

UDC 681.4.07:  
629.73.058.74:

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-352

ヘッド・アップ・ディスプレイの実機飛行評価試験

百名盛之・川原弘靖・田中敬司

1978年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1.はじめに .....	1
2.実機飛行試験にむけて .....	2
2.1 シミュレーション試験で得られたNAL-10型HUDの問題点 .....	2
2.2 実験飛行試験にあたっての改造 .....	2
2.2.1 HUDシステムの改修 .....	2
2.2.2 試験機の改装 .....	7
3.実機飛行試験 .....	10
3.1 地上試験 .....	10
3.2 飛行試験 .....	10
4.結果 .....	14
4.1 ペン書きレコーダによる解析 .....	14
4.2 パイロットコメント .....	15
5.まとめ .....	16

# ヘッド・アップ・ディスプレイの実機飛行評価試験\*

百名盛之\*\*・川原弘靖\*\*\*・田中敬司\*\*\*

## Flight Evaluation Test of the Head Up Display

By

Moriyuki MOMONA, Hiroyasu KAWAHARA  
and Keiji TANAKA

### ABSTRACT

In human factor research on aircraft control, there have been several attempts to integrate cockpit information necessary for pilots. As one such attempt, the first prototype Head Up Display (NAL-10 HUD) system for civil use was manufactured and evaluated by a simulation test at the National Aerospace Laboratory in 1971. The NAL-10 HUD was fully digitized, and made use of a software system to increase the flexibility of the display formats for the use of initial stage research.

In 1972, NAL-20 HUD, which was improved from NAL-10 HUD, was constructed for the second stage research, the flight test. The flight evaluation test was conducted at Nagoya airport from March 19 to 21, 1973. The test aircraft was a twin turboprop transport YS-11 (No. 1, JA 8611).

The goal of the flight test was achieved and implications were obtained. Some of them derived from the pilot commentary were that it was easy to obtain such information as direction and attitude, and that the HUD decreased pilot workload, especially when he needed an outside view during the flight phase of approach and landing. It was found from the flight records that the pilot seemed to get accustomed easily to the HUD. Pilots suggested several improvements for further practical use, concerning the necessities of precise bank indication, suppression of signal noise of digitally displayed information, and widening the semi-transparent display field of HUD.

### 1. はじめに

当所においては、航空機操縦における人間工学的研究の一課題として従来からパイロットに与えるべき情報の統合化の研究をおこなってきたが、その一方策としてヘ

ッド・アップ・ディスプレイ (Head Up Display, 以下HUDと略す場合がある) を採り上げ、これを大型の輸送機に適用する可能性について検討した。すなわち、昭和46年度特別研究によって我が国初のヘッド・アップ・ディスプレイ (NAL-10型) を研究試作し、当所の汎用シミュレータ設備<sup>1), 2)</sup>に組み込んでシミュレーション試験を実施した。

つぎに、昭和47年度特別研究によりこのシミュレーシ

\* 昭和53年2月13日 受付

\*\* 京都大学（元計測部）

\*\*\* 計測部

ョン試験の結果得られた問題点を改良し(NAL-20型)。昭和48年3月に名古屋空港においてYS-11型機により実機飛行評価試験をおこなった。

実機飛行試験の目的は次のとおりである。

NAL-20型HUDを実機に搭載し、定められた飛行課目に関して在来の航空計器による飛行とHUDによる飛行を実施し、実機飛行におけるHUDの機能・性能の確認をおこなって今後の統合航空計器開発のための資料を得ると同時に、HUDによる飛行に対するパイロットの慣熟の問題を検討することである。

実機飛行試験の実施にあたって参画協力機関は次のとおりである。

飛行試験計画実施： 航空宇宙技術研究所

計測部 人間工学研究室

機体およびパイロットの提供：

日本航空機製造(株)

試験パイロット名： 長谷川栄三機長(飛行時間約  
7,500時間)

山之内憲男副機長(飛行時間約  
200時間)

HUDの調整： (株)東京計器 航空機事業部

実験機(YS-11)改修、整備および地上支援：  
三菱重工(株) 小牧工場

実験機検査および管制：

運輸省大阪航空局航空機検査官  
名古屋空港分室 名古屋空港事務所

本報告書においては、シミュレーション試験で判明した問題点とその改修、および実機飛行試験の概略と得られた結果について報告する。

## 2. 実機飛行試験にむけて

### 2.1 シミュレーション試験で得られたNAL-10型HUDの問題点

NAL-10型HUDは、47年3月に完成し、直ちにそれを用いたライト・シミュレーション試験を実施した。その結果、ソフトウェア、ハードウェアとも正常に作動し、パイロット・コメントも概ね良好であるという全体として良好な結果が得られた。

しかし、種々の改良すべき点がパイロットの有用な意見により明らかになった。それらをまとめると以下の如くなる。

ソフトウェアに関しては、

1) ディスプレイ表示法について、ILS ゲート表示が見にくいこと、パンク・インディケータがある方がよ

いこと。

2) ディジタル表示の情報(高度、対気速度)について下2ケタがノイズを拾って目まぐるしく動き、見づらいこと。

ハードウェアに関しては、

3) 汎用飛行シミュレータのコックピットへの取付には新たに特別な架台を用意しなければならず、これがコックピット内の視界を防げる結果となった。また取付けたディスプレイ・ユニットがパイロットの目の位置より若干高い位置になり見難い。

4) ブラウン管が小さいことによりHUDの視角が狭いこと。

5) 載度調整範囲が狭いこと。

などが指摘された。

### 2.2 実機飛行試験にあたっての改造

#### 2.2.1 HUD システムの改修

前節で述べたNAL-10型HUDの問題点とともに、実機飛行試験にあたっては、ハード上およびソフト上ともに考慮しなければならない点が多い。それ故HUDシステムの改修にあたって特に留意した点は、前回のシミュレーション試験で生じた技術的問題を解決すること、および実機飛行試験の特殊性を考慮すること、たとえば耐震性、システムの簡略化、電源などである。

図1にもとづいて以下に略述する。

#### ディスプレイ・プロセッサ・ラック

NAL-10型の場合には実験室内用に開発したもので、HIDAS-200システムのA/Dコンバータを利用していったが、システムの簡略化のため HIDAS-200システムは中央処理装置(以下CPUと略す)である HITAC-10(以下H-10と略す)のみを搭載することにした。したがって新たにA/Dコンバータ、パワー・サプライを作成し既存のディスプレイ・プロセッサ・ラックに内蔵した。

ディスプレイ・プロセッサ・ラックは放熱のため側板を外し、機体床面に固定するためキャスターを外し、側面に8ヶのアイ・ボルトを取り付け、ターン・バックルを用いて床面に固定した。(図2参照)

#### ディスプレイ・プロセッサ

ディスプレイ・プロセッサにはベクトル・ゼネレータ、サークル・ゼネレータを内蔵し、CPUからの命令により図5～6に示すような画素を発生する。また各画素を簡単に消去したり現わしたりできる機能をもった16個のスイッチを用意した。

#### パトロット・ディスプレイ・ユニット

ハーフ・ミラーの取付け角度など、外形を試験機であ

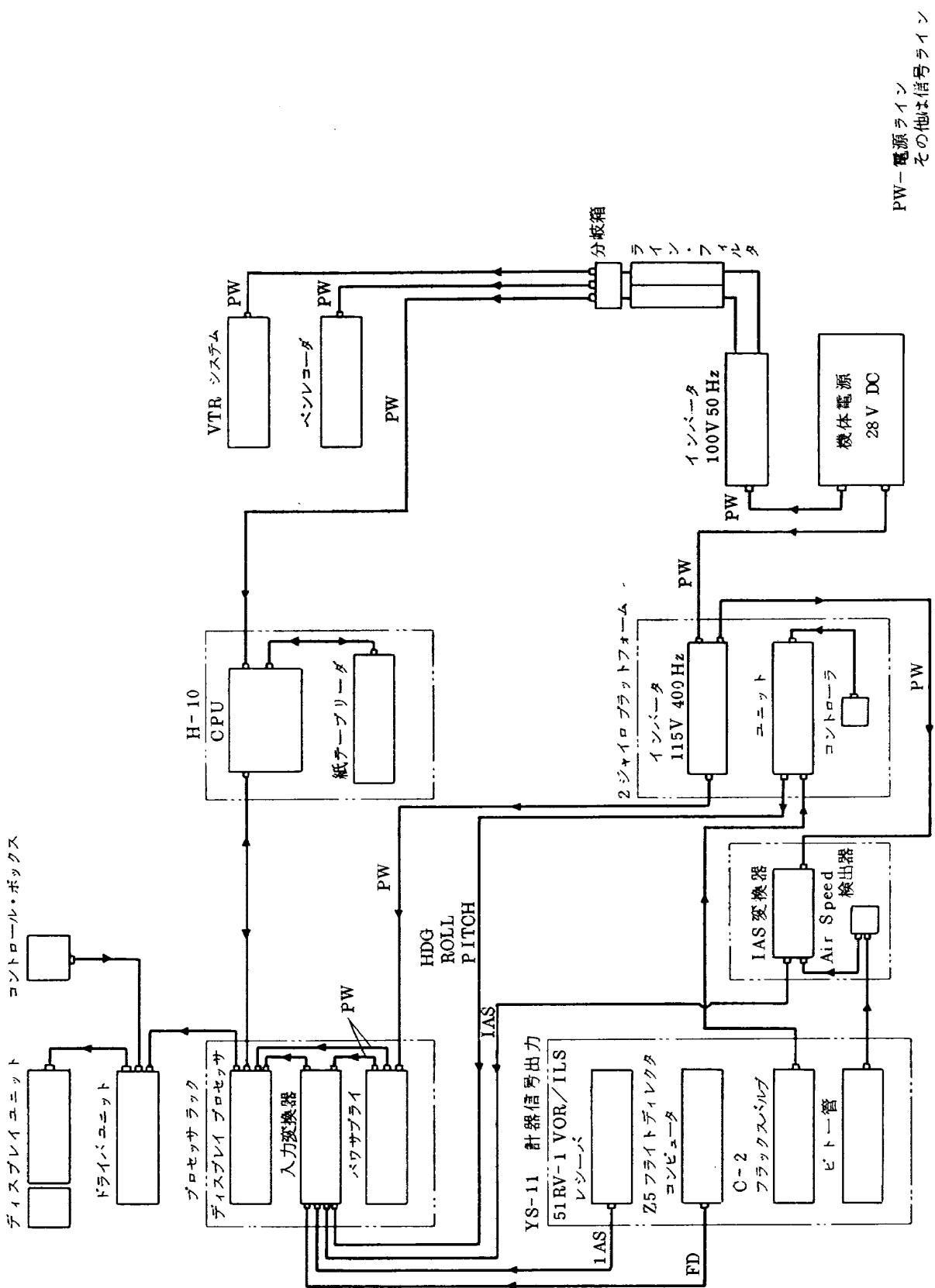


図1 飛行試験機器及び電源ブロック図

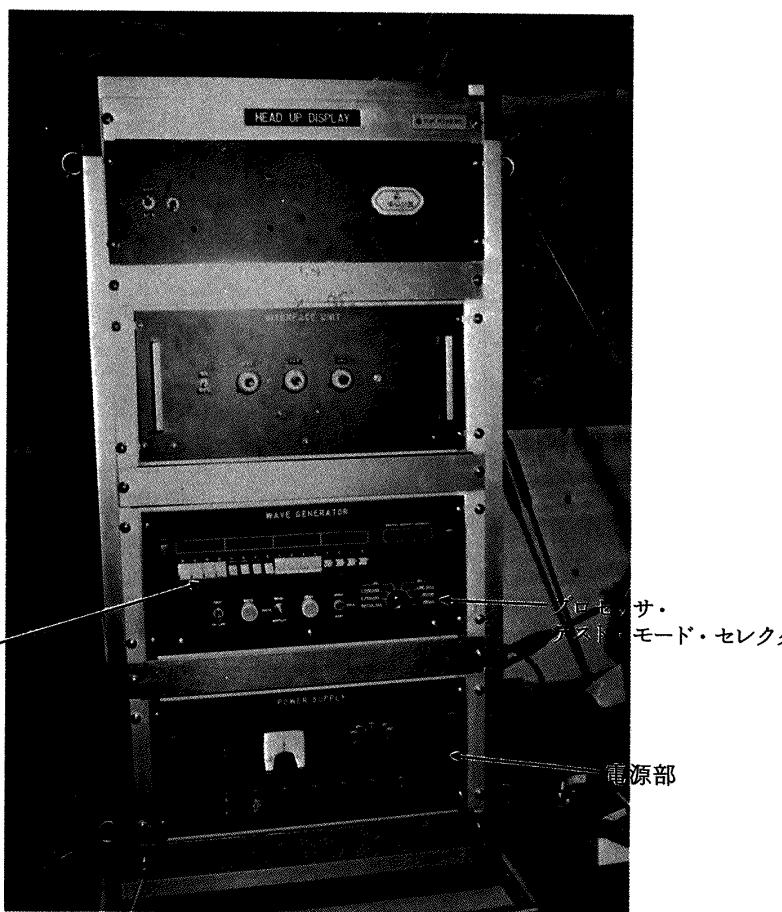


図2 ディスプレイ・プロセッサ外観図

るYS-11のコックピット前面パネル上に取付け可能な形に改造した。(図3)(付録1参照)

またYS-11のコックピットでは、パイロット・ディスプレイ・ユニットとパイロットの眼との距離が約450mmあるので、コリメータレンズの有効径を110φに拡大して視角を大きくした。(付録1参照)

さらに、CRTならびに偏向コイルは外箱との間の保持構造をNAL-10型より頑丈な構造(保持用ボルト類ならびにパッキングを挿入)に改造し、着陸、滑走、ガスト等による振動に對してより耐振性を増すようにした。

#### コントロール・ボックス

実機飛行試験時にライト・フェーズに従ってディスプレイ・モードを切り換えることができるようパイロットの手元に設置する小型のスイッチ・ボックスであり、新規に設計製作した。このモード切り替えスイッチは以下に示すライト・フェーズに対応してディスプレイ・モードを切り換えるもので、そのモードには、

TEST：各ディスプレイ要素を個別に確認するときに使用する。

NOR：通常飛行時のモード

ILS : ILSアプローチ時のモード

S-Eスイッチ: ILSモードでスピード・エラーの表示をおこなうためのスイッチ

STBY: ディスプレイ消去の5種類がある。

インテンシティ・コントローラもここに取付けてあるが、NAL-10型では最大輝度約900f-Lの50~70%の範囲しかコントロールできなかったものを0~100%の範囲までコントロールできるように改善した。

コントロール・ボックスの外形図を図4に示す。

#### 配線および接栓類

実機飛行試験用ディスプレイの改修に伴って、機器間の配線は機内配線材による床下配線を施し、また機器間の接続はキャノンコネクタを用い着脱を容易にした。

#### 中央処理装置

中央処理装置は本来なら搭載型計算機を採用すべきであるが、今回は先述のH-10型ミニコンを流用した。この計算機は実験室等屋内用の計算機であるため、シャーシ内に防振材をあてることで基板等の耐振性を増すようにした。この耐振テストは行わなかったが、陸上輸送

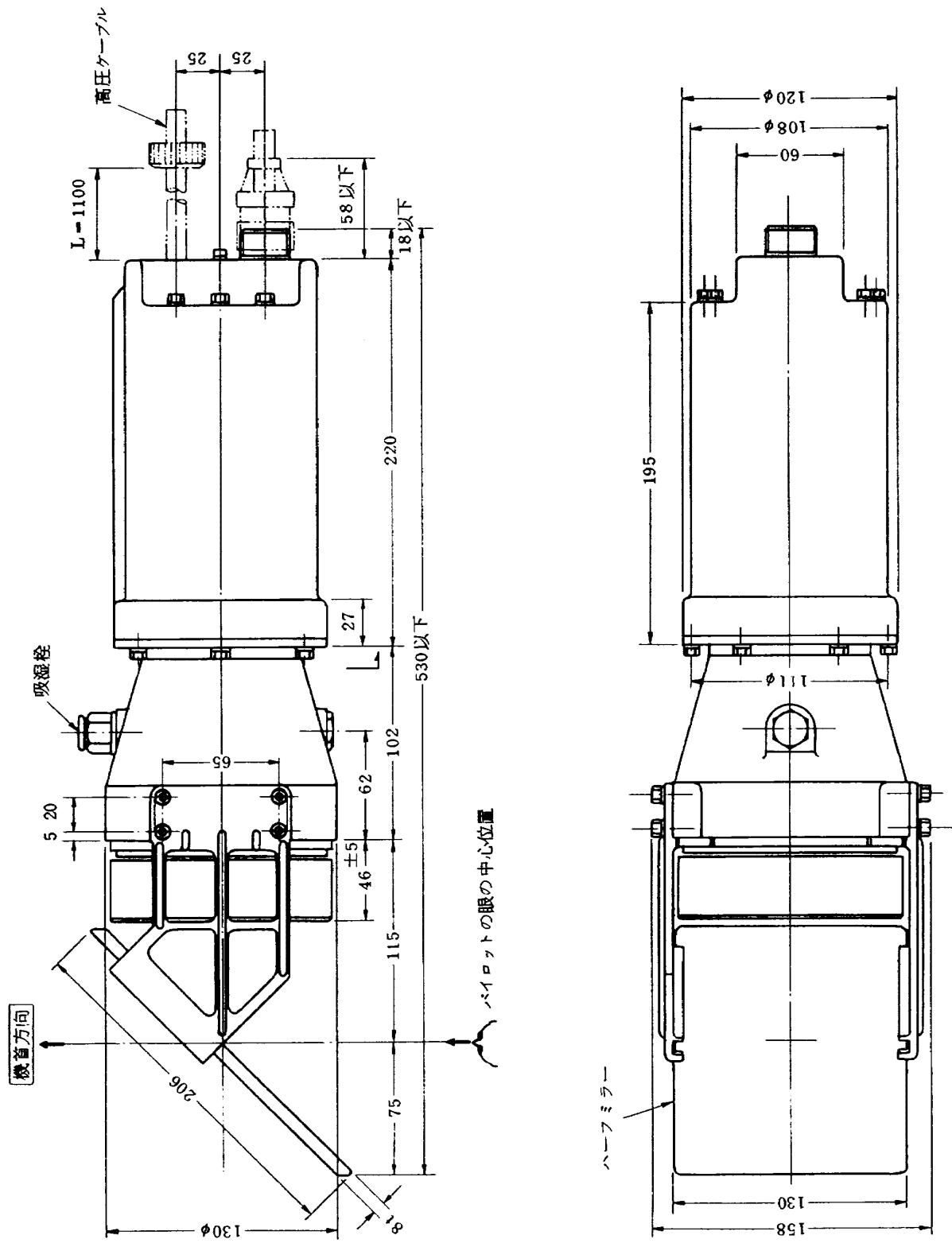


図3 ベイロット・ディスプレイ・ユニット外形図

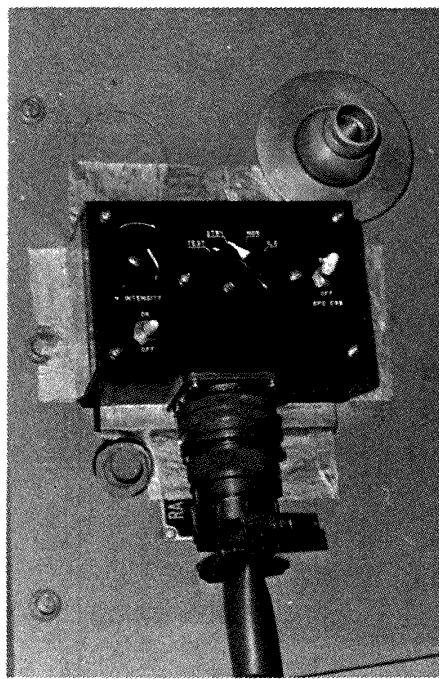


図 4 コントロール・ボックス外観図

でも支障は生じず、また今回の如く低空での飛行試験では何らの不具合は発生しなかった。また接地やガストなどによるショックに対しても不具合はなかった。

#### ソフトウェア

H-10を用いているので基本的には NAL-10型のそれと同じであるが、各種入出力装置が上記の如く変更されるのに伴って必要な修正をおこなった。

さらに、シミュレーションでの問題点 1), 2)に従って、また実機飛行試験のためパイロットとの事前打合せに基づいて、NORMALモード、ILSモードの表示をそれぞれ図5、図6の如くに変更した。

#### 機内電源

機内DC 28V 電源より商用(AC 100V 50Hz)の電源を得るためスタティック型インバータを新たに 2台(500VA×2)用意し、必要電力(800VA)より容量に余裕をもたせることにより電源変動を少なくするよう留意した。また、さらに電源からのノイズを除去するために大型のラインフィルタを電源ラインに挿入した。

以上、実機飛行試験のためのHUDシステムは改造、既存、新規購入を含めて表1の如くになる。

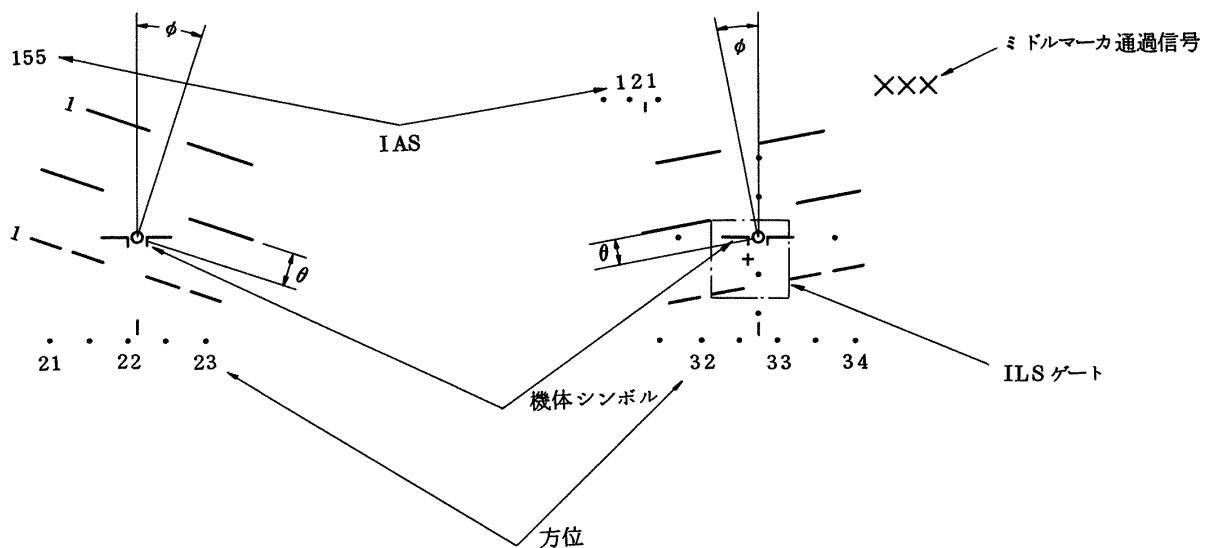


図 5 NORMALモード・ディスプレイ・フォーマット

図 6 ILS モード・ディスプレイ・フォーマット

## 2.2.2 実験機の改装について

実験機の操縦室内および客室内に実験機材を取付け、それに伴う配線、配管をおこなった。

実験機は、YS-11 1号機（日航製所有）（図7）で、元来試験用の機体だったので、既存の飛行データ指示記録装置（図8）等の機材はそのまま利用することができた。

実験機材の配置図を図9に、HUD取付け後の操縦席を図10に、また、各機材の取付状態を図2、図11に示す。ドライバ・ユニットは安全パイロットである副操縦士席頭上に、また、コントロール・パネルは実験パイロットである機長席左側面に取付けてある。実験機材は、すべて前方9 gの加速度に對して充分耐えられるように考慮して取付けられている。

今回の機体改裝にあたって特に検査した点は、各種搭載電子装置によって無線に加わる雑音の影響であった。

これは実機飛行試験以前に十分なチェックを行い、航空局の審査により影響のないことが確認された。



図7 実験機外観（於：名古屋空港）

表1 実機飛行試験用HUDシステム実験資材一覧

装置名	数量	製造	既存、改造、新設	備考
中央処理装置	1	日立電子	改	
ディスプレイ・プロセッサ	1	東京計器	改	プロセッサラック内
入力変換器	1	同上	新	同上
パワーサプライ	1	同上	改	同上
パイロット・ディスプレイユニット	1	同上	改	
ドライバ・ユニット	1	同上	改	
コントロール・パネル	1	同上	改	
テープ読取器	1	日立電子	既	
トランスデューサ部	1	東京計器	新	
ケーブル	1式	同上	改	以上HUDシステム
生体アンプ	1	三栄測器	既	
ペンレコード	1	同上	既	
100V 50Hz インバータ	2		新	
ラインフィルタ	2		新	
VTR	1式	芝電	既	
アイカメラ	1式	NAC	既	

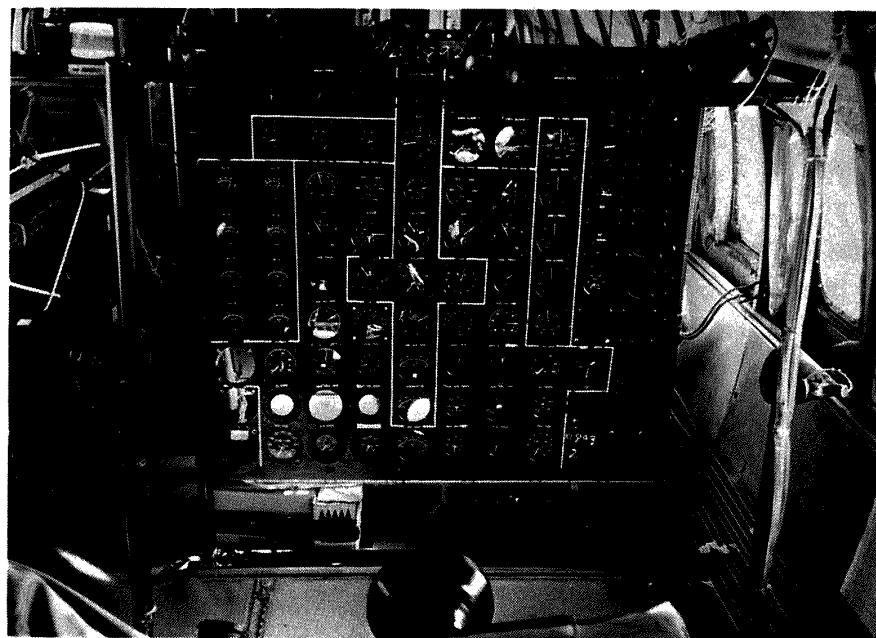


図 8 フォトパネル（飛行データ指示記録装置）

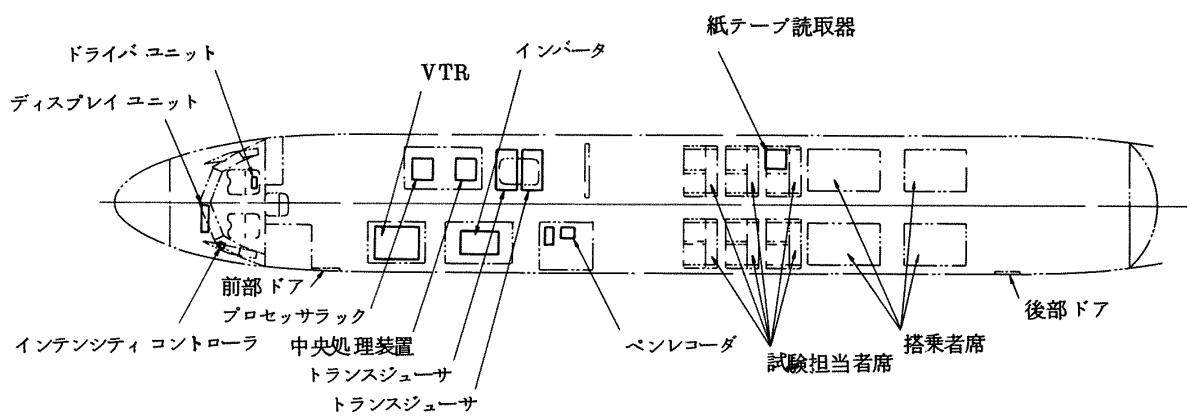


図 9 機内の実験装置および座席配置図

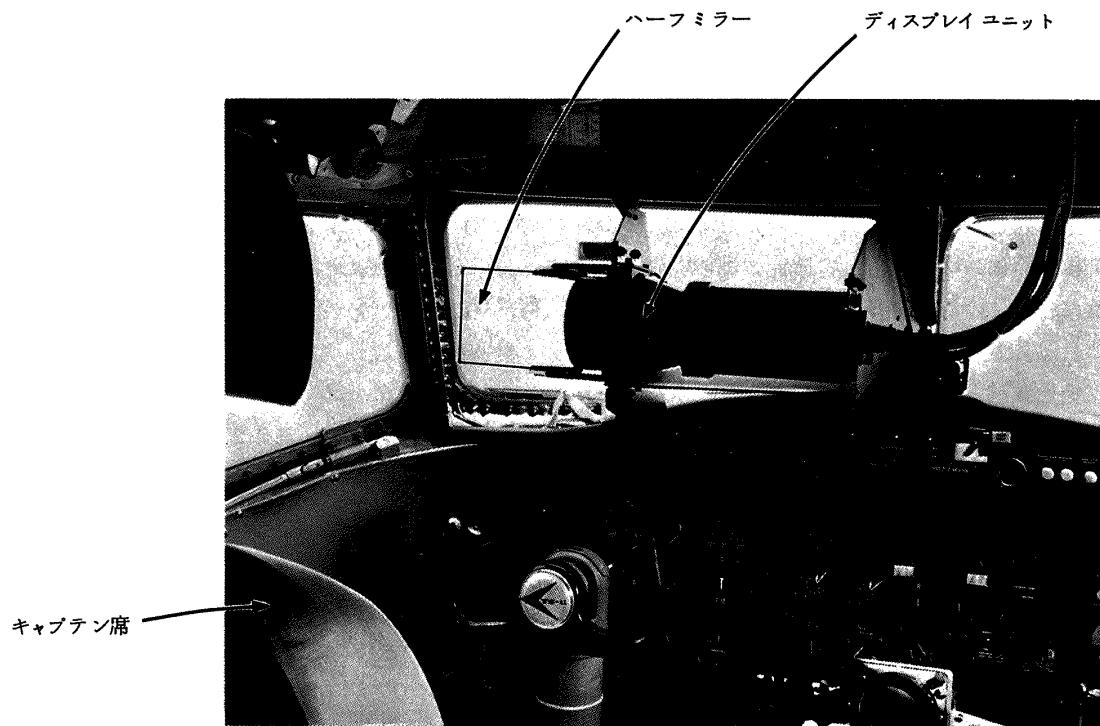


図 10 ディスプレイ・ユニット取付状態

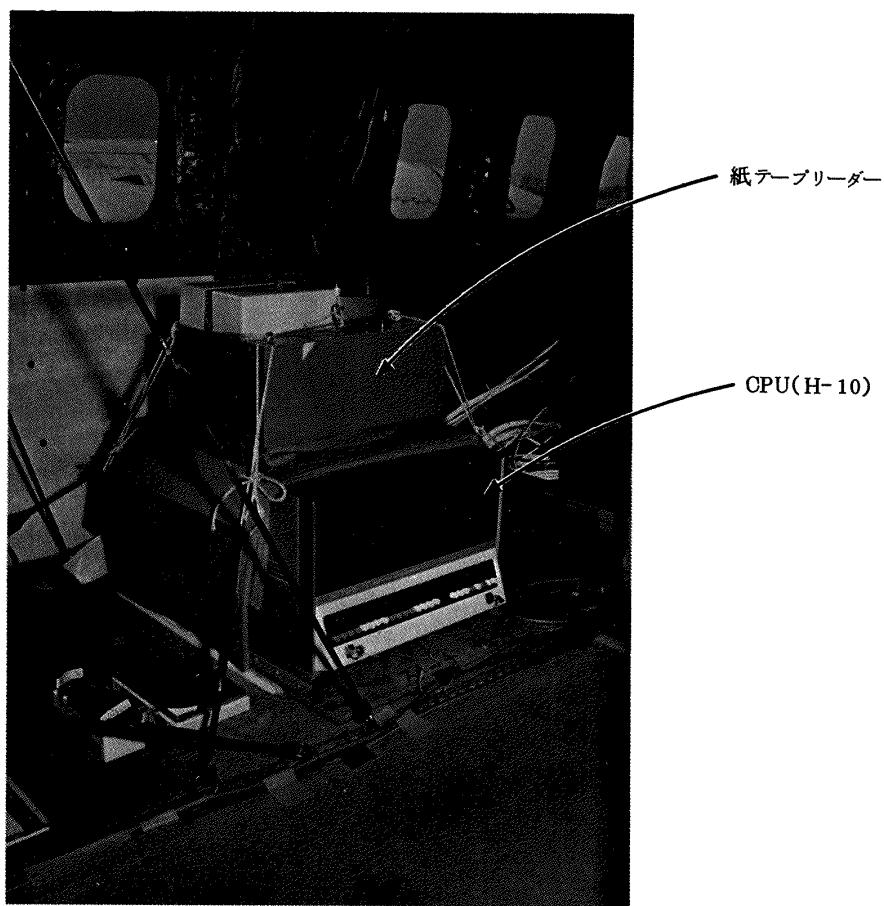


図 11 中央処理装置等取付図

### 3. 実機飛行試験

今回の試験では、NAL-10型HUDに対し、飛行試験のための改良を加えて新たに製作したNAL-20型HUDを実機に搭載し、定められた飛行課目（離陸、ILSアプローチ、ゴー・アラウンド、着陸）に関して、従来の計器による飛行とHUDによる飛行をおこなった。その目的は、実機飛行におけるHUDの機能、性能の確認とその有効性についての評価を得て、今後開発されるであろう同種の表示装置のための有用な資料を得ることである。

実験は地上試験と飛行試験の2つのカテゴリに分かれ、以下の日程で実施された。

地上試験：昭和48年3月19日

飛行試験：昭和48年3月20日～同月24日

尚、3月24日は予備日である。

#### 3.1 地上試験

実験機にNAL-20型HUDシステムの取付け工事が終了した後、運輸省航空局の修理改造検査を受けた。

その後、地上において構造上の強度確認をおこなってから次の項目についてHUDの機能、性能の試験を実施した。

- 1) 前章で述べたそれぞれの飛行モード・セレクタの機能の確認
  - 2) 各種信号の極性対応と正確なゲイン調整
  - 3) 中央処理装置、ディスプレイ・プロセッサの性能確認
  - 4) 個々の装置からのノイズ・レベルの測定
- 以上の動作の確認が完了したので、飛行試験に臨むことができた。なお、地上試験時のHUDのシンボル表示の一例を図12に示す。

実験は名古屋空港を使用し、ランウェイ134を用いて離陸しILSアプローチの後ミニマム・ハイトでランウェイ・インサイトでないと仮定してゴー・アラウンドを行い、再度ILSアプローチ、ゴー・アラウンド（実験の情況によりゴー・アラウンドの回数は変効）の後、着陸した。これを1飛行とする。

図13に名古屋空港図を、図14に飛行経路を示す。

#### 3.2 飛行実験

実験回数はHUDによる飛行が12フライト、通常計器による飛行が8フライトである。

飛行の詳細を以下に示す。

##### 1) 第1フライト

3月20日、晴、午前10時10分離陸、HUDによりゴー・アラウンドを3回繰り返す。実験中、多少ガスが発生し視界が悪化したが飛行には差し支えなかった。同日

午前11時30分HUDによる本邦初の着陸に成功した。

##### 2) 第2フライト

3月20日、午後6時30分、夜間における離陸、ゴー・アラウンド1回、その後の着陸試験を実施した。この時、HUDの輝度が強過ぎる点をパイロットより指摘された。

##### 3) 第3フライト

3月22日、晴、午前10時20分離陸、第1回目のゴー・アラウンドを通常計器によっておこなった（以後通常計器によるフライトをノーマル・フライトとする）。その後機体は多少ガストによって揺れていたが、HUDによりゴー・アラウンドを2回繰り返した後着陸した。記録はペン書き記録器（図15）の他に新たにVTR（ビデオ・テープ・レコーダ）を用いた。VTRの映像はパイロット前頭部にアイ・マーク・レコーダ<sup>(付録2)</sup>を装着し、パイロットの視界をグラスファイバによりカメラに導入して記録したものである。

##### 4) 第4フライト

3月23日、晴、昨日の雨の影響で気流が悪化していたが、午前10時25分離陸、ノーマル・フライトを3回おこなって着陸した。

##### 5) 第5フライト

同日午後2時20分離陸、パイロットにアイ・カメラをセットし眼球運動をも記録を試みたが、アイ・マーク・スポットの位置調整がガストを受ける毎に必要となり非常に困難だったので眼球運動の記録は断念した。HUDによるゴー・アラウンドを3回繰り返した後着陸し、以上で実験の全日程を終了した。

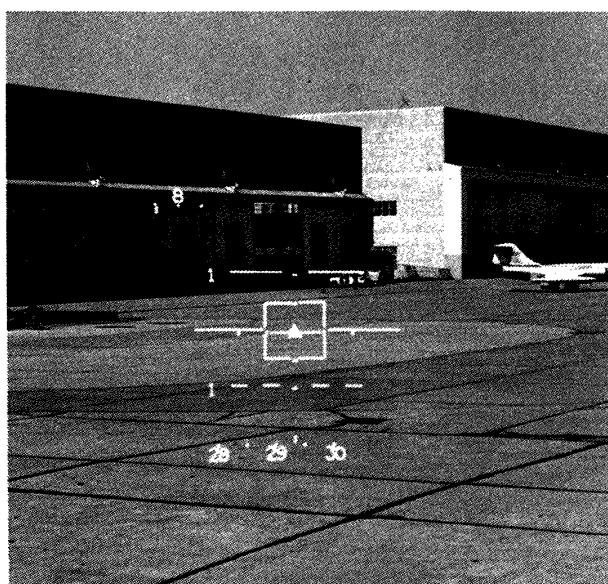


図12 地上試験時のHUDシンボル表示例

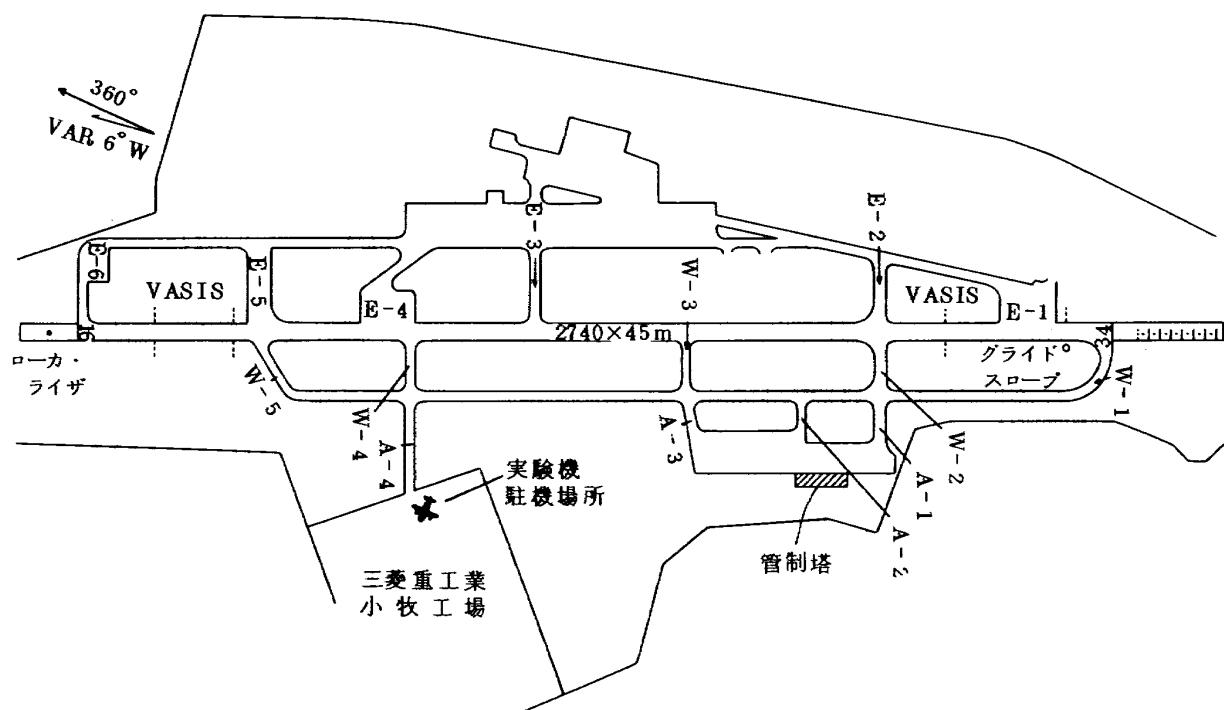


図13 実験に使用した名古屋空港の略図

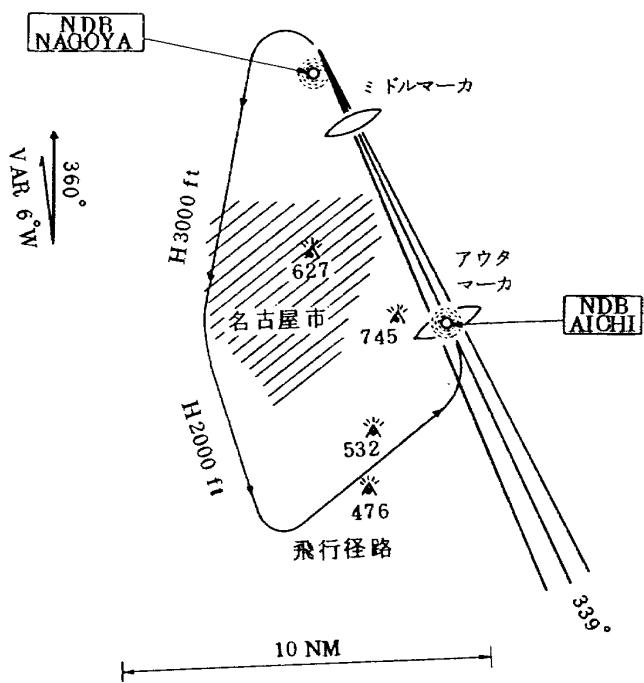


図14 実験時の主な飛行径路

HUD による飛行時の表示例として、ゴー・アラウンド時 (ILSモード) および巡航時 (NORモード) の表示フォームマットをそれぞれ図16、図17に示す。

### 3.3 記録

全飛行試験を通して記録したデータは、

- 1) ペン書きレコーダによる各種状態量の変化

ローカライザ・エラー、グライト・スロープ・エラー、ピッチ角、ロール角、対気速度

- 2) フォト・パネルによる通常計器情報

毎秒1コマ、計器盤にある飛行およびエンジン情報

- 3) アイ・カメラによるVTR記録



図 15 ペン書き記録装置装着図

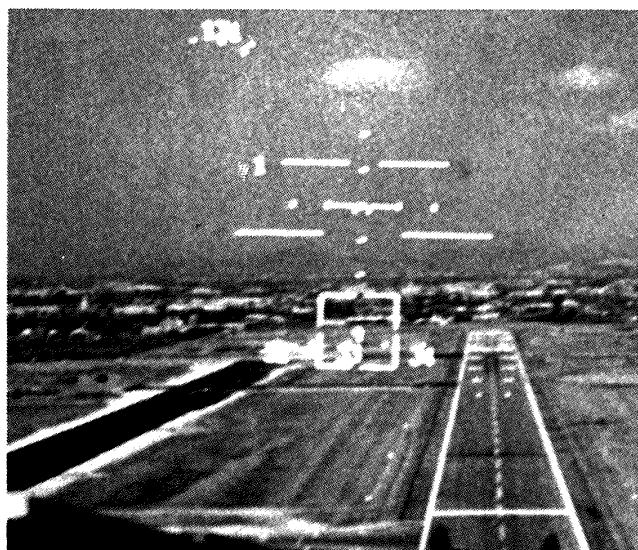


図 16 ILS アプローチ時の表示



図 17 巡航時の表示

4) 16mm カメラによる実験状況の撮影

5) 35mm スチール写真による記録

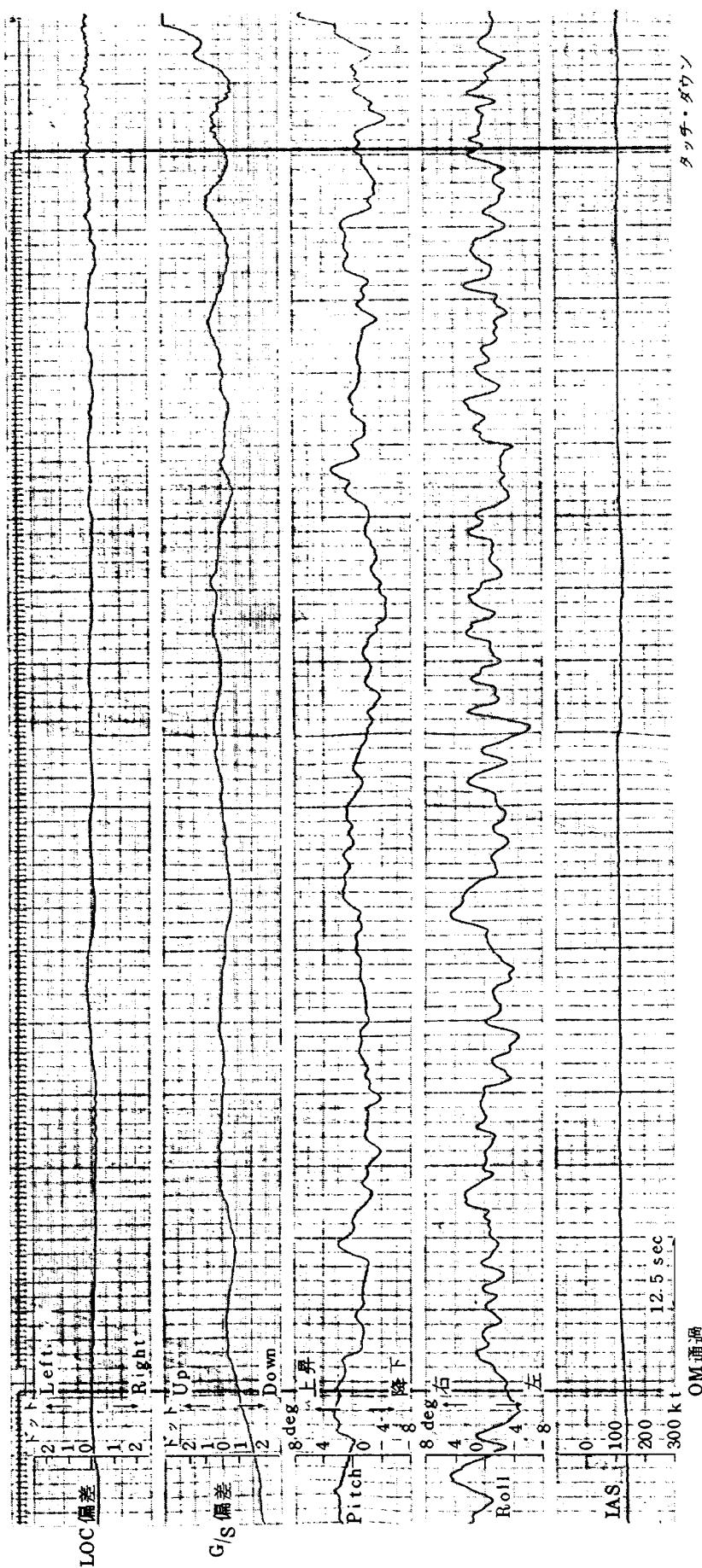
以上である。

アイ・カメラによる眼球運動記録は前述の理由によって記録を断念したが、アイ・カメラを通して見える外界

視界つまりパイロットが見ている視界が記録できたことは以後の解析に大変有効であった。

また、ペン書きレコーダ、フォト・パネル写真記録から、飛行軌跡を再現するのに必要なデータを得ることが出来た。ペン書きレコーダの記録例を図18に示す。

実験ケース No. 1892-1-3



但し、  
 OM : アウタ・マーク  
 MM : ミドル・マーク  
 LOC: ローカライザ  
 G/S : グライドスロープ  
 IAS : 対気速度  
 以降図 19 ~ 22 も同じ

図 18 ペン書き記録例 (HUD 第 5 フライト)

#### 4. 結 果

##### 4.1 ペン書きレコーダからの解析

ペン書きレコーダからのデータのうち、ローカライザ・エラーおよびグライド・スロープ・エラーをX-Z平面上に再現した。得られた結果のうち、ノーマル・フライト1ケース、HUDによるフライトの初回、第5回目、最終回の例をそれぞれ図19～図22に示す。

ノーマル・フライトの結果は各ケース共同様の傾向を示しており、パイロットがノーマル・フライトを十分経験しているものと考えられ、正確にビームに乗っている

ことが図19から明らかである。

HUDによる結果のうち、初回はローカライザ、グライド・スロープと共にノーマル・フライトに比べて偏差の大きいことがわかる。第5回、最終回と回を重ねる毎にこれらの偏差がノーマル・フライト時と変わらなくなってきたていることが分る。このことは、HUDによる飛行の回を重ねる毎にパイロットがHUDに慣熟してきたことを表わしていると考えられる。このような速やかな慣熟が可能であるという知見は、同種の新しい表示装置の実用への導入に対して明るい見通しを与えていたといえよう。

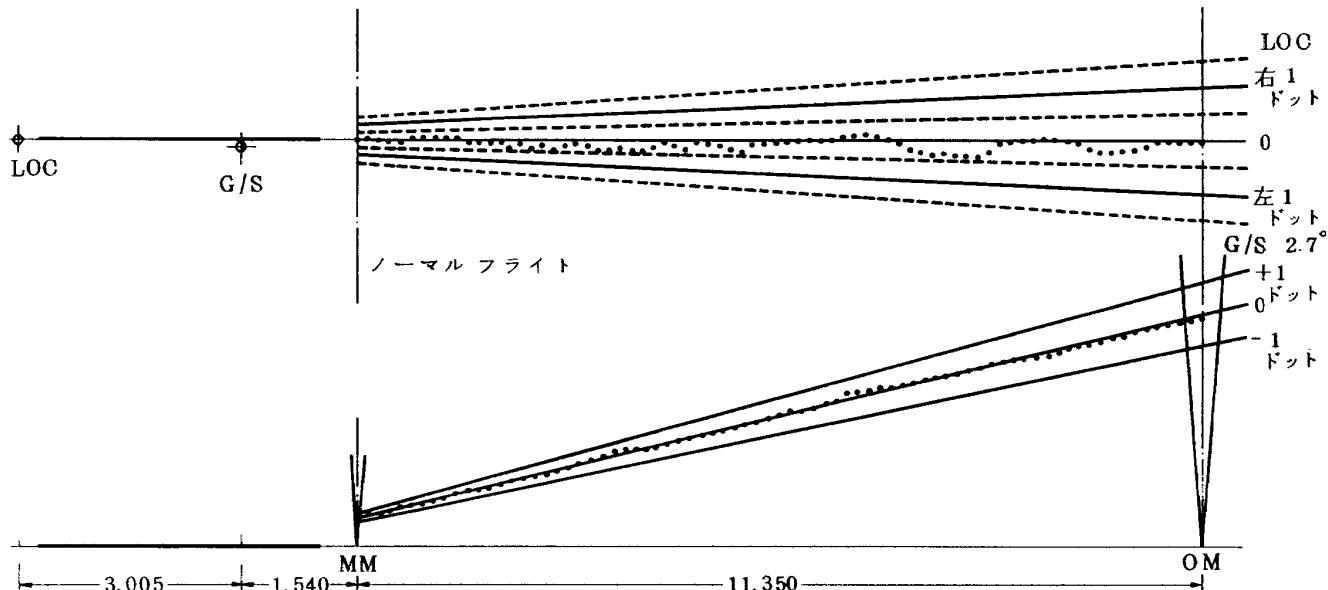


図 19 ノーマル・フライト (HUDなし) の飛行軌跡例

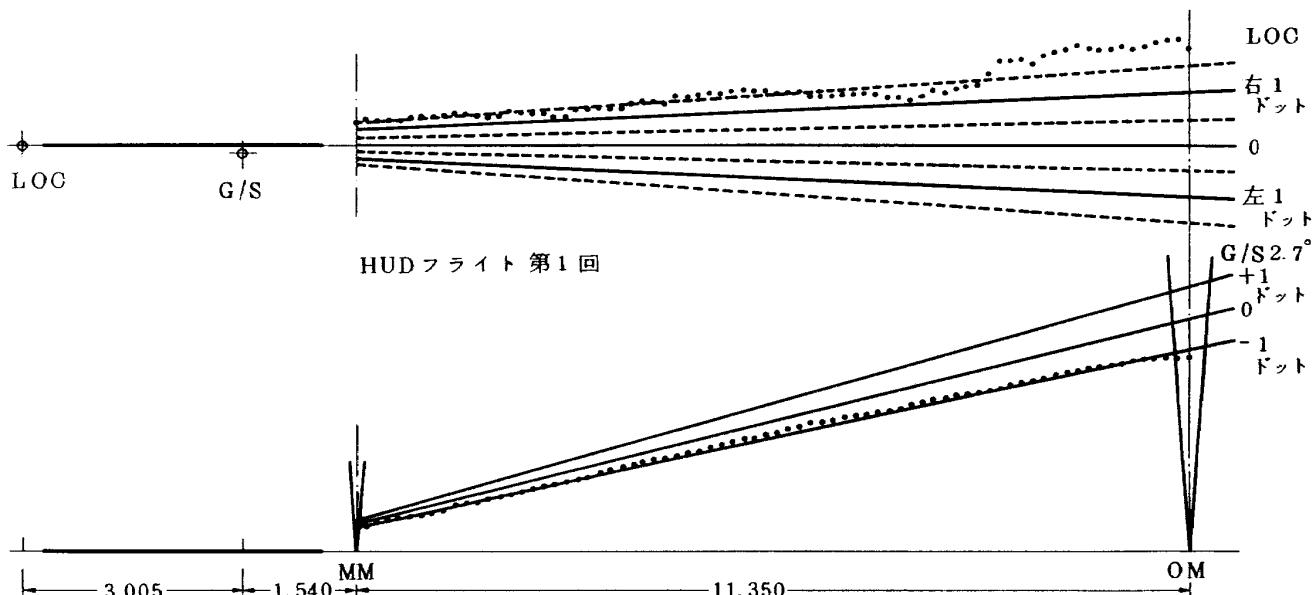


図 20 HUD フライト第1回の飛行軌跡

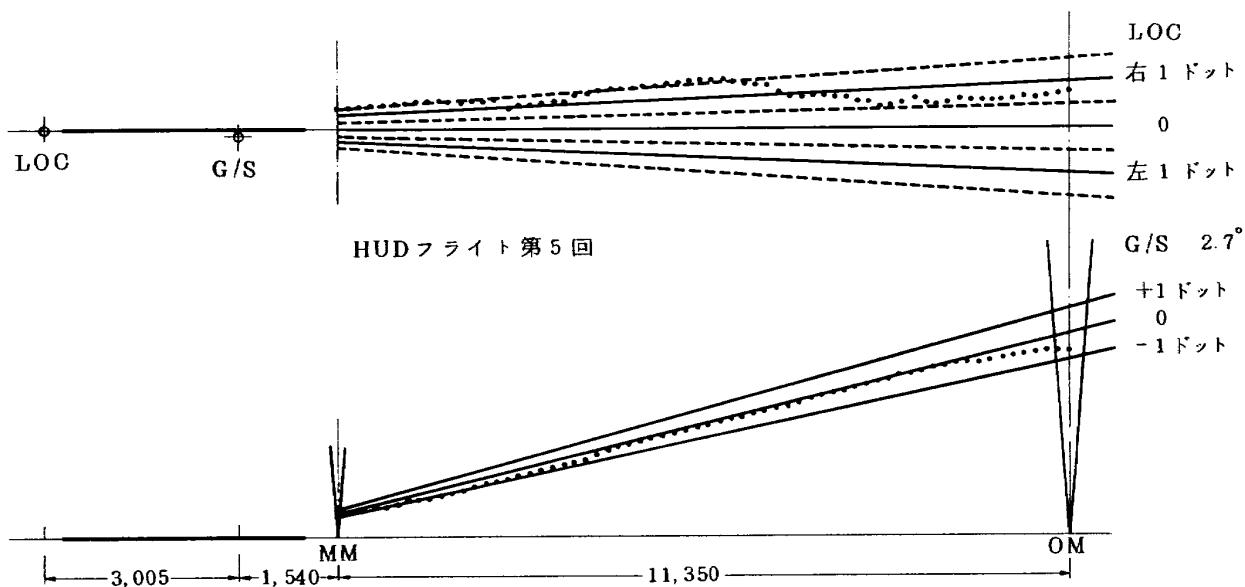


図 21 HUD フライトの第 5 回の飛行軌跡

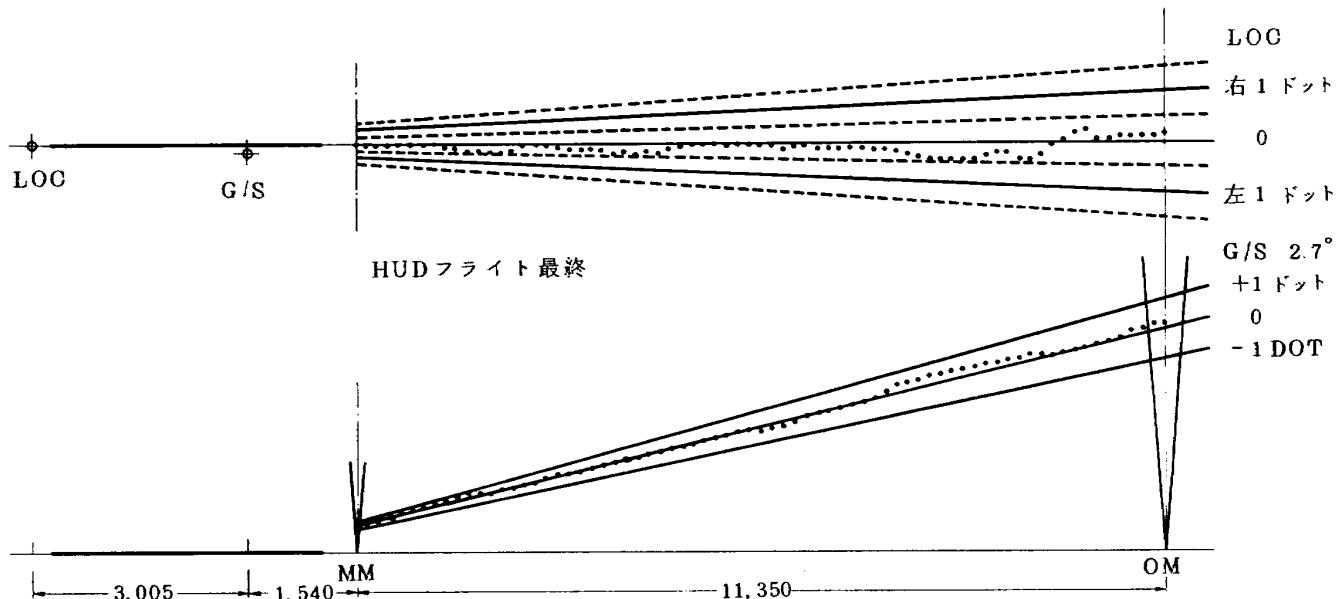


図 22 HUD フライト最終回の飛行軌跡

#### 4.2 バイロットコメント

本飛行実験を担当した前記 2 名のバイロットによる HUD 飛行実験に関するコメントは、総合的には HUD の有効性を認めるものであった。有視界飛行時のアプローチ、着陸はいうまでもなく、特に夜間飛行時の着陸では HUD の利点が十分に発揮されていると判断できる。

以下にバイロット・コメントの詳細を記す。まず HUD の利点として以下に述べる 4 項目が指摘された。

1) 頭を上げた状態、つまり外部視界を見たままで各種飛行情報の取得が可能であることは飛行形態の最も厳

しい離着陸時に有効である。HUD の使用により飛行形態の全体的把握が容易になり、バイロットの操縦に余裕が生ずる。特に地文航法によるコース決定には大変有効である。

2) 表示シンボルの中で特に方位角表示が優れていることが指摘された。在來の方位計は円周 360 度刻みで読むため 1 ~ 2 度の読み取りが非常に困難であったのに比べ、今回の表示方法では、例えばある方位を設定するとき、遠景の目標物に見当をつけて飛行するだけで方位が定められる手軽さがあった。

3) 対気速度、高度(今回の実機飛行試験ではセンサの都合により表示しなかった)等がディジタル表示であるので読み取り誤差が少ない。

4) ILS モードの着陸進入が、ILS ゲートの中心に機体シンボルを持ってくるだけで容易に正確に可能となる。

また今後改善を施した方が良いと思われる項目として以下の 8 項目が指摘された。

1) バンク角目盛の表示が今回なかったが是非必要である。これは方位における細かい制御はバンク・コントロールによることから、微妙なバンク角の読みが必要となるためである。

2) ピッチ角を示すラインが短かいのと、土  $10^{\circ}$  の近辺でラインが頻繁に消えたり現われたりして大変見難い。したがって、現用計器の如き回転体を模擬した方式が良い。

3) ディジタル表示部の末尾がノイズの影響で頻繁に変わるのは見難い。さらにスマーザを通して滑らかな表示にする必要がある。

4) 表示視野が狭い(上下  $10^{\circ}$ 、左右  $17^{\circ}$ )ので目の位置が狭い範囲に限定される。つまり体(特に頭部)が固定されてしまうため、結果的に疲労の増加の恐れがある。

5) ILS モードで ILS バック・アップ・コースから進入する場合には、ILS ゲートの表示はなくした方が良い。

6) 着地後はアプローチ時等の表示は不要であり、消去できるようにした方が良い。予定のタッチ・ダウン・ポイントを示すシンボルを新たに用意し、自機との関係を把握し易いように表示した方が良い。

7) 輝度コントローラによる輝度の可変範囲は前述の如く  $0 \sim 100\%$  に拡大したが、使用したポテンショメータは B 型と線形特性を持ったものである。ポテンショメータの特性は“明るさの見え方”に対応した非線形特性を持ったものの方が良いと思われる。また通常使用する場合はハレーション等を避けるため出来るだけ輝度を下げた状態で使用した方が良い。

8) 通常、巡航時の高度とか速度に対してパイロットは設定した“バグ”を追従する(トラッキング)操作を行うので、これらには設定値からの“ずれ”をも表示した方が良い。

以上、HUD に関する利点、改善すべき点についての多くの指摘を得た。これらは今後、このような表示装置の開発や本装置の新たな改良に際する有用なコメントであると考える。

## 5. まとめ

前章で示した通り、HUD によるフライトはパイロットの離着陸時における操縦の負担を大幅に軽減すること、また HUD に対する慣熟も容易であることがこの飛行評価試験を通じて明らかになった。今後、実用の段階に至るまで多くの改善すべき点は残っているが、HUD システムの民間大型機への応用の可能性がこの試験により一層明確になったと考える。

なお、現在当所においては、HUD システムの開発で得た知識ならびに技術を基盤として、さらに新しいディスプレイ・システム(統合エアボーン・ディスプレイ装置)の開発研究を進めている。本開発研究ではフライト・シミュレーション試験を計画しており、さらに実機搭載による評価試験の構想も計画されつつある。この分野における今後の研究の発展の可能性も大きいことを付記する。

おわりに、本 HUD システムの開発に銳意御協力いただいた(株)東京計器の方々、ならびに実機飛行試験に御協力いただいた運輸省航空局、日本航空機製造(株)三菱重工(株)の方々、この実験にあたり多々御助言をいただき故樋口一雄元計測部長に心より謝意を表する。

## 参考文献

- 1) 松浦他：「汎用飛行シミュレータ設備の計画、構造および特性」，航技研報告 TR-70, 1965.
- 2) 樋口他：「VTOL 機操縦研究設備」，航技研報告 TR-169, 1968.
- 3) 岡部：「航空計器統合化の動向」，日本航空宇宙学会、昭和49年度飛行機シンポジウム、1974.
- 4) 百名他：「ヘッド・アップ・ディスプレイの研究開発」，日本人間工学会第15回大会発表、1974.
- 5) 川原他：「ヘッド・アップ・ディスプレイの実機飛行評価試験について」，日本人間工学会第15回大会発表、1974.
- 6) 百名他：「ヘッド・アップ・ディスプレイの開発研究」(航技研 TR 執筆準備中)

## 付録 1. HUD ディスプレイユニットの光学系データ

- 1) レンズの特性を附図 1 に示す。
- 2) レンズ系の視角は附図 2 の如く

$$\text{上下 } \theta_E = 2 \times \tan^{-1} \frac{D_L/2}{L} = 12^\circ 24'$$

$$\text{左右 } \theta_A = 2 \times \tan^{-1} \frac{D_L/2 + L_E/2}{L} = 21^\circ 30'$$

である。

3) 最大視角は、CRTをレンズの焦点においていたときの最大角度(附図3における $\theta_M$ )である。

$$\theta_M = 2 \times \tan^{-1} \frac{D_C/2}{f} = 21^\circ 48'$$

4) 表示範囲は以下のようにして設計された。パイロットが光軸上から見た場合附図4の斜線の範囲をみるとことができる。附図4において、

$$W_E = 2 \times f \times \tan\left(\frac{\theta_E}{2}\right) = 30 \text{ [mm]}$$

$$W_A = 2 \times f \times \tan\left(\frac{\theta_A}{2}\right) = 61.2 \text{ [mm]}$$

これから $W_F$ を求める

$$W_F = 23 \text{ [mm]}$$

さらに、レンズのディストーションの問題にならない範囲をレンズの中心から75%の範囲(網目の部分)として、CRTの使用範囲が次のように決定される。

$$W_{EO} = 0.75 \times W_E = 22 \text{ [mm]} (< W_F)$$

$$W_{AO} = 0.75 \times W_A = 46 \text{ [mm]}$$

5) 光軸上からの使用範囲は、4)の結果から次のようになる。

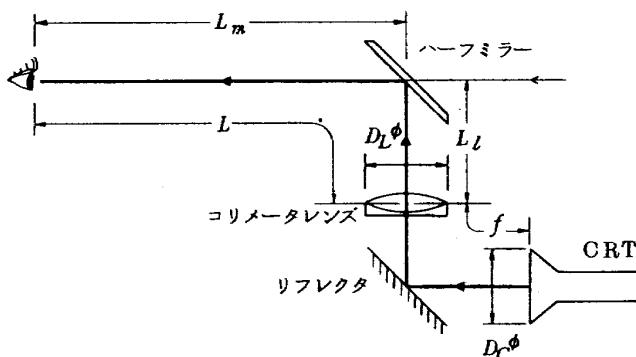
$$\theta_{EO} = 2 \times \tan^{-1} \frac{W_{EO}/2}{f} = 7^\circ 50'$$

$$\theta_{AO} = 2 \times \tan^{-1} \frac{W_{AO}/2}{f} = 16^\circ 16'$$

6) 倍率は次の通りである。

$$\text{倍率} = \frac{L_S}{f} = \frac{250}{161} \doteq 1.553 \text{ 倍}$$

但し、 $L_S$ は明視距離( $= 25 \text{ cm}$ )である。



$L$  : 目からコリメータレンズまでの距離

$$L = L_m + L_t = 400 \text{ mm}$$

$L_m$  : 目からハーフミラーまでの距離

$$L_m = 300 \text{ mm}$$

$L_t$  : ハーフミラーからレンズまでの距離

$$L_t = 100 \text{ mm}$$

$f$  : コリメータレンズの焦点距離

$$f = 161 \text{ mm}$$

$D_L\phi$  : コリメータレンズの口径

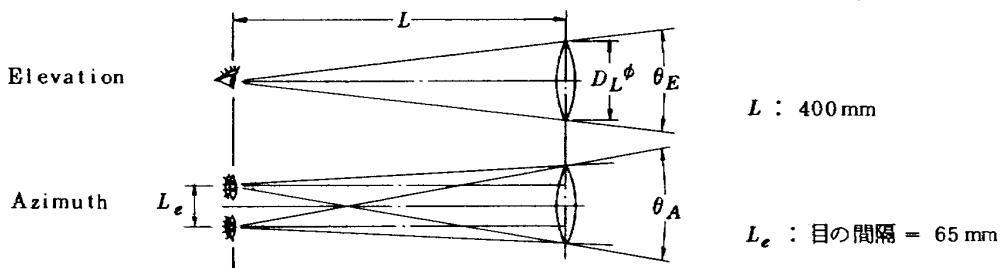
$$D_L\phi = 89 \phi$$

$D_C\phi$  : CRTの有効直径

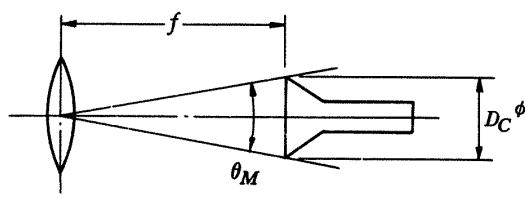
$$D_C\phi = 62 \phi$$

$$\text{従って } F = \frac{f}{D_L} = 1.81$$

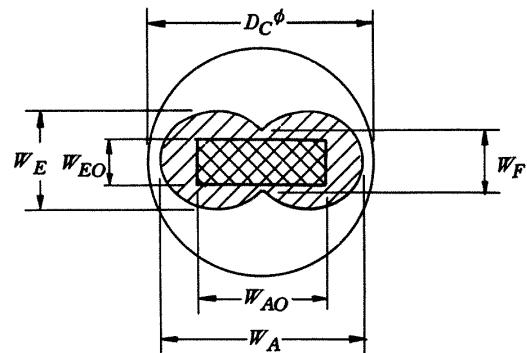
附図1 レンズ系の特性



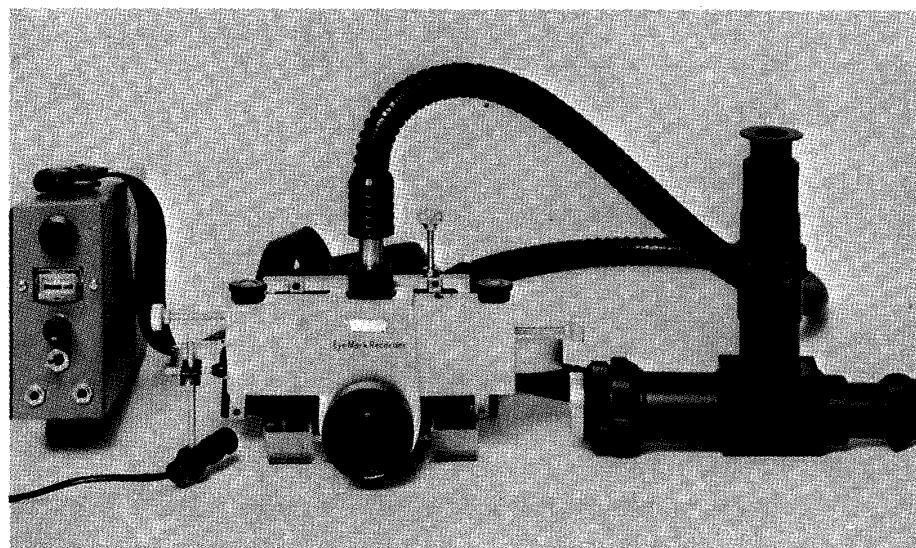
附図2 レンズ系の視角



附図 3 最大視角



附図 4 CRT の表示範囲および使用範囲



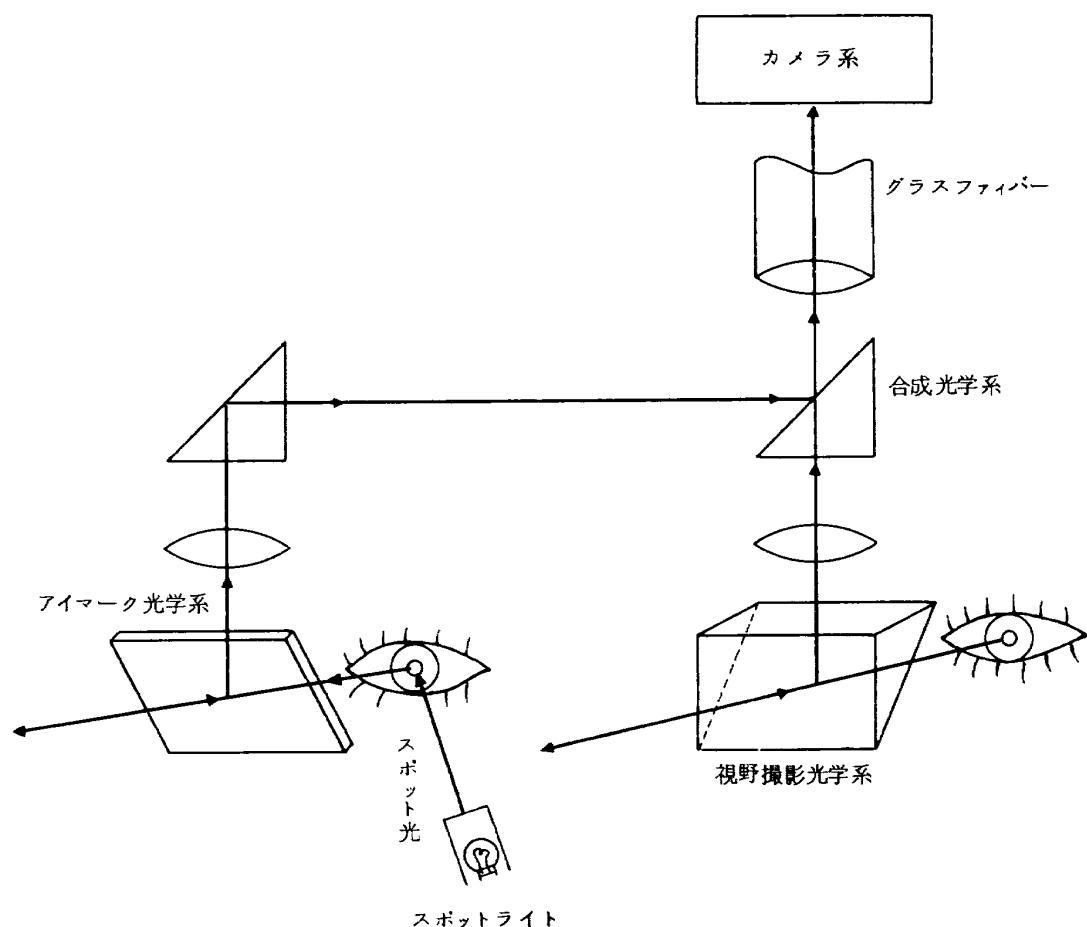
附図 5 アイマークレコーダ

## 付録 2. アイマークレコーダ

アイマークレコーダ（附図 5, ナック（株）製）は、人間の注視点を記録するために開発されたもので、プリズム、ハーフミラー等を巧みに組合わせて視界の中でどこを見ているか（注視しているか）を示すスポットが動くようになっている。以下にその装置を簡単に示す（附図 6 参照）

スポットを眼球に当てた場合、眼球の動く範囲がある

程度狭いと動いた角度とスポットの移動とは比例関係が保てる。この眼球から反射したスポットをハーフミラーに反射させ外部視界とオーバーラップさせることにより外部視界とスポットが同一画面の中に映し出される。予め注視点とスポットのキャリブレーションを行っておけば、全体の物理的位置が変わぬ限り常に正常な眼球運動記録を行うことができる。



附図6 アイマークレコーダの原理

今回の飛行実験では、上下加速度によりアイカメラの取付位置が動いてしまうために、スポットの調整が非常に困難であった。このように上下加速度が加わってもあ

まり影響の受けない質量が軽く、また、取付方法等の工夫がなされたものでなければ飛行実験等での眼球記録は不可能と思われる。

---

## 航空宇宙技術研究所資料 352 号

昭和 53 年 5 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 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

**Printed in Japan**

This document is provided by JAXA.