小型無人ヘリコプタの協調飛行制御*

石井 崇大^{*1}, 鈴木 智^{*2}, 藤澤 陽平^{*3}, 飯塚 浩二郎^{*2}, 河村 隆^{*2}

Cooperative Flight Control of Multiple Small Unmanned Helicopter

Takahiro ISHII^{*1}, Satoshi SUZUKI^{*2}, Yohei FUJISAWA^{*3}, Kojiro IIZUKA^{*2} and Takashi KAWAMURA

^{*2} Faculty of Textile Science and Technology, Shinshu University
3-15-1, tokida, ueda, Nagano, 386-8567, Japan

In this study, we aim at realizing autonomous simultaneous flight of multiple small helicopters. In that situation, collision of helicopters is serious problem, and it should be considered in guidance control of each helicopter. In this paper, we construct a guidance control system for a small helicopter, which is considered with collision avoidance. Then, the collision avoidance problem is regarded as a control problem with state restrictions, and the theory of Model Predictive Control (MPC) is applied to the guidance control. Finally, the effectiveness of the control system designed in this study is verified by the simulation and the flight experiment.

Key Words : Small Unmanned Helicopter, Simultaneous Flight, Model Predictive Control

1. 緒 言

無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle : UAV) は有人航空機と比較して低コストかつ安全に運用可能であり, 将来的に有人航空機の代替となることが期待されている. そして近年, 様々な種類の UAV に関する研究が世界中で盛んに行われている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾. UAV の一種である無人ヘリコプタは, 垂直離着陸やホバリングなどの特殊な飛行形態を持ち, 定点での空撮や監視といった固定翼機には不可能なミッションへの応用が可能である. さらに, 自律制御技術の発展に伴って無人ヘリコプタの運用が容易になりつつあり, 今後も農業, 輸送分野等への普及・利用が見込まれている.

近年, 人が搭乗しないという利点を活かし, 無人ヘリコプタの小型化が進んでいる⁽⁷⁾⁽⁸⁾. 機体が小型であれば, 運搬が容易になり, 墜落などのトラブルが発生した際の被害も最小限に抑えることが可能である. しかし一方で, 小型無人ヘリコプタには単独で持つ能力が制限されるという問題点もある. 小型であるゆえに搭載可能重量が小さく, 航続時間が短いといったことが一例としてあげられる. また, 搭載可能重量が小さいことに伴い, 自律制御に用いるセンサや組み込みコンピュータが軽量で精度の低いものに限定される上に一般の航空機で用いられるような冗長システムを構成することも困難である. そのため, 故障発生時に飛行継続不能な状態に陥る可能性が高くなる.

これらを背景に近年, 複数の小型ヘリコプタの同時飛行が注目を集めている. 複数機飛行の利点は作業効率の良さと耐故障性に優れる点である. 1つの作業を複数の無人ヘリコプタが分担して行うことで, 単独機での作業よりも作業の進行速度が増し, 航続時間の短さを補うことが可能となる. また, 作業中に1機が故障などにより作業続行が不可能な状態になっても, 他の機体で作業を続行することが可能であり, システム全体の耐故障性を向上させることができる. そのため, 複数機の同時運用を視野に入れた研究が世界中で盛んに進められている⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾.

複数機の飛行では, 機体間の衝突が大きな問題となり, 衝突回避を考慮した飛行経路計画が必要である. 無人航

* 原稿受付 2013 年 7 月 1 日

^{*1} ヤマハ発動機 (〒 438-8501 静岡県磐田市新貝 2500)

^{*2} 正員, 信州大学繊維学部 (〒 386-8567 長野県上田市常田 3-15-1)

^{*3} 学生員, 信州大学大学院理工学系研究科 (〒 386-8567 長野県上田市常田 3-15-1)

Email: s-s-2208@shinshu-u.ac.jp

Fig. 1 Overview of small helicopter

Fig. 2 Overview of entire control system

空機に限らず、複数の移動体の編隊制御等にはモデル予測制御 (Model Predictive Control : MPC) が多く用いられている⁽⁹⁾⁽¹¹⁾⁽¹²⁾。しかし、MPCは最適化問題を実時間で解くため、計算コストが高いといった問題点がある。

本研究では、図1に示すような小型ヘリコプタを制御対象とし、機体間の衝突回避を考慮した誘導制御系を構築することで複数機の同時飛行制御を実現することを目的とする。また、制御系を姿勢制御系と誘導制御系の2つに分割することで誘導制御系にのみMPCを適用し、計算コストを大幅に低減する。

2. 制 御 系 設 計

本章では、機体間の衝突回避を考慮した小型ヘリコプタの誘導制御系の設計を行う。図2に制御系の全体図を示す。制御系は、ヘリコプタ姿勢を姿勢指令値に追従させる姿勢制御系と、ヘリコプタを任意の点に誘導するために必要となる推力指令値及び姿勢指令値を生成する誘導制御系から構成される。本研究では、機体間の衝突回避を状態拘束として陽に扱うことができるMPCを誘導制御系に適用する。また、上述した二重のフィードバック制御系を用いることで、MPCで直接扱う状態の次元を減らすことができ、計算コストを低減することが可能である。

2.1 座標系

ここでは、制御系設計に用いる座標系について説明する。本稿で用いる座標系を図3に示す。まず、地上固定座標系 O を考える。地上固定座標系は、地上の任意の点を原点とし、 Z_O 軸を鉛直下方、 X_O 軸を水平面内の任意の方向、 X_O 軸と Z_O 軸がなす面と垂直方向に Y_O 軸をとった直交座標系である。ヘリコプタの位置、速度は座標系 O 上で定義され、誘導制御演算もこの座標系において計算される。続いて、機体座標系 B を考える。機体座標系は、ヘリコプタの重心位置を原点とし、 X_B 軸を機体前方、 Y_B 軸を機体右方、 Z_B 軸を機体下方にとる座標系である。機体加速度や角速度は座標系 B 上で定義される。また、座標系 O に対する座標系 B の姿勢をヘリコプタの姿勢と定義する。今回、ヘリコプタの姿勢表現にはロール・ピッチ・ヨー表現 (ϕ, θ, ψ) を用いる。ここで、 B の姿勢を表す回転行列を R_{OB} とし、座標系 O 上で表された座標系 B の基底ベクトル x_B, y_B, z_B を用いて次式で定義する⁽¹³⁾。

$$R_{OB} = [x_B \ y_B \ z_B] \quad (1)$$

Fig. 3 Coordinate systems for the helicopter

また, R_{OB} は姿勢角 ϕ, θ, ψ を用いて次式で表すこともできる.

$$R_{OB} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\psi C_\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

ただし, $C_i = \cos(i)$, $S_i = \sin(i)$ ($i = \phi, \theta, \psi$) である. 最後に, 誘導制御系の設計において用いる中間座標系 C を定義する. 中間座標系は機体重心に原点を持ち Z_C 軸が常に鉛直下方を向く直交座標系である. ここで, X_C 軸は X_O 軸を Z_O 軸周りにヨー角度 ψ だけ回転させた方向を指す.

2.2 姿勢制御系

本節では姿勢制御系を設計する. はじめに, 制御系設計に用いる姿勢モデルを導出する. 小型無人ヘリコプタの姿勢ダイナミクスは, 胴体の回転運動方程式とメインロータおよびスタビライザのフラッピングダイナミクスから構成される. まず, 座標系 B 上で定義された機体角速度 $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ を用いると, 回転の運動方程式は次式で表される.

$$J\dot{\omega} = -\omega \times J\omega + \tau \quad (3)$$

ここで式中の $J = \text{diag}(I_{xx} \ I_{yy} \ I_{zz})$ は慣性行列, τ はヘリコプタに作用する外力トルクをそれぞれ表している. 本研究では, ラジコンヘリコプタのホバリングあるいは低速度移動を対象としており, 以下の仮定をおくことができる.

- ホバリング及び低速度域においてヘリコプタの姿勢変動は微小であり, ロールおよびピッチ角度は十分小さい.
- ヨーイング運動はレートジャイロによって安定化されており, ホバリング及び低速度域においてヨー角速度を零とみなす.

以上の仮定の下では, 式 (3) を次式で近似することができる.

$$J\dot{\omega} \approx \tau \quad (4)$$

いま, 機体回転中心が重心に一致しているとする, 外力トルク τ はメインロータとテールロータのみから生成され, 次式となる.

$$\tau = \begin{bmatrix} hT_m \sin(b) + k_\beta b \\ hT_m \sin(a) + k_\beta a \\ l_x T_t \end{bmatrix} \simeq \begin{bmatrix} (hT_m + k_\beta)b \\ (hT_m + k_\beta)a \\ l_x T_t \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで, a , b は機体ピッチ方向およびロール方向のメインロータフラップ角度, T_m はメインロータ推力, T_t はテールロータ推力, k_β はブレードの剛性を表すパラメータ, l_x はテールロータ位置の X_B 成分, h はメインロータ中心と機体重心間の距離をそれぞれ表している. また, 第2式から第3式の間ではメインロータフラップ角度が十分小さいという仮定をおいている. 式中のテールロータ推力とラダー入力 δ_{rud} の関係は次式で表される.

$$T_t = K_{rud} \delta_{rud} - K_g \omega_z \quad (6)$$

Fig. 4 Experimental result of attitude control

ここで, K_{rud} はラダー入力とテールロータピッチ角の比を表す定数, K_g はレートジャイロシステムのフィードバックゲインである。さらに, エルロン入力とエレベータ入力をそれぞれ δ_{ail} , δ_{ele} とし, 機体ピッチ方向およびロール方向のスタビライザフラップ角度を c , d とすると, メインロータ及びスタビライザのフラッピングダイナミクスは次式で表すことができる。

$$\frac{16}{\gamma_b \Omega} \dot{a} = -a - \frac{16}{\gamma_b \Omega} \omega_y + K_{L3} c + K_{L1} \delta_{ele} \quad (7)$$

$$\frac{16}{\gamma_b \Omega} \dot{b} = -b - \frac{16}{\gamma_b \Omega} \omega_x + K_{L3} d + K_{L1} \delta_{ail} \quad (8)$$

$$\frac{16}{\gamma_s \Omega} \dot{c} = -c - \frac{16}{\gamma_s \Omega} \omega_y + K_{L2} \delta_{ele} \quad (9)$$

$$\frac{16}{\gamma_s \Omega} \dot{d} = -d - \frac{16}{\gamma_s \Omega} \omega_x + K_{L2} \delta_{ail} \quad (10)$$

ここで, γ_b , γ_s はブレードロックナンバーといい, ブレードにかかる空気力と慣性力の比を表す定数である。また, Ω はロータの回転角速度, K_{L1} , K_{L2} および K_{L3} はリンク機構のパラメータである。以上で導出した式(4)-式(10)とホバリング付近の姿勢角 ϕ , θ , ψ と機体角速度の関係式 $\dot{\phi} = \omega_x$, $\dot{\theta} = \omega_y$, $\dot{\psi} = \omega_z$ を用いることでヘリコプタの姿勢ダイナミクスを表す状態方程式を導出することができる。

つづいて, 導出した姿勢モデルに基づき, ロール及びピッチ軸に関しては LQI 制御, ヨー軸は PD 制御を用いて制御系設計を行った。設計した制御器を用いて行った姿勢制御実験の結果を図4に示す。図中の実線が姿勢指令値, 鎖線が姿勢モデルを用いたシミュレーション結果, 破線が実験時のヘリコプタの姿勢をそれぞれ表している。図より, 各軸とも姿勢制御器により安定化されており, 姿勢指令値に対してヘリコプタの姿勢が速やかに追従していることが確認できる。

Fig. 5 Translational model of the helicopter

2.3 誘導制御系

本節では、MPC を用いた誘導制御系の設計を行う。はじめに、制御系設計に用いるヘリコプタの並進移動モデルを導出する。前節の結果より、ヘリコプタの姿勢ダイナミクスは姿勢制御器によって安定化されており、姿勢指令値に対して速やかに追従すると仮定できる。したがって、ここでは姿勢ダイナミクスを無視した並進移動モデルを考える。いま、 O 座標系上で表されるヘリコプタの並進の運動方程式は次式となる。

$$m\ddot{x} = -k_x(\psi)\dot{x}^2 + F_x \quad (11)$$

$$m\ddot{y} = -k_y(\psi)\dot{y}^2 + F_y \quad (12)$$

$$m\ddot{z} = -k_z\dot{z}^2 + mg + F_z \quad (13)$$

ここで、 m はヘリコプタの質量、 g は重力加速度、 $k_x(\psi)$ 、 $k_y(\psi)$ および k_z は速度の二乗に比例する空気抵抗の比例係数、 F_x 、 F_y および F_z はヘリコプタにかかる外力をそれぞれ表している。

一般に、空気抵抗は物体の有効断面積に比例することが知られている⁽¹⁵⁾。よって、空気抵抗の比例係数 $k_x(\psi)$ 、 $k_y(\psi)$ および k_z はヘリコプタの断面積に比例していると考えられる。ホバリング付近のヘリコプタでは、 Z_0 軸方向の断面積はほぼメインロータの面積と等しく、 k_z は定数と考えることができる。しかし、図5に示すようにヘリコプタは機体縦方向に長いので、 X_0 、 Y_0 軸方向の断面積はヨー角 ψ によって変動すると考えられる。そこで、 X_0 、 Y_0 軸方向の比例係数はヨー角の関数とし、次式で表す。

$$k_x(\psi) = k_{xy}(l_a + l_b \sin \psi) \quad (14)$$

$$k_y(\psi) = k_{xy}(l_a + l_b \cos \psi) \quad (15)$$

ここで、システムの状態を $\mathbf{x} = [x \ y \ z \ \dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T$ 、入力を $\mathbf{u} = [F_x \ F_y \ F_z \ \psi]^T$ とすると、式(11)-式(15)より以下に示すシステムの非線形状態方程式を得る。

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t)) \quad (16)$$

ただしここで、 $\mathbf{f}$ は非線形関数を表している。

つづいて、MPC で用いる評価関数を設定する。本研究では次式の評価関数を用いる。

$$J = \Phi(\mathbf{x}(t+T)) + \int_t^{t+T} \{L(\mathbf{x}(t+\tau), \mathbf{u}(t+\tau)) + \gamma_x P_x(\mathbf{x}(t+\tau)) + \gamma_u P_u(\mathbf{u}(t+\tau))\} d\tau \quad (17)$$

ここで、右辺第1項目及び第2項目は終端コスト及びステージコストを表しており次式で定義される。

$$\Phi(\mathbf{x}) = \mathbf{x}^T \mathbf{S} \mathbf{x} \quad (18)$$

Fig. 6 Position constraint for collision avoidance

Fig. 7 Relation between the attitude of the helicopter and the force

$$L(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \mathbf{x}^T \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u} \quad (19)$$

式中の $\mathbf{S}, \mathbf{Q}, \mathbf{R}$ は重み行列である。さらに、式(17)右辺第3項目及び第4項目はシステムの状態拘束及び入力拘束に関するペナルティ関数を表している。以下では状態拘束と入力拘束について述べる。

まず、 $P_x(\mathbf{x}(t+\tau))$ はシステムの状態拘束に関するペナルティ関数であり、本研究では機体間の衝突回避を状態拘束として扱う。衝突回避を実現するために、図6に示すように、各機体の周辺に円柱状の進入禁止エリアを設ける。いま、他の機体が座標 (x_a, y_a, z_a) にあると仮定すると、状態の拘束不等式は次式となる。

$$r^2 - \{(x - x_a)^2 + (y - y_a)^2\} \leq 0 \quad (20)$$

ここで、 r は進入禁止エリアの半径を表す。いま、式(20)の左辺を $g(\mathbf{x})$ とおくと、ペナルティ関数 $P_x(\mathbf{x}(t+\tau))$ は次式で得ることができる。

$$P_x(\mathbf{x}) = (\max\{0, g(\mathbf{x})\})^2 \quad (21)$$

つづいて入力拘束に関するペナルティ関数 $P_u(\mathbf{u}(t+\tau))$ を導出する。前節において、ヘリコプタの姿勢変動は十分小さいと仮定した。そこで、誘導制御系が出力する姿勢角指令値をこの仮定を満たす範囲内に制限しなければならぬ。ここでは、図7に示す姿勢角度制限を入力拘束として扱う。いま、入力拘束を表す拘束不等式は次式となる。

$$F_x^2 + F_y^2 - (mg \sin \alpha)^2 \leq 0 \quad (22)$$

ここで、 α は最大許容姿勢角度を表している。状態拘束の場合と同様に上式の左辺を用いてペナルティ関数 $P_u(\mathbf{u}(t+\tau))$ は次式で表すことができる。

$$P_u(\mathbf{u}) = (\max\{0, g(\mathbf{u})\})^2 \quad (23)$$

式(16)のモデルと式(17)の評価関数を用いて、機体間の衝突回避を考慮した小型ヘリコプタの誘導制御問題は以下の拘束付の最適化問題に帰着することができる。

$$\begin{aligned} & \text{Minimize: } J \\ & \text{Subject to: } \begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(\tau) = f(\mathbf{x}(\tau), \mathbf{u}(\tau)) \\ \mathbf{x}(\tau) |_{\tau=0} = \mathbf{x}(t) \end{cases} \end{aligned}$$

システムの共状態 $\boldsymbol{\lambda}$ を導入すると、上述の最適化問題の停留条件は次式で与えられる。

$$\frac{\partial \mathbf{x}^*}{\partial \tau} = f(\mathbf{x}^*(t+\tau), \mathbf{u}^*(t+\tau)) \quad (24)$$

$$\mathbf{x}^*(\tau) |_{\tau=0} = \mathbf{x}(t) \quad (25)$$

$$\frac{\partial \boldsymbol{\lambda}^*}{\partial \tau} = - \left(\frac{\partial H}{\partial \mathbf{x}} \right)^T (\mathbf{x}^*(t+\tau), \mathbf{u}^*(t+\tau), \boldsymbol{\lambda}^*(t+\tau)) \quad (26)$$

$$\lambda^*(\tau)|_{\tau=T} = \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x} \right)^T (x^*(T)) \quad (27)$$

$$\frac{\partial H}{\partial u}(x^*(t+\tau), u^*(t+\tau), \lambda^*(t+\tau)) = 0 \quad (28)$$

ここで、記号*は最適解であることを示しており、 H は次式で定義されるハミルトニアンを表している。

$$H(x, u, \lambda) = L(x, u) + \gamma_x P_x(x) + \gamma_u P_u(u) + \lambda^T f \quad (29)$$

本研究では、式(24)-式(28)に示す二点境界値問題を MPC に特化した数値解法である C/GMRES 法⁽¹⁴⁾を用いて解くことで計算負荷の大幅な低減を行っている。そして、最適化計算によって得られた最適入力系列の初期値 $u^*(t)$ を実際のシステムへの制御入力とする。

最後に、計算された制御入力を用いて姿勢制御系に渡す姿勢角指令値を計算する。まず、制御入力である外力ベクトル $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ とメインロータ推力 T_m の関係は次式で表すことができる。

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = R_{OB} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -T_m \end{bmatrix} \quad (30)$$

上式よりロータ推力の指令値 T_m は次式で求めることができる。

$$T_m = \|F\| \quad (31)$$

続いて、ロータ推力が常に Z_B の負方向を向くことより、 O 座標系上で表された Z_B 軸の基底ベクトルは次式で計算することができる。

$$z_B = -\frac{F}{\|F\|} \quad (32)$$

一方、 X_C 軸の基底ベクトルはヨー角度 ψ を用いて次式で表すことができる。

$$x_C = [\cos \psi \ \sin \psi \ 0]^T \quad (33)$$

z_B 及び x_C を用いると、 Y_B 軸と X_B 軸の基底ベクトルは次式で得ることができる。

$$y_B = \frac{z_B \times x_C}{\|z_B \times x_C\|} \quad (34)$$

$$x_B = y_B \times z_B \quad (35)$$

最後に、目標姿勢を表す回転行列 R_{OB} は式(32)、式(34)、及び式(35)より得ることができ、式(2)を用いてロール、ピッチ、ヨー角度指令値を一意に決定することができる。

3. シミュレーション

前章で設計した制御系の有効性を検証するために数値シミュレーションを行った。

3.1 状態拘束の検証

はじめに、状態拘束の有効性について検証した。シミュレーション結果を図8に示す。このシミュレーションでは、ヘリコプタの初期位置を O 座標系の (2m, 2m, -2m) に設定し、原点に収束させる安定化制御を行っている。その際、他のヘリコプタが (1m, 1.2m, 0m) の位置に静止しているものとして、衝突回避を行う。ここで、進入禁止エリアの半径は 0.5m、予測ホライズン T を 1.0s に設定している。図より、ヘリコプタが進入禁止エリアを回避して原点に収束していることがわかり、衝突回避に対する状態拘束の有効性が示された。

3.2 入力拘束の検証

つづいて、入力拘束の検証を行った。このシミュレーションでは、大きな位置誤差をステップ上に設定し、入力拘束がある場合と無い場合とで姿勢角指令値の比較を行った。ここで、許容最大傾斜角は 5deg に設定している。シミュレーション結果を図9に示す。図中の破線が入力拘束が無い場合の姿勢角指令値、実線が入力拘束がある場合の姿勢角指令値、点線が入力拘束がある場合のヘリコプタの姿勢角度を表している。図より、入力拘束が無い場合には姿勢角度指令値の最大値が 5deg を大きく超えているのに対して、入力拘束がある場合には姿勢角度指令値が 5deg 以下に収まっており、実際の姿勢角度も 5deg 以下となっている。これより、設定した入力拘束の有効性が示されたといえる。

Fig. 8 Simulation result of collision avoidance

Fig. 9 Simulation result of input constraint

(a) $t = 2s$

(b) $t = 4s$

(c) $t = 6s$

(d) $t = 10s$

Fig. 10 Simulation result of collision avoidance

3.3 衝突回避シミュレーション

最後に、設計した制御器を用いて2機のヘリコプタの衝突回避シミュレーションを行った。図10にシミュレーション結果を示す。それぞれの図は、各時刻におけるヘリコプタの位置及び飛行軌跡を示している。図からわかるように、本来であれば衝突が発生するように各機体の目標位置を設定しているにもかかわらず、MPCの状態拘束によって衝突を回避して各目標値に誘導できていることがわかる。これより、設計した誘導制御器は静止障害物だけでなく機体間の衝突回避に対しても有効であることが示された。

Fig. 11 Experimental setup

Fig. 12 Experimental result

4. 制 御 実 験

設計した制御系を用いて制御実験を行った。図 11 に実験システムの概略図を示す。制御のためのセンサとして光学式モーションキャプチャシステムと IMU を用いている。機体に搭載された IMU から無線送信される加速度及び角速度とモーションキャプチャより得られる機体位置と姿勢情報を推定用 PC 内の拡張カルマンフィルタを用いて統合し、高精度の位置、速度、姿勢を推定している。推定された状態は制御用 PC に送信され、誘導制御及び姿勢制御演算に用いられる。最終的に計算された制御入力をラジコン送信機を介して機体に送信することで機体の制御を行うことができる。ここで、制御周期は 0.1s としており、予測ホライズン T は 2.0s と設定している。実験時の計算環境及び制御パラメータの値を表 1 に示す。以上の条件のもとで MPC の計算にかかる平均時間が 5.8ms であったことより、計算負荷は 0.1s の制御周期で演算を行ううえで十分小さいものであることがわかる。図 12 に誘導制御実験の結果を示す。この実験では、ヘリコプタの初期位置を O 座標系の $(-1.2\text{m}, -1.2\text{m}, -0.5\text{m})$ に設定し、原点に収束させる安定化制御を行った。その際、 $(-0.6\text{m}, -0.6\text{m}, 0\text{m})$ に静止障害物を設置し、その周囲に半径 0.4m の進入禁止エリアを設けている。また比較のために、同様の実験を状態拘束なしの誘導制御器を用いて行っている。図中の実線が状態拘束ありの制御器を用いた際のヘリコプタの軌跡、鎖線が状態拘束なしの場合の軌跡である。図より、状態拘束なしの制御器を用いた場合ヘリコプタは原点まで直進し、障害物の近傍を通過しているのに対して、状態拘束ありの制御器を用いることで障害物を回避して原点に向かっていくことがわかる。この結果より、今回設計した MPC を用いた誘導制御系が衝突回避に対して有効であることが示された。

Table 1 Environment and parameter of control

Environment	
CPU	Intel Core2 Duo
Memory	3.45 GB
Language	C++
Parameters	
S	diag(60, 60, 200, 500, 500, 10)
Q	diag(20, 20, 5, 2, 2, 2)
R	diag(200, 200, 200, 200)
γ_x	3000
γ_u	10000

5. 結 言

本研究では、MPC をヘリコプタの誘導制御系に適用し、衝突回避を考慮した誘導制御系を設計した。また、誘導制御実験を実施し、定点に存在する他機との衝突を回避して目標位置まで移動可能なことを確認した。今後は、複数機を用いた誘導制御実験を行い、他機が動く場合にも衝突を回避できるか検証する必要がある。

謝 辞

本研究は JSPS 科研費 24760185 の助成を受けたものです。

文 献

- (1) C. K. Oh and G. J. Barlow, "Autonomous Controller Design for Unmanned Aerial Vehicles using Multi-object Genetic Programming," Proceedings of Congress on Evolutionary Computation 2004, vol. 2, pp. 1538-1545, (2004)
- (2) H. J. Kim and D. H. Shim, "A Flight Control System for Aerial Robots: Algorithm and Experiment," Journal of Control Engineering Practice, vol. 11, pp. 1389-1400, (2003)
- (3) S. Shen, N. Michael and V. Kumar, "Autonomous Multi-floor Indoor Navigation with a Computationally Constrained MAV," Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation 2011, pp. 20-25, (2011)
- (4) J. H. Lee, B. M. Min and E. T. Kim, "Autopilot Design of Tilt-rotor UAV using Particle Swarm Optimization Method," Proceedings of the 2007 International Conference of Control, Automation and Systems, pp. 1629-1633, (2007)
- (5) H. Stone and K. C. Wong, "Preliminary Design of a Tandem-wing Tail-sitter UAV using Multi-disciplinary Design Optimization," Proceedings of International Aerospace Congress, pp. 707-720, (1997)
- (6) S. J. Lee, S. P. Kim, T. S. Kim, H. K. Kim and H. C. Lee, "Development of Autonomous Flight Control System for 50 m Unmanned Airship," Proceedings of 2004 Intelligent Sensors, Sensor Networks Information Processing Conference, pp. 457-461, (1997)
- (7) N. Michael, D. Mellinger, Q. Lindsey and V. Kumar, "The GRASP multiple micro UAV testbed," IEEE Robotics and Automation Magazine, pp.56-65, (2010)
- (8) 宋 澤, 王偉, 岩倉大輔, 野波健蔵, 藤原大悟, "6 発ロータ型フライングロボットの設計製作および自律飛行制御," 日本機械学会運動と振動の制御シンポジウム講演論文集, 12th, pp.259-263, (2011)
- (9) D. H. Shim, H. J. Kim and S. Sastry, "Decentralized Nonlinear Model Predictive Control of Multiple Flying Robots," 42nd IEEE CDC, Maui, pp.3621-3626, (2003)
- (10) N. Michael, J. Fink and V. Kumar "Cooperative Manipulation and Transportation with Aerial Robots," Autonomous Robots, " vol. 30, issue. 1, pp.73-86, (2011)
- (11) Y. Chai, S. Wei, M. Guo and R. Ling "Distributed Model Predictive Control with Communication Complete Failure for Multi-Aircrafts Formation," Proceedings of Chinese Control and Decision Conference 2009, pp. 4663-4668, (2009)
- (12) F. Morteza and N. Homayoun, "An Unscented Model Predictive Control Approach to the Formation Control of Nonholonomic Mobile Robots," Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation 2012, pp. 1576-1582, (2012)
- (13) Jack B. Kuipers : Quaternions and Rotation Sequences, Princeton University Press, pp.3369-3375, (2002).
- (14) T. Ohtsuka, "A continuation/GMRES Method for Fast Computation of Nonlinear Receding Horizon Control," Automatica, vol. 40, issue. 4, pp. 563-574, (2004)
- (15) 日本機械学会, "流体力学 (JSME テキストシリーズ)," (2005)