小型ヘリコプタ 搭載用オート パイロット システムの構築

Development of Autopilot System for Small Helicopter

○正 鈴木 智 (信州大)

Satoshi Suzuki, Shinshu University, s-s-2208@shinshu-u.ac.jp

In this paper, we propose an autopilot system which can be applied any single rotor helicopters. First, we construct the hardware of the autopilot system based on FPGA (Field Programmable Gate Array). In the case of small helicopter, payload limitation of them is tight. Therefore, we have to use only light weight sensors and computer for the control. All sensors we use are light weight, then the total weight of autopilot device with box is about 300g. Next, nonlinear adaptive attitude controller is designed by using adaptive backstepping method. We guarantee that the attitude of helicopter can follow any time varying reference attitude even if the helicopter has unknown model parameters, such as inertia moment or aerodynamic uncertainties. Finally, the effectiveness of the autopilot system is verified by flight experiments of multiple helicopters

Key Words: Small Helicopter, Autopilot System, FPGA, Adaptive Control, Backstepping Method

1. 緒言

小型ヘリコプタは、ホビー用途、産業用途を合わせて考えれば最も世界中に普及している無人航空機の1つである。また、小型ヘリコプタはホバリング飛行や垂直離着陸が可能であるという優れた特徴を持つことから、空撮をはじめとした多様なタスクへの応用が期待されている。しかし、操縦が困難であることや有視界外での飛行が不可能であるなど、無線操縦式の小型ヘリコプタには限界があり、自律制御型の小型ヘリコプタこそ望まれるところである。そして、以上を背景として小型ヘリコプタの自律制御に関する研究が世界中で行われてきた⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

小型ヘリコプタの基本的な運動制御という意味での自律制御は既に成熟した技術であるといえる。しかし、各研究ごとに対象としているヘリコプタの重量、機体規模、空気力特性等は様々であり、それぞれのヘリコプタに合った制御を行うためには、制御パラメータの調整作業や飛行試験を繰り返し行う必要がある。このように多大な労力を要するという点が、自律制御型の小型ヘリコプタの普及に歯止めをかけている一因であると考えられる。そして、そのような問題を払拭するためには、小型ヘリコプタに取り付けるだけで簡単に自律制御が可能となる汎用的なオートパイロットシステムの実現が望まれる。

本研究では、拡張性・汎用性の高いFPGA(Field Programmable Gate Array)を中心としたハードウェアと適応制御アルゴリズムを組み合わせることで、小型ヘリコプタに対して汎用的に適用可能なオートパイロットシステムを構築することを目的としている。本論文では、その基礎研究として適応制御アルゴリズムを用いた小型ヘリコプタの姿勢制御系を設計し、機体規模の異なる複数の小型ヘリコプタを用いた制御実験によってその有効性を検証する。

2. オートパイロットシステム

本節では、オートパイロットシステムを構成するハードウェアについて概要を説明する。実装される制御アルゴリズム等に関しては次節以降で説明を行う。まず、オートパイロットシステム試作機の全体像を図1に、構成ハードウェアなどの主な諸元を表1にそれぞれ示す。本システムの最大の特徴は主計算機にFPGAを用いていることであり、これによって多様なセンサ・アクチュエータとのインターフェースを容易に構築することが可能となっている。このシステムを応用することで小型ヘリコプタだけでなく様々な制御対象に汎用的に適用可能な制御システム

Fig. 1 Overview of autopilot system

の実現も可能であると考えている。FPGAボード以外には無線モジュール、姿勢センサ、GPS、気圧計などを搭載しており、全てに小型なものをを用いることでシステム全体の重量を抑えることに成功している。これによって、図2に示すように小型ヘリコプタに搭載し飛行を行うことが可能となっている。特に姿勢センサに関しては、重量15[g]でクォータニオン⁽⁶⁾出力が可能な小型姿勢センサを独自開発して用いている⁽⁷⁾。GPS、気圧計は本論文では用いていないため説明を割愛する。

3. 適応姿勢制御系の設計

本節では、オートパイロットシステムに実装される適応姿勢制御系の設計を行う。今回の設計には規範モデル追従型適応バックステッピング法を用いている。規範モデル追従型とすることで任意の時間信号として与えられる目標姿勢に対して機体姿勢

Table 1 Specifications of autopilot system

Main board (FPGA)	SUZAKU-V SZ410-U00
Wireless module	XBee-PRO OEM RF Module
Attitude sensor	IMU-05
GPS	u-blox5 GPS module
Pressure sensor	SCP 1000
CPU core	PowerPC 405
CPU clock	350 [MHz]
OS	Linux(kernel2.6)
Weight (with box)	312[g]

Fig.2 Small helicopter with autopilot system

を漸近追従させることが可能である。以下では、設計に用いる小型ヘリコプタ姿勢モデルの導出、規範モデルの設計、適応バックステッピング制御系の設計の順に説明を行う。

3.1 姿勢モデルの導出 小型ヘリコプタの姿勢ダイナミクスは大きく 3 つの部分から構成されている。1 つ目は機体姿勢の時間微分方程式、2 つ目は回転の運動方程式、そして 3 つ目がメインロータ及びスタビライザのダイナミクスである。今回は機体姿勢の表現にクォータニオン⁽⁶⁾を用いている。クォータニオンは古くから航空宇宙やコンピュータグラフィックスの分野において物体の姿勢表現法として用いられており、4 つという比較的少ないパラメータで 3 次元空間中の物体姿勢を一意に表現できるという利点を持つ。いま、ヘリコプタの機体姿勢を表すクォータニオンを $\mathbf{q} = [\xi \ \boldsymbol{\eta}^T]^T$ とする。ただしここで、 ξ はクォータニオンの第 1 要素を表すスカラー、 $\boldsymbol{\eta}$ は第 2～第 4 要素を表す 3 次元ベクトルである。クォータニオン $\mathbf{q}$ の時間微分は以下の式で表される。

$$\dot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{\xi} \\ \dot{\boldsymbol{\eta}} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\eta}^T \\ \mathbf{S}(\boldsymbol{\eta}) + \xi \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_b \quad (1)$$

ここで、 $\boldsymbol{\omega}_b$ は機体の角速度ベクトルであり、その成分は $\boldsymbol{\omega}_b = [\omega_{bx} \ \omega_{by} \ \omega_{bz}]^T$ となる。また、 $\mathbf{I}_3$ は単位行列、 $\mathbf{S}(\cdot)$ はベクトル積を表す演算子であり、その定義は次式となる。

$$\mathbf{S}(\boldsymbol{\eta}) = \begin{bmatrix} 0 & -\eta_3 & \eta_2 \\ \eta_3 & 0 & -\eta_1 \\ -\eta_2 & \eta_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

続いて、慣性行列 $\mathbf{J} = \text{diag}(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$ を導入し、ヘリコプタにかかる外力トルクを $\boldsymbol{\tau}$ と置くと、回転の運動方程式は次式で表すことができる。

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}_b = -\mathbf{S}(\boldsymbol{\omega}_b)\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_b + \boldsymbol{\tau} \quad (3)$$

ここで、小型ヘリコプタの形状が複雑なため $\mathbf{J}$ を正確に計測することが困難であるという点に注意しなければならない。そのため、以降では $\mathbf{J}$ を未知パラメータとして扱うこととする。続いて、外力トルク $\boldsymbol{\tau}$ の各要素を次式に示す。

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_b \sin(b) + l_z T_t \\ M_a \sin(a) \\ l_x T_t \end{bmatrix} \quad (4)$$

ここで、 a , b は縦方向及び横方向のメインロータフラップ角度、 T_t はテールロータ推力、 l_x 及び l_z はテールロータ中心と機体重心間の距離、 L_b 及び M_a はメインロータ中心と機体重心間の距離やロータブレードの剛性によって定まる適当な係数である。いま、ラダー操舵入力 δ_{rud} とテールロータ推力との関係は次式で表すことができる。

$$T_t = K_{rud}\delta_{rud} - K_g\omega_{bz} \quad (5)$$

ここで、 K_{rud} は適当な係数、 K_g は小型ヘリコプタに標準搭載されているレートジャイロシステムのフィードバックゲインを表している。式 (5) を式 (4) に代入し、さらに a 及び b が十分に小さいことから $\sin(a) \simeq a$, $\sin(b) \simeq b$ を仮定すると、最終的なトルクは以下の式で表される。

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{bmatrix} L_b b + l_z(K_{rud}\delta_{rud} - K_g\omega_{bz}) \\ M_a a \\ l_x(K_{rud}\delta_{rud} - K_g\omega_{bz}) \end{bmatrix} \quad (6)$$

最後に、メインロータ及びスタビライザのフラッピングダイナミクスを示す。エルロン及びエレベータ操舵入力を δ_{ail} , δ_{ele} 、縦方向及び横方向のスタビライザフラップ角度をそれぞれ c , d と置き、機体角速度に対してロータの回転角速度が十分に大きいと仮定すると、フラッピングダイナミクスは以下の 1 次式で表すことができる。

$$\frac{16}{\gamma_b\Omega}\dot{a} = -a - \frac{16}{\gamma_b\Omega}\omega_{by} + K_{L3}c + K_{L1}\delta_{ele} \quad (7)$$

$$\frac{16}{\gamma_b\Omega}\dot{b} = -b - \frac{16}{\gamma_b\Omega}\omega_{bx} + K_{L3}d + K_{L1}\delta_{ail} \quad (8)$$

$$\frac{16}{\gamma_s\Omega}\dot{c} = -c - \frac{16}{\gamma_s\Omega}\omega_{by} + K_{L2}\delta_{ele} \quad (9)$$

$$\frac{16}{\gamma_s\Omega}\dot{d} = -d - \frac{16}{\gamma_s\Omega}\omega_{bx} + K_{L2}\delta_{ail} \quad (10)$$

ここで、 $K_{L1} \sim K_{L3}$ はリンク機構に関する適当な係数、 Ω はロータの回転角速度、 γ_b , γ_s はブレードに掛かる空気力と慣性力の比を表す無次元パラメータである。以上に示した式 (1), 式 (3), 式 (6) 及び式 (7)～式 (10) が小型ヘリコプタの姿勢モデルである。

3.2 規範モデルの設計 ここでは、規範モデルの設計を行う。いま、 $\mathbf{q}_m = [\xi_m \ \boldsymbol{\eta}_m^T]^T$ を規範モデルの姿勢を表すクォータニオンとする。規範モデルに求められるのは所望の追従性能を満足し、かつ現実のシステムで達成可能な目標軌道を生成することであるため、規範モデルのダイナミクスは現実のシステムのダイナミクスと同様の構造を持つことが望ましい。よって、 $\mathbf{q}_m$ の時間微分を以下の式で表現する。

$$\dot{\xi}_m = -\frac{1}{2}\boldsymbol{\eta}_m^T\boldsymbol{\omega}_m, \quad \dot{\boldsymbol{\eta}}_m = \frac{1}{2}(\mathbf{S}(\boldsymbol{\eta}_m) + \xi_m\mathbf{I}_3)\boldsymbol{\omega}_m \quad (11)$$

ここで、所望の追従性能を満足するために規範モデルの角速度 $\boldsymbol{\omega}_m$ を次式で規定する。

$$\boldsymbol{\omega}_m = -k_m\mathbf{D}\mathbf{G}_m\mathbf{x}_m \quad (12)$$

$$\mathbf{G}_m^T = \begin{bmatrix} -1 & \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} & \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi_{em} & -\boldsymbol{\eta}_{em}^T \\ \boldsymbol{\eta}_{em} & \mathbf{S}(\boldsymbol{\eta}_{em}) + \xi_{em}\mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{1 \times 3} \\ \mathbf{I}_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{x}_m = [1 - \xi_{em} \ \boldsymbol{\eta}_{em}^T]^T \quad (14)$$

ここで、 k_m は適当なスカラーゲイン、 $\mathbf{q}_{em} = [\xi_{em} \ \boldsymbol{\eta}_{em}^T]^T$ は目標姿勢を表すクォータニオン、 $\mathbf{q}_d = [\xi_d \ \boldsymbol{\eta}_d^T]^T$ と規範モデルのクォータニオンとの間の誤差クォータニオンを表している。さらに、式中の行列 $\mathbf{D}$ の定義は次節に示される。以上の規範モデルの応答を図 3 に示す。図中の破線が $\mathbf{q}_d$ の各要素を、実線が $\mathbf{q}_m$ の各要素の応答をそれぞれ示している。この図より、規範モデルのクォータニオンが目標クォータニオンに精度良く追従していることがわかる。

3.3 適応バックステッピング制御系の設計 ここでは、適応バックステッピング制御系の設計を行う。まず、規範モデルのクォータニオン $\mathbf{q}_m$ と機体姿勢を表すクォータニオン $\mathbf{q}$ の誤差クォータニオン $\mathbf{q}_e$ を次式で定義する。

$$\mathbf{q}_e = \begin{bmatrix} \xi_e \\ \boldsymbol{\eta}_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \xi_m\xi + \boldsymbol{\eta}_m^T\boldsymbol{\eta} \\ -\xi\boldsymbol{\eta}_m + \xi_m\boldsymbol{\eta} - \mathbf{S}(\boldsymbol{\eta}_m)\boldsymbol{\eta} \end{bmatrix} \quad (15)$$

Fig. 3 Response of reference model

η_e の時間微分は式 (1) 及び式 (11) を用いて計算すると次式となる。

$$\dot{\eta}_e = \frac{1}{2} \{ (S(\eta_e) + \xi_e I_3) \omega_b + (S(\eta_e) - \xi_e I_3) \omega_m \} \quad (16)$$

ここで、前節にも登場した行列 D を以下で定義する。

$$D = S(\eta_e) + \xi_e I_3 \quad (17)$$

このとき、式 (16) を D を用いて書き直すと次式となる。

$$\dot{\eta}_e = \frac{1}{2} \{ D \omega_b - D^T \omega_m \} \quad (18)$$

もし、 q_m と q が同じ姿勢を表していれば、 $q_e = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ が成立する。また、物体の姿勢を表すクォータニオンのノルムは 1 であることが知られており⁽⁶⁾、ここから q_e のノルムも 1 であることがわかる。これらより、 q を q_m に漸近的に追従させることと η_e の原点における漸近安定性を保証することが等価であることがわかり、これが今回の制御目的となる。いま、第 1 のリアプノフ関数の候補を次式で定義する。

$$V_1(\eta_e) = \eta_e^T \eta_e \quad (19)$$

式 (19) の時間微分を計算すると以下となる。

$$\dot{V}_1 = \eta_e^T (D \omega_b - D^T \omega_m) \quad (20)$$

ここで、 ω_b を仮想入力と考え η_e を安定化するフィードバック則を以下で与える。

$$\omega_b = \alpha_1(\eta_e) = D^T (-k_1 \eta_e - k_m G_m x_m) \quad (21)$$

ここで、 k_1 は正のスカラゲインである。いま、式 (21) を式 (20) に代入すれば次式を得ることができる。

$$\dot{V}_1 = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e \leq 0 \quad (22)$$

ここで、リアプノフ直説法を用いれば η_e の原点における安定性が示され、式 (22) より $\dot{V}_1(\eta_e) = 0$ であれば $D^T \eta_e = 0$ となることがわかる。 D の定義より、 $D^T \eta_e = 0$ であるとき $\xi_e = 0$ 若しくは $\eta_e = 0$ となることが示される。ここで、 ξ_e が零となるのは η_e のノルムが 1 となるときだけであり、これが $\|\eta_e\|$ の上界であることは $\|q_e\| = 1$ より容易に導かれる。また、式 (19)、式 (22) より $\|\eta_e\|$ が時間とともに減少することがわかり、 ξ_e の初期値が零以外であれば η_e は原点に収束することとなる。ここで、 $\xi_e = 0$ は目標姿勢と機体姿勢の誤差がとても大きいことを示しており、 q_m の初期値を q の近くにとることにより ξ_e が零となることを容易に回避することができる。以上より、 η_e が原

点に収束することが保証される。つづいて、誤差変数 z_1 を次式で定義する。

$$z_1 = \alpha_1 - \omega_b \quad (23)$$

このとき、式 (22) を z_1 を用いて書き直すと以下となる。

$$\dot{V}_1(\eta_e) = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e - z_1^T D^T \eta_e \quad (24)$$

式 (3) を用いれば次式を得ることができる。

$$J \dot{z}_1 = J \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) J \omega_b - \tau \quad (25)$$

ここで、第 2 のリアプノフ関数の候補を次式で定義する。

$$V_2(\eta_e, z_1) = V_1(\eta_e) + \frac{1}{2} z_1^T J z_1 \quad (26)$$

V_2 の時間微分を計算すると以下となる。

$$\dot{V}_2 = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e + z_1^T \{ -D^T \eta_e + J \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) J \omega_b - \tau \} \quad (27)$$

いま、外力トルク τ を以下のように与えることを考える。

$$\tau = \tau_d = -D^T \eta_e + J \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) J \omega_b + k_2 z_1 \quad (28)$$

ここで、 k_2 はスカラゲインであり、 $k_2 > 0$ である。式 (28) を式 (27) に代入することで次式を得る。

$$\dot{V}_2(\eta_e, z_1) = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e - k_2 z_1^T z_1 \leq 0 \quad (29)$$

ここでもし τ_d が達成されていれば、 (η_e, z_1) システムの原点は安定である。また、 z_1 が原点に収束することは明らかであり、加えて前述した議論から η_e が原点に収束することも保証される。これより、ヘリコプタの機体姿勢は規範モデルの姿勢に漸近追従することとなる。しかし、 τ_d に含まれる慣性行列 J は未知であるため、このままでは式 (28) を実装することができない。したがってここでは以下に示すように J をその推定値 $\hat{J}$ で置き換える。

$$\tau_d = -D^T \eta_e + \hat{J} \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) \hat{J} \omega_b + k_2 z_1 \quad (30)$$

$$\hat{J} = \text{diag}(\hat{I}_{xx}, \hat{I}_{yy}, \hat{I}_{zz}) \quad (31)$$

式 (30) を式 (27) に代入すると次式を得る。

$$\dot{V}_2 = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e - k_2 z_1^T z_1 + z_1^T \{ \hat{J} \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) \hat{J} \omega_b \} \quad (32)$$

ここで、 $\hat{J}$ は J と $\hat{J}$ の誤差行列であり、次式で定義される。

$$\hat{J} = \text{diag}(\hat{I}_{xx}, \hat{I}_{yy}, \hat{I}_{zz}) = \text{diag}(I_{xx} - \hat{I}_{xx}, I_{yy} - \hat{I}_{yy}, I_{zz} - \hat{I}_{zz}) \quad (33)$$

さらに、 $\hat{J}$ のベクトル表現を $\tilde{J}_v = [\tilde{I}_{xx} \ \tilde{I}_{yy} \ \tilde{I}_{zz}]^T$ とし、第 3 のリアプノフ関数の候補を次式で定義する。

$$V_3(\eta_e, z_1, \tilde{J}_v) = V_2(\eta_e, z_1) + \frac{1}{2} \tilde{J}_v^T \tilde{J}_v \quad (34)$$

V_3 の時間微分は以下となる。

$$\dot{V}_3 = -k_1 \eta_e^T D D^T \eta_e - k_2 z_1^T z_1 + z_1^T \{ \hat{J} \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) \hat{J} \omega_b \} - \tilde{J}_v^T \dot{\tilde{J}}_v \quad (35)$$

ここで、 $\tilde{J}_v$ は $\hat{J}$ のベクトル表現であり $\tilde{J}_v$ と同様に定義される。いま、式 (35) の右辺第 3 項目と第 4 項目を書き下すと次式を得る。

$$\begin{aligned} & z_1^T \{ \hat{J} \dot{\alpha}_1 + S(\omega_b) \hat{J} \omega_b \} - \tilde{J}_v^T \dot{\tilde{J}}_v \\ &= \tilde{I}_{xx} (z_{1x} \dot{\alpha}_{1x} + z_{1y} \omega_{bx} \omega_{bz} - z_{1z} \omega_{bx} \omega_{by} - \dot{\tilde{I}}_{xx}) \\ &+ \tilde{I}_{yy} (z_{1y} \dot{\alpha}_{1y} - z_{1x} \omega_{by} \omega_{bz} + z_{1z} \omega_{bx} \omega_{by} - \dot{\tilde{I}}_{yy}) \\ &+ \tilde{I}_{zz} (z_{1z} \dot{\alpha}_{1z} + z_{1x} \omega_{by} \omega_{bz} - z_{1y} \omega_{bx} \omega_{bz} - \dot{\tilde{I}}_{zz}) \end{aligned} \quad (36)$$

ここで、 $z_{1x} \sim z_{1z}$ は $\mathbf{z}_1$ の要素、 $\alpha_{1x} \sim \alpha_{1z}$ は $\boldsymbol{\alpha}_1$ の要素をそれぞれ示している。いま、 $\dot{\mathbf{J}}$ のダイナミクスを以下に定める。

$$\begin{aligned}\dot{\hat{I}}_{xx} &= z_{1x}\dot{\alpha}_{1x} + z_{1y}\omega_{bx}\omega_{bz} - z_{1z}\omega_{bx}\omega_{by} \\ \dot{\hat{I}}_{yy} &= z_{1y}\dot{\alpha}_{1y} - z_{1x}\omega_{by}\omega_{bz} + z_{1z}\omega_{bx}\omega_{by} \\ \dot{\hat{I}}_{zz} &= z_{1z}\dot{\alpha}_{1z} + z_{1x}\omega_{by}\omega_{bz} - z_{1y}\omega_{bx}\omega_{by}\end{aligned}\quad (37)$$

上式のダイナミクスを導入することによって V_3 の時間微分は次式となる。

$$\dot{V}_3 = -k_1\boldsymbol{\eta}_e^T \mathbf{D} \mathbf{D}^T \boldsymbol{\eta}_e - k_2 \mathbf{z}_1^T \mathbf{z}_1 \leq 0 \quad (38)$$

以上により、 $\boldsymbol{\eta}_e$ 、 $\mathbf{z}_1$ 及び $\dot{\mathbf{J}}_v$ の有界性が保証され、加えて $\boldsymbol{\eta}_e$ と $\mathbf{z}_1$ が原点に収束することも保証される。最後に、 $\boldsymbol{\tau}_d$ を達成するための制御入力を計算する。まず、 δ_{rud} 及び a 、 b の目標値は式(6)を用いて次式となる。

$$\delta_{rud} = (N_d/l_x + K_g\omega_{bz})/K_{rud} \quad (39)$$

$$a_d = M_d/M_a \quad (40)$$

$$b_d = (L_d - l_z N_d/l_x)/L_b \quad (41)$$

ここで、 a_d 及び b_d は a 及び b の目標値、 L_d 、 M_d 及び N_d は $\boldsymbol{\tau}_d$ の要素を示している。 a 及び b は式(7)、式(8)に示すダイナミクスを持つため、もう一度バックステッピング法の枠組みで制御入力 δ_{ail} 及び δ_{ele} を計算することも考えられる。しかしその場合、制御入力に角速度等の時間微分が多く含まれる形となり実装上好ましくない。そこで今回は以下の式で制御入力の計算を行った。

$$\delta_{ail} = -k_b(b - b_d) - k_d \dot{b} \quad (42)$$

$$\delta_{ele} = -k_a(a - a_d) - k_c \dot{a} \quad (43)$$

ここで、 k_a 、 k_b 、 k_c 、 k_d は適当なスカラーゲインを示している。

4. 制御実験

ここでは、オートパイロットシステムを用いて行った姿勢制御実験の結果を示す。実験は機体規模の異なる2種類の小型ヘリコプタに同様のオートパイロットシステムを搭載して行った。図4に重量2kgの小型電動ヘリコプタでの実験結果を、図5に重量5kgのエンジンヘリコプタでの結果をそれぞれ示す。各図の破線が目標姿勢を、実線が姿勢センサより得られた機体姿勢をそれぞれ示している。実験の際に制御ゲインやパラメータの調整は行っていないが、図より各ヘリコプタの機体姿勢が同程度の性能で目標姿勢に追従していることがわかる。これにより、式(37)に示す適応則を含む適応バックステッピング制御系の有効性が示されたといえ、本研究で構築したオートパイロットシステムを様々な機体規模の小型ヘリコプタに対して、調整なしで適用できる可能性が示された。

5. 結言

本稿では、小型ヘリコプタ搭載用の汎用オートパイロットシステムを提案した。FPGAを中心としたハードウェアの構築と適応姿勢制御系の設計を行い、機体規模の異なる複数の小型ヘリコプタを用いた飛行試験によってその有効性を示した。今後は、さらに機体規模の異なる小型ヘリコプタを用いて本システムの有効性を検証すると共に、今回用いていないGPSや気圧計による誘導制御系の設計を行い、小型ヘリコプタに取り付けるだけで簡単に自律制御が可能となる汎用的なオートパイロットシステムの実現を目指す。

Fig. 4 2kg helicopter

Fig. 5 5kg helicopter

文献

- (1) B. Mettler, "System Identification Modeling of a Small-Scale Unmanned Rotorcraft for Flight Control Design," in *Journal of American Helicopter Society*, Vol.47, No.1, pp.50-63, 2002.
- (2) Guerrero-Castellanos, J.F, Hably, A, Marchand, N, Lescq, S, "Bounded attitude stabilization: Application on four-rotor helicopter," in *Proceedings of 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pp.730-735, 2007.
- (3) David H. Shim, Jin Kim and Shanker Sastry, "A Flight Control System for Aerial Robots: Algorithm and Experiments," in *15th IFAC World Congress on Automatic Control*, 2002.
- (4) 羽沢 健作, 辛 振玉, 藤原 大悟, 五十嵐 一弘, D.Fernando, 野波 健蔵, "ホビー用小形無人ヘリコプタの自律制御(実験的同定に基づくモデリングと自律制御実験)", 日本機械学会論文集(C編), 70巻 691号, pp.720-727, 2004.
- (5) 鈴木 智, 辛 振玉, 田原 誠, 小出 義郎, 中澤 大輔, 野波 健蔵, "ホビークラス約5kg無人ヘリコプタの解析的モデリングと自律ホバリング制御", 日本機械学会論文集(C編), 73巻 726号, pp.562-569, 2007.
- (6) Jack B. Kuipers, "Quaternions and Rotation Sequences," Princeton University Press, 2002.
- (7) 鈴木 智, 田原 誠, 中澤 大輔, 野波 健蔵, "動加速度環境下における姿勢推定アルゴリズムの研究", 日本ロボット学会誌, Vol.26 No.6, pp.626-634, 2008.