

Prop-hanging 状態における UAV の姿勢安定化

Attitude stabilization of UAV in prop-hanging

○藤田 芳大, 佐藤 淳

○Yoshihiro Fujita, Atsushi Satoh

岩手大学

Iwate University

キーワード: UAV(Unmanned Aerial Vehicle), 固定翼機 (fixed wing aircraft),
姿勢安定化 (attitude stabilization), ホバリング (hovering), Prop-hanging

連絡先: 〒 020-8551 岩手県盛岡市上田 4-3-5 岩手大学大学院 工学研究科 機械システム工学専攻
佐藤 淳, Tel: 019-621-6404, E-mail: satsushi@iwate-u.ac.jp

1 緒言

UAV(Unmanned Aerial Vehicle) とは自律的に飛行することが可能な無人航空機のことである。そのため、人間が介入し難い危険な場所での調査や病原体の探知などに利用することが期待され、その用途をさらに広げるための開発が進められている。UAV が多様な環境で任務を遂行することを期待される中、固定翼機に関しては、機体を損傷することなく安全に回収することが困難という大きな問題点がある。そこで、固定翼機を損傷することなく安全に回収するための手法として、Prop-hanging (機首を鉛直上向きにしたまま空中で静止した状態) と呼ばれるアクロバティックな飛行を利用して、固定翼機をホバリングさせる回収方法が提案されている [1],[2]。

本研究では、将来的に小型固定翼機による Prop-hanging 状態での自律飛行をし、UAV の安全回収の実現に向け、Prop-hanging 状態での姿勢安定化制御を行うことを目的とする。

2 目的

本研究では、モデル機が Prop-hanging 状態を維持するために必要なスロットル量を決定し、角度フィードバックによる Prop-hanging 状態におけるピッチ軸回りの姿勢安定化の実現を目的とする。

3 機体諸元

本研究で使用するモデル機はホクセイモデル製 Petit Primus EP (以下モデル機) である。この機体は、アクロバット機と呼ばれるタイプで、ホバリング飛行といった特殊な飛行方法をするに適した機体である。Fig.1 にモデル機を示し、Fig.2 は各寸法を示す。

3.1 翼面積, 重量, 重心位置

主翼面積と重心位置はホクセイモデルが公開している機体諸元を参考にした。重量はブラシレスモータ, サーボモータ, バッテリ等すべてのハードウェアを積載した状態での値を示す (Table1, 2)。

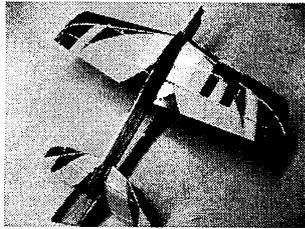


Fig. 1 Petit Primus EP

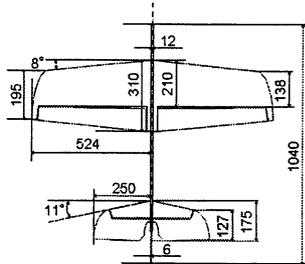


Fig. 2 Petit Primus EP 寸法 [mm]

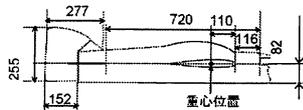


Fig. 3 重心位置

Table 1 翼面積

翼	面積 [m ²]
主翼	$S_1 = 0.2646$
水平尾翼	$S_2 = 0.07125$
垂直尾翼	$S_3 = 0.03934$

Table 2 重量, 搭載機器, 重心位置

総重量	0.6874[kg]
搭載機器	モーター, アンプ, バッテリー レベルコンバーター, スイッチング電源 サーボモータ, 制御基板, XBee 角度センサ, プロペラ
重心位置	主翼前縁から胴体後方へ 110[mm] 胴体下部から上部へ 82[mm]

4 センサ (IMU)

本研究で使用した姿勢角センサ (IMU) は Xsens 社製の MTi-G である。なお、本研究では GPS は使用せず、Prop-hanging 状態におけるモデル機のピッチ角の測定に使用する。MTi-G の諸元を Table3 に示す。



Fig. 4 Xsens 社製 MTi-G

Table 3 MTi-G の諸元

GPS 搭載可能	
概略寸法	58 × 58 × 33 mm
重量	68 g
出力	3D モーション 3D 加速度 3D ターンレート 3D 地球磁場
計測範囲	360° (3D)
最大角度率	±300°/s
最大加速度	±50m/s ²
地球磁場	±750m ガウス
ダイナミック分解能	0.05°
スタティック精度	Pitch/Roll: < 0.5° Heading: < 1.0°
ダイナミック精度	1°RMS
インターフェース	RS-232
電圧・電力	5V~30V
動作温度範囲	-20°C~60°C

5 準備

5.1 座標軸

機体軸は機体の重心を通り、機首の向きを正にとった軸を X_B 軸とする。また、胴体の対称面と垂直になるよう右翼の向きを正に Y_B 軸, X_B, Y_B, Z_B 軸が直交右手系になるよう Z_B 軸を取る。機体軸および地上固定座標軸を Fig.5 に示す。 Y_B 軸回りの角度をピッチ角と定義し、反時計回りを正とする。

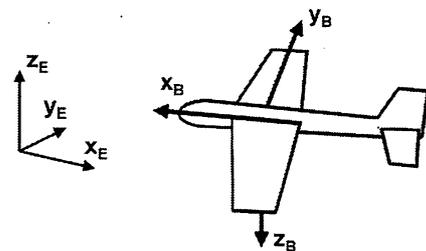


Fig. 5 機体軸, 地上固定座標軸

5.2 Prop-hanging 状態での線形モデル

論文より、Prop-hanging 状態まわりの微小運動の線形モデルは次のように書ける [2].

$$\ddot{x}_B = \frac{1}{m} \hat{\delta}_{throttle} \quad (1)$$

$$\ddot{y}_B = gq_3^{dev} \quad (2)$$

$$\ddot{z}_B = -gq_2^{dev} \quad (3)$$

$$\dot{p} = C_{L_{\delta_{ail}}} \frac{1}{2} \rho u_{prop}^2 A_{aileron,prop} \times L_{aileron,prop} \frac{1}{I_x} \hat{\delta}_{aileron} \quad (4)$$

$$\dot{q} = C_{L_{\delta_{ele}}} \frac{1}{2} \rho u_{prop}^2 A_{elevator,prop} \frac{L_{elevator}}{I_y} \times \delta_{elevator} - C_{ele_d} u_{prop} q \quad (5)$$

$$\dot{r} = C_{L_{\delta_{rud}}} \frac{1}{2} \rho u_{prop}^2 A_{rudder,prop} \frac{L_{rudder}}{I_z} \times \delta_{rudder} - C_{rud_d} u_{prop} r \quad (6)$$

$$\frac{d}{dt}(q^{dev}) = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{p}{2} \\ \frac{q}{2} \\ \frac{r}{2} \end{bmatrix} \quad (7)$$

この運動モデルから、操作舵面が小さければ誘導抗力は小さく、ホバリング状態でのスロットル量は一定としてよい。また、Prop-hanging 状態ではトルクロールを抑制するためにピッチ軸回りの姿勢制御も必要である。

6 スロットル特性の推定

6.1 実験装置の構成

本実験の実験装置配置図、配線図を Fig.6,7 に示す。

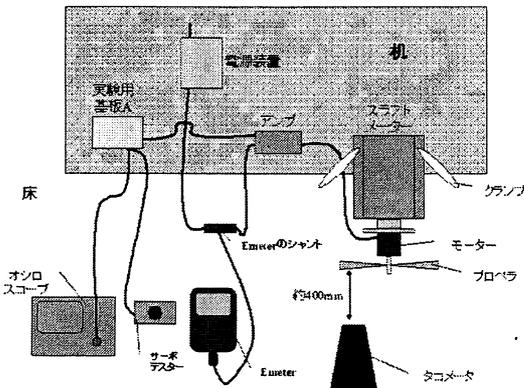


Fig. 6 配置図

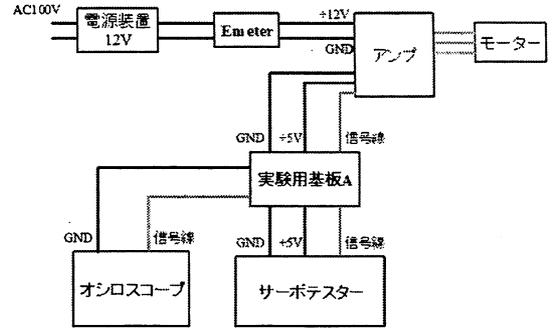


Fig. 7 配線図

6.2 実験方法

モデル機体に搭載するモーター (Hyperion 製 Z-2231-20) とプロペラ (APC PROPELLERS 製 LP 10047) の組み合わせによる、推力の測定方法を示す。Fig.6のように机にクランプで固定したスラストメータ (TAHMAZO 製 48562) にモーターを取り付け、サーボモーターミニでモーターアンプへ入力する PWM 信号のパルス幅を $1.0ms \sim 2.0ms$ まで $0.1ms$ ずつ増加させて、各々のパルス幅での推力を測定した。また、推力の測定と同時に各々のパルス幅において、Emeter (AIR CRAFT 製 HP-EMETER) でモーターに加わる電流・電圧を計測し、タコメータ (電子通商株式会社製 ST-6234B) でプロペラの回転数を測定した。

6.3 実験結果

推力測定実験は 4 回行い、1 回目から 4 回目までの実験結果の平均を Table4 に示す。Table4 をもとに、パルス幅と推力の関係を MATLAB を用いて 1 次の最小二乗近似をした結果が Fig.8 である。なお、モーターの不感帯領域である $1.0ms \sim 1.1ms$ とアンプの電流リミッターが作動する $1.9ms \sim 2.0ms$ のデータは除いた。

最小二乗近似から求めたパルス幅 (x) と推力 (y) の関係は、

$$y = 1.6009x - 1.7635 \quad (8)$$

また、Fig.8 において、各パルス幅での絶対誤差を $e_i (i = 1, 2, 3, \dots, 8)$ とすると、平均誤差

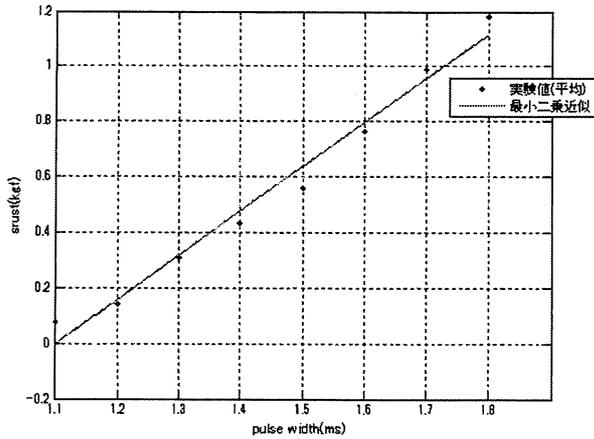


Fig. 8 パルス幅と推力の関係

$e_{ad} = \sum_{i=1}^8 e_i / 8 = 0.016075$, 最大誤差 $e_{max} = -0.0800$ であった. (8) 式より, Prop-hanging に必要なスロットル量は, パルス幅約 $1.54ms$ であることがわかった.

Table 4 実験値 (推力測定実験 4 回の平均)

パルス幅 (ms)	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
推力 (kg)	0.07750	0.14375	0.31125	0.43375	0.56125
電流 (A)	0.375	1.675	3.475	5.600	7.825
電圧 (V)	12.0100	11.9800	11.9300	11.8850	11.8275
回転数 (rpm)	1868.75	3295.50	4154.75	4884.50	5457.50
表面温度 (°C)	24.675	25.775	28.275	31.700	34.700
パルス幅 (ms)	1.6	1.7	1.8	1.9	2.0
推力 (kg)	0.76250	0.99000	1.18250	1.17250	1.17875
電流 (A)	11.550	16.000	21.150	20.975	21.125
電圧 (V)	11.7350	11.6300	11.4875	11.4875	11.4850
回転数 (rpm)	6169.75	6788.25	7291.75	7281.25	7294.00
表面温度 (°C)	38.425	47.100	55.700	58.525	59.325

7 ピッチ角制御実験

7.1 ピッチ角制御実験の概略

ピッチ角制御実験装置の概略を Fig.10 に示す. モデル機の重心にベアリングがあり, ピッチ軸回りに自由に回転するように支持されている. モデル機に搭載された角度センサからピッチ角の情報を PIC マイコンが受信し, Prop-hanging 状態で姿勢角を安定化させるエレベータ舵角入力をリアルタイムで計算し, それに応じた PWM 信号をサーボモーターに入力する. また, 角度センサから得られたピッチ角の情報とエレベータ舵角は XBee 無線モジュールによって計測用パソコンに送られる. なお, ピッチ角制御実験

では PI コントローラを用いて姿勢を制御している. この実験におけるフィードバック制御のブロック線図を Fig.9 に示す.



Fig. 9 ブロック線図

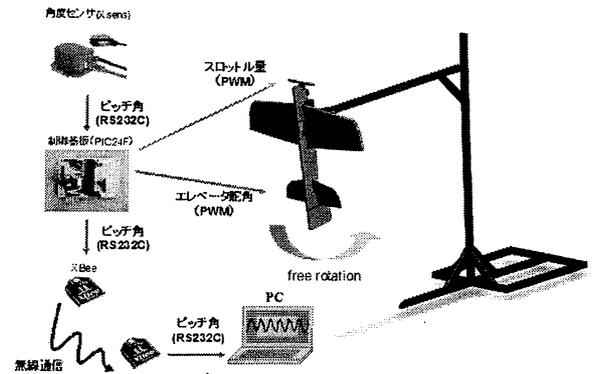


Fig. 10 概略図

7.2 実験 I

実験 I では, Prop-hanging 状態において, ピッチ軸回りのモデル機の姿勢が PI 制御によって安定化されていることを確認するための実験を行った. 実験方法, 実験結果を以下に示す.

7.2.1 実験方法

まず, 限界感度法を用いて比例ゲイン k_p と積分ゲイン k_i を定める. 本実験では $k_p = 0.12$, $k_i = 0.001$ と決定した. そして, 初期ピッチ角を 3.6° , 目標ピッチ角を 0° とし, モデル機のピッチ角応答を計測する.

7.2.2 実験結果

実験 I の実験結果を Fig.11 に示す. PI 制御が開始されてから 5 秒後のデータより, 最大誤差は 1.074° , 平均誤差は 0.005° と求められた. この結果から, 実際に Prop-hanging 状態でホバリングするには十分な制御性能であることが確認された. また, $\pm 1^\circ$ の範囲で振動しているが, この原因として, 機体に搭載しているセンサなど

の出っ張りによるプロペラの後流の乱れ，支持装置の固有振動が挙げられる。

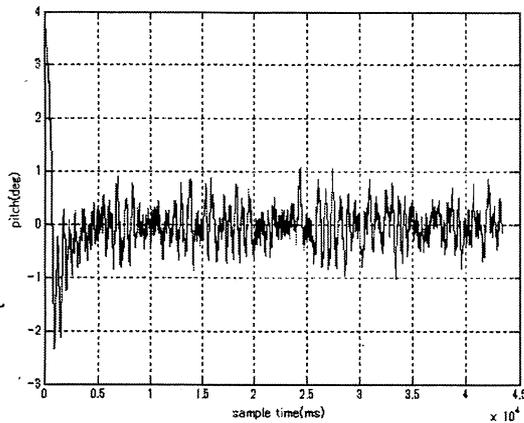


Fig. 11 実験結果 I

7.3 実験 II

実験 II では，Prop-hanging 状態において，コントローラが決定した操作量に外乱が加えられたときの応答を取り，十分な制御性能が確保されているかどうか確認するための実験を行った。実験 II におけるブロック線図を Fig.12 に示す。

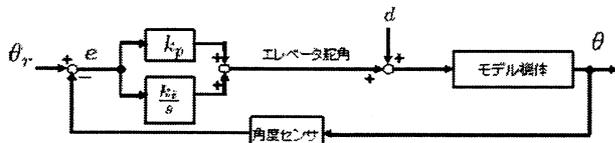


Fig. 12 ブロック線図 II

7.3.1 実験方法

目標ピッチ角を 0° とし，次式で表されるテスト用外乱 $d(t)$ を加え，モデル機のピッチ角応答を計測する。

$$d(t) = \begin{cases} 0.4 & k\tau \leq t \leq k\tau + \Delta \quad (k = 1, 2, \dots, n) \\ 0 & \text{other} \end{cases} \quad (9)$$

τ : パルスの周期， Δ : パルス幅

7.3.2 実験結果

実験 II の実験結果を Fig.13 に示す。1.9[s] の時間で定常状態に追従しているので制御性能は十分であることが確認された。

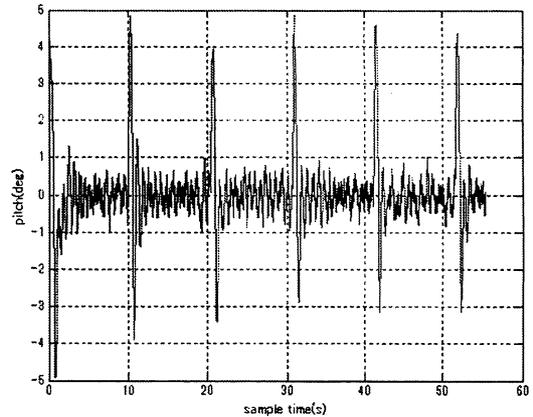


Fig. 13 実験結果 II

8 結言

モデル機に搭載されたモーターおよびプロペラの組み合わせにおけるパルス幅と推力の関係を実験的に決定し，Prop-hanging に必要なスロットル量を決定した。

また，PI コントローラを用いたピッチ角制御実験装置を開発し，ピッチ軸回りの姿勢安定化を実現した。今回行った実験は，PI 制御によってピッチ軸回りの姿勢が安定化されていることの確認，また，外乱を加えても十分な制御性能が確保されていることの確認を目的とし，それらの結果からモデル機のピッチ軸回りの姿勢は安定化され，実飛行させるには十分な制御性能であることが確認された。今後は，ヨー，ロール軸回りの姿勢安定化を行い，Prop-hanging 状態でのホバリング飛行を実現させたい。

参考文献

- [1] William E. Green and Paul Y. Oh, "A Fixed-Wing Aircraft for Hovering in Caves, Tunnels, and Buildings", Proceedings of the 2006 American Control Conference Minneapolis, Minnesota, USA, June 14-16, 2006.
- [2] drian Frank, james McGrew, Mario Valenti, Daniel Levine, Jonathan P. How "Hover, Transition, and Level Flight Control Design for a Single-Propeller Indoor Airplane", Technical Report Aerospace Controls Laboratory Department of Aeronautics and Astronautics Massachusetts Institute of Technology.