6 自由度独立制御可能な非平面マルチロータヘリコプタの開発

長谷川 直 輝^{*1} 鈴木 智^{*1} 河 村 隆^{*1}
清水 拓^{*2} 上 野 光^{*2} 村 上 弘 記^{*2}

Development of Fully-actuated Non-planar Multi-rotor Helicopter

Naoki Hasegawa^{*1}, Satoshi Suzuki^{*1}, Takashi Kawamura^{*1}, Taku Shimizu^{*2},
Hikaru Ueno^{*2} and Hiroki Murakami^{*2}

In this study, non-planar multi-rotor helicopter, which has individual inputs for six degrees of freedom (DOF) is proposed. Traditional multi-rotor helicopters with planar rotor arrangement are under-actuated system, which has only four input for 6DOF. Therefore, translational and rotational motion occur simultaneously. This property of traditional multi-rotor helicopter is unfavorable on the inspection of infrastructure that is required to detect tiny cracks. In that case, attitude change results in shaking movie and image of camera on vehicle and missing the crack. Several mechanisms such as variable pitch mechanism, have been proposed to overcome that issue. However, in these cases, simplicity of the helicopter is drastically impaired. In this study, we propose the small unmanned aerial vehicle (SUAV) which can control 6DOF independently without additional actuator. To substantiate the effectiveness of that, we showed following two points: One of that is having equivalent flying performance. Another one is that is possible to move translational without attitude change.

Key Words: Multi-rotor Helicopter, Attitude Control, Velocity Control, 6DOF

1. 緒 言

近年、様々な分野において小型無人航空機 (Small Un-manned Aerial Vehicle : SUAV) が注目されている。なかでも 4 発以上のロータを有するマルチロータヘリコプタは、シンプルな機体構造に加えて優れた飛行性能を有することから、空撮・測量・インフラ点検をはじめとした様々な産業分野の任務においてすでに利用が始まっており、今後の期待も大きい。一般的なマルチロータヘリコプタは、Fig. 1 に示すようにロータが同一平面上に配置されている。この場合、推力ベクトルが常に胴体の上方を向いているため、並進移動を行う際には機体を傾け、推力の水平方向成分を生成する必要がある。これはヘリコプタ固有の特徴であり、ヘリコプタが非ホロノミック系であることに起因する。そのため、並進移動時や風外乱に対抗する際には必ず姿勢変動を伴う。しかしながら、構造物に接近し、機体搭載のカメラで微小なクラックを精密撮影するインフラ点検や、狭隘空間の探索といったある種の任務では、並進移動や外乱に対抗する際に機体姿勢が変動することは望ましくない。また、接触

Fig. 1 Ordinary multi-rotor helicopter

作業においては機体姿勢が固定された状態で接触時の反力を打ち消すような外力を生成可能であること、任意の機体姿勢で機体位置を保持することが求められる。以上を背景として、並進運動と回転運動がそれぞれ独立に制御可能であるマルチロータヘリコプタの研究が行われている。文献 [1] では、tilt-wing 機構を取り付け、ロータ取り付け部を回転させ、推力方向を任意に制御することを提案しており、数値シミュレーションによって垂直離着陸に加えて、並進移動を独立に制御可能であることを示している。文献 [2] では、各ロータに可変ピッチ機構を取り付ける手法を提案しており、数値シミュレーションによって任意姿勢でのホバリング可能性ならびに、未知外乱下での位置決め制御可能性を確認している。また、文献 [3] では、ロータの数を増やし、ロータ配置を非平面化することで並進運動と回転運動の独立制御を実現している。しかしながら、これらの方法で

原稿受付 2017 年 7 月 1 日

^{*1}信州大学

^{*2}IHI

^{*1}Shinshu University

^{*2}IHI Corporation

■ 本論文は有用性 (システム設計・構築分野) で評価されました。

は、いずれも新たなアクチュエータや機構の追加が必要となり、マルチロータヘリコプタの利点であるシンプルな機体構造を損なってしまうという問題がある。この問題に対し、従来のマルチロータヘリコプタのシンプルな機体構造を損なうことなく並進運動と回転運動を独立に制御可能な非平面マルチロータヘリコプタが提案されている [4] [5]。文献 [4] では、ロータを傾けて取り付けることで推力の水平成分を生成し、回転と並進の 6 自由度独立に運動可能な非平面マルチロータヘリコプタを提案している。さらに、可操作性楕円体を用いたロータ傾斜角度の最適設計手法も提案されている。文献 [5] では非平面マルチロータヘリコプタの回転運動と並進運動の独立制御性を確認している。また、従来のマルチロータヘリコプタ同様の並進移動と姿勢変化を伴わない並進移動について述べており、両者の切り替え制御によって位置制御の性能を向上させている。文献 [4] では、各ロータを機体内側と外側に交互に傾けて取り付ける構造が提案されており、文献 [6]、文献 [7] では、機体中心と各ロータ中心を結ぶ軸をねじる方向にモータを傾けて取り付ける構造が採用されている。どちらも、従来のマルチロータヘリコプタのシンプルな機体構造を損なうことなく 6 自由度独立制御可能であることが示されている。このように、6 自由度独立制御可能なマルチロータヘリコプタの開発がされているが、これらの文献ではロータ取り付け角度の設定など構造の最適設計はされていない。それに対して、マルチロータヘリコプタの機体構造の最適設計手法に注目した研究が存在する [8] [9]。文献 [8] では、動的可操作度と最大並進加速度を指標とし、運動性能やペイロードを考慮した構造最適化手法が提案されている。また、文献 [9] では、推力とトルクがそれぞれ生成する凸包の体積を指標として、生成可能な最大推力およびトルクを考慮した構造最適化手法を提案している。両者の構造最適化手法から得られた最適構造は、文献 [6]、文献 [7] で採用されている機体構造と同様の機体中心とロータ中心を結ぶ軸をねじる方向に傾けてロータを取り付けたものである。しかしながら、これらの文献では理論的な構造最適化は行われているが、実験的な検証はされていない。

本研究では、過去の研究から得られた 6 自由度独立制御可能な非平面マルチロータヘリコプタの実機を製作し、飛行実験を通して提案飛行体の有効性を示すとともに、各機体構造について比較し、最適性を検証することを目的とする。

本論文の構成を以下に示す。第 2 章では、先行研究で提案された非平面マルチロータヘリコプタの概略と理論的な実現可能性を示した後に、製作した機体の特徴について述べる。第 3 章では、当該ヘリコプタに対して角速度制御系、姿勢制御系および速度制御系の設計を行う。第 4 章では、製作した機体を用いた検証実験の結果を示す。この検証実験では、提案機体が回転運動と並進運動を独立に制御可能であることを示す。第 5 章では、両モデルおよび従来のマルチロータヘリコプタとの比較を行う。最後に、第 6 章で本論文の結言を述べる。

2. 非平面マルチロータヘリコプタ

ここでは、今回対象とする非平面マルチロータヘリコプタの概要と理論的な実現可能性を示す。先行研究 [4] において、**Fig. 2** に示す内外傾斜型非平面マルチロータヘリコプタが提案された。

Fig. 2 Model of inside-outside non-planar multi-rotor helicopter

Fig. 3 Model of twisted non-planar multi-rotor helicopter

六つのロータを三つずつ交互に胴体中央方向と機体外側方向に傾斜角 θ 傾けた構造となっている。また、先行研究 [9] および文献 [8] における機体構造最適化により、**Fig. 3** に示すねじり型非平面マルチロータヘリコプタが提案された。両者は、ロータを傾けて取り付けることで、機体姿勢を保持しつつ水平方向の推力ベクトルを生成することが可能であり、並進運動・回転運動を合わせた 6 自由度に対して独立な六つの入力を実現できる。

以下では、各機体の理論的な実現可能性について述べる。まず、各ロータが発生する推力 f_r と反動トルク τ_r はロータ回転数 ω を用いて、次式で表される。

$$f_r = K_f \omega^2, \quad \tau_r = K_\tau \omega^2 \quad (1)$$

ただし、 K_f および K_τ はそれぞれ推力係数、反動トルク係数である。これらは、ロータ回転数の 2 乗と推力、トルク間の比例定数であり、ロータ形状によって決定される。いま、**Fig. 2**, **3** 中の各座標軸方向に発生する外力とトルクを次式で定義する。

$$\mathbf{w} = [f_x \ f_y \ f_z \ \tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T \quad (2)$$

f_x, f_y, f_z はそれぞれ x 軸、 y 軸、 z 軸方向の外力、 τ_x, τ_y, τ_z はそれぞれ x 軸、 y 軸、 z 軸まわりのトルクを表す。また、各ロータの回転数に関する入力ベクトルを次式で定義する。

$$\mathbf{u} = [\omega_1^2 \ \omega_2^2 \ \omega_3^2 \ \omega_4^2 \ \omega_5^2 \ \omega_6^2]^T \quad (3)$$

いま、 $\mathbf{w}$ と $\mathbf{u}$ の関係は次式となる。

$$\mathbf{w} = T_s \cdot \mathbf{u} \quad (4)$$

ここで、 T_s は座標変換行列である。 $S = \sin\theta$, $C = \cos\theta$ 、機体中心とロータ中心間の距離を L とすると、内外傾斜型とねじり型の座標変換行列はそれぞれ式 (5)、(6) となる。

$$T_{s_{inout}} = \begin{bmatrix} \frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & \frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_f S \\ -\frac{1}{2}K_f S & K_f S & -\frac{1}{2}K_f S & -\frac{1}{2}K_f S & K_f S & -\frac{1}{2}K_f S \\ -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C \\ \frac{1}{2}K_f C & LK_f C & \frac{1}{2}K_f C & -\frac{1}{2}K_f C & -LK_f C & -\frac{1}{2}K_f C \\ \frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & -\frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & \frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S \\ \frac{1}{2}K_\tau S & K_\tau S & \frac{1}{2}K_\tau S & -\frac{1}{2}K_\tau S & -K_\tau S & -\frac{1}{2}K_\tau S \\ K_\tau C & -K_\tau C & K_\tau C & -K_\tau C & K_\tau C & -K_\tau C \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$T_{s_{twist}} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}K_f S & -K_f S & \frac{1}{2}K_f S & \frac{1}{2}K_f S & -K_f S & \frac{1}{2}K_f S \\ \frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & \frac{\sqrt{3}}{2}K_f S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_f S \\ -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C & -K_f C \\ \frac{1}{2}K_f C & LK_f C & \frac{1}{2}K_f C & -\frac{1}{2}K_f C & -LK_f C & -\frac{1}{2}K_f C \\ \frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & -\frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}LK_f C \\ LK_f S & -LK_f S & LK_f S & -LK_f S & LK_f S & -LK_f S \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{2}K_\tau S & -K_\tau S & -\frac{1}{2}K_\tau S & \frac{1}{2}K_\tau S & K_\tau S & \frac{1}{2}K_\tau S \\ -\frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & \frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}K_\tau S \\ K_\tau C & -K_\tau C & K_\tau C & -K_\tau C & K_\tau C & -K_\tau C \end{bmatrix} \quad (6)$$

式 (5), (6) は $\sin\theta \neq 0$, $\cos\theta \neq 0$ を満たす範囲内において, $\text{rank}(T_s) = 6$ が成り立ち, T_s には逆行列が存在することが分かる. よって, 提案する各機体は要求出力を実現するロータ回転数を一意に決定することができ, 並進と回転を合わせた 6 自由度を独立に制御可能であることが示された.

実際に製作した機体の外観を **Fig. 4** に, 仕様を **Table 1** に示す. 各ロータの傾斜角は最適化手法の一種である PSO (Particle Swarm Optimization) [10] を用いた構造最適化によって決定している [9]. その概要を **Fig. 5** に示す. ヘリコプタが発生可能な推力から成る推力凸包およびトルクから成るトルク凸包の体積を求め, それらの積を最大化するようなロータ傾斜角を求め

(a) inside-outside (b) twisted
Fig. 4 Outlook of non-planar multi-rotor helicopter

Fig. 5 Outlook of optimization method

Table 1 Vehicle specification

Body size	700 × 600 × 400 [mm ³]
Total mass	5.0 kg
Number of rotors	6
Propellers diameter	330 [mm]
Battery	6Cells Li-Po × 2

る. 結果として, 35° 程度が最適であることが分かっているが, ここでは簡単のためにすべてのロータで一律に 30° と設定した.

3. 制御系設計

ここでは, 非平面マルチロータヘリコプタの角速度制御系, 姿勢制御系, 速度制御系の設計について述べる. 非平面マルチロータヘリコプタの飛行には, 従来のマルチロータヘリコプタ同様に角速度制御系が必要である. また, 姿勢変化を伴わない並進運動の評価のために姿勢制御系および速度制御系を構築する.

3.1 角速度制御系

マルチロータヘリコプタは外乱やロータ特性の不均一などの要因で機体角速度が不安定化しやすい. そのため, ジャイロセンサを用いた角速度制御を行い, 機体角速度を安定化させる必要がある. 一般に, 文献 [11], [12] のような PI 制御による角速度制御手法があるが, ここでは, 角速度のダンピング要素を含めた PID 制御による角速度制御手法を採用する. 各軸まわりの角速度制御系を以下に示す.

$$\tau = (K_P r_\omega - G_P \omega) + \int_0^t (K_I r_\omega - G_I \omega) dt - G_D \frac{d\omega}{dt} \quad (7)$$

ただし, 式中の K は各軸の角速度指令値にかかるゲイン, G は制御器の機体角速度成分にかかるゲインである. また, r_ω は角速度指令値, ω は機体搭載センサから取得した各軸の機体角速度をそれぞれ表している. 上式で計算された各軸のトルクを式 (2) に代入することで要求出力 $\mathbf{w}$ を得ることができ, 以下に示す式 (8) を用いることで所望の角速度制御を実現するための各ロータの回転数を一意に決定することができる.

$$\mathbf{u} = T_s^{-1} \cdot \mathbf{w} \quad (8)$$

設計した角速度制御系を実装して角速度制御実験を行った. RC 送信機で低周波領域から高周波領域までの角速度目標値を与えた. 実験結果を **Fig. 6** および **Fig. 7** に示す. **Fig. 6** が内外傾

Fig. 6 Result of angular velocity control (inside-outside-type helicopter)

Fig. 7 Result of angular velocity control (twisted-type helicopter)

斜型ヘリコプタ, Fig. 7 がねじり型ヘリコプタの結果をそれぞれ示している. 図中の破線が角速度目標値, 実線が機体角速度を示している. 図より, 各ヘリコプタにおいて角速度目標値に対して機体角速度が精密に追従していることが分かる. 23 秒, 31 秒および 40 秒付近において極めて高周波な目標値に追従できていない箇所がみられるが, これらの帯域へ追従させると高周波ノイズや風外乱に敏感に反応することになってしまう. いま, 敏感さを抑えるために極めて高周波な帯域を除いて制御系を設計している. これによって, 角速度制御系の有効性が示され, 非平面マルチロータヘリコプタが飛行可能であることが確認された. 誌面の都合上, 以降の制御系についてはねじり型の結果のみ掲載するが, 内外傾斜型についても同様の結果が得られている.

3.2 姿勢制御系

ここでは, モデルベース手法の一つである最適制御理論を用いて機体 x 軸方向および y 軸方向の姿勢制御系を設計する [13]. はじめに, 制御系設計に用いる姿勢モデルを導出する. 前節で設計した角速度制御系を施すことによって, 各軸の角速度制御指令値から機体角速度までのダイナミクスは独立な 1 入力 1 出力システムとみなすことができる. 今, それらのダイナミクスを次式に示す二次の伝達関数で近似する.

$$G_{\dot{\phi}}(s) = \frac{K\omega_{na}^2}{s^2 + 2\zeta\omega_{na}s + \omega_{na}^2} \quad (9)$$

ここで, K , ω_{na} , ζ はモデルパラメータである. 続いて, 機体姿勢が十分小さい場合, 角速度と姿勢の関係は単純な積分で近似できるため, 角速度指令値から機体姿勢までの伝達関数は次式となる.

$$G_{\phi}(s) = \frac{K\omega_{na}^2}{s(s^2 + 2\zeta\omega_{na}s + \omega_{na}^2)} \quad (10)$$

式中のモデルパラメータは, 前節の角速度制御系の実験データを用いて同定する. **Table 2** に同定されたパラメータを示す. また, 参考までに **Table 3** に内外傾斜型のパラメータを示す. また, **Fig. 8** に x 軸方向のモデル出力と飛行実験で得られた実際の機体角速度の比較を示す. 図中の破線が実験データ, 実線がモデル出力をそれぞれ示している. 図よりモデル出力と実験データが精度よく一致しており, 導出したモデルが機体角速度のダイナミクスを正確に表現できていることが分かる. 図中, 高周波数帯のダイナミクスをモデルで再現しきれていないが, ここでは, 角速度制御系をインナーループとしてもつ姿勢制御系が角速度制御系に比べて挙動が緩やかになるように, より狭い帯域幅で制御系を設計しており, 高周波数帯を切り捨てているためである. なお, y 軸方向についても同様の結果が得られている.

続いて, 導出されたモデルを用いて最適制御器を設計する. はじめに, 前述したモデルの伝達関数の実現を求め, 状態方程式に変換する. 得られた状態方程式の状態変数を式 (11) に示す. この状態方程式を用いて式 (12), (13) に示すサーボ拡大系を構成する.

Table 2 Model parameters of twisted non-planar multi-rotor helicopter

Attitude model		Roll	Pitch
	K	0.0015	0.0015
	ω_{na}	10	10
Velocity model	ζ	0.665	0.665
	T_a	x	y
	T_v	0.084	0.084

Table 3 Model parameters of inside-outside non-planar multi-rotor helicopter

Attitude model		Roll	Pitch
	K	0.0015	0.0015
	ω_{na}	10	10
Velocity model	ζ	0.665	0.665
	T_a	x	y
	T_v	0.067	0.067

Fig. 8 Validation result of attitude model (twisted-type helicopter)

$$\mathbf{x}_{\phi} = [\ddot{\phi} \quad \dot{\phi} \quad \phi]^T \quad (11)$$

$$\mathbf{e}(t) = \int_0^t \{r - y(\tau)\} d\tau \quad (12)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_a = \mathbf{A}_a \mathbf{x}_a + \mathbf{B}_a \mathbf{u} + \mathbf{E} \mathbf{r} \quad (13)$$

$$\mathbf{x}_a = [\mathbf{x}_{\phi}^T, \mathbf{e}^T]^T$$

ここで, サーボ拡大系の状態と入力を用いた以下の線形二次形式評価関数を最小化する状態フィードバック制御を構成することを考える.

$$J = \int_0^{\infty} [\mathbf{x}_a^T(t) \mathbf{Q} \mathbf{x}_a(t) + R u^2(t)] dt \quad (14)$$

最適制御理論によれば, 上式を最小化する制御入力および状態フィードバックゲインは次式で得ることができる.

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(t) &= -\mathbf{F} \mathbf{x}_a(t) \\ \mathbf{F} &= [\mathbf{F}_1 \quad \mathbf{F}_2] = \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_a^T \mathbf{P} \end{aligned} \quad (15)$$

ここで, 式中の行列 $\mathbf{P}$ は式 (16) のリカッチ方程式の解であり, 正定対象行列である.

$$\mathbf{P} \mathbf{A}_a + \mathbf{A}_a^T \mathbf{P} - \mathbf{P} \mathbf{B}_a \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}_a^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = \mathbf{0} \quad (16)$$

以上の最適制御入力を用いることで, 機体姿勢を任意の姿勢目標値に追従させることができる. また, 今回のシステムでは, 状態のすべてが直接観測できるわけではないため, 状態を推定するための同次元オブザーバを設計した.

Fig. 9 Validation result of acceleration model (twisted-type helicopter)

3.3 速度制御系

前節の姿勢制御系と同様に速度制御系も最適制御器を用いて構築する. 外力指令値 f_x, f_y から各軸の並進速度までのダイナミクスを式 (17) に示す二次の伝達関数で近似する.

$$G_v(s) = \frac{1}{T_a T_v s^2 + (T_a + T_v)s + 1} \quad (17)$$

ただし, T_a, T_v はモデルパラメータであり, 姿勢制御系と同様に実験データを用いて同定する. 同定されたパラメータを Table 2, 3 に示す. 平面型と内外傾斜型は z 軸方向の出力は同じであるため角速度モデルのパラメータは一致しているが, 加速度モデルについてはロータ傾斜方向の差からパラメータが異なっている. 伝達関数の同定結果を Fig. 9 に示す. 図から伝達関数が機体並進方向加速度のダイナミクスを十分に表現できていることが分かる. 続いて, 速度と加速度を状態変数とし, 前節同様に最適制御により所望の速度に機体速度を追従させるような最適制御入力を求める.

4. 飛行実験

本研究で提案する非平面マルチロータヘリコプタの有効性を示すために屋外で飛行実験を行った. 実験は2段階で行われており, まず, 第1段階として角速度制御系および姿勢制御系を用いた飛行により, 当該ヘリコプタに対して設計した姿勢制御系の有効性を検証した. 続いて, 第2段階として, 非平面マルチロータヘリコプタの特徴である姿勢変化を伴わない並進移動が可能であるかを検証した.

4.1 姿勢制御実験

設計した姿勢制御系を検証するため, 従来のマルチロータヘリコプタ同様に, 機体の回転運動により姿勢および位置を制御し飛行する. 制御系を Fig. 10 に示す. x, y 軸方向の外力指令値をゼロとし, x, y 軸まわりの姿勢目標値, z 軸まわりの角速度指令値および z 方向の外力指令値を RC 送信機から入力し飛行を行う. 実験結果を Fig. 11 に示す. 図中の破線が姿勢目標値, 実線が機体姿勢角をそれぞれ示している. 図より, 姿勢目標値に対して機体姿勢角が精密に追従していることが分かる. これによって, 姿勢制御系の有効性が示された.

4.2 並進移動実験

続いて, 提案機体の特徴である姿勢変化を伴わない並進運動の実験について述べる. はじめに, 実験条件について述べる. まず, 角速度制御によって離陸を行い, 空中で姿勢制御および速度制御を開始する. このとき, 姿勢制御では制御開始時点の姿勢を保持するような角速度指令値が生成され, 速度制御では,

Fig. 10 Attitude control system

Fig. 11 Result of attitude control (twisted-type helicopter)

Fig. 12 Velocity control system

Fig. 13 Attitude in velocity control experiment (twisted-type helicopter)

Fig. 14 Result of horizontal velocity control experiment (twisted-type helicopter)

RC 送信機から入力された水平速度指令値に対して機体並進速度が追従するような外力指令値が生成される. つまり, 姿勢変化が起こらない状態で並進運動を制御することを意味する. 制御系を Fig. 12 に示す. 以上の条件で提案機体の特性を検証する. 実験時の Roll, Pitch の姿勢角および水平座標系 y 方向の速度をそれぞれ Fig. 13, 14 に示す. Fig. 13 中の破線が Roll 姿勢角, 実線が Pitch 姿勢角をそれぞれ示しており, Fig. 14 中の破線が速度目標値, 実線が水平座標系 y 軸方向の速度を示す. Fig. 13 から姿勢制御系により姿勢がおおよそ 3° 以内に保持されていることが分かる. このとき, Fig. 14 をみると速度制御により水平方向に機体が運動していることが分かる. このこと

から、提案飛行体は姿勢変化なしで水平方向の推力を発生することができることが示された。つまり、回転運動を連成することなく並進運動が独立に制御されていることを示している。以上より、提案機体の有効性が実証されたといえる。

5. 機体構造による運動性能の比較

以上の実験結果から、非平面マルチロータヘリコプタは従来のマルチロータヘリコプタと同等の運動性能を有しており、さらに、回転運動を伴わない並進運動が可能であることから、狭隘空間での姿勢変化時の周囲との衝突リスクの低減、接触作業などある種のタスクで大きな有効性をもつと考えられる。

ここでは、ねじり型マルチロータヘリコプタと内外傾斜型および平面型マルチロータとの比較を行う。

5.1 x, y 軸に関する運動

x, y 軸まわりの回転運動についてはねじり型と内外傾斜型の両モデル間に大きな差は見られない。マルチロータヘリコプタは、各モータの回転数を増減させることで各ロータが発生する推力の差によって発生するトルクを制御している。この際、有効であるのは各ロータが発生する機体座標系 z 軸方向の推力である。いま、両者のロータ取り付け角度は z 軸に対して 30° と等しく、モータ取り付け位置が同じであるため、モータ回転数と発生トルクの関係はおおよそ等しい。これは、Fig. 6, 7 の実験結果や Fig. 15, 16 のシミュレーション結果から分かる。Fig. 15, 16 は式 (4) を用いて内外傾斜型、ねじり型、平面型のそれぞれのモデルに図上側の u を入力したときの x 軸、 y 軸まわりのトルクを示したものである。ロータを傾けていないことで平面型のほうが大きなトルクを生成できているが、それほど大きな差ではない。内外傾斜型とねじり型間では座標変換行列 T_s の反動トルク由来の項の差から内外傾斜型のほうが大きなトルクを生成できるが、その差は極めて小さい。

Fig. 15 Comparison of τ_x

Fig. 16 Comparison of τ_y

機体が発生する外力の総量についてはその差はないといえる。これはマルチロータヘリコプタが全方位移動型のロボットであることによるものである。一般に使用者の設定する機体座標系の軸方向を前後左右としているが、全方位に移動できることから機体の前後左右は決まてはいない。そのため、ロータ傾斜角度が等しければ、各ロータが発生する推力の水平成分は等しくなるため、各軸方向へ発生する外力の総和は等しくなる。このように、各実験結果や座標変換行列 T_s の形からも分かるように、 x, y 軸に関する運動については両モデル間に大きな性能差はないといえる。

5.2 z 軸に関する運動

z 軸方向の推力については、ロータを傾けていない平面型が優位であることは明らかである。また、ロータ取り付け角度が等しいため内外傾斜型とねじり型の間に差は生まれない。ねじり型とその他のモデルの間に大きく差が生まれるのが z 軸まわりの回転運動である。 x, y 軸と同様のシミュレーション結果を Fig. 17 に示す。次に、飛行時の各モータの回転数を Fig. 18, 19, 20 に示す。図中、1, 3, 5 番モータと 2, 4, 6 番モータの回転数に大きく差が生まれているが、風外乱による機体の回転を抑えるために z 軸まわりにトルクを発生させているためである。内外傾斜型は各モータの反動トルクのみで z 軸まわりのトルクを発生するため、ねじり型に比べ、差が大きくなっている。

Fig. 17 Comparison of τ_z

Fig. 18 Rotational speed of each rotor in flight (inside-outside-type helicopter)

Fig. 19 Rotational speed of each rotor in flight (twisted-type helicopter)

Fig. 20 Rotational speed of each rotor in flight(planar-type helicopter)

Table 4 Performance comparison

x,y force	Inside-outside $\equiv$ Twisted $\gg$ Planar $= 0$
z force	Planar $>$ Inside-outside $=$ Twisted
x,y torque	Planar $>$ Inside-outside $\equiv$ Twisted
z torque	Twisted $\gg$ Planar $\equiv$ Inside-outside

る。座標変換行列の各要素をみると、いま、 K_f は K_r に比べ 100 倍程度大きいので、 τ_z に関する行はほかにならべて非常に小さな値である。対して、ねじり型については Fig. 19 から分かるようにモータの回転数差が小さい。これは、ねじり型の構造によって τ_z に推力由来の成分が含まれるためである。このことから、 z 軸まわりの運動については明らかにねじり型構造が優れていることが分かる。また、Fig. 20 に示す平面型のマルチロータヘリコプタのモータ出力を見ると、こちらも反動トルクのみで z 軸まわりのトルクを制御するためモータ回転数に大きな差が生まれている。この差を大きくすることでより大きなトルクを発生することは可能であるが、ロータが発生可能な推力には限界があり、回転数差を大きくすると推力が飽和する危険性がある。ねじり型非平面マルチロータヘリコプタは、ロータを傾斜させて取り付けているため、エネルギー効率が悪いとされている。本実験機について簡易的な試験を行いホバリング状態での消費電力を計測したところ、ねじり型は約 1.4 [kW]、平面型は約 0.79 [kW] であり、平面型に対し約 77% 消費電力が大きいという結果が得られた。しかし、ねじり型は平面型に比べて 10 倍程度大きな *Yawing* トルクを発生でき、 z 軸角速度の制御に際するモータ回転数の増減が抑えられるため、その点では効率が良いと言える。また、推力飽和のリスクが小さく、安定性が向上していると考えられる。また、今回はホバリング状態での消費電力を比較したが、実際の運用時には、並進運動や強外乱への対抗などが必要である。その際、ねじり型は、平面型に比べてモータ回転数の増減が抑えられるため、消費電力の差はホバリング時よりも小さくなると考えられる。

以上のことをまとめると Table 4 となる。ねじり型は内外傾斜型に対して発生する外力は機体水平方向、鉛直方向ともに同等の性能であり、*Rolling* および *Pitching* に関するトルクについても同等の性能を有している。しかし、*Yawing* に関するトルクについて大きな差がみられ、同じモータ回転数での発生トルクの大きさで評価をすればねじり型が 10 倍程度優れていると言える。また、平面型に対しては、 z 軸推力では劣ものの、姿勢変化なしで並進外力を生成可能であること、*Yawing* トルクを大きくできることからねじり型が優位性を有していると考えられる。

6. 結 言

本論文では、従来のマルチロータヘリコプタのシンプルな機体構成を維持した 6 自由度独立制御可能な飛行体について、構造最適化によって提案されたねじり型モデルの実現可能性を示した。姿勢変化を伴わずに並進移動ができるため、姿勢が固定される接触作業などにおいては、従来のマルチロータヘリコプタに対して大きな優位性をもっていると考えられる。また、飛行実験を通して内外傾斜型や平面型と性能を比較した。それにより、ねじり型非平面マルチロータヘリコプタの優位性を確認した。

今後は、位置制御の適用に加え、ロバスト性を向上し、接触作業など実際のタスクを通して有効性の実証を目指す。また、実際のタスクなど実機実験を通して得られた知見から、タスク単位での構造最適化が可能な構造最適化手法の開発を目指す。

参 考 文 献

- [1] K.T. Oner, E. Cetinsoy, M. Unel, M.F. Aksit, I. Kandemir and K. Gulez: "Dynamic model and control of a new quadrotor unmanned aerial vehicle with tilt-wing mechanism," Int. Journ. of Mechanical Aerospace Industrial and Mechatronics Engineering vol.2, no.9, pp.12-17, 2008.
- [2] E. Kaufman, K. Caldwell, D. Lee and T. Lee: "Design and development of a free-floating hexrotor UAV for 6-DOF maneuvers," Proc. of the 2014 IEEE Aerospace Conference, pp.1-10, 2014.
- [3] D. Brescianini, R. D'Andrea and M. Unel: "Design, Modeling and Control of an Omni-Directional Aerial Vehicle," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.3261-3266, 2016.
- [4] 清水拓, 上野光, 村上弘記: "6 自由度独立制御可能な飛行体の提案とその設計手法", 第 32 回ロボット学会学術講演会講演論文集, 3M1-05, 2014.
- [5] 安田真大, 伊吹竜也, 鈴木洋史, 三平満司: "ヘキサロータの動的可操性に基づく切替位置・姿勢制御", 計測自動制御学会論文集, vol.52, no.9, pp.507-515, 2016.
- [6] G. Jiang and R. Voyles: "Hexrotor UAV platform enabling dexterous interaction with structures-flight test," Proc. of the 2013 IEEE International Symposium on Safety, Security, and Rescue Robotics, pp.1-6, 2013.
- [7] R. Markus, M. Giuseppe, P. Francesco, C. Elisabetta, A. Gianluca, C. Fabrizio and F. Antonio: "6D Physical Interaction with a Fully Actuated Aerial Robot," IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp.5190-5195, 2017.
- [8] 伊吹竜也, 木曾勝之, 安田真大, 三平満司: "動的可操性度と最大並進加速度を考慮したヘキサロータの構造最適化", 日本機械学会論文集, vol.83, no.846, p.16-00206, 2017.
- [9] 龍野雅裕, 大橋遼平, 長谷川直輝, 鈴木智, 河村隆, 清水拓, 上野光, 村上弘記: "6 自由度独立に運動可能なマルチロータヘリコプタの構造最適化に関する研究", ロボティクス・メカトロニクス講演会講演論文集, 1P1-H03, 2017.
- [10] J. Kennedy and E. Eberhart: "Particle swarm optimization," Proc. of IEEE International Conference on Neural Networks, pp.1942-1948, 1995.
- [11] 田原誠, 野波健蔵: "マルチロータ型ヘリコプタの機体設計と 6 発ロータ機の開発", 第 54 回自動制御連合講演会, 2A402, 2011.
- [12] 田原誠, 野波健蔵: "マルチロータ型ヘリコプタの汎用的な機体設計手法と低コストによる実現", 日本機械学会論文集 (C 編), vol.78, no.787, pp.872-882, 2012.
- [13] 鈴木智, 辛振玉, 田原誠, 小出義郎, 中澤大輔, 野波健蔵: "ホビークラス約 5 kg 無人ヘリコプタの解析的モデリングと自律ホバリング制御", 日本機械学会論文集 (C 編), vol.73, no.726, pp.562-569, 2007.

長谷川直輝 (Naoki Hasegawa)

2016 年信州大学繊維部機能機械学課程卒業，同年信州大学大学院総合理工学研究科繊維学専攻入学，現在に至る．飛行ロボットの自律制御に関する研究に従事．
(日本ロボット学会学生会員)

河村 隆 (Takashi Kawamura)

1992 年 3 月電気通信大学大学院機械制御工学専攻単位取得退学．4 月信州大学繊維学部機能機械学科助手．9 月博士 (工学)．1993 年同講師．1996 年イリノイ大学 Visiting Professor．2003 年信州大学繊維学部助教授を経て，2007 年より同准教授，現在に至る．メカトロニクス，知的制御，生物とロボットのスキル，感性ロボティクスに関する研究に従事．日本機械学会，計測自動制御学会，感性工学会，IEEE などの会員
(日本ロボット学会正会員)

上野 光 (Hikaru Ueno)

1988 年日本大学理工学部物理学科卒業，1990 年日本大学大学院理工学研究科修士課程修了．同年石川島播磨重工業株式会社 (現社名・株式会社 IHI) 入社，現在に至る．液晶パネル関連装置や自動化システムの開発に従事．

鈴木 智 (Satoshi Suzuki)

2008 年千葉大学大学院自然科学研究科博士後期課程修了，博士 (工学)．同年日本学術振興会特別研究員，2009 年より信州大学国際若手研究者育成拠点助教，2012 年より同大学繊維学部助教を経て，2014 年より同准教授，現在に至る．飛行ロボットの自律制御および知能化に関する研究に従事．日本機械学会，計測自動制御学会，IEEE の会員．
(日本ロボット学会正会員)

清水 拓 (Taku Shimizu)

2011 年東京大学工学部電気工学科卒業，2013 年東京大学大学院工学系研究科電気系工学専攻修士課程修了．同年株式会社 IHI 入社，現在に至る．入社以来，ロボットマニピュレータの制御，遠隔操縦ロボットの開発等に従事．近年は非平面型のマルチロータ型 UAV の開発に取り組んでいる．
(日本ロボット学会正会員)

村上弘記 (Hiroki Murakami)

1985 年京都大学工学部精密工学科卒業，1987 年京都大学大学院工学研究科精密工学専攻修士課程修了．同年石川島播磨重工業株式会社 (現 株式会社 IHI) 入社，現在に至る．入社以来，研究開発に従事し，ロボットマニピュレータの制御，ロボティクス・メカトロニクス技術の応用システム開発に数多く取り組み，近年は災害対応システムの開発に取り組んでいる．日本機械学会フェロー，計測自動制御学会フェロー，システム制御情報学会，感性工学会の会員．
(日本ロボット学会正会員)