

## モデル予測制御を用いた Quad Tilt-Wing UAV の飛行制御設計

### Design of Flight Control for Quad Tilt-Wing UAV Using Model Predictive Control

○羽鳥龍太<sup>1</sup>, 内山賢治<sup>2</sup>  
Ryota Hatori<sup>1</sup>, Kenji Utiyama<sup>2</sup>

Abstract: This paper presents a new flight control system for Quad Tilt-Wing UAV (QTW-UAV). We design translational and rotational systems which are applied the dynamic inversion to linearize each nonlinear equations. Model predictive control is applied to both systems in order to take the input constraints into consideration. The validity of the proposed flight control system is verified through numerical simulation.

#### 1. はじめに

Quad Tilt Wing Unmanned aerial vehicle (QTW-UAV) は災害観測ミッション等において長距離移動や定点静止、垂直離着陸を実現出来る UAV として注目されている。QTW-UAV に対する従来の制御系ではゲインスケジューリング法を主とした設計<sup>[1]</sup>が多く、遷移飛行時の安定性が保障されていなかった。そこで本研究室では Dynamic inversion (DI) 法<sup>[2]</sup>を用いて系の安定性を保証した制御系の研究が進められてきた。しかし制約条件を考慮した設計が行われておらず、系の安定性に不安が残っていた。そこで本稿ではモデル予測制御を適用し、制約条件を考慮した QTW-UAV の新たな遷移飛行制御の設計を行う。また系の有効性を数値シミュレーションにより確認する。

#### 2. 運動方程式

QTW-UAV の非線形運動方程式(1)式および(2)式のよう示される。

$$\dot{\mathbf{V}} = -\tilde{\omega}\mathbf{V} + \mathbf{C}^{B/I}\mathbf{g} + \frac{1}{m}\{\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \mathbf{T}(\xi)\} \quad (1)$$

$$\dot{\omega} = -\mathbf{J}^{-1}\omega + \mathbf{J}^{-1}\{\mathbf{M}_{air1}\omega + \mathbf{M}_{air2}(\alpha, \xi) + \mathbf{M}(\xi)\} \quad (2)$$

(1)式, (2)式における行列やベクトルの定義を以下の式および表 1 により定義する。

$$\mathbf{V} = [U \quad V \quad W]^T, \omega = [P \quad Q \quad R]^T, \mathbf{g} = [0 \quad 0 \quad g]^T, \xi = [\xi_1 \quad \xi_2]^T$$

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}, \mathbf{M}_{air1} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -S_y \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}^{B/I} = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi & \sin\phi \sin\theta \sin\psi - \cos\phi \cos\psi & \sin\phi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{T}(\xi) = \begin{bmatrix} (T_1 + T_2)\cos\xi_1 + (T_3 + T_4)\cos\xi_2 - (F_1 + F_2)\sin\xi_1 - (F_3 + F_4)\sin\xi_2 \\ 0 \\ -(T_1 + T_2)\sin\xi_1 - (T_3 + T_4)\sin\xi_2 - (F_1 + F_2)\cos\xi_1 - (F_3 + F_4)\cos\xi_2 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) = \begin{bmatrix} -f_{l1}\sin\xi_1 - f_{l2}\sin\xi_2 + (f_{k1} + f_{k2})|\sin\alpha| - (f_{d1} + f_{d2} + f_{d3})\cos\alpha \\ -f_{d4} \\ -f_{l1}\cos\xi_1 - f_{l2}\cos\xi_2 - (f_{k1} + f_{k2})\cos\alpha - (f_{d1} + f_{d2} + f_{d3})\sin\alpha \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_{air2}(\alpha, \xi) = \begin{bmatrix} 0 \\ l_l(f_{l1}\cos\xi_1 - f_{l2}\cos\xi_2 + (f_{k1} - f_{k2})\cos\alpha + (f_{d1} - f_{d2})\sin\alpha) \\ 0 \end{bmatrix}$$

表 1 行列における物理量の定義

$\alpha$	迎角	$f_{l1}, f_{l2}$	主翼揚力
$g$	重力加速度	$f_{k1}, f_{k2}$	機体揚力
$m$	機体質量	$f_{d1}, f_{d2}$	主翼抗力
$\xi_1$	前翼テイルト角	$f_{d3}, f_{d4}$	機体抗力
$\xi_2$	後翼テイルト角	$T_1, T_2, T_3, T_4$	ロータ推力
$S_y$	ダンパー抵抗	$F_1, F_2, F_3, F_4$	フラップペロン偏向推力
$l_l$	機体軸 $X_B$ からロータ位置までの距離		
$l_s$	機体軸 $Y_B$ からロータ位置までの距離		
$l_{fx}$	機体軸 $X_B$ からフラップ面積中心までの距離		
$l_{fy}$	機体軸 $Y_B$ からフラップ面積中心までの距離		

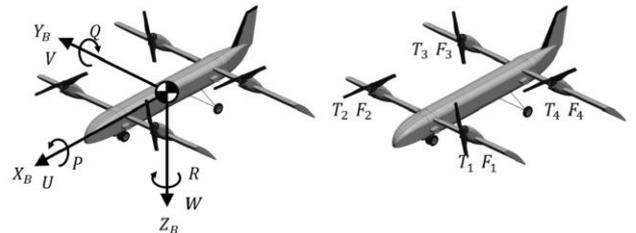


Figure 1. 状態量及び制御入力の定義

#### 3. 制御系設計

位置誤差 $\mathbf{x}_e$ を以下のように定義する。

$$\mathbf{x}_e = \mathbf{x} - \mathbf{x}_c = [x - x_c \quad y - y_c \quad z - z_c]^T \quad (3)$$

ここで $\mathbf{x}$ は現在位置,  $\mathbf{x}_c$ は目標位置を示す。(3)式を二階微分し, (1)式を代入してまとめると(4)式となる。

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{x}}_e &= \mathbf{C}^{I/B}\dot{\mathbf{V}} - \mathbf{C}^{I/B}\tilde{\omega}\mathbf{V} + \mathbf{g} + \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \frac{1}{m}\mathbf{T}(\xi) \\ &= \mathbf{z}_{t1} + \frac{1}{m}\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{T}(\xi) \end{aligned} \quad (4)$$

ただし,  $\mathbf{z}_{t1}$ は迎角 $\alpha$ を関数とする空気力を含んだ非線形項であり, DAC オブザーバによりその値を推定する。(4)式に対し, Dynamic inversion (DI) 法<sup>[2]</sup>を適用することで線形化を行う。

$$\mathbf{T}_d(\mathbf{k}) = m(-\ddot{\mathbf{z}}_{t1}(\mathbf{k}) + \mathbf{v}_x(\mathbf{k})) \quad (5)$$

式(5)において $\mathbf{v}_x$ は新たな制御入力であり, MPC により生成される。(6)式において $J$ は評価関数であり,  $p$ は予測区間である。MPCは制約条件を考慮した上で逐次(6)式を解き,

制御入力 $\mathbf{v}_x$ を生成する。また、推力ベクトルに機体の姿勢を一致させる為、角度指令値を(7)式のように生成する。

$$J = \sum_{i=t}^p e_i^T Q e_i + \sum_{i=t}^p \Delta u_i^T R \Delta u_i + \sum_{i=t}^p u_i^T S u_i + \rho_e \epsilon^2 \quad (6)$$

$$\xi_c = \tan^{-1} \left( \frac{-T_z}{T_x} \right), \phi_c = \sin^{-1} \left( \frac{T_y}{\sqrt{T_y^2 + T_z^2}} \right) \quad (7)$$

角度誤差 $\mathbf{e}_e$ を(8)式に示す。また(8)式の二階微分に(2)式を代入し、まとめたものを(9)式に示す。さらに(10)式により回転運動の非線形項を線形化する。なお非線形項 $\mathbf{z}_{r1}$ を DAC オブザーバにより推定する。また、新たな制御入力 $\mathbf{v}_e$ は MPC により生成するため、(6)式により求められる。

$$\mathbf{e}_e = \mathbf{e} - \mathbf{e}_c = [\phi - \phi_c \quad \theta - \theta_c \quad \psi - \psi_c]^T \quad (8)$$

$$\ddot{\mathbf{e}}_e = \mathbf{z}_{r1} + \mathbf{g}_r \mathbf{M}_d \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_d(\mathbf{k}) = \mathbf{g}_r^{-1}(-\ddot{\mathbf{z}}_{r1}(\mathbf{k}) + \mathbf{v}_e) \quad (10)$$

(5)式および(10)式で求められた推力、モーメントベクトルを用いて各アクチュエータの入力を生成する。ロータ推力 $T_1, T_2, T_3, T_4$  およびフラッペロン偏向推力 $F_1, F_2, F_3, F_4$ を以下に示す。

$$T_1 = \frac{1}{4} \left\{ T_x \cos \xi - T_z \sin \xi + \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} + \frac{M_x \sin \xi + M_z \cos \xi}{l_s} \right\}$$

$$T_2 = \frac{1}{4} \left\{ T_x \cos \xi - T_z \sin \xi + \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} - \frac{M_x \sin \xi + M_z \cos \xi}{l_s} \right\}$$

$$T_3 = \frac{1}{4} \left\{ T_x \cos \xi - T_z \sin \xi - \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} - \frac{M_x \sin \xi + M_z \cos \xi}{l_s} \right\}$$

$$T_4 = \frac{1}{4} \left\{ T_x \cos \xi - T_z \sin \xi - \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} + \frac{M_x \sin \xi + M_z \cos \xi}{l_s} \right\}$$

$$F_1 = \frac{1}{4} \left\{ -T_x \sin \xi - T_z \cos \xi + \frac{M_x \cos \xi - M_z \sin \xi}{l_f} \right\}$$

$$F_2 = \frac{1}{4} \left\{ -T_x \sin \xi - T_z \cos \xi - \frac{M_x \cos \xi - M_z \sin \xi}{l_f} \right\}$$

$$F_3 = \frac{1}{4} \left\{ -T_x \sin \xi - T_z \cos \xi - 2 \times \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} - \frac{M_x \cos \xi - M_z \sin \xi}{l_t} \right\}$$

$$F_4 = \frac{1}{4} \left\{ -T_x \sin \xi - T_z \cos \xi - 2 \times \frac{M_y - l_{fx}(-T_x \sin \xi - T_z \cos \xi)}{l_t(\sin \xi + \cos \xi)} + \frac{M_x \cos \xi - M_z \sin \xi}{l_t} \right\}$$

#### 4. 数値シミュレーション

提案する制御系の有効性を数値シミュレーションにより確認する。System1 は提案する制御系、System2 は比較対象の制御系である。System2 に対しては制御ゲインに PD 制御器を適用し、MPC は適用していない。各システムは最初の 10 秒間で目標位置 $\mathbf{x}_{c1} = [2 \quad 1 \quad -3]^T$ へ向かい、ホバリングを行う。その後、目標位置 $\mathbf{x}_{c2} = [10 \quad -1 \quad 0]^T$ へ移動し、定点で静止する。Fig.2 及び Fig.3 に数値シミュレーション結果を示す。Fig.2(a)及び Fig.3(a)

より、両システムとも目標位置に収束している事が確認できる。しかし System2 においては遷移飛行時において y 軸方向に振動している。これは System2 に入力飽和が生じて姿勢が安定しなかった為と考えられ、Fig.3(b),(c),(d)より確認できる。一方で System1 は入力制約範囲内に収まっており、遷移飛行時においても System2 に比べて姿勢角の振動が小さい。これらの結果より、提案する制御系の有効性が数値シミュレーションにより確認できた。

#### 5. まとめ

本稿では QTW-UAV の非線形性と制約条件を考慮した新たな制御系を提案した。また、その有効性を数値シミュレーションにより確認した。今後は実証実験により制御系の有効性を確認する。

#### 参考文献

- [1] 佐藤昌之, 村岡浩治 “Quad Tilt Wing 無人航空機の飛行制御”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.61, No.4, pp. 110 - 118, 2013.  
 [2] 小条昌範, 内山賢治 “固定翼 UAV による遷移飛行の制御系設計”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.60, No.4, pp. 173 - 180, 2012.

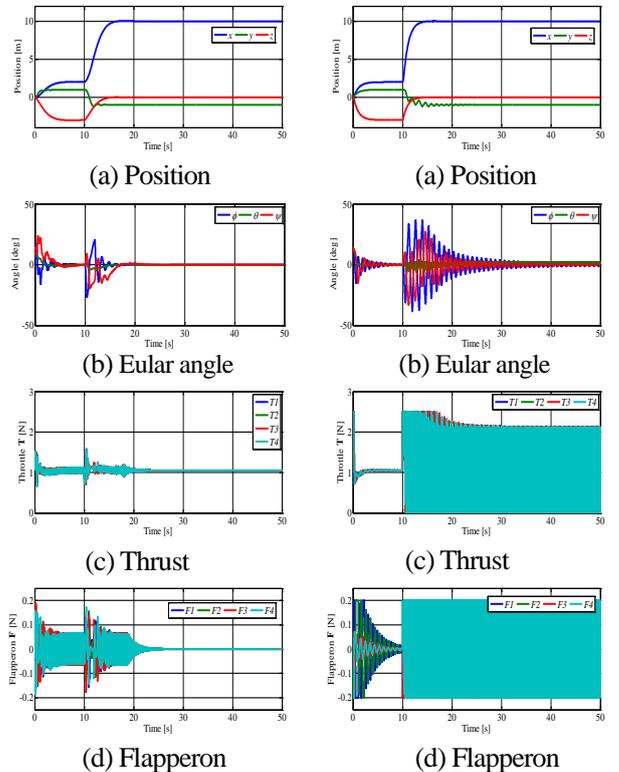


Figure 2. Time responses of system1

Figure 3. Time responses of system2