

ISSN 0389-4010
UDC 629.018.7
681.32

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1013

STOL実験機SCAS開発概要

STOLプロジェクト推進本部
機体技術開発室
飛行試験室

1989年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

[関係者一覧表] (順不同 ()は重複者)

STOL推進本部 武田 峻*、幸尾治朗**、鳥崎忠雄***、別府護郎**、竹内和之

[機体技術開発室] 犬丸矩夫****、岡部正典、渋谷昭義、小川敏雄

内田忠夫、渡辺 顯、真柳光美、田中敬司、滝沢 実、
多田 章、岡田典秋、大和裕幸、矢沢健司、増位和也、
稲垣敏治、村上義隆、永安正彦、佐々修一、井之口浜木、
坂東俊夫、川原弘靖、若色 薫、中村 勝、照井祐之

[飛行試験室] 森 幹彦、岡 遠一、(渋谷昭義)、森田光男、

林 良生、渡木温彦、(田中敬司)、阿保英一、横山晋太郎、
高牀良讓、白井正孝、寺島 修、鎌田幸男、
(坂東俊夫)、(岡田典秋)、(大和裕幸)、(井之口浜木)、
(稲垣敏治)、穂積弘毅、舞田正孝、武田克己、(滝沢 実)、
(矢沢健司)、(渡辺 顯)、(増位和也)、

関根静雄、中山 晋、進藤重美、(内田忠夫)、佐野政明、藤枝郭俊
(中村 勝)、(照井祐之)

風洞試験関連 広末健一、(藤枝郭俊)、岩崎昭人、藤田敏美、小池 陽、
(白井正孝)、中村正剛、鈴木正光

Queen Air機飛行試験関連

(中村 勝)、(照井祐之)、(村上義隆)、(寺島 修)、(鎌田幸男)

NASTADT (STOL実験機開発メーカーチーム)

菅原 治、二木康夫、清水幸男、岩崎貢治、石川主典、
八尋静馬、小林 修、内川五十六、奥山由身、岡田豊久、
桜谷久三、原田昌紀、河端弘志、
原田 実、長谷部 聡、草野 繁、中川龍美

* 現運輸省事故調査委員長

** 現東海大学教授

*** 現日本大学教授

**** 現千葉大学教授

執筆者 (航技研) 内田忠夫、渡辺 顯
(川崎重工) 清水幸雄、岩崎貢治、石川主典

主要関連会社 川崎重工業株式会社
島津製作所
新明和工業株式会社
帝人精機株式会社
東京航空計器株式会社
日本航空電子株式会社
日本電気株式会社
富士重工業株式会社

目 次

略 語 表	2
1. まえがき	4
2. SCAS 概要	5
2.1 SCAS 機能	6
2.2 SCAS ハードウェア構成	8
2.3 SCAS ソフトウェア構成	10
2.4 SCAS 新規開発品	13
3. 開発試験全体経過概要	15
4. 各試験概要	20
4.1 コンピュータ予備試験	20
4.2 シリーズサーボ予備試験	24
4.2.1 シリーズサーボアクチュエータ単体試験	24
4.2.2 シリーズサーボアクチュエータとECU結合試験	25
4.2.3 シリーズサーボシステムとSCASコンピュータ結合試験	28
4.3 搭載機器の認定試験	31
4.4 コンピュータシステム試験	32
4.5 SCAS/シミュレータ結合試験	35
4.5.1 SCAS/シミュレータ結合第1次試験	35
4.5.2 SCAS/シミュレータ結合第2次試験	39
4.5.3 SCAS/シミュレータ結合第3次試験	41
4.5.4 SCAS/シミュレータ結合第4次試験	45
4.6 システム結合電磁干渉試験	47
4.7 SCAS/リグ結合試験	48
4.7.1 SCAS/リグ結合第1回試験	48
4.7.2 SCAS/リグ結合第2回試験	54
4.8 HUD開発試験	56
4.8.1 HUD/シミュレータ結合試験	56
4.8.2 HUD/IRS結合試験	57
4.8.3 HUD/IRS結合Queen Air機搭載試験	59
4.9 LASP開発試験	62
4.9.1 LASP風洞試験（第1次，第2次，第3次）	63
4.9.2 LASP/Queen Air機搭載試験	65
4.9.3 LASP/STOL 実験機搭載試験	67
4.9.4 LASP風洞試験（第4次）	68
4.10 SCAS実機搭載地上機能試験	68
4.10.1 SCAS実機搭載地上機能試験（その1）	68
4.10.2 SCAS実機搭載地上機能試験（その2）	71

4. 11 SCAS実機搭載飛行機能試験	75
4. 11. 1 SCAS実機搭載飛行制御機能試験	75
4. 11. 2 SCAS実機搭載飛行故障模擬試験	80
5. あとがき	89
参考文献, 資料	90

STOL実験機SCAS開発概要*

STOLプロジェクト推進本部

機体技術開発室

飛行試験室

Development of the Triplex Digital Flight Control System of the STOL Research Aircraft "ASKA"

STOL Research Aircraft Project Group

Flight Control System Development Team

Flight Test Team

ABSTRACT

National Aerospace Laboratory has been developing the STOL research aircraft named "ASKA" which underwent its maiden flight on October 28th, 1985. This project was started for the purpose of establishing STOL technology in Japan. In order to improve the stability and control of the ASKA in the low air speed region, the ASKA has a triplex digital stability and control augmentation system (SCAS) in which new technologies are introduced.

This paper describes the outline of design objectives, functions, a series of development tests and results of the SCAS which include triplex digital computer systems, a triplex force summing electro hydraulic series servo actuator, a head-up display and a low airspeed sensor. Most of the development tests were devoted to verifying the system hardware and software through control system functional mockup tests, and flight simulator tests connecting with the digital computer systems. And finally the overall functions of the SCAS were tested in actual flight. The problems encountered during these tests are also presented.

* 昭和63年 2 月27日受付

略 語 表

ABC : Automatic Brightness Control	IFU : Inter-face Unit
ACT : Actuator	ILS : Instrument Landing System
ADI : Attitude Direction Indicator	IND : Indicator
ARINC : Aeronautical Radio Inc. Spec.	IRS : Inertial Reference System
ASP : Actuator Status Panel	IRU : Inertial Reference Unit
A/D : Analog Digital Converter	LASP : Low Air Speed Processor
BIT : Built in Test	LOC : Localizer
CAS : Control Augmentation System	LVDT : Linear Variable Differential Trans- former
CDU : Control / Display Unit	MCA : Multi-Processor Communication Adaptor
CMP : Computer	MLS : Microwave Landing System
CP : Control Panel	MTU : Monitor Test Unit
CPU : Control Processing Unit	OP : Operation
CRT : Cathode Ray Tube	PDI : Pictorial Deviation Indicator
CT : Control Transformer	PE : Position Error
CTOL : Conventional Take-Off and Landing	PFM : Power Failure Monitor
CWS : Control Wheel Steering	PSA : Parallel Servo Actuator
C/B : Circuit Breaker	PTR : Paper Tape Reader
DADC : Digital Air Data Computer	PWR : Power
DDC : Direct Drag Control	RMI : Radio Magnetic Indicator
DLC : Direct Lift Control	RTC : Real Time Clock
DOS : Disc Operating System	RTOS : Real Time Operating System
DPS : Differential Pressure Sensor	RVDT : Rotary Variable Differential Trans- former
D/A : Digital Analog Converter	SCAS : Stability and Control Augmentation System
D/I : Discrete Input	SDP : Status Display Panel
D/O : Discrete Output	SSA : Series Servo Actuator
ECU : Electro Control Unit	S/S IND : Side Slip Indicator
EFC : Engine Failure Compensation	SSM : Sign Status Matrix
EHSV : Electro Hydraulic Shut-off Valve	SSV : Solenoid Shut off Valve
EMI : Electro Magnetic Interference	STOL : Short Take-Off and Landing
FDIR : Fault Detection, Isolation and Recon- figuration	TAS : True Air Speed
FMEA : Failure Mode Effect Analysis	TAT : Total Air Temperature
FMET : Failure Mode Effect Test	TDU : Throttle Drive Unit
FPC : Flight Path Control	TTY : Tele Type
FS : Flight Simulator	T/O : Take/off
G/A : Go Around	USB : Upper Surface Blowing
GS : Glide Slope	WDM : Watch Dog Monitor
GSE : Ground Support Equipment	WDT : Watch Dog Timer
G/I : Ground Idle	
HUD : Head Up Display	

M	: マッハ数	δ_e	: エレベータ偏位
U_G	: ガスト風速	δ_{FPC}	: FPC レバー偏位
V	: 飛行速度	δ_p	: ペダル偏位
V_G	: 対地速度	δ_{SP}	: スポイラ偏位
a_y	: 横加速度	δ_{SB}	: スピードブレーキレバー偏位
c_j	: エンジン推力係数	δ_{th}	: スロットルレバー偏位
n_x	: 前後加速度	δ_{USB}	: USB フラップ角
n_y	: 横加速度	δ_w	: ホイール角偏位
n_z	: 垂直加速度	θ	: ピッチ姿勢角
p	: ロールレート	ϕ	: バンク角
q	: ピッチレートあるいは動圧		
r	: ヨーレート	FHI	: 富士重工業株式会社
t	: time	JAE	: 日本航空電子工業株式会社
α	: 迎角	KHI	: 川崎重工業株式会社
α_G	: α ガスト	NEC	: 日本電気株式会社
β	: 横滑り角	SMIC	: 新明和工業株式会社
β_G	: β ガスト	SMZ	: 島津製作所
r	: 飛行径路	TKK	: 東京航空計器株式会社
δ_a	: エルロン偏位	TS	: 帝人製機株式会社
δ_c	: コラム偏位		

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所ではSTOL実験機「飛鳥」の開発を行っている。基本設計を昭和52年度に開始し、昭和54年度に詳細設計をスタートした。昭和58年に機体が完成し、エンジンを取付け、昭和60年10月28日に初飛行となった。本実験機は我が国として航空の新しい一頁を開くもので、多くの新技術を結集している。この中で、操縦システムにはデジタル計算機を有効に働かせたデジタルSCAS(Stability and Control Augmentation System)という新しい飛行制御装置が開発された。

STOL実験機の3面図を図1.1に示す。大きさは母機のC-1機と同じで、全長30m、全幅30mほどの機体である。外観として母機と異なる所は、エンジンが主翼の上面に4台搭載されたことと、高揚力を出すUSB(Upper Surface Blowing)フラップが取り付けられたことである。

操縦システムの基本構想はSTOL機特有の低速

での飛行性(安定性、操縦性)の低下を補うものとして計画され、昭和53年度に設計の基本がなされた。計画においては、今後の航空機の飛行制御技術の発展も考慮し、デジタルシステムとすること、信頼性を向上させるため、3重系を基本とすることが決められた。計画初期の段階でフライバイワイヤの実験機構想もあったが、一度に多数の技術を集めることは開発に時間、費用がかかり過ぎること、リスクにもつながることが予想され見送ることになった。

最終的に設計された操縦システムは実験機の母機であるC-1機の操縦システムの基本的部分(機械系統)を残し、新たにデジタル3重系SCASを搭載し、操縦システムの高度化を図るものがとられた。本システムは我が国としては未経験のものを多く含むため、開発には時間をかけるとともに、地上で信頼性が十分あることを実証してから搭載飛行実験を始めた。現在(昭和63年春)は十分な機能を確認した後飛行実験が続けられている。

低騒音 STOL 実験機「飛鳥」^{あすか}三面図

主要諸元等

動 力 装 置	FJR710/600S × 4基
主 翼 面 積	120.5m ²
全 備 重 量	38.7ton
性 能	
アブローチ速度	72ノット(133km/h) (20ノットの世界マージンを含む)
アブローチ角	-6°
離 陸 距 離	680m(10.7m越え)
着 陸 距 離	480m(10.7mから)
巡 航 速 度	マッハ 0.565
航 続 距 離	1,600km以上

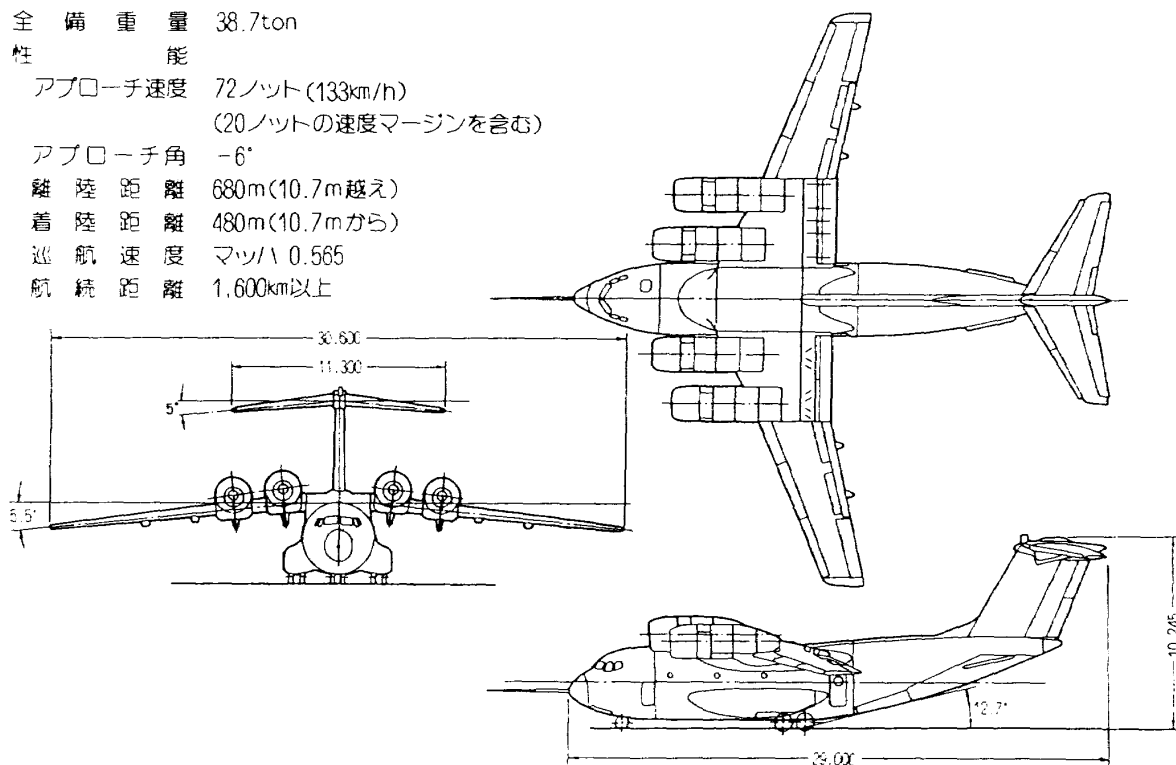


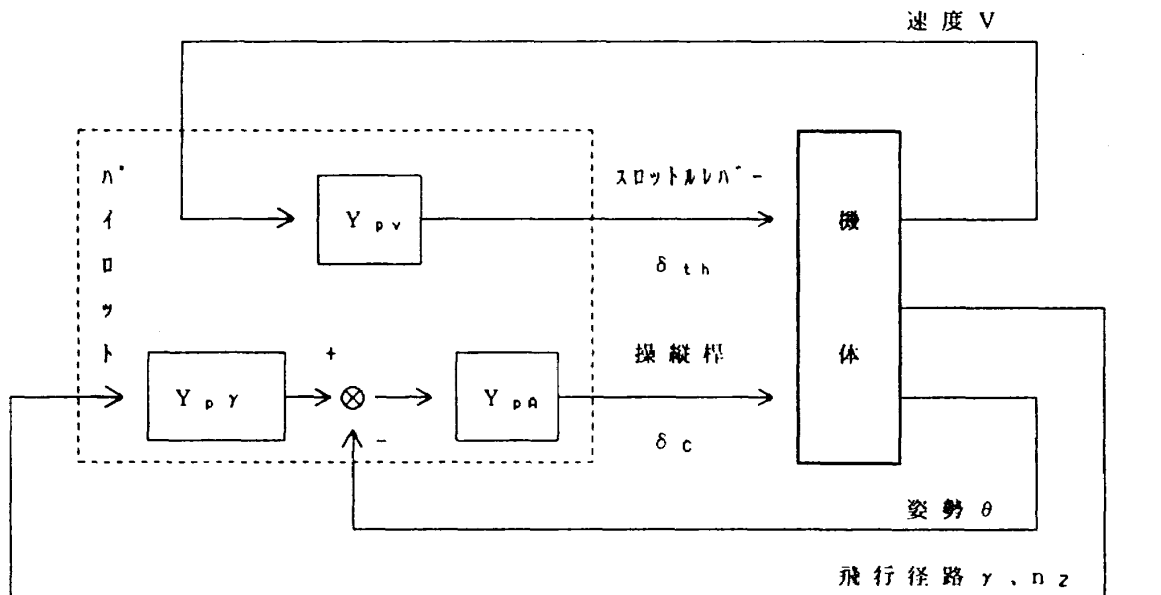
図1-1 STOL実験機3面図

本報告ではこのSCASの主としてハードウェアの開発概要を述べるものである。従ってSCASのもつ飛行性増強機能についての結果は本レポートの範囲外である。第2章でSCASの概要を、第3章で開発試験全体の流れを、第4章で各試験の概要を示す。多くの試験は、SCASのハードウェア、ソフトウェアの機能の検証にあてられている。個別の試験の後実飛行試験により総合的機能試験が

行われた。なお、本報告は主に全体の概要を示すもので、個々の試験の詳細な内容については各々個別に報告するものとして扱う。

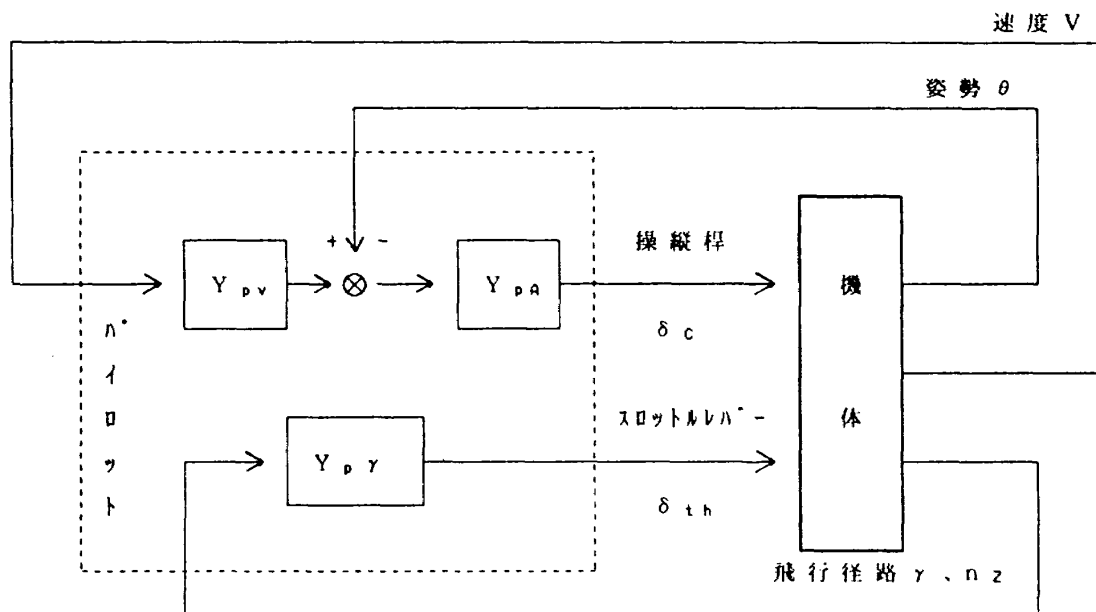
2. SCAS 概要

SCASは前述したように、STOL機の低速飛行時の操縦性、安定性を向上させることを主としたものであり、特に深い進入径路角(-6°)制御を容



(a) C T O L 操縦手法

(Y*: パイロット伝達特性)



(b) S T O L 操縦手法

図2-1 操縦手法の比較

易にするように設計されている。

STOL飛行モードのSCAS制御則の設計においては、パイロットにどのような操縦法を行わせるか定めることから始められ、文献(第1章用②)に述べられているように2つの手法が考えられる。

1つは従来の大型機の操縦法で「CTOL操縦手法」もう1つはこれと異なる「STOL操縦手法」である。2つの手法を図2-1に示す。

同図(a)は操縦桿 δ_c によるピッチ姿勢 θ の変化で飛行径路角 r を、スロットルレバー δ_{th} で飛行速度 V をそれぞれ制御する。これはCTOL機で通常用いられる手法で「CTOL操縦手法」と呼ばれる。同図(b)に示したのはパワードリフト機特有の現象、すなわちピッチ姿勢角 θ が飛行速度 V にほぼ対応する空力特性をそのまま生かして、操縦桿によるピッチ姿勢 θ の変化で飛行速度 V を、4本のスロットルレバー δ_{th} に対応する1本の新しいFPCレバーにより飛行径路角 r をそれぞれ制御する。これを「STOL操縦手法」と称する。米国のYC-14は前者を、YC-15では後者を採用している。

STOL実験機では制御則構成が相対的に簡明になる「STOL操縦手法」を第1に考え、パイロットはSTOL操縦手法に対し比較的容易に慣熟できることを飛行シミュレーション試験により確認したので、この手法を採用するとされた。

2.1 SCAS概要

SCAS機能としては縦の飛行制御モードとして5つ、横、方向制御モードとして3つのモードがある。また巡航時のヨーダンパ機能も含ませるので合計9つのモードがある。これらの機能の構成を図2.1-1(a),(b)に示す。実験機であるためこれら9つのモードは別々に作動させることができるようになっている。

各機能概要を表2.1-1に示す。特徴的なモードは次の2つである。

① FPCモード

本STOL実験機の進入角は -6° と、従来の $-2 \sim -3^\circ$ にくらべ非常に深い角度であるため、パイロットの操縦がスロットルレバー、スポイラ、エレ

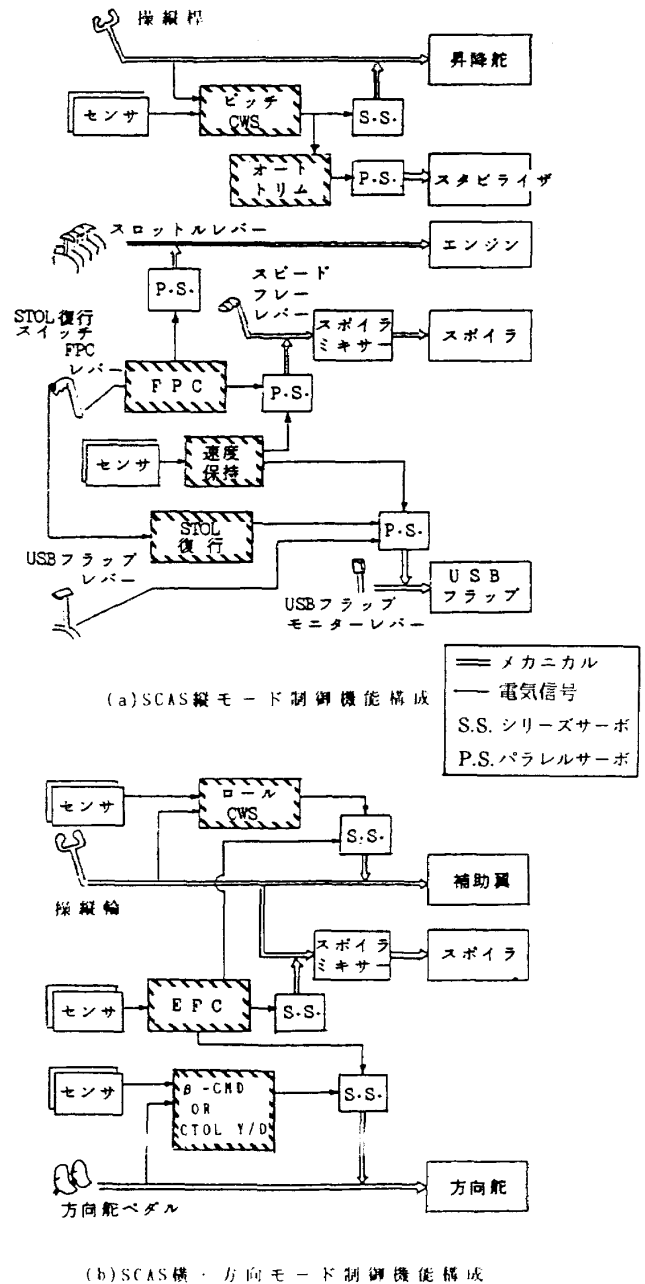


図2.1-1 SCAS制御モード機能構成図

ベータ、場合によりトリムホイールなど、同時操舵を必要とし、ワークロードが大きくなる。FPCモードはこのワークロードを減らすために考え出されたもので、1本のFPCレバーを用いることにより、径路角を容易に制御できるようにしたものである。図2.1-2にSTOL実験機の操縦席のセンターペデスタルにあるFPCレバーを示す。本機特有のレバーである。

② EFCモード

本STOL機はエンジンの排気を有効に使って高い揚力を出しているため、エンジン停止時の飛行

表 2.1-1 SCAS制御則機能概要

モード		機能の概要	入力信号	出力信号
縦軸	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・レートをコマンドする機能(RATE CMD)およびピッチ姿勢角の保持機能(ATT CMD)	・ 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)	・ 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	・ 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	・ 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	・ ピッチCWS(δ_e)信号 ・ コラムポジション(δ_c)	・ オート・トリム・モータコマンド
	SPEED HOLD	USBフラップを動かして“Speed Hold”ON時の速度を保持 E/G故障時は自動的に切離し	・ 機速(V) ・ 横軸方向加速度(a_x) ・ ピッチ姿勢角(θ) ・ エンジン故障信号	・ USBフラップ・サーボ・モータコマンド
	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化	・ USBフラップ角(δ_{USB}) ・ ゴーアラウンド・スイッチ	・ USBフラップ・サーボ・モータコマンド
横軸・方向軸	ROLL CWS	パイロットのホイール操作量(δ_w)の比例したロールレートを保持。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	・ 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 :ゲイン・スケジュール用)	・ 補助翼シリーズ・サーボ・アクチュエータコマンド
	β -CMD (Sideslip-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 ダンパとして作動	・ 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(TAS) ・ 動圧(q)	・ 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ルされた補助翼、横操縦スポイラ、方向舵の各舵を自動的にとるよう作動	・ エンジン推力係数(C_j) ・ エンジン故障信号 ・ USBフラップ角(δ_{USB})	・ 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
横軸・方向軸	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	・ 機速(V) ・ ヨーレート(r) ・ ホイール・ポジション(δ_w)	・ 方向舵シリーズ・サーボ・アクチュエータ
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のパイロット警報	・ エンジン推力係数(C_j) ・ 外舵フラップ角 ・ USBフラップ角(δ_{USB}) ・ スラット ・ 迎え角(α)	・ シェーカ作動コマンド

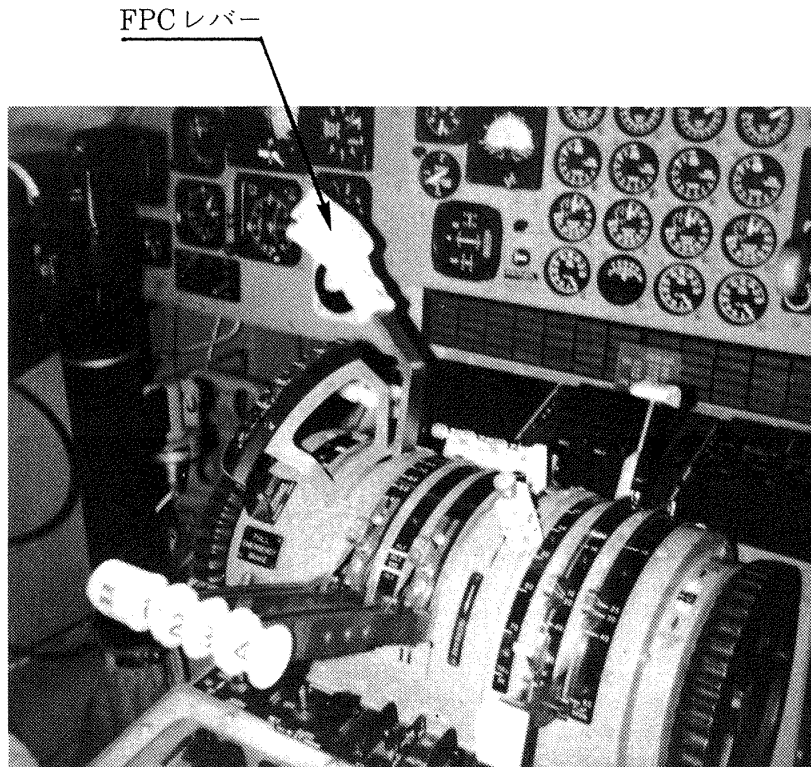


図 2.1-2 STOL 実験機操縦席の FPC レバー

性への影響は大きく、横トリム変化に加え前進推力も低下するためパイロットはエンジン停止時に多くの操作を強いられることになる。特に着陸時にエンジン停止が起こると急激にワークロードが増えてくる。このため、SCAS システムでは絶えずエンジン回転数をチェックし、1 つでも他と異なるものが出てきた場合は、この影響により機体姿勢に変化が起きる前にその逆方向操舵を自動的に行うようにし、影響を少しでも軽減しようとする機能（モード）をもたせた。

このモードにより、エンジン停止時の過渡変化はおだやかになり、パイロットは余裕をもってエンジン停止に対応できるようになる。

2.2 SCAS ハードウェア構成

ハードウェアの構成の基本方針の 1 つは信頼性の確保であり母機のメカニカルと同程度以上となるように設計を行った。設計において、3 重系構成にすることにより、信頼性が $10^{-7}/\text{hr}$ 確保できるという推定結果が得られた（参考資料 2-⑥）ので基本構成は 3 重系とすることにした。しかし、故障

時の影響が飛行性に大きな影響を与えないということがはっきりしている部分は 2 重もしくは 1 重としてある。

SCAS の全体システムを図 2.2-1 に示す。この図は関連する機器を全て示してあるが、機能的に示したのが図 2.2-2 である。

この図で分かるように本システムは母機 C-1 機のメカニカルシステムを主系統とし、前記 SCAS が並列的に装備してある。

SCAS へのパイロットからの入力には操縦装置操舵信号と操縦席の中央計器盤上部のグレアシールド部にある SCAS モード選択スイッチ (CDU)（図 2.2-3 に実機の CDU を示す。）信号である。他の入力信号としては、飛行状態量（高度、速度、姿勢角など）センサとエンジン回転数、フラップ角度、舵面位置など機体形態に関するものがある。信号の形式としてはアナログとデジタルがあるが、デジタル計算機で処理するためにアナログ入力信号はデジタル化されるが、信号は ECU で受け、レベル調整等を行って、IFU に送り、ここでデジタル変換を行ってデジタル計算機の

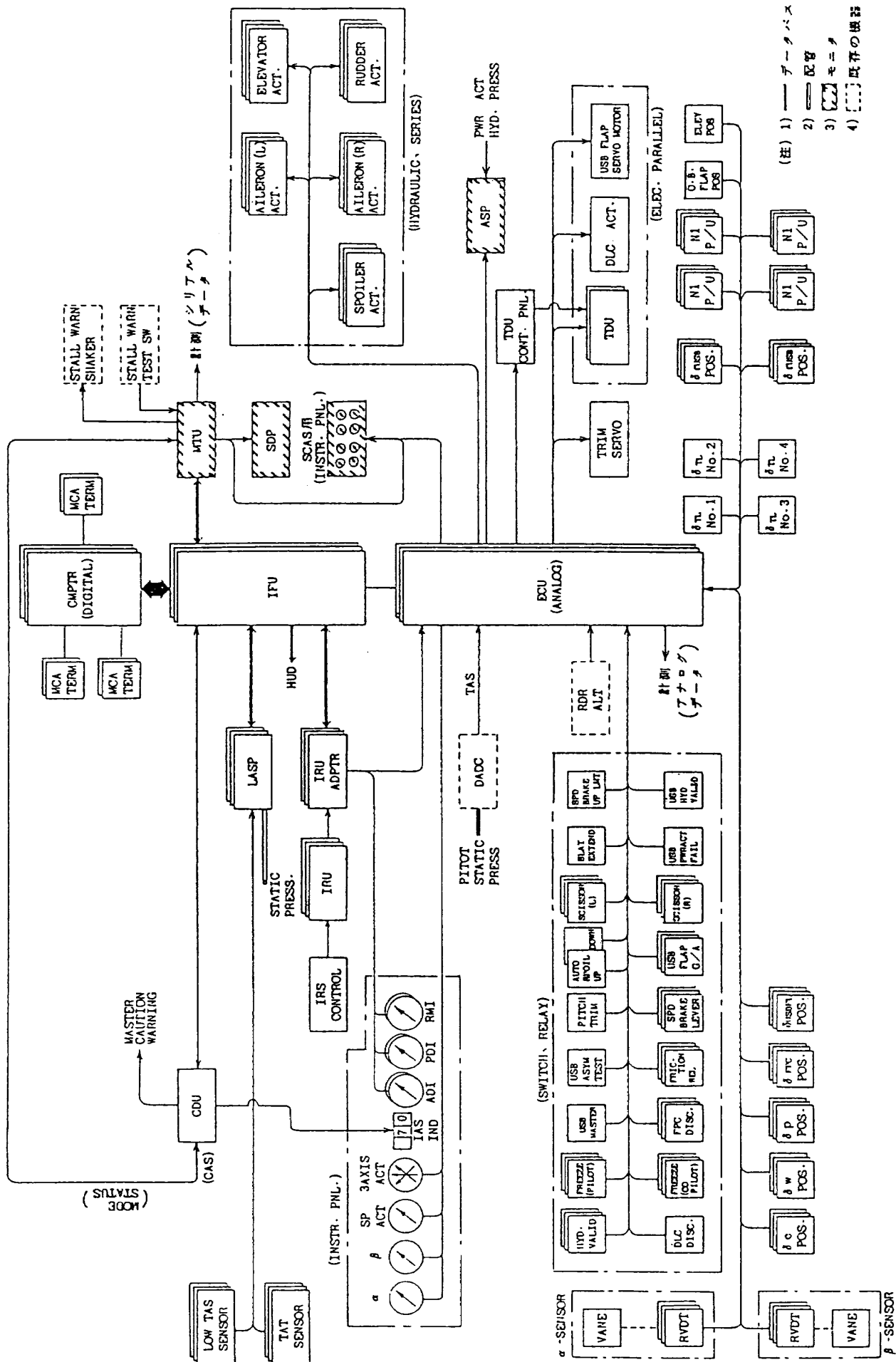


図 2.2-1 SCASハード全機器結合構成図

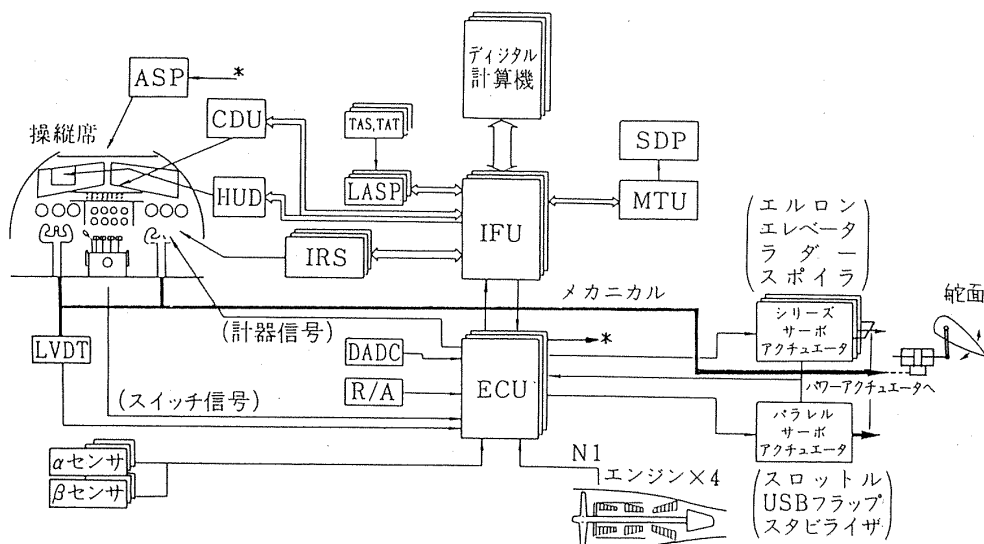


図 2.2-2 SCASハード機能概要系統図

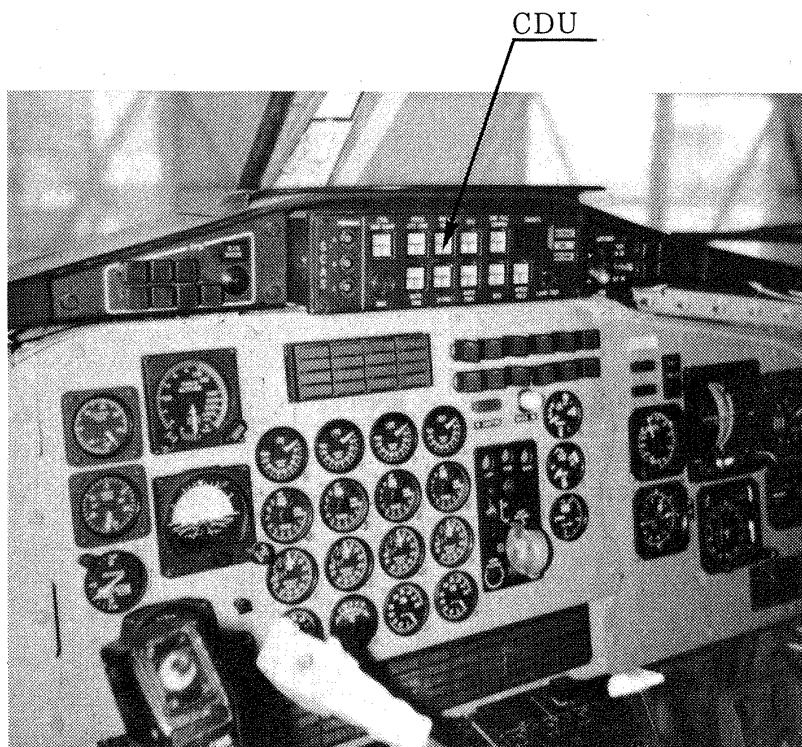


図 2.2-3 実機操縦席のCDU

入力信号となる。

一方、デジタル入力信号はIFUで直接受けるが、信号伝送方式はデジタルデータバスの規格であるARINC 429方式を採用した。

SCASの中で従来母機に装備してある機器は十分実績があるので、今回開発した新規装備機器を対象として認定試験を行った。機能試験は各機器を結合して行うシステム試験を重視した。

2.3 SCASソフトウェア構成

SCASはデジタル計算機が主体であり、かつこの中で作動するプログラム（ソフトウェア）が重要な役割をはたす。このソフトウェアは実時間で作動しており前述したSCAS制御則9モードがこのプログラムにより実行される。

ソフトウェアの全構成を図 2.3-1に示す。全体を管理しているプログラム（RTOS）のもとに構成

されている。

本システムはシステム管理の基に初期設定処理と実時間処理機能に分かれる。実時間処理は図に示す様に実時間演算を必要とする周期処理と、あき時間を利用する非周期処理に分かれる。

以下に本ソフトウェアの機能について述べる。

(1) ソフトウェアの機能

(a) システム管理：システムの起動，実行，停止，外部ハードウェアとのデータ交換を行う。

(b) 初期設定処理：システムパラメータの初期設定を行う。

(c) 飛行制御処理：入出力信号の選択, SCAS制御則の実時間演算を行う。

(d) 故障診断：故障検出，故障診断，分離再構成など多重系管理を行う。

(e) プリフライトテスト：飛行前のSCAS系統の機器の点検，制御則演算プログラムの点検等を行う。

(f) 会話処理：SCAS操作ユニットであるMTUを用い，パラメータの変更，故障時の内部チェック，飛行前点検時のコンピュータとの会話を実行する。

(2) 実時間処理機能および処理速度

上述した機能を正常に実行することが飛行の安全に欠かせないものである。飛行中に重要となる実時間処理の中のフレーム内処理機能のタスクとその処理順序について図 2.3-2に示す。

リアルタイムロック(RTC)の割込み後，3台の計算機間の同期を取り，この後で，アクチュエータ駆動信号として，前フレーム計算結果を出力し，続いてセンサ信号の入力を行う。データ選出の後，目的のSCAS制御則の演算を行う。以後のあき時間は，システムの監視あるいはSCASオペレータとの会話に使用される。

SCAS性能(主に動特性)を正常に保つためには，処理フレームの時間を適切に定めることが重要である。これについては，コンピュータ予備試験，およびフライトシミュレータ試験結果から，40msecを設定した。

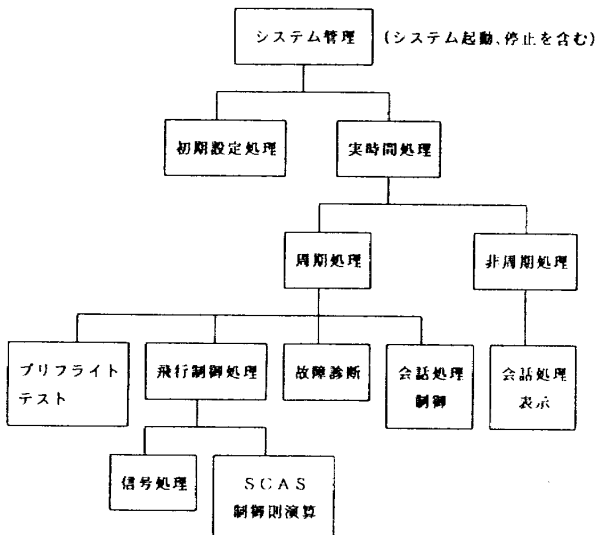


図 2.3-1 デジタル部ソフトウェア体系

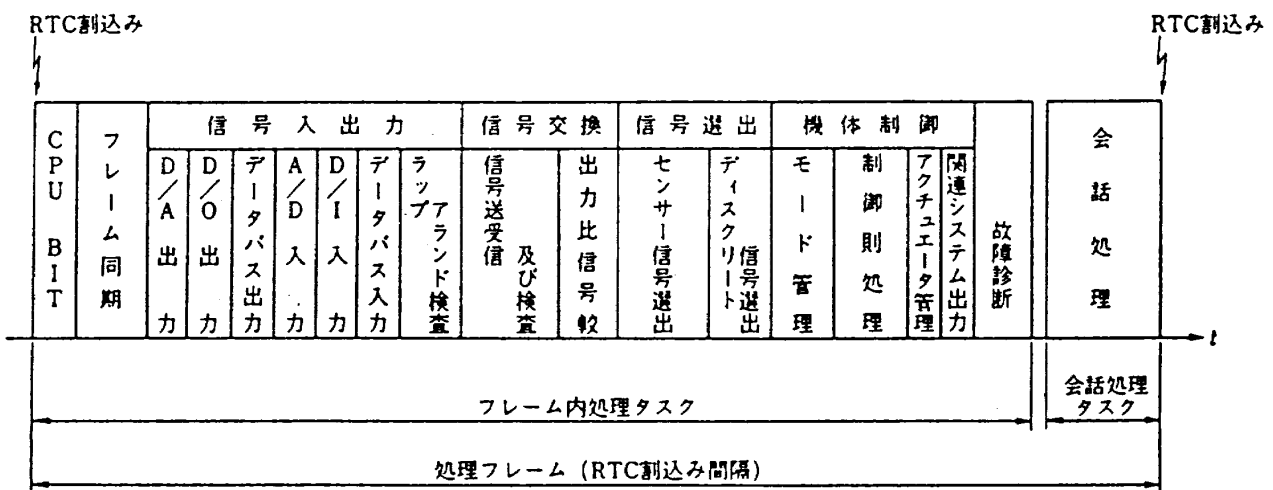


図 2.3-2 SCAS フレーム内処理フロー

(3) 冗長性管理および FDIR

(a) 冗長性管理

SCAS は 3 重制御系の各チャネルに対する冗長性管理の他に、“モード別”，および“軸別”の冗長性管理をソフトウェアで行っている。

(イ) チャネル別冗長性

システムは 3 重系で構成されているため、あるチャネルが故障しても、その不具合チャネルを分離し、残りの 2 チャネルで 2 重系として作動する。

続いて、次の故障が発生した場合、機体に異常な運動を生ずることなくシステムを切離す。これによって、このシステムは故障に対して“1 Fail Operative”，“2 Fail Passive”の機能を持っている。

(ロ) モード別冗長性

複数のモードに共用されるアクチュエータ（エルロン、ラダー）については、あるモードにおける故障の原因がアクチュエータ駆動部（ECU および ACT）でなければ、それ以外のモードでの使用に備えるため、アクチュエータを切離さない。

(ハ) 軸別冗長性

ROLL CWS モードでは、左右のエルロンをそれぞれ独立した信号系で駆動する。そのため、一方（左または右）の制御系が故障した場合、不具合制御系のみを切離し、モードは切離しせず他方（右または左）制御系のみで制御を継続させる。

(b) 故障検知，切離，再構成 (FDIR)

冗長性管理の基となる SCAS の FDIR は、センサ信号，コンピュータ (IFU を含む) 部，アクチュエータ駆動部 (ECU および ACT) の 3 カ所で実施され，前 2 者はコンピュータ，後者は ECU で処理される。また，この FDIR 機能は全て，自チャネルの信号系のみを対象としている。すなわち，クロスチャネル等によって自系の故障を検出し，それによって自系を分離する。

(イ) センサの FDIR

3 重系センサからの信号はそれぞれのコンピュータにはいり，3 台のコンピュータ間で

センサデータを交換し，自チャネルと他チャネルのデータ信号を比較して故障センサを検知する。

1 重系センサに関しては変化率，動作範囲等の検査を実施して不具合を検知する。

① 故障検出法

3 重系センサからの信号はそれぞれのコンピュータにはいり，3 台のコンピュータ間でセンサデータを交換し，自チャネルと他チャネルのデータ信号を比較して故障センサを検知する。

1 重系センサに関しては変化率，動作範囲等の検査を実施して不具合を検知する。

② 信号選出および再構成

制御則に使用するセンサ信号の選出は，3 重系の場合は中間値，2 重系の場合は平均値，1 重系の場合はそのままの信号を使用する。

(ロ) コンピュータ (IFU を含む) の FDIR

① 故障検出法

- ・各チャネルのコンピュータの処理結果を相互に交換し，他チャネルの結果と比較して自チャネルの故障を検知する。
- ・コンピュータのハードウェアによる故障検出として，演算処理に要する時間を検査する WDM (Watch Dog Monitor) および電源の故障を検査する PFM (Power Failure Monitor) によって検知する。
- ・コンピュータの BIT 機能によって CPU およびメモリの検査を行い故障を発見する。
- ・MCA (Multi-processor Communication Adapter) の故障検出はパリティチェック，データ転送時間，データ数，およびチェックサム等によって検知する。
- ・IFU の故障は，自身の出力した信号を自身で入力して検討する Wrap Around Test を実施して D/A および A/D の故障を検出する。

② 故障の分離および再構成

コンピュータに故障が発生した場合，故障コンピュータのチャネルの全アクチュエータの駆動を停止し，残りの正常な 2 チャネルで

運用し続ける。2台のコンピュータ故障の時は全モードが停止することになる。

い) アクチュエータ駆動部(ECUおよびACT)のFDIR

① 故障検出法

- ・シリーズサーボアクチュエータの差圧信号(ΔP)を各ECU間で交換し、自チャンネルの ΔP を中間値と比較し故障の検出を行う。
- ・各々のサーボモータの出力(モデルを含む)を相互に比較し異状を検出する。
- ・ECUパワーモニタ回路によって直流電源の異常を検出する。
- ・コンピュータからの各アクチュエータエンゲージ信号(油圧サーボアクチュエータ)は、各ECUで多数決をとってエンゲージ信号の故障を検出する。

② 故障の分離および再構成

故障検出されたサーボ系は、当該チャンネルのECUによって処理される。油圧アクチュエータの場合は故障チャンネルの油圧をシャット

オフし切離しを行い、残りの正常な2チャンネルのアクチュエータで運用するようにシステムが再構成されることになる。2重系以下のサーボモータの場合は、故障チャンネルが発生するとサーボモータの作動は停止し運用できなくなる。

2.4 SCAS新規開発品

SCASはハード構成のところでも示したように非常に多くの機器から構成されている。この中で母機C-1機の装備品についてはC-1機の開発段階で十分なる開発試験が行われているので、通常の機能試験で良いが、新しく設計された分については、予備試験、認定試験等が必要である。

新規開発品は表2.4-1に示すもので、この中で特に重点的に開発試験を進めたものは、デジタル計算機およびそのソフトウェアである。ソフトウェアは、単独では機能しないので他の接続機器と連動した試験が十分に行われた。

表 2.4-1 新規開発ハードウェアの機能概要

名 称	機 能 概 要	価 数	製 造 業 者	備 考
CMPT R (Computer)	(1)制御則の演算 (2)センサの管理 └ 信号の選択 └ 故障検出および診断 (3)コンピュータの故障検出 └ クロス・チャンネル └ B I T、W D TおよびP W Rモニタ └ Wrap Aroundモニタ (4)MTUディスプレイのコントロール (5)ブリフライン・テストのコントロール	3	日本電気 (ROLN)	コンピュータはROLM1602Bをベースにモディファイしたもの ・演算方式 16ビット並列2進固定小数点 32ビット浮動小数点 ・メモリー容量 32kw/1台 ・電源 28V、DC
I F U (Inter Face Unit)	(1)センサ入力/A/D変換、アクチュエータ制御信号のD/A変換 (2)ディスクリート信号の入出力 (3)MTU、SDP、CDU、ASPへの表示信号出力	3	日本電気	・D/Aコンバータ 12bit、16チャンネル ・A/Dコンバータ 12bit、16チャンネル×3枚 ・D/I 48チャンネル×2枚 ・D/O 48チャンネル×2枚
MTU (Monitor & Test Unit)	(1)ブリフライン・テストのコントロール(飛行前、地上) (2)制御則中の各種パラメータの変更 (3)コンピュータにメモリされている故障記録の表示および記録の消去 (4)航法データの表示および計測信号の出力	1	日本電気	・プラズマ・ディスプレイ 32列8桁ドットマトリクス ・テンキー ・電源 28V、DC
MCA Terminator	(1)コンピュータ間の伝送専用バス(MCA)のマッチング(データ・バスの端末機器)	4	日本電気 (ROLN)	
ECU (Electro Control Unit)	(1)エレベータ、ラダー、エルロン、スポイラの各シリーズ・サーボ・アクチュエータの制御(駆動、均等化、故障検出切離し) (2)DLC、USBフラップ、スロットルの各電動モータの駆動および故障検出切離し(モデルを有する) (3)オート・トリムの電動モータの駆動 (4)センサからのアナログおよびディスクリート信号を、ECUおよびIFUで使用する信号レベルへ変換	3	東京航空計器	・電源 28VDC 115VAC400Hz
CDU (Control & Display Unit)	(1)各モードのエンゲージ/ディエンゲージとその状態の表示 (2)CAS(校正対気速度)の表示 (3)システムのマスタ・ワーニングとマスタ・コーションの表示 (4)SCASのウォーム・アップに対する「NOT READY」の表示	1	東京航空計器	・電源 5VDC(ECUより供給) 28VDC

表 2.4-1 (続き)

名 称	機 能 概 要	個数	製造業者	備 考
	(5) SCAS ディスコネクトとランプ・テスト			
SDP (Status Display Panel)	(1) 各構成機器(LRU)の作動状況の監視 (2) 各SCASモードの作動状況の監視 (3) ランプ・テスト	1	東京航空 計器	・ 表示灯 LED ・ 電源 28VDC
ASP (Actuator Status Panel)	(1) 各舵面のパワー・アクチュエータの作動状況の表示 (2) 各SCASのシリーズ・サーボ・アクチュエータと電動サーボモータの作動状況の表示 (3) ランプ・テスト	1	東京航空 計器	・ パワー・アクチュエータは赤色 ・ SCASアクチュエータは黄色 ・ 表示灯 LED
α/β Sensor	(1) 矢羽根により、迎角(α)と横滑角(β)を検出し、3重のRVDTにより電気信号(ACアナログ)へ変換	2	東京航空 計器	・ 測定範囲 $\pm 40^\circ$ ・ 出力電圧 14.5mV/度 ・ 精度 $\pm 2\%$ ・ 位相差 3° 以下
LASP (Low Air Speed Processor)	(1) 速度160kt以下において、真対気速度(TAS)、較正対気速度(CAS)、高度(Hp)、高度変化率(Hp)、マッハ(M)、全温度(TAT)全圧(Pt)の信号出力 (2) セルフ・テストおよびインフライト・モニタ	3	東京航空 計器	・ 出力範囲(精度保証範囲) TAS: 40~160Kt CAS: 40~160Kt Hp: -1,000~50,000ft Hp: $\pm 2,500\text{ft}/\text{min}$ M: 0.06~0.25M TAT: -50~+99°C Pt: 4~32mmHg
TAS Sensor	(1) カルマン渦超音波カウント方式による変調波の出力。上記LASPのセンサ	3	東京航空 計器	
TDU Control Panel	(1) スロットル・ドライブ・ユニット(TDU)の電磁クラッチのエンゲージ/ディスエンゲージ	1	川崎重工	
Instrument Panel-SCAS Rack	(1) SCAS監視員用として、SCASアクチュエータ(9種)のストローク、 α/β 角、ピッチ角(θ)、バンク角(ϕ)、飛行経路角(γ)較正対気速度(CAS)の表示	1	川崎重工	・ 表示: 電圧計
IRU (Inertial Reference Unit)	(1) バンク角(ϕ)、ピッチ角(θ)、飛行経路角(γ)、垂直速度(Vs)、対地速度(Vg)、ロールレート(P)、ピッチレート(q)、ヨーレート(r)、ドリフト角(β_g)、前後加速度(n_x)、横加速度(n_y)、真方位角(ψ)、風速、風向、緯度、経度、IRSディスプレイの各信号出力。 (2) 自立アライメント(ジャイロコンパシング/レベリング) (3) IRUの故障検出信号の出力 (4) 高度/鉛直速度スタビライゼーション(気圧高度信号との混合)	3	日本航空 電子	・ ストラップ・ダウン方式 ・ 出力範囲 ϕ : $\pm 90^\circ$ θ : $\pm 180^\circ$ γ : $\pm 45^\circ$ Vs: $\pm 4096\text{Kt}$ Vg: $\pm 4096\text{Kt}$ p: $\pm 128^\circ/\text{sec}$ (DIGITAL) $\pm 400^\circ/\text{sec}$ (パルス) q: $\pm 128^\circ/\text{sec}$ (DIGITAL) $\pm 400^\circ/\text{sec}$ (パルス) r: $\pm 128^\circ/\text{sec}$ (DIGITAL) $\pm 400^\circ/\text{sec}$ (パルス) β_g : $\pm 90^\circ$ n_x : $\pm 4g$ n_y : $\pm 4g$ ψ : $\pm 180^\circ$ ・ 電源 115VAC 400Hz 28VDC (バックアップ)
IRU Adaptor	(1) IRUの出力信号中、 θ 、 ϕ 、 ψ 出力(シリアル・データ)をシンクロ信号(アナログ、3線式)に変換し、在来計器へ出力 (2) 同じくp、q、r出力信号(TTLパルス列)をDCアナログ信号へ変換して、ECUへ出力	3	日本航空 電子	・ 出力範囲 (IRUと異なる信号のみ記載) p: $\pm 60^\circ/\text{sec}$ (アナログ) q: $\pm 30^\circ/\text{sec}$ (アナログ) r: $\pm 30^\circ/\text{sec}$ (アナログ) n_x : $\pm 2g$ n_y : $\pm 2g$
IRS Mode Control Panel	(1) IRUのモード(ALIGN/NAV/ATT)の選択用スイッチ・パネル	1	川崎重工	
IRS Announ- ciator Panel	(1) IRUの作動状況(アライメント中/故障/直流電源使用中)のランプ表示	1	川崎重工	
Position Sensor (LVDT)	(1) パイロットの操縦コマンド(コラム変位、ホイール変位、ペダル変位、USBフラップ・レバー変位、FPCレバー変位)とUSBフラップ角をACアナログ信号で出力 (2) センサのモニタ用信号をACアナログ信号で出力	6 1	東京航空 計器	・ エキサイト 2.5kHz AC ・ 出力 32.7mV/v/mm

表 4.2-1 (続き)

名 称	機 能 概 要	個数	製造業者	備 考
Throttle Position Sensor (RVDT)	(1)スロットル・レバーの変位をACアナログで出力 (2)センサのモニタ用信号をACアナログで出力	4	Schae-vitz	・エキサイト 10kHz AC ・出力 2.9V/o/v
N1 Sensor	(1)エンジンのファン回転数(N ₁)をパルスで出力	3	神鋼電機	・出力 6kHz(MAX)
Switch	(1)SCASのロジックに使用する各ディスクリート信号を出力するスイッチ 油圧プレシャ・スイッチ(3)、フリーズ・スイッチ(正副パイロット2)、DLCディスコネクト・スイッチ(1)、FPCディスコネクト・スイッチ(1)、USBマスタ・スイッチ(1)、USBアシメトリ・テスト・スイッチ(1)、フリクションレバースイッチ(1)、ピッチトリム・スイッチ(2)、スピード・ブレーキ・レバー・スイッチ(3)、USBフラップ・ゴーアランド・スイッチ(1)、シザー・スイッチ(2)	-	-	
Auto Trim Servo Motor	(1)ECUからのオート・トリム・コマンドに従って、TTA(テールブレーン・トリム・アクチュエータ)を一定のレートで駆動	1	東京航空計器	・作動レート 1"/sec
DLC, DDC Servo Motor	(1)ECUからのDLCおよびSBフラップ・コマンド(DDCを含む)に従って、スピード・ブレーキ系統並びにSBフラップ系統を駆動 (2)システムに故障が発生した時、電磁クラッチをOFFにして、電動サーボ・モータを切離す	2	東京航空計器	・電源 28VDC 115VAC400Hz
TDU (Throttle Drive Unit)	(1)ECUからのFPCコマンドに従って、エンジン・スロットル系統を駆動 (2)システムに故障が発生した時、電磁クラッチをOFFにして、電動サーボ・モータを切離す (3)故障発生時に電磁クラッチの固着が重複した場合はスロットル・レバーに力を加えることによりクラッチがスリップしてサーボ・モータを切離す	2	東京航空計器	・電源 28VDC 115VAC400Hz ・スリップ・トルク 105±10kg・cm
SSA (Series Servo Actuator)	(1)ECUからのSCASコマンドに従って、昇降舵、方向舵、補助翼、スポイラの各系統のパワー・アクチュエータを駆動 (2)ECUの均等化回路、故障検出回路に使用するΔP(差圧力)信号を出力 (3)システム故障時、ECUからの切離し信号に従って各チャンネルごとにアクチュエータを切離す (4)システム・シャット・ダウン時、センタリング速度を緩和し、中立位置でロック	5	帝人製機	・作動力 523kg ・ストローク ±26mm ・方式 フォース・サミング
DADC (Digital Air Data Computer)	(1)真対気速度(TAS)、較正対気速度(CAS)、マッハ数(M)、全圧(p _t)の信号を出力 (2)ブリフライト・テストおよびインフライト・モニタ	1	島津製作所	・C-1のADCをデジタル化

3. 開発試験全体経過概要

SCASのこれまでの開発試験概要の流れを図3-1に示す。

前述したようにC-1母機で既に開発されていたものについての試験は通常の搭載品試験により済まされるが、SCASのために新しく開発されたものについては、まずその単品の開発にかかる各種の試験が行われ、さらに搭載品であるので多くのものはMIL-SPECに相当する認定試験が行われた。

ここ迄は主に機器単体の試験が主体であるが、実システムはこれらの組み合わせであるので、組み合わせたテストが各種行われた。これらの試験概要を表3-1に、またこれらの試験の年度ごとの

相互の関連を図3-2に示す。

各システム試験が終了した後全てを組み込んだ操縦系統機能試験が行われた。

この試験段階は実機と同じようなハード構成となるテストリグを作り、このリグにSCAS機器を組み合わせ、実際の飛行と同じ作動を模擬して試験を行った。

この試験では、パイロットによる操縦試験も行われ、パイロットから見ての評価も合わせて実施した。試験では飛行性に関する評価よりもマン・マシン系としての操縦特性の評価に重点を置いて行った。飛行性に重要なSCAS制御則の評価は、これらの試験と平行に進められた飛行シミュレーション試験で実施された。この飛行シミュレーショ

ン試験ではSCAS制御則がSTOL実験機の飛行性にどのように寄与しているか調べられているが、この制御則を実行しているのがプログラムであるので、プログラムが正しく作成されているかの検証は非常に重要となる。

この検証試験も単独で行うことができる部分と、システム全体と関連している部分とがあり、全体的なものは機能試験で評価される。

機能試験も2段階あり、実験室段階の実機相当

の模擬試験（操縦系統機能試験）と実機に実際に装備した状態で行う試験（実機地上機能試験）とがある。最終段階として実機地上機能試験は重要であるが、実機地上機能試験では実機内に試験用機器類を全て持ち込むことができないため機能試験として十分とはいかない点が多いため、開発においては、それ迄の各種試験が最終の信頼性を上げる点で重要な試験となる。

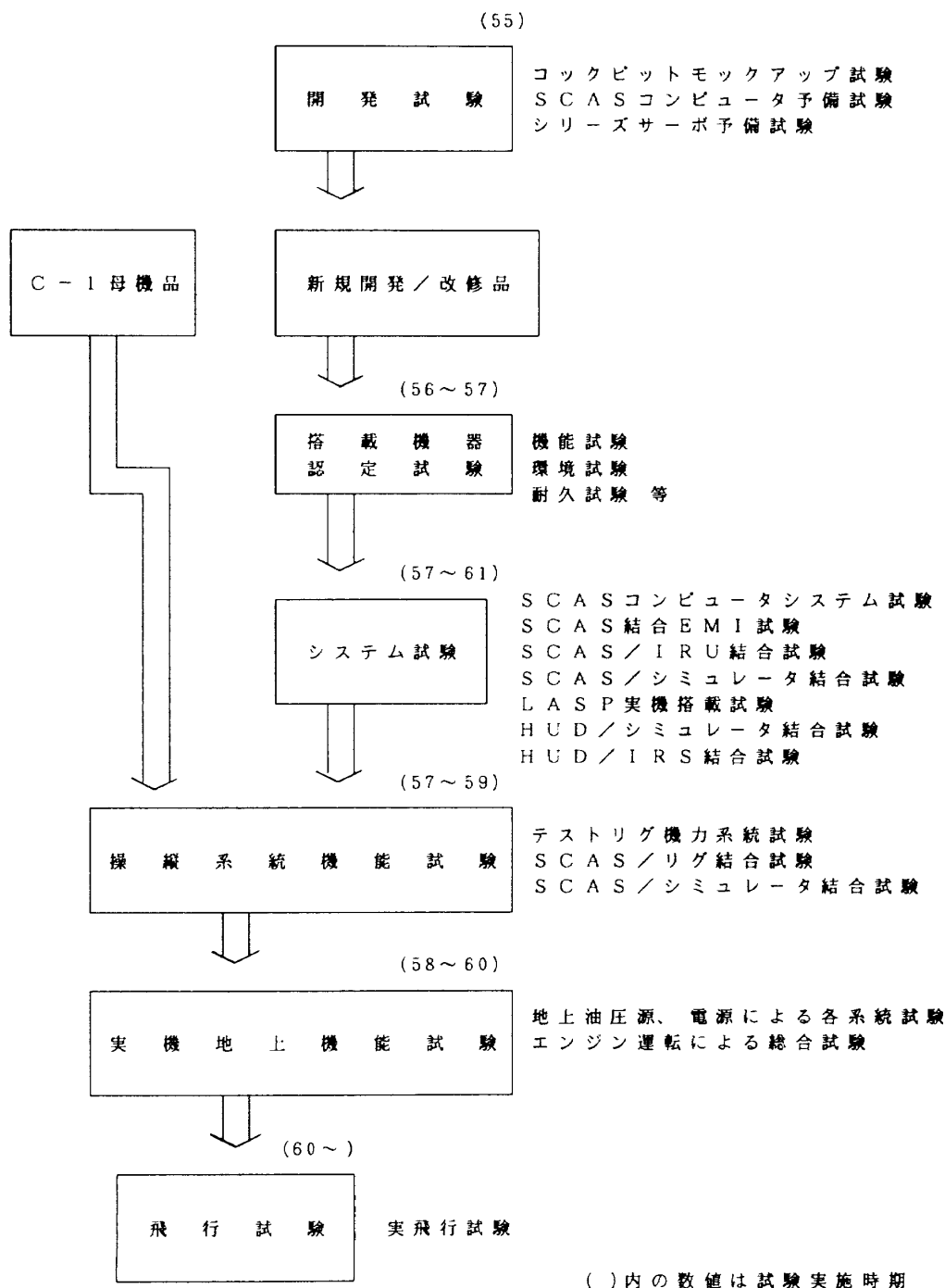


図3-1 SCAS開発試験の流れ

表 3-1 開発試験概要一覧表

試験番号	試験名称	試験内容	試験場所	試験実施時期 (昭和 年月)
①	コンピュータ 予備試験 (その1) (主に製作)	<ul style="list-style-type: none"> • コンピュータの FMEA による FMET • EMI 試験 • 3重系リアルタイムモニタの試験 • FDIR 試験 	日本電気	55. 4～55. 6
	(その2) (試験)	<ul style="list-style-type: none"> • 計算機を中心とし、簡単な SCAS 制御則を加えコンピュータ処理速度の評価 	川崎重工	55. 7～55. 8
②	シリーズサーボ 予備試験	<ul style="list-style-type: none"> • シリーズサーボシステムの設計データの評価 (ECU と組み合わせて実施) 	新明和	55. 7～55.12
③	搭載機器 認定試験	<ul style="list-style-type: none"> • 計算機 3 台, IFU 3 台 MTU • ECU 3 台, CDU, ASP • IRU Adaptor 	日本電気 東京航空計器 日航電	56. 56. 56.
④	コンピュータシ ステム試験	<ul style="list-style-type: none"> • 実機同様に配置, 配線し, 機器相互間の適合性確認 	川崎重工	57. 4～57. 5
⑤	SCAS /シミュレータ 結合試験 (第1次)	<ul style="list-style-type: none"> • SCAS制御則のパイロットによる機能確認 	航技研	57. 6～57. 7
⑥	SCAS /シミュレータ 結合試験 (第2次)	<ul style="list-style-type: none"> • SCAS制御則の改修部のシミュレータ結合による評価 	航技研	59. 1～59. 2
⑦	SCAS /シミュレータ 結合試験 (第3次)	<ul style="list-style-type: none"> • SCAS制御則の改訂に伴う検証 • 新検証法による詳細機能の検証 	航技研	59. 5～59. 6
⑧	SCAS /シミュレータ 結合試験 (第4次)	<ul style="list-style-type: none"> • 新しい検証システムの製作評価 • SCAS制御則の改訂に伴う検証 	航技研	61. 6～61. 8
⑨	システム結合 電磁干渉試験	<ul style="list-style-type: none"> • SCASシステム作動中の電磁干渉についての評価 	川崎重工	58. 2～58. 3
⑩	リグテスト (第1回)	<ul style="list-style-type: none"> • SCASとテストリグを結合し, 静, 動特性の機能確認 	新明和	57. 8～58. 2

表 3-1 (続き)

試験 番号	試験名称	試 験 内 容	試験場所	試験実施時期 (昭和 年月)
⑪	リグテスト (第 2 回)	• SCAS とテストリグを結合し、主 にパイロットを含めた評価	航技研	58. 7～58.12
⑫	SCAS/IRU 結合試験	• IRU (IRU Adapter を含む) と SCAS との適合性調査	川崎重工	58. 2～58. 3
⑬	HUD /シミュレータ 結合試験	• HUD のパイロットによる画像お よび動特性評価	航技研	57. 7
⑭	HUD/IRS 結合試験	• HUD と IRS の適合性評価	川崎重工	57.11～57.12
⑮	HUD/IRS	• 実機に HUD と IRS を搭載し、 IRS と HUD の適合性および HUD の実用性の評価	航技研	58.11～58.12
⑯	LASP 風洞試験 (第 1 次)	• 認定試験	航技研 富士重工	57. 3
⑰	LASP 風洞試験 (第 2 次)	• センサ校正データの取得	航技研	57.11～57.12
⑱	LASP 風洞試験 (第 3 次)	• 改修後全体性能確認	航技研	59. 5～59. 6
⑲	LASP QA 機搭載試験	• 実飛行特性評価	航技研 調布上空	59.11～59.12
⑳	LASP STOL 実験機 搭載試験	• 実験機搭載全体性能評価	岐阜 K 空域	60.10～61. 3
㉑	SCAS 実機搭載 地上機能試験	• SCAS を STOL 実験機に搭載し、 地上でのシステム適合性機能評価	川崎重工	58. 8～58.10
㉒	SCAS 実機搭載 飛行機能試験	• 空中での耐環境、性能確認	岐阜 K 空域	59.10～62. 3
㉓	SCAS 実機搭載 実用飛行試験	• 実用性評価 • 信頼性評価	岐阜 K 空域	62. 3～ 飛行試験 終了迄

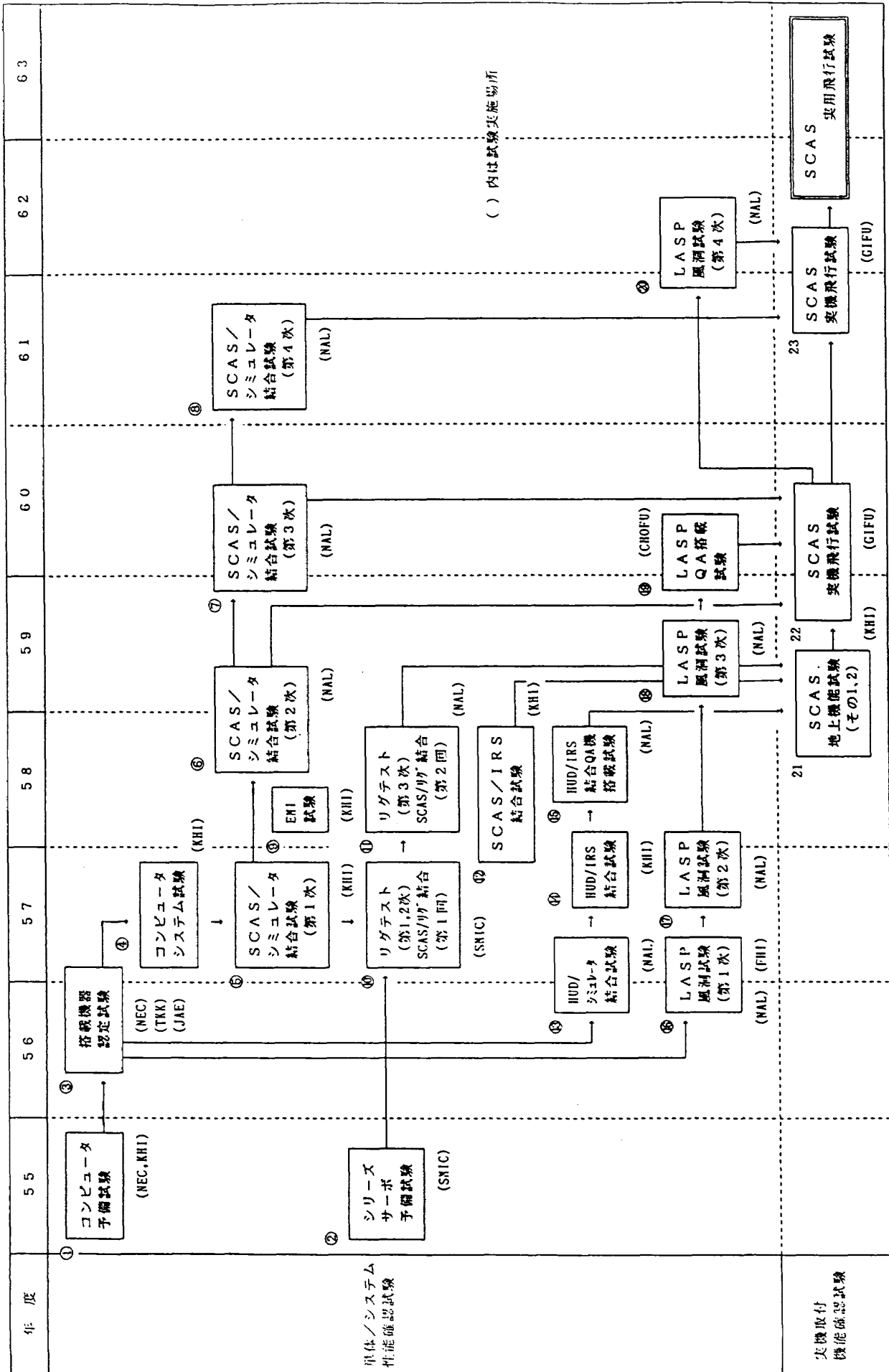


図3-2 SCAS開発試験年表

4. 各試験概要

3章で示したように、SCAS開発は予備試験に始まり各種の試験を行っている。本章では、これらの各試験個々の概要を述べる。

4.1 コンピュータ予備試験

(1) 試験目的

本試験は、我が国で始めてデジタル飛行制御システムを設計製作するので、特にSCASコンピュータシステムを構成する際の、多重系ソフトウェアおよびデジタル制御技術に関する設計データを取得するために行った。図4.1-1に本実験機で採用したデジタル計算機3台の外観を示す。デジタル部には、故障時に故障を検出し、その故障をはずしシステムを再構成して、全体機能を継続させるFDIR(Fault Detection, Isolation and Reconfiguration)という機能がつけられており、この機能確認を重点的に行った。

(2) 試験項目

(a) FDIRソフトウェア試験

本試験で用いた装置のブロック図を図4.1-2に示す。

イ. モード別、軸別マネージメント

代表的なモード(PITCH CWS, ROLL CWS, YAW DAMPER)に関して以下の項目を試験した。

- ① エンゲージ/ディスエンゲージ機能の確認。

- ② 模擬故障発生時のフェイル、シャットダウン表示の確認。

- ③ 模擬故障発生時のモード作動の確認。

- ④ 1st FAIL OPスイッチ機能の確認。

(本スイッチは1故障発生後に状況により、SCASをエンゲージ可能とする場合に用いるものである。)

ロ. センサFDIR

代表的なセンサ(ピッチレート、ロールレート、ヨーレート、ピッチアティチュード、ロールアティチュード、コラム、ホイール)に模擬故障を発生させ、故障表示機能および1フェイル、2フェイル、シャットダウン時にシステムが正常かを試験した。

ハ. センサ故障検出パラメータ

故障検出時間、故障検出レベルが設定値通り作動するかをチャンネル間にパルス状のミスマッチ信号を印加して確認した。

(b) FDIRハードウェア試験

イ. クロスチャンネル

3重系の計算機間を結合するラインとしてMCA(Multi-Processor Communication Adaptor)を用いているのがこのMCAデータ、シーケンスラインに模擬故障を発生させて、故障表示および他のMCAによる作動の継続を確認した。また、1チャンネルのコンピュータの電源がフェイルとなった場合にも他の2重系で作動を継続することを確認した。

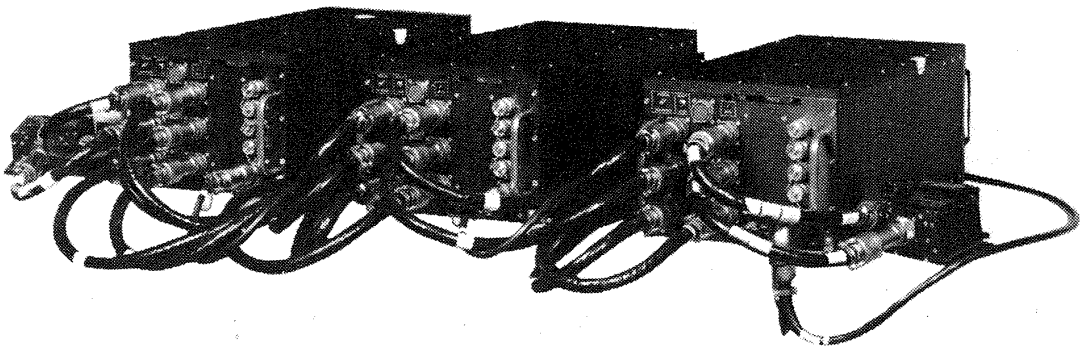


図4.1-1 デジタル計算機本体外観

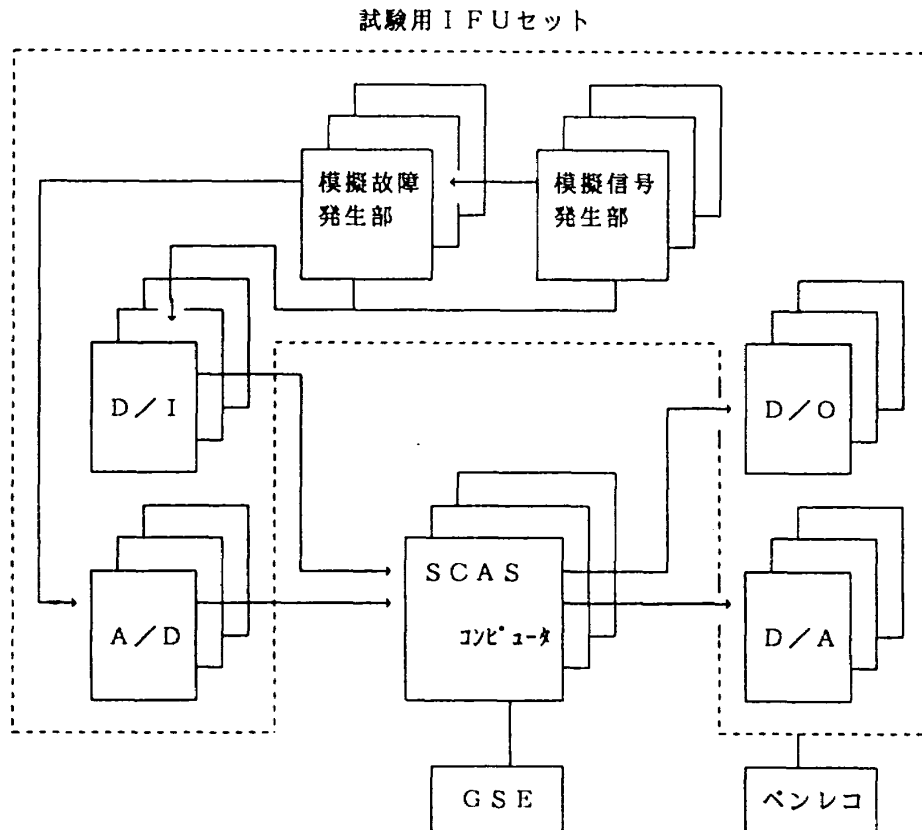


図 4.1-2 コンピュータ予備試験装置結合図

ロ. ウォッチ・ドッグ・タイマ (WDT)

計算機の実時間制御監視のために時計をもつ。これをウォッチ・ドッグ・タイマという。以下の故障を発生させて、ウォッチドッグタイマに検出される範囲並びに故障検出が設定した時間通りに作動するかを確認した。

① プログラム

プログラムを不正な値に書替えて、故障を発生させる。

② FMET (FMEAの実証)

各モジュールの構成部品レベルで故障を発生させる。

ハ. パワーモニタ

① メモリ保護

電源異常時に、メモリ保護が正常に行われるかを確認する。

② 電源瞬断

電源瞬断に対し、システムが正常に復帰する事を確認する。

(c) 処理速度の評価試験

コンピュータの繰返し計算時間が機体を含め

たシステムの制御特性におよぼす影響を調査した。図 4.1-3 に試験装置のブロック図を示す。繰返し計算時間を 20ms, 40ms, 80ms, 200ms と変化させて、PITCH CWS, ROLL CWS, YAW DAMPER の周波数応答、時間応答の特性を調べた。この結果を理想系（アナコン内で SCAS 制御則処理を実施しデジタルによる時間遅れの無い系）の応答と比較し評価した。

(d) 耐電磁干渉 (EMI) 試験

図 4.1-4 に試験装置ブロック図を示す。

イ. 伝導放出試験

電力リード線上の 20kHz～50kHz の伝導放射レベルを測定した。

ロ. 伝導感受性試験

電力リード線に電磁エネルギーを印加し、コンピュータの感受性を測定した。

ハ. 電界放出試験

供試体のユニット、ケーブルからの放射性電磁エミッションを測定した。

ニ. 電界感受性試験

2～400MHz の電界中においた時、機能

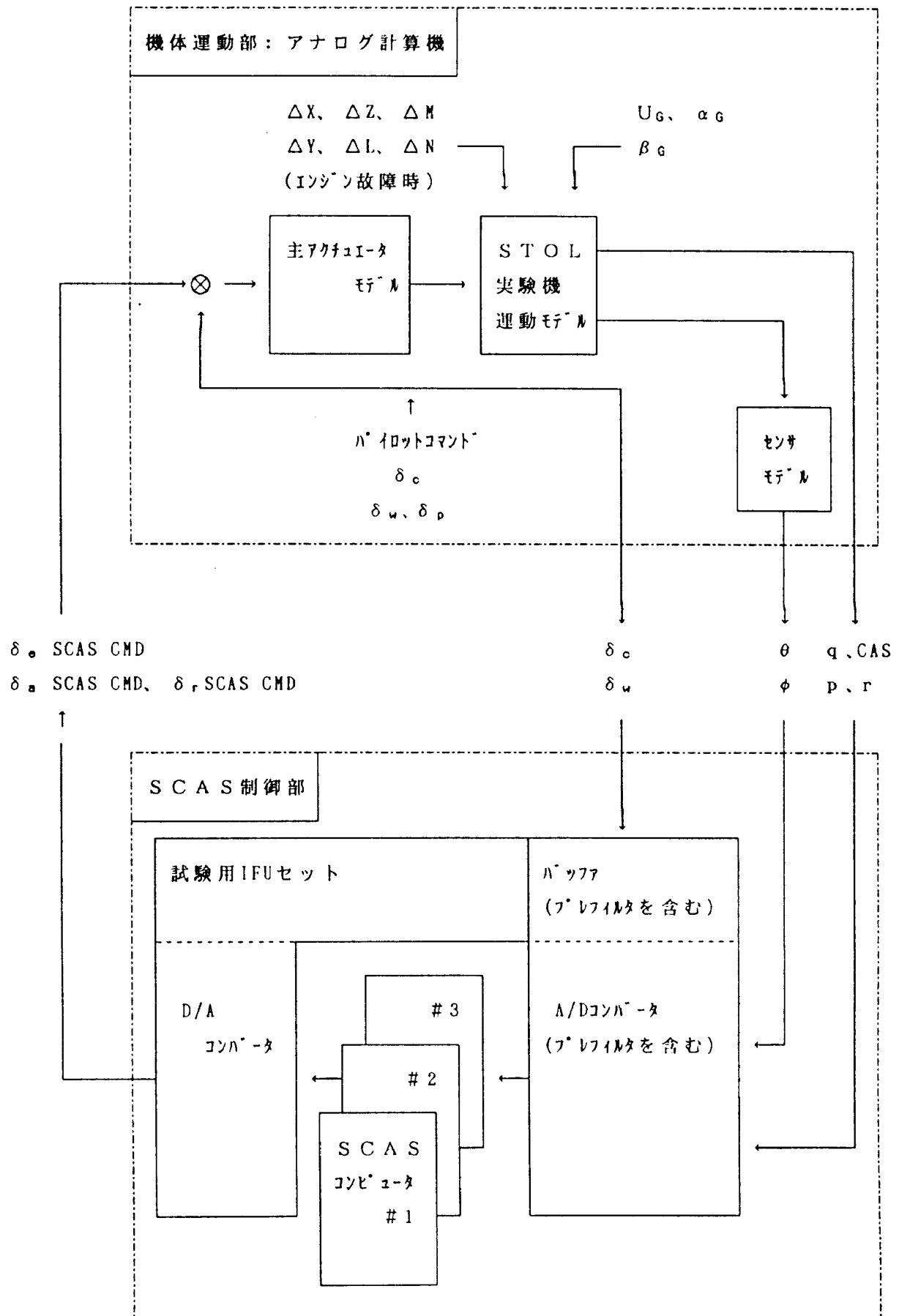


図 4.1-3 処理速度評価試験装置結合図

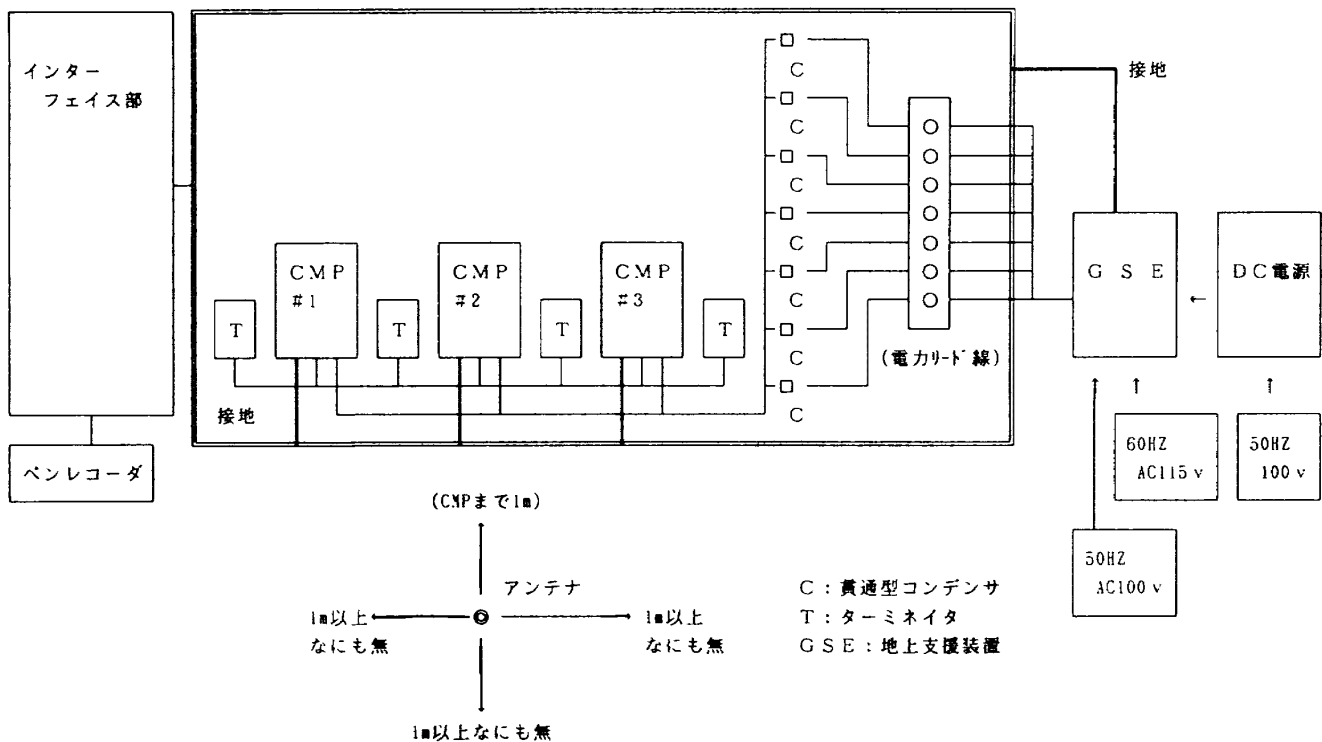


図 4.1-4 電磁干渉試験装置結合図

低下、劣化、あるいは望ましくない影響を受けない事を確認した。

(3) 成 果

(a) FDIRソフトウェア試験

モード別、軸別マネージメント、センサ故障検出パラメータについては、設計通りの作動を確認した。センサFDIRについては、以下の問題点が判明し、実機用システムでは再検討することとした。

イ. センサバリッド信号の使用法

バリッド信号(センサ自身が出す自身の診断信号)をセンサ故障検出に使用しているが、故障検出の実質的な判定は比較によっており、バリッド信号は補助的に使用しているにすぎない。ところがこの処理にかなりの時間を要することが判明した。

ロ. センサBITの使用法

センサBIT(Bilt in Test)は故障診断として使用されるが、レートジャイロなどのBITではセンサ信号値にBIT出力が重畳されるため、出力が正常か否を判定するには特殊な処理が必要になる。また、姿勢関係のセンサが

レーザジャイロを用いたIRU(Intertial Reference Unit)になることから、BITの取扱いを再検討した。

(b) FDIRハードウェア試験

1つのコンピュータが停止した状態で、他の2つのコンピュータがシャットダウンする場合は発生した。これは、MCAのデータ転送のタイミングがチャンネル間で差があり、本来の送受信相手とは違う相手と不正なデータ送受信を行い、作動を停止したことが判明した。この不具合は基本的にはMCAが送受信の相手を指定できないことに起因している。これを是正するために以下の対策を取った。

- ① 従来、コンピュータ間の同期はMCAでデータを送受信することで実施していたが、これを図4.1-5に示す1対1のディスクリートラインで結合する方式に変更した。また、各計算機の同期は図4.1-6に示すように全ての同期信号がそろい、一定時間(約200 μ sec)たった時点から各必要フレーム処理をはじめるとした。
- ② データ交換では従来通りMCAを使用す

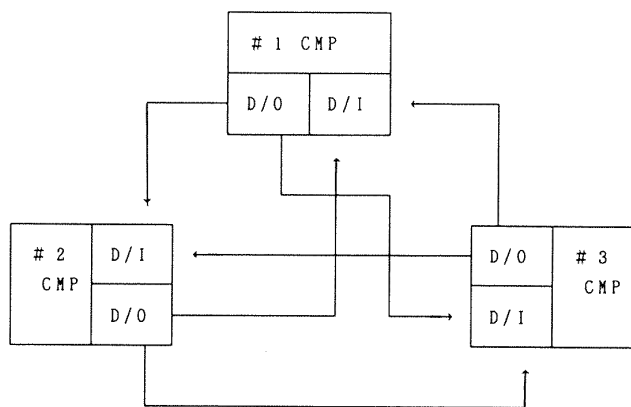


図 4.1-5 ディスクリートラインによる同期信号の接続

るが、前述の送受信のタイミングのズレを許容する様に、逆方向の送受信の開始までに十分な時間を設けるようにした。

(c) 処理速度の評価試験

理想系の応答と各繰返し計算時間 (20ms, 40ms, 80ms, 200ms) での時間応答および周波数応答結果を比較し、設計値である40msが妥当であることが確認された。

(d) EMI試験

MIL-STD-461A CLASS A1の規格を満足することが確認された。

4.2 シリーズサーボ予備試験

本シリーズサーボアクチュエータは3重系SCASの出力部に用いられ電気信号を機械信号に変換する機能をもつ。このため、正確さ、速応性かつ十分な信頼性をもつことが要求される。この目的のために油圧駆動の力加算方式の3重系サーボアクチュエータを開発した。図4.2-1に開発されたシリーズサーボの外観を示す。本予備試験はその開発のための試験であり、以下に述べる3種類の試験を実施し、シリーズサーボに関する設計データを取得した。

4.2.1 シリーズサーボアクチュエータ単体試験

(1) 試験目的

システム試験に先立ちシリーズサーボアクチュエータおよびその構成部品単体の特性データを得る。

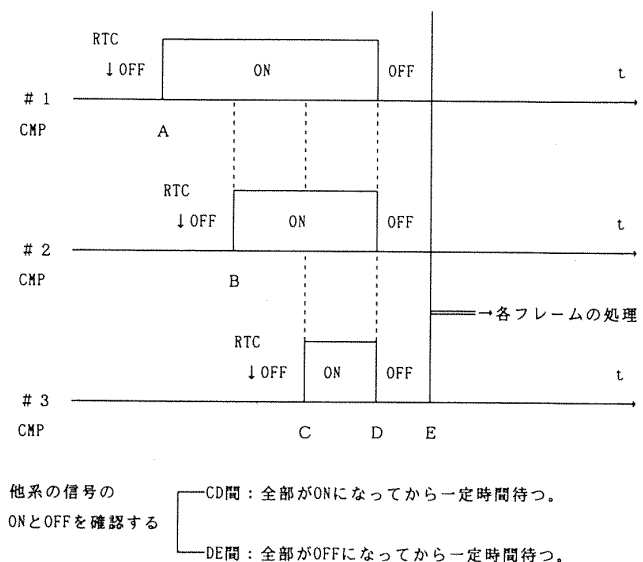


図 4.1-6 ディスクリート信号による同期方式

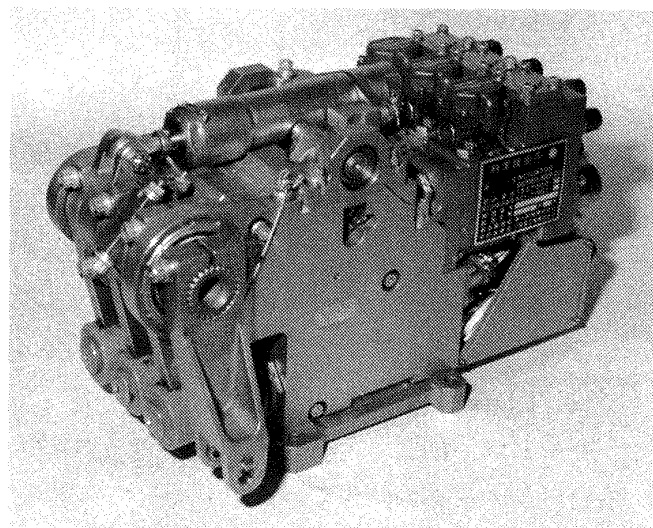


図 4.2-1 シリーズサーボの外観

(2) 試験項目

(a) 構成部品特性試験

本試験ではアクチュエータを構成する機能部品の特性について調べ、規格を満たしていることを確認する。構成部品と各試験項目を表4.2.1-1に示す。

(b) アクチュエータチャネル試験

本アクチュエータの3チャネルにつき以下の試験項目を実施し規格（要求値）を満たしていることを確認する。

- SSV最低作動電圧
- SSV作動時間
- 最大ピストン速度

表 4.2.1-1 シリーズサーボ単体試験機器

	構成部品	試験項目
1	EHSV	流量特性、圧力特性、分解能、 圧力変化によるナルシフト、周波数特性 中立圧力
2	ポジション LVDT 差圧検出 LVDT	インピーダンス、ナル電圧、出力電圧、 非直線性、温度変化によるゲイン変動
3	差圧検出器	中立試験、スプリング特性、出力特性、 ロードリリーフ特性、分解能、温度変化特性
4	ソレノイド・シャットオフ バルブ	最低作動電圧、作動時間、定格電流、 圧力降下
5	バイパス・バルブ	作動特性、圧力降下
6	スプリング・カートリッジ	荷重特性

- ・出力レバー作動力
- ・分解能
- ・リニアリティ
- ・ヒステリシス
- ・ナルバイアス
- ・ナルシフト
- ・ナルシフト温度変化
- ・ナルシフト時間変化
- ・ブレークアウトフォース
- ・周波数応答特性
- ・DPS周波数応答

(3) 試験成果

(a) 一部に性能目標を満たさないものがあるが、ECU側の調整によりシステム試験には十分供し得ることがわかった。

(b) 次の項目については、本機用アクチュエータの仕様設定に際して、システム試験結果を勘案して、性能要求または規格、試験方法等を見直すことが必要とされた。

- ・EHSV流量特性
- ・LVDTインピーダンス、出力ゲイン、非直線

性

- ・差圧検出器低温特性

4.2.2 シリーズサーボアクチュエータとECU 結合試験

(1) 試験目的

本試験はシリーズサーボアクチュエータとECU供試体を結合し、制御ループの各種定数、方式の決定のための設計データを取得する。特に力加算方式を採用しているため、力の干渉を防ぐための回路設計に重点を置いた試験を行う。図4.2.2-1に本試験の装置配置状況を示す。また図4.2.2-2にシリーズサーボ部分を示す。

(2) 試験項目

(a) ミスマッチの推定

EHSV, サーボアンプ, ポジションLVDT, F/B電気回路等のバラツキから発生するチャンネル間のミスマッチ量を推定する。

(b) イコライザ形式

イコライザ方式の選定では、比例、一次遅れ、積分の各要素あるいは、それらの組合せを候補にして、安定性、静特性、積分器ドリフトに関

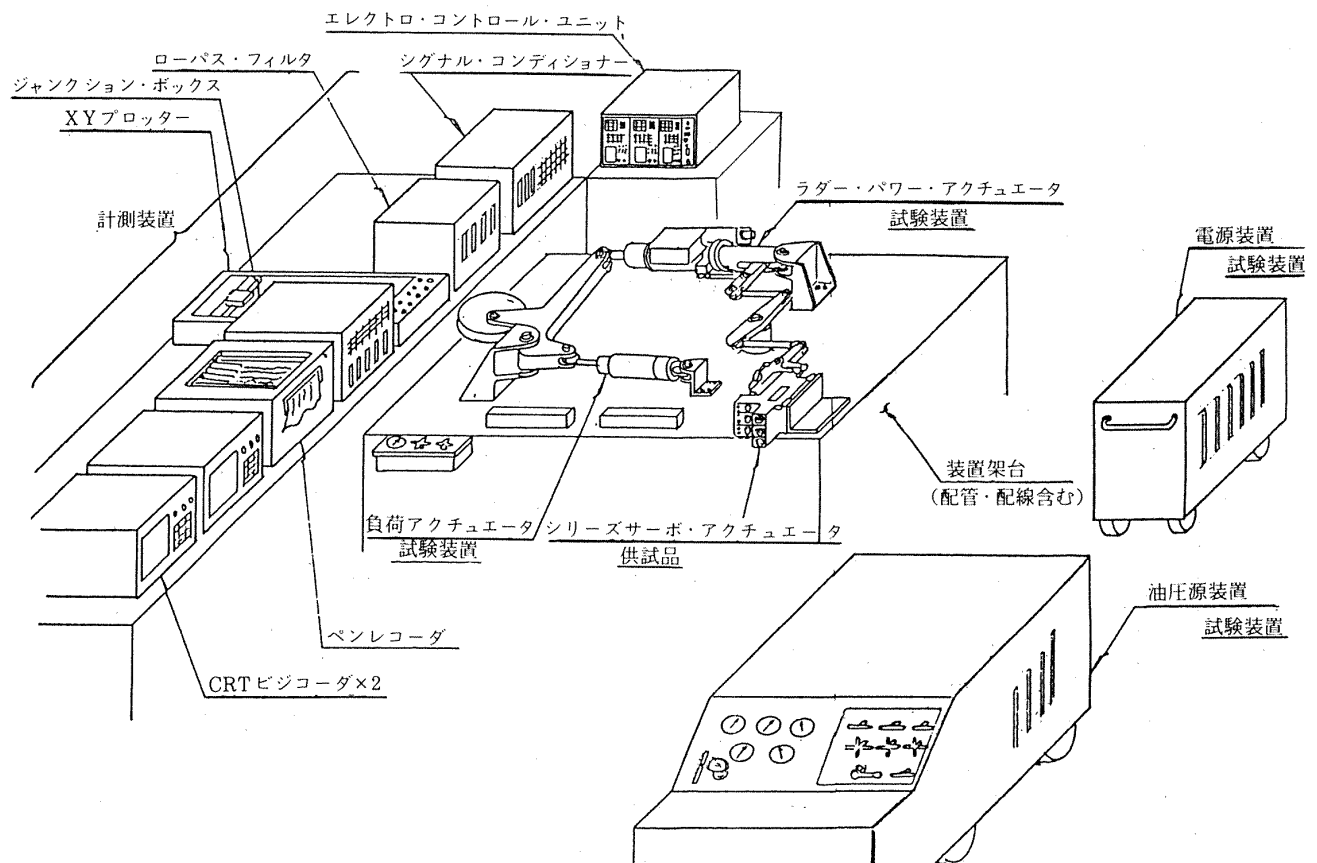


図 4.2.2-1 シリーズサーボと ECU 結合試験装置配置図

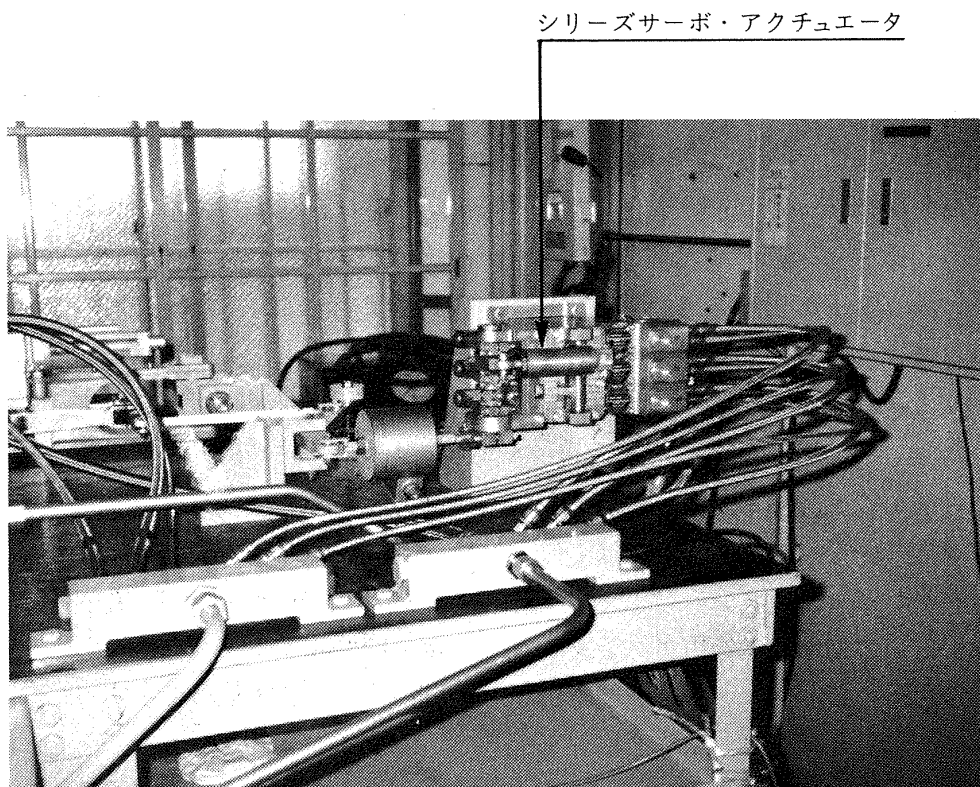


図 4.2.2-2 シリーズサーボ部分

表 4.2.2-1 シリーズサーボシステム性能

	試験項目	目標性能	測定値
1	最大ピストン速度	150±30mm/sec	166.7～172.4mm/sec(3CH) 161.0～175.0mm/sec(2CH)
2	分解能	0.25%以下 (of full stroke)	極小
3	ヒステリシス	0.5%以下 (フルストローク)	0.06% (無負荷3CH) 0.07% (正規負荷3CH) 0.25% (無負荷2CH) 0.43% (正規負荷2CH)
4	リニアリティ	±0.5%以下 (フルストローク)	0.4～0.5% (正規負荷3CH) 0.4% (無負荷2CH) 0.2% (正規負荷2CH)
5	ヌルドリフト	0.5%以下 (フルストローク)	0.1% (供給圧変化) 0.1% (1時間経過)
6	作動力	522±57kg	485～495kg (3CH)
7	周波数応答	6.2Hz以上 (位相おくれ45°)	9Hz (3CH) 7.5Hz (2CH)

・出力変化をパワーアクチュエータの最大速度で制限する。

・1チャンネル作動を防止するシステムシャットダウンロジックをもつこと。

4.2.3 シリーズサーボシステムとSCASコンピュータ結合試験

(1) 試験目的

シリーズサーボシステムとSCASコンピュータを結合し、その適合性を確認する。図4.2.3-1に試験機器接続図を、表4.2.3-1に構成品を示す。

(2) 試験項目

(a) ロジック機能

エンゲージ/ディスエンゲージの機能、模擬故障(センサ、D/A、ECU)を発生した時のFDIRロジック機能を確認する。

(b) SCASモード作動試験

SCASのモードをエンゲージして、センサ入力に対してアクチュエータが制御則通り作動するかを確認する。さらに、ヒステリシス分解能、トランスポートディレイ、ポストフィルタの効果について調査する。

(c) 動特性試験

SCAS制御則を含めた全体の周波数応答、ステップ応答を調べる。

(d) 故障模擬試験

模擬故障を発生させ、トランジェントを調べる。

(e) エリアシング

正弦波、ランダムノイズを印加し、エリアシングの影響を調べ、プレフィルタの設計基準を

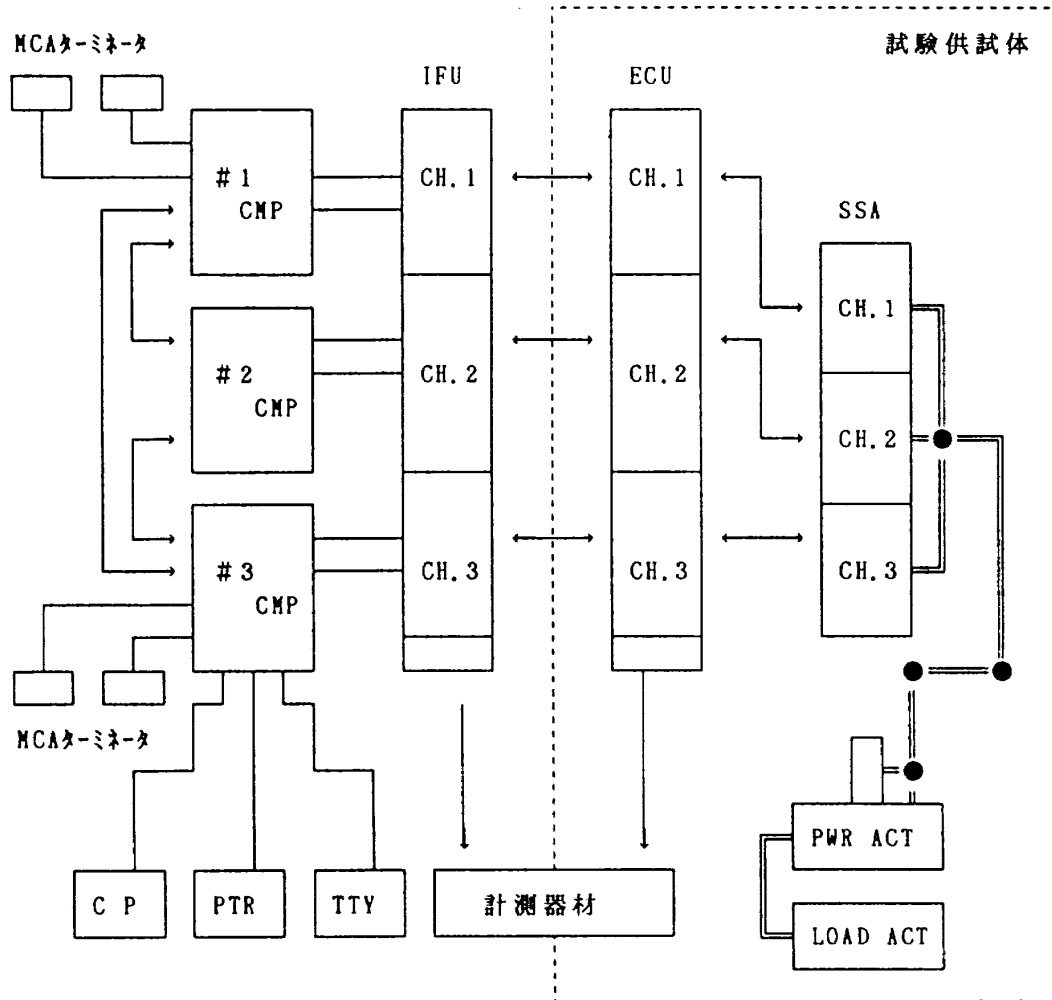


図 4.2.3-1 シリーズサーボ試験機器接続図

表 4.2.3-1 シリーズサーボシステム試験機器

NO	名 称	数 量	製 作	備 考
1	デジタル・コンピュータ	3	NEC	供試体
2	インターフェース・ユニット	3	NEC	供試体
3	エレクトロ・コントロール・ユニット	3	TKK	供試体
4	シリーズ・サーボ・アクチュエータ	1	TS	供試体
5	パワーサーボ・アクチュエータ	1	TS	GSE
6	MCAターミネータ	4	NEC	供試体
7	コントロール・パネル	1	NEC	GSE
8	ペーパテープリーダー	1	NEC	GSE
9	テレタイプライター	1	NEC	GSE
10	ロード・シリンダー	1	SMIC	GSE

定める。

(3) 試験成果

(a) シリーズサーボシステムとSCASコンピュータとの間の適合性は特に問題がないことが確認された。

(b) プレフィルタ(A/D変換の前処理)とポストフィルタ(D/A変換の後処理)の効果について

は一部試験データを取得したが、時定数の選択は以下に示す項目との相関を別途検討して決定する必要がある。

- ・システムの動特性と閉ループ安定性
- ・センサノイズのエリアシング
- ・SCASコンピュータのサンプリングレイト

表 4.3-1 認定試験対象品および試験内容

NO	機器名称	製品検査 および 機能検査	耐環境性試験 (温度、高度 湿度etc)	電源変動 試験	電磁干渉 試験	風洞試験	備 考
1	COMPUTER	○				—	・マウントも含む（マウントを使用する場合は以下同様）
2	IFU	○	注 ○	注 ○	注 ○	—	（注）機能試験はCMPTIR-IFU-MTU-MCA-(CDU)の組み合わせで行う。
3	MTU	○				—	
4	MCA TERMINATOR	○	—			—	
5	CDU	○	○	—		—	
6	ECU	○	○	○	○	—	
7	SDP	○	—	—	—	—	
8	ASP	○	—	—	—	—	
9	α/β SENSOR	○	○	—	—	○	
10	LASP	○	注 ○	注 ○	注 ○	—	（注）LASPとSENSORの組合せで試験する。
11	LASP	○				○	
12	IRC	注1 ○	注2 —	注2 —	注2 — 注3	—	（注1）動特性試験を含む。 （注2）試験は省く。但しHONEYWELLの試験データが必要。 （注3）IRS-HUD予備試験で電磁干渉試験を行う。
13	IRC ADAPTOR	○	○	○	○	—	
14	DADC	○	○	○	○	—	

4.3 搭載機器の認定試験

(1) 目的

SCAS関連の各機器が、STOL実験機に搭載可能であることを実証するため、認定試験を実施した。

(2) 試験項目

新規に開発したSCAS関連機器に対して、各種試験を実施した。

表4.3-1に、対象機器と実施した試験項目の一覧表を示す。また、以下に試験内の概要を示す。

(a) 製品検査

承認図および検査手順書に基づき、外観、構造、重量および寸法を検査する。

(b) 機能試験

所定の機能、性能を満足する事を確認する。

(c) 耐環境試験

MIL-STD-810Cの試験方法に準拠して、以下の順序で試験した。

イ. 高温試験(METHOD 501.1, PROCEDURE

I)

ロ. 低温試験(METHOD 502.1)

ハ. 高度試験(METHOD 500.1)

ニ. 湿度試験(METHOD 507.1, PROCEDURE

I)

ホ. 衝撃試験(METHOD 516.2)

ヘ. 振動試験(METHOD 514.2, PROCEDURE

I)

(d) 電源変動試験

搭載機器はMIL-STD-704A, カテゴリBに準ずるものとし以下の試験を実施した。

イ. 高電圧/高周波試験

ロ. 低電圧/低周波試験

ハ. 正常過渡変動試験

ニ. 異常過渡変動試験

(e) 電磁干渉試験

搭載機器はMIL-STD-461AのクラスA1(ミッション遂行に不可欠なサブシステム又は機器)に準ずるものとし、以下の試験を実施した。図4.3-1に試験状況の一部を示す。

イ. 伝導放出試験

(CE03: 20kHz~50MHz, PWR LEADS)

ロ. 伝導感受性試験

CS01: 30Hz~50kHz, PWR LEAD

CS02: 50kHz~400MHz, PWR LEADS

CS06: スパイク, PWR LEAD

ハ. 電界放出試験(RE02: 14kHz~10GHz)

ニ. 電界感受性試験(RS03: 14kHz~10GHz)

(3) 成果

全ての試験において、各搭載機器が要求規格を満足する事を確認した。

ただし、ECUの高温試験時、内部安定化電源の保護回路が働いて、正規の電圧($\pm 15V$)が得られないと言う不具合が発生したので、安定化電源そのものを変更した。

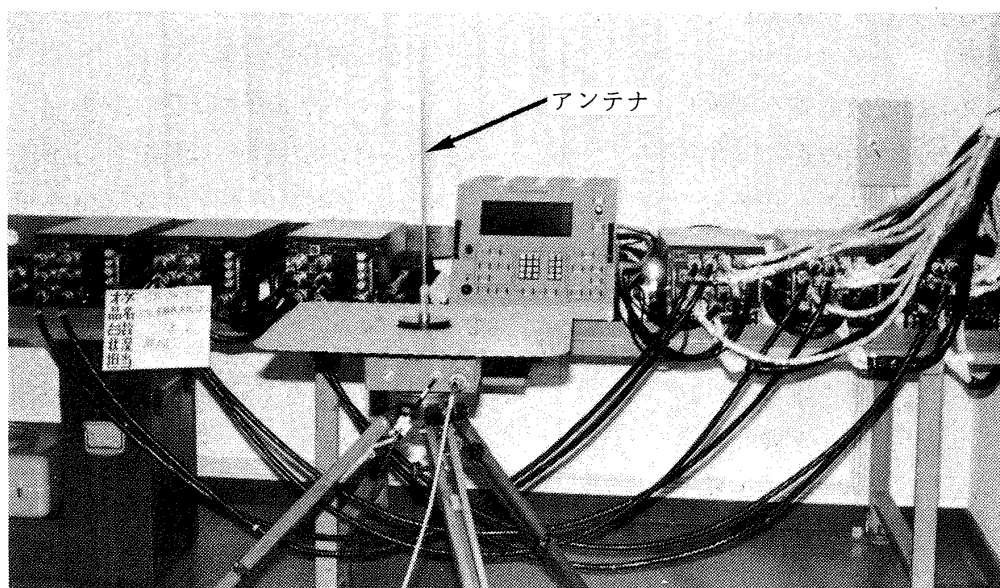


図 4.3-1 電磁干渉試験実施状況

4.4 コンピュータシステム試験

(1) 試験の目的

実機搭載用のSCAS構成機器を実際の搭載法を模擬して配置し、「SCAS構成機器を結合した場合の適合性」および「SCASコンピュータのソフトウェアの主要機能」を確認する。

試験は図4.4-1に示す機器接続構成で行った。また図4.4-2に本試験の実施状況を示す。

(2) 試験項目

(a) 静特性試験

イ. システムゲイン

センサ信号として模擬信号を入力し、アクチュエータコマンドがSCAS第3次制御則に規定されたゲインで出力されるかを試験した。

ロ. コンスタントレート

モードをディスエンゲージした時の中立位置への復帰速度が、制御則に規定された値であるかを試験した。

ハ. オーバフロー対策機能

センサ信号として過大な信号を入力し、オーバーフローが発生しない事を確認した。

(b) 動特性試験

イ. 過渡応答

1次遅れ、ウォッシュアウト、積分器、レートリミッタ等からなる制御モードにパルス、ステップの模擬センサ信号を入力し、その過渡応答が制御則に規定された時定数、積分ゲイン等を満足するかを試験した。

ロ. 周波数応答

各モードの周波数応答を測定し、理想系の周波数応答からの偏位を調べた。

(c) ノイズ・サセプタビリティ

イ. 内部雑音測定

全入力を固定した時のアクチュエータコマンドのスペクトラムを測定すると共に、ドリフトが発生しない事を確認した。

ロ. アンチ・エリアジング機能測定

正弦波入力、ランダムノイズ入力に対して、プレフィルタのアンチエリアジング機能が有効であるかを測定した。

(d) モード管理/アクチュエータ管理機能試験

故障などの種々の環境を模擬し、モード管理/アクチュエータ管理機能が所定の作動をするかを試験した。

(e) センサ故障検出機能試験

各種センサ、スイッチの故障検出機能が仕様通り作動するかを確認するため、故障検出レベル、故障継続時間を中心に試験した。

(f) アクチュエータ故障検出機能試験

アクチュエータの故障検出機能が仕様通り作動するかを確認するため、故障検出レベル、故障継続時間を中心に試験した。

(g) プリフライトテスト機能

プリフライトテストが仕様通り、テストコマンドを出力し、判定を行うかを試験した。

(h) 会話処理機能

故障表示機能（オンライン、記録）、パラメータ変更機能が仕様通り作動するかを試験した。

(3) 成 果

シリーズサーボを除くSCASの構成機器を結合した結果、各機器のインターフェース特性（信号の接続、極性、振幅、相互干渉のないこと）が良好であることが確認された。

制御則、FDIR、プリフライト、会話処理等のソフトウェアの機能も要求を満足することが確認された。

以下に、各試験項目の結果を示す。

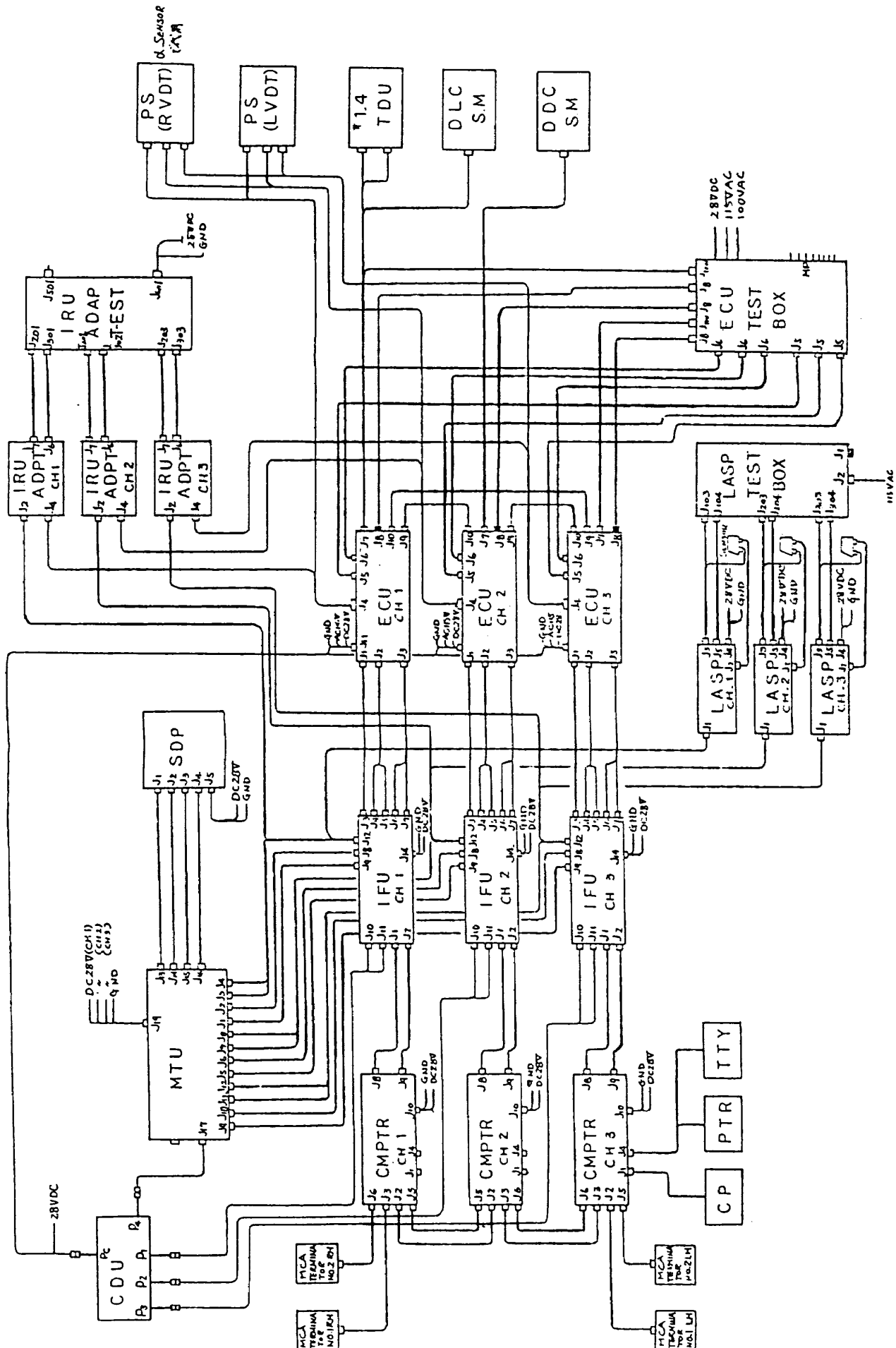
(a) 静特性試験

ハードウェアおよびソフトウェアによって実現された制御則の誤差は、EFCモード $\pm 3.5\%$ max, FPCモード $\pm 0.85\%$ max, その他のモード $\pm 0.5\%$ maxで設計値（信号処理 $< 6\%$, アクチュエータ出力 $< 8\%$ ）を満たしている事を確認した。また、コンスタントレートについても規格（ $< 10\%$ ）に入っている事を確認した。

オーバーフロー対策については過大入力に対して極性反転がない事を確認した。

(b) 動特性試験

過渡応答に関しては、制御則通りである事を確認した。誤差が最も大きかったのはPITCH



✕ 4.4-1 コンピュータシステム試験機器接続 ✕

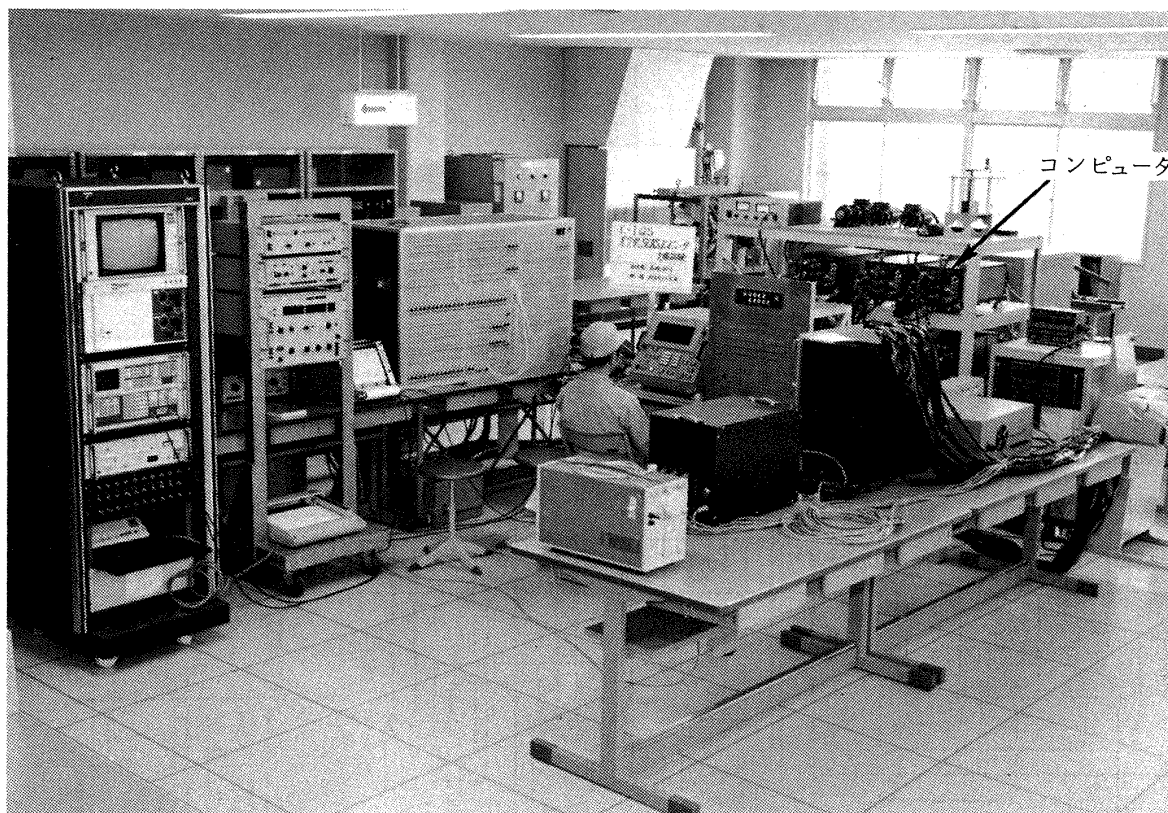


図 4.4-2 コンピュータシステム試験実施状況

CWSの積分ゲインで4%であった。

周波数応答に関しては、1Hz以下のベクトル軌跡の誤差がSPEED HOLDを除き規定(8%以内)を満足する事を確認した。SPEED HOLDの誤差が大きかったのは、CAS信号としてDADC信号を使用したため、入力レベルが小さくなり、正確な測定ができなかったのが原因である。

(c) ノイズ・サセプタビリティ (noise susceptibility)

内部雑音は2.13mvで規定(100mv)を大幅に下回っている。またドリフトも検出されなかった。

プレフィルタのアンチ・エリアジング能力についても、12.5~25Hzのランダムノイズに対して、エルロン、ラダーコマンドで11db以上減衰し、その効果を確認した。

(d) モード管理/アクチュエータ管理機能試験

全ての設定入力に対して、正常に作動する事を確認した。

(e) センサ及びアクチュエータ故障検出機能試験

全て所定の故障検出レベル、故障許容時間が設定されている事を確認した。

(f) プリフライトテスト機能試験

以下の未実施項目を除き正常に作動する事を確認した。未実施項目については、リグ試験で実施することとした。

- ・シリーズサーボを結合した状態でのアクチュエータ試験
- ・ハードウェアロジック試験の内、スタビライザ作動、シェーカ作動、CAS表示の機能試験。

(g) 会話処理機能

以下の不具合を除き正常に作動する事を確認した。

- ・故障記録の中の故障情報1及び故障情報2の内容が故障発生時の状況に対応していない。表4.4-1にこれらの試験中に発生した主要不具合およびその対策を示す。

表 4.4-1 コンピュータシステム試験不具合項目と対策

	不 合 合 項 目	処 置
1	L A S P の 作 動 が 不 安 定 L A S P の データバス出力異常 ・ アップデートレートが低い ・ 故障検出レベル異常 ・ セルフテスト時の S S M 不良	対 策 を 検 討 修 理
2	S C A S コンピュータ停止 ・ M C A ボード不良	修 理
3	F P C を エンゲージしオートスボイラが ダウンリミットになった時 D L C クラッチが チャタリングする。	E C U の 回 路 変 更
4	SPEED HOLD、 G/A で CH3 CMPTR を 停止 するとエン ゲージしていないのに SHUT DWN 灯 が 点 灯 す る。	ソ フ ト ウ ェ ア を 改 修

4.5 SCAS/シミュレータ結合試験

SCASはディジタル計算機を主体としたシステムで信頼性を確保するため3重系になっている。この中でディジタル計算機は、ソフトウェアが実時間で作動し、かつこのソフトウェアの中に3重系の故障検出機能が含ませてある。このソフトウェアの検証が重要で、特に実時間作動状況での確認が必要である。

前述のコンピュータシステム試験はシステムとしての性能、機能および機器間の適合性を把握するために実施された。本試験ではフライトシミュレータと結合して、実機搭載用ソフトウェアが設計通り作成されているかを、他の手法で作成された同一機能ソフトと比較することにより検証する新しい方法をとった。

すなわち、SCAS制御則は飛行シミュレータ(FS)試験においてパイロットによる機能、有効性確認が行われているため、このシミュレータ内のSCAS制御則プログラムと搭載用SCAS内のSCAS制御則プログラムを比較することにより、もし差異があればいずれかのプログラム内にミスがあるということであり、ソフトウェアの検証ができる。

本手法は同一制御則をまったく別の装置により、別の人が作成したプログラムの比較になるため、非常に確度の高い検証法である。

この検証は現在迄に4回行われている。始めの第1次試験は両プログラムの検証が主目的になるようなものであり、その後の第2次以降は、検証法を一部改善し、主にSCASプログラムの改修結果の検証を行った。特に第3次以降は全特性をパイロットによる比較を行わずに検証できる手法を確立した。以下に、これ迄に実施された試験の概要を示す。

4.5.1 SCAS/シミュレータ結合第1次試験

ディジタルSCAS搭載機器を航技研の汎用飛行シミュレータに結合して試験を行うことは始めてであった。本試験では、できるだけ多くの機器の動作確認も合わせて行うことを目的に、SCASの油圧関連機器を除いて、図4.5.1-1に示す機器を接続した。結合した機器を表4.5.1-1に示す。

SCAS機器は3重系を基本としてあり、この動作確認を行うため、3重系の状態で結合した。LASPの出力信号はARINC 429規格のものであるため、LASPの出力する信号と等価のものを計算

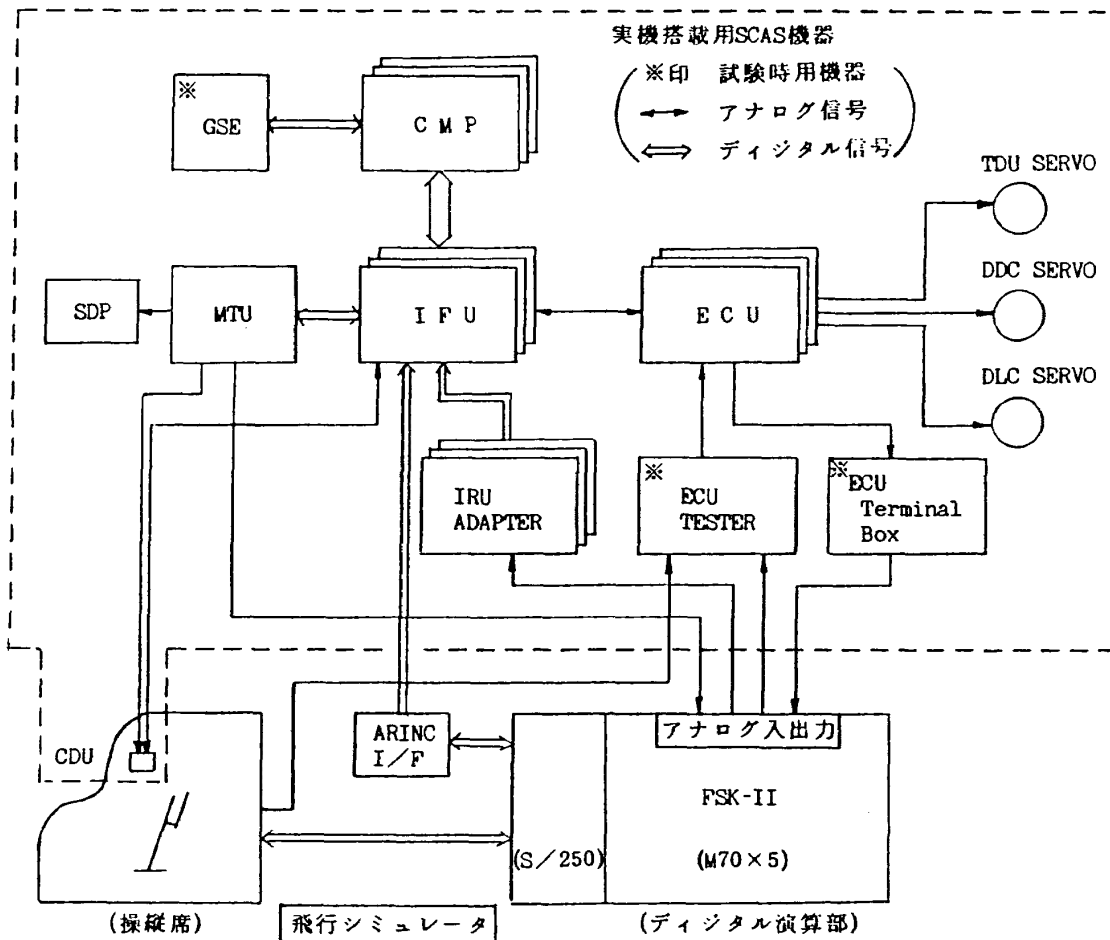


図 4.5.1-1 SCAS/シミュレータ結合第1次試験機器接続図

機側で発生させるようにした。LASPは不具合のため最終的には接続ができなかった。

また、シミュレータ計算機の外部入出力は、アナログ入出力を主としているため、実機の接続と異なる部分がある。特にデジタル信号について異なるため変換器を用いることにした。図4.5.1-1においてIRUアダプタ、ECUテスタ、ECUターミナルボックス等がこの信号変換部分である。

(1) 機器結合

第1次試験時のシミュレータ側のハードウェア構成は、図4.5.1-1に示してあるが、シミュレータの飛行運動計算機部はミニコン(M-70)を5台結合した複合計算機(FSK-II)である。

操縦席部はSTOL実験機用に構成されたものを用いた。この操縦席部は操縦装置、計器などに多くの機能があるため、さらに1台の計算機(S/250計算機)をこの部分の処理用に用いている。従って、シミュレータ側の計算機としては、M-70ミ

ニコン5台と、S/250ミニコン1台の合計6台の計算機が実時間計算を行う。

前述のARINC-429規格の信号はこのS/250計算機から出力する。なお図4.5.1-1において※印の付けたものは実機搭載はせず、地上で試験する際に用いられるものである。図4.5.1-2に、結合機器の設置状況を示す。

パイロットの操縦による操縦桿、ペダル等の入力信号がS/250計算機に入力され、この信号によりFSK-II内に組まれたSTOL実験機のダイナミックス(運動)計算プログラムにより飛行運動が模擬される。

SCAS制御則には9つの制御モードがあるが、これらのモードの選択はパイロットが操縦席の中央に取付けてあるCDU(Control/Display Unit)のスイッチを押すことによりなされる。なお、CDUは図4.5.1-3に示すようにシミュレータ用のものが中央に付けてあるので、搭載用のものはそのわ

表 4.5.1-1 SCAS/シミュレータ結合第1次試験機器概要

	接 続 機 器	数 量	備 考
1	ディジタル計算機	3 式	M C Aターミネータ付
2	I F U	3 式	ディジタル信号処理
3	E C U	3 式	アナログ信号処理
4	M T U	1 式	S C A S 操作ユニット
5	C D U	1 式	パイロット操作用 操縦席部取付
6	S D P	1 式	センサ、アクチュエータ等の情報表示
7	I R Uアダプタ	3 式	I R U 信号処理
8	I R Uアダプタ テスト	1 式	シミュレータとのインターフェス
9	E C U テスタ	1 式	シミュレータとのインターフェス
10	E C U テスタ	1 式	シミュレータとのインターフェス
11	E C U ターミナル ボックス	1 式	シミュレータとのインターフェス
12	計算機地上支援装 置 (G S E)	1 式	計算機起動停止
13	パラレル電動サー ボモータ	各 1 式	D D C、D L C 用モータ
14	電動サーボモータ	1 式	スロットルレバー作動用モータ

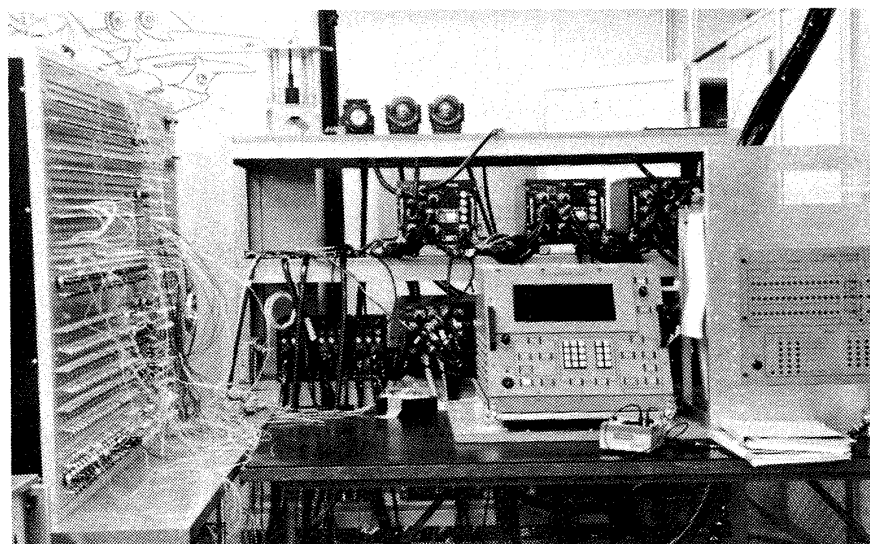


図 4.5.1-2 結合機器設置状況

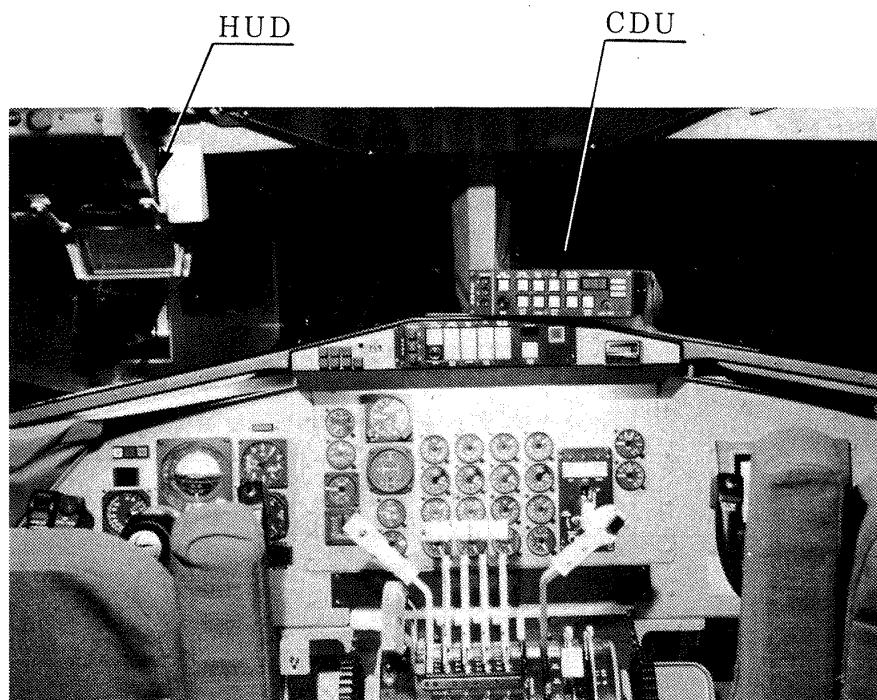


図 4.5.1-3 シミュレータ操縦席につけた CDU と HUD

きに付けた。従って、パイロットは試験項目により、シミュレータ用のものあるいは搭載用のものを使いわけて試験を行うことになる。

(2) 試験方法

結合試験では、図 4.5.1-4 に示すように、入力としてはパイロット操舵信号とシミュレータ側の計算機内で発生したパルスまたはステップ信号がある。これらが試験に応じて使い分けられる。また SCAS プログラムは搭載用のものとシミュレータ用のものが切り換えられて用いられる。試験においてはシミュレータ側の SCAS プログラムと搭載用計算機内の SCAS プログラムを比較しながら進めた。試験としては、正常作動時の SCAS 制御則の比較試験と系統内に故障が発生した時を想定した試験を行った。故障模擬は主に ECU テスタを用い、ここから故障信号を発生させた。試験は次の 3 つの項目について実施した。

- ① パルス/ステップ入力信号応答試験
- ② パイロット操舵応答試験
- ③ 故障模擬試験

①の試験は SCAS 制御則をモード別に作動させて、そのモードで一番重要な入力信号のパルスまたはステップ信号を加えてその応答を調べた。②

は実際にパイロットの操縦により、離陸、巡航、進入、着陸などの飛行フェーズで必要な SCAS モードを選択して試験を行った。③は搭載用計算機に含まれている故障診断プログラムを評価するために行われた。故障試験では主に ECU テスタから発生した故障模擬信号を用いた。

(3) 試験結果

(a) パルス/ステップ操舵応答試験

SCAS の 9 つのモードについて、単独および組み合わせで試験を進めた。機体運動にダンピング効果を与えるモードにはパルス信号を、スティフネス効果を与えるものにはステップ入力を加えた。試験結果として、①各 SCAS プログラムともプログラムバグはない。②一部シミュレータ側の制御則のプログラム更新がなされていないことが判明した。③ヨーダンパ等、過渡応答の早いものに、搭載用 SCAS とシミュレータ内 SCAS とに差が見られた。これは実時間内部処理の違い(搭載用計算機の演算周期は 40 msec で、シミュレータ側は 80 msec であった)であることによると判明した。

(b) パイロット操舵応答試験

前記の試験はモード単独でのチェックであり、

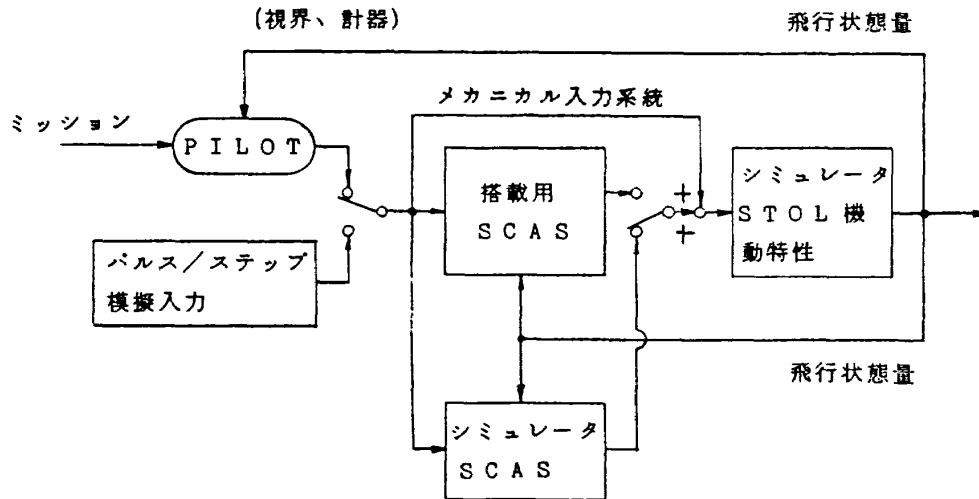


図4.5.1-4 結合試験の信号の流れ

かつ入力波形もかぎられたものであるが、実飛行に近い状態では各モードの組み合わせであり、かつ入力波形も種々のものが加えられる。このためこの評価試験が重要で、パイロットの操縦による試験を実施した。試験では離陸から着陸迄含めて、実飛行を想定してSCASの比較試験を行った。試験結果としては搭載用SCASとシミュレータ内SCASの差はわからないという評価であった。

(c) SCAS故障模擬試験

この試験は搭載用SCASディジタル計算機内の故障診断プログラムが設計通りに機能するか、また他の機能を障害しないか、さらに故障後の処置法は適切かなどについて調べるものである。

試験は故障の程度により、次の3段階に分けて実施された。

- ① 1～2チャンネル故障
- ② 全(3)チャンネル故障
- ③ シャットダウン故障

故障模擬は主にECUテストを用いて行われた。結果はどのケースも設計通りに作成されていると判定された。

(d) オーソリティ変化試験

SCAS実験機の操縦システムはメカニカル系統とSCASの電気系統が併用して用いられる。オーソリティとはメカニカル系統の作動範囲に対する電気系統の作動範囲の割合をさし、各舵

面がフルに動作可能な場合を100%とする。このオーソリティに関し次の試験が行われた。

① SCAS効果試験

オーソリティを制限する理由は故障時の対策の1つである。ここではオーソリティが制限された場合のSCASの効きを調べた。EFCモードを除いて各舵面とも中立点から $\pm 25\%$ あれば効きは十分あると評価された。又EFCではエルロン系統のみを $\pm 50\%$ にすれば他系統は $\pm 25\%$ でも十分良いと判定された。

② シリーズサーボ故障模擬試験

シリーズサーボは油圧駆動であり動作速度も早く、力も強いいため故障時の影響が大きいと考えられるため、この故障模擬試験を行った。ここではシリーズサーボアクチュエータが作動中に一方向に偏った(暴走した)場合について評価試験を行った。試験はオーソリティが10%, 25%, 50%, 100%の場合について、着陸操作中にシリーズサーボの1つが暴走した場合を模擬した。

結果としてはオーソリティが50%以下の場合ならばどのシリーズサーボの暴走に対してもパイロットの緊急操作により十分安全に着陸させることができると評価された。

4.5.2 SCAS/シミュレータ結合第2次試験

本試験は、第1次試験とほぼ同様の内容の試験であり、1次試験以降にSCAS系統に設計変更が

加えられたものについてその変更分を主体として試験を行った。試験機器構成としてシミュレータ側のハード構成が変更されたが、SCAS側の構成は大きな変更はない。

(1) 機器結合

シミュレータとSCASシステムの結合を図4.5.2-1に示す。

第1次と異なる点はシミュレータ側の計算機システムが新しいシステムに更新されたこと、およびシミュレータ側の装置として新しくビジュアルシステムとモーションシステムが装備されたことである。図4.5.2-2に、モーション装置の上のせられているSTOL機用シミュレータ操縦席を示す。なお、黒い箱の部分がビジュアル表示部である。新しく装備された装置によりパイロットによる操縦は、より実環境に近いものとなったので、SCAS機能の評価もより詳細に行えるようになった。

シミュレータ操縦席は、STOL実験機用のものであり、搭載用CDUは第1次と同じくシミュレ

ータ用CDUの左上側に取付けた。

(2) 試験方法

試験は第1次と同様に次の試験が行われた。

① パルス/ステップ入力信号応答試験

② パイロット操舵応答試験

③ 故障模擬試験

(a) パルス/ステップ入力信号応答試験

シミュレータ側よりパルスまたはステップ信号を発生し、搭載用SCASとシミュレータ用SCASの応答信号をペン書きレコーダに記録し、両信号の比較を行った。

結果は両SCAS制御則とも設計通りに作成されていることが確認された。

(b) パイロット操舵応答試験

本試験も第1次と同様の試験で、パイロットが操縦する際に用いるSCASを搭載用とシミュレータ用とで使いわけて操舵応答を記録し比較した。結果は、パイロットはどちらのSCASを用いても同じような飛行性であると評価し、両SCASとも設計通り作動するものと判定された。

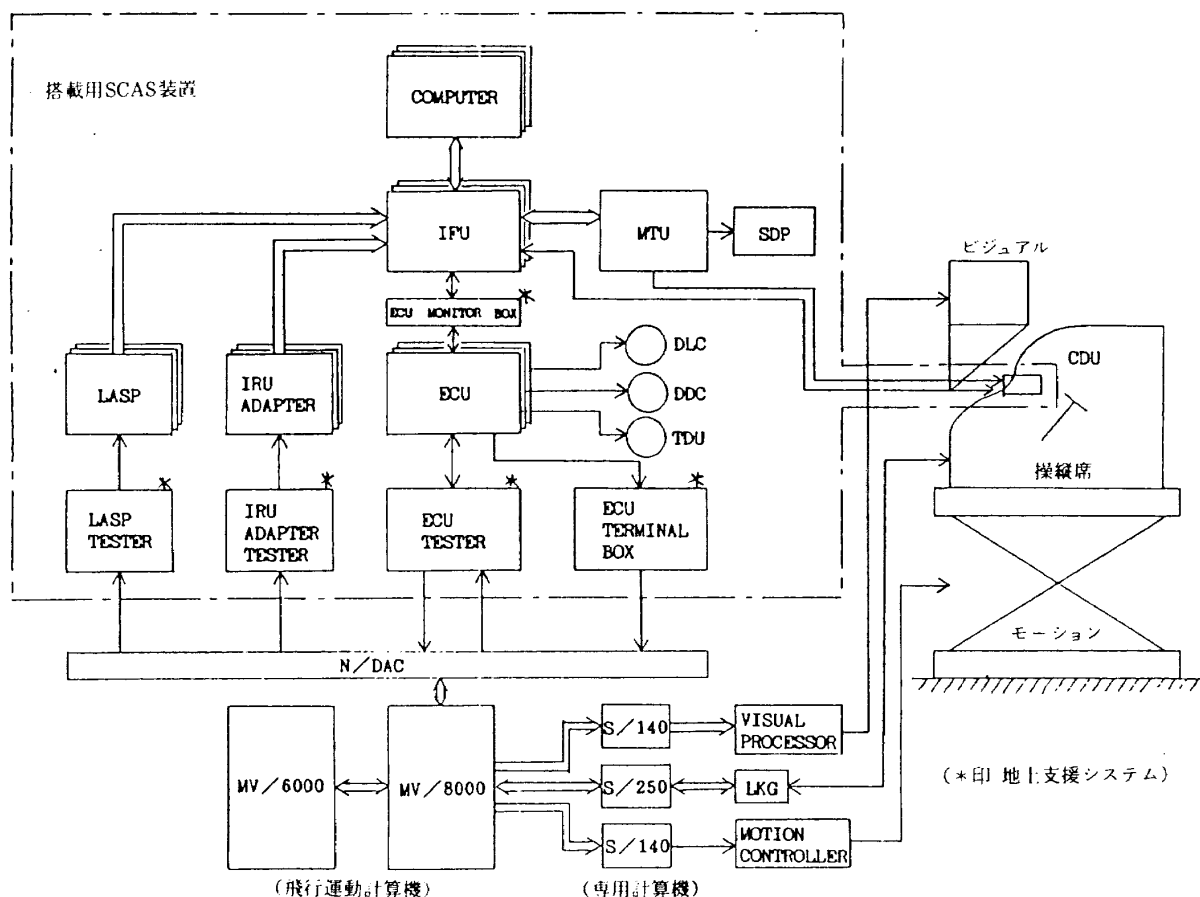


図4.5.2-1 SCAS/シミュレータ結合第2次試験機器接続図

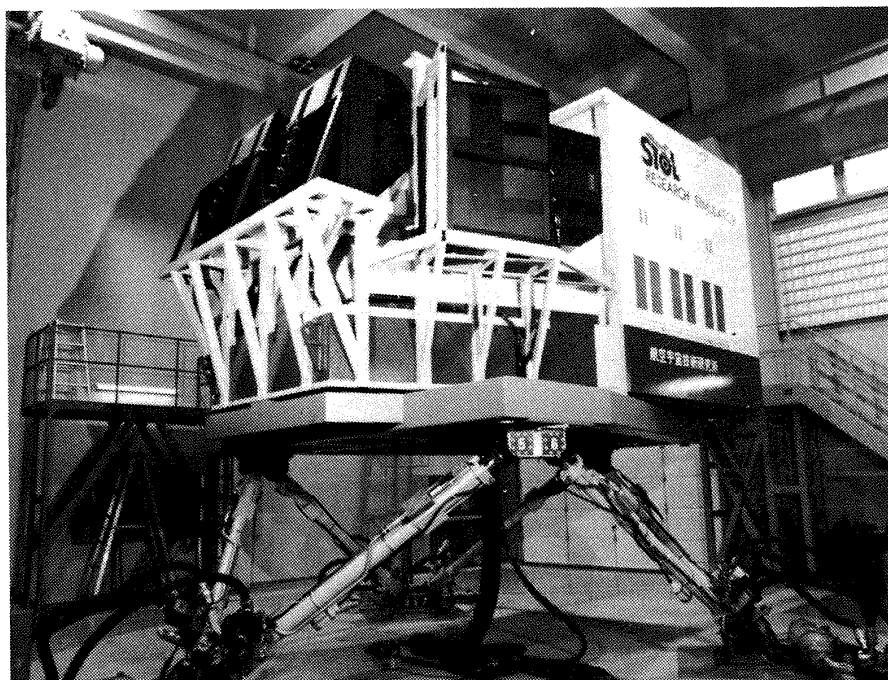


図 4.5.2-2 STOL 機用シミュレータ操縦席

(c) 故障模擬試験

本試験はパイロットが操縦する状態で、搭載用 SCAS の各機器に模擬故障を発生させ、故障診断機能が正しく作動するか評価した。

故障対象はセンサ、コンピュータ、ECU (含むアクチュエータ) とし、舵の暴走も前回同様含めた。

評価は各故障段階でのランジェットの度合およびパイロットコメントにより求めた。

結果は故障診断機能は正常に作動し、パイロットへの警報灯 (CDU にある表示) も視認性に問題はないと判断された。

暴走試験ではスロットルレバーが急変したときは応答に注意を要し、素早い操作が必要とされた。また、1 エンジン故障時にさらにエルロン系統の故障が重量されるとロールコントロール不足が感じられるというコメントがだされた。さらに、高速時 (200kt) に YAW DAMPER 系統のラダーに故障が生じ暴走した場合も、制御しきれないとのコメントである。この点については、運用法で考慮することが必要とされる。

このほかは特に問題となることはなかった。

4.5.3 SCAS/シミュレータ結合第3次試験

本試験の目的および装置の構成は前回と同じで

あるが、今回は検証手法として前回と異なる新しい方法を取り入れた。

前回迄の手法では次のような欠点があった。

- ① ある決められたパルス/ステップ入力による検証はある状態の検証にはよいが、プログラム内のすべてのスケジュールゲインの値をチェックできない。
- ② シザースイッチ (脚があがっているかの判定スイッチ) のオン/オフによって定められているリミッタの機能チェックが行われない。
- ③ シミュレータ計算機の演算周期が 80 msec であり、SCAS コンピュータの演算周期の 40 msec より長いため、動特性比較の中で早い現象については、差を生じて装置の原因で許容せざるを得ない。

(1) 検証方法

本試験では前回迄の不備をなくすことを目的に次のような検証法を採り入れた。

図 4.5.3-1 に本手法を示す。すなわち、シミュレータ計算機で三角波、パルス波あるいはステップ波を発生させ、この信号を搭載用 SCAS とシミュレータ内の SCAS プログラムの両方に同時に加える。この時信号は多種用意し、試験対象に応じていくつかの信号を同時に加える。そして、この入

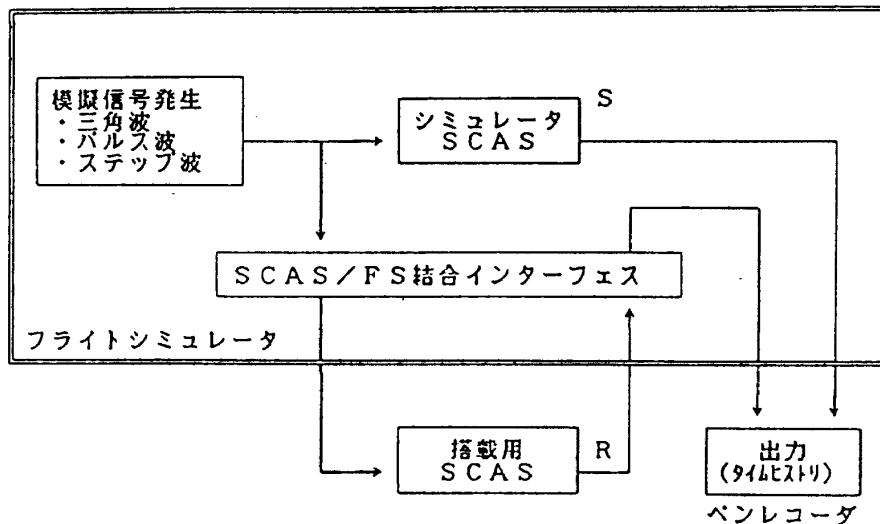


図 4.5.3-1 SCAS/シミュレータ結合第3次試験検証手法

力信号に対する出力信号をペンレコーダに同時に記録する。この新しい検証法は次の特徴をもつ。

- ① 全てのセンサ信号に関し、その作動範囲全域に渡って変化したのと等価な信号を発生させるので制御則処理の詳細な検討が可能となる。
- ② 2つのSCASプログラムの出力を同時に出力して比較しているので良否の判定が容易である。
- ③ 実時間信号ではなく現象を引きのばした方式でチェックできる。
- ④ 確認試験にパイロットを要しない。

特に4番目の特徴は効果的で、今迄の検証法では離陸から着陸まで各種大気条件のもとでの試験をパイロットにより試験するため試験日程、機器のセット等に多大の労力を必要としていた。今回の手法は単に定められた信号を両SCASに印加するだけでSCAS機能の全てを検証できるので試験が非常に容易になった。

入力信号の発生としては、図4.5.3-2の左側に示すように4種の発振器をシミュレータ計算機内のプログラムで作成し、この4種類の発振信号を組み合わせ、SCASプログラムの入力としプログラムを検証する。各発振器の信号の周期($T_{w1} \sim T_{wm}$)はシミュレータの制御卓にあるデジタルスイッチで設定する。

試験は前2回の試験後に改修された部分が主対象であるが、従来と異なりSCASの全信号領域の試験であるため全モードに渡って試験を行った。

SCASは速度信号(CASあるいはTAS)やパイロット操舵信号(δ_w, δ_p など)、あるいは角速度信号を受けて各モードが作動するので、これらの信号のかわりにA, B, C, Dのいずれかを用いてチェックする。同図の右側が発振器の選択で、この後適当なゲイン($G_1 \sim G_m$)をかけさらにバイアスの必要時はこのセットもしてSCASの入力信号とする。

(2) 試験方法

(a) 三角波応答試験の方法

任意の飛行条件(形態、機速、シーザスイッチ位置など)を与えて、SCAS制御則が入力している約20の信号を前述のソフト発振器A, Bにより発生させて、搭載用SCASプログラムおよびシミュレータ用SCASプログラムへこの信号を入力し、両SCASプログラムからの出力信号をペンレコーダに記録する。

(b) パルス/ステップ応答評価試験

前2回の手法と同じように、SCAS各モードをエンゲージして昇降舵、ラダー、エルロン、などがパルスもしくはステップ状に変化した場合を想定し、その応答を調べる。発振器としてはCかDを用いる。

(c) パイロット操舵応答評価試験

この試験は、今回から導入した新しい検証法を補完する意味と、新しい制御則のパイロットによる評価を得る目的でなされた。

これも前2回と同じである。操縦は主として

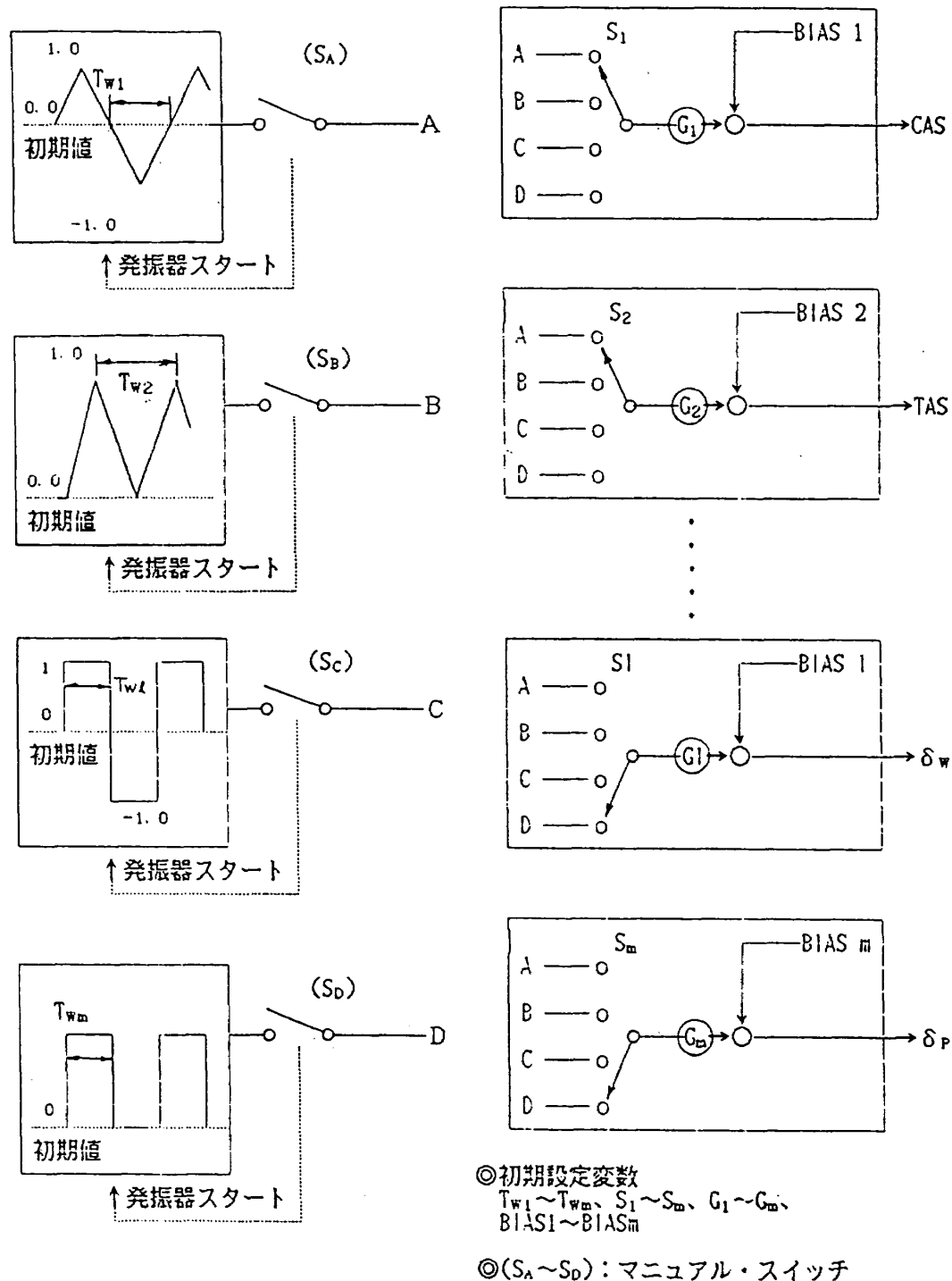


図 4.5.3-2 信号発生方式

SCAS形態での着陸時にSCASの各モードを適宜エンゲージして、そのモードについて搭載用と飛行シミュレータのSCASとを比較する形で試験を実施した。

(3) 試験結果

(a) 三角波応答試験結果

各SCASモードに対応してこの試験を行った。試験結果の1例を図4.5.3-3(a),(b)に示す。

各図ともデジタル記録をグラフィックディスプレイに出力したものである。実線(搭載用SCAS出力)と点線(飛行シミュレータ用SCAS出力)との差が無いとみなせる。他のモードに対しても同様の試験結果が得られた。試験中一部差が見られるものがあったが、原因はシミュレータ側のソフトにあり、改修の結果一致するようになった。この結果、三角波信号に対しては両プ

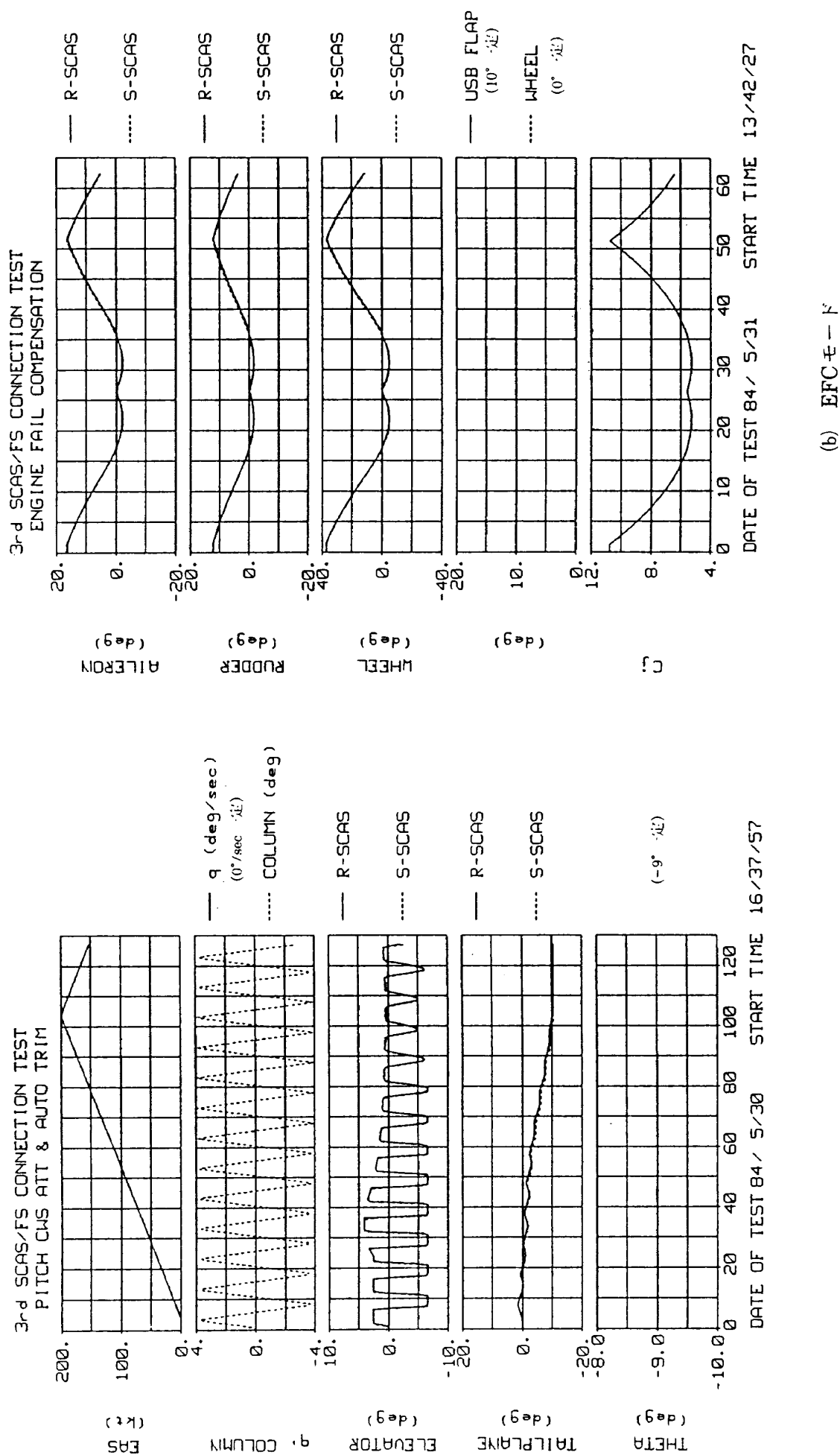


図 4.5.3-3 三角波応答試験結果例

ログラムとも差がなく、設計通りに作成されていると判定した。

(b) パルス/ステップ応答評価試験結果

本試験も各SCASモードに対して試験を行った。試験では搭載用SCASとシミュレータ内のSCASの出力に差が見られるモードがあった。PITCH CWSの応答であり、調査の結果、設計ではゲインスケジュールに使用する較正対気速度(CAS)信号に時定数1秒のノイズフィルタを入れることに変更されたが、シミュレータのSCASプログラムがまだ変更されていなかったためとわかった。シミュレータのSCASプログラムを修正し再度試験を行って差がなくなったことを確認した。この時の出力の応答波形を図4.5.3-4に示す。フィルタ有と無ではっきり差がわかり、本試験手法が効果的であることが実証された。

パルス/ステップ応答評価試験は、いくつかのモードの組み合わせ試験が含まれているが、この場合においても、両プログラムの差は上記以外見られないため、共に設計通りに作成されていると判定された。

(c) パイロット操舵応答試験

この結果も前2回と同じで、パイロットからは「両プログラムの差はわからない」というコメントがだされた。

以上より、搭載用SCASプログラムと飛行シミュレータ用SCASプログラムは、共に設計通りに作成されていると判定される。

4.5.4 SCAS/シミュレータ結合第4次試験

第3次の試験後にSCAS制御則が改訂になったのに従い行われた。今回の試験方法は前回に新しく開発した同時直接比較法を用いた。

ただし、今回よりSCASプログラムの中の制御則のみ検証するようにし、このために比較検証が容易となる検証システムを作製した。

(1) SCASプログラム検証システム

本検証システムのハードウェア接続構成を図4.5.4-1に示す。シミュレータに接続する搭載用SCAS機器を変更したが、シミュレータ側はこれまでと変化はない。搭載用としては計算機部の多重系の3台を1台のみ用い、多重系管理を行わないようにするためこの部分を内部ソフトウェアでスキップするようにした。

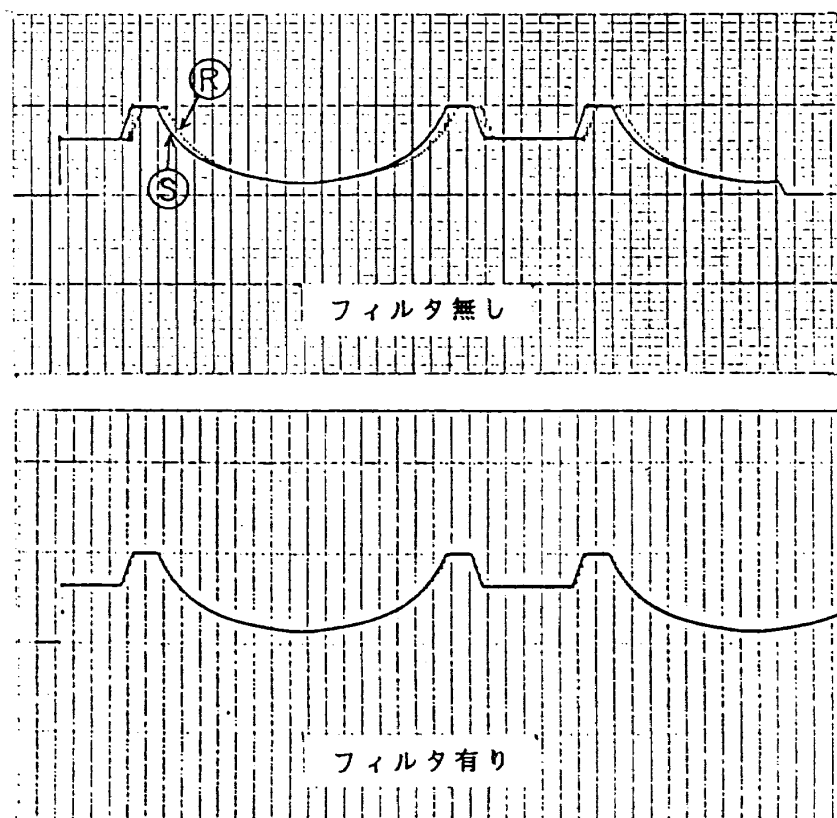


図4.5.3-4 ステップ応答波形比較例（フィルタ有、無）

すなわち多重系管理のFDIR (Fault Detection, Isolation and Reconfiguration) 機能については従来までに十分検証が済んでいるので、この機能がなくてもSCAS制御則の評価を行えるようにした。これにより搭載用計算機は1台で試験が行える。図4.5.4-2にシミュレータ装置のそばに設置された検証システムを示す。

(2) 試験プログラムのセット

検証用システムの搭載用計算機へのSCASプロ

グラムのロード法も従来の紙テープによる方法をフロッピーディスクを用いる方式に今回より変えた。全体の流れを図4.5.4-3に示すが次の手順により行った。

① SCASプログラムのフロッピーディスクへのダンプ

搭載用SCASのプログラムはSTOL実験機が置かれている岐阜に設置してある搭載計算機支援システムにより開発される。このプログラム

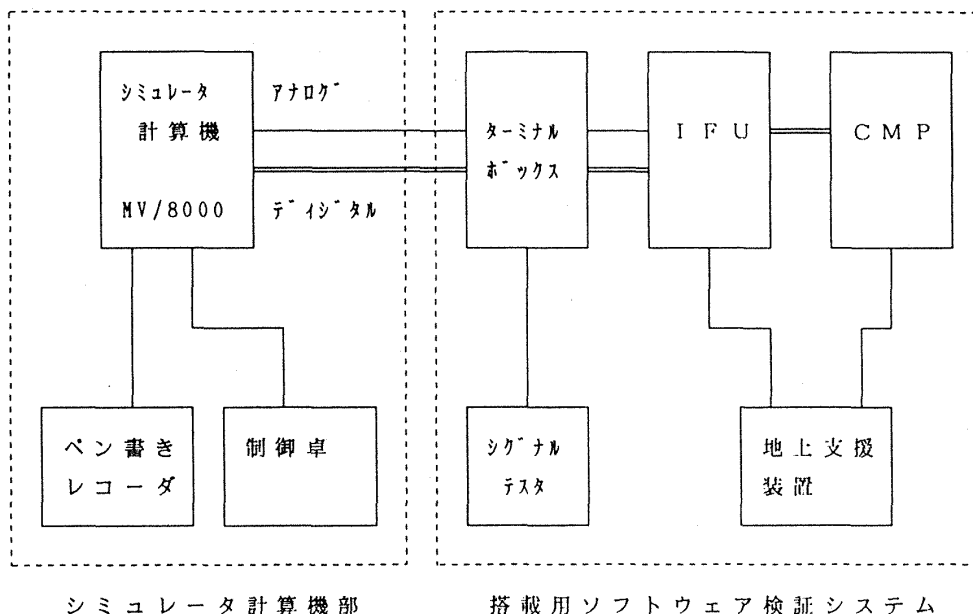


図4.5.4-1 検証システムハードウェア接続図

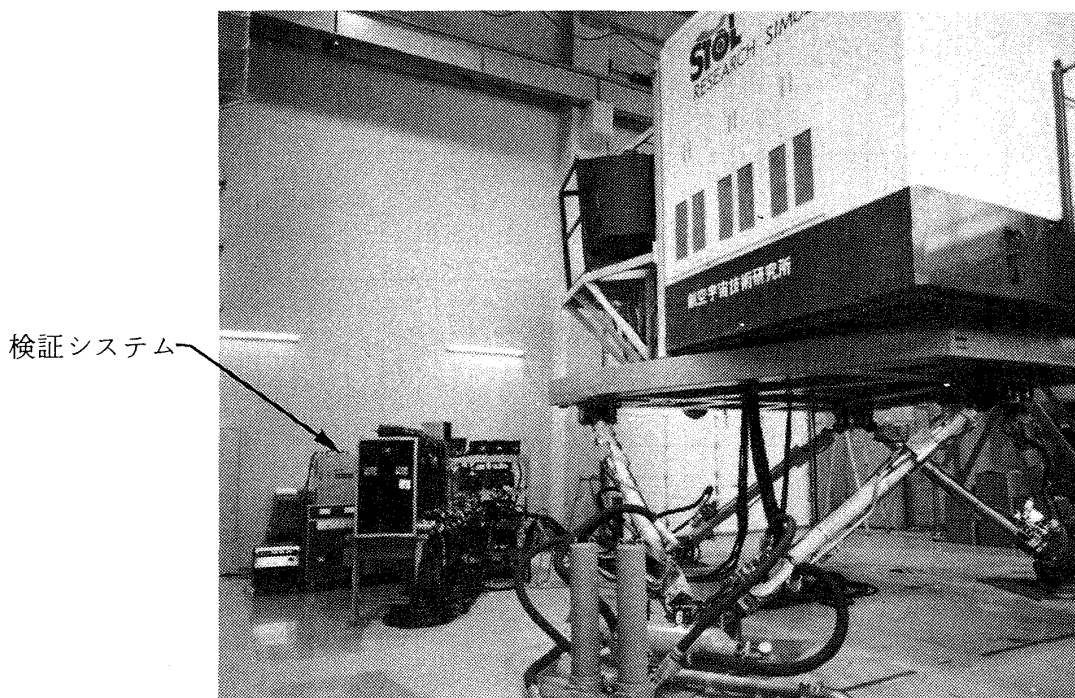


図4.5.4-2 シミュレータ室に設置した検証システム

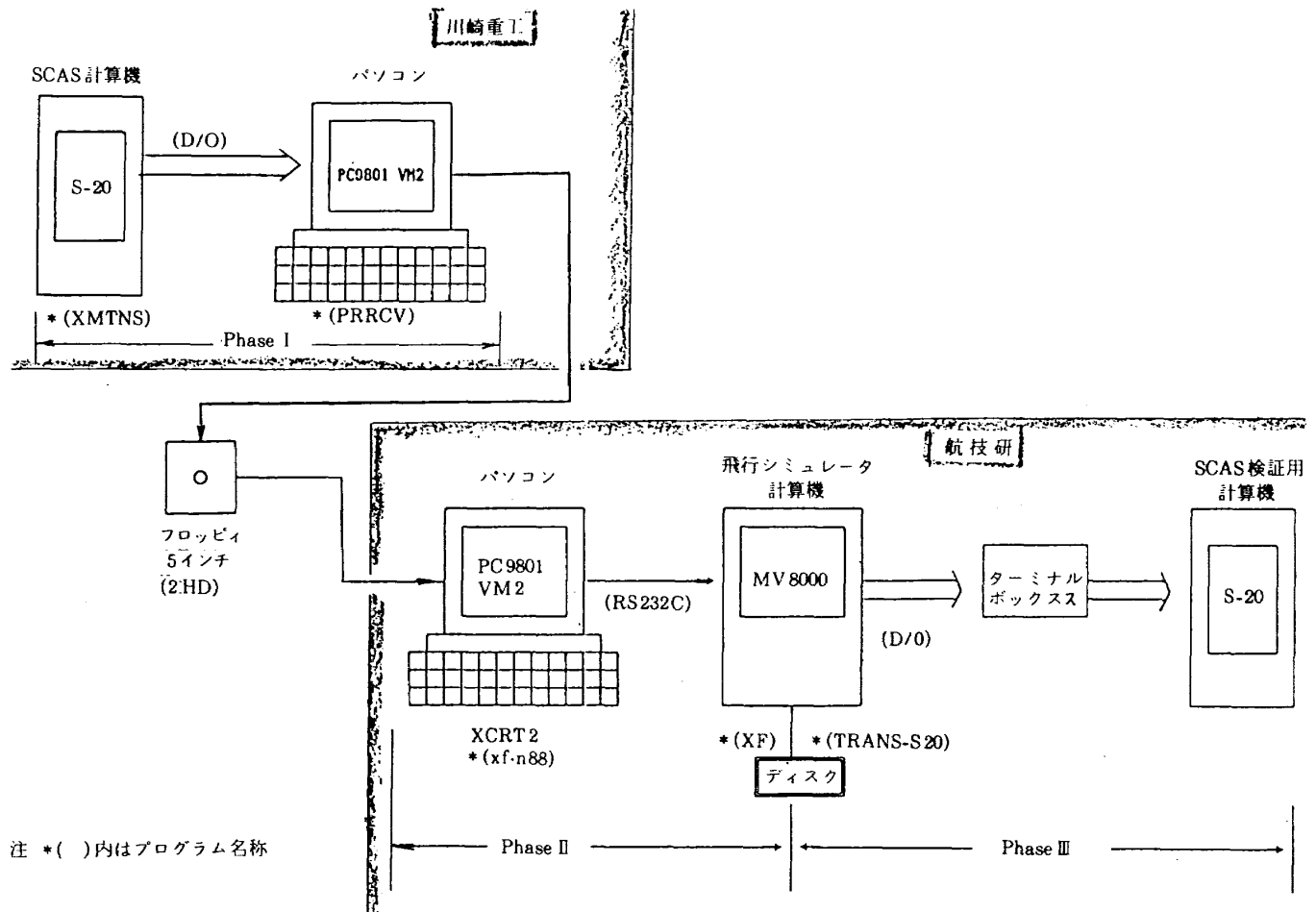


図 4.5.4-3 プログラムロード手順

の検証を飛行シミュレータと結合してある検証システムにより行うため、まず搭載用SCASコンピュータからディスクリートラインを用い、岐阜においてあるパソコン(PC9801 VM2)のフロッピーディスクへプログラムをコピーする。

② 飛行シミュレータ計算機への転送

上記フロッピーディスクを航技研の飛行シミュレータに接続してあるパソコン(PC9801 VM2)に入れ、ここより飛行シミュレータ主計算機(MV/8000)にロードし、一旦この主計算機に接続されるディスクにいれる。

③ 検証用搭載SCAS計算機への転送

MV/8000のディスク内のプログラムは、ターミナルボックスを介してディスクリートラインで接続されている検証用SCAS計算機へ転送されロードされる。

(3) 試験方法

前回と同じ手法により、制御則のプログラムに

ついてのみ搭載用SCAS計算機プログラムとシミュレータSCASプログラムの比較により検証を行った。

入力波形は、パルス、ステップ、三角波である。出力は両SCAS出力をペンレコーダに同時出力した。

(4) 試験結果

試験の結果、両SCASの全ての制御則プログラムとも設計通りに作成されていることが確認された。また、今回から制御則プログラムのみを検証できることにより、検証作業の効率が著しく向上した。

4.6 システム結合電磁干渉試験

(1) 試験目的

電磁干渉試験としては、コンピュータ予備試験、認定試験などでも実施されたが、それらは個々の機器についてである。本試験における目的は

SCAS構成機器を実際の搭載状態と同じように電磁シールド室に配置し、SCAS全体を結合した状態で耐電磁干渉性を確認することである。

(2) 試験項目

SCASを作動状態にして「放射性エミッション」、
「放射性感受性」について試験する。

(a) 放射性エミッション(RE02)

10kHz～1.2GHzの周波数範囲における電界放射レベルが許容値以内である事を調べる。

(b) 放射感受性(RS03)

HF、VHFおよびUHFの周波数範囲で規定の電界強度をかけ、SCASが誤作動しない事を確認する。

(3) 成 果

(a) 放射性エミッション試験では、要求を全て満足した。

(b) 放射性感受性試験では有害となる干渉はなかった。

ただし、2～30MHzでは高周波電力増幅器の性能劣化のため、規定の電界強度をかける事ができなかった。STOL機はこの帯域を使用するHF無線機を搭載しないため、SCASはこの帯域の放射電解を受けることはない。また、各機器単体で本試験を実施しているため、2～30MHzでの試験は規定10v/mに対して7.1v/mで実施し、異常のな

い事を確認した。

4.7 SCAS/リグ結合試験

操縦系統機能試験において、SCASと操縦系統機能試験装置(リグ)を結合した試験が下記の如く実施された。

(1) SCAS/リグ結合第1回試験

操縦系統試験装置(テストリグ)自体の機能確認は第1次操縦系統機能試験として実施され、この時はSCASは結合されていない。このためこの試験の後の試験を第1回、第2回として以下に示す。なお、本試験にてSCASを含めた全系統の機能が確認された。

(2) SCAS/リグ結合第2回試験

本試験では第1回試験以降の設計変更の確認、およびパイロットを含めたシミュレーション試験を実施し大気擾乱の影響などを試験した。

図4.7-1にテストリグ装置をまた図4.7-2に接続機器の一部を示す。

操縦系統機能試験は、その後2回ほど実施されたが、SCAS主体の試験は上記2回だけであるのでここではその概要を示す。

4.7.1 SCAS/リグ結合第1回試験

(1) 試験の目的

本試験では「SCAS」および「SCAS+機力操縦

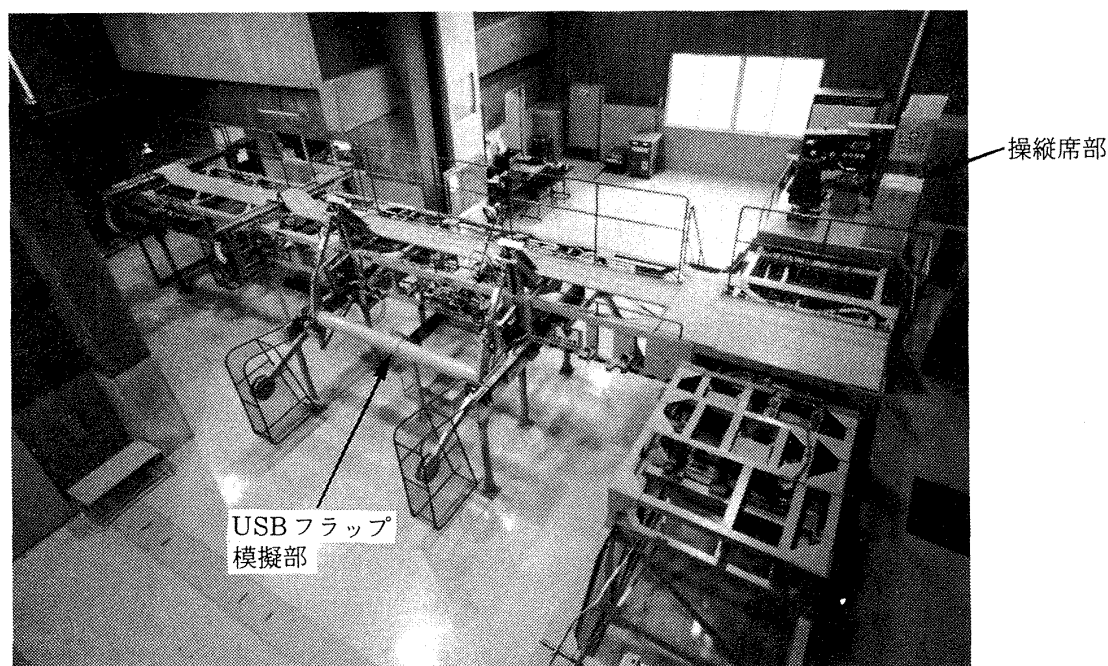


図4.7-1 テストリグ装置

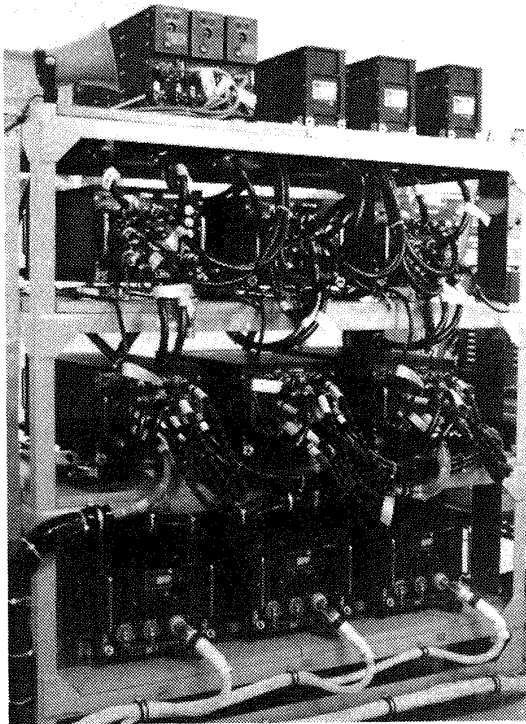


図 4.7.2 リグ試験結合機器の一部

装置」の基本的な特性（静特性、動特性、故障模擬等）のデータを取得すると共にパイロット操作によるシミュレーション試験を実施して操縦性・飛行性に関する部分評価も得ることを目的とした。主として下記の項目の確認を行う。

- ① SCASと機力操縦装置の設計上の問題点の有無および性能の確認を行う。
- ② SCASの関連機器に模擬故障を発生させ、①項と同様の確認を行う。
- ③ パイロット・シミュレーション・テストにより、機体の操縦特性および飛行性の確認を行う。ただし、飛行性に関しては、フライトシミュレータ試験が基本であり本試験はバックアップとして扱う。

(2) 試験項目および結果

本試験に入る前にSCASとリグ装置の調整試験を実施した。この試験項目と結果を表 4.7.1-1 に

表 4.7.1-1 SCAS/リグ結合調整試験項目と試験結果

NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策/効果	備考
1	ポジション・センサの調整	スロットル、FPC、USBフラップ・レバー、コラム、ホイール、ペダルなどの操作量対センサの出力	下記以外良好 (1)ポジション・センサ処理回路の調整方法の明確 (2)シリーズ・サーボ・アクチュエータ(S.S.A)の極性が逆 (3)コラム、ホイール、ペダルの極性が逆 (4)スロットル系の非線形の影響あり	(1)P.Sのジグ($\pm 1^{\circ}$)により $\pm 10^{\circ}$ で調整(実機も同様処理) (2)暫定的にリグ側配線を変更(実機はS.S.Aを修正) (3)リグ側のみの事項で、直ちに修正 (4)ソフト側にて補正(実機も同様)	58.6月SSAにて修正済
2	SCAS電動サーボの作動確認	(1)USBフラップ・レバー対舵角測定ジャミング・センサの作動確認 (2)DLCモータおよびTDUの作動確認	下記以外良好 (1)DDCモータおよびTDUの回転方向が逆 (2)DDCモータがフラップ「0°」でストール (3)DDC、DLCおよびTDU電動サーボ・モデル(周波数特性)と実際のモデルと不一致	(1)RIG側配線を変更(実機も同様) (2)メカ側の「0°」を僅かにUP側へ修正してストールを防止(実機ではSCACの調整をメカの「0°」より僅かにDOWN側へ設定) (3)モデルを実物に合わせて修正(実機も同様)	(ポジション・センサ)
3	S.S.Aの作動確認	S.S.Aの作動、干渉、INDおよびストローク確認	良好 ただし、右舷側がないためAILRON、S/S INDゲインを2倍		
4	SCAS用テストの機能確認	IRU、LASPおよびECUのテストの機能確認	下記以外良好 (1)IRUアダプタ・テスト出力がEXT入力時変動 (2)LASPテスト出力が外部入力(アナコンからの速度信号)の時、オフセットあり	(1)業者により改修実施 (2)業者にて不具合対策を検討し改修(グラウンド配線の変更)	確認は第2回試験へ持越し
5	SCAS機能試験	電源投入、プリフライト・チェックおよび各モード・エンゲージの確認	下記以外は良好 (1)CH2.のコンピュータが故障すると共に全CHが作動停止 (2)LASP(7項参照)	(1)CH.2のメモリ・モジュールを交換。また、単一故障で全CH停止を防ぐために共通ラインの削除(実機も同様) (2)LASP(7項参照)	後者は第2回試験にて実施
6	PCM調整	計測器材の設定	良好		
7	LASP作動確認	LASPテストより信号を印加して、LASP出力の確認	以下に示す如く機能不良 (1)電源投入時、時々作動不能 (2)作動中、時々FAILランプが点灯 (3)特定速度で出力が低下	業者にて、不具合原因を調査し、対策を実施	確認は、第2回試験で実施

示す。この結果を受けて行ったSCAS試験の項目と試験結果を表4.7.1-2に（故障模擬試験を含む）また、「SCAS+機力操縦系統」試験の項目と試験結果を表4.7.1-3に示す。さらにパイロットを含めたシミュレーション試験項目と試験結果は表4.7.1-4に示す。この後行われた追加試験項目とその結果を表4.7.1-5に示す。

(3) 試験の結果

各試験項目に対する成果は表4.7.1-1～表4.7.1-5に記載してある。以下に、成果の概要を示す。

(a) SCASの調整において、以下の系統の調整手順を明確にすることができた。

- ・ポジションセンサの取付および出力調整

- ・シリーズサーボアクチュエータの出力およびモニタ回路調整
- ・電動サーボモータ出力およびサーボモデル調整
- ・USBフラップ系統の調整

(b) SCASおよびSCAS+操力操縦試験では、以下の問題点が判明し、改善策を検討し追加試験を行った結果、有効である事を確認した。

- ・キックバック防止リミッタにエレベータDOWN側で舵角と不一致がある。
これについてはソフトウェアを実物に合わせて修正した。
- ・スポイラミキサのガタ補償を行うと、DLCサ

表 4.7.1-2 SCAS/リグ結合試験SCAS試験項目と試験結果

NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策/効果	備 考
1	静特性試験	各センサ信号をSCAS CMPTRに 入力し、次のモードでの静特 性測定 (1)CTOL Y/D,AIL系統 (2)CTOL Y/D,ELEV系統 (3)CTOL Y/D,RUD系統 (4)PITCH ATT,CWS,ELEV系統 (5)ROLL CWS,AIL系統 (6)βCMD,RUD系統 (7)SPEED HOLD,DDC系統 (8)FPC,TDU,DLC系統	下記以外は良好 (1)CTOL Y/D, δ_c/δ_e にて $\delta_c \rightarrow$ 大で δ_e 減少 (2)βCMD静特性測定時にMTU電 源故障 (3)DLCモータのヒステリシス大 (4)USBフラップUP↔DOWN時、速度 切換点が変動 (5)DDCにてUP時、MASTER SW 「OFF」↔「ON」にて舵角が変化 (6)ROLL CWS,AILのゲイン小 (74°/80°=1.1/ソフト) (7)スポイラ・ミキサのガタ補償 対策不十分 (8) δ_e 用ポジションセンサの非線形性	(1)ソフトウェアで補正 (2)電源モジュール交換(実機対策不要) (3)部品不具合、修正(実機対策不要) (4)現状のまゝとし、運用上支障なし (実機対策不要) (5)表1.2(2)項と同様 (6)現状のまゝ(実機対策不要) (7)ソフトウェアを変更(実機も同様) (8)ソフトウェアで補正(実機も同様)	モード(1)および (2)第4次制御則 では廃止
2	過渡応答試験	各センサ信号をSCAS CMPTRに ステップ入力し、次のモード でのステップ応答測定 (1)CTOL Y/D,AIL系統 (2)CTOL Y/D,ELEV系統 (3)CTOL Y/D,RUD系統 (4)PITCH ATT,CWS,ELEV系統 (5)PITCH RATE,CWS,ELEV系統 (6)ROLL CWS,AIL系統 (7)βCMD,RUD系統 (8)SPEED HOLD,DDC系統 (9)FPC,TDU,DLC系統 (10)EFC,RUD,AIL,SPOIL系統	良好		
3	周波数応答	正弦波の各センサ入力をSCAS CMPTRに入力し、次のモードで の周波数応答を測定 前2項の(1)～(8)のモード	良好		
4	故障模擬試験 (1)センサ故障 a.ポジション・センサ ($\delta_c, \delta_e, \delta_{FPC}, \delta_{USB}$) b. IRU(θ, ϕ) c. IRU(p, q, r, n_x, n_y, v_s) d. IASP(V) e. DADC f. αセンサ	各センサ信号を1st,2nd,AIL failの故障を模擬して下記を 試験 (1)舵面過渡応答 (2)舵面コンスタント・レート (3)故障表示	下記以外は良好 (1)センサ1重系時の許容変化率 が小さいと、2nd fail時に3chす べてがfail また、「αセンサ」にてラダー に3系統故障させるとトランジ エントが大(故障後、信号を“0” に固定しているため)	(1)故障検出ロジック又は検出レベルを 変更(実機も同様) (2)故障直前の信号値を保持 (実機も同様)	

表 4.7.1-2 (続き)

NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策／効果	備 考
4	(2) YOTER 回路故障	S, S, Aの ΔP 信号を故障させ、 前項と同じ確認を行うと共に プリフライト・テスト機能を 確認	(2)良好		
	(3) ポジション ・フィードバック 故障	S, S, AのPOS, F/B信号および入 力信号を故障させ、前項と同 じ確認	(3)シャットダウン後、SSAのセ ンタリングが遅い(AIL&ELEV) RUDは良好	AIL&ELEVは単品不具合→業者にて再調整 (実機も同様) SPOILは正確測定実施できないので業者 確認後再調整	
	(4) SSA故障	(1)ELEVの負荷を10倍にして、 機能を確認 (2)SSAのセンタリング・スプ リングを外して機能を確認	良好		
	(5) サーボ・ モータ故障	フォローアップ(ポジション フィードバック)回路を故障 させ挙動を確認	下記以外良好 (1)出力が0付近の微小信号の場 合、暴走	DDCおよびDLC系のコマンド信号にバイア スを附加し、故障を検出(実機も同様)	
	(6) 油圧故障	油圧1系統および2系統故障さ せ操舵時の特性を確認 (1)舵面の過渡応答 (2)舵面のコンスタント・ レート (3)故障表示	良好		
	(7) 電源故障	SCAS電源の変動(AC電圧 周波数)と瞬断時の状況を確認 (1)舵面の過渡応答 (2)故障表示	AC電圧変動時、サーボ・モータ出 力が僅かに変動するが特に問題 なし		
	(8) EMI	上記試験を通じて相互干渉の ないことを確認	良好		

表 4.7.1-3 SCAS+機力操縦系統試験項目と試験結果

NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策／効果	備 考
1	静特性	表2.1項と同様 (1)CTOL Y/D, AIL系統 (2)CTOL Y/D, ELEV系統 (3)PITCH ATT, CWS, ELEV系統 (4)ROLL CWS, AIL系統 (5) β CND, RUD系統	良好		
2	過渡応答	表2.2項と同様 ケースは上記1項と同じ	下記以外良好 (1)CTOL Y/Dでのステップ応答でエ ルロン舵角に 0.4° (ピーク)20 Hzの 悪い振動あり (2)ROLL CWS ONにてエルロン舵面に わずかな振動あり	(1)本試験ではそのまま (2)本試験ではそのまま (実機および第2回試験でモニタ)	
3	周波数応答試験	揺動加振機にて、0.1~5.0 Hzま での周波数応答を求める。 ケースは、上記2項と同じ	良好		

表 4.7.1-4 パイロット・シミュレーション試験項目と試験結果

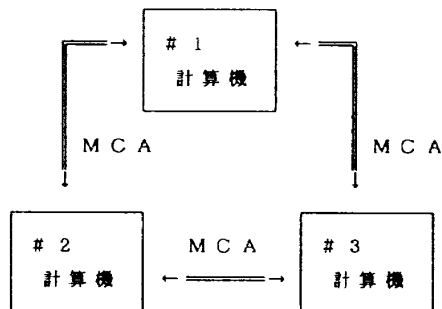
NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策／効果	備 考
1	閉ループ特性の確認	$\delta_c, \delta_w, \delta_p, \delta_{FPC}$ 操作入力とセンサ入力に対する舵面・機体運動のバース応答および周波数応答を確認	下記以外は良好 (1)PITCH CWS(特にATTモード)およびROLL CWS ONでコラム(またはホイール)操作中に若干の振動 (2) $\delta_c, \delta_a, \delta_r$ に微小振動あり (3)パイロット・シミュレーションにて「縦静安定が弱い」コメントあり[表4-2-(4)参照]	(1)ECUのポスト・フィルタの時定数を20msecから50msecに変更して、パイロットからはACCEPTABLEの評価(実機も同様対策実施) (2) δ_c にリミット・サイクルがあるが、許容範囲内。他は問題なし。ただし第2回試験でもチェック (3)第1回試験では、そのまま。ただし第2回試験で M_{α}, M_{α} を修正後確認	機体運動はアナコンによる模擬
2	正常作動試験	STOL(72kt, $\gamma = -6^\circ, 0^\circ$)および巡航(200kt, C/N)にてSCAS機器の特性及び操縦装置の特性などについて評価・所見の入手 また、飛行性も同様に評価・所見(参考)を入手	パイロット・コメントは以下の通り (1)操縦装置の特性(ブレークアウト・フォース、ガタ、操舵力など)は良好。但し、次のコメントあり (2)スロットル系統の操作力過大(4本合計で5.1kg程度が限界) (3)横の操縦力は「ガタや、大でブレークアウト・フォースの立上り急で大きく、センタリングが強い」 (4)飛行性: VISUAL及びADIがないため、判断しにくい次の通り ①SCAS「ON」→FST結果と大差なし ②BARE→スパイラル、フゴイドなどが入り情報量が少ないためコメントしにくい操縦可能 ③横のスポイラ特性およびS/B使用時スポイラの効きにアンバランス特性有 ④S/B使用時PITCH UP大(C/N 200kt) ⑤C/N200ktでのトリム・バンドが約15kt(片側) ⑥C/N200ktで縦の静安定弱い ⑦ボール・インディケータの動き不完全	(1)第1回試験でPENDING ①エレベータ小舵応答、②エルロンUP側減速現象、③エレベータSSA ロックメカの変形はいずれもパイロット操作では感知されず問題なし (2)エンジン側で検討中 (3)実機フリクションが判明次第、リグに反映してチェック(58.7月以降) リグに於ける δ_{SPR} の模擬方法が良くない。第2回試験で修正確認 スポイラの空気力は微係数を線形模擬から折点近似にする。また、エレベータ・フィードを正規(今まで260相当)に修正 M_{α}, M_{α} の設定が誤り 第2回試験で修正確認 全 上 ボール計出力のプログラムをチェックし第2回試験で確認	第2回で確認
3	故障模擬試験	前項の試験後、飛行中に次の模擬故障を発生させ、安全に飛行できることを確認 (1)油圧1系統故障 (2)S. S. A. 故障 (3)コンピュータ故障 (4)AC電源瞬断 (5)センサ故障 (6)EFC特性 更に、次の試験を追加実施 (1)ECU故障 (2)油圧2系統故障 (3)ELEV. S. S. A. の暴走(STOL 72kt) (4)DDCモータ暴走(STOL 72kt)	下記以外は良好 ・EFCによる効果が少ない。 (1)設計通りの作動を確認 (2)スポイラ「UP」状態にあると右ロールが発生し、対応困難 (3) $\Delta \theta \approx 30, \Delta \theta$ が大きい、支えるのに大きな力が必要。その後DISENGすれば操縦可能 (4)暴走は止められない。PITCH変化および速度変化は小(オーバーライドは、DISENG後実施する)	表4.7.1-5の追加試験実施 (2)No.2(4)、③項と同様 (3)RIG固有の話であり、実機対策不要) (3)VISUAL, ADIなどがあれば十分対応可能。また、当面はオーソリテイ・リミッタを使用 (4)現状のまま。ただし、オーバーライド時ジャミング・センサが一時的に動くことあり。その場合は手を離して再度オーバーライドする	

表 4.7.1-5 追加試験項目と試験結果

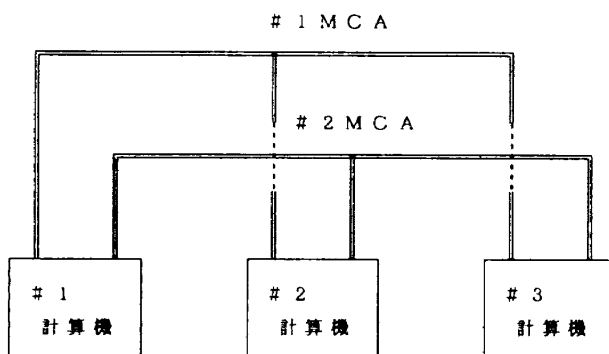
NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策／効果	備 考
1	エレベータ・リミッタ改善	表4.7.1-1 No.1の(1)の対策確認	良好		
2	スロットル・ポジションセンサ非線形改善	表4.7.1-1 No.1の(4)の対策確認	良好		
3	スポイラ・ミキサのガタ補償改善	DLCコマンドにガタ補償付加(表4.7.1-2 No.1(7)の対策)	S/Bレバーのハンチング運動の頻度が減少		

表 4.7.1-5 (続き)

NO	試験項目	内 容	成果又は問題点	対策／効果	備 考
4	PITCH & ROLL CWS ON時のリミット・サイクル確認	三舵の残留振動を確認 (表4.7.1-4 №1の(2)の調査)	下記以外は良好 (1)P.CWSモードエンゲージにてリミット・サイクル発生 (2)ROLL CWS & β CWSでは、この傾向無	(1)許容範囲でありこのまゝ	
5	PITCH & ROLL CWS ON時SSAキックバック改善	表4.7.1-4 №1(1)の確認と対策効果の確認	パイロットからはACCEPTABLEの評価		
6	エレベータ人力操縦 (油圧 BOTH OFF)特性	油圧2系統故障時の挙動確認	パイロット・シミュレーションテストにて実施した結果、対応できることを確認		
7	EFC後のスポイラ特性	EFC後の横操縦特性把握 (表4.7.1-4 №2(3)の修正効果確認)	EFC効果がシミュレーション試験時とまだ相異	更に原因を調査し、第3次試験にて対策の確認	
8	エイリアジング確認	データ取得	θ 、 ϕ 入力時、プリフィルタの効き不良	そのまゝ、SCAS/リグ結合第2回試験にて実施	
9	オート・トリム／ビープ・スイッチによるTPI作動	・オート・トリム機能確認 ・ビープ・スイッチ作動→ソフト処理→TPI作動をパイロットシミュレーション・テストで確認	良好		
10	FPC感度1/2	・FPCの感度を小さくする制御則変更の実施	良好		
11	DDCモータ・パワー減少	モータ・パワーを下げ、オーバーライド(モータ暴走時のマニュアル・オーバーライド)方法を検討	10 Ω の抵抗挿入で40%トルク減となる。 サーボ・モデル変更不要	ストップまで暴走 また、オーバーライド方法を把握できた。(実機ではマウント・トルクを40%減とする)	
12	USBフラップ 非対称試験	非対称を模擬し、作動が停止することを確認	良好		
13	SCASブリフライト・チェック方法検討	ブリフライト手順の確立のためチェック方法確認	良好		



(a) 新 結 合 方 式 (M C A : 1 対 1)



(b) 旧 結 合 方 式 (M C A : 共 通 、 2 重)

図 4.7.1-1 MCA 結合方式の変更

ーボモータがハンチングする。

これについてはガタ補償の処理方式を変更し少なくした。

- ・スロットルポジションセンサに非線型があるため、FPCのスロットル制御精度が低下する。この対策としては非線型の補正をソフトウェアで行うようにした。
- ・SCASエンゲージ時、コラム、ホイール、およびペダル操作中に微少振動がある。この対策としてシリーズサーボアクチュエータのポストフィルタの時定数を大きくした。また、ピッチCWSをエンゲージするとリミットサイクルが発生したが、飛行特性上問題になるレベルではない事を確認した。
- (c) 故障模擬試験および故障模擬パイロットシミュレーション試験では、以下の問題点が判明し、対策を検討することになった。
- ・サーボモータのフィードバックが出力=0V付近で断線すると、故障と入力=0と区別で

きず断線のためモータが暴走する。

これについてはECUのサーボモータ制御方式（サーボバイアス追加）を検討し、修正した。

- ・センサの故障模擬で、変化率検査の許容レベルが小さい時に2ndフェイル時に全チャンネルフェイルとなる場合がある。この対策としてソフトウェアを改修した。

なお、センサは1故障の後2重系で作動させ、センサごとに決めたある幅に入っているかたえず調べている。もし一方がこの幅からずれると故障とし、次は残りの1つを1重系として用い、この信号の変化率をチェックする。変化率があらかじめ定めた値を越えるとエラーとするようにしている。

(d) 閉ループ試験およびパイロットシミュレーション試験では、SCASは正常に作動し、問題となる点はなかった。

(e) その他本試験では以下の点が判明した。

- ・SCASコンピュータの全チャンネルシャットダウンが発生した。この原因は1チャンネルの不具合がMCAを介して、他の2チャンネルのデータ交換等の正常作動を阻害したためであった。これを是正するため、MCAの結合方式

を図4.7.1-1のようにMCA共通ライン方式から1:1方式へ変更することとした。

- ・LASPの作動が不安定であり、今後の対策が必要である。

4.7.2 SCAS/リグ結合第2回試験

(1) 試験の目的

第1回試験の結果をもとにその後の設計変更の効果を確認するとともに、パイロット操舵試験による大気擾乱の影響およびエルロン/USBフラップ系統の耐久性確認などの試験を実施して、操縦系統およびSCASに関する機能確認を行う。

なお、試験では操縦系統について各種の試験が行われたが、ここではSCAS関連の試験結果について述べる。

(2) 試験項目および結果

(a) SCAS制御則試験

最新のSCAS制御則（第4次）に対してその作動確認を行った。表4.7.2-1に示す結果が得られた。全般的に良好であった。

(b) 故障模擬試験

全般的に良好であったが表4.7.2-2に示す問題が発生し対策を実施した。なお、第1回試験での未処置項目（サーボモータ故障検出、センサ

表4.7.2-1 SCAS制御則試験結果

NO	項目	内 容	成果又は問題点	処置又は対策
1	EFCモードでCJをすべて0にしたときの出力異常	EFCモードでCJをすべて0としたとき δa 、 $\delta \delta_0$ が最大出力	リグテスト用ソフトウェアを仮改修し結果良好	実機用ソフトウェア改修済
2	DDCの作動	DDC出力に段有	LASPのTASとCASの分解能が低いため	速度分解能を0.25KTまであげ…S59.6月末（リグ・テスト用及び実機共）
3	低速速度表現	0～40ktでの V_{TAS} 、 V_{TS} （ V_{TAS} にリミッタをかけた値）が40ktを表示するものと0～40ktを表示するものがあり区別が不明		特に問題はないので現状のまゝ 但し、制御則を改訂し、明確化（改訂反映済）
4	EFC時エンゲージ	CTOL L/D形態 USBフラップ角15°でスロットル操作などを行うとEFCが自動的にエンゲージされること有	15°フラップ位置は、実用上使用域であるにもかかわらず15°フラップに相当するフラップレバー位置付近でEFCがはいるように切換点を選んであることによるものでパイロットのワークロードが増えないか要チェック	制御則上EFCエンゲージはスロットルと無関係。 USBフラップ・レバー15°の位置は実機のセンタベデスタル側にデテントがあり17°（エンゲージのため）にするにはガードを越える必要有、一方リグ・テストの方にはこれらの対策がないので左記のような事項が発生（リグ上の現象であり、そのまゝ）
5	PITCH PATH CWSモードの積分上限値		δ_0 のセンタリング不良または操作により積分値が大きい時、後流側のACT管理のリミッタ（オーソリティをえないようにする）で制限される可能性有	実機用ソフトウェアは次回変更時改修実施（制御則はマスクしないように改修した） リグ・テスト用ソフトウェアは59年度中に改修
6	アクチュエータ管理リミッター値	エルロン（およびラダー）のアクチュエータ管理回路のリミッターが規定の値で不作動	ソフトウェアのパラメータ値収納アドレスに誤りがありプログラムを修正（リグ・テスト用）	実機用ソフトウェア改修済

の故障検出、ロジックの改修)については対策が実施され問題のないことを確認した。

(c) SCAS+機力操縦系統試験

本試験においては表4.7.2-3に示すようなリグ試験装置個有の現象が見られたが、実機では問題となっておらず現状のままとした。

(d) 閉ループ特性試験

第1回試験とほとんど変らない結果が得られ

た。しかし表4.7.2-4に示すリミットサイクルができることが指摘されたが、対策は不用であると判定された。

(e) パイロット・シミュレーション試験

大気擾乱を与えて実施したがSCASは十分な機能を有し非常に有効であることが確認できた。

ピッチCWSエンゲージ時にリミットサイクルが発生することが前回迄の試験で出されていた

表4.7.2-2 故障模擬試験結果

NO	項 目	内 容	成果又は問題点	処置又は対策
1	サーボモータ 故障	第1回試験でサーボモータのフィードバック回路をオープンしても故障を検出しない場合有	DLCおよびDDCでは暴走を起さないことを確認(リグ・テスト用は第1回試験後改修済)	実機用ECUを改修済
2	故障検出論理	故障検出論理 FDIR許容レベル内でLVDT、RVDTを2チャンネルオープンしておきさらに残りの1チャンネルを作動させると正常チャンネルが故障と判定 α、βセンサでは、中間値がステップ状に変化したとき全チャンネル同時FAILとなる可能性有	故障検出論理は設計通りに作動している。本故障検出論理では左記の2点を補う必要があることが判明。しかしながらパイロットドシミュレーション試験で確認した結果現在のSCAS運用法およびパラメタ閾値では飛行安全上問題がないことが判明	現状のまゝ
3	DADCの故障 検出レベル	許容レベルが小さすぎFAIL灯が点灯	DADCの全圧の故障許容レベルが20mV	リグ・テスト用および実機用ソフト・ウェアの検出レベル変更済

表4.7.2-3 SCAS+機力操縦系統試験結果

NO	項 目	内 容	成果又は問題点	処置又は対策
1	エルロン振動	ROLL CWS下にてエルロン舵面過渡応答に微小振動を検出。また、単体で比較的速く作動させると振動成分が重量	約20～25Hzでのレゾナンスの減衰係数が小さいためと考えられた。またSCASのサイクルタイムが影響しているとも考えられ今後さらに解析	以下の理由により、現状のまま (1)パイロットド・シミュレーション・テストにて特に問題無 (2)実機ではリグ・テストのように各構成品の共振は発生しにくく、かつ大きさも小 リグ・テスト：アクチュエータ、操縦索およびオーバーライド・スプリングの固有振動数が20～25Hz付近に有 実 機：操縦索は約10Hz、オーバーライド・スプリングは約20Hzとなり、共振しにくい

表 4.7.2-4 閉ループ特性試験指摘項目と対策

NO	項 目	内 容	成果又は問題点	処置又は対策
1	リミット サイクル	ピッチ系統にリミットサイクル発生	ピッチCWSのゲインを変更してリミットサイクルの様子を確認。ゲインを下 げれば発生せず、現在のゲインでも振 幅が小さく、MIL-F-9490D、MIL-F-8785B 規格内なので現時点で改修は不要	不 要

が、パイロットには感じられない程度のものである事を確認した。

(f) その他本試験では以下の点を確認された。

- ・ SCASのMCA 結合方式を1対1 結合にし、正常に作動することを確認した。また、本試験中にコンピュータ関連の故障は発生しなかった。
- ・ LASPに関しては、作動中に時々FAIL ランプが点灯するなど、作動不安定が見られるため今後、故障調査およびその改善を実施することとした。

4.8 HUD開発試験

HUD(Head Up Display)は空中模擬着陸試験およびSTOL実着陸の着陸援助装置として開発された。この開発に際し以下の試験が実施された。

- (1) HUD/フライト・シミュレータ結合試験(第1次)
- (2) HUD/IRS 結合試験
- (3) HUD/IRSのQUEEN AIR(B-65)による飛行試験

上記の試験以外に、59年度に第2次フライト・シミュレータ結合試験を実施したが、この試験では上記3種の試験結果を反映した最終確認であり、特に開発に関する問題点は生じなかった。以下では上記3種の試験結果についてその概要を述べる。

4.8.1 HUD/シミュレータ結合試験

(1) 試験の目的

本試験の目的は実物のHUDを航技研のフライト・シミュレータに結合し、実機搭載を想定してパイロットによる評価試験を行い、HUDの有効性を確認する。

(2) 試験機器構成

HUDは以下のものより構成されている。

- ① CSG:Computer Symbol Generator テスタ
- ② PDU:Pilot Display Unit
- ③ PCP:Pilot Control Panel

図4.8.1-1に試験時の構成を示す。また前出の図4.5.1-3にシミュレータ操縦席に取付けられたHUD表示部が示されている。HUDとフライト・シミュレータとの信号の結合はARINCインターフェースおよびHUDテストを介して行った。

(3) 試験方法

実施した試験項目とその概要は次の通りである。

- ① 作動確認
- ② エアワーク

HUDのみで水平直線、上昇降下、旋回等の基本的な飛行が可能か調べる。また、パイロットの慣熟も行う。

③ CTOL着陸/STOL着陸

CTOL形態/STOL形態にて進入着陸を行う。

④ 空中模擬着陸

HUD上に滑走路を描き、それに向って進入着陸を行う。

各試験項目の評価は以下の点から求めた。

- ① パイロット・コメント
- ② シミュレータ計算機により、接地点の分散とGS/LOC偏差の2乗平均値による評価

(4) 試験結果

主として進入着陸の結果について述べる。

① 接地点の分散

接地点の分散に関してはHUDの直接的な効果は顕著ではない。飛行の最終段階では、

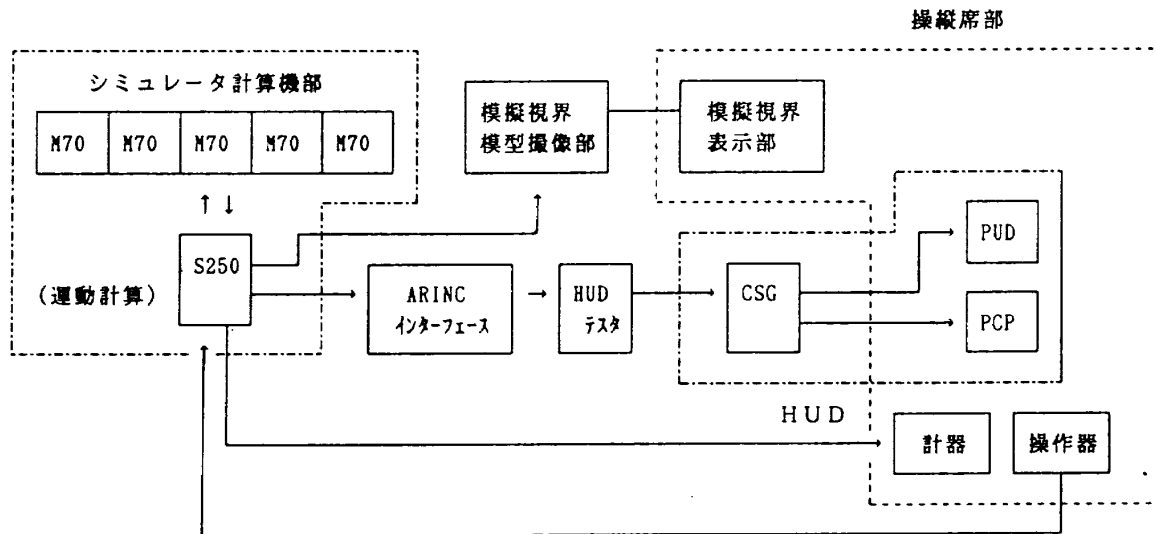


図4.8.1-1 HUD/シミュレータ結合試験システム構成図

外部視界がパイロットの必要とする主情報源となり、HUDへの依存度は小さくなるためと考えられる。

② GS/LOC偏差

グライドスロープ(GS)およびローカライザ(LOC)からの偏差を小さくするのに有効であることが明らかになった。データの1例を図4.8.1-2に示す。

③ パイロット・コメント

表示要素の表示位置および表示要素の形状に改善の余地があることが指摘されたが、HUDの有効性は明らかであるとのコメントを得た。

4.8.2 HUD/IRS 結合試験

(1) 試験の目的

HUD、IRSおよび航法計器(ADI, PDI, RMI)は、相互に関係するサブシステムであり実機搭載に先立ちシステム設計の確認が重要であり、このための試験を行った。

(2) 試験構成

図4.8.2-1に試験時の機器結合構成を示す。図において、ARINC429バスチェッカ、HUD TESTERおよびモニタボックスは試験器材である。また図4.8.2-2に結合試験実施状況を示す。

① ARINC 429バスチェッカ

ARINC 429 データバス信号の読み取りに使う。

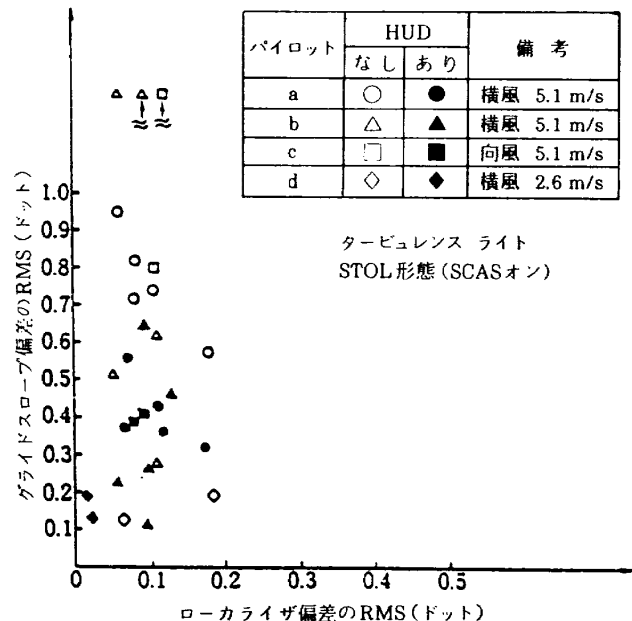


図4.8.1-2 HUD/シミュレータ試験結果例

② HUD TESTER

IRSからの信号をHUDへ中継するとともに他システム(DADC, SCAS)からの擬似信号の発生に対する故障模擬などの機能がある。

(3) 試験方法

(a) IRS/航法計器系統試験

イ. 姿勢指示精度

IRSのピッチおよびロール方向の角度を変化させ、ADIの読み取りとバスチェッカでIRS出力の読み取りを行い、各々の精度を求める。

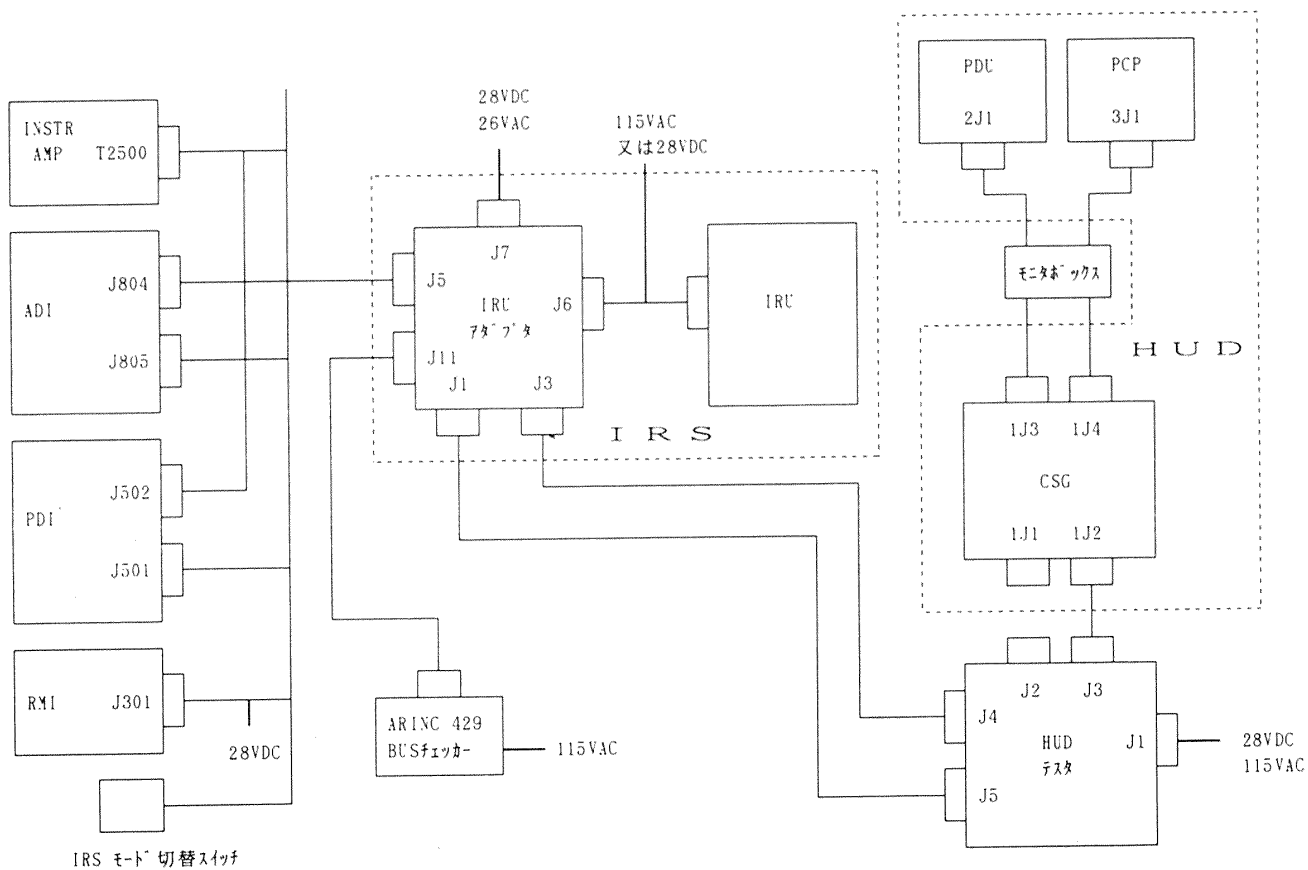


図 4.8.2-1 HUD/IRS 結合試験機器接続図

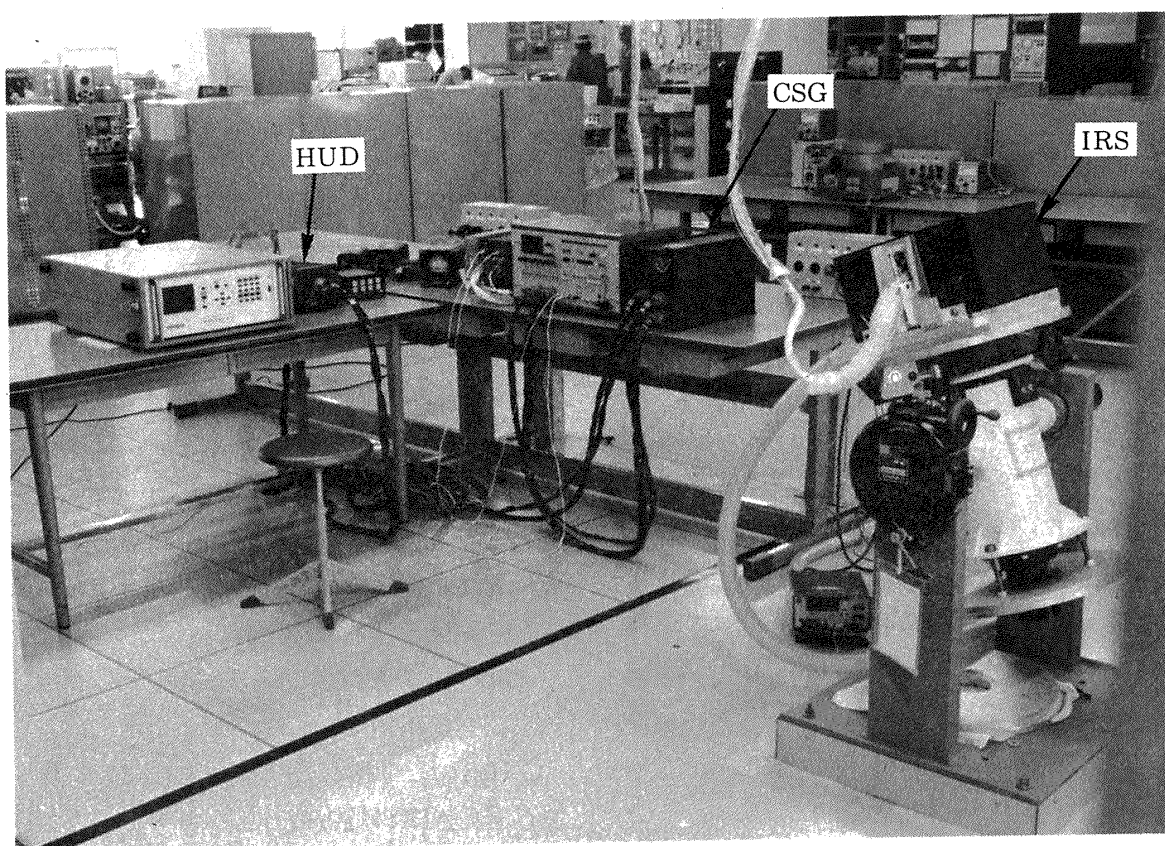


図 4.8.2-2 HUD/IRS 結合試験実施状況

ロ. 方位指示精度

IRSを同一方向に回転させ、磁方位をPDIおよびRMIで読み取り、バスチェッカでIRS出力を読み取り、各々の精度を求める。

ハ. 旋回率指示精度

IRSを同一方向に回転させ、ADIの旋回計結果の読み取りとバスチェッカでIRSヨーレート出力を読み取り、各々の精度を求める。

(b) IRS/HUD 結合試験

イ. HUD機能チェック

IRSの各種信号が設計通りに表示されることを確認する。

ロ. 姿勢指示精度

IRSのピッチおよびロール角を変化して、それに対応するHUDのピッチおよびロール角を読み、表示精度を求める。

ハ. 方位指示精度

IRSの方位角を変化して、それに対応するHUDの方位角を読み、表示精度を求める。

(4) 試験結果

以下に示す機能を除き、設計通りに作動することを確認した。

下記の不具合があり、その対策をとった。

- (a) IRS出力と計器指示の極性が逆であった。
- (b) IRS入力に対するHUDのSSM判定条件に誤りがあり、修正した。
- (c) ARINC信号部の設計不良によりHUDの表示画面が揺れる。
- (d) 空港設定位置が極端に端に移動した時異常な表示となった。ソフト修正が必要である。

4.8.3 HUD/IRS結合QUEEN AIR機搭載試験

(1) 試験の目的

HUDとIRSを結合し、実飛行環境模擬試験を行うため、当所のQUEEN AIR機に搭載して下記の評価項目の試験を行った。

- (a) IRSの性能評価
- (b) HUDの機能確認
- (c) HUDの着陸ガイダンス機能とIRS着陸装置との比較評価
- (d) HUDによるレーダガイダンスの予備的評

価試験

(2) 試験構成

図4.8.3-1に試験のシステム構成を示す。また図4.8.3-2にQUEEN AIR機を示し、図4.8.3-3に実機取付状況を示す。

システムは地上のトラッキングレーダシステムと機上の供試体(HUDおよびIRS)/計測システムより成る。この試験のために、特別に製作したものとしてはCONTROL BOXがある。

このCONTROL BOXの主たる機能は下記の通りである。

- (a) IRSのモードコントロール
- (b) アナログデータのARINC429信号変換
- (c) ARINC429信号の送受信および表示
- (d) IRS, HUDおよびその他の機器への電源供給

(3) 試験方法

(a) IRSの性能評価

所定のコースを所定の時間飛行して、出発時および着陸時、同一場所にてIRSの位置、速度および方位を測定しその間のドリフト量を求める。

(b) HUDの機能確認

姿勢、方位、速度、高度等が変化した時、HUDの表示が在来計器および外視界と調和していることを確認する。空中模擬着陸モードについては、HUD表示により水平飛行→ILSキャプチャ→進入降下が容易であることを確認する。

(c) HUDとIRSとの比較

IRSに従って進入降下をする時に、実際の着地点とHUDに表示される設定径路角と滑走路の着地点がどの程度一致するか確認する。本試験は仙台空港にて実施した。

(d) レーダガイダンスの予備試験

仮定の径路角からの偏りをトラッキングレーダで測定し、それをテレメータで機体に送信しHUDに表示する。この偏りを零にするよう飛行する時、HUDの設定径路角と速度ベクトルが着地点とどの程度一致するか確認する。

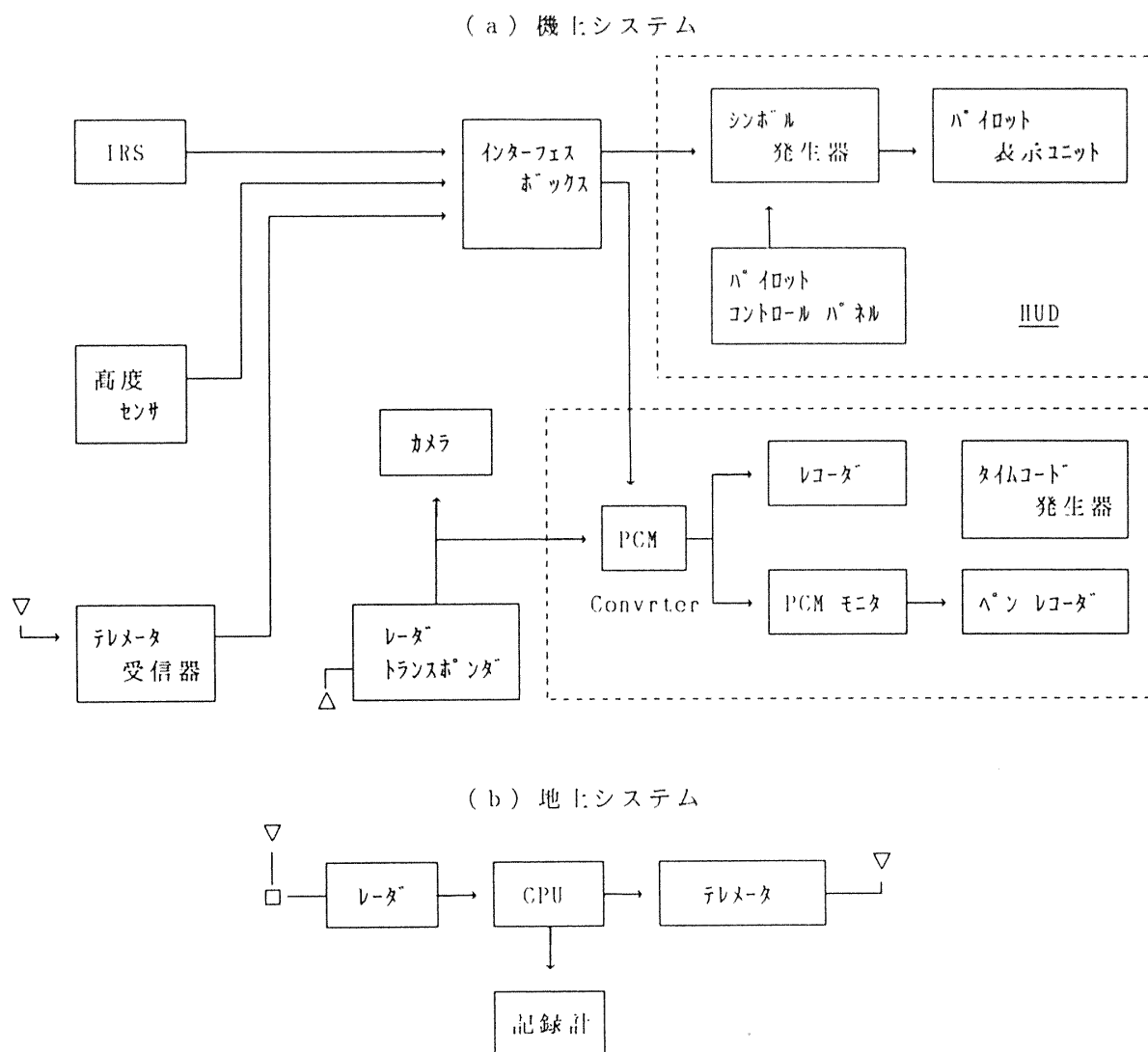


図 4.8.3-1 HUD 飛行試験システム構成図



図 4.8.3-2 QUEEN AIR 機



図 4.8.3-3 QUEEN AIR 機の操縦席に付けられた HUD

(4) 試験結果

(a) IRS性能評価試験

16フライトの離着陸試験での位置、速度、方位角のドリフト量を表 4.8.3-1 に示す。標準偏差をみると、IRSの仕様を満足していることが判る。

(b) HUDの機能確認

角速度が大きい時、多少の時間遅れはあるが実用上問題ない程度である。空中模擬試験については、シミュレーション試験時と同様で良好な結果が得られた。

(c) HUDとILSとの比較

HUDによりILSと同等の径路角情報が得られることが判った。

(d) レーダガイダンス予備試験

進入降下は比較的容易であることが判った。これにより、将来トラッキングレーダやMLSによる径路角の偏りをHUDに表示すればHUDは任意の径路角のガイダンスの有力な手段となり得ると言える。

(5) 問題点と対策

図 4.8.3-1 に示したように、本実験は地上、機上のサブシステムより成る大きなシステムを用い

ているため、いくつかの問題点がだされたが、ここではHUDとIRSのみに関連した問題点を記す。

(a) 自動輝度調整機能(ABC)の不適

ABCセンサは向きが、HUDの光軸よりも下方を向いていたために、実際の外界よりも暗いと判断し、HUDのCRTの輝度が低目に調節された。そこでABCセンサの向きをHUDの光軸(-7°)と一致するよう改修することにした。

(b) コンバイナ・ガラスの振動

地上のエンジン運転中、共振現象が見られたが飛行中は発生せず当面はそのままとし、STOL実験機で様子を見ることにした。

(c) 表示要素の改善

下記に示す表示要素は改善の余地があることが指摘された。

・速度ベクトルのタイミング

フィルタの時定数が最適でない。

・設定径路角表示線の長さ

横風着陸時に速度ベクトルと離れ過ぎる場合があるので長い方が良い。

・仰角表示位置の不適切

他の表示とオーバーラップする時がある。

表 4.8.3-1 IRS性能評価試験結果

測定 数	実 験 番 号	誤 差					飛行時間
		緯 度	経 度	北方向速度	東方向速度	真方位角	
		NM/h	NM/h	kts/h	kts/h	度/h	時, 分
1	H010	1.110	0	0	0.645	0.0071	1,33
2	H030	0.656	0.049	0.521	0.911	0.0401	1,55
3	H040	-0.455	-0.545	7.107	0.843	-0.1450	1,47
4	H060	1.812	-0.064	0.077	0.844	0.0404	1.38
5	H070	-1.543	-0.377	1.176	1.176	-0.0129	1,42
6	H080	0.236	0.066	0.949	1.424	-0.0035	1,35
7	H090	-0.709	-0.445	1.974	0.493	-0.0289	1,31
8	H100	0.0871	1.782	0.189	0.189	-0.0042	1,19
9	H120	0.0042	0.099	0.394	0.197	-0.0165	1,16
10	H130	-0.507	0.114	0	0.085	0.0112	1,28
11	H140	-0.277	-0.596	1.084	0.650	-0.0190	1,44
12	H150	-1.080	-1.277	0.870	0.791	0.0244	1,35
13	H170	1.345	-0.856	0.994	1.278	-0.0656	0,53
14	H050	1.736	0.458	0	1.429	-0.0173	1,24
15	H195	-0.438	-0.356	0	0.066	-0.0145	1,54
16	H190	1.970	0.374	0.825	0.225	-0.0297	1,40
	標準偏差 RMS δ	±1.075	±0.663	±0.958	±0.836	±0.0453	
	備 考	$\delta = \sqrt{\frac{\sum \delta_i^2}{N}}$ <div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;"> <div> N : 測定数 δ : 誤差 </div> </div>					

・ピッチ角目盛のフォーマット

これらについて、後日改善し再度シミュレータ試験を行い良好であることが確認された。

(d) IRSの異常作動

離陸後1時間位してから、IRSの高度、昇降率、および上下方向加速度の各出力が飽和するという不具合が発生した。

調査の結果、機体の暖房用温風吹出し孔がIRS空冷用吸入孔と接近していて、IRSを冷却ではなく反対に加熱したためと判明した。

4.9 LASP開発試験

LASPは低速での真対気速度を計る速度計として開発された。開発にあたっては、風洞試験、耐環境試験、Queen Air 機を使つての飛行試験などが行われた。これら一連の試験の後、「STOL実験機」へ取り付けて実飛行環境試験を行った。このSTOL 実験機試験結果に基づき最終改修を行って、再度風洞試験を行った。その後実機に再度取り付けて評価試験を継続し、性能を確認した。これら一連の試験概要を表4.9-1に示し、以下に各試験

表 4.9-1 LASP開発試験概要

	試験項目	場 所	試験内容と結果
1	第 1 次 風洞試験	航技研 (突風風洞)	・認定試験の一環として実施 ・ α 変化時の精度が不良
		富士重工 (低速風洞)	・上記の再試験 ・取り付け角変更 ($10^\circ \rightarrow 5^\circ$) 補正量を変えて所定の精度を確認
2	第 2 次 風洞試験	航技研 (突風風洞) (遷音速風洞)	・補正用センサの校正データ取得のための試験 ・高速時 (200KT 以下) のデータを取得 ・動作不安定
3	第 3 次 風洞試験	航技研 (突風風洞)	・作動不安定で、プロセッサの内部配線変更 (ノイズ低減のため) を行ったので、その作動確認 ・全体性能を確認
4	Queen Air機 搭載飛行試験	航技研 (調布付近)	・実搭載環境での全体性能評価試験 ・高々度での出力精度が不良 ・動作不安定
5	STOL 実験機搭載 飛行試験	岐阜 K 空域	・実機取り付けによる全体性能確認試験 ・動作不安定
6	第 4 次 風洞試験	航技研 (突風風洞)	・QA 機での試験、STOL 機での試行でも作動不安定であり、種々の改修を実施した。その確認試験 ・ α 、 β 特性をチェック ・安定動作を確認

について述べる。

4.9.1 LASP風洞試験(第1次, 第2次, 第3次)

LASP の開発に当たっては、まず第1次、第2次の風洞試験が行われ、この結果一部改修を必要とすることが分かり、改修後第3次試験を行った。

(1) 試験目的

LASP としての低速度計測の基本性能を調べると共に、センサの取付条件による校正データ取得を行う(第1次)。また200KT程度までの高速側の特性を調べる(第2次)。改修後の性能確認を行う(第3次)。

(2) 試験方法

(a) TASセンサの取付

第1次では航技研の突風風洞と富士重工の低速風洞を用いた。突風風洞内でのLASPの気流

測定センサ(TASセンサ)の取り付け状況およびLASP本体と計測装置の信号接続を図4.9.1-1に示す。また低速風洞でのTASセンサ取り付け状況を図4.9.1-2に、さらにLASP本体を図4.9.1-3に示す。この取り付け法はSTOL実験機に取り付けた場合(図4.9.3-1に示す)と比べると、TASセンサ前方に突起物が無い状態である。

(b) 計 測

風洞の気流速度を変化させて、LASPの対気速度の測定精度を風洞の測定値と比較して調べた。またセンサに対する気流角度(α , β)の影響、およびセンサ位置の影響を調べた。

第1次と第2次の試験概要と試験結果は上2段に示されている。結果として性能が把握されたが、精度不良と動作不安定が指摘された。こ

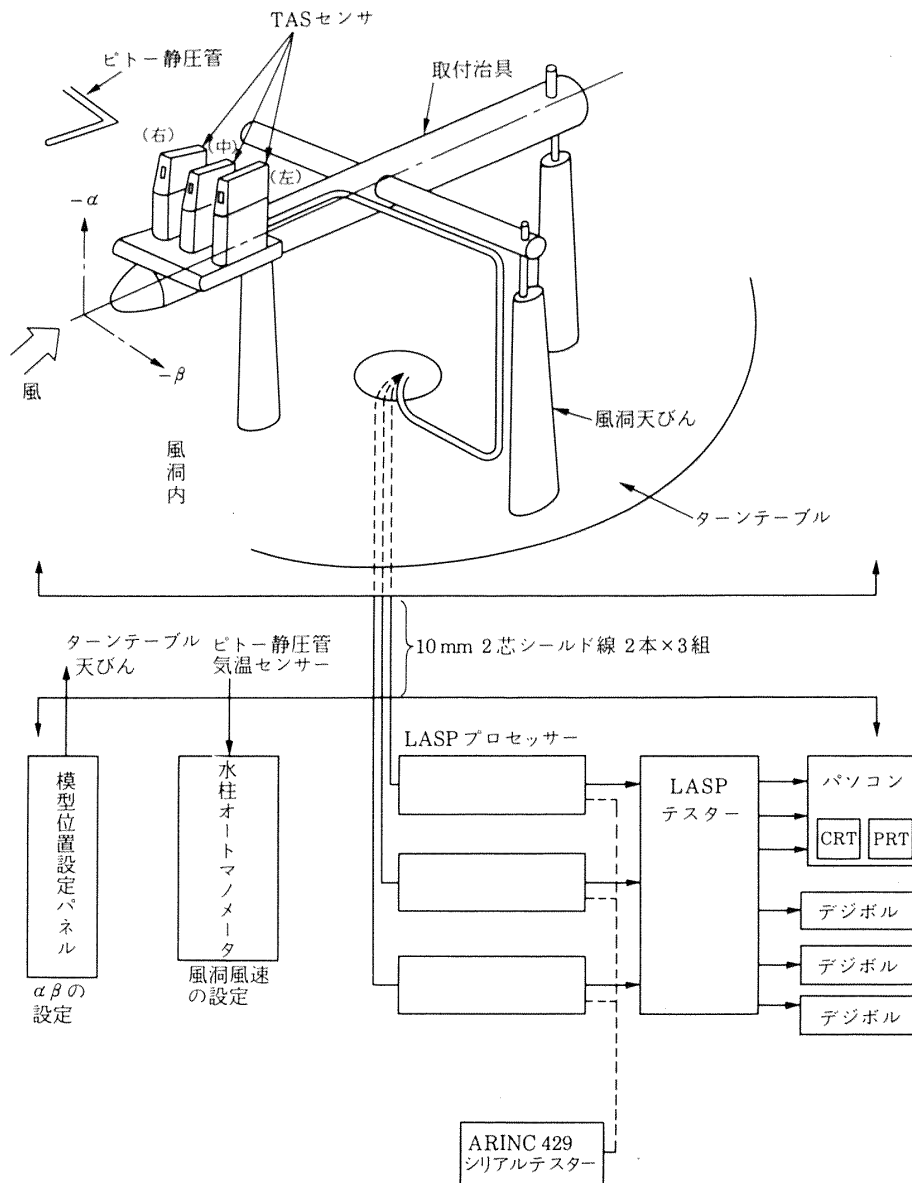


図 4.9.1-1 突風風洞内TASセンサ取り付け状況と信号接続

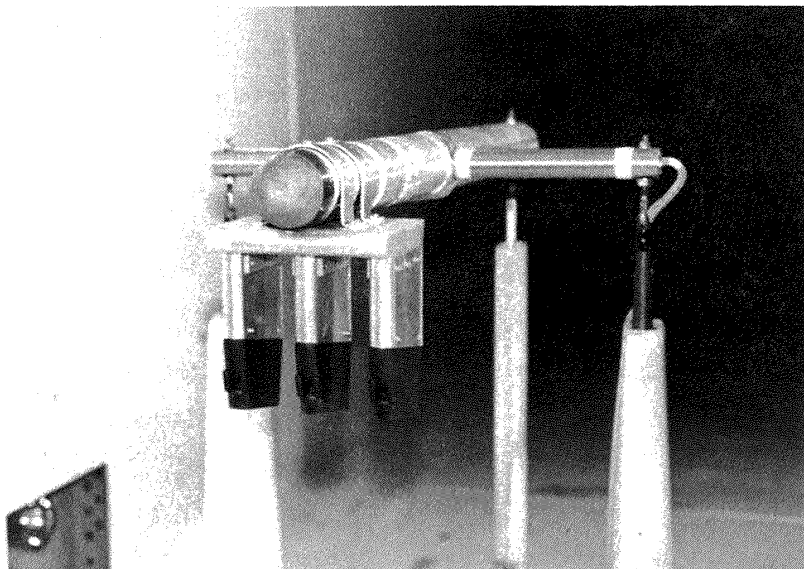


図 4.9.1-2 突風風洞内TASセンサ取り付け状況

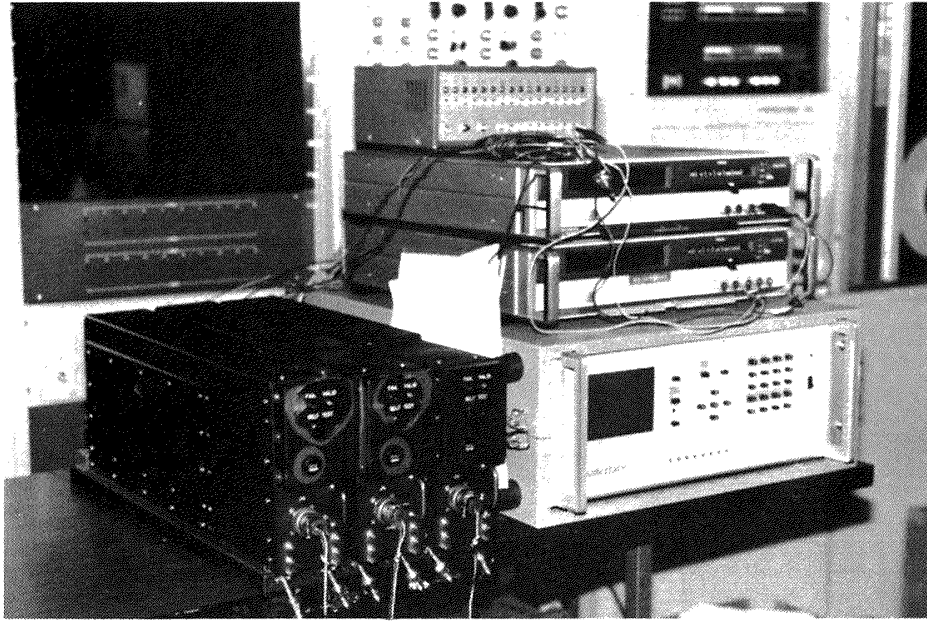


図 4.9.1-3 LASP本体と計測機器

の点を改修した後行われた第3次試験の風洞試験結果を表 4.9-1 3段目に示す。この結果全体性能が把握されたが、実環境試験が必要であるとの判断に基づき、実機(当所Queen Air機)に取り付けての飛行試験が計画された。

4.9.2 LASP/Queen Air機搭載試験

LASPを当所Queen Air機に取り付けて、調布飛行場周辺にて17回に渡る飛行試験(降雨時の地上走行試験を1回含む)を実施した。

(1) 試験の目的

実飛行環境下におけるLASPの性能、および信

頼性の確認と問題点の摘出を行う。

(2) システム構成

機首のノーズブームに図 4.9.2-1に示すようにLASP用のTASセンサ(3個)を、前胴右側面にTAT(全温度)センサ(3個)を、機内にLASPおよび諸計測装置を取り付けた。また、右翼々端にはプロペラ式のTASセンサ(西独ドルニエ社製)を取り付け、比較基準センサとした。

試験時の装置の接続を図 4.9.2-2に示す。

(3) 試験項目

試験項目は速度スweep(水平飛行で速度を変

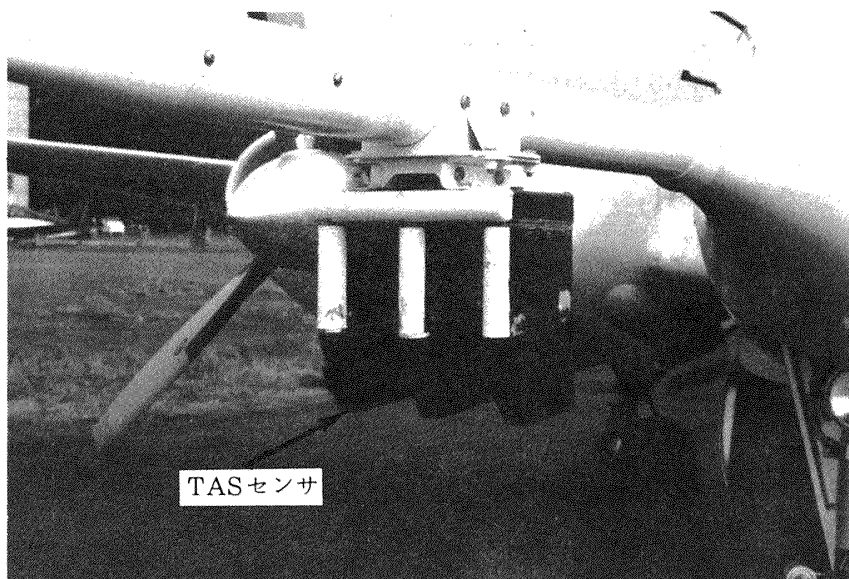


図 4.9.2-1 Queen Air機に取り付けたTASセンサ

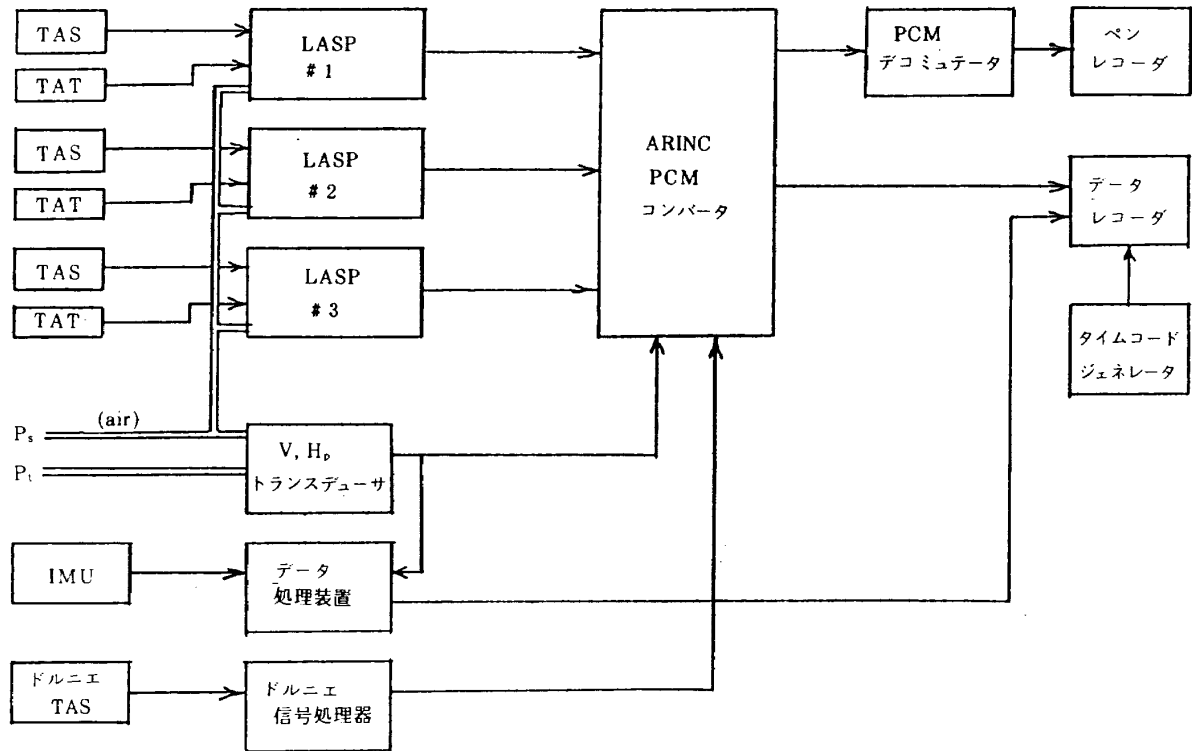


図 4.9.2-2 Queen Air 機搭載試験装置接続図

表 4.9.2-1 Queen Air 機搭載試験の試験項目と試験方法

	試験項目	試験方法
1	速度スイープ	高度一定(3,000ft)で速度(IAS)を60ktから180ktまでの段階的にスイープさせ、水平直線定常飛行を実施 但し低速側の60ktから100ktまではフラップ下げ形態で、90ktから180ktの間はクリーン形態で実施。計測点の90ktと100ktは両形態に共通であり形態の変化による影響が識別可能
2	α/β スイープ	センサの取付角を機軸 X 軸に対して $\theta_a(\alpha)=-10^\circ, 0^\circ, 20^\circ, 30^\circ$ および $\phi_a(\beta)=-10^\circ, 0^\circ, 10^\circ$ に設定し、速度スイープおよびマヌーバ飛行
3	高度特性	高度1,000ftから10,000ftまで1,000ftきざみの各高度において計器速度(IAS)一定の水平、直線定常飛行
4	マヌーバ特性	高度一定(3,000ft)、速度一定(IAS=110kt)、クリーン形態で定常、非定常旋回および横滑り、短周期、長周期、ロールステップ、ダッチロールおよび形態変化しての失速などの操縦運動を実施
5	センサ位置特性	3台のTASセンサの配置を左、中、右とそれぞれ交換し速度スイープおよびマヌーバを実施
6	降雨特性	離陸形態で降雨中の地上走行および簡易送風器によるセンサ内への水滴、霧吹き込み試験
7	EMIおよび信頼性	全フライトを通してLASPのVALID信号の記録、電磁干渉などによる影響の観察

表 4.9.2-2 Queen Air 機搭載試験結果

問 題 点	原 因	対 策
1 ・速度スweep特性に於て、速度の精度が不十分 ・2kt以内の誤差許容範囲が小	・迎え角の影響が大 ・LASP TASセンサ取付位置の流速には胴体の影響があり一様流に対し数%低下	・速度および迎え角 α による補正が必要 ・胴体の影響がある場合その補正が必要 ・風洞結果との相異点に対する検討(気圧、温度の影響)
2 ・ α/β 特性に於て α および β の変化によりTAS出力が影響	・TASセンサの空気取入口形状などによる影響	・より望ましい形状の開発を実施が必要 ・ α および β による補正が必要
3 ・チャンネル間比較に於て真中のセンサの出力が低い	・ノーズブームの影響と推定	・風試による再検討 ・センサをブームに平行に取付け
4 ・高度6,000~8,000ft付近で出力が低下	・氷の影響か ・センサの温度特性か	・対策として原因を究明、原因追求の結果、温度の影響があることが判明
5 ・Hpの出力にノイズあり	・フィルタの選定が不適切	・適正化
6 ・TAT計の出力が一時的に異常	・ヒータの影響か ・接触不良	・実機地上試験などでフォロー
7 ・電源電圧の一時的降下によるLASP停止	・CPU作動停止し、起動せず	・CPU停止と瞬間時間との関係を調査 ・実機ではバックアップバッテリーがあり問題ない
8 ・LASPの電源故障(CH2)	・過負荷、その他	・負荷電流測定の実施
9 ・LASP FAIL灯の点灯	・センサの自己診断(BIT)に於ける変化率検査にかかったためか	・運動データの解析により変化率レベルの適合性を検討

化する)特性、 α/β 特性、高度特性、マヌーバ特性等の精度試験からなり、さらにセンサ位置特性、降雨時の特性も調査した。各試験項目とその試験方法を表 4.9.2-1 に示す。

(4) 試験結果

試験の結果、表 4.9.2-2 に示す問題点が明らかになり、その対策をとった。主たる設計変更は下記の 2 項目である。

- ① LASP に α/β 信号を取り込み、風洞試験データに基づいて α/β 補正をするようにする。
- ② TAS センサの温度特性を改善する。

4.9.3 LASP/STOL実験機搭載試験

Queen Air 機による飛行試験結果より一部改修がなされたが、全体としては実環境での計測が可能であると評価されたので、STOL 実験機に取り付けての試験を約 5 か月に渡って実施した。

(1) 試験目的

STOL 実験機での正規の取り付け状況により、かつ実飛行環境下での真対気速度センサとしての性能、機能および信頼性について調べる。

(2) 試験方法

実機へは図 4.9.3-1 に示すように取り付けた。また LASP 信号は SCAS の計測装置で記録モニタした。

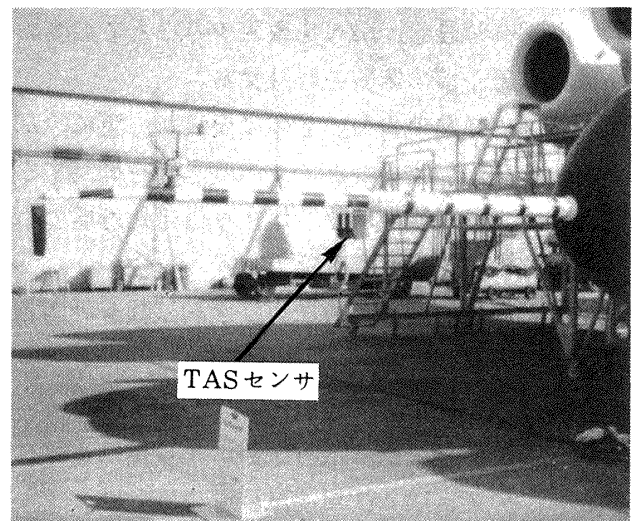


図 4.9.3-1 STOL 実験機に取り付けられた TAS センサ

(3) 試験結果

速度範囲、位置設定、総合精度の 3 点に関し、以下の点が指摘された。

(a) 速度範囲

120(KT)以上になると 3 系統のバラツキが急増する。

(b) 位置誤差

TAS センサの取り付け状態が実機と風洞試験とで異り、これが位置誤差を発生させる原因と推定される。すなわち、風洞試験ではセンサ前

方にブームなどにも無いが、実機にはブームあるいは α センサ等があり、気流を乱している。

(c) 総合精度

速度は100(KT)以下において位置誤差補正を施した場合は、風洞試験時の α/β 誤差と飛行時の動的誤差を加味して約3KTと推定した。

機能的な問題点として次の点が指摘された。

- ① TASセンサが温度の影響を受けて誤作動する。
- ② TASセンサ出力が電磁干渉を受け、S/N比が悪化する。
- ③ プロセッサ部の電源部の発熱が大きく、それに伴ってプロセッサ部の温度上昇が高く、そのために信頼性に欠ける。
- ④ 全般的に作動不安定が起こる。

(4) 対策

本試験結果より下記の改修が指摘された。

- ① プロセッサ部にあったプリアンプをTASセンサ内部へ移設し、S/Nを改善することで温度および電磁干渉の影響を軽減する。
- ② 電源の発熱の少ないものに換装し、更に冷却ファンを追加することで、温度上昇を抑制する。
- ③ 基本設計の観点に立ちかえり信号処理器の電子回路系を見直す。

上記の改修を施した後に再度風洞試験を計画した。

4.9.4 LASP風洞試験(第4次)

STOL実験機による飛行試験により指摘された内容について、第4次風洞試験を実施した。

(1) 試験目的

改修結果の検証、および信号特性の再評価のための試験を行う。

(2) 試験方法

風洞内のTASセンサの取り付けは以前の風洞試験と同じである。 α および β を変化させ、その時の風速とLASP検出速度とを比較する。

(3) 試験結果

(a) ハードウェア特性

S/Nについては特に問題はなく、また電源の発熱も許容されるものと判定された。

(b) α 特性

迎え角 α が 0° から 30° の間は直線性は良好で

ある。 α/β 補正後の誤差は1(KT)以下に抑えられる。ただし、 $\alpha > 20^\circ$ 以上ではスケールファクタは大きくなる。

(c) β 特性

β 特性の結果を見ると不規則性が目につくが、 β の範囲を限定した場合、すなわち $\beta < 10^\circ$ で2(KT)以下の精度内にある。

4.10 SCAS実機搭載地上機能試験

4.10.1 SCAS実機搭載地上機能試験(その1)

(1) 目的

これまで各種機能試験の結果を反映し、飛行前のSCAS機能の最終確認としてSTOL実験機に各機器を取付けて地上において機能試験を実施した。図4.10.1-1に実験機の胴体内に設置されたSCASラックにおさめられている計算機などの機器類を示す。図4.10.1-2は前図の反対側でこのSCAS監視員席で試験中はSCASの状況を把握するとともに、飛行試験前には左側のMTUによりプリフライト・テストなどが実行される。また図4.10.1-3は実機の操縦席部で、SCASモード選択スイッチであるCDU、アクチュエータ・ステータス・パネル(ASP)、HUD、FPCレバーなどが見られる。

なお、本試験では地上電源および地上油圧源を用いて行った。

試験の具体的な目的を以下に示す。

- ① 全てのSCAS関連機器を結合して、インターフェースの適合性の確認および調整
- ② 総合システムとして、SCASのハードウェアおよびソフトウェアの実機における適合性の確認および調整
- ③ 実機における各種データの収集

(2) 試験項目の概要

(a) 試験前点検(プリフライト・テスト)

主としてSCASシステムが故障なく作動しえることを確認するために実施する作業で以下に示す確認/調整を行う。

- ① CDU, ASP, SDP, MTUの表示ランプ作動確認
- ② ポジションセンサ(LVDT)の中立点およびフル・ストロークの出力確認

- ③ ポジションセンサ(RVDT)の装備状態での出力確認
- ④ 各ポジションセンサまでの機械系のガタ測定
- ⑤ USBフラップ系統の調整
実機におけるフラップ舵角およびサーボモータ特性に適合させるための調整

(b) センサ校正試験

- ① IRUおよびLASPのSELF TESTを起動し、MTUおよびSCAS監視席のパネルにある計器(メータ)でその出力を測定し、機体配線およびSCASの処理を確認する。LASPについては、LASP TESTERを使用して真対気速度などを入

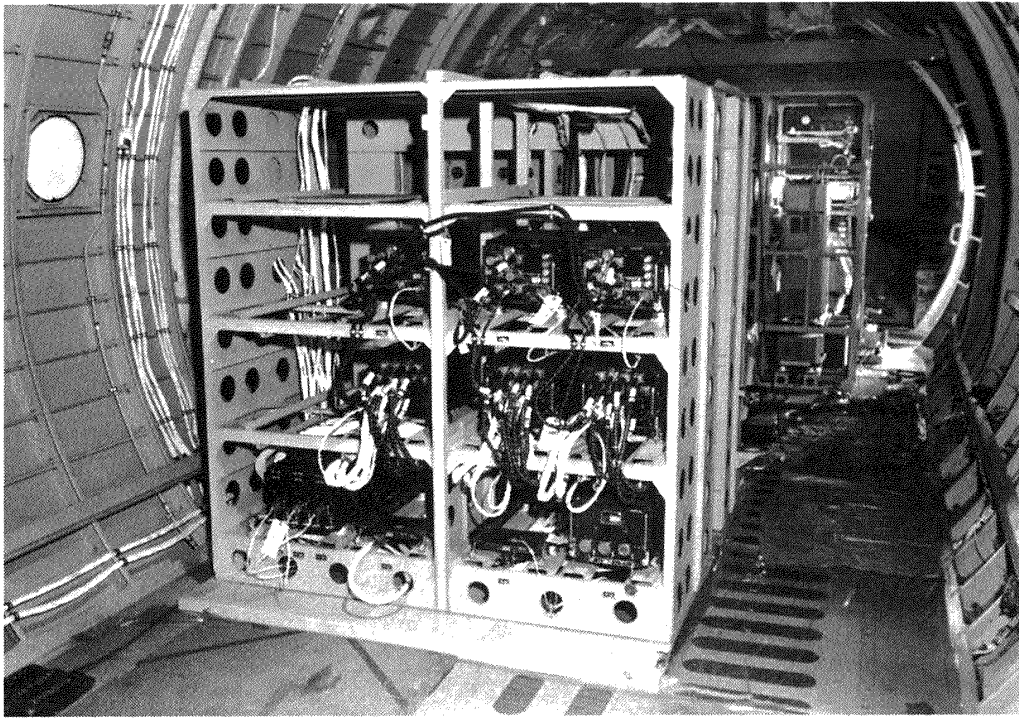


図 4.10.1-1 STOL実験機内のSCASラックと機器



図 4.10.1-2 SCAS監視員席とSCASパネル

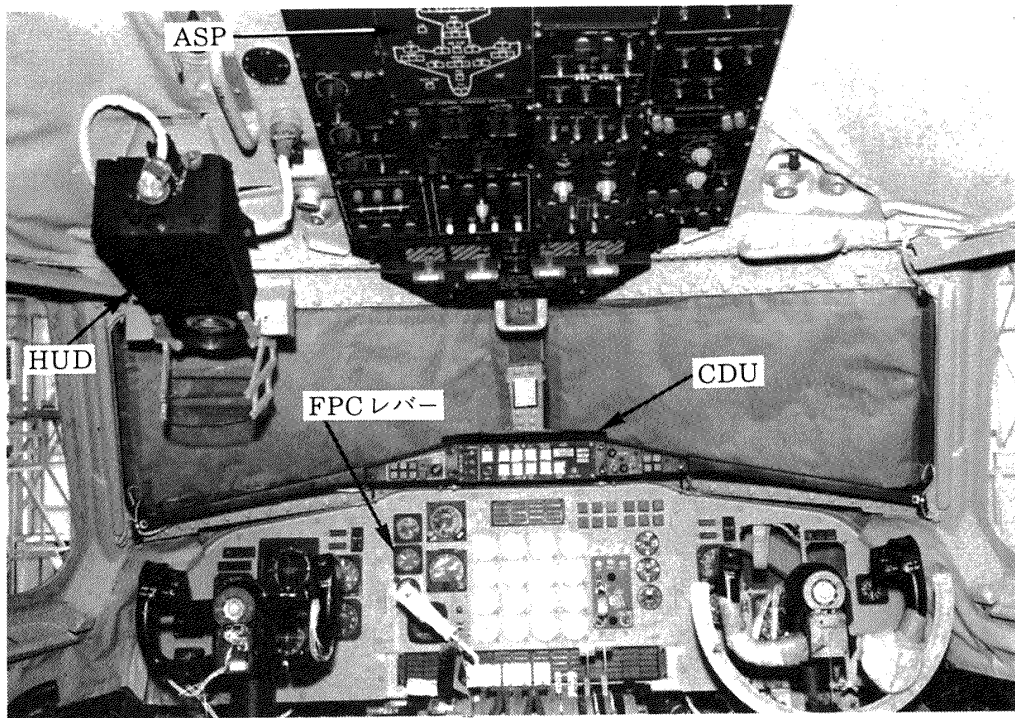


図 4.10.1-3 STOL 実験機の操縦席

力し、CDUで表示される校正対気速度出力も確認する。

- ② ECUのN1センサ入力端子に発振器を接続して、N1センサ信号をシミュレートし、ECUのデモシミュレート機能を確認する。
- ③ ノーズブームに装備された α または β ベーンに角度設定治具を装着し、ECUのデモシミュレート機能の確認を行う。
- ④ LVDT, RVDT, CTを使用した各種ポジション・センサの実機における校正データを取得する。
- ⑤ 機体からSCASへの各種ディスクリット信号入力(操作用スイッチ, 圧力スイッチ, リミットスイッチ, リレー接点など)の確認を行う。
- ⑥ DADCおよび電波高度計のSELF TESTを起動し、MTUおよびECUでその出力を測定し、機体配線およびSCASの処理を確認する。

(c) 制御則機能確認試験

① モード管理機能

搭載機器および各種テストを使用して、全モードのエンゲージ/ディスエンゲージの条件を模擬し、モードの作動/停止をアクチュエータ、舵面、CDU、ASPおよびSDPにより確認する。

② 制御則処理機能

各モードに対応した機体運動センサ出力およびパイロットの操作信号を模擬してSCASに加え、アクチュエータの作動量を測定する。これにより制御則、操縦系統を含む全体の機能確認を行う。

③ アクチュエータ管理機能

モードの状況に対応したアクチュエータの作動(コンスタント・レート, オーソリティ等)の管理機能の確認を行う。

④ 関連システム出力機能

HUD, IRS, 計測システムにARINC-429データバスを介して各種信号を出力することを確認する。

⑤ オート・スポイラ

着陸時の状況を模擬し、機体側の論理回路、ECU処理およびアクチュエータの作動を確認する。

⑥ LASP DADC切替え機能

SCASは低速ではLASP出力を、高速ではDADC出力を速度信号として使用するので、この速度信号の切替え機能を確認する。

(d) 故障模擬試験

SCAS制御系のFDIR機能を実機で確認するため、センサ(アナログ、データバス、ディスクリートの各種)、SCAS機器、油圧、電源等の故障を模擬し、アクチュエータの作動、CDU、ASP、SDPのランプ表示およびMTUの故障状況表示により、故障検出、分離、再構成の機能を確認する。

(e) 動特性評価試験

各アクチュエータ・コマンドから舵面までの周波数特性、主要モードのセンサからアクチュエータ・コマンドまでの周波数特性、および電動サーボシステムのステップ応答特性を測定する。

(f) プリフライト・チェック機能確認試験

3台の計算機のプログラム比較、各SSAの正常作動、単一作動、ボータの作動、各電動サーボの正常作動、IRU等のBIT機能を持つ機器のBIT試験、LVDT、RVDTのVALIDチェック等の試験を計算機のプリフライトテストプログラムにより自動的に実施する。またECUによる各アクチュエータの故障検出機能、表示ランプ(CDU、SDP、MTU)、CDUの速度表示、およびディスクリート出力(失速警報、オート・トリム)等については、操作員と対話形式の半自動で試験する。

以上に述べた機能をシステムが正常な場合および故障を模擬した場合で試験し、プリフライト・チェックの機能を確認する。

(g) 10%オーソリティ時の機能確認試験

前項までに述べた全ての試験はSSAのオーソリティが100%の状態で行った。しかし飛行試験の初期はアクチュエータのオーソリティを10%(メカニカル:15%)に制限して飛行するためSCASソフトウェアのオーソリティを10%に変更する。このオーソリティ制限機能を確認するため、各モードをエンゲージして制御則出力が10%オーソリティを越えるようにセンサ入力を設定し、アクチュエータコマンドが10%である事を確認するとともに各SSAのメカニカル・オーソリティの特性を測定する。

(3) 成 果

本試験中、フライト・シミュレータ試験の結果による制御則の改訂およびUSBフラップ系統の変更に伴うECUの改修等、試験予定以外の作業も実施したが、これらの改修結果も含めてSCAS制御系のハードウェアおよびソフトウェアが実機搭載状態で正常に作動し、飛行試験に供しうることを確認した。

この試験で得られたデータに基づいて実施したハードウェアおよびソフトウェアの主要変更項目について、表4.10.1-1および表4.10.1-2に示す。

また、実機におけるアクチュエータ系統の特性、センサのチャンネル間のバラツキ、ポジションセンサの非線形特性等のデータも収集し、これらのデータを基にSCASプログラムのゲインを調整した。

4.10.2 SCAS実機搭載地上機能試験(その2)

(1) 目 的

SCAS地上機能試験(その1)で静的な状態における各種の機能確認は完了した。本試験では、「電磁干渉試験」および「エンジン・ラン試験」を行って実飛行環境状況でのSCASの作動を確認する。

(2) 試験項目の概要

「電磁干渉試験」はSCASモード「P・A」(pitch attitude)、「R」(Roll cws)、「 β -CMD」(β -Command)、「FPC」「EFC」をエンゲージして、無線機器の送受信、大容量電気機器、その他各種機器のスイッチまたはC/BをON-OFFしてCDU、ASP、SSA POS. IND、 α/β IND、SCAS INST PNL、MTUをモニタし異常の無いことを確認する。

「エンジン・ラン試験」は、地上試験の最後として、SCASモード「P・R」「R」「 β -CMD」「EFC」をエンゲージして、今迄の試験では確認できなかったエンジン作動状況下における以下の機能の確認を行う。

- ① N_1 センサのバラツキ確認
- ② エンジン出力および形態変更による推力係数出力の確認
- ③ EFC機能、FPC機能の実作動確認
- ④ 電源および油圧源の故障模擬
- ⑤ 耐振動特性

表 4.10.1-1 ハードウェアの変更内容

番号	変 更 内 容	変 更 理 由
1	電動サーボの故障検出レベルの変更 DDC: <4° DLC: <11° TDU: <11%	実機における電動サーボの作動特性に合せて、故障検出レベルを変更
2	DDCおよびDLCサーボコマンドにバイアス付加 DDC: 0.8V DLC: 0.5V	作動状態においてフィードバック信号が“零”になる場合有。この状態にある時断線故障が発生しても故障検出できないのでバイアスを付加し、検出を可能化
3	α および β 指示計用の電力増巾器付加	計器用増巾のパワー不足
4	SSA用ポストフィルタの時定数変更 ELEV, AIL(L), AIL(R): 50ms	アクチュエータ出力の動きをスムーズ化
5	オート・スポイラのUP CMD量変更 CMD: 3.75V (旧: 2.6V)	コマンド量が小さく、場合によってはスポイラがフル・アップにならず
6	ECUのPWR ON RESETの時定数変更 T: ≈ 4 sec	コンピュータのPWR ON CLEARがT ≈ 2.4 secでECUのそれより長くSCAS PWR ON時ECU FAIL
7	USBフラップ非対称検出レベル変更 $\Delta \delta$ USBF: 5°	操縦系統の実機データに対応
8	L A S PのBIT、FAIL信号の授受をフォト・カップラ形式に変更	ECUのPWR ON時等に発生するECUからLASPへの干渉を排除
9	IFUのARINC-RC1ボードの入力フォト・カップラを変更 フォトカップラ: H11BZ (旧: PS2006B)	フォトカップラの設計マージン不足による誤作動発生
10	IFUのARINC-TC1ボードの出力ドライバ用抵抗の移設	抵抗の発熱による悪影響防止
11	IFUのECU RESET D/I入力を解除	MTUのECU RESET SWとIFUのD/I入力が並列に接続されていて、IFU PWR OFF時、ECUがRESET状態
12	MTUのARINC-RMボードのシンクロ・クロック回路にバッファを追加	J20コネクタにターミナル・ボックスを接続するとクロック回路に雑音が入り表示が誤作動
13	SDPの内部にLED用安定化電源を追加	CDUとSDPの電源が共通であるため、CDUの点灯ライトの明るさを変更するとSDPからCDUへの回り込みのためSDPのLEDが点灯
14	α および β ペーンにメカニカル・ストップ追加	ペーン角度が大きい領域(>60°)ではRVDTの出力の個体差が大きく、故障と判別

表 4.10.1-2 ソフトウェアの変更内容

番号	変 更 内 容	変 更 理 由
1	スポイラ・ミキサのガタ補正量変更 :7.8°	実機における「ガタ量」に一致
2	スロットル・レバー位置補正（折点近似）データ変更	実機データに一致
3	USBフラップの位置補正処理を追加	実機データの非線形を補正
4	EFCモードでの推力系数(C_j)の条件を $C_j > 0$ から $C_j \geq 0$ に変更	EFCモードで $C_{j1} \sim C_{j4} = 0$ となった時、 δa 、 δsp 出力が最大となるのを防止
5	プリフライト・テストのスペックなど の変更	実機データに一致
6	制御則中の内部リミッタをパラメータ ・リストに追加	内部リミッタの大きさもMTUのパラメータ設定変更機能によって可能化
7	制御則中の β 信号ラインに一次遅れフ ィルタを追加し、更に β -CMDモードで 地上にいる間は β の代わりに r を使用	地上で β -CMDモードをエンゲージすると β 演算でノイズが拡大されラダーが振動
8	プリフライト・テストのプログラム・テ ストにチェック・サムを追加	プログラム・テストの検証確率をあげる
9	以下に示すセンサ信号の故障検出レベ ル変更: α 、 β 、 δ_o 、 δ_w 、 δ_p 、 δ_{USBFL} 、 δ_{FFC} 、 δ_{TH} 、 N_{11} 、 N_{12} 、 N_{13} 、 N_{14} 、 δ_{USBF} (L)、 δ_{USBF} (R)、TAS、CAS、 M_t 、 P_t	実機データに一致
10	パラメータ変更制限フラッグを新設し ラメータ変更キーを設ける	MTUを介するパラメータ変更ガードを付加
11	DADCの速度信号に対する変化率検 査を地上では止め、更にTAS信号が負の 場合は零と判定	地上では、速度信号がパルス状に変化。負入力も正の整数として処理
12	IRSの初期位置設定をパラメータ変 更機能に追加	岐阜基地以外での飛行時のIRUアライメントを容易化
13	制御則中のオーソリティ関連要素の変 更はオーソリティを定義するパラメー タの変更によって自動的に一括処理	オーソリティ変更時の作業を簡略化
14	パラメータ変更 HUD用設定信号 $\sim \phi_o \sim$ を付加、 $\sim \phi_o \sim$ の付加のためLASP TAT 許容差を削除	仕様変更

表 4.10.2-1 地上機能試験指摘事項と対策

番号	指 摘 事 項	対 策
1	エンジンの始動および停止時 N_1 出力信号が著しく変動	N_1 信号の F/V 変換回路を改修 故障検出レベル変更 (120→300RPM)
2	フライト・マニュアルの正常手順に従ってエンジン始動をする場合、SCAS の電源投入前に失速警報 (シェーカ) が作動	MTU の論理回路を改修し、これに対応して失速警報出力 (CMPTR) の論理も逆に設定
3	α / β 信号の "FAIL" が多発	RVDT 信号復調回路を改修 改修実施: α 、 β 、 δ_{TH}
4	FRIC REL SW や MTU TEST SW などの信号に "FAIL" 発生	リミットスイッチの作動時刻の差異 (CH 間の) によるので、比較許容時間を拡大 0.12sec→1.0sec:SBL, FRIC REL SCISSOR 0.12sec→0.2sec:MTU
5	MTU の NAV DATA に表示する FLIGHT PATH が変化せず (地上では $\gamma=0$ だが出力変動のため故障と判定)	NAV DATA に表示する FLIGHT PATH 信号を選出値から特定チャンネルの信号に変更
6	FPC モード・エンゲージ時の UP-RIG 量が多い	制御側に使用している機体の非線型特性 (主にスポイラ・ミキサ) が、実機のそれと少し差があるために発生 実機データに合わせて改修
7	フライト・マニュアルの正常手順に従ってエンジン始動をする場合、RADIO MASTER のスイッチ投入前に速度/マッハ警報 (クラッカ) が作動	DADC の論理回路を改修
8	直射日光下に於ける SCAS モードエンゲージの時、エンゲージランプの点滅の判別困難	航空局の指摘によるモードエンゲージ表示の色 (青色) 変更前の指摘 色変更後の確認ではほぼ良好
9	PITCH CWS 時の Auto-Trim の利きが遅い	Auto-Trim の作動は制御側 (時定数=2sec) 通り。とりあえずは、現状のままとし、今後更に検討し必要になれば時定数を変更
10	電動油圧ポンプ起動時、OBF 信号が故障	電源電圧の変動に起因するので、変化率 故障検出レベルを拡大 0.08V→0.5V (3°/s→18°/s)
11	エア・コン起動時、OBF 信号が故障	同 上

(3) 成 果

機体が地上に係留されていることを除いては、全て飛行時と同じ設定で試験を実施し表 4.10.2-1 に示す指摘事項があったが、それぞれの対策を講じた結果、異常の無いことが確認された。

4.11 SCAS実機搭載飛行機能試験

4.11.1 SCAS実機搭載飛行制御機能試験

(1) 目 的

これまで繰返し実施したフライト・シミュレータ試験によって設定された制御則および地上機能試験等で確認したSCAS制御機能の実飛行における作動を確認するため、STOL実験機の実飛行試験においてSTOL T/O形態で飛行し各SCAS制御則モードをエンゲージして試験を行い機能を確認する。

(2) 試験項目の概要

以下に示す①～⑦項の試験を実施し、その結果をパイロット・コメントにより評価する。図 4.11.1-1 にSTOL実験機「飛鳥」が飛行試験している様子を示す。右下の小型機は飛行試験を監視しているチェイサ機である。

① Pitch Rate (P・R), Roll CWS (R・C), Beta Command (β -CMD), Auto-Trim (A・T), Engine Failure Compensation (EFC) のモードをエンゲージ/ディスエンゲージして、各種操作器/指示器の作動、機体の応答(トランジェントの有無を含む)について試験する。

② Pitch Att (P・A), R・C, β -CMD, A・T をエ

ンゲージした後、コラムを操作してP・AおよびA・Tの機能を確認する。

③ P・R, R・C, β -CMD, A・Tをエンゲージした後、コラムを操作してP・R, A・Tの機能を確認する。

④ P・R, R・C, β -CMD, A・Tをエンゲージした後、ホイールを操作してR・Cの機能を確認する。

⑤ P・R, β -CMDをエンゲージした後、ペダルを操作して β -CMDの機能を確認する。

⑥ P・R, EFCをエンゲージした後、#4エンジンのスロットル・レバーをG/Iまで操作して、EFCの機能を確認する。

⑦ P・R, R・C, β -CMD, EFC, FPCをエンゲージした後、FPCレバーを操作して、FPCの機能を確認する。

(3) 成 果

次の結果が確認された。

① P・R, R・C, β -CMD, A・T, EFC 全モードのエンゲージ/ディスエンゲージ、各種操作器/指示器の作動、機体の応答など全て正常に作動している。

② 各単独モードに対する機能試験の結果(パイロットの評価)を、表 4.11.1-1 に示す。

また図 4.11.1-2～図 4.11.1-7 に、これらのモードをエンゲージした時のSCASの作動状況を示す。なお、図中「simu」と表示された点線の信号は、計測された各種信号を地上の計算機で「SCAS制御則」に代入して得た値である。

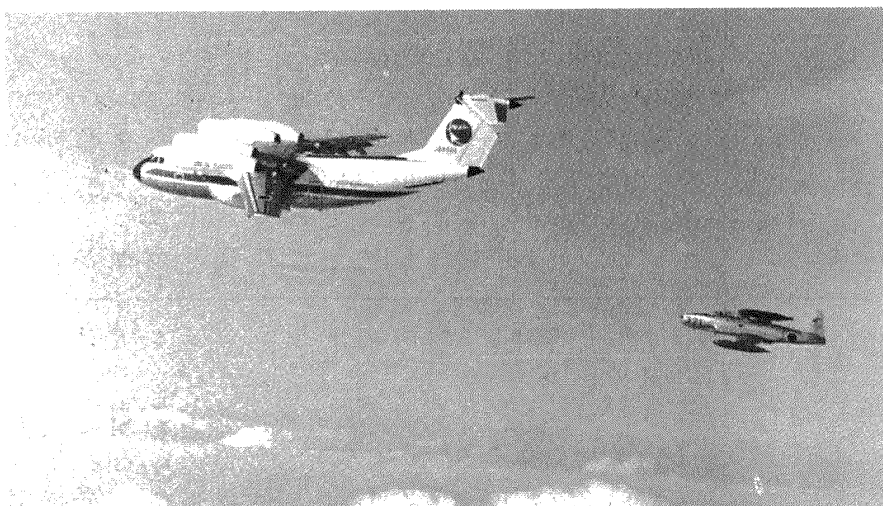


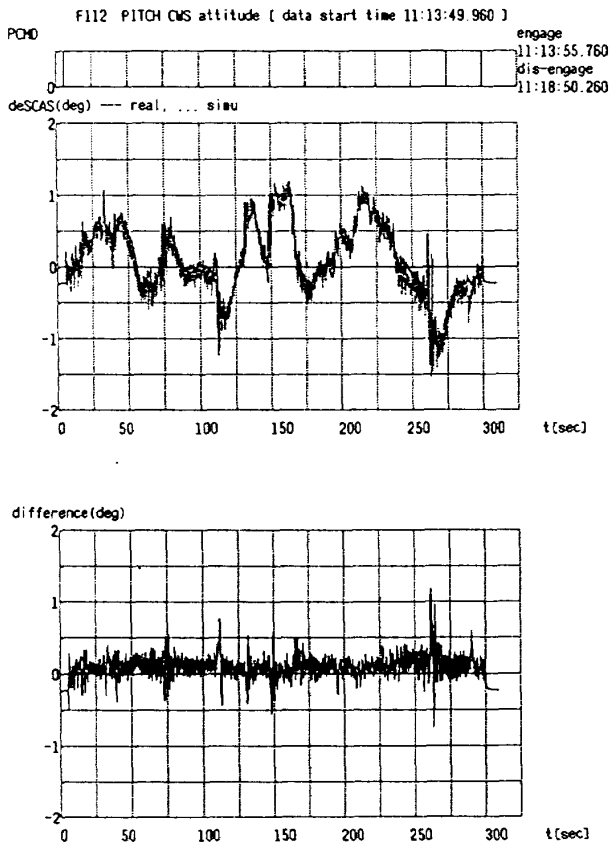
図 4.11.1-1 STOL実験機飛行状況

表 4.11.1-1 SCAS制御則飛行試験パイロットコメント

	評価試験項目	パイロット評価
1	PITCH ATT CWS および AUTO TRIM	<p>① PCA ENGおよびDISENG時のトランジントはなく姿勢はトリム・オフ時のまま安定</p> <p>② 操作に対する機体の応答、操舵量は妥当</p> <p>③ ピッチ姿勢の変化および保持は容易。速度変化は通常飛行時と同じ</p> <p>④ FREEZE S/W "ON"で、フィール・トリム S/Wでコントロール・コラムを前後に動かすと、それに追従してピッチ姿勢が動く。フィール・トリムの作動速度や、早い感じはするが特に現状での不具合と感じられない</p> <p>⑤ AUTO TRIMの作動速度に不都合は感じない。デッドバンドはや、大きい感じ(コントロールコラムをある程度大きく支えていないと作動しない)</p> <p>⑥ 総合的にはコントロール容易</p>
2	PITCH RATE CWS および AUTO TRIM	<p>① PCR ENG、DISENG時のトランジェントはなく、トリム時の姿勢を保持</p> <p>② コントロール・コラムの押し、引きの操舵量、操舵力に対する機体の応答がにぶい(ピッチ姿勢の変化がおそい)</p> <p>③ コントロール・コラムでピッチ姿勢を変化させ、コラムを中立(手ばなし)しておくとピッチ姿勢が徐々にシフト</p> <p>④ AUTO TRIMの作動速度は適当</p> <p>⑤ ピッチコントロールは可能であるが、コントロール・コラムに対するピッチ姿勢の応答をもっと大きくする必要有、またコラム中立でのピッチ姿勢の保持をよくする必要有</p>
3	ROLL CWS	<p>① RC ENG、DISENG時のトランジェントはなく、トリム時の姿勢を保持</p> <p>② コントロール・ホイールの操舵量操舵力に対するロールレートは妥当で、操舵力は適度に軽くコントロール容易</p> <p>③ コントロール・ホイールによるバンクコントロールは容易、しかしバンク20°にセット後、コントロールホイール中立(手ばなし)状態で徐々にバンク角がシフトしてゆく。旋回中ボール1/3巾内すべり(ラダー不使用)</p> <p>④ バンクの保持は容易でありバンクコントロールはしやすい。しかし、手放し状態で保持バンクが徐々にシフト</p>
4	β -CMD	<p>① β C ENG、DISENG時のトランジェントはなく、トリム時の姿勢を保持</p> <p>② ラダーインプット(ダブレット)加振後の減衰は良好(1.5サイクルで収れん)</p> <p>③ 総合的にはYAW DAMPERとほぼ同等で効きは良好</p>

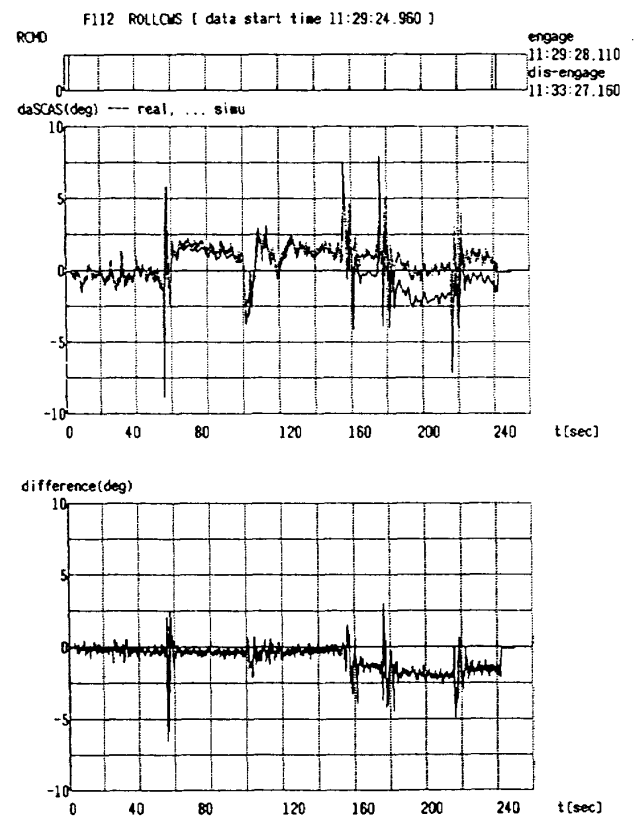
表4.11.1-1 (続き)

	評価試験項目	パイロット評価
5	EFC	<p>① EFC ENG、DISENG時のトランジェントはなく、トリム時の姿勢を保持</p> <p>② 1回目 #4 E/Gのスロットルを徐々にG/Iまで減じたが、SCASオーソリティは11%で十分余裕有 スロットルを減じ始めると追従するように右バンクに入 ってゆくことでE/Gパワーの減少が判明。ピッチ姿勢の 変化はなく、ヨーはわずか。2回目 #4 E/Gのスロットル を一挙にG/Iまで減じた時右のロールは急激ではないが 発生。ウイングレベルを保つためにはコントロールホイ ールを左に15°必要とした(コントロールホイールはトリ ムセット時約5°左であったため10°とったことになる)コ ントロールは容易</p> <p>③ EFCの効きはあるが少ない。他E/Gとの差が少ない間は WING LEVELを保つのがよい(現状はパワーの差に応じて ロールする)</p>
6	FPC	<p>① PCR、RC、β C ENG時のトランジェントなし、更にEFCをEN Gしたが姿勢変化はなく安定。EFC ENGするとスピード・ ブレーキ・レバーがゆっくりとARM位置から約1目盛(スピ ード・ブレーキ・クオドラントの目盛)までアップ・リグ</p> <p>② FPCレバーの操作力はやや軽目であるが、操作容易。位 置が自ら変動することにはなかった。FPCレバーの増減に 対してわずかに遅れてスピード・ブレーキ・レバー、スロ ットルの順に応答。動きはスムーズ。FPCレバーを一杯 減じたとき、スピード・ブレーキ・レバーは約3.5目盛(FUL L UPまで残り0.5目盛)スロットレバーは41°(目盛)、一杯 増したときはそれぞれARM位置とストッパーから約5mm手 前(#1,4スロットル約5mm、#2,3は約10mm)の範囲で作動可 能。特にFPCレバーを一杯減じた場合のスロットル位置 については今後着陸進入時の必要パワーとの関連で検討 が必要</p>



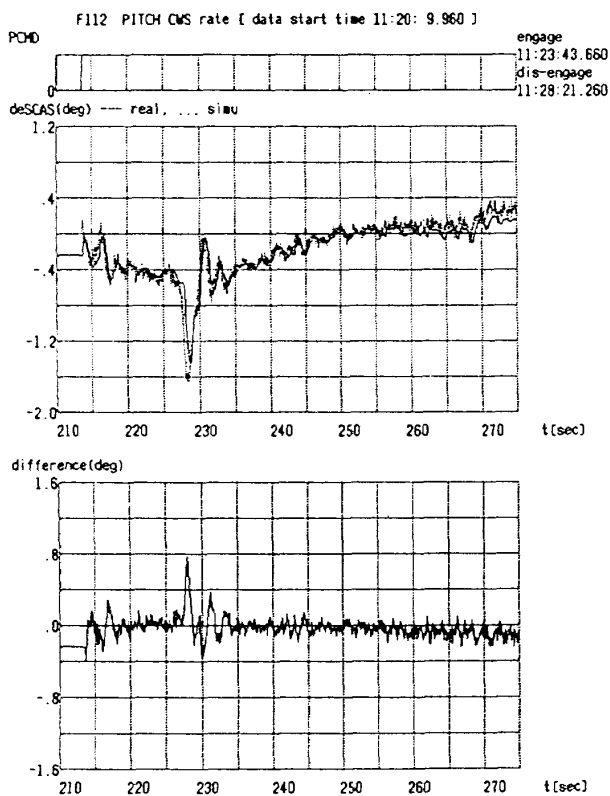
(P・A, A・T.モード)

図 4.11.1-2 飛行試験結果例



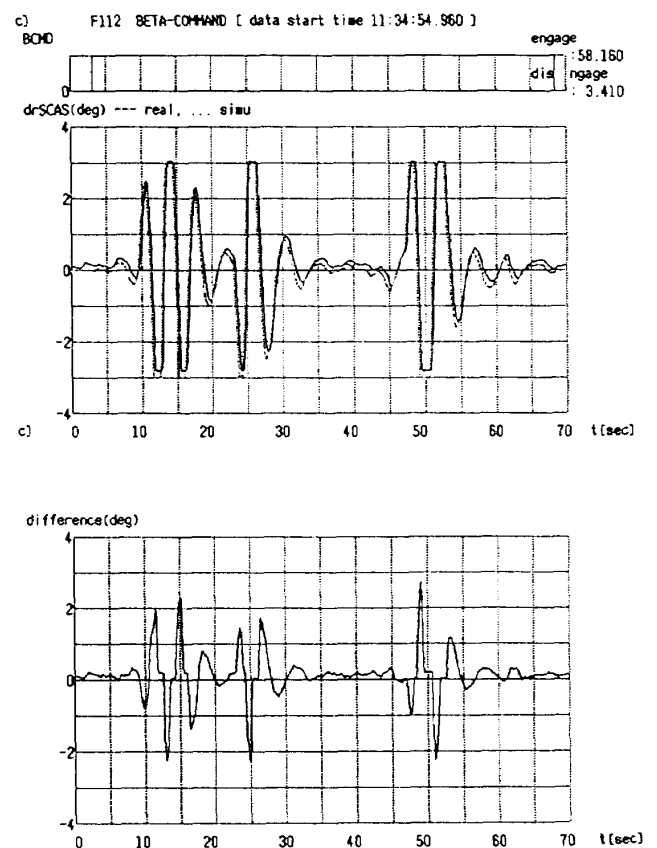
(R・C.モード)

図 4.11.1-4 飛行試験結果例



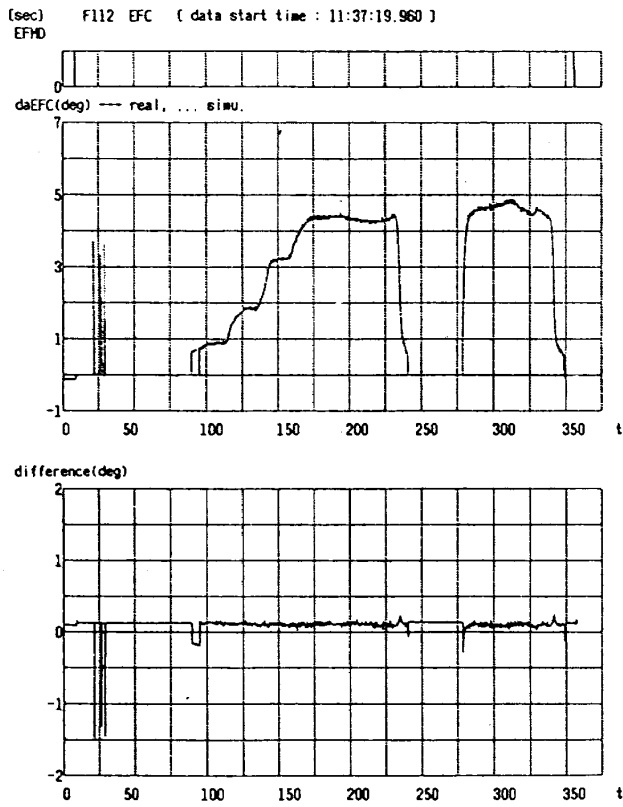
(P・R, A・T.モード)

図 4.11.1-3 飛行試験結果例

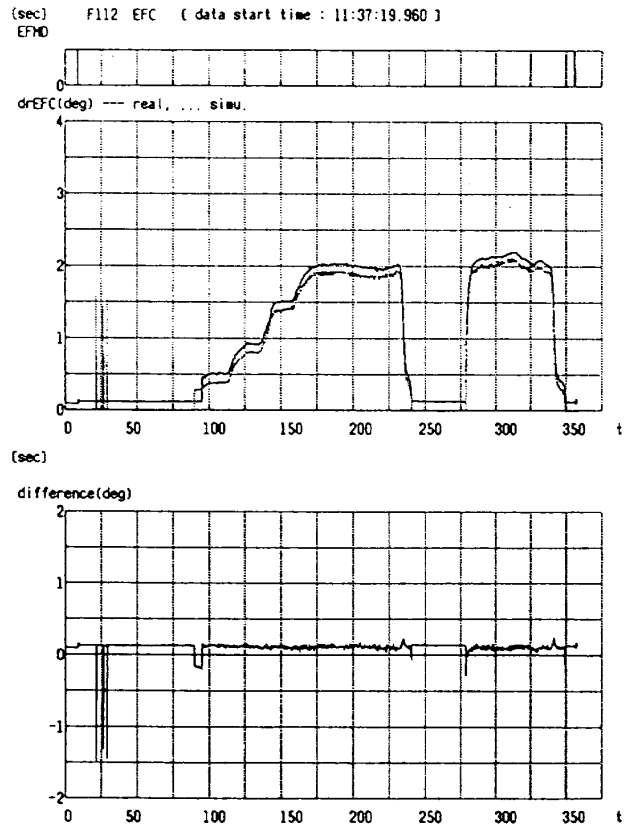


(β-CMDモード)

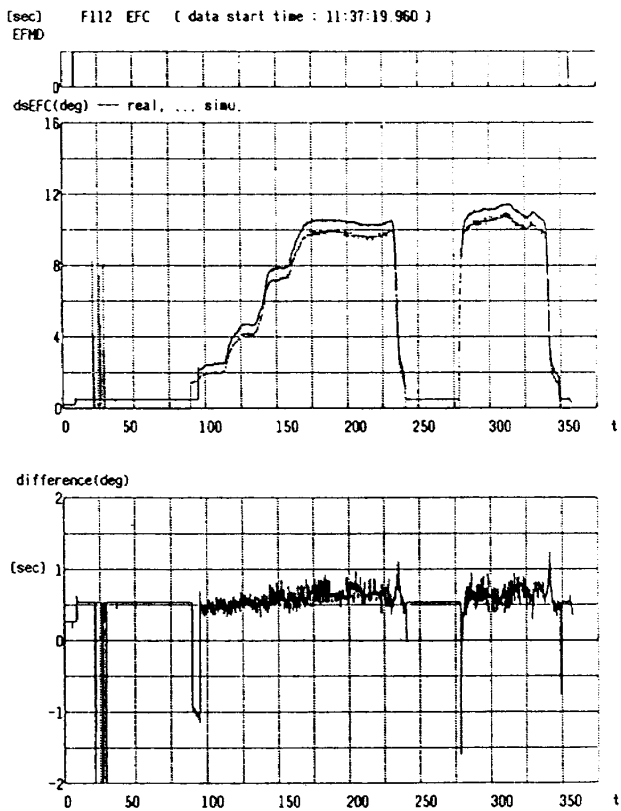
図 4.11.1-5 飛行試験結果例



(a) EFC

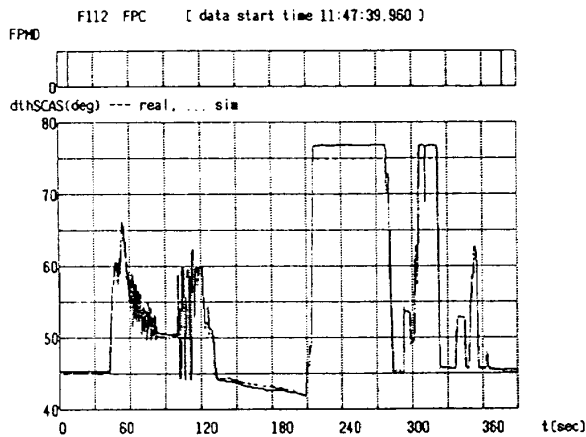


(c) EFCモード

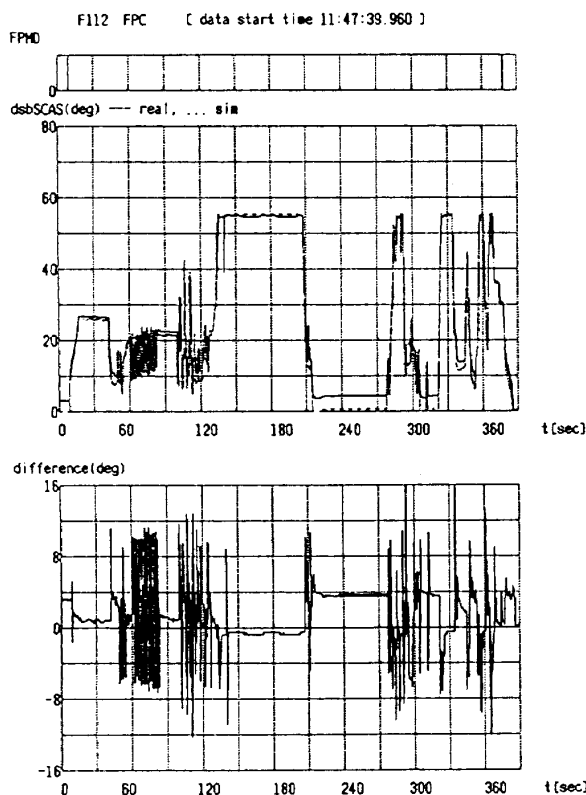


(b) EFCモード

図 4.11.1-6 飛行試験結果例



(a) FPCモード



(b) FPCモード

図 4.11.1-7 飛行試験結果例

4.11.2 SCAS実機搭載飛行故障模擬試験

(1) 目的

SSA (Series Servo Actuator) のオーソリティが 25% (ラダーは 10%) に制限されている状態で, S TOL T/O 形態の飛行を行って, センサ, アクチュエータ, コンピュータの SCAS 構成機器に模擬故障を発生させて, SCAS の耐故障機能の確認を行う。

(2) 試験項目の概要

(a) センサ故障模擬

表 4.11.2-1 に示すようにセンサに対して, 1 CH 故障 (1st Fail), 2 CH 故障 (2nd Fail), 3 CH 故障 (3rd Fail) を発生させて故障表示の確認, トランジェントおよび操縦性に対するパイロット評価を行う。

図 4.11.2-1(a), (b), (c) にセンサ故障模擬の方法を示す。

(b) アクチュエータ故障模擬

表 4.11.2-2 に示すように各種アクチュエータに故障が発生した状況を作りだし, 作動停止に到る迄の各故障段階において, 故障表示の確認, トランジェントおよび操縦性に対するパイロット評価を行う。

図 4.11.2-2 にアクチュエータ故障模擬の方法を示す。

(c) コンピュータ故障模擬

コンピュータの直流電源のサーキット・ブレーカを抜くことで, コンピュータの故障を模擬する。この故障は 2nd Fail まで実施し, 各故障段階において, 故障表示の確認, トランジェントおよび操縦性に対するパイロット評価を行う。

(3) 成果

(a) センサに関しては, 2 fail operative, 3 fail passive の耐故障機能, コンピュータおよびアクチュエータに関しては, 1 fail operative, 2 fail passive の耐故障機能が正常に作動する。

(b) 故障時のトランジェントは以下の通りである。

イ. センサの故障模擬

第 1 および第 2 故障時のトランジェントはない。第 3 故障時には, トランジェントが発生したケースもあったが, パイロットにとってわからない程度である。

ロ. アクチュエータの故障模擬

シリーズサーボアクチュエータの第 1 故障ではトランジェントがなく, 第 2 故障で舵面に 10% ストローク, 0.5 秒程度のパルス状のトランジェントが発生した。

表 4.11.2-1 センサ故障模擬試験概要

番号	故障模擬 センサ	形 態	関連モード (主要なもの)	故障の影響	故障の発生方法	備 考
1	コラム ポジションセ ンサ(δc)	STOL T/O	P.CWS (RATE) (ATT)	・ピッチ軸のトラ ンジェント ・P.CWS作動停止 (全CH故障)	センサ \leftrightarrow ECU間の断 線を模擬	LVDT信号
2	ピッチレート (q)	STOL T/O	P.CWS (RATE)	・ピッチ軸のトラ ンジェント ・P.CWS作動停止 (全CH故障)	センサのハードオー バを模擬	IRSのアナ ログ信号
3	ホイール ポジションセ ンサ(δw)	STOL T/O	R.CWS	・ロール軸のトラ ンジェント ・R.CWS作動停止 (全CH故障)	センサ \leftrightarrow ECU間の断 線を模擬	LVDT信号
4	ロールレート (P)	STOL T/O	R.CWS	・ロール軸のトラ ンジェント ・R.CWS作動停止 (全CH故障)	センサのハードオー バを模擬	IRSのアナ ログ信号
5	ヨーレート (r)	STOL T/O	β -CMD	・ヨー軸のトラ ンジェント ・ β -CMD作動停止 (全CH故障)	センサのハードオー バを模擬	IRSのアナ ログ信号
		FLAP UP	Y/D	・ヨー軸のトラ ンジェント ・Y/D作動停止 (全CH故障)		IRSのアナ ログ信号
6	横加速度 (n_y)	STOL T/O	β -CMD	・ヨー軸のトラ ンジェント ・ β -CMD作動停止 (全CH故障)	センサのハードオー バを模擬	IRSのアナ ログ信号
7	FPCレバーポ ジションセン サ(δ_{FPC})	STOL T/O	FPC	・スロットル、ス ピードブレーキ レバーのトラ ンジェント ・FPCの作動停止 (全CH故障)	センサ \leftrightarrow ECU間の断 線を模擬	LVDT信号

表 4.11.2-1 (続き)

番号	故障模擬センサ	形態	関連モード (主要なもの)	故障の影響	故障の発生方法	備考
8	DADC (TAS、CAS)	STOL T/O	P.CWS (RATEのみ) R.CWS β -CMD FPC EFC	・ピッチ、ロール ヨー軸のトラン ジェント ・全モードの性能 低下 ・STALL WARN作動 停止	DADCのC/Bを抜く	アナログ 信号
		FLAP UP	Y/D	・ヨー軸のトラン ジェント ・Y/D性能低下 ・STALL WARN作動 停止		
9	IRS データバス (θ 、 ϕ)	STOL T/O	P.CWS R.CWS	・ピッチ、ロール 軸のトランジェ ント ・P、R・CWSの作 動停止 (全CH故障)	IRU ADPTRのデー タバス用コネクタを抜 く事で、断線を模擬	デー タ バス信号
		FLAP UP	Y/D	・ヨー軸のトラン ジェント ・Y/Dの性能低下 (全CH故障)		
10	スロットル ポジション (δ_{TH})	STOL T/O	FPC	・スピードブレー キレバーのトラン ジェント ・DLCの不作動 (全CH故障)	センサ \leftrightarrow ECU間の断 線を模擬	RVDT信号
11	N ₁ #1	STOL T/O	EFC	・ロール、ヨーの トランジェント ・EFCの作動停止 (全CH故障)	ECU \leftrightarrow IFU間の断線を 模擬	EFCの作動 状態で実 施(#4ENG FAIL模擬)
12	N ₁ #3	STOL T/O	EFC	・ロール、ヨーの トランジェント ・EFCの作動停止 (全CH故障)	ECU \leftrightarrow IFU間の断線を 模擬	EFCの作動 状態で実 施(#4ENG FAIL模擬)
13	USBフラップ センサ	STOL T/O	EFC	・ロール、ヨーの トランジェント	ECU \leftrightarrow IFU間の断線を 模擬	EFCの作動 状態で実 施(#4ENG FAIL模擬)

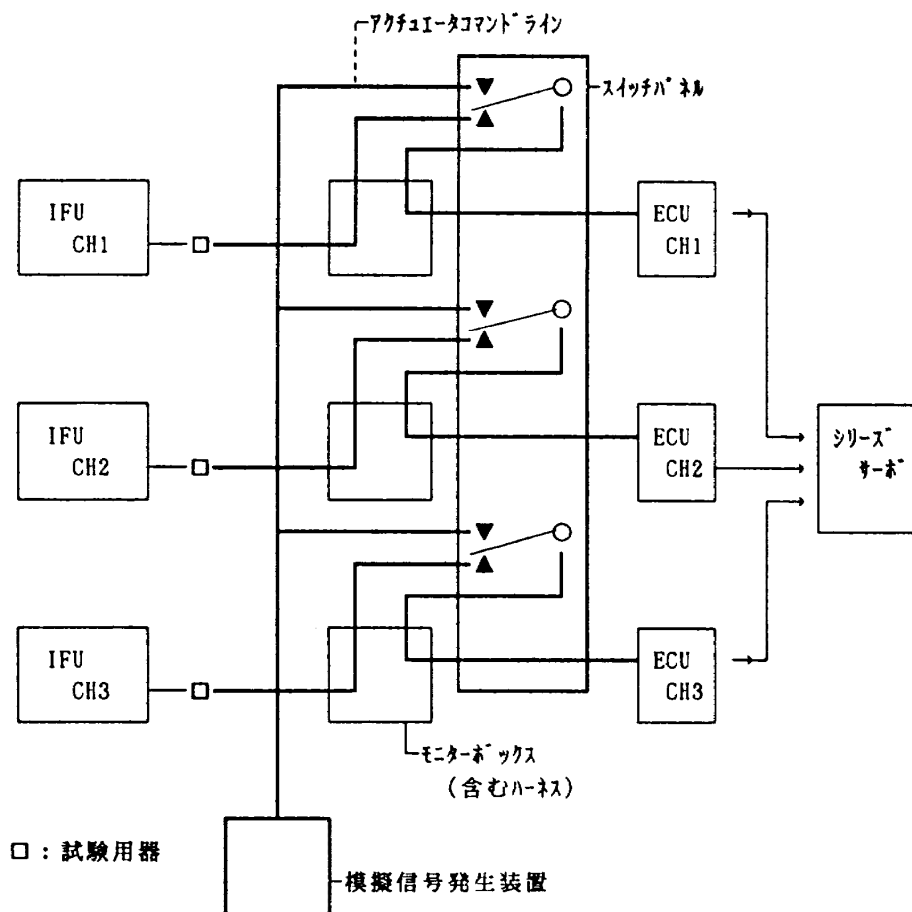
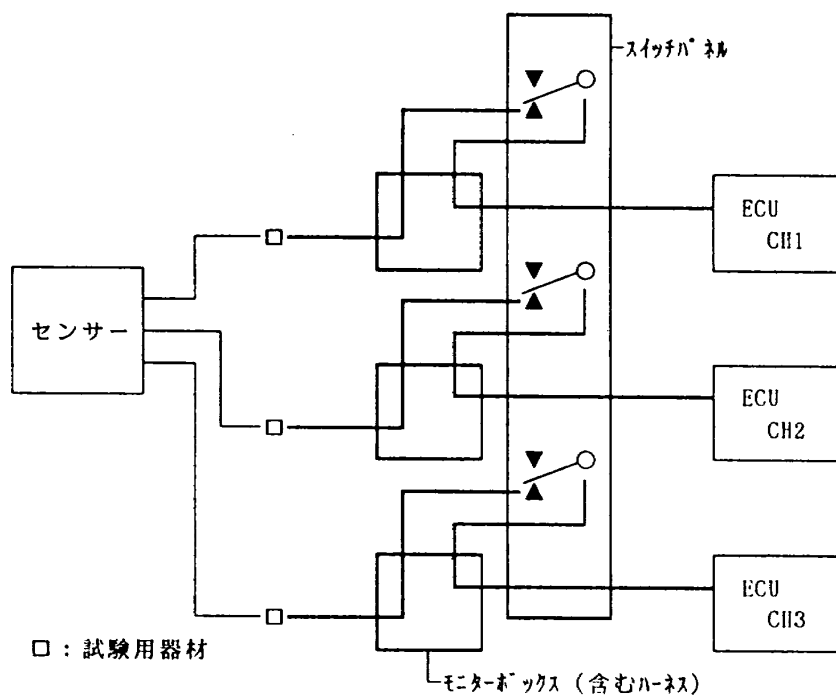
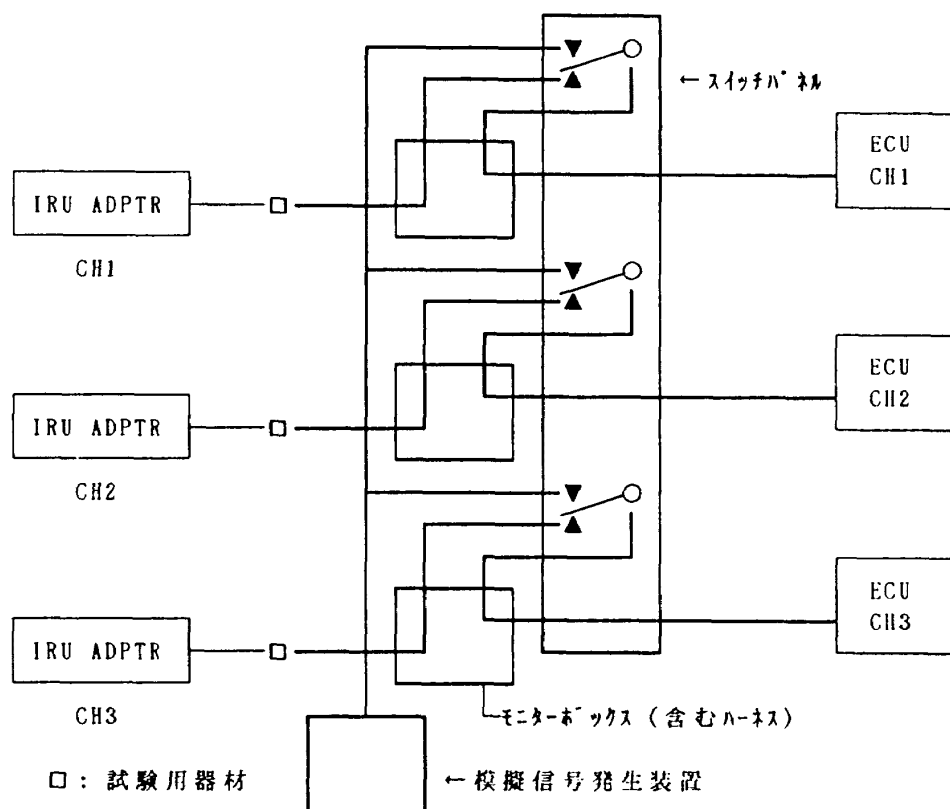


図 4.11.2-1 (a) アクチュエータ故障模擬試験信号印加法



(a) LVDT (RVDT) 信号故障模擬

表 4.11.2-1 (b) センサ故障模擬試験信号印加法



(b) IRS アナログ信号故障模擬

図 4.11.2-1 (c) IRS アナログ信号故障模擬

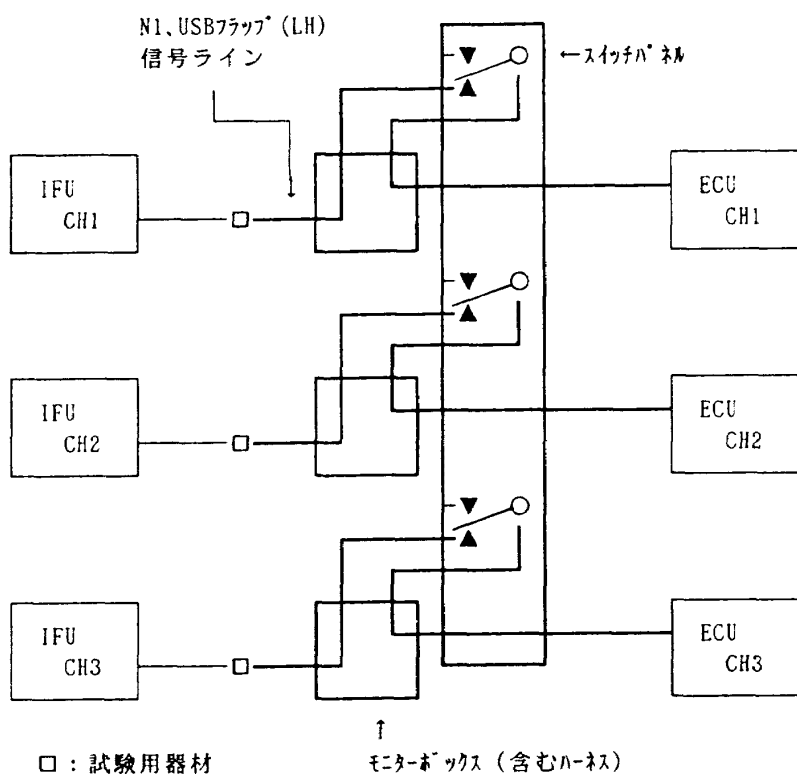
(c) N1, $\delta_{USB(L)}$ 信号故障模擬図 4.11.2-1 (d) N1, $\delta_{USB(L)}$ 信号故障模擬

表 4.11.2-2 アクチュエータ故障模擬試験概要

番号	故障模擬 アクチュエータ	形態	関連 モード	故障の影響	備考
1	ラダー シリーズ・サーボ	STOL T/O	β -CMD EFC	・ヨー方向のランジェント ・ β -CMDの作動停止(2nd FAIL)	3重系で2nd FAILで作 動停止
		CTOL	Y/D	・ヨー方向のランジェント ・Y/D作動停止	
2	エルロン (LH)、(RH) シリーズ・サーボ	STOL T/O	R.CWS EFC	・ロールの方向ランジェント ・R.CWSの性能低下 〔(LH)作動停止時〕 ・R.CWSの作動停止 〔(LH)(RH)停止時〕	(LH)に故障発生 ↓ (RH)のみ作動 ↓ (RH)に故障発生
3	エレベータ シリーズ・サーボ	STOL T/O	P.CWS (RATE)	・ピッチ方向のランジェント ・P.CWSの作動停止(2nd FAIL)	エレベータのメカニカルリミッタは1.65°であるが、2nd FAIL時にはそれ以上のランジェントが発生する可能性があり25%(30%メカニカル)オーソリティで再度試験
4	TDU(#1-#4) (#2-#3)	STOL T/O	FPC	・スロットル(#1-#4)のランジェント ・FPCの性能低下 〔(#1-#4)作動停止時〕 ・FPCの作動停止	(#1-#4)に故障発生 ↓ (#2-#3)のみ作動 ↓ (#2-#3)に故障発生
5	スポイラ シリーズ・サーボ	STOL T/O	EFC	・ロールのランジェント ・EFCの性能低下	EFCが作動中に故障を発生させる (#4ENG FAIL模擬)
6	DLC	STOL T/O	FPC	・スピードブレーキレバーのランジェント ・FPCの性能低下	1st FAILして作動停止
7	USB FLAP サーボ・モータ	STOL T/O	—	・USBフラップのランジェント ・USBフラップレバーによる操作が不能	1st FAILして作動停止
8	AUTO TRIM サーボ・モータ	STOL T/O	AUTO TRIM	・AUTO TRIMの作動が停止	1st FAILして作動停止

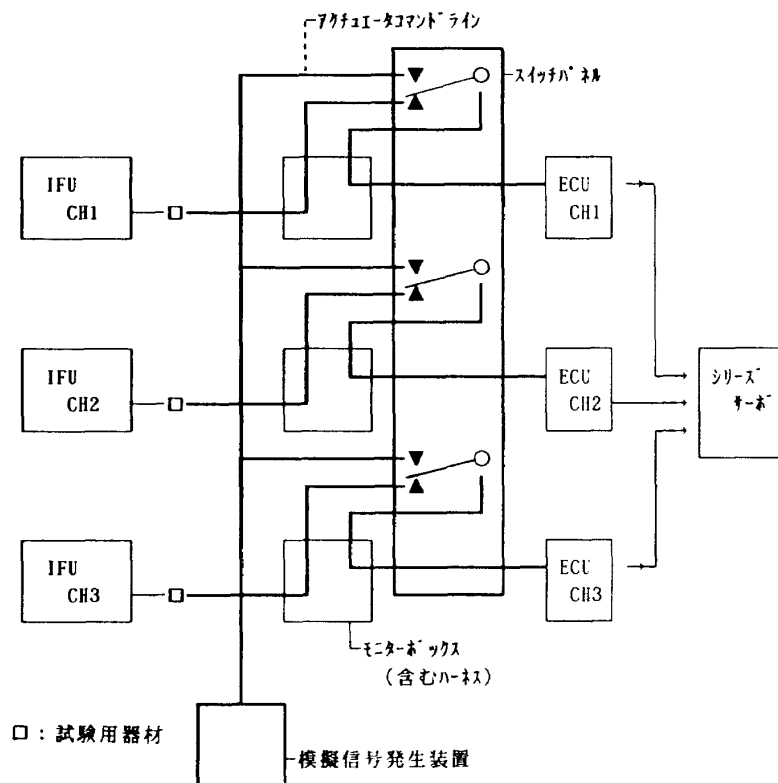


図 4.11.2-2 アクチュエータ故障模擬試験信号印加法

図 4.11.2-3 に機体運動のランジェントが最も大きかった巡航形態でのラダーの第 2 故障時の応答を示す。

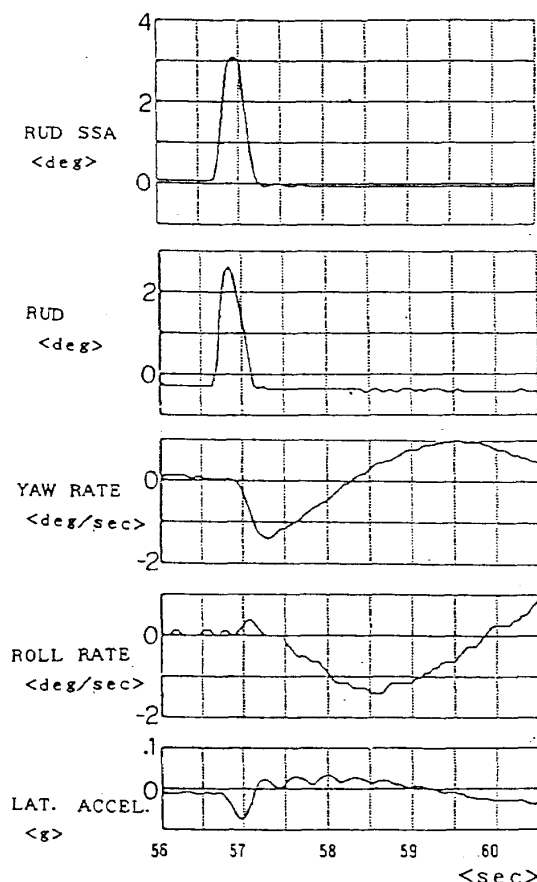
サーボモータの故障時には、舵面等にステップ状のランジェントが発生した。その中で機体のランジェントが最も大きいのが USB フラップサーボモータ故障で、前後方向に 0.02g、上下方向に 0.06g 発生した。

ハ. コンピュータの故障模擬

第 1 故障ではランジェントはほとんどなく、第 2 故障ではシリーズサーボアクチュエータに 5~8% ストローク、0.3 秒程度のパルス状のランジェントが発生した。これに誘起された機体のランジェントは、STOL 離陸形態で横方向に 0.03g、上下方向に 0.04g 発生し、巡航形態 (ヨーダンパ) で横方向に 0.04g 発生した。

ニ. パイロット評価

故障模擬試験に対するパイロットの評価結果概要を表 4.11.2-3 にセンサ故障に対して表 4.11.2-4 にアクチュエータ故障に対して示す。



ラダーシリーズサーボアクチュエータの第 2 故障
巡航形態 (ヨーダンパ)

図 4.11.2-3 アクチュエータ故障模擬試験結果
1 例

表 4.11.2-3 センサ故障模擬試験パイロットコメント

番号	故障模擬 センサ	形 態	関連モード (主要なもの)	パイロット・コメント
1	コラム ポジションセンサ(δc)	STOL T/O	P.CWS(RATE) (ATT)	P・R 3rdフェイルまでランジエントなし 2ndフェイル時、 δ_0 の利き正常 P・A 1st、2ndフェイル時ランジエントなし δ_0 の利き正常 3rdフェイル時ランジエント僅か($\Delta \theta = 0.5^\circ$) あり元に復帰
2	ピッチレート (q)	STOL T/O	P.CWS(RATE)	2ndフェイル時までランジエントなし、 δ_0 の 利き正常 3rdフェイル時、徐々にNose Upするが、動きは緩 く、姿勢制御は容易
3	ホイール ポジションセンサ(δw)	STOL T/O	R.CWS	2ndフェイルまでランジエントなし、 δ_w の利 き正常 3rdフェイル時、緩く、 δ_w による制御は容易
4	ロールレート (P)	STOL T/O	R.CWS	2ndフェイルまでランジエントなし、 δ_w の利 き正常 3rdフェイル時、緩く、 δ_w による制御は容易
5	ヨーレート (r)	STOL T/O	β -CMD	3rdフェイルまでランジエントなし 2ndフェイル時、ダンピング機能は正常
		FLAP UP	Y/D	
6	横加速度 (n_y)	STOL T/O	β -CMD	3rdフェイルまでランジエントなし 2ndフェイル時、ダンピング機能は正常
7	FPCレバーポ ジションセン サ(δ_{FPC})	STOL T/O	FPC	2ndフェイルまでランジエントなし 3rdフェイル時、姿勢の変化はないが、上昇率 \approx 300FPMで上昇(SBLが"ARM"位置に戻る)
8	DADC (TAS, CAS)	STOL T/O	P.CWS (RATEのみ) R.CWS β -CMD FPC EFC	2ndフェイルまでランジエントなし 3rdフェイル時、P, Rモードの δ_0 に対する θ の動 きが鈍い感じ、他のRC、 β_0 、FPCモードは正常
		FLAP UP	Y/D	3rdフェイルまでランジエントなし、Y/Dの利 きも正常

表 4.11.2-3 (続き)

番号	故障模擬 センサ	形態	関連モード (主要なもの)	パイロット・コメント
9	I R S データバス (θ 、 ϕ)	STOL T/O	P.CWS R.CWS	2ndフェイルまでトランジェントなし、操舵応答も正常 3rdフェイル時、緩く左ロールが発生するが制御は容易
		FLAP UP	Y/D	3rdフェイルまでトランジェントなし、Y/Dの利きも正常
10	スロットル・ ポジション (δ_{th})	STOL T/O	FPC	2ndフェイルまでトランジェントなし、FPCレバー応答も正常 3rdフェイル時、姿勢のトランジェントなし SBLは"ARM"位置に戻り、FPCレバーに対する δ_{th} 応答は正常
11	N_1 #1	STOL T/O	EFC	S/D時も機体姿勢は安定し、トランジェントはない
12	N_1 #3	STOL T/O	EFC	
13	USBフラップ センサ(LH)	STOL T/O	EFC	2ndフェイルまでトランジェントはない、EFC制御は正常

表 4.11.2-4 アクチュエータ故障模擬試験パイロットコメント

番号	故障模擬 アクチュエータ	形態	関連 モード	パイロット・コメント
1	ラダー シリーズ・サーボ	STOL T/O	β -CMD EFC	1stフェイル時、トランジェントなし、 β Cモード制御正常 2ndフェイル時、小さな左ヨーが一時的に発生し、以後安定
		CTOL	Y/D	1stフェイル時、トランジェントなし、Y/Dモード制御正常 2ndフェイル時、一時的にガクンと左ヨー発生し、以後安定この時のヨーの動きは早く対処不可、ただしヨーの偏向量は僅か
2	エルロン (LH),(RH) シリーズ・サーボ	STOL T/O	R.CWS EFC	LHエルロンSSAのS/D時、トランジェントなし LHおよびRHエルロンSSAのS/D時、非常に緩くなりした左ロール、対処は容易
3	エレベータ シリーズ・サーボ	STOL T/O	P.CWS (RATE)	1stフェイル時、トランジェントなし、P.Rモード制御正常S/D時、トランジェント僅か($\Delta\theta \approx -1^\circ$)あるが、その後安定

表 4.11.2-4 (続き)

番号	故障模擬 アクチュエータ	形態	関連 モード	パイロット・コメント
4	TDU(※1-※4) (※2-※3)	STOL T/O	FPC	1stフェイル時、姿勢トランジェントなし、 δ_{th2} δ_{th3} が少し下り、SBLは1目盛から1.5目盛に低下、 故障TDUをのぞき他は正常作動 2ndフェイル時、姿勢トランジェントなし、 δ_{th2} δ_{th4} が少し低下
5	スポイラ シリーズ・サーボ	STOL T/O	EFC	2ndフェイル(S/D)までトランジェントなし
6	DLC	STOL T/O	FPC	姿勢のトランジェントなし
7	USB FLAP サーボ・モータ	STOL T/O	—	トランジェントはAIR BRAKE作動の様な体感あり、 姿勢変化はなし δ_{USB} は20°→25°に低下
8	AUTO TRIM サーボ・モータ	STOL T/O	AUTO TRIM	トランジェントなし

5. あとがき

STOL実験機の研究開発は昭和52年に初まり、同時に操縦システムの基本計画も検討が開始され、昭和54年度に詳細設計が始まっている。この基本計画の中で、操縦システムにはデジタルコンピュータの採用と、可能なかぎり最進技術を取り入れることが盛り込まれた。

STOL実験機の操縦システムにデジタルシステム(SCAS)を採用したことにより、ハードウェアとソフトウェア同等の比重による開発実証試験が必要となった。母機C-1機のメカニカル系統には歴史があり、信頼性も十分あるので問題になる点はほとんどないので、新しく装備したSCAS系統について、本報告で述べたように新規開発品を中心に多くの試験を加えて開発を進めてきた。特にディジタル計算機を用いたシステムは我が国独自の開発としては初めてであったため慎重な開発が進められた。

ハードウェアについての開発実証試験は既に多くの手法が知られているが、ソフトウェアの検証試験については未知の部分が多い。実際に多くの

試験においては、ソフトウェアの虫取りを行う時間と労力のかかる方法が取られてきた。今回は本報告で述べたような手法を最終的に取り入れ、更新がひんぱんに行われる制御則ソフトなどの検証に短時間で効果的な手法を開発し対処した。

現在飛行試験が進行中であるが過去50回余りのフライトにおいて基本的に問題となるトラブルは発生していない。

このようにして開発されたSCASを装備したSTOL実験機は、昭和60年10月28日に初飛行して以来、現在(昭和63年3月)迄に約40回の飛行を行って、STOL性能をはじめ各種の技術実証試験が行われてきている。

開発においては比較的時間をかけたため最終の機上搭機試験においても特に問題となるような点はなかった。これもこの開発に関係した多くの設計者、製作者そして試験関連者の努力の結集と思い、関係者一同深い感銘を憶える。

この開発によって得られた知識、経験を生かし、今後の我が国のディジタル操縦システムの技術基盤をより高いレベルのものにすることができると考える。

最後に、本報告書の作成に当って、堀川久美さんにワープロ作業をお願いしたが、このお陰で比較的短い期間に効率良く作成作業を進めることができた。ここに感謝する。

参考文献, 参考資料

第1章

- 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. 12.

第2章

- ① 渡辺，清水：SCAS用ディジタル3重系計算機システム，日本航空宇宙学会第19回飛行機シンポジウム，1981. 11.
- ② 岡田，村上，小林：航技研STOL機のSCAS制御則，日本航空宇宙学会第19回飛行機シンポジウム，1981. 11.
- ③ 渡辺：STOL実験機のコンピュータコントロールシステム，日本機械学会，第556回講習会，1983. 5.
- ④ 渡辺，岩崎，石川：航技研STOL実験機用SCAS操縦システムについて，計則自動制御学会，飛行機と自動車の制御シンポジウム，1984. 11.
- ⑤ 清水，内田，渡辺：STOL実験機「飛鳥」の飛行制御システム，システムと制御，第30巻第2号，P78～86, 1986. 2.
- ⑥ 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.
- ⑦ NASTADT: STOL機AFCSの検討，NAST-54-6018.
- ⑧ Scott, B.C., Hynes, C.S., Martin, P.W., Bryder, R.B.: "Progress toward Development of Civil Airworthiness Criteria for Powered-lift Aircraft," FAARD-76-100, NASA TM X-73, 124, 1976.
- ⑨ T. Uchida, A. Watanabe, et al.: Triplex Digital Flight Control System for the STOL Reserch Aircraft "ASKA", AIAA/IEEE 8th

Digital Avionics System Conference, 10, 1988, 88-3883-CP.

第3章

- ① 内田：STOL実験機「飛鳥」の操縦システムの開発，日本人間工学会，航空人間工学部会，第49回例会，1987. 7.

第4章

4.1節

- ① KHI: (A504) コンピュータ予備試験成果報告書，SRG-3020, NASTADT: コンピュータ予備試験，SRG-3020.

- ② KHI: (A506) コンピュータ予備試験(第2次)成果報告書，PART-I, SRG-3025, PART-II, SRG-3028.

- ③ NASTADT: コンピュータ予備試験(第2次) PART I, SRG-3025.

- ④ NASTADT: コンピュータ予備試験(第2次) PART II, SRG-3028.

4.2節

- ① SMIC: シリーズサーボシステム予備試験報告書，航書-50087, 1980. 6.

4.3節

- ① NASTADT: 共通仕様書-認定試験方法，N2TG-1001.

- ② NASTADT(NEC): SCASコンピュータシステム認定試験成果報告書(I), (II), (III), 1982.

- ③ 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.

4.4節

- ① NASTADT: コンピュータ処理速度評価試験，SRG-3018.

4.5節

- ① NASTADT: SCAS-FLTシミュレータ結合試験，SRE-9055.

- ② NASTADT: SCAS-FLTシミュレータ結合試験，SRE-9064.

- ③ 渡辺，内田，坂東，ほか：航技研STOL機用ディジタル3重系フライトシミュレータ結合試

験について，日本航空宇宙学会，第20回飛行シンポジウム 1982. 11.

- ④ 渡辺，坂東，ほか：STOL実験機「飛鳥」のSCAS開発試験－ソフトウェアの検証，日本航空宇宙学会，第24回飛行機シンポジウム，1986. 11.

4. 6 節

4. 7 節

- ① NASTADT：操縦系統リグ試験第2次～5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

- ② 小川：STOL実験機の操縦系リグ試験，航空宇宙技術研究所，昭和58年度研究発表会，1983. 10.

- ③ 内田，ほか：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，1984. 11.

- ④ 大和，ほか：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.

- ⑤ 多田，ほか：STOL実験機の操縦系統機能試験の計測，航空宇宙技術研究所報告，TR-928, 1986. 3.

- ⑥ KHI：操縦系統機能試験報告書，SRE-9088.

- ⑦ 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：STOL実験機「飛鳥」の操縦系統機能試験，航空宇宙技術研究所報告，TR-972, 1988. 4.

4. 8 節

- ① 矢沢，ほか：STOL用HUDの開発について，第21回飛行機シンポジウム，1983. 11.

- 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1次シミュレーション評価試験，航空宇宙技術研究所資料，TM-554, 1986. 10.

4. 9 節

- ① 岡，滝沢，ほか：NAL-STOL実験機用低対気速度処理機の飛行試験結果について，第23回飛行機シンポジウム，1985. 10.

4. 10 節

4. 11 節

- ① KHI：低騒音STOL実験機社内飛行試験，電子・SCAS系統報告書，SRE-9104.

- ② 渡辺，内田，ほか：STOL実験機「飛鳥」SCAS操縦システムの実飛行による故障模擬試験について，第25回飛行機シンポジウム，1987. 12.

航空宇宙技術研究所報告1013号

平成元年2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丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊞182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan