る大迎角域の風洞試験技術，安全性判別のための飛行シミュレーション技術の発展向上が大いに望まれるところである。

本稿作成にあたり，航技研 STOL プロジェクト推進本部の多くの方々，また STOL 実験機の開発製作に当たっている川崎重工，三菱重工の空力・飛行性担当の方々から協力，助言をいただいたことを付記し謝辞に代える。

参 考 文 献

- 1) HEFFLEY, R.K., STAPLEFORD, R.L. and RUMOLD, R.C.: Airworthiness Criteria Development for

- Powered-Lift Aircraft, A Program Summary, NASA CR-2791 (1977).
- 2) SCOTT, B.C., HYNES, C.S., MARTIN, P.W. and BRYDER, R.B.: Progress toward Development of Civil Airworthiness Criteria for Powered-Lift Aircraft, NASA TMX-73, 124 (1976).
- 3) Federal Aviation Administration: Tentative Airworthiness Standards for Powered Lift Transport Category Aircraft, Part XX (1970).
- 4) INNIS, R.C., HOLZHAUSER, C.A. and QUIGLEY, H.C.: Airworthiness Considerations for STOL Aircraft, NASA TN D-5594 (1970).
- 5) Flying Qualities of Piloted Airplanes, Military Specification MIL-F-8785B (ASG) (1969).
- 6) FRANKLIN, J.A. and INNIS, R.C.: Flight-Path and Airspeed Control During Landing Approach for Powered Aircraft, NASA TN D-7791 (1974).

—特 集—

可変安定応答実験機 (VSRA) について (I)*

——VSRA の構成と飛行実験——

古茂田 真幸**・川 幡 長 勝***
塚 野 雄 吉**・小 野 孝 次**

1. ま え が き

STOL 機のように降下経路角が大きい場合や曲線進入等の着陸方式における飛行性を検討するために，航空宇宙技術研究所の実験用航空機ビーチクラフト・B65 を可変安定応答実験機 (Variable Stability and Response Airplane) に改造した (第1図参照)。たとえばターミナル・エリアにおける精測着陸進入を考えると，航空機の安定性のみでなくパイロット操舵に対する応答特性が重要な役割を果たすであろうことは容易に想像できる。ここでパイロットの操舵入力は基本的に空力三舵 ($\delta_e, \delta_a, \delta_r$) およびスロットル (δ_t) であり，また注目すべき出力応答は速度，飛行経路角，地上航跡角 (u, γ, x) を含むと考えられる。このような入出力間の伝達特性を手軽に変更して飛行実験を行うことが VSRA の目的である。

航空機の安定性のみでなく操舵に対する応答性をも

模擬するためには系の特性根だけではなく，パイロット入力 (モデル・フォロ系ではモデル入力 δ_m) と注目している出力 (y) との間の伝達関数 y/δ_m を模擬しようとするモデルのそれ y_m/δ_m に一致させる必要がある。既存の可変安定機 (VSA) たとえば¹⁾ の多くは特性根を可変にすることを主眼としたレスポンス・フィードバック方式によるものであって，任意の入力 δ_m に対する出力 y を y_m に一致させることは一般に不可能である。これに反し所望のモデルをシステムに内蔵したエクスプリシット・モデル・フォロ方式によれば系の伝達関数をモデルのそれに合致させることは比較的容易である。この方式を用いた実験用航空機の例に TIFS^{2), 3)} がある。TIFS の制御則はプラントの状態量がすべてモデルのそれに一致するための必要条件から出発する。しかし一般にフィードフォワード・ゲインは近似的にしか決定されず，またゲインの近似が必ずしも状態量の近似であるとは限らないからモデル・フォロ誤差が収束する保証はない。なお TIFS におけるフィードバック・ゲインはパラメータ変動に対するプラント状態量の感度が最小になるように決定されている。

本 VSRA においてはすべての状態量を満遍なくモデルに合わせるのではなく，前記のような特定の出力

* 昭和55年11月7日，第18回飛行機シンポジウムにて講演。昭和57年5月31日原稿受理 Variable Stability and Response Airplane (VSRA) System and Its Flight Verification

** 航空宇宙技術研究所飛行実験部 Masaki KOMODA, Yukichi TSUKANO and Takatsugu ONO

*** 航空宇宙技術研究所新型航空機研究グループ Naga-katsu KAWAHATA

* Total In-Flight-Simulator

第1図 可変安定応答機全体図

応答に注目してそれを厳密にモデルに合致させることを目的とした。入力と出力との数が等しい（縦および横・方向においてそれぞれ入出力が二つずつ）ときには出力誤差の収束が保証されている文献 4) の方法を用いるのが適切である。それは任意のモデル入力 δ_m に対する出力のモデル・フォロ誤差 ($e_y \triangleq y_m - y$) をプラントの操舵量 δ によって直接制御できるようになるまで微分し、誤差ダイナミクスを任意に指定して文献 2), 3) と同様の制御則におけるゲインを決定しようとする方法である。第2図に制御則をブロック図で示す。

上記の手法に基づいて基本システムを設計し、計算機によるシミュレーションを行った⁵⁾上で機上装置の設計・製作および実験機の改造を行った。本 VSRA はアナログ型レスポンス・フィードバック方式による可変安定装置¹⁾を出発点としており、システムの異常作動時における安全性については従来の考え方をそのまま踏襲している。ハード面からみた特徴はスロットルを第4のコントローラとして組み込んだこと、および初めてマイクロ計算機による実時間デジタル演算・処理に基づいた制御を行ったことである。

本文では In-Flight-Simulator としての VSRA の性能を評価するために現在までに行った飛行試験結果を紹介し、飛行制御系における理論と実際との関係を

考察する。たとえば通常用いられるような運動方程式の線形化、あるいは縦と横・方向の分離、といった仮定に対する検討もこれに含まれる。1章では本 VSRA のハード構成とその機能について述べ、2章では文献 4) の手法を実際に適用するときに必要となった仮定等を含めてゲインの決定法を述べる。3章では縦および横・方向の飛行試験結果の例を示し、観測されたモデル・フォロ誤差について検討を加える。

2. 繰り返し用いられる記号

モデル・フォロ理論に関するもの：

A, B, C : 真のプラントのシステム行列

A_1, B_1, C_1 : ゲイン計算用のプラント・モデル

A_m, B_m, C_m : 与えたモデルのシステム行列

e_x, e_y : 状態量, 出力のモデル・フォロ誤差

K : 誤差ダイナミクス指定用パラメータ行列 (行は $k_a^T, k_r^T, k_\delta^T, k_\phi^T$ 等)

K_x : フィードバック・ゲイン

K_{xm}, K_{ym} : フィードフォワード・ゲイン

K_y, K_{ym} : 出力誤差積分のフィードバック/フィードフォワード・ゲイン

x, y, δ : 状態量, 出力, 入力

運動方程式に関するもの：

a_x, a_y, a_z : 3軸加速度

p, q, r : 3軸角速度

u, v, w : 速度成分

u_g, v_g, w_g : 大気擾乱成分 (ベクトルでは g)

α, β : 迎角, 横滑り角

γ, χ : 飛行経路角, 地上航跡角

ϕ, θ, ψ : オイラ角

μ, τ : マニホールド圧, 推力

第2図 VSRA に用いた制御則

$\delta_e, \delta_t, \delta_a, \delta_r$: 昇降舵, スロットル, 補助翼, 方向舵

添字の意味

- ()^T: 行列の転置
- ()': ずれたトリム状態のまわりの変動
- ($\wedge$): 最小2乗による推定値
- ()_a, ()_{air}: エア・データに依存
- ()_{cmd}: サーボ系に対するコマンド値
- ()_{hold}: ホールド値
- ()_{inertia}: 慣性データに依存
- ()_{i, j}: 離散値系
- ()_{L, R}: 左右エンジン
- ()_m: モデル
- ()_{mes}: 計測値
- ()_{trim}: 理想的なトリム状態

3. 可変安定応答装置の構成と機能

3.1 モデル入力 ハードの構成を第3図に示す。

右操縦席に取り付けられた模擬操縦輪, 模擬ペダル, 模擬スロットル・レバに対する評価パイロットの入力はポジション・トランスミッタ経由で計算機に取り込まれる。第4図には縦の系統の信号の流れを示してある。横・方向系統もこれと同様である。

3.2 センサ 可変安定応答装置に用いられている

センサは第1表に示すとおりである。第1表の精度の欄に記入した数字はカタログあるいは実験室内での検査成績に基づいて得られた非線形性あるいはヒステリシスの計測範囲における最大値であって、センサ精度の一応の目安を与えるものである。今回のシステムにおいてはセンサはすべて単一系であり、また各センサ

第3図 VSRA のハード構成

第4図 縦系統の信号の流れ (実線: アナログ, 破線: デジタル)

第1表 可変安定応答装置に用いたセンサ

セ ン サ 名 (物理量)	出 力 信 号	精 度
ポジション・トランスミッタ 模擬操縦入力 (4個), スロットル位置 (2個)	400 Hz, 2線 1V/5°	±0.2°
絶対圧力計 (左右エンジン・マニホールド圧)	1Vdc/lin・Hg	±0.25in・Hg
差圧計 (動圧)	1Vdc/0.2 PSIG	±0.001 PSIG
絶対圧力計 (気圧高度)	1Vdc/1,000 ft	±20 ft
α・β ベーン (迎角, 横滑り角)	ポテンショ 1Vdc/3.2°	±0.1°
3軸レート・ジャイロ [p, q, r]	400 Hz, 2線 1V/5°/sec	±0.15°/sec
パーチカル・ジャイロ (横揺角 φ, 縦揺角 θ)	400 Hz, 2線 1V/4.5°	±0.5°
ディレクショナル・コンパス (方位角 ψ)	400 Hz, 3線 1V/18°	±0.75°
3軸加速度計* (ax, ay, az)		

* 3軸加速度計の出力はデータ処理に用いられるだけでフィードバックには使用されない。

間の冗長度を利用した実時間前処理も行っていない。
センサ出力は各チャンネルごとに計算機ユニットに受け取られ、復調・信号整合・濾波・多重化等の処理の後にデジタル量に変換されて CPU に読み込まれる。チャンネルによって異なるが、これら整合・濾波回路の動特性は 20~50 msec の時定数を有する 1 次系フィルタ 1 個もしくは 2 個のカスケード結合で記述されるもので、A/D 変換、D/A 変換の周波数特性と組み合わせても VSRA の基本的な動作およびデータ解析には有害な影響を及ぼさないと考えて差し支えない。

このようにデジタル化されたセンサ出力は計測された物理量をそのまま表わしている。“あるトリム状態のまわりに線形化された状態量 x , 制御量 δ ” に変換するためにホールド回路 (第4図) がある。ホールド回路はシステムのエンゲージ時の計測値をホールド値として記憶し、以後の計測値からそれを差し引くことによって変動量 x, δ を作り出す。この変動量がフィードバック信号および計測記録信号として用いられる。ただし 3 軸レート p, q, r についてはそのホールド値は常に 0 として扱った。

3.3 計算機ユニット 縦および横・方向の各系統にそれぞれ 1 個のマイクロ・プロセッサを中心として A/D 変換器, D/A 変換器, 専用掛算器および外部記憶装置が組み込まれている。各要素の特性を第2表にまとめてある。

演算・制御のサイクル時間 Δ (sec) は早いほうが望ましい。入手しうるプロセッサ容量と、プラントのすべての剛体モードおよびその制御に必要なサーボ系の帯域幅との妥協から $\Delta=1/32$ (sec) に選んだ。信号整合器によってエリアシングの影響が完全に除去されていれば、サイクル時間 Δ の零次ホールド A/D-D/A 変換の伝達特性は $|s| \ll \pi/4$ では

第2表 計算機ユニット

<u>マイクロ・プロセッサ:</u>	
16 ビット/語	
固定小数点	
加算	4.2~7.0 μ sec
レジスタ入出力	9.8 μ sec
外部 RAM	4K 語
ROM	6K 語 (縦)
	12K 語 (横・方向)
<u>外部掛算器:</u>	
16×16 ビット	
掛算	0.13~0.16 μ sec
<u>A/D 変換器, D/A 変換器:</u>	
12 ビット	

$$F_{A/D, D/A}(s) = [1 - \exp(-\Delta s)] / \Delta s \\ \doteq \exp(-\Delta s/2) \quad (1)$$

で表わされる。したがってシステムの帯域幅を代表するサーボ系の設計折点周波数 $\omega_c = 2\pi$ (rad/sec) においてたかだか 6° の位相遅れを覚悟すれば済む程度のサイクル時間を選択したことになる。

モデルのダイナミクスを記述する遷移行列、フィードバック/フォワード・ゲイン、リンケージ・ゲイン (模擬操縦装置の操作変位とモデル舵角との比, 第4図中の K_e 等), は紙テープによって読み込まれる。

3.4 機能 可変安定応答装置は本来の演算・制御・記録のほかに誤操作防止のためのインタロック機能およびメモリ, A/D, D/A, サーボ系等に対するセルフ・テスト機能ならびにモニタ機能を有するがここでは解説を省略する。

モデル・フォロ状態は“フル・エンゲージ (FE)”モードで実現される。FE モードがエンゲージされると前述のようにプラント状態量, 制御量のホールド値 $X_{hold}, D_{hold}, D_{m hold}$ が記憶され, そのまわりの変動量が離散値 $x_i, \delta_i, \delta_{mi}$ として作られる。モデルは

$$x_{m,i+1} = \Phi_m x_{m,i} + \Gamma_m \delta_{m,i} + \Psi_m q_{m,i}; x_{m,0} = 0 \quad (2)$$

によって演算される。ただし Φ_m, Γ_m, Ψ_m は連続系で記述したモデルのダイナミクス

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m \delta_m + A_m G_m q_m; x_{m,0} = 0 \quad (3)$$

に対応した遷移行列であって (G_m については (49) 式参照)

$$\left. \begin{aligned} \Phi_m &\triangleq \exp(A_m \Delta) \\ \Gamma_m &\triangleq [\exp(A_m \Delta) - I] A_m^{-1} B_m \\ \Psi_m &\triangleq [\exp(A_m \Delta) - I] G_m \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

で与えられる。またモデル状態量 x_m , モデル入力 δ_m , モデル大気擾乱 q_m は

$$\left. \begin{aligned} x_m &= (u_m, w_m, q_m, \theta_m, r_m)^T \\ \delta_m &= (\delta_{em}, \delta_{im})^T, \quad q_m = (u_{gm}, w_{gm})^T \end{aligned} \right\} \text{縦} \quad (5a)$$

$$\left. \begin{aligned} x_m &= (v_m, p_m, \phi_m, r_m, \psi_m)^T \\ \delta_m &= (\delta_{am}, \delta_{rm})^T, \quad q_m = v_{gm} \end{aligned} \right\} \text{横・方向} \quad (5b)$$

である。さらに制御則

$$\delta_i = -K_x x_i + \delta_{ci} + K_y \sum_{j=0}^i [C_m x_{mj} - C x_j] \quad (6a)$$

$$\delta_{ci} = K_{\delta m} \delta_{m,i} + K_{x m} x_{m,i} \quad (6b)$$

が演算される。(6a) 式右辺第3項はモデル・フォロの基本形には含まれていないが出力誤差, $e_y \triangleq y - y_m = Cx - C_m x_m$, の積分フィードバックに対する準備である。

FE モードにエンゲージするに先立って, “オート・トリム (AT)” モードにエンゲージできる。AT モードでは (2) 式のモデル演算は行われず, 制御則

$$\delta_i = -K_x x_i + K_{\delta m} \delta_{m,i} - K_y \sum_{j=0}^{i-1} C x_j \quad (7)$$

に従ってサーボ入力が計算される。AT モードはレスポンス・フィードバック方式による実験を想定したも

のであるが, 一種のレギュレータとして作動させることによって FE モードのエンゲージ時刻におけるトリム状態をできるだけ理想的なものに近づけることをも目的として準備された。

3.5 サーボ系 第5図には代表的に昇降舵のサーボ系を示す。電動サーボ・モータ内蔵のレート・ジェネレータおよび位置シンクロのフィードバックの他に舵面のバックラッシュの影響を避けるため舵面直結のポジション・トランスミッタの出力を外側ループでフィードバックしている。第5図左側鎖線で示した部分はサーボ系に対するモニタ回路であって, あらかじめ計算機内に組み込んだサーボ・モデルの応答を実際の応答と比較して異常の有無を検出するためのものである。

第6図は左右エンジンのスロットル・サーボ系を示したものである。内側ループは空力舵と同様であるが, 外側ループにはスロットル位置の他にそのもう一つ外側の状態量であるマニホールド圧のフィードバックを加えてある。さらに左右エンジンのマニホールド圧の不平衡を修正するループが含まれている。なお本システムの計画においてマニホールド圧と推力との関係については以下のように考えている。スロットル位置を変化させてから推力変化が生ずるまでには動的な遅れが存在する⁶⁾が近似的にこれを1次遅れの系とみなす ((15a, b) 式参照)。したがって推力 τ は状態変数の一つとなり, フィードバック系の構成のためにその計測値が必要となる。推力変動 τ を実時間で精度よく計測することはきわめて困難であるから τ と最も対応関係の強いと考えられるマニホールド圧 μ を用いて

$$\tau = k_\mu \cdot \mu; \mu = (\mu_L + \mu_R)/2 \quad (8)$$

で τ を表わすこととした。第7図には定常上昇/降下

第5図 昇降舵系統のサーボ・ループ (実線: アナログ, 破線: デジタル)

第6図 スロットル系統のサーボ・ループ (実線: アナログ, 破線: デジタル)

第7図 マニホールド圧と推力の関係

中の飛行経路角を計測することによって推定した τ と μ との関係を示してある。(8)式中の定数 k_μ は飛行形態および指示速度が一定であれば高度, 外気温にかかわらず一定とみなすことができる。実はスロットル位置 δ_i からマニホールド圧 μ までの動特性には各エンジン, 各飛行高度ごとに变化するような非線形性が存在し, モデル・フォロ誤差の主要原因になるのであるが, これは3章で述べる。

各サーボ・モータ出力回転角変位以降のギア比およびモータのストール・トルクは, 舵角の応答速度, ヒンジモーメント, バックラッシュ, 緊急時の安全パイロットによるオーバーライド操縦力等, 互いに矛盾する要素を考慮して第3表をみたとように定めた。

3.6 計測・記録 データのオフライン処理用として縦系統40チャンネル, 横・方向系統40チャンネル, 基準経路設定装置*40チャンネル, の計3トラック分の16ビットPCM記録が可能である。ただし各チャンネルともサンプル時間は1/8secである。飛行

* 上空において任意のグライド・パスに沿った模擬着陸進入実験を可能にするための座標演算装置であって, 気圧高度とDME(距離測定装置)のデータで加速度データのバイアスを修正し, 位置および慣性速度を演算するものである。

第3表 サーボ系の特性

	リンクレージ比 (サーボ・モータ出力軸回転角 1° あたり)	オーバーライドに要する操縦力
昇降舵	0.176°	27 kg
スロットル	0.273 mm	$5.9 \text{ kg} \times 2$
補助翼	0.279°	7.3 kg
方向舵	0.397°	40 kg

試験中のモニタ用としてアナログ信号21チャンネルが選択でき, さらに専用D/A変換器によって5チャンネルのデジタル信号をモニタ用に指定することができる。

4. ゲインの決定

4.1 モデル・フォロ系の構成 モデル・フォロ方式は線型系で記述されるモデル

$$\begin{cases} \dot{x}_m = A_m x_m + B_m \delta_m; & x_{m0} = 0 \\ y_m = C_m x_m \end{cases} \quad (9)$$

の出力 y_m に, 同じく線形な系で与えられるプラント

$$\begin{cases} \dot{x} = A x + B \delta; & x_0 \\ y = C x \end{cases} \quad (10)$$

の出力 y を追従させようとするものである。本VSRAに用いた制御則は“任意に誤差ダイナミクスを指定できるモデル・フォロ方式”に基づくもので, その理論的誘導は文献4)に詳述されている。第2図中の各ゲインは

$$K_x = B^{*-1}(A^* + KM) \quad (11a)$$

$$K_{x_m} = B^{*-1}(A_m^* + KM_m) \quad (11b)$$

$$K_{\delta_m} = B^{*-1}B_m^* \quad (11c)$$

によって与えられる。行列 A^*, B^*, M および A_m^*, B_m^*, M_m はそれぞれプラント (A, B, C) およびモデル (A_m, B_m, C_m) によって一義的に定められるものであり(4.5節, 4.7節参照), また K は出力誤差の収束

第8図 曲線進入の基準径路

の仕方を指定するためのパラメタ行列である (4.7 節参照)。

以下では文献 4) の手法に従って実際にゲインを算出するために必要な前提あるいは仮定について明確にしておく。

4.2 出力の選択 プラント入力 δ の数と等しい数の出力についてのみプラントをモデルに一致させることができる。本 VSRA では揚力や横力を直接発生させる DLC や SFG 等の操縦面を用いないから、縦では昇降舵 δ_e とスロットル δ_t 、横・方向では補助翼 δ_a と方向舵 δ_r のそれぞれ 2 個の独立な入力を利用できるだけである。

第 8 図のような半径 R の浅い螺旋状の曲線進入を考えると、基準径路に沿って測った径路偏差 (ξ, η, ζ) と速度 u 、飛行径路角 γ 、地上航跡角 χ との間に

$$\left. \begin{aligned} \dot{\xi} &= -(U_0/R)\eta + u \\ \dot{\eta} &= (U_0/R)\xi - U_0\chi \\ \dot{\zeta} &= -U_0\gamma \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

の関係がある。径路保持の目的に対しては (u, γ, χ) が (ξ, η, ζ) に対する制御量になっていることがわかる*。したがってまず縦系統では (u, γ) を二つの出力として注目する。それ以外の状態量、すなわち $w(a)$ や θ など、のそれぞれについてはモデルとプラントとの間にある程度の不一致が生ずることは覚悟している。これらの不一致が In-Flight-Simulator として許容できるか否かは操舵や大気擾乱の入り方に対応して個々の場合に判断されるべき問題である。

横・方向についてももちろん地上航跡角 χ を出力の一つに選ぶことができる。以下では χ の代りに横滑り角 β と横揺角 ϕ との組を出力に選んだ例を示す。 (β, ϕ) を選ぶ理由は、横・方向の運動では ϕ は何といっ

ても主要な状態量であるし、さらに

$$\chi = \beta + \phi \quad (13)$$

であるから、釣合旋回の場合

$$\dot{\phi} = (g/U_0)\phi \quad (14)$$

が近似的に常時みたされているとすると (β, ϕ) を一致させることが χ を一致させることとほぼ等価と考えられるからである。この場合にも偏揺角速度 r や横方向加速度 a_y についてのマッチングは第一義的なものではない。

なお第 8 図のような定常降下旋回のまわりに線形化した運動方程式は縦と横・方向との間に慣性連成があるが本 VSRA ではその影響は小さいものとして無視した。

4.3 プラントの数式モデル プラント、すなわち B65 機、の線形モデルは正弦波加振による周波数応答法によって正確に同定した (“真のプラント・モデル” (A, B) については文献 6) 参照)。とくに縦のシステム構成にあたっては状態方程式の次数を減らして系を簡略化するために、スロットル (δ_t) → マニホールド圧 (μ) → 推力 $(\tau, \dot{\tau})$ という 3 次のダイナミクスをまとめてスロットル (δ_t) → 推力 (τ) の 1 次系で近似した。すなわち “ゲイン計算用のプラント・モデル” として

$$x = (u, w, q, \theta, \tau)^T, \quad \delta = (\delta_e, \delta_t)^T \quad (15a)$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & X_\tau \\ Z_u & Z_w & U_0 + Z_q & -g\gamma_0 & Z_\tau \\ M_u & M_w & M_q & M_\theta & M_\tau \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & H_\tau \end{bmatrix} \quad B_1 = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & 0 \\ Z_{\delta_e} & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & H_{\delta_t} \end{bmatrix} \quad (15b)$$

を用いた。

また横・方向では (β, ϕ) から可観測でない ϕ を除いて

$$x = (v, p, \phi, r)^T, \quad \delta = (\delta_a, \delta_r)^T \quad (16a)$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & g & -U_0 + Y_r \\ L_v' & L_p' & L_\phi' & L_r' \\ 0 & 1 & 0 & \gamma_0 \\ N_v' & N_p' & N_\phi' & N_r' \end{bmatrix} \quad B_1 = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a}' & L_{\delta_r}' \\ 0 & 0 \\ N_{\delta_a}' & N_{\delta_r}' \end{bmatrix} \quad (16b)$$

を “ゲイン計算用のプラント・モデル” とした。 (15b), (16b) 式において Z_w, M_w, Y_v 等はひとまず左辺慣性項とともにくくり出した上でその他の微係数に吸収させてある。 $M_\theta, L_\phi', N_\phi'$ 等の存在も同じ理由

* この章の記述はすべて “安定軸” についてである。 マッチングを取る出力も、もちろん安定軸で定義される。 ただしプラントの計測値は “センサ軸” と呼ばれるべき一種の機体軸に沿って得られるので、実際のシステムでは各ゲインやモデルの演算はすべて機体軸について行った。

による。

前節で選択した出力は行列

$$C \triangleq \begin{pmatrix} C_u^T \\ C_\gamma^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \text{縦} \\ \begin{pmatrix} C_\beta^T \\ C_\phi^T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1/U_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \text{横・方向} \quad (17)$$

によって定義される。

4.4 伝送零 (15), (16), (17) 各式で与えられるプラント・モデルについて、演算子 s についての多項式

$$\Psi(s) = \begin{vmatrix} SI - A & B \\ -C & 0 \end{vmatrix} \quad (18)$$

の根として定義される伝送零が存在すると誤差ダイナミックスの指定の仕方に制限を生ずる⁴⁾。実際に計算してみると、縦系統については

$$X_{s_0} = Z_{s_0} = Z_\gamma = 0 \quad (19a)$$

ならば

$$\Psi(s) = M_{s_0} H_{s_0} \{ X_\gamma (Z_w - \gamma_0 g / U_0) - Z_\gamma (X_w - g / U_0) \} \quad (19b)$$

であり、また横・方向系統では

$$Y_{s_0} = Y_{s_r} = 0 \quad (20a)$$

ならば

$$\Psi(s) = (L_{s_0}' N_{s_r}' - L_{s_r}' N_{s_0}') \times \{ 1 - (Y_r - \gamma_0 Y_\beta) / U_0 \} \quad (20b)$$

となる。すなわち (19a), (20a) 両式のように直観的に省略が可能と考えられる微係数を見捨てることによって縦、横・方向ともに $\Psi(s) = \text{const.} \neq 0$ となり、伝送零は無限遠方に消滅する。このような工学的な近似の正しさは次章で検討する。伝送零が見かけ上存在しないので縦で5個、横・方向で4個の誤差ダイナミックスの特性根をすべて任意に指定することができ、それらはフィードバック・ゲイン K_x ((11a) 式) による閉ループの特性根と一致する⁴⁾。

4.5 出力の相対次数 文献4)の方法は入力に対する出力応答の(定常値でなく)立ち上りを利用して完全なモデル・フォロを実現しようとするものである。したがって、各出力が入力によって励振されるのに時間的に何回積分されなければならないか、あるいは離散系でいえば入力から何ステップ遅れて出力が応答するか、ということ、さらにその出力がどの入力要素によって最初に励振されるかということ、を知るのが重要である。この情報は行列 B^* によって書き表わされる。

縦系統については

$$Z_\tau = 0 \quad (21a)$$

ならば

$$B^* \triangleq \begin{pmatrix} C_u^T A B \\ C_\gamma^T A^2 B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & X_\gamma \\ -Z_w + \gamma_0 g / U_0 - X_\gamma Z_w / U_0 \end{pmatrix}$$

$$\times \begin{pmatrix} M_{s_0} & 0 \\ 0 & H_{s_0} \end{pmatrix} \quad (21b)$$

である。すなわち出力 u は δ_i の2回積分で初めて励振され(相対次数 $\sigma_u=2$)、また出力 γ は入力 δ_i および δ_i のいずれによってもその3回積分によって初めて励振される($\sigma_\gamma=3$)ことが示されている。(19a)および(21a)式の仮定がみだされていないと出力 γ は Z_γ や Z_τ を介して積分回数1だけ早く($\sigma_\gamma=2$)励振されることになる。B65機においてはパワ効果 Z_τ や減衰 Z_γ は本質的な微係数ではない。このような不確かさに依存してシステムが構成される危険を避けるため(21a)を仮定した。

横・方向系統でも同様に

$$Y_p = Y_r = 0 \quad (22a)$$

ならば

$$B^* \triangleq \begin{pmatrix} C_\beta^T A B \\ C_\phi^T A B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -1 \\ 1 & \gamma_0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} L_{s_0}' & L_{s_r}' \\ N_{s_0}' & N_{s_r}' \end{pmatrix} \quad (22b)$$

であって相対次数は $\sigma_\beta = \sigma_\phi = 2$ である。

4.6 モデル 以下に示す例ではモデルとして双発ジェット輸送機の着陸進入($U_{0m}=120 \text{ mph}$, $\gamma_{0m}=-3^\circ$)を想定した数値例を用いている。第4表には与えたモデルの特性根をプラントのそれと比較して示す。

対応する出力についてモデルの相対次数がプラントのそれを下回るときには制御則の中にパイロット入力 δ_m の時間微分が必要となる⁵⁾。したがってプラントに課した条件(19a), (20a), (21a), (22a)式と同様の条件をモデルにも仮定している。モデルのシステム行列 (A_m, B_m, C_m) から(21b), (22b)式と同様に B_m^* 行列が得られるから(11c)式に代入してダイレクト・ゲイン K_{s_m} が決定される。

第5表には縦系統についてプラントとモデルの伝達関数行列の定常ゲインおよび低周波の零を比較してある。第5表に見られるように、モデル伝達関数 (γ_m / δ_{em}) , (u_m / τ_m) のみならずプラント伝達関数 (u / τ) に右半面の零(非最小位相)が含まれているが、もちろんこれらは完全なモデル・フォロ系の構成を妨げるものではない。

4.7 ゲイン K_x とゲイン K_{x_m} (11a) 式中の行

第4表 プラントとモデルの極の比較

	モ デ ル	プ ラ ン ト
縦	$\omega_{ph}(\text{rad/sec}), \zeta_{ph}$ 0.213, 0.077	0.170, 0.154
	$\omega_{sp}(\text{rad/sec}), \zeta_{sp}$ 1.51, 0.715	2.69, 0.741
	$1/T_\tau(1/\text{sec})$ 1.44	2.00
横	$1/T_s(1/\text{sec})$ -0.058	-0.0098
・	$1/T_R(1/\text{sec})$ 1.38	2.68
方	$\omega_d(\text{rad/sec}), \zeta_d$ 1.03, 0.225	1.64, 0.115
向		

第5表 伝達関数分子の比較 (縦系統) (W は機体重量)

	モデル	プラント
$\frac{u}{\delta_e} \left(\frac{\text{m/sec}}{\text{rad}} \right)$	$121 \left(\frac{s}{1.73} + 1 \right)$	$541 \left(\frac{s}{1.09} + 1 \right)$
$\frac{r}{\delta_e} \left(\frac{\text{rad}}{\text{rad}} \right)$	$0.051 \left(-\frac{s}{.0042} + 1 \right)$	$-1.55 \left(\frac{s}{.028} + 1 \right)$
$\frac{u}{\delta(r/W)} \left(\frac{\text{m/sec}}{-} \right)$	$-3.79 \left(-\frac{s}{.0177} + 1 \right)$	$-131 \left(-\frac{s}{.44} + 1 \right)$
$\frac{r}{\delta(r/W)} \left(\frac{\text{rad}}{-} \right)$	$.994 \left(\left(\frac{s}{1.21} \right)^2 + 2 \left(\frac{.877}{1.21} \right) s + 1 \right)$	$1.36 \left(\frac{s}{.098} + 1 \right)$

列 A^*, M は

$$A^* = \begin{bmatrix} C_u^T A^2 \\ C_r^T A^2 \\ C_{\dot{r}}^T A^2 \end{bmatrix}, \quad M = \begin{bmatrix} C_u^T \\ C_r^T \\ C_{\dot{r}}^T \end{bmatrix}; \text{縦} \quad (23)$$

$$A^* = \begin{bmatrix} C_{\beta}^T A^2 \\ C_{\phi}^T A^2 \end{bmatrix}, \quad M = \begin{bmatrix} C_{\beta}^T \\ C_{\phi}^T \end{bmatrix}; \text{横・方向} \quad (24)$$

のように与えられ、またモデルについても同様に A_m^*, M_m が得られる。

誤差ダイナミックスを指定するパラメタ行列 K は、

$$K = \begin{bmatrix} k_u^T \\ k_r^T \end{bmatrix}, \quad 2 \times 5; \text{縦} \quad (25)$$

$$\begin{bmatrix} k_{\beta}^T \\ k_{\phi}^T \end{bmatrix}, \quad 2 \times 4; \text{横・方向} \quad (26)$$

だけの要素を有する。(11a), (11b) 両式を参照することにより、ゲイン K_x, K_{xm} を定めるために残された問題はパラメタ行列 K を指定するだけであることがわかる。

4.8 パラメタ行列 K とゲイン K_x, K_{xm} 繰り返し述べるように、伝送零が存在しないときには閉ループの特性根は指定した誤差ダイナミックスの特性根と完全に一致する。このことから予想されるようにパラメタ行列 K とフィードバック・ゲイン K_x ならびにフィードフォワード・ゲイン K_{xm} との間には一対一の対応関係がある。実際 (23), (24) 両式の M は正則だから (11a) 式を K について解くことができ、

$$K = (B^* K_x - A^*) M^{-1} \quad (27)$$

である。したがってパラメタ行列 K を与えてゲイン K_x を求める代りに先に K_x を指定することもできる。(27) 式を (11b) 式に代入すればフィードフォワード・ゲインが

$$K_{xm} = B^{*-1} (A_m^* - A^* M^{-1} M_m) + K_x M^{-1} M_m \quad (28)$$

として求められる。とくに (28) 式で $K_x = 0$ とすれば K_{xm} は右辺第1項で与えられ、“フィードフォワードのみによるモデル・フォロ系”が構成されることにな

る。当然のことであるがこのときの誤差ダイナミックスの特性根は原型機 (開ループ) のそれである。

同様に $|M_m| \neq 0$ を仮定することも不自然でないから (28) 式を K_x について解いて

$$K_x = B^{*-1} (A^* - A_m^* M_m^{-1} M) + K_{xm} M_m^{-1} M \quad (29)$$

が得られる。とくに $K_{xm} = 0$ とすれば K_x は右辺第1項で与えられ、“フィードバックのみによるモデル・フォロ系”が構成される。このときの誤差ダイナミックスがモデルの特性根と一致することも当然のこととして理解される。

誤差ダイナミックスの特性根に注目している限り、フィードフォワードのみ、もしくはフィードバックのみ、によって構成された系は二つの極端を与える。これらの中間にはフィードバックとフィードフォワードの双方を用いた系が無数にあり、適当な安定性さえ保証しておけばモデル・フォロ誤差が数学的には零に収束するという意味ではいずれも等価である。しかし工学的にはプラントの数式モデルに含まれる不正確さ、トリムのずれ、センサ誤差、サーボ系の非線形性、等の他に大気擾乱の影響を考慮して最も良いゲインを設定する必要がある。

4.9 横・方向系統のゲイン 横・方向の出力誤差

$$e_{\beta} \triangleq \beta - \beta_m, \quad e_{\phi} \triangleq \phi - \phi_m \quad (30)$$

の振舞いはパラメタ行列 $K = (k_{\beta}, k_{\phi})^T$ を含む標準形

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_{\beta} \\ \dot{e}_{\dot{\beta}} \\ \dots \\ \dot{e}_{\phi} \\ \dot{e}_{\dot{\phi}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \dots & 0 & 0 \\ k_{\beta 1} & k_{\beta 2} & \dots & k_{\beta 3} & k_{\beta 4} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \\ k_{\phi 1} & k_{\phi 2} & \dots & k_{\phi 3} & k_{\phi 4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{\beta} \\ e_{\dot{\beta}} \\ \dots \\ e_{\phi} \\ e_{\dot{\phi}} \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} e_{\beta 0} \\ e_{\dot{\beta} 0} \\ \dots \\ e_{\phi 0} \\ e_{\dot{\phi} 0} \end{bmatrix} \quad (31)$$

によって記述される⁴⁾。 k_{β}^T, k_{ϕ}^T を指定するのに、まず最も単純に e_{β} と e_{ϕ} とが連成しないための条件

$$k_{\beta 3} = k_{\beta 4} = k_{\phi 1} = k_{\phi 2} = 0 \quad (32)$$

を課する。次に根軌跡的な感覚で e_{β} がダッチロール・モードの変形で、また e_{ϕ} がロール・モードとスバイラル・モードとの変形であると考えて

$$\left. \begin{aligned} k_{\beta 1} &= -\omega_{\beta}^2, & k_{\beta 2} &= -2\zeta_{\beta}\omega_{\beta} \\ k_{\phi 3} &= -1/(T_{\phi 1} T_{\phi 2}), & k_{\phi 4} &= -1/T_{\phi 1} - 1/T_{\phi 2} \end{aligned} \right\} \quad (33)$$

第9図 指定した誤差ダイナミクスの極位置

と指定する。この結果、出力誤差は

$$\left. \begin{aligned} \ddot{e}_\beta + 2\zeta_\beta \omega_\beta \dot{e}_\beta + \omega_\beta^2 e_\beta &= 0; (e_\beta)_0, (\dot{e}_\beta)_0 \\ \ddot{e}_\phi + (1/T_{\phi 1} + 1/T_{\phi 2})\dot{e}_\phi &+ 1/(T_{\phi 1} T_{\phi 2}) e_\phi = 0; (e_\phi)_0, (\dot{e}_\phi)_0 \end{aligned} \right\} \quad (34)$$

に従って収束するはずである。

本章で示す飛行試験データでは図9(b)に記入した位置に特性根 $(\omega_\beta, \zeta_\beta)$, $(1/T_{\phi 1}, 1/T_{\phi 2})$ を指定した。同図には第4表に掲げたプラントおよびモデルの特性根位置を比較してある。これからわかるように閉ループの特性根は原型機のダッチロール根 (ω_d, ζ_d) の減衰を強め、スパイラルを十分に安定化し、ロール応答を若干早めたにすぎない。得られたフィードバック・ゲインは

$$K_s = \begin{pmatrix} -0.0106 & .157 & .121 & .21 \\ .0043 & .148 & .201 & -.97 \end{pmatrix} \quad (35)$$

である。このように閉ループ特性根(誤差ダイナミクス)をプラント原型から大幅には変更しないという原則に従って常識的に定めたゲインはその値が比較的小さな範囲に収まっている。この事実はプラントの数式モデルにおいては省略したサーボ系のダイナミクスと閉ループ特性との連成や、ハードオーバー時の衝撃等に対する配慮が不要になるという利点を生んだ。

4.10 縦系統のゲイン 前節と同様に出力誤差

$$e_u \triangleq u - u_m, \quad e_\gamma \triangleq \gamma - \gamma_m \quad (36)$$

はパラメタ行列 $K \triangleq (k_u, k_\gamma)^T$ によって標準形

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_u \\ \dot{e}_\gamma \\ \vdots \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \leftarrow & k_u^T & \rightarrow & & \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \leftarrow & k_\gamma^T & \rightarrow & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_u \\ e_\gamma \\ \vdots \end{bmatrix}; \quad \begin{bmatrix} e_{u0} \\ e_{\gamma 0} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (37)$$

のように書かれる。本章に述べるように縦系統の制御

要素の一つであるスロットル系には空力舵と比較して非線形性が強い。このような非線形性をフィードバック系に持ち込むことを避けるために、直接パラメタ行列 K によって誤差ダイナミクスを指定する代りに昇降舵 δ_e のみを用いた極指定により閉ループの特性根を定めた。閉ループ特性根 (ω_u, ζ_u) , $(\omega_\gamma, \zeta_\gamma)$, $1/T_\gamma$ は第9図(a)に示す位置に指定した。極位置についてはフゴイド根の減衰の増加が主要点である。得られたフィードバック・ゲインは

$$K_s = \begin{pmatrix} .00208 & .00317 & -.0262 & -.329 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (38)$$

である。前述の理由によって制御要素 δ_e についてはフィードフォワードのみによるモデル・フォロ系が構成されている。また横・方向の場合と異なり、対応するパラメタ行列 K は出力誤差 e_u, e_γ が互いに非干渉化されないような形をとるが、それらの収束が保証されていることには変りがない。

(38) 式の制御則は実質的に縦揺姿勢角を昇降舵にフィードバックすることにより誤差ダイナミクスを“かたく”することを意味している。次章で述べるように、昇降舵のみによってフゴイド・モードをかたくしていくと大気擾乱 u_g による姿勢変化が短周期モード付近で励振され、パイロットが違和感を覚える原因となる。第9図あるいは(38)式のような極位置指定は突風応答と誤差ダイナミクスの収束速度との妥協点として得られている。

5. 飛行試験結果とその検討

5.1 データ例

第10図には横・方向のモデル・フォロの飛行試験データの例を示す。図の原点 $t=0$ の約30sec前にFEモードがエンゲージされている。この例では評価パイロットには特別の課題を要求せず、たんに針路の保持・変更・復元のみを要求した。 δ_{am}, δ_{rm} は評価パイロットが入力した模擬操縦装置の変位をモデル舵角に換算したもの、 $\delta_{a, pos}, \delta_{r, pos}$ はプラントに実際に生じた舵角、である。マッチングを取るべく選択した出力 (β, ϕ) およびそれ以外の状態量 (p, r, ϕ) についてはそれぞれモデル演算による y_m, x_m と計測記録による y, x とを比較して示してある。

第11図には同じく縦の飛行試験データの例を示してある。FEモードは図の原点の5sec前からである。この例でも評価パイロットに対する要求は特殊なものではなく、なるべく一定速度を保ちながら水平・上昇・水平・降下・水平の各飛行を行うことだけを要求した。 δ_{am}, δ_{tm} は模擬操縦装置への入力変位をモデル入力に換算したもの、 $\delta_{a, pos}, \mu$ はモデル・フォロのた

第10図 横・方向のモデル・フォロ飛行試験データ例

第11図 縦のモデル・フォロ飛行試験データ例

第12図 縦のモデル・フォロ誤差

めにプラントに実際に生じた昇降舵角とマニホールド圧(左右の平均)である。やはり出力(u, γ)およびそれ以外の状態量(α, q, θ)についてはモデル演算とプラントの計測記録値とを比較してある*。

第10図の例に見られるように横・方向の飛行試験結果は一般に良好なモデル・フォロ特性を示している。したがって以下では縦のデータについて検討する。まず第11図の結果について出力誤差 e_v および状態量誤差 e_x 、

$$e_x \triangleq u - u_m, \dots, e_\theta \triangleq \theta - \theta_m \quad (39)$$

を第11図よりもスケールを拡大して第12図に示してある。出力誤差に注目すると、速度のモデル・フォロ誤差 e_v はVSRAの目的に照らして許容できる範囲内にある。しかし飛行経路角の誤差 e_γ はとくに $t > 120$ secにおいて許容できる程度を超えている。VSRAは $-\gamma_0 \leq 0.1$ rad程度の基準飛行経路を想定しているからである。

5.2 観測されたモデル・フォロ誤差 以下では第12図のようなモデル・フォロ誤差の生ずる原因を分析

する。出力誤差 e_v だけでなく状態量誤差 e_x も考えるが $e_x \rightarrow 0$ は元来期待されていない。

いくつかの例外はあるが、評価パイロットの受ける運動キューや目視キューはプラントの出力や状態量の計測値に近いと考えてよい(計器による u や θ の認識)。したがって第12図に掲げたような“観測されたモデル・フォロ誤差”がVSRAの性能の指標になる。この誤差を要因別に分類して

〔観測されたモデル・フォロ誤差〕

$\triangleq$ 〔観測されたプラント〕

−〔演算されたモデル〕

$=$ 〔指定された誤差ダイナミックス

によるもの〕

①

+〔プラントのモデル化に伴うもの〕

②

+〔大気擾乱によるもの〕

③

+〔トリムのずれによるもの〕

④

+〔センサ誤差によるもの〕

⑤

と考えることができる。もちろん“線形化”の仮定の下では各要因別のモデル・フォロ誤差は足し算される。

5.3 誤差ダイナミックスによるもの モデルは(9)式で記述してある。 $x_{m0} \triangleq x_m(t=0)$ において $t=0$ はATモードもしくはFEモードのエンゲージ時刻である。 $t \geq 0$ における x_m, y_m は零次ホールドの離散系(2)式で演算される。計算機の演算精度は入力 δ_m の帯域幅において目に見えるモデル演算誤差を生ずることがないようなものである。

現実のプラントが“ゲイン計算のためのプラント・モデル”で正しく記述されるとすれば、

$$\dot{x} = A_1 x + B_1 \delta; x_0 \quad (40a)$$

$$y = C_1 x \quad (40b)$$

において制御則は

$$\delta = \delta_c - K_x x \quad (41)$$

$$\delta_c = K_{\delta m} \delta_m + K_{x m} x_m \quad (42)$$

だから出力誤差

$$e_v \triangleq y - y_m \quad (43)$$

が(31), (37)式のように書き表わされることはすでに述べたとおりである。第12図の例では誤差ダイナミックスは十分な収束速度と減衰が与えられているために e_v の初期値応答はすでに零に収束してしまっていて観察できない。

状態量の誤差 $e_{x1} \triangleq x - x_m$ について考えれば(9), (40), (41)式から得られる関係

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \dot{e}_{x1} \\ e_{x1} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} A_1 - B_1 K_x & (A_1 - A_m) - B_1 (K_x - K_{x m}) \\ 0 & A_m \end{pmatrix} \\ &\times \begin{pmatrix} e_{x1} \\ x_m \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B_1 K_{\delta m} - B_m \\ B_m \end{pmatrix} \delta_m \end{aligned} \quad (44)$$

* 速度 u は安定軸に沿うものに変換してある。それ以外で座標系に影響されたものはすべてセンサ軸に関するものである。また α, β, r はすべてエア・データに基づくものである。

に従って振舞う。第15図最下段には(44)式の一例として第11図に対応した $e_{\theta 1}(=e_{\alpha 1})$ を示した*。(44)式からわかるように $e_{\alpha 1}$ は操舵入力 δ_m に依存するから一般的な結論ではないが、この例では $e_{\theta 1}, e_{\alpha 1}$ は無視できる程度に小さい。この事実は理論上は2個の出力(u, γ)のマッチングしか要求できなかったにもかかわらず、 θ や α のマッチングも近似的に実現されていることを意味し、VSRAとして好ましい結果である。この結果は、やはり(44)式から推測されるように、モデルとプラントとが本来似ている、すなわち $A_1 \sim A_m, K_z \sim K_{zm}, B_1 K_{\delta m} \sim B_m$ 、ことに起因している。直観的に納得できるように、このような条件が成立しない場合、たとえば conventional でないモデルを模擬しようとする場合、には $e_{\theta 1}, e_{\alpha 1}$ を注意深く検定する必要がある。

5.4 プラントのモデル化に伴うもの ゲイン計算用プラント・モデル(A_1, B_1, C_1)は二つの理由によって真のプラントを正確に表現していない。すなわち

i) プラントの伝送零や相対次数に関連して要求される制約をみたし、さらに系の構成を簡単化するために(A, B, C)の一部が意図的に省略されて(A_1, B_1, C_1)が作られた(4.4節, 4.5節参照)。

ii) 真のプラント・モデル(A, B, C)が正確に同定されていないため(A_1, B_1, C_1)の一部が誤差を有する。

本計画では正弦波加振による周波数応答法によって(A, B, C)を同定した⁶⁾ので全般に高い精度でシステムが記述されている。一例として昇降舵サーボ系の応答特性を第13図に示した。第13図にはサーボ系に印加されたコマンド信号 $\delta_{c \text{cmd}}$ 、それによって生じた舵角計測値 $\delta_{e \text{pos}}$ 、およびサーボ系の数式モデル

$$\ddot{\delta}_e = -2\zeta_e \omega_e \dot{\delta}_e - \omega_e^2 \delta_e + \omega_e^2 \delta_{c \text{cmd}} \quad (45)$$

によって再生した $\delta_{e \text{rcn}}$ の関係を図示してある。実機の昇降舵サーボと舵面との間には約 $\pm 0.006 \text{ rad}$ のバックラッシュが存在したにもかかわらず、舵面角度計からのフィードバックによって(45)式のモデルが現実をきわめて正確に記述していることが見られるであろう。

これに反し、マニホールド圧 μ 、すなわち等価的に推力 τ 、の応答特性を数式モデルで正確に記述しえていなかった例を第14図に示す。やはり第11図の例において記録されたコマンド信号 $\delta_{c \text{cmd}}$ と左右マニホールド圧の差、 $\mu_L - \mu_R$ 、およびその平均、 $\mu = (\mu_L + \mu_R)/2$ 、の記録を掲げてある。まず、 $\delta_{c \text{cmd}}$ が急激に変化した場合を除き、 $|\mu_L - \mu_R|$ は十分小さく、第6図に示

* $\tau = \theta - \alpha$ を出力の一つに選んであるから $e_{\tau 1} \rightarrow 0$ のとき $e_{\theta 1} = e_{\alpha 1}$ である。

第13図 昇降舵サーボ系の応答

第14図 スロットル・サーボ系の応答

したマニホールド圧の左右差の補償回路が正常に作動していることが見られる。同じ図に数式モデル

$$\mu = H_\mu \mu + (H_{\delta_i} / k_\mu) \delta_{c \text{cmd}} \quad (46)$$

から算出した μ_{rcn} を計測値と比較してある。計測値と計算値との不一致は無視できないほど大きく、しかもスロットルの押し引きで対称でない。左右スロットル位置 δ_{tL}, δ_{tR} のデータと比較した結果、 $\delta_{t \text{pos}}$ と μ との対応関係が非線形であり、またこの非線形性が各エンジン、各運用高度ごとに変化するため、その度に(46)式の数式モデル、とくに H_{δ_i} を修正する必要があることが判明した。

：上記1), 2)の理由によって真実のプラント(A, B)

第15図 モデル・フォロ誤差 ((i) e_{x1} , (ii) e_{x2})

と異なるプラント・モデル (A_1, B_1) が使用されたことによる状態量誤差 $e_{x2} \triangleq x(A, B) - x(A_1, B_1)$, およびそれに対応する出力誤差 e_{y2} は, 感度方程式

$$\begin{pmatrix} \dot{e}_{x2} \\ e_{x2} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A - BK_x & (A - A_1) - (B - B_1)K_x \\ 0 & A_1 - B_1K_x \end{pmatrix} \begin{pmatrix} e_{x2} \\ x \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} B - B_1 \\ B_1 \end{pmatrix} \delta_c \quad (47a)$$

$$e_{y2} = C e_{x2} + (C - C_1)x \quad (47b)$$

に従って生ずる。簡単のため $A - BK_x \sim A_1 - B_1K_x$ とみなせば, (47a, b) 式からわかるように, e_{x2}, e_{y2} は前向きループからのコマンド δ_c が閉ループ ($A - BK_x$) のインパルス応答で重および二重にたたみ込まれた形で現われる。

第15図には $e_{u2}, e_{\gamma2}, e_{\alpha2}, e_{\beta2}$ について, (i) の原因によるものを破線で, また (46) 式中の $H_{\delta1}$ の不正確さ ($B \neq B_1$) によるものを実線で, それぞれ示してある。 $X_{\delta1}, Z_{\delta1}, Z_c$ 等の省略による誤差は主として e_{u2} に現われるがその大きさは無視できる程度である。これに反しマニホールド圧の定常ゲイン $H_{\delta1}$ の誤推定による誤差は姿勢角 θ を介して飛行径路角の誤差 $e_{\gamma2}$ に大きく現われている。

5.5 大気擾乱によるもの モデル・フォロ系の構成にあたって大気擾乱の存在は陽には考慮されていない。

い。現実には大気擾乱のない飛行はきわめてまれである。したがって (10) 式の代りに

$$\dot{x} = Ax + B\delta + AGg; \quad x_0 = x(t=0) \quad (48)$$

によってプラントの運動を記述しなければならない。ただし g は突風応答に関して機体を質点とみなしたときの大気擾乱であって⁹⁾,

$$g = (u_g, w_g)^T, \quad G = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}^T; \quad \text{縦} \\ v_g, \quad (-1 \ 0 \ 0 \ 0)^T; \quad \text{横・方向} \quad (49)$$

である。

さらに, フィードバック信号や計測用信号にピトー管や α ・ β ベーンの出力を用いているために, 大気擾乱が存在するときには状態量 x , 出力 y の代りに

$$x_a = x + Gg \quad (50a)$$

$$y_a = Cx_a \quad (50b)$$

を考えていることになる。したがって閉ループ系は制御則 (41) 式の代りに

$$\delta = \delta_c - K_x x_a \quad (51)$$

を (48) 式に代入して得られる関係

$$\dot{x} = (A - BK_x)x + B\delta_c + (A - BK_x)Gg \quad (52)$$

によって書き表わされる。これを (50a) 式を用いて

$$\dot{x}_a = (A - BK_x)x_a + B\delta_c + G\dot{g} \quad (53)$$

と書き直すこともできる。

大気擾乱 g によるモデル・フォロ誤差 e_{x3}, e_{y3} は実は閉ループの突風応答に他ならない。エア・データで記述すれば

$$\dot{e}_{x3} = (A - BK_x)e_{x3} + G\dot{g}; \quad e_{x30} \quad (54a)$$

$$e_{y3} = C e_{x3} \quad (54b)$$

である。第16図には (38) 式のゲイン K_x に対応した突風応答のボード線図を示す。同図にはプラント (原型機) およびモデルの突風応答を重ねて比較してある。誤差ダイナミクスの収束を保証するためフゴイド・モードの減衰を高めてあるから閉ループ系の突風応答にピークは見られない。またこの極配置によって上下突風 w_g の応答は全般に抑制されている。ただしフィードバックによって等価的に M_u が増大しているため $U_0\theta/u_g$ の高周波側でゲインが増大し, 短周期以上の周波数帯で僅かに悪影響が出ていることがわかる。

5.6 トリムのずれによるもの 前節までの記述はすべてプラントの線型化が理想的なトリム状態 (状態量 X_{trim} , 制御量 D_{trim}) のまわりに行われたことを前提としている。実際の飛行試験では完全なトリム状態, すなわち $x=0, \delta=0$ において $\dot{x}=0$, とは必ずしも一致しない一組のホールド値 (X_{hold}, D_{hold}) のまわりに変動量 (x', δ') が作られて計測値として記録され, またフィードバック信号として用いられる。ま

第16図 閉ループの突風応答 (実線: 閉ループ, 一点鎖線: プラント, 破線: モデル)

た上記のような動力学的な“トリムのずれ”のみならず、各センサの雑音がエンゲージの瞬間にホールドされて見かけのずれを生じている場合も含めて考えることにする。さて

$$\begin{aligned} x_a' &\triangleq X_a - X_{a \text{ hold}} \\ &= (X_a - X_{\text{trim}}) - (X_{a \text{ hold}} - X_{\text{trim}}) \\ &= x_a - x_{a \text{ hold}} \end{aligned} \quad (55 \text{ a})$$

$$\begin{aligned} \delta' &\triangleq D - D_{\text{hold}} \\ &= (D - D_{\text{trim}}) - (D_{\text{hold}} - D_{\text{trim}}) \\ &= \delta - \delta_{\text{hold}} \end{aligned} \quad (55 \text{ b})$$

であり、制御則は

$$\delta' = \delta_c - K_x x_a' \quad (56)$$

となるようにハードが構成されているから(53)式は、(55a, b), (56)式を代入することによって

$$\dot{x}_a' = (A - BK_x)x_a' + B\delta_c + G\dot{\xi} + (\dot{x}_a)_{\text{hold}}; x_{a0}' \quad (57 \text{ a})$$

$$y_a' = Cx_a' \quad (57 \text{ b})$$

となる。ただし

$$(\dot{x}_a)_{\text{hold}} \triangleq A x_{a \text{ hold}} + B \delta_{\text{hold}} \quad (58)$$

であって、“トリムのずれ”を表わす。結局、トリムのずれの影響は閉ループに未知の(直接的に計測不可能な)ステップ入力 $(\dot{x}_a)_{\text{hold}}$ が付加された結果として記述される。モデル・フォロ誤差の一要素 e_{x4} と e_{y4} として記述すれば

$$\dot{e}_{x4} = (A - BK_x)e_{x4} + (\dot{x}_a)_{\text{hold}}; e_{x40} = 0 \quad (59 \text{ a})$$

$$e_{y4} = C e_{x4} \quad (59 \text{ b})$$

あるいはこれを解いて

$$\begin{aligned} e_{x4}(t) &= \{\exp[(A - BK_x)t] - I\}(A - BK_x)^{-1} \\ &\quad \times (\dot{x}_a)_{\text{hold}} \end{aligned} \quad (60)$$

である。

$(\dot{x}_a)_{\text{hold}}$ は直接計測することはできないが、飛行試験データから推定することができる。第12図、すなわち観測されたモデル・フォロ誤差、から第15図、すなわちモデル化に伴う誤差、を差し引くと大気擾乱およびトリムのずれによる誤差、すなわち $e_{x3} + e_{x4}$ 、の計測値が得られる。これを(54a), (59a)式を加えて得られる関係

$$\overline{e_{x3} + e_{x4}} = (A - BK_x)\overline{e_{x3} + e_{x4}} + G\dot{g} + (\dot{x}_a)_{\text{hold}} \quad (61)$$

の観測値と考えて $g^2(t)$ の時間積分が最小となるように $(\dot{x}_a)_{\text{hold}}$ を定めるのである。同時に大気擾乱 $g(t) - g(0)$ も推定できる。大気擾乱 $g = (u_g, w_g)^T$ の推定値がその初期値 $g(0)$ 分だけ不定なのは、この推定法がエア・データの計測に依存しているため定常風の存在が弁別できないことに対応している。第17図には $g(t) - g(0)$ の推定値 $(u_{g \text{ air}}, w_{g \text{ air}})$ を示すと同時に、 e_{x4} の定常値、すなわち $(e_{x4})_{ss} = (A - BK_x)^{-1}(\dot{x}_a)_{\text{hold}}$ 、を付記してある。

第17図 各センサの両立性と風の推定 ($\theta_{mus} = -0.21$ m/s, $\theta_{mus} = 0.08$ m/s, $\theta_{mus} = .00002$ rad/s, $\theta_{mus} = -.0013$ rad)

5.7 センサ誤差とデータ処理 本 VSRA では各センサ出力は信号整合器で高周波側の雑音は除去してあるが、バイアス誤差については積極的な処置を講ずることなくフィードバック信号として用いられている。センサ誤差がモデル・フォロ誤差に及ぼす影響についてはシミュレーションにより検討した⁵⁾。ここでは飛行試験データを正しく解釈するために、各センサが実際の環境条件下でどれだけの精度を保有していたか、を知るために行ったデータ処理の結果を述べる。

第11図以下の各図に示したプラント状態量および出力は、下記のように異種センサ出力の間の両立性を照合することによってバイアス修正を施した結果である。運動学的な関係式*

$$\dot{\theta} = q \quad (62a)$$

$$\dot{z} = \gamma u + U_0(\theta - \alpha_0) - l_0 q \quad (62b)$$

$$\dot{z} = \theta_0 a_z - (a_z + q) \quad (62c)$$

$$\dot{u} = -g(\theta_0 + \theta) + a_z \quad (62d)$$

に注目する。 $u, \alpha_0, q, \theta, z, a_z, a_z$ については第1表に

* ($u, w, (u_g, w_g), (a_z, a_z)$ 等のセンサ出力はセンサ軸に沿うものであるから (62a, b, c, d) 各式もセンサ軸についての線形方程式である。また l_0 は CG からペーンまでの距離を表わす。

まとめたセンサによる計測値が得られているから、個々の方程式残差の最小2乗が実現するように右辺センサのバイアスおよび左辺状態量の初期値を推定することができる。

第17図には (62) 各式ごとの最小2乗推定の結果得られた残差を示してある。同図第1段はレート・ジャイロ出力をバーチカル・ジャイロ出力でバイアス修正した結果であって ((62a) 式), この章の各図に示した縦揺姿勢角 θ の精度を表現している。姿勢角および角速度データは VSRA の制御および評価の目的に対して十分な精度を有すると判断してよい。第17図第2段は、上のようにして得られた θ, q を正しいものとしてペーンのデータ α_0 を気圧高度でバイアス修正したもの ((62b) 式), および加速計出力を気圧高度でバイアス修正したもの ((62c) 式) をそれぞれの残差の形で比較したものである。両者の間には強い相関が見られるから、ペーンおよび加速計ではなくむしろ気圧高度計出力に機体姿勢あるいはパワ状態に依存した固有の誤差があったと考えるべきである。ただしその大きさは ± 4 m 程度であって、 α_0, a_z, a_z のセンサとともに十分な精度を有すると考えてよい。さらに第17図第3段には同じくエア・データと慣性データとを気圧高度でバイアス修正した結果を飛行径路角で表現した場合の両者の差、すなわち $\gamma_{air} - \gamma_{inertia}$ を示した。本章の各図における γ のデータがやはり十分な精度を有することが理解されよう。さらに

$$\gamma_{air} - \gamma_{inertia} = \alpha_{inertia} - \alpha_{air} = w_g / U_0 \quad (63)$$

であるから $\gamma_{air} - \gamma_{inertia}$ は安定軸に沿う上下突風の推定値を与える。第17図の第5段にはこのようにして求めた w_g inertia を前節の方法、すなわち (61) 式の方程式誤差として w_g を推定する、で求めた w_g air と比較して示した。最後に (62d) 式について最小2乗推定後の残差は水平方向大気擾乱の推定値を与えるはずである。第17図の第4段にはこのようにして求めた u_g inertia を安定軸方向に変換した上で前節の方法で推定した U_g air と比較してある。 u_g inertia と u_g air, w_g inertia と w_g air, の一致はかなり良好である。この飛行試験では u_g, w_g ともに小さく、ほとんど無風に近い珍しい例であったことが結論されると同時に、センサ出力、状態方程式の同定、データ処理、等に含まれる不確かさがきわめて小さいことが証明されたことになる。

6. ま と め

精測着陸進入の飛行実験を目的とした In-Flight Simulator である可変安定応答機について、そのハード構成と機能、制御則とゲインの決定法、飛行試験結

果と機討の例, を述べた. 得られた結論をまとめると以下のとおりである.

(1) 着陸進入を想定した操舵入力に対して横・方向系統のモデル・フォロ特性は VSRA の目的に対して満足すべきものである.

(2) 縦系統においても(1)項同様の操舵入力に対して飛行速度 u のモデル・フォロ特性は VSRA の目的に照らして満足すべきものであるが, 飛行経路角 γ のモデル・フォロ誤差が大きい.

(3) 飛行経路角 γ のモデル・フォロ誤差の主要部分はスロットル位置の変化とそれに応じて発生する推力変化との間の伝達特性の非線形性によることが明らかになった. この欠陥はスロットル位置をコマンドする現在の方式からマニホールド圧をコマンドする方式にサーボ系を改修することにより完全に解決できる見通しである.

(4) きわめて特殊なモデルを採用しない限り, マッチングを取るべく選択した出力以外の状態量のモデル・フォロ誤差は VSRA の目的を損わない程度のものである.

(5) ゲイン決定のため意図的に持ち込んだプラントのモデル化(簡略化)に伴うモデル・フォロ誤差は解析的に予知できる範囲を超えず, VSRA の目的に対して妨げとならない.

(6) VSRA に対して大気擾乱は重要な影響を及ぼす. 閉ループ系の突風応答として評価パイロットが感知するプラント出力は, 操舵入力に対してマッチングを取るべく選択した出力と必ずしも一致しない. このことに注意してフィード・バック・ゲインを慎重に選定する必要がある.

(7) トリムのずれは常にモデル・フォロ誤差に対する潜在的な原因である. オート・トリム・モードが所期の目的を達成するように機能させるために, ここでも大気擾乱を意識したフィード・バック・ゲインの選定が重要である.

(8) VSRA の構成要素として用いた各センサは, 制御・計測の目的に対して十分な精度を有する. ただし実時間の前処理によって日々変化の大きいセンサ・バイアスに対する修正を行えばさらにモデル・フォロ系の精度を向上させることができる.

7. あ と が き

本 VSRA は In-Flight-Simulator を作るという目的のため独自のモデル・フォロ理論に基づいて計画されたが, 図らずもわが国で初めてのデジタル・フラ

イ・バイ・ワイア方式飛行制御装置の試作・評価を体験することになった.

正常/異常を問わず現象に再現性があり, セルフ・テストやモニタ機能等の自己監視能力をもち, またソフトの改修によって小さな修正が柔軟に行われうる, といった点でデジタル系の能力は疑う余地のないものである. 研究用の実験機として計画されたためシステムの信頼性についての考慮を敢えて省いた面が多い. しかし現在まで約 70 回の飛行試験中にデジタル系に生じた不具合はきわめて数少ない. しかもこれら不具合のほとんどが "miss" でなく "false alarm" 的なものであったことも特徴的である. さらに今後のシステム開発には, 機上のハード要素およびソフト要素の組合せ状態でデジタル系の内部状態が容易に点検・修正・記録できる支援装置の必要性が痛感された.

本 VSRA の機体改造および耐空証明の取得に関しては富士重工に, またデジタル飛行制御装置の詳細設計・製作は東京航空計器に, それぞれ依頼した (昭和 53 年度). とくに数次にわたるソフト改修には東京航空計器の技術陣に負うところが大きい. ここに付記して関係者に謝意を表する.

参 考 文 献

- 1) 別府護郎: 乱れた気流中における飛行機の横・方向の操縦性の研究, 航技研報告 TR-429 (1975.10).
- 2) MOTYKA, P. P., RYNASKI, E. G. and REYNOLDS, P. A.: Theory and Flight Verification of the TIFS Model-Following System, AIAA J. Aircraft, Vol. 9, No. 5 (May 1972).
- 3) ASSEO, S. J.: Application of Optimal Control to Perfect Model Following, AIAA J. Aircraft, Vol. 7, No. 1 (Jul.-Aug. 1970).
- 4) KAWAHATA, N.: Model-Following System with Assignable Error Dynamics and Its Application to Aircraft, AIAA J. Guidance and Control, Vol. 3, No. 6 (Nov.-Dec. 1980).
- 5) 塚野雄吉, 川幡長勝, 古茂田真幸, 坂井紀徳: エクスプリシット・モデル・マッチング方式を用いた VSRA の検討, 第 16 回飛行機シンポジウム講演集 (1978.12).
- 6) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: 可変安定応答実験機 (VSRA) について (II) 一周波数応答による安定・操縦微係数の同定, 日本航空宇宙学会誌, 第 31 巻, 第 349 号 (1983), pp. 28-38.
- 7) 小野孝次, 古茂田真幸, 塚野雄吉, 河内啓二: 基準経路設定装置の試作とそれを用いた飛行実験, 第 16 回飛行機シンポジウム講演集 (1978.12).
- 8) KAWAHATA, N.: Reply by Author to J. R. Broussard and L. E. Mabius, AIAA J. Guidance and Control, Vol. 5, No. 2 (Mar.-Apr. 1982).
- 9) ETKIN, B.: Dynamics of Atmospheric Flight, John Wiley & Sons Inc., New York (1972), p. 544.