

# 小型ヘリコプタの知的多入力出力制御の基礎検討

a Try on an Intelligent MIMO Control of Micro Helicopter

○ 戴 偉鵬<sup>1</sup>, 安信 誠二<sup>1</sup>  
○ Ihou Tai<sup>1</sup>, Seiji Yasunobu<sup>1</sup>  
筑波大学<sup>1</sup>  
University of Tsukuba<sup>1</sup>

**Abstract:** A micro helicopter is a MIMO (Multiple-Input Multiple-Output) controlled object, which has several cross couplings. This characteristic makes it difficult to be controlled. However, a skilled operator can control such object appropriately by using human control knowledge of the MIMO object (human MIMO control knowledge). In this paper, an intelligent MIMO control (iMIMOC) method, which can be built using human MIMO control knowledge, is applied to a micro helicopter, and the effectiveness is confirmed. The simulation results show the validity of this control method.

## 1 はじめに

無人ヘリコプタは垂直上昇・垂直降下・空中での前進・後退・静止・横移動などと高い機動性を持つため、現在農業散布、災害現場、送電線の巡視など幅広い領域で利用されている。最近では、室内飛行可能な小型ヘリコプタが注目され、その自律飛行制御に関する研究が数多く行われている [4] [5] [6]。ヘリコプタは入力間相互干渉が存在する多入力多出力 (Multiple-Input Multiple-Output: MIMO) 制御対象であるため、制御が困難である。それに対し、操縦の熟練者は MIMO 制御知識を用いることにより、ヘリコプタをうまく制御している。

本研究では熟練者の MIMO 制御知識を組み込んだ知的多入力多出力制御方式 (intelligent MIMO control: iMIMOC) [1] を用いた小型ヘリコプタの自律飛行制御システムの構築について検討する。

## 2 熟練者による MIMO 制御

通常、MIMO 制御対象の入力間に相互干渉が存在する (Fig.1)。この相互干渉とは、ある一つの入力を変化させた場合、他の入力に影響を及ぼすといった関係である。熟練者は操縦マニュアルなどから、それぞれの入力について、単独入力における適切な操作方法を学習した。そして、熟練者は MIMO 制御対象に対し、どのような入力の仕方をすれば、うまく制御できるかを経験的に理解し、それを実践している。

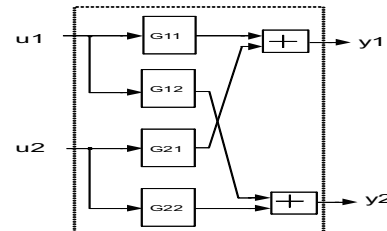


Fig. 1: Cross Coupling in MIMO object

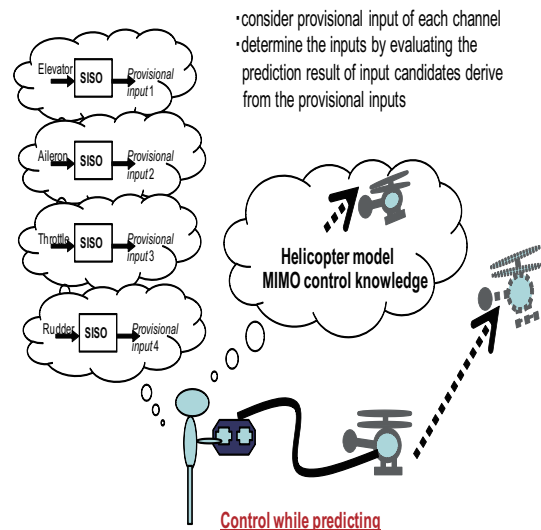


Fig. 2: MIMO Control by Skilled Operator

熟練者は MIMO 制御対象を操縦する際、まず入力ごとの知識を用いて各入力の暫定指令を決める。そして、MIMO 制御知識とヘリコプタのモデルを用いて MIMO 制御対象の将来状態を予測・評価することにより、入

力相互干渉を考慮した入力量を定める。

そこで、本論文では単独入力における適切な操作方法に関する知識を「 $U_x$ の知識」というように入力ごとの知識と定義し、そして入力間の相互干渉に関する知識を「MIMO 制御知識」と定義する。

### 3 小型ヘリコプタの知的MIMO 制御

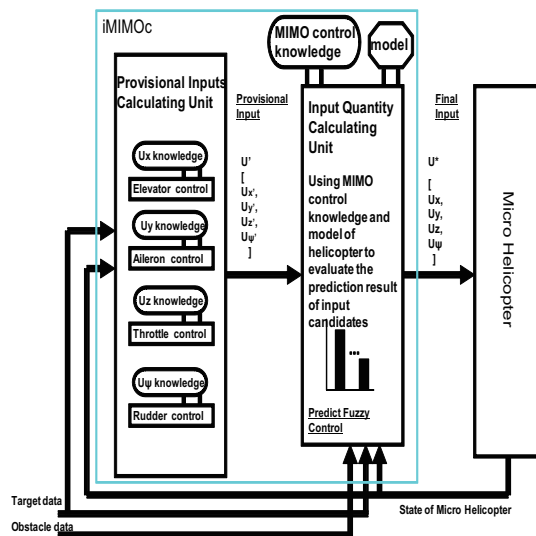


Fig. 3: Automatic Control System of Micro Helicopter based on iMIMOC

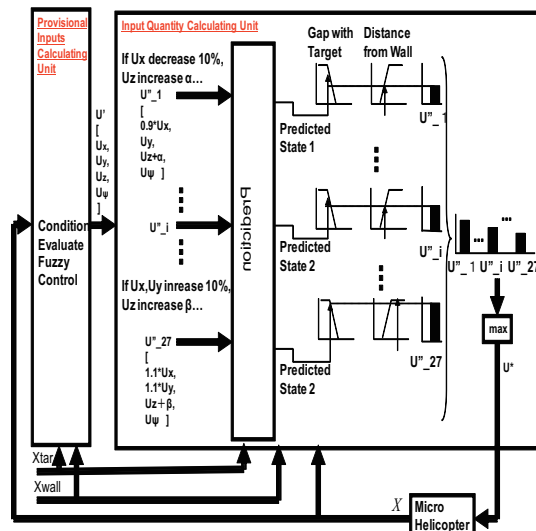


Fig. 4: Process of Predict Fuzzy Operation

iMIMOC を用いたヘリコプタの自律飛行制御システムを Fig.3 に示す。この制御システムは第 2 章で示した熟練者の MIMO 制御方法を基づいて構成したものである。

iMIMOC コントローラでは、暫定指令計算部で入力ごとの知識を基にする状態評価ファジィ制御により各入力の暫定指令が決定される。そこで決定された暫定指令は入力量決定部に送られる。入力量決定部では、暫定指令を基にいくつかの入力候補が生成され、モデルに基づいた予見ファジィ制御により入力候補が評価され、入力間相互干渉を考慮した入力量が決定される。

### 4 シミュレーション実験

#### 4.1 ヘリコプタのシミュレータの構築

ヘリコプタの運動方程式 [9] はヘリコプタに固定されて機体と共に動く動座標系で、式 (1-6) のように表される。動座標系と世界座標系とは式 (13) を用いて座標変換を行う。ヘリコプタの制御入力は Fig.5 から式 (8-12) が得られる。パラメータの詳細は表 1 に示す。

$$m(\dot{u} + qw - rv) = F_x \quad (1)$$

$$m(\dot{v} + ru - pw) = F_y \quad (2)$$

$$m(\dot{w} + pv - qu) = F_z \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} I_x + (rp - \dot{q}) J_{xy} - (\dot{r} + pq) J_{zx} \\ + (r^2 - q^2) J_{yz} + qr(I_z - I_y) = M_x \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \dot{q} I_y + (pp - \dot{r}) J_{yz} - (\dot{p} + qr) J_{xy} \\ + (p^2 - r^2) J_{zx} + rp(I_x - I_z) = M_y \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \dot{r} I_z + (qr - \dot{p}) J_{xz} - (\dot{q} + rp) J_{yz} \\ + (q^2 - p^2) J_{xy} + pq(I_y - I_x) = M_z \end{aligned} \quad (6)$$

$$F_x = \frac{\alpha U_z \tan(U_x)}{\sqrt{(1 + \tan^2(U_x) + \tan^2(U_y))}} \quad (7)$$

$$F_y = \frac{\alpha U_z \tan(U_y)}{\sqrt{(1 + \tan^2(U_x) + \tan^2(U_y))}} \quad (8)$$

$$F_z = \left(1 - \alpha + \frac{\alpha}{\sqrt{(1 + \tan^2(U_x) + \tan^2(U_y))}}\right) U_z - mg \quad (9)$$

$$M_x = F_y H \quad (10)$$

$$M_y = F_x H \quad (11)$$

$$M_z = \dot{U}_\psi \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi \\ -\sin \theta \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} \cos \psi \sin \phi \sin \theta \\ \sin \psi \sin \phi \sin \theta + \cos \psi \cos \phi \\ \sin \phi \cos \theta \end{bmatrix} Y + \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \phi \sin \theta + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \phi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi \\ \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} Z \quad (13)$$

Table1 : Parameter List

$x, u$	Position(m) and Speed(m/s) in X direction
$y, v$	Position(m) and Speed(m/s) in Y direction
$z, w$	Position(m) and Speed(m/s) in Z direction
$\phi, p$	Angle(rad) and Angular Speed(rad/s) around X axis
$\theta, q$	Angle(rad) and Angular Speed(rad/s) around Y axis
$\psi, r$	Angle(rad) and Angular Speed(rad/s) around Z axis
$I_x, I_y, I_z$	Inertial Moment( $kg * m^2$ ) around X, Y, Z axis
$J_{xy}, J_{yz}, J_{zx}$	Inertial Product( $kg * m^2$ ) around X, Y, Z axis ( $J_{xy} = J_{yx}, J_{xz} = J_{zx}, J_{yz} = J_{zy}$ )
$m$	Mass of helicopter
$F_x, F_y, F_z$	Force(N) in X, Y, Z direction
$M_x, M_y, M_z$	Torque(N*m) around X, Y, Z axis
$U_x$	Elevator Control Input(rad)
$U_y$	Aileron Control Input(rad)
$U_z$	Throttle Control Input(N)
$U_\psi$	Rudder Control Input(N*m*s)
$\alpha$	Proportion of force that lower rotor arises to the whole lift
$H$	Distance(m) from center of lower rotor to center of gravity
$g$	Gravitational acceleration

又、本研究で対象とする X.R.B ヘリコプタはロータの上部にはスタビライザがあり、ロール角 ( $\phi$ ) とピッチ角 ( $\theta$ ) の変化が抑制されているため、シミュレータにはスタビライザに相当するロール角 ( $\phi$ ) とピッチ角 ( $\theta$ )

の安定化回路が組み込まれている。

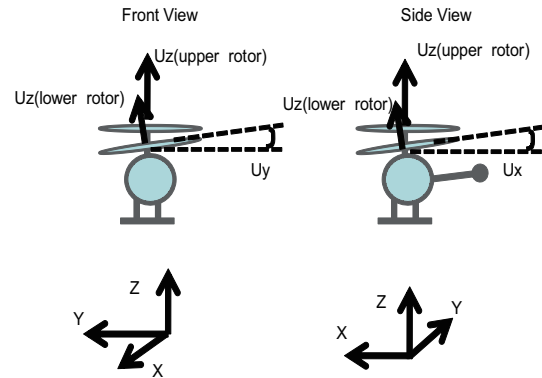


Fig. 5: Force Vectors of Micro Helicopter

## 4.2 実験内容と実験結果

前章で述べられた通り、本研究で対象とするヘリコプタはロータの上部にスタビライザがあり、ロール角とピッチ角の変化が抑制されている。本実験では、簡単化するため、ロール角とピッチ角を制御変数から除外する。

本実験では、ヘリコプタが初期位置  $[X_0 \ Y_0 \ Z_0 \ \psi_0] = [0.5 \ 1 \ 0 \ 0]$  から  $[X_{ref} \ Y_{ref} \ Z_{ref} \ \psi_{ref}] = [1 \ 0.5 \ 0.5 \ 0]$  の目標位置へ 3D 直線飛行し、目標地点でホバリングを行う。

シミュレーションの実験結果は Fig.6 に示す。

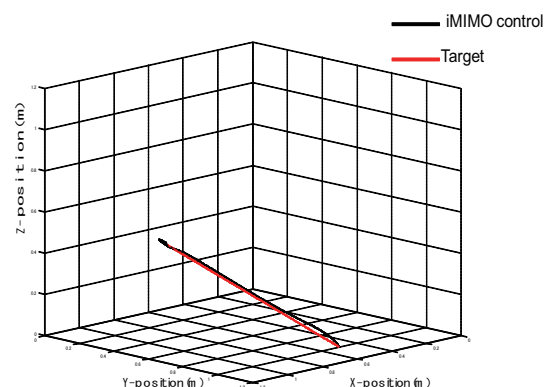


Fig. 6: Result of 3D Straight Flight

制御対象が目標に追従しており、3D 直線飛行が出来たといえる。実験結果より、構築した自律飛行制御システムが有効であることがわかる。

## 5 実機実験装置の設計

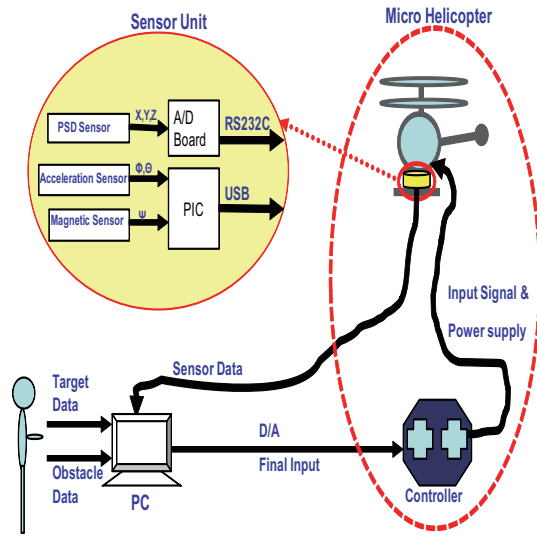


Fig. 7: Hardware Construction of the iMIMOC system

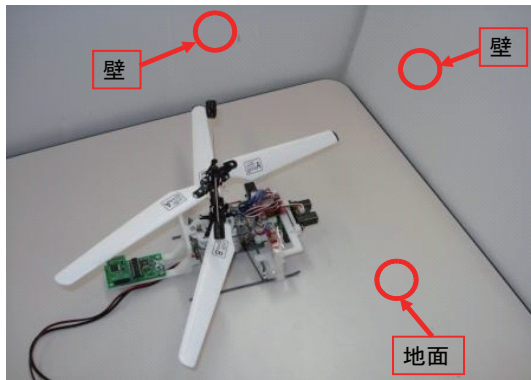


Fig. 8: Construction of Experiment System

本研究では実験システムの構成を Fig.7 に示す。

制御対象とする小型ヘリコプタはヒロボー（株）社製同軸反転方式の X.R.B である。ヘリコプタのスキッド部に測距センサーと 3D センサーモジュールを搭載し、壁との距離 (X,Y)、地面との距離 (Z)、機体の姿勢 ( $\phi, \theta, \psi$ ) を検出する。測距センサの情報は A/D 変換ボードを通して、RS232C ケーブルにより PC に送られる。3D センサーモジュールの情報は PIC マイコンにて処理され、USB ケーブルにより PC に送られる。PC はセンサー情報、目標情報、環境情報を基に入力指令を決定し、入力指令は D/A 変換ボードを通して、ヘリコプタのコントローラに送られる。コントローラは入力指令を制御入力に変換し、制御入力はアクセスケーブルを介してヘリコプタに送られる。

本研究の制御対象である X.R.B はペイロードが小さいので、キャビンとテールを取り外して機体の軽量化を行った。想定する実験環境は Fig.8 の通りです。

## 6 おわりに

本論文では、熟練者の MIMO 制御知識を組み込んだ iMIMOC 制御方式を用いた小型ヘリコプタの自律飛行制御システムの構築について検討した。シミュレーション実験の結果より、構築した制御システムが有効であることを確認した。そして、実機実験装置の設計について述べました。

今後の予定としては、実機の入出力データを用いてヘリコプタモデルを構築し、実機実験の制御システムを設計する。その上で、実機実験を実施する予定である。

## 参考文献

- [1] G.Inoue and S.Yasunobu, An Intelligent MIMO Control for Two-Wheeled Vehicle, FUZZ-IEEE, CD-ROM proceedings,pp.745-750,2007
- [2] Yasunobu,S., Miyamoto,S. and Ihara,H., Fuzzy Control for Automatic Train Operation System, 4th IFAC/IFIP/IFRS Int. Conf. on Transportation Systems, 39/45, 1983
- [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] 辛, 藤原, 羽沢, 野波 : 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), Vol.68, No.675, pp.148-155, 2002
- [5] 小松, 田中, 大竹 : 小型ヘリコプタの安定化制御, 第 51 回知的制御研究会 (SIC2007-1), pp.1-6, 2007
- [6] 大竹, 飯村, 田中 : 同軸反転方マイクロヘリコプタの飛行安定化制御, 知能と情報 (日本知能情報ファジィ学会誌), Vol.21, No.1, pp.100-106, 2009
- [7] 安信誠二 : ファジィ工学, 株式会社昭晃堂, 1991
- [8] 菅野道夫 : ファジィ制御, 日刊工業新聞社, 1998
- [9] 東 昭 : 航空工学 (2), 裳華房, 1989