固定翼 UAV における遷移飛行の制御系設計^{*1}

Control Architecture for Transition between Level Flight and Hovering of Fixed-Wing UAV

小 糸 昌 範^{*2}・内 山 賢 治^{*3}
Masanori KOKUME and Kenji UCHIYAMA

Key Words : Fixed-Wing UAV, Transition, Hovering, Dynamic Inversion Method, H_∞ Controller

Abstract : This paper describes the design of novel control system for a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV) which can transition between level flight and hovering. The control system is constructed by using dynamic inversion method applying to the translational and rotational nonlinear equations of motion of the UAV. In the controller design for the rotational motion, an observer based on Disturbance Accommodating Control (DAC) method is used to estimate nonlinear parameters. Moreover, H_∞ controller is employed to have robustness against estimation error and modeling error on its dynamics. In order to verify the validity of the proposed control system, numerical simulation is performed for the UAV.

1. は じ め に

有人では困難な危険領域での観測や、農業散布、監視、探査などに無人飛行機 (UAV) を利用する機会が増えている。このとき用いられる UAV は、固定翼 UAV と回転翼 UAV の 2 種類に大別される。固定翼 UAV は迅速な移動が可能で、かつ回転翼 UAV に比べて燃費が良いことから広範囲に及ぶミッションが可能である。一方、回転翼 UAV は固定翼 UAV と比較すると航続距離は短いものの、ホバリング性能を有することから定点観測などが可能である。これまでは、用途によって各 UAV を使い分けていたが、緊急を伴うミッションでは、移動速度や広範囲/定点での観測などが要求される場合がある。この要求をすべて満足するためには、ティルトウイング式の UAV¹⁾ のように特殊な方式を採用する必要がある。しかし、ティルトウイング式の UAV は複雑な構造をしていることから、製作コストや制御性、故障の発生、信頼性等の面から、実用化には困難が伴うと考えられる。

これとは別に、固定翼 UAV をホバリングさせるシステム設計の試みが行われている。Myrand-Lapierre ら²⁾ や Frank ら³⁾ は、水平定常飛行とホバリングの各状態に対して線形モデルの構築を行い、それに基づいて制御系設計を行っている。このように遷移飛行の制御系設計では、運動モデルや制御ゲインを切り替えているものが多い。しかし、このような制御系では、水平定常飛行からホバリングへの遷移飛行時における非線形運動は全く考慮されておらず、シ

ステムの安定性に不安が残る。また、Kubo ら⁴⁾ や松本ら⁵⁾ はテールシッタ VTOL 機を対象とし、このような問題に取り組んでいる。しかし前者では機体の横・方向の運動を考慮しておらず、また後者では機体の並進運動に対する制御を行っていないため、システムの適用範囲は限られている。

そこで本稿では、遷移飛行する固定翼 UAV において、運動モデルや制御システムの切り替えを必要としない制御系設計の手法を提案する。本手法では、まず、非線形方程式で表された UAV の運動モデルに対してダイナミックインバージョンを適用し、並進・回転運動の各方程式を線形化する。その後、所望の応答が得られるように制御ゲインを決定する。ただし、UAV の姿勢制御については、モデル化誤差や空気力項を含む非線形項を Johnson⁶⁾ によって提案された DAC オブザーバ (DAC method を推定機構に適用したもの) によって推定する。また、推定誤差が UAV の運動に与える影響については、 H_∞ 制御器の適用により最小限に抑える。最後に、数値シミュレーションにより提案する手法の有効性を検証する。

2. 運 動 モ デ ル

2.1 姿勢角表現 UAV の状態量と制御入力を、それぞれ第 1 図のように定義する。慣性座標系は地球表面に固定し、機体固定座標系の原点は機体の重心に一致させる。

図中の U, V, W は各々 x_B, y_B, z_B 軸方向の UAV の速度を、 P, Q, R は各軸周りの UAV の角速度を表す。機体の姿勢はエルロン、エレベータ、ラダーの 3 舵によって制御されるものとし、 $\delta_a, \delta_e, \delta_r$ はそれぞれの舵角を表す。また、機首にはプロペラを取り付け、それにより発生する推力 T も操作量の一つとする。

一般に、航空機の姿勢角表現にはオイラー角が用いられ

^{*1} © 2012 日本航空宇宙学会

平成 23 年 12 月 22 日原稿受付

^{*2} 日本大学大学院理工学研究科航空宇宙工学専攻

^{*3} 日本大学理工学部航空宇宙工学科

第1図 座標系と各変数の定義

る。しかし、本研究で取り扱う遷移飛行問題のように、機体の姿勢角が $90[\text{deg}]$ を超えるような場合は、特異点を有するオイラー角では機体の姿勢を表現することはできない。そこで、UAV の姿勢角表現には、特異点のないクォータニオンを用いる。クォータニオンは、物体の瞬時の回転方向を表わす単位ベクトル λ と、その回転角度 θ を用いて以下のように定義される⁷⁾。

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \lambda \sin(\theta/2) \\ \cos(\theta/2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ q_4 \end{bmatrix} = [q_1 \ q_2 \ q_3 \ q_4]^T \quad (1)$$

$$\|\mathbf{q}\| = \sqrt{q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2} = 1 \quad (2)$$

クォータニオンによるキネマティクス表現は以下のように表される。

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \bar{\mathbf{E}}(\mathbf{q}) \boldsymbol{\omega}, \quad \bar{\mathbf{E}}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \end{bmatrix} \quad (3)$$

ここで、 $\boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$ は機体の角速度ベクトルである。また、慣性座標系から機体固定座標系への座標変換行列 $\mathbf{C}^{B/I}$ は、クォータニオンを用いて次式のように表せる。

$$\mathbf{C}^{B/I} = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1 q_2 + q_3 q_4) \\ 2(q_1 q_2 - q_3 q_4) & q_2^2 - q_3^2 - q_1^2 + q_4^2 \\ 2(q_3 q_1 + q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 - q_1 q_4) \\ 2(q_3 q_1 - q_2 q_4) & 2(q_2 q_3 + q_1 q_4) \\ q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 & \end{bmatrix} \quad (4)$$

2.2 運動方程式 本稿では、UAV の運動方程式として以下に示すような並進・回転運動に関する非線形方程式を考える⁸⁾。

$$\dot{\mathbf{V}} = -\tilde{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{V} + \mathbf{C}^{B/I} \mathbf{g} + \frac{1}{m} \{ \mathbf{C}(\alpha) \mathbf{F} + \mathbf{T} \} \quad (5)$$

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{J}^{-1} \tilde{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M} + \mathbf{J}^{-1} \mathbf{M}_u \mathbf{u} \quad (6)$$

また、式中の各行列を以下のように定義する。

$$\mathbf{V} = [U \ V \ W]^T, \quad \boldsymbol{\omega} = [P \ Q \ R]^T$$

$$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{C}(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \bar{q} S \begin{bmatrix} -C_D(\alpha) \\ C_y(\beta) + C_{y_R} R + C_{y_{\delta_r}} \delta_r \\ -C_L(\alpha) - C_{L_{\delta_e}} \delta_e \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g} = [0 \ 0 \ g]^T, \quad \mathbf{T} = [T \ 0 \ 0]^T$$

$$\mathbf{u} = [\delta_a \ \delta_e \ \delta_r]^T$$

$$\mathbf{M} = \bar{q} S \begin{bmatrix} b\{C_l(\beta) + C_{l_P} P + C_{l_R} R\} \\ \bar{c}\{C_m(\alpha) + C_{m(\dot{\alpha})} \dot{\alpha} + C_{m_Q} Q\} \\ b\{C_n(\beta) + C_{n_P} P + C_{n_R} R\} \end{bmatrix}$$

$$+ \begin{bmatrix} -M_{drag} - I_{prop} \dot{\omega}_{prop} \\ -I_{prop} \omega_{prop} R \\ I_{prop} \omega_{prop} Q \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M}_u = \bar{q} S \begin{bmatrix} bC_{l_{\delta_a}} & 0 & bC_{l_{\delta_r}} \\ 0 & \bar{c}C_{m_{\delta_e}} & 0 \\ bC_{n_{\delta_a}} & 0 & bC_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}$$

$$+ \bar{q}_{prop} S \begin{bmatrix} dC_{l_{\delta_a}} & 0 & dC_{l_{\delta_r}} \\ 0 & \bar{c}C_{m_{\delta_e}} & 0 \\ dC_{n_{\delta_a}} & 0 & dC_{n_{\delta_r}} \end{bmatrix}$$

ここで α , β はそれぞれ迎角、横滑り角であり、 g は重力加速度、 m は UAV の機体質量、 b は主翼スパン、 $\bar{c}$ は主翼空力平均翼弦、 S は主翼翼面積、 d はプロペラ直径である。 $\bar{q}$ は機体の運動によって発生する動圧、 $\bar{q}_{prop}$ はプロペラ後流によって発生する動圧を表わす。また $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ は、それぞれ揚力係数、抗力係数、縦揺れモーメント係数であり、その他、各状態量にかかる係数は安定微係数、各舵にかかる係数は制御微係数を表している。モーメント $\mathbf{M}$ について、第2項はプロペラの角運動量の変化やジャイロ効果により発生するモーメントを表わしている。 I_{prop} , ω_{prop} は、それぞれプロペラの慣性モーメント、角速度である。また、 M_{drag} は、ブレードが回転する際の抗力によって発生するモーメントである³⁾。慣性テンソル $\mathbf{J}$ については、機体の対称性から I_{xz} を除くすべての慣性乗積を $0[\text{kgm}^2]$ としている。

3. 制御系設計

固定翼 UAV による遷移飛行を達成するため、本稿では制御系の設計を3段階に分けて考える。なお、非線形性を有する並進・回転運動のモデルに対してダイナミックイン

バージョンを適用しモデルを線形化する。

まず、並進運動に対する制御系を構築し、推力 T の制御入力を計算する。次に、求めた推力 T の方向から、機体姿勢の指令値であるクォータニオンコマンド $\mathbf{q}_c$ を算出する。最後に回転運動に対する制御系を構築し、UAV の姿勢がクォータニオンコマンド $\mathbf{q}_c$ に追従するよう、制御入力 $\mathbf{u}$ を計算する。並進運動に対する制御系には PD 制御器、回転運動に対する制御系には H_∞ 制御器を適用する。

3.1 並進運動に対する制御系 まず、以下に示す位置誤差 $\mathbf{x}_e$ を定義する。

$$\mathbf{x}_e = \mathbf{x} - \mathbf{x}_c = [x - x_c \ y - y_c \ z - z_c]^T \quad (7)$$

$\mathbf{x}$ は UAV の現在の位置であり、 $\mathbf{x}_c$ は目標位置を表す定数ベクトルである。このとき、(7) 式の時間に関する二階微分を考えると、

$$\ddot{\mathbf{x}}_e = [\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T = \dot{\mathbf{C}}^{I/B} \mathbf{V} + \mathbf{C}^{I/B} \dot{\mathbf{V}} \quad (8)$$

となる。このとき、右辺第 2 項に (5) 式を代入し、かつ外力を考慮して UAV の並進運動方程式を導出する。

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{x}}_e &= \dot{\mathbf{C}}^{I/B} \mathbf{V} + \mathbf{C}^{I/B} \\ &\quad \times \left[-\tilde{\omega} \mathbf{V} + \mathbf{C}^{B/I} \mathbf{g} + \frac{1}{m} \{ \mathbf{C}(\alpha) \mathbf{F} + \mathbf{T} \} \right] \\ &= \dot{\mathbf{C}}^{I/B} \mathbf{V} - \mathbf{C}^{I/B} \tilde{\omega} \mathbf{V} + \mathbf{g} \\ &\quad + \frac{1}{m} \mathbf{C}^{I/B} \mathbf{C}(\alpha) \mathbf{F} + \frac{1}{m} \mathbf{C}^{I/B} \mathbf{T} \\ &= \dot{\mathbf{C}}^{I/B} \mathbf{V} - \mathbf{C}^{I/B} \tilde{\omega} \mathbf{V} + \mathbf{g} \\ &\quad + \frac{1}{m} \mathbf{C}^{I/B} \mathbf{C}(\alpha) \mathbf{F} + \frac{1}{m} \mathbf{T}^{I/B} \end{aligned} \quad (9)$$

$\mathbf{T}^{I/B} = \mathbf{C}^{I/B} \mathbf{T} = [T_x \ T_y \ T_z]^T$ は慣性座標系からみた推力ベクトルである。ここで、(9) 式を線形化するためにダイナミックインバージョンを適用する。すなわち、(10) 式に示すようにすべての非線形項を打ち消すような推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ を考える。

$$\begin{aligned} \mathbf{T}^{I/B} &= m \left\{ -\dot{\mathbf{C}}^{I/B} \mathbf{V} + \mathbf{C}^{I/B} \tilde{\omega} \mathbf{V} - \mathbf{g} \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{m} \mathbf{C}^{I/B} \mathbf{C}(\alpha) \mathbf{F} + \mathbf{v}_x \right\} \end{aligned} \quad (10)$$

$\mathbf{v}_x$ は線形化されたシステムにおける新たな制御入力で、ここでは次式の PD 制御器を用いる。

$$\mathbf{v}_x = \mathbf{k}_1 \mathbf{x}_e + \mathbf{k}_2 \dot{\mathbf{x}}_e \quad (11)$$

$\mathbf{k}_1$ 、 $\mathbf{k}_2$ は制御ゲインである。以上から、ミッションを達成するために必要な推力 T は、(10) 式で示された推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ の大きさとして与えられる。

$$T = \sqrt{T_x^2 + T_y^2 + T_z^2} \quad (12)$$

第2図 指令角 $\theta_c \cdot \psi_c$ の生成法

3.2 クォータニオンコマンド 前節では並進運動に対する制御系を構築し、推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ を算出した。しかし、一般的な固定翼 UAV の場合、推力を発生させることができる方向は図中の $\mathbf{x}_B$ 軸方向のみである。したがって、 $\mathbf{x}_B$ 軸の方向を推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ の方向に一致させる必要がある。そこで第2図に示すように、推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ の各軸方向の成分を用いて、ピッチ角、方位角の指令値 θ_c 、 ψ_c を生成し、機体の姿勢をこれらに追従させる。

指令角 θ_c 、 ψ_c は推力ベクトル $\mathbf{T}^{I/B}$ の各要素を用いて以下のように求まる。ロール角については、 $\phi_c = 0$ [deg] とする。

$$\theta_c = \tan^{-1} \left(\frac{T_z}{T_x} \right) \quad (13)$$

$$\psi_c = \sin^{-1} \left(\frac{T_y}{T} \right) \quad (14)$$

これらの指令角を各軸周りのクォータニオンに変換する。

$$\mathbf{q}_\theta = \left[0 \ \sin \left(\frac{\theta_c}{2} \right) \ 0 \ \cos \left(\frac{\theta_c}{2} \right) \right]^T \quad (15)$$

$$\mathbf{q}_\psi = \left[\sin(\theta_c) \ 0 \ \cos(\theta_c) \sin \left(\frac{\psi_c}{2} \right) \ \cos \left(\frac{\psi_c}{2} \right) \right]^T \quad (16)$$

(15)、(16) 式を用いて、クォータニオンコマンド $\mathbf{q}_c$ を以下のように計算する。

$$\mathbf{q}_c = \begin{bmatrix} q_{c1} \\ q_{c2} \\ q_{c3} \\ q_{c4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{\theta 4} & -q_{\theta 3} & q_{\theta 2} & q_{\theta 1} \\ q_{\theta 3} & q_{\theta 4} & -q_{\theta 1} & q_{\theta 2} \\ -q_{\theta 2} & q_{\theta 1} & q_{\theta 4} & q_{\theta 3} \\ -q_{\theta 1} & -q_{\theta 2} & -q_{\theta 3} & q_{\theta 4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{\psi 1} \\ q_{\psi 2} \\ q_{\psi 3} \\ q_{\psi 4} \end{bmatrix} \quad (17)$$

3.3 回転運動に対する制御系 ここでは、機体の姿勢をクォータニオンコマンド $\mathbf{q}_c$ に素早くかつ正確に追従させるための制御系を構築する。回転運動に対しても、並進運動のときと同様にダイナミックインバージョンを適用する。前節で述べたように、本機体では、推力の発生方向は第1図に示す $\mathbf{x}_B$ 軸に限られる。このような機体において、回転運動に対する制御系が、機体の安定性や速応性、収束性

に与える影響は大きいと考えられる。そこで、回転運動の制御系を設計する際には、モデル化誤差や空気力項を含む非線形項を、DAC オブザーバによって推定することで制御性能の劣化を防ぐ⁶⁾。この際、過渡期に生じる推定誤差の影響については H_∞ 制御器により改善を図る。

3.3.1 フィードバック線形化 まず、クォータニオンによるキネマティクスを考える。(3) 式の時間に関する一階微分を考えると、

$$\ddot{\bar{q}} = \frac{1}{2} \dot{\bar{E}}(q)\omega + \frac{1}{2} \bar{E}(q)\dot{\omega} \quad (18)$$

となる。このとき、右辺第2項に(6)式を代入することで、(18)式は UAV の回転運動を考慮したものに書き直すことができる。

$$\begin{aligned} \ddot{\bar{q}} &= \frac{1}{2} \dot{\bar{E}}(q)\omega + \frac{1}{2} \bar{E}(q) \\ &\times \{-J^{-1}\tilde{\omega}J\omega + J^{-1}M + J^{-1}M_u u\} \\ &= \frac{1}{2} \left\{ \dot{\bar{E}}(q)\omega - \bar{E}(q)J^{-1}\tilde{\omega}J\omega + \bar{E}(q)J^{-1}M \right\} \\ &\quad + \frac{1}{2} \bar{E}(q)J^{-1}M_u u \\ &= z_1 + g_r u \end{aligned} \quad (19)$$

ここで、 z_1 は推定すべき未知パラメータである。また、本研究では制御入力に影響するパラメータ g_r は既知として扱う。DAC オブザーバを設計する際、未知パラメータ z_1 を(20)式に示すような時間に関する一次スプライン関数であると仮定する⁹⁾。

$$z_1 = c_1 t + c_0, \quad z_2 = \dot{z}_1 = c_1, \quad z_3 = \dot{z}_2 = 0 \quad (20)$$

このとき、(19)式を DAC オブザーバによる推定値を用いた形に書き直すと以下のように表わすことができる。

$$\ddot{\bar{q}} = \hat{z}_1 + g_r u + L_1(\dot{\bar{q}} - \hat{\dot{q}}) \quad (21)$$

ここで、 L_1 はオブザーバゲインであり、式中の「 $\hat{\cdot}$ 」は推定値を示す。(20)、(21)式より、DAC オブザーバは以下のように構成される。

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \dot{\bar{q}} \\ \hat{z}_1 \\ \hat{z}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\bar{q}} \\ \hat{z}_1 \\ \hat{z}_2 \end{bmatrix} \\ &\quad + \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} g_r u + \begin{bmatrix} L_1 \\ L_2 \\ L_3 \end{bmatrix} (\dot{\bar{q}} - \hat{\dot{q}}) \end{aligned} \quad (22)$$

DAC オブザーバによって良好に推定が行われたとすると、各舵の制御入力 u はダイナミックインバージョンを用いて以下のように計算される。

$$u = g_r^{-1}(-\hat{z}_1 + v_q) \quad (23)$$

ここで、 v_q は、以下に示すような線形化モデルに対する新しい制御入力と考えることができる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \bar{q} \\ \dot{\bar{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{q} \\ \dot{\bar{q}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} v_q \quad (24)$$

3.3.2 H_∞ 制御器 運動モデルの不確かさや、過渡期における推定誤差の影響を抑制するために、線形化されたモデルに対して H_∞ 制御器を適用する¹⁰⁾。第3図にその概要を示す。

第3図において、破線で囲まれた部分は不確かさを含む線形化モデルである。図中にあるように、運動モデルの不確かさ・推定誤差は、一つの不確かさとしてまとめて扱う。本研究では、この不確かさを入力の乗法的摂動 Δ として扱い、 H_∞ 制御器によってこの摂動の影響を抑制する。

H_∞ 制御器を設計する際の一般化プラントを第4図に示す¹¹⁾。第4図において、 W_{in} は乗法的摂動を表す重み、 W_{act} はアクチュエータの可動範囲を抑える重み、 W_n はセンサノイズを表す重み、 W_q は機体の姿勢を目標値に追従させるための重みをそれぞれ示している。 W_{in} 、 W_n の重み関数については、低周波数領域のゲインを下げ、高周波外乱の抑制を試みた。逆に、重み関数 W_q については高周波数領域のゲインを下げた。なお、 W_{act} は制御入力の最大値によって決まる定数重みである。また、 T_m は安定

第3図 回転運動に対する制御系の構成

第4図 制御対象の一般化プラント

第5図 制御系のブロック線図

でプロパーな伝達関数であり，姿勢を追従させる際の規範モデルを示している．

第4図の一般化プラントに対する H_∞ 制御器 $K(s)$ は，線形行列不等式（LMI）を用いた方法により求めることができる¹²⁾．以上により，線形化モデルに対する制御入力 v_q は，求めた H_∞ 制御器 $K(s)$ を用いて以下のように表せる．

$$v_q = K(s) \begin{bmatrix} \bar{q}_c^T & \bar{q}^T & \dot{\bar{q}}^T \end{bmatrix}^T \quad (25)$$

第5図に本章でこれまでに述べた制御系の全体図を示す．

4. 数値シミュレーション

提案する手法の有効性を数値シミュレーションによって検証する．使用する機体の空力係数，安定微係数，制御微係数は，数値流体解析ソフトの一つである DATCOM を用いて求めた¹³⁾．また，慣性モーメント，慣性乗積は実験によって求めたものを使用する．第1表に本シミュレーションで用いる UAV の機体仕様を示す．

本稿では，第2表に示すような二つの制御系に対してシミュレーションを行う．システム1は，本稿で提案する制御系で，推定誤差等の影響を考慮している．システム2は比較対象の制御系で，ロバスト性は考慮していない．PD 制御器の制御ゲインについては，両システムとも，振動を抑制するために実軸上に極を配置した．また，オブザーバゲインについては，線形化モデルの双対性を用い，最適レギュレータ問題を解くことで求めた．

これらの制御系を固定翼 UAV に適用し，2種類の遷移飛行に対して数値シミュレーションを行う．まず，ケース1として水平定常飛行からホバリングへの遷移飛行を，次にケース2としてホバリングから水平定常飛行への遷移飛行を扱った．各々のケースにおけるシミュレーション条件を第3表に示す．

4.1 ケース1 ここでは，水平定常飛行からホバリングへの遷移飛行のシミュレーション結果を示す．

第6図に各 UAV の飛行軌跡を示す．両システムとも UAV は目標位置に追従している．しかし，システム2ではオーバーシュートも見られ，目標位置付近で振動が生じているのに対し，提案する手法（システム1）ではスムーズな遷移が達成できている．このことから，システム1では H_∞ 制御器が良好に機能し，振動やオーバーシュートを抑制していることが分かる．

第1表 機体の仕様

機体質量 m [kg]	0.37
主翼スパン b [m]	0.9
慣性テンソル ($I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$) [kgm^2]	(7.80, 21.8, 27.9, -4.21) 10^{-3}

第2表 各システムで用いる制御器

制御器	並進運動	回転運動
システム1	PD 制御器	H_∞ 制御器
システム2	PD 制御器	PD 制御器

第3表 シミュレーション条件

状態量	ケース1	ケース2
初期位置 x_0 [m]	$[0 \ 0 \ -5]^T$	$[0 \ 0 \ -5]^T$
初期姿勢 q_0 [—]	$[0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$	$[0 \ 0.707 \ 0 \ 0.707]^T$
初期速度 V_0 [m/s]	$[10 \ 0 \ 0]^T$	$[0 \ 0 \ 0]^T$
初期角速度 ω_0 [rad/s]	$[0 \ 0 \ 0]^T$	$[0 \ 0 \ 0]^T$
目標位置 x_c [m]	$[150 \ 30 \ -50]^T$	$[15t \ 30 \ -50]^T$

第7, 8図に，それぞれのシステムにおける UAV の状態量・制御入力の時間履歴を示す．これらの結果を比較しても，システム1では各パラメータの振動を抑制できていることが分かる．特にクォータニオン q の時間応答において，システム1では40秒ほどで収束しており，システム2と比較すると速応性についても優れていることが分かる．

両システムの制御入力の時間応答を，第7図(d), (e)と第8図(d), (e)にそれぞれ示す．本シミュレーションで用いた操作量の制約については，実機で実現することを想定し， $-30 \leq \delta_a, \delta_e, \delta_r \leq 30$ [deg], $0 \leq \delta_t \leq 9.5$ [N] とした．今回選定した制御ゲインにおいて，両システムともすべての制御入力値がこれらの範囲に収まっていることが確認できる．

4.2 ケース2 このケースでは，ホバリングから定常飛行への遷移飛行を取り扱う．

第9図に，このときの飛行軌跡を示す．システム2の飛行軌跡を見ると，遷移後の定常飛行において横・方向運動で振動が生じている．この問題を回避する方法の一つとして，ホバリングと定常飛行の両状態に対する制御系の設計^{2,3)}が挙げられるものの，状態遷移中の安定性が保証されていない等の問題がある．これに対しシステム1では，ケース1と同様にスムーズに状態が遷移しており，安定した飛行が実現されている．

第10, 11図は，各システムにおける UAV の状態量・制

第6図 定常飛行からホバリングに移る際の飛行軌跡 (ケース1)

(a) クォータニオン q の時間履歴 (b) 速度 V の時間履歴 (c) 角速度 ω の時間履歴 (d) 推力 T の時間履歴 (e) 制御入力 u の時間履歴

第7図 システム1における各状態量・制御入力の時間応答 (ケース1)

(a) クォータニオン q の時間履歴 (b) 速度 V の時間履歴 (c) 角速度 ω の時間履歴 (d) 推力 T の時間履歴 (e) 制御入力 u の時間履歴

第8図 システム2における各状態量・制御入力の時間応答 (ケース1)

第9図 ホバリングから定常飛行に遷移する際の飛行軌跡(ケース2)

 (a) クォータニオン q の時間履歴

 (b) 速度 V の時間履歴

 (c) 角速度 ω の時間履歴

 (d) 推力 T の時間履歴

 (e) 制御入力 u の時間履歴

第10図 システム1における各状態量・制御入力の時間応答 (ケース2)

 (a) クォータニオン q の時間履歴

 (b) 速度 V の時間履歴

 (c) 角速度 ω の時間履歴

 (d) 推力 T の時間履歴

 (e) 制御入力 u の時間履歴

第11図 システム2における各状態量・制御入力の時間応答 (ケース2)

御入力の時履歴である。ケース1と同様、ホバリングから定常飛行への遷移の際も、 H_∞ 制御器が良好に機能し、各パラメータの振動が抑制されている。

第10図(d), (e)と第11図(d), (e)に両システムの制御入力の時履歴を示す。本ケースの遷移飛行においても、すべての操作量が可動範囲内に収まっていることが分かる。

5. ま と め

固定翼 UAV による遷移飛行において、ダイナミクスの切り替えや制御ゲインの切り替えを行わない新しい制御手法を提案した。非線形運動方程式で表されたシステムに対して、ダイナミックインバージョンやDACオブザーバを適用し、実機への搭載可能性も配慮した。UAVの姿勢制御については、遷移飛行中における速応性や振動抑制の改善を目的として H_∞ 制御器を適用した。最後に、提案した手法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、実機による実証実験を通して本手法の有効性を確認する。

本研究の一部は、科学研究費補助金基盤研究(C)(21560822)の助成を受けたものである。

参 考 文 献

- 1) Muraoka, K., Okada, N. and Kubo, D.: Quad Tilt Wing VTOL UAV: Aerodynamic Characteristics and Prototype Flight Test, AIAA, Unmanned...Unlimited Conference, AIAA Paper 2009-1834, 2009.
- 2) Myrand-Lapierre, V., Desbiens, A., Gagnon, E., Wong, F. and Poulin, E.: Transitions between Level Flight and Hovering for a Fixed-Wing Mini Aerial Vehicle, Proceedings of the American Control Conference, 2010, pp. 530-535.
- 3) Frank, A., McGrew, J. S., Valenti, M., Levine, D. and How, J. P.: Hover, Transition, and Level Flight Control Design for a Single-Propeller Indoor Airplane, AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA Paper 2007-6318, 2007.
- 4) Kubo, D. and Suzuki, S.: Tail-Sitter Vertical Takeoff and Landing Unmanned Aerial Vehicle: Transitional Flight Analysis, J. Aircraft, **45** (2008), pp. 292-297.
- 5) 松本剛明, 近野 敦, 鈴木 兼, 大瀬戸篤司, 呉 健太, 内山 勝: テールシッタ VTOL UAV の最小移動ポストストール姿勢遷移機動, Proceedings of the 2010 JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2010.
- 6) Johnson, C. D.: A Family of "Universal Adaptive Controllers" for Linear and Nonlinear Plants, Proceedings of the Twentieth Southeastern Symposium on System Theory, 1988, pp. 530-534.
- 7) 山口 功, 木田 隆, 岡本 修, 狼 嘉彰: クォータニオンとオイラー角によるキネマティックス表現の比較について, 航空宇宙技術研究所資料, NAL TM-636, 1991.
- 8) Stevens, B. L. and Lewis, F. L.: Aircraft Control and Simulation, Wiley, New York, 1992, Chap. 2.
- 9) Akai, Y., Shimada, Y., Uchiyama, K. and Abe, A.: Design of Nonlinear Attitude Control System for Spaceplane Using Disturbance-Accommodating Control, Proceedings of KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2008, pp. 542-547.
- 10) Sadraey, M. and Colgren, R.: Robust Nonlinear Controller Design for a Complete UAV Mission, Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA Paper 2006-6687, 2006.
- 11) Balas, G. J., Packard, A. K. and M'Closkey, R. T.: Control of the F-14 Aircraft Lateral-Directional Axis during Powered Approach, J. Guid. Control Dynam., **21** (1998), pp. 899-908.
- 12) Gahinet, P. and Apkarian, P.: A Linear Matrix Inequality Approach to H_∞ Control, Int. J. Robust Nonlinear Control, **4** (1994), pp. 421-448.
- 13) Williams, J. E. and Vukelich, S. R.: The USAF Stability and Control Digital Datcom, Vol. I, User's Manual, McDonnell Douglas Astronautics Company, St. Louis, 1979.