

ISSN 0452-2982  
UDC 629.7.018.7  
629.7.043/.062  
681.5.017  
681.58+

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-747

## 多目的実証実験機 MuPAL- の開発

MuPAL- 開発チーム

2000年1月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

MuPAL- 開発チーム\*

総括	塚野雄吉 <sup>*1</sup> ，増位和也
FBWシステム	増位和也，石川和敏，穂積弘毅，佐藤昌之
DLCシステム	石川和敏，増位和也
セカンド・コックピット	船引浩平，飯島朋子，奥野善則
計測システム	井之口浜木，増位和也
機体改修及び機器搭載	稲垣敏治，照井祐之
地上支援システム	岡田典秋，若色薫，船引浩平
DLCフラップ風洞試験	穂積弘毅，白井正孝
センサ風洞試験・飛行試験	井之口浜木
飛行シミュレーション試験	村岡浩治，岡田典秋，又吉直樹，照井祐之，栗栖 健
母機飛行試験	稲垣敏治，石川和敏，穂積弘毅，佐藤昌之
航空局調整	照井祐之，増位和也，石川和敏，稲垣敏治
報告書執筆	増位和也

\* 飛行研究部及び飛行システム総合研究グループ

\*1 現科学技術振興事業団

# 目 次

1. まえがき .....	2
2. 母機の概要 .....	3
3. 機能及び安全性に対する要求 .....	5
3.1 可変安定応答機能.....	5
3.2 パイロット・インターフェイス機能.....	6
3.3 データ計測機能.....	7
3.4 安全性.....	8
4. 全体システム .....	8
4.1 搭載システムの構成.....	8
4.2 運用形態.....	10
4.3 飛行制御モード及び航法誘導モード.....	11
4.4 実験手順.....	12
4.5 安全性.....	13
4.6 耐環境性.....	16
5. サブシステムの構成及び機能 .....	16
5.1 FBW システム .....	16
5.1.1 模擬操縦装置及び表示装置 .....	17
5.1.2 センサ .....	23
5.1.3 計算機及びシステム・コントローラ .....	30
5.1.4 アクチュエータ .....	34
5.1.5 ARINC629 データバス .....	37
5.2 DLC システム .....	38
5.2.1 DLC フラップ .....	40
5.2.2 DLC 制御スイッチ .....	41
5.2.3 DLC 制御計算機 .....	43
5.2.4 アクチュエータ .....	43
5.3 セカンド・コックピット.....	45
5.3.1 模擬操縦装置 .....	46
5.3.2 視覚情報表示装置 .....	49
5.4 計測システム.....	56
6. 機体改修及び機器搭載 .....	61
7. 開発スケジュール及び関連試験 .....	62
8. あとがき .....	64
参考文献 .....	64

# 多目的実証実験機 MuPAL- の開発\*

MuPAL- 開発チーム<sup>\*1</sup>

## Development of MuPAL- \*

MuPAL- Development Team<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

National Aerospace Laboratory (NAL) is developing a new in-flight simulator named MuPAL- . MuPAL stands for Multi-Purpose Aviation Laboratory. MuPAL- is based on a Dornier Do-228. It is equipped with a Fly-By-Wire control system and a Direct Lift Control system to enable variable stability and response capability. MuPAL- can simulate the motion of various types of aircraft, including gust responses and motion in the event of system failures. An experimental cockpit in the cabin provides a flexible environment for research on pilot interfaces and the effects of motion cues. The data acquisition system is characterized by its ability to handle the data from a variety of sensor systems as well as its sensors with a high level of accuracy. MuPAL- is expected to make a major contribution to such areas as flight demonstrations of guidance and control technologies, research on human factors, evaluation of on-board equipment and so on.

This report deals with the requirements, on-board systems and development schedule of MuPAL- .

**Keywords** : flight testing, in-flight simulation, stability, control, guidance, fly-by-wire, direct lift control

### 概 要

航空宇宙技術研究所では、ドルニエDo228-200型機を母機として、インフライト・シミュレーション機能を持つ実験用航空機MuPAL-を開発中である。MuPALは、Multi-Purpose Aviation Laboratory(多目的実証実験機)の略称である。MuPAL-は、可変安定応答機能を実現するためのフライ・バイ・ワイヤ操縦装置及び直接揚力制御装置を装備し、突風応答や機体故障時の運動も含めた様々な航空機の運動を模擬することができる。キャビン内に設置した実験用操縦席は、ディスプレイ等のパイロット・インターフェイスやモーシオン・キューの影響に対する柔軟な研究環境を提供する。計測システムは、高精度データ計測機能と様々なセンサ・システムに対応できる汎用性を持つ。MuPAL-は、誘導制御技術の飛行実証、ヒューマン・ファクタに関する研究、航空機搭載用機器の運用評価を始めとする様々な研究課題に貢献することを目指す。

本資料では、MuPAL-の機能及び安全性に対する要求、搭載システムの構成及び機能、開発スケジュール等について述べる。

---

\* 平成11年7月6日受付 (received 6 July 1999)

\*1 飛行研究部 (Flight Division), 飛行システム総合研究グループ (Flight Systems Research Center)

## 略 語

ADC	Air Data Computer (対気データ処理計算機)
ADS	Air Data Sensor (対気データセンサ)
ARINC	Aeronautical Radio Inc.
BIT	Built In Test
CCDL	Cross Channel Data Link
CG	Computer Graphics
DGPS	Differential GPS
DLC	Direct Lift Control (直接揚力制御)
DME	Distance Measuring Equipment (距離測定装置)
EMF	Explicit Model Following
FBW	Fly-By-Wire
FS	Field Sequential
GPS	Global Positioning System
HMD	Head Mounted Display
HMS	Head Motion Sensor
HUD	Head Up Display
IAS	Indicated Air Speed (計器対気速度)
ICO	Impact Channel Option
ICS	Intercommunication System (機内通話装置)
ILS	Instrument Landing System (計器着陸システム)
IMU	Inertial Measurement Unit (慣性運動センサ)
INS	Inertial Navigation System (慣性航法装置)
LAN	Local Area Network
MFD	Multi-Function Display
MuPAL	Multi-Purpose Aviation Laboratory (多目的実証実験機)
PCM	Pulse Code Modulation
RTCA	Requirements and Technical Concepts for Aviation Inc.
RVDT	Rotary Variable Differential Transformer
SSD	Solid-State Disk (半導体ディスク)
VME	Versa Module Europe
VSRA	Variable Stability and Response Airplane (可変安定応答実験機)

## 1. まえがき

航空宇宙技術研究所では、当初VSA (Variable Stability Airplane, 可変安定実験機), 後にVSRA (Variable Stability and Response Airplane, 可変安定

応答実験機)と名付けられたインフライト・シミュレータを開発し、約20年間にわたって運用してきた。VSRAは、米国ビーチクラフト社製の双発レシプロ機ビーチクラフト65型クイーンエア (Queen Air) 機を母機とし、当所が開発したフライ・バイ・ワイヤ操縦装置及び直接揚力制御装置を装備することによって、安定性及び操縦応答特性を変化させる機能を実現した実験用航空機である<sup>1)</sup>。当所では、VSRAの可変安定応答機能を生かして、様々な航空機の運動模擬及びそれらに対するパイロット評価、突風応答を軽減するための制御則開発等、数多くの研究に用いてきた。しかし、ハードウェア上の制約により、計算機能力の飛躍的向上や新しい計測技術の実用化等、最近の目覚ましい技術進歩を取り入れた研究への対応が困難になってきた。

そこで、当所では、従来からのインフライト・シミュレーション機能を用いた誘導制御技術の飛行実証に加えて、ヒューマン・ファクタに関する研究、航空機搭載用機器の運用評価を始めとする様々な研究課題に幅広く対応できる実験用航空機MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratory, 多目的実証実験機)の開発を計画した。MuPALは、固定翼機を母機とするMuPAL-と回転翼機を母機とするMuPAL-で構成される。固定翼機と回転翼機を組み合わせることによって運動包囲線図のより広い領域における実験を可能とすると共に、それぞれの機種特有の課題についての研究も推進することを目指す。本資料においては、MuPAL-の開発に焦点を当てて報告する。

固定翼のMuPAL-は、当所所有のドルニエDo228-200型機を母機とし、平成6年度より開発に着手した。MuPAL-の開発目的は、飛行性、誘導制御ならびにヒューマン・ファクタに関する問題を実飛行環境下で実証するための実験環境を整備し、航空機の運航に関連する課題を中心とした先進的航空技術の研究を推進すると共に、飛行計測、飛行制御等に関する基礎的研究に貢献することである。航空機をより安全かつ効率的に運航するための先進的航空技術の研究として、大型旅客機、コンピュータ機、ビジネスジェット機、小型汎用機等、運動特性が異なる様々な航空機を想定し、次のような技術課題を飛行評価する計画である。

- ・空港周辺空域の有効利用と地上騒音の軽減を目指した新しい着陸進入方式と誘導システム
- ・ウインド・シア等の大気擾乱に遭遇した場合のパイロットの対応
- ・操縦システムまたは機体故障に対するパイロットの状況認識と対応
- ・大気擾乱、機体故障に対する自動補償システム
- ・不十分な外視界に対応できる統合計器や人工視界

また、基礎的研究テーマとして、次のような研究を計画している。

- ・飛行実験による空力特性推定精度の向上と風洞実験及び計算流体力学との比較
- ・様々な先進的制御理論の飛行実証
- ・周辺地形の異なる空港周辺における風の観測
- ・新規開発された航空機搭載用機器の飛行環境における運用評価
- ・視覚情報及びモーション・キューがパイロットの操縦に与える影響の研究
- ・超音速機、宇宙機、回転翼機等を対象としたインフライト・シミュレーションの可能性の検討と評価

この他に、社会的要請に基づいて実施される環境汚染調査、災害状況の観測飛行等も MuPAL- が果たすべき任務の一つと考えている。

以下では、母機の概要、MuPAL- の機能及び安全性に対する要求、搭載システムの構成、構成機器の機能及び性能、機体改修と機器搭載の概要、開発スケジュール等について報告する。

## 2. 母機の概要

MuPAL- の母機となるドルニエDo228-200型機(写真2-1)は、ドイツのドルニエ社(現在はフェアチャイルド・ドルニエ社)製双発ターボプロップ機で、19人乗り通勤機として開発された機体である。Do228-200型機の三面図を図2-1に、主要諸元を表2-1に示す。操縦系統は、パイロットによる操作をリンク機構及び操縦索で直接舵面等に伝達する機械式操縦方式で

ある。なお、同機は正副2名のパイロットで操縦可能な複式操縦装置を有するが、パイロット1名のみでの運航を認められている。また、同機は非与圧機であり、矩形

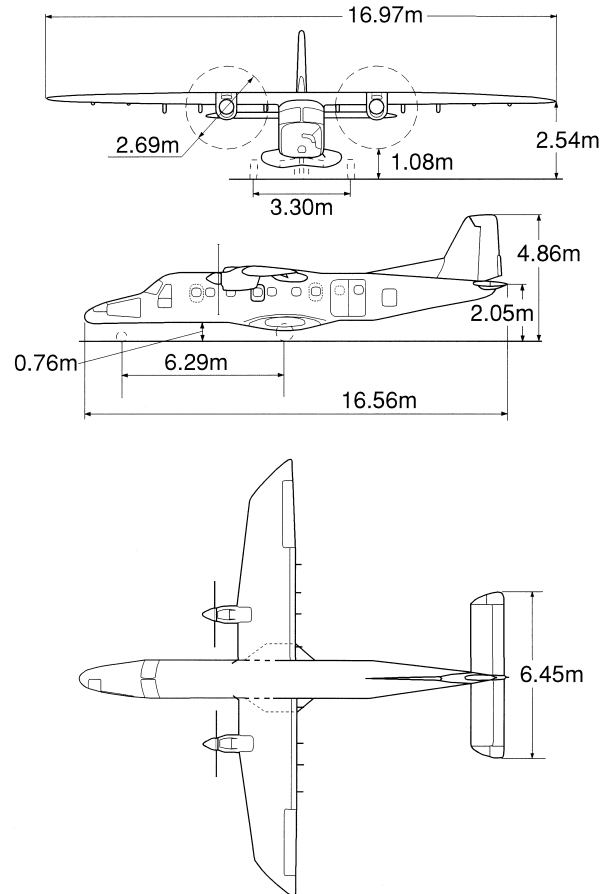


図2-1 Dornier Do228-200型機三面図



写真2-1 Do228-200型機

表2-1 Dornier Do228-200型機の主要諸元

1	登録記号	JA8858	
2	製造番号	8128	
	製造年月日	昭和62年6月2日	
3	耐空類別	飛行機 普通N	
4	エンジン	ギャレット式TPE331-5-252D型 2基 715HP, 100%回転数 41,730rpm	
5	プロペラ	ハーツェル式 HC-B4TN-5ML/LT10574FSB型 2基 100%プロペラ回転数 1,591rpm エンジン/プロペラ・ギア比 1:26.2287	
6	主要寸法	全長	16.56m
		全幅	16.97m
		全高	4.86m
		翼面積	32.00m <sup>2</sup>
		平均空力翼弦	2.046m(MAC)
7	フラップ偏位角度	レバー位置	フラップ角度 補助翼・ドループ角度
		UP	0deg 4deg
		F1	5deg 8deg
		F2	20deg 12deg
		DN	30deg 13deg
8	重量	最大離陸重量	5,700kg(追加飛行規定上は5,699kg)
		標準空虚重量	3,202kg
9	重心限界	前方	22.0% MAC
		後方	32.5% MAC
10	対気速度限界	最大設計運動速度(VA)	72.0m/s(140kt)
		最小操縦速度(VMC)	38.1m/s(74kt)(フラップDN)
		最大運用限界速度(VMO)	102.8m/s(200kt)
		(海面上~15,000ft)	
11	最大運用気圧高度限界	4,572m(15,000ft)	
12	制限荷重倍数限界	フラップ位置	UP: +3.16g
		その他	+2.0g
13	上昇率(海面上)	2エンジン: 10.3m/s(2,030ft/min) 1エンジン: 2.7m/s(530ft/min)	
14	離着陸距離	離陸距離(15m越え)	フラップ位置 F1 : 625m フラップ位置 F2 : 564m
		加速停止距離	フラップ位置 F1 : 747m フラップ位置 F2 : 823m
		着陸距離(15m越え)	フラップ位置 F2 : 518m フラップ位置 DN : 448m

断面の胴体を持つ。非与圧機であることは、各種の航法用及び通信用アンテナ、カメラ窓の設置等、胴体に穴を開ける必要のある改修を容易に実施できるという利点を持つ。また、矩形断面の胴体形状は、大部分が直方体である実験用機材を効率よくキャビン内に配置するのに有利である。さらに、インフライト・シミュレータの母機として見た場合、プロペラ・ピッチ制御を用いたターボプロップ推進方式は、ジェット推進方式と比べて迅速な推力応答特性を持つという点で適している。なお、当所所有の機体(登録記号JA8858、製造番号8128)は、着陸フラップを30度まで下げることによって短い滑走路での運用を可能としたSTOL(Short Take-Off and

Landing, 短距離離着陸)仕様の機体である。

当所では、同機を昭和63年に実験用航空機として導入し<sup>2)</sup>、主としてMLS(Microwave Landing System)、GPS(Global Positioning System)等を利用した航法及び着陸誘導実験<sup>3), 4)</sup>、宇宙開発事業団と共同で推進中のHOPEプロジェクトの一環として開発されたALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment)用機器の機能確認実験<sup>5)</sup>、空港周辺の風の観測<sup>6)</sup>等に使用してきた。また、上空における二酸化炭素及びメタンガス濃度の定期的観測を国立環境研究所等と共同で実施したり、阪神淡路大震災の被災地域の観測及び測量用写真撮影等、社会的要請に基づく飛行も実施してきた。

### 3. 機能及び安全性に対する要求

MuPAL- の開発目的を達成するために必要とされる主な機能は、他の航空機の運動模擬や様々な誘導制御則の組込みを可能とする可変安定応答機能、パイロットに対して多様な情報表示やモーション・キューを与えると共にパイロットの指示を受け取るインターフェイス機能、汎用性のある高精度データ計測機能である。ところで、MuPAL- は、多目的実証実験機という名前の通り、インフライト・シミュレーションのみならず、様々な分野の研究課題に対応できなければならない。そこで、搭載システムを機能別に幾つかのサブシステムに分割し、これらを目的に応じて組み合わせる運用方式を採用した。この運用方式によって、各研究課題に対して必要最小限のシステム構成とすることができ、搭載機器の軽量化による飛行実験時間の確保、システムの簡略化による故障率の低減等、実験効率の向上を期待することができる。

#### 3.1 可変安定応答機能

可変安定応答機能を実現するため、計算機が出力するコマンドに従って空力3舵（昇降舵，補助翼，方向舵）及びエンジン・パワーレバーを駆動するフライ・バイ・ワイヤ（Fly-By-Wire，以下FBW）システムを開発し、母機の機械式操縦システムに併設する。さらに、3自由度制御による正確な縦運動模擬を可能とする直接揚力制御（Direct Lift Control，以下DLC）システムを新しく装備する。なお、横・方向運動の3自由度を制御するために必要な横力制御システムについては、開発経費の制約のため採用を見送った。

FBWシステムによる運動模擬の流れを図3-1に示す。

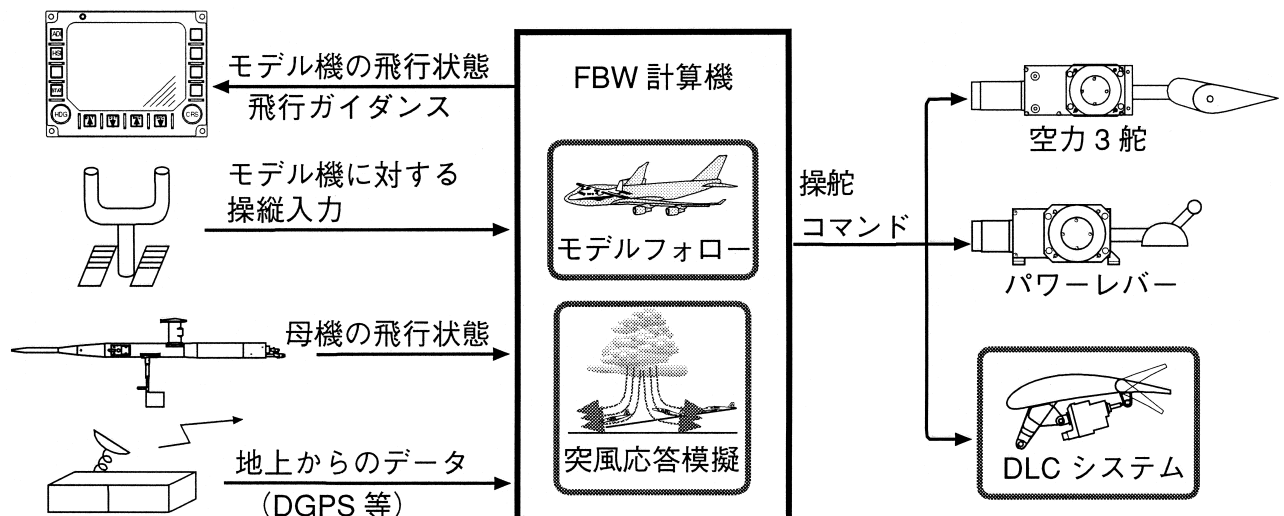


図3-1 FBWシステムによる運動模擬

FBW 計算機は、パイロットの操縦入力に対して発生すべきモデル機（模擬対象の航空機）の運動を計算し、それを母機の運動として実現するように空力3舵，パワーレバー及びDLCシステムを駆動すると共に、パイロットにモデル機の飛行状態を表示する。これによって、パイロットはあたかもモデル機を操縦しているかのように感じることができ、モデル機の操縦性等に対する評価を行うことができる。

MuPAL- では、インフライト・シミュレータとして様々な機体の飛行特性をより広い飛行領域で模擬することができることを目標とし、VSRAで実現された一つのトリム条件周りの線形範囲における運動模擬に加えて、複数のトリム条件を包括した飛行領域での連続的な運動模擬を目指す。また、新しい制御理論を応用して、母機モデルの不確かさや計測ノイズに対するロバスト性等、インフライト・シミュレーション精度に関わる能力の向上を目指す。さらに、運動模擬のための飛行制御以外に、様々な制御理論や航法誘導方式の飛行実証にも柔軟に対応できる能力を併せ持つ設計とした。

当所ではこれらの飛行実験を高度3,048m（10,000ft）付近を中心にして実施することが多いので、FBW及びDLCシステムの最大運用高度は4,572m（15,000ft）とした。また、安全性確保の観点より、両システムは昼間かつ有視界飛行条件においてのみ使用することにした。なお、運用当初は最低制限高度を設けるが、運用実績に基づいた安全性検討を行った後、FBW及びDLCシステムを用いて実際に着陸することを計画している。

#### (1) FBWシステムの機能に対する要求

より広い飛行領域での連続的な運動模擬を可能とするため、FBWシステムの運動制御能力は、或る特定の機種または飛行条件を想定した目標値を設けるのではな



く、母機が持つ運動能力及び飛行規程で定められている飛行可能領域を最大限に利用することを設計目標とした。しかし、母機の操縦システムについて、強度計算等の詳細な設計データは入手困難である。そこで、母機が人力操縦の機体であることを考慮し、操縦システムの強度上の安全性を確保するため、FBWシステムによる最大操舵力をパイロットによる最大操舵力と同程度とすることにした。また、通常の航空機において機体運動の周波数は高々数Hz以下であるので、これらの運動を実現できるようにFBWシステムによる舵面の周波数応答のバンド幅は5Hzを目標とした。MuPAL- ではエンジン故障時の運動模擬も想定しており、この場合の運動は母機のエンジン推力を非対称とするのではなく、空力舵面を用いて模擬することとした。これは、空力舵面はエンジン推力よりも応答性がよく、エンジン推力が非対称の場合の母機空力モデルを推定する必要もないという利点があるためである。

一方、様々な機体の運動を模擬すると共に、飛行制御理論や航法誘導方式についての研究を効率的に実施するためには、研究者が飛行制御則及び航法誘導演算プログラムを自由に設計して組み込むことができないなければならない。また、飛行実験中にプログラム中のパラメータ値を変更できることも必要である。しかし、これらのプログラム変更によって、故障検出や故障処理等、飛行の安全性を確保するための機能が損なわれる様なことがあってはならない。そこで、ソフトウェアをシステム管理及びデータ入出力を行う部分と飛行制御則及び航法誘導演算を行う部分に分離し、研究者は飛行制御則及び航法誘導演算を行う部分のみを変更できる構造とすることにした。また、飛行制御則及び航法誘導演算の演算レートは50Hz以上とした。この値は、舵面の周波数応答に対する目標値の10倍に当たる。

## (2) DLCシステムの機能に対する要求

主翼揚力を直接変化させる方法として、着陸フラップ全体を駆動する、着陸フラップの後縁部のみを動翼化する、補助翼を対称駆動するという3種類の方法について、母機製作会社であるフェアチャイルド・ドルニエ社に実現可能性検討を依頼した。その結果、着陸フラップ後縁部のみを動翼化する方法が、舵角と揚力変化の関係に非線形性を有するという短所を持つものの、

- ・十分な揚力変化の発生が可能で、母機の操縦性に及ぼす影響が少ない。
- ・アクチュエータ出力に対する要求値が最も小さく、駆動機構の複雑さも実現可能な範囲である。
- ・舵面を分割することによって、1要素の故障による影響を低減できる。

という理由でMuPAL- に最適であるとの結論を得て、

着陸フラップ後縁部のみをDLCフラップとして動翼化することに決定した。

DLCシステムによる揚力制御能力は、当初、大型旅客機の着陸進入速度に近い77.2m/s (150kt)で上下加速度 $4.9\text{m/s}^2$  (飛行荷重倍数0.5g)以上、舵面の周波数応答のバンド幅は5Hz以上(機体運動の周波数応答のバンド幅は2Hz以上)とした。この周波数応答特性は、突風応答を含めた様々な航空機の運動の体感をパイロットに与えるために望ましい値である。しかし、その後、開発経費の制約から上下加速度は51.4m/s (100kt)で $1.96\text{m/s}^2$  (0.2g)以上、舵面の周波数応答のバンド幅は2Hz以上(機体運動の周波数応答のバンド幅は1Hz以上)に要求を引き下げた。これは、VSRAのDLCシステムと同等の揚力制御能力である。

DLCシステムについても、FBWシステムと同様、より広い飛行領域で使用可能であることが望ましい。しかし、実現可能性検討において、DLCシステムを母機的全飛行可能領域で使用可能とすることは構造強度の観点から困難であることが判明した。そこで、DLCシステムは、着陸フラップがUP位置(クリーン形態)または5度下げ位置(F1形態)にある場合のみ使用することとした。最大運用速度は、大型旅客機の着陸進入速度を再現できるように77.2m/s (150kt)に設定した。これは、将来、運動模擬を行いながら実着陸をする場合、パイロットにとって速度を表す重要な視覚情報となる地面の見え方を正確に模擬できるようにするためである。また、飛行荷重については、 $0\text{m/s}^2$  (0g)以上 $19.6\text{m/s}^2$  (2g)以下の範囲で使用することとした。図3-2にDLCシステムの運用可能範囲(運動包囲線図)を示す。

## 3.2 パイロット・インターフェイス機能

MuPAL- では、パイロットに対する飛行状況や航法誘導情報の表示方法の研究として、統合計器や人工視界を利用した様々な表示方法について飛行評価を行う能力を重視する。さらに、コックピット内の機器の配置や機能、機体運動によるモーション・キューがパイロットに与える影響等、ヒューマン・ファクタについての研究に対しても柔軟な実験環境を提供する必要がある。しかし、母機のコックピットにディスプレイや操縦装置等の実験用機器を設置する場合、設置スペース、母機計器に対する影響等の観点から様々な制約を受ける。そこで、実験用機器を比較的自由に設置でき、パイロット・インターフェイスに関する広範な研究に対応できる実験用操縦席(セカンド・コックピット)をキャビン内に設けることにした。

セカンド・コックピットにおいてパイロットに視覚情報を表示する装置として、平面型の液晶ディスプレイに

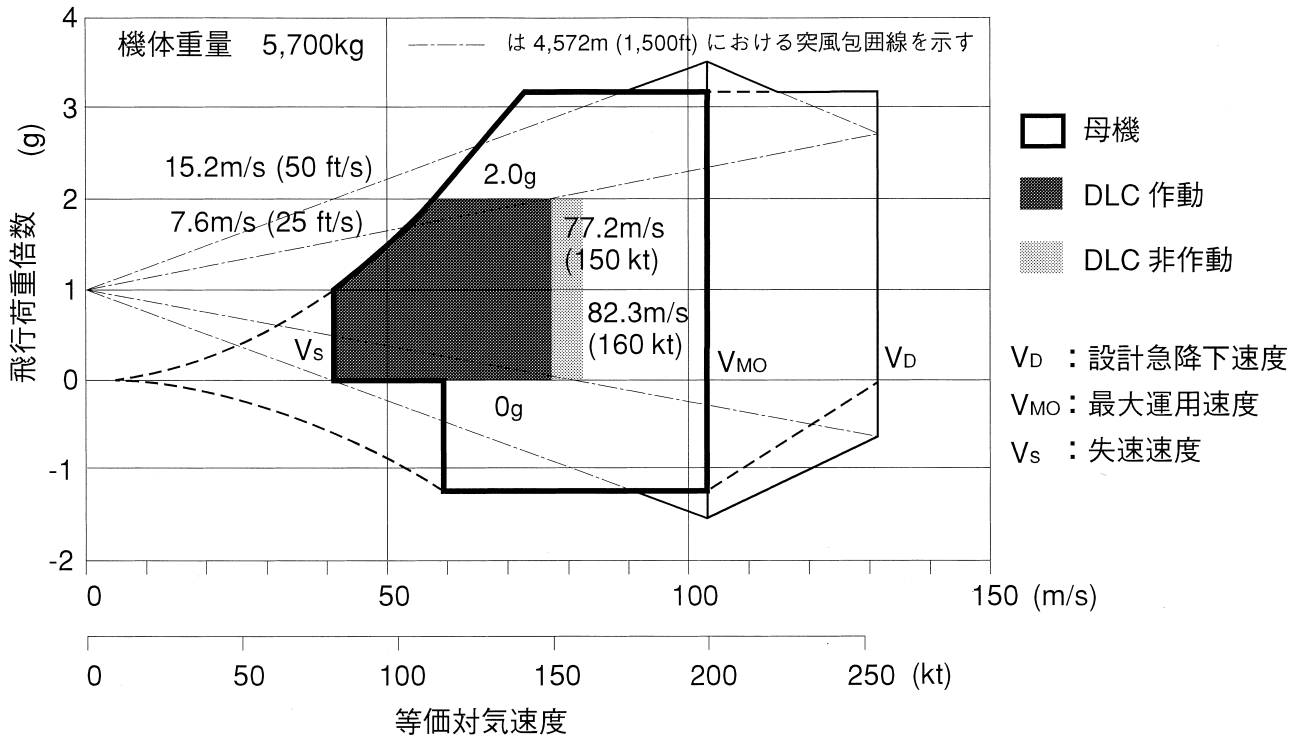


図3-2 DLC形態における運動包囲線図（着陸フラップ：UP位置）

加えて、パイロットが頭を動かすことによって広い視野角を得ることができるHMD (Head Mounted Display) を採用した。HMDでは、外視界と共に計器を含めたコックピット内部の風景を描くことによって様々な機器配置を仮想的に実現することも可能である。この他、コックピットに取り付けたカメラで撮影した外視界に各種シンボルを重畳して平面型液晶ディスプレイに表示する機能も付加した。機体運動に対する画像表示の遅れの影響を調べることも研究課題の一つであるので、画像表示の遅れはできる限り少なくすることを目指した。また、常に最新の画像表示技術に対応できるように、ハードウェア及びソフトウェアを容易に更新または追加できる設計とした。特に、表示形式及び内容については研究者が自由に設計できるように配慮した。

また、パイロットに与えるモーション・キューを変化させるため、セカンド・コックピット全体をキャビン最前方位置と機体重心位置の間で、機体前後方向に移動できる設計とした。キャビン最前方位置はできる限り母機に近いモーション・キューを得たい場合に用い、機体重心位置は機体の回転運動に起因する加速度の影響を除去したい場合に用いることを想定した。さらに、セカンド・コックピット全体を容易に搭載及び取降し可能とし、使用しない場合にはその重量とスペースを他に有効活用できるよう配慮した。なお、セカンド・コックピットはFBW及びDLCシステムと組み合わせて使用するので、両システムと同様に最大運用高度を4,572m

(15,000ft)とした。

この他、FBWシステムの一部として、母機またはモデル機の飛行状況や航法誘導情報を表示する実験用ディスプレイを母機コックピットにも装備した。また、DGPS (Differential GPS) 用データ等、航法誘導演算に必要なデータを地上より受信するためのアップリンク・テレメータも装備した。

### 3.3 データ計測機能

汎用性のある高精度データ計測機能を実現するため、飛行状況や航法情報をできる限り高精度で計測できるセンサを搭載すると共に、新規開発された航空機搭載用機器の運用評価等、将来の拡張性も考慮したデータ収集能力を有する計測システムを開発する。また、飛行実験中のデータ監視、実験終了後の迅速なデータ処理等、MuPAL- の効率的な運用にも配慮する。

なお、MuPAL- 用以外の航空機搭載用機器に対し、より広い飛行範囲における評価を可能とするため、主なセンサ及び計測システムの最大運用高度を母機の運用限界である高度7,620m (25,000ft)とした。また、バンク角60degでの定常旋回に相当する $19.6\text{m/s}^2$  (2g)の飛行荷重に連続的に耐えられる設計とした。

#### (1) センサに対する要求

MuPAL- の開発では、上記の可変安定応答機能、パイロット・インターフェイス機能に必要なセンサを整備する。可変安定応答機能の実現に必要な機体運動、舵角

等を計測するセンサには、MuPAL- の運用範囲において特に高い精度を発揮できることに加えて、飛行制御システムの一部として高い信頼性を有することが求められる。したがって、これらのセンサは、MuPAL- に最適なものを得るため、新たに開発または購入することとした。但し、エンジン出力等、母機の安全性に影響を及ぼすことなく新たなセンサを取り付けることが困難な場合のみ、母機のセンサ出力を分岐して利用した。一方、機体運動の制御に直接使用しない航法データを計測するセンサは、できる限り母機のセンサ出力を分岐して利用する方針とした。

#### (2) 計測システムに対する要求

データの収集については、毎秒600Kbitのデータを取り込み、データ毎に時刻データを付加して記録できる設計とした。これは、2重系(3.4節参照)であるFBWシステム及びDLCシステムについて、各種センサ出力に加えて飛行制御則及び航法誘導演算結果やシステム・ステータスを2系統同時に収集することを想定した値である。MuPAL- 完成直後のシステム機能確認では2系統のデータを同時に取得する必要があるが、その後は通常1系統のデータのみ収集すれば十分であるので、余剰能力は追加搭載したセンサのデータ収集に利用する。また、MuPAL- 用センサに限らず、従前からDo228-200型機で使用されてきた実験用機器を始め、様々な形式のアナログ及びデジタル信号を容易に収集できるよう、これらの信号に対するインターフェイス機能も予め準備しておくこととした。

データ記録装置は、連続3時間以上の実験データを記録可能で、上記の高度及び連続荷重においても正常にデータを記録できるものを採用した。さらに、実験終了後、記録したデータを速やかに読み出すことができるよう配慮した。

#### 3.4 安全性

飛行実験を安全に遂行するため、MuPAL- には母機(耐空類別N類、飛行機普通)とほぼ同等の安全性を有することを要求し、耐空類別X類(特殊航空機)の耐空証明を取得することを目標とした。

しかし、MuPAL- 用に新たに開発するシステムは実験用であり、最新技術を導入するため構成品の一部として航空機搭載用でない機器を使用したり、研究者が自由に飛行制御則を設計できる必要がある等、これらのシステムのみで母機と同等の安全性を確保することは困難である。一方、実験用システムであるが故に、故障が発生した場合は実験を中止して帰投すればよい。そこで、MuPAL- の実験用搭載システムは、正常時に母機の安全性に悪影響を与えないことは勿論、故障発生時には飛

行の安全を損なうことなくその機能を停止することができ、その後の飛行の安全性に悪影響を与えない、すなわちフェイル・パッシブなシステムとすることとした。

フェイル・パッシブなシステムを構築するため、FBW及びDLCシステムを用いた飛行中は、何時でも両システムによる操縦を中止し、耐空性が証明されている母機の機械式操縦システムを用いて確実に操縦を引き継ぐことができる設計とした。また、故障検出確率を高めるため、FBW及びDLCシステムの主要部を2重系とした。さらに、母機の運用限界を逸脱することを防止するため、FBW及びDLCシステムの運用範囲を定め、この範囲を超えた場合にはFBWシステムを自動的にディスエンゲージし、DLCフラップをその場で停止させる機能を備えることとした。

## 4. 全体システム

MuPAL- の搭載システムは、実験目的に応じて幾つかのサブ・システムを組み合わせる方式を採用した。本章では、搭載システム全体について、ハードウェア及びソフトウェアの構成、代表的な実験手順、安全性及び耐環境性を述べる。

### 4.1 搭載システムの構成

MuPAL- の全体図を図4-1-1に示す。電動アクチュエータを用いたFBWシステムは、母機の機械式操縦システムに併設され、空力3舵及び2本のエンジン・パワーレバーを駆動する。空力3舵用アクチュエータは、母機に装備されていた自動操縦装置のアクチュエータとほぼ同様の方法で取り付けられる。パワーレバー用アクチュエータは、キャビン床下に取り付ける。さらに、3自由度制御による正確な縦運動模擬を行うために新規開発したDLCフラップを着陸フラップ後縁に装備する。

MuPAL- には2名のパイロットが搭乗する。安全パイロットは、機長席であるコックピット左席(以下、左席)で母機の機械式操縦システムを用いた運航を行う。評価パイロットは、副操縦士席であるコックピット右席(以下、右席)でFBW及びDLCシステムを用いた飛行実験を実施する。さらに、評価パイロットが飛行実験を行うためのセカンド・コックピットをキャビン内に設置することができる。キャビンには、2名もしくは3名のシステム操作員(FBW、計測及びセカンド・コックピットの各操作員)が搭乗する。

MuPAL- の搭載システムは、図4-1-2に示すようにFBW、DLC、セカンド・コックピット及び計測の4つのサブ・システムに分けられており、ARINC629データバスがDLCシステムを除く3つのサブ・システムを接続する。FBWシステムとDLCシステムの間はデータ

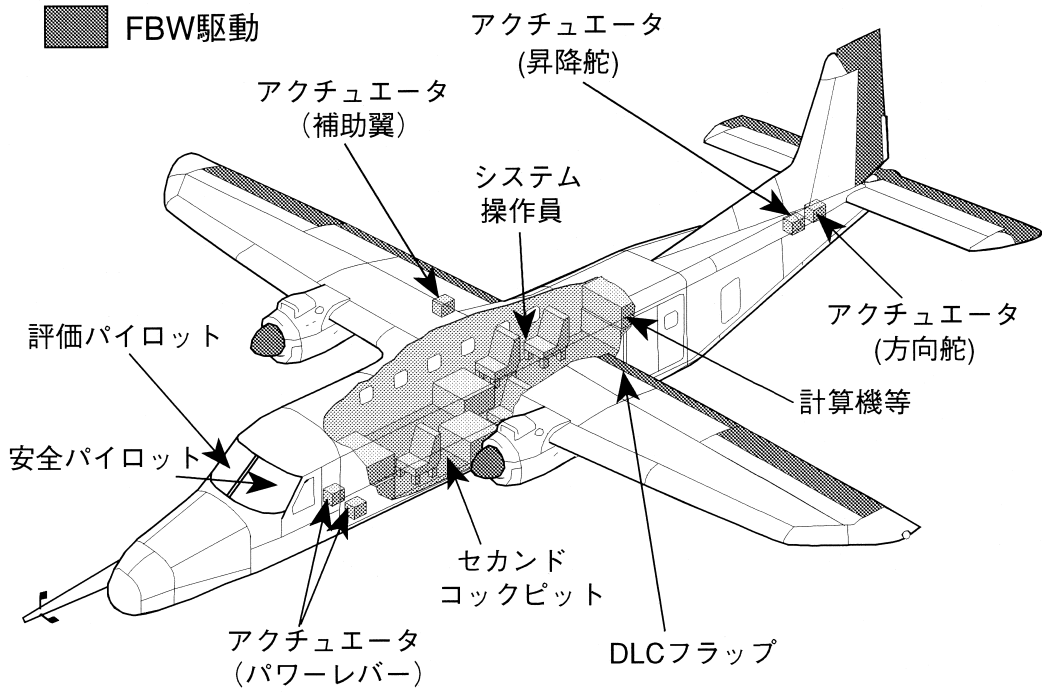


図4-1-1 MuPAL- 全体図

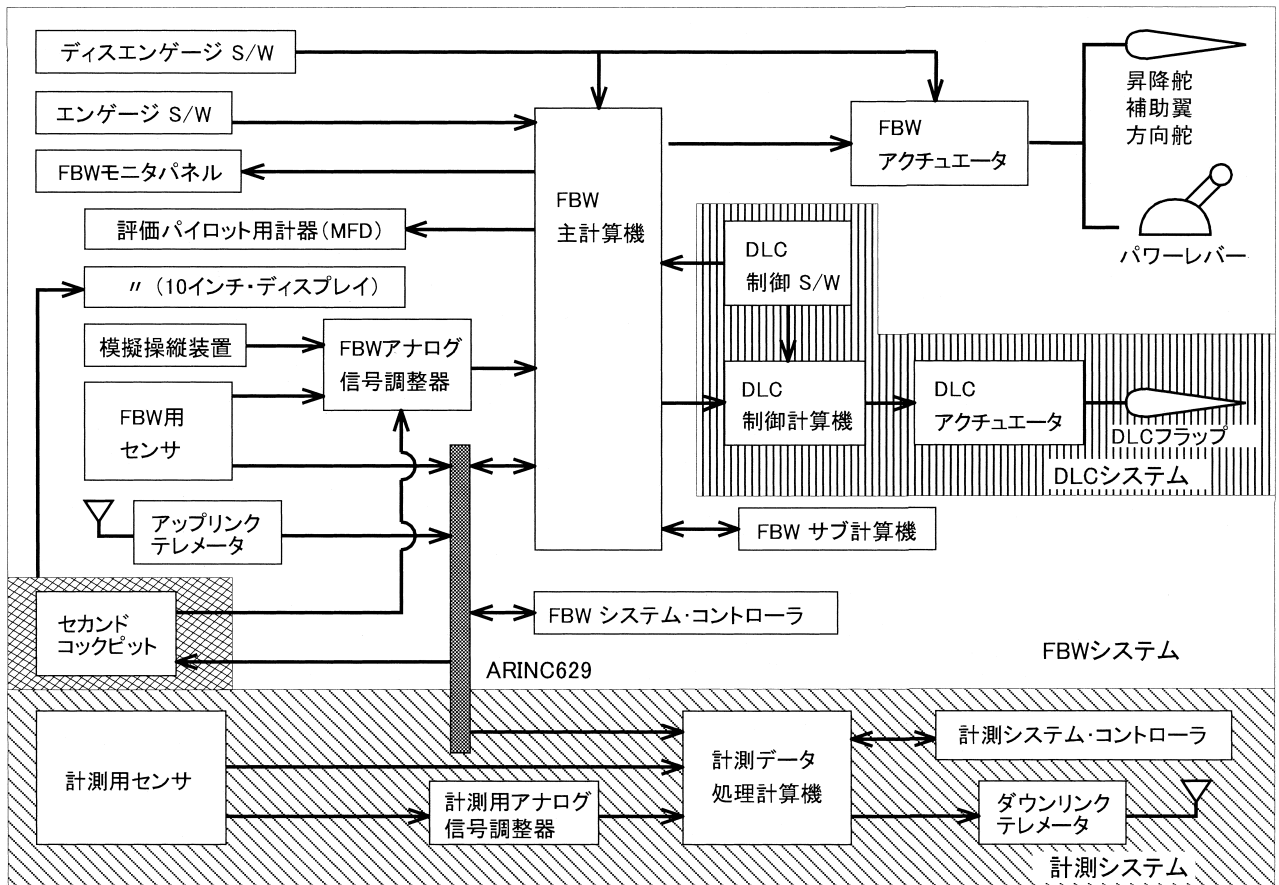


図4-1-2 搭載システムの構成

表4-2-1 MuPAL- の運用形態

運用形態	搭載システム				着陸フラップ	右席		速度制限 m/s (kt)	高度制限 m (ft)
	FBW	DLC	セカンド コックピット	計測		操縦装置	飛行計器		
FBW	○	—	△	○	母機または DLC(固定)	模擬	MFDまたは 10"ディスプレイ	母機と同じ	4,572(15,000)
DLC	○	○	△	○	DLC (アクチュエータ付)	模擬	MFDまたは 10"ディスプレイ	DLC 作動 クリーン: 77.2(150) F1 : 69.5(135) DLC 非作動 クリーン: 82.3(160) F1 : 69.5(135) F2, DN : 母機と同じ	4,572(15,000)
母機	—	—	—	△	母機または DLC(固定)	母機 (複操縦装置)	母機と同じ	母機と同じ	母機と同じ

○：搭載，△：必要に応じて全部または一部を搭載，—：非搭載

通信量が少ないため，ARINC429 データバスで接続した。

FBW 主計算機は，パイロット操縦入力及び各種センサ出力に基づいて飛行制御則演算を行い，空力3 舵とエンジン・パワーレバーを駆動するFBW アクチュエータ及びDLC システムに対する舵角コマンドを生成する。また同時に，アップリンク・テレメータによって受信したDGPS 用データ等を用いた航法誘導演算も行う。必要に応じてFBW サブ計算機が飛行制御則及び航法誘導演算の一部を分担する。パイロットがエンゲージ・スイッチを押すことによって，FBW アクチュエータは母機の機械式操縦システムに結合される。MFD (Multi-Function Display, 画面寸法6 インチ) を用いた評価パイロット用計器は，モデル機の飛行状態及び飛行ガイダンスを表示する。FBW モニタパネルは，FBW システムとDLC システムの作動モード及び故障警報を表示する。何時でも安全パイロットは，ディスエンゲージ・スイッチを押すことによってFBW アクチュエータを母機の機械式操縦システムから切り離し，操縦を引き継ぐことができる。キャビンに搭乗しているFBW 操作員は，FBW システム・コントローラを用いて飛行制御則や航法誘導演算に含まれるパラメータを変更することができる。

DLC 制御計算機は，FBW 主計算機からのコマンドに従って，DLC アクチュエータを駆動する。DLC 制御スイッチは，実験開始前のDLC システム単独での作動確認，FBW システムのエンゲージ前後に行うDLC フラップのプリセット及びリセット操作に用いられる。フラップ・イン・フラップ方式のDLC フラップは，母機の着陸フラップ面積の約1/4 を占め，左右それぞれ3 枚ずつに分割されている。(図5-2-2 及び図5-2-3 参照)

セカンド・コックピットは，ARINC629 データバスを通して受信したモデル機または母機の飛行状態に基づいて評価パイロットに表示する画像を生成すると共に，評価パイロットの操縦入力をFBW システムに送信する。母機コックピット右席のMFD の代わりに10 イン

チ・ディスプレイを搭載し，セカンド・コックピット用の画像生成装置で描いた飛行計器や航法誘導用シンボルを表示することもできる。

計測システムは，ARINC629 データバスを通して，FBW 用センサ出力，飛行制御則及び航法誘導演算結果，FBW 及びDLC システムのシステム・ステータスを収集する。さらに，実験目的に合わせて追加搭載される各種計測用センサの出力も収集することができる。計測データは，計測データ処理計算機に内蔵された半導体ディスクに記録する。また，全データの中から選択したデータを，計測システム・コントローラの画面上に実時間表示することができる。さらに，ダウンリンク・テレメータによって，地上での飛行実験モニタ用として95 項目のデータを送信できる。

#### 4.2 運用形態

MuPAL- は，表4-2-1 に示す3 つの運用形態を持ち，使用目的に合わせて最適な形態を選択する。

##### (1) FBW 形態

FBW 形態は，母機もしくは母機に近い運動特性を持つ航空機に対する誘導制御則の適用，ガイダンス表示の評価等，DLC システムを必要としない実験に用いる。

FBW 形態は，FBW システム，セカンド・コックピット及び計測システムを搭載する形態である。セカンド・コックピットは，必要な場合にのみ搭載する。右席の操縦装置(コラム，ホイール，ペダル)を左席と切り離し，FBW 用模擬操縦装置として使用する。右席計器盤には，MFD2 台または10 インチ・ディスプレイ1 台を取り付ける。着陸フラップは，DLC フラップを固定用ロッドで固定したDLC 付きフラップまたは母機フラップとする。FBW 形態での運用は，昼間かつ有視界飛行条件で，高度4,572m (15,000ft) 以下に限られる。さらに，FBW システムのエンゲージ中は，別途定めるFBW システムの運用範囲(4.5 節参照)内での飛行に制限される。

(2) DLC形態

DLC形態は、様々な航空機の運動特性を正確に模擬する場合等、3自由度の縦運動制御を必要とする実験に用いる。突風応答、機体故障時の運動を模擬することもできる。

DLC形態は、FBW形態にDLCシステムを追加搭載した形態であり、着陸フラップはDLCアクチュエータを搭載したDLC付きフラップを用いる。DLCフラップは、着陸フラップがUP位置（クリーン形態）または5度下げ位置（F1形態）にある時のみ使用可能である。DLC形態では、FBW形態での運用制限に加えて、構造強度の観点から速度及び飛行荷重に対する制限が課される。例えば、クリーン形態においてDLCフラップ使用中は、IAS（Indicated Air Speed、計器対気速度）を77.2m/s（150kt）以下に保たなければならない（図3-2参照）。DLCシステムの電源を投入していない場合、すなわち、DLCフラップをアクチュエータ内蔵のブレーキで固定している場合でも、IASを82.3m/s（160kt）以下に保たなければならない。また、全てのフラップ形態において、飛行荷重倍数を0g以上2g以下に保たなければならない。

(3) 母機形態

母機形態は、航空機搭載用機器の運用評価、環境汚染や災害状況の調査等、データ計測及び観測を目的とする飛行に用いる。また、従前から実施されているDGPSを利用した航法及び着陸誘導実験システムを搭載することもできる。

母機形態では、できる限り母機に近い状態が再現され、運用範囲も母機と同一である。操縦装置は、左右が連結

された機械式複操縦システムに戻し、計器盤も母機と同じ状態に戻す。但し、母機に装備されていた自動操縦装置は復旧されない。着陸フラップは、DLCフラップを固定用ロッドで固定したDLC付きフラップまたは母機フラップとする。搭載スペース及び燃料搭載量を増やすため、実験用電源供給システム、舵角センサ、FBWアクチュエータ及びDLCアクチュエータ制御器を除き、MuPAL- 搭載システムは取り降ろす。但し、計測システムは必要に応じて搭載する。

4.3 飛行制御モード及び航法誘導モード

FBWシステムに組み込まれている飛行制御モード及び航法誘導モードを図4-3-1に示す。飛行制御モードはFBWアクチュエータ及びDLCシステムに対してコマンドを出力する機能を持つが、航法誘導モードはFBWアクチュエータ及びDLCシステムに対するコマンド生成機能を持たない。飛行制御モードには、228モードと2種類の実験用モードA及びBがあり、安全パイロットまたは評価パイロットが何れかのモードを選択してエンゲージする。エンゲージ中は、モードAからモードBへの切り替えのみ可能である。航法誘導モードは、飛行制御モードのエンゲージと関係なく、FBW操作員が何時でもエンゲージできる。飛行制御モードA及びBと航法誘導モードのプログラムは、研究者が自由に設計することができる。

(1) 228モード

228モードは、実験開始前にFBWシステムの作動確認を行うモードである。228モードは、各模擬操縦装置の操作に対する舵面またはパワーレバーの作動量が母機

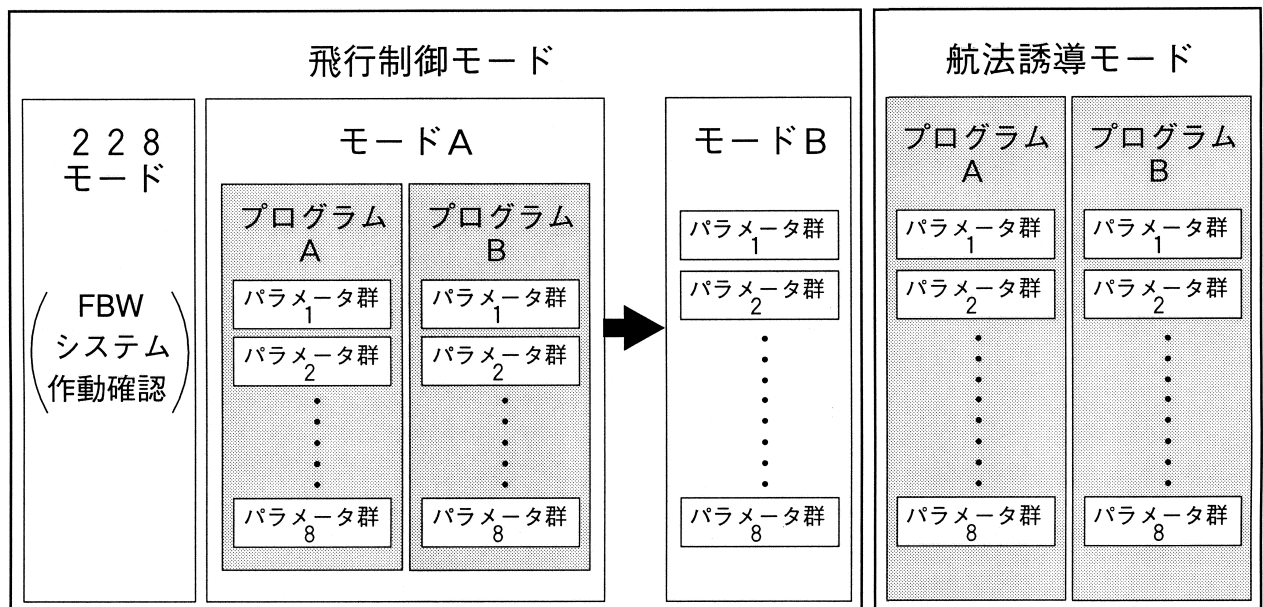


図4-3-1 飛行制御モード及び航法誘導モード

と同じとなるように制御し(ダイレクト・リンク), 演算パラメータは全て固定である。したがって, 228モードにおける操縦応答特性は, 母機であるドルニエ Do228-200型機とほぼ同じである。

(2) 飛行制御モードA及びB

飛行制御モードA及びBは, 他の航空機の運動模擬や誘導制御則の飛行実証等の飛行実験を行うモードである。飛行制御モードAは, 2種類のプログラム, それぞれのプログラムに対する8種類ずつのパラメータ群を飛行前に組み込むことができる。各パラメータ群は128個のパラメータで構成され, 航空機の運動模擬を行う場合には1つのモデル機を表す。FBW操作員は, FBWシステム・コントローラを用いて実験に供するプログラム及びパラメータ群を選択する。また, 安定応答特性等を変化させるため, パラメータ群及びその中に含まれるパラメータの値をエンゲージ中に変更することができる。飛行制御モードBは, 組み込むことができるプログラムが1種類である他は, 飛行制御モードAと同じである。

実験用として2種類の飛行制御モードを準備した理由は, 飛行制御モードAに母機の安定性を増加するプログラムを組み込んでパイロットのトリム操作を容易にし, トリム完了後に飛行制御モードBに切り替えて運動特性模擬を開始するという実験方法を想定したためである。このため, 飛行制御モードAから飛行制御モードBへの切り替えは, 安全パイロットまたは評価パイロットが行

うものとした。この他, 飛行制御モードA及びBをそれぞれ独立したモードとして使用することもできる。代表的な飛行制御則として, 他の航空機の運動特性模擬に用いるエクスプリシット・モデルフォロー(Explicit Model Following, 以下EMF)制御則<sup>7)</sup>があり, 突風応答及び機体故障時の運動を模擬することもできる。

(3) 航法誘導モード

航法誘導モードは, 主として評価パイロット用計器(MFD)に表示する誘導情報を演算するためのモードであり, 飛行制御モードと並行して演算が実行される。安定に時間を要するフィルタを含む飛行状態及び位置の推定等, 飛行制御モードのエンゲージに先立って開始しておく必要がある演算にも利用することができる。プログラム構成は飛行制御モードAと同じである。

航法誘導演算として, DGPSを利用した精密位置推定<sup>8),9)</sup>, 着陸誘導のための基準経路算出<sup>10)</sup>, Tunnel-In-the-Sky方式による誘導シンボルの生成<sup>11)</sup>等を計画している。

4.4 実験手順

MuPAL- における代表的な実験手順を図4-4-1に示す。

エンジン始動後, 地上で静止した状態で, 安全パイロットが各システムの電源を投入する。FBW操作員は, まずIMU(Inertial Measurement Unit, 慣性運動セン

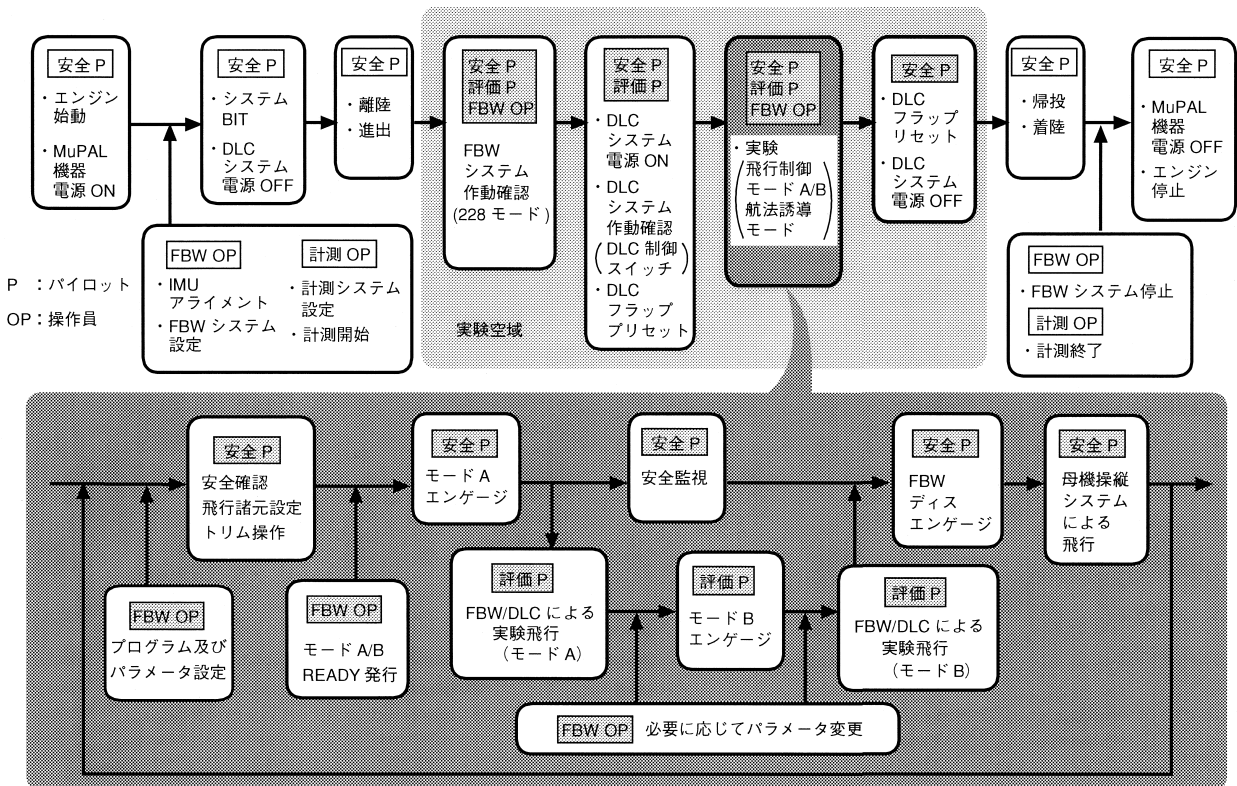


図4-4-1 FBW及びDLCシステムを用いた実験手順

サ)のアライメントを実施した後、FBWシステムを起動し、実験に使用する機器の選択等、FBWシステムの設定を行う。計測操作員は記録及びモニタするデータを選択し、必要に応じてデータ収集を開始する。安全パイロットは、離陸前にシステムBIT (Built In Test) を実施し、空力3 舵用アクチュエータを含めたFBWシステムの作動確認を行う。また、DLCシステムを使用する場合は、DLC制御スイッチ(5. 2. 2 節参照)を用いてDLCフラップの作動確認を行う。その後、離陸中のDLCフラップの誤作動を避けるため、DLCシステムの電源を切る。離陸中も燃料流量等のデータを計測する必要があるため、FBWシステムはディスエンゲージ状態で作動させたままとする。

離陸及び実験空域までの進出では、安全パイロットが母機の機械式操縦システムを用いて操縦する。実験空域では、実験開始前に空力負荷がある状態でFBW及びDLCシステムの作動確認を行う。FBW操作員は、飛行制御モードのうち228モードを選択して、READY状態とする。安全パイロットは所定の速度でトリムを取り、228モードをエンゲージする。評価パイロットは、FBWシステムによる3 舵操舵及びパワー操作を行って、FBWシステムが正常に作動し、母機とほぼ同じ操縦応答特性が得られることを確認する。DLCシステムを使用する場合は、FBWシステムをディスエンゲージした状態で、安全パイロットの指示の下、評価パイロットがDLC制御スイッチを用いたDLCシステム単独での作動確認を実施する。

各実験ケースにおける手順は次の通りである。DLCを使用する場合は、まず、安全パイロットの指示で評価パイロットがDLCフラップをプリセット位置にセットする。DLCフラップは、プリセット位置を中心として上下何れ方向にもほぼ等しい揚力変化を発生することができる。次に、FBW操作員は飛行制御プログラム及びパラメータ群を選択し、実験に使用する飛行制御モードをREADY状態にする。安全パイロットは所定の速度でトリムを取り、飛行制御モードAまたはBをエンゲージする。評価パイロットはFBW及びDLCシステムによる実験を開始する。飛行制御モードAからBへの切り替えは、原則として評価パイロットが実施する。これは、実際に機体運動を制御している評価パイロットの方が、機体の運動状態を的確に把握してモードを切り替えることができるからである。実験中、安全パイロットは母機の飛行状態及び外部の監視を行って安全を確保すると共に、FBW及びDLCシステムの故障に備える。実験ケースが終了したならば、安全パイロットはFBWシステムをディスエンゲージして、母機の機械式操縦システムで操縦を引き継ぐ。DLCフラップは、FBWディスエンゲ

ージ時の位置で停止するので、次の実験ケースでも使用する場合は再度プリセット操作を行う。使用しない場合は、リセット操作を行って元の位置に戻し、DLCシステムの電源を切る。

ところで、右席コラム用の電動可変フィール装置を除いて、模擬操縦装置の人工フィール装置はトリムに必要な操作力を補償する機構を持たない(5. 1. 1 節(1)参照)。このため、トリムがとれていない状態でFBWシステムをエンゲージすると、飛行制御則によっては評価パイロットが常に模擬操縦装置に力を加えていないとトリム飛行を維持できない場合がある。また、空力3 舵を何れ方向にも均等に最大限利用可能とすると共に、FBWアクチュエータの負荷を最小限にするためにも、FBWシステムをエンゲージする前に十分トリムを取り、各舵面の舵角をほぼ零にしておくことが望ましい。飛行制御モードを切り替える場合も同様である。但し、MuPAL-のFBWシステムは水平安定板を駆動することができず、昇降舵のみで速度変化によるトリム変化を補償しなければならない。このため、大きな速度変化を伴う実験では、必要な昇降舵角を取ることができるように昇降舵が零以外の状態でFBWシステムをエンゲージする場合もあり得る。

実験空域からの帰投及び着陸では、安全パイロットが母機の機械式操縦システムを用いて操縦する。実験終了後も、着陸後エンジンを停止する直前までFBWシステムをディスエンゲージ状態で作動させたままとし、燃料流量等のデータを継続して計測する。

#### 4.5 安全性

MuPAL- は、母機(耐空類別N類、飛行機普通)とほぼ同等の安全性を証明し、耐空類別X類(特殊航空機)の耐空証明を取得することを目標とする。したがって、MuPAL- に搭載される各サブ・システムは、正常時に母機の安全性に悪影響を与えないことは勿論、故障発生時には飛行の安全を損なうことなくその機能を停止することができ、その後の飛行の安全性に悪影響を与えない設計、すなわち、フェイル・パッシブな設計とした。

##### (1) FBWシステム

故障検出確率を高め、フェイル・パッシブなシステムを構築するため、主要センサ、アナログ信号調整器、FBW主計算機、アクチュエータ、MFD、FBWモニターパネル、エンゲージ及びディスエンゲージ・スイッチ、ARINC629データバスは2重系とした(図4-5-1)。また、故障システムの判別率を高めるため、各装置にはできる限り自己故障診断機能を持たせた。各FBWアクチュエータは2重巻線型モータを使用しており、2台のFBW主計算機がそれぞれ対応するコイルの電流を独立して制御す



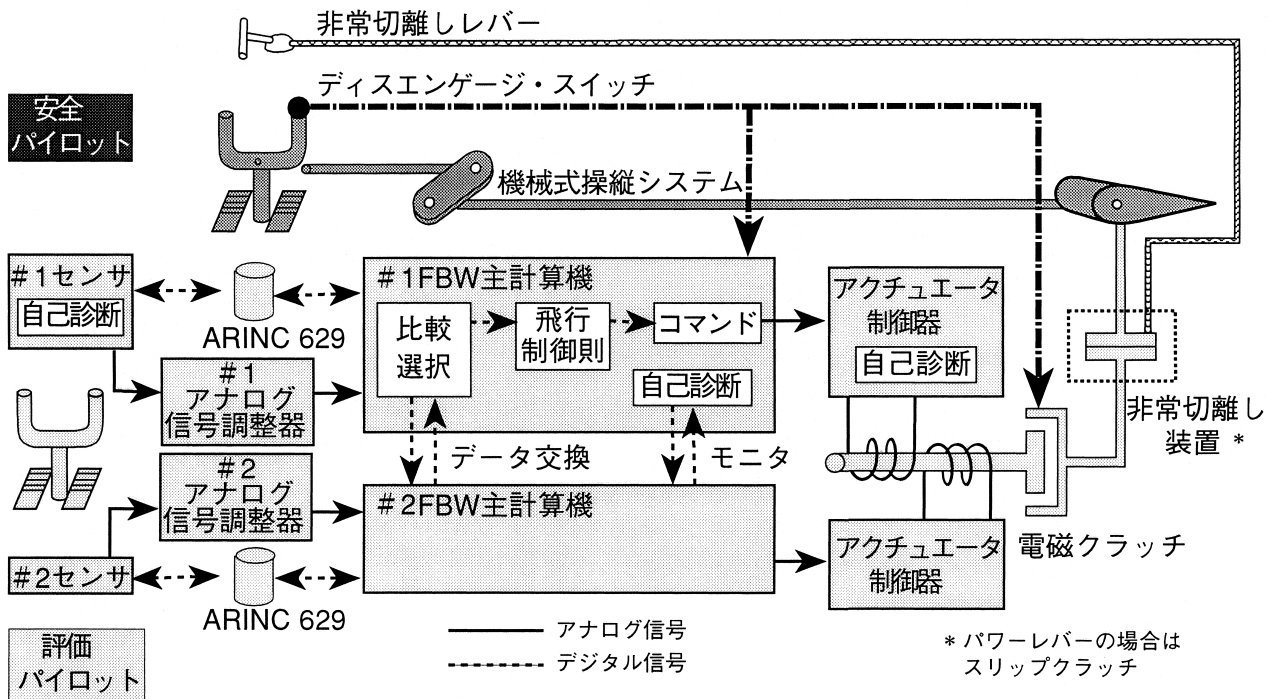


図4-5-1 FBWシステムの冗長性

る。2組のコイルが発生する力は、1本のアクチュエータ出力軸で加算された後、電磁クラッチを介して空力3舵またはエンジン・パワーレバーを駆動する。

安全パイロットは、故障発生時は勿論、何時でもディスエンゲージ・スイッチを押してFBWシステムを母機の機械式操縦システムから切り離すことができる。このディスエンゲージ操作により、全てのFBWアクチュエータにおいてモータ駆動電流が遮断されると同時に電磁クラッチが解放され、安全パイロットはMuPAL-を母機であるDo228-200型機と同じ様に操縦することができる。DLCフラップはその場で停止する。FBWシステムに対する電源供給が停止した場合にも、電磁クラッチは開放状態になる。電磁クラッチが故障した場合でも、モータ駆動電流がOFFになっていれば各アクチュエータを安全パイロット側から回転させる力(バックドライブ・フォース)は小さいので、安全パイロットは容易にオーバーライドによる操縦を行うことができる。さらに、空力3舵には機械式の非常切離し装置、パワーレバーにはスリップクラッチを設け、電磁クラッチ故障とアクチュエータ固着または暴走の2重故障、または電磁クラッチ下流にあるギアの固着が発生した場合にも、母機の機械式操縦システムによる操縦ができる設計とした。この他、昇降舵及び補助翼系統には、非常切り離し装置と母機の機械式操縦システムの間にはシアピンを設け、安全パイロットがしきい値以上の力を操縦桿に加えた場合には、シアピンが切断してFBWシステムが切り離される設計とした。これら複数の安全対策によって、母機の機

械式操縦システムに戻ることができない確率を $10^{-9}$ 以下とし、母機とほぼ同等の安全性を確保する。

FBW主計算機は2重系センサの出力を比較し、その差がしきい値を超えた場合に故障と判定する。センサの自己故障診断で故障系統を判別できた場合、両方のFBW主計算機は正常な系統のセンサ出力を用いて飛行制御を続ける。故障系統を判別できない場合もしくは1重系部分(母機センサ及び使用中のFBWサブ計算機等)が故障した場合には、FBWシステムを自動ディスエンゲージする。すなわち、両系統共アクチュエータのモータ駆動電流を切って飛行制御を中止すると同時に、FBWアクチュエータの電磁クラッチを解放する。なお、#1FBW主計算機が故障した場合も、母機センサデータの#2FBW主計算機への送信が中断する(5.1節参照)ため1重系部分の故障と見なされる。#2FBW主計算機またはアクチュエータの故障を自己故障診断で検出した場合は、故障系統のアクチュエータのモータ駆動電流を切り、正常な系統のみで飛行制御を継続する。この場合、アクチュエータの最大出力は半分になる。いずれの場合も、安全パイロットが母機の機械式操縦システムを用いて操縦を引き継ぐ。FBWシステムにおける故障処理ロジックを図4-5-2に示す。なお、DLCシステムを併用している場合は、FBWシステムの2重系センサの片方が故障し、故障系統を判別できた場合のみFBW及びDLCシステムは正常な系統のFBWセンサ出力を用いて飛行制御を続ける。それ以外の場合は、FBWまたはDLCシステムの何れかが故障を検出した時点で、FBWシステ

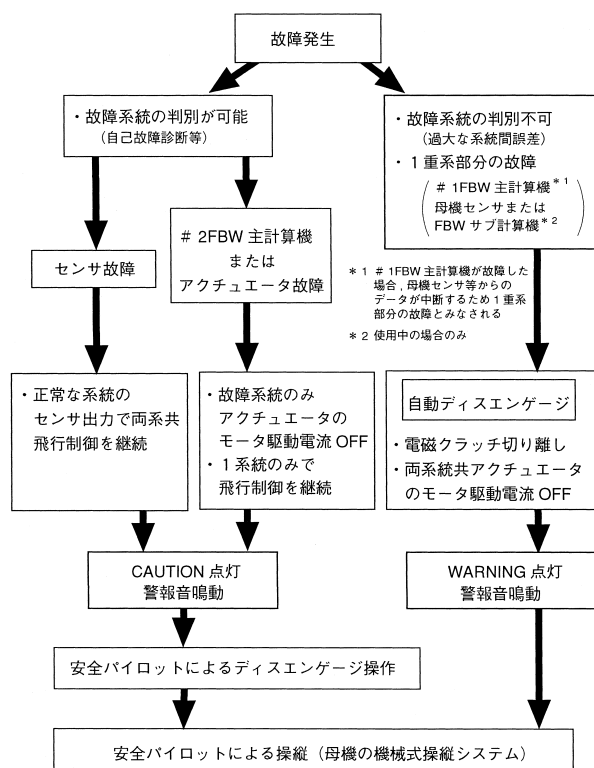


図4-5-2 FBWシステムにおける故障処理

ムは自動ディスエンゲージされ、DLCフラップはその場で停止する。

FBWシステムの飛行制御則及び航法誘導演算プログラムは研究者が自由に設計することができ、エンゲージ中にも演算パラメータ等を変更可能であるので、センサ出力の系統間誤差が舵角コマンドにどの程度の差をもたらすかを特定することが困難である。そこで、正常時には、両系統において#1系統のデータを飛行制御則等の演算に用い、同一の舵角コマンドが出力されるようにした。この場合、演算停止以外の故障によって演算結果に系統間誤差を生じる確率は小さいと考えられるので、舵角コマンドについては2系統間の比較を行わない。舵角コマンドに系統間誤差を生じた場合でも、2組のコイルがフォース・ファイトを起こすのでFBWアクチュエータが急激に暴走することはない。DLCフラップ舵角については、DLC制御計算機における舵角コマンドの系統間比較で対処する。

飛行制御則及び航法誘導演算プログラムについて、飛行実験前にその安全性を十分確認することは当然であるが、プログラム・ミスやパラメータ変更ミス等によってアクチュエータが予期しない動きをする可能性もあり得る。このような場合においても飛行の安全性を保つため、FBW及びDLCシステムの運用範囲を定め、この範囲を逸脱した場合にはFBWシステムを自動ディスエンゲージし、DLCフラップをその場で停止させる。FBW及び

DLCシステムの運用範囲は、両システムの如何なる動作に対しても、安全パイロットが母機の運用限界を逸脱することなく回復操作を行うことができることを基準として、飛行シミュレーション試験等によって決定する。具体的には、対気速度、ピッチ及びロール姿勢角、上下方向加速度（飛行荷重倍数）等に制限を設ける予定である。

## (2) DLCシステム

DLC制御計算機、アクチュエータ内蔵の舵角センサ及びDLCフラップを固定する電磁ブレーキは、アクチュエータを駆動する制御系統と故障検出用のモニタ系統の2系統で構成され、各系統はそれぞれ別のFBW主計算機に接続される（図5-2-1参照）。DLC制御計算機は、舵角コマンド及び舵角計測値の2系統間誤差、6枚のDLCフラップ相互の食い違いを監視し、しきい値を超えた場合は全てのDLCフラップをその場で停止させ、FBW主計算機に故障を通知する。FBW主計算機が故障を通知した場合もDLCフラップをその場で停止させる。DLCフラップのリセットは、FBWシステムとは関係なく、DLC制御計算機のいずれか一方の系統のみで実施できる。故障によりエンジン駆動の発電機が使えなくなった場合でも、非常用バッテリーを用いてDLCフラップをリセットすることができる。

6台のアクチュエータ及びアクチュエータ制御器は1重系である。しかし、これらのアクチュエータは、DLC制御計算機が出力する同一の舵角コマンドに基づいて、互いに独立して制御されている。したがって、アクチュエータの故障以外でDLCフラップが左右非対称に作動することはなく、同時に複数のアクチュエータが故障する確率も極めて低い。何れか1台のアクチュエータの故障を想定すると、最も外側のDLCフラップが最大舵角で固着し、他のDLCフラップが逆方向の最大舵角で停止した場合に最も大きな横揺れモーメントが発生するが、補助翼操舵によって容易に打ち消すことが可能である。また、正常な5枚のDLCフラップをリセット位置に戻した後、補助翼トリムで横揺れモーメントを打ち消しながら安全に飛行を続けて、着陸することができる。これがDLCフラップを6枚に分割した理由である。DLCシステムを使用しない場合、電源OFFでロック状態となる電磁ブレーキが各DLCフラップをリセット位置で固定する。

DLCシステムは、搭乗員の安全に係わるような重大な故障（例えば、全DLCフラップの振動的暴走）の発生確率を $10^{-7}$ 以下、搭乗員の安全に影響しない程度の故障（例えば、アクチュエータ1台の故障）の発生確率を $10^{-5}$ 以下とするように設計された。

### (3) セカンド・コックピット・システム

セカンド・コックピットでは、評価パイロットの操縦入力を検出してFBW主計算機に伝えるセンサ及びディスプレイ・スイッチのみ2重系とした。これに対し、評価パイロットに模擬視界及び飛行ガイダンス等を表示する視覚情報表示装置は、FBW及びDLCシステムに直接信号を送るものではないので、1重系とした。視覚情報表示装置の故障時には、評価パイロットが直ちに機内通話装置を用いて安全パイロットにFBWシステムのディスプレイを要求することによって安全性を確保する。

### (4) 計測システム

計測システムは、他のサブシステム及びセンサより信号を受信するのみで、ダウンリンク・テレメータ以外の信号を出力することはない。したがって、正常時は勿論、故障時にも母機及び他のMuPAL-搭載システムに悪影響を与えないシステムとすることによってMuPAL-の安全性を確保する。

## 4.6 耐環境性

飛行環境において、MuPAL-搭載機器が正常に機能し、母機及び他の機器に悪影響を与えないことを保証するため、各機器は原則としてRTCA (Requirements and Technical Concepts for Aviation Inc.) DO160C (温度、高度、振動等) またはMIL基準 (電磁干渉に関するMIL-STD-461C等) を満足するものとした。各基準に対する適合性は、単体試験もしくは類似品の試験結果等によって証明した。

しかし、FBWサブ計算機、計測システムコントローラ及びセカンド・コックピットの視覚情報表示装置の大部分については、航空機搭載品としての適合性基準を満足していない。これらの機器は、誤作動または機能停止が直ちに飛行の安全を損うものではないので、進歩が目覚ましい計算機、ディスプレイ等について最新の技術を取り入れると共に、技術進歩に応じた機器の換装を容易にするため、あえて航空機搭載用ではない市販の機器を採用した。市販品については、機体搭載状態において母機及び他の機器に悪影響を与えない設計とし、それを飛行試験で証明する。

## 5. サブシステムの構成及び機能

本章では、MuPAL- に搭載される4つのサブ・システムのそれぞれについて、構成品の機能及び性能を述べる。なお、特記しない限り、本章の図における寸法の単位はmmである。

### 5.1 FBWシステム

FBWシステムの構成及び信号の流れを図5-1-1に示

す。

MuPAL- のFBW用センサとして、IMU、ADC (Air Data Computer, 対気データ処理計算機)、迎角/横滑り角センサ ( / ベーン) 及び舵角/操作角センサを新たに搭載する。これらは、全て2重系である。2台のFBW主計算機は、それぞれ対応するIMU及びADCのARINC629出力を直接取り込む。 / ベーン及び舵角/操作角センサの出力は、FBWアナログ信号調整器で適当なレンジの電圧信号に変換された後、FBW主計算機に入る。両FBW主計算機は、実験用ディスプレイ信号も直接取り込む。一方、従来から母機装備品または実験用センサとして搭載されていたエンジン出力トルク計、燃料流量計、電波高度計、ドップラーレーダ、DME (Distance Measuring Equipment) 及びILS (Instrument Landing System)、着陸フラップ位置センサ、脚荷重センサ (Weight On Wheel, WOW) 信号は、直接またはFBWアナログ信号調整器を介して#1FBW主計算機に取り込まれた後、CCDL (Cross Channel Data Link) を介して、#2FBW主計算機に送られる。この他、アップリンク・テレメータが受信した信号は、#1及び#2ARINC629データバスに分岐され、両FBW主計算機に取り込まれる。

2台のFBW主計算機は、エンゲージ・スイッチ及びディスプレイ・スイッチの信号を取り込む。各FBWアクチュエータも、ディスプレイ・スイッチの信号を直接受信する。各FBW主計算機は、各モードのエンゲージ状態等、FBW及びDLCシステムの作動状況に応じてFBWモニタパネルの表示を点灯する。但し、FBWアクチュエータのクラッチ・モニタ表示のみは、各アクチュエータが直接点灯する。

2台のFBW主計算機は、FBWアクチュエータ (2重系) の各系統に対して、舵角または操作角コマンド、モータ駆動電流ON/OFFコマンド等をDC電圧及びディスプレイ信号として送る。また、DLCシステムとの間で、ARINC429及びディスプレイ信号によって舵角コマンド、システム・ステータス等を受信する (詳細は5.2節参照)。さらに、#1FBW主計算機は#1MFDに、#2FBW主計算機は#2MFDに対して、表示すべきデータをARINC429形式で送信する。

各FBWアクチュエータは、FBW主計算機からの舵角または操作角コマンド、モータ駆動電流ON/OFFコマンド等を受信すると共に、自己故障診断結果等をFBW主計算機に送信する。また、電磁クラッチの電流モニタ結果をFBWモニタパネルに出力する。

FBWサブ計算機は、#1FBW主計算機より受け取ったデータに基づいて飛行制御則及び航法誘導演算の一部を実施し、その結果を#1FBW主計算機に送る。

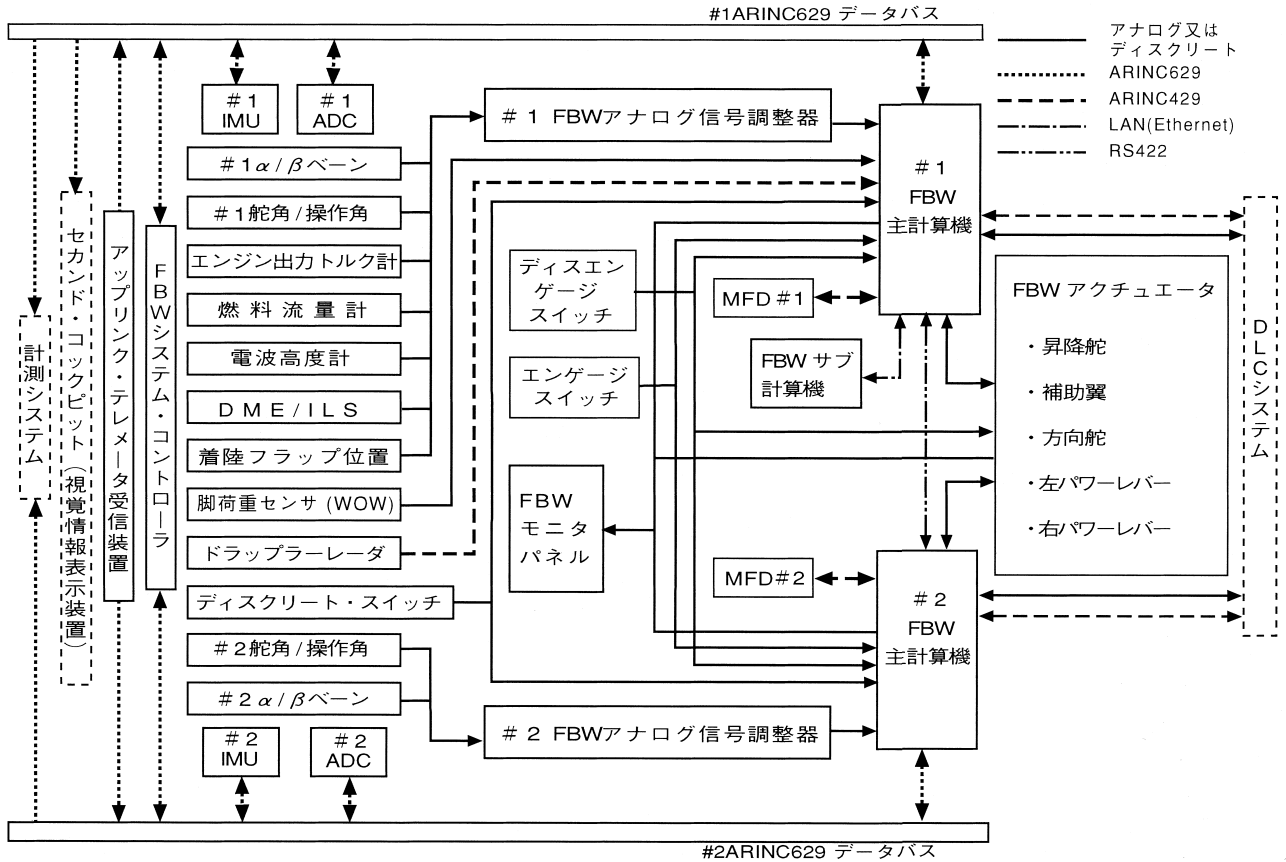


図5-1-1 FBWシステム・ブロック図

#1FBW主計算機は、FBWサブ計算機より受け取った演算結果をCCDLによって#2FBW主計算機へ送る。FBWサブ計算機とFBW主計算機間のデータ通信はEthernetを使用している。将来FBWサブ計算機をより高性能の計算機に換装することを容易にするため、多くの計算機が標準的に使用する信号形式を用いた。

FBWシステム・コントローラは、2台のFBW主計算機に対して各種コマンドを送信する共に、システム・ステータス、各種センサ出力等を受信する。また、IMUのアライメント時には、直接IMUとコマンド及びデータの送受信を行う。これらのデータ通信にはARINC629データバスを使用する。

FBWシステムで用いられるセンサ出力データ、演算結果、システム・ステータスは、2組のARINC629データバスを介して計測システムに送られる。また、セカンド・コックピットの視覚情報表示装置には、#1ARINC629データバスを介して飛行状態等を送る。

FBWシステムは、IMUを除いて、川崎重工がシステム設計と取りまとめを担当した。

5.1.1 模擬操縦装置及び表示装置

(1) 模擬操縦装置

MuPAL- への改修前のDo228-200型機のコックピ

ットを写真5-1-1に示す。MuPAL- では右席をFBWシステムによる実験用操縦席とするため、左右の操縦装置(コラム、ホイール、ペダル)を結合しているリンク機構を切り離す。左席の操縦装置は、従来通り母機の機械式操縦システムに結合されている。右席の各操縦装置には、FBWシステムの模擬操縦装置として操作角センサ(5.1.2節(4)参照)及び人工フィール装置を取り付ける。現在、島津製作所で設計製作中の人工フィール装置は、様々な航空機の操縦感覚をより正確に模擬するため、コラムのみプログラム可能な電動可変フィールとし、ホイール及びペダルはバネ式固定フィールとする。人工フィール装置の性能を表5-1-1に示す。コラムについては、3種類のフィール・プログラムを地上で組み込むことが可能で、飛行中にFBW操作員がスイッチによって切り替えることができる(図5-1-10参照)。ホイール及びペダルについても、地上においてバネ定数を3段階で変更することができる。また、センタ・ペDESTAL右側には、新たに模擬パワーレバー(図5-1-2、ジャムコ製)が取り付けられる。母機は双発機であるが、エンジン故障等による非対称推力の状態は空力舵面を用いて模擬するので、模擬パワーレバーは1本とした。

(2) 計器盤配置

MuPAL- のFBW形態及びDLC形態で用いられる計

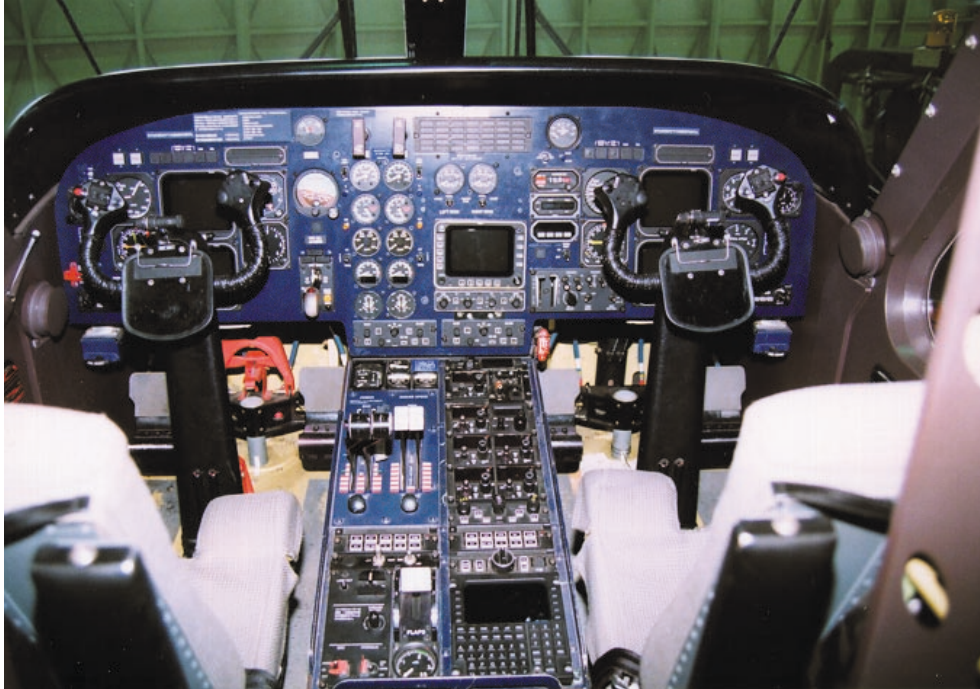


写真5-1-1 Do228-200型機コックピット

表5-1-1 人工フィール装置の性能

装置	コラム	ホイール	ペダル
機構	電動可変 (フィールアクチュエータ によるトリム機能付)	バネ及びダンパー	バネ及びダンパー
ストローク	押し: 120mm 引き: 170mm	右回転: 60度 左回転: 60度	前方: 52mm 後方: 52mm
復元力	可変	0.29N/deg (0.03kgf/deg) 0.59N/deg (0.06kgf/deg) 0.88N/deg (0.09kgf/deg)	1.18N/mm (0.12kgf/mm) 2.35N/mm (0.24kgf/mm) 3.53N/mm (0.36kgf/mm)
減衰比	可変	0.5以上	0.5以上
ブレークアウト フォース	可変 0~44.1N (4.5kgf)	17.6N (1.8kgf)	44.1N (4.5kgf)

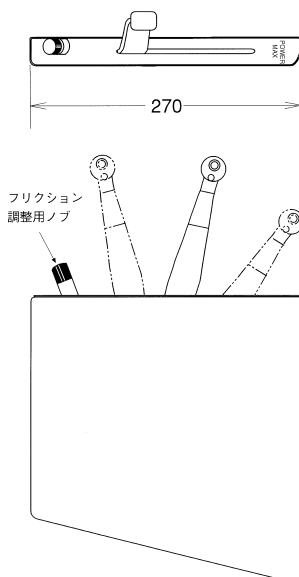


図5-1-2 模擬パワーレバー

器盤の機器配置を図5-1-3に示す。左席は、自動操縦装置のモード表示パネルの代わりにFBW/DLC警報灯が取り付けられる他は、ほぼ母機と同じである。計器盤中央には、ウエザーレーダ用ディスプレイの代わりにFBWモニタパネルを装備する。右席には、評価パイロット用計器として、MFD(画面寸法6インチ)2台または10インチ・ディスプレイ1台を取り付ける。また、右席にもFBW/DLC警報灯を取り付ける。このため、母機の電子式飛行計器表示システム(Electronic Flight Instrument System)の一部であったディスプレイ2台を撤去する他、他の機器配置も大幅に変更する。

母機形態では、母機の計器盤に換装するので、自動操縦装置のモード表示パネルがないことを除いて、機器の配置は母機と同じとなる。

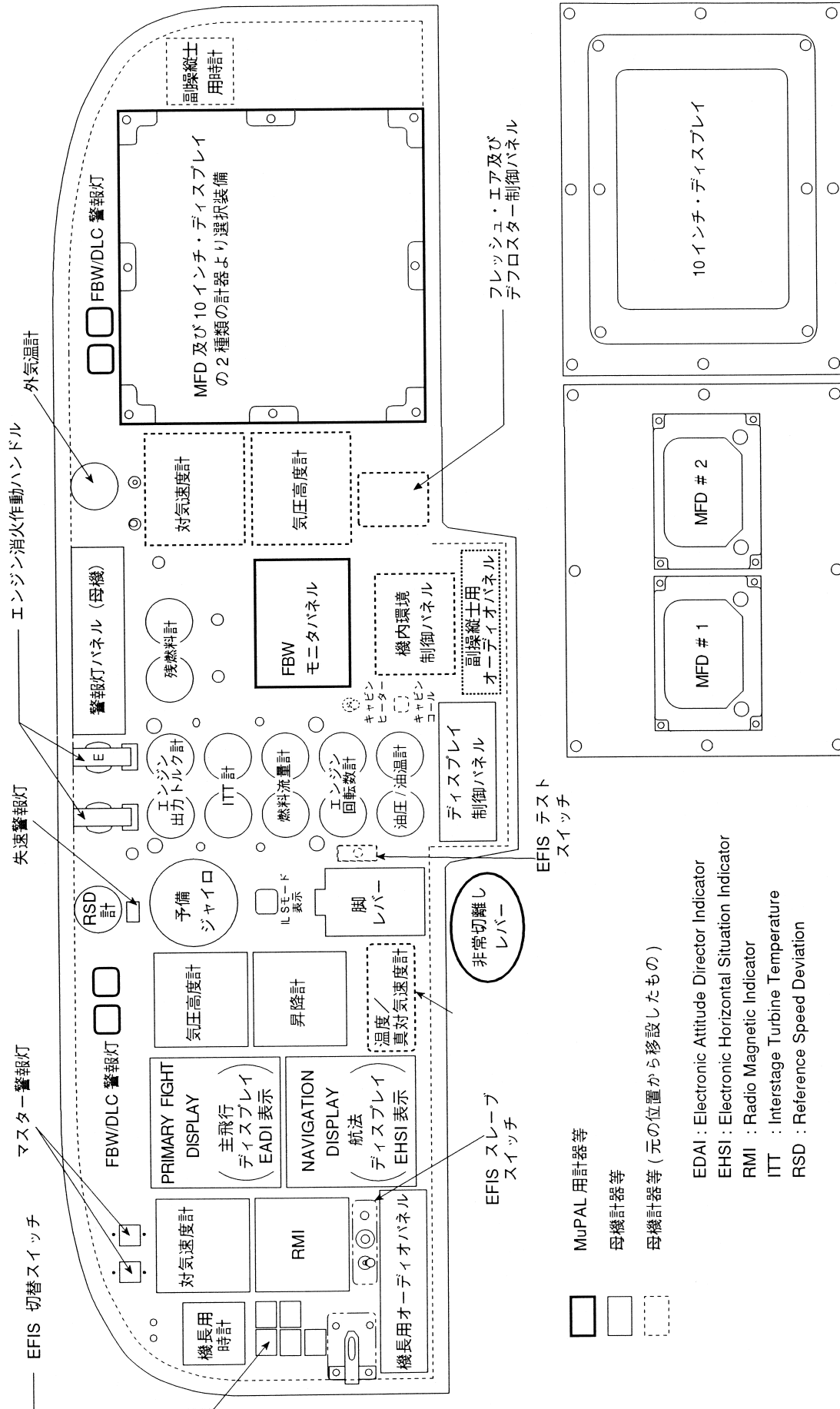


図 5-1-3 計器盤配置 (FBW 形態/DLC 形態)

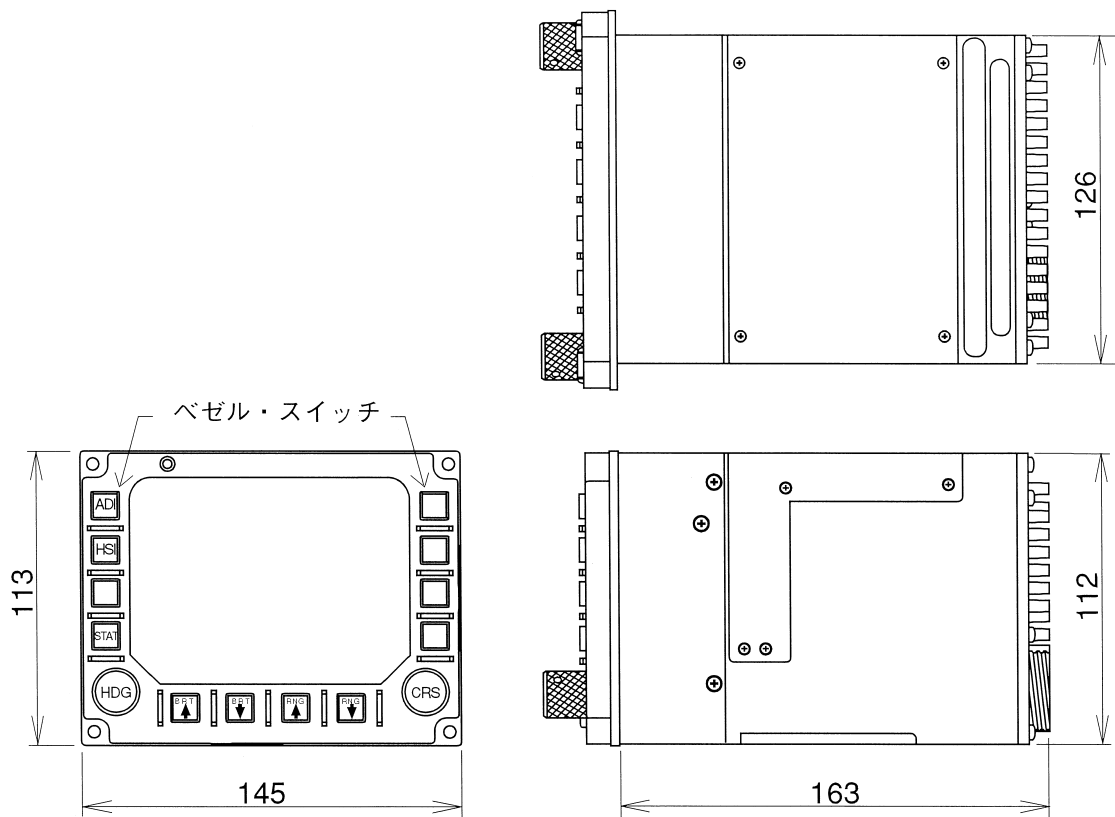


図5-1-4 MFD (Multi-Function Display)

表5-1-2 MFDの性能

ディスプレイ形式	TFTアクティブマトリクス型液晶	
表示エリア	92.8mm(幅) × 74.2mm(高さ)	
表示ドット数	640 × 512ドット	
画素配列	RGBW 矩形	
ドットピッチ	0.145mm × 0.145mm	
表示色	マルチカラー表示(最大16色)	
データ更新レート	30Hz	
表示輝度 <sup>*1</sup>	0.14~697cd/m <sup>2</sup> (0.04~205fL)	
最大コントラスト比 <sup>*2</sup>	102.6:1	
コントラスト比(CR) <sup>*3</sup>	22.4	
視野角 <sup>*2</sup>	左右40° 上30° 下5° (CR≥9.3)	
入出力	ARINC429	送信:1ch (100kbps) 受信:1ch (100kbps)
電源	28VDC	
消費電力	54.4W	
重量	3.04kg	

\*1 パネル面上5ヶ所の輝度実測値の平均

\*2 パネル全面を黒色及び白色表示として実測した値

\*3 パネル面に45°の角度で107,600lx (10,000fc) の外光が当たっている条件下のパネルの正面における実測値

### (3) MFD (Multi-Function Display)

MFDは東京航空計器製の航空機用多機能ディスプレイCPD-20で、同社が以前に開発した多機能ディスプレイSFPD-20にベゼル・スイッチ取付け等の改造を施したものである。MFDの三面図を図5-1-4に、主な性能を表5-1-2に示す。MFDは、図5-1-5に示すように様々な表示モードを有し、画面横のベゼル・スイッチ操作によって切り替えることができる。さらに、専用の開発装

置を用いて、研究者が設計した表示フォーマットを新たな表示モードとして組み込むこともできる。MFDは、FBW主計算機から送られてきたデータに基づいて、母機の飛行状態及び飛行ガイダンスの他、他機の運動模擬時にはモデル機の飛行状態及び飛行ガイダンスを表示する。

### (4) 10インチ・ディスプレイ

10インチ・ディスプレイは、航空機搭載用のBARCO社製液晶フラット・ディスプレイMPRD126である。10インチ・ディスプレイの外形を図5-1-6に、主な性能を表5-1-3に示す。10インチ・ディスプレイには、Tunnel-In-the-Sky方式による誘導シンボルをはじめとして、セカンド・コックピット・システムの画像生成計算機が作成した様々な画像を表示できる。MFDと比較して画面が大きく、画像生成能力も高いので、複雑な表示フォーマットを実現でき、表示フォーマットの変更も容易である。しかし、画像生成計算機として航空機搭載用ではない市販品を使用するので、飛行環境における信頼性はMFDと比較して劣ると推測される。

### (5) FBW モニタパネル

FBW モニタパネルの表示を図5-1-7に示す。FBW モニタパネルには、左から飛行制御モードの選択状況、FBWシステムのステータス、各FBWアクチュエータのクラッチ・モニタ、DLCシステムのステータス、

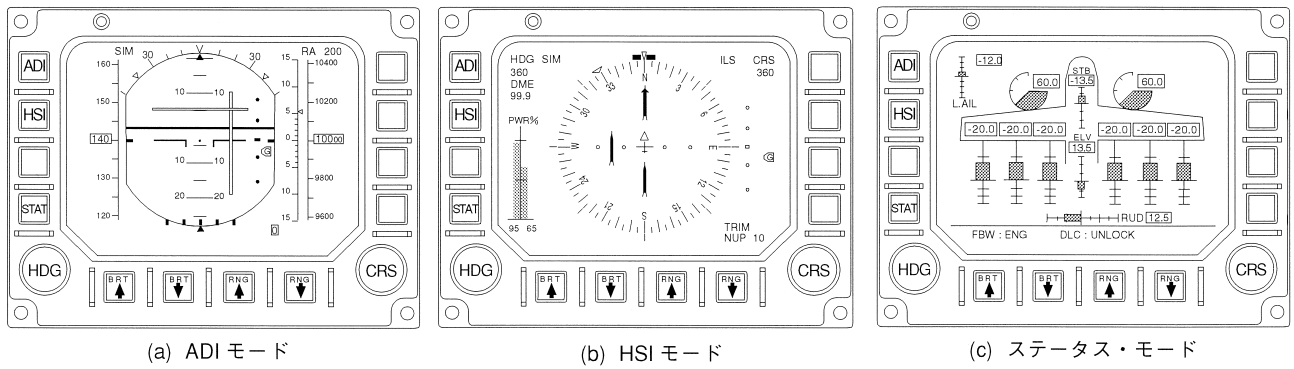


図5-1-5 MFD表示例

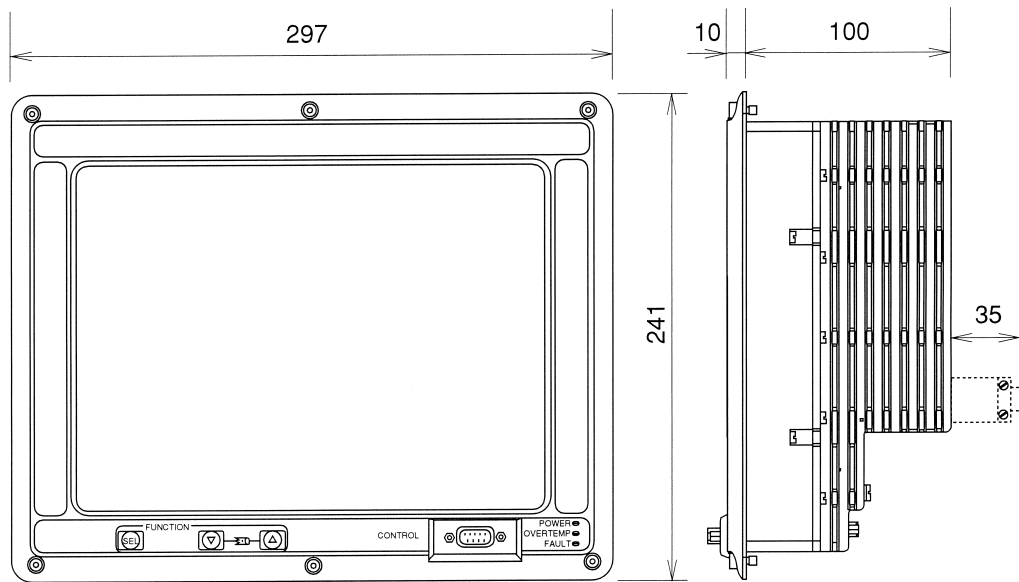


図5-1-6 10インチ・ディスプレイ

DLCフラップの固定状況及びDLC舵角モニタが表示される。各表示には2個の電球が使用され、2台のFBW主計算機のそれぞれが両方の電球を点灯させる。但し、FBWシステムの故障に備えて、DLCシステムのFAIL表示及びDLCフラップの固定状況は、DLCシステムからの信号によって直接点灯制御を行う。また、FBWアクチュエータのクラッチ・モニタも、各FBWアクチュエータが点灯制御を行う。

(6) FBW/DLC 警報灯

FBW/DLC 警報灯を図5-1-8に示す。赤色のWARNING灯は、FBWシステムによる飛行制御が中止されたことを示す。すなわち、2重系センサの出力差がしきい値を超えて故障と判定され故障システムを判別できない場合、1重系センサまたはDLCシステムの故障時に点灯する。また、FBW及びDLCシステムの運用範囲を逸脱したことによって自動的にFBWシステムがディスエンゲージされた場合にもWARNING灯が点灯するが、この場合はFBW モニタパネル上のFAIL表示が点灯し

表5-1-3 10インチ・ディスプレイの性能

ディスプレイ形式	TFTアクティブマトリックス型液晶	
表示エリア	211.2mm(幅) × 158.4mm(高さ)	
表示ドット数	800 × 600ドット	
ドットピッチ	0.264mm × 0.264mm	
表示色	262,144色または64階調グレースケール	
表示輝度	最大200cd/m <sup>2</sup> (58ftL)	
最大コントラスト比	205 : 1	
コントラスト比(CR)	照度10,000lxにおいて 23.1 : 1	
視野角	左右45° 上30° 下10° (CR>10)	
入力	SVGA	2ch
	RS232C	2ch
	RS422	1ch
電源	28VDC	
消費電力	120W	
重量	8kg	

ていないことで区別できる。WARNING灯が点灯した場合、安全パイロットは直ちに母機の機械式操縦システムを用いて操縦を引き継がねばならない。

橙色(アンバー)のCAUTION灯は、システムの一部が故障しているが飛行制御は継続されていることを示



FBW				DLC			
	FAIL	AIL		FAIL	TEST	U10	U20
modeB	ENG	ELV	RUD	ENG		PRS	U30
modeA	READY	PwL	PwR	READY	UNLOCK	0	D25
228	STBY	SYS BIT		STBY	LOCK	D10	D20

図5-1-7 FBWモニタパネル

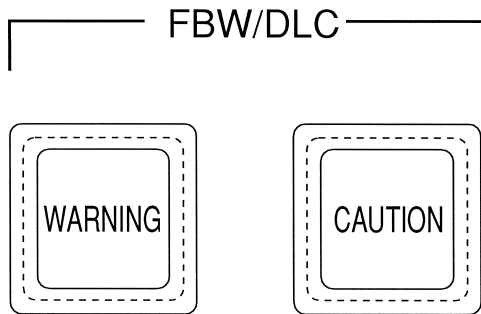


図5-1-8 FBW/DLC 警報灯

す。センサの自己故障診断で故障系統を判別できた場合及び#2FBW主計算機またはアクチュエータの故障を自己故障診断で検出した場合が該当する。CAUTION灯は、安全パイロットに対して、速やかにFBWシステムをディスエンゲージし、母機の機械式操縦システムを用いて操縦を引き継ぐことを促す。

WARNING灯またはCAUTION灯が点灯すると同時に、警報音が鳴動する。安全パイロットがディスエンゲージ・スイッチを押すことによって、警報灯は消灯し、警報音は停止する。しかし、FBWモニタパネルのFAIL灯は消灯しない。

(7) エンゲージ・スイッチ

センタ・ペダスタルに取り付けられるエンゲージ・スイッチ（ジャムコ製）を図5-1-9に示す。FBW操作員

がREADYを発行した飛行制御モードのみ、エンゲージ・スイッチに内蔵されているREADY灯が点灯する。READYが点灯しているエンゲージ・スイッチをパイロットが押すと、FBW主計算機にエンゲージ信号が送られると同時に、READY灯が消え、ENG灯が点灯する。FBWシステムがディスエンゲージされた場合または飛行制御モードが切り替えられた場合には、エンゲージ・スイッチの表示は消灯する。

地上においてシステムBITを実行可能な時のみ、システムBITのREADY灯が点灯する。エンゲージ・スイッチを押すとシステムBITが開始され、BIT結果としてGO（正常）またはNG（異常）の表示が点滅する。この状態ではFBWアクチュエータがエンゲージ状態にあり、表示灯の点滅は安全パイロットにディスエンゲージ・スイッチ機能を確認することを促す。ディスエンゲージ・スイッチが押されると、GOまたはNGの表示は連続点灯となる。

(8) ディスエンゲージ・スイッチ及び非常切離し装置

FBWシステムをディスエンゲージするためのディスエンゲージ・スイッチを、安全パイロットのホイール上に取り付ける。ディスエンゲージ・スイッチは2重接点型スイッチを用い、FBW主計算機の故障に備えて、各FBWアクチュエータにも直接信号を送る。

ところで、通常の自動操縦装置等では、ディスエンゲ

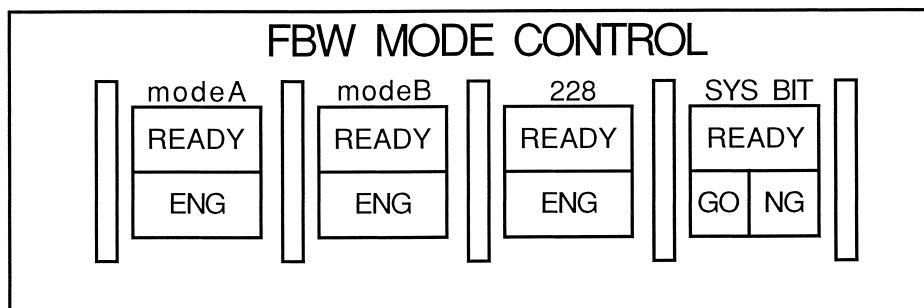


図5-1-9 エンゲージ・スイッチ

ージ・スイッチやアクチュエータ等の故障対策としてスリップクラッチが使用されることが多い。しかし、MuPAL- の空力3 舵用アクチュエータの最大出力トルクは、自動操縦装置用アクチュエータよりもはるかに大きいので、スリップクラッチを設けても、それを滑らせながら長時間操縦することは困難である。そこで、MuPAL- では、スリップクラッチの代わりに、空力3 舵用アクチュエータと各舵面の機械式操縦システムとの間に機械式の非常切離し装置を設けた。非常切離し装置はMuPAL- 用に多摩川精機が開発したもので、通常は、FBW アクチュエータと母機の機械式操縦システムのそれぞれに結合された2枚のディスクが噛み合せて回転する。安全パイロット席に設けられた非常切離しレバー（図5-1-3参照）を引くと、バネの力で2枚のディスクの間に隙間ができ、母機操縦システム側のディスクはFBW アクチュエータから切り離され、自由に回転できるようになる。

(9) MuPAL 電源スイッチ

コックピットのセンタ・ペDESTAL及びキャビンの各操作員席に取り付けられるMuPAL 電源スイッチ（ジャムコ製）を図5-1-10に示す。SPECIAL POWERスイッチは全ての実験用搭載機器に対する電源をON/OFFする。SPECIAL POWERスイッチの下流には、FBW、DLC及びセカンド・コックピットの各サブシステムに対する電源スイッチがある。人工フィール装置は電源を投入することによって操縦桿が起きあがるので、評価パイロットが安全を確認して電源を投入できるよう個別のスイッチを設けた。IMUに対しても、FBWシステム・コントローラがアライメント開始コマンドを送信後にIMUの電源スイッチを投入し、また電源供給を停止する前にIMUの電源スイッチを切ることによって次回起動時に必要なデータを自動保存させる必要があるため、個別のスイッチを設けた。

5.1.2 センサ

(1) IMU (Inertial Measurement Unit, 慣性運動センサ)

角速度、機体姿勢角、加速度、対地速度、機体位置等の慣性運動データを計測するセンサとして、三菱プレジジョン製IMU H3031000を2台搭載する。同センサは、三菱プレジジョンがライセンス生産している米国Honeywell社製のGPS内蔵型INS (Inertial Navigation System, 慣性航法装置) H764J/G EGIに、MuPAL- 用としてARINC629信号によるデータ入出力機能を追加したものである。IMUの四面図を図5-1-11に、主な性能を表5-1-4に示す。同センサは、GPSとINSの複合航法演算を行うハイブリッド・モード、GPSデータを使用しない純慣性モード、GPSのみで位

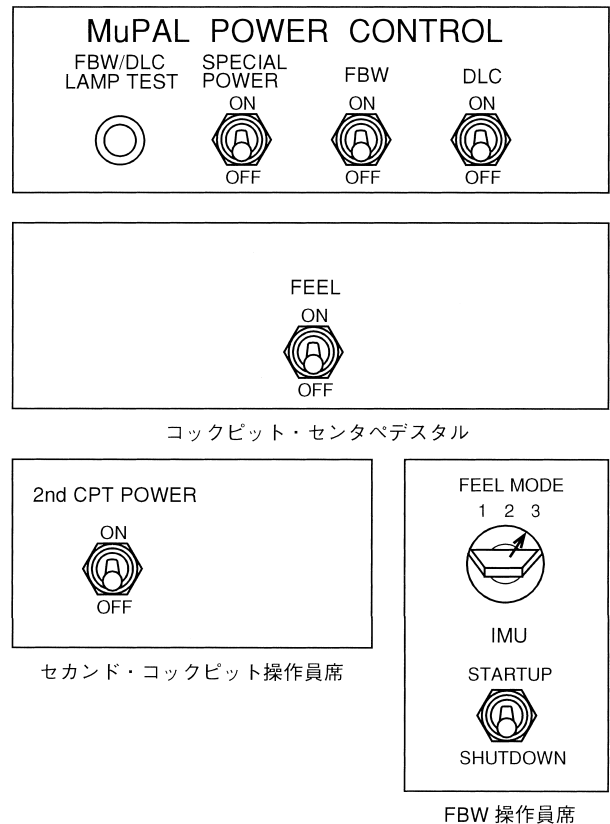


図5-1-10 MuPAL 電源スイッチ

置及び対地速度を算出するGPSモードを持ち、同時に3種類全てのモードの演算結果を出力できる。

MuPAL- 用IMUとして同センサを採用した理由は、リング・レーザ・ジャイロによって高精度の角速度及び姿勢角データを出力可能でありながら小型軽量であること、原型となったH764Gは米国で量産されており高い信頼性を有することである。また、複合航法用のGPSが民間用のC/Aコードを使用しているため位置精度は100m程度に留まるが、通常のINSでは避けられない対地速度のドリフト誤差を除去できるので、正確な対地速度が要求される風の観測等に有効である。

(2) ADS (Air Data Sensor, 対気データセンサ)

ADSとして、迎角/横滑り角センサ( / ペーン)及び全温度センサ付きのピトー静圧管(重量2.83kg)をノーズブーム先端に搭載する。ADSの側面図を図5-1-12に示す。同センサは米国Rosemount社製の迎角/横滑り角センサ及び全温度センサ付きピトー静圧管92AN2であり、迎角/横滑り角センサのみMuPAL- 用に東京航空計器が新規開発したものと交換した。迎角/横滑り角センサの主な性能を表5-1-5に示す。 / ペーンの矢羽部は、大気擾乱による風向変化も感度よく検出できるように、軽量かつ始動トルクが小さいものとした。また、角度センサとして、1本の回転軸に2組の角度検出部を持つポテンショを用いた。当初、機械的接

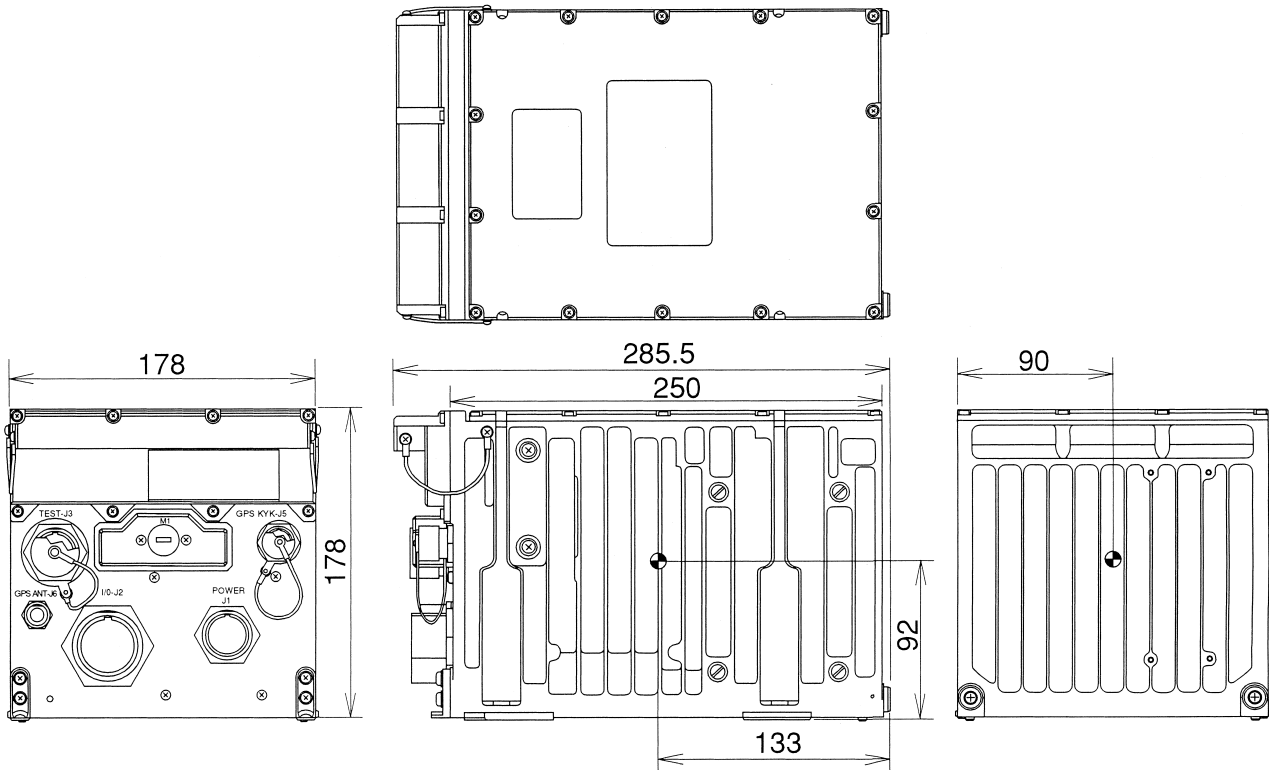


図5-1-11 IMU (Inertial Measurement Unit)

表5-1-4 IMUの性能

入力	ARINC629		気圧高度 (高度補正用), 初期設定データ (位置, 時刻等), モード制御コマンド			
	信号名	精度 (rms)	計測範囲	分解能	更新レート (Hz)	
出力	姿勢角	0.05deg	±180deg	0.0055deg	50または200	
	真方位角	0.1deg	±180deg	0.0055deg	50または200	
	磁方位角	0.3deg	±180deg	0.0055deg	50	
	角速度	0.043deg/s	±420deg/s	0.0022deg/s	50または200	
	加速度	50Hz出力 0.02m/s <sup>2</sup> (0.002g) 200Hz出力 0.61m/s <sup>2</sup> (0.062g)	±98m/s <sup>2</sup> (10g)	0.0095m/s <sup>2</sup> (0.00097g)	50または200	
	速度	ハイブリッド・モード* 0.2m/s (0.39kt) 純慣性モード 0.76m/s (1.48kt)	±312m/s (±607kt)	0.0095m/s (0.0185kt)	50	
	水平位置	ハイブリッド・モード 水平100m (95%確率) 純慣性モード 1482m/hr CEP** (0.8nm/hr CEP)	緯度 ±90deg 経度 ±180deg	0.0093m	5	
	高度	気圧高度にスレーブ	±39,950m (±131,072ft)	1.22m (4ft)	50	
	アライメント時間		4分以内***			
	電源		28VDC			
消費電力		43W				
重量	本体	8.7kg				
	GPSアンテナ	0.17kg				
	架台	0.85kg				

\* GPSとの複合航法演算モード

\*\* CEP (Circular Error Probable) : 誤差円に入る確率が50%

\*\*\* CG (Gyrocompass) アライメントの場合

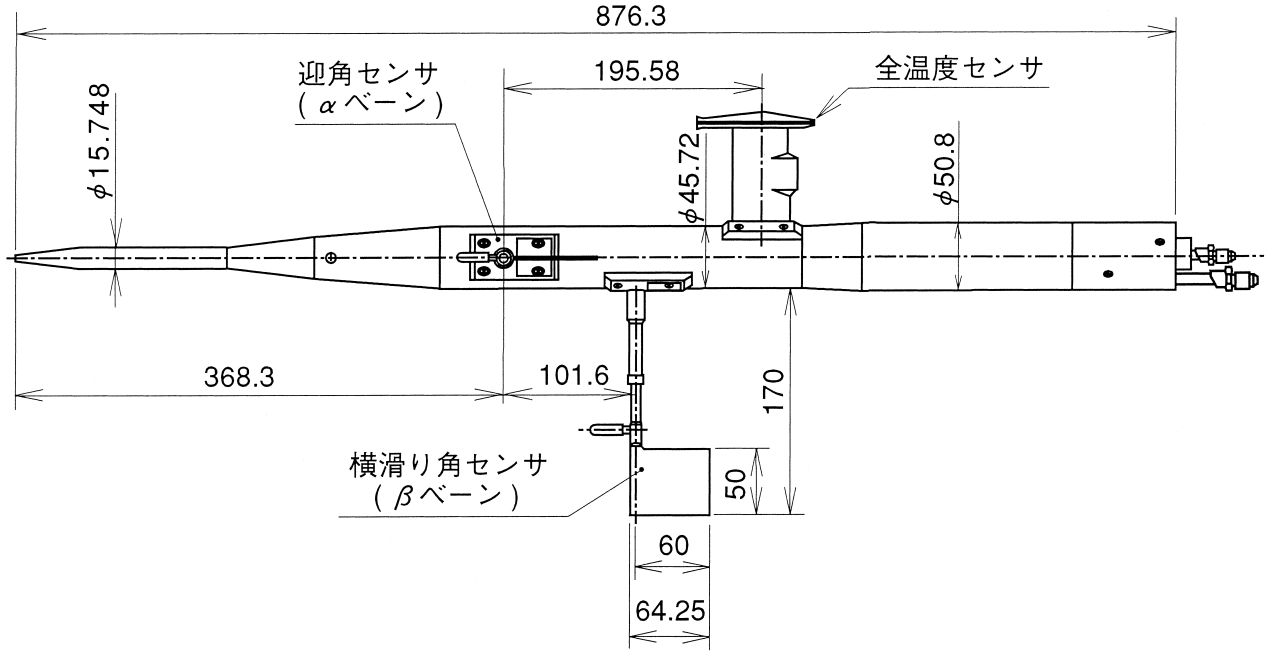


図5-1-12 ADS ( Air Data Sensor )

表5-1-5 迎角 / 横滑り角センサの性能

回転角度	360deg自由回転
始動トルク	0.00098N・m(10gf・cm)以下
計測範囲	±45deg
精度*	0～±10deg :0.1deg以下 ±10deg～±45deg :0.3deg以下
出力信号	DC電圧 ±10V(フルスケール)
消費電力**	0.9W

- \* 本精度は、FBW主計算機内のα/βベーン角補正機能による補正により実現される。
- \*\* FBWアナログ信号調整器より電力を供給する。

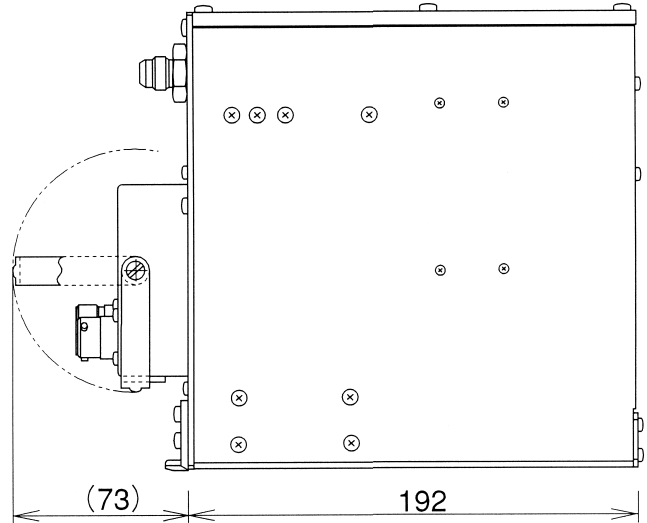
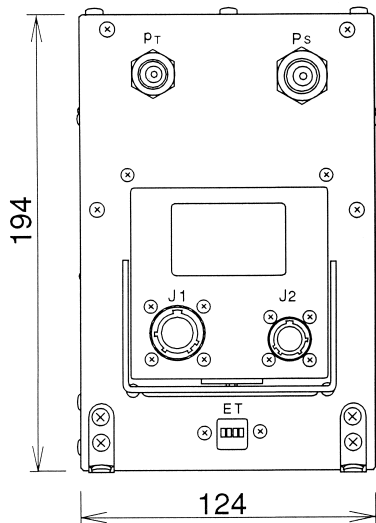
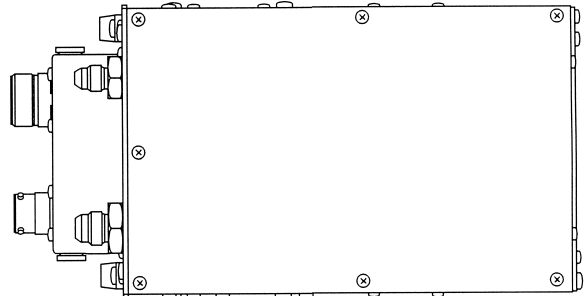


図5-1-13 ADC ( Air Data Computer )

表5-1-6 ADCの性能

入力	空気圧	静圧(-305~+9,144m(-1,000~+30,000ft)) 動圧(0~180m/s(0~350kt))				
	マッハ信号	全温度(-50~+100°C)				
	ARINC629	迎角, 横滑り角, 慣性昇降率, 着陸フラップ位置(PE補正用)				
出力	信号名	精度	精度規定範囲	計測範囲	分解能	更新レート (Hz)
	気圧高度	±4.6m (±15ft)	3,048m(10,000ft)以下	-305~7,620m (-1,000~25,000ft)	0.30m (1ft)	50
		計算式参照*1	3,048m(10,000ft)以上			
	気圧高度 (PE補正後)	±4.6m (±15ft)	3,048m(10,000ft)以下	-305m~7,620m (-1,000~25,000ft)	0.30m (1ft)	25
		計算式参照*1	3,048m(10,000ft)以上			
	昇降率	±0.152m/s (±30fpm)	-3.05~3.05m/s (-600~600fpm)	±30.48m/s (±6,000fpm)	0.005m/s (1fpm)	25
		出力値の5%	上記以外			
	マッハ数	±0.003	0.1~0.2	0~0.38	0.0001	50
		±0.002	0.2~0.38			
	マッハ数 (PE補正後)	±0.003	0.1~0.2	0~0.38	0.0001	50
		±0.002	0.2~0.38			
	計器速度					50
	校正 対気速度	±0.5m/s (±1kt)	全出力範囲	25.7~128.6m/s (50~250kt)	0.005m/s*2 (0.01kt)	25
	真対気速度	±1.5m/s (±3kt)	51.4m/s(100kt)以下	25.7~154.3m/s (50~300kt)	0.005m/s*2 (0.01kt)	50
		±1.0m/s (±2kt)	51.4m/s(100kt)以上			
	全温度	±1°C*3	-50~+70°C	-50~+100°C	0.125°C	12.5
	大気温度	±1°C*3	-55~+50°C	-100~+50°C	0.125°C	12.5
動圧						
動圧 (PE補正後)	±10N/m <sup>2</sup> (±0.003inHg)	全出力範囲*4	406~10,498N/m <sup>2</sup> (0.12~3.1inHg)	0.83N/m <sup>2</sup> (2 <sup>-12</sup> inHg)	50	
静圧						
静圧 (PE補正後)	±27N/m <sup>2</sup> (±0.008inHg)	全出力範囲*5	105,317~37,589N/m <sup>2</sup> (31.1~11.1inHg)	1.65N/m <sup>2</sup> (2 <sup>-11</sup> inHg)	50	
電源	28VDC					
消費電力	15.3W					
重量	3.64Kg					

\*1 計算式  $\pm(4.6+(Hp-3,048)*0.05\%)m$  ( $\pm(15+(Hp-10,000)*0.05\%)ft$ )

\*2 128.6m(250kt)における値

\*3 ADSと接続し, ADSを恒温槽に入れた状態での実測値

\*4 -10°C以下及び+40°C以上の場合には, 精度が $\pm 20N/m^2$  ( $\pm 0.006inHg$ )となる範囲がある

\*5 -10°C以下及び+40°C以上の場合には, 精度が $\pm 41N/m^2$  ( $\pm 0.012inHg$ )となる範囲がある

触部を持たないRVDT (Rotary Variable Differential Transformer) を使用する計画であったが, ビトー管内部の空間に納まる2重系RVDTがなかったため, ポテンショに変更した。

### (3) ADC (Air Data Computer, 対気データ処理計算機)

ADSで検出した総圧及び静圧より対気速度, 気圧高度, 昇降率等の対気データを算出するため, 東京航空計器がMuPAL-用に開発した対気データ処理計算機ADC-25を2台搭載する。ADCの三面図を図5-1-13に,

主な性能を表5-1-6に示す。

通常のADCは静圧センサと総圧センサを内蔵し, 総圧計測値より静圧計測値を数値として減算することによって動圧を求める。しかし, この方式では高度変化に伴う総圧及び静圧の変化に対応するため, 静圧及び総圧センサの双方とも計測範囲を広くする必要がある。このため, 両センサの分解能は荒くならざるを得ず, 動圧が小さくなる低速時に対気速度の精度及び分解能が低下する。そこで, MuPAL-用ADCでは, 総圧センサの代わりに, 総圧と静圧の差圧を直接計測する動圧センサを

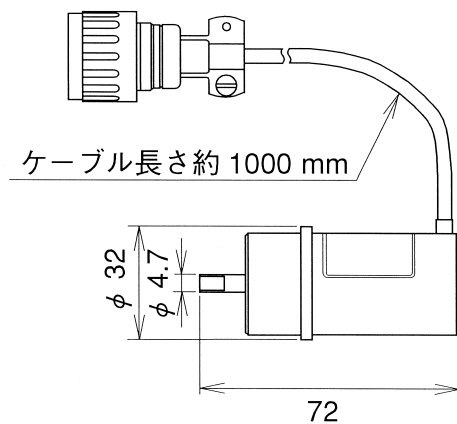


図5-1-14 舵角 / 操作角センサ

使用し、低速時においても十分な精度を保つことができる設計とした。

同ADCは、総圧及び静圧の他に、ADSの全温度センサ出力信号、FBW主計算機よりARINC629データバス経由で受信した迎角、横滑り角、慣性昇降率及び着陸フラップ位置を用いて位置誤差補正を含めた演算を実施し、較正対気速度、マッハ数、真対気速度を算出する。位置誤差補正の計算式は、マッハ数、迎角、横滑り角、慣性昇降率及び着陸フラップ位置の多項式として組み込まれており、専用の開発装置を用いて各項の係数を変更できる。同ADCは全てのデータをARINC629信号として出力する

#### (4) 舵角 / 操作角センサ

母機の空力舵面（昇降舵、水平安定板、左右補助翼、方向舵）の舵角、母機のエンジン・パワーレバー（左右2本）及びエンジン・スピードレバー（左右2本）の操作角、右席用模擬操縦装置（コラム、ホイール、ペダル、パワーレバー）及びセカンド・コックピット用模擬操縦装置（ペダル、パワーレバー）の操作角を計測するためのセンサとして、1本の回転軸に2組の角度検出部を持つPICKERING CONTROL社製RVDT P/N 25573を用いる。舵角 / 操作角センサの外形を図5-1-14に、主な性能を表5-1-7に示す。ハーネス及びコネクタは東京航空計器製である。RVDTは機械的接触部を持たないので、故障が少なく耐久性に優れているという利点がある。

ところで、Do228-200型機の補助翼は、着陸フラップ位置の変化に従ってドループする機構を持つので、左右対称の舵角とはならず、ホイール操作角に対して非線形性を持つ。したがって、FBWシステムは、補助翼駆動ロッドにおいて、着陸フラップ位置に依らず変位量がホイール操作角と線形関係を保つ箇所に取り付けられた舵角センサの出力を取り込み、システムBIT時の舵角モニタに用いる。一方、計測システムは、左右補助翼の

表5-1-7 舵角 / 操作角センサの性能仕様

形式	RVDT (Rotary Variable Differential Transformer)	
計測範囲	±60deg以上	
総合精度	±1deg以内	
温度変化誤差	0.25deg以下(-45~70°C)	
トラッキング誤差	0.4deg以下	
電源	電圧	AC 7.0Vrms
	周波数	CH1 3,020Hz CH2 2,980Hz
消費電力*	0.1W以下(1チャンネルあたり)	
重量	0.2kg	

\* FBWアナログ信号調整器より電力を供給する

それぞれに取り付けられた舵角センサの出力を直接取り込む。

#### (5) 母機センサ

FBW主計算機は、母機導入時より母機装備品または実験用装備品として搭載されていたセンサのうち、エンジン出力トルク計（左右）、燃料流量計（左右）、電波高度計、ドップラーレーダ、DME及びILS、着陸フラップ位置センサ、脚荷重センサの出力信号を取り込み、飛行制御、航法誘導演算及びFBWシステム管理に用いる。主な母機センサの性能を表5-1-8に示す<sup>2)</sup>。

エンジン出力トルクは、エンジン推力を最も直接的に表すパラメータであり、空力舵面の舵角と共に飛行制御則の出力コマンドとして用いる場合には、パワーレバー位置を制御するためのフィードバック信号となる重要な飛行状態量である。したがって、本来ならば2重系センサとするべきであるが、センサを変更するためには母機のエンジン出力制御システムに変更を加えなければならないので、1重系のままとした。燃料流量計出力は、その値を積分することによって燃料消費量を算出し、機体重量的変化を推定するために用いる。ドップラーレーダは、低速時においても対地速度を正確に計測することを可能とするため、ヘリコプタ用のものを搭載している。

#### (6) FBWアナログ信号調整器

東京航空計器でMuPAL-用に開発されたFBWアナログ信号調整器は、上記のセンサ出力のうちアナログ信号に対して適当なゲイン調整、平滑化等の処理を行い、DC電圧信号としてFBW主計算機に出力する。また、舵角 / 操作角センサ（RVDT）に対する励起電圧、迎角 / 横滑り角センサ（ポテンショ）に対する印加電圧、セカンド・コックピット用サイド・スティックのフォース・センサに対する電力を供給する。FBWアナログ信号調整器の三面図を図5-1-15に、主な性能を表5-1-9に示す。

表5-1-8 主な母機センサの性能

ド プ プ ラ ー ・ レ ー ダ	形式	Racal Doppler-91		
	マイクロ波送信機	周波数	13.325GHz±5MHz	
		送信出力	0.2W	
		方式	CW (Continuous Wave)	
	ビーム方式	3ビーム Janus方式		
	計測範囲	速度	-25.72~154.33m/s (-50~300kt)	
		高度	0~7,620m (25,000ft)	
		偏流角	±30deg	
	精度	速度*	X軸	±0.2%Vx ±0.10m/s (±0.2kt)
			Y軸	±1.0%Vy±0.2%Vx ±0.10m/s (±0.2kt)
Z軸			±0.5%Vz±0.2%Vx ±0.10m/s (±0.2kt)	
偏流角		±0.5deg		
電 波 高 度 計	形式	Collins ALT-55		
	送信機	周波数	4,285~4,315MHz	
		出力	0.35W	
		方式	FMCW	
	計測範囲	-6.1~762m (-20~2,500ft)		
	精度	152m (500ft) 以下	±1.5m (5ft)または±5%	
152m (500ft) 以上		±7%		
D M E	形式	Collins DME-42		
	送信機	周波数	1,025~1,150MHz	
		出力	400W	
	最大測定距離	720km (389nm)		
	精度	185km (100nm) 未満	±185m (±0.1nm)以内	
185km (100nm) 以上		±1,852m (±1.0nm)以内		
I L S	形式	Collins VIR-32		

\* Vx: X軸方向対地速度, Vy: Y軸方向対地速度, Vz: Z軸方向対地速度

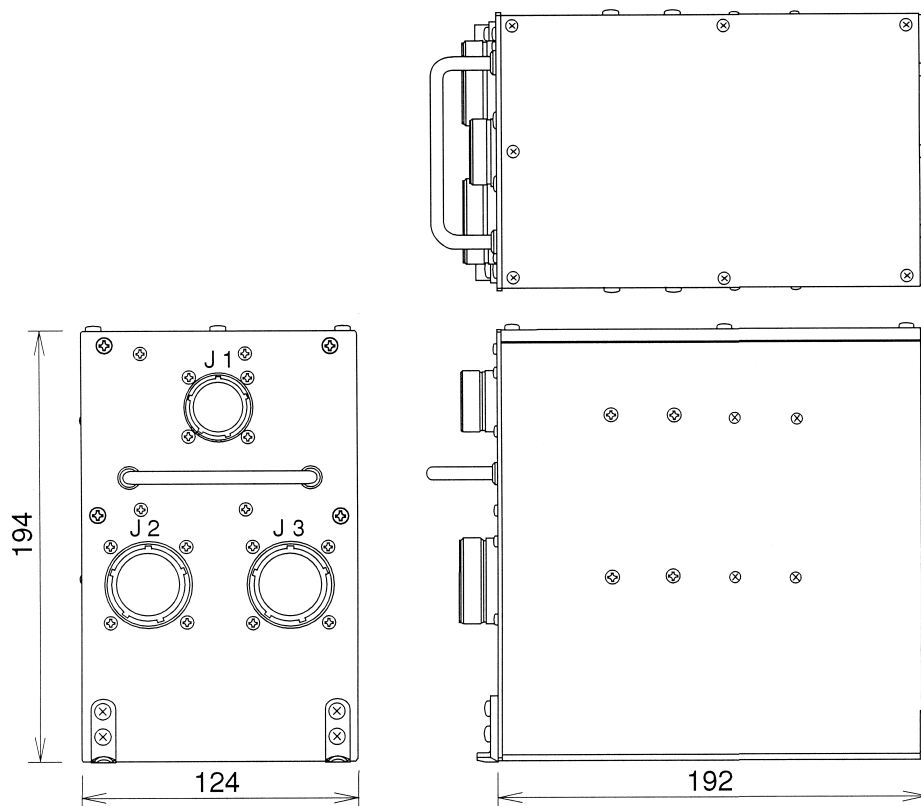


図5-1-15 FBW アナログ信号調整器

表5-1-9 FBW アナログ信号調整器の性能

入力	AC電圧	18ch (RVDT用)
	DC電圧	12ch
入出力	ポテンショ電圧	2ch (迎角/横滑り角センサ)
出力	DC電圧	32ch (±10V)
	ディスクリット*	9ch (+28V ON/OFF)
	RVDT励起電流	18ch (7Vrms, 3,020/2,980Hz**)
	DC電源***	1ch (±15V)
電源	28VDC	
消費電力	21.5W	
重量	2.56kg	

\* RVDTのステータス信号

\*\* No.1系統 : 3,020Hz, No.2系統 : 2,980Hz

\*\*\* セカンド・コックピット用サイド・スティックのフォースセンサ用

(7) アップリンク・テレメータ受信装置

アップリンク・テレメータ受信装置は、アップリンク・テレメータ受信機とアップリンク・テレメータ復調器で構成され、何れも東京航空計器がMuPAL- 用に開発した。それぞれの三面図を図5-1-16及び図5-1-17、主な性能を表5-1-10及び表5-1-11に示す。復調器は、PCM (Pulse Code Modulation) 信号として受信されたRS232C形式のデータを解読し、ARINC629信号として#1及び#2ARINC629データバスに出力する。

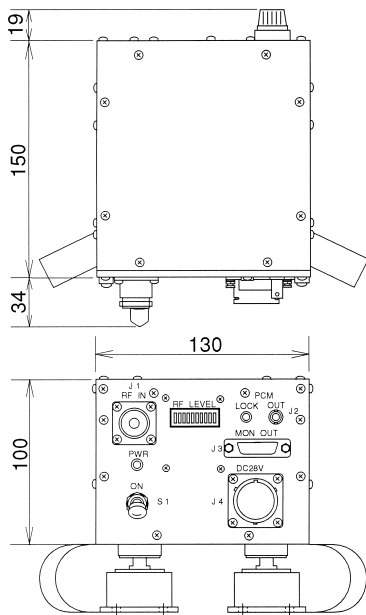


図5-1-16 アップリンク・テレメータ受信機

表5-1-10 アップリンク・テレメータ受信機の性能

電波形式	40KO G7D
周波数	321.5MHz
信号形式	PCM BIΦ-S
受信速度	9.6Kbps
電源	28VDC
消費電力	5.3W
重量	1.88kg

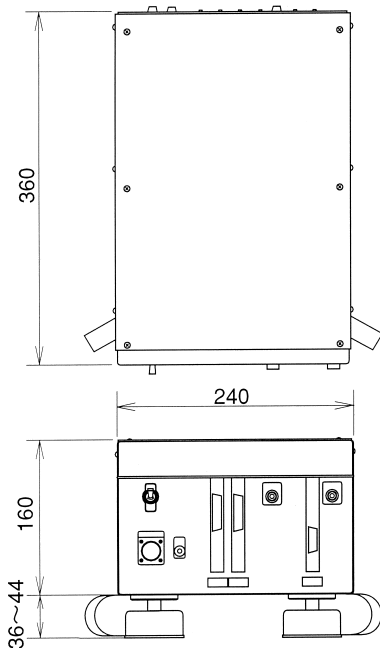


図5-1-17 アップリンク・テレメータ復調器

表5-1-11 アップリンク・テレメータ復調器の性能

入力	信号形式	PCM BIΦ-S
	受信速度	9.6kbps
	同期方式	調歩同期
	チャンネル数	1ch
出力	信号形式	ARINC629
	チャンネル数	2ch
電源	28VDC	
消費電力	37W	
重量	5.59kg	



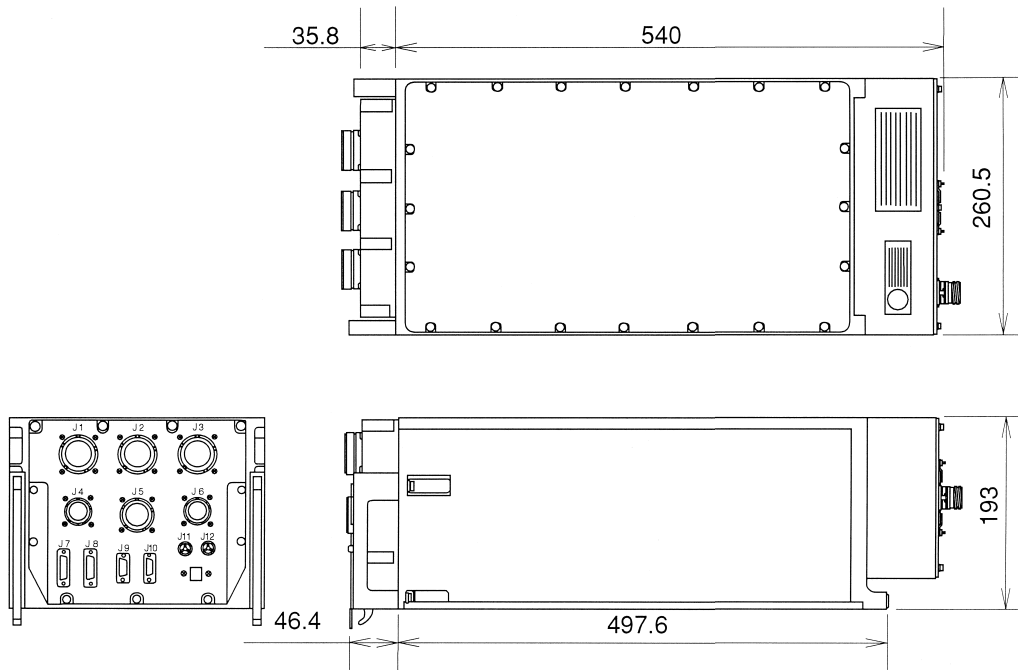
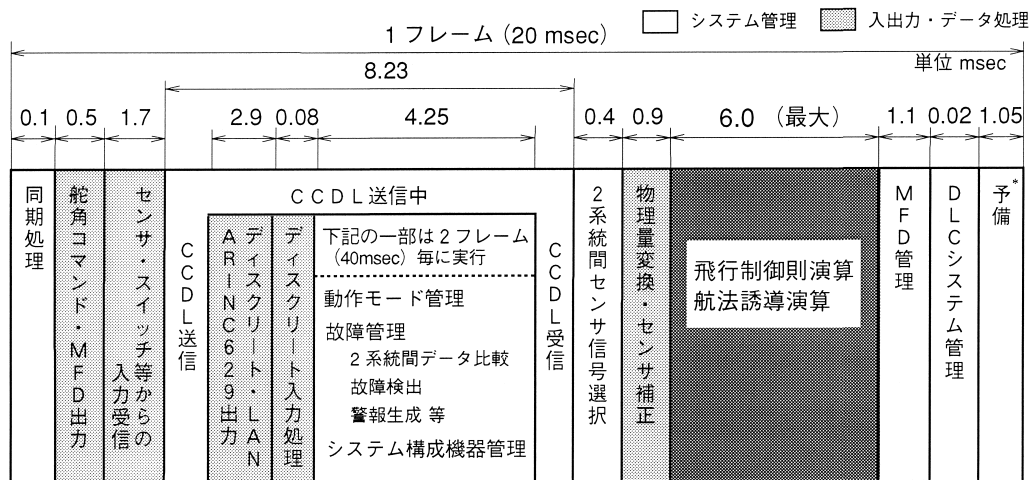


図5-1-18 FBW主計算機



\* 予備時間中にFBWシステム・コントローラとの対話処理を行う

図5-1-19 FBW主計算機における周期処理

表5-1-12 FBW主計算機の性能

CPU	68040, 33MHz	
記憶装置	プログラムメモリ	4MB
	ワークメモリ	8MB
	NVRAM	64KB
	外部メモリ(RAM)	8MB
入出力	DC電圧	入力:32ch(±10V→16bit) 出力: 8ch(12bit→±10V)
	LAN	Ethernet 10Base5: 2ch
	シリアル信号	RS422: 2ch
	ARINC429	受信: 8ch, 送信: 4ch
	ARINC629	1ch
	ディスクリット信号	入力: 44ch, 出力: 48ch
OS	VxWorks 5.2	
プログラム開発言語	C言語	
VMEシャーシ	15スロット(内5スロットは予備)	
電源	28VDC	
消費電力	155.9W	
重量	本体	23.17kg
	取付け架台	2.00kg

5.1.3 計算機及びシステム・コントローラ

(1) FBW主計算機

FBW主計算機はVME (Versa Module Europe) バスを用いた航空機搭載用計算機であり, RTCA DO160C に準拠した環境適合性を満足している。FBW主計算機の三面図を図5-1-18に、主な性能を表5-1-12に示す。同計算機は、東京航空計器が、CPUボード(68040, 33MHz)、メモリ・ボード、各種の入出力ボード等を組み合わせてMuPAL-用に新規開発したものである。センサ出力等の様々な信号形式に対応可能な汎用性と拡張性、航空機搭載用機器としての信頼性を評価してVMEバスを選定した。

FBW主計算機は、評価パイロットの操縦入力と母機

の飛行状態に基づいて飛行制御則演算及び航法誘導演算(4.3節参照)を行い、舵角/操作角コマンドと飛行ガイダンスを出力する。また、センサ、アクチュエータ等の故障検出を含めたシステム管理(4.5節参照)も行う。FBW主計算機は、1フレーム20msec、すなわち、50Hzで演算を行う。各フレームにおける演算順序と所要時間を図5-1-19に示す。故障検出等のシステム管理が全体の約3分の1を占める。さらに、入出力とデータ処理が、全体の約3分の1を占める。ここで、データ処理とは、物理量変換、センサ誤差の補正、ステータス信号の解釈を意味する。故障検出等、システム管理の一部

をCCDLによるデータ交換中に実施することにより、飛行制御則演算及び航法誘導演算に最大6msec(各演算フレームの約1/3)を割当てることができた。

(2) FBWサブ計算機

FBWサブ計算機として、RDI COMPUTER社製携帯型ワークステーションPowerLite 110(CPU:MicroSPARC, 110MHz)を使用する。FBWサブ計算機の三面図を図5-1-20に、主な性能を表5-1-13に示す。FBWサブ計算機は、FBW主計算機より受け取ったデータに基づいて飛行制御則演算及び航法誘導演算の一部を実施し、その結果をFBW主計算機に送信する。す

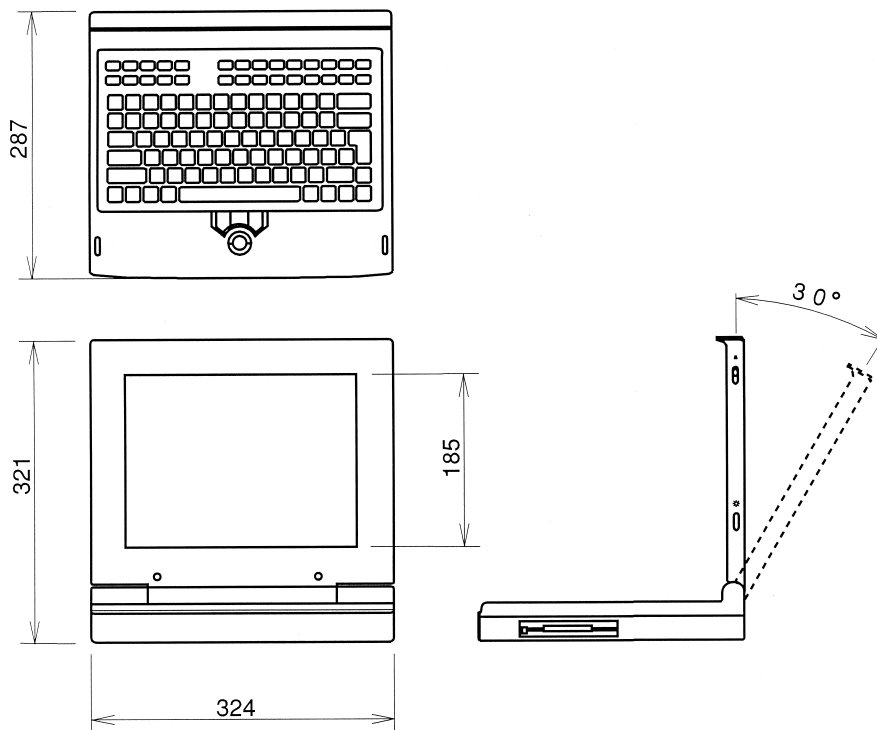


図5-1-20 FBWサブ計算機

表5-1-13 FBWサブ計算機の性能

CPU		MicroSPARC II, 110MHz
記憶装置	メモリ	64MB
	ハードディスク	810MB
	フロッピーディスク	3.5インチ, 1.44MB/720KB:1台
入出力	LAN	Ethernet 10BaseT:1ch
	シリアル信号	RS232C:2ch
	SCSI	1ch(DAT接続用, DATは地上のみで使用)
ディスプレイ	形式	TFTアクティブマトリックス型液晶
	画面サイズ	12.1インチ
	画面表示	1024×768ドット, 256色
OS		SUN Solaris2.5(UNIX SVR4) SUN CDE(Common Desktop Window)
プログラム開発言語		Sun SparcWorks C
電源		115VAC 50Hz
消費電力	本体	38.4W
	ハブ	22.6W
重量	本体	4.36kg
	ハブ	1.37kg
	ケーブル	0.59kg

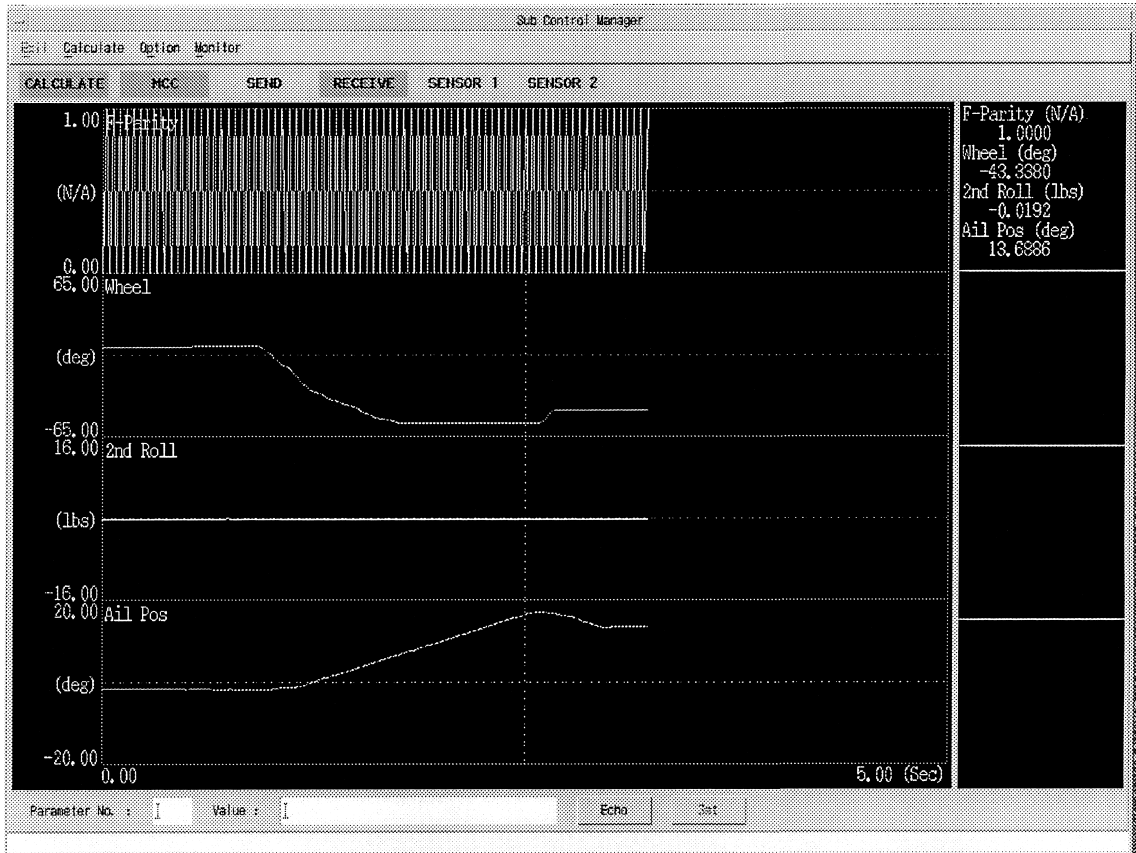


図5-1-21 FBWサブ計算機の表示例

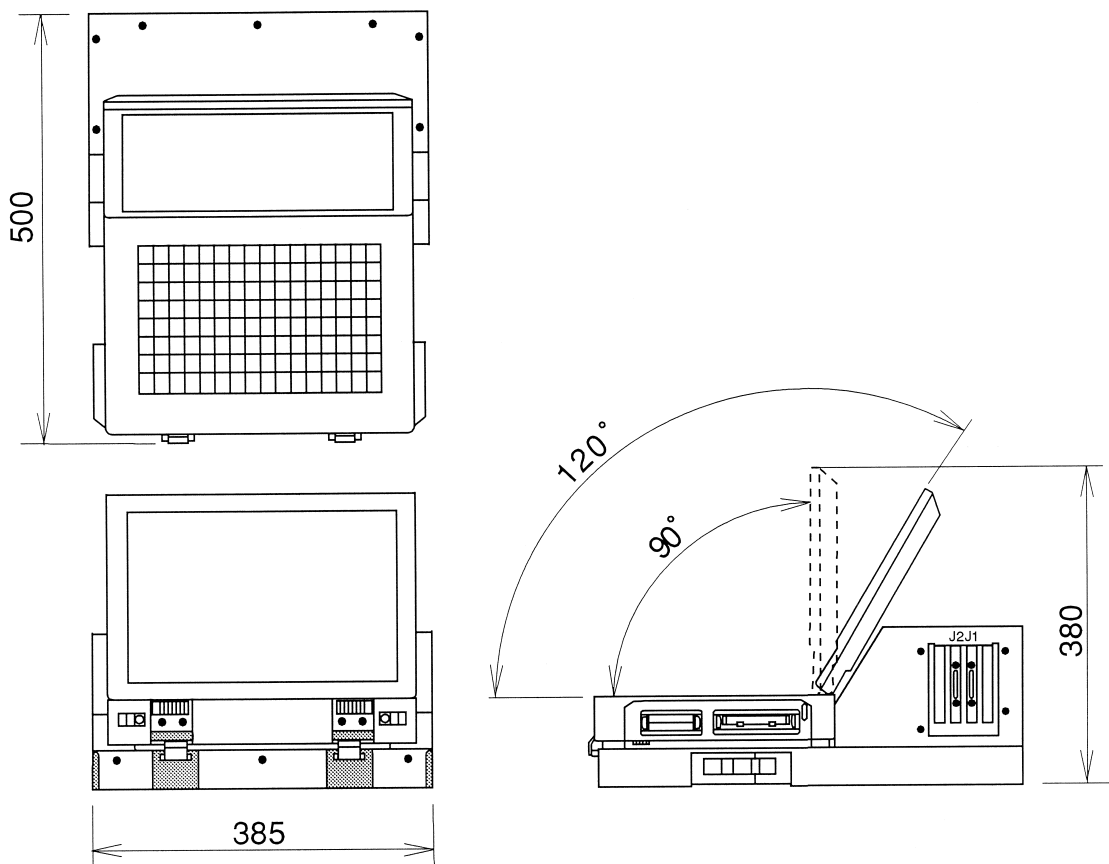
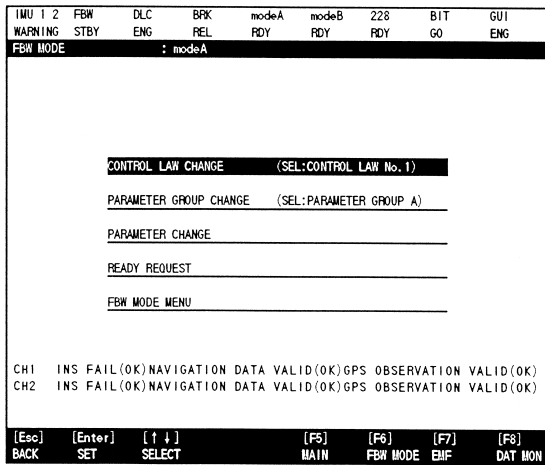
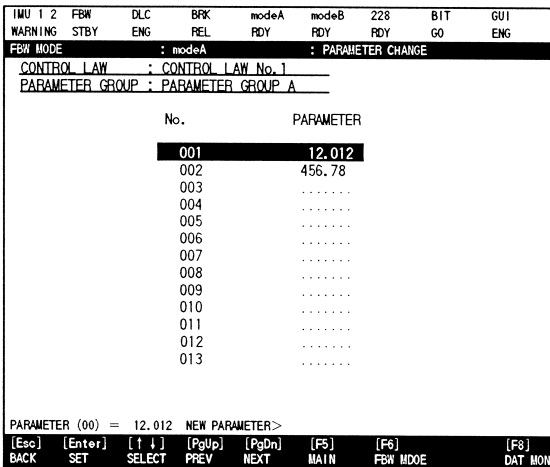


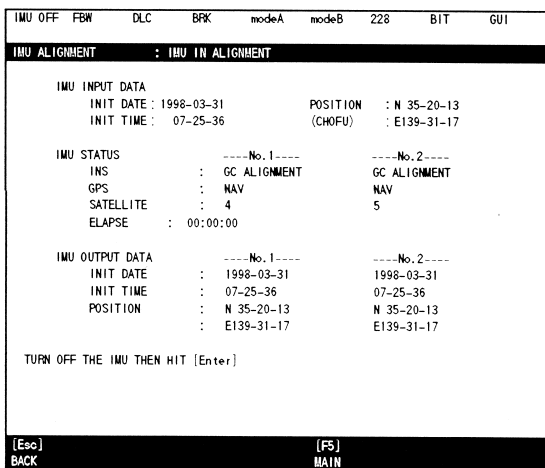
図5-1-22 FBWシステム・コントローラ



(a) モード設定メニュー (modeA)



(b) パラメータ値変更画面 (modeA)



(c) IMU アライメント画面

図5-1-23 FBWシステム・コントローラの表示例

なわち、FBW主計算機が実施すべき演算の一部を必要に応じて分担する。さらに、RS232C信号としてデータを出力するセンサまたは他の計算機システムのデータを受信して演算に使用する他、これらのデータをFBW主計算機に送信するインターフェイスの役目も果たす。ま

表5-1-14 FBWシステム・コントローラの性能

CPU	Pentium 100MHz	
記憶装置	メモリ	8MB
	ハードディスク	810MB(運用時は搭載しない)
	フロッピーディスク	3.5インチ, 1.44MB : 1台
入出力	ARINC629	2ch
ディスプレイ	形式	TFT液晶
	画面サイズ	11.3インチ
	画面表示	800×600 64K色(PC-DOS使用時 16色)
OS	PC-DOS/V 7.0J	
プログラム開発言語	WATCOM C	
電源	28VDCまたは115VAC(運用時は28VDC)	
消費電力	48.7W (28VDC)	
重量	本体	13.38kg
	バッテリー	0.59kg
	ハードディスク	0.24kg(運用時は搭載しない)

た、受信したデータ及び演算結果を画面上に時歴プロット、XYプロット及び数値データとして実時間表示することもできる(図5-1-21)。

FBWサブ計算機は、舵角/操作角コマンド及び飛行ガイダンスを直接出力しないので、主計算機ほどの信頼性は要求されない。しかし、高次のカルマン・フィルタを用いた実時間状態推定、DGPSデータと慣性運動データを組み合わせた複合航法演算等に対応できる高い演算能力が求められる。そこで、将来、より高性能の計算機と容易に交換できるように、携帯型ワークステーションを用いることとした。また、FBW主計算機との接続も、通常のワークステーションに標準的に組み込まれている入出力方式であるEthernetとした。

なお、FBW主計算機とHUBを介して接続されているのは、当初2台のFBW主計算機への接続を考えたためである。HUBを介しているため他の計算機をLAN(Local Area Network)で接続することも可能であるが、FBW主計算機とFBWサブ計算機間の50Hzでのデータ送受信を妨げないような配慮が必要である。

(3) FBWシステム・コントローラ

FBWシステム・コントローラとして、耐環境性に優れた携帯型パーソナル・コンピュータGETAC-960517NP N-5037(CPU:Pentium, 100MHz)及び拡張用シャーシを使用する。FBWシステム・コントローラの三面図を図5-1-22に、主な性能を表5-1-14に示す。FBWシステム・コントローラは、2台のFBW主計算機に対して、使用機器の設定、飛行制御モードの選択とREADYの発行、飛行制御則及び航法誘導演算のパラメータ変更等を行うためのコマンドを送信し、システム作動状況、各種センサ出力等を受信する。画面表示例を図5-1-23に示す。時歴表示画面は、FBW操作員による選択時の他、飛行制御モードのREADYを発行すると自動的に表示される。また、IMUのアライメント時には、CDU(Control Display Unit)として、直接2台のIMUにコマンドを送ると共に、アライメントの進行状

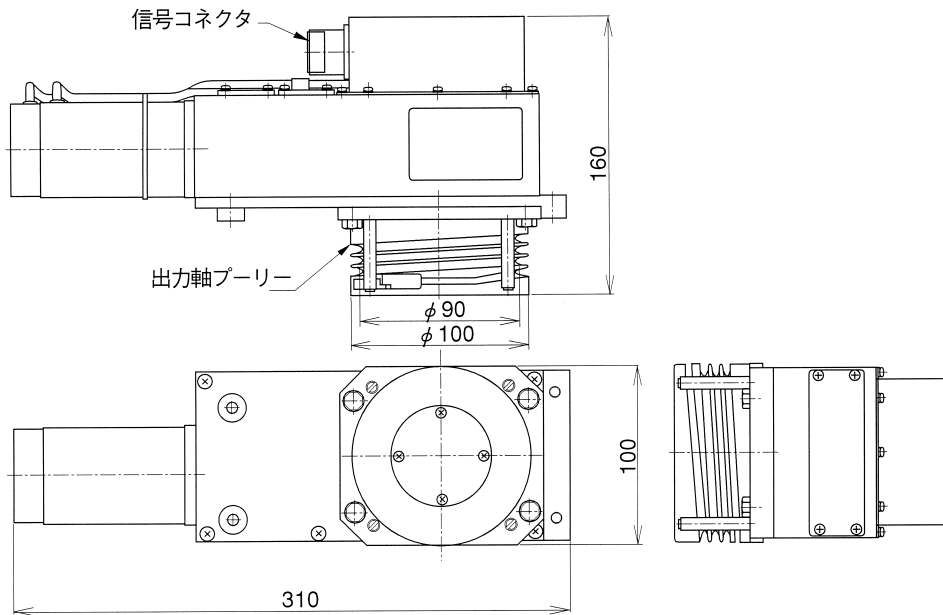


図5-1-24 空力3舵用アクチュエータ（本体）

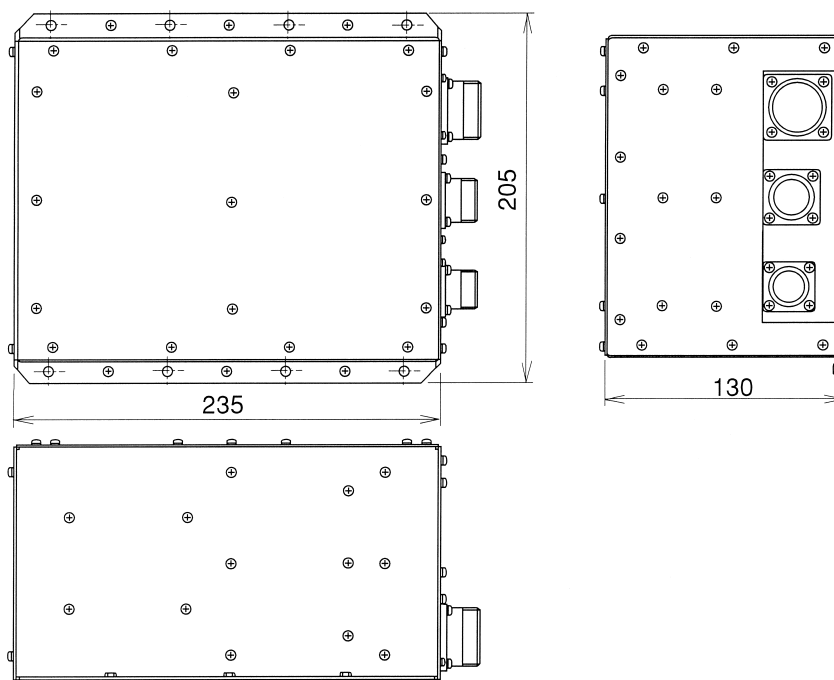


図5-1-25 空力3舵用アクチュエータ（アクチュエータ制御器）

況を表示する。FBWシステム・コントローラは、システム作動状況のモニタ、飛行制御則のパラメータ変更等、飛行実験の安全性に直接関連する機能を受け持つので、耐環境性を重視した。

FBWシステム・コントローラとFBW主計算機及びIMU間のデータ通信はARINC629データバスを使用する。飛行制御則のパラメータ変更等を行う場合には、主計算機が受信したデータをFBWシステム・コントローラにエコーバックし、FBW操作員が値を確認した後に飛行制御則へ反映することによって、誤入力または通信

エラーを排除する設計とした。

#### 5.1.4 アクチュエータ

空力3舵及びエンジン・パワーレバーを駆動するためのアクチュエータは、多摩川精機がMuPAL-1用として新しく開発した。開発コストを抑えるため空力3舵に対しては同一のアクチュエータを使用し、各舵の駆動用ロッド等に対する取付けアーム比によって各舵面に対する最大操舵力を調整することとし、2種類のアクチュエータを開発した。いずれも2重巻線型モータを使用した

表5-1-15 空力3 舵用アクチュエータの性能

最大出力トルク	39.2N・m (4.0kgf・m)	
定格出力トルク	11.8N・m (1.2kgf・m)	
出力軸回転速度*	52~59deg/s (定格出力トルクにて)	
出力軸回転角	±120deg	
出力軸静止精度	±1.0deg 以下	
周波数応答*	4.2Hz (45deg位相遅れ) (負荷トルク11.8N・m (1.2kgf・m), 出力軸振幅±2°の場合)	
出力軸バックライブ・フォース* (モータ駆動電流遮断時)	3.14~4.31N・m (0.32~0.44kgf・m)	
電源	28VDC	
消費電力	88W	
重量	アクチュエータ本体	4.2kg
	アクチュエータ制御器	3.8kg
	ハーネス	2.1kg

\* 搭載用アクチュエータ 5台 (予備2台を含む) の単体機能試験結果

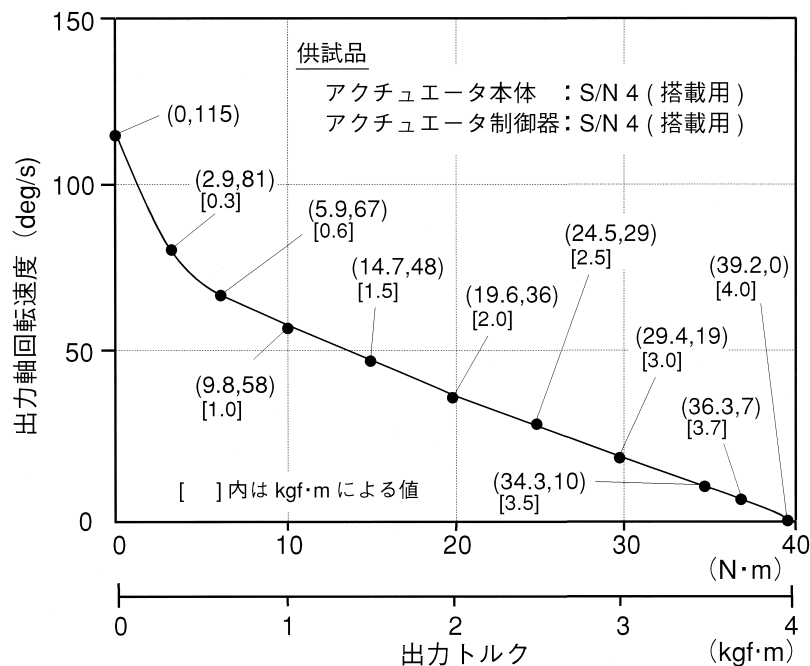


図5-1-26 空力3 舵用アクチュエータの作動速度

電動ロータリー式アクチュエータであり、アクチュエータ本体とアクチュエータ制御器で構成される。2 台のFBW 主計算機によって独立して制御される2 組のコイルが発生する力は、1 本のアクチュエータ出力軸で加算された後、電磁クラッチを介して出力用プーリーを駆動する。

アクチュエータ制御器は、FBW 主計算機より受信した舵角/操作角コマンドに従って、アクチュエータ本体のモータ駆動用コイルに供給する電流を制御する。回転角制御のためのフィードバック信号として、アクチュエータに内蔵されている回転角センサ(レゾルバ)の出力を使用する。アクチュエータ制御器は、一つの筐体の中に互いに独立した2 系統のサーボ回路が組み込まれてお

り、各系統は対応するFBW 主計算機のコマンドに従ってモータ駆動電流を制御する。各系統は、自系統の故障を検出した場合またはFBW 主計算機よりモータ駆動電流OFFのコマンドを受信した場合、モータ駆動用コイルへの電流供給を停止する。2 台のFBW 主計算機からの舵角コマンドに差異を生じたり、自己故障診断で検出できない故障を生じた場合でも、両系統がフォース・ファイトを起こすので、アクチュエータの急激な暴走を防ぐことができる。

電磁クラッチは、通常はバネの力で解放状態に保たれ、内蔵されたコイルに電流が流れた場合のみ磁力によって接続状態となる。したがって、ディスエンゲージ・スイッチが故障した場合でも、FBW システムへの電源供給

を停止することによって電磁クラッチを解放することができる。

#### (1) 空力3舵用アクチュエータ

空力3舵用アクチュエータは、FBW主計算機が生成する舵角コマンドに従って空力3舵を駆動するアクチュエータである。アクチュエータ本体及びアクチュエータ制御器の三面図を図5-1-24及び図5-1-25に示す。アクチュエータ本体の形状は、右主翼付根の補助翼用アクチュエータ取付けスペースの形状に合わせて設計した。空力3舵用アクチュエータの主な性能を表5-1-15に示す。バックドライブ・フォースは小さいので、モータ駆動電流がOFFの場合には、電磁クラッチ接続状態でも安全パイロットが容易に母機の機械式操縦システムを操作することができる。

ところで、当初、最大出力トルクの要求値は、ドルニエ社より入手した空力3舵のヒンジ・モーメント係数及び耐空性審査要領に規定されている短時間操舵における最大操縦力に基づいて $34.3\text{N}\cdot\text{m}$  ( $3.5\text{kgf}\cdot\text{m}$ )以上とした。しかし、周波数応答のバンド幅に対する目標値(5Hz)を満足するため、アクチュエータが出し得る最大出力トルクは要求値よりもはるかに大きな値となった。そこで、飛行実験によるヒンジ・モーメントの測定及びFBWシステム故障を想定した飛行シミュレーション試験を行った結果、母機操縦システムへの取り付けアーム比を調整しても、最大出力トルクが大き過ぎることが判明した。このため、周波数応答に大きな影響を与えない範囲で最大出力トルクを引き下げる改修を行い、最大出力トルクを $39.2\text{N}\cdot\text{m}$  ( $4.0\text{kgf}\cdot\text{m}$ )程度まで引き下

げた。この最大出力トルクでもまだ少し過大であるが、飛行シミュレーション試験では母機操縦システムの摩擦抵抗等が無視されているので、飛行試験を実施した結果として必要があれば最大出力トルクを再度変更することにした。

また、小振幅(出力軸回転角 $\pm 2\text{deg}$ )における周波数応答のバンド幅も、当初45deg位相遅れで6Hz以上であり、目標値(5Hz)を上回っていた。しかし、母機の機械式操縦システムに取付けて地上試験を実施したところ、舵面のハンチング現象が発生した。ハンチングは、リンク機構で力を伝達する昇降舵及び補助翼系統よりも、操縦索で力を伝達する方向舵系統で顕著に現れた。このため、アクチュエータの周波数応答のバンド幅を狭くする改修を行い、45deg位相遅れで4.2Hz程度と目標値よりやや低い値に抑えた。

これらの改修の後、単体機能試験で取得した出力トルクと出力軸回転速度の関係を図5-1-26に示す。出力軸回転速度は、定格トルク $11.8\text{N}\cdot\text{m}$  ( $1.2\text{kgf}\cdot\text{m}$ )において80deg/sから55deg/s程度に低下したが、MuPAL-に必要な運動制御能力は維持できる。

#### (2) パワーレバー用アクチュエータ

パワーレバー用アクチュエータは、FBW主計算機が生成する操作角コマンドに従ってエンジン・パワーレバーを駆動するアクチュエータであり、左右エンジンのそれぞれに対して1台ずつ、合計2台を搭載する。アクチュエータ本体の三面図を図5-1-27に示す。アクチュエータ制御器は、サーボ回路のパラメータ設定値を除いて、空力3舵用アクチュエータと共通である。アクチュエー

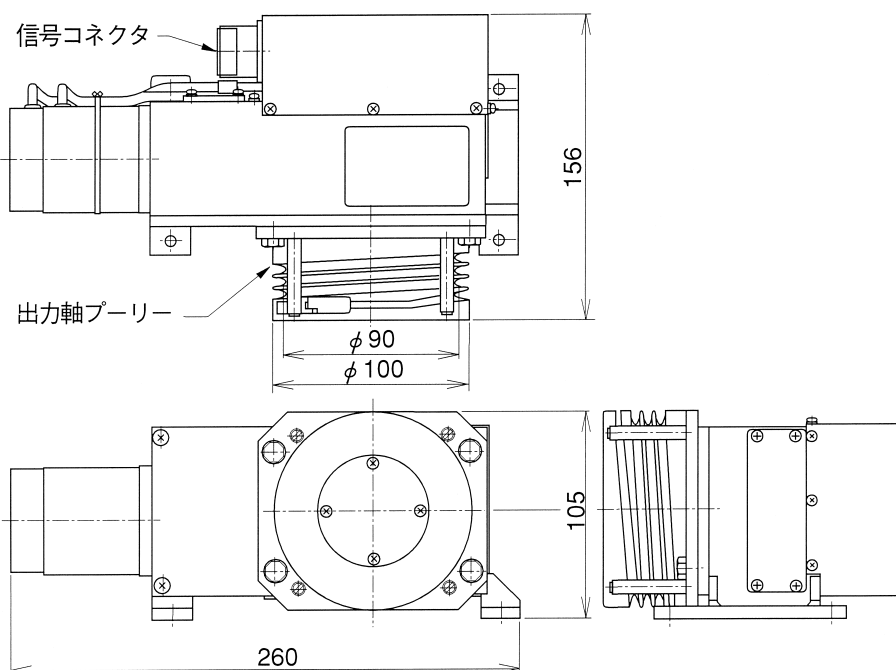


図5-1-27 パワーレバー用アクチュエータ(本体)

表5-1-16 パワーレバー用アクチュエータの性能

最大運用トルク	7.84N・m (0.80kgf・m)	
定格出力トルク	2.65N・m (0.27kgf・m)	
出力軸回転速度*	127~140deg/s (定格出力トルクにて)	
出力軸回転角	±80deg	
出力軸静止精度	±0.5deg 以下	
周波数応答*	5.6~6.0Hz (45deg位相遅れ) (負荷トルク2.65N・m (0.27kgf・m), 出力軸振幅±2° の場合)	
出力軸バックドライブ・フォース* (モータ駆動電流遮断時)	0.89~1.37N・m (0.09~0.14kgf・m)	
スリップクラッチ・トルク*	6.27~6.37N・m (0.64~0.65kgf・m)	
電源	28VDC	
消費電力	63W	
重量	アクチュエータ本体	3.6kg
	アクチュエータ制御器	3.8kg
	ハーネス	2.1kg

\* 搭載用アクチュエータ4台(予備2台を含む)の単体機能試験結果

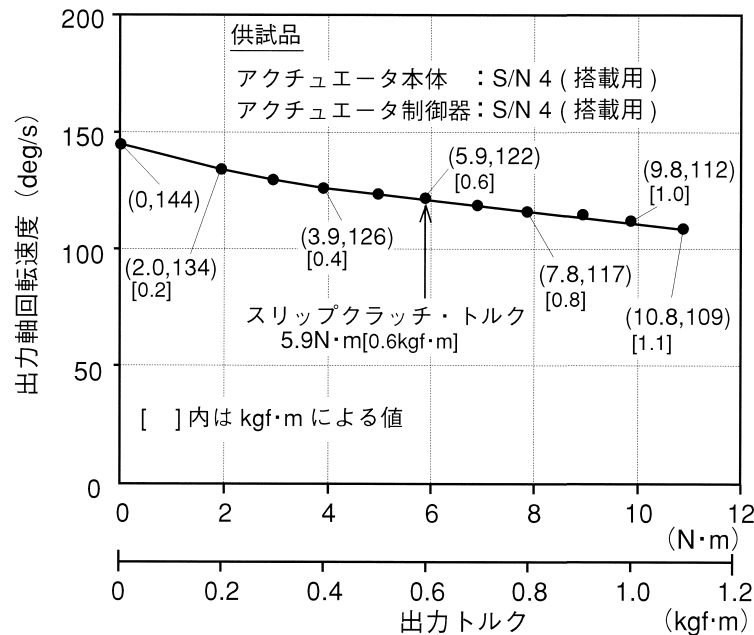


図5-1-28 パワーレバー用アクチュエータの作動速度

タ本体の形状は、キャビン床下の取付けスペースの形状に合わせて設計した。

パワーレバー用アクチュエータの主な性能と単体機能試験結果を表5-1-16及び図5-1-28に示す。バックドライブ・フォースは小さいので、モータ駆動電流がOFFの場合には、電磁クラッチ接続状態でも安全パイロットが容易に母機のパワーレバーを操作することができる。また、小振幅（出力軸回転角±2deg）における周波数応答のバンド幅5Hz以上という要求を満足し、無負荷時には147deg/s、最大運用トルク7.8N・m（0.8kgf・m）においても113deg/sの出力軸回転速度を持つ。

パワーレバー用アクチュエータについても、母機のパワーレバー駆動機構に対する取付けアーム比によって故

障時の安全パイロットによるオーバーライド力を調整する予定で、スリップクラッチ・トルクの要求値を大きめの値に設定した。しかし、取付けスペースの都合で取付けアーム比による調整が困難となったため、安全パイロットによるオーバーライド力が過大となることが判明した。そこで、スリップクラッチ・トルクを9.8N・m（1.0kgf・m）から5.9N・m（0.6kgf・m）に引き下げることにした。

### 5.1.5 ARINC629 データバス

最近の航空機で使用されているデータバスとして、ARINC629とMIL-STD-1553Bがある<sup>12)</sup>。ARINC629は、多くの航空機用搭載機器で使用実績があるARINC



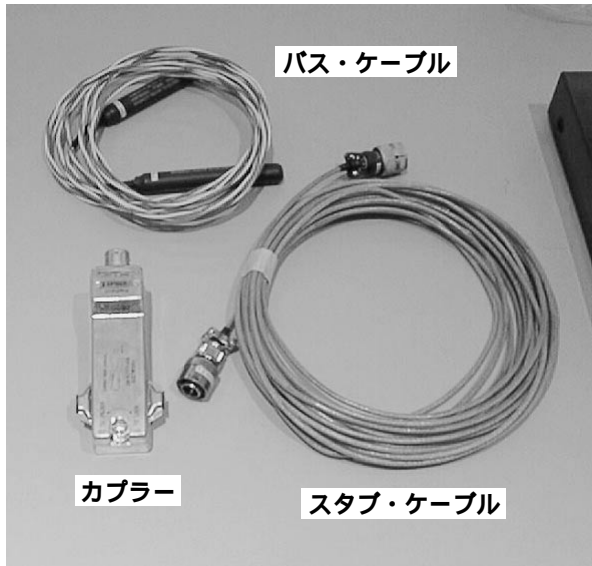


写真5-1-2 ARINC629 データバス

429を発展させたデータバス形式で、量産機としては Boeing777 型機で初めて採用された。ARINC629では、1本のバス・ケーブル上に複数の機器を配置することができ、それぞれの機器が自律的にデータの送受信を行う。すなわち、各機器は、他の機器とデータ送信が重ならないようタイミングを取りながらデータを送信すると共に、予め受信するように設定されたデータのみを選択して受信する。周期的にデータの送受信を行うように設定することもできる。また、各機器が送信するデータ量の合計をデータバスの通信容量（2Mbit/s）以内に保つ限り、既設機器の設定を変更することなく、機器の追加または取り外しを行うことが可能である。これに対し、主に軍用機で使用されている MIL-STD-1553B データバス

（通信容量1Mbit/s）は、バス・コントローラが不可欠で、構成機器を変更するためにはデータバスを再設計しなければならない。MuPAL- のFBWシステムでは、日常的な構成機器の変更を可能とする拡張性、通信容量の大きさ、民間機での使用実績を評価し、ARINC629を採用した。

ARINC629 データバスは、1本のバス・ケーブル、各機器に接続されるスタブ・ケーブル、スタブ・ケーブルをバス・ケーブルに接続するカプラーで構成される。MuPAL- ではFBWシステムを2重系としたので、ARINC629 データバスも独立した2系統を装備する。MuPAL- に搭載される ARINC629 データバス構成機器を写真5-1-2に示す。バス・ケーブルへのカプラーの接続は、ケーブルを挟むだけであり、ケーブルを加工する必要はない。したがって、バスに対する機器の追加及び取り外しは容易である。しかしその反面、バスケーブル表面に小さな傷がつく恐れがあり、スタブ・ケーブルと比較してバス・ケーブルの電磁干渉に対する耐性が劣るという問題を生じた。そこで、Boeing777ではバス・ケーブル及びカプラーを分配箱に収納し、分配箱よりスタブ・ケーブルで各機器に接続する方式を採用した。MuPAL- でも、飛行の安全に直接係わるFBWシステム用データバスは、Boeing777と同様の搭載方法とした。このため、長いスタブ・ケーブルが必要となり、当初 ARINC629の利点と考えられたケーブル重量の軽減は達成できなかった。

5.2 DLCシステム

DLCシステムは、DLC制御スイッチ、DLC制御計算

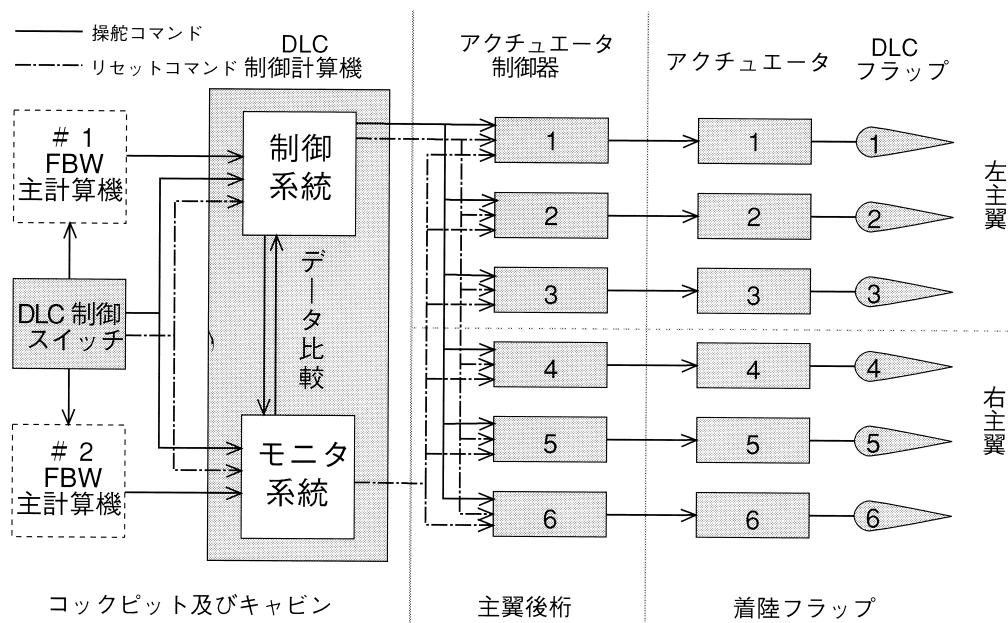


図5-2-1 DLCシステム・ブロック図

機，6台のアクチュエータ制御器とアクチュエータ，6枚のDLCフラップで構成される。DLCシステムの構成を図5-2-1に示す。DLC制御スイッチはコックピット，DLC制御計算機はキャビン内に搭載する。DLCフラップは母機の着陸フラップの後縁部分を利用するフラッ

プ・イン・フラップ方式である。図5-2-2及び図5-2-3に示すように，左右それぞれの主翼には，3組ずつのDLCフラップ，アクチュエータ及びアクチュエータ制御器を搭載する。アクチュエータは，着陸フラップ駆動用リンク機構に取り付けられ，着陸フラップの動きに影

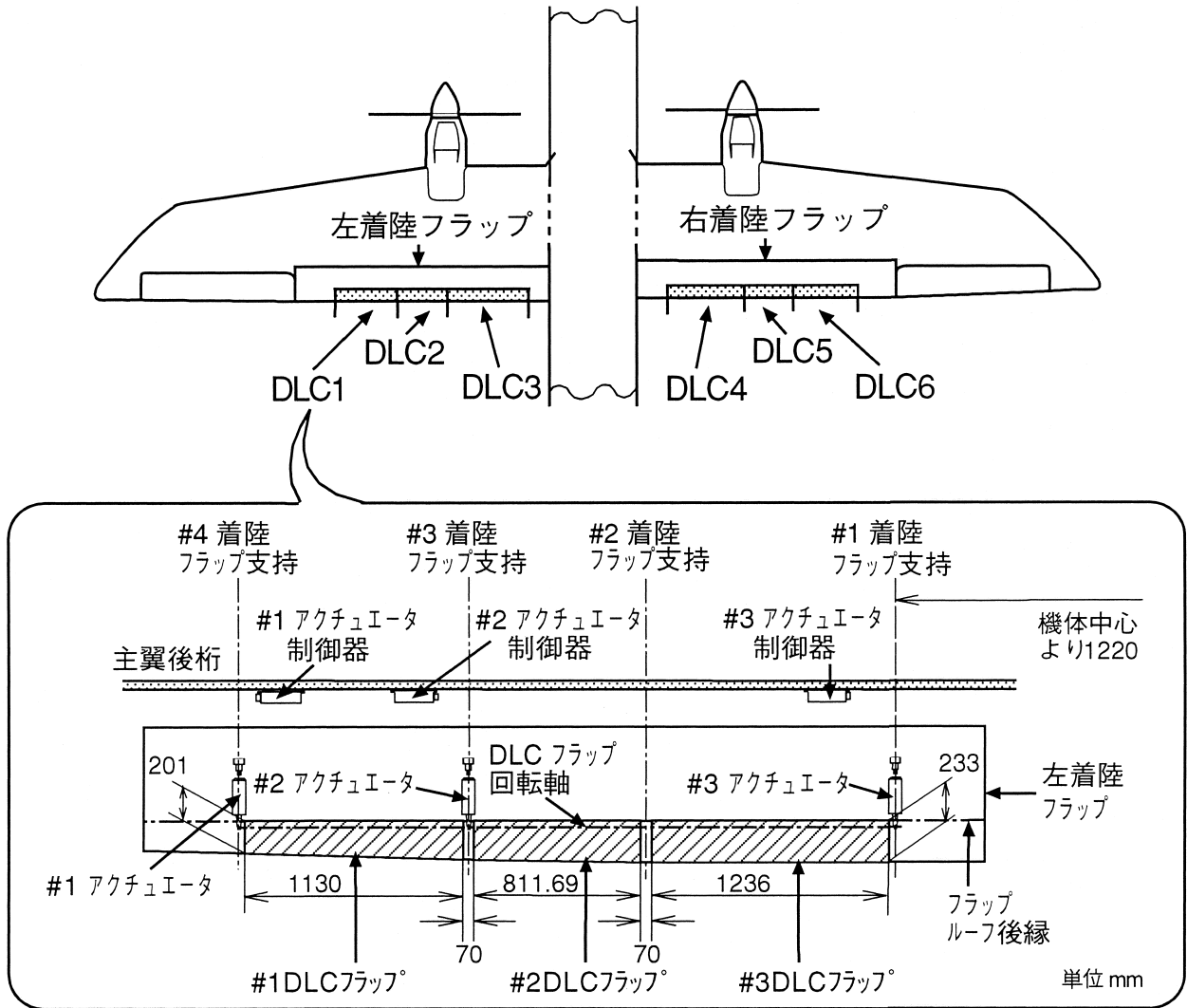


図5-2-2 DLCフラップ配置（平面図）

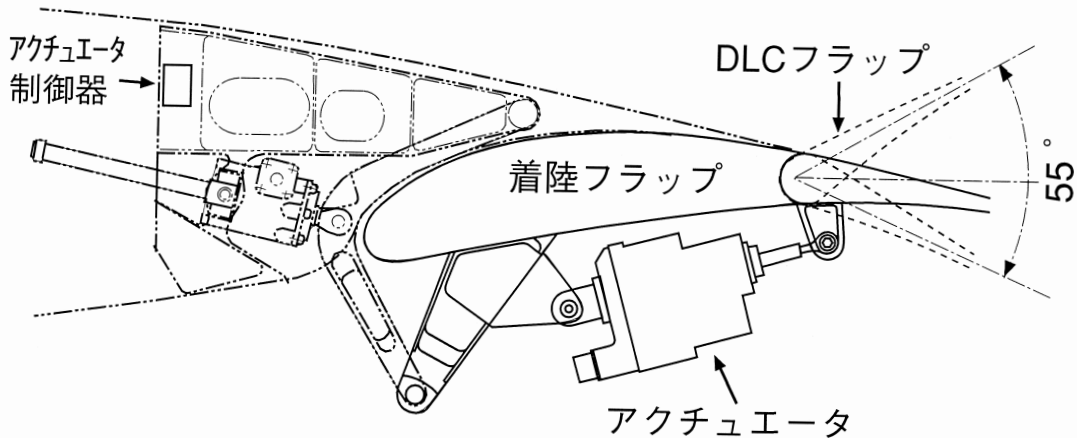


図5-2-3 DLCフラップ機構（断面図）

響を与えることはない。アクチュエータ制御器は主翼後桁に取り付ける。

2台のFBW主計算機はそれぞれ、飛行制御演算結果またはDLC制御スイッチの出力信号に基づいて、DLCフラップ舵角コマンドをDLC制御計算機に対して出力する。DLC制御計算機は、制御系統とモニタ系統の2系統で構成され、制御系統は#1FBW主計算機、モニタ系統は#2FBW主計算機に接続される。DLC制御計算機の制御系統は、FBW主計算機から受信した舵角コマンドに従って、6台のアクチュエータ制御器に対して同一の舵角コマンドをDC電圧信号として出力する。また、両系統は、DLC制御スイッチから直接受信したディスクリット信号に従って、各アクチュエータに内蔵されているDLCフラップ固定用電磁ブレーキ（以下DLCブレーキ）を解除するための電流を制御すると共に、DLCフラップをリセットする舵角コマンドを6台のアクチュエータ制御器に出力する。

各アクチュエータ制御器のサーボ回路は1重系であり、DLC制御計算機の舵角コマンドに従って、対応するアクチュエータのモータ駆動電流を制御する。また、アクチュエータに内蔵されている2個の舵角センサ（RVDT）のうち、制御系統用の出力を受信して、DLC舵角制御用フィードバック信号の一つとして用いると共に、DLC制御計算機の制御系統に出力する。モニタ系統用舵角センサの出力は、アクチュエータより直接DLC制御計算機のモニタ系統に送られる。

DLCシステムは、DLC制御スイッチを除いて、母機の製作会社であるフェアチャイルド・ドルニエ社がシステム設計と取りまとめを担当した。

#### 5.2.1 DLCフラップ

DLCフラップは、母機の着陸フラップの後縁部を動翼として利用するもので、着陸フラップ翼弦長の31～34%、翼幅の約80%、面積の約1/4を占める。DLCフラップは、着陸フラップ支持金具の位置で、左右それぞれ

3枚ずつ、合計6枚に分割されている（図5-2-2及び図5-2-3参照）。DLCフラップは、フェアチャイルド・ドルニエ社がMuPAL-1用として新しく開発した。また、DLCフラップを取り付ける母フラップは、同社がDo228-200型機の交換用部品として保管していた着陸フラップを加工して製作した。

DLCフラップは、着陸フラップがUP位置（クリーン形態）または5度下げ位置（F1形態）にある時のみ使用可能である。DLCフラップを使用しない場合には、母機の着陸フラップ翼型を保つ位置（リセット位置、図5-2-4参照）に固定する。DLCフラップの駆動範囲は、リセット位置より後縁下げ方向に25度、後縁上げ方向に30度、合計55度である。DLCフラップを使用する場合は、予めプリセット位置に設定した後、この位置を中立位置として駆動する。プリセット位置は、上下何れかの方向にもほぼ等しい揚力変化を発生できるように、後縁3.5度上げ位置に設定されているが、今後、風洞試験または飛行試験の結果に基づいて変更する可能性もある。

当所では、1/6縮尺のDLCフラップ及びパワー付き全機模型を製作し、大型低速風洞（測定部の高さ6.5m×幅5.5m）を用いて、DLCフラップの静的空力特性を調べるための風洞試験を実施した<sup>13)</sup>。風速は35m/sとし、DLCフラップ舵角（ $\delta_{DLC}$ ）、迎角（ $\alpha$ ）及び横滑り角の様々な組み合わせにおいて、模型に働く6分力を測定した。模型のプロペラのピッチ角及び回転数は、模型の迎角及び横滑り角が0度の状態において、プロペラが発生する推力とプロペラ回転時に機体が発生する抗力が等しくなるように設定した。DLCフラップ操舵によって生じる、揚力係数、抗力係数及び縦揺れモーメント係数の変化量（ $C_L$ 、 $C_D$ 及び $C_m$ ）の測定結果の例を図5-2-5に示す。DLCフラップの全操舵量（55度）に対する揚力係数の変化は、クリーン形態で0.488、F1形態で0.533となり、機体全体の揚力係数の約4割に相当する。これは、DLCフラップが、要求性能である

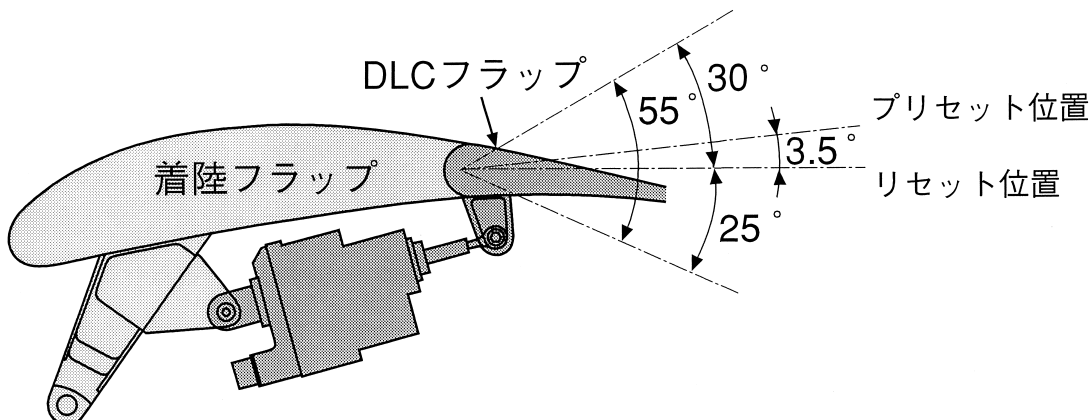
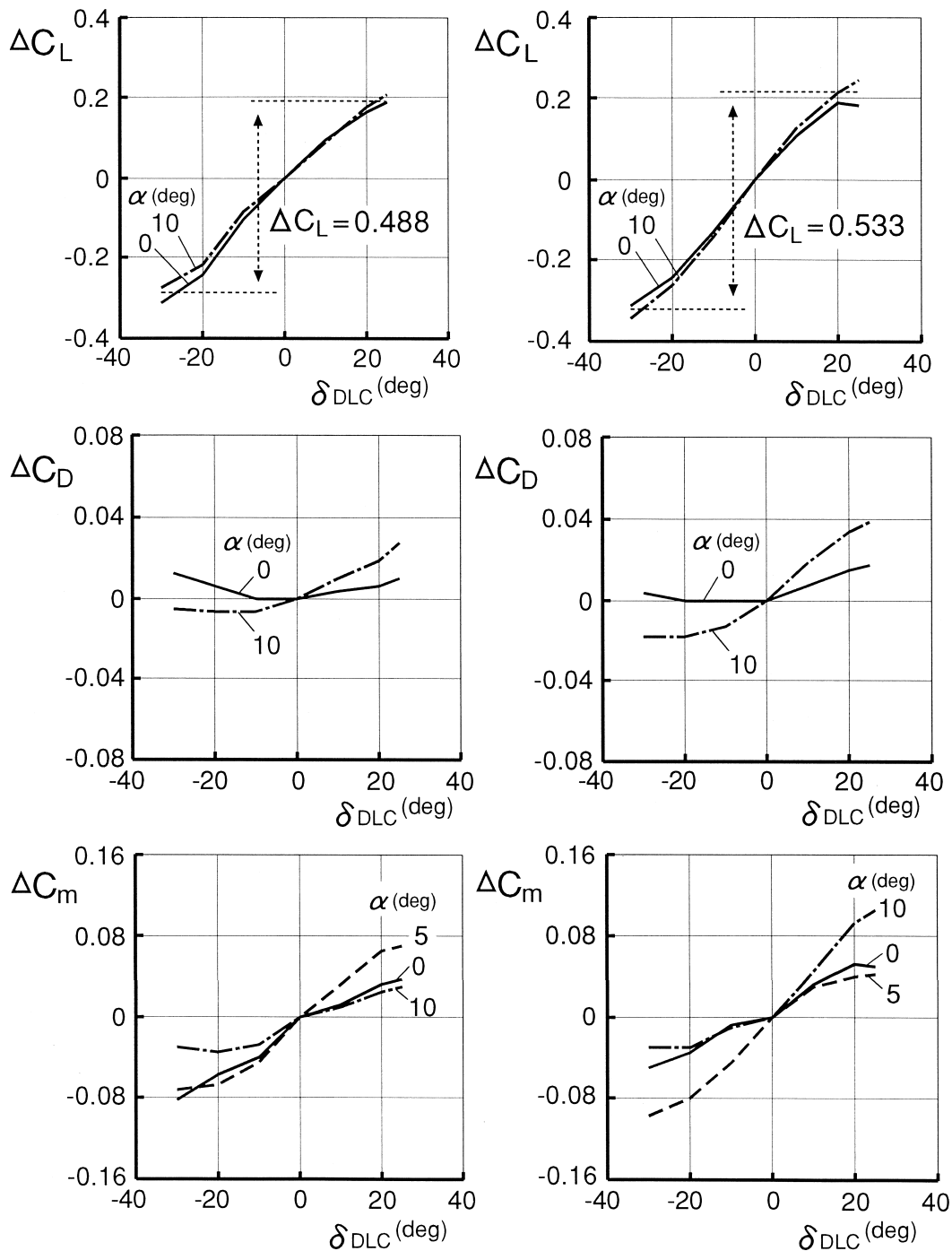


図5-2-4 DLCフラップの駆動範囲



(a) クリーン形態 (b) F1 形態 (着陸フラップ 5 度下げ)

図5-2-5 DLCフラップの空力特性 (風洞試験結果)

1.96m/s<sup>2</sup> (0.2g) の上下加速度を機体に発生させることができることを示す。

5.2.2 DLC制御スイッチ

コックピットのセンタ・ペダスタルに取り付けられる DLC 制御スイッチ (ジャムコ製) を図5-2-6 に示す。UNLOCK スイッチを押すと、同スイッチが点灯すると同時に DLC ブレーキが解除され、DLC フラップはリセ

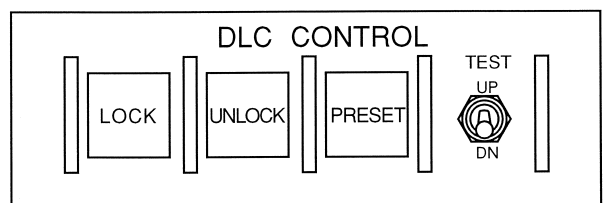


図5-2-6 DLC制御スイッチ

ット位置のままアクチュエータが発生する力によって保持される。全てのDLCブレーキが解除されるとFBWモニタパネル(5.1.1節(5)参照)のUNLOCK灯が点灯する。PRESETスイッチを押すと、DLCフラップはプリセット位置に移動し、全てのDLCフラップがプリセット位置に到達するとPRESETスイッチが点灯する。この状態になると、FBWモニタパネルのDLCステータスがREADYとなり、DLCシステムとFBWシステムの双方を使用した実験が可能となる。実験終了後、LOCKスイッチを押すと、DLCフラップはリセット位置に戻り、自動的にDLCブレーキによって固定される。LOCKスイッチは、押されると同時に点滅を始め、全

てのDLCフラップがリセット位置でブレーキによって固定された時点で連続点灯となる。また、全てのDLCフラップがリセット位置で固定されると、FBWモニタパネルのUNLOCK灯が消え、代わりにLOCK灯が点灯する。PRESETスイッチ以外は、DLC制御計算機が直接点灯制御を行う。したがって、FBWシステムが故障した場合にも、DLCフラップがリセット位置で固定されたことをパイロットが確認できる。

TESTスイッチは、実験開始前のDLCシステム単独での作動確認のために用いるスイッチで、UP方向に倒すと後縁上げ方向に、またDOWN方向に倒すと後縁下げ方向に1段階ずつ移動する。TESTスイッチ操作時に

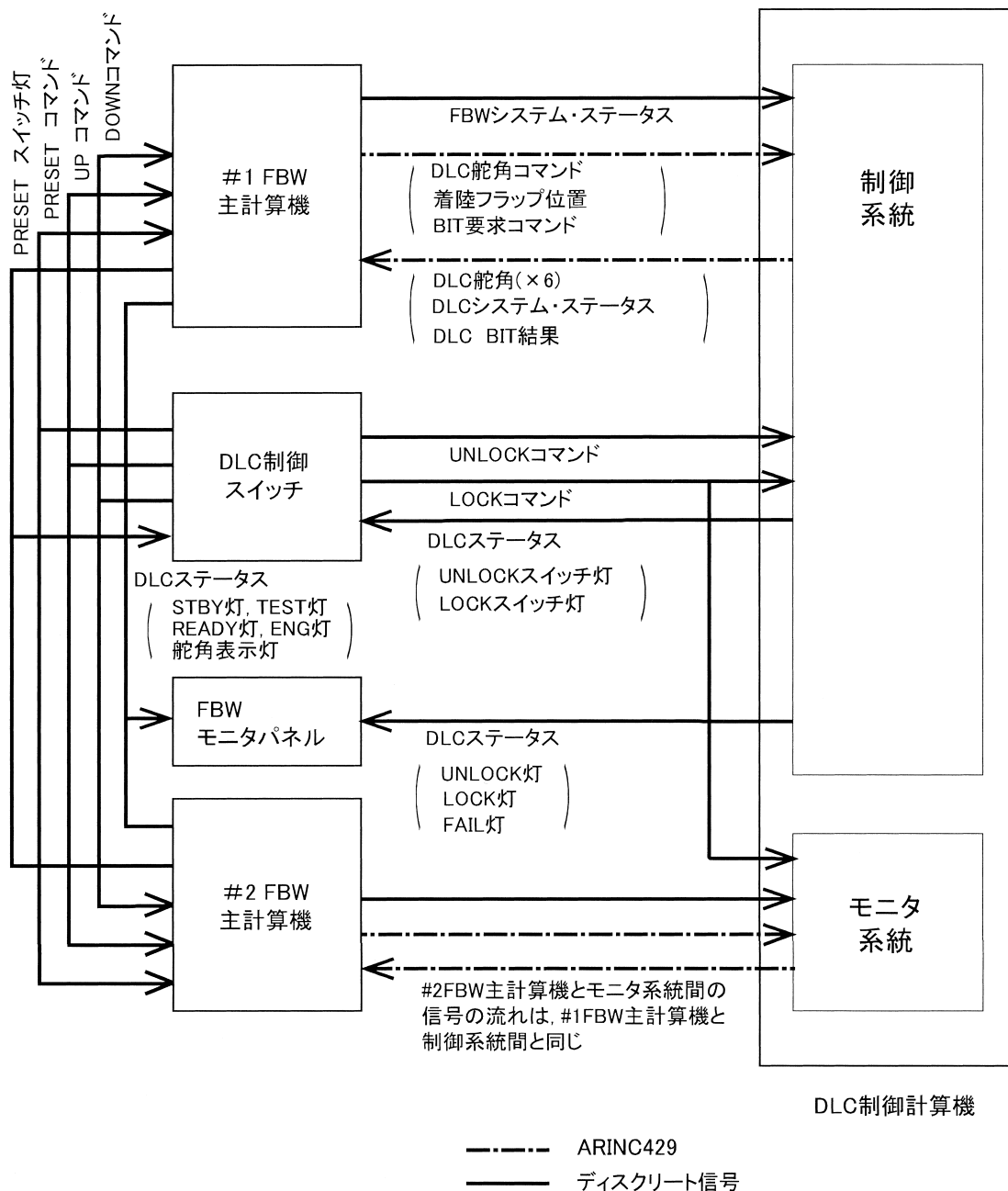


図5-2-7 FBW/DLCシステム間の信号流れ図

DLCフラップが移動する位置は、図5-1-7に示したFBWモニタパネルの右端2列に表示されている値である。

### 5.2.3 DLC制御計算機

DLC制御計算機は、ドイツのAEE (Aircraft Electronic Engineering) 社がMuPAL-用に新規開発した航空機搭載用計算機で、RTCA DO160Cに準拠した環境適合性を満足している。

DLC制御計算機は、一つの筐体の中に制御系統とモニタ系統の2系統の回路が組み込まれており、舵角コマンド及び舵角計測値の2系統間誤差、6枚のDLCフラップ相互の食い違いを監視し、しきい値を超えた場合は全てのDLCフラップをその場で停止させ、FBW主計算機に故障を通知する。FBW主計算機が故障を通知した場合もDLCフラップをその場で停止させる。LOCKコマンドによるDLCフラップのリセットは、FBWシステムとは関係なく、DLC制御計算機のいずれか一方の系統のみで実施できる。DLC制御計算機は、各アクチュエータ内蔵の舵角センサのうち、モニタ系統用舵角センサに励起電流を供給する役割も持っている。

DLC制御計算機の各系統とFBW主計算機、FBWモニタパネル及びDLC制御スイッチの間の信号について、内容と信号形式を図5-2-7に示す。DLC制御計算機の各系統は、6枚のDLCフラップそれぞれの舵角に加えて、DLCブレーキの作動状況を含めたDLCシステム・ステータス等をFBW主計算機にARINC429信号として送信すると共に、DLC舵角コマンド等を受信する。ARINC429信号の送信レートは何れも50Hzである。着陸フラップ位置は、DLCフラップの使用が禁止されているフラップ形態において、誤ってDLCブレーキが解

除されることを防止するために用いる。また、FBW主計算機よりBIT要求信号を受信するとDLC制御計算機はイニシエートBITを開始する。

DLCシステムは海外で製作され、納入後に初めてFBWシステムと接続されるため、FBWシステムとDLCシステム間の信号を全てデジタル信号 (ARINC429) とディスクリット信号とし、接続時の調整を最小限にする設計とした。

### 5.2.4 アクチュエータ

DLCフラップを駆動するアクチュエータは、米国のMPC (MPC Products) 社がMuPAL-用に新規開発した電動リニア式アクチュエータであり、本体及びアクチュエータ制御器によって構成される。いずれもRTCA DO160Cに準拠した環境適合性を満足しており、飛行中に外気にさらされる場所に搭載されるため、DLC制御計算機よりも厳しい基準を適用した。

アクチュエータ本体の形状を図5-2-8に示す。アクチュエータ本体は、駆動用電動モータの他、DLCブレーキ、2組の舵角センサを内蔵している。DLCブレーキは、DLCシステムを使用しない時にDLCフラップを固定するための電磁ブレーキであり、電源OFFの状態ではバネの力でDLCフラップを固定する。DLCブレーキは2組のコイルを内蔵し、少なくともも一方に電流が流れるとDLCブレーキは解除される。それぞれのコイルに流れる電流はDLC制御計算機の制御系統及びモニタ系統が独立して制御する。また、アクチュエータに舵角センサとして内蔵されているRVDTがアクチュエータ駆動軸のストロークを計測し、DLC制御計算機がDLCフラップの舵角に換算する。

アクチュエータ制御器の形状を図5-2-9に示す。アク

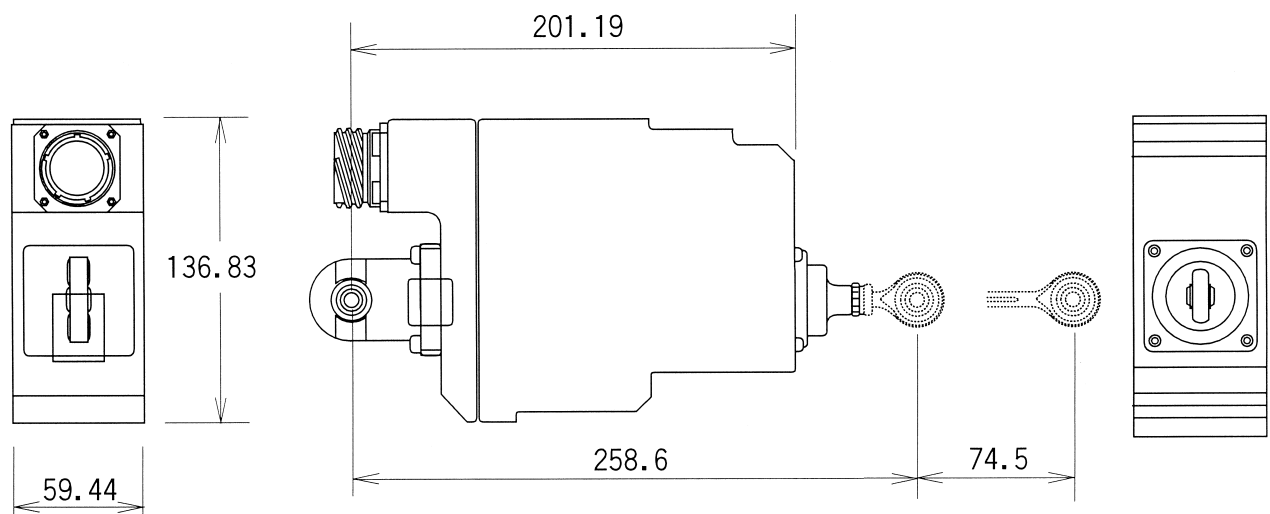


図5-2-8 DLC用アクチュエータ本体

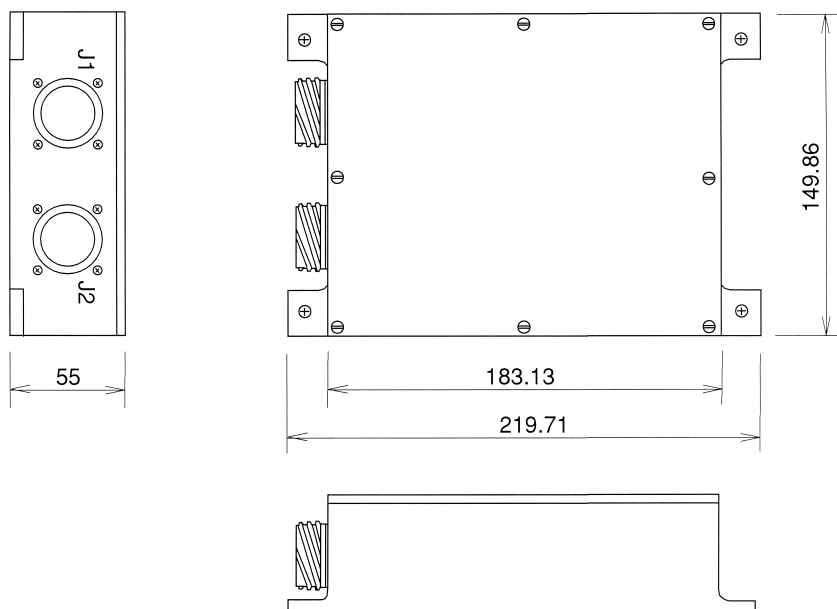


図5-2-9 DLC用アクチュエータ制御器

表5-2-1 DLC用アクチュエータの性能

最大運用荷重(静上時)	2,376N	
最大出力荷重(ストール時)	2,400~3,460N	
出力軸駆動速度	無負荷	130mm/s以上 (DLC舵面速度 102deg/s以上)
	運用点 <sup>*1</sup>	110mm/s以上 (DLC舵面速度 86deg/s以上)
出力軸駆動ストローク	70.3mm	
出力軸静止精度 <sup>*2</sup>	0.55deg	
周波数応答 <sup>*3</sup>	3.0Hz (ゲイン3dB低下)	
電源	アクチュエータ制御器 及び モータ部	28VDC
	ブレーキ	28VDC <sup>*4</sup>
	RVDT	7Vrms 3.200Hz <sup>*5</sup>
消費電力	アクチュエータ制御器 及び モータ部	最大値 672W 運用点 <sup>*1</sup> 364W
	ブレーキ	12.2W <sup>*4</sup>
	重量	アクチュエータ本体 2.95kg アクチュエータ制御器 1.47kg

- \*1 アクチュエータに対する負荷1,750N (100ktにおいて最大舵角時の空力負荷)
- \*2 舵面駆動機構の機械的誤差を含めたDLC舵面の静止精度に対する規定値
- \*3 F1形態(着陸フラップ5deg下げ), 51.4m/s (100kt)における空力負荷を模擬した単体機能試験結果。初期負荷800N, 出力軸振幅±7mm (DLC舵角5.5deg)
- \*4 DLC制御計算機より供給。
- \*5 2個のRVDTのうち, 1個はアクチュエータ制御器, 1個はDLC制御計算機より励起電流を供給される

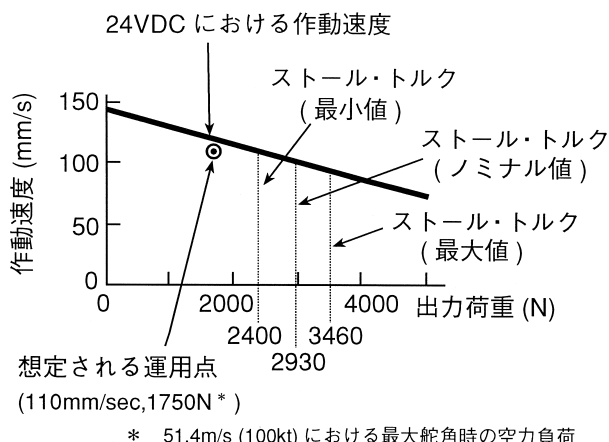


図5-2-10 DLC用アクチュエータの作動速度

チュエータ制御器は, DLC 制御計算機が出力した舵角コマンドに基づいてアクチュエータ本体にモータ駆動電流を供給する回路の他, 制御系統用舵角センサに励起電流を供給する回路, 制御系統用舵角センサの出力を舵角に比例したDC電圧値に変換してDLC制御計算機に出力する回路を内蔵している。

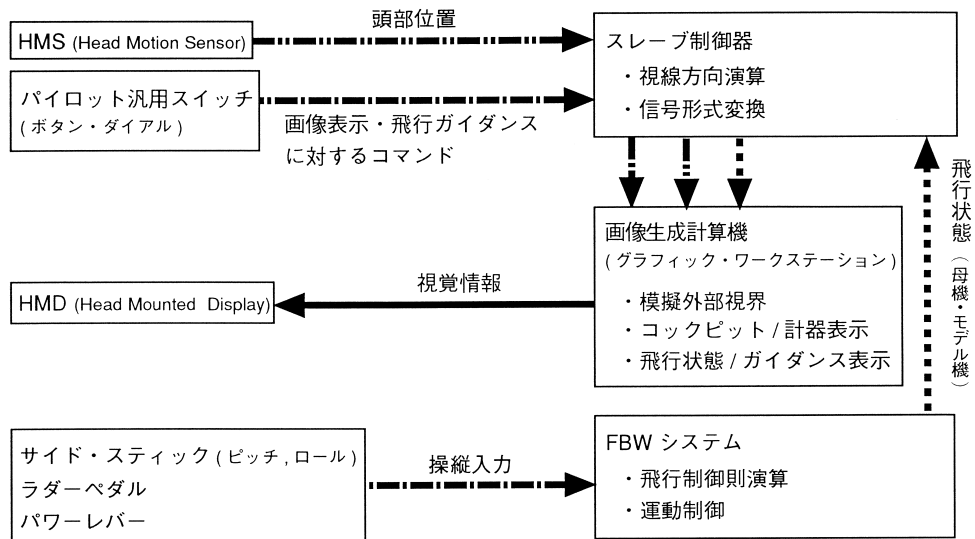
アクチュエータの主な性能を表5-2-1に, 出力荷重と作動速度の関係を図5-2-10に示す。機体運動として, 上下方向加速度の周波数応答のバンド幅を1Hz以上とすることを目指して, アクチュエータに対する周波数応答のバンド幅の目標値は2Hz以上とした。

5.3 セカンド・コックピット

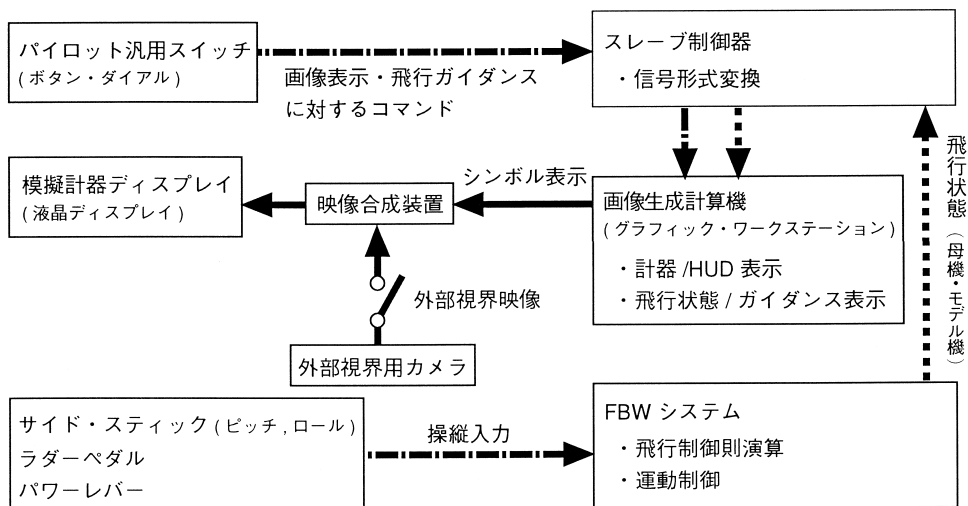
セカンド・コックピットは、サイド・スティックを含む模擬操縦装置と視覚情報表示装置によって構成され、セカンド・コックピットに座る評価パイロットに対する視覚情報の表示方法としてHMD (Head Mounted Display) または液晶ディスプレイの何れかを選択できる。HMD, 液晶ディスプレイのそれぞれを使用する場合のシステム・ブロック図を図5-3-1に、運用イメージと視覚情報の表示例を図5-3-2に示す。

HMDを使用する場合は、評価パイロットの頭部に取り付けられた複数のターゲットの位置を赤外線方式のHMS (Head Motion Sensor) が検出し、そのデータを基にしてスレーブ制御器がパイロットの頭の位置と向き

を演算することによりパイロットの視線方向を推定する。この他、スレーブ制御器は、FBWシステムが出力する母機及びモデル機の飛行状態とセカンド・コックピットに設けられるパイロット汎用スイッチの出力を受信し、パイロットの視線方向データと共にEthernet信号に変換して画像生成計算機に送信するというインターフェイス機能も有する。画像生成計算機は、模擬外部視界、計器表示を含めた模擬コックピット、飛行状態表示及び航法誘導用シンボルをCG (Computer Graphics) で生成し、パイロットの視線方向の画像としてHMDに表示する。評価パイロットは、HMDの画像を見ながら、サイド・スティック、ラダーペダル及び1本のパワーレバーで構成される模擬操縦装置を用いて操縦を行う。模擬



(a) HMD 使用時



(b) 液晶ディスプレイ使用時

図5-3-1 セカンド・コックピット・ブロック図



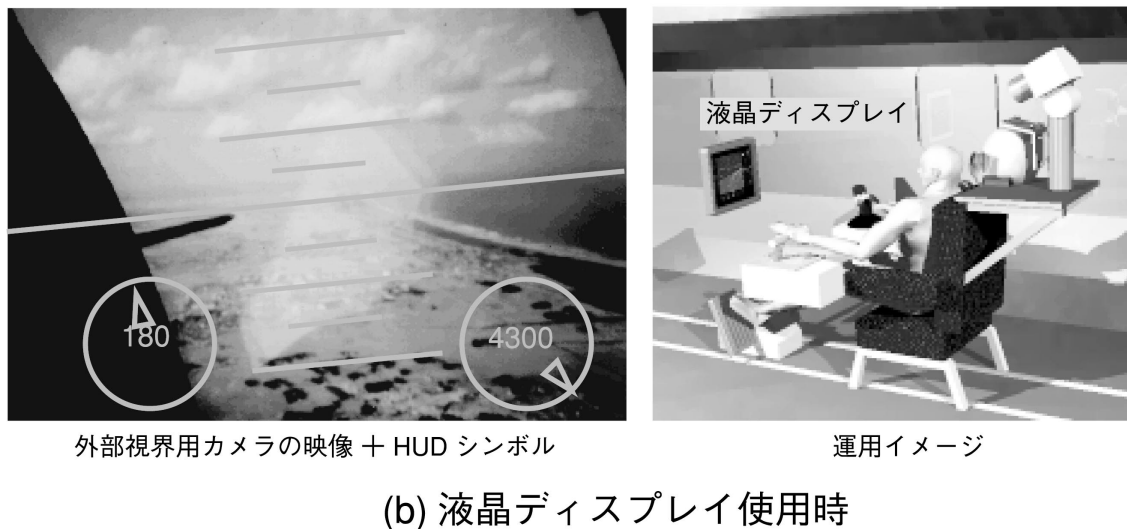
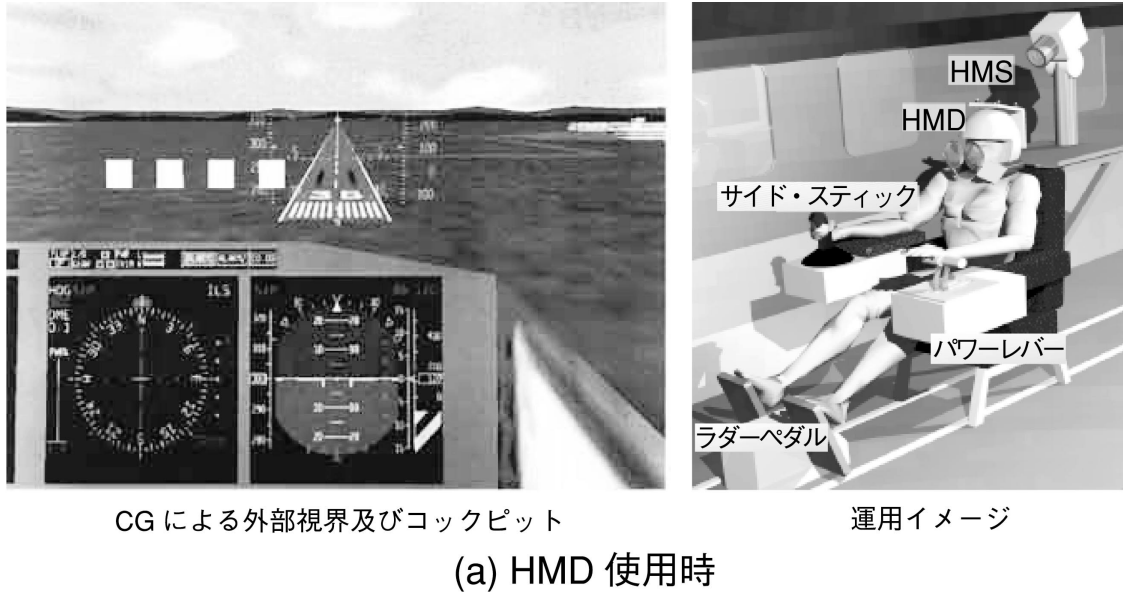


図5-3-2 セカンド・コックピット運用イメージと表示例

操縦装置の出力信号は、直接FBWシステムに送られる。

一方、液晶ディスプレイを使用する場合、スレーブ制御器は、母機及びモデル機の飛行状態とパイロット汎用スイッチの出力を画像生成計算機に送信するというインターフェイス機能のみを行う。画像生成計算機は、計器またはHUD (Head Up Display) 形式による飛行状態表示及び航法誘導用シンボルを生成し、液晶ディスプレイに表示する。また、必要に応じて、母機コックピットに取り付けられた外部視界用カメラの映像を重ね合わせることもできる。評価パイロットは、液晶ディスプレイの画像を見ながら、模擬操縦装置を用いて操縦を行う。

セカンド・コックピットの設計に際して、FBWシステムにパイロットの操縦入力を送る模擬操縦装置は、信頼性を重視して航空機搭載用機器を用い、主要部分を2重系とした。一方、視覚情報表示装置は、航空機搭載用

機器を選択せず、市販品を組み合わせる形式とした。これは、グラフィック関連機器の急速な進歩に合わせた機器の更新または追加を容易にするためである。

セカンド・コックピットは、川崎重工がシステム設計と取りまとめを担当した。視覚情報表示装置のソフトウェアの設計製作は、ソリッドレイ研究所が実施した。

### 5.3.1 模擬操縦装置

#### (1) サイド・スティック

サイド・スティックの四面図を図5-3-3に、主な性能を表5-3-1に示す。サイド・スティックは、東京航空計器がヘリコプタ用として開発したものをMuPAL-用に改修したもので、ピッチ及びロール軸に対する操縦入力としてパイロットの操作力を検出する。グリップは右手用で、アームレストの上下位置を調整することができる。

ピッチ及びロール軸に対する2組のフォース・センサ

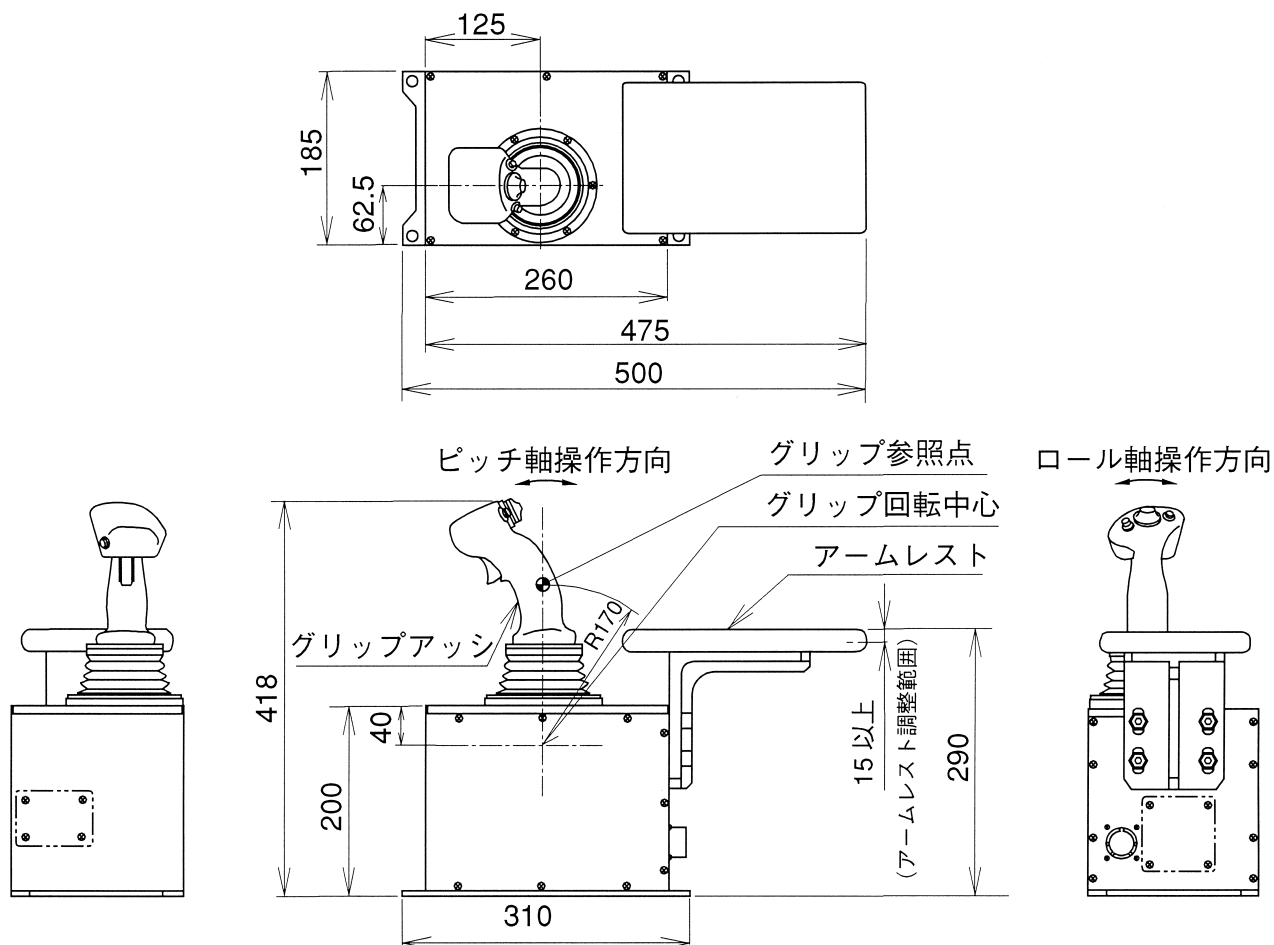


図5-3-3 サイド・スティック

表5-3-1 サイド・スティックの性能

最大変位	ピッチ軸	±10 deg以上	
	ロール軸	±10 deg以上	
ブレークアウト フォース	ピッチ軸	±2.2~4.4 N(±0.5~1.0 lbs)	
	ロール軸	±2.2~4.4 N(±0.5~1.0 lbs)	
可変フィール特性	ピッチ軸	8.9±0.9 N/deg(2.0±0.2 lbs/deg)	
		6.7±0.9 N/deg(1.5±0.2 lbs/deg)	
4.4±0.9 N/deg(1.0±0.2 lbs/deg)			
アームレスト上下方向調整範囲	ロール軸	6.7±0.9 N/deg(1.5±0.2 lbs/deg)	
		4.4±0.9 N/deg(1.0±0.2 lbs/deg)	
		2.2±0.9 N/deg(0.5±0.2 lbs/deg)	
入力	フォースセンサ用DC電源	2ch (±15VDC)	
出力	DC電圧	チャンネル数	2ch
		直線性	±1.0 %F.S.以下
		トラッキング誤差	±4.0 %F.S.以下
		クロス軸感度	±5.0 %F.S.以下
		スケールファクタ	101mV/N ±5 % (450mV/lbs ±5 %)
ディスクリート信号	4wayトリム・スイッチ	:1個 (4ch)	
	押ボタン・スイッチ	:3個 (3ch)	
ICS用信号	トリガー・スイッチ	:1個	
強度	ピッチ軸	±889 N(±200 lbs)	
	ロール軸	±445 N(±100 lbs)	
重量		12.1kg	

注: F.S.(フルスケール)は9V。

フォースセンサの消費電力はFBWアナログ信号調整器の消費電力に含まれる。

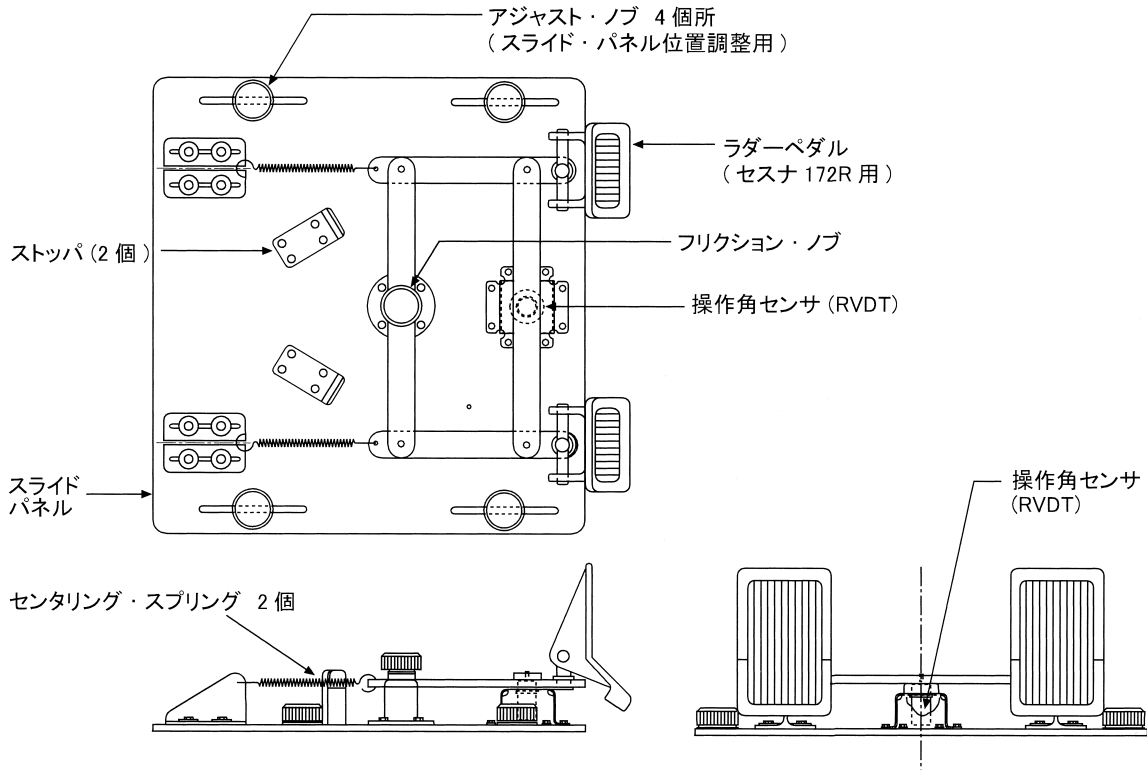


図5-3-4 セカンド・コックピット用模擬ラダーペダル

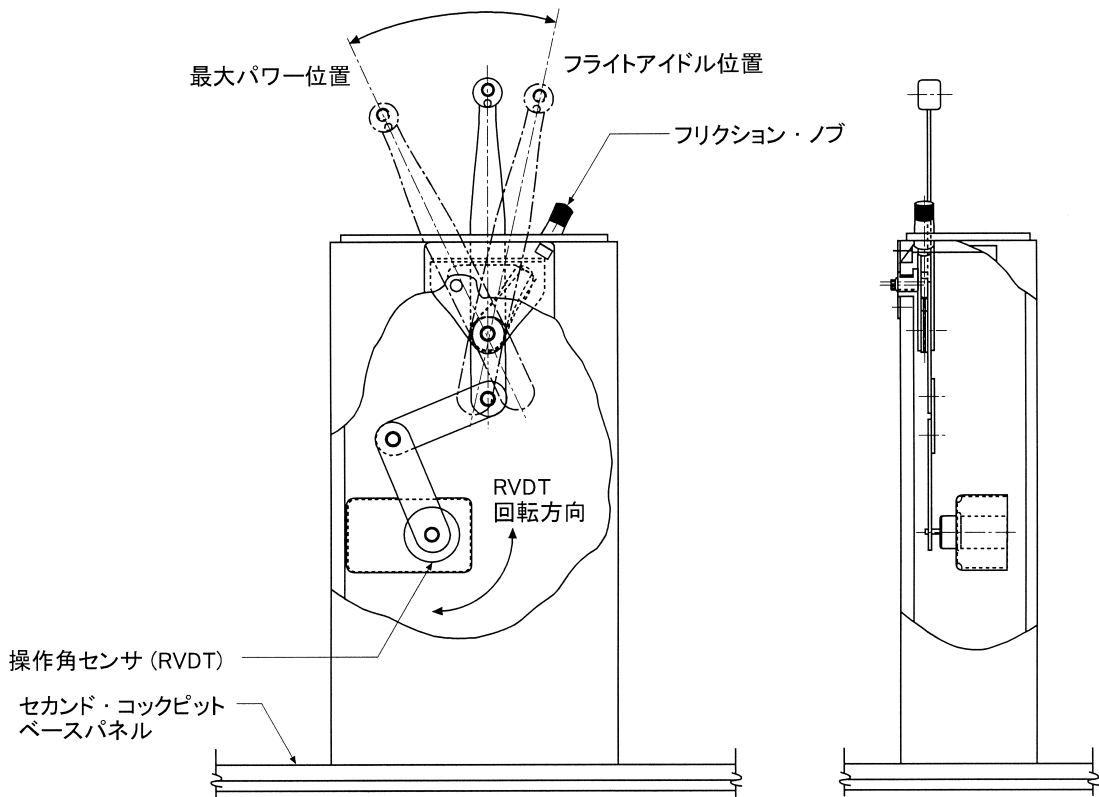


図5-3-5 セカンド・コックピット用模擬パワーレバー

はそれぞれ2重系で、出力信号を直接FBWアナログ信号調整器に送る。グリップ頭部に取り付けられた4-wayトリム・スイッチ及び3個の押ボタン・スイッチの出力信号は、ディスクリート入力として直接両FBW主計算機に送られ、必要に応じて飛行制御則及び航法誘導演算で用いられる。さらに、グリップ頭部に設けられたトリガー・スイッチをICS (Intercommunication System, 機内通話装置) 及びVHF無線の送信に用いる。

操縦フィールとして、グリップの傾斜角に対する操作力の傾きを3段階で変更することができる。操縦フィールの変更には、地上でサイド・スティックに内蔵されているパネの組み合わせを変更する必要がある。

(2) ラダーペダル及びパワーレバー

ジャムコがMuPAL- のセカンド・コックピット用に製作した模擬ラダーペダルを図5-3-4に、模擬パワーレバーを図5-3-5に示す。模擬ラダーペダルは、セスナ172R型機用のラダーペダルを利用して製作したもので、パネ式固定フィールを有し、ヨー軸に対する操縦入力として変位置(取付け軸周りの回転角)を検出する。また、サイド・スティックが右手用であるので、模擬パワーレバーは座席左側に取り付ける。模擬ラダーペダル及び模擬パワーレバーに取り付けた2重系のRVDT (5.1.2節

(4参照)はFBWアナログ信号調整器と直接結合され、励起電流の供給を受けると共に角度信号を出力する。

5.3.2 視覚情報表示装置

セカンド・コックピットの視覚情報表示装置のブロック図を図5-3-6に示す。HMS, HMD, 映像合成装置の一部(映像分配器B及びスキャン・コンバータA)は、HMDを使用する場合のみ必要となる。外部視界用カメラ及び模擬計器ディスプレイは、パイロットに対して液晶ディスプレイによる視覚情報表示を行う場合のみ使用する。また、母機コックピット右席で10インチ・ディスプレイを使用する場合にも、スレーブ制御器, 画像生成装置, 映像合成装置の一部, 画像制御ディスプレイ等を使用する。FBWシステムからのデータは、#1ARINC629データバスを介して受信する。セカンド・コックピットがARINC629データバスを介してFBWシステムにデータを送信することはない。信号入出力の詳細については、各機器の説明において述べる。

現在の設計において、母機の運動(モーション・キュー)に対する画像の遅れは、140ms以内と推測している。これは、Do228-200型機のような運動性の高い小型機を模擬する場合には十分な値とは言えない。そこで、

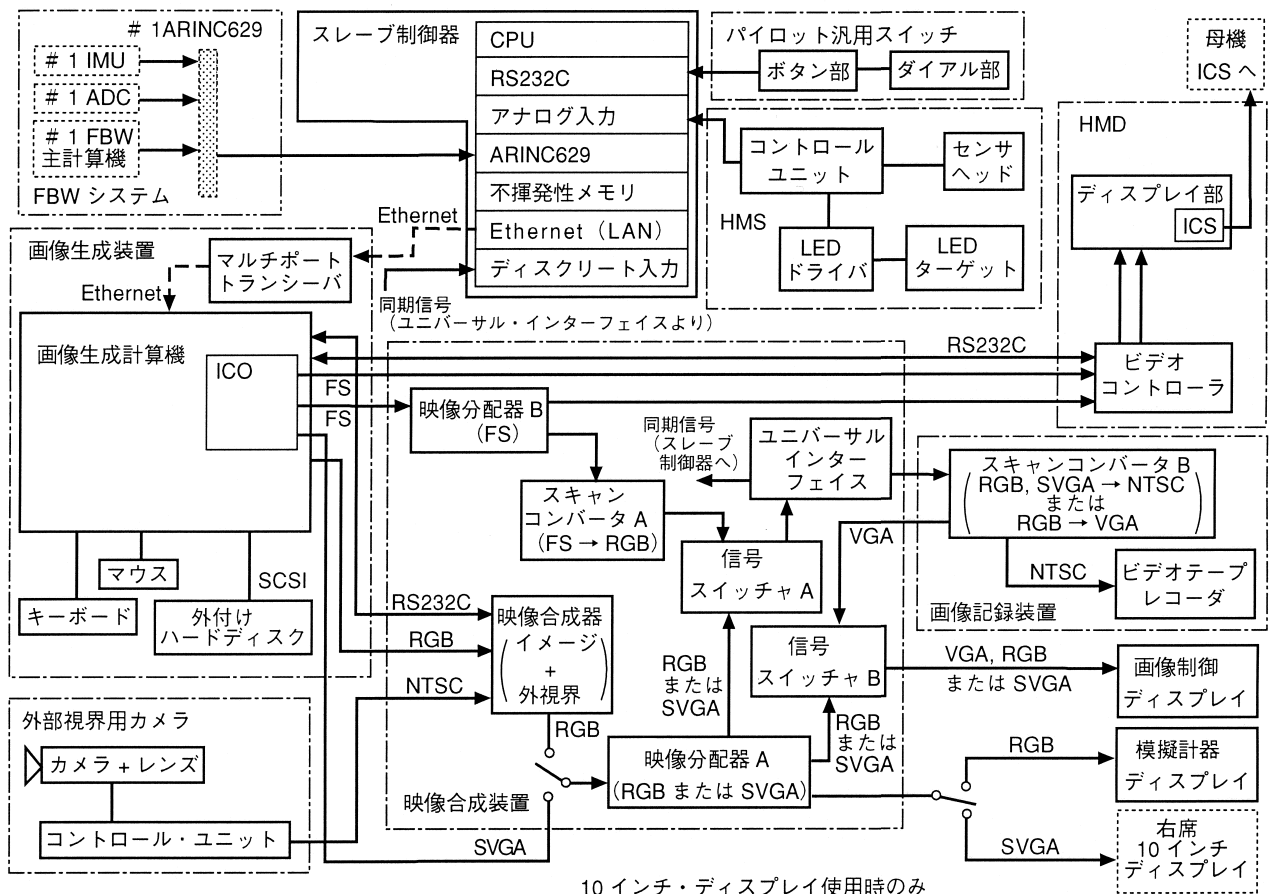


図5-3-6 セカンド・コックピット視覚情報表示装置・ブロック図

表5-3-2 HMSの性能

計測点数	8 (スレーブ制御器において、うち4点を選択使用)	
精度*	ピッチ角	1.0deg (計測範囲±30deg) 1.2deg (計測範囲±60deg)
	ロール角	0.6deg (計測範囲±30deg) 0.8deg (計測範囲±60deg)
	ヨー角	0.8deg (計測範囲±30deg) 1.2deg (計測範囲±80deg)
出力	DC電圧	16ch (±5V)
電源	100~240VAC 50/60Hz	
消費電力	46W	
寸法	コントロール・ユニット	幅: 430mm 高さ: 115mm 奥行: 485mm
	センサ・ヘッド	幅: 85mm 高さ: 65mm 奥行: 90mm
	LEDドライバ	幅: 130mm 高さ: 25mm 奥行: 130mm
	HMSプレート	幅: 140mm 高さ: 50mm 奥行: 163mm
重量	コントロール・ユニット	11kg
	センサ・ヘッド	0.6kg
	LEDドライバ	0.4kg
	HMSプレート	0.17kg

\* 実験室において、パイロットの頭の向きを計測した時の平均誤差  
MuPAL搭載時とは、センサヘッド、LEDターゲット等の配置が異なる  
ため、上表の値は参考値である

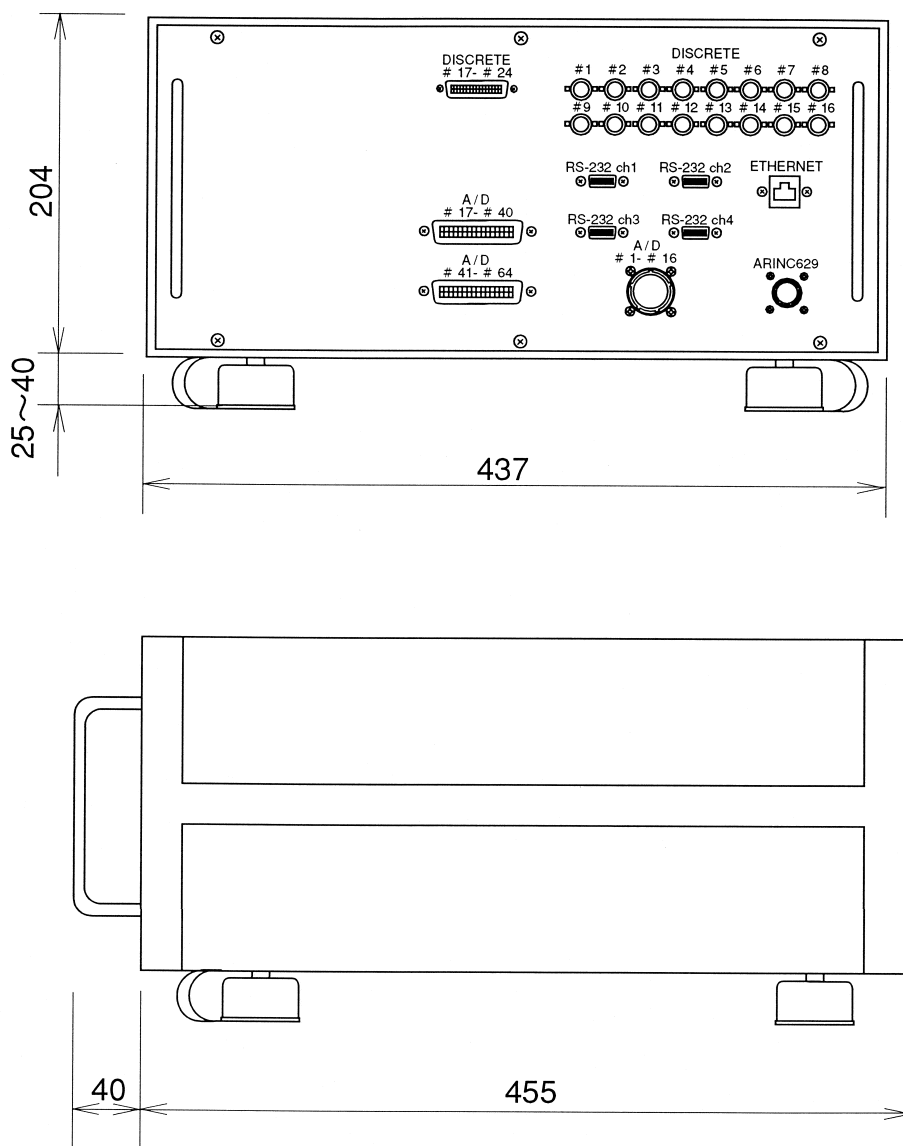


図5-3-7 スレーブ制御器

ハードウェア及びソフトウェアの改良による更なる遅れの低減、遅れを補正するための位相進みフィルターの開発等を進める予定である。

#### (1) HMS (Head Motion Sensor)

HMSとして、赤外線方式の浜松ホトニクス製C1373-16を用いる。HMSの主な性能を表5-3-2に示す。8個のLEDターゲットを配置した金属板(HMSプレート)をパイロットが装着するHMDに取り付け、座席後部上方に固定したセンサ・ヘッドによってLEDターゲットの位置を計測する。コントロール・ユニットは、各ターゲットの2次元位置を算出し、スレーブ制御器にDC電圧信号として送信する。LEDドライバは、各LEDターゲットに電源を供給する。

ヘリコプタ等で用いられることが多い磁気方式のHMSは微弱な磁場の変化を検出する必要があるため、

表5-3-3 スレーブ制御器の性能

CPU	視線方向演算用	MVME2604 (Power PC-604, 200MHz)
	入出力処理用	MVME162-523 (68040, 32MHz)
記憶装置	プログラムメモリ	512KB (不揮発性メモリ)
	ワークメモリ	8MB
入出力	DC電圧	入力: 64ch (±5V→16bit)
	LAN	Ethernet 10BaseT: 1ch
	シリアル信号	RS-232C: 4ch
	ARINC629	1ch (受信専用)
	ディスクリット信号	入力: 24ch
OS	視線方向演算用	Tornado 1.0.1 (VxWorks 5.3.1)
	入出力処理用	VxWorks 5.2
プログラム開発言語		C言語
VMEシャーシ		8スロット (内1スロットは予備)
電源		115VAC 50Hz
消費電力		190W
重量		14.5kg

予め操縦席付近の磁場を正確に測定しておかねばならず、他の搭載機器が発生する電磁ノイズにも弱い。また、搭載機器の配置を変更する場合は、磁場の測定をやり直す必要がある。したがって、電磁ノイズを発生する可能性を持つ機器が多く、実験目的に合わせて頻繁に搭載機器を変更するMuPAL- のセカンド・コックピットには、磁気方式のHMSは適さない。そこで、赤外線方式のHMSを採用した。

#### (2) スレーブ制御器

スレーブ制御器は、VMEバスを用いた航空機搭載用計算機であり、東京航空計器が、CPUボード、メモリ・ボード、各種の入出力ボード等を組み合わせてMuPAL- 用に新規開発した。スレーブ制御器の外形を図5-3-7に、主な性能を表5-3-3に示す。スレーブ制御器は、パイロットの視線方向演算用CPU (PowerPC-604, 200MHz)と入出力処理用CPU (68040, 32MHz)を有する。8個のLEDターゲットのうち4個を選択し、それらの2次元位置データ (DC電圧信号)に基づいてパイロットの視線方向 (3次元)を推定するプログラムは当所が開発した<sup>14)</sup>。視線方向演算及び入出力処理は、機体運動やパイロットの頭の動きに対する画像表示の遅れを最小にするため、画像生成計算機による描画タイミング (60Hz)にに合わせて実行される。このための同期信号として、ユニバーサル・インターフェイスが画像生成計算機の出力画像より取り出した垂直同期信号を利用する。

スレーブ制御器は、FBWシステムより#1ARINC629データバスを介して母機及びモデル機の飛行状態を受信する。画像表示の遅れを最小にするため、母機の慣性データ及び対気データは、それぞれIMU及びADCが出力するARINC629データを直接受信する。他のデータは、FBW主計算機の出力データを受信する。さらに、パイロット汎用スイッチが出力するRS232C信号も受信する。これらの信号は、パイロットの視線方向の推定結果と共に、Ethernetを介して画像生成計算機に送られる。画像生成計算機への出力を、通常のワークステーションに標準的に組み込まれているEthernetに一本化したのは、画像生成計算機を将来より高性能のものと交換することを容易にするためである。

#### (3) 画像生成計算機

画像生成計算機として、Silicon Graphics社製グラフィック・ワークステーションIndigo2 Maximum IMPACT (CPU: R10000, 195MHz)を使用する。画像生成計算機の外形を写真5-3-1に、主な性能を表5-3-4に示す。画像生成計算機は、スレーブ制御器よりEthernetを介して受け取ったデータに基づいて、模擬視界、模擬計器、航法誘導用シンボル等を生成するが、HMD



写真5-3-1 画像生成計算機及び画像制御ディスプレイ

表5-3-4 画像生成計算機の性能

CPU		R10000, 195MHz
グラフィックス・ボード		Maximum IMPACT (Zバッファ, テキスチャ使用可能)
記憶装置	メモリ	64MB
	テキスチャ・メモリ	4MB
	キャッシュ・メモリ	1次: 32KB 2次: 1MB
	DAT	1台
	CD-ROM	1台
	外付けハードディスク	2GB (ヒューリンクス社製 IncreMeg)
入出力	ビデオ信号(グラフィックス)	FS RGB出力: 2ch (1025×946, ICO使用) フルカラーRGB出力: 1ch (1280×1024)
	LAN	Ethernet 10BaseT: 1ch
	シリアル信号	RS-232C: 2ch
	SCSI	1ch (ハードディスク接続用)
OS		IRIX 6.2
プログラム開発言語		C言語, Open GL, FORTRAN, Performer
電源	本体, 外付けハードディスク	100~240VAC 50/60Hz
	マルチポート・トランシーバ	115VAC 50Hz
消費電力	本体	290W
	外付けハードディスク	11.9W
	マルチポート・トランシーバ	34W
寸法	本体	幅: 470mm 高さ: 123mm 奥行: 470mm
	外付けハードディスク	幅: 254mm 高さ: 77mm 奥行: 278mm
	マルチポート・トランシーバ	幅: 232mm 高さ: 30mm 奥行: 139mm
重量	本体	23.3kg*
	外付けハードディスク	4.6kg (ケーブルを含む)
	マルチポート・トランシーバ	0.63kg

\* 接続ケーブル, キーボード及びマウスの重量を含む

を使用する場合と液晶ディスプレイを使用する場合とは、生成する画像の内容及び出力信号形式が異なる。

HMDを使用する場合は、模擬外部視界、計器表示を含めた模擬コックピット内部の風景、飛行状態表示及び航法誘導用シンボルを生成し、パイロットの視線方向の画像に合成してHMDに出力する。この場合、画像生成計算機に内蔵されたICO (Impact Channel Option) の機能により、左眼用及び右眼用の2種類の画像を生成し、それぞれFS (Field Sequential) RGB信号として出力する。また同時に、出力画像制御用のシリアル信号 (RS232C信号) をHMDのビデオ・コントローラに送る。なお、現時点では立体視を用いた表示による飛行実験を行う計画はないが、将来必要性が生じた場合には立体視を用いた表示を行うことも可能である。

一方、液晶ディスプレイを使用する場合は、計器またはHUD形式による飛行状態表示及び航法誘導用シンボルを生成し、1つの画像として出力する。セカンド・コックピットの模擬計器ディスプレイに表示する場合には、RGB信号による画像の他に、外部視界用カメラの映像に対する合成位置を制御するためのコマンド (RS232C信号) を出力する。母機コックピット右席の10インチ・ディスプレイに表示する場合には、SVGA信号による画像を出力する。

ソフトウェアとして、各種シンボルの生成及び表示を行うための基本ソフトウェア、地形データベース等が組み込まれている。パイロットに表示する画像を生成する

表5-3-5 画像制御ディスプレイの性能

ディスプレイ形式	TFTアクティブマトリックス型液晶	
画像サイズ	13インチ	
解像度	1280×1024	
入力	ビデオ信号	
	RGB	: 1ch (1280×1024)
	SVGA	: 1ch (800×600)
	VGA	: 1ch (640×480)
電源	100~120VAC 50/60Hz	
消費電力	22.2W	
寸法	幅: 344mm 高さ: 340mm 奥行: 170mm	
重量	4.2kg (ケーブルを含む)	

アプリケーション・プログラムは、研究者が自由に設計することができる。他の航空機の運動模擬を行う場合には、FBW主計算機が演算したモデル機の飛行状態に基づいた表示を行う。

#### (4) 画像制御ディスプレイ

画像制御ディスプレイは、セカンド・コックピット操作員が、画像生成計算機の起動停止、表示パラメータの設定等の対話操作、パイロットへの表示画像のモニタ等を行うための装置である。画像制御ディスプレイとして、NEC社製13インチ液晶ディスプレイLA1332JSWを使用する。画像制御ディスプレイの外形を写真5-3-1に、主な性能を表5-3-5に示す。

#### (5) HMD (Head Mounted Display)

HMDとして、最大120度の水平視野角を持つ米国n-Vision社製のData Visor 80を使用する。HMDは、パイロットが頭部に装着するディスプレイ部とビデオ・コントローラで構成される。ディスプレイ部は、機内通話装置 (ICS) のマイク及びスピーカを内蔵している。

表5-3-6 HMDの性能

形式	閉鎖型ラチェットタイプ	
単眼視野角	円形80deg	
総視野角	水平120deg, 垂直60deg	
オーバーラップ	50%	
分解能	3.75 arcmin	
射出瞳	15mm以上	
表示輝度	17cd/m <sup>2</sup> (5ftL) 以上	
入力	ビデオ信号	FS RGB : 2ch
	シリアル信号	RS232C : 1ch
電源	115VAC 50Hz	
消費電力	64.7W	
寸法	ディスプレイ部	幅 : 279mm 高さ : 264mm 奥行 : 460mm
	ビデオ・コントローラ	幅 : 480mm 高さ : 132mm 奥行 : 325mm
	ケーブル	長さ : 3,048mm (ディスプレイ部とビデオ・コントローラ間)
重量	ディスプレイ部	3.45kg*
	ビデオ・コントローラ	5.7kg

\* ディスプレイ部とビデオ・コントローラ間のケーブル重量を含む  
カウンタウエイトは除く

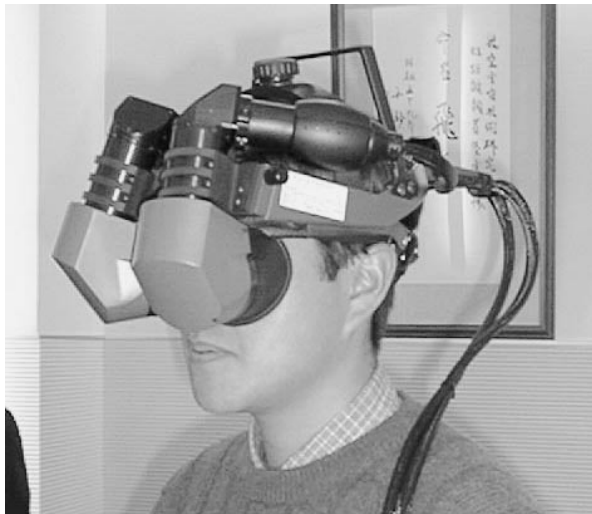


写真5-3-2 HMD (Head Mounted Display)

HMD ディスプレイ部の外形を写真5-3-2に、主な性能を表5-3-6に示す。Kaiser Electro-optics社のSYM EYE60と比べて水平視野角が広く、消費電力が少ないことを評価して、Data Visor 80を選定した。しかし、頭上にCRTを配置した形式のためディスプレイ部の重心が上方にあり、装着時のバランスが悪い。そこで、ディスプレイ部の重心をできるだけパイロット頭部の重心と一致させることができるよう、ディスプレイ部の後部に取り付けるバラストを準備した。なお、Data Visor 80は閉鎖型であるので、装着時に外部を見ることはできない。この場合、評価パイロットは、パイロット汎用スイッチの代わりに、サイド・スティック上の4-wayトリム・スイッチ及び押ボタン・スイッチを用いて、FBWシステム経由で画像生成計算機にコマンドを送ることができる。



写真5-3-3 模擬計器ディスプレイ

表5-3-7 模擬計器ディスプレイの性能

ディスプレイ形式	TFTアクティブマトリックス型液晶	
画像サイズ	20.1インチ	
解像度	1280 × 1024	
入力	ビデオ信号	RGB : 1ch (1280 × 1024)
		VGA : 1ch (640 × 480)
電源	100 ~ 120VAC 50/60Hz	
消費電力	73.5W	
寸法	幅 : 500mm 高さ : 485mm 奥行 : 220mm	
重量	10.1kg (ケーブルを含む)	

(6) 模擬計器ディスプレイ

模擬計器ディスプレイは、評価パイロットに対し、外部視界用カメラの映像、計器またはHUD形式による飛行状態表示、Tunnel-In-the-Sky方式を始めとする様々な形式の航法誘導用シンボル等を表示する装置である。HMDと併用することはできない。模擬計器ディスプレイとして、NEC社製20.1インチ液晶ディスプレイ



表5-3-8 外部視界用カメラの性能

カメラ形式	1/2インチ・カラー・CCDカメラ	
撮影画角	水平：46deg 垂直：35deg	
出力ビデオ信号	NTSC (コンポジット, S-VideoまたはセパレートRGB)	
電源	115VAC 50/60Hz	
消費電力	10.13W	
寸法	カメラ部	直径：17mm 長さ：63mm
	コントロール・ユニット	幅：170mm 高さ：44mm 奥行：226mm
	ケーブル	長さ：10m (カメラ部とコントロール・ユニット間)
重量	2.0kg*	

\* コントロール・ユニットとカメラ部間のケーブル重量, カメラ電源ケーブルの重量を含む



写真5-3-4 外部視界用カメラ

LA2031JMを使用する。模擬計器ディスプレイの外形を写真5-3-3に、主な性能を表5-3-7に示す。

#### (7) 外部視界用カメラ

外部視界用カメラとして、Panasonic社の小型CCDカメラGP-KS1000を使用する。GP-KS1000はレンズと一体化されたカメラ部とコントロール・ユニットで構成される。カメラ部は、母機コックピットの左右いずれの席での操縦に対しても支障を生じないように、右席前方窓の左下隅に固定される。外部視界用カメラの外形を写真5-3-4に、主な性能を表5-3-8に示す。レンズの撮影画角は、模擬計器ディスプレイに実角表示を行うことができるように選択した。外部視界用カメラは、撮影した映像をNTSC信号として映像合成装置に出力する。映像合成装置は、画像生成計算機が出力した飛行状態表示及び航法誘導用シンボルを重ね合わせた後、RGB信号として模擬計器ディスプレイに送る。

#### (8) パイロット汎用スイッチ

パイロット汎用スイッチは、画像生成計算機による画像生成中に、評価パイロットまたはセカンド・コックピ



写真5-3-5 パイロット汎用スイッチ

表5-3-9 パイロット汎用スイッチの性能

入力	ボタン式スイッチ	32個
	ダイヤル式スイッチ	8個
出力	シリアル信号	RS232C: 1ch
電源	115VAC 50Hz	
消費電力	4.0W	
寸法	ボタン部	幅：228mm 高さ：36mm 奥行：212mm
	ダイヤル部	幅：137mm 高さ：219mm 奥行：43mm
重量	2.6kg (付属ケーブルを含む)	

ット操作員が表示内容等を切り替えるために使用する装置である。パイロット汎用スイッチとして、32個のボタン式スイッチを持つボタン部と8個のダイヤル式スイッチを持つダイヤル部で構成されるSilicon Graphics社製のDial & Buttons Boxを使用する。パイロット汎用スイッチの外形を写真5-3-5に、主な性能を表5-3-9に示す。パイロット汎用スイッチは、出力信号(RS232C形式)をスレーブ制御器を介して画像生成計算機に送る。

パイロット汎用スイッチの各スイッチが持つ機能は、画像生成計算機のアプリケーション・プログラムによって、研究者が自由に設定することができる。パイロット汎用スイッチの出力信号はFBW主計算機を経由しないので、各スイッチの機能変更は画像生成計算機のプログラム変更のみでよい。その反面、FBW主計算機の飛行

表5-3-10 映像合成装置の構成品

映像合成器	形式	RGBスペクトラム社 RGB/View2050
	機能	画像生成計算機のRGB信号と外部視界用カメラのNTSC信号(S-Video形式)をリアルタイムで合成
	電源	110~264VAC 50/60Hz
	消費電力	51.5W
	寸法	幅:480mm 高さ:89mm 奥行:461mm
	重量	10.6kg*
映像分配器 A, B	形式	ブラックボックス社 RGBスプリッタ AC085A
	機能	1入力を4出力に分配
	電源	100~115VAC 50/60Hz
	消費電力	8.9W(1個当たり)
	寸法	幅:185mm 高さ:64mm 奥行:165mm
	重量	1.6kg(1個当たり, ケーブルを含む)
スキャン コンバータA	形式	RGBスペクトラム社 SynchroMaster100
	機能	画像生成計算機のFS RGB信号を同じ解像度のRGB信号に変換
	電源	100~115VAC 50/60Hz
	消費電力	92.8W
	寸法	幅:480mm 高さ:89mm 奥行:461mm
	重量	10.5kg*
ユニバーサル インターフェイス	形式	ALTINEX社 VA6810FC
	機能	画像生成計算機のRGB信号からスレーブ制御器への割り込み用の垂直同期信号を取り出す
	電源	100~115VAC 50/60Hz
	消費電力	2.8W
	寸法	幅:482mm 高さ:45mm 奥行:112mm
	重量	1.6kg*
信号スイッチャ A, B	形式	ブラックボックス社 SWL575A
	機能	2chの信号の一方を選択して出力
	寸法	幅:150mm 高さ:83mm 奥行:157mm
	重量	0.8kg(1個当たり)

\* 19インチ・ラック取付金具, ケーブルを含む

制御則や航法誘導演算に反映させることはできないので、その必要がある場合にはサイド・スティック上の4-wayトリム・スイッチまたは押ボタン・スイッチを用いる必要がある。

#### (9) 映像合成装置

映像合成装置(図5-3-6参照)は、画像生成計算機の画像出力及び外部視界用カメラの映像出力に対して、信号の合成及び形式変換を行い、HMDを始めとする各種ディスプレイと画像記録装置に分配する。映像合成装置の構成機器を表5-3-10に示す。

HMDを使用する場合は、画像生成計算機が出力する左眼用及び右眼用2種類の画像(FS RGB信号)の一方を映像分配器Bで分岐し、スキャンコンバータAでRGB信号に変換した後、信号スイッチャA及びユニバーサル・インターフェイスを経由して、画像記録装置へ出力する。セカンド・コックピット操作員が表示パラメータの選択等を行う場合には、画像記録装置からVGA信号として戻された画像を信号スイッチャB経由で画像制御ディスプレイに出力することができる。但し、画像制御ディスプレイに出力中は、ビデオテープ・レコーダでの画像記録はできない。

一方、模擬計器ディスプレイを使用する場合は、画像生成計算機が出力する画像(RGB信号)を映像分配器

Aで分岐して、模擬計器ディスプレイ及び画像制御ディスプレイに出力する。さらに、必要に応じて、画像生成計算機の画像に外部視界用カメラの映像(NTSC信号)を合成して、ディスプレイ等に出力することもできる。この際、外部視界用カメラ映像に対する画像生成計算機の画像の合成位置は、画像生成計算機より受信したコマンド(RS232C信号)に依る。画像記録装置へは、信号スイッチャA及びユニバーサル・インターフェイスを経由して画像を出力する。

母機コックピット右席の10インチ・ディスプレイを使用する場合には、画像生成計算機が出力する画像(SVGA信号)を映像分配器Aで分岐して、10インチ・ディスプレイ及び画像制御ディスプレイに出力する。画像記録装置へは、信号スイッチャA及びユニバーサル・インターフェイスを経由して画像を出力する。

いずれの場合においても、ユニバーサル・インターフェイスは、画像生成計算機が出力する画像信号より垂直同期信号を取り出し、入出力処理用の同期信号としてスレーブ制御器に送る。

#### (10) 画像記録装置

画像記録装置は、評価パイロットに表示した画像を記録する。画像記録装置の構成機器を表5-3-11に示す。スキャンコンバータBは、映像合成装置のユニバーサ

表5-3-11 画像記録装置の構成品

スキャン コンバータB	形式	SONY DSC-1024
	機能	映像合成装置のRGB信号をNTSC信号またはVGA信号に変換する。
	電源	100~120VAC 50/60Hz
	消費電力	24.7W
	寸法	幅: 483mm 高さ: 45mm 奥行: 354mm
ビデオテープ レコーダ	形式	SONY Handycam CCD-TRV101
	機能	画像及びICS音声を8mmビデオテープに記録すると共に、4インチ液晶モニタに表示
	電源	100~240VAC 50/60Hz
	消費電力	5.5W
	寸法	幅: 88mm 高さ: 98mm 奥行: 184mm
	重量	1.2kg (ケーブルを含む)

\* 19インチ・ラック取付金具、ケーブルを含む



写真5-3-6 画像記録用ビデオテープ・レコーダ

ル・インターフェイスより送られてくるRGBまたはSVGA信号をNTSC信号に変換してビデオテープ・レコーダに出力する。HMDの表示画像を記録しない場合はRGB信号をVGA信号に変換し、画像制御ディスプレイ用として映像合成装置に戻す。ビデオテープ・レコーダとして、小型軽量かつ振動及び衝撃に強い携帯用ビデオカメラ(写真5-3-6)を採用した。また、HMDの表示画像を記録する場合には、画像制御ディスプレイによるモニタができないので、代わりにビデオテープ・レコーダ内蔵の4インチ液晶モニタを利用する。ビデオテープ・レコーダは、パイロット・コメント等、機内通話装置の音声を記録することもできる。

#### 5.4 計測システム

計測システムの構成及び信号の流れを図5-4-1に示す。

FBWシステムは全てのデータをARINC629信号として出力する。計測データ処理計算機は、2系統のARINC629データバスのデータを同時に取り込んで記録することができる。FBW用センサのうちIMU及びADCのARINC629出力は、時間遅れを最小とするためセンサよりデータ処理計算機に直接取り込む。他の

FBW用センサ出力は、一旦FBW主計算機が取り込んだ後ARINC629信号として出力したデータを取り込む。FBW主計算機が出力するセンサデータには、各センサ出力に物理量変換のみを実施した生データと2系統間データ比較による信号選択後のデータがあり、両方を同時に取り込むことができる。後者は、実際に飛行制御則及び航法誘導演算に使用されたデータを記録する意味で重要である。この他、飛行制御則及び航法誘導演算の結果、FBWシステムのステータス・データを取り込む。

DLCフラップ舵角及びDLCシステムのステータス・データは、FBW主計算機がARINC429信号として取り込んだ後ARINC629信号として出力したデータを取り込む。

セカンド・コックピットについては、模擬操縦装置の出力(評価パイロットによる操縦入力)のみFBWシステムを介して計測システムに取り込む。しかし、視覚情報表示装置は航空機搭載用ではない市販の機器で構成されているので、FBWシステムに悪影響を与える可能性をなくすため、ARINC629データバスへのデータ出力を行わない設計とした。したがって、計測システムは、FBW主計算機が視覚情報表示装置に対して出力したデータ(ARINC629信号)のみ取り込み、視覚情報表示装置の出力は取り込まない。但し、評価パイロットに表示された画像は、セカンド・コックピット用画像記録装置のビデオテープ・レコーダに記録することができる。

パイロット及び各操作員のコメント等を含む機内通話装置の音声は、セカンド・コックピット用画像記録装置のビデオテープ・レコーダ等を利用して記録することができる。

本報告書で述べるMuPAL- 搭載システムを用いて計測できるデータは上記の通りであり、これらのうち必要なデータを選択して取り込み及び記録を行う。しかし、MuPAL- には、新しく開発された航空機搭載用機器の運用評価、社会的要請に基づく環境汚染調査及び災害状況の観測飛行等の任務もある。これらの任務を遂行するためには、上記以外のセンサ出力にも柔軟かつ迅速に対応できなければならない。そこで、様々な形式のアナログ信号に対応できる計測用アナログ信号調整器を開発し、計測データ処理計算機も、計測用アナログ信号調整器の出力及びARINC629を含めた様々なデジタル信号の取り込み及び記録が可能な設計とした。さらに、計測データを機上で実時間モニタできる計測システム・コントローラを開発し、地上モニタ用としてダウンリンク・テレメータ送信装置も装備した。

##### (1) 計測用アナログ信号調整器

東京航空計器がMuPAL- 用に開発した計測用アナログ信号調整器の三面図を図5-4-2に示す。計測用アナ

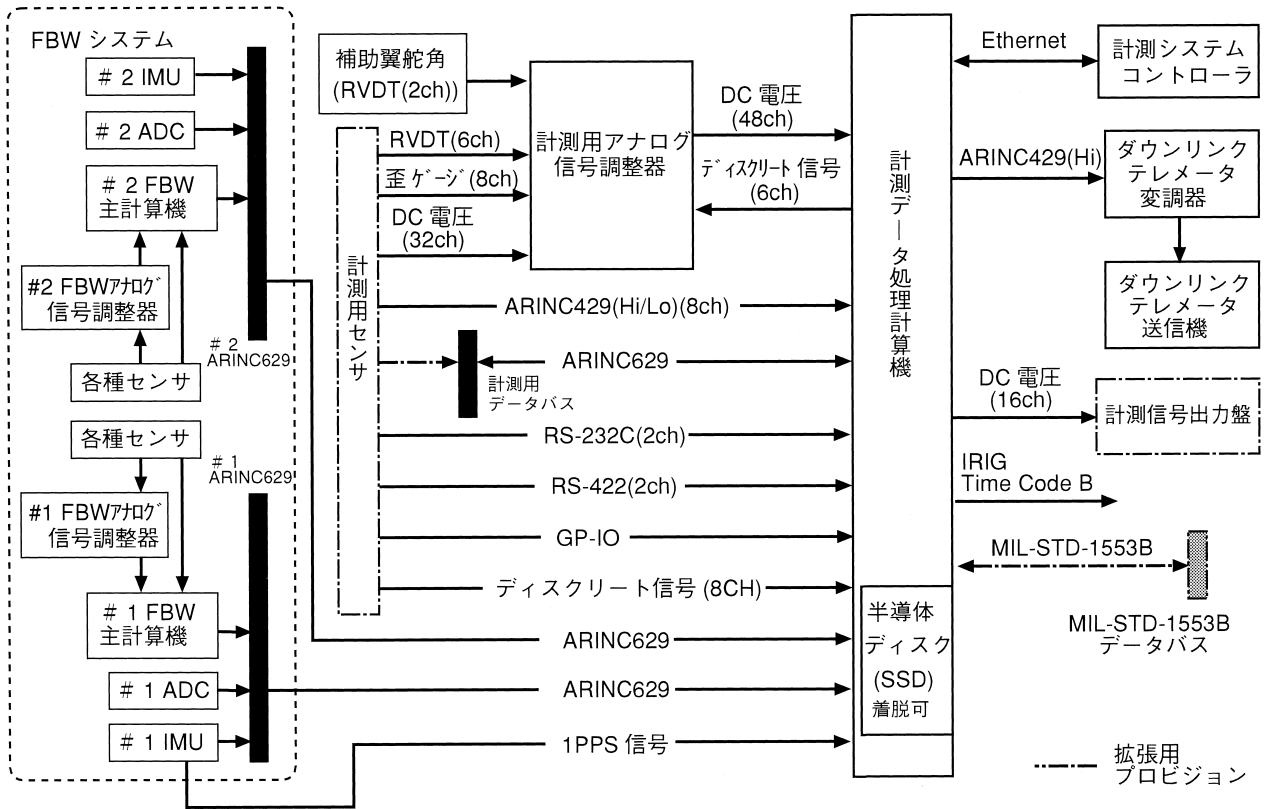


図5-4-1 計測システム・ブロック図

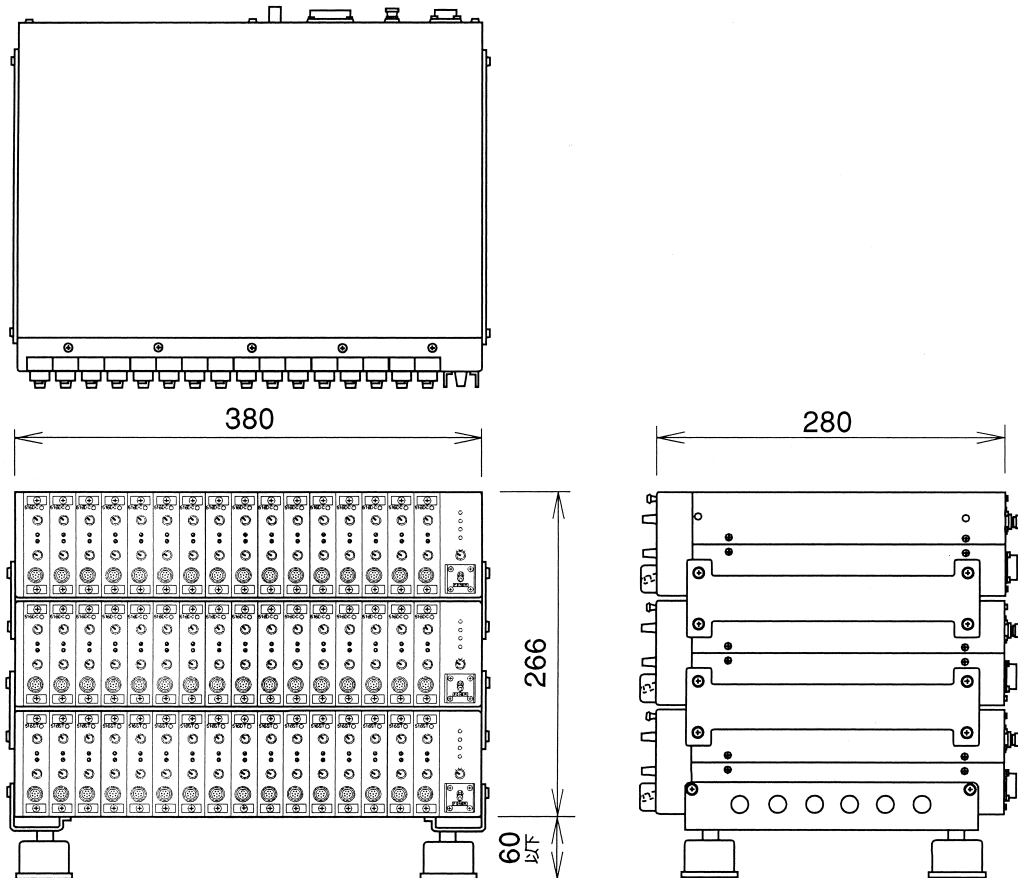


図5-4-2 計測用アナログ信号調整器

表5-4-1 計測用アナログ信号調整器の性能

電圧型	チャンネル数	32	
	入力	形式	平衡入力
		インピーダンス	1M $\Omega$ 以上
		範囲	$\pm 10\text{VDC}$
		周波数特性	0~5KHz (-3dB)
	出力	$\pm 10\text{VDC}$	
精度	$\pm 0.12\%\text{FS}$		
歪みゲージ型	チャンネル数	8	
	入力	形式	平衡入力
		インピーダンス	1M $\Omega$ 以上
		センサ印加電圧	2, 5, 10VDC
		範囲	$\pm 5000 \mu\text{st}$
		周波数特性	0~5KHz (-3dB)
		適用ゲージ	120 $\Omega$ ~ 2k $\Omega$
	出力	$\pm 10\text{VDC}$	
精度	$\pm 0.10\%\text{FS}$ (レンジ:5000 $\mu\text{st}$ , 印加電圧:10V) 圧:2V)		
RVDT型	チャンネル数	8	
	入力	センサ印加電圧	7Vrms, 3KHz $\pm 20\text{Hz}$
		周波数特性	0~50Hz (-3dB)
	出力	$\pm 10\text{VDC}$	
	精度	$\pm 0.20\%\text{FS}$ (10倍レンジの場合)	
電源	28VDC (18VDC~32VDC)		
消費電力	84.3W		
重量	16.5kg		

注:FSはフルスケール

ログ信号調整器は、電圧型32個、歪みゲージ型8個、RVDT型8個、合計48個のアンプとこれらを収納する筐体で構成される。筐体は上下3段に分割されており、各段はそれぞれ任意のアンプを16個ずつ収納できる。各アンプは筐体の任意のスロットに収納可能で、3段の筐体のうち必要な段数のみを使用することができるので、各実験に対して必要最小限の構成とすることができる。

各アンプは、入力信号に対してゲイン調整、平滑化等の処理を行い、DC電圧信号として計測データ処理計算機に出力する。歪みゲージ型アンプは歪みゲージに対する電圧印加機能、RVDT型アンプはRVDTに対する励起電流の供給機能も持つ。入力信号及び計測条件を容易に変更できるように、各アンプの前面にゲイン、センサ印加電圧、平滑化フィルタの遮断周波数等を設定するスイッチと計測信号入力用コネクタを設けた。計測用アナログ信号調整器の主な性能を表5-4-1に示す。

## (2) 計測データ処理計算機

計測データ処理計算機は、東京航空計器が、VMEバスを用いた筐体に3枚のCPUボード(いずれも68040, 32MHz)、メモリ・ボード、各種の入出力ボード、半導体ディスク等を組み込んでMuPAL-用に新規開発した。計測データ処理計算機に用いたVMEバスは、FBW主計算機に用いたVMEバスと比べて2倍の大きさのボードを使用可能で、ボードの種類も多い。しかし、その反面、航空機搭載用ではないので、MuPAL-の計測シ

ステムとして要求される環境適合性を満たすことを環境試験によって確認した。計測データ処理計算機の三面図を図5-4-3に、主な性能を表5-4-2に示す。MuPAL-に標準的に搭載される予定のARINC629データバス、計測用アナログ信号調整器及びダウンリンク・テレメータ送信装置に対する信号コネクタは、着脱頻度が少ないと考えられるので、背面に配置した。これに対して、他のデジタル信号用コネクタは前面に配置し、実験目的に合わせて容易に信号ケーブルを着脱することができるよう配慮した。

計測データ処理計算機は、計測データの記憶媒体としてTarga Electronics Systems社製半導体ディスク(Solid-State Disk, 以下SSD) THPS-886-0(容量850Mbyte)を内蔵しており、MuPAL-の標準的データを連続3時間以上記録することができる。可動部分を持たないSSDは、ハードディスクと比較して、上昇に伴う気圧の低下、旋回及び引き起こしに伴う連続加速度、機体振動に対する耐久性に優れている。また、磁気テープと比べて、実験終了後のデータ読み取り速度が格段に速く、850Mbyteのデータを約5分で読み取ることができる。実験終了後は、計測データ処理計算機の前面パネルを開いてSSDを取り外し、専用の読み取り装置を介して地上のデータ解析システムにデータを取り込む。

計測データ処理計算機は、毎秒600Kbitのデータを取り込み、データ毎に時刻データを付加してSSDに記録することができる。計測データ処理計算機の内部クロッ

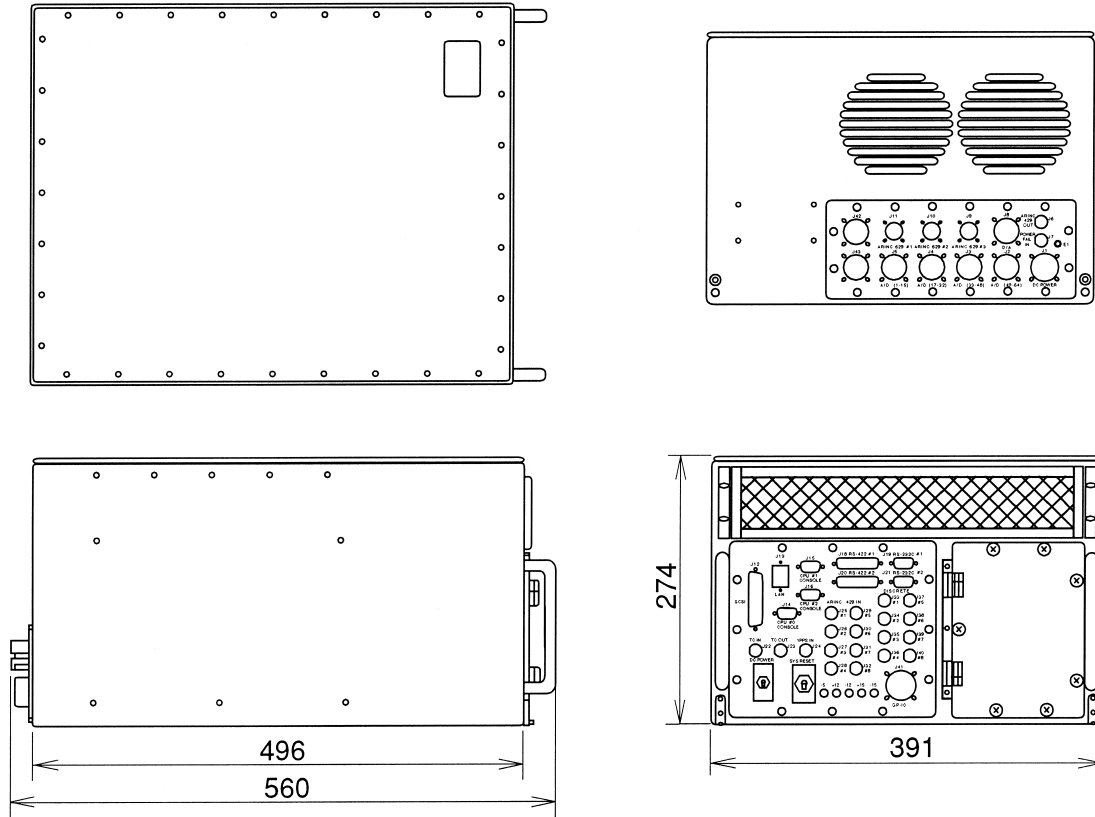


図5-4-3 計測データ処理計算機

表5-4-2 計測データ処理計算機の性能

CPU	データ通信, 記録, システム管理用	MVME162-523 (68040, 32MHz)
	DIO, A/D, ARINC429 制御用	MVME162-523 (68040, 32MHz)
	RS-232C, RS-422, ARINC629 制御用	MVME162-523 (68040, 32MHz)
記憶装置	プログラムメモリ	3MB (CPU毎に1MB)
	ワークメモリ	24MB (CPU毎に8MB)
	半導体ディスク(SSD)	850MB (計測データ用) 80MB (OS及びプログラム用)
入出力	DC電圧	入力: 48ch <sup>*1</sup> (±10V→16bit, 精度0.02%) 出力: 16ch(16bit→±10V, 精度0.02%)
	LAN	Ethernet 10BaseT : 1ch
	シリアル信号	RS-232C : 2ch RS-422 : 2ch GP-IO : 1ch
	ARINC429	受信: 8ch <sup>*2</sup> (ch毎にHi/Lo切換え可) 送信: 1ch <sup>*3</sup> (Hi)
	ARINC629	3ch (内2chは受信専用)
	ディスクリート信号	入力: 8ch 出力: 6ch <sup>*4</sup>
	1PPS信号	入力: 1ch
IRIG Time Code B	出力: 1ch	
OS	VxWorks 5.2	
プログラム開発言語	C言語	
VMEシャーシ (Double height) <sup>*5</sup>	12スロット (内1スロットは予備)	
電源	28VDC (22~29VDC)	
消費電力	226W	
重量	本体	28.8kg
	取付け架台	1.1kg

\*1 他に, 予備として16chのA/D変換能力を持つ

\*2 他に, 予備として8chのARINC429受信能力を持つ

\*3 他に, 予備として7chのARINC429送信能力を持つ

\*4 他に, 予備として10chのディスクリート信号出力能力を持つ

\*5 背面パネルに, 予備としてMIL-STD-1553B用コネクタを取り付けるスペースを有する

クは、IMU内蔵のGPSが出力する1PPS (Pulse Per Second) 信号と時刻データによって較正されており、各データが取り込まれた時点の内部クロックの値を時刻データとして付加する。計測データは、信号形式及び信号源によってグループ分けされ、それぞれに対して記録用ファイルが作成される。記録用ファイルに対応するグループ毎に、データの取り込み及び記録の可否を選択することができる。

計測データ処理計算機は、機上モニタ用として計測デ

ータの中から32項目を選択し、Ethernetで計測システム・コントローラに送信する。送信レートは50Hzで、いつでも送信項目を変更することができる。また、地上モニタ用として計測データの中から95項目を選択し、時刻データと共にARINC429信号としてダウンリンク・テレメータ送信装置に出力することができる。さらに、計測データの中から16項目を選択してDC電圧信号(±10V)として出力する機能、他のシステムと時刻同期を取るために計測データ処理計算機の内部クロック

表5-4-3 計測システムコントローラの性能

CPU	MicroSPARC II,110MHz	
記憶装置	メモリ	64MB
	ハードディスク	810MB
	フロッピーディスク	3.5インチ, 1.44MB/720KB:1台
入出力	LAN	Ethernet 10BaseT:1ch
	シリアル信号	RS232C:2ch
	SCSI	1ch(DAT接続用,DATは地上のみで使用)
ディスプレイ	形式	TFTアクティブマトリックス型液晶
	画面サイズ	12.1インチ
	画面表示	1024×768ドット, 256色
OS	日本語 Solaris2.5 フジデータシステム X-Mate	
プログラム開発言語	SunSoft WorkShop for C	
電源	115VAC 50Hz	
消費電力	38.4W	
重量	4.8kg (ACアダプタを含む)	

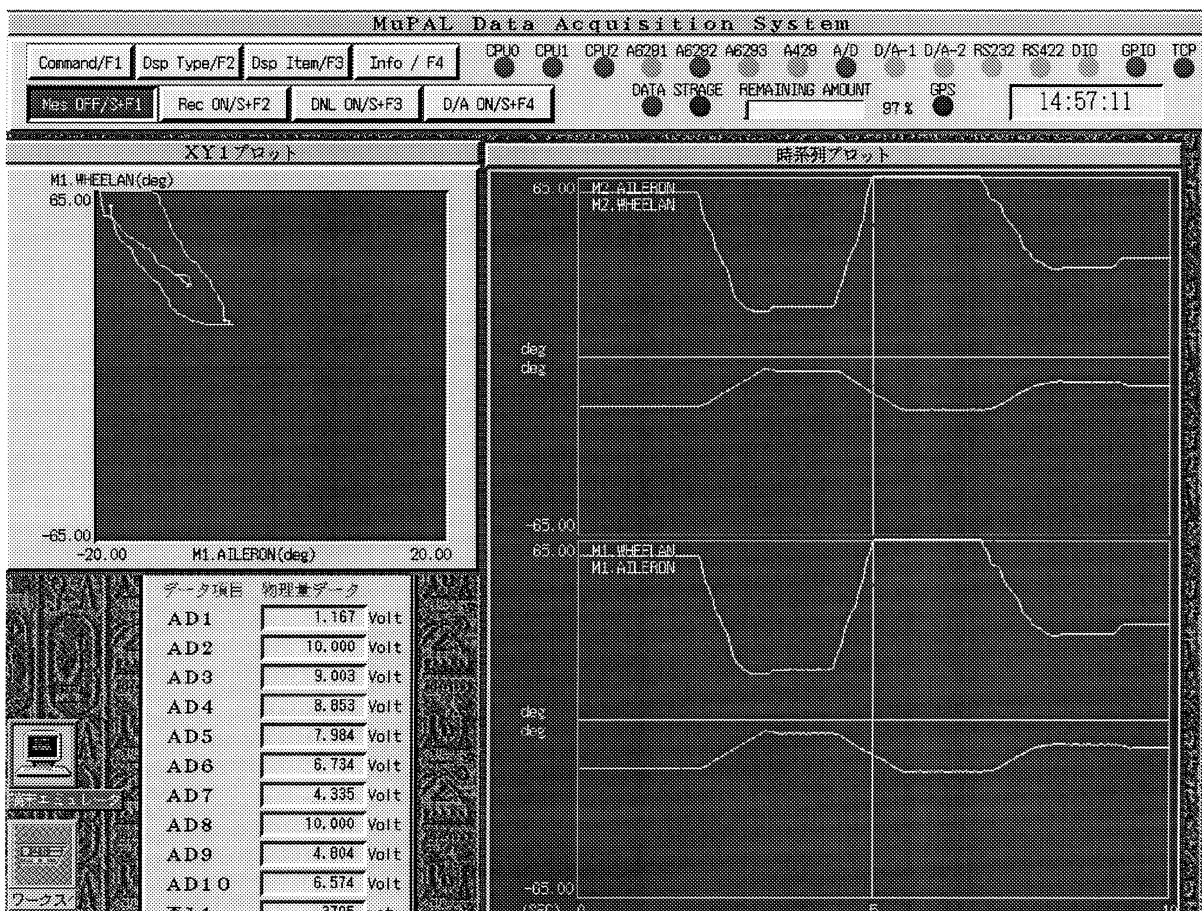


図5-4-4 計測システム・コントローラの表示例

に基づくタイムコード (IRIG Time Code B 信号) を出力する機能, 計測用アナログ信号調整器の較正用基準電圧を制御するためのディスクリット信号を出力する機能も有する。また, MIL-STD-1553B データバスとの接続に備えて, 予備スロット及びコネクタの取り付けスペースを準備した。

(3) 計測システム・コントローラ

計測システム・コントローラとして, R D I COMPUTER 社製携帯型ワークステーション PowerLite 110 (CPU : MicroSPARC , 110MHz) を使用する。主な性能を表 5-4-3 に示す。計測システム・コントローラは, 計測データ処理計算機に対して, 取り込み及び記録を行うデータの選択, 記録の開始及び停止, 計測システム・コントローラやダウンリンク・テレメータに対する送信項目の選択等のコマンドを送信し, 各データの受信状況とデータの値 (32 項目) 等を受け取る。計測データ処理計算機との通信は Ethernet を介して行われ, 通信エラーを含めた計測システム・コントローラの故障が, 計測データ処理計算機のデータ取り込みまたは記録を妨げることはない。なお, Ethernet は計測データ処理計算機との 1 対 1 の通信のみを想定したので, HUB を介さない方式とした。

計測システム・コントローラは, 半導体ディスクの残容量及び各データ受信状況の他, 受信したデータのうち任意の項目を, 時歴プロット (最大 16 項目), XY プロット (最大 2 組) 及び数値データ (最大 16 項目) として

実時間表示することができる (図 5-4-4)。画面上に表示するデータの物理量変換を計測システム・コントローラで実施することにより, 計測データ処理計算機の負担を軽減している。

計測システム・コントローラは, FBW サブ計算機と同一のハードウェアを使用しているが, OS の一部とプログラム開発用ソフトウェア (言語としては C 言語で共通) が FBW サブ計算機と異なる。このため, ソフトウェアを入れ替えることにより, 互いに補用品とすることができる。

(4) ダウンリンク・テレメータ送信装置

ダウンリンク・テレメータ送信装置は, ダウンリンク・テレメータ変調器とダウンリンク・テレメータ送信機で構成され, 従来から当所の Do228-200 型機で使用されていた装置を使用する。但し, ダウンリンク・テレメータ変調器は, MuPAL- 用に開発されたアップリンク・テレメータ復調器 (図 5-1-17) の筐体に内蔵される。ダウンリンク・テレメータ変調器と送信機の主な性能を表 5-4-4 及び表 5-4-5 に示す。変調器は, 計測データ処理計算機より ARINC429 信号として受信した時刻及び 95 項目のデータを PCM 信号に変換し, 送信機が地上に送信する。

6. 機体改修及び機器搭載

機体改修及び機器搭載工事では, 5 章で述べた MuPAL- 用機器を搭載して運用するために必要なラック, 実験用電源供給システム, 機内通話装置等の設計製作, DLC フラップを含めた各種機器の搭載, 電源及び信号ハーネスの配線等を実施し, 地上試験及び飛行試験を通して耐空性を証明することによって MuPAL- を完成させる。また, MuPAL- 用機器の搭載に伴って燃料搭載量が制限され, 現状のままでは 1 フライト当たりの実験時間または回航時の航続距離が不足することが予想されるので, 最大離陸重量を 5699kg から 6200kg に増加させるための機体改修を実施し, 十分な燃料搭載量の確保を図ることも計画している。

キャビン配置の決定に際しては, 各操作員間のコミュニケーションに配慮すると共に, 飛行中に操作を要しない IMU, 信号調整器, 計算機等をキャビン後部に集中配置することによって, 機体重心位置の偏りを防いだ。但し, ADC は, ADS との間の配管をできる限り短くすることによって圧力伝播遅れを最小とするため, 機首のウエザーレーダを取り降ろすことによって得られた空間に搭載する。MuPAL- が持つ 3 種類の運用形態 (4. 2 節参照) における標準的なキャビン配置は次の通りである。

表 5-4-4 ダウンリンク・テレメータ変調器の性能

入力	信号形式	ARINC429 (Hi)
	チャンネル数	1ch
出力	信号形式	PCM BIΦ-S
	送信速度	40kbps (25frame/s)
	フレーム構成	100word/frame
	ワード構成	16bit/word
	チャンネル数	1ch
電源*		5VDC
消費電力*		1.2W
重量*		0.26kg

\* ダウンリンク・テレメータ変調用基板のみの値  
 MuPAL 搭載時はアップリンク・テレメータ復調器の筐体に収納される

表 5-4-5 ダウンリンク・テレメータ送信機の性能

電波形式	300K G7D
周波数	295.6MHz
空中線電力	5W
信号形式	PCM BIΦ-S
送信速度	40Kbps
電源	28VDC
消費電力	56W
重量	2.3kg



## (1) FBW形態及びDLC形態のキャビン配置

FBW形態及びDLC形態のキャビン配置(図6-1)は共通で、DLC形態では、FBW用機器に加えてDLC制御計算機を後部ラックに搭載する。両形態において、セカンド・コックピットをキャビン最前方と機体重心位置の何れかに設置することができる。セカンド・コックピット操作員席は、評価パイロットの挙動及び模擬計器ディスプレイの表示もモニタすることができるよう、常にセカンド・コックピットの直後に配置する。また、FBW操作員と計測操作員の座席を前後に並べることにより、相互のコミュニケーションを容易にすると共に、それぞれのコントローラ及びFBWサブ計算機を双方から視認することができるようにした。この配置により、2名の操作員が互いの任務を補い合ったりFBW操作員が計測操作員を兼ねることも可能となる。

## (2) 母機形態のキャビン配置

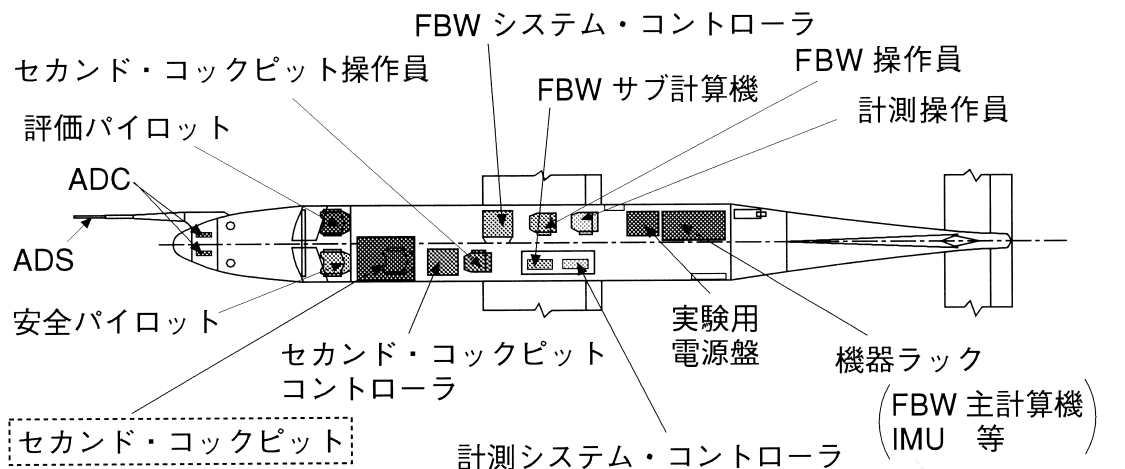
母機形態では、常時搭載される実験用電源盤を除いて、キャビン内のMuPAL-用機器は全て取り降ろされる。ADS及びADCも取り降ろされ、母機のウエザーレーダ

を搭載する。但し、必要に応じて、MuPAL-の計測システム、FBWシステムの一部、実験目的に合わせた各種センサ等を搭載して、データ計測を行うこともできる。また、図6-2に示すように、従前から実施されているDGPSを利用した航法及び着陸誘導実験システム<sup>3)</sup>を搭載することもできる。

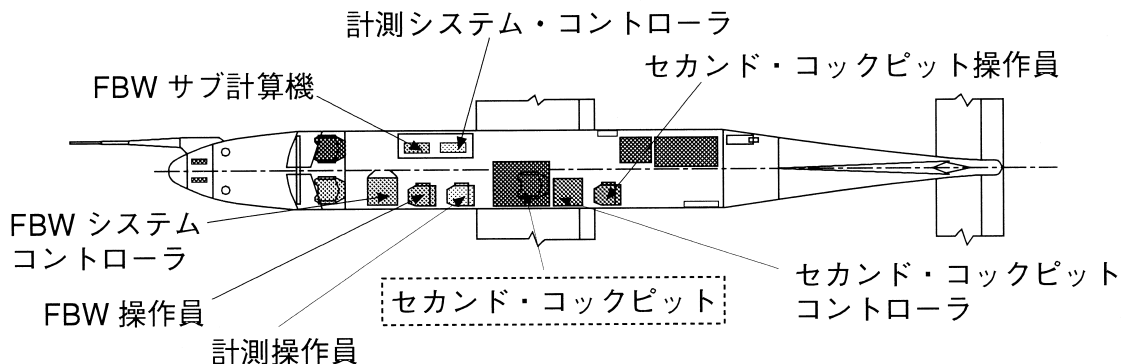
## 7. 開発スケジュール及び関連試験

MuPAL-の開発スケジュールを図7-1に示す。平成6年度に基本設計を実施し、その結果に基づいて平成7年度より詳細設計及び製作を開始した。当初、平成10年度末の完成を目指したが、開発予算の都合でDLCシステムの製作と搭載工事が1年延期されたため、平成11年度末の完成を目指すことになった。

FBW、セカンド・コックピット及び計測システムの構成機器の大部分は、単体での機能試験及び環境試験、システム接続試験が終了し、平成10年1月に納入された。但し、右席及びセカンドコックピットの模擬操縦装置(サイド・スティックは平成10年1月納入)、人工フ



(a) セカンド・コックピット最前方位置



(b) セカンド・コックピット重心位置

図6-1 キャビン配置(FBW形態/DLC形態)

ール装置 ,コックピットに搭載されるスイッチパネル ,表示灯 ,モニタパネルは ,搭載工事に於いて設計製作した。DLCシステムは ,平成10年12月までに ,アクチュエータとアクチュエータ制御器の製作及び単体試験 ,DLCフラップと母フラップの製作及び静強度試験が終了した。DLC制御計算機については機能試験及び環境試験用プロトタイプによる単体試験が平成11年4月に終了した。その後 ,搭載用DLC制御計算機の製作及び単体試験 ,DLCシステム全体の機能及び安全性確認試験を実施し ,平成11年10月に納入された。機体改修及び機器搭載については ,設計作業の後 ,平成10年12月より実際の機体改修ならびに機器搭載を開始した。平成11年4月よりFBWシステム全体の地上機能試験を機体搭載状態で開始し ,7月には母機形態の飛行試験 ,9月から10月にはFBW形態の飛行試験を実施した。DLCシステムの搭載後 ,地上機能試験及びフラッタ解析結果

の妥当性を確認するための全機振動試験を経て ,平成12年1月から2月にDLC形態の飛行試験を実施し ,平成12年3月に耐空類別X(特殊航空機)の耐空証明を取得することを目指している。

搭載システムの開発と並行して ,平成7年度から8年度に ,DLCフラップ及びパワー付き全機風洞模型を製作した。平成9年度及び10年度には ,この全機模型を用いた風洞試験を当所の大型低速風洞で実施し ,DLCフラップの空力特性を調べた<sup>13)</sup>。その他 ,ADSの精度及び強度を確認するための風洞試験 ,母機の空力特性やエンジン応答特性を調べるための飛行試験<sup>15)</sup> , MuPAL- 用IMUの機能を飛行環境で確認する飛行試験も実施した。また ,飛行シミュレーション試験によって ,FBW及びDLCシステム使用時の飛行性及び操縦性 ,これらのシステムが故障した場合の安全性 ,各種スイッチの位置及び機能 ,モニタ表示の色と配置 ,実験手順等

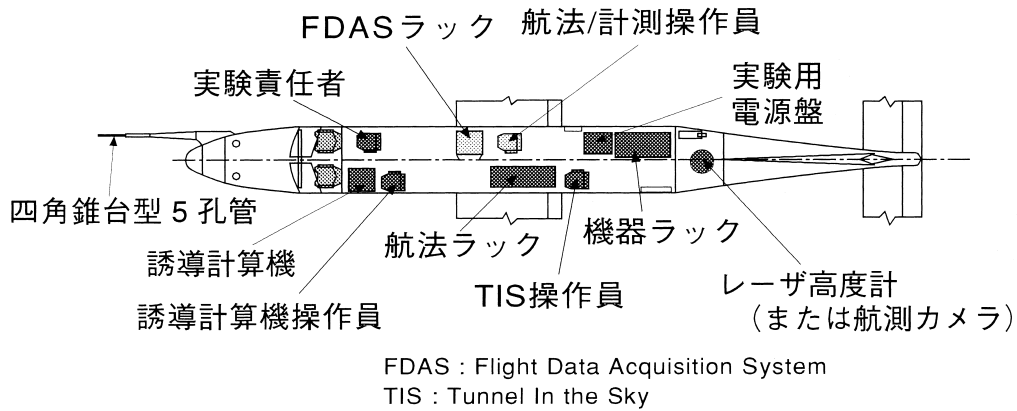


図6-2 キャビン配置(「母機+航法」形態)

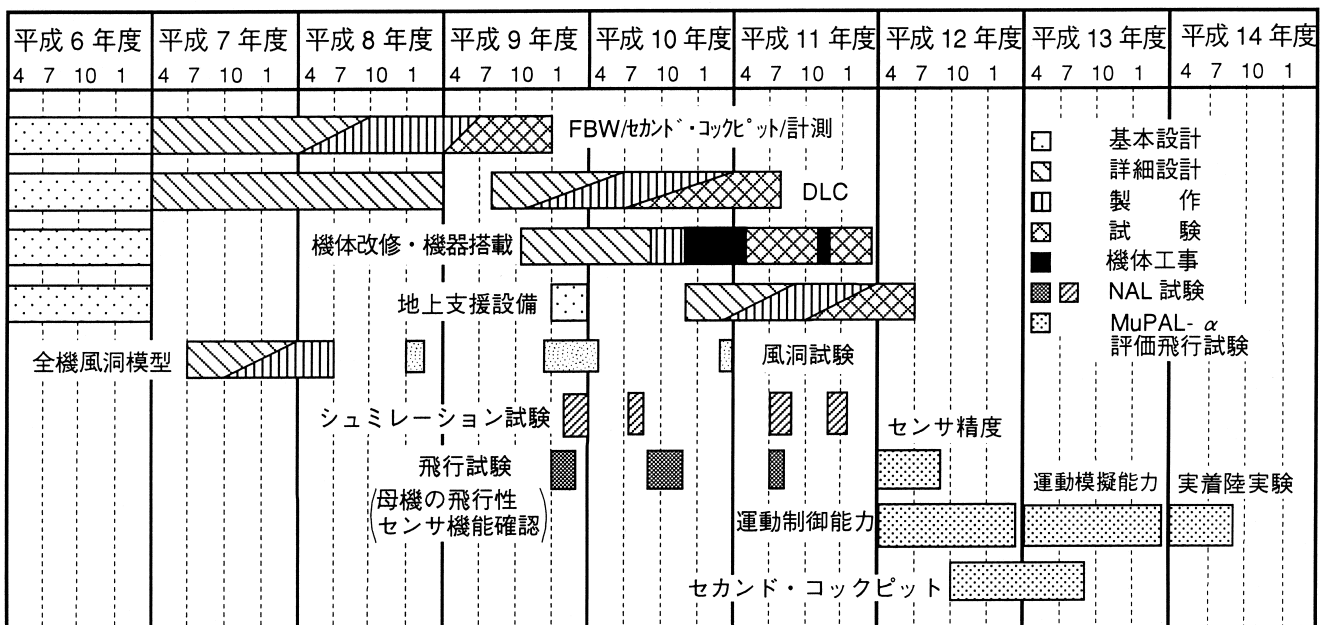


図7-1 MuPAL- 開発スケジュール

を評価した<sup>16), 17)</sup>。

この他、アクチュエータを含めた搭載システム及び飛行制御則の機能確認をパイロット・イン・ザ・ループの条件で実施することができるエミュレーション・システム、データ解析システム等、MuPAL- による飛行実験を安全かつ円滑に遂行するための地上支援設備の整備を進めている。

MuPAL- 完成後は、約2年にわたってセンサ精度、運動制御能力、セカンド・コックピットの機能等の評価を行うと共に、飛行実験データに基づく飛行制御則の改良を行い運動模擬精度の向上を図る予定である。なお、実着陸実験は、上空での運用実績に基づく安全性検討を行った後、適切な飛行場で実施したいと考えている。また、評価実験と並行して、性能確認が終了した部分より順次応用研究に供し、大学等の研究機関、メーカー、運輸会社等との共同研究または施設提供も進めて行く計画である。

## 8. あとがき

当所では、先頃、MuPAL- として三菱重工製MH-2000Aの導入が決定され、まず、新規センサの搭載を含めた計測システムの開発が開始された。今後は、固定翼機及び回転翼機それぞれの特長を生かした研究を進めていくことになる。最後に、MuPAL- の設計製作を担当し、機能試験データ等の資料を提供して頂いた川崎重工、東京航空計器、多摩川精機、三菱プレジジョン、島津製作所、ソリッドレイ研究所、フェアチャイルド・ドルニエ、AEE、ジャムコの各社及びその他の関係者に感謝致します。また、本資料中で使用した多くの図表の作成に当たって研究室の補助員である松野りささんの協力があつたことを付記します。

## 参考文献

- 1) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次; 可変安定応答実験機 (VSRA) について (I) - VSRAの構成と飛行実験 -, 日本航空宇宙学会誌, 31巻, 349号, pp. 75-91, 1983. 2.
- 2) 飛行実験部; 実験用航空機ドルニエ機について - 現況と装備機器概要 -, 航技研資料TM-637, 1991. 7.
- 3) 航法系飛行実験実行委員会; MLS等航法系飛行実験 - 平成2年度の実験概要 -, 航技研報告TR-1175, 1992. 7.
- 4) 石川和敏, 小野孝次, 村田正秋, 辻井利昭, 峯野仁志, 松本秀一; 実験用航空機ドルニエ機のGPS航法装置の飛行評価実験, 航技研報告TR-1230, 1994. 3.
- 5) 小野孝次, 岡田典秋, 稲垣敏治, 井之口浜木, 張替正敏, 辻井利昭, 水藤貴靖, 州崎保司, 村澤健吾; レーザ追尾システムの開発と飛行実験による評価, 航技研報告TR-1331, 1997. 7.
- 6) 又吉直樹, 張替正敏, 辻井利昭, 石川和敏, 稲垣敏治, 井之口浜木; 実験用航空機ドルニエによる風擾乱計測, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.
- 7) Kawahata, N.; Model-Following System with Assignable Error Dynamics and Its application to Aircraft, J. of Guidance and Control, Vol. 3, No. 6, pp. 508-516, 1980.
- 8) Harigae, M., Tsujii, T., Ono, T., Inagaki, T.; Flight Evaluations of Carrier DGPS/INS Hybrid Navigation for Automatic Landing, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.
- 9) Tsujii, T., Murata, M., Harigae, M., Ono, T., Inagaki, T.; Development of Kinematic GPS Software, KINGS, and Flight Test Evaluation, NAL TR-1357T, 1998. 10.
- 10) 小野孝次, 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉; 基準径路設定/突風検出装置の試作と飛行実験による評価, 航技研報告TR-908, 1986. 6.
- 11) 船引浩平, 村岡浩治, 照井祐之, 張替正敏, 小野孝次; 曲線進入用トンネル表示の飛行実験評価, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.
- 12) 山本潤; 最近のデータバスの動向, 第32回飛行機シンポジウム講演集, 1994. 10.
- 13) 穂積弘毅, 白井正孝; MuPAL (多目的実証実験機) のDLCフラップの低速風洞試験, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.
- 14) Funabiki, K., Sasa, S.; A Head Motion Tracking System using Infrared Sensor, Proceedings of International Conference of Virtual Systems and Multi-Media '96 in Gifu, 1996. 11.
- 15) 稲垣敏治, 増位和也, 塚野雄吉; ドルニエDo228型機のエンジン出力トルク応答特性の飛行実験, 航技研資料TM-723, 1997. 12.
- 16) 岡田典秋, 村岡浩治; MuPAL (多目的実証実験機) の飛行シミュレーション用数学モデル, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.
- 17) 村岡浩治, 岡田典秋, 又吉直樹; MuPAL (多目的実証実験機) の運用シミュレーション, 第36回飛行機シンポジウム講演集, 1998. 10.

---

## 航空宇宙技術研究所資料747号

平成12年1月発行

発行所 科学技術庁航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7-44-1  
電話(0422)47-5911 〒182-8522  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段北1-7-8

---

© 禁無断複写転載

本書(誌)からの複写、転載を希望される場合は、管理部  
研究支援課資料係にご連絡ください。

Printed in Japan