

風外乱を考慮した固定翼 UAV の遷移飛行制御

Transition Flight Control under Wind Disturbances for Fixed-Wing UAV

○河野哲史¹, 羽鳥龍太², 内山賢治³
*Satoshi Kono¹, Ryota Hatori², Kenji Uchiyama³

Abstract: We describe the design of a flight control system in consideration of nonlinearity of the motion at the time of the transition flight of UAV. The Dynamic Inversion method is applied to its nonlinear dynamics so that we design a robust controller. The unknown parameter in the linearized model is estimated by DAC observer. Numerical simulation is performed to verify the validity of the proposed flight control system.

1. はじめに

近年, 無人飛行機 (以下 UAV) は災害時における被災地の観測など様々なミッションを遂行できるとして世界中で盛んに研究が行われている. その中でも固定翼 UAV を定常飛行させ, 目標位置でホバリングさせる研究が注目を集めている.

このような飛行制御系は, 従来, 遷移飛行時の運動の非線形性を考慮しておらず, 安定性の保証が十分ではなかった. そこで本稿では, 非線形運動を考慮した制御系を提案し, その有効性を数値シミュレーションと実機を用いた実証実験により確認する.

2. 運動モデル

UAV の非線形運動方程式は以下のように表される.

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

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\mathbf{J}^{-1}\tilde{\boldsymbol{\omega}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M} + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{M}_u\mathbf{u} \quad (2)$$

ただし, (1)式は並進運動, (2)式は回転運動を表す. 式中的変数については, \mathbf{V} :対気速度, $\boldsymbol{\omega}$:角速度, \mathbf{g} :重力加速度, \mathbf{T} :推力, \mathbf{u} :舵角, \mathbf{F} :機体に発生する空気力, $\mathbf{C}(\alpha)$:風軸系から機体軸系への変換行列, \mathbf{M} :空気力とプロペラにより機体に発生するモーメント, \mathbf{M}_u :各舵により機体に発生するモーメント, $\mathbf{C}^{1/B}$:慣性座標系から機体座標系への変換行列, \mathbf{J} :機体の質量中心まわりの慣性モーメントをそれぞれ示す. また, 姿勢角表現には特異点を回避するためオイラー角ではなくクォータニオンを用いる^[1].

3. 飛行制御系

位置誤差 \mathbf{x}_e を以下のように定義する.

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

(3)式を 2 階微分し, (1)式へ代入して, まとめることで次式を得る.

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

ただし, \mathbf{z}_{t1} は迎角 α 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^[2]によりその値を推定する. また, \mathbf{g}_t は推力ベクトル $\mathbf{T}^{1/B}$ にかかる係数である.

次に, 非線形方程式を線形化するため(4)式に対し DI 法を適用すると, 以下の線形化されたモデルを得る.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \dot{\mathbf{x}}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_e \\ \dot{\mathbf{x}}_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{v}_x \quad (5)$$

ここで, 線形化されたモデルに対する新たな制御入力を \mathbf{v}_x とした. 並進運動に対する制御器は PD 制御器として以下のように表す.

$$\mathbf{v}_x = \mathbf{k}_{t1}\mathbf{x}_e + \mathbf{k}_{t2}\dot{\mathbf{x}}_e \quad (6)$$

上述の並進に対する制御系により得た推力ベクトル $\mathbf{T}^{1/B}$ と実際に UAV が発生させる推力の向きを一致させるため, ピッチ角指令値 θ_c 及び方位角指令値 ψ_c を次式で定義する.

$$\theta_c = \tan^{-1} \left(\frac{T_z}{T_x} \right), \psi_c = \sin^{-1} \left(\frac{T_y}{T} \right) \quad (7)$$

(7)式をクォータニオンに変換し, 連続回転を 1 つのクォータニオンで表現すれば, クォータニオンコマンド \mathbf{q}_c を得る.

クォータニオンによるキネマティクスを次式で表す.

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \bar{\mathbf{E}}(\mathbf{q})\boldsymbol{\omega}, \bar{\mathbf{E}}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \end{bmatrix} \quad (8)$$

(8)式を 1 階微分し, UAV の回転運動を表す(2)式へ代入し, まとめることで次式を得る.

$$\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{z}_{r1} + \mathbf{g}_r\mathbf{u} \quad (9)$$

並進運動に対する制御系と同様に \mathbf{z}_{r1} も DAC オブザーバによって推定し, (9)式に対し DI 法を適用すれば以下の線形モデルを得る.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ \dot{\bar{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}} \\ \dot{\bar{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix} \mathbf{v}_q \quad (10)$$

ここで、線形化されたモデルに対する新たな制御入力を \mathbf{v}_q として、 H_∞ 制御器を用いて以下のように表す。

$$\mathbf{v}_q = K(s) \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{q}}_c \\ \dot{\bar{\mathbf{q}}} \end{bmatrix} \quad (11)$$

また、提案する制御系の概略を Fig.1 に示す。

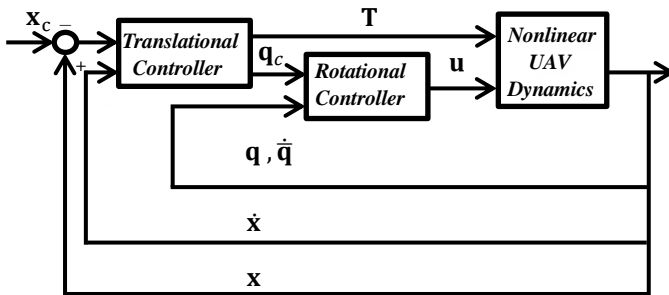
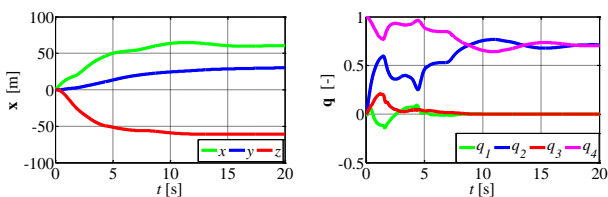


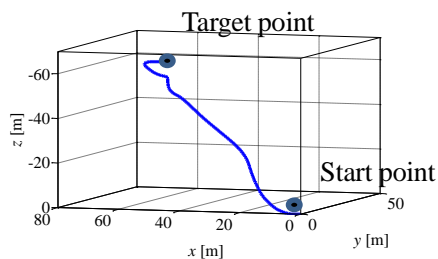
Figure1 Overview of proposed control system

4. 数値シミュレーション

本手法の有効性を数値シミュレーションにより確認する。なお、数値シミュレーションでは平均風速 1.7m/s の Dryden モデルによる風外乱を印加した。ここで、目標位置 $\mathbf{x}_c = [60 \ 30 \ -60]^T$ である。また、数値シミュレーション結果を Fig.2 に示す。Fig.2 において位置およびクォータニオンは 15 秒付近でそれぞれの目標値に収束しているため、提案する制御則が有効に機能していることを確認できる。



(a) Time responses of \mathbf{x} (b) Time responses of \mathbf{q}



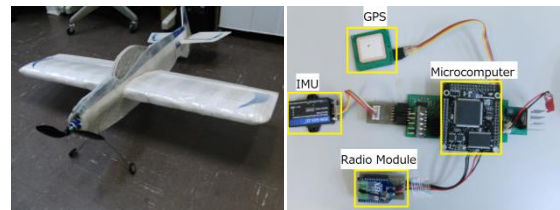
(c) Trajectory of UAV

Figure2 Numerical simulation results

5. 実証実験

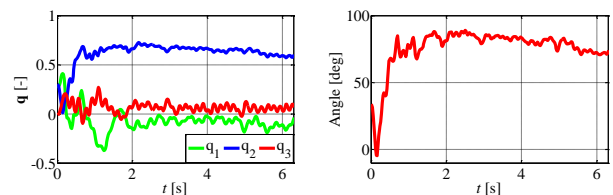
提案する飛行制御系の有効性を確認するため UAV を開発し、予備実験として回転制御系の有効性を確認する実験を行った。Fig.3 に開発した UAV を示す。また、Fig.4 に実験結果を示す。実験では遷移飛行時に UAV の姿勢を垂直に維持するクォータニオンコマンド $\mathbf{q}_c = [0 \ 0.707 \ 0]^T$ を与えた。

Fig.4 より機体の姿勢は 3 秒付近で垂直になっている。実験時の風速は 5m/s であったが、機体は振動しながらも姿勢をある程度維持することができている。これは H_∞ 制御器が有効に機能しているためと考えられる。



(a) Overview (b) Avionics

Figure3 Developed UAV



(a) Time responses of \mathbf{q} (b) Time response of θ

Figure4 Experimental results

6. まとめ

数値シミュレーションの結果と実機を用いた実証実験より、提案する制御則が固定翼 UAV の遷移飛行制御に対して有効であることを確認した。今後は並進制御系を加えた遷移飛行制御の実験を行う。

参考文献

- [1] Iwasaki, K., and Uchiyama, K.: Robust Controller Design for Transition Flight for Fixed-Wing UAV, Proceedings of Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT), 2012, CD-ROM 7.5.2.
- [2] Johnson, C.D.: A Family of "Universal Adaptive Controllers" for Linear and Nonlinear Plants, Proceedings of the Twentieth Southeastern Symposium on System Theory, pp.530-534, 1988.