

ISSN 0452-2982
UDC 533.696
629.7.018.7
629.7.05

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-661

実験用航空機Do-228の計算機システム

坂井紀穂

1994年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

実験用航空機Do-228の計算機システム*

坂井 紀 穂*¹

The Computer System of a Flight Research Aircraft Do-228*

Toshiho SAKAI*¹

ABSTRACT

The National Aerospace Laboratory introduced a flight research airplane, a Dornier Do-228-200, with a computer system and specialized testing equipment in 1988. The computer system consists of two sets of onboard computers and another set for the ground facility. In this report, the characteristics of the computer system, sensors, the onboard flight data acquisition system and its flight data are presented.

Key words : Do-228, Flight Reserach Airplane, Flight Measurement, Flight Test, Onboard Computer

概 要

航空宇宙技術研究所では、通常の航空機は勿論宇宙往還機等にも必要な革新的要素技術の飛行試験に対応できる新しい実験用航空機の導入を検討してきた。そして昭和63年実験用航空機としてドイツ・ドルニエ社製 Do-228-200機および搭載電子機器等を導入した。本報告では、実験用航空機 Do-228-200と共に導入した計算機システムについて、そのシステムの特徴、ハードウェアおよびソフトウェア、ならびに計算機システムを用いて製作した「飛行実験データ集録、処理システム」等について述べる。

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所では従来より実験用航空機ビーチクラフト社製 Model 65 (以下 B-65 と言う) を改修した IFS (VSRA: 可変安定応答実験機¹⁾) を用いて飛行制御系の理論的実験的研究を進めてきたが、通常の航空機は勿論宇宙往還機等にも必要な革新的要素技術の飛行試験に対応できる新しい実験用航空機の導入を検討してきた。そして昭和63年実験用航空機として一部改修したドイツ・ドルニエ社製 Do-228-200機 (以下 Do-228 と言う) および搭載電子機器等を導入した。本報告では、Do-228 と共に導入した計算機システムについて述べる。このシステムはこれまでの B-65 での経験に基づいて、より望ましいと考えられる計算機システムとして計画し、導入したものである。

本書は、2章記号に引続き、3章では Do-228 および同時

に導入された電子機器等についての概略説明、4章では計算機システムの特徴、ハードウェア、ソフトウェア、5章では本計算機システムを用いて製作した「飛行実験データ集録、処理システム」について述べる。

2. 記 号

ADC: Analog to Digital Conversion, AD変換
ADE: Ada Development Environment, Ada開発環境
ADS: Air Data System, エアデータシステム
AOS: Advanced Operating System, Data General社の汎用OS
AOS/VS: Advanced Operating System Virtual Storage, Data General社の汎用OS
ARTS: Advanced Real Time Operating System, Rolm社のリアルタイムOS

* 平成5年11月17日受付 (received 17 November 1993)

*1 飛行実験部 (Flight Research Division)

CLI : Command Line Interpreter
 CROSS_COMM : ROLM 社のターゲットプロセッサ制御用ソフトウェア
 CPU : Central Processor Unit, 中央処理装置
 DPL : Doppler Navigation System, ドップラ航法システム
 EFIS : Electronic Flight Instrument System, 電子式飛行計器システム
 E-W : East West, 東西方向
 FMS : Flight Management System, 飛行管理システム
 GD : Graphic Display, グラフィック・ディスプレイ
 GPS : Global Positioning System
 HDA : Hard Disk Assembly System, ハードディスク
 IAC : Intelligent Asynchronous Controller
 IFS : In-flight Simulator System
 INS : Inertial Navigation System, 慣性航法システム
 IRU : Inertial Reference Unit, 慣性基準装置
 MAG : Magnetic, 磁気
 MCA : Multiprocessor Communication Adapter
 MIL-SPEC : Military Specification
 N-S : North South, 南北方向
 OMG : OMEGA Navigation System, オメガ航法システム
 OS : Operating System, オペレーティングシステム
 P_s : 静圧
 P_t : 総圧
 RA : Radio Altimeter, 電波高度計
 RS-232C : EIA (米国電子工業学会) のコンピュータ機器間のシリアル・インターフェース
 SCSI : Small Computer System Interface, ANSI (米国規格協会) のコンピュータ周辺機器用の汎用インターフェース

TCS : Text Control System
 VC : Virtual Console
 VLF : Very Low Frequency, 超長波
 α : 迎え角
 β : 横滑り角

3. 実験用航空機 Do-228 と機器

Do-228 と搭載電子機器全般についてその概略を述べる²⁾³⁾²⁶⁾²⁷⁾。Do-228はドイツ Dornier 社製航空機であり、その写真を写真 1, 主要諸元を表 1 に示す。

本実験用航空機に搭載している電子機器は母機用としては米国 Collins 社の PROLINE-II をベースにした 5-EFIS, 自動操縦システム, IRU, OMG/VLF を含む FMS より構成されている。

その他実験用機器としては、我が国初の LTN-92, Doppler-91があり、又、人工衛星を利用した GPS 航法装置も搭載している。このように、本機には IRU, INS, GPS 及び DPL の計 4 種の航法装置を搭載している。搭載計算機は

表 1 Do-228主要諸元

全長	16.56 m
全幅	16.97 m
全高	4.86 m
翼面積	32.00 m ²
平均空力翼弦	2.046 m
最大離陸重量	5,700 Kg
最大巡航速度	370 Km/時
エンジン	ギャレット式 715HP 2基
離陸距離	564 m (15m 越え)
着陸距離	448 m (15m 越え)



写真 1

米国 ROLM 社の MIL-SPEC 計算機であり、我が国初の HAWK/32 (32ビット) と MSE/14 (16ビット) の組み合わせである。これら電子機器の一覧を表 2 に、その搭載状況を図 1 に示す。

これら実験用機器及び搭載用機器のコンソールはオペレータコンソールとして集中配置してあり、計測員によって管理運用出来るようにしてある。

この他の外見的な機体改修としては、ノーズブームを取付け、その先端には迎え角 α 、横滑り角 β 、ピトー総圧 P_t 、静圧 P_s を計測出来るようにベーン、ピトー管を装着した。

更に機体後部下面に航空写真撮影のためのカメラホールを設けた。

次に、4 章では計算機システムのハードウェア、ソフトウェアの特徴について述べる。

4. 計算機システム

本章では、Do-228 の飛行実験データの取得、データ処理等本実験機全般の計算処理を行う目的で、Do-228 と共に導入した計算機システムについて述べる。先ず 4.1 では全般について述べ、4.2 では搭載計算機ハードウェア、4.3

表 2 搭載電子機器

	装置名	備考
母機用	VHF 通信システム	Collins VHF-22A 2重系
	VHF 航法システム	Collins VIR-32 2重系
	距離測定装置	Collins DME-42 2重系
	ATC トランスポンダ	Collins TDR-90 2重系
	FMS/IRU	Universal UNS-1A
	ラジオ磁気指示計	Collins RMI-30 2重系
	電波高時計	Collins ALT-55
	自動方向探知装置	Collins ADF-60A 2重系
	自動操縦システム	Collins APS-65 2重系
	飛行計器システム	Collins EFIS-85B
	ウェザレーダシステム	Collins WXR-350
	姿勢・方向基準装置	Collins 332D-11D 2重系
	エアデータシステム	MCS-65 2重系 Collins ADS-80
実験用	慣性航法装置	Litton LTN-92
	ドップラレーダシステム	Racal Doppler-91
	搭載計算機システム	ROLM HAWK/32, MSE/14
	セカンドコックピット	AAR Oklahoma
	衛星航法装置	Collins NAVCORE 1
	エアセンサ・ブーム	SAC 100600-1

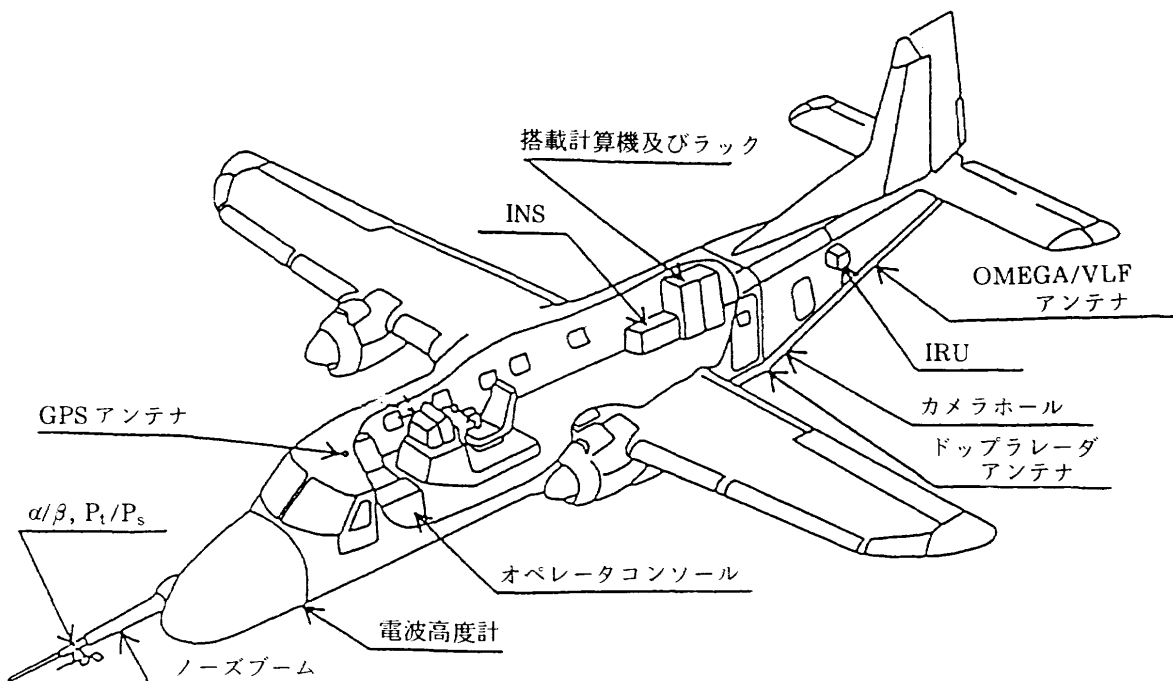


図 1 搭載配置状況

では地上計算機ハードウェア、4.4では搭載及び地上両計算機システムのソフトウェア、4.5では両計算機を接続して行なう使用形態について述べる。

4.1 計算機システム全般

計算機システムを構築するにあたり、まず考慮したのは次の2点である。

第一は実験用航空機に搭載する計算機システムは耐環境性を持つものが望ましい。これは実験用航空機が飛行する環境で避けられない振動、温度、気圧等の影響を少なくすることができる。そのため、例えばMIL-SPEC等を満足しているシステムを検討対象とした。

第二はシステムの計算速度、メモリ、I/O等の仕様がIFSに必要なものを充分満たしているかどうかである。IFS化に当たり必要なセンサの内幾つかは既にDo-228と共に導入されている。その他には、64チャンネル程度のアナログ信号の処理能力、メモリはダイレクト・アドレッシングで16MB程度が必要と考えた。飛行中のデータ記録は取扱いの容易なハードディスクとし、連続1時間程度の記録容量が必要と考えた。これらの具体的なハードウェアは4.2、4.3で述べる。計算速度は少なくとも現在稼働中のB-65搭載計算機を上回る能力が必要と考えた。さらに、将来的には実験用航空機に於ける処理タスクの高度化、複雑化が必至であるので、搭載計算機の処理能力の向上に対する具体的なグレードアップ計画を持っているものが望ましいと考えた。

その他、上記航空機搭載システムと同一シリーズで能力のある地上支援計算機システムを準備することも考慮に入れた。これは搭載システムのソフトウェア開発には他の地上支援計算機システムが必須であるからである。搭載用の一台は航空機に常時搭載し実機のセンサ等と接続された環境下でのソフトウェアのデバッグ及び飛行実験に使用し、もう一台は実験室に於けるソフトウェアの開発、飛行前点検および飛行後のデータ処理に使用するようにしたいからである。そのため飛行実験前点検、データ処理等で地上、搭載システムが同種のシステムであること、さらに両計算機間のコミュニケーションが可能で且つ容易であることが必要不可欠である。

このような観点から、計算機システムを計画した。

その結果、航空機搭載用システムとしてまず米国ROLM社のMIL-SPEC計算機を選定した。主計算機は32ビットCPUであるHAWK/32¹¹⁾¹²⁾、I/O処理等を受持つフロントエンド計算機は16ビットCPUであるMSE/14¹⁴⁾である。I/Oの増設のために主計算機には1台のI/Oシャーシ¹³⁾、センサとのI/Oを受持つフロントエンド計算機には2台のI/Oシャーシ¹⁵⁾の増設をした。搭載システムは地上システムより種々の面で小さいシステムで、実行を主とするシステムとした。

一方、地上システムは上記搭載システムと関連のある米国Data General社のMV/15000システム⁴⁾を選択した。地上システムには航空機搭載用より大容量のディスク、高速のI/O、デバッグ等のユーティリティを装備し、ソフトウェア開発、データ処理、飛行前点検等Do-228機の飛行実験に関する種々の作業での利用を考慮した。

特に、地上システムのコントロール下で搭載システムをターゲットとするシステムを構築した。こうすると地上システムでは、搭載用システムのソフトウェア開発も受持させることができる。このようにすることにより、システム利用の範囲が広がる。これらの応用例については4.5で詳しく述べる。このような機能を持ったシステム構成を図2に示す。

4.2 搭載計算機システム

搭載システムは温度、湿度、振動等の環境条件でMIL-E-5400等のMIL-SPECを満足している。前述したように搭載用システムは2台の計算機システムからなる。

4.2.1 搭載主計算機システム

まず、飛行実験時に計算、管理を行う主計算機システムは16MBメモリを装備し、ここにはコンソールが接続されている。さらに、I/Oシャーシを介してハードディスク、MCAとも接続されている。搭載システムの主計算機は米国Data General社のECLIPSE MVのMIL-SPEC版であるということができる。搭載主計算機の仕様を表3に、主計算機システムを表4、さらに主計算機とそのI/Oシャーシを写真2に示す。

MIL-1553Bインターフェースは将来的な使用を見越したものであるし、IEEE-488、RS-232Cは汎用機器との接続に使用する。IACには8台までのコンソール、プリンタ等のI/O機器を増設でき、複数計測員によるマルチユーザ使用が可能であり、飛行実験時のデータモニタ、データ処理等の同時処理も可能とした。ディスク4023は前述した航空機搭載に適うハードディスクであり、1個47MBのHDAを2個同時に使用できる。このHDAはリムーバブルタイプであり、交換して使用可能である。プリンタとMTユニットは航空機搭載用ではなく地上作業時のみ使用する。

4.2.2 搭載フロントエンドシステム

次に、表5に搭載システムのフロントエンド計算機のハードウェア構成を示す。

フロントエンド計算機システムは主にI/O管理を行うシステムとして導入したもので、コンソールと2台のI/Oシャーシが接続されている。2台のI/Oシャーシにはハードディスク、MCAの他に各種I/Oインターフェースが接続されている。導入したインターフェースの種類は、アナログ信号、ARINC 429²⁴⁾、IEEE-488、MIL-1553B、汎用デジタルI/O、割り込み等である。アナログ信号は気圧高度、

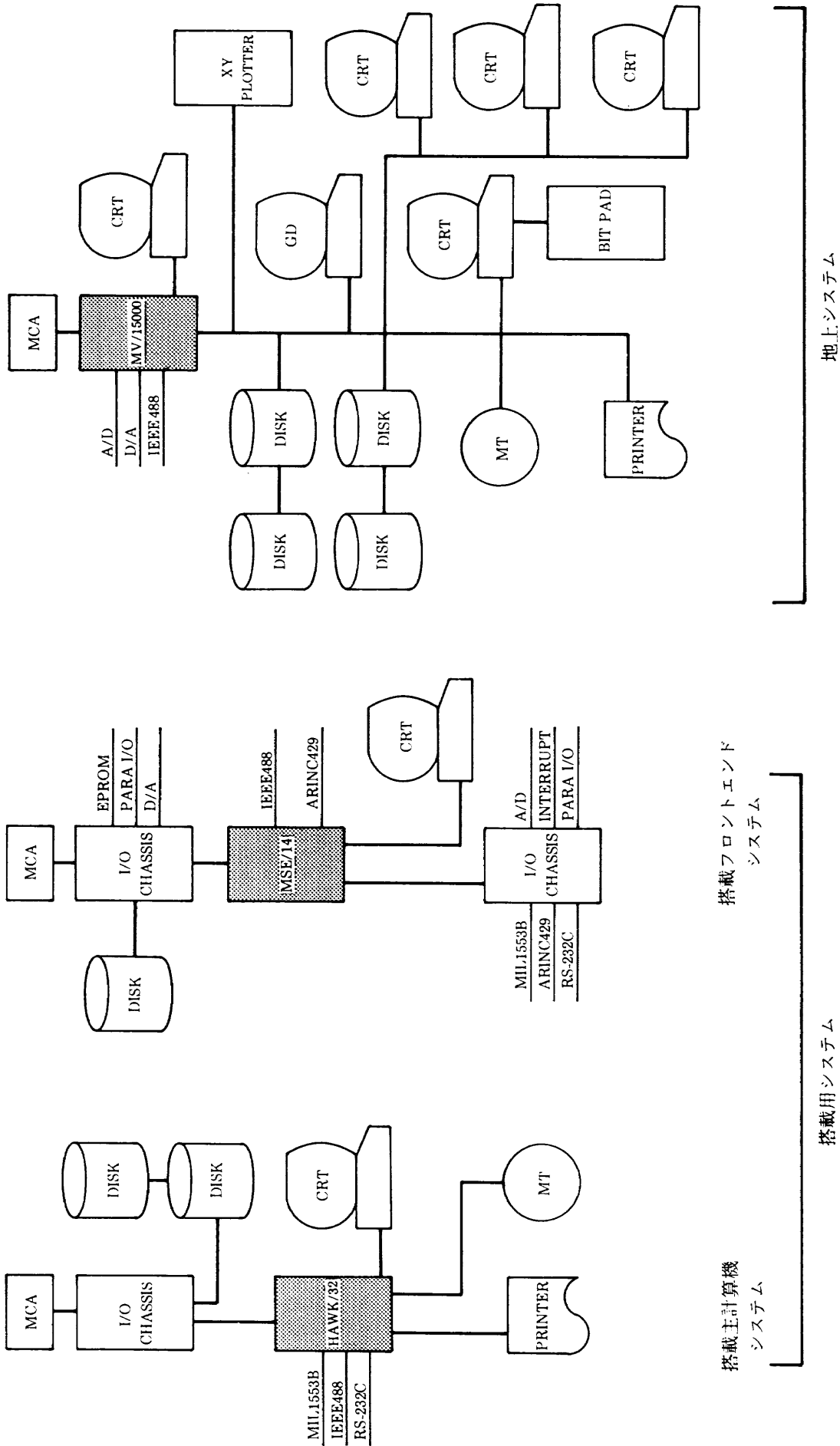


図2 計算機システム構成図

表3 搭載主計算機の仕様

計算速度	ADD 0.28 μ s
	MUL 0.84
	MOV 0.28
	JMP 0.42
	LDA 0.28
	STA 0.28
	(固定小数点)
	ADD 1.12 μ s
	SUB 1.12
	MUL 0.56
	DIV 2.80
	(浮動小数点)
	3.5MIPS, 1300KWETS/sec
メモリ	16メガバイト
電源	115VAC 47~440Hz
	400ワットMAX
使用温度	0~50℃
湿度	95% 相対
振動	10g, 5~2000Hz
衝撃	15g, 11ms
使用高度	70,000ft (22,966meters)
ディメンジョン	
高さ	19.5cm
幅	32.1cm
奥行	58.9m
重量	41kg

表4 搭載主計算機システム

ITEM	MODEL NUMBER	SPEC
HAWK/32 COMPUTER	ROLM 1900	DATA PATH 32BITS ADDRESSING DIRECT, IMMEDIATE, INDEXED, ACCUMULATOR RELATIVE, PROGRAM COUNTER RELATIVE, MULTILEVEL INDIRECT 4GB DIRECT ADDRESSABLE 3.5 MIPS on 32 BIT INTEGER 1400KWets/sec MEMORY 16MB
SERIAL AIRCRAFT DATA BUS INTERFACE (1553B)	ROLM 3761A	TRANSMISSION RATE 1MB/SEC
488 INTERFACE	BLUE TOWER LABS IEEE 488	IEEE 488 BUS
I/O EXPANSION CHASSIS	ROLM 2100	15 SLOTS
INTELLIGENT ASYNCHRONOUS CONTROLLER	ROLM 3580	TRANSFER RATE: 45.5~38400 ELECTRICAL STANDARDS: RS-422, RS-423 (RS-232C)
SERIAL MCA TRANSDUCER	ROLM 3552A	FIBER OPTIC CABLE TRANSMISSION RATE 5MBITS/SEC NODE STATION NUMBER 1~15
COMMERCIAL MAGNETIC TAPE UNIT	ROLM 3367	800/1600 BPI
DISK SUBSYSTEM	ROLM 4023	47MB+47MB (REMOVABLE)
KEYBOARD PRINTER	ROLM 3316	
VIDEO TERMINAL	ROLM 3306	

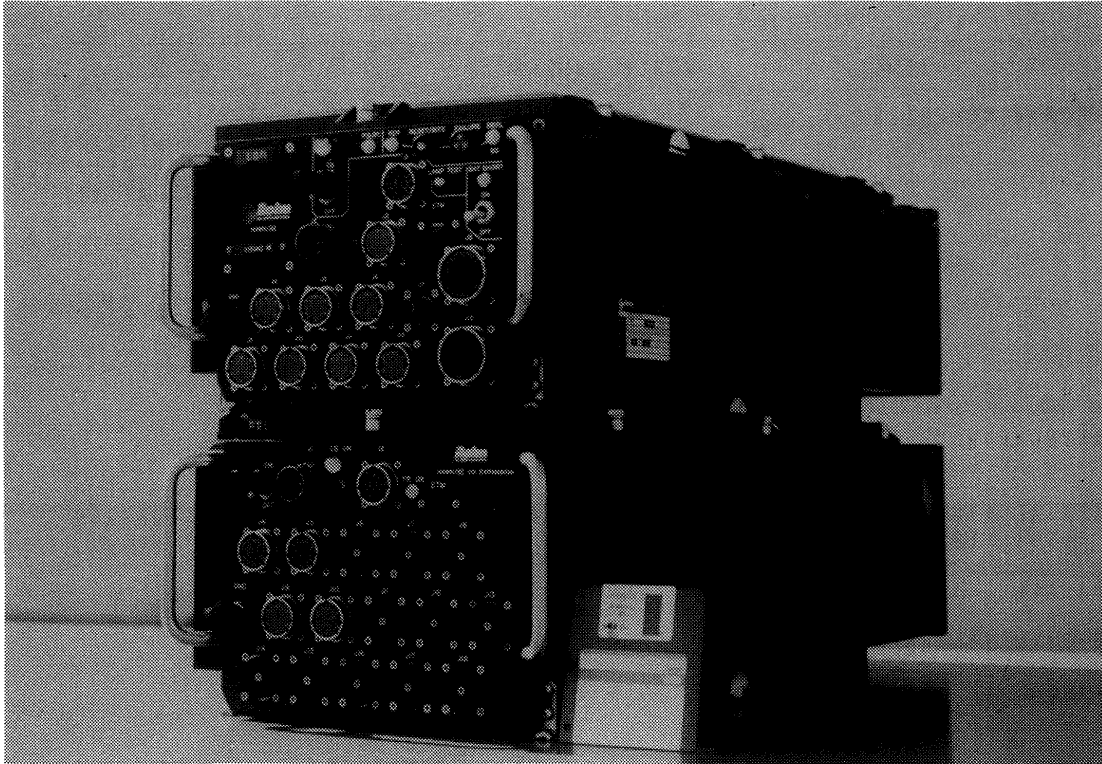


写真 2

速度，迎え角，横滑り角，三舵等のアナログ信号の処理が当面目的であるが，将来的には IFS 化におけるサーボモータのモニタ等にも使用しようとしたものである。

4.2.3 搭載システムの搭載

これら搭載用主計算機，フロントエンド計算機システムの Do-228 への搭載状況を写真 3 に示す。

これら計算機の特徴はその計算速度，処理能力よりむしろ耐環境性に対する配慮であろう。

(1) 温度，振動に対する配慮は基板の構造に見られる（図 3 参照）。プリント基板上の IC 等の電子部品を電子部品自身より出される熱による破壊から守るため，IC 等から出る熱をシャーシ外部へすばやく放出する技術が施されている。

プリント基板は多層構造になっており，その層の一つには縦，横にアルミニウムのフレームが埋め込まれており，IC 等の電子部品はこのフレーム上に装着されている。このようにすることにより，IC 等から放出された熱はこのフレームを伝わり，基板からシャーシへと伝わるようになる。

又，プリント基板全面には熱伝導性の良いサーマルコンパウンドが塗られており，発生した熱はここからもシャーシへと伝わる。

シャーシには強制空冷の空気が通るような構造になっており，プリント基板より伝わってきた熱はこの強制空冷により外部へ放出される。

プリント基板のシャーシへの装着は耐振性に対する工夫もなされている。まずプリント基板全面には金属の補強板

が取付けられており，強度上の配慮がされている。さらに，補強板と一体となったプリント基板はシャーシ側面に設けられた溝に入るようになっており，溝の間隙を狭め基板をクランプする。

(2) 搭載用ハードディスクの構造も特徴的である。このディスクシステムの主な仕様を表 6 に示す。計算機本体と同じく環境条件等の MIL-SPEC を満足する。

ディスク全体は電源，マイクロプロセッサコントロールアセンブリ，SCSI インターフェース及び 2 個のハードディスクカートリッジアセンブリ (HDA) より成る。この中で HDA 自体は 5 インチディスクであり，各々は 53 メガバイトの容量（フォーマット後 47 メガバイト）があり，リムーバブルタイプである。

HDA はモータを含む HDA の全ての部品がシールド容器内に収められている特殊構造である。HDA の構成は 5 インチディスクドライブ機構と 1 枚のプリント基板より成る。5 インチディスクドライブ機構は 3 枚のディスクを含む。これらのディスクは 3 相ブラシレス DC モータによって稼動される。また，各々のカートリッジにはデータトラック上の 5 個の READ/WRITE ヘッドとデータトラック上の位置決めのために 1 個のサーボ READ ヘッドがある。DC モータを含む HDA の全ての部品は不活性ガス（アルゴン）を詰めたシールされた容器内に納められている。そのため気圧，湿度等外気の影響を受けないような構造となっている。さらにこの HDA は衝撃，振動を防ぐフレームにマウントされており，耐振性に対して考慮されている。

表5 搭載フロントエンドシステム

ITEM	MODEL NUMBER	SPEC
MSE/14 COMPUTER	ROLM 7014	DATA PATH 16BITS ADDRESSING DIRECT, IMMEDIATE, INDEXED, ACCUMULATOR RELATIVE, PROGRAM COUNTER RELATIVE, MULTILEVEL INDIRECT 2MB ADDRESSABILITY EXECUTION TIME ADD 0.2 μ S MUL 0.9 μ S JMP 0.6 μ S MEMORY 384KB
I/O EXPANSION CHASSIS#1	ROLM 2150	15 SLOTS
ASYNCHRONOUS INTERFACE	ROLM 3765	9600 BAUD
SERIAL AIRCRAFT DATA BUS INTERFACE (1553B)	ROLM 3761A	TRANSMISSION RATE 1MB/SEC
PARALLEL I/O BUFFER	ROLM 3540	16 BITS
SYSTEM INTERRUPT	ROLM 3549	16 LINES
ANALOG TO DIGITAL CONVERTER	ROLM 3656	± 10 VOLT INPUT 64 CHANNEL 12 BITS CONVERSION TIME 24 μ S SAMPLE HOLDER
I/O EXPANSION CHASSIS#2	ROLM 2150	15 SLOTS
SERIAL MCA TRANSDUCER	ROLM 3552A	FIBER OPTIC CABLE TRANSMISSION RATE 5MBITS/SEC NODE STATION NUMBER 1~15
EPROM MODULE	ROLM 7300	128KB
DIGITAL TO ANALOG CONVERTER	ROLM 3650A	± 10 VOLT OUTPUT 15 CHANNEL 12 BITS SETTLING TIME 10 μ S
SMALL DISK SUBSYSTEM	ROLM 4100	20MB
OUTPUT BUFFER	ROLM 3541	3*16BITS
PARALLEL INPUT	ROLM 3542	3*16BITS
488 INTERFACE	BLUE TOWER LABS IEEE 488	IEEE 488 BUS
429 INTERFACE	INNOVATECH ARINC 429	ARINC 429 BUS 12 MODULES
VIDEO TERMINAL	ROLM 3306	

次には、これら搭載システムと密接な繋がりがある地上システムについて述べる。

4.3 地上システム

地上システムには、複数台のコンソール、ハードディスク、プリンタ、MTユニット、グラフィック装置等のI/O機器が接続されている。ここにもMCAを接続し、搭載システムとの通信・制御を図っている。地上システムのハードウェアを表7に示す。

地上システムの役割は2つある。

第一は搭載システムが取得したデータの処理を行うことであり、そのためのソフトウェアについては高級言語、汎用科学技術ソフトウェアで以下に述べる。ハードウェアでは、グラフィック処理のためTEKTRONIXのディスプレイ、CALCOMPのXY-PLOTTERを導入した。ここに準備したプリンタは搭載用主計算機のプリンタより高速出力が可能であり、ハードディスクはより大容量のものを準備した。

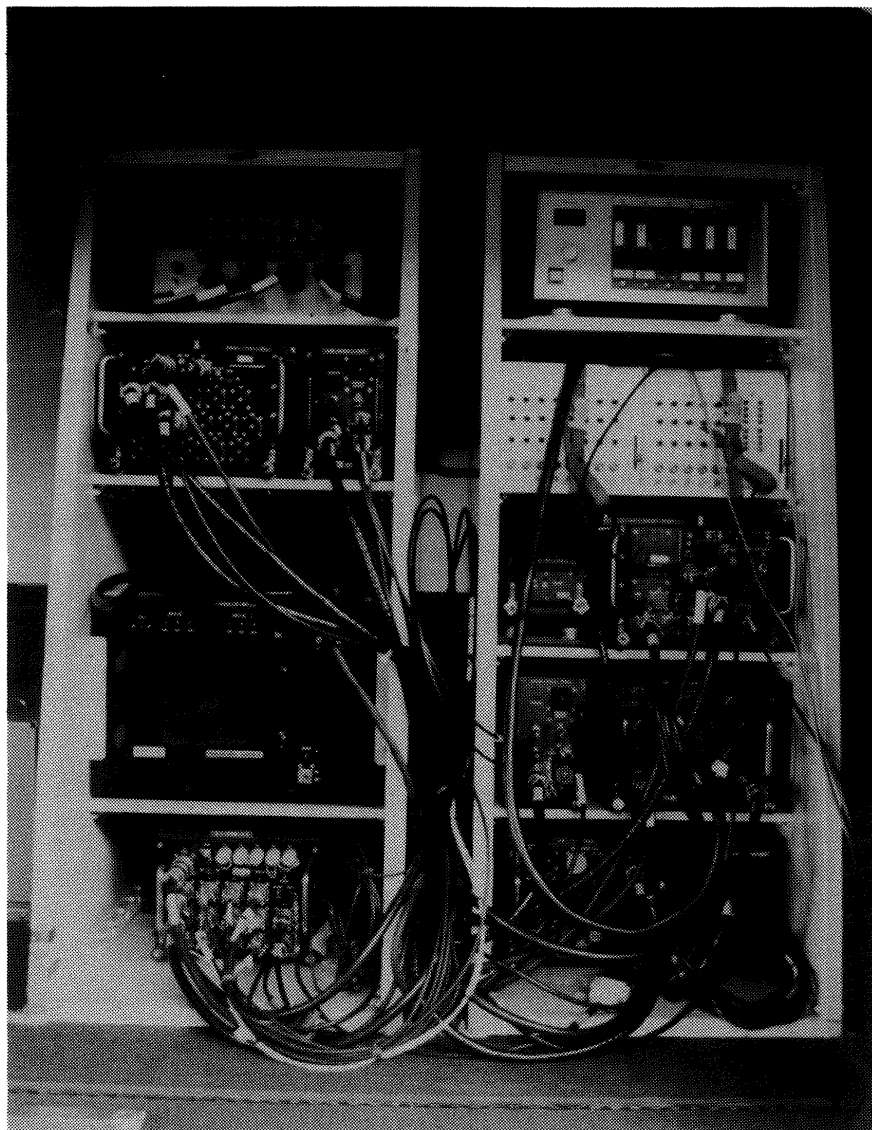


写真 3

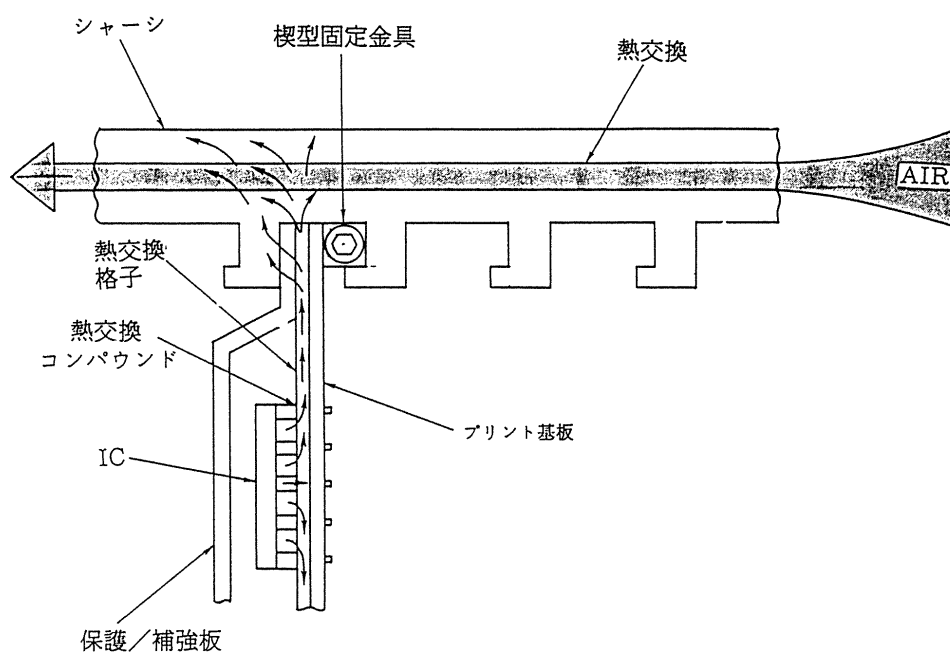


図 3 搭載システムシャーシの構造

表6 搭載主計算機用ハードディスク

電源	115/230 VAC 47~440Hz
	200ワット
使用温度範囲	-30~55℃
湿度範囲	5~100% 相対
振動	4G, 20~200 H z
衝撃	15G, 11ms
ディメンジョン	
高さ	30.5cm
幅	48.3cm
奥行	58.4cm
重量	36.4Kg

表7 地上計算機システム

ITEM	MODEL NUMBER	SPEC
MV/15000 COMPUTER	Data General E8962-A1	MV/15000 MODEL 20 MEMORY 16MB FPU
DISK SUBSYSTEM	Data General E6290-B1	1.18GB+1.18GB
MAGNETIC TAPE SUBSYSTEM	Data General 5308T	800/6250BPI
DASHER 214 MONITOR	Data General E6391-NA1	
DASHER 470C COLOR MONITOR	Data General E6308-NA1	
D470C TABLET	Data General 4437-DA	
BAND PRINTER	Data General E4328-A1	
IEEE488 BUS INTERFACE	Data General 4517A	
SERIAL MCA TRANSDUCER	ROLM 3552A	FIBER OPTIC CABLE TRANSMISSION RATE 5MBITS/SEC NODE STATION NUMBER 1~15
A/D CONVERTER	Data General 4280	± 10 VOLT INPUT PROGRAM GAIN 1, 2, 4, 8 16 CHANNEL 12 BITS CONVERSION TIME 20 μ S
D/A CONVERTER	Data General 4288	± 10 VOLT OUTPUT 12 CHANNEL 12 BITS SETTLING TIME 5 μ S
GRAPHIC DISPLAY	TEKTRONIX 4126	3D STEREOSCOPIIC DISPLAY 1280*1024 pixels up to 256 COLORS 60 Hz SWEEP
XY PLOTTER	CALCOMP 1044GT	RESOLUTION 0.0125mm ACCURACY 0.254mm MAX DRAWING SPEED 610mm/sec RS-232C INTERFACE

第二は地上システムのソフトウェア開発のみならず搭載システムのソフトウェア開発のベースとなるようにした。そのためのハードウェアは MCA であり、ソフトウェアは計算機間の通信・制御プログラム、デバッグ等である。狭い機体内で大規模なソフトウェア製作、デバッグを行うのは不可能であるし、ソフトウェア製作の最終段階以降では、機体のセンサと接続した実際の実行環境でのデバッグが必須である。計算機間の通信・制御プログラムを使用することにより、地上システムから搭載計算機のブート、実行までの全ての制御が RS-232C 及び MCA の光ファイバ接続により可能となる。また、地上システム側に準備したデバッグにより搭載システムの製作プログラムの効率的なデバッグが可能となる。地上システムと搭載システムの主計算機、フロントエンド計算機との通信・制御は MCA を介して行われる。MCA は光ファイバケーブルをリング状に結線して行うもので、デバッグのかなりの段階まで搭載システムの主計算機の代りを地上システムが行うことができる。ここにはデバッグ等を準備してあるので効率的なソフトウェア開発が可能である。搭載計算機システムとの整合性を重視したシステム故可能となったものである。

次に、ソフトウェア全般の特徴について述べる。

4.4 ソフトウェア

搭載システム、地上システムのソフトウェアのうち特徴的なものについてその概略を述べる。

4.4.1 共通のシステム

先ず第一に OS を共通のものとした。これによる利点は、入出力データ、ソースプログラム、相対形式プログラム、ライブラリ、実行形式プログラムの互換性はもとより、OS コマンドが同じであり、プログラム開発、作業等に利便であること等が挙げられる。地上システム、搭載システム主計算機は 32ビット CPU で OS は Data General 社の AOS/VS⁵⁾⁷⁾である。これは汎用システム用の OS であり仮想記憶方式を採用しており 4G バイトの論理アドレス空間を管理し、1024までのマルチプロセスを実行できる。一方、搭載システムのフロントエンドは 16ビットであり OS は Data General 社の AOS⁶⁾であり、上記 AOS/VS よりコンパクトな版である。

その他に、リアル・タイム OS を必要に応じ稼働させることが出来る。リアル・タイム OS は AOS/VS のサブセットであり、AOS/VS のような本格的なデバッグ環境等が不要でアプリケーション実行環境を重視したい場合に適している。リアル・タイム OS でもマルチタスク、マルチプロセスをサポートしている。その他 I/O ドライバ、システム・デバッグ、リンカ、ローダ等の基本システム・ユーティリティは標準装備している。

4.4.2 計算機間の通信・制御

次に、計算機間の通信、制御手段である計算機間の通信・制御ソフトウェア¹⁰⁾について述べる。計算機間の通信・制御プログラムはホスト・システムのコンソールから離れた所にあるターゲット・システムへの制御、通信を可能とするソフトウェアである。計算機間の通信・制御はクロス開発のユーティリティであり、ターゲット・システムのプログラム開発、テスト、デバッグ及び実行を行うことが出来る。

図 4 に計算機間の通信・制御の概念図を示す。下図は通常のシステム間の接続であり、各々のコンソールは VC に接続されている。またホスト・システムにはインテリジェント・アシンクロナス・コントローラ (IAC) を装備している。IAC は RS-422 タイプのインターフェイスである。各々のコンソールで各々のシステムの制御およびデータ、プログラム等の相互転送を行うことが出来る。上図は計算機間の通信・制御接続の例であるが下図と異なるのは、IAC とターゲット・システムの VC が接続されていることである。これによりホスト側のコンソールがあたかもターゲット側のコンソールとなるようにできる。必要なソフトウェアはホスト側には AOS/VS、計算機間の通信・制御、ターゲット側には OS があれば良い。

計算機間の通信・制御の基本機能は次のものがある。

(1) 仮想端末モード

仮想端末モードは、ホスト側のコンソールがあたかもターゲット側のコンソールであるかのように機能することで、これによりターゲット OS の元で作業を行うことが出来る。離れたホスト・コンソールからのターゲットへのアクセスは IAC からターゲット側への結線に依る。

(2) ダウンロード、ブート

ホストよりターゲットへのダウンロードが可能である。図のように結線されていれば、ARTS イメージのファイルはターゲットへ転送されブート出来る。

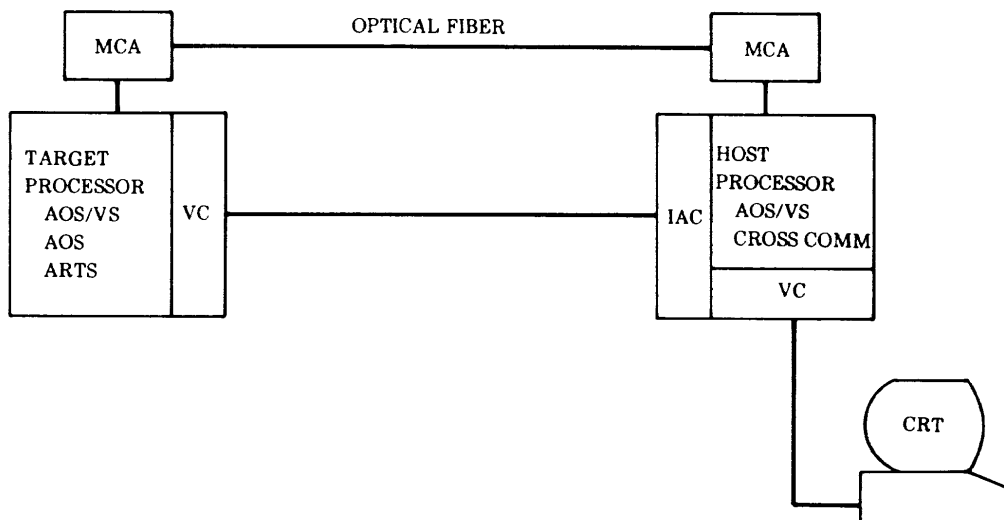
(3) ファイル転送

ホスト、ターゲット間のファイル転送は両方向可能である。ファイル転送には最低限 RS-232C 接続のみでも可能であり、MCA 接続をしてあれば更にスループットが増すことになる。ファイル転送のコマンドは 1 つ、または幾つかのファイルをまとめて転送するものが用意されている。

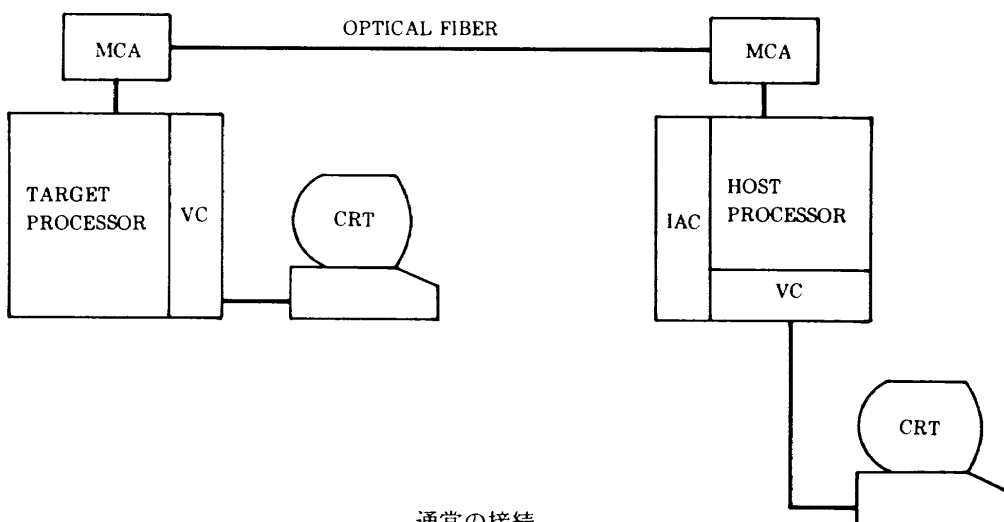
4.4.3 プログラミング言語

5 章で述べる飛行実験データ収録、処理システムで使用しているプログラミング言語は主に Ada^{20)-23)付録)} である。Ada はその能力の高さと汎用性により幅広い分野での使用が期待されている。特に、

- パッケージ、分離コンパイル及び汎用処理等の概念は、多人数で開発し、長期間使用・保守される大規模システム



CROSS_COMM 接続



通常の接続

図4 計算機間の通信・制御

表8 ソフトウェア

- Data General社のリレーショナル・データベース, DG/SQL
- 線形、固有値、補間、積分、非線形、最適問題等の計算のためのソフトウェア, IMSL社のMATH/LIBRARY
- 日本カルコンプ社のXYプロッタ1044GT用ソフトウェア, ホスト・コンピュータ・ベーシック・ソフトウェア
- Data General社のグラフィック・ディスプレイのためのソフトウェア, Graphical Kernel System
- TEKTRONIX社のグラフィック・ディスプレイ4126用のソフトウェア, PLOT 10 Software Terminal Interface
- Data General社のアナログ信号処理ソフトウェア, Sensor Access Manager
- Data General社のグラフィック・ユーティリティ, PRESENT/TRENDVIEW
- Data General社のFORTRAN, PASCAL
- INNOVATEK MICROSYSTEMS社のARINCボード処理ソフトウェア

・タスク、ランデブーという同期、通信機能及び例外処理により、オンライン、実時間処理及び並列処理に向いていると言われている。

又、データの型の多さと厳密さ及び厳しい文法規約により、エラーの発見とデバッグの容易さ、プログラムの信頼性向上が期待できる。また、ソーステキストの入力から始まるアプリケーションの開発、テストまでのプログラム開発の各段階に必要な作業が統一した環境下で行えるという利点もある。なお、Adaは米国防総省の登録商標である。

4.4.4 その他

その他に整備したソフトウェアは科学技術計算汎用ソフトウェア²⁵⁾、I/O機器のハンドラ等¹⁶⁾⁻¹⁹⁾であり表8に示す。

以上が地上、搭載を含む全システムのソフトウェアの特徴である。次節ではこれらの計算機の有機的な使い方について述べる。

4.5 目的による形態

地上システムと搭載システム間は種々の異なった接続により使用目的に合った使い方が可能である。次にこれの使用例について述べる。

4.5.1 飛行実験時の形態

飛行実験時に代表される形態を図5に示す。搭載システムのみ運用となる。計算機間の通信・制御は搭載システムの主計算機のIACがフロントエンド計算機のVCの接続により為される。

フロントエンドがセンサより取得したデータは主計算機に転送され、主計算機システムのハードディスクに書込むというのが現在実現している基本的な機能であり、これについては5章で述べる。飛行実験時にデータ取得を行う飛行実験データ集録システムはこの実現例である。このような場合、2台のコンソールで各々の計算機を制御するのが普通であるが、計算機間の通信・制御プログラムを使用しているため、1台のコンソールで2台の計算機を制御している。ただし、フロントエンドに対する制御はOSの起動、アプリケーションの起動、シャットダウンのみであるので1台のコンソールで2台を制御する煩わしさはない。

例えば、この時のデータ取得は

- (1) 主計算機のOSを起動する
- (2) 主計算機の通信・制御プログラムによりフロントエンド計算機のOSを起動し、さらにフロントエンド計算機のセンサデータ転送プログラムを起動する。

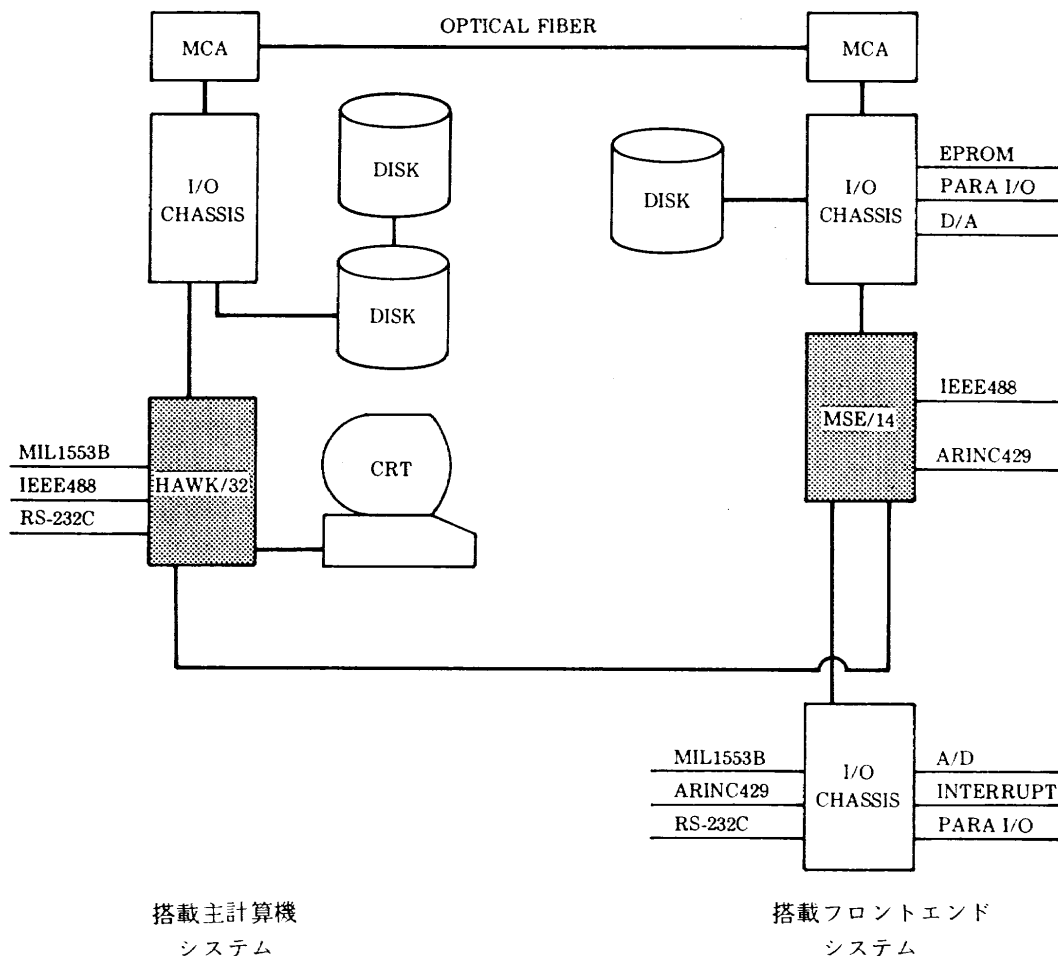


図5 飛行実験時の形態

(3) 主計算機のデータ格納プログラムのスタート、ストップにより必要なデータがフロントエンド計算機から主計算機に転送され、ハードディスクに格納できる。これを実験回数だけ繰返せばよい。

(4) 終了させる場合は、主計算機の通信・制御プログラムによりフロントエンドのセンサデータ転送プログラムを終了させ、フロントエンド、主計算機の順にシャットダウンを行う。

のような手順になる。

飛行実験終了後、地上に於いて MCA または MT ユニットの何れでも搭載用ハードディスクに格納したデータが地上システムに転送できる。実験用航空機 Do-228 が当所飛行実験部ハンガー内にある場合、地上システムもハンガー内に設置してあるので、MCA 及び MT ユニットどちらの機器を用いてもデータ出力が可能である。これ以外の場所では MT ユニットを使用したデータ出力が利用できる。

通常は 2 時間程度の飛行実験のデータ量を格納するハードディスク領域を確保すれば良いので、何時もソフトウェアは Ada/ADE までのシステムソフトを使用することができる。さらに大容量のデータを格納しなければならない実験ケースの場合、システムソフトの一部を地上システムのハードディスクへ吐き出し、格納データ領域を増やすことができる。また主計算機の外部出力機能を利用して、データ等の外部出力が可能であり、パソコン等豊富なソフトウェアを利用したグラフィック、データ処理ができる。

4.5.2 データ処理用の形態

搭載システムを切り離れた、地上システムのみ形態である。図 2 の地上システムのみ使用がこれに当たり、飛行実験データの処理等に用いられる。このシステムは、本体、ディスク、プリンタ等の電源スイッチを順次入れるだけでシステムが自動的に立ち上がるようにした。シャットダウンもコマンドの入力のみで自動的に行い、その後電源スイッチを切るだけでよく、一般ユーザの利用が容易となっている。また、オムロン・データゼネラル、マイクロソフト社の MS-NET により、研究室の PC-9801 シリーズのパソコンとネットワークができる。9801 端末より、仮想ディスクを利用してファイルの双方向転送、仮想プリンタによる 9801 ファイルのプリンタ出力、仮想端末による地上計算機コンソールのエミュレーションが可能である。

4.5.3 搭載、地上接続システム

搭載計算機システムのソフトウェア製作、デバッグ等に使用する目的のための形態である。図 6 に示すように、3 台の計算機システム間は MCA 接続による光ファイバで結線されている。この光ファイバの基本的な結線はリング状に行うことで、図の場合、例えば搭載主計算機の MCA 出力→搭載フロントエンドの MCA 入力・MCA 出力→地上計算機の MCA 入力・出力→搭載主計算機の MCA 入力

順と結線している。

光ファイバでの結線では、双方向のデータ転送のみならず 1km まで延長可能であるが、計算機間の通信・制御の RS-232C ラインが実用上 20メートル程度であるので、仮想端末を使用するならばそれが限度である。当所飛行実験部ハンガー内の Do-228 搭載計算機と地上計算機は接続できるようになっている。

図では、地上計算機のコンソールが搭載主計算機、フロントエンド計算機のコンソールの仮想端末になっており、地上計算機側から搭載用計算機の制御が可能である。

地上計算機を搭載計算機システムのソフトウェア製作の中心に位置付けている。理由はデバッグ等のソフトウェアの充実、より大容量のディスク、早い計算スピード、I/O 器の充実である。

搭載計算機の全てのソーステキスト、ライブラリは地上計算機に格納してある。その他、ARINC データの定数、センサグループ ID 等搭載計算機で実験時使用する定数テーブルも地上計算機で一括管理している。取得すべきデータ情報、実験準備に使用するデータ等は地上計算機から飛行実験前に必要なものを必要な形に直して搭載システムへ転送して使用している。

4.5.4 IFS 飛行前点検用の形態

IFS 等に於ける飛行安全のため、制御則の確認等に飛行前点検システムは必要である。その実現形態は仕様により若干異なるが、ここではその一例を図 7 に示す。

図では、搭載主計算機が計算した制御量、即ち動かすべき舵面の量となるサーボモータへのコマンドが、主計算機からフロントエンド計算機へ転送され、アナログ電圧で出力されると考えている。また、図に記述してある破線部分、例えば地上システムのデータ出力部分等は現在は整備されていない部分である。

IFS では、搭載システムはパイロット入力、Do-228 機の飛行状態を表すような各種センサ信号に対しモデルフォロイング等の制御則に基づいた処理をし、IFS が模擬すべき航空機の振舞をするような制御量を計算すること等である。実際の IFS ではそのコマンドによりサーボモータが舵面を動かし Do-228 が応答する。

飛行前点検システムでは、予め地上システムには Do-228、サーボモータ、センサのダイナミクス等を設定しておき模擬入力によってこれらの模擬が出来るようにしておく。搭載システムが計算したサーボモータへのコマンドを地上システムが受取り、サーボモータ、Do-228、センサのダイナミクスを経由した出力であるセンサ信号を出力する。そして搭載システムはそのセンサ信号を受取り、新たなサーボモータへのコマンドを計算するというループが出来る。このように飛行前点検システムでは、搭載システムの制御則まで含めて飛行前に予め地上で点検できる。

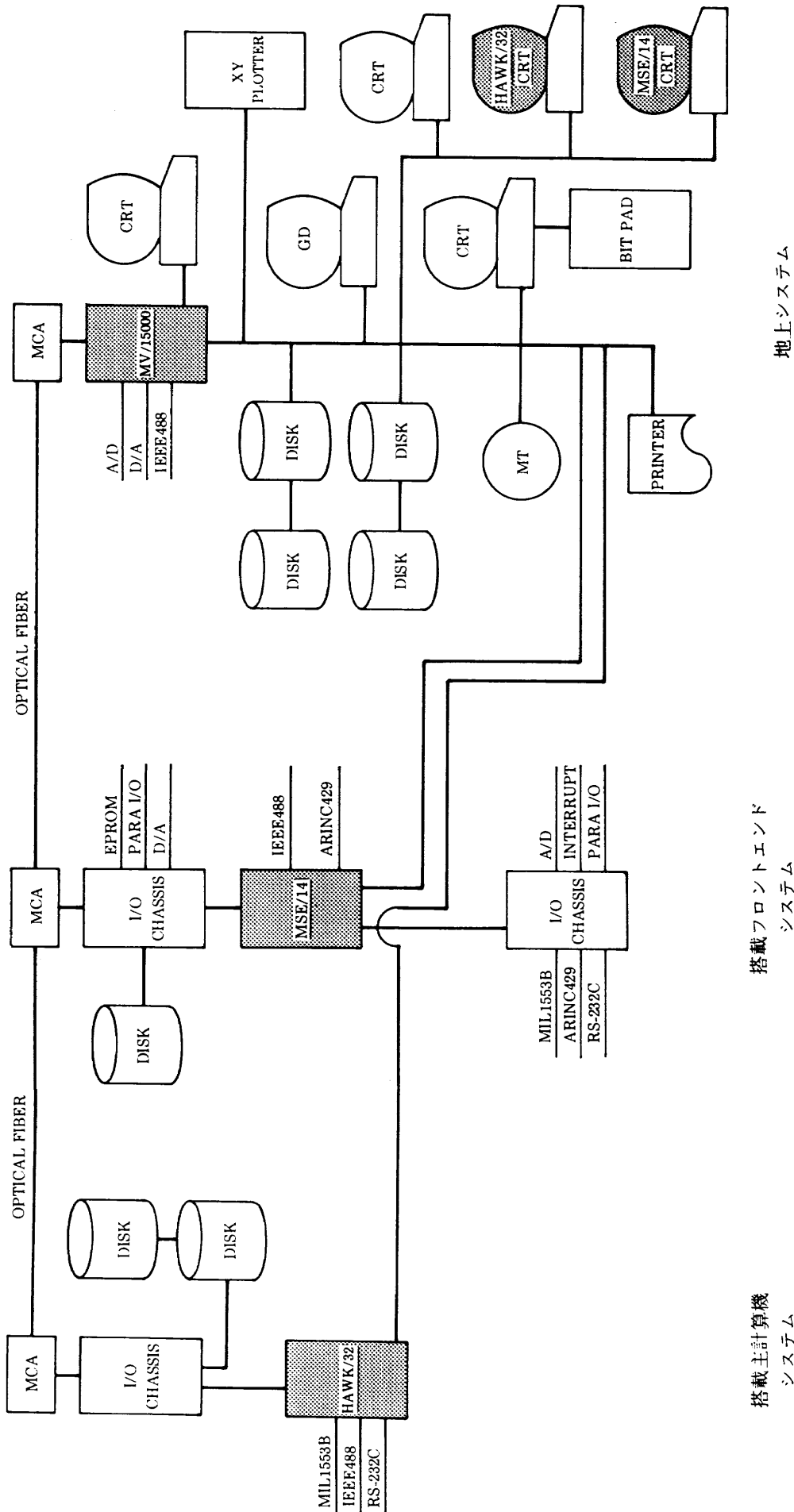
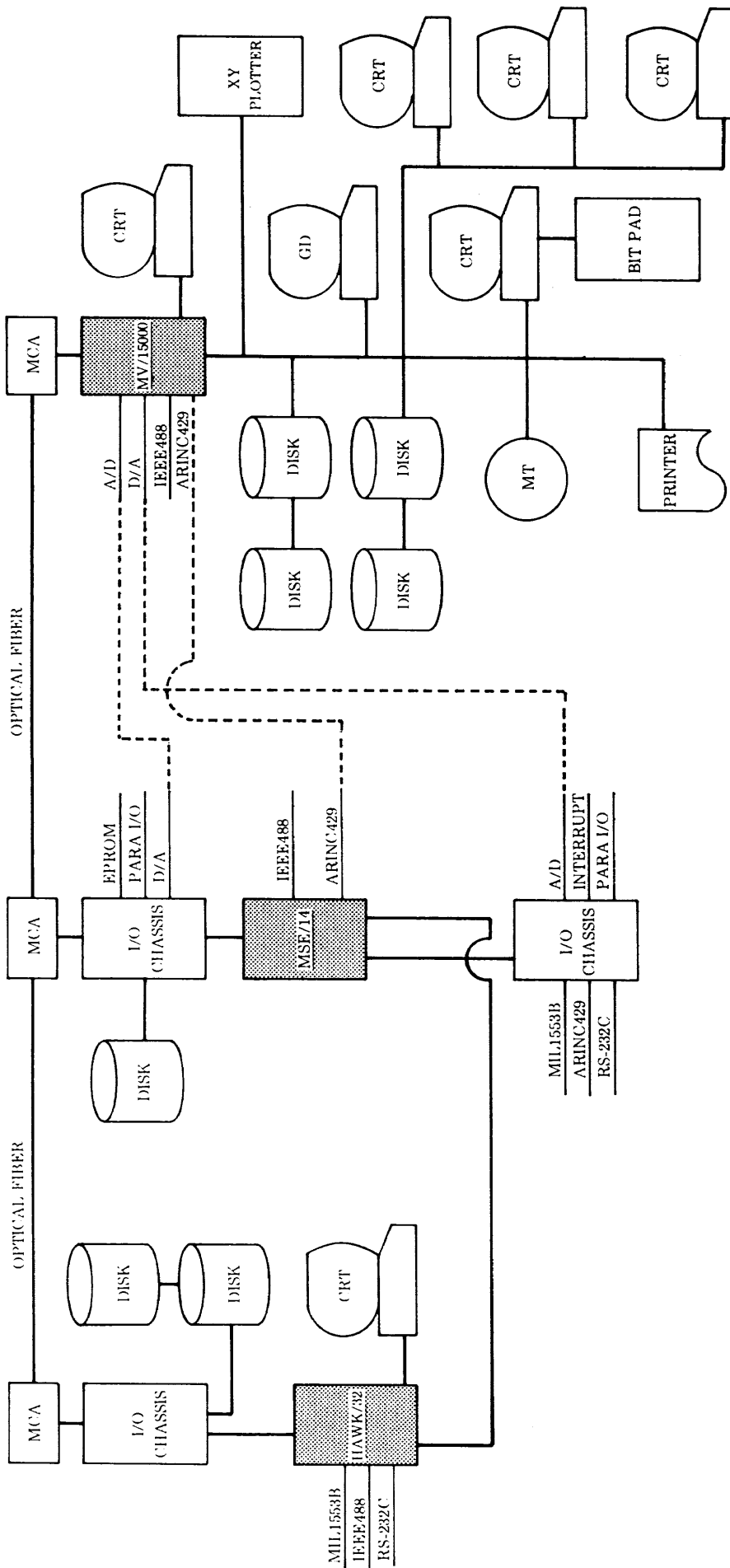


図6 ソフトウェア開発時の形態



搭載主計算機システム

搭載フロントエンドシステム

地上システム

図7 飛行前点検システム

次の章では、実験用航空機に必須の飛行実験データ集録、処理システムについて述べる。

5. 飛行実験データ集録、処理システム

この章では、前章でのべた計算機システムを用い実現している一つの実現例「飛行実験データ集録、処理システム」について述べる。先ず、5.1ではシステム全般について、5.2は搭載計算機システムを用いた飛行実験データ集録システム、5.3は地上計算機を用いた飛行実験データ処理システム、5.4では実際の飛行実験データ例について述べる。なお、本システムはデータ取得の主たる関心が飛行特性に関するものに限って行った。

5.1 システム全般

表2で見たように本機には種々の機器（センサ）が搭載されているが、これらのセンサ信号を記録するために「飛行実験データ集録、処理システム」の開発を行った。

これは実験用航空機に必須のものであり、将来の実験用航空機のグレードアップの資料ともなるものである。

各種センサからの出力はフロントエンドが受信し、MCAを経由して主計算機へ送られ、一次処理等を施してDISKへ格納される。これら計算機間はMCAの光ファイバで接続できる。実験終了後、地上システムへMCA経由でデー

タを転送できる。又、このようにMCA接続してあるので、搭載計算機のソフトウェアの開発やデバッグも地上システムから行うことが出来る。尚、主に使用された言語は米国防総省開発のAdaである。

5.2 飛行実験データ集録システム

搭載用システムの機能ブロックを図8に示す。全体機能を“収集部”、“出力部”及び“変換部”という3部分に分けることが出来る。

(1) “収集部”は各種センサデータより出力されたデータを収集し、そのデータを図に示すように3カ所へ出力する機能を有する。3カ所とは、①パソコン等の外部出力機能を有する“出力部”、②データを記録するハードディスク、③データ等の画面表示機能を有する“変換部”である。ここで“収集部”が扱っているデータはセンサから出力されたバイナリデータであり、物理量変換を行っていないデータである。これはここでは未だ物理量変換をする必要がないこと、なるべく少ない情報量でデータ転送し、ハードディスク等に集録したいためである。したがってハードディスクに集録するデータもバイナリデータである。“収集部”において選択できるのはセンサの種類であり、

- ① ADS³⁴⁾
- ② OMG³²⁾

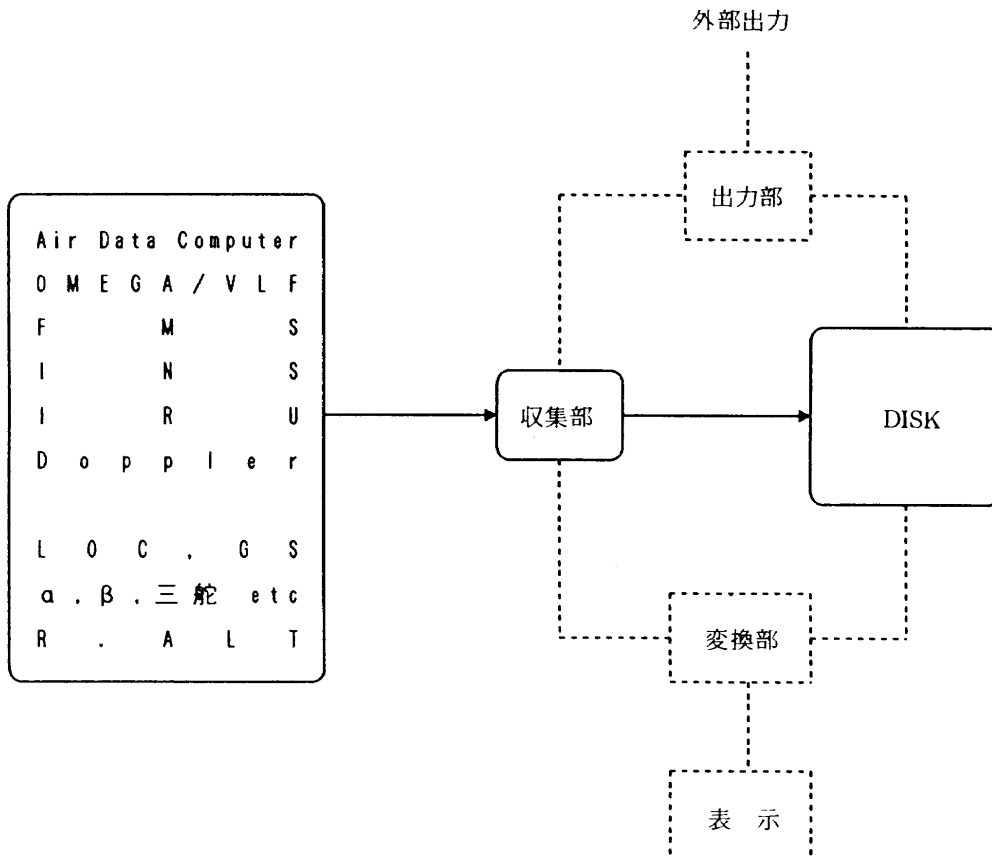


図8 飛行実験データ集録システム

- ③ DPL³³⁾
- ④ FMS³¹⁾
- ⑤ INS²⁸⁾²⁹⁾
- ⑥ IRU³⁰⁾
- ⑦ アナログ信号

の内の幾つかを選択することが出来る。ここで①ADS~⑥ IRUは ARINC 信号であり, ⑦アナログ信号はサンプリングタイムを 10Hz, 40Hzのいずれかに選択できる。①~⑦

までのセンサ全てを選択した場合のデータ量は約 16KB/SECである。

“収集部”についてのより詳細なブロック図を図9に示す。“収集部”はフロントエンド計算機にある。図の左側にある部分が各種センサである。中央部分はそのセンサデータを収集しブロック化して転送するタスクであり, これらのタスクが取得したデータを光ファイバを使用した MCA 経由で主計算機へデータを転送する。各々のセンサ

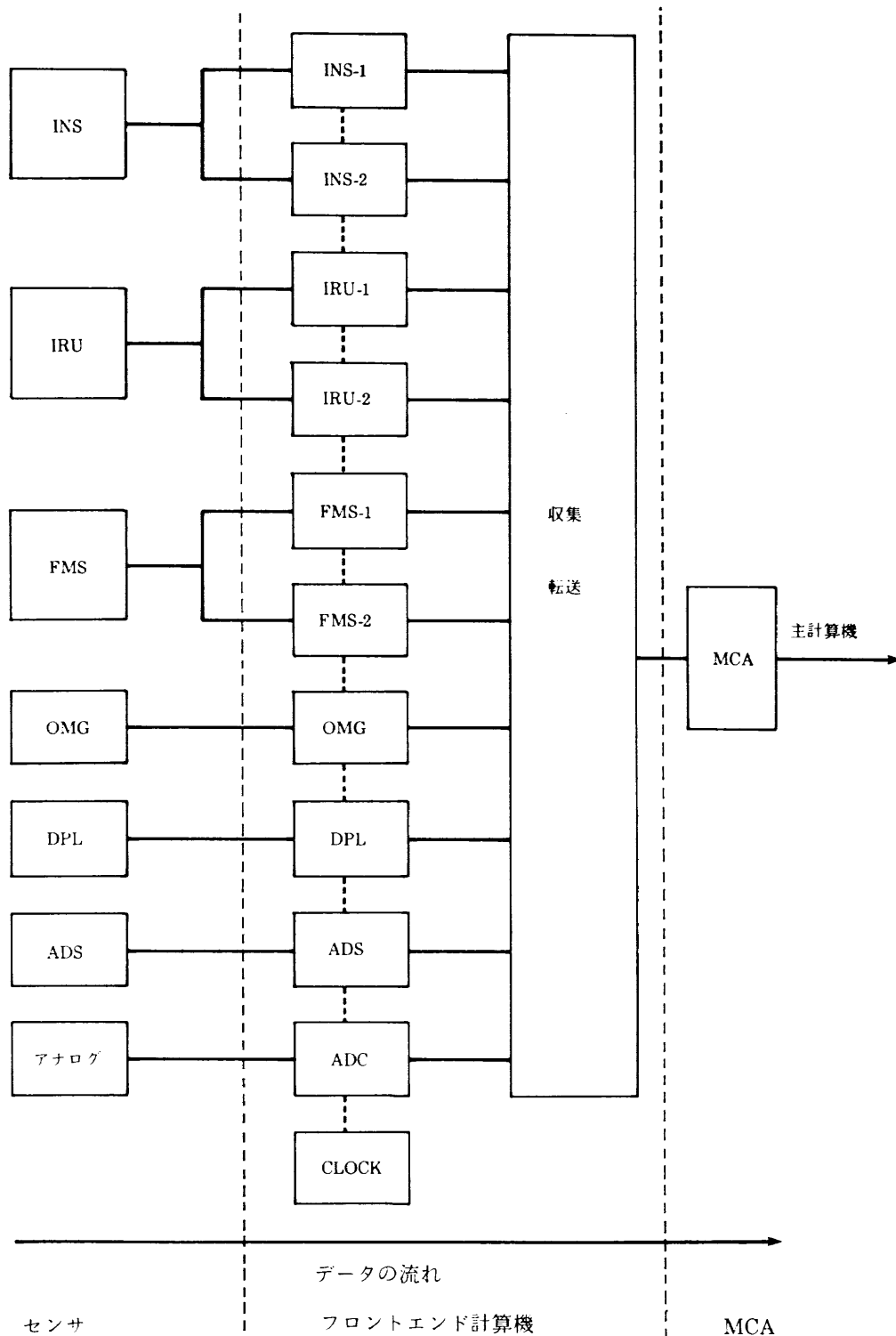


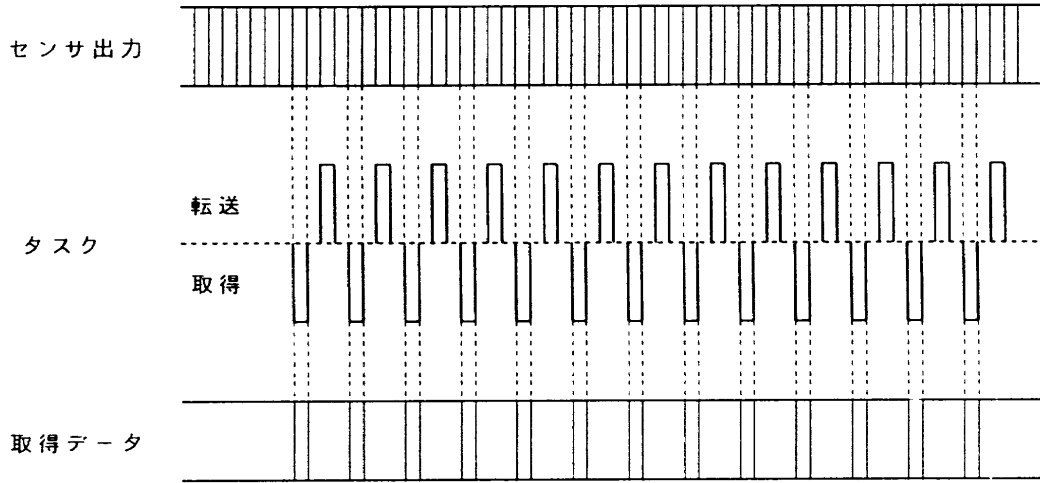
図9 センサデータ受信プログラム

に対して1~2のタスクが当該センサデータの収集を行うタスクである。これら全てのタスクと繋がっているのが、図では一番下にあるCLOCKであり、ここにはその時の時刻が常時ストアされており、各タスクは各センサデータを取得する時にこの時刻データを付加してデータ収集を行っている。

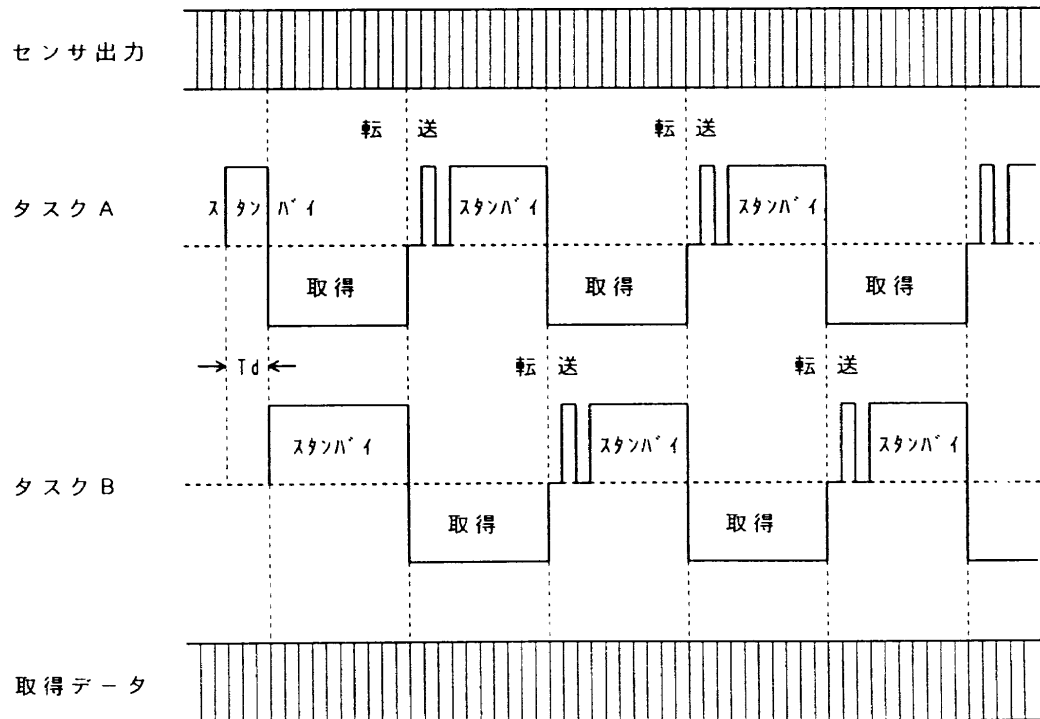
図では、1番下のアナログを除いては全てARINCと呼ばれるデジタル・データバスである。

ARINCバスで出力するセンサの中でもINS、IRU及びFMSに関するソフトウェアは他と異なっており、1つのセンサに対して2つのタスクを用意している。これはこの3種のセンサのデータの種類、量が他と比較して多いこと等により、データ出力の切れ目が他と比較して少ないためデータ取得が単一のタスクでは取得しきれないことによる。この様子を図10に示す。

図の単一のタスクでこれらのセンサのデータを受信した



1 個のタスク



2 個のタスク

図10 マルチタスク

状況を示している。センサよりデータを受取り、そのデータを転送し、次のデータ受取りの準備が完了しない間に、次のセンサ出力が始まってしまい、データの取得に欠落が生じる。ARINC バスでは出力側は受取り側の状態に拘らずセンサ固有のプログラムされたタイミングでデータを出力する。図では 1 個ずつデータを取得している例を示しているが、幾つかまとめてバッファに取得しまとめて転送しても欠落が生じることに変わりない。そこで欠落をなくすため、2 つのタスクを起動し、欠落なくデータ取得を行えるようにした。図の 2 個のタスクにこの状況を示す。

2 つのタスクにはある ARINC ラベル(マッチング・ラベルという)以降に出現する連続 N 個のデータを取得し、その後はそのデータを転送するというタスクを与えておく。センサが INS の場合、4 Hz で出現するラベルをマッチング・ラベルとして選択した。

先ずタスク A を起動し、後からタスク B に起動をかける。そのタイミングはそのラベルがその次に出現する以前の時刻までの間である。図の Td はその時間遅れであり、この値はセンサ毎に異なる。

図中のスタンバイというのはタスクがマッチング・ラベルを待っている状態である。また、個数 N もセンサ毎に異なるが、同様に既知である。ただし、センサによってはこの値が一定ではなく幾つかの幅があるものもあるので、その場合には N をそれらの内の最大値に取りデータを一部二重取りしている。このダブリは以後の処理で取り除いた。

このように、そのセンサに対応したマッチング・ラベル、遅れ Td、データ取得個数 N 個等の異なるタスクを製作しデータ取得を行った。

(2) 次に図 8 に戻り、“出力部”の機能について述べる。“出力部”は収集されたデータをパソコン等の外部機器へ出力する機能である。この機能は搭載システムにはグラフィック出力装置を装備していないため、パソコン画面へのグラフィック表示でそれを補うために後から付け加えた機能である。出力できるデータは二種ありどちらか一種を選択して出力できる。第一は各種センサより出力されたデータを収集した“収集部”よりのデータでその時のセンサデータである。第二は一旦ハードディスクに集録された過去のデータであり、そのうちの幾つかを選択して外部出力する事が出来る。外部へのデータ送信のために RS-232C インターフェースを用意しており、ここでは“収集部”が収集、あるいはハードディスクに集録された全てのデータを外部出力できる能力を持たせていない。データの一部をパソコン等に外部出力しデータのモニタ、一次処理に使用しようとするものである。“収集部”のデータ全てを外部出力するのは、センサ、“収集部”間のインターフェースより低速の RS-232C では無理であり、幾つかのデータを選択して外部出力する利用に限られる。又、ハードディスクから

のデータ全てを出力するのは一般的に言って膨大な時間がかかり、現実的にはやはりそのデータの一部を選択しての出力に限定される。

(3) 最後に、“変換部”について述べる。この機能はセンサよりその時出力されたデータ、あるいは以前に取得しハードディスクに保存してあるデータの物理量変換を行う部分である。前述したように取得データはバイナリデータであり、そのデータのままでオペレータに理解しやすい形式にはなっていない。そこでオペレータに対してデータのモニタ、キャリブレーション等に役立つ情報の形式にしてキャラクタディスプレイに表示させるため物理量変換を行っている。データの前述の“出力部”と同様に 2 種あり、第一は各種センサよりその瞬間出力されたデータを収集した“収集部”よりのデータであり、第二は一旦ハードディスクに集録された過去のデータであり、そのうちの幾つかを選択して外部出力する事が出来る。出力先はキャラクタディスプレイの 1 画面であり、①～⑦のセンサより最大 40 種のデータを選択し、表示させる事が出来る。これらのデータの選択は予めシステム・エディタを用いて選択したいデータ種別を箇条書きにしてシステムファイルに記憶させておき、“変換部”を稼働させる時にファイル名でその種別を選択する。オペレータに情報提供のために設けた機能ゆえ、1 画面のリフレッシュサイクルは高々 1 Hz である。

5.3 飛行実験データ処理システム

5.3.1 取得データの転送

飛行実験を行い、搭載システムが取得したデータは地上システムである飛行実験処理システムへ転送して処理される。その転送方法には 2 種ある。

(1) MT を使用した搭載システム取得データの受信について述べる。

搭載システムより MT へのデータ出力は OS コマンド DUMP により行うことができる。DUMP により書込まれた MT は地上システムに於いて OS コマンド LOAD によりディスクに転送できる。

搭載システムのデータ → MT

MT → 地上システム

(2) MCA を使用したデータ受信について述べる。この方法は、搭載システムに於いては出力先が地上システムの MCA である DUMP コマンド、地上システムに於いては入力先が搭載システムの MCA である LOAD コマンドを同時に実行するだけでよく、MT のような中間媒体を必要としない

搭載システムのデータ → MCA → 地上システム

以上のように二種の転送手順、方法に大差はないが、(2)では実験用航空機 Do-228 が飛行実験部ハンガー内になければ取得データを転送できないが、(1)では可搬型の MT ユ

ニットを機体の近くで使用すれば可能である。

ド処理で最高3個まで同時処理することが可能である。

5.3.2 データ処理

データ処理ソフトウェアについて述べる。これらのソフトウェアはバッチ処理を基本にしており、バックグラウン

(1) 5.2 飛行実験データ集録システムで述べたように、各センサからの出力は受取った順番に MCA を経由して主計算機のハードディスクに格納される。まず、センサ毎の

表9 センサデータ (INS)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
310	8	LATITUDE (DEG)	6.88E-4
311	8	LONGITUDE (DEG)	6.88E-4
312	32	GROUND SPEED (KNOTS)	0.125
313	32	TRACK ANGLE TRUE (DEG)	5.49E-3
314	32	TRUE HEADING (DEG)	5.49E-3
315	16	WIND SPEED (KNOTS)	7.81E-3
316	16	WIND DIRECT TRUE (DEG)	5.49E-3
317	32	TRACK ANGLE (DEG)	5.49E-3
320	32	MAGNETIC HEADING (DEG)	5.49E-3
321	32	DRIFT ANGLE (DEG)	5.49E-3
322	32	FLIGHT PATH ANGLE (DEG)	5.49E-3
323	64	FLIGHT PATH ACCELERATION (g)	1.22E-4
324	64	PITCH ANGLE (DEG)	5.49E-3
325	64	ROLL ANGLE (DEG)	5.49E-3
326	64	BODY PITCH RATE (DEG/SEC)	3.91E-3
327	64	BODY ROLL RATE (DEG/SEC)	3.91E-3
330	64	BODY YAW RATE (DEG/SEC)	3.91E-3
331	64	BODY LONGITUDINAL ACCELERATION (g)	1.22E-4
332	64	BODY LATERAL ACCELERATION (g)	1.22E-4
333	64	BODY NORMAL ACCELERATION (g)	1.22E-4
334	64	PLATFORM HEADING (DEG)	5.49E-3
335	32	TRACK ANGLE RATE (DEG/SEC)	9.77E-4
336	64	PITCH ATTITUDE RATE (DEG/SEC)	3.91E-3
337	64	ROLL ATTITUDE RATE (DEG/SEC)	3.91E-3
360	64	POTENTIAL VERTICAL SPEED (ft/MIN)	1.00
361	32	INERTIAL ALTITUDE (ft)	0.125
362	64	ALONG TRACK HORIZ ACCELERATION (g)	1.22E-4
363	64	CROSS TRACK HORIZ ACCELERATION (g)	1.22E-4
364	64	VERTICAL ACCELERATION (g)	1.22E-4
365	32	INERTIAL VERTICAL SPEED (ft/MIN)	1.00
366	16	N-S VELOCITY (KNOTS)	0.125
367	16	E-W VELOCITY (KNOTS)	0.125

並べ換えを行い、有効データのみ抽出を行う。その結果は、センサ名、ラベル名毎に整理される。

(2) ユーザは必要なセンサ名、ラベル名とデータ内の必要な時間のデータを指定すれば、ファイル出力、グラフィック出力を得ることができる。

(3) グラフィック出力は2つあり、第一は CALCOMP XY-PLOTTER への出力、第二は Tektronix ディスプレイ (ハードコピー付き) への出力である。両装置への作図コマンドは統一しており、CALCOMP へ出力したものを Tektronix へ出力することができる。また、作図コマンドは作図の変更を行えるように ASCII キャラクタで書かれており、システム・エディタを用いてデータ、スケール、作図サイズ全般の変更ができる。

ファイル出力はセンサ名、ラベル名、そのセンサ名でそ

のラベル名のデータ数があり、次にそのデータ数だけの物理量と時刻のデータが連続するという形式である。

このように取得、処理しているセンサの種類、データについては次に述べる。

5.3.3 取得データの例

処理しているデータについて述べる。最初に ARINC バスで出力されるセンサについて述べる。

表9に Litton 社の慣性航法装置 LTN-92より出力されるデータを示す。

表10に Racal 社のドップラ・システム Doppler-91 RNS-252より出力されるデータを示す。

表11に Universal 社の飛行管理システム UNS-1Aより出力されるデータを示す。

表12に Honeywell 社の慣性基準装置 HG1095 AC-01より

表10 センサデータ (DPL)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
260	3.125	VELOCITY V_x (KNOTS)	3.12E-2
261	3.125	VELOCITY V_y (KNOTS)	3.12E-2
262	3.125	VELOCITY V_z (KNOTS)	3.12E-2
310	3.125	LATITUDE (DEG)	1.72E-4
311	3.125	LONGITUDE (DEG)	1.72E-4
320	3.125	MAGNETIC HEADING (DEG)	8.79E-2

表11 センサデータ (FMS)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
147	2	MAG VARIATION (DEG)	0.352
163	2	WIND ON NOSE (KNOTS)	0.5
204	2	BARO-CORRECTED ALTITUDE (ft)	1
210	2	TRUE AIRSPEED (KNOTS)	6.25E-2
213	1	STATIC AIR TEMPERATURE (DEG C)	0.5
310	2	LATITUDE (DEG)	1.72E-4
311	2	LONGITUDE (DEG)	1.72E-4
312	2	GROUND SPEED (KNOTS)	0.125
313	2	TRUE TRACK ANGLE (DEG)	5.49E-3
314	10	TRUE HEADING (DEG)	5.49E-3
315	2	WIND SPEED (KNOTS)	0.5
316	2	WIND ANGLE (DEG)	0.352
321	10	DRIFT ANGLE (DEG)	5.49E-3
366	2	N-S VELOCITY (KNOTS)	0.125
367	2	E-W VELOCITY (KNOTS)	0.125

表12 センサデータ (IRU)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
265	50	INTEGRATED VERTICAL SPEED (ft/SEC)	2.44E-7
310	5	LATITUDE (Deg)	1.72E-4
311	5	LONGITUDE (Deg)	1.72E-4
312	10	GROUND SPEED (KNOTS)	0.125
313	25	TRACK ANGLE TRUE (Deg)	5.49E-3
314	25	TRUE HEADING (Deg)	5.49E-3
315	10	WIND SPEED (KNOTS)	1
316	10	WIND DIRECT TRUE (Deg)	7.04E-1
317	25	TRACK ANGLE (Deg)	5.49E-3
320	25	MAGNETIC HEADING (Deg)	5.49E-3
321	25	DRIFT ANGLE (Deg)	4.39E-2
322	25	FLIGHT PATH ANGLE (Deg)	4.39E-2
323	50	FLIGHT PATH ACCELERATION (g)	1.0E-3
324	50	PITCH ANGLE (Deg)	1.10E-2
325	50	ROLL ANGLE (Deg)	1.10E-2
326	50	BODY PITCH RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
327	50	BODY ROLL RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
330	50	BODY YAW RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
331	50	BODY LONGITUDINAL ACCELERATION (g)	1.0E-3
332	50	BODY LATERAL ACCELERATION (g)	1.0E-3
333	50	BODY NORMAL ACCELERATION (g)	1.0E-3
334	5	PLATFORM HEADING (Deg)	8.78E-2
335	50	TRACK ANGLE RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
336	50	PITCH ATTITUDE RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
337	50	ROLL ATTITUDE RATE (DEG/SEC)	1.56E-2
360	50	POTENTIAL VERTICAL SPEED (ft/MIN)	1
361	25	INERTIAL ALTITUDE (ft)	0.125
362	50	ALONG TRACK HORIZ ACCELERATION (g)	1.0E-3
363	50	CROSS TRACK HORIZ ACCELERATION (g)	1.0E-3
364	50	VERTICAL ACCELERATION (g)	1.0E-3
365	25	INERTIAL VERTICAL SPEED (ft/MIN)	1
366	10	N-S VELOCITY (KNOTS)	0.125
367	10	E-W VELOCITY (KNOTS)	0.125
370	5	BODY NORMAL ACCELERATION (g)	1.0E-3

出力されるデータを示す。

表13に Canadian Marconi社の OMEGA/VLF システムより出力されるデータを示す。

表14に Collins社のエア・データ・システム ADS-80よ

り出力されるデータを示す。

最後に、表15にアナログ信号で出力されるデータを示す。

ラベル007 α , ラベル010 β はノーズブーム先端のヘーン出力, ラベル011高度, ラベル012速度はノーズブーム先端

表13 センサデータ (OMG)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
310	2	LATITUDE (DEG)	1.72E-4
311	2	LONGITUDE (DEG)	1.72E-4

表14 センサデータ (ADS)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
203	17.36	ALTITUDE (ft)	1
204	17.36	BARO CORRECTED ALTITUDE (ft)	1
205	8.68	MACH (M)	3.13E-5
206	8.68	INDICATED AIR SPEED (KNOTS)	1.56E-2
207	8.68	V _{M0} /M _{M0} (KNOTS)	8
210	8.68	TRUE AIRSPEED (KNOTS)	3.13E-5
211	8.68	TOTAL AIR TEMPERATURE (DEG C)	1.56E-2
212	8.68	VERTICAL SPEED (ft/MIN)	0.625
213	8.68	STATIC AIR TEMPERATURE (DEG C)	1.56E-2

表15 センサデータ (ADC)

LABEL	UPDATE RATE	PARAMETER (UNITS)	RESOLUTION
001	10	AILERON RIGHT (DEG)	
002	10	ELEVATOR (DEG)	
003	10	FLAP (DEG)	
004	10	RUDDER (DEG)	
005	10	STABILIZER TRIM (DEG)	
006	10	ENGINE TORQUE RIGHT (%)	
007	10	α (DEG)	
010	10	β (DEG)	
011	10	ALTITUDE (ft)	
012	10	VELOCITY (KNOTS)	
013	10	RADIO ALIMETER (ft)	
014	10	AILERON LEFT (DEG)	
015	10	ENGINE TORQUE LEFT (%)	
016	10	MARKER (VOLT)	
017	10		
020	10		

でのピトー管での総圧，静圧より求められる値である。ラベル013は Collins 社の電波高度計 ALT-55 の出力であり，他は当該舵面等の近傍に取り付けられたセンサ出力である。

5.3.4 ソフトウェアの管理

TCSはソースファイルのバージョンの管理を行うことができるソフトウェア管理システム⁹⁾である。TCSではソーステキストの更新時歴と共に，誰が，何時，何のために行

った変更かを同時に記録できる。そのため，TCSの管理の下では，過去の如何なる時点のバージョンでも再現することができる。このような管理の仕方は，幾つかのバージョンのフルコピーを保存しておくよりもディスクスペースの節約となる。TCSでのファイル格納はそれを消去することが困難な形式でなされており，ユーザが誤って消去する事故も防ぐことができる。

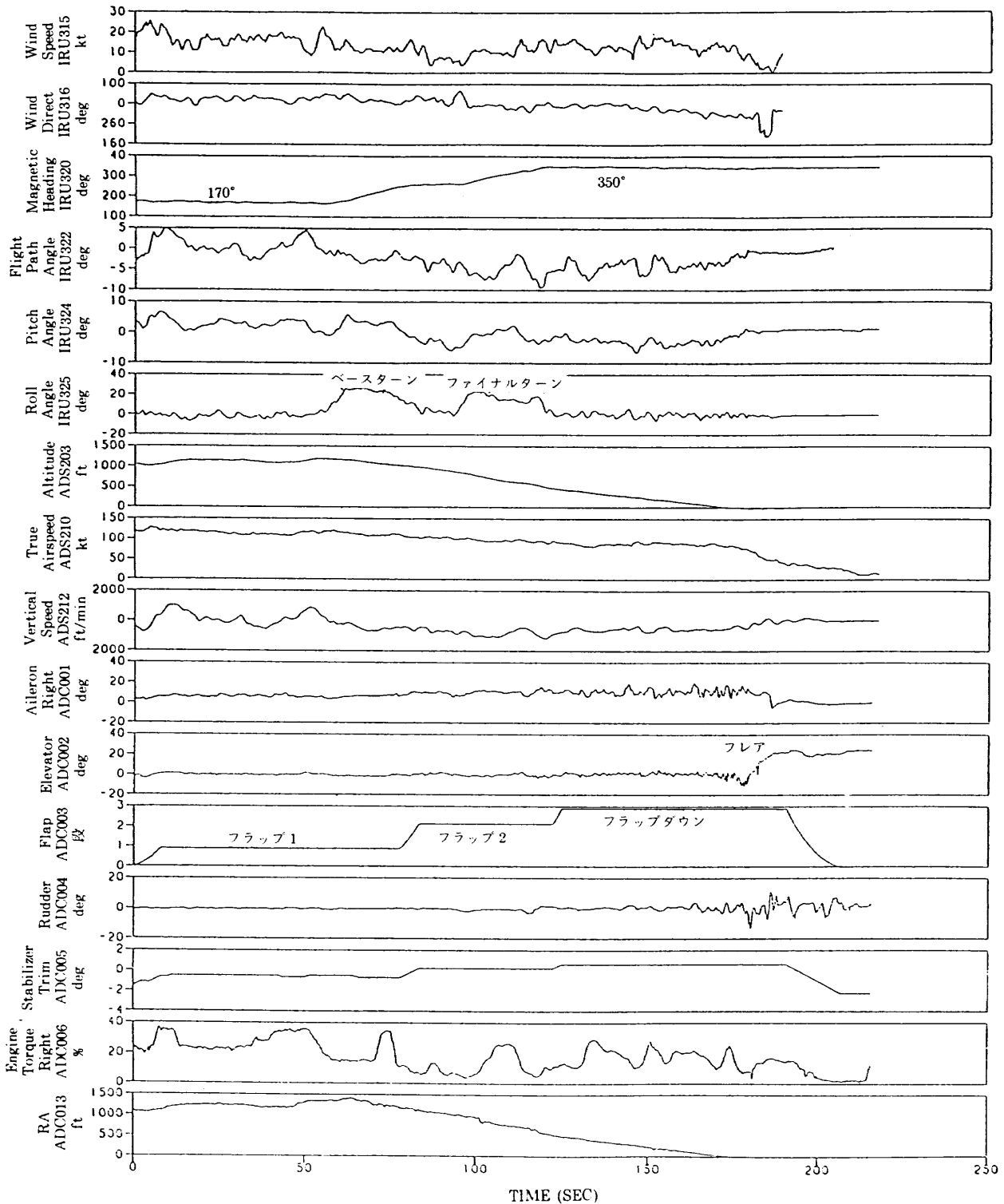


図11 飛行実験データ

飛行実験データ集録システムに関するディレクトリ構成は次のようになっている。

① ソースコード・ディレクトリ

地上計算機，搭載主計算機，搭載フロントエンド計算機のソースプログラムを格納するディレクトリ

② マクロ・ディレクトリ

運用及び維持管理の時に使用する CLI マクロ及び実行プログラムを格納するディレクトリ

③ システムデータ・ディレクトリ

各種パラメータの初期値等のシステムデータを格納するディレクトリ

5.4 取得した飛行実験データ例

飛行試験は、①データ集録システムの評価試験、②I S 化に必要な母機の特性確認試験、③FMS、自動操縦システム等の運用試験を適宜組合わせて行っている。

データ集録システムの評価試験を行い、調布飛行場への着陸を行った時間履歴を図11に示す。

この時の着陸は RWY35 に対して行われた。図では Do-228 機は最初高度約 1100 ft、ヘディング約 170 でトラフィック・ダウン・ウインドを飛行しておりフラップをフラップ 1 にしている。その後ベースターン行いヘディング約 260、ファイナルターンではヘディング約 350 へ向きを変えトラフィックパターンを飛行しており、この間フラップがフラップ 2、フラップダウンと変更されている。ベースターン回りより高度を徐々に下げ、その後時刻約 180 秒でのフレア操作、着陸までの様子が示されている。なお、IRU315, 316 はこの時航空機で計測された風速、風向のデータである。

6. ま と め

航空宇宙技術研究所では昭和 63 年 Do-228 機及び搭載電子機器等を導入した。本報告では、Do-228 と共に導入した計算機システムについてのハードウェア、ソフトウェアおよび本計算機システムを用いて製作した「飛行実験データ集録、処理システム」等について述べた。

特徴としては搭載システムは MIL-SPEC システムである、地上システムは搭載システムと同種であり、搭載システムと MCA 結合した有機的な利用が可能であるなどである。

「飛行実験データ集録」でのデータ収集、センサデータの直接および既に取得したデータのモニタ、外部出力は実験用航空機に必須のものである。本報告は実験用航空機のグレードアップの資料となるものとする。

これらハードウェア殆ど全てが米国製であったが、システムが故障した場合の対応には若干の問題があったといえる。搭載システムについては、日本国内にハードウェア保守を含む直接のサポート体制がないため、故障等の対応に

時間がかかることがあった。予備部品を持つとかの対応により解決できると考えられる。

技術情報等は、米国製とはいえ国際的な通信網の発達により、迅速に提供されるので情報の入手に関して問題はなかった。

7. あとがき

最後に、ソフトウェアの製作に協力して頂いた(株)三菱総合研究所 美馬 勝氏(現(株)セラミ)、計算機システムに関する技術情報の提供を図って頂いた東京エレクトロン(株)川島慎一氏、米国 ROLM MIL-SPEC COMPUTERS 及び機器の取扱い業者のご協力に深く感謝致します。

参 考 文 献

- 1) 古茂田真幸, 川幡長勝, 塚野雄吉, 小野孝次: 可変安定応答実験機 (VSRA) について, 日本航空宇宙学会誌, 第 31 巻, 1983 年
- 2) 坂井紀穂, 小野孝次, 内田忠夫, 宮沢与和: 実験用航空機 Do-228 による飛行試験, 平成元年度航空宇宙技術研究所研究発表会前刷集, 1989 年 10 月
- 3) 小野孝次, 内田忠夫, 坂井紀穂, 鎌田幸男: 実験用航空機 Do-228 機の現状と飛行試験, 第 27 回飛行機シンポジウム講演集, 1989 年 10 月
- 4) A Technical Description of ECLIPSE MV/15000 Series System Elements, Data General Nov. 1986
- 5) How to Generate and Run AOS/VS, Data General, Sep. 1986
- 6) How to Generate and Run AOS, Data General, Mar. 1986
- 7) AOS and AOS/VS User's HANDBOOK, Data General, Apr. 1982
- 8) Using the SWAT Debugger (AOS/VS), Data General, Oct. 1985
- 9) Source Management Utilities User's Guide and Reference Manual, Data General, Dec. 1984
- 10) CROSS_COMM USER MANUAL, Rolm Mil-Spec Computers, Nov. 1985
- 11) HAWK/32 SYSTEM SUMMARY, Rolm Mil-Spec Computers, 1985
- 12) HAWK/32 PROCESSOR OPERATION and MAINTENANCE MANUAL, Rolm Mil-Spec Computers, Dec. 1986
- 13) HAWK/32 I/O EXPANSION CHASSIS OPERATION and MAINTENANCE MANUAL, Rolm Mil-Spec Computers, Aug. 1986
- 14) MSE/14 MICRO SYSTEM PROCESSOR OPERATION and MAINTENANCE MANUAL, Rolm Mil-

- Spec Computers, Jan. 1987
- 15) MODEL 2150 I/O EXPANSION CHASSIS OPERATION and MAINTENANCE MANUAL, Rolm Mil-Spec Computers, Mar. 1984
 - 16) GRAPHICAL KERNEL SYSTEM REFERENCE MANUAL, Data General, Apr. 1986
 - 17) PLOT 10 SOFTWARE TERMINAL INTERFACE, Tektronix, Sep.1986
 - 18) Technical Reference DGDAC SUBSYSTEM 4300 SERIES, Data General, Jan. 1979
 - 19) ホストコンピュータ・ベーシック・ソフトウェア, プログラミング, マニュアル, 日本カルコンプ, 1987年8月
 - 20) American National Standard Reference Manual for the Ada Programming Language, ANSI/MIL-STD 1815A-1983, American National Standards Institute, Inc., Feb. 1983
 - 21) Ada Development Environment (ADE) User's Manual, Data General, Apr. 1984
 - 22) Ada Source Code Debugger (AOS/VS) Reference Manual, Data General, Oct. 1984
 - 23) 石畑 清, 疋田輝雄: Adaプログラミング, 岩波書店, 1986年11月
 - 24) AIRLINES ELECTRONIC ENGINEERING COMMITTEE, ARINC SPECIFICATIONS 429-10 MARK 33 DIGITAL INFORMATION TRANSFER SYSTEM (DITS), AERONAUTICAL RADIO INC., Mar. 1987
 - 25) USER'S MANUAL MATH/LIBRARY, IMSL, Apr. 1987
 - 26) 飛行実験部: 実験用航空機ドルニエ機について, 現況と整備機器概要, 航空宇宙技術研究所資料, TM-637, 1991年7月
 - 27) Miyazawa, Y., Ono, T. and Kawagoe, Y. : A Preliminary Flight Test on a Basic Performance of the Flight Research Airplane Do-228 : Velocity v. s. Glide Path Angle, TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY TM-613 (Oct. 1989)
 - 28) LTN-92 Inertial Navigation System Installation Instructions
 - 29) LTN-92 Pilot's Guide Program
 - 30) LASERREF HG1095AC-01, HONEYWELL
 - 31) UNS-1A Flight Management System Operator's Manual, Universal Navigation Corporation, Nov. 1987
 - 32) CMA-764 OMEGA/VLF SENSOR SYSTEM INSTALLATION/FLIGHT LINE MANUAL, Canadian Marconi Co., Jan. 1986
 - 33) DOPPLER 91/92 TYPE 81077 SERIES SENSOR UNITS INSTALLATION and MAINTENANCE MANUAL, RACAL AVIONICS LTD, Jan. 1988
 - 34) ADC-80 Air Data System Instruction Book, Collins General Aviation Division, Oct, 1982

付録1) Ada 及び ADE

言語 Ada 及びその開発環境 ADE について述べる。Ada の特徴は次のとおりである。

(1) Ada ではパッケージを使用する。パッケージとは、変数、定数、手続き、関数等相互に論理的に関連する情報の集合であり、ソフトウェア部品の塊である。パッケージは仕様部 (Specification) とそれと別にコンパイル出来る実行部 (Implementation) より成る。仕様部はそのパッケージの仕様を示す部分でパッケージの名前、型、引数等がパッケージ利用者への具体的情報が記述され、実行部には仕様部で示された手続きや関数の中身が記述される。パッケージ利用者は仕様部のみ見ればそれを利用できる。

(2) Ada では、プログラムの全体を一度にではなく、幾つかに分けてコンパイル出来る、いわゆる分離コンパイルが仕様部、実行部を組合わせて可能である。分離コンパイルは大きなプログラムを幾つかに分離してコンパイルするという手段であるが、これを使用してプログラム開発のボトム・アップ、トップ・ダウンが可能である。

この結果、あるパッケージの製作者、利用者など多人数で大きなプログラムを作る際に各パッケージの独立性が増すし、同時製作も可能である。

(3) Ada では全ての変数や値は型を持っている。型とは、値の種類、範囲、構造等を定めたものであるが、Ada では型の種類が多く、異なる型との直接演算は出来ない。演算の途中でその範囲を外れた値は誤りとなる。基本的なスカラ型についてのみ示す。

(a) 列挙型 (Enumeration Type) は限られた個数の名前だけを値とする型であり、例えば型 MONTH は JAN, FEB ~ DEC のみの値を持つ。

(b) 整数型 (Integer Type) は FORTRAN の INTEGER と同じであるが、Ada ではそれ以外に上限、下限範囲の値だけをとり整数型があり、型 TWO BYTES は -32768 ~ 32767 である。

(c) 実数型 (Real Type) には、浮動小数点型と固定小数点型とがある。浮動小数点型は有効数字の範囲、桁数を指定する、即ち誤差の許容範囲を相対的に指定する。これに対して固定小数点型は、誤差を絶対的に指定する。例えばある固定小数点型は、範囲は 0.0 ~ 30.0、分解能 0.01 のように指定できる。

その他、キャラクタ型、ブーリアン型がある。

このように詳しく型を指定することにより、処理する計算機等が異なっても同じ結果を期待できる。また、型を細かく指定することにより、プログラムの誤りの検出に役立つ。

(4) 多くの処理の中には、ある処理を型に依存しないで行いたいという場合がしばしば生じる。同じ型で2つの変

数の値を交換する場合などがこれにあたり、FORTRAN では使用する型の数だけその手続きを記述しなければならない。Ada では汎用手順 (Generic Procedures) を用いてこの処理が簡単に出来る。

(5) 演算エラー等の検出とその処理は特に実時間処理にとって重要である。どの様なエラーが生じてシステム全体が止ることの無いように適切な回復手順を記述する必要があるが、個々のエラーとその処理をいちいち記述するのは非常に面倒である。Ada では異常に名前を付けて区別出来るようにしてあり、異常が発生すると例外処理部に制御が移り、名前毎の例外の処理を行い、また例外発生前の処理を続行するようになっており、この機能を例外処理 (Exception Handling) と呼ぶ。

(6) 複雑なデータ構造も処理出来る。ベクトル、行列、動的サイズ、種々のデータ型の集合であるレコード及びこれらの組み合わせ等が利用できる。

(7) マルチタスクに対する機能もサポートされている。同時性はタスク間の通信、タスク間の同期及び並列処理のコマンドを利用して行われる。

プログラム言語 Ada はこのような特徴があるが、次に Ada プログラムを開発する環境 ADE (Ada Development Environment) について述べる。

Ada 言語によるプログラム開発では、下記に示す種々の機能が Ada 開発環境として準備されている。

- Ada コンパイラ (32ビット, 16ビット)
- Ada リンカ
- ライブラリ (基本的な Ada 言語の定義を行う STAN-DARD, データの入出力を行う I/O, 基本的な数学関数, ルーティン等の MATH)
- ライブラリ管理ユーティリティ
- ソーステキスト管理システム, エディタ
- ソースプログラムの論理的構造を明示できる PRETTY PRINTER
- Ada 言語専用のソースコードデバッガ
- ファイル管理ユーティリティ
- ランタイムサポートパッケージ
- マクロ・アセンブラ

付録2) 飛行実験データ集録システムの機能

飛行実験データ集録システムの機能を説明するために、表示画面と操作法を例に取って述べる。

(1) センサ選択

搭載用主計算機でデータ取得プログラムを起動すると初期画面 (図 A-1) となる。ここでは、収集及び表示を行いたいセンサの種別を選択する。選択は、画面に表示されているセンサの番号を入力することにより行われる。選択さ

れたセンサは、画面上のステータス表示が“DIS”より“SEL”へ変化する。

一度選択したセンサを未選択状態にするには、再度該当センサの番号を入力することにより、ステータス表示が“SEL”より“DIS”へ再変化する。

このようにしてセンサの選択を終了した場合は、Eを入力することで機能選択画面（図A-2）へ移行する。なお、プログラムを終了したい場合は“B”を入力する。

機能選択画面では、モニタ表示、ディスクへのデータ格納及び外部へのデータ出力の選択を行う。

モニタ機能選択、ディスクへのデータ格納、外部へのデータ出力は、それぞれ対応する“1”、“2”、“3”の数字を入力することで各機能選択画面へ移行する。

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT SENSOR]

NO.    SENSOR    STATUS
 1     INS      SEL
 2     DPL      DIS
 3     FMS      DIS
 4     IRU      DIS
 5     OMG      DIS
 6     ADS      DIS
 7     ADC      DIS

E      END TO SELECT SENSOR
B      BYE

ENTER SENSOR NO. : _
    
```

図A-1 初期画面

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS
 1     MONITORING  DIS
 2     DATA STORE  DIS
 3     DATA SEND  DIS

X     FILE DELETE
Q     SELECT SENSOR
E     END TO SELECT FUNCTION

ENTER FUNCTION NO. : _
    
```

図A-2 機能選択画面

(2) モニタ機能

モニタ機能“1”を選択した場合は、センサグループIDの入力画面（図A-3）へ移行する。

予め表示、または外部出力対象のセンサデータ種別が格納されたファイル、即ちセンサグループIDの入っているファイルの指定をここで行う。センサグループIDのファイルの内容を図A-4に示す。これを使用する前にシステム・エディタ等を使って当該テキストファイルを製作しておかなければならない。センサグループIDの指定終了後は機能選択画面に戻る。

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS
 1     MONITORING  SEL
 2     DATA STORE  DIS
 3     DATA SEND  DIS

X     FILE DELETE
Q     SELECT SENSOR
E     END TO SELECT FUNCTION

ENTER SENSOR GRUOP ID. : _
    
```

図A-3 モニタ機能選択画面

```

ファイル名 : XX.SG (XX : 01~99)

形式 : センサ略号名 データID

(例)

INS 310
INS 311
INS 331
INS 332
INS 333
DPL 260
DPL 261
DPL 262
FMS 114
FMS 115
OMG 310
OMG 311
ADS 203
ADS 204
:
:
:
:
    
```

図A-4 センサグループIDの内容

(3) データ格納機能

データ格納機能“2”を選択した場合は、格納するファイル名とコメントの入力を行うデータ格納選択へ移行する。ファイル名入力後、格納ファイルに対するコメントの入力となる(図A-5)。コメント入力後は機能選択画面へ戻る。

(4) 外部出力

外部出力“3”を選択した場合は、外部出力選択(図A-

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS    DETAIL
1      MONITORING  DIS
2      DATA STORE  SEL      FILE NAME = FILES
3      DATA SEND   DIS

X      FILE DELETE
Q      SELECT SENSOR
E      END TO SELECT FUNCTION

ENTER FILE NAME : FILES

ENTER COMMENT : -----

[FILES]
FILE1      FILE2      FILE3
FILE4
  
```

図A-5 データ格納機能選択

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS
1      MONITORING  DIS
2      DATA STORE  DIS
3      DATA SEND   SEL

X      FILE DELETE
Q      SELECT SENSOR
E      END TO SELECT FUNCTION

SELECT ONLINE/OFFLINE(N:ON, F:OFF) : _

[FILES]
FILE1      FILE2      FILE3
FILE4
  
```

図A-6 外部出力選択画面

6)へ移行する。ここではまず現在センサから出力されているデータを同時に外部出力を行うオンラインか、既にディスクに格納されているデータの外部出力を行うオフラインかを選択する。オフラインを選択した場合は、さらに出力ファイル名及びセンサグループIDの指定を行う。なお、オフライン選択はモニタ機能は未選択となる(排他処理を行う)。

ここで一例として、モニタ表示(センサグループIDは10)、データ格納(ファイル名はFILE1)、外部出力でオフライン選択後の画面(図A-7)を示す。

“X”の入力により、データ格納ファイル削除のためのルーチンへ入り、削除後再度この機能選択画面へ戻る。

“Q”の入力は、センサ選択のため初期画面へ戻る。

“E”の入力により、機能選択完了画面(図A-8)へ移行する。

(5) データ表示

ここで、機能選択を完了し各機能通りに開始する場合は“Y”を入力するとデータ表示画面(図A-9)へ移行する。機能の変更をする場合は“N”の入力により、再度機能選択

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS    DETAIL
1      MONITORING  SEL      GROUP ID = 10
2      DATA STORE  SEL      FILE NAME = FILES
3      DATA SEND   SEL

X      FILE DELETE
Q      SELECT SENSOR
E      END TO SELECT FUNCTION

ENTER FUNCTION NO. : _
  
```

図A-7 機能選択画面(選択後)

```

DATA ACQUISITION SYSTEM

[SELECT FUNCTION]

NO.    FUNCTION    STATUS
1      MONITORING  SEL
2      DATA STORE  SEL
3      DATA SEND   DIS

CAN I START (Y/N) ? _
  
```

図A-8 機能選択完了画面

[SYSTEM STATUS]			[SENSOR]	[LABEL]	[VALUE]	[SENSOR]	[LABEL]	[VALUE]	
MONITORING:	SEL	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
DATA STORE:	SEL	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
DATA SEND :	DIS	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
		██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
[SENSOR STATUS]			[SENSOR]	[LABEL]	[VALUE]	[SENSOR]	[LABEL]	[VALUE]	
INS :	SEL -OK-	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
DPL :	SEL -OK-	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
FMS :	SEL -NG-	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
IRU :	DIS ----	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
OMG :	DIS ----	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
ADS :	DIS ----	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
ADC :	SEL -OK-	██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
		██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
		██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
		██	--	██	██████████	██	--	██	██████████
		██	--	██	██████████	██	--	██	██████████

HIT RETURN FOR STOP

図A-9 データ表示画面

画面へ戻ることが出来る。

この画面上では、①選択した機能の状態、②センサの状態、③各センサデータの値が表示される。

機能の状態は、モニタ、データ格納、データ外部出力を選択したならば“SEL”，選択しなかったのならば“DIS”の文字で表示される。センサの状態は各センサを選択したのならば“SEL”，選択しなかったのならば“DIS”の文字で表

示される。更に、選択したセンサからデータを受取れば“-OK-”，未だ受取っていない場合は“-NG-”で表示される。また、各センサの値は、センサの略称、ARINCラベルと共に表示される。ここでは全ての値は物理量に変換されている。また、未入力データは“*****”で表示している。なお、右上には時刻を表示している。データ取得等を終了させる場合はリターンキーを押下する。

航空宇宙技術研究所資料 661号

平成6年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18

Printed in Japan