

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-972

STOL実験機「飛鳥」の操縦系統機能試験

STOLプロジェクト推進本部

実験機開発室操縦システム技術開発チーム

1988 年 4 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

担 当 者 一 覧

報 告 書 執 筆	内田忠夫， 多田 章， 岡田典秋， 大和裕幸， 小川敏雄
開 発 室	犬丸矩夫， 渋谷昭義， 小川敏雄
操縦システム技術開発チーム	内田忠夫， 渡辺 顯， 真柳光義， 滝沢 実， 多田 章 岡田典秋， 大和裕幸
NALSTOL実験機開発チーム（NASTADT）	菅原 治， 二木康夫， 内川五十六， 奥山由身， 小林 修 岩崎貢治， 辻本 隆， 平間公男， 石川主典， 原田昌紀 竹内康郎， 桜谷久三， 河端弘志， 黒河 実， 庄司 彰 足立 脩
新明和工業(株)	中村 勝， 照井裕之， 村上義隆 原田 実， 長谷部聡 （川崎重工業(株)） 織田憲次， 石川公也 （新明和工業(株)）
パイロット	

目 次

1. まえがき	1
2. 操縦系統機能試験の概要	3
3. SCAS系統試験	6
3.1 試験の概要	6
3.2 静特性試験	6
3.3 過渡応答特性試験	10
3.4 周波数応答試験	10
3.5 結果および考察	10
4. 開ループ（SCAS・機力系統）試験	11
4.1 試験の概要	11
4.2 静特性試験	12
4.3 過渡応答試験	13
4.4 周波数応答試験	14
4.5 結 果	14
5. 故障模擬試験	15
5.1 試験の概要	15
5.2 試 験	15
5.3 試験結果	15
6. 閉ループ試験	18
6.1 飛行機のダイナミックス	18
6.2 閉ループ系の構成	19
6.3 安定性試験	19
6.3.1 零入力時の特性	19
6.3.2 残留振動	19
6.4 過渡応答試験	20
6.5 周波数応答試験	24
6.6 突風応答試験	24
6.6.1 突風モデル	26
6.6.2 ステップガスト応答試験	27
6.6.3 連続突風応答	30
7. パイロットによる評価試験	30
7.1 試験の目的	30
7.2 飛行形態と運動方程式	30
7.3 突風モデル	30
7.4 試験ケース	31
7.5 評価方法	31
7.6 試験結果と考察	31
8. あとがき	42

9. 謝 辞	42
付 録	
A. 個別試験	43
B. 操縦システムの概要	45
C. 機体軸に関する運動方程式	48
D. アナログ計算機による演算	54
E. 大気擾乱モデルについて	54

STOL実験機「飛鳥」の操縦系統機能試験結果*

STOLプロジェクト推進本部

実験機開発室操縦システム技術開発チーム

The Functional Mock-up Test of the Flight Control System of the NAL QSTOL Research Aircraft “ASKA”

by

UCHIDA Tadao, TADA Akira, OKADA Noriaki

YAMATO Hiroyuki, OGAWA Toshio

Abstract

In this paper the functional mockup test of the flight control system of ASKA with the stability and control augmentation systems is described.

The tests made included software verification, simulated failure effects testing, closed loop test, and piloted simulation test.

The results showed that the functions and performance of the control system were satisfactory for flight safety of ASKA.

1. まえがき

STOL実験機「飛鳥」は、短距離離着陸という使命達成のため低速度かつ急角度の進入で正確な離着陸を行う必要がある。しかしながら、低速時には一般に航空機の操縦性および安定性は低下する。このため、「飛鳥」はこれらを改善する目的で、操縦性および安定性増大装置（SCAS）を搭載し、短距離離着陸を可能にしている。このように、STOL機にとって必要不可欠なSCASには耐故障性と機能の多様性を持たせる目的でデジタル3重系が採用されている。

STOL実験機「飛鳥」の操縦系統機能試験の目的は、新規に開発された本デジタル3重系SCASを主体にした「飛鳥」の操縦システムを地上設備におい

て試験し、機能、性能および信頼性を確認し飛行の安全性を実証することである。この目的のため、本試験は膨大な数の試験項目、広範囲の内容を含み合計試験時間が1500時間以上に及んだ。試験は因果関係が分かるように部分から総合システムへと段階的に進め、最終的にパイロットによる模擬飛行を行ない、パイロット・航空機系の適合性すなわち操縦特性の確認および基本的な飛行特性の確認を行った。

その結果、飛鳥の操縦システムが飛行の安全上満足すべきものであることが実証された。

この報告は、飛鳥の飛行試験の安全を支援するための裏付け資料として、また、操縦系統機能試験の記録としてさらに今後行われる同様の試験のための参考データとなるように記述した。しかしながら、これらのデータは膨大になるため主要な結果のほんの一部を掲載したのみである。それゆえ、末尾に全体資料のリストを示し参考とした。

*昭和62年9月3日 受付

記号および略語

$AC-1$	エルロンコマンド (SCAS チャンネル 1) 信号
CAS	較正対気速度 (DADC)
$DLCC$	DLC コマンド (SCAS) 信号
$EC-1$	エレベータコマンド (SCAS チャンネル 1) 信号
F_c	コラム操作力
F_p	ペダル足踏力
F_{pl}	左ペダル足踏力
F_{pr}	右ペダル足踏力
F_w	ホイール操作力
H	高度
H_r	電波高度計高度
H_p	気圧高度
\dot{H}_p	昇降率
M_t	マッハ数
N_x	機体軸前後方向加速度
N_y	機体軸左右方向加速度
N_z	機体軸上下方向加速度
N_1	エンジン N1 回転数
P_t	全圧
ΔP	S.S.A ピストン差圧信号
p	ロール角速度
q	ピッチ角速度
r	ヨー角速度
R/C	昇降率
$SLIP$	傾斜計信号
TAS	真対気速度 (DADC)
TAT	全温
$TDUC-1$	スロットルドライブユニット (#1, #4) コマンド信号
V	速度
V_{TAS}	真対気速度 (LASP)
V_{CAS}	較正対気速度 (LASP)
VS	昇降率
α	迎え角
β	横滑り角
δ_a	補助翼舵角
δ_{ap}	補助翼パワーサーボアクチュエータ

入力変位

δ_{as}	補助翼信号サーボアクチュエータ変位
δ_{ddc}	DDC モータ出力変位
δ_{dlc}	DLC モータ出力変位
δ_c	コントロールコラム操作量
δ_{cp}	同上 LVDT 出力
δ_e	昇降舵舵角
δ_{ep}	昇降舵パワーサーボアクチュエータ 入力変位
δ_{es}	昇降舵信号サーボアクチュエータ変位
δ_{FP}	USB フラップコントロールバルブ入力
δ_{FPC}	FPC レバー操作量
δ_{FPCP}	同上 LVDT 出力
δ_h	オートトリム変位
δ_p	ペダル操作量
δ_r	方向舵舵角
δ_{rp}	方向舵パワーサーボアクチュエータ 入力変位
δ_{rs}	方向舵信号サーボアクチュエータ変位
δ_{sb}	スピードブレーキレバー操作量
δ_{sp}	スポイラパワーサーボアクチュエータ 入力変位
δ_{spl}	スポイラ左舷舵角
δ_{spr}	スポイラ右舷舵角
δ_{sps}	スポイラ信号サーボアクチュエータ 変位
$\delta_{th}(\#1) \sim (\#4)$	スロットルレバー変位 (#1~#4)
$\delta_{th1 \sim 3}$	スロットルレバー変位 (#1~#3)
δ_{usb}	USB フラップ舵角
δ_{usbf}	USB フラップレバー操作量
$\delta_{usbf-LH}$	USB フラップ左舷舵角
$\delta_{usbf-RH}$	USB フラップ右舷舵角
δ_w	コントロールホイール操作量
θ	ピッチ角
ϕ	ロール角
ϕ	ヨー角
$\Delta \theta_x$	ピッチ角増分
$\Delta \theta_y$	ロール角増分
$\Delta \theta_z$	ヨー角増分
Align	アライン信号

Auto Spoiler Dn Lmt Sw	オートスポイラダウンリミット スイッチ	FPC	Flight Path Control
Auto Spoiler Up Lmt Sw	オートスポイラアップリミット スイッチ	G/A	Go Around
DLC Disc Sw	DLCディスコネクトスイッチ信号	IFU	Interface Unit
ENG STOP	エンジン停止信号	IRU ADPT	Inertial Reference Unit Adapter
Fail	故障信号	Hyd	Hydraulic
FPC Disc Sw	FPCディスコネクト信号	LACS	Lateral Assistant Control System
Freeze Sw	フリーズスイッチ信号	LASP	Low Air Speed Processor
Fric Release	フリクションリリース信号	LVDT	Linear Variable Differential Transformer
Pitch Trim	ピッチトリム信号	MTU	Monitor and Test Unit
Sciss Sw	シザーズスイッチ信号	PIO	Pilot Induced Oscillation
USB Flap Asym	USBフラップ非対称信号	PTR	Paper Tape Reader
USB Flap G/A Sw	USBフラップゴーアラウンド スイッチ信号	RALT	Radar Altitude
USB Master Sw	USBマスタスイッチ	RH	Right Hand
Act	Actuator	RVDT	Rotational Variable Differential Transformer
ADI	Attitude Director Indicator	SCAS	Stability and Control Augmentation System
Asym	Asymetry	SDP	Status Display Panel
BLC	Boundary Layer Control	SSA	Signal (Series) Servo Actuator
BOF	Breakout Force	Sig	Signal
CAS	Calibrated Air Speed	STOL	Short Take-off and Landing
CDU	Control and Display Unit	SW	Switch
CMD	Command	TAS	True Air Speed
CMPTR	Computer	TDU	Throttle Drive Unit
CTOL	Conventional Take-off and Landing	TTY	Tele-Typewriter
CWS	Control Wheel Steering	USB	Upper Surface Blowing
DADC	Digital Air Data Computer	USBF	Upper Surface Blowing Flap
DDC	Direct Drag Control		
DLC	Direct Lift Control		
ECU	Electronic Control Unit		
FCS	Flight Control System		
FDIR	Fault Detection, Isolation and Reconfiguration		
Fric	Friction		

2. 操縦系統機能試験の概要

操縦系統機能試験は、STOL実験機「飛鳥」の操縦システムに関する実験室レベルでの総合試験として、「飛鳥」の飛行の安全性を確認するため実施した。本試験は、開発試験経過を示す図 2.1 に見られるように昭和57年から昭和61年まで6次にわたり延べ1500時間に及んでいる。

本試験装置は「飛鳥」の操縦系統を実寸大に模擬し製作した。ただし、主翼および水平尾翼の左舷側は省略した。供試体である操縦システム〔付録B参照〕のSCAS電子部品およびアクチュエータ等の機

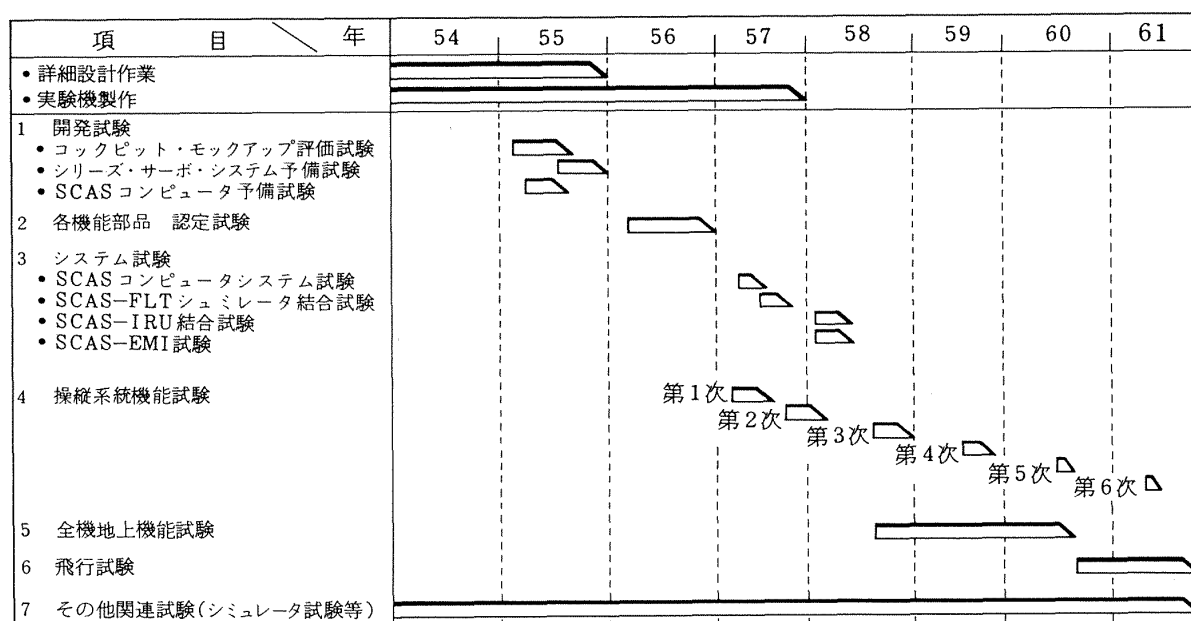


図 2.1 飛行制御システム開発試験の経緯

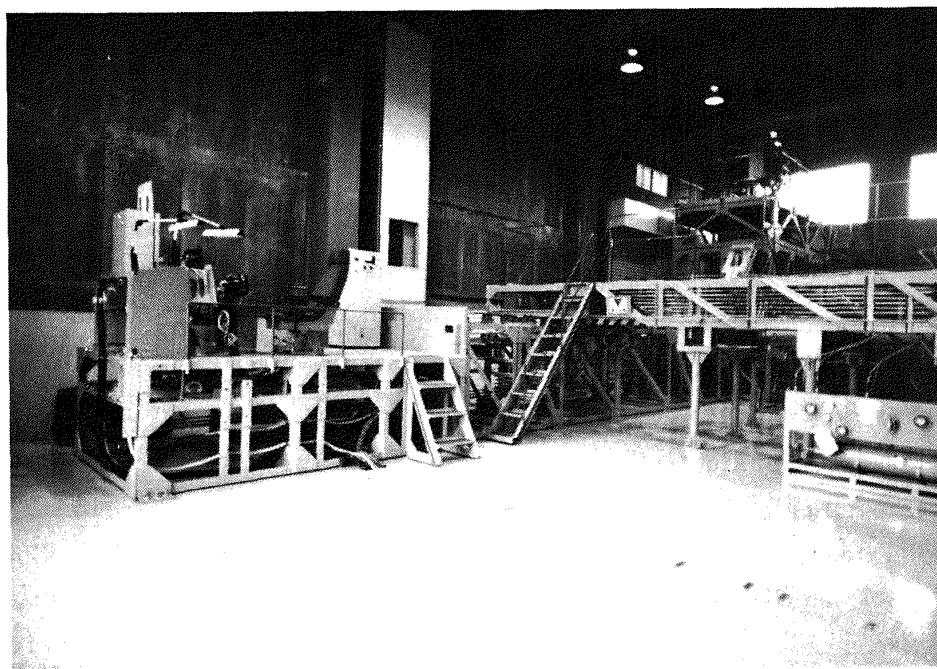


写真 1 操縦系統リグ全景(左翼前方より)

能部品には実機搭載品を用いた。これら試験装置の全景を写真 1 に示す。また、試験時の全体ブロック図を図 2.2 に示す。

本試験は「飛鳥」の初飛行の安全性を確認するための総合試験(第 1 - 3 次試験)および個別的な設計改修を確認するための検証試験等(第 4 次 - 6 次試験)として進められた。試験は、内容的に表 2.1 のように分類して実施した。以下に簡単に試験内容を記述する。

(1) 機械系操縦系統試験

本試験では操縦システムのうち機械系操縦装置の基本的な特性(操縦装置と舵面間の静特性および動特性)の確認および新設の操縦系統(USB 操作系统等)に対する耐久試験を行った。

(2) SCAS 系統試験

本試験では SCAS により機力操縦装置を介して舵面を作動させて SCAS の機能および性能をしらべそれらが設計どおりであることを確認することに重点

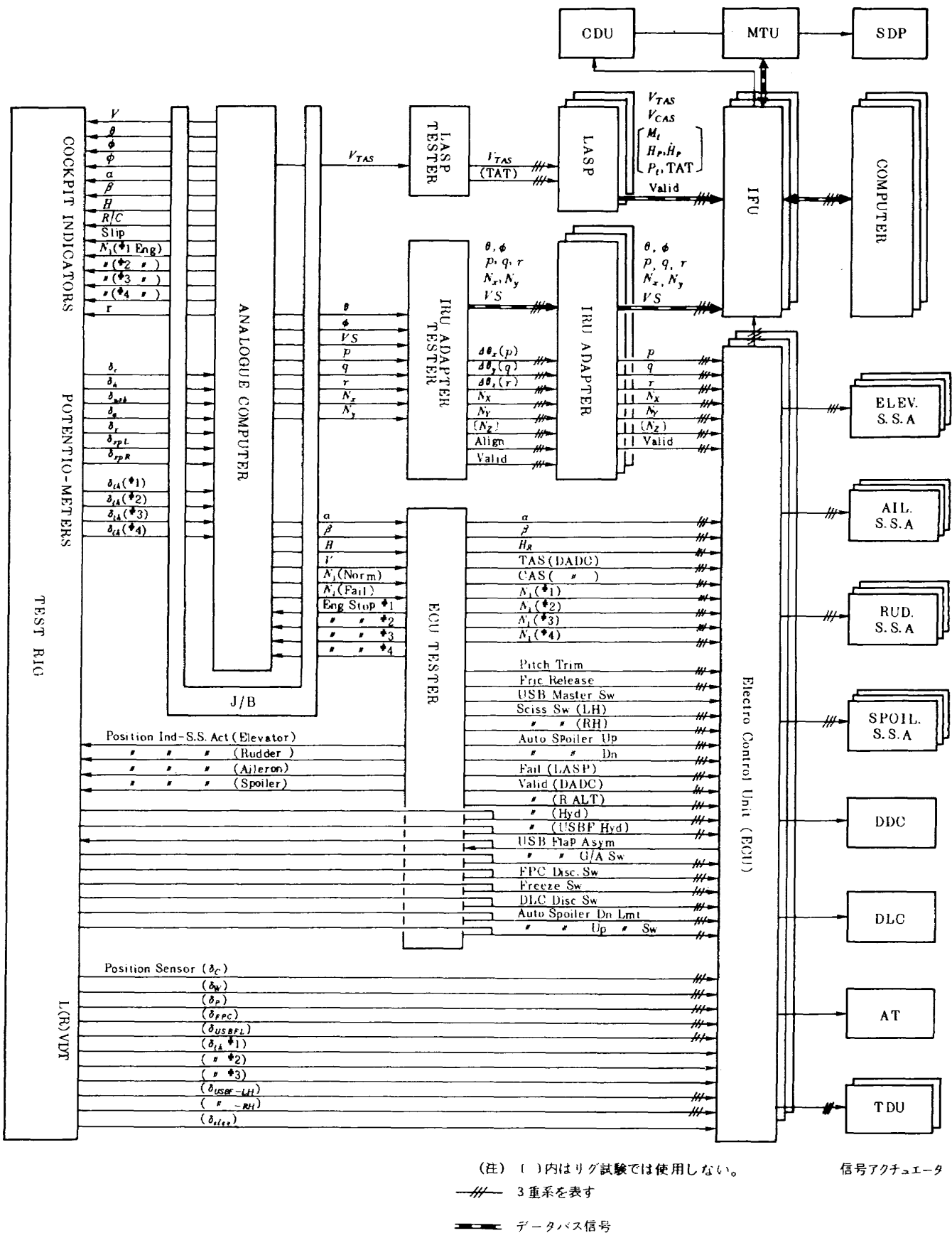


図 2.2 操縦系統機能試験ブロック図

表 2.1 試験の概要

試験項目	1次	2次	3次	4次	5, 6次
機械系統試験(含 耐久試験)	○		○		
SCAS系統試験		○	○	○	
機力・SCAS 系統試験		○	○	○	
故障模擬試験		○	○		
閉ループ試験		○	○	○	
パイロットドシミュレーション試験		○	○	○	
その他試験	○	○	○	○	○
試験期間 (ヶ月)	57 4	57 5	58 5	59 1	60 1

を置いた。

(3) SCAS・機械系統試験

操縦システムの開ループ試験であり、個別に試験が終了したSCASと機械系操縦系統を結合した時の両者の適合性および開ループとしての特性を調べた。

(4) 故障模擬試験

操縦システムの耐故障性を調べる試験である。とくに、3重系SCASの冗長性管理ソフトウェア(FDIR)機能の確認に重点を置いた。

(5) 閉ループ試験

機体運動を計算機により模擬して操縦システムを閉ループとして構成し、閉ループの特性および安定性等を調べた。

(6) パイロットドシミュレーション試験

パイロットによる模擬飛行試験を行い、基本的な操縦特性および飛行特性を評価し(故障模擬試験を含む)、飛行の安全性を確認した。

これらの試験期間中、新規開発品の信頼性のデータを得るため機器の累計作動時間と故障の発生を記録した。さらに電磁干渉の有無についても調べた。

試験結果の評価は記録されたデータの設計値、各スペックとの比較およびパイロットコメントにより行われ、改修を必要とする不具合点は直ちに実機に反映した。

3. SCAS 系統試験

3.1 試験の概要

SCAS 系統試験の目的は、飛鳥の操縦システムの

中枢であるSCASの機能および性能を調べ、それが設計どおりであることを確認することである。

試験対象となった制御モードは表 3.1 に示される全モードのうち主要な次の9つの制御モードを対象とした。

PITCH CWS (ATT & RATE), ROLL CWS, β -CMD, FPC, SH, EFC, G/A, CTOL Y/D, USB FLAP CONTROL

試験は静特性、過渡応答特性および周波数特性試験を実施した。各制御モードと実施した3種類の試験の対応一覧表を表 3.2 に示す。

試験のブロック図を図 3.1 に示す。この図で示されるように、試験時の入力信号は操縦席操縦装置(コラム、ホイール、ペダルおよびFPCレバー等)変位および各テストから与えられる制御則入力変数(姿勢、速度など)である。出力は、電子制御装置(ECU)内のサーボコマンド信号(D/A変換された信号のフィルタ後のアナログ電圧)である。これによって制御則に含まれる個々の要素の同定および制御モード全体の特性把握を行い、設計値と比較して評価した。

3.2 静特性試験

操縦装置または制御則入力変数の徐変化入力に対して出力であるサーボコマンドの信号値を測定し、制御則の下記の各要素および特性値を調べた。

ゲインスケジューリング、リミッタ、ヒステリシス、デッドバンド、分解能

表 3.1 SCAS の機能概要

モ ー ド	機 能 の 概 要	入 力 信 号	出 力 信 号
PITCH CWS ・ATT CMD ・RATE CMD	パイロットのコラム操作量 (δ_c) に比例したピッチ・レートコマンドする機能 (RATE CMD) 及びピッチ姿勢角を保持する機能 (ATT CMD) を有する。	<ul style="list-style-type: none"> ・コラムポジション (δ_c) ・ピッチ姿勢角 (θ) ・ピッチレート (q) ・動圧 (q^*: ゲイン・スケジュール用) 	<ul style="list-style-type: none"> ・昇降舵シリーズサーボ・アクチュエータコマンド
FLIGHT PATH CONTROL (FPC)	フライト・パス・コントロール・レバー (飛行経路制御レバー) を用いて、エンジン・スロットルと同時に DLC スポイラを作動させ、姿勢変化を少なくした飛行経路角の制御を可能にする。	<ul style="list-style-type: none"> ・FPC レバーポジション (δ_{FPC}) ・スロットル・ポジション (δ_{TH}) ・エンジン故障信号 	<ul style="list-style-type: none"> ・スロットル・ドライブ・ユニットコマンド ・DLC サーボ・モータコマンド
AUTO TRIM	昇降舵の余裕を広い飛行速度範囲で確保するため、昇降舵に一定量以上の SCAS コマンドが入るとこれを一定のレートでスタビライザに移しかえる。	<ul style="list-style-type: none"> ・ピッチ CWS (δ_e) 信号 	<ul style="list-style-type: none"> ・オート・トリム・モータコマンド
SPEED HOLD (SH)	USB フラップを動かして “Speed Hold” ON 時の速度を保持する。 E/G 故障時は自動的に切離す。	<ul style="list-style-type: none"> ・機速 (V) ・X 軸方向加速度 (a_x) ・ピッチ 姿勢角 (θ) ・エンジン故障信号 	<ul style="list-style-type: none"> ・USB フラップ・サーボ・モータ指令信号
USB FLAP CONTROL & GO-AROUND	FPC レバー上のスイッチを押すと自動的に USB フラップが、 20° の位置まで引込み、着陸復行操作を容易にする。	<ul style="list-style-type: none"> ・USB フラップ角 (δ_{USB}) ・コーアランド・スイッチ 	<ul style="list-style-type: none"> ・USB フラップ・サーボ・モータコマンド
ROLL CWS	パイロットのホイール操作量 (δ_w) に比例したロールレートを保持する。ホイールを中立に戻せば中立に戻した時のバンク角 (ϕ) を保持する。	<ul style="list-style-type: none"> ・ホイール・ポジション (δ_w) ・バンク角 (ϕ) ・ロールレート (p) ・動圧 (q^*) 	<ul style="list-style-type: none"> ・補助翼シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド
β -CMD (Slideslip - CMD)	横滑り角 (β) およびそのレート ($\dot{\beta}$) に応じて方向舵を動かし風見安定をよくし、さらに β ダンパとして働く。	<ul style="list-style-type: none"> ・横滑り角 (β) ・ヨー・レート (r) ・ロール・レート (p) ・バンク角 (ϕ) ・横加速度 (a_y) ・迎角 (α) ・機速 (V) ・動圧 (q^*) 	<ul style="list-style-type: none"> ・方向舵シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド
ENGINE FAILURE COMPENSATION (EFC)	主エンジン故障時のパイロット・ホイール操作量を減ずるため、機速とエンジン推力でスケジューラされた補助翼、横操縦スポイラ、方向舵の各舵を自動的にとるように働く。	<ul style="list-style-type: none"> ・エンジン推力係数 (CI) ・エンジン故障信号 ・USB フラップ角 (δ_{USB}) 	<ul style="list-style-type: none"> ・補助翼シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド ・スポイラ・シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド ・方向舵シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド
CTOL-YAW DAMPER	CTOL 形態において、ヨーレートに比例して方向舵を動かすダンパを保有する。	<ul style="list-style-type: none"> ・バンク角 (ϕ) ・機速 (V) ・ヨーレート (r) ・動圧 (q^*) 	<ul style="list-style-type: none"> ・方向舵シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド
その他 STALL WARNING	失速迎え角に近づいた時、操縦桿のシェーカを作動させてパイロットに警報を与える。	<ul style="list-style-type: none"> ・エンジン推力係数 (Cj) ・外舵フラップ角 ・USB フラップ角 (δ_{USB}) ・スラット ・迎え角 (α) 	<ul style="list-style-type: none"> ・シェーカ作動コマンド

表 3.2 SCAS 系統試験実施項目

制御モード \ 試験項目	静特性試験	過渡特性試験	周波数特性試験
PITCH CWS ATT RATE	○	○	○
ROLL CWS	○	○	○
BETA-Command	○	○	○
Flight Path Control	○	○	○
Speed Hold Mode	○	○	
Engine Failure Compensation	○	○	
Go-Around Mode		○	
CTOL Yaw Damper			○
USB Flap Control			
その他 (サーボアクチュエータ)			○

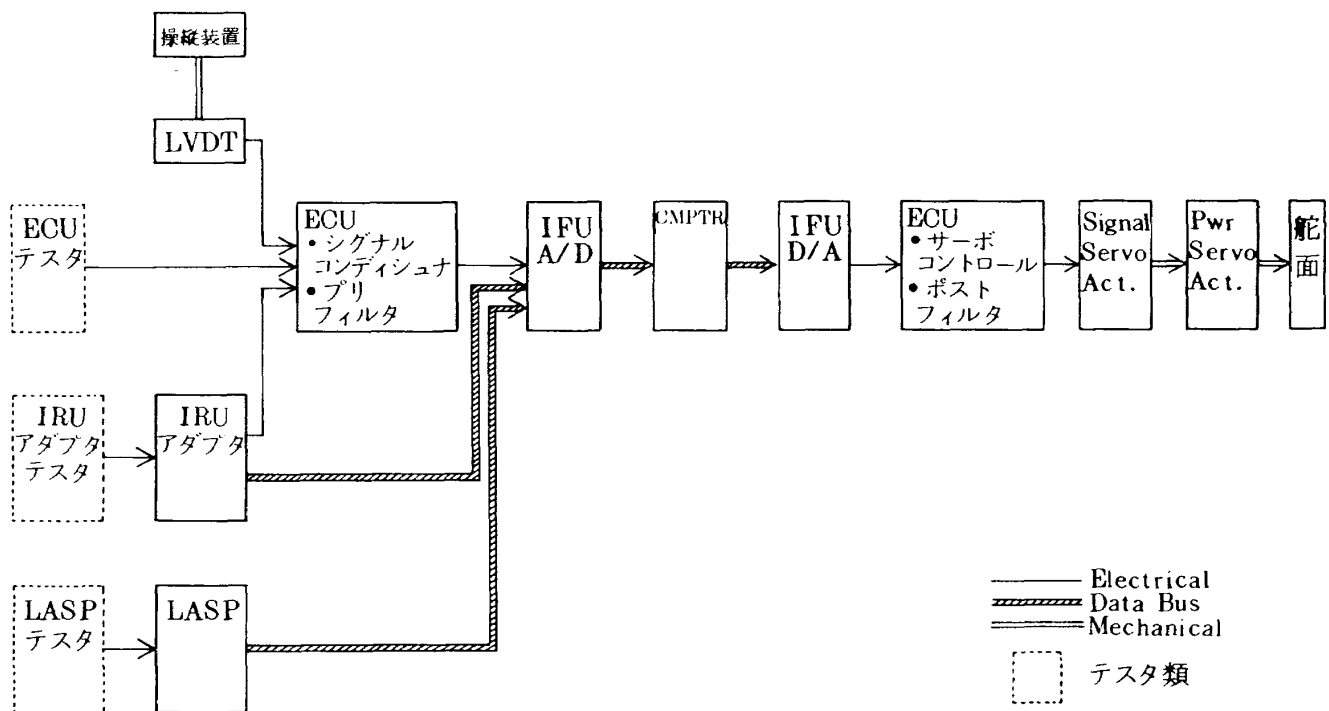
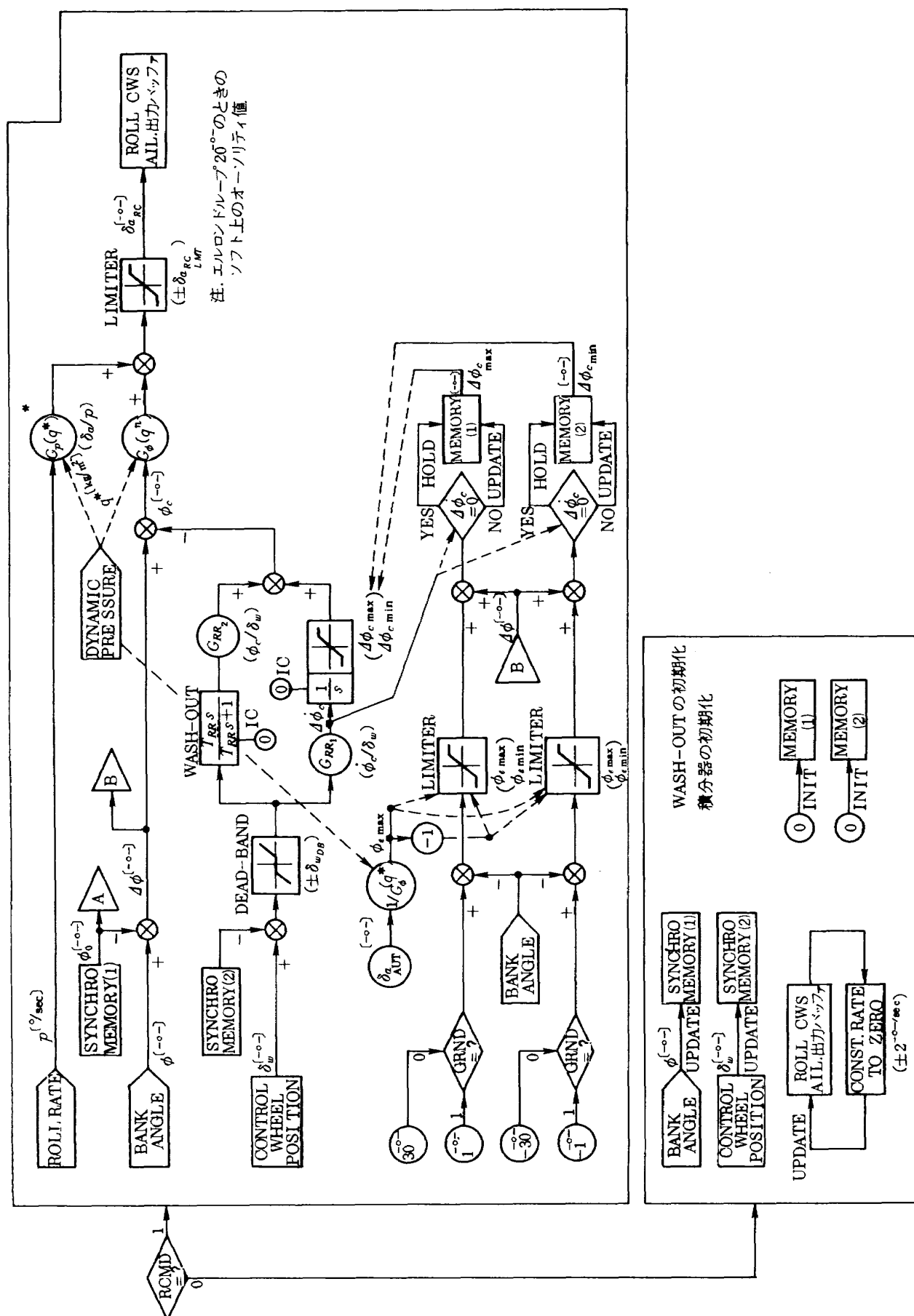


図 3.1 SCAS 系統試験ブロック図



3.2(a) ROLL CWS 制御則

3.2.1 ROLL CWS の試験結果例

ROLL CWS の制御則のブロック図を制御則演算部とアクチュエータ管理部に分けて図 3.2 (a), (b) に示す。制御則全体は、このほかにロジック部とセンサー出力補正演算部があり、上 2 つと併せて 4 つの部分から構成されている。この図に示されるように制御則の入力変数としてはホイール変位, ϕ , p および V , ならびに脚の接地を識別するシザー信号がある。出力はエルロンシリーズサーボに対するコマンド信号 [AC-1] である。

ゲインスケジューリング $G\phi(q^*)$ は動圧の関数として与えられる。動圧を 0 (0 Kt) から 200 kg / m² (56.5 m/s 相当) まで変更したときの静特性試験結果を図 3.3 に示す。この図の AC-1 の結果に示されるように、実測のゲインスケジューリングは設計値 (点線) を横にシフトした形の図が得られている。これは使用した LASP テスターの速度出力に誤差があったためである。言い替えれば、速度の誤差がゲインの誤差となって現れてくる。下側の図はエルロン舵角の測定結果を参考として示す。

3.3 過渡応答特性試験

操縦装置または制御則入力変数のステップ状入力に対して出力であるサーボコマンド信号を計測することによって制御則の下記の特性値を調べ、これらが設計どおりであることを確認する。

時定数, オーバシュート量, 無駄時間, 定常値ゲイン, サーボの最大速度, レートリミッタ, ウォン

シュアウトゲイン

3.3.1 ROLL CWS のウォンシュアウトゲインの測定結果

操縦輪からステップ操舵を与えそのときの SCAS 出力を記録した結果を図 3.4 に示す。ほぼ設計通りの大きさ, 波形を与えている。舵角出力までの波形を参考のため示しているが機械的に異常なところはない。

3.4 周波数応答特性試験

操縦装置の周期的加振または制御則入力変数の正弦波状変化入力に対して出力であるサーボコマンド信号を計測して SCAS の周波数特性 (利得, 位相) を調べ, 設計通りであることを確認した。

また, ここでは各サーボアクチュエータ単体の周波数応答特性についても調べた。

3.4.1 ROLL CWS の周波数特性

操縦輪を周期的に加振して SCAS 制御則の CAS 部分の周波数応答を求めた。その結果を図 3.5 に示す。設計値と一致していることが分かる。

3.5 結果および考察

各飛行制御モードは静特性, 過渡応答特性および周波数応答特性試験において改修した部分を含み最終的に設計値どおりの望ましい結果を得た。試験時に生じた不具合点および改修対策を下記に示す。

(1) FPC モードにおいて作動するスポイラミキサーのガタを補償するために作成したソフトが原因で

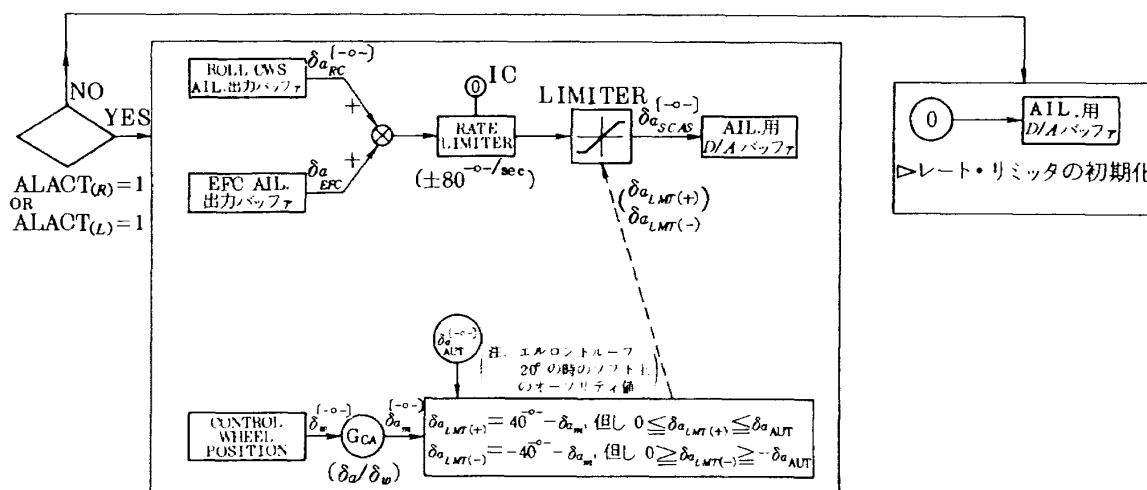
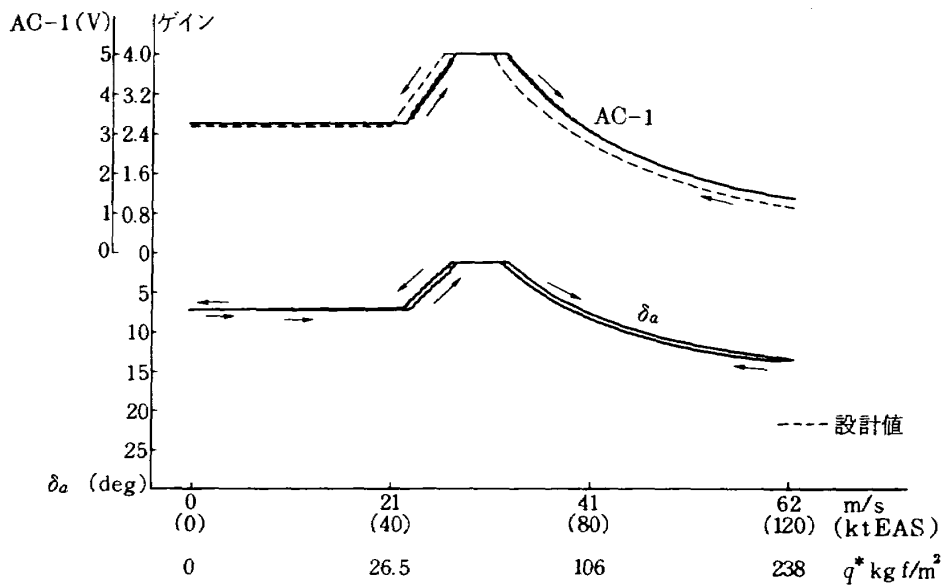


図 3.2 (b) SCAS ACTUATOR 管理

図 3.3 ROLL CWS $G\phi(q^*)$ vs 動圧 q^* のゲイン特性

DLC モータに小さなハンチングが生じた。

(2) 積分上限値(PITCH CWS RATEタイプ)が下流のリミッタ値より大きい場合出力の変化が現れない現象(マスク現象)が生じた。

(3) PITCH CWSにおいてコラム変位を電気信号に変換するLVDTの非線形特性が大きいためアクチュエータ管理制御則に不具合が出た。

(4) SHモードにおいてDDC出力に段ができる。

(5) スロットルポジションセンサRVDTの非線形によりFPC制御則の機能低下(精度低下)が生じた。

不具合の(1)および(2)については制御則のソフトの変更で対応した。

項目(3)および(5)については制御則のセンサー補正式で補正し改修した。

(4)については機器自身の改修(速度分解能を上げた)を行い対策とした。

試験においてはその他にいくつかの個々の問題がでてきたが、リグ固有の問題(実機には反映せず)と、その他機器固有の問題に識別し、対策をとった。

4. 開ループ(SCAS・機械系統)試験

4.1 試験の概要

機械系の操縦装置変位信号は操縦索を介して舵面を作動させると同時に付図B.1-B.5に示されるようにSCASの入力信号となり、SCAS制御則(CAS

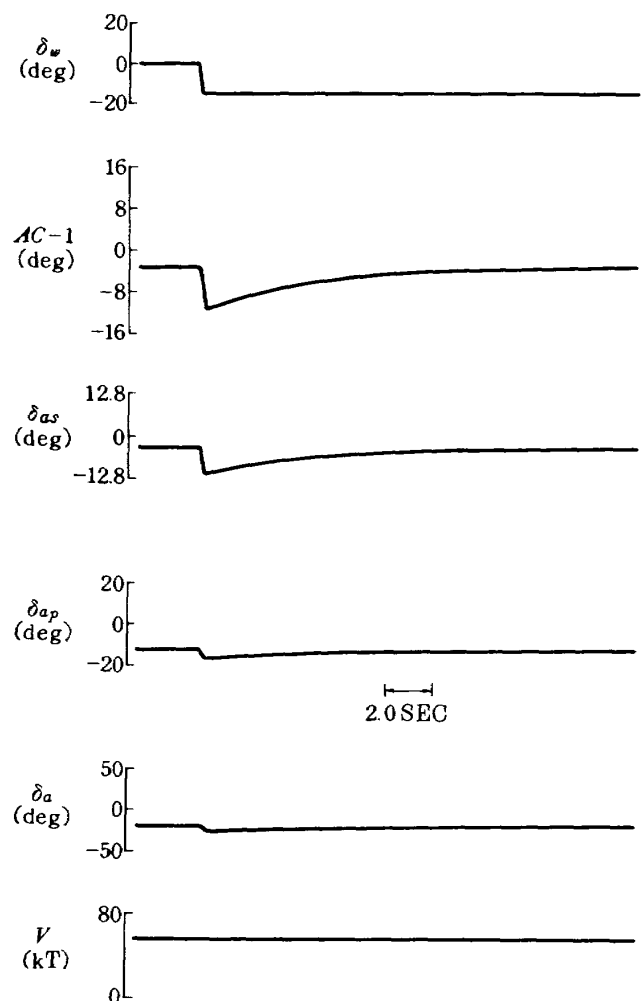
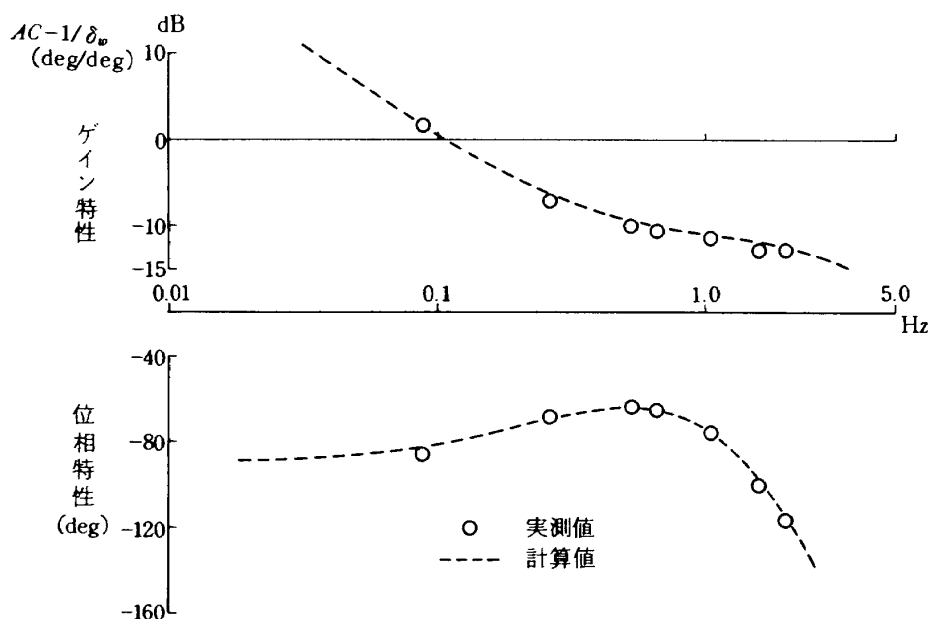


図 3.4 ROLL CWS のウォッシュアウトの過渡応答

図 3.5 ROLL CWS CASの周波数特性 ($V=85\text{kt}$)

機能)に従って作動する信号サーボアクチュエータを介して再び索系統と機械的に加算され舵面を駆動する。そのため、舵面用アクチュエータが機械系の指令とSCAS系の指令で作動するのでアクチュエータの底付きの可能性がある、SCAS制御則の中でアクチュエータの底付き防止のためのアクチュエータ管理を実施している。従って、本SCAS・機械系統試験の主要目的は結合された系におけるアクチュエータ管理機能の確認と結合された系の特性を調べることである。

試験対象とした舵面操作系統はコラム操作系統(PITCH CWS)、ホイール操作系統(ROLL CWS, EFC)、ラダ操作系統(β -CMD, EFC, CTOL Y/D)、およびスポイラ系統(EFC)である。()は関係するSCASモードを表す。

試験は各舵面操作系統においてSCASオンの状態で操縦装置入力に対する舵面応答の静特性、過渡応答特性および周波数応答特性を調べた。

各舵面操作系統と実施した試験の種類について表4.1に示す。試験時のブロック図を図4.1に示す。SCAS出力は信号サーボアクチュエータを介して機械的索信号と差動リンクにより機械的に加算される。

4.2 静特性試験

静特性試験では操縦装置-舵面の間のゲイン特性、

表 4.1 SCAS・機力操縦系統試験

* SCAS制御則(表3.1参照)

	静特性	過渡特性	周波数応答
昇降舵			
* PITCH CWS	○	○	○
補助翼			
* ROLL CWS	○	○	○
* EFC	○		
方向舵			
* β -CMD	○		
* EFC	○		
* CTOL Y/D	○		
スポイラー			
* EFC	○		

ヒステリシス特性およびアクチュエータ管理機能について調べた。昇降舵(PITCH ATT. CWS)に関する試験結果の1例を図4.2に示す。この図はコラム(横軸)をフル操舵したときのSCAS出力($EC-1$)と昇降舵舵角(引きから押しまで1サイクル比較的速く操作したのでヒステリシスが若干増大している)を示す。CAS出力は、コラム変位に対して感度が高いのでコラムの小さな変位ですぐ飽和(フラットな部分)する。さらにコラムを操作すると、SCAS出力(絶対値)はアクチュエータ底付き防止

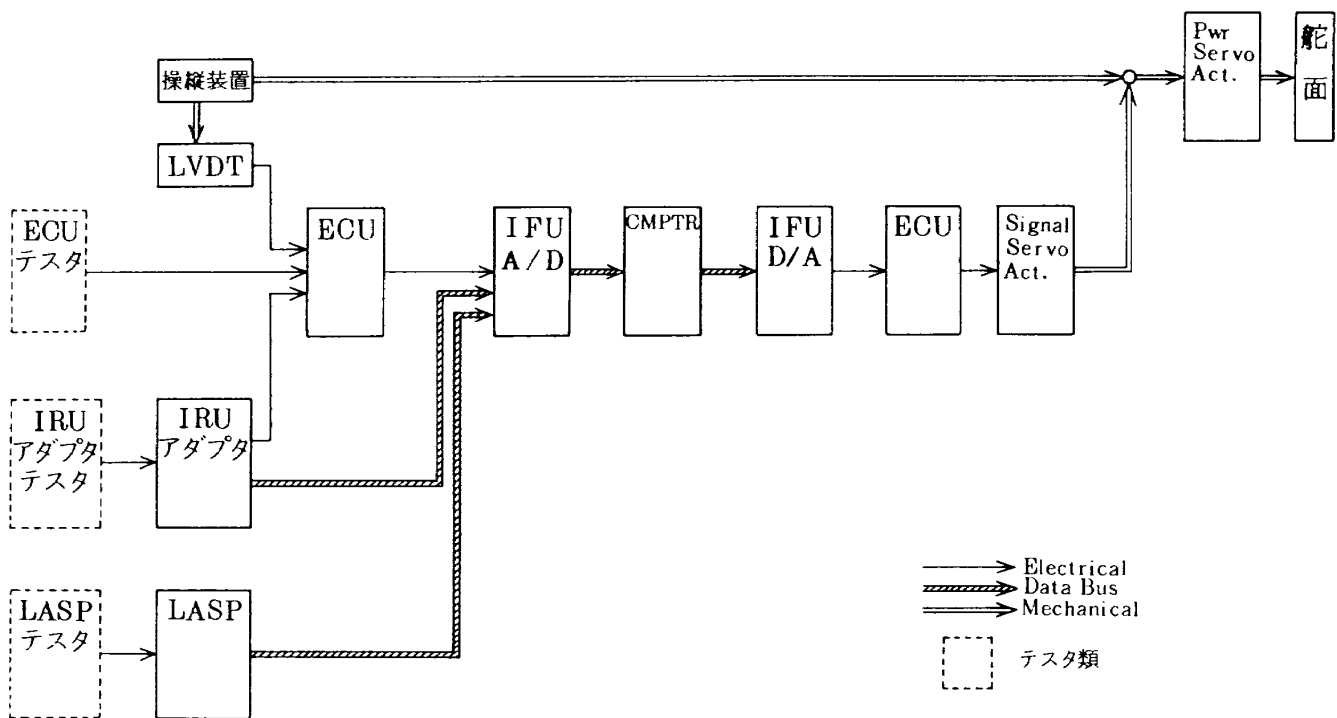


図 4.1 操縦系統 (SCAS+機械系) 試験ブロック図

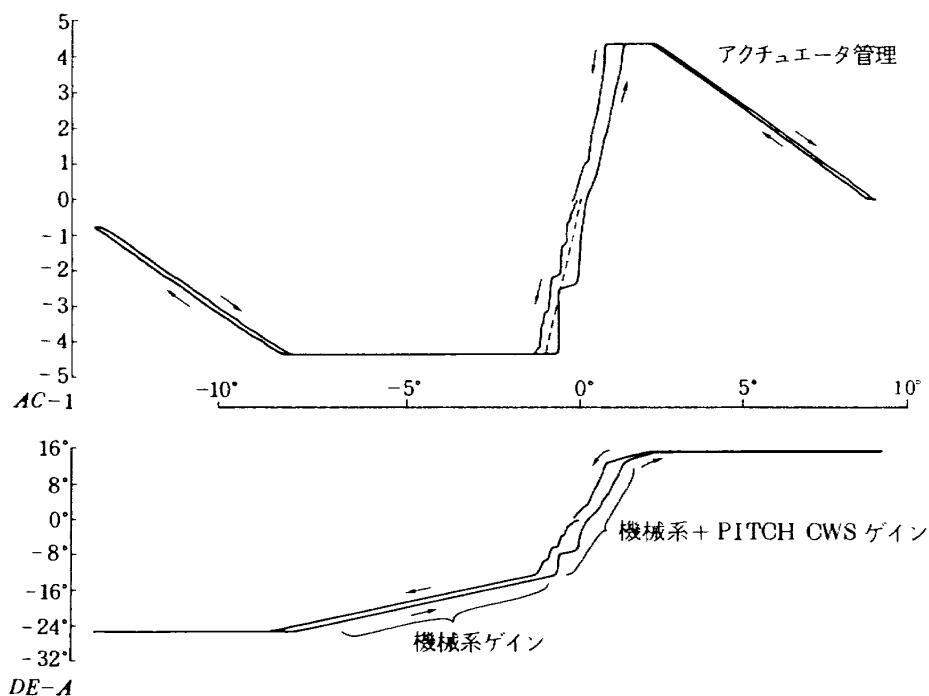


図 4.2 静特性昇降舵 VS コラム

のため減少する。

4.3 過渡応答試験

過渡応答試験では操縦装置のステップ入力に対して各舵面の応答特性（立ち上がり、行き過ぎおよび最大速度）について調べた。

4.3.1 コラム操舵応答

コラムをステップ状に取ったときの操舵応答の1例を図 4.3 に示す。舵面はSCASと機械系素で作動され、立ち上がりの応答は機械系によるもので1次遅れの応答はPITCH CWSの制御則に従った応答である。わずかに非線形的な動きがみられるが操舵

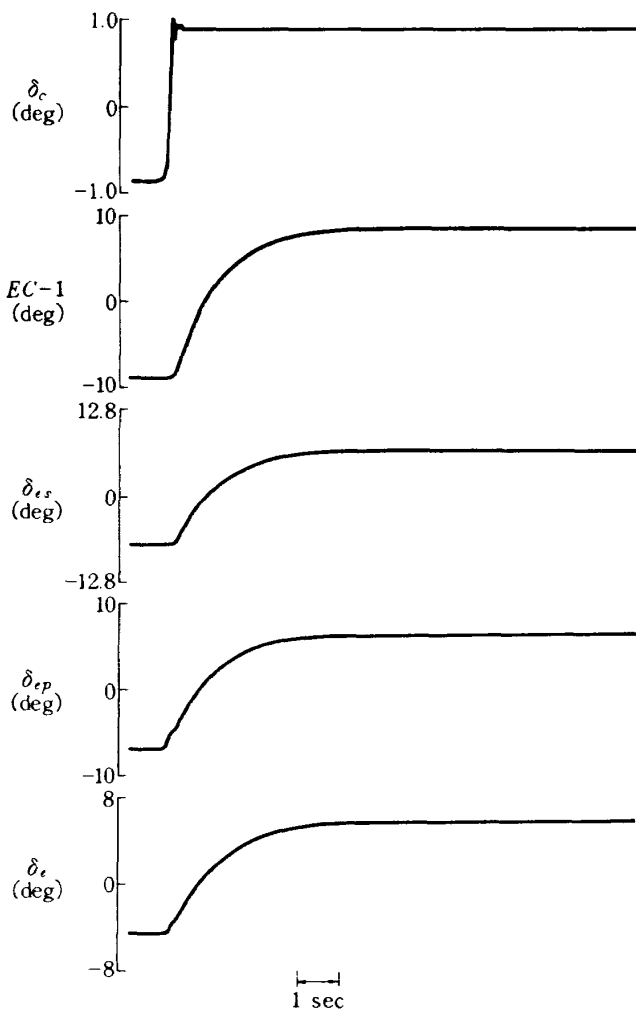


図 4.3 コラムステップ操舵応答

上問題になるものではなく全体として設計値を満足している。

4.4 周波数応答試験

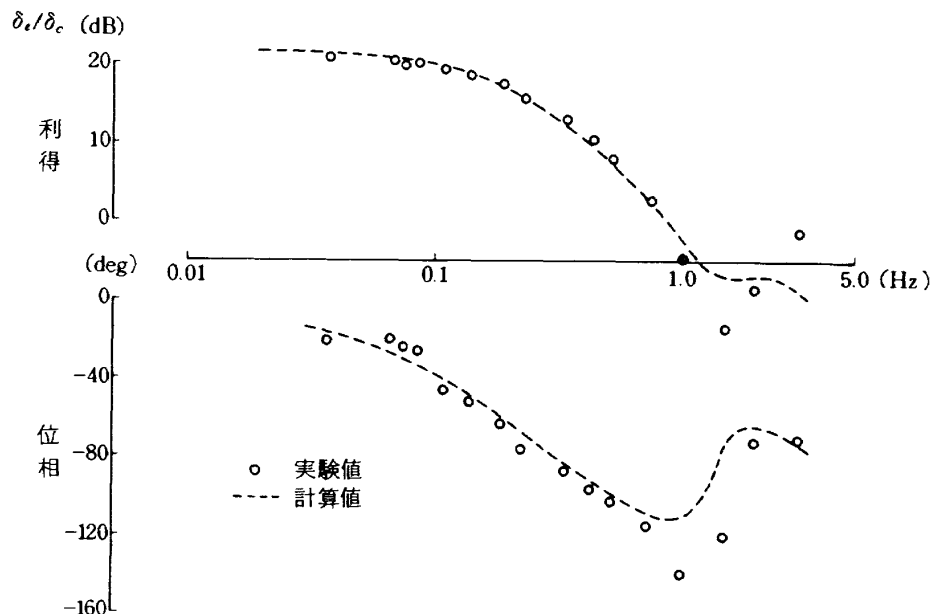
周波数応答試験においては操縦装置の正弦波状入力に対する舵面出力の周波数特性（利得，位相）が測定された。試験した周波数帯域は 0.5～5 Hz でその間およそ 10 数点余りの周波数点においてスペクトルアナライザーで利得，位相を計測した。また，加振入力振幅の大きさを変更して周波数特性を測定し，小入力振幅に対する周波数特性を調べた。

4.4.1 1 ピッチ CWS の周波数応答試験

ピッチ CWS（ATT）のコラム加振時の周波数特性を図 4.4 に示す。本周波数特性は 1 Hz 以上の高いところを除いては計算結果と一致している。周波数の高いところでは舵面アクチュエーターの入力が過度に低下する。その原因は，1 Hz 近くでフィルタ等の遅れが加算されて CAS 信号が 180 度の位相遅れを生じ索信号と相殺するためと考えられる。

4.5 結 果

SCAS と機械系を結合した場合の開ループにおける操縦系統の試験結果を要約すると次の通りである。静特性，過渡特性および周波数応答特性において設

図 4.4 SCAS 機力試験周波数特性 δ_e/δ_c (PITCH ATT CWS)

計要求値を満足した。試験時に見られた特記事項は下記の通りである。

- (1) 昇降舵操縦系統においてヒステリシス特性に改善の傾向がみられた。
- (2) 補助翼舵面の過渡応答においておよそ 20 Hz の重畳振動があるが、リグ試験固有の問題と考えられる。
- (3) アクチュエータの底付き防止についてのソフトウェア（エレベータ，ラダー系統）の改修が必要になった。

これらの点を改善した結果、SCAS・機械系を結合したことによる不具合、特性の劣化はなかった。

5. 故障模擬試験

5.1 試験の概要

飛鳥の操縦システムは故障時の安全性を考えて2重もしくは3重の冗長系で構成されている。そのため、故障時にはその冗長系が十分に機能するかどうか前もって調べることは飛行の安全上必要不可欠であり、故障模擬試験の目的もそこにある。特に新しく搭載した3重系のSCASはソフトウェアによる冗長性管理機能を有しているため、詳細に試験を行った。試験は、下記の4項目に分けられる。

- (1) SCAS三重系の冗長性管理機能すなわち故障検出、分離および再構成（FDIR）機能が正常に作動することを確認すること。
- (2) 故障時の警報機能の正常作動確認。
- (3) 故障時の舵面過渡応答を確認し、過渡応答の大きさが許容値を越えないことを確認すること。
- (4) これらの試験を通しての潜在故障の発見およびその対策をとること。

5.1.1 模擬故障発生機器およびシステム

模擬故障の発生は機器およびシステムを対象とした。模擬故障を発生させた機器はSCASを構成するLVDT、DADC、LASP、IRSなどのセンサー類、コンピュータおよびインターフェイスユニットならびにサーボ系を構成するECUと信号アクチュエータである。システムの故障としては油圧系統および電源系統等の系統故障を想定した。これらの機器およびシステムの一覧を表5.1に示す。

5.2 試験

5.2.1 故障発生の方法

故障時の機器の作動状況は、故障時の信号状態が故障検出の能力および故障時の過渡応答に影響を及ぼす。したがって、故障時の信号状態として次の3つの場合を想定した。

- (1) 信号出力が零の状態
- (2) 信号出力が一定出力の状態
- (3) 信号出力が時間的に変化している状態

機器の故障の発生は、機器出力信号回路等をオープンさせて模擬した。故障発生は、3重系機器の場合、適切な時間間隔を置いて順次1個ずつ故障を発生させ、システムがシャットダウンするまで行った（表5.1参照）。したがって、コンピュータ等は2重故障まで、センサーについては3重故障まで試験を実施した。

システムについては系統の油圧オフおよび電気系統の電源変動、瞬断について行った。

5.3 試験結果

試験記録の1例を図5.1および5.2に示す。図5.1はコラムのLVDTが順次故障を生じた例で、2番目の故障まで制御則の出力であるEC-1には変化はみられず、3番目の故障で出力がセンタリングし、ピッチCWSをシャットダウンする。FPCレバーのLVDT故障では2番目の故障時にランジェントがありスポイラーのDLCモータおよびスロットルが動いている。この理由は、信号選出が平均値から単一信号に変わるとき両者の信号値に差があるためである。3番目の故障では、FPCモードはシャットダウンし、瞬時にDLCモータおよびTDUモータのクラッチが切れるので大きな過渡応答は現れない。

結果を要約すると次の通りである。

1. FDIRについては下記の改修事項を除き良好であった。
 - 2nd FAIL時残りのセンサーも故障となる場合がある。これを防止するため、故障検出のソフトウェアを手直しした。
- 故障検出の論理は3重系出力信号の相互比較で実施しているので3個の出力が同時に零付

近では故障が生じてても故障を検出しない。したがって、DLCおよびDDCモータではフォローアップシンクロの故障を検知しないまま暴走する可能性がある。その対策として、モータのコマンド信号にバイアス信号を入れ、コマンド信号が零でも故障の検出ができるようにした。

- 2重故障が潜在しているとき、残り1個の正常センサーが故障と判定される場合がある。
- 2. 警報機能（CDU，SDP，MTU）は正常であった。

3. 故障時の舵面の応答は1st FAILではほとんどなく、2nd FAILで過渡応答がわずかにみられた。3rd FAILにおいて応答が大きいケースが見られた。この原因は故障時のセンサー信号が零になるようにしていたことによる。したがって、故障時のセンサー信号値を保持するようにソフトウェアを修正し解決した。これらの故障時の舵面応答については解析結果とは一致した。

4. 潜在故障については3重系の信号出力がすべて零付近にあるとき上で述べたように検出でき

表 5.1 故障機器および故障信号等一覧表

ポジションセンサ		ECU	
・コラム	LVDT	・エレベータ S. S. A ポジション	LVDT
・ホイール	"	・ " ΔP	
・ペダル	"	・ラダー S. S. A ポジション	LVDT
・USB フラップレバ	"	・ " ΔP	
・FPC レバ	"	・エルロン S. S. A ポジション	LVDT
・スロットルレバ	RVDT	・ " ΔP	
・USB フラップ (L)	LVDT	・スポイラ S. S. A ポジション	LVDT
・USB フラップ (R)	"	・ " ΔP	
IRU センサ		サーボモータ	
・ロールレートアナログ信号		・DDC モータ フォーロアップシンクロ	
・ピッチレート	"	・DLC モータ	"
・ヨーレート	"	・TDU モータ	"
・横加速度	"	S. S. A	
・前後加速度	"	・負荷増大 (10 倍)	
・バンク角データバス信号		・センタリングスプリングオフ	
・ピッチ角	"	・1 チャンネル故障	
・垂直加速度	"	油圧系統	
エアデータセンサ		・1 系統オフ	
DADC/LASP		・2 系統オフ	
・全圧		電源系統	
・マッハ数		・電源変動	
・CAS		・瞬断	
・TAS			
・全温度 (LASP のみ)			
α センサ	RVDT		
β センサ	"		

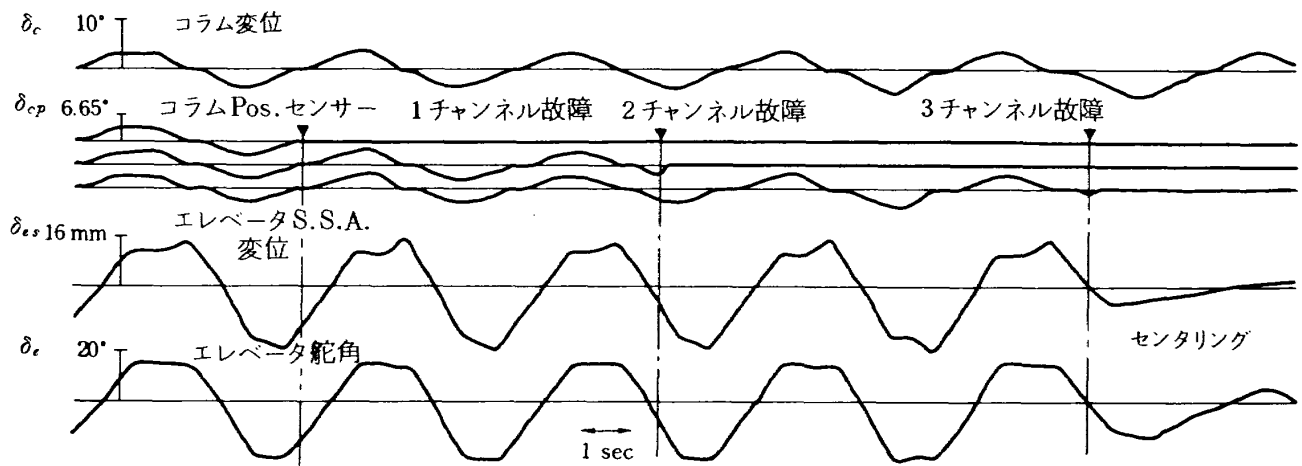


図 5.1 故障模擬試験 (コラム Pos, センサ故障)

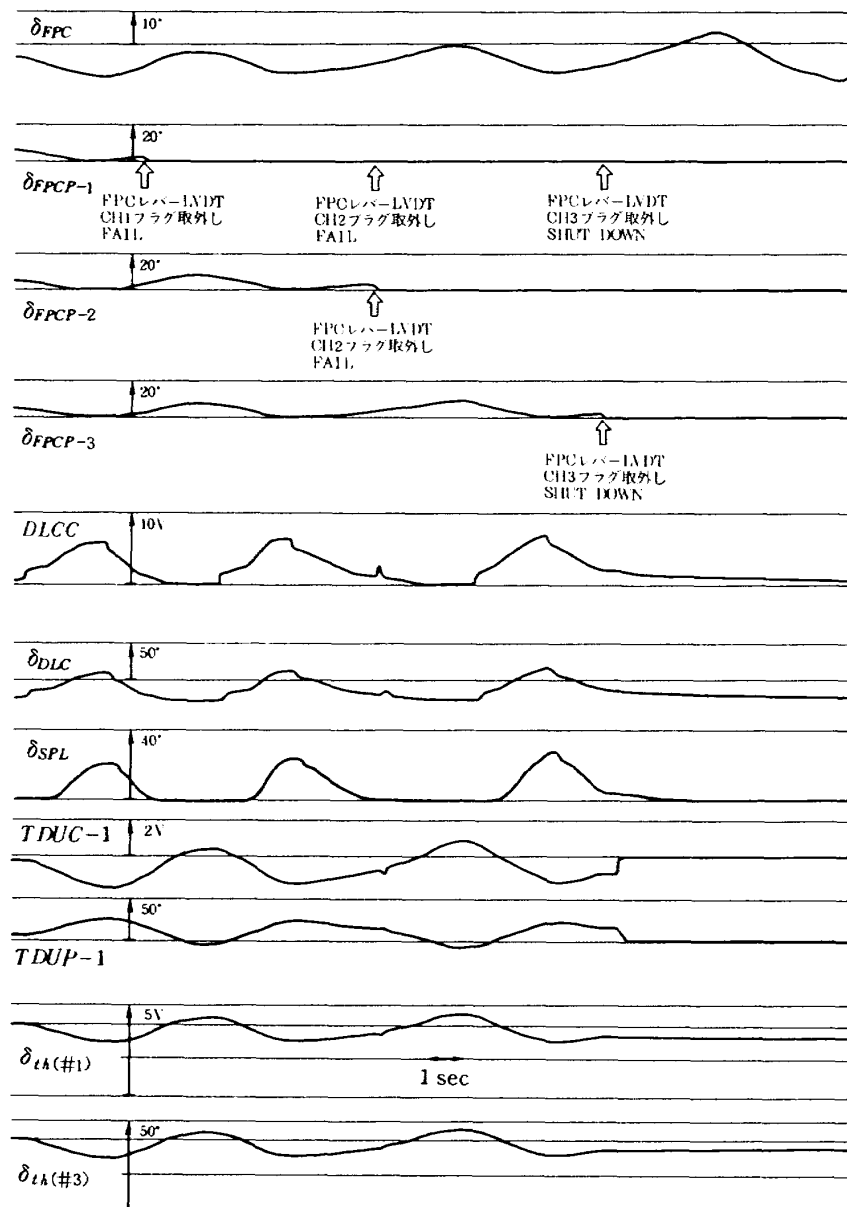


図 5.2 故障模擬試験 (FPC レバー LVDT 故障)

ないケースがある。しかしながら、実飛行試験ではプリフライトチェックにてセンサーの作動を行うので、潜在故障のまま飛行試験に入ること防止可能である。また、飛行中においてはセンサー信号には故障検出レベルを越えた信号が発生するので故障は検出できる。

以上述べたように、故障時の検出、影響は設計どおりであったが、結果の最終的な評価はパイロットによる模擬飛行試験で行った。

6. 閉ループ試験

前章では、操縦システムの開ループとしての作動、機能を試験してきた。本章では、下記のごとく操縦システムの閉ループとしての試験を行った。飛行機の運動方程式はアナログ計算機により演算し、リグ装置の操縦システムと接続することによって、飛鳥の操縦飛行状態を模擬した。さらに、操縦システムのSCASをオンすることによってSCAS オン時の飛行状態すなわち閉ループ状態を実現した。本閉ループ試験においては操縦装置入力に対する航空機の運

動の安定性、過渡応答特性および周波数応答特性を調べた。また、突風入力を与えてそれに対する機体運動の過渡応答および大気擾乱時の安定性を調べた。これらの試験ケースを飛行試験形態と合わせて表 6.1 に示す。

6.1 飛行機のダイナミックス

飛行機の運動は線形化した 6 自由度の運動方程式で模擬し、飛鳥の飛行試験において主要形態と考えられる 7 種類の飛行形態に関する運動方程式を取り上げた〔付録 C 参照〕。運動方程式はアナログ計算機で演算した。アナログ計算機上での計算式、スケール変換値および回路図等に付いては付録 D に示す。これらの計算結果は、デジタル計算機による計算結果と比較して縦の運動については長周期、短周期モード特性および横の運動についてはロール時定数、ダッチロール特性ならびにスパイラル特性を調べ、アナログ計算機の計算精度および妥当性を確認し正確さを期した。

表 6.1 閉ループ試験項目表

試験項目 飛行形態	SCAS ON/OFF	入力応答特性			備 考 (入力信号等)	アナログ 計算機 単体確認 試験
		過 渡 応 答	周波数 応 答	ガスト 入 力 応 答		
1. C/N 200KT	ON/OFF	○	○	—	$\delta_C, \delta_W, \delta_P$	○
2. CTOL L/D 104KT	ON/OFF	○	○	—	δ_W	○
3. STOL L/D 72KT, $r_0 = 0^\circ$	ON	○	○	—	$\delta_C, \delta_W, \delta_P, \delta_{FPC}$ エンジン故障	○
4. STOL L/D 72KT, $r_0 = -6^\circ$	ON/OFF	○	○	○	$\delta_C, \delta_W, \delta_P, \delta_{FPC}$, 孤立突風 連続突風	○
5. STOL L/D 90KT	—	—	—	—	—	○
6. C/N 260KT	ON/OFF	○	○	—	$\delta_C, \delta_W, \delta_P$	○
7. CTOL L/D 145KT	ON/OFF	○	○	—	$\delta_C, \delta_W, \delta_P$	○

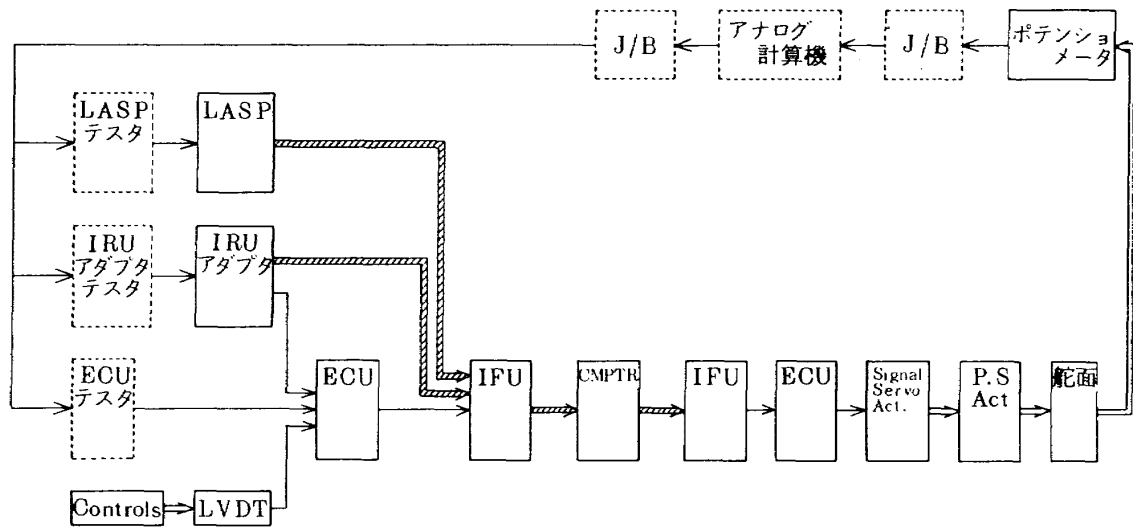


図 6.1 閉ループ試験機能ブロック図

6.2 閉ループ系の構成

飛行機の運動をアナログ計算機によって模擬し、その状態量を SCAS にフィードバックすることによって閉ループを構成した。ブロック図を図 6.1 に示す。図に示すようにアナログコンピュータ出力（機体運動状態量）は各テストを介して SCAS と接続している。

6.3 安定性試験

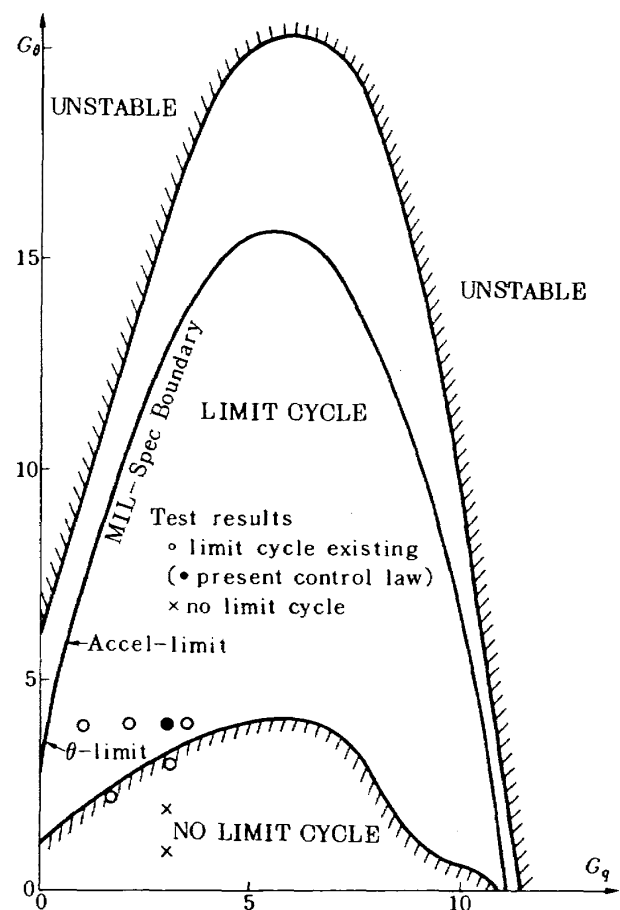
安定性の検討では、以下に示すように零入力時の安定性、残留振動（リミットサイクル）の存在について調べた。

6.3.1 零入力時の特性

STOL L/D 形態、速度 72 kt、無風状態、水平直線飛行しているときの零入力時すなわちパイロット手放し状態における SCAS オン時の系の安定性を調べた。この結果は、後述する過渡応答試験でのタイムヒストリ図（6.3(a)~(c)）で明白なように入力零状態ではトリム飛行状態は維持され、系は安定であることが分かる。この安定性については、理論的な解析結果によると十分な余裕を持っている（図 6.2 参照）のでそれを実証したことになる。

6.3.2 残留振動

しかしながら、縦の PITCH CWS オン時、図 6.3(a)に明らかなように微少な残留振動が見られた。この残留振動は系の中の微小入力時のアクチュエータの位相遅れに起因すると考えられている。これに

図 6.2 G_θ, G_q によるリミットサイクルの存在範囲と規定への適合性 (Ref. 23)

についての検討は参考文献²³⁾に詳細がありその結果の 1 例を図 6.2 に示す。この残留振動の大きさはスペックを十分に満足しているので、操縦特性上問題はないと考えられる。しかしながら、最終的な評価は

後に行われるパイロットドシミュレーション試験で行った。その結果、残留振動は微小振幅なので計器では視認出来ない量であり問題とはならなかった。

6.4 過渡応答試験

トリム飛行状態において各操縦装置を個別にステップおよびパルス状に操作したときの機体の運動特性を評価する。それによってSCASの有効性を確認すると共に設計値との比較を行った。同時にフライトシミュレーターSCAS結合試験と比較し両者が一致していることを確認した。

操作した操縦装置はコラム、ホイール、ペダルお

よびFPCレバーでありそのときの機体応答を図 6.3 (a)～6.3 (d)に示す。

図 6.3 (a)は PITCH RATE CWS オン時のコラムのパルス操舵（押し側）に対する機体運動の応答例である。パルス操舵にはほぼ比例した形で頭下げのピッチレートが発生しコラムを中立点に戻した時点での姿勢を保持し、SCASの効果を実証している。また、姿勢変化にともない速度が変化するのはSTOL機の特徴である。なお、「6.3.3」で言及した残留振動がみられるが、量的には小さく許容値内である。参考のため線形計算結果を点線で示すが、ピッチレート応答にみられる残留振動による波形のくずれを

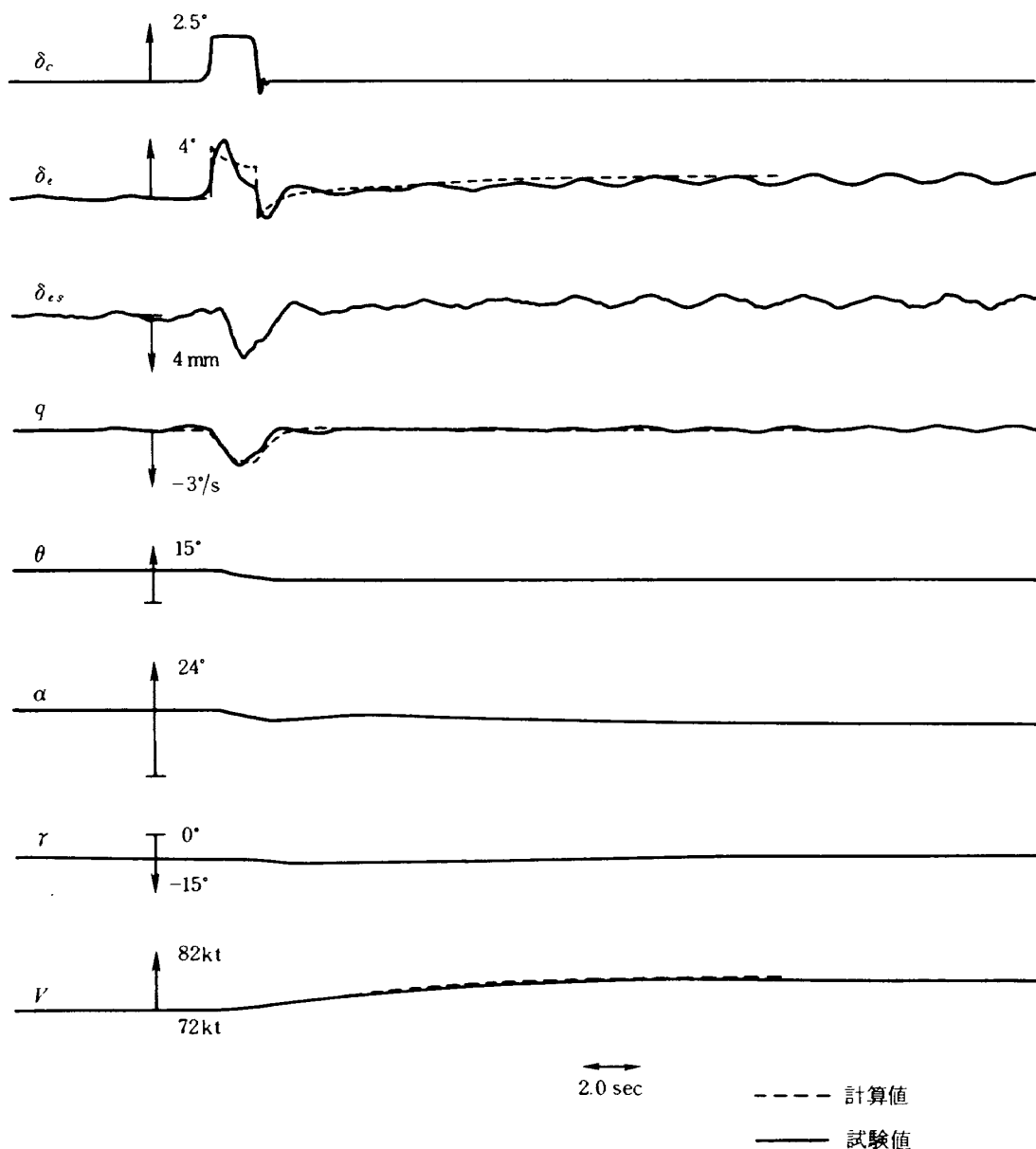


図 6.3 (a) 縦のコラム操舵応答
(STOL L/D形態, $V=72\text{kt}$, $r=-6^\circ$, PITCH RATE CWS ON)

除き，両者の応答はほぼ一致している。

答の例であり，姿勢の変化および姿勢保持も良好で

図 6.3 (b) はホイールのパルス操舵に対する機体応

ある。理想的な線形計算値の時間応答を点線で示す

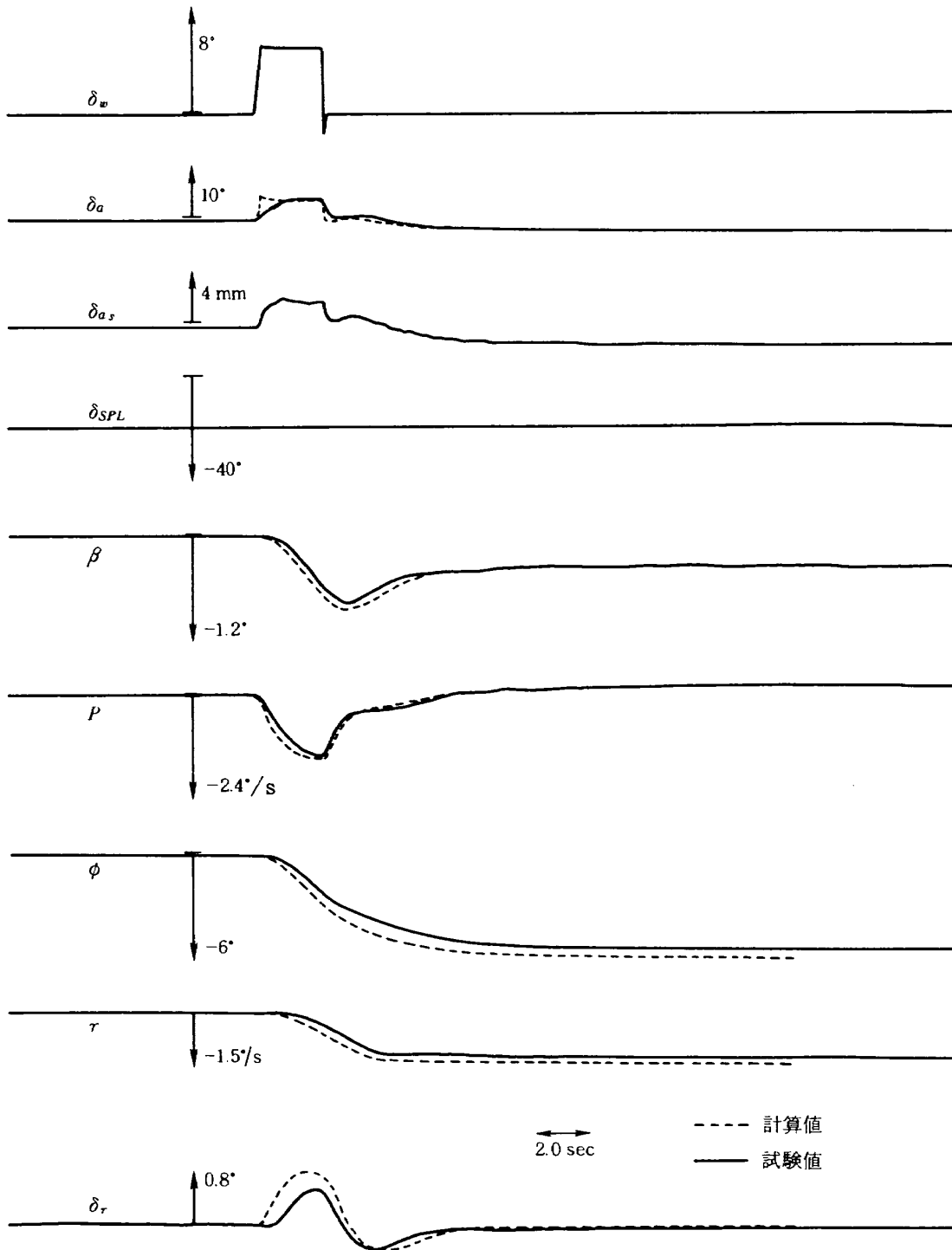


図 6.3 (b) 横のホイール操舵応答
(STOL L/D, 72 kt, -6°, ROLL CWS & β -CMD ON)

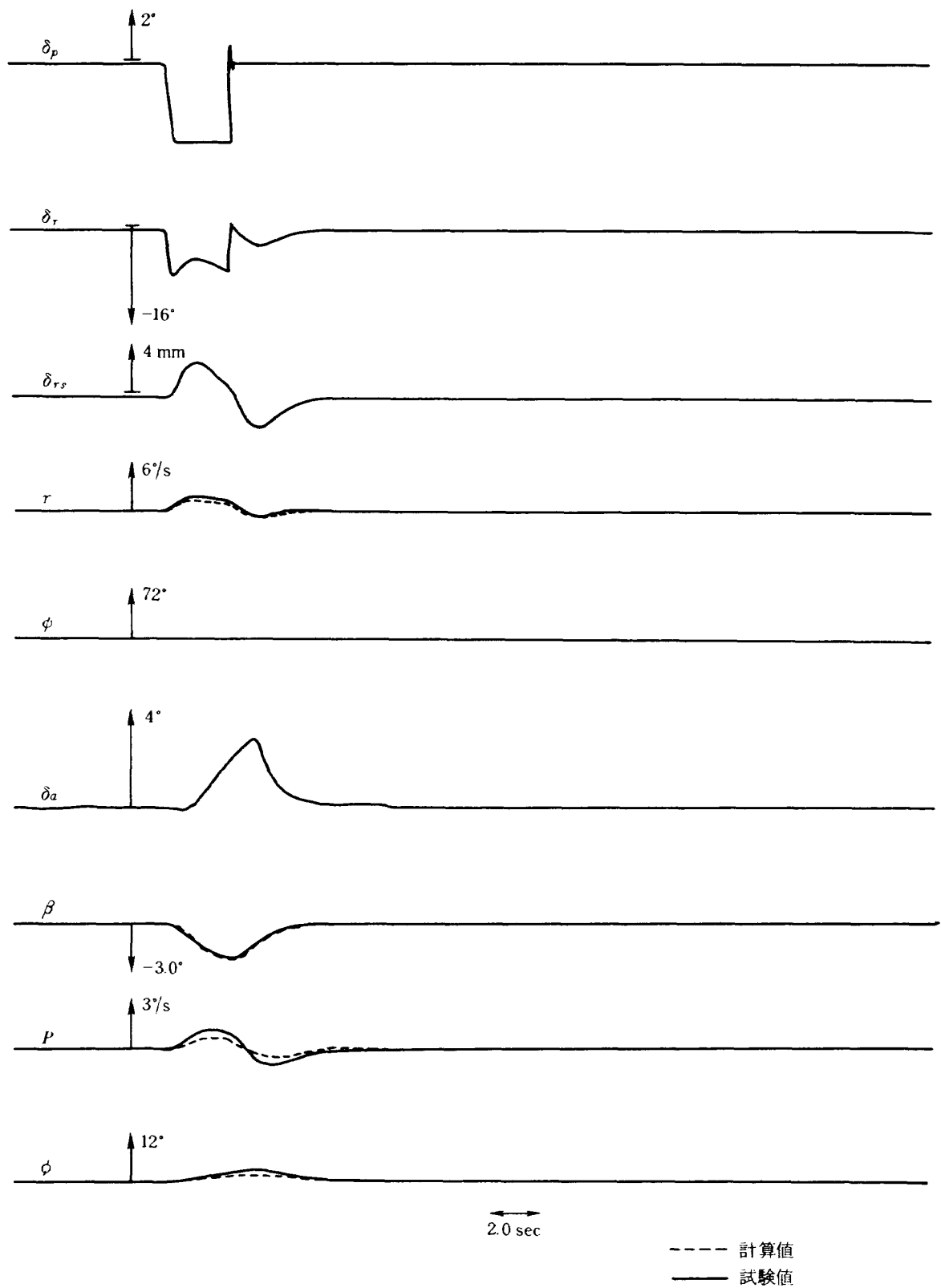


図 6.3(c) 方向ペダル操舵応答
(STOL L/D, 72kt, -6° ROLL CWS & β -CMD ON)

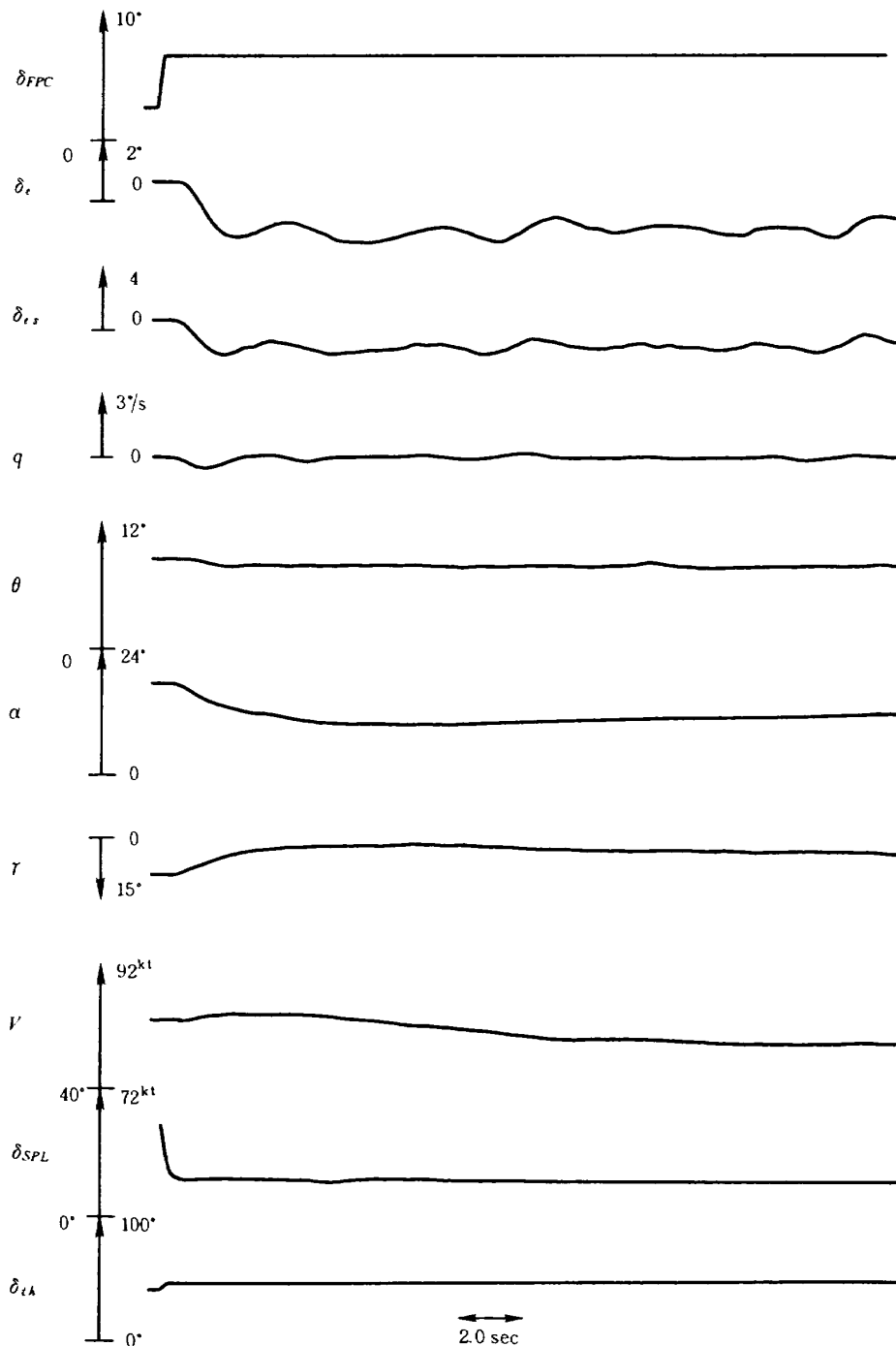


図 6.3 (d) FPCレバーのステップ操作応答
(STOL L/D, 72kt, SCAS ON)

が、ほぼ計算値と一致している。図に見られるわずかな差は機械系の非線形要素（遊び，ヒステリシスなど）によるものと考えられる。

6.3(c)はペダルのパルス操舵（右踏み）時の応答について示したものであり， β ダンパーの効果が顕著である。過渡的に右バンクも発生するが理想的な計算結果を点線で示すがロールレートの発生等は計算値より大きく出ているが β および r の発生量は計

算値通りである。

6.3(d)はパイロットがFPCレバーを径路角上昇側にステップ操舵した例である。FPCモードエンゲージ時にDLCのためスポイラーがアップリグするので揚力が減少し径路角は降下する。FPCモードは通常水平飛行から径路角 $r = -6^\circ$ のアプローチに入るときにエンゲージされるのでパイロットは降下には入り易い。この径路角量はスポイラーのアップリグ量

に比例する。FPCレバーのステップ操舵においては、
 径路角の応答は時定数2SECの一次遅れの形で追従
 する。

6.5 周波数応答試験

飛行機の運動を含めた閉ループの操縦装置入力に
 対する機体運動応答の周波数特性を0.1Hzから5Hz
 の帯域で調べた。主操縦装置に対する機体応答

(SCASオン時)の周波数特性例を図6.4(a), (b)に
 示す。これらの結果はほぼ理論値と合致しているが
 入力振巾の小さい後者のケースでは操縦系統の非線
 形特性の影響を受けて理論値とはやや異なる。

6.6 突風応答特性試験

STOL L/D形態で速度72 kt, 径路角-6度の
 アプローチ飛行状態における突風応答について調べ

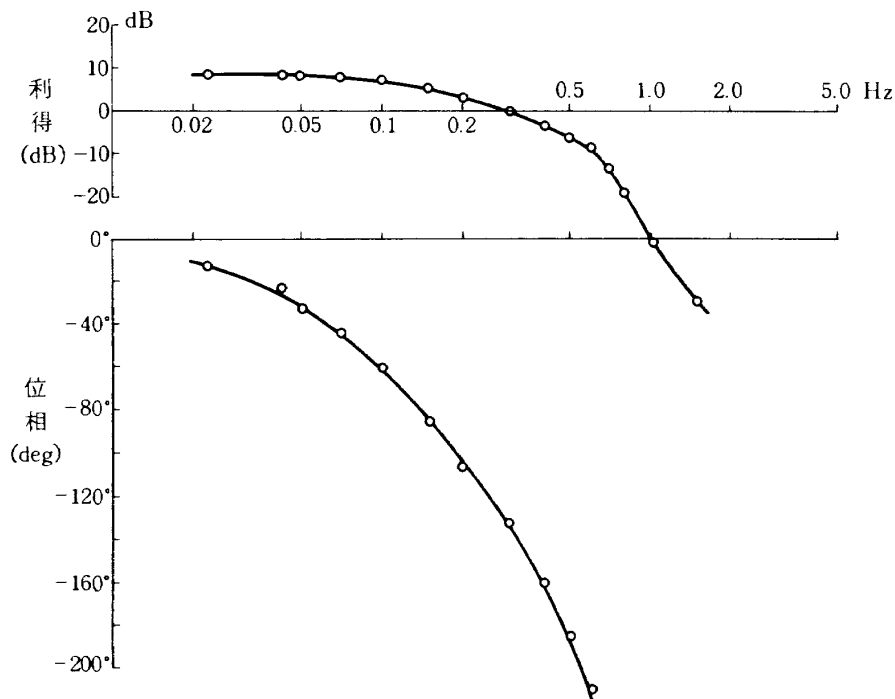


図 6.4 (a) 閉ループ周波数特性 θ / δ_c
 (STOL L/D, $V=72$ kt, PITCH ATT CWS ON)

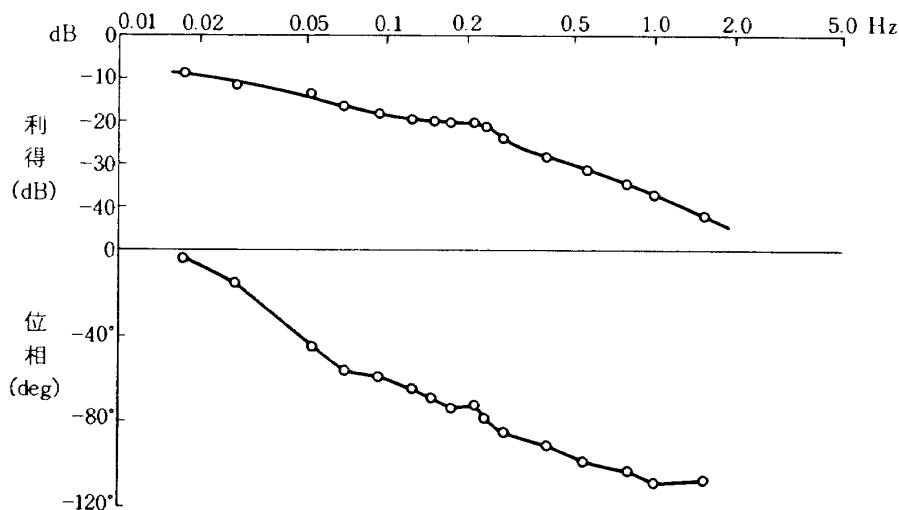


図 6.4 (b) 閉ループ周波数特性 P / δ_w
 (STOL L/D, $V=72$ kt, ROLL CWS & β -CMD ON)

表 6.2 閉ループ試験突風応答試験ケース表

○：直接制御モード
 ON：直接関係しない制御モード
 RDY：READY 状態を表わす

試験 ケース	飛行 形態	SCAS 作 動 状 態									突 風 入 力	
		CTOL Y/D	Pitch ATT CWS	RATE CWS	ROLL CWS	β - CMD	Auto TRIM	Go/Ar	EFC	SPEED HOLD		FPC
1	4		ON		○	○						$\beta_g=3^\circ$ ステップ
2	4		ON		○	○						$P_g=3^\circ/s$ ステップ
3	4		ON		○	○						$r_g=3^\circ/s^\circ$ ステップ
4	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	$u_g=-4kt$ ステップ
5	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	$\alpha_g=3^\circ$ ステップ
6	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	$q_g=3^\circ/s$ ステップ
7	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	u_g ランダム
8	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	α_g ランダム
9	4		○		ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	q_g ランダム
10	4			○	ON	ON	○	RDY	ON	○	ON	q_g ランダム
11	4		ON		○	○	ON	RDY	ON	ON	ON	β_g ランダム
12	4		ON		○	○	ON	RDY	ON	ON	ON	P_g ランダム
13	4		ON		○	○	ON	RDY	ON	ON	ON	r_g ランダム
14	4		○		○	○	○	RDY	ON	○	ON	全ガスト ランダム
15	4				(B A R E)							全ガスト ランダム
16	4		○		○	○						全ガスト ランダム

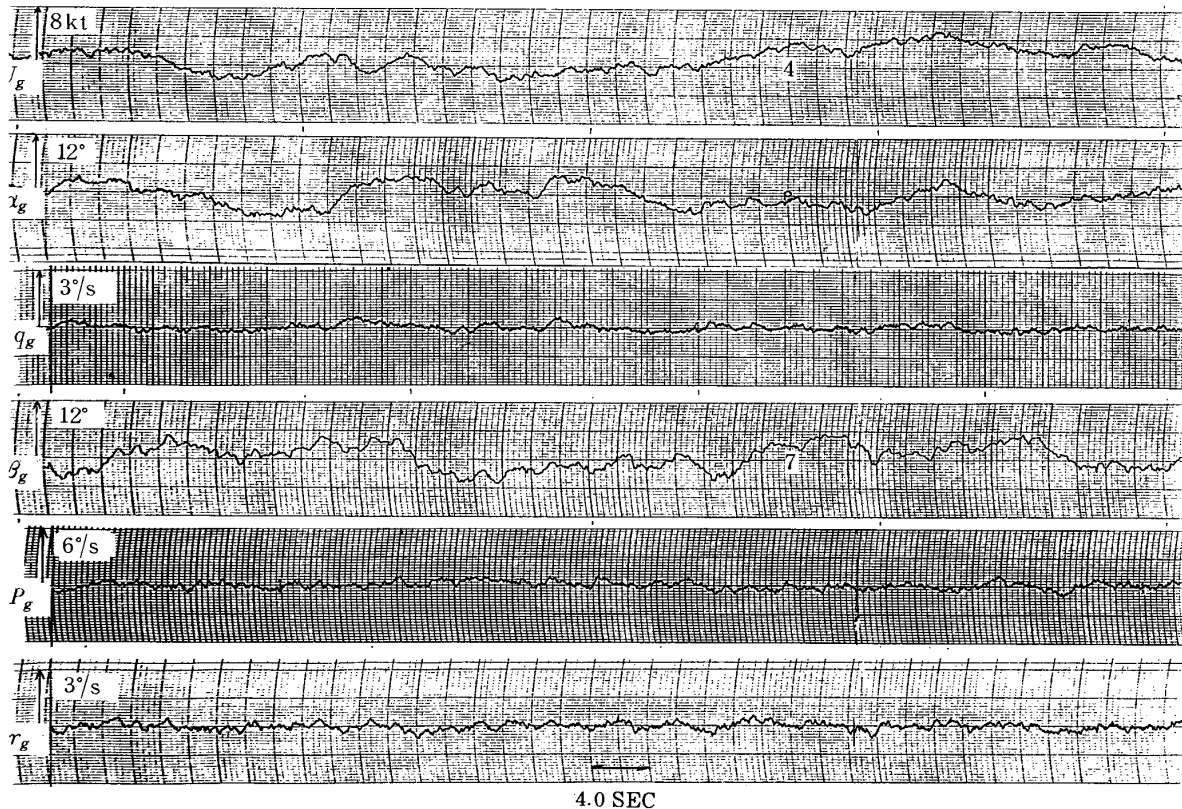


図 6.5 ドライデンモデル連続突風時歴

た。試験ケースを表 6.2 に示す。個々の突風の影響が分かりやすいように各突風を 1 軸に与えた場合の特性と全軸同時に与えた場合の応答を調べた。

6.6.1 突風モデル

突風モデルは孤立突風と連続突風を考えた。孤立突風はステップ状突風を考え、連続突風の模擬はド

ライデンモデルによって与えた。

連続突風すなわち大気擾乱はデジタル計算機により正規性白色ノイズ(乱数)から線形デジタルフィルタを通して作成した[付録 E 参照]。これを D/A 変換してアナログデータレコーダに記録し再生して試験に適用した。作成した突風の記録(全 6 軸)を

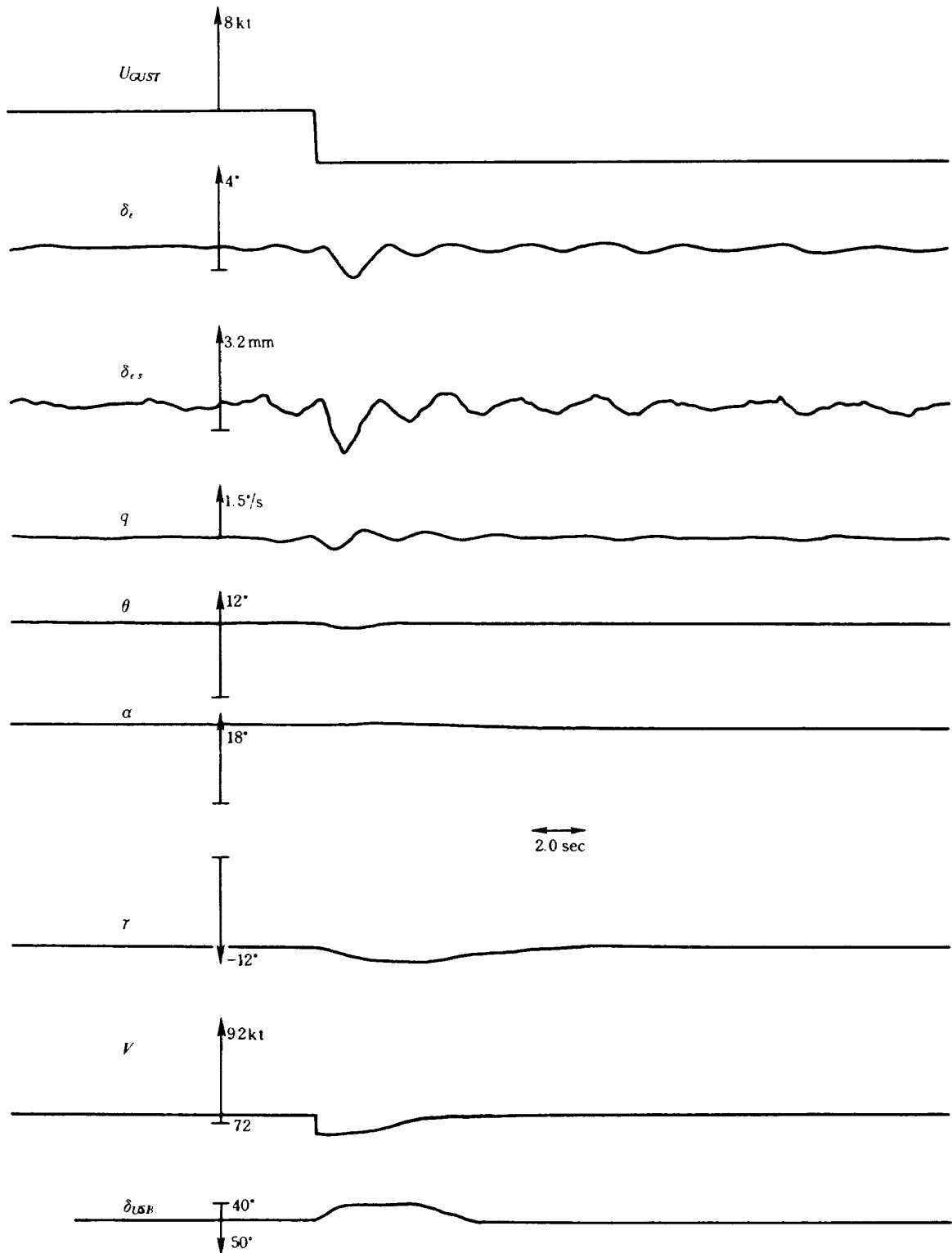


図 6.6 縦ステップガスト(追風)応答(試験ケース 4)

図 6.5 に示す。

6.6.2 ステップガスト応答試験

前後突風、上下突風および左右突風それぞれに対する機体運動を図 6.6～図 6.8 に示す。これらの図に示されるように与えられた突風入力に対する機体

の過渡的な姿勢変化は小さく、機速の変化も 2 kt 以内であり、径路角変化も 2 度以内であり SCAS の効果も十分である。操縦舵面の作動範囲も最大舵角の 10% 以内であり十分余裕がある。横・方向の操縦については横風 1.94 m/s のステップ状ガストに対し

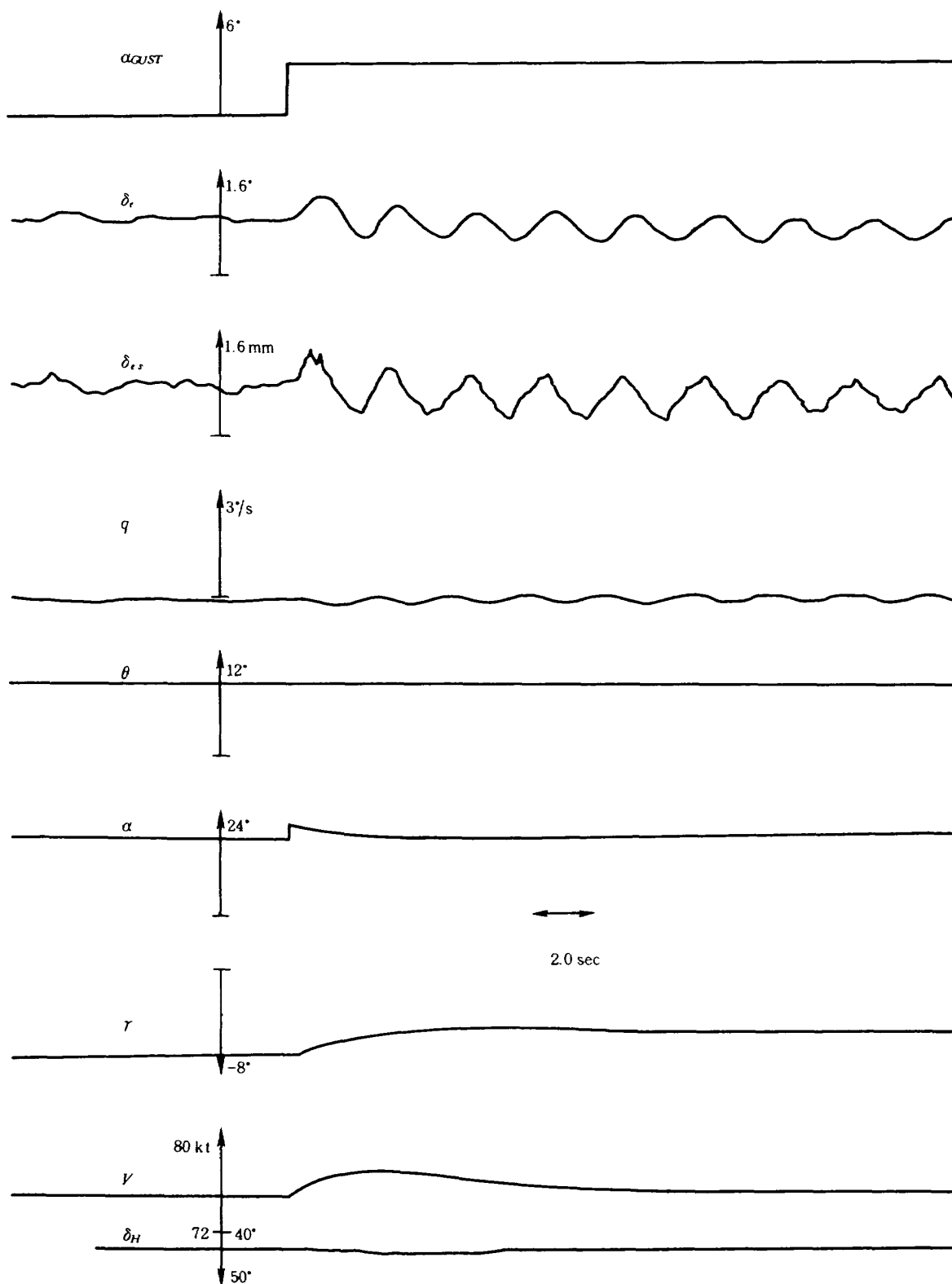


図 6.7. 縦のステップガスト（吹上げ）応答（試験ケース 5）

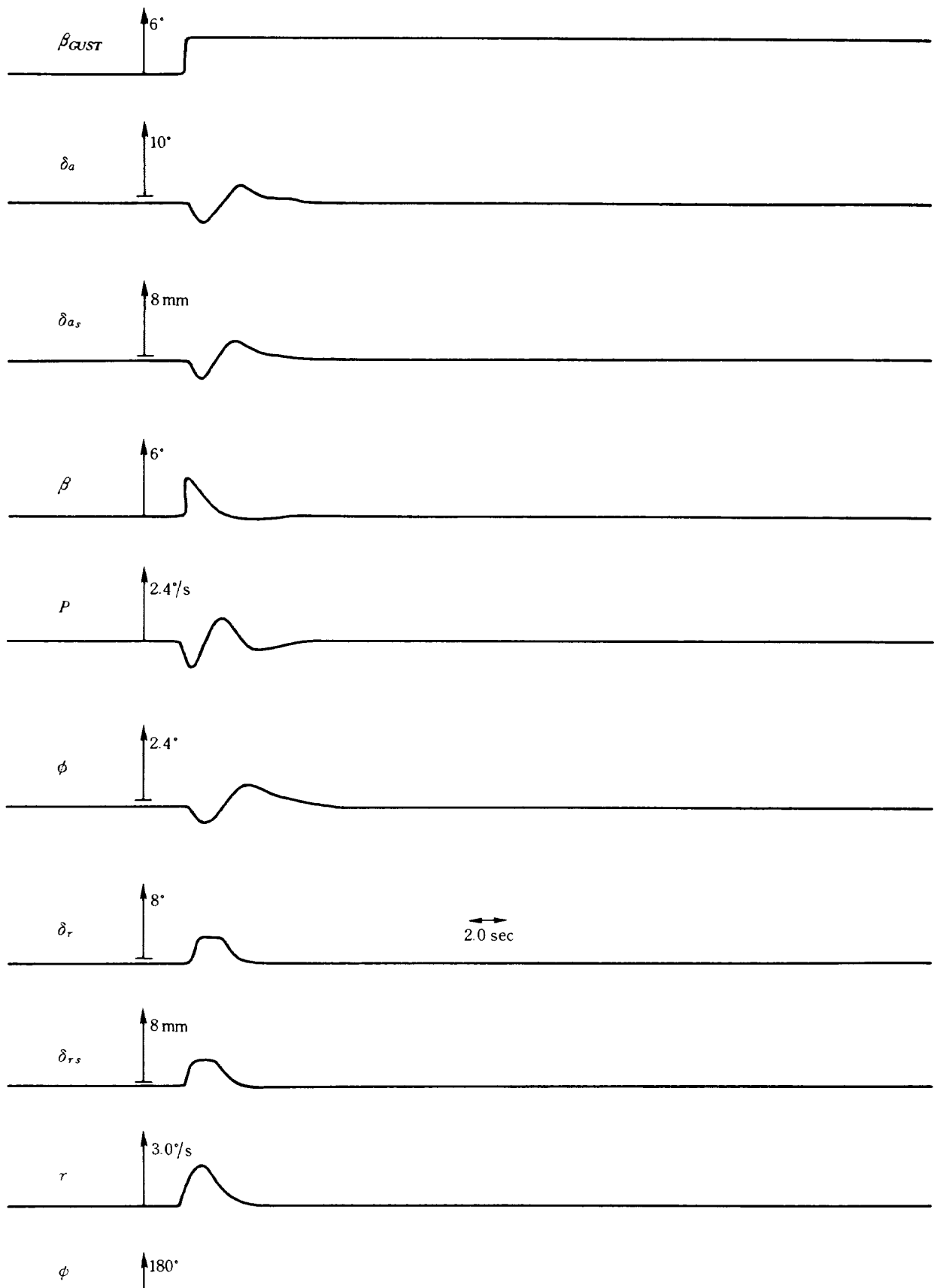


図 6.8 横のステップガスト応答 (試験ケース 1)

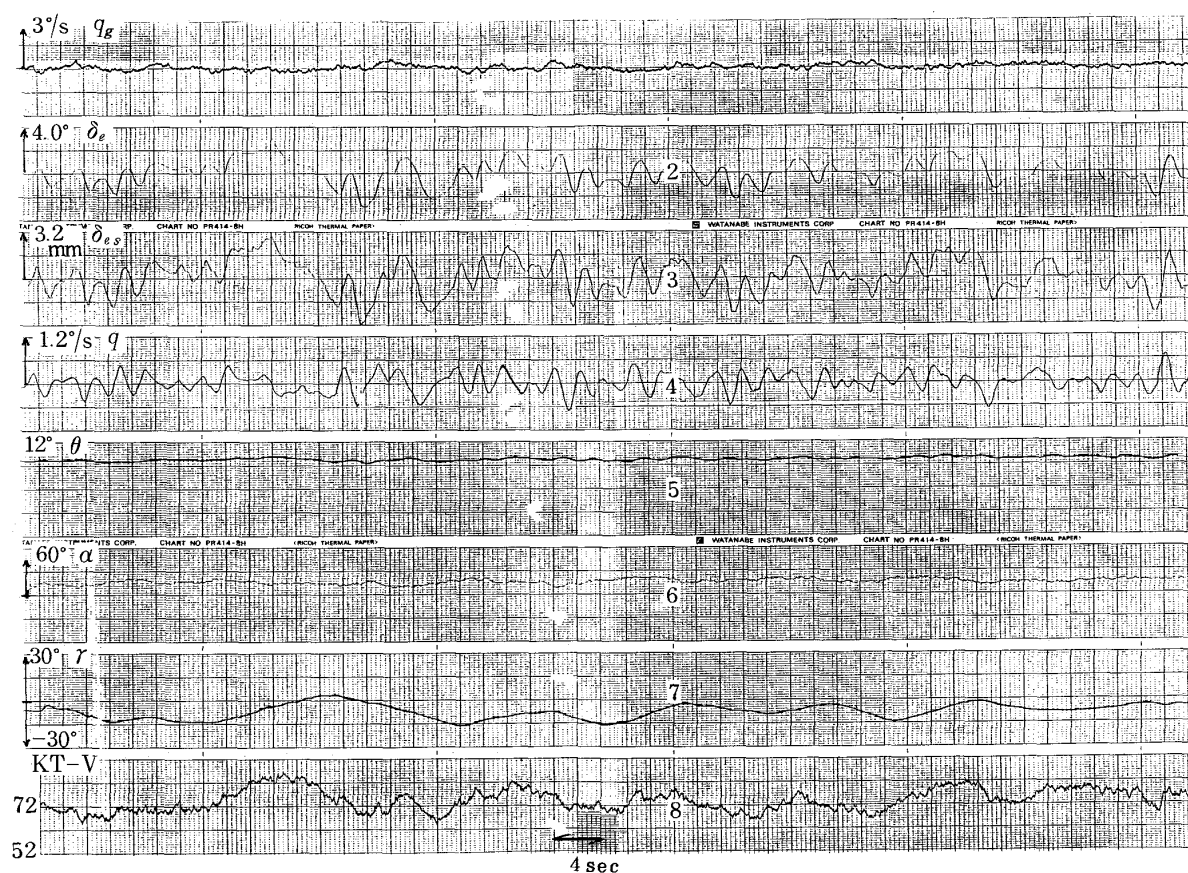


図 6.9 (a) 大気擾乱中の手放し縦飛行特性 (SCAS ON)

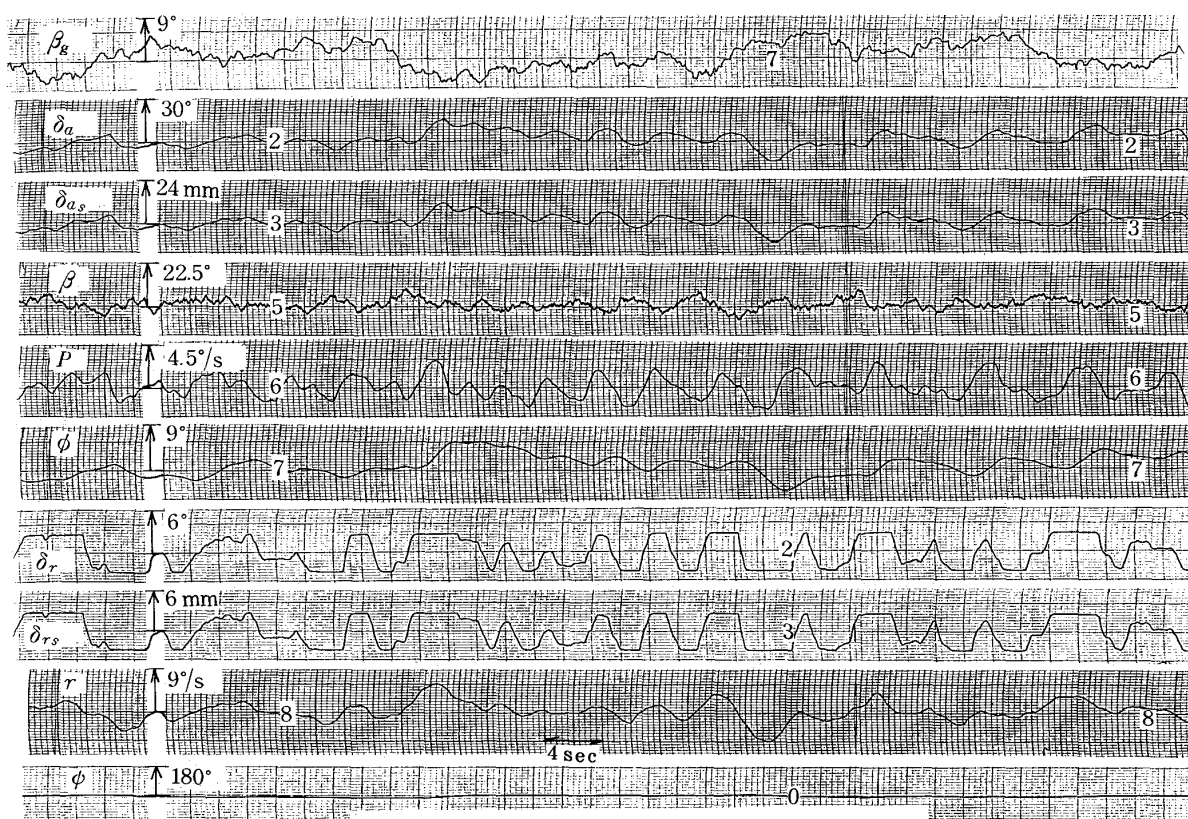


図 6.9 (b) 大気擾乱中の手放し横飛行特性 (SCAS ON)

てラダーがSCASオーソリティの制限まで動いているがエルロン舵角には余裕があり問題はない。

6.6.3 連続突風応答試験

6 軸同時の突風入力に対する機体応答を図 6.9 (a), (b)に示す。この図は約 1 分間の手放し飛行状態に相当する。この時間帯の連続突風の最大値は $U_g = 2.47$ m/s, $\alpha_g = 4.8$ deg, $\beta_g = 5.4$ deg である。トリム状態からの機体姿勢の変化の最大はピッチ角で 0.6 deg であり、バンク角で 4.5 deg あり、ヨーレートで 6 deg/sec である。SCAS の効果が十分で機体応答としても安定であることが分かる。SCAS が作動させる最大舵角の量にもエルロンでは 16° (40%), エレベータは 2.8° (11%), ラダーでは 3° (10%: SCAS のオーソリティ制御値) でありコントロールパワーにも十分余裕がある。

7. パイロットによる評価試験

7.1 試験の目的

本試験の目的は、パイロットが飛鳥の操縦システムを実際に操作し、与えられたタスクの模擬飛行を行い機能および性能を確認し、それらの結果として最終的に飛行の安全性を確認することである。パイロットによる模擬飛行試験風景を写真 2 に示す。

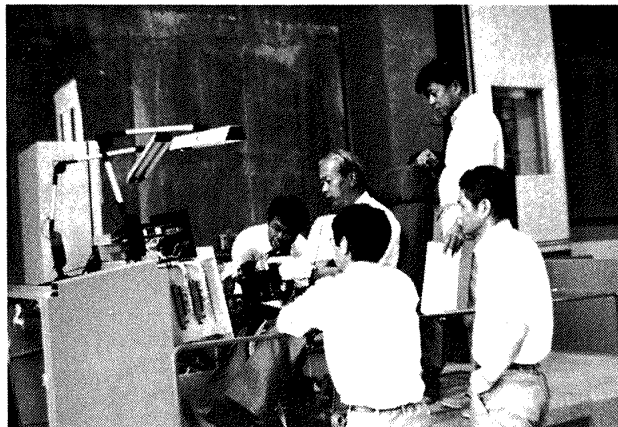


写真 2 パイロットによる模擬飛行試験風景

7.2 飛行形態と運動方程式

試験対象となった飛行形態は前章の閉ループ試験と同様に、飛鳥の実飛行試験において主要形態となる 7 形態である。主な形態の特性は付録 [C] に示す。飛行機の運動も閉ループ試験時と同じくアナログ計算機で模擬した (付録 D 参照)。

パイロットドシミュレーションにおけるパイロットを含めた試験ブロック図を図 7.1 に示す。

7.3 突風モデル

突風モデルも前章と同じであるがここではパイロットが実際の突風と違和感をもたない突風を与える

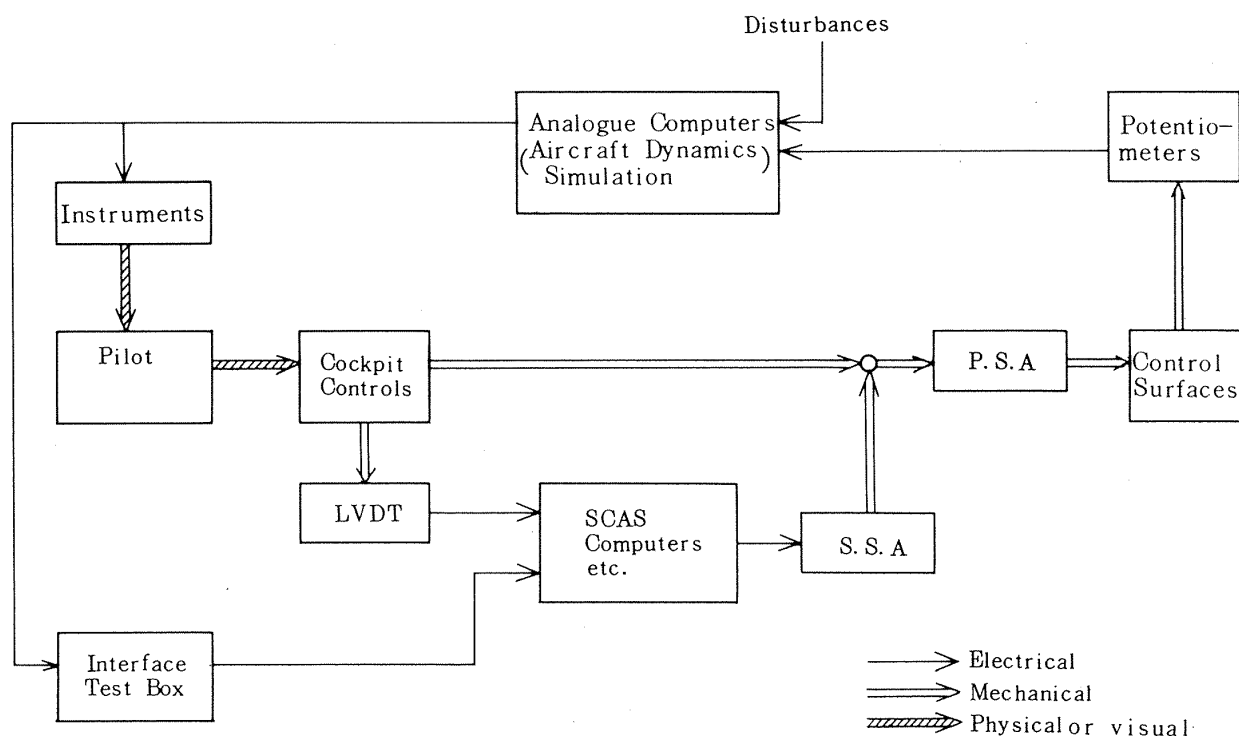


図 7.1 Piloted Simulation Test Block Diagram

表 7.1 実施項目と飛行形態

飛行形態	SCAS ON/OFF	基本操舵 特 性	基本飛行 特 性	備 考
1. C/N 200KT	BARE CTOL Y/D	○ ○	◎ ◎	
2. CTOL L/D 104KT	BARE CTOL Y/D	○ ○	◎ ◎	
3. STOL L/D 72KT, $\gamma=0^\circ$	BARE 全 SCAS	◎ ◎	◎ ◎	故障模擬実施
4. STOL L/D 72KT, $\gamma=-6^\circ$	BARE 全 SCAS	◎ ◎	◎ ◎	故障模擬実施
5. STOL L/D 90KT	BARE 全 SCAS	○ ○	○ ○	
6. C/N 260KT	BARE CTOL Y/D	○ ○	○ ○	故障模擬実施
7. CTOL L/D 145KT	BARE CTOL Y/D	○ ○	○ ○	

◎ ガスト有実施

ことが重要である。そのためアプローチ時の飛行性を評価する際は高度の変化にしたがって風の強さを変更し地上付近のウインドシャを模擬した（付録 E 参照）。

7.4 試験ケース

実施した試験は、表 7.1 に見られるように全形態について行っている。焦点は STOL 形態である。本形態については故障模擬試験も実施しパイロットのコメントを得た。

7.5 評価方法

評価はパイロットコメントにより行った。収録された時間歴などの記録データおよびそれらの解析結果はパイロットコメントの裏付け資料として利用した。試験に参加したパイロットは合計 7 人であるが、主要な評価は飛鳥の操縦パイロット 4 名により実施された。基本操縦特性および飛行特性の評価項目はコメントシートによって行われたが、前者に関する例を表 7.2 に示す。後者に関する基本飛行特性評価のための飛行パターンと評価項目のリストを表 7.3 に示す。

7.6 試験結果と考察

パイロットコメントの概要を基本操縦特性および基本飛行特性に分けて表 7.4, 5 に示す。実施された評価は操縦システム自身の特性に関するもの、機体特性を含めて考慮されるもの、および試験装置側に原因があるものに分類できる。パイロットによる模擬飛行は固定座席上（モーションキューがない）の計器飛行（視界のない）と考えられる。そのため、評価上の制約がありパイロットにとって十分に評価できない項目もあった。ここに挙げたものは結果の要約に過ぎない。

試験結果の例を図 7.2～7.4 に示す。図 7.2 は、基本操縦特性の例でパイロットがサイクリックに操作して PIO 傾向を調べたものである。その結果 PIO 傾向はないとの評価を得た。図 7.3 は大気擾乱中のアプローチアンドフレアタスクの例で、パイロットの操舵量、姿勢の安定度などを SCAS 無しの場合と比較すると SCAS の効果は顕著である。しかしながら、パイロットコメントにあるように SCAS オンにおいても大気擾乱中は、速度や径路角を正確に保持することは困難である。

図 7.4 はアプローチ中の SCAS センサーのピッチレート故障模擬試験の例で、2nd FAIL までピッ

表 7.2 パイロットコメントシート

C-1QS リグ試験 (P. S. T.)		操作別 パイロットコメントシート (1/4)		CASE NO.	DATE	PILOT
1. 飛行形態 : C/N, CTOL L/D, STOL L/D						
2. 初期トリム条件: $H_0 =$ _____ ft, $V_0 =$ _____ KEAS, $\gamma_0 =$ _____						
3. 飛行モード : BARE, Y/D, PITCH CWS (ATT., RATE), ROLL CWS, β -CMD, FPC, A/T, S/H, EFC, G/A						
A. 基本操舵特性						
No	操舵入力パターン	操作部	主な評価特性	パイロットコメント		
1	Small Sinusoidal inputs	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • BOF & FRICTION, • CENTERING, • FREEPLAY, • STEADY CONTROL FORCE 			
2	Slow ramp input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$				
3	Sinusoidal Pumping input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • TRANSIENT CONTROL FORCE (PIO傾向) 			
4	rap input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • CONTROL SYSTEM OSCILLATION 			
5	Pulse input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • 機体の応答 / 入力 • 機体応答の安定性 			
6	Step input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$ $\delta_{th}, \delta_{FPC}, \delta_{SB}$	<ul style="list-style-type: none"> (C-1機, C-1QS FSTとの比較) 			

表 7.3 基本飛行特性評価のための飛行パターンと評価項目

No	飛行パターン	操 作 部	主な評価特性
1.	θ 変更による速度コントロール ($V_0 \rightarrow V_0 - 10 \text{kt} \rightarrow V_0 + 10 \text{kt} \rightarrow V_0$)	δ_c	<ul style="list-style-type: none"> • θ, V コントロール特性 • 昇降舵 FCS 特性
2.	同上 + 縦トリム ($V_0 \rightarrow V_0 - 10 \text{kt} \rightarrow V_0 + 10 \text{kt} \rightarrow V_0$) (トリム) (トリム) (トリム)	δ_c 縦トリムスイッチ フィールトリムスイッチ	<ul style="list-style-type: none"> • 縦トリム特性 (効き, 容易さ)
3.	昇降率コントロール (速度一定保持) ($\gamma_0 \pm 200 \text{fpm}$, $\pm 500 \text{fpm}$)	δ_c δ_{th} δ_{FPC}	<ul style="list-style-type: none"> • R/C コントロール特性 • スロットルレバー or FPC レバーの操作性
4.	高度コントロール (速度一定保持) ($H_0 \rightarrow H_0 - 500 \text{ft} \rightarrow H_0 + 500 \text{ft} \rightarrow H_0$)	δ_c δ_{th} δ_{FPC}	<ul style="list-style-type: none"> • 高度設定の容易さ • スロットルレバー or FPC レバーの操作性
5.	定常引起し (上昇 (減速) \rightarrow 降下 (増速) \rightarrow 定常引起し (トリム飛行速度)) 1.5 g, 2.0 g	δ_c	<ul style="list-style-type: none"> • g コントロール特性 • Stick Force per g • 昇降舵 FCS 特性
6.	スピードブレーキを用いた減速 (C/N 形態のみ, 高度一定保持) $V_0 \rightarrow V_0 - 50 \text{kt}$	δ_c δ_{SB} (δ_{TH})	<ul style="list-style-type: none"> • S/B による減速特性 • S/B レバーの操作性
7.	ロールイン \rightarrow 定常旋回 \rightarrow ロールアウト (速度一定保持 Coordinate Turn) $\phi = 10^\circ, 30^\circ$	δ_c δ_w δ_p	<ul style="list-style-type: none"> • ロール性能, 特性 • ϕ コントロール特性 • 補助翼 FCS 特性 • 方向舵 FCS 特性
8.	定常横滑り (速度一定保持) ($\beta = 0 \sim \beta_{\max}$, 5° 毎)	δ_c δ_w δ_p	<ul style="list-style-type: none"> • 定常横滑り特性 • ϕ コントロール特性 • 三舵の力のバランス • 補助翼 FCS 特性 • 方向 FCS 特性
9.	機首方位急変更 (ϕ 一定保持) (ペダル・フル操作)	(δ_c) δ_w δ_p	<ul style="list-style-type: none"> • 機首方位急変更特性 • 方向舵 FCS 特性
10.	アプローチ & フレア (CTOL L/D 104kt , R/D $= 550 \text{fpm}$) (STOL L/D 72kt , R/D $= 760 \text{fpm}$)	δ_c , δ_w δ_p , δ_{th} δ_{FPC}	<ul style="list-style-type: none"> • アプローチ トラッキング特性 (但し, 径路誤差計がないので参考評価) • フレア特性
11.	アプローチ & 復行 (同上パターン + 高度 200ft で着陸復行)	δ_c , δ_w δ_p , δ_{th} δ_{FPC} G/A スイッチ USB フラップレバー	<ul style="list-style-type: none"> • 着陸復行 • G/A スイッチ操作 • USB フラップレバー 操作性
12.	外側エンジン故障 (初期トリム条件で E/G OUT 速度, 径路角, 方位保持操作)	δ_c , δ_w δ_p , δ_{th} δ_{FPC}	<ul style="list-style-type: none"> • E/G OUT 修正操舵特性

表 7.4 基本操舵特性

No	操舵入力パターン	操 作 部	主な評価特性	パイロット・コメント
1	Small Sinusoidal input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • BOF & FRICTION, • CENTERING, • FREEPLAY, • STEADY CONTROL FORCE 	<ul style="list-style-type: none"> • ホイール (δ_w) の BOF, 遊び, 操作力やや大きい。 • コラム, ラダーについては若干のフィールの非線性が感じられるが, 特 に問題はない。その他の項目についても同様である。
2	Slow ramp input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$		
3	Sinusoidal Pumping input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • TRANSIENT CONTROL FORCE (PIO 傾向) 	<ul style="list-style-type: none"> • 3 舵とも P. I. O 傾向はない。
4	rap input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • CONTROL SYSTEM OSCILLATION 	<ul style="list-style-type: none"> • 3 舵とも制御系の振動はない。
5	Pulse input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$	<ul style="list-style-type: none"> • 機体の応答 / 入力 • 機体応答の安定性 (C-1 機, C-1QS FST との比較) 	<ul style="list-style-type: none"> • 横の特性の立上り鈍く感じるが全体的に良好。 • シミュレータと同様である。
6	Step input	$\delta_c, \delta_w, \delta_p$ $\delta_{th}, \delta_{FPC}, \delta_{SB}$		

表 7. 5

B. 基本飛行特性

B 1 θ 変更による速度の制御

BARE CALM	フゴイドが感じられるが速度の制御は可能
BARE GUST	姿勢角の変更は容易であるが速度の制御は平均的にしか出来ない
SCAS CALM	速度の制御容易
SCAS GUST	姿勢の安定は良好, 速度の保持は困難であるが平均的には CALM と同じ PITCH CWS については RATE TYPE が良い 操縦システムとして異常なし, 操作性良好 ガスト修正時多少の振動がある

B 2 同上+縦トリム

BARE CALM	トリムの効きは良好, トリムによるコントロール容易
BARE GUST	スタビライザーのトリムは良好
SCAS CALM	トリムの効き, トリム性, 操作性良好

B 3 昇降率コントロール

BARE CALM	スロットルを使うと姿勢変化するので若干やりにくいが困難ではない
BARE GUST	平均的な昇降率のコントロールになる 非常にワークロード大である。 スロットルレバー重い
SCAS CALM	FPC レバーによるコントロール容易
SCAS GUST	昇降率のコントロールはなんとか出来る。

B 4 高度コントロール (速度一定)

BARE CALM	高度コントロール容易
BARE GUST	高度保持困難だが可能
SCAS CALM	FPC によるコントロール容易
SCAS GUST	困難だが可能

B 5 定常引き起こし

BARE CALM	問題なし
SCAS CALM	問題なし

B 7 ロールイン — 定常旋回 — ロールアウト

BARE CALM	
BARE GUST	定常旋回むつかしい, ホイールが重いので片手操作困難
SCAS CALM	ロールイン, アウト時のバンク角設定に探り舵必要 操作性はよい
SCAS GUST	GUST 分だけ難しくなる

表 7.5 (続き)

B 8 定常横滑り

BARE GUST	GUSTにより定常的には困難である
SCAS CALM	BAREと比べて容易, 若干キックバックあり
SCAS GUST	SCAS CALMと同程度

B 9 機首方位急変更

BARE CALM	ラダーインジューストロールが発生しているので正確には困難である。
SCAS CALM	ラダーフォースにキックバックがある。ウイングレベルのコントロールは良好

B 10 アプローチ & フレアー

BARE CALM	特に問題なし, ホイール, スロットル重い
BARE GUST	迎角が揺すられ大きくなる
SCAS CALM	昇降率のコントロール容易, 横のロールずれあり
SCAS GUST	通常通り可能

B 11 アプローチ & 復行

SCAS CALM	ゴーアラウンド操作はシュミレータと同程度 USB 作動による悪影響はない
-----------	---

B 12 外側エンジン故障

BARE CALM	ロール初動小さく対応可能
BARE GUST	姿勢のコントロールは容易
SCAS CALM	エンジン故障が分からないくらい, 沈下率で感じる, 容易
SCAS GUST	沈下率大きくなるがGUSTなしと同程度

チCWS 機能は正常である。図に見られるように、パイロットの意図的なコラム加振に対して機能および性能が低下することなく働いているのが確認できる。3rd FAILではピッチCWSがオフになりその出力は中立に復帰する(SCAS 出力のセンタリング機能も正常である)。パイロットは2nd FAILまでのランジェントは小さくて知覚できないとのコメントであった。

試験結果を要約すると次の通りである。

1. 基本操縦特性および飛行特性を評価した結果、操縦システム上基本的に問題となるところはないかった。
2. 大気擾乱中においてもタスクの遂行は可能である。
3. 故障模擬試験では飛行の安全に支障をもたら

すような事態は発生しなかった。

但し、試験中に改善または検討が望ましい点として次の3点があげられた。

- (1) スロットル操作力が重い。
- (2) 横のホイール特性を表す操作力, BOF, および遊びが大きいのので小さくすることが望ましい。
- (3) RATE TYPE CWSにドリフトがある。

これらについては実機において改善対策がとられた。なお、ピッチ系の残留振動は、その大きさが微小であるため計器では視認出来ず、これに対する操縦特性上のパイロットコメントは得られなかった。

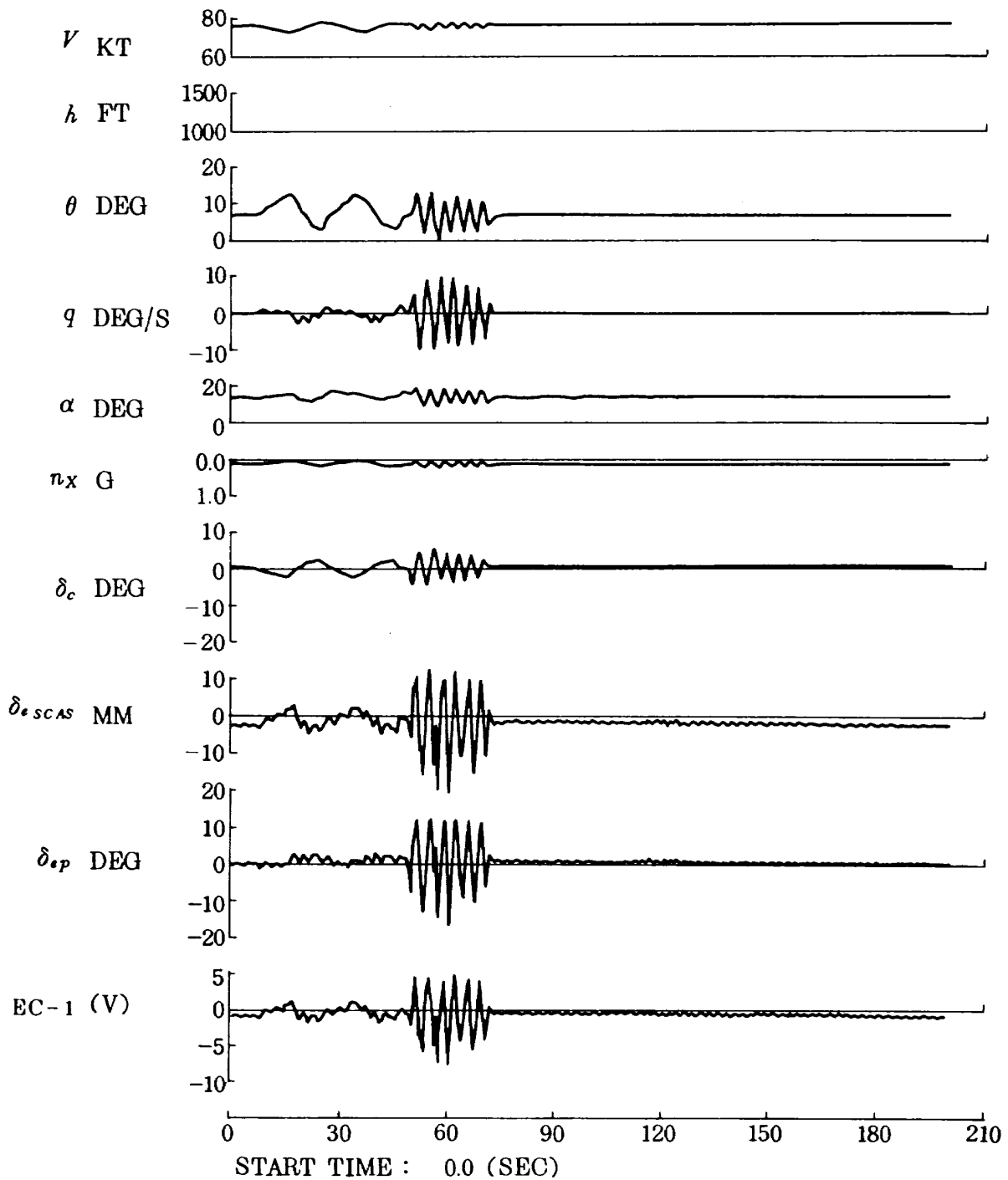


図 7.2 基本操舵特性コラム加振

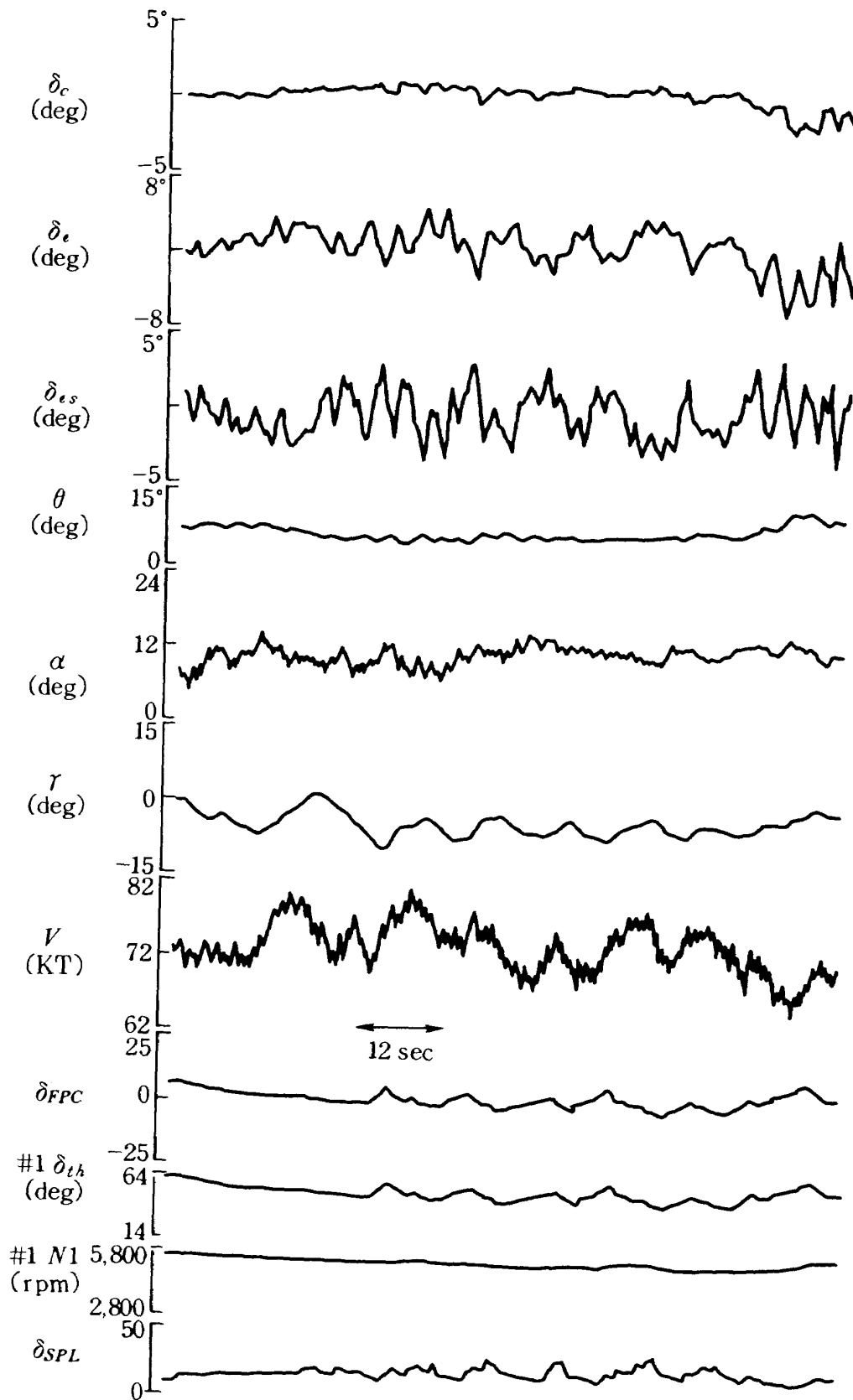


図 7.3(a) パイロットによる模擬飛行試験 (SCAS ON)
(アプローチ (72kt, $\gamma = -6^\circ$) & フレア)

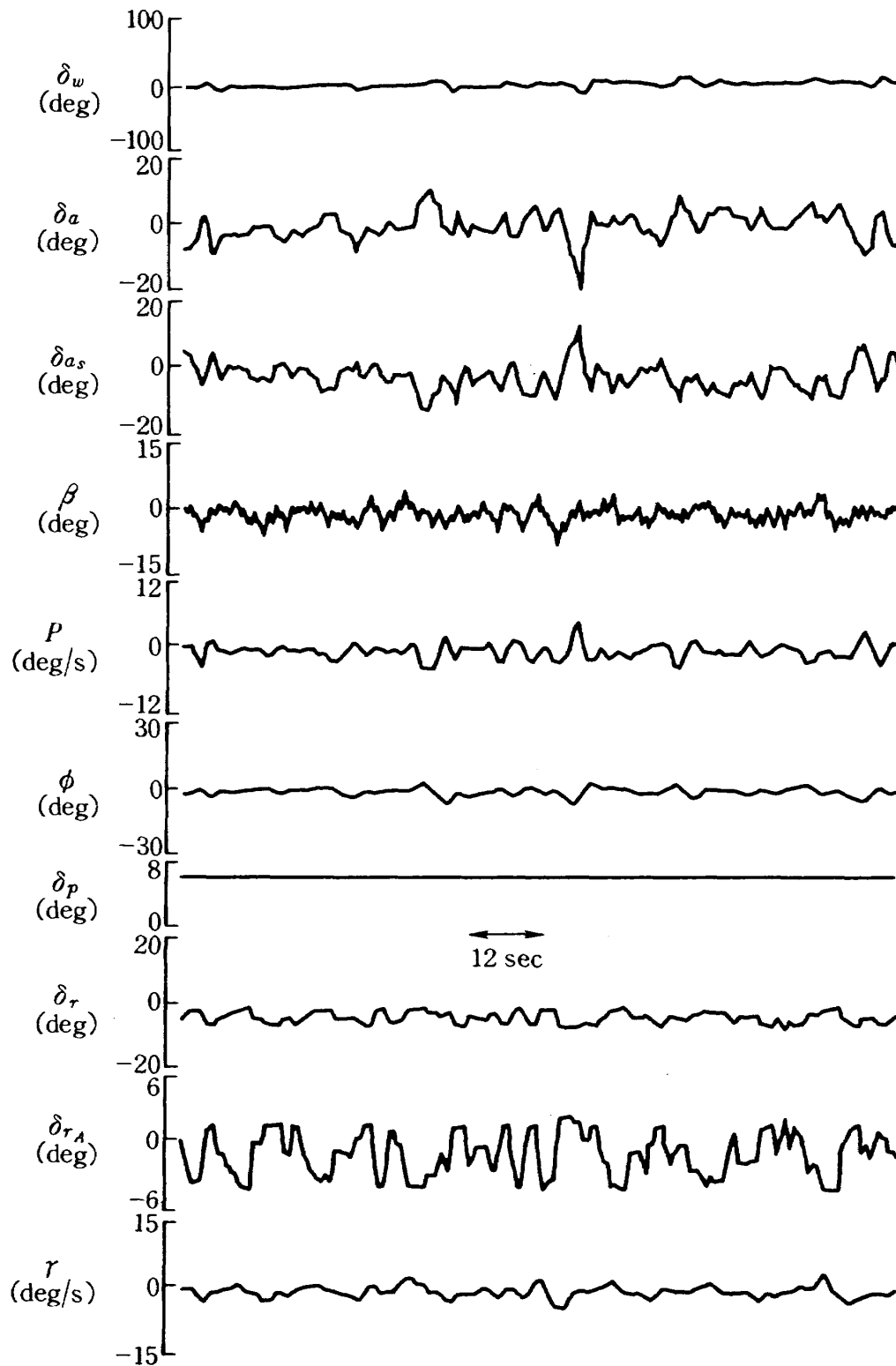


図 7. 3(b) パイロットによる模擬飛行試験 (SCAS ON)
(アプローチ (72kt, $r = -6^\circ$) & フレア)

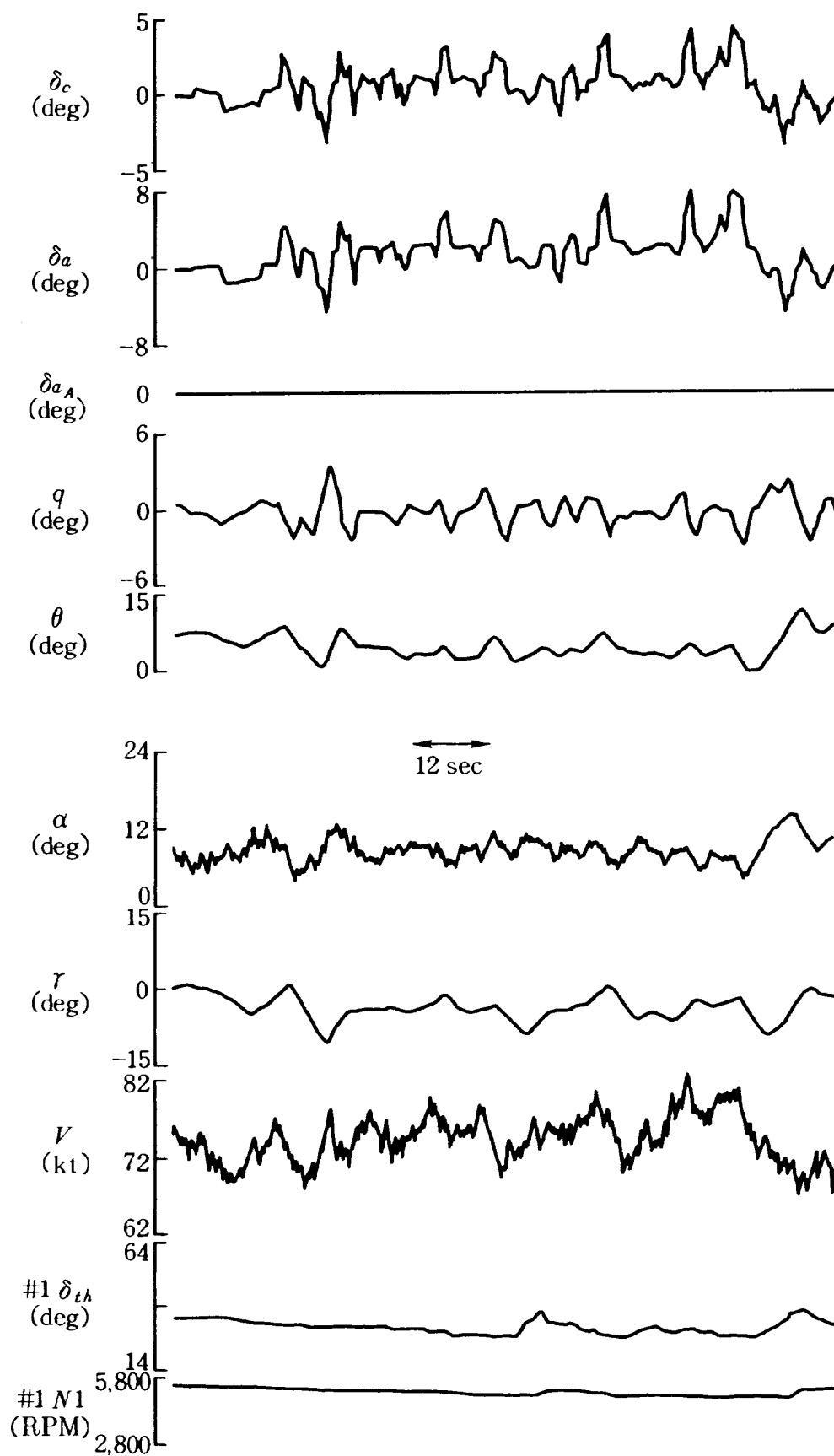


図 7.3(c) パイロットによる模擬飛行試験 (SCAS OFF)
(アプローチ (72kt, $r = -6^\circ$) & フレア)

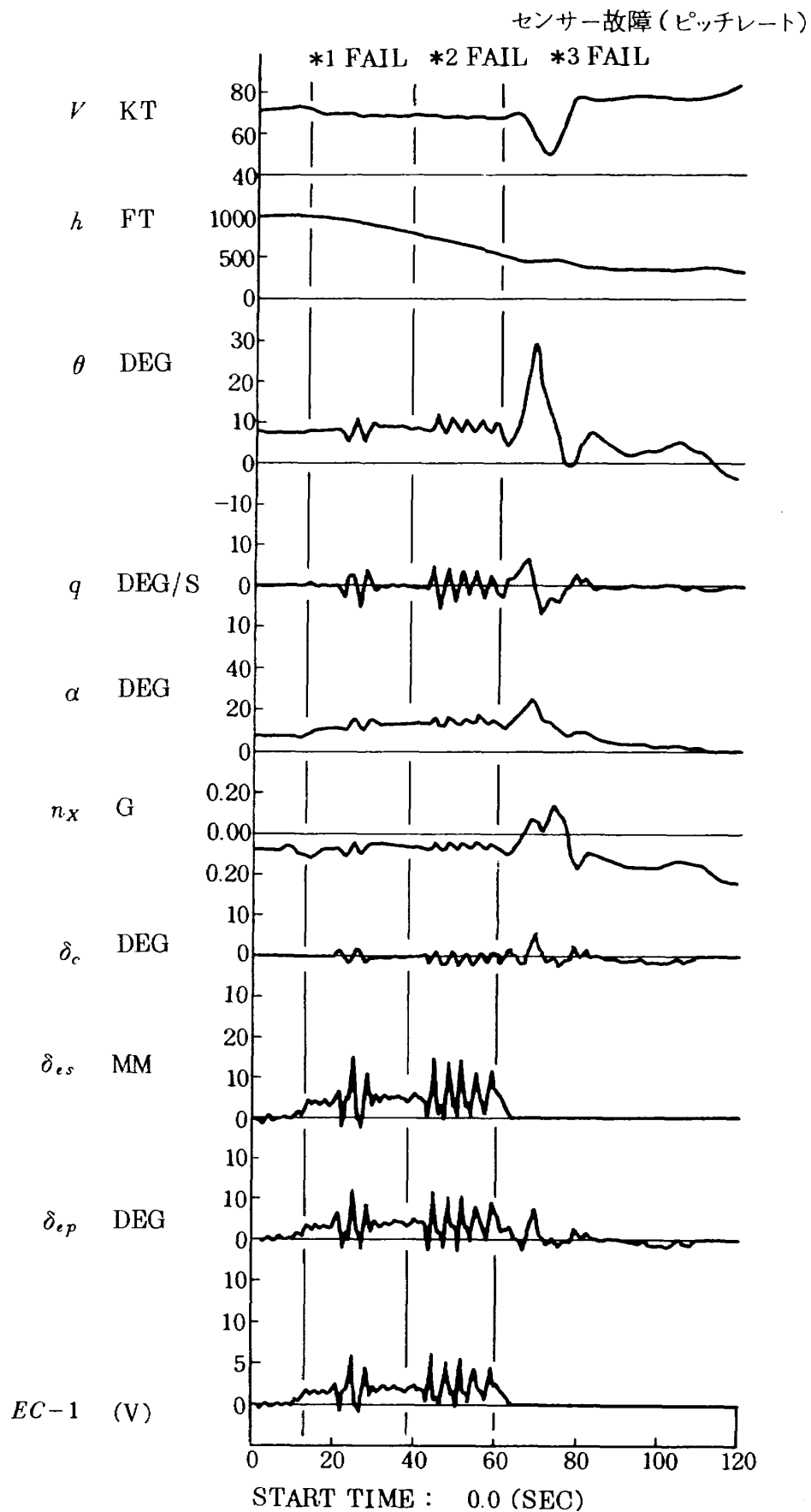


図 7.4 アプローチ中のピッチレート信号故障
(PITCH CWS ON)

8. あとがき

飛鳥の操縦系統機能試験は試験時間1500時間に及び実施されてきた。その間飛行の安全を損なうような暴走またはそれに類する事態の発生は一度もなかった。

全体を通しての試験結果の要約は次の通りである。

1. 全体システムとしての作動、機能および性能が十分な精度でもって確認されそれらが設計要求を満足したことおよび十分な信頼性をもって作動することを確認した。

2. パイロット／機械系の適合性の確認が得られたこと。

3. その結果、地上において飛鳥の飛行の安全性が確認できたこと。

これらの成果が飛鳥の初飛行の成功それに続く飛行試験の安全性に結びついていると考えられる。

9. 謝 辞

飛鳥の操縦系統機能試験にはその計画、設計、製作および実施に当たり多数の関係者が参加してきた。当所では本部長を始めとするSTOL推進本部員およびその他の所員の方々の積極的なご支援をいただいた。また、メーカーとして川崎重工業㈱および新明和工業㈱のSTOLプロジェクト関係者のご努力があったこと、並びに機能部品開発メーカーのご支援があったことを付記し、ここに感謝の意を表する。なお、原稿資料の作成に当たっては、奥野輝幸君、酒井君恵さんにお手伝いをしていただいた。ここに記して感謝する。

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開発室操縦システム開発チーム；STOL実験機の操縦系統機能試験計画と機械系統試験結果，航空宇宙技術研究所報告TR-944(1987)
- 3) STOLプロジェクト推進本部，飛行試験計画室等；航技研STOL実験機の飛行シミュレーション試験，航空宇宙技術研究所研究報告TR-713(1982)
- 4) STOLプロジェクト推進本部開発室操縦システム技術開発チーム；ファンジェットSTOL実験機自動飛行制御システム(SCAS)用センサの認定試験結果，航空宇宙技術研究所資料TM-552(1986/5)
- 5) STOLプロジェクト推進本部開発室操縦システム技術開発チーム；低騒音STOL実験機飛行制御システム用アクチュエータの技術開発試験，航空宇宙技術研究所資料TM-575(1986/6)
- 6) 内田，内川，飛永；航技研STOL実験機操縦装置の設計と開発試験の成果について，飛行機と自動車の制御シンポジウム資料(1984/11) pp.29-35.
- 7) 渡辺，岡田，岩崎他；STOL実験機「飛鳥」のSCAS開発試験，第24回飛行機シンポジウム講演集(1986/11) pp.556-559.
- 8) 岡田他；航技研STOL機のSCAS制御則，第19回飛行機シンポジウム講演集(1981/11) pp.367-379.
- 9) 清水，内田他；STOL実験機「飛鳥」の飛行制御システム，システムと制御，Vol.30. No.2(1986)
- 10) 運輸省航空局検査課「耐空性審査要領」昭和54年度
- 11) "Background Information and User Guide for MIL-F-8785B(ASG), Military Specification-Flying Qualities of Piloted Airplanes", AFFDL-TR-69-72(1969)
- 12) "Flight Control System-Design, Installation and Test of Piloted Aircraft, General Specification for," MIL-F-9490D, (1975). James L. Townsend; New MIL-F-9490D
- 13) Requirements and Implications on Future Flight Control Design, Journal of Aircraft Vol.13, No.9(1976)
- 14) Calvin R. Jarvis and Kenneth J. Szalai; Ground and Flight Test Experience with a Triply Redundant Digital Fly by wire

- Control System, NASA CP 2172(1980/10)
- 15) Loren H. Harms, Forest O. Riek Jr.; Integrated Systems Testing of the L-1011 Tristar, AIAA Paper 70-388(1970/4)
- 16) 堀川勇壮, 小川敏一, 永安正彦; 自動着陸用テストリグについて, 航空宇宙技術研究所研究資料TM-248(1973)
- 17) 油井 一, 河東 桓, 熊谷 孜; 国産中型ジェット輸送機の開発, 日本航空宇宙学会誌 Vol. 20., No.224(1972/2)pp.476-489
- 18) 高賢次郎, 上原祥雄, 大村 平, 今江久光; 超音速高等練習機(XT-2)の開発, 日本航空宇宙学会誌 Vol.26., No.294(1978/7)pp.336-352
- 19) 柴田知治; 超音速高等練習機の油圧操縦リグ試験, 日本航空宇宙学会誌 Vol.21., No.229, (1973)pp.99-101
- 20) 多田他; STOL 実験機の操縦系統機能試験の計測, TR-928(1986/3)
- 21) 小川; STOL 実験機の操縦系統リグ試験, 航空宇宙技術研究所58年度研究発表会
- 22) 内田他; STOL 実験機の操縦系統機能試験第22回飛行機シンポジウム講演会, (1984/11), pp.426-429
- 23) 大和他; 操縦系統機能試験におけるリミットサイクル, 航空宇宙技術研究所報告 TR-893, (1985/12)
- 24) D.McRuer, I. Ashkenas, and D. Graham; Aircraft Dynamics and Automatic Control, Princeton Univ. Press, 1973.
- 25) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治; 航空機力学入門東京大学出版会, 1982.
- 03) NASTADT 操縦システム班; 操縦系統リグ試験第1次~6次試験成果報告書
 1次 SRE-9040(1982)
 2次 SRE-9044(1983)
 3次 SRE-9053(1983)
 4次 SRE-9062(1984)
 5次 SRE-9090(1985)
 6次 SRE-9113(1986)
- 04) SMIC; 操縦系統リグ試験第1次, 第2次試験成果報告書
 1次 航書50144(1982)
 2次 航書50185(1983)
- 05) NASTADT 操縦システム班; SCAS 説明書 NAST-56-6023(1981/6)
- 06) NASTADT 空力班; 第4次制御則改訂D~G, NAST57-2046.
- 07) NASTADT 操縦システム班; 油圧系統試験報告書 SRE 9082
- 08) NASTADT 操縦システム班; 操縦系統試験報告書 SRE 9081
- 09) NASTADT 操縦システム班; SCAS 地上機能試験報告書 SRE 9088
- 10) NASTADT; 開発総合報告書, SRG0059 (1986/3)

[付録A] 個別試験

操縦系統試験では不具合点あるいは検討を要する問題が出た場合それを解決するため個別的な試験を行った。その中で重要と思われる項目を以下に述べる。

1. エレベータ入力(油圧オフ)操縦特性試験
 エレベータ入力操縦特性を調べるため, エレベータ油圧オフ時の静特性を計測した。その結果を油圧オン時の特性と比較して図A.1に示す。この図に示されるように油圧オフ時の舵角範囲は20%程度に減少する。パイロットの評価は「操縦力が増大し機体応答が鈍くなるけれどもコントロールは可能である」であった。

2. サイクルタイム変更試験

内 部 資 料

- 01) NASTADT; 操縦系統機能試験技術仕様書, N2TH-1004E(1981/9)
- 02) NASTADT 操縦システム班; STOL 操縦系統リグ試験, 準拠スペック調査, NAST-54-6061 (1979)

コンピュータ計算のサイクルタイムを変更して過渡応答特性に対する影響、残留振動への影響を調べた。変更したサイクルタイムは現用の 40 msec から 30 msec, 80 msec である。縦運動の過渡応答には違いがみられるが、横・方向運動には波形の差はみられない。これは SCAS オン時の縦の固有振動数が横に比較して高いため、サイクルタイムの大小による影響が表れたものである。

縦運動の残留振動は、サイクルタイムが大きくなればそれにしたがって振幅および振動数も増加する。ただし、80 msec でも残留振動は許容値内にある。

3. リミットサイクル確認試験

ピッチ CWS オン時縦の応答に残留振動がみられた。この残留振動とピッチ CWS のゲインを変更してそれらの関係を調べた。ゲインと共に残留振動の大きさは変化するが、ここで考慮したゲイン値に対してはすべて許容値内であり問題ないことが分かった。

4. エイリアシング確認試験

本デジタル飛行制御システムは 25 Hz のサイクル

タイムで計算を実施している。そのため、12.5 Hz 以上の雑音成分が信号に含まれるとそれより低い信号周波数領域にエイリアシング現象をもたらす本システムの制御性能を低下させる。そのため雑音成分は遮断するようにプレフィルタを設けている。この効果を調べるのが本試験の目的である。

その結果、プレフィルタの効果は設計通りであり問題ないことが分かった。

5. シリーズサーボアクチュエータキックバック試験

SCAS 作動時にコントロールコラム、ホイールおよびペダルに小さな振動が発生した。これは SCAS 出力の階段上変化の除去が不十分のためそれが索を介して操縦装置側へキックバックされるからである。その改善策としてポストフィルタの時定数を大きくして出力をなめらかにした。

6. LACS 改善試験

横操縦力を軽減するため LACS (LATERAL ASSIST CONTROL SYSTEM) を搭載してい

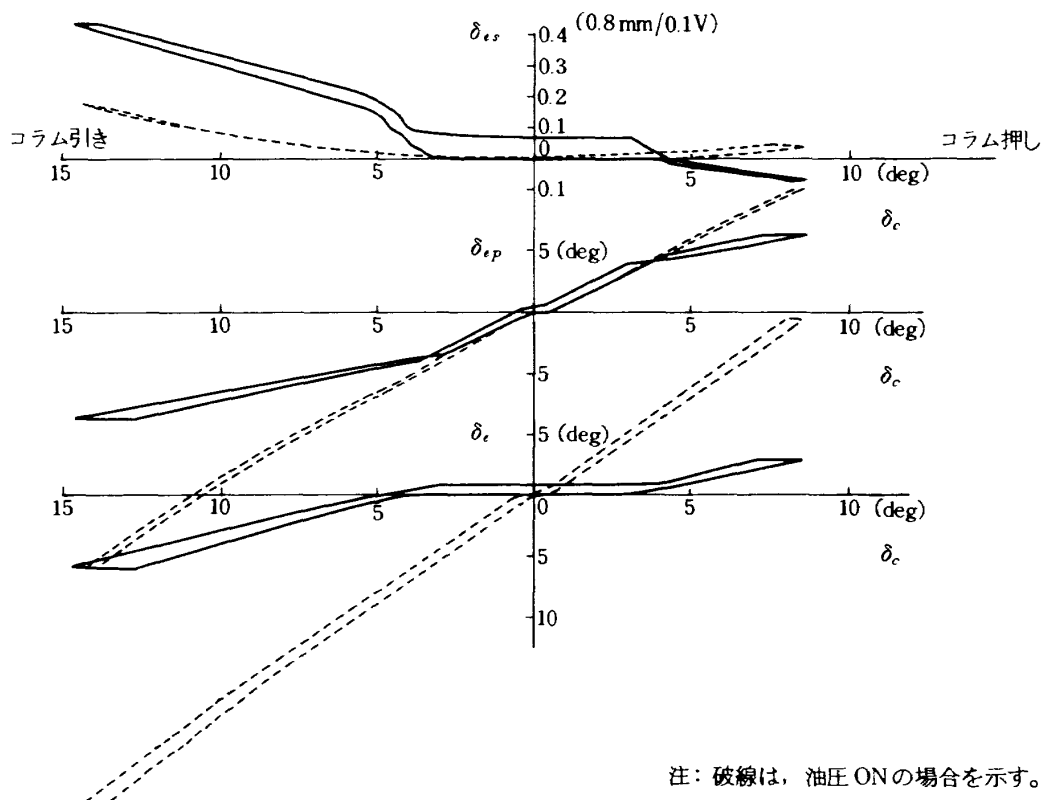


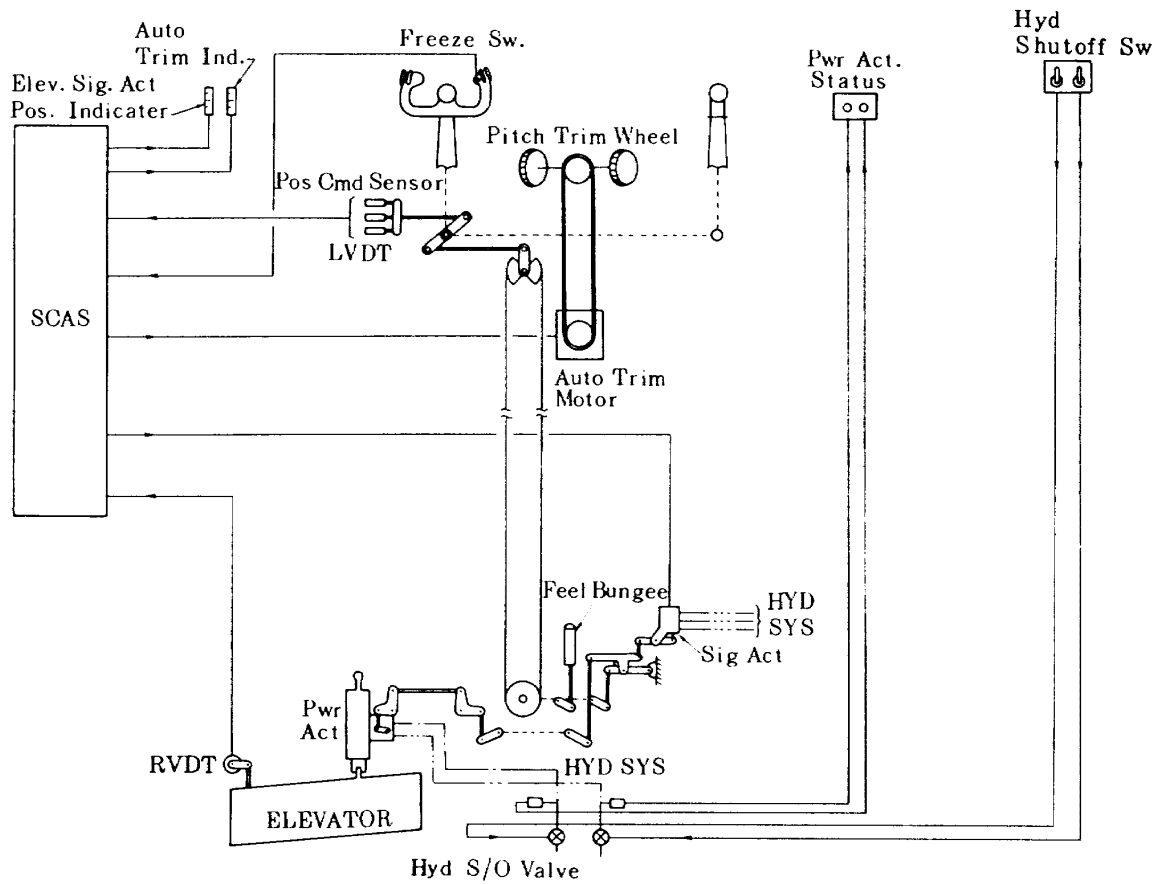
図 A.1 エレベータ入力操縦特性—油圧 OFF

るがLACSオン、オフ時微小ではあるがハンチングが生じる。これを改善するための方式について試験を行い、良好な結果を得た。

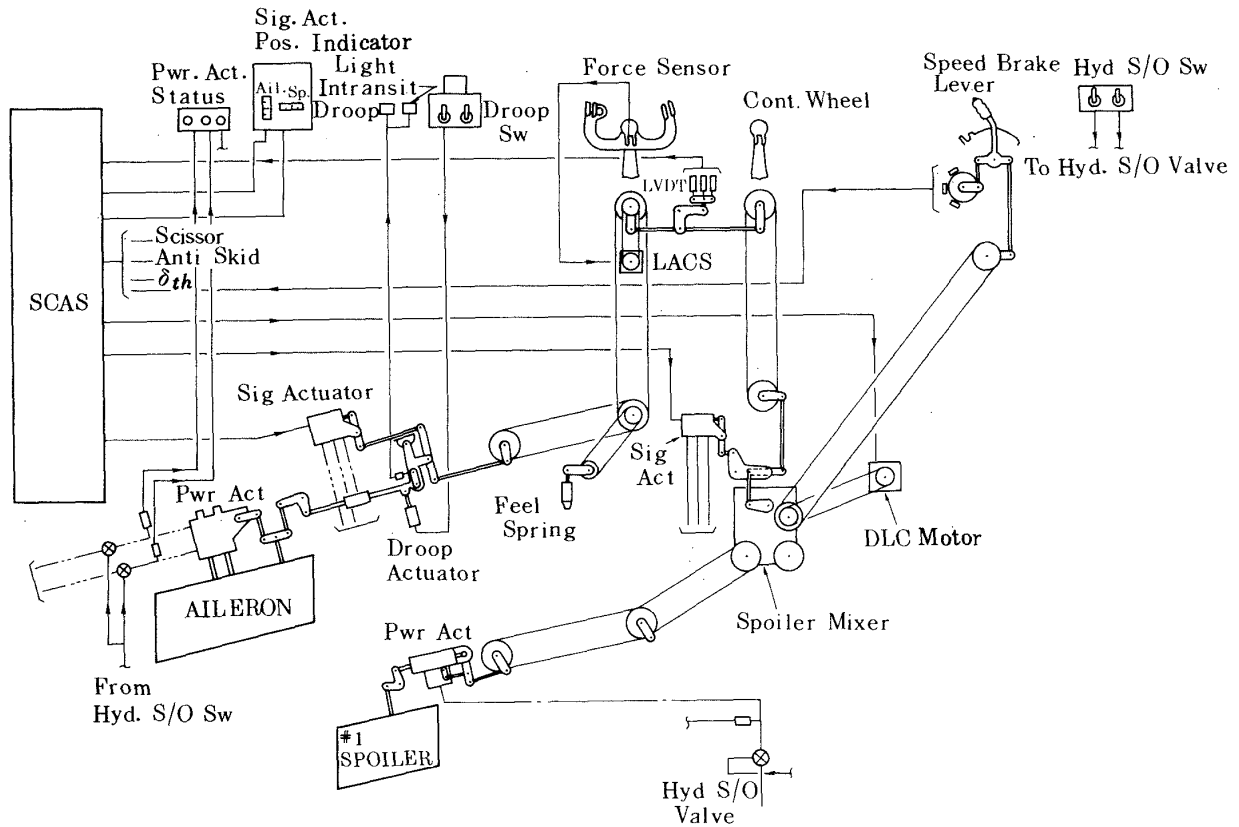
〔付録B〕 操縦系統の概要

試験対象となった「飛鳥」の操縦システムは縦、

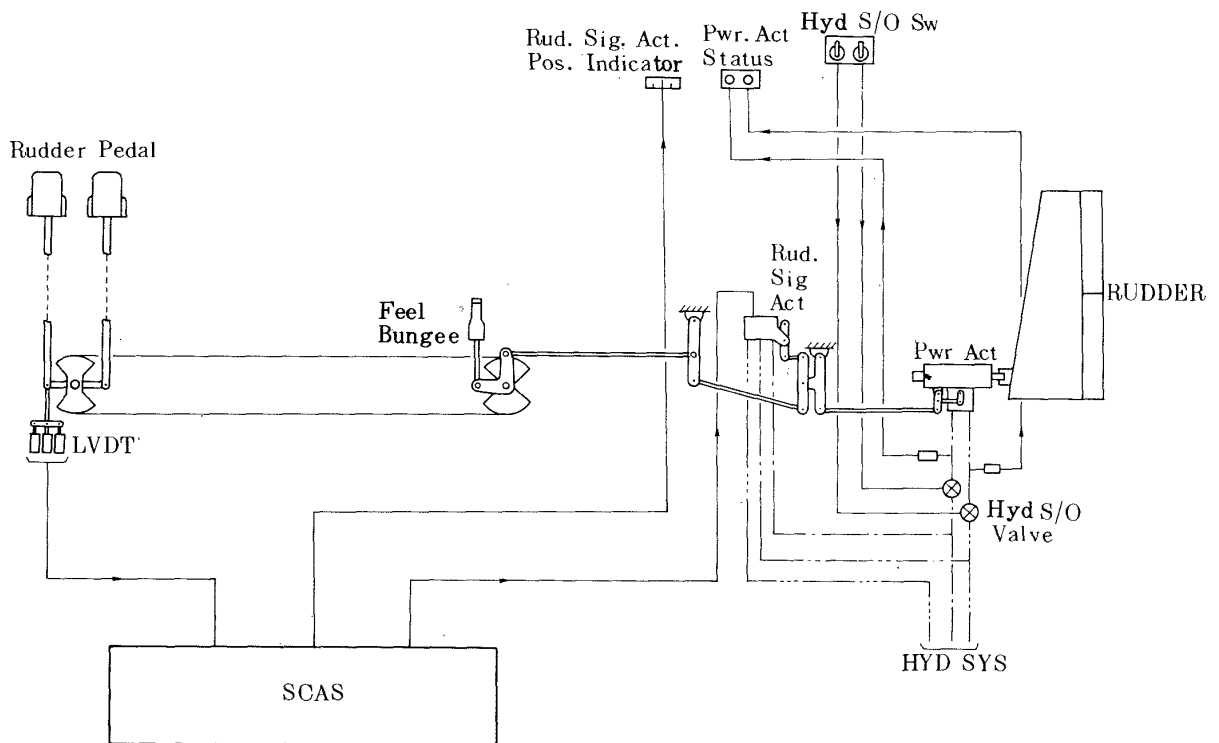
横および方向の主要3舵系統ならびに新設のUSBフラップ、フライトパスコントロールおよび動力操縦系統である。これらの系統図を図B.1～B.5に示す。ただし、この図に示されるように左舷側の操縦系統のみ対象とした。



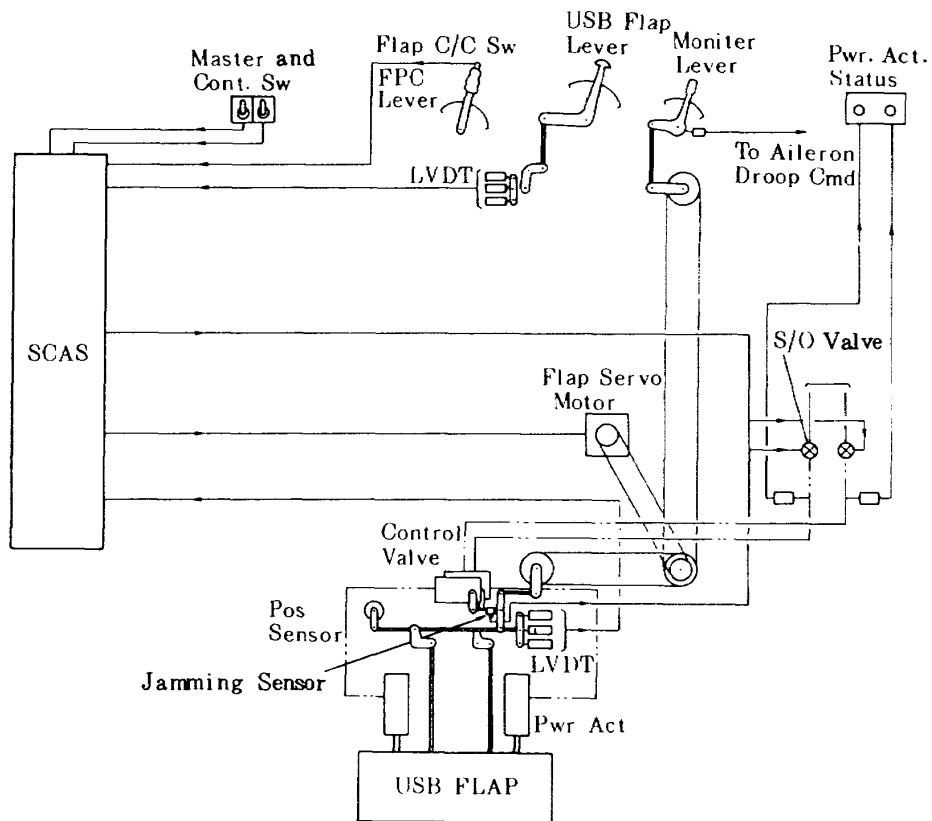
図B.1 縦操縦系統



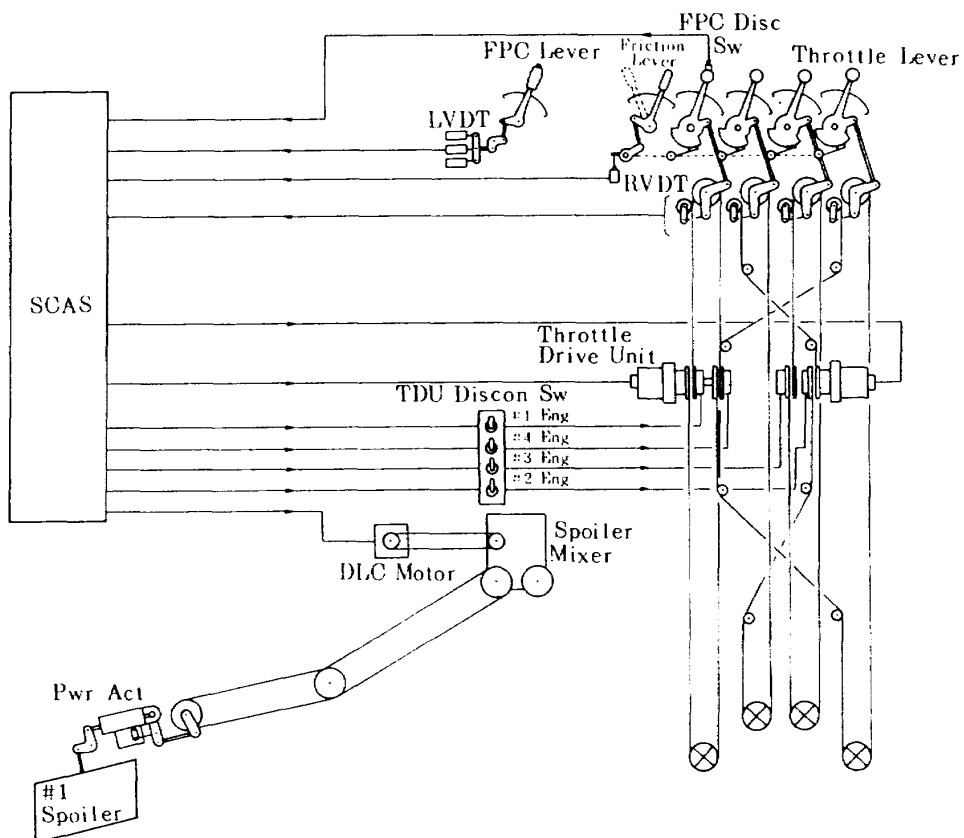
図B.2 横操縦系統 (スピードブレーキ操作系統を含む)



図B.3 方向操縦系統



図B.4 USBフラップ操縦系統



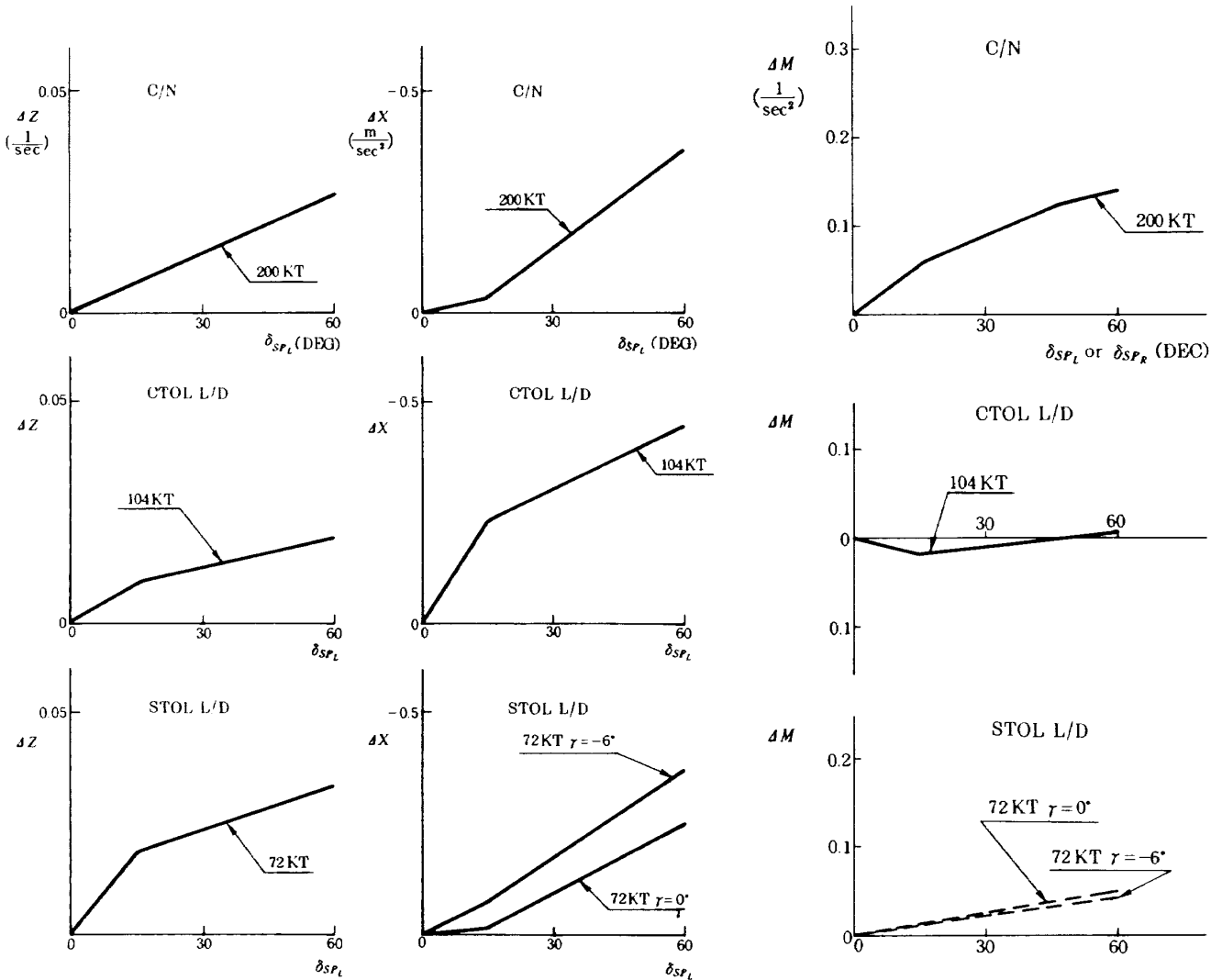
図B.5 FPC操縦系統 / 動力操作系統

〔付録 C〕 機体軸に関する運動方程式

STOL実験機「飛鳥」の機体軸に関する線形化された6自由度の運動方程式は縦および横・方向に関してそれぞれ表C.1のように与えられる。これらの

空力微係数は飛行形態によって変わるのでそれらをまとめて表C.2.(1)~(4)に示す。

記号等には慣用語を使用しているのでそれらの説明は省略する。



図C スポイラ特性

表C.1 機体運動方程式

縦

$$\begin{aligned}
 & (s - X_u) u && - X_\alpha \cdot \alpha && + (U_0 \sin \alpha_0 s + g \cos \theta_0) \theta = \Sigma X_{\delta_i} \delta_i + \Sigma X_i \\
 & - (Z_u s + Z_u) u + [(1 - Z_{\dot{a}}) s - Z_\alpha] \alpha - \left[(\cos \alpha_0 + Z_q) s - \frac{g}{U_0} \sin \theta_0 \right] \theta = \Sigma Z_{\delta_i} \delta_i + \Sigma Z_i \\
 & - (M_{\dot{u}} s + M_u) u && - (M_{\dot{\alpha}} s + M_\alpha) \alpha && + [(1 - M_{\dot{q}}) s^2 - M_q s] \theta = \Sigma M_{\delta_i} \delta_i + \Sigma M_i
 \end{aligned}$$

横・方向

$$\begin{aligned}
 & (s - Y_\beta) \beta - [(\sin \alpha_0 + Y_p) s + \frac{g}{U_0} \cos \theta_0] \frac{p}{s} + [(\cos \alpha_0 - Y_r) s - \frac{g}{U_0} \sin \theta_0] \frac{r}{s} = \Sigma Y_{\delta_i} \delta_i + \Sigma Y_i \\
 & - L_\beta' \beta && + (s - L_p') p + 0 && - L_r' \cdot r = \Sigma L_{\delta_i}' \delta_i + \Sigma L_i' \\
 & - N_\beta' \beta && - N_p' \cdot p + 0 && + (s - N_r') r = \Sigma N_{\delta_i}' \delta_i + \Sigma N_i'
 \end{aligned}$$

縦

$$\begin{aligned}
 \Sigma X_i &= X_u \cdot u_g + X_\alpha \cdot \alpha_g && + X_{OEI} \\
 \Sigma Z_i &= Z_u \cdot u_g + Z_\alpha \cdot \alpha_g + (-Z_{\dot{a}} + Z_q) q_g + Z_{OEI} \\
 \Sigma M_i &= M_u \cdot u_g + M_\alpha \cdot \alpha_g + (-M_{\dot{a}} + M_q) q_g + M_{OEI}
 \end{aligned}$$

横・方向

$$\begin{aligned}
 \Sigma Y_i &= Y_\beta \beta + Y_p \cdot p_g + Y_r \cdot r_g + Y_{OEI} \\
 \Sigma L_i' &= L_\beta' \beta_g + L_p' \cdot p_g + L_r' \cdot r_g + L_{OEI}' \\
 \Sigma N_i' &= N_\beta' \beta_g + N_p' \cdot p_g + N_r' \cdot r_g + N_{OEI}'
 \end{aligned}$$

(注) 機体軸

初期トリム状態: Wing Level, 定常直線飛行

添字 0 : 初期トリム状態における値

s : ラプラス演算子

OEI : ONE ENGINE INOPERATIVE

 δ_i : $\delta_e, \delta_a, \delta_r, \delta_{th}, \delta_H, \delta_{USB}, \delta_{SPL}, \delta_{SPR}$

表 C 2. (1) 空力微係数：巡航形態							
飛行条件	形態	速度	径路角	高度	重量	重心	
	C/N	200 KT	0 DEG	20,000 FT	38,700 kg	25 % \bar{c}	
トリム	U_0 (TAS)	r_0	α_0	θ_0	δ_{TH_0} (c_{j_0})	δ_{H_0}	$\delta_{SP_{L0}} (= \delta_{SP_{R0}})$ SPOILER UPRIG
	140.9 m/sec	0 DEG	2.6 DEG	2.6 DEG	0.76 (0.12)	-2.5 DEG	0 DEG
縦空力微係数					横空力微係数		
X_u	-0.0134	M_u	0.0008	Y_β	-0.169		
X_α	6.92	$M_{\dot{u}}$	0.0002	Y_p	0.00130		
$X_{\delta_{TH}}$	1.45	M_α	-3.43	Y_r	0.00766		
X_{δ_H}	-0.468	$M_{\dot{\alpha}}$	0.0651	Y_{δ_a}	0		
X_{δ_e}	-0.121	M_q	-1.71	Y_{δ_r}	0.0595		
$X_{\delta_{USB}}$	—	$M_{\dot{q}}$	0.0537	$Y_{\delta_{SP_L}}$	0.00289		
$X_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。	$M_{\delta_{TH}}$	-0.0006	L'_β	-3.61		
		M_{δ_H}	-9.94	L'_p	-1.62		
Z_u	-0.0006	M_{δ_e}	-5.62	L'_r	0.361		
$Z_{\dot{u}}$	0	$M_{\delta_{USB}}$	—	L'_{δ_a}	-2.33		
Z_α	-0.790	$M_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。	L'_{δ_r}	0.958		
$Z_{\dot{\alpha}}$	0.0103			$L'_{\delta_{SP_L}}$	-0.851		
Z_q	-0.0268	ΔX_{OEI}	-0.275	N'_β	2.26		
$Z_{\delta_{TH}}$	-0.0103	ΔZ_{OEI}	0.0020	N'_p	-0.219		
Z_{δ_H}	-0.119	ΔM_{OEI}	0.0001	N'_r	-0.401		
Z_{δ_e}	-0.0668	ΔY_{OEI}	0.00063	N'_{δ_a}	-0.203		
$Z_{\delta_{USB}}$	—	$\Delta L'_{OEI}$	-0.110	N'_{δ_r}	-2.41		
$Z_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。	$\Delta N'_{OEI}$	-0.050	$N'_{\delta_{SP_L}}$	-0.187		
スポイラ微係数については左舷側 δ_{SP_L} のみ示す。右舷側の値は縦については同符号 横方向については異符号とする。							

表 C 2. (2) 空力微係数：CTOL着陸形態 (1)

飛行条件	形態	速度	径路角		高度	重量	重心
	CTOL L/D	104 KT	0 DEG		1,000 FT	36,860 kg	25 % \bar{c}
トリム	U_0 (TAS)	r_0	α_0	θ_0	δ_{TH_0} (c_{j_0})	δ_{H_0}	$\delta_{SPL_0}(=\delta_{SP_{R_0}})$ SPOILER UPRIG
	54.3 m/sec	0 DEG	5.7 DEG	5.7 DEG	0.45 (0.4)	-4.1 DEG	0 DEG
縦空力微係数					横空力微係数		
X_u	-0.0255	M_u	0.00385	Y_β	-0.184		
X_α	4.99	$M_{\dot{\alpha}}$	0.00174	Y_p	0.0105		
$X_{\delta_{TH}}$	2.95	M_α	-0.552	Y_r	0.0146		
X_{δ_H}	0.091	$M_{\dot{\alpha}}$	-0.435	Y_{δ_a}	0		
X_{δ_e}	0.054	M_q	-0.986	Y_{δ_r}	0.0466		
$X_{\delta_{USB}}$	—	$M_{\dot{q}}$	0	$Y_{\delta_{SPL}}$	0.00331		
$X_{\delta_{SPL}}$	図C に示す。	$M_{\delta_{TH}}$	-0.159	L'_ρ	-1.86		
		M_{δ_H}	-3.05	L'_p	-1.28		
Z_u	-0.00394	M_{δ_e}	-1.83	L'_r	0.627		
$Z_{\dot{\alpha}}$	0.0	$M_{\delta_{USB}}$	—	L'_{δ_a}	-0.861		
Z_α	-0.588	$M_{\delta_{SPL}}$	図C に示す。	L'_{δ_r}	0.283		
$Z_{\dot{\alpha}}$	-0.0071			$L'_{\delta_{SPL}}$	-0.451		
Z_q	-0.0321	ΔX_{OEI}	-0.370	N'_β	1.11		
$Z_{\delta_{TH}}$	-0.0915	ΔZ_{OEI}	0.0135	N'_p	-0.266		
Z_{δ_H}	-0.0976	ΔM_{OEI}	0.0019	N'_r	-0.282		
Z_{δ_e}	-0.0585	ΔY_{OEI}	0.00094	N'_{δ_a}	-0.0985		
$Z_{\delta_{USB}}$	—	$\Delta L'_{OEI}$	-0.138	N'_{δ_r}	-0.712		
$Z_{\delta_{SPL}}$	図C に示す。	$\Delta N'_{OEI}$	-0.057	$N'_{\delta_{SPL}}$	-0.114		
スポイラ微係数については左舷側 δ_{SPL} のみ示す。右舷側の値は縦については同符号 横方向については異符号とする。							

表 C 2. (3) 空力微係数：STOL着陸形態（水平飛行）							
飛行 条件	形 態	速 度	径 路 角		高 度	重 量	重 心
	STOL L/D	72 KT	0 DEG		1,000 FT	36,860 kg	25 % \bar{c}
ト リ ム	U_0 (TAS)	r_0	α_0	θ_0	δ_{TH_0} (cj_0)	δ_{H_0}	$\delta_{SP_{Lo}}(=\delta_{SP_{Ro}})$ SPOILER UPRIG
	37. 6 m/sec	0 DEG	7. 6 DEG	7. 6 DEG	0. 76 (1. 12)	- 11. 3 DEG	4. 0 DEG
縦 空 力 微 係 数					横 空 力 微 係 数		
X_u	- 0. 039		M_u	0. 00827	Y_β	- 0. 186	
X_α	5. 32		$M_{\dot{u}}$	0. 00189	Y_ρ	0. 0187	
$X_{\delta_{TH}}$	2. 21		M_α	- 0. 121	Y_r	0. 0127	
X_{δ_H}	0. 237		$M_{\dot{\alpha}}$	- 0. 348	Y_{δ_a}	0. 00203	
X_{δ_e}	0. 0879		M_q	- 0. 709	Y_{δ_r}	0. 0332	
$X_{\delta_{USB}}$	- 3. 00		$M_{\dot{q}}$	0.	$Y_{\delta_{SP_L}}$	0. 0130	
$X_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。		$M_{\delta_{TH}}$	- 0. 193	L'_β	- 0. 967	
			M_{δ_H}	- 1. 52	L'_ρ	- 1. 00	
Z_u	- 0. 0090		M_{δ_e}	- 0. 913	L'_r	0. 881	
$Z_{\dot{u}}$	0.		$M_{\delta_{USB}}$	- 0. 0659	L'_{δ_a}	- 0. 492	
Z_α	- 0. 464		$M_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。	L'_{δ_r}	0. 139	
$Z_{\dot{\alpha}}$	- 0. 00937				$L'_{\delta_{SP_L}}$	- 0. 802	
Z_q	- 0. 0326		ΔX_{OEI}	- 0. 414	N'_β	1. 06	
$Z_{\delta_{TH}}$	- 0. 0801		ΔZ_{OEI}	0. 0379	N'_ρ	- 0. 267	
Z_{δ_H}	- 0. 0687		ΔM_{OEI}	0. 0372	N'_r	- 0. 195	
Z_{δ_e}	- 0. 0417		ΔY_{OEI}	0. 0042	N'_{δ_a}	- 0. 0417	
$Z_{\delta_{USB}}$	- 0. 0301		$\Delta L'_{OEI}$	- 0. 243	N'_{δ_r}	- 0. 351	
$Z_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。		$\Delta N'_{OEI}$	- 0. 080	$N'_{\delta_{SP_L}}$	- 0. 151	
スポイラ微係数については左舷側 δ_{SP_L} のみ示す。右舷側の値は縦については同符号 横方向については異符号とする。							

表 C 2. (4) 空力微係数：STOL着陸形態（アプローチ）

表 C 2. (4) 空力微係数：STOL着陸形態（アプローチ）							
飛行条件	形態	速度	径路角	高度	重量	重心	
	STOL L/D	72 KT	- 6 DEG	1,000 FT	36,860 kg	25 % \bar{c}	
トリム	U_0 (TAS)	γ_0	α_0	θ_0	δ_{TH0} ($c j_0$)	δ_{H_0}	$\delta_{SP_{L0}} (= \delta_{SP_{L0}})$ SPOILER UPRIG
	37. 6 m/sec	- 6 DEG	14. 1 DEG	8. 1 DEG	0. 51 (0. 77)	- 9. 7 DEG	9. 5 DEG
縦 空 力 微 係 数					横 空 力 微 係 数		
X_u	- 0. 0291		M_u	0. 00463	Y_β	- 0. 161	
X_α	6. 75		$M_{\dot{u}}$	0. 00420	Y_p	0. 0225	
$X_{\delta_{TH}}$	2. 13		M_α	- 0. 132	Y_r	0. 0145	
X_{δ_H}	0. 239		$M_{\dot{\alpha}}$	- 0. 337	Y_{δ_a}	0. 00188	
X_{δ_e}	0. 122		M_q	- 0. 706	Y_{δ_r}	0. 0332	
$X_{\delta_{USB}}$	- 2. 56		$M_{\dot{q}}$	0.	$Y_{\delta_{SP_L}}$	0. 0129	
$X_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。		$M_{\delta_{TH}}$	- 0. 134	L'_β	- 1. 20	
			M_{δ_H}	- 1. 51	L'_p	- 1. 04	
Z_u	- 0. 00771		M_{δ_e}	- 0. 903	L'_r	0. 846	
Z_α	0. 00016		$M_{\delta_{USB}}$	- 0. 0386	L'_{δ_a}	- 0. 475	
Z_α	- 0. 415		$M_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。	L'_{δ_r}	0. 140	
$Z_{\dot{\alpha}}$	0. 00852				$L'_{\delta_{SP_L}}$	- 0. 776	
Z_q	- 0. 0309		ΔX_{OEI}	- 0. 341	N'_β	0. 895	
$Z_{\delta_{TH}}$	- 0. 131		ΔZ_{OEI}	0. 0307	N'_p	- 0. 330	
Z_{δ_H}	- 0. 0680		ΔM_{OEI}	0. 0206	N'_r	- 0. 179	
Z_{δ_e}	- 0. 0409		ΔY_{OEI}	0. 00342	N'_{δ_a}	- 0. 0536	
$Z_{\delta_{USB}}$	- 0. 0225		$\Delta L'_{OEI}$	- 0. 175	N'_{δ_r}	- 0. 351	
$Z_{\delta_{SP_L}}$	図 C に示す。		$\Delta N'_{OEI}$	- 0. 070	$N'_{\delta_{SP_L}}$	- 0. 175	
スポイラ微係数については左舷側 δ_{SP_L} のみ示す。右舷側の値は縦については同符号 横方向については異符号とする。							

〔付録D〕 アナログ計算機による演算

表C.1の式を基に計算された運動方程式のアナログ計算機上のブロック図を縦系を図D.1.(1/3)~(3/3), 横・方向系を図D.2に示す。エンジン応答は2次系で表現した。

このときの物理量と電圧との変換係数を表D.2に示す。

〔付録E〕 大気擾乱モデルについて

閉ループ試験およびパイロットッド・シミュレーション試験での大気擾乱の作成とその利用方法について記述する。

1. 概 要

MIL-F8785Bに記載されているドライデン・モデルにより大気擾乱を作成した。デジタル・コンピュータで正規乱数を発生させ、それに対しドライデン・モデルに見合った線形フィルタを通して求め、D-Aコンバータを介してテープレコーダに出力保存し、シミュレーション試験時には、大気擾乱の程度に応じて出力ゲインを調整し再生して用いた。

ドライデン・モデルの大気擾乱は、機体の大きさ、高度、速度によって決定されるが、ここではパイロットッド・シミュレーションの行われる形態に応じて、1) 72kt, 1,000ft, 2) 104 kt, 1,000 ft, 3) 200 kt, 20,000ftの3ケースについて求めた。

2. ドライデン・モデル

ドライデン・モデルは、大気擾乱成分が、並進速度 u_g, v_g, w_g , 角速度 p_g, q_g, r_g が機体軸に対して与えられており、以下のようなスペクトラムを有している。

$$\phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{2 L_u}{\pi} \frac{1}{1 + (L_u \Omega)^2}$$

$$\phi_v(\Omega) = \sigma_v^2 \frac{L_v}{\pi} \frac{1 + 3(L_v \Omega)^2}{[1 + (L_v \Omega)^2]^2}$$

$$\phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L_w}{\pi} \frac{1 + 3(L_w \Omega)^2}{[1 + (L_w \Omega)^2]^2}$$

$$\phi_p(\Omega) = \frac{\sigma_w^2}{L_w} \frac{0.8 \cdot \left(\frac{\pi L_w}{4b}\right)^{1/3}}{1 + \left(\frac{4b}{\pi} \Omega\right)^2}$$

$$\phi_q(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{4b}{\pi} \Omega\right)^2} \phi_w(\Omega)$$

$$\phi_r(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{3b}{\pi} \Omega\right)^2} \phi_v(\Omega)$$

ここに U を機速として $\Omega = \frac{\omega}{U}$, b は翼巾, σ_u 等は風の intensity, L_u 等は突風のスケールを表現するパラメータであって Clear Air Turbulence の場合には、以下のような関係がある。

$$\frac{\sigma_u^2}{L_u} = \frac{\sigma_v^2}{L_v} = \frac{\sigma_w^2}{L_w}$$

$$L_u = L_v = L_w = 1750 \text{ ft for } h \geq 1750 \text{ ft}$$

$$L_w = h, \quad L_u = L_v = 145 h^{1/3}$$

$$\text{for } h < 1750 \text{ ft} \quad (h \text{ は ft で表した高度})$$

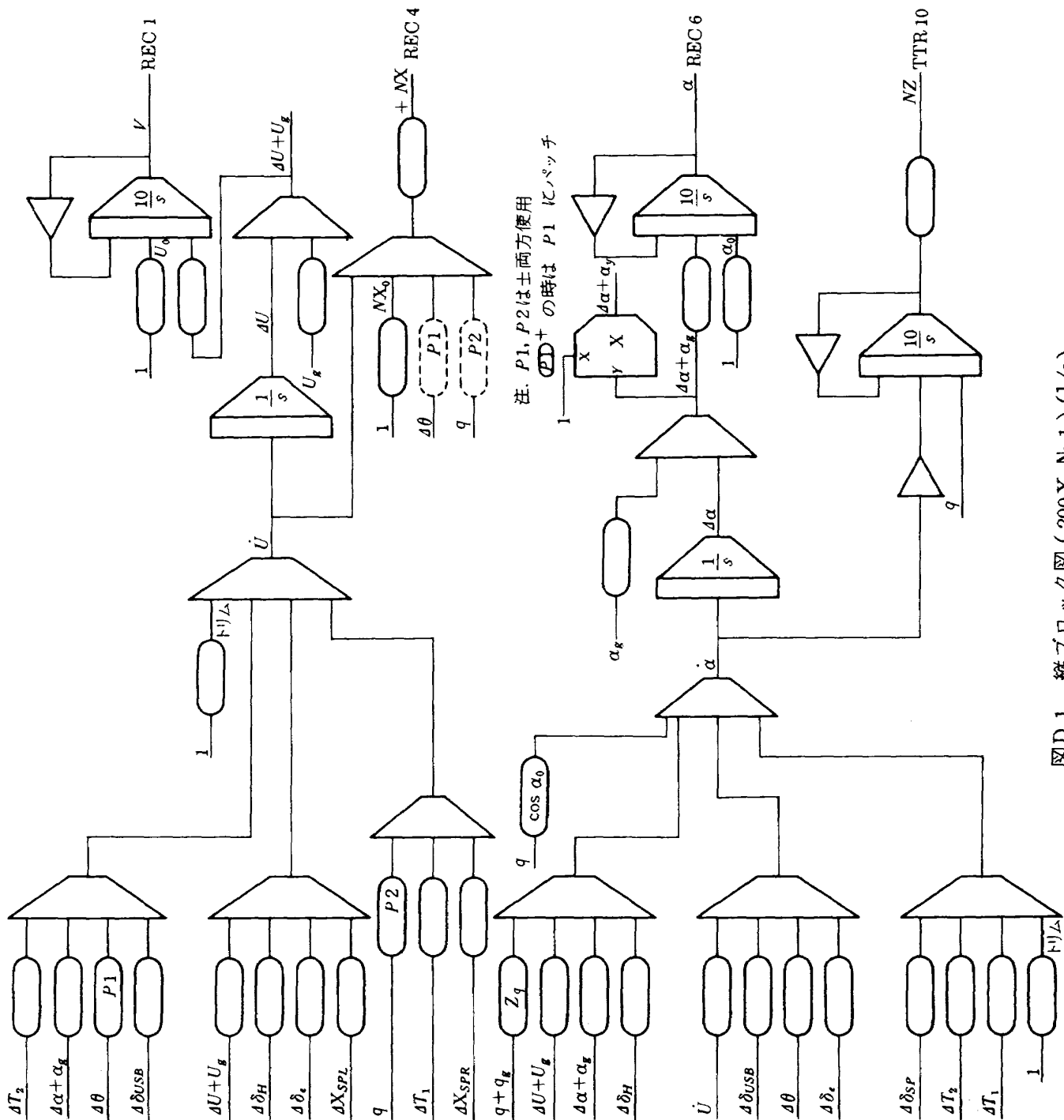
なお、

$$\sigma_u^2 = \int \phi(\Omega) d\Omega$$

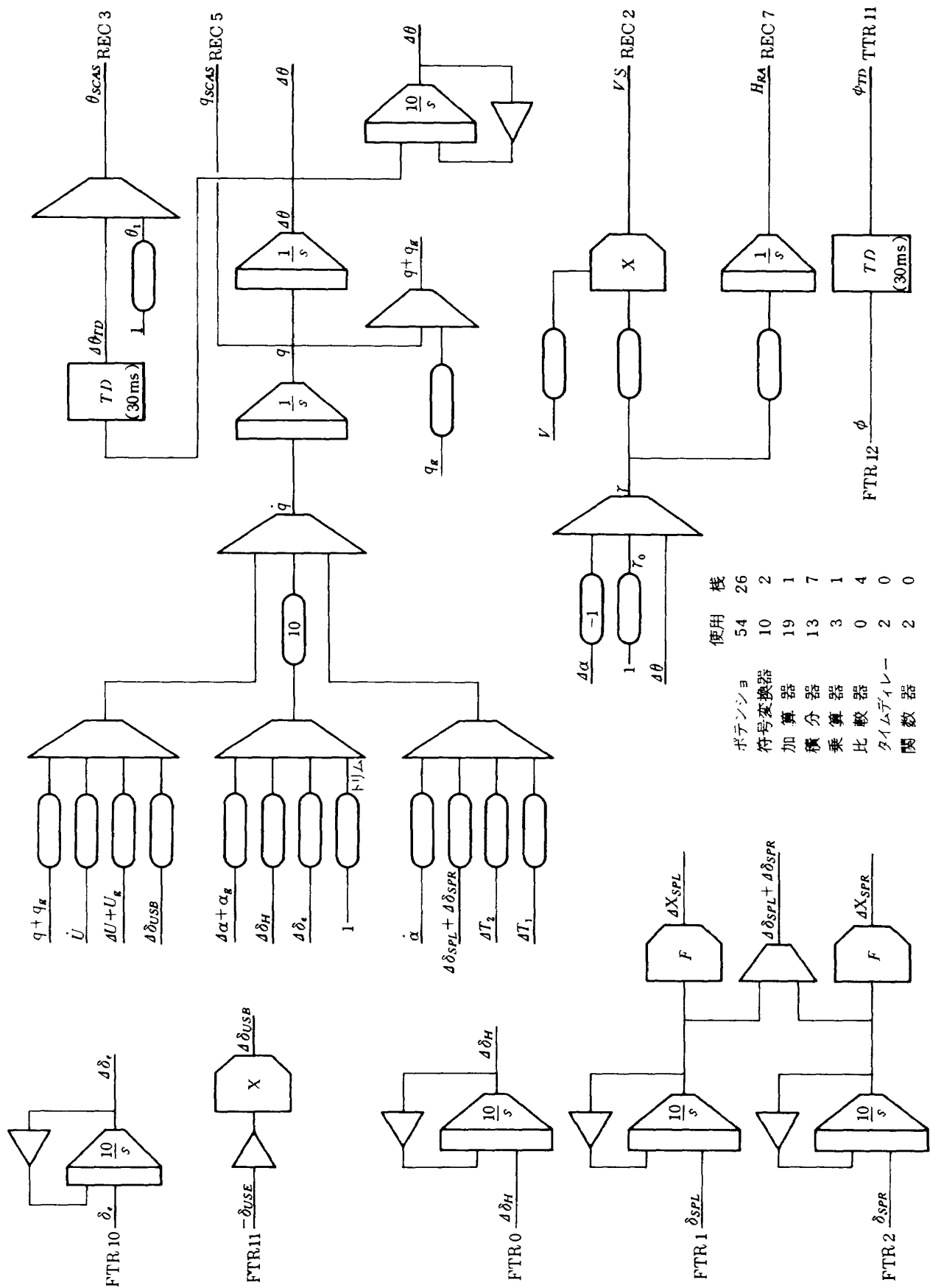
等の関係があり、 $v_g \sim r_g$, $w_g \sim q_g$ には相関がある。

Intensity については、NASA CR-2791に基づき、10%遭遇確率の $\sigma_u = 4.5 \text{ ft/sec}$ を中擾乱、1%遭遇確率の $\sigma_u = 6.8 \text{ ft/sec}$ を強擾乱としている。

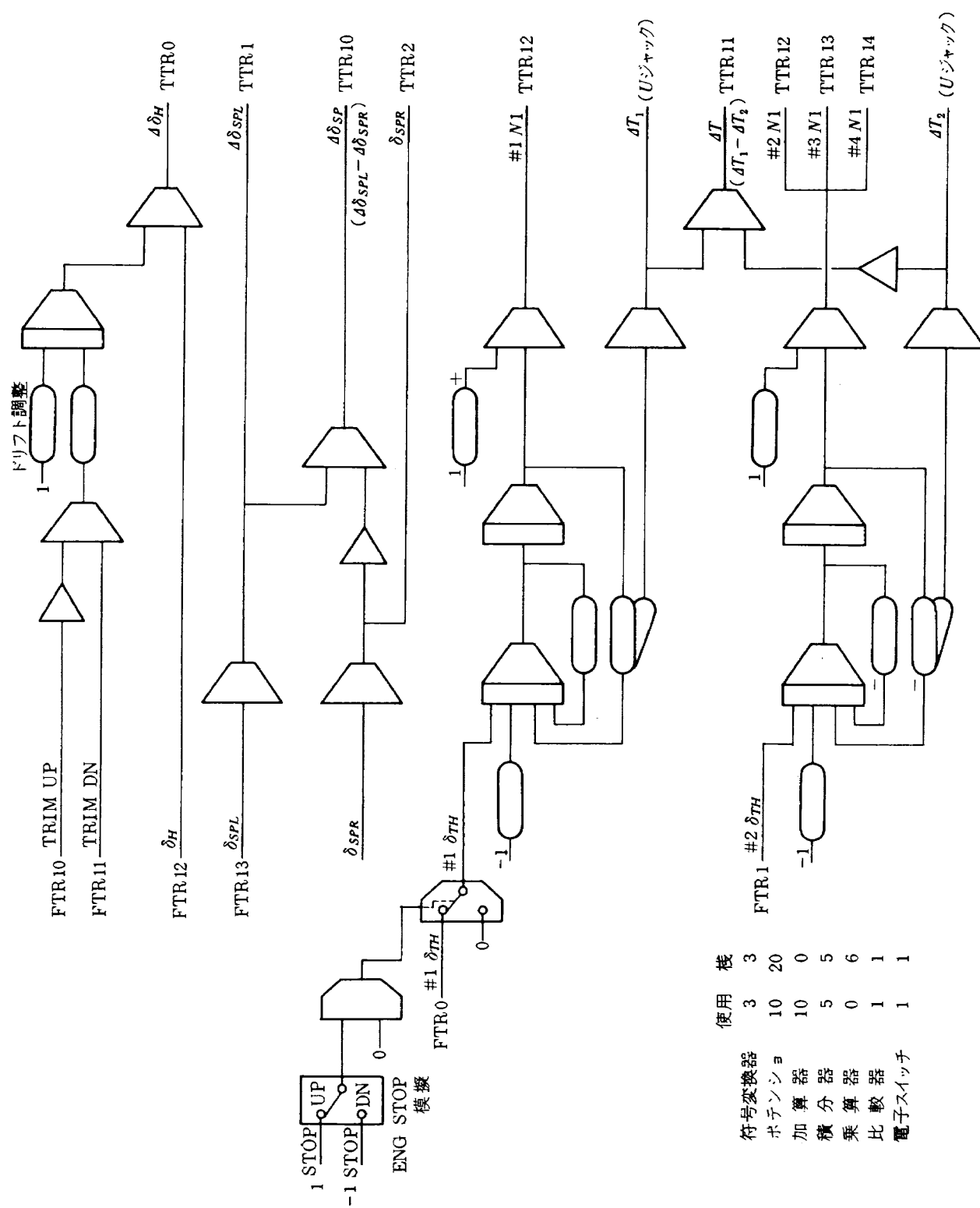
航技研シミュレーション・センターで行う“飛鳥”のシミュレーション試験でも同様のモデルを用いているのでそれを参考にした。³⁾ なお、アプローチ&フレアの試験においては高度 1,000ft でのガストは地上付近では大き過ぎるため、 σ_w を $\sigma_w \cdot \sqrt{h/1,000}$ に変更して用いて(簡単化のため $L_w = 1,000 \text{ ft}$ は一定とした)上下突風および角速度ガスト q_g を模擬した。



図D.1 縦ブロック図 (200X No.1) (1/3)



図D.1 縦ブロック図 (200X No.1) (2/3)



図D.1 縦ブロック図(200X Na2)(3/3)

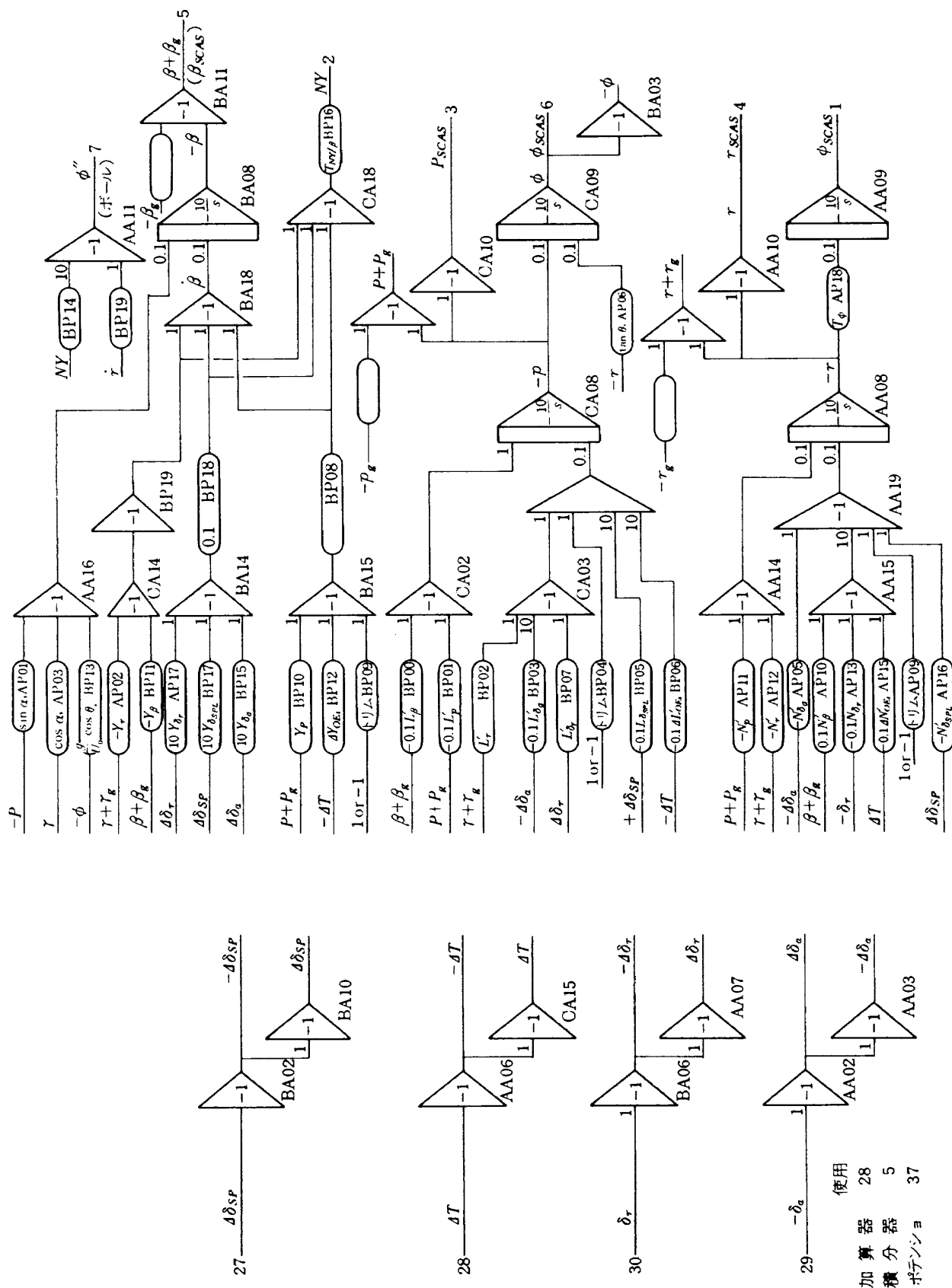


図 D.2 横・方向ブロック図 (ALS-260)

表D.2 スケーリング

変 数	単 位 正符号	リミット	スケール・ ファクタ	変 数	単 位 正符号	リミット	スケール・ ファクタ
α_{SCAS}	deg NOSE UP	60	1V/6 ⁻⁰⁰	$\dot{\beta}$	deg/s NOSE RIGHT	30	1V/3 ⁻⁰⁰ /s
				\dot{p}	deg/s ² R WING DN	60	1V/6 ⁻⁰⁰ /s ²
				\dot{r}	deg/s ² NOSE RIGHT	30	1V/3 ⁻⁰⁰ /s ²
HRA (H)	ft (+のみ)	1250	1V/125 ^{ft}				
#1~#4 N1	rpm (+のみ)	10000	1V/1000 ^{rpm}	ΔT	% $\Delta \delta_{TH}$ FWD	143	7V/100 %
V	kt (+のみ)	400	1V/40 ^{kt}	γ	deg	30	1V/3 ⁻⁰⁰
$V S$ (R/C _{IND})	ft/min UP	2000	1V/200 ^{fpm}				
θ	deg NOSE UP	30	1V/3 ⁻⁰⁰				
NX	g FWD	2	1V/0.2 ^g				
q	deg/s NOSE UP	30	1V/3 ⁻⁰⁰ /s	$\Delta \delta_c$	deg DN	40	1V/4 ⁻⁰⁰
$\Delta \alpha$	deg NOSE UP	30	1V/3 ⁻⁰⁰	$\Delta \delta_H$	deg DN	20	1V/2 ⁻⁰⁰
$\Delta \theta$	deg NOSE UP	30	1V/3 ⁻⁰⁰	$\Delta \delta_{USB}$	deg DN	100	1V/10 ⁻⁰⁰
ΔU	kt 増 速	20	1V/2 ^{kt}	$\Delta \delta_a$	deg DN	100	1V/10 ⁻⁰⁰
$\dot{\alpha}$	deg/s NOSE UP	30	1V/3 ⁻⁰⁰ /s	#1 $\Delta \delta_{TH}$	deg FWD	100	1V/10 ⁻⁰⁰
\dot{U}	kt/s 増 速	20	1V/2 ^{kt/s}	#2 $\Delta \delta_{TH}$	deg FWD	100	1V/10 ⁻⁰⁰
			1	$\Delta \delta_{SPL}$	deg UP	100	1V/10 ⁻⁰⁰
ϕ	deg R WING DN	60	1V/6 ⁻⁰⁰	$\Delta \delta_{SPR}$	deg UP	100	1V/10 ⁻⁰⁰
ϕ	deg NOSE RIGHT	360	1V/36 ⁰	$\Delta \delta_r$	deg LH	40	1V/4 ⁻⁰⁰
NY	g RIGHT	2	1V/0.2 ^g				
p	deg/s R WING DN	60	1V/6 ⁻⁰⁰ /s				
r	deg/s NOSE RIGHT	30	1V/3 ⁻⁰⁰ /s				
β	deg NOSE RIGHT	30	1V/3 ⁻⁰⁰				

$$\Delta \delta_a = -\Delta \delta_{aL} \quad (\text{エルロン左})$$

航空宇宙技術研究所報告 972 号

昭和 63 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

Printed in Japan