航空宇宙技術研究所資料 TM-764

NAL TM-764

NAL TM-764

ISSN 1347-460X
UDC 629.735.45
629.7.018.7
629.7.05

独立行政法人

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-764

# 実験用ヘリコプタ MuPAL-εの開発

奥野善則・又吉直樹・照井祐之・若色薫
穂積弘毅・井之口浜木・舩引浩平

2002年6月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

This document is provided by JAXA.

# 目　次

概　要 ……………………………………………………………………………………………… 1

略　号 ……………………………………………………………………………………………… 2

1. はじめに …………………………………………………………………………………………… 2

2. 母機および実験用システムの概要 ……………………………………………………………… 3
2.1 母機の概要 ……………………………………………………………………………………… 3
2.2 実験用システムの概要 ………………………………………………………………………… 6
2.3 機体への搭載 …………………………………………………………………………………… 9
2.4 母機形態 …………………………………………………………………………………………12
2.5 耐空性 ……………………………………………………………………………………………12
2.6 実験パイロットと安全パイロット ……………………………………………………………13

3. 計測センサと計測項目 ……………………………………………………………………………13
3.1 DGPS/INS ………………………………………………………………………………………13
3.2 エアデータブーム ………………………………………………………………………………16
3.3 超音波速度計 ……………………………………………………………………………………17
3.4 操舵量／操舵力センサ …………………………………………………………………………18
3.5 ロータ回転角／回転速度センサ ………………………………………………………………19
3.6 フラッピング／リードラグ角センサ …………………………………………………………20
3.7 ロータ 6 分力センサ ……………………………………………………………………………20
3.8 燃料流量センサ …………………………………………………………………………………21
3.9 振動センサ ………………………………………………………………………………………21
3.10 母機 VG，DG ……………………………………………………………………………………22
3.11 母機ピトー／静圧孔 ……………………………………………………………………………23
3.12 母機ロータ回転計 ………………………………………………………………………………23
3.13 ドップラレーダ …………………………………………………………………………………24
3.14 電波高度計 ………………………………………………………………………………………24
3.15 ILS (GS，LOC)，VOR，DME …………………………………………………………………24
3.16 エンジンデータ …………………………………………………………………………………24
3.17 ICS 音声 …………………………………………………………………………………………25
3.18 各種スイッチ ……………………………………………………………………………………25
3.19 レーザトラッカ用反射鏡 ………………………………………………………………………25

4. 計測データの処理 …………………………………………………………………………………25
4.1 計測データ処理計算機 …………………………………………………………………………25
4.2 シグナル・コンディショナ ……………………………………………………………………28
4.3 テレメータ ………………………………………………………………………………………28
4.4 計測データ処理ソフトウェア …………………………………………………………………30
4.5 データ再生ソフトウェア ………………………………………………………………………30

5. 画像表示システム …………………………………………………………………………………30

This document is provided by JAXA.

6. 外視界記録システム …… 31

7. 可変安定システム …… 32

8. 機体改修等 …… 33
8.1 重量重心 …… 33
8.2 電源 …… 35
8.3 ICS …… 36
8.4 荷物室床面開口部 …… 37

9. 計測データの較正 …… 38
9.1 エアデータブーム／母機ピトー …… 38
9.2 操舵量／操舵力 …… 38
9.3 ブレード角度 …… 38
9.4 ロータ６分力 …… 38
9.5 燃料流量／消費量 …… 39
9.6 母機航法装置 …… 40
9.7 ジャンクション・ボックス …… 40

10. 飛行シミュレータ …… 40

11. おわりに …… 41

謝　辞 …… 41

付　記 …… 41

文　献 …… 42

This document is provided by JAXA.

# 実験用ヘリコプタ MuPAL-εの開発*

奥野善則*1，又吉直樹*1，照井祐之*1，若色　薫*1
穂積弘毅*1，井之口浜木*1，舩引浩平*1

## Development of a Research Helicopter MuPAL-ε*

Yoshinori OKUNO*1, Naoki MATAYOSHI*1, Yushi TERUI*1, Kaoru WAKAIRO*1
Koki HOZUMI*1, Hamaki INOKUCHI*1, Kohei FUNABIKI*1

## ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory of Japan has developed a new research helicopter, MuPAL-ε, which is designed to flexibly meet the requirements of flight testing in the fields of helicopter guidance, navigation, and control, especially pilot-vehicle interfaces. MuPAL-ε is based on a Mitsubishi Heavy Industries MH2000A and is equipped with four systems for supporting research experiments: a data acquisition system that provides extensive flight data; a cockpit display system driven by a high-performance graphics computer that enables researchers to experiment with various types of display; a video recording system that captures external views to allow image processing technology to be applied to helicopter navigation; and a variable stability system that realizes different dynamic responses to pilot control inputs. Installed sensors include a hybrid DGPS/INS that provides highly accurate navigation data, and an ultrasonic velocimeter that can measure 3-axis airspeeds even in the hover. This paper describes the detailed design of these experiment systems.

Keywords: helicopter, flight test, data acquisition, cockpit display, variable stability

## 概　要

航空宇宙技術研究所では，航空機の航法・誘導・制御技術やヒューマン・ファクタ等に関する研究，ならびに航空機搭載用機器の運用評価等を行うための実験環境として，多目的実証実験機MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratoryの略)プロジェクトを推進してきた。三菱式MH2000A型ヘリコプタを母機とする実験機はMuPAL-ε（ミューパル・イプシロン）と名付けられ，実験用システムの設計開発や改修工事を終えて2000年3月に完成した。MuPAL-εにはDGPS/INS（ディファレンシャルGPSと慣性航法装置の複合システム）やホバリング状態でも正確に機能する超音波対気速度計などのさまざまなセンサが搭載されており，機体の飛行状態を高精度に計測することができる。また，研究者が表示内容を自由にプログラムできる実験用ディスプレイがコクピットの計器板に装備されているほか，外視界を記録するためのビデオカメラ等も搭載されている。フライ・バイ・ワイヤ化された固定翼実験機のMuPAL-αとは異なり，MuPAL-εの操縦系統は母機の機械式リンケージのままであるが，自動飛行制御装置（AFCS）のソフトウェアを変更することにより，限られた範囲においてではあるが可変安定機能も実現されている。本資料は，これらの実験用システムの機能および仕様の詳細についてまとめたものである。

＊　平成13年12月28日受付（received 28 December 2001）
＊1 飛行システム研究センター（Flight Systems Research Center）

This document is provided by JAXA.

## 略　　号

| | |
|---|---|
| ADC | Air Data Computer |
| ADF | Automatic Direction Finder（自動方位探知機） |
| ADI | Attitude Director Indicator（姿勢指示器） |
| AFCS | Automatic Flight Control System（自動飛行制御システム） |
| ATC | Air Traffic Control（航空交通管制） |
| BL | Buttock Line（機体の左右方向の基準座標） |
| C/A | Coarse/Acquisition（民間に開放された低精度のコード） |
| CCD | Charge Coupled Device |
| CDGPS | Carrier-phase DGPS（搬送波位相DGPS） |
| DG | Directional Gyro（方位ジャイロ） |
| DGPS | Differential GPS |
| DLC | Direct Lift Control（直接揚力制御） |
| DME | Distance Measuring Equipment（距離測定装置） |
| DV | Digital Video |
| ELT | Emergency Locator Transmitter |
| EPNdB | Effective Perceived Noise Decibel（実効感受騒音デシベル） |
| FADEC | Full Authority Digital Engine Control |
| FBW | Fly By Wire |
| FDR | Flight Data Recorder |
| fpm | feet per minute |
| GPS | Global Positioning System |
| GS | Glide Slope |
| HSI | Horizontal Situation Indicator（方位指示器） |
| ICAO | International Civil Aviation Organization（国際民間航空機関） |
| ICS | Internal Communication System（機内通話システム） |
| I/F | Interface |
| IFR | Instrument Flight Rules（計器飛行方式） |
| IGE | In Ground Effect（地面効果内） |
| ILS | Instrument Landing System（計器着陸システム） |
| INS | Inertial Navigation System（慣性航法システム） |
| ISA | International Standard Atmosphere（国際標準大気） |
| KGPS | Kinematic GPS |
| LOC | Localizer |
| MB | Marker Beacon |
| OGE | Out of Ground Effect（地面効果外） |
| PC | Personal Computer（PC/AT互換機） |
| PCM | Pulse Code Modulation |
| PTT | Press to Talk |
| RTCM | Radio Technical Commission for Maritime Services |
| SAS | Stability Augmentation System（安定増大システム） |
| SCSI | Small Computer System Interface |
| shp | shaft horse power（軸馬力） |
| SL | Sea Level（海面上） |
| SSD | Solid State Disk（半導体ディスク） |
| STA | Station（機体の前後方向の基準座標） |
| TAT | Total Air Temperature（全温度） |
| TCG | Time Code Generator |
| UHF | Ultra High Frequency（極超短波） |
| UPS | Uninterruptible Power Supply（無停電電源装置） |
| VG | Vertical Gyro（垂直ジャイロ） |
| VHF | Very High Frequency（超短波） |
| VOR | VHF Omnidirectional Radio Range（超短波全方位無線標識） |
| WL | Water Line（機体の上下方向の基準座標） |

## 1．はじめに

航空宇宙技術研究所では，航空機の航法・誘導・制御技術，ならびにヒューマン・ファクタ等に関する研究成果の実証，および航空機搭載用機器の運用評価等を実飛行環境下で行うための実験環境として，多目的実証実験機MuPAL (Multi-Purpose Aviation Laboratoryの略でミューパルと読む)プロジェクトを推進してきた。双発ターボプロップ機のドルニエ式Do228-202型機を母機とする実験用航空機はMuPAL-α（ミューパル・アルファ，αはギリシャ語で飛行機を意味する単語αεροπλαυοの頭文字に因んでいる）と呼ばれ，1994～99年度（平成6～11年度）にかけての設計開発によりフライ・バイ・ワイヤ（FBW）化され，また直接揚力制御（DLC）装置やキャビン内のセカンド・コクピット等を装備することにより，自由度の高い実験環境を提供するインフライト・シミュレータ機能を実現している（文献1)。

一方ヘリコプタを母機とする実験機はMuPAL-ε（ミューパル・イプシロン，εはギリシャ語でヘリコプタを意味する単語ελικοπτεροの頭文字）と名付けられ，1998年度（平成10年度）に導入が決定された。母機の調達と実験用システムの設計，製作，搭載工事等を含めて1年という短い期間で開発され，2000年（平成12年）3月末にMuPAL-αと同時に完成し，納入された。当研究所ではこれまで多くの固定翼実験機を開発，運用してきた実績があるが，回転翼航空機の導入は今回が初めてと

This document is provided by JAXA.

図 1.1　実験用ヘリコプタ MuPAL-εと実験用航空機 MuPAL-α

表 1.1　単位換算表

| 慣用単位 | SI単位 |
|---|---|
| fpm | $5.08\times10^{-3}$ m/s |
| ft | 0.3048 m |
| kt | 0.5144 m/s |
| lb | 0.4536 kg |
| nm | 1852 m |

なる。

図1.1にMuPAL-αとεの写真を示す。MuPAL-εの母機は三菱式MH2000A型機で，白い機体に描かれた青のストライプはヘリコプタのブレードの動きをモチーフとしたデザインとなっている。また，登録記号は21世紀とMuPAL-εという名称に因んでJA21MEと決められた。

MuPAL-εに搭載される実験用システムの設計に際し，特に下記の研究課題における飛行試験を想定し，必要な機能を策定した。

・GPSを用いた計器飛行方式（IFR）に関する研究
・低騒音進入方式に関する研究
・飛行シミュレーション・モデルの模擬精度向上に関する研究

また同時に汎用性，拡張性にも配慮し，さまざまな分野の飛行試験のニーズに幅広く対応可能とすることを設計指標とした。本資料はこのMuPAL-εに搭載される実験用システムの機能および仕様の詳細についてまとめたものである。

なお，本資料では一部に航空機で慣用されている単位表記を用いている。表1.1にSI単位への換算値を示す。

## 2．母機および実験用システムの概要

### 2.1　母機の概要

本節ではMuPAL-εの母機である三菱式MH2000A型ヘリコプタの概要を示す。同機は1996年7月に原型機が初飛行した我が国初の純国産民間ヘリコプタである。エンジンも初の国産ヘリコプタ用ターボシャフト・エンジンである同社のMG5-110を搭載しており，また自動飛行制御装置（AFCS）やGPSを用いたマップ表示装置等も自社開発されている。このような多くのコンポーネントが同一のメーカで開発された航空機として，固定翼機を含めても世界的にも例の無い機体となっている。

図2.1.1に機体の三面図を示す。また母機の主要諸元を表2.1.1に，エンジンの出力諸元を表2.1.2に示す。ロータの回転速度はNORMAL（100%NR）とLOW（90%NR）の切り換えが可能で，100%NRでも水平飛行時の騒音値は国際民間航空機関（ICAO）の定める基準値より5 EPNdB近く低いが，90%NRモードではさらに2 EPNdB低減される。

図2.1.2に機体のレイアウトを示す。燃料タンクはキャビン後方，メインロータハブの真下にあり，さらにその後方に荷物室，および母機装備品用の電子機器室が配置されている。荷物室は容量2.2m$^3$と広いスペースが確保されているが，飛行中にアクセスすることはできないため，実験用機器を搭載する場合には飛行中に操作を行う必要のないものに限られる。MuPAL-εでは，荷物室の床面に開口部を設けて下方視界撮影用のビデオカメラを設置しているほか，実験用電源のインバータも荷物室に搭載されている。

図2.1.3にメインロータハブの構造を示す。ブレードのフラッピング／リードラグヒンジはエラストメリック・

This document is provided by JAXA.

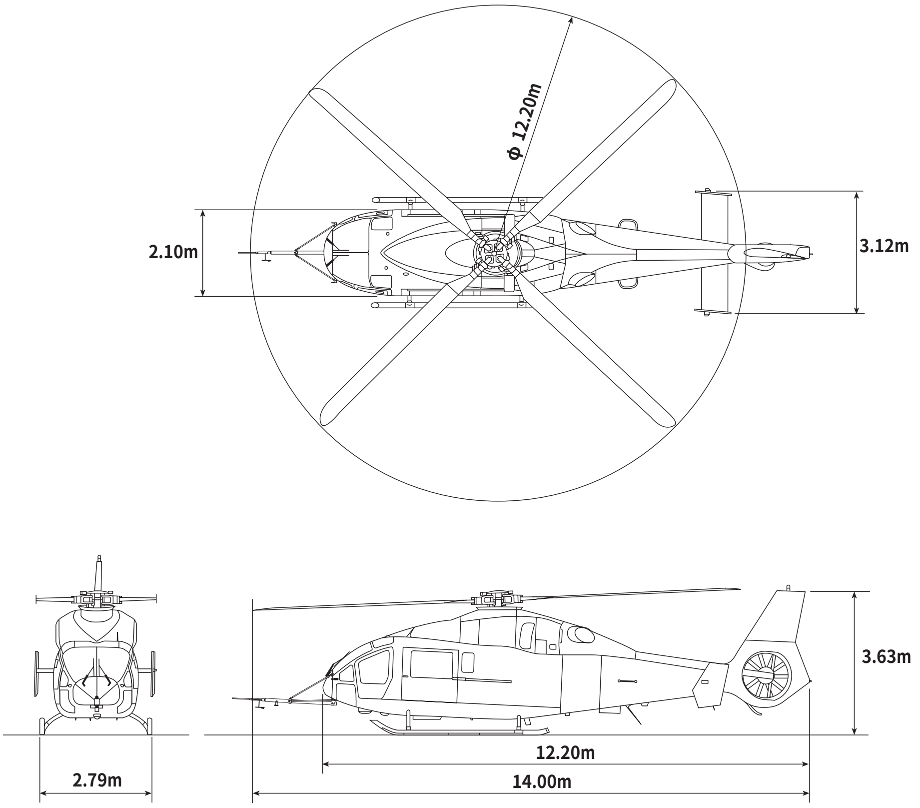



図2.1.1　機体の三面図

表2.1.1　母機の主要諸元

| | | |
|---|---|---|
| 型式 | | 三菱式　MH2000A型 |
| 発動機の型式及び数 | | 三菱式　MG5-110型　2基 |
| 耐空類別 | | 回転翼航空機　輸送TA級及びTB級 |
| 運用限界 | 対気速度 | パワーオン時の超過禁止速度　140kt<br>（重量，気圧高度及び温度により変化する） |
| | | 横進速度限界　30kt |
| | | 離着陸時の横風限界　20kt |
| | 高度 | 最大運用高度　15,000ft |
| | | 離着陸最大高度　10,000ft |
| | 温度 | 高温側　＋36℃又はISA＋21℃の低い方（100%NR） |
| | | 低温側　－18℃ |
| | 重量・重心 | 最大全備重量　4,500kg |
| | | 重心範囲　ロータ中心より±6in（前後），±3.5in（左右） |
| | 荷重 | 制限荷重倍数　－0.5～＋2.3G |
| | 搭乗者 | 最小乗組員数1名，最大搭乗者数10名 |
| 性能<br>（最大重量） | 最大巡航速度 | 135kt（SL/ISA） |
| | 経済巡航速度 | 123kt |
| | ホバリング限界 | 8,200ft（IGE），5,400ft（OGE） |
| | 航続距離 | 720km（3,000ft/ISA）（燃料容量1,200 ℓ，960kg） |
| 寸法 | メインロータ | 直径12.20m，翼弦長0.40m，ブレード枚数4 |
| | テールロータ | 直径1.10m，翼弦長0.087m，ブレード枚数10 |
| | 胴体 | 全長12.20m，全幅3.12m，全高3.63m |
| 回転数<br>(100%) | メインロータ | 317rpm |
| | テールロータ | 3,500rpm |
| | エンジン出力軸 | 5,700rpm |

This document is provided by JAXA.

表 2.1.2　エンジン及びトランスミッションの定格

（単位 : shp）

| 出力定格 | | エンジン（SL/ISA） | トランスミッション |
|---|---|---|---|
| 双発 | 離陸（5 分） | 876 | 1,500 |
| | 連続 | 772 | 1,250 |
| | 連続（90%NR） | 694 | 1,125 |
| 片発 | 2.5 分 | 922 | 840 |
| | 30 分 | 876 | 750 |

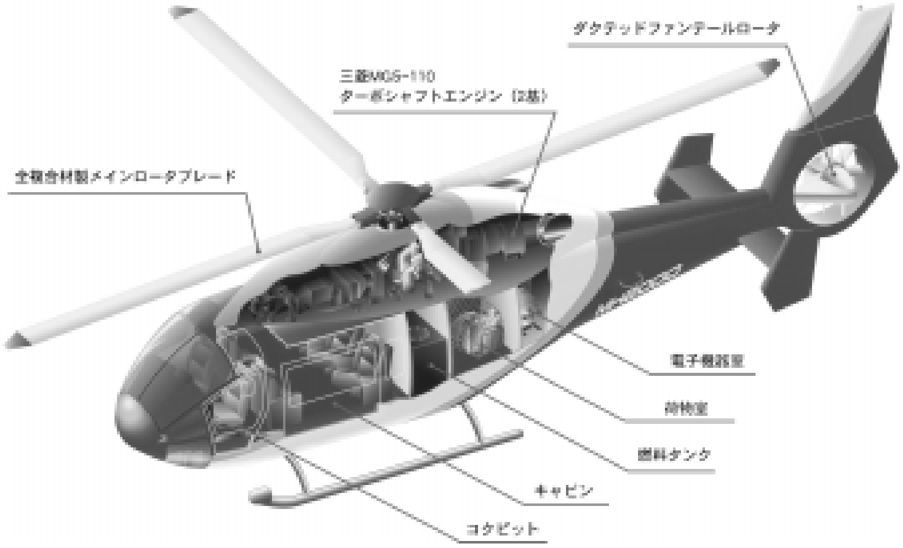



図 2.1.2　MH2000 の機体レイアウト（図面提供：三菱重工業（株））

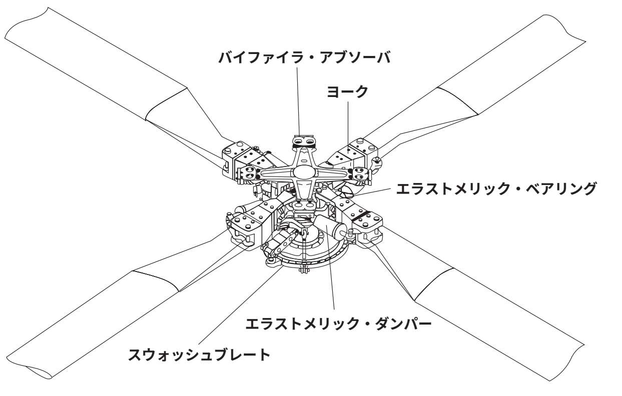


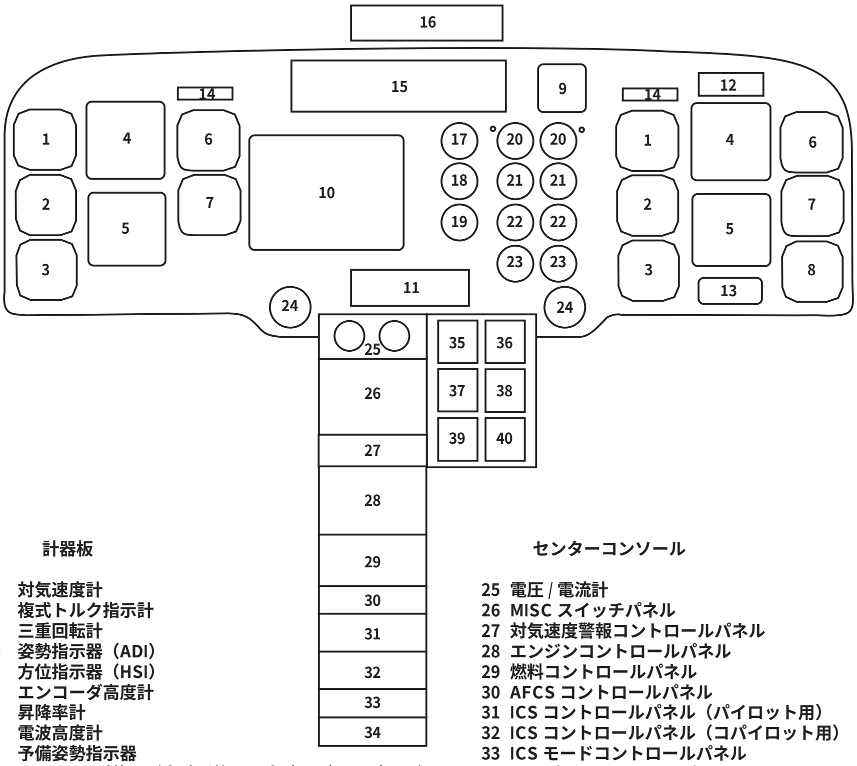

図 2.1.3　メインロータシステム

図 2.1.4　計器板とセンターコンソール

ベアリングで，ヒンジ・オフセットは 4% となっている。ロータの頭頂部には振動軽減のためのバイファイラが装備されている。

図2.1.4にコクピットの計器板とセンターコンソールの写真を，図2.1.5に各計器やコントロールパネル（制御器）のレイアウトを示す。この機体にはもともとGPSを用いたマップ表示装置が搭載されている（図 2.1.5 の 10 の位置）が，MuPAL-εではこれを取り外してこの場所に実験用ディスプレイを設置している。マップ表示装置を取り外した状態でも GPS 受信機本体（Trimble 2000 Approach，図 2.1.5 の 11 の位置）の使用は可能である。

This document is provided by JAXA.




計器板

1 対気速度計
2 複式トルク指示計
3 三重回転計
4 姿勢指示器（ADI）
5 方位指示器（HSI）
6 エンコーダ高度計
7 昇降率計
8 電波高度計
9 予備姿勢指示器
10 GPS マップ装置（実験形態では実験用ディスプレイ）
11 GPS 受信機
12 GPS アナンシエータ
13 DME 指示器
14 マスターコーションパネル
15 アナンシエータパネル
16 ファイヤーコントロールパネル
17 トランスミッション滑油圧力／温度計
18 複式作動油圧計
19 燃料油量計
20 エンジンガスジェネレータ回転計
21 エンジンパワータービン入口温度計
22 エンジン燃料圧力計
23 エンジン滑油圧力／温度計
24 航空時計

センターコンソール

25 電圧 / 電流計
26 MISC スイッチパネル
27 対気速度警報コントロールパネル
28 エンジンコントロールパネル
29 燃料コントロールパネル
30 AFCS コントロールパネル
31 ICS コントロールパネル（パイロット用）
32 ICS コントロールパネル（コパイロット用）
33 ICS モードコントロールパネル
34 コンパスコントロールパネル
35 ADF コントロールパネル
36 ATC トランスポンダコントロールパネル
37 No.2 VHF コントロールパネル
38 No.1 VHF コントロールパネル
39 No.2 VHF NAV コントロールパネル
40 No.1 VHF NAV コントロールパネル

図2.1.5　計器およびコントロールパネル等の配置

## 2. 2　実験用システムの概要

図2.2.1に実験用システム全体のブロック図を示す。実験用システムは主に以下の4つのシステムから構成される。

### (1) 計測システム

機体の飛行状態を高精度に計測するためのシステムで，以下のデータを記録することができる。

・慣性データ（DGPS/INSによる機体の位置や姿勢角等）
・エアデータ（エアデータブームによる対気速度や気圧高度等）
・低速用エアデータ（超音波速度計による対気速度）
・パイロットの操舵量／操舵力
・メイン／テイルロータサーボ，AFCSアクチュエータの各変位量
・ロータ回転角／回転速度
・メインロータブレードのフラッピング／リードラグ角
・メインロータの6分力
・燃料流量／消費量
・振動加速度（機内5点）

また，以下の母機装備品の出力信号を記録することができる。

・母機VG（ピッチ，ロール姿勢角），DG（方位角）
・母機ピトー／静圧孔（対気速度，気圧高度，昇降率）
・母機ロータ回転計
・ドップラレーダ（対地速度）
・電波高度計（対地高度）
・ILS（GS，LOC），VOR，DME
・エンジン（FADEC）
・ICS音声
・各種スイッチ

表2.2.1に各計測項目の計測レンジ，センサ単体での仕様精度，サンプリングレート，およびインターフェイス

This document is provided by JAXA.

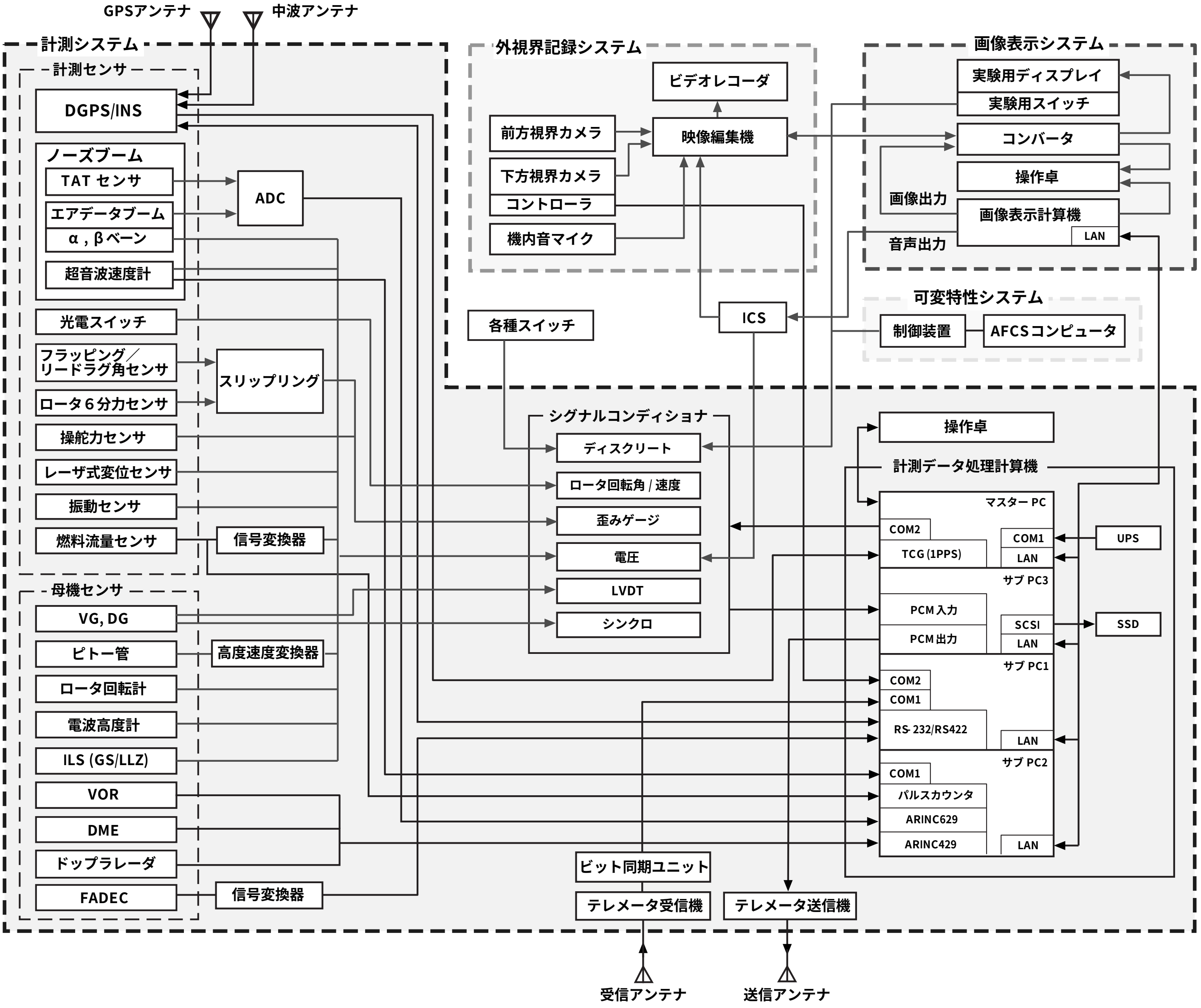



**図 2.2.1　実験用システム全体のブロック図**

の一覧を示す。サンプリングレートは2～5000Hzまでの幅があるが，多くのデータは50Hzで取り込まれており，またロータ系のセンサ（メインロータブレードのフラッピング／リードラグ角やメインロータの６分力）については500Hzでサンプリングされている。各センサの詳細を第３章に，各計測項目の較正方法を第９章に示す。

計測データ処理計算機はARINC429/629，RS-232/422等のインターフェイスを有し，アナログデータはシグナル・コンディショナ内でPCM化されて取り込まれる。全てのデータは機上で半導体ディスク（SSD）に記録されるほか，テレメータによって地上に送信することもできる。SSDは機体から取り外して地上の汎用PCにSCSIインターフェイスのハードディスクとして接続することが可能で，大量のデータを高速に処理することができる。この計測データ処理計算機は，民生用のPCをベースとしているため，保守性・拡張性に優れ，また短期間かつ低コストで開発が可能という特長を有している。各インターフェイスには予備チャンネルが確保されており，実験用機器の追加や航空機搭載用機器の運用評価等の目的に容易に利用可能なよう配慮されている。表2.2.2に予備チャンネルの一覧を示す。計測データ処理計算機の構成や計測データ処理の詳細について第４章にまとめる。

**(2) 画像表示システム**

研究者が表示内容を自由にプログラムできる実験用ディスプレイをコクピットの計器板に装備している（図2.1.4, 2.1.5参照）。当研究所で開発された表示プログラムの例を図2.2.2に示す。(1) は「トンネル・イン・ザ・スカイ」（文献2）と呼ばれるもので，空間上にトンネルの

This document is provided by JAXA.

表 2.2.1　計測項目

| 大項目 | | 小項目 | 計測レンジ | 仕様精度 | レート(Hz) | I/F |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 慣性データ (DGPS/INS) | | 位置(3軸) | 緯度±90deg 経度±180deg | 1m (DGPS/INS) | 50 | RS-422 |
| | | | | 100m (GPS/INS) | | |
| | | | | 1nm/hr (純INS) | | |
| | | | | 3m (純DGPS) | 2 | |
| | | | | 100m (純GPS) | | |
| | | 速度(3軸) | ±250kt | 0.1m/sec (DGPS/INS) | 50 | |
| | | | | 0.3m/sec (GPS/INS) | | |
| | | | | 1.0m/sec (純INS) | | |
| | | | | 0.2m/sec (純DGPS) | 2 | |
| | | | | 1.0m/sec (純GPS) | | |
| | | 加速度(3軸) | ±5G | 0.01G | 50 | |
| | | ピッチ, ロール姿勢角 | ±90deg | 0.05deg | | |
| | | 真方位角 | 0〜360deg | 0.1deg | | |
| | | 角速度(3軸) | ±100deg/sec | 0.1deg/sec | | |
| エアデータ (ADC) | | 対気速度 | 50〜250kt | ±1kt | 50 | ARINC629 |
| | | 気圧高度 | −1,000〜10,000ft | ±15ft | | |
| | | | 10,000〜25,000ft | ±(15+(高度−10,000)×0.05%)ft | | |
| | | 昇降率 | ±6,000fpm | ±30fpmまたは±5% | | |
| | | 外気温度 | ±50°C | ±1°C | | |
| | | 迎角・横滑り角 | ±45deg | ±0.5% | 50 | ANALOG |
| 低速用エアデータ (超音波速度計) | | 対気速度(3軸) | 0〜60kt | ±2kt | 20 | RS-232C |
| 操縦系 | 操舵量 | サイクリック縦横 | 0〜100% | ±1% | 50 | ANALOG |
| | | コレクティブ | 0〜100% | ±1% | | |
| | | ペダル | 0〜100% | ±1% | | |
| | サーボ変位 | メインロータサーボ(3ch) | 0〜100% | ±1% | | |
| | | テールロータサーボ | 0〜100% | ±1% | | |
| | アクチュエータ変位 | AFCSアクチュエータ(3ch) | 0〜100% | ±1% | | |
| | 操舵力 | サイクリック縦横 | ±20lb程度 | ±0.2lb | 50 | STRAIN |
| | | コレクティブ | ±20lb程度 | ±0.2lb | | |
| | | ペダル | ±40lb程度 | ±0.5lb | | |
| ロータ系 | ロータ回転角／速度 | ロータ回転角 | 0〜360deg | ±1deg | 50 | 専用カード |
| | | ロータ回転速度 | 10〜140%程度 | ±0.2% | | |
| | ブレードフラッピング/リードラグ角 | フラッピング角 | ±20deg程度 | ±0.2deg | 500 | STRAIN |
| | | リードラグ角 | ±10deg程度 | ±0.2deg | | |
| | メインロータ6分力 | トルク | 0〜150%程度 | ±1% | 500 | STRAIN |
| | | その他の5分力 | | ±10% | | |
| 燃料流量/消費量 | | 燃料流量(左右エンジン) | 0〜1,000lb/hr程度 | ±10lb/hr | 50 | ANALOG |
| | | 燃料消費量 | 0〜2,000lb程度 | ±20lb | 2 | PULSE |
| 振動データ(機内5点) | | 振動加速度(3軸) | ±10G(0〜100Hz) | ±1% | 500 | ANALOG |
| 母機センサ | VG | ピッチ, ロール姿勢角 | | ±0.5deg | 50 | LVDT |
| | DG | 磁方位角 | | ±2deg | 50 | SYNCHRO |
| | ピトー／静圧孔 (高度速度変換器) | 対気速度 | 30〜180kt | ±(2.5+速度×0.4%)kt | 50 | ANALOG |
| | | 気圧高度 | −1,000〜20,000ft | ±(50+高度×0.75%)ft | | |
| | | 昇降率 | ±6,000fpm | ±2% | | |
| | ロータ回転速度 | | | 分解能2% | 50 | ANALOG |
| | 対地速度 (ドップラレーダ) | 前後方向 | −50〜300kt | ±0.3% | 10 | ARINC429 |
| | | 左右方向 | ±100kt | | | |
| | | 上下方向 | ±6,000fpm | | | |
| | 対地高度 (電波高度計) | | 0〜500ft | ±3% | 50 | ANALOG |
| | | | 500〜2500ft | ±5% | | |
| 航法系 | ILS | GS | | ±10μA(0.13dot) | 50 | ANALOG |
| | | LOC | | ±7μA(0.093dot) | | |
| | VOR | | | ±0.5deg | 50 | ARINC429 |
| | DME | | 0〜100nm | ±0.1nm | 10 | ARINC429 |
| | | | 100〜389nm | ±1nm | | |
| エンジンデータ(左右) | | トルク | 0〜180% | ±1% | 10 | RS-422 |
| | | パワタービン回転数 | 0〜130% | ±1% | | |
| | | ガスジェネレータ回転数 | 0〜150% | ±1% | | |
| | | パワタービン入口温度 | 0〜1,000°C | ±10°C | | |
| ICS音声 | | | | | 5000 | ANALOG |
| 各種スイッチ | | | | | 50 | DISCRETE |

This document is provided by JAXA.

表 2.2.2　計測システムの予備チャンネル

| インターフェイス | チャンネル数 |
|---|---|
| RS-232/422 | 4 |
| ARINC429 | 5 |
| ARINC629 | 1 |
| 歪みゲージ型アナログ | 9 |
| 電圧アナログ | 30 |
| シンクロ | 1 |
| ディスクリート | 14 |

イメージを表示することによって曲線区間を含む進入経路に沿って精密な誘導を行うためのものである。(2) は地形の3次元表示（文献3）で，画像表示計算機として高性能なグラフィック・ワークステーションを搭載しているため，このような計算機負荷の高い画像もリアルタイムで処理することが可能となっている。(3) は計測システムの機能確認を行うためのもので，様々なセンサの計測データが一つの画面内に表示されている。例えば画面左上の計器では，エアデータブーム，母機ピトー／静圧孔，DGPS/INS，ドップラレーダで計測された機体速度を比較することができる。画像表示システムの詳細について第 5 章に述べる。

飛行試験に先立って実験用ディスプレイの表示プログラムの開発および評価を行うための環境として，当研究所の保有するヘリコプタ用飛行シミュレータにも実機と同等の画像表示システムが組み込まれた。飛行シミュレータの概要について第 10 章に示す。

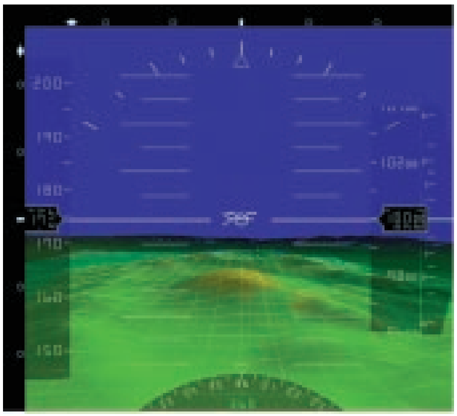
**(3) 外視界記録システム**

前方および下方視界を撮影するためのビデオカメラがそれぞれコクピットおよび荷物室床面に設置されている。これらのカメラで撮影された映像は，画像表示計算機で生成された画像と合成し，計器板の実験用ディスプレイに表示することが可能である。画像認識技術を応用した新しい航法システムに関する研究（文献4）等での利用が想定されている。本システムの詳細について第 6 章に述べる。

**(4) 可変安定システム**

飛行中に機体の安定性を変化させる機能を有している。MuPAL-εの操縦系統は母機の機械式リンケージのままである（フライ・バイ・ワイヤ化されていない）が，自動飛行制御装置（AFCS）のソフトウェアを変更することにより，限られた範囲においてではあるが可変安定機能が実現されている。本システムの詳細について第 7 章に述べる。

(1) トンネル・イン・ザ・スカイ



(2) 3 次元地形表示

(3) 計測システム機能確認用表示

図 2.2.2　実験用ディスプレイの表示の例

## 2. 3　機体への搭載

図 2.3.1 に主な計測用センサおよび実験用機器の配置を，図2.3.2に母機装備および実験用システムの各アンテナ類の配置を示す。

図2.3.3にキャビン内の計測システムおよび画像表示シ

This document is provided by JAXA.

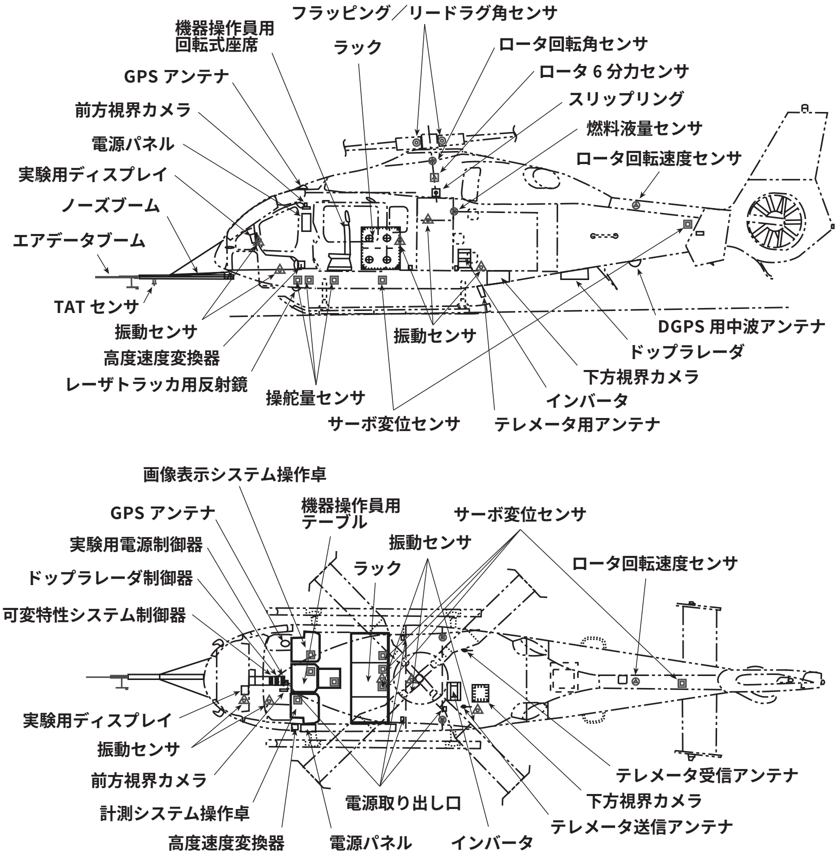



**図 2.3.1　計測用センサおよび実験用機器の配置**

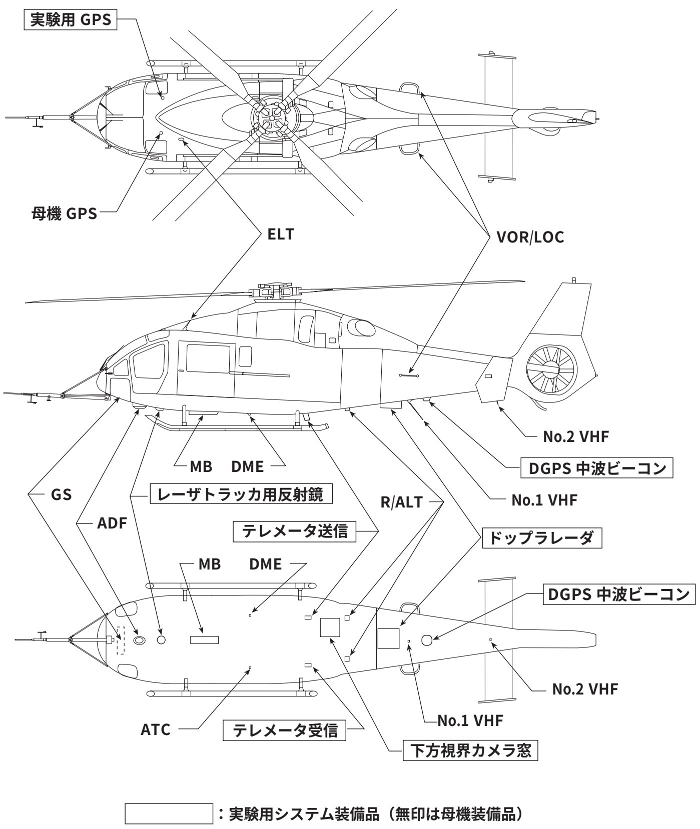



**図 2.3.2　アンテナ類の配置**

This document is provided by JAXA.

図 2.3.3　キャビン前方の操作員席

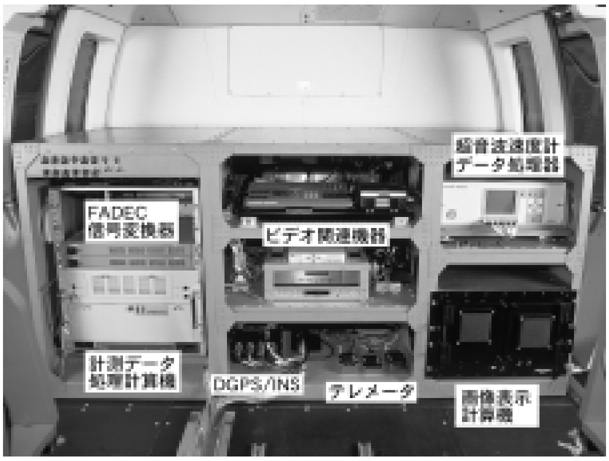



図 2.3.4　キャビン後方のラック

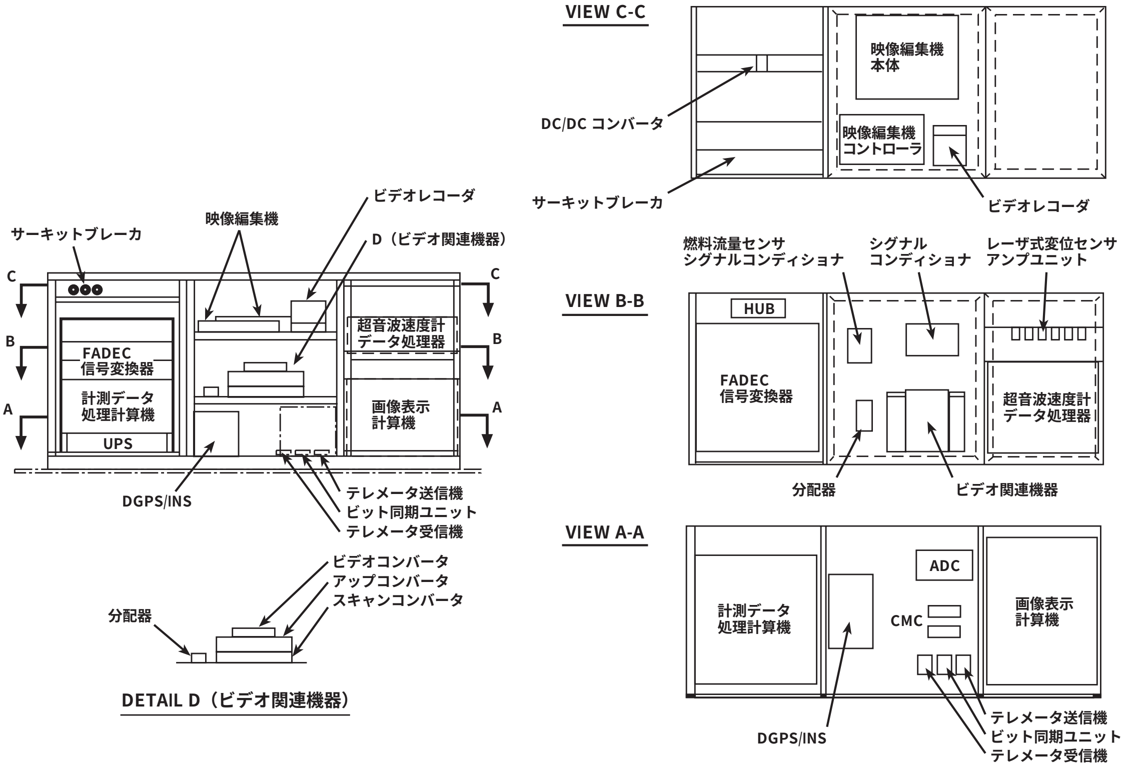



図 2.3.5　ラック内の機器の配置

ステムの操作卓の配置を示す。母機の MH2000A 型機はキャビン内に横4席×前後2列の計8席が標準的な座席配置であるが，MuPAL-εでは前席の外側2座席の前にそれぞれ操作卓を配置し，内側2座席は取り外して中央に前後に回転可能な座席を配置している。また後列の座席は全て取り外し，実験用機器を搭載するラックを設置している。前列中央の操作員が座席を後ろ向きに回転させることにより，ラック内の機器の操作を行うことができる。

図 2.3.4 にラックの写真を，図 2.3.5 にラック内の機器の配置を示す。向かって左側の計測データ処理計算機，中央上段のビデオレコーダ，右側上段の超音波速度計データ処理器等は，民生品を用いている（航空機搭載用ではない）ため，ショック・マウントを介してラックに取り付けられている。右側下段の画像表示計算機は耐環境性向上型のためラックに直付けされている。ラック内の機器と機体に搭載されるセンサ等の間の配線は，ラックの着脱が容易なように，キャビンの壁面に設けられたコネクタ・パネルを介して結線されている（図2.3.6）。またラックの強度は天板に 50 kg の追加機器を搭載可能なように設計されている。

This document is provided by JAXA.

図2.3.6　コネクタ・パネル

座席，操作卓，ラック等の配置の設計に際しては，実物大のモックアップを製作して操作性等の確認を行った。図2.3.7にモックアップの写真を示す。ラックは，当初は図に示すようにキャビン天井部まで高さのある構造となっていたが，その後重量軽減のため図2.3.4のように設計が変更された。

その他，実験用システムの搭載に関する機体の改修内容について第8章にまとめる。

図2.3.7　キャビン内のモックアップ

## 2.4　母機形態

各実験用機器は，容易に取り付け，取り外しが可能なように搭載されており，キャビン内に母機のMH2000A型機と同じ横4席×前後2列の計8名が搭乗できる母機形態に変更可能なように設計されている。表2.4.1に実験形態から母機形態に変更する場合の機器の取り付け，取り外しの概要についてまとめる。

## 2.5　耐空性

MuPAL-εは，エアデータブームを搭載した実験形態，超音波速度計を搭載した実験形態，および母機形態の3つの運用形態において耐空性を有している。耐空類別は

表2.4.1　実験形態から母機形態への変更内容

| 搭載場所 | 母機形態で取り外される<br>主な実験用機器 | 取り付けられたままとなる<br>主な実験用機器 | 母機形態で取り付けられる<br>主な母機装備品 |
|---|---|---|---|
| キャビン | 計測システム操作卓<br>画像表示システム操作卓<br>機器操作員用テーブル<br>回転式座席<br>ラック | 電源パネル<br>電源取り出し口 | 標準座席8席（追加分6席） |
| コクピット | 実験用ディスプレイ<br>可変安定システム制御器<br>前方視界カメラ | ドップラレーダ制御器<br>実験用電源制御器 | マップ表示用ディスプレイ |
| 荷物室 | インバータ<br>下方視界カメラ | | |
| その他 | ノーズブーム<br>レーザトラッカ用反射鏡 | 各種アンテナ<br>操縦系やロータ系のセンサ<br>高度速度変換器<br>燃料流量センサ<br>振動センサ<br>スリップリング | |

This document is provided by JAXA.

表 2.6.1　操縦席毎の計測可能項目

| | | 左席<br>（コパイロット） | 右席<br>（メインパイロット） |
|---|---|---|---|
| 実験用ディスプレイ | | ○ | － |
| 実験用スイッチ | | ○ | － |
| 操舵量 | | ○ | |
| 操舵力 | ペダル以外 | × | ○ |
| | ペダル | ○ | |
| 母機装備品 | VG，DG | ○ | × |
| | ピトー／静圧孔 | ○ | × |
| | ロータ回転計 | ○ | |
| | ドップラレーダ | ○ | |
| | 電波高度計 | － | ○ |
| | ILS，VOR | ○ | × |
| | DME | － | ○ |
| | エンジン | ○ | |
| | ICS 音声 | ○ | ○ |
| | 各種スイッチ | ○ | ○ |

○：計測（または使用）が可能なもの
－：搭載されていないもの
×：搭載されているが，計測できないもの

X 類（特殊航空機）であるが，実験用機器の搭載については母機と同等の耐空性審査基準（荷重条件下方20G，前方 16G）が適用されており，また実験形態，母機形態とも母機の MH2000A 型機と同等の運用限界が確保されている。

### 2. 6　実験パイロットと安全パイロット

MuPAL-εは左右両方の操縦席にほぼ同等の計器，操縦装置を備えているが，飛行試験を行う場合には，左側（コパイロット）を実験パイロット，右側（メインパイロット，機長）を安全パイロットと位置付けている。特に実験用ディスプレイの使用は飛行規程によって左側操縦席に限定されており，サイクリックおよびコレクティブ・スティックの実験用スイッチ（第 5 章参照）も左席のみに設置されている。また，計測データのうち，母機装備のセンサで左右の操縦席用に個別に装備されているもの（母機ピトーやILS等の航法装置等）についても，左席用のもののみ計測を行っている。表2.6.1に操縦席毎の計測可能項目をまとめる。電波高度計等一部の計器については右席のみに装備されているものもあり，これらを用いた実験を行う場合には，右席で操縦を行うか，あるいは右席用計器からのデータを用いて実験用ディスプレイに同等の計器を表示することによって左席から参照することも可能となる。

## 3．計測センサと計測項目

表3.1にMuPAL-εに搭載されている計測センサの型式を示す。また，表3.2に主要なセンサの搭載位置を示す（機体軸の定義については図 8.1.1 を参照）。これらの計測センサのうち，エアデータブームと超音波速度計のみ取り替え式となっており，他の計測データは全て同時に取得することが可能である。本章ではこれらの計測センサと計測項目の詳細について述べる。

### 3. 1　DGPS/INS

機体の 3 軸の加速度，速度（慣性速度），位置，角速度，姿勢角をディファレンシャル GPS（DGPS）と慣性航法装置（INS）の複合センサにより計測する。図 3.1.1 に DGPS/INS本体の写真を示す。複合化のアルゴリズムは，GPS 受信機が出力する位置と速度を観測量としたカルマン・フィルタによって INS のドリフト誤差を補正するルーズ・カップリング方式となっている。また，本装置は下記のモードにおける航法解（位置，速度）を常に同時に出力しており，試験目的に応じたデータを利用することができる。

- DGPS（または GPS）と INS の複合モード
- 純 INS モード
- 純 DGPS（または GPS）モード

This document is provided by JAXA.

表 3.1　計測センサの型式

| 計測項目 | | センサ種類／型式 |
|---|---|---|
| 慣性データ | | DGPS/INS 複合センサ<br>多摩川精機製 TA7426N1<br>（DGPS は Ashtech 製 Z-Eurocard） |
| エアデータ | | エアデータブーム<br>Space Age Control 製 100700-02<br>ADC<br>東京航空計器製 ADC-26<br>TAT センサ<br>Rosemount 製 102V2U |
| 低速用エアデータ | | 超音波風速計<br>カイジョー製 |
| 操縦系 | 操舵量 | レーザ式変位センサ<br>キーエンス製 LB-01/LB-60 |
| | サーボ変位 | |
| | アクチュエータ変位 | |
| | 操舵力 | 歪みゲージ<br>共和電業製 KFG-2-350-D16 |
| ロータ系 | ロータ回転角／速度 | 光電スイッチ<br>キーエンス製　FU-6F/FS2-60 (M/R)<br>FU-85/FS2-60 (T/R) |
| | ブレードフラッピング / リードラグ角 | 歪みゲージ<br>共和電業製 KFRP-5-350-C1 |
| | メインロータ 6 分力 | 歪みゲージ<br>共和電業製 KSN-6-350-E4 |
| | スリップリング | 東測製 SR36M |
| 燃料流量／消費量 | | 流量センサ／シグナル・コンディショナ<br>Senior Flexonics 製 81-306 ／ PC920 |
| 振動データ | | 歪みゲージ式振動センサ<br>Crossbow 製 CXL10LP3 |
| 母機センサ | VG | KING 製 KVG350 |
| | DG | Beindix/King 製 KCS305 |
| | ピトー／静圧孔 | エアデータ・トランスデューサ<br>(高度速度変換器)<br>Rosemount 製 542CB |
| | ロータ回転速度 | 母機装備品 |
| | 対地速度 | ドップラレーダ<br>Racal Avionics 製 Doppler 91 |
| | 対地高度 | 電波高度計<br>Beindix/King 製 KRA405B |
| 航法系 | ILS（GS, LOC） | Beindix/King 製 KNR634A |
| | VOR | |
| | DME | Beindix/King 製 KDM706A |
| エンジンデータ | | FADEC（母機装備品）／信号変換器<br>三菱重工製 |
| レーザトラッカ反射鏡 | | Contraves 製<br>Retroreflector Array 903301 |

This document is provided by JAXA.

表 3.2　各センサの搭載位置

| センサ | 位置の基準点 | 搭載位置 | | |
|---|---|---|---|---|
| | | STA | BL | WL |
| DGPS/INS | INS 基準点 | 4004 | − 182 | 1294 |
| | GPS アンテナ | 2380 | − 512 | 2630 |
| エアデータブーム | センサ先端 | − 1591 | 0 | 990 |
| 超音波速度計 | センサ先端 | − 2153 | 0 | 990 |
| ドップラレーダ | アンテナ | 7840 | 0 | 1020 |
| 電波高度計 | 送受信アンテナの中心 | 6915 | 0 | 975 |
| ILS | GS アンテナ | 1285 | 0 | 1278 |
| | LOC アンテナ　（左舷） | 8412 | 759 | 1860 |
| | 〃　（右舷） | | − 759 | |
| 振動センサ | 計器板 | 1600 | 300 | 1640 |
| | 左操縦席下床面 | 2107 | 480 | 1130 |
| | ラック | 4360 | 0 | 1730 |
| | 重心 | 4990 | 0 | 2050 |
| | 荷物室 | 6010 | 645 | 1130 |
| レーザトラッカ | 反射鏡 | 2370 | 0 | 780 |

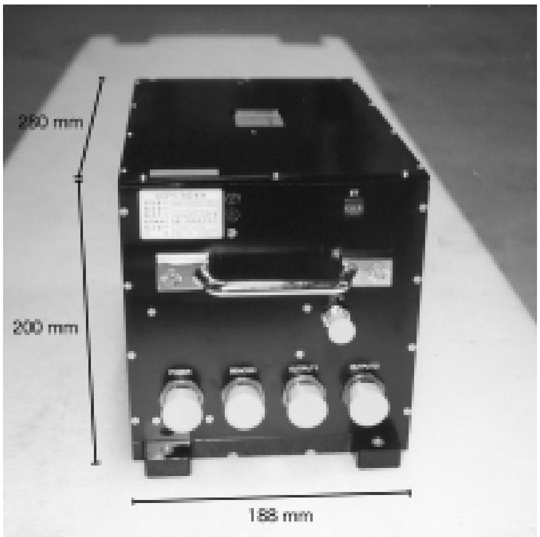



図 3.1.1　DGPS/INS 本体

各モードにおける計測精度は表 2.2.1 にまとめられている。複合モードによる位置データは，図2.2.2（1）に示したような表示プログラムを用いた精密進入の飛行試験を行うために充分な精度を有している。ただし，本装置はあくまで計測用センサであり，航法装置として認可されたものではない。

DGPS の補正用データとして，当研究所の保有する地上局（RTCM SC-104 Type 1準拠）を設置してテレメータによって補正用データを送信する方法と，海上保安庁が国内の沿岸全域に整備している地上局からの中波信号（同 Type 3, 5, 6, 7, 9）を利用する方法を選択することができる。後者の場合，新たに地上局を設置する必要がないため，特に広い空域で飛行試験を行う場合等に有効である。図3.1.2に海上保安庁のDGPS地上局の配置を示す。27 の地上局により国内の沿岸全域がカバーされている。

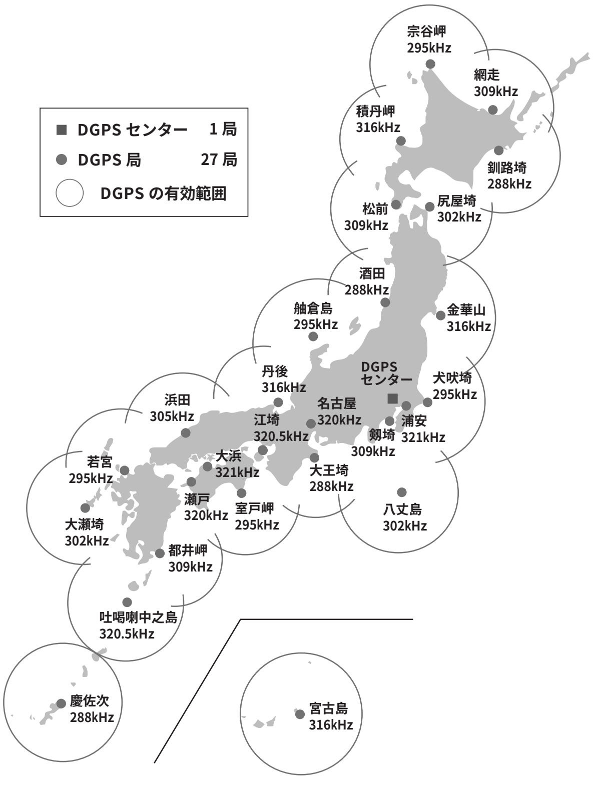



図 3.1.2　海上保安庁の DGPS 地上局

This document is provided by JAXA.

ただし，この地上局は主に船舶用として整備されたものであるため，内陸部では受信が困難となる可能性が考えられる。

DGPS/INS装置に内蔵されるGPS受信機は，C/Aコードによるシュードレンジを用いた航法解以外に，搬送波位相等のデータも出力することができる。地上局で記録されたデータと併せてオフラインでキネマティックGPS（KGPS）の処理を行うことにより，さらに高精度な位置データを得ることが可能となる。また，当研究所では，リアルタイムでより精度の高い位置データを得るために，搬送波位相DGPS（CDGPS）とINSの複合システムの研究が行われている（文献5）。MuPAL-εに搭載されているINSは，このCDGPS/INSのアルゴリズムを適用するために必要な，角度増分，速度増分等のデータ（INS内部のジャイロや加速度計の生データに相当する）を出力できる仕様となっている。

図3.1.3にGPSと海上保安庁の地上局用のアンテナを示す。当研究所の地上局を利用する場合には図4.3.2に示すテレメータ受信用アンテナを利用する。GPSアンテナから見て左後方にメインロータのロータヘッドおよびエンジン等が位置しているため，GPS衛星の仰角が低い場合には死角となって電波，特に搬送波位相情報に関して受信障害が生じる可能性がある。この点については文献6に報告されている。なお，シュードレンジを用いた通常の航法解の取得には問題はない。

## 3. 2　エアデータブーム

エアデータセンサ搭載用として機体のノーズコーン下に長さ1.75 mのノーズブームを装着している（図3.2.1）。またノーズブームにはTAT（全温度）センサが装着されている。ノーズブームの取り付け部の写真を図3.2.2に示す。ノーズブームは1点の取り付け部と3本のステーによって支持されている。

ノーズブーム先端にエアデータブームを装着し，エアデータコンピュータ（ADC）で処理することにより，機体の対気速度，気圧高度，昇降率を計測することができる。図3.2.3にエアデータブーム単体の写真を，図3.2.4にADC単体の写真を示す。エアデータブームにはα，βベーンも装着されており，迎角および横滑り角を計測することができる。

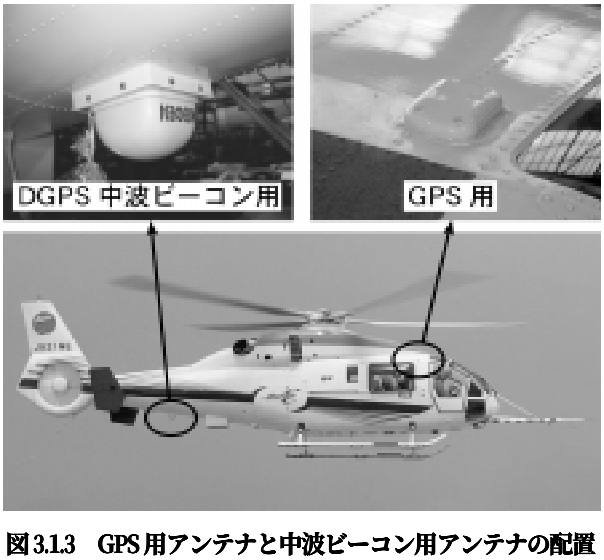



図3.1.3　GPS用アンテナと中波ビーコン用アンテナの配置

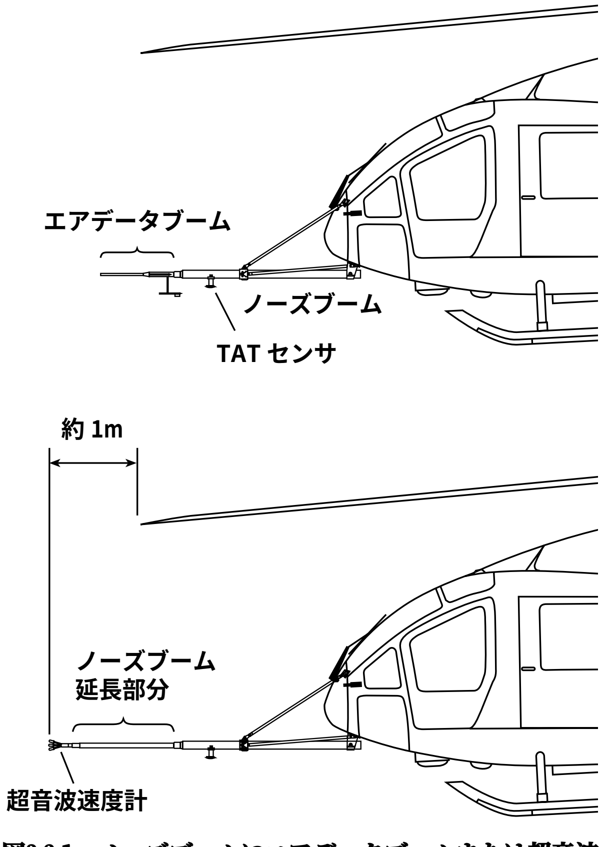



図3.2.1　ノーズブームにエアデータブームまたは超音波速度計を装着した状態

図 3.2.2　ノーズブームの取り付け構造

This document is provided by JAXA.

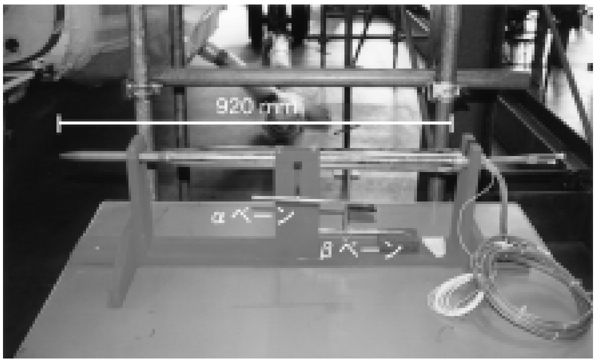


図 3.2.3　エアデータブーム

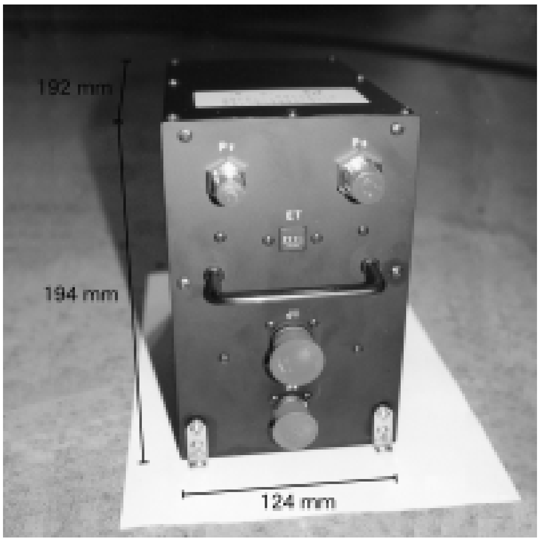


図 3.2.4　エアデータコンピュータ（ADC）

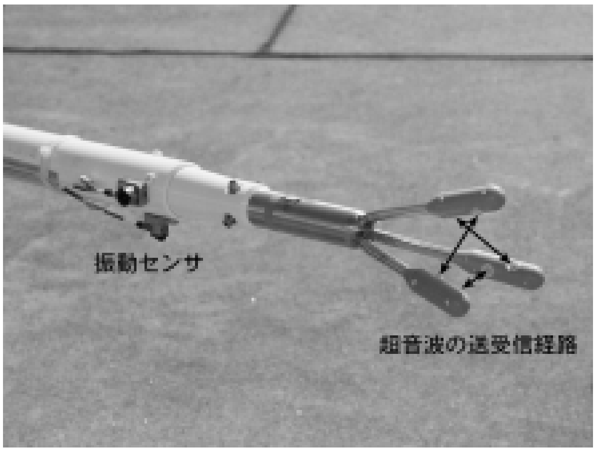


図 3.3.1　超音波速度計

図 3.3.2　超音波速度計を装着して飛行中の MuPAL-ε

なお，表 2.2.1 に示した仕様精度は ADC 単体のものである。エアデータブームの位置誤差（機体の周りの流れ場の影響による誤差）を飛行試験で求めた結果が文献 7 にまとめられている。

### 3. 3　超音波速度計

エアデータブームはピトー管によって対気速度を計測するため，低速では精度が保証されない（ADCの精度保証は 50kt 以上）。エアデータブームに代わり，ホバリングを含む低速飛行状態での対気速度を精度良く計測するためのセンサとして，超音波速度計をノーズブーム先端に装着することができる。図3.3.1に超音波速度計のセンサ部の写真を示す。3 本のプローブのそれぞれに超音波の送受信器が 2 個ずつ付いており，隣接するプローブ間の超音波の伝搬速度を計測することによって 3 軸の対気速度を計算する。プローブからの信号は接続ボックス（図 3.2.2 参照）を経由してラックに搭載された専用のデータ処理器（図 2.3.4 参照）に取り込まれる。

超音波速度計を装着する場合は，エアデータブームは取り外し，ADCは使用しない。ただし，この状態でも母機ピトーを用いたエアデータの計測（3.11）は可能である。

低速域においてヘリコプタの対気速度を計測する場合，メインロータの吹き降ろしの影響が問題となる。このため，エアデータブーム装着時に比べてノーズブームをさらに延長し，センサ部がロータ先端から約 1 m 前方に位置するように超音波速度計を装着している（図3.2.1）。図 3.3.2 に超音波速度計を装着した状態の写真を示す。

ノーズブームの延長によりセンサ部の振動レベルが増大する可能性があったため，ノーズブーム先端付近に振動センサを装着（図 3.3.1）して飛行試験を実施した。この結果，最大振動レベルは 15 Hz 付近で約 0.9 G であり，超音波速度計の耐環境基準（同1G）以下であることが確認された。なお，この振動センサはこの確認試験の後に取り外された。

超音波速度計は，元来は気象観測用の風速計として開発されたものであり，特に低速での精度に優れている。航空機の対気速度センサとしては，高速域でのノイズが問題となっていたが，当研究所の実験用航空機を用いた研究（文献8）により，ヘリコプタであれば飛行速度の全

This document is provided by JAXA.

域で（ホバリングから百数十ktまで）精度を確保することも可能となっている。このため，特にヘリコプタに適した対気速度センサとして実用化を目指した研究を行うことも計画されている。また，当研究所では，航空機を用いた風観測，特に地形性乱気流の観測が行われている(文献9)。飛行機を用いた風観測では，移動しながら風速を計測するため，風速の時間的変化と空間的変化を分離することが困難であるが，超音波速度計を用いてヘリコプタでホバリングしながら風を観測することにより，定点における風速の時間的変化を直接計測することが可能となる。このような「空飛ぶ風速計」としての利用も予定されている。

### 3.4 操舵量／操舵力センサ

図3.4.1に操縦系統の図を示す。パイロットの操舵はサイクリック・スティック，コレクティブ・スティック，およびペダルの各操縦装置から入力され，サイクリック縦（ピッチ），横（ロール），およびペダル（ヨー）についてはAFCSアクチュエータの出力がそれぞれ加えられる。さらにサイクリック縦横とコレクティブの動きはミキサーに入力され，メインロータのスウォッシュプレートを制御する3つのサーボを駆動する。ペダルについては直接テールロータのサーボに入力される。MuPAL-εでは，これらの操縦系統のうち，(1) 操縦装置の直後，(2) AFCSアクチュエータの直後（ミキサーの前），および(3) サーボの直前（ミキサーの後），の3つの段階でリンケージ・ロッドの変位量を計測している。

パイロットの操舵量の計測データは，図3.4.2に示す各操縦装置のフルストロークに対するパーセンテージで出力される。また，操縦装置の直後とAFCSアクチュエータの直後のリンケージ・ロッドの変位量の差から，AFCSアクチュエータのストローク量を求めることができる。さらに，各サーボの変位量から，メインロータブレードのコレクティブピッチと縦横のサイクリックピッチ，およびテールロータのコレクティブピッチを計算することができる。メインロータブレードのピッチ角の較正法について9.3に示されている。

リンケージ・ロッドの変位量を計測するセンサとして

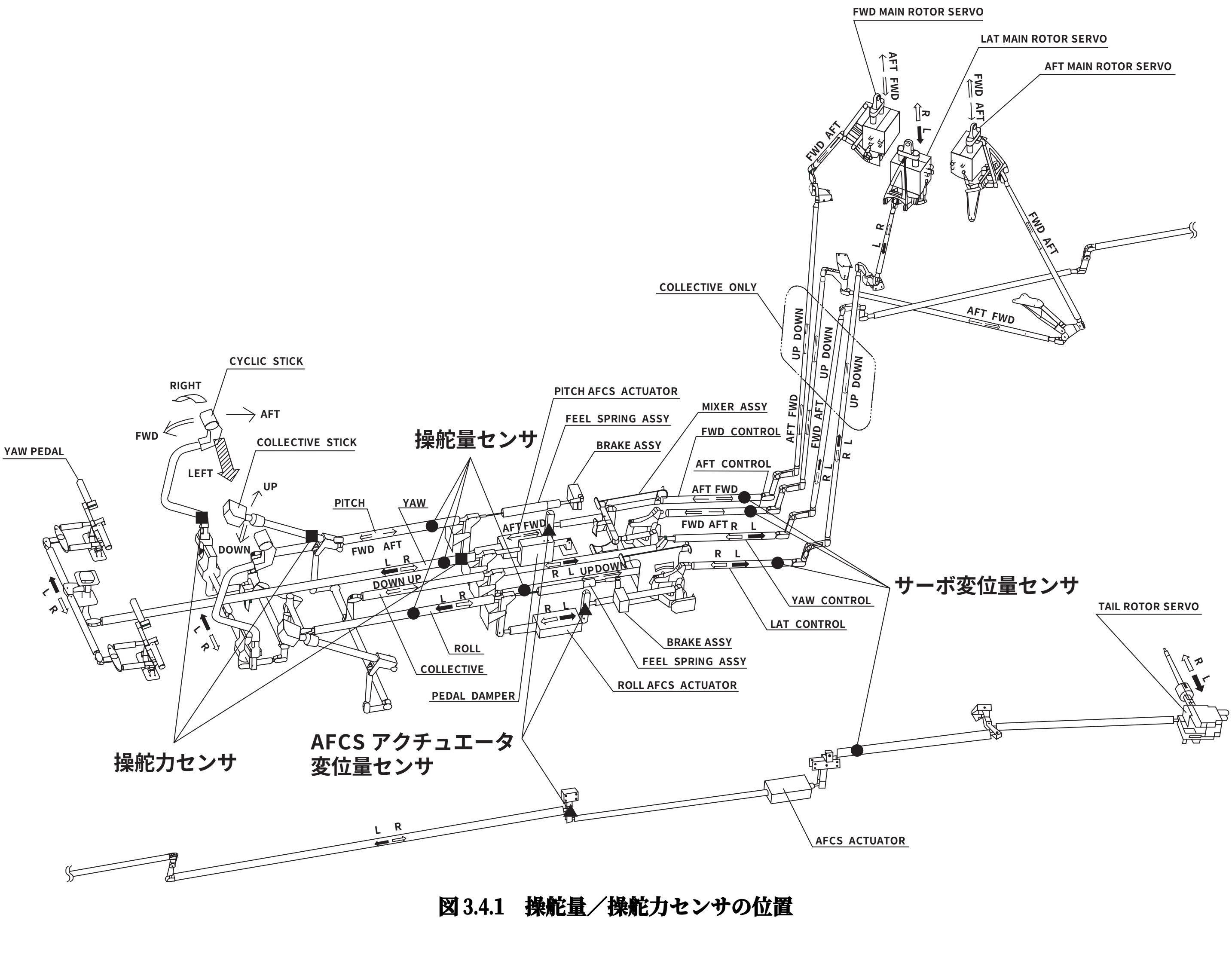



図 3.4.1 操舵量／操舵力センサの位置

This document is provided by JAXA.

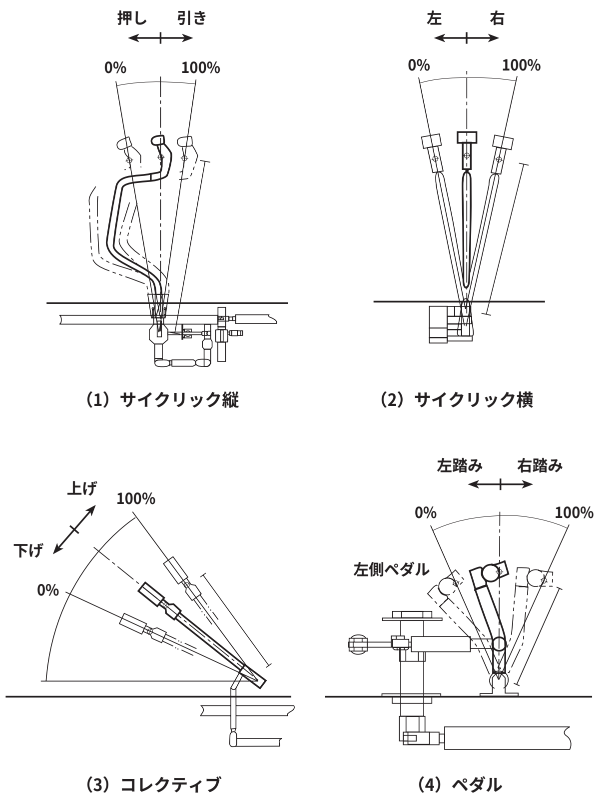



**図 3.4.2　各操縦装置のフルストローク**

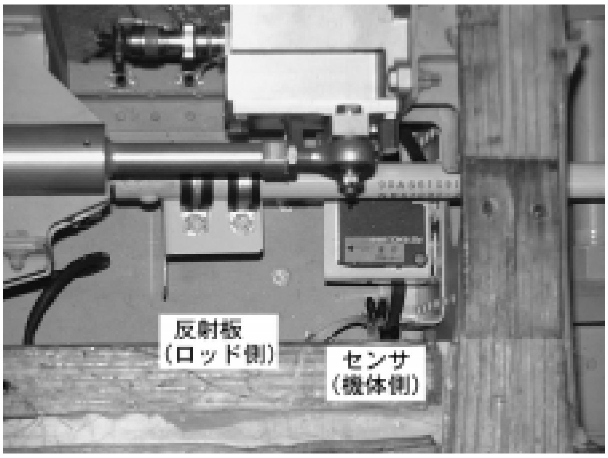



**図 3.4.3　レーザ式変位センサ**

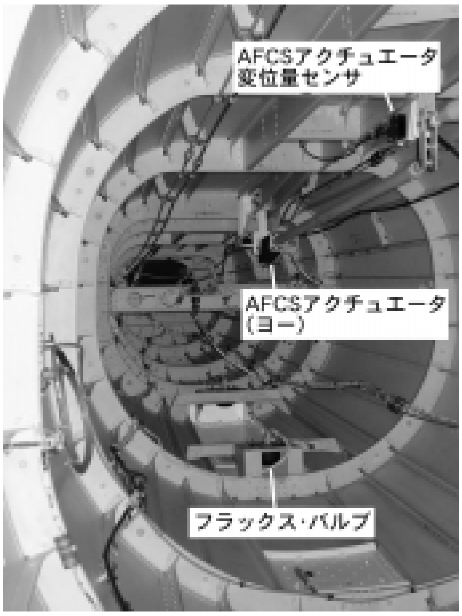



**図 3.4.4　テールコーン内部**

**図 3.4.5　操舵力センサ（サイクリック・スティック）**

は，非接触のレーザ式センサを採用している。図3.4.3にレーザ式変位センサの写真を示す。また，図3.4.4にヨーのAFCSアクチュエータ変位量センサの取り付け状態を示す。

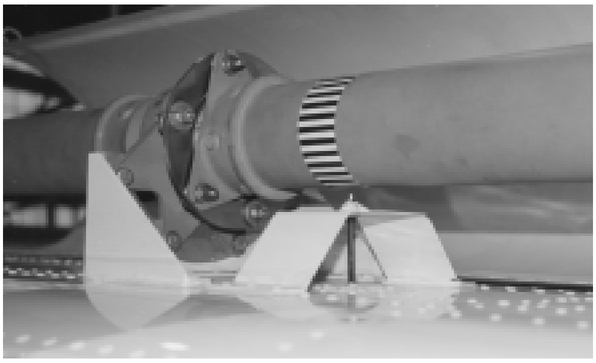
パイロットの操舵力は，サイクリック縦横とコレクティブについては右側操縦席の各スティックの根本部分に歪みゲージを貼付し（図3.4.5），ペダルについてはリンケージ・ロッド部に歪みゲージを貼付してそれぞれ計測している（図3.4.1参照）。MH2000A型機のサイクリック・スティックにはトリム・リリース機構が装備されており，パイロットがグリップのスイッチを操作することによって電磁ブレーキが解除され，その位置で反力がニュートラルとなる。このトリム・リリース・スイッチの操作も計測データとして取り込まれている（3.18参照）。

なお，操舵量については左右どちらの操縦席で操縦している場合にも計測可能であるが，操舵力（ペダルを除く）の計測は右側操縦席で操縦を行う場合に限られる。

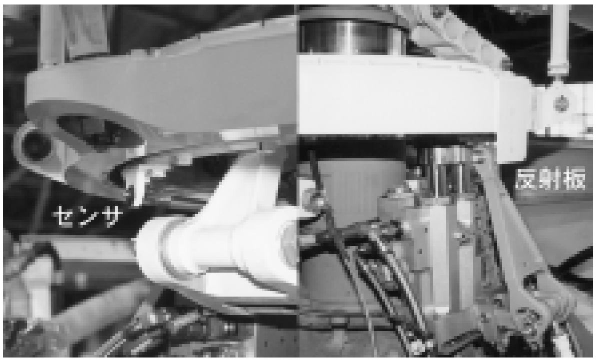
## 3. 5　ロータ回転角／回転速度センサ

ロータの回転速度は，テールロータのドライブシャフト部に取り付けられた回転速度検出用の光電スイッチ（図3.5.1（1））からのパルス信号により計測する。メインロータには基準位置検出用の光電スイッチ（図3.5.1（2））が取り付けられており，これらの信号をシグナル・コンディショナの専用インターフェイス・カードで処理することによってメインロータの回転角（基準ブレードの回転方位角）を求めることができる。ロータ回転角の計測データは，ロータ上のセンサ，即ち以下に述べるフラッ

This document is provided by JAXA.



(1) テールロータのドライブシャフト部分




(2) メインロータのスウォッシュプレート部分

図3.5.1 ロータ回転角／回転速度センサ

ピング／リードラグ角や6分力センサのデータを機体固定座標系に変換するために充分な精度が確保されている。

### 3.6 フラッピング／リードラグ角センサ

メインロータブレードのフラッピング角およびリードラグ角は，ヒンジ内にプレートを装着し，そのプレートの変形量を歪みゲージで計測することによって求めている。図3.6.1にフラッピング角センサの取り付け位置を，図3.6.2に歪みゲージを貼付したプレート（センサ本体）の写真を示す。リードラグ角を計測する場合は同様のプレートを垂直に立てた状態で取り付ける。なお，4枚のメインロータブレードのうち，2枚（No. 1, 3）はフラッピング角を，残りの2枚（No. 2, 4）はリードラグ角を計測している。

### 3.7 ロータ6分力センサ

メインロータの6分力（スラスト，トルク，X，Y軸方向の力とモーメント）をロータシャフトに歪みゲージを貼付して計測する。図3.7.1に各歪みゲージの位置を示す。この部分はアクセスが困難なため，歪みゲージの故障に備えてあらかじめ予備が用意されている。

これらの歪みゲージからの信号と3.6に示したフラッピング／リードラグ角計測用歪みゲージからの信号は，

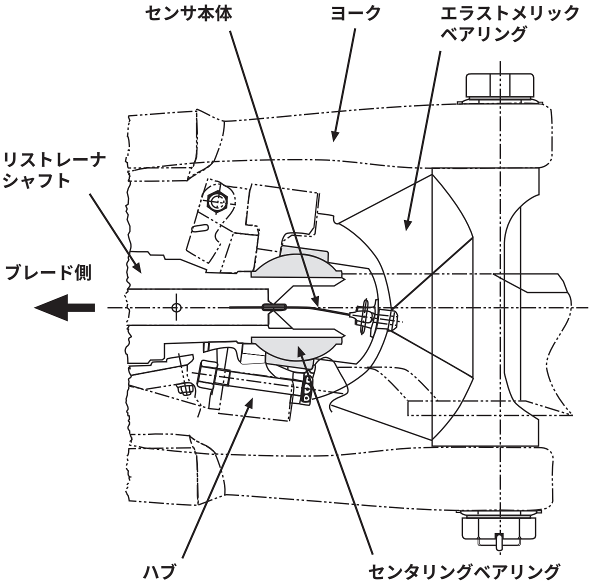



図3.6.1 フラッピング角センサの取り付け位置

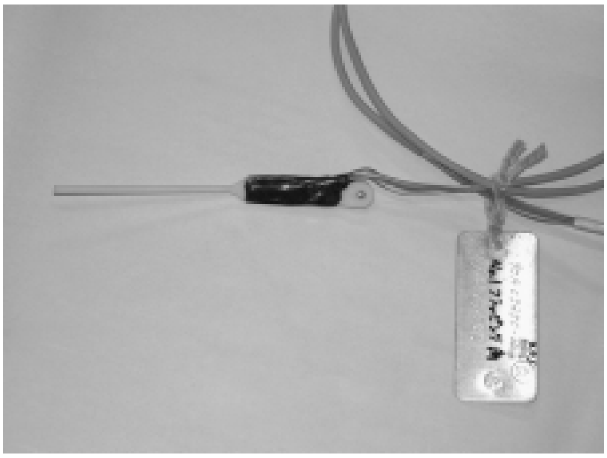


図3.6.2 フラッピング角センサ

スリップリング（図3.7.1, 3.7.2）を介して取り込まれている。

スラストおよびトルクについては各歪みゲージにより直接計測可能であるが，X，Y軸の力とモーメントについてはシャフト上の2カ所で計測したモーメントから以下の式により計算する。

$$F_X = \frac{M_{Y2} - M_{Y1}}{L_2 - L_1}$$

$$M_Y = \frac{L_2 \times M_{Y1} - L_1 \times M_{Y2}}{L_2 - L_1}$$

ここで$F_X$, $M_Y$はロータハブの中心点を原点とするシャフト固定座標系におけるX方向の力とY軸周りのモーメントで，$M_{Y1}$および$M_{Y2}$は上下の歪みゲージで計測された

This document is provided by JAXA.

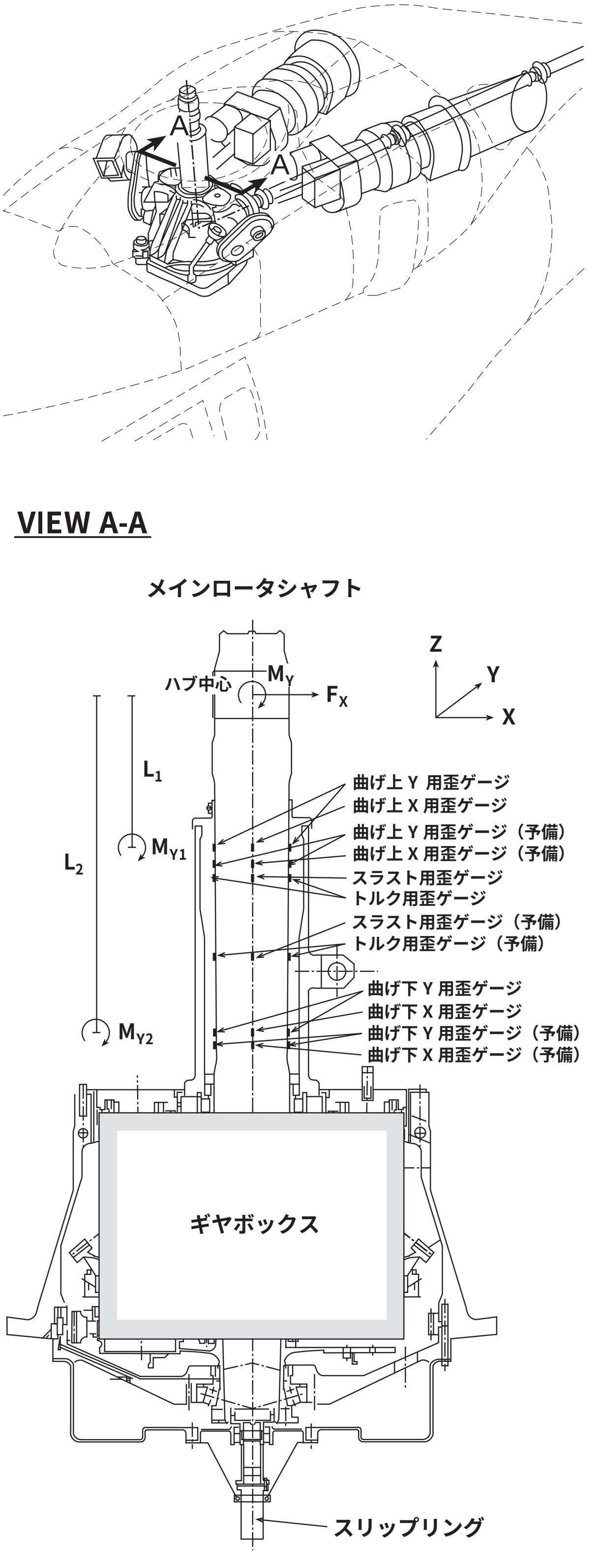



図 3.7.1　ロータ 6 分力センサの取り付け位置

Y軸周りのモーメント，$L_1$および$L_2$はロータハブ中心から上下の歪みゲージまでのモーメント・アームである(図 3.7.1)。Y方向の力とX軸周りのモーメントについても同様に求めることができる。

これらのシャフト固定の回転座標系で計測された 6 分力は, 3.5に示したロータ回転角を用いて座標変換することにより，機体固定座標系における 6 分力に変換することができる。

図 3.7.2　スリップリング

## 3. 8　燃料流量センサ

燃料タンクから左右それぞれのエンジンへの配管に流量センサ（図 3.8.1）を装着して燃料流量を計測する。センサはタービン式の体積流量センサで，また温度センサを内蔵しており，専用のシグナル・コンディショナによって重量流量に変換される。さらに，計測データ処理計算機に搭載されたパルス・カウンタ・カードによって積算され，総燃料消費量が求められる。離陸前の全機重量を地上で計測しておくことにより，時々刻々の機体の重量を精度良く求めることができる。全機重量の計測方法について 9.5 に示す。

## 3. 9　振動センサ

機内の 5 点（計器板，操縦席床面，ラック，重心位置付近（燃料タンク上），荷物室）に 3 軸の振動センサ（図

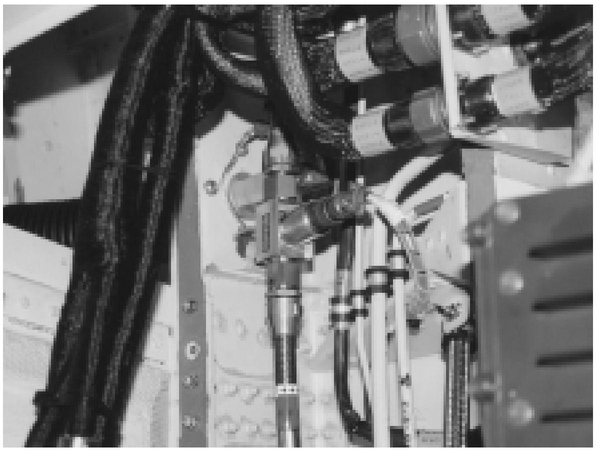


図 3.8.1　燃料流量センサ

This document is provided by JAXA.

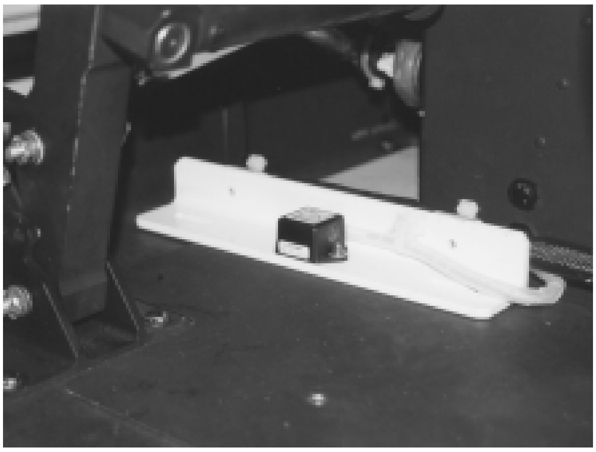


図3.9.1　振動センサ（左操縦席下床面）

3.9.1）を搭載している。これにより，実験用機器を搭載する際の振動環境を知ることができる。

### 3.10　母機VG，DG

母機装備の姿勢指示器（ADI）用の垂直ジャイロ（VG）から出力されるピッチおよびロール姿勢角と，方位指示器（HSI）用の方位ジャイロ（DG）から出力される方位角を計測している。図3.10.1に母機の航法装置のブロック図を示す。VG，DGはともに荷物室後方の電子機器室に搭載されている（図3.10.2）。ピッチおよびロール姿勢角について，VGは3.1に示したDGPS/INSによるものと同じ物理量を計測することになる。一方，方位角については，DGPS/INSが真方位角を出力するのに対し，DGはセンターコンソールの制御器（図2.1.5, No.34）の設定に

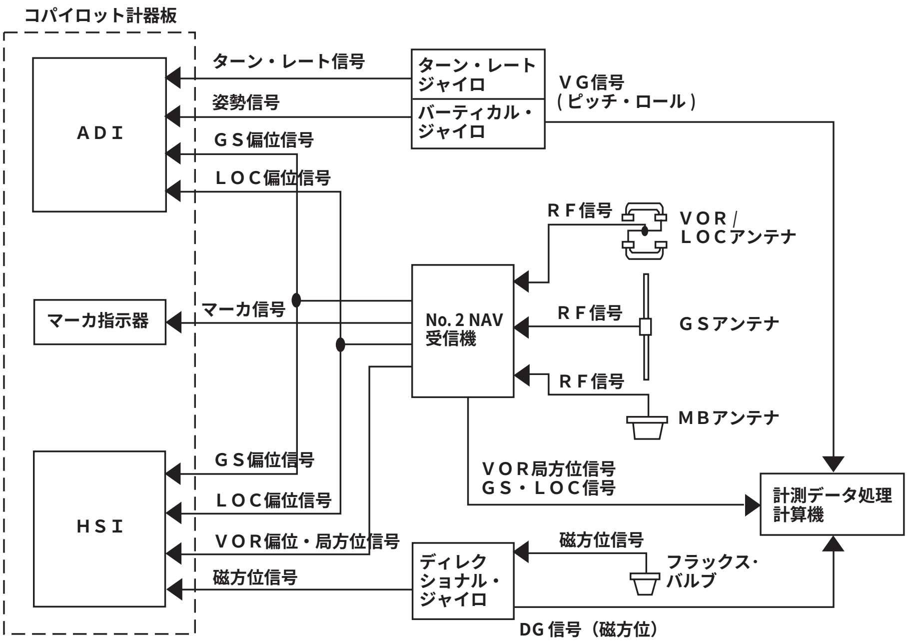



図3.10.1　母機航法装置ブロック図

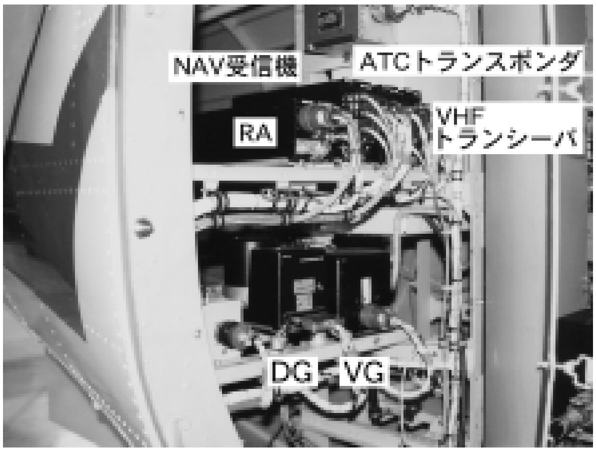



図3.10.2　母機搭載の垂直ジャイロ（VG）と方位ジャイロ（DG）

This document is provided by JAXA.

より，通常は磁方位センサ（フラックス・バルブ）にスレーブされた状態で用いられるため，磁方位角を出力する。フラックス・バルブはテールコーン内部に搭載されている（図3.4.4）。なお，計測はコパイロット（左席）用のものから行っている（図3.10.2に示したVG，DGは右席用のもので，左席用のものは同じ電子機器室内の左舷側に搭載されている）。

### 3. 11　母機ピトー／静圧孔

母機装備のエアデータセンサ（ピトーおよび静圧孔）からの圧力配管を分岐し，エアデータ・トランスデューサ（高度速度変換器）によって対気速度，気圧高度，および昇降率を計測する。全体の系統図を図3.11.1に，ピトーおよび静圧孔の写真を図3.11.2に示す。なお，写真のピトーはメインパイロット（右席）用であるが，計測はコパイロット（左席）用のものから行っている。母機エアデータセンサは胴体に直接取り付けられており，3.2に示したエアデータブームとは位置誤差が異なる。母機エアデータセンサの位置誤差は飛行規程に示されるチャートを用いて較正することができる。なお，表2.2.1に示した仕様精度は高度速度変換器単体のものである。

計器に表示される（即ちパイロットが認識している）対気速度を知りたい場合には母機エアデータセンサのデータを利用し，より精密に対気速度を計測する場合（航空機を用いた風観測等）にはエアデータブーム（3.2）のデータを利用する。また，母機エアデータは，ノーズブームに超音波速度計（3.3）を装着した状態でも計測することができる。

### 3. 12　母機ロータ回転計

母機装備のロータ回転計からの信号を計測している。センサは，回転軸に鉄製のギヤ状のターゲットを取り付け，歯の部分の通過をコイルでピックアップし，これを計数することによって回転速度を求めるものである。ただし，計測はロータ回転計のフライト・データ・レコーダ（FDR）用の出力を利用しているが，この信号の分解

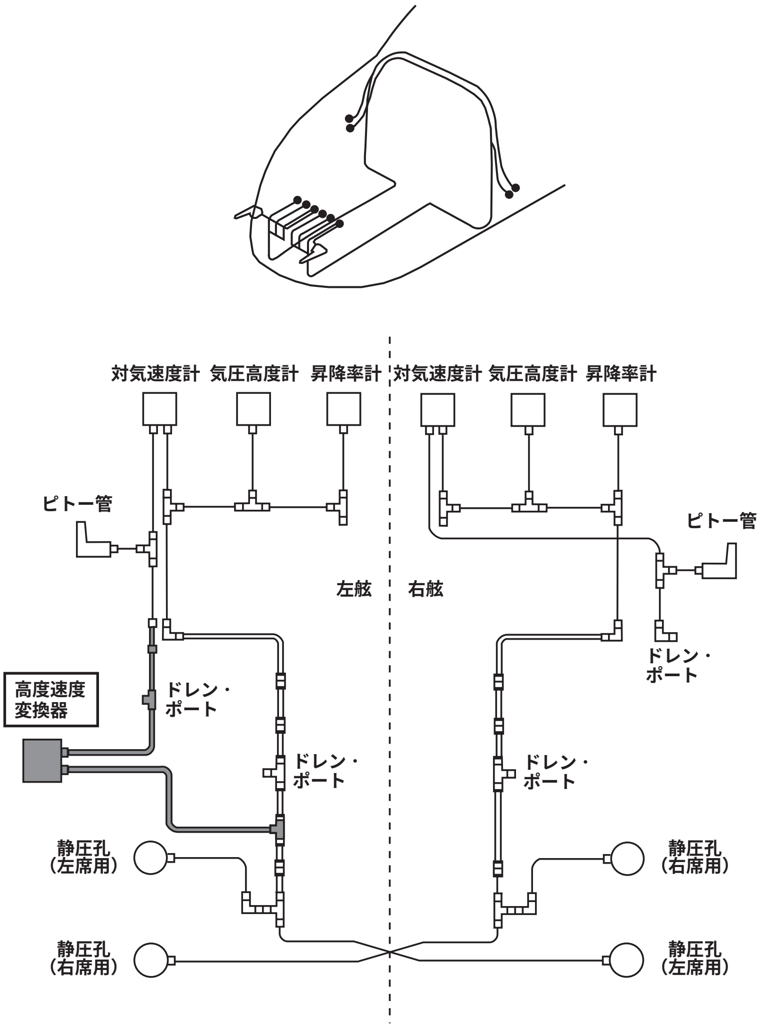



図 3.11.1　母機エアデータセンサの系統図

This document is provided by JAXA.

(1) ピトー（右席用）

(2) 静圧孔（右舷側）

図3.11.2　母機エアデータセンサの写真

能が2%となっているため，微小な変動を計測することはできない。正確なロータ回転速度は，3.5に示した計測用センサのデータから得ることができる。

### 3. 13　ドップラレーダ

対地速度の計測のため，機体テールコーン下部にドップラレーダを装備している（図3.13.1）。ドップラレーダは実験用に新規に搭載されたものであるが，コクピットのセンターコンソールに制御器が設置されており（図3.13.2），パイロットも3軸の対地速度を参照することができる。

### 3. 14　電波高度計

母機装備の電波高度計の出力を計測している。電波高度計は右席のみに設置されており，計測も右席用から行っている。電波高度計の送受信アンテナは機体底面の左右に装備されている（図3.13.1）が，高度データの基準点は左右アンテナの中心となる（表3.2）。

図3.13.1　ドップラレーダの取り付け

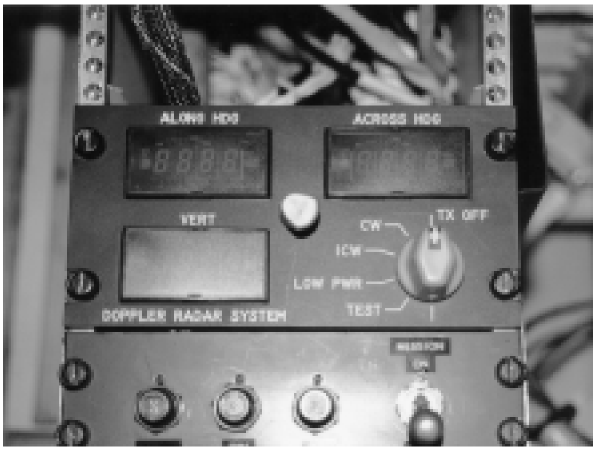



図3.13.2　ドップラレーダのコントロールパネル

### 3. 15　ILS (GS, LOC), VOR, DME

母機装備の計器着陸システム（ILS）受信機の出力を計測している。グライドスロープ（GS）およびローカライザ（LOC）は，基準進入経路に対してそれぞれ上下方向および左右方向の偏位を表すもので，物理量変換の単位としては姿勢指示器（ADI）の指示に用いられるドット（dot）を用いている。詳細については文献10に示されている。

超短波全方位無線標識（VOR），距離測定装置（DME）はそれぞれ自機位置から基準となる無線施設までの方位と距離を示すもので，やはり母機装備の受信機の出力を計測している。

ILSおよびVORは左右操縦席用に設置されているが，計測は左席用のNo.2 NAV受信機から行っている（図3.10.1参照）。DMEは右席にのみ設置されており，計測も右席用から行っている。

### 3. 16　エンジンデータ

母機のエンジン制御装置（FADEC）で計測しているエ

This document is provided by JAXA.

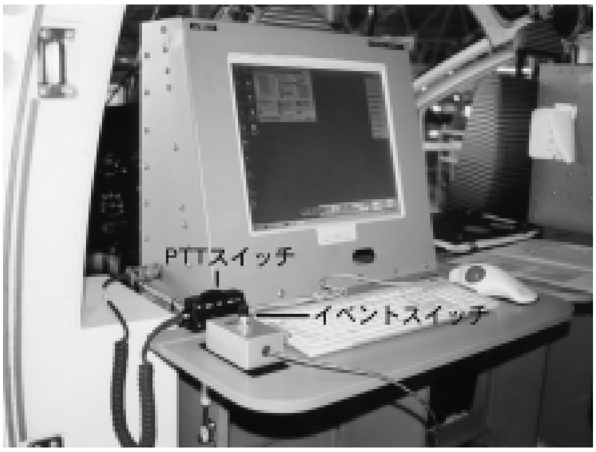



図 3.18.1　計測員用のイベントスイッチと PTT スイッチ

ンジンデータを取り込んでいる。なお，MH2000A型機はエンジンおよび FADEC も三菱重工業（株）で開発されたものである。FADEC からのデータは信号変換器（図2.3.4参照）を介して RS-422 の信号として出力される。計測項目は 2 基のエンジン各々のトルク，パワータービンとガスジェネレータの回転数，およびタービン入り口温度（T5）である。

### 3. 17　ICS 音声

機内通話システム（ICS）を使って交信される音声を 5kHz のデジタルデータとして SSD に記録している。また，外視界記録システムのビデオレコーダを用いて録音することも可能である。

### 3. 18　各種スイッチ

母機装備品のスイッチの設定状態を記録することができる。スイッチの種類は，AFCSのエンゲージおよびゲイン設定（HI, NORMAL, LO），トリム・リリース，ロータ回転速度の設定（NORMAL/LOW），エアコンのON/OFF である。

また，実験の記録用として，計測データ処理計算機の操作員用にイベントスイッチが設置されている（図 3.18.1）ほか，実験用ディスプレイの下やサイクリックおよびコレクティブ・スティックのグリップ部に実験用スイッチを装備しており（第5章参照），これらのスイッチの設定状態を取り込むことができる。

### 3. 19　レーザトラッカ用反射鏡

レーザトラッカは，飛行中の航空機の位置を地上から計測するための装置で，航空機に向けてレーザ光を発射し，その反射光を受信することによって距離と方位を求めることができる。図 3.19.1 に当研究所で開発されたレーザトラッカの写真を示す。このレーザトラッカの仕

図 3.19.1　レーザトラッカ

図 3.19.2　レーザトラッカ用反射鏡

様精度は，直距離 0.3 m，方位角および仰角 20 秒（距離 1 km あたりの測位誤差約 0.1 m）で，数 km 以内の範囲では DGPS と同等以上の位置精度となっている。その他詳細については文献 11 に示されている。

このレーザトラッカを利用するための反射鏡が機体底面に装着されている（図 3.19.2）。この反射鏡は，任意の方向から入射したレーザ光を同一経路に反射する逆反射鏡になっている。

## 4．計測データの処理

### 4. 1　計測データ処理計算機

計測データ処理計算機はWindows NTをOSとする4台の工業用ボード PC を 1 つの 19 inch ラック型筐体に納めたものである。図4.1.1に計測データ処理計算機の外観を示す。計測データの記録媒体は容量860MBの半導体ディスク（SSD）で，MuPAL- ε の飛行試験時間（最長で 3 時間程度）内の全てのデータを保存することが可能である。本体下部には無停電電源装置（UPS）が設置されており，電源瞬断時にも記録を継続することができる。

This document is provided by JAXA.

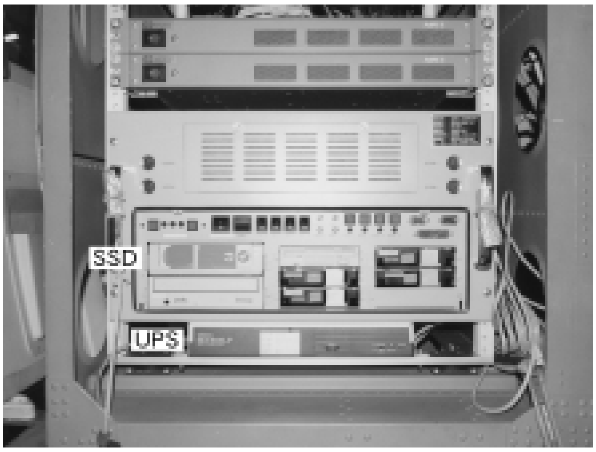



図 4.1.1　計測データ処理計算機

4 台の PC は Master PC と Sub PC1 〜 3 から構成され，相互にイーサネット（100BASE-TX）で接続されている。Master PC は操作卓におけるユーザ・インターフェイス（4.4）を提供するほか，GPS 時刻に同期した基準時刻発生装置（TCG）を内蔵する。計測データはインターフェイスの種類に応じて Sub PC1 〜 3 に取り込まれ，各データがインターフェイス・カードに到達した時点で割り込み処理が発生し，各Sub PCの内部時計に基づいた時刻情報が付加された後，全ての計測データは Sub PC3 に転送され，SSD に記録される。記録フォーマットは 1 word 16 bit（データによってはうち 12 bit のみを使用，あるいは 2 word を使用するものがある）でインターフェイス毎に分割されたバイナリ形式ファイルとなっている。表 4.1.1 に各インターフェイス・カードの型式を，表 4.1.2 に各 PC に搭載されているインターフェイス・カードと計測センサの一覧を示す。

Windows NT はリアルタイム OS ではないため，各データに時刻情報を付加する際に遅延が発生する可能性がある。開発初期の段階では，GPS 時刻に対して数十 msec の時間遅れが生じる場合があったが，その後各タスクの処理の最適化や OS の各種パラメータのチューニングなどを実施し，本稿執筆時においては，通常で数 msec，最大でも 10 msec 程度の遅れに収まっている（文献 12）。この誤差の主な要因は以下のとおりである。

- **時刻情報付加の処理に最小限発生する時間遅れ**
  数 msec 以下。
- **各 Sub PC の内部時計と GPS 時刻との同期誤差**
  各 Sub PC の内部時計は，イーサネットの時刻同期プロセスによって Master PC の TCG に同期される。このプロセスはデータ記録の開始時と終了時（データ

表 4.1.1　計測システムの構成機器の型式

| 機　器　名 | | | 型　式 |
|---|---|---|---|
| 計測データ処理計算機 | | | |
| | 筐体 | | Lanner Electronics 製 IAC-C820A |
| | SSD | | Targa 製 THPS-900-0 |
| | I/F カード | CPU | Protech Systems 製 PC-620 |
| | | TCG | Datum 製 bc635PCI |
| | | RS-232/422 (8ch) | MOXA 製 C218Turbo/PCI |
| | | ARINC429 (8ch) | SBS Technologies 製 A429-PCI-8 |
| | | ARINC629 | Ballard Technology 製 PCI629-1 |
| | | PULSE | Interface 製 PCI-6106 |
| | | IRIG-PCM 入力 | Telametrix 製 PCI9900 |
| | | IRIG-PCM 出力 | Calculex 製 CTM-4102PCI |
| シグナル・コンディショナ | | | |
| | 本体 | | L-3 Communications 製 RMU1000-001 |
| | I/F カード | STRAIN (16ch) | MSC1000-034 × 2 |
| | | ANALOG (16ch) | MSC1000-029 × 4 |
| | | FRONT-END (16ch) | MSC1000-037 × 2 |
| | | SYNCHRO (2ch) | MSC1000-005 |
| | | DISCRETE (36ch) | MSC1000-007 |
| | | ROTOR AZIMUTH | MSC1000-011 |
| | | LVDT (2ch) | MSC1000-035 |
| テレメータ送受信機 | | | NEC 製 |

This document is provided by JAXA.

表4.1.2　各PCのインターフェイス

| | | | |
|---|---|---|---|
| Master PC | SLOT 1 | | |
| | SLOT 2 | TCG | |
| | SLOT 3 | | |
| | COM1 | UPS | |
| | COM2 | シグナル・コンディショナ | |
| Sub PC1 | SLOT 1 | RS-232/422 | FADEC1 |
| | | | FADEC2 |
| | | | DGPS/INS1 |
| | | | DGPS/INS2 |
| | | | DGPS/INS3 |
| | | | 予備 |
| | | | 予備 |
| | | | 予備 |
| | SLOT 2 | | |
| | SLOT 3 | | |
| | COM1 | アップリンク・テレメータ | |
| | COM2 | 下方視界ビデオカメラコントローラ | |
| Sub PC2 | SLOT 1 | ARINC629 | ADC |
| | SLOT 2 | PULSE | 燃料流量計 |
| | SLOT 3 | ARINC429 | VOR |
| | | | 予備 |
| | | | DME |
| | | | ドップラレーダ |
| | | | 予備 |
| | | | 予備 |
| | | | 予備 |
| | | | 予備 |
| | COM1 | 超音波速度計 | |
| | COM2 | | |
| Sub PC3 | SLOT 1 | PCM 出力 | ダウンリンク・テレメータ |
| | SLOT 2 | PCM 入力 | シグナル・コンディショナ |
| | SLOT 3 | | |
| | COM1 | | |
| | COM2 | | |
| | SCSI | SSD | |

記録は1回の飛行試験を通して行うことも個々の試験ケース毎に分割して行うことも可能である）にそれぞれ行われ，この間の各Sub PCの内部時計のドリフト誤差（1時間当たり最大100 msec程度）を後処理によって補正している。しかし，時刻同期プロセス自体に対するOSの応答の遅れ等により，最大で数msecの誤差が生じる場合がある。

・**不定期に生じる処理の遅れ**

時刻情報付加の割り込み処理に対してOSの応答が不定期に遅れることに起因する誤差で，発生頻度は数百回に1回（サンプリングレート50Hzなら5～10秒に1回）程度で，最大で10 msec程度の遅れを生じる。

以上の誤差はほとんどの実験では問題になる大きさではない。例えば高速で飛行中の機体の位置をメートル以下の精度で計測したい場合等には影響を及ぼす可能性があるが，DGPS/INSのデータについては，計測データ処理計算機によって付加される時刻情報ではなく，GPSが

This document is provided by JAXA.

出力する観測時刻データを用いることにより，ほぼ時間遅れのない時刻情報を得ることができるため，実用上の問題にはならないと考えられる。

また，計測データ処理計算機は，画像表示計算機に対してディスプレイ表示等に必要なデータをイーサネット経由で送信する機能を有している。通常のデータは各Sub PCからSub PC 3を経由して画像表示計算機に転送されるため，この間に最大35 msec程度の時間遅れが生ずる。ただし，DGPS/INSのデータについては，Sub PC1から画像表示計算機に直接転送することにより，時間遅れは最大15 msec程度となっている。これにより，「トンネル・イン・ザ・スカイ」（図2.2.2）のようにパイロットに直接操縦のキューを与えるようなディスプレイについても問題なく表示することができる。

## 4.2　シグナル・コンディショナ

アナログ系統等からの信号は全てデジタル変換され，シグナル・コンディショナによってPCM化されて計測データ処理計算機に取り込まれる。シグナル・コンディショナは小型軽量のもので，計測条件等を設定するためのスイッチ類を持たず，必要な設定はすべて計測データ処理計算機からソフトウェアで行うことができる。図4.2.1にシグナル・コンディショナの外観を示す。また表4.2.1に各スロット毎のインターフェイス・カード一覧，表4.2.2に各インターフェイス・カード毎の計測項目一覧を示す。各インターフェイス・カードの型式については表4.1.1に記載されている。歪みゲージ（STRAIN）用のカードは高ゲインのアナログ電圧用としても利用可能で，一部のアナログ信号の計測に用いられている。各インターフェイス・カードの予備チャンネル分については，計測データ処理ソフトウェアにおいても対応データが確保されており，機器を追加した場合にも計測条件や較正係数の設定等を行うだけで計測データを容易に取り込むことができる。

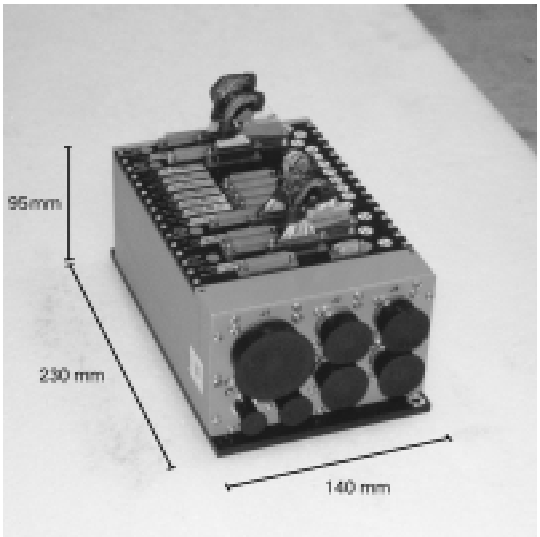



図4.2.1　シグナル・コンディショナ

## 4.3　テレメータ

V/UHF帯の電波を用いたテレメータにより，地上局とデータの送受信を行うことができる。ダウンリンク・テレメータは計測データ処理計算機で設定された変数をリアルタイムで地上に送信することが可能で，機上の画像表示計算機に表示される画面（例えば図2.2.2に示したような画面）を地上の受信システムでも表示することが可能となる。図4.3.1にダウンリンク・テレメータ・システムのブロック図を示す。アップリンク・テレメータは地上局からのデータ送信に用いられ，通常はDGPSの補正情報（3.1参照）の送信に用いられているが，任意のデータを送ることが可能である。

テレメータに使用される電波の仕様は以下の通りである。

・ダウンリンク・テレメータ
　周波数 295.6MHz 出力 5W 送信速度 40KBPS (100word 25Hz)

・アップリンク・テレメータ
　周波数 321.5MHz 出力 5W 送信速度 9.6KBPS

テレメータ送受信機は小型，軽量のものが採用されている（図2.3.4, 2.3.5参照)。テレメータ送受信用のアンテナは機体底面に設置されている（図4.3.2)。

表4.2.1　シグナル・コンディショナのインターフェイス・カード

| SLOT | I/F カード |
|---|---|
| 1 | FRONT-END（STRAIN 1用信号調整） |
| 2 | STRAIN 1（歪みゲージ） |
| 3 | |
| 4 | FRONT-END（STRAIN 2用信号調整） |
| 5 | STRAIN 2（歪みゲージ） |
| 6 | |
| 7 | ANALOG 1 |
| 8 | ANALOG 2 |
| 9 | SYNCHRO |
| 10 | DISCRETE |
| 11 | ROTOR AZIMUTH（ロータ回転角 / 回転速度） |
| 12 | LVDT |
| 13 | ANALOG 3 |
| 14 | FRONT-END（ANALOG3用信号調整） |
| 15 | ANALOG 4 |
| 16 | FRONT-END（ANALOG4用信号調整） |

This document is provided by JAXA.

表 4.2.2 シグナル・コンディショナのインターフェイス

| | | |
|---|---|---|
| STRAIN 1 | 1 | ロータ 6 分力（トルク） |
| | 2 | ロータ 6 分力（スラスト） |
| | 3 | ロータ 6 分力（曲げモーメント上 1） |
| | 4 | ロータ 6 分力（曲げモーメント下 1） |
| | 5 | ロータ 6 分力（曲げモーメント上 2） |
| | 6 | ロータ 6 分力（曲げモーメント下 2） |
| | 7 | フラッピング角（No.1 ブレード） |
| | 8 | リードラグ角（No.2 ブレード） |
| | 9 | フラッピング角（No.3 ブレード） |
| | 10 | リードラグ角（No.4 ブレード） |
| | 11 | αベーン |
| | 12 | βベーン |
| | 13 | 操舵力（サイクリック縦） |
| | 14 | 操舵力（サイクリック横） |
| | 15 | 操舵力（コレクティブ） |
| | 16 | 操舵力（ペダル） |
| STRAIN 2 | 17 | ICS |
| | 18 | AFCS アクチュエータ（ロール） |
| | 19 | AFCS アクチュエータ（ピッチ） |
| | 20 | AFCS アクチュエータ（ヨー） |
| | 21 | 対地高度（電波高度） |
| | 22 | ILS (LOC) |
| | 23 | ILS (GS) |
| | 24<br>\|<br>32 | 予備 (9ch) |
| ANALOG 1 | 1 | 振動（計器板 X） |
| | 2 | 振動（計器板 Y） |
| | 3 | 振動（計器板 Z） |
| | 4 | 振動（操縦席 X） |
| | 5 | 振動（操縦席 Y） |
| | 6 | 振動（操縦席 Z） |
| | 7 | 振動（ラック X） |
| | 8 | 振動（ラック Y） |
| | 9 | 振動（ラック Z） |
| | 10 | 振動（重心 X） |
| | 11 | 振動（重心 Y） |
| | 12 | 振動（重心 Z） |
| | 13 | 振動（荷物室 X） |
| | 14 | 振動（荷物室 Y） |
| | 15 | 振動（荷物室 Z） |
| | 16 | 母機ロータ回転速度 |
| ANALOG 2 | 17 | サーボ（テール） |
| | 18 | サーボ（メイン FWD） |
| | 19 | サーボ（メイン LAT） |
| | 20 | サーボ（メイン AFT） |
| | 21 | 操舵量（サイクリック縦） |
| | 22 | 操舵量（サイクリック横） |

| | | |
|---|---|---|
| ANALOG 2 | 23 | 操舵量（コレクティブ） |
| | 24 | 操舵量（ペダル） |
| | 25 | 超音波速度計 |
| | 26 | 超音波速度計 |
| | 27 | 超音波速度計 |
| | 28 | 超音波速度計 |
| | 29 | 超音波速度計 |
| | 30 | 燃料流量（No.1） |
| | 31 | 燃料流量（No.2） |
| | 32 | 予備 |
| ANALOG 3/4 | 1<br>\|<br>29 | 予備 (29ch) |
| | 30 | 母機ピトー（昇降率） |
| | 31 | 母機ピトー（気圧高度） |
| | 32 | 母機ピトー（対気速度） |
| SYNC | 1 | DG（方位角） |
| | 2 | 予備 |
| DISCRETE | 1 | AFCS ENG |
| | 2 | AFCS GAIN (HI) |
| | 3 | AFCS GAIN (NORMAL) |
| | 4 | AFCS GAIN (LOW) |
| | 5 | AIR/CON |
| | 6 | TRIM REL |
| | 7 | ROTOR RPM 1 |
| | 8 | ROTOR RPM 2 |
| | 9 | 実験用ディスプレイ 1 |
| | 10 | 実験用ディスプレイ 2 |
| | 11 | 実験用ディスプレイ 3 |
| | 12 | 実験用ディスプレイ 4 |
| | 13 | 実験用ディスプレイ 5 |
| | 14 | サイクリック PUSH (OFF) |
| | 15 | サイクリック PUSH (ON) |
| | 16 | サイクリック 4WAY (L) |
| | 17 | サイクリック 4WAY (U) |
| | 18 | サイクリック 4WAY (R) |
| | 19 | サイクリック 4WAY (D) |
| | 20 | コレクティブ トグル (U) |
| | 21 | コレクティブ トグル (D) |
| | 22 | EVENT |
| | 23<br>\|<br>36 | 予備 (14ch) |
| Rotor | | ロータ回転速度センサ（テイルロータ） |
| | | ロータ回転角センサ（メインロータ） |
| LVDT | 1 | VG（ピッチ） |
| | 2 | VG（ロール） |

This document is provided by JAXA.

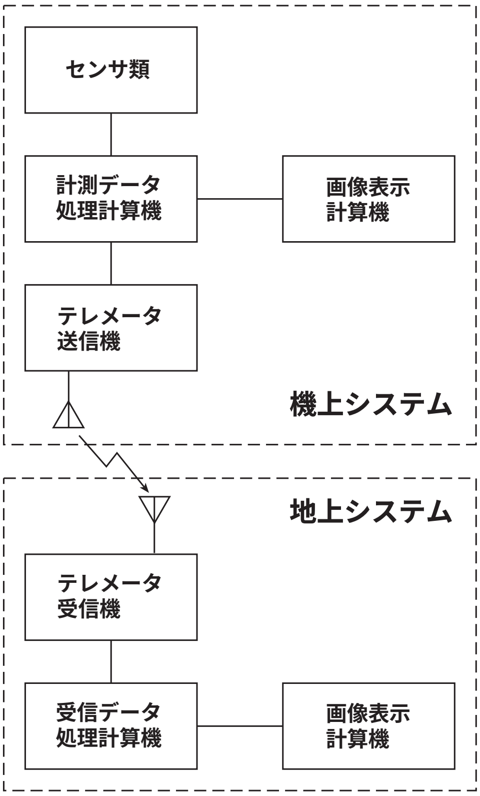



図4.3.1　ダウンリンク・テレメータ・システムのブロック図

図4.3.2　テレメータ用アンテナ

### 4.4 計測データ処理ソフトウェア

計測データ処理ソフトウェアは，計測システム操作卓（図2.3.3参照）において以下のようなユーザ・インターフェイスを提供する。

・計測システム全体の作動状態の設定およびモニタ
・計測データの数値表示，時歴表示，クロスプロット表示
・ダウンリンク・テレメータおよび画像表示計算機への送信データの設定

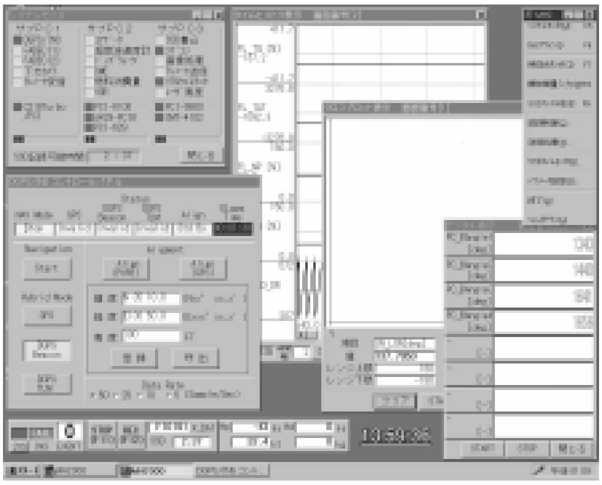


図4.4.1　計測データ処理ソフトウェアの画面の例

図4.4.1に計測データ処理ソフトウェアの画面の例を示す。

### 4.5 データ再生ソフトウェア

計測データは機上ではバイナリ形式ファイルとして保存される。飛行試験の終了後，計測データの記録されたSSDを地上の汎用PCにSCSIインターフェイスのハードディスクとして接続し，データ再生ソフトウェアで必要なデータを物理量に変換する。このデータ再生ソフトウェアはWindows上で稼動し，計測項目と時刻区間を指定することによって，任意の記録データを時刻情報付きのテキストデータに変換する機能を有している。ICS音声データ(3.17)についてはWAV形式（Windowsで用いられる音声ファイルの標準形式)のファイルに変換される。

## 5．画像表示システム

画像表示システムは統合型ディスプレイ等に関する研究を行うためのもので，研究者がプログラムした任意の画像情報をコクピットの計器板に表示することができる。図5.1に実験用ディスプレイの写真を示す。表示部は対角8.4 inch，解像度800 × 600 dotの液晶ディスプレイである。画像表示計算機（図2.3.4参照）は高性能のグラフィック・ワークステーション（Silicon Graphics社製Octane/MXE）を耐環境性を向上しラック搭載型としたもので，800 × 600 dotの画面を同時に2画面生成することができる。画像表示システム操作卓（図2.3.3参照）のディスプレイには，実験用ディスプレイに表示される画面ともう一方の画面（操作員が表示内容を設定するための画面など）を切り換えて表示することができる（図6.2参照）。

計測データ処理計算機の設定により，任意の計測データを画像表示計算機に転送することができる。「トンネル・イン・ザ・スカイ」（図2.2.2）のようにパイロットに直接操縦のキューを与えるような表示を行う場合には，

This document is provided by JAXA.

図5.1　実験用ディスプレイ

特に機体の位置や姿勢角等のデータの時間遅れが問題となるため，データ転送の際の時間遅れが最小となるように配慮されている（4.1参照）。

実験用ディスプレイにはスイッチが5個付いており（図5.1），これらの設定状態（on/off）を計測データ処理計算機を経由して取り込むことによって，表示内容の切り替え等の機能をプログラムすることができる。左側操縦席のサイクリックおよびコレクティブ・スティックのグリップ部にもそれぞれプッシュ式と4WAY式，およびトグル式のスイッチが装備されており（図5.2），同様に利用可能である。

また，画像表示計算機で生成した音声をICSに入力することが可能で，人工音声によるパイロットへの情報伝達等に用いることができる。

なお，実験用ディスプレイの表示内容は研究者が実験目的に応じてプログラムするもので，航法装置として認可されたものではない。飛行中の安全性の確保のため，実験用ディスプレイの参照は左席パイロット（実験パイロット）に限定されている（2.6参照）。

## 6．外視界記録システム

外視界記録システムは，実験の記録としてのビデオ撮影のほか，画像認識技術を応用した新しい航法システムの研究（文献4）等にも利用可能なように設計されている。コクピット天井部に前方視界撮影用ビデオカメラ，機体底部，荷物室床面のカメラ用開口部（8.4）に下方視界撮影用ビデオカメラがそれぞれ設置されている（図6.1）。前方視界カメラは3CCDの高画質かつ小型のもので，取り付け角度は手動により調整可能で，下向きに設定することにより計器板を撮影することもできる。焦点および露出の調整も手動で，画角（ズーム）は固定式となる（レンズ交換により変更可能）。下方視界カメラは荷物室に設置されているため飛行中にアクセスすることはできない。首振り角度および画角がキャビン内からリモートコントロール可能で，可動範囲は鉛直下向きから前後±17度，左右±23度，ズーム比3倍（水平画角15～45度）となっている。設定された首振り角度と画角は計測データとして取り込むことができる。また焦点，露出の調整は自動となっている。

前方および下方視界カメラで撮影した映像は，ビデオレコーダで記録できるほか，画像表示システムを経由して実験用ディスプレイに表示することができる。ビデオレコーダはMiniDV規格のテープを使用するもので，対角5.5 inchの液晶ディスプレイを搭載している。図6.2に外視界記録システムと画像表示システムのブロック図を示す。画像編集機により，外視界カメラの映像と画像表示計算機の出力画像を合成することも可能である。

また，機内には集音マイクが設置されており，ICSの音声とともにビデオレコーダで録音することができる。

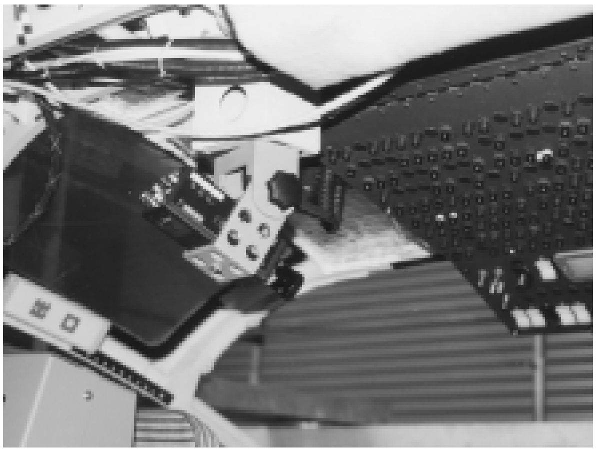
各機器の型式を表6.1にまとめる。

(1) サイクリック・グリップ

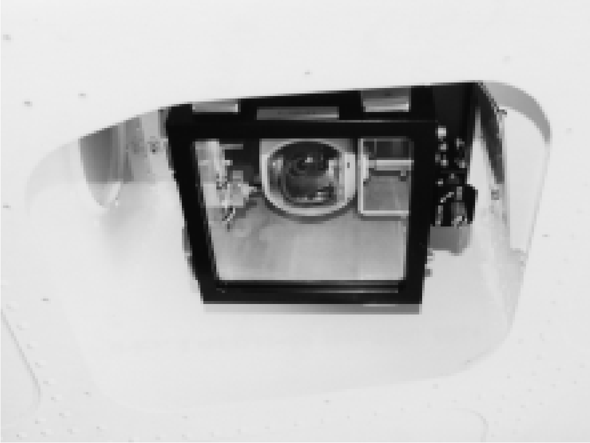
(2) コレクティブ・グリップ

図5.2　左席操縦装置のグリップ部に追加された実験用スイッチ

This document is provided by JAXA.



(1) 前方視界カメラ



(2) 下方視界カメラ

図6.1 外視界撮影用ビデオカメラ

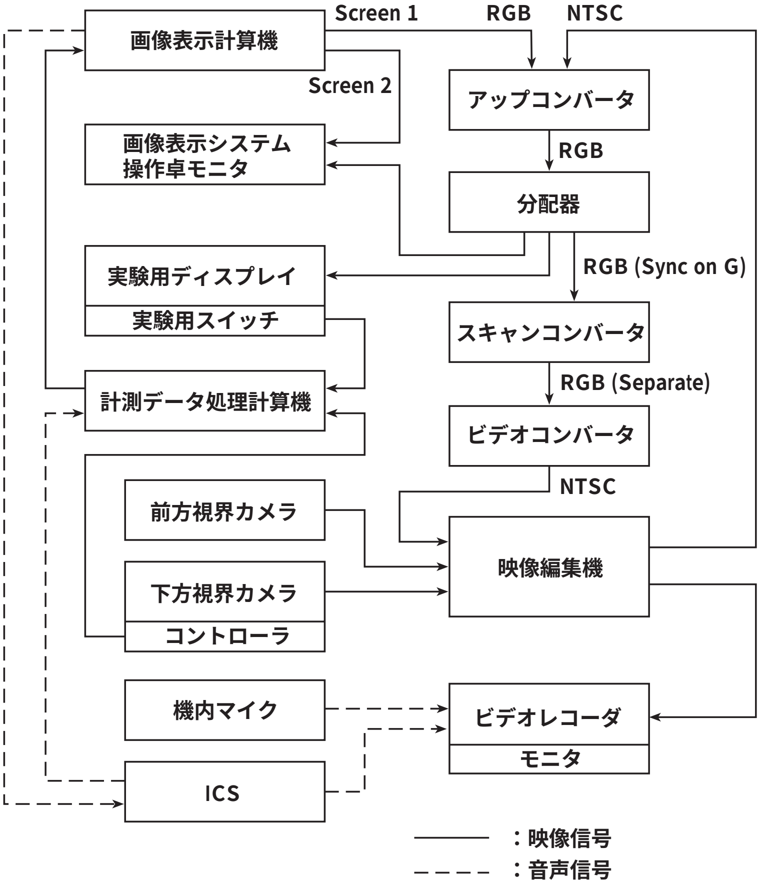



図6.2 画像表示システムと外視界記録システムのブロック図

## 7．可変安定システム

可変安定システムは，飛行中に機体の安定性を変化させることによって，個々のタスクに対するパイロットのワークロードへの影響等について研究を行うためのシステムである。この機能は，母機搭載の自動飛行制御装置（AFCS）のソフトウェアを変更することによって実現されている。図7.1にAFCSのブロック図を示す。このAFCSは三菱重工業（株）で社内開発されたもので，安定増大（SAS）と姿勢保持の機能を有するものである。図中に示される姿勢角とその微分値，積分値に対するフィードバックゲインを以下の2通りの方法によって変更するこ

This document is provided by JAXA.

表6.1　画像表示システムと外視界記録システムの構成機器の型式

| 機器名 | 型　式 |
|---|---|
| 画像表示計算機 | CRI製R875I |
| 実験用ディスプレイ | 横河電機製 |
| アップコンバータ | デジタルアーツ製DSC05u |
| スキャンコンバータ | デジタルアーツ製DSC06j |
| ビデオコンバータ | ブラックボックスジャパン製AC095A |
| 前方視界カメラ | SONY製XC-003 |
| 下方視界カメラ | SONY製EVI-G20 |
| 映像編集機 | SONY製XV-D1000 |
| ビデオレコーダ | SONY製GV-D900 |
| 機内マイク | SONY製ECM-55B |

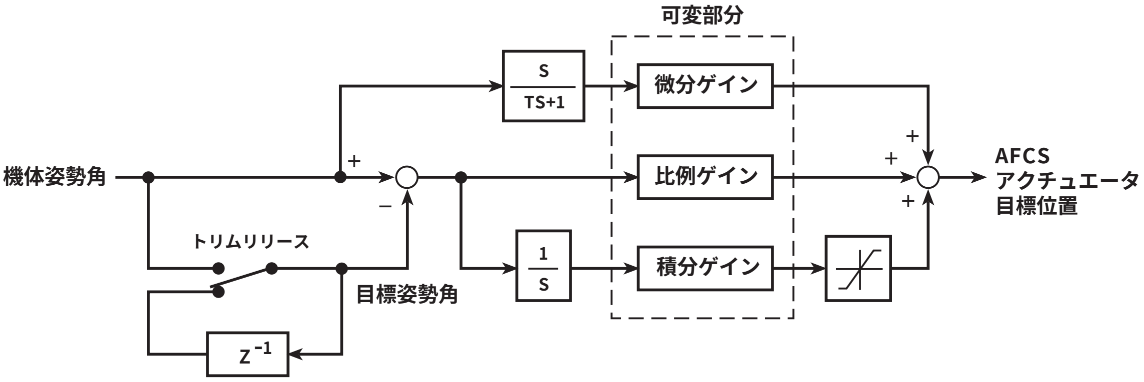



図7.1　可変安定システムのブロック図

とができる。

(1) センターコンソールに設置された制御器（図7.2）を用いてあらかじめ設定された3種類のゲイン（HI, NORMAL, LO）から選択する方法。ゲインの値は，NORMALが母機のAFCSと同等，LOが各ゲインとも母機の0.5倍，HIが約2.0倍（ロール軸については発振防止のため1.4倍）となっている。

(2) AFCSコンピュータに直接端末（汎用PC）を接続し，各ゲインを任意の値に書き変える方法

いずれの場合にも飛行中の任意のタイミングでゲインを変更することが可能である。ただし，(1) の方法を用いる場合には耐空性の範囲内で運用することが可能であるが，(2) の方法を用いる場合には航空法第11条の但し書きによる飛行試験に限定される。

固定翼実験機のMuPAL-αは，フル・オーソリティーのフライ・バイ・ワイヤ（FBW）式操縦装置によって任意の安定性，応答性をプログラムすることが可能となっている（文献1）が，MuPAL-εの操縦系統は母機の機械式リンケージのままであり（FBW化されていない），AFCSアクチュエータのオーソリティーは約5%であるため，限られた範囲での可変安定機能となっている。

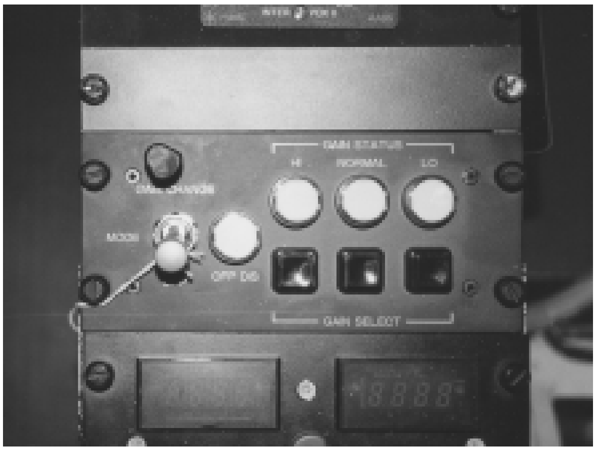


図7.2　可変安定システムのコントロールパネル

## 8．機体改修等

### 8.1　重量重心

機体の重心位置や装備品の搭載位置等はSTA, WL, BLを用いた座標系で表される（図8.1.1)。STA軸が機体の床面に平行で後ろ向きが正，WL軸が床面に鉛直で上向きが正，BL軸が横方向で左舷側が正と定義され，基準点

This document is provided by JAXA.

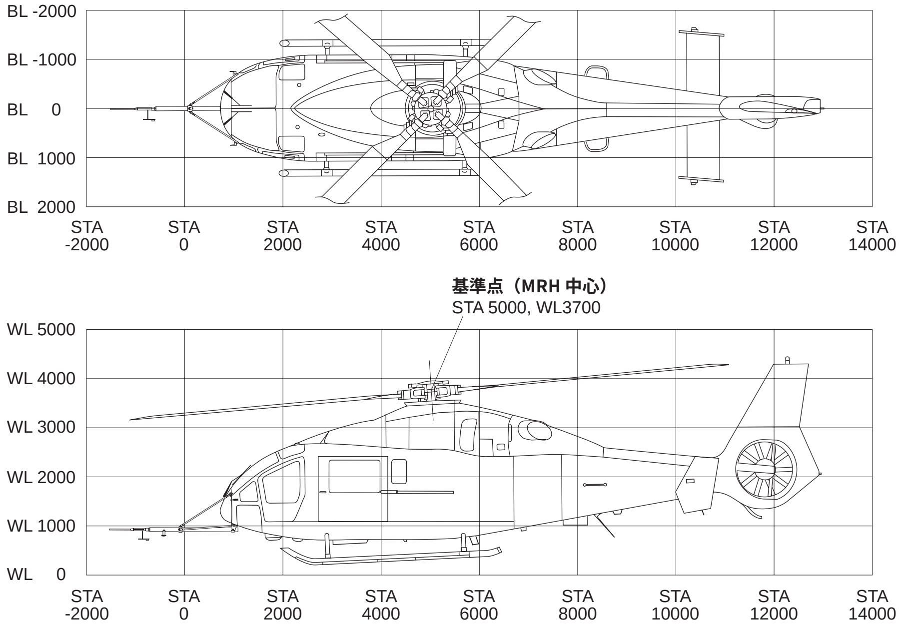



図 8.1.1　機体の基準軸（ステーション・ダイアグラム）

表 8.1.1　主な実験用機器の重量と重心位置

| | 重量 (kg) | 重　心 | |
|---|---|---|---|
| | | STA | BL |
| 実験用システム全体 | 342.7 | 3574 | 40 |
| ノーズブーム全体（エアデータブーム形態） | 21.0 | 66 | 0 |
| 　エアデータブーム | 2.3 | －1170 | 0 |
| ノーズブーム全体（超音波速度計形態） | 28.0 | 91 | 0 |
| 　超音波速度計センサプローブ | 1.5 | －1950 | 0 |
| 　延長ブーム | 2.6 | －1280 | 0 |
| ラック全体 | 204.9 | 4014 | －7 |
| 　ラック | 35.7 | 4044 | 0 |
| 　計測データ処理計算機 | 32.1 | 4010 | －569 |
| 　UPS | 4.3 | 3945 | |
| 　FADEC 信号変換器 | 10.2 | 4010 | |
| 　ビデオシステム | 20.7 | 3921 | |
| 　DGPS/INS | 9.6 | 3963 | －175 |
| 　ADC | 3.2 | 4260 | 235 |
| 　シグナル・コンディショナ | 3.0 | 4263 | 221 |
| 　テレメータ | 0.8 | 3810 | |
| 　画像表示計算機 | 44.8 | 3945 | 622 |
| 　超音波速度計データ処理器 | 11.3 | 3920 | 631 |
| 計測システム操作卓 | 17.0 | 2657 | 543 |
| 画像表示システム操作卓 | 15.5 | 2675 | －557 |
| 機器操作員用回転式座席 | 26.0 | 3224 | 12 |
| 機器操作員用テーブル | 6.2 | 2648 | －2 |
| 実験用ディスプレイ | 4.0 | 1545 | 145 |
| 前方視界カメラ（含マウント） | 3.5 | 2556 | 150 |
| 下方視界カメラ（含マウント） | 9.5 | 6200 | 275 |
| 商用電源インバータ（2 台，含マウント） | 14.4 | 5685 | 266 |

This document is provided by JAXA.

図8.1.2　荷物室に搭載されたバラスト，インバータと重量重心計測用水平基準器

はメインロータハブの中心がSTA 5000，WL 3700，BL 0（単位mm）となるように定められている。なお，メインロータシャフトは機体床面に対して5度前傾している。

表8.1.1に実験用システムの主な機器の重量および重心位置を示す。実験形態では，機首にノーズブームを装着しているほか，キャビン前方に計測システムおよび画像表示システムの操作卓等を配置しているため，全機の重心位置が前方寄りとなっている。重心位置調整のため，図8.1.2に示すように荷物室の床面にバラスト（鉛の板）を搭載している。バラストの重量はエアデータブーム装着時に55 kg，超音波速度計装着時にはさらに58 kg（計113 kg）となっている。表8.1.2および図8.1.3に全機の重量重心の例を示す。

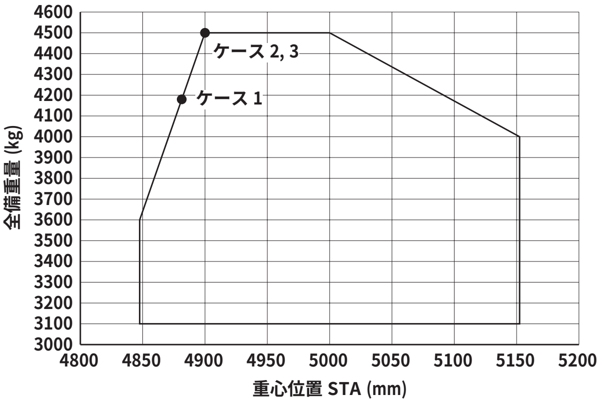



図8.1.3　全機重量重心の例（表8.1.2参照）

## 8. 2　電源

図8.2.1に電源系統図を示す。実験用システムの電源として28V/DC, 100V/AC，および115V, 26V/400Hzを供給することができる。特に計測データ処理計算機や画像表示計算機を初めとして商用電源（100V/AC）を利用する機器が多いため，容量850VAのインバータ2台を荷物室内に搭載している（図8.1.2)。センターコンソールには実験用システムの電源全体の制御器が設置されており（図8.2.2)，非常時にはパイロットが全システムを遮断することができる。左操縦席後方の電源パネルには各電源系統毎のサーキット・ブレーカと電流計が設置されている（図8.2.3)。電源取り出し口（図8.2.4）はキャビン前方（コクピットのセンターコンソール下)，キャビン後方左右，および荷物室内の計4カ所に設置されている。

表8.2.1に実験用システムの各機器の電気負荷を示す。

表8.1.2　全機重量重心の例

（重量 [kg] / 重心 STA [mm]）

| | | ケース1 | ケース2 | ケース3 |
|---|---|---|---|---|
| 形態 | | 実験形態<br>（エアデータブーム） | 実験形態<br>（超音波速度計） | 母機形態 |
| 空虚状態 | | 3290 / 5057 | 3307 / 5043 | 3048 / 5180 |
| バラスト | | 55 / 6512 | 55 / 6512<br>58 / 6105 | 80 / 6525 |
| 搭乗員 | コクピット<br>キャビン | 2 × 75 / 2172<br>3 × 75 / 3261 | 2 × 75 / 2172<br>3 × 75 / 3261 | 2 × 75 / 2172<br>8 × 75 / 3748 |
| 燃料 | | 460 / 5095 | 700 / 5095 | 634 / 5095 |
| 離陸時 | | 4180 / 4880 | 4495 / 4898 | 4500 / 4900 |

This document is provided by JAXA.

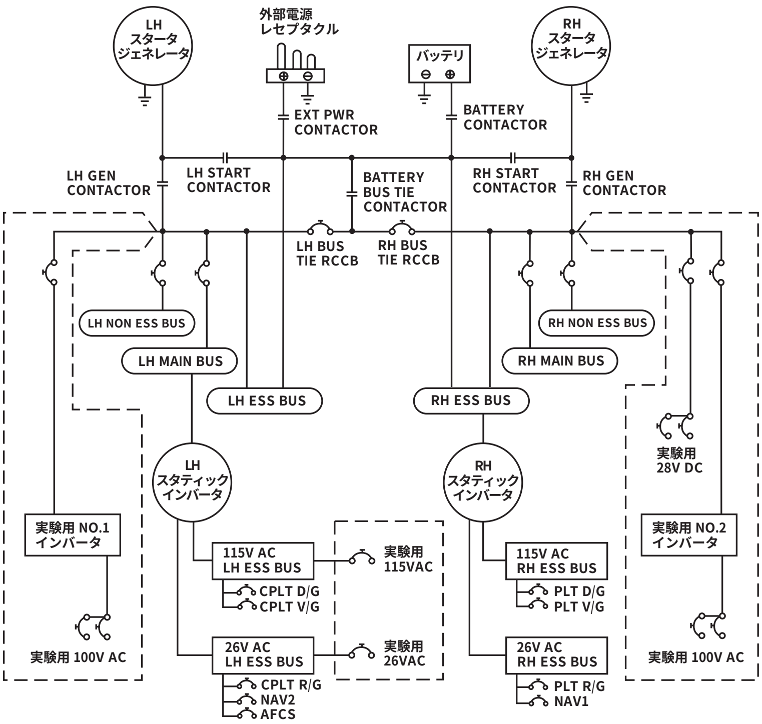



**図8.2.1　電源系統図**

**図8.2.2　実験用電源のコントロールパネル**

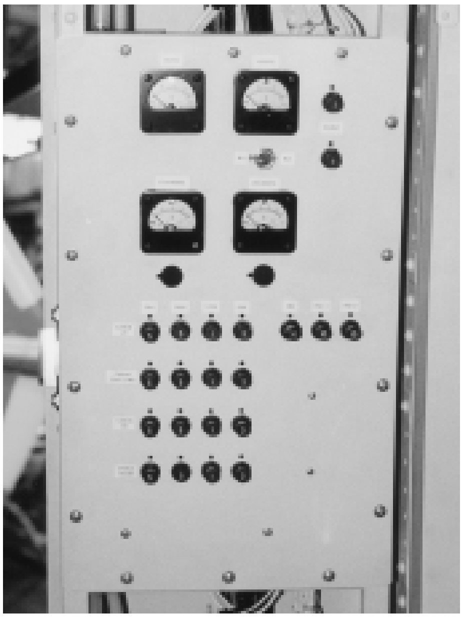


**図8.2.3　電源パネル**

**図8.2.4　電源取り出し口（キャビン後方）**

## 8.3　ICS

コクピットの2席に加えてキャビン内の3席にもICSを装備し，計測システム操作席からはVHF無線により外部と直接交信することも可能となっている。図8.3.1にキャビン天井部に設置されたICS制御器の写真を示す。図3.18.1には外部交信用のPTTスイッチの写真が示されている。

画像表示計算機の音声出力をICSに入力することも可

This document is provided by JAXA.

表 8.2.1　実験用機器の電気負荷

（単位：VA）

| | DC 28V | AC 100V | |
|---|---|---|---|
| | | No. 1 | No. 2 |
| DGPS/INS | 39.2 | | |
| ADC | 19.6 | | |
| ピトーヒータ | 220.0 | | |
| TAT センサヒータ | | | 250 |
| 高度速度変換器（DC15V） | (1.9) | | |
| 超音波速度計 | | 30 | |
| 光電スイッチ（DC12V, 2 個） | (0.8) | | |
| レーザ式変位センサ（DC12V, 8 個） | (11.5) | | |
| FADEC 信号変換器（2 個） | | 104 | |
| 燃料流量信号変換器（DC24V） | (4.8) | | |
| 振動センサ（DC12V, 5 個） | (0.9) | | |
| DC/DC コンバータ（12V） | 84.0 | | |
| DC/DC コンバータ（24V） | 18.2 | | |
| DC/DC コンバータ（15V） | 18.2 | | |
| 計測データ処理計算機 | | 462 | |
| 操作卓ディスプレイ | | 92 | |
| UPS | | 21 | |
| HUB | | 25 | |
| テレメータ送信機 | 42.0 | | |
| テレメータ受信機 | 5.6 | | |
| テレメータビット同期ユニット | 2.8 | | |
| 画像表示計算機 | | | 338 |
| 実験用ディスプレイ | 27.2 | | |
| 操作卓ディスプレイ | | 28 | |
| 前方視界カメラ | | 14 | |
| 下方視界カメラ | | 6 | |
| 下方視界カメラボックスヒータ | 28.0 | | |
| アップコンバータ | | | 25 |
| スキャンコンバータ | | | 50 |
| デジタルスキャンコンバータ | | | 25 |
| 分配器 | | 4 | |
| 映像編集機 | | 31 | |
| ビデオレコーダ | | 20 | |
| 合計 | 505 | 837 | 688 |
| 余裕 | 560 | 13 | 162 |

能である（第 5 章参照）。

ICS の音声は計測データとして SSD に記録される (3.17) ほか，外視界記録システムのビデオレコーダで録音することができる（第 6 章）。

また，母機形態においては搭乗者全員（最大 10 名）分の ICS を装備することが可能となっている。

## 8. 4　荷物室床面開口部

荷物室の床面に開口部が設けられている。図8.4.1に開口部の図面を示す。通常の実験形態ではこの部分に下方視界撮影用のビデオカメラが設置されているが，当研究所の保有するレーザ式高度計（Optech社製Model 501SB Rangefinder）を設置することも可能なように設計されている。

This document is provided by JAXA.

図 8.3.1 キャビン用の ICS コントロールパネル

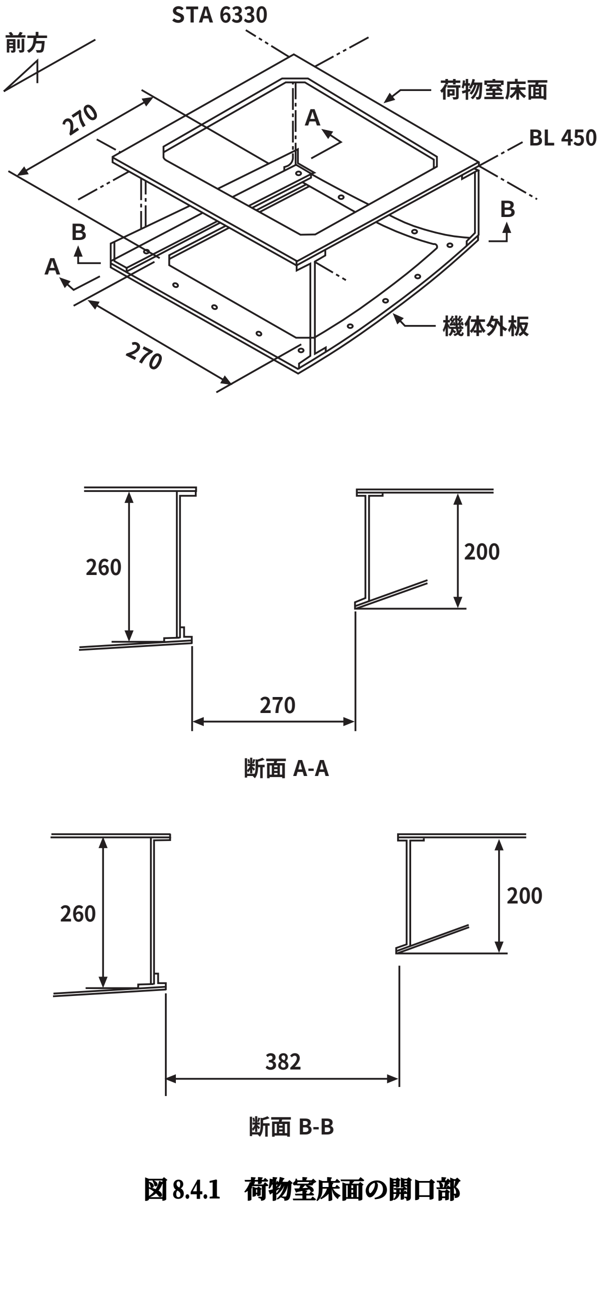



図 8.4.1 荷物室床面の開口部

## 9．計測データの較正

MuPAL-ε用に整備された較正装置の一覧を表9.1に示す。以下に各計測項目（アナログ系統のみ）の較正方法について述べる。

### 9.1 エアデータブーム／母機ピトー

母機ピトー（高度速度変換器）の較正はピトー静圧較正器を用いて行う。エアデータブーム（ADC）はデジタル出力であるが，超音波速度計や母機形態への変更のためにエアデータブームの取り外し，取り付けを行った場合には圧力配管の漏れ等についてピトー静圧較正器を用いて検査を行う。α，βベーンの角度については専用の治具を用いて較正する。

### 9.2 操舵量／操舵力

コレクティブ・スティックとサイクリック・スティックの各グリップ部分，およびペダルに治具を取り付け，傾斜計を用いて操舵量の較正を行う。図9.2.1はサイクリック・スティック（この写真は実機ではなく飛行シミュレータのもの）に治具を取り付け，縦（ピッチ）の操舵量を傾斜計を用いて較正している様子である。

操舵力の較正は，同じ治具の定められた点（図9.2.1）にフォース・ゲージを接続して行う。

### 9.3 ブレード角度

地上でコレクティブ・スティックおよびサイクリック・スティックの縦横の操舵を入力した場合の各ブレードのピッチ角変化を計測して較正式を算出することにより，3.4で述べたスウォッシュプレートの3つのサーボの各変位量の計測データから飛行中のコレクティブピッチと縦横のサイクリックピッチを求めることができる。ブレードのピッチ角の計測は，ブレードの付け根部分に治具を介して傾斜計を装着することによって行う（図9.3.1）。

またこの治具により，フラッピング角とリードラグ角の較正を行うこともできる。リードラグ角は水平面内の変位なので，傾斜計ではなくノギスによる変位計測によって較正を行う。

### 9.4 ロータ6分力

機体を地面にタイダウンした状態で周りに架台を組み，ロータヘッド部に治具を取り付けて，おもりによって力とモーメントの荷重をかける。なお，この方法によっては，飛行中の数分の1の荷重しかかけられないため，後は線形補外によって較正カーブを作成している。

This document is provided by JAXA.

表 9.1　較正機器の仕様

| | 型式 | 計測項目 | 仕様精度 |
|---|---|---|---|
| エアデータブーム較正装置 | | | |
| 　ピトー静圧較正器 | Druck 社製<br>ADTS500 | 速度<br><br>高度 | ± 1 kt (50 kt)<br>± 0.5 kt (100 kt)<br>± 15 ft |
| 　ベーン角度較正器 | Space Age Control 社製<br>100535 | 迎角<br>横滑り角 | ± 0.25 deg<br>± 0.25 deg |
| 操舵量／操舵力較正装置 | | 操舵量<br>操舵力 | ± 0.1 deg<br>± 0.3 lb |
| ブレード角度較正装置 | | ピッチ角<br>フラッピング角<br>リードラグ角 | ± 0.1 deg<br>± 0.1 deg<br>± 0.1 deg |
| 重量重心計測装置<br>（ロードセル） | Intercomp 社製<br>JW-3-15 | 重量<br>重心 | ± 15 lb (6.8 kg)<br>± 5 mm |

図 9.2.1　操舵量／操舵力較正装置

図 9.3.1　ブレード角度較正装置

## 9. 5　燃料流量／消費量

燃料流量の較正はセンサ単体で専用の較正装置を用いて行う。

燃料消費量については飛行の前後に全機重量を計測することによって較正できる。全機の重量および重心は，機体の 3 点をジャッキで支持し，ロードセルを用いて計測する。図 9.5.1 に重量重心計測の様子を示す。重量重心計測の際には，床面の水平を正確に出すため，荷物室内に水平基準器を設置する（図 8.1.2 参照）。

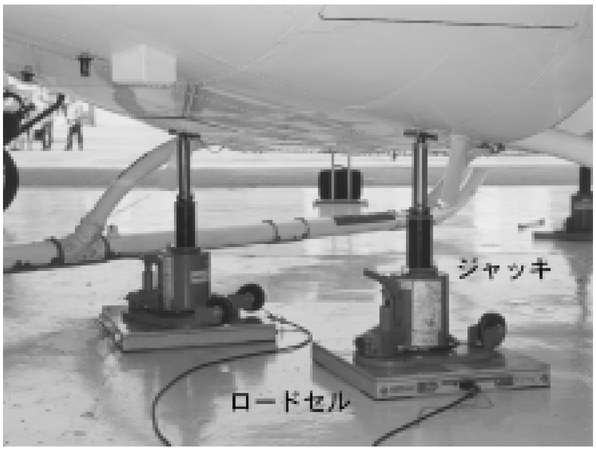



図 9.5.1　重量重心計測の様子

This document is provided by JAXA.

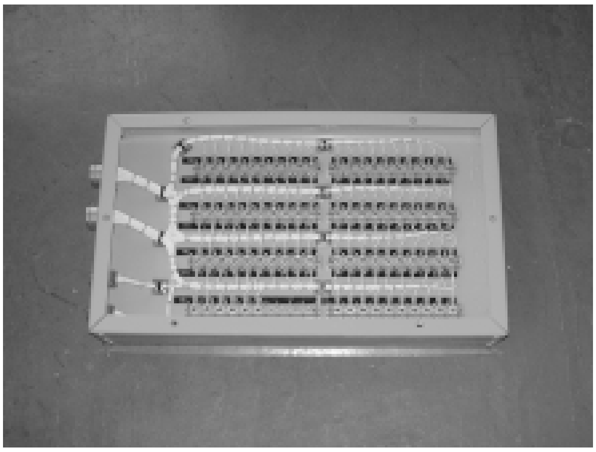


図9.7.1　地上作業用ジャンクション・ボックス

### 9.6　母機航法装置

電波高度計は0 ftと50 ftの基準信号を出力する機能を有しており，これによって較正を行う。また，レーザ式高度計（8.4参照）を用いて任意の高度で較正することも可能である。

ILS, VORは専用の較正器（チェッカー）を用いて較正を行う。

### 9.7　ジャンクション・ボックス

通常の状態では各センサの出力はシグナル・コンディショナまたは計測データ処理計算機に直接接続されているため，計測システムに不具合が発生した場合にその箇所の特定や状況の把握を行うことが困難である。地上でのトラブルシュートの際には，センサとシグナル・コンディショナを接続するコネクタの間にジャンクション・ボックスを挿入することによって，センサからの信号をチャンネル毎に直接モニタすることが可能となる。図9.7.1にジャンクション・ボックスの写真を示す。なお，ジャンクション・ボックスの接続は地上での作業中に限定される。

## 10．飛行シミュレータ

MuPAL-εの導入にあわせて，当研究所の保有するヘリコプタ用飛行シミュレータ（図10.1）の操縦装置と計器板をMuPAL-εと同等のものに改修した。コクピット本体は既存のもののままで，小型レシプロ・エンジン機の実機部品を利用したものである。模擬視界発生装置は，半径5 m，視野角上方30度，下方50度，左右各90度のハーフドーム型のスクリーンを有するものである。

図10.2にシミュレータの計器板の写真を示す。右席には主要な飛行計器とエンジン計器がコンピュータ画像によって再現されており，左席には実験用ディスプレイが設置されている。実験用ディスプレイには実機と同等のグラフィック・ワークステーション（Silicon Graphics社製OCTANE/MXE）が接続されており，表示プログラムの互換性が確保されている。図10.3にシミュレータの操縦装置とセンターコンソールの写真を示す。グリップ部は実機と同等の形状および機能を有するものである。センターコンソールではエンジン，航法系，可変安定システムの各コントロールパネルが模擬されている。

運動計算に用いるシミュレーション・モデルは，当研究所で開発された非線形モデルで，メインロータの誘導速度を運動量理論で求め，各ブレードに働く空気力を翼素理論の数値積分によって計算している。ブレードおよび胴体等の空力特性については，三菱重工業（株）から風洞試験データの提供を受けた。

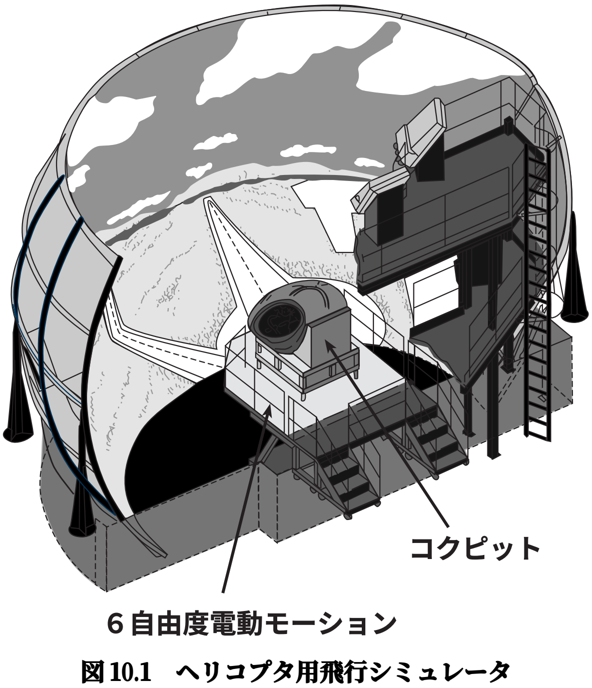



図10.1　ヘリコプタ用飛行シミュレータ

図10.2　飛行シミュレータの計器板

This document is provided by JAXA.

(1) サイクリック・スティック

(2) コレクティブ・スティック

(3) センターコンソール

図10.3　飛行シミュレータの操縦装置

本シミュレータはパイロットの訓練を目的として設計されたものではなく，コクピット全体の機能，形状が実機のMH2000A型機を模擬するものではないが，飛行試験に先立って実験用ディスプレイの表示プログラムの開発，評価や試験手順の確認等の目的に利用することが可能であり，飛行試験と飛行シミュレーションを併せた統合的な実験環境を提供するものである。

## 11．おわりに

実験用ヘリコプタMuPAL-εの実験用システムの詳細についてまとめた。MuPAL-εは，ヘリコプタの航法・誘導・制御技術，特にパイロット・インターフェイス等の研究分野における飛行試験を効率的に行い，また航空機搭載用機器の運用評価等のさまざまな目的に幅広く対応可能なように設計されている。今後特にヘリコプタの飛行安全や環境適合性（騒音）の分野での技術向上に寄与することが期待される。

## 謝　辞

MuPAL-εは契約から納入まで1年という短期間のうちに母機の調達，実験用システムの設計，製作および搭載工事を行うというハードスケジュールで完成された。これはひとえに開発を担当していただいた三菱重工業(株)の関係各位の御尽力によるものである。また，同社には本資料の作成にあたり，多くの図面や資料を提供していただいた。ここに感謝の意を表させていただきます。

## 付　記

**(1) 開発経緯**

実験用ヘリコプタMuPAL-εの整備は1998年度の第3次補正予算によって総事業費約10億円をかけて行われた。この費用には母機および装備品，予備品，地上支援機材等の調達，実験用システムの設計，製作，搭載工事，飛行シミュレータの改修，地上データ再生システムの構築，および当研究所の操縦士の訓練等が含まれている。契約先は1999年3月末に入札によって三菱重工業（株）に決定した。母機となるヘリコプタは三菱式MH2000型機の通算4号機（量産型MH2000A型機としては2号機）で，1999年11月に耐空証明を取得，実験用システム搭載の修改工事を経て2000年3月末に完成，納入された。その後当研究所において機能試験および各センサの精度検証試験（文献6, 7），メガフロート空港評価飛行実験（文献10），騒音計測実験（文献13），「トンネル・イン・ザ・スカイ」評価実験（文献2）などが実施されたが，同年11月27日に発生したMH2000原型機の事故以来MuPAL-εも飛行を停止しており，2002年10月から運用を再開する予定となっている。

This document is provided by JAXA.

この間に実験用システムの機能改善および向上のためにいくつかの改修が行われている。本資料に記された実験用システムの機能のうち，以下のものについては納入時にはなく，2000年11月以降の改修で新規に追加されたものである。

・3.10に示した母機VG，DGデータの取り込み
・3.11に示した母機ピトーの計測項目のうちの昇降率
・4.3に示したダウンリンク・テレメータ・システムのうちの地上受信データ処理計算機

以下の改修も行われたが，これらの内容については本資料には反映されていない。

・電源容量の余裕増大のため，荷物室に搭載された商用電源のインバータ（図8.1.2）が2台から3台に変更された。これに伴い，電源制御器（図8.2.2）および電源パネル（図8.2.3）も改修されている。
・母機の許容重心位置範囲（図8.1.3）が前方に0.5 inch拡大され，これに伴いバラスト（図8.1.2）の重量も変更されている。
・計測システムおよび画像表示システムの各操作卓（図2.3.3）が振動軽減のため設計変更された。
・ラックの中央部分に搭載されるビデオ関連機器（図2.3.4）も民生品のため，中央上段のビデオレコーダ等と同様にショック・マウントを介してラックに取り付けるように変更された。
・キャビンの窓を左右ともスライド式の開閉可能なものに交換した。これにより，光学センサを用いた大気観測や写真撮影が可能となる。

**(2) 開発担当**

当研究所内におけるMuPAL-ε開発の主な担当を記す。下記以外にも当研究所内外の多くの方の御協力をいただいた。

| | | |
|---|---|---|
| 奥野善則 | … | 全体とりまとめ |
| 又吉直樹 | … | 実験用システム全般 |
| 照井裕之 | … | 母機関係とりまとめ |
| 若色薫 | … | 飛行シミュレータの改修 |
| 穂積弘毅 | … | 計測システム，特にエアデータブーム，計測データ処理ソフトウェア等 |
| 井之口浜木 | … | 計測システム，特に超音波速度計，テレメータ等 |
| 舩引浩平 | … | 画像表示システム |

## 文　献


1) MuPAL-α開発チーム，「多目的実証実験機MuPAL-αの開発」，航空宇宙技術研究所資料TM-747，2000年1月。
2) 舩引浩平，飯島朋子，村岡浩治，若色薫，「トンネル型表示方式のヘリコプタへの適用」，第39回飛行機シンポジウム，岐阜，2001年10月。
3) Brown, M. A., "An Integrated Three-Dimensional Terrain and Primary Flight Display for Terrain Awareness and Alerting," Technical Report of National Aerospace Laboratory, TR-1391T, November 1999.
4) 本間幸造，山本浩通，熊坂和広，及川徹也，「接地帯標識実撮像画像認識」，第39回飛行機シンポジウム，岐阜，2001年10月。
5) 張替正敏，辻井利昭，村田正秋，小野孝次，稲垣敏治，冨田博史，増田靖宏，「搬送波位相DGPS/INS複合航法による精密進入着陸航法システムの開発」，航空宇宙技術研究所報告TR-1399，2000年1月。
6) 又吉直樹，井之口浜木，奥野善則，「航技研実験用ヘリコプタ搭載DGPSの位置精度と受信安定性について」，第39回飛行機シンポジウム，岐阜，2001年10月。
7) 又吉直樹，「実験用ヘリコプタMuPAL-ε搭載エアデータセンサの位置誤差評価飛行実験」，第40回飛行機シンポジウム，横浜，2002年10月。
8) 矢澤健司，「環境飛行試験用超音波風速計の開発」，第39回飛行機シンポジウム，岐阜，2001年10月。
9) 又吉直樹，宮沢与和，石川和敏，「実験用航空機ドルニエによる地形性乱気流の計測」，航空宇宙技術研究所報告TR-1445，2002年8月。
10) 奥野善則，又吉直樹，穂積弘毅，舩引浩平，石井寛一，「実験用ヘリコプタMuPAL-εによるメガフロート空港評価飛行実験」，航空宇宙技術研究所報告TR-1429，2001年7月。
11) Inokuchi, H. and Fujiwara, T., "Positioning Accuracy of the Laser Tracking System for Flight Testing," 第39回飛行機シンポジウム国際セッション，岐阜，2001年10月。
12) 又吉直樹，一見和彦，「汎用PCを用いた航空機（MuPAL-ε）搭載用計測システムの設計開発」，日本航空宇宙学会第32期年会講演会，2001年4月。
13) Ishii, H., Okuno, Y., and Funabiki, K., "Flight Experiments for Aircraft Noise Measurement Using Tunnel-In-the-Sky Display," AIAA Paper 2002-4880, August 2002.


This document is provided by JAXA.

独立行政法人航空宇宙技術研究所資料 764 号
平成 14 年 6 月発行
発行所　独立行政法人　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）40-3935　〒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
© 2002 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。
This document is provided by JAXA.

航空宇宙技術研究所資料

TM-704

Printed in Japan

This document is provided by JAXA.