飛翔体誘導制御系の性能評価に関する一指標[†]

稲 石 敦*・江 口 弘 文*・山 下 忠**

A Performance Index for Guided Flight Vehicle

Sadamu INAISHI*, Hirofumi EGUCHI* and Tadashi YAMASHITA**

A guided flight vehicle using the principle of proportional navigation has a target tracker to measure the line-of-sight angle rate. The tracker dynamics have the uncertainties caused by the gain variation in tracking loop, the imperfect tracker stabilization and the tracker acceleration sensitivity.

In the guidance system including these uncertainties, the target tracker measurement noise such as white glint noise and white fading noise is apt to aggravate the system performance.

Applying Adjoint Method to this guidance system, we obtain a new performance index, which can be used to evaluate the uncertainties from the standpoint of system performance. In addition, the relation between the index and the system performance is presented.

Key Words: proportional navigation, target tracker, uncertainties, adjoint method, performance index

1. はじめに

比例航法に基づいて誘導される飛翔体は、慣性空間における目視線角の変化率を計測するための目標追尾装置を搭載している^{1),2)}。この目標追尾装置の動特性モデル構成の際、(a)追尾ループのゲイン変動、(b)空間安定特性の不完全性、(c)加速度感度特性という三つのモデル不確定性を考慮する必要がある^{3),4)}。これらのモデル不確定性は飛翔体を新しく設計する場合重要な要求性能の一つとして、システム性能との関係から明確にその許容値が規定されなければならない。

われわれは先の研究^{3),4)}において、目標追尾装置のモデル不確定性として上記三つを考慮に入れた誘導制御系に関して、ポポフの超安定定理を用いて安定解析を行い、誘導制御系の内部安定性に関わる指標として超安定最小距離 R_s を定義すると共に、誘導制御系が超安定であるためにモデル不確定性が満たすべき拘束条件を示した。この拘束条件の下で、飛翔体と目標との相対距離が R_s 。

以上であれば飛翔体の誘導制御系は超安定(非発散)であることが保証された。さらに、この指標 R_s が小さいほど飛翔体の誘導性能(ある白色雑音によって励起される回避運動をする目標との会合確率)が向上することを CADET (Covariance Analysis DEscribing function Technique)⁵⁾ を用いて明らかにした。

しかし、文献 3), 4) では誘導制御系に対する外乱として目標の回避運動のみしか想定されておらず、誘導制御系に加わるそのほかの雑音に対するロバスト性という視点からの検討がなされていない。

そこで本研究では、(1)文献 4) に示される三つのモデル不確定性を考慮した誘導制御系において、外乱として目標の回避運動、グリントノイズ(距離情報に重畳される雑音)、およびフェイディングノイズ(角度(目視線角)情報に重畳される雑音)を想定したモデルを考え、(2) (1)のモデルに対し誘導制御系に含まれる非線形要素を線形近似した上で、随伴手法⁶⁾に基づき随伴方程式を導き、(3)終端誤差距離(Miss Distance, MD)の 2 乗平均 ($MD(t_F)^2$) を随伴方程式の解を用いて表現し、随伴方程式がある部分空間で安定系となるための必要条件から目標追尾装置のモデル不確定性に関する拘束条件、および誘導制御系の性能評価に関する新しい指標を導出する。また、本研究で得られた拘束条件と内部安定性の観点から得られたそれとが一致することを示すと共に、新しい指標と $MD(t_F)$ および超安定最小距離 R_s との定量的関

[†] 第 34 回自動制御連合講演会 (1991・11)

* 防衛庁技術研究本部第 3 研究所 立川市栄町 1-2-10

** 九州工業大学 北九州市戸畑区仙水町 1-1

* 3rd Research Center, Technical Research and Development Institute, Japan Defense Agency, Tachikawa

** Kyusyu Institute of Technology, Kita-kyusyu
(Received January 16, 1992)

(Revised April 2, 1992)

係を明示する。

2. 誘導制御系モデル

目標追尾装置のモデル不確定性を考慮に入れた誘導制御系のブロック線図を **Fig. 1** に与える^{3),4)}。Fig. 1 において $G_{H0}(s)$ は目視線角 $\sigma(s)$ に対する基本伝達特性、 $\Delta H(s)$ は基本伝達特性からのモデル変動成分を表わしている。また、 $G_{q0}(s)$ は飛翔体回転運動 $q(s)$ が目標追尾装置の空間安定性の不完全性によって出力信号へ影響する基本伝達特性、 $\Delta G_q(s)$ は $G_{q0}(s)$ からの変動成分である。 $G_{A0}(s)$ は飛翔体に発生する加速度 $a_M(s)$ が目標追尾装置の加速度感度特性によって出力信号へ影響する基本伝達特性、 $\Delta G_A(s)$ は $G_{A0}(s)$ からの変動成分を表わしている。 N' は有効比例航法定数、 V_c は飛翔体と目標の相対接近速度である。 $G_a(s)$ 、 $G_q(s)$ は舵角に対する飛翔体旋回加速度および回転角速度の動特性を表わしており、それぞれ

$$G_a(s) = \frac{K_a \omega_n^2}{s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2}$$

$$G_q(s) = \frac{K_a \omega_n^2 (s + K_a')}{s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2} \quad (1)$$

で与えられる^{3),4)}。また、 n_T は目標回避運動を表わす白色雑音であり、 n_{SN} および n_{FN} はそれぞれ白色グリントノイズ、白色フェイディングノイズを表わしている。ここで、

n_T , n_{SN} , n_{FN} のパワースペクトル密度をそれぞれ Φ_T , Φ_{SN} , Φ_{FN} と表わすことにする。

文献 3), 4) と同様に、以下の解析では目標追尾装置のモデル不確定性が誘導制御系に及ぼす影響を明確にとらえるためにつぎの仮定を置く。

$$G_{H0}(s) = s, \quad \Delta H(s) = \Delta_H \text{ (定数)}$$

$$G_{q0}(s) = 0, \quad \Delta G_q(s) = \Delta_q \text{ (定数)}$$

$$G_{A0}(s) = 0, \quad \Delta G_A(s) = \Delta_A \text{ (定数)} \quad (2)$$

上記の仮定 (2) の下に Fig. 1 の微分要素を近似微分で置き換えると、**Fig. 2** のブロック線図 (ただし、 $\Psi_M = 0$) を得る Fig. 1 および Fig. 2 に示される制御系は $t \in [0, t_f]$ において意味をもつ。 t_f は目標と飛翔体の会合時刻 (終端時刻ともいう) である。

3. 誘導制御系の超安定性

誘導制御系の内部安定性をポポフの超安定定理を用いて解析するために雑音の影響を無視した Fig. 1 のブロック線図をまとめて **Fig. 3** の形に表わす。Fig. 3 の線形要素 $G_D(s)$ は

$$G_D(s) = \frac{G_a(s)G_q(s)\cos\psi_M}{s^2}$$

であり、 $G_\delta(s)$ は

$$G_\delta(s) = s(1 + \Delta_H)N'V_cK_\delta / (1 - N'V_cK_\delta G_q(s)\Delta_q - N'V_cK_\delta G_a(s)\Delta_A)$$

Fig. 1 Guidance system dynamics of guided flight vehicle

Fig. 2 Guidance system dynamics under assumption (2)

Fig. 3 Simplified block diagram of Fig. 1

で与えられる。Fig. 3にある等価変換を施しポポフの超安定定理を用いることにより、つぎの定理を得る⁹⁾。

《定理1》

仮定(2)の下でモデル不確定性 Δ_A , Δ_Q , Δ_H に関する拘束条件

$$\begin{aligned} 2\zeta - N' V_c K_s K_a \omega_n \Delta_Q &> 0 \\ 1 - N' V_c K_s K_a K_a' \Delta_Q \\ - N' V_c K_s K_a K_M \Delta_A &> 0 \end{aligned} \quad (3)$$

が成立し、

$$R_s = -\inf_{\omega} \{\operatorname{Re}(G_D(j\omega)), 0\}$$

とすると、 $V_c(t_F - t) \geq R_s$ である限り誘導制御系は超安定(非発散)である。□

さらに、文献4)において R_s が小さいほど飛翔体と目標の会合確率が向上することが示されている。 R_s は超安定最小距離と呼ばれている。

4. 随伴方程式 (Adjoint Equation)

一般に非線形要素を含むシステムで表現される誘導制御問題の終端誤差距離 (MD) に対する各雑音の影響の度合を考察する場合、SLAM (Statistical Linearization Adjoint Method)⁶⁾ や SAMS (Statistical Asscesment of Missile Systems)⁸⁾ が用いられる。これらは誘導制御系に含まれる代表的な非線形要素である加速度飽和(操舵に対して発生する旋回加速度制限)を統計的に線形化することにより線形化システムを導き、この統計的線形化システムに対して随伴手法を用いてシミュレーションを行う方法である。

しかし、本研究の目的は(2)式で表現される目標追尾装置のモデル不確定性に対して、システム性能との関係から設計上の許容値を決定する解析的手法を求めることにあるため、ここでは操舵に対して発生する旋回加速度については線形とし、さらに、Fig. 1(Fig. 2)に含まれる非線形要素を文献6)に従って下記のように線形近似する。

$$\tan^{-1}[e(t)/r(t)] \approx e(t)/r(t) \quad (4)$$

この結果、対象とする誘導制御系は線形系となり、以下の解析においては直接随伴手法を用いることができる。随伴手法は下記の手順で行う⁶⁾。

(a) 変数 t を $t_F - t$ に置き換える。

(b) シグナルフローをすべて逆向きにする。分岐点は加え合わせ点へ、加え合わせ点は分岐点にする。また、入力 は出力に、出力は入力にする。

(4)式の下で上記の手順に従うと、Fig. 2に対する随伴系がFig. 4のように与えられる。Fig. 4に示したように変数を取ると、つぎの随伴方程式が得られる。

$$dX(t)/dt = A(t)X(t) \quad (0 \leq t \leq t_F) \quad (5)$$

ここで、

$$X(t) = {}^T(x_1(t), \dots, x_6(t)),$$

$$A(t) = \begin{bmatrix} -2\nu & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \varepsilon_1 & \varepsilon_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -K & -K\bar{K}(1 + \Delta_H) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \eta_1 & 1 \\ 0 & -K_a K_M & 0 & 0 & \eta_2 & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

である。ただし、

$$\varepsilon_1 = K/V_c t \quad \varepsilon_2 = K\bar{K}(1 + \Delta_H)/V_c t$$

$$\bar{K} = N' V_c K_s \omega_n^2$$

$$\eta_1 = \omega_n (K_a K_s N' V_c \omega_n \Delta_Q - 2\zeta)$$

$$\eta_2 = \omega_n^2 (K_a' K_a K_s N' V_c \Delta_Q + K_M K_a K_s N' V_c \Delta_A - 1)$$

(7)

Fig. 4 Adjoint System w.r. to Fig. 2

である。

5. 随伴方程式のインパルス応答と終端誤差距離の 2 乗平均 ($MD(t_F)^2$)

初めに時刻 $t=0$ を起点とする時変数線形システムを考える (以下このシステムを基本系と呼ぶ)。この基本系のインパルス応答を $h(t, s)$ とし、入力 $u(t)$ としてパワースペクトル密度が Φ である白色雑音を想定する。このとき出力を $y(t)$ と表わすと、出力の 2 乗平均 $E(y(t)^2)$ は

$$E(y(t)^2) = \Phi \int_0^t h(t, s)^2 ds \quad (8)$$

と表わされる^{6), 7)}。

今、基本系に対する随伴系を考える。その随伴系のインパルス応答を $h^*(t, s)$ とすると、

$$h^*(t_F - s, t_F - t) = h(t, s)$$

であるので⁶⁾、(8)式は

$$E(y(t)^2) = \Phi \int_{t_F-t}^{t_F} h^*(s, t_F - t)^2 ds \quad (9)$$

となる。ここで終端時刻 (final time) t_F を t と表わすと (9)式は

$$E(y(t)^2) = \Phi \int_0^t h^*(s, 0)^2 ds \quad (10)$$

と表わされる。

(8)式と(10)式を較べると明らかなように、(8)式ではインパルス応答の 2 乗をインパルスを付加する時刻について積分しているのに対し、(10)式ではインパルスを付加する時刻は $t=0$ (初期時刻) と固定されており、観測時間 s に対して積分を行っている。すなわち、(8)式を用いて $E(y(t)^2)$ (出力の 2 乗平均) を求めるためには積分区間 $[0, t]$ 内で十分多くの時刻 s に対するインパルス応答を求めなければならない、多くのシミュレーションを必要とする。一方、(10)式を用いると 1 回のシミュレーションでインパルス応答 $h^*(s, 0)$ を決定することができ $E(y(t)^2)$ が容易に求まる。

また、線形システムに対する複数の雑音の影響を考える場合、随伴方程式はさらに有効である。実際、随伴系のインパルス応答を $h_j^*(s, 0)$ とするとき、パワースペクトル密度が $\Phi_j (j=1, \dots, n)$ である白色雑音すべてを考慮した $E(y(t)^2)$ はつぎのように与えられる⁷⁾。

$$E(y(t)^2) = \sum_{j=1}^n \Phi_j \int_0^t (h_j^*(s, 0))^2 ds \quad (11)$$

本研究では、システムに雑音を想定した場合に、(11)式に示される $E(y(t)^2) (\equiv MD(t)^2)$ でシステムの性能を評価することにする。

(5)式で表わされる随伴系において、Fig. 2(本研究における基本系)の出力 y に対応する、入力としての単位インパルスは $\dot{x}_3(0)$ に付加されるのであるが、実際のシミュ

レーションでは、

$$x_3(0)=1$$

を初期条件とする⁶⁾。すなわち、初期条件は

$$x_j(0)=0 \quad (j \neq 3)$$

$$x_3(0)=1 \quad (12)$$

となる。初期条件(12)の下で方程式(5)を解くと(11)式に示すインパルス応答 $h_j^*(s, 0)$ が得られ、目標の回避運動、グリントノイズ、フェイディングノイズを考慮した誘導制御系に対する終端誤差距離の 2 乗平均 ($MD(t_F)^2$) は(11)式から、

$$\begin{aligned} (MD(t_F))^2 &= E(y(t_F)^2) \\ &= \Phi_{Tz_1}(t_F) + \Phi_{SNz_2}(t_F) + \Phi_{FNz_3}(t_F) \\ &= \Phi_T \int_0^{t_F} (2\nu x_1(s))^2 ds \\ &\quad + \Phi_{SN} \int_0^{t_F} (\varepsilon_1 x_4(s) + \varepsilon_2 x_5(s))^2 ds \\ &\quad + \Phi_{FN} \int_0^{t_F} (\bar{K} \tilde{x}_4(s) \\ &\quad + K \bar{K} (1 + \Delta_H) x_5(s))^2 ds \end{aligned} \quad (13)$$

となり、 $MD(t_F)$ は $x_1(t)$, $x_4(t)$, $x_5(t)$ の挙動によって決定される。 $MD(t_F)$ を小さくするには、各ノイズに対する $z_j(t_F) (j=1, 2, 3)$ を低減させればよい。そのためには $x_1(t)$, $x_4(t)$, $x_5(t)$ が早期に減衰することが望まれる。

6. 空間の分解による安定性の解析

随伴方程式(5)における $A(t)$ の固有多項式は

$$\det(sI - A(t)) = s(s + 2\nu) \{ s^4 + (K - \eta_1)s^3 - (K\eta_1 + \eta_2)s^2 - K\eta_2s + \varepsilon_2 K a K_M \}$$

である。ただし、 ε_2 , η_1 , η_2 は(7)式に示すものである。

$A(t)$ の固有値は

$$\det(sI - A(t)) = 0 \quad (14)$$

の根として与えられる。すなわち、根 s は

$$s = 0, -2\nu \quad (15)$$

および、

$$\begin{aligned} s^4 + (K - \eta_1)s^3 \\ - (K\eta_1 + \eta_2)s^2 - K\eta_2s + \varepsilon_2 K a K_M = 0 \end{aligned} \quad (16)$$

の根となる。

随伴方程式の解の挙動を抑えるには、 $A(t)$ が安定行列 (すべての固有値の実部が負) であることが望ましいが、 $s=0$ が(15)式に示すように(14)式の根になっていることから $A(t)$ は安定行列になりえないことがわかる。しかし、(14)式の根 $s=0$ は $A(t)$ の次元退化に起因するもので、 t の値にかかわらず $A(t)$ は固有値 0 に対する固有ベクトル

$$\begin{aligned} v = {}^T (\eta_2/2\nu K a K_M, \eta_2/K a K_M, 0, \\ -\bar{K}(1 + \Delta_H), 1, -\omega_n \eta_1) \end{aligned}$$

をもつ。

今, v が張る R^6 内の部分空間を H_1 とし, さらに, H_0 を H_1 の直交補空間とする. すなわち,

$$R^6 = H_0 + H_1 \quad H_0 \cap H_1 = \{0\}$$

ただし,

$$H_1 = \{Cv : C \in R\}$$

である. (13) 式から方程式 (5) の解の H_1 成分はグリントノイズおよびフェイディングノイズに対する $z_j(t_F)$ の増大には関与しないことがわかる.

一方, 方程式 (5) に対する初期条件は

$$e = {}^T(0, 0, 1, 0, 0, 0)$$

であり, さらに,

$$e \perp v \quad (e \cdot v = 0)$$

であることから $e \in H_0$ である. 空間 H_0 上で考えれば初期条件 e に対する方程式 (5) の解の挙動は $s = -2\nu$ と (16) 式の根に依存する. したがって, (16) 式の根の実部が負であることが解の挙動を抑えるための必要条件となる.

(16) 式の根の実部が負であるための必要十分条件は

$$K - \eta_1 > 0 \quad (17)$$

$$-K\eta_2 > 0 \quad (18)$$

$$-(K\eta_1 + \eta_2) > 0 \quad (19)$$

$$\det \begin{bmatrix} K - \eta_1 & -K\eta_2 \\ 1 & -(K\eta_1 + \eta_2) \end{bmatrix} > 0 \quad (20)$$

および,

$$\det \begin{bmatrix} K - \eta_1 & -K\eta_2 & 0 \\ 1 & -(K\eta_1 + \eta_2) & \varepsilon_2 K_a K_M \\ 0 & K - \eta_1 & -K\eta_2 \end{bmatrix} > 0 \quad (21)$$

である. よって, (17)~(20) 式から

$$\eta_1 < 0, \quad \eta_2 < 0 \quad (22)$$

を得る. (22) 式をモデル不確定性 Δ_A, Δ_Q に関する拘束条件として書き換えると

$$\begin{aligned} 2\zeta - N' V_c K_s K_a \omega_n \Delta_Q &> 0 \\ 1 - N' V_c K_s K_a K_M \Delta_Q & \\ -N' V_c K_s K_a K_M \Delta_A &> 0 \end{aligned} \quad (23)$$

となり, (23) 式は Fig. 1 に示されるシステムが超安定であるためのモデル不確定性に対する拘束条件 (3) に一致する. さらに, (21) 式から

$$\varepsilon_2 < \frac{K^3 \eta_1 \eta_2 - K^2 \eta_1^2 \eta_2 - K \eta_1 \eta_2^2}{K_a K_M (K - \eta_1)^2}$$

すなわち,

$$\begin{aligned} V_{ct} &> \frac{KN' V_c K_s \omega_n^2 (1 + \Delta_H) K_a K_M (K - \eta_1)^2}{K^3 \eta_1 \eta_2 - K^2 \eta_1^2 \eta_2 - K \eta_1 \eta_2^2} \\ &\equiv \Lambda(\Delta_A, \Delta_Q, \Delta_H) \end{aligned} \quad (24)$$

を得る. (24) 式における V_{ct} は飛翔体と目標との相対距離を表わしている. (24) 式の右辺を $\Lambda(\Delta_A, \Delta_Q, \Delta_H)$ と表わすと, Λ が小さいほど V_{ct} の値を小さくでき, 0 に近い t に対して $\Lambda(t)$ を空間 H_0 上における安定行列にでき

る. したがって, $\Lambda(\Delta_A, \Delta_Q, \Delta_H)$ は随伴方程式の解の挙動を支配するモデル不確定性に関する指標であると考えられる.

【定義 1】

モデル不確定性 $\Delta_A, \Delta_Q, \Delta_H$ を考慮した Fig. 2 に示されるシステムに対して (24) 式の右辺に示される $\Lambda(\Delta_A, \Delta_Q, \Delta_H)$ を “Adjoint Index” という. $\square$

7. シミュレーション結果

随伴方程式の解の挙動に関する前章の考察から, Table 1 の数値に基づくシミュレーション例を Fig. 5, および Fig. 6 に示す. Fig. 5 ではモデル不確定性を

$$\Delta_A = 0.0, \quad \Delta_Q = 0.001, \quad \Delta_H = 0.0 \quad (25)$$

とし, Fig. 6 ではモデル不確定性を

$$\Delta_A = 0.00029, \quad \Delta_Q = 0.0, \quad \Delta_H = 0.0 \quad (26)$$

としている. それぞれの図において $t_F = 3.0$ である.

Table 1 Parameter data for numerical examples

Symbol	Meanings	Values	Dimension
2ν	Target maneuver bandwidth	0.2	1/s
B	Rms target acceleration	3.0 g	m/s ²
K	Tracker gain	50.0	1/s
K_a	Angle of attack gain	0.8	—
$K_{a'}$	Inverse of phase lead time const.	2.2	1/s
K_s	Fin controller gain	0.0009	rad/(m/s ²)
K_a	Angle acc. of attack gain (= $K_a K_M$)	1091.2	m/s ² /rad
K_M	Acceleration gain	1364	m/s ² /rad
V_c	Crossing velocity	900	m/s
t_F	Time of flight	3.0	s
ζ	Damping ratio	0.5	—
ω_n	Natural frequency	27.0	rad/s
N'	Effective navigation ratio	4.0	—
Φ_N	P.s.density of T.M.Noise	B^2/ν	m ² /s ⁴ /Hz
Φ_{SN}	P.s.density of Glint Noise	0.0036	m ² /Hz
Φ_{FN}	P.s.density of Fading Noise	1×10^{-6}	rad/Hz

Fig. 5 Contribution of noises with condition (23)

Fig. 6 Contribution of noises without condition (23)

Fig. 7 Relation between Adjoint Index Δ and $MD(t_F)$

Fig. 5 の場合, モデル不確定性 Δ_A, Δ_θ は拘束条件(23)を満たしている。このとき, $MD(t)$ の増大は抑制され, $MD(t_F)=1.89(\text{m})$ となり, 随伴方程式の解は減衰していると考えられる。一方, Fig. 6 の場合, モデル不確定性 Δ_A, Δ_θ は拘束条件(23)を満たしていないため, $MD(t)$ は著しく増大し, $MD(t_F)=5864.9(\text{m})$ となってしまう。

(25)式のようにモデル不確定性に関する拘束条件を満たす $(\Delta_A, \Delta_\theta, \Delta_H)$ を数組選び, それらに基づく Adjoint Index Δ と $MD(t_F)$ の関係を Fig. 7 に表わす。Fig. 7 において各ドットは Δ と $MD(t_F)$ の対応を表わす点をプロットしたもので, 横軸が Adjoint Index Δ , および縦軸がシステムの性能を表わす $MD(t_F)$ である。図中に示される曲線は最小 2 乗近似による指数曲線:

$$MD(t_F) = A \exp(BA) \quad (27)$$

であり,

$$A = 4.50 \times 10^{-1}, \quad B = 8.55 \times 10^{-3}$$

で与えられる。図から明らかなように Δ が小さいほどシステムの性能が良いことが理解できる。たとえば, $MD(t_F) < 2.0(\text{m})$ である誘導制御系が求められるとき, 拘束条件(23)を満足し, (27)式より

Fig. 8 Relation between Index R_s and Adjoint Index Δ

$$A \exp(BA) < 2.0$$

したがって,

$$\Delta < (1/B) \log(2.0/A) = 174.46$$

を満たすように, 目標追尾装置のモデル不確定性 $\Delta_A, \Delta_\theta, \Delta_H$ を抑えればよい。

最後に, 内部安定性の観点から得られた指標 R_s と本研究で得られた指標 Δ との関係を Fig. 8 に示す。Fig. 8 において各ドットは, 上記のモデル不確定性に関する拘束条件を満足する数組の $(\Delta_A, \Delta_\theta, \Delta_H)$ から得られたもので, Δ と $MD(t_F)$ の対応を表わす点である。図から明らかなように, R_s (横軸)と Δ (縦軸)の間にはほぼ 1 次関数的相関がある。

8. おわりに

目標追尾装置のモデル不確定性として追尾ループのゲイン変動, 空間安定特性の不完全性, および加速度感度特性を考慮に入れた誘導制御系において, 目標の回避運動のほかに, グリントノイズ, フェイディングノイズを想定し, 制御系に含まれる非線形要素を線形近似したシステムを考えた。このシステムに対して随伴手法を用いて随伴方程式を導出し, 随伴方程式の解を用いてシステムの性能 $(MD(t_F))$ を表現し, 随伴方程式が解のある部分空間で安定となるための必要条件から, 目標追尾装置のモデル不確定性に関する拘束条件, および誘導制御系の性能評価に関する新しい指標 (Adjoint Index) を導出した。さらに, 今回得られた拘束条件が内部安定性に関する考察から得られたそれに一致することを示した。加えて, いくつかのシミュレーションに基づき Adjoint Index Δ とシステムの性能 $MD(t_F)$, および超安定最小距離 R_s との関係を定量的に明らかにした。

参 考 文 献

- 1) 江口, 渡辺, 山下: 誘導飛翔体に搭載された目標追尾装置の空間安定特性, 計測自動制御学会論文集, **25-11**, 1186/1193 (1989)
- 2) 江口, 山下: 飛翔体誘導制御系における目標追尾装置の動特性モデル, 日本航空宇宙学会誌, **38-434**, 148/155 (1990)
- 3) 江口, 田中, 山下: 目標追尾装置のモデル不確定性を考慮に入れた飛翔体誘導制御系の安定解析とその応用, 日本航空宇宙学会誌, **38-439**, 47/54 (1990)
- 4) H. Eguchi, H. Kubo and T. Yamashita: Robust Stability of Guidance and Control System for Homing Missiles, 29th Aerospace Sciences Meeting, AIAA **91-0585**, Jan. (1991)
- 5) A. Gelp and R. S. Waren: Direct Statistical Analysis of Nonlinear System-CADET, AIAA Journal, **11**, May, 689/694 (1973)
- 6) P. Zarchan: Complete Statistical Analysis of Nonlinear Missile Guidance System-SLAM, J. Guidance, **2-1**, 71/78 (1979)
- 7) P. Zarchan: Tactical & Strategic Missile Guidance, Ed. by A. R. Seebas, AIAA Inc. (1991)
- 8) S. Miwa, F. Imado and T. Kuroda: Clutter Effect on the Miss Distance of a Radar Homing Missile, J. Guidance, **11-4**, July-Aug. 336/342 (1988)

[著 者 紹 介]

稲 石 敦 (正会員)

1989 年, 東京大学大学院修士課程 (数学専攻) 修了, 同年防衛庁技術研究本部第 3 研究所入所, 現在に至る. 飛翔体誘導制御系の設計, HWIL (HardWare-In-the-Loop) シミュレーションなどの研究に従事. 日本航空宇宙学会の会員.

江 口 弘 文 (正会員)

1967 年, 九州工業大学工学部制御工学科卒業. 同年防衛庁技術研究本部第 3 研究所入所, 現在同技術開発官付誘導第 1 開発室長. 飛翔体誘導制御系の設計, HWIL シミュレーションなどの研究に従事 (工学博士). 日本航空宇宙学会, AIAA などの会員.

山 下 忠 (正会員)

1966 年, 東京大学大学院博士課程修了, 同年九州工業大学制御工学科助教授, 現在同学教授. 力学系のモデリング・制御, ファジィ制御系の安定性, 2 足歩行のダイナミクスなどの研究に興味をもつ (工学博士). 日本ロボット学会, 日本機械学会などの会員.