

ツインロータヘリコプタのスライディングモード制御

2012SE034 畑中智博

指導教員：大石泰章

1 はじめに

ツインロータヘリコプタは機体の前後にメインロータがついており、メインロータとテイルロータからなる一般的なヘリコプタよりも大型であるため、様々な物資の輸送に用いられる。しかしヘリコプタは非線形なシステムであるので制御することは容易ではない。非線形制御の方法の中でも、スライディングモード制御はマッチング条件を満たすものなら外乱やモデル誤差を抑制できるという優れた特性を持っている。本研究では、非線形のシステムである3自由度ヘリコプタにスライディングモード制御を適用する。

2 制御対象

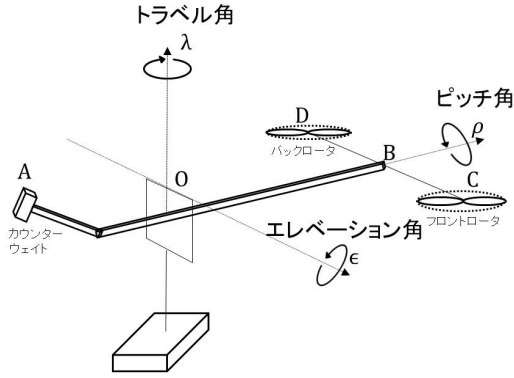


図1 Quanser社の3自由度ヘリコプタモデル

本研究で使用する Quanser 社のヘリコプタの簡略図を図1に示す。支柱 AB は支点 O を中心とし水平面内と垂直面内で自由に回転でき、基準点からの水平方向への回転角度を λ 、水平面を基準とした垂直方向への回転角度を ϵ とする。機体 CD は支柱 AB を軸に自由に回転し、水平面からの回転角度を ρ とする。また、文献 [1] に従って以下のパラメータを用いる。 K_f [N/V]: ロータの揚力定数; M_f, M_b, M_h, M_w [kg]: フロントロータ, バックロータ, ヘリコプタボディ, カウンターウェイトの質量; L_a, L_w, L_h [m]: BO 間, AO 間, 点 B からの各ロータ間の長さ; ϵ_h, ϵ_w [rad]: ヘリコプタボディから点 O, カウンターウェイトから点 O への仰角; g [m/s²]: 重力加速度。フロントロータおよびバックロータに加える電圧をそれぞれ V_f, V_b と書く。これらを変化させることで生み出される揚力を前後独立に制御できる。以下、機体の揚力と姿勢の回転力をそれぞれ次のように定める:

$$u_1 = K_f(V_f + V_b), u_2 = L_h K_f(V_f - V_b).$$

ヘリコプタの動特性は複雑であるため、本研究では文献 [2] を簡単化したモデルを使用する。 $\epsilon = \rho = \lambda = 0$ を平衡点とするホバリング入力 $u^0 = (u_1^0 \ u_2^0)^T$ を用いて、 $u_1 = u_1^0$ と固定し、恒等的に $\epsilon = 0$ であるとみなす。これにより、本研究で使用する λ が ρ に依存したモデルを得る:

$$\begin{aligned} \ddot{\epsilon} &= 0, \\ \ddot{\rho} &= \frac{1}{J_\rho} u_2, \\ \ddot{\lambda} &= -\frac{L_a}{J_\lambda} u_1^0 \sin \rho. \end{aligned}$$

ただしホバリング入力 u^0 は実験値より、

$$u_1^0 = 19.8 \times K_f, u_2^0 = 0$$

である。また、

$$\begin{aligned} J_\rho &= M_h L_h^2, \\ J_\lambda &= M_h L_a^2 \cos^2(-\epsilon_h) + M_w L_w^2 \cos^2(-\epsilon_w) \end{aligned}$$

である。状態変数を $x(t) = (\lambda \ \dot{\lambda} \ \rho \ \dot{\rho})^T$ とし、以降簡単化した次のシステムについて考える:

$$\frac{d}{dt} \lambda = \dot{\lambda}, \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \dot{\lambda} = -\frac{L_a}{J_\lambda} u_1^0 \sin \rho, \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt} \rho = \dot{\rho}, \quad (3)$$

$$\frac{d}{dt} \dot{\rho} = \frac{1}{J_\rho} u_2. \quad (4)$$

$\sin \rho$ を含むので動特性は非線形である。

3 制御器設計

3.1 スライディングモードコントローラ的设计

式 (1)~(4) のシステムについて、以下のスライディングモード制御系を考える:

$$\begin{cases} \dot{x} = \begin{pmatrix} \dot{\lambda} \\ -\frac{L_a}{J_\lambda} u_1^0 \sin \rho \\ \dot{\rho} \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{1}{J_\rho} \end{pmatrix} u_2, \\ \sigma = Sx = 0. \end{cases} \quad (5)$$

ここで、 σ は切換関数、 S は切換超平面である。スライディングモード制御は、スライディングモード中にシステムに生じていると見なせる等価制御入力と、システムにス

ライディングモードを生じさせる非線形制御入力で構成される．等価制御入力を u_{eq} ，非線形制御入力を u_{nl} とし，

$$f = \begin{pmatrix} \dot{\lambda} \\ -\frac{L_a}{J_\lambda} u_1^0 \sin \rho \\ \dot{\rho} \\ 0 \end{pmatrix}, B = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{1}{J_\rho} \end{pmatrix}$$

とすると，文献 [3] より等価制御入力

$$u_{eq} = -(SB)^{-1}Sf$$

が得られる． $0 < \|u_{eq}\| \leq F(x, t)$ ， $\alpha > 1$ と定義すると非線形制御入力

$$u_{nl} = -\alpha F(x, t) \text{sgn}(SB\sigma) \quad (6)$$

によってスライディングモードを生じることができる． $F(x, t) = \|u_{eq}\| + 0.5$ ， $\alpha = 1.3$ ， $S = \begin{pmatrix} -5.1 & -5.9 & 3 & 1 \end{pmatrix}$ とした非線形シミュレーションの λ と入力の結果を図 2 に示す．初期値は $x(t) = (30 \ 0 \ 0 \ 0)^T$ ，目標値は $x(t) = (0 \ 0 \ 0 \ 0)^T$ とし，入力は実験機で実装できる入力電圧 V_f, V_b の最大値 24[V] を超えないように制限した．

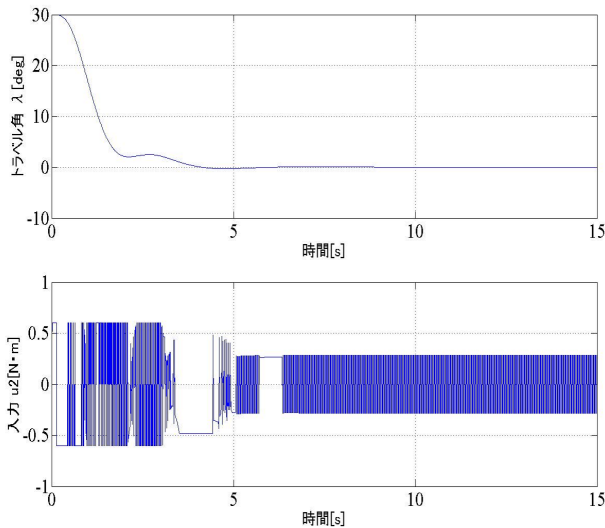


図 2 シミュレーション結果

図 2 の上のグラフに見るように λ は 0 に収束していくが，下のグラフに見るように入力はチャタリングを起こしており，現実的ではない．

3.2 チャタリングの防止

チャタリングを除去するために，飽和関数を用いて非線形制御入力を設計し直す．まず， $\sigma = 0$ 付近に境界層を設ける．この境界層により，不連続入力を連続関数で近似できる．また， $\text{sgn}(SB\sigma)$ は飽和関数 $\text{sat}(SB\sigma)$ に置き換える．境界層の幅を ϕ とすると，文献 [3] より，本研究で使用するシステムは 1 入力なので， u_{nl} は次のように定義できる：

$$u_{nl} = -\alpha F(x, t) \text{sat}(SB\sigma) \quad (7)$$

ただし，

$$\text{sat}(SB\sigma) = \begin{cases} \frac{SB\sigma}{\phi}, & (|SB\sigma| \leq \phi) \\ \text{sgn}(SB\sigma) & (|SB\sigma| > \phi) \end{cases}$$

である．飽和関数を使った入力を用いて非線形シミュレーションを行った．3.1 節と同様に注意して試行錯誤した結果， $S = \begin{pmatrix} -2.9 & -5.5 & 3 & 1 \end{pmatrix}$ ， $\phi = 10$ とした．初期値 $x(t) = (30 \ 0 \ 0 \ 0)^T$ としたときのシミュレーション結果を図 3 に示す．

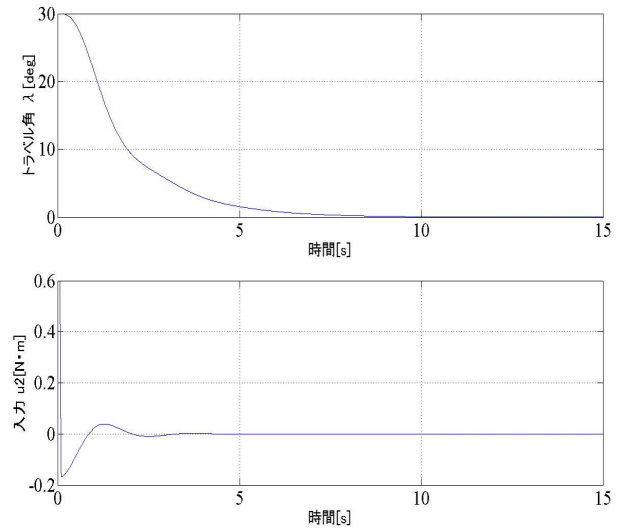


図 3 チャタリング対策を施したときのシミュレーション結果

図 3 の上のグラフから回転角 λ が 0 に収束することがわかる．また，下のグラフからチャタリングが生じないことがわかる．

4 おわりに

本研究では非線形なシステムである 3 自由度ヘリコプタに，非線形なシステムにも適用できるスライディングモード制御系を設計した．その結果，状態が目標値に収束するシミュレーション結果が得られた．しかし $\epsilon = 0$ とみなしており， λ 方向と ρ 方向に限定したシステムしか考慮していない．今後の課題として， ϵ 方向を考慮した制御器設計をし実機実験を行うこと，マッチング条件を考察することが挙げられる．またマッチング条件を満たさない場合には，それを改善する制御器の設計も課題である．

参考文献

- [1] Quanser Inc.: *Quanser 3-DOF Helicopter Laboratory Manual*. 2011.
- [2] 服部賢仁：「バックステッピング法に基づくツインローターヘリコプターの軌道追従制御」．南山大学情報理工学部卒業論文，2014.
- [3] 野波健蔵・田宏奇：『スライディングモード制御 —非線形ロバスト制御の設計理論—』．コロナ社，東京，2007.