

劣駆動型飛翔体実験装置に対する適応予測制御系の設計

Adaptive Predictive Control System for Underactuated Flying Object Experimental Device

溝上 翔也 (岡山大) 吉川 浩平 (神鋼環境ソリューション) ○正 矢納 陽 (岡山大)
正 見浪 護 (岡山大) 正 松野 隆幸 (岡山大)

Syouya MIZOKAMI, Okayama University, en421872@s.okayama-u.ac.jp
Kohei YOSHIKAWA, KOBELCO ECO-SOLUTIONS CO.,LTD.
Akira YANO, Okayama University, yanou-a@cc.okayama-u.ac.jp
Mamoru MINAMI, Okayama University
Takayuki MATSUNO, Okayama University

Helicopter has a unique performance such as vertical ascent, decent and hovering. So, it is applied to large field because of that performance. On the other hand, there is a disadvantage that its structure is complex, and it is difficult to stabilize the posture under a windy environment. In the previous research, although we have considered the stabilization of the posture of underactuated flying object experimental device, the control result of the experimental device has been affected by the conducting wire of electrical supply and encoder. Therefore an experimental device is newly manufactured aiming to eliminate the influence of conducting wire by unwiring and wireless communication. And we have explored the control performance for new experimental device by switching the controller gain adaptively based on the predicted value of the posture of underactuated flying object.

Key Words: underactuated system, prediction, switching control

1 緒言

ヘリコプタはホバリングや垂直上昇、垂直降下などの特異な性能があることから様々な分野で用いられている。特に有人ヘリコプタは災害時や緊急を要する場合の救難救助、救急医療、消火活動で地上からの活動が難しい時に使用されたり、無人ヘリコプタは農薬散布や災害時の危険区域での情報収集などに使用されている。しかし、構造が複雑であり、飛行中に風などの外乱を受けやすいなど問題点がある。本研究で使用する実験装置はツインロータヘリコプタを模擬した2入力3出力の劣駆動型飛翔体である。この実験装置では2つのロータによって揚力を得ることで、ロール角、ピッチ角、ヨー角を制御する。なお、ここでは劣駆動システムとは制御変数の数より入力変数の数のほうが少ないシステムであると定義する。先行研究 [1, 2] ではロール角の干渉を用いてピッチ角とヨー角を制御していた。しかしこの手法では制御ゲインを固定していたため、その制御性能には限界があった。そこで制御対象のモデルから仮想的に計算した将来の制御変数の値を予測値と定義し、この値を利用して制御則のゲインを適応的に切り替えることで制御性能の向上を目指し、シミュレーションによってその有効性を検証してきた [3]。しかしこれまで用いてきた実験装置では、電力供給用やエンコーダ用の導線の張力によりヨー角方向の実験結果に影響を与えることが確認された。そのため、本研究では無線通信を用いて新規に実験装置を製作することでこの問題の解決を図った。さらにこの新規製作した実験装置に先行研究の制御則を適用した結果について述べる。

2 実験装置の製作

本研究で新規に製作した実験装置を図1に示す。これまで用いていた実験装置は、左右のモータへの電源供給の導線とロール角、ピッチ角、ヨー角の3つの角度データを取得する導線の張力により、ヨー角方向の実験結果に影響を与えることが確認された。そこでモータへのPWM信号の指令と角度データの取得に関して制御用PCと実験装置間で無線化した。さらに電源供給用のバッテリーを実験装置側に搭載することでこれまでの実験装置の問題点の解決を図った。本論文ではまず、エンコーダからの角度データ取得のための無線通信化について述べる。図1の実験装置では

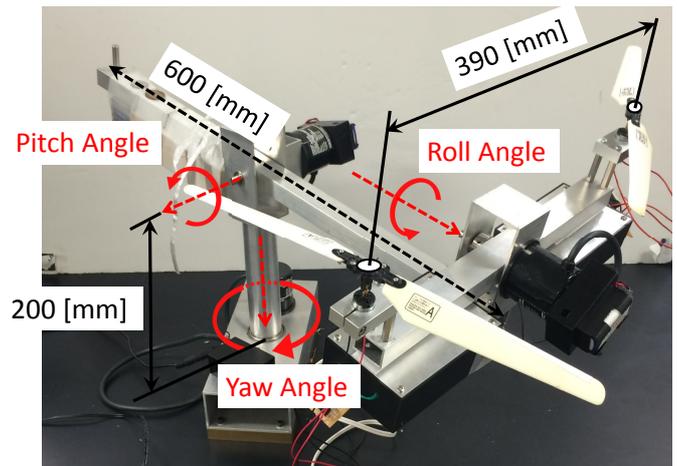


Fig.1 Proposed experimental device

モータ制御用のマイコンとの通信とエンコーダからの角度データ取得のために5つの回線(図2)を設ける必要があり、本研究では、Bluetoothを利用してシリアル通信を行った。この時、エンコーダから得られた角度データはPICマイコン(PIC16F84A)を介して制御用PCへ送信される。次に左右のモータはマイコンを用いてPWM制御がなされているが、その指令値は制御用PCから送信された値に基づいて計算されている。制御用PC側のBluetooth USBアダプタから送信された信号は、Bluetoothモジュール(RoboTech srl社製RBT-001)で受信され、電圧レベルが5Vに変換された上でPWM制御用のマイコン(H8 3694F)に与えられる。さらにこのマイコンから出力されたPWM信号が、モータドライバ(TA7291P、電源端子9[V])に入力されることで、左右それぞれのモータが回転する(図3)。

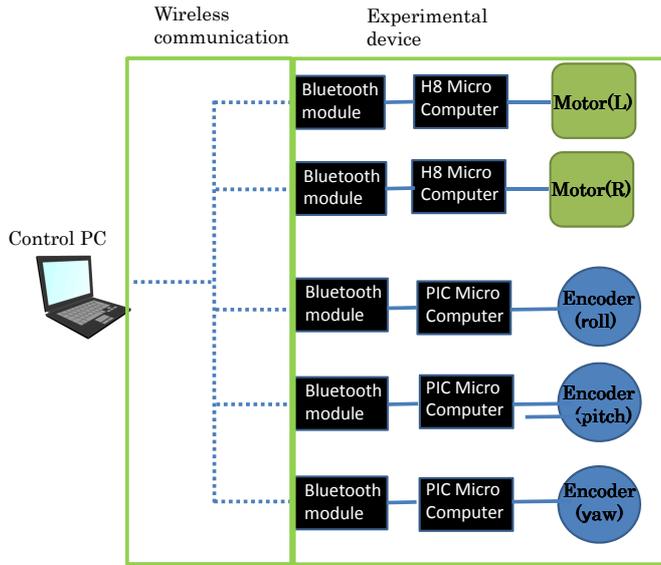


Fig.2 Structure of experimental system

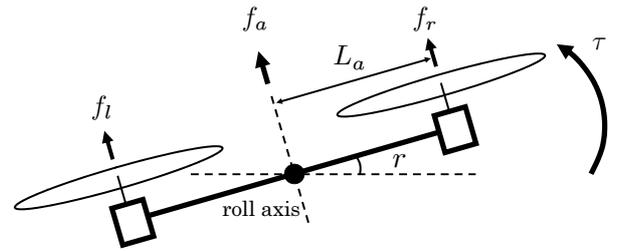


Fig.4 Roll direction

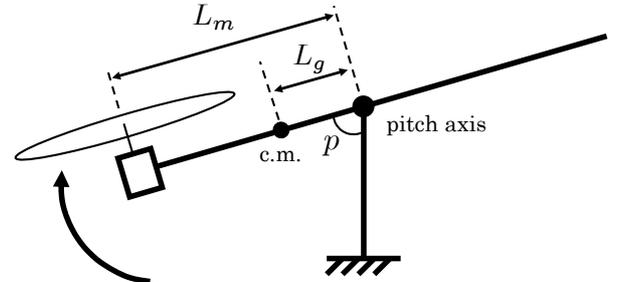


Fig.5 Pitch direction

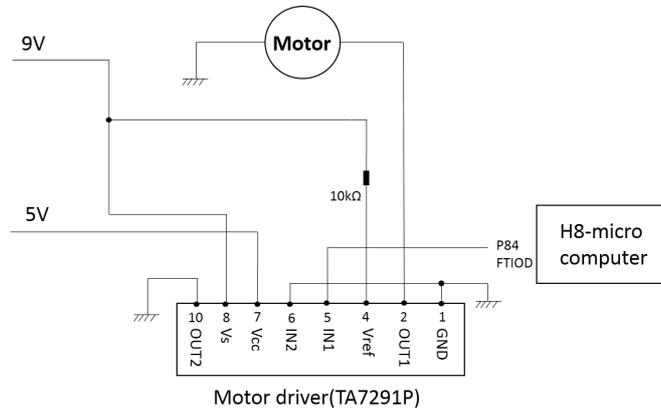


Fig.3 Motor control circuit

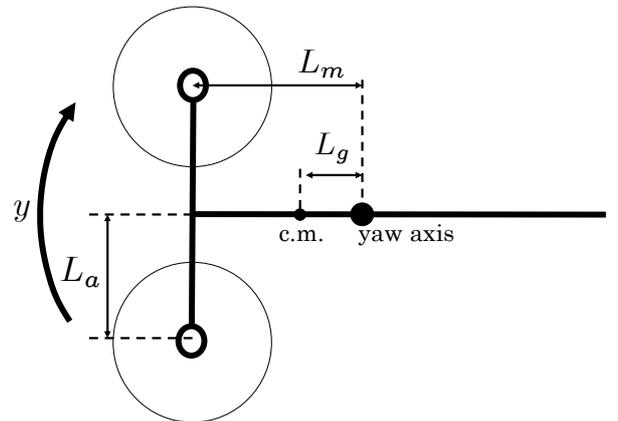


Fig.6 Yaw direction

3 制御系の設計

3.1 劣駆動型飛行体のモデリング

図 4, 図 5, 図 6 に従い劣駆動型飛行体のモデリングを行うとロール角, ピッチ角, ヨー角の運動方程式として以下を得る [3, 4].

$$a_1 \ddot{r} + a_2 \dot{r} = u_2 - u_1 \quad (1)$$

$$b_1 \ddot{p} + b_2 \dot{p} + b_3 \sin p = (u_1 + u_2) \cos r \quad (2)$$

$$c_1 \ddot{y} + c_2 \dot{y} = (u_1 + u_2) \sin r \quad (3)$$

式 (1), 式 (2), 式 (3) の各パラメータは以下のように与えられる.

$$\begin{aligned} a_1 &= \frac{I_r}{L_a A k^2}, & a_2 &= \frac{D_r}{L_a A k^2} \\ b_1 &= \frac{I_p}{L_m A k^2}, & b_2 &= \frac{D_p}{L_m A k^2}, & b_3 &= \frac{m g L_g}{L_m A k^2} \\ c_1 &= \frac{I_y}{L_m A k^2}, & c_2 &= \frac{D_y}{L_m A k^2} \end{aligned}$$

ここで各変数は表 1 のように定義されている.

次にピッチ角, ヨー角の目標値 p_d, y_d にピッチ角 p , ヨー角 y を追従させるために次の PID 制御則を考える.

$$F_p^* = -K_{p2}(p - p_d) - K_{i2} \int (p - p_d) - K_{d2} \dot{p} \quad (4)$$

Table 1 Notation of model parameters

r :	ロール角 [rad]
p :	ピッチ角 [rad]
y :	ヨー角 [rad]
m :	機体の重さ [kg]
g :	重力加速度 [m/s ²]
$I_{r,p,y}$:	各軸の慣性モーメント [kgm ²]
$D_{r,p,y}$:	各軸の粘性摩擦係数 [kgm ² /s]
L_m :	ピッチ角回転軸からロール軸までの距離 [m]
L_g :	ピッチ角回転軸から機体の重心までの距離 [m]
L_a :	ロール角回転軸からモータまでの距離 [m]
A :	ロータの形状に関する係数 [kgm]
k :	電圧と角速度に関する係数 [rad/(Vs)]
$u_{1,2}$:	右および左モータへの入力電圧の 2 乗 [V ²]

$$F_y^* = -K_{p3}(y - y_d) - K_{i3} \int (y - y_d) - K_{d3} \dot{y} \quad (5)$$

さらにロール角の目標値 r^* にロール角 r を追従させる PD 制御

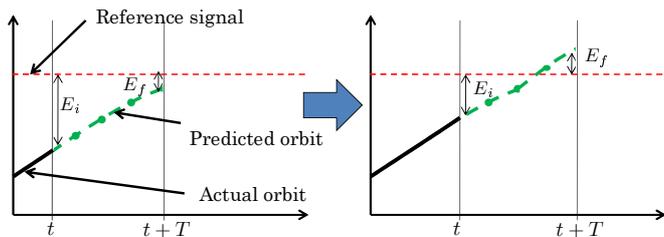


Fig.7 Calculation of virtual error between reference signal and predicted output

則を以下で与える.

$$F_r^* = -K_{p1}(r - r^*) - K_{d1}(\dot{r} - \dot{r}^*) \quad (6)$$

ここで r^* は次式で与えるものとする.

$$r^* = \tan^{-1} \left(\frac{c_1}{b_1} \frac{F_y^* + \frac{c_2}{c_1} \dot{y}}{F_p^* + \frac{b_2}{b_1} \dot{p} + \frac{b_3}{b_1} \sin p} \right) \quad (7)$$

3.2 適応予測制御

本研究での適応予測制御とは、制御対象となるモデルの未来の挙動（制御変数の値）をオンラインで仮想的に計算し、その値と目標値との誤差に基づき制御ゲインを適応的に切り替えることで制御入力を繰り返し計算する手法である。制御ゲインを逐次調整することで、制御性能を向上させることを目指している。以下に手順を示す。

1. 予測開始時刻 t における目標値と出力との偏差 E_i を計算する。
2. 予測終了時刻 $t+T$ における目標値と出力との偏差 E_f を計算する。
3. 予測誤差 E_p を計算する。

$$E_p = |E_i| - |E_f| \quad (8)$$

4. E_p , E_f に基づき PID 制御則のゲインを切り替える。
5. 切り替えたゲインを使って制御入力を計算し、手順 1 に戻る。

図 7 に示すように $E_p > 0$ のときは目標値との偏差が小さくなり目標値に近づいていると言える。また、 $E_p < 0$ のときは偏差が大きくなり目標値から離れていくと考えられる。本報告ではピッチ角の制御にのみ着目し、比例ゲインおよび微分ゲインの切換え条件を試行錯誤的に以下のように与えた。

1. $E_p > 0$ かつ $|E_f| > 0.157$ の場合

$$K_{p2} = K_{p2} + \frac{0.9K_{p2}}{|K_{p2}|} e^{-t} \quad (9)$$

2. $0.0785 < |E_f| < 0.3925$ の場合

$$K_{d2} = K_{d2} + \frac{0.035K_{d2}}{|K_{d2}|} \quad (10)$$

4 実験結果

本節では 3.1 で与えた制御則に対し、従来法としてゲインを固定した場合の PID 制御と提案法とを比較する。制御対象のモデルのパラメータは表 2 によって定義した。さらに従来法と提案法に対して表 3 のように制御ゲインを設定した。なお提案法についてはこの表で与えたゲインを初期値とし、前章で与えた切り替え条件に応じてゲインを切り替える。また実験における制御変数の初期値と目標値は表 4 のように与えた。図 8 と図 10 より制

Table 2 Model parameters of underactuated flying object

$a_1 = 15.88,$	$a_2 = 1.02$	
$b_1 = 43.69,$	$b_2 = 1.02,$	$b_3 = 36.1$
$c_1 = 24.69,$	$c_2 = 1.84$	

Table 3 PID gain (conventional method: fixed, proposed method: initial value)

	roll	pitch	yaw
K_p	5.0	5.0	5.0
K_i	0.0	0.01	0.01
K_d	0.6	0.5	4.0

Table 4 Initial and reference values

	Roll	Pitch	Yaw
Initial value [rad]	0.0	1.39	0.0
Reference value [rad]	r^*	1.57	0.0

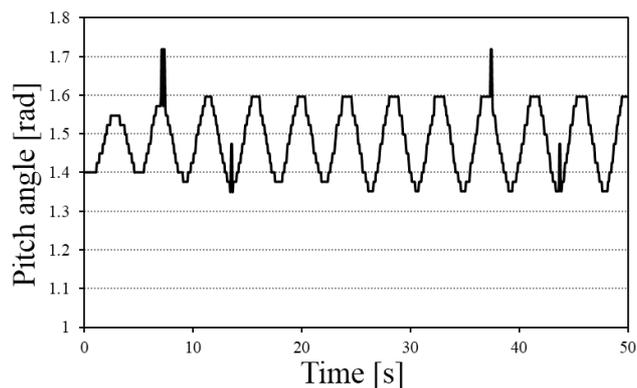


Fig.8 Pitch angle by fixed PID gain

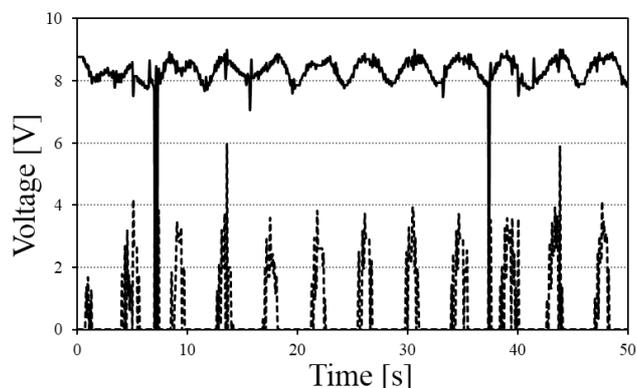


Fig.9 Input voltage by fixed PID gain (solid line:right motor, dotted line:left motor)

御ゲインを固定した従来法では目標値に収束せず振動し続ける場

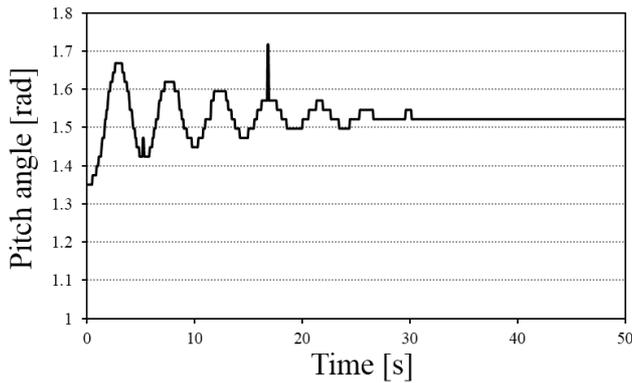


Fig.10 Pitch angle by the proposed method

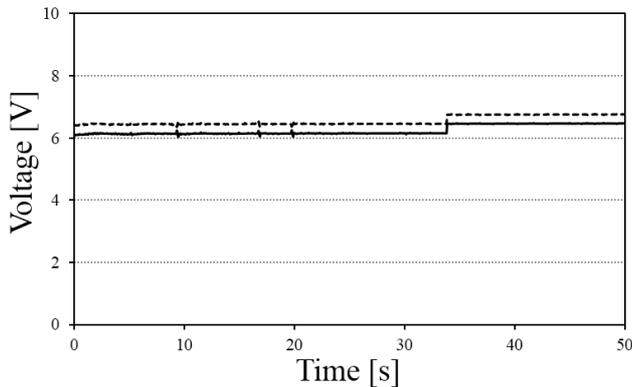


Fig.11 Input voltage by the proposed method (solid line:right motor, dotted line:left motor)

合があるが、提案法では定常偏差が残るものの振動が減衰しながら一定値に落ち着くことを確認できる。また図 12 と図 13 より切り替え条件に従って比例ゲイン、微分ゲインが変化していくことを確認できる。

5 結言

本報告では、新規製作した実験装置に適応予測制御系を実装した結果について報告した。さらに制御ゲインを適応的に切り替える本手法の有効性を実機実験により確認した。今後は制御ゲインの切り替え条件の改良によって目標値追従性能をさらに向上させるとともにヨー角、ロール角の制御についても検討を行う。

References

- [1] K. Yoshikawa, A Yanou and M. minami, "Position/Orientation Control of an Underactuated Flight Object Based on Two Degree-of-Freedom PID Control," *SICE Annual Conference*, pp.1204-1209, 2012.
- [2] Syouya Mizokami, Kohei Yoshikawa, Akira Yanou, Mamoru Minami and Takayuki Matsuno, "Comparison of Frequency Responses with PID and Two Degree-of-Freedom PID Control for Underactuated Flying Object," *SICE Annual Conference 2013*, pp.1192-1196, 2013.
- [3] 吉川浩平, 矢納陽, 見浪護, 松野隆幸, "モデル予測制御の劣駆動型飛行体への適用", 計測自動制御学会システム・情報部門学術講演会 2013, 2013.
- [4] Mingcong Deng, Akira Inoue and Tatsunori Shimizu, "COMBINED ATTITUDE CONTROL OF AN UNDER-ACTUATED HELICOPTER EXPERIMENTAL SYSTEM," http://www.epsrcham.org.uk/Papers_files/p244.pdf, 2008.

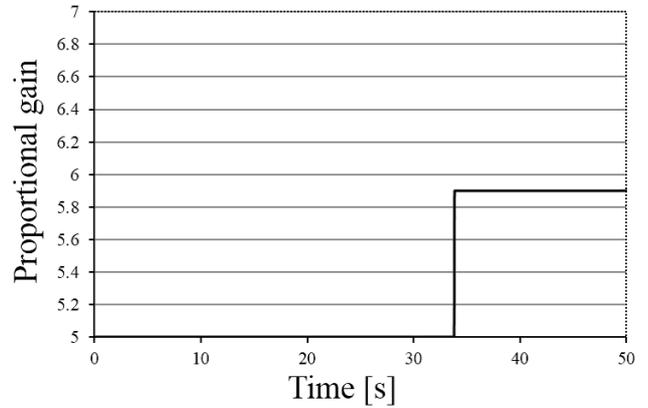


Fig.12 Switched proportional gain

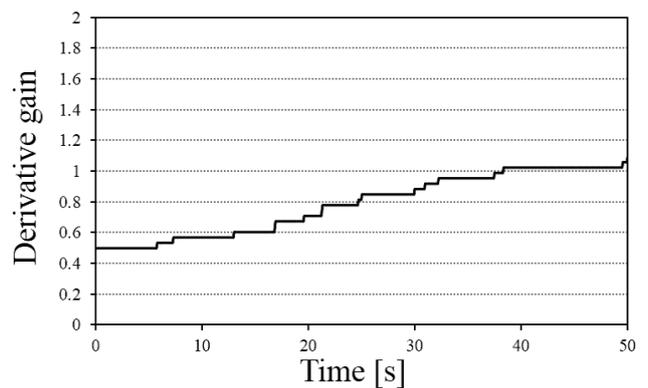


Fig.13 Switched derivative gain