3 自由度運動を行う小型無人ヘリコプタの 閉ループ部分空間同定によるモデリングとモデルベース飛行制御*

松葉 一孝^{*1}, 牛田 俊^{*2}, 奥 宏史^{*3}

MIMO Closed-Loop Subspace Model Identification and Model-Based Control of a Coaxial Mini Helicopter with 3 DOFs

Ikko MATSUBA, Shun USHIDA^{*2} and Hiroshi OKU

^{*2} Faculty of Engineering, Osaka Institute of Technology
5-16-1, Omiya, Asahi-ku, Osaka, 535-8585, Japan

This paper reports the experimental results of the dynamic modelling using MIMO closed-loop system identification, controller design and implementation for hovering flight of a radiocontrolled helicopter. The helicopter is set on our handcrafted supporting device, and it has the roll, side-to-side and up-and-down motions that controlled by the aileron and the throttle. Several dynamic models with different orders are derived from closed-loop system identification experiments with the MOESP-type closed-loop subspace model identification method (CL-MOESP). Then, we compared their model with the real system, and LQR with a full state observer is designed and implemented.

Key Words : Radiocontrolled Helicopter, Closed-Loop Identification, Subspace Methods, LQR

1. は じ め に

回転翼を有するヘリコプタは、垂直離着陸、ホバリング、低速飛行といった固定翼機にはない独特の飛行特性を持ち、レスキュー、物資運搬、報道の分野で日常的に活用されている。その飛行特性を生かしたまま運用コストを大幅に削減する手段として、遠隔操作による無人飛行が可能なラジコンヘリコプタ(以下、RCヘリ)の導入が挙げられる。応用例として、カメラを搭載して災害時の調査⁽¹⁾を行うことが期待されており、現在RCヘリの自動制御に関する研究が各研究機関において活発に行われている⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

RCヘリは本質的に不安定なMIMOシステムであり、このような制御対象に対しては数学モデルに基づいた制御系設計を行うのが望ましい。しかしながら、本研究で扱う同軸反転方式のRCヘリ(図1)は2つのメインロータが同軸上に配置されており、構造が複雑であるためブレード翼素理論を用いた物理法則によるモデリングが容易ではない⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。同軸反転方式のRCヘリの従来の研究では、PID制御によるモデルを用いない制御系設計を行う例⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾が報告されている。これらのモデル無し制御はモデルを必要としないかわりに、理論的な安定性の保証ができず試行錯誤でのチューニングを行う必要があり、制御性能を向上させにくいといったデメリットが存在する。また、第一原理モデリングを行っている研究例⁽⁶⁾⁽⁷⁾も報告されているが、上述したように複雑な構造からモデリングに手間がかかり、どの動特性を無視すべきかの判断は個人によって異なってくる。そのうえモデル内の物理パラメータを全て同定しなければならず、その作業は大きな労力と時間を要するだけでなく、精度の良い同定が困難なパラメータを含む場合が多い。

一方で、RCヘリのモデリングをシステム同定によって行う例⁽⁸⁾⁽⁹⁾も報告されている。文献⁽⁸⁾は

* 原稿受付 2012年3月7日

^{*1} 大阪工業大学大学院工学研究科機械工学専攻(〒535-8585 大阪府大阪市旭区大宮 5-16-1)

^{*2} 正員, 大阪工業大学工学部機械工学科(〒535-8585 大阪府大阪市旭区大宮 5-16-1)

^{*3} 大阪工業大学工学部ロボット工学科(〒535-8585 大阪府大阪市旭区大宮 5-16-1)

E-mail: ushida@med.oit.ac.jp

Fig. 1 Coaxial Counter-rotating Helicopter

CIFER(Comprehensive Identification from FrEquency Responses) と呼ばれる周波数領域でのモデリングを行うツールを使用している。また、文献⁽⁹⁾は MOESP 法⁽¹²⁾と呼ばれる時間領域での閉ループ同定法を使用している。しかしながら、RC ヘリは不安定な MIMO システムであるため時間領域での閉ループ同定を行うのが望ましいと考えられる。

閉ループ同定法は大別して、直接法、間接法、結合入出力法に分類されるが⁽¹³⁾、直接法ではフィードバックの影響を無視して閉ループ同定のアルゴリズムを安易に用いると推定値がバイアス誤差をもつことが、間接法や結合入出力法では閉ループ特性や逆システムの計算が必要になるだけでなく、同定対象のモデルの次数決定に難点を抱えることが知られている。直接法の中でも比較的バイアス誤差の影響をあまり受けないとされる予測誤差法 (PEM) が、ヘリコプタのモデルの推定アルゴリズムとして利用された例が報告されているが、事前にモデルの次数を決めた上でパラメータ推定をしなければいけないことと、モデル構造の制約として、イノベーション形式 (ARMAX モデル構造) であることを前提としており、計測時の外乱の影響が無視できないヘリコプタの事例に適しているとは言い難い。

これらの問題点を全て解決する方法が、筆者らが提案した CL-MOESP 法⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾と呼ばれる閉ループ部分空間同定法である。CL-MOESP 法は、多入出力系である同定対象がフィードバック安定化された状況下に強制的に持続的励振信号を加えることにより、サンプルデータからパラメータ同定のみならずモデルの次数推定を含む構造同定も同時に行うことができる。CL-MOESP 法では BJ 型のモデル構造にも対応しており、有色雑音の影響を排除できることから、CL-MOESP 法は ARMAX モデル構造が当てはまらない同定対象に相応しい同定手法であるといえる。一般的な部分空間法と比較すると、CVA 法⁽¹⁶⁾、N4SID 法⁽¹⁷⁾、MOESP 法⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾⁽²⁰⁾といった閉ループ部分空間同定法により閉ループ条件下で直接法による同定を行う場合も、次数が既知の場合でさえ上述のバイアス誤差の問題が残るため、CL-MOESP 法を利用するアドバンテージは大きい。さらに、筆者らの研究により、RC ヘリコプタの 1 次元上昇下降運動の同定実験において、閉ループ部分空間同定法でよく知られている SSARX 法⁽²¹⁾、PBSID 法⁽²²⁾⁽²³⁾との比較が行われ、CL-MOESP 法の次数決定における優位性がすでに実証されている⁽²⁴⁾。

本研究では、3 自由度に拘束された RC ヘリに対して CL-MOESP 法を適用し、閉ループ部分空間同定法によって制御系設計に耐えうる MIMO モデルの導出および制御実験を行った結果を述べる。RC ヘリの自由度を 3 つに制限した理由は、各入力の連成が発生する最低限の自由度であり、CL-MOESP 法によって入力の連成を考慮したモデルが得られるかを検証するためである。本稿ではまず、初期コントローラとしてモデル無しで作成した PID 制御器により RC ヘリを安定化させる。そこから安定化させた RC ヘリに励起信号を挿入し、そのときの励起信号および入出力の時系列データからモデルの推定を行う。次に、同定に用いていない別の時系列データから、同定したモデルの入力から出力への伝達特性を評価する。最後に、同定モデルを基に LQ 制御器と全状態オブザーバを設計して飛行実験を行い、初期コントローラと LQ 制御器での飛行実験結果を比較し、制御性能の検証を行う。

Fig. 2 Experimental Device Configuration

2. RC ヘリの 3 自由度拘束装置と実験環境

実験には図 1 に示すヒロボー社の X.R.B-SR⁽²⁵⁾を用いる．同軸上に配置された 2 枚のローターを互いに反転させ，反作用トルクを相殺して飛行する同軸反転方式の RC ヘリである．

本研究では，RC ヘリの自由度を 3 自由度とするため，シーソー型の拘束装置を製作した．実験環境を図 2 に示す．拘束装置の梁部分はカーボンファイバー製のパイプで製作されており，可能な限り慣性モーメントを抑えている．RC ヘリを拘束装置の一端の保持装置に固定され，もう一端にはカウンターウェイトを備えている．カウンターウェイトは拘束装置の重量のみを相殺しており，RC ヘリの重量は相殺されていない．このとき RC ヘリは 3 自由度を持ち，それぞれの運動は RC ヘリのロール方向の姿勢 θ_x ，上下方向の運動座標 z ，左右方向の運動座標 y ，である．ここで，RC ヘリの動作範囲は実際には球面であるが，拘束装置の根元部分の動作範囲が十分小さいと仮定し，平面上を動くとして近似して考えている．上記のように拘束した RC ヘリをエルロン（下部メインロータを左右方向に傾ける舵），スロットル（メインロータの回転数を変化させる舵）の 2 つの舵を操作することによって飛行させる．つまり，本実験で扱う制御対象は図 3 に示すように，2 入力 3 出力の MIMO 系である．

θ_x ， z ， y をそれぞれ計測するために，拘束装置の各稼動軸には角度センサ（ネミコン製 OMS-125-2T）が装備されている．ここで各座標は， θ_x は RC ヘリが水平となる点， z は拘束装置の梁が水平となる点， y は稼動範囲の中央の点をそれぞれ原点とした．計測した座標は，dSPACE 製 ds1104 コントローラボードに送信され，PC 上で処理される．使用したソフトウェアは MATLAB/Simulink(R2006b)，dSPACE ControlDesk 3.4 であり，OS は Windows XP SP3 である．RC 送信機は三和電子工業製 RD8000 を使用しており，dSPACE と接続して PC からエルロンおよびスロットルの入力を送信している．なお，この RC 送信機のトレーナーモード機能を用いることにより，手動制御と自動制御の切り替えを自由に行えるようにした．

3. CL-MOESP 法について

Fig. 3 Input and Output of the System

Fig. 4 Set of Closed-loop Identification Problem

3.1 閉ループ同定問題の設定

ここでは、著者らによって提案された CL-MOESP 法の手順について述べる．詳細な解説および性質については参考文献を参照されたい⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾．本稿の閉ループ同定問題における設定を表したブロック線図を図 4 に示す．同定対象であるシステム P は次の線形時不変な離散時間状態空間モデルで表すことができるとする．

$$x_{t+1} = Ax_t + Bu_t \quad (1)$$

このとき、 x_t はシステム P の状態、 u_t は P への入力である．出力 y_t は任意の有色雑音 v_t が付加されており、次のように表されるとする．

$$y_t = Cx_t + v_t \quad (2)$$

直達項を持つ閉ループを回避するため、ここでは u から y への直達項は無い ($D = 0$) ことに注意する．外部信号 r^1 は十分な周波数をもつ持続的励起信号であり、もう一方の外部信号 r^2 は定数または励起信号である．このとき、 $r_t := r_t^1 + Kr_t^2$ (K はフィードバック制御器) と定義すると、 $u_t = r_t^1 + K(r_t^2 - y_t) =: r_t - Ky_t$ と表記できる．また、 r_t と v_t は無相関であると仮定する．

いま、本稿で扱う閉ループ同定問題は次のとおりである． M を十分大きな整数とし、図 4 で表される閉ループ系においてサンプルデータの数列 $\{r_t\}_{t=1}^M$, $\{u_t\}_{t=1}^M$, $\{y_t\}_{t=1}^M$ が与えられたとき、システム P の入出力関係を推定せよ．

3.2 表記法

本論文を通して、ブロック Hankel 行列に対し次の表記法を定義する．サンプルデータの数列 $\{u_t\}$ が与えられたとき $\mathcal{U}_{i,j}$ で表されるブロック Hankel 行列は次のように定義される．

$$\mathcal{U}_{i,j} := \begin{matrix} & \overbrace{\hspace{1.5cm}}^{j \text{ columns}} \\ \left[\begin{array}{cccc} u_i & u_{i+1} & \cdots & u_{i+j-1} \\ u_{i+1} & u_{i+2} & \cdots & u_{i+j} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ u_{i+k-1} & u_{i+k} & \cdots & u_{i+j+k-2} \end{array} \right] \end{matrix} \quad (3)$$

このときブロックの行数 k はユーザによって定義される指標であり、閉ループ系における P と $(I + KP)^{-1}$ の次数よりも大きくなければならない．また $\mathcal{U}$ の添字について、 i は第 1 行目の最初の要素の添字、 j は列数をそれぞれ

表している．同様に， $\{y_t\}$ ， $\{r_t\}$ ， $\{v_t\}$ が与えられたときブロック Hankel 行列 $\mathcal{Y}_{i,j}$ ， $\mathcal{R}_{i,j}$ ， $\mathcal{V}_{i,j}$ は (3) 式と同じように定義される．適切な次元を持つ行列の組 (A, B, C, D) が与えられたとき，拡大可制御行列 $\mathcal{L}$ ，拡大可観測行列 $\mathcal{O}$ ，Markov パラメータを備えたブロック Toeplitz 行列 $\mathcal{H}$ はそれぞれ次で定義される．

$$\mathcal{L} := \begin{bmatrix} C \\ BAB \cdots A^{k-1}B \end{bmatrix}, \quad \mathcal{O} := \begin{bmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{k-1} \end{bmatrix}, \quad \mathcal{H} := \begin{bmatrix} D & 0 & \cdots & 0 \\ CB & D & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ CA^{k-2}B & CA^{k-3}B & \cdots & D \end{bmatrix} \quad (4)$$

3.3 CL-MOESP 法の手順

図 4 の閉ループ系より，サンプルデータ数列 $\{r_t\}_{t=1}^{N+2k-1}$ ， $\{u_t\}_{t=1}^{N+2k-1}$ ， $\{y_t\}_{t=1}^{N+2k-1}$ が得られたとする．このとき，システム P の入出力関係を表す状態空間モデルは次の手順によって得られる．

1. 次の行列に対し QR 分解を行う．

$$\begin{bmatrix} \mathcal{R}_{1,N} \\ \mathcal{R}_{k+1,N} \\ \mathcal{U}_{1,N} \\ \mathcal{U}_{k+1,N} \\ \mathcal{Y}_{k+1,N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_{11} & & & & \\ L_{21} & L_{22} & & & \\ L_{31} & L_{32} & L_{33} & & \\ L_{41} & L_{42} & L_{43} & L_{44} & \\ L_{51} & L_{52} & L_{53} & L_{54} & L_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_1^T \\ Q_2^T \\ Q_3^T \\ Q_4^T \\ Q_5^T \end{bmatrix} \quad (5)$$

2. 次に定義される $\Upsilon^{\frac{1}{2}}$ を計算する．

$$\Upsilon^{\frac{1}{2}} := (L_{51}P_1^T + L_{52}P_2^T)(P_1P_1^T + P_2P_2^T)^{-\frac{1}{2}} \quad (6)$$

ここで， P_j ($j = 1, 2$) は以下のように定義される．

$$P_j := L_{3j} - (L_{31}L_{41}^T + L_{32}L_{42}^T)(L_{41}L_{41}^T + L_{42}L_{42}^T)^{-1}L_{4j} \quad (7)$$

3. P の拡大可観測行列 $\mathcal{O}$ を推定するため， $\Upsilon^{\frac{1}{2}}$ の特異値分解を行い，次の結果を得る．

$$\Upsilon^{\frac{1}{2}} = \begin{bmatrix} U & U^\perp \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Sigma \\ \tilde{\Sigma} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ V^\perp \end{bmatrix}^T \quad (8)$$

このとき，対角行列 $\Sigma \in \mathbb{R}^{n \times n}$ は対角成分に n 個の優勢な特異値を有しており， n はシステム P の次数に一致する．

4. システム P の状態空間表現のパラメータ行列 (A, B, C, D) の推定は文献⁽²⁶⁾と同様の手順によって行われる． (A, C) の推定値は，MATLAB の記法により $\hat{C} = U(1:l,:)$ ， $\hat{A} = U^\dagger(1:(k-1)l,:)U(l+1:kl,:)$ で与えられる．このとき， † は Moore-Penrose 一般化逆行列を表している． (B, D) に対して，以下の定義を行う．

$$\alpha := [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \cdots \ \alpha_k]^T := (U^\perp)^T \quad (9)$$

$$\beta := [\beta_1 \ \beta_2 \ \cdots \ \beta_k]^T := (U^\perp)^T (L_{51}L_{41}^T + L_{52}L_{42}^T)(L_{41}L_{41}^T + L_{42}L_{42}^T)^{-1} \quad (10)$$

このとき， $U_1 := U(1:(k-1)l,:)$ を用いて， (B, D) の推定を行う．

$$\begin{bmatrix} \hat{D} \\ \hat{B} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_l & 0 \\ 0 & U_1 \end{bmatrix}^\dagger \begin{bmatrix} \alpha_1 & \alpha_2 & \cdots & \alpha_k \\ \alpha_2 & & & \alpha_k \\ \vdots & \alpha_k & & \\ \alpha_k & & & O \end{bmatrix}^\dagger \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_k \end{bmatrix} \quad (11)$$

Fig. 5 The Block Diagram of Identification Experiments

Fig. 6 Input Data of Identification Experiments

$D = 0$ の場合, (11) 式のかわりに次式を用いて推定を行う.

$$\hat{B} = U_1^\dagger \begin{bmatrix} \alpha_2 & \cdots & \alpha_k \\ \vdots & & \alpha_k \\ \alpha_k & & O \end{bmatrix}^\dagger \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \vdots \\ \beta_{k-1} \end{bmatrix} \quad (12)$$

4. CL-MOESP 法による閉ループ同定実験

4.1 飛行実験による同定用データの取得

RC ヘリは本質的に不安定なシステムであり, 安定化制御器を付加した閉ループで同定実験を行うのが望ましい. そこで, 本研究では RC ヘリの同定に CL-MOESP 法を用いる. 図 5 は, 同定実験時のブロック線図を表している. PID 制御器は同定実験の初期コントローラとして, システムを安定化するのに用いられる. PID 制御器のゲインはモデル無しで試行錯誤によって次のように作成された. まず比例ゲインを RC ヘリが大まかに原点付近を飛行するように調整し, そのとき微分ゲインはふらつきを無くすように, 積分ゲインは定常偏差を無くすように調整を行った. なお, このとき目標値は $\theta_x = 0, z = 0, y = 0$ に設定した. 同定実験の励起信号には擬似白色二値信号 (PRBS) を用い, その振幅は RC 送信機の入力の限界 ($-100 \sim 100\%$) を超えない適切な値とした. 実験は閉ループ系に励起信号を挿入し, 制御入力 (エルロン, スロットル) および飛行位置・姿勢 (θ_x, z, y) の時系列データを 60 秒間採取した. そのときの各時系列データを制御入力は図 6 に, 飛行位置・姿勢は図 7 に示す. また, モデル検証を行うために再度実験を行い, 同定用データとは別の 60 秒間の時系列データを採取した. なお, 本稿の実験の全てにおいてサンプリング周期を 20ms としている. これは RC 送信機への伝送周期が 20ms であることに起因している.

4.2 同定結果とモデルの検証

4.1 節で取得したデータを基に, CL-MOESP 法によりモデルの推定を行った. 図 8 はシステム同定を行った際の, 3.3 節中の (6) 式における $\Upsilon^{\frac{1}{2}}$ の優勢な特異値を表している. 制御対象のモデルの次数を $\Upsilon^{\frac{1}{2}}$ の特異値の大きさ

Fig. 7 Output Data of Identification Experiments

に基づいて定量的に決定できることは、CL-MOESP 法の重要なメリットの一つである。我々は図 8 のグラフにおける優勢な特異値の値から、モデルの次数であると思われる、 $n = 3, 4, \dots, 8$ までのそれぞれの次数で同定を行い、3~8 次のモデルを得た。次に、4.1 節で採取した検証用データを用いて上記で得られた同定モデルの検証を行った。シミュレーション上にて同定モデルを同定実験時と同じ PID 制御器で閉ループを構成し、そこに検証用データの励起信号を挿入して得られたモデル出力と、実際に採取した実システム出力を比較した。ここで、同一入力に対する実システム出力の観測値 y_k とモデルによる出力再現値 $\hat{y}_k$ の一致度の指標として、VAF (Variance Accounted For)⁽¹²⁾ と呼ばれる値を導入する。VAF の算出方法は以下の通りである。

$$\text{VAF} = \left(1 - \frac{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (y_k - \hat{y}_k)^2}{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N y_k^2} \right) \times 100\% \quad (13)$$

この式における N はデータ数を表している。3~8 次のモデルに対して、同じデータで VAF を計算した結果を、表 1 に示す。表 1 より、3~6 次までのモデルの VAF はほぼ負の値を示しており、モデルの動特性を十分に表現できていないと考えられる。この事実は次節のホバリング制御実験において裏付けられる。実際に、6 次以下の同定モデルに基づいて設計された制御器では精度の高いホバリング制御は実現されない。一方で、7, 8 次のモデルはともに高い一致度を示しており、少なくとも 7 次の同定モデルを用いれば、現実のヘリコプタに対してホバリング制御が可能となることが、次節において示される。このことから、制御対象の動特性を表すには最低でも 7 次のモデル次数が必要であると判断した。

ここで、物理的な観点からの推論を行うと、本研究の制御対象には、最低限 θ_x, z, y の各座標における運動力学系による 2 次遅れ系が 3 つ存在する。その他の動特性の例としてたとえば、スタビライザーの運動の動特性や、エルロン入力によってスウォッシュプレートを駆動するサーボモータの遅れがあると考えられる⁽⁶⁾。以上のことから、7 次のモデルは運動力学系の 6 次遅れ、スタビライザーの 1 次遅れを表現していると考えるのが妥当である。同様に、8 次のモデルは 7 次のモデルに加えてサーボモータの動特性を考慮したモデルであると考えられる。その他の 6 次以下のモデルは、必要な動特性を無視しているとみられ、実システムとは大きく異なる出力が観測された。

我々は、優勢な特異値の数や VAF のスコア、物理的な観点からの推論を基に、最低限の次数であると考えられる 7 次のモデルを採用することとした。得られた 7 次の離散時間状態空間モデルのパラメータ行列 (A, B, C, D) はそれぞれ次の結果となった。

Fig. 8 Singular Values Used to Determine the Model Order

Table 1 Validation Results via VAF for each Model with Assigned Order

Model \ Output	θ_x	z	y
3rd	-552%	-2190%	-8530%
4th	-5.4%	-16.7%	31.9%
5th	-52%	-136%	-125%
6th	-116%	-201%	-39%
7th	74.8%	83.7%	67.7%
8th	81.9%	83.3%	65.4%

$$\begin{aligned}
 A &= \begin{bmatrix} 1.01 & -0.02 & 0.00 & 0.02 & 0.00 & -0.02 & 0.01 \\ 0.01 & 1.00 & -0.04 & 0.01 & 0.03 & -0.00 & -0.01 \\ 0.00 & 0.01 & 0.99 & -0.00 & 0.02 & -0.00 & 0.02 \\ -0.00 & 0.01 & 0.01 & 0.98 & -0.18 & -0.01 & -0.01 \\ -0.00 & -0.01 & -0.00 & 0.13 & 0.86 & 0.26 & 0.01 \\ 0.00 & -0.00 & -0.00 & -0.01 & -0.21 & 0.96 & 0.05 \\ -0.00 & -0.00 & -0.01 & -0.00 & 0.03 & -0.04 & 0.98 \end{bmatrix}, \\
 B &= \begin{bmatrix} -7.38 & 3.18 \\ 1.07 & -9.64 \\ 0.09 & 5.62 \\ 4.80 & -2.92 \\ 4.01 & 0.42 \\ 1.28 & 1.69 \\ 0.30 & 1.02 \end{bmatrix} \times 10^{-2}, \\
 C &= \begin{bmatrix} -0.06 & -0.68 & -0.35 & 1.58 & 4.08 & -0.74 & -0.52 \\ -0.27 & 0.45 & 1.39 & 0.70 & 0.14 & -0.43 & 0.97 \\ 0.47 & 0.91 & 0.95 & -0.58 & -0.15 & 0.85 & -1.42 \end{bmatrix} \times 10^{-1}, \\
 D &= 0
 \end{aligned} \tag{14}$$

以降はここで得られた7次のモデルを基に制御系設計を行い、実機に実装してその制御性能を評価する。

5. ホバリング制御のための制御器設計

Fig. 9 Validation Result of 7-order Model

5.1 LQ 制御器および全状態オブザーバの設計

4 節で同定された RC ヘリの離散時間状態空間モデルを用いると、制御目的に応じて過去 50 年以上に渡って発展を続けてきた現代制御理論の体系化された制御器設計手法を利用することが可能となる。ここではその一例として、LQ 制御器および全状態オブザーバの設計を行い、4.1 節で用いた初期 PID コントローラの場合と比較することで、モデルベースな制御系設計の優位性とそれを可能にした本論文のモデリング手法の有用性を示す。このとき LQ 制御器の評価関数は $J = \sum_{k=0}^{\infty} (x_k^T Q x_k + u_k^T R u_k)$ とし、 $Q \in \mathbb{R}^7$ 、 $R \in \mathbb{R}^2$ はそれぞれ重み行列である。 $Q \geq 0$ と $R > 0$ の決定は、同定モデルを用いた数値シミュレーションを行い、応答時の各座標値が許容しうる限界を超えないように、また入力飽和が起らないようにパラメータを調整して行った。その結果、重み行列のパラメータは $Q = \text{diag}(1, 1, 1, 1, 1, 1, 1)$ 、 $R = \text{diag}(10, 10)$ というように決定された。全状態オブザーバは極配置法によって設計を行った。オブザーバの極は、LQ 制御器の極に対し絶対値が 95% となる極配置を行い、推定誤差を閉ループ系の状態に対して少し早く収束するようにした。

5.2 制御器の実装と実験結果

5.1 節で設計した制御系を、図 2 の実験装置に実装した。ホバリング時の目標値は、 $\theta_x = 0$ 、 $z = 0$ 、 $y = 0$ に設定した。ホバリング制御時の手順として、最初は手動操縦によって目標値付近に RC ヘリをホバリングさせた後、設計した LQ 制御器による自動操縦に切り替えて一定時間飛行させた。LQ 制御器によるホバリング制御時の RC ヘリの軌跡を図 10 に示す。また、初期コントローラである PID 制御器による軌跡を図 11 に示す。これらは自動操縦に切り替えた直後から 20 秒間の軌跡である。図 10 と図 11 を比較すると、LQ 制御器で制御した方が目標値に素早く収束し、ホバリング時の位置および姿勢のふらつきが小さいことがわかる。この結果から、同定モデルを基にして再度制御系設計を行ったことによって、初期 PID コントローラからの制御性能の向上がなされたといえる。

6. お わ り に

本稿では、3 自由度に拘束された同軸反転式小型無人ヘリコプタの動特性のモデリングと、ホバリング制御系の設計および制御実験結果について述べた。制御対象は 2 節に示すような 2 入力 3 出力システムであり、実験の結果から CL-MOESP 法は本稿のような MIMO 閉ループ同定実験に対して有効であるといえる。また、4 節において、データを取得するだけですぐにモデルを作成することができた。本研究のような複雑な制御対象のモデリングでは、物理モデリングと比較して CL-MOESP 法は劇的に同定の手間を省くことができる。同定を行った後は、5 節にて同定モデルを基に制御器を設計・実装し、モデルベースによるホバリング制御を実現させた。このことから、CL-MOESP 法によって制御系設計を行うための十分な動特性を表しているモデルが得られたといえる。今後の展

Fig. 10 Hovering Control with a Redesigned Model-Based Controller using our Identified Model

Fig. 11 Hovering Control with an Initial PID Controller which stabilizes the closed-loop system to collect sampled input and output data for identification

望として、拘束装置を取り外した 6 自由度を有する状態での、RC ヘリの MIMO 閉ループ同定および制御系設計を行う予定である。

文 献

- (1) “ Special Report Nuclear Power After Fukushima ”. IEEE Spectrum, Vol. 48, No. 11 (2011), pp. 30-33.
- (2) 野波健蔵, “ 回転翼系空中ロボティクス ”, 日本ロボット学会誌, Vol. 24, No. 8 (2006), pp. 890-896.
- (3) 森亮介, 平田健一, 玉置健, 米澤直晃, “ 視覚情報に基づく小型無人ヘリコプタの誘導制御 ”, 日本ロボット学会誌, Vol. 26, No. 8 (2008), pp. 905-912.
- (4) 永田貴久, 野中健一郎, “ 地表付近での SMC による RC ヘリコプタの高度制御実験 ”, 自動制御連合講演会, Vol. 51, No. 709 (2008), pp. 403-406.
- (5) 渡部深, 岩谷靖, 橋本浩一, “ 無人ヘリコプタのマルチカメラ視覚フィードバック制御 ”, 自動制御連合講演会, Vol. 50, No. 323 (2007), pp. 665-668.
- (6) 大平悠多, 王偉, 野波健蔵, “ 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 ”, 日本ロボット学会誌, Vol. 26, No. 6 (2008), pp. 643-650.
- (7) 芳田章行, 荻野和政, 加藤清敬, “ シミュレータにおける詳細なヘリコプタモデルと周辺環境モデルの構築 ”, 自動制御連合講演会, Vol. 51, No. 710 (2008), pp. 407-410.
- (8) 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モデリングと自律制御 ”, 日本ロボット学会誌, Vol. 25, No. 1 (2007), pp. 121-129.

- (9) Chen, W., Liu, M., and Ge, Y., " Subspace Model Identification Methods for Identifying the Small-scale Unmanned Helicopter Dynamics ", *Proceedings of the IEEE International Conference on Integration Technology* (2007) , pp. 31-35.
 - (10) 加藤寛一郎, 今永勇生, ヘリコプタ入門 (1985), 東京大学出版会.
 - (11) 日本航空技術協会編, 図解ヘリコプタ入門 (1981), 日本航空技術協会.
 - (12) Verhaegen, M. and Verdult, V. , *Filtering and System Identification* (2007) , Cambridge University Press.
 - (13) Forssell, U. and Ljung., L., " Closed-loop identification revisited ", *Automatica*, Vol. 35, No. 7 (1999), pp. 1215-1241.
 - (14) Oku, H., Ogura, Y., and Fujii, T., " MOESP-type Closed-loop Subspace Model Identification Method ", *Trans. of the Society of Instrument and Control Engineers*, Vol. 42, No. 6 (2006), pp. 636-642 .
 - (15) 奥宏史, " MOESP 型閉ループ部分空間同定法の漸近的性質について ", 計測自動制御学会論文集, Vol. 46, No. 8 (2010), pp. 511-518 .
 - (16) Larimore., W. E., " Canonical Variate Analysis in Identification, Filtering, and Adaptive Control ", In *Proceedings of the 39th CDC*, Hawaii, December (1990), pp. 596-604.
 - (17) Van Overschee, P., and De Moor, B., " N4SID: Subspace algorithms for the identification of combined deterministic-stochastic systems ", *Automatica*, Vol. 30, No. 1 (1994), pp. 75-93.
 - (18) Verhaegen, M., and Dewilde, P., " Subspace model identification Part I: The output-error state space model identification class of algorithm ", *Int. J. Control*, Vol. 56, No. 5 (1992) pp. 1187-1210.
 - (19) Verhaegen, M., " Subspace model identification Part 3: Analysis of the ordinary output-error state-space model identification algorithm ", *Int. J. Control*, Vol. 58, No. 3 (1993), pp. 555-586.
 - (20) Verhaegen, M., " Identification of the deterministic part of MIMO state space models given in innovations form from input-output data ", *Automatica*, Vol. 30, No. 1 (1994), pp. 61-74.
 - (21) Jansson, M., " Subspace identification and ARX modeling ", In *Proceedings of the 13th IFAC Symposium on System Identification*, Rotterdam, The Netherlands, August (2003), pp. 1625-1630.
 - (22) Chiuso, A., and Picci, G., " Consistency Analysis of Certain Closed-Loop Subspace Identification Methods ", *Automatica*, Vol. 41, No. 3 (2005), pp. 377-391.
 - (23) Chiuso, A., " On the Asymptotic Properties of Closed-Loop CCA-Type Subspace Algorithm ", *IEEE Trans. on Automatic Control*, Vol. 55, No. 3 (2010), pp. 634-649.
 - (24) 奥宏史, 牛田俊. " 閉ループ部分空間同定におけるモデルの次数決定について RC ヘリコプターの閉ループ同定の事例研究より ", 第1回プラントモデルシンポジウム (2010), pp. 15-18.
 - (25) ヒロボー株式会社, <http://model.hirobo.co.jp/> (accessed 2012-03-02)
 - (26) Verhaegen, M., and Dewilde, P., " Subspace model identification Part I. The output-error state space model identification class of algorithms ", *Int. J. Control* Vol. 56(5) (1992), pp 1187-1210 .
-