遅延フィードバックを用いた小型ヘリコプタによる

吊り下げ物体搬送システムの振動制御

Vibration control for Small-size Helicopter with Slung Load System by Using Delayed Feedback Control

○学 陳 鷲輔 (徳大院), 学 西村 弘樹 (徳大院), 正 園部 元康 (徳島大),

正 三輪 昌史 (徳島大), 正 日野 順市 (徳島大),

Zhiao CHEN, Tokushima University, 2-1 Minami-Josanjima, Tokushima, Tokushima, 770-8506 Japan

Hiroki NISHIMURA, Tokushima University, 2-1 Minami-Josanjima, Tokushima, Tokushima, 770-8506 Japan

Junichi HINO, Tokushima University, 2-1 Minami-Josanjima, Tokushima, Tokushima, 770-8506 Japan

Masafumi MIWA, Tokushima University, 2-1 Minami-Josanjima, Tokushima, Tokushima, 770-8506 Japan

Motomichi SONOBE, Tokushima University, 2-1 Minami-Josanjima, Tokushima, Tokushima, 770-8506 Japan

Key Words: Small-size helicopter, Delayed feedback control, System identification, Slung load system

1. 緒言

小型無人ヘリコプタは、空中での回転や静止が可能で、狭い空間で飛行ができるため、近年農業分野、物資運送や空撮などの用途に用いられている。このうち、小型ヘリコプタで、荷物を吊り下げて搬送する際には、その揺れによって飛行の安定性が低下するために振動制御が必要となる。そこで、小型無人ヘリコプタと吊り下げ物体の振動問題に関する研究が近年行われている。

本研究では、ホバリング状態を想定し、ケーブル角度の遅延フィードバックを用いた制御則を適用した。制御対象システムは非線形システムなので、制御系の設計が難しい。そこで、まずヘリコプタの特性を明らかにするために、機体の回転運動に関する同定実験を行った。同定したモデルに基づいて、ヘリコプタと吊り下げ物体の簡易モデルを導入し、根軌跡法から制御系設計を行う。

2. 制御対象システムと振動制御則

2.1 制御対象システム 本研究の制御対象システムは、図 1 に示すように剛体として回転と並進の 6 自由度を有する小型ヘリコプタと質点として並進の 3 自由度を有する吊り下げ物体で構成される。二つ物体をつなぐケーブルは、長さが調整できる非弾性ケーブルとする。

2.2 振動制御則 ヘリコプタの制御システムは、ロール、ピッチに関して独立な SISO 制御系であり、吊り下げ物体の振動制御は機体のロール、ピッチ運動によって行う。

本システムの制御は図 2 に示すように、機体の姿勢制御であるインナーループと機体の位置制御と吊り下げ物体の制御を行うアウトラーループで構成される。インナーループは PD 制御で行っており、ロール、ピッチ方向に関してそれぞれの以下の式で与えられる。

$$u = -k_p(\phi - \bar{\phi}) - k_d\dot{\phi} \quad (1)$$

ここに、 u はメインローターのサイクリックピッチ入力、 k_p, k_d は姿勢制御の PD ゲインを表わし、飛行実験によって $k_p = 1031, k_d = 17$ とした。 ϕ は機体の姿勢角、 $\bar{\phi}$ はアウトラーループコントローラから姿勢制御に与える姿勢角の参照値であり、以下のように与える。

Fig. 1 Schematic view of a helicopter with a slung load system

Fig. 2 Block diagram of the presented control system

ループコントローラから姿勢制御に与える姿勢角の参照値であり、以下のように与える。

$$\bar{\phi} = \bar{\phi}_x + \bar{\phi}_\theta \quad (2)$$

$\bar{\phi}_x$ は位置制御のための参照値であり、以下のようにになる。

$$\bar{\phi}_x = -K_p\{x - \bar{x}\} - K_D\dot{x} \quad (3)$$

$K_p = 0.01047, K_D = 0.07854$ は飛行実験から決めた位置制御の PD ゲインであり、 $\bar{x}$ は機体位置制御の参照値である。

また、 $\bar{\phi}_0$ は吊り下げ物体の振動制御のための参照値であるが、その制御則を考えると、ヘリコプタと吊り下げ物体は拘束システムになっているので、一般的な状態観測器による吊り下げ物体の速度状態推定は困難である。そのため、本研究の制御手法は以下のような角速度を用いない出力値の遅延フィードバックとした。

$$\bar{\phi}_0 = G_d \theta(t - \tau_d) \quad (4)$$

G_d はゲイン、 τ_d は遅延時間を表す。このように、吊り下げ物体の遅延フィードバックと位置制御のフィードバックを姿勢制御の参照値として、吊り下げ物体の振動制御と機体の位置制御を行う。

3. システムモデリング

3.1 ヘリコプタモデル

3.1.1 モデリング 機体の簡易モデルとして、機体の上下方向の運動は考慮せず、並進及び回転運動のみの剛体モデルを導入する。並進運動には、機体の傾きによって横方向の推力が生じる。水平方向の変位を x 、機体の姿勢角を ϕ とし、ロールとピッチの連成を考えずそれぞれ独立な制御システムを設計したモデルを考える。並進運動と回転運動の運動方程式はそれぞれ次のようになる。

$$\ddot{x} = \gamma \tan \phi \quad (5)$$

$$\ddot{\phi} = G_0 a \quad (6)$$

ここで、 γ は機体の傾きから横方向に生じる推力係数であり、ホバリング状態の場合 $\gamma = g = 9.8$ と考えられる。回転運動にはフラップ角 a によって機体に生じるトルク係数 G_0 がある。

また、フラップ角のダイナミクスを次式で定義する。

$$T_a \dot{a} = -a - T_a \dot{\phi} + \alpha u(t - \tau_l) \quad (7)$$

ここで、 T_a はメインローターの時定数、 α は比例定数で、スタビライザーの影響を無視した。入力にサーボモータのむだ時間 τ_l があると仮定している。式(6),(7)の中に未知パラメータがあるので、周波数同定実験により求める。

3.1.2 システム同定 まず、式(6),(7)より伝達関数を求め、その中に含まれる未知パラメータを示す。回転運動は入力を機体の指令値 u 、出力を機体の姿勢角 ϕ とし、伝達関数は次式で表される。

$$\frac{\Phi(s)}{U(s)} = \frac{G_0 \alpha e^{-\tau_l s} / T_a}{s^3 + s^2 / T_a + G_0 s} = \frac{b_0 e^{-\tau_l s}}{s^3 + a_2 s^2 + a_1 s} \quad (8)$$

ここに、 Φ, U はそれぞれ ϕ, u をラプラス変換したものである。 $s = j\omega$ として周波数領域に展開し、以下のように整理する。

$$f(\omega_n) = j\omega_n^3 \Phi(\omega_n) + \omega_n^2 a_2 \Phi(\omega_n) - j\omega_n a_1 \Phi(\omega_n) + b_0 e^{-j\omega_n \tau_l} U(\omega_n) \quad (9)$$

ω_n は周波数実験する際スイープ入力範囲の中の周波数である。式(9)の係数 a_1, a_2, b_0 を求めるために、次のような周波数応答実験を行った。

実験に用いた機体と計測装置について説明する。ホビー用無人電動ヘリコプタ (Align T-Rex600CF) と無線操縦装置 (双葉電子 12FGH, GY401) を用いた、計測装置として機体の姿勢角を測定するために三軸角度計 (Microstrain : 3DM-GX3-25)、機体の位置を測定するために GPS (DARMIN GPS18x-5Hz) を取り付けである。

実験条件は、サンプリング周期を 50 [ms] とし、1024 個のデータを得るために約 52[s] 実験を行った。ここで回転運動の入力は式(1)の中の姿勢角参照値 $\bar{\phi}$ であり、スイープさせる周波数を $\omega = 1 \sim 25$ [rad/s] とする。

次に、実験データを用いて周波数領域解析を行った。実験結果のボード線図に関しては、ロール、ピッチ方向、図 3 の黒点でそれぞれ示す。コヒーレンスが 0.6 以上のデータに、

Table 1 Identified system parameters

	η	T_a	G_0	α	γ
Roll	0.085	0.157	472.06	5.03×10^{-4}	9.8
Pitch	0.102	0.316	343.27	8.33×10^{-4}	9.8

(a) Roll

(b) Pitch

Fig.3 Frequency response fitting

入力と出力の相関性は高いことが認められる。周波数帯域内 (基本的にコヒーレンスが 0.6 以上) のデータを用いて、非線形最小二乗法により、システムパラメータを導出した、その結果を表 1 にまとめた。また、フィッティング結果は図 3 の実線で示す。

3.2 搬送システムモデル 簡易モデルに基づく根軌跡法による制御系の設計方法を示す。同定した機体モデルに基づく、平面に振動する物体をケーブルで吊り下げるような搬送システムを構築する。図 4 示すように、機体の重心が水平方向に移動、機体が重心まわりに回転するモデルを定義する。本モデルは、ロール、ピッチ方向に関してそれぞれ定義し、線

Fig. 4 Simple model for controller design

形化運動方程式はそれぞれ以下のように表わされる。

$$\begin{aligned} (M+m)\ddot{x} - mL\ddot{\phi} - ml\ddot{\theta} &= (M+m)g\phi \\ -mL\ddot{x} + (J+mL^2)\ddot{\phi} + mL\ddot{\theta} + mgL\phi &= JG_0a \\ -m\ddot{x} + mL\ddot{\phi} + ml^2\ddot{\theta} + mgl\theta &= 0 \end{aligned} \quad (10)$$

M, m は機体と吊り下げ物体の質量, L は機体の重心からケーブル支点までの長さ, l はケーブル長, J は機体の慣性モーメント, θ はケーブルの角度である. 各システムパラメータを表2に示す.

4. 制御系設計

本研究は, ロールとピッチそれぞれ独立なシステムにおける根軌跡法により制御系設計を行った. 式(1),(5),(6),(12)をラプラス変換し, 特性方程式は以下のように導出した.

$$\begin{vmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{vmatrix} = 0 \quad (11)$$

ここで,

$$\begin{aligned} q_{11} &= (M+m)s^2 \\ q_{12} &= -mLs^2 - (M+m)g \\ q_{13} &= -mLs^2 \\ q_{21} &= -(T_a s + 1)mLs^2 + JG_0\alpha k_p(KP + KDs)e^{-\tau_d s} \\ q_{22} &= (T_a s + 1)[(J + mL^2)s^2 + mgL] + JG_0\alpha s + JG_0\alpha(k_p + k_d s)e^{-\tau_d s} \\ q_{23} &= (T_a s + 1)mLs^2 + JG_0\alpha k_p G_a e^{-\tau_d s} - JG_0\alpha k_p G_a e^{-(\tau_d + \tau_l)s} \\ q_{31} &= -mLs^2 \\ q_{32} &= mLs^2 \\ q_{33} &= ml^2 s^2 + mgl \end{aligned}$$

この特性方程式は指数関数 e^{-s} を含むことから, 根が無限個ある. ここで, 次のような 3 次 Padé 近似を用いて多項式近似を行うと根が 16 個求まる.

$$e^{-s} \approx \frac{1 - \frac{1}{2}s + \frac{1}{10}(s)^2 - \frac{1}{120}(s)^3}{1 + \frac{1}{2}s + \frac{1}{10}(s)^2 + \frac{1}{120}(s)^3} \quad (12)$$

設計するパラメータは式(4)の G_d と τ_d なので, τ_d を任意の値に固定し, G_d を 0 から無限大まで変化させて根軌跡を描く. ここで, ケーブル長 3m 場合, ロール方向の根軌跡を例として設計方法を説明する. まず, τ_d を 0.6s と 0.8s に固定し, 虚部が正のみの根軌跡を図 5 に示している.

“Helicopter rotational mode”, “Helicopter translational mode”, “Load pendular mode” はそれぞれ機体の回転運動, 機体の並進運動, 吊り下げ物体の振動が支配的である. 図からわかるように, システム安定性に重要な影響がある極は p1 と p2

Table 2 System parameters for controller design

$M[\text{kg}]$	$m[\text{kg}]$	$L[\text{m}]$	$l[\text{m}]$	$J_t / J_p[\text{kgm}^2]$
6.318	0.73	0.2	3.0/4.6	0.05 / 0.1

Table 3 Optimum control parameters

	$l=3\text{m}$	$l=4.6\text{m}$
Roll	$\tau_d = 0.6466\text{s}$ $G_d = 0.2473$	$\tau_d = 1.0148\text{s}$ $G_d = 0.2308$
Pitch	$\tau_d = 0.4524\text{s}$ $G_d = 0.2435$	$\tau_d = 0.8274\text{s}$ $G_d = 0.2094$

Fig.5 Root locus with $G_d = 0 \rightarrow +\infty$

Fig.6 Root loci for different time delays

の2組ある。またゲイン G_d を0から増やすと、複素平面上の極の進む方向は遅延時間 τ_d によって違う。これより、遅延時間 τ_d を調整すると、極 p_1 と p_2 が衝突する場合がある。図6に示すように、システム全体の収束性を考慮すると、分岐点“○”に対する G_d と τ_d は理論的な最適パラメータと考えられる。ピッチ方向の設計はロールと同じようになる。この考え方にに基づき、ケーブル長が3mと4.6mの場合、ロールとピッチ方向に関する最適パラメータはそれぞれ導出し、表3にまとめた。根軌跡はそれぞれ図7のように示している。

5. 検証実験

提案した制御手法の有効性を検証するために、ホバリング飛行状態の吊り下げ物体の振動制御実験を行った。ケーブル角度を測定するために、ポテンショメータ（日本電産コパル電子：JC10-000-202N）を用いたブランコ型の角度検出装置を取り付けてある。

5.1 実験方法 実験では、離陸後数秒間は機体を手動で制御し、吊り下げ物体に十分な振動を与えた後に自律飛行へ移行した。実験条件については、ケーブル長が3mと実験装置の上限である4.6mでそれぞれ行った。また、実験装置のサンプリング周期は50msのため、遅延時間の設定には、これを考慮して実験に対する制御パラメータを表4のように調整した。

5.2 実験結果 まず、ケーブル長が3mの場合の実験結果は図8(a)に示す。 θ_r, θ_p はそれぞれロールとピッチ方向のケーブル角度、 x, y はそれぞれロールとピッチ方向の位置を表す。また、点線は遅延フィードバック入力を表す。図からわかるように、遅延フィードバック制御が開始後、吊り下げ物体の振動はどんどん小さくなる。一方、機体の並進運動の水平方向の変位は小さい。ケーブル長が4.6mの場合の実験結果は図8(b)であり、3mの実験結果より吊り下げ物体の収束速度は遅くなり、並進運動にもわずかにあるが振動的な動きが見られた。以上の結果より、長さが変化しても提案する制御手法および設計法が有効であることが示された。一方、設計手法に関しては、ケーブル長が比較的長い場合機体の並進運動が起こり、設計したパラメータの誤差が大きくなることが確かめられた。

6. 結言

本研究では、ホバリング状態の小型ヘリコプタに物体を吊り下げて搬送する際に生じる振動を低減する簡易振動制御手法を提案し、その妥当性について検証した。回転運動システムの同定したモデルに基づく、吊り下げ物体システムの簡易モデルを導入し、ケーブル角度の遅延フィードバックを機体の姿勢制御に付加し、根軌跡によって制御系設計を行った。また、制御手法の妥当性は検証実験によって示したが、ケーブル長が比較的長い場合は制御パラメータの誤差が生じることが確認された。この問題について、今後は機体の並進運動を精密的に同定し、精度よく設計することを目指す。また、検証を容易にするためにヘリコプタと吊り下げ物体の拘束システムの3Dシミュレータを構築する。

参考文献

- 1) 園部元康, 三輪昌史, 日野順市: 小型ヘリコプタにおける吊り下げ物体の簡易振動制御に関する研究, 日本機械学会論文集C編, Vol. 78, No. 789, (2012), p. 1460-1469.
- 2) M. B. Tischler and R. M. Remble, "Aircraft and rotorcraft system identification: Engineering methods with flight test examples", AIAA education series.

Table 4 Optimum control parameters for experiment

	$l=3\text{m}$	$l=4.6\text{m}$
Roll	$\tau_d = 0.65\text{s}$ $G_d = 0.2476$	$\tau_d = 1.05\text{s}$ $G_d = 0.2391$
Pitch	$\tau_d = 0.5\text{s}$ $G_d = 0.2441$	$\tau_d = 0.85\text{s}$ $G_d = 0.2127$

Fig. 7 Poles of the optimum parameters on root locus

(b) Experiment result with 4.6m cable length
Fig.8 Experimental results of slung load control system

- 3) B. Mettler, M. B. Tischler, and T. Kanade, "System identification modeling of a small-scale unmanned rotorcraft for flight control design", Journal of the American helicopter society, Vol. 47, No. 1, 2002, pp.50-63.
- 4) Klein, V. "Aircraft Parameter Estimation in Frequency Domain", AIAA paper 78-1344, Atmospheric Flight Mechanics Conference, Palo Alto, CA, August 1978