非線形モデル適合制御系設計と操舵系への応用*

内 門 茂^{*1}, 長 保 浩^{*2}, 小 林 伸 明^{*3}
金 井 喜 美 雄^{*4}, 田 中 幹 也^{*5}Synthesis of Nonlinear Model Matching Control System
and Its Application to Flight SystemShigeru UCHIKADO, Yasuhiro OSA, Nobuaki KOBAYASHI,
Kimio KANAI and Kanya TANAKA

The proposed control method is based on Hirschorn's Algorithm extended with Silverman's structure algorithm, and facilitates easy determination of the control law using the relationship, between the output and the input, which is obtained by differentiating the output. This method is the extension of the linear model matching control system for which the control law was proposed by Wolovich. The proposed control system is applied to a flight control system (for example, pitch angle, vertical velocity and C* control system) and numerical simulations are shown to investigate the feasibility of the proposed approach.

Key Words: Optimal Control, Analog Control, Comfort in Riding, Aircraft, Nonlinear Control, Model Matching

1. ま え が き

線形システムに対するモデル適合制御システムは種々提案されているが、非線形システムに対しては、ほとんど研究されていないのが現状である⁽¹⁾。

最近、制御システムの作動環境や作動領域が拡大する、一方、ユーザの制御性能に対する仕様要求も厳しいものになっている⁽²⁾。航空機分野では、その高速化および飛行領域の拡大など高性能化が著しく、特に、米国において研究開発中である TVC 形の航空機などに見られるように高迎え角領域で飛行する航空機が増大する傾向にある^{(2)~(4)}。このようなシステムは、非線形であり、従来の線形モデル適合制御則で制御することは一般に不可能である。また、近年の計算機の高性能化・高精度化・軽量小形化は、このような厳しい制御要求を満足する複雑な制御システムの設計を可能にしている⁽²⁾。

本論文では、非線形モデル適合制御システムの一設計法を提案し、航空機の操舵システムへの応用を検討する。

まず、非線形システムに対し、Silverman の Structure Algorithm⁽⁵⁾を拡張した Hirschorn のアルゴリズム⁽⁶⁾⁽⁷⁾を基礎とした動的モデル適合制御システムを導出する。この方式の特徴は、出力の微分操作により、入力信号の出力への影響度を求めることによって容易に制御則を決定することが可能な点にある。また、この手法は、結果として、Wolovich の提案したインタラクタ・マトリックス⁽⁸⁾を出力に左から操作して制御則を求める線形モデル適合制御方式の拡張である。

次に、提案した制御システムを小形高速機 CCV の操舵システムへ適用する。ここでは、航空機の運動モデルを導出し、ピッチ角制御システム、上下速度制御システム、C* 制御システムを設計する。この制御システムの有効性を検討するために、計算機シミュレーションを実行する。特に、シミュレーションでは、提案した非線形と通常の線形モデル適合制御システムの両方を実行して比較検討し、良好な結果を得た。

2. 問 題 の 記 述

制御対象として、次の非線形システム(システム Σ)

* 原稿受付 1996 年 6 月 21 日。

*¹ 東京電機大学 (〒350-03 埼玉県比企郡鳩山町石坂)。*² 正員、神戸市立高等専門学校 (〒651-21 神戸市西区学園東町 8-3)。*³ 金沢工業大学 (〒921 石川県石川郡野々市町 7-1)。*⁴ 防衛大学校 (〒239 横須賀市走水 1-10)。*⁵ 正員、愛媛大学 (〒790 松山市文京町 3)。

を考える。

$$\dot{x}(t) = F(x) + B(x)u(t), x(0) = x_0 \cdots \cdots (1)$$

$$y(t) = Cx \cdots \cdots (2)$$

ただし, $x(t) \in R^n, y(t) \in R^p, u(t) \in R^p$ は状態, 入力, 出力を表すベクトルであり, この逆システムは安定⁽⁶⁾であると仮定する。 $F(x), B(x)$ は, 状態に関する実関数であり, R^n の適当な開領域 $R \subset R^n$ で解析的(十分連続微分可能)であるとする。また, $x_0 \in R$ および区分的連続入力 u に対し, 上記の系は R 内で一意解をもつものとする。さらに,

$$F(x) = [f_1(x), f_2(x), \cdots, f_n(x)]^T$$

$$f_i(x): R^n \rightarrow R$$

$$B(x) = [b_1(x), b_2(x), \cdots, b_n(x)]^T$$

$$b_i^T(x): R^p \rightarrow R$$

$$C = [C_1, C_2, \cdots, C_p]^T \in R^{p \times n}$$

$$x(t) = [x_1(t), x_2(t), \cdots, x_n(t)]^T$$

$$y(t) = [y_1(t), y_2(t), \cdots, y_p(t)]^T$$

$$u(t) = [u_1(t), u_2(t), \cdots, u_p(t)]^T$$

である。

設計者が任意に設定する規範モデル(規範システム Σ_M)として次式を考える。

$$\dot{X}_M(t) = A_M X_M(t) + B_M u_M(t) \cdots \cdots (3)$$

$$y_M(t) = C_M X_M(t) \cdots \cdots (4)$$

ここで, 規範状態 $X_M(t) \in R^m$ で有界な規範入力 $u_M(t) \in R^p$, 有界な規範出力 $y_M(t) \in R^p$ である。また,

$$x_M(t) = [x_{M1}(t), x_{M2}(t), \cdots, x_{Mm}(t)]^T$$

$$y_M(t) = [y_{M1}(t), y_{M2}(t), \cdots, y_{Mp}(t)]^T$$

$$u_M(t) = [u_{M1}(t), u_{M2}(t), \cdots, u_{Mp}(t)]^T$$

$$C_M = [C_{M1}, C_{M2}, \cdots, C_{Mp}]^T$$

本研究の目的は, 状態ベクトル非線形システムの入力 $y(t)$ を規範モデルの出力 $y_M(t)$ にモデル適合させるモデル適合制御システムを設計することである。

ただし, ここで考えるモデル適合は次のように定義する。

(定義)

システム Σ および規範モデル Σ_M において

$$x_0 = 0, x_{M0} = 0, F(x_0) = 0, B(x_0) = 0$$

に対し

$$y_M(t) = y(t) \text{ for } t \geq 0$$

が成立するとき, システム Σ は規範モデル Σ_M にモデル適合するという。

3. モデル適合制御系の構成

本章では, システム Σ および規範モデル Σ_M に対し, Silverman の Structure Algorithm⁽⁵⁾ を拡張した

Hirschorn のアルゴリズム⁽⁶⁾ を基礎とした動的モデル適合制御系を導出する。

システム Σ および規範モデル Σ_M に対して, 次のような出力の微分操作を行う。

(ステップ1)

出力 $y_1(t)$ の時間微分を考え, 式(1)~(4)の両辺に左から $(s + g_0)$ を掛けると,

$$(s + g_0)y_1(t) = [C_1 F(x) + g_0 C_1 x(t)]$$

$$+ C_1 B(x)u(t)$$

$$(s + g_0)y_{M1}(t) = [C_{M1} A_M x_M(t) + g_0 C_{M1} x_M(t)]$$

$$+ C_{M1} B_M u_M(t)$$

となる。ここで, $g_0 > 0, s = d/dt$ である。

次に, この式を形式的に,

$$(s + g_0)^{f_1} y_1(t) = C_{a11}(x) + D_{a11}(x)u(t)$$

$$(s + g_0)^{f_1} y_{M1}(t) = C_{aM11}(x)x_M + D_{aM11}(x)u_M(t)$$

とおく。つまり, サフィックスの11の前の1は出力の1番めを, また, 後者の1は $(s + g_0)^1$ のべき乗の1を表す。また, 一般に, $C_{a11}(x), D_{a11}(x), C_{aM11}(x)$ や $D_{aM11}(x)$ は x に関する実関数である。

上式において, $D_{a11}(x) \neq 0$ ならば f_{11} と C_{a11} および D_{a11} を f_1 と C_{a1} および D_{a1} と置き換えて次のステップへ進む。もし, $D_{a11}(x) = 0$ ならば, さらに微分を続けると,

$$(s + g_0)^{f_1+1} y_1(t) = C_{a1j}(x) + D_{a1j}(x)u(t)$$

$$(s + g_0)^{f_1+1} y_{M1}(t) = C_{aM1j}(x)x_M + D_{aM1j}(x)u_M(t)$$

が得られる。ここで, $D_{a1j}(x) \neq 0$ である。ただし, この式を満足する j は存在すると仮定する。上式において, 前と同様に f と C_a および D_a のサフィックス $1j$ を1と置き換えて次のステップへ進む。

(ステップ2)

出力 $y_2(t)$ についてステップ1と同様の操作を行うと,

$$(s + g_0)^{f_2} y_2(t) = C_{a2j}(x) + D_{a2j}(x)u(t)$$

$$(s + g_0)^{f_2} y_{M2}(t) = C_{aM2j}(x)x_M + D_{aM2j}(x)u_M(t)$$

が得られる。

(ステップ3)

$D_{a2j}(x) \neq \alpha_{21}(x)D_{a1}(x)$; $[\alpha_{21}(x) \neq 0]$ ならば, サフィックス $2j$ を2と置き換えて $y_3(t)$ についてステップ2以降を実行する。ただし, $\alpha_{21}(x)$ は x に関する実関数である。

もし, $D_{a2j}(x) = \alpha_{21}(x)D_{a1}(x)$ ならば, 新しい出力

$$- \alpha_{21}(x)(s + g_0)^{f_1} y_1(t) + (s + g_0)^{f_2} y_2(t)$$

$$- \alpha_{21}(x)(s + g_0)^{f_1} y_{M1}(t) + (s + g_0)^{f_2} y_{M2}(t)$$

について, ステップ2以降を行う。

(ステップ4)

以上の操作を $y_p(t)$ および $y_{Mp}(t)$ まで繰返すと,

$$N_a(s, x)y(t) = C_a(x) + D_a(x)u(t) \quad \cdots \cdots (5)$$

$$N_a(s, x)y_M(t) = C_{aM}(x)x_M(t) + D_{aM}(x)u_M(t) \quad \cdots \cdots (6)$$

が得られる。ここで、 $N_a(s, x)$ は対角要素が $s(s+g_0)^{f_i}$ の下三角行列であり、 $C_a(x)$ および $D_a(x)$ はそれぞれ、

$$\begin{aligned} C_a(x) &= [C_{a1}(x), C_{a2}(x), \cdots, C_{ap}(x)]^T \\ D_a(x) &= [D_{a1}(x), D_{a2}(x), \cdots, D_{ap}(x)]^T \\ C_{aM}(x) &= [C_{aM1}(x), C_{aM2}(x), \cdots, C_{aMp}(x)]^T \\ D_{aM}(x) &= [D_{aM1}(x), D_{aM2}(x), \cdots, D_{aMp}(x)]^T \end{aligned}$$

である。なお、 $N_a(s, x)$ が下三角行列になることは、 $y_j(t)$ と $u(t)$ の関係を $y_1(t)y_2(t)\cdots y_j(t)$ の微分値を用いて求めるステップ3の操作から明らかである。

上式の関係を用いると次の定理が得られる。

〈定理〉

次の条件

$$\text{rank}(D_a(x)) = p \quad \text{for } x(t) \in R$$

が満足されるならば、

$$u(t) = D_a^{-1}(x)[-C_a(x) + C_{aM}(x)x_M + D_{aM}(x)u_M(t)] \quad \cdots \cdots (7)$$

なる制御則によって、システム Σ は規範モデル Σ_M にモデル適合可能である。

(証明)

出力誤差 $e(t)$ を

$$e(t) = y_M(t) - y(t) \quad \cdots \cdots (8)$$

とすると、式(5)～(8)より

$$N_a(s, x)e(t) = 0 \quad \cdots \cdots (9)$$

が得られる。ここで、 $N_a(s, x)$ の構造、特に安定多項式をもつ対角要素に着目すると、 $x(0)=0, x_M(0)=0, F(x_0)=0, B(x_0)=0$ に対して、

$$y(t) = y_M(t), \quad \text{for } t \geq 0 \quad \cdots \cdots (10)$$

となり、モデル適合が達成される。なお、式(9)の関係より、任意の初期値に対して、

$$y(t) \rightarrow y_M(t) \quad \text{for } t \rightarrow \infty$$

が得られる。

(コメント)

本方式は、結果として、 $N_a(s, x)$ をシステムのインタラクタマトリックスと置換すると、Wolovich の線形モデル適合制御システムの拡張であることがわかる⁽⁸⁾。

4. 航空機の操舵システムへの応用

4.1 航空機の運動モデル 制御対象として、小形高速機 CCV を考える。昇降舵角を入力とする縦の非線形運動方程式は、次のように表される。

$$\dot{V}(t) = (\rho S/2m) V^2(C_x + C_{x\delta h}\Delta_h(t))$$

$$-g\sin\theta(t) - W(t)Q(t) + T/m \quad \cdots \cdots (11)$$

$$\begin{aligned} \dot{W}(t) &= (\rho S/2m) V^2(C_z + C_{z\delta h}\Delta_h(t)) \\ &+ g\cos\theta(t) + V(t)Q(t) \quad \cdots \cdots (12) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{Q}(t) &= (\rho S\bar{C}/2I_y) V^2(C_m + C_{m\delta h}\Delta_h(t)) \\ &+ (\rho S\bar{C}^2/4I_y) V_T C_{mq}Q(t) \quad \cdots \cdots (13) \end{aligned}$$

$$\dot{\theta}(t) = Q(t) \quad \cdots \cdots (14)$$

ここで、

$V(t)$: 前後速度 m/s

$W(t)$: 上下速度 m/s

$Q(t)$: ピッチ角速度 rad/s

$\theta(t)$: ピッチ角 rad

$\Delta_h(t)$: 昇降舵角 rad

T : 推力 N

m : 質量 kg

I_y : y 軸まわりの慣性モーメント $\text{kg}\cdot\text{m}^2$

ρ : 大気密度 kg/m^3

S : 主翼面積 m^2

$\bar{C}$: 主翼平均空力翼弦長 m

g : 重力加速度 m/s

V_T : 大気速度 m/s $V_T^2 = V^2 + W^2$

A : 迎角 rad $A = \tan^{-1}(W/V)$

C_x : 前後方向無次元化空気力

C_z : 上下方向無次元化空気力

C_m : y 軸まわりの無次元化モーメント

C_{mq} : y 軸まわりの無次元化係数

$C_{x\delta h}$: 前後方向無次元化昇降舵係数

$C_{z\delta h}$: 上下方向無次元化昇降舵係数

$C_{m\delta h}$: y 軸まわりの無次元化昇降舵係数

また、規範モデルとして、次のような一次線形システムを考える。

$$y_M(t) = a/(s+a)u_{M(t)} \quad \cdots \cdots (15)$$

ここで、 $u_{M(t)}$ は、一定値であり、 a は、 $a>0$ なる任意の実数である。

4.2 航空機の操舵システムの設計 いま、昇降舵角によるピッチ角制御システム(PACS: Pitch Angle Control System)を考える。つまり、出力方程式は、次のように表される。

$$y(t) = \theta(t) \quad \cdots \cdots (16)$$

この航空機の縦の運動方程式および規範モデルに第3章のステップ1からステップ4までの出力の微分操作を施すと、次式が得られる。

$$\begin{aligned} (s+g_0)^2 y(t) &= [(\rho S\bar{C}^2/4I_y) V_T C_{mq} + 2g_0] Q(t) \\ &+ g_0^2 \theta(t) + (\rho S\bar{C}/2I_y) V_T^2 (C_m + C_{m\delta h}\Delta_h(t)) \quad \cdots \cdots (17) \end{aligned}$$

$$(s+g_0)^2 y_M(t) = (g_0-a)^2 y_M(t) + a(2g_0-a)u_M(t) \quad \cdots \cdots (18)$$

ゆえに、モデル適合制御系のための制御入力、次のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(\rho S \bar{C}/2I_y) V_T^2 C_{mdh}\}^{-1} \\ & \times \{- (\rho S \bar{C}/2I_y) V_T^2 C_m - g_0^2 \Theta(t) \\ & - [(\rho S \bar{C}^2/4I_y) V_T C_{mp} + 2g_0] Q(t) \\ & + (g_0 - a)^2 y_M(t) + a(2g_0 - a) u_M(t)\} \quad \cdots \cdots (19) \end{aligned}$$

ここで、 Da の逆行列は $V_T \neq 0$ で常に存在する。

次に、昇降舵角による上下速度制御システム (VVCS: Vertical Velocity Control System) を考える。

つまり、出力方程式は、次のように表される。

$$y(t) = W(t) \quad \cdots \cdots (20)$$

この航空機の縦の運動方程式および規範モデルに第3章のステップ1からステップ4までの出力の微分操作を施すと、次式が得られる。

$$\begin{aligned} (s + g_0)y(t) = & (\rho S/2m) V_T^2 (C_z + C_{zdh} \Delta_h(t)) \\ & + g \cos \Theta(t) + V(t) Q(t) + g_0 W(t) \quad \cdots \cdots (21) \end{aligned}$$

$$(s + g_0)y_M(t) = (g_0 - a)y_M(t) + au_M(t) \quad \cdots \cdots (22)$$

ゆえに、モデル適合制御系のための制御入力、次のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(\rho S/2m) V_T^2 C_{zdh}\}^{-1} \{- (\rho S/2m) V_T^2 C_z \\ & - g \cos \Theta(t) - V(t) Q(t) - g_0 W(t) \\ & + (g_0 - a)y_M(t) + au_M(t)\} \quad \cdots \cdots (23) \end{aligned}$$

次に、昇降舵角による C^* 制御システム (CCS: C^* Control System) を考える。出力方程式、つまり、 C^* 基準は、次のように表される。

$$\begin{aligned} y(t) = & -\dot{W}/g + (V_{co} + V_o) \dot{Q}(t)/g \\ & + (I_p/g) Q(t) \quad \cdots \cdots (24) \end{aligned}$$

この場合、出力に入力の直達項があるので、直ちに次式が得られる。

$$\begin{aligned} y(t) = & -\{(\rho S/2m) V_T^2 (C_z + C_{zdh} \Delta_h(t)) \\ & + g \cos \Theta(t) + V(t) Q(t)\}/g \\ & + (V_{co} + V_o) \{(\rho S \bar{C}/2I_y) V_T^2 (C_m \\ & + C_{mdh} \Delta_h(t)) + (\rho S \bar{C}^2/4I_y) V_T C_{mq} Q(t)\}/g \\ & + (I_p/g) Q(t) \quad \cdots \cdots (25) \end{aligned}$$

ゆえに、モデル適合制御系のための制御入力、次のようになる。

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(V_{co} + V_o)(\rho S \bar{C}/2I_y) V_T^2 C_{mdh} \\ & - (\rho S/2m) V_T^2 C_{zdh}\}^{-1} \{(\rho S/2m) V_T^2 C_z \\ & + g \cos \Theta(t) + V(t) Q(t) \\ & - (V_{co} + V_o)(\rho S \bar{C}/2I_y) V_T^2 C_m - (V_{co} \\ & + V_o)(\rho S \bar{C}^2/4I_y) V_T C_{mq} Q(t) - I_p Q(t) \\ & + g y_M(t)\} \quad \cdots \cdots (26) \end{aligned}$$

4・3 計算機シミュレーション 本節では、提案した手法の有効性を検証するために、計算機シミュレーションを実行する。

シミュレーションでは、線形モデル適合制御入力 (短周期近似された縦の線形運動方程式を基礎として求めたもの) を用いたときとの結果比較も示す。この場合の制御入力は、次のようになる。

線形ピッチ角制御システム：

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(\rho S \bar{C}/2I_y) V_{T0}^2 C_{mdh}\}^{-1} \\ & \times \{- (\rho S \bar{C}/2I_y) V_{T0}^2 C_{m0} - g_0^2 \Theta(t) \\ & - [(\rho S \bar{C}^2/4I_y) V_{T0} C_{mq0} + 2g_0] Q(t) \\ & + (g_0 - a)^2 y_M(t) + a(2g_0 - a) u_M(t)\} \quad \cdots \cdots (27) \end{aligned}$$

線形上下速度制御システム：

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(\rho S/2m) V_{T0}^2 C_{zdh}\}^{-1} \\ & \times \{- (\rho S/2m) V_{T0}^2 C_{z0} - g - g_0 W(t) \\ & + (g_0 - a)y_M(t) + au_M(t)\} \quad \cdots \cdots (28) \end{aligned}$$

線形 C^* 制御システム：

$$\begin{aligned} \Delta_h(t) = & \{(V_{co} + V_o)(\rho S \bar{C}/2I_y) V_{T0}^2 C_{mdh} \\ & - (\rho S/2m) V_{T0}^2 C_{zdh}\}^{-1} \{(\rho S/2m) V_{T0}^2 C_{z0} \\ & + g - (V_{co} + V_o)(\rho S \bar{C}/2I_y) V_{T0}^2 C_{m0} \\ & - (V_{co} + V_o)(\rho S \bar{C}^2/4I_y) V_{T0} C_{mq0} Q(t) \\ & - I_p Q(t) + g y_M(t)\} \quad \cdots \cdots (29) \end{aligned}$$

ただし、 V_{T0} 、 C_{z0} 、 C_{mq0} 、 C_{m0} は $V(0)$ 、 $W(0)$ に対する値である。

シミュレーション条件は

前後速度	220	m/s
上下速度	110	m/s
ピッチ角速度	0	deg/s ²
ピッチ角	0.094 83	deg/s

前後速度：

$$V_o = 220 \quad \text{m/s}$$

質量：

$$m = 22\,695 \quad \text{kg}$$

y 軸まわりの慣性モーメント：

$$I_y = 427\,348 \quad \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

大気密度：

$$\rho = 0.549\,5 \quad \text{kg/m}^3$$

主翼面積：

$$S = 49.77 \quad \text{m}^2$$

主翼平均空力翼拡張：

$$\bar{C} = 2.76 \quad \text{m}$$

前後方向無次元化空気力：

$$C_x = 2.429 A^2 - 0.195\,9 A - 0.03$$

上下方向無次元化空気力：

$$C_z = -11.16 A^2 - 1.776 A - 0.08$$

y 軸まわりの無次元化モーメント：

$$C_m = -7\,221 A^2 - 1.083 A + 0.063$$

y 軸まわりの無次元化係数：

$$C_{mq} = -25.61 A^2 + 23.09 A - 26.04$$

前後方向無次元化昇降舵係数：

$$C_{x\delta h} = 0.2464 \quad 1/\text{rad}$$

上下方向無次元化昇降舵係数：

$$C_{z\delta h} = 0.8480 \quad 1/\text{rad}$$

Fig. 1 Responses of linear PACS

Fig. 2 Responses of nonlinear PACS

y 軸まわりの無次元化昇降舵係数：

$$a=1, \quad g_0=2$$

$$u_M = -10 \text{ deg}, +10 \text{ deg} (\text{ピッチ角制御})$$

$$u_M = 30 \text{ m/s}, -10 \text{ m/s} (\text{上下速度制御})$$

$$u_M = 1, 0 (\text{C}^* \text{制御})$$

である。なお、計算機シミュレーションとして、次のような小形高速機の高度 7 600 m におけるデータを用いる。

$$C_{mdh} = 1.719 \quad 1/\text{rad}$$

シミュレーション結果を、図 1 から 6 に示す。

これらの結果より、以下のことがわかる。

(1) ピッチ角制御においては、その応答図から線形モデル適合制御システムでは、絶えず出力誤差が大きく残っているのに対して、非線形システムの場合には、過渡状態を除いてシステムがモデルによく追従していることがわかる。

Fig. 3 Responses of linear VVCS

Fig. 4 Responses of nonlinear VVCS

Fig. 5 Responses of linear CCS

Fig. 6 Responses of nonlinear CCS

(2) 上下速度制御においては、線形モデル適合制御システムの応答は振動しながら少しずつ発散している。これに対し、非線形の場合は良好な結果が得られている。

(3) C^* 制御においては、線形の場合の出力は、最初から発散したため、 $W(0)=0$ の場合であるが、出力誤差が大きく受け入れ難い応答を示している。非線形の場合は、システムの出力がモデルに追従し良好な結果が得られている。

(4) いずれの場合にも、提案した非線形モデル適合制御システムは良好の結果を示しており、本有効性が確認できる。

5. あ と が き

本論文では、非線形モデル適合制御システムの一設計法を提案し、航空機の操舵システムへの応用を検討した。

本方式は、Silverman の Structure Algorithm を拡張した Hirschorn のアルゴリズムを基礎としたものであり、出力の微分操作により、入力信号の出力への影響度を求めることによって容易に制御則を決定することが可能な点に特徴がある。また、この手法は、結果として、Wolovich の提案したインタラクタ・マトリックスを出力に左から操作して制御則を求める線形

モデル適合制御方式の拡張になっている。

次に、提案した制御システムの航空機操舵システム(ピッチ角制御, 上下速度制御, C^* 制御システム)へ適用し、計算機シミュレーションを実行して、その有効性を立証した。

今後の課題としては、本方式の適応非線形システムへの拡張である。

文 献

- (1) SICE, , 自動制御ハンドブック, (1983), 635-645, 計測自動制御学会.
- (2) 金井喜美雄, フライトコントロール, (1985), 6-14, 槇書店.
- (3) 加藤寛一郎, 航空機力学入門, (1982), 237-255, 東大出版会.
- (4) Etkin, B., Dynamics of Flight-stability and Control, (1982), 3-18, John Wiley and Sons.
- (5) Silverman, L. M. and Moore, B. C., Model Matching by State Feedback and Dynamic Compensation, *IEEE AC-17-4* (1972), 491-497.
- (6) Hirschorn, R. L., Invertibility of Multivariable Non-linear Control Systems, *IEEE AC-24-6* (1979), 855-865.
- (7) 小菅一弘, 東京工業大学修士論文, (1980).
- (8) Wolovich, W. A., Linear Multivariable Systems, (1974), 269-329, Springer-Verlag.
- (9) 金井喜美雄・内門茂, 未知インタラクタを含む CCV 用適応飛行制御系設計, 日本航空宇宙学会誌, **34**-387 (1986), 211-221.