

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1152

DLCを用いたバックサイド・モデルの
イン・フライト・シミュレーション

塚野雄吉・稲垣敏治

1992年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

DLCを用いたバックサイド・モデルの イン・フライト・シミュレーション*

塚野雄吉*¹ 稲垣敏治*¹

In-Flight Simulation of Backside Operating Models Using Direct Lift Controller

Yukichi TSUKANO, Toshiharu INAGAKI

ABSTRACT

Effectiveness of a direct lift controller (DLC) for in-flight simulation is discussed. A DLC device has been shown to be indispensable for in-flight simulation of backside operating models, hence quick-moving flaps were installed on the variable stability and response airplane (VSRA) of the National Aerospace Laboratory of Japan. After tailoring feedback/feed-forward gains, a model-following system was constructed to simulate backside-operating mother aircraft.

Flight verification test results are included and indicate that a DLC is helpful but not required for simulating frontside-operating models, whereas it is mandatory to obtain acceptable model following errors necessary to simulate backside-operating models. Flight test results for a simulated landing approach in the backside region are also presented.

Keywords : Backside operation, in-flight simulation, model-following, DLC device, Flight test

概 要

イン・フライト・シミュレーションにおけるDLCの効果について報告する。まず速度-抵抗曲線のバックサイド領域で飛行するモデル航空機をフロントサイドで飛行する母機、すなわちイン・フライト・シミュレータを用いて模擬しようとするときDLCが不可欠の制御入力であることを解析的に明らかにした。この結果を実証するために可変安定応答実験機(VSRA)によって、バックサイド・モデル及びフロントサイド・モデルのそれぞれに対してDLC有り、無しのシステムの相違を比較・検討した。飛行試験の結果、バックサイド・モデルのシミュレーションにはDLCが必須の制御入力であるのに対し、フロントサイド・モデルに対してはDLCを使わなくともモデルフォロ誤差は実用上許容できる

*平成4年1月30日 受付 (received 30 January 1992)

*¹飛行実験部 (Flight Research Division)

程度に小さいことが確認できた。さらにバックサイド・モデルに対する VSRA の有効性を評価する一例として上空における模擬進入実験を行った。それらの結果を報告する。

1. まえがき

航空宇宙技術研究所が所有する実験用航空機、VSRA (Variable Stability and Response Airplane), は飛行模擬対象のモデル航空機の運動と VSRA の母機であるビーチクラフト 65 型機の運動を線形方程式で記述できる範囲において一致させることができるイン・フライト・シミュレータ (IFS) である。VSRA の縦軸の制御に関してはエレベータ δ_e , スロットル δ_t の他に揚力を直接制御することができる DLC (Direct Lift Controller) フラップの三個の独立した制御入力装置を有する^{1), 2)}。その制御則には模擬対象モデルの運動を搭載計算機内で演算し, その値を用いて母機の制御量を導くエクスプリシット・モデルフォロ方式を採用している。この方式を用いた IFS には TIFS (Total In-Flight Simulator)³⁾ や ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft System)⁴⁾ 等があるが, VSRA では独自の制御則を採用している⁵⁾。この制御則はモデルの状態量全てを万べんなく合わせるのではなく, モデルの出力とそれに追従しようとする母機 (プラント) の出力との差 (モデル・フォロ誤差) が指定した誤差ダイナミクスをもって漸近的に零となることを保証するものである。ただし出力の数は入力の数を超えることはできない。従って, 航空機の縦の運動を u, α, θ の 3 自由度をもつと考えると一般には 3 個の独立した入力装置が必要である。この報告では, 上記の条件が厳密に必要な場合と, 多少ゆるめられても差支えない場合, があることを明らかにしようとするものである。

まず VSRA を使って厳密なモデルフォロを実現するために必要な条件を整理すると以下のようなものである。1) プラントの線型化モデルの正確さがモデルフォロの成否を決定するためプラント・ダイナミクスを正確に記述することが要求される。2) プラントの入力の数で追従させることができる出力の数が決まるので入力の数が多い場合に

はシミュレーションの目的に合った出力の選定が必要である。3) 追従させようとするプラント出力の伝達関数の相対次数が, 対応するモデルのものと同じかそれ以下でなければならない。4) プラントのシステム方程式で定まる伝送零はモデルフォロ誤差ダイナミクスの特性根の一部となるので伝送零が s -平面の右半平面に存在してはならない。

しかし実用上はこれらの制限は緩和される。例えば 4) の伝送零が s の右半平面にあっても, それが原点から十分離れている場合にはシステムの安定性が損なわれることはない。また相対次数に関しては例えばエレベータのサーボ・ダイナミクスを無視してシステムを設計してもエレベータへのフィードバック・ゲインが低ければ 3) の要求は緩和される。2) についても, δ_e, δ_t 2 入力 で 2 出力速度 u , 径路角 γ の伝達関数 ($u, \gamma / \delta_e, \delta_t$) をモデルのものに厳密に一致させた場合, モデル航空機の特性が VSRA の母機の特性と著しく変わらない限りは指定した出力以外の状態量, 例えば θ , についてもモデル追従誤差は小さくその誤差がパイロットによる飛行性の評価に悪影響を与えることがないことも経験的に知られている⁶⁾。

速度-抵抗曲線のフロントサイド領域で飛行する IFS が縦の制御にエレベータとスロットルの二つの入力しか持たない場合, (諸外国でも DLC を装備した IFS の機数は少ない^{4), 7)}) 基本的には二つの出力しか模擬することができない。例えば速度 u と経路角 γ を模擬しようとするとき姿勢角 θ は模擬できない。しかし, 模擬対象の航空機がフロントサイドにおける飛行であれば u と γ をモデルのものに一致させることで $\theta (= \gamma + \alpha)$ に関してもそれほど大きな誤差とはならない。低速で着陸進入を行う STOL 機の飛行性の評価や宇宙往還機の自動着陸システムの飛行評価には速度-抵抗曲線のバックサイド領域で飛行するモデル航空機のシミュレーションが要求される。ところが模

擬対象の航空機がバックサイドで飛行する場合にはバックサイドの程度が大きくなるに従ってエレベータとスロットルのみの入力では θ のマッチング誤差が大きくなり、 u と θ の関係の不釣り合いがパイロットに違和感を与えることになる⁸⁾。

本報告では、エレベータとスロットル2入力だけではバックサイド・モデルの模擬ができないことの理由を解析的に説明し、DLCを使った場合と使わなかった場合についてVSRAを用いた実際のモデルフォロ・システムを構築し、両システムを使った飛行試験データからバックサイド・モデルのシミュレーションにはDLCが必須の制御入力であることを明らかにする。

2. 主な記号

A	: 安定微係数行列
$A(\cdot)$: 伝達関数のダイナミックス・ゲイン
B	: 操縦微係数行列
C	: 出力行列
$\Delta(s)$: 操舵入力ベクトル (ラプラス変換)
K	: 誤差ダイナミックスのパラメータ行列
K_x	: フィードバック・ゲイン
K_{xm}	: フィードフォワード・ゲイン
$K_{\delta m}$: ダイレクト・ゲイン
$N(s)$: 伝達関数の分子
$1/T(\cdot)$: 伝達関数 (\cdot) の時定数
T	: 変換行列
U_0	: トリム速度
g	: 重力加速度
s	: ラプラス演算子
$x(t)$: 状態ベクトル
$y(t)$: 出力ベクトル
$u(t)$: x 軸方向の速度成分
$w(t)$: z 軸方向の速度成分
$\alpha(t)$: 迎え角
$\gamma(t)$: 経路角
$\delta(t)$: 操舵量
$\varepsilon(t)$: モデルフォロ誤差
ζ	: 減衰比
$\theta(t)$: 姿勢角
$\mu(t)$: DLCフラップ角に対して一次おくれ

を仮定した見かけ上の角度

$\xi(t)$: 突風入力ベクトル
σ	: 伝達関数の相対次数
$\tau(t)$: 推力
ω	: 固有振動数

添字の意味

$(\cdot)_a$: 対気速度
$(\cdot)_e$: エレベータ
$(\cdot)_f$: DLCフラップ
$(\cdot)_m$: モデル
$(\cdot)_{ss}$: ステップ入力に対する定常値応答
$(\cdot)^T$: 行列の転置
$(\cdot)^{-1}$: 逆行列
$(\cdot)_p$: 長周期モード
$(\cdot)_{sp}$: 短周期モード

略語の意味

ADI	: Attitude Director Indicator.
BSP	: Backside Parameter.
DLC	: Direct Lift Controller.
DME	: Distance Measuring Equipment.
IFS	: In-Flight Simulator.
IFR	: Instrument Flight Rule.
IAS	: Indicated Air Speed.
GS	: Glide Slope.
VSRA	: Variable Stability and Response Airplane.

3. バックサイド・モデルのシミュレーション

3.1 運動方程式

航空機の縦の運動をあるトリム値まわりに線形化した安定軸まわりの運動方程式を

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_a \\ \dot{\gamma} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -X_\alpha & 0 & X_\alpha - g \\ -Z_u/U_0 & Z_w & 0 & -Z_w \\ M_u & -M_\alpha & M_q & M_\alpha \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ \gamma \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\tau & 0 \\ -Z_\tau/U_0 & 0 \\ M_\tau & M_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (1)$$

とする。ここに τ は推力を表す。

ただし、簡単のため $X_q = Z_q = X_{\delta_e} = Z_{\delta_e} = 0$ とし、また $\gamma_0 = 0$ とした。

エレベータ入力に対する縦の運動の伝達関数をそれぞれ $(u_a / \delta_e) = N_{\delta_e}^{u_a}(s) / \Delta(s)$, $(\gamma / \delta_e) = N_{\delta_e}^{\gamma}(s) / \Delta(s)$, $(\theta / \delta_e) = N_{\delta_e}^{\theta}(s) / \Delta(s)$ と書けば、その分子の定数項は(1)式より次のように記述できる。

$$\begin{aligned} N_{\delta_e}^u(s=0) &= M_{\delta_e} Z_w g \\ N_{\delta_e}^{\gamma}(s=0) &= -M_{\delta_e} Z_w [-X_u + (X_w - g/U_0) (Z_u/Z_w)] \\ N_{\delta_e}^{\theta}(s=0) &= M_{\delta_e} (X_u Z_w - X_w Z_u) \end{aligned} \quad (2)$$

(2)式はエレベータのステップ入力に対する縦の運動の定常値の相対的の大きさを表している。 u_a と $U_0 \gamma$ の定常値の比は(2)式より

$$(U_0 \gamma / u_a)_{ss} = - (U_0 / g) (1 / T_{\gamma}) \quad (3a)$$

と表すことができる。ここに

$$1 / T_{\gamma} = -X_u + [X_w - (g/U_0)] (Z_u/Z_w) \quad (3b)$$

である。

また、 u_a と θ の定常値応答の関係についても(2)式より

$$(\theta / u_a)_{ss} = - (1/g) (1/T_{\theta 1}) \quad (4a)$$

と記述できる。ここに

$$1 / T_{\theta 1} = -X_u + X_w (Z_u/Z_w) \quad (4b)$$

である。

(3b) 式の $1/T_{\gamma}$ は伝達関数 (γ/δ_e) の低周波の零で、バックサイド・パラメータ (BSP) と呼ばれている。その値はフロントサイドで正、バックサイドでは負である。従って、 $(U_0 \gamma / u_a)_{ss}$ は(3a) 式によりフロントサイドで負、バックサイドでは正となる。即ち、エレベータのステップ (押し舵) 入力に対してその定常値応答はフロントサイドでは増速し、降下飛行状態となるのに対してバックサイドでは同じく増速はするが上昇状態の釣合飛行となる。バックサイドにおける操舵応答の特徴は δ_e のステップ入力に対する $u_a \sim \dot{h} (= U_0 \gamma)$ 平面における定常応答ベクトルの符号がフロントサイドのものと異なることである。(図1参照)。また、(4a) 式の $1/T_{\theta 1}$ も伝達関数 (θ/δ_e) の低周波の零点であり、通常の航空機ではバックサイド、フロントサイドに関係なくその値は正である。従って、 $(u_a/\theta)_{ss}$ は負、即ち、エレベータの押し舵で姿勢を下げて増速する。

フロントサイドで飛行するIFSでバックサイドで飛行する航空機モデル (バックサイド・モデル) を模擬するにはIFSの母機が有するBSP(正)をモデルのBSP(負)に合わせる必要がある条件で

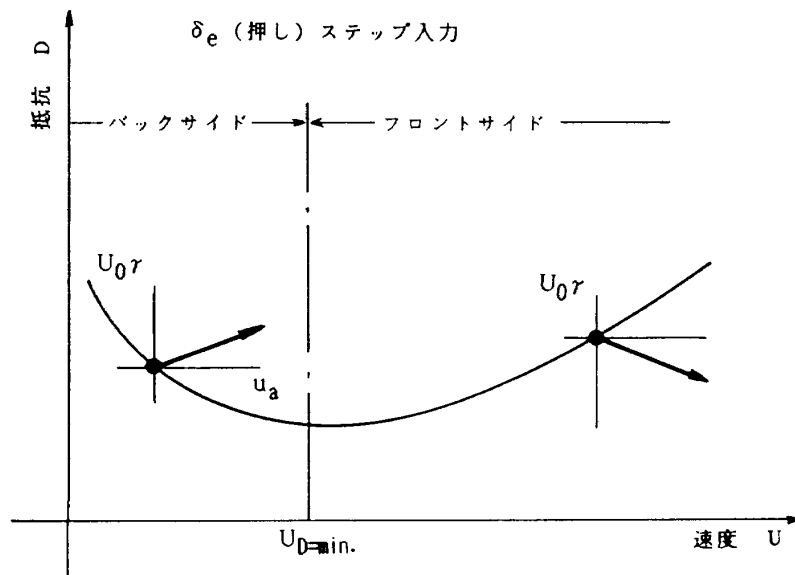


図1 エレベータ入力による $(u_a - U_0 \gamma)$ の定常値応答

ある。即ち、モデルフォロ・システムの出力として u_a 及び γ を選ぶことになる。実際のシミュレーションではエクスプリシット・モデルフォロ方式によるシステムを使うがここでは簡単化のためにレスポンス・フィードバック方式で検討する。

3.2 δ_e のみを使ったシミュレーション

$1/T_\gamma$ 及び $1/T_{\theta 1}$ は δ_e から見た伝達関係(u_a/δ_e)及び(γ/δ_e)の零点である。 δ_e にいかなるフィードバックを施そうとも δ_e から見た各伝達関数の分子を変えることはできないから δ_e のみを使って($1/T_\gamma$) >0 のプラントで($1/T_\gamma$) <0 のモデルを模擬することはできない。

3.3 δ_t を加えた場合

BSP, $1/T_\gamma$ は(3b)式に(4b)式を代入すると

$$\begin{aligned} 1/T_\gamma &= 1/T_{\theta 1} - (Z_u/Z_w) (g/U_0) \\ &= 1/T_{\theta 1} - (2 C_L/C_{L\alpha}) (g/U_0) \end{aligned} \quad (3d)$$

と書き換えることができる。(3d)式は $1/T_\gamma$ を $1/T_{\theta 1}$ と母機のトリム状態で決まる定数 C_L , U_0 を用いて記述したものである。従って、スロットルを使って $1/T_\gamma$ を変えるには $1/T_{\theta 1}$ を変えて達成する以外に方法がない。

$1/T_{\theta 1}$ は(4b)式のごとく X 軸及び Z 軸に関する空力微係数(X_u , X_w)と(Z_u , Z_w)のみで記述されるので、 u_a 及び α (= w/U_0)を δ_t にフィードバックすることによって X_w , X_u を調節して $1/T_{\theta 1}$ を変更し、BSPの値を変えることになる。しかし、モデルのBSP($1/T_{\gamma m} < 0$)を合わせるためにプラントの $1/T_\gamma$ の符号を変える程の $1/T_{\theta 1}$ を変更すれば、(4a)式から明かなように u_a と θ との関係に大きな不均衡が現れ、パイロットに違和感を与えることになる。従って、この手法は適切ではない。

3.4 DLCも使った場合

プラントの状態量 u_a 及び α をスロットル及び

DLCにフィードバックすることにより X 軸に関する微係数(X_u , X_w)と Z 軸に関する微係数(Z_u , Z_w)をほぼ独立に調整することができる。したがって $1/T_\gamma$ 及び $1/T_{\theta 1}$ を任意に変更することができる。言い換えれば、 δ_e 入力に対する($U_0 \gamma/u_a$) $_{ss}$ のみならず速度応答と姿勢角応答の比(u_a/θ) $_{ss}$ もバックサイド・モデルのものに合わせることができる。

フロントサイドで飛行するプラントでバックサイド・モデルのシミュレーションを行うにはバックサイド・パラメタを合わせるだけでは不十分で、 θ/δ_e の伝達関数の低周波の零点($1/T_{\theta 1}$)も合わせることが重要である。以上は簡単のためエレベータ入力に対する定常応答のみについて考えたが動的な応答を考えても同様である。結局、バックサイド・モデルの模擬は縦軸の全ての操舵応答をモデルのものに一致させることが必要であり、そのためにはエレベータ、スロットルの他に揚力を直接制御することができるDLCが必要である。

4. DLCフラップを使ったプラントの線形モデル

VSRAは、航空機の運動をあるトリムまわりの線形方程式で記述できる範囲内の運動を模擬することができるモデルフォロ・システムで構成される。運動方程式及び出力方程式を

$$\dot{x} = Ax + B\delta + G\xi \quad ; x_0 \quad (5a)$$

$$y = Cx \quad (5b)$$

と記述する。DLCフラップを使ったプラントの線形モデルについては周波数応答法によって既に正確に同定されている⁵⁾。そのモデルを基にしたゲイン計算用のプラント・モデルの構成について述べる。

ゲイン計算用に簡略化した縦の運動を安定軸に関して表せば、次のようになる。

状態量を $x = (u_a, w_a, q, \theta, \tau, \mu, \delta_f)^T$, 制御入力を $\delta = (\delta_t, \delta_{f\alpha}, \delta_e)^T$, 突風入力を $\xi = (u_g, w_g)^T$ とする。 $X_q = Z_q = X_{\delta_e} = Z_{\delta_e} = 0$, $\gamma_0 = 0$ を仮定した(5)式のシステム行列は

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & X_\tau & 0 & X_{\delta f} \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 & Z_\tau & 0 & Z_{\delta f} \\ M_u & M_w & M_q & 0 & M_\tau & M_\mu & M_{\delta f} \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & H_\tau & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & H_\mu & -H_\mu \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & H_{\delta f} \end{bmatrix} \quad (6a)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & M_{\delta e} \\ 0 & 0 & 0 \\ H_{\delta t} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -H_{\delta f} & 0 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6b)$$

で構成される。

ここに、 τ は推力を表し、 δ_t 入力に対して一次遅れを仮定した。 μ は DLC フラップによる Downwash lag によるピッチング・モーメントを誘起させる見かけ上の角度で、DLC フラップ角に対して一次遅れ H_μ を仮定した。なお、 u_a に対する相対次数の整合性を配慮して DLC フラップ系にはサーボの遅れ $H_{\delta f}$ を仮定した。

追従すべき出力に対気速度 u_a 、経路角 γ そして姿勢角 θ を選んだ時の出力行列 C は

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (6c)$$

となる。

プラントの代表的なトリム状態 (高度 2440m, $U_0=58.7$ (m/s), 脚上げ, 着陸フラップ角 =

20°) における縦軸に関する主なパラメータを表 1¹⁾ に示す。BSP として $1/T_\gamma=0.0454$ を有するフロントサイドにおけるプラント・モデルである。このモデルを使った VSRA システムを DLC-on システムと呼ぶ。

5. モデルフォロ・システムの構成

5.1 航空機モデル

模擬対象の航空機の運動も線形化した運動方程式で記述する。その線形モデルの運動方程式および出力方程式をプラントと同様に、(5 a, b) 式に添え字 m を付けて

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m \delta_m \quad ; \quad x_{m0} = 0 \quad (7a)$$

$$y_m = C_m x_m \quad (7b)$$

で表す。ただし、突風応答の模擬は行わないので突風に関する項は省略する。

任意のモデル入力 δ_m によるモデル出力 y_m とプラントの出力 y とを一致させる。モデルの状態量を

$x_m = (u_{am}, W_{am}, q_m, \theta_m, \tau_m)^T$ とし、入力を $\delta_m = (\delta_{tm}, \delta_{em})^T$ とした。出力を $y_m = (u_{am}, \gamma_{am}, \theta_m)^T$ とした時の出力行列は

$$C_m = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_{0m} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

となる。

模擬対象の航空機として中型ジェット輸送機を選んだ。この航空機の縦の主なパラメータは表 2 に示すように BSP が $1/T_{\gamma m}=0.047$ (1/s) > 0, $1/T_{\theta 1 m}=0.0882$ (1/s) > 0 の特性を有するフロントサイドで飛行する通常の航空機である。こ

表 1 プラントの主なパラメータ [エレベータ伝達関数 = $N_{\delta e}^{(l)}(s) / \Delta_{\text{long}}(s)$]

long	$\omega_p=0.179$ (rad/s), $\zeta_p=0.214$ $\omega_{sp}=2.80$ (rad/s), $\zeta_{sp}=0.746$
$N_{\delta e}^\gamma$	$A_\gamma=0.268$, $1/T_\gamma=0.0454$ (1/s)
$N_{\delta e}^\theta$	$A_\theta=11.7$, $1/T_{\theta 1}=0.104$ (1/s), $1/T_{\theta 2}=1.08$ (1/s)
$U_0=58.7$ (m/s), $\theta_0=7.40$ (deg), $\alpha_0=7.40$ (deg), 着陸フラップ: 20 (deg)	

表2 モデル航空機の主なパラメータ

[エレベータ伝達関数 = $N_{\delta em}^{(l)}(s) / \Delta \text{long}_m(s)$]

Δlong_m	$\omega_{pm} = 0.213$ (rad/s), $\zeta_{pm} = 0.078$ $\omega_{spm} = 1.51$ (rad/s), $\zeta_{spm} = 0.715$
$N_{\delta em}^{\gamma m}$	$A_{\gamma m} = -1.51$, $1/T_{\gamma m} = 0.0470$ (1/s)
$N_{\delta em}^{\theta m}$	$A_{\theta m} = -1.66$, $1/T_{\theta 1 m} = 0.0882$ (1/s), $1/T_{\theta 2 m} = 0.744$ (1/s)
$U_{0m} = 53.6$ (m/s), $\theta_{0m} = 4.78$ (deg), $\alpha_{0m} = 7.78$ (deg), 着陸フラップ : 35 (deg)	

表3 修正モデルのパラメータ (変更分)

[エレベータ伝達関数 = $N_{\delta em}^{(r)}(s) / \Delta \text{long}_m(s)$]

Δlong_m	$\omega_{spm} = 1.50$ (rad/s), $\zeta_{spm} = 0.707$ $1/T_{\theta 1 m} = 0.0882$ (1/s), $1/T_{\theta 2 m} = 0.744$ (1/s)	
$N_{\delta em}^{\gamma m}$	フロントサイド・モデル	バックサイド・モデル
	$A_{\gamma m} = -1.27$ $1/T_{\gamma m} = 0.05$ (1/s)	$A_{\gamma m} = -1.27$ $1/T_{\gamma m} = -0.05$ (1/s)

のモデル航空機を基にしてBSPのみを変更した二つのモデル、バックサイド・モデルとフロントサイド・モデルに対するシミュレーションを考える。バックサイド・モデルのBSPの値にはバックサイドにおける経路角安定の度合を定めたMIL規格¹⁰⁾の飛行特性レベル2の既定値 $1/T_{\gamma m} = -0.05$ (1/s)を選んだ。その符号のみを変えた $1/T_{\gamma m} = 0.05$ (1/s)の値を有するモデルをフロントサイド・モデルとした。モデル航空機の変性を変えずにBSPのみを変更した上記二つのモデル・システムの導出手法については付録Aに述べる。なお、ここではエレベータ入力に対する定常値応答に注目したモデルフォロ性能の問題であるから高ゲイン θ -closureの一つであるRSS²姿勢制御方式¹¹⁾をモデルに適用することによって長周期モードを抑えたモデルとした。この姿勢制御方式は M_u 及び M_a を零とし、 M_q 及び M_θ を調節してシステムに所望の安定性を与えることができる制御方式である。RSS²化によってピッチング・モーメントに関する安定微係数を変更してもバックサイド特性が変わらないことは第3.2項で述べた。この二つのモデルの特性(モデル航空機特性との変更分)を表3に示す。伝達関

数の分子に関してはBSPを所望の値とした以外は基にした航空機の変性であり、分母はRSS²化することによって長周期モードが消滅し、その根は $1/T_{\theta 1}$ 及び $1/T_{\theta 2}$ になる。短周期モードは指定した値になっている。

5.2 モデルの相対次数

VSRAの制御則は入力に対する出力応答の立ち上がりを利用してモデルフォロを実現しようとするものである。システム構成に当っては、入力に対して時間的に何回積分した後に出力応答が現れるか、また、どの入力要素によってどの出力が励振されるか、を知ることが重要である。これらを表すのが s の多項式から成る各出力の伝達関数の分子、分母の次数差(相対次数 σ)である。また、モデルの相対次数 σ_m がプラントのそれより小さくはいけない。(7)、(8)式のモデルの相対次数は

$$\sigma_{um} = 2, \quad \sigma_{\gamma m} = 3, \quad \sigma_{\theta m} = 2 \quad (9a)$$

である。

文献5)に従って B_m^* を求めれば、

$$B_m^* = \begin{bmatrix} C_{um} A_m B_m \\ C_{\gamma m} A_m^2 B_m \\ C_{\theta m} A_m B_m \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} x_{\tau m} H_{\delta tm} & 0 \\ -Z_{um} x_{\tau m} H_{\delta tm} / U_{0m} - Z_{um} M_{\delta em} & \\ 0 & M_{\delta em} \end{bmatrix} \quad (9b)$$

となる。

(9a, b) 式で示すように u_m は δ_{tm} 入力の 2 回の積分で, γ_m は δ_{tm} あるいは δ_{em} の 3 回の積分で, また θ_m は δ_{em} 入力の 2 回の積分で, それぞれ励起される。

5.3 プラントの伝送零

モデルフォロ・システムの安定性を支配するプラントの伝送零は(6)式に対するラプラス演算子 s についての多項式

$$\Psi(s) \triangleq \begin{vmatrix} sI - A & B \\ -C & 0 \end{vmatrix} \quad (10a)$$

の根として定義される。この根が s の右半平面に存在すると出力誤差のダイナミクスが不安定となりモデルフォロ誤差が発散する。DLC フラップを用いたプラントでは(6), (10a) 式から,

$$\Psi(s) = -(M_{\delta e} H_{\delta fc} Z_{\delta f} H_{\delta t} x_{\tau} / U_0) (s - H_{\mu}) \quad (10b)$$

が導かれ, (10b) = 0 とした時の根 $s = H_{\mu}$ ($= -14.5$) < 0 であって, 伝送零が s の左半平面に 1 個存在するが誤差ダイナミクスに対する寄与は安定であり, しかも原点から十分離れているので実用上は無視できる。

5.4 プラントの相対次数

プラントの各出力に対する伝達関数の相対次数 (σ) もモデルの場合と同様に導くことができる。

$$\sigma_u = 2, \quad \sigma_{\gamma} = 2, \quad \sigma_{\theta} = 2 \quad (11a)$$

であり, これを行列 B^* で表せば,

$$B^* = \begin{bmatrix} C_u A B \\ C_{\gamma} A B \\ C_{\theta} A B \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} x_{\tau} H_{\delta t} & x_{\delta f} H_{\delta fc} & 0 \\ 0 & -Z_{\delta f} H_{\delta fc} / U_0 & 0 \\ 0 & 0 & M_{\delta e} \end{bmatrix} \quad (11b)$$

である。

(11a) 式で示すようにプラントの相対次数の総計は $\sigma = \sigma_u + \sigma_{\gamma} + \sigma_{\theta} = 6$ であり, モデルのそれは(9a) 式より $\sigma_m = \sigma_{um} + \sigma_{\gamma m} + \sigma_{\theta m} = 7$ で, $\sigma < \sigma_m$ なる健全なモデルフォロ・システムである。

5.5 制御則

モデルフォロ・システムの制御則は次式で与えられる⁵⁾。

$$\delta = -K_x x + K_{xm} x_m + K_{\delta m} \delta_m \quad (12a)$$

ここに,

$$K_x = B^{*-1} (A^* + KM) \quad (12b)$$

$$K_{xm} = B^{*-1} (A_m^* + KM_m) \quad (12c)$$

$$K_{\delta m} = B^{*-1} B_m^* \quad (12d)$$

ただし

$$A^* = \begin{bmatrix} C_u A^2 \\ C_{\gamma} A^2 \\ C_{\theta} A^2 \end{bmatrix} \quad A_m^* = \begin{bmatrix} C_{um} A_m^2 \\ C_{\gamma m} A_m^2 \\ C_{\theta m} A_m^2 \end{bmatrix} \quad (12e)$$

であり, また,

$$M = \begin{bmatrix} C_u \\ C_u A \\ C_{\gamma} \\ C_{\gamma} A \\ C_{\theta} \\ C_{\theta} A \end{bmatrix} \quad M_m = \begin{bmatrix} C_{um} \\ C_{um} A_m \\ C_{\gamma m} \\ C_{\gamma m} A_m \\ C_{\theta m} \\ C_{\theta m} A_m \end{bmatrix} \quad (12f)$$

である。

(12b, c) 式における K はシステムの安定性を

決定する誤差ダイナミクスのパラメータ行列で、設計者がその安定性を配慮しつつ任意に指定することができる。Kを指定すればフィードバック・ゲイン K_x 及びフィードフォワード・ゲイン K_{xm} は(12b, c)式により一義的に決まる。また、Kを与える代わりにプラントの閉ループ特性に注目してフィードバック・ゲイン K_x を与えて、(12b)式からKを導き、 K_{xm} を決めることもできる。ここではモデルの突風応答の模擬は行わないのでプラント閉ループの突風応答を極力抑えることを配慮した K_x を選ぶ事ができる後者の方法を用いた。非線形要素を有するDLCフラップ系¹⁾やスロットルー・推力系⁹⁾を閉ループに入れることを避けてエレベータへのフィードバックのみで閉ループを構成した。 K_x を

$$K_x = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{eq} & K_{e\theta} & 0 & K_{e\mu} & 0 \end{bmatrix} \quad (13a)$$

と与えれば、(12b)式よりKは

$$K = (B^*K_x - A^*)M^{-1} \quad (13b)$$

として求めることができる。ただし、プラントに伝送零が一個存在するために(13b)式のMは正方行列とはならない(6×7)ので疑似逆行列

(Pseudo Inverse), $M^T(MM^T)^{-1}$ をMの逆行列 M^{-1} に代用した。Kが決まれば(12c)式、及び(12d)式から K_{xm} 及び $K_{\delta m}$ 決まる。

(13a)式のフィードバック・ゲインを与えることはプラントの閉ループの特性を決定するだけでなく、伝送零が無い場合にはモデルフォロ誤差の収束特性を表す誤差ダイナミクスも一義的に決まってしまう⁵⁾。誤差ダイナミクスから見ればより敏速な収束特性が要求されるがそのために閉ループを硬くし過ぎると突風応答が敏感になる⁶⁾。従って、適正な'硬さ'をもった閉ループを構成するようにゲインを選定することが重要である。

ここで選定したエレベータへのフィードバック・ゲイン K_{eq} , $K_{e\theta}$ 及び $K_{e\mu}$ による閉ループの根軌跡とエレベータの伝達関数の零点の配置を図2に示す。 K_{eq} 及び $K_{e\theta}$ を調節して原型機の長周期極を実軸に移動させ、短周期モードは減衰を増やすだけにした。エレベータへのフィードバックによってその零点は変わらないことは既に述べた。なお、フィードバック・ゲイン $K_{e\mu}$ (= $M_\mu/M_{\delta e}$)はDLCフラップによる縦揺れモーメントを抑えるために付与したものである。

5.6 モデル・フォロ・システム

これまで述べた構成要素をまとめるとモデルフォ

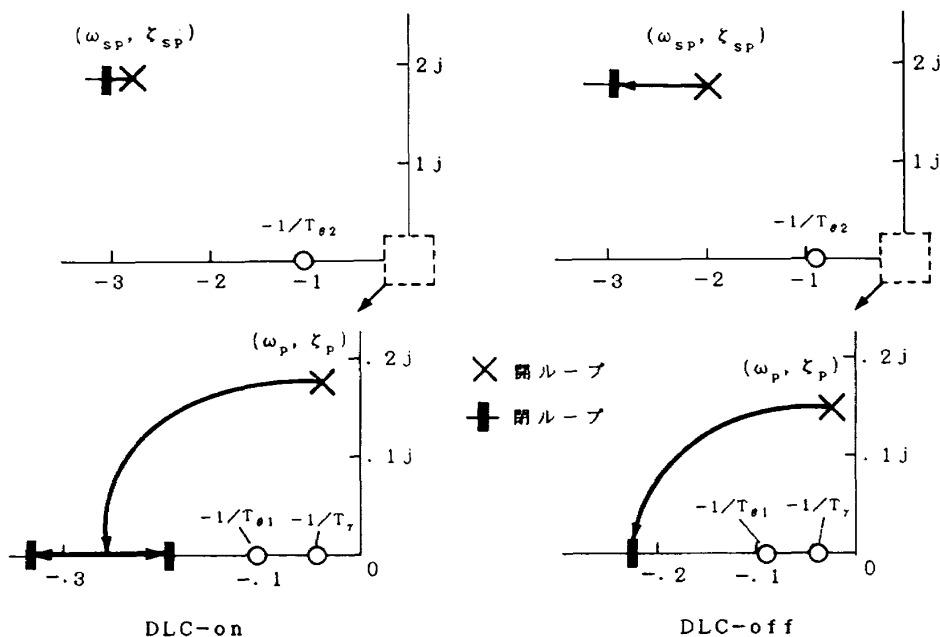


図2 プラントの根軌跡

ロ・システムは (5 a) 式に制御則, (12 a) 式を代入してできるプラント閉ループのダイナミクスに前向きコマンドを加えたものと, 模擬すべきモデルの運動方程式 (7 a) 式とで記述できる。

$$\dot{x} = A_c x + BK_{x_m} x_m + BK_{\delta_m} \delta_m ; x_0 \quad (14 a)$$

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m \delta_m ; x_{m0} = 0 \quad (14 b)$$

ここに $A_c = A - BK_x$ はプラントの閉ループを表す行列である。そしてモデルフォロ誤差 ε は

$$\varepsilon = y - y_m = C_x x - C_m x_m \quad (14 c)$$

として表すことができる。このモデルフォロ・システムの構成ブロックを図3に示す。

(14a, b) 式からなるシステムは任意の操舵入力に対し (14c) 式の $\varepsilon = 0$ となるように構成されている。従って, (14a, b) 式をラプラス変換して得られる D_m に対するシステム出力の伝達関数 Y/D_m はモデルの伝達関数 Y_m/D_m に一致する。このシステムにおける伝達関数 (θ/δ_{em}) の分子の値を表4に示す。フロントサイド及びバックサイド両モデルの値が修正モデルの値 (表3)

に一致していることが解る。

6. DLC フラップを使わないシステム

ここまではプラントが3個の独立した入力を有するモデルフォロ・システムの構成について述べた。第3章で検討したごとく DLC を使わずに2入力 (δ_e, δ_t) だけでバックサイド・モデルのシミュレーションを行うとモデルとプラントの間にどれほどの矛盾が生ずるかを VSRA を使った実際のシステムで検討する。

DLC フラップ無しのプラントの線形モデルも周波数応答法によって正確に同定されている⁹⁾。ゲイン計算用のプラント・モデル (このプラント・モデルを使った VSRA システムを DLC-off システムと呼ぶ) は第4章の運動方程式及び出力方程式 (5 a, b) 式において状態量及び制御入力を $x = (u_a, w_a, q, \theta, \tau)^T, \delta = (\delta_t, \delta_e)^T$ とし, 突風入力を $\xi = (u_g, w_g)^T$ とする。そして $x_q = x_q = Z_{\delta_e} = Z_{\delta_e} = 0, \gamma_0 = 0$ を仮定した A, B 及び G は(6)式から DLC フラップに関するパラメータを削除した次式で表される。

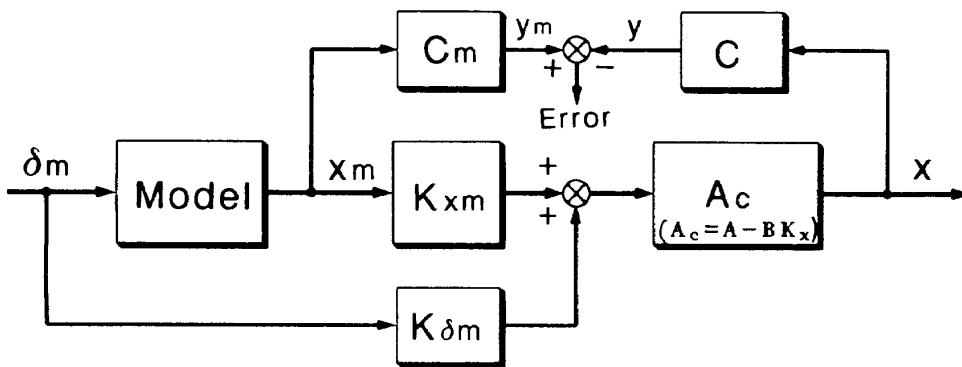


図3 モデルフォロ・システムのブロック図

表4 モデルフォロ・マッチング誤差の比較 [エレベータ伝達関数 ($\Theta(s)/\Delta_{em}(s)$)]

$$N_{\delta_m}^\theta(s) = A_\theta (s+1/T_{\theta 1}) (s+1/T_{\theta 2})$$

DLC フラップ	モデル	フロントサイド	バックサイド
DLC-on		-1.64 (s+0.0882) (s+0.744)	
DLC-off		-1.31 (s+0.103) (s+0.97)	-1.31 (s+0.0013) (s+0.97)

$$A = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g & X_\tau \\ Z_u & Z_w & U_0 & 0 & Z_\tau \\ M_u & M_w & M_q & 0 & M_\tau \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & H_\tau \end{bmatrix} \quad (15a)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & M_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ H_{\delta_t} & 0 \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & -1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15b)$$

追従すべき出力に対気速度 u_a , 対気経路角 γ_a を選んだ時の出力行列 C は

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15c)$$

となる。

伝送零は $\Psi(s) = M_{\delta_e} H_{\delta_t} \{x_\tau (Z_w - \theta_0 g / U_0) - Z_\tau (x_w - g / U_0)\} \neq 0$ であり、このシステムでは伝送零は存在しないので相対的次数は $\sigma_u = 2$, $\sigma_\gamma = 3$ となる。従って B^* は

$$B^* = \begin{bmatrix} C_u A B \\ C_\gamma A^2 B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_\tau H_{\delta_t} & 0 \\ -X_\tau H_{\delta_t} Z_u / U_0 - Z_w M_{\delta_e} \end{bmatrix} \quad (16)$$

と表すことができる。

モデルの相対次数は (9a) 式で σ_{θ_m} を削除した $\sigma_{u_m} = 2$, $\sigma_{\gamma_m} = 3$ であり、プラントの相対次数に一致する ($\sigma = \sigma_m$)。なお、 B_m^* は (9b) 式の第3行を削除した行列として記述できる。

このモデルフォロ・システムもまた (14a, b, c) 式で、制御則 (12a) 式によって記述できる。ただし、フィードバック・ゲインは

$$K_x = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_{eq} & K_{e\theta} & 0 \end{bmatrix} \quad (17)$$

とする。DLC-on システムの場合と同一のフィードバック・ゲイン K_{eq} , $K_{e\theta}$ を与えてその他のシステム・ゲインを決めた。このシステムにおけるフロントサイド及びバックサイド、両モデルのエレベータ入力 δ_{em} に対する θ の伝達関数 ($\theta /$

δ_{em}) のダイナミック・ゲインと零を表4に並記した。

モデル単独の操舵応答の伝達特性を表した表3と比較するとDLC-off システムによるバックサイド・モデルのモデルフォロではモデルとの不一致が見られる。特に低周波の零点 $1/T_{\theta 1}$ の値が著しく違うことがわかる。これに反し、フロントサイド・モデルではモデルとの差はあるがそれ程顕著でない。モデルがプラントの特性に似ている場合 (フロントサイド・モデル) にはDLCを用いないことの影響が小さいことがわかる。

DLC-off システムによるバックサイド・モデルのモデルフォロであってもマッチングを要求した出力 (u_a, γ_a) に対する伝達関係 ($u_a / \delta_{em}, \gamma_a / \delta_{em}$) は厳密にモデルのものに一致することは言うまでもない。

7. 飛行データによるモデルフォロの評価

7.1 飛行実験

これまで述べたモデルフォロ・システムの違いによるモデルフォロ性能を実証するための飛行実験を行った。二つのモデル (フロントサイド及びバックサイド) 各々に対してDLCを使った場合 (DLC-on) とDLCを使わない場合 (DLC-off) のモデルフォロ実験データからモデルフォロ性能を比較する。

二つのモデルとDLC (on, off) システムの組み合わせによる四つの実験ケースを表5に示す。実験は飛行速度 IAS = 120mph (= 53.6m/s) にトリムした後、システムをエンゲージし、模擬操縦コラムをステップ状に入力する。過渡応答後、機体が十分に落ちつく (定常状態) までコラムを保持する。この間スロットル・レバーはトリム時のままである (パワー入力無し)。定常状態を確認してシステムをディス・エンゲージする。各ケースについてこの手順を繰り返す。

トリム状態からディス・エンゲージまでの操舵量及び状態量の外に加速度、気圧高度、ドップラ・レーダによる対地速度等の突風推定に必要なセンサ・データもデジタル (サンプリング・タイム 0.08sec, 加速度データには高い周波数成分が含

表5 マッチング出力と試験ケース

モデル DLC フラップ	フロントサイド	バックサイド
DLC-on	u_a, γ_a, θ	u_a, γ_a, θ
DLC-off	u_a, γ_a	u_a, γ_a

まれるので、0.04sec) ・データレコーダに記録した。また、機上計算機によるモデルの運動演算の結果も記録した。

7. 2 飛行データの処理と結果

航空機の運動を理想的なトリム状態のまわりに線形化した運動方程式で表し、プラントの出力とモデルの出力の差 (モデルフォロ誤差) を指定した誤差ダイナミクスの下に完全に零になるようにシステムが構成されている。ところが実際の飛行試験では完全なトリム状態をつくることができず、不完全なトリム状態 (オフ・トリム) のままシステムがエンゲージされるために、そのオフ・トリムがプラント閉ループへのステップ入力となり、

その応答がプラントの状態量に付加される。また、ここでは無風状態の下でのモデルフォロを前提にシステムを構成しているが実際の環境下では無風状態は仮定できず、プラント閉ループの突風応答成分も状態量に含まれる。これらの状態量はそのまま計測記録される。従って、飛行記録データを再生する際にはオフ・トリムの応答成分及び突風応答成分をプラントの状態量から除去する必要がある。その手法は既に確立されている^{6), 12)}。突風成分 (u_g, w_g) は対気速度と慣性速度の差として推定できる。慣性速度の水平及び垂直成分はドップラ・レーダ及び気圧高度データを平滑処理したものと他の慣性データ (加速度, ジャイロ) とにカルマン・フィルタ手法を用いて推定でき

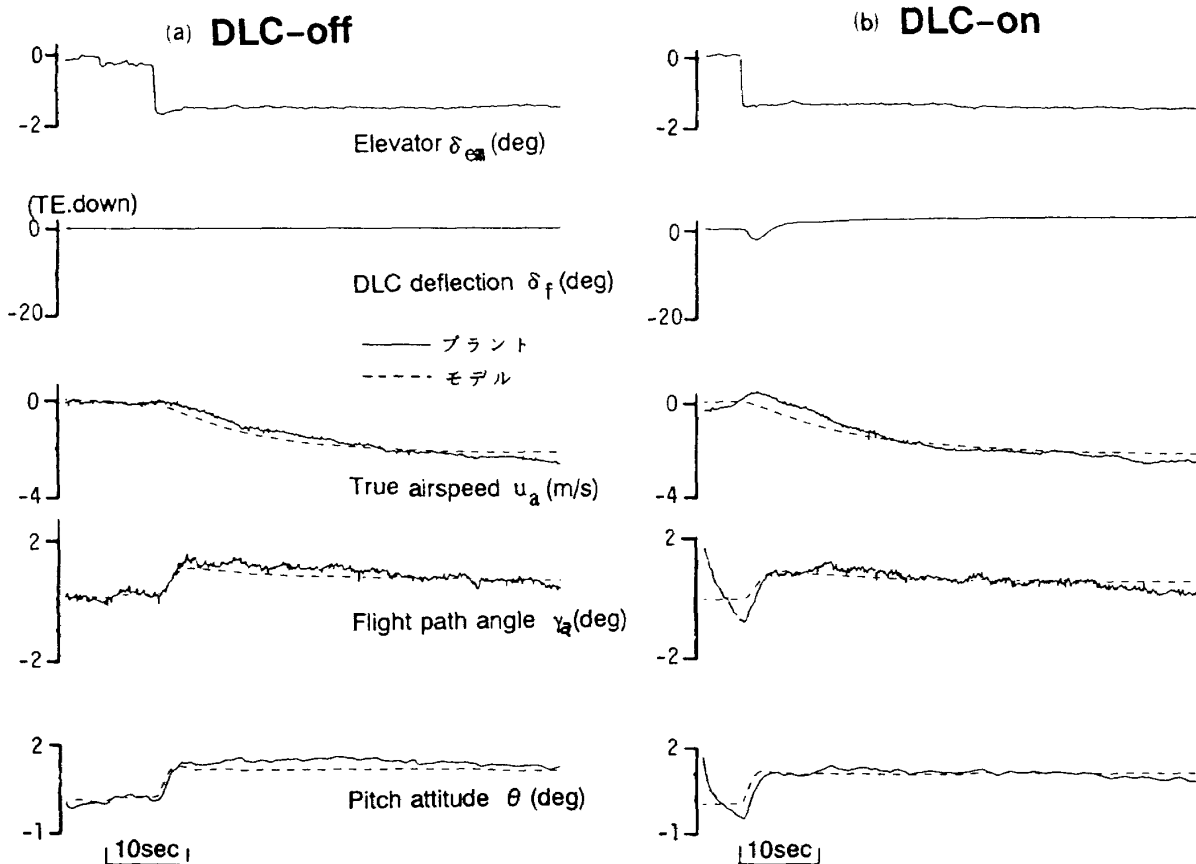


図4 飛行データ フロントサイド・モデル (BSP = 0.05) のモデルフォロ (δ_e 入力)

る¹²⁾。推定した突風を用いてプラント閉ループの突風成分を計算し、計測された状態量を補正した。

オフ・トリムについては文献⁶⁾に基づき計測データを補正した。

フロントサイド・モデルに対する飛行実験結果を図4 (a), (b)に示す。(a)はDLCを使わない(DLC-off)システムで対気速度 u_a 、対気経路角 γ_a を追従させたモデルフォロ結果である。上段からエレベータ操舵入力、DLCフラップ舵角(不作動)、3段目からがそれに対する機体応答で u_a 、 γ_a 及び姿勢角 θ である。破線は上段のエレベータのステップ状入力に対して(7a, b)式に基づいて計算されたモデルの出力である。モデルがRSS²化されているためにエレベータのステップ状(引き舵)操舵入力に対し θ が長周期振動なしに即応(頭上げ)する。そして u_a が減少し、 γ_a が増加する、いわゆるフロントサイドにおける飛行である。実線が計測されたプラントの状態量に上に述べたオフ・トリム並びに突風に対する補正を施したものである。 θ のマッチングを要求

できなかったにもかかわらずその誤差が少ないのはモデル、プラント共にフロントサイドであり、伝達関数(θ/δ_e)が比較的似ているためである。図4 (b)は同一モデルをDLCフラップを使って(DLC-on) u_a 、 γ_a に加え θ も追従させた実験例である。当然のこととして θ に対してもよいモデル・フォロ特性が見られるが、これはDLCフラップの僅かな制御量で達成されている。モデルがフロントサイドであってもDLCフラップを使うことによって完全なモデルフォロができることが解る。また、フロントサイド・モデルに対してはDLCフラップを使わなくともモデルフォロが可能である。ただし、積極的に合わせる事ができなかった状態量(α 、 θ)にある程度の誤差が含まれることを覚悟しなければならない。図5 (a), (b)はバックサイドモデルに対するモデルフォロの実験例である。図5 (a)がDLC-offシステムによる場合である。モデルの姿勢系がRSS²化されているためにエレベータの引き舵のステップ入力による θ_m の応答及び u_a の減速応

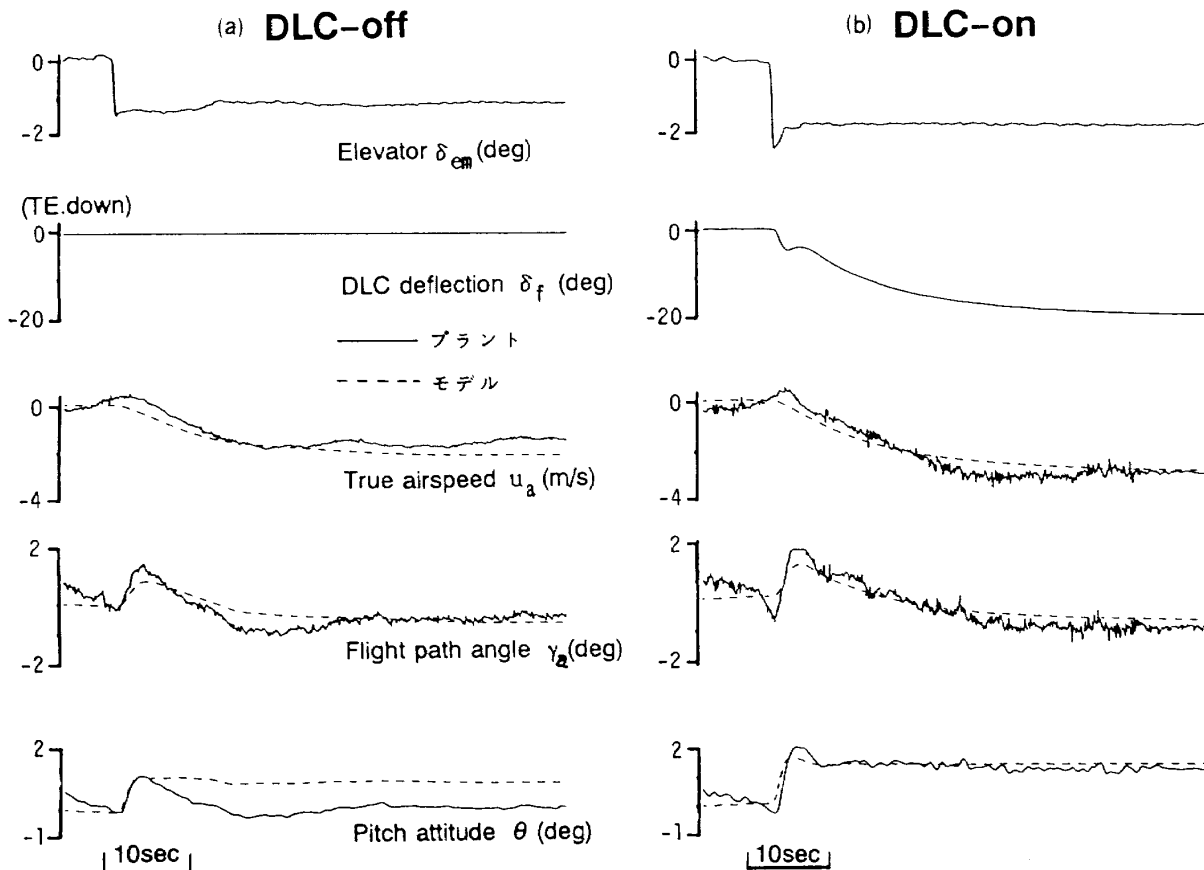


図5 飛行データ バックサイド・モデル (BSP = -0.05) のモデルフォロ (δ_e 入力)

答は図4のフロントサイド・モデルの場合と同じであるが、定常値として γ_a が減少する、いわゆるバックサイドにおける飛行である。ここで注目すべきことは、プラントの姿勢角 θ の定常値（ほぼ 0° ）がモデルと違っているだけでなく θ に対する u_a の定常値応答 $(u_a/\theta)_{ss}$ がモデルのものと大きく異なっていることである。表4に示した伝達関係 (θ/δ_{em}) のモデルとの違いがこのような θ の状態量の差として現れる。一方、図5(b)はDLCを使ったシステム(DLC-on)で u_a 、 γ_a 、 θ をマッチングさせた結果である。DLCフラップを大きく使うことによって良いマッチング結果が得られている。DLCフラップをパイロットが直接制御することはできないように構成してあるがパイロットによるエレベータのステップ状入力によって励振されたモデルの状態量に(12a)式の制御則に基づき、フィードフォワード・ゲインを掛け合わせることによってその制御コマンドは作れる。

結局、DLCフラップを使うことによって初めて満足の行くバックサイド・モデルのモデルフォロが達成できることが実証された。

7.3 バックサイドモデルの模擬着陸進入実験

7.2章ではエレベータのステップ状入力による出力応答のモデルフォロ実験からDLCフラップを使うことによりバックサイド・モデルのモデルフォロが遂行できることが確認できた。さらに一般入力によるモデルフォロ性能を確認するために

IFR 模擬進入実験を行った。パイロットには対気速度 IAS = 120mph (=53.6m/s) を保持したまま $\gamma_0 = -1.5^\circ$ の経路を保持する課題を与えた。この模擬進入は上空に図6に示す基準経路(実線)を設定して行われた。基準経路との偏差はDME信号と気圧高度信号を主とした慣性データを用いて推定した航空機の位置から演算され、ADIのGSポイントの動きとして指示される¹²⁾。対気速度の保持には通常対気速度計の指示を利用した。図7に飛行データを示す。上から3段目までがシステムへの操舵入力 $(\delta_{em}, \delta_{tm}, \delta_f)$ である。4段目からがプラント(実線)及びモデル(破線)の状態量、そして最下段は気圧高度7,000ft (=2,135m)からの差分である。プラントの状態量には7.2章で述べた突風及びオフ・トリム成分の補正が施されている。経過時間 $t = 35$ sec 近傍でDLCフラップがコマンド・レベル・リミッタで抑えられ、その結果モデルフォロ性能を低下させているが、全体としてはモデルとの一致の程度はよい。パイロットはスロットルで径路を、エレベータで飛行速度の制御を試みたはずであるが径路及び速度保持がうまくなされていない。特に速度に周期的な変動(最大で約5m/s)がみられる。バックサイドにおける操縦の難しさが窺える。

8. 結 論

速度-抵抗曲線のフロントサイドで飛行するイン・フライト・シミュレータを用いて、バックサイドで飛行する航空機(バックサイド・モデル)

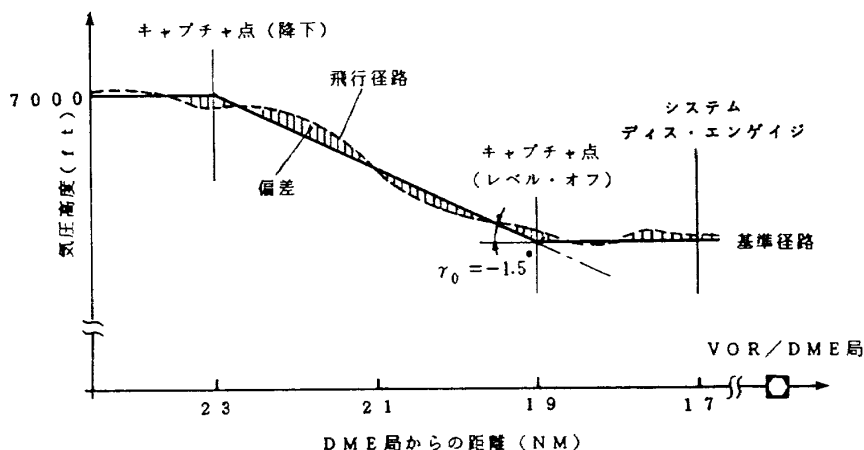


図6 基準経路と飛行径路偏差

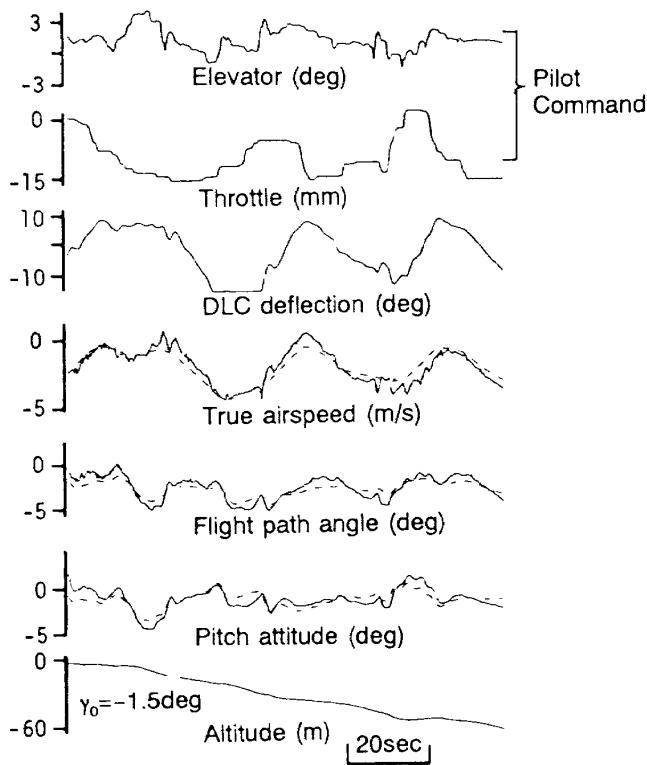


図7 模擬進入実験 バックサイド・モデル
(BSP = -0.05) のモデルフォロ

の運動を模擬する際に、DLCがモデルフォロ性能に及ぼす効果について解析的な検討を行った。さらに、直接揚力制御装置としてDLCフラップが装着されているVSRAを使ったイン・フライト・シミュレーション試験によって上記検討結果を飛行実証した。なお、飛行試験に先立って、DLCフラップを使ったシステムと使わないシステムによるモデルフォロ特性の相違を比較検討した。その結果は次の通りである。

バックサイド・モデルのシミュレーションにはDLCが不可欠の制御入力装置である。また、フロントサイド・モデルに対してはDLCは必須のものではないが、それを使うことによって、より完全なモデルフォロが実現できことが実証された。

謝 辞

本、報告書の作成に当たっては古茂田真幸 都立科学技術大学教授並びに川幡長勝 日本大学教授に御指導戴いた。ここに付記し、謝意を表す。

参 考 文 献

- 1) 塚野雄吉, 小野孝次, 石川和敏: VSRA / DLCフラップ系の安定・操縦微係の同定, 航空宇宙技術研究所報告, TR-1116 (1991).
- 2) 石川和敏, 小野孝次, 塚野雄吉: 可変安定応答実験機のDLCシステムモニタについて, 航空宇宙技術研究所資料, TM-607 (1989).
- 3) Asseo, S. J., : Application of Optimal control to Perfect Model Following, AIAA J. Aircraft, Vol. 7 No. 7, (Jul. - Aug., 1970).
- 4) D. Hanke, J. M. Bauschat, H. H. Lange, H. Heutger : In-Flight Simulator ATTAS-System Design and Capability, Proceedings of D GLR-91-05, In-Flight Simulation for The 90's, Federal Republic of Germany (Jul. 1 - 3, 1991).
- 5) 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).
- 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 (I) VSRAの構成と飛行実験, 日本航空宇宙学会誌, 第31巻, 第349号 (1982).
- 7) Mary F. Shafer : In-Flight Simulation at The NASA Dryden Flight Research Facility, AIAA-91-2916-CP, Aug. 12-14, 1991 / New Orleans, Louisiana.
- 8) Tsukano, y., Kawahata, N., Komoda, M., Inagaki, T. : In-Flight Simulation of Back-side Operating Models Using Direct Lift Controller, Proceedings of International Pacific Air & Space Technology Conference and 29th Aircraft Gifu, Japan, No.912069 (Oct. 7 - 11, 1991).
- 9) 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) 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 (1982).
- 10) Flying Qualities of Piloted Airplanes,

MIL-F-8785B (ASG) (1969).

- 11) Komoda, M., Kawahata, N., Tsukano, Y., Ono, T., : Proposal and Flight Evaluation of a New Pitch-Mode Decoupling System, AIAA J. Guidance, Control and Dynamics, Vol.13, No.6 (Nov.-Dec., 1990).
- 12) 小野孝次, 古成田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉: 基準径路設定/突風検出装置の試作と飛行実験による評価, 航空宇宙技術研究所報告, TR-908 (1986).

付録 修正モデルの導出

原型モデル・システムを基に BSP のみを任意の値に変更したモデル・システム (修正モデルと呼ぶ) の導出手法について述べる。

原型モデルの運動方程式および出力方程式を

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m \delta_m ; x_{m0} \quad (A1)$$

$$y_m = C_m x_m \quad (A2)$$

モデルの状態量を $x_m = (u_{am}, W_{am}, q_m, \theta_m, \tau_m)^T$ とし, 入力を $\delta_m = (\delta_{em}, \delta_{tm})^T$ とする。出力に $y_m = (u_{am}, \gamma_{am}, \theta_m)^T$ を選んだ時の出力行列は

$$C_m = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_{0m} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (A3)$$

となる。

今, (A4) 式のモデル・システムを仮定する。

$$(A_m, b_{em}, C_m^+) \quad (A4)$$

ここに, b_{em} はエレベータ入力に対するもので, B_m 要素の第 2 列から成る列ベクトル

$b_{em} = (0 \ 0 \ M \delta_{em} \ 0 \ 0)^T$ である。また, y_m^+ の定義, C_m^+ は行列 C_m に第 3 行及び 5 行を追加した正方行列で,

$$C_m^+ = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1/U_{0m} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (A5)$$

とする。

このシステムの δ_{em} から見た伝達関数 (Y_m^+ / Δ_{em}) は

$$(Y_m^+ / \Delta_{em}) = C_m^+ (sI - A_m)^{-1} b_{em} \quad (A6)$$

として与えられる。

正則変換行列 T_m を用いて (A_m, b_m, C_m^+) を可変位相正準形 ($\hat{A}_m, \hat{b}_m, \hat{C}_m^+$) に変換すれば, (A6) 式は次のように記述できる。

$$(Y_m^+ / \Delta_{em}) = \hat{C}_m^+ (sI - \hat{A}_m)^{-1} \hat{b}_{em} \quad (A7)$$

ここに, $\hat{A}_m = T_m^{-1} A_m T_m, \hat{b}_{em} = T_m^{-1} b_{em}, \hat{C}_m^+ = C_m T_m$ である。(A7) 式の第 2 行は伝達関数 (Γ_m / Δ_{em}) を記述したものであり, その分子の多項式の係数は \hat{C}_m^+ の第 2 行と一致する。この分子の多項式を BSP を因数として括り出せば

$$(s+1/T_{\gamma m}) (\beta_2 s^2 + \beta_1 s + \beta_0) \quad (A8)$$

と記述できる。

ここで, 所望の BSP, $1/T_{\gamma m}'$ を原型モデルの $1/T_{\gamma m}$ と置き換え, $\beta_2, \beta_1, \beta_0$ を元のままとした分子の多項式

$$(s+1/T_{\gamma m}') (\beta_2 s^2 + \beta_1 s + \beta_0) \quad (A9)$$

を定めることができる。(A9) 式で定められる多項式の係数を用いて \hat{C}_m^+ の第 2 行のみを入れ換えた新たな $\hat{C}_m^{+'}$ を作り, 新しい変換行列 T_m' を

$$T_m' = (C_m)^{-1} \hat{C}_m^{+'} \quad (A10)$$

として得ることができる。この変換マトリクス T_m' を用いて指定した BSP を有する修正モデル (A_m', b_m') は

$$A_m' = T_m' \hat{A}_m (T_m')^{-1}, b_{em}' = T_m' \hat{b}_{em} \quad (A11)$$

として求めることができる。

航空宇宙技術研究所報告1152号

平成4年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17
