劣駆動非ホロノミック飛行船システムの大域的指数安定化制御

山 田 学*・富 塚 誠 義**

Global Exponential Stabilization of an Underactuated Nonholonomic Airship

Manabu YAMADA* and Masayoshi TOMIZUKA**

This paper considers the problem of controlling both the planar position and orientation of an underactuated airship with a reduced number of actuators. The airship is a nonholonomic system described by a set of nonlinear equations. A smooth and time-varying coordinate transformation is utilized to reduce the stabilization problem of the airship to that of a simple linear time-invariant system. A new feedback controller is presented for obtaining global exponential stabilization of both the position and orientation of an underactuated airship. The proposed design method is simple and straightforward. Some flight experiments are performed to validate the effectiveness of the proposed controller.

Key Words: autonomous airship, nonholonomic system, nonlinear system, global exponential stability, flight experiment

1. はじめに

飛行船は他の航空機に比べて安全性が高く、長期飛行、空中静止などユニークな利点をもつ^{1),2)}。近年、その特徴を活用し、たとえば飛行船を人工衛星に代わる通信中継基地に利用するプロジェクト³⁾やレスキュー支援⁴⁾が進められている。著者は、総務省の戦略的情報通信研究開発推進制度(SCOPE)の委託研究の下、ソーラー飛行船による情報通信プロジェクト⁵⁾などを実施している。これらの主要技術の一つとして、飛行船の位置と姿勢の自動制御技術が必要とされている。

本稿では、水平平面内において、飛行船の位置および姿勢を制御する問題について考察する。飛行船はコリオリ力などの非線形項をもつ非線形システムであり、その状態方程式は船と同形である²⁾。また、多くの飛行船は船と同様、プロペラと舵が船体運動の制御手段であり、これらにより船体の前後方向の力と回転モーメントを与えることはできるが、船体の横方向に直接力を与えることができない^{2),6)}。そのため、文献7)で示されているように、このシステムは加速度に関して不可積分な拘束、すなわち非ホロノミックな拘束をもつ

劣駆動機械系⁸⁾の一つである。このような非ホロノミックなシステムの制御の難しさは、連続で静的なフィードバック則では安定化できない点である⁹⁾。飛行船や船などの劣駆動系の安定化制御手法に関しては、船の制御問題を中心にこれまでに数多くの研究が報告され、不連続フィードバックに基づいた方法^{7),10)}、時変フィードバックによる方法^{11)~14)}、Averagingに基づいた方法^{15)~17)}など数多くの興味深い手法が提案されている。

Reyhanoglu^{7),10)}は、Astolfi¹⁸⁾により提案された σ プロセスの手法を劣駆動船に応用し、不連続な座標変換に基づいた安定化手法を提案した。この手法の特徴は、ある座標変換により、劣駆動船の安定化制御問題をある線形時不変系の安定化問題に帰着させている点であり、その結果、従来の線形制御理論を適用でき、設計法を簡単化できる。その上、安定化制御だけでなく、ロバスト制御など、より高度な制御問題に応用できる可能性をもっており注目されている。Tianら¹⁹⁾はこの手法を拡張し、劣駆動船だけでなく、Chained systemやPower system⁸⁾なども含む、より一般的な非ホロノミックシステムに対する設計法を与えた。しかし、座標変換または安定化補償器の係数がシステムの初期値に依存し、安定化可能な初期値の領域がかなり狭い領域に限定されるなどの問題点をもっている。

本稿では、すべての初期値に対して飛行船や船などの劣駆動系を指数安定化できる新しい安定化補償器の設計法を提案する。提案法は、まず劣駆動系の安定化制御問題を、ある可制御な線形時不変系の安定化問題に帰着させる新しく滑らかな座標変換を与える。この新しい座標変換は特異点をもたず、系の初期値に依存しないという特徴を有する。提案法は

* 名古屋工業大学極微デバイス機能システム研究センター
名古屋市昭和区御器所町

** カリフォルニア大学バークレー校, CA, USA

* Research Center for Nano Device and System, Nagoya Institute of Technology, Gokiso-cho, Showa-ku, Nagoya

** Department of Mechanical Engineering, University of California at Berkeley, CA, USA

(Received August 11, 2008)

(Revised January 19, 2009)

つぎの利点をもつ。

- ・提案するコントローラは、滑らかな座標変換と定数ゲインのみから構成され、構造が簡単であり、切替えなどの不連続要素をもたないため、飛行船は滑らかに振動なく、どんな初期状態からでも任意の希望の状態をすばやく達成できる。
- ・座標変換は機体座標系における横方向速度と位置に重みを掛けているため、まず飛行船の横方向の位置を優先的に希望値に収束させ、その後、姿勢角、最後に進行方向の位置の順で希望値に収束させ、むだなく効率的な動きで安定化できる²⁰⁾。
- ・コントローラの設計法は簡単で、ある可制御な線形時不変系に対する極配置法など、よく知られた線形制御理論のみを用いて容易に設計できる。
- ・実機の飛行船を用いて自律飛行実験を実施し、上記の利点を飛行実験により実証した。

2. 問題の定式化

Fig. 1 に示すように、本稿では水平平面内において、2つの独立したプロペラで飛行船の位置および姿勢を制御する問題について考察する。 (x, y) は地上座標系における飛行船の重心の位置を示す。 θ は地上座標系における飛行船の姿勢角を示す。 u, v, r は機体座標系における前進速度、横方向速度、回転角速度を示す。飛行船は左右対称であり、飛行船の回転中心と重心は一致すると仮定する。飛行船の運動の動的方程式は機体座標系において一般に

$$\begin{aligned} m_1 \dot{u} &= m_2 v r - d_{11} u + \tau_u \\ m_2 \dot{v} &= -m_1 u r - d_{22} v \\ m_3 \dot{r} &= (m_1 - m_2) u v - d_{33} r + \tau_r \end{aligned} \quad (1)$$

と記述される^{2),10)}。ただし、 $m_i, i=1, 2, 3$ は付加質量を含む慣性に関する正の定数、 $d_{ii}, i=1, 2, 3$ は速度減衰に関する正の定数である。 τ_u, τ_r は2つのプロペラによる前進力と回転モーメントであり、これら2つが制御入力である。

地上座標系と機体座標系の幾何学的関係から

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cdot \cos \theta - v \cdot \sin \theta \\ \dot{y} &= u \cdot \sin \theta + v \cdot \cos \theta \\ \dot{\theta} &= r \end{aligned} \quad (2)$$

を得る。そこでつぎの座標変換を行なう。

$$\begin{aligned} z_1 &= x \cdot \cos \theta + y \cdot \sin \theta \\ z_2 &= -x \cdot \sin \theta + y \cdot \cos \theta \end{aligned} \quad (3)$$

このとき、飛行船システムは2つのサブシステム

$$\begin{aligned} \Sigma_1: \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} u \\ v \\ z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -d_1 & c_2 r & 0 & 0 \\ -c_1 r & -d_2 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & r \\ 0 & 1 & -r & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tau_1 \\ \Sigma_2: \begin{cases} \frac{d}{dt} r = -d_3 r + \frac{m_1 - m_2}{m_3} u v + \tau_2 \\ \frac{d}{dt} \theta = r \end{cases} \end{aligned} \quad (4)$$

Fig. 1 Model of underactuated airship with two propellers

として記述される。ただし、

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{m_1}{m_2}, \quad c_2 = \frac{m_2}{m_1}, \quad d_i = \frac{d_{ii}}{m_i} (i=1, 2, 3), \\ \tau_1 &= \frac{\tau_u}{m_1}, \quad \tau_2 = \frac{\tau_r}{m_3} \end{aligned}$$

である。本稿で考察する問題は以下のとおりである。

【状態フィードバックによる大域的指数安定化問題】

システムの状態 $[u, v, z_1, z_2, r, \theta] \in \mathbf{R}^6$ を用いて、任意の初期状態に対して、(4)式のシステム Σ_1 と Σ_2 の原点を大域的指数安定化する制御入力 τ_1, τ_2 を求めよ。

3. 準備

本稿のアイデアは、システムの安定化問題をつぎの補助定理に帰着させることである。

補助定理 3.1²¹⁾

つぎの線形時変システムを考える。

$$\frac{d}{dt} \mathbf{x} = (A + \Delta(t)) \mathbf{x} \quad (5)$$

ただし、実定数行列 A はフルビッツ行列であり、 $\Delta(t)$ は $\Delta(t) \rightarrow 0 (t \rightarrow \infty)$ 、かつ次式を満たすものとする。

$$\int_0^\infty \|\Delta(t)\| dt < \infty \quad (6)$$

このときシステムの原点は大域的指数安定である。 ■

4. 状態フィードバックによる指数安定化

本章の目的は、上記の安定化問題を満たす状態フィードバック補償器を与えることである。まず、(4)式のサブシステム Σ_2 の安定化問題について考える。つぎのフィードバック補償器を用いる。

$$\begin{aligned} r_2 &= k_r r + k_\theta \theta + \theta_d - \frac{m_1 - m_2}{m_3} u v \\ k_r &= d_3 - (k_1 + k_2) \end{aligned} \quad (7)$$

$$k_\theta = -k_1 k_2, \quad \theta_d = a e^{-k_3 t}$$

ただし $[k_1, k_2, k_3, a] \in \mathbf{R}^4$ は設計者が任意に決めるパラメータであり、次式を満たすものとする。

$$k_1 > k_2 > k_3 > 0, \quad a \neq 0 \quad (8)$$

このとき、線形サブシステム Σ_2 は

$$\ddot{\theta}(t) + (k_1 + k_2) \dot{\theta}(t) + k_1 k_2 \theta(t) = a e^{-k_3 t} \quad (9)$$

となる。飛行船の角度と角速度の応答は

$$\begin{aligned}\theta(t) &= a_1 e^{-k_1 t} + a_2 e^{-k_2 t} + a_3 e^{-k_3 t} \\ r(t) &= a_1 k_1 e^{-k_1 t} + a_2 k_2 e^{-k_2 t} + a_3 k_3 e^{-k_3 t}\end{aligned}\quad (10)$$

である。ただし

$$\begin{aligned}a_1 &= \frac{k_2 \theta(0) + r(0)}{k_2 - k_1} + \frac{a}{(k_2 - k_1)(k_3 - k_1)} \\ a_2 &= \frac{k_1 \theta(0) + r(0)}{k_1 - k_2} + \frac{a}{(k_1 - k_2)(k_3 - k_2)} \\ a_3 &= \frac{a}{(k_3 - k_1)(k_3 - k_2)}\end{aligned}$$

である。\$k_1 > k_2 > k_3 > 0\$ であるため、サブシステム \$\Sigma_2\$ の原点は大域的指数安定である。

つぎに、非線形サブシステム \$\Sigma_1\$ の安定化問題について考える。(4)式と(10)式から、サブシステム \$\Sigma_1\$ は時変要素 \$r(t)\$ をもつ線形時変システムである。しかしこのままでは、時変要素 \$r(t)\$ を除いたサブシステム \$\Sigma_1\$ はフルビッツ行列でなく、可安定でもないので、補助定理 3.1 を適用できない。そこで、つぎの時変座標変換を行なう。

$$\bar{u} = u, \bar{v} = v e^{k_3 t}, \bar{z}_1 = z_1, \bar{z}_2 = z_2 e^{k_3 t} \quad (11)$$

そして、新たな状態を

$$\bar{\mathbf{x}}[\bar{u}, \bar{v}, \bar{z}_1, \bar{z}_2]^T \in \mathbf{R}^4 \quad (12)$$

とおく。サブシステム \$\Sigma_1\$ はつぎのように表わせる。

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}} = (\bar{\mathbf{A}}_1 + \bar{\mathbf{A}}_2(t))\bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{b}}\bar{u} \quad (13)$$

ただし、

$$\begin{aligned}\bar{\mathbf{A}}_1 &= \begin{bmatrix} -d_1 & 0 & 0 & 0 \\ c_1 a_3 k_3 & -(d_2 - k_3) & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & a_3 k_3 & k_3 \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{A}}_2(t) &= \begin{bmatrix} 0 & c_2 r(t) e^{-k_3 t} & 0 & 0 \\ -c_1 a(t) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & r(t) e^{-k_3 t} \\ 0 & 0 & a(t) & 0 \end{bmatrix} \\ \bar{\mathbf{b}} &= [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T \\ a(t) &= -(a_1 k_1 e^{-(k_1 - k_3)t} + a_2 k_2 e^{-(k_2 - k_3)t})\end{aligned}$$

である。(13)式の時変要素 \$\bar{\mathbf{A}}_2(t)\$ は、\$\bar{\mathbf{A}}_2(t) \rightarrow 0 (t \rightarrow \infty)\$ かつ次式を満たす。

$$\int_0^\infty \|\bar{\mathbf{A}}_2(t)\| dt < \infty \quad (14)$$

また(13)式から時変要素 \$\bar{\mathbf{A}}_2(t)\$ を除いたシステム \$(\bar{\mathbf{A}}_1, \bar{\mathbf{b}})\$ の可制御性についてつぎの補助定理を得る。

補助定理 4.1

つぎの線形時不変システムについて考える。

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}} = \bar{\mathbf{A}}_1 \bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{b}} u \quad (15)$$

このシステムが可制御であるための必要十分条件は

$$k_3 \neq d_2 \quad (16)$$

である。

証明：可制御行列は次式であるため、(16)式を得る。

$$\text{rank}[s\mathbf{I} - \bar{\mathbf{A}}_1, \bar{\mathbf{b}}] = \begin{cases} 3 & (\text{if } k_3 = d_2 \text{ and } s=0) \\ 4 & (\text{otherwise}) \end{cases}$$

補助定理 3.1 より、安定化補償器の設計法としてつぎの定理を得る。

Fig. 2 Proposed control system for airship (\$m_1 = m_2\$)

定理 4.2

(7)式と次式の状態フィードバック補償器を考える。

$$\bar{u} = -(\bar{k}_1 u + \bar{k}_2 v e^{k_3 t} + \bar{k}_3 z_1 + \bar{k}_4 z_2 e^{k_3 t}) \quad (17)$$

\$[k_1, k_2, k_3, a] \in \mathbf{R}^4\$ は、(8)式と(16)式を満たすように選び

$$\bar{\mathbf{k}} = [\bar{k}_1, \bar{k}_2, \bar{k}_3, \bar{k}_4] \in \mathbf{R}^4 \quad (18)$$

は、実定数行列 \$(\bar{\mathbf{A}}_1 - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{k}})\$ がフルビッツ行列になるように与える。このとき、任意の初期状態に対して、飛行船システム(4)の原点は大域的指数安定である。

証明：(13)式と(17)式より、サブシステム \$\Sigma_1\$ はつぎのように表わせる。

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}} = ((\bar{\mathbf{A}}_1 - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{k}}) + \bar{\mathbf{A}}_2(t))\bar{\mathbf{x}} \quad (19)$$

実定数行列 \$(\bar{\mathbf{A}}_1 - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{k}})\$ はフルビッツ行列であるため、補助定理 3.1 よりサブシステム \$\Sigma_1\$ の原点は大域的指数安定である。題意は証明された。■

注1：補助定理 4.1 から、実定数行列 \$(\bar{\mathbf{A}}_1 - \bar{\mathbf{b}}\bar{\mathbf{k}})\$ がフルビッツ行列になるようなフィードバックゲイン \$\bar{\mathbf{k}} \in \mathbf{R}^4\$ は存在し、その設計はよく知られた極配置法などの線形制御理論を用いて容易に設計できる。

注2：定理 4.2 では、状態フィードバック(7)と座標変換(11)により、非線形システム(4)の安定化問題が、(13)式から時変要素 \$\bar{\mathbf{A}}_2(t)\$ を除いた線形時不変システム(15)の安定化問題に帰着できることを示している。この結果を発展させれば、本章の手法は、安定性だけでなく、ロバスト性や外乱抑制性の保証など、より高度な制御問題に応用できる可能性をもっている²⁰⁾。

注3：座標変換(11)は、機体座標系における横方向速度 \$v\$ と位置 \$z_2\$ に指数関数の重みを掛けている。したがってこの座標変換を用いれば、まず飛行船の横方向の位置と速度を優先的にゼロに収束させ、その後、姿勢角度・角速度、進行方向の位置・速度の順で零に収束させるため、むだのない自然な応答を与える^{20), 22)}。

5. 飛行実験

本章では、Fig. 3 の小型無線飛行船(全長 1[m]、直径

0.5 [m])を用いた屋内飛行実験の結果を示す。Fig. 3 に示すように、この小型飛行船は、機体下部に取り付けられた Gondola 部の 2 つのプロペラで駆動される。Gondola 部の 2 つの LED を地上の CCD カメラにより測定し、飛行船の位置と姿勢を 30 Hz で計測し、制御入力を計算し、無線で Gondola 部の 2 つのプロペラに制御入力を無線送信するフィードバック制御系を構築した。

飛行船のパラメータは同定実験により

$$\begin{aligned} [m_1, m_2, m_3] &= [0.07, 0.07, 0.005] \\ [d_1, d_2, d_3] &= [0.066, 0.043, 0.24] \end{aligned} \quad (20)$$

を得た。補償器をつぎのように設計した。

$$[k_1, k_2, k_3, a] = [0.32, 0.29, 0.13, 0.05] \quad (21)$$

飛行実験は初期状態を変えて 2 回実施した。第一の実験はつぎの初期状態(初期速度は零)の下で行なった。

$$[x(0), y(0), \theta(0)] = [-0.6 [m], 0.2 [m], 120 [deg]] \quad (22)$$

以後この実験を「実験 1」とよぶ。第二の実験はつぎの初期状態(初期速度は零)の下で行なった。

$$[x(0), y(0), \theta(0)] = [-0.36 [m], -0.04 [m], -85 [deg]] \quad (23)$$

以後この実験を「実験 2」とよぶ。Fig. 4 は「実験 1」の場合の飛行船の重心の軌跡であり、Fig. 5 は飛行船の動きの連続写真を、Fig. 6 はシステムの状態の時間応答を示す。つぎに、Fig. 7 は「実験 2」の場合の飛行船の重心の軌跡であり、Fig. 8 は飛行船の動きの連続写真を、Fig. 9 と Fig. 10 はシステムの状態の時間応答を示す。Fig. 11 は制御入力の時間応答を示す。なお、実験 2 の Fig. 7, 9, 10 では数値シミュレーションの結果も比較のため示した。これらの図(特に、Fig. 10 の応答図)から、本手法を用いれば、この座標変

換の効果により、まず飛行船の横方向の位置 z_2 と速度を優先的に零に収束させ、その後、姿勢角度・角速度、最後に進行方向の位置 z_1 と速度の順で零に収束させることがわかる。その結果、滑らかに振動もなく、車の車庫入れのような巧みでむだがない軌跡を与えており、最後に飛行船システムのすべての状態を希望どおり零に収束させていることがわかる。また Fig. 11 の制御入力の応答図からも、まず回転方向の入力、最後に進行方向の入力の順で零に収束させることがわかる。

6. おわりに

本稿では、劣駆動飛行船を大域的に指数安定化する状態フィードバック補償器の新しい設計法を提案した。設計問題を、ある時変で滑らかな座標変換により、ある簡単な線形時不変システムの安定化問題に帰着させ、設計法を単純化した。小型飛行船を用いた飛行実験によりその有用性を実証した。

Fig. 4 Trajectory of blimp in flight experiment 1

Fig. 3 Radio control system of blimp in experiment

Fig. 5 Sequence photographs of blimp motion in flight experiment 1

Fig. 6 Time responses in flight experiment 1

Fig. 9 Time response of yaw angle in flight experiment 2 (comparison to simulation result)

Fig. 7 Trajectory of blimp in flight experiment 2 (comparison to simulation result)

Fig. 10 Time responses of blimp positions in flight experiment 2 (comparison to simulation result)

Fig. 8 Sequence photographs of blimp motion in flight experiment 2

Fig. 11 Time responses of control inputs in flight experiment 2

本研究の成果の一部は科学研究費補助金基盤研究(B)(19360191)と総務省戦略的情報通信研究開発制度の研究助成によるものである。記して謝意を表す。

参考文献

- 1) P. Funk, T. Lutz and S. Wagner: Experimental investigations on hull-fin interferences of the LOTTE airship, *Aerospace Science and Technology*, **7**, 603/610 (2003)
- 2) G. A. Khoury and J. D. Gillett: *Airship Technology, Cambridge Aerospace Series 10*, Cambridge University Press (1999)
- 3) たとえば, 宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の Home Page: http://www.jaxa.jp/projects/aero/future/index_j.html など
- 4) T. Fukao, T. Kanazawa and K. Osuka: Tracking control of an Aerial Blimp Robot Based on Image Information, *Proceedings of the 16th IEEE International Conference on Control Applications*, 874/879 (2007)
- 5) 梅野, 山田ら: 総務省 戦略的情報通信研究開発制度平成 18 年度採択課題「ソーラー飛行船によるセンサーネットワークシステムの研究開発」, 消防研究室年報 **37**, 53/61 (2008); 中日新聞 2008 年 3 月 19 日掲載記事「災害時通信確保に威力, ソーラー飛行船実験」など
- 6) T. I. Fossen: Marine Control Systems, Marine Cybernetics (2002)
- 7) M. Reyhanoglu: Exponential stabilization of an underactuated autonomous surface vessel, *Automatica*, **33**, 2249/2254 (1997)
- 8) 美多 勉: 非線形制御入門, 昭晃堂 (2000)
- 9) R. W. Brockett: *Differential Geometric Control Theory*, 181/191, Boston, Birkhauser (1983)
- 10) M. Reyhanoglu: Control and stabilization of an underactuated surface vessel, *Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control*, 2371/2376 (1996)
- 11) Z. P. Jiang: Global tracking control of underactuated ships by Lyapunov's direct method, *Automatica*, **38**, 301/309 (2002)
- 12) K. D. Do, Z. P. Jiang and J. Pan: Robust adaptive path following of underactuated ships, *Automatica*, **40**, 929/944 (2004)
- 13) K. D. Do, Z. P. Jiang and J. Pan: Universal controllers for stabilization and tracking of underactuated ships, *System and Control Letters*, **47**, 299/317 (2002)
- 14) K. D. Do and J. Pan: Global robust adaptive path following of underactuated ships, *Automatica*, **42**, 1713/1722 (2006)
- 15) F. Mazenc, K. Petersen and H. Nijmeijer: Global uniform asymptotic stabilization of an underactuated surface vessel, *IEEE Trans. on Automatic Control*, **47**, 1759/1762 (2002)
- 16) K. Y. Pettersen and T. Fossen: Underactuated dynamic positioning of a ship-experimental results, *IEEE Trans on Control Systems Technology*, 8-5, 856/863 (2000)
- 17) K. Y. Pettersen and H. Nijmeijer: Semi-global practical stabilization and disturbance adaptation for an underactuated ship, *Proceedings of the 39th IEEE Conference on Decision and Control*, 2144/2149 (2000)
- 18) A. Astolfi: Discontinuous control of nonholonomic systems, *System and Control Letters*, **27**, 37/45 (1996)
- 19) Y. P. Tian and S. Li: Exponential stabilization of nonholonomic dynamic systems by smooth time-varying control, *Automatica*, **38**, 1139/1146 (2002)
- 20) 山田 学: チェインドシステムのハイブリッド制御, 計測と制御, **45-7**, 582/588 (2006)
- 21) J. J. E. Slotine and W. Li: *Applied Nonlinear Control*, Prentice Hall (1991)
- 22) 山田, 富塚: 劣駆動飛行船の指数安定化, 第 4 回制御部門大会予稿集, 541/546 (2004)

[著者紹介]

山田 学 (正会員)

1988 年名古屋工業大学機械工学科卒業, 92 年同大学大学院博士課程修了, 博士(工学)。同年名古屋工業大学工学部助手。99 年同大学極微構造デバイス研究センター助教授(2003 年極微デバイス機能システム研究センターに改組), 2007 年同センター准教授, 現在に至る。この間, 2003 年～2004 年カリフォルニア大学バークレー校機械工学科客員研究員。劣駆動機械システムの制御や予見制御, 繰返し制御, 有限時間整定制御, 適応制御に関する研究に従事。日本機械学会などの会員。

富塚 誠 義 (正会員)

1946 年 3 月 31 日生。70 年慶応義塾大学大学院修士課程(機械工学専攻)修了。74 年マサチューセッツ工科大学 Ph.D. 同年慶応大学助手を経てカリフォルニア大学バークレー校機械工学科助教授。86 年教授。現在, Cheryl and John Neerhout, Jr., Distinguished Professor。最適制御, 適応制御, デジタル制御, 信号処理, モーション制御, さらにロボット, ハードディスクドライブ, 自動車, 工作機械などの制御問題に関する研究に従事。発表論文多数。ASME(米国機械学会)Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, J-DSMC の編集長, the IEEE/ASME Transactions on Mechatronics の編集長, 1995 American Control Conference の組織委員長, American Automatic Control Council (AACC) の会長(1998-99)などを歴任。2002 年から 2004 年まで 2 年間米国国立科学財団(National Science Foundation)の Dynamic Systems and Control Program のプログラムディレクター。1997 年 ASME より Charles Russ Richards Memorial Award, 2002 年 ASME より Rufus Oldenburger Medal, 2006 年 AACC より John R. Ragazzini 賞を受賞。ASME, IEEE, Society of Manufacturing Engineers(SME)フェロー。