

## 目 次

1. まえがき .....	2
2. MuPAL- $\alpha$ の概要 .....	2
3. MuPAL- $\alpha$ の飛行形態と飛行モード .....	4
3.1 実験システムの構成 .....	4
3.2 飛行形態 .....	9
3.3 飛行モードと限界事項 .....	9
3.4 機器配置 .....	11
3.4.1 コックピットまたはキャビン以外における機器配置 .....	11
3.4.2 コックピット及びキャビンにおける機器配置 .....	13
3.5 電源システム .....	19
4. 耐空性の証明 .....	21
4.1 審査体制及び適用基準 .....	22
4.2 証明方針 .....	22
4.3 証明方法 .....	24
4.3.1 FBWシステムの冗長性と故障処理 .....	24
4.3.2 自由なソフトウェア設計に対する耐空性の証明方法 .....	24
4.3.3 スリップクラッチと非常切り離し装置 .....	25
4.3.4 FBWモードにおける非常操作手順 .....	27
4.3.5 DLCシステムの故障検出と故障処理 .....	27
4.3.6 FBWシステムに対する試験概要 .....	28
4.3.7 DLCシステムに対する試験概要 .....	29
5. あとがき .....	30
参考文献 .....	31

# 多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$ の耐空性の証明\*

増位 和也\*<sup>1</sup> 石川 和敏\*<sup>1</sup> 稲垣 敏治\*<sup>1</sup> 照井 祐之\*<sup>2</sup>

## Airworthiness Certification for MuPAL- $\alpha$ \*

Kazuya MASUI\*<sup>1</sup>, Kazutoshi ISHIKAWA\*<sup>1</sup>,  
Toshiharu INAGAKI\*<sup>1</sup> and Yushi TERUI\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory of Japan (NAL) has modified a Dornier Do228-202 into an in-flight simulator, dubbed the MuPAL- $\alpha$  (Multi-Purpose Aviation Laboratory). The MuPAL- $\alpha$  is equipped with a Fly-By-Wire control system and a Direct Lift Control system, allowing variable stability and response capability. In the MuPAL- $\alpha$ , the flight control law and the format of the flight guidance display can be changed for each experiment task. To operate an experimental airplane with such features safely and in as similar manner as possible to ordinary aircraft, the NAL has obtained airworthiness certification for the MuPAL- $\alpha$ , including for the operation of experimental systems.

This report first of all introduces the flight configurations and fight modes of the MuPAL- $\alpha$ , then discusses the policies and verification methods used to obtain the airworthiness certification, explaining the ideas that allow flexibility as an experimental airplane consistent with flight safety.

**Keywords:** airworthiness, flight safety, fight testing, fly-by-wire control, in-flight simulation

### 概 要

航空宇宙技術研究所では、ドルニエ Do228-202 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多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$  を開発した。MuPAL- $\alpha$  には、可変安定応答機能を実現するためにフライ・バイ・ワイヤ操縦装置や直接揚力制御装置を始めとする実験装置が装備され、様々な実験目的に合わせて飛行制御則やパイロットへの飛行情報表示等を変更することができる。このような特徴を有する実験用航空機を安全かつできる限り通常の航空機と同様に運用するために、実験システム使用時も含めた耐空証明を取得した。

本資料では、MuPAL- $\alpha$  が有する飛行形態と飛行モードを説明した後、実験用航空機としての汎用性と安全性を両立させるために工夫した点を中心に、各飛行形態に対する耐空性の証明について述べる。

\* 平成 15 年 6 月 20 日受付 (received 20 June 2003)

\* 1 飛行システム研究センター (Flight Systems Research Center)

\* 2 航空宇宙技術振興財団, 元飛行システム研究センター (Foundation for promotion of Japanese Aerospace Technology, former 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.
CDGPS	Carrier-phase Differential GPS
DLC	Direct Lift Control (直接揚力制御)
DME	Distance Measuring Equipment (距離測定装置)
EFIS	Electronic Flight Instrument System (電子式飛行計器システム)
FBW	Fly-By-Wire
FS	Field Sequential
GAIA	GPS Aided Inertial-navigation Avionics (高精度 GPS 補強型慣性航法システム)
GPS	Global Positioning System
HMD	Head Mounted Display
HMS	Head Motion Sensor
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)
LAN	Local Area Network
MFD	Multi-Function Display (多機能ディスプレイ)
MuPAL	Multi-Purpose Aviation Laboratory (多目的実証実験機)
RTCA	Requirements and Technical Concepts for Aviation Inc.
SSD	Solid-State Disk (半導体ディスク)
VFR	Visual Flight Rules (有視界飛行方式)
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（以下、航技研）では、1980 年代に双発レシプロ機ビーチクラフト 65 型 Queen Air を母機とした可変安定応答実験機 VSRA (Variable Stability and Response Airplane)<sup>1)</sup>を開発し、他の航空機の運動模擬（インフライト・シミュレーション）や突風応答を軽減する飛行制御則の開発等、様々な研究を行ってきた<sup>2)</sup>。しかし、搭載機器の旧式化によって最新技術への対応が困難になったため、ドルニエ Do228-202 型機を母機とした多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$  を開発した<sup>3),4)</sup>。MuPAL は Multi-Purpose Aviation Laboratory の略、 $\alpha$  はギリシャ語で飛行機を表す単語の頭文字である。MuPAL- $\alpha$  は、VSRA で培った技術と経験を生かし、従来からの運動模擬を中

心としたインフライト・シミュレーションに加えて、飛行性、航法・誘導・制御、ヒューマン・ファクタ等、飛行システムに関わる様々な研究課題に幅広く対応できる実験用航空機を目指した。MuPAL- $\alpha$  は、1994 年に基本設計を開始し、搭載用機器の設計開発、機体改修及び機器搭載、各種試験による機能及び安全性の確認を経て 2000 年 3 月に完成、2000 年 4 月より運用を開始した。

MuPAL- $\alpha$  の開発目的は、飛行システムに関わる最新の研究成果の飛行実証に幅広く対応できると共に、様々な航空機搭載用機器の実飛行環境下における運用評価にも利用できる汎用的な実験設備を整備することである。従って、実験課題毎に専用の実験機を開発する場合と異なり、MuPAL- $\alpha$  には、飛行制御則やセンサ等、実験課題に対応して変更される部分に依存することなく、安全かつできる限り通常の航空機と同様に運用できることを要求した。そこで、可変安定応答機能を実現するための実験用フライ・バイ・ワイヤ操縦装置や直接揚力制御装置を使用する実験時も含めて、耐空証明を取得することを目指した。

以下では、MuPAL- $\alpha$  の概要、MuPAL- $\alpha$  が有する飛行形態と飛行モード、耐空性の審査体制と適用基準、実験用航空機としての耐空性の証明方針ならびに証明方法について報告する。特に、実験用フライ・バイ・ワイヤ操縦装置や直接揚力制御装置の使用時における耐空性の証明方針、実験用航空機としての汎用性と安全性を両立させるために工夫した点に焦点を当てる。なお、MuPAL- $\alpha$  は、2000 年 4 月の運用開始以降、約 3 年間で 100 回以上の実験飛行を行うと共に、運用経験に基づく改修や機器の追加搭載を行い、その完成度を高めてきた<sup>5)</sup>。本報告書では、運用開始後に実施された改修や機器の追加搭載にも言及し、2003 年 6 月における MuPAL- $\alpha$  の現況に基づいた説明を行う。

2. MuPAL- $\alpha$  の概要

MuPAL- $\alpha$  (図 2-1) の母機は、ドイツのドルニエ社製 19 人乗り双発ターボプロップ機で、1988 年に Do228-200 型機 (最大離陸重量 5699 kg) として導入され<sup>6)</sup>、MuPAL- $\alpha$  の開発に合わせて -202 型 (最大離陸重量 6200 kg) に改修された。Do228-202 型機の主要諸元を表 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しているが、パイロット 1 名のみでの運航が認められている。

MuPAL- $\alpha$  の全体構成を図 2-2 に示す。母機の機械式操縦システムに併設されたフライ・バイ・ワイヤ (Fly-By-

Wire, 以下 FBW) システムは, 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) と 2 本のエンジン・パワーレバーを駆動する. さらに, 縦運動の 3 自由度を独立して制御することによって正確な縦運動模擬を可能とするために新しく開発された直接揚力制御 (Direct Lift Control, 以下 DLC) システムは, 着陸フラップ後縁部を動翼として改造した DLC フラップを駆動する. 慣性センサ, 各種計算機, テレメータ装置等はキャビン後部に, 対気センサはノーズブームに搭載されている. MuPAL- $\alpha$  には 2 名のパイロット (安全パイロットと

評価パイロット) が搭乗する. 安全パイロットは, 母機コックピット左席で母機の機械式操縦システムによる操縦を行う. 評価パイロットは, 母機コックピット右席またはキャビン内の実験用操縦席 (セカンド・コックピット) で FBW システムを用いた飛行実験を行う. キャビンには搭載システムの操作員 2 ～ 3 名が搭乗する.

MuPAL- $\alpha$  の FBW システムは, 研究者が実験目的に合わせて, 飛行制御則や航法誘導演算プログラムを自由に設計したり, 評価パイロットへの飛行情報表示を変更できることが大きな特徴である. インフライト・シミュレ



図 2-1 MuPAL- $\alpha$

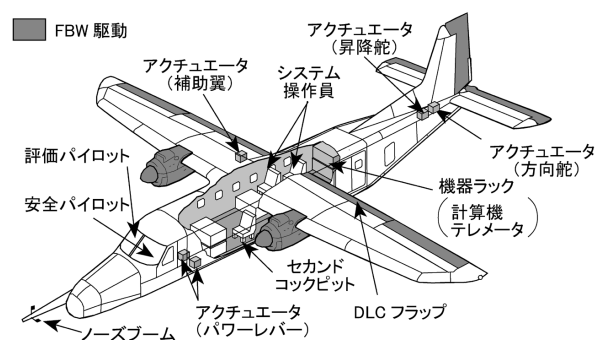


図 2-2 MuPAL- $\alpha$  の全体構成  
(セカンド・コックピット最前方位置)

表 2-1 ドルニエ Do228-202 型機の主要諸元

登録記号	JA 8858		
製造番号	8128		
製造年月日	昭和62年6月2日		
耐空類別	飛行機 普通N		
エンジン	ギャレット式 TPE 331-5-252 D 型 2 基 715 HP, 100 %回転数 41,730 rpm		
プロペラ	ハーツェル式 HC-B 4 TN-5 ML/LT 10574 FSB 型 2 基 100 %プロペラ回転数 1,591 rpm		
主要寸法	全 長	16.56 m	
	全 幅	16.97 m	
	全 高	4.86 m	
	翼 面 積	32.00 m <sup>2</sup>	
	平均空力翼弦	2.046 m (MAC)	
フラップ形態	レバー位置	フラップ角度	補助翼・ドループ角度
	UP	0 deg	4 deg
	F 1	5 deg	8 deg
	F 2	20 deg	12 deg
	DN	30 deg	13 deg
重 量	最大離陸重量	6200 kg	
重心限界	前 方	26.0 % MAC (最大離陸重量)	
	後 方	40.0 % MAC	
対気速度限界	最大設計運動速度 (VA)	75.6 m/s (147 kt)	
	最小操縦速度 (VMC)	38.1 m/s (74 kt) (フラップ DN)	
	最大運用限界速度 (VMO)	102.9 m/s (200 kt) (海面上～4,572 m (15,000 ft))	
運用気圧高度限界	7,620 m (25,000 ft)		
制限荷重倍数限界	フラップ形態	UP : +3.11 g	
		その他 : +2.0 g	

ーションを行う場合、FBW 計算機は、評価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）の運動を実時間で計算し、母機がモデル機の運動を模擬するように空力 3 舵、エンジン・パワーレバー及び DLC フラップを駆動する。また同時に、計算で得られたモデル機の飛行状態を評価パイロット用計器に表示し、操縦桿ではモデル機の飛行速度に応じた操縦反力を模擬する。これによって、評価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事ができ、モデル機の操縦性等に対する評価を行うことができる。

### 3. MuPAL- $\alpha$ の飛行形態と飛行モード

MuPAL- $\alpha$  の実験システムは 4 つのサブ・システムに分けられており、MuPAL- $\alpha$  は搭載する機器の構成が異なる 3 種類の飛行形態を持つ。さらに、各飛行形態は、操縦に使用するシステムの違いにより複数の飛行モードを持つ。本章では、MuPAL- $\alpha$  に搭載される実験システムの構成の概要について説明した後、MuPAL- $\alpha$  の飛行形態と飛行モード、機器配置及び電源システムについて述べる。

#### 3.1 実験システムの構成

MuPAL- $\alpha$  の搭載システムは、図 3-1-1 に示すように FBW、DLC、セカンド・コックピット及びデータ収集の 4

つのサブ・システムに分けられており、DLC システムを除く 3 つのサブ・システムは ARINC 629 データバスによって接続されている。DLC システムは、ARINC 429 データバスによって FBW システムと接続されており、データは FBW システムを介してデータ収集システムに送られる。各システムの詳細は、参考文献 (3) に述べられている。

#### (1) FBW システム

FBW システムは、評価パイロットの操縦入力や母機の飛行状態等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と同時に、DLC システムにコマンドを出力する。また、評価パイロットに対する飛行情報表示を行う。FBW システムの構成を図 3-1-2 に示す。図 3-1-3 に示すように FBW システムの主要部分は 2 重系となっている。

母機コックピット右席の操縦装置は左席と切り離され、FBW 用模擬操縦装置として、コラムには電動人工フィード装置、ホイール及びペダルにはバネ式人工フィード装置が取り付けられている。また、FBW システム用パワーレバーが新たに設けられた。安全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 システムは母機の機械式操縦システムに結合される。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や故障警報を表示する。何時でも安全パイロットは、デイスエン

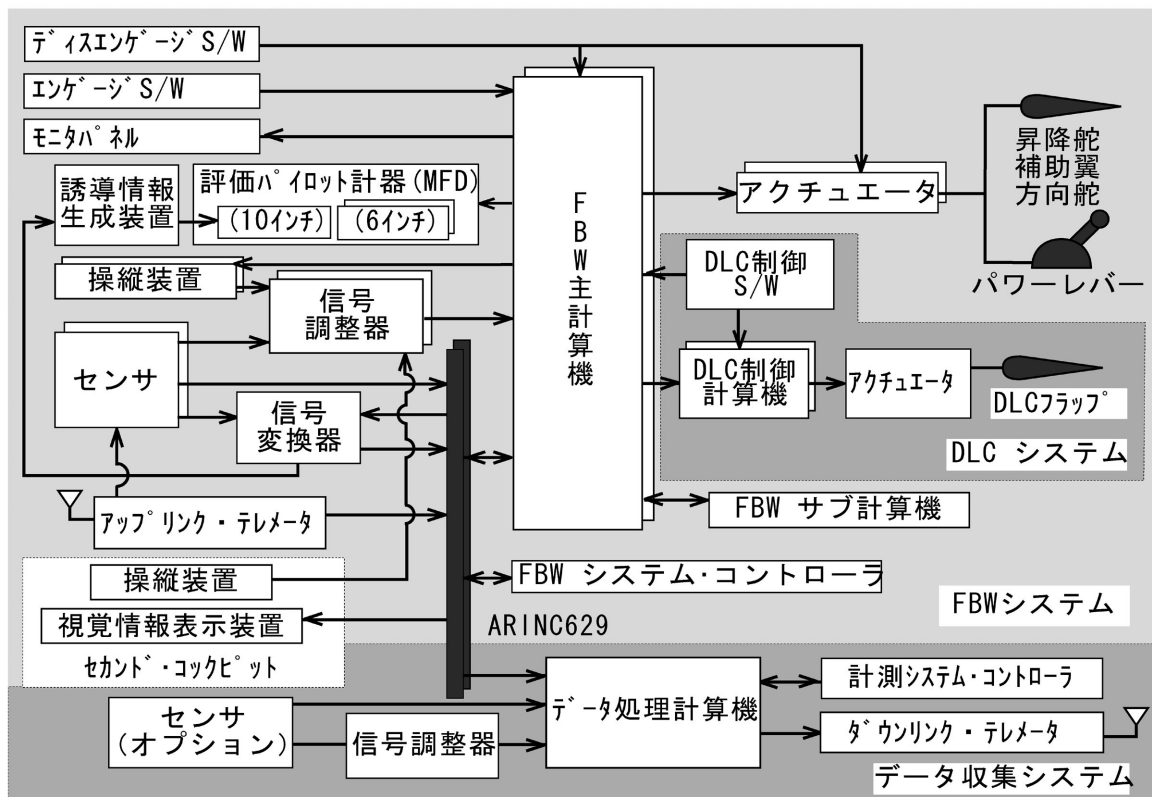


図 3-1-1 搭載システムの構成

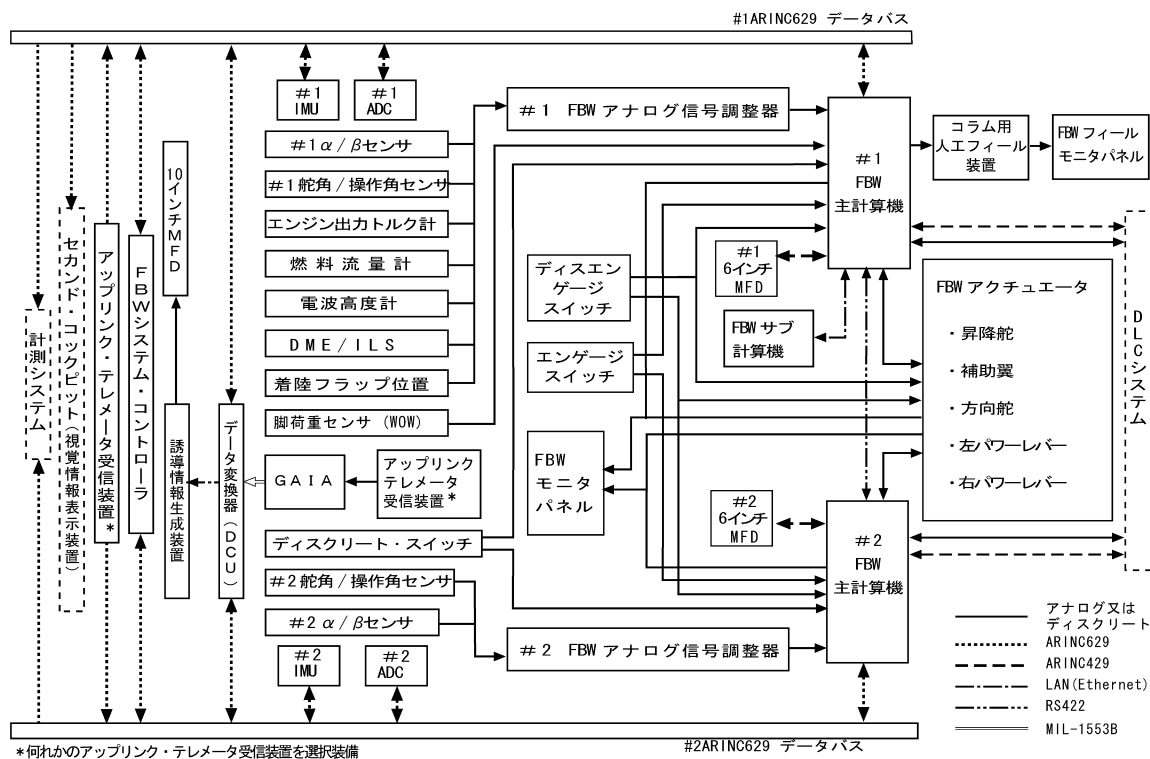


図 3-1-2 FBW システム・ブロック図

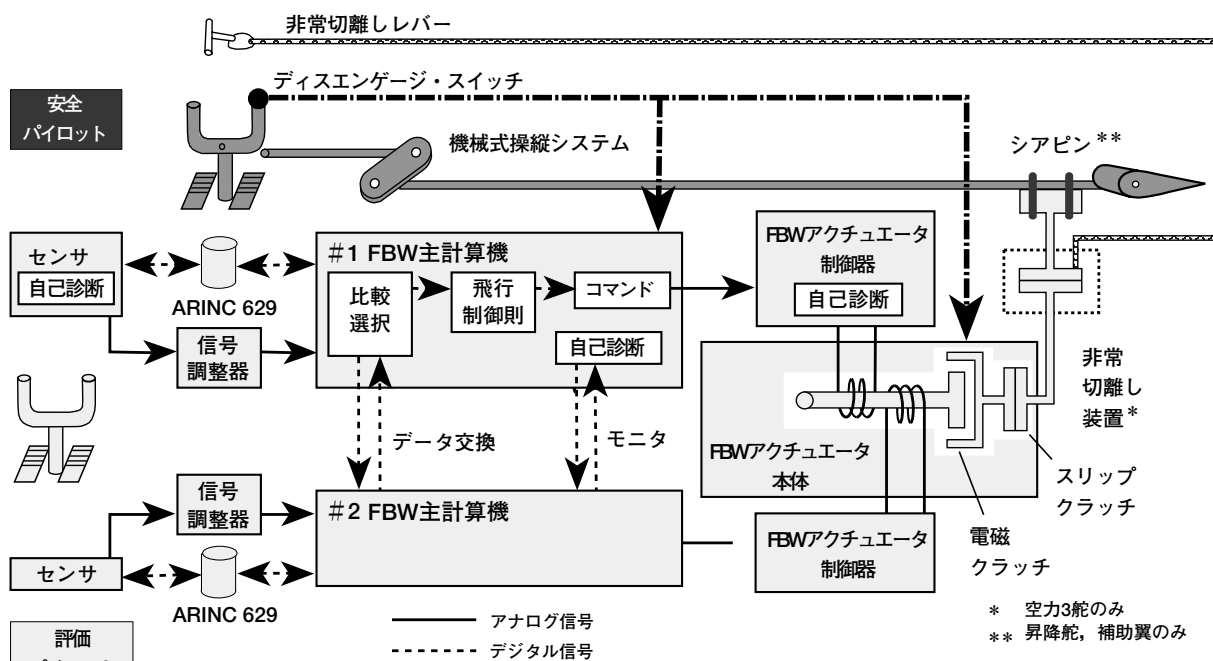


図 3-1-3 FBW システムの冗長性と安全対策

ゲージ・スイッチを押すことによってFBWシステム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。MuPAL- $\alpha$ の完成当初、模擬トリム機能(FBW用操縦装置の中立位置でトリム状態となるように、エンゲージ後に評価パイロットが模擬トリムスイッチに

よって舵面位置を調整する機能）はコラム（昇降舵）のみに装備されていたが、2002年3月の改修によって、ホイール（補助翼）及びペダル（方向舵）にも追加装備された。

MuPAL- $\alpha$  の FBW システムには，FBW 主計算機と FBW

サブ計算機の2種類の計算機が組み込まれている。FBW主計算機は、評価パイロットの操縦入力と各種センサが出力する母機の飛行状態に基づいて飛行制御則演算を行い、空力3舵及びエンジン・パワーレバーを駆動するFBWアクチュエータとDLCシステムに対してコマンドを出力する。また同時に、右席の6インチMFD（Multi-Function Display）に飛行状態や飛行ガイダンスを表示すると共に、コラム用人工フィード装置に対して母機またはモデル機の飛行速度データを出力する。さらに、アップリンク・テレメータで受信したデータを用いた航法誘導演算を行い、飛行ガイダンスを6インチMFDに表示することもできる。一方、FBWサブ計算機は、必要に応じて飛行制御則演算または航法誘導演算の一部を分担し、その結果をFBW主計算機に送る。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プログラムを選択したり、それらの中に含まれるパラメータを変更することができる。2002年9月には、高精度GPS補強型慣性航法システム（GPS Aided Inertial-navigation Avionics, 略称GAIA）<sup>7)</sup>を追加搭載し、CDGPS（Carrier-phase Differential GPS）技術により機体の3次元位置を高精度（誤差1m以内）で計測することが可能となった。また同時に、6インチMFDの代わりに誘導情報生成装置（携帯型パーソナル・コンピュータ）を介して、トンネル型経路表示<sup>8)</sup>等、様々な情報を10インチMFDに表示する機能も追加された。

空力3舵及び2本のエンジン・パワーレバーは、2種類の電動アクチュエータ（空力3舵用及びエンジン・パワーレバー用）によって駆動される。各アクチュエータには電磁クラッチが内蔵されている。MuPAL- $\alpha$ の完成当初、各アクチュエータは出力制御用フィードバック信号とし

てアクチュエータ出力軸の回転角を用いていたが、飛行速度が大きくなる程、空力3舵に対する舵角コマンドと比べて実際の舵角が小さくなる現象が発生した。空気力によるFBWアクチュエータと母機操縦システムを結ぶ索の予想以上の伸びが原因の一つと推測される。最も顕著な影響が見られた昇降舵の場合、61.7 m/s (120 kt)において実際の舵角は舵角コマンドの約70%に低下した。さらに、舵角及びレバー角コマンドの初期値（エンゲージ時のコマンド値）のみに実際の舵角及びレバー角計測値を用いたために、エンゲージ時に各舵面及びパワーレバーに小さな過渡応答を生じる場合が見られた。これらの問題を解決するため、2002年3月、各アクチュエータの出力制御に用いるフィードバック信号を実際の舵角またはレバー角計測値に変更して制御ゲインを再調整すると共に、コマンドと実際の舵角またはレバー角との差を補償するための演算プログラムをFBW主計算機のコマンド生成ソフトウェアに追加した。この改修の結果、コマンドに対して各舵面が正確に追従するようになり、エンゲージ時の舵面及びパワーレバーの過渡応答も解消されたが、当初約5 Hzであった空力3舵用アクチュエータの周波数応答のバンド幅は、2.5～3.7 Hzに低下した。しかし、母機の操舵応答特性を考慮すると、FBWシステムによる運動制御能力を大きく損なうものではない。

## (2) DLCシステム

DLCシステムは、FBWシステムからのコマンドに従ってDLCフラップを駆動すると同時に、DLCシステムの作動状況を監視してFBWシステムに送信する。DLCシステムの構成を図3-1-4に示す。

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

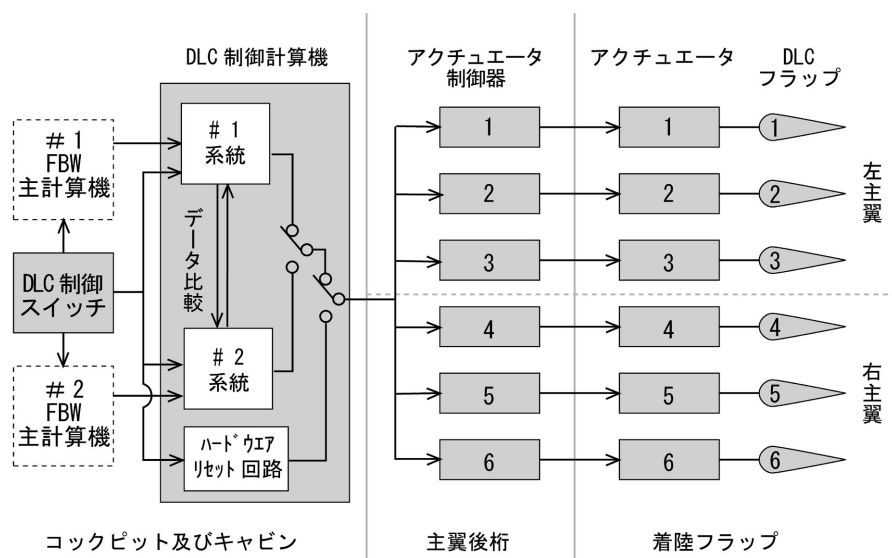


図3-1-4 DLCシステム・ブロック図

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を行うために使用する。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 3-1-5)。DLC フラップは、後縁 3.5 度上げのプリセット位置を中心に最大 55 度動かすことができ、FBW 主計算機からの同一の DLC 舵角コマンドに従って、6 枚それぞれが独立した電動アクチュエータで制御される。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。

MuPAL- $\alpha$  の完成当初より使用されてきた DLC 制御計算機は、# 1 系統 (制御系統) のみ DLC アクチュエータに FBW システムからの DLC 舵角コマンドを出力することが可能で、# 2 系統は 2 系統間誤差の監視のみを行う設計であった。これに対し、# 1 系統の故障時には # 1 系統に代わって # 2 系統が DLC アクチュエータに FBW システムからの DLC 舵角コマンドを出力できる等、機能を向上させた DLC 制御計算機を現在開発中であり、2003 年 9 月に MuPAL- $\alpha$  に搭載する予定である。

### (3) セカンド・コックピット

セカンド・コックピットは、ARINC 629 データバスを介して受信した母機またはモデル機の飛行状態に基づく画像を生成して評価パイロットに表示すると共に、評価パイロットの操縦入力を FBW システムに送信する。

セカンド・コックピットには、サイド・スティック、模擬ラダーペダル及び模擬パワーレバーで構成される操

縦装置とヘッド・マウント・ディスプレイ (HMD) または模擬計器ディスプレイ (20 inch 液晶ディスプレイ) を用いた視覚情報表示装置の他、パイロットが操作する各種スイッチが設けられている。視覚情報表示装置の構成を図 3-1-6 に示す。HMD には、ヘッド・モーション・センサ (HMS) で検出したパイロットの頭の位置と方向及び FBW システムより送られてくる飛行状態に基づいた外視界や飛行計器がコンピュータ・グラフィックスで表示される。模擬計器ディスプレイには、母機コックピットに取り付けた CCD カメラで撮影した実際の外視界映像に様々なシンボルを重ね合わせて表示することができる。また、模擬計器ディスプレイ用に生成した画像を、母機コックピット右席の 10 インチ MFD に表示することもできる。操縦装置への評価パイロット入力は FBW 主計算機に送られる。セカンド・コックピットは、機体重心位置またはキャビン最前方の 2 カ所に設置可能で、モーション・キューの違いがパイロットの操縦に及ぼす影響を調べることができる。

HMS は、MuPAL- $\alpha$  の完成当初は赤外線方式のみであったが、2002 年 3 月にジャイロ方式の HMS も追加製作された。

### (4) データ収集システム

データ収集システムは、各種センサ出力、飛行制御則や航法誘導演算の結果、システム・ステータス等、毎秒 600 kbit 以上のデータを収集し、半導体ディスク (容量 850 MB) に記録することができる。データ収集システムの構成を図 3-1-7 に示す。計測操作員は、任意のデータを計測システム・コントローラの画面上でモニタできる。

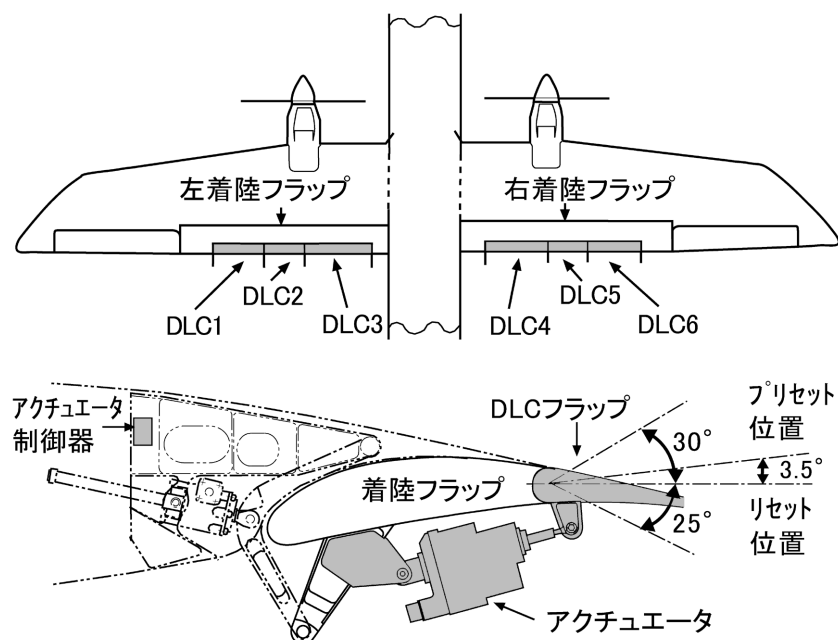


図 3-1-5 DLC システムの取付け



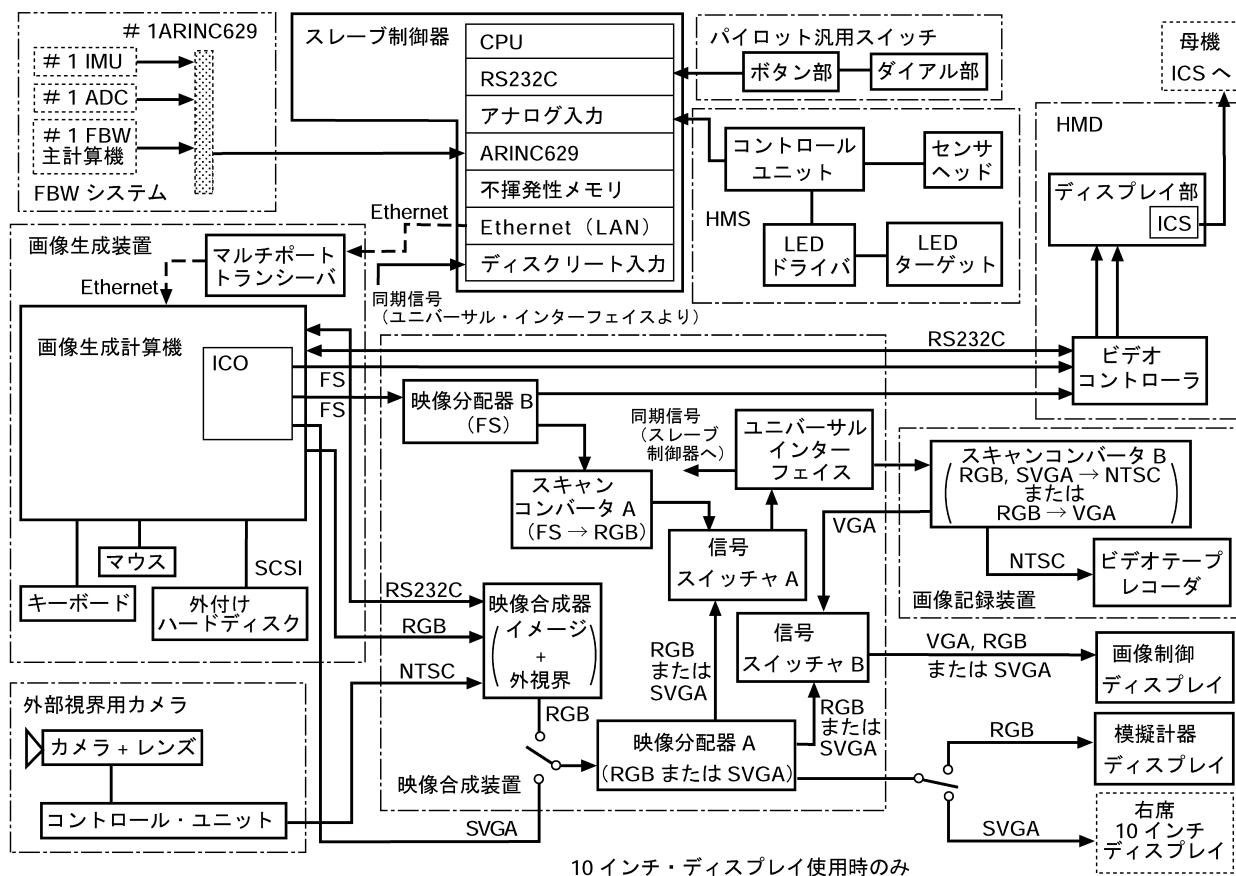


図 3-1-6 セカンド・コックピット視覚情報表示装置・ブロック図

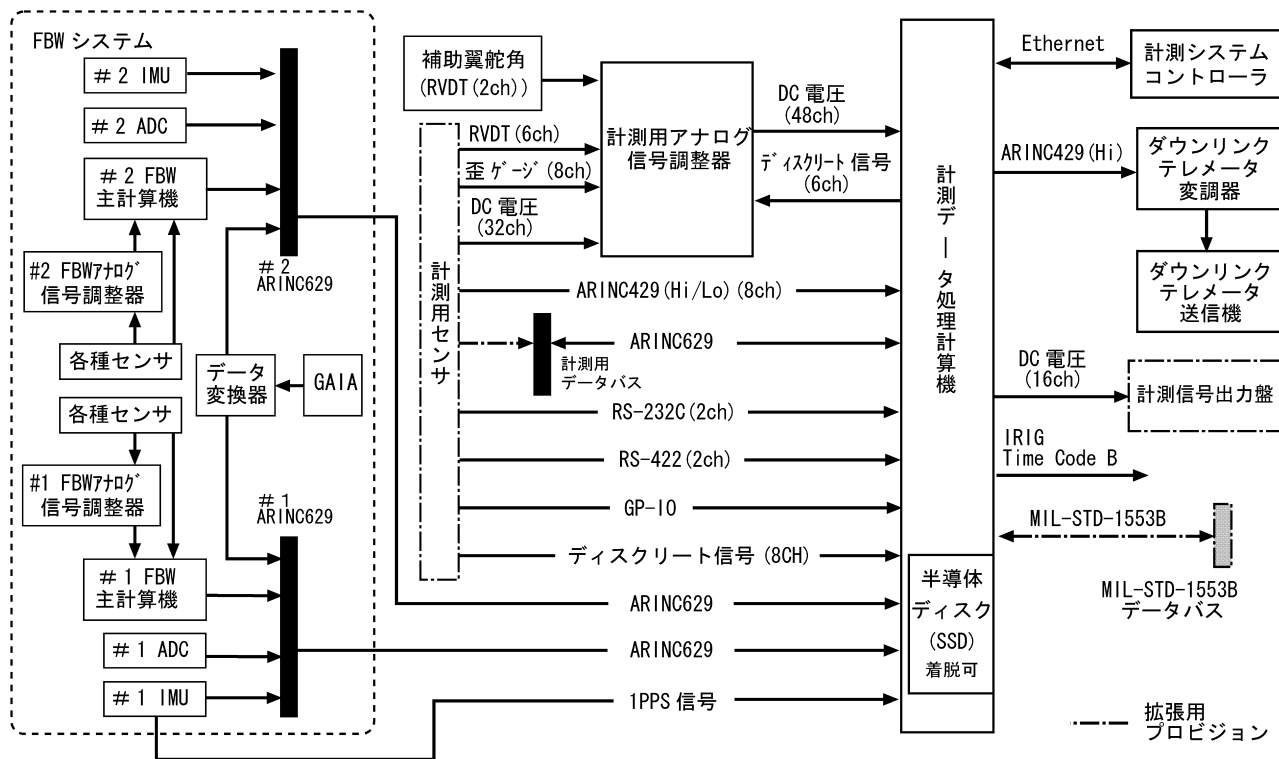


図 3-1-7 データ収集システム・ブロック図

また、ダウンリンク・テレメータで 95 項目のデータを 25 Hz で地上に送信することもできる。

### 3.2 飛行形態

MuPAL- $\alpha$  は、表 3-2-1 に示すように搭載する機器の構成が異なる 3 種類の飛行形態（母機形態、FBW 形態、DLC 形態）を持つ。各飛行形態の概要は次の通りである。

#### (1) 母機形態

母機形態では、できる限り母機に近い状態が再現される。操縦装置は、母機と同じ左右が連結された機械式操縦システムであり、計器盤も母機と同じ配置である。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。また、着陸フラップは、母機フラップ（DLC フラップなし）を装備する。実験システムは、実験用電源システム、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いて取り降ろし、搭載スペース及び燃料搭載量を確保する。但し、データ収集システム及び FBW 用センサのうち IMU（Inertial Measurement Unit）は必要に応じて搭載することができる。また、MuPAL- $\alpha$  への改修前に搭載されていた多角錐台型ピトー管を搭載することもできる。

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、データ収集または観測を目的とする飛行に用いる。特に、複式操縦装置を装備しているため、長時間飛行に適した飛行形態である。

#### (2) FBW 形態

FBW 形態は、FBW システム、セカンド・コックピット及びデータ収集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のみ搭載する。右席の操縦装置は左席から切り離され、FBW 用模擬操縦装置として使用される。右席計器盤には、6 インチ MFD 2 台または 10 インチ MFD 1 台が取り付けられる。着陸フラップは、母機フラップ（DLC フラップなし）を装備する。

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評価や、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ために設定された。しかし、DLC 形態において DLC フラップ

を固定用ロッドで固定した場合と限界事項が同じであるのに、DLC アクチュエータを固定用ロッドに交換する作業と比べて、DLC フラップ付きフラップを母機フラップに交換する作業は多大の手間を要するため、FBW 形態は実際には使用されていない。

#### (3) DLC 形態

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 フラップ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）にある時のみ駆動することができる。通常、DLC フラップは DLC アクチュエータによって固定もしくは駆動されるが、DLC アクチュエータの代わりに固定用ロッドで固定した形態も DLC 形態に含まれる。なお、2002 年 9 月の改修によって、セカンド・コックピットの代わりに誘導情報生成装置を搭載するキャビン配置が DLC 形態に追加された。また同時に、右席計器盤に、6 インチ MFD 2 台または 10 インチ MFD 1 台の他、無線局の定期検査等のために母機の計器ディスプレイ 2 台を取り付ける形態も追加された。

DLC 形態は、他の航空機の運動模擬や DLC フラップを利用した誘導制御則の評価等、3 自由度の縦運動制御を必要とする実験に用いられる。また、DLC システムを必要としない実験においても、DLC フラップを固定用ロッドで固定することによって FBW 形態と限界事項が同じになるので、FBW 形態の代わりに誘導制御則やガイダンス表示等を評価することもできる。さらに、重量及びスペースの余裕が許す範囲で他の航空機搭載用機器やセンサを追加搭載して、母機形態の代わりに運用評価やデータ収集を行うことも可能である。この場合、DLC フラップを固定用ロッドで固定し、左席で母機の機械式操縦システムによる飛行（表 3-3-1 における母機モード）を行う限り、限界事項は母機と同等である。但し、安全パイロット 1 名のみが操縦を行うことになるので、長時間飛行には適さない。

### 3.3 飛行モードと限界事項

MuPAL- $\alpha$  の各飛行形態は、表 3-3-1 に示すように操縦に使用するシステムの違いにより複数の飛行モード（母機モード、FBW モード、DLC モード）を持つ。各飛行モードの概要及び各飛行モードに適用される耐空類別ならびに限界事項は次の通りである。

#### (1) 母機モード

母機モードは、左席で母機の機械式操縦システムを使用する飛行モードであり、全ての飛行形態に適用される。母機形態では、右席も母機操縦システムとして使用可能である。母機形態及び FBW 形態における限界事項は、外

表 3-2-1 MuPAL- $\alpha$  の飛行形態

飛行 形態	搭載システム				右席操縦装置 計器盤
	計測	FBW	セカンド コックピット	DLC	
母機	△*	—	—	—	母機
FBW	○	○	○**	—	FBW
DLC	○	○	○**	○	FBW

\* 必要に応じて、一部のみ搭載する

\*\* 必要な場合のみ搭載する

気温の最低限界（-45℃）を除き、母機と同一である。外気温の最低限界は、非常切り離し装置（4.3.3節参照）の温度環境試験において正常な作動を証明した最低温度である。しかし、DLC形態においてDLCアクチュエータを搭載している場合は、DLCシステムを非作動（主電源OFF）としなければならない。クリーン形態での速度限界はIAS（Indicated Air Speed, 計器対気速度）82.3 m/s（160 kt）、その他の母機フラップ位置での速度限界はIAS 69.4 m/s（135 kt）となる。また、全ての母機フラップ位置において、飛行荷重倍数を0 g以上2 g以下に保たなければならない。一方、DLC形態でも、DLCフラップを固定用ロッドで固定している場合の限界事項は、外気温の最低限界

（-45℃）を除き、母機と同一である。

## (2) FBWモード

FBWモードは、右席またはセカンド・コックピットでFBWシステムを使用する飛行モードであり、FBW形態及びDLC形態に適用される。FBWモードにおいては、母機の限界事項に加えて、昼間かつ有視界飛行条件での飛行、操縦士2名（安全パイロット及び評価パイロット）による飛行、航空法第81条に定められている最低安全高度（人家密集地の上空では300 m（約1000 ft）、それ以外では150 m（約500 ft）+152 m（500 ft）以上という限界事項が課される。さらに、DLC形態においてDLCアクチュエータを搭載している場合は、DLCシステムを非作動（主

表 3-3-1 MuPAL- $\alpha$  の飛行モードと限界事項

飛行モード	操縦席	操縦システム	DLCシステム	主な限界事項					適用形態		
				フラップ形態	最大速度**	最低高度***	荷重倍数**	その他	母機	FBW	DLC
母機	左席*	母機	非作動	UP	82.3 m/s (160 kt)	—	0 g ~ 2 g	外気温 -45℃以上	○	○	○
				UP以外	69.4 m/s (135 kt)						
FBW	右席 セカンド コックピット	FBW	非作動	UP	82.3 m/s (160 kt)	最低安全高度 +152 m (500 ft)	0 g ~ 2 g	昼間 VFR 操縦士2名 外気温 -45℃以上	×	○	○
				UP以外	69.4 m/s (135 kt)						
DLC	右席 セカンド コックピット	FBW	作動	UP	77.2 m/s (150 kt)	最低安全高度 +152 m (500 ft)	0 g ~ 2 g	昼間 VFR 操縦士2名 外気温 -45℃以上	×	×	○
				F1	69.4 m/s (135 kt)						

\* 母機形態においては、右席も使用可能。

\*\* DLC形態においてDLCアクチュエータが搭載されている場合のみ、全ての飛行モードに対して適用される。（母機形態、FBW形態及びDLCフラップを固定用ロッドで固定した場合は、母機と同じ限界値となる）

\*\*\* 最低安全高度は、航空法第81条において、人家密集地では300 m（約1000 ft）、それ以外では150 m（約500 ft）と定められている。しかし、MuPAL- $\alpha$ 用追加飛行規程では慣用単位系が使用されているため、「最低安全高度+500 ft」という表記がされている。

表 3-3-2 FBWシステムの運用範囲

項目	FBWシステムの運用範囲
計器対気速度	$V_s + 1.5 \text{ m/s (3 kt)} \sim V_{FE} - 2.1 \text{ m/s (4 kt)}$ 又は $V_{MO} - 3.6 \text{ m/s (7 kt)}$
ピッチ角	- 20 deg ~ + 30 deg
バンク角	$\phi > 0 : \phi \text{ (deg)} < 60 - p \text{ (deg/sec)} \cdot \Delta t$
	$\phi < 0 : \phi \text{ (deg)} > -60 - p \text{ (deg/sec)} \cdot \Delta t$
	46.3 m/s (90 kt) 以下 : $\Delta t = 1.5 \text{ sec}$
	46.3 m/s (90 kt) ~ 72.0 m/s (140 kt) : $\Delta t = 1.0 \text{ sec}$
飛行荷重倍数	72.0 m/s (140 kt) 以上 : $\Delta t = 0.8 \text{ sec}$
	0 g ~ + 2 g

$V_s$  : 失速速度（母機）、 $V_{MO}$  : 最大運用速度（母機, 102.9 m/s (200 kt)）

$V_{FE}$  : 最大フラップ下げ速度（母機及び表 3-3-1 の速度限界）

電源 OFF) としなければならず、クリーン形態での速度限界 IAS 82.3 m/s (160 kt), その他の母機フラップ位置での速度限界 IAS 69.4 m/s (135 kt) が追加される。また、全ての母機フラップ位置において、飛行荷重倍数を 0 g 以上 2 g 以下に保たなければならない。一方、DLC 形態でも、DLC フラップを固定用ロッドで固定している場合の限界事項は、FBW 形態の場合と同一である。

なお、FBW システムのエンゲージ中に FBW システムの運用範囲 (表 3-3-2) を越えると自動ディスエンゲージ機能が作動するので、実際の速度限界は飛行規程における規定値 (表 3-3-1) より 1.5 m/s (3 kt) ~ 3.6 m/s (7 kt) 内側となる。

### (3) DLC モード

DLC モードは、右席またはセカンド・コックピットで FBW システム及び DLC システムを使用する飛行モードであり、DLC 形態において DLC アクチュエータを搭載している場合のみに適用される。DLC モードにおいては、FBW モードと同様、昼間かつ有視界飛行条件での飛行、操縦士 2 名 (安全パイロット及び評価パイロット) による飛行、航空法第 81 条に定められている最低安全高度 + 152 m (500 ft) 以上という限界事項が、母機の限界事項に加えられる。さらに、クリーン形態での速度限界は IAS 77.2 m/s (150 kt) となる。その他の母機フラップ位置での速度限界 IAS 69.4 m/s (135 kt), 全ての母機フラップ位置における飛行荷重倍数限界 0 g 以上 2 g 以下は、DLC 形態における他の飛行モードと同じである。

なお、FBW モード同様、FBW システム及び DLC システムのエンゲージ中に FBW システムの運用範囲 (表 3-3-2)

を越えると自動ディスエンゲージ機能が作動するので、実際の速度限界は飛行規程における規定値 (表 3-3-1) より 1.5 m/s (3 kt) ~ 2.1 m/s (4 kt) 内側となる。

## 3.4 機器配置

3.2 項で述べたように、MuPAL- $\alpha$  は 3 種類の飛行形態を持ち、飛行形態によって搭載する機器の構成は異なる。しかし、実験用機器のそれぞれについては、飛行形態によって搭載または非搭載の違いはあるが、搭載される場所や方法は基本的に同じである。従って、本節では、最も多くの実験用機器が搭載される DLC 形態について機器配置を説明する。

### 3.4.1 コックピットまたはキャビン以外における機器配置

MuPAL- $\alpha$  の実験用機器のうち、コックピットまたはキャビン以外の場所に搭載されるものは、FBW アクチュエータ、DLC アクチュエータ、対気データセンサ (Air Data Sensor, 以下 ADS), ADC (Air Data Computer), 舵角センサ及び一部の操作角センサである。なお、MuPAL- $\alpha$  の完成当初搭載されていたドップラーレーダは、2002 年 3 月の改修で取り降ろされた。

FBW アクチュエータのうち空力 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用アクチュエータとはほぼ同様の方法で搭載されている。補助翼用アクチュエータは右主翼付け根の後桁の後ろに取り付けられ (図 3-4-1), 昇降舵用アクチュエータと方向舵用アクチュエータは、キャビン後方にある電子機器室に取り付けられている (図 3-4-2 及び図 3-4-3)。また、パワーレバー用

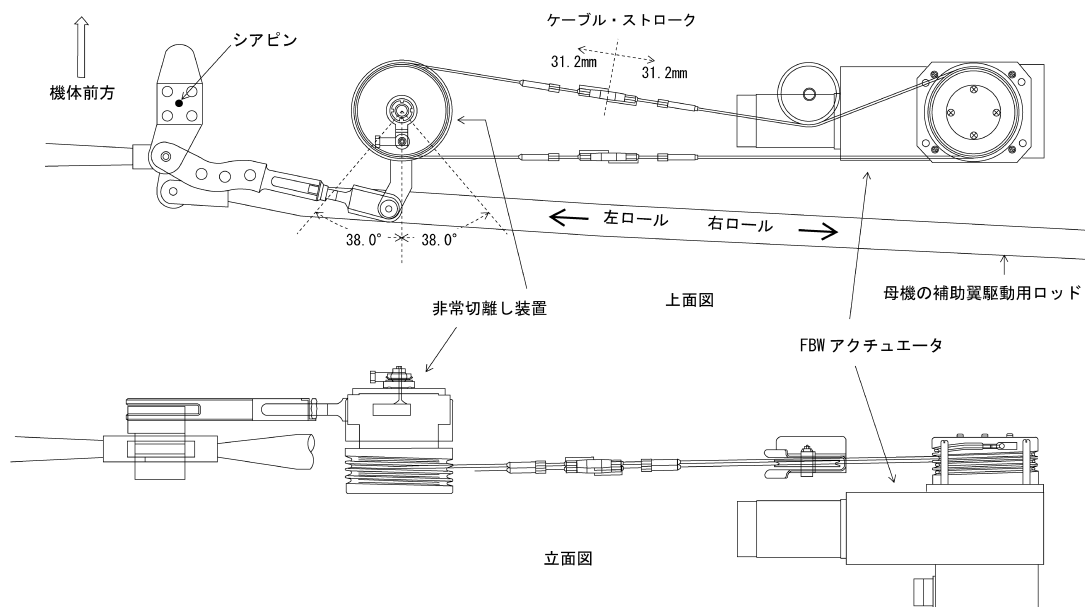


図 3-4-1 補助翼用 FBW アクチュエータの取付け

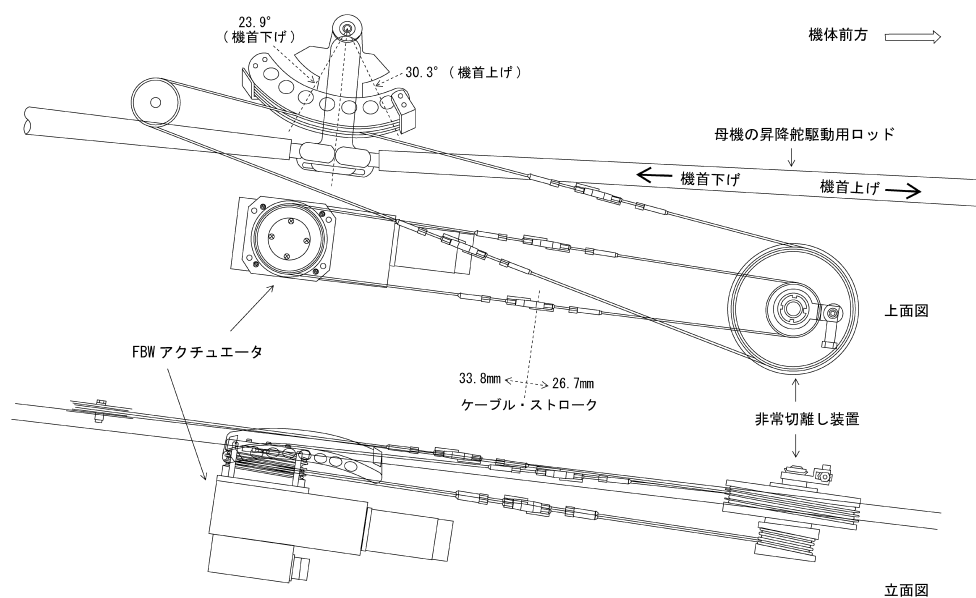


図 3-4-2 昇降舵用 FBW アクチュエータの取付け

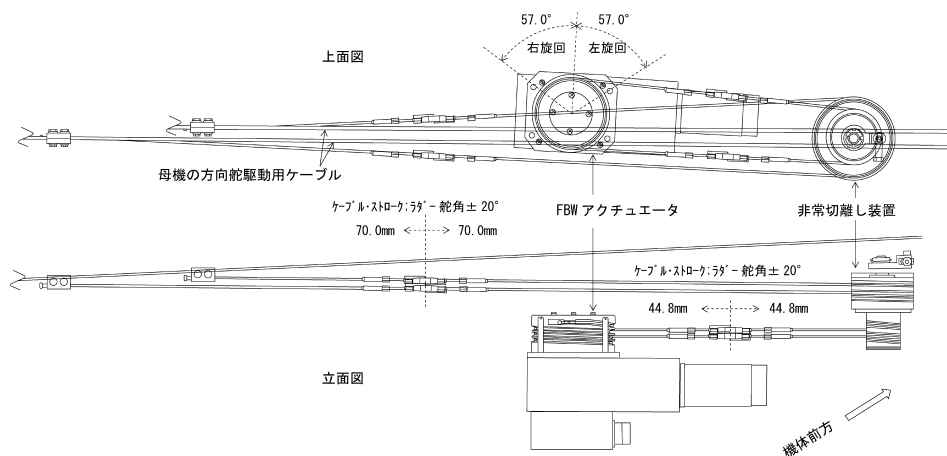


図 3-4-3 方向舵用 FBW アクチュエータの取付け

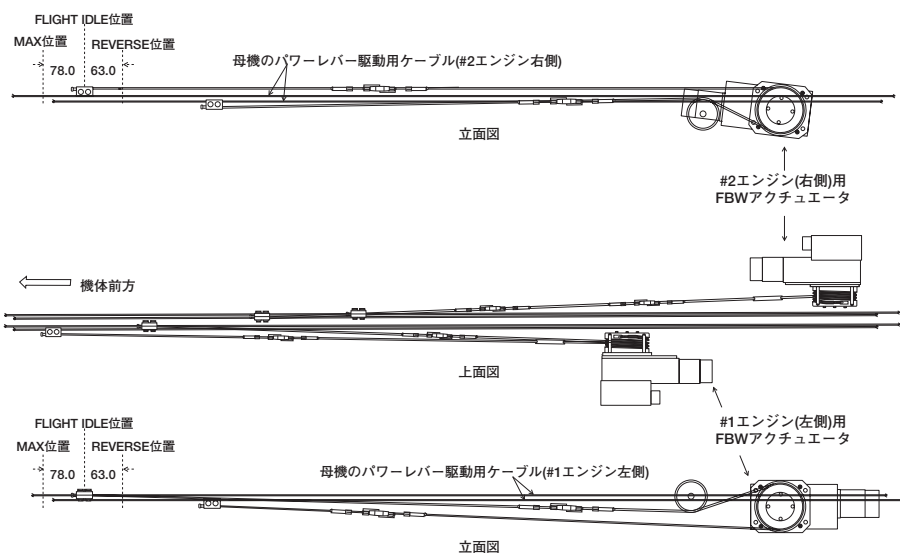


図 3-4-4 パワーレバー用 FBW アクチュエータの取付け

アクチュエータは、主脚バルジ直前のキャビン床下に取り付けられている（図 3-4-4）。何れの FBW アクチュエータについても、アクチュエータ制御器はアクチュエータ本体の近くに搭載されている。空力 3 舵用 FBW アクチュエータと母機操縦システムの間には、機械式の非常切り離し装置（4.3.3 節参照）が設けられている。

DLC アクチュエータは、外側及び中間の DLC フラップ（DLC フラップ 1, 2, 5 及び 6）については各 DLC フラップ外側にある母機フラップ駆動用リンク機構に取り付けられ、内側の DLC フラップ（DLC フラップ 3 及び 4）については各 DLC フラップ内側にある母機フラップ駆動用リンク機構に取り付けられている。DLC アクチュエータ制御器は対応するアクチュエータ近くの主翼後桁に取り付けられている（図 3-1-5）。

ADS は、迎角/横滑り角センサ及び全温度センサ付きのピトー静圧管であり、機首右側面に取り付けられたノーズブームの先端に搭載されている（図 2-2）。また、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、機首の電子機器室に搭載されている。

昇降舵、方向舵及び水平安定板に対する舵角センサは、各舵面の近くにリンク機構を介して取り付けられている。補助翼には、母機フラップ位置に応じてドループする機構が設けられており、補助翼後縁と主翼後縁が一致する位置を基準として計測する場合、補助翼の舵角は左右非対称となる。そこで、ドループ機構の影響を受けない補助翼舵角（左右の補助翼舵角の差分）を計測するため、母機の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部分で最も補助翼に近い箇所（主翼下部の右側キャビン壁内部）にリンク機構を介して舵角センサを取り付け、FBW システムへの入力とした。さらに、左右各補助翼の近くにもリンク機構を介して舵角センサを取り付け、実際の舵角をデータ収集システムで計測できるようにした。また、母機のエンジン・パワーレバー及びエンジン・スピード・レバーの操作角を計測するセンサは、センタペデスタル下にある母機のエンジン制御索のプーリーにリンク機構を介して取り付けられている。なお、各 DLC フラップの舵角センサは、DLC アクチュエータに内蔵されている。

#### 3.4.2 コックピット及びキャビンにおける機器配置

DLC 形態における機器配置を図 3-4-5 に示す。セカンド・コックピットを機体重心位置またはキャビン最前方に設置する配置、セカンド・コックピットの代わりに誘導情報生成装置を搭載する配置の何れかを選択する。

FBW 操作員と計測操作員の座席を前後に並べることで、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。また、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や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に、常にセカンド・コックピットの直後に配置する。一方、機体重心位置が前方に偏ることを防ぐため、飛行中に操作を要しないセンサ、信号調整器、計算機等はキャビン後部に集中的に配置した。

母機コックピットの計器盤における機器配置を図 3-4-6 に示す。太線で表示した機器が MuPAL- $\alpha$  の実験用機器である。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 モニタパネル及び FBW フィール・モニタパネルが装備されている。右席には、アタッチメント・パネルを介して、6 インチ MFD 2 台または 10 インチ MFD 1 台を取り付けることができる。また、無線局の定期検査等のために母機の計器ディスプレイ 2 台を取り付けることもできる。さらに、右席には、FBW/DLC 警報灯ならびに横滑り計が取り付けられている。母機コックピットのセンタペデスタルにおける機器配置を図 3-4-7 に示す。太線で表示した機器が MuPAL- $\alpha$  の実験用機器である。模擬トリムスイッチは、2002 年 3 月の改修で追加搭載された装置で、コラム用人工フィール装置の電源スイッチに加えて、ホイール及びペダルに対する模擬トリムスイッチならびに空力 3 舵用アクチュエータのスリップ・クラッチ作動警報灯が設けられている。このほか、安全パイロットのホイール上に 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、母機コックピットの右席前方窓の左下隅にセカンド・コックピット用の外部視界用カメラ（CCD カメラ）が装備されている。なお、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。

キャビンに搭載される FBW システム・コントローラ・テーブル、サイドテーブル及び機器ラックにおける機器配置を図 3-4-8 ～図 3-4-10 に示す。機器ラック（図 3-4-10）については、現在開発中の機能向上型 DLC 制御計算機（3.1 節参照）を搭載した後の機器配置を示す。なお、旧形式の DLC 制御計算機を搭載することも可能である。アップリンク・テレメータ受信機には GAIA 用受信機とデータリンク用受信機があり、必要に応じて換装する。MuPAL- $\alpha$  の完成当初、IMU は機器ラックの最下段右端に取り付けられていたが、機体振動によって励起された棚板の振動が原因と推測される縦揺れ角速度のノイズが見られた。このため、IMU をできる限り機体に対して剛に

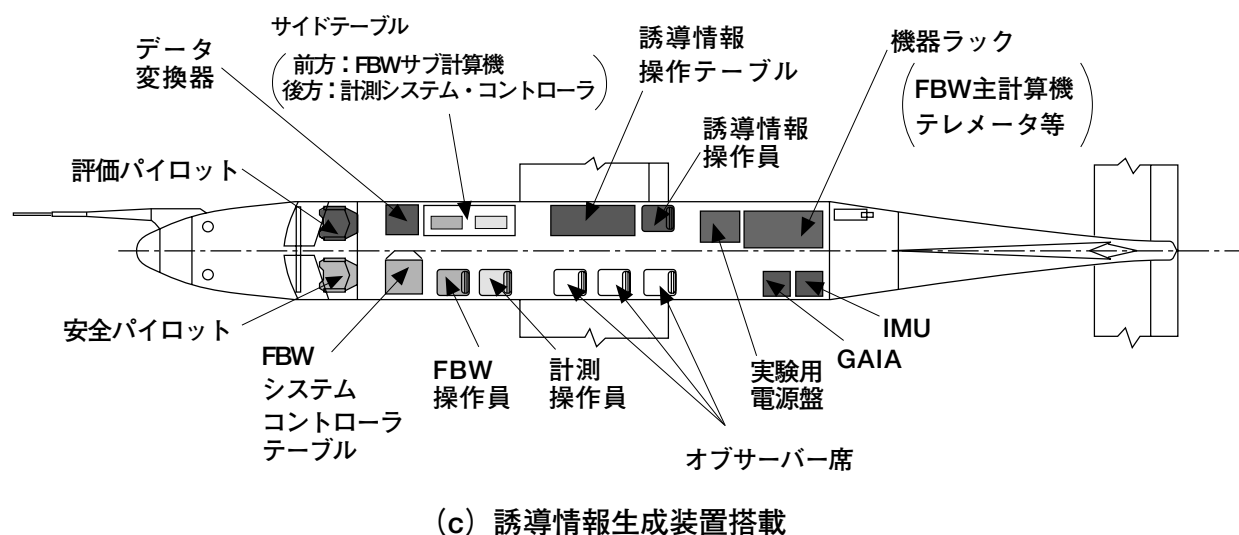
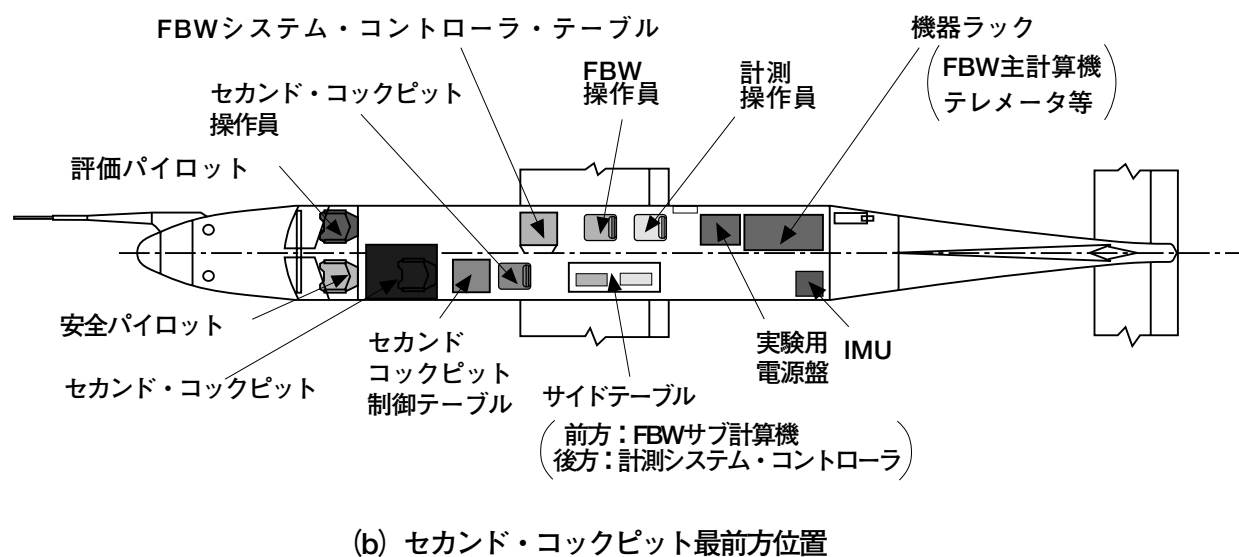
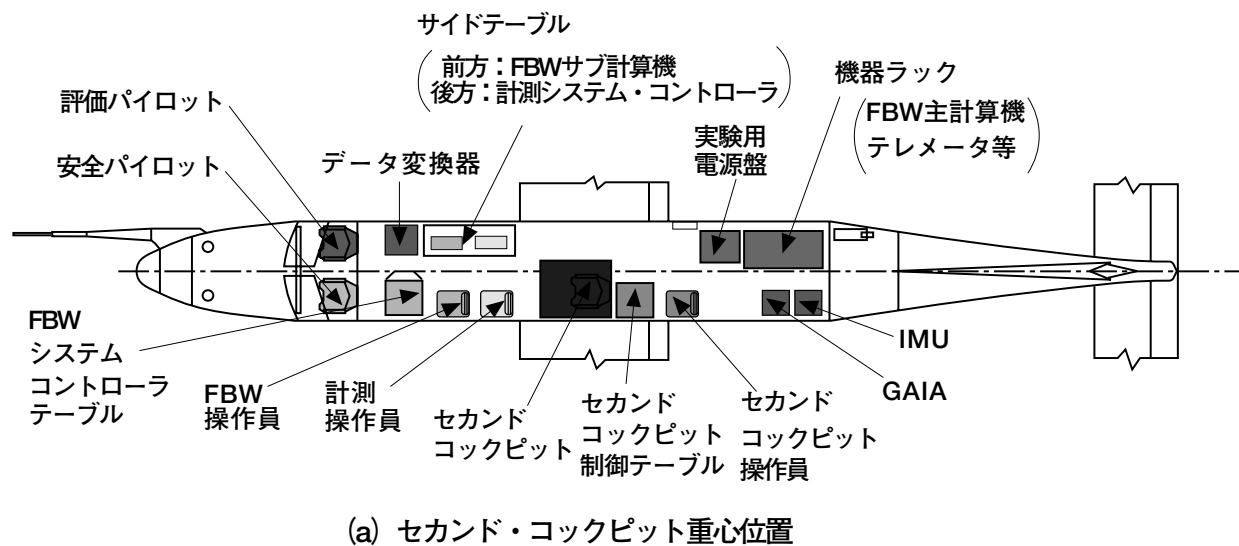


図 3-4-5 キャビン配置

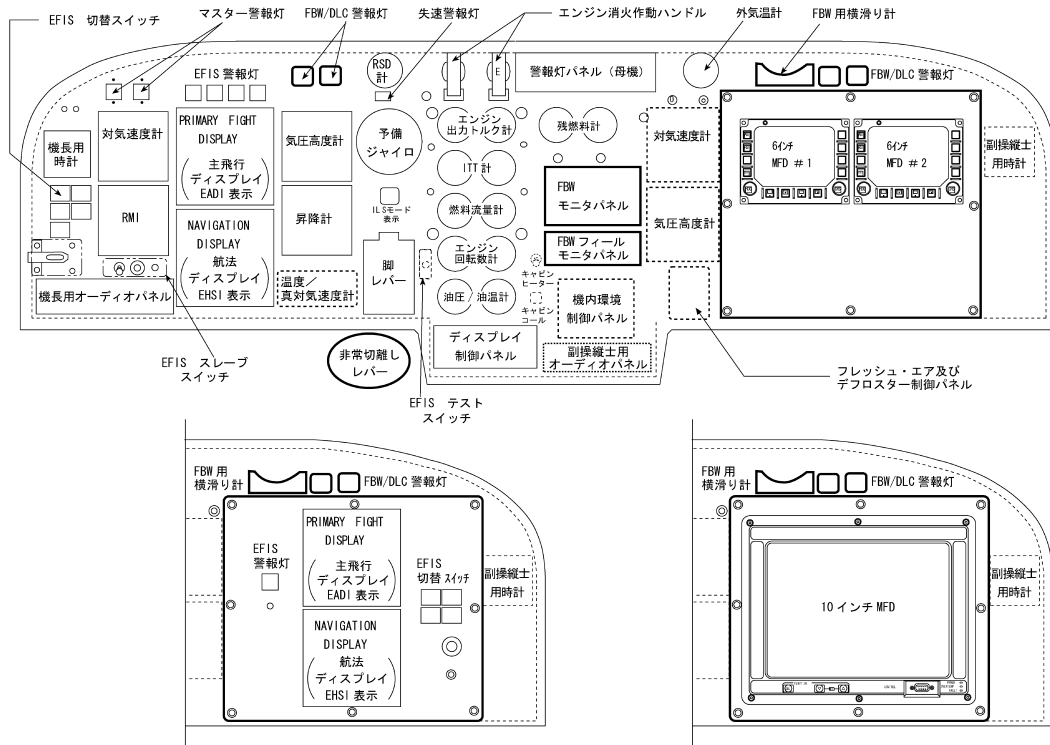


図 3-4-6 FBW/DLC 形態計器盤

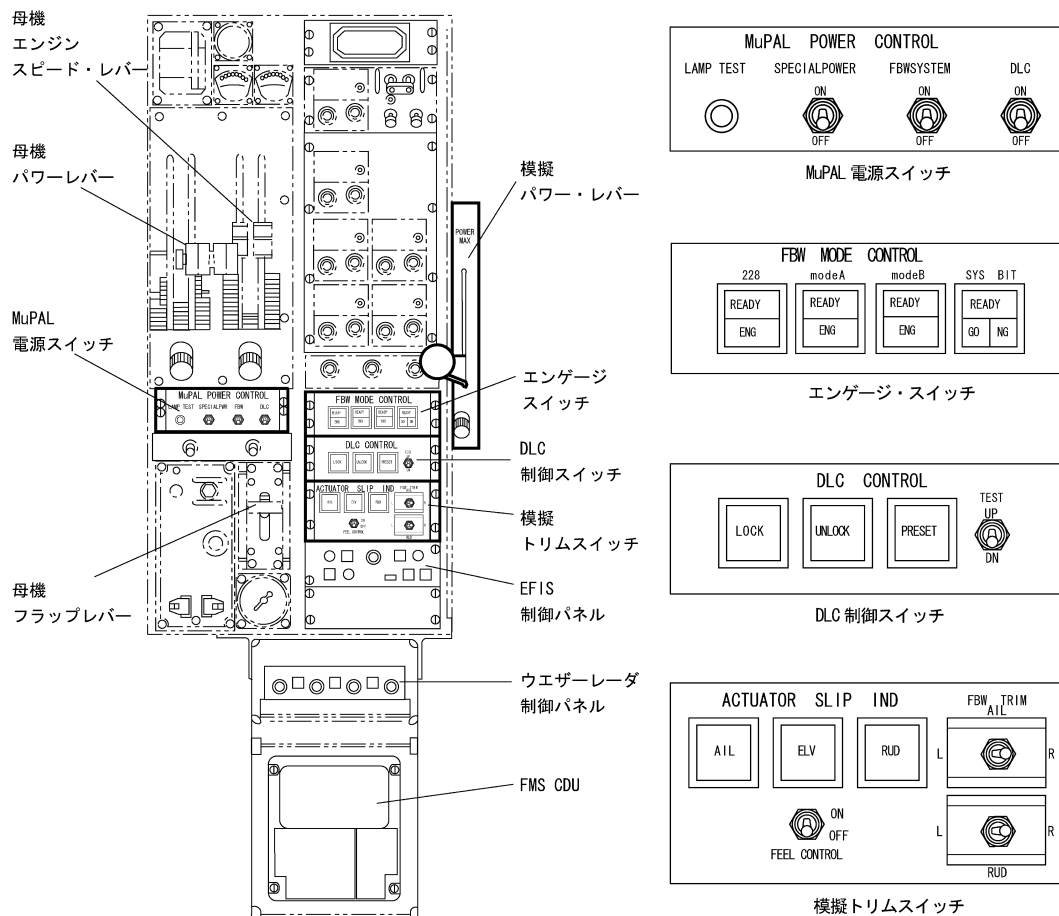


図 3-4-7 FBW/DLC 形態センタペダスタル



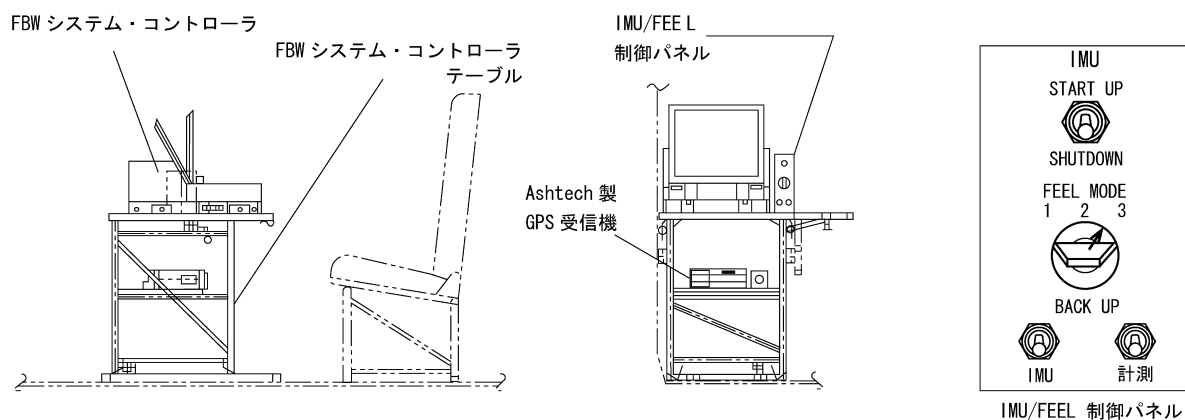


図 3-4-8 FBW システム・コントローラ・テーブル

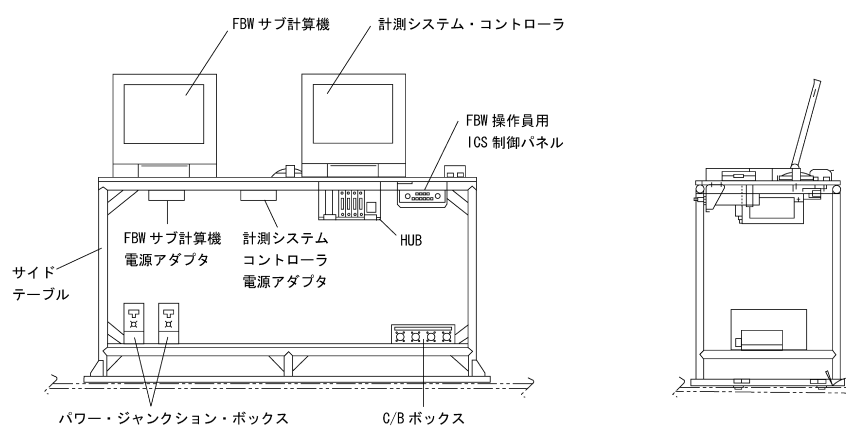


図 3-4-9 サイドテーブル

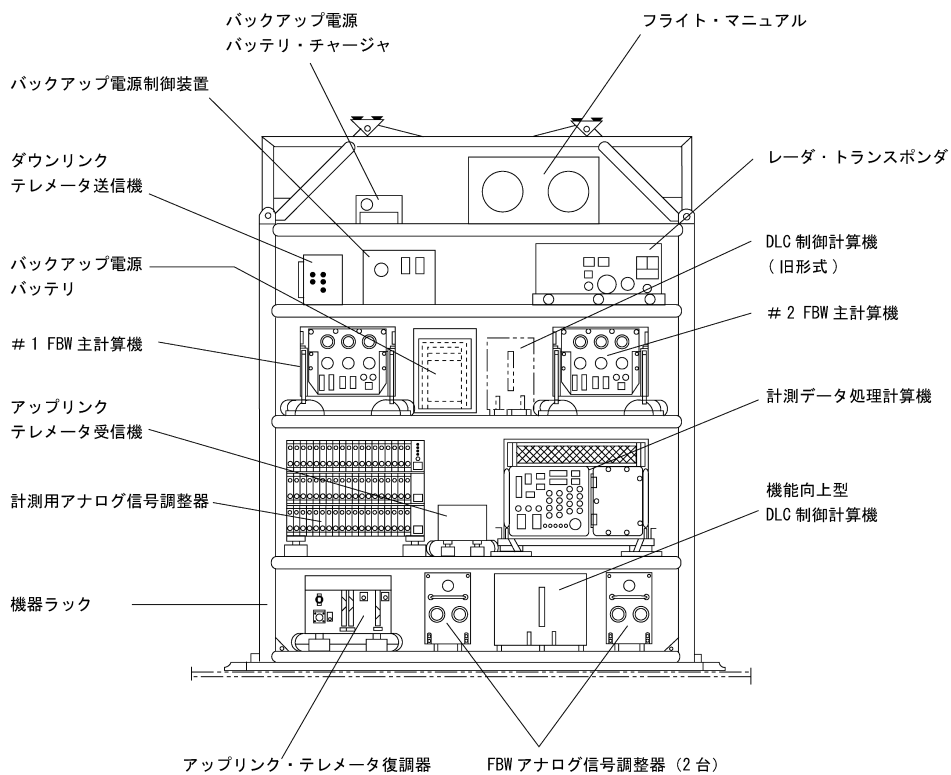


図 3-4-10 機器ラック

取り付ける必要があると考え、GAIA の追加搭載（2002 年 9 月）に併せて、IMU をキャビン最後部の座席レールに直接固定したベースパネルに取り付ける方式に変更した（図 3-4-11）。GAIA は、IMU と同じ方式で、IMU の直

前に固定されている。セカンド・コックピット、セカンド・コックピット制御テーブルならびに誘導情報操作テーブルにおける機器配置を図 3-4-12 ～図 3-4-14 に示す。

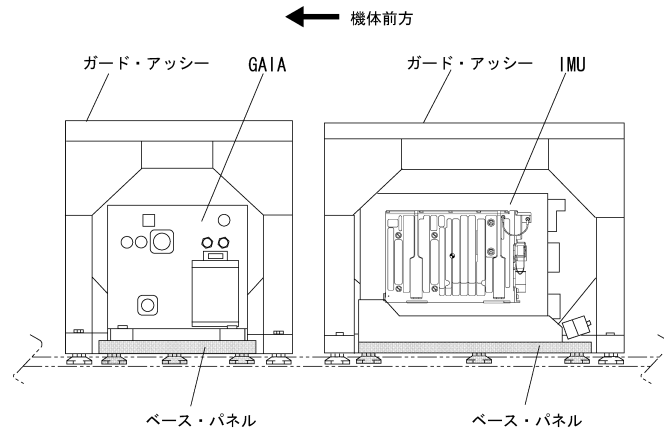


図 3-4-11 GAIA 及び IMU の搭載方法

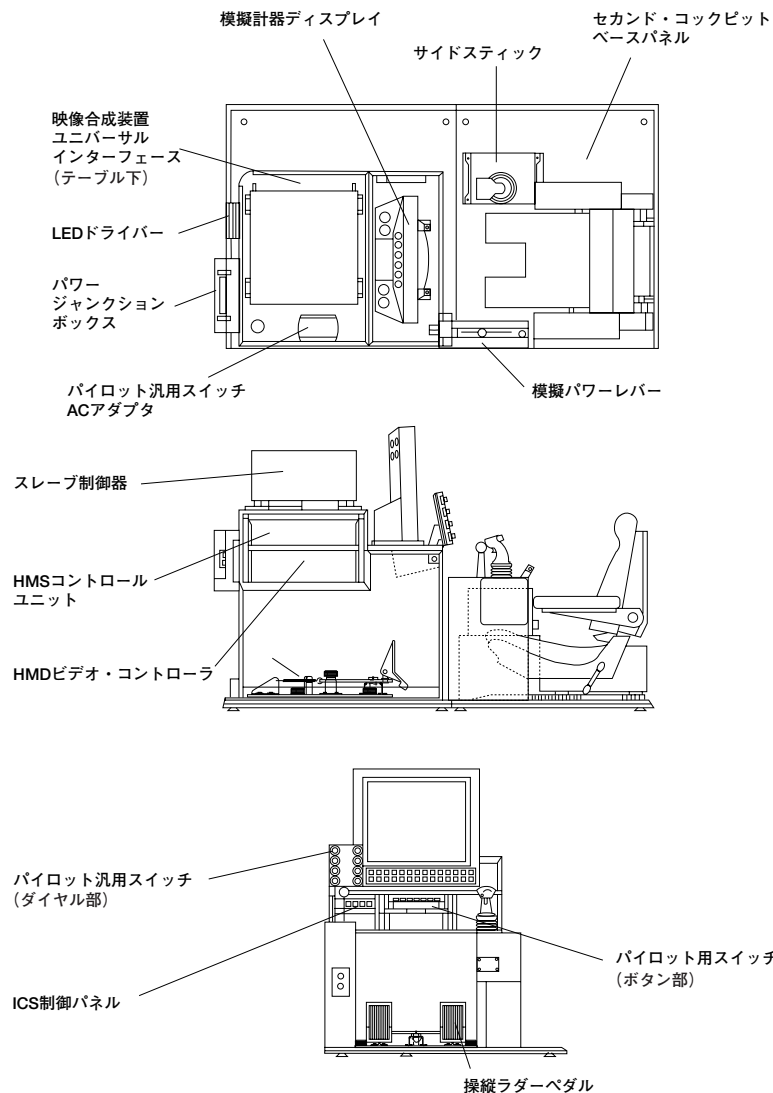


図 3-4-12 セカンド・コックピット

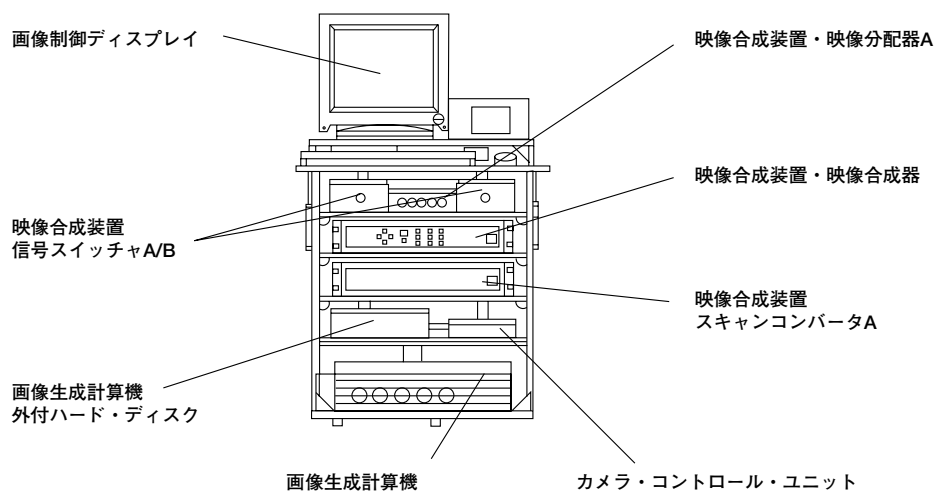
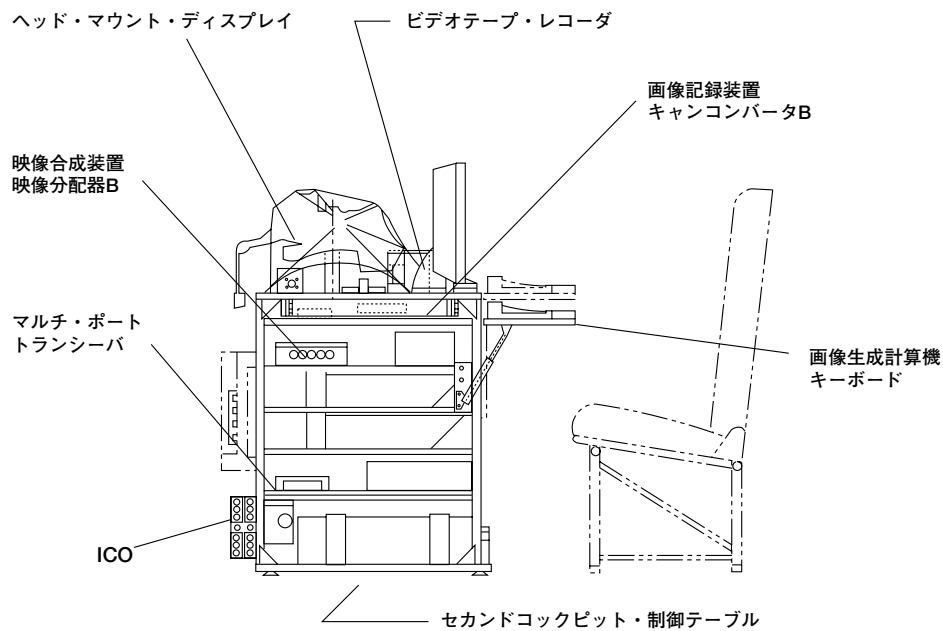


図 3-4-13 セカンド・コックピット制御テーブル

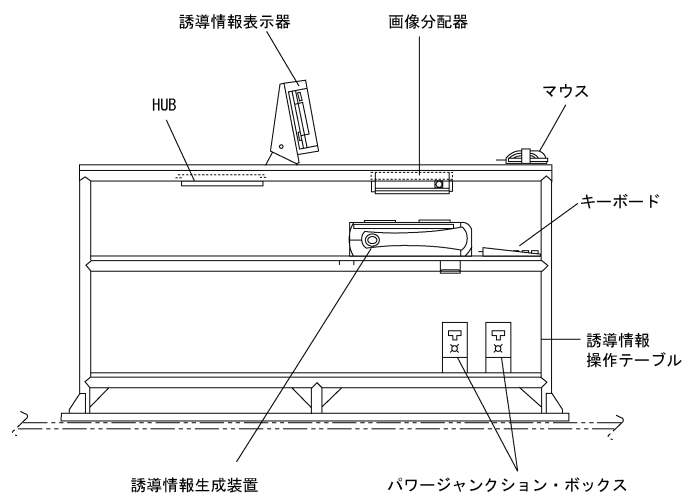


図 3-4-14 誘導情報操作テーブル

### 3.5 電源システム

母機の電源システム構成を図 3-5-1 に示す．MuPAL- $\alpha$  の実験システムに電源を供給する実験用電源システムは、母機の電源システムから独立したシステムとして設計されており、左右のエンジンが駆動する発電機（GEN LH 及び GEN RH）によって供給される電力を母機電源システムの BUS 1 及び BUS 2（何れも 28 VDC）を介して利用する．

MuPAL- $\alpha$  の実験用電源システムを図 3-5-2 に示す．実験用電源システムは 2 系統（CABIN No.1 PRI DC BUS 及び CABIN No. 2 PRI DC BUS）に分けられており、それぞれ母機電源システムの BUS 1 及び BUS 2（何れも 28 VDC）から最大 200 A または 150 A の電流供給を受けることができる．実験用電源システムの各系統に接続されている全ての DC BUS 及び AC BUS の許容容量を合計すると母機電源システムから供給される最大許容電流を超えるが、これは MuPAL- $\alpha$  の全ての飛行形態に対して実験用電源システムを共通としたためである．従って、飛行形態に応じて搭載されていない機器のサーキット・ブレーカを抜いたり、使用しない電源 BUS のスイッチを切ることによって、実際に使用する電流が許容値を超えないように管理する必要がある．なお、各飛行形態に対して規定されている搭載機器（3.4 節参照）については、全てを同時に使用しても母機電源システムから供給される最大許容電流を超えることはない．

母機電源システムから実験用電源システムへの電源供給を制御する SPECIAL POWER スイッチは、母機コックピットのセンタペダスタルに取り付けられた MuPAL 電源スイッチ（図 3-4-7 参照）の一つであり、緊急時にはパイ

ロットが直ちに実験用電源システムへの電源供給を停止することができる．また、エンジン片発停止または発電機 1 台故障によって母機の電力供給容量が低下した場合には、実験用電源システムの No. 1 系統の AC BUS ならびに No. 2 系統の全ての BUS に対する電源供給が自動的に停止される．この場合、FBW システムは自動的にデイスエンゲージされ、DLC フラップはその場で電磁ブレーキにより固定される．空力 3 舵ならびにエンジン・パワーレバーは FBW システムの自動デイスエンゲージによって安全パイロットによる操作が可能となるので問題ない．しかし、DLC フラップを使用していた場合は、DLC フラップをリセット位置に戻さなければならない．そこで、DLC 制御計算機の # 1 系統、全ての DLC アクチュエータならびに DLC 制御スイッチを実験用電源システムの No. 1 DC BUS に接続し、母機の電力供給容量が低下した後も DLC フラップをリセットすることができる設計とした．

一方、通常の運用においても、各エンジンの始動時における数十秒間の電圧低下ならびに地上電源車から機上発電機への電源切り替え時における数秒間の電流遮断が発生する．このため、実験システムは、原則として機上発電機への電源切り替え後に起動する．しかし、IMU ならびに GAIA はエンジンによる機体振動がない状態でアライメントすることが望ましい．また、計測データ処理計算機は起動に約 3 分を要するので、エンジン始動前に起動しておくことが望ましい．そこで、これらの装置と IMU のアライメントに必要な FBW システム・コントローラに対して、バッテリーによるバックアップ電源システムを新たに開発して搭載した．エンジン始動及び電源切り替え時に放電したバッテリーは飛行中に再充電されるので、

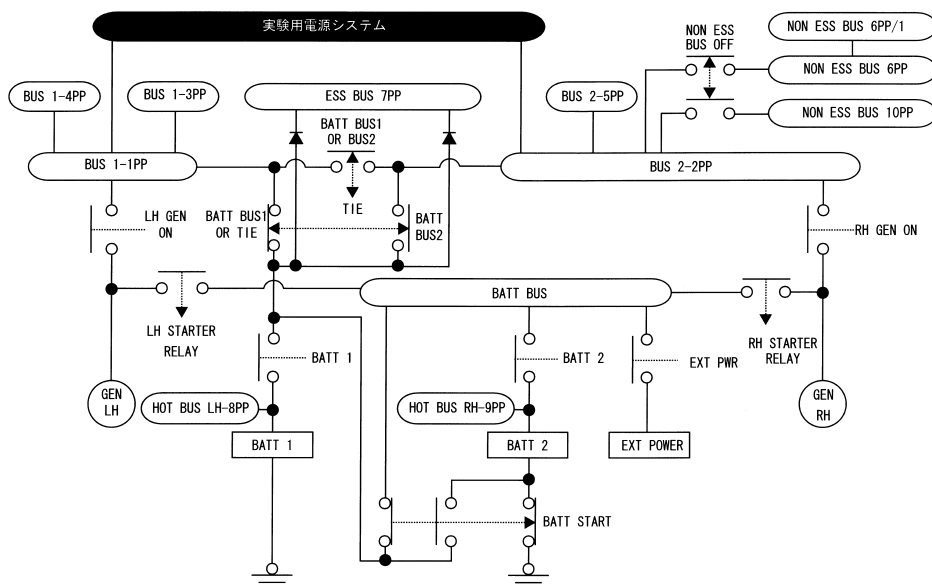


図 3-5-1 母機の電源システム構成

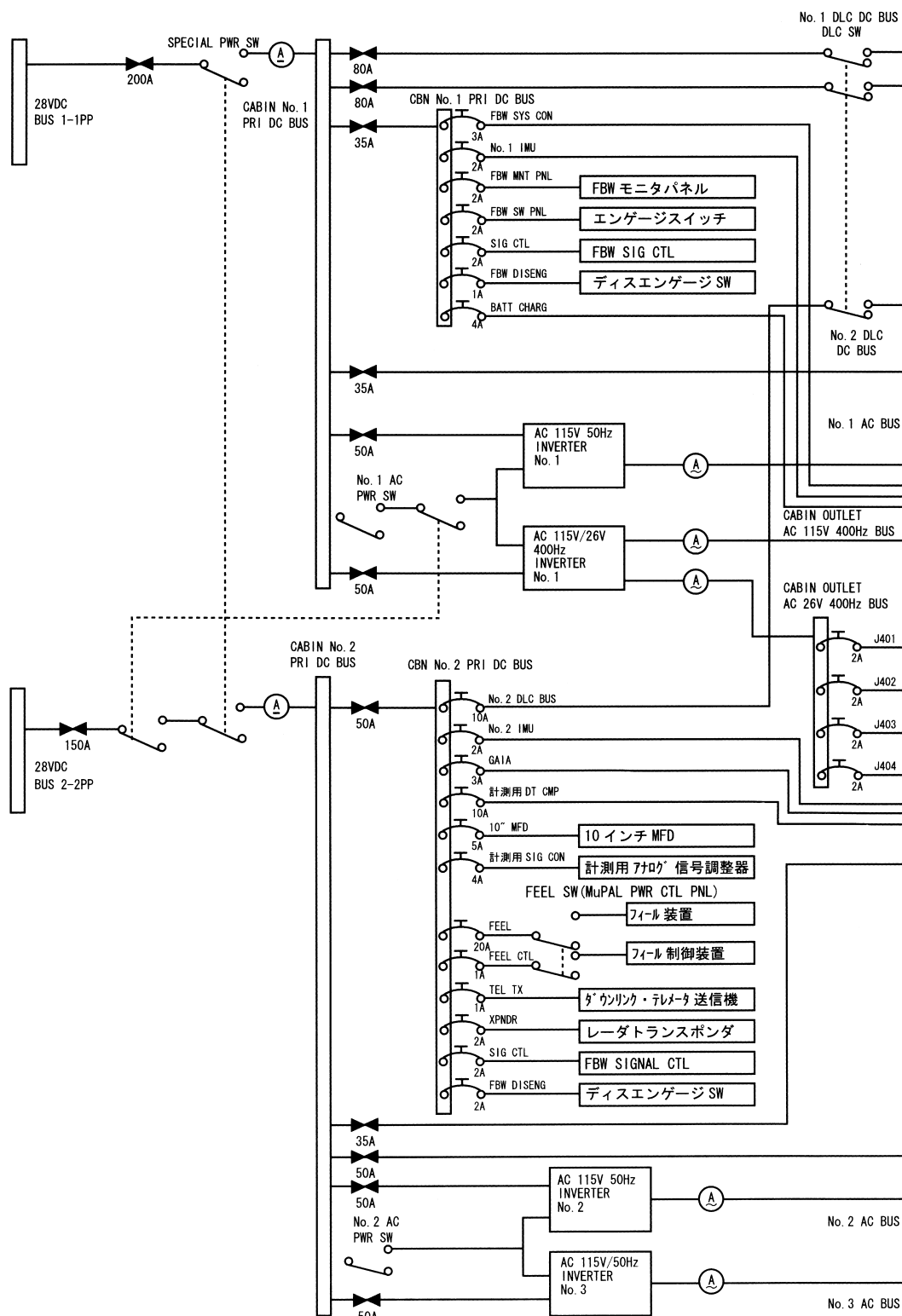
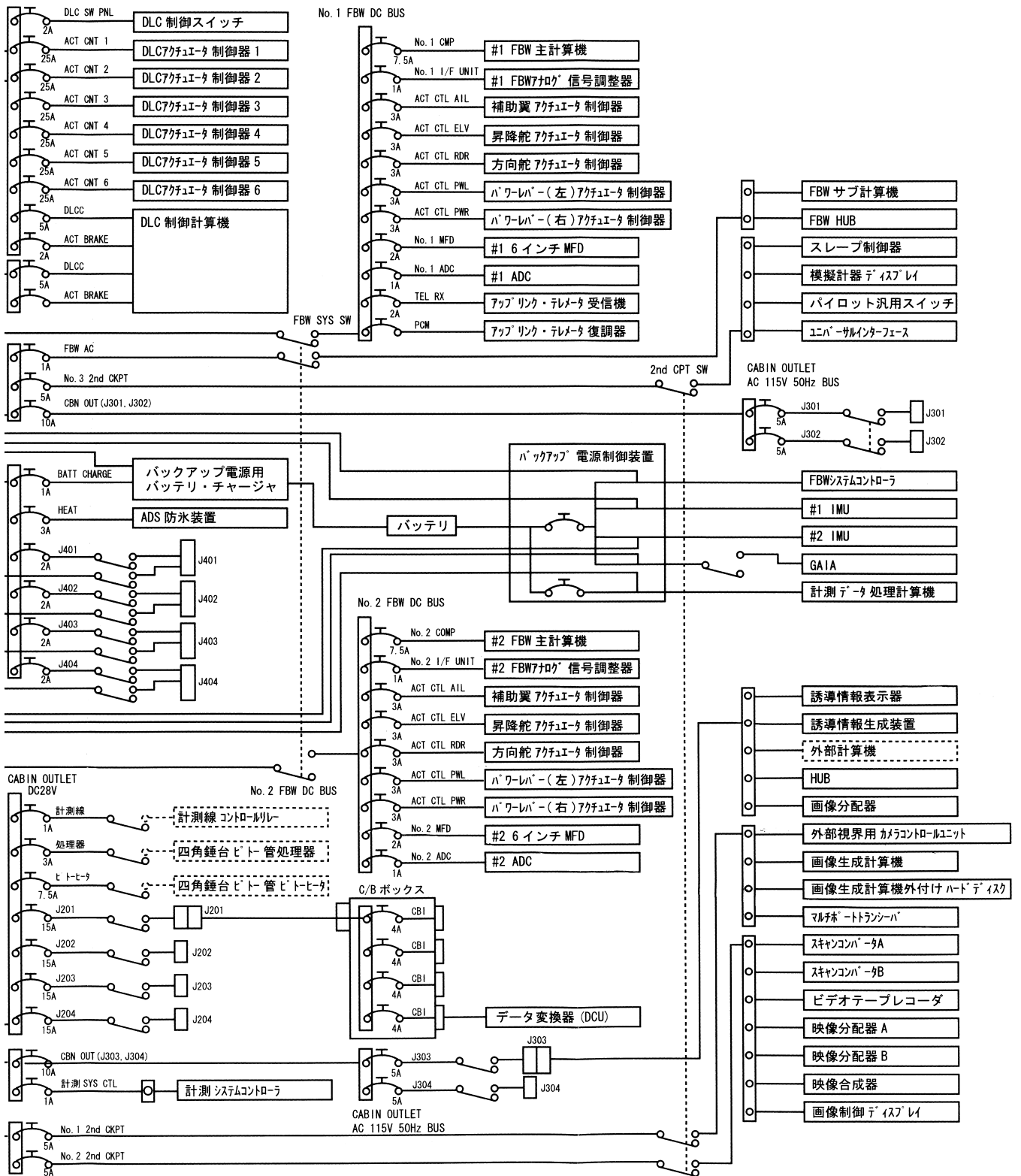


図 3-5-2 実験用電源システムの構成

飛行中に母機電源システムからの電源供給が停止した場合にも、バックアップ電源システムから計測データ処理計算機に電源を供給しながらデータ記録の終了処理を行い、記録した実験データを保護することができる。この

場合、IMU/FEEL 制御パネル上のスイッチ（図 3-4-8 参照）を切って IMU ならびに GAIA への電源バックアップを中止することによって、計測データ処理計算機を約 10 分間作動させることができる。計測システム・コントローラ



の電源は内蔵バッテリーによってバックアップされている。

#### 4. 耐空性の証明

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は MuPAL- $\alpha$  の設計要求の一つであり、MuPAL- $\alpha$  が有する全ての飛行形態（3.2 節参照）及び全て

の飛行モード（3.3節参照）に対して耐空証明を取得した。当初、全ての飛行形態について耐空類別 X 類（特殊航空機）としての耐空証明取得を目指す方針としたが、耐空性基準に対する適合性審査を受検する過程において再検討した結果、最終的に耐空類別 N 類または X 類の耐空証明を取得した。本章では、MuPAL- $\alpha$  における耐空性の審査体制、適用された基準ならびに証明方針について説明した後、実験用航空機として汎用性と耐空性を両立させるために工夫した点を中心に、耐空性の証明方法について述べる。

#### 4.1 審査体制及び適用基準

MuPAL- $\alpha$  への改修について耐空証明を取得するため、運輸省（現在は国土交通省）東京航空局に修理改造検査の受検を申請した。

まず、東京航空局に対して MuPAL- $\alpha$  への改修内容、安全性を確保するための方策、MuPAL- $\alpha$  としての運用計画等について申請者側の計画ならびに考え方を説明した。他の耐空類別と異なり、X 類は具体的な耐空性基準が規定されておらず、個々の機体に対して適用すべき耐空性基準を決めなければならない。そこで、母機の耐空類別である N 類の耐空性基準を基本とし、N 類の耐空性基準を適用できない部分についてのみ新たに基準を定めるという案（N 類相当の X 類）を東京航空局に提案し、了承を得た。その後、旅客機等の運航に用いられている一般的な FBW システムとは異なり、飛行制御則プログラムを実験目的に合わせて変更できるという特徴を持つ MuPAL- $\alpha$  の実験用 FBW システムに対して、東京航空局が特別の耐空性基準を定めた。同基準は、N 類の航空機の自動操縦装置に対する基準等を参考にして新たに定められた基準で、MuPAL- $\alpha$  の FBW システムをエンゲージ中は何時でも、安全パイロットが迅速かつ確実にデイスエンゲージできること、ならびに人力によりオーバーライドできることを要求していることが特徴の一つである。

耐空性基準の各項目に対する具体的な審査は、調布飛行場駐在の航空機検査長ならびに 5 名の航空機検査官によって実施された。審査項目が多岐にわたるため、図 4-1-1 に示すような分科会形式（構造、空力、操縦及び電気の 4 分科会）が採用された。各分科会は担当検査官に対して、航技研（機体改修及び機器搭載作業の発注者）ならびに川崎重工工業株式会社（同作業の主契約者、以下、川崎重工）及び株式会社ジャムコ（同作業における川崎重工の下請け会社、以下、ジャムコ）の担当者（原則として各 1 名）が耐空性基準への適合性を説明する形式で行われた。全体会には、航空機検査長ならびに全ての航空機検査官を始め、関係者全員が参加し、MuPAL- $\alpha$  全体に係わる項目の審査が行われた。

#### 4.2 証明方針

MuPAL- $\alpha$  に搭載する実験システムは、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、実験システム単独で母機とほぼ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使用を中止して帰投すればよい。また、実験の遂行に支障がない範囲で運用制限を課されても問題はない。さらに、MuPAL- $\alpha$  の母機である Do228-202 型機は、その機械式操縦システムを含めて、N 類の航空機としての耐空証明を有している。

そこで、MuPAL- $\alpha$  の実験システムは、正常時に母機の安全性に悪影響を与えないことは勿論、故障が発生した場合でも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ように設計すると共に、安全パイロットが何時でも確実に母機の機械式操縦システムで操縦を引き継ぐことができるシステムならびに操作手順を構築することにより、母機とほぼ同等の耐空性を確保できることを証明する方針とし、必要に応じて限界事項（表 3-3-1）を設けることとした。

各飛行形態に対する耐空性の証明方針は次の通りである。

##### (1) 母機形態

母機形態では左右何れの操縦席も母機と同じ飛行計器及び機械式操縦システムを使用するので、母機と同じ N 類として耐空性を証明することとした。

母機と異なる点は、FBW アクチュエータが母機の各機械式操縦システムに併設されていることである。しかし、FBW アクチュエータには電源が供給されないため、内蔵されている電磁クラッチ（図 3-1-3 参照）は常に開放状態にある。従って、電磁クラッチより下流にあり、常に母

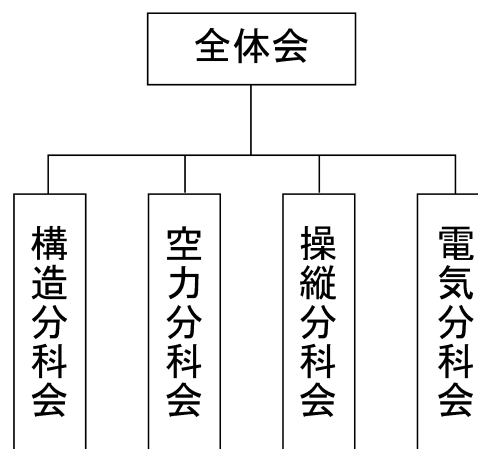


図 4-1-1 MuPAL- $\alpha$  に対する耐空性審査体制

機操縦システムに結合されている機構が母機と同等の信頼性（固着等の故障確率が $10^{-9}$ 以下）を有し、母機操縦システムに悪影響を与えないことを証明した。

また、母機形態において実験システムとして搭載可能なデータ収集システムやセンサについても、電磁干渉等、母機の飛行計器や航法・通信システムに悪影響を与えないことを確認した。

## (2) FBW 形態

FBW 形態において、左席で機械式操縦システムを使用する母機モードはN類、右席またはセカンド・コックピットでFBWシステムを使用するFBWモードはX類として耐空性を証明する方針とした。

母機モードについては、母機形態と同じ方針で証明した。

FBWモードについては、FBW及びセカンド・コックピットの各システムが適切に機能すること及び母機に対して悪影響を与えないことに加えて、MuPAL- $\alpha$ の実験用FBWシステムの適合性審査に当たって東京航空局が特別に定めた基準（4.1節参照）に適合することを証明した。同基準は、MuPAL- $\alpha$ のFBWシステムをエンゲージ中は何時でも、安全パイロットが迅速かつ確実にデイスエンゲージできること、ならびに人力によりオーバーライドできることを要求している。そこで、安全パイロットがホイールに取付けられたデイスエンゲージ・スイッチを押すことによって、直ちにFBWシステムを切り離し、母機操縦システムで操縦を引き継ぐことができることを証明した。さらに、通常のデイスエンゲージができない場合や電磁クラッチ下流のギアの固着に備えて、機械式の非常切離し装置、スリップクラッチ及びシアピンを装備すると共に、これらを有効に活用するための非常操作手順を設定し、デイスエンゲージ機構が作動しない場合でも確実に母機操縦システムで操縦を引き継ぐことができることを証明した。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、母機とはほぼ同等の安全性を確保した。また、FBWシステムの故障またはFBW運用範囲の逸脱（4.3.2節参照）に対しては、警報や自動デイスエンゲージ機能を設け、安全パイロットの操作によって母機の運用限界内で安全に回復できることを証明した。

ところで、セカンド・コックピット使用時は、安全パイロットが評価パイロットの様子を直接知ることができない。このため、ディスプレイ装置の故障等によって評価パイロットが操縦を継続できなくなった場合、評価パイロットが安全パイロットに対して確実にデイスエンゲージ要求を伝えることができるよう、通常の機内通話装置を利用する手順に加えて、VHF無線装置を利用する手順を設定した。

## (3) DLC 形態

DLC形態では、全飛行モードに対しX類として耐空性を証明する方針とした。

DLCフラップを使用しない場合（母機モード及びFBWモード）においては、DLCフラップは母機と同じ翼型が保たれる位置（リセット位置）で固定されている。従って、DLCシステムが母機ならびにFBWシステムに対して悪影響を与えないことに加えて、DLCフラップ搭載状態でも空力特性が母機とほぼ同じであることを証明した。

DLCモードについては、まず、FBW、DLC及びセカンド・コックピットの各システムが適切に機能すること及び母機に対して悪影響を与えないことを証明した。次に、MuPAL- $\alpha$ の実験用FBWシステムの適合性審査に当たって東京航空局が特別に定めた基準（4.1節参照）の適用を考慮した。しかし、FBWシステムとは異なり、DLCシステムは新たに追加された舵面を駆動するためのものであり、デイスエンゲージや舵面に対するオーバーライドを行うことはできない。そこで、同基準を、DLCフラップを駆動中は何時でもDLCフラップの動きを迅速かつ確実に止めることができること、ならびに、左右非対称を含め、如何なる位置でDLCフラップが止まっても安全パイロットが人力により操縦できることと解釈して、適合性を証明することとした。この方針に従って、FBWシステムのデイスエンゲージと同時にDLCフラップがその場で停止することを証明した。さらに、FBWまたはDLCシステムの故障ならびにFBW運用範囲の逸脱に対しては、警報及びFBWシステムの自動デイスエンゲージ機能が適正に働くと同時にDLCフラップがその場で停止し、安全パイロットの操作によって母機運用限界内で安全に回復できることを証明した。さらに、最もクリティカルな故障（4.3.5節参照）として、外側DLCフラップ1枚を最大舵角で模擬固着させ、安全に飛行を続けて着陸できることを証明した。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、搭乗員の安全に大きな影響を与えない程度の故障（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。

ところで、DLCシステムを使用する実験の開始前にはDLCフラップ単独での作動確認ならびにプリセット、実験終了後にはDLCフラップのリセットを行う必要がある。これらは、母機モードにおいてDLCフラップを単独で作動させるもので、センタペデスタルに取り付けられたDLC制御スイッチ（図3-4-7参照）によって安全パイロットまたは評価パイロットが実施する。これらの操作に対しては、DLCフラップの動作による空気力の変化によって生じる機体運動を、安全パイロットが安全を損なうことなく抑えることができることを証明した。



### 4.3 証明方法

耐空性基準に対する適合性を証明する方法として、同等の耐空性基準に対する適合性が証明された既存品との類似性、設計図面、技術解析、地上試験、飛行試験ならびに飛行規程への記述という方法の中から、各項目に対して最適な証明方法を選択した。なお、安全性に関する技術検討においては、航技研が実施した風洞試験<sup>9)</sup>ならびに飛行シミュレーション試験<sup>10),11)</sup>の結果も用いた。

本節では、MuPAL- $\alpha$ に要求された実験用航空機としての汎用性を実現しつつ、耐空性基準に適合させるために工夫した点について述べた後、耐空性基準に対する適合性を証明するために実施した地上試験及び飛行試験の概要について述べる。

#### 4.3.1 FBW システムの冗長性と故障処理

旅客機等の運航に用いられている FBW システムでは、故障が発生した場合でも故障システムを確実に判定して切り離すことによって FBW システムによる飛行を継続することができるように、3重系以上の冗長性を持たせることが一般的である。しかし、MuPAL- $\alpha$ の場合、様々な実験装置や操作員を搭載するための重量余裕を確保する必要があり、FBW システムの多重化による重量増加は最小限に抑えることが望ましい。また、MuPAL- $\alpha$ の FBW システムは実験用であるので、故障が発生した場合には実験システムの使用を中止して帰投すればよく、FBW システムによる飛行を続ける必要は無い。従って、安全性に係わると考えられる故障を確実に検出できることを目指して、MuPAL- $\alpha$ の FBW システムは主要部分のみを2重系とした(図3-1-2参照)。また、セカンド・コックピットにおいても、FBW 主計算機に直接コマンドを伝える各操縦装置の操作量センサ及びディスプレイ・スイッチは2重系とした。

2重系の場合、システム間のデータ比較によって故障システムを判別することはできない。そこで、故障システムの判別率を高めるため、各装置にできる限り自己故障診断機能を持たせた(図3-1-3参照)。FBW 主計算機は2系統のセンサ出力を比較し、その差がしきい値を超えた場合にも故障と判定する。MuPAL- $\alpha$ では、研究者が飛行制御プログラムを自由に設計することができるので、センサ出力のシステム間誤差が舵角等のコマンドにどの程度の差をもたらすかを予め推定することは困難である。このため、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演算に用い、同一のコマンドを出力するようにした。また、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 主計算機が異なるコマンドを出力した場合でも2組のコイルがフォース・ファイトを起こし、アクチュエータの急激な暴走を防止できる。

FBW システムにおける故障処理の流れを図4-3-1に示

す。センサの自己故障診断で故障システムを判別できた場合、両方の FBW 主計算機は正常なシステムのセンサ出力を用いて飛行制御を続ける。故障システムを判別できない場合もしくは1重系部分(一部のセンサ、FBW サブ計算機等)が故障した場合には、FBW システムを自動的に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、電磁クラッチを解放する。なお、#1 FBW 主計算機が故障した場合も、1重系センサのデータの#2 FBW 主計算機への送信が中断するため、1重系部分の故障と見なされる。#2 FBW 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、故障システムのアクチュエータのモータ駆動電流を切り、正常なシステム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。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、故障システムを判別できた場合のみ FBW 及び DLC システムは正常なシステムの 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 システムが故障を検出した時点で、DLC システムが FBW システムの何れかの系統が故障したと判定し、DLC フラップをその場で停止させ、FBW 主計算機に通知する。その結果、FBW システムは自動的にディスエンゲージされる。

#### 4.3.2 自由なソフトウェア設計に対する耐空性の証明方法

MuPAL- $\alpha$ の FBW システムは、研究者が実験目的に合わせて飛行制御及び航法誘導プログラムを自由に設計でき、飛行実験中でも設計パラメータ等を変更できることが特徴である。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、研究者は飛行制御及び航法誘導演算を行う部分のみを変更できる構造とした。

さらに、設計した飛行制御及び航法誘導プログラムについて、飛行実験前にその機能及び安全性を十分確認することは当然であるが、プログラム・ミスや飛行実験中の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。このような自由度を持ったソフトウェアの内容を予め想定して耐空性基準への適合性を証明することは困難である。そこで、ディスエンゲージ後の回復操作を含めて、既に安全性が証明されている母機の運用限界を逸脱しないよう母機運用限界の内側に FBW システムの運用範囲(図4-3-2)を定め、それを超えた場合は警報と同時に、自動的に FBW システ

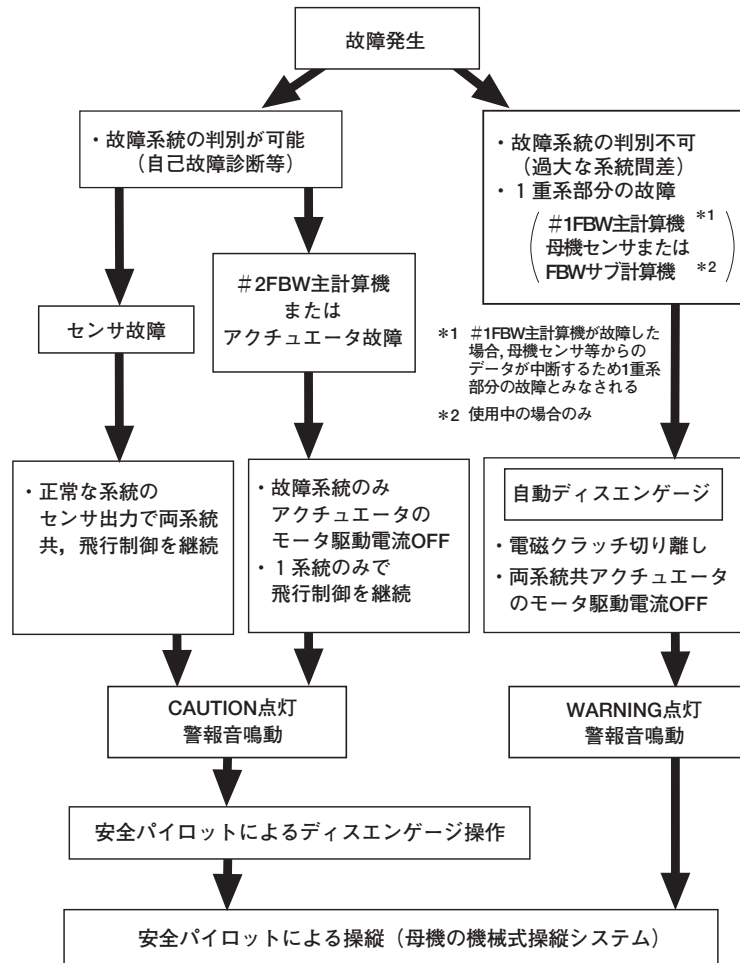


図4-3-1 FBWシステムにおける故障処理

ムがディスエンゲージされる機能を設けることによって耐空性基準への適合性を証明した。DLCシステムを使用していた場合は、FBWシステムの自動ディスエンゲージと同時にDLCフラップがその場で停止する。FBWシステムの運用範囲は、表3-3-2に示すように、計器対気速度、ピッチ角及びバンク角、飛行荷重倍数（上下方向加速度）に対して設定した。表3-3-2に示した運用範囲の限界値は、FBW及びDLC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し、飛行試験によってその妥当性を確認した<sup>12)</sup>。

また、MuPAL- $\alpha$ の右席及びセカンド・コックピットでは、母機と異なるモデル機の飛行状態を表示したり、トンネル型経路表示や統合計器表示等の評価を行うために、評価パイロットに対する飛行情報の表示内容や表示形式を変更する必要がある。そこで、母機の飛行状態が表示される標準の表示形式を定めてFBWモードでの使用に必要な条件を満たすことを証明し、評価パイロットが何時でもその表示に切り替えることができる設計とした。ま

た、如何なる表示形式を用いる場合でも、必要最小限の情報（姿勢、方向、高度、対気速度）は必ず表示し、必要に応じて、昇降率、旋回、秒刻み時計を表示することとした。

#### 4.3.3 スリップクラッチと非常切り離し装置

MuPAL- $\alpha$ の設計においては、母機が持つ運動能力を最大限に利用することを目指して、FBWシステムによる空力3舵に対する最大操舵力を、N類に対する耐空性審査要

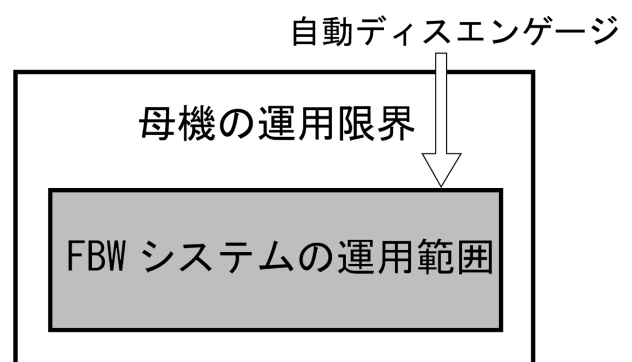


図4-3-2 FBWシステムの運用範囲の概念

領に規定されているパイロットによる最大操縦力にできる限り近づけることとした。従って、MuPAL- $\alpha$ の空力3舵用アクチュエータの最大出力トルクは、同じクラスの旅客機等で用いられている通常の自動操縦装置用アクチュエータよりもはるかに大きい値に設定された。このため、デイスエンゲージ・スイッチやアクチュエータ等の故障対策として通常の自動操縦装置で使用されることが多いスリップクラッチの採用を検討したが、大きなアクチュエータ出力トルクでも滑らないスリップクラッチを限られた大きさで製作することは困難であり、例え開発に成功しても、それを滑らせながら長時間操縦することは困難であるとされた。そこで、MuPAL- $\alpha$ 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(図3-1-3参照)。図4-3-3に示すように、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個のドラムが噛み合っているが、安全パイロット席に設けられた非常切離しレバー(図3-4-6参照)を引くと、バネの力で2個のドラムの間に隙間ができ、母機操縦システム側のドラムは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。また、非常切離し装置を構成する2個のドラムの直径比は舵面毎に異なっており、アクチュエータから各舵面に対するギア比を適当な値に設定する役割も担っている。一方、パワーレバー用アクチュエータは最大出力トルクが小さく、エンジン・パワーレバーは空力3舵と比べて細かな操作を必要としないので、アクチュエータ内部にスリップクラッチが組み込まれた。

さらに、非常切離しレバーを引く余裕がない場合でも、安全パイロットが一定値以上の力を加えればFBWシステムが切り離されるように、昇降舵と補助翼系統にはシアピンが組み込まれた。シアピンが切れた後、安全パイロットによる操縦力は母機と同じとなり、容易にオーバーライドを行うことができる。その反面、シアピンが切れた瞬間に突然操縦桿が軽くなるため、操作量が過大となって大きな過渡応答を引き起こす可能性もある。方向舵については、機構の構造上シアピンを装備することができなかったため、方向舵の最大暴走に対しても、非常切離しレバーを引くまで残りの2舵によって安全に飛行できることを技術解析で証明した。

その後MuPAL- $\alpha$ の運用を続ける中で、将来できる限り地面近くまでの着陸進入を試みることを視野に入れ、非常時に安全パイロットが操縦桿から手を離すことなく瞬時に対応でき、操縦力の急変に起因する過大な操作を防止することができるスリップクラッチを空力3舵用アクチュエータにも採用することの必要性を再度検討した。その結果、長時間の操縦は困難であっても、差し迫った

危険をとっさに回避して次の安全対策を講じる余裕を得るという意味で、スリップクラッチは有効であると考えられた。また、空力3舵用アクチュエータの出力プーリーの厚みを僅かに増加させることでスリップクラッチの組み込みが可能であるとの設計案も出された。これらを受けて、2002年3月に空力3舵用アクチュエータにもスリップクラッチが追加装備された。

スリップクラッチは、FBWアクチュエータの動作によって滑ってはならない。一方、スリップクラッチを滑らせるために必要な安全パイロットによる操縦力は耐空性審査要領に規定されている最大操縦力を超えてはならない。また、スリップクラッチが滑る前に昇降舵と補助翼系統に組み込まれているシアピンが切れてはならない。これらの条件を勘案した結果、スリップクラッチのスリップ・トルクはアクチュエータによる最大操縦力に対して30%(方向舵のみ25%)の余裕を持った値とした。但し、方向舵については、片発故障を想定した偏揺れモーメントの模擬能力を高めるためアクチュエータによる最大操縦力を耐空性審査要領に規定されている最大操縦力と同じ値に設定したため、スリップクラッチ追加に際してアクチュエータの最大トルクを引き下げた。

なお、機械式の非常切離し装置及びシアピンは、母機

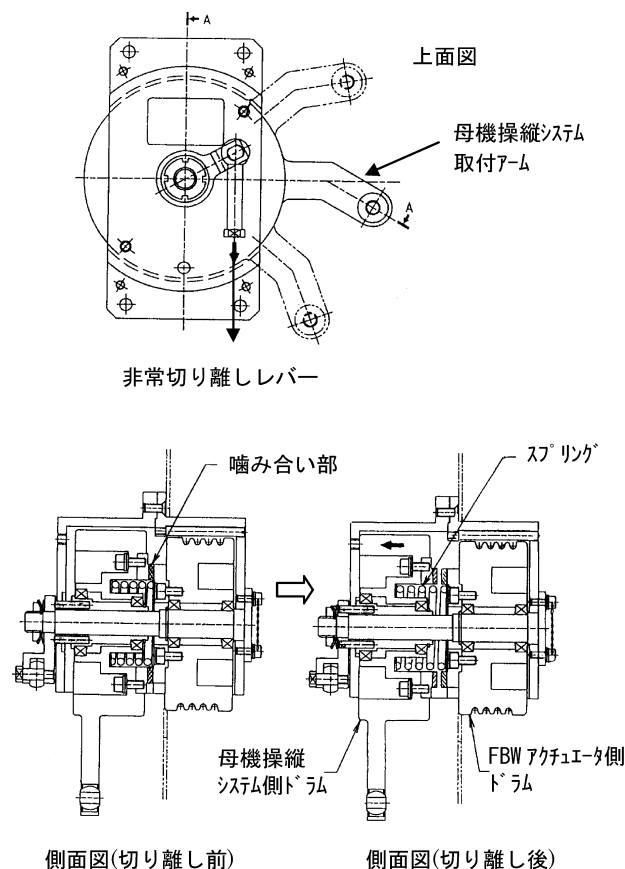


図4-3-3 非常切り離し装置（補助翼用）

モードにおいて電磁クラッチ下流の機構が万一固着した場合に母機操縦システムと切り離すために利用することもできる。

#### 4.3.4 FBW モードにおける非常操作手順

安全パイロットが何時でも確実に母機の機械式操縦システムで操縦を引き継ぐことを可能とするためのシステム設計を MuPAL- $\alpha$  の運用に適切に反映するため、各飛行形態に対する通常操作手順及び非常操作手順を飛行規程に定めた。FBW モードにおける非常操作手順を図 4-3-4 に示す。DLC モードにおける非常操作手順も母機モードに戻った後で DLC フラップをリセット位置に戻す。

安全パイロットは、FBW モードでの飛行中、何時でもスムーズに操縦を引き継ぐことができるよう、実際の舵面等の動きに対応してバックドライブされる左席操縦装置の動きと母機の運動を常に監視している。FBW システム運用範囲（表 3-3-2 参照）の逸脱または 2 系統故障（故障系統を判別できない場合を含む）の場合は、FBW システムは自動的にディエンゲージされる。1 系統故障（故障系統を判別できた場合）の他、母機故障ならびに安全パイロットが異常と判断した場合は、安全パイロットがディエンゲージ・スイッチを押す（手動ディエンゲージ）。何れの場合も、アクチュエータ内の電磁クラッチが離れると同時に、アクチュエータのモータ駆動電流が切れる。故障により電磁クラッチが離れなかった場合でも、モータ駆動電流が OFF になっていればアクチュエータのバックドライブ・フォースは小さいので、機械式操縦システムによる操縦（母機モード）が可能となる。ディエンゲージ機能が正常に働き、母機モードに移行できた時点で非常操作手順は終了し、通常の操作に戻る。なお、電磁クラッチの作動状況は計器盤中央の FBW モニタパネル（図 3-4-6 参照）に表示されるので、電磁クラッチが離れなかった場合は非常切り離しレバーを引くことによって FBW システムを切り離すことができる。

一方、ディエンゲージ操作または自動ディエンゲージの作動にもかかわらず、安全パイロットによる操縦ができない或いは操縦力が過大である等、正常な母機モードに移行できない場合であっても、まず機体姿勢の立て直しや沈下率の抑制等、必要に応じて適切な回復操作を試みる。この際、必要であれば、スリッパークラッチを利用したオーバーライド操作やシアピンの切断による FBW システムの切り離しを行う。その後の操作手順は、回復操作の緊急性の有無によって分かれる。更なる回復操作を緊急に行わなければならない場合は、非常切り離しレバーを引く前に、瞬時に実行できる操作として FBW システムの電源スイッチを切る。この操作によって、ディエンゲージ・スイッチや FBW 主計算機のコマンドに

依ることなく、アクチュエータ内の電磁クラッチが離れると同時にアクチュエータのモータ駆動電流が切れる。何れの場合も、最終的には非常切り離しレバーを引くことによって FBW システムを切り離す。

#### 4.3.5 DLC システムの故障検出と故障処理

DLC システムでは、DLC 制御計算機、舵角センサ及び DLC フラップを固定する電磁ブレーキを 2 重系とすることで故障検出率を高めた。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 フラップ相互の舵角差を監視し、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。

DLC アクチュエータは 1 重系であるが、DLC フラップを 6 枚に分割し、それぞれを独立したアクチュエータで制御する方式とした。各アクチュエータは故障確率を  $10^{-5}$  以下とするように設計されているので、同時に複数の DLC フラップが固着等の故障を起こす確率は十分小さい。従って、母機に最もクリティカルな影響を与える場合として、外側 DLC フラップ 1 枚が最大舵角で固着した場合を考慮すればよい。

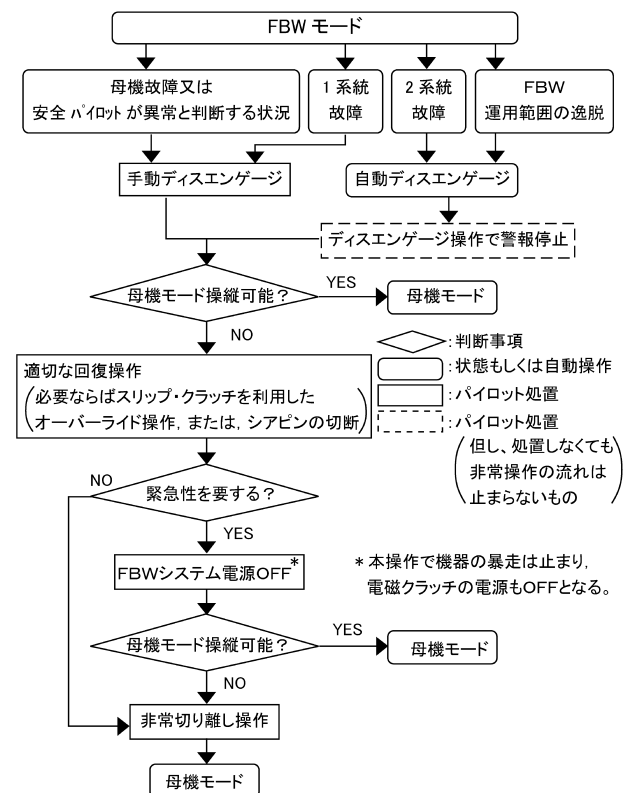


図 4-3-4 FBW モードにおける非常操作手順

#### 4.3.6 FBW システムに対する試験概要

MuPAL- $\alpha$  の FBW システムについて、耐空性基準に対する適合性を証明するために実施された地上試験及び飛行試験の概要を次に示す。機器単体での試験は、原則として各機器を設計製作した会社が実施した。また、システム全体での試験は、川崎重工、東京航空計器株式会社ならびにジャムコが実施した。

##### (1) 環境適合性及び電磁干渉試験

FBW システムの各機器は原則として RTCA (Requirements and Technical Concepts for Aviation Inc.) DO 160 C (温度、高度、振動、加速度等に対する環境適合性基準、JIS-W-0812 と同等) または MIL 基準 (電磁干渉に関する MIL-STD-461 C 等) に適合することを単体試験で証明した。FBW システム・コントローラについては、環境適合性及び電磁干渉について MIL 基準を満足することを仕様で保証している機種を選定した。

しかし、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機器を採用した FBW サブ計算機や誘導情報生成装置の構成機器は、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、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ことを飛行試験で証明した。

##### (2) 機能試験

FBW システムの各機器の機能試験は、単体試験、機体搭載前の接続試験、機体搭載後の接続試験、飛行試験の順序で進められた。MuPAL- $\alpha$  では研究者が飛行制御プログラムを自由に設計できるが、機能試験では、FBW システムの機能確認や母機特性での飛行実験で用いるための固定プログラム (母機と同じギア比でのダイレクト・リンク制御) を使用した。飛行試験では、FBW システムのエンゲージ及びディスエンゲージ時に有害な過渡応答が無いこと、固定プログラムによって母機とほぼ同等の操縦特性が得られること等を証明した。

##### (3) 模擬故障試験

故障検出機能を証明するため模擬故障試験を実施した。模擬故障は、(a) コネクタを切り離す、(b) サーキット・ブレーカを抜く、(c) 2 重系センサの一方の系統に故障模擬信号を入力する、という 3 種類の方法で発生させた。

地上試験では、FBW システムをエンゲージした状態でこれらの模擬故障を発生させ、故障が検出されて安全パイロットに対して警報が示されること、また必要に応じて作動系統の切り替えや自動ディスエンゲージ等、所定の故障処理が実行されることを証明した。

飛行試験では、FBW システムをエンゲージし、評価パイロットが操縦している状態で、サーキット・ブレーカを抜いて故障を模擬する試験を行った。その結果、故障

が検出されてパイロットに対して警報が示され、安全パイロットがディスエンゲージ操作を行うことによって迅速に操縦を引継ぐことができることを証明した。また、必要に応じて自動ディスエンゲージ機能が作動し、安全パイロットが直ちに操縦を引継ぐことができることを証明した。さらに、FBW システムによる故障処理 (図 4-3-1 参照) またはディスエンゲージによって過度の過渡応答が発生しないことを証明した。

##### (4) 非常切離し装置作動試験

FBW システムをエンゲージした状態で非常切り離しレバーを引くことによって、機械式非常切離し装置が正常に作動し、アクチュエータと母機操縦システムが切離されることを、地上試験及び飛行試験において証明した。試験では、FBW システムをエンゲージして舵面をアクチュエータで保持し、さらに安全パイロットが操縦桿に力をかけることによって母機操縦システムに負荷が掛かった状態での切離しを行い、母機操縦システムと FBW アクチュエータの間でフォースファイトがある状態でも切離しが可能であることを証明した。

##### (5) スリップクラッチによるオーバーライド試験

安全パイロットが設定スリップ・トルクに相当する力を加えることによってクラッチが滑り、オーバーライドできることを地上試験及び飛行試験において証明した。機械式非常切り離し装置が装備されていないパワーレバーについては、スリップクラッチを滑らせながら巡航、降下、進入及び着陸までの操作を上空において模擬的に実施し、各飛行フェーズにおいてエンジン推力を適切に制御できることを証明した。

##### (6) シアピン破断試験

まず、シアピンとシアピンが取り付けられている金具のみで破断試験を行い、破断に至る荷重が想定した範囲に入っていること及びシアピンが 2 つの部分にきれいに分断され、操縦系統の固着の原因となり得るような切り屑等が発生しないことを証明した。この際、シアピンの破断を繰り返すことによってエルロン用シアピン取付け部の形状が僅かに変形し、シアピンを破断させるために必要な荷重が増加する傾向が見られた。このため、シアピンが 2 回切れた時点で、補助翼アイドラー・アーム (シアピンが取り付けられている金具) も新品と交換することとした。

その後、機体に搭載した状態での地上試験及び飛行試験で、FBW システムをエンゲージして舵面をアクチュエータで保持しながら、安全パイロット席の操縦桿に力をかけ、シアピンが破断することを確認した。

##### (7) FBW システム運用範囲逸脱による自動ディスエンゲージ試験

FBW システム運用範囲から逸脱した場合の自動ディス

エンゲージ機能については、規定された条件で自動ディスエンゲージ機能が作動することを模擬センサ信号による地上試験で証明した後、飛行試験において、自動ディスエンゲージ機能の適正な作動ならびに安全パイロットによる機体回復操作に支障が無いことを証明し、回復操作に伴う高度損失を確認した。図4-3-5にロール運動に対する自動ディスエンゲージの飛行試験例を示す。バンク角約40度、ロール角速度約30度/秒において自動ディスエンゲージ機能が働き、安全パイロットによる回復操作の結果、バンク角が母機運用限界の60度を越えることなく回復していることが分かる。詳細については、参考文献(12)に述べられている。

#### 4.3.7 DLCシステムに対する試験概要

DLCシステムは、ドイツのフェアチャイルド・ドルニエ（Fairchild Dornier, 以下FD）社が設計製作ならびにDLCシステム単体の耐空性を証明する技術資料の作成を担当し、川崎重工がMuPAL- $\alpha$ への搭載ならびにMuPAL- $\alpha$ の実験システムとしての耐空性の証明を担当した。構成機器単体での試験は各機器を設計製作した会社（DLC制御計算機はドイツのAEE（Aircraft Electronic Engineering）社、アクチュエータ及びアクチュエータ制御器は米国のMPC（MPC Products）社）が実施し、DLCシステム単独での構造強度試験及び機能性能試験は、FD社の管理の下でAEE社が試験用リグを用いて実施した。ドイツで実施された試験の一部には航技研の研究者が立会った。MuPAL- $\alpha$ 搭載後の地上試験及び飛行試験は、川崎重工ならびにジャムコが実施した。

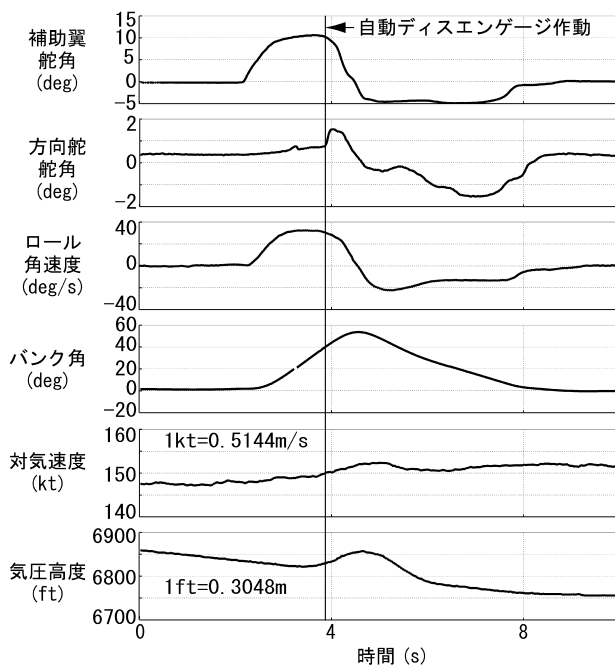


図4-3-5 FBW自動ディスエンゲージ機能の飛行試験例

MuPAL- $\alpha$ のDLCシステムについて、耐空性基準に対する適合性を証明するために実施された地上試験及び飛行試験の概要を次に示す。

#### (1) 環境適合性試験

DLCシステムの各機器はRTCA DO 160 C（環境ならびに電磁干渉に対する適合性基準）に適合することを単体試験または類似品の試験結果で証明した。DLC制御計算機がキャビン内に搭載されるのに対し、アクチュエータ及びアクチュエータ制御器は飛行中に外気にさらされる場所に搭載される。従って、それぞれの機器に対し、その使用環境に応じたカテゴリーの基準を適用した。

#### (2) DLCシステム単独での構造強度試験及び機能性能試験

DLCシステム単独での構造強度及び機能性能試験を実施するため、AEE社に試験用リグ（図4-3-6）が設置された。試験用リグは、左主翼用のDLCフラップ付きフラップを供試体とし、右主翼用DLCアクチュエータ及びアクチュエータ制御器各3台ならびにDLC制御計算機を接続したもので、DLCフラップ舵角や電磁ブレーキの作動状態等を計測するセンサ、設定運用速度とDLCフラップ舵角の変化に応じた空力負荷を動的に模擬するための油圧装置、FBW主計算機やDLC制御スイッチからのコマンドを模擬するパーソナルコンピュータ、模擬故障信号を発生する装置が付属している。空力負荷を模擬する油圧装置は面積が最も大きい内側DLCフラップのみに取り付けられた。

母フラップ（母機の着陸フラップの一部）、DLCフラップならびに駆動機構の構造強度については、FD社が荷重設定及び強度計算を行った後、想定される空力負荷を模擬した静荷重試験によって証明した。静荷重試験では1枚のフラップに取り付けられたDLCフラップ3枚全てに同時に荷重を掛ける必要があるため、鉛板で空力負荷を模擬した。



図4-3-6 DLCシステム試験用リグ

機能性能試験では、FBW 主計算機や DLC 制御スイッチを模擬したコマンドに対する DLC システムの作動状況を確認した後、DLC フラップに働く空力負荷を模擬しながら、想定される空力負荷に対して電磁ブレーキが十分な DLC フラップ保持能力を有すること、電磁ブレーキを UNLOCK 及び LOCK する際に過大な DLC フラップの過渡応答を生じないこと、舵角制御精度及び周波数応答特性が規定値を満足すること等を証明した。また、故障検出機能ならびに故障処理機能が適正に働くことも証明した。

### (3) 振動及びフラッタ試験

FD 社において有限要素法を用いた数値解析を実施し、運用限界を設定した。MuPAL- $\alpha$  への DLC システム搭載後、母フラップと DLC フラップを加振する地上試験を行い、その結果が FD 社の数値解析結果と一致することを証明した。また、飛行試験によってフラッタが発生しないことを証明した。

### (4) システム接続試験

MuPAL- $\alpha$  への DLC システム搭載後の地上試験で、FBW システムと DLC システムとの間のインターフェイスが問題なく機能し、FBW 主計算機及び DLC 制御スイッチからのコマンドに従って DLC システムが適正に作動すること、ならびに FBW システム構成機器や DLC 制御スイッチの灯火によって DLC システムの作動状況をモニターできることを証明した。

### (5) MuPAL- $\alpha$ 搭載後の性能試験

地上試験では、FBW 主計算機の舵角コマンドに対する DLC フラップ舵角の制御精度が規定値を満足することを証明した。

飛行試験では、まず、DLC フラップがリセット位置に固定されている場合の空力特性（離陸上昇性能や着陸性能）が母機とほぼ同じであることを証明した。次に、DLC フラップ使用時の失速速度はフラップ形態や DLC フラップ舵角に応じて 1.5 ～ 2.1 m/s (3 ～ 4 kt) 増減するが、概ね母機と同等の特性を有することを証明した。また、DLC フラップ 1 枚が何れの角度で固着した場合でも、母機と比べた失速特性の差はあまり認められないこと、ならびに失速から回復操作までの間の飛行性に問題はないことを証明した。

### (6) 模擬故障試験

MuPAL- $\alpha$  搭載後の模擬故障試験では、故障検出機能ならびに DLC フラップ 1 枚固着時の操縦性を確認した。模擬故障を実現するため、DLC 非対称試験用操作装置を製作して DLC 制御計算機とアクチュエータ制御器の間に組み込んだ。

故障検出機能については、FD 社及び AEE 社において DLC システム単独で実施した試験項目のうち、(a) 各

DLC フラップ間の舵角差による非対称検出、(b) DLC 制御計算機への電源供給停止、(c) DLC アクチュエータ出力信号の故障、(d) 2 台の FBW 主計算機が出力する舵角コマンドの系統間誤差、(e) FBW 主計算機の故障、という 5 種類の模擬故障を発生させ、直ちに DLC フラップが停止すると同時に電磁ブレーキで固定されること、その後安全パイロットの操作によって DLC フラップをリセット位置に戻すことができること、故障発生から DLC フラップのリセット完了までの間安全パイロットが人力により問題なく操縦できることを飛行試験で証明した。

DLC フラップ 1 枚固着（非対称）時の操縦性については、母機に最もクリティカルな影響を与える場合として、DLC フラップ 1（左翼外側）のみが後縁最大上げ（30 度）で固着した場合を模擬した飛行試験を実施した。

まず、航技研で実施された風洞試験<sup>9)</sup>結果を基に、DLC フラップ 1 枚が左右非対称となっても母機の横・方向トリム能力には十分な余裕があることを計算により求めた。想定した故障状態では、DLC フラップ 1 が発生する横揺れモーメント及び偏揺れモーメントを打ち消して主翼を水平に保つために必要な補助翼及び方向舵の舵角は、それぞれ 4.3 度及び 0.9 度となった。

次に、航技研の地上シミュレータ設備を使用して、DLC フラップ 1 枚が暴走した場合における操縦性ならびに DLC フラップ 1 枚がリセット位置以外で固着した状態（非対称固着）で着陸する場合の操縦性を確認した。シミュレータ試験の結果、何れの場合も安全パイロットによる操縦が十分可能であり、DLC フラップが非対称固着であっても補助翼トリムを使用すれば通常の着陸と変わらないことを確認した。また、非対称固着による影響よりも着陸時の風による影響の方が大きいことが判明した。

飛行試験では、DLC フラップが非対称固着した場合のトリム能力の確認、上空における模擬着陸を実施した後、仙台空港に実際に着陸し、DLC フラップ 1 枚が非対称固着した場合でも安全に飛行を続け着陸できることを証明した（図 4-3-7）。着陸時の風（進入方向右 40 度前方から定常風 5.1 m/s (10 kt)、突風成分 10.3 m/s (20 kt)) を打ち消すため、補助翼や方向舵の舵角は風洞試験結果に基づく計算値とは異なる結果となっている。

## 5. あとがき

MuPAL- $\alpha$  は運用開始後 3 年を経過し、運用に基づく改良や機能向上が行われた結果、さらに完成度を高めることができた。今後は、実験システムの維持を行いつつ、さらに幅広い研究課題への応用を進め、また必要に応じて更なる機能向上を図っていくことになる。最後に、MuPAL- $\alpha$  の耐空性審査を担当された東京航空局、MuPAL- $\alpha$



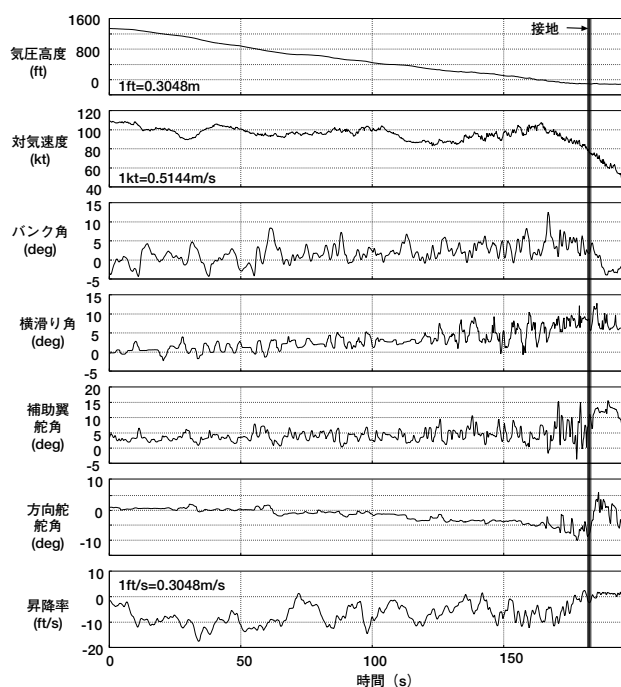


図 4-3-7 DLC 故障模擬の飛行試験  
(No. 1 DLC フラップが最大上げで固着)

の実験システム搭載工事及び耐空性の証明作業を担当し、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、フェアチャイルド・ドルニエ、AEE、ジャムコの各社を始め、本研究開発に御協力を頂いた多くの方々に感謝致します。また、本資料中で使用した図表の作成に当たって大谷和未さんの協力があったことを付記します。

## 参考文献

- 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.
- Komoda, M., Kawahata, N., Tsukano, Y. and Ono, T.; VSRA In-Flight Simulator-Its Evaluation and Applications, AIAA Flight Simulation Technologies Conference, AIAA-88-4605-CP, pp. 171-181, 1988.
- MuPAL- $\alpha$  開発チーム；多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$  の開発，航技研資料 TM-747，2000.1.
- Masui, K. and Tsukano, Y.; Development of a New In-Flight Simulator MuPAL- $\alpha$ , AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, AIAA-2000-4574, 2000.8.
- 坂東俊夫，塚野雄吉，増位和也，石川和敏，稲垣敏治，前川昭二，辻本隆，辻浩敏，篠田直正；多目的実証実験機（MuPAL- $\alpha$ ）の開発と運用，日本航空宇宙学会第 34 期年会講演集，pp.17-24，2003.4.
- 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.
- 張替正敏，富田博史，西澤剛志；高精度 GPS 補強型慣性航法システムの開発，日本航空宇宙学会誌，50 巻，585 号，pp.416-425，2002.10.
- Funabiki, K., Muraoka, K., Terui, Y., Harigae, M. and Ono, T.; In-flight Evaluation of Tunnel-in-the-Sky Display and Curved Approach Pattern, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 1999.
- Hozumi, K. and Masui, K.; Basic Aerodynamic Characteristics of MuPAL-ALPHA's DLC System, 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2003-0396, 2003.1.
- 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.
- 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.
- 石川和敏，佐藤昌之，岡田典秋，村岡浩治，増位和也；MuPAL- $\alpha$  の FBW 運用範囲の設計，航技研資料，刊行予定