RC ヘリコプタに対するリファレンスガバナの実験による検証*

大原 伸介^{*1}, 平田 研二^{*2}, 峯村 紘史^{*3}Experimental Evaluations of Reference Governors Control Schemes
for a RC HelicopterShinsuke OH-HARA^{*4}, Kenji HIRATA and Hiroshi MINEMURA^{**} Department of Compute-controlled Mechanical Systems, Osaka University,
2-1 Yamadaoka, Suita-shi, Osaka, 565-0871 Japan

This paper investigates experimental evaluations of control schemes for systems with constraints on states and control inputs. Although reference governors are the practical control schemes, the experimental evaluations have been hardly reported. Therefore, it is important to investigate experimental evaluations of reference governors. In this paper, We apply reference governors to a RC (Radio Controlled) model helicopter control system. We design a controller by loop shaping design procedure and construct a closed loop system for the RC model helicopter. We evaluate the effectiveness of reference governors by simulations and experiments.

Key Words: Motion Control, Positioning, Nonlinear Control, Reference Governor, Constrained Systems, RC Model Helicopter

1. は じ め に

現実の制御系は、制御対象の保護や物理的な制約等の理由から数多くの拘束条件を有したシステム、拘束システムである。このような制御系に対して拘束条件を考慮せずに制御を行うと、ワインドアップ現象などによる制御性能の劣化や制御系の不安定化を招くことが知られている⁽¹⁾。

拘束システムに対する制御法の一つとして、リファレンスガバナ^{(2)~(9)}と呼ばれる手法が近年注目を浴びている。リファレンスガバナは、すでに構築された制御系に対して付加的に用いられる。その役割は与えられた参照入力を拘束条件を達成するように必要に応じて整形し、制御系への実際の入力を決定することである。

しかしながら、リファレンスガバナは実際的な制御法でありながら、これを実システムへ適用した実験による検証や考察はあまり行われていない。オフラインで参照入力を整形するリファレンスガバナ^{(6)~(9)}は比較の実装が容易であるため、実際に実験が行われている。ところが、モデル化誤差の影響を顕著に受けてしまい、拘束条件を大きく破る例も報告されている⁽⁷⁾。これに対し、オンラインで参照入力を整形するリファ

レンスガバナ^{(2)~(3)~(5)~(8)}は、毎時刻制御系の状態を観測して参照入力を整形する。このとき状態の観測により補正が加わるので、オンライン処理にもとづくリファレンスガバナは実システムに対して有効であると考えられる。しかしながら実験による検証は、非線形システムに対するリファレンスガバナ⁽³⁾の場合を除いて、ほとんど報告されていないのが現状である。

そこで本稿では、実機によるリファレンスガバナの検証を目的とする。本稿で用いる制御対象は、RC(Radio Controlled)ヘリコプタである。RCヘリコプタはブレードの回転角度に制限を有する拘束システムである。またRCヘリコプタのモデルは多くの空気力学パラメータを含み、それらの正確な値を測定することは困難である。このためRCヘリコプタに対する制御系設計は、不確かさを含むモデルに対して制御系設計をすることになる。したがって、RCヘリコプタに対してリファレンスガバナを適用し、実験により検証することは、モデル化誤差を含むシステムにおけるリファレンスガバナの実用性とその限界を検証することになる。リファレンスガバナの実機への適用結果がほとんど報告されていない中で、実験による検証は重要である。

本稿の構成は以下の通りである。2.では、拘束条件が存在する制御系の定式化および本稿で採用するリファレンスガバナについて説明する。3.では、本稿で用いるRCヘリコプタの機構について説明する。4.で

* 原稿受付 2004年7月8日。

^{*1} 正員、大阪大学大学院工学研究科(〒565-0871 吹田市山田丘2-1)。^{*2} 大阪大学大学院工学研究科。^{*3} オムロン(株)(〒525-0035 草津市西草津2-2-1)。

E-mail: shinsuke@newton.mech.eng.osaka-u.ac.jp

は、RC ヘリコプタの3軸姿勢運動のモデルの導出方法を示す。また導出したモデルにもとづき、補償器の設計を行う。5.では、4.で設計した補償器を実装し、3軸姿勢運動の制御の実験を行い、モデルの妥当性および拘束条件の影響を検証する。6.では、筆者らが提案したリファレンスガバナ⁽⁵⁾⁽⁸⁾と Gilbert らにより提案されたリファレンスガバナ⁽²⁾を実装して実験を行い、その有効性を検証する。

2. 拘束システムとリファレンスガバナ

ここでは本稿で用いるリファレンスガバナのアルゴリズムについて説明する。

2.1 拘束システムの定式化 制御対象 Σ^p および補償器 Σ^c により構成されるつぎの閉ループ系 Σ を考える。

$$x(t+1) = Ax(t) + Bw(t) \quad (1a)$$

$$\Sigma: \quad z_0(t) = C_0x(t) + D_0w(t) \quad (1b)$$

$$z_1(t) = C_1x(t) \quad (1c)$$

ここで $x \in \mathbb{R}^n$ は状態、 $w \in \mathbb{R}$ は外部からの参照入力、 $z_1 \in \mathbb{R}$ は被制御量であり、ここでの制御目的は外部からの参照入力 w に対して z_1 が良好な追従特性を示すことである。また $z_0 \in \mathbb{R}^{p_0}$ は制御入力および状態に依存した拘束条件を記述するための変数で

$$z_0(t) \in Z = \{z_0 \in \mathbb{R}^{p_0} \mid M_Z z_0 \leq m_Z\} \quad \forall t \in \mathbb{Z}^+ \quad (2)$$

の拘束条件を有するものとする。ここで $\mathbb{Z}^+$ は非負の整数を要素とする集合で、 $M_Z \in \mathbb{R}^{s_Z \times p_0}$ 、 $m_Z \in \mathbb{R}^{s_Z}$ は集合 Z を規定する線形拘束式を表現する行列である。実際、拘束条件を有する閉ループ系 Σ は、制御対象および補償器の状態空間表現から容易に定式化できる。

2.2 リファレンスガバナの実現 つぎに筆者らが提案したリファレンスガバナ⁽⁵⁾⁽⁸⁾について説明する。

ここでは制御系が拘束条件を破ることなく安全に動作するための条件を考える。式 (1) の閉ループ系 Σ の応答は、適当な初期状態 $x(0)$ と入力の時系列 $w(\cdot) \in W$ で決定される。このとき式 (1b) の応答を $z_0(t; x(0), w(\cdot))$ で表す。拘束条件の達成とは、すべての時刻で $z_0(t; x(0), w(\cdot)) \in Z$ が成り立つことである。そこで以下のように定義される集合、最大出力許容集合を考える。

$$O_\infty = \{x_0 \mid z_0(t; x_0, w(\cdot)) \in Z, \forall t \in \mathbb{Z}^+, \forall w(\cdot) \in W\}$$

最大出力許容集合 O_∞ は、出力 $z_0(t; x(0), w(\cdot))$ が拘束条件を達成するような初期状態 $x(0)$ のすべてからなる集合である。これより系 Σ にどのような入力 $w(\cdot) \in W$

が与えられても、 $x(0) \in O_\infty$ の成立を調べるだけで、すべての時刻で $z_0(t) \in Z$ が成り立つかがわかる。よって、 O_∞ は拘束システムが安全に動作するための条件を与える。

ここで $\gamma \geq 0$ により定義される以下の集合を考える。

$$R^\gamma = \{r \in \mathbb{R} \mid -\gamma \leq r \leq \gamma\} \quad (3)$$

つぎに $W = R^\gamma$ のときの最大出力許容集合 O_∞ を O_∞^γ として、以下のように定める。

$$O_\infty^\gamma = \{x_0 \mid z_0(t; x_0, w(\cdot)) \in Z, \forall t \in \mathbb{Z}^+, \forall w(\cdot) \in R^\gamma\}$$

最大出力許容集合 O_∞^γ は線形計画法を利用した数値計算により構成され、

$$O_\infty^\gamma = \{x \in \mathbb{R}^n \mid Mx \leq m\}$$

で表現される凸多面体となる。ここで $M \in \mathbb{R}^{s \times n}$ 、 $m \in \mathbb{R}^s$ は O_∞^γ を規定する線形拘束式を表現する行列である。

ここでは $O_\infty^\gamma \neq \emptyset$ となるような γ に対する R^γ を参照入力集合と呼ぶことにする。参照入力集合 R^γ は Σ に対して外部から加えることが許容される参照入力の大きさを与えることが定義よりわかる。

参照入力集合 R^γ は制御系に許容される参照入力の大きさを与えてくれる。しかしながら、拘束条件の存在のため一般には R^γ は小さな集合になってしまい、目標値が限定されることになる。これは制御の目的からは望ましくないため、許容される参照入力の集合を拡大することが必要となる。そこで参照入力集合の拡大する手順について以下に述べる。

参照入力 $w(t) = \bar{r}$ に対する定常状態を平衡点とする系 $\Sigma(\bar{r})$ を考える。 $w(t) = \bar{r}$ に対する Σ の定常状態を

$$x_e(\bar{r}) = (I - A)^{-1} B \bar{r}$$

$$z_0(\bar{r}) = C_0 x_e(\bar{r}) + D_0 \bar{r}$$

$$z_1(\bar{r}) = C_1 x_e(\bar{r})$$

と表す。つぎに $x_e(\bar{r})$ を平衡点とする以下の系 $\Sigma(\bar{r})$ を考える。

$$\bar{x}(t+1) = A\bar{x}(t) + B\bar{w}(t) \quad (4a)$$

$$\Sigma(\bar{r}): \quad \bar{z}_0(t) = C_0 \bar{x}(t) + D_0 \bar{w}(t) \quad (4b)$$

$$\bar{z}_1(t) = C_1 \bar{x}(t) \quad (4c)$$

ただし $\bar{w} = w - \bar{r}$ 、 $\bar{x} = x - x_e(\bar{r})$ 、 $\bar{z}_0 = z_0 - z_0(\bar{r})$ 、 $\bar{z}_1 = z_1 - z_1(\bar{r})$ である。このとき系 $\Sigma(\bar{r})$ は

$$Z(\bar{r}) = \{\bar{z}_0 \in \mathbb{R}^{p_0} \mid M_Z(\bar{z}_0 + z_0(\bar{r})) \leq m_Z\} \quad (5)$$

で定義される集合 $Z(\bar{r})$ に対して $z_0(t) \in Z(\bar{r}) \forall t \in \mathbb{Z}^+$ の拘束条件を有する。ここで $z_0(\bar{r}) = 0$ とすると $Z = Z(\bar{r})$ が成り立つ。そこで本稿では、任意の $\bar{r}$ に対して $z_0(\bar{r}) = 0$ が成り立つ、と仮定する。この仮定の成立条件の一つには、制御入力の大さに関する制約のみを有する制御系であり、かつ制御対象が積分特性を有する場合が挙げられる⁽⁸⁾。

$\Sigma(\bar{r})$ に対する最大出力許容集合と参照入力集合は Σ の場合と同様の手順で得られる。ここでは $Z = Z(\bar{r})$ が成立するので、 $\Sigma(\bar{r})$ での最大出力許容集合と参照入力集合を構成する問題は原点を平衡点にもつ系 Σ と同じ問題になる。つまり $\Sigma(\bar{r})$ に対する最大出力許容集合を $O_\infty(\bar{r})$ とすると、 Σ おける最大出力許容集合 O_∞^Y を規定する $M \in \mathbb{R}^{s \times n}$ と $m \in \mathbb{R}^s$ を用いて

$$O_\infty(\bar{r}) = \{x \in \mathbb{R}^n \mid M(x - x_e(\bar{r})) \leq m\}$$

と表現できる。 $O_\infty(\bar{r})$ は O_∞^Y をベクトル $x_e(\bar{r})$ だけ平行移動したもので、 $x_e(\bar{r}) = (I - A)^{-1}B\bar{r}$ より

$$O_\infty(\bar{r}) = \{x \in \mathbb{R}^n \mid Mx \leq m + M(I - A)^{-1}B\bar{r}\}$$

となる。このようにして、 $\bar{r}$ に対して最大出力許容集合をパラメータ化することができる。参照入力集合も同様に $\bar{r}$ に関して以下のようにパラメータ化する。

$$R(\bar{r}) = \{r \in \mathbb{R} \mid -\gamma \leq r - \bar{r} \leq \gamma\}$$

これよりパラメータ化した参照入力集合、最大出力許容集合を利用してリファレンスガバナを構成する。以下のアルゴリズムにより、制御系への実際の入力である $r(t)$ をオンラインで決定する。

リファレンスガバナアルゴリズム 1

```

data:  $x(t) \in \mathbb{R}^n$  and  $w(t) \in \mathbb{R}$ 
determine the optimal solution  $\bar{r}$  of
minimizing  $|w(t) - \bar{r}|$  (6a)
subject to  $Mx(t) \leq m + M(I - A)^{-1}B\bar{r}$  (6b)
if  $w(t) \in R(\bar{r}) : r(t) = w(t)$  (6c)
else if  $w(t) > \bar{r} + \gamma : r(t) = \bar{r} + \gamma$  (6d)
else  $r(t) = \bar{r} - \gamma$  (6e)

```

3. RC ヘリコプタの機構

ここでは本稿で用いる RC ヘリコプタ (京商製 EP CONCEPT) の機構について説明する。

RC ヘリコプタは 4 つの入力を有する。それぞれメインロータスウォッシュプレート (swash plate) の運動を操作する 3 入力 θ_c , θ_s , θ_0 とテールロータブレードのピッチ角を

操作する 1 入力 θ_t である。出力である運動は 6 自由度あり、ロール、ピッチ、ヨーの 3 軸姿勢運動と、鉛直、前後、左右の並進運動である (図 1 参照)。本稿では、これらのうち 3 軸姿勢運動を対象とする。

Fig. 1 RC model helicopter configurations.

メインロータ、テールロータへの指令はプロポを介して行う。したがって、実際の制御入力は、 θ_c , θ_s , θ_0 , θ_t のそれぞれに比例するプロポへの入力電圧 u_c , u_s , u_0 , u_t となる。

この 3 軸姿勢運動に対し運動方程式を導出すると、ロール運動とピッチ運動はヨー運動と非干渉であることがわかる⁽¹⁰⁾。よって制御系設計は、これら 2 つのシステムに対し、独立に行うことにする。また、運動方程式中の空気力学的パラメータは測定が困難であることから、モデルの導出は、運動方程式の性質と同定実験の結果を併用して行うことにする。

4. モデルの導出と制御系設計

本節では、RC ヘリコプタのロール・ピッチ運動およびヨー運動のモデルを導出し、各モデルに対して、制御系設計を行う。設計した補償器を実装し、構築した制御系の検証を行う。

4.1 ヨー運動制御系の構築 ヨー運動モデルを導出するために周波数応答実験を行う。図 3 は RC ヘリコプタのヨー運動モデルを導出するための実験装置の概略図である。機体を台座に固定し、ヨー軸回転角度をエンコーダにより測定する。その際、信号の読み取りにはカウンタボード (PCI-6204E Interface 製) を用いる。なお、プロポには DA ボード (PCI-3338 Interface 製) から直接電圧を供給するように改造した。実験に用いた計算機は Intel Pentium III 1GHz RT-Linux ver.3.1 である。またサンプリング時間は 1[ms] である。

ヨー運動のモデルは入力を u_t 、出力をヨー角 ψ_F とする 1 入力 1 出力系になる。解析的にヨー運動のモデルを求めると、以下の伝達関数で表される。

$$\frac{\psi_F(s)}{u_t(s)} = \frac{a_1}{s(s+a_2)} \quad (7)$$

Fig. 2 Control configurations of the RC helicopter.

しかしながら、式 (7) 中の a_1 , a_2 は測定困難なパラメータを多く含む。また積分器を含んでいるため、開ループでの周波数応答実験は困難になると考えられる。そこで本稿では、適当な補償器で閉ループ系の安定化を行い、その上で周波数応答実験を行い、モデルを導出した。

図 4 に周波数応答実験により得られたゲインと位相を四角点で示す。つぎに得られた実験結果をもとに最小自乗法を用いたカーブフィッティングを行い、モデルを導出する。ここではモデルの次数は式 (7) に合わせた。これより以下のヨー運動モデル P_y が得られた。

$$P_y = \frac{61.36}{s(s+1.497)} \quad (8)$$

ここで P_y の周波数特性を図 4 の実線で示す。

Fig. 3 A schematic diagram of the experimental setup for the identification of the yaw angle dynamics.

つぎに補償器の設計を、LSDP (Loop Shaping Design Procedure)⁽¹¹⁾⁽¹²⁾ により行う。LSDP は重み関数を用いて制御対象が所望の開ループ特性になるように整形し、補償器の設計問題を H^∞ 制御問題に帰着させて安定化補償器を設計する手法である。本稿では性能仕様として追従特性を考慮して、以下の重み関数 $W_y(s)$ を選定

Fig. 4 Yaw angle plant P_y and $P_y C_y$ frequency response.

した。

$$W_y(s) = 0.12 \frac{(0.667s+1)(0.556s+1)}{0.556s(0.0133s+1)^2} \quad (9)$$

P_y と設計された補償器からなる開ループ特性を図 4 の破線で示す。低周波ゲインが大きくなっていることから、良好な追従性能が期待できる。なお、補償器の計算機への実装には、サンプリング時間 5[ms] の零次ホールドで離散化したものを用いる。

4.2 ロール運動とピッチ運動制御系の構築 ロール運動とピッチ運動モデルを導出するために周波数応答実験を行う。図 5 に実験装置の概略図を示す。ここでは、ヨー運動の同定実験環境とは異なり、ジンバルスタンドを用いる。このジンバルスタンドにより、ロール・ピッチ運動間の干渉項が測定可能となる。実験に使用した計算機、ボードはヨー運動の場合と同様である。またサンプリング時間は同様に 1[ms] である。

ロール・ピッチ運動のモデルは入力を u_c , u_s , 出力をロール角 ϕ_F , ピッチ角 θ_F とする 2 入力 2 出力系になる。解析的にロール・ピッチ運動のモデルを導出すると、その伝達関数は積分器を有することがわかった。このため、開ループ系での同定実験は困難になると考え、ヨー運動の場合と同様、適当な補償器により開ループ系を安定化し、これを用いて同定実験を行う。

Fig. 6 The roll-pitch plant frequency response.

図6に実験より得られたゲインと位相を四角点で示す。ヨー運動の場合と同様に、得られた実験結果をもとにカーブフィッティングを行って、モデルを導出する。図6にカーブフィッティングにより得られたロール・ピッチ運動モデルの周波数特性を実線で示す。なお、 P_{ij} は入力 u_j ($j=c, s$)に対する出力 i ($i=\phi, \theta$)の周波数特性を表す。

Fig. 5 A schematic diagram of the experimental setup for the identification of the roll-pitch angles dynamics.

つぎに計算量の軽減のため、導出したモデルの低次元化を行う。本稿では、低次元化されたモデルに対して、制御系設計を行う。ここではBlanced Residualization⁽¹²⁾

Fig. 7 The model reduction.

Fig. 8 σ -plot of roll-pitch angles open-loop frequency responses.

により低次元化を行う。図7に10次のモデル $\hat{P}_{rp}$ と4次のモデル P_{rp} の特異値線図をそれぞれ破線と実線で表す。図7より、10[rad/sec]までの10次のモデル $\hat{P}_{rp}$ と4次のモデル P_{rp} の特異値線図は合っているのがわかる。

つぎにロール・ピッチ運動に対する補償器の設計をLSDPにより行う。ここでは外乱抑制性能を考慮して制御系設計を行った。補償器の設計には低次元化したモデル P_{rp} を用いる。ここでモデル低次元化による影響が現れないように、高周波域のゲインを小さくする必要がある。これらを考慮して、以下の重み関数 $W_{pre}(s)$, $W_{pos}(s)$ を選定した。

$$W_{pre}(s) = \begin{bmatrix} 2.4 + \frac{0.8}{s} & 0 \\ 0 & 1.5 + \frac{0.8}{s} \end{bmatrix}, W_{pos}(s) = \begin{bmatrix} 0.9 & 0 \\ 0 & 1.0 \end{bmatrix}$$

P_{rp} と設計された補償器からなる開ループ特性を図8の黒線で示す。低周波ゲインが大きくなっていることから、良好な外乱抑制性能が期待できる。なお、補償器の計算機への実装には、サンプリング時間5[ms]の零次ホールドで離散化したものを用いる。

5. 3軸姿勢運動の時間応答

ここでは、4節で設計した補償器を実装して、RCヘリコプタの姿勢制御の実験を行う。

5.1 制御実験環境 3 軸姿勢運動の制御実験環境を図 9, 図 10 に示す. このとき, 角度の測定装置としてジャイロセンサを用いる. また, 鉛直運動は手動操縦で一定に保ち, 前後左右の運動は機械的に固定する (図 10 参照).

Fig. 9 A schematic diagram of the experimental setup.

Fig. 10 The RC helicopter. The helicopter equipped with two gyro sensors. The first gyro observes roll and pitch angles. The other supplies yaw angle data.

5.2 シミュレーション 制御系に存在する拘束条件として, ブレードの回転角度の制約があり, これにより制御入力に $|u| \leq 0.4[V]$ に制限される. ここで, 目標値としてロール運動とピッチ運動には 0 を, ヨー運動には階段状の値を入力する. このときの, 拘束条件が存在する場合としない場合のシミュレーション結果を, それぞれ黒線と灰色線で図 11 に示す. 図 11(a) より, 拘束条件によって目標値へ整定時間が長くなり, かつオーバーシュートがわずかにあるが大きくなっているのがわかる. また図 11(b) より, 補償器の出力が $\pm 0.4[V]$ で飽和していることがわかる. このシミュレーション結果より, 拘束条件が存在するため, 制御性能が劣化することがわかる.

5.3 実験結果 つぎに RC ヘリコプタの姿勢制御の実験結果を示す. 図 12 に, 実験結果と拘束条件が存在するときのシミュレーション結果をそれぞれ黒線と灰色線で示す. 図 12(a)(b) より, 実験結果とシミュ

Fig. 11 Simulation results of yaw angle motion with and without control constraints.

レーション結果はよく一致することがわかる. これより導出したヨー運動モデルは妥当であると考えられ, リファレンスガバナの実装対象として適当であるといえる. また図 12(c)(d) より, ロール運動とピッチ運動の振幅が小さいことから, 外乱抑制性能は良好であるといえる.

Fig. 12 Experimental results without reference governor

6. リファレンスガバナの適用

ここでは RC ヘリコプタに対してリファレンスガバナを適用した場合の実験結果を示す.

6.1 シミュレーション ヨー運動制御系に対して, 筆者らが提案したリファレンスガバナ⁽⁵⁾⁽⁸⁾(図 13)を適用する. ここで制御系に対するリファレンスガバナを構成するため, 式 (3) より参照入力集合を構成する. ここでは参照入力集合 R^Y を規定する γ は $\gamma = 0.01$ とした. このとき最大出力許容集合 O_{∞}^Y は 1004 本の線形拘束式で規定される. これよりリファレンスガバナを付加したときのシミュレーション結果を示す.

図 14 に, リファレンスガバナを適用した場合と適用しない場合のシミュレーション結果を, それぞれ黒線と灰色線で示す. 図 14(a) より, リファレンスガバナを適用することで, 目標値の整定時間は短くなり,

かつオーバーシュートが小さくなっているのがわかる。つまり制御性能が改善されていることがわかる。また図 14(b) より、拘束条件が達成されているのがわかる。

Fig. 13 Reference governor

Fig. 14 Simulation results with the reference governor proposed by the authors ⁽⁵⁾⁽⁸⁾.

6.2 実験結果 参照入力の整形を行う計算、式 (6b), (6a) は線形計画問題に帰着される。この実験では線形計画問題を解くソルバを用いた場合、制約式の数が多いため、サンプリング時間 5[ms] 内で計算を終えることはできなかった。そこで本稿では、式 (6b), (6a) はスカラー変数の線形計画問題であることに着目して、アルゴリズムを以下のように変形した。

リファレンスガバナアルゴリズム 2

$$\begin{aligned} \text{data: } & x(t) \in \mathbb{R}^n \text{ and } w(t) \in \mathbb{R} \\ \bar{r}_{\max} &= \min_{i=1, \dots, s, b_i > 0} \frac{a_i}{b_i} \\ \bar{r}_{\min} &= \max_{i=1, \dots, s, b_i < 0} \frac{a_i}{b_i} \\ \bar{r} &= \begin{cases} w(t) & \text{if } \bar{r}_{\min} \leq w(t) \leq \bar{r}_{\max} \\ \bar{r}_{\max} & \text{if } \bar{r}_{\max} < w(t) \\ \bar{r}_{\min} & \text{if } w(t) < \bar{r}_{\min} \end{cases} \\ \text{if } & w(t) \in R(\bar{r}) : r(t) = w(t) \\ \text{else if } & w(t) > \bar{r} + \gamma : r(t) = \bar{r} + \gamma \\ \text{else} & : r(t) = \bar{r} - \gamma \end{aligned}$$

ただし、 $a = m - Mx(t)$, $b = -M(I - A)^{-1}B$ で、 a_i, b_i はそれぞれ a, b の i 行目の要素を表す。このように変形することで、簡単にかつ効率的に参照入力を整形することができる。

筆者らが提案したリファレンスガバナ⁽⁵⁾⁽⁸⁾を適用した場合の実験結果を図 15 に黒線で示す。図 15(a), (b) より、リファレンスガバナを適用することで、収束が

速くなり、また飽和が回避されているのがわかる。しかしながら、図 14(a) のシミュレーション結果に比べて、オーバーシュートが大きくなっているのがわかる。

Fig. 15 Experimental results with the reference governor proposed by the authors ⁽⁵⁾⁽⁸⁾.

つぎに Gilbert らにより提案されたリファレンスガバナ⁽²⁾を適用した場合の実験結果を図 16 に黒線で示す。ここで筆者らの方法と比較するため、図 15(b) と図 16(b) を拡大したものを図 17 に示す。図 17 より、Gilbert らの方法を用いた場合、わずかにであるが拘束条件を破っているのわかる。また図 15 と同様に大きなオーバーシュートが生じているのが図 16(a) よりわかる。

Fig. 16 Experimental results with the reference governor proposed by Gilbert *et al.* ⁽²⁾.

以上の実験結果より、リファレンスガバナを利用した制御系は、拘束条件を達成しつつ、目標値へ追従することがわかった。実験では、アルゴリズムによっては拘束条件をわずかに破るという結果になった。

つぎに大きなオーバーシュートが生じた原因につい

Fig. 17 The control inputs in experiments.

て考察する。

本稿では、むだ時間が原因の一つであると考え、その影響を検証する。ここでは、ヨー運動モデルの同定実験からむだ時間の長さを推定し、むだ時間を含めたモデルを導出する。つぎに導出したモデルを用いてシミュレーションを行う。

ヨー運動モデルの同定の実験結果から、むだ時間の長さを推定する。これより以下のむだ時間を含んだヨー運動モデル P_{del} を導出した。

$$P_{del} = \frac{61.36}{s(s+1.497)} e^{-0.066s} \quad (10)$$

ヨー運動モデル P_{del} の周波数特性を図 18 に示す。図 18 より高周波の位相まで実験結果と一致しているのわかる。

Fig. 18 Yaw angle plant P_y and $P_y C_y$ frequency response.

モデル P_{del} を用いた場合のシミュレーション結果と図 15 の実験結果を図 19 で比較する。図 19 より、む

Fig. 19 Simulation results using the model P_{del} .

だ時間を含めたモデルがより実験結果に近い挙動を表しているのわかる。これより、実験において大きな

オーバーシュートが生じた原因の一つは、モデルの導出時に考慮しなかったむだ時間と考えられる。

7. お わ り に

本稿では、RC ヘリコプタに対してリファレンスガバナを適用し、その実験結果を示した。実験では、リファレンスガバナを適用することで、拘束条件は達成され、かつ良好な応答が得られることが示された。しかしながら、シミュレーションでは現れなかった大きなオーバーシュートが観測された。この大きなオーバーシュートが生じた原因の一つは、モデルの導出時に考慮しなかったむだ時間と考えられる。むだ時間を考慮した制御系設計、リファレンスガバナの構成法は今後の課題である。

文 献

- (1) E. G. Gilbert, Linear Control Systems with Pointwise-in-Time Constraints: What Do We Do About Them ?, *Proceedings of the 1992 American Control Conference*, (1992), pp. 2565.
- (2) E. G. Gilbert, I. Kolmanovsky and K. T. Tan, Discrete-time Reference Governors and the Nonlinear Control of Systems with State and Control Constraints, *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 5, (1995), pp. 487-504.
- (3) R. H. Miller, I. Kolmanovsky, E. G. Gilbert and P. D. Washabaugh, Control of Constrained Nonlinear Systems; A Case Study, *IEEE Control Systems Magazine*, 20, 1, (2000), pp. 23-32.
- (4) A. Bemporad and E. Mosca, Fulfilling Hard Constraints in Uncertain Linear Systems by Reference Managing, *Automatica*, 34, 4, (1998), pp. 451-461.
- (5) 平田, 藤田, 参照入力集合の連結にもとづく拘束システムの制御, システム制御情報学会論文誌, 12, 10, (1999), pp. 586-595.
- (6) 平田, 小木曾, 拘束条件の達成を考慮したリファレンスガバナの実現, システム制御情報学会論文誌, 14, 11, (2001), pp. 554-559.
- (7) 小木曾, 峯村, 平田, リファレンスガバナによる拘束システムの制御検証実験, 日本機械学会論文集 C 編, 69, 681, (2002), pp. 1238-1246.
- (8) 大原, 平田, 参照入力集合のパラメトリゼーションにもとづくリファレンスガバナの実現と実験による検証, 第 3 回 制御部門大会, (2003), pp. 379-382.
- (9) 杉江, 山本, 状態および入力の制約を考慮した閉ループ系の目標値生成, 計測自動制御学会論文誌, 37, 9, (2001), pp. 849-855.
- (10) 大山, 山野, 古田, ラジコンヘリコプタのモデリングと制御, 計測自動制御学会論文集, 20, 4, (1984), pp. 70-76.
- (11) D. MacFarlane and K. Glover, A Loop Shaping Design Procedure Using H_∞ Synthesis, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 37, 6, (1992), pp. 759-769.
- (12) S. Skogestad and J. Postlethwaite, *Multivariable Feedback Control - Analysis and Design*, Jhon Wiley & Sons Ltd, (1996).