ステレオビジョンカメラを用いた 同軸二重反転式ヘリコプタのモデリングと自律飛行制御

大 平 悠 多^{*1} 王偉^{*1} 野 波 健 蔵^{*2}

Modeling and Autonomous Control of Small Co-axial Helicopter using Stereo Vision Camera

Yuta Ohira^{*1}, Wang Wei^{*1} and Kenzo Nonami^{*2}

MAV (Micro Air Vehicle) will be very effective for gathering information in dangerous area or narrow space. In that case, autonomous control is essential. This paper is concerned with autonomous control of small co-axial helicopter: X.R.B. Horizontal acceleration is decided by force from lower rotor and upper rotor. Direction of the force is decided by angle of rotation surface of lower rotor, upper rotor and stabilizer. Therefore the model which physical meaning of parameter is clear can be constructed. Control system is constructed by LQI controller and Kalman filter using the model. Good control performance is achieved by experiment. 3D position of X.R.B is measured by using stereo vision camera and 3-axis attitude is measured by small attitude sensor.

Key Words: MAV, Co-axial Helicopter, Stereo Vision Camera, Autonomous Control, LQI

1. 緒 言

MAV (Micro Air Vehicle) は、大きさ 30 [cm] 程度の超小型飛行体である。このサイズの飛行体は、人間の進入困難な狭い場所において、情報収集などの任務への応用等が期待されている。その実用化に当たっては、様々な課題があるが、その内の一つに自律飛行技術の確立がある。MAV の飛行形式には、一般的な航空機のように固定翼、回転翼の他に羽ばたき翼が存在する。この 3 形式の中で固定翼、回転翼の 2 タイプが信頼性も高く、数多くの研究が行われている。室内での飛行を考えた場合、狭い領域での飛行が想定されることから、常に前進速度を持たなければならない固定翼よりも空中停止や垂直離着陸が可能な回転翼のほうが適している。

回転翼の MAV の自律制御の研究は多くの事例があり、その中でも特に、自律飛行制御の研究に用いられているタイプに 4 発ロータ式ヘリコプタと二重反転式ヘリコプタがある。4 発ロータ式は、四つのロータからの大出力によって屋外でも飛行可能な機種も存在する。また、二重反転式は小型で出力はさほど大きくはないが、安定性が高く、室内での飛行に最も適した機種である。4 発ロータ式ヘリコプタの研究は主に海外において盛

んであり、物理モデルに基づくモデルベースの制御系設計により自律飛行が実現されている [1] [2]。一方、二重反転式ヘリコプタについては、これまで明確に物理構造を考慮した制御系設計のためのモデルは存在していない。

筆者らによる先行研究 [3] [4] では、システム同定により二重反転式ヘリコプタのモデルを導出していた。しかし、それらはパラメータや状態変数の物理的意味が不明なブラックボックスモデルである。このため、詳細な考察や検証が困難であるという問題があった。また、モデルに基づかない PID 制御器のゲイン調整やファジィ制御といったアプローチの研究も存在する [5] [6]。しかし、この方法でもやはり詳細な考察等を行うことは難しい。状態変数の物理的意味が明確であるほうが、制御器設計や微調整にも有用であると思われる。

本論文では、室内用の同軸二重反転ロータを有する小型電動ヘリコプタのモデリングと自律制御を主題とする。特に、飛行性能に大きくかわる水平方向 (X, Y 方向) のモデリングと制御について述べる。

また、自律制御を行うためには、機体の位置情報の取得が必要になる。屋外を飛行する UAV (Unmanned Air Vehicle) の場合、位置情報は GPS を用いて取得されるケースが多い。しかし、室内で GPS を用いることはできない。将来的には未知環境での飛行が想定されることから、機体に超小型カメラを搭載することが理想的である。しかし、ペイロード等の問題でこの方式は難易度が高い。そこで、外部にカメラを設置し、機体を捕捉する方式を採った。この方式は、外部のカメラの視界内

原稿受付 2007 年 12 月 14 日

^{*1}千葉大学大学院自然科学研究科

^{*2}千葉大学大学院工学研究科

^{*1}Chiba University Graduate School of Science and Technology

^{*2}Chiba University Graduate School of Engineering

■ 本論文は学術性で評価されました。

でしか有効でなく、前述の任務への応用は難しい。しかし、比較的容易に飛行中の機体の位置が計測でき、かつ適切に調整を行えば、成功率も高いことから機体自体のダイナミクスを考察する上では大いに役立つことから、この方式を採用した。

2. 制御対象機および実験システム

2.1 制御対象機

制御対象機はホビー用のラジコンヘリコプタとして市販されている、室内用同軸二重反転式ヘリコプタ：X.R.B [7] を改造したものである。同軸二重反転式ヘリコプタは上下 2 段に設けられたロータが互いに逆方向に回転することによって、胴体に生じる反トルクを打ち消す構造となっている。制御対象機の下側ロータはサーボモータとリンク結合されており、制御入力によってサイクリックピッチを変動させる。一方、上側ロータはバッシブ構造のスタビライザと結合されており、これによって運動が支配される。

機体の主な改造点は以下の通りである。

- (1) 飾りである部品を取り外し、軽量化する。

Fig. 1 InertiaCube3 (Right: receiver, Left: sensor)

Fig. 2 X.R.B and coordinate system

- (2) 重量 20 [g] の小型三軸姿勢センサ：InertiaCube3 (Fig. 1) を搭載する。このセンサは三軸加速度センサ、三軸ジャイロセンサおよび三軸磁気センサから構成されており、三軸姿勢角度の導出ができる。
- (3) (2) を搭載するためにスキッドを新たに製作する。
- (4) DC モータからの磁気外乱によるセンサへの影響を抑制するため、透磁率の高い合金（パーマロイ）で本体を覆う。

改造後のヘリコプタは、ロータ直径が約 34 [cm] で重量約 235 [g] である。

改造後の外観および機体の座標系を Fig. 2 に示す。座標系は、前方向に X 軸、右方向に Y 軸、鉛直下向きに Z 軸とする。各軸まわりの回転角をそれぞれ、Roll 角、Pitch 角、Yaw 角と定義する。

2.2 外部カメラによる位置観測

2.2.1 位置観測手順

本研究で用いるカメラは、Fig. 3 に示すステレオビジョンカメラ：BumbleBee [8] である。このカメラは、焦点距離 $f = 4$ [mm] の CCD カメラを左右平行に配置したものである。この二つのカメラを用いて、三角測量法を適用することによって三次元計測が可能となっている。カメラ間距離 L は 120 [mm] である。

位置観測を行うには、以下の 3 段階の手順を踏む。

- (1) 左右のカメラの画像から、対象物を抽出する。
- (2) 三角測量により、三次元座標値を計算する。
- (3) カメラ座標系から地上座標系への変換を行う。

カメラ座標系および地上座標系の配置を Fig. 4 に示す。カメラ座標系は光軸方向に Z 軸とし、右方向に X 軸、鉛直下向き

Fig. 3 Stereo vision camera: Bumblebee

Fig. 4 Coordinate system of camera and ground

に Y 軸とする。

本論文では、カメラ座標系から地上座標系への変換行列は既知であるとして、(1)～(2) までを説明する。

2.2.2 画像から対象物の抽出

画像から対象物の抽出を容易に行うためには、対象物が周囲の風景から際立っていればよい。そのため、機体に高輝度発光ダイオード（赤色）を搭載した。次に、カメラのシャッタースピードを速く設定する。露光時間は、デジタルカメラで日中において撮影される場合の約 $1/10$ に設定した。これにより、カメラに入る光量が制限され、余分な情報を極力減らすことができる。対象物が自ら発光し、余計な情報をカットすることによって、周囲の照明環境が多少変化しても位置観測が行えるようになる。以上の過程を Fig. 5 (a) および Fig. 5 (b) に示す。対象物は Fig. 5 (b) 中の枠内に存在している。Fig. 5 (c) は Fig. 5 (b) 中の枠内を拡大したものである。

次に、Fig. 5 (b) の画像から対象物である赤い領域を抽出する。デジタルカラー画像は RGB 値によって表現される。式 (1) に示す量を全画素について計算し、設定した閾値よりも大きかったら対象物と見なすアルゴリズムとした。

$$\frac{R}{\sqrt{R^2 + G^2 + B^2}} \quad (1)$$

2.2.3 三角測量による三次元位置の導出

前述の操作を左右の画像について行い、画像座標系での二次元位置 (C_R, R_R) および (C_L, R_L) を求める。使用するカメラの透視投影カメラモデルを適用すると、1組のカメラ画像および対象物との位置関係は、Fig. 6 のようになる。後述する実験では、カメラと機体間の距離は $2 \sim 3$ [m] 程度と焦点距離に比べて大きい距離を取っている。透視投影カメラモデルでは、焦点距離に比べて対象物までの距離が大きいという仮定の基で成り立つ。したがって、本研究において透視投影カメラモデルを用いて三次元位置計測を行うことは妥当であると言える。

Fig. 6 の配置関係から、カメラ座標系での三次元座標値 (X_C ,

Fig. 5 Adjustment shutter speed

Y_C, Z_C) を導出する [9].

式 (2)～(7) によって

$$\alpha = 90^\circ + \tan^{-1} \left(\frac{C_R}{f} \right) \quad (2)$$

$$\beta = 90^\circ - \tan^{-1} \left(\frac{C_L}{f} \right) \quad (3)$$

$$r = \frac{L}{\sin(180^\circ - \alpha - \beta)} \sin \beta \quad (4)$$

$$X_C = r \cdot \cos \alpha \quad (5)$$

$$Z_C = r \cdot \sin \alpha \quad (6)$$

$$Y_C = Z_C \cdot \frac{R_R}{f} \quad (7)$$

この方法による位置計測は、カメラの奥行き方向において誤差が最も大きくなる。本システムの場合、距離に対して誤差の大きさは約 1% に収めている。

2.3 実験システム

実験システムの構成は、Fig. 7 のようになる。制御ユニットと画像処理ユニットの二つから構成されている。各ユニットにはそれぞれ、制御用 PC および画像処理用 PC が設置されている。

画像処理用 PC では、IEEE1394 によって接続されたカメラからの画像データを用いて、前述の三次元位置計測を行う。計測周波数は 10 [Hz] である。

計測結果は UDP/IP 通信によって制御用 PC に送信される。制御用 PC では後述する制御演算を行い、指令値を無線で機体に送信する。この際、使用する無線については、市販されてい

Fig. 6 Configuration of image plane and object

Fig. 7 Experiment system

るラジコンのものを流用している。

また、制御用 PC には、USB プロポと呼ばれるコントローラが接続されており、緊急時に手動操縦に切り替えが可能である。

3. モデリング

本章では、制御対象機の動特性のモデリングについて述べる。本研究では水平方向の運動に焦点を当てているが、 X および Y 方向の運動には、連成が存在することが経験的に分かっている。ここでは簡単化のため、連成を無視したモデリングを考える。

3.1 機体の運動

X.R.B. が空中で水平方向に移動する際、Fig. 8 のような運動を行っていると考えられる。

- (1) 舵を打っていないときは、上下ロータから生成される推力が重力と釣り合っている。
- (2) 舵を打った瞬間、サーボモータが駆動され、リンク結合されている下ロータの回転面が傾く。
- (3) 下ロータからの推力の方向が変化し、機体を回転させるトルクと水平方向分力が発生して姿勢角が変化し、水平方向に移動を始める。スタビライザ回転面と上ロータ回転面は、水平のままである。
- (4) 舵を打ち続けると、やがてスタビライザ角と上ロータ角が姿勢角に追従する。

3.2 1 次遅れ系による近似

ロータの運動は空気力学的要素が多分に含まれ、厳密な数式化は非常に困難である。そこで、パラメータを Table 1 のように定義し、各パラメータ間の関係を式 (8)~(11) のように、1 次遅れ系であると仮定する。

$$\phi_m(s) = \frac{K_m}{T_m s + 1} u(s) \quad (8)$$

$$\phi_L(s) = \frac{K_L}{T_L s + 1} \phi_m(s) \quad (9)$$

$$\phi_S(s) = K_S \left(1 - \frac{1}{T_S s + 1} \right) \theta(s) \quad (10)$$

$$\phi_U(s) = \frac{K_U}{T_U s + 1} \phi_S(s) \quad (11)$$

Fig. 8 Horizontal flight

Table 1 Parameter

Attitude	θ
Angle of lower rotor	ϕ_L
Angle of upper rotor	ϕ_U
Angle of stabilizer	ϕ_S
Angle of servo motor	ϕ_m
Thrust from lower rotor	F_L
Thrust from upper rotor	F_U
Distance from C.O.G to lower rotor	r_L
Distance from C.O.G to upper rotor	r_U
Time constant of servo motor	T_m
Time constant of lower rotor	T_L
Time constant of upper rotor	T_U
Time constant of stabilizer	T_S
Gain of servo motor	K_m
Gain of lower rotor	K_L
Gain of upper rotor	K_U
Gain of stabilizer	K_S
Gain from $\dot{\theta}$ to lower rotor moment	K_{fL}
Gain from $\dot{\theta}$ to upper rotor moment	K_{fU}
Weight	m
Inertia	I

さらに、上下ロータから発生する推力は、各ロータ回転面の中心に作用し、その方向は回転面に垂直であると仮定する。また、 Z 方向に運動しないと仮定すると、大きさはほぼ変化しないと考えられる。以上の仮定より、ロータ回転軸に垂直方向の分力によりモーメントが求まる (Fig. 9 (a))。水平方向分力に関しては、同じく水平方向の分力により Fig. 9 (b) のように求められる。機体重心まわりに作用するモーメント M と水平方向分力 F_h はそれぞれ式 (12), (13) のようになる。

$$M = F_L \sin \phi_L \cdot r_L + F_U \sin \phi_U \cdot r_U \quad (12)$$

$$\simeq F_L \cdot r_L \cdot \phi_L + F_U \cdot r_U \cdot \phi_U$$

$$F_h = F_L \sin(\phi_L + \theta) + F_U \sin(\phi_U + \theta) \quad (13)$$

$$= F_L \cdot (\phi_L + \theta) + F_U \cdot (\phi_U + \theta)$$

以上のことをブロック線図にまとめると、入力から姿勢角までは、Fig. 10 (a) のようになる。ここで、図中の K_{fL} , K_{fU} はモデルの応答を実データと合わせるためのパラメータである。

Fig. 9 Configuration of force and moment

また、位置までは、Fig. 10 (a) のブロック線図に付加する形で Fig. 10 (b) のように描ける。Fig. 10 (a) のブロック線図を基に、6 次の姿勢モデルが得られる。また、Fig. 10 (b) から、8 次の位置モデルが導出できる。構築した位置モデルの状態方程式を式 (14) に示す。さらに、画像処理に起因するむだ時間を考慮する。1 次のパデ近似をしたむだ時間項をモデルに加えて、全体で9 次の位置モデルとした。X (Pitch) 方向、Y (Roll) 方向についてそれぞれパラメータ値を見積もり、両方向のモデルを構築した。

(a) Block diagram of attitude model

(b) Block diagram of position model

Fig. 10 Block diagram of model

(a) Pitch

(b) Roll

Fig. 11 Validation result of attitude model

Fig. 11 に姿勢モデルの時刻歴での検証結果を示す。また、Fig. 12 に位置モデルの時刻歴での検証結果を示す。積分器の影響により、低域でのずれが見られるが、波形は両者ともよく一致しており、求めたモデルが妥当であると言える。

Fig. 12 Validation result of position model

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi_L \\ \phi_U \\ \phi_S \\ x \\ \dot{x} \\ \phi_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{K_{fL} + K_{fU}}{I} & \frac{F_L r_L}{I} & \frac{F_U r_U}{I} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{T_L} & 0 & 0 & 0 & \frac{K_L}{T_L} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_U} & \frac{K_U}{T_U} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -K_S & 0 & 0 & -\frac{1}{T_S} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ \frac{F_L + F_U}{m} & 0 & \frac{F_L}{m} & \frac{F_U}{m} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{T_S} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \\ \phi_L \\ \phi_U \\ \phi_S \\ x \\ \dot{x} \\ \phi_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \frac{K_m}{T_m} \end{bmatrix} u \quad (14)$$

4. LQI 制御系設計

導出した位置モデルについて, LQI 制御 [10] [11] を設計する。まず, 状態量のすべてが観測できないので, オブザーバを用いて状態推定を行う。観測できる状態量は位置と姿勢の二つである。Fig. 13 の外乱を含むシステムについてカルマンフィルタを設計する。システム外乱 w を, 角加速度外乱, 加速度外乱, 入力端外乱と考え, G は式 (15) のようになる。ただし, $\alpha_1 \sim \alpha_3$ は調整用のパラメータである。

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \alpha_1 \frac{1}{I} & 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha_2 \frac{1}{m} & 0 & \alpha_3 \frac{K_m}{T_m} \end{bmatrix}^T \quad (15)$$

誤差共分散行列 X は, 式 (16) のリカッチ方程式の正定対称な解として得られる。

$$A\bar{X} + \bar{X}A^T - \bar{X}C^T V^{-1} C\bar{X} + G W G^T = 0 \quad (16)$$

カルマンゲイン K は, 式 (17) のようになる。

Fig. 13 Plant with Kalman filter

$$K = \bar{X} C^T V^{-1} \quad (17)$$

次に, 目標値 r と位置出力 y の差の積分値 x_r を状態変数に加えた拡大系を構成する。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x(t) \\ x_r(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ -C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ x_r(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B \\ 0 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} r(t) \quad (18)$$

式 (18) の拡大系に対して, 最適制御理論を適用し, 状態フィードバックゲインを決定した。制御系のブロック線図を Fig. 14 に示す。

以上を X , Y の両方向に適用して制御器を設計する。

5. 実 験

前章で設計した制御器の性能を検証するため, 飛行実験を行う。ここでは, ホバリング飛行実験とステップ目標値に対する追従実験を行った。Yaw 角の制御は PID 制御器を適用している。また, Z 方向についてはシステム同定により得られたモデルを用いて, モデルベースの制御器設計を行っている。これに

Fig. 14 Block diagram of LQI control system

Fig. 15 Experimental result (Hovering control)

については、本論文の主題ではないため詳細な説明は省略する。

5.1 ホバリング飛行実験

まず、ホバリング飛行実験を行う。X 軸のみもしくは Y 軸のみ制御をかけた場合は良好な結果となったものの、XY の両方を同時に制御をかけると、しばしば歳差運動を起こしながら発散する結果となった。歳差運動は、モデリング時に無視した XY の連成が原因であると考えられる。両方向のモデルは固有値がほとんど重なっており、状態フィードバックゲインもほぼ似通った値である。したがって、閉ループ系の固有値もほぼ同じであり、連成の影響が現れやすい状況であったと言える。そこで、X 方向に設計した LQI 制御器を適用し、Y 方向には、X 方向と固有値が重ならないように極配置法で固有値を指定し、状態フィードバックゲインを得た。これにより、歳差運動の発生を減らすことができた。Fig. 15 にこのときのホバリング飛行の結果を示す。変動は約 ± 20 [cm] 以内に収まっている。やや振動的な応答となっているが、良好なホバリング飛行が行えている。速度にかかるゲインを調整すれば減衰性を調整できることが試行錯誤的に分かっている。ただし、振動を完全に解消するゲインを調整によって見出すことは容易ではない。

5.2 ステップ目標値追従実験

次に、ステップ状の目標値を与えて機体の追従性を確認する。実験結果を、X 方向については Fig. 16 (a) に、Y 方向について

Fig. 16 Experimental result (Step reference)

ては Fig. 16 (b) に示す. 両方向とも, シミュレーションと実験結果に整合性が見られる.

また, 機体が移動した後に振動的な応答となっているが, これはホバリング実験時にも見られた現象である.

6. 結 言

ステレオビジョンカメラを用いて, 飛行体の位置観測システムを構築した. この際, 発光体を対象物に取り付け, シャッタースピードを適切に調整することで, 周囲の照明環境にロバストに位置計測を行うことが可能になった.

また, 二重反転式ヘリコプタの物理構造を考慮したモデリングを行った. この際, 数式化すると複雑化する部分は, 1 次遅れ系であると仮定した. これにより, 簡略化した数式が得られ, 制御系設計に有用な 9 次の線形モデルが導出できた. このモデルについて時刻歴の応答を検証することによってモデルの妥当性を確認した.

次に, 構築したモデルに対して, LQI 制御系を設計した. 連成の影響によって満足な制御性能が得られなかったため, 片方の軸の状態フィードバックゲインを極配置により求めて固有値が重ならないようにした. その結果, 連成の影響が抑制され, 良好なホバリング飛行が実現できた. また, ステップ目標値追従実験においても良好な結果を得ることができた.

今後の課題として, 本論文において構築した物理モデルを活かして, さらに高性能な制御器の設計を目指す. また, モデルに姿勢や加速度, 速度, 位置の情報が含まれており, 明確な物理量を用いたシミュレーションが可能になった. そこで, 今後はさらなるアドバンストな飛行制御の実現を目指す. 具体的に

は, ヘリコプタ自身のセンサによる自律飛行, 障害物認識や回避, また, 複数機による編隊飛行制御, 群れ飛行制御の実現を目指す予定である.

参 考 文 献

- [1] M. Valenti, B. Bethke, G. Fiore and J.P. How: "Indoor Multi-Vehicle Flight Testbed for Fault Detection, Isolation, and Recovery," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006.
- [2] S.L. Waslander, G.M. Hoffmann, J.S. Jang and C.J. Tomlin: "Multi-Agent Quadrotor Testbed Control Design: Integral Sliding Mode vs. Reinforcement Learning," 2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2005.
- [3] 王偉, 野波健蔵, 平田光男, 宮沢修: "超軽量マイクロフライングロボットのモデリングと H_∞ ホバリング制御", 第 47 回自動制御連合講演会論文集, 3-823, 2004.
- [4] 王偉, 野波健蔵, 平田光男: "超小型無人ヘリの自動離着陸とホバリング制御", 第 23 回日本ロボット学会学術講演会論文集, 2005.
- [5] 飯村健, 大竹博, 田中一男: "マイクロヘリコプタの飛行安定化制御", JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2007.
- [6] 古畑友太, 渡部溪, 岩谷靖, 橋本浩一: "オクルージョンを考慮した画像ベースビジュアルサーボによる小型ヘリコプタの制御", JSME Conference on Robotics and Mechatronics, 2007.
- [7] <http://model.hirobo.co.jp/>
- [8] <http://www.ptgrey.com/>
- [9] 画像処理ハンドブック編集委員会: 画像処理ハンドブック. 昭晃堂, 1989.
- [10] 野波健蔵, 西村秀和, 平田光男: MATLAB による制御理論の基礎. 東京電機大学出版局, 1998.
- [11] 野波健蔵, 西村秀和, 平田光男: MATLAB による制御系設計. 東京電機大学出版局, 1998.

大平悠多 (Yuta Ohira)

2006 年千葉大学工学部電子機械工学科卒業. 2006 年千葉大学大学院自然科学研究科機械システム専攻博士前期課程入学, MAV の自律飛行制御に関する研究に従事. 2008 年千葉大学大学院自然科学研究科機械システム専攻博士前期課程修了. 同年株式会社ブリヂストンに入社, 現在に至る.

(日本ロボット学会正会員)

野波健蔵 (Kenzo Nonami)

1979 年 3 月東京都立大学大学院博士課程修了. 工学博士. 千葉大学工学部助手, 同助教授を経て 1994 年同教授. 現在に至る. この間, 1985 年から 1986, 1988 年に米航空宇宙局 (NASA) 研究員. UAV・MAV の自律制御, 地雷探知ロボットの運動制御, マニピュレータ・ハンドの制御, 磁気軸受けフライホイールの制御, 制御応用などの研究に従事. 日本機械学会, 計測自動制御学会, システム制御情報学会, 日本フルードパワーシステム学会, IEEE, ASME, AHS などの会員. (日本ロボット学会正会員)

王 偉 (Wang Wei)

1992 年上海理工大学工学部卒業, 同年ハルビン電力設備総工場就職. 2000 年千葉大学工学部入学, 2004 年卒業, 同年同大学大学院自然科学研究科機械システム専攻博士前期課程入学, 2006 年修了, 同年同研究科人工システム科学博士後期課程入学, 現在に至る. MAV の自律飛行制御に関する研究に従事.

(日本ロボット学会学生会員)