

モデルの切替によるツインロータヘリコプタの制御性能の向上

2010SE179 尾添慶太

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、主に大量の貨物輸送などに用いられており、スピード、安定性、安全性等の面において高い能力が求められる。本研究では、文献 [2] の研究成果をもとにヘリコプタの性能をより引き出すことを目的とする。具体的には、文献 [2] ではヘリコプタの非線形運動方程式を線形近似する際、ピッチ角は $0[\text{deg}]$ を中心としていたのに対し、 $0[\text{deg}]$ ではない値を中心とすることでより大きいピッチ角を扱うことを可能にする。これにより、ヘリコプタの水平方向のスピードを向上させられると考える。

2 制御対象とモデリング

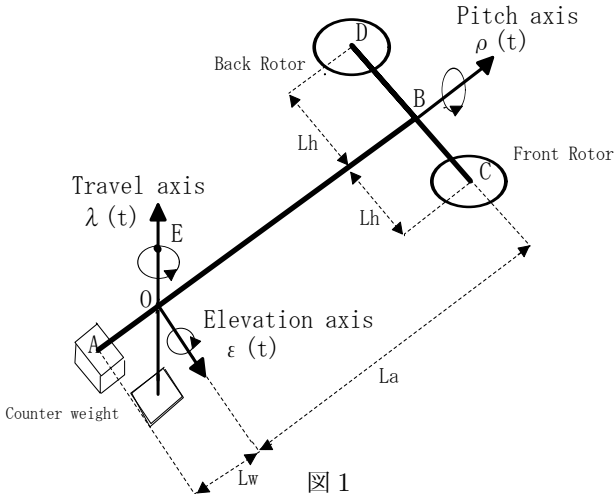


図 1

本研究の制御対象である Quanser 社製の 3 自由度ヘリコプタの概略図を図 1 に示す。これはツインロータヘリコプタを模したものである。棒 AB は点 O を中心に水平、垂直方向に回転させることができる。このときの水平方向の回転角をトラベル角 $\lambda(t)[\text{rad}]$ 、垂直方向の回転角をエレベーション角 $\epsilon(t)[\text{rad}]$ と呼ぶ。また、点 B を中心に棒 DC を垂直方向に回転させることができる。このときの回転角をピッチ角 $\rho(t)[\text{rad}]$ と呼ぶ。フロントロータとバックロータにそれぞれ入力 $V_f(t)[\text{V}]$ 、 $V_b(t)[\text{V}]$ を与え制御する。3 自由度ヘリコプタの各パラメータを表 1 に示す。3 自由度ヘリコプタの非線形運動方程式をラグランジュの運動方程式を用いて導出し、状態 $\lambda = 0, \dot{\lambda} = 0, \epsilon = 0, \dot{\epsilon} = 0, \rho = \rho_0, \dot{\rho} = 0$ を平衡点とするような入力を V_{f0}, V_{b0} としてこの点の周りで線形近似する。ただし、 ρ_0 は必ずしも零ではないものとする。 ρ_0 からの ρ の偏差を $\Delta\rho$ 、 V_{f0}, V_{b0} からの V_f, V_b の偏差をそ

表 1 パラメータ

詳細	パラメータ	単位
点 O から点 B までの距離	L_a	[m]
点 O から点 A までの距離	L_w	[m]
点 O から点 E までの距離	L_b	[m]
点 B から各ロータまでの距離	L_h	[m]
フロントロータの質量	M_f	[kg]
バックロータの質量	M_b	[kg]
カウンターウェイトの質量	M_w	[kg]
ロータの揚力定数	K_f	[N/V]
重力加速度	g	[m]

れぞれ ΔV_f 、 ΔV_b とする。結果は以下のとおり：

$$\begin{aligned} \ddot{\epsilon}(t) &= \frac{\sqrt{L_a^2 + L_b^2} K_f (\cos \rho_0 (\Delta V_f + \Delta V_b))}{J_\epsilon} \\ &+ \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\} g (-\sin \rho_0) \Delta \rho}{J_\epsilon} \\ &- \frac{(M_f + M_b + M_w)L_b g}{J_\epsilon} \epsilon(t), \\ \ddot{\lambda}(t) &= -\frac{\sqrt{L_a^2 + L_b^2} K_f (\sin \rho_0 (\Delta V_f + \Delta V_b))}{J_\lambda} \\ &+ \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\} g (-\sin \rho_0) \Delta \rho}{J_\lambda} \\ &- \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\} g (-\tan \rho_0)}{J_\lambda}, \\ \ddot{\rho}(t) &= \frac{(\Delta V_f - \Delta V_b) K_f L_h}{J_\rho}. \end{aligned}$$

ただし、

$$\begin{aligned} J_\epsilon &= (M_f + M_b)(L_h^2 \sin^2 \rho_0 + (M_f + M_b)(L_a^2 + L_b^2) \\ &+ M_w(L_w^2 + L_b^2)), \\ J_\lambda &= (M_f + M_b)(L_a^2 + L_h^2 \cos^2 \rho_0 + M_w L_w^2), \\ J_\rho &= L_h^2(M_f + M_b). \end{aligned}$$

状態変数を

$$\begin{aligned} x(t) &= [\epsilon(t) \quad \Delta \rho \quad \lambda(t) \quad \dot{\epsilon}(t) \quad \dot{\Delta \rho} \quad \dot{\lambda}(t)]^T, \\ u(t) &= [\Delta V_f \quad \Delta V_b]^T \end{aligned}$$

とし、状態空間表現にすると以下ようになる：

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + L, \\ y(t) = Cx(t), \end{cases}$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ a_1 & a_2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_3 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ b_1 & b_2 \\ b_3 & b_4 \\ b_5 & b_6 \end{bmatrix},$$

$$L = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ l_1 \end{bmatrix}, C = [I_3 \quad O_{3,3}],$$

$$a_1 = -\frac{(M_f + M_b + M_w)L_b g}{J_\epsilon},$$

$$a_2 = \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\}g(-\sin \rho_0)}{J_\epsilon},$$

$$a_3 = \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\}g}{J_\lambda},$$

$$b_1 = b_2 = \frac{\sqrt{L_a^2 + L_b^2} K_f \cos \rho_0}{J_\epsilon},$$

$$b_3 = \frac{K_f L_h}{J_\rho}, b_4 = -\frac{K_f L_h}{J_\rho},$$

$$b_5 = b_6 = \frac{-\sqrt{L_a^2 + L_b^2} K_f \sin \rho_0}{J_\lambda},$$

$$l_1 = \frac{\{(M_f + M_b + M_g)L_a - M_w L_w\}g(-\tan \rho_0)}{J_\lambda}.$$

3 制御系設計

3.1 提案

2章において導出したモデルにおける ρ_0 を $\rho_0 = 30[\text{deg}]$ とすることで、トラベル角 $\lambda(t)$ を速やかに増やせるようにする。一方、 $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ でない場合、定数項 L の存在からトラベル角の増加を止めることができない。そこで、 $\rho_0 = 30[\text{deg}]$ と $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ のモデルを用意し、目標値到着前に、 $\rho_0 = 30[\text{deg}]$ のモデルを $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ のモデルに切り替えることで目標値に収束させることが出来ると考えた。この考え方を提案法とし、 $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ のモデルだけを使って制御する方法を従来法として扱う。

3.2 最適サーボ系設計

本研究では、出力 $y(t)$ を定値の目標値に追従させるためコントローラに積分器を設置する。すなわち、状態変数として

$$x(t) = [\epsilon \quad \Delta \rho \quad \lambda \quad \dot{\epsilon} \quad \Delta \dot{\rho} \quad \dot{\lambda} \quad \int \epsilon dt \quad \int \lambda dt]^T$$

を持つ拡大系を考え、これに対する最適レギュレータを文献[1]の第8章の方法に従い、設計することにより最適サーボシステムを構成する。システムの拡大系は次式となる：

$$\begin{cases} \dot{x}_e(t) = A_e x_e(t) + B_e u(t), \\ e(t) = C_e x_e(t), \end{cases}$$

$$A_e = \begin{bmatrix} A & O_{6,2} \\ -C_e & O_{2,2} \end{bmatrix}, B_e = \begin{bmatrix} B \\ O_{2,2} \end{bmatrix},$$

$$C_e = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

重み行列 Q, R を以下のように定める：

$$Q = \text{diag} [10 \quad 1 \quad 100 \quad 10 \quad 1 \quad 100 \quad 100 \quad 1],$$

$$R = \text{diag} [0.1 \quad 0.1].$$

3.3 シミュレーション結果

図2はエレベーション角を $0[\text{deg}]$ に固定し、 $\rho_0 = 30[\text{deg}]$ から $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ に切り替える提案法と $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ の従来法で、それぞれのトラベル角を目標値 $-120[\text{deg}]$ に収束させたシミュレーション結果の比較である。提案法の法が、より早く目標値に到達していることがわかる。

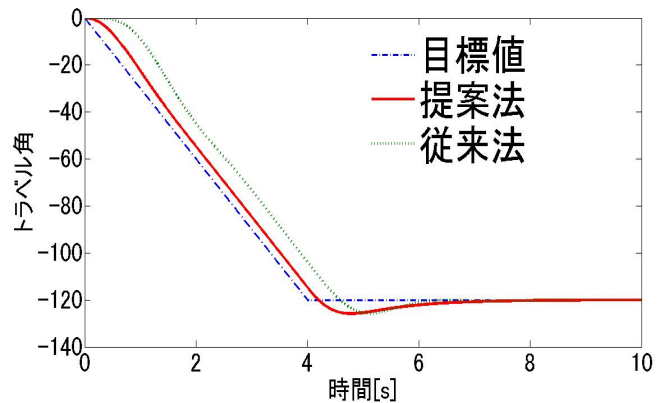


図2

4 おわりに

本研究では、得られた非線形運動方程式を $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ でない値で線形近似を行った。また、 $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ でないモデルから $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ のモデルへ切り替える制御系を設計した。従来の $\rho_0 = 0[\text{deg}]$ で線形近似されたモデルとトラベル角の目標値への追従の速さを比較し、トラベル角の目標値に対してより速く到達する事が出来る事を証明した。しかし、目標値への収束が遅いことも見受けられた。これはエレベーション角が振動的になっておりそれを抑えるのに時間がかかっていると考えられる。

今後の課題として、実機実験やエレベーション角の振動も考慮したツインロータヘリコプタの高速化などが挙げられる。

参考文献

- [1] 川田昌克：MATLAB/simulinkによる現代制御入門 森北出版、東京、2011.
- [2] 森川貴光：特性変動が生じる3自由度ヘリコプタのロバスト安定化。南山大学情報理工学部卒業論文、2013.