

SDRE 法を用いた可変翼 UAV の遷移飛行制御 Controller Design with SDRE Method for UAV with Tilt Wing

○高山拓郎¹, 内山賢治², 増田開²
*Takuro Takayama¹, Kenji Uchiyama², Kai Masuda²

This paper proposes the design method of the control system for a quad tilt-wing (QTW)-UAV with the state-dependent Riccati equation (SDRE) method. The QTW-UAV tends to be unstable during the transition flight because the dynamics of QTW has a strong nonlinearity by the change of wing angle. The SDRE method is one of the solutions of the Hamilton-Jacobi equation when considering nonlinear optimal control problems. The proposed method uses the SDRE method to obtain an optimal control law for the QTW-UAV. A numerical simulation verifies the effectiveness of the proposed method.

1. はじめに

無人航空機 (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) は、空撮や災害現場での物資運搬など様々なミッションで利用されており、UAV の発展に伴い、ミッションの内容も多様化してきている^[1]。Quad Tilt Wing(QTW)-UAV は、翼の傾きを変化させることにより、ホバリング飛行と高速長距離巡行が可能なることから、多様な要求にも対応可能な UAV として期待されている。しかし、QTW-UAV は、ダイナミクスに固有の特性を有していることから、安定した制御を行うことが難しい。とくに、ホバリング状態と巡航状態間の遷移飛行時には、ダイナミクスにおける非線形性が顕著となるため、姿勢を崩し安定した飛行ができないという問題点を有している。この問題点に対し、State Dependent Riccati Equation (SDRE) 法は、非線形性を考慮した制御系の設計が可能なる点で、遷移飛行時においても制御性能の劣化を防ぐことが期待できる。本論文では、SDRE 法を用いた制御系設計方法を示し、その有効性を数値シミュレーションにより確認する。

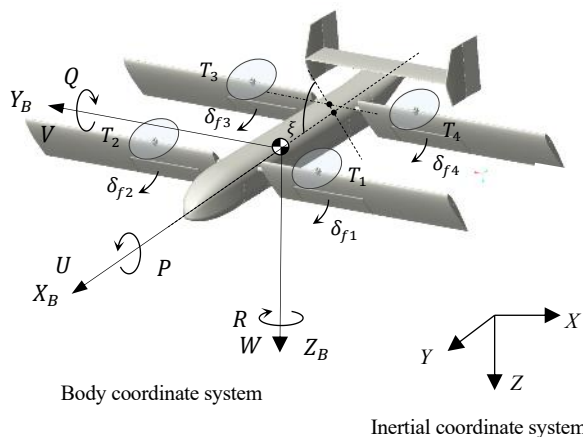


Figure 1. Definitions of state variables, control inputs of QTW-UAV, and coordinate systems

2. 運動モデル

Figure1 に QTW-UAV の状態量, 制御入力を示す。ここで、機体固定座標系の原点は QTW-UAV の重心と一致させる。また、機体固定座標系の各軸方向の速度を U, V, W , 各軸周りの角速度を P, Q, R , ティルト角を ξ と定義する。 T_1, T_2, T_3, T_4 はロータによる推力, $\delta_{f1}, \delta_{f2}, \delta_{f3}, \delta_{f4}$ はフラップロンの舵角を表す。

これより、QTW-UAV の非線形運動方程式は以下のようなになる。

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

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

(1)式は機体の並進運動を、(2)式は機体の回転運動を表す。ここで、 \mathbf{V} は機体固定座標系における速度ベクトル、 $\boldsymbol{\omega}$ は角速度ベクトル、 \mathbf{g} は重力加速度ベクトル、 m は機体質量を表す。 $\mathbf{T}(\xi)$ は制御入力による力のベクトル、 $\mathbf{M}(\xi)$ は力のモーメントを示し、それぞれ主翼のティルト角 ξ の関数で表せる。また、空気力による力と力のモーメントを $\mathbf{F}_{air}(\boldsymbol{\alpha}, \xi)$ 及び $\mathbf{M}_{air}(\boldsymbol{\alpha}, \xi)$ とし、これらはティルト角と迎角 $\boldsymbol{\alpha}$ の関数で表される。慣性座標系から機体固定座標系への変換行列を $\mathbf{C}^{B/I}$ とする。

3. 制御系設計

SDRE はハミルトンヤコビ方程式の解法の 1 つであり、この手法を用いることで、ダイナミクスの非線形性が強い制御対象に、その性質を考慮した制御系の設計が可能となる。この手法による制御系設計には、制御対象の非線形運動方程式を、状態依存表現に書き換える必要がある。状態依存表現は、非線形の運動方程式に対して、擬似的な線形化を行うことで得られる。その状態依存表現を利用して、LQR 問題を制御周期ごとに解き、非線形システムの制御系設計を行う。

QTW-UAV の制御系設計は並進及び回転制御器の設計の2段階で行われる。並進制御器の設計により、推力ベクトル \mathbf{T}_d を算出する。これと機体の姿勢から、回転制御器を設計し、モーメントベクトル \mathbf{M}_d を生成する。

3.1 並進制御器

慣性座標系における位置 x, y, z を用いて、状態量を $\mathbf{x}_t = [x \ y \ z]^T$ と定義する。この状態量と(1)式より、状態量の2階の微分は以下のように表される。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_t &= \mathbf{C}^{I/B}\mathbf{V} + \mathbf{C}^{I/B}\dot{\mathbf{V}} \\ &= \mathbf{C}^{I/B}\mathbf{V} - \mathbf{C}^{I/B}\mathbf{V}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{g} + \frac{1}{m}(\mathbf{C}^{I/B}\mathbf{F}_{air}(\alpha, \xi) + \mathbf{T}_d) \end{aligned} \quad (3)$$

$\mathbf{C}^{I/B}$ は機体固定座標系から慣性座標系への変換行列、 $\mathbf{T}_d = [T_x \ T_y \ T_z]^T$ は慣性座標系における推力ベクトルを表す。(3)式より状態依存表現は次式ようになる。

$$\dot{\mathbf{x}}_{te} = \mathbf{A}\mathbf{x}_{te} + \mathbf{B}\mathbf{T}_d \quad (4)$$

(4)式の状態依存表現に対し、制御周期ごとに最適レギュレータ問題を解く。ここで、(5)式にLQR問題の評価関数($\mathbf{Q}_t > 0, \mathbf{R}_t > 0$)を示す。

$$\mathbf{J} = \int_0^\infty (\mathbf{x}_{te}^T \mathbf{Q}_t \mathbf{x}_{te} + \mathbf{T}_d^T \mathbf{R}_t \mathbf{T}_d) dt \quad (5)$$

$$\mathbf{T}_d = -\mathbf{R}_t^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}_{te} = -\mathbf{R}_t^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \begin{bmatrix} \int z dt - \int z_c dt \\ \int u dt - \int u_c dt \\ z - z_c \\ y \\ u - u_c \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (6)$$

ここで、 \mathbf{P} はリカッチ方程式の解である。

3.2 回転制御器

回転制御器の設計は並進制御器の設計と同様の手順に従う。オイラー角を φ, θ, ψ と表し、状態量を $\mathbf{x}_r = [\varphi \ \theta \ \psi]^T$ と定義する。この状態量と(2)式より、状態量の2階の微分は以下の(7)式のように表される。

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_r &= \mathbf{C}(\mathbf{e})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}(\mathbf{e})\dot{\boldsymbol{\omega}} \\ &= \mathbf{C}(\mathbf{e})\boldsymbol{\omega} + \mathbf{C}(\mathbf{e})\mathbf{J}^{-1}\{-\dot{\boldsymbol{\omega}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{M}_{air}(\alpha, \xi) + \mathbf{M}_d\} \end{aligned} \quad (7)$$

上式より、状態依存表現は次式ようになる。

$$\dot{\mathbf{x}}_{re} = \mathbf{A}\mathbf{x}_{re} + \mathbf{B}\mathbf{M}_d \quad (8)$$

(8)式の状態依存表現に対し、制御周期ごとに最適レギュレータ問題を解く。ここで、次にLQR問題の評価関数($\mathbf{Q}_t > 0, \mathbf{R}_t > 0$)を示す。

$$\mathbf{J} = \int_0^\infty (\mathbf{x}_{re}^T \mathbf{Q}_r \mathbf{x}_{re} + \mathbf{M}_d^T \mathbf{R}_r \mathbf{M}_d) dt \quad (9)$$

$$\mathbf{M}_d = -\mathbf{R}_r^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}_{re} = -\mathbf{R}_r^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \begin{bmatrix} \int (\varphi - \varphi_c) dt \\ \varphi - \varphi_c \\ \theta \\ \psi \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (10)$$

4. 数値シミュレーション

Figure 2 に数値シミュレーションの結果を示す。数値シミュレーションでは、QTW-UAV に対して離陸から遷移飛行を行い水平定常飛行に移るように制御を行う。Figure 2(a)に機体の高度変化を示す、離陸直後は、破線で示した指令値に対して遅れた応答となっているが、その後、定常偏差無く目標高度に達している。また、Figure 2(b)に機体速度の時間履歴を示す。機体速度についても、離陸直後は、破線の指令値よりも遅れた応答を示しているが、目標速度に対し定常偏差なく追従できていることから、安定した制御が行えていることが確認できる。この結果より、提案手法の有効性が確認された。

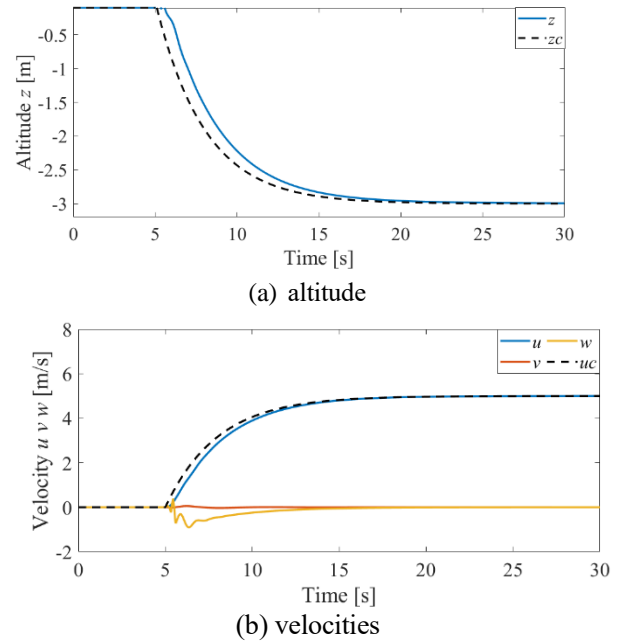


Figure 2. Control behavior of the QTW-UAV with the use of the proposed method

5. 結言

QTW-UAV に対して、SDRE 法を用いた制御系設計法を提案した。その有効性を数値シミュレーションにより確認した。

参考文献

- [1] Vladimir Knyaz, et al.: "Intelligent Mobile Object Monitoring by Unmanned Aerial Vehicles", 18th International Conference on Smart Technologies, DOI: 10.1109/EUROCON.2019.8861575, 2019
- [2] 鈴木 聡: "状態依存型リカッチ方程式を用いた非線形システムの安定法", 第49回自動制御連合講演会, 2006