

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-573

ヘッド・ダウン・ディスプレイのシミュレータ評価実験

田 中 敬 司 ・ 川 原 弘 靖

1987 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ヘッド・ダウン・ディスプレイのシミュレータ評価実験*

田 中 敬 司** 川 原 弘 靖***

FLIGHT SIMULATOR EVALUATION OF A HEAD DOWN DISPLAY

By

Keiji Tanaka and Hiroyasu Kawahara
Instrumentation and Control Division

ABSTRACT

A head-down display (HDD) designed for the NAL QSTOL (Quiet Short Take-Off and Landing) experimental aircraft, ASUKA, was evaluated using the STOL Flight Simulator. The HDD employs a shadow-mask type color CRT, and utilizes the flexibility of computer graphics.

The present paper describes the simulator evaluation of the HDD installed on the right instrument panel of the STOL simulator cockpit. In the experiment, performances of the following three types of approach and landing flights were compared: with conventional instruments (left seat), HDD without the STOL flight director (right seat), and HDD with the flight director (right seat). The flight records as well as pilot comments indicated performance improvement with the aid of the STOL flight director, while no significant differences were observed between flight performances with conventional instruments and with HDD without the flight director. Suggestions to improve the display format, such as to provide better lateral and directional control cues, contributed to a modified display format which is to be evaluated as the next step of the HDD development program.

略 語 表

ARINC	Aeronautical Radio, Inc.
CRT	Cathode Ray Tube.
CWS	Control Wheel Steering.
DME	Distance Measuring Equipment
FD	Flight Director
FPC	Flight Path Control

GS	Glide-Slope
HDD	Head-Down Display
HUD	Head-Up Display
ILS	Instrument Landing System
LOC	Localizer
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
STOL	Short Take-Off and Landing
SCAS	Stability and Control Augment- ation System
USB	Upper Surface Blowing

* 昭和62年 3 月27日受付

** 飛行実験部

*** 計測部

1. 緒 言

当所では昭和57年度より、低騒音STOL実験機「飛鳥」¹⁾（以下STOL実験機と略記する）への実験機搭載を目標としたヘッド・ダウン・ディスプレイ型統合航空計器（Head-Down Display；以下HDDと略記する）の試作開発を進めている。本稿は、このHDDの有用性実証の一段階として実施した機能確認実験について記したものである。今回の実験に先だち、フライトシミュレータとHDDとの結合試験により表示の静特性及び動特性が良好であることが確認されており、また、59年度に製作されたクロス・ソフトウェアを用いて入力信号仕様の変更に伴う入力の追加や各要素の表示及び消去機能の追加などHDDソフトウェアの改修が行われてきた。今回の実験はSTOL実験機用フライトシミュレータを用いて実施され、HDDが所期の機能・性能を有することを確認し、今後の表示性能向上の手掛りを得ることを目的とした。HDDの評価は、HDDによる進入時の飛行記録及びパイロットコメントを従来計器による進入時のものと比較する方法によって行われた。

2. HDDの概要

2.1 HDDの特徴

実験対象であるHDDは統合エアボーンディスプレイ実験装置²⁾をベースにして設計試作されたものであり、STOL実験機の主計器パネルへの搭載を目標とした統合航空計器である。HDDはSTOL実験機の急角度進入、低騒音飛行を達成するためのパイロット・インターフェイスを供することだけでなく、同時に航空機運航形態の今後の変化に対処したコックピット・レイアウトの再構成手段を確立することをも目ざしたものである。本装置開発にあたっては、サイズ、消費電力、耐環境性についてSTOL実験機に搭載可能とするとともに表示フォーマットを統合し簡潔かつ明瞭な表示の実現が試みられている。フライトディレクタ表示の設計³⁾及び統合エアボーンディスプレイ実験装置を用いたHDD表示機能予備試験⁴⁾の結果を活用してHDDの仕様が決定され、製作された⁵⁾。

本HDDの使用を想定しているSTOL飛行では短い滑走路へ急角度で進入するため、径路や速度の保持について精密な操縦が必要とされる。これを可能とするため、STOL実験機には新たにSCASが導入されている。コックピット表示の側でかかる精密な飛行の実現のためにはフライトディレクタ（FD）を活用してSCASを一層効率的に利用できるようにすることが有効と考えられる。例えば、STOL実験機の径路制御のため新たにフライト・パス・コントロール（FPC）レバーが装備されているが、FDによってこれの操作指示が適切に表示されればSTOL進入時の操縦性がより一層改善されることになる。しかし、FDに集中した操縦と状況把握のための計器スキャンングとを同時に行うことには元来困難が伴う。この点を改善するような表示方法を試みていることが本HDDの特徴である。HDDの表示フォーマットは以下の方針に準拠して設計されている。

(1) パイロットに対し航空機のオリエンテーションを適切に与えるように各表示要素の表示方法を定める。例えば高度、方位、速度などは帯状のスケールが動くようにし、その方向は従来計器と同様機体から外を見たときの動きと同方向に設定する。

(2) パイロットの情報処理負担を軽減するため操縦の指示をFDに呈示する。

(3) 高度と昇降率表示を一体化することなどにより飛行情報の取得を簡単化する。

(4) スケール上の数字等の部分消去、警報等のフリッカ比率の調整等により航空計器に適合した表示のスムーズさを実現する。

(5) 表示要素の動きが従来計器と矛盾しないようにし、またT型配置に準拠して従来計器との補完性、連続性を保つ。

(6) STOL実験機で使用可能な情報のみを使用し、同実験機用ヘッド・アップ・ディスプレイ⁶⁾（HUD）の表示と調和させる。

また、ハードウェアは上記機能を実現するため輝度、視認性、色調、及び表示速さ等に関し十分な性能を有するとともに、搭載サイズおよび耐環境性、特に耐振動性についても十分な性能を満足するように製作された。耐環境性能はRTCA DO-160⁷⁾に準拠している。

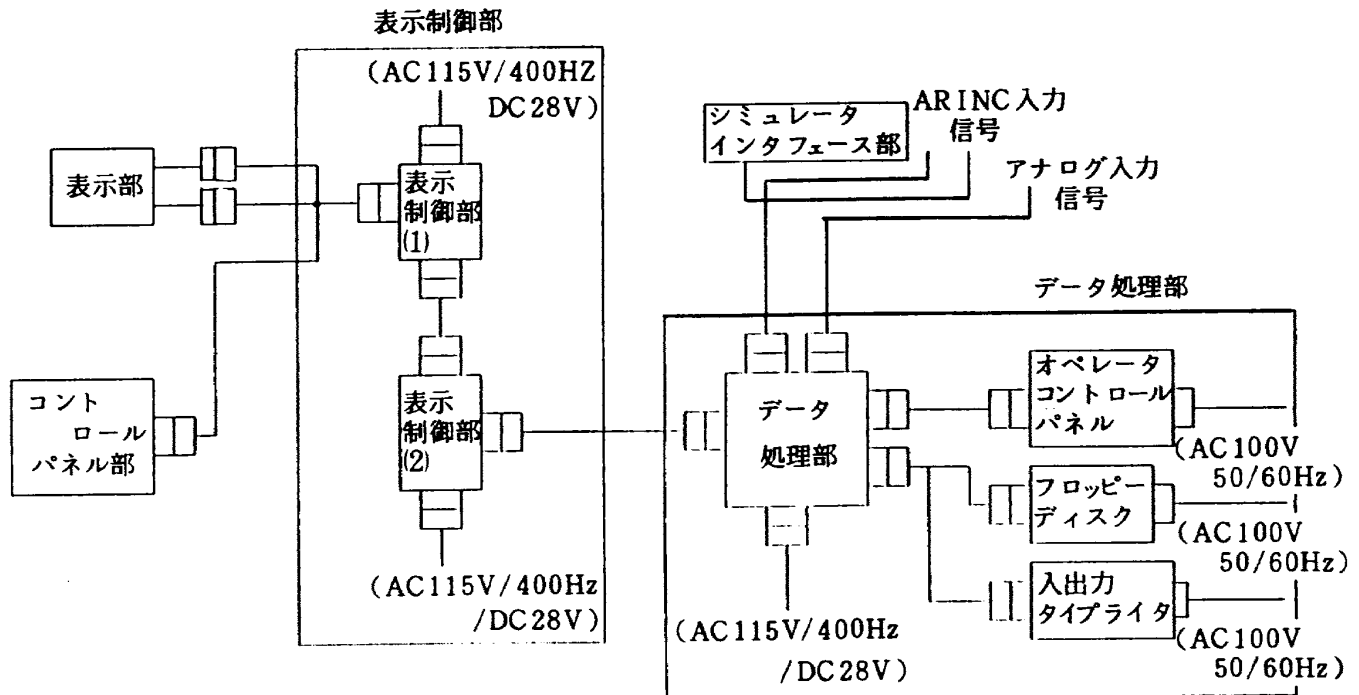


図2-1 システム結線図

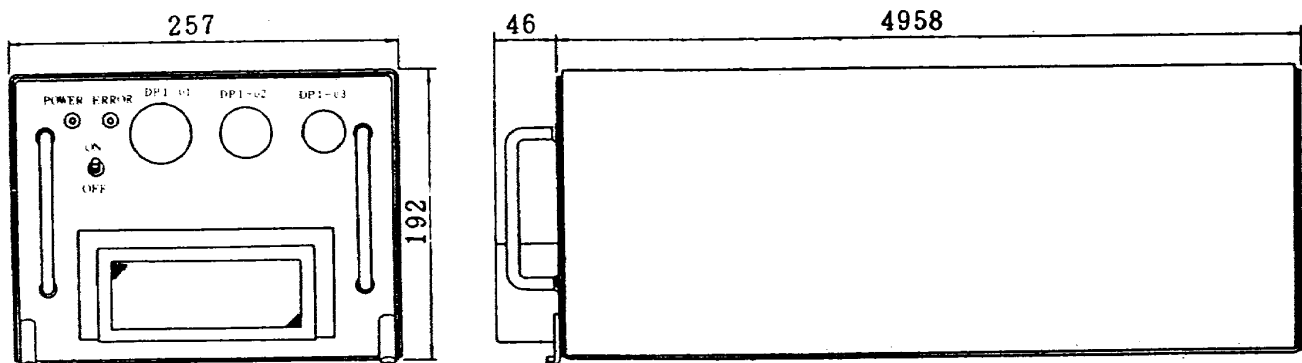


図2-2 表示制御部の外形図(1, 2共同)

2.2 HDDの構成

本HDDの主要構成要素の結線図を図2-1に、また外観および取付けを図2-2～2-5に示す。主要構成要素の機能は以下に示される通りである。

(1) 表示部

CRTは、シャドウマスク形9インチサイズの高分解能カラーブラウン管である。走査線数はノンインターレイスで240本、垂直同期周波数は60Hzである。CRT表面には無反射コーティングを施したサーキュラ型偏光板を備え、外部からの照度の大きい時の視認性の向上を図った。

(2) 表示制御部

データ処理部で演算されたベクトルおよび英数字

情報を受けとり、これらをビデオ信号に変換して表示部に出力する。表示画面の更新レートは60Hzである。従前の統合エアボーンディスプレイ実験装置と同じラインバッファ方式²⁾を採用して高速の画面更新を可能にした。なお、表示制御部は図2-2に示す航空機搭載仕様の筐体2本で構成される。

(3) データ処理部

これはあらかじめ用意されたプログラムにより、主にシリアルデータの形で取り込まれた航空機からの情報によって表示画面を生成する演算部である。表示情報の更新レートは20Hzを中心とし、比較的变化の遅い情報については10Hzとした。STOL実験機の制御システムは全てARINC 429仕様のシリ

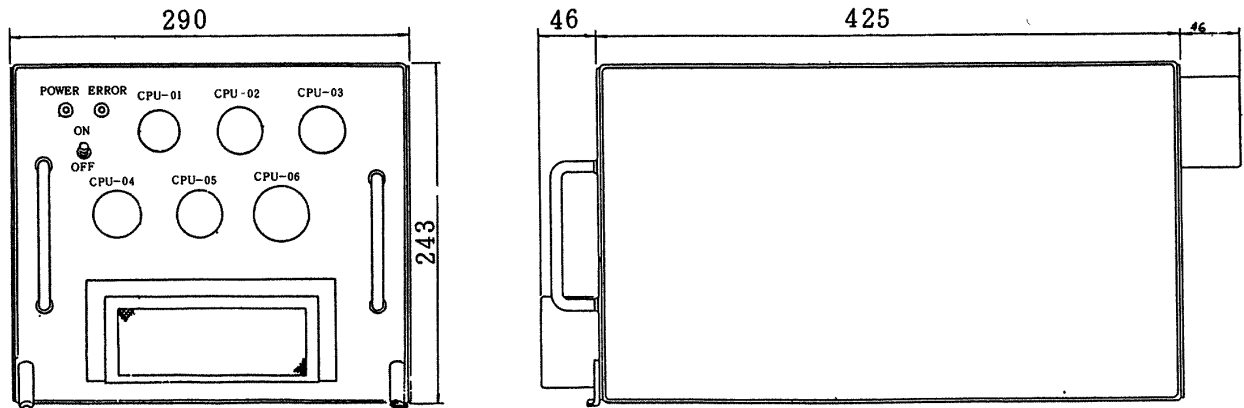


図 2-3 データ処理部の外形図

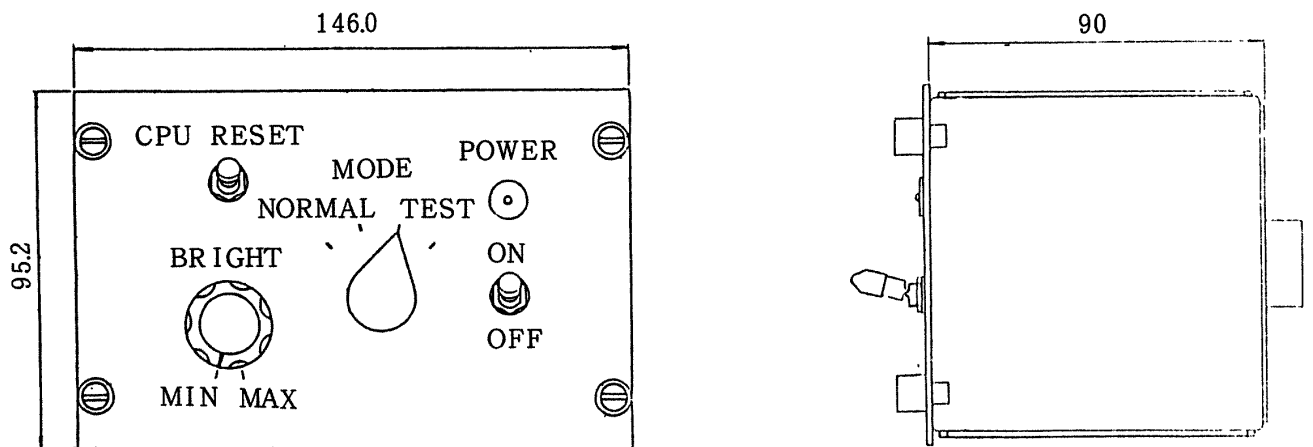


図 2-4 コントロールパネルの外形図



図 2-5 表示部取付状態

アルデータ転送方式⁸⁾を採用しているので、本処理部のインターフェイスの主要部は同仕様の信号を受ける2回線分の入力処理部である。この他にディスクリット入力処理やアナログ入力機能も有している。なお、オペレータ・コントロールパネル、フロッピーディスク、及び入出力タイプライタはHDD用ソ

フトウェアの開発及び維持管理のための周辺装置である。表示用ソフトウェアはフロッピーディスクよりデータ処理部にロードして使用される。

(4) コントロールパネル部

これを用いてHDDの電源のオンオフ、データ処理部のリセット、表示部の輝度調節、及び表示モード切り換えができる。

2.3 表示情報について

図2-6に例示するように、HDDの表示情報は以下の通りである。

(1) 背景

画面中央において水平線上部が水色、下部が暗灰色と色分けされる。

(2) 機体シンボル

画面中央上方に固定されたミニチュア・エアプレーンで、橙色である。次に述べる水平線に優先して

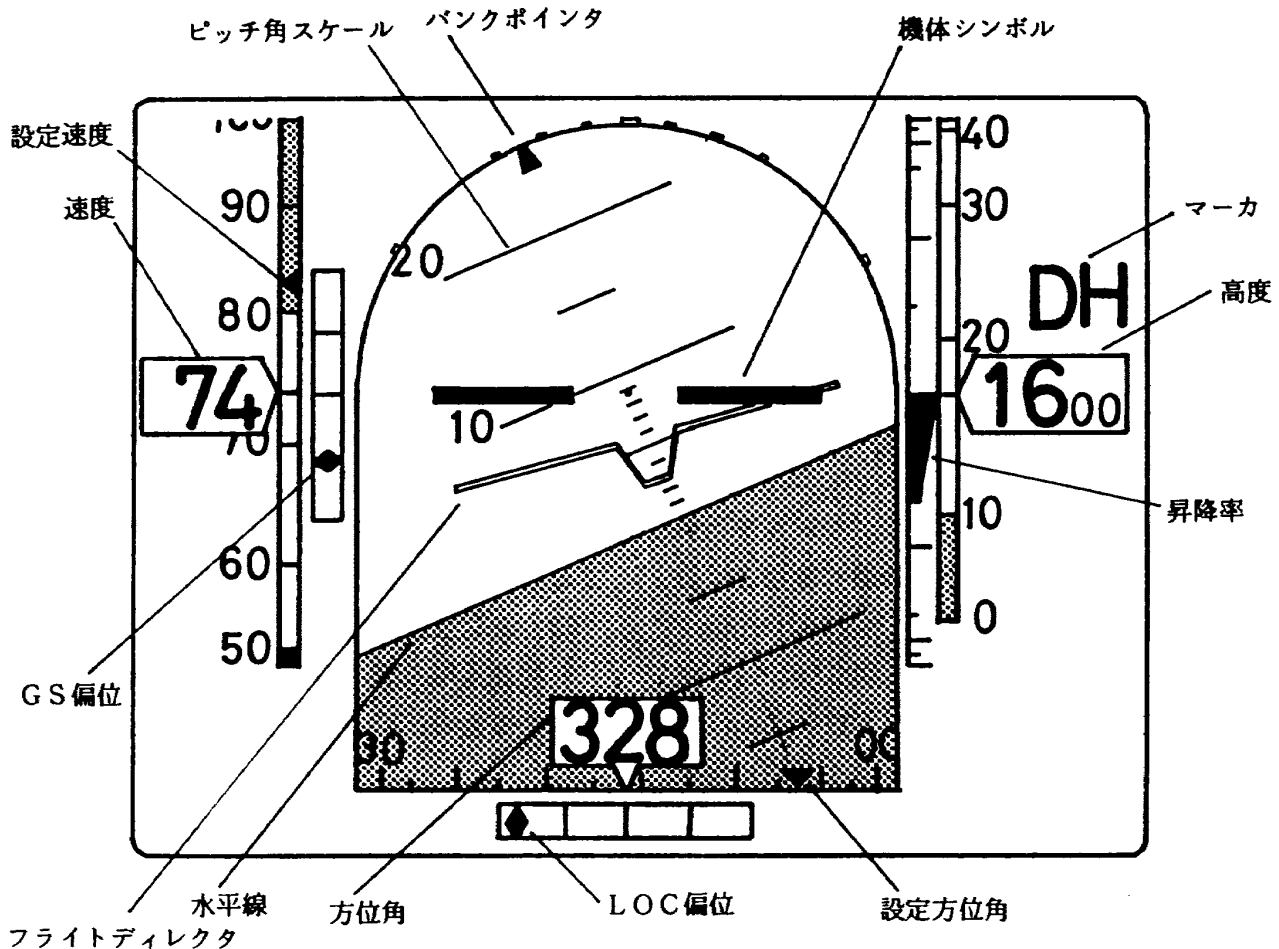


図 2-6 HDD 表示情報

常に表示されている。ピッチ角は本シンボルを指標としてピッチ角スケールから読みとられる。

(3) 水平線

ロール角とピッチ角に従って動く。橙色である。

(4) ピッチ角スケール

STOL実験機の着陸進入時には速度をピッチ姿勢で制御するいわゆるSTOL操縦法が用いられる。このため、速度を正確に保つには正確なピッチ角を保つ必要がある。進入時のピッチ角近辺ではピッチ角が細かくスケールされている。ピッチ角スケールは 0° から 10° の範囲では 1° 間隔、それ以外では 5° 間隔に描かれた水平線に平行な白色の線分で表される。本スケールはピッチ角で最大 $\pm 45^{\circ}$ まで上下に移動する。水平線が中央部に表示されている範囲ではスケールは水平線と一致して動くが、ピッチ角が大きく増えたり減ったりする場合はスケールのみが動き水平線はCRT画面上に固定される。

(5) ロール角

ロール角は水平線およびピッチスケールの回転と同時に、画面上部の白色の円弧スケールに沿って動く赤色のバンクポイントで示される。スケールは $\pm 30^{\circ}$ の範囲の 10° 毎の目盛及び 60° の目盛で構成される。

(6) 方位角

これは画面下部の左右に動く白色の方位角スケールと、その中心に固定されたポイントの内の3桁の数字で表される。すなわち、デジタル及びアナログ表示を併用している。スケールは 5° と 10° 間隔の2種で等間隔であり、この上に 30° 毎に方位の上2桁を記した。スケールの内、現在方位を中心に $\pm 30^{\circ}$ の範囲がCRT画面上に表示される。

(7) 高度

画面右側に表示され、これもデジタル及びアナログ表示を併用している。上下に動くスケールは正弦投影により中央程拡大されている。スケールはフィート単位であり、 30.5m (100ft) 毎に目盛がつ

いている。スケールの表示域は現在高度を中心として上下に $\pm 914\text{ m}$ ($\pm 3,000\text{ ft}$)である。スケールの枠は白色であるが、中の帯の色は 0 m から 305 m ($1,000\text{ ft}$)までが橙色、 610 m ($2,000\text{ ft}$)まで暗緑色、 $1,524\text{ m}$ ($5,000\text{ ft}$)まで水色、 $3,048\text{ m}$ ($10,000\text{ ft}$)まで暗灰色、及び $3,048\text{ m}$ 以上が暗白色に色分けされている。またデジタル表示は5桁まで表示され、 30.5 m (100 ft)以上では下1桁が0、 610 m ($2,000\text{ ft}$)以上では下2桁が0となるが、これらの0は小さなサイズの数字によって表される。

(8) 昇降率

高度スケールの左隣に白色の縦型スケールを用意し、この中で橙色の指標が上下に伸縮することで表される。表示幅は $\pm 15.24\text{ m/sec}$ ($\pm 3,000\text{ ft/min}$)である。スケールは 5.08 m/sec ($1,000\text{ ft/min}$)毎の長い目盛とその間の 2.54 m/sec (500 ft/min)毎の短い目盛とで構成される。昇降率は上昇時には橙色の指標の上端位置、また降下時には同指標の下端位置の目盛で読み取る。 1 m/min の表示幅と右隣に表示されている高度スケールの 1 m の表示幅とを表示画面上で同じ大きさに設定したため、定常上昇/降下時には昇降率指示位置に対応する高度スケールの値を読み取れば1分後の高度を予想できることになる。

(9) 速度

対気速度は画面左側に表示される。デジタル及びアナログ表示を併用している。スケールが上下し、ポイント位置の速度が現在値となる。速度が上昇するとスケールが下がる。スケールの内、現在速度を中心に $\pm 15.4\text{ m/sec}$ ($\pm 30\text{ kt}$)の範囲がCRT画面上に表示される。目盛は 5.14 m/sec (10 kt)間隔の区分が正弦投影され、中央部程拡大されて表示される。スケール枠は白色で、その中は 0 m/sec から 25.7 m/sec (50 kt)までが赤色、 36.0 m/sec (70 kt)まで橙色、 41.2 m/sec (80 kt)まで水色、 56.6 m/sec (110 kt)まで暗灰色、 56.6 m/sec 以上が暗白色と色分けされている。ポイント内にはノット単位の速度が最大3桁のデジタル値で表わされる。

(10) 警報

STOL実験機のSCASからの信号を受け取って、マスタクション発生時には“CAUTION”が黄色

で画面右下に小サイズの文字で、またマスタウオーニング発生時には“WARNING”が赤色で画面中央上方に大サイズの文字で表示される。

(11) フライトディレクタ

ピッチ・コマンド、バンク・コマンド、フライトパス・コマンドが一つのシンボルの動きによって表わされる。ピッチ・コマンド、バンク・コマンドは、機体シンボルとの相対位置によって与えられ、FDシンボルが機体シンボルより上にあればピッチ上げ指示、FDシンボルが右に傾けば右バンク指示を意味する。フライトパス・コマンドはFDシンボル中央部の凹凸で与えられる。凸は径路角を上方へ変更する指示を意味する。

(12) 設定方位角

着陸進入時の滑走路方位が上記(6)の方位角スケール内に橙色の三角印で表され、方位の指標として用いられる。

(13) 設定速度

上記(9)の速度スケール内に橙色の三角印で表示され、速度の指標として用いられる。

(14) ILS

LOC偏位とGS偏位をそれぞれ画面の下と左に表示する。共に ± 2 ドット範囲のスケールの中を移動する橙色の菱形の指標で示される。ここに、LOC偏差は1ドット= 1° 、GS偏差は1ドット= 0.5° とした。なお、ILS信号を捕捉し表示が有効となったことを喚起するため、LOCは $\pm 2.1 \sim 1.9$ ドットの時、GSは $\pm 2.2 \sim 1.8$ ドットの時指標がブリンクする。

(15) マーカ

ミドルマーカを通過中には“MM”，決心高度に達したときは“DH”などパイロットの注意を喚起するための文字情報はCRT画面右上方に黄色で表示される。

2.4 クロス・ソフトウェア

本シミュレーション実験のため新しくHDD表示用のプログラムを用意した。このプログラムではILSとFDの両方が表示されない基本モード、ILSのみ表示するモード、ILSとFDの両方が表示されるモードの3種類のモードが選択できるが、実

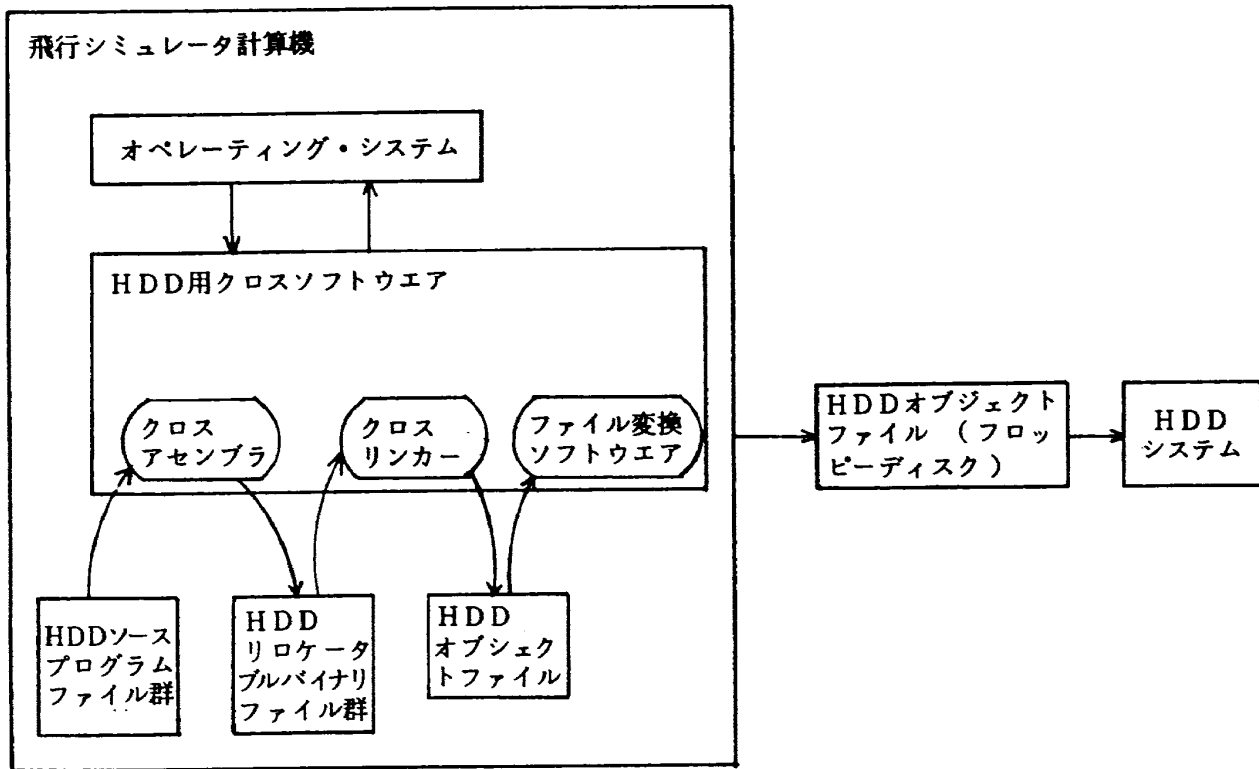


図2-7 HDD用ソフトウェア作成サポートシステム

験では後者2モードを評価の対象とした。本プログラムは、HDD演算部の上で動作するプログラムを製作あるいは改修するためのソフトウェア、即ちクロス・ソフトウェアを用いて作られたものである。ここでこのクロス・ソフトウェアについて略述する。本クロス・ソフトウェアは、HDD本体を構成するマイクロコンピュータ（インテル社製8086）用のプログラムをシミュレータ計算機（データゼネラル社製MVシリーズ）上でアセンブルできるクロス・アセンブラ（MICROTEC社製ASM186）を中核にし、これにファイル生成及び交換機能を付け加えて構成され、シミュレータ計算機上で動作する。図2-7に示す様にHDD用クロス・ソフトウェアは、シミュレータ計算機のオペレーティング・システム（AOS/VS）のサポートを受けつつ、アセンブラ言語で記述されたHDD用ソースプログラムをリロケータブル・バイナリ・ファイルにアセンブルし、できたりロケータブル・バイナリ・ファイル群をリンクしてHDDのオブジェクト・ファイルを生成する。このオブジェクト・ファイルは、ファイル変換ソフトウェアによりHDDシステムへ読み込み可能な形式に変換されてフロッピーディスクに出力される。

HDD本体はこのフロッピーディスクからオブジェクト・ファイルを読み込んで動作する。このクロス・ソフトウェアの利用により、シミュレータ計算機システムの豊富な周辺機器及びエディタ等のサポート・ソフトウェアが活用され、ソフトウェア開発効率の大幅な向上が可能となった。

3. 実験の方法

3.1 実験の目的

実験目的はHDDを用いた計器飛行によって着陸進入が可能であることの確認、及びHDDの性能向上のための改良点の検討である。

3.2 実験のセットアップ

HDDによるSTOL実験機の操縦を模擬するため、図3-1の様にHDDをシミュレータに結合した。図において、シミュレータの演算部で計算された航空機の姿勢や位置の情報は、模擬操縦席専用計算機（S/250）及び視界模擬専用計算機（S/140）を介してそれぞれコックピット及び模擬視界発生装置に伝送される。模擬操縦席専用計算機で受けた情報は、コックピットの従来型計器を駆動すると同時にAR

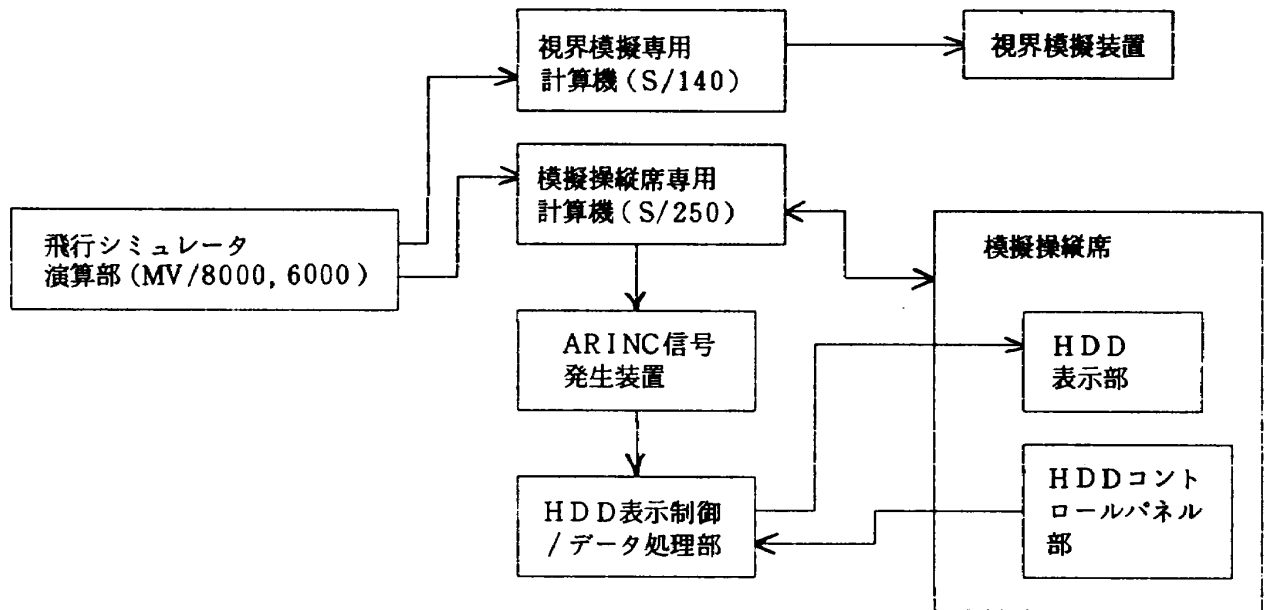


図 3-1 実験装置の構成図

表 3-1 HDDの取り込むARINC信号

信号種類	名称	単位	ARINC信号 オクタル ラベル
慣性基準装置からの信号	真方位角	deg	314
	方位角	deg	320
	対地径路角	deg	322
	ピッチ角	deg	324
	ロール角	deg	325
	前後加速度	G (1G=9.8m/s ²)	331
	上下加速度	G (1G=9.8m/s ²)	364
	N-S速度	kt (1kt=0.514m/s)	366
	E-W速度	kt	367
SCASからの信号	設定空港高度	ft	102
	設定空港距離	nm (1nm=1852m)	103
	設定径路角	deg	104
	設定方位角	deg	105
	設定空港偏位	nm	106
	設定ピッチ角	deg	107
	電波高度	ft (1ft=0.3048m)	164
	ローカライザ偏差	dot (1dot=1deg)	173
	グライドスロープ偏差	dot (1dot=0.5deg)	174
	気圧高度	ft	203
	対気速度	kt	206
	昇降率	ft/min (1ft/min=0.00508m/s)	212
	迎角マージン	deg	240



図 3-2 実験風景

INC信号発生装置を経由してシリアルデータとしてHDDに送出される。HDDに取り込まれたARINC信号を表3-1にまとめる。パイロットは従来計器あるいはHDDを見て操縦装置を操作し、STOL実験機の滑走路への着陸進入を実施する。当所のテストパイロット3名が評価を行った。内2名は飛鳥のフライトクルーであり、3名ともSTOL実験機の特性及びフライトシミュレータに十分習熟している。なお、今回の実験では従来型計器との比較を中心とした表示機能の評価が主目的であるので、モーション駆動装置は使用せずにいわゆる固定型（Fixed-Base）で実験を行った。図3-2に実験風景を示す。

3.3 評価項目

HDDの表示に関して、各々の表示要素毎に形状（大きさ、間隔、複雑さ）、色あい（隣接する要素との比較）、読みとり易さといった静特性と、動きのスムーズさ、ノイズ、遅れといった動特性、及びその他の項目について、各々のパイロットがコメント表の10点スケール上に印をつけることで評価を行った。スケールの両端には、形状と色あいについては「適当」と「不適当」、読みとり易さについては「容易」と「困難」とが記されている。更に、全般的なコメントにより各表示の問題点を探った。一方、各々の表示方式による進入飛行の記録から各方式の飛行精度への影響を調べた。

3.4 実験の条件

実験変数は次の通りである。評価パイロットは3

名（以降A, B, Cと表記する）である。使用計器は従来計器（図3-3）、FD表示なしのHDD（図3-4）、及びFDを表示したHDD（図3-5）の3種で、これが主な実験変数である。シーリングは91m（300ft）とし、前後変動の二乗平均値が約1.5m/secのドライデン型タービュレンスが加わる気象条件とした。また5.1m/secの定常横風の有無が実験変数となっている。

対象とした飛行形態はSTOL着陸形態である。ここに、STOL着陸形態では重量36,900kg、重心位置21.4%、全エンジン正常、USBフラップ40°、外フラップ65°、SCAS作動状態である。飛行課目は慣熟のための水平飛行、上昇降下、旋回等の通常のエアワークとILS着陸進入である。着陸進入課目では、高度457m（1,500ft）、DME距離5,556m（3nm）、滑走路延長線から滑走路に面して右方向への横偏位370m（0.2nm）を初期位置とし、この位置において水平定常飛行トリムされた状態から計器飛行方式による飛行が開始される。その後SCASのピッチCWS、ロールCWS、ヨーダンパ、 β コマンド、FPCの各モードが作動される。パイロットはまずLOC偏差を修正するために左旋回を開始し、その後GS指標が約1ドットの位置まで下がってきた段階でFPCレバーを引いて降下を始める。本実験条件では降下開始と滑走路に正対する時点とがほぼ一致するので通常の進入よりもやや操縦が困難であると考えられる。高度がシーリング（91m）



図 3-3 従来計器板（機長席側）

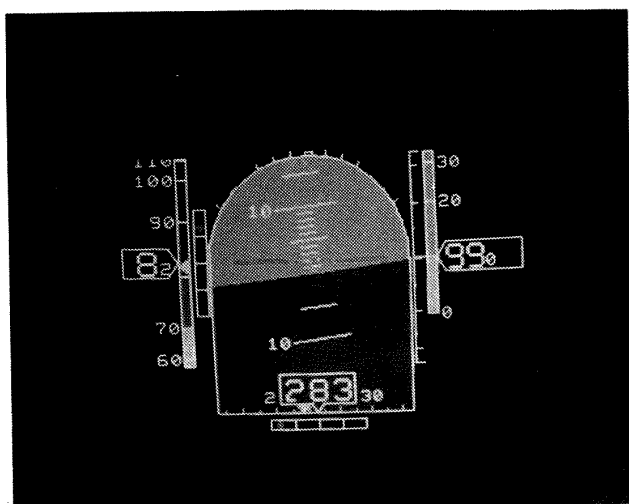


図 3-4 HDD表示例 (FDなし)

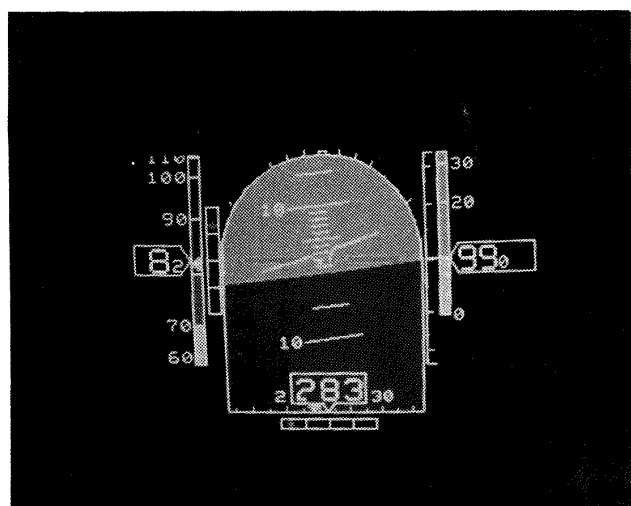


図 3-5 HDD表示例 (FDモード)

以下になると滑走路が視認できるようになるため、それ以降は有視界飛行方式によって着陸を実施する。着陸進入の試行順序を表 3-2 に示す。この順序によって、各試行結果に対するその直前の試行条件の影響が除去されている⁹⁾。

4. 実験結果及びその検討

エアワークを除き、総計 112 回の着陸進入試行のデータを収録した。表示の各要素に対する評価項目毎の評定を図 4-1-1~4-1-7 にまとめる。これらの図及びパイロットコメントに基づいて以下に評価結果を整理する。まず、全般的な評価として、本 HDD は十分計器進入着陸に使用でき、とくに FD の加わった方式は従来の計器に比べてワークロードの減少に寄与することが示された。この結果は統合

表 3-2 試行の順序 (順序については文献 8 参照)

試行順序	表示の種類	定常横風
1	CONV	なし
2	HDD	なし
3	HDD+FD	なし
4	CONV	なし
5	HDD+FD	なし
6	HDD	なし
7	CONV	あり
8	HDD	あり
9	HDD+FD	あり
10	CONV	あり
11	HDD+FD	あり
12	HDD	あり

但し、表中の表示の種類にある CONV, HDD, HDD+FD は、それぞれ従来計器, FD 表示のない HDD, FD 表示のある HDD を用いた試行を表す。実験では各被験者ごとに上記を繰り返した。

エアボンディスプレイ実験装置による結果と同様である⁵⁾。これは、HDD の表示方式が同実験装置の方式に基づいて作成されていることから妥当な結果であり、本表示方式の有効性が確認されたと考えられる。

次に、改良すべき点についてパイロットが評定表で共通に指摘しているものを中心に検討する。図 4-1-1~4-1-3 で顕著な点はロール角、方位角、及び設定方位角の形状、色あい、及び読みとり易さに支障の生じていることである。これらはロール角ポインタとスケール、及び方位角スケールとスケール上の数字の読みとり易さを改良すべきであることを示唆している。とくに STOL 実験機では、その低速性により一定のロール角での旋回率が高い。このため、ILS 進入中の機首方位保持のために従来機よりも精密なロール角制御が必要とされ、ロール角及び方位角表示への厳しい要求になったと考えられる。この結果に基づき、ロール角ポインタをより際立たせるため、これを明るい白色で塗り潰した三角に変更することにした。方位角については、スケールの動きを読みとり易くするため、デジタル方位角表示枠を上に移動して、スケールの数字が枠で隠れないようにすることとした。横方向の表示の他

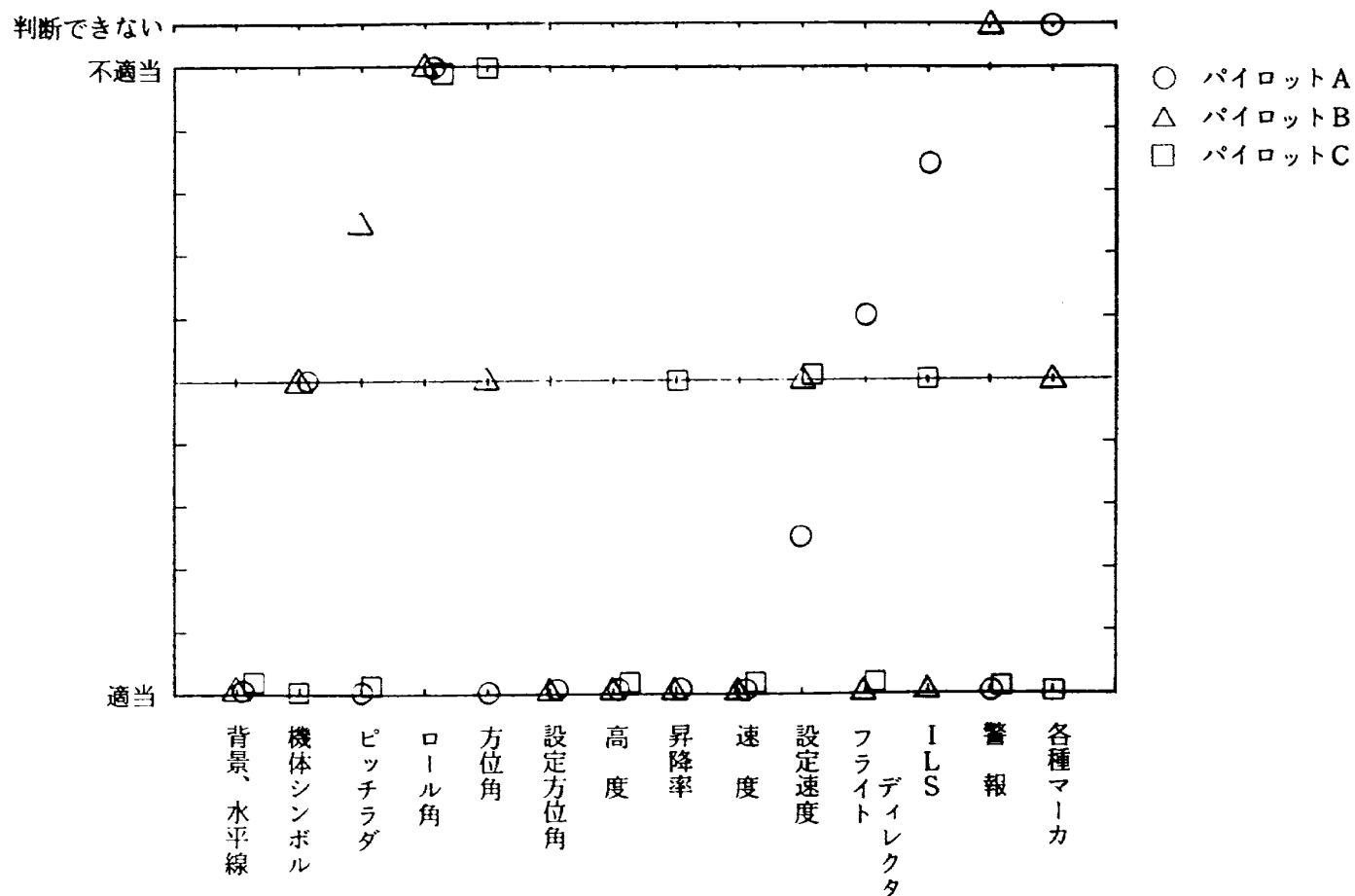


図4-1-1 各表示要素の形状

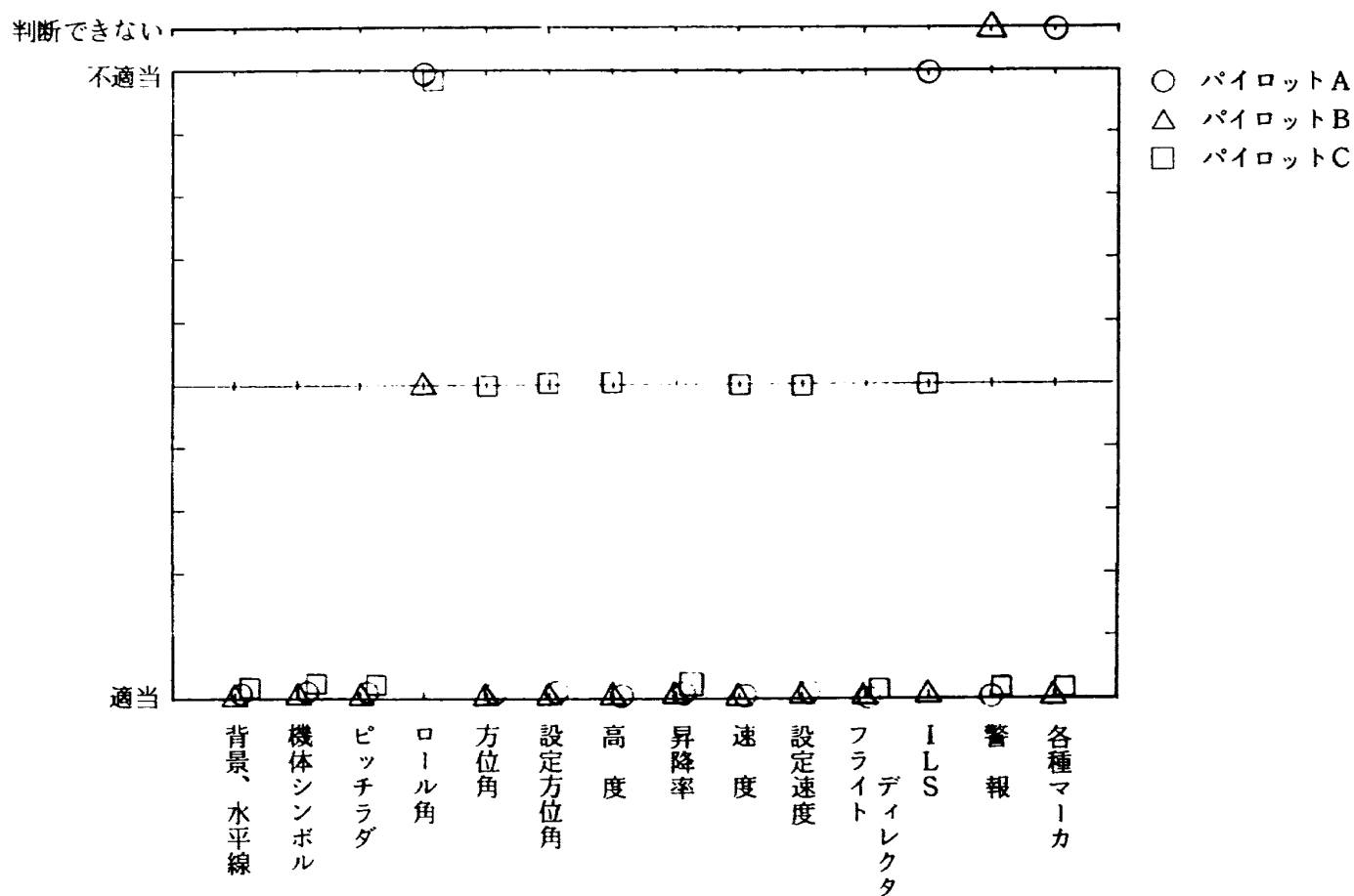


図4-1-2 各表示要素の色あい

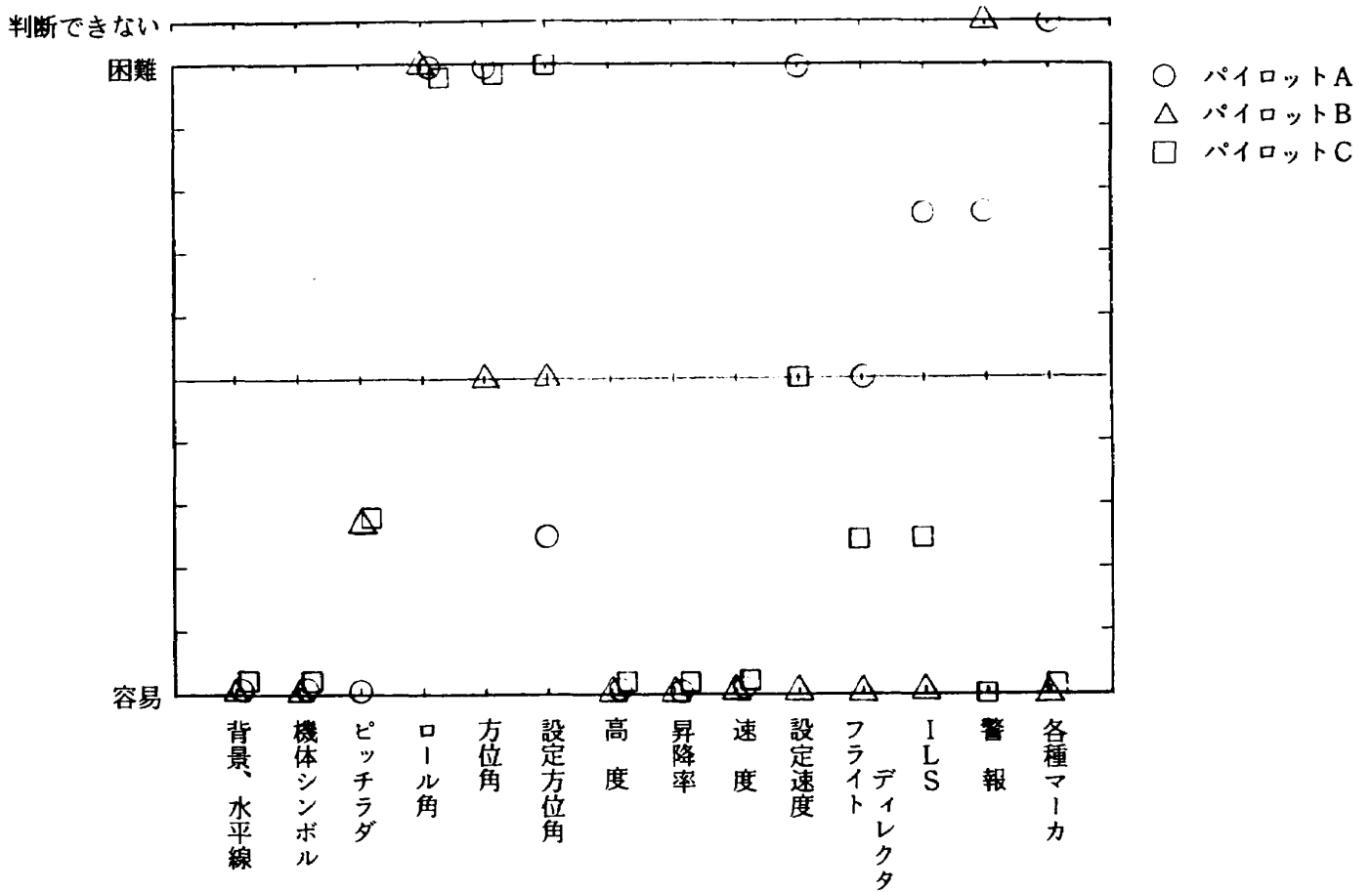


図4-1-3 各表示要素の読みとりやすさ

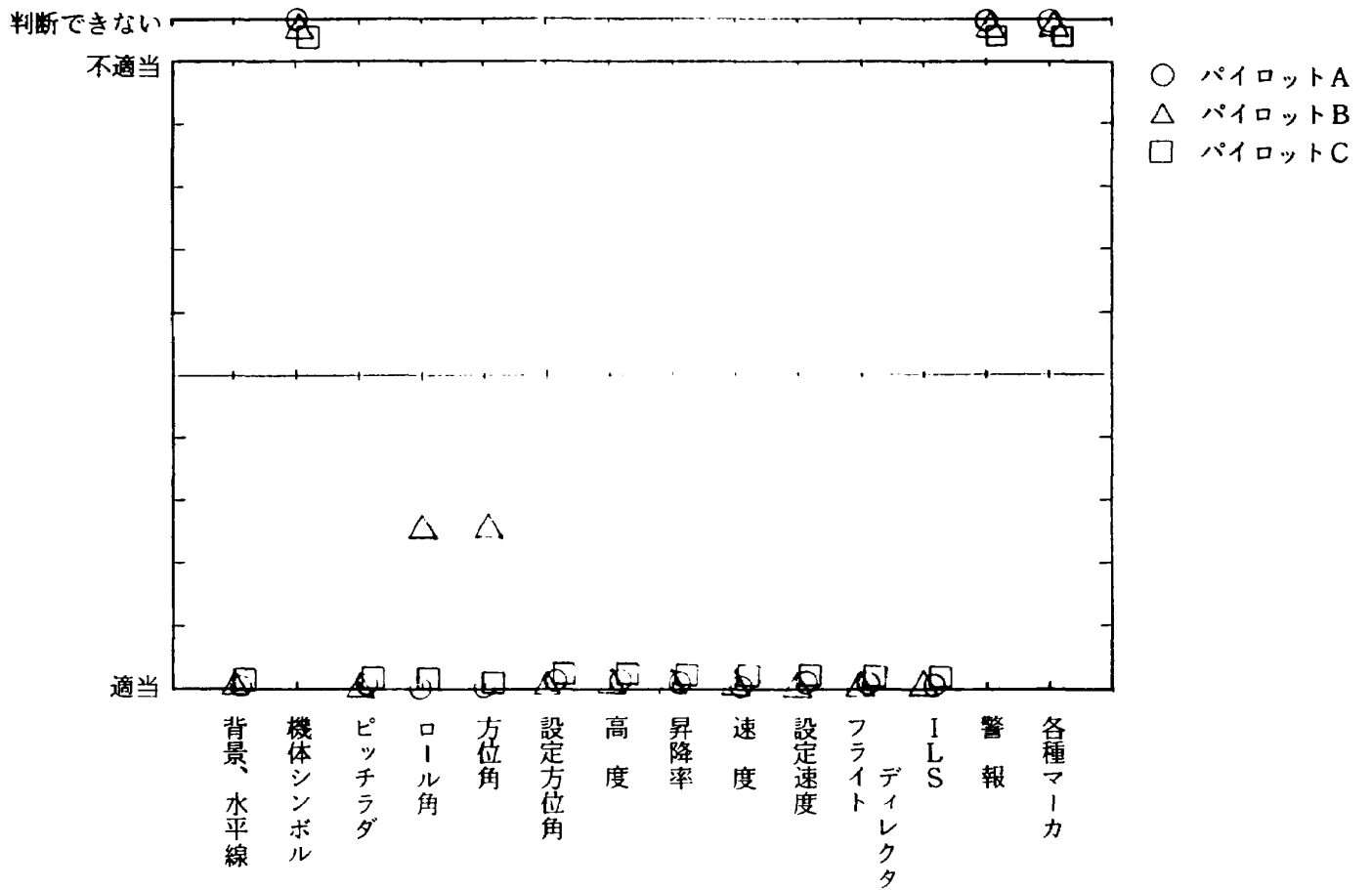


図4-1-4 各表示要素の動きのスムーズさ

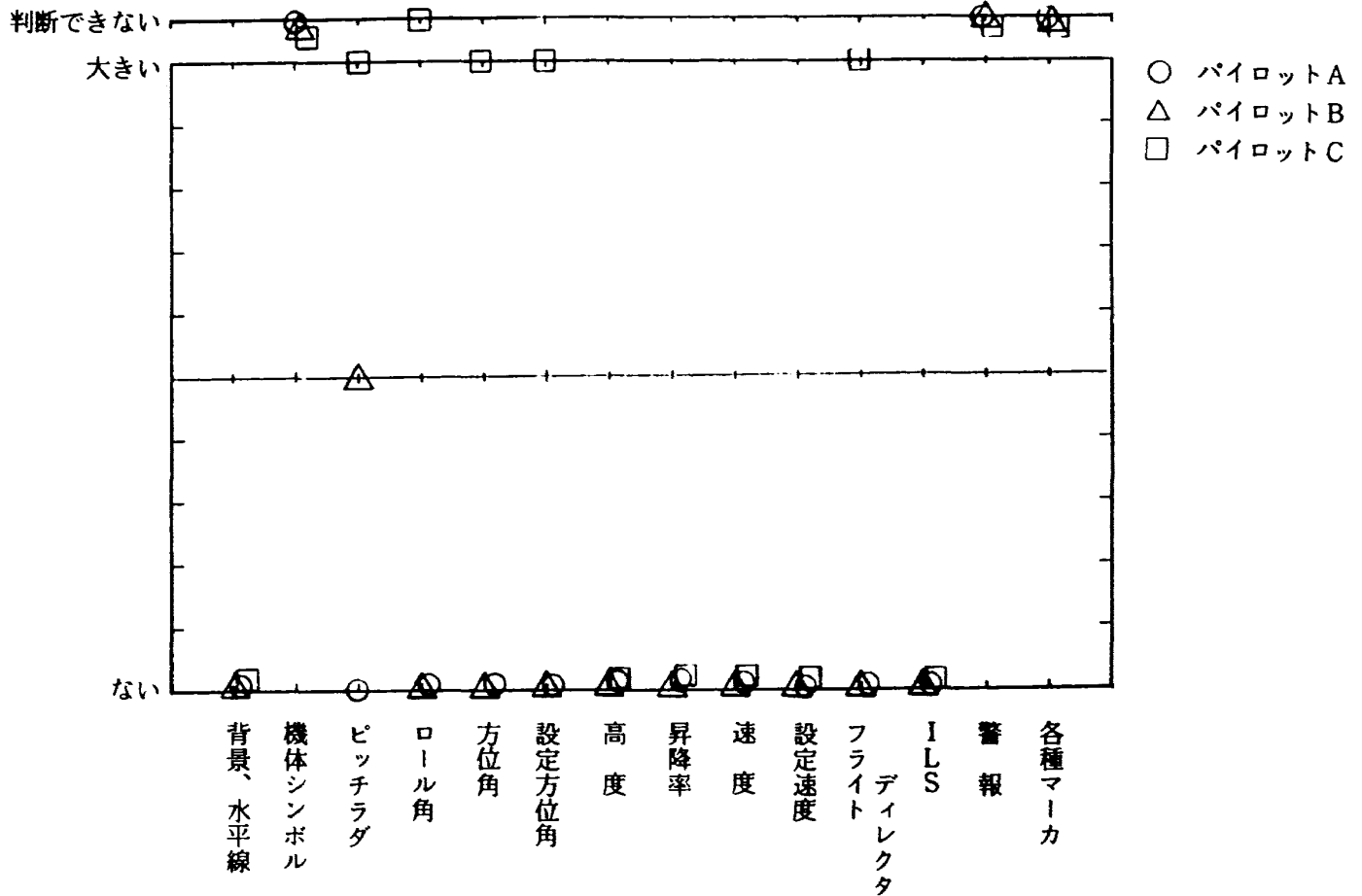


図 4-1-5 各表示要素の動きのノイズ

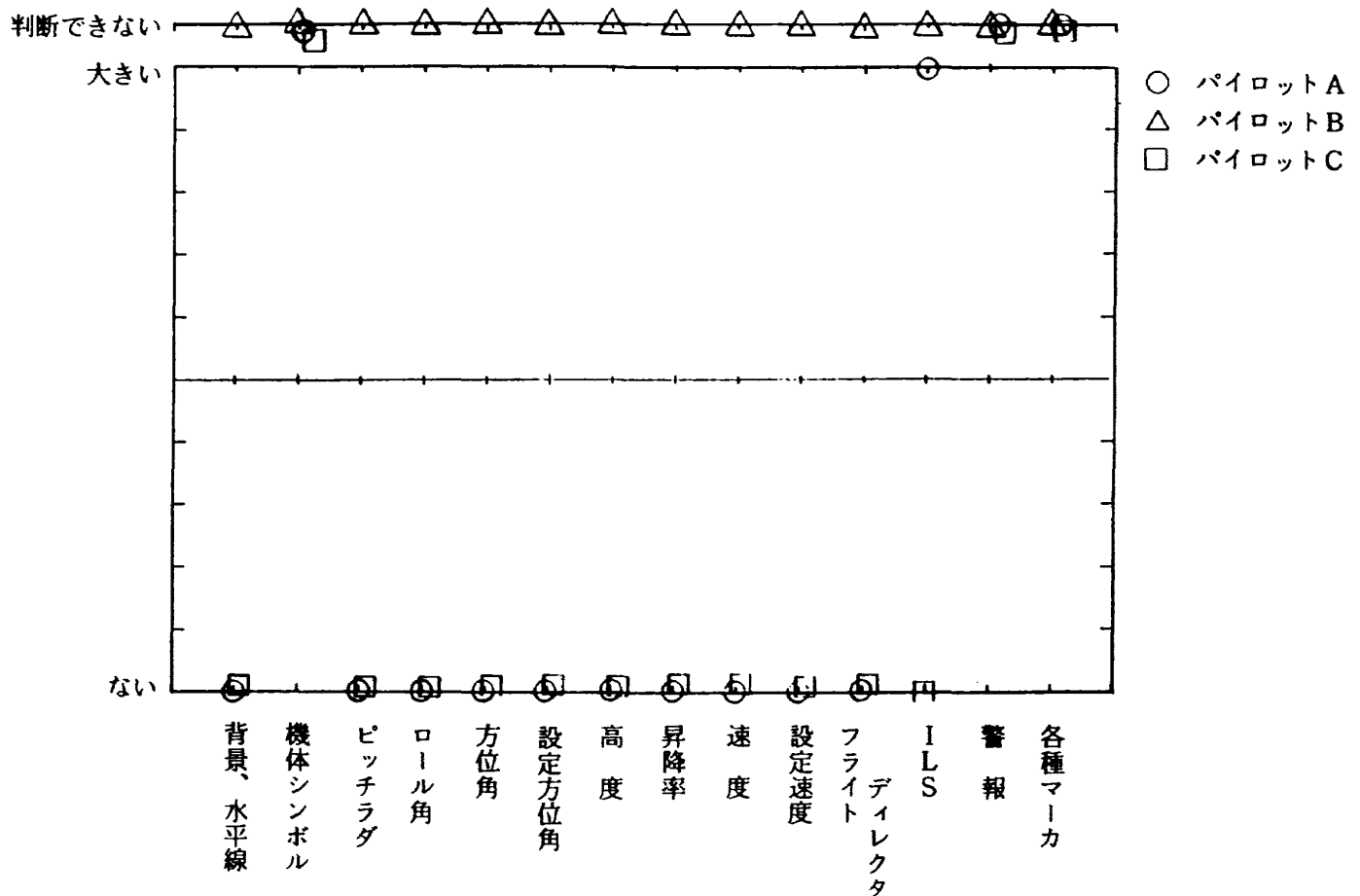


図 4-1-6 各表示要素の動きの遅れ

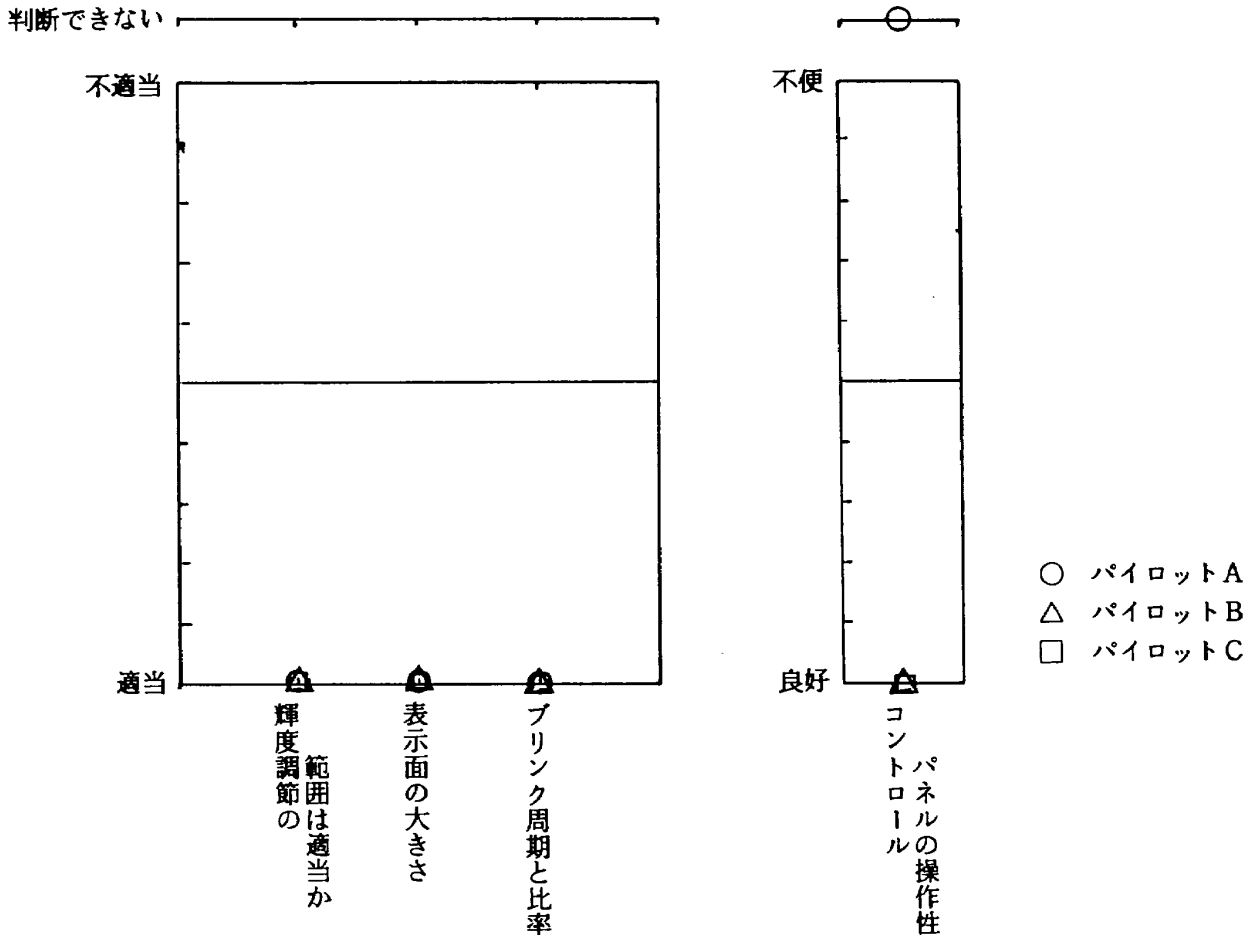
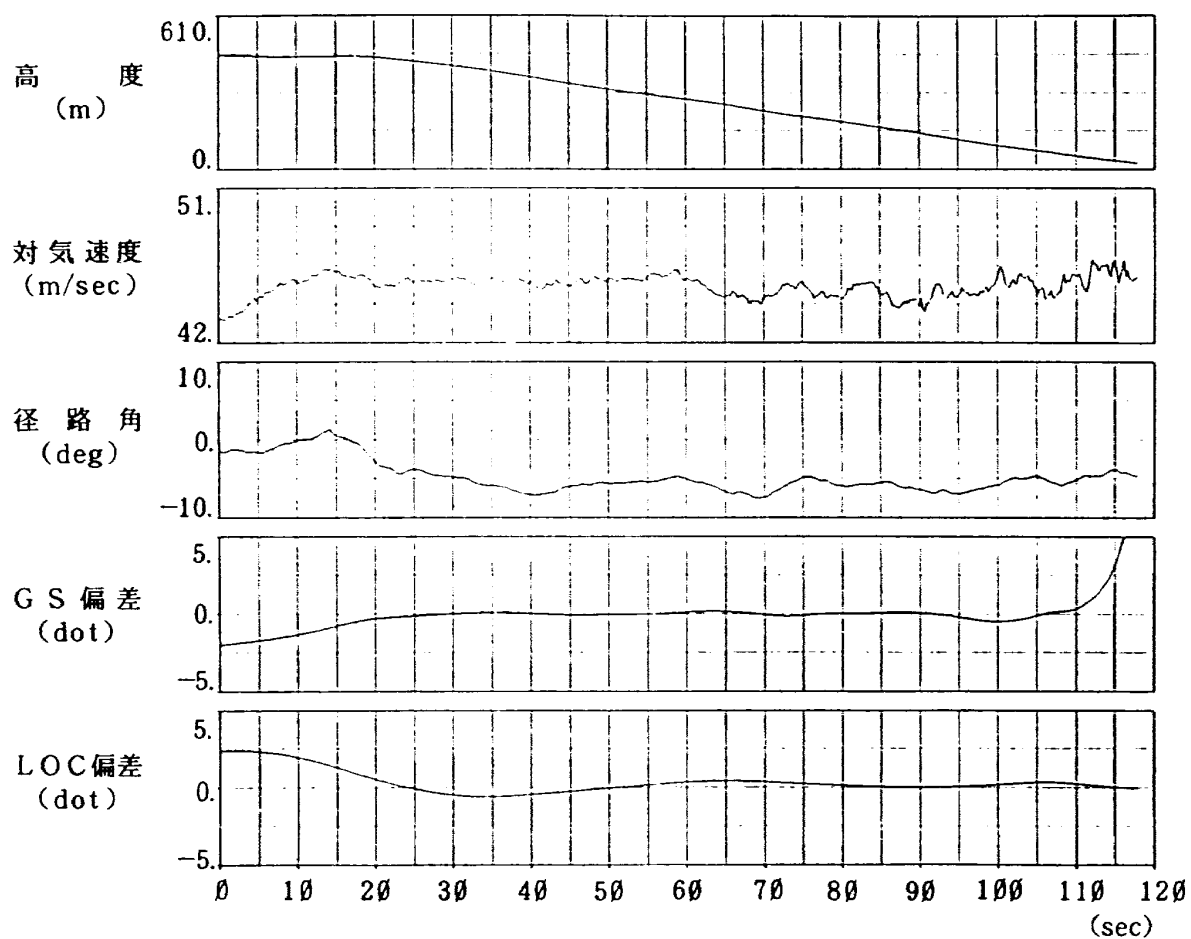
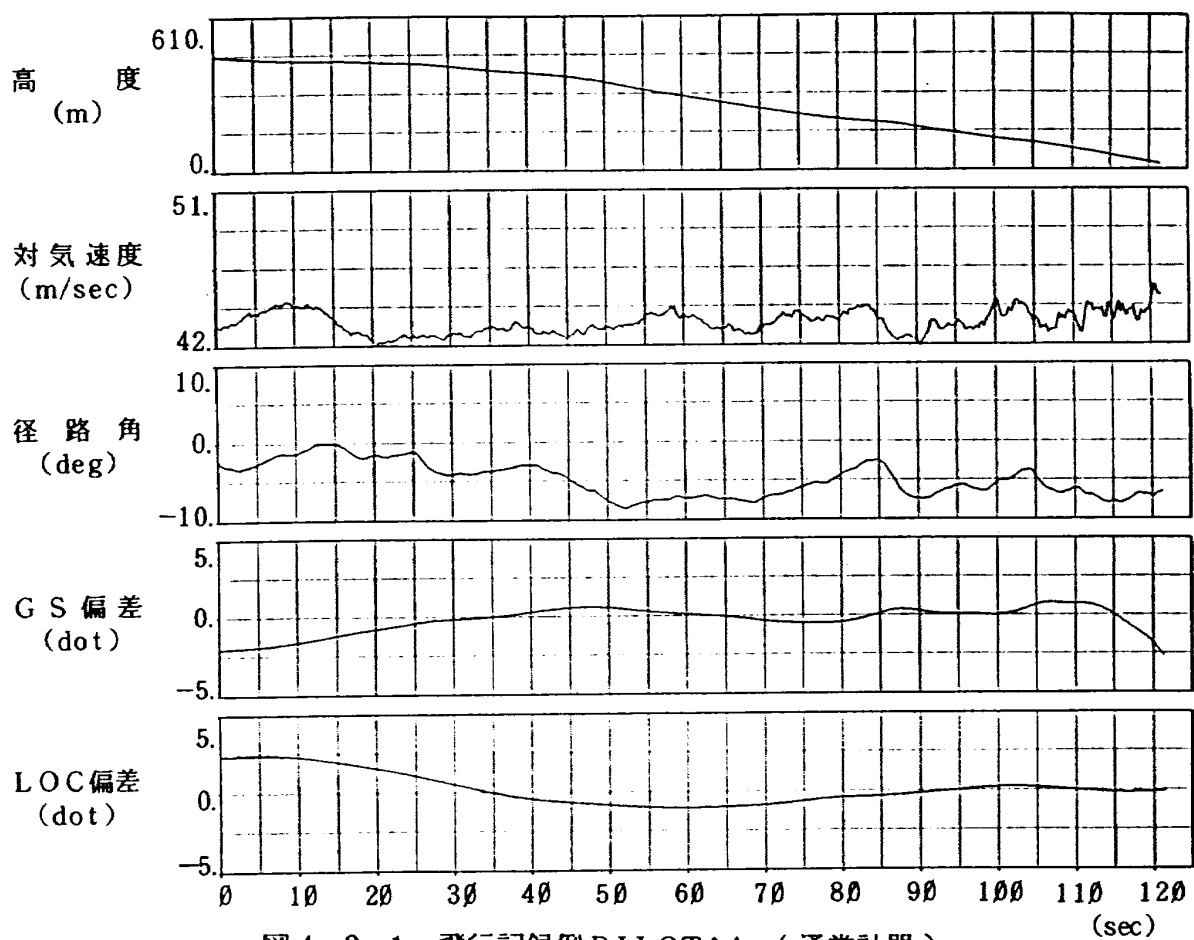


図 4-1-7 HDD 全般に関する評価項目

に、図 4-1-1 や図 4-1-2 に示されている様に、一部の表示要素の形状、色あい等でも改良すべき余地のあることがわかる。これらに関するパイロットコメントに基づき、機体シンボルの翼をより薄くして FD との相対位置を明確化し、また ILS ポイントの指標の形状を矩形に替えて偏差量がより見易くなるように変更を行うこととした。また、ラスター方式の表示に特有の現象であるが、画面上の斜線が鋸歯状になることが表示の視認性を妨げるとの指摘があった。この点の改良は、ハードウェア上の制約があるため今後の検討課題とした。なお、FD システムが進入速度を 37 m/sec として設計されているが本実験の進入速度が 42 m/sec であるため、FD のバンク・コマンドに少し遅れの生じる傾向が見られた。これを補正するためバンク・コマンドの進み時定数を調整することにした。

一方、全進入着陸試行について飛行軌跡が計測されている。以下では飛行軌跡の記録から得られた結果について述べる。図 4-2-1 ～ 4-2-2 に例示す

るように高度が実験開始時の 457 m から約 30 m に至るまでを記録した。径路角がタービュレンスに影響されて乱れた場合があるが、すべての表示の場合で所定の位置への着地を達成している。各表示条件の間の傾向を調べるため、対気速度、GS 偏差、及び LOC 偏差の二乗平均偏差を求めた。高度が 305 m から決心高度の 91 m の間では機体は定常的な進入状態になっていると考えられるので、この間の GS 及び LOC の中心線からの二乗平均偏差をそれぞれ縦軸及び横軸とする図にまとめた。図 4-3-1 ～ 4-3-3 は定常横風のない場合、また図 4-3-4 ～ 4-3-6 に定常横風のある場合の値をそれぞれ被験者毎に示したものである。これらの結果から次のことがわかる。一般に従来計器 (Conventional) と FD なしの統合計器 (HDD) との二乗平均偏差を比較すると大差がない。FD のある場合 (HDD + FD) は GS、LOC とともに偏差が小さく安定した飛行が達成されている。この傾向は GS 偏差の方により顕著である。一方、先に述べたように STOL 形態では低速



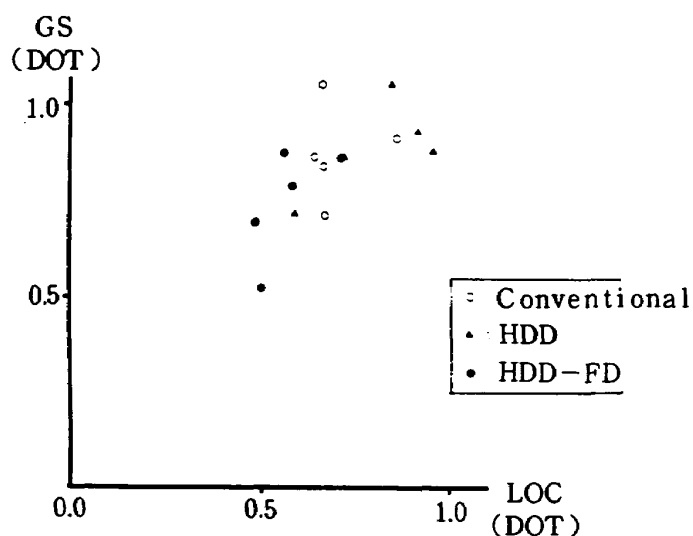


図 4-3-1 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差
(PILOT:A, 横風なし)

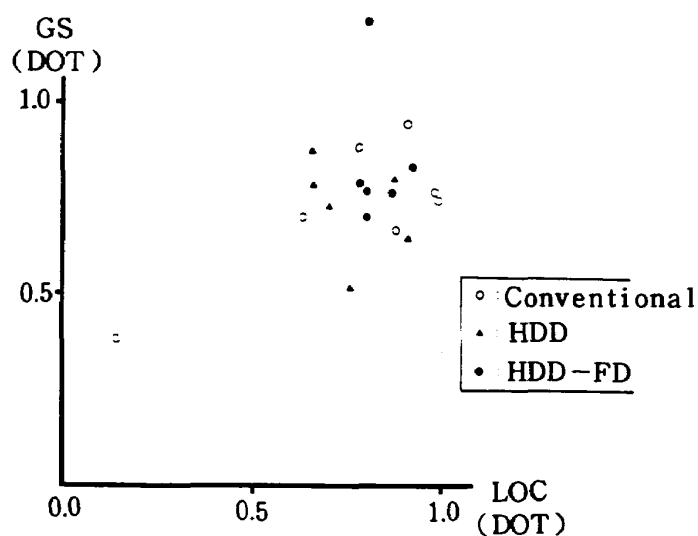


図 4-3-3 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差
(PILOT:C, 横風なし)

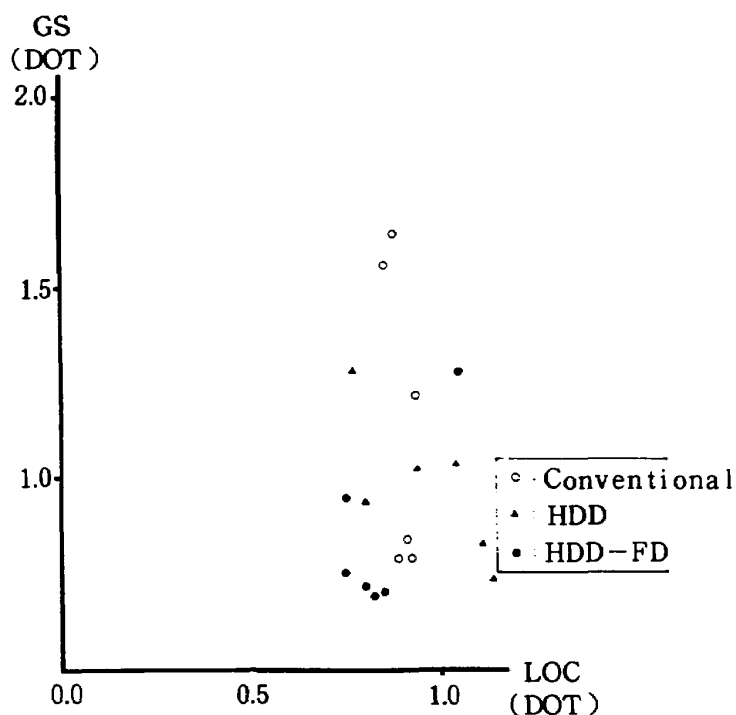


図 4-3-2 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差
(PILOT:B, 横風なし)

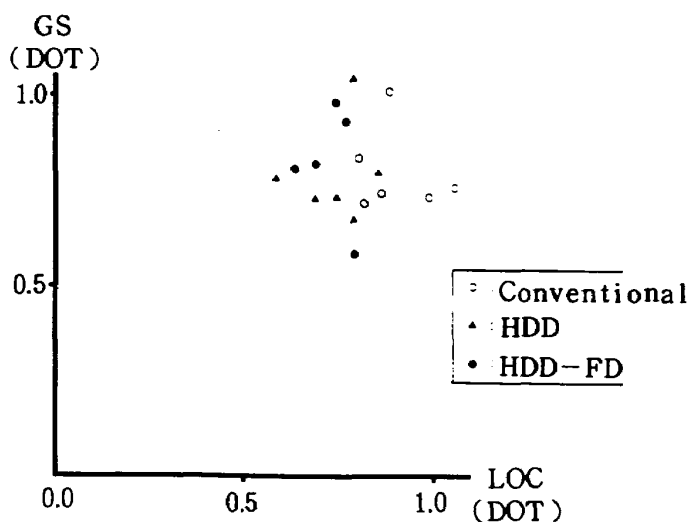


図 4-3-4 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差
(PILOT:A, 横風10ノット)

性に伴う旋回率が大きいため機首方位の保持が比較的困難であり、これが影響して今回の実験条件では LOC 偏差に大きな差が生じなかったものと考えられる。一方、対気速度の二乗平均には一貫した傾向が見られず、表示の違いが速度保持特性に影響したかどうかは今回は明確にならなかった。

5. 結 言

HDD 表示について今回得られた改良すべき事項を以下にまとめる。

1) ロール角の視認性を向上させるため、バンクポイント形状を「赤色の中抜き台形」から「白色で塗りつぶされた二等辺三角形」に変更する。また、ロール角スケールの 30° 及び 60° の目盛を長くしてスケールを読み取り易くする。

2) 方位角のスケール上の数字や指標を読み取り易くするため、方位角デジタル表示枠を上方に移動する。

3) ILS ポイントの形状を菱形から矩形に変更し、視認性を向上する。

4) 機体シンボルの翼をより薄くし、また色調に赤みを増加させて FD シンボルとの相対位置をより見易くする。

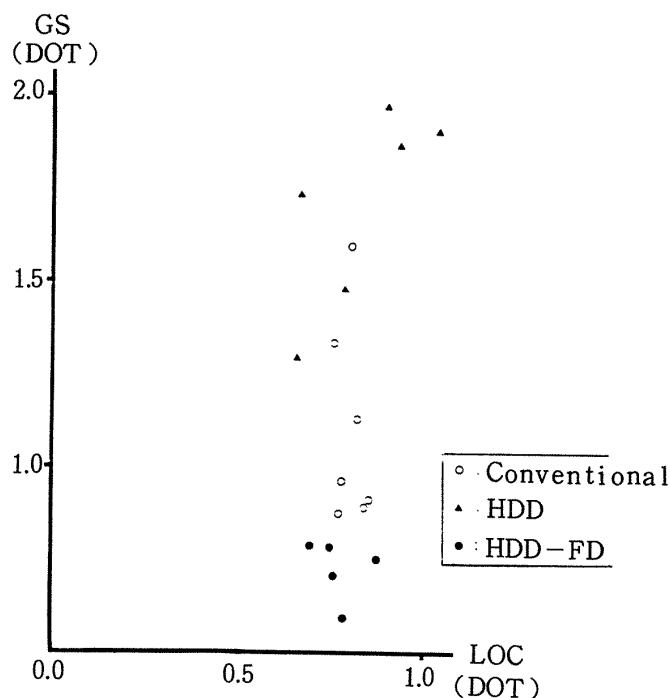


図 4-3-5 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差 (PILOT:B, 横風10ノット)

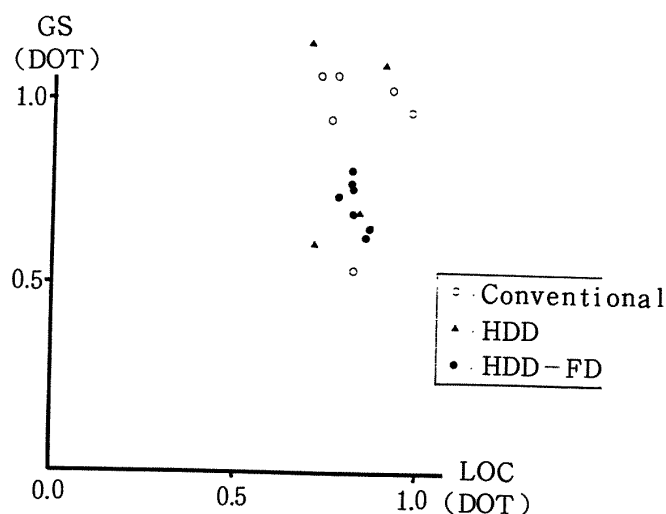


図 4-3-6 アプローチ中の ILS 二乗平均偏差 (PILOT:C, 横風10ノット)

5) 今回の進入速度ではバンク・コマンドが遅れる傾向が生じたので、これを補正するためバンク・コマンドの進み時定数を変更する。

本実験の後、上述の改修作業を進めて新しい表示ソフトウェアを作成した。改良後の新しい表示フォーマットを図 5-1 に示す。このフォーマットに基づいて統合航空計器の評価を継続する予定である。

本稿を終えるにあたり、クロス・ソフトウェアの整備等に関し HDD の製作を担当した日本アビオニ

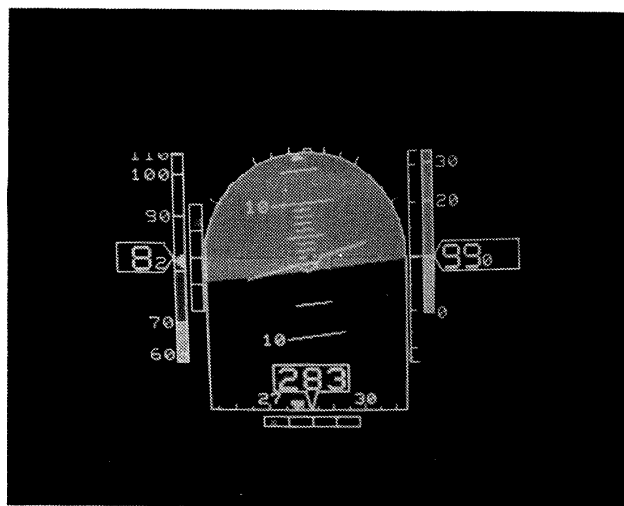


図 5-1 改良された表示フォーマット

クス株式会社から支援いただいたことに謝意を表す。また、本実験の遂行にあたり、評価パイロットとして実験に参画された中村勝飛行課長、照井祐之専門職、村上義隆技官より、シミュレータ計算機のセットアップに関して計測部渡辺 顯室長より、また、STOL実験機のシミュレーション用ソフトウェアの利用に関して飛行実験部坂東俊夫室長より多大の協力を得たことを付記する。

参 考 文 献

- 1) STOLプロジェクト推進本部：低騒音STOL実験機の基本設計，航空宇宙技術研究所資料 TM-452 (1981)。
- 2) 岡部，川原，田中：統合航空計器の研究試作，航空宇宙技術研究所報告 TR-608 (1980)。
- 3) 田中：STOL実験機用フライト・ディレクタ・システムの基礎設計，航空宇宙技術研究所資料 TM-558 (1986)。
- 4) 岡部，田中：統合計器の評価法の研究，第19回飛行機シンポジウム講演集 (1981)pp.82-85。
- 5) 田中，岡部，井須：STOL実験機用統合計器の開発研究 (I)，第19回飛行機シンポジウム講演集 (1981)pp.78-81。
- 6) STOLプロジェクト推進本部：低騒音STOL実験機 (飛鳥) 用 HUD (ヘッド・アップ・ディスプレイ) の第一次シミュレーション試験，航空宇宙技術研究所資料 TM-554 (1986)。

- 7) Anon.: **Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Electronics/Electrical Equipment and Instruments, Radio Technical Commission for Aeronautics, D0-160 (1975).**
- 8) Anon.: **MARK 33 Digital Information Transfer System (DITS), ARINC Specification 429-3, Aeronautical Radio, Inc. (1979).**
- 9) 田中：不安定系の手動制御，航空宇宙技術研究所報告 TR - 367 (1974)。

航空宇宙技術研究所資料 573 号

昭和62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東町 7-44-1
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
