

ILQ 法に基づく QTW-UAV の制御系設計

Control System Design of QTW-UAV Based on ILQ method

○比良田祐都¹, 内山賢治², 増田開²*Hirata Yuto¹, Kenji Uchiyama², Kai Masuda²

This paper describes the design of ILQ(Linear Parameter-Varying) method for the flight control system of a Quad Tilt-Wing (QTW) UAV. The UAV has capability of hovering and level flight. Strong nonlinearity in its dynamics would appear during a transition flight between hovering and level flight. Up until now, we have been using the LPV(linear parameter-varying) model but there are problems with large the amount of calculation and complex determination of weight. The proposed controller has possibility to reduce the amount of calculation and easy to understand weight determination.

1. 緒言

無人航空機 (UAV : Unmanned Aerial Vehicle) は、物資の運搬や人間の活動が困難な環境等において利用されており、目的に応じた様々な機体が研究されている。その中でも、本研究室では固定翼 UAV と回転翼 UAV の特徴を併せ持つ機体として、Quad Tilt-Wing (QTW)-UAV^[1]の研究を行っている。QTW-UAV は、主翼のティルト角を可変させることで、広域でのミッションが可能だけでなく垂直離着陸や定点観測可能な機体として期待されているが、遷移飛行時に大きな非線形性が現れる事が問題となってきた。

これまで、遷移飛行時に制御系を切り替えない制御手法として、LPV(Linear Parameter-Varying Model)モデルに最適レギュレータを適用した手法^[2]などを提案してきた。しかし、逐次リカッチ方程式を解く必要があるため、計算負荷が過大となる問題があった。また、評価関数の重みと閉ループ応答との関連が明瞭でないという点も挙げられている。

そこで本稿では、ゲイン決定の演算時間が少ない、重みが状態量と明確に対応している、などの特徴を有する ILQ (Inverse Linear Quadratic) 法^[3]を用いた制御系設計を提案する。設計した制御系に対しポテンシャル関数を用いた誘導則を適用することで、遷移飛行制御を実現する。最後に、提案手法の有効性を数値シミュレーションにより確認する。

2. ダイナミクス

QTW-UAV の非線形運動方程式は次式の様になる。

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

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

(1)式, (2)式は、それぞれ機体の並進運動・回転運動を表す。ここで、慣性テンソル \mathbf{J} において、機体の対称

Table 1 Definition of parameters

α	Angle of attack	f_l	Aerodynamic forces
g	Gravitational acceleration	f_k	Lift that occurs perpendicular to the air speed
m	Mass of QTW-UAV	f_{d3}	Drag generated perpendicular to the wing
ξ_1	Front wing tilt angle	f_{d4}	Damper resistance acting on sideslip
ξ_2	Rear wing tilt angle	T_n	Thrust of rotor
S_y	Damper resistance	F_n	Deflection thrust of flaperon
l_l	Distance from Body axis XB to rotors		
l_s	Distance from Body axis YB to rotors		
l_{fx}	Distance from Body axis X_B to center of the flaperon		
l_{fy}	Distance from Body axis Y_B to center of the flaperon		

性から I_{xz} を除くすべての慣性乗積を0としている。また、両式における行列、ベクトルを以下のように定義する。三角関数の表記については、 $s\xi_1 = \sin \xi_1$, $c\xi_1 = \cos \xi_1$ としている。その他の変数の定義を Table 1 に示す。

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

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

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

$$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{C}^{B/I}\mathbf{g} = \begin{bmatrix} -s\theta \\ s\phi c\theta \\ c\phi c\theta \end{bmatrix} \mathbf{g}$$

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

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

$$\mathbf{M}(\xi) = \begin{bmatrix} l_s\{(T_1 - T_2)s\xi_1 - (T_3 - T_4)s\xi_2 \\ + l_{fy}\{(F_1 - F_2)c\xi_1 - (F_3 - F_4)c\xi_2\} \\ (T_1 + T_2)s\xi_1 - (T_3 + T_4)s\xi_2 \\ + (F_1 + F_2)(-l_{fx} + l_l c\xi_1) - (F_3 + F_4)(l_{fx} + l_l c\xi_2) \\ l_s\{(T_1 - T_2)c\xi_1 - (T_3 - T_4)c\xi_2\} \\ - l_{fy}\{(F_1 - F_2)s\xi_1 - (F_3 - F_4)s\xi_2\} \end{bmatrix}$$

3. 制御系設計

QTW-UAV の非線形ダイナミクスに対して、主翼のテイルト角をパラメータとした Linear Parameter-Varying (LPV)モデルを導出する。導出したモデルに対して、ILQ 設計法を用いて制御系の設計を行う。設計した制御系に対する誘導則をポテンシャル関数誘導法を用い算出した。

3.1 LPV モデルの導出 [2]

式(1)及び式(2)から、LPV モデルの導出を行う [2]。機体の縦運動のシステム行列 \mathbf{A}_{xz} および駆動行列 \mathbf{B}_{xz} は、以下のように表せる。この時、状態量を $\mathbf{x}_{xz} \equiv [U \ W \ Q]^T$ と定義し、添え字 e は、現在の値から目標値を引いたものである。また、入力を $\mathbf{u}_{xz} \equiv [v_u \ v_w \ v_q]^T$ とする。

$$\dot{\mathbf{x}}_{xz} = [\mathbf{A}_d(\boldsymbol{\xi}) \ \mathbf{0}_{3 \times 2}] \mathbf{x}_{xz} + \mathbf{I}_{3 \times 3} \mathbf{u}_{xz} \quad (3)$$

ただし、 $\mathbf{A}_d(\boldsymbol{\xi}) = [X_u(\boldsymbol{\xi}) \ Z_u(\boldsymbol{\xi}) \ \theta_u(\boldsymbol{\xi})]^T$ であり、テイルト角に応じて変化する。横・方向運動については、状態量 $\mathbf{x}_{ry} = [V \ P \ R]^T$, 入力 $\mathbf{u}_{ry} \equiv [v_v \ v_p \ v_r]^T$ と定義し、状態方程式は以下のように表される。

$$\dot{\mathbf{x}}_{ry} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 2} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0}_{2 \times 2} & \mathbf{A}_{ry} \end{bmatrix} \mathbf{x}_{ry} + \mathbf{I}_{3 \times 3} \mathbf{u}_{ry} \quad (4)$$

3.2 ILQ 設計理論による制御系の設計 [3]

上記のシステムに対し、目標値変化にロバスト追従する ILQ 最適サーボ系設計を求める。必要な設計パラメータは、①ILQ サーボ系の目標伝達関数、②調整パラメータ $\boldsymbol{\Sigma} = \text{diag}\{\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3\}$ の決定、である。目標伝達関数は、一次遅れ系とし極配置法により基準最適化ゲイン $\mathbf{F} = [\mathbf{K}_p^0 \ \mathbf{K}_i^0]$ を定めた。調整パラメータは任意の正の定数、 σ の増大により速応性が向上し、状態量ごとに任意に決定する事が出来る。

3.3 ポテンシャル関数誘導法による誘導則 [4]

ポテンシャル関数は目標と現在位置の間に、ポテン

シャル場を定義し、場の勾配から進むべき方向を導出する手法であり、ポテンシャル関数を以下のように定義した。($n = X, \phi, \theta, \psi$)

$$P_n = \frac{1}{\sqrt{(n - n_d)^2 + W_{dn}}} \quad (5)$$

W_{dn} は各々に設定できる重みである。

4. 数値シミュレーション

前節で導出した制御系を用いて数値シミュレーションを行う。まず、QTW-UAV に高度目標値 1[m] を与えホバリング状態にする。その後、十分安定すると考えられる 20 [s] 後に、目標速度を 3[m/s] として遷移飛行を行った。位置、角度については目標値を 0 とした。Figure 1 から制御入力は制約内で推移し、速度・高度共に目標値に追従しており、それ以外の値は 0 に収束している事から、制御系の有効性が確認できる。

5. 結言

QTW-UAV に対し ILQ 法を用いた新しい制御系と誘導則の提案を行った。また、これらの有効性を、数値シミュレーションにより確認した。

参考文献

- [1] 木村學, 平林大輔ほか:「4 発垂直離発着航空機 (QTW) による輸送システム」, 交通・物流部門大会講演論文集, pp.121-122, 2007
- [2] 比良田祐都, 内山賢治:「NPV モデルを用いた QTW-UAV の遷移飛行制御」, 第 53 回飛行機シンポジウム, JSASS-2015-5060, 2015.
- [3] 藤井隆雄, 水島成人ほか:「LQ 設計への新しい試み」, 自動制御学会論文集, Vol.23, No.2, pp129-135, 1987.
- [4] 彌城祐亮, 江口和樹ほか:「ポテンシャル法によるロボット製品の障害物回避技術の開発」, 三菱重工技法, Vol.51, No.1, pp.40-45, 2014.

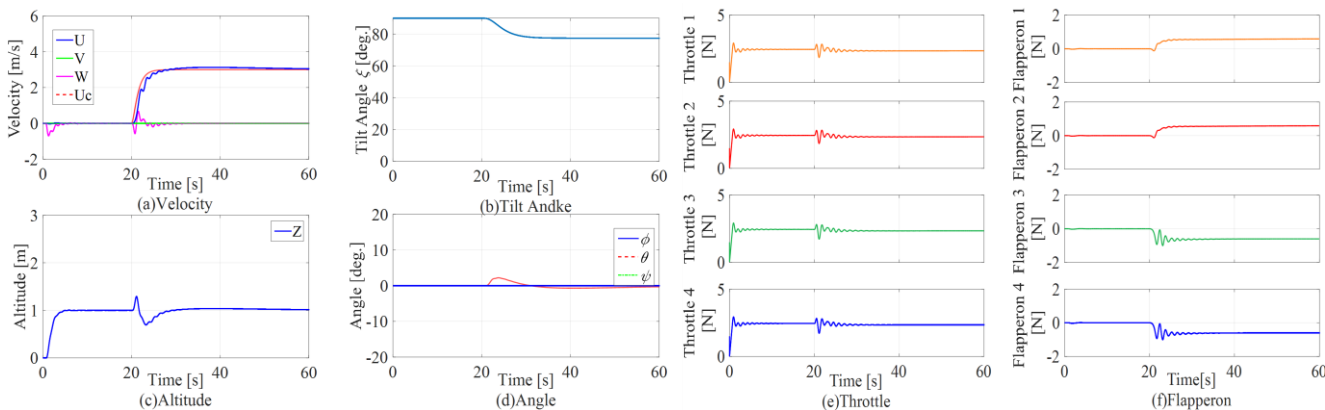


Figure 1 Transition Flight Control of Quad Tilt-wing UAV