Takeoff and Landing Control using Force Sensor by Electrically-Powered Helicopters

Masanori Fujita Student Member (Polytechnic University, m17517@uitech.ac.jp)

Akira Shimada Senior Member (Polytechnic University, ashimada@uitech.ac.jp)

Keywords: helicopter, control, force sensor, system identification, takeoff and landing, disturbance observer

This paper introduces a takeoff and landing control technique using a helicopter. The used control system consists of a small toy electrically-powered helicopter for indoor flights, a flight base under which a force sensor is set, and a helicopter control terminal which is connected to a system controller. The reason of the force sensor use is to realize soft takeoff and landing control. When the helicopter stands on the base, the force sensor outputs force data corresponding to the weight of the helicopter. As the operational voltage rises, the helicopter almost takes off from the base. Concurrently, the force sensor output closes to 0. It means that lift force related to force sensor output becomes from 0 N to the value corresponding to the weight. Therefore, when the system controller controls the lift force by changing the operational voltage, it can be expected to realize the soft takeoff and landing control. This paper introduces the design process including system modeling and shows the simulation and experimental results.

Fig. 1 shows appearance of the system structure. Fig. 2 shows the system identification result. Fig. 3 indicates a block diagram of lift force digital control system. It consists of the plant which means the helicopter, digital disturbance observer, and the digital LQ servo controller. Fig. 4 shows the experimental result of lift force control of the helicopter. This result indicates that the controller realizes the intended characteristics.

Fig. 1. Helicopter on a netted base with force sensor

Fig. 2. System identification result

Fig. 3. Block diagram of lift force digital control system

Fig. 4. Experimental result

力センサを用いた電動ヘリコプタの離着陸制御

学生員 藤田 真宜* 上級会員 島田 明*

Takeoff and Landing Control using Force Sensor by Electrically-Powered Helicopters

Masanori Fujita*, Student Member, Akira Shimada*, Senior Member

This paper introduces a takeoff and landing control technique related to a helicopter. The presented control system consists of a small toy electrically-powered helicopter for indoor flights, a flight base under which a force sensor is set, and a helicopter control terminal which is connected to a system controller. The force sensor use is intended to realize soft takeoff and landing control. When the helicopter stands on the base, the force sensor outputs lift force data corresponding to the weight of the helicopter. As the operational voltage rises, the helicopter almost takes off from the base. Concurrently, the force sensor output closes to 0. Thus, if the system controller controls the voltage arbitrarily, it is expected to realize the soft takeoff and landing control. This paper introduces the design process including modeling based on system identification technique, and shows the simulation and experimental results of the lift force control.

キーワード：ヘリコプタ，制御，力センサ，システム同定，離着陸，外乱オブザーバ

Keywords: helicopter, control, force sensor, system identification, takeoff and landing, disturbance observer

1. はじめに

ヘリコプタには狭い場所での離着陸や静止飛行が可能である等の特長があり、様々な物資の運搬用に使われる他、山岳地帯、海上等で広く利用されている⁽¹⁾⁽²⁾。通常、ヘリコプタは有人運転が基本であるが、遠隔運転によるものも実用化されている。また、近年、災害地域や危険地帯でのヘリコプタの自律制御技術が求められるようになり、同制御技術の実用化が求められている。しかしながら、ヘリコプタは飛行機に比して、安定性が悪く、自動制御・自律制御が困難な移動機械であることも知られている。これまで、足立、野波らによる先駆的な研究事例が報告されているが^{(3)~(9)}、同技術はまだまだ発展途上にある。

本稿では、ヘリコプタ制御研究への一つの取り掛かりとして、室内用の玩具として製品化されている小型電動ヘリコプタを題材とし、力センサを利用した鉛直方向（z方向）の柔らかい離着陸制御を試みるものである⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。図1にそのイメージを示す。同技術の用途としては、崩れかけた脆い場所での離着陸や波に揺れる船舶上への離着陸等が考えられる。前者は着陸点に衝撃を与えないために用いられ、後者は着陸点の位置自体が時間と共に変化する場合であって、ヘリコプタの自重全部をかけることが望ましくないよ

うな着陸点への離着陸が考えられる。このように、同技術は今後のヘリコプタ制御の一つの可能性を示すものである。また、同技術は風力を利用した汎用的な力制御技術として、ヘリコプタ以外の用途に用いても良いと考えられる。

システムの構成要素としては、電動ヘリコプタ本体、ヘリポートに当たるベース、ベース下部に接続される力センサ、ヘリコプタを手動操作するための操作盤、システム全体を自動制御するためのシステムコントローラが挙げられる。

本稿では、揚力制御のみを扱うが、最終的には、視覚センサを用いる位置制御機能を付加する予定である。すなわち、離陸後に揚力制御から位置制御に切り替え、着陸時にヘリコプタ下端が接地した時点から、揚力値が自重値から0値まで滑らかに変化する揚力制御に切り替えるモード切り替え制御技術の確立を目標としている。本稿では、この

図1 ヘリコプタ揚力制御のイメージ

Fig. 1. Image of helicopter lift force control.

* 職業能力開発総合大学校電気システム工学科

〒229-1196 相模原市橋本台 4-1-1

Dept. of Electrical System Engineering, Polytechnic University

4-1-1, Hashimoto-dai, Sagami-hara-shi 229-1196

揚力制御を離着陸制御と呼ぶことにする。

2. 離着陸システムの仮定が表す意味と制約条件

図1のように、ヘリポートの基部に力センサを配置する仮定は、現実的でないと思われるかもしれない。これに対し、二通りのケースが想定される。第一のケースは、大型のロードセルを実際にヘリポートに設置する場合である。しかし、これは特別なケースであると考えられる。第二のケースは、力センサをヘリコプタに装備するケースである。これは、一見、仮定と異なるようであるが、ヘリコプタの見かけ上の自重を所望の値に制御する目的を適える点で等価である。本例ではヘリコプタ自体が小型軽量であるため

図2 力センサを持つ面状ベース上のヘリコプタ

Fig. 2. Helicopter on a plate base with force sensor.

図3 力センサを持つ網状ベース上のヘリコプタ

Fig. 3. Helicopter on a netted base with force sensor.

図4 面状ベースでの操作電圧と力センサ出力

Fig. 4. Operational voltage and force output on the plate base.

に、力センサを搭載できない。このように、本稿の仮定は、主に、第二のケースを実現するための代替手段である。

第二のケースと本実験装置の構成を力学的に等価なものとするためには、条件が必要である。それは、図2のように、ヘリポートを面状のベースとするのではなく、図3のように、網状のベースとして作成し、ブレードが発生する風力をヘリポートが直接に受けないようにすることである。そうしないと、ブレードの回転速度の増加に伴い、ヘリコプタの揚力も増すが、風力をヘリポートが受けてしまい、力センサはヘリコプタの自重と風力とを合わせて観測してしまう。図4はその様子を示しており、操作電圧が2.3V付近まで、力センサ出力が0N（自重に相当する）付近を維持している。これに対し、網状ベースを用いた場合は、図5のように、操作電圧と力センサ検出値がほぼ線形になる。このとき、ヘリコプタは操作電圧約0.95Vから揚力が上昇し始め、約2.2Vから浮上を始める。操作電圧が約2.4Vに至ると、ヘリコプタが完全に浮上して飛行状態に入るが、その浮上直前の揚力は約1.5Nである。

3. システム構成とモデリング

本稿では、実験用のヘリコプタとして、ヒロボー（株）製の小型の室内用のラジコン電動ヘリコプタ X.R.B を用いる。同機は2組のメインロータが同軸上に配置され、互いに反転して姿勢の維持を図ることから、同軸反転方式と呼ばれる。姿勢の変更は、両メインロータの駆動トルク差により、回転数の差を発生させて行い、テールロータを必要としない。上部メインロータは、ヘリコプタの若干の傾きによらずに水平に保たれるため傾き難い。同ヘリコプタは、通常、図6に示す操作盤を用いて、オペレータにより遠隔操作される。主な操作手段は、操作盤上の2本のレバーを手動で傾けて行われる。各レバーは前後左右に傾く2自由度構造を有し、自由度毎に可変抵抗器に接続されている。すなわち、合計4組の可変抵抗器により、操作電圧が増減され、ヘリコプタが操縦される。ヘリポートに当たるベース上にヘリコプタが静止すると、ベースの下に設置した力セ

図5 網状ベースでの操作電圧と力センサ出力

Fig. 5. Operational voltage and force output on the netted base.

図 6 操作盤とヘリコプタ

Fig. 6. Operational unit and helicopter.

ンサよりヘリコプタにかかる重力とベースの重力とが検出されるが、実験時には、ベースの重力は検出値から差し引く。ヘリコプタを飛行させるために、操作盤の操作電圧を印加してメインロータを回転させると、回転速度が上がるに連れて揚力が増す。その一方で、力センサの出力は減少し、完全に離陸して飛行状態に入ると力センサ出力は 0N となる。そこで、力センサによる力検出値がヘリコプタ重力値から 0 値に向けて滑らかに減少するような力制御、すなわち、揚力が 0 値から自重値に至る揚力制御を行う。

さて、ヘリコプタのモデリングを行うためには、動力学的なアプローチを試みる事が望ましい。しかしながら、それは決して容易でないことが既報告等に報告されており、その対策として、M 系列信号を用いたシステム同定法が使用されることが多い^{(3)~(6)}。本研究でも、既報告に倣って、同定実験によりモデル化を行うことにする⁽¹²⁾。飛行時と接地時とでは異なる数学モデルが必要であろうが、本稿では後者のモデリングのみを扱う。

具体的には、操作電圧から力センサ出力までのシステム特性を同定する。同定には、表 1 に示すように、力センサ出力がヘリコプタにかかる重力の半分程度の値をオフセットとする M 系列信号電圧を用い、部分空間同定法の一つである N4SID 法により、制御対象の数学モデルを集中定数系の定係数線形系のモデルとして求める。M 系列信号電圧の振幅とオフセットは、図 5 に見られる波形の中の、線形性が保たれる範囲で定めた。同信号のサンプル周期は、ステップ状操作電圧に対する力応答波形の時定数が約 1.0s であったことから、その 1/10 倍程度とした。データの獲得は、0.01s 毎に 10000 点行った後、デシメーションを行い、0.1s 毎の 1000 点とした。さらに、デトレンド処理により平均値を除き、平均値から離れた初めの 100 点を除き、前半の 450 点データでシステム同定演算を行い、状態方程式を作成した後に、後半の 450 点で検証を行った。

まず、インパルス応答法により、インパルス応答推定波形を調べると、 $t = 0$ [s] の時点から正方向への振幅が始まるまでに 2 サンプルを要しているの、0.02s のむだ時間遅れがあることが確認できる。図 7(a) を参照のこと。

次に、同定時の入出力データ列と、むだ時間データを用いて、N4SID 法により、離散系状態方程式 $G_d(z) =$

表 1 システム同定条件

Table 1. System identification condition.

Amplitude and offset of M sequence	± 0.5 V, ± 1.5 V
Sampling ratio of M sequence	0.1 s
Sampling ratio of data acquisition	0.01 s
Number of Datas (by decimation)	1000
Order of N4SID	4

図 7 システム同定結果

Fig. 7. System identification result.

$\{A_d, B_d, C_d, D_d\}$ を得た。このとき、一旦、実験時のサンプル周期 0.1s で同定した数学モデルを、改めて、0.001s をサンプル周期とする 4 次系モデルとして、再サンプリング処理を行った。その結果を図 7(b) に示した。上段が M 系列信号、下段が M 系列信号に対する実出力と、同定モデルの出力波形を重ね書きしたものである。共にデシメーション処理をしたため、平均値が 0 値になっている。点線が実出力、実線がモデル出力であるが、ほぼ重なっており、両波形の FIT 率は 91.5% である。得られた制御対象モデルの数値例は以下の通りである。同定した制御対象モデルを、状態変数 $x[i] \in R^4$, 操作電圧 $u[i] \in R$, 力センサ出力 $y[i] \in R$, サンプル周期 $T_s = 0.001$ [s] とする。留意すべきは、同モデルはむだ時間特性を含んでいる点である。

$$x[i + 1] = A_d x[i] + B_d u[i] \dots \dots \dots (1)$$

$$y[i] = C_d x[i] \dots\dots\dots (2)$$

$$A_d = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{bmatrix} \dots\dots\dots(3)$$

$$a_{11} = 1.0051, a_{12} = -1.4598 \times 10^{-2},$$

$$a_{13} = -1.3808 \times 10^{-2}, a_{14} = 9.2188 \times 10^{-3},$$

$$a_{21} = 2.3288 \times 10^{-2}, a_{22} = 9.6405 \times 10^{-1},$$

$$a_{23} = -3.1308 \times 10^{-2}, a_{24} = 2.4534 \times 10^{-2},$$

$$a_{31} = -2.5612 \times 10^{-2}, a_{32} = 3.5141 \times 10^{-2},$$

$$a_{33} = 1.0556, a_{34} = -4.2752 \times 10^{-2},$$

$$a_{41} = -5.1666 \times 10^{-2}, a_{42} = 8.4131 \times 10^{-2},$$

$$a_{43} = 1.2661 \times 10^{-1}, a_{44} = 9.2984 \times 10^{-1}$$

$$B_d = [-7.7754 \times 10^{-4}, -4.3330 \times 10^{-3},$$

$$4.9742 \times 10^{-3}, 1.0470 \times 10^{-2}]^T$$

$$C_d = [4.5346, 3.0015, 0.3775, -2.7371 \times 10^{-2}]$$

$$D_d = 0$$

4. 外乱オブザーバ併合型制御系と目標軌道の設計

同定モデルを用いて、揚力制御系設計を行うと共に、揚力の目標軌道を設計する。様々な制御法の選択が可能であるが、本稿では外乱オブザーバ併用型ディジタル LQ サーボ系⁽¹³⁾を設計することとした。留意すべき点として、システム同定は、入出力波形から統計数学的な手法を用いて、制御対象の数学モデルを導き出す手法であるため、同定されたモデルの状態変数が、位置や速度に代表されるように、物理的に意味を持つ変数になってないことである。つまり、それらをセンサを用いて観測することができない。そのため、状態フィードバックを利用する構造の制御系を設計しようとするならば、オブザーバを用いて状態変数を推定する必要がある。一方、制御対象は、パラメータ変動を有し、未知の外乱を受けるものである。その結果、通常のオブザーバを使用すると、無視し難い推定誤差が発生する心配がある。そこで、それらの物理的な影響を全て入力端への外乱に見立て、状態空間表現によるディジタル外乱オブザーバを設計して対処することとした。入力端外乱 $d[i]$ を含めた状態方程式は次のように書き表される。

$$x[i+1] = A_d x[i] + B_d(u[i] - d[i]) \dots\dots\dots (4)$$

$$y[i] = C_d x[i] \dots\dots\dots (5)$$

次に、サンプル周期 T_s 間で外乱の値が変化しないと仮定し、外乱 $d[i+1] = d[i]$ において、拡大系を作成する。

$$\begin{bmatrix} x[i+1] \\ d[i+1] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & -B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x[i] \\ d[i] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ 0 \end{bmatrix} u[i] \dots\dots (6)$$

$$y[i] = [C_d, 0] \begin{bmatrix} x[i] \\ d[i] \end{bmatrix} \dots \dots \dots (7)$$

図 8 揚力制御系のブロック図

Fig. 8. Block diagram of lift force control system.

次に、同次元デジタル外乱オブザーバを設計する。

$$\begin{bmatrix} \hat{x}[i+1] \\ \hat{d}[i+1] \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_d & -B_d \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{x}[i] \\ \hat{d}[i] \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_d \\ 0 \end{bmatrix} u[i] \\ + \begin{bmatrix} H_{d1} \\ H_{d2} \end{bmatrix} (y[i] - \hat{y}[i]) \dots \dots \dots (8)$$

$$\hat{g}[i] = [C_d, 0] \begin{bmatrix} \hat{x}[i] \\ \hat{d}[i] \end{bmatrix} \dots \dots \dots (9)$$

デジタル LQ サーボ系を構成する制御入力, すなわち, 操作電圧 $u[i]$ は次のように表される。 $r[i]$ は目標揚力値, $y[i]$ は揚力観測値, $e[i]$ は制御偏差, $w[i]$ は偏差の積分値, F_d はフィードバックゲイン行列, K_d は積分ゲインである。

$$e[i] = r[i] - y[i] \dots\dots\dots (10)$$

$$w[i+1] = w[i] + T_s \cdot e[i] \dots\dots\dots (11)$$

$$u[i] = -F_d \hat{x}[i] + K_d w[i] \dots\dots\dots (12)$$

図 8 に制御系のブロック図を示した。偏差から積分演算に至る間の T_S ブロックは連続系と同じ重み関数 Q, R を用いても、積分ゲインが連続系の LQ サーボ系のゲインとほぼ一致する働きを持たせるために設けている⁽¹³⁾。

次に、揚力の目標軌道設計について述べる。離着陸を滑らかに柔軟かく実施するために、ロボット制御でよく用いられる 5-1-5 次多項式を用いた揚力の目標軌道を生成し、それに制御系を追従させる。具体的には、0.001s 毎に、静止状態の 0 値から 7.5s 間で目標揚力値に段々と近づいていき、5s 間その値を維持した後、また 7.5s 間かけて、着陸状態に当たる 0 値に至る目標軌道関数を作成し、それを揚力制御系への参照値として入力するものとした。

5. シミュレーション及び基礎実験結果

ヘリコプタの離着陸制御系のシミュレーション結果と基礎実験結果とを示す。制御パラメータ値を表2に記す。

シミュレーションも実験も、基礎的な制御機能の確立を第一の目標とするため、飛行臨界点以下の揚力目標値への追従性を評価した。シミュレーション結果は図 9 に、実験結果は図 10 に示した。0.5N、1.0N の 2 種類の揚力目標値に対して実施したシミュレーション結果を見ると、オブザーバの揚力推定値も実揚力も目標値に対してよく一致し

表 2 制御パラメータ値
Table 2. Control parameters.

Q_d	$\text{diag}(1, 1, 1, 1, 10000)$
R_d	100
F_d	$[11.185, -1.6821, -0.5787, 0.5254]$
K_d	9.9652
Poles of observer	$[0.976, 0.977, 0.978, 0.979, 0.980]$
H_{d1}	$[1.0077 \times 10^{-2}, -6.9012 \times 10^{-3}, -4.1040 \times 10^{-3}, 9.8193 \times 10^{-3}]^T$
H_{d2}	-4.4683×10^{-2}

図 9 揚力制御のシミュレーション結果
Fig. 9. Simulation result of lift force control.

ており、良好な制御機能が実現されていることがわかる。

次に実験結果について考察する。実験も 0.5 N, 1.0 N の 2 種類の揚力目標値に対して実施した。細い実線が揚力目標値であり、前章で記したように 5-1-5 次多項式を利用した滑らかな形状が見られる。揚力波形を観察すると、揚力目標値が 0 値から上昇し始める際には、0 値のまま全く追従しない区間がわずかにあり、その後、目標値に追従している。また、目標値が自重の半分程度にあたる 0.5 N の波形の方が、浮上臨界点に近い 1.0 N に比して、安定性が高く、高精度に追従していることがわかる。これは、同定条件に近い動作点での制御が行われているためであると思われる。

図 10 揚力制御の実験結果

Fig. 10. Experimental result of lift force control.

総合的に見ると、いずれのデータもシミュレーション結果とほぼ一致する入力、出力波形を表しており、設計理論に即したシステムが実現できていると考えられる。

6. おわりに

ヘリコプタ制御系の研究に関し、離着陸時の揚力制御系設計のためのモデリング法と制御系設計法、シミュレーション結果、そして実験結果を報告した。その結果、ヘリコプタの操作電圧を制御入力とする揚力制御が実現可能であることが示された。しかしながら、同制御を成功させるためには、機体の丁寧なメンテナンスが必要であり、ブレードのバランス調整を欠いた機体に対して同制御法を実現すると、ヘリコプタは振動を発生し、力制御波形も顕著な振動を示すものとなった。また、揚力目標値の違いに対して制御結果に差異が見られることから、将来は、同制御法のロバスト性を向上させるための工夫が必要であると考えられる。また今後は、最終目標である、離着陸時の力センサ情報を用いた揚力制御と、飛行時の視覚センサ情報に基づく位置制御とを併せて実現し、両者を切り替えるモード切り替え制御技術の確立を進める予定である。

謝 辞

有益なご教授・ご助言をいただいた千葉大学工学部の野波健蔵教授と王 偉氏に感謝します。

(平成 17 年 9 月 28 日受付, 平成 18 年 6 月 27 日再受付)

文 献

- (1) 加藤寛一郎:「ヘリコプタ入門」, 東京大学出版会 (1985)
- (2) 金井喜美雄 他:「ビークル」, 計測自動制御学会編, コロナ社 (2003)
- (3) S. Adachi, S. Hashimoto, G. Miyamori, and A. Tan: "Autonomous flight control for a large-scale unmanned helicopter-System identification and robust control systems design", 電学産業応用部門誌, Vol.121-D, No.12, pp.1278-1283 (2001)
- (4) J. Shin, D. Fujiwara, K. Hazawa, and K. Nonami: "Attitude Control and Hovering Control of Radio-Controlled Helicopter", *Trans. of JSME-C*, Vol.68, No.675, pp.3284-3291 (2002) (in Japanese)
辛 振玉・藤原大悟・羽沢健作・野波健蔵:「ラジコンヘリコプタの姿勢制御・ホバリング制御」, 日本機械学会論文集 (C 編), **68**, 675, pp.3284-3291 (2002)
- (5) K. Hazawa, J. Shin, D. Fujiwara, K. Igarashi, D. Fernando, and K. Nonami: "Autonomous Flight Control of Hobby-Class Small Unmanned Helicopter", *Trans. of JSME-C*, Vol.70, No.691, pp.720-727 (2004) (in Japanese)
羽沢健作・辛 振玉・藤原大悟・五十嵐一弘・D. Fernando・野波健蔵:「ホビー用小型無人ヘリコプタの自律制御」, 日本機械学会論文集 (C 編), **70**, 691, pp.720-727 (2004)
- (6) D. Fujiwara, J. Shin, K. Hazawa, and K. Nonami: "H ∞ Hovering and Guidance Control for Autonomous Small-Scale Unmanned Helicopter", *Trans. of JSME-C*, Vol.70, No.694, pp.1708-1714 (2004) (in Japanese)
藤原大悟・辛 振玉・羽沢健作・野波健蔵:「自律小型無人ヘリコプタの H ∞ ホバリング制御および誘導制御」, 日本機械学会論文集 (C 編), **70**, 694, pp.1708-1714 (2004)
- (7) H. Nakanishi, K. Inoue, and A. Sato: "Development of Aerial Information Gathering Methods at a Disaster Area", *JRSJ*, Vol.22, No.5, pp.546-549 (2004) (in Japanese)
中西弘明・井上絢一・佐藤 彰:「被災地における空からの情報収集技術の確立」, 日本ロボット学誌, **22**, 5, pp.546-549 (2004)
- (8) W. Wang, M. Hirata, K. Nonami, and O. Miyazawa: "Autonomous Hovering Control and Guidance Control of Microminiature Ultra-Lightweight Micro-Flying Robot", *Proc. of Mechanical Engineering Congress 2005 (MECJ-05)*, Vol.7, pp.275-276, JASME (2005) (in Japanese)
王 偉・平田光男・野波健蔵・宮澤 修:「超小型・超軽量マイクロフライングロボットの自律ホバリング制御と誘導制御」, 日本機械学会年次大会講演論文集 (7), pp.275-276, 日本機械学会 (2005)
- (9) K. Nakata, M. Miwa, and K. Tokuda: "Aerial Photographing with Remote Control Support System", *Proc. of Mechanical Engineering Congress 2005 (MECJ-05)*, Vol.7, pp.279-280, JASME (2005) (in Japanese)

中田健太・三輪昌史・徳田献一:「リモートコントロールサポートシステムを使った航空撮影」, 日本機械学会年次大会講演論文集 (7), pp.279-280, 日本機械学会 (2005)

- (10) M. Fujita and A. Shimada: "Helicopter Controller Design making Use of Vision Sensor", *IIC-05-78, IEEE* (2005) (in Japanese)
藤田真宜・島田 明:「視覚センサを利用したヘリコプタ制御系の設計」, 電気学会産業計測制御研究, *IIC-05-78*, 電学 (2005)
- (11) M. Fujita and A. Shimada: "Helicopter Takeoff and Landing Control using Force Sensor", *Proc. of Mechanical Engineering Congress 2005 (MECJ-05)*, Vol.7, pp.273-274, JASME (2005) (in Japanese)
藤田真宜・島田 明:「力センサを用いたヘリコプタ離着陸制御系の設計」, 日本機械学会年次大会講演論文集 (7), pp.273-274, 日本機械学会 (2005)
- (12) 足立修一:「MATLAB による制御のためのシステム同定」, 東京電機大学出版局 (1996)
- (13) A. Shimada, K. Ohishi, M. Shibata, and O. Ichikawa: "IEEE EE Text Motion Control", *IEEE, Ohmsha* (2004) (in Japanese)
島田 明・大石 潔・柴田昌明・市川 修:「電気学会 EE テキスト モーションコントロール」, オーム社 (2004)

藤 田 真 宜 (学生員) 1982 年 5 月生。2005 年 3 月職業能力開発総合大学校電気工学科卒業。同年 4 月職業能力開発総合大学校研究課程 (修士課程) 電気情報専攻入学。モーションコントロール, 非線形制御, ヘリコプタ制御系の研究に従事。

島 田 明 (上級会員) 1958 年 9 月生。1983 年 3 月電気通信大学電子工学科卒業。同年 4 月 (株) 第二精工舎 (現・セイコーインスツル (株)) に入社し, ロボットコントローラ開発に従事。1994 年 4 月より千葉大学非常勤講師を兼務, 1999 年 4 月より客員教授を兼務。2001 年 4 月より職業能力開発総合大学校電気システム工学科助教授。IEEE, 計測自動制御学会, 日本ロボット学会等の会員, 博士 (工学) (1996 年, 慶応義塾大学)。