

## 推力偏向型無人航空機における飛行制御系のロバスト設計

### Robust Design Flight Controller for the Fixed-Wing UAV with Thrust Vectoring System

○平野翔梧<sup>1</sup>, 内山賢治<sup>2</sup>, 増田開<sup>2</sup>\*Shogo Hirano<sup>1</sup>, Kenji Uchiyama<sup>2</sup>, Kai Masuda<sup>2</sup>

This paper describes the design method of a nonlinear flight controller for a fixed-wing UAV with a thrust vectoring system (TVS) using the backstepping method and input-to-state stability (ISS). It is generally difficult to guarantee the stability of a small UAV under wind disturbance due to its complicated motion and the strict restriction of control inputs such as moving surfaces. To overcome this problem, we design the flight controller using the backstepping algorithm for a fixed-wing UAV with TVS. Moreover, ISS is treated to analyze the stability of the flight control system under unknown wind disturbance. The validity of the proposed system is confirmed through numerical simulations.

#### 1. 緒言

無人航空機 (UAV: Unmanned Aerial Vehicle) の活用が聞かれるなか、一般に利用されている UAV は小型であることから、風の影響によって姿勢角を乱されやすく、墜落する危険性が高い。そのため、実際の運用では、風速が規定内の場合のみ<sup>[1]</sup> ミッションが行われている。

この問題に対して、従来研究<sup>[2]</sup>では、制御系を設計する際、風外乱を含んだ空気力を既知として扱っていた。本稿では、風外乱を未知として、強風中でも飛行可能な制御系の設計手法を提案する。本手法では、バックステッピング法と入力状態安定性 (ISS: Input-to-State Stability)<sup>[3]</sup>を適用し、未知外乱下での機体の安定性を保証する。さらに、機体に推力偏向機構 (TVS: Thrust vectoring system) を搭載し、機首方向以外への力の分配を可能とすることで、並進運動の収束性の改善を図る。最後に、数値シミュレーションを利用して有効性を検証する。

#### 2. 制御系設計

##### 2.1 UAV の数学モデル

Figure 1 は、TVS の座標系を示している。本研究では、次節以降で説明する並進入力  $\mathbf{F}_u = [X_{uc}, Y_{uc}, Z_{uc}]^T$  を、TVS の推力  $T$ 、偏向角  $\theta_1, \theta_2$  へと変換し、UAV に入力することで、所望の制御入力を実現する。

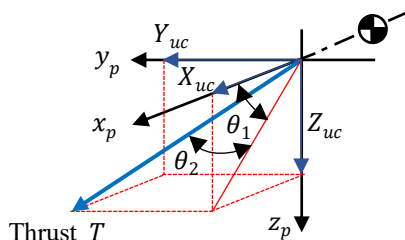


Figure 1. Definition of thrust coordinate system

TVS を有する小型 UAV の数学モデルを次式に示す。

$$\dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{g}_1(\mathbf{x}_3)\mathbf{x}_2 \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{f}_2(\mathbf{x}_4)\mathbf{x}_2 + \mathbf{g}_2(\mathbf{x}_3) + \mathbf{F}_u + \mathbf{d}_1 \quad (2)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_3 = \mathbf{g}_3(\mathbf{x}_3)\mathbf{x}_4 \quad (3)$$

$$\dot{\mathbf{x}}_4 = \mathbf{f}_4(\mathbf{x}_4)\mathbf{x}_4 + \mathbf{u}_{st} + \mathbf{d}_2 \quad (4)$$

式(1)は航法方程式、式(2)は機体の並進運動方程式、式(3)はキネマティクス方程式、式(4)は機体の回転運動方程式を示し、式中の  $\mathbf{g}_1, \mathbf{g}_2, \mathbf{g}_3, \mathbf{f}_2, \mathbf{f}_4$  は非線形ベクトル・行列<sup>[2]</sup>である。また、 $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \mathbf{x}_3, \mathbf{x}_4$  は機体位置、速度、オイラー角、角速度ベクトル、 $\mathbf{F}_u, \mathbf{u}_{st}$  は制御入力、 $\mathbf{d}_1, \mathbf{d}_2$  は外乱である。

##### 2.2 サブシステム

本研究では、制御対象を並進サブシステム (式(1), (2)) と回転サブシステム (式(3), (4)) の2つの大きなサブシステムに分割している。さらに、各サブシステムを2つのサブシステムに分割し、計4つのサブシステムそれぞれが安定になるよう、制御入力を設計する。

まず、位置、オイラー角の目標値  $\mathbf{x}_{1c}, \mathbf{x}_{3c}$  と状態量  $\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_3$  の誤差方程式  $\mathbf{x}_{1e}, \mathbf{x}_{3e}$  を作り、 $\mathbf{x}_{1e}, \mathbf{x}_{3e}$  に関する制御リアプノフ関数の候補  $V_1, V_3$  を決める。

$$V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{x}_{1e}^T \mathbf{x}_{1e} \quad (5)$$

$$V_3 = \frac{1}{2} \mathbf{x}_{3e}^T \mathbf{x}_{3e} \quad (6)$$

式(5), (6)の時間微分が負定となるような擬似入力  $\alpha_1, \alpha_3$  を求める。

$$\alpha_1(t, \mathbf{x}_1, \mathbf{x}_3) = \mathbf{g}_1^{-1}(\dot{\mathbf{x}}_{1c} - \mathbf{k}_1 \mathbf{x}_{1e}) \quad (7)$$

$$\alpha_3(t, \mathbf{x}_3) = \mathbf{g}_3^{-1}(\dot{\mathbf{x}}_{3c} - \mathbf{k}_3 \mathbf{x}_{3e}) \quad (8)$$

ここで、 $\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_3 \in R^{3 \times 3}$  は対角行列制御ゲインである。同様に、速度及び角速度の状態量  $\mathbf{x}_2, \mathbf{x}_4$  と、擬似入力  $\alpha_1, \alpha_3$  の誤差方程式  $\mathbf{z}_2, \mathbf{z}_4$  を作り、各サブシステム全体の制御リアプノフ関数の候補  $V_2, V_4$  を決める。

$$V_2 = \frac{1}{2} \mathbf{x}_{1e}^T \mathbf{x}_{1e} + \frac{1}{2} \mathbf{z}_2^T \mathbf{z}_2 \quad (9)$$

$$V_4 = \frac{1}{2} \mathbf{x}_{3e}^T \mathbf{x}_{3e} + \frac{1}{2} \mathbf{z}_4^T \mathbf{z}_4 \quad (10)$$

式(9)及び式(10)で示したリアプノフ関数の候補の時間微分が負定となるよう、入力  $\mathbf{F}_u, \mathbf{u}_{st}$  を決定する。このとき、機体の並進運動方程式及び回転運動方程式に印加される外乱は無いものとして、入力  $\mathbf{F}_u, \mathbf{u}_{st}$  の導出を行う。

$$\mathbf{F}_u = - \left( \mathbf{k}_2 \mathbf{z}_2 + \mathbf{f}_2 \mathbf{x}_2 + \mathbf{g}_2 - \frac{d\alpha_1}{dt} + \mathbf{g}_1^T \mathbf{x}_{1e} \right) \quad (11)$$

$$\mathbf{u}_{st} = - \left( \mathbf{k}_4 \mathbf{z}_4 + \mathbf{f}_4 \mathbf{x}_4 - \frac{d\alpha_3}{dt} + \mathbf{g}_3^T \mathbf{x}_{3e} \right) \quad (12)$$

ここで、 $\mathbf{k}_2, \mathbf{k}_4 \in R^{3 \times 3}$  は、対角行列の制御ゲインである。

### 2.3 安定解析

本研究では、制御系の安定性を解析する手法として ISS を適用する。ISS により、状態量  $q$  があるクラス  $KL$  関数  $\beta$  とクラス  $K$  関数  $\gamma$  で表される次式を満たせば、システムは漸近安定であることが示される。

$$|q(t)| \leq \beta(|q(0)|, t) + \gamma(\|\mu(t)\|_\infty) \quad (13)$$

制御リアプノフ関数  $V_2, V_4$  を時間微分し、制御入力  $\mathbf{F}_u, \mathbf{u}_{st}$  を代入し、微分不等式を解くと次式が得られる。

$$\begin{aligned} \|\mathbf{x}_1(t)\| &\leq e^{-2k_r t} \|\mathbf{x}_1(0)\| \\ \|\mathbf{x}_2(t)\| &\leq e^{-2k_r t} \|\mathbf{x}_2(0)\| \\ &\quad + \frac{\sqrt{1 - e^{-2k_r t}}}{2} \left( \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{d}_1(\tau)\| \right) \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \|\mathbf{x}_3(t)\| &\leq e^{-2k_r t} \|\mathbf{x}_3(0)\| \\ \|\mathbf{x}_4(t)\| &\leq e^{-2k_r t} \|\mathbf{x}_4(0)\| \\ &\quad + \frac{\sqrt{1 - e^{-2k_r t}}}{2} \left( \sup_{0 \leq \tau \leq t} \|\mathbf{d}_2(\tau)\| \right) \end{aligned} \quad (15)$$

ここで、 $\mathbf{k}_T, \mathbf{k}_R$  はそれぞれ  $\mathbf{k}_T = \min\{\mathbf{k}_1, \mathbf{k}_2 - 0.5\mathbf{I}_{3 \times 3}\}$ ,  $\mathbf{k}_R = \min\{\mathbf{k}_3, \mathbf{k}_4 - 0.5\mathbf{I}_{3 \times 3}\}$  となっている。また、 $\mathbf{I}_{3 \times 3}$  は  $3 \times 3$  の単位行列である。この不等式は式(13)で示した ISS の定義を満たしていることから、この制御系は安定であると言える。

### 2.4 制御系

Figure2 に、TVS を搭載した小型 UAV の制御系のブロック線図を示す。

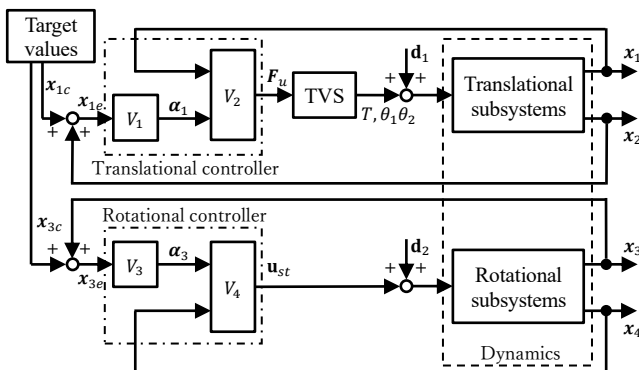


Figure 2. Block diagram of the proposed controller

### 3. 数値シミュレーション

本稿では、TVS を有する小型 UAV に本手法を適用し、風外乱の存在する環境下における機体の飛行特性を調べる。本シミュレーションでは、機体姿勢角を  $0\text{deg}$  に維持し、参照軌道に沿って高度を維持しながら飛行することを目的とする。外乱は周期  $10\text{s}$ 、振幅  $0.5\text{N}$  のパルス波を印加している。

Figure 3 を見ると、UAV はパルス波が印加される  $0, 10, 20\text{s}$  において参照軌道から外れるものの、時間が経過するにつれて参照軌道に沿って飛行している。また、Figure 4 を見ると、姿勢角も軌道と同様にパルス波が印加される  $0, 10, 20\text{s}$  において大きく変化するものの、時間とともに目標値である  $0\text{deg}$  に収束していることが分かる。

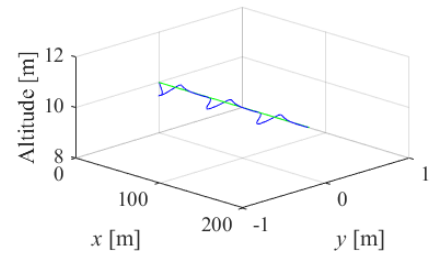


Figure 3. Trajectory of UAV (—reference — UAV)

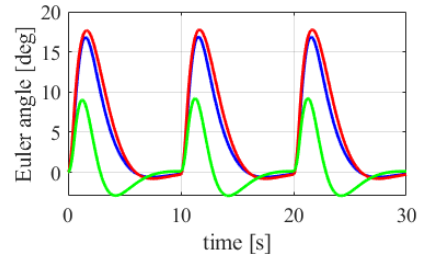


Figure 4. Euler angle (— $\phi$  — $\theta$  — $\psi$ )

### 4. 結言

TVS を有する小型 UAV に対して、バックステッピング法と ISS を適用することで、未知外乱が存在する環境下において、機体の安定性を保証する制御器の設計を行った。数値シミュレーションによって、提案した制御系の有効性を確認した。

### 参考文献

- [1] 中村孝之：「国土地理院による UAV の取組と最新動向」，第 45 回国土地理院報告会，2016。
- [2] Shogo Hirano, Kenji Uchiyama, Kai Masuda: “Controller Design Using Backstepping Algorithm for Fixed-Wing UAV with Thrust Vectoring System”, Adv. Sci. Technol. Eng. Syst. J., Vol.5, No.3, pp.284-290, 2020.
- [3] Hassan K. Khalil: “Nonlinear Systems Third Edition”, Prentice Hall, 2002.