

UDC 629.7.054:  
621.397.62:

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-608

統合航空計器の研究試作

岡部正典・川原弘靖・田中敬司

1980年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

緒 言 .....	1
略語表 .....	2
1. 航空計器統合化の研究 .....	2
1.1 航空計器発達の経過 .....	2
1.2 当所における航空計器に関する研究 .....	4
2. AIDシステムの概要 .....	6
2.1 AIDシステムの特徴 .....	6
2.1.1 要求仕様について .....	6
2.1.2 仕様を満足させるための方策 .....	6
2.2 AIDシステムの構成 .....	6
3. ハードウェアの機能、性能 .....	9
3.1 ディスプレイ方式の検討 .....	9
3.1.1 リアルタイム性の検討 .....	9
3.1.2 メモリ容量に関する検討 .....	10
3.2 ハードウェアの構成 .....	10
3.2.1 デジタル計算機システム .....	10
3.2.2 ディスプレイプロセッサ .....	11
3.2.3 コントロールボックス .....	12
3.2.4 ディスプレイユニット .....	12
3.2.5 外部視界撮像用テレビカメラ .....	12
3.3 コントロールボックスの機能及び動作 .....	15
3.3.1 コントロールボックスの選択機能 .....	15
3.3.2 データ入力機能 .....	16
3.3.3 表示要素選択スイッチ .....	16
3.3.4 その他の機能 .....	16
3.4 ディスプレイプロセッサの機能及び動作 .....	16
3.4.1 ベクトル発生部 .....	16
3.4.1.1 ベクトル発生部機能 .....	16
3.4.1.2 ベクトル描画用計算機情報 .....	16
3.4.1.3 各種バッファメモリについて .....	17
3.4.1.4 ベクトル発生方式 .....	17
3.4.2 固定大文字、固定小文字発生部 .....	18
3.4.2.1 機能概略 .....	19
3.4.2.2 構成 .....	19
3.4.2.3 文字パターン .....	21
3.4.2.4 動作方式 .....	21
3.4.3 シンボル発生、小文字任意位置発生回路 .....	21
3.4.3.1 機能概略 .....	21
3.4.3.2 表示パターン .....	21
3.4.3.3 動作方式 .....	22

3.4.4	自機シンボル発生回路	23
3.4.4.1	機能概略	23
3.4.4.2	表示パターン	23
3.4.4.3	動作方式	23
3.4.5	ビデオ信号発生回路	23
3.4.5.1	ビデオ信号発生回路機能	23
3.4.5.2	ビデオ信号発生回路構成	23
4.	ソフトウェアの機能	23
4.1	ソフトウェアの特徴	23
4.2	ソフトウェア構成	27
4.3	ソフトウェアの動作	28
	結 言	47
	参考文献	47

# 統合航空計器の研究試作\*

岡 部 正 典\*\* 川 原 弘 靖\*\* 田 中 敬 司\*\*

## RESEARCH AND PRODUCTION OF EXPERIMENTAL EQUIPMENT FOR AIRBORNE INTEGRATED DISPLAY SYSTEM

Masanori OKABE, Hiroyasu KAWAHARA and Keiji TANAKA

### ABSTRACT

Experimental equipment for the Airborne Integrated Display (AID) system was manufactured, and used for experimental evaluation studies since 1977. These studies form a part of the coordinated research on man-machine systems for jet transport safety: The coordinated study was sponsored by the Science and Technology Agency, and began in 1975. This paper describes the design, the structure and the performance of the AID system.

The AID system consists, mainly, of two sets of multi-color shadow-mask CRT and the several display processors accompanied by a NOVA 02/30 mini-computer. AID has the following specific characteristics: AID enables us to draw a picture with the scanning rate of 60 Hz, which is fully satisfactory for cockpit displays; for the display processors, the line-buffer-stroke scheme was adopted, which exceedingly reduced the memory size of the processor and increased the easiness of a real color painting.

AID is equipped with the software which is used to display integrated information such as aircraft attitude, air-map, flight data, various warnings, etc., and is accompanied by the automatic flightmonitoring program.

AID will be fully utilized for developing the air-borne integrated display system of the NAL-STOL experimental aircraft.

### 緒 言

設計、製作、乗員訓練、整備、運航管理、航空管制、気象観測、空港施設等々の航空輸送全般にわたる全ゆる努力にもかかわらず大型ジェット機の事故は跡を断たない。ICAOの事故<sup>0-1)</sup>によると全事故の約半数はパイロットの誤認・誤操作に起因するものとされている。また飛行段階別にみると約6割の事故が離着陸段階で起っている。したがって離着陸段階における人的過誤の要因を取り除くことができれば、それだけ確実に事故の危険は減少する筈である。

こうした観点に立って、将来の搭載型事故監視システムの設計資料を得る事を目的として昭和50～53年度に

わたって、科学技術庁特別研究促進調整費による「ジェット輸送機の運航安全に関する人間一機械系の総合研究」が企画・実施された。

本研究は科技庁・研究調整局、運輸省気象研究所及び航空宇宙技術研究所によって推進され、事故監視方式については空港周辺の異常気流をとり上げ、代表的な地形性立地条件を持つ空港周辺の気流構造を観測実験によって解明して、異常気流予測方式を開発するための基礎データを得ると共に、パイロットへの情報の伝達を合理化して、パイロットの作業負担を軽減し心的余裕を増大することを目標として、航空計器の統合化を主眼とした統合エアボーン・ディスプレイ (AID) の試作及び評価試験を行い、将来の搭載型統合航空計器の設計資料を得た。更に評価試験の結果に従って表示フォーマットを改良し、CTOL機の離着陸飛行用の統合計器表示フォーマットを

\* 昭和55年4月10日受付

\*\* 計測部

確立した。<sup>0-2)</sup>

本報告はここで試作した統合エアボーン・ディスプレイの構成、機能及び性能に関してまとめたものである。なお本装置の評価のための飛行シミュレーション試験の詳細は参考文献 1-16) によって報告する予定である。

### 略語表

ADF	: Automatic Direction Finder
AID	: Airborne Integrated Display
A/D	: Analog to Digital Conversion
BCD	: Binary Coded Decimal
CCW	: Counter Clockwise
CG	: Center of Gravity
CPU	: Central Processor Unit
CW	: Clockwise
D/A	: Digital to Analog conversion
DH	: Decision Height
DIO	: Digital Input Output
DMA	: Direct Memory Access
DME	: Distance Measuring Equipment
D/O	: Digital Output
DP-I	: Display Unit I
DP-II	: Display Unit II
EPR	: Engine Pressure Ratio
L/D	: Landing
NAV AIDS	: Navigation Aids
NDB	: Non-directional Beacon
OAT	: Outside Air Temperature
OM	: Outer Marker
REC	: タスクを受けとるモードとなるタスク・コマンド名
ROM	: Read Only Memory
RTC	: Real Time Clock
TAT	: Total Air Temperature
T/O	: Take Off
TTY	: Tele-Typewriter
VOR	: VHF Omni-Directional Radio Range
$V_1$	: Critical Engine Failure Speed
$V_R$	: Rotation Speed
$V_2$	: Takeoff Safety Speed
$V_{ref}$	: Reference Speed
XRTOS-P	: NOVA 計算機のオペレーティングシステム名

## 1. 航空計器統合化の研究

### 1.1 航空計器発達の経過

航空工学における人間工学の側面から見ると、今日コックピット表示の設計は画期的な転機を迎えるようしている。従来、航空計器は航空機の性能向上に伴い、また航空機に課せられたミッションの多様化に伴う要請に応じて改良・補充を行うという形で、その時々の計測技術等を背景にして謂わば後追い的に発達してきたものである。4 枠の高度を飛行する様になって 3 針式の高度計が採用され、遷音速飛行が実現してマッハ計が追加され、また航空援助施設が拡充されるにつれてコース偏位表示や DME 計が計器盤に付加される様になった等々の経緯がその間の事情を切実に示し、Chorley<sup>1-1)</sup>による「飛行計器発達の70年」は上記の「機体設計に併行あるいは依存した」航空計器開発の事例に満たされている。冒頭で画期的転機と述べた所以は、以下に述べる航空計器統合化の動向が航空機の設計に対して与える影響の大きさに注目すべきであると考えるからである。即ち、従来、機体設計と切り離して装備・艤装品として弥縫的に扱われてきた観のあるコックピット表示の設計に関して、航空機の運航・制御ループの主要な要素である人間パイロットにかかるヒューマンファクタを最初から考慮した制御/表示システムの設計が航空機設計の中で適正に位置付けられる展望が開けつつある。これは統合表示方式のフレキシビリティを有効に利用することによってのみ初めて可能となる。以上の観点から、航空計器の改良に関する人間工学的な試みを以下に概観する。

#### 1) ダイアルデザインの改良

1940~50年代において、世界大戦を通じて短期間に養成された大量のパイロットが高性能機の操縦に当った結果、人的要因による事故が続発した。この対策として米空軍は心理学者を動員して計器誤読の詳細な分析を行った。<sup>1-2)</sup>これが契機となって計器ダイアル面のデザインに関する視知覚実験が盛んに行なわれ、その成果はポイントの形状、マーキングの寸度に至る迄航空計器規格に取り入れられて現在に生きている。パイロットの視知覚特性に適合した計器設計の指針を与えた点でこれら一連の研究は高く評価されねばならないが、その後の急速な航空機の大型化、高性能化によってパイロットに課せられた情報処理の負担増という別種の問題が生じてきている。

#### 2) 航空計器の統合化

自機の運動を直観的に把握し易くするねらいで、個別の情報を走査負担の少ない形にまとめようとする試みは、「総合計器」や「フライト・インテグレータ」<sup>1-3)</sup>等に見

られる様に古くから行なわれてきた。また今日の姿勢計(ADI)や方位計(HSI)等の主要計器は、単一の情報でなく、10種以上の関連する情報を表示できるように集約化が進んでいる。しかしながら、今日各國において競って進められている統合航空計器の開発は、単なる計器の改良ではなくて運航の実態に根ざしたものであり、将来のコックピット表示としては統合化以外には方法がないという切迫した事情を反映しているものと考えられる。

その理由の一つは、パイロットの作業負担の軽減が安全運航を確保する上で極めて重要な課題となってきたことである。大型ジェット輸送機の場合、パイロットの操縦動作を詳細に分析してみると<sup>1-4)</sup>表1-1にDC-8型機の進入・着陸時の例を示した様に操縦に直接必要な情報が過多であり、緊急事態に対処するための心的余裕に乏しい状況が伺える。こうした状況は、悪天候下、過密空港に発着する場合には一層苛酷なものになることは言うまでもない。そこで必要に任せて増加してきたパイロ

ットへの情報を整理し、操縦作業との関連で情報呈示方式を合理化する手段として統合化を進めることによりパイロットの作業負担を常時低いレベルに保つことが期待されている。

第2の理由として、小型計算機と高輝度プラウン管で構成される電子式航空計器の実現を可能にする技術的背景が、情報処理技術、表示技術の長足の進歩によってほぼ整った事が挙げられる。

### 3) 統合航空計器開発状況

統合航空計器の開発試作例は枚挙にいとまがないがヘッドアップディスプレイとしては、既に軍用機に装備され、飛行実験も多く行なわれている。<sup>1-5)1-6)</sup>計器盤に小型プラウン管を搭載する所謂ヘッドダウン型の航空計器も既に試作開発がシミュレーション試験を中心として進められている。大規模な開発計画としては、NASAのSTOLAND<sup>1-7)</sup>及びTCV<sup>1-8)</sup>計画における統合計器(米)<sup>1-9)</sup>BA(British Aircraft)のAdvanced Flight Deck計画、

表1-1 DC-8進入着陸時の情報数(文献1-4)より)

No.	Task Group	Information		
		Visual		Auditorial
		Discrete	Continuous	
1	Descent Set & Check	22	7	15
2	Request ILS Approach Clearance		7	1
3	Descent Turn	7	10	3
4	Descent to & Maintain Approved Height		10	
5	Decrease IAS to Near $V_{LH}$		10	
6	Tuning in ILS	2	11	2
7	Outer Marker Outbound	1	10	
8	Flap 25 & Decrease IAS to $V_{LH}$	6	9	4
9	Approach Pattern Loop	9	9	
10	Ride On Localizer	2	7	
11	FRS Mode Select	3	11	1
12	Gear Down, Flap 35°, Decrease IAS to $V_{LH}$	2	11	
13	Full Flap, Decrease IAS to $V_{TTH} + 10$ kts	2	12	16
14	Before Landing Set & Check	29	7	
15	Ride on Glide Slope		8	1
16	Outer Marker Inbound	5	10	1
17	Runway Search	2	6	1
18	Minimum Height Check	3	6	
19	Middle Marker Check	3	6	
20	Rudder Trim to Neutral	1	10	
21	Decrease IAS to $V_{TTH}$	1	1	
22	Power Idle	1	1	
23	Flare	2	4	
24	Landing	20	1	4
25	Taxiing	1	1	1
26	After Landing Set & Check	2	1	15
27	Parking Set & Check	2		29

さらには軍用機関係では米空軍による DAIS<sup>1-10)</sup>等が代表的である。一方、実用機の開発に対応した例としては、我が国との共同開発でもある B767 への EFIS の提案<sup>1-11)</sup>が注目される。上記開発計画の表示案を図 1-1 ~ 1-4 に例示する。

### 1.2 当所における航空計器に関する研究

前節に記した航空計器に関する開発研究と流れを一にして当所においてもパイロットの情報取得行動に関連した航空計器の人間工学的研究が継続的に実施されてきた。まず計器の読み易さに関して、タキストスコープやアイカメラを用いた視知覚実験により、各種航空機に使用されていた高度計ダイアル及び実験的に試作したダイアル・デザインの評価を行った。読み取りの速さ、正確さはそれぞれ眼球の凝視頻度と相関が高く、その他読み取り中の眼球運動の諸測度がダイアル・デザインを量的に評価する上で有用であるばかりでなく、眼球運動のパターンが読み取り過程の分析にも役立つ事を明らかにした。<sup>1-12)</sup>

当所における本格的な統合計器の開発研究は昭和46年度~47年度に行なわれたヘッド・アップ・ディスプレイ (NAL HUD-10 及び 20) の試作及び実機飛行評価試験<sup>1-13)</sup>から開始された。HUD は電子ガンサイトとも呼ぶべき発達経緯を持つものであり、コックピット風防位置に取付けたハーフ・ミラーに、飛行データを計算機で

処理して高輝度 CRT に描いた統合表示パターンをレンズ系により無限遠方に焦点を結ぶよう投映する表示システムである。したがってパイロットは表示パターンから容易に自機の運動を把握できると共に、ハーフ・ミラーを通して、眼球の焦点を変えることなく外部視界からの情報を取得できるという利点を持っている。この HUD を YS-11 機に搭載して進入・着陸段階の飛行試験でその有効性を評価した所、パイロットの習慣干渉は少なく、HUDへの慣熟も短時間で可能であり、個別計器よりも情報の取得が格段に容易になる事が明らかになった。<sup>1-13)</sup>

HUD の開発研究を基にして昭和50年度より53年度にわたる科学技術庁特別研究促進調整費による「ジェット輸送機の運航安全に関する人間-機械系の総合研究」によって、現用の大型ジェット輸送機の離着陸運航におけるコックピット表示の問題点を明らかにするとともに、将来のエアボーン・事故監視システムの主構成要素となるべき AID を地上実験装置として試作した。

先ず昭和50年度には、民間大型定期輸送機の操縦要員を対象として質問紙調査を行い、離着陸段階を細分化して各飛行フェーズでパイロットが必要とする情報及びその利用実態、パイロット・ワークロード、更に計器統合化に対するパイロットの考え方等について基礎資料を得た。<sup>1-14)</sup>

51年度にシミュレーション試験を行い、実際に近い A

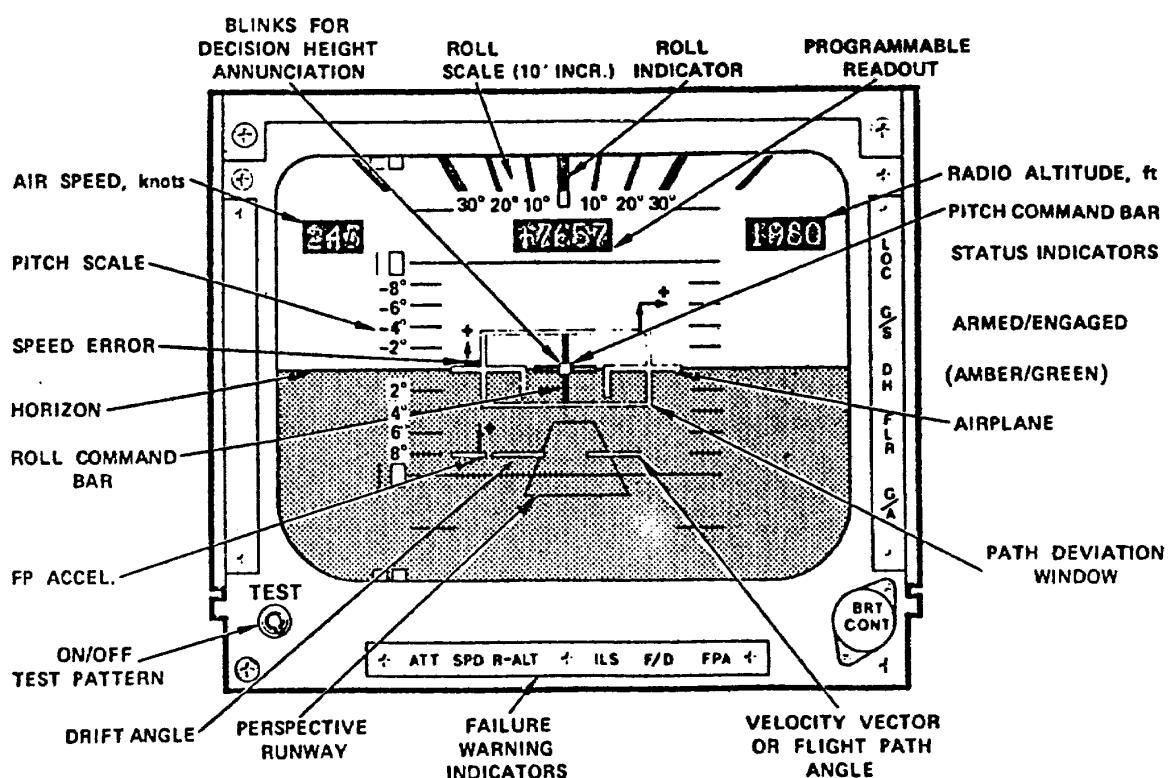


図 1-1 STOL AND 表示案 (文献 1-7) より)

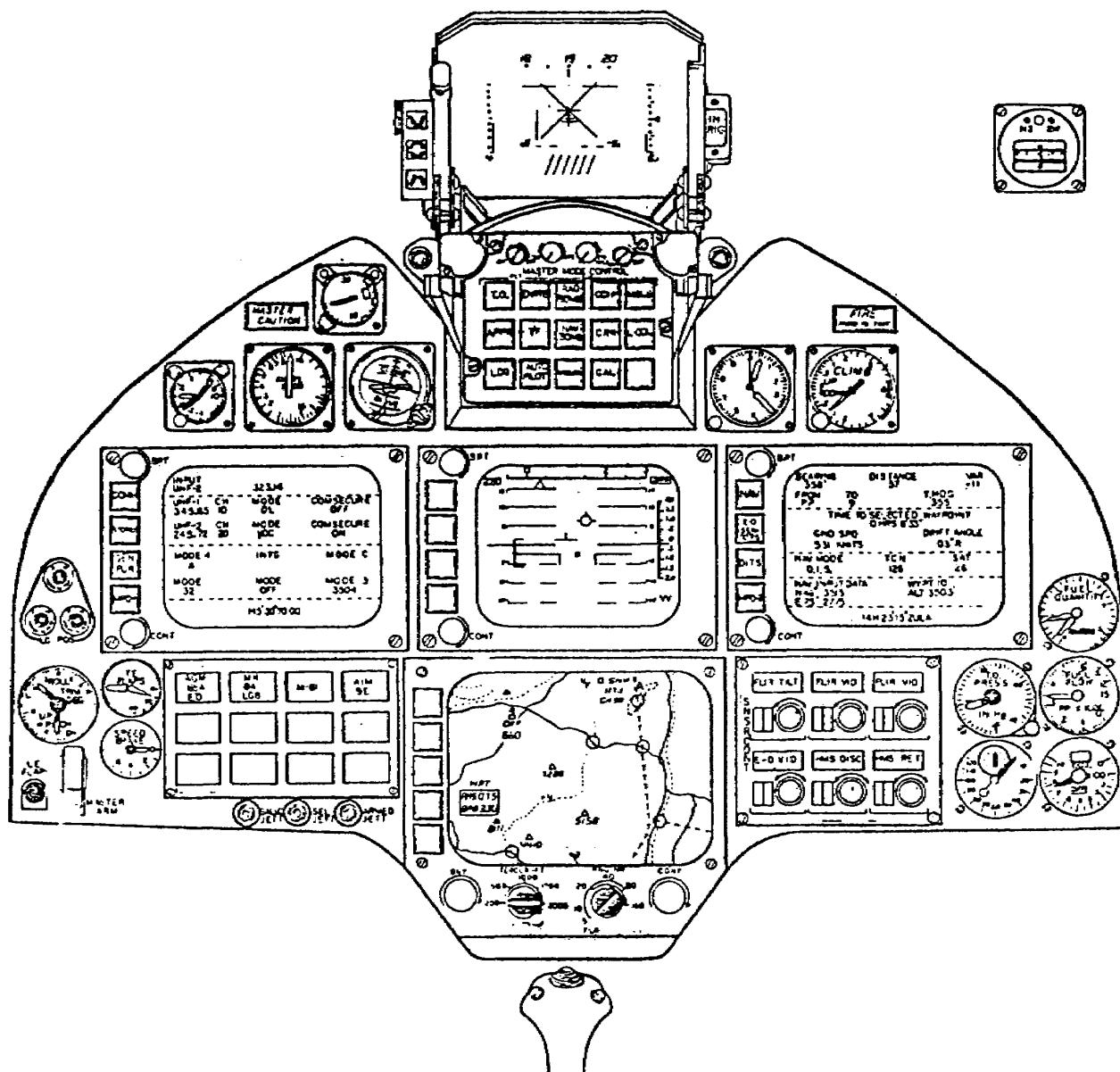


図 1-2 DAIS 表示案 (文献 1-10) より)

TC の状況を設定して、2重作業法によりパイロット・ワーカロードを計測して、緊急事態を含む離着陸段階でのパイロット・ワーカロード定量化の見通しを得た。<sup>1-15)</sup>

以上の研究成果に基づき昭和52年度に、以下に報告する AID を実験装置として試作した。この装置を将来型搭載用統合航空計器開発のための実験装置として使用する方針とし、昭和53年度には代表的な大型ジェット輸送機として B-747 型機を対象とした離着陸飛行シミュレーション試験を実施し、本システムの機能・性能及び試作表示フォーマットの評価を行った。<sup>1-16)</sup>

その結果に基づいて表示フォーマットを改修して、CTOL 機用統合計器用の表示フォーマットを一応完成した。昭和54年度以降は当所が推進している低騒音ファン・ジェット STOL 実験機開発プロジェクトの一環として、

STOL 実験機搭載用統合計器の開発計画を進めている。この搭載型統合計器開発の過程で、本試作システムが設計のための道具としてフルに活用されることになる予定である。

2 章以下に述べる実験装置としての AID は主要航空計器の情報及び航空地図、飛行データ等を 2 台の 14 インチ・ラスター・スキャナ型高解像度カラー CRT に、逐次走査方式で、リアルタイム統合表示を行い得る機能を持つものであり、通常のコンピュータ・グラフィック・システムの機能性能を格段に向上したシステムである。また AID は単に表示器としての機能だけでなく、ソフトウェアのフレキシビリティを活用して、飛行の進行及びそれに伴うパイロット操作手順のモニター機能を持っており、将来の飛行管理システム乃至事故監視システム

等の開発に有効性を發揮し得るよう考慮が払われている。

## 2. AIDシステムの概要

### 2.1 AIDシステムの特徴

#### 2.1.1 要求仕様について

本システムの概要を述べるにあたり、その特徴が最も明らかな要求仕様を記すことから始める。本システム製作において考慮した仕様の要点を表2-1にまとめる。この仕様の前提条件は次の通りである。

(1) 諸外国における統合表示開発の現況に照らして、本システムで特に新しく試みる点は離着陸段階における飛行の進行及びパイロットの操作手順に関するモニタ機能を取り入れ、警報装置の適正化を計ることである。

(2) 本システムは大型民間輸送機の離着陸段階で使用される航空機-パイロット系のインターフェイスとして必要な機能を具えているものとする。

(3) 本システムは、当所既設の汎用飛行シミュレータ設備を用いたシミュレーション評価試験によって、機能・性能の確認を行なえるものとする。

(4) 本システムの中央処理装置として、当所人間工学研究室に既存のNOVA 02/30システムを使用する。

即ち、本仕様で強調されている点は次の2項である。

(a) 本システムに航空機用統合計器として使用可能なディスプレイ性能を賦与するため、リフレッシュレート、データアップデートレート<sup>脚註)</sup>、分解能、表示情報の量等に関し、従来のグラフィックディスプレイよりも大巾に性能向上したものを開発すること。

(b) 実験室内での実験に用いるについて既存の設備を最大限に利用する。同時に、表示内容等の改編の容易さ等システムのフレキシビリティを高めるために、計算機に記憶されたプログラムで駆動する様に設計すること。

#### 2.1.2. 仕様を満足させるための方策

前述の仕様で強調している点の内、(b)の実験室実験に便利なものとする方針からNOVA計算機を活用し、NOVAシステムのソフトウェアを用いてプログラムを作成することにした。オペレーティングシステムとしてはNOVAのコアメモリに常駐型で最小限の機能を有するXRTOS-Pに若干の手直しを加え、その下で作動するプログラムはNOVAのアセンブラー言語で作製した。

次に、ディスプレイ性能向上については、中央処理装置からの信号に基づき表示管面に対し画像の情報を送出する役目を果たすディスプレイプロセッサの設計が重要となる。現時点で考え得るディスプレイプロセッサの方式は、ラスタスキャン型のディスプレイにおいては次の2種がある。なお、ランダムスキャン型のディスプレイではプロセッサの方式は全てアナログ型積分による描画に帰着される。(表2-2参照)

#### (1) リフレッシュメモリを用いたプロセッサ

これは図2-1に示す様に画面の1画素に対応して1ワードのリフレッシュメモリを持ち、それぞれのメモリ内容を書き換えることで表示を変更する方式である。この方式で表示の分解能を上げるためにには、その画素数に比例してメモリ容量を増さなければならない。また、画面の一部分の色等を変更するにも多数のメモリ内容を書き換えねばならず、航空計器としてのリアルタイム性を保つのは困難である。

#### (2) ラインバッファ方式のプロセッサ

これは本システム製作に係った日本アビオトロニクス社(株)で考案、実用化された方式で、その概略は図2-2で示される。この方式では、全画面の内容を更新するのではなく、1走査線分(本システムの場合は/512/画面)の内容を計算し、更新する。1ラスタ分を描画するのに許容される時間は約32[μ sec](=1/{60(リフレッシュレート)}×512(ラスタ本数))[sec])であるのでこの間に上記処理を行うことになる。この方式で製作したプロセッサの機能、性能は第3章において詳述する。

### 2.2 AIDシステムの構成

以上の仕様に基づき製作した本システムの構成図を図2-3に示す。AIDシステムを構成する要素は次の通りである。

#### (1) ディスプレイプロセッサ

これは、デジタル計算機やコントロールボックスからの指令により、ディスプレイユニット(DP-I及びDP-II)に対しビデオ信号を送出する装置である。

#### (2) ディスプレイユニット(DP-I及びDP-II)

高解像度シャドウマスク形カラーCRTであり、ここ

脚註) リフレッシュレートとは、表示すべき情報が与えられた状態で単位時間当たりに描ける画面の枚数を言い、単位は[枚/sec]である。ラスタスキャン型ディスプレイでは、これはキャリレートに対応する。これが約30[枚/sec]以下になると見ている人が画面のちらつきを感じ、眼が疲労するとされている。

データアップデートレートとは、表示情報を更新するのに要する時間を表わし、この単位も[回/sec]である。このレートは主に中央処理装置のハードウェア及びソフトウェアの性能に依存して決定される。画面内で変化の速い表示要素については、このレートが低ければ表示の遅れを招き、ディスプレイシステムの性能が低下したことになる。航空機用ディスプレイとしては通常の航空計器と同等以上の周波数特性を維持しなければならない。

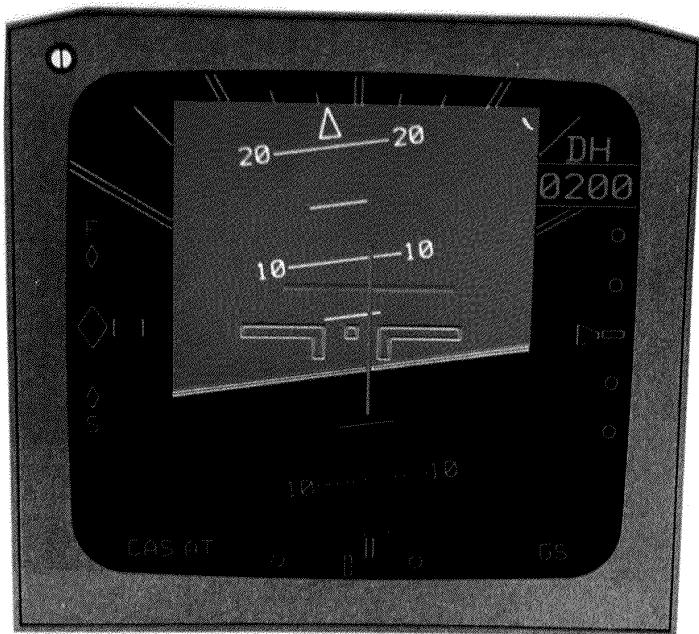


図 1 - 3 EFIS-700 EADI 表示案  
(文献 1 - 11) より)

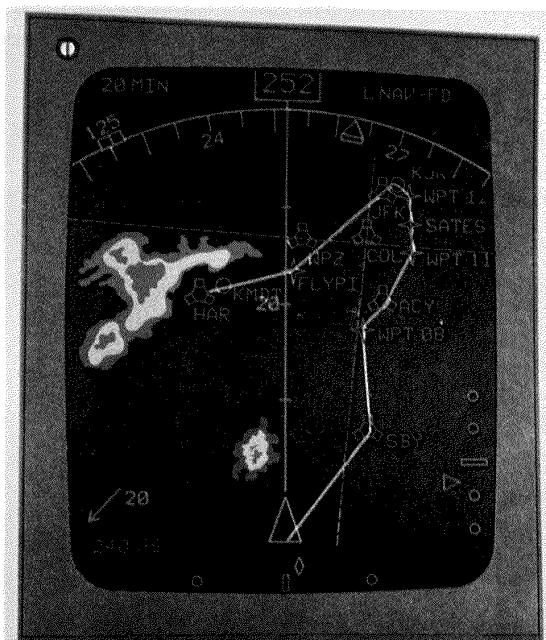


図 1 - 4 EFIS-700 EHSI 表示案  
(文献 1 - 11) より)

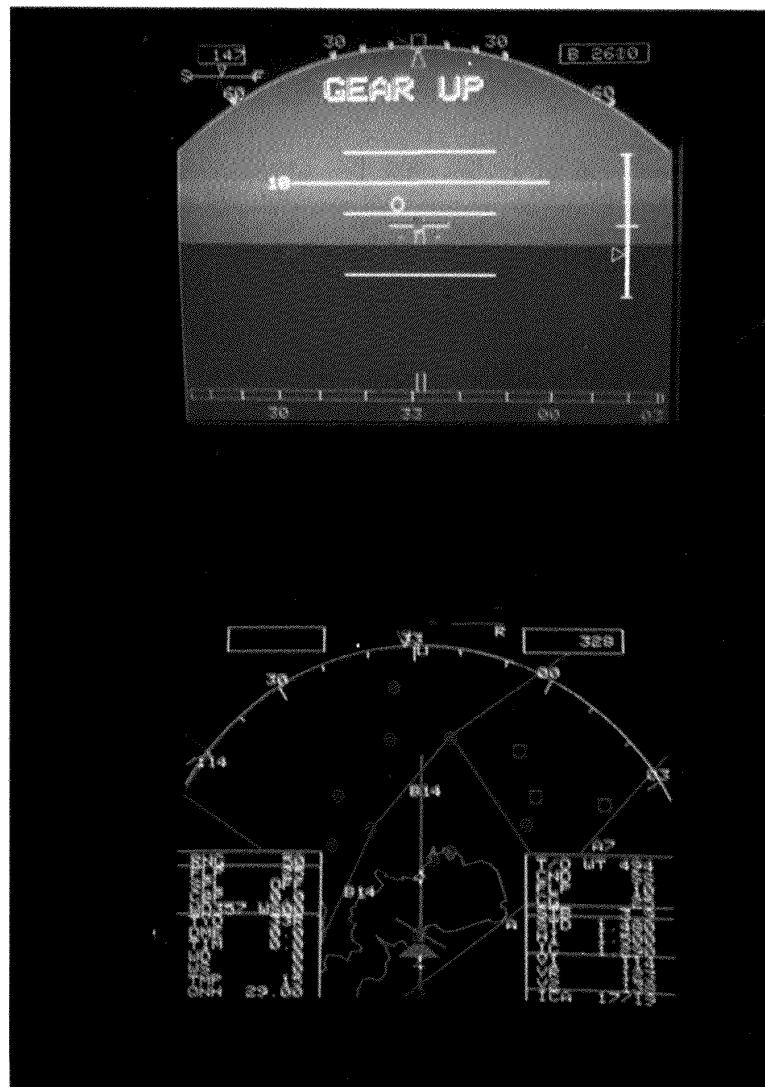


図 3 - 7 ディスプレイユニット表示例

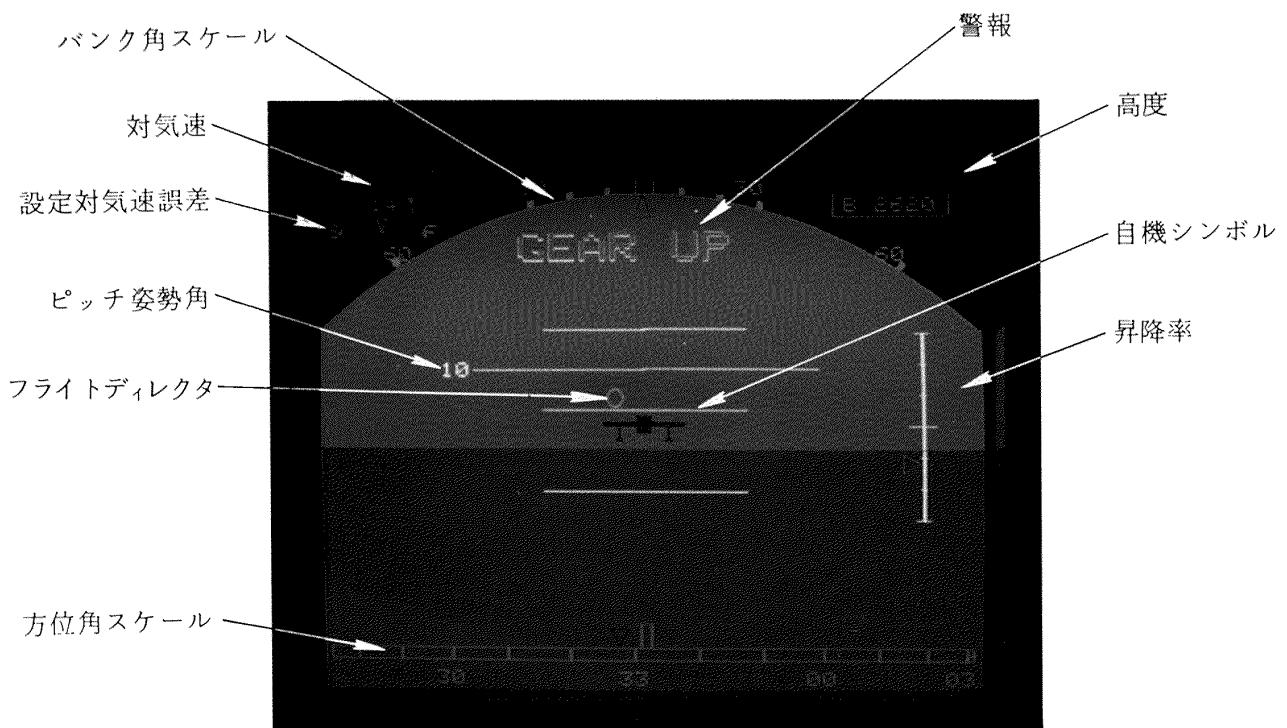


図 4-8 DP-I 表示例

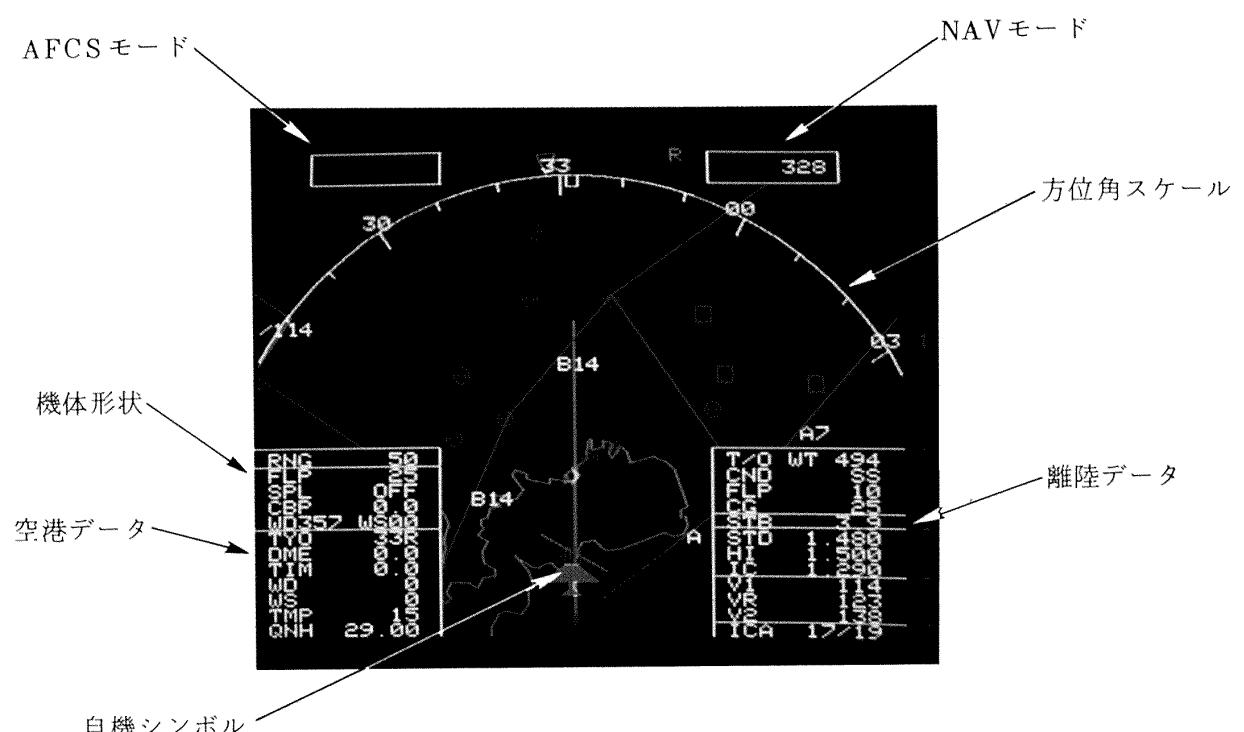


図 4-13 DP-II 表示例

表 2-1 AID システム仕様の要点

具備すべき内容	
基本的機能・性能	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. フライトシミュレーション試験に使用可能なりアルタイム性</li> <li>2. リフレッシュレートは 60Hz 以上</li> <li>3. データ更新レートは 0.5 ~ 10Hz</li> <li>4. ディスプレイフォーマット及びサブルーチンの変更の容易性</li> <li>5. 各表示要素は独立に発生消去が可能である</li> <li>6. カラー表示</li> </ol>
ディスプレイユニット I	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. ラスタースキャン方式の CRT</li> <li>2. 3電子銃方式によるカラー表示</li> <li>3. 有効走査線数は 500 本以上</li> <li>4. 表示精度は縦 500 × 横 500 ドット以上</li> <li>5. CRT サイズは 12 ~ 14 インチ</li> <li>6. 表示内容 <ul style="list-style-type: none"> <li>機体シンボル</li> <li>ピッチ角</li> <li>ロール角</li> <li>方位角</li> <li>設定方位角</li> <li>高度</li> <li>高度バグ</li> <li>昇降率</li> <li>対気速度</li> <li>設定対気速度及びその偏差</li> <li>ILS 偏位</li> <li>ライト・ディレクタ・コマンド</li> <li>水平線</li> <li>滑走路</li> <li>モニタ結果及び警報</li> </ul> </li> <li>7. 前方視界 TV ビデオ信号が重畳できること</li> <li>8. 背景各部は指定された色を表示すること</li> </ol>
ディスプレイユニット II	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. ~ 5. 同上</li> <li>6. 表示内容 <ul style="list-style-type: none"> <li>地図、航空路図</li> <li>予測航路</li> <li>AFCS モード</li> <li>NAV AIDS モード</li> <li>主要飛行形態</li> <li>離陸データ</li> <li>着陸データ</li> <li>気象データ</li> <li>チェック・リスト</li> </ul> </li> <li>7. 地図・航空路図はコース・アップ表示とする</li> </ol>
コントロールボックス	<p>パイロット操作により次の機能が実行できること</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>1. 各ディスプレイユニットのディスプレイモードの選択</li> <li>2. 任意の表示要素の消去及び呼出</li> <li>3. 地図・航空路図のレンジ切換</li> <li>4. ビデオ信号重畠のオンオフ</li> <li>5. 各種データの入力</li> </ol>
モニタールーチン	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 各種センサからの入力及び航空機の飛行形態を用いて、現在及び未来の自機の飛行を計算し、はじめ設定された飛行の進行からの逸脱を監視し、その結果をパイロットに知らせる。</li> <li>2. モニタリングの対象は B 747 機の離着陸飛行とする。</li> <li>3. モニタ期間は、離着陸時：MAX Power ~ 高度 3000 ft, 進入着陸時：高度 5000 ft ~ フレア開始とする。</li> <li>4. モニタ結果は、警報、警告の形でディスプレイユニット I 上に表示する。</li> </ol>

表 2-2 グラフィックディスプレイの各種方式とその得失

	描画方式	CRT	プロセッサ方式	備考
1	ランダムスキャン型	モノクロ, 1ガン	アナログ型	ヘッドアップディスプレイや従来のモノクログラフィックディスプレイに多く用いられてきた。 輝度は充分に明るくできる。
2	ランダムスキャン型	ストレージチューブ型 モノクロ, 1ガン	アナログ型	いわゆるテクトロディスプレイ 描画速度に問題がある。
3	ランダムスキャン型	ペネトレイション型 カラー, 1ガン	アナログ型	輝度を充分明るくできるカラーグラフィックディスプレイである。最近のヘッドアップディスプレイに用いられている。 面めりが困難。
4	ラスタースキャン型	シャドウマスク方式 カラー, 3ガン	リフレッシュメモリ型	計算機端末等に多用されているカラーグラフィックディスプレイである。リフレッシュレートが低く $250 \times 250$ ドットの分解能では 1 枚 / sec 程度
5	ラスタースキャン型	シャドウマスク方式 カラー, 3ガン	ラインバッファ方式	カラーの面めりを $500 \times 500$ ドットの分解能に対し、60 枚 / sec のリフレッシュレートが可能

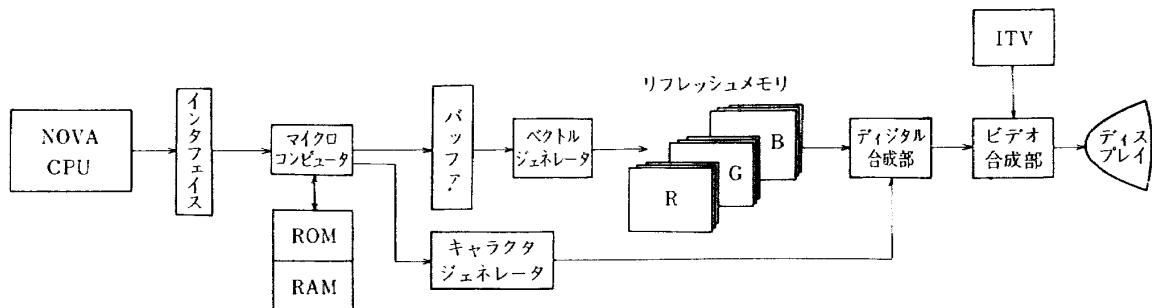


図 2-1 リフレッシュメモリ型ディスプレイプロセッサ機能ブロック図

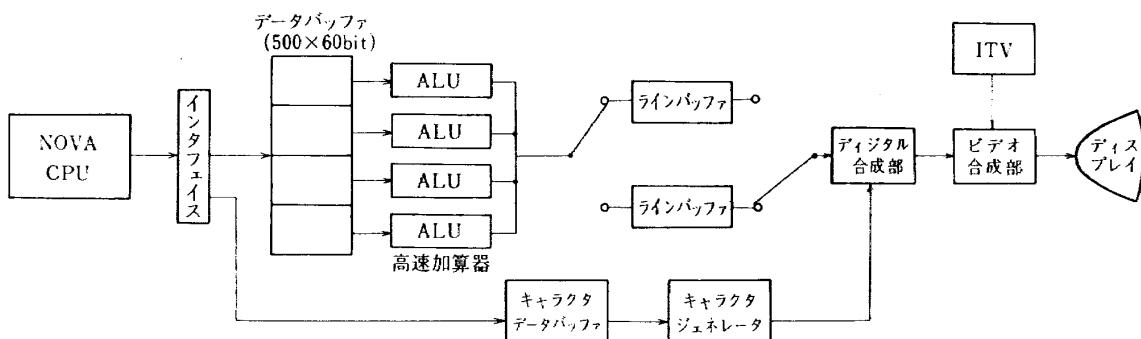
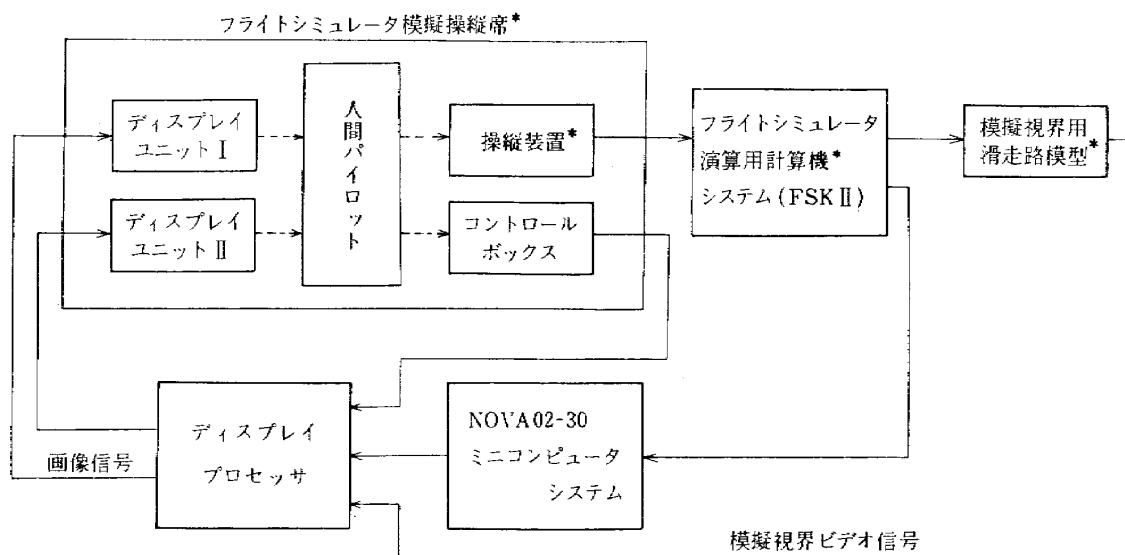


図 2-2 ラインバッファ方式ディスプレイプロセッサ機能ブロック図



但し\*は既設シミュレータ設備である。

図 2-3 AID システム構成図

に画像が表示される。

### (3) コントロールボックス

パイロットが表示内容の変更等の指令を AID システムに与えるための操作盤である。

### (4) デジタル計算機システム

これは、シミュレータ側の計算機から飛行情報等を受け取り、各種演算を施してベクトル、色、文字等の情報としてディスプレイプロセッサに送出する計算機である。

図 2-3 のその他の要素について以下に略述する。

### (5) フライトシミュレータ模擬操縦席

これは、実機に近いレイアウトを持つ模擬操縦席であり、AID システムにより飛行シミュレーションが可能となる。

### (6) フライトシミュレータ演算用計算機

文献 2-1), 2-2) に記される当所既存のシミュレータ専用計算機システムである。MELCOM-70 ミニコンピュータ 5 台を主構成要素とし、リアルタイムの飛行シミュレーションが可能である。

### (7) 模擬視界用滑走路模型<sup>2-3)</sup>

フライトシミュレータ演算用計算機からの模擬機体運動に対応して滑走路上で ITV カメラをサーボモータにより動かす。このカメラからの滑走路の映像はディスプレイプロセッサを経由して DP-I 上で計器情報と重畠して表示することができる。

以上の章で、本システムの持つ機能、性能についてハードウェア、ソフトウェア別に分けて説明する。

## 3. ハードウェアの機能、性能

### 3.1 ディスプレイ方式の検討

#### 3.1.1 リアルタイム性の検討

前章 2.1.2 に記したようにラスター・スキャン型ディスプレイのディスプレイ・プロセッサの方式にはリフレッシュ・メモリ方式とラインバッファ方式とが考えられる。ここでは両方式についてリアルタイム性に関する性能の比較を行う。

いま図 3-1 を参照して全画面を例えれば赤から白に変更するに要する時間について比較を行う。

リフレッシュ・メモリ方式のディスプレイでは、 $512 \times 512$  個のリフレッシュ・メモリ全てにアクセスして情報を書き換えるなければならない。例えばメモリアクセス時間を  $200(n_s)$  の記憶素子を使用していると、要する時間は一画面当り約  $52(m\ sec)$  となる。

一方ライン・バッファ方式のディスプレイでは、画面左端の画素に対応したメモリに対して面塗り色指定をするだけでよい。(図 2-2 参照)

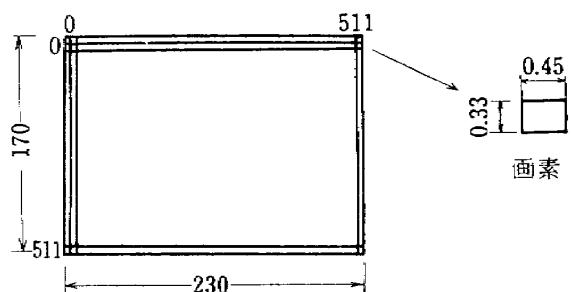


図 3-1 表示画素及び表示面積

従ってこれを一画面全体について実施するためには同一メモリ・アクセス時間で計算すれば、約 0.1 [m sec] でよいことになる。即ち、リフレッシュ・メモリ方式に較べて最大 500 分の 1 の時間で処理可能となる。

実際には全画面の全ての色を換えることはないが、実行上約數十倍の処理速度を、ラインバッファ方式によって達成することができるものと考えてよい。

### 3.1.2 メモリ容量に関する検討

ここでも、リフレッシュメモリ方式とラインバッファ方式との比較を行う。まず、リフレッシュメモリでは、1 画素に必要なビット数が 6 ビット（赤、緑、青の情報に各々 2 ビットの輝度情報）であるとすると約 1.57 M ビットのメモリが必要である。いま 1 チップ当りの実装密度が 1K ビットとすると 1500 個以上のチップが必要となり、消費電力、発熱による基板の変形等が問題となる。

一方、ラインバッファ方式では、ラインバッファ上の各画素に 18 ビット必要であるとしても、約 9 K ビットで済み、少ないメモリ容量ですむことになる。

## 3.2 ハードウェアの構成

本システムのハードウェアは大別して、ディジタル計算機システム、ディスプレイプロセッサ、ディスプレイユニット、コントロールボックス、外部視界用テレビカメラより構成される。（図 2-3 参照）以下で各装置について概説する。

### 3.2.1 ディジタル計算機システム

入力情報処理、マップデータ等各種描画情報の出力等を計算処理する。本システムは、日本ミニコン社製 NOVA 02/30 ミニコンピュータを主とし、各周辺装置が配されている。本システムの構成を図 3-2 に、外観図を図 3-3 に示す。

#### (1) NOVA 02/30 計算機 (CPU NOVA 02/30)

サイクルタイム： 1 [ $\mu$  sec]

コアメモリ容量： 32 [k words]

1 ワード : 16 [bit]

自動プログラムロード機能、浮動演算ハード、乗除算ハードを保有

#### (2) 紙テープリーダ (PTR)

読み取り速度： 400 [字 / sec]

#### (3) システムタイプライタ (TTY)

ASCII 型キーボード

印字速度： 10 [字 / sec]

読み取り / せん孔速度： 10 [字 / sec]

#### (4) ディスクリート入出力装置 (DI, DO)

入出力点数： 48 (入力、出力はプログラム指

定)

#### (5) アナログ入出力

入力チャネル数： 32

入力分解能： 12 [bit] (含符号ビット)

許容入力電圧： ± 10 [Volt]

入力変換時間： 10 [ $\mu$  sec]

入力精度： 0.025 %フルスケール

出力チャネル数： 8

出力分解能： 12 [bit] (含符号ビット)

出力電圧幅： ± 10 [Volt]

出力変換時間： 7 [ $\mu$  sec]

出力精度： 0.04 %フルスケール

#### (6) 可動ヘッドディスク装置 (DISC)

記憶容量： 固定ディスク、可動ディスク各々

2.4 [M word]

転送速度： 2.5 [M ビット / sec]

ディスク回転数： 2400 [rpm]

#### (7) 空気清浄装置

フィルタ効率： 0.3  $\mu$  粒子にて 99.97 %以上

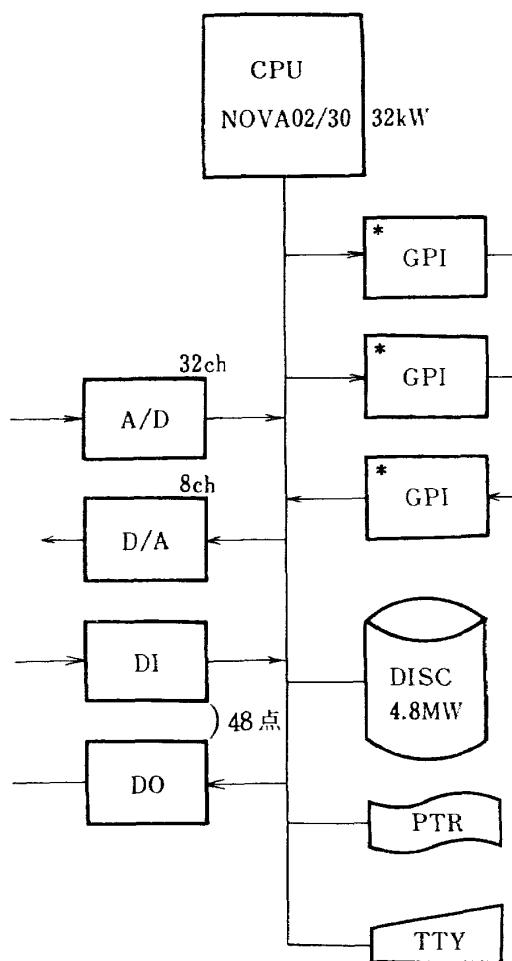


図 3-2 NOVA 02/30 計算機システム構成図



図3-3 NOVA計算機システム及びディスプレイプロセッサ外観図

流量: 4 [m<sup>3</sup>/min]

風速: 0.5 [m/sec]

### 3.2.2 ディスプレイプロセッサ

計算機からの描画情報を受けて、ベクトル、キャラクタ、シンボル等を含んだビデオ出力を発生し、また外部テレビカメラからのビデオ信号を重畠合成する装置である。プロセッサ外観図は図3-3に含まれる。以下に本プロセッサの構成要素について述べる。

#### (1) 汎用入出力ボード(GPI)

NOVA 02/30 計算機とディスプレイプロセッサ、コントロールボックスとの間で情報を交換するための装置で、DP-I, DP-II, コントロールボックス用に計3枚用意されている。

#### (2) ベクトル発生部

NOVA 02/30 計算機よりベクトルの開始点、終点、色、輝度等に関する情報を受け、そのベクトルの勾配を算出した後、ベクトルのビデオ信号を発生する。各ディスプレイユニットに対し各々 512 本のベクトルを発生し得る機能を持つ。

#### (3) 大文字発生部

警報、警告メッセージを描くのに用いるキャラクタを発生する。キャラクタの大きさは縦 9.2 [mm]、横 9 [mm] で 64 種ある。このキャラクタは予め決められた位置にしか描くことができない。

#### (4) 小文字発生部

速度、高度、方位角等のディジタル表示やチェックリスト、ライトデータ表示に使用する比較的小さいキャラクタを発生する。キャラクタの大きさは縦 4.6 [mm]、横 4.5 [mm] で 64 種ある。予め決められた位置にしか描けないものと、任意位置に描き得るものとあり、プログラムによりどちらかを選択することができる。

#### (5) 自機シンボル発生部

DP-I 用に 2 種(脚上げ表示及び脚下げ表示)と、DP-II 用に 1 種のキャラクタゼネレータを用意した。表示の大きさは縦 10.6 [mm] 横 28.8 [mm] である。

#### (6) シンボル発生部

航法援助施設(NDB, VOR/DME, 空港, ウィンドシア記号等)と、各種マーカの表示のため 9 種類の記号を発生する。表示の大きさは縦 5.9 [mm]、横 5.9 [mm] である。

#### (7) ビデオ合成部

外部視界用テレビカメラの映像信号と、ベクトルやキャラクタ等のビデオ信号との合成を行う。また、ここで外部視界用テレビカメラへの複合同期信号も発生する。

#### (8) ビデオプライオリティ回路部

ベクトル、シンボル、キャラクタ等のビデオ信号をその重要度に従ってプライオリティを付け、異種信号が重なる場合そのプライオリティを判定して最終的にビデオ

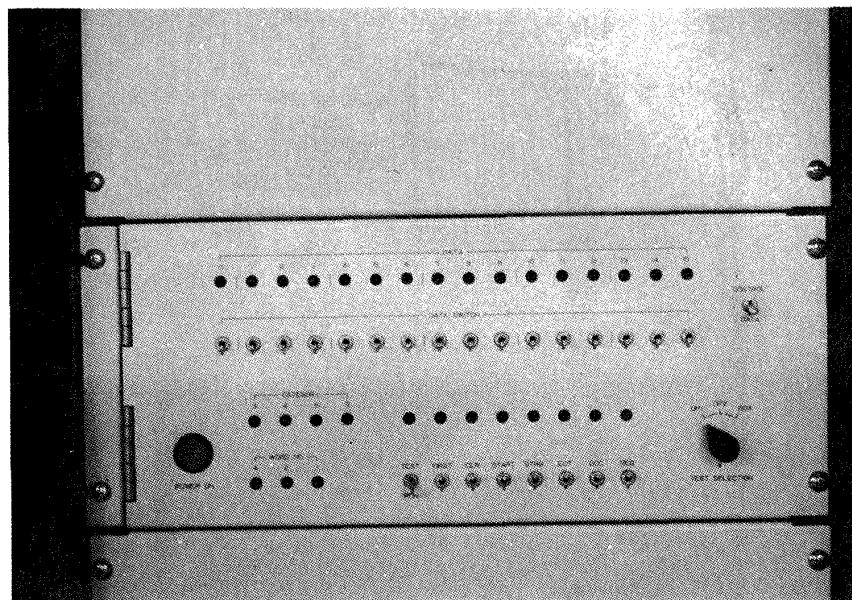


図 3-4 コントロールパネル外観図

信号を出力する。

#### (9) タイミング発生部

ラスタの水平及び垂直同期信号のクロックパルスを発生する。また、1走査線の各画素に対応するタイミングも発生する。

#### (10) コントロールボックスインターフェイス部

コントロールボックスからの入力を処理してプロセッサあるいはNOVA計算機へ情報を転送する。また、NOVA計算機からの情報を受け取って、コントロールボックスのランプの点灯等の指示を行う。

#### (11) コントロールパネル

ディスプレイプロセッサ単体の機能確認が可能な様に、ベクトル、シンボル、キャラクタ等のデータを計算機なしで入力し得る操作盤である。この外観を図3-4に示す。

### 3.2.3 コントロールボックス

パイロットとディスプレイシステムとの間のインターフェイスである。各種データの入力、マップの表示レンジの切り換え、外部視界信号の選択、ライトデータやチェックリストの呼出等の機能を持つ。外観図を図3-5に示す。

### 3.2.4 ディスプレイユニット

ディスプレイユニットは、ディスプレイ I (DP-I) 及びディスプレイ II (DP-II) で構成される。DP-I は主に垂直情報を、DP-II は水平情報をその他を表示する。

ディスプレイユニットには高精細度カラーモニタを使用し、解像度は  $512 \times 512$  ドット、ラスタは順次走査(ノン・インターレイスクロス)方式を採用している。ディスプレ

レイユニットの外観を図3-6に、DP-I, DP-II の表示例を図3-7に示す。ディスプレイモニタの規格、性能を表3-1に示す。

### 3.2.5 外部視界撮像用テレビカメラ

夜間ないし、薄暮時、あるいは雲や霧等で、肉眼により通常の視界の得られない場合、高感度カメラや赤外線カメラを用いることにより外部視界をテレビ画像として



図 3-5 コントロールボックス外観図

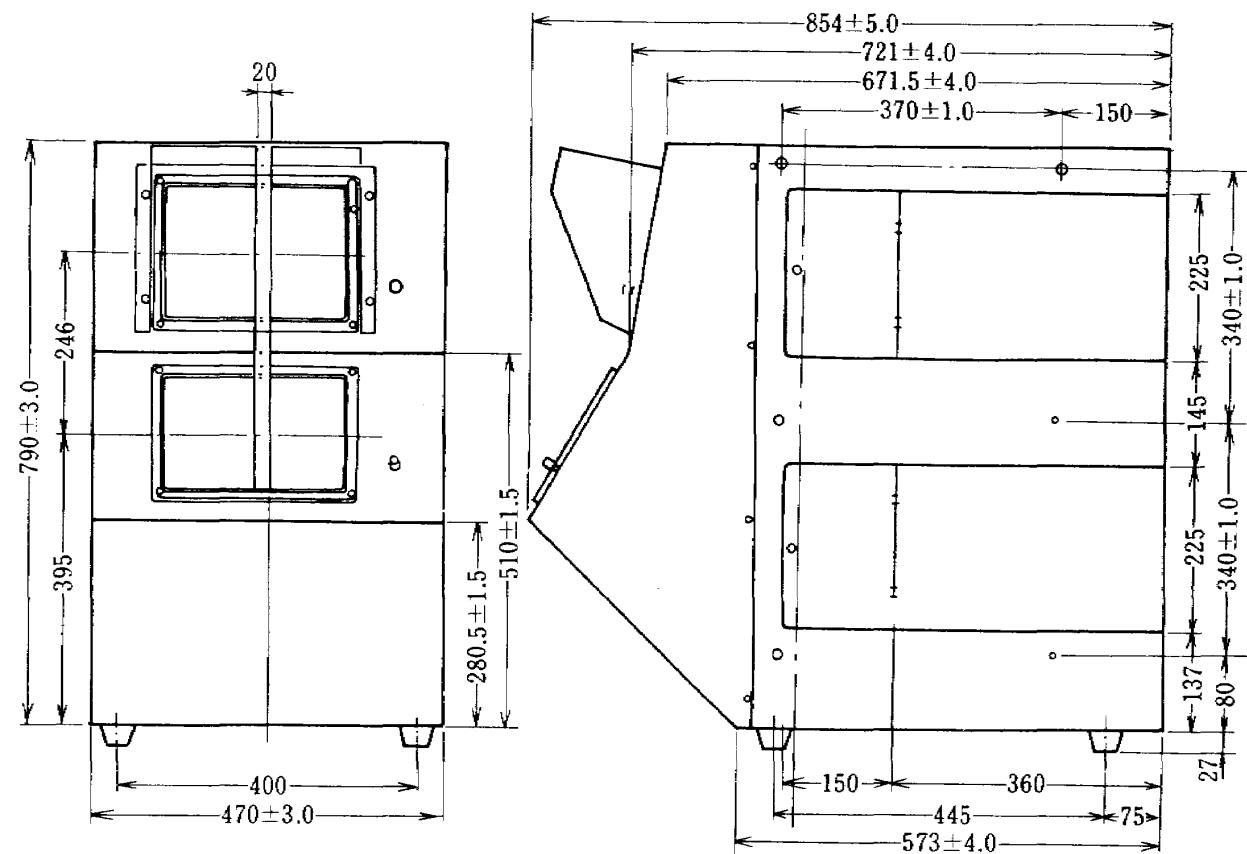


図3-6 ディスプレイユニット外観図

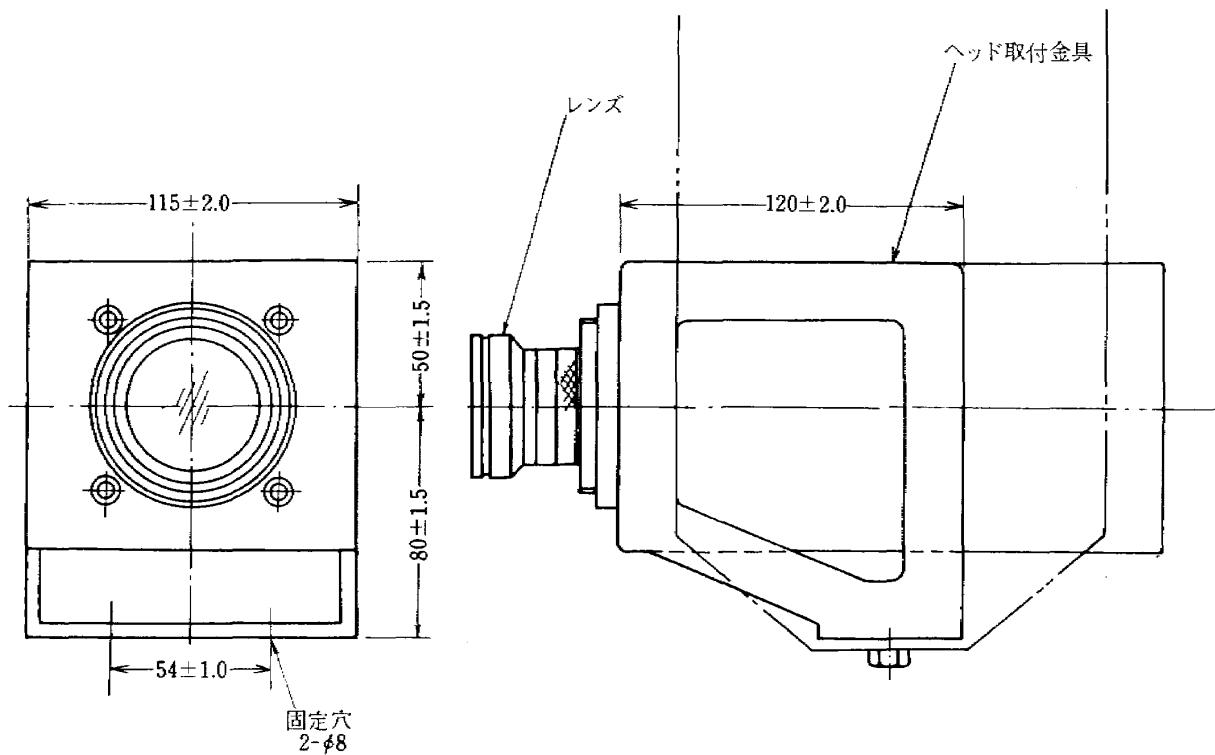


図3-8 外部視界用 ITV カメラ外観図

表 3-1 ディスプレイモニタの規格、性能

使用モニタ	14" カラーモニタ
垂直走査周波数	60Hz
水平走査周波数	31.5KHz
表示領域	230mm(H) × 170mm(V)
有効走査線数	約 512 本
消費電力	200VA以下

表 3-2 外部視界撮像用テレビカメラの規格、性能

走査方式	60枚/秒 順次インターレース
同期方式	外部同期
水平走査周波数	31.5KHz
垂直走査周波数	54.6Hz
アスペクト比	3:4
出力信号	1.0V <sub>p-p</sub> VS 75Ω終端 1系統 0.7V <sub>p-p</sub> V 75Ω終端 1系統 (スイッチで切換)
同期波形	図3-9に示す
映像極性	黒負
消費電力	50 VA
解像度	水平 500 本以上(中心部)
画面ひずみ	中心部 2%以内 周辺部 3%以内
信号対雑音比	40 dB以上(rms)

表示することが可能である。この様な用途に使用することを目的として、本システムでも高解像度の外部視界用テレビカメラを備えている。(図3-8参照)

使用カメラの規格、性能を表3-2に示す。本カメラの同期信号、ブランкиング信号のタイミング図を図3-9に示す。なお本カメラからの映像の調整のため、高解像度モノクロームビデオモニタも用意した。(図3-10) 本ビデオモニタの規格を表3-3に示す。

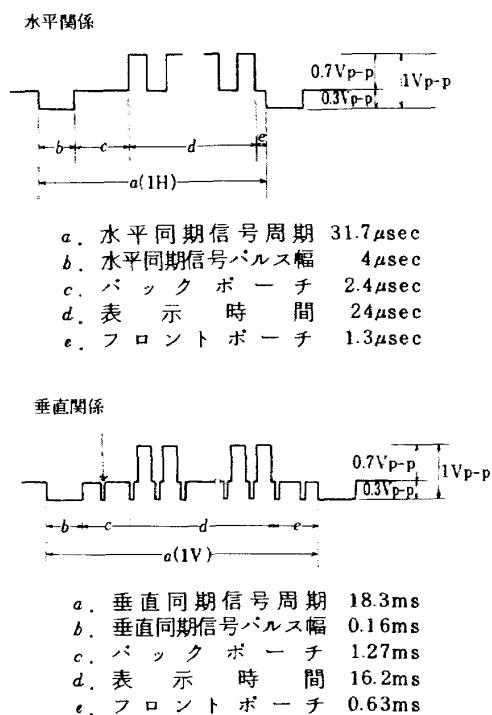


図3-9 同期タイミング図

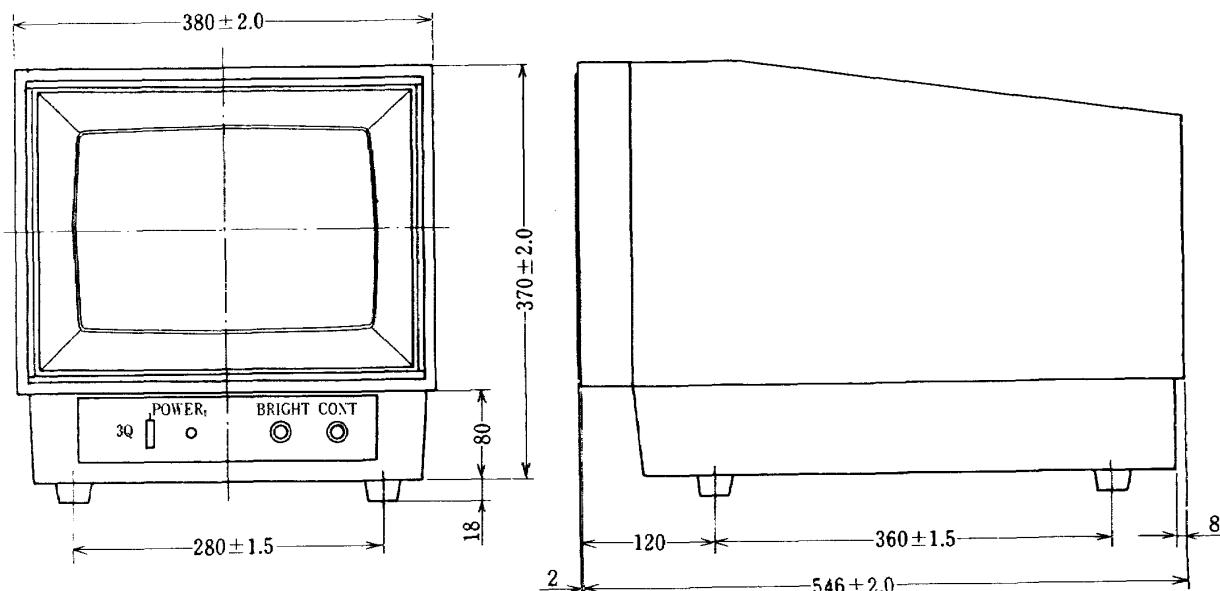


図3-10 ビデオモニタ外観図

表 3-3 ビデオモニタの規格

入力信号	映像入力及び同期入力各1系統
入力信号レベル 及び極性	映像複合信号 $1\text{V}_{\text{p-p}}$ 映像信号 $0.7\text{V}_{\text{p-p}}$ 正極性 同期信号 $0.3\text{V}_{\text{p-p}}$ 負極性 外部同期信号 $2\text{V}_{\text{p-p}}$ 負極性
入力インピーダンス	高インピーダンスブリッジ接続、及び $75\Omega$ (スイッチ切換)
走査線数及び走査周波数	走査線数 1050本 垂直周波数 60Hz 水平周波数 31.5KHz インターレス 2:1
表示画面	240mm(H) × 175mm(V)
マスクサイズ	272mm(H) × 204mm(V)
ブラウン管	370 BWB31
消費電力	約140VA

## 3.3 コントロールボックスの機能及び動作

コントロールボックスのレイアウトを図3-11に示す。

コントロールボックスは以下の6種類の機能を持つ。

- (1) 表示モードを選択する。
- (2) 各種データを入力する。
- (3) 入力されたデータを表示する。
- (4) 誤データの表示を行う。
- (5) 未入力データの要求と促進を表示する。
- (6) 表示要素を選択する。

## 3.3.1 コントロールボックスの選択機能

- (1) マップ表示範囲の切り換え： 25(NM)レンジか、50(NM)レンジかの切り換えが行える。
- (2) ビデオ選択：DP-Iの背景に外部視界の映像を表示するか否かを切り換える。なお、外部視界が選択され

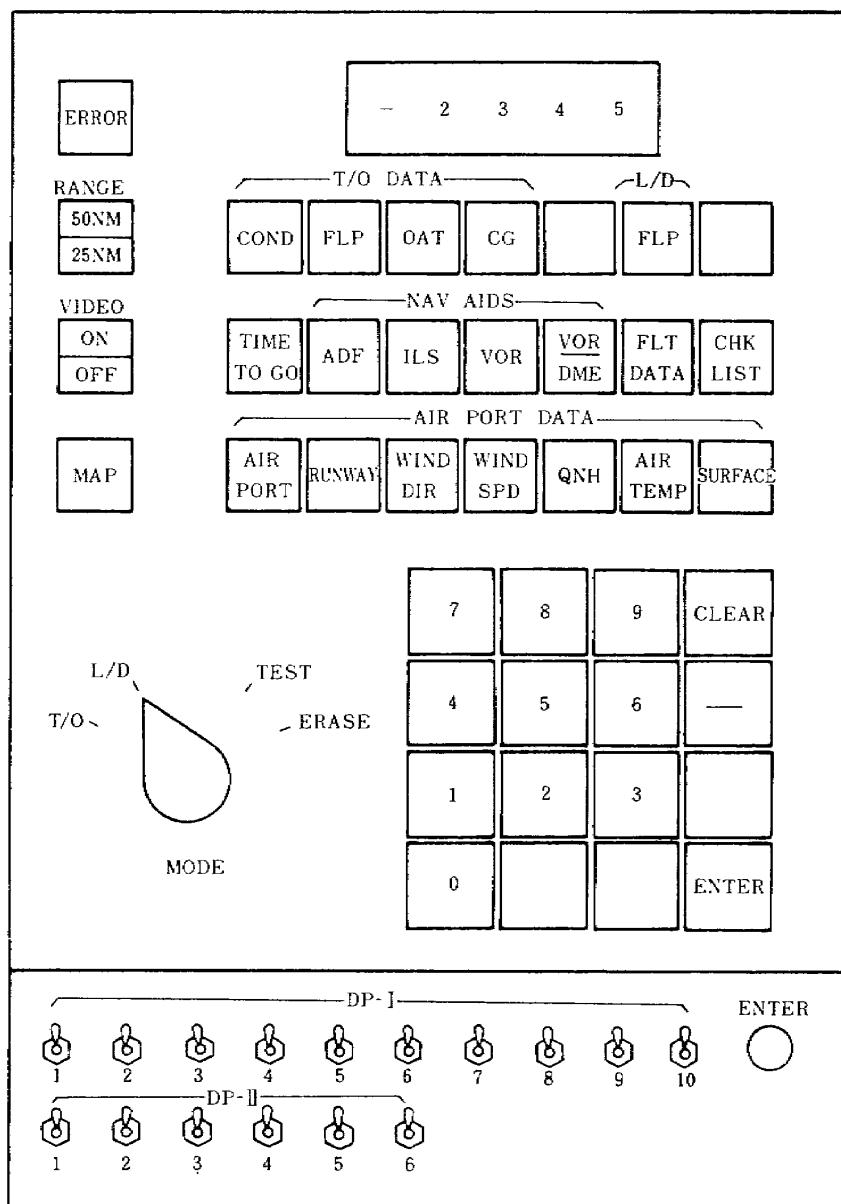


図 3-11 コントロールボックスのレイアウト図

るとDP-I の模擬滑走路や背景のぬりつぶしは消去される。

(3) マップ切り換え：DP-II フライトデータまたはチェックリストが表示されている時、マップ表示に戻す場合にはこのスイッチを押下する。

(4) 表示モードの切り換え：離陸表示モード、着陸表示モード、テストモード、消去モードの4種のモードがあり、必要に応じてそれぞれのモードに切り換えることができる。

### 3.3.2 データ入力機能

以下のそれぞれのデータに関して各々必要なデータを与えることができる。

(1) 離陸データ：滑走路状態、離陸フラップ角、外気温、重心位置

(2) 着陸データ：着陸フラップ角

(3) 着陸空港データ：着陸空港、使用滑走路、風向、風速、大気圧、空港外気温、滑走路面状況

(4) 航法援助装置関係：VOR/DME局選択、VOR局選択、ILS局選択、ADF局選択

(5) 将来位置予測：将来位置予測距離、方位をベクトル表示するため、予測時間を入力する。

(6) チェックリスト表示：DP-II にチェックリストを表示する。

(7) フライトデータ表示：DP-II にフライトデータを表示する。

### 3.3.3 表示要素選択スイッチ

表示要素選択スイッチを ON または OFF にして、ENTERスイッチを押すことにより表示要素の選択が可能となる。各表示要素と、スイッチ番号との対応を表3-4に示す。

### 3.3.4 その他の機能

(1) 入力データ表示：3.3.2 で示した入力データをキーインすると数字表示管にその数値が表示される。

(2) 入力データエラー表示：入力データに誤りのある場合、エラー表示ランプが点灯する。エラー表示があった場合、改めて入力データスイッチと正しいデータを与えることでデータが与えられ、エラー表示ランプは消灯する。

(3) 入力データ促進要求：離陸データ、空港データは、図3-11で示される様に、それぞれブロック単位のデータが入力されなければならない。これらのブロックデータは順次入力する必要があるが、未入力データが残っているとき、対応するデータスイッチがフリッカし、入力の促進要求をする。

表3-4 カテゴリスイッチ表

スイッチ No.	項目	対応ディスプレイユニット
1	姿勢角(ピッチ)	I
2	姿勢角(バンク)	"
3	姿勢角(ヨー)	"
4	昇降率	"
5	ILS偏位	"
6	ライトディレクタ	"
7	滑走路	"
8	警報	"
9	機体シンボル	"
10	水平線	"
11	航空地図	II
12	ヘッディング尺度	"
13	コースバグ	"
14	設定ヘッディングバグ	"
15	対地速度ベクトル	"
16	機体シンボル	"

### 3.4 ディスプレイプロセッサの機能及び動作

ディスプレイプロセッサラックの実装図を図3-12に示す。本プロセッサの機能は、ベクトル、大文字、小文字、シンボル、及び自機シンボル発生の各機能に分けることができる。AIDシステムの機能系統図を図3-13に示し、以下上記の順に従って説明を加える。

#### 3.4.1 ベクトル発生部

ベクトル発生用のハードウェアは、DP-I、DP-II 共同一である。それぞれ15種類、65枚の基版で構成される。

##### 3.4.1.1 ベクトル発生部機能

(1) 表示面の横512ドット、縦512ドットの任意の位置から任意の位置への直線を発生する。

(2) 直線の右側の面(背景)を任意の色(7色)で塗りつぶす。

(3) 直線、及び直線の右側の面を周期1秒でプリントさせる。

(4) 直線、及び直線の右側の面の2段階の輝度レベルを与える。

(5) 以上の直線をDP-I、DP-II共、それぞれ512本迄描くことができる。

##### 3.4.1.2 ベクトル描画用計算機情報

NOVA計算機からGPIを通して、1ベクトル当たり以下の情報を受けとる。(図3-14参照)

Vector Valid Control	1ビット
Xs(ベクトルのX方向始点)	9ビット

$Y_s$ (ベクトルの Y 方向始点)	9 ビット
$Y_E$ (ベクトルの Y 方向終点)	9 ビット
$\Delta X$ (ベクトルの傾き)	19 ビット
ベクトルの色指定	3 ビット
ベクトルの輝度指定	1 ビット
背景のコントロール	1 ビット
背景の色指定	3 ビット
背景の輝度指定	1 ビット
プリントコントロール	1 ビット
合 計	57 ビット

3.4.1.3 各種バッファメモリについて  
以下のバッファによりベクトル情報を表示画面の情報として授受する。

- (1) データバッファ (ダブル構成)
- (2) Xカレントバッファ
- (3) ラインバッファ (ダブル構成)

3.4.1.4 ベクトル発生方式  
ここでは図3-15に従って説明する。ベクトルの Y 方向 (縦) の開始点  $Y_s$  が現在の走査線の値よりも 1 つ大きな値と一致した時、ライバッファのアドレス  $X_s$  に長さ



図3-12 ディスプレイプロセッサラック実装図

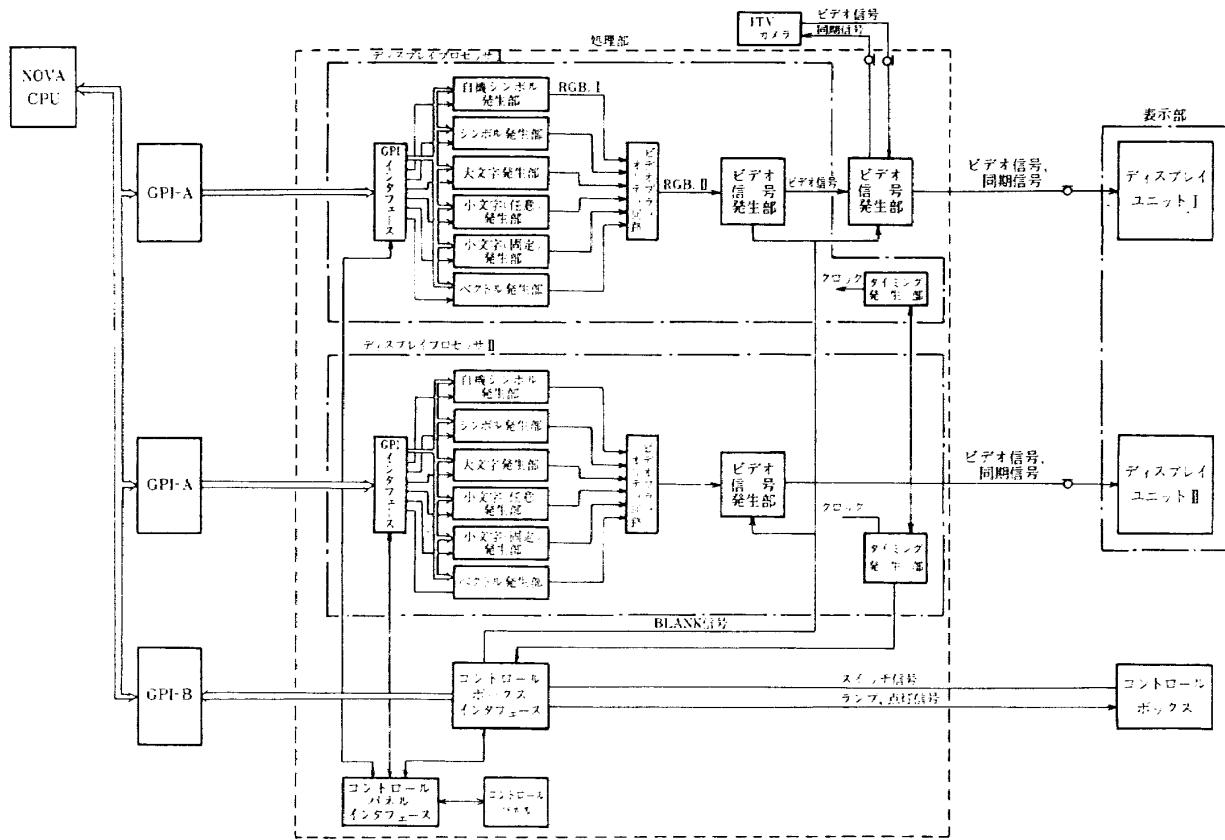


図 3-13 AID システム機能系統図

筋 ビ ント	X <sub>s</sub>	Y <sub>s</sub>	$\Delta X$			Y <sub>E</sub>	ベクトル		背景		ア リ ン ク
			符 号	整 数	小 数		色	輝 度	有 無	色	
(1)	(9)	(9)	(1)	(9)	(9)	(9)	(3)	(1)	(1)	(3)	(1)

( ) はビット数 計 57 ビット

図 3-14 ベクトル 1 本分の図形データ

脚註)  $\Delta X / 2$  のベクトルを書き込む(図 3-15 b の①)。いっぽう、①のベクトルの終点の値は  $X_s + \Delta X / 2$  である。この値を次のラスタ②の開始点として X カレントバッファにストアする。ラスタが Y 方向に 1 つ進み  $Y_s$  となったとき、X 方向の値が  $X_s$  に一致すればラインバッファの  $X_s$  番地に書き込まれている情報を引き出す。それと並行してもう一方のラインバッファドレス  $X_s + \Delta X / 2$  に長さ  $\Delta X$  のベクトル(図の②)の情報を書き込む。以下、Y の値が  $Y_E$  と等しくなる迄上記の動作を繰り返す。以上の動作により、ベクトルが  $(X_s, Y_s)$  から  $\{X_s + (Y_E - Y_s) \Delta X, Y_E\}$  迄引かれることになる。

### 3.4.2 固定大文字、固定小文字発生部

固定大文字発生部、固定小文字発生部の回路は、文字

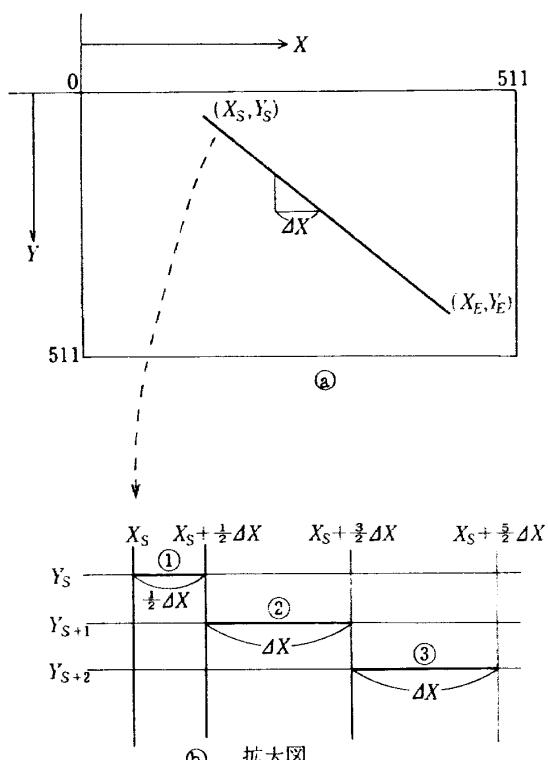


図 3-15 ベクトル発生説明図

脚註) ①のベクトルを  $\Delta X$  そのままにすると、 $Y_E$  におけるベクトルの長さが零となってしまうため、①のベクトルの長さを  $\Delta X / 2$ 、最後の  $Y_E$  でのベクトルの長さも  $\Delta X / 2$  として描くことにした。

の大きさに差はあっても同種のものである。

### 3.4.2.1 機能概略

(1) 文字は 64 種の英数字及び記号で、構成は  $5 \times 7$  ドット(大文字の場合 1 ドットは  $2 \times 2$  画素)である。

(2) 表示位置は、大文字で 1 行を 16 文字とし、20 行、小文字で 1 行を 32 文字とし、40 行である。

(3) 最大表示量は、大文字で 320 字、小文字で 1,280 字である。

(4) 各文字毎にプリントが可能である。

### 3.4.2.2 構成

大文字、小文字それぞれ 3 種のパッケージ 1 枚づつ、計 6 枚で構成される。

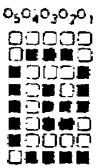
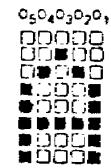
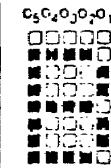
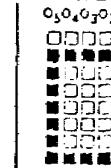
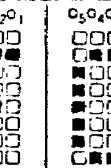
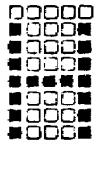
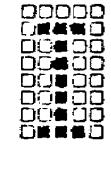
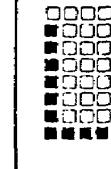
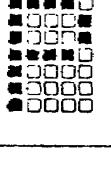
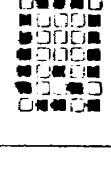
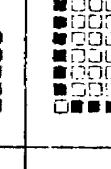
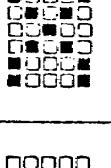
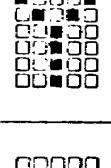
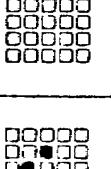
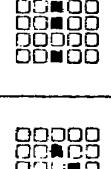
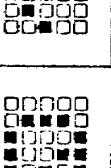
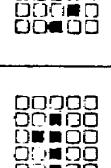
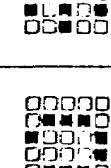
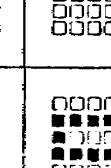
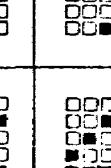
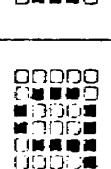
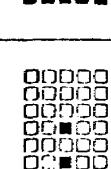
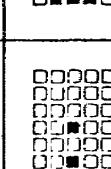
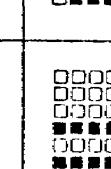
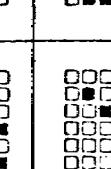
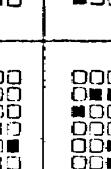
							
							
							
							
							
							
							

図 3-16 大文字、小文字表示パターン

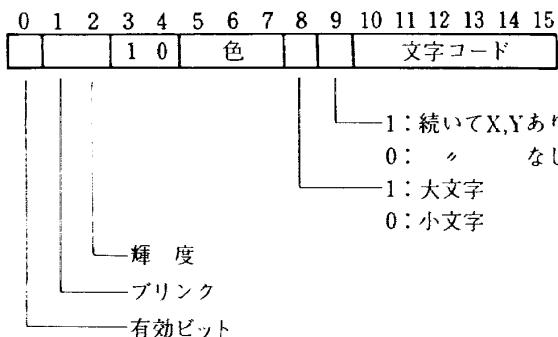


図 3-17 文字用カテゴリワード

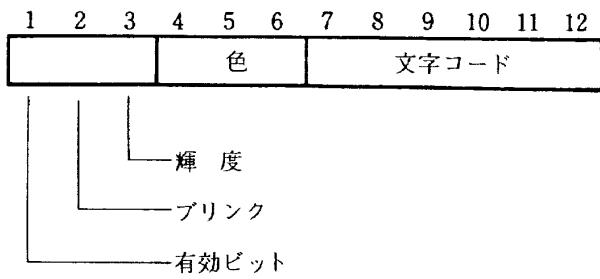
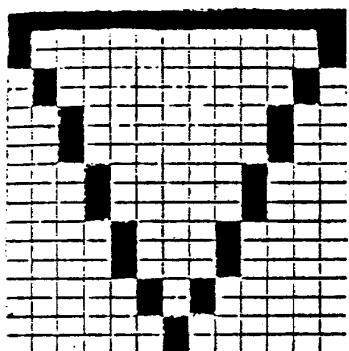
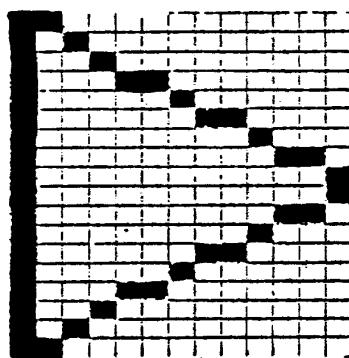


図 3-18 文字用メモリバッファの構成

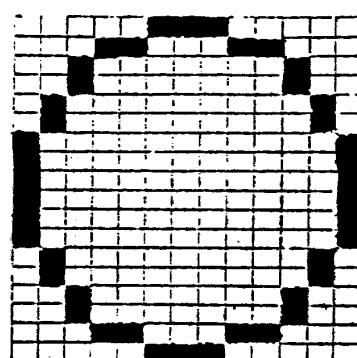
ヘッディングセットマーカー



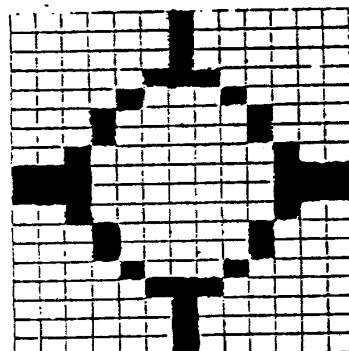
昇降率マーカー



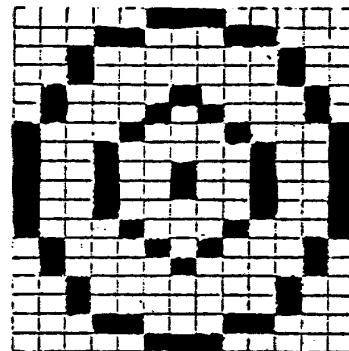
ライトディレクタ



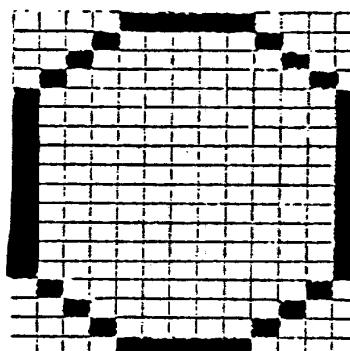
エアポート



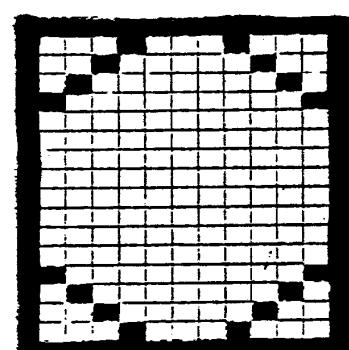
NDB



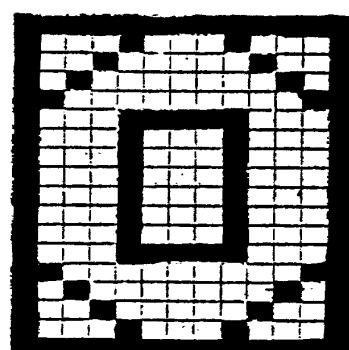
VOR



VOR/DME



NDB/VOR/DME



WIND シー

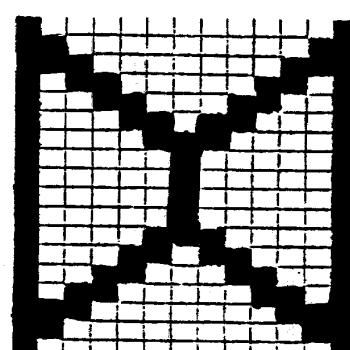


図 3-19 シンボル表示パターン

### 3.4.2.3 文字パターン

大文字、小文字の表示パターンを図3-16に示す。

### 3.4.2.4 動作方式

計算機から、図3-17に示すカテゴリーワードと、どの位置から書き始めるかを指定するX位置、Y位置データを受け取る。図3-16で、カテゴリーワードの3、4ビットが“10”であれば固定文字を示し、8ビット、“1”ならば大文字、“0”ならば小文字を示す。9ビットが“1”であれば、X、Y位置が続いて転送されることを示す。このカテゴリーワードは図3-18の様に変換されてメモリに格納される。

メモリは、A、Bの2種類用意されており、読み出し、書き込みを交互に行う。Aはアドレスが偶数のとき、B

表3-5 シンボル発生、小文字任意位置発生回路  
機能表

機能項目	シンボル発生機能	小文字任意位置発生機能
表示最大数	64	64
表示種類数	9	64
表示寸法 (縦×横)	5.9×5.9〔mm〕	4.6×4.5〔mm〕
ドット構成 (縦×横)	18×13〔ドット〕 (1ドット=1画素)	7×5〔ドット〕 (1ドット=4画素)
優先順位	2	4
プリント機能	独立にプリント可能	同左
インテンシティ機能	独立にインテンシティ可能	同左
表示位置指定	256×256の格子上にシンボルの左上位置を指定	256×256の格子上にキャラクタの左上位置を指定

は奇数のときに格納される。格納されるタイミングはY位置データのストローブ信号による。格納データの読み出しあは、ある制限された表示範囲内に垂直及び水平同期信号が入り込むと行われる。そして、シフトレジスタに格納された文字コードと、色指定ビットが合わせてビデオプライオリティ回路へ転送される。

### 3.4.3 シンボル発生、小文字任意位置発生回路

シンボル発生回路と、小文字任意位置発生回路とは方式ならびに動作内容はほぼ同一である。

#### 3.4.3.1 機能概略

表3-5にまとめる。

#### 3.4.3.2 表示パターン

シンボルの表示パターンを図3-19に示す。なお、文字は図3-15と同一である。

表3-6 自機シンボル発生機能表

機能項目	自機シンボル発生機能
最大表示数	1
表示種類数	3
表示寸法 (縦×横)	10.6×28.8〔mm〕
ドット構成 (縦×横)	16×32〔ドット〕 (1ドット=4画素)
優先順位	1
プリント機能	独立にプリント可能
インテンシティ機能	独立にインテンシティ可能
表示位置指定	256×256の格子上に自機シンボルの左上の位置を指定

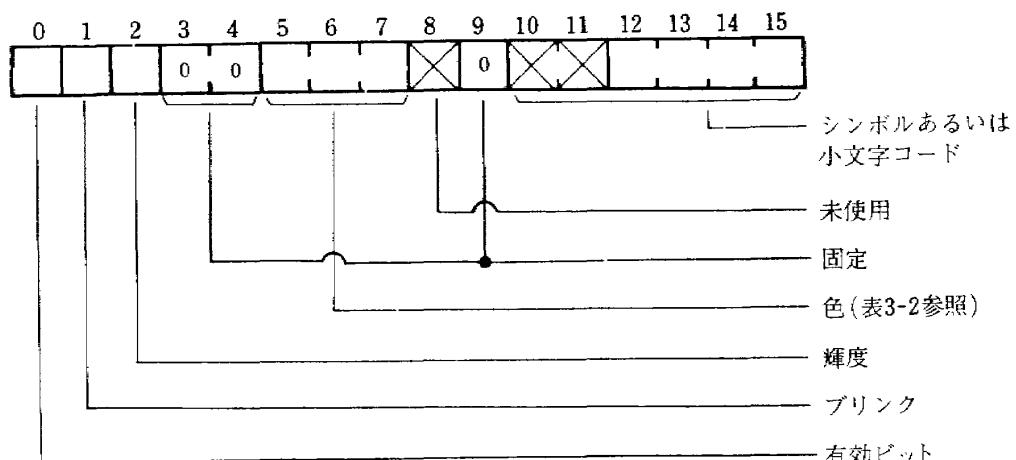


図3-20 シンボル、小文字(任意)用カテゴリワード

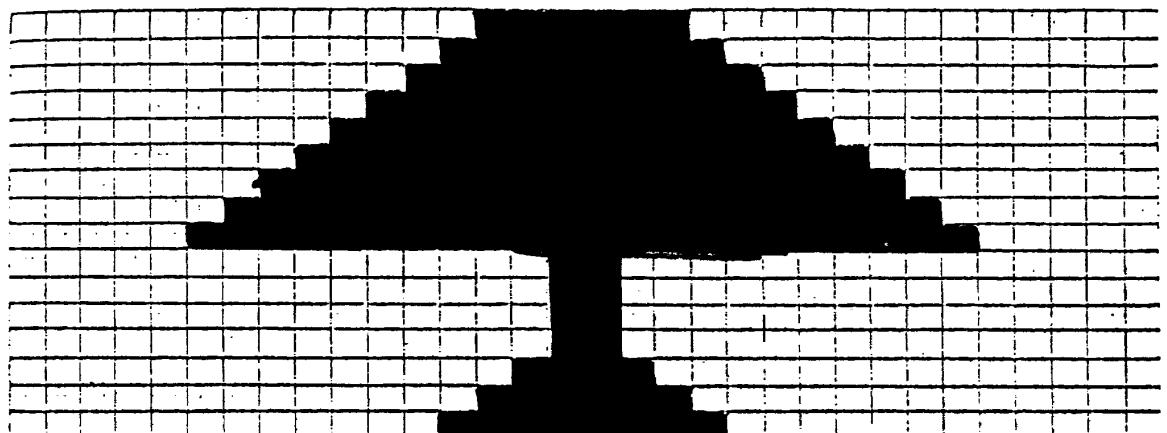
### 3.4.3.3 動作方式

1つのシンボルあるいは小文字を表示するのに必要な情報は、カテゴリワード、X位置、Y位置の3ワードであり、データをストアするバッファメモリは256ワード用意されている。このバッファもダブルバッファ方式を採用している。

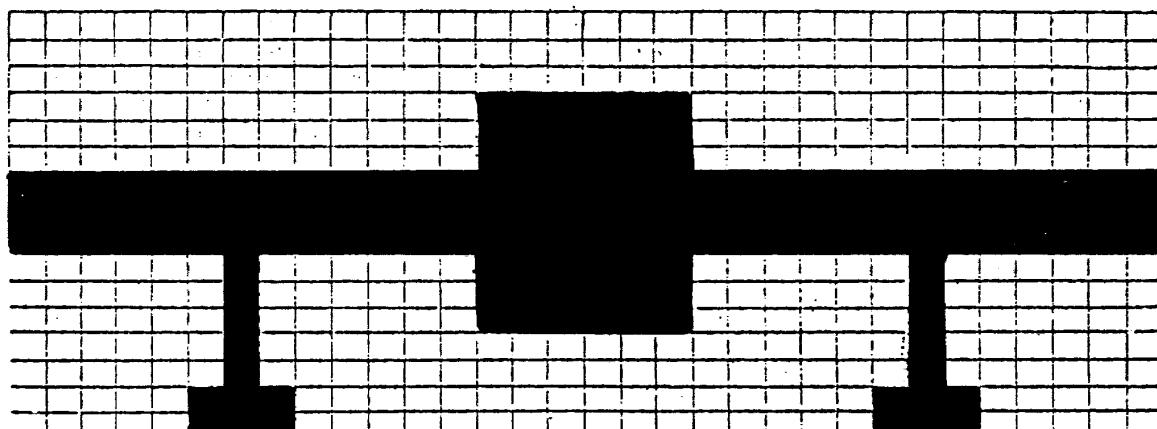
計算機からのカテゴリワード、X、Yのピット対応を

図3-20に示す。

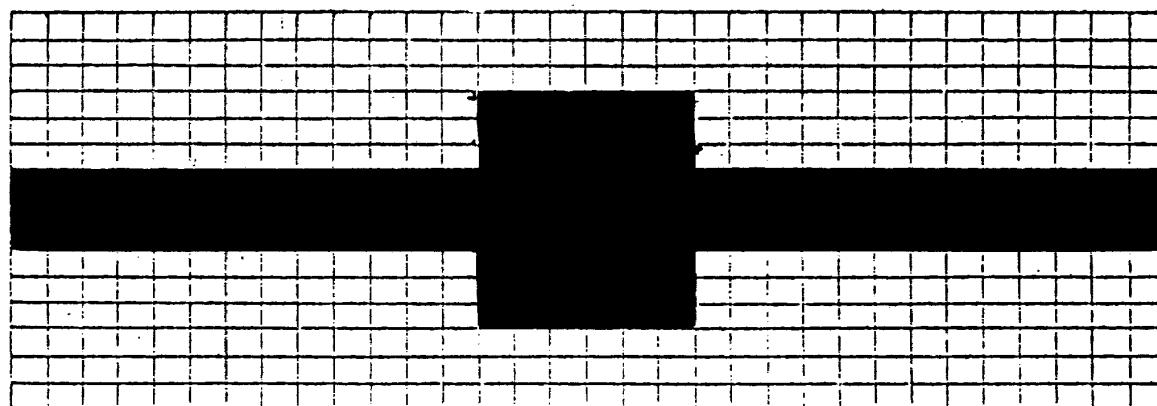
まず、表示データを次のY位置で表示するかどうかを判定し、また表示範囲内にあるかどうかを判別する。判別の結果表示すべきとき、シンボルパターンを記憶したROMよりデータを読み出し、ラインバッファに書き込む。以降はベクトル発生回路と同様の動作によりビデオプライオリティ回路に出力される。



DP-II



DP-I 脚下げ



DP-I 脚上げ

図3-21 自機シンボル表示パターン

### 3.4.4 自機シンボル発生回路

#### 3.4.4.1 機能概略

表3-6にまとめる。

#### 3.4.4.2 表示パターン

図3-21に示す。

#### 3.4.4.3 動作方式

計算機よりカテゴリワード、X位置、Y位置の情報が転送される。X位置、Y位置が現在の値と一致すると、パターンが格納されているROMよりデータが読み出される。データはビデオプライオリティ回路に出力される。

### 3.4.5 ビデオ信号発生回路

ビデオプライオリティ回路からの出力を、ディスプレイユニット入力信号レベルに変換し、また、外部テレビカメラからの信号を重畠する。

#### 3.4.5.1 ビデオ信号発生回路機能

(1) DP-I ビデオ信号とカメラからのビデオ信号とを重畠する。

(2) DP-I ビデオ信号を優先表示する。

(3) ビデオカメラ信号はモノクロームである。

(4) ビデオカメラ同期信号を発生する。

(5) ブランク信号で出力を零とする。

#### 3.4.5.2 ビデオ信号発生回路構成

図3-22にそのブロック図を示す。

## 4. ソフトウェアの機能

### 4.1 ソフトウェアの特徴

既述の通り本システムは実験室実験用とするため、デジタル計算機のソフトウェアを活用してフレキシビリティを持たせている。本ソフトウェア製作にあたっては次の諸点を検討した。

(1) 開発作業の制約条件として、使用計算機をNOVA 02/30に限定した。この計算機のコアメモリ容量は現時点で32[Kwords]である。またこの計算機に備わった種々のオペレーティングシステムの内でコア常駐形で最小機能のみを有するものはXRTOSであり、これを利用する。また、必要な演算ライブラリの内若干のものはNOVAのソフトウェアに含まれていないので新規に用意する必要がある。

(2) 一方、NOVA計算機を使用することで次の利点が生じる。当所計算センタの磁気テープデータ処理システムもNOVA計算機を使用しているので、これを本ソフトウェア開発に利用することができる。そこでシステム製作中においては、人間工学研究室のNOVA 02/30は主にディスプレイプロセッサ等ハードウェア製作及び調整にあてることにし、ソフトウェア開発のためには計

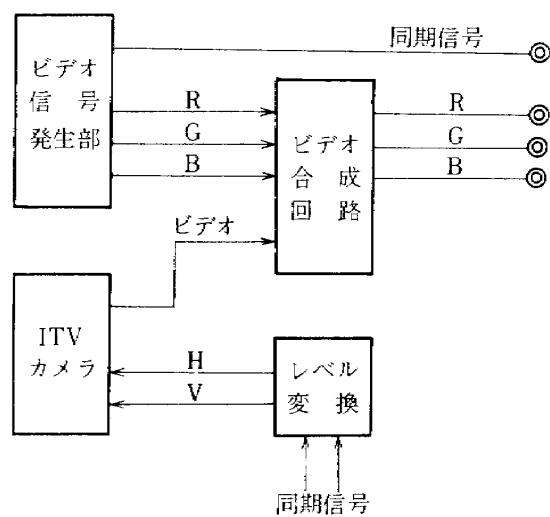


図3-22 ビデオ合成回路ブロック図

算センタの磁気テープデータ処理システム及びその豊富な周辺装置（ラインプリンタ、磁気テープデッキ、テクトロディスプレイ、高速紙テープパンチャー等）を活用することにした。こうして、両者の開発作業の効率化を計った。

(3) 本システムの航空計器として必要なリアルタイム性をソフトウェアの面からも保証しなければならない。本ソフトウェアは後述の如く入出力が頻繁であり、また運航のモニタや表示情報の複雑さ等から演算時間はかなり大きくならざるを得ない。このため、コア常駐形のソフトウェアとし、タスクを数個に分割して所要時間の割り振りを行った。

(4) 本システムで新しく設計するモニタ、既ち航空機の運航を監視するための方式を決定するためには対象とする航空機及び運航フェイズを予め想定しなければならない。今回のモニタでは、B 747型機の主に離着陸フェイズを中心として監視するようにし、その他若干のモニタ機能が常時作動することにした。これらのモニタは文献4-1)を参照して作った。

(5) 実際の航空計器類への入力は、各種センサ（ピトーホースやジャイロ）からの信号である。今回はシミュレーション試験を想定したので、本システムへの入力形態はアナログでもデジタルでも良いが、シミュレータ機種の差異や実機との互換性を考慮して全入力をアナログ量で受け、A/D変換器を通して入力することにした。但しスイッチ類のオン、オフはD/Iチャネルを経由して入力した。これらの入力信号の種類と特性とを表4-1にまとめる。なお、入力信号あるいは内部処理変数は次の基準に従って設定した。

(5-1) 座標系(X, Y)

表 4-1 入力データ表

番号	入力信号	記号	入力最大値	入力振巾(Volt)	静特性	信号基準
	名称					
1	ピッキング角	$\theta$	$\pm 25^\circ$	$\pm 10\text{V}$	リニア	地球軸
2	ローリング角	$\phi$	$\pm 45^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
3	方位角	$\psi$	$360^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	真北
4	フライトディレクタピッチコマンド	$F_\theta$	$\pm 25^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	地球軸
5	フライトディレクタロールコマンド	$F_\phi$	$\pm 45^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
6	座標 X	X	$\pm 185\text{ km}$	$\pm 10\text{V}$	同上	真北
7	座標 Y	Y	$\pm 185\text{ km}$	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
8	X 方向対地速度	$\dot{X}$	500 kts	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
9	Y 方向対地速度	$\dot{Y}$	500 kts	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
10	風速	$W_s$	50 kts	10 V	同上	
11	風向	$W_D$	$360^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	真北
12	磁北偏差値	$\theta_c$	$20^\circ\text{W}$	10 V	同上	同上
13	垂直加速度	$\dot{W}$	$\pm 4\text{ G}$	$\pm 10\text{V}$	同上	地球軸
14	対気速度	V	500 kts	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
15	高度(AGL)	H	50,000 ft	$\pm 10\text{V}$	区間直線	同上
16	昇降率	$\dot{H}$	$\pm 6,000\text{ ft/min}$	$\pm 10\text{V}$	リニア	同上
17	ADF方位	$A_\theta$	$360^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	磁北
18	VOR方位	$V_\theta$	$360^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	同上
19	VOR/DME距離	$V_L$	100 NM	10 V	同上	
20	ILS ローカライザ偏差	$I_L$	± 5 ドット	± 5 V	同上	ILS ローカライザ中心
21	ILS グライドスロープ偏差	$I_G$	± 5 ドット	± 5 V	同上	ILS グライドスロープ中心
22	フラップ角	$F_L$	$30^\circ$	10 V	同上	
23	キャビン内圧力	$C_p$	$10\text{ P} / \text{I}^2$	10 V	同上	
24	機体重量	$W_T$	1,000,000 lbs	10 V	同上	
25	設定ヘッディング	$H_s$	$360^\circ$	$\pm 10\text{V}$	同上	
26	spoイラ	SP	オンオフ信号		0 … オフ 1 … オン	
27	ギヤアップダウン	GR	同上		0 … アップ 1 … ダウン	
28	エンジン警報	EG	同上		1 … No. 1 2 … No. 2 3 … No. 3 4 … No. 4	
29	AFCSモード		同上		1 … ALTHOLD 2 … AUTONAV 3 … PITCHCONTROL 4 … SPEEDCONTROL 5 … HDGCONTROL	
30	CAS警報		同上		1 … CLIMB 2 … DIVE 3 … RIGHT 4 … LEFT	
31	座標原点		同上		0 … 東京, 1 … 千歳	
32	警報リセット		同上			

表 4-2-1 DP-I 表示項目

表示項目	表示の有無		表示発生方式	色	輝度
	T/O モード	進入着陸 モード			
背景	○	○	水平線上はシアン、下部はブルーに色分けする	シアン・ ブルー	
機体シンボル	○	○	CRT中心に描く	赤	高
水平線	○	○	バンク角・ピッチ角表示ラインと一体となって動き、他の表示要素と重畳する部分は消去する。	ライトア ンバ	
ピッチ姿勢角	○	○	5°間隔で水平線と平行に描く。	白	
ロール姿勢角	○	○	水平線及びピッチ角表示線の実角回転及びCRT面上部の円弧尺度に沿って動く指標により表示する。線分等の回転中心は機体シンボル中心とし、回転方式はインサイドアウト方式とする。	スケール 白 指標赤	
ヨー姿勢角	○	○	CRT下部に左右に可動な尺度を描き、中心マーク位置を機首方位角とする。	白	
高度	○	○	CRT右上部に4桁ディジタル表示する。2500ft以上は気圧高度計指示値とし、以下は電波高度計指示値とする。	白	
高度バグ	×	○	進入時高度100ft以下で、100ft毎に、又、100ft以下では50ft、30ft時に高度表示キャラクタをフリッカさせる。フリッカ周期は1(sec)とし、フリッカレンジは±10ftである。		
昇降率	○	○	CRT面右側に縦型尺度を描き、尺度に沿った指標の上下動により昇降率を指示する。	白	高
対気速度	○	○		白	
対気速度バグ	○	×	T/O時、80kt, V <sub>1</sub> , V <sub>2</sub> , V <sub>R</sub> のキャラクタをディジタル速度表示の下部にフリッカ表示する。		
設定対気速度、同偏差	×	○	進入時、ディジタル速度表示の下部に横尺度を描き、設定対気速度指標により偏差を指示する。	スケール 白 指標赤	
ILS偏差	×	○	方形のILSウインドウを描き、上下左右動により偏差角を表示する。ウインドウ中心が機体中心に位置する時オンコース、オングライドパスとする。	白	
ライトディレクタ	○	○	ピッチ角コマンド、ロール角コマンドにより移動する円を用いて表示する。		
模擬空港及び滑走路	×	○	ある空港を想定し、滑走路に対する機体の相対位置に対応した台形イメージを描く。	空港緑 滑走路黄	
警報	○	○	CRT面中央上部にキャラクタで表示する。フリッカ可能とする。	赤	高

表 4-2-2 DP-II 表示項目

表示項目	表示の有無		表示発生方式	色	輝度
	T/O モード	進入着陸 モード			
航空地図	○	○	航空路図、海岸線、空港、NAVAID局を表示する。表示範囲は 25 NM, 50 NM の切換可能とする。コースアップとし、機体の移動 (X, Y, ψ) に伴って地図が動く。	航空路 NAVAID 青 海岸線緑 空港赤	
機体シンボル	○	○	CRT面中央に固定表示する。	赤	高
ヘッディング 尺度	○	○	CRT面上方に円弧状尺度で表示する。	白	
ヘッディング 指標	○	○	ヘッディング尺度外側で、上部中央に固定した指標を表示する。これが機首方位となる。	白	
設定ヘッディング	○	○	ヘッディング尺度内側に、パイロットの設定により動くバグを表示する。	赤	
対地速度 ベクトル	○	○	対地速度 ( $\dot{X}, \dot{Y}$ ) に従ってベクトルを機体シンボル中心より描く。ベクトルの長さは、パイロットが入力した予測時間に対応する。	赤	
AFCS モード	○	○	現在作動している AFCS のモード名をキャラクタ表示する。	白	
NAVAIDS	○	○	現在選局している NAVAIDS をキャラクタ表示する。	白	
飛行形態	○	○	右下らんにキャラクタ表示する。	白	
離陸データ	○	×	同上	白	
着陸データ	×	○	同上	白	
気象データ	○	○	左下らんにキャラクタ表示する。	白	
飛行データ	○	○	必要時に飛行状態等を特殊に表示する。	白	
チェックリスト	○	○	必要時にキャラクタ表示する。	白	

本システムに用いる座標系は東京国際空港所在地 ( $35^{\circ} 32' 52''$  N,  $139^{\circ} 46' 13''$  E) 及び千歳空港所在地 ( $42^{\circ} 47' 44''$  N,  $141^{\circ} 40' 09''$  E) を原点とする。東方向を X 座標の正方向に、北方向を Y 座標の正方向にする。

#### (5-2) 縦搖れ角、横搖れ角、偏搖れ角

機軸の胴体基準線に X 軸、翼方向に Y 軸、XY 面に垂直に Z 軸をとる。このとき、縦搖れ角は Y 軸まわりに機首上げ方向を正とする。横搖れ角は Z 軸まわりに右翼下げ方向を正とする。偏搖れ角は機首を右に振る方向を正とする。

#### (5-3) 方位角系

ADF の方位角は磁北を基準とし、時計方向 (CW) を

正とする。VOR も同様とする。

#### (5-4) 距離系

DME 出力は自機迄の距離とし、スラントレンジで符号はない。MAP 表示はグランドレンジとする。

#### (5-5) その他

入力データは現行機材で磁北基準のものは全て磁北基準とし、他は真北基準とする (表 4-1 参照)。内部処理データは全て磁北基準で処理する。このため、A/D 変換器あるいはディスクから取り込まれるデータは必要に応じて真北基準から磁北基準への変換を行う。

(6) 本システムの出力に相当するものはディスプレイユニット上の表示要素である。表示要素のフォーマット

や色の選定,<sup>4-2)4-3)</sup>さらには模擬滑走路及び空港(CAA)の表示方法等については予め数種の案を比較検討して決定した。表示要素とその動作方式は表4-2の通りである。

以上の検討により、次節に示す構成とした。

#### 4.2 ソフトウェア構成

本システムを駆動するプログラムとして現在のところ2つのプログラムがある。1つはシステムの故障診断プログラムで、主にハードウェアの故障箇所のチェックに用いるためのものである。もう一つは本節で詳述するオペレーションプログラムである。オペレーションプログラムは、作業内容により数個のタスクに分割され、それらがXRTOS-P(改)モニタによって制御を受ける構成となっている。タスクには、標準的に割込みの生じるタスクとタイマーにより割り込むタスクがある。モニタも含めたタスクの種類とその機能概略は次の通りである(図4-1参照)。

##### (1) XRTOS-P(改)モニタ及びスーパーバイズモニタ

NOVAシステムから提供されるコア常駐形のモニタXRTOS-Pを後述の如く一部変更して用いた。ここでは入出力制御、割込制御、時間監視等他のタスクの監視

を行なう。

##### (2) 入力データ処理タスク

ここではA/Dシステムへの入力となるA/D入力、D/I入力、コントロールボックス入力情報を処理する。アナログ入力信号のスムージングタスクを含む。

##### (3) 飛行情報演算タスク

表示すべき各種の飛行情報の演算を入力データに基づいて行なう。

##### (4) モニタタスク

飛行の進行状況をモニタし、異常の有無を監視する。

##### (5) ディスプレイフォーマットI発生タスク DP-Iへの表示情報を生成する。

##### (6) ディスプレイフォーマットII発生タスク DP-IIへの表示情報を生成する。ライトデータ発生タスクを含む。

まず、全タスクの演算ループ及び割当てたCPU時間について説明する。ディスプレイユニット自体は約60Hzのスキャンレートを持っているので画像のちらつきは無い。しかし、データアップデータレートは大規模な計算に要する演算時間からの制限により60Hzより小さくなる。ここでは各タスクに要する演算時間と信号の変化の速さとによって次の様にレートを設定した。姿勢角等比較的変化の速い情報を遅れが目立たない様に表示す

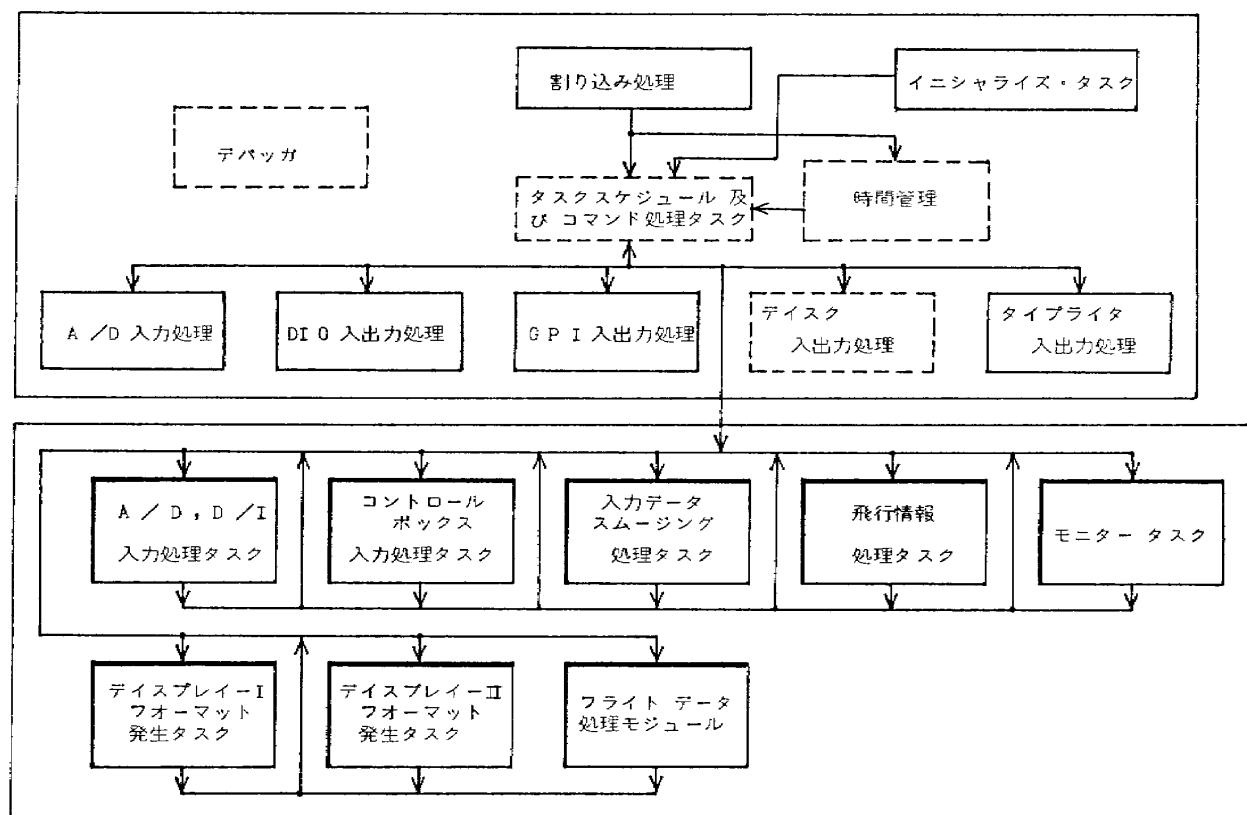


図4-1 AIDシステム・オペレーションプログラム構成図

るためには約 8Hz 以上のサンプリング及びデータアップデータートレートが必要である。一方、高度や平面位置の表示については 0.5Hz 以上のレートがあれば充分である。また、モニタタスクやコントロールボックス処理タスクは、パイロットの待ち時間に違和感が無い様に約 2Hz 以上のレートが必要である。これらを考慮して各タスクを表 4-3 の 5 つの演算ループ群に分けた。これにより各演算ループは図 4-2 の順に処理されることになる、各ループの演算に要する時間は概略次の通りである。

- ループ 1 : 2 [m sec] (A/D, D/I 入力処理タスク,  
スムージング処理タスク, 飛行情報処理タスク)
- ループ 2 : 2 [m sec] (モニタタスク)
- ループ 3 : 30 [m sec] (ディスプレイ・フォーマット I 発生タスク)
- ループ 4 : 32 [m sec] (コントロール・ボックス入力処理タスク)
- ループ 5 : 300 [m sec] (ディスプレイ・フォーマット II 発生タスク, フライト・データ処理モジュール)

以下表 4-4 に、タスク・モジュール・個々の処理に分けて本システムのソフトウェア構成及びその概要を示す。

#### 4.3 ソフトウェアの動作

ここでは、前節に記したソフトウェアを作動させる具体的手順を示す。(図 4-15 参照)

- (1) まず各装置の電源が投入された後、本運用プログラム "AID" を呼び出せば自動的にイニシャライズされ、ディスプレイは表示を開始する。
- (2) 次に飛行フェイズに対応して T/O あるいは L/D データを逐次入力する。(表 4-9, 4-10)
- (3) また対応する空港に関し表 4-11 に従って空港データを入力する。
- (4) マップの表示範囲は 25 か 50 (NM) に変更可能である。DP-II にチェックリスト等を表示するときは表 4-12 に従って入力する。マップに戻すときはコントロールボックスの MAP を押す。
- (5) 航法援助局を選局する際は表 4-13 に従って入力する。
- (6) 着陸進入中等に前方視界ビデオ信号を重畠するときはビデオスイッチを押す。(図 4-16 参照)
- (7) 表示要素で不要と思われるものがあればコントロールボックスの手前側のカテゴリ選択スイッチを下げることで部分的に消去することが可能である。(表 3-4)  
上記操作中に各種警報メッセージが DP-I に表示されるが、これは警報リセットスイッチにより消去することができる。

表 4-3 演算ループの優先順位

No.	ループ名	動作タスク順序	起動	優先順位
1	LOOP1	データ入力 → データスムージング → 姿勢計算	100m sec タイマ	1
2	LOOP2	モニタ	LOOP1 姿勢計算	3
3	LOOP3	DP-I ディスプレイフォーマット発生	LOOP2	3
4	LOOP4	コントロールボックス処理	割込	2
5	LOOP5	フライトデータ計算及び DP-II ディスプレイフォーマット発生	Self	4

表4-4 AIDシステム・オペレーション・プログラム(1)

タスク		モジュール	処理	概要
I	スーパーバイザタスク(SUPMN) (図4-4参照)	1. イニシャル・タスク・モジュール(SINTM) 2. システム処理モジュール 3. 割込み処理モジュール	(1) システム・コール・コマンド処理 (2) タスク・コール・コマンド処理 (3) タスク・スケジューリング (1) デバイスディスパッч (2) 標準デバイス割込み処理 (3) ユーザデバイス割込み処理 (I) A-D割込み処理 (II) GP1割込み処理(SOISM) (III) GP2割込み処理(STISM) (IV) GP3割込み処理(SCISM) (V) RTC割込み処理(SRISM)	XRTOSのイニシャライズ処理終了後最初にコントロールを渡され本システムの運用プログラムのイニシャライズを行う。 デバイスとの出入力実行用XRTOS既存ルーチン ユーザタスクの取扱い機能を実行するXRTOS既存ルーチン タスク・プライオリティに従ってタスク実行の割り振りを行う。 割込みを識別し、そのデバイスの処理ルーチンへ分岐させるルーチン TTYドライバ及びディスクハンドラより成り、共に送信または受信モードに従ってシステムコールコマンドで指定された入出力を行う。
			(V-A) 出力処理(SRISM) (V-B) 時間監視処理(SRITM)	A/D入力処理、DIO入力処理の起動 DP-IのDMA出力完了割込みの処理 DP-IIのDMA出力完了割込みの処理 コントロールポート入力処理の起動 RTCからの割込み発生時に、インターフェトディスパッчルーチン により割御を渡され出力処理モジュールと時間監視モジュールの制御 を行う。 RTC割込み処理モジュールから制御を渡され下記の処理を行う。 (I) DP1へのDMA出力開始命令の実行 (II) DP1出力バッファ更新可フラグリセット (III) A/D、D/I入力処理タスク起動 (IV) DPIIのDMA出力開始命令の実行 (V) DPII出力バッファ更新可フラグリセット (VI) ディスプレイ・フローマットII発生処理タスク起動 (VII) DPII文字フラグ・オン時これをクリア RTC割込み処理モジュールより制御を渡され、タイムカントローラ表により時間間隔の監視を行い、タイムアウトの場合タイマコントロール表にタイムアウト情報をセットする。
II	入力データ処理タスク	1. コントロール・ポートクス 入力処理タスク(CBXXM)	(1) イニシャライズ・モジュール (CINIM) (2) 入力制限モード処理モジュール (CMDCM) (3) 単独データ処理モジュール(CNBLM)	スタート時のコントロール・ポートクス入力処理の初期設定を行う。 ライト・モードがTEST(またはERASE)の時入力データの有効無効の判定を行う 単独で入力されるデータの各々の処理モジュールを呼び出す。

表 4-4 AID システム・オペレーション・プログラム(2)

タスク	モジュール	処理	概要
		(I) モード処理モジュール(CMODM) (II) レンジ処理モジュール(CV/DM) (III) ビデオ処理モジュール(CV/DM)	モード切換えスイッチに従いフライモードデータを更新する。 マップレンジスイッチに従いレンジデータを更新する。 ビデオ信号重畠オン・オフスイッチに従い、ビデオデータを更新する。
(IV)	マップ、チェックリスト、フライ トデータ処理モジュール (CMCFM)	マップオンオフスイッチ、チェックリスト及びフライデータ呼び 出しスイッチに従って DP-II の画面変更を指示する。	
(V)	NAVAIDS 処理モジュール (CNAVM)		
(V-A)	ADF 処理モジュール (CADFM)	ADF データのエラーチェックを行い、正常ならばデータを更新す る。	
(V-B)	VOR 処理モジュール (CVORM)	VOR データのエラーチェックを行い、正常ならばデータを更新す る。	
(V-C)	VOR/DME 処理モジュール	VOR/DME データのエラーチェックを行い、正常ならばデータを更 新する。	
(VI)	カテゴリー処理モジュール (CATGM)	DP-I, II の表示要素選択スイッチに従って、表示シンボル類の選 択を行う。	
(VII)	将来位置予測処理モジュール (CTGOM)	将来位置予測時間を処理し、テーブルに登録する。	
(VIII)	L/D データ処理モジュール (CLDDM)	L/D データを処理し、テーブルに登録する。	
(4)	プロックデータ処理モジュール (CBILKM)	プロック毎に入力されるデータの処理モジュールを呼び出す。	
(i)	T/O データ処理モジュール (CTODM)	T/O データを処理し、テーブルに登録する。	
(ii)	空港データ処理モジュール (CAIRM)	空港データを処理し、テーブルに登録する。	
(iii)	終了判定処理モジュール (CMORM)	プロックデータ入力の完了を判定し、完了時にテーブルに登録す る。	
(5)	出口処理モジュール(CEXTM)	コントロール・ボックスへ応答を出力し、出口処理を行う。	
(6)	応答情報セット・モジュール (CRESM)	コントロール・ボックス入力が正しいか否かに従ってコントロール ボックスへの応答のバッファをセットする。	
(7)	BCD 変換モジュール	コントロールボックス入力から得られた BCD データを 2 進数に変 換する。	

表4-4 A/Dシステム・オペレーション・プログラム(3)

タスク	モジュール	処理	概要
2. A/D, D/I入力処理タスク	(1) A/D, D/I入力メインモジュール (ADDIM) (i) イニシャライズモジュール (AINIM) (ii) A/D入力モジュール(ADDIM) (ii-A) フィルタリングモジュール (AFILM) (ii-B) データ変換モジュール (ACNVM) (ii-C) スムージング処理モジュール(ASMTM)	(1) A/D, D/I入力メインモジュール (ADDIM) (i) イニシャライズモジュール (AINIM) (ii) A/D入力モジュール(ADDIM) (ii-A) フィルタリングモジュール (AFILM) (ii-B) データ変換モジュール (ACNVM) (ii-C) スムージング処理モジュール(ASMTM)	テーブル内のA/D, D/I領域の初期設定 A/D入力データを変換し、テーブルに保存する。 A/D入力の元のデータを以下によってフィルタする。A/D入力値 の変動幅が一定値以下の場合、信号の変化ではないと見做して以前 の入力値を使用する。 フィルタリング処理後のデータを規定型式に変換する。 上記変換後のデータを次式によってスムージングする。 $y_t = y_{t-1} + \alpha (x_t - y_{t-1})$ 但し、 $0 < \alpha \leq 1$ とし、 $y_t$ は現在の出力値、 $y_{t-1}$ は直前の出力値、 $x_t$ は現在の入力値である。
III 飛行情報処理タスク(FCALM)	1. 飛行情報メインモジュール (FCALM) 2. イニシャライズ・モジュール(FINIM) 3. 対地速度モジュール(FGSPM) 4. 失速速度モジュール(FSTLM) 5. ウィンド・シア算出モジュール(FSHRM) 6. T/Oデータ算出モジュール(FTODM)	1. 飛行情報メインモジュール (FCALM) 2. イニシャライズ・モジュール(FINIM) 3. 対地速度モジュール(FGSPM) 4. 失速速度モジュール(FSTLM) 5. ウィンド・シア算出モジュール(FSHRM) 6. T/Oデータ算出モジュール(FTODM)	D/I入力モジュール(ADGIM) 以下の中の飛行情報領域の初期設定を行う。 テーブル内の飛行情報領域の初期設定を行なう。 入力 $\dot{X}$ , $\dot{Y}$ から対地速度、その方位角、及びその滑走路方位との偏 角を計算する。 機体重量 $W_T$ , 入力フラップ角 $F_L$ を用いて表4-5より失速速度 $V_s$ を求め、更にロール姿勢角 $\phi$ を考慮して、次式により最終失速速度 を求める。 $V_{STALL} = \frac{V_s}{\sqrt{\cos \phi}}$ ウインドシアの生じると想定されると位置を簡易な方式で算出する。 但し、位置の算出に使用する情報は自機位置 $(X_s, Y_s)$ の風向 $W_D$ 、風速 $W$ 及び空港位置 $(X_A, Y_A)$ の風向 $WAD$ 、風速 $WAS$ (コ ントロールボックス入力)のみである。 $W_T$ , CGを利用してコントロールボックス入力に基づいて下記の値 を計算する。

表 4-4 AID システム・オペレーション・プログラム(4)

タスク	モジュール	処理	概要
		(1) スタビライザ設定値 (2) T/O EPR 設定値	文献 4-1) を参照し、図 4-3 のデータに基づいて、 $W_T = 40$ 万、 50 万、60 万、70 万、80 万 lbs 毎に近似一次関数を求め、これに より設定値を与えた。 文献 4-1) を参照してまず標準(STD)EPR は、コントロール・ボ ックスより入力した外気温度 OAT と出発空港の気圧高度に対応し た標準 OAT の内、高い方の OAT に基づいて表 4-6 より標準 EPR を決定する。次に標準 EPR に一律に 0.02 を加え、高出力(HI) EPR を求める。以上と同様の手順で初期上昇 EPR も算出する。 滑走路状態、T/O フラップ角、OAT によって使用チャートを選定 し、T/O 重量の一次関数に近似してそれぞれの速度を算出する。 これも滑走路状態、T/O フラップ角、OAT によって使用チャート を選定し、T/O 重量の一次関数に近似して算出する。
		(3) $V_1$ , $V_R$ , $V_2$ の設定値 (4) 初期上昇姿勢角の算出	$W_T$ (1,000lbs) を用いて以下の値を計算する。 $V_{ref} = 0.14 W_T + 62$ (kts)
7. L/D データ算出モジュール (FLDDM)		(1) $V_{ref}$ , $V_{BUG}$ , $V_{\delta_f=0}$ , $V_{\delta_f=1}$ , $V_{\delta_f=5}$ , $V_{\delta_f=10}$ , $V_{\delta_f=20}$	$V_{BUG} = \begin{cases} V_{ref} & (\text{着陸フラップ角} = 30^\circ) \\ V_{ref} + 5 & (\text{着陸フラップ角} \neq 30^\circ) \end{cases}$ $V_{\delta_f=0} = V_{BUG} + 80$ $V_{\delta_f=1} = V_{BUG} + 60$ $V_{\delta_f=5} = V_{BUG} + 40$ $V_{\delta_f=10} = V_{BUG} + 20$ $V_{\delta_f=20} = V_{BUG} + 10$
		(2) ゴーラウンドデータ	エンジンが 3 発か 4 発の時 $\alpha = 20^\circ$ , 2 発の時 $\alpha = 1^\circ$ とする。 空港気温に 3°C を加えて TAT とし、これの一次関数としてゴーラ ウンド EPR を求める。
8. 空港距離算出モジュール (FAIRM)			自機位置 ( $X_S$ , $Y_S$ ) 及び空港位置 ( $X_A$ , $Y_A$ ) により、空港迄の距 離及び方位を求める。次に对地速度 ( $X$ , $Y$ ) から対地速度方位を 求める。また空港迄の距離を現在の対地速度の空港方向への余弦で 割って空港到着に要する時間を求める。
9. フライトデータモジュール		(1) フライトパスモジュール (2) ホールディングデータモジュール	コントロールボックスで 1 番が呼び出された場合、DP-I に表示さ れるフライトパスにおける自機位置座標を計算する(図 4-5 参照) コントロールボックスで 2 番が呼び出された場合、DP-II に表示さ

表4-4 AIDシステム・オペレーション・プログラム(5)

タスク	モジュー	処理	概要
IV モニタタスク	(PHLDLM)		れるホールディングデータのための自機位置座標を計算する。 (図4-6参照)
	1. モニタメイントモジュール (MONTM) 2. イニシャライズモジュール (MINIM) 3. 常時モニタモジュール (MAILM) 4. T/O時モニタモジュール (MTKOM)		以下の処理モジュールを呼び出して、ディスプレイ・フォーマット Iの発生タスクを生成後消滅する。 テーブル内のモニタ領域の初期設定を行う。
	(1) $V_1$ モニタモジュール(MV1MM) (2) ギアアップモジュール(MGUPN)	表4-7の7種の監視項目について条件に従った論理判断によりそ れぞれのメッセージを表示する。 T/Oモニタを開始してよいかどうかを判定し、開始する時は $V_1$ モ ニタ、ギアアップモニタを呼び出す。 $V = 30 \text{ [kts]}$ 到達時から一定時間以内に $V_1$ になつたか否かを判定し, T/O加速の良否を表示する。 $V = V_3$ 到達時より10[sec]以降で、正常にギアが収納されたか否か を監視し、ギアが収納されていない時は、“GEAR UP”をDP-I に表示する。	表4-7の7種の監視項目について条件に従った論理判断によりそ れぞれのメッセージを表示する。 T/Oモニタを開始してよいかどうかを判定し、開始する時は $V_1$ モ ニタ、ギアアップモニタを呼び出す。 $V = 30 \text{ [kts]}$ 到達時から一定時間以内に $V_1$ になつたか否かを判定し, T/O加速の良否を表示する。 $V = V_3$ 到達時より10[sec]以降で、正常にギアが収納されたか否か を監視し、ギアが収納されていない時は、“GEAR UP”をDP-I に表示する。
	5. L/D時モニタモジュール (MLDGM)		L/Dモニタを開始してよいかどうかを判定し、次の5つの条件が 全て満足された時、以下のモジュールを呼び出す。(表4-8、図 4-7参照) (I) コントロールボックスのモードがL/Dである。 (II) L/Dデータが算出済である。 (III) 高度が6,000フィート以下である。 (IV) VOR/DME入力がある。 (V) $V \leq V_{\text{BUG}} + 80 \text{ [kts]}$ である。
	(1) OM迄のモニタモジュール (MTOMM) (2) OM上空でのモニタモジュール (MAOMM) (3) OM～DH間のモニタモジュール (MFOMM)	(1) OM迄のモニタモジュール (MTOMM) (2) OM上空でのモニタモジュール (MAOMM) (3) OM～DH間のモニタモジュール (MFOMM)	この間のフラップ角及び高度の監視を行う。
	6. メッセージコントロール モジュール(MMSGM)		出力すべきメッセージを決定し出力する。
V ディスプレイフォーム マット発生タスク	1. ディスプレイフォーマット 1発生メイントモジュール		モニタタスク終了後制御を渡され、以下のモジュールの制御を行う。

表 4-4 AID システム・オペレーション・プログラム(6)

タスク	モジュール	処理	概要
(ODFGT) (図 4-8 参照)	(OFTMM) (OIZPM) 通常処理メインモジュール (OUPMM)	2. イニシャライズ・モジュール 3.	<p>本タスクの初期設定を行う。</p> <p>T/O 及び L/D モード時に以下の処理モジュールを呼び出す。 T/O 及び L/D モード時に常に表示している情報を生成する。</p> <p>(1) 常時処理メインモジュール (OCPMM)</p> <p>以下のサブモジュールが含まれる</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(i) ピッチャー、水平線処理モジュール (OPAPM)</li> <li>(ii) シザリング処理モジュール (OCIPM)</li> <li>(iii) 背景処理モジュール (OBGPM)</li> <li>(iv) バンク角ポイント処理モジュール (OBAPM)</li> <li>(v) 方位角処理モジュール (OAZPM)</li> <li>(vi) 対気速度モジュール (OVAPM)</li> <li>(vii) 設定対気速度、同偏差処理モジュール (OZMPM)</li> <li>(viii) 高度処理モジュール (OHTPM)</li> <li>(ix) 展降率処理モジュール (OHRPM)</li> <li>(x) フライト・ディレクタ処理モジュール (OFDPM)</li> <li>(xi) 警報処理モジュール (OCUPM)</li> <li>(xii) T/O 処理モジュール (OTOPM)</li> <li>(xiii) L/D 処理メインモジュール (OLPMM)</li> </ul> <p>(1) 高度バグ処理モジュール (OHBPM)</p> <p>(ii) ILS 偏差処理モジュール (OILSM)</p> <p>(iii) 模擬空港 (CAA) 処理モジュール (OCAAM)</p> <p>1,000[ft] 以下で 100[ft] 単位毎に、100[ft] 以下では、50[ft] 及び 300[ft] 時に高度表示キャラクターをブリンクさせる。ILS が選局されている時、ILS ゲート表示を移動させる情報を生成する。</p> <p>下記の方式で CAA 表示情報を生成する。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>(1) 次の 3 条件を満たす時 CAA を表示する。 <ul style="list-style-type: none"> <li>(a) 高度 ≤ 3,000 [ft]</li> <li>(b) 自機位置より空港迄の距離 <math>X_G \leq 7</math> [N.M.]</li> </ul> </li> </ul>

表 4-4 AID システム・オペレーション・プログラム(7)

タスク	モジュール	処理	概要
(c) $ \tan^{-1} \frac{Y}{X}  + d\psi \leq 60^\circ$ (図 4-9 参照)	(II) CAA 表示は次のいずれかを満す時終了する。 (a) 滑走路端から手前 200(m) の位置に機体が達した時 (b) 外部視界ビデオ信号が重量された時 (III) 表示に必要な情報は、 $\theta$ , $\phi$ , $d\psi$ , $H$ , $X_G$ , $Y_G$ である。 ただし、 $X_G$ : 自機～空港位置の距離 $Y_G$ : 自機～R/W センターラインの延長線の偏差 以上のデータを用いて図 4-10 のように設定した模擬空港及び滑走路を表示する。	(IV) 計算手順概略 図 4-9 の線分の交点について下記の計算を行う。 (a) $\theta = \phi = \psi = 0$ として図 4-11 のようにスクリーン上の(z, y) 座標を求める。	$z = -kX_S \frac{H}{X_G}$ $y = kX_S \frac{Y_G}{X_G}$ <p>上式で <math>k</math> は表示管面上での縮尺率を意味するが、今回の <math>k = 0.37</math> とした。</p> <p>(b) <math>z</math> に対してピッチ角の補正を次式で加えた。  <math display="block">z_0 = z + kX_S \tan \theta \div z + 0.52 \theta \text{ (cm)}</math>     ただし <math>\theta</math> の単位は (deg)</p> <p>(c) 方位角差 <math>d\psi</math> 及び自機の滑走路延長線からのずれの補正を行った。方位角差は無限遠の Y 座標を移動させることで、また延長線からのずれは延長線の手前側の Y 座標を移動させることにより表示される。(図 4-12 参照)</p> <p>図において</p> $dY_\psi = X_S k' \sin d\psi \text{ (cm)}$ $dY = X_S k' \frac{Y}{X} \text{ (cm)}$ <p>とした。<math>k'</math> は表示管面上での横の縮尺率を表わすが、今回 <math>k' = 0.16</math> とした。</p> <p>(d) ロール姿勢角 <math>\phi</math> を用いて自機シンボルを中心にして CAA 表示全体を回転させる。</p>

表 4-4 AID システム・オペレーショント・プログラム(8)

タスク	モジュール	処理	概要
4. スタンバイチック処理 (OSCPM)	1. ディスプレイ・フォーマット 発生メインモジュール (TMAIN) (図 4-13 参照) 2. イニシャライズモジュール (TINIM) 3. スタンバイチックモジュール (TSCPM) 4. マップ処理モジュール (TMAPM)	$Z_S = Y_0 \sin \phi + Z_0 \cos \phi$ $Y_S = Y_0 \cos \phi - Z_0 \sin \phi$ テストモードの時に DP-I のスタンバイ用表示情報を作成する。	
VII ディスプレイモード発生タスク (TMAIN) (図 4-13 参照)	1. ディスプレイ・フォーマット 発生メインモジュール (TMAIN) 2. イニシャライズモジュール (TINIM) 3. スタンバイチックモジュール (TSCPM) 4. マップ処理モジュール (TMAPM)	コントロール・ボックスのモードに応じてディスクの入出力をを行い、以下のモジュールを制御する。 イニシャライズ時に自機シンボル、方位角円弧、窓枠の情報を作成する。 テストモード時の DP-II の画面情報を与える。 以下の処理モジュールへ順次制御を渡す。	
5. チェックリスト処理モジュール	(1) マスター テーブルデータ取込み処理 モジュール (TMTDM) (2) マップ、航路データ及びシンボル、 キャラクタ取込みモジュール (TMDIM) (3) マップ、航路データ座標変換モジュー ール (TMMCM) (4) シンボル座標変換モジュール (TMSBM) (5) 方位角スケール処理モジュール (TMASKM) (6) ヘッディングセッタ処理モジュール (TMHDM) (7) 対地速度ベクトル処理モジュール (TMVTM) (8) 飛行情報セットモジュール (TMFDM) (9) ADF, VOR/DME 方位角セットモ ジュー (TMVDM)	マップ処理に必要なデータを取り出す。 現在の自機位置の ± 50 [NM] 諧閏内のデータを取り出す。 取り出したマップ、航路データを自機位置中心に方位角及び磁北偏 差だけ回転させ、更に画面の形にシザリングを行う。 取り出したシンボル座標データについて同上の処理を行う。	現在の状況下でコントロールボックスから入力した時間だけ経過し た後の自機到達点を表示するフォームットを作成する。 テーブル内の飛行情報データをキャラクタに変換して各窓に表示す るフォームットを作成する。 コントロール・ボックスで選択した航法援助施設に対応し、選択局 の方向をベクトルで示し、対応する局のシンボルをプリントさせ る。 入力データに対応するチェックリストをディスクリストより入力し、DP -II に表示する。(図 4-14)

表4-4 AIDシステム・オペレーション・プログラム(9)

タスク	モジュール	処理	概要
6. フライトデータ処理モジュール	(1) 飛行経路表示処理モジュール (TFPPM) (2) ホールディングデータ処理モジュール(THLDM)	コントロールボックスからの指示により、次の2種の表示をDP-IIに行う。 ディスクから入力し、X-Z平面での飛行経路に対する自機位置を表示するデータを作成する。(図4-5参照) ディスクから入力し、現在の燃料の残量と飛行可能な到達距離とを表示するデータを作成する。(図4-6参照)	

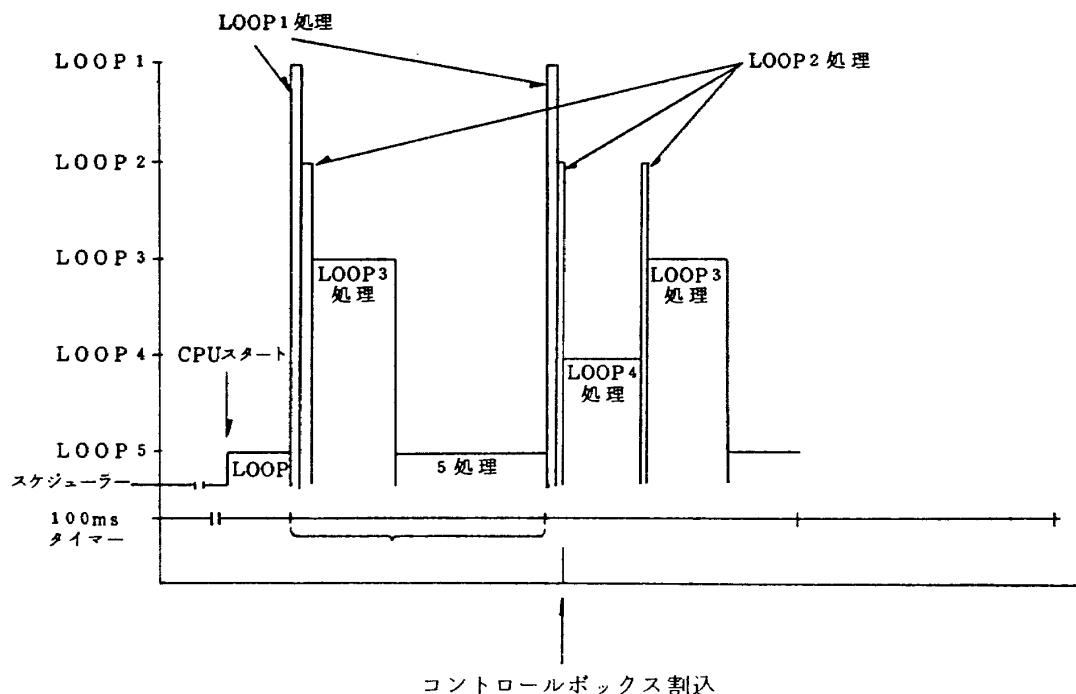


図 4-2 演算ループの時間割当て

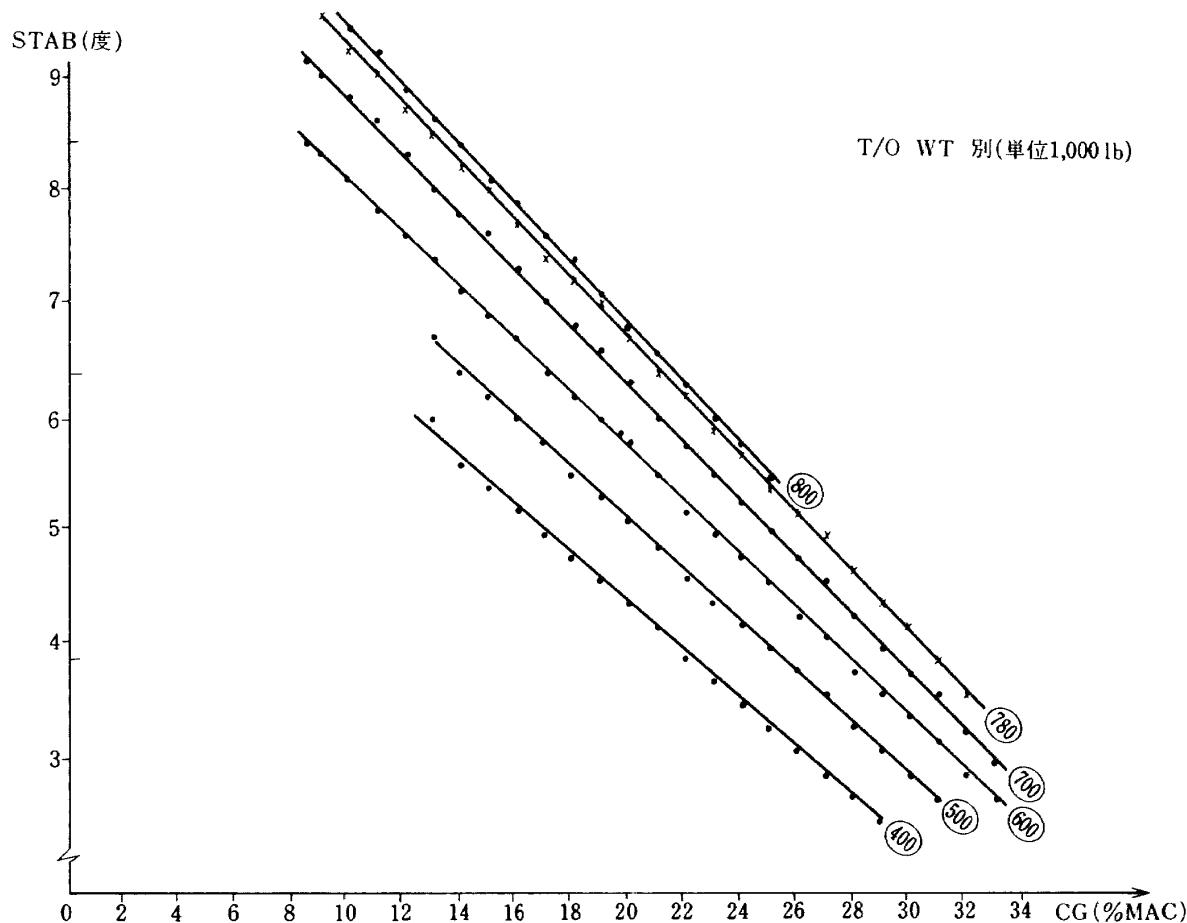


図 4-3 スタビライザ設定値

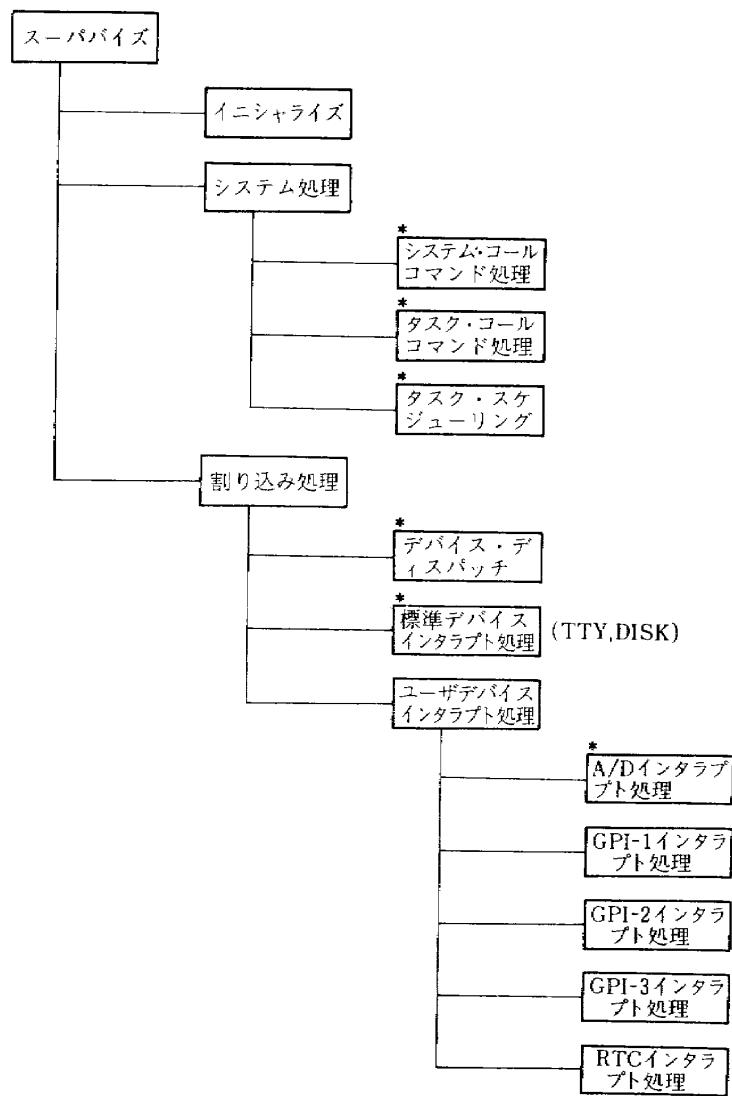


図 4-4 スーパーバイザタスク構成概念図

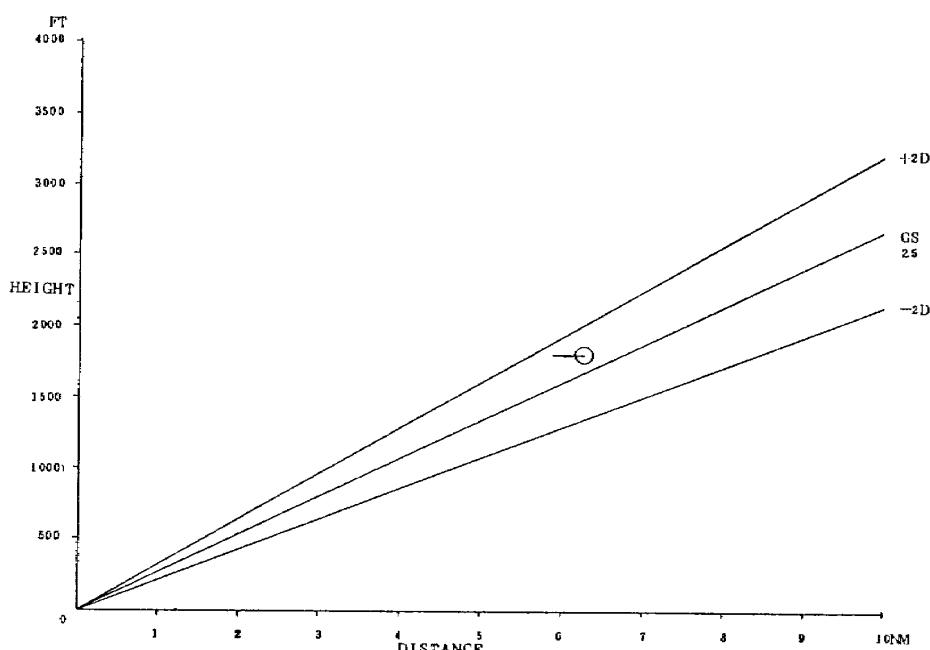


図 4-5 フライト・パス表示例

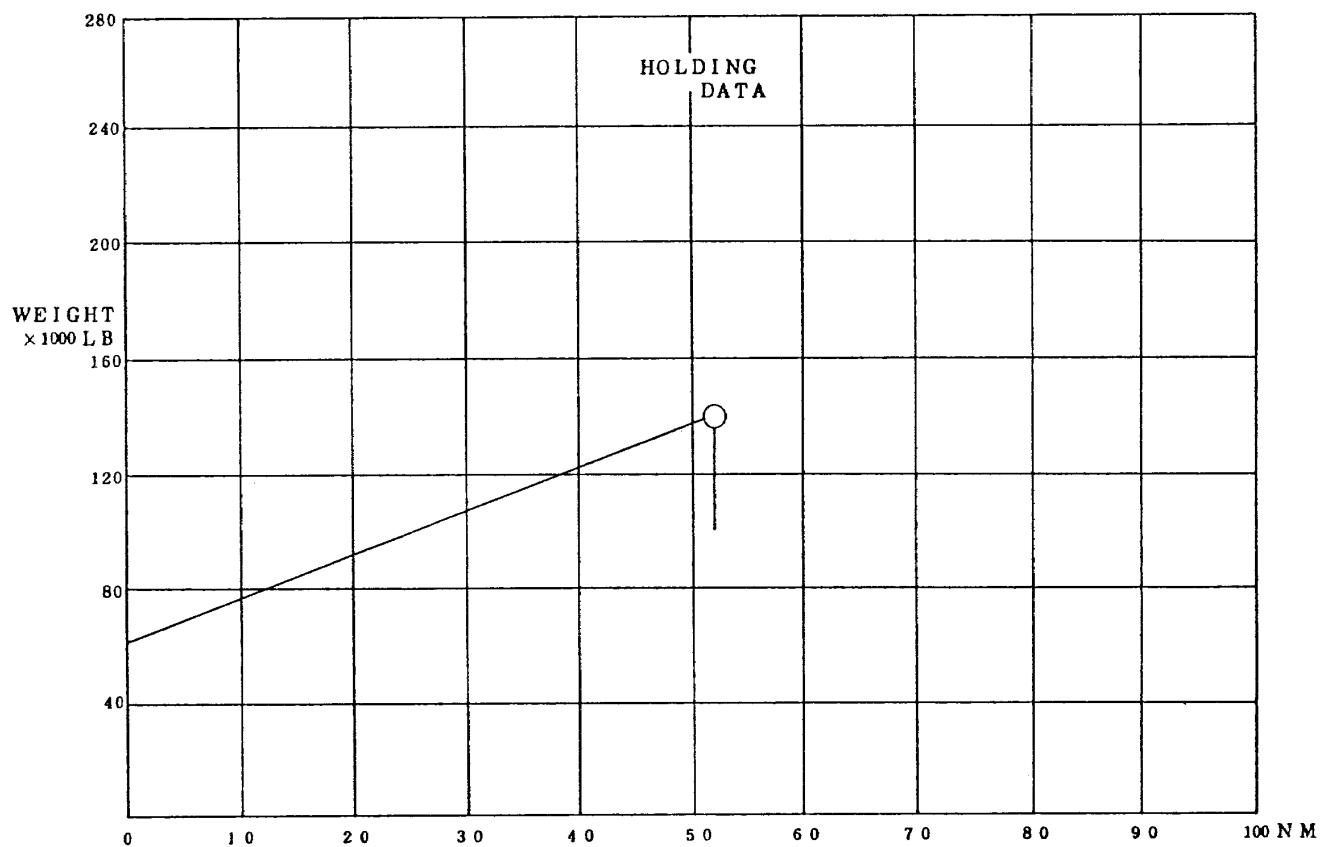


図 4-6 ホールディング・データ表示例

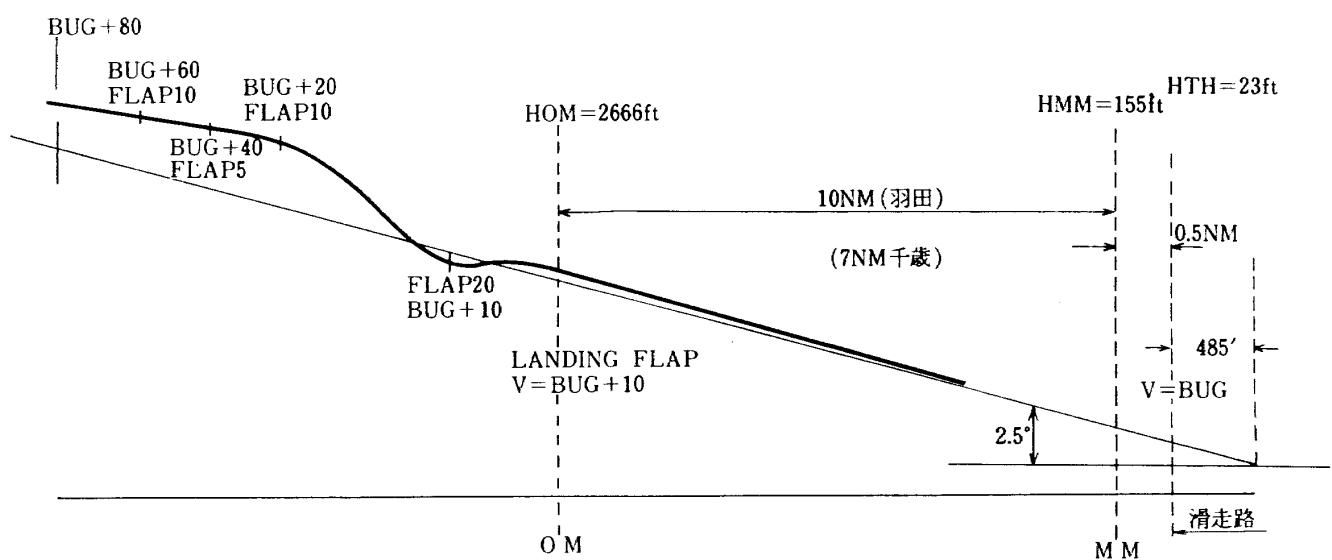


図 4-7 L/D 時モニタ概念図

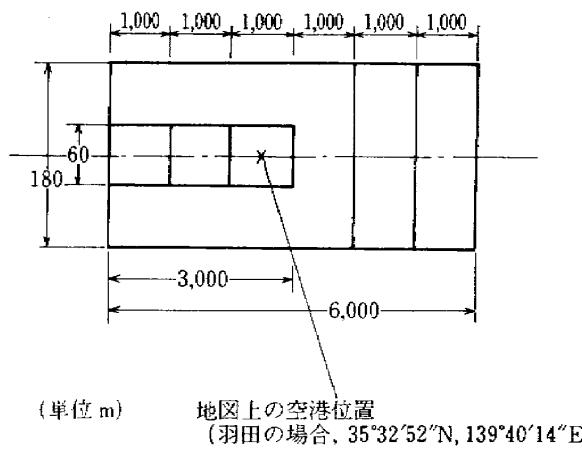
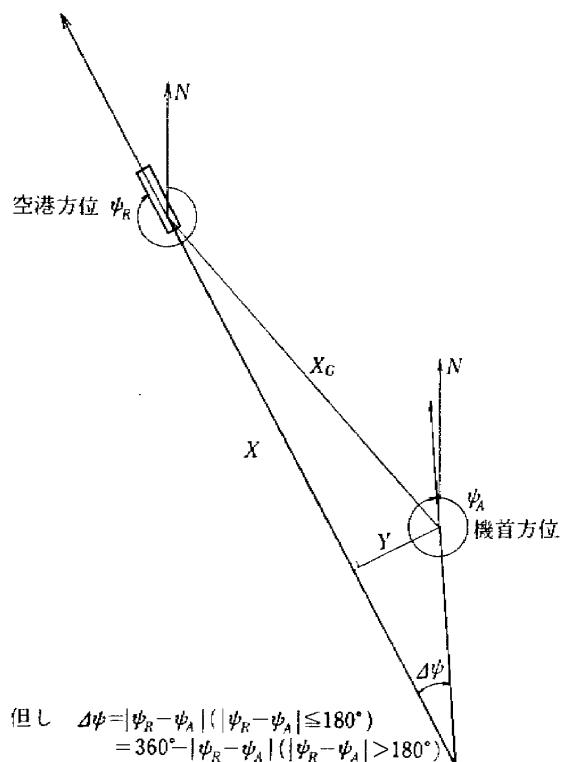


図 4-9 模擬空港表示開始条件

図 4-10 模擬空港

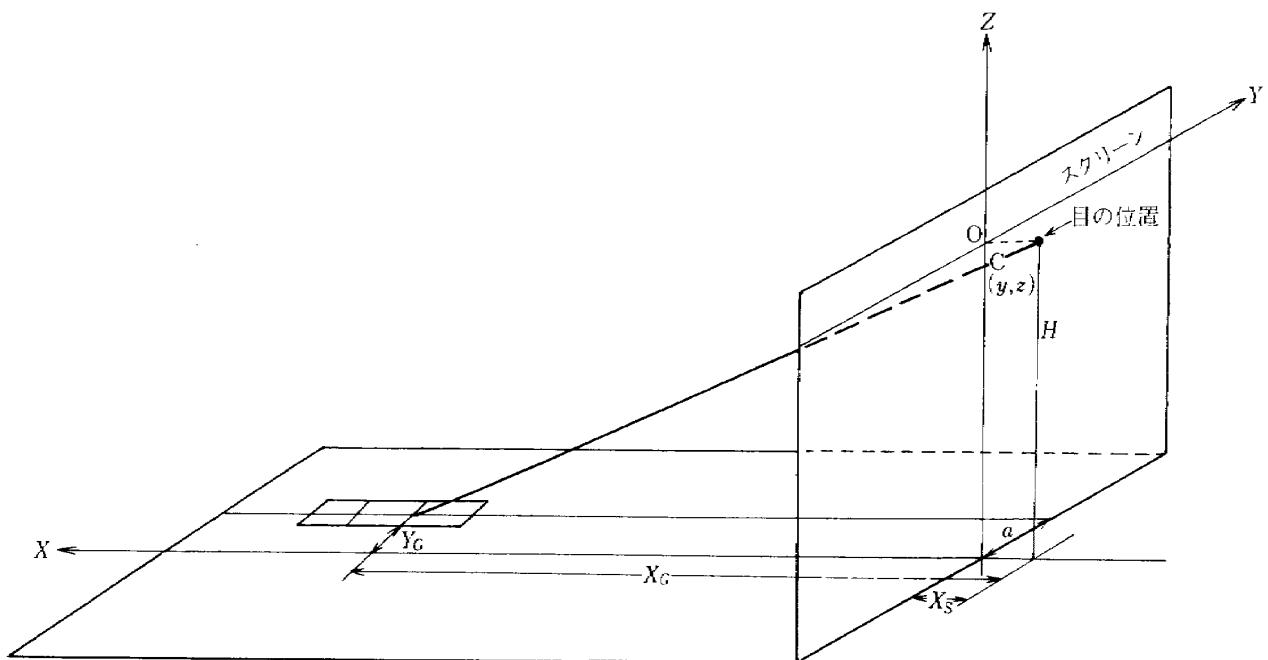


図 4-11 模擬空港へのスクリーンへの投影

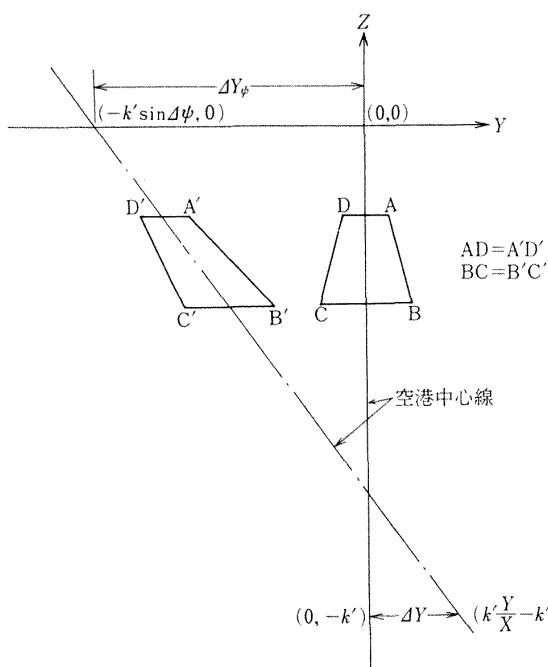


図 4-12 模擬空港表示の方位角差 ( $\Delta\psi$ ) 及び空港中心線からのずれ ( $Y$ ) による補正

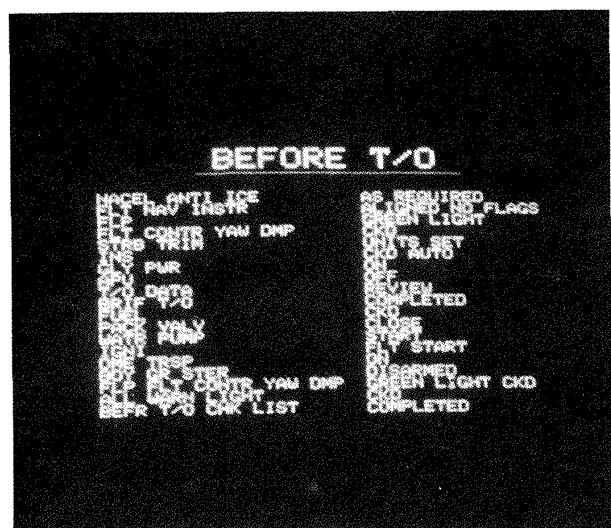


図 4-14 チェックリスト表示例

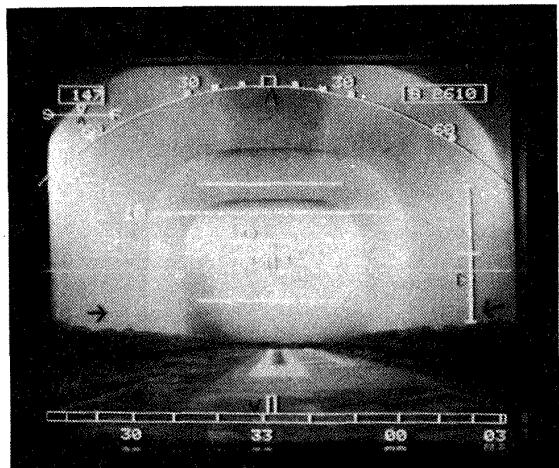
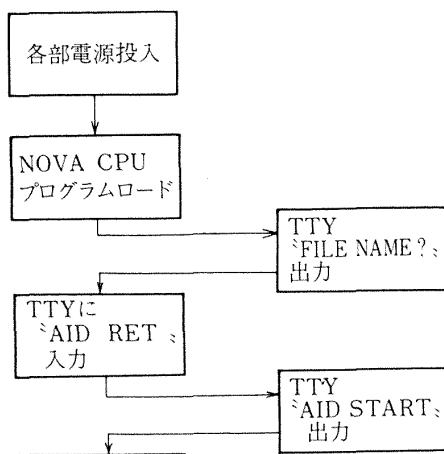


図 4-16 ビデオ信号重畠表示例

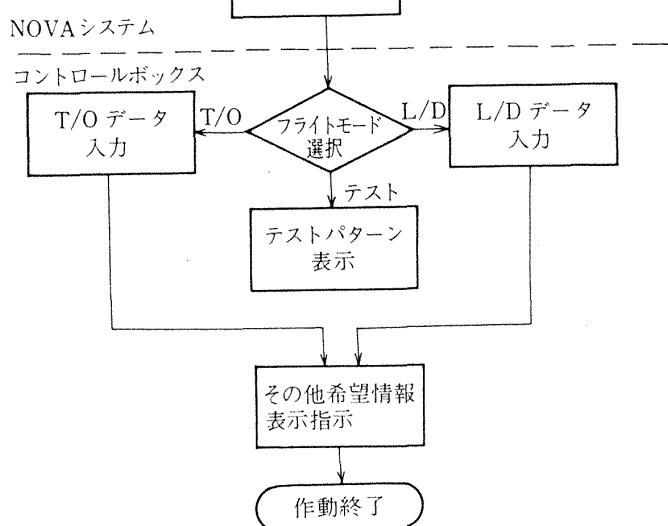


図 4-15 AID ソフトウェア作動手順

表 4-5 ストール速度の設定表

Wt(1,000 lb) \ フラップ角 [deg]	0	1	5	10	20	25	30
800	203	168	154	152	146		
780	201	165	152	150	144		
760	198	163	149	147	141		
740	196	160	147	145	139		
720	193	157	145	143	137		
700	190	154	142	140	134		
680	187	151	140	138	132		
660	185	149	138	135	130		
640	182	146	135	133	127	123	116
620	179	143	133	130	125	121	114
600	176	140	130	128	122	118	112
580	173	137	128	125	120	116	110
560	170	134	125	123	117	114	108
540	167	131	123	120	115	112	106
520	164	128	120	118	112	109	104
500	164	125	117	115	110	107	102
480	158	122	115	112	107	104	100
460	154	119	112	110	105	102	98
440	151	117	109	107	102	99	96
420	147	114	107	105	100	97	93
400	144	111	104	102	97	94	91
	脚上げ					脚下げ	

註：離着陸高度にのみ適用できる。

(文献 4-1) より引用)

表 4-6 T/O EPR の設定表

DRY STD			WET STD			SPL STD
EPR	AIRPORT OAT °C	AIRPORT PRESS ALT ft	EPR	AIRPORT OAT °C	AIRPORT PRESS ALT ft	AIRPORT PRESS ALT ft
1. 530	Press Alt below 4999 ft	7	9, 701~10, 000	1. 580	10	9, 901~10, 000
1. 525		8	9, 101~ 9, 700	1. 575	11	9, 301~ 9, 900
1. 520		9	8, 701~ 9, 100	1. 570	12	8, 701~ 9, 300
1. 515		10	8, 101~ 8, 700	1. 565	13	8, 051~ 8, 700
1. 510		11	7, 601~ 8, 100	1. 560	14	7, 451~ 8, 050
1. 505		12	7, 051~ 7, 600	1. 555	15	6, 801~ 7, 450
1. 500		13, 14	6, 501~ 7, 050	1. 550	16	6, 101~ 6, 800
1. 495		15	6, 001~ 6, 500	1. 545	17	5, 601~ 6, 100
1. 490		16	5, 401~ 6, 000	1. 540	18	5, 051~ 5, 600
1. 485		17	5, 000~ 5, 400	1. 535	19	4, 551~ 5, 050
1. 480	17	18	4, 801~ 4, 999	1. 530	20	4, 051~ 4, 550
1. 475		19	4, 101~ 4, 800	1. 525	21	3, 501~ 4, 050
1. 470		20	3, 701~ 4, 100	1. 520	22	3, 051~ 3, 500
1. 465	20	21	3, 051~ 3, 700	1. 515	23	2, 601~ 3, 050
1. 460	21	22, 23	2, 501~ 3, 050	1. 510	24	2, 101~ 2, 600
1. 455	22	24	2, 001~ 2, 500	1. 505	25, 1, 8	1, 801~ 2, 100
1. 450	23, 24	25	1, 401~ 2, 000	1. 500	26	1, 151~ 1, 800
1. 445	25	26	901~ 1, 400	1. 495	27	901~ 1, 150
1. 440	26	27	201~ 900	1. 490	28	401~ 900
1. 435	27	28	-199~ 200	1. 485	29	-49~ 400
1. 430	28	29	-799~ -200	1. 480	30	-399~ -50
1. 425	29	30	-1, 000~ -800	1. 475	31	-849~ -400
1. 420	30	31		1. 470		-1, 000~ -850
1. 415	31	32, 33		1. 465	32	
1. 410	32	34		1. 460	33	
1. 405	33, 34	35		1. 455	34	
1. 400	35	36		1. 450	35	
1. 395	36	37		1. 445	36	
1. 390	37	38		1. 440	37	
1. 385	38	39		1. 435	38	
1. 380	39	40, 41		1. 430	39	
1. 375	40	42		1. 425	40	
1. 370	41	43		1. 420	41	
1. 365	42, 43	44		1. 415	42	
1. 360	44	45		1. 410	43	
1. 355	45	46		1. 405	44, 45	
1. 350	46	47		1. 400	46	
1. 345	47	48		1. 395	47	
1. 340	48	49, 50		1. 390	48	
1. 335	49	51		1. 385	49	
1. 330	50	52		1. 380	50	
1. 325	51	53				

(文献 4-1) より引用)

表 4-7 常時モニタ表

No.	モニタ名	使用入力	条件	表示	
				D P - I	D P - II
1	ウインドシアモニタ	姿勢計算タスク出力	発生した場合		シンボル表示
2	エンジン監視モニタ	D/I 入力	同上	X, X, X, X ENG FAIL	
3	AFCS モニタ	同上	入力状態による		キャラクタ表示
4	CAS モニタ	同上	発生した場合	CLIMB, DIVE LEFT, RIGHT	
5	オーバー速度モニタ	姿勢計算タスク出力	V > 380kts	OVER SPEED	
6	ストールモニタ	同上	V < V <sub>stall</sub>	STALL	
7	オーバーGモニタ	同上	G > 2.5g (フラップ上げ) G > 2.0g (フラップ下げ)	OVER G	

表 4-8 L/Dモニタ表

No.	状態		モニタ出力メッセージ		
	(1)	(2)	警報	コマンド	その他
1	開始条件	L/Dデータ未算出 H > 6000ft VOR/DME局入力なし V > V <sub>BUG</sub> +80	TOO HIGH TOO FAST		L/D DATA CAPTURE VOR/DME
2	OM(アウタマーカ)迄	フラップ角不良 H > 6000ft H < 2700ft	TOO HIGH TOO LOW	FLAP XX	
3	OM近辺	フラップ角不良 H > 3734ft H < 2666ft V > V <sub>BUG</sub> +15 V < V <sub>BUG</sub> +5 脚上げ	TOO HIGH TOO LOW TOO FAST TOO SLOW	FLAP 25(30) GEAR DOWN	
4	OMから DH迄	H > (DME)sin2.75° H < (DME)sin2.25° V > V <sub>BUG</sub> +10 V < V <sub>BUG</sub> フラップ角不良 脚上げ	TOO HIGH TOO LOW TOO FAST TOO SLOW	FLAP 25(30) GEAR DOWN	
5	DH < 300				DECISION HEIGHT

表 4-9 T/Oデータ表

No.	ファンクション スイッチ 名称	入力最大値	NOTE
1	COND	(単位) 6	1-SS 3-SH 5-DS 2-WS 4-WH 6-DH
2	FLP	30DEG	
3	OAT	-54~54 °C	
4	CG	33 % MAC	

表 4-10 L/Dデータ表

No.	ファンクション スイッチ 名称	入力最大値	NOTE
1	FLP	(単位) 30 DEG	着陸フラップ角

表 4-11 空港データ表

No.	ファンクション スイッチ 名称	入力最大値	備 考
1	AP	99 (単位)	空港名, 1 - 羽田 2 - 千歳 9 9 9 └─ 1 - left 2 - right 方位
2	RUNWAY	999	
3	WIND DIR	360 deg	
4	WIND SPD	99 kts/時	
5	QNH	99.99 QNH	
6	TEMP	±99.9 °C	
7	SURFACE	9	1 - SS, 2 - WS 3 - SH, 4 - WH 5 - DS, 6 - DH

表 4-12 チェックリスト等の表示

No.	ファンクション スイッチ 名称	入力 最大値	備 考
1	CHKLIST	9	1 - before takeoff 2 - after takeoff 3 - landing 4 - rapid decompression 5 - approach check 6 - engine fire severe damage or separation
2	FLT DATA	9	1 - フライトパス表示 2 - ホールディング データ表示

表 4-13 地上施設設定数表

設置場所	局種類	周波数 / チャネル	設置場所	局種類	周波数 / チャネル
羽田	NDB	282 MHz	荏田	NDB	357 MHz
羽田	VOR/DME	CH 112	品川	NDB	325 MHz
木更津	NDB	202 MHz	荒川	NDB	385 MHz
木更津	VOR/DME	CH 92	立川	NDB	330 MHz
館山	NDB	373 MHz	川角	NDB	251 MHz
館山	VOR/DME	CH 72	下総	NDB	208.5 MHz
佐倉	NDB	350 MHz	百里	NDB	366 MHz
佐倉	VOR	112.7 MHz	態谷	NDB	240 MHz
大子	NDB	225 MHz	日光	NDB	389 MHz
大子	VOR/DME	CH 100	焼津	NDB	344 MHz
横須賀	NDB	270 MHz	松本	NDB	276.5 MHz
横須賀	VOR/DME	CH 109	銚子	VOR/TAC	CH 83
大島	NDB	216 MHz	阿見	VOR/DME	CH 107
大島	VOR/TAC	CH 78	閑宿	VOR/DME	CH 117
三宅島	NDB	260 MHz	守谷	VOR/DME	CH 87
三宅島	VOR/DME	CH 125	千歳	NDB	220 MHz
函館	NDB	388 MHz	大湊	NDB	353 MHz
函館	VOR/DME	CH 70	札幌	NDB	253 MHz
茅ヶ崎	NDB	236 MHz	帯広	NDB	240 MHz
大島空港	NDB	392 MHz	旭川	NDB	334 MHz
厚木	NDB	265 MHz	千歳	VOR/TAC	CH 29
座間	NDB	401 MHz			

## 結 言

本報告では、統合航空計器実験装置の開発、及びその機能概要を記した。本装置は、そのリアルタイム性、多色の面塗りの可能性、ソフトウェアのフレキシビリティによって、今後の実用とう載型ディスプレイの設計、製作、評価に極めて有用であると考える。実用ディスプレイシステムの開発は現在計画中であるが、本装置無しに実用化計画を具体化することは困難である。一方、本装置の開発において明らかになった以下の検討課題は、今後の実用とう載ディスプレイ製作迄に解決しなければならない。

(1) 本システムのソフトウェアはリアルタイム性に考慮を払って製作したにもかかわらず、当初よりもデータ更新レートが落ちている。この理由としては、NOVA計算機そのものの制約と共に、ソフトウェア構成上の困難も考えられる。当初の更新レート迄に回復させるためにはハードウェア、ソフトウェア全体にわたる見直しが必要である。実用システムの開発にあたっては例えザーリング回路や、画像回転のための座標変換等は出来るかぎりハードウェアで受け持たせるべきである。

(2) 表示フォーマット、色、輝度レベル等の改良点も明らかになっているものがある。これらを含め、フライトシミュレーション試験で得られる改良については別の機会に報告する。(1-16)参照)

(3) とう載型設計時にとくに考慮すべき点としては、次のものがある。

(3-1) 表示に必要最小限なベクトル本数を確認し、また素子を出来るだけ集積化してディスプレイプロセッサの小型軽量化を図る。

(3-2) 耐震性を含み、耐環境性についてシステム全体に考慮を払う。

(3-3) システムに取り込む信号の性質(S/N比や、アナログあるいはデジタル等信号の形)を考慮する。

(3-4) 直射日光下での視認性を保証する様にディスプレイユニットの輝度の向上を計る。

本報告を終えるに当り、本装置開発に援助をいただいた関係各位に感謝の意を表す。本装置開発の機会を与えていただいた「ジェット輸送機の運航安全に関する人間-機械系の総合研究」推進主体である科学技術庁研究調整局、及び本装置開発に関し指導助言を頂いた鶴津久一郎委員長を始めとする「ジェット輸送機運航安全研究委員会」の委員各位に御礼申し上げる。本装置製作には日本アビオトロニクス(株)の協力を頂いたことを付記し

謝意を表す。

## 参 考 文 献

- 0-1) ICAO: Aircraft Accident Digest, No. 15, Vol. 1 (1966) ~ No. 19 (1973).
- 0-2) 科学技術庁・研究調整局: ジェット輸送機の運航安全に関する人間-機械系の総合研究, 1980
- 1-1) R. A. Chorley; Seventy Years of Flight in Instruments and Display. Aeronaut. Journal, Vol. 80, No. 788 (1976) pp. 323 ~ 342.
- 1-2) P. M. Fitts & R. E. Johns; Psychological Aspects of Instrument Display, I-Analys of 270 "pilot error" Experiences in Reading and Interpreting Aircraft Instruments. MR TSEAA-694-12A, AML, AMC, Wright-Patterson AFB(1947).
- 1-3) 佐々木、武田、井関: 航空・航海計器、誠文堂新光社(1940)。
- 1-4) 樋口、百名、三好、岡部、川原: ジェット輸送機操縦のタスク・アナリシス、航空宇宙技術研究所報告、TR-215(1970)。
- 1-5) J. M. Naish; Application of the Head-Up Display to a Commercial Jet Transport. J. of Aircraft, Vol. 9, No. 8 (1972) pp. 530 ~ 536.
- 1-6) T. Gold & R. M. Walchli; Head-up Display for All-Weather Approach and Landing of Tilt-Wing V/STOL Aircraft, AIAA Paper 74-952 (1974).
- 1-7) F. Neuman, D. M. Watson & P. Bradbury; Operational Description of an Experimental Digital Avionics System for STOL Airplanes. NASA TM-X 62-448 (1975).
- 1-8) S. A. Morello, C. E. Knox & Steinmetz; Flight-test Evaluation of Two Electronic Display Formats for Approach to Landing under Instrument Conditions., NASA TP-1085 (1977).
- 1-9) L. F. Bateman; Flight Decks for Future Civil Transport Aircraft, J. of Navigation 30-2 (1977).
- 1-10) N.A. Kopchick, D. E. Dewey, W. Willich; Design of the DAIS Control and Display Core Element. AIAA Paper 75-600 (1975).
- 1-11) Anon.; Electronic Flight Instruments System, Collins Proposal, Rockwell International (1978).
- 1-12) 三好、岡部、石川: 計器のよみやすさに関する研究、航空宇宙技術研究所報告、TR-99 (1966)。
- 1-13) 百名、川原、田中: ヘッド・アップ・ディスプレイの実機飛行評価試験、航空宇宙技術研究所資料、TM-352 (1978)。

- 1-14) 岡部, 田中, 川原: 航空計器統合化に関する調査研究, 航空宇宙技術研究所資料, TM-416 1980
- 1-15) 岡部, 川原, 田中: 離着陸飛行シミュレーション試験によるパイロット・ワークロードの測定, 航空宇宙技術研究所資料, TM- , 1980(執筆中)
- 1-16) 岡部, 川原, 田中, 井須: 飛行シミュレーション試験による統合計器の評価試験, 航空宇宙技術研究所技術報告, TR- , 1980(執筆中)
- 2-1) 原田: シミュレーション用複合計算機(FSK-II)のデータ転送と制御, 航空宇宙技術研究所報告, TR-511 (1977).
- 2-2) 原田: 航空宇宙技術研究所汎用飛行シミュレータ用複合計算機, 航空宇宙技術研究所報告, TR-553 (1978).
- 2-3) 橋口, 百名, 三好, 岡部, 山本, 川原: VTOL 機操縦研究設備, 航空宇宙技術研究所報告, TR-169 (1968).
- 4-1) Anon.; 747 Aircraft Operating Manual. Japan Air Lines Co.
- 4-2) Anon.; Human Engineering Design Criteria for Military Systems, Requirement and Facilities. MIL-STD-1472 (1968).
- 4-3) D. L. Baty; Rationale and Description of a Coordinated Cockpit Display of Aircraft Flight Management, NASA TM-X 3457 (1976).

---

## 航空宇宙技術研究所報告 608号

昭和 55 年 4 月 発 行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武藏野三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---

**Printed in Japan**

This document is provided by JAXA.