ショートノート

同軸反転型マイクロヘリコプタの 飛行安定化制御†

大竹 博*・飯村 健*・田中 一男*

本研究では、同軸反転型マイクロヘリコプタの安定飛行を目指す。同軸反転方式のヘリコプタはテイルロータを備えた一般的なシングルロータ方式のヘリコプタとは飛行特性が異なる。本研究では、ファジィ制御手法を用いて、操縦者の制御知識に基づく制御規則を構築し、同軸反転方式のマイクロヘリコプタを安定飛行させる制御器を構築する。構築した制御器を用いて、マイクロヘリコプタのホバリング飛行と軌道追従制御を応用したアクロバティック飛行を実現する。

キーワード：ファジィ制御、小型ヘリコプタ、ホバリング飛行、アクロバティック飛行

1. はじめに

近年、複数の移動ロボットで構成される群制御の研究が多数行われている[1]。これらの研究の多くでは移動ロボットの位置情報は天井に据え付けられたビデオカメラによる画像情報によって取得されている。しかし、ビデオカメラが天井に固定されているゆえに、実験フィールドが制限されるという問題が生じる。そこで、本研究では群制御におけるロボットの位置情報の取得に小型カメラを搭載した小型のヘリコプタ(マイクロヘリコプタ)を用いることによって、実験フィールドを自由に拡大できるようにすることを目標とし、その初期段階として、同軸反転方式のマイクロヘリコプタの飛行制御を行う。

ヘリコプタは非線形な動特性を持ち、軸干渉もあるため、制御を行うことが難しいシステムである。このようなシステムに対し、菅野らは実機を使った実験で無人ヘリコプタの高度な飛行制御を実現している[2, 3]。彼らは操縦の熟練者(エキスパート)の操縦知識や操縦マニュアルをもとに作成したIf-Then制御規則を基にするファジィ制御手法[4]を用いて、ホバリング飛行、旋回、急制動、また、離陸や着陸を実現している。ファジィ制御ではシステムの運動方程式などの制御対象の知識は必要ない。そのため、ファジィ制御はヘリコプタのような複雑なシステムを効果的に制御することに適していると言える。

本研究では、同軸反転方式のマイクロヘリコプタの安定飛行を目指す。同軸反転方式のヘリコプタはテイルロータを備えた一般的なシングルロータ方式のヘリコプタとは飛行特性が異なるため、菅野らの方法[2, 3]をそのまま用いることはできない。本研究では、ファジィ制御手法を用いて、同軸反転方式のマイクロヘリコプタを安定飛行させる制御器を構築し、マイクロヘリコプタのホバリング飛行制御および軌道追従制御を実現する。

2. 飛行実験システム

本研究では、図1に示すヒロボー社製の同軸反転型マイクロヘリコプタX.R.Bを制御対象とする。同軸反転方式のヘリコプタは上下のロータ同士で回転トルクを打ち消しあうので、従来のテールロータを持つヘリコプタに比べ、飛行が安定しやすいという特徴を持つ。図2に飛行実験システムの概要を示す。ヘリコプタの位置情報は2台のCCDカメラを装備する3次元画像処理装置により取得する。位置情報に基づいてヘリコプタの空間座標($x(t)$, $y(t)$, $z(t)$)、速度($\dot{x}(t)$, $\dot{y}(t)$, $\dot{z}(t)$)、Yaw回転角度 $\phi(t)$ 、回転角速度 $\dot{\phi}(t)$ などの状態量を求める。求めた状態量から制御入力値を決定し、D/A変換ボード、プロポ(送信機)を介してヘリコプタを操作する。ラダーを操作することにより主にYaw角度を、エレベータにより主に x 位置を、エルロンにより主に y 位置を、スロットルにより主に z 位置を制御することができる。ただし、ヘリコプタは干渉系であるため、1つの操作入力によって対応する状態量だけでなく、他の状態量にも影響を及ぼす。また、ヘリコプタには小型のワイヤレスカメラを搭載し、空撮映像を地上のコンピュータで受信することが

† Fuzzy Control of Micro RC Helicopter with Coaxial Counter-rotating Blades

Hiroshi OHTAKE, Ken IIMURA and Kazuo TANAKA

* 電気通信大学 知能機械工学科

Department of Mechanical Engineering and Intelligent Systems,
The University of Electro-Communications

できる。

ヘリコプタには直進飛行や旋回飛行など多彩な飛行形態が存在するが、本研究では、飛行機などの固定翼機には無いヘリコプタ特有の飛行形態であること、およびカメラで空撮するために重要な飛行形態であるという理由から、ホバリング飛行に注目する。図3にx-y位置、Yaw角度の制御を行わないときのホバリング実験結果を示す。安全のためz位置は手動で制御を行った。ヘリコプタは安定していないことがわかる。

図1 同軸反転型マイクロヘリコプタ

図2 実験システム

図3 制御を加えていないときの挙動

本研究では、ファジィ制御手法を用いて、マイクロヘリコプタのホバリング制御を実現する。

3. マイクロヘリコプタのファジィ制御

ヘリコプタのような不安定な制御対象に対して、制御理論に基づく安定化制御器を設計することは難しい。これに対して、エキスパートの制御知識や操作マニュアルに基づいて制御を行うファジィ制御手法がある。この制御手法では、運動方程式などの制御対象の知識は必要ない。マイクロヘリコプタのホバリング制御に関して、実際に人間が操作したときに得られた制御知識の一例を以下に示す。

- もし機首が左を向いたならば、ラダーを右に切れ。

これらの制御知識をまとめると図4、5、6、7と表1からなる制御規則表が得られる。図中の変数は以下のように定義される値である。

$$e_\phi(t) = \phi(t)/S_\phi : \text{Yaw 角度}$$

$$e_x(t) = (r_x - x(t))/S_x : x \text{ 方向の偏差}$$

$$e_y(t) = (r_y - y(t))/S_y : y \text{ 方向の偏差}$$

$$e_z(t) = (r_z - z(t))/S_z : z \text{ 方向の偏差}$$

$$\dot{e}_\phi(t) = \dot{\phi}(t)/S_{\dot{\phi}} : \text{回転角速度}$$

$$\dot{e}_x(t) = (v_x - \dot{x}(t))/S_{\dot{x}} : x \text{ 方向の速度}$$

$$\dot{e}_y(t) = (v_y - \dot{y}(t))/S_{\dot{y}} : y \text{ 方向の速度}$$

$$\dot{e}_z(t) = (v_z - \dot{z}(t))/S_{\dot{z}} : z \text{ 方向の速度}$$

ここで、 (r_x, r_y, r_z) は目標位置、 (v_x, v_y, v_z) は目標速度、 $S_\phi, S_x, S_y, S_z, S_{\dot{\phi}}, S_{\dot{x}}, S_{\dot{y}}, S_{\dot{z}}$ はそれぞれの値を基準化するためのスケーリングファクタである。図4の太枠で囲まれた部分は、Yaw角度が正に傾き（機首が左に傾き）、Yaw角速度がゼロ近辺ならば、ラダーを少し正にせよ（ラダーを少し右に切れ）、という意味である。

制御知識によって作成されたファジィ制御規則から

e_ϕ $\dot{e}_\phi$	NEGA	ZO	POSI
NEGA	NS	NS	ZO
ZO	NS	ZO	PS
POSI	ZO	PS	PS

図4 ラダーの制御規則

$\begin{smallmatrix} e_x \\ \dot{e}_x \end{smallmatrix}$	NEGA	ZO	POSI
NEGA	PB	PS	ZO
ZO	PS	ZO	NS
POSI	ZO	NS	NB

図5 エレベータの制御規則

$\begin{smallmatrix} e_y \\ \dot{e}_y \end{smallmatrix}$	NEGA	ZO	POSI
NEGA	PB	PS	ZO
ZO	PS	ZO	NS
POSI	ZO	NS	NB

図6 エルロンの制御規則

$\begin{smallmatrix} e_z \\ \dot{e}_z \end{smallmatrix}$	NEGA	ZO	POSI
NEGA	ZO	NS	NB
ZO	PS	ZO	NS
POSI	PB	PS	ZO

図7 スロットルの制御規則

表1 制御規則表中の略字

ZO	Zero
NEGA	Negative
POSI	Positive
NB	Negative Big
NS	Negative Small
PS	Positive Small
PB	Positive Big

ファジィ推論によって制御入力値を算出する。本研究では、後件部に定数（シングルトン）を持つ簡略化したファジィ推論法を用いる。メンバシップ関数を $\mu_{\phi ik}$, μ_{xik} , μ_{yik} , $\mu_{z ik}$, 後件部定数を $c_{\phi i}$, c_{xi} , c_{yi} , c_{zi} とすると、規則の適合度 $w_{\phi i}(t)$, $w_{xi}(t)$, $w_{yi}(t)$, $w_{zi}(t)$, 及び、それぞれの制御入力値 $u_{rudder}(t)$, $u_{elevator}(t)$, $u_{aileron}(t)$, $\dot{u}_{throttle}(t)$ は以下のように算出される。

$$w_{\phi i}(t) = \mu_{\phi i1}(e_{\phi}(t)) \times \mu_{\phi i2}(\dot{e}_{\phi}(t))$$

$$w_{xi}(t) = \mu_{xi1}(e_x(t)) \times \mu_{xi2}(\dot{e}_x(t))$$

$$w_{yi}(t) = \mu_{yi1}(e_y(t)) \times \mu_{yi2}(\dot{e}_y(t))$$

$$w_{zi}(t) = \mu_{zi1}(e_z(t)) \times \mu_{zi2}(\dot{e}_z(t))$$

$$u_{rudder}(t) = \frac{\sum_{i=1}^9 w_{\phi i}(t) c_{\phi i}}{\sum_{i=1}^9 w_{\phi i}(t)}$$

$$u_{elevator}(t) = \frac{\sum_{i=1}^9 w_{xi}(t) c_{xi}}{\sum_{i=1}^9 w_{xi}(t)}$$

$$u_{aileron}(t) = \frac{\sum_{i=1}^9 w_{yi}(t) c_{yi}}{\sum_{i=1}^9 w_{yi}(t)}$$

$$\dot{u}_{throttle}(t) = \frac{\sum_{i=1}^9 w_{zi}(t) c_{zi}}{\sum_{i=1}^9 w_{zi}(t)}$$

$u_{rudder}(t)$, $u_{elevator}(t)$, $u_{aileron}(t)$ はファジィPD制御器を構成している。一方、ホバリング飛行において飛行高度の制御は非常に重要である。本研究では、目標高度に対して定常偏差が残らないようにスロットルについては $\dot{u}_{throttle}(t)$ を用いたファジィPI制御器を構成する。

4. ホバリング制御実験

前章で構築したファジィ制御規則を用いてマイクロヘリコプタのホバリング制御を行った。実験結果を図8に示す。制御していないとき(図3)に比べ、安定な傾向を示しているが、徐々に振動、発散している。これは変位に対して入力位相が遅れているためであると考えられる。図9のように、制御規則表を回転させることで入力位相を進めることができることが知られている[5]。パラメータ調整の結果、図10に示すメンバシップ関数、および表2に示すスケーリングファクタ

図8 ファジィ制御によるホバリング飛行制御結果

図9 制御規則表の回転

図10 メンバシップ関数

図11 制御規則表を回転させたときの飛行実験結果

タ、後件部定数、ファジィ制御規則表の回転角を得た。図11にホバリング飛行制御実験結果を示す。安定化され、ホバリングに成功していることが分かる。図12にマイクロヘリコプタのホバリング飛行時の写真とヘリコプタに搭載した小型カメラによる空撮画像を示す。地上にある目標物を安定して写し出していることが確認できる。

図12 ホバリング飛行時のヘリコプタと空撮画像

表2 ファジィ制御器のパラメータ

Scaling factor for e_ϕ	1.5 [rad]
Scaling factor for $\dot{e}_\phi$	3 [rad/s]
Scaling factor for e_x	1 [m]
Scaling factor for $\dot{e}_x$	1.9 [m/s]
Scaling factor for e_y	0.7 [m]
Scaling factor for $\dot{e}_y$	1.9 [m/s]
Scaling factor for e_z	0.5 [m]
Scaling factor for $\dot{e}_z$	1.3 [m/s]
rotating angle θ_ϕ	-20 [deg]
rotating angle θ_x	20 [deg]
rotating angle θ_y	30 [deg]
rotating angle θ_z	-45 [deg]

		PB for aileron	0.7
PS for rudder	0.3	PS for aileron	0.5
ZO for rudder	0	ZO for aileron	0
NS for rudder	-0.3	NS for aileron	-0.5
PB for elevator	0.7	NB for aileron	-0.7
PS for elevator	0.5	PB for throttle	0.5
ZO for elevator	0	PS for throttle	0.2
NS for elevator	-0.5	ZO for throttle	0
NB for elevator	-0.7	NS for throttle	-0.2
		NB for throttle	-0.5

5. 軌道追従飛行

本章では、ホバリング飛行制御を応用した軌道追従飛行による曲芸飛行を実現する。図13に示す大きさの輪を軌道上に配置し、ヘリコプタに輪くぐりを行わせる。ヘリコプタと輪の隙間はわずかであるため、正確な飛行制御が要求される。輪くぐりの手順は以下の通りである。

1. 輪の手前を目標位置としホバリング飛行を行う。
2. 目標位置を時間とともに x 軸正の方向に移動させ、ヘリコプタに輪の中を通過させる。
3. 輪を通過した後、再びホバリング飛行させる。

4章で構築したホバリング飛行のための制御器を利用し、曲芸飛行実験を行った。図14, 15に曲芸飛行

図13 輪とヘリコプタの大きさの比較

図14 輪くぐり飛行時の連続写真

図15 輪くぐり飛行の軌道とヘリコプタの変位

時の写真と飛行データのグラフをそれぞれ示す。ヘリコプタは軌道に追従し、輪をくぐる事ができている。

6. おわりに

本論文では、同軸反転方式のマイクロヘリコプタの飛行安定化制御を実現するために、ファジィ制御手法を用いて人間の操作知識に基づくファジィ制御器を構築し、ホバリング飛行に成功した。また、構築した制御器を利用して軌道追従制御による輪くぐりの曲芸飛行を実現した。ファジィ制御手法を用いることによって同軸反転型マイクロヘリコプタの効果的な飛行制御を行うことができることを示した。

現在は外部に設置したカメラによりマイクロヘリコプタの位置、速度、回転角度、角速度を求めているが、今後は、ジャイロセンサや加速度センサなどの内界センサによる飛行、また、機体搭載カメラの映像だけを利用した飛行制御を実現し、群制御へ応用する。

参考文献

- [1] G.Ye, Hua O.Wang and K.Tanaka, "Coordinated Motion Control of Swarms with Dynamic Connectivity in Potential Flows," Proceedings of the Northeast Non-linear and Hybrid Control Workshop (2005)
- [2] M. Sugeno et al., "Intelligent Control of an Unmanned Helicopter based on Fuzzy Logic," Proc. of American Helicopter Society 51st Annual Forum, Texas, May (1996)
- [3] M. Sugeno, "Development of an Intelligent Unmanned Helicopter," in : H.T. Nguyen and N.R. Prasad eds., Fuzzy Modeling and Control : Selected

Works of M. Sugeno, CRC Press (1999)

- [4] 菅野道夫：『ファジィ制御』（日刊工業新聞社，1988）
- [5] 田中一男：『アドバンストファジィ制御 ファジィ制御の新たな展開』（共立出版株式会社，1994）
(2008年6月20日 受付)
(2008年9月29日 採録)

[問い合わせ先]

〒182-8585 東京都調布市調布ヶ丘1-5-1
電気通信大学 知能機械工学科
大竹 博
TEL：042-443-5430
FAX：042-443-5430
E-mail：hohtake@mce.uec.ac.jp

著者紹介

おおたけ ひろし
大竹 博 [正会員]

2002年電気通信大学大学院電気通信学研究科博士前期課程機械制御工学専攻修了。2004年同大学電気通信学部助手、2007年同助教、現在に至る。博士(工学)。2001年Joint of 9th IFSA World Congress and 20th NAFIPS International Conference Outstanding Student Paper Award, 2003年日本知能情報ファジィ学会奨励賞を受賞。メカニカルシステムのモデリングと知的制御に関する研究に従事。IEEE, 日本知能情報ファジィ学会, 計測自動制御学会, 日本機械学会の会員。

いむら けん
飯村 健 [非会員]

2006年電気通信大学電気通信学部知能機械工学科卒業。2006年同大学院電気通信学研究科博士前期課程知能機械工学専攻入学。現在にいたる。視覚情報を用いた小型ヘリコプタの飛行制御に関する研究に従事。

たなか かずお
田中 一男 [正会員]

1990年3月東京工業大学総合理工学研究科システム科学専攻博士後期課程修了。同年金沢大学工学部機械システム工学科助手, 1994年同学科助教授, 1996年人間・機械工学科助教授, 1998年4月電気通信大学機械制御工学科助教授, 1999年知能機械工学科助教授, 2002年知能機械工学科教授, 現在に至る。1992年University of North Carolina 客員研究員, NAFIPS'90, HJSFSA'91にて優秀論文賞, 日本機械学会賞奨励賞, 日本ファジィ学会奨励賞および著述賞, 1999 IFAC World CongressにてThe Best Poster Paper Prize, 2000 IEEE Transactions on Fuzzy Systems Outstanding Paper Award, American Control Conference Best Paper Selection などを受賞。現在, IEEE Control Systems Society Editorial Board, IEEE Transactions on Fuzzy Systems, AutomaticaなどのAssociate Editor。IEEE Computational Intelligence SocietyのFuzzy Systems Technical CommitteeのTask Force Chair。知的制御システムの解析と設計およびその応用に関する研究に従事(工学博士)。

Fuzzy Control of Micro RC Helicopter with Coaxial Counter-rotating Blades by

Hiroshi OHTAKE, Ken IIMURA and Kazuo TANAKA

Abstract :

This paper presents flight control of micro helicopter with coaxial counter-rotating blades. By employing fuzzy control approach and by constructing fuzzy control rule maps based on human operator's experience and knowledge, we achieve hovering control and acrobatic path-following control of the micro helicopter.

Keywords : fuzzy control, micro helicopter, hovering flight, acrobatic flight

Contact Address : **Hiroshi OHTAKE**

Department of Mechanical Engineering and Intelligent Systems, The University of Electro-Communications

1-5-1 Chofugaoka, Chofu, Tokyo, 182-8585, JAPAN

TEL : 042-443-5430

FAX : 042-443-5430

E-mail : hohtake@mce.uec.ac.jp