航空機の縦の多重ループ制御*1

古 茂 田 真 幸*2

Key Words: Aircraft, Multiple Loop Control, Longitudinal Mode

ま え が き

航空機を操縦するパイロットは、人間・機械系の一部として制御だけでなく、認識や意志決定などのマネージメントを行う¹⁾。マネージメントは系全体に係わる事項であるから、元来多次元的であり、ヒエラルキのより高い部分と考えられる。また制御機能にはクロスオーバー・モデル²⁾が説明しようとする定常・線形系に対する連続制御素子としてのもののほか、定点への着陸のような非定常・非線形な最適制御素子としての機能も含まれる。本稿では2入力・2出力の定常・線形な制御に注目する。パイロットが1つのループを閉じたとき、カップリング・ニューメレータを介して第2のループの特性が受ける影響を考慮し、飛行試験の結果を参照しながら多重ループを制御しているパイロットの制御動作を考察する。横・方向モードの制御と同じく、昇降舵・スロットルによる速度・経路角（あるいは高度）の制御は典型的な2入力・2出力の問題であって、個々のループに注目した1入力・1出力の場合と別の次元の飛行性要求が考えられるべきであると思われる。着陸進入時の昇降舵・推力による速度・高度制御の問題で奇異におもわれるのは、高度制御に比べて速度の制御ループがあまり堅く閉じられないという理由でプラントの静的非干渉化が必ずしも得策でないといわれている^{3,4)}点である。実際、大気擾乱の下で地上座標に固定された誘導軌道に沿う精測進入を行うときには速度制御の優先度が必ずしも低いとは考えられない。また常識的には望ましいと考えられる操舵応答の非干渉化に不満があるとすればその理由も確かめておく必要がある。

1. 多 重 ル ー プ

パイロットのモデル化やパイロット・レイティングによる飛行性の評価は、非干渉化された単一の軸について、しかもその課題がある程度困難なときに妥当な結果を生じると考えられる。ここで「非干渉化された」とは、安定性や外乱抑制の目的でパイロットがある軸でフィードバック・ループを閉じた時、ほかの軸の動特性に予想外の影響を与えず、また他の軸から予想外の影響を受けないことを意味する。この点を詳しく見るために第1図で $F(s)$ が被制御要素である航空機、 $G(s)$ が制御要素であるパイロット（あるいは自動制御系でもよい）であり、それぞれが2入力・2出力のシステムを表す伝達関数行列

$$F(s)=[f_{lm}^*(s)]=N(s)/d(s),$$

$$G(s)=[g_{kl}^*(s)]=Q(s)/r(s) \quad (1)$$

で表されるとしよう。ただし m, n は $F(s)$ の出力、 k, l は $F(s)$ の入力の番号でそれぞれ1または2の何かとする。 $N(s), Q(s)$ は分子多項式行列

$$N(s)=\begin{bmatrix} n_1^1(s) & n_1^2(s) \\ n_2^1(s) & n_2^2(s) \end{bmatrix}, \quad Q(s)=\begin{bmatrix} q_1^1(s) & q_1^2(s) \\ q_2^1(s) & q_2^2(s) \end{bmatrix} \quad (2)$$

また $d(s), r(s)$ はそれぞれの伝達関数行列要素の分母の最小公倍多項式である。言うまでもなく、以下の議論は入力あるいは出力の順番をあらかじめ並べ変えておいてもそのまま成り立つ。コマンド入力を $\delta_c=(\delta_{1c}, \delta_{2c})^T=G(s)y_c(s)$ として、それから出力 $y(s)=(y_1, y_2)^T$ を見た閉ループ伝達関数は

$$y(s)=[I_2+F(s)G(s)]^{-1}F(s)\delta_c(s) \quad (3a)$$

である。また出力のコマンド $y_c(s)$ から見れば

$$y(s)=[I_2+F(s)G(s)]^{-1}F(s)G(s)y_c(s) \quad (3b)$$

著 者 紹 介

古茂田真幸 (正会員)

昭和6年生。東京都出身。昭和29年東京大学工学部応用物理学数理専修コース卒業。川崎航空機工業、航空宇宙技術研究所、NASA Ames研究所研究員、を経て現在都立科学技術大学工学部航空宇宙システム工学科教授。航技研イン・フライト・シミュレータを開発。専門は飛行力学と制御。AIAA, AHS会員。工学博士。

*1 平成3年10月7日、第29回飛行機シンポジウムにて講演。平成4年9月29日原稿受理 Multiple Loop Control of Pilot in Aircraft Longitudinal Mode

*2 東京都立科学技術大学航空宇宙システム工学科 Masaki KOMODA

第1図 閉ループ

である。以下では、 $G(s)$ のすべてのフィードバック・ループが存在すれば $[*]_{(1,2) \rightarrow (1,2)}$ と書き、二つのフィードバック $y_m \rightarrow \delta_i$, $y_n \rightarrow \delta_k$ があるときには $[*]_{m \rightarrow i, n \rightarrow k}$ と、また一つのループ $y_m \rightarrow \delta_k$ しかなければ $[*]_{m \rightarrow k}$ と書く、というようにフィードバック・ループの種類を下添字で表すことにする。

1.1 単一軸を閉じた場合 パイロットがある入力関係 $[y_1/\delta_1]$ だけに關心があつてそのループ $y_1 \rightarrow \delta_1$ のみを閉じた場合を考えれば、閉ループ伝達関数(3a)を個別に書いて

$$\begin{aligned} [y_m/\delta_{1c}]_{1-1} &= f_m^m(s)/[1+f_1^1(s)g_1^1(s)] \\ &= n_1^m(s)r(s)/[d(s)r(s)+n_1^1(s)q_1^1(s)] \\ &\quad ; m=1, 2 \end{aligned} \quad (4a)$$

$$\begin{aligned} [y_1/\delta_{2c}]_{1-1} &= f_2^2(s)/[1+f_1^1(s)g_1^1(s)] \\ &= n_2^1(s)r(s)/[d(s)r(s)+n_1^1(s)q_1^1(s)] \end{aligned} \quad (4b)$$

$$\begin{aligned} [y_2/\delta_{2c}]_{1-1} &= [f_2^2(s)+c(s)g_1^1(s)]/[1+f_1^1(s)g_1^1(s)] \\ &= [n_2^2(s)r(s)+\Psi(s)q_1^1(s)]/[d(s)r(s)+n_1^1(s)q_1^1(s)] \end{aligned} \quad (4c)$$

ただし $c(s)$ は

$$\begin{aligned} c(s) &= |F(s)| = f_1^1(s)f_2^2(s) - f_2^1(s)f_1^2(s) \\ &= \Psi(s)/d(s) \end{aligned} \quad (5)$$

で定義され、 $\Psi(s)$ は一般に s に関する高々 n 次の多項式である。(4)から以下がわかる：すなわち $y_1 \rightarrow \delta_1$ によって、(i)もちろん閉ループ特性根が $g_1^1(s)$ の分母 $r(s)$ ・分子 $q_1^1(s)$ に依存して変化する、(ii)フィードバックに関与した入力 $\delta_1(s)$ および出力 $y_1(s)$ が関係する閉ループ伝達関数分子は $(r(s)$ が加わる以外)変化しない、(iii)フィードバックに関与しなかった入出力 (y_2, δ_2) 間の伝達関数の分子が $(r(s)$ が加わる以外)に $\Psi(s)$ によって変化する。(i)、(ii)によってパイロットが $[y_1/\delta_1]$ の特性を改善するべくこのループを閉じたとすれば、その改善は特性根の変化によるものを期待したに違いない。もちろん極の移動の効果は(4)に見られるように $[y_1/\delta_1]$ 以外の伝達関数にも有効である。(5)の意味をしらべるためには $F(s)$ の最小次数の実現

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + [b_1, b_2]\delta(t); x(0)=0; \\ B &\triangleq [b_1, b_2] \end{aligned} \quad (6)$$

を考えるとわかり易い。ここで出力は $x(t)$ の最初の2成分としても一般性を失わないから

$$y(t) = \begin{bmatrix} c_1^T \\ c_2^T \end{bmatrix} x(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 \end{bmatrix} x(t);$$

$$C \triangleq \begin{bmatrix} c_1^T \\ c_2^T \end{bmatrix} \quad (7)$$

とする。 A は $n \times n$; b_1, b_2 はそれぞれ $n \times 1$; c_1^T, c_2^T はそれぞれ $1 \times n$ の次元を持つ。(6),(7)のラプラス変換をローゼンブロックの標準形⁵⁾

$$P(s) \triangleq \begin{bmatrix} sI_n - A & b_1 & b_2 \\ -c_1^T & 0 & 0 \\ -c_2^T & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

に書いて $F(s) = C(sI_n - A)^{-1}B$, $d(s) = |sI_n - A|$ を用いて計算すると

$$\Psi(s) \triangleq |P(s)| = d(s)|F(s)| \quad (9)$$

となり、(5)の第4辺が得られる。多項式 $\Psi(s)$ は $n_1^2(s) = n_2^1(s) = -n_2^2(s)$ のような記号を使ってカップリング・ニューメレータとも呼ばれる⁶⁾。 $\Psi(s)$ はこのシステムの伝送零を定める多項式であつて $(y_1(t), y_2(t))$ およびそれ以外の $x(t)$ の成分の)フィードバックに対しても、また R をクロス・フィードを表す行列として $\delta = R\delta_c$; $|R|=1$ のようなフィード・フォワードに対しても不変量である。カップリング・ニューメレータはしばしば多項式から定数に退化するが、伝達関数分子の定数項はステップ入力に対する定常値を支配するから、そのような場合でも一般にフィードバック・ループの存在が第2の軸に与える影響を無視することができない。

1.2 対角のループを閉じた場合 そこで第1のループ $y_1 \rightarrow \delta_1$ と同時に第2のループ $y_2 \rightarrow \delta_2$ を閉じた場合を考える。 $G(s)$ に対する第1の要求として、そのすべての要素があるときよりもその対角項のみで目的が満たされれば、パイロットにとって望ましいと考えることにする $[G(s)$ の対角化の要求]。今度も閉ループ伝達関数の各要素は(4)と同じく有理多項式の比として

$$[y_m/\delta_{kc}]_{1-1,2-2} = [a_k^m(s)]_{1-1,2-2}/[b(s)]_{1-1,2-2} \quad (10)$$

のように書くことができる。ただし

$$\begin{aligned} [a_k^m(s)]_{1-1,2-2} &= f_m^m(s) + c(s)g_k^k(s) \\ &\quad ; m=k=1, 2; n \neq m \\ &= f_k^m(s) \\ &\quad ; m=1, 2; k \neq m \end{aligned} \quad (11a)$$

$$\begin{aligned} [b(s)]_{1-1,2-2} &= [1+g_1^1(s)f_1^1(s)] \\ &\quad + g_2^2(s)[f_2^2(s)+c(s)g_1^1(s)] \end{aligned} \quad (11b)$$

である。(10),(11)からわかるように、(i)もちろん閉ループ極位置は二つのフィードバック要素 $g_1^1(s), g_2^2(s)$ に依存して変化する、(ii)二つのフィードバック・ループを形成するそれぞれの入出力の間の主要閉ループ伝達関数分子は $c(s)$ を介してもう一つのフィ

ードバック要素に依存して変化し、(iii) それ以外のクロスの入出力間の伝達関数分子は $(r(s))$ が含まれる以外には) ループを閉じたことの影響を受けない。上の(ii)項によれば、 $G(s)$ が対角化されていることがだけがパイロットにとって望ましいことではないことが予想される。すなわち、必要なフィードバック・ゲイン $g_l(s)$ の大きさはそのループに加わる外乱の大小や初期条件の大きさによって定まる筈であるが、その大小によって第2のループの被制御特性が変化し、また逆に第2ループのゲイン $g_2^2(s)$ によって第1の閉ループ特性が影響を蒙るのでは相変らず両者の間に干渉があることになるからである。そのような状態でパイロットの評価が得られたとすれば、それはあくまでも2入力・2出力の課題全体に対するものであって、第1あるいは第2の軸単独に関する評価と一致する保証はない。このことからパイロットにとって望ましい第2の条件は、二つのゲイン $g_l(s)$, $g_2^2(s)$ を互いに独立にえらぶことができること、すなわち [対角化されている $G(s)$ の非干渉化の要求] にあると考えられる。 $m=k$ の場合の(11a)に注目すれば、プラント $F(s)$ が少なくとも三角化、もしくは対角化、されていれば上の意味での非干渉化が実現できることがわかる。なぜなら、そのとき $f_2^1(s)f_1^2(s)=0$ であるから

$$c(s)=f_1^1(s)f_2^2(s) \quad (12)$$

であって、これを(11a)、(11b)に代入すれば $[a_m^m(s)]_{1-1,2-2}=f_m^m(s)[1+f_n^n(s)g_n^n(s)]$; $m=1, 2$; $n \neq m$ および $[b(s)]_{1-1,2-2}=[1+f_1^1(s)g_1^1(s)][1+f_2^2(s)g_2^2(s)]$ のように因数分解されてそれぞれのモードが消去された結果、非干渉化

$$[y_m/\delta_{mc}]_{1-1,2-2}=[y_m/\delta_{mc}]_{m-m}; m=1, 2 \quad (13)$$

が得られるからである。このとき(3b)に対応した閉ループ伝達関数は

$$\begin{aligned} [y_m/y_{mc}]_{1-1,2-2} &= [y_m/y_{mc}]_{m-m} \\ &= f_m^m(s)g_m^m(s)/[1+f_m^m(s)g_m^m(s)] \\ &; m=1, 2 \end{aligned} \quad (14a)$$

$$\begin{aligned} [y_m/y_{nc}]_{1-1,2-2} &= f_n^n(s)g_n^n(s) \\ &/[[1+f_1^1(s)g_1^1(s)][1+f_2^2(s)g_2^2(s)]] \\ &; m \neq n \end{aligned} \quad (14b)$$

である。(14b)は、閉ループの伝達関数行列(3b)が対角化されていることが望ましいというパイロットの第3の要求[閉ループ対角化の要求]を示唆している。折角ループを閉じた結果が、ある出力のコマンドが他の出力を生じてしまうようでは苦労の甲斐がないからである。この要求が満たされるためには(14b)から

$$f_2^1(s)=f_1^2(s)=0 \quad (15)$$

が成り立つしかない。この条件は実は(12)に対する十分条件となっている。このように考えると2入力・2

出力の $F(s)$ は、実質的に対角化されているのが望ましいという極めて常識的な結論に導かれる。

1.3 $G(s)$ のすべての要素を閉じる場合 (12)や(15)の条件が満たされていないときに $G(s)$ の対角要素だけで閉ループ対角化の要求を満たすことは不可能である。 $G(s)$ のすべての要素が存在するとき、煩雑さを厭わずに書けば(3b)は

$$[y_m(s)/y_{kc}(s)] \triangleq [a_m^m(s)]_{(1,2)-(1,2)}/[b(s)]_{(1,2)-(1,2)} \quad (16)$$

として

$$\begin{aligned} [a_m^m(s)]_{(1,2)-(1,2)} &= f_1^m(s)g_m^1(s) + f_2^m(s)g_m^2(s) + c(s)e(s) \\ &; m=k=1, 2 \\ &= f_1^m(s)g_k^1(s) + f_2^m(s)g_k^2(s) \\ &; m \neq k=1, 2 \end{aligned} \quad (17a)$$

$$\begin{aligned} [b(s)]_{(1,2)-(1,2)} &= [b(s)]_{1-1,2-2} \\ &+ f_2^1(s)g_1^2(s) + f_1^2(s)g_2^1(s) \\ &- g_2^1(s)g_1^2(s)c(s) \\ &= 1 + f_1^1(s)g_1^1(s) + f_2^2(s)g_2^2(s) \\ &+ f_1^2(s)g_2^1(s) + f_2^1(s)g_1^2(s) \\ &+ c(s)e(s) \end{aligned} \quad (17b)$$

ただし

$$e(s) \triangleq |G(s)| = g_1^1(s)g_2^2(s) - g_2^1(s)g_1^2(s) \quad (18)$$

である。(16)、(17)の意味は(10)、(11)と同様である。(17)、(18)は $G(s)$ の要素がすべて存在するとき、 $F(s)$ の各要素の良否を個別に pilot-in-the-loop の立場で判断しようとするのが無意味であることを示している。今度はしかし、 $G(s)$ の要素を調節して(17b)を望ましい形に保ちながら(17a)の非対角項($m \neq k$)を零にすることが可能となる。その代わり、 $G(s)$ の対角化や非干渉化は諦めざるを得ない

2. 縦のモード

2.1 内側モードと外側モード 普通の航空機の縦のモードでは、昇降舵による姿勢制御がまず行われ、それを基本として速度や経路角の制御が行われるといわれる。このときには、昇降舵入力による姿勢角の変化 θ_e が速度や経路角制御に対するコマンド入力になっているという意味で、 $[\theta_e/\delta_e]$ の制御は内側ループ、 $[u_a/\theta_e]$, $[\gamma/\theta_e]$ の制御は外側ループと呼ばれる。横・方向のモードにおいても、釣り合い旋回を前提とした横揺れ角制御と方位角の制御について同じ考え方ができる。縦のモードにおいて、高いフィードバック・ゲインによる「姿勢制御内側ループ」を前提とする考え方は、pilot-in-the-loop の立場で縦の制御を取り扱うときに便利である。実際にはこれと反する例証がある。即ち、固定座席シミュレータおよび実機飛行試験のデ

ータについて自己回帰モデルをあてはめてパイロットの伝達関数を同定した結果、昇降舵の手動操作による(自動安定を一切含まない)高度制御において、(i)姿勢制御のための内側ループが常に存在するとは限らない、(ii)内側ループなしに進み補償によって高度を直接制御する場合がある、(iii)内側姿勢制御ループがあるにしても必ずしも十分高いゲインは用いられていない、ことが指摘されている⁷⁾。

2.2 高いゲインの姿勢制御 (HGPC) 高いゲインの姿勢フィードバックは、推力入力に伴う自然な姿勢変化を抑圧してしまう等の理由によって必ずしも完全な市民権は与えられていない。しかし以下では上記のような内側/外側ループの考えから脱却するために、飛行制御装置によって高いゲインの姿勢フィードバック系が組み込まれていることを前提とする。これによって、姿勢と推力による速度と経路角(あるいは高度)の制御といういわば並列の2入力・2出力の制御に焦点を当てることができることを期待するのである。アプローチ以後の飛行を仮定して、線形な運動方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_a \\ \dot{\gamma} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -X_a & 0 & X_a - g \\ -Z_u/U_0 & Z_w & 0 & -Z_w \\ M_u & -M_a & M_q & M_a \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ \gamma \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_r & 0 \\ -Z_r/U_0 & 0 \\ M_r & M_{\delta_e} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r \\ \delta_e \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & -X_w \\ 0 & Z_w/U_0 \\ 0 & -M_w \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \end{bmatrix} \quad (19)$$

から出発する。ここで記号は標準のもの⁹⁾であって、特に u_a, γ, τ は対気速度、対地飛行経路角、および推力(あるいはスロットル位置)、また u_g, w_g は機体軸に沿う突風成分である。姿勢フィードバックの目的はまずフゴイド・モードの減衰を高めることにある。この目的には一般に極く低いゲイン k_δ^e で事足りる。これに反し $[\theta/\delta_e]$ の帯域幅を十分高め、内側ループとして機能させるためにはより高いゲインが必要となる⁹⁾。(19)では省略しているが、昇降舵サーボの動特性を含めて考えるとサーボの帯域幅が十分広くない限り、total-system-dampingが不足するためにゲイン k_δ^e を大きくするとシステムが不安定化し、 $[\theta/\delta_e]$ の帯域幅を広げる目的は達せられない。この対策としてサーボの応答が比較的遅くても、運動微係数 M_u, M_a 等が判明していれば

$$\delta_e = -(k_{\delta_a}^e u_a + k_{\delta_\alpha}^e \alpha_a + k_{\delta_r}^e r)$$

$$-k_\delta^e(T_q q + \theta) + \delta_{ec} \quad (20)$$

のように、適切なゲインをもって θ, q 以外の対気データ u_a, α_a 等をフィードバックに加えることにより十分高いゲインによる姿勢制御系と等価な系を作ることができる⁹⁾。この方法によって実質的に速度安定と迎え角安定とを消去することができるので RSS² (Relaxed Speed & Static Stability) と呼ぶ。この結果、等価的に $M_u = M_a = M_w = M_r = 0$ となった条件下では(19)の左下のブロックは消去され、

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_a \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -X_a \\ -Z_u/U_0 & Z_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_a - g & X_r \\ -Z_w & -Z_r/U_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \tau \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & -X_w \\ 0 & Z_w/U_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_g \\ w_g \end{bmatrix} \quad (21)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -2\zeta_\theta \omega_\theta & -\omega_\theta^2 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_\delta^e M_{\delta_e} \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ec} \quad (22)$$

のように連速二つのモードに三角化される。ただし $\omega_\theta^2 = k_\delta^e M_{\delta_e}$, $2\zeta_\theta \omega_\theta = k_\delta^e T_q M_{\delta_e} - M_q$ である。応答の十分速いサーボを用い、高いゲイン k_δ^e によるフィードバック $\delta_e = -k_\delta^e(T_q q + \theta) + \delta_{ec}$ を有する HGPC (High Gain Pitch Closure) では RSS² の場合と同様に $[\theta/\delta_e]$ には広い帯域幅 ω_θ が保証される。しかし RSS² では(22)から見られるように姿勢系は突風の励振を全く受けないのに反し、HGPC では姿勢の突風応答伝達関数の分子が不変だから k_δ^e が有限な限り、いくらかの突風応答が残る。この意味で、RSS² は無限にゲインの高い IHGPC (Infinitely High Gain Pitch Closure) と等価であって、縦の制御における一種の標準形と考えることができる。第2図に典型的な航空機の姿勢系の突風応答 $[U_0 \theta/u_g], [U_0 \theta/w_g]$ を原型、HGPC, RSS² について比較して示す。RSS² でもサーボの帯域幅以上の周波数領域では多少の突風応答が残るのは止むをえない。姿勢系に殆ど突風応答が生じない点は RSS² の利点である。

2.3 速度・経路角制御 姿勢系が堅く閉じられた結果、航空機の速度・経路角系の運動は質点として揚力・抗力・推力に支配される。第1表に(21)で与えられる伝達関数 $(u_a, U_0 \gamma)/(\theta, \tau, u_g, w_g)^T$ の近似を纏めて示す。表では $z_r \approx 0, |X_a| \ll g, 1/T_{\theta 2} \approx -Z_w, 1/T_{\theta 1} \approx -X_u + (Z_u/Z_w)X_w$ を仮定している。フィードバック(20) (HGPC でも同じ)によってこれら伝達関数の分母は原型の (θ/δ_e) の零を極として

$$d(s) = (s + 1/T_{\theta 1})(s + 1/T_{\theta 2}) \quad (23)$$

となっている。第2図には速度 u_a , 上昇率 $U_0 \gamma$ の突風応答をも比較してある。RSS², HGPC では姿勢系の突風応答が抑制された代償として、低周波域で

第2図 RSS²の突風応答 (実線: 原型, 鎖線: RSS², 破線: HGPC)

第1表 低周波モード伝達関数の近似 (RSS²)

分母	$d(s) = (s+1/T_{a1})(s+1/T_{e2})$	
分子	$n_{\theta}^{u_a}(s) = -g(s+1/T_{u0})$	$n_{\theta}^{u_{0\gamma}}(s) = -Z_a(s+1/T_{\gamma0})$
	$n_{\gamma}^{u_a}(s) = X_r(s+1/T_{ur})$	$n_{\gamma}^{u_{0\gamma}}(s) = -Z_u X_r$
	$n_{\theta}^{u_{0\gamma}}(s) = s(s+1/T_{e2})$	$n_{\theta}^{u_a}(s) = Z_us$
	$n_{\theta}^{u_a}(s) = -X_us$	$n_{\theta}^{u_{0\gamma}}(s) = Z_u(s+1/T_{e1})$

ただし $1/T_{u0} \approx 1/T_{ur} \approx 1/T_{e2}$

$[u_a/u_g]$ が, また中間周波域で $[U_0\gamma/w_g]$ がそれぞれ増大する。これは RSS² あるいは HGPC 特有の第1の欠陥と考えられる。特に低周波領域での $[u_a/u_g]$ の増大は以下に述べる制御入力のカross・カップリングとともに対気速度のふらつきの原因となる。第1表の $(u_a, U_0\gamma)$ の応答を原型と比較すると, カップリング・ニューメレータに関連して述べた理由によって, 推力 (スロットル) 入力による伝達関数分子が変化している。この状況を見るために, 第3図に (θ, τ) のステップ入力による $(u_a, U_0\gamma)$ の応答を原型と比較して示した。ただし応答はおおのの定常値で無次元化してある。当然の事ながら, 原型ではフゴイド減衰の不足によって渦巻きの収束が悪いのに反し, RSS² ではオーバシュートなしに定常値に近づく。1.1に述べたことによって, 姿勢コマンド θ_e に対する定常値の向き ϕ_e は姿勢フィードバックの有無によらない。これに反し推力コマンド τ_e に対する定常値の向き ϕ_t は姿勢フィードバックによって大幅に変化する。第1表を用いて計算すれば明らかなように, RSS² では

第3図 RSS²のステップ応答 (各点は1s刻み)

$$\tan(\phi_e) = -(U_0/g)(1/T_{\gamma0}),$$

$$\tan(\phi_t) = Z_u/Z_w \approx 2C_L/C_{La} \quad (24)$$

である。ただし $1/T_{\gamma0} \approx -X_u + (X_a - g)Z_u/Z_a$ はバックサイド・パラメタであって, 第3図の例では僅かにフロントサイドにある ($\phi_e = -10^\circ$)。もし ϕ_t と ϕ_e との関係が, $(u_a, U_0\gamma)$ 面内で二つの定常値ベクトルの向きが原点を通る一直線上にあるようなものであれば, その直線以外の位置に新しくトリムし直すことはできない。逆に両者が直角に近ければ (θ, τ) によって $(u_a, U_0\gamma)$ の定常値を任意の新しいトリム位置に動かし易いと予想される。ところが(24)を参照すれば, フロントサイドの度合いが強ければ ϕ_e は負に大きくなるが, C_L も小さくなり $|\phi_t - \phi_e|$ の値は大きくなれない。逆にバックサイドでは C_L が大きくなるが ϕ_e も正に大きくなりやはり $|\phi_t - \phi_e|$ は大きくなれない。このような操舵応答の静的クロス・カップリングは RSS² あるいは HGPC のもつ第2の欠陥と考えられる。なお通常の航空機の原型では $Z_r = M_r = 0$ なら $\phi_t \approx 90^\circ$ であり, そうでなければモーメント微係数 M_u, M_a によって $\phi_t \approx 90^\circ$ のまわりに分布した値を持つから上のような静的クロス・カップリングはあまり問題にならない。高いゲインでの姿勢制御の必然的な結果としてこのクロス・カップリングが生じたのである。

2.4 入力のカross・フィードの効果 上記の欠陥は第4図に示すような推力コマンドから姿勢コマンドへのカross・フィードによって解消される。図中 T_r はスロットルから見た推力の等価な時定数である。 $C_t = K_{et}/K_u/G_t$ としてゲイン G_t, K_u, K_{et} を適当に選り, フィードフォワード

$$\begin{bmatrix} \theta \\ \tau \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & C_t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_c \\ \tau_c \end{bmatrix} \quad (25)$$

を行えば, (25)を(21)に代入してわかる通り, 等価な操縦微係数

$$X_r^* = X_r + C_r(X_a - g), \quad Z_r^* = Z_r + C_r Z_a \quad (26)$$

および新しい伝達関数分子

$$n_r^{u_a}(s) = X_r^*(s+1/T_{ur}^*) \quad (27a)$$

$$; 1/T_{ur}^* = -Z_w + (Z_r^*/X_r^*)X_w$$

$$n_r^{u_g}(s) = -Z_r^*(s+1/T_{rr}^*) \quad (27b)$$

$$; 1/T_{rr}^* = -X_u + (X_r^*/Z_r^*)Z_u$$

を作ることができ、

$$\tan(\phi_r^*) = (-Z_r^*/T_{rr}^*)/(X_r^*/T_{ur}^*) \quad (28)$$

を任意に設定することができる。もちろんクロス・フィードによって(21)の固有値は不変である。特に $C_r = X_r/g$ に選ぶと(26), (27)は

$$X_r^* = X_a C_r, \quad Z_r^* = Z_a C_r \quad (29)$$

$$1/T_{ur}^* \approx 0, \quad 1/T_{rr}^* \approx 1/T_{01} \quad (30)$$

となり、第1表の推力に対する伝達関数分子のみが第2表のように変化する。このとき $\phi_r^* = 90^\circ$ となっていて、 $\phi_a \approx 0^\circ$ との静的非干渉化が近似的に実現されている。後の議論のためにグライドスロープ偏差 h を(21)と連立させて

$$\begin{bmatrix} \dot{u}_a \\ \dot{\gamma} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & -X_a & 0 \\ -Z_u/U_0 & Z_w & 0 \\ 0 & U_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_a \\ \gamma \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_a - g & X_r^* \\ -Z_w & -Z_r^*/U_0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_c \\ \tau_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -1 & -X_w \\ 0 & Z_w/U_0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u}_g \\ w_g \end{bmatrix} \quad (31)$$

を作る。このとき (θ, τ) から (u_a, h) を見た伝達関数行列の分母は(23)に s を一つ加え、第1表、第2表中 u_a の分子にも s を加えたものとなる。さらに(9)に(31)を適用して

$$\Psi(s) = X_r^* Z_a + Z_r^*(X_a - g) = X_r Z_a \quad (32)$$

である。一方第1表、第2表から $\phi_r = 90^\circ$ のときに限り $n_r^{u_a}(s)n_r^{u_g}(s) = X_r Z_a [sd(d)]$ であるから、

第4図 マニピュレータからのクロス・フィード

第2表 低周波モード伝達関数の近似 ($\phi_r^* = 90^\circ$)

分子	$n_r^{u_a}(s) = X_r^* s$	$n_r^{u_g}(s) = -Z_r^*(s+1/T_{01})$
----	--------------------------	-------------------------------------

$$f_\theta^{u_a}(s)f_r^{u_g}(s) = X_r Z_a [sd(d)] = \Psi(s)/[sd(s)] \quad (33)$$

となり、(5)を参照して第1表に含まれる近似の範囲で(12)の条件が成り立つことがわかる。

3. 飛行試験結果

3.1 パイロットの評価 可変安定応答実験機¹⁰⁾を用い、RSS²にクロス・フィードを加えてクロス・カップリングの程度を変えて模擬アプローチの飛行試験を行った。得られたパイロット・レイティング¹¹⁾を ϕ_r^* に対して示すと第5図のようであった⁹⁾。パイロットに対する課題は、通常対気速度計とグライドスロープ指示計とによる速度・高度の保持である。特にクロス・フィードなし ($\phi_r = 18^\circ$) に比べて静的に非干渉化した $\phi_r^* = 90^\circ$ では良いレイティングが得られており、その差は有意と思われる。なおこれらの実験は比較的静穏な大気状態 ($(u_g^2 + w_g^2)^{1/2} \approx 1 \sim 2.5$ m/s) で行われた。以下ではパイロットの動特性を考慮して上記の差の原因をしらべて見よう。

3.2 $\phi_r^* = 90^\circ$ のときのバックサイド操縦法 1.2で述べた対角ループの例としていわゆるバックサイド操縦法を考える。速度制御に姿勢コマンドを、高度制御に推力コマンドを、それぞれ分離して用いるとして制御則

$$\begin{aligned} \theta(s) &= -g_{u_a}^0(s)u_a(s) + \theta_c(s), \\ \tau(s) &= -g_h^0(s)h(s) + \tau_c(s) \end{aligned} \quad (34)$$

を仮定しよう。2章の最後に述べたように、プラント $F(s)$ は近似的に対角化されているから(13)が成り立ち、

$$\begin{aligned} [u_a/u_{ac}]_{u_a-\theta, h-\tau} &= [u_a/u_{ac}]_{u_a-\theta} \\ &= \frac{-g_{u_a}^0(s)g/(s+1/T_{01})}{1-g_{u_a}^0(s)g/(s+1/T_{01})} \end{aligned} \quad (35a)$$

第5図 パイロット・レイティング (黒印：バックサイド操縦法、白印：フロントサイド操縦法、□印：ヘリコプター・パイロット、それ以外：固定翼機パイロット)

$$\begin{aligned}
 [h/h_c]_{u_a \rightarrow \theta, h \rightarrow \tau} &= [h/h_c]_{h \rightarrow \tau} \\
 &= \frac{-g_h^i(s)(X_r Z_a/g)/[s(s+1/T_{\theta 2})]}{1-g_h^i(s)(X_r Z_a/g)[s(s+1/T_{\theta 2})]} \quad (35b)
 \end{aligned}$$

となって、パイロット自身の対角化および二つのフィードバック・ループの非干渉化の要求が満たされている。また $|f_h^i(s)|, |f_h^{u_a}(s)| \approx 0$ と見做せる限りでは閉ループの対角化の要求も満たされる筈である。

3.3 $\phi_i = 18^\circ$ のときの対角化操縦法 カップリング・ニューメレータは(32)のままであり、 $n_h^i(s)$ は第

1表のままなので、第3図からも明らかなように、 $F(s)$ は近似的にも対角化されていない。それゆえ、(34)のバックサイド操縦法によっても、また

$$\begin{aligned}
 \theta(s) &= -g_h^i(s)h(s) + \theta_c(s), \\
 \tau(s) &= -g_{u_a}^i(s)u_a(s) + \tau_c(s) \quad (36)
 \end{aligned}$$

で書かれるフロントサイド操縦法によってもパイロット・ゲインの非干渉化および閉ループの対角化は不可能であって、パイロットは $G(s)$ の非対角項をも用いてすべてのループを閉じざるを得ない。

第6図 パイロットの伝達関数 (一点鎖線: $\phi_i = 18^\circ$, 実線: $\phi_i^* = 90^\circ$)

4. 飛行試験データの解析

4.1 パイロット伝達関数 第1図の閉ループにおいて、飛行試験データから自己帰帰モデルのあてはめ^{12,13)}によってパイロットの伝達関数 $G(s)$ を同定した結果を第6図中の○、□印で示す¹⁴⁾。 $\phi_i=18^\circ$ ではパイロットはフロントサイド型の操縦を、また $\phi_i^*=90^\circ$ ではバックサイド型の操縦を意図したと報告している。図中それぞれのループ毎に伝達関数の単位が異なるのでループ間の比較は意味を持たない。各ループ毎にクロス・フィードの有無についての比較をすると、まず(1)高度のフィードバック・ループにクロス・フィードの効果が顕著に現れていて、 $\phi_i^*=90^\circ$ では推力制御が卓越しているのに対し、 $\phi_i=18^\circ$ では推力制御は殆ど直流成分に限られ、それより高い周波数領域では姿勢制御に依存している。(2)それに比べて速度のフィードバック・ループでは両者の間にあまり大きな差が見られない。これらのことから $\phi_i^*=90^\circ$ ではほぼパイロットの主観的なコメント通り、対角化されたバックサイド操縦法が行われているが、 $\phi_i=18^\circ$ では対角化されたフロントサイド型の操縦ではなく、高度制御にも姿勢コマンドを用いた操縦が行われたと見るべきであろう。なお第6図の同定結果を

$$H_p(s) = k_p e^{-\tau_e s} \frac{T_i s + 1}{(T_{i1} s + 1)(T_{i2} s + 1)} \quad (37)$$

の形にカーブ・フィットして求めたパラメタを第3表に示してある。

4.2 閉ループ伝達関数 閉ループとして対角化が実現しているか否かをしらべるために、第3表の $G(s)$ と第1表、第2表の $F(s)$ とを用いて(16)、(17)の閉ループを求め、第7図に比較してある。ただし第3表のうち低周波成分に寄与する部分のみを用いた。また第4表には閉ループ特性根のうち低周波のものを比較してある。第4表、第7図から、(3)いずれの形態でも閉ループは安定であり、(4) $\phi_i=18^\circ$ でも $\phi_i^*=90^\circ$ でも高度の制御ループ伝達関数 $[h/(h)_c]$ はいずれも low-pass のものであって、帯域幅は $\phi_i=18^\circ$ のほうがずっと広い。(5)もうひとつの主要ループ $[u_a/(u_a)_c]$ は $\phi_i=18^\circ$ でも $\phi_i^*=90^\circ$ やはり low-pass 型であるが帯域幅は狭く、またゲインは Odb-line に達せず、速度制御が tight でないことを示している。さらに(6) $\phi_i^*=90^\circ$ のとき、クロス・ループ $[u_a/(h)_c]$ は十分にゲインが低い、逆に $[h/(u_a)_c]$ のカップリングが大きくて閉ループでの対角化が実現しておらず、辛うじて三角化に留まっている。これに対し、 $\phi_i=18^\circ$ ではこのカップリングの程度は軽く、対角化に近い。(4)~(6)は予想に反している。 $\phi_i^*=90^\circ$ のとき $[h/(h)_c]$ の帯域幅が狭いのはスロットル・レバの動きが連続制御型でなく、ステップ状であって時間遅れが大きい事による。マニピュレータの性質によって改善できると予想される。また $\phi_i^*=90^\circ$ のとき $[h/(u_a)_c]$ が大きいのは姿勢コマンドに対する応答が完全には非干渉化されていないこと ($\phi_i \neq 0^\circ$) による¹⁴⁾。また $[u_a/(u_a)_c]$ がクロスオーバー型になっていない

第3表 同定されたパイロット伝達関数の近似

		k_p	$1/T_L$	$1/T_{i1}$	$1/T_{i2}$	τ_e
$\phi_i=18^\circ$	$\frac{\theta}{u_a} \left(\frac{\text{rad}}{\text{m/s}} \right)$	-.0043	—	.60	—	.45
	$\frac{\theta}{h} \left(\frac{\text{rad}}{\text{m}} \right)$	.00074	-.15	.80	5	.10
	$\frac{r}{u_a} \left(\frac{\text{N}}{\text{m/s}} \right)$	162	.6	.083	—	.14
	$\frac{r}{h} \left(\frac{\text{N}}{\text{m}} \right)$	54	1.2	.08	—	.13
$\phi_i=90^\circ$	$\frac{\theta}{u_a} \left(\frac{\text{rad}}{\text{m/s}} \right)$	-.0062	—	.25	—	.38
	$\frac{\theta}{h} \left(\frac{\text{rad}}{\text{m}} \right)$	.00012	.10	1.0	4	5.0
	$\frac{r}{u_a} \left(\frac{\text{N}}{\text{m/s}} \right)$	-229	—	.20	—	.14
	$\frac{r}{h} \left(\frac{\text{N}}{\text{m}} \right)$	37	—	3.8	—	1.5

第4表 閉ループの低周波特性根

	$\phi_i=18^\circ$	$\phi_i^*=90^\circ$
$(1/T_i)$	(.0809)	(.0502)
$[\omega_i, \xi_i]$	[.080, .69]	[.190, .91]

第7図 閉ループ伝達関数 (一点鎖線: $\phi_i = 18^\circ$, 実線: $\phi^* = 90^\circ$)

い理由は明らかでないが、大気擾乱が少なかったことが主要原因であったと考えられる。第6図の $[\theta_c/u_a]$ のレベルから考えれば必要であればもっとゲインを高めるのに問題はない筈である。

5. まとめ

5.1 姿勢制御 姿勢制御はそのフィードバック・ゲインの大きさにつれて、フゴイド減衰の増大、姿勢系に対する突風軽減、低周波の速度・高度モードの姿勢モードからの分離、等の効果を生む。パワ効果の有無によらず、姿勢制御によって推力の応答特性が影響を受ける。この影響が悪影響ならば姿勢制御による直接の利点との間に妥協が必要となる。

5.2 2入力・2出力系でのパイロットの振舞い 2入力・2出力の系で静的クロス・カップリングを消去すればパイロットも対角化され、非干渉化された操縦を行う筈である。これによって対角化された閉ループを目指す系にクロス・カップリングがある場合でも、パイロットは自らクロス・フィードに等価な操縦を行うことによって対角化された閉ループを作る。このためにはパイロット自身の制御は対角化されず、もちろん二つの制御ループ間の非干渉化も実現しない。このことがパイロットの負荷の増大となって現れ、パイロット・レーティングの低下を来すと考えられる。この負荷の増大は課題が困難になるにつれて増幅されるであろう。簡単な制御系でそれが可能な限り、常識に

従ってプラントの非干渉化は望ましいものと思われる。

5.3 RSS^2 と $u_a \rightarrow \theta$ ループの関係 クロス・フィードの有無によらず、パイロットによる $u_a \rightarrow \theta$ のフィードバックは RSS^2 (HGPC でも同じ) によって実質的に消去されたモーメント微係数 $M_u > 0$ を再生させることを意味する。それは元の本阿弥だから無意味だと思われるかも知れない。しかしそうではない。もし着陸進入の初期にトリムが完全であり、かつ大気擾乱が小さければパイロットは必要最低限のゲインを選んで $u_a \rightarrow \theta$ ループを閉じ、安定した姿勢制御の恩恵を楽しむであろう。逆に初期トリムが悪く、また大きな大気擾乱を受けるときには高いゲインで $u_a \rightarrow \theta$ のループを閉じて閉ループの帯域幅を広げ、その代わりに (再生された M_u によって発生する) 姿勢の突風応答を甘受するであろう。原型機の場合にはパイロットは以上と逆向きに外乱に依存したフィードバック制御則を適用すると考えられる。このように外乱の大きさや課題に依存して制御則を微妙に変更することこそ人間の特技であり、その意味で $RSS^2 + \text{crossfeed}$ は原型機よりもはるかに適応し易い被制御系であるということができる。

5.4 拡張 飛行制御系の目的の一つは、それがなければパイロットが負担しなければならない制御動作を引受けることにある。本稿で引用した飛行試験は比較的単純な課題に対するものであり、パイロット・レーティングも 2 ないし 3, 4 程度の優劣を論じたことになっている。予想に反して閉ループ伝達関数はクロス・フィードの有るときに寧ろ対角化が実現されなかった。これは一つにはプラントの非干渉化が静的・近似的であった事による。クロス・フィード (25) を拡張することによって推力 (あるいは抗力) の応答速度の許す範囲内で非干渉化の程度を高めれば、急峻なアプローチや大きな大気擾乱など、より複雑な状況下でその効果が顕著になると予想される。

本稿に関する飛行試験データの取得、データ処理、討論等は、航空宇宙技術研究所飛行実験部塚野雄吉技官、日本エアシステム運航技術部黒須政信氏、日本大

学理工学部精密工学科川幡長勝教授、の諸氏に負っており、また航空宇宙技術研究所および富士重工業株式会社のパイロットの方々にはレーティングやコメントを頂いたことを付記して謝意を表する次第である。もちろん本稿の内容に誤りがあれば著者の責任である。

参考文献

- 1) Sheridan, T. B.: Preview of Models of the Human Monitor/Supervisor, Monitoring Behavior and Supervisory Control, Plenum Press, New York and London, 1976, pp. 175-180.
- 2) McRuer, D. and Krendel, E. S.: Mathematical Models of Human Pilot Behavior, AGARDograph 188, Jan. 1974.
- 3) Heffley, R. K., Stapleford, R. L. and Rumold, R. C.: Airworthiness Criteria Development for Powered-Lift Aircraft, NASA CR-2791, 1977.
- 4) Bristol, E. H.: On a Measure of Interaction for Multivariable Process Control, IEEE Transaction on Automatic Control, Jan. 1966, pp. 133-134.
- 5) Rosenbrock, H. H.: State-space and Multivariable Theory, William Clows and Sons, London and Beccles, 1970, Chap. 2.
- 6) McRuer, D., Ashkenas, I. and Graham, D.: Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1973, p. 169 & Chap. 4.
- 7) Goto, N. and Matsuo, T.: Identification of Pilot Dynamics in a System with a Choice of Feedback Structures, AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics, 11, 2 (1988), pp. 159-166.
- 8) Franklin, J. A. and Innis, R. C.: Flight-Path and Airspeed Control during Landing Approach for Powered-Lift Aircraft, NASA TN D-7719, Oct. 1974.
- 9) Komoda, M., Kawahata, N., Tsukano, Y. and Ono, T.: Proposal and Flight Evaluation of a New Pitch-Mode Decoupling System, AIAA J. Guidance, Control, and Dynamics, 13, 6 (1990), pp. 961-968.
- 10) 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について, I および II, 日本航空宇宙学会誌, 31 (1983), pp. 75-102.
- 11) Cooper, G. E. and Harper, Jr., R. P.: The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153, April 1969.
- 12) 赤池弘次, 中川東一郎: ダイナミックシステムの統計的解析と制御, サイエンス社, 東京, 1972.
- 13) 後藤昇弘: パイロット操縦特性解析システムの開発研究, 昭和 60 年度科学研究費補助金研究成果報告書, 昭和 61 年 3 月.
- 14) 黒須政信: 多重ループにおけるパイロット・モデルの同定, 都立科学技術大学修士論文, 1992.