンガでわかるモーター. オーム社, 東京, 2014.
- [29] 加藤寛一郎, 今永勇生. ヘリコプタ入門. 東京大学出版会, 東京, 1985.
- [30] ジョン・D・アンダーソン Jr. 空気力学の歴史. 京都大学出版会, 京都, 2009.
- [31] 伊与田功. OHM 大学テキスト 電力発生・輸送工学. オーム社, 東京, 2013.
- [32] 白鳥敬. 定理と法則 105. 学研プラス, 東京, 2013.
- [33] 板東修. Excel で学ぶ配管技術者のための流れ解析. オーム社, 東京, 2017.
- [34] 守屋富次郎. 空気力学序論. 培風館, 東京, 1959.
- [35] 須田信英. PID 制御. 朝倉書店, 東京, 1992.
- [36] Morimasa Ogawa and Manabu Kano. Practice and challenges in chemical process control applications in japan. *IFAC Proceedings Volumes*, Vol. 41, No. 2, pp. 10608 – 10613, 2008. 17th IFAC World Congress.
- [37] Windolf Markus, Götzen Nils, and Morlock Michael. Systematic accuracy and precision analysis of video motion capturing systems—exemplified on the vicon-460 system. *Journal of biomechanics*, Vol. 41, No. 12, pp. 2776–2780, 2008.
- [38] Yabukami Shin, Kikuchi Hisakazu, Yamaguchi Masaki, Arai Ken-ichi, Takahashi Kazuaki, Itagaki Atsushi, and Wako Naoki. Motion capture system of magnetic markers using three-axial magnetic field sensor. *IEEE Transactions on magnetics*, Vol. 36, No. 5, pp. 3646–3648, 2000.

- [39] Kim Sunwook and Nussbaum Maury A. Performance evaluation of a wearable inertial motion capture system for capturing physical exposures during manual material handling tasks. *Ergonomics*, Vol. 56, No. 2, pp. 314–326, 2013.
- [40] 富田文明, 高橋裕信ほか. 30周年記念論文 佳作: ステレオカメラのセルフキャリブレーション. *情報処理*, Vol. 31, No. 5, 1990.
- [41] Zhang Zhengyou. A flexible new technique for camera calibration. *IEEE Transactions on pattern analysis and machine intelligence*, Vol. 22, No. 11, pp. 1330–1334, 2000.
- [42] 西原主計. センシング入門. オーム社, 東京, 2007.
- [43] 高橋隆雄. よくわかる最新センサーの基本と仕組み. 秀和システム, 東京, 2011.
- [44] 増田良介. はじめてのセンサ技術. 東京電機大学出版局, 東京, 2011.
- [45] 斎藤利通. 粒子群最適化と非線形システム. 電子情報通信学会 基礎・境界ソサイエティ Fundamentals Review, Vol. 5, No. 2, pp. 155–161, 2011.
- [46] Maurice Clerc. *Particle swarm optimization*, Vol. 93. John Wiley & Sons, New Jersey, 2010.
- [47] Lazinica Aleksandar. *Particle swarm optimization*. InTech Kirchengasse, London, 2009.
- [48] Parsopoulos Konstantinos and Vrahatis Michael. Particle swarm optimization method in multiobjective problems. In *Proceedings of the 2002 ACM symposium on Applied computing*, pp. 603–607. ACM, 2002.
- [49] bitcraze. Crazyflie 2.0.  
<https://www.bitcraze.io/crazyflie-2/>. 2018/01/13 閲覧.
- [50] Landry Benoit. *Planning and control for quadrotor flight through cluttered environments*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, 2015.

- [51] NaturalPoint Inc.. Optitrack.  
<http://optitrack.com/>. 2018/01/13 閲覧.
- [52] OptiTrack Japan, Ltd.. OptiTrack Flex13 仕様書.  
[https://www.optitrack.co.jp/dcms\\_media/other/flex13\\_02.pdf](https://www.optitrack.co.jp/dcms_media/other/flex13_02.pdf).  
2018/01/14 閲覧.
- [53] 金子貴之, 松本寛之, 美根宏則, 西田英幸, 中山智晴. 位置決め制御系における速度制御マイナーループを考慮した particle swarm optimization によるオフラインチューニング. 電気学会論文誌 D (産業応用部門誌), Vol. 127, No. 1, pp. 52–59, 2007.
- [54] Bhatt Vivek and Bhongade Sandeep. Design of pid controller in automatic voltage regulator (avr) system using pso technique. *International Journal of Engineering Research and Applications (IJERA)*, Vol. 3, No. 4, pp. 1480–1485, 2013.
- [55] 吉崎亮介, 川田昌克, 伊藤稔. 差分進化に基づくアーム型倒立振子の非線形準最適レギュレータ設計と実機実験による検証. システム制御情報学会論文誌, Vol. 28, No. 2, pp. 41–49, 2015.
- [56] Krishnaswamy Peruvemba, Rangaiah Gade, Jha Radha, and Deshpande Pradeep. When to use cascade control. *Industrial & engineering chemistry research*, Vol. 29, No. 10, pp. 2163–2166, 1990.
- [57] 松原厚. 精密位置決め・送り系設計のための制御工学. 森北出版, 東京, 2008.
- [58] 杉江俊治, 藤田政之. フィードバック制御入門. コロナ社, 東京, 1999.
- [59] 津村俊弘, 前田裕. 制御工学. 朝倉書店, 東京, 1999.