地上および天井移動する2輪型4ロータヘリコプタの追従制御

塚田 大貴*・尾崎 耕平*・山田 学*

Tracking Control of Two-wheeled Quadrotor Helicopter Moving on Ground and Ceiling

Hiroki TSUKADA*, Kohei OZAKI* and Manabu YAMADA*

Two-wheeled quadrotor helicopter is a quadrotor helicopter with two independent wheels, and can not only fly in the air but also move on the ground and the ceiling. This paper considers the problem of controlling both the position and the attitude of the two-wheeled quadrotor helicopter on the ground and the ceiling. First, a new and practical tracking control system based on a flight controller is proposed. The control system makes it easy to design tracking controllers for the position and the yaw angle. The design problem is reduced to a usual state-feedback controller problem, and the design method is simple and straightforward by using well-known linear control theory, for example, LQR method. The effectiveness is demonstrated by some simulations and flight experiments moving on the ground and the ceiling.

Key Words: two-wheeled quadrotor helicopter, yaw angle control, position control, state-feedback controller design, pole-placement method

1. はじめに

マルチロータヘリコプタは、小型で安価でホバリングや垂直離着陸などにおいて優れた飛行特性をもち、今後、物資空輸、環境モニタリング、空撮などの分野で活躍が期待されている^{1), 2)}。しかし、一般的に障害物に衝突すると機体やプロペラなどが破損し、墜落の危険を伴うため、障害物の多い場所や狭い場所での飛行に不向きであり、使用可能な場所が限定される。また移動は飛行に限定され、飛行はバッテリーを多く消費するため、稼働時間が短いなどの問題点をもつ。このような問題点を解決するため、近年、構造物に接触しながらでも飛行できる興味深い飛行ロボットとして「MUWA」と呼ばれる円盤型ドローン³⁾や「HyTAQ」と呼ばれるかご型ドローン⁴⁾などが開発されている。しかし、地上や天井で位置や姿勢を制御する制御系の設計法が提案されていない。

著者らは、既存のマルチコプタの左右にそれぞれ軽量なプロテクト（保護）フレームを取り付けることで、空中だけでなく、地面や天井や壁面も自由に走行できるFig. 1のような2輪型マルチコプタ⁵⁾を提案した。この2つのフレームは、衝突時に機体を保護するだけでなく、地面や天井や壁面接触時に、飛行体は2輪車両になるため、転がり移動や方向転換も容易で、文献4)に比べて移動の自由度が高く、文献3)に

比べて風などの外乱に強い。また、車輪により、接触移動中は構造物とカメラとの距離が一定となるため、構造物の点検に適している。そのため最近ではFig. 2, Fig. 3のような橋梁点検支援ロボット⁶⁾としての研究も進められている。この研究が実用化できれば、現状の足場や大型点検車両を用いた橋梁点検に比べて、コスト低減と点検時間の短縮を可能とする。この2輪型4ロータヘリコプタの制御法については、従来、厳密な線形化手法に基づく設計法^{7)~9)}などが提案されている。しかし、y方向の位置と速度の情報を必要とし、橋梁では、Fig. 2, Fig. 3のように、y方向の距離を正確に測定する手段がない場合が多く、橋梁点検への応用は困難である。

Fig. 1 Two-wheeled multi-copter (1) UAV, e.g., multi-copter, (2) Axle, (3) Bearings, (4), (5) Protect frames which turn freely as wheels, (6) Weights, e.g., camera, battery

* 名古屋工業大学大学院工学研究科 名古屋市昭和区御器所町

* Graduate School of Engineering, Nagoya Institute of Technology, Gokiso-cho, Showa-ku, Nagoya

(Received April 14, 2017)

(Revised July 7, 2018)

Fig. 2 Application to bridge inspection on a shoe

Fig. 3 Application to bridge inspection on a deck

本論文では、橋梁点検への応用を想定し、地上および天井を移動する2輪型マルチコプタの位置追従制御問題について考察し、市販のフライトコントローラに基づく実用的な制御系を提案する。提案法の特徴は、フライトコントローラを前置補償器として用いることで、姿勢制御システムを容易に安定化かつ低次でモデル化できることを利用して、従来法^{7)~9)}より、システム同定やコントローラ設計や実装を容易にできることである。その結果、設計問題は複雑なモーターダイナミクスなどを考慮する必要がなく、低次で簡単な線形システムに対する状態フィードバック補償器の設計問題に帰着され、補償器はよく知られた線形制御法により容易に得られる。本手法の有用性を、地上および天井でのシミュレーションおよび実機実験により実証する。

2. モデリング

2.1 準備

本稿で用いる記号を以下に示す。

$X = [x \ y]^T$	: 地上座標系における位置座標
$\Theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T$	: 地上座標系における姿勢角度
$\Omega = [p \ q \ r]^T$	: 機体座標系における回転角速度
$\tau = [\tau_1 \ \tau_2 \ \tau_3]^T$	: トルク
$J = \text{diag}[J_x \ J_y \ J_z]$	: 機体の慣性モーメント
$\hat{v} \in \mathbf{R}$	: 機体座標系における並進速度
$m \in \mathbf{R}$	: 質量

Fig. 4 Model of two-wheeled quadrotor helicopter on the ground

$f \in \mathbf{R}$	: 推力
$g \in \mathbf{R}$	: 重力加速度
$\mu \in \mathbf{R}$	: 摩擦係数

次節では、2輪型4ロータヘリコプタの地上走行時と天井走行時のモデリングについて示す。

2.2 地上走行時のモデリング

Fig. 4に地上走行時のモデルを示す。地上走行時の並進方向の運動方程式⁹⁾は、以下のように表わされる。

$$\begin{cases} m\ddot{x} = -f \sin \theta \cos \psi - \mu(mg - f \cos \theta) \cos \psi \\ \quad - m \frac{d\psi}{dt} \hat{v} \sin \psi \\ m\ddot{y} = -f \sin \theta \sin \psi - \mu(mg - f \cos \theta) \sin \psi \\ \quad + m \frac{d\psi}{dt} \hat{v} \cos \psi \end{cases} \quad (1)$$

地上走行時の回転方向の幾何学方程式⁹⁾は以下のように表わされる。

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\cos \theta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ r \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$p = -r \tan \theta \quad (3)$$

回転方向の運動方程式は機体の重心が回転中心より下にあるため、以下のように表わせる。ただし、 h は機体重心と回転中心との距離である。

$$\begin{aligned} J_x \dot{p} &= (J_y - J_z)qr + \tau_1 - mgh \sin \phi \\ J_y \dot{q} &= (J_z - J_x)rp + \tau_2 - mgh \sin \theta \\ J_z \dot{r} &= (J_x - J_y)pq + \tau_3 \end{aligned} \quad (4)$$

さらに、Fig. 1の4つのプロペラ・モータに対して進行方向に向かって右前方のモータの番号を1、左後方を2、左前方を3、右後方を4とし、各モータで発生する推力をそれぞれ f_i ($i = 1 \dots 4$)とおくと、機体推力とトルクは

$$f = \sum_{i=1}^4 f_i, \quad \tau_3 = c_1 \sum_{i=1}^4 (-1)^i f_i \quad (5)$$

$$\tau_1 = \{(f_2 + f_3) - (f_1 + f_4)\}l,$$

$$\tau_2 = \{(f_1 + f_3) - (f_2 + f_4)\}l$$

である．ただし $c_1 (> 0)$ は推力からヨー角トルクへの変換係数， l は機体重心からモータ軸の距離である．各モータの角速度 ω_i ($i = 1, 2, 3, 4$) と推力との関係は次式で表わされる．

$$f_i = c_2 \omega_i^2, \quad (i = 1, 2, 3, 4) \quad (6)$$

$c_2 (> 0)$ はモータの角速度から推力への変換係数である．これらの変換係数は，風の流入流量などにより変化するが，飛行速度が遅いことから定数とする．アクチュエータはブラシレス DC モータであり，入力電圧から角速度までのダイナミクスは 1 次遅れ要素としてモデル化できる¹¹⁾．

2.3 天井走行時のモデリング

Fig. 5 に天井走行時のモデルを示す．天井走行時のモデルは，天井面押付に必要な推力以外，地上走行時の並進方向の運動方程式と同一の運動方程式 ((1) 式) で表わせる⁹⁾．回転方向の幾何学方程式や運動方程式，トルクを発生させるモータダイナミクス ((2)~(6) 式) も同様である．

2.4 橋梁点検シナリオ

本論文の研究は橋梁点検への応用を想定しており，地上走行モデルは橋梁の支承部点検 (Fig. 2)，天井走行モデルは橋

Fig. 5 Model of two-wheeled quadrotor helicopter on the ceiling

Fig. 6 Desired trajectories for a bridge inspection

梁の床版点検 (Fig. 3) に対応する．支承部や床版の点検では GPS を用いた制御を行なうことが難しく，姿勢角センサのヨー角精度もあまりよくない．さらに，Fig. 2 と Fig. 3 に示すように y 軸方向には構造物がなく， y 軸方向の距離をセンシングする手段がない．そのため本稿では，第一に橋梁で正確なヨー角を計測する方法を提案し，第二に Fig. 6 のように x 軸方向の位置と機体ヨー角を制御する制御系の設計法を提案し，ジグザグに走行させることで効率的にスクリーニングを行なうことを目標とする．

3. 制御系の設計

3.1 提案する制御システムの構成

本論文では，地上または天井において，機体の重心位置が与えられた目標位置に追従する制御系の設計法について考える．提案する制御系の全体構成を Fig. 7 に示す．制御系は，Fig. 7 のように，スイッチで自動制御とプロポによるマニュアル操縦を切り替えることができる．制御装置ではマニュアル操縦時のプロポの入力に代わって入力を加える．Pixhawk とは市販のフライトコントローラの 1 つであり，マニュアル操縦時はプロポの各入力であるスティックの舵角に応じてロール角とピッチ角は目標角度，ヨー角は目標角速度を入力できる．Fig. 7 の点線部分の拡大図を Fig. 8 に示す．地上・天井走行では機体のロール角の制御は行なうことがないため CH1 の入力は 0 とする．

本制御システムの特徴は，Fig. 7 のように，Pixhawk を介することで，(2)~(6) 式のような幾何学・運動方程式や複雑なモータダイナミクスを考慮する必要がなく，コントローラからの出力として，チャンネル CH1~CH4 に目標角度や角

Fig. 7 Proposed position tracking control system

Fig. 8 Control system based on Pixhawk

Fig. 9 Proposed tracking control system on the position in the x axis

Fig. 10 Rotational control system based on Pixhawk

速度に対応した入力を加えればよいことと、後述するように、各チャンネルから機体姿勢角度 θ までの関係は、Pixhawk 内の制御パラメータの簡単な調整により、安定な一次遅れ系でモデル化できることである。そのため、モデルの同定やコントローラの設計を簡単化できるという利点をもつ。

3.2 x 軸方向の位置制御システムと設計法

本節では、 x 軸方向の位置制御系の設計法を示す。Fig. 9 は提案する x 軸方向の位置制御系である。1 型の制御系にするため、位置偏差の後に積分器を加えてある。並進方向の運動方程式は (1) 式である。本節では、 x 軸方向のみの運動を考え、地上や天井走行制御時に必要なピッチ角などは数度程度と小さいことから、 θ や ψ は十分小さく、 μ も十分小さいと仮定する。推力値 f はチャンネル CH3 により、一定値に保持されているものとする。このとき、(1) 式は以下のように表わすことができる。

$$\ddot{x} = -\frac{f}{m}\theta \quad (7)$$

また、Fig. 8 のチャンネル入力 CH2 の入力を u とおくと、Fig. 10 の入力 u から角度 θ までの関係は、Pixhawk 内の制御パラメータの調整により、次式のような安定な一次遅れ系としてモデル化でき、その係数は同定実験から容易に求めることができる。

$$\mathcal{L}[\theta] = \frac{b}{s+a}\mathcal{L}[u] \quad (8)$$

ただし、 $\mathcal{L}[\cdot]$ はラプラス変換を表す。(8) 式は

$$\frac{d}{dt}(\theta) = -a\theta + bu \quad (9)$$

と表わせる。速度情報はレーザーで測定した変位の変化量から算出した $\dot{x}$ に、ある一次のローパスフィルタをかけた値を機体の速度としフィードバックコントローラに用いている。そのローパスフィルタをかけた速度を v とおくと、以下のように表わせる。

$$\mathcal{L}[v] = \frac{d}{s+c}\mathcal{L}[\dot{x}] \quad (10)$$

(10) 式は

$$\frac{d}{dt}(v) = -cv + d\dot{x} \quad (11)$$

と表わせる。位置の目標値を x_d 、速度の目標値を v_d とおく

と、位置偏差 e_x 、速度偏差 e_{vx} は、

$$e_x = x - x_d \quad (12)$$

$$e_{vx} = v - v_d \quad (13)$$

となる。 x 軸方向の位置制御の状態方程式は、状態を $\bar{\mathbf{x}} = [\theta \quad \int \theta \quad e_x \quad e_{vx} \quad \int e_x]^T$ を用いて、以下のように表わすことができる。

$$\frac{d}{dt}\bar{\mathbf{x}} = A\bar{\mathbf{x}} + \mathbf{b}u + \mathbf{g}_1v_d + \mathbf{g}_2\dot{v}_d \quad (14)$$

$$A = \begin{pmatrix} -a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{f}{m}d & 0 & -c & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} b \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \mathbf{g}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ -c \\ 0 \end{pmatrix}, \mathbf{g}_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$e_x = \mathbf{c}\bar{\mathbf{x}}, \mathbf{c} = (0 \quad 0 \quad 1 \quad 0 \quad 0) \quad (15)$$

v_d はステップ状入力とすると、 $\dot{v}_d$ は 0 である。このシステムの可制御行列は、

$$M_c = [B \quad AB \quad A^2B \quad A^3B \quad A^4B] \quad (16)$$

$\text{rank } M_c = 5$ となるので、このシステムは可制御である。したがって、つぎの状態フィードバックコントローラにより、制御系を安定化し、かつ目標値に追従させるコントローラを容易に設計できる¹²⁾。

$$u = \mathbf{k}\bar{\mathbf{x}}, \mathbf{k} = [k_1 \quad k_2 \quad k_3 \quad k_4 \quad k_5] \in \mathbf{R}^5 \quad (17)$$

このコントローラはピッチ角の PI、位置偏差の PID コントローラを意味する。(17) 式のゲイン $\mathbf{k} \in \mathbf{R}^5$ は、極配置法や最適レギュレータ法などによりに設計できる。以上をまとめると、提案する制御システムは、Fig. 11 で表わされる。

Fig. 11 Position in the direction of the x axis tracking control system

3.3 ヨー角制御システムと設計法

本節では、入力チャンネル CH4 を用いて、ヨー角の制御系の設計法を示す。前節と同じく θ は十分小さいと仮定する。(2) 式により、

$$\dot{\psi} = r \quad (18)$$

である。Fig. 8 のチャンネル入力 CH4 の入力を u_r とおくと、入力 u_r から角速度 r までの関係は、Pixhawk 内の制御パラメータの調整により、次式のような安定な一次遅れ系とモデル化でき、その係数は同定実験から求めることができる。

$$\mathcal{L}[r] = \frac{b_r}{s + a_r} \mathcal{L}[u_r] \quad (19)$$

ヨー軸方向の状態方程式は、状態 $\bar{x}_r = [\psi, \dot{\psi}]^T$ を用いて、下ののように表わすことができる。

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \bar{x}_r &= A_r \bar{x}_r + \mathbf{b}_r u_r, \\ A &= \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -a_r \end{pmatrix}, \quad \mathbf{b}_r = \begin{pmatrix} 0 \\ b_r \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (20)$$

$$\psi = \mathbf{c}_r \bar{x}_r, \quad \mathbf{c}_r = (1 \quad 0) \quad (21)$$

このシステムは可制御であるため、つぎの状態フィードバックコントローラにより、ヨー角方向の制御系を安定化できる。

$$u_r = \mathbf{k}_r \bar{x}_r, \quad \mathbf{k}_r = [k_{r1}, k_{r2}] \quad (22)$$

上式のコントローラに含まれる角速度信号 $\dot{\psi}$ は、後述するように、2 つのレーザーで測定した変位の差から算出した $\dot{\psi}$ に、ある一次のローパスフィルタをかけた値を機体の角速度としフィードバックコントローラに用いている。そのローパスフィルタをかけた角速度を $\bar{r}$ とすると以下のように表わせる。

$$\mathcal{L}[\bar{r}] = \frac{d_r}{s + c_r} \mathcal{L}[\dot{\psi}] \quad (23)$$

(23) 式は

$$\frac{d}{dt}(\bar{r}) + c_r \bar{r} = d_r \dot{\psi} \quad (24)$$

と表わせる。これを (22) 式に代入すると、提案するチャンネル CH4 のコントローラは以下で与えられる。

$$u_r = k_{r1} \psi + \frac{k_{r2} c_r}{d_r} \bar{r} + \frac{k_{r2}}{d_r} \frac{d}{dt} \bar{r} \quad (25)$$

4. 実験機

本章では、実機実験を行なう実験機について説明する。実験機は Fig. 12 であり、自作した 4 ロータヘリコプタに、車輪を取り付け、2 輪型 4 ロータヘリコプタを製作した。図中の①～④の番号は、第 2.2 節で定義したモータの番号を示す。Table 1 に機体の仕様を示す。測距センサ（レーザー）は機体の左右に各 1 個、合計 2 つ搭載した。一般的に姿勢角センサのヨー角はほかの姿勢角に比べて精度が悪いことが多い。そこで本論文では、以下のように、2 つのレーザーセンサに基づいたヨー角制御システムを行なうことを提案する¹⁰⁾。左

Fig. 12 Two-wheeled quadrotor helicopter

Table 1 Specification of two-wheeled quadrotor helicopter in experiment

Flight Controller	Pixhawk
Weight	3.0kg
Propeller Diameter	9.45 inch (about 24cm)
Propeller Pitch	4.3 inch
Diameter of Wheel	660mm
Width	700mm
Attitude Sensor	3DM-GX4-45
Laser Sensor	LIDER-Lite v2

Fig. 13 Measurement of yaw angle

右のレーザーセンサの値を l_1, l_2 とし、それらの差 $l_1 - l_2$ とレーザーセンサ間の距離 d から壁に対してのヨー角 ψ を求める。つぎに、壁に対して垂直方向を x 軸にとり、レーザーセンサを用いて位置を測定しフィードバックする。Fig. 13 と Fig. 14 から、壁との距離はレーザーセンサの値の平均値、姿勢角センサから得られるピッチ角 θ と求めたヨー角 ψ を用いて以下のように計算する。

$$x = \frac{l_1 + l_2}{2} \cos \theta \cos \psi \quad (26)$$

Fig. 14 Distance between wall and quadrotor

5. シミュレーション

以下では第3章の提案手法の有用性を実証するため、シミュレーション結果を示す。壁などの構造物に対して、機体が直進するように地上と天井で機体推力を変えて、以下の条件でシミュレーションを行なう。ただし、第一の目標停止位置を地点A、第二の目標停止位置を地点B、第三の目標停止位置を地点Cとする。 x 軸方向の目標軌跡は、実機実験の際にプロボのスティックの入力により前進後退を切り替えた。そのため、以下のような目標軌跡を設定する。

壁と原点の距離 $x_w = 0$ [cm]

レーザー間距離 $d_L = 43$ [cm]

x 軸方向の目標軌跡

$$x_d [\text{cm}] = \begin{cases} A : -116 & (0 \leq t < 7.4) \\ AB: -10(t - 7.4) - 116 & (7.4 \leq t < 52.9) \\ B : -571 & (52.9 \leq t < 72.3) \\ BC: 10(t - 72.3) - 571 & (72.3 \leq t < 116) \\ C : -139 & (t \geq 116) \end{cases}$$

目標速度 $v_d = \pm 10$ [cm/s]

摩擦係数 $\mu = 0.1$

y 軸方向の目標位置は零であり、要求性能は、地上走行の場合、Fig. 2の支承部点検を想定し、機体カメラの撮影範囲0.7m (y 軸方向)と点検対象の支承部の想定サイズから、 x 軸方向の移動量4.5mあたりの y 軸方向の変動を0.35m以内、すなわち y 軸方向の評価指数を $J = (y \text{ 軸方向の変動}) / (x \text{ 軸方向の移動量})$ とおくと、 J が0.078以下を実用的な地上走行の目標性能と設定した。一方、天井走行の場合、Fig. 3とFig. 6の床版点検を想定し、機体搭載カメラの撮影範囲(搭載カメラ3台に対して撮影範囲2.7m)と点検対象の床版の想定サイズから、 x 軸方向の移動量9mあたりの y 軸方向の変動1.35m以内、すなわち y 軸方向の評価指数 J が0.15以下を実用的な天井走行の目標性能と設定した。

5.1 地上走行のシミュレーション

本節では、地上走行のシミュレーション結果について示す。シミュレーションでは、センサノイズの影響を調べるため、姿勢角センサには最大 $\pm 1^\circ$ 、レーザーセンサには最大 ± 3 cm

Fig. 15 Trajectory of two-wheeled quadrotor helicopter

Fig. 16 Time responses of x-axis position

Fig. 17 Time response of θ

のホワイトノイズを加えた。

以下に初期状態と設計パラメータを示す。

〈初期状態〉

$$[x(0) \ y(0)]^T = [-115.8 \ 0]^T [\text{cm}]$$

$$[\dot{x}(0) \ \dot{y}(0)]^T = [0 \ 0]^T [\text{cm/s}]$$

$$[\theta(0) \ \psi(0)]^T = [0 \ -10]^T [\text{deg}]$$

〈設計パラメータ〉

$$\text{ヨー角ゲイン} \quad \mathbf{k}_r = [-0.05 \ -500]$$

位置制御ゲイン

$$\mathbf{k} = [-120 \ -1500 \ -186 \ -12 \ -450]$$

Fig. 15～Fig. 18より、提案法にセンサノイズが加わっても、BとCの目標地点での x 軸方向の位置制御偏差は5cm以内、AB間、BC間の x 軸方向の速度制御偏差の平均は1cm/s以内である。ヨー角偏差の最大値は 5° 以内、9mの x 軸方

Fig. 18 Time response of ψ

Fig. 19 Trajectory of two-wheeled quadrotor helicopter

Fig. 20 Time responses of x-axis position

向の移動に対する y 軸方向の位置変動は 0.12 m 以内に抑えられており、提案法は実用的な追従性能を達成できることを確認した。

5.2 天井走行のシミュレーション

本節では、天井走行のシミュレーション結果について示す。初期状態は前節と同じ、設計パラメータは以下のとおりである。
〈設計パラメータ〉

$$\text{ヨー角ゲイン} \quad \mathbf{k}_r = [-0.05 \quad -500]$$

位置制御ゲイン

$$\mathbf{k} = [-60 \quad -1000 \quad -106 \quad -6 \quad -100]$$

Fig. 19～Fig. 22 より、提案法にセンサノイズが加わっても、B と C の目標地点での x 軸方向の位置偏差は 10 cm 以内、AB 間、BC 間の x 軸方向の速度制御偏差の平均は 1.5 cm/s 以内である。ヨー角偏差の最大値は 5° 以内、9 m の x 軸方向の移動に対する y 軸方向の位置変動は 0.24 m 以内に抑えられており、提案法は実用的な追従性能を達成できることを

Fig. 21 Time response of θ Fig. 22 Time response of ψ

確認した。

6. 実機実験

本章では、第 4 章の実験機を用いて、地上・天井で行なったヨー角・位置制御の実験結果を示す。

6.1 地上走行の実験内容

実験は、室内で壁に対してヨー角を制御することによって機体を壁に対して垂直に向け、 x 軸方向の位置制御を行なうことで壁に対して直進するような制御について実機実験を行なった。機体の位置とヨー角は第 4 章で述べたように、レーザーセンサにより測定し、ほかの姿勢角は機体搭載の姿勢角センサから得た。実験条件や目標軌跡などについては第 5 章のシミュレーションと同じである。

以下に、地上での実機実験で用いた設計パラメータを示す。

$$\text{ヨー角ゲイン} \quad \mathbf{k}_r = [-4 \quad -1500]$$

位置制御ゲイン

$$\mathbf{k} = [-210 \quad -900 \quad -55.5 \quad -10.5 \quad -45]$$

6.2 地上走行の実験結果

以下に実験結果を示す。

Fig. 23～Fig. 26 より、B と C の目標地点での x 軸方向の位置偏差はそれぞれ 10 秒で 20 cm 以内、20 秒で 10 cm 以内に収束し、AB 間、BC 間の x 軸方向の速度制御偏差の平均は 1.2 cm/s である。ヨー角偏差は制御開始から 70 秒で 15° 以内に収束し、9 m の x 軸方向の移動に対する y 軸方向の位置変動は 0.3 m 以内に抑えられており、提案法は、実機実験でもシミュレーションと同様の追従性能を達成できることを

Fig. 23 Trajectory of two-wheeled quadrotor helicopter

Fig. 24 Time responses of x-axis position

Fig. 25 Time response of θ Fig. 26 Time response of ψ

実証した。

6.3 天井走行の実験内容

実験方法は6.1節と同様である。天井走行実験では機体を天井に押しつける必要があるため、飛行時間は短くなり、本実験機ではA-B-Cの経路の実験が困難であった。そこで、天井走行実験の目標軌跡はAB間のみとする。天井走行時の目

標軌跡は以下であり、AB間の目標速度は -10 cm/s とする。

x 軸方向の目標軌跡

$$x_d[\text{cm}] = \begin{cases} A : -121 & (0 \leq t < 8.2) \\ AB: -10(t-8.2) - 121 & (8.2 \leq t < 22.5) \\ B : -263 & (t \geq 22.5) \end{cases}$$

以下に天井実験で用いた実機的设计パラメータを示す。

ヨー角ゲイン $k_r = [-6 \quad -1750]$

位置制御ゲイン

$$\mathbf{k} = [-210 \quad -900 \quad -55.5 \quad -10.5 \quad -45]$$

6.4 天井走行の実験結果

以下に実験結果を示す。

Fig. 27～Fig. 30より、Bの目標地点での x 軸方向の位置偏差は5秒で10 cm以内に収束し、AB間の x 軸方向の速度制御偏差の平均は 3 cm/s である。ヨー角偏差は制御開始

Fig. 27 Trajectory of two-wheeled quadrotor helicopter

Fig. 28 Time responses of x-axis position

Fig. 29 Time response of θ

Fig. 30 Time response of ψ

から5秒で 20° 以内に収束し、1.4mの x 軸方向の移動に対する y 軸方向の位置変動は0.2m以内に抑えられている。天井走行では機体を天井に押し付けるため推力が大きいこと、天井との距離が近いこと、推力変動が発生し5秒や20秒付近では目標軌跡に対する追従性が一時的に悪くなっているが、提案法は、実機実験でもシミュレーションと同様、実用的な追従性能を達成できることを実証した。

7. 結 言

本論文では、地上および天井を移動する2輪型マルチコプタの位置追従制御問題について考察し、フライトコントローラに基づく実用的な制御系を提案した。この制御系は、従来法^{7)~9)}より、コントローラ設計や実装を容易にする。設計問題は簡単な状態フィードバック補償器の設計問題に帰着され、補償器はよく知られた線形制御法により容易に得られる。本手法の有用性を、地上および天井でのシミュレーションおよび実機実験により実証した。

謝辞 本研究の一部は、内閣府総合科学技術・イノベーション会議の戦略的イノベーション創造プログラム(SIP)「インフラ維持管理・更新・マネジメント技術」(管理法人:国立研究開発法人新エネルギー・産業技術総合開発機構)とJSPS科研費JP18K04196によって実施されました。また、査読者の方々から有用なご意見をいただきました。記して謝意を示します。

参 考 文 献

- 1) L. Carrillo, A. Lopez, R. Lozano and C. Pegard: *Quad rotorcraft control*, Springer-Verlag (2013)
- 2) 藤本, 横山, 田邊: 幾何学的アプローチに基づく4ロータ小型ヘリコプタの位置及び機体ヨー角制御, 日本機械学会論文集(C編), **78**-785, 126/137 (2012)
- 3) K. Kawasaki, M. Zhao, K. Okada and M. Inaba: MUWA: Multifield universal wheel for air-land vehicle with quad variablepitch propellers, Proceedings of the 2013 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 1880/1885 (2013)
- 4) A. Kalantari and M. Spenko: Design and experimental validation of HyTAQ, a hybrid terrestrial and aerial quadrotor, Proceedings of the 2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 4445/4450 (2013)
- 5) 高橋, 山下, 山田: クアッドヘリコプタの入出力線形化による追従制御と壁も天井も自由に走行できる空陸両用飛行ロボッ

トの開発, 第37回日本ロボット学会学術講演会論文集(CD), RSJ2013 AC1D3-04 (2013)

- 6) 山田, 中尾, 羽田, 沢崎, 山田: 高橋脚橋梁点検用二輪型マルチコプタの研究開発, 第34回日本ロボット学会学術講演会論文集(CD), RSJ2016AC1F2-03 (2016)
- 7) 高橋, 山下, 朽名, 佐藤, 山田: 壁も天井も自由に走行できる空陸両用飛行ロボットの入出力線形化による位置追従制御系設計と自動充電装置の開発, 第1回計測自動制御学会制御部門マルチシンポジウム予稿集(CD), 6E2-3 (2014)
- 8) N. Takahashi, S. Yamashita, Y. Sato, Y. Kutsuna and M. Yamada: All-Round Two Wheeled Quadrotor Helicopters with Protect-Frames for Air-Land-Sea Vehicle - Controller Design and Automatic Charging Device, *Advanced Robotics*, **29**-1, 69/87 (2015)
- 9) M. Nakao, M. Ito, Y. Kutsuna, M. Yamada, M. Yamada and Y. Hada: Development of a Bridge Inspection Support Robot System that Uses a Two-Wheeled Quad-Rotor Helicopter, Proceedings of The Fourteenth East Asia-Pacific Conference on Structural Engineering and Construction (EASEC), S3.460 (2016)
- 10) 塚田, 尾崎, 山田: 地上および天井移動する2輪型4ロータヘリコプタの自動制御, 第17回システムインテグレーション部門講演会(SI2016)予稿集, 1529/1534 (2016)
- 11) 野波, 山田, 赤坂, 劉, 田中, 青野, 浦久保, 鈴木, 矢代, 岩倉, 滑川, 関, 原田, 勝野, 桐林, 永谷, 三浦, 西山, 加藤, 酒井, 三輪, 木村, 暦本, 田村, 林, 八横, 岩田: 飛躍するドローン—マルチ回転翼型無人飛行機の開発と期待される応用研究—, 73/74, エヌ・ティイー・エス (2016)
- 12) 兼田, 山本: デジタル制御工学, 99/102, 共立出版 (1989)

[著 者 紹 介]

塚 田 大 貴

2016年名古屋工業大学大学院工学研究科博士前期課程電気・機械工学専攻入学, 現在に至る。移動ロボットの自動制御に関する研究に従事。

尾 崎 耕 平

2016年名古屋工業大学大学院工学研究科博士前期課程電気・機械工学専攻入学, 現在に至る。移動ロボットの自動制御に関する研究に従事。日本機械学会の会員。

山 田 学 (正会員)

1988年名古屋工業大学機械工学科卒業, 92年同大学大学院博士課程修了, 博士(工学)。同年名古屋工業大学工学部助手。2011年同大学工学部教授, 現在に至る。この間, 2003~2004年カリフォルニア大学バークレー校機械工学科客員研究員。飛行ロボットの制御や自動車の予見制御, 繰返し制御, 有限時間整定制御, 適応制御に関する研究に従事。IEEE, 日本機械学会などの会員。