2 枚のロータが停止したヘキサコプタにおける 位置・姿勢の非線形モデル予測制御*

青木 佑介[†]・浅野 雄太[‡]・本田 瑛彦[‡]・元岡 範純[‡]・大塚 敏之[†]

Nonlinear Model Predictive Control of Position and Attitude in a Hexacopter with Two Failed Rotors*

Yusuke AOKI[†], Yuta ASANO[‡], Akihiko HONDA[‡],
Norizumi MOTOOKA[‡] and Toshiyuki OHTSUKA[†]

We consider nonlinear model predictive control (NMPC) for an unmanned aerial vehicle (a hexacopter) with two of its six rotors failed. We consider three cases of failures: failure of two rotors in diagonal position, failure of two rotors separated by a functioning rotor, and failure of two adjacent rotors. Simulation results show that, by applying NMPC, the position and attitude of the hexacopter can be controlled from an initial state significantly deviated from an equilibrium state.

1. はじめに

近年、マルチコプタ型小型無人航空機（以下ドローン）は急速に普及し始めており [1]、農業分野では農薬散布や精密農業への応用、物流分野では運送や宅配などでの活躍が期待されている [2]。そのほかにも、災害救助や測量、インフラ点検など活用が期待される分野は枚挙に暇がない [3]。これだけ多くの分野での活用が期待されている一方で、落下や接触などの事故の危険も存在する [4]。とくに、今後ドローンの普及がさらに進み、われわれ人間が活動する上空を飛び交うようなことを考えたときに、何らかの原因でドローンが墜落し人と接触するようなことは決してあってはならず、そのための対策は必須である。

ドローンの墜落事故の原因として考えられるもののひとつに、ロータを動かすモータの故障およびロータそのものの破損がある。ロータの停止や破損によって推力が低下しドローンを支えられなくなったり、推力が非対称になるため姿勢の制御が困難になることが墜落の大きな

要因と考えられる。このような問題に対応するためには、一部のロータが故障した際に、残りのロータだけで機体を安定した状態に制御することが求められる。これに関連した先行研究としては、4 枚のロータをもつクワッドコプタに対して一部のロータが停止した場合の LQ 制御を用いた安定化制御 [5] がある。また、出力の冗長性を持つ 6 枚のロータをもつドローン（ヘキサコプタ）に対しても LQ 制御を用いて一部のロータが停止した際の機体の安定化制御 [6] が行われている。しかしながら、両者とも線形制御を用いるため事前に平衡点を求める必要があり、平衡点近傍のみでしか機体の安定化を考えることができていない。また、後者の研究に関しては、高度維持を実現することを優先しているため水平方向の位置制御も実現できていない。

そこで本研究では、6 枚のロータをもつヘキサコプタを対象に非線形モデル予測制御 (Nonlinear Model Predictive Control: NMPC) を用いて各時刻で最適な制御入力を実時間で生成し、一部のロータが完全に推力を失った場合の安定化制御を行う。具体的には、2 枚のロータが停止した場合について、ヘキサコプタの非線形モデルに対して非線形モデル予測制御を適用することにより、拘束条件を考慮した位置・姿勢制御を行う。とくに、従来の線形制御では高度維持が困難であった場合についても取り組む。

本論文の構成は以下の通りである。第 2 節ではヘキサコプタの状態方程式を導出し、ロータ停止の場合分けを行う。第 3 節では本研究で用いる制御手法である非線形モデル予測制御について簡単に述べ、制御系について定

* 原稿受付 2018 年 7 月 9 日

第 62 回システム制御情報学会研究発表講演会にて一部を発表 (2018 年 5 月)

[†] 京都大学 大学院 情報学研究科 Graduate School of Informatics, Kyoto University; 36-1 Yoshida-Honmachi, Sakyo ward, Kyoto city, Kyoto 606-8501, JAPAN

[‡] 三菱電機株式会社 先端技術総合研究所 Advanced Technology R&D Center, Mitsubishi Electric Corporation; 8-1-1 Tsukaguchi-Honmachi, Amagasaki city, Hyogo 661-8661, JAPAN

Key Words: nonlinear control, predictive control, optimal control, unmanned aerial vehicles, fault-tolerant control.

式化をし、第4節でシミュレーション結果を示す。最後に第5節で結論を述べる。

2. ヘキサコプタのモデリング

本研究では、AscTec社のFirefly[7]という機体を想定する (Fig. 1)。この機体は隣同士で回転方向が異なる6枚のロータを用いて飛行するヘキサコプタであり、これを考慮したモデリングを行う。

Fig. 1 AscTec Firefly[7]

2.1 ヘキサコプタの運動方程式の導出

本研究で扱うヘキサコプタの運動方程式の導出は、文献[8]を参考に行う。まずは、6枚のロータすべてが正常に作動している場合を考え、これを基に、ロータが2枚停止した場合を考えることにする。

Fig. 2のように、ヘキサコプタの各ロータに番号を付け、各座標系を設定する。 e_j^i , e_j^b ($j=1,2,3$) はそれぞれ慣性座標系とヘキサコプタの質量中心を原点とした物体座標系の座標軸を表す。質量 m 、慣性行列 $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ の剛体に働く外力 $F \in \mathbb{R}^3$ とトルク $\Gamma^b \in \mathbb{R}^3$ を用いて、物体座標系におけるNewton-Euler方程式は以下のように表される。

$$\begin{cases} m\dot{V} + \Omega \times mV = F \\ J\dot{\Omega} + \Omega \times J\Omega = \Gamma^b \end{cases} \quad (1)$$

ここで $V \in \mathbb{R}^3$ と $\Omega \in \mathbb{R}^3$ はそれぞれ、物体座標系における機体の速度と角速度を表すベクトルである。

Fig. 2 Hexacopter configuration and coordinate axes

つぎに、(1)式を具体的に表すことを考える。Z-Y-X系のオイラー角 $\eta = (\phi \ \theta \ \psi)^T \in \mathbb{R}^3$ により、物体座標系か

ら慣性座標系への回転行列 R が以下のように表される。

$$\begin{aligned} R &= R_\psi R_\theta R_\phi \\ R_\phi &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \\ R_\theta &= \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \\ R_\psi &= \begin{pmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

ただし、 ϕ, θ, ψ はそれぞれ機体のロール角、ピッチ角、ヨー角に相当する。 R を用いると、慣性座標系における機体の並進運動は次のように記述することができる。

$$\begin{cases} \dot{\xi} = v \\ m\dot{v} = RF^b - mge_3^i \end{cases} \quad (3)$$

ここで、 $\xi = (x \ y \ z)^T \in \mathbb{R}^3$ と $v = (\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z})^T \in \mathbb{R}^3$ はそれぞれ慣性座標系における機体の位置と速度を表すベクトルである。また、上記の g は重力加速度、 F^b は重力を除いた機体に働く力の合力である。

つづいて機体の回転運動を考える。以下ではオイラー角を用いて機体の姿勢を表す。まず、機体の物体座標系における角速度 Ω とオイラー角速度 $\dot{\eta}$ との関係は次のようになる。

$$\dot{\eta} = \Phi(\eta)\Omega \quad (4)$$

このとき、行列 $\Phi(\eta)$ は

$$\Phi(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{pmatrix} \quad (5)$$

である。この行列 Φ は $\theta = (n + \frac{1}{2})\pi$ ($n=0, \pm 1, \pm 2, \dots$) で特異点を持ち、逆行列 $\Psi(\eta) = \Phi^{-1}(\eta)$ は次のようになる。

$$\Psi(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \quad (6)$$

つぎにヘキサコプタの運動方程式を導出する。(4)式の両辺を時間微分し、(1)式の第2式を考慮すると次式を得る。

$$\begin{aligned} \ddot{\eta} &= \dot{\Phi}\Omega + \Phi\dot{\Omega} \\ &= \dot{\Phi}\Psi\dot{\eta} - \Phi J^{-1} \text{sk}(\Omega) J\Omega + \Phi J^{-1} \Gamma^b \end{aligned} \quad (7)$$

上式において $\text{sk}(x)$ は任意のベクトル $y \in \mathbb{R}^3$ に対して $\text{sk}(x)y := x \times y$ となるような歪対称行列である。さらに、

(7) 式の両辺に $M(\eta) = \Psi^T(\eta)J\Psi(\eta)$ をかけて、次式を得る.

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \Psi(\eta)^T \Gamma^b \quad (8)$$

このとき、 $M(\eta)$ は $\theta \neq (n + \frac{1}{2})\pi$ ($n = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$) で定義される正定な慣性行列である. また、 $C(\eta, \dot{\eta})$ はコリオリ力に関する項で以下のように与えられる.

$$C(\eta, \dot{\eta}) = \Psi(\eta)^T J \dot{\Psi}(\eta) + \Psi(\eta)^T \text{sk}(\Psi(\eta)\dot{\eta})J\Psi(\eta) \quad (9)$$

したがって、ヘキサコプタの運動方程式は以下のようにかける.

$$\begin{cases} m\ddot{\xi} = RF^b - mge_3^i \\ M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \Psi(\eta)^T \Gamma^b \end{cases} \quad (10)$$

つぎに、想定するヘキサコプタにおける F^b と Γ^b の表現を考える. ヘキサコプタはロータの回転により機体に垂直な方向に推力を発生させることで機体の動きを操作する. 発生する推力は主に重力を相殺し、鉛直方向の運動の制御のために用いられる. 水平方向の運動は推力の方向ベクトルを適切な方向に傾けることで制御する. したがって、ヘキサコプタの運動はロール軸まわり、ピッチ軸まわりおよびヨー軸まわりに発生する三つのトルク $\tau = (\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi)^T \in \mathbb{R}^3$ と、機体が発生することができる推力 $F^b = (0 \ 0 \ f_{\text{all}})^T \in \mathbb{R}^3$ を用いて表される. ここでは、機体のヨー方向回転の空気抵抗 τ_D は考慮するが、その他の入力により誘発される微小な力やトルク、たとえば空力効果やジャイロ効果などは無視できるものとしており、 $F^b = F^{b'}$, $\Gamma^b = \tau - \tau_D$ とすることができる. ヘキサコプタにおいて f_{all} は各ロータで発生させることができる推力 f_i ($i = 1, \dots, 6$) の総和で表され次式のようになる.

$$f_{\text{all}} = \sum_{i=1}^6 f_i \quad (11)$$

また、ロータの回転により機体に発生するトルクは、 l を機体の質量中心から各ロータまでの長さ、 Q_i を各ロータで発生する反作用トルクとして次のように与えられる.

$$\tau = \begin{pmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l\{f_5 - f_2 + \frac{1}{2}(f_4 + f_6 - f_1 - f_3)\} \\ \frac{\sqrt{3}}{2}l(f_3 + f_4 - f_1 - f_6) \\ Q_1 - Q_2 + Q_3 - Q_4 + Q_5 - Q_6 \end{pmatrix} \quad (12)$$

ここで、ロータの回転により発生する推力と反作用トルクは、一般にロータの回転数の 2 乗に比例するものとして近似することができる. よって、ロータの回転数の 2 乗と推力、反作用トルクの間をそれぞれ表す比例定数を ρ, κ とおき、定数 k を用いて $k = \kappa/\rho$ とすると、これらを用いて反作用トルクと各ロータで発生する推力の関係は次式で表される.

$$Q_i = \frac{\kappa}{\rho} f_i = k f_i \quad (13)$$

よって、 τ は以下のように書き換えられる.

$$\begin{aligned} \tau &= \begin{pmatrix} -\frac{1}{2}l & -l & -\frac{1}{2}l & \frac{1}{2}l & l & \frac{1}{2}l \\ -\frac{\sqrt{3}}{2}l & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}l & \frac{\sqrt{3}}{2}l & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}l \\ k & -k & k & -k & k & -k \end{pmatrix} \begin{pmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ f_4 \\ f_5 \\ f_6 \end{pmatrix} \\ &= T \begin{pmatrix} f_1 \dots f_6 \end{pmatrix}^T \end{aligned} \quad (14)$$

さらに、機体のヨー方向回転に対する空気抵抗 τ_D は抵抗係数を γ として次式で表すことができる.

$$\tau_D = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \gamma \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \gamma \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = D\dot{\eta} \quad (15)$$

以上を考慮すると、(10) 式は次のように書き換えられる.

$$\begin{cases} m\ddot{\xi} = f_{\text{all}} Re_3^i - mge_3^i \\ M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \Psi(\eta)^T (\tau - \tau_D) \end{cases} \quad (16)$$

2.2 ヘキサコプタの状態方程式

ヘキサコプタの状態 x_d はヘキサコプタの位置と姿勢、それらの時間微分を含めた 12 次元のベクトルとし、制御入力 u_d を各ロータで発生する推力の 6 入力と定義すると、それぞれ以下のように表される.

$$x_d = \begin{pmatrix} \xi \\ \eta \\ \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 \\ \vdots \\ x_{12} \end{pmatrix} \in \mathbb{R}^{12}, \quad u_d = \begin{pmatrix} f_1 \\ \vdots \\ f_6 \end{pmatrix} \in \mathbb{R}^6 \quad (17)$$

ここで、 u_d を用いると (11) 式、(14) 式より f_{all} , τ は

$$f_{\text{all}} = (1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1)u_d = su_d, \quad \tau = Tu_d \quad (18)$$

とかける. これらを (16) 式に代入して変形すると次のようになる.

$$\begin{cases} \ddot{\xi} = \frac{su_d}{m} Re_3^i - ge_3^i \\ \ddot{\eta} = M(\eta)^{-1} (\Psi(\eta)^T (Tu_d - D\dot{\eta}) - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}) \end{cases} \quad (19)$$

以上より、ヘキサコプタの状態方程式は以下のように表される.

$$\dot{x}_d = \begin{pmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\eta} \\ \frac{su_d}{m} Re_3^i - ge_3^i \\ M(\eta)^{-1} (\Psi(\eta)^T (Tu_d - D\dot{\eta}) - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}) \end{pmatrix} \quad (20)$$

2.3 ロータが2枚停止した場合

本研究ではヘキサコプタのロータが停止した場合の位置・姿勢制御を行うことが目的である。そのため、ロータが停止した場合ごとに分けて考える必要がある。ここで、推力を失ったことは何らかの方法で検出が可能であると仮定する。

今回、モデリングに際して Fig. 2 のようにすべてのロータが同一の正六角形の頂点上に存在すると仮定しているため、対角にある2枚が停止した場合 (Fig. 3) については3番と6番の2枚が停止した場合を考えれば十分であると、(17) 式における制御入力 u_d を (21) 式のように表す。

$$u_d = \begin{pmatrix} f_1 & f_2 & 0 & f_4 & f_5 & 0 \end{pmatrix}^T \in \mathbb{R}^6 \quad (21)$$

対角停止のためロータの配置としてはクワッドコプタと似ているが、対角にあるロータが逆回りという点で異なる。

つづいて、1枚離れた2枚が停止した場合 (Fig. 4) を考える。今回は4番と6番が停止した場合を考え、(17) 式における制御入力 u_d を (22) 式のように表す。

$$u_d = \begin{pmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & 0 & f_5 & 0 \end{pmatrix}^T \in \mathbb{R}^6 \quad (22)$$

1枚のロータのみ回転方向が異なるためヨー方向回転を抑えることが難しいという特徴がある。

最後に、隣り合う2枚が停止した場合 (Fig. 5) を考える。今回は5番と6番の2枚が停止した場合を考え、(17) 式における制御入力 u_d を (23) 式のように表す。

$$u_d = \begin{pmatrix} f_1 & f_2 & f_3 & f_4 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T \in \mathbb{R}^6 \quad (23)$$

2番と3番のロータの推力が大きいと機体の姿勢が容易に傾いてしまう。とくに、 f_2, f_3 が負の値をとることができないため、線形制御では姿勢を安定化できない。

3. 制御系設計

本研究では、ヘキサコプタのロータ停止時の位置・姿勢制御を最適制御問題として扱う。とくに、最適制御問題を実時間で数値的に解いてフィードバック制御を行う NMPC を適用する。本章では NMPC について簡単にまとめ、各場合の具体的な制御系について述べる。NMPC の詳細については文献 [9] を参照されたい。

3.1 非線形モデル予測制御

非線形システムの制御問題に対し本研究では実時間最適化による NMPC を扱う。ダイナミカルシステムの状態方程式が次式のように表されるとする。

$$\dot{x} = f(x(t), u(t)) \quad (24)$$

ここで、 $x(t)$ は状態ベクトル、 $u(t)$ は制御入力ベクトルである。また、状態方程式に加えて拘束条件を以下のよ

Fig. 3 Failure of two rotors in diagonal position

Fig. 4 Failure of two rotors separated by a functioning rotor

Fig. 5 Failure of two adjacent rotors

うに与える。

$$C(x(t), u(t)) = 0 \quad (25)$$

拘束条件が不等式拘束条件で表される場合、ダミー入力を導入するなどして等式拘束条件に変換することができる [10]。以上を踏まえて有限な評価区間が時間とともに移動していく評価関数を考える。すなわち、各時刻 t において

$$J = \varphi(x(t+T)) + \int_t^{t+T} L(x(\tau), u(\tau)) d\tau \quad (26)$$

のように評価関数が表される。ここで、 T は評価区間長さである。また、 $x(\tau), u(\tau) (t \leq \tau \leq t+T)$ は最適制御問題の評価区間上の状態、制御入力であり、必ずしも現実のシステムにおける状態、制御入力と一致するわけではない。評価関数中の φ と L を適切に設定することで、さまざまな目的に応じた問題を表現することができ、この評価関数を最小にする最適制御入力 $u_{\text{opt}}(\tau)$ は現在の時刻 t から有限時間未来 $t+T$ までの評価区間にわたる時間関数として数値的に求められる。そこで、各時刻における実際の制御入力 $u(t)$ を、その時刻で求めた $u_{\text{opt}}(\tau)$ の初期値 $u_{\text{opt}}(t)$ によって与えれば状態フィードバック制御を実現することができる。このように、常にある一定未来までの応答を最適化し、その初期値を入力とすることでフィードバック制御を実現する手法が NMPC である。

また、NMPC を実装するためには各時刻で解く最適制御問題の数値解法がサンプリング周期内で終わる必要がある。しかも、サンプリング周期は評価区間に比べて大幅に短いことが多く、要求される計算時間が非常に厳しくなる。そのため、NMPC に特化した数値解法として C/GMRES 法 [10] を用いる。

3.2 ロータが停止したヘキサコプタの制御系設計

ヘキサコプタの位置・姿勢制御の定式化をする。状態方程式は (20) 式のヘキサコプタの非線形モデルを用いる。また、各ロータで発生する推力には制約があり $u_{\min} \leq u_i \leq u_{\max}$ と不等式で与えられる。そこで、この不等式拘束条件を等式拘束条件に変換するためにダミー入力 $u'_i (i=1, \dots, 6)$ を導入する。等式拘束条件は (27) 式のように表される。

$$C_i = \left(u_i - \frac{u_{\min} + u_{\max}}{2} \right)^2 + u_i'^2 - \left(\frac{u_{\max} - u_{\min}}{2} \right)^2 = 0 \quad (27)$$

ただし、 $u_{\min}$ は各ロータが制御しうる最小推力、 $u_{\max}$ は各ロータが発生できる最大推力である。また、評価関数を (28) 式のように表す。

$$J = (x_d - x_{\text{ref}})^T S_f (x_d - x_{\text{ref}}) + \int_t^{t+T} \left((x_d - x_{\text{ref}})^T Q (x_d - x_{\text{ref}}) + \sum_{i=1}^6 r_i (u_i - u_{\text{ref}i})^2 - \sum_{i=1}^6 r'_i u_i'^2 \right) d\tau \quad (28)$$

ただし、 $u_i = f_i (i=1, \dots, 6)$ は制御入力、 $u_{\text{ref}i}$ は入力の参照値、 x_{ref} は状態の参照値、 S_f , Q , r_i , $r'_i (i=1, \dots, 6)$ は重みである。評価関数中にダミー入力の 1 次の項を加えたのは、等式拘束条件にはダミー入力の 2 次の項しか含まれないため停留条件からダミー入力の符号が決まらず解の追跡に失敗する可能性があるからである [10]。こ

のとき、評価関数中にダミー入力の 1 次の項を加え、さらに係数の重み r'_i の符号を正にすることでダミー入力の符号が正に決まる。

つづいて、各場合の入力の参照値と上限値、下限値を Table 1 に、状態、入力の重みをそれぞれ Table 2, Table 3 に記載する。入力の参照値については参照値の和が機体に働く重力の大きさ mg とつりあうように設定した。停止しているロータの入力は評価関数に含まないため、重みを 0 として参照値も与えていない。また、Firefly に即した入力の制約条件は $u_{\min} = 0.144$ [N], $u_{\max} = 6$ [N] である。とくに断りがない限り $x_{\text{ref}} = 0$ である。重みについては、計算に失敗しない範囲で設定する必要があるため、必ずしも明確な基準があるとは限らない。以下では各場合について評価関数中の重みと参照値について設定の意図を説明する。

まず、対角にある 2 枚のロータが停止した場合について説明する。この場合には定常状態での位置・姿勢変化を小さくすることが目標となる。各ロータが均等に推力を発生できるように入力の参照値 u_{ref} を与えている。また、ヨー角 ψ を制御するため、 ψ にも重みを与えている。

つづいて、1 枚離れた 2 枚のロータが停止した場合、ロータの回転方向の組合せから ψ を維持することは困難であるので ψ 以外の安定化を最優先として評価関数の重み S_f , Q を設定している。

最後に、隣り合う 2 枚が停止した場合は、ロータの配置を考慮すると、 ψ 以外の姿勢の安定化を図ることが高度維持のための最優先事項となる。対角にある 2 枚のロータの推力 u_1 , u_4 で機体を支え、残るロータの推力 u_2 , u_3 をなるべく小さくする必要がある。ただし、現実の Firefly では 2 枚のロータのみで自重を支えることはできないため、この場合については実機よりも強力なロータを想定し、入力の拘束条件を $u_{\min} = 0$ [N], $u_{\max} = 12$ [N] に緩めている。

4. シミュレーション

4.1 シミュレーション条件

本研究でのシミュレーションはすべて、汎用パーソナルコンピュータ (CPU: Intel(R) Core(TM) i5-6200U 2.30 [GHz], RAM: 8.00 [GB], OS: Windows 7 Professional) 上で行う。C/GMRES 法によるモデル予測制御のシミュレーションコードを数式処理ソフト Maple によって自動生成するツール AutoGenU [11] で状態方程式や評価関数に応じた C ソースファイルを生成する。その C ソースファイルを Visual Studio 2017 でコンパイルし実行することでシミュレーション結果を得た。

ヘキサコプタの各物理パラメータを Table 4 に記載する。抵抗係数 γ を除き、これらの値は Firefly 実機から測定したものであり、 γ については、先行研究 [5] を参考に定めた。

Table 1 Reference values of the inputs and input constraints [N]

	u_{ref1}	u_{ref2}	u_{ref3}	u_{ref4}	u_{ref5}	u_{ref6}	u_{min}	u_{max}
対角にある2枚停止	$mg/4$	$mg/4$	—	$mg/4$	$mg/4$	—	0.144	6
1枚離れた2枚停止	$mg/4$	$mg/4$	$mg/4$	—	$mg/4$	—	0.144	6
隣り合う2枚停止	$mg/2$	0	0	$mg/2$	—	—	0	12

Table 2 Weighting matrices of state

	S_f, Q
対角にある2枚停止	$\text{diag}(1 \ 1 \ 10 \ 10 \ 10 \ 10 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1)$
1枚離れた2枚停止	$\text{diag}(1 \ 1 \ 25 \ 10 \ 10 \ 0 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0)$
隣り合う2枚停止	$\text{diag}(1 \ 1 \ 15 \ 10 \ 10 \ 0 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0)$

Table 3 Weighting values of inputs

	r_1	r_2	r_3	r_4	r_5	r_6	r'_1	r'_2	r'_3	r'_4	r'_5	r'_6
対角にある2枚停止	1	1	0	1	1	0	0.01	0.01	0	0.01	0.01	0
1枚離れた2枚停止	1	1	1	0	1	0	0.1	0.1	0.1	0	0.1	0
隣り合う2枚停止	1	1	1000	1	0	0	0.1	0.1	0.1	0.1	0	0

Table 4 Physical parameters of Firefly

変数	意味	値
m	機体の質量	1.44 [kg]
g	重力加速度	9.81 [m/s ²]
l	機体の質量中心から各プロペラまでの距離	0.230 [m]
J_{xx}	機体のロール軸まわりの慣性モーメント	0.0348 [kg·m ²]
J_{yy}	機体のピッチ軸まわりの慣性モーメント	0.0459 [kg·m ²]
J_{zz}	機体のヨー軸まわりの慣性モーメント	0.0977 [kg·m ²]
k	推力とヨー軸まわりのトルクの比例定数	1.60×10^{-2} [m]
γ	機体のヨー軸まわりの空気抵抗係数	1×10^{-2} [N·m·s/rad]

Fig. 6 Time histories of state variables: failure of two rotors in diagonal position

Fig. 7 Time histories of input variables: failure of two rotors in diagonal position

4.2 シミュレーション結果

初期状態を $\xi_0 = (0 \ 0 \ 0)^T$, $\eta_0 = (1 \ 1 \ 0)^T$, $\dot{\xi}_0 = (0 \ 0 \ 0)^T$, $\dot{\eta}_0 = (0 \ 0 \ 0)^T$ とし、20秒間のシミュレーションを行っ

た。いずれの場合についてもサンプリング周期 1 [ms] に対し、1 [s] の評価区間における最適制御問題を 0.75 [ms] 以内に解き終えており、実時間での最適化を達成してい

Fig. 8 Time histories of state variables: failure of two rotors separated by a functioning rotor

Fig. 9 Time histories of input variables: failure of two rotors separated by a functioning rotor

る。また、以下に示すように水平方向の制御に加え平衡状態から大きく傾いた初期状態からの位置・姿勢制御を実現している点で、従来の線形制御よりも NMPC を用いた結果が優れていることがわかる。

まず、対角にある 2 枚が停止した場合 (Fig. 6, Fig. 7) では、 x , y , z の安定化は比較的早かったものの、位置 x , y , z が収束した後もヨー角 ψ の収束が非常に遅く、ロール角 ϕ 、ピッチ角 θ が振動する様子がうかがえる。これについて、一般的なクワッドコプタと比較をしながら考察する。クワッドコプタは対角にあるロータの回転方向が等しいのに対し、ヘキサコプタは対角にあるロータの回転方向が異なる。そのため、クワッドコプタの場合は、一組の対角にある 2 枚のロータの回転量を等しく変化させることで、ロール角、ピッチ角を維持した状態でヨー角を独立に変化させることができる。一方、対角にある 2 枚のロータが停止したヘキサコプタの場合は、

Fig. 10 Time histories of state variables: failure of two adjacent rotors

Fig. 11 Time histories of input variables: failure of two adjacent rotors

対角にある 2 枚のロータの回転方向が異なるため、クワッドコプタのようにロール角、ピッチ角を維持した状態でヨー角を制御することはできない。以上のような理由で、対角にある 2 枚のロータが停止した場合について、ヨー角の制御を行うことは可能ではあるが収束が非常に遅く、ロール角、ピッチ角に振動が生じているのだと考えられる。

つづいて、1 枚離れた 2 枚が停止した場合 (Fig. 8, Fig. 9) は、 x , y , z は元の位置に復帰したものの ϕ が負の値に収束している。これはロール軸まわりに対して非対称なロータ配置にもかかわらず、4 枚のロータすべての推力がほぼ同じ大きさとなっていることが原因と考えられる。 ψ については、一定時間経過後に空気抵抗と釣り合い、一定の増加率となっている。

最後に、隣り合う 2 枚が停止した場合 (Fig. 10, Fig. 11) では、入力の変束条件を緩めることにより位置・姿勢制

御を実現した。拘束条件を緩めたのは、機体を水平に維持するためには対角にある2枚で機体を支えることができる推力をもっていることと、水平な姿勢を保つためにはその他のロータの推力が0に限りなく近づくことが必要だからである。位置 x, y, z 、姿勢角 ϕ, θ の安定化について、対角に2枚停止の場合と比較すると、収束するまでに時間がかかっている様子がうかがえる。これは、ロータ停止の配置が非対称なうえ、ロータが負の推力を発生することができないため、大きく傾いた初期姿勢角 $\phi_0, \theta_0 = 1$ [rad] を立て直すことが非常に難しいことによる。また、ヨー角 ψ については、制御を行っていない。この場合について従来の線形制御では、機体の高度を維持することすら達成できておらず [6]、ダイナミクスの非線形性を陽に考慮できる NMPC を用いたからこそ実現できた結果であるといえる。

5. おわりに

本研究では、NMPC を用いて一部のロータが停止したヘキサコプタの位置・姿勢制御を行った。その結果、高度維持に加えて水平方向の位置制御を実現することができた。これは、線形制御を用いた先行研究 [6] ではいずれの場合についても水平方向制御を実現できていなかったもので、大きな進歩といえる。また、従来の線形制御では平衡点近傍でしか機体を安定化できなかったのに対し、本研究ではロール角、ピッチ角がそれぞれ 1 [rad] 傾いた初期状態から位置・姿勢制御を達成することができた。とくに、隣り合う2枚停止については従来の線形制御では高度維持の実現すら困難であったので、ダイナミクスの非線形性を陽に考慮することができる NMPC を用いたからこそその結果といえる。今後の展望としては、評価関数の設定における参照値の最適化や、3枚停止、4枚停止あるいは5枚停止の場合の検討、最終的な実機実験を見据えてロータの応答の遅れを考慮したモデルを用いることなどが挙げられる。

謝 辞

本研究の一部は JSPS 科研費 JP15H02257 の助成を受けた。

参 考 文 献

- [1] C. Thompson: Here's where the real money is in drones; CNBC, <http://www.cnbc.com/2015/05/13/heres-where-the-real-money-is-in-drones.html> (2018年1月19日アクセス)
- [2] 野波: ドローン技術の現状と課題およびビジネスの最前線; 情報管理, Vol. 59, No. 11, pp. 755-763 (2016)
- [3] 野波ら: 飛躍するドローン, NTS (2016)
- [4] <http://www.mlit.go.jp/common/001215906.pdf> (2018年1月24日アクセス)
- [5] M. W. Mueller and R. D'Andrea: Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of

one, two, or three propellers; *Proceedings of the 2014 IEEE International Conference on Robotics & Automation (ICRA)*, pp. 45-52 (2014)

- [6] 平井: ヘキサコプタのロータ停止時における平衡状態解析と制御, 京都大学工学部物理工学科学士論文 (2017)
- [7] <http://www.asctec.de/en/uav-uas-drones-rpas-roav/asctec-firefly/> (2018年1月15日アクセス)
- [8] K. Nonami, F. Kendoul, S. Suzuki, W. Wang and D. Nakazawa: *Autonomous Flying Robots—Unmanned Aerial Vehicles and Micro Aerial Vehicles*, Springer (2010)
- [9] 大塚 (編): 実時間最適化による制御の実応用, コロナ社 (2015)
- [10] 大塚: 非線形最適制御入門, コロナ社 (2011)
- [11] <http://www.cybernet.co.jp/maple/solution/engineering/nonlinear/nonlinear.html> (2018年1月23日アクセス)

著 者 略 歴

あお き ゆう すけ
青 木 佑 介

2018年3月京都大学工学部物理工学科卒業, 同年4月京都大学大学院情報科学研究科システム科学専攻修士課程に進学, 現在に至る。非線形モデル予測制御の研究に従事。

あさ の ゆう た
浅 野 雄 太

2014年3月名古屋大学大学院工学研究科マイクロ・ナノシステム工学専攻修士課程修了。同年4月三菱電機株式会社に入社, 現在に至る。主として、人工衛星・宇宙機の姿勢・軌道制御に関する研究に従事。

ほん だ あき ひこ
本 田 瑛 彦

2016年3月東京工業大学大学院理工学研究科機械宇宙システム専攻博士後期課程修了。同年4月三菱電機株式会社に入社, 先端技術総合研究所へ配属, 現在に至る。主として宇宙機や小型移動体の高度自律化および遠隔制御能力の拡大に関する研究に従事。博士 (工学)。日本機械学会, 日本ロボット学会会員。

もと おか のり ずみ
元 岡 範 純

2013年3月東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻博士課程修了。同年4月三菱電機株式会社に入社, 現在に至る。主として、人工衛星・宇宙探査機の軌道および衛星測位に関する研究に従事。博士 (工学)。日本航空宇宙学会会員。

おお つか とし ゆき
大 塚 敏 之 (正会員)

1995 年 3 月東京都立科学技術大学大学院工学研究科工学システム専攻博士課程修了。同年 4 月筑波大学構造工学系講師。1999 年 4 月大阪大学大学院工学研究科講師。2003 年 3 月同助教授。2007 年 4 月同大学大学院基礎工学研究科教授。2013 年

4 月京都大学大学院情報学研究科システム科学専攻教授。現在に至る。主として非線形制御と最適制御の理論と応用に関する研究に従事。博士（工学）。計測自動制御学会、日本航空宇宙学会、日本機械学会、IEEE などの会員。