

UDC 629.7.018.7  
629.735.014.16

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-169

## V T O L 機 操 縦 研 究 設 備

樋口 一雄・百名盛之・三好 範子  
岡部 正典・山本 六郎・川原 弘靖

1968 年 12 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |        |                                                                                                                                                                                           |           |                                     |
|--------|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|-------------------------------------|
| TR-145 | ロケット用耐熱材料の研究<br>Study on the Heat Insulation Materials for Rocket                                                                                                                         | 1967年11月  | 古田 敏 康                              |
| TR-146 | 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研究<br>Study on the Miniature Type High Sensitivity Accelerometer Using Semiconductor Strain Gages                                                                    | 1967年11月  | 田畑 浄 治, 大坪 孔 治<br>滝 沢 実             |
| TR-147 | 固体ロケットモータのノズルにおける熱伝達の実験的研究<br>—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの影響—<br>An Experimental Investigation of Heat Transfer in the Nozzle of High-Aluminized Solid Rocket                                    | 1967年11月  | 五代 富 文, 湯 沢 克 宜<br>伊 藤 克 弥, 西 村 久 男 |
| TR-148 | 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察<br>—失速フラッタの研究(I)—<br>Optical Observation of the Separated Flow around an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter | 1968年 2 月 | 中 村 泰 治, 磯 貝 紘 二<br>江 尻 宏           |
| TR-149 | よどみ点におけるグラファイトのアブレーションの実験的研究<br>An Experimental Study of the Ablation of Graphite in the Stagnation Region                                                                                | 1968年 2 月 | 相 原 康 彦, 野 村 茂 昭<br>渡 辺 泰 夫         |
| TR-150 | 強化プラスチックの熱的物性値について<br>(輻射加熱による測定)<br>The Measurement of Thermal Properties of Reinforced Plastics at Temperatures up to 150°C (Infra-red Radiation Method)                                | 1968年 2 月 | 小 川 鉦 一, 野 口 義 男                    |
| TR-151 | 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体<br>Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic Speeds                                                                                                                   | 1968年 3 月 | 相 原 康 彦                             |
| TR-152 | 二次元二重円弧翼列の遷音速実験<br>High Speed Tests of Compressor Cascades with Double Circular Arc Blade Sections                                                                                        | 1968年 3 月 | 近 藤 博, 藪 田 光 弘<br>山 崎 紀 雄, 古 川 昇    |
| TR-153 | アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気流の研究<br>Study of High Temperature Flow around Body Using an Arc-Driven Shock Tube                                                                                   | 1968年 4 月 | 松 崎 利 一, 上 瀬 千 春                    |
| TR-154 | フライングテストベッドの計画<br>—本体のシステムデザイン—<br>System Design of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory                                                                    | 1968年 5 月 | 新型航空機部                              |
| TR-155 | 遷音速における Control-Surface Buzz に関する研究<br>An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds                                                                                       | 1968年 5 月 | 中 村 泰 治                             |
| TR-156 | 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよぼす曲率の研究<br>Effects of Curvature on the Similar Structure and Turbulent Mixing of Two-dimensional Curved Jets                                                        | 1968年 5 月 | 遠 藤 浩                               |
| TR-157 | 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験的研究<br>Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow Using Electron-Beam Densitometry                                                                           | 1968年 6 月 | 和 田 勇, 曾 我 国 男                      |

## 目 次

は し が き	1
第1章 システムの概要	1
1.1 V/STOL 機操縦における問題点	1
1.2 研究課題	5
1.3 システムの規模と構成	5
1.4 システムの運転制御	6
第2章 指示器入力信号発生装置	7
2.1 計 画	7
2.2 構成と機能	7
2.3 性 能	9
第3章 模 擬 視 界	13
3.1 計 画	13
3.2 構成と機能	18
3.3 性 能	25
第4章 表 示 装 置	29
4.1 計 画	29
4.2 構成と機能	31
4.3 性 能	40
第5章 模擬操縦席装置	43
5.1 計 画	43
5.2 構造・構成および機能	43
5.3 強度試験	46
第6章 制 御 卓	48
6.1 構 成	48
6.2 機 能	48
あ と が き	52
参 考 文 献	52

# VTOL 機操縦研究設備\*

樋口 一雄\*\*・百名 盛之\*\*・三好 範子\*\*

岡部 正典\*\*・山本 六郎\*\*・川原 弘靖\*\*

## Design and Construction of VTOL Flight Simulation System

By Kazuo HIGUCHI, Moriyuki MOMONA, Noriko MIYOSHI  
Masanori OKABE, Rokuro YAMAMOTO  
and Hiroyasu KAWAHARA

A VTOL Flight Simulator System provided for Human Engineering Research was installed at National Aerospace Laboratory in March of 1966. The details of design, construction and function of the system are reported in this paper.

The main features of the system components are as follows. An integrated information display using a CRT and TV system and various kinds of controllers are involved in a fixed base cockpit. A TV camera with 6 degrees of freedom is used to provide a visual scene of the take-off and landing-approach below 120 m ceiling. The model represents an area 2,600 m by 1,000 m at a 1:400 scale. The pilot may be presented with a projected or monitor image as a visual aid. The system is controlled through an analog computer which has been programmed to account for vehicle dynamic response to pilot control input.

Studies such as the flight performance, the human characteristics in information transfer, stability and controllability at low-speed and transition flight of VTOL aircraft are carried out using this system.

## は し が き

V/STOL 機に関する研究は、ここ 10 年来世界各国で活発に行われているが、わが国でも航空技術審議会の答申第 6 号（昭和 40 年 5 月）「航空技術振興に効果的な航空機の開発における技術的問題点およびこれに対処する方策について」において、最近の世界の情勢、わが国の航空技術の水準、経済的能力などを勘案し、V/STOL 技術を採り上げることがもっとも適切でかつとくに緊急であるとしている。

また V/STOL 技術の開発を進めるための技術的問題点として、

- (1) V/STOL 機の操縦に関する人間工学的問題
- (2) V/STOL 機用計器に関する問題
- (3) V/STOL 機の低速時、遷移飛行中およびホバリング時の安定・操縦性に関する問題

の諸点がその内容の一部として挙げられており、これ

らの問題点を解決するためには、フライト・シミュレータによる研究が一つの有力な手段とされている。

われわれはとくに上記 (1) および (2) に重点をおいて研究を進めるためのフライト・シミュレータを計画し、指示器入力信号発生装置、模擬視界、表示装置および模擬操縦席装置よりなる VTOL 操縦研究設備を 1966 年 3 月に完成した。本設備は VTOL 機のみならず STOL 機の操縦に関する研究をも行えるよう考慮した。

以下本設備のシステム全般、各主要装置の設計における検討事項と構成、機能ならびに性能試験結果について報告する。

## 第 1 章 システムの概要

### 1.1 V/STOL 機操縦における問題点

V/STOL 機とは、垂直に離着陸するか、または離着陸の際に 300 m (1,000 ft) 以内の距離で高さ 15 m (50 ft) の障害物を越えうる能力をもった航空機と定義され<sup>10)</sup>、その飛行径路として、垂直に上昇してあ

\* 昭和 43 年 10 月 23 日受付

\*\* 計測部

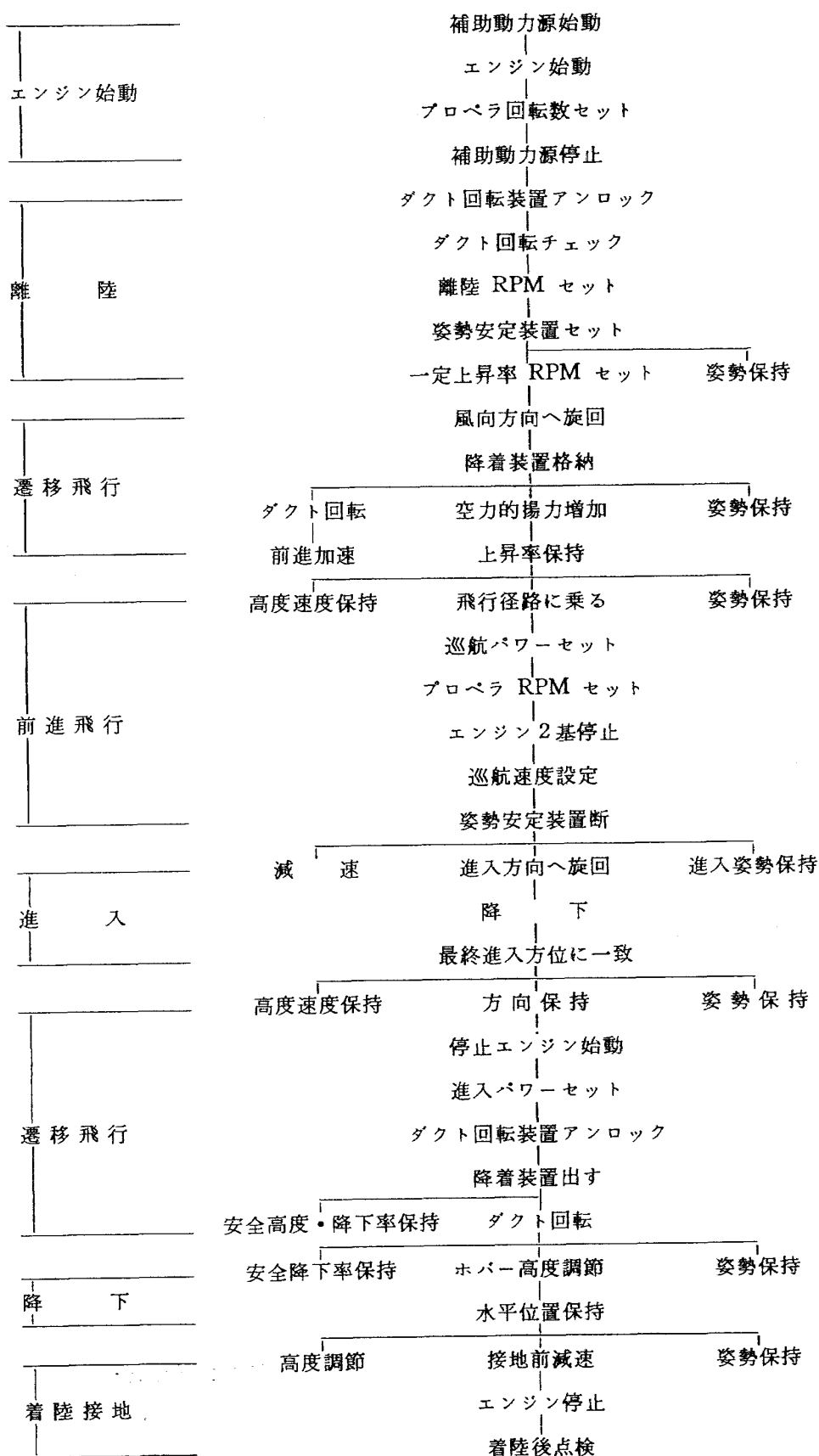


図 1.1 VTOL 機操縦におけるタスク・シーケンス  
(Bell Lockheed Tri-Service Ducted Fan VTOL)

る高度で前進飛行に移るもの、零滑走である径路角で上昇飛行するもの、あるいはまた数百フィート滑走して離陸するものなどがある。かかる飛行を達成するためには、前進速度によって翼が揚力を得るまでの浮揚力発生装置として、ロータ、プロペラ、ダクトッド・ファンあるいはジェット・エンジンが用いられ、遷移飛行の方式としては機体傾斜型 (Aircraft Tilting)、後流偏向型 (Slip Stream Deflection, Thrust Deflection)、推力回転型 (Thrust Tilting) あるいは二重推進型 (Dual Propulsion) などが用いられている。浮揚力発生装置と遷移飛行方式の組合せによっていままでさまざまなタイプの V/STOL 機が開発されてきた。これらの V/STOL 機の操縦の内容は機種によって相違するが、その操縦を一般航空機の操縦と比較した場合、V/STOL 機特有の問題点としてつぎの3項目をあげることができる。

- 1) 低速飛行時およびホバリング時に空力的安定性がほぼ零ないし負になる領域が存在すること。
- 2) 低速飛行時およびホバリング時の姿勢、高度および位置のカップリングは低高度における安全性に強く影響していること。
- 3) 遷移飛行時には一般に舵面による空力的な姿勢制御と、エア・ジェットの推力やファンのピッチ調節など附加的なコントロール・モメントによる姿勢制御を漸進的に移行することが望まれること。

これらの性質から V/STOL 機の操縦は一般航空機のそれと比較してかなり難しいものと考えられる。そこで V/STOL 機の操縦上の問題点を把握するために数種の V/STOL 機の操縦の内容を調査した。調査の対象とした機種は、Bell-Lockheed Tri-Service VTOL (Tilt Ducted Fan), Bell-Aerosystems D-188 A (Tilt Engine), Kaman K 16 B (Tilt Wing) および Bell Helicopter Tri-Service VTOL D 252 (Tilt Rotor) の4機種である<sup>15)</sup>。Bell Lockheed Tri-Service VTOL を例にとって操縦士のタスクの概要を示すと図 1.1 のようになる。課題飛行は垂直上昇→水平飛行→垂直着陸であり、このタスクを遂行するために必要な視覚情報を表 1.1 に示した。上記の図および表に示されたタスクとそれに必要な情報をあわせて検討すると

- 1) 多種類の計器を同時に注視しつづける必要がある。
- 2) 計器間の関連性をつねに有機的に判断しなければならない。
- 3) 計器指示の変化に対して、迅速かつ正確な判断をしなければならない。

などの点が問題となる。これらの事柄は離陸および着陸時の遷移飛行においてとくに厳しく要求されている。人間と機械が互に十分の余裕をもって、かつ十分に適合しなければならないという観点からみると、情報の与え方としてつぎの諸点に留意しなければならない。すなわち計器の数を少なくし、かつ情報の受容を

表 1.1 操縦に必要な情報 (Bell Lockheed Tri-Service Ducted Fan VTOL)

飛 行 段 階	操 縦 に 必 要 な 視 覚 的 手 掛 り
1. エンジン始動 (58)	補助動力源動作灯, 燃料ポンプ動作灯, スターター灯, エンジン回転計
2. 離 陸 (42)	ダクト角度計, 低速対気速度計, ダクト回転状態[目視], 姿勢安定装置テスト灯, エンジン回転計, 垂直速度計, 電波高度計, 外界状況[目視], 水平儀
3. 遷 移 飛 行 (44)	降着装置灯, 水平位置計, コンパス, ダクト角度計, 対気速度計, 高度計, 気圧計, 垂直速度計, 上昇率計, 迎え角計, 外界状況[目視], 水平儀
4. 前 進 飛 行	水平位置計, 水平儀, 高度計, 対気速度計, ガス・ジェネレータ回転計, プロペラ・タコメータ, 姿勢安定装置動作灯
5. 進 入	水平位置計, 水平儀, 高度計, 対気速度計, 垂直対気速度計, 姿勢指令表示計
6. 遷 移 飛 行 (59.5)	水平位置計, 水平儀, 高度計[副尺], 対気速度計, 垂直対気速度計, 迎え角計, 姿勢安定装置テスト灯, 燃料ポンプ動作灯, スターター灯, エンジン回転計, ガス・ジェネレータ回転計, プロペラ回転計, 降着装置灯, ダクト角度計, 外界状況[目視], 低速対気速度計
7. 降 下	水平儀, 高度計[副尺], 垂直対気速度計, 外界状況[目視]
8. 着 陸 接 地	水平儀, 高度計[副尺], 外界状況[目視], 垂直対気速度計

( ) 内の数字は所要時間 単位 sec.

表 1.2 操縦に用いられる操作機器 (Bell Lockheed Tri-Service Ducted Fan VTOL)

飛 行 段 階	操 縦 に 用 い ら れ る 操 作 機 器
1. エンジン始動 (58)	補助動力源始動スイッチ, パワー・レバー, エンジン始動セレクト, 燃料スイッチ, RPM レバー, エンジン始動スイッチ
2. 離 陸 (42)	ダクト回転系アンロックボタン, ダクト回転アーム・スイッチ, 姿勢安定装置スイッチ, RPM レバー, スロットル・レバー, 右側操縦桿, ラダー・ペダル
3. 遷移飛行 (44)	降着装置ハンドル, ラダー・ペダル, 主操縦桿, ダクト回転ボタン, スロットル
4. 前進飛行	スティック, ラダー・ペダル, パワー・レバー, 主操縦桿, プロペラ回転数レバー, 姿勢安定装置スイッチ
5. 進 入	主操縦桿, ラダー・ペダル, スロットル, マイク・スイッチ
6. 遷移飛行 (59.5)	主操縦桿, ラダー・ペダル, スロットル, 姿勢安定装置スイッチ, パワー・レバー, エンジン始動セレクト, 燃料スイッチ, RPM レバー, エンジン始動スイッチ, ダクト回転アンロックボタン, 降着装置ハンドル, ダクト回転スイッチ
7. 降 下	主操縦桿, ラダー・ペダル, スロットル
8. 着陸接地	主操縦桿, ラダー・ペダル, スロットル, パワー・レバー

( ) 内の数字は所要時間, 単位 sec.

容易にする (簡潔性)。事態の総合的判断を容易にする (大局性)。全事態に対する見通しが得られるよう予測性をもたせる (予測性)。

つぎに前記のタスクを遂行するのに必要な操縦操作についてみると, 表 1.2 に示す操縦が要求されている。パイロットは3軸まわりの姿勢, X, Y 軸方向の速度および位置制御, 高度および昇降率などをスティック, ペダル, スロットル・レバー, エンジン・パワー・

レバーの協応した連続動作によって制御している。その間, エンジン系統のセレクト, パワー・レバー・スイッチおよびダクト・ローテーション・スイッチなどの非連続的操作もタイミングよく行なわなければならない。これらのことから, 操縦の観点からみると問題点としてつぎの事柄が指摘される。

- 1) 操縦動作の数が多。
- 2) 短時間のうちにそれらを行なわねばならない。

表 1.3 4 種の VTOL 機のタスク・アナリシス

機 種		Bell-Lockheed Tri-Service				Bell-Aerosystems D-188 A				Kaman K 16 B				Bell Helicopter Tri-Service			
		オペレーション表示	状態表示	離散的的操作	連続的操作	オペレーション表示	状態表示	離散的的操作	連続的操作	オペレーション表示	状態表示	離散的的操作	連続的操作	オペレーション表示	状態表示	離散的的操作	連続的操作
V T O	エンジン始動	66		36		51		9		9		8		25		8	
	離 陸	7	66	5~4	6	22	35	2	5	12	7	7	10	7	25	4	5
	遷 移 飛 行	8	66	2	7	9	51	2	6	7	11	1	7	8	25	2	8
	前 進 飛 行	8	66	3	7	5	52	1	5	12	8		3	8	25	2	6
V T L	進 入	12	65		7	10		1	8	10	7	1	8	9	23		6
	遷 移 飛 行	14	59	10	9	15	42	4	8	7	8		6	12	21	2	9
	降 下	6	66		5	6	49		5	4	6		5	8	24		5
	着 陸 接 地	4	68		7	5	53		5	4	6		5	9	23		5

- 3) 多重トラッキングが多い。
- 4) 非線形的な操縦動作が要求される。
- 5) 多種類の操縦の間に微妙なタイミングとコオーディネーションが要求される。

Bell-Lockheed Tri-Service VTOL と他の 3 種をあわせて、その操縦に必要な情報と操縦操作の数を表 1.3 に示した。ここでは、必要な情報と操縦操作を次の 4 つの分類に従って記述してある。

オペレーション表示：計器の指示に対応してそれと関連のある操縦を行なう必要のあるもの。

状態表示：計器からシステムの状態に関する情報を受取るがノーマル・オペレーションでは必ずしもこれに対応した操作が必要でないもの。

離散的操作：レバー、スイッチ類の操作。

連続的動作：トラッキング動作。

V/STOL 機の飛行の原理や、ここにとりあげた 4 機種種の操縦のタスク・アナリシスを検討すると、操縦に必要な情報の与え方や、複雑な協応動作を必要とするトラッキング動作が多すぎることなどがとくに問題点として指摘される。

V/STOL 機の操縦の安全性と有効性を確保するためには、人間の基本的特性に基づき V/STOL 機操縦におけるタスクを明確にし、そのタスクを遂行するのに有効適切な表示装置と操縦装置の研究を行ないパイロットと V/STOL 機の適合をはかることが必要である。このためには具体的につぎの諸研究を行なう必要があると考えられる。

## 1.2 研究課題

- a) V/STOL 機操縦に適合するタスク
  1. 与えられた V/STOL 機に関するシステム・アナリシス
  2. 与えられた V/STOL 機の操縦に関する作業分担
  3. 与えられた V/STOL 機の操縦に関する操作の手順と時間配分
- b) 操縦に適合する V/STOL 機の動特性
  1. 静的および動的不安定系の手動制御の特性と限界
  2. 多重トラッキング動作における人間の応答特性
  3. 与えられた V/STOL 機における自動制御と手動制御の関連性
  4. 各種外乱の手動制御に及ぼす影響
- c) V/STOL 機の制御に有効な表示法
  1. 与えられた V/STOL 機の操縦に必要な情報

とその表示法

2. 各種シンボリック表示法の比較
  3. 各種ピクトリアル表示法の比較
  4. いわゆるウィンドウ・ディスプレイの検討
  5. 多次元表示法の研究
  6. 表示の統合化
  7. 表示のクイックニング
  8. 予測表示法
  9. 表示の配列
- d) V/STOL 機の制御に適切な操縦装置
1. 操縦装置の小型化
  2. 操縦装置の連合化と集約化
  3. オン・オフ制御
  4. 制御におけるエイディング
  5. 表示と操縦装置の適合性
  6. 誤操作防止のための操縦様式と操縦の符号化
  7. 操縦装置の配列
- e) V/STOL 機の操縦におけるパイロットの心理的、生理的負担
1. V/STOL 機操縦時のパイロットの心理的負担
  2. V/STOL 機操縦時のパイロットの精神疲労
  3. V/STOL 機操縦時のパイロットの筋肉疲労

## 1.3 システムの規模と構成

V/STOL 機の飛行状態を室内において実時間で模擬再現し、前章で述べた V/STOL 機操縦に関する諸研究を行なうためには、大別してつぎの 5 つの装置が必要となる。

1. 指示器入力信号発生装置
2. 模擬視界
3. 表示装置
4. 模擬操縦席装置
5. 制御卓

すなわち、

指示器入力信号発生装置：対象とする任意の V/STOL 機の飛行運動を実時間でシミュレートするもので、操縦・操作に対応した電圧を入力とし、それに対する飛行運動の解を求め、これを模擬視界・表示装置の入力とする。

模擬視界：V/STOL の飛行運動に対する視界の変化をシミュレートし、パイロットに視界による操縦の手がかり(Cue)を与えるものである。

表示装置：パイロットに対する情報の与え方を研究するための装置で、CRT 計器と TV 計器を備え、各種の統合表示の研究を行ないうるよう汎用



性をもたせる。

模擬操縦席装置：パイロット1名が塔乗できるコックピットで計器盤と、交換可能な各種の操縦装置を備え、パイロットを含めた人間-機械系の研究や、操縦席まわりの設計に関する研究を行なえるようにする。

制御卓：本設備全体を総括して集中的に運転制御するものであって、各装置の選択・調整・監視も行なえるようにする。

#### 1.4 システムの運転制御

本設備は上記の各装置を要素として図 1.2 に示すように接続され、一つのシステムとして動作するが、また、前章であげた諸研究を行なうためには既設の汎用飛行シミュレータと連動して使用する必要がある。このため、つぎのような本設備と既設汎用飛行シミュレータ設備の連動を計画した。

1. 本設備模擬操縦席装置と既設汎用飛行シミュレータ設備可動模擬操縦席装置とは交換使用が可能であること。
2. 本装置模擬視界は既設汎用飛行シミュレータ設備と接続使用可能であること。
3. 指示器入力信号発生装置は既設設備の専用計

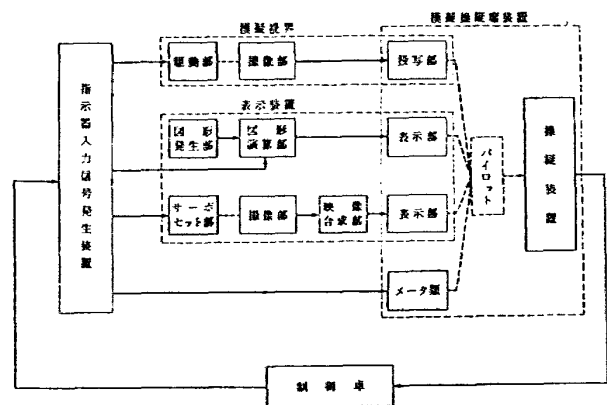


図 1.2 VTOL 操縦研究設備全体接続図

算機と交換使用および接続使用が可能であること。

4. 本設備と既設汎用飛行シミュレータ設備を併用運転した場合、その運転制御は本設備の制御卓でも行ない得ること。
5. 本設備の要素は各々単独にも使用できること。

したがって、本設備は各装置単独使用の他、表 1.4 に示される 11 ケースの運転制御が可能である。表中、   で囲まれた装置は制御権の所在を示す。

なお、以下の文中および図表において用いる略号は

表 1.4 システムの運転制御

	ケース No.	動特性の模擬	制 御 卓	模擬操縦席	接続できるその他の装置	備 考
本設備のみの組合せ運転	1	VS/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD</span>	VS/CP	VS/VD VS/TV, VS/CRT	この場合、既設シミュレータは従来通り併列に使用できる。
	2	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VS/AC</span>	VSD	VS/CP	VS/VD VS/TV, VS/CRT	
既設設備との連動運転	3	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VS/AC</span> + CP/AC	VSD			
	4	VS/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD &amp; CPD</span>	VS/CP + CP/M	VS/VD VS/TV, VS/CRT	
	5	VS/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD &amp; CPD</span>	CP + CP/M	VS/VD (テレビーム)	
	6	VS/AC + CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD</span>	VS/CP	VS/VD VS/TV, VS/CRT	
	7	VS/AC + CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD</span>	CP	VS/VD (テレビーム)	
	8	VS/AC + CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD &amp; CPD</span>	VS/AC + CP/M	VS/VD VS/TV, VS/CRT	
	9	VS/AC + CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD &amp; CPD</span>	CP + CP/M	VS/VD (テレビーム)	
	10	CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD &amp; CPD</span>	VS/CP + CP/M	VS/VD VS/TV, VS/CRT	
併列運転	11	VS/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">CPD</span>	CP + CPM	VS/VD (テレビーム)	
		CP/AC	<span style="border: 1px solid black; padding: 2px;">VSD</span>	VS/CP	VS/VD VS/TV, VS/CRT	

つぎの通りである。

#### VTOL 機操縦研究設備

VS/AC	指示器入力信号発生装置
VS/VD	模擬視界
VS/TV	表示装置 (TV 型計器)
VS/CRT	// (CRT 型計器)
VS/CP	コックピット (操縦席)
VSD	制御卓

#### 汎用飛行シミュレータ設備 (既設)

CP/AC	専用計算機
V/D	模擬視界
CP/M	コックピット駆動部
CP	コックピット (操縦席)
CPC	制御箱
CPD	制御卓

## 第 2 章 指示器入力信号発生装置

### 2.1 計 画

航空機の動特性を模擬する方法として、アナログ計算機、デジタル計算機、アナログ・デジタル・ハイブリッド計算機などが使われている。これらの計算機の運用上の長短については既設汎用飛行シミュレータの計画の際に多方面から検討された<sup>8),11)</sup>。その検討結果によるとアナログ計算機は他のタイプの計算機と比較して、プログラムの変更が容易であること、実時間の演算が容易であること、実物機器との接続に便利であること、計算精度も実用上十分な精度が得られることなどが明らかにされた。そこで本設備においても、アナログ計算機を用いて VTOL 機の動特性を模擬することにした。

計算機で模擬する V/STOL 機の飛行範囲は離着陸から遷移飛行までとし、V/STOL 機の動特性の成分

として、つぎの成分を模擬しうるものとした。

- ① 空力成分
- ② 空力モーメント成分
- ③ 推力成分
- ④ 推力モーメント成分
- ⑤ 重力成分
- ⑥ エンジンのジャイロ・モーメント成分

座標変換については、つぎの仮定を設けて簡略化をはかった。

- ① オイラ角は小さいと考えられるので、これらの角のレートは機体軸のレートと等しい。
- ② 機体軸と風軸の角は小さい。
- ③ 空気力学的な力が十分大きくなったスピードでは、アタック・アングルとサイド・スリップ・アングルは小さいとみなし、機体軸のまわりの空力的力は安定軸まわりの力に等しい。

本装置として必要な計算機の規模を算定するために Bell-Lockheed Tri-Service VTOL 機のシミュレーションに用いられている運動方程式<sup>15)</sup>や Perry, D. H. らによりジェット VTOL 機のシミュレーション・スタディで用いられた式<sup>14)</sup>あるいはまた、われわれが行なった STOL 機のシミュレーションに用いた運動方程式を比較検討した (表 2.1 参照)。第 1 章第 2 節に述べた研究課題を遂行するためには、表 2.1 の第 V 欄に示された演算要素数でパイロットの応答特性に影響を及ぼす V/STOL 機固有の性質は十分模擬できるものと考えられる。

### 2.2 構成と機能

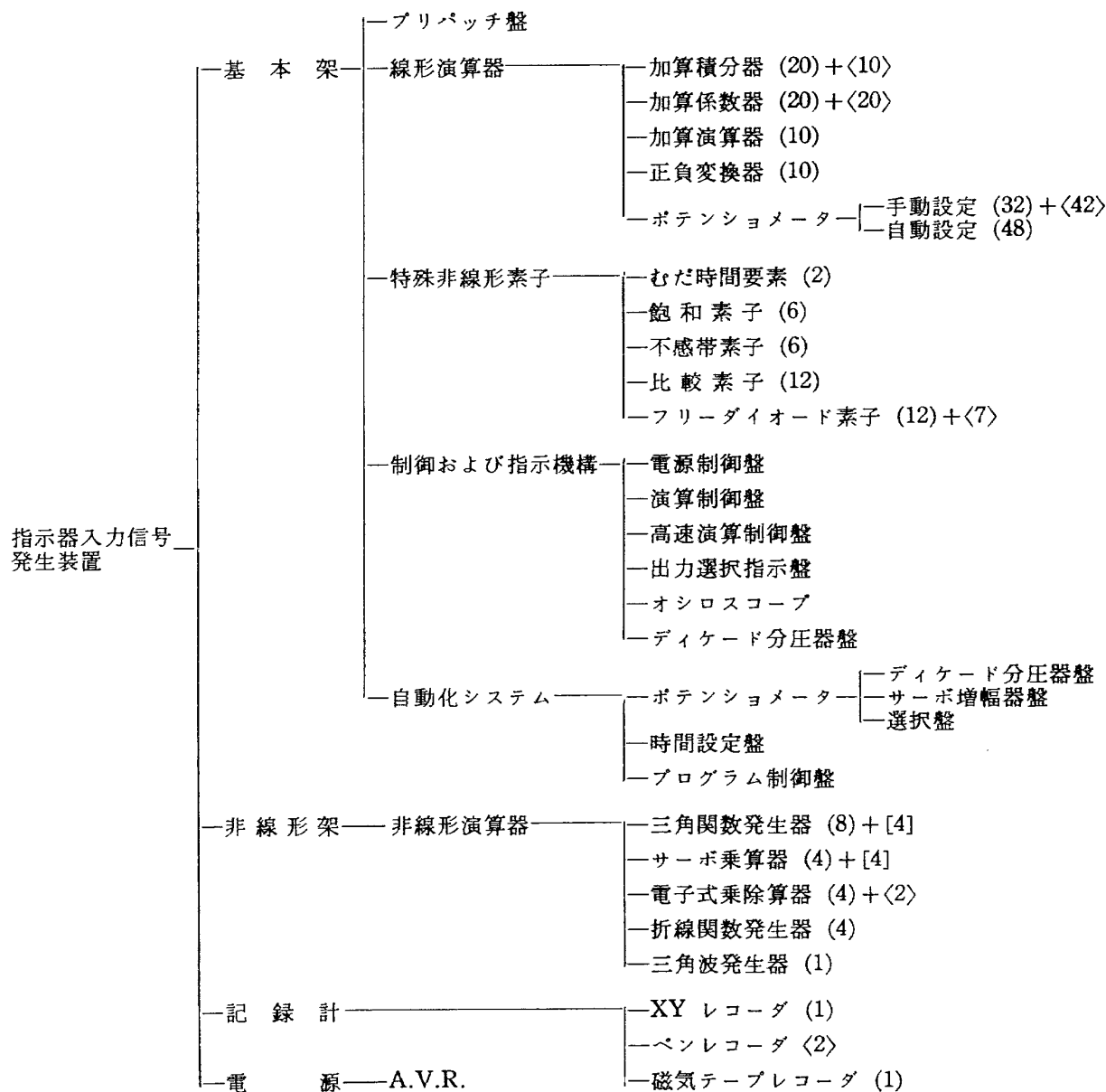
#### 2.2.1 構 成

本装置は電子管式アナログ計算機を主体にしたものであって、大別して基本架と非線形架に分けられる。

表 2.1 V/STOL 機シミュレーションの計算規模例

	I	II	III	IV	V
演 算 増 幅 器	190	55	76	65	90(30)
乗 算 器	19	40	19	16	10 (2)
三角関数発生器	10		14	5	8
任意関数発生器	10	4		1	4

- I Power, W.P. et. al によって示唆された V/STOL 機用シミュレータの計算機の要素数<sup>15)</sup>  
 II Bell Model D 2000 VTOL Fighter Plane のシミュレーションに必要な要素数<sup>15)</sup>  
 III Perry, D.H. et. al による VTOL 機シミュレーションに要した要素数<sup>14)</sup>  
 IV 当所で行なわれた STOL 飛行艇のシミュレーションに用いた要素数  
 V 本指示器入力信号発生装置として使用可能な最大要素数  
 ( ) 内は既設汎用飛行シミュレータ設備専用計算機演算要素数



( ) 内の数字は本装置の要素数を示す。

[ ] 内の数字は表示装置 CRT 計器図形発生部の要素を計算要素として転用した場合の要素数を示す。

< > 内の数字は接続使用する既設計算機の要素数を示す。

図 2.1 指示器入力信号発生装置の構成

その内訳を図 2.1 に示し、実装図を図 2.2 に、外観図を図 2.3 に示す。

### 2.2.2 機能

本装置の主な機能はつぎのとおりである。

- 1) 入出力は DC $\pm$ 100V
- 2) 演算制御はつぎのいずれかにより行ないうる。  
(第 6 章 2 節参照)
  - ① 計算機単独使用の場合は基本架制御盤
  - ② 本設備全体の運転の場合は制御卓制御盤
  - ③ 既設汎用飛行シミュレータとの併用運転の場合は制御卓制御盤ないし既設汎用飛行シミュレータ制御卓
- 3) 演算要素を 4 分割し、それぞれ独立に演算制御を行いうる。
- 4) 4 分割の任意の群において高速演算を行なうことができる。
- 5) 4 分割の任意の群において高速繰り返し演算を

行ない得る。

- 6) 自動プログラム機構により、パラメータの計画変更、スケールの変更あるいは論理的判断を含む問題を自動的行ない得る。
- 7) 既設汎用飛行シミュレータ設備、専用計算機との連動演算が可能であり、信号の授受は固定パッチ板により行なう。この連動計算を行なう場合の信号および制御系統図を図 2.4 に示す。
- 8) 本装置プリパッチ板上に CRT 演算要素 (第 4 章 2 節参照) の入出力端子が設けてあり、本装置の汎用演算要素として共用可能である。

本装置の各演算要素の詳細機能を一括して表 2.2 に示す。

### 2.3 性能

主要演算要素の単体性能の試験結果は計画仕様と共に表 2.3 に示したように、ほぼ満足な成績と考えられる。

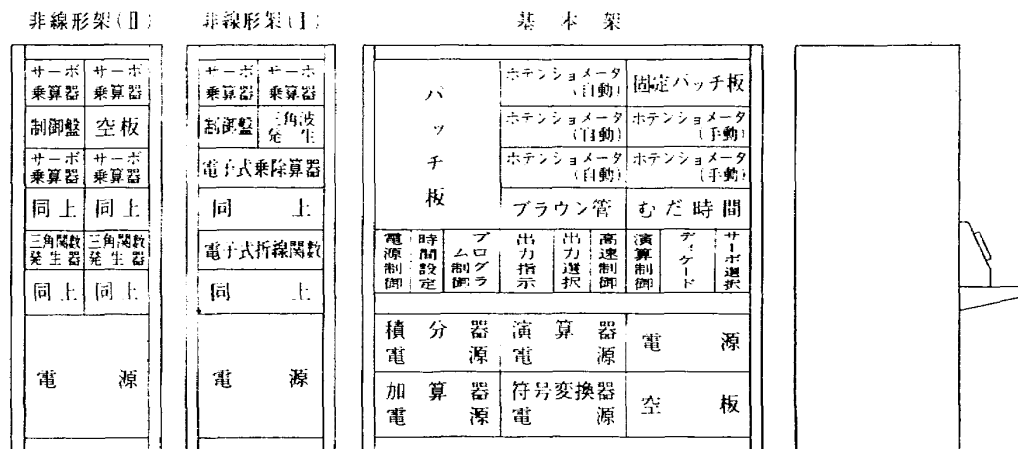


図 2.2 指示器入力信号発生装置実装図

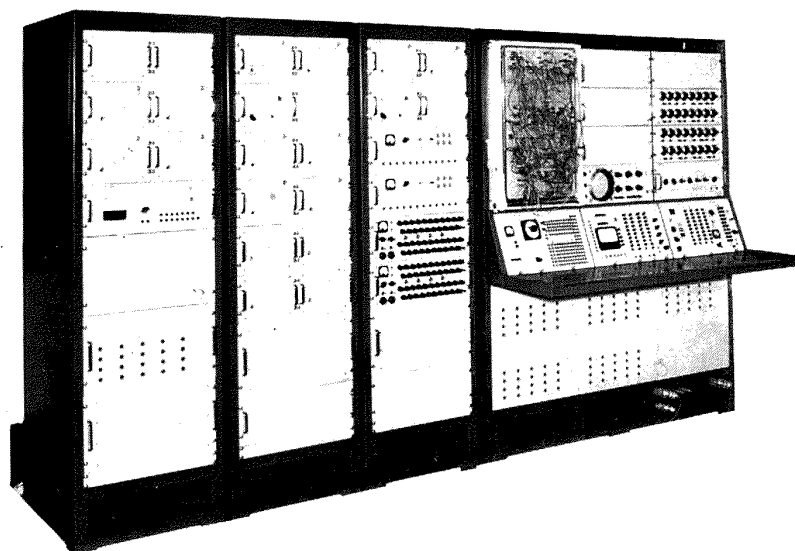


図 2.3 指示器入力信号発生装置外観図（上図の左端の架は指示器図形発生部である。）

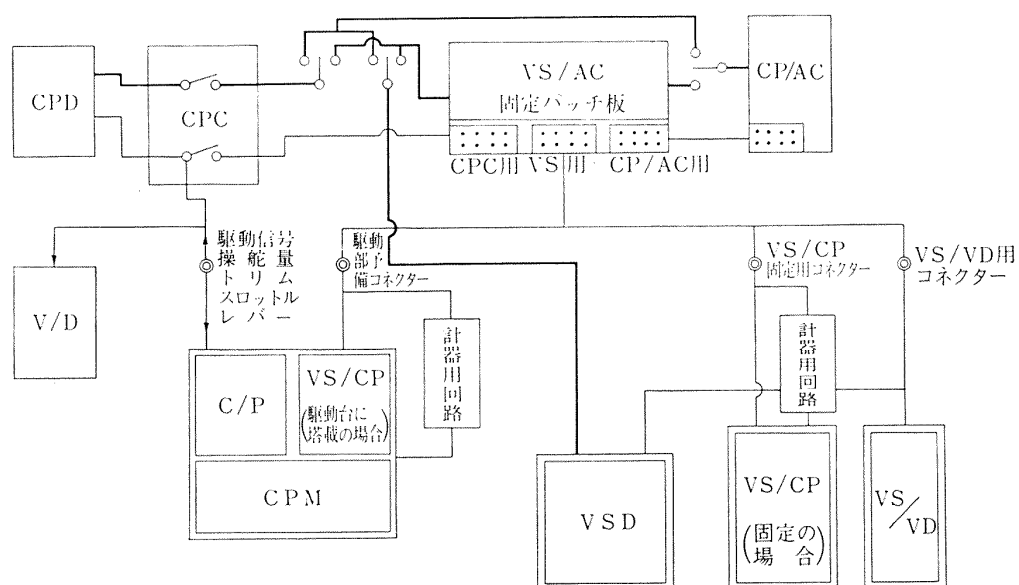


図 2.4 連動計算の場合の信号および制御系統図

表 2.2 指示器入力信号発生装置要素機能一覧表

要素名	機能	備考
加算積分器	入力10内訳 [加算信号入力8 G端子1 初期値1] 出力電流 20mA 出力電圧 $\pm 100V$ 以上 (5k $\Omega$ 負荷)	
加算係数器	入力9内訳 [加算信号入力8 G端子1] 入力インピーダンス 係数10の入力100k $\Omega$	入力および帰還インピーダンス として抵抗 1M, 500K, 50K (精 度 $\pm 0.05\%$ ) コンデンサ 0.5, 0.1 (精度 $\pm 0.1\%$ ) および 0.05 $\mu F$ (精度 $\pm 0.5\%$ ) 付属
汎用演算器	入力3内訳 [加算信号入力8 G端子1 初期値1] 係数4の入力 250k $\Omega$ 係数1の入力 1M $\Omega$ 初期値入力 100k $\Omega$	
符号変換器	入力3内訳 [加算信号入力2 G端子1]	
ポテンショメータ (手動設定用)	用途: 係数, 初期値 ( $\pm IC$ ) 型式: 10回転ヘリカルポテンショメータ 抵抗値: 30k $\Omega \pm 5\%$	設定中は注意表示機構が作動し 演算制御不可能
ポテンショメータ (自動設定用)	用途: 係数 型式: 1回転ポテンショメータ 抵抗値: 30k $\Omega \pm 5\%$	サーボセットポテンショメータ 選択盤で呼び出し, ディケード 分圧器盤で設定. 設定時間 2sec
むだ時間要素	0.01秒~10秒の間 0.01秒ステップで設定可能 最大入出力電圧 $\pm 100V$	Pade の4次近似による
比較器用リレー	入力インピーダンス 1M $\Omega$ 方式: 2入力加算方式 最低感応電圧 50mV	ブリパッチ板上で符号変換器と 組合せて比較器を構成する
飽和要素	飽和電圧 $-90V \sim 0V \sim +90V$	ブリパッチ板上で符号変換器 およびポテンショメータと組合 せて構成する
不感帯要素	不感帯電圧 $-100V \sim 0V \sim +100V$	ブリパッチ板上で符号変換器お よびポテンショメータと組合 せて構成する。履歴要素として使 用可能
ディケード分圧器盤	用途: ポテンショメータの精密設定, 標準抵抗器, その他の校正用 9999 0 10,000 $\sim$ 10,000 まで 0.0001 ステップで設定可能	
ダイオード素子	用途: 履歴要素, 絶対値回路を構成 逆耐電圧: $-200V$ 平均順方向電流: 100mA	
サーボ式乗算器	X, A, B, C, D, E を各入力とする時, $\frac{AX}{100}, \frac{BX}{100},$ $\frac{CX}{100}, \frac{DX}{100}, \frac{EX}{100}$ の演算可能 入力インピーダンス: X 側 1M $\Omega$ , A~E 側 15k $\Omega$ 出力インピーダンス: 0~75k $\Omega$ 定格負荷抵抗: 1M $\Omega$ 最大入出力電圧: $\pm 99V$ 以上	ダンピング調整可能
電子式乗除算器	$\frac{AB}{100}$ ( $ A + B  < 200V$ のとき), $\frac{B}{A}$ ( $-100V < A <$ $-1V, -1 < \frac{B}{A} < +1$ のとき) の演算可能 入力インピーダンス: 250k $\Omega$ 出力容量: $\pm 100V$ で 10mA	乗除算の切替はパッチ板上で行 なう
電子式関数発生器	折線数: 10 区間およびそれに対する高さをそれぞれ独立に設定. 設定した区間の幅に対して5倍の高さまで設定可能 各区間幅: 0~ $\pm 100V$ 連続可変 最大入出力電圧: $\pm 100V$ 出力負荷: 10k $\Omega$ 以上	2台の関数発生器を接続し, 20 区間の関数発生器1台としても 使用可能
三角関数発生器	$\theta, A, B, V$ を入力として, $A \sin \theta, A \cos \theta, B \sin \theta,$ $B \cos \theta, V \theta$ の演算可能 直角座標変換: $\alpha$ が 0~ $\pm 180^\circ$ の範囲内 極座標変換: $\alpha$ が 0~ $\pm 180^\circ,  R $ が 0~ $\pm 100V$ の範囲 乗算: $\frac{V\theta}{100}$ が 0~ $\pm 100V$ の範囲内	

表 2.3 指示器入力信号発生装置主要性能一覧表

要素名	静的精度	周波数特性	ドリフト	ノイズ	その他の	備考
加算積分器						時定数精度, 保持特性は, 低速演算時の性能である
加算係数器	±0.048% 以下 (±0.05%)	-3dB KC35 以上 (-3dB35 KC)	40 $\mu$ V/8H 以下 (50 $\mu$ V/8H)	4.5 mVrms (5 mVrms)	時定数精度 ±0.04% 以下 (±0.05%) 保持特性 ±170 $\mu$ V/sec (±200 $\mu$ V/sec)	
汎用演算器	±0.03% 以下 (±0.05%)		45 $\mu$ V/8H 以下 (50 $\mu$ V/8H)	9.5 mVrms (10 mVrms)		
符号変換器	±0.026% 以下 (±0.05%)		50 $\mu$ V/8H 以下 (50 $\mu$ V/8H)	4.5 mVrms (5 mVrms)	時定数精度 ±0.035% 以下 (±0.05%) 保持特性 ±150 $\mu$ V/sec (±200 $\mu$ V/sec)	時定数精度, 保持特性は, 低速演算時の性能である
ポテンショメータ (手動設定用)	±0.04% 以下 (±0.05%)		45 $\mu$ V/8H 以下 (200 $\mu$ V/8H)			
ポテンショメータ (自動設定用)	±0.09% 以下 (±0.1%)					
むだ時間要素	±0.1% 以下 (±0.1%)				設定時間 2 sec 以下 (2 sec)	
飽和素子	±0.09% 以下 (±0.1%)		0.1 mV/8H (1 mV/8H)		遅れ時間誤差 2% 以下 (2%)	遅れ時間誤差は $\omega \leq 5$ の定常状態における性能である
不感帯素子	±0.08% 以下 (±0.1%)				利得 -1, 抵抗精度 ±0.05% 以下	
比較器用リレー					感帯部利得 -1, 抵抗精度 ±0.05% 以下	
サーボ乗算器	±0.3% 以下 (±0.3%)	±50V 入力 -3dB 4.5c/s 以上 (-3dB 4.5c/s) ±10V 入力 -3dB 8.0c/s 以上 (-3dB 8.0c/s) ±5V 入力 -3dB 12.0c/s 以上 (-3dB 12.0c/s)			動作時間 高速 1.5 ms 以下 (5 ms) 低速 8.5 ms 以下 (20 ms) スラップ応答時間 0.15 sec 以下 (0.15 sec)	
電子式乗除算器	±0.2% 以下 (±0.2%)	±3dB 400c/s 以上 (±3dB 400c/s)	6.6 mV/H 以下 (10 mV/H)			
電子式関数発生器	±0.2% 以下 (±0.2%)	±3dB 1,000c/s 以上 (±3dB 800c/s)	45 mV/H 以下 (50 mV/H)			
三角関数発生器	直角度標変換 ±1.5% 以下 (±1.5%) 極座標変換 ±2.0% 以下 (±2.0%) 乗算 ±0.5% 以下 (±0.5%)	±100V 入力 -3dB 2c/s 以上 (-3dB 2c/s) ±50V 入力 -3dB 3.5c/s 以上 (-3dB 3.5c/s)			スラップ応答時間 0.15 sec 以下 (0.15 sec)	

### 第3章 模 擬 視 界

#### 3.1 計 画

航空機の操縦において、パイロットが機の飛行状態を知る手がかりとして外部視界の変容は非常に重要な要素である。とくに低高度における操縦においては地球座標に関する機の飛行運動を正確に知覚する必要がある、かかる場合外部視界は一般にすぐれた情報をもたらす。

トレーナ、あるいはシミュレータに模擬視界を付与する場合には、外界の模擬が現実に近い程、単なる“Procedure Trainer”でなくパイロットの飛行能力の全般的向上が可能となるであろう。垂直離陸、垂直着陸、ホバリング時にパイロットが外界から視覚的手がかりを得て操縦を行なうものとして、その必要な情報の種類をあげると下記の如くである。

- 1) 離 着 陸 時：降下率、加速・減速度、接近速度、奥行(距離)と方向定位、高度

- 2) ホバリング時 縦方向の偏位  
横方向の偏位  
高度

これらを模擬視界に再現しようとするれば、X軸、Y軸、Z軸、ピッチ軸、ロール軸、ヨー軸の6自由度の運動が必要である。とくに重要なものをあげるのは難かしいが、ヨー軸の情報はほとんどの有視界飛行では必要欠くべからざるものといわれており、離着陸時には、X、Z、ピッチ軸まわり、ホバリング時には、姿勢制御のために、この他にロール軸まわり、横すべり制御のためにY軸の変化が重要な情報と考えられよう。

##### 3.1.1 方式の決定

視界を模擬再現する方式には、従来、影絵による方式、スライド方式、シネフィルム方式、テレビ方式、その他、エレクトロニクス、電子計算機による方式などが検討、製作されており、各方式はそれぞれ一長一短がある(表 3.1)。本設備に付与される模擬視界としては、さきにのべたように6自由度の運動を与え得ること、模擬しうる飛行範囲は、最少限、離着陸から

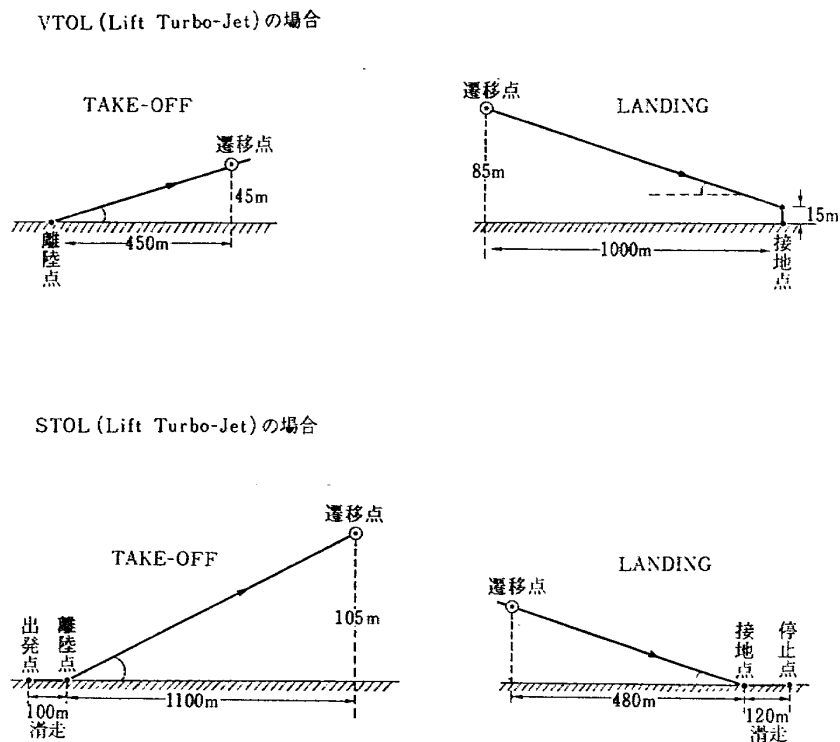


図 3.1 代表的 V/STOL 機における離着陸のフライト・パターン



表 3.1 模擬視界の方式

	かけ絵方式	スライド方式	シネフィルム式	電子回路方式	電子計算機方式	テレビ方式
方式の概略	点光源の前に半透明の物体をおき、これを外部信号に応じて動かしスクリーン上に影の変化を生じさせる。	あらかじめ撮影したスライドをプロジェクタでスクリーンに投写。レンズ、プリズム、ミラーなどを動かして飛行運動に対応した映像をつくる。	あらかじめ定められたコースに沿って撮影したフィルムを映写機でスクリーンに投写する。	滑走路のみかけ上の形を電子回路で発生し、これをブラウン管に表示する。	滑走路、誘導路などのパターンをディジタル計算機に記憶させ、飛行運動に対応させて座標変換し、みかけ上の形をブラウン管に表示する。	テラインの模型をつくり、これと相対的にテレビカメラを飛行運動に相似に動かす。撮像された映像は、テレビモニターあるいはテレビ投写器でスクリーンにうつす。
特 長	レンズやプリズムは用いない。強力な点光源をつくることに工夫がある。構造は簡単。	カラー表示可能	映像はプログラムされていて内容を変化させることは不可能。速度感覚の再現にはもつとも適す。カラー表示可能。		装置は小型、模型やカメラアセンブリあるいは光学系を用いる必要なし。テレビのラスタなし。プログラム（飛行場のパターン）を変えることにより離着陸空港を容易に変えうる。	
運動の自由度	3~6	3（ロール、ピッチ、ヨー）	フィルムの映像では4自由度。投写映像についてはバリエーションの項参照。	6自由度ただし運動範囲はある値に限られる。	6自由度運動範囲に制限なし	6自由度
映像の質		鮮明	鮮明		表示されたものは線または点から構成されている。	スライド方式、シネフィルム方式に劣る。
バリエーション		ズームレンズを使用して非常に限られた範囲ではあるが直線運動（上下、前後）が可能。ただしこれは1軸に限られる。	映画技術を用いて前進速度、横偏位、ヨーイング、ローリングの運動が可能			雲・霧なども再現しうる。
備 考 (参考文献)	12) 18)	7) 11)	7)		夜間の離着陸の視界のシミュレーションに最適、4)	3) 5) 7)

遷移飛行までを覆い得ることが基本要件であり、これを満たすためには、テレビ方式が最も妥当であると考えられた。

テレビ方式で設計を進めるにあたって、決定しなければならない主な事項は下記の如くである。

### 3.1.2 色 彩

本来、再現された視界は外界と同一の色相であることが望ましいが、カラーテレビの解像力はモノクロームのものにくらべてかなり劣るので、その結果模擬された映像の鮮鋭度が劣ること、構造においてカラーの場合は撮像機が大きく重量もあり、さらに使用上の問題点としては、保守維持が複雑であることなどの理由からモノクロームとした。

### 3.1.3. 模擬飛行範囲の決定

われわれの研究の対象は主として、離着陸ではスタートから離陸・遷移まで、着陸時では遷移から接地・停止までの範囲にある。したがって模擬飛行の範囲はV/STOL機の上記に関する数値によらなければならない。V/STOL機の遷移点と離着陸地点との相対的位置関係は、機の種類によっても異なった数値を示すし、また同一の種類であっても操縦方法によって異なるものである。V/STOL機の代表的な3種(Lift turbo jet, Lift turbo fans, Remote fans)について、それぞれの離陸および着陸時において必要な離着陸距離と遷移点における高度を図3.1に示した。

この図から推定して、模擬範囲はX軸方向には1100m、Z軸方向には105mあれば3機種についてはカバーできることになる。Y方向の可動範囲は、外乱によるY偏位を模擬できる範囲とすると±60m前後が望ましい。したがって、模擬する飛行範囲は上記に若干の余裕をプラスして1200m(L)×110m(H)×120m(W)の空間に対応するものと決めた。

### 3.1.4 模型の縮尺の決定

テレビ方式の模擬視界の模型の大きさは、撮像機およびその光学系の側から考えると大きいことが望ましい。すなわち、撮影レンズに大口径のものをを用いることによって収差と歪みをきわめて小さくすることが可能であり、さらに、撮像管としては、イメージ・オルシコン管を用いることができるのですぐれた映像が得られる。しかしながら、模型が大きくなれば撮像部の駆動機構も大規模のものとなり、装置設置のスペース、模型に対する照明、保守維持などの点で困難な問題が派生する。性能と使用上の効率を装置全体の規模とあわせ考えると、研究の目的に応じたある範囲の縮尺が決定される。この種のタイプでは、一般には数百

分の1から数万分の1まで広範囲に用いられているが、3百分の1ないし千分の1の縮尺がもっともよいといわれている。本装置の模型部の設置場所として予定されている場所の大きさ(7.7m(L)×5.9m(W)×3.35m(H))および、前記の模擬範囲(1200×60m相当)とその周辺に必要な視界模型の大きさを考慮して、本設備の模型の縮尺を一応4百分の1にきめて各部の詳細設計にあたった。

### 3.1.5 カメラ移動方式と模型移動方式の比較

テレビ方式において、飛行運動に対応した視界の変化を再現しようとするとき、模型を固定してカメラを動かす方法と、カメラを固定して模型を動かす方法が考えられる。前者の場合はカメラを6自由度運動させ、後者の場合は、一般にゴムまたは布製のベルト状の模型をX方向に動かして、カメラに残りの5自由度の運動をもたせる方法がとられている。いずれも一長一短があり、使用の目的および製作上の諸々の制約との関連で、どちらを選ぶかがきめられる。われわれは本装置の設計に先立って、次の3種の方式について比較検討を行なった。

1. カメラ移動方式(図3.2)
2. 模型移動方式
  - (i) ベルト状の模擬地形を動かす(図3.3)
  - (ii) 平板状の模擬地形を動かす(図3.4)

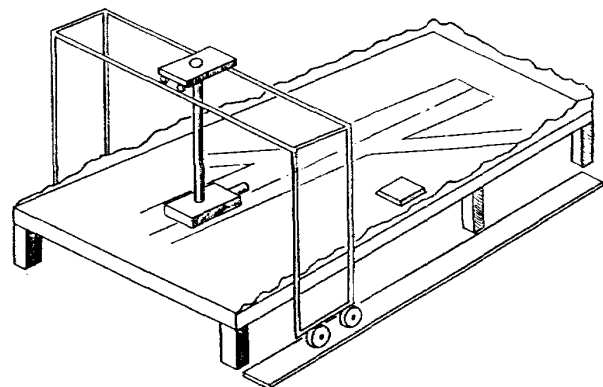


図 3.2 カメラ移動方式

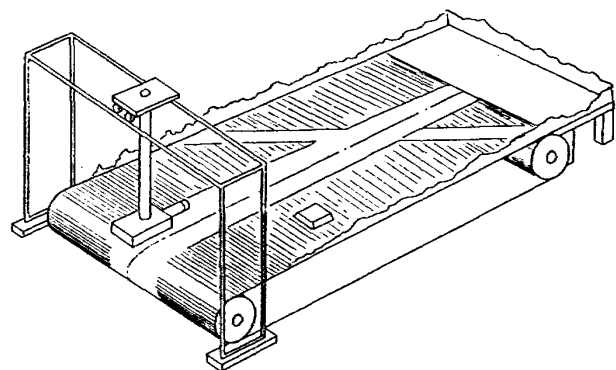


図 3.3 ベルト方式

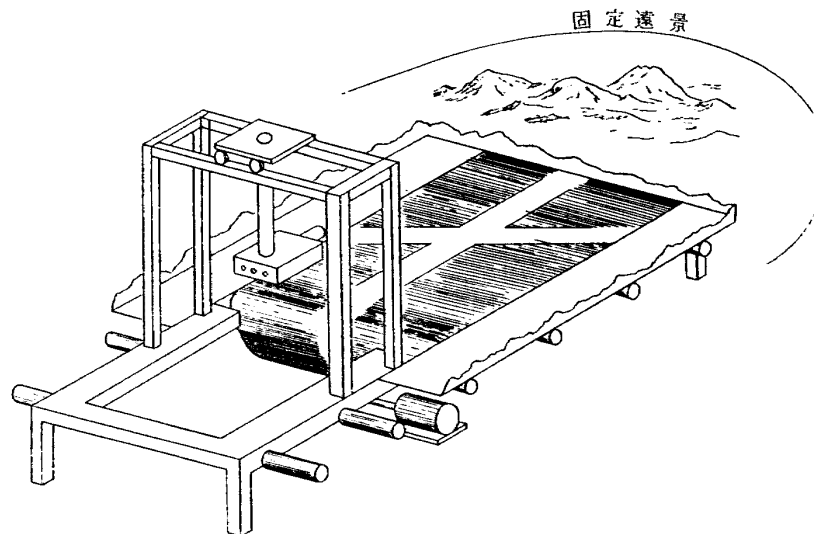


図 3.4 平 板 移 動 式

検討の結果を表 3.2 に示めす。ここに挙げられた項目の他、とくに視感覚の面で、下記の事項について予備実験を行ない、テレビ画像として再現されたときの効果を検討した。すなわち、

- |           |                                                  |
|-----------|--------------------------------------------------|
| ①停 止 時    | 近距離のみえ方<br>近距離の平面性<br>遠景のみえ方<br>視界の広さ<br>高度感覚    |
| ②滑 走 時    | 滑走路の走行感覚<br>近景の移動感覚<br>遠景の //<br>残像              |
| ③離 陸 時    | 高度変化の感覚<br>対地感覚                                  |
| ④角および並進運動 | ロールの感じ<br>ピッチの //<br>ヨーの //<br>Y 偏位の //          |
| ⑤進入・接地時   | 対地感覚<br>滑走路接近の感覚<br>進入角の変化の感覚<br>高度変化の感覚<br>速度感覚 |
| ⑥そ の 他    | 焦点深度<br>必要な照度<br>必要な地形上の目標物                      |

以上のような諸項目について再三にわたる実験・検討の結果、機構上の問題、感覚的な問題、保守維持の点において、カメラの移動方式に優れた特長がみとめら

れたので、本設備の模擬視界においてはカメラ移動方式をとることとした。

### 3.1.6 最低高度時の視界を模擬するための光学系の検討

本装置では V/STOL 機の離着陸時のシミュレーションを主目的とする関係上、航空機の高度の 0m のときの視界の模擬が重要となってくる。本装置における最低高度は、航空機が地上に停止、あるいは滑走中のパイロットの目の高さから 2m と決めた。模型縮尺を 1/400 としたので、高度 2m に相当する高さは、模型上では 5mm となる。この高さにカメラの光軸をもってくるということは極めて難しい問題であって、その方法として図 3.5 に示す 4 方法が検討された。第 1 案は、現在市販のカメラでは実現できない。Cマウントのレンズはかなり小型のもので  $\phi 26\text{mm}$  以上はあり、内部構造においても、レンズの光軸に一致するように撮影管がおかれ、その偏向コイルなどのため、レンズ中心はカメラ基底部より 20~30mm の高さとなるからである。模型の縮尺が 1/100 以上であれば、この方法でも可能となろう。第 2 案は、予備実験の結果、レンズ至近のベルト彎曲部が不自然であり、第 3 案は屈曲部にグラスファイバーを用いるため解像力が劣る（テレビ受像機の解像力が水平 400 本、垂直 300 本で画面全体で約 12 万本とすると、グラスファイバー 5 万本のものの有効本数は 3 万本程度である）。第 4 案は撮像機を下向きに取付けレンズの先にプリズムを付けて光軸を 90° 屈折させる方式である。本案を検討した所、一辺 6mm の二等辺直角プリズムを用いても光量が 6000lx 以上あれば撮像に支障はないことが判明したので、最低高度 2m を実現するため

表 3.2 模擬視界テレビ方式の比較

	項 目	ベ ル ト 方 式	カ メ ラ 移 動 方 式	平 板 移 動 方 式
1	平 坦 度	敷 板 0.3mm ゴ ム 0.5mm	±0.5mm	±0.5mm
2	占 有 床 面 積	8m×3m	8m×3m (遠景の近接を容認すれば 5m×3m)	8m×3m
3	移動部重量 (X軸)	60kg	120kg	60kg
4	負荷軸におけるトルク	60 kg-cm	25 kg-cm	30 kg-cm
5	モーター軸における総合慣性能率	0.65 gr-cm-sec <sup>2</sup>	1.055 gr-cm-sec <sup>2</sup>	0.65 gr-cm-sec <sup>2</sup>
6	所要駆動馬力	14W	12.6W	17.5W
7	モータ軸に換算したバックラッシュ	1.5 rad	1.1 rad	1.1 rad
8	X軸方向静止誤差	0.05%	0.05%	0.05%
9	照 明	ほとんど問題なし	カメラ支持枠の影ができないよう考慮する必要あり	ほとんど問題なし
10	X軸移動に伴なう振動		上下振動振幅 0.2mm 角度 15'	
11	模型のつくり易さ	比較的むづかしい	簡 単	中程度
12	寿命に対する問題点	①ゴムベルトの耐久性 2年以上 ②テフロン of 磨耗	な し	①ゴムベルトの耐久性 ②テフロン of 磨耗
13	模型の保守	0.5 回/年 ゴム交換	な し	0.5 回/年 ゴム交換
14	模型の維持費	50 千円/年	な し	30 千円/年
15	構造に対する問題点	①側面地形における平板とゴムとの接合 ②底部におけるゴムの支え ③中央部と側面地形との連結法がむづかしい	①中央滑走路部の平坦仕上げ ±0.5mm ②ガイドレールの仕上げ ±0.5mm ③平行度調整 ±0.5mm ④ケーブル処理について考慮する要あり	①平板とゴムの接合 ②平板の平坦仕上げ ③平板とゴムとの案内が両方とも必要 ④ガイドレールの仕上げ ⑤平行度調整 ⑥底部におけるゴムの支え ⑦運動が不安定である
16	感覚に対する問題点	滑走路のうねりが波のように見える	無限遠の背景が近づいて来る	平板とゴムとの接合部が斜面となる

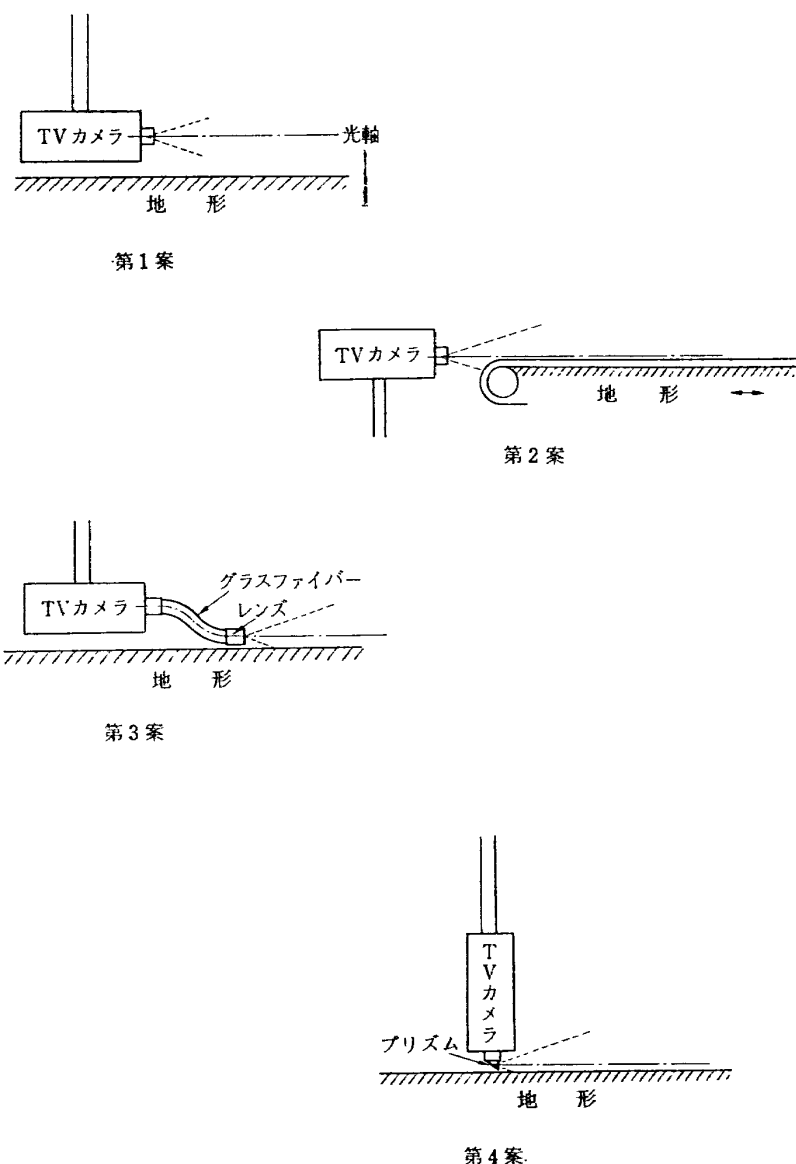


図 3.5 最低高度時の視界を模擬するための光学系の検討

本案を採用することにした。

### 3.2 構成と機能

本装置は大別してつぎの四つの部分から構成される。

視界模型部（模擬地形部・天蓋・照明）

撮像部（光学系、テレビカメラ）

同上駆動部（駆動機構、駆動アンプ部）

投写部（23型モニタ、拡大投射装置）

#### 3.2.1 視界模型部

視界模型部は、空港付近を模擬する模擬地形部と天蓋および照明よりなる。

模擬地形は空港周辺を模擬するもので、床面に平行に固定されており、長さ 600m、幅 40m の滑走路一本をもつ簡単な空港を想定して設計された。図 3.6 にその外観、表 3.3 に仕様を示す。滑走路付近は、設

定精度  $\pm 0.5\text{ mm}$  に仕上げられたアルミ合金のハニカム状の鋳物でつくられた定盤を用い、周囲にはベニヤ合板を用いた無限遠点を示す背景をおいた。模型の指示範囲は、X方向 2,600m、Y方向 1,040m となった。

模型は、一部遠景を除いて立体模型とし、速度感を与えるために滑走路両側に滑走路灯をおき、その周辺には芝生、その他の空港設備を模擬再現せしめた。また、操縦の手がかりとして有効となる樹木、建物、起伏のある地形などを配置した。

撮像部をモノクローム方式とした場合、被写体の塗装色は、現実と類似の色彩である方が製作は容易であるが、撮像管の色感是人間の眼の色感覚とは異なること、すなわち撮像レンズのスペクトル特性や色収差の問題を考慮して最良の画像を得るためには無彩色で行なう方がよいと思われた。コントラストは、投写部に

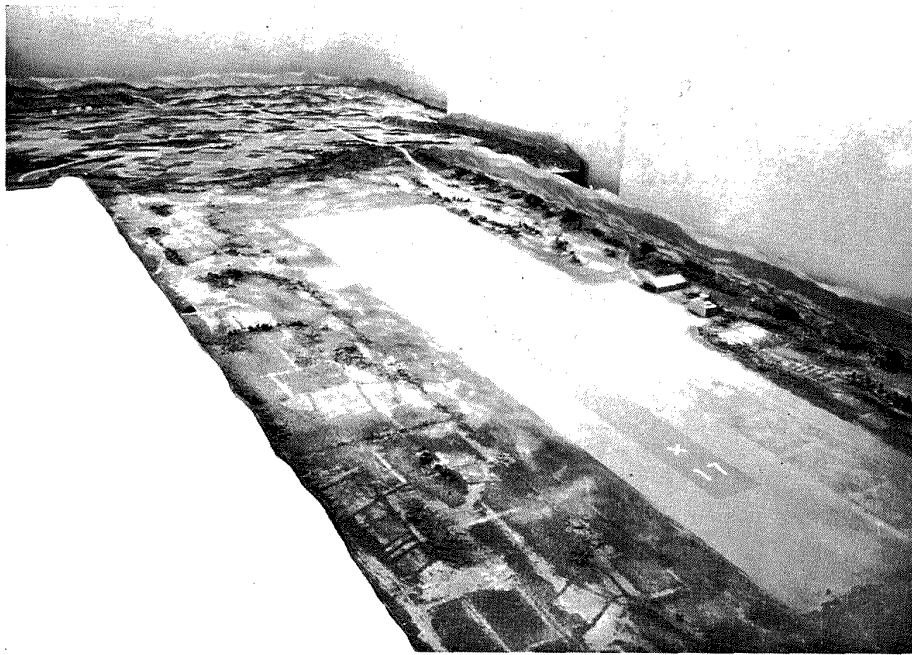
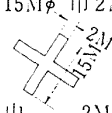


図 3.6 視 界 模 型

表 3.3 模 型 部 仕 様

1. 寸度	
○滑走路帯巾	120M
○滑走路巾	40M
○センターライン	巾 40cm 長さ 4M 間隔 8M
○誘導路	巾 25M
○オーバーライン	前後100M (滑走路端より)
○センターサークル	15Mφ 巾 2M
○×印	
○数字 35,17	巾 2M 大きさ 15M 角ゴシック体
2. 立体模型	
○滑走路灯	地上凸型20cm 直径 70cm 間隔 20M 滑走路より外側2Mの位置 個数 160 個
○管制塔	3 階の建物
○格納庫	巾 40M 奥行 30M 高さ 10M 屋根 かまぼこ型
3. 色(つや消し)———白黒	
○滑 走 路	———ダークグレー
○センターライン	———白
数字・マーク	———白
○滑 走 路 帯	———灰白色
(模型上では上記寸法の $\frac{1}{400}$ とする。)	

再現された画像をみながら製作した。塗装はつや消し塗料を用いた。

天蓋は、カメラの撮影範囲の中に不自然なもの、すなわち設置室内の状況とか照明器具などが入ると、操縦の手がかりとして模擬視界を与えることの意味を失なう可能性があるので、撮像機に模擬地形以外のものが写らないように、天空に似せて作られた。天蓋は4ブロックから成り、内部は白色のつや消し塗料で仕上げた。天蓋も含めた模擬視界の側面図を図3.7に示す。

照明は、模擬地形全面に均一の照明をほどこし、受像管に鮮明な画像を得るために設けられ、6,500 ルックスの照度を目指した。天蓋の間隙3箇所から左右それぞれ2個あるいは3個ずつ計16個の500W水銀灯で照射した。さらに撮像部を塔載したガントリが前進したとき模型上にガントリの影が生ずるのを防ぐため、ガントリ前面に4個の水銀灯を設けた。また照明むらは肉眼では弁別しがたい程度のもので受像画面には明瞭に現われるので水銀灯の取付角度、配置にはとくに留意した。テレビは30×2フレームのインターレス・スキヤニングを行なっているので、照明に50c/sのフリッカーがあった場合、映像にもフリッカーを生ずる恐れがある。そこで20個の水銀灯には位相をずらせた電力を供給してフリッカーの影響を少なくするようにした。

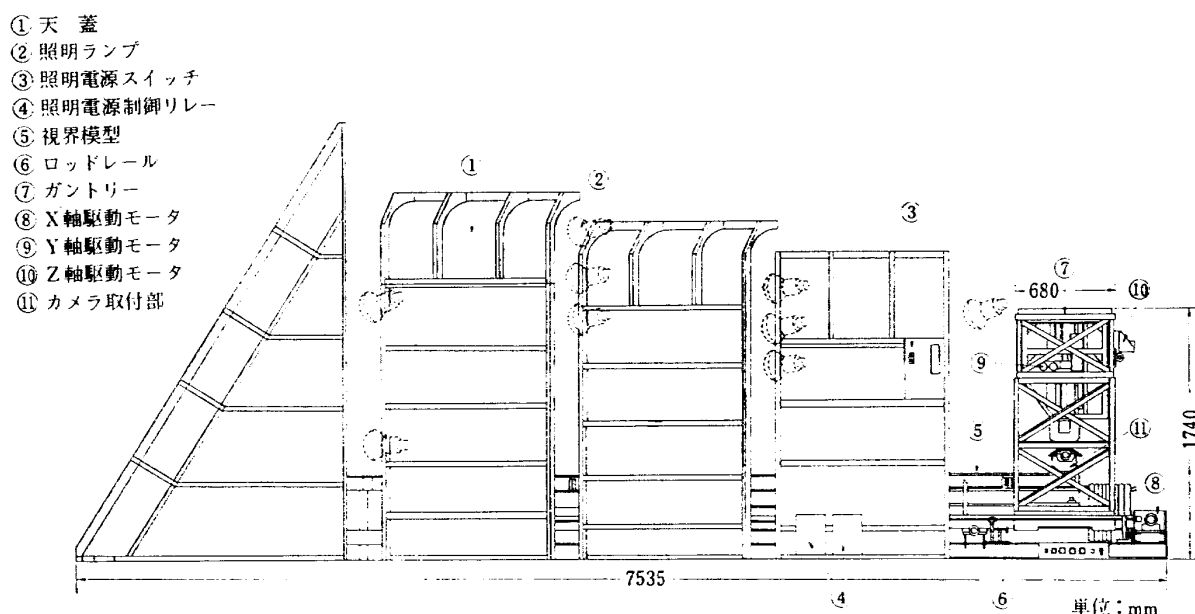


図 3.7 模擬視界装置側面図

### 3.2.2 撮像部

#### a) 光学系

知覚的にリアリティの高い映像を得るためには、模型を撮像する光学系に一般につきのことが要求される。

- 1) 収差が少ないこと。
- 2) 歪みが小さいこと。
- 3) 焦点深度が深いこと。
- 4) 焦点距離が人間の眼のもつ特性に近いこと。
- 5) 十分な光量が得られること。

収差を少なく、かつ歪みを小さくするためには多重構成のレンズ系を必要とする。しかし前に述べたように、最低高度の視界を実現するために本装置の光学系としてプリズム方式を採用した。最低高度において角運動も可能にするためには、許されるプリズムの大きさは直角をはさむ辺が6mmよりも小さいものに限られる。そのためには、プリズムはレンズ系の前焦点主面に接近して設けなければならない。このような理由から本装置の光学系には単玉のレンズを用いた。そこで単玉レンズのために生ずる歪みは、レンズの有効径を絞ることによってカバーした。焦点深度はレンズのF値を22に絞っても撮像管に必要な光量を得ることができたので絞りは一応22に固定した。ただし、円環によって絞りは可変である。この状態でレンズ先端より20mm~5m(みかけ上8m~2,000m相当)以上の焦点深度が実現できた。至近距離での分解能は20mmの距離にある1mm(みかけ上8mの距離に

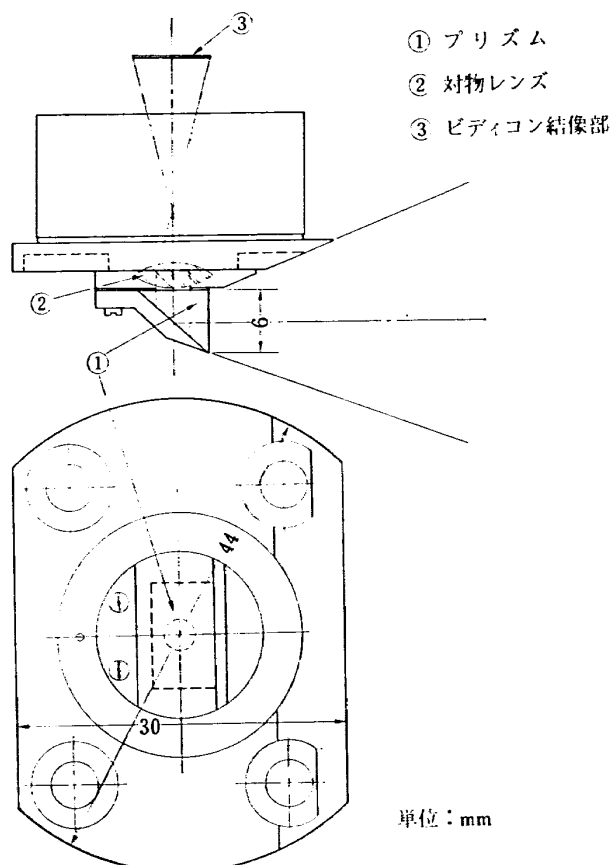


図 3.8 撮像部光学系

ある4cm相当)間隔の目盛を識別することができ、遠距離では5m先にある一辺1cm立方の物体(みかけ上2,000m先にある一辺4m立方相当)を識別することができた。焦点距離は、撮像された映像が自

然にみえるためには撮像レンズの写角が人間の注視状態の中心視野の角度にほぼ等しいことが望ましい。一般にこの角度は  $35^\circ$  前後と考えられている。16 ミリレンズでこの角度に相当するものの焦点距離は約 20 mm である。したがって、撮像レンズとして  $F=20$  mm の特殊マウントのレンズを用いることとした。光学系の構造を図 3.8 に示す。

#### b) ITV カメラ

テレビカメラは解像力がすぐれ、フィールド枚数の多いものが望ましい。また、実用上の観点から機能・性能が安定しており、保守維持が容易であることが望ましい。テレビカメラの主な仕様は下記の通りである。

解像度	水平	中心部	400 本以上
		周辺部	350 本以上
	垂直	中心部	350 本以上
		周辺部	300 本以上

同期方式 外部同期 4V (p-p) 負極性

出力インピーダンス  $75\Omega$  不平衡

映像調整 カメラ本体側あるいは制御卓で調整可能

電 源 AC  $100\pm 5V$ , 50~60 c/s

#### 3.2.3 撮像部駆動機構

本装置は指示器入力信号発生装置からの信号を受け、撮像部に X, Y, Z 軸に関する直線運動および X, Y, Z 軸まわりの角運動が与えられる構造とした。

前項に述べた代表的な V/STOL 機のフライト・パターンから推定すると表 3.4 に示すような速度に関する数値が得られたので、本装置の運動の範囲、速度、加速度は、表 3.5 に示される数値にきめた。

上記の 6 自由度の運動はすべて電気サーボによる位置制御方式をとっている。駆動増幅器のドリフトを小さくおさえるため、入力 of DC をチョッパで AC に変換して増幅しサーボモータを駆動し、その位置ない

表 3.4 代表的な V/STOL 機における離着陸時の速度に関する主要な数値  
VTOL 機の場合

	離 陸		
	Lift Turbo-Jet	Lift Turbo-Fans	Remote Fans
高度/所要時間	100 m/12 sec	45 m/16 sec	45 m/14 sec
上 昇 率		約 3.0 m/sec	
前 進 速 度		約 30 m/sec	
	着 陸		
	Lift Turbo-Jet	Lift Turbo-Fans	Remote Fans
高度/所要時間	85 m/33 sec	76 m/35 sec	67 m/31 sec
50 ft までの降下率		約 4 m/sec	
50 ft 以下の降下率		約 1 m/sec	
50 ft までの速 度		約 30 m/sec	
	離 陸		
	Lift Turbo-Jet	Lift Turbo-Fans	Remote Fans
高度/所要時間	100 m/28 sec	100 m/35 sec	100 m/30 sec
上 昇 率		約 3.3 m/sec	
前 進 速 度		約 40 m/sec	
	着 陸		
	Lift Turbo-Jet	Lift Turbo-Fans	Remote Fans
高度/所要時間	45 m/16.5 sec	45 m/16 sec	45 m/15.5 sec
降 下 率		約 4.5 m/sec	
滑 空 速 度		約 50 m/sec	
滑 走 速 度		約 20 m/sec	



表 3.5 模擬視界駆動部の運動範囲・最大速度・加速度

	カメラ駆動範囲	最高速度	加 速 度
X 方 向	375 cm(1500 m 以上)	15 cm/sec(60 m/sec)	7.5 cm/sec <sup>2</sup> (30 m/sec <sup>2</sup> )
Y 方 向	±25 cm(±62.5 m 以上)	2.5 cm/sec(10 m/sec)	6.25 cm/sec <sup>2</sup> (25 m/sec <sup>2</sup> )
Z 方 向	0.5~50 cm(2~125 m)	2.5 cm/sec(10 m/sec)	6.25 cm/sec <sup>2</sup> (25 m/sec <sup>2</sup> )
ピ ッ チ ング	±20°	1/5 rad/sec	1 rad/sec <sup>2</sup>
ロ ー リ ング	±45°	1/5 rad/sec	1 rad/sec <sup>2</sup>
ヨ ー イ ング	±30°	1/10 rad/sec	1 rad/sec <sup>2</sup>

( ) 内は模擬された視界でのスケール

し角度はポテンシオメータで検出して帰還する。サーボ系のブロック図を図 3.9 に示し、サーボ機構の諸係数を表 3.6 に示す。また駆動アンプ外観を図 3.10 に示す。

各軸の駆動方式の概略はつぎのごとくである。

X軸方向：図 3.11 からわかるように、ガントリは模擬地形をまたいで走行する。ガントリは両基部にスライド・ベアリングと滑車を設けおのおの模擬地形の両側に設けられた 60 mmφ のロッドレールと山形レールをガイドとしてX軸方向に走行する。ガントリはループ状のチェーンにより駆動される。

Y軸方向：ガントリに固定されたスライド・ベアリングおよびフラット・ベアリングをガイドとして、ラックピニオン方式で駆動させる。

Z軸方向：Y軸方向駆動機構に固定された2本のスライド・ベアリングをガイドとして、ラックピニオン方式で駆動し、カメラおよび3軸まわりの駆動部の重量とほぼ等しいバランスウェイトを設け

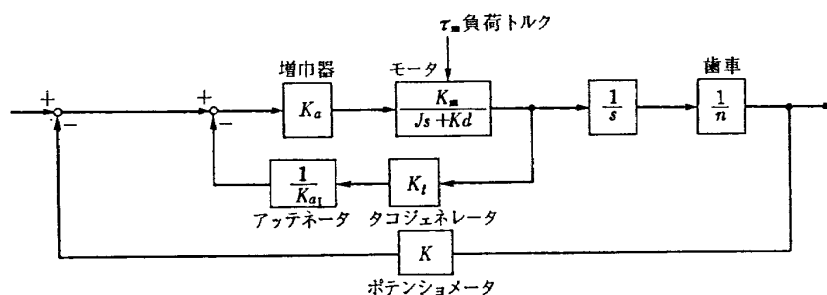
た。

ヨーイング：ガントリ内のZ軸駆動機構に固定され、シャフトを介して可動部を回転させる。カメラとプリズムが同時に動く。

ピッチング：ヨーイング可動部内側にとりつけた2個の扇形ギアをガイドとして、プリズムの中心を回転中心としてピッチングする。このとき、ピッチング可動部が傾むくと可動部の重量のため駆動トルクが大きくなるので、このトルクを軽減するために引張りバネで可動枠を釣り上げている。

ローリング：駆動モータはピッチング可動枠にとりつけられ、歯車を介して直接撮像カメラを光軸まわりに回転させローリングの感覚を出す。プリズムはピッチング可動枠に固定されている。

各軸には万一過大な入力印加された場合にも機構を破損しないよう、それぞれ電気的および機械的保護装置を重複して設けた。プリズムと模型の保護のためピッチング可動枠下部にはスチールボールを取付けた。



- $K_a$  : アンプのゲイン
- $K_m$  : モータの常数
- $K_t$  : タコジェネレータ出力
- $K$  : ポテンシオメータ出力
- $K_d$  : ダンピング係数
- $J$  : モータ軸に換算した負荷とロータの慣性

図 3.9 駆動部サーボブロック図



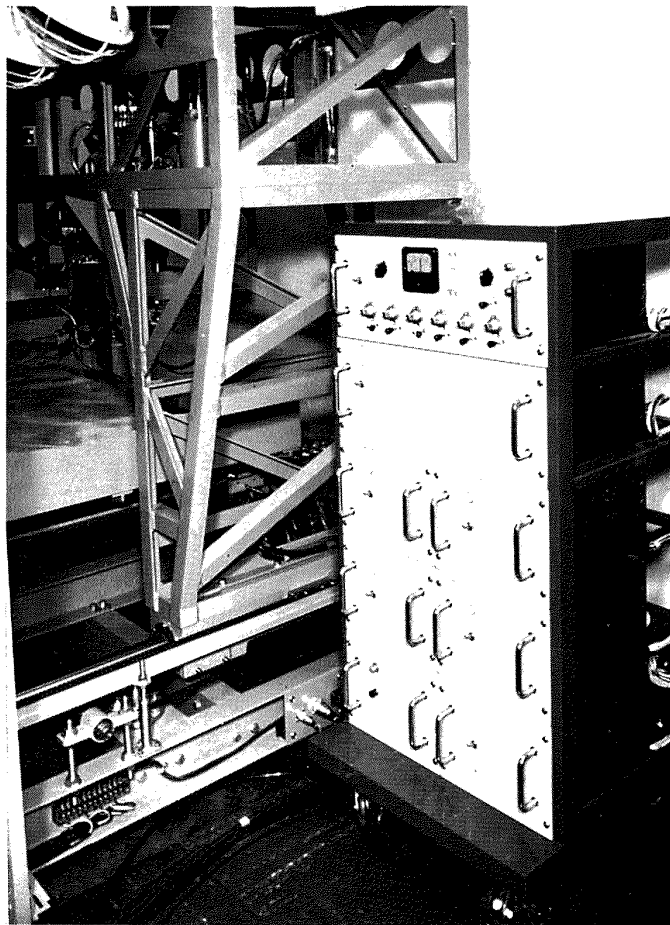


図 3.10 駆動アンプ外観図

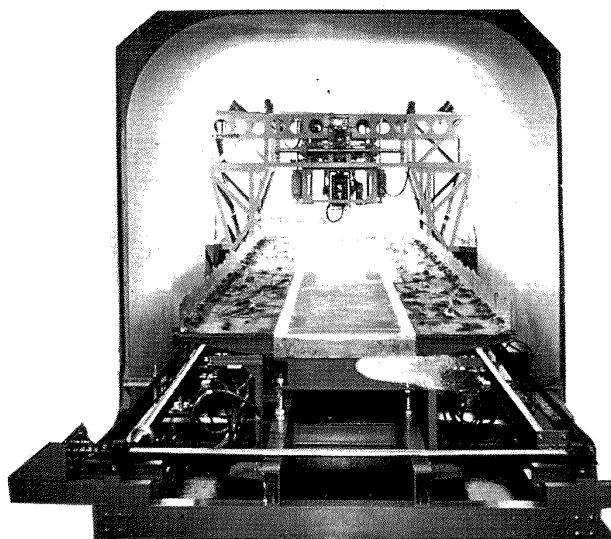


図 3.11 駆動部外観図

### 3.2.4 投写部

撮像部のテレビカメラの出力映像信号はコックピット計器盤上部の 23 型テレビ受像機あるいはコックピット前方のスコプロスクリーンに投写するためのテレビ拡大投写装置において受像できるように計画した。さらに、この出力信号は後章で述べる表示装置・映像合成架に組込まれた映像調整用 12 型モニターおよび制御卓におかれた 8 型モニターにおいて受像できるようになっている。

23型テレビ受像機の取付けについては、操縦席を既設汎用飛行シミュレータの駆動台に搭載することも考慮してとくに留意して設計した。山型防振ゴムを使用し、パイロット頭部位置換算でピッチ方向 3G、ロール方向 1G の加速度に耐えるようなショック・マウントを設けた。

大画面にテレビを拡大投写する装置は、大規模なものでは EIDOPHOR, Talaria などがあり、より軽便なタイプとしてはシュミット・レンズ方式による投射テレビジョンがある。後者は解像度、画面の明るさ、画面の大きさなどで前者にかなり劣るが、操作の簡便さや価格の点を勘案すれば、われわれの使用目的に充分の性能をもつものとみとめられた。後者の方式をとるものは数種市販されているが、本装置に付設するものとしては米国 WALTHAM 社製のテレビームを使用することとした。画面は約 4m×5m の大きさが得られる。テレビームの主な仕様を下記に示す。

項 目	性 能
投射スクリーン寸法	1.37m×1.83m (4.5ft×6ft)～ 3.66m×4.88m (12ft×16ft)
電 源	AC 100/117 V, 50または60c/s
消 費 電 力	550W
ア ノード 電 圧	40 KV
映 像 信 号 方 式	標準テレビジョン方式(走査線 525 本, フィールド周波数 60 c/s)
外 部 ビ デ オ 入 力	複合映像信号 0.2～3.0V, 75Ω 不平衡
ビ デ オ 帯 域	7Mc
オ ー デ ィ オ 出 力	負荷インピーダンス 8Ω にて 約 8 W 4, 16Ω タップ付
リモートコントロール	投射部とコントロール部を最 高約 120m 離すことができる

図 3.12 にテレビームの外観を示す。

### 3.3 性 能

以下に模擬視界装置を構成している撮像部、駆動機構、投写部の単体性能ならびに模型部、撮像部、投写



図 3.12 テレビーム外観

部を含めた映像感覚試験の結果について述べる。

#### 1. 撮像部

模型の撮像に用いた ITV カメラの主な性能について表 3.7 に示す。

#### 2. 駆動機構

##### 1) 静特性

##### ① 直線性

要求値は X, Z 軸はフルスケールの  $\pm 1\%$  であり、他の 4 軸はフルスケールの  $\pm 0.5\%$  である。各軸にわたって十分仕様を満足しうる性能が得られた。

X 軸  $\pm 0.90\%$  以下

Y 軸  $\pm 0.48\%$  以下

Z 軸  $\pm 0.71\%$  以下

$\theta$  軸  $\pm 0.20\%$  以下

$\phi$  軸  $\pm 0.48\%$  以下

$\phi$  軸  $\pm 0.44\%$  以下

##### ② 再現性

各軸の方向、各軸まわりにフルスケール往復駆動して位置の再現性を試験した。要求値はフルスケールの  $1\%$  である。

X 軸  $0.90\%$  以下

Y 軸  $0.19\%$  以下

Z 軸  $0.60\%$  以下

$\phi$  軸  $0.13\%$  以下

$\theta$  軸  $0.05\%$  以下

$\phi$  軸 0.16% 以下

### ③ 移動による位置精度

各軸を単独で駆動した場合他の 5 軸におよぼす影響を調べた。

X 軸 0.015% 以下

Y 軸 0.015% 以下

Z 軸 0.12% 以下

$\phi$  軸 0.04% 以下

$\theta$  軸 0.03% 以下

$\psi$  軸 0.08% 以下

### ④ 分解能

X 軸 0.15% 以下

Y 軸 0.15% 以下

Z 軸 0.10% 以下

$\phi$  軸 0.23% 以下

$\theta$  軸 0.13% 以下

$\psi$  軸 0.20% 以下

## 2) 動特性

### ① 周波数特性

フルスケールの 10% 振幅の正弦波を入力とした場合の各軸の周波数特性を図 3.13 に示す。各図に要求値を示してあるが、測定結果はいずれも予期以上の性能であった。

### ② 連成試験

1 軸のみ最大振巾でかつ表 3.6 に規定した最大速度で駆動したときの他の 5 軸の位置誤差は各軸共 0.5% 以下であった。また全軸共最大振巾で上記最大速度で駆動した場合と各軸単独駆動した場合の波形歪を比較した所その間に差は認められなかった。

駆動部の要求仕様と対応した性能表を表 3.8 に示す。

### 3. 投写部

23 型モニタの性能は、表 3.9 にその仕様と共に示したが所期の性能をみたしている。またテレビームに関しては十分使用に耐える拡大映像が得られた。

### 4. 映像感覚試験

模擬視界の全装置を接続した状態で 23 型モニタに投写された映像を目視で評価し表 3.10 に示す結果を得た。

以上述べた各部の性能はいずれも仕様値を満足するもので、最後の感覚試験からもわかるように本設備の模擬視界として十分使用に耐えうるものと考えられる。しかし、前方視界の模擬のみで V/STOL 機のみならず一般航空機の視界として十分であるかどうかは今後の課題である。

表 3.7 模擬視界撮像部性能

試 験 項 目			要 求 値	測 定 値
1. 解 像 度	中心	水 平 垂 直	400 本以上 350 本以上	470 本 400 本
	周辺	水 平 垂 直	350 本以上 300 本以上	350 本 300 本
2. 偏 向 歪		水 平 垂 直	8% 以下 4% 以下	2% 3.5%
3. 雑 音	ハ ム 雑 音 その他の雑音		−50 dB (P-P) 以下 −30 dB (R.M.S.) 以下	−50 dB 以下 −55.4 dB
4. 周 波 数 特 性			100 kc を基準として 4.5 Mc にて −3dB 以内	4.5 Mc にて +10 dB
5. 波 形 歪 1	オーバ ーシュ ート	15kc 250kc	(ハイピーカを除く) 10% 以下 10% 以下	10% 10%
		立上り 時間	15kc 250kc	0.07 $\mu$ s 以下 0.07 $\mu$ s 以下
	サグ		15kc 250kc	5% 以下 5% 以下
6. 波 形 歪 2		サグ	600/s	10% 以下 5%

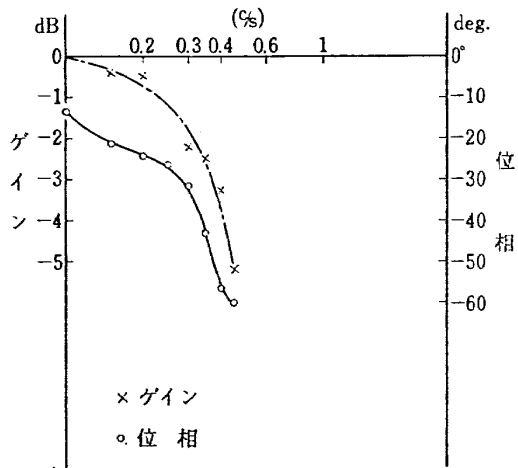


図 3.13(A) 模擬視界駆動部周波数特性(X 軸)

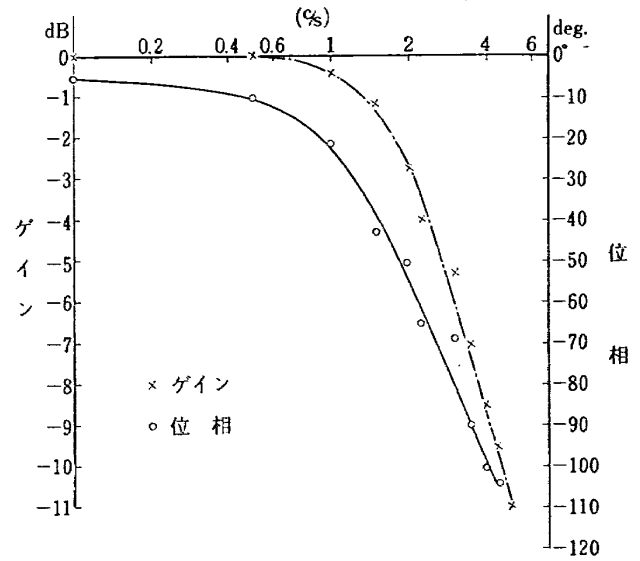
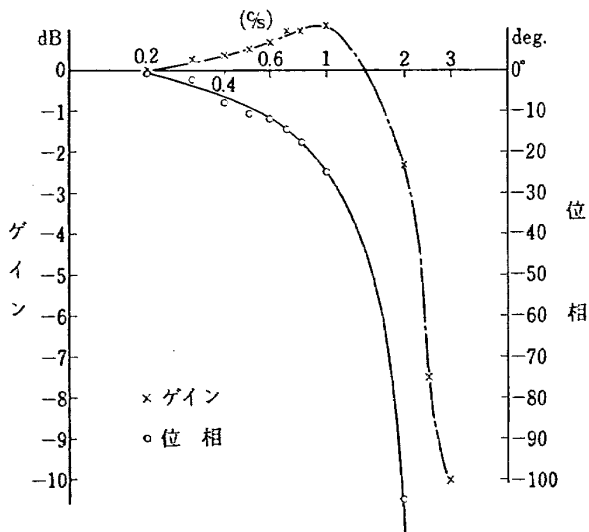
図 3.13(D) 模擬視界駆動部周波数特性( $\phi$  軸)

図 3.13(B) 模擬視界駆動部周波数特性(Y 軸)

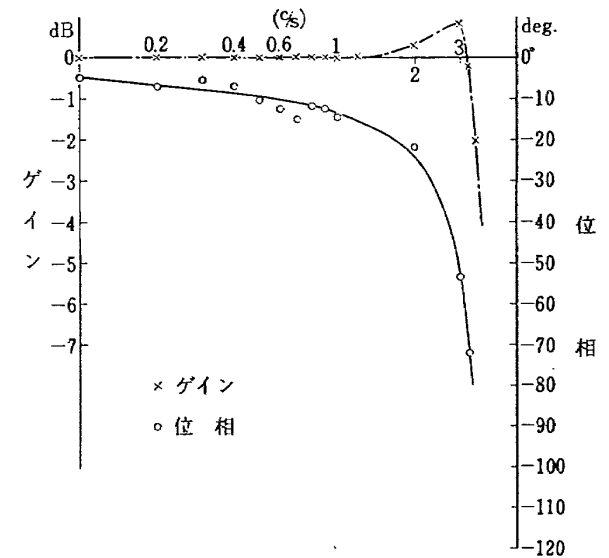
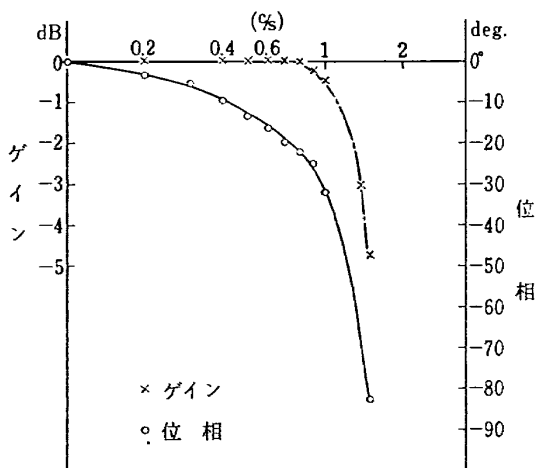
図 3.13(E) 模擬視界駆動部周波数特性( $\theta$  軸)

図 3.13(C) 模擬視界駆動部周波数特性(Z 軸)

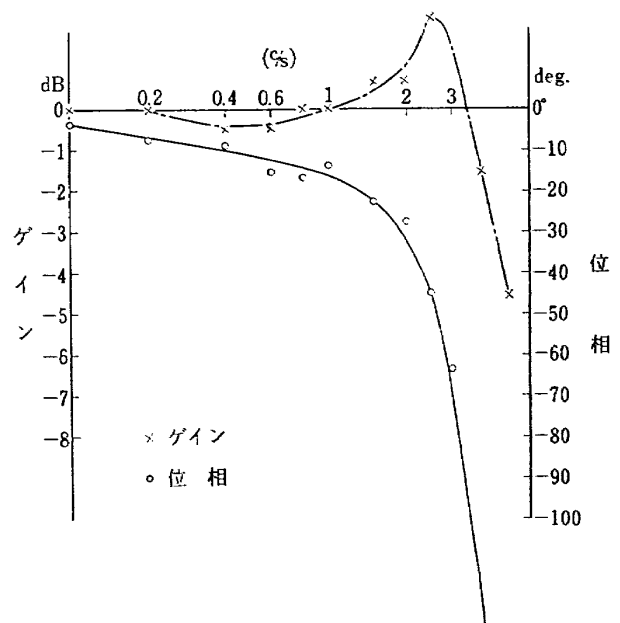
図 3.13(F) 模擬視界駆動部周波数特性( $\phi$  軸)

表 3.8 撮像部駆動機構性能表

	移 動 範 囲	最 高 速 度	最 高 加 速 度
X 方 向	3.762m (3.75m 以上)	24.9 cm/sec(±15 cm/sec 以上)	51.14 cm/sec <sup>2</sup> (±7.5 cm/sec <sup>2</sup> 以上)
Y 方 向	+16.19 cm -16.16 cm (±15.7 cm 以上)	5.8 cm/sec(±2.5 cm/sec 以上)	62.3 cm/sec <sup>2</sup> (±6.25 cm/sec <sup>2</sup> 以上)
Z 方 向	0.5~31.37 cm(0.5~31.3cm)	5.2 cm/sec(±2.5 cm/sec 以上)	54.51 cm/sec <sup>2</sup> (±6.25 cm/sec <sup>2</sup> 以上)
ピ ッ チ ン グ	+20.5° -20.6° (±20° 以上)	1/3.5 rad/sec (±1/5 rad/sec 以上)	1.806 rad/sec <sup>2</sup> (±1 rad/sec <sup>2</sup> 以上)
ロ ー リ ン グ	+47.6° -46.2° (±45° 以上)	1/3.4 rad/sec (±1/5 rad/sec 以上)	3.368 rad/sec <sup>2</sup> (±1 rad/sec <sup>2</sup> 以上)
ヨ ー イ ン グ	±31.7° (±30° 以上)	1/2.5 rad/sec (±1/10 rad/sec 以上)	17.33 rad/sec <sup>2</sup> (±1 rad/sec <sup>2</sup> 以上)

( ) 内は要求値

表 3.9 23 インチモニタ単体性能

試 験 項 目	要 求 性 能	測 定 値
1 入力信号レベル 1) 映 像 2) 映像同期混合	下記範囲内で安定に動作すること 0.5~2.5 Vpp 0.7~3.0 Vpp	0~3.0 Vpp 0.5~3.0 Vpp
2 出力信号レベル	1 Vpp 入力に対し 40 Vpp 以上	112 Vpp
3 解 像 度	モノスコープカメラ出力を入力として水平中心部にて 500 本以上	550 本
4 周 波 数 特 性	30 c/s~7 Mc/s, ±1 dB 以内	30 c/s~10 Mc/s, ±0.5 dB
5 直 線 性	±6% 以内	-3%
6 信号対雑音比 1) ハム雑音 2) 画面に現われるその他の雑音	-55 dB 以上 -50 dB 以上	-56.4 dB -56.4 dB
7 ラ ス タ ー 歪 1) 水 平 2) 垂 直	2% 以下 2% 以下	1.3% 1%
8 間 隔 変 化 率 1) 水 平 2) 垂 直	7% 以下 7% 以下	4% 2.8%
9 ハ ム 動 揺	1 mm 以下	1 mm 以下
10 焦 点	70% 以上判別できること	80% 以上
11 輝 度	40 フートランベルト以上	70 フートランベルト
12 高 圧 電 源 1) 出力電圧 2) 電圧変動	18 KV (ブラウン管電流 150 μA 時) 1 KV (0~300 μA 変化時)	18 KV 0.6 KV

表 3.10 映像感覚試験結果

項 目	判 定
1. 模 擬 地 形	模型のつぎ目は識別できない。
2. 天 蓋	天空として知覚される。
3. 照 明	照度むらおよび駆動機構の影は識別できない。十分な輝度とコントラストを持った映像が得られた。
4. 平 坦 度	滑走路面は平坦にみえる。
5. 色 調	画像のコントラストは昼間の景色として適切である。
6. 残 像	残像は識別できない。
7. 分 解 能	1) 20 mm の距離にある 1 mm (8 m 先の 4 cm 相当) のスケール線が識別できる。 2) 5 m 先の 1 cm 立方 (2 km 先の 4 m 立方相当) の物体が識別できる。
8. 高 度 感 覚	1) 最低高度 (5 mm) で滑走路上に停止している感じがする。 2) 最高高度 (313 mm) で 125 m 上空にある感じがする。 3) 高さ 150 mm のとき 60 m 上空にある感じがする。
9. 速 度 感 覚	1) 最低高度で X 軸方向に最高速度で駆動したとき地上滑走の感じがする。 2) 最高高度で X 軸方向に駆動したとき前進飛行中である感じがする。

## 第4章 表 示 装 置

### 4.1 計 画

人間機械系は人間の知覚を介して閉ループが形成されるが、視知覚はその中でもっとも重要な役割を果たしている。オペレータの操作による被制御体の運動は、主としてオペレータの視知覚を通してフィードバックされ、あらかじめ与えられた目標値との比較においてつぎの操作が決定される。航空機においては、パイロットの眼に与えられる情報源は、外界と計器である。航空機の場合のように被制御系が複雑になると、操縦に必要な被制御体の運動に関する情報はきわめて多種類にわたることになる。たとえば、ここで Descent Turn という一つのマヌーバをとってみると、パイロットはこの操作を遂行するためにピッチ角、ヨー角、ロール角、サイドスリップ角、上昇率、速度、高度などの情報を必要とする。これらの情報を現用の計器から取得する場合には、水平儀・昇降計・旋回傾斜計・速度計・高度計などが必要になる。パイロットは、この多種類のおおの分離したデータを、たがいに関連のある情報として頭の中で構成しながら自機の行動を判断しなければならない。航空機の安全性と確実性を確保するためには、パイロットに頭の中で統合させるかわりに、互に関連のあるデータはある程度まと

めて、かつ直観的に判断できる形で与えた方が有効ではないかと考えられる。そうすることによって、

- 1) 思考過程が省略されうる
- 2) 見通しが容易になる
- 3) 応答がはやくなる
- 4) 誤反応を減少せしめうる

などの点が期待できる。とくに V/STOL 機の場合には、第1章でのべたように、遷移飛行時などは操縦の複雑さに伴って必要な情報も多くなり、使用される計器類も多種に亘る。V/STOL 機の開発がすすめられるとともに、計器の統合化の試みが積極的になされてきた。しかしこれまでの研究の結果はまだ十分実用化される段階には至っておらず、いろいろの問題を含んでいると思われるが、計器の発展は、この統合化の方向に向かうことはすでに明らかである。

これまでの計器統合化に関する研究試作では、主としていくつかの情報を記号・数字・図形などによってシンボリックないしピクトリアルに表現しようとしたものと、飛行運動の現象をわかりやすく、現実の状態に似せて映像的に表現しようとする二方向がある。いかなる情報をいかなる方法で表示したとしても有効であるか、また、V/STOL 機という新しい運動形態をもつ航空機にもっとも適合した表示法はなにを見出すために、上記の二方向に沿った研究がすすめられ



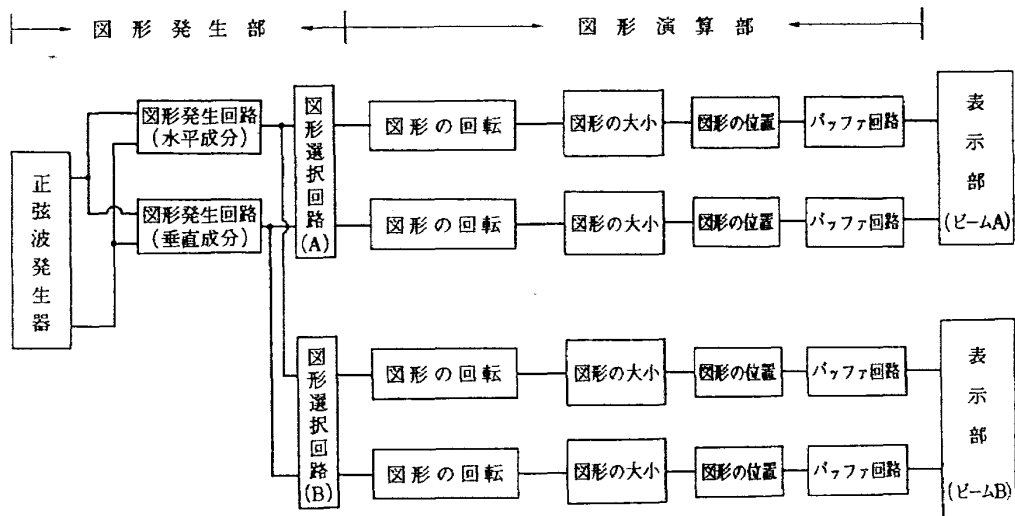


図 4.1 CRT 計器システム概要図

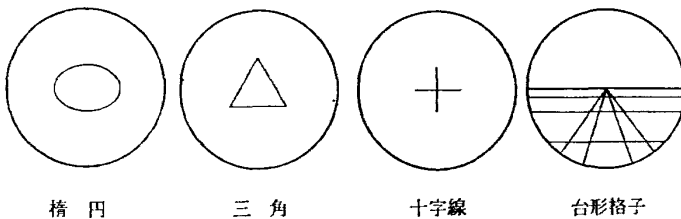


図 4.2(A) CRT 型計器表示図形

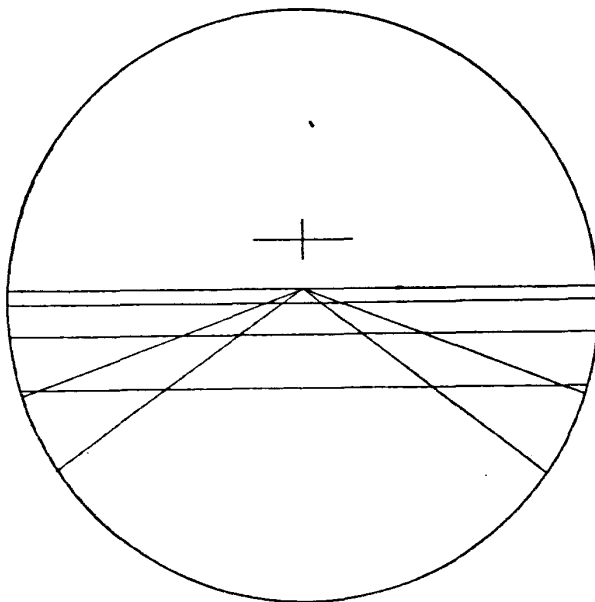


図 4.2(B) CRT 計器で任意の2図形の組合せの一例

る装置を計画することがまず考えられる。本設備の表示装置としては、したがって、電子技術によってシンボリックな統合表示の構成できる CRT 型計器と、テレビ技術を用いて映像的な統合表示を研究できる TV 型計器を設け、汎用性を主眼として設計すること

とした。

#### 4.1.1 CRT 計器

CRT 計器のシステム概要を図 4.1 に示す。すなわち、電子回路によって図 4.2(A) に示すような三角形、楕円、十字線、台形格子の4図形を発生し、このうちの任意の2図形をブラウン管上に画かせる（図 4.2(B) 参照）。そして指示器入力信号発生装置から得られた機体のロール角、ピッチ角、ヨー角、高度、速度、横すべり角などに相当する信号によって図形を下記のように変化させ、パイロットに情報の受領を容易ならしめることを目的とした。

三 角 形：大小変化、回転、垂直偏位、水平偏位、高さの変化

楕 円：大小変化、垂直偏位、水平偏位、離心率、回転

十 字 線：大小変化、回転、垂直偏位、水平偏位

台形格子：大小変化、垂直偏位、水平偏位、高さの変化、形の変化、回転

各図形の描画のくり返し周波数が低いと図形がちらついてみえたり、あるいはまた外部信号によって図形を変化させたり移動させたりしたとき、連続的に動かず、間けつ的に動くように見えるため、くり返し周波数は十分に高いことが望ましい。三角形、楕円、十字線については 500 c/s とし、台形格子は線素数が多いので 200 c/s とした。

#### 4.1.2 TV 計器

TV 計器には、高度、予測高度、昇降率、接地点に対する機体の高度、速度、方位角、進入角、迎え角その他の離着陸に必要な情報の表示を行なうことを想定

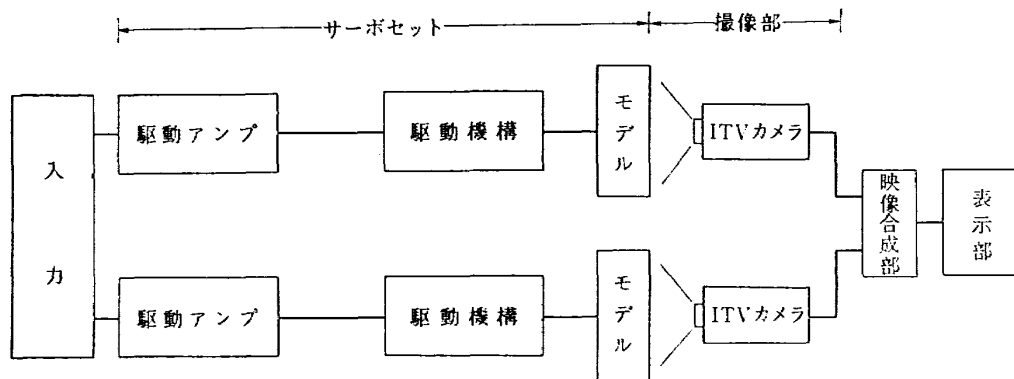


図 4.3 TV 計器システム概要

した。この計器は、いくつかの情報を映像的に統合することを目的としたもので、現段階では特殊な情報を固定化することとはせず、研究途上で必要に応じて任意に作成しうよう、指針や指標を駆動するサーボ機構と、それを撮影する TV カメラおよび、映像合成装置（モニタージュ装置および混合増幅器）を備えた。図 4.3 に TV 計器のシステム概要を示す。

映像合成装置では、二つのカメラで別々に撮影された映像を一つのモニタ画面上に合成することができる。混合増幅器では、二つのテレビカメラで撮影された映像をスーパーポーズして表示することができる。

CRT 計器、TV 計器のブラウン管は操縦席の計器盤上に設置した。また、すべての計器は、制御卓においても操縦席と同一の映像をモニタできるようにした。

## 4.2 構成と機能

本装置はつぎの各部から構成される。

- 1) CRT 計器（図形発生部、図形演算部、表示およびモニタ部）
- 2) TV 計器（サーボセット、撮像部、映像合成装置、表示およびモニタ部）

### 4.2.1 CRT 計器の構成と機能

図形を CRT 面上に描画するには、いわゆるリサーチ方式で行なう。そのため図形発生部で電子回路により三角、楕円、十字線および台形格子の水平成分、垂直成分を別々に発生し、図形演算部を介して最終的に CRT 面で図形を合成する。CRT は 2 ビームのも

のをうい、各ビームは図形選択スイッチによってそれぞれ独立に任意の図形を選択できる。

1) 図形発生部は制御卓の一部に実装されている。大別して 2 つのブロックから成る。すなわち、三角形、楕円、十字線の三図形の発生回路と、格子図形の発生回路である。以下に各図形の描図法を述べる。

#### (イ) 楕円

楕円を描くために図形発生回路ではまず正弦波を発生する。図 4.4 に示すようにウィーンブリッジによる CR 発振器で正弦波を発生し、これを必要とする振巾まで交流増幅器で増幅してトランスにより平衡信号に変換する。そして位相器を通して  $\sin \omega t$ 、 $\cos \omega t$  の出力を得る。 $\sin \omega t$  は三角形および十字線の図形発生部の入力となるとともに、 $\cos \omega t$  とともに楕円の垂直・水平成分として図形演算部に導びかれる。

#### (ロ) 三角形

先につくった正弦波の一部を利用して鋸歯状波を発生し、関数発生器を用いて図 4.5 の二つの波形をつくる。これを図形演算部の X, Y 軸入力とし三角形を合成する。図 4.5 に示す ④～⑥ の部分には帰線消去信号が加えられている。

#### (ハ) 十字線

十字線の手法は三角形と同様で、関数発生器の合成波形が若干異なるだけである。入力信号は三角形の合成のところで用いた鋸歯状波であり、図 4.6 に示す 2 つの波形を図形演算部の X, Y 軸入力とする。

#### (ニ) 台形格子

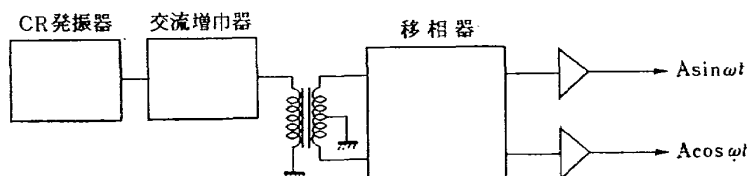


図 4.4 正弦波の発生

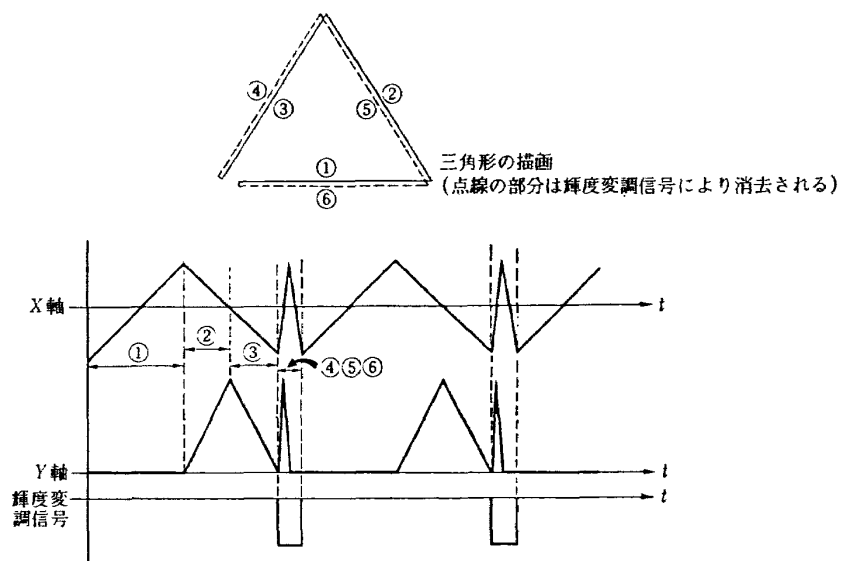


図 4.5 三角形描画用波形

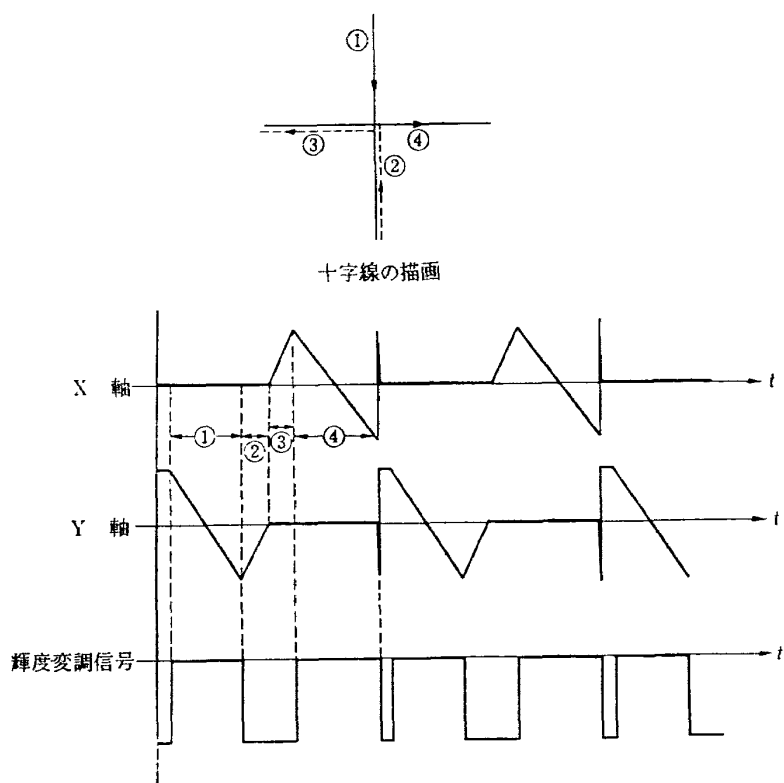


図 4.6 十字線描画波形

楕円，三角形，十字線は抽象図形であるが，台形格子は現実にある程度相似な図形で，無限遠にのびた滑走路をある高度からみたときに得られるパターンを想定した。この模擬の基本的な考えを図4.7に示した。すなわち，滑走路X方向に延びる4本の平行線を想定し，この平行線のセンタラインからの距離を  $y_1 \sim y_4$  とした。 $y_2 \leftrightarrow y_3$  を滑走路， $y_1 \leftrightarrow y_2, y_3 \leftrightarrow y_4$  を滑走路両側のストリップないしは芝生と考えてもよい。センタライン上のある高度から4本の平行線をみたとき，そのみえの角度を  $\theta_1 \sim \theta_4$  とすると，

$$\theta_i = \tan^{-1} \frac{y_i}{h} \quad i=1, \dots, 4$$

機体の位置が  $y$  方向に変化すれば

$$\theta_i = \tan^{-1} \frac{y + y_i}{h} \quad (1)$$

となる。

図4.7において滑走路上にY方向に3本の線があると想定すれば

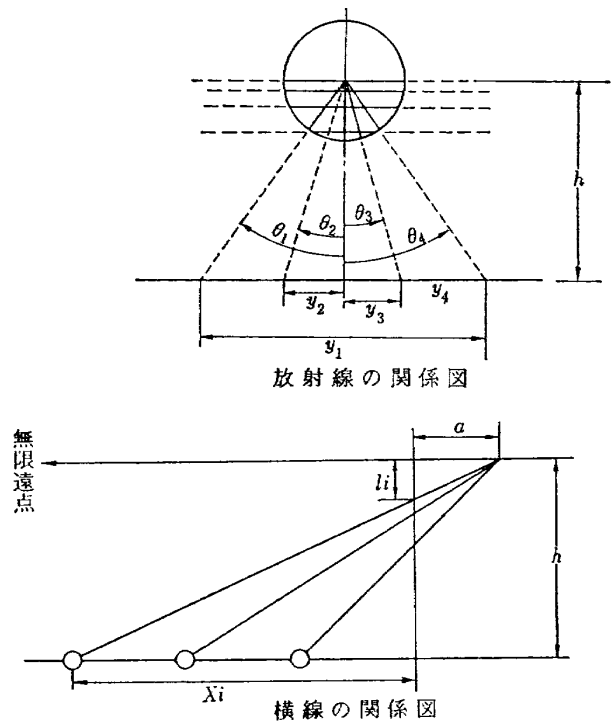


図 4.7 台形格子描画の基本的考え方

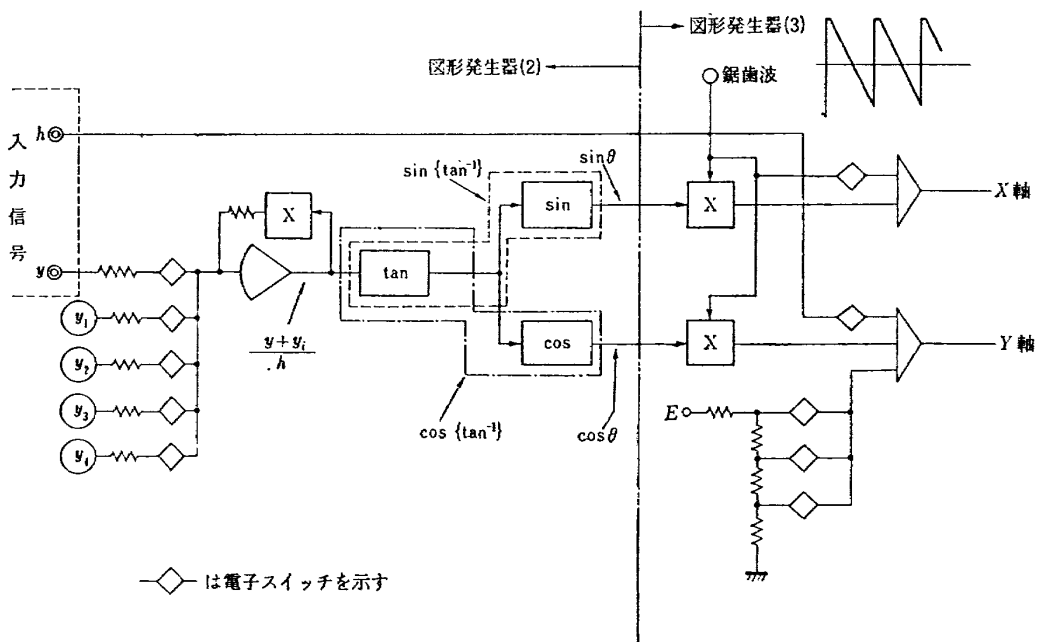


図 4.8(A) 台形格子演算ブロック図

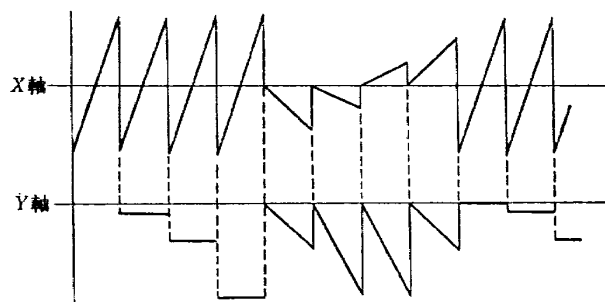


図 4.8(B) 台形格子の分解波形

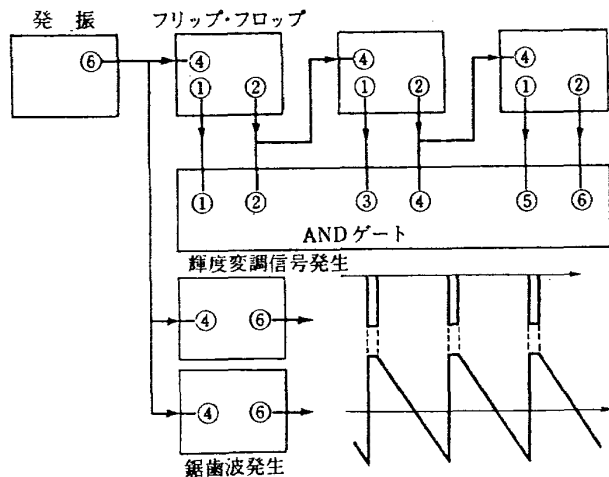


図 4.9 帰線消去回路ブロック図

$$\frac{l_i}{a} = \frac{h-l_i}{X_i}$$

$$l_i = \frac{a}{X_i + a} h = K_i \cdot h \quad (2)$$

(1), (2) 式を基にして演算ブロックを導くと図 4.8 (A)(B)になる。8本の線素はつぎつぎに電子スイッチによって切換え、かつこの間帰線消去信号を与える必要があるの、このため図 4.9 に示すように非安定マルチバイブレータによる発振回路の出力を整形してフリップ・フロップのカウンタ回路および輝度変調信号発生回路に与える。このようなフリップ・フロップの出力は AND ゲートに入り図形発生器で用いられている電子スイッチの動作順序を規定する。また、放射線の描画をさせる際必要な鋸歯状波は、この発振回路の出力を用いて発生する。発振周波数は約 1.6 kc であってフリップ・フロップを 3 段通過することにより最終的には 200 c/s まで分周されるが横線を 4 本、放射線を 4 本描くと一本の線を描く時間は

$$\frac{1}{1.6 \times 10^3} = 625 \mu \text{sec}$$

となり、8 本を描く時間は 5 msec、すなわち 200 c/s

のくり返して図形をかくことになる。

## 2) 図形演算部

図形発生部から得られた信号を指示器入力信号発生装置からの信号により各種の変化を与えるのがこの図形演算部であって、汎用の演算回路によって構成されており、このうち非線形要素はサーボ乗算器とサーボ式正弦余弦発生器として使えるようになっている。以下に各図形の変化のさせ方を説明する。運動の範囲は表 4.1 に示す通りである。

### (i) 大小変化

4 図形とも原図形と相似形のままで大小変化をさせる。このためには、図 4.10 に示すように各図形の垂直成分と水平成分に信号に応じた定数をかけて行なう。定数の掛算には指示器入力信号発生装置の要素と同一規格のサーボ乗算器を用いた。

### (ii) 垂直水平偏位 (位置の変化)

4 図形とも形は変えずに、そのまま垂直方向、水平方向に移動させる。このために、図 4.10 に示したように図形演算回路の最終段で横位置・縦位置の変位に応じた電圧信号を加算器に加算して行なう。

### (iii) 回転

回転の中心は楕円においては中心点、十字線においては十字の交点、台形格子においては放射線の交点とした。三角形の場合は、三角形の頂点、垂心、底辺の中点の三点をそれぞれ回転中心として選ぶことができる。この選択は図形発生部のパネル面のつまみで行な

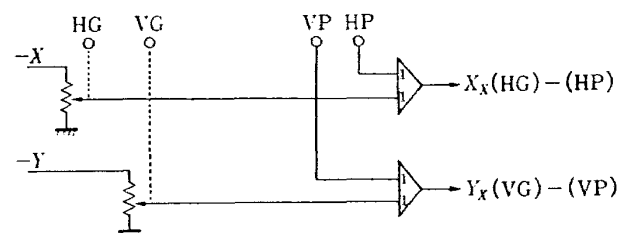


図 4.10 大小および位置変化のブロック図

表 4.1 図形の運動および変化の範囲

	三 角 形	楕 円	十 字 線	台 形 格 子
大 小 変 化	1 cm~4 cm	長径 4 cm, 短径 1 cm まで	1 cm~4 cm	1 cm~4 cm
回 転	±180°	±180°	±180°	±180°
垂 直 偏 位	4 cm	4 cm	4 cm	4 cm
水 平 偏 位	4 cm	4 cm	4 cm	4 cm
高 さ の 変 化	1~4 cm	—	—	1 cm~4 cm
離 心 率 変 化	—	長径 4 cm, 短径 1 cm まで	—	—
形 の 変 化	—	—	—	放射線の勾配が零となるまで

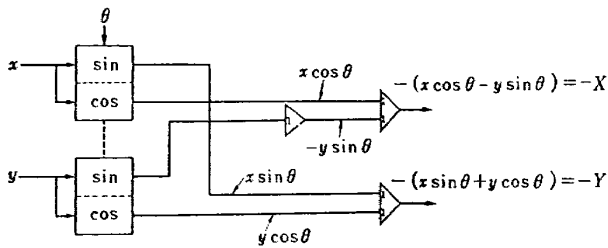


図 4.11 回転のブロック図

うことができるようにした。

回転は次式により直角座標軸の回転を行なわせるもので

$$x = X \cos \theta - Y \sin \theta$$

$$y = X \sin \theta + Y \cos \theta$$

ただし、 $X, Y$  は回転前の座標

$x, y$  は回転後の座標

図 4.11 に示すような回路として、指示器入力信号発生器と同一規格の正弦余弦関数発生器を用いた。

#### (イ) 高さの変化

高さの変化は三角形と台形格子に限り行なわれるもので、三角形の場合には、底辺の長さは一定で高さだけが変化するようにしており、大小変化の垂直成分の変化のさせ方と同じである。台形格子の場合は、高度変化による情景の変化というように考える。高度変化による横線の間隔変化は直線変化とし、4本の横線の間隔は上から 1:2:4 ときめた。

#### (ロ) 離心率の変化

離心率の変化は楕円にのみ行なうもので垂直・水平の各成分のゲインをそれぞれ変化させることによって実現する。原理は大小変化の場合と同じである。

#### (ハ) 形の変化

形の変化は、航空機の高さ変化により地表の情景が変化することを表現しようとするもので、三角形と台形格子に適用する。三角形の場合は、これを無限遠までつづく滑走路とみなした場合、高さは一定で底辺の長さが変化する機能を与えることにより模擬する。この場合は水平成分のゲインのみを変えてやることで実現できる。台形格子の場合は、高度の変化によって放射線の角度を変化させなければならない。この変化の模擬式は次式によるものとした。

$$\theta_i = \tan^{-1} \frac{y + y_i}{h}$$

ただし  $y$  は横方向の変位  
 $y_i$  は初期値、たとえば滑走路の幅に対応させる。  
 $h$  は高度

すなわち、この式によれば、 $y + y_i = 100 \text{ m}$  の場合には、

$$h = 100 \text{ m} \text{ で } \theta = 45^\circ$$

$$h = 50 \text{ m} \text{ で } \theta = 64^\circ$$

$$h = 10 \text{ m} \text{ で } \theta = 84^\circ 20'$$

$$h = 2 \text{ m} \text{ で } \theta = 88^\circ 50'$$

となる。この場合、とうぜん高度変化に伴う横線の変化と組合わせて表現される。

放射線の初期角度は図 4.8 の  $\theta_1, \theta_3$  は  $0 \sim 45^\circ$  の範囲で任意に設定できるものとし、 $\theta_2, \theta_4$  は上の関係式を満足したまま同時に設定できる。放射線の変化範囲は放射線の勾配が零となるまでとした。

#### バッファ回路

図形発生部および図形演算部から表示までの距離は約 30m に及ぶため、誘導または発振などの障害が生ずるおそれがある。そこで図 4.12 に示すように図形

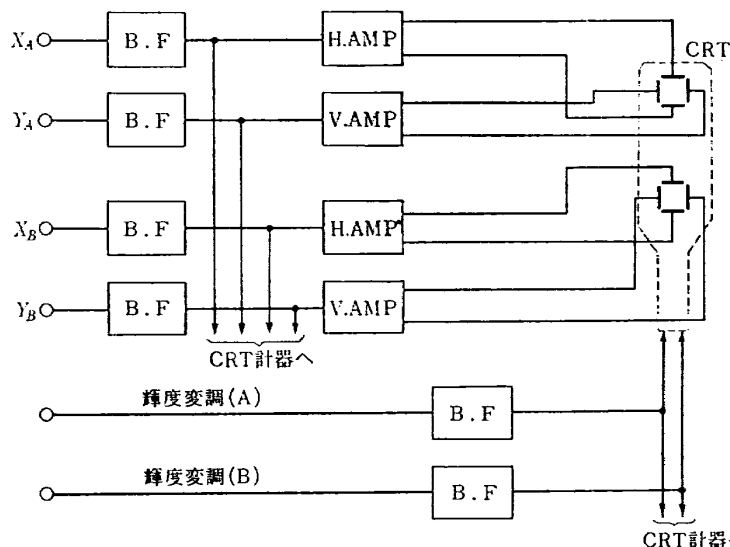


図 4.12 モニタブロック図

表 4.2 CRT 図形入力端子の性質

端 子	機 能	入 力 電 圧 の 極 性	入力インピーダンス
$VP_A$ $VP_B$	図形を Y 方向に形を変えないで位置だけ変化させる	入力電圧正のとき負の方向(下方) 入力電圧負のとき正の方向(上方)	500 k $\Omega$
$HP_A$ $HP_B$	図形を X 方向に形を変えないで位置だけ変化させる	入力電圧正のとき負の方向(左方) 入力電圧負のとき正の方向(右方)	500 k $\Omega$
$VG_A$ $VG_B$	図形を Y 方向にのみ大小変化させる	入力電圧は正のみ 0V $\rightarrow$ 100V 拡大 100V $\rightarrow$ 0V 縮小	1 M $\Omega$
$HG_A$ $HG_B$	図形を X 方向にのみ大小変化させる	入力電圧は正のみ 0V $\rightarrow$ 100V 拡大 100V $\rightarrow$ 0V 縮小	1 M $\Omega$
$\theta_A$ $\theta_B$	図形の形を変えることなく特定の点を中心にして回転する。(CRT モニタの利得つまみが X 軸, Y 軸共に一致している場合)	入力電圧正のとき反時計方向に 入力電圧負のとき時計方向に	1 M $\Omega$
$y$	台形格子の仮想無限遠点を中心に放射状線が正側または負側に变化する	入力電圧正のとき反時計方向に 入力電圧負のとき時計方向に	30 k $\Omega$
$h$	台形格子の横線の間隔が変化し, 放射状線の地平線に対する角度が変化する	入力電圧は正のとき, 0V $\rightarrow$ +100V で, 横線間隔は大きくなり放射状線の角度は小さくなる	10 k $\Omega$

演算部からの出力信号をバッファ増幅器により出力インピーダンスの低い信号に変換する。CRT 計器に送られたバッファ増幅器の出力は CRT 計器の側で水平および垂直増幅器により CRT 面いっぱいに描画できるように増幅する。さらに輝度変調信号もバッファアンプを通して低インピーダンスに変換され, CRT に導びかれる。

さきに述べたように, 任意に選択された 2 図形は CRT の 2 本のビームでそれぞれ独立に描画されるので図形演算部およびバッファ回路にはすべて同一規格のものが 2 組設けられている。

以上述べた各図形の変化および運動の入力信号は制御卓固定パッチ盤上で接続される各入力信号の極性およびインピーダンスを一括して表 4.2 に示す。

### 3) 表示部およびモニタ部

CRT 計器の表示部およびモニタ部は 5 型の 2 現象オシロスコープで, 操縦席計器盤に一式と, 制御卓にモニタ用として一式備えられる。この二つのブラウン管は, 制御卓においてオン・オフ, X, Y のゲイン調整, 位置の調整ができるようになっている。

#### 4.2.2 TV 計器の構成と機能

TV 計器は, いくつかの情報を映像的に統合することを目的とし, 研究の目的に応じて試作された計器をコンパクトに提示し, あるいは一つの計器に他の計器

をはめこむなど試作に日時と経費を要する構造のものを映像面で単純に合成し, 計器盤上の TV モニタに表示することを目的とした。本装置に与える情報の種類や方法については研究の途上で必要に応じて任意に作成しうよう, 今回の製作範囲は指針や指標を駆動するサーボ機構までとし, 表示面の設計製作は今後の研究の課題とした。

テレビ計器は, サーボセット, 撮像部, 映像合成部および表示・モニタ部から構成される。これらと模擬視界の撮像部, 表示部, 映像調整部を合わせたもののブロック図を図 4.13 に示す。また, 同図中, 点線で囲まれた部分はビデオ架として実装される。(図 4.14)

#### 1) サーボセット

サーボセットは下記の構成から成る。

- a) サーボボード; 約 700 $\times$ 580 mm 2 枚  
穴間隔は JIS 規格に準じ 12.5 mm
- b) サーボアンプ; プラグイン式 5 台  
仕様は下記の通りである。

入力信号 DC  $\pm$ 98 V 以内

入力インピーダンス 100 k $\Omega$  以上

出力 15W

出力電圧 AC 200 V max.

電源 AC 100 V $\pm$ 5 V 50 $\sim$ 60 c/s

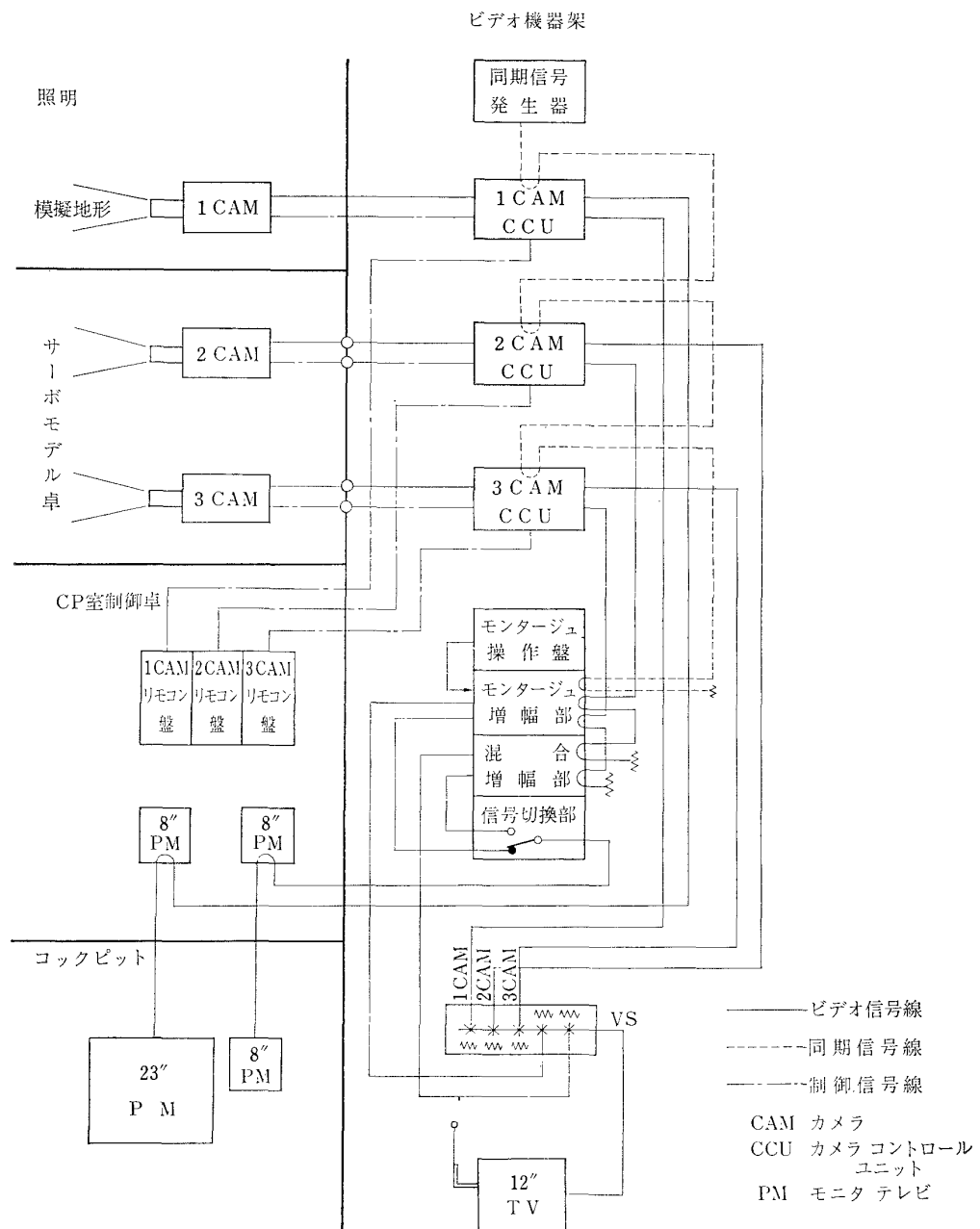


図 4.13 ビデオ機器系統図



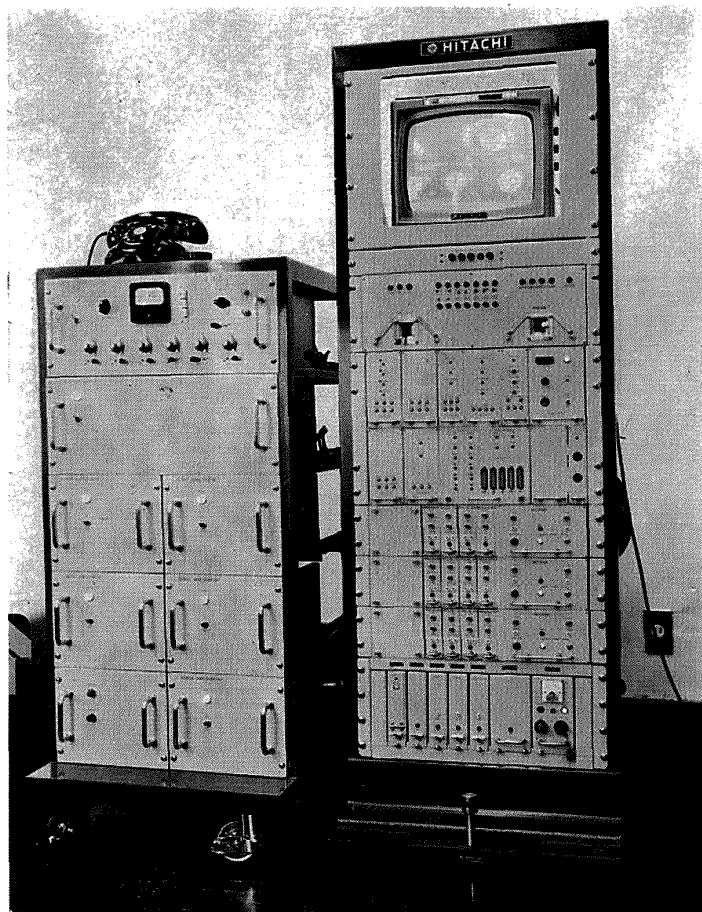


図 4.14 ビデオ架外観図

- c) サーボモータ; ギアボックス, フォロアップ  
ポテンショメータ付き

入力  $\pm 98V$

出力 5W (モータ最大出力)

ギヤ比 1 : 30

精度  $\pm 1\%$

機械的偏位量  $\pm 177^\circ$  以上 (最大入力に対し)

電源 单相 AC 100 V

- d) 筐体; 制御盤・電源を含む 2 台

- e) サーボキット; 軸, 歯車, 慣性負荷円板, 可変バックラッシュ・ギア, フリクション・ギア等。

指示器入力信号発生装置からの信号はサーボアンプの入力となり, 出力はサーボモータに接続される。サーボモータの軸はカム, ベルト等の伝達機構を介して表示面の指標を駆動せしめる。

サーボセット外観を図 4.15 に示す。

## 2) 撮像部

テレビカメラは 1 吋形ビジコン管を使用した全トランジスタ型 ITV カメラ 2 台を備えた。テレビカメ

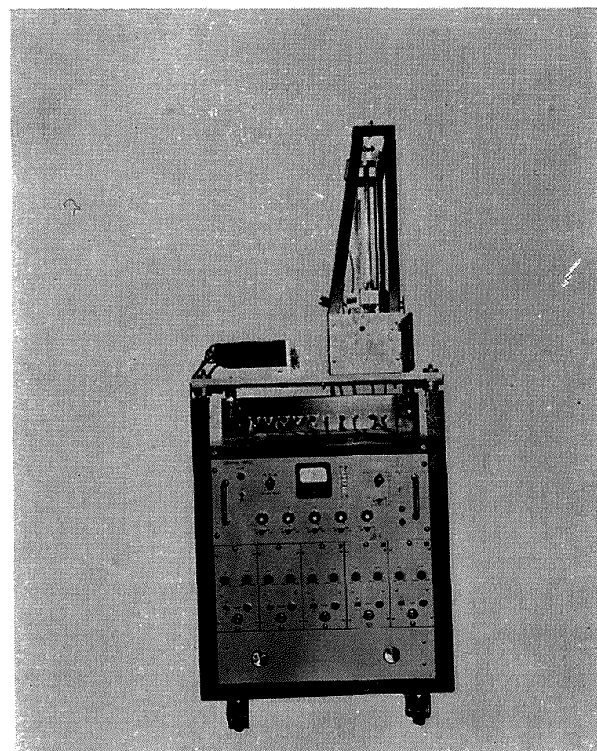


図 4.15 サーボセット外観

ラの出力は映像合成部に接続される。テレビカメラの仕様は第3章模擬視界部に記述されているものと同じである。

### 3) 映像合成部

映像合成部はモニター装置、混合増幅器、同期信号発生器、映像切換器から成る。

#### ① モニター装置

二つの映像信号のはめこみ、ワイプを総称してモニター装置と呼んでいる。はめこみというのは、テレビジョン画面においてAという映像信号の一部に他のBという映像信号をはめこんで一つの画面を構成するもので、ワイプというのは、Aという映像信号から、映像信号Bへ画面を転換させる場合、BをAの一部にはめこみ、その面積を連続的に拡大して、ついには全画面をBに転換する過程をいう。はめこみの図形は図4.16に示す通りである。はめこみの図形は矩形、ひし形、円、三角で、ワイプはワイプ・レバーにより、位置はポジション・レバーにより任意にえらぶことができる。

仕様は下記の通りである。

入力信号 (1)水平駆動、垂直駆動、帰線消去パルス、同期信号 4V (p-p) 負極性、ブリッジ接続

(2)映像信号2系統 0.7V (p-p) 正極性、ブリッジ接続

(3)外部拔出し信号3系統 0.7V (p-p) 正極性

出力信号 映像信号3系統 0.7V (p-p) または出力インピーダンス  $75\Omega \pm 2\Omega$  1.0V (p-p)

電源入力 単相 AC 100V または 200V, 50 c/s または 60 c/s

映像系統 周波数特性 60 c/s ~ 8 MC  $\pm 0.5$  dB, 8 MC 以上下降特性

微分利得 1% 以下

微分位相 1度以下

サグ 1% 以下

使用 連続

#### ② 混合増幅器

本装置は2系統の映像信号を混合するもので二つの

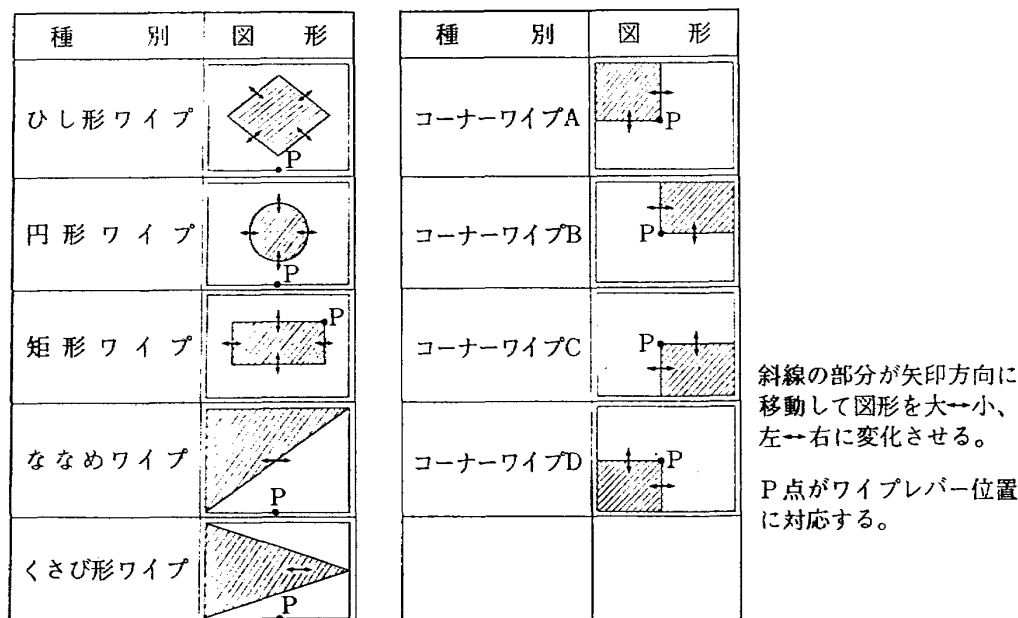


図 4.16 モニター装置はめこみワイプの形状

画像が重複して写し出される。仕様は下記の通りである。

映像入力信号系統 2 系統  
 入力インピーダンス  $75\Omega$  又は高インピーダンス  
 負荷インピーダンス  $75\Omega$   
 入力レベル 0.7V (p-p) 正極性  
 出力レベル 0.7V (p-p) 正極性  
 周波数特性  $60\text{ c/s} \sim 5\text{ MC} \pm 1\text{ dB}$  以内  
 使 用 連続

### ③ 同期信号発生器

本装置は日本テレビジョン標準方式に基き同期信号を発生できるよう設計されたもので仕様は下記の通りである。

電源 AC  $100/117\text{ V} \pm 10\%$ ,  $50 \sim 60\text{ c/s}$   
 使用 連続  
 周囲温度  $-10^\circ\text{C} \sim 40^\circ\text{C}$   
 出力信号 負荷インピーダンス  $75\Omega$   
 複合同期信号 4V (p-p) 負極性  
 帰線消去信号 // //  
 水平駆動信号 // //  
 垂直駆動信号 // //  
 水晶発振周波数  $31.46852\text{ kc}$   
 周波数許容差  $\pm 0.05\%$   
 周波数許容変動率  $\pm 0.01\%$

### ④ 映像切替器

押ボタン式スイッチにより模擬視界用カメラも含め各カメラおよび映像合成装置からの映像信号の計 5 系統の信号の選択切換を行ない、希望する映像を各表示用テレビへ接続する装置である。

#### 4) 表示部およびモニター部

TV 型計器として操縦席の計器盤に 8 型受像機を備え、かつ制御卓上にモニター用として同型のものを設置した。また、模擬視界および TV 計器の映像調整用モニターとして 12 型モニタをビデオ架に組込んだ。

8 型モニタ及び 12 型モニタの仕様は下記の通りである。

#### (イ) 8 型モニタ

電源 AC  $100\text{ V} \pm 5\text{ V}$ ,  $50 \sim 60\text{ c/s}$   
 同期方式 外部同期および内部同期  
 入力インピーダンス 高インピーダンス不平衡  
 入力信号 1.4V (p-p)  
 解像度 水平・垂直とも 400 本以上。

#### (ロ) 12 型モニタ

日立 TW-1000 型トランジスタテレビを一部改造

してモニター用テレビとした。詳細仕様は省略する。

## 4.3 性 能

### 4.3.1 CRT 計器

CRT 計器の各図形に関する主な性能を下記に示す。

#### 1) 図形発生のかり返し周波数

表 4.3 図形発生のかり返し周波数

項 目	要 求 値	測 定 値
楕円・三角形・十字のかり返し周波数	500 c/s 以上	540 c/s
台形格子のかり返し周波数	200 c/s 以上	216 c/s

#### 2) 図形の歪み

各図形をブラウン管面で 6cm 平方に内接するように描いたときに幾何学的図形と表示図形の偏差を各図形の歪みとして表 4.4 に示す。

表 4.4 図形の歪み

	回転角 0 の場合	
	要 求 値	測 定 値
三角形の頂点の歪	$\pm 15\%$ 以下	-3.6%
三角形の辺の歪	$\pm 4\%$ 以下	+1.6%
楕円の歪	$\pm 7\%$ 以下	+1.0%
十字の歪	$\pm 3\%$ 以下	0.0%
台形格子水平線の歪	$\pm 7\%$ 以下	-1.8%
台形格子放射線の歪	$\pm 7\%$ 以下	+3.4%
	回転角最大の場合	
	要 求 値	測 定 値
三角形の頂点の歪	$\pm 15\%$ 以下	-5.2%
三角形の辺の歪	$\pm 6\%$ 以下	+1.8%
楕円の歪	$\pm 9\%$ 以下	+2.2%
十字の歪	$\pm 5\%$ 以下	-0.8%
台形格子水平線の歪	$\pm 9\%$ 以下	-3.5%
台形格子放射線の歪	$\pm 9\%$ 以下	+2.1%

#### 3) 図形の変化および運動の範囲

垂直および水平入力を +100V にして表示された図形が 4cm 平方いっばいに納まるようゲインを調節したときの図形の変化および運動の範囲を表 4.5 に示す。

表 4.5 図形の変化および運動の範囲

項	目	要 求 値	三 角 形	円	十 字	台形格子
(i)	大 小 変 化	10 mm 以下	0 mm	0 mm	0 mm	0 mm
(ii)	回 転	0~±(180°±3°)	0~±178°	0~±178°	0~±178°	0~±178°
(iii)	水 平 変 位	±20 mm 以上	43 mm			
(iv)	垂 直 変 位	±20 mm 以上	44 mm			
(v)	三角形の高さ	10 mm 以下	0 mm	—	—	—
(vi)	楕円の離心率	X 方向 10 mm 以下 Y 方向 10 mm 以下	0 mm 0 mm	— —	— —	— —
(vii)	台形格子の高さの精度	±15% 以下	—	—	—	-7.5%
(viii)	台形格子変化の精度 { hに対する変化 Yに対する変化	±15% 以下	—	—	—	+7.8%
		±15% 以下	—	—	—	+3.3%

## 4) 回転中心精度

前項同様にセットされた図形に回転角信号 +100V ~ -100V を印加した場合の回転中心の変化を表 4.6 に示す。

表 4.6(A) 回転中心精度

要 求 値	台形格子	円	十 字
±3% 以下	2.5%	2.5%	1.8%

表 4.6 (B) 回転中心精度

変 位	要 求 値	測 定 値
底辺の中点	±5% 以内	-3.2%
垂 心		-3.4%
頂 点		-3.6%

## 5) ドリフト

図形発生部の電源投入後 1 時間放置して図形を 3 項に述べたようにセットし、後の図形位置の最大変位を測定し次表の結果を得た。

表 4.7 ドリフト

経過時間	0分	10	20	30	40	50	60
変 位	0.0%	0.0	1.25	1.25	1.25	1.25	1.25

## 6) 図形の変化および運動の直線性

表 4.8(A) 図形の変化および運動の精度

	入力 要求値	-100V	-75V	-50V	-25V	0V	+25V	+50V	+75V	+100V
回 転 角 精 度	±5% 以下	0.0%	-1.1	0.0	-1.1	-1.1	-1.1	-1.1	0.0	0.0
大小変化の精度	±3% 以下	—	—	—	—	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
位 置 精 度	±3% 以下	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

## 7) 台形格子の運動の直線性

表 4.8(B) 台形格子の変形または運動による精度 (%)

項 目		要 求 値	入 力 電 圧						
			-100	-50	+10	+30	+50	+70	+100
1. $y$ 変化に対する斜線の角度	(1) $+60^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下	-3.3	-3.3			+2.2		+4.4
	(2) $+30^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下	-2.2	+1.1			0		+3.3
	(3) $-30^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下	+2.2	+1.1			0		-3.3
	(4) $-60^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下	+4.4	+2.2			-2.2		-4.4
2. $h$ 変化に対する斜線の角度	(1) $\pm 60^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下			0.0	-1.1	+4.2	+3.0	-2.0
	(2) $\pm 30^\circ$ 斜 線	$\pm 5\%$ 以下			0.0	+2.8	+4.6	+3.7	+3.0
3. $h$ 変化に対する横線間隔	(1) 第 1 横線間隔	$\pm 5\%$ 以下			+0.4	-0.8	-1.1	-1.1	-0.3
	(2) 第 2 横線間隔	$\pm 5\%$ 以下			-1.9	-3.6	-1.3	-3.1	-3.9
	(3) 第 3 横線間隔	$\pm 5\%$ 以下			+2.5	+0.5	+0.5	+1.5	0.0

## 8) S/N 比

表 4.9 S/N 比

	要 求 値	測 定 値
精 円	-34 dB	-55.6 dB
三 角	//	-57.0 dB
十 字	//	-51.0 dB

表 4.10 クロストーク

	要 求 値	測 定 値
三 角	-34 dB	-46 dB

## 4.3.2 TV 計器

TV 計器を構成する撮像部、投写部、モニタ部およびサーボセットの単体主要性能を表 4.11~13 に示す。

## 9) クロストーク

クロストーク試験は表 4.10 に示すとおり三角形図形について行った。

表 4.11 TV 計器撮像部単体性能

項 目			要 求 値	測 定 値
1. 解 像 度	中心	水平 垂直	400 本以上 350 本本以	470 本 400 本
	周辺	水平 垂直	350 本以上 300 本	350 本 300 本
2. 偏 向 歪		水平 垂直	8% 以下 4% 以下	4% 3.5%
3. 雑 音	ハム雑音 その他雑音		-50dB(P-P) 以下 -30dB(RMS) 以下	-50dB 以下 -54.5dB
4. 周 波 数 特 性			100kc を基準として 4.5MC にて -3dB 以内	4.5MC にて +10dB

表 4.12 TV 計器投写部単体性能

項	目	要 求 値	測 定 値
(i)	ラスト歪 水平 垂直	2% 以下 2% 以下	2% 1.8%
(ii)	間隔変化率 水平 垂直	6% 以下 5% 以下	4% 4.5%
(iii)	解 像 度 (中心度水平方向)	400 本以上	440 本

表 4.13 サーボセット単体性能

項	目	要 求 値	測 定 値
1.	静的精度	±1.0%	±1.0 以下
2.	周波数 特 性	50V 入力 以上	以上
		−3dB 1.5c/s	−3dB 2c/s
		10V 入力 以上	以上
		−3dB 3.0c/s	−3dB 6c/s
		5V 入力 以上	以上
		−3dB 4.0c/s	−3dB 8c/s
3.	応 答 速 度	0.5sec 以下	0.5sec 以下

## 第5章 模擬操縦席装置

### 5.1 計 画

本模擬操縦席装置の設計に当たって検討した主要事項は下記の通りである。

- 1) V/STOL 機の開発段階でのシミュレーション・スタディはパイロット1名を系に含めて行なうことで十分目的を達し得ると考えられるのでコックピットは単座とし、コックピットのモックアップを作製して表示装置表示部、模擬視界投写部、操縦装置等の適切な配置を決定した。
- 2) シミュレーション・スタディの妥当性を高めるためには V/STOL 機において特に Motion Cue を必要とする場合が多いので、本コックピットもロール ±15°、ピッチ ±10° の角運動を与えることができる既設汎用飛行シミュレータ、可動模擬操縦席装置駆動台に搭載可能な構造とすると共に、駆動台の最大許容荷重の範囲内で本コックピット構造に破損または変形を生じないよう十分の強度と剛性を持たせることとした。
- 3) 操縦装置に関しては諸外国で現在開発中の V/STOL 機の操縦様式は浮揚力発生装置の方式に従

って多岐にわたるため将来必要に応じて別途製作される操縦装置が容易に交換装着できる機構を採用し、ここでは現在当所で開発試験が進められているリフト・ジェット・エンジン装備の V/STOL 機操縦様式に準じて、操縦装置の種類、形状、個数等を決定した。従って固定翼機の操縦に必要な操縦装置の他にリフト・エンジン・レバーおよびホバー時の姿勢制御用としてエア・ジェット・ノズル・コントローラとしての小型三軸操縦装置を試作することとした。操縦装置の諸特性の調節範囲はできるだけ大きくし、とくに Brake-out Force, Force Gradient 等は AGARD Recommendation<sup>13)</sup> に規定する値を十分カバーすることを目標とした。

### 5.2 構造、構成および機能

模擬操縦席は単座とし骨格には鋼鉄製チャンネルを用い、ジュラルミン製外板張り構造とし、可搬式台座の上に固定できるとともに既設可動コックピット駆動台に搭載し、4本のボルトで固定できる。外観構造を図 5.1 (A), (B), (C) に示す。

模擬操縦席に搭載される諸装置は下記の通りである。

操縦座席	1 座
操縦装置	1 式
表示装置表示部	1 式
模擬視界投写部	1 式

上記諸装置は交換着脱および点検調節がいずれも容易にできる。表示装置への入力、操縦装置からの出力および模擬視界投写部への映像信号はそれぞれ模擬操縦席下部に設けられた中継コネクタを介して指示器入力信号発生装置、表示図形発生部および模擬視界撮像部に連結され、模擬されたパイロット一機体系の閉ループを構成する。

操縦座席は前後 ±100 mm、上下 ±40 mm の範囲で位置調節が可能であり、左側肘掛先端には小型三軸操縦桿を取付けるアームを設けた。

本模擬操縦席を可動コックピット駆動台に搭載した時、操縦装置類が駆動台に接触しないよう床面下部には十分の余裕をとった。

操縦装置は下記の諸装置より構成される。

センター・ホイール
センター・スティック
ラダー・ペダル

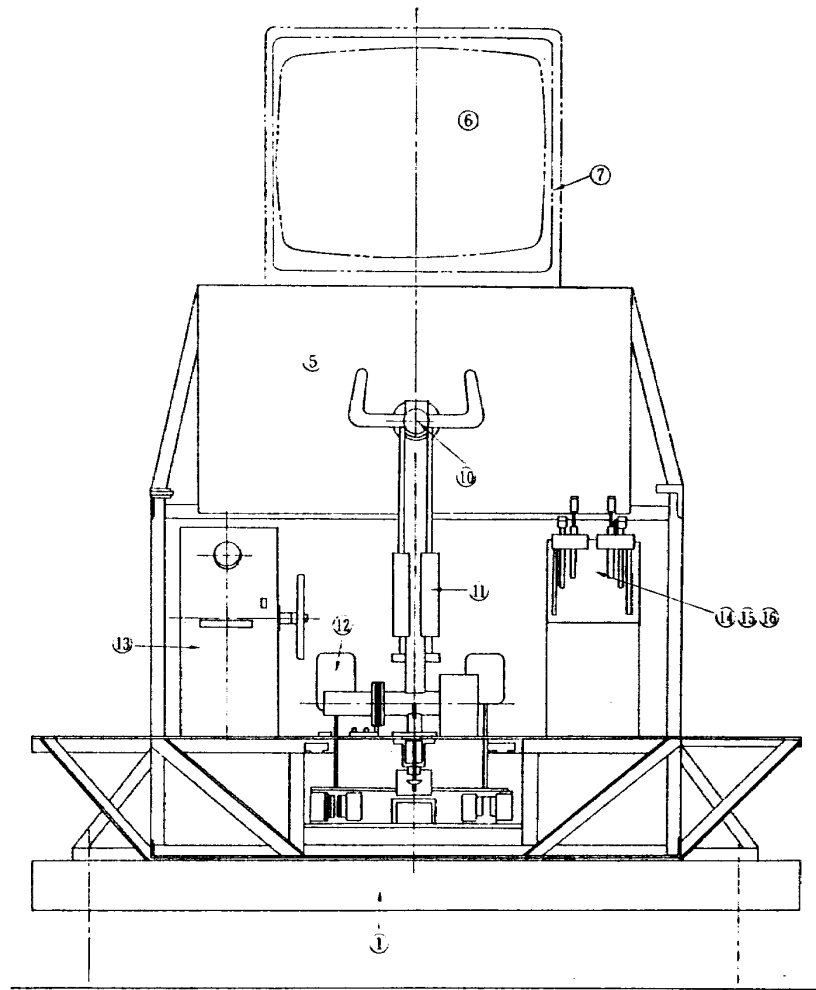


図 5.1(A) 模擬操縦席装置外觀構造—正面

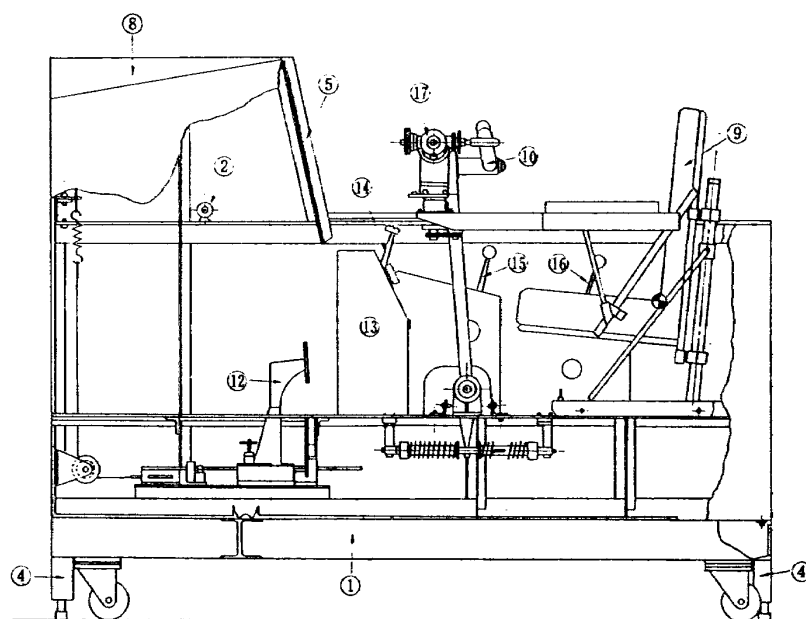


図 5.1(B) 模擬操縦席装置外觀構造—側面

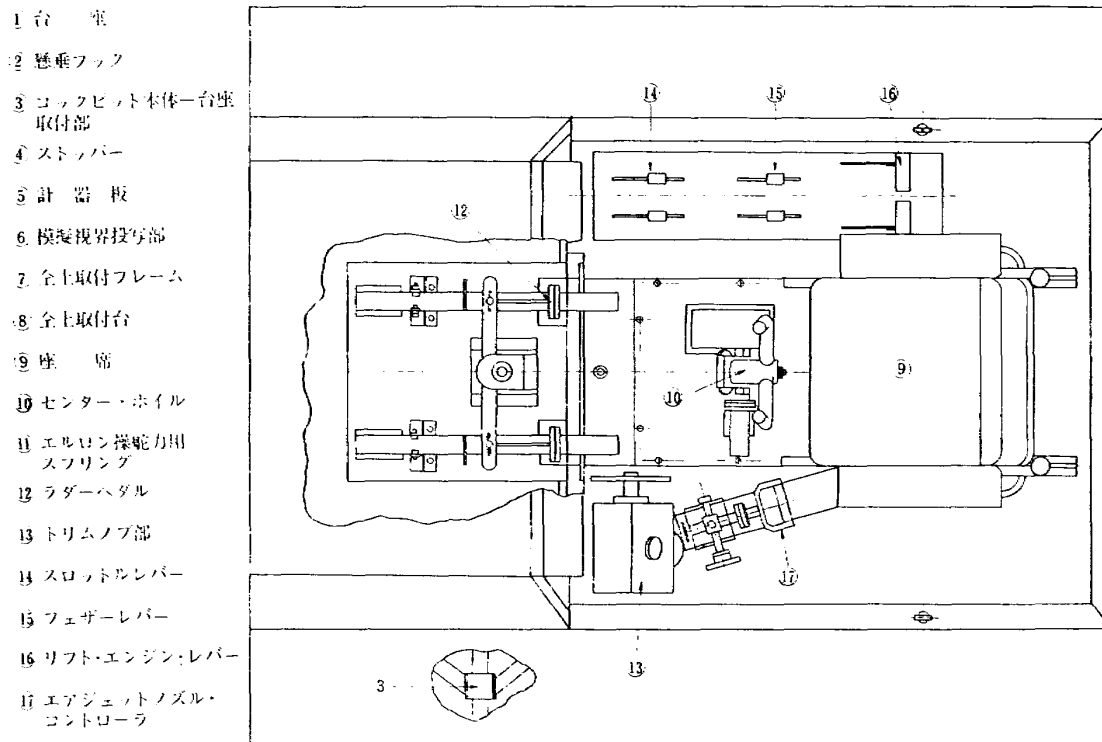


図 5.1(C) 模擬操縦席装置外観構造一平面

表 5.1 操 縦 装 置 の 諸 元

操 縦 装 置	操 縦 様 式	可動範囲	操 舵 反 力	操舵フリクション	備 考
センター・ホイール	縦操縦・前後押引	±200mm	3.6, 6.8, 9.1kg	0.45kg	操舵反力はスプリング交換により可変, 可動範囲は円弧移動量
	横操縦・左右回転	±90°	1.4, 3.6, 6.8kg	0.45kg	
センター・スティック	縦操縦・前後押引	±200mm	3.6, 6.8, 9.1kg	0.45kg	操舵反力はスプリング交換により可変, 可動範囲は円弧移動量
	横操縦・左右倒	±250mm	1.4, 3.6, 6.8kg	0.45kg	
ラダー・ペダル	左 右 足 踏	85mm	4.5, 9.1, 13.6kg	0.91kg	操舵反力はスプリング交換により可変
トリム・ノブ	昇降舵トリム・Y軸まわり回転	±150°		0.91kg	
	補助翼トリム・X軸まわり回転	±150°		0.91kg	
	方向舵トリム・Z軸まわり回転	±150°		0.91kg	
スロットル・レバー	前 後 押 引	208 mm		0.91 kg	可動範囲は円弧移動量
フェザー・レバー	前 後 押 引	208 mm		0.91 kg	
リフト・エンジン・レバー	前 後 押 引	304 mm		0.45 kg	
エア・ジェット・ノズル・コントローラ	縦操縦・グリップ上下動	±126 mm	0.45 kg		操舵反力はスプリング交換により可変, 可動範囲は円弧移動量
	横操縦・グリップ回転	±45°	0.45 kg		
	方向操縦・グリップ左右動	±84 mm	0.91 kg		



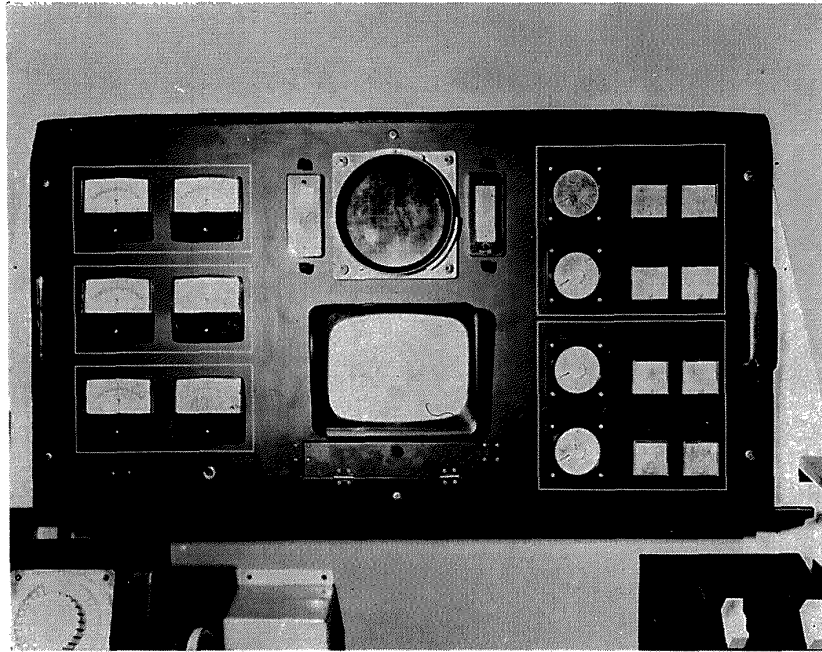


図 5.2 表 示 部

トリム・ノブ

小型三軸操縦桿

スロットル・レバー

フェザ・レバー

リフト・エンジン・レバー

各操縦装置の可動範囲はノブ、レバー類を除き一定範囲内において全て機械的に調節可能である。また各操縦装置の操舵反力はフリクション機構およびコイルバネの伸縮により調節可能とし、かつ、中立点において自立する構造とした。ただしノブ、レバー類はフリクション機構のみで反力を発生する機構とした。各操縦装置の操縦様式、可動範囲、操舵反力および操舵フリクションを一括して表 5.1 に示す。なお操舵偏位量はすべて回転型ポテンショメータにより検出される。

計器板は第 4 章第 2 節で述べた表示装置表示部および電圧計計器(20個)を塔載して、ショックマウントを介して計器板取付枠に、垂直に対して後方に  $5^\circ$  傾斜して取付けられる。計器板面には黒色艶消し塗装を施こした。計器板寸法は縦 480 mm×横 900 mm である。表示装置表示部の標準レイアウトを図 5.2 に示す。表示部のレイアウト変更または新方式の表示の試験研究のために予備計器板を 2 枚用意した。

### 5.3 強度試験

模擬操縦席単体重量は約 250 kg で全塔載装置およびパイロット 1 名を含めた全備重量は約 400 kg となる。既設可動コックピット駆動台の許容荷重限界 550 kg 以下であるから、駆動台に塔載した場合、駆動台

の運動に支障はない。

全塔載装置を実装して模擬操縦席を既設可動コックピット駆動台に塔載し、駆動台をピッチ軸およびロール軸まわりに駆動してパイロット頭部位置換算でピッチ軸まわり角加速度  $\pm 3G$ 、ロール軸まわり角加速度約  $\pm 1G$  の最大衝撃負荷を与えたときの模擬操縦席構造の予想される危険個所の歪み計測を行なった。歪み測定部位を図 5.3、測定結果を表 5.2 に示す。

表 5.2 よりわかるように模擬操縦席の骨格構造が非常に強固なため、危険個所と考えられた模擬視界投写部 (70 kg) を塔載する骨格部の歪みも非常に小さく強度上問題とはならない。

複雑な骨組構造のため歪みが必ずしも加速度に比例していなかったり、また測定点 ①と②、③と④の歪み方向がそれぞれ逆になって当骨格部に捩れを誘起する力が作用していることがうかがわれる。これらの現象の解明は本データのみからは困難であるが、歪量としては極めて小さいので骨格部の構造としては問題とはならない。なお本強度試験において塔載された表示装置表示部、模擬視界投写部および操縦装置等には何等異常は認められなかった。

なお計器板ショックマウントに関しては模擬操縦席の運動中に計器板にかかるショックを吸収し、CRT 計器、TV 計器および電圧計計器類を保護するため防振ゴム(プリジストン製 EE-004) 6 個によるショックマウントを介して計器板を取付けた。前項で述べた駆動台最大荷重時に計器板にかかる荷重はショックマ

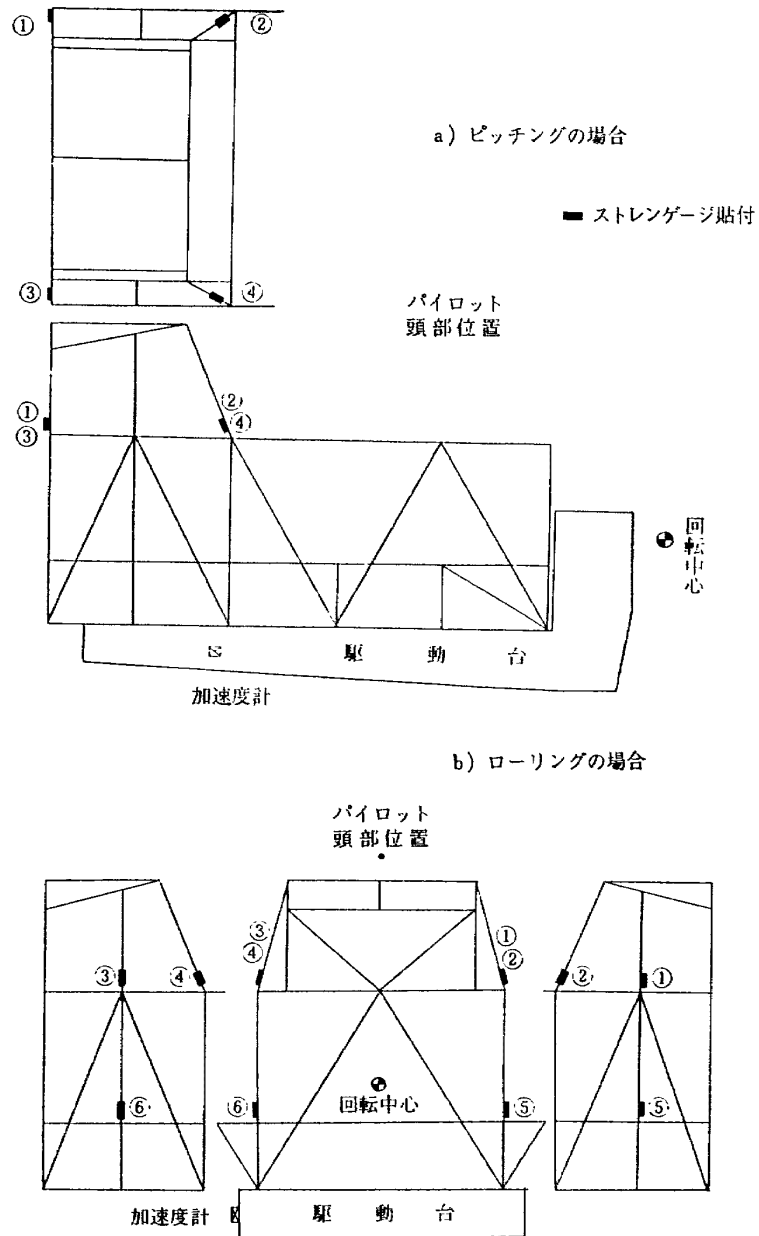


図 5.3 強度試験ストレインゲージ位置

表 5.2 コックピット本体強度試験結果

## a. ピッチング試験

駆動台 運動方向	加 速 度 (G)		①		②		③		④	
	加速度計 位置	パイロット 頭位置 換算	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$
上→下	1.4	1.0	-130	-2.7	-40	-0.8	-120	-2.5	-40	-0.8
下→上	1.4	1.0	100	2.1	25	0.5	90	1.9	40	0.8

## b. ローリング試験

駆動台 運動方向	加 速 度 (G)		①		②		③		④		⑤		⑥	
	加速度計 位置	パイロット 頭位置 換算	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$	$\epsilon$	$\sigma$
右→左	1.75	2.0	35	0.7	-40	-0.8	-40	-0.8	50	1.1	-50	-1.1	80	1.7
左→右	3.0	3.4	-40	-0.8	40	0.8	35	0.7	-45	-0.9	110	2.3	-75	-1.6

表中： $\sigma$  は測定点の応力 + は引張，- は圧縮応力； $\text{kg/mm}^2$

$\epsilon$  は測定点のひずみ  $\times 10^{-5}$

ウントの許容荷重限界以下であり，前記模擬操縦席本体の強度試験を行なった時本ショックマウントの防振効果をチェックした結果，各計器類の損傷または動作不良は認められなかった。

## 第6章 制 御 卓

制御卓は，本設備の総括制御，動作状態の監視・調整などを行なうために設けられている。すなわち，本設備の各装置のよび出し，接続および既設の汎用飛行シミュレータ設備可動模擬操縦席装置との連動も本制御卓で行ない，一つのシステムとしての運転制御を行なうことが可能である。また ITV モニタ，CRT モニタを内蔵しており，操縦席におくられる信号の監視を行なうとともに模擬視界・表示装置の初期値の設定，選択，調整を行なうことができる。また，運転中の不測の事故に対処するため緊急停止の機能をもたせてある。制御卓の外観を図 6.1 に示す。

## 6.1 構 成

制御卓は制御盤，固定パッチ盤，カメラ制御及び出力監視盤，TV モニタ盤，CRT モニタ盤，メータ盤およびコンソル下部に実装された CRT 図形発生器盤より成る。

## 6.2 機 能

## 6.2.1 入出力の授受

指示器入力信号発生装置と制御卓との信号の授受は，前者のプリパッチ盤と後者の固定パッチ盤を結ぶ 60本の信号線で行なう。既設シミュレータの専用計算機の信号線は指示器入力信号発生装置固定パッチ盤を

介してプリパッチ盤に入り，前記の信号線を通して制御卓の固定パッチ盤に導かれる。この場合，指示器入力信号発生装置が Off の状態でも専用計算機と制御卓との入出力の授受は可能である。プリパッチ盤と固定パッチ盤を結ぶ 60 本の信号線のうち，10 本はプリパッチ盤のレバーをあげた状態ではアースラインに接続される。これは，この 10 本の線と接続された模擬視界その他の装置の入力がパッチ盤のレバーをあげるにより開放状態となって発振現象を起すことが考えられるため設けられたものである。模擬視界，表示装置への入力には制御卓固定パッチ盤から直接入れ，コックピットからの出力は，指示器入力信号発生装置プリパッチ盤に直接入る。また，制御卓固定パッチ盤上につけてあるポテンショメータにより各入力端子に基準電圧を印加して各装置の調整，点検および較正が可能である。図 6.2 に制御卓固定パッチ盤の外観を示す。

## 2) 演算部の選択

V/STOL 機の動特性を模擬するための計算機を選択は制御卓の制御盤上の AC CONNECTION スイッチによってつぎの 3 通りが可能である。

- ① 指示器入力信号発生装置 (VS/AC)
  - ② 既設汎用飛行シミュレータ設備可動模擬操縦席装置用専用計算機 (CP/AC)
  - ③ ①と②の組合せ運転 (二つの計算機の連動)
- 制御盤の外観を図 6.3 に示す。
- 3) システムの運転と制御枢の選択
- システムの運転制御は上記と同様制御卓の制御盤で

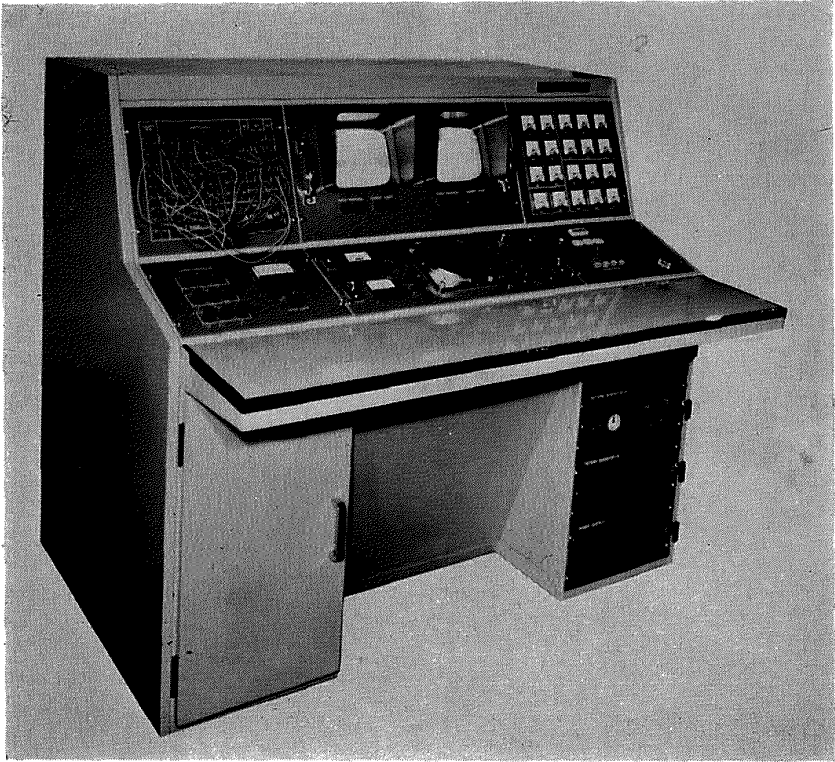


図 6.1 制 御 卓 外 観

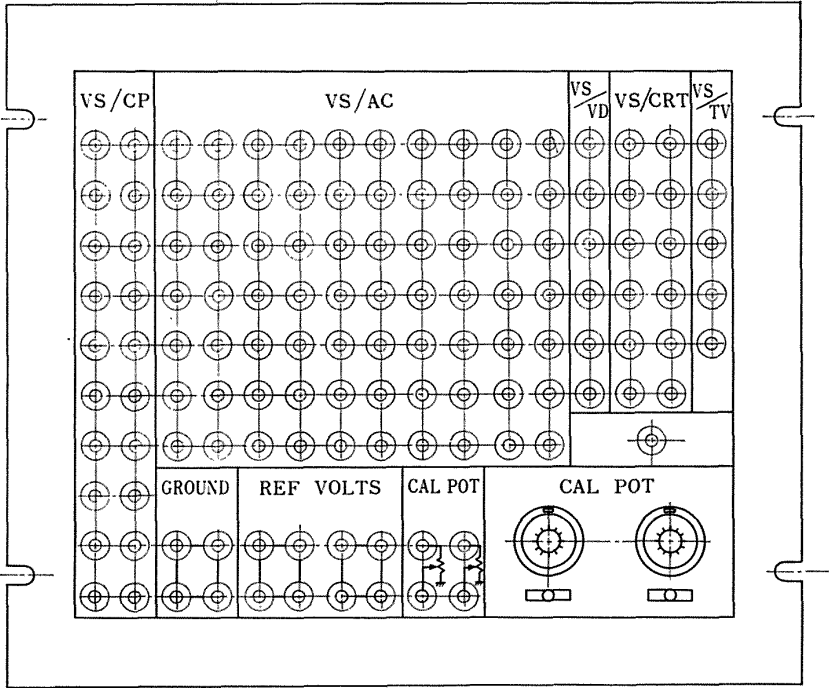


図 6.2 制 御 卓 固 定 パ ッ チ 盤

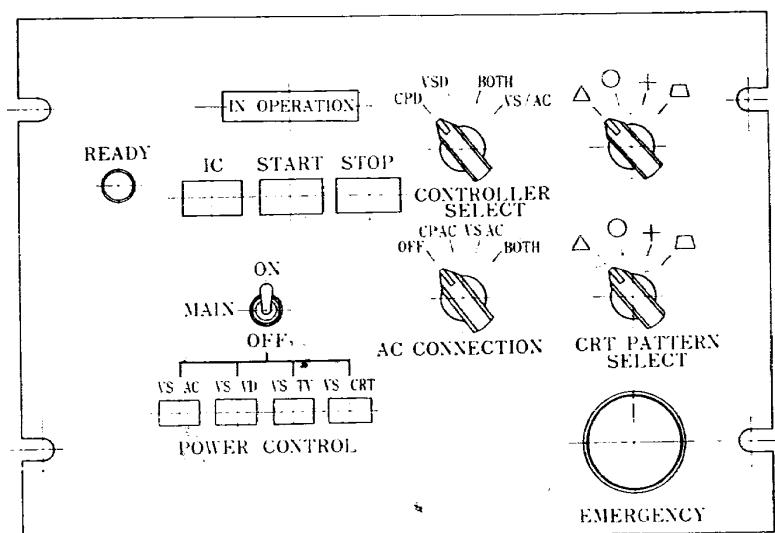


図 6.3 制御卓制御盤

操作され、初期値印加(IC)、演算開始 (START)、停止 (STOP) の三段階からなり、装置が稼動状態になると「IN OPERATION」のランプが点灯する。演算制御の順序は、IC→START→STOP あるいは IC→STOP の2通り以外は行なえないよう内部インタロックが動作する。

READY ランプは選択したすべての装置が準備完了し、かつ制御枢が制御卓にあるときに点灯する。このランプが点灯しないときには制御卓から演算の制御は行なえない。

制御枢の選択も同様に制御盤上で操作され、CONTROLLER SELECT スイッチによりつぎの4通りが可能である。

- ① 本設備制御卓 (VSD)
- ② 既設汎用飛行シミュレータ設備可動模擬操縦席装置制御卓 (CPD)
- ③ ①と②のいずれも (BOTH)
- ④ 本設備指示器入力信号発生装置制御盤 (VS/AC)

すなわち既設シミュレータ・コックピットを駆動させる場合には、保安上の考慮からとくにCPD 上でも制御ができるようにした。システム制御系統図を図 6.4 に示す。

#### 4) 電源制御

本設備の電源制御は、制御盤上の POWER CONTROL 部において一括制御できるが点検・調整などのために各装置の機側においても ON-OFF できるようになっている。

#### 5) 本設備各装置の初期値設定・調整・監視

#### a) CRT 計器

CRT 計器の図形の選択は上記の制御盤上にある CRT PATTERN SELECT スイッチにより可能であり、Aチャンネル、Bチャンネルともそれぞれ任意に三角、楕円、十字線、台形格子の4図形を選択できる。CRT 図形の位置およびゲイン調節は CRT モニタ盤でノブ操作により2チャンネルの各図形の垂直および水平の位置およびゲインを独自に調節できる。三角形回転中心の選択はコンソル下部の PATTERN GENERATOR (1) で行われ、CENTER SELECT スイッチにより頂点(APEX)、垂心 (MID)、底辺の中心(BASE)の3種の回転中心を選択できる。台形格子の4本の放射線の角度の初期値の設定は同様に PATTERN GENERATOR (2) の ANGLE SET で行なわれる。操縦席に設けられている CRT 型計器の監視は、CRT モニタ盤で行なわれるが、ここでは2チャンネルの輝度、焦点、水平、垂直方向の位置、ゲインの調整が可能である。

#### b) TV 計器および模擬視界

上記装置のための3台の ITV カメラのターゲット電圧、ビームおよび焦点の調節がカメラ制御および出力監視盤の CAMERA CONTROLLER で遠隔制御できる。これら3台のカメラで撮像され、操縦席の23インチモニタ、8インチモニタに受像されている画像は TV モニタ盤に実装された2台の8インチモニタで監視できるとともに、すべての受像機の水平垂直調整、輝度、コントラストをこのパネルで遠隔操作できる。

#### c) その他の機器の監視

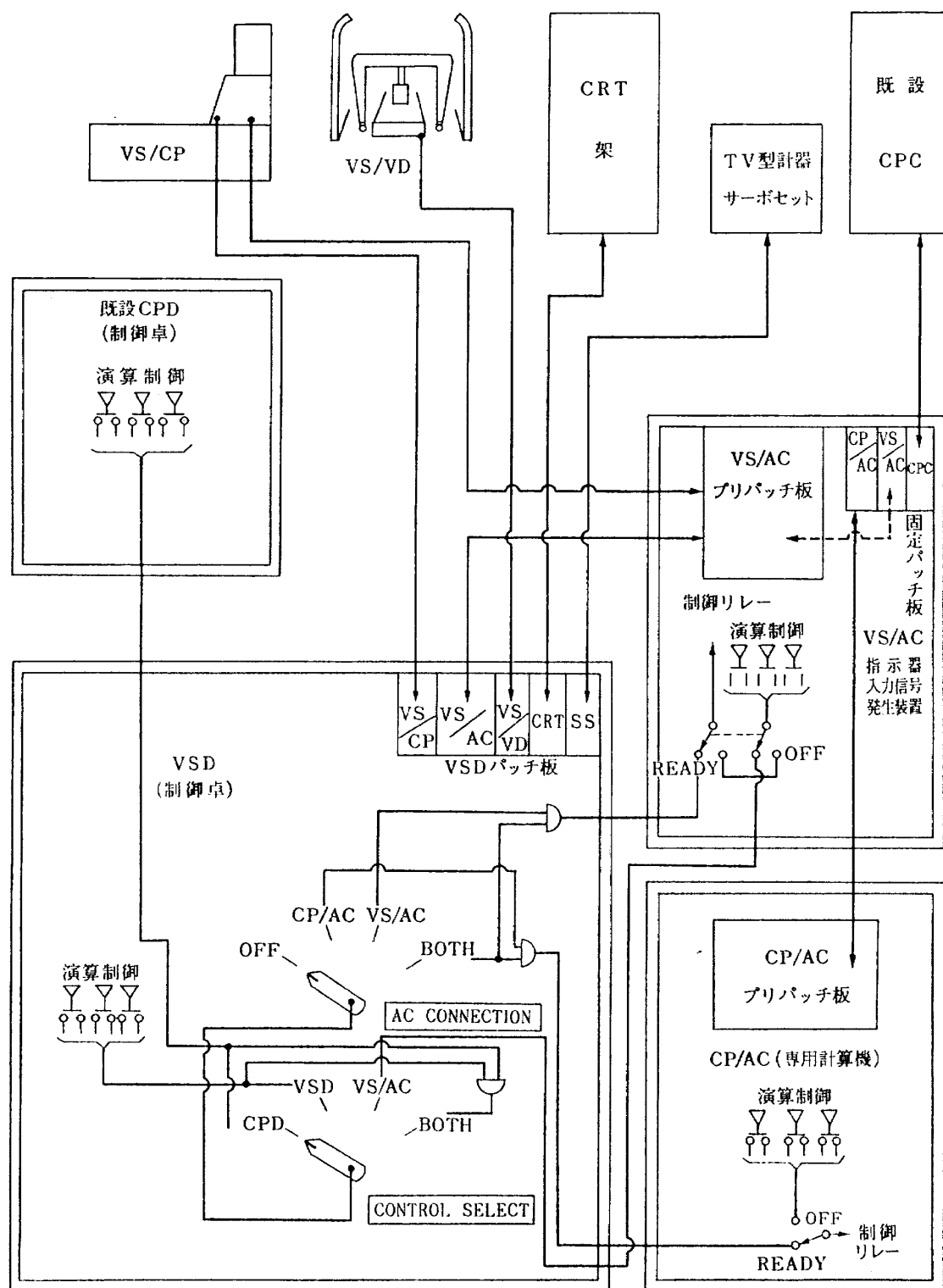


図 6.4 制 御 系 統 図

メータ盤においては、操縦席に装着されている指示計器のモニタを行なう。またコックピット駆動台が動作しているときのコックピットのピッチ・ロールの姿勢角は CRT モニタ盤にある ATTITUDE 計でよみとることができる。カメラ制御盤上の電圧計 (OUTPUT MONITOR) により、固定パッチ盤で中継されている任意の信号をよみとることができる。

#### 6) 緊急停止

緊急時、とくにコックピット駆動台が動作状態のとき、保安上危険と判断された場合、制御盤上の EMERGENCY ボタンを押すことによって全装置の電源を切断することができる。

### あ と が き

以上、VTOL 機操縦研究設備のシステム全般、構成各装置の詳細計画、設計、製作ならびに性能について述べた。最終性能として、その一部は当初の計画値を上廻り、良好な結果がえられたものと認めることができる。

本設備は模擬視界および表示装置など、いずれもわが国では画期的なものを含んでいるので、その設計、製作にあたっては幾多の予備実験を必要とした。これらの試験研究は製作を担当した(株)日立製作所の御努力に負うところが多く、多くの困難を克服し、すぐれた設備を完成していただいた。

現在本設備を使用して、当所で研究開発中の VTOL 機の制御の研究、操縦動作の応答特性の研究、国産中型輸送機 YS-11 の操縦性の研究、また受託研究として STOL 飛行艇の操縦性に関する研究などが進められて成果をあげつつある。なお、模擬操縦席については経費の都合上固定座席としたが、この種の研究のためにはロールおよびピッチのみならず上下運動の可能な可動模擬操縦席が必要となると思われるので今後の課題として検討をすすめていきたい。

おわりに本設備の計画、設計、製作にあたっては、当研究所の施設委員ならびに技術委員青山学院大学高木貫一教授、松浦陽恵所長、荒木浩飛行実験部長、武田峻新型航空機部長には終始ご指導を賜わった。深甚の感謝の意を表する。

### 参 考 文 献

- 1) Bell, J.M.; A Landing Display for Use with a Contact Flight Simulator, SDC Human Engineering Projects, 20-L-1, 1951
- 2) Challier, W.O.W., and Heyworth, A.J.; V/STOL Transition, SAE Paper 788C, 1964
- 3) Dalto 社資料; Dalto Visual Flight Simulator Attachment, 1961
- 4) G.P.I. 社資料; Electronic Abstract Night Landing Display, Lp-3575, 2c-9-60 Link Div., 1960
- 5) G.P.I. 社資料; Link Visual System, Mark IV, 1961
- 6) G.P.I. 社資料; Link Experi Lp-7517B, 5c-1-61, Link Div., 1961
- 7) G.P.I. 社資料; Visual Flight Attachment for Flight Simulator, No. SD 13641 B, 1963
- 8) 樋口一雄, 池谷光栄; 飛行シミュレータと飛行シミュレーション, 日本機械学会誌 69-569, 689~698, 1966
- 9) Lynn, Robert R.; New Control Criteria for VTOL Aircraft, IAS Paper No. 62-63, 1962
- 10) 松浦陽恵; VTOL 機と STOL 機に関するいくつかの問題点, 日本航空学会誌 Vol. 12, 第 125 号, June, 1964
- 11) 松浦陽恵, 樋口一雄, 池谷光栄, 堀川勇壮, 村上 力, 百名盛之, 三好範子, 岡部正典; 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性, NAL, TR-70, 1965
- 12) 三菱プレシジョン社資料; 自動車操縦訓練指導装置, SIM-L-CAR, 1963
- 13) NATO AGARD; Recommendations for V/STOL Handling Qualities, NATO AGARD Report 408, Oct, 1962
- 14) Perry, D.H., and Chinn, H.W.; A Preliminary Flight Simulation Study of Jet-Borne V.T.O.L. Aircraft Handling Qualities, RAE Cp-902, June, 1965
- 15) Powe, W.E. et al.; Study of Requirements for VTOL Research Simulator for the Study of Control and Display Problems, Bell Aero-systems Co. Report No. 2120-920002, April, 1963, AD 437691
- 16) Redifon 社資料; Redifon Color Visual Simulation System, 1964
- 17) 酒向淳ほか; シミュレータ視覚表示装置, 航空エレクトロニクス研究会資料, 通信学会, 1965
- 18) 須長一男, 飯田 信; 操縦安定シミュレータについて, 自動車技術 19-4, 264~268, 1965

TR-158	局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に 対する近似について On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces	1968年 6 月	小 島 清 史
TR-159	T型結合板の振動 The Vibration of T-Shape Plates Structure	1968年 7 月	塙 武 敏, 築地恒夫, 越 出 慎 一
TR-160	梁, 板結合構造物の振動 (II) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (II)	1968年 8 月	塙 武 敏, 築 地 恒 夫 多 田 保 夫, 越 出 慎 一 林 洋 一, 日 下 和 夫
TR-161	宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法 The Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle	1968年 8 月	新 田 慶 治, 松 島 弘 一 大 坪 孔 治, 志 甫 徹
TR-162	よどみ点領域での非定常空力加熱の測定 Measurements of Unsteady Aerodynamic Heating of Stagnation Region	1968年 9 月	野 村 茂 昭
TR-163	双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する 考察 Investigatin on the Stability and Control Characteristics of a Twin-propeller STOL Airplane	1968年 9 月	別 府 護 郎
TR 164	熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外 板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路 Investigation of the Streamwise Heat Conduc- tion Effect on the Transient Aerodyna- mic Heating of Thin-skinned Bodies by the Resistance Network Analog Method	1968年10月	小 川 鉦 一
TR-165	有限要素法による箱型梁の解析 Applications of the Finite Element Method to Box Beams	1968年11月	三 本 木 茂 夫
TR-166	DPF バルブ を 用いたジンバルエンジン駆動 用油圧制御系の基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalve	1968年11月	畑 山 茂 樹, 興 石 肇
TR-167	アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968年11月	野 村 茂 昭
TR-168	角度測定・ドップラ周波数測定併用のトラッ キング方式の計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968年11月	鳥 海 良 三, 松 本 一 夫 樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 木 村 武 雄

---

## 航空宇宙技術研究所報告169号

昭和 43 年 12 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  
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(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

---



