

eVTOL の飛行安定性確保のための制御系設計

2018SC054 水元和崇

指導教員：陳幹

1 はじめに

電動垂直離着陸型機, 通称 eVTOL (electrical vertical take-off and landing) は, 都市での三次元の空域を効率的に利用することで地上の交通渋滞を改善したり, 輸送に革新を与え, 近年注目を集めるモビリティの一つである. 中でも複数のプロペラを所持し翼性能の向上を図るようなコンセプトの機体は, 多くの企業が研究開発を進めその実用化に向けて取り組んでいる. そこでティルトローター型の eVTOL を制御対象として考えると, 制御課題としては, 緊急時や動力停止時の着陸安定性, 非線形性を有した機体の運動に対するパイロットコントロールを用いた安定飛行性, の確保が挙げられる. これらに対して制御系の設計を行うにあたり, 着陸安定性に関して言えばオートローテーションの導入と最適制御理論を用いた安定着陸や, 飛行安定性に関して言えばゲインスケジューリング制御やその他非線形性に対応可能な制御則を用いた安定飛行などが具体的なミッションとして掲げられる. 本研究では eVTOL 機体に対して飛行安定性を確保できるような制御則を提案し, 各種の状態を提案手法を用いて目標値へ追従させ, 制御系の設計を行なう. 先行研究としては文献 [1] を参照されたい.

2 対象機体

モデリング対象となる eVTOL 機体を図 1 として示す. 機体概要詳細は参考文献の文献 [2] 内を参照されたい.

3 モデリング

機体質量を m , 並進速度ベクトルを \mathbf{V} , 総力ベクトルを $\mathbf{F}_{\text{total}}$, 回転角速度ベクトルを $\boldsymbol{\omega}$ とすると運動方程式は以下のように表せる.

$$m\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{F}_{\text{total}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} \quad (1)$$

慣性ベクトルを \mathbf{I} , 総モーメントベクトルを $\mathbf{M}_{\text{total}}$ とすると回転の運動方程式は以下のように表せる.

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{M}_{\text{total}} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} \quad (2)$$

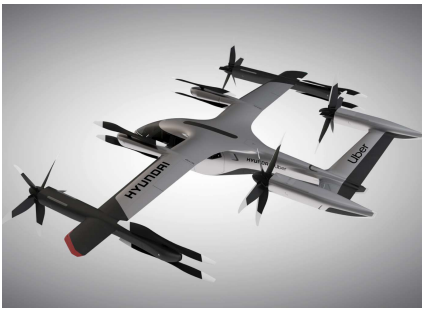


図 1 eVTOL モデル (hyundai : S-A1)

$\mathbf{F}_{\text{total}}$ は, 空気力の項, 重力場による力の項, 推進機や姿勢維持機による力の項, を用いて以下のように表せる. ただし, 各種空力係数 C_x, C_y, C_z , 動圧 \bar{q} , 主翼面積 S , 各種角度 ϕ, θ, ψ , 重力加速度 g , 質量 m , 各プロペラ推力 T_i , プロペラ取付角 δ_{T_i} を用いるものとする.

$$\mathbf{F}_{\text{total}} = \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \bar{q}S + \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta \sin\phi \\ \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} mg + \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{N_{\text{prop}}} T_i \cos\delta_{T_i} \\ 0 \\ -\sum_{i=1}^{N_{\text{prop}}} T_i \sin\delta_{T_i} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$\mathbf{M}_{\text{total}}$ は, 空気力のモーメント項, 推進機姿勢維持機によるモーメント項, を用いて以下のように表せる. ただし, 各種空力モーメント係数 C_l, C_m, C_n , 動圧 \bar{q} , 主翼面積 S , 翼長 b , 空力平均翼弦 \bar{c} , 各プロペラ推力 T_i , 制御効率行列 M_{CA1} を用いる.

$$\mathbf{M}_{\text{total}} = \begin{bmatrix} bC_l \\ \bar{c}C_m \\ bC_n \end{bmatrix} \bar{q}S + M_{CA1} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

制御効率行列 M_{CA1} は, 前方プロペラ重心位置 dx_f, dy_f, dz_f と後方プロペラ重心位置 dx_r, dy_r, dz_r , プロペラ取付角 δ_{T_i} , プロペラトルク定数 k_m を用いて以下である.

$$M_{CA1} = \begin{bmatrix} dy_f \sin\delta_{T_1} - k_m \cos\delta_{T_1} & -dy_f \sin\delta_{T_2} + k_m \cos\delta_{T_2} & dy_r \sin\delta_{T_3} + k_m \cos\delta_{T_3} & -dy_r \sin\delta_{T_4} - k_m \cos\delta_{T_4} \\ dx_f \sin\delta_{T_1} + dz_f \cos\delta_{T_1} & dx_f \sin\delta_{T_2} + dz_f \cos\delta_{T_2} & -dx_r \sin\delta_{T_3} - dz_r \cos\delta_{T_3} & -dx_r \sin\delta_{T_4} - dz_r \cos\delta_{T_4} \\ k_m \sin\delta_{T_1} + dy_r \cos\delta_{T_1} & -k_m \sin\delta_{T_2} - dy_r \cos\delta_{T_2} & -k_m \sin\delta_{T_3} + dy_r \cos\delta_{T_3} & k_m \sin\delta_{T_4} - dy_r \cos\delta_{T_4} \end{bmatrix} \quad (5)$$

4 問題設定

本研究の具体的な設定として, 完全なホバリングの状況を仮定 ($\eta = 1$) し, 舵角等の操作は発生しないものとする. また, 今後の遷移飛行シミュレーションを見据えて本研究では垂直飛行シミュレーションを行うものとする. 以上の状況設定における状態空間表現を以下に示す.

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x} = \mathbf{A}(\mathbf{x}) + \mathbf{B}u \quad (6)$$

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{1}{m} C_x \bar{q}S - g \sin\theta + vr - wq \\ \frac{1}{m} C_y \bar{q}S + g \cos\theta \sin\phi + wp - ur \\ \frac{1}{m} C_z \bar{q}S + g \cos\theta \cos\phi + uq - vp \\ \frac{1}{I_x} (bC_l \bar{q}S + (I_y - I_z) qr) \\ \frac{1}{I_y} (\bar{c}C_m \bar{q}S + (I_z - I_x) pr) \\ \frac{1}{I_z} (bC_n \bar{q}S + (I_x - I_y) pq) \\ \frac{1}{\cos\theta} (r \cos\phi + q \sin\phi) \\ q \cos\phi - r \sin\phi \\ p + (r \cos\phi + q \sin\phi) \tan\theta \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \cos\delta_{T_1} & \cos\delta_{T_2} & \cos\delta_{T_3} & \cos\delta_{T_4} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -\sin\delta_{T_1} & -\sin\delta_{T_2} & -\sin\delta_{T_3} & -\sin\delta_{T_4} \\ \frac{1}{I_x} M_{CA1}(1,1) & \frac{1}{I_x} M_{CA1}(1,2) & \frac{1}{I_x} M_{CA1}(1,3) & \frac{1}{I_x} M_{CA1}(1,4) \\ \frac{1}{I_y} M_{CA1}(2,1) & \frac{1}{I_y} M_{CA1}(2,2) & \frac{1}{I_y} M_{CA1}(2,3) & \frac{1}{I_y} M_{CA1}(2,4) \\ \frac{1}{I_z} M_{CA1}(3,1) & \frac{1}{I_z} M_{CA1}(3,2) & \frac{1}{I_z} M_{CA1}(3,3) & \frac{1}{I_z} M_{CA1}(3,4) \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{x} = [u \ v \ w \ p \ q \ r \ \psi \ \theta \ \phi]^T$$

$$\mathbf{u} = [T_1 \ T_2 \ T_3 \ T_4]^T$$

問題設定としては、システム (6) に対して適当なトルク入力を加えて、機体姿勢に関する状態量であるオイラー角の目標値追従を実現したい。

5 INDI 制御則

INDI(非線形インクリメンタル動的反転) 制御則の概要としては、制御入力に非線形性を反転要素で相殺する部分をもうけて目標値入力を機体のダイナミクスに非依存なものとして決定できるということである。本研究のモデルに対する INDI 制御則に基づいた制御入力の算出内容を以下に示す。

$$\begin{bmatrix} dT_1 \\ dT_2 \\ dT_3 \\ dT_4 \end{bmatrix} = M_{CA2}^{-1} \begin{bmatrix} I_x(\dot{p}_{\text{required}} - \dot{p}_0) \\ I_y(\dot{q}_{\text{required}} - \dot{q}_0) \\ I_z(\dot{r}_{\text{required}} - \dot{r}_0) \\ \frac{m}{\cos \phi} (V_{Z_{\text{required}}}) \end{bmatrix} \quad (7)$$

(7) 式で導入した新たな制御効率行列 M_{CA2} は以下のように表せる。

$$M_{CA2} = \begin{bmatrix} M_{CA1}(1,1) & M_{CA1}(1,2) & M_{CA1}(1,3) & M_{CA1}(1,4) \\ M_{CA1}(2,1) & M_{CA1}(2,2) & M_{CA1}(2,3) & M_{CA1}(2,4) \\ M_{CA1}(3,1) & M_{CA1}(3,2) & M_{CA1}(3,3) & M_{CA1}(3,4) \\ \sin(\theta + \delta_{T_1}) & \sin(\theta + \delta_{T_2}) & \sin(\theta + \delta_{T_3}) & \sin(\theta + \delta_{T_4}) \end{bmatrix} \quad (8)$$

また、制御入力 $\mathbf{T}(= \mathbf{u})$ は (7) 式の制御入力増分 $\Delta \mathbf{T}(= \mathbf{T} - \mathbf{T}_0)$ を用いて以下のように導出される。

$$\begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{10} \\ T_{20} \\ T_{30} \\ T_{40} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dT_1 \\ dT_2 \\ dT_3 \\ dT_4 \end{bmatrix} \quad (9)$$

上記より、(7) 式内における各種要求角速度と垂直速度、それぞれの初期値を設定できれば制御入力を決定できることがわかった。また、INDI 法によって理論上は非線形性の影響を受けることなく要求値への追従を図ることができる。

6 制御系設計

INDI 制御則の採用によって、制御入力内で用いる要求値は機体の運動とは独立に算出しても問題ないと言える。そこでオイラー角とその 1 階微分、その 2 階微分、また、オイラー角の目標値を用いて要求値を決定する。要求値 (仮想入力) 導出のために採用する線形コントローラを以下に示す。

$$\dot{p}_{\text{required}} = K_{\phi}(\phi_{\text{reference}} - \phi) + K_{\dot{\phi}}(\dot{\phi}_{\text{reference}} - \dot{\phi}) + K_{\ddot{\phi}}(\ddot{\phi}_{\text{reference}}) \quad (10)$$

$$\dot{q}_{\text{required}} = K_{\theta}(\theta_{\text{reference}} - \theta) + K_{\dot{\theta}}(\dot{\theta}_{\text{reference}} - \dot{\theta}) + K_{\ddot{\theta}}(\ddot{\theta}_{\text{reference}}) \quad (11)$$

$$\dot{r}_{\text{required}} = K_{\psi}(\psi_{\text{reference}} - \psi) + K_{\dot{\psi}}(\dot{\psi}_{\text{reference}} - \dot{\psi}) + K_{\ddot{\psi}}(\ddot{\psi}_{\text{reference}}) \quad (12)$$

設計ゲインは先行研究における値を改変した。系の概要を図 2 として示す。赤線は系の独立性を表す。

7 シミュレーション結果

随所での仮定に基づき INDI 制御則を用いて目標オイラー角値への追従を目指す。目標値は 0 とする。シミュレーション結果を図 3 として示す。

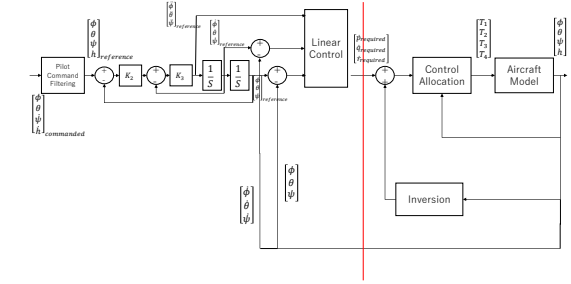


図 2 系の概要

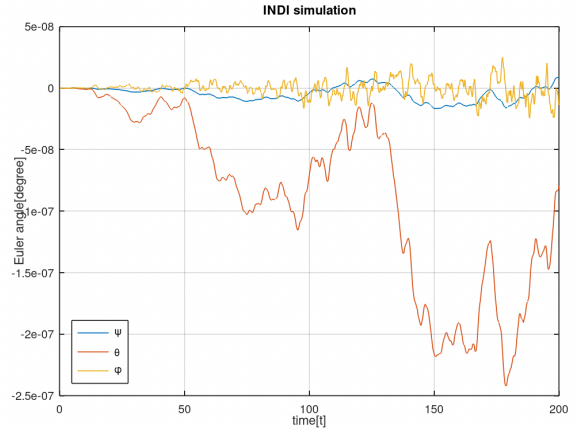


図 3 シミュレーション結果

8 おわりに

本研究では遷移飛行時における飛行安定性確保のための先駆けとして垂直飛行時におけるシミュレーションを行った。結果としては、INDI 制御則を用いて垂直飛行時における機体姿勢の安定化を実現できた。しかし、各種オイラー角に対してそれぞれ独立した目標値を与え、それぞれの値に追従させることが完全にはできていない。今後の展望として、非線形が顕著に現れる遷移飛行過程における INDI 制御則を用いた制御系設計、eVTOL の実機実装を見据えた詳細なモデリングと設計、が考えられる。それらによってパイロット入力を効果的に機体のダイナミクスに反映させることができれば同様に姿勢安定化を図ることができる。

参考文献

- [1] Thomas Lombaerts · John Kaneshige · Stefan Schuet · Gordon Hard, Bimal Aponso · Kimberlee Shishk: *Non-linear Dynamic Inversion based Attitude Control for a Hovering Quad Tiltrotor eVTOL Vehicle*. AIAA Guidance Navigation and Control Conference, 2019.
- [2] Elan Head: *Hyundai reveals S-A1 air taxi, Uber Elevate partnership*. <https://evtol.com/news/hyundai-sa1-air-taxi-uber-elevate/>, (2022-01-17).
- [3] 片柳亮二: 『航空機の飛行制御の実際』。森北出版株式会社, 2011.