

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-558

STOL実験機用フライト・ディレクタ・システムの基礎設計

田 中 敬 司

1986 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

STOL実験機用フライト・ディレクタ・システムの基礎設計*

田 中 敬 司**

Basic Design of a Flight Director System for NAL STOL Research Aircraft

by

Keiji TANAKA

Flight Research Division

ABSTRACT

A basic design concept of a flight director system for the NAL STOL Research Aircraft "ASUKA" is proposed and evaluated with the help of a CAD (Computer Aided Design) tool for control system synthesis. The flight director system designed for back-side operations during the approach and landing phase of ASUKA has three commands presented by one integrated symbol: pitch command for speed control, flight path command for Flight Path Control lever manipulation, and bank command for lateral control. In determining the flight-director dynamics, closed loop analysis was conducted of pilot, aircraft, control systems, and navigational sites, as well as the flight director system itself. Dialogical communications with the CAD system enabled the quick and simple determination of the dynamics. Dynamics and constants of the flight director system confirmed by the present study form a basis for future design of flight director systems for USB type aircraft.

記 号 表

a_z	垂直加速度 (m/sec ² , 下向き正)
d	DME距離 (m)
d_b	バイアス (m)
h	高 度 (m)
h_o	設定高度 (m)
K_i	ゲイン定数
L_i	リミッタ

p	横揺れ角速度 (deg/sec, 右回り正)
p_c	フライトパスコマンド (deg, パス上げ正)
q	縦揺れ角速度 (deg/sec, 機首上げ正)
r	偏揺れ角速度 (deg/sec, 右回り正)
s	ラプラスの変数
T_i	時 定 数 (sec)
u	速度変動分 (m/sec, 前進正)
v	対気速度 (m/sec)
v_o	設定速度 (m/sec)
v_c	速度コマンド (m/sec)
α	迎 角 (deg, 下方からの風正)
β	横滑り角 (deg, 右からの風正)

*昭和61年6月19日 受付

** 飛行実験部

r	対地径路角 (deg, 上方正)
r_0	設定径路角 (deg, 上方正)
r_{ref}	基準径路角 (deg)
r_f	フレア径路角 (deg)
δ_a	エルロン舵角 (deg, 左エルロン上げ正)
δ_c	コラム操作 (deg, 押し正)
δ_e	昇降舵角 (deg, 後縁下げ正)
δ_{fpc}	FPCレバー操作 (deg, パス上げ正)
δ_r	方向舵角 (deg, 左正)
δ_{sp}	スポイラ舵角 (deg, 上げ正)
δ_T	推力変動分 (N)
δ_{th}	スロットル操作 (max=1, 押し正)
δ_w	ホイール操作 (deg, 左回り正)
ϵ_g	グライドスロープ偏差 (deg, 機体位置上方正)
ϵ_r	ローカライザ偏差 (deg, 機体位置左方正)
ϵ_c	コース偏差 (deg, 右回り正)
ϵ_z	グライドスロープ中心からの距離 (m)
θ	縦揺れ角 (deg, 機首上げ正)
θ_0	設定縦揺れ角 (deg)
θ_b	ピッチバイアス定数 (deg)
θ_c	ピッチコマンド (deg, 機首上げ正)
τ_e	パイロットの反応遅れ (sec)
ϕ	横揺れ角 (deg, 右回り正)
ϕ_c	バンクコマンド (deg, 右回り正)
$\dot{\phi}$	偏揺れ角 (deg, 右回り正)
\dot{x}	x の微分を表す
$\{x\}_L$	リミッタを表す

略 語 表

ADI	Attitude Director Indicator
CAD	Computer Aided Design
CTOL	Conventional Take-Off and Landing
CWS	Control Wheel Steering
DME	Distance Measuring Equipment
FDS	Flight Director System
FPC	Flight Path Control
HDD	Head-Down Display
HUD	Head-Up Display
ILS	Instrument Landing System
STOL	Short Take-Off and Landing

SCAS Stability and Control Augmentation System

USB Upper Surface Blowing

VOR VHF (Very High Frequency) Omni Range

1. はじめに

現在、当所で開発している低騒音 STOL 実験機「飛鳥」(文献1)用の飛行計器及び飛行試験装置としてヘッドアップディスプレイ(文献2)及びヘッドダウンディスプレイ(文献3)を研究開発中である。これらは、中央部にマイクロコンピュータを有し、グラフィックで情報を提示するいわゆる統合計器と考えることができる。これらの統合計器の表示のフレキシビリティを活用するとパイロットへ情報を効率的に与える事が可能である。この利点を活用する方法の一つにフライトディレクタシステムによる情報の統合が考えられる。本稿では、STOL 実験機の統合計器に組み込むことを目的としたフライトディレクタシステムの初期的設計検討の結果を報告する。設計では、STOL 実験機の最も特徴的な飛行フェーズである STOL 着陸形態での降下進入時を対象とし、とくに ILS 進入への移行時の過渡的応答とその後の安定性を中心に検討を進めた。

フライトディレクタシステム(以下FDSと略記する)とは、パイロットが航空機の姿勢や位置を手動操作で調整するときの指針を発生する演算及び表示装置である。一般に計器進入着陸を行なうとき、パイロットはADI等に表示されるILS信号のずれや姿勢、その他の飛行計器による速度、高度、方位等を参照しつつホイール、コラム及びスロットルを操作して自機位置を修正するが、これを適切に行なうにはかなりの熟練を要する。この修正作業を容易に遂行できる様に工夫された装置がFDSである。FDSの表示は電気機械式ADIでは、図1-1の様に中央部のエアプレーンシンボルを基準にしてその回りを移動する十字線(クロスバー)で表される。他に松葉様のシンボルの上下及び回転で表示されるものもある。図1-1では、横線がピッチアップを、縦線が右バンクを指示している。この指示に従って普通の方法で操作するとやがて十字線がエアプレー

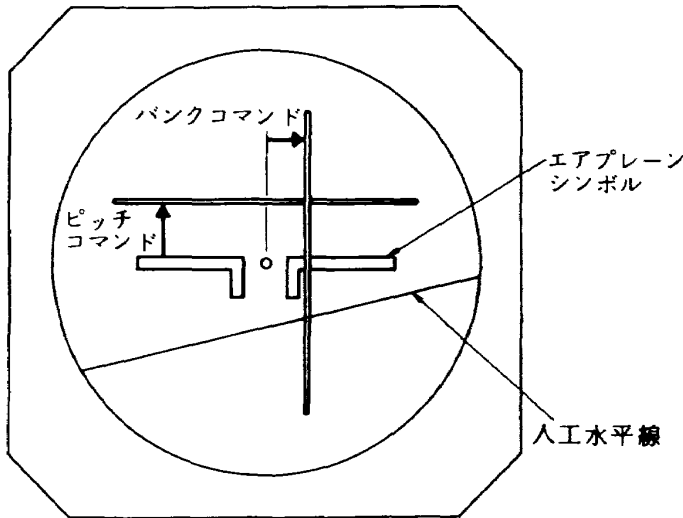


図1-1 クロスバー方式のフライトディレクタシステムの表示例

ンシンボルに重なり、自機が望ましい状態になったことが示される。FDSはフライトディレクタシステム演算部で算出された指示値が表示部に送られる方式が普通であり、演算部の多くの定数の設定が設計の中心となる。スムーズな飛行が達成されるように演算部の定数を設定するためには、対象である航空機の操舵応答特性だけでなく、パイロットの操作特性も反映されなければならない。従って、FDSの設計作業では、FDS、パイロット、航空機の三者で構成されるフィードバック系の解析が必要となる。

従来から種々の航空機に適合させたFDSが実用化されており、それらの機能について主に人間パイロットによるシミュレータ実験あるいはモデルを用いた計算機シミュレーション解析を行った報告がある。これらのFDS演算式を以下に示す。筆者ら(文献4)はクインエア機を対象として、パイロット、FDS及び航空機をアナログ計算機上でモデル化してシミュレーション試験を実施し、FDSの諸定数を決定した。この場合の方程式は、着陸進入時には次の形であった。

$$\theta_c = \left[\frac{K_1}{1+T_1 s} (\theta - \theta_b) + K_2 \cdot \epsilon_g \right]_{L_1} - K_1 (\theta - \theta_b) \quad (1.1)$$

$$\phi_c = \left[\left[\frac{T_4 s}{1+T_2 s+T_3 s^2} (K_3 \cdot \phi - K_4 \cdot \epsilon_r - K_5 \cdot \epsilon_c) + K_6 \cdot \epsilon_r - \epsilon_c \right]_{L_2} + \epsilon_c \right]_{L_3} - K_7 \phi \quad (1.2)$$

ピッチコマンドでは θ と ϵ_g を、バンクコマンドでは ϕ 、 ϵ_r 、 ϵ_c を利用している。また、Weirら(文献5, 6)のパイロットモデルによるパイロット-FDS-航空機系の特性解析の対象となったFDS方程式でも、ピッチコマンドは径路あるいは高度の誤差と θ を用いて計算されている。また、Jewel(文献7)はB 727を対象とした次式のFDSを調べている。

$$\theta_c = \frac{K_1}{s} \epsilon_g + \frac{K_2 \cdot s}{1+K_2 \cdot s} \theta \quad (1.3)$$

$$v_c = \frac{1}{1+s} (v - v_{ref}) \quad (1.4)$$

なお、HUD用としては上記の θ_c に径路角誤差関連の情報を付け加えたものを検討している。更に、Erkelens(文献8)は、電波高度を利用したILS信号の感度調節を行い、ピッチコマンドには θ 、 ϵ_g 、 a_z を、バンクコマンドには ϕ 、 ϵ_r を利用している。一方、Granthamら(文献9)がSTOL機のシミュレーション試験で調べた方程式は次の形をしている。

$$P_c = K_1 \frac{1+T_2 s}{1+T_1 s} \epsilon_g - \frac{T_3 s}{1+T_3 s} \delta_T \quad (1.5)$$

$$\phi_c = \left[\left[K_2 \frac{(1+T_5 s)(1+T_6 s)}{(1+T_4 s)s} \epsilon_r \right]_{L_4} - \epsilon_c \right]_{L_5} - \phi \quad (1.6)$$

これらをまとめると、横方向の指示即ちバンクコマンドは一般的にローカライザ及びコース偏差と横揺れ角との関連で計算されている。これは、パイロットがホイールを操作して横揺れ角を制御し、この横揺れ角に対応した速さで機首方位を変化させ、これによってローカライザ偏差を修正していることに対応して設定されている。これは一般的な横方向のFDSの設計方法といえる。一方、縦の径路制御では、グライドスロープ偏差あるいは高度誤差と縦揺れ角との関連で計算されている。コラムを操作して縦揺れ角を変化させ、これによって径路を変更するいわゆるCTOL操縦法を用いるCTOL機では、この計算式によってピッチコマンドを作っている。ここにCTOL操縦法では姿勢、径路の変化にかかわらず速度がほぼ一定に保たれ、速度制御用のコマンドは特に必要がない。しかし、STOL機用FDS

の計算式では (1.5) 式の様にフライトパスコマンドにスラストの変化分も利用している。これは、バックサイド領域でのいわゆる STOL 操縦法では主にスラストレバーを操作して径路を修正し、コラムは速度の修正に用いることに対応している。

本稿で述べる STOL 実験機用フライトディレクタシステムは以下の検討に基づいて設計されたものである。一般に、それぞれの操縦装置に対応した操作指示値を与える様なコマンドがあれば、パイロット操作が簡単になる。今回設計の対象とした進入着陸時においては、文献 9 と同様に上述の STOL 操縦法が用いられ、速度及び径路の修正のためにコラムだけでなく FPC レバーも連続的に操作される。このため、操縦装置に対応する指示値を与えるには両者のためのコマンドがあることが望ましい。一方、

STOL 実験機の操縦性と安定性を増すための制御装置として、デジタルコンピュータで構成された SCAS が装備されている。この SCAS を利用することにより、STOL 実験機では速度制御はコラム操作による縦揺れ角の制御で、径路制御は FPC レバーによるエンジン推力とスポイラの制御で、横方向はホイール操作による横揺れ角の制御で、それぞれほぼ独立に実施することが可能である。この独立に制御できることはパイロットの操縦を容易にする効果があるが、この SCAS の持つ操縦性向上の効果を一層高めるためには、独立した各制御ループに対応したコマンドをそれぞれ用意することが有効と考えられる。上述の検討に基づいて、STOL 実験機用として、コラム操作のためのピッチコマンド、ホイール操作のためのバンクコマンド、および FPC レバー操作のためのフライトパスコマンドの三種類を与えることとした。従来の FDS がピッチコマンドとバンクコマンドの 2 種類だけを表示するのに比べて、三種類のコマンドを有することが本 FDS の大きな特徴である。三種類を一つのシンボルで表す方法として、まずコラム操作に対応するピッチコマンドとホイール操作に対応するバンクコマンドとは従来の ADI のエアプレーンシンボルが基準となっているので、エアプレーンシンボルと FD シンボルとのずれで表し、FPC コマンドは FD シンボルの中央部の動きで表すことにした (図 1-2)。この FD シンボルは複雑な動きと変形が伴うので機械式では実現が困難であるが、統合計器の利点の一つである表示のフレキシビリティを活用すると統合計器では CRT 上に容易に描画できる。

フライトディレクタシンボル

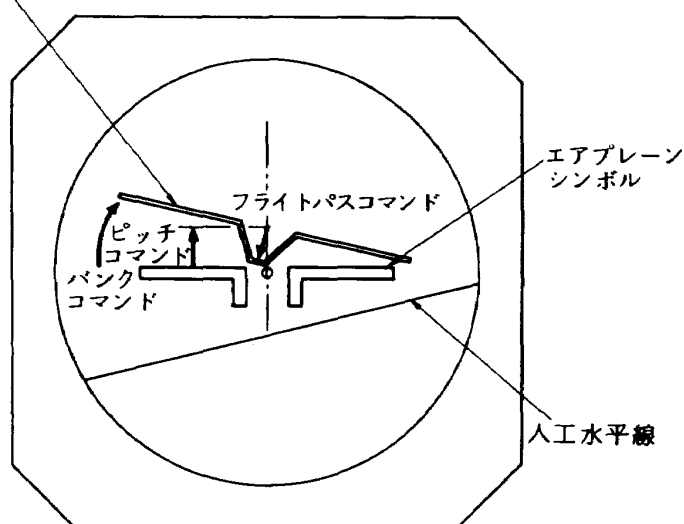


図 1-2 STOL 実験機用フライトディレクタシステムの表示例

ンボルは複雑な動きと変形が伴うので機械式では実現が困難であるが、統合計器の利点の一つである表示のフレキシビリティを活用すると統合計器では CRT 上に容易に描画できる。

上記に基づき構成した本 FD は一つのシンボルに統合された 3 種類のコマンドを有し、STOL 実験機の STOL 飛行を想定したものである点が特徴である。従来のものとは方式が大幅に異なるので、ピッチコマンドには方程式そのものを提案し、また 3 種類のコマンド総ての諸定数は新たに適切な値を設定した。

2. FDS の設計方法

前章で引用した文献 4 では、パイロット、航空機、FDS 及び地上航法情報発生システム例えば VOR/DME 局などの凡てをアナログ計算機上に構成し、これらの閉ループ応答特性を調べて FDS のパラメータを決定した。一方、文献 5, 6 では、机上でパイロット、航空機およびフライトディレクタシステムの数学モデルの閉ループ周波数特性からフライトディレクタシステムの効果を解析的に検討している。このように FDS 特性の設計、即ちフライトディレクタシステムと航空機との適合を図る設計手法は幾つか考えられるが、ここでは「制御系設計のための CAD システム」(文献 10)を利用してデジタル計算機とのいわゆる対話によって設計を行った。この方法は周波数解析法に比べて応答の具体性、繰り返

しの簡便さで優れており、またアナログシミュレーションに比べて解析的見通しの容易さで優れている。なお、いずれの方法でパラメータを設定しても、次の段階としてシミュレータあるいは実際の航空機にフライトディレクタシステムを装備し、実際のパイロットによる評価飛行を行って設計の妥当性を確認する必要がある。今回の基礎設計の目的は、フライトディレクタを駆動する方程式およびその係数を今後のフライトシミュレータ試験の初期値として決定することである。

2.1 FDSの方程式について

今回のフライトディレクタシステムは3種のコマンドを有するが、ピッチ、フライトパス、バンクのそれぞれのコマンド発生のための方程式は以下の通りとした。

(1) ピッチコマンド

このコマンドは適切な速度を保つ様なピッチ姿勢を目標としてコラムを操作させるため与えられるものである。

$$\theta_c = K_v (v - v_0) - \frac{T_p s}{1 + T_p s} \theta \quad (2.1)$$

第1項は、設定速度からの差である。この差を修正するための縦揺れ角変化分を与える換算係数 K_v は、アプローチ時の $v-r$ 釣り合い線図から読みとって $1.0 \text{ deg} \cdot \text{sec}/\text{m}$ とした。また v_0 は 37.0 m/sec を設計点とした。第2項は速度の変化が θ_c に現れるようになる前にまず θ の変化を利用して θ_c の変化を予め減じ、コラムを操作し過ぎないようにするためのものである。

(2) フライトパスコマンド

このコマンドはFPCレバー操作の手掛りを与える。

$$p_c = r_{ref} - r \quad (2.2)$$

ここに、 r_{ref} は、次に示す様に通常の水平飛行を想定した状態で高度保持を指示し、次に着陸進入モードに、そして着陸直前にフレア指示モードへと飛行フェーズに対応して値が切り替る形とした。

$$r_{ref} = -K_h [h - h_0] L_{alt} \quad (2.3)$$

(高度保持状態)

$$= \left[\left(r_0 - \frac{K_d}{1 + T_d s} \epsilon_g \cdot d \right) L_{cl} - \frac{K_z}{1 + T_z s} a_z \right] L_{path} \quad (2.4)$$

(GS捕捉かつ $h \geq 30.5 \text{ m}$ の時)

$$= K_f h + r_f \quad (2.5)$$

($h < 30.5 \text{ m}$ の時)

高度保持状態の(2.3)式では現在高度と設定された高度 h_0 との差に比例してコマンドを発生させる。グライドスロープへ移行およびグライドスロープ上での(2.4)式の場合、平滑化されたグライドスロープ中心までの距離に比例してコマンドを発生する。グライドスロープ中心に到達するまでに大よそ15 sec程度の時間的余裕があれば以降の操作が十分可能であると考え、この時点で p_c が0となる様に K_d を設定した。即ち、 $v_0 = 37 \text{ m/sec}$, $r_0 = -6^\circ$ で横偏位が小さく無視できる場合を想定し、図2-1を参照すると、

$$\sin(r - r_0) = \epsilon_g \cdot d / (15 \cdot v_0) \quad (2.6)$$

また(2.4)式より

$$r_0 - r - K_d \cdot \epsilon_g \cdot d = 0 \quad (2.7)$$

両式により、近似的に $K_d = 0.002 (1/\text{m})$ を得る。また、 T_d は平滑のための時定数である。一方(2.4)式の K_z の項は r のクイックニング即ち径路角変化に対するフライトパスコマンドの応答の追従性を良くするために加えたものである。本稿では、試行変数を少なくするため仮に $K_z = 1.0 (\text{deg} \cdot \text{s}^2/\text{m})$ と固定して考えた。 T_z は平滑のための時定数である。なお、

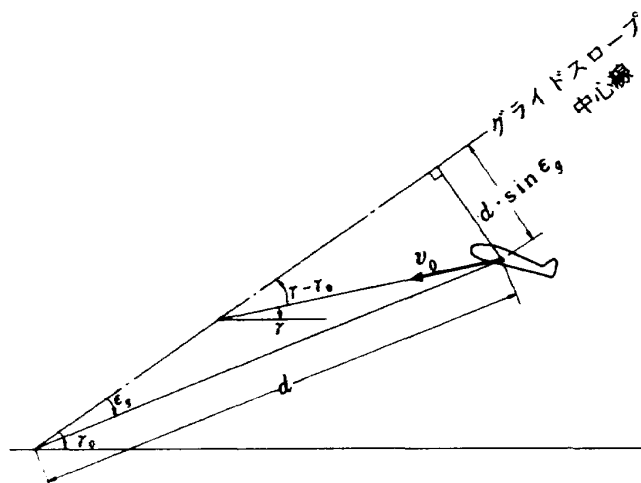


図2-1 グライドスロープと径路角との関係

(2.5) 式は地面近くで径路角を浅くするフレア指示である。

(3) バンクコマンド

このコマンドは従来の CTOL 用のものと同種であり、ホイール操作のための指標となる横揺れ角を指示する。ここで、STOL実験機は低速度での方位角変化が横揺れ角に敏感なため、バンクリミットは 10° に制限した。コースカトリミットについては、目標コースと 45° の角度を成して近接するように設定した。

$$\phi_c = \left[\left[K_{ed1} \cdot \epsilon_r (d + d_b) + K_{ed2} \frac{T_r s}{1 + T_r s} \epsilon_r (d + d_b) + K_{ec} \cdot \epsilon_c \right] L_{crs} - K_{ec} \cdot \epsilon_c \right] L_{bank} - \phi \quad (2.8)$$

ここに、本フライトディレクタ方程式の特徴をまとめる。

(1) 全般的な特徴として、コラム、ホイールおよび FPC レバーに 1 対 1 対応する 3 種のコマンドを有し、STOL実験機の SCAS 作動状態に応じたコマンドを発生することを設計の主眼点としている。

(2) ピッチコマンドは、対気速度をフィードバックすることにより速度を一定に保つためのピッチ姿勢を指示する。

(3) フライトパスコマンドは、径路角を適切な値に調節するためのコマンドで、とくに水平飛行からグライドスロープに沿った降下進入へスムーズに移行できるようにリミットと径路角変化とが組み合わせ

れている。

(4) バンクコマンドは、ローカライザ中心線までの距離の近似微分をフィードバックしてローカライザ偏差と機首方位とを調節するためのバンク姿勢を指示する機能を持つ。

2.2 システム応答の計算

CAD では種々のダイナミックシステムを結合して全系の時間応答をグラフに表示できる。ここでは、パイロット、FDS、STOL実験機等を線形システムでモデル化し、それらを結合して全系の動的な応答を計算し、その挙動を調べた。本計算の目的は、まずパイロットモデルの選定を行い、それを用いて FDS 内のパラメータの決定を行うことである。ここに本計算では線形解析を可能とするため以下の簡単化を行っている。

- 1) STOL 実験機の運動を縦と横に分け、それぞれ独立に線形に近似した。
- 2) SCAS システムの方程式は線形な範囲でモデル化した。
- 3) 人間の手動制御特性は文献11の様に多くの場合線形でモデル化できることが知られているので、ここでもパイロットの操作特性を線形に表すことにした。更に、対象とする航空機の運動の周期はパイロットの特性に含まれるむだ時間に比べ比較的大きく、この運動の周波数帯域ではむだ時間の特性が対応する一次遅れ要素の特性では近似できる。従って、むだ時間要素

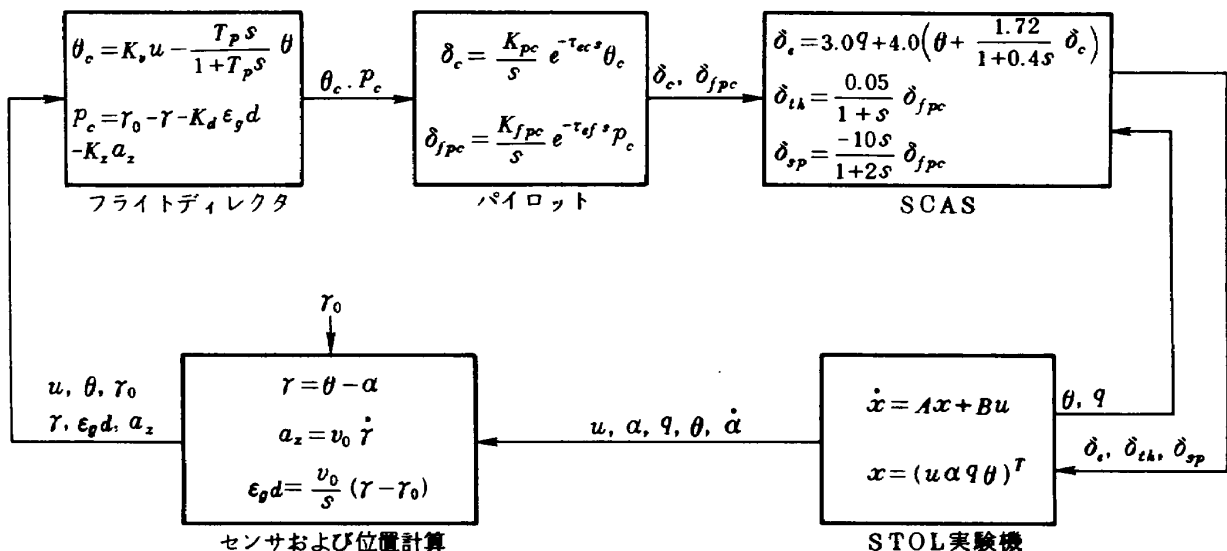


図 2-2 フライトディレクタシステムを用いた縦制御ループ

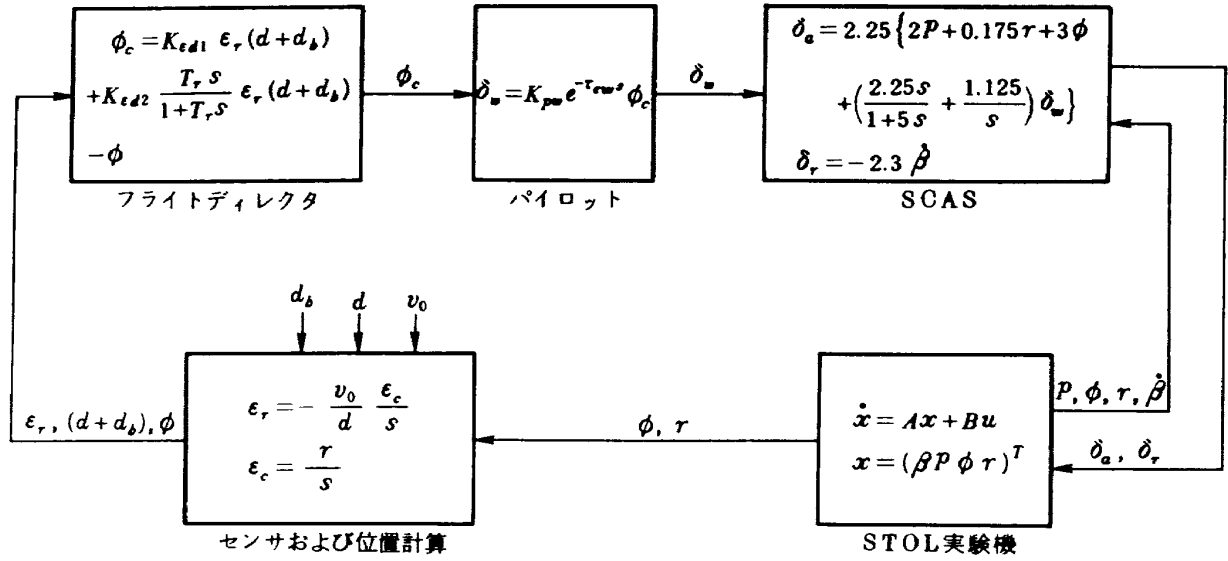


図 2-3 フライトディレクタシステムを用いた横方向制御ループ

の代りに一次遅れ要素で置き換えて一層の簡単化を図った。

- 4) 位置計算では空港迄の距離の変化を無視できるとする等の簡略化を行い、線形化した。

図 2-2, 図 2-3 はそれぞれ縦, 横方向の制御ループモデルであり, 図 2-4, 図 2-5 はそれらを 1 階微分方程式の結合で表したものである。以下にこれらの図中の各要素の方程式を記す。

(1) 縦のモデル

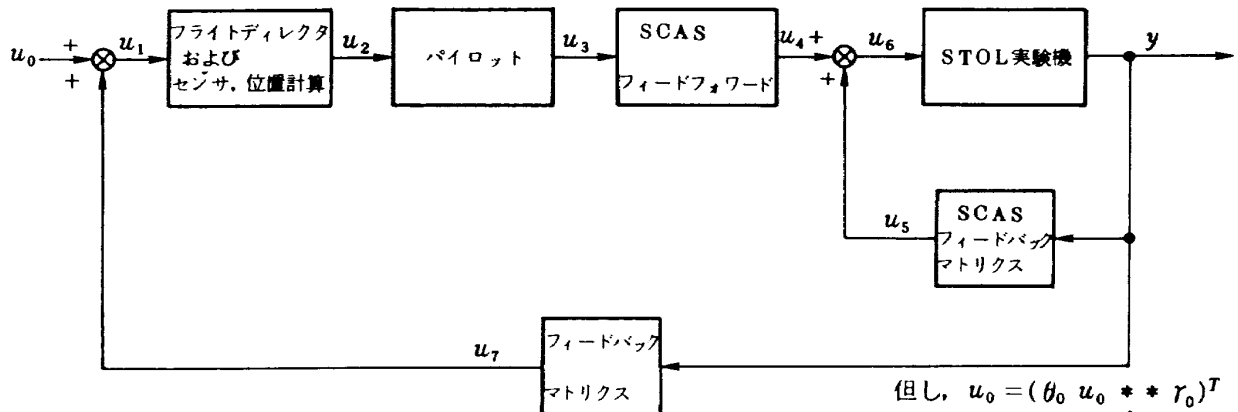
ア. FDS のモデル

機がグライドスロープに沿って進入している場合を想定して, ピッチコマンドとフライトパスコマンドの方程式 (2.1) および (2.2) に基づいて, 本計算では以下の様に方程式を簡単化した。

$$\theta_c = K_\theta \cdot u - \frac{T_p s}{1+T_p s} \theta \quad (2.9)$$

$$P_c = r_0 - r - K_d \cdot \epsilon_g \cdot d - K_z \cdot a_z \quad (2.10)$$

一方, 図 2-6 を参照してシステム構成を簡略化するため, 次の様に ILS 偏差および加速度を与え



但し, $u_0 = (\theta_0 \ u_0 \ * \ * \ r_0)^T$
 $u_1 = (\theta \ u \ r \ \dot{r} \ r_0)^T$
 $u_2 = (\theta_c \ P_c \ \epsilon_g)^T$
 $u_3 = (\delta_c \ \delta_{fpc} \ \epsilon_g)^T$
 $u_4 = (\delta_{e1} \ \delta_{e1k} \ \delta_{sp} \ \epsilon_g)^T$
 $u_5 = (\delta_{e2} \ * \ * \ *)^T$
 $u_6 = (\delta_e \ \delta_{e1k} \ \delta_{sp} \ \epsilon_g)^T$
 $u_7 = (\theta \ u \ r \ \dot{r} \ *)^T$
 $y = (\theta \ u \ r \ \dot{r} \ q \ \epsilon_g)^T$

図 2-4 縦のシステム応答計算のためのブロック図

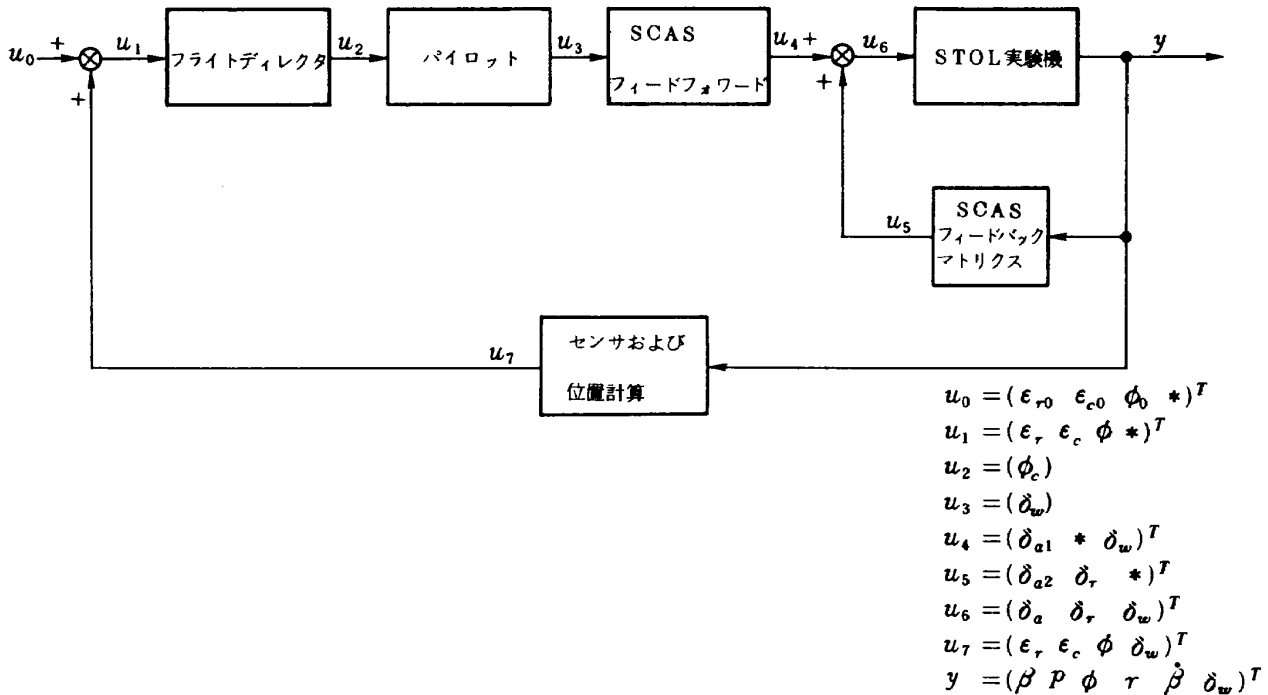


図 2-5 横方向のシステム応答計算のためのブロック図

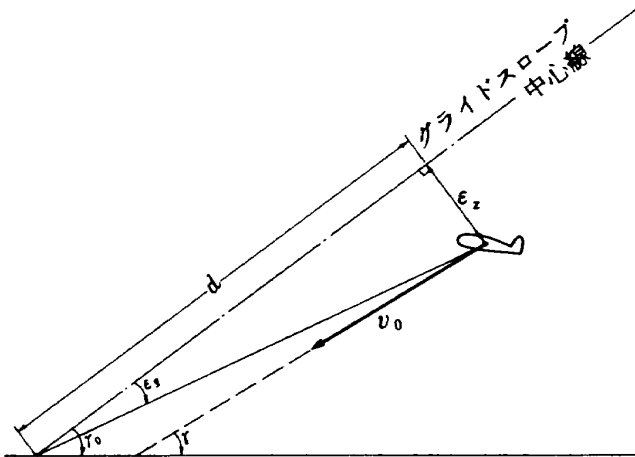


図 2-6 縦の位置計算のための想定

る近似式を FDS モデルに加えた。

$$\frac{d(\varepsilon_g \cdot d)}{dt} = v_0 (r - r_0) \quad (2.11)$$

$$a_z = v_0 \frac{dr}{dt} \quad (2.12)$$

また、この FDS モデルの中で ε_g も計算した。(2.11), (2.12)を用いて r_0 および r を入力とする様に(2.10)式を書き直すと次式となる。

$$p_e = (r_0 - r) \left(1 + K_d \cdot v_0 \cdot \frac{1}{s} \right) - K_z \cdot v_0 \cdot s \cdot r \quad (2.13)$$

(2.9), (2.13)より、表 2-1 の様に方程式を構成した。ここで、航空機がグライドスロープに交差するフェーズを想定して $d=5000\text{m}$, $v_0=37.0\text{ m/sec}$ とした。なお、表 2-1 では、 $A \sim D$ は次式の 1 階の定係数線形常微分方程式の係数マトリクス、状態量ベクトルは x 、入力ベクトルは u 、出力ベクトルは y に対応する。例えば、(2.13)式に対応する表 2-1 は、図 2-4 のフライトディレクタシステムおよびセンサ、位置計算の要素を表しており、従って入力は u_1 であり、出力は u_2 である。以下のモデルの方程式を記述した表 2-2 ~ 表 2-10 においても同様の表記を行った。

$$\frac{dx}{dt} = A \cdot x + B \cdot u \quad (2.14)$$

$$y = C \cdot x + D \cdot u \quad (2.15)$$

イ. パイロットのモデル

パイロットを含んだ系の応答を調べるためには、パイロットのモデルを利用する必要がある。ここでは、SCAS のピッチ CWS のうち姿勢モードを用いて縦の制御を行う場合を想定する。このとき一般の航空機のと看同様に、パイロットはピッチコマンドが零になる位置までコラムを変位させ、コマンドが零になった後もその位置でコラムを保持すると考

表 2-1 FDSの縦の方程式

状態量 $x = [x_1 \ x_2]^T$

入 力 $u_1 = [\theta \ u \ r \ \dot{r} \ r_o]^T$

出 力 $u_2 = [\theta_c \ p_c \ \epsilon_g]^T$

$$A = \begin{bmatrix} -1/T_p & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 1/T_p & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -37K_d & 0 & 37K_d \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1^* \\ 0 & -1/5000K_d \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} -1 & K_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1^* & -37K_s^* & 1^* & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

本方程式は、センサおよび位置計算を含む。

上記において、状態量、入力、出力はそれぞれ本文(2.14)、(2.15)式の x 、 u 、 y に、また、 $A \sim D$ は式中のマトリクスに対応する。

但し、 C 、 D でピッチループのみを調べるときは*印の要素を零とした。

えることができる。フライトパスコマンドに関しても同様である。これを具体化するため、次の積分型のモデルを選んだ。

$$\frac{\delta_c}{\theta_c} = \frac{K_{pc}}{s} \cdot e^{-\tau_{ec} \cdot s} \quad (2.16)$$

$$\frac{\delta_{fpc}}{p_c} = \frac{K_{fpc}}{s} \cdot e^{-\tau_{ef} \cdot s} \quad (2.17)$$

ここで予め決めなければならないパラメータは、 τ_{ec} 、 K_{pc} 、 τ_{ef} 、 K_{fpc} である。むだ時間要素を一次遅れ要素で近似して単純化した方程式を表2-2にまとめる。

ウ、STOL 実験機の縦運動のモデル

$u_0 = 37.0 \text{ m/sec}$, $r = -6^\circ$, USBフラップ角 40° , スポイラ角 12° で飛行中のSTOL実験機の線形化

表 2-2 パイロットの縦制御の方程式

状態量 $x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4]^T$

入 力 $u_2 = [\theta_c \ p_c \ \epsilon_g]^T$

出 力 $u_3 = [\delta_c \ \delta_{fpc} \ \epsilon_g]^T$

$$A = \begin{bmatrix} -1/\tau_{ec} & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1/\tau_{ef} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} K_{pc}/\tau_{ec} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & K_{fpc}/\tau_{ef} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ここに、状態量、入力、出力、および $A \sim D$ は本文(2.14)、(2.15)式に対応する。

表 2-3 STOL 実験機の縦の方程式

$$\text{状態量 } x = [u \quad \alpha \quad q \quad \theta]^T$$

$$\text{入 力 } u_e = [\delta_e \quad \delta_{th} \quad \delta_{sp} \quad \epsilon_g]^T$$

$$\text{出 力 } y = [\theta \quad u \quad r \quad \dot{r} \quad q \quad \epsilon_g]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} -0.0283 & 0.1124 & -0.1585 & -0.1692 \\ -0.4011 & -0.406 & 0.893 & -0.0376 \\ 1.3923 & -1.073 & -1.098 & 0.0265 \\ 0 & 0 & 1.0 & 0 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 0.00188 & 2.03 & -0.0240 & 0 \\ -0.0391 & -7.242 & 0.1607 & 0 \\ -0.871 & -12.83 & 0.0905 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 \\ 0.4011 & 0.406 & 0.107 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.0391 & 7.242 & -0.1607 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文 (2.14), (2.15) 式に対応する。

また、飛行条件は STOL 着陸形態を想定して概略次の通りである。重量 = 36860 kg, 重心 = 25 % MAC, 脚下げ, 高度 = 海面レベル, 対気速度 = 37 m/sec, $r = -6^\circ$, USB フラップ角 = 40° , スポイラ = 12° 上げ, 推力 = 55.8 %

なお、本モデルは、文献 13 のシミュレーション試験に使用された STOL 実験機の数学モデルを機体軸まわりに線形近似して得られており、シミュレーション研究室より提供されたものである。

された運動方程式は表 2-3 で与えられる。

エ. SCAS 方程式のモデル

姿勢モードのピッチ CWS を用いるとき、信号が小さい場合の SCAS 方程式を次式とした (文献 12)。

$$\delta_e = 3.0 q + 4.0 \left(\theta + \frac{1.72}{1 + 0.4s} \delta_c \right) \quad (2.18)$$

またフライトパス制御に関しては、

$$\delta_{th} = \frac{0.05}{1 + s} \delta_{fpc} \quad (2.19)$$

及び

$$\delta_{sp} = \frac{-10s}{1 + 2s} \delta_{fpc} \quad (2.20)$$

ただし、(2.19) の一次遅れは、推力の特性を考慮するために付け加えた。上式から表 2-4 のフィードフォワード方程式及びフィードバックマトリクスを得る。

オ. 位置計算のモデル

位置計算の式は縦の FD 方程式に組み込んだので

この部分は全系をフィードバック結合するマトリクスだけになる。それを表 2-5 に示す。

(2) 横のモデル

ア. FDS モデル

凡ての変数がリミット内に入っている場合を考えて次式を用いた。

$$\begin{aligned} \phi_c = & K_{\epsilon d1} \cdot \epsilon_r \cdot (d + d_b) \\ & + K_{\epsilon d2} \frac{T_r s}{1 + T_r s} \epsilon_r \cdot (d + d_b) - \phi \end{aligned} \quad (2.21)$$

ここで、着陸進入時でローカライザ捕捉後の代表的距離として $d = 3704\text{m}$ を選ぶ。このときシステムは、表 2-6 となる。

イ. パイロットのモデル

パイロットが ϕ_c を見て δ_w を操作する特性はコラム等の操作と異なる。この特性を表す伝達関数には比例型が適当であり、パイロットモデルを次式とした。

表2-4 SCASの縦の方程式

SCASフィードフォワードシステムの方程式	
状態量	$x = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$
入力	$u_3 = [\delta_c \ \delta_{fp_c} \ \epsilon_g]^T$
出力	$u_4 = [\delta_{e1} \ \delta_{th} \ \delta_{sp} \ \epsilon_g]^T$
$A = \begin{bmatrix} -2.5 & 0 & 0 \\ 0 & -0.5 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad B = \begin{bmatrix} 17.2 & 0 & 0 \\ 0 & 2.5 & 0 \\ 0 & 0.05 & 0 \end{bmatrix}$	
$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & -5 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	
ここに、状態量、入力、出力およびA~Dは本文(2.14), (2.15)式に対応する。	
SCASフィードバックマトリクス	
入力	$y = [\theta \ u \ r \ \dot{r} \ q \ \epsilon_g]^T$
出力	$u_5 = [\delta_{e2} \ * \ * \ *]^T$
マトリクス	$\begin{bmatrix} 4 & 0 & 0 & 0 & 3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$
ここに、STOL実験機の縦運動への入力は u_6 であり、	
$u_6 = u_4 + u_5$ である。	

表2-5 位置計算の縦のマトリクス

入力	$y = [\theta \ u \ r \ \dot{r} \ q \ \epsilon_g]^T$
出力	$u_7 = [\theta \ u \ r \ \dot{r} \ *]^T$
マトリクス	$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$
なお、システム全体への入力 u_0 は、	
$u_0 = [\theta_0 \ u_0 \ * \ * \ r_0]^T$	

表 2-6 FDS の横方向の方程式

状態量 $x = [x_1]$

入 力 $u_1 = [\varepsilon_r \ \varepsilon_c \ \phi \ *]^T$

出 力 $u_2 = [\phi_c]$

$$A = [-1/T_r]$$

$$B = [1/T_r \ 0 \ 0 \ 0]$$

$$C = [-K_{\varepsilon d2} (3704 + d_b)^*]$$

$$D = [(K_{\varepsilon d1} + K_{\varepsilon d2}) (3704 + d_b)^* \ 0 \ -1 \ 0]$$

ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文 (2.14), (2.15) 式に対応する。

但し、バンク特性のみを調べるときは C , D で * 印の要素を 0 とした。

表 2-7 パイロットの横方向制御の方程式

状態量 $x = [x_1]$

入 力 $u_2 = [\phi_c]$

出 力 $u_3 = [\delta_w]$

$$A = [-1/\tau_{ew}]$$

$$B = [K_{pw}/\tau_{ew}]$$

$$C = [1]$$

$$D = [0]$$

ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文 (2.14), (2.15) 式に対応する。

表 2-8 STOL 実験機の横方向の方程式

状態量 $x = [\beta \ p \ \phi \ r]^T$

入 力 $u_6 = [\delta_a \ \delta_r \ \delta_w]^T$

出 力 $y = [\beta \ p \ \phi \ r \ \dot{\beta} \ \delta_w]^T$

$$A = \begin{bmatrix} -0.1393 & 0.274 & 0.262 & -0.909 \\ -1.444 & -1.022 & -0.00163 & 0.926 \\ 0 & 1.0 & 0 & 0.1519 \\ 1.175 & -0.482 & 0.00240 & -0.1383 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.01563 & 0.0335 & 0 \\ -1.459 & 0.305 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -0.210 & -0.449 & 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ -0.1393 & 0.274 & 0.262 & -0.909 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0.01563 & 0.0335 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文 (2.14), (2.15) 式に対応する。

なお、本モデルは表 2-3 と同様の条件で、文献 13 に使用された STOL 実験機の数学モデルを機体軸まわりに線形近似して得られており、同じくシミュレーション研究室より提供されたものである。

表 2-9 SCASの横方向の方程式

SCASフィードフォワードシステムの方程式	
状態量	$x = [x_1 \ x_2]^T$
入力	$u_3 = [\delta_w]$
出力	$u_4 = [\delta_{a1} \ * \ \delta_w]^T$
$A = \begin{bmatrix} -0.2 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$B = \begin{bmatrix} -0.2 \\ 2.53 \end{bmatrix}$
$C = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$D = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$
ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文(2.14), (2.15)式に対応する。	
SCASフィードバックマトリクス	
入力	$y = [\beta \ p \ \phi \ r \ \dot{\beta} \ \delta_w]^T$
出力	$u_5 = [\delta_{a2} \ \delta \ *]^T$
マトリクス	$\begin{bmatrix} 0 & 4.5 & 6.75 & 0.394 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -2.3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$
ここに、STOL実験機の横方向運動への入力 u_6 であり、 $u_6 = u_4 + u_5$ である。	

表 2-10 位置計算の横方向の方程式

状態量	$x = [x_1 \ x_2]^T$
入力	$y = [\beta \ p \ \phi \ r \ \dot{\beta} \ \delta_w]^T$
出力	$u_7 = [\epsilon_r \ \epsilon_c \ \phi \ \delta_w]^T$
$A = \begin{bmatrix} 0 & -0.01 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$
$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$	$D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$
ここに、状態量、入力、出力および $A \sim D$ は本文(2.14), (2.15)式に対応する。 また、システム全体への入力 u_0 は、 $u_0 = [\epsilon_{r0} \ \epsilon_{c0} \ \phi_0 \ *]^T$	

$$\frac{\delta_w}{\phi_c} = K_{pw} \cdot e^{-\tau_{pw}s} \quad (2.22)$$

ここでも実際にはむだ時間要素を一次遅れ要素に置き換えて簡単化した。システムを表 2-7 に示す。

ウ. STOL 実験機のモデル

$v_0 = 37.0 \text{ m/sec}$, $r = -6^\circ$, USB フラップ角 40° , スポイラ角 12° での STOL 実験機の横方向の線形化された方程式は表 2-8 で与えられる。

エ. SCAS システムのモデル

横方向に関する SCAS の線形化した方程式を以下の様に与えた (文献 12)。

$$\delta_a = 2.25 \{ 2.0p + 0.175r + 3.0\phi + \left(\frac{2.25s}{1+5.0s} + \frac{1.125}{s} \right) \delta_w \} \quad (2.23)$$

$$\delta_r = -2.3s\beta \quad (2.24)$$

これらのモデルをフィードフォワード方程式およびフィードバックマトリクスとして表 2-9 に示す。

オ. 位置計算のモデル

図 2-7 の状態において、水平飛行をおこなっている機体が機首方向に移動する場合を想定すると、そのときのコース偏差およびローカライザ偏差はそれぞれ次の様に表すことができる。

$$\begin{aligned} \epsilon_c &= \phi \\ &= \int r dt \end{aligned} \quad (2.25)$$

$$\epsilon_r = \arctan \frac{-\int v_0 \sin \epsilon_c dt}{d - \int v_0 \cos \epsilon_c dt} \quad (2.26)$$

ここで、計算範囲に比べて d が大きく、また ϵ_c , ϵ_r 共に小さいことを利用して上式を次のように簡単化する。

$$\epsilon_r = -\frac{v_0}{d} \cdot \frac{\epsilon_c}{s} \quad (2.27)$$

システムを表 2-10 に示す。

2.3 システムの応答によるパラメータ設定

まず、縦の運動について設定の順序に従って述べる。

(1) STOL 実験機および SCAS のモデルの確認

最初に STOL 実験機自体のエレベータ、スロットルおよびスポイラのそれぞれの入力に対するパルス応答とステップ応答を求め、モデルが妥当であることを確認した。次にこの機体特性に SCAS システムのフィードバックおよびフィードフォワード要素を組み込み、コラムおよび FPC レバー操作に対するパルス応答とステップ応答を調べ、SCAS のモデルが正しいことを確認した。STOL 実験機のみエレベータのステップ操舵応答と SCAS エンゲージ時のコラムのステップ操舵応答をそれぞれ図 2-8-1 および 2 で比較して示す。

(2) ピッチ制御に関するパイロットモデルの調整

次に、パイロットモデルについて検討する。一般にコラム操作など比較的速い操作の場合、反応時間遅れは約 0.3 sec 程度である (文献 11) ので、 $\tau_{ec} = 0.3 (\text{sec})$ とした。次に、パイロットモデルのゲイン即ち、操作の大きさを設定するため、パイロット + STOL (SCAS 作動) の開ループ系について、ピッチコマンドおよびフライトパスコマンドのパルス入力に対して適当な大きさの機体運動が生じるように K_{pc} および K_{fpc} を調節した。その結果、 $K_{pc} = -0.33 (1/\text{sec})$, $K_{fpc} = 0.15 (1/\text{sec})$ 程度で十分な応答が得られたのでこれらの値を使用することにした。

(3) ピッチコマンドループのウォッシュアウト時定数の決定

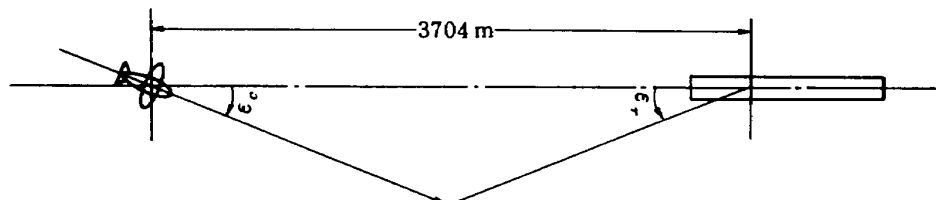


図 2-7 横方向の位置計算のための想定

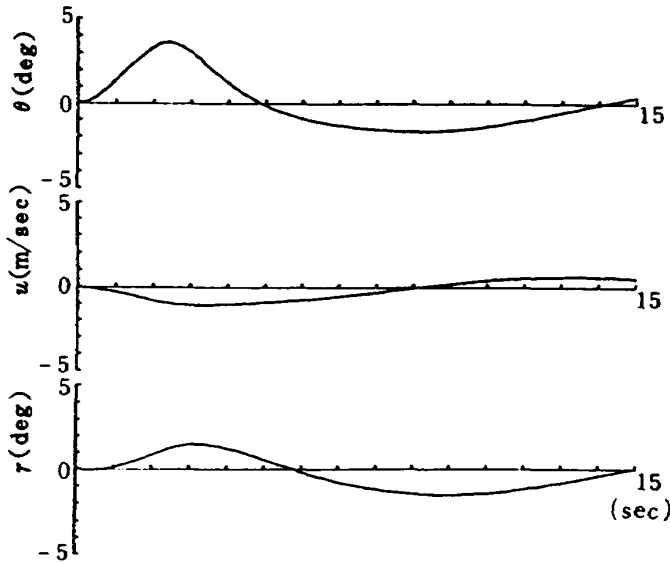


図 2-8-1 STOL実験機 (単体) のパルス応答 ($\delta_e = -5^\circ$, 2 sec間)

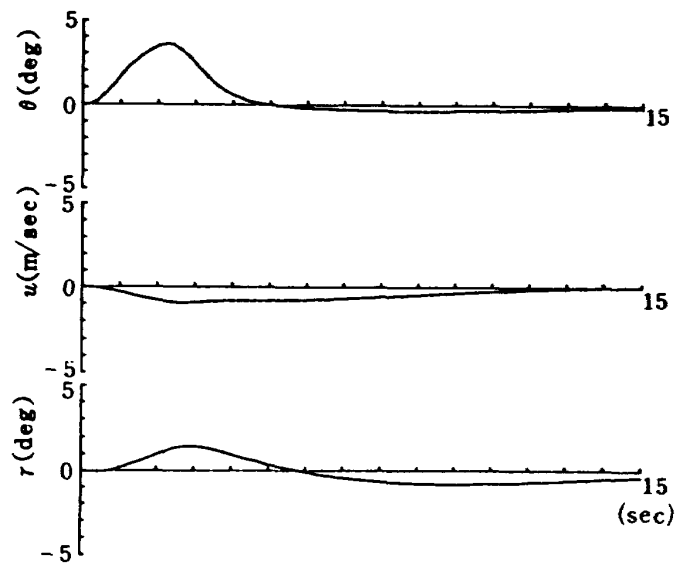


図 2-8-2 STOL実験機 (SCAS作動) のパルス応答 ($\delta_e = -3^\circ$, 2 sec間)

ここでは、FDS-パイロット-STOL実験機 (SCAS作動) 系の閉ループ応答を求めた。まず、ピッチ制御ループのみの特性を調べるために FD 方程式のフライトパスコマンド計算部を除外、即ち表 2-1 のなかの*印の要素を 0 として系の応答を調べた。速度を制御するピッチコマンドに関する過渡応答を誘起するため、速度コマンドに対するステップ入力を加えて応答を検討した。図 2-9-1~3 はそれぞれ T_p が 15 sec, 4 sec, 1.5 sec の場合の応答である。これらの図より、 θ や u の応答の整定の最も早い $T_p = 4.0$ (sec) を選んだ。

(4) 速度制御に関するパイロットモデルの確認

次にフライトパスコマンド計算部を加えて、速度制御ループにより誘起される径路角変動を FPC によって制御するときのパイロットゲインと操作遅れ即ち K_{fpc} および τ_{ef} の値を決定した。図 2-9 と同様の速度のステップ応答を示した図 2-10-1 および-2 で明らかな様に $K_{fpc} = 0.15$ (1/sec), $\tau_{ef} = 0.3$ (sec) が適当であった。これらの値の妥当であることは、グライドスロープ偏差の初期値応答を示した図 2-11-1~3 から明らかなである。なお、図 2-11-2 の r の発振は、数値計算のきざみ幅が影響したもので本来の運動に含まれるものではない。

(5) グライドスロープ捕捉特性

図 2-12-1 および-2 は上記までで設定したシステムを用いて計算したものであり、水平飛行状態か

ら前者は $\epsilon_g = -0.6^\circ$ で、後者は $\epsilon_g = -1.0^\circ$ の位置においてグライドスロープを捕捉し、その後グライドスロープにそって降下状態に移行するときの過渡応答を示している。両者ともシステムが正しく機能してグライドスロープに沿った進入が出来たことを示している。ここに、図 2-12-2 で径路角が一旦正になっているのは、フライトパスコマンドの方程式におけるグライドスロープの手前での上昇を防ぐリミッタを省略して計算を行ったためである。

次に、横方向の運動について述べる。

(6) STOL実験機および SCAS のモデルの確認

STOL 実験機自体のエロンおよびラダー入力に対するパルス応答とステップ応答を求め、モデルが妥当であることを確認し、次に SCAS システムを付け加え、ホイール操作に対するパルス応答とステップ応答から SCAS のモデルが正しいことを確認した。STOL 実験機のみエロンのパルス操舵応答と SCAS エンゲージ時のホイールのパルス操舵応答をそれぞれ図 2-13-1 および-2 に比較する。

(7) バンク制御に関するパイロットモデルの調整システムを凡て結合した状態で、FD をバンクの修正コマンドのみとして、即ち、表 2-6 の*印の要素を 0 とし、パイロットの操作特性を変化させて調べた。図 2-14-1~3 はバンクコマンドが -5° のときのステップ応答であり、これらから応答が最もスムーズな $K_{pw} = -1.5$, $\tau_{ew} = 0.3$ (sec) とした。

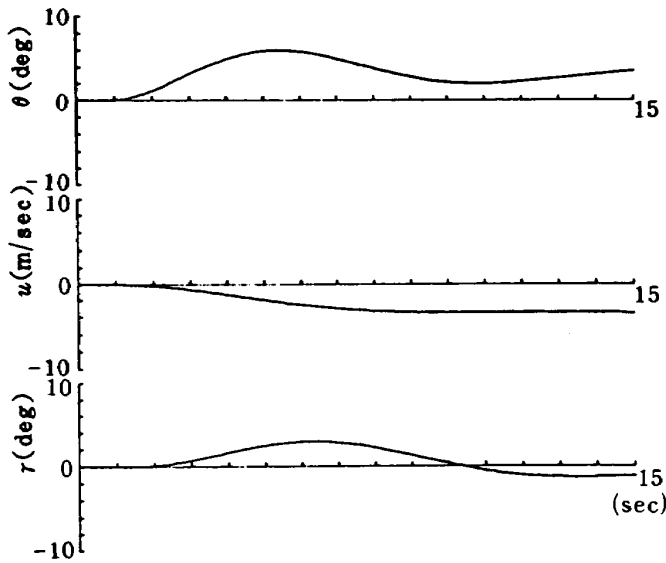


図 2-9-1 ピッチコマンドの閉ループ
ステップ応答
(目標値 $u = -5 \text{ m/sec}$, $T_p = 15 \text{ sec}$)

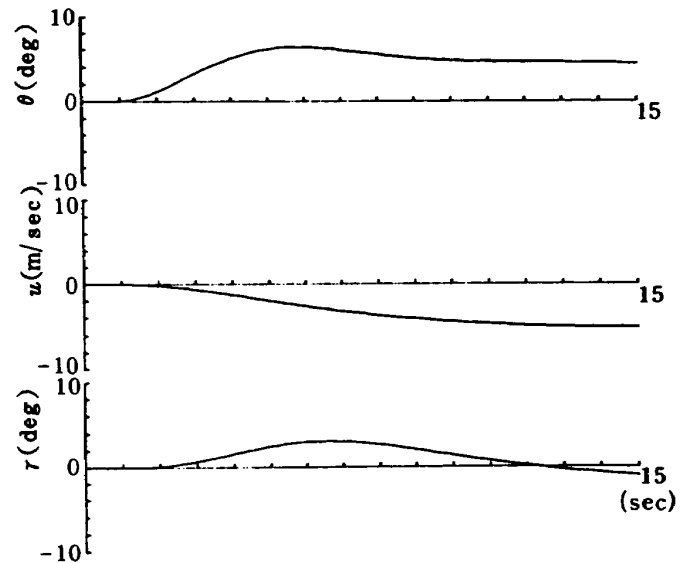


図 2-9-2 ピッチコマンドの閉ループ
ステップ応答
(目標値 $u = -5 \text{ m/sec}$, $T_p = 4 \text{ sec}$)

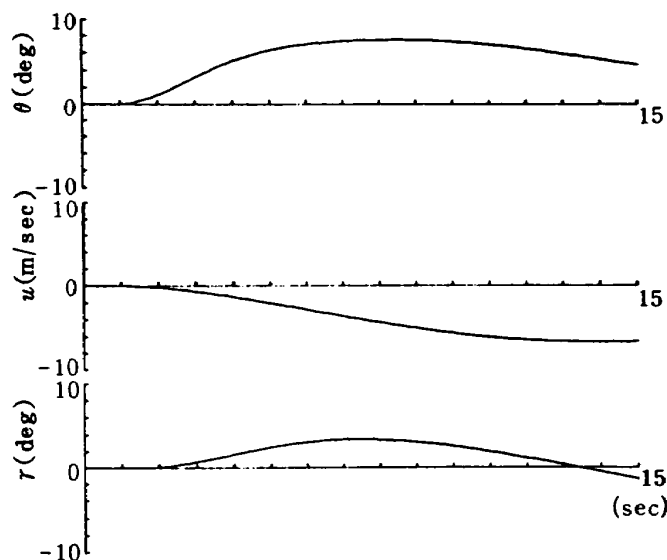


図 2-9-3 ピッチコマンドの閉ループステップ応答
(目標値 $u = -5 \text{ m/sec}$, $T_p = 1.5 \text{ sec}$)

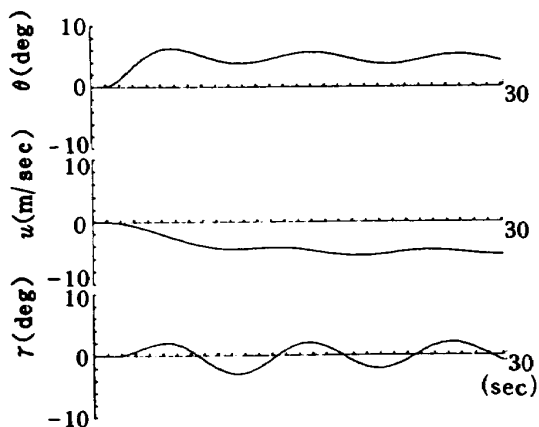


図 2-10-1 速度制御パイロットモデル確認
のための閉ループステップ応答
(目標値 $u = -5 \text{ m/sec}$, $T_p = 4 \text{ sec}$,
 $\tau_{ef} = 1 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.5$)

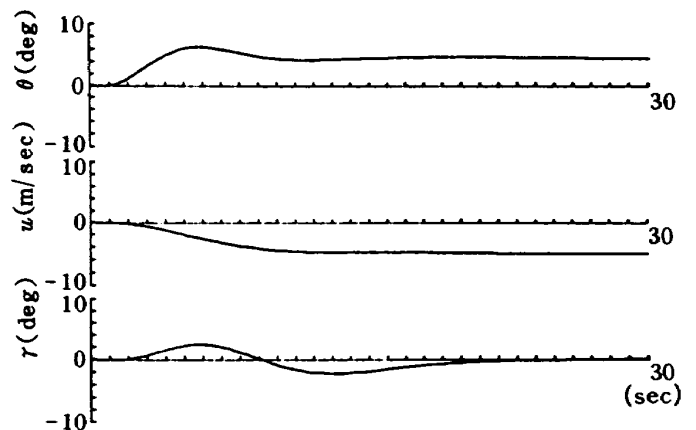


図 2-10-2 速度制御パイロットモデル確認
のための閉ループステップ応答
(目標値 $u = -5 \text{ m/sec}$, $T_p = 4 \text{ sec}$,
 $\tau_{ef} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.15$)

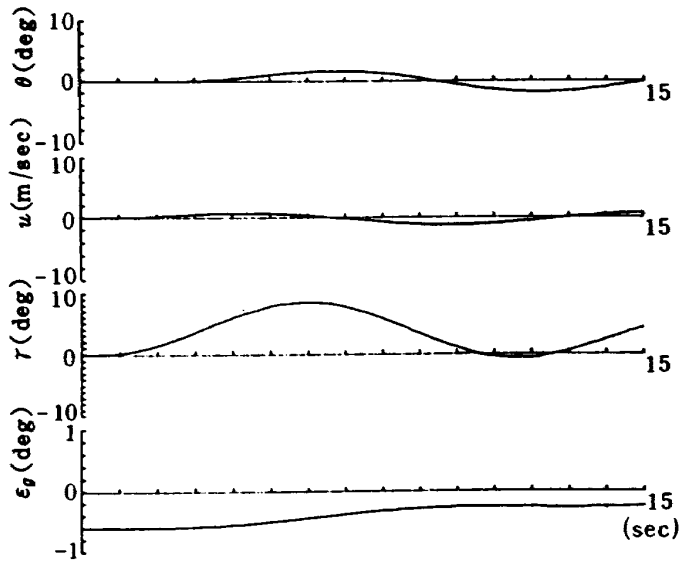


図 2-11-1 閉ループ初期値応答
(初期値 $\varepsilon_g = -0.6^\circ$, $\tau_{ef} = 1.0 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.5$)

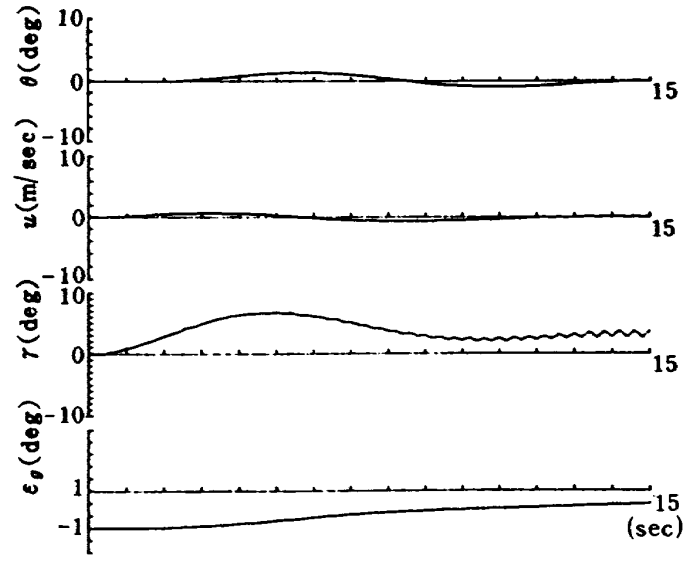


図 2-11-2 閉ループ初期値応答
(初期値 $\varepsilon_g = -0.6^\circ$, $\tau_{ef} = 0.1 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.5$)

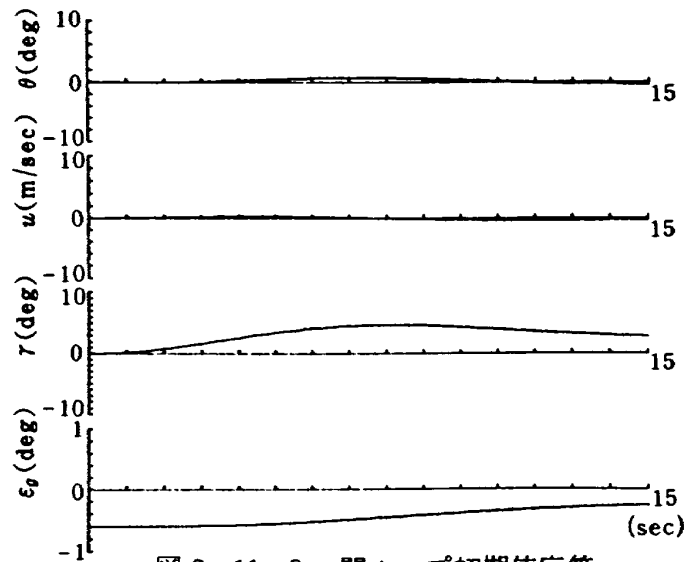


図 2-11-3 閉ループ初期値応答
(初期値 $\varepsilon_g = -0.6^\circ$, $\tau_{ef} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.15$)

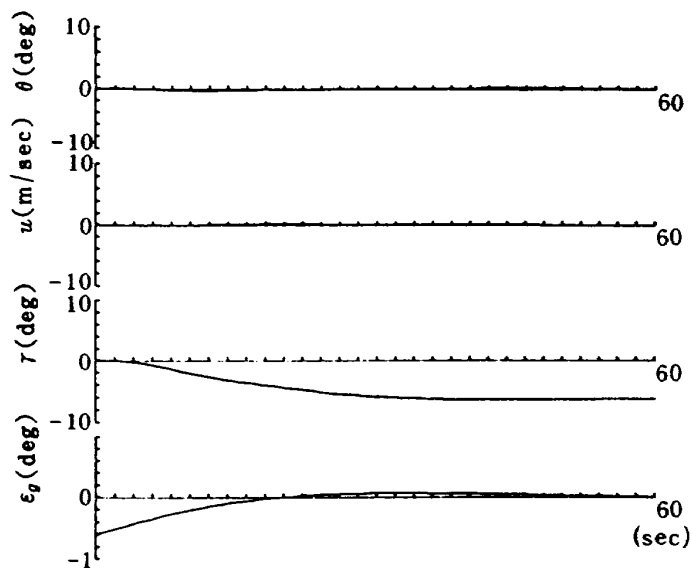


図 2-12-1 グライドスロープ捕捉特性
(初期値 $\varepsilon_g = -0.6^\circ$, ステップ入力 $r_0 = -6^\circ$,
 $\tau_f = 0.3 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.15$)

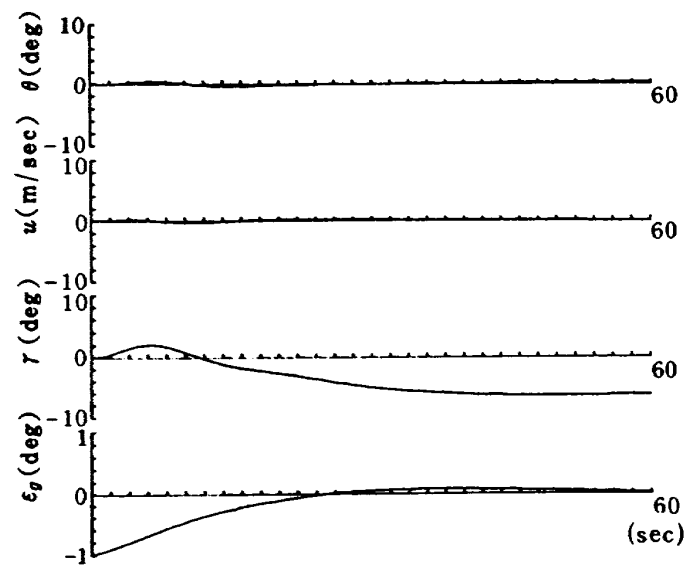


図 2-12-2 グライドスロープ捕捉特性
(初期値 $\varepsilon_g = -1.0^\circ$, ステップ入力 $r_0 = -6^\circ$,
 $\tau_f = 0.3 \text{ sec}$, $K_{fpc} = 0.15$)

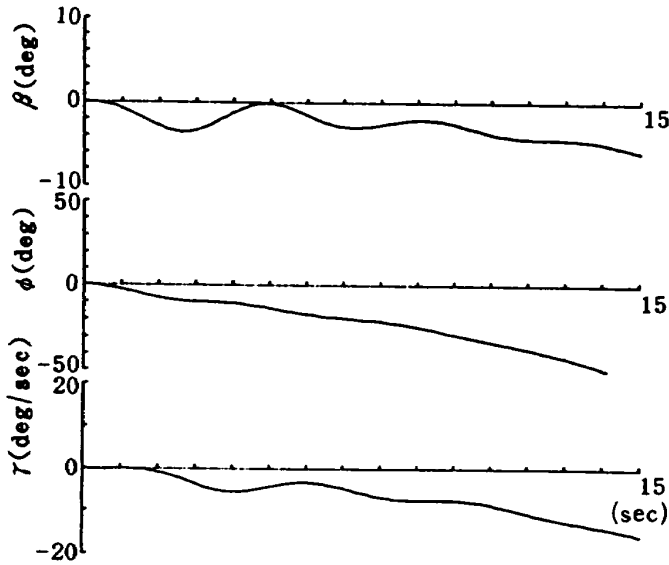


図 2-13-1 STOL実験機(単体)のパルス応答 ($\delta_a = 5^\circ$, 2 sec 間)

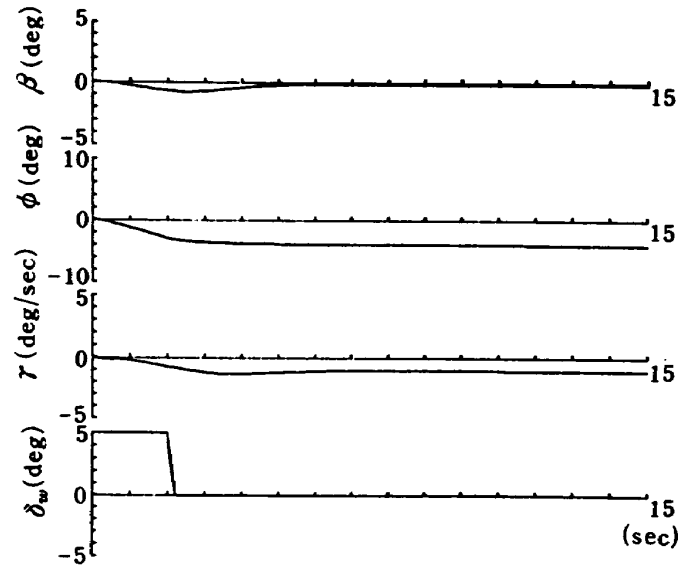


図 2-13-2 STOL実験機(SCAS作動)のパルス応答 ($\delta_w = 5^\circ$, 2 sec 間)

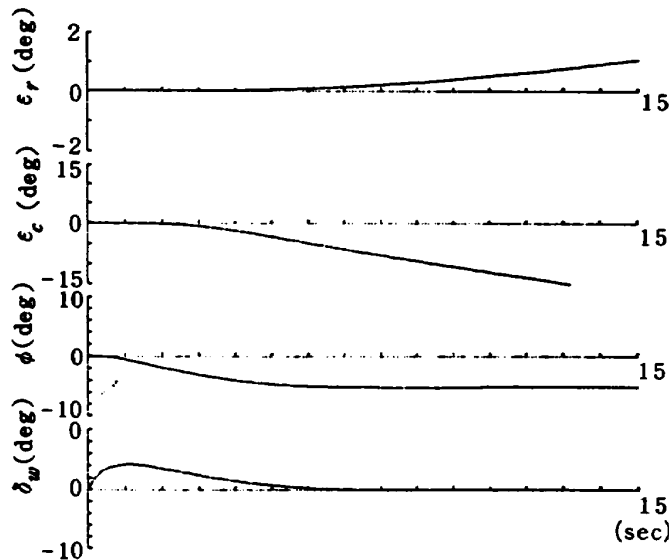


図 2-14-1 ロール特性のみの閉ループステップ応答
(目標値 $\phi_c = -5^\circ$, $\tau_{\phi w} = 0.44 \text{ sec}$, $K_{\phi w} = -1.33$)

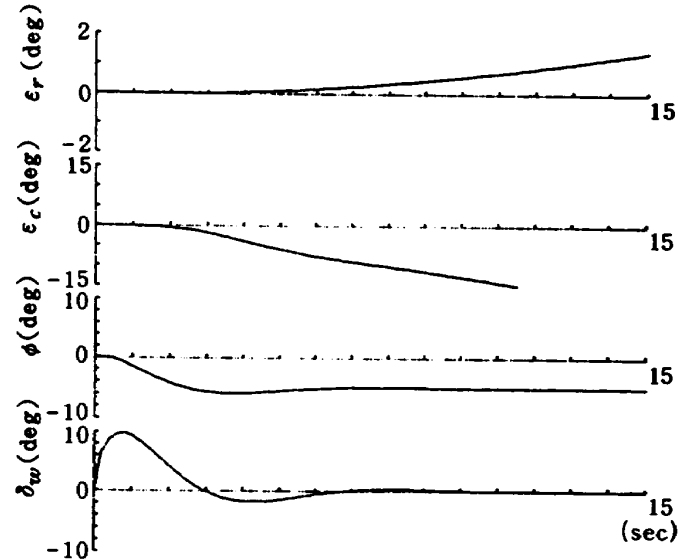


図 2-14-2 ロール特性のみの閉ループステップ応答
(目標値 $\phi_c = -5^\circ$, $\tau_{\phi w} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{\phi w} = -2.0$)

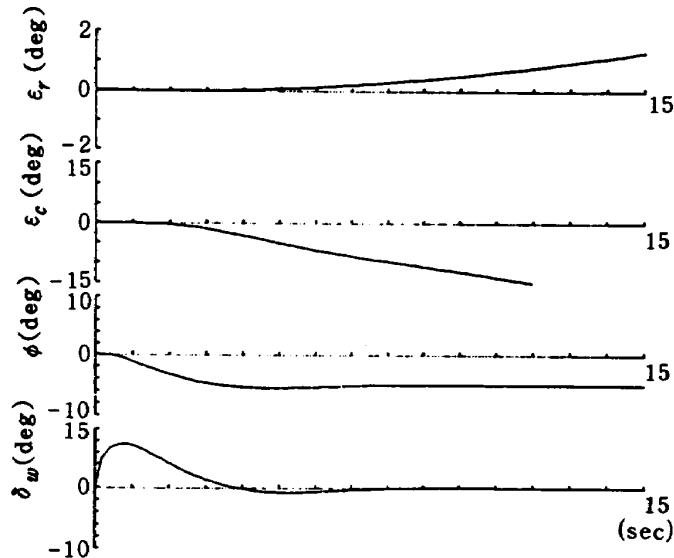


図 2-14-3 ロール特性のみの閉ループステップ応答
(目標値 $\phi_c = -5^\circ$, $\tau_{\phi w} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{\phi w} = -1.5$)

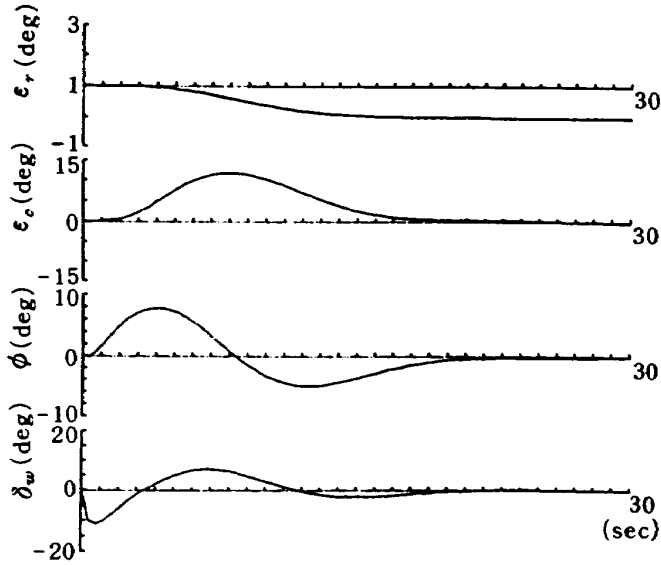


図 2-15-1 ローカライザ偏差修正特性
(初期値 $\epsilon_r = 1.0^\circ$, $\tau_{\epsilon w} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.5$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.012 \text{ sec/m}$)

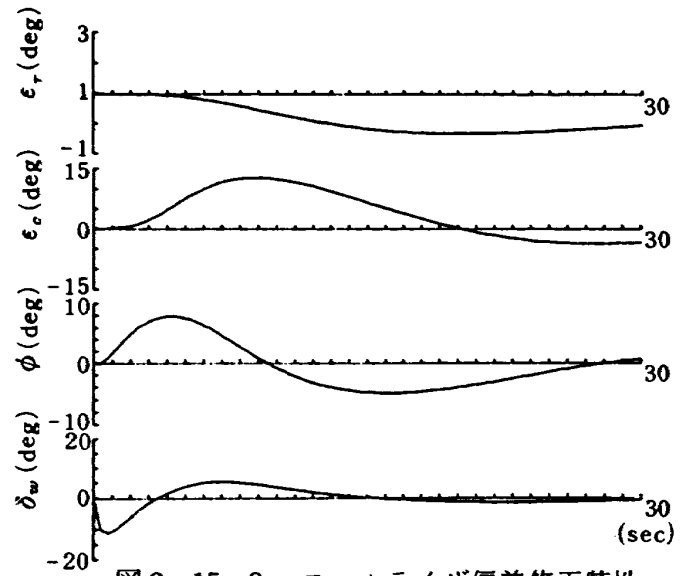


図 2-15-2 ローカライザ偏差修正特性
(初期値 $\epsilon_r = 1.0^\circ$, $\tau_{\epsilon w} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.5$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.008 \text{ sec/m}$)

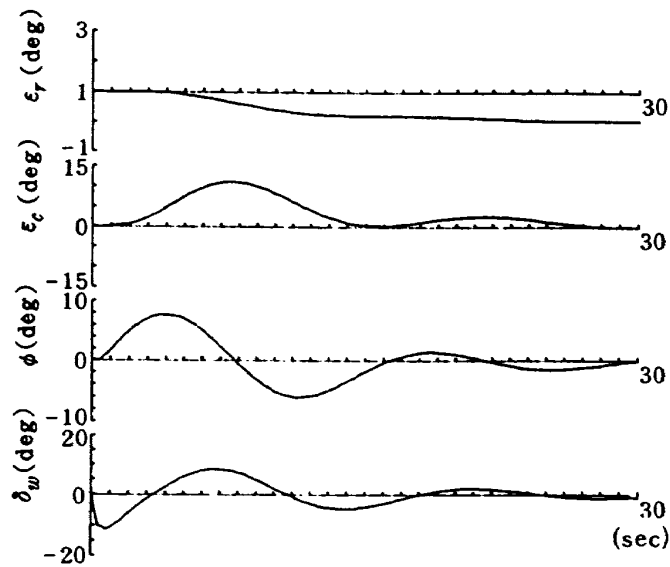


図 2-15-3 ローカライザ偏差修正特性
(初期値 $\epsilon_r = 1.0^\circ$, $\tau_{\epsilon w} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.5$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.016 \text{ sec/m}$)

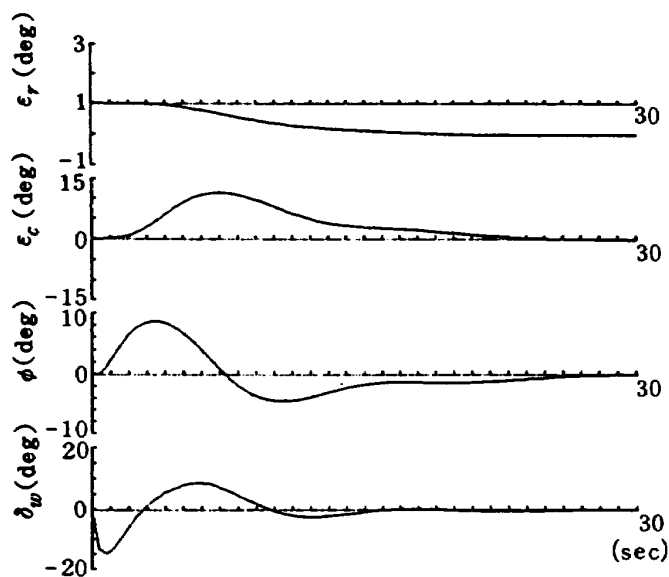


図 2-16-1 ローカライザ偏差修正特性の確認

(初期値 $\epsilon_r = 1.0^\circ$, $\tau_{ew} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -3.0$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.012 \text{ sec/m}$)

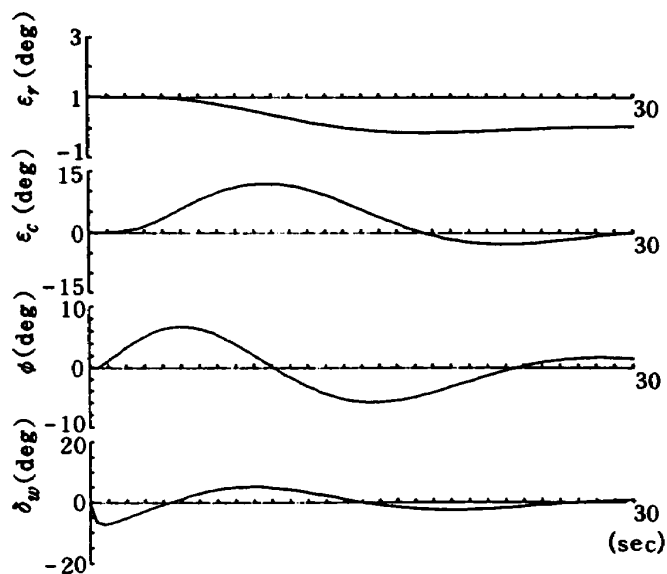


図 2-16-2 ローカライザ偏差修正特性の確認

(初期値 $\epsilon_r = 1.0^\circ$, $\tau_{ew} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.0$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.012 \text{ sec/m}$)

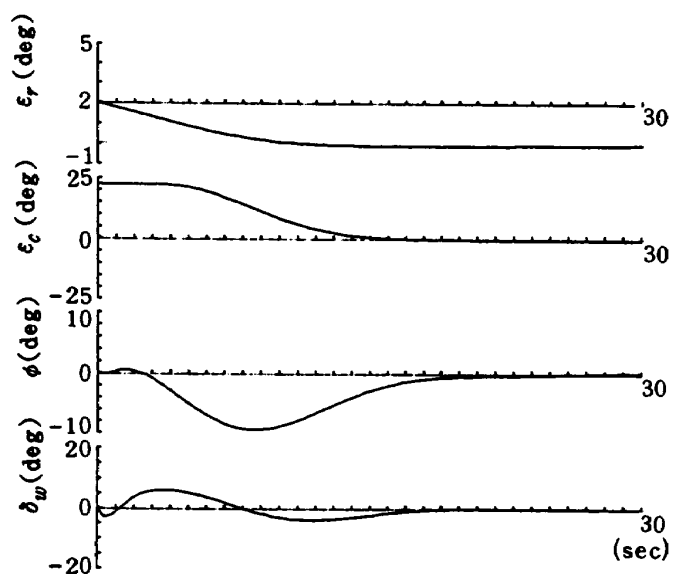


図 2-17-1 ローカライザ捕捉特性

(初期値 $\epsilon_r = 2.0^\circ$ および $\epsilon_c = 22.2^\circ$,
 $\tau_{ew} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.5$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.012 \text{ sec/m}$)

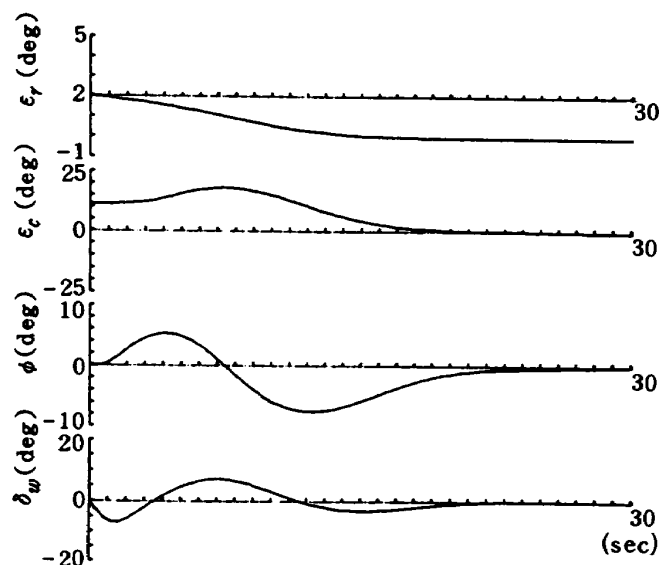


図 2-17-2 ローカライザ捕捉特性

(初期値 $\epsilon_r = 2.0^\circ$, $\epsilon_c = 11.1^\circ$,
 $\tau_{ew} = 0.3 \text{ sec}$, $K_{pw} = -1.5$,
 $K_{\epsilon d1} = 0.0015 \text{ 1/m}$, $K_{\epsilon d2} = 0.012 \text{ sec/m}$)

(8) ローカライザ偏差修正特性

次にすべてのシステムが結合された状態で、 1° のローカライザ偏差に対するステップ応答を求め、スムーズにかつ早く偏差を修正できるFDパラメータを探した。図2-15-1～3から $K_{ed1}=0.0015(1/m)$ 、 $K_{ed2}=0.012(sec/m)$ が適当であることがわかる。また図2-16-1および-2は、上記の値の場合パイロットの操作方法が少々違って大きなバンクや小さなバンクをとることになってもスムーズに偏差を修正できることを示す。

(9) ローカライザ捕捉特性

以上で設定した値を利用して、ローカライザ偏差 2° で、約 22° および 11° のコースカット角で進入してローカライザに沿う時の過渡応答を調べた。計算結果をそれぞれ図2-17-1および-2に示す。どちらの場合もスムーズにILS中心線に沿っており、FDSが正しく機能していることが示されている。

3. システム応答の計算の結果

以上の計算の結果、フライトディレクタシステムの基本的構造と各定数を設定することができた。決定あるいは確認されたフライトディレクタシステムの定数を表3-1にまとめる。また、基礎設計で定めたフライトディレクタシステムの方程式を付録Aにまとめる。CADを活用したため容易に検討作業を進めることができたが、今後検討すべき点は次の通りである。

(1) 各入力信号の雑音は本計算では考慮されなかった。各信号の雑音特性に合せたスムージング・フィルタの設計が必要となる。

(2) 本FDには、近似微分を使用しているので、システム作動直後はコマンドに過渡変動が生じると考えられる。これを防止するためのイーजीオン・フィルタを各コマンドに追加する必要がある。

表3-1 シミュレーション結果のまとめ

種 類		係 数 名	記 号	値	単 位	備 考
縦	パイロット モデル	コラム制御反応遅れ時間	τ_{ec}	0.3	sec	確 認 値
		コラム制御ゲイン	K_{pc}	-0.33	1/sec	決 定 値
		F P C制御反応遅れ時間	τ_{ef}	0.3	sec	決 定 値
		F P C制御ゲイン	K_{fpc}	0.15	1/sec	決 定 値
	F D S	ゲ イ ン	K_p	1.0	deg・s/m	確 認 値
		時 定 数	T_p	4	sec	決 定 値
		ゲ イ ン	K_d	0.002	1/m	確 認 値
		ゲ イ ン	K_z	1.0	deg・s ² /m	確 認 値
横 方 向	パイロット モデル	ホイール制御反応遅れ時間	τ_{ew}	0.3	sec	決 定 値
		ホイール制御ゲイン	K_{pw}	-1.50	—	決 定 値
	F D S	ゲ イ ン	K_{ed1}	0.0015	1/m	決 定 値
		ゲ イ ン	K_{ed2}	0.012	sec/m	決 定 値
		バイアス	d_b	1852	m	確 認 値
		時 定 数	T_r	1	sec	確 認 値

ここに、備考欄の決定値は本シミュレーションで値を決定したものであり、確認値は、シミュレーションで妥当性が確認されたものであることを示す。

これらの検討をも含めて今後実際のパイロットシミュレーションで評価を進める必要がある。

4. おわりに

本稿で記した方法により設計した STOL 実験機用フライトディレクタシステムは、その後の改良を経て、ヘッドアップディスプレイ、ヘッドダウンディスプレイに組み込まれて評価が続けられている。フライトディレクタシステムは元来対象となる航空機の運用形態に直接対応して設計されるものである。従来の CTOL 機の場合例えば ILS 進入方式については、進入速度や姿勢に多少の違いがあってもフライトディレクタシステムの基本方程式は共通のものが利用でき、定数の調節だけで済むことが多い。一方、STOL 型航空機はこれらの CTOL 機と違って運用形態が未だ定まっておらず、CTOL 機の運用方式や FD 方程式を直接利用することは困難である。STOL 実験機の運用形態が確立されるためには、同機の飛行実験の完了を待たなくてはならない。従って、STOL 実験機用 FDS として最終的な形が確立されるのはそれ以降の作業によることになる。本稿で記した結果はその時点で行われる設計作業の基礎資料となるものと考えている。

本報告を終えるにあたり STOL 実験機特性について飛行実験部坂東俊夫室長より、また、制御系設計のための CAD の利用にあたっては、計測部永安正彦室長より助力を得たことを付記する。

参 考 文 献

- 1) STOL プロジェクト推進本部：低騒音 STOL 実験機の基本設計，航空宇宙技術研究所資料 TM-452 (1981)。
- 2) STOL プロジェクト推進本部：低騒音 STOL 実験機（飛鳥）用 HUD（ヘッド・アップ・ディスプレイ）の第一次シミュレーション試験，航空宇宙技術研究所資料 TM-554 (1986)。
- 3) 田中，岡部，井須：STOL 実験機用統合計器の開発研究 (I)，第19回飛行機シンポジウム (1981)。
- 4) 田中，岡部，川原：F.D.S. (フライトディレクタシステム) のアナログシミュレーション試験，航空宇宙技術研究所資料 TM-298 (1976)。
- 5) Weir, D.H., Klein, R.H. and McRuer, D.T.: Principles for the Design of Advanced Flight Director Systems Based on the Theory of Manual Control Displays, NASA CR-1748 (1971)。
- 6) Weir, D.H. and McRuer, D.T.: Pilot Dynamics for Instrument Approach Tasks: Full Panel Multiloop and Flight Director Operations, NASA CR-2019 (1972)。
- 7) Jewel, W.F.: Application of a Pilot Control Strategy Identification Technique to a Joint FAA/NASA Ground-Based Simulation of Head-Up Displays for CTOL Aircraft, 16th Annual Conf. on Manual Control (1980) pp. 395-409。
- 8) L. J. J. Erkelens: A Simulation Investigation on the Feasibility of Curved Approaches under MLS Guidance, NLR TR-78035U, 1978。
- 9) Grantham, W.D., Nguyen, L.T., Patton, J.M. Jr., Deal, P.L., Champine, R.A. and Carter, C.R.: Fixed-Base Simulator Study of an Externally Blown Flap STOL Transport Airplane During Approach and Landing, NASA TN D-6898, 1972。
- 10) 渡辺，永安，若色，森田：航技研対話型制御系設計システム (その1)，第18回飛行機シンポジウム講演集 (1980) pp.100-103。
- 11) 田中：人間パイロットモデルを利用した手動制御系の一評価法，航空宇宙技術研究所報告 TR-613 (1980)。
- 12) 小林：第3次 SCAS 制御則，NAST-55-2505，川崎重工業 (1981)。
- 13) STOL プロジェクト推進本部，飛行試験計画室・飛行解析チーム：航技研 STOL 実験機の飛行シミュレーション試験，第1部 STOL 離

着陸形態の評価, 航空宇宙技術研究所報告
TR-713 (1982).

付録A フライトディレクタ方程式のまとめ

(1) ピッチコマンド

$$\theta_c = K_v(v - v_0) - \frac{T_p s}{1 + T_p s} \theta \quad (\text{a.1})$$

(2) フライトパスコマンド

$$F_c = r_{ref} - r \quad (\text{a.2})$$

ここに,

a) 高度保持時:

$$r_{ref} = -K_h(h - h_0)_{Lalt} \quad (\text{a.3})$$

b) グライドスロープ捕捉かつ $h \geq 30.5\text{m}$ の時:

$$r_{ref} = \left[\left(r_0 - \frac{K_d}{1 + T_d s} \epsilon_g \cdot d \right)_{Lcl} - \frac{K_z}{1 + T_z s} a_z \right]_{Lpath} \quad (\text{a.4})$$

c) $h < 30.5\text{m}$ の時:

$$r_{ref} = K_f \cdot h + r_f \quad (\text{a.5})$$

(3) バンクコマンド

$$\begin{aligned} \phi_c = & \left[\left(K_{\epsilon d1} \cdot \epsilon_r(d + d_b) + K_{\epsilon d2} \frac{T_r s}{1 + T_r s} \epsilon_r(d + d_b) \right. \right. \\ & \left. \left. + K_{\epsilon c} \cdot \epsilon_c \right)_{Lcrs} - K_{\epsilon c} \cdot \epsilon_c \right]_{Lbank} - \phi \quad (\text{a.6}) \end{aligned}$$

以上のそれぞれの変数および定数をそれぞれ付表
A-1, A-2, A-3に示す。

付表A-1 ピッチコマンドの変数と定数

種 類	名 称	記号	値	単 位
入 力	対気速度	v	—	m/sec
	縦揺れ角	θ	—	deg
出 力	コマンド	θ_c	—	deg
パラメータ	設定速度	v_0	37.0	m/sec
	ゲ イ ン	K_v	1.0	deg·s/m
	時 定 数	T_p	4.0	sec

付表A-2 フライトパスコマンドの変数と定数

種類	名 称	記 号	値	単 位
入 力	設定径路角	r_0	-6	deg
	高 度	h	-	m
	グライドスロープ偏差	ε_g	-	deg
	DME距離	d	-	m
	垂直加速度	a_z	-	m/sec ²
	対地径路角	r	-	deg
出 力	コマンド	p	-	deg
定 数	ゲ イ ン	K_h	0.098	deg/m
	ゲ イ ン	K_d	0.002	1/m
	ゲ イ ン	K_z	1.0	deg·s ² /m
	ゲ イ ン	K_f	-0.164	deg/m
	フレア角	r_f	-1.0	deg
	時 定 数	T_d	2.0	sec
	時 定 数	T_z	0.5	sec
	設定高度	h_0	-	m
	リミッタ	L_{alt}	±30.5	m
	リミッタ	L_{cl}	+0, -∞	deg
	リミッタ	L_{path}	+5, -15	deg

付表A-3 バンクコマンドの変数と定数

種類	名 称	記 号	値	単 位
入 力	ローカライザ偏差	ε_r	-	deg
	DME距離	d	-	m
	コース偏差	ε_c	-	deg
	横揺れ角	ϕ	-	deg
出 力	コマンド	ϕ_c	-	deg
定 数	ゲ イ ン	$K_{\varepsilon d1}$	0.0015	1/m
	ゲ イ ン	$K_{\varepsilon d2}$	0.012	sec/m
	ゲ イ ン	$K_{\varepsilon c}$	1.0	-
	バイアス	d_b	1852	m
	時 定 数	T_r	1.0	sec
	リミッタ	L_{crs}	±45	deg
	リミッタ	L_{bank}	±10	deg

航空宇宙技術研究所資料558号

昭和61年12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
電話武蔵野三鷹(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
