

JDC 629.13

629.19.001.59

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-70

汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性

松浦陽恵・樋口一雄・池谷光栄
堀川勇壮・百名盛之・三好範子
村上力・岡部正典

1965年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

第1章 緒 言	1
第2章 システム全般	3
2.1 研究用飛行シミュレータのシステム.....	3
2.2 システム規模の検討.....	6
2.3 システム計画の基本要件.....	8
2.4 システムの構成.....	8
2.5 システムの運転制御.....	10
第3章 航空機動特性模擬装置	12
3.1 計 画.....	12
3.1.1 模 擬 方 式.....	12
3.1.2 計算機の規模.....	12
3.1.3 構 成.....	21
3.1.4 性 能 機 能.....	22
3.1.5 計画仕様概略.....	26
3.2 構 成.....	29
3.2.1 飛行運動計算機部.....	29
3.2.2 操縦系統計算機部.....	29
3.2.3 そ の 他.....	34
3.3 性 能 機 能.....	35
3.3.1 単 体 性 能.....	35
3.3.2 総 合 性 能.....	35
3.3.3 総 合 機 能.....	37
付 録 中型亜音速機の諸元および空力データ.....	43
文 献.....	44
第4章 低レスポンス・フライトテーブル装置	45
4.1 概 要.....	45
4.2 計 画.....	45
4.2.1 フライトテーブルの動特性.....	45
4.2.2 フライトテーブルの許容搭載荷重.....	46
4.2.3 フライトテーブルの制御方式.....	47
4.2.4 ジンバルの構成と静的精度.....	48

目 次

第1章 緒 言	1
第2章 システム全般	3
2.1 研究用飛行シミュレータのシステム	3
2.2 システム規模の検討	6
2.3 システム計画の基本要件	8
2.4 システムの構成	8
2.5 システムの運転制御	10
第3章 航空機動特性模擬装置	12
3.1 計 画	12
3.1.1 模 擬 方 式	12
3.1.2 計算機の規模	12
3.1.3 構 成	21
3.1.4 性能機能	22
3.1.5 計画仕様概略	26
3.2 構 成	29
3.2.1 飛行運動計算機部	29
3.2.2 操縦系統計算機部	29
3.2.3 そ の 他	34
3.3 性能機能	35
3.3.1 単体性能	35
3.3.2 総合性能	35
3.3.3 総合機能	37
付 録 中型亜音速機の諸元および空力データ	43
文 献	44
第4章 低レスポンス・フライトテーブル装置	45
4.1 概 要	45
4.2 計 画	45
4.2.1 フライトテーブルの動特性	45
4.2.2 フライトテーブルの許容搭載荷重	46
4.2.3 フライトテーブルの制御方式	47
4.2.4 ジンバルの構成と静的精度	48

4.2.5	接続ケーブル数	49
4.3	構成	50
4.3.1	フライトテーブル本体	50
4.3.2	フライトテーブル制御操作部	56
4.3.3	フライトテーブル・モニタ	58
4.3.4	高圧油発生装置	58
4.4	性能	60
4.4.1	フライトテーブル制御操作部単体性能	60
4.4.2	フライトテーブル総合性能	61
	文献	68
第5章	人間工学研究用可動模擬操縦席装置	69
5.1	計画	69
5.1.1	基本構想	69
5.1.2	構成各部における問題点	71
5.2	構成	83
5.2.1	概要	83
5.2.2	可動コックピット	85
5.2.3	模擬視界	93
5.2.4	専用計算機	95
5.2.5	高圧油発生装置	96
5.3	性能	97
5.3.1	コックピット駆動部	97
5.3.2	操舵力負荷装置	97
5.3.3	模擬視界	102
5.3.4	専用計算機	103
	文献	103
第6章	結 言	105

担 当 者

システム全般	松浦陽恵, 樋口一雄, 池谷光栄
航空機動特性模擬装置	堀川勇壮, 村上 力
低レスポンス・フライトテーブル装置	村上 力, 堀川勇壮
人間工学研究用可動模擬操縦席装置	松浦陽恵, 三好範子, 岡部正典, 百名盛之

汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性*

松浦陽恵**・樋口一雄***・池谷光栄***・堀川勇壮***
 百名盛之***・三好範子***・村上力***・岡部正典***

Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory

By Akiyoshi MATSUURA, Kazuo HIGUCHI,
 Mitsuei IKEYA, Yūsō HORIKAWA,
 Moriyuki MOMONA, Noriko MIYOSHI,
 Chikara MURAKAMI & Masanori OKABE

A general purpose flight simulator system was installed at National Aerospace Laboratory in July of 1963. It consists of an analog computer unit, a flight table unit and a moving cockpit unit. This system is used for the research on flight performance, stability and control of aircraft and rocket, involving autostabilizer or human pilot. Various simulation studies on conventional aircraft, V/STOL plane and rocket are now being carried out using this system successfully.

In this paper, the system design, construction and function of each unit including various components are reported here.

第 1 章 緒 言

航空機およびロケットの研究において、安定性、操縦性あるいは制御を含む飛行特性を、風洞実験データから直接に求めるには、理論的な運動方程式を解くか、または従来を経験的資料から推定する以外に方法がない。しかしながら、一般に操縦または飛行制御系の中には人間パイロット、自動操縦装置、自動安定装置その他の制御装置などの要素が含まれている。したがって、それらの要素を含めた系の伝達関数を逐一求めておかなければ、理論的な運動方程式を解くにしても厳密な飛行特性を求め難く、また、経験的資料との比較による推定にも信ぴょう性をなはだしく欠くこととなる。とくに類似形態機種に関する風洞・飛行の両実験データがきわめて少ない機種、または類似機種についての飛行・実験の両データがまったくない新機種の研究や開発においては、総合され

* 昭和 39 年 7 月 21 日受付

** 所長

*** 計測部

た機体の飛行特性の的確な推定がなされないままに飛行実験を行なうことにもなり、飛行試験では予測しない危険が伴うおそれも生じる。

このような問題を安全かつ迅速な方法で解決して研究や開発の能率を高めるために、当所では、実時間で飛行運動方程式を解く電子計算機を主体とする航空機動特性模擬装置、制御装置の実験が行なえるフライトテーブル装置および人間パイロットが操縦できる可動模擬操縦席装置の3主要装置を一連の系とする研究用飛行シミュレータ設備を計画し製作した。一般に航空機の飛行シミュレータは操縦訓練用と研究用とに大別できる。前者はある特定の航空機の操縦および操作訓練を地上において行なうものであり汎用性はない。それに対し、後者には少なくとも想定する研究対象機種範囲内では任意の性能や安定性、操縦性をも含む飛行特性を模擬することが可能なような汎用性がなければならない。したがって、本飛行シミュレータ設備の基礎計画にあたっては、想定される広範な研究対象機種について代表的な運動方程式を分析し、汎用性に重点をおいてORを行なった。その結果、とくに航空機動特性模擬装置の必要構成規模はきわめて大きく、また、フライトテーブルおよび可動模擬操縦席もそれぞれ幾種類かを製作することが望ましいとの結論に達した。しかしながら、各主要装置は容量の増大または増設が可能であるので、設備整備の段階を分割し、第1段階として、亜音速の一般航空機およびV/STOL機の研究に適する中規模の設備を基本システムとして整備し、残余は必要の緩急に応じ順次追加整備を行なう方針とした。第1段階として整備された本設備は、取り扱う飛行運動方程式のいかんによっては、遷音速機、超音速機およびロケットに関する研究もかなり広範囲に行なうことができるものである。

第2章以下、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述べる。

第2章 システム全般

2.1 研究用飛行シミュレータのシステム*

航空機およびロケットは，それらを剛体と仮定すればそれらの重心を原点とする任意の直交座標系において，各座標軸方向の並進運動と各座標軸まわりの角運動の6自由度がある。したがって，その運動は六元の連立微分方程式で表わすことができる。

その運動方程式中のおもな因子には，

- (a) 空気力，重力および推力などの各軸方向成分
- (b) 空気力および推力などの各軸まわりのモーメント成分，必要な場合には回転体のジャイロ・モーメント成分
- (c) 吹き出しジェットなどによる操縦モーメント成分
- (d) 航空機またはロケットの質量，慣性モーメントおよび慣性乗積

などがある。

これらの因子のうち空気力および空気力モーメントは，特定の航空機についても空力係数および微係数，動圧の関数であり，また上記諸係数は迎え角，横すべり角およびそれらの時間微分，各角速度，各操縦翼面舵角，フラップ角度，形態，マッハ数などの関数である。また推力，推力モーメントおよびジャイロ・モーメントはスロットル位置の関数として，また，質量，重心位置，慣性モーメントおよび慣性乗積も燃料消費量または形態の関数として取り扱われる場合も予想しておく必要がある。

したがって，運動方程式を解くにあたってはまず上記の各成分はもとよりのこと，その変数の計算をも行なう必要がある。さらにその方程式を解いて得られる結果は，地球座標系における位置，飛行経路，各速度成分，姿勢角（オイラ角）などの計算を行なって表わさなければならない。また空力諸係数は通常安定軸座標系を用いて表わされる場合が多いが，航空機およびロケットの安定性，操縦性または制御の研究や試験を遂行するための運動計算には機体軸，安定軸，風軸座標系などが用いられ，たとえば，機体軸座標系を選べば一連の飛行運動方程式を解くには，少なくとも安定軸座標系 \longleftrightarrow 機体軸座標系 \longleftrightarrow 地球軸座標系間の座標変換用計算機を必要とする。

つぎに自動操縦装置，自動制御装置，誘導装置なども含め，それらの伝達関数を用いて操縦の模擬計算を行なうためには，

* 本資料は昭和36年米国内における約20か所の研究所の実地調査の結果に文献的知見を加えたものである。
池谷光栄；航技研所内研究発表会（昭和36.12）

- (a) センサの特性
- (b) 自動操縦装置ネットワーク
- (c) 制御用および舵面用アクチュエータ

の計算要素が必要であり、人間パイロットを含む操縦系に対しては、

- (a) 人間パイロットの特性
- (b) 操縦桿およびペダルの特性

などの計算要素が必要となる。

航空機の運動計算において、上記の諸計算要素をも含めた計算機を使用すれば、いわゆる数学的模擬実験は可能である。したがって単に特定の空気力学的性能を有する航空機またはロケットを自動的に操縦するとか、あるいは制御する場合に、どのような特性をもつ操縦または制御系が必要かというような研究を行なうことは可能となるが、前記とは逆に実物の操縦機器または制御機器があって、それを組み込んだ系が総合的に飛行特性をどう左右するかというような問題を数学的模擬計算で解くためには、あらかじめそれらの機器の特性を試験しておのこの伝達関数を詳細に求めておかなければならない。しかもそのような機器は一般に非線形特性を有するので計算に用いる伝達関数を厳密に求めることはきわめて困難であり、また実験の精度も低い。そこでこのような制御用機器を含む運動計算には実物機器を系内に含めるほうがつごうの良い場合が多い。これが米国などでフライトテーブルが製作され利用されている理由であり、また制御用センサ類の評価試験を行なうこと

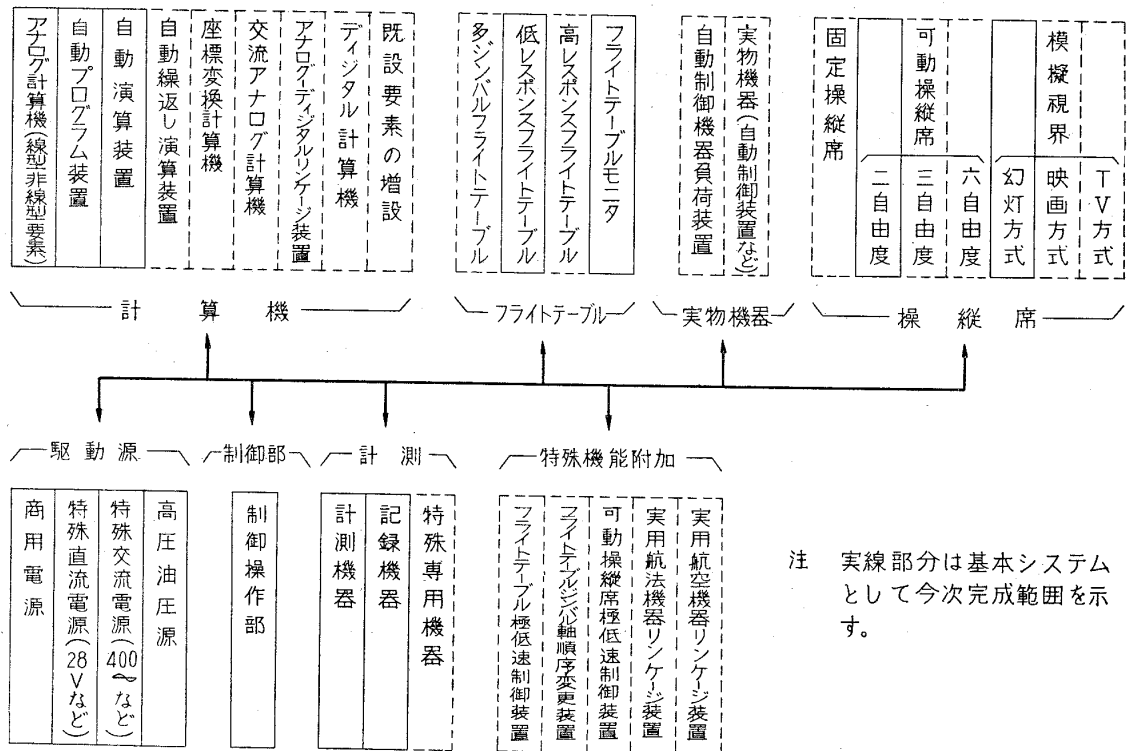


図 2.1 汎用飛行シミュレータの必要構成

表 2.1 汎用飛行シミュレータ設備の設置例

装置名称 所在場所	航空機動特性模擬装置	フライトテーブル装置	模擬操縦席装置	備 考
Ames Res. Cent., NASA Moffet Fld., U.S.A.	演算増幅器 688 台 〔8組のコンソルに 区分され単独また は互に接続して使 用〕		1) ±100 ft 上下運 動用 2) 遠心加速度試験 用 3) 5 自由度運動用 4) 6 自由度運動用 (製作中)	
Langley Res. Cent., NASA Langley Fld., U.S.A.	演算増幅器 600 台 〔6組のコンソルに 区分され単独また は接続して使用〕			自動入出力装置, その他を備える最 新型式
Convair, Div. of General Dynamics, Fortworth, U.S.A.	演算増幅器 636 台 〔主および補助計算 機各1組, 座標変 換用計算機を含む〕	Bendix 型 〔3軸連続回転可能 最大角加速度 2,500 rad/s ² 許容搭載荷重 50 lbs. 交流式座標変換系を 含む〕		
Gruman Aircraft Co., Bethpage, U.S.A.	演算増幅器 172 台 〔2組のコンソルに 区分され, 単独ま たは接続して使用〕	Textron 型 〔最大回転角度 270° ジンバル軸順序変 換可能 最大角加速度 700 rad/s. 最大許容荷重 58 lbs.〕		
Royal Aeron. Est., England.	演算増幅器 650 台		1) 2 自由度, ピッ チおよびロール	油圧系による4軸 座標変換システム を含む

- 注 1. 本表に示す容量は同一設備の内代表的ケースのみを示すものであって、同箇所の全容量を意味するとは限らない。
2. Bendix 型フライトテーブル装置は計5組、Textron 型フライトテーブル装置は計9組製作されている。
3. 操縦席装置は各独自設計によりきわめて多くのものが製作されているので代表例のみを示す。

ができる利点もある。この場合、サーボアクチュエータなど自動制御機器の負荷装置をフライトテーブルと併用することが望ましい。人間パイロットの操縦および操縦制御操作に関する研究および試験においても、人間を制御系の一要素とみなせば、フライトテーブルを使用する理由と同じく、操縦動作が行なえる実物大の模擬操縦席を使用することが望ましい。フライトテーブルを用いて研究試験を行なうセンサ類はテーブルの運動、すなわち加速度および速度など（角運動を含む）を検出するに対し、人間は操縦または制御用の入力として、計器指示および外景との相対運動などの視覚のみならず、運動に対する体感を用いる。したがって模擬操縦席は可動とし、パイロットに

運動体感を与えうるものとするのが望ましい。また、模擬操縦席でもってフライトテーブルを代用することも考えられるが、模擬操縦席は相当重量の大きなものであるから、実物センサ類を含む制御、特にロケットまでの範囲を含む制御に必要な性能機能を持つことはほとんど不可能である。

以上の観点から多目的の研究用飛行シミュレータとして、

- (a) 航空機およびロケットの運動方程式を解き、また、各種の操縦計算を実時間で行ないうる計算機（ここでは航空機動特性模擬装置と総称）
- (b) 前項の計算機で求めた解を入力として、航空機およびロケットの運動を模擬するフライトテーブル
- (c) 人間パイロットが搭乗して操縦または制御操作を行なうことにより、航空機の運動を模擬することができる可動模擬操縦席

の少なくとも3種の主要装置を必要とする。

これらの主要装置の規模と種類について検討を加えた結果は図 2.1 のようにきわめて膨大なものとなる。参考として外国の製作実施例を表 2.1 に示す。

2.2 システム規模の検討

前節に述べたとおり、使用範囲の広い研究用飛行シミュレータシステムでは、航空機動特性模擬装置の規模がきわめて膨大となり、また、フライトテーブルおよび可動模擬操縦席も製作の難易さ、模擬の範囲および効率、研究目的などより各種各様のものが考えられる。しかしこれらの主要装置は容量の増大や増設は比較的容易であるので、最初の段階においては使用目的の範囲を当面の重点研究に制限し、残余は研究の進展から必要の生ずる緩急に従って増設する方針を採るほうが、設備整備の時間効率を向上することになる。したがって、本設備は基本となるべき3主要装置各一組から構成される一連のシステムとし、おのおのの容量および種類を必要限度におさえることとした。

すなわち航空機動特性模擬装置については、第3章に述べるように低速度形アナログ電子計算機を採用することとした。それを構成する演算素子の種類と数量は、代表的な運動方程式と操縦計算式の検討から、とくに変数の多い場合の計算では、飛行マッハ数の広範な変化および機体の弾性変形によって生ずる空力諸係数の変化は取り扱わないことにした。

フライトテーブルは理想的には6自由度のものが望ましい。しかしながら並進運動を機構的に模擬することは、応答周波数がきわめて低いか、またはきわめて巨大な機構を用いなければ実現困難である。また並進運動については線速度と線加速度とを比例的に再現することは、機器を研究対象とする場合には有意義と認め難いので、当面の研究用として角運動の模擬のみにとどめることとした。フライトテーブルに要求される形状寸法、静特性および動特性は研究対象によって相異なる

が、角運動を広範囲に機構的に模擬することは技術上相当の困難があり、寸法と周波数応答は逆比例的な関係があるので、必要に応じ低レスポンスあるいは高レスポンスを選ぶこととなる。本設備においては研究対象機種種の範囲より推して、低レスポンスを基本システムに採用することとした。

可動模擬操縦席についてもフライトテーブルと同様、使用目的に応じて各種のものが考えられる。航空機の飛行方向線速度を機構的に模擬することは不可能に近いが、たとえばヘリコプタまたはVTOL機のホバリング時の位置制御などに関する研究用としては、6自由度のものはある限度内の運動範囲においては有効に使用されうるものと考えられる。この場合スクリーンに外景を映写する模擬視界を利用し、飛行運動と相対的な変位制御を行なってパイロットに視覚入力の変化を与えることにより、模擬実験を行なうことが可能である。しかしながら人体の特性として、ピッチおよびロール運動の体感は時間微分を感ずるものであって、とくに姿勢制御に関する研究では少なくとも2自由度の角運動は必要であると考えられる。なお、模擬視界については種々の方法がすでに案出、利用されてはいるが、まだ不十分な現状であるので、本設備においてはピッチおよびロールの2自由度を有する可動模擬操縦席に3軸まわりの運動に相対的な変位を与えることができるスライド映写装置を併用し、総合的に3自由度の角運動を模擬する可動模擬操縦席装置一式を基本システムとして採用した。

上記3主要装置各一式に付帯装置を含めたものが、今次計画の基本システムであって、さきにした図 2.1 中の実線部分に相当する。その構成ブロック図を図 2.2 に示す。

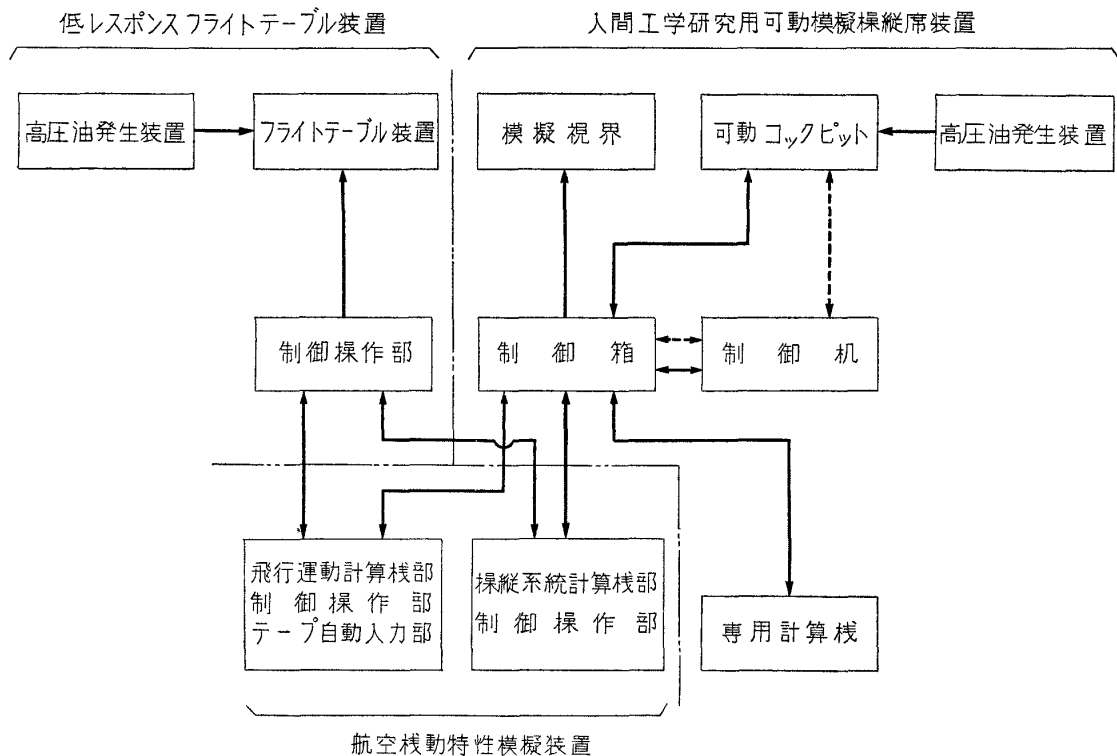


図 2.2 航空宇宙技術研究所設置汎用飛行シミュレータ設備基本システムブロック図

2.3 システム計画の基本要件

前節までに述べた本設備計画の基本要件を整理すれば次のとおりである。

- (a) 研究対象機種を亜音速の一般航空機および V/STOL 機に重点をおく。ただし、ロケットの制御に関する研究にもある程度適応するよう配慮すること。
- (b) 計算のみによる数学的模擬 (mathematical simulation) と、操縦系および制御系に人間および実物機器が含まれている物理的模擬 (physical simulation) のいずれの実験も行ないること。
- (c) 主要構成要素として下記の 3 装置を有すること。
 - (i) 航空機およびロケットの運動方程式を解き、また、操縦系統の計算を行なう航空機動特性模擬装置。
 - (ii) 制御用実物機器のセンサ類に、航空機またはロケットの角運動を機構的に実時間で与えることが可能なフライトテーブル装置。
 - (iii) 人間パイロットが搭乗し、操縦操作による航空機の角運動を実時間で模擬再現することができる可動模擬操縦席装置。
- (d) 本設備は全システムの同時運転、各主要装置の単独運転および各主要装置の適当な組合せ並列運転が行なえるよう、使用効率の向上を考慮すること。
- (e) 設備規模の大なることを考慮にいれ、つとめて運転操作、点検を簡単、確実かつ容易にすること。
- (f) 同様の観点よりデータの処理および記録を自動化し、その手法を簡単、確実かつ容易にすること。
- (g) 運転の安全確保のため、システム全般につき制御権の順位を最適とし、また、必要なモニタおよびインタロックシステムを設けること。
- (h) 各主要装置は将来の増設が可能なように十分考慮しておくこと。

2.4 システムの構成

既述 2.2 および 2.3 節における検討、計画の基本要件および後章で述べる検討によって設計された本設備の主要構成は次のとおりである。

- (1) 航空機動特性模擬装置 (A/C と略記)
 - (a) 飛行運動計算機部 (A/C #1)
 - (b) 操縦系統計算機部 (A/C #2)
 - (c) テープ自動入力部
- (2) 低レスポンス・フライトテーブル装置 (F/T)

- (a) フライトテーブル本体 (F/T 本体)
 - (b) 制御操作部 (FTC)
 - (c) フライトテーブル・モニタ (FTM)
- (3) 人間工学研究用可動模擬操縦席装置 (C/P)
- (a) 可動コックピット (C/P 本体および駆動部)
 - (b) 模擬視界 (V/D)
 - (c) 専用計算機 (CP/AC)
 - (d) 制御机および制御箱 (CPD および CPC)
- (4) 付帯装置および付属計測機器
- (a) 高圧油発生装置 (フライトテーブル用および可動模擬操縦席用各一組)
 - (b) 各種電源および空気源
 - (c) 各種計測器および記録機器

上記の各種装置から構成される本設備の配置図を図 2.3 に示す。

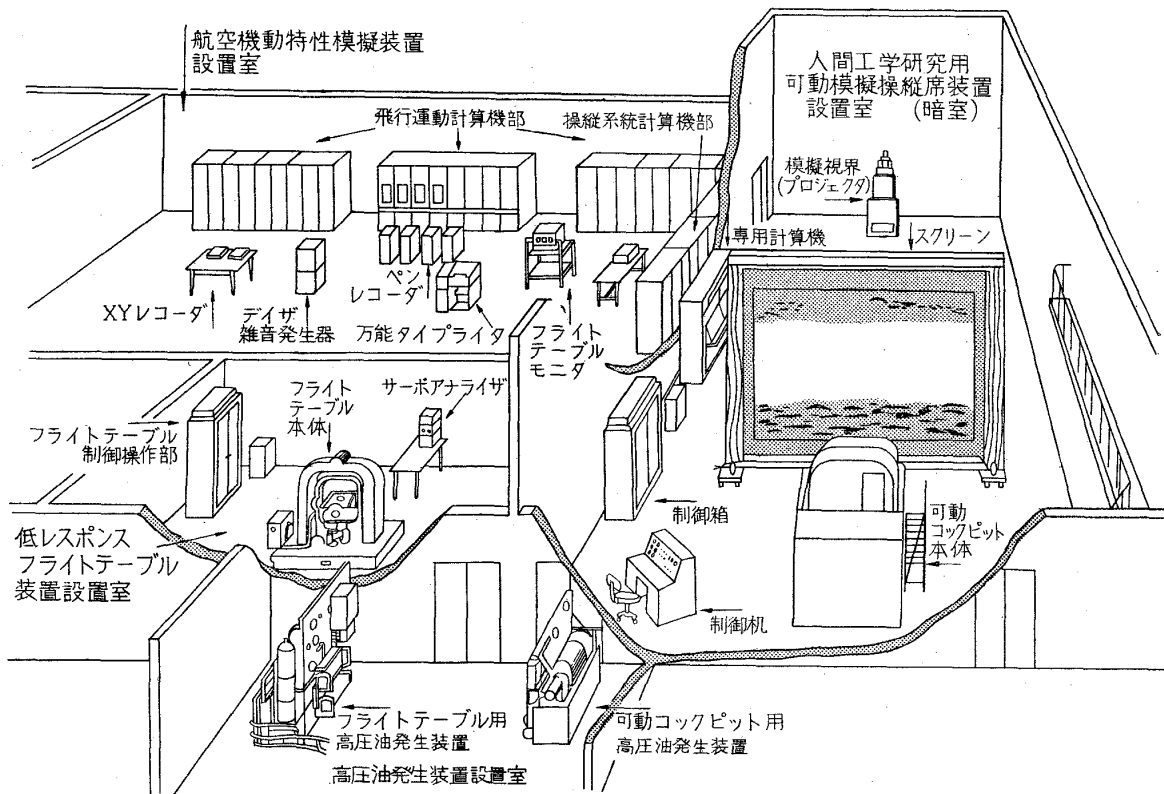


図 2.3 汎用飛行シミュレータ設備配置図

2.5 システムの運転制御

システム中の主要装置、A/C #1, A/C #2, F/T および C/P は、おのおの単独または単独の同時運転ができるほか、次のとおり各種の組合せ運転が可能とした。

- (a) A/C #1+A/C #2 (=A/C)
- (b) F/T+A/C (A/C #1 または A/C #2 とともに組合せ可能)
- (c) C/P+A/C (条件は同上)
- (d) F/T+A/C #1, C/P+A/C #2 の同時並列運転 (逆の組合せも可能)
- (e) F/T+A/C, C/P の同時並列運転。
- (f) F/T+C/P+A/C (総合運転)

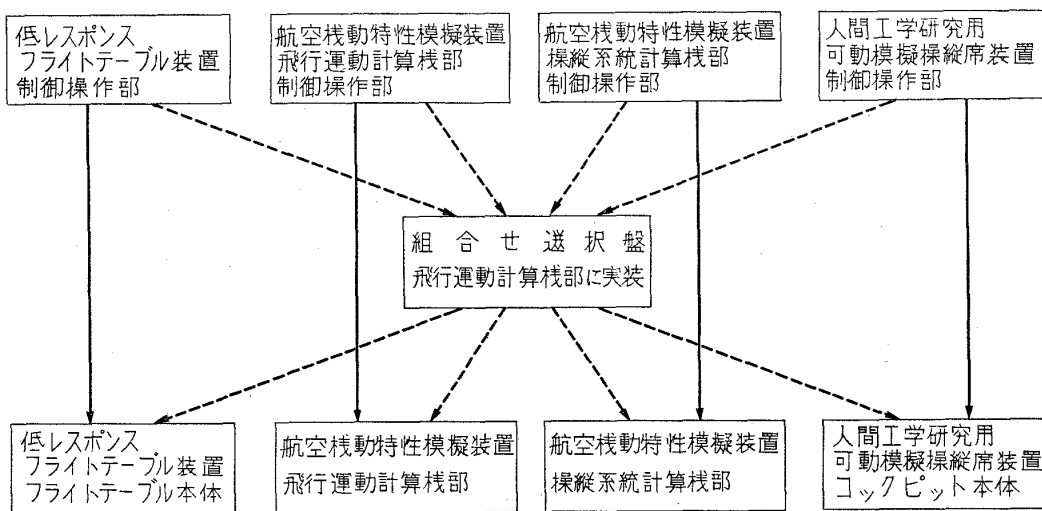


図 2.4 汎用飛行シミュレータ設備制御系統図

本設備の制御系統は図 2.4 に示すとおりであって、各主要装置の単独運転の場合には、各主要装置は図中実線の系統によりそれぞれの制御操作部により制御される。また、上記のような組合せ運転の場合には、同図破線の系統に示すと通りの制御系統が編成されることにより、各組合せ中最高の制御権を有する制御操作部（後述）により制御される。なおこの組合せ運転系統の選択は、航空機動特性模擬装置に設けた組合せ選択盤により行なわれる。

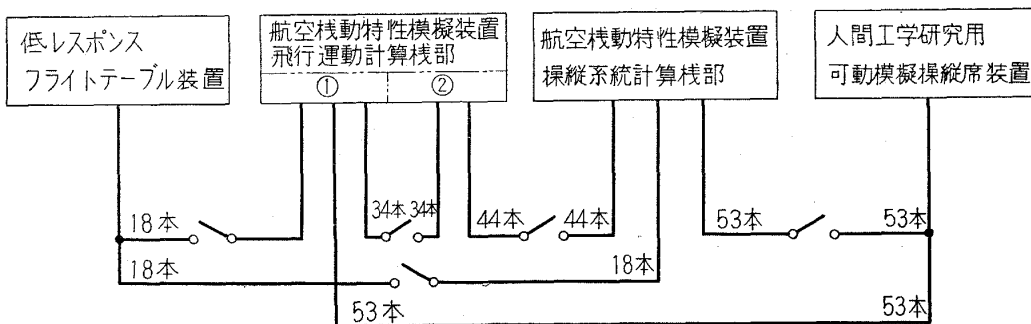


図 2.5 汎用飛行シミュレータ設備信号系統図

また、本設備主要装置間の演算信号は図 2.5 に示すとおりによって授受されるが、信号接続線を入切する継電器は、接続すべきそれぞれの装置が組合せ選択盤において組み合わされた時に閉成される。

組合せ選択盤において二組以上の装置が組み合わせられて運転が行なわれる場合、次の順位により自動的に制御権が把握、設定される。

- (a) 人間工学研究用可動模擬操縦席装置の制御機制御盤
- (b) 低レスポンス・フライトテーブル装置の制御操作部制御盤
- (c) 航空機動特性模擬装置の飛行運動計算機部制御盤
- (d) 航空機動特性模擬装置の操縦系統計算機部制御盤
- (e) 人間工学研究用可動模擬操縦席装置の専用計算機制御盤

また、本設備のインタロックシステムとして次の機能が付与されている。

- (a) 制御信号については、各装置または各計算機部の制御権を組合せ選択盤経由、上位制御権保有装置に譲渡した後でなければ、該当装置または計算機部の組合せは完了しない。
- (b) 各装置間の演算信号接続線は、該当装置が組合せ選択盤において組み合わされなければ接続が完了しない。

第 3 章 航空機動特性模擬装置

3. 1 計 画

3. 1. 1 模 擬 方 式

航空機動特性模擬装置に使用する計算機の種類を決定するには、前章ですでに述べられたように本設備が研究用であるという観点から、模擬方式を検討する必要がある。

航空機の運動の模擬計算に必要な周波数応答は通常の航空機の場合 5 c/s 以下で十分であり^{1),2)}、操縦訓練装置の場合には模擬計算の総合精度は、定常状態で ±5 %、非定常状態で ±15~30 %、周波数応答は 2 c/s 程度である³⁾ ので、検討の結果、本装置の総合演算精度を ±5 % 以内、周波数応答を 5 c/s におさえることとした。

計算機の種類としてはアナログ形電子計算機、アナログ形と計数形とを併用するハイブリッド計算機、計数形微分解析機 (DDA) および計数形電子計算機がある。これらの計算機の得失を、航空機の代表的運動方程式および自動操縦と人間パイロットの特性を含む操縦システムの計算式を分析検討し、主として性能の点から電子管式低速度形アナログ計算機による計算模擬方式を採用することとした。

検討した計算機の代表的な種類は表 3.1⁴⁾ のとおりである。

3. 1. 2 計算機の規模

一般航空機、V/STOL 機およびロケットの代表的運動方程式と自動操縦および人間パイロット特性を含む操縦システムの代表的計算式^{5)~10)}を基礎とし、必要な計算機について OR を行ない、その規模を決定した。

以下、代表的な運動方程式と計算式および計算機の規模決定のための OR の要領について述べる。

(1) 代表的な運動方程式と計算式

計算機規模決定の基礎となる代表的な運動方程式および計算式¹¹⁾を以下に示す (図 3.1 参照)。

(a) 飛行運動計算式 飛行運動計算式の代表例として、機体軸座標系を選んだ場合を示す。

(i) 並進運動

$$\dot{u} = rv - qw + \frac{1}{m}(X_A + X_G + X_T)$$

$$\dot{v} = pw - ru + \frac{1}{m}(Y_A + Y_G + Y_T)$$

$$\dot{w} = qu - pv + \frac{1}{m}(Z_A + Z_G + Z_T)$$

表 3.1 飛行シミュレータ用計算機としての計算機の種類と特徴

計算機の種類	特徴		備考	
	利点	欠点		
アナログ機	電機式 電気サーボ式 (ACまたはDC)	◎安価(積分器, 乗算器, 関数発生器を一体として使用できる) ◎安定度良	◎レスポンス不良 ◎機械部分の故障多し	従来, 訓練用シミュレータとしてのもつとも多く用いられた
		◎レスポンス良	◎高価 ◎保守複雑 ◎大がかりの装置となる	
	電子管式	◎安定度良→取扱簡単	◎精度, レスポンスはDC式より悪い	電気サーボ式演算要素と共に用いられ, 訓練用として DC-6B カーチスライイト社製の例がある
		◎実物機器との接続に便利	◎大型になるほど保守点検演算準備に時間がかか	現在最も多く用いられる。訓練用としては DC-8 の例あり, 一般に電気サーボ式演算要素と共に用いられる
デジタル機	汎用計数形電子計算機 (GP) DDAまたはGP + DDAアダプタ 計数形微分解析機 (DDA)	◎計算精度良 ◎記憶, 論理判断の機能あり	◎高速のものは高価 ◎アナログ計算機の直観性なし ◎高速A-D, D-Aコンバータが必要	シミュレータ用としてはアナログ計算のチエックに用いられていた(最近訓練用にも使用され始めた)
		◎計算精度良	同上	Litton DDA, Bendix G-15 などの例あり
		◎計算精度良 ◎アナログ的直観性あり(プログラム・パッチ可能)	◎高速のものは高価 ◎高速A-D, D-Aコンバータ必要 ◎特殊非線形要素を作りにくい	初期の Packard-Bell の TRICE, 使用法がDC低速度アナログ計算機に類似, 研究用シミュレータとして利用されている
ハイブリッド計算機	低速度形アナログ計算機 + 汎用計数形電子計算機 DDA(分割型) + 汎用計数形電子計算機	◎アナログ計算機の特徴と汎用計数形電子計算機の特徴を有する ◎多変関数発生可能	◎高価 ◎高速A-D, D-Aコンバータ必要	Packard Bell その他内外に数例あり, 研究用シミュレータとして一部利用されている
		◎DDA(分割型)の特徴と汎用計数形電子計算機の特徴を有する ◎計算精度良	◎非常に高価 ◎高速A-D, D-Aコンバータ必要	Packard Bell TRICE Hybrid GP/DDA Computing System など

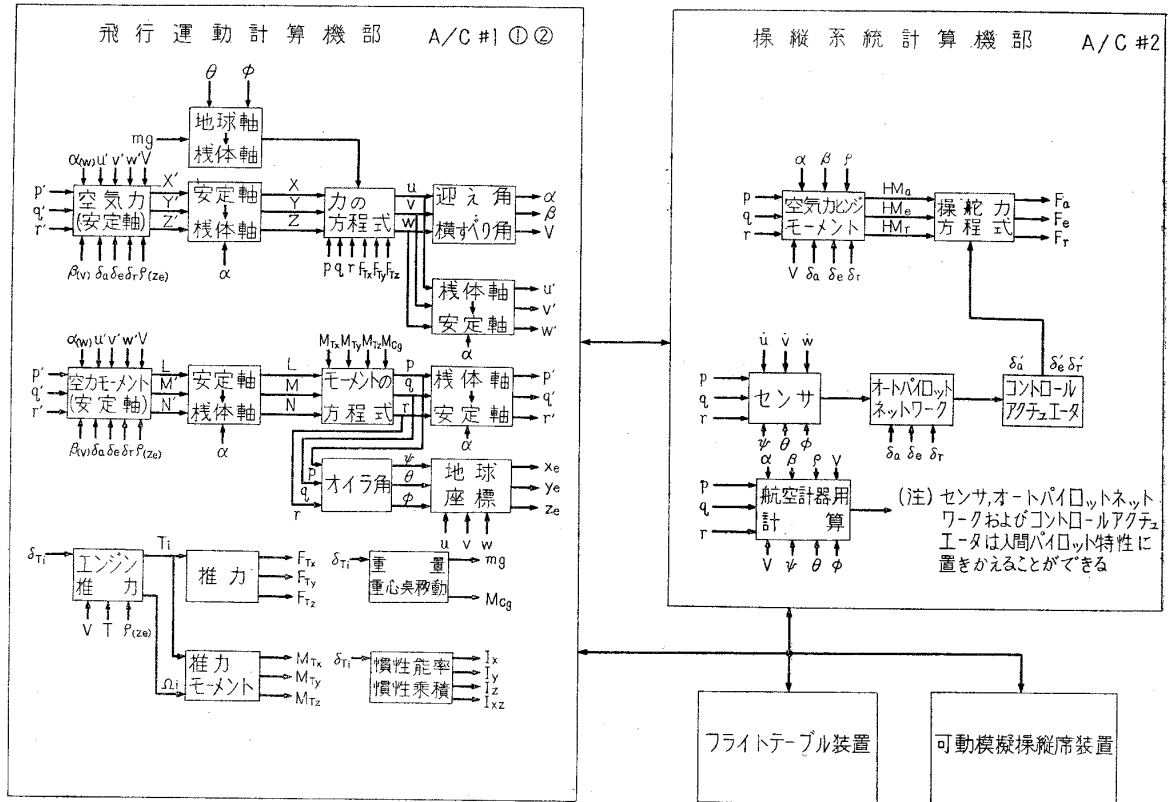


図 3.1 計算ブロック図

(ii) 回転運動

$$\dot{p} = \frac{1}{I_X} \{ I_{XZ}(\dot{r} + pq) + (I_Y - I_Z)qr + L_A + L_R + L_T \}$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_Y} \{ I_{XZ}(r^2 - p^2) + (I_Z - I_X)rp + M_A + M_R + M_T \}$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_Z} \{ I_{XZ}(\dot{p} - qr) + (I_X - I_Y)pq + N_A + N_R + N_T \}$$

ここに

- u, v, w : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の速度成分
- X_A, Y_A, Z_A : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の空気力成分
- X_G, Y_G, Z_G : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の航空機重力成分
- X_T, Y_T, Z_T : 機体軸 x_b, y_b, z_b 方向の推力成分
- p, q, r : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの角速度成分
- I_X, I_Y, I_Z : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの慣性モーメント
- L_A, M_A, N_A : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの空力モーメント成分

L_R, M_R, N_R : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりのジャイロモーメント成分

L_T, M_T, N_T : 機体軸 x_b, y_b, z_b まわりの推力モーメント成分

m : 航空機の質量

I_{XZ} : 航空機の $x_b z_b$ 面内の慣性乗積

さらに、上記 (i), (ii) に示された式中の X, Y, Z および L, M, N の力およびモーメントは次のようになる。

(iii) 空気力成分 (空力微係数は一定と仮定)

$$X_A = q_i S \left(C_{x_0} + C_{x\alpha} \alpha + C_{x\alpha^2} \alpha^2 + C_{x\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + C_{xq} \frac{\bar{c}}{2V} q + C_{x\delta e} \delta_e \right)$$

$$Y_A = q_i S \left(C_{y\beta} \beta + C_{y\dot{\beta}} \frac{b}{2V} \dot{\beta} + C_{yp} \frac{b}{2V} p + C_{yr} \frac{b}{2V} r + C_{y\delta r} \delta_r + C_{y\delta a} \delta_a \right)$$

$$Z_A = q_i S \left(C_{z_0} + C_{z\alpha} \alpha + C_{z\alpha^2} \alpha^2 + C_{z\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + C_{zq} \frac{\bar{c}}{2V} q + C_{z\delta e} \delta_e \right)$$

(iv) 空力モーメント成分

$$L_A = q_i S b \left(C_{l\beta} \beta + C_{lp} \frac{b}{2V} p + C_{lr} \frac{b}{2V} r + C_{l\delta a} \delta_a + C_{l\delta r} \delta_r \right)$$

$$M_A = q_i S \bar{c} \left(C_{m_0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\alpha^2} \alpha^2 + C_{mq} \frac{\bar{c}}{2V} q + C_{m\dot{\alpha}} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\alpha} + C_{m\delta e} \delta_e + C_{m\dot{\delta e}} \frac{\bar{c}}{2V} \dot{\delta e} \right)$$

$$N_A = q_i S b \left(C_{n\beta} \beta + C_{np} \frac{b}{2V} p + C_{nr} \frac{b}{2V} r + C_{n\delta a} \delta_a + C_{n\delta r} \delta_r \right)$$

ここに

q_i : 動圧

S : 主翼面積

b : 主翼翼幅

\bar{c} : 主翼の平均空力翼弦

C_x, C_y, C_z : x_b, y_b, z_b 方向の空気力係数

C_l, C_m, C_n : x_b, y_b, z_b まわりの空力モーメント係数

添字 $p, q, r, \alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}, \delta_e, \dot{\delta}_e, \delta_a$ はそれぞれの無次元偏微係数、添字 0 は定数項であることを示す。

(v) 推力成分

$$X_T = \sum_i T_i \cos \xi, \text{ ただし推力方向が時間とともに変化する場合には } \sum_i T_i \cos \xi(t)$$

$$Y_T = (\text{通常の場合}) 0$$

$$Z_T = -\sum_i T_i \sin \xi \quad \text{または} \quad \sum_i T_i \sin \xi(t)$$

(vi) 推力モーメント成分

$$L_T = -\sum_i T_i \sin \xi y_i \quad \text{または} \quad -\sum_i T_i \sin \xi(t) y_i$$

$$M_T = -\sum_i T_i z_i \quad \text{または} \quad -\sum_i T_i z_i(t)$$

$$N_T = -\sum_i T_i \cos \xi y_i \quad \text{または} \quad -\sum_i T_i \cos \xi(t) y_i$$

ここに

$$i: 1, 2, 3, 4, \dots$$

ξ : $x_b z_b$ 面への投影推力線と x_b 軸とのなす角

(vii) 重力成分

$$X_G = -mg \sin \theta$$

$$Y_G = mg \cos \theta \sin \phi$$

$$Z_G = mg \cos \theta \cos \phi$$

(viii) 回転体の存在によるジャイロモーメント成分

$$L_R = \cos \xi \sum_i I_i \dot{\Omega}_i - \sin \xi (\dot{\xi} + q) \sum_i I_i \Omega_i$$

$$M_R = (r \cos \xi + p \sin \xi) \sum_i I_i \Omega_i$$

$$N_R = -\sin \xi \sum_i I_i \dot{\Omega}_i - \cos \xi (\dot{\xi} + q) \sum_i I_i \Omega_i$$

ここに

I : 回転体の慣性モーメント

Ω : 回転体の回転角速度

また

$$\text{迎え角は} \quad \alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u}$$

$$\text{横すべり角は} \quad \beta = \sin^{-1} \frac{v}{V}$$

$$\text{飛行速度は} \quad V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

$$\text{動圧は} \quad q_i = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$\text{オイラ角は} \quad \dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta$$

で求められ、必要によってはマッハ数、上昇率、高度、位置などが計算される。

上記計算式に含まれる空力諸係数は一部、1変数関数または2変数関数として用いることがで

きる。

(b) 操縦系統計算式

(i) 操舵力系⁶⁾

$$H_e + F_e = I_e \ddot{\delta}_e + m_e e_e a_e + P_{ex}(pr - \dot{q})$$

$$H_r + F_r = I_r \ddot{\delta}_r - m_r e_r a_{cy} - P_{rx}(pq - \dot{r}) - P_{rz}(rq - \dot{p})$$

$$2H_a + F_a = I_a \ddot{\delta}_a + 2P_{ay}(rq + \dot{p})$$

ここに

H_e, H_r, H_a : 昇降舵, 方向舵, 補助翼系の空気力ヒンジモーメント

F_e, F_r, F_a : 同上の 操舵力

(ii) 空気力ヒンジモーメント

$$H_e = q_i S_e \bar{c}_e \left\{ Ch_{e0} + Ch_{e\delta_e} \delta_e + Ch_{e\alpha} \alpha + Ch_{e\dot{\delta}_e} \frac{\bar{C}_e}{2V} \dot{\delta}_e + Ch_{e\dot{\alpha}} \frac{\bar{C}_e}{2V} \dot{\alpha} + Ch_{eq} \frac{\bar{C}_e}{2V} q \right\}$$

$$H_r = q_i S_r \bar{c}_r \left\{ Ch_{r0} + Ch_{r\delta_r} \delta_r + Ch_{r\beta} \beta + Ch_{r\dot{\delta}_r} \frac{\bar{C}_r}{2V} \dot{\delta}_r + Ch_{rp} \frac{\bar{C}_r}{2V} p + Ch_{rr} \frac{\bar{C}_r}{2V} r \right\}$$

$$H_a = q_i S_a \bar{c}_a \left\{ Ch_{a0} + Ch_{a\delta_a} \delta_a + Ch_{a\dot{\delta}_a} \frac{\bar{C}_a}{2V} \dot{\delta}_a + Ch_{ap} \frac{\bar{C}_a}{2V} p + Ch_{ar} \frac{\bar{C}_a}{2V} r \right\}$$

(iii) センサ

ピトー管形センサ (P_s, α, β)

$$G(s) = \frac{1}{1+TS} \cdot \frac{K\omega_n^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2}$$

イナーシャルセンサ (加速度計, レートジャイロ)

$$G(s) = \frac{K\omega_n^2}{S^2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2}$$

フリージャイロ

$$G(s) = K_\theta$$

ただし

$G(s)$: 伝達関数

K : 利得

T : 時定数

ζ : 減衰比

ω_n : 固有周波数

(iv) オートパイロット・ネットワーク

$$G(s) = K \frac{1+T_1 S}{1+T_2 S}$$

(v) コントロール・アクチュエータ

$$G(s) = \frac{K}{1+TS}$$

(vi) 人間パイロット特性

$$G(s) = K_p e^{-ts} \frac{(1+T_L S)}{(1+T_1 S)(1+T_c S)}$$

なお飛行運動計算式には座標変換計算および空力係数などの諸係数をマッハ数などの関数で表わす必要がある。また、操縦系統計算式には多くの非線形性および航空計器駆動用計算がある。

(2) 計算機規模決定のための OR

汎用の飛行シミュレータ用計算機では、単能の飛行シミュレータとは異なり、各種の研究対象機種、研究目的および模擬の方法などによって必要な計算機の規模が大幅に異なってくる。ある場合には非常に膨大な規模を必要とし、ある場合には比較的小規模なものでよく、また線形要素のみでよい場合もあれば、膨大な非線形要素を必要とすることもある。このことは汎用飛行シミュレータ用計算機として妥当な規模算定を複雑なものにする。いま、考えられるすべての研究範囲にわたって使用できる最大の規模の計算機を計画すると、この規模は非常に膨大なものとなり、費用の点で実現困難である。したがって、範囲を重要な研究にしばり、それに適した規模を決定するための OR を行なった。

OR の方法としては、V/STOL 機、一般飛行機、ロケットに関し、その研究目的、模擬方式、模擬の厳密度、運動の自由度を以下に示すようなパラメータに分類し、これらの組合せのうち、意味のある組合せ約 300 例についておのおの必要とされる演算要素数を求めた。その一例を表 3.2 に示す。

(a) 研究目的

- (i) 安定操縦性の研究*
- (ii) 自動制御の研究*
- (iii) 航法装置を含む自動制御の研究
- (iv) 操縦または人間工学的な研究*
- (v) 前記をすべて含む総合研究* (ただし、(iii) 項およびロケットに関しては (iv) 項を含まない。)
- (vi) 同上 (ただし、(iii) 項を含み、ロケットに関しては (iv) 項を含まない。)

(b) 模擬方式

- (i) 数学的模擬 (mathematical simulation)*
- (ii) 実物の機器または人間を含む模擬 (physical simulation)*

(c) 模擬の厳密度

- (i) 2 変数関数を相当量含む厳密な模擬

* 基本システムにおける重点研究課題

表 3.2 飛行シミュレータ用アナログ計算機の要素数 (OR の 1 例)

	No.	要素名	要素数(1)	要素数(2)	要素数(3)	備考	
線形要素	1	演算増幅器	438	264	150		
		加算積分器	73	48	30		
		加算係数器	126	87	54		
		符号変換器	171	85	36		
		汎用演算増幅器	68	44	30		
	2	ポテンショメータ	471	352	272		
非線形要素	3	関数乗算器	243	164	131	1×1 被乗数に換算	
	4	任意関数発生器	134	78	12		
	5	時間関数発生器	8	4	0		
	6	二変数関数発生器	12	(6)	(2)	任意関数発生器と共に用いる	
	7	三角関数発生器	8	8	6		
	8	むだ時間要素	10	10	2		
	9	特殊非線形要素	45	45	20	飽和, 不感帯, ヒステリシス	
	10	電圧比較器	40	40	50	リレー 3 個付	
	11	二乗平方根要素	8	6	0		
	特殊要素	12	ガスト発生器	3	1	0	
		13	デイズ発生器	1	1	1	
14		ノイズ発生器	1	1	1		

- 注 1. 本表中要素数 (1) は 2 変数関数発生を含み, 考えうる最大の規模の計算機を示す。(専用の座標変換計算機を含む。)
2. 要素数 (2) は主として 1 変数関数発生による模擬を行なうことのできる大規模の計算機 (図 3.2 の OR の 1 例の最大値) である。
3. 要素数 (3) は本計画で採用した規模。一部重要な微係数は 1 変数関数として模擬でき, 航法の研究は含まない。

- (ii) 主として 1 変数関数を含む模擬*
- (iii) 関数発生を二次式近似する模擬
- (iv) 関数発生を一次式近似する模擬
- (v) 上記の線形化*
- (vi) 上記の簡略化*
- (vii) 微小運動論による模擬*
- (viii) 上記の簡略化*

(d) 運動の自由度

- (i) 6 自由度*
- (ii) 3 自由度*

演算要素数の算出はおのおののパラメータの組合せに対して運動方程式および計算式を確立し, それらについて基本となる方程式の計算ブロック化 (細分化) を行ない, それらを組み合わせる方法をとることにより繁雑な手数を省くこととした。

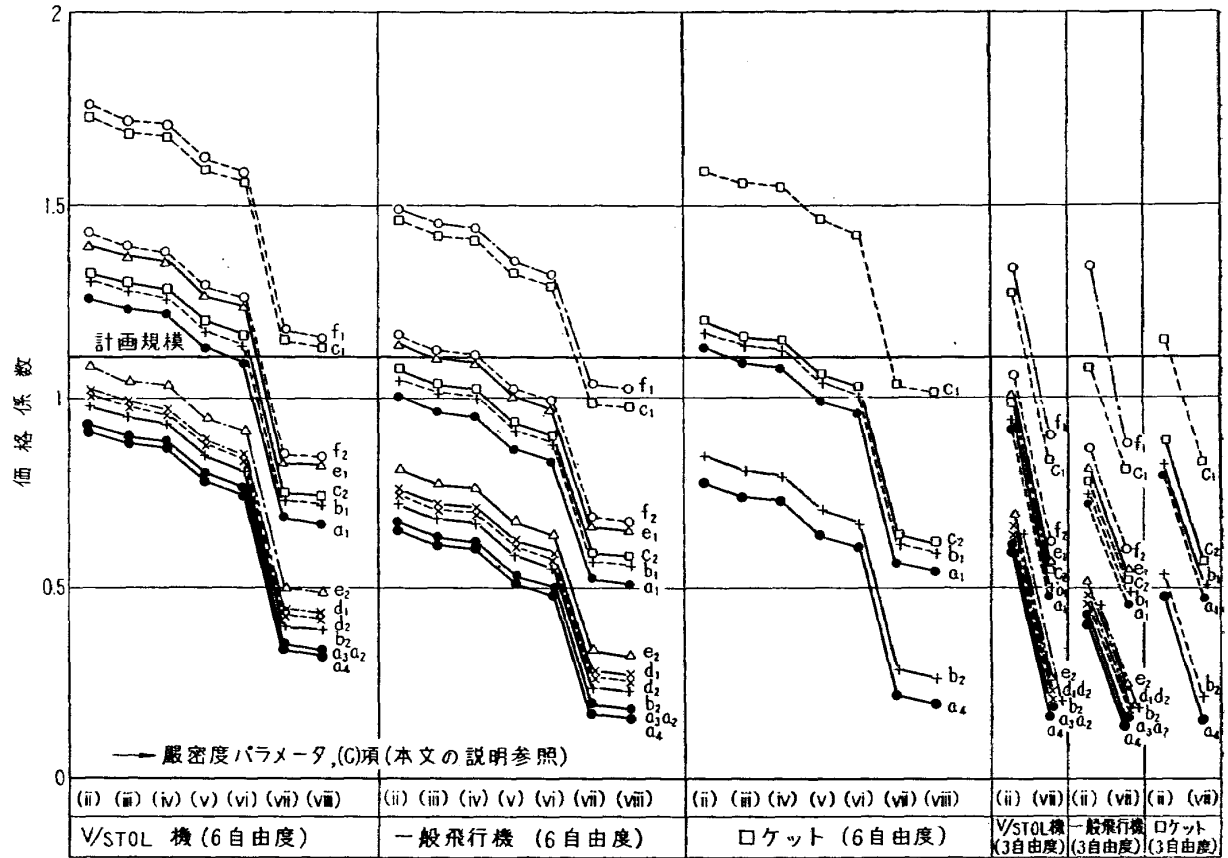


図 3.2 OR の 1 例 (必要要素の価格換算図, 図中の記号の説明は表 3.3 に示す。)

表 3.3 図 3.2 の記号の説明

模擬の内容 規模を表わす記号	計算機による模擬				実物の組合せ			備 考
	A/R	A/P	H/P	N/V	A/P	H/P	N/V	
a ₁	○				○	○	○	○ 略号の説明 A/R; 航空機またはロケット A/P; 自動制御装置 H/P; 人間パイロット N/V; 航法装置 ○ 実物の組合せ A/P, N/V; フライテーブルと共に用いる H/P; 模擬操縦席と共に用いる ○ 規模を表わす記号の説明 記号は右の丸印の組合せの模擬であることを示す 記号の添字 1, 2 は空力係数以外の計算模擬内容の厳密さを表わし 添字 1; 厳密 添字 2; 比較的簡単化 を示す, ただし a における添字はこれとは無関係で, すべて厳密である ○ 図 3, 2 中の厳密度パラメータは本文中で用いたパラメータ C 項と対応している
a ₂	○				○	○		
a ₃	○					○		
a ₄	○				○			
b ₁	○	○						
b ₂	○	○						
c ₁	○	○		○				
c ₂	○	○		○				
d ₁	○		○					
d ₂	○		○					
e ₁	○	○	○					
e ₂	○	○	○					
f ₁	○	○	○	○				
f ₂	○	○	○	○				

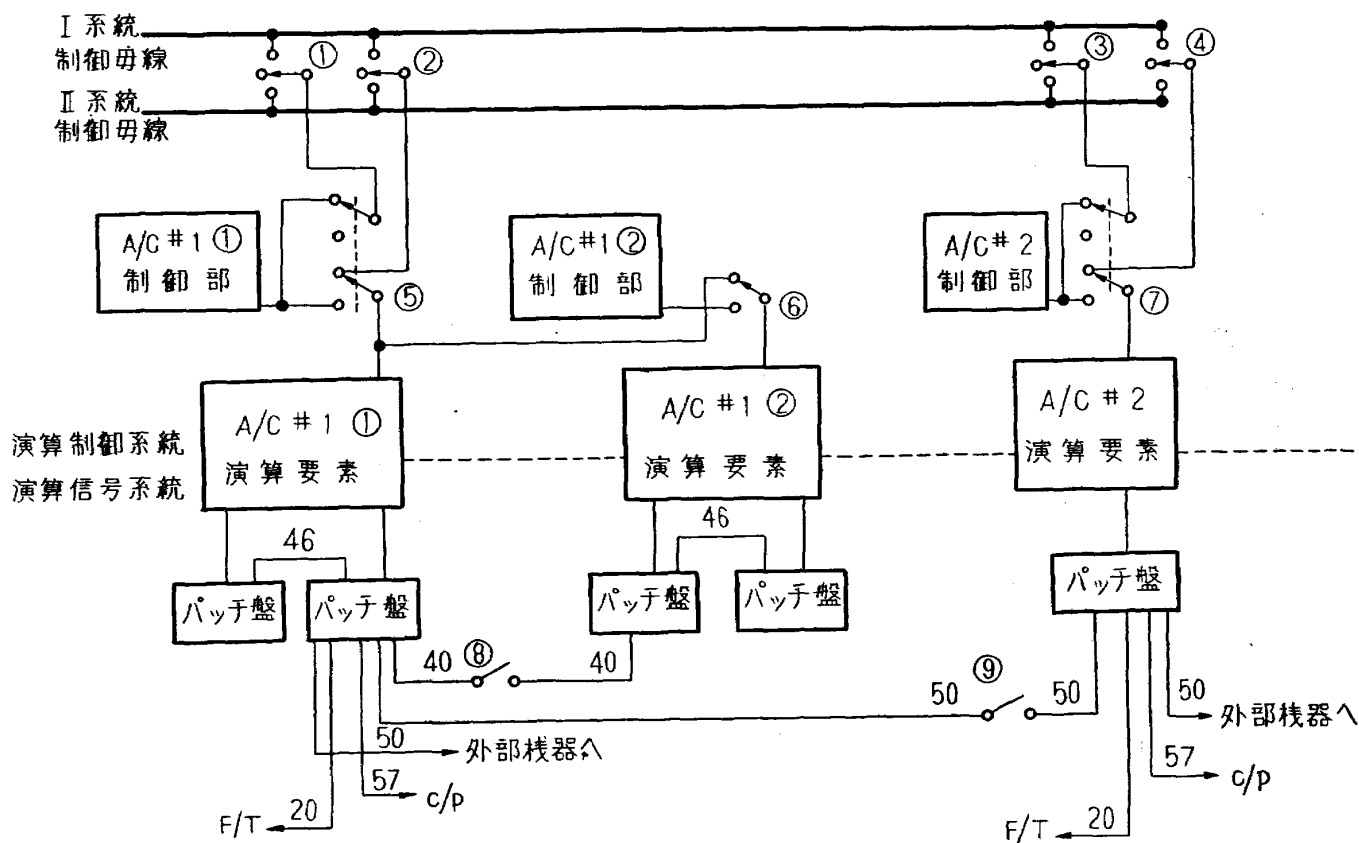
結果は比較の便のため、必要要素数を価格換算して一覧表(図 3.2)として示す。図中の記号の説明は表 3.3 に示す。

本計画は、このような膨大な量の OR 資料をもとに当面考えられる研究課題すなわち安定操縦性、自動制御、操縦または人間工学の研究に重点をおき、その研究範囲は前記パラメータに * を付したものに限り、かつ、一部重要な微係数はマッハ数などの関数として模擬できる中程度の規模すなわち表 3.2 中要素数 (3) に示す規模を採用した。これは図 3.2, 6 自由度の V/STOL 機, C 項 (ii) 規模 a_2, a_3, a_4, b_1, d_1 を基本とし、関数発生器を一部割愛したものである。この規模は前項で述べた代表的な運動方程式および計算式を十分模擬することができるほか、かなりの範囲にわたってその他の非線形性の模擬を加えることができる。また、本計画の規模は海外の飛行シミュレータの規模¹¹⁾と比較して、ほぼ妥当なものと考えられる。

また、以上の結果は次節以下に述べる計算機の構成に関する基礎資料とすることができた。

3.1.3 構 成

計算機の構成は、飛行運動の模擬ということから単能性に重点をおき、そのうえ、研究用である



- ②④: A/C #1 上の組合せ選択盤の選択スイッチ。
- ①③: 組合せ選択盤の組合せを判断して自動的に適当なスイッチが I または II 系統につながる。
- ⑥⑦: 各制御盤にある単独 (alone) 従属 (slave) の切換スイッチ。
- ⑧⑨: 組合せ選択盤の組合せを判断して適当なスイッチが閉成し、必要なパッチ盤間をつなぐ。

図 3.3 航空機動特性模擬装置系統図

ことから汎用性^{11),12)}の付加をはかった。

単能性の点からは飛行運動計算機部と操縦系統計算機部にわけ (図 3.1 参照), 汎用性の点からは, プログラムはプリパッチ板を使用することとした。そのほか, 単純化した航空機の問題は飛行運動計算機部の 1/2 の要素で解きうることに, それが単能性を阻害しないことがわかったので, 飛行運動計算機はほぼ同じ要素数をもつ 2 台の独立した計算機に分割した。このようにして, 操縦系統計算機とともに独立した 3 台の計算機, また 2 台の計算機および全体を 1 台の計算機として使用できるようにした。

なお, 将来計画についてもハイブリッド化をも含め容易に計算機の増設が可能ないように考慮した。

前章 2.5 節で述べた組合せ運転およびインタロックの機能は航空機動特性模擬装置の組合せ選択盤に持たせることとし, これらの系統図を図 3.3 に示す。

3.1.4 性能機能

本装置の性能機能の決定にあたっては, 本章 3.1.1 項に述べたとおり, 周波数応答 5 c/s (約 30 rad/sec), 総合演算精度 5% 以内を目標として各要素^{18)~19)}について検討を行なった。その主要なものを次に示す。

(1) 直流増幅器

演算解の総合演算精度には直流増幅器の性能が大きく影響する。直流増幅器単体の周波数応答は数 10 k/c もの高い値であるが, シミュレータで取り扱われる航空機の運動解析には振動問題が多い。その観点から総合演算精度の一つの目安として二次振動系の解, すなわちサークル・テスト¹⁸⁾を参考にすることとした。したがって, 線形要素のみのサークル・テストの場合, 周波数に対する誤差曲線の零点を横切る周波数 (図 3.4 参照) を周波数応答の目標値 $\omega=30$ rad/sec にすることにした。従来のアナログ計算機では $\omega_0=7\sim40$ rad/sec くらいであることからみて, この目標値は設計製作上からも妥当と認められる。

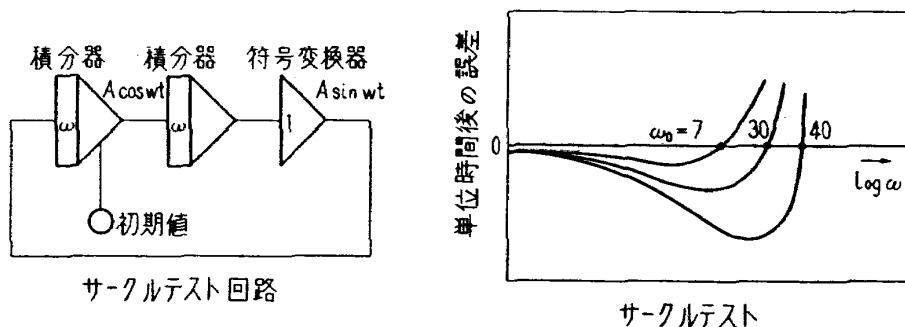


図 3.4 サークルテストの例

(2) ポテンショメータ

一般に大型アナログ計算機は多くのポテンショメータが必要である。これらを手動で設定する場

合には、設定に比較的長時間を要し、かつ、番地や設定値の誤設定を招きやすい。したがって計算の信頼度と稼働率を下げる原因となる。これらの欠点を除くためにサーボセット・ポテンシオメータ^{12),15),16)}(自動設定ポテンシオメータ)を採用することとした。すなわち、設定用の穿孔紙テープを作り、あらかじめ誤りをチェックしたうえ、紙テープ・リーダーで読み込ませ、短時間内にポテンシオメータを自動的に設定するものである。

特定の航空機に対してはプログラムされたパッチボードと上記の紙テープを保存しておけば、必要な場合にはただちに同じ模擬試験を反復することができる。

なお、本装置のサーボセット・ポテンシオメータは自動設定のほか、キーによって手動設定も行なえるように考慮した。

任意関数発生器のポテンシオメータは、性能の点よりサーボセット・ポテンシオメータを採用しないこととした。

サーボセット・ポテンシオメータ以外の手動設定のポテンシオメータは、初期値設定用と微小係数設定用を設けることとした。微小係数設定用ポテンシオメータはポテンシオメータの巻線による分解能の影響を少なくするため3レンジ $\left(\times 1, \times \frac{1}{10}, \times \frac{1}{100}\right)$ 切替えができる。

実時間演算を行なうシミュレータとしては、いかなるスケールファクタを用いても係数が微小になり過ぎるものがある、その設定誤差が解に大きく影響することもあるので、この3レンジ・ポテンシオメータはシミュレータ用としては有用なものと考えられる。

(3) 乗算器

乗算器は大別してサーボ乗算器と全電子管式乗算器がある。サーボ乗算器は高安定度、安価、取り扱いの簡便さの利点があり、電子管式は高精度、高レスポンスの利点がある。

サーボ式においては応答の速い被乗数をサーボ増幅器の入力とせず、ポテンシオメータ側の入力とすれば、レスポンスは電子管式をはるかに上回り、使い方によっては高性能となる。これらの点を考慮してシミュレータ用としていずれの乗算器を採用すべきかについて検討を行なった。

OR で得られた資料に基づいて、乗数を被乗数がともに応答の速いもの、一方だけが速いもの、両者ともに遅いものを選び出し、ともに速いものは全電子管式を優先し、その他のものはサーボ式を採用することとした。

さらに、これらの乗算器の欠点を改善すべく、全電子管式では主要アンプをチョップ補償し、高精度、高安定度化をはかった。なおサーボ式は高速サーボを用いて高性能化をはかった。

(4) 任意関数発生器

空力微小係数などはマッハ数などの関数として表わすことが必要で、このため、折線近似の任意関数発生器を用いることとした。また、マッハ数1前後の急激な変化も模擬できるように折線の区間幅を任意にかえられるように考慮した。

2変数関数としての空力微係数の模擬も必要であり、ポテンショメータにタップのあるサーボ乗算器を2台付属させることにした。このタップに任意関数発生器を数台接続することによって、合計四組の2変数関数発生器となる。

(5) 三角関数発生器 (レゾルバ)

航空機のシミュレーションにはオイラ角、その他座標変換などに三角関数発生器 (レゾルバ) が必要である。

三角関数発生器としては全電子管式 (時分割式または折線近似式)、サーボ式 (DC レゾルバまたは AC レゾルバ) などがある。両者の特徴は乗算器の場合と同じで、DC レゾルバ式と折線近似式をそれぞれ3台と4台設けることにした。

この台数は座標変換計算機などの将来計画に対する試験的な意味もあるが、この台数と他の任意関数発生器を併用すれば、まずさしあたって航空機の運動解析には差しつかえないものと認める。

(6) フリーダイオード

飽和、不感帯、ヒステリシスなどの非線形を汎用演算増幅器とともに構成するもので、原理的に最も使いやすい電源内蔵のフリーダイオードを採用することにした。

(7) テープレコーダ部

(a) テープ式むだ時間要素

むだ時間要素として使用できるだけでなく不規則性のデータの相関解析ができるように考慮した。

(b) 8チャンネル・テープレコーダ

計算解を再度計算処理を行なう目的で設けたものである。この8チャンネルのほかに、実験経過記録のため、さらに音声1チャンネルを設けることにした。

(c) JJY 受信タイマ

より正確な実験を行なうために JJY の短波信号を受信し、厳密なタイム・マーク発生ができるように考慮した。

(d) その他

テープ式むだ時間要素、8チャンネル・テープレコーダおよび JJY 受信タイマは飛行運動計算機部または操縦系統計算機部のいずれからでも制御、使用できるようにした。

(8) 保守点検に対する考慮

計算機が大型化すると、保守点検に多くの時間を要し、計算機の稼働率を下げる。

この欠点を防止し、信頼度を向上させるために、本装置には次に示すような自動化^{12),15),16)}を行なうこととした。

(a) 自動走査レベル点検

全演算要素のオフセットおよび静的精度の自動走査点検を行ない、また、あらかじめプログラムされたテスト用プリパッチ板を併用して、静的または動的チェックを行なうことができる機能である。

(b) プロブレム・チェック

プログラムの一巡ループの利得をチェックする機構によりパッチ盤の接触不良、接続ミス、ポテンショメータの設定ミスなどのプロブレムの誤りをチェックすることができる機能である。

(c) デジタル出力装置

各演算増幅器の出力電圧、自動走査レベル点検時の出力電圧、ポテンショメータの設定値などをデジタル・プリンタに任意選択または自動的に印字する装置である。

(9) その他

(a) 自動演算

境界値問題、固有値問題、最適値問題、パラメータおよびスケールファクタの自動変更などの

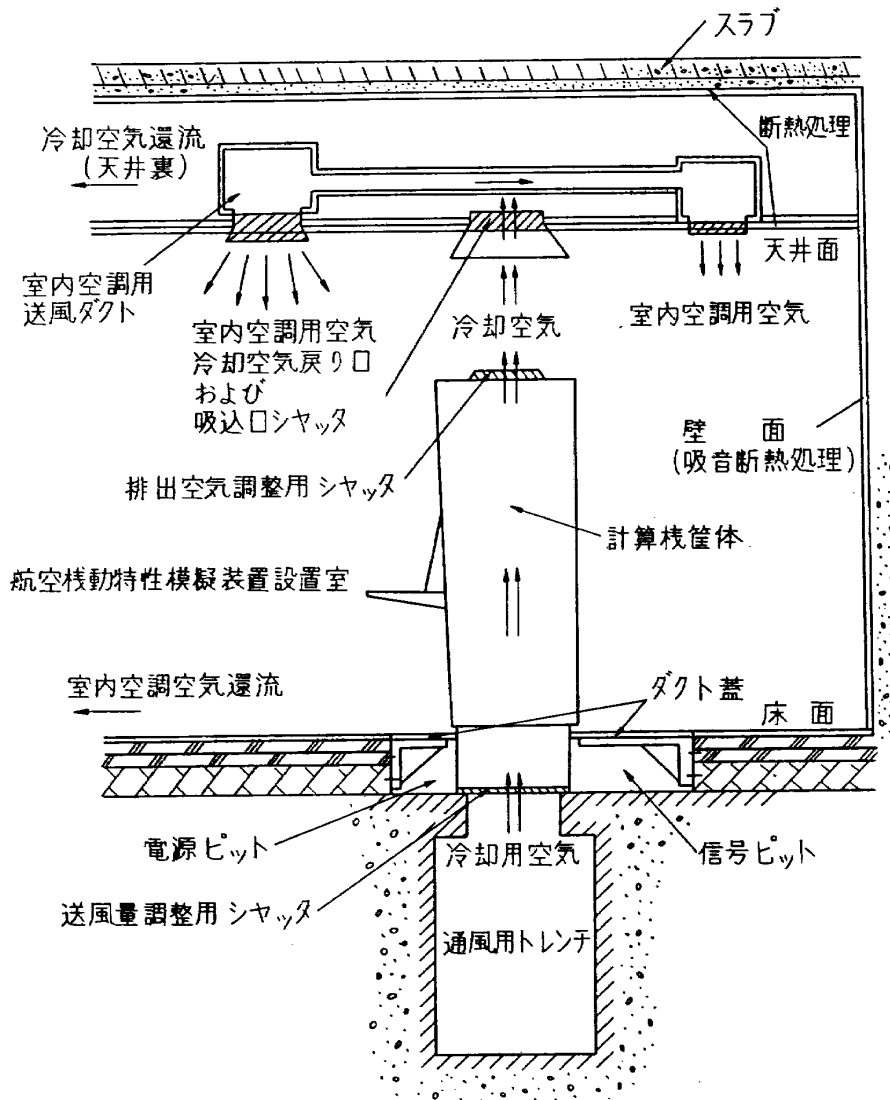


図 3.5 筐体構造と冷却方式および室内空調方式

計算ができる自動演算機能¹⁹⁾を設けることとした。

(b) 演算要素の入出力数と最大出力電流

OR の結果得られた資料を基とし、各演算要素の入力、出力の統計をとり、それから入力数、出力数、最大出力電流を決定した。

(c) 計算機の冷却および室内の空気調和

従来の電子管式アナログ計算機冷却方式は、計算機設置室の温度を計算機の要求に合わせて制御し、計算機内蔵のファンにより室内空気を循環せしめて冷却を行なうのが通例である。しかしこの方式は研究者にとっては騒音、室温の過冷却など好ましくない点が種々あげられる。したがって本装置では計算機の演算精度を高く保証するために計算機冷却用として専用の空気調和装置を設け、厳密に温度および湿度制御を行なうとともに、研究者の作業環境を快適なものとし、研究能率の向上を図るために設置室の温湿度制御は別に行なうこととした。このために空気調和装置は2系統となり、通風系もそれぞれ独立させる必要があるので、計算機冷却用としては地下トレンチを通じて筐体下部より送風している。本方式の機能図を図 3.5 に示す。

3. 1. 5 計画仕様概略

以上の検討によって得られた本装置の仕様を概括すれば、次のとおりである。

(1) 構成

本装置の主要要素は次のものよりなる。

- (a) 飛行運動計算機部 1式
- (b) 操縦系統計算機部 1式
- (c) テープ自動入力部 1式
- (d) テープレコーダ部 1式
- (e) 付帯装置 1式

構成図を図 3.6 に、各部主要演算要素数一覧表を表 3.4 に示す。

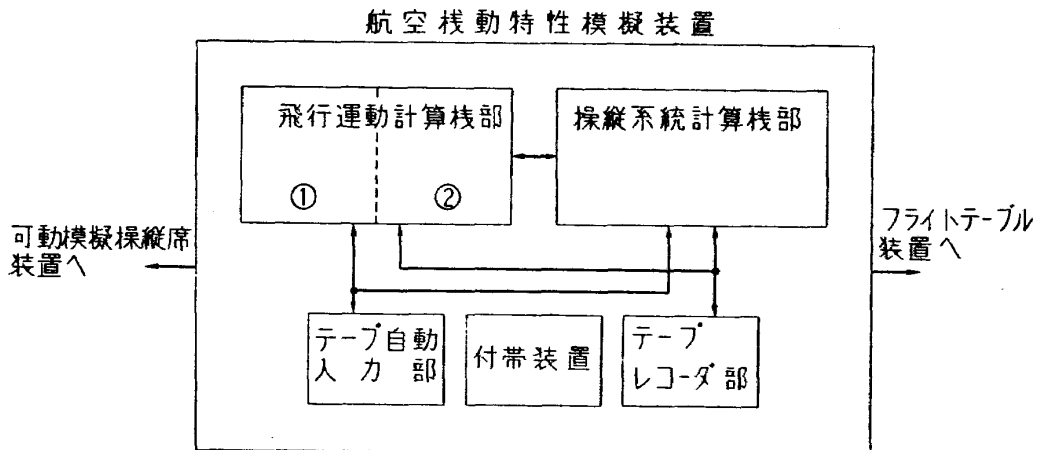


図 3.6 航空機動特性模擬装置の構成

表 3.4 航空機動特性模擬装置の主要演算要素数

No.	計 算 機 部 名 演 算 要 素 名	飛行運動計算機部 A/C # 1			操縦系統 計算機部 A/C # 2	合 計
		① 要素数	② 要素数	要素数 小計	要 素 数	要 素 数
1	直 流 増 幅 器	58	58	116	36	152
	a) 加算積分器	9	9	18	12	30
	b) 加算係数器	25	25	50	6	56
	c) 正負交換器	15	15	30	6	36
	d) 汎用演算増幅器	9	9	18	12	30
2	サーボ用正負交換器	40	40	80	10	90
3	ポテンショメータ					
	a) 係数用手動	0	0	0	56	56
	b) 初期値用手動	8	8	16	8	24
	c) 3レンジ用手動	8	8	16	16	32
	d) サーボセット自動	80	80	160	0	160
4	電子式乗算器 (1×2)	6	6	12	1	13
5	サーボ式乗算器 (A)	17	17	34	1	35
6	サーボ式乗算器 (B)	1	1	2	0	2
7	電子式任意関数発生器	6	6	12	1	13
8	電子式三角関数発生器	2	2	4	0	4
9	サーボ式三角関数発生器	(1)2	(2)1	(4)3	0	(4)3
10	フリーダイオード	10	10	20	10	30
11	電 圧 比 較 器	20	20	40	10	50
12	履 歴 要 素				2	2
13	コンデンサ式むだ時間要素				1	1
14	ブラウン管オシロスコープ			1	1	2
15	デジタルボルトメータ			1	0	1
16	そ の 他			1 式	1 式	

注 () 内の数字はパネルを実装できる数で、予備パネルを入れれば ① と ② はまったく同数となる。

No.	計 算 機 部 名 演 算 要 素 名	テープレコーダ部	テーブ自動 入 力 部	合 計
		要 素 数	要 素 数	要 素 数
17	8素子テープレコーダ	1		1
18	テーブ式むだ時間要素	1		1
19	JJY 受 信 タイマ	1		1
20	翻 訳 器		1	1
21	飛 越 器		1	1
22	デジタルボルトメータ		1	1
23	そ の 他	1 式	1 式	

(2) 性能機能

本装置の主要演算要素の性能仕様概略を表 3.5 に示す。

表 3.5 航空機動特性模擬装置の主要性能仕様

No.	要素名	性能仕様			備考
		静的精度	周波数特性	ドリフト	
1	直流増幅器			グリッド換算 ±50 μV/8h	最大出力電圧 ±100 V 以上 最大出力電流 ±20mA 以上
2	加算積分器	±0.1%	6 kc/s (+3 db 点)	グリッド換算 ±50 μV/8h	同上
3	加算係数器	±0.1%	同上	同上	倍率 1 にて hump 電圧 +6 db 以内
4	正負変換器	±0.1%	同上	同上	同上
5	汎用演算増幅器			同上	演算インピーダンスと組み合わせ
6	サーボ用正負変換器	±0.1%	5 kc/s (+3 db 点)	グリッド換算 ±20 mV/8h	最大出力電流 ±10mA 以上
7	ポテンションメータ(手動)	±0.1%		分圧比ドリフト ±0.1%/8h	{1 レンズ, 3 レンズ, IC 用の区別あり
8	サーボポジションメータ	±0.1%		±100 mV/8h	{キーボードまたはテープにて設定
9	電子式乗算器	±0.2%	400 c/s (+3 db 点)		1×2 被乗数
10	サーボ式乗算器(A)	±0.5%	{4.5c/s(±50V 入力+3db 点) 8c/s(±10V 入力+3db 点) 12c/s(±5V 入力+3db 点)		1×3 被乗数
11	サーボ式乗算器(B)	±0.7%	同上		{2 変数関数発生が可能 1×2 被乗数
12	電子式関数発生器	±0.2%	1 kc/s (-3 db 点)	±300 mV/8h	出力 sin x, cos x
13	電子式三角関数発生器	±1.0%	1 kc/s (-3 db 点)	±300 mV/8h	出力 Y sin x, Y cos x
14	サーボ式三角関数発生器	±1.0%	{4.5c/s(±50V 入力+3db 点) 8c/s(±10V 入力+3db 点) 12c/s(±5V 入力+3db 点)		継電器と組み合わせて使用
15	フリダーイオード	±2.0%			回路数 1
16	電圧比較器	±0.1%		±50 mV/8h	回路数 2
17	比較器用継電器				
18	履歴要素	±5.0%	0.05~10 c/s 3 レンズ切換		
19	テープ式むだ時間要素	{直線性±1.0% むだ時間設定精度 ±10% ±2.0%	サンプリング周期 100 c/s		
20	コンデンサ式むだ時間要素				
21	演算抵抗器	±0.05%			目標
22	演算蓄電器	±0.2%			目標

3.2 構成

航空機動特性模擬装置は飛行運動計算機部、操縦系統計算機部、テープ自動入力部、テープレコーダ部、付帯装置などより構成される。図 3.7 に本装置の全景を示す。

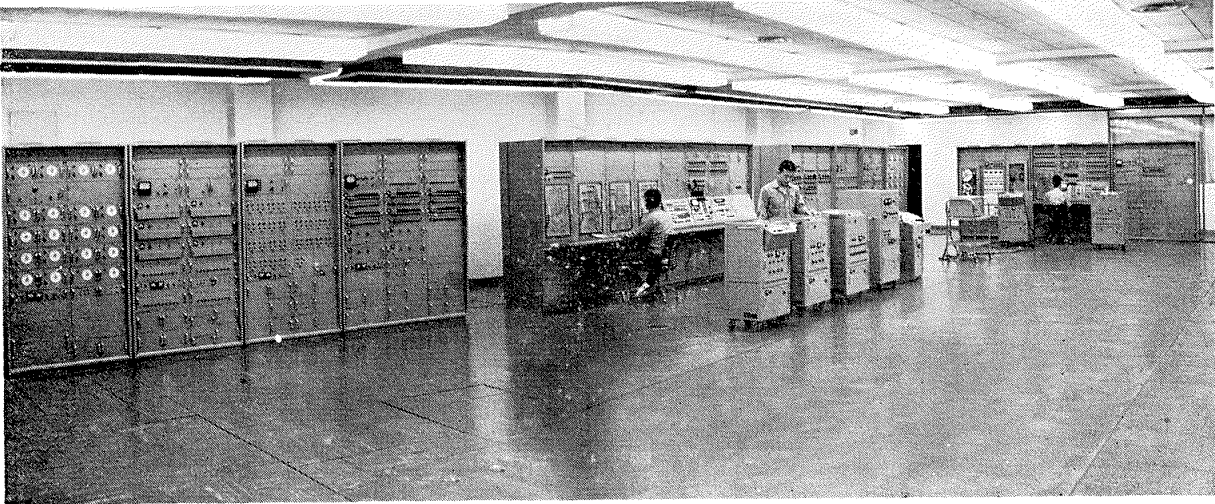


図 3.7 航空機動特性模擬装置の全景

3.2.1 飛行運動計算機部

飛行運動計算機部は図 3.8 に示すとおり、演算部 ①、② および制御操作部からなる。演算部 ①、② はほとんど同じ 2 台の計算機（表 3.4 参照）で、制御操作部を中央として左右対称に架配列した。演算部 ① を図 3.9 に示す。

全体のパネル配置は、簡単な実物大のモックアップを製作検討し、手動操作を必要とする架を制御架寄りに、各架のチェックパネルは目の高さに配置した。特に制御架についてはオペレータの行動分析を行なって決定した。制御操作部を図 3.10 に示す。また、各パネル面の機能的な検討は、使いやすさを主眼として設計した。

プリパッチ板は特に重要なものであり、使いやすさ、覚えやすさ、シミュレータとして最適機能の発揮を重視して設計した。①、② 用の各 2 枚のプリパッチ板は (A)、(B) にわかれ、前記 OR 資料を検討した結果、単純化した航空機の問題はプリパッチ板 (A) のみで計算可能とした。

プリパッチ板面の要素配列は線形演算要素、非線形演算要素、他装置との接続端子を明確にすることを主眼とし、さらに各要素およびその入出力端子は 7 種類の色を用いて区分した。

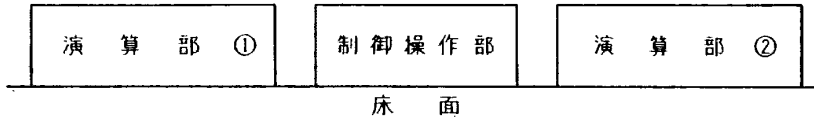
図 3.11 にプリパッチ板 (A) を示す。

プリパッチコードは使用上の便宜から長さに応じて色別けし、また、入出力側はプログラム中に起こるミスを極力防止するためそれぞれ色別けした。

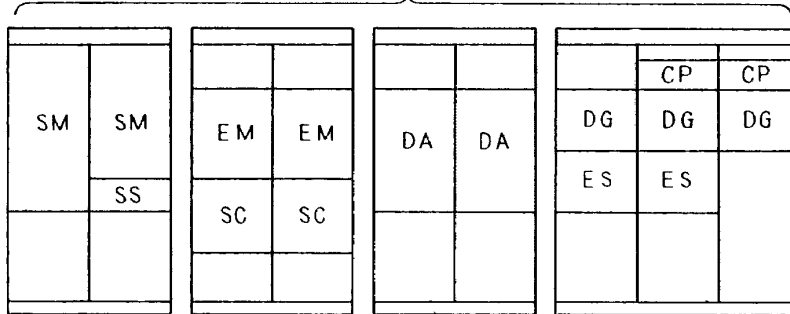
3.2.2 操縦系統計算機部

操縦系統計算機部は制御操作部と演算部からなり、構成図を図 3.12 に示す。

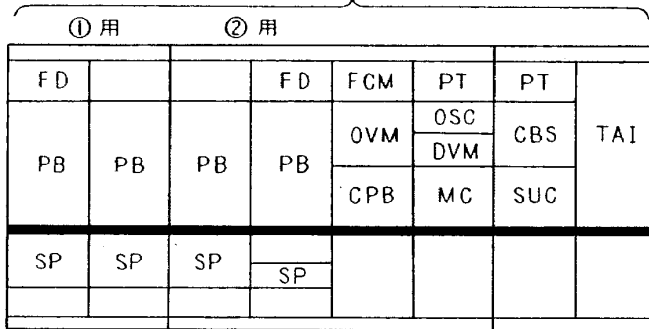
飛行運動計算機部の配置



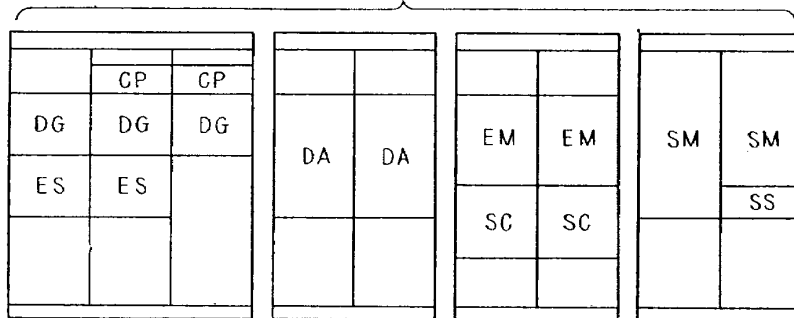
演算部 ①



制御操作部



演算部 ②



記号の説明	
記号	演算要素名
SM	サーボ乗算器
SS	サーボ式三角関数発生器
EM	電子乗算器
SC	サーボ用符号変換器
DA	演算増幅器
DG	電子式任意関数発生器
CP	電圧比較器
ES	電子三角関数発生器
FD	フリーダイオード
PB	パッチ盤
SP	サーボセット・ポテンシオメータ
FCM	ヒューズ断監視盤
OVM	過電圧標示盤
CPB	コントロールパッチ盤
PT	ポテンシオメータ
OSC	オシロスコープ
DVM	デジタルボルトメータ
MC	主制御盤
SUC	副制御盤
CBS	組合せ選択盤
TAI	テープ自動入力部

図 3.8 飛行運動計算機部の構成

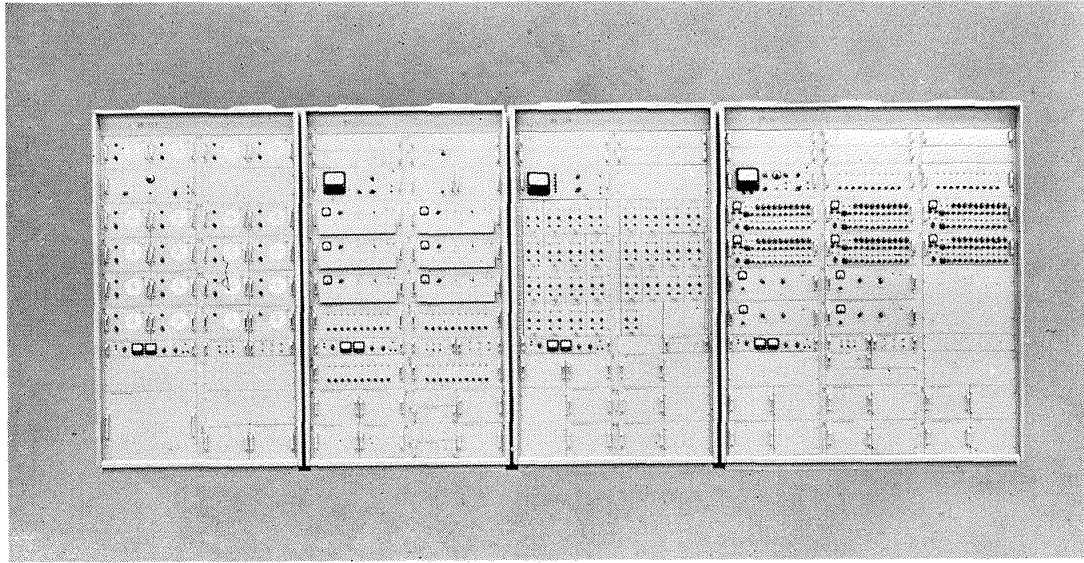


図 3.9 飛行運動計算機部演算部 ①

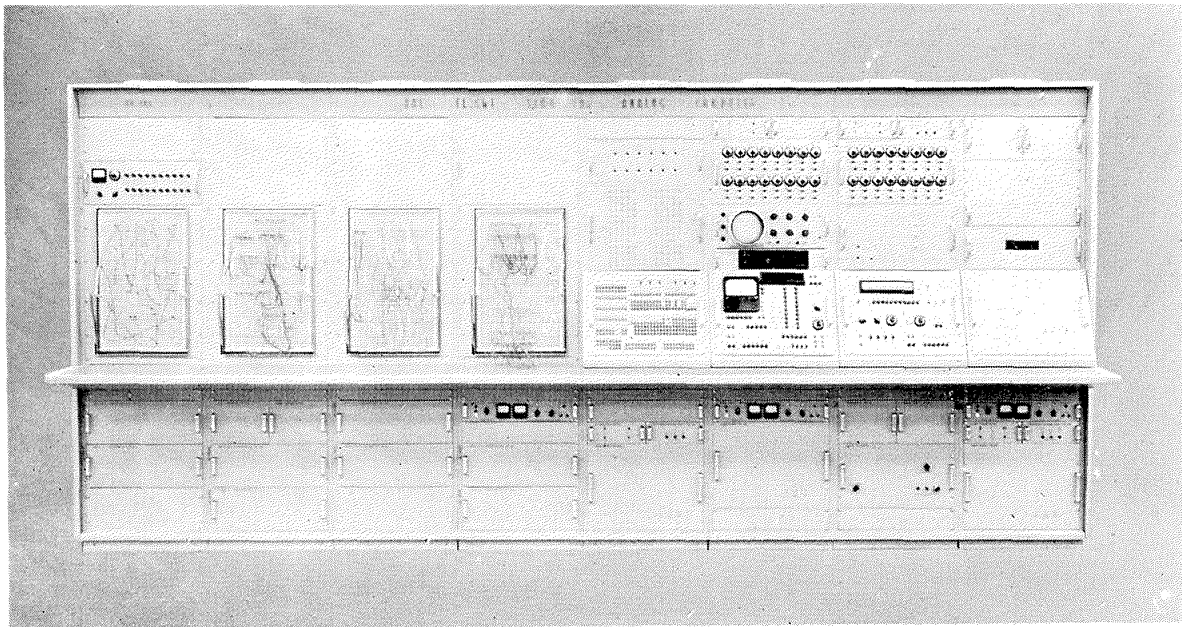


図 3.10 飛行運動計算機部制御操作部

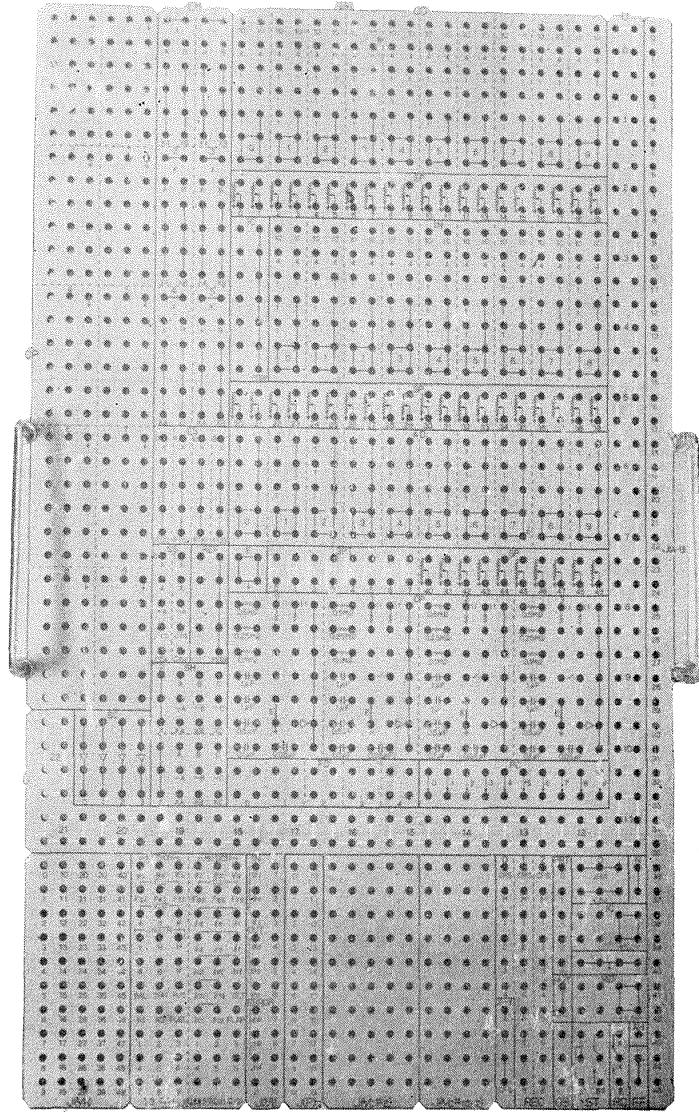


図 3.11 ブリパッチ板 (A)

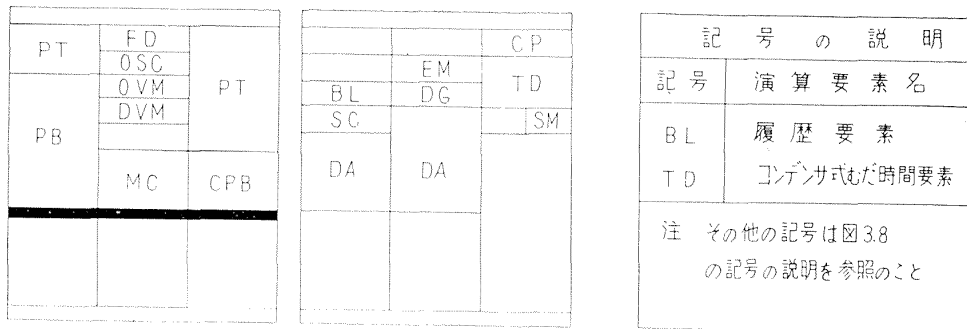


図 3.12 操縦系統計算機部の構成

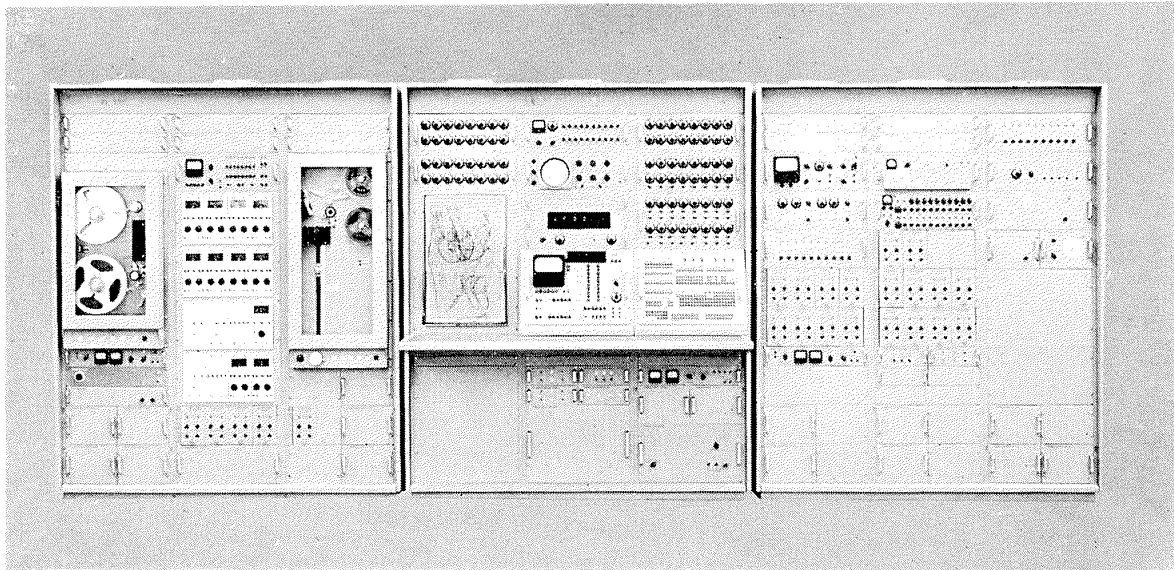


図 3.13 操縦系統計算機部およびテープレコーダ部

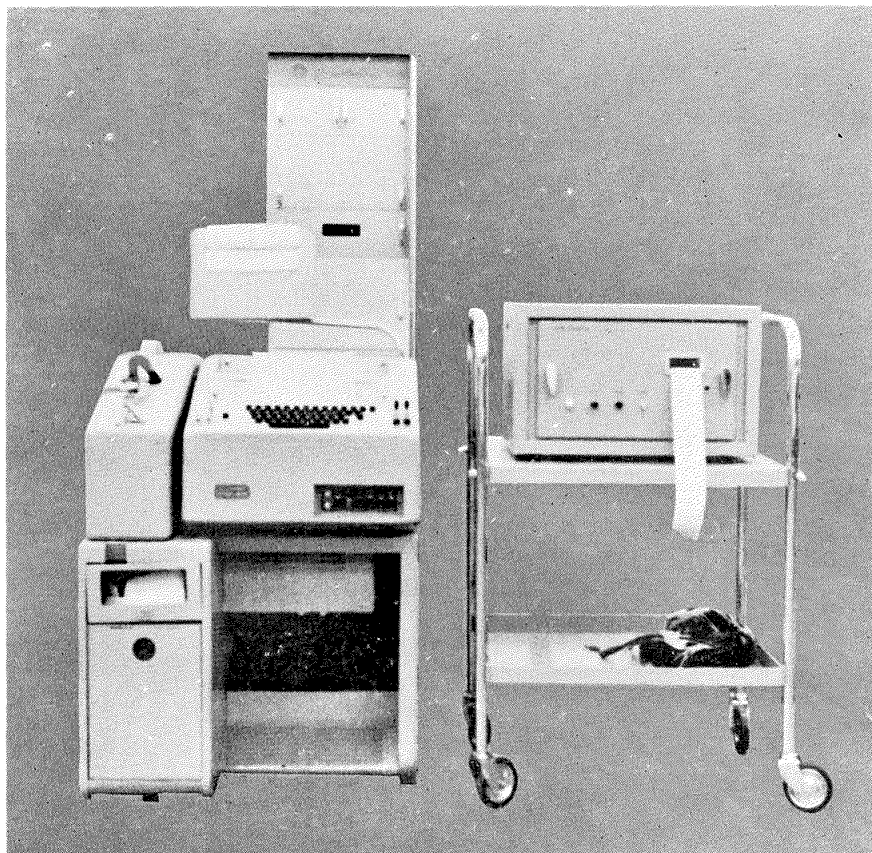


図 3.14 テープ自動入力部・万能タイプライタ・デジタルプリンタ

操縦系統計算機部も、飛行運動計算機部とほぼ同様な検討により、同機能のものは規格を統一して、大型化に伴う装置の複雑化を防いだ。

操縦系統計算機部を図 3.13 にテープレコーダ部とともに示す。

3.2.3 その他

(1) テープ自動入力部

テープ自動入力部は翻訳器、飛越器、デジタルポテンシオメータ盤よりなり、飛行運動計算機部の制御操作部と一体構造とした。

なお、本入力部は万能タイプライタおよびデジタルプリンタを併用するものである。図 3.14 にテープ自動入力部、万能タイプライタおよびデジタルプリンタを示す。

(2) テープレコーダ部

テープレコーダ部はテープ式むだ時間要素、8チャンネル・テープレコーダおよび JJY 受信タイマからなる。

その構成を図 3.15 および図 3.13 に示す。

(3) 付帯装置

付帯装置として定電圧電源ほか、一般計測器、保守用計測器、保守卓、ディザおよび雑音発生器などの付属計測機器、インク書レコーダ、X-Y レコーダ、デジタルプリンタ、リモートコントローラなどの付属記録機器がある(表 3.6 参照)。

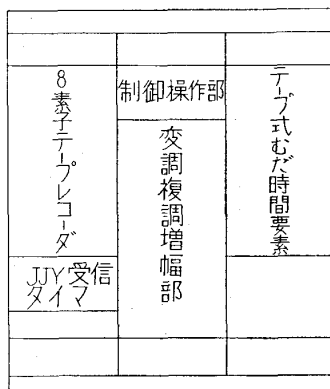


図 3.15 テープレコーダ部の構成

表 3.6 航空機動特性模擬装置用主要付帯装置一覧表

種 類	品 名	数 量
付 属 品	定電圧電源装置	1式
付属計測機器	真空管電圧計	2台
	真空管試験器	1台
	シンクロスコープ	2台
	時刻信号発生器	1台
	ディザおよび雑音発生器	1台
	保 守 卓	1台
付属記録機器	4素子インク書レコーダ	4台
	8素子インク書レコーダ	2台
	X-Y レ コ ー ダ	2台
	デジタルプリンタ	2台
	デジタルカウンタ	1台
	遠隔制御器	2台
	さん孔器	1台
	万能タイプライタ	1台
	直記式電磁オシロ	1台
そ の 他		1式

3.3 性能機能

航空機動特性模擬装置の性能機能については、主として試験成績結果を中心にして述べる。

性能試験の結果はすべて計画仕様を満足した。その主要なものは次に述べるとおりである。

3.3.1 単体性能

主要演算要素の単体性能の試験結果は表 3.7 に示すとおり、計画仕様値をいくぶん上回る成績を得た。また、サークル試験を行なった結果は図 3.16 に示すとおりであって、ほぼ満足な成績と考えられる。

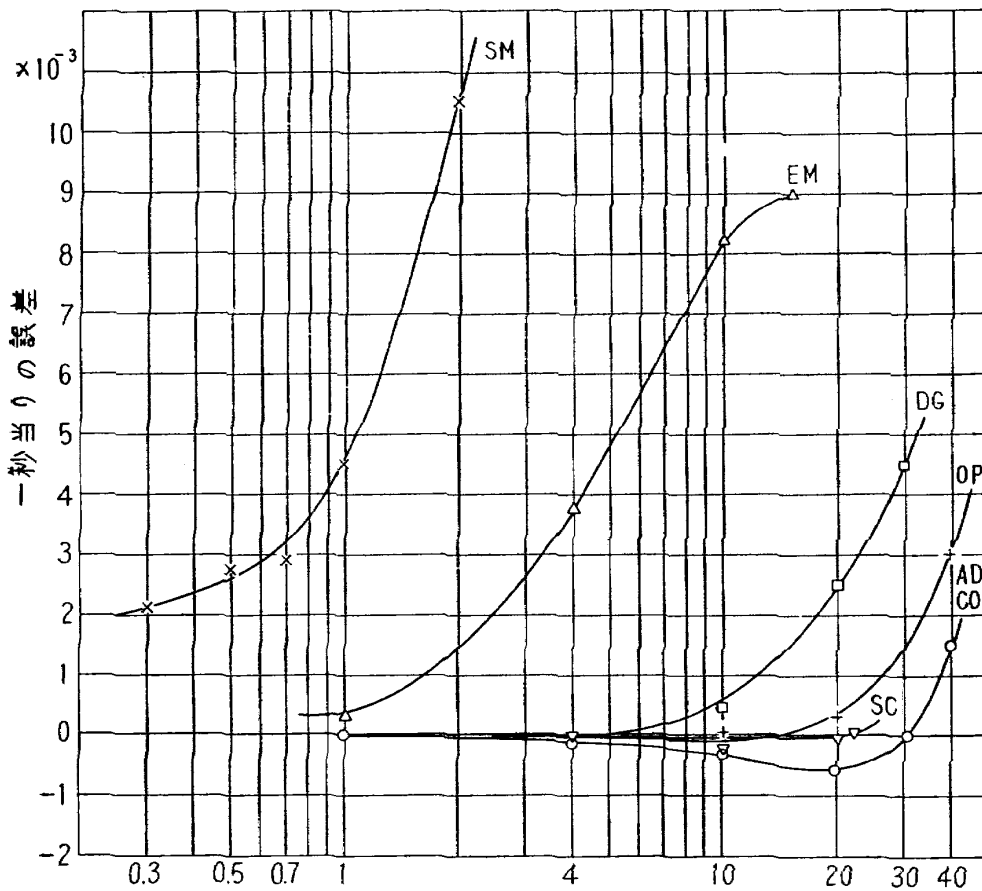
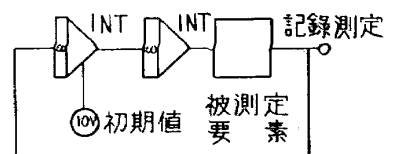


図 3.16 サークル試験結果

測定回路



被測定要素	記号
線形要素	
加算係数器	CO
符号変換器	AD
汎用演算増幅器	OP
サーボ用符号変換器	SC
非線形要素	
任意関数発生器	DG
電子式乗算器	EM
サーボ式乗算器	SM

註(1) 線形要素の試験は積分器と被測定要素をおののおのランダムに選び出して試験
 (2) 非線形要素の試験はそれをランダムに選び積分器は一定のものを用いて試験
 (3) 試験は総数154(77+77)ケースについて行ない、本図はそれらの平均値を示す
 (4) SMのバラツキは大きい

3.3.2 総合性能

本装置の総合演算性能の試験のため、一例について計数形電子計算機による解との比較を行なった。

比較のために用いた航空機の運動方程式は以下に示す式である。

$$\dot{V} = -g(\theta - \alpha) + \frac{T}{m} - \frac{\rho V^2 S}{2m} (C_{D_0} + C_{D_\alpha} \alpha)$$

$$\dot{\alpha} = q + g \frac{1}{V} - \frac{\rho V S}{2m} (C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha + C_{L_\delta} \delta_e)$$

表 3.7 航空機動特性模擬装置の性能試験結果

No.	要素名	性能			仕様		様		備考
		静的精度	周波数特性	ドリフト	その他	備	考		
1	直流増幅器	±0.080%		ブリッド換算 ±30 μV/8h	直流利得 158 db 以上	{ 最大出力電圧 ±120V 以上			
2	加算積分器	±0.087%		ブリッド換算 ±37 μV/8h	{ ノイズ 4 mVrms 以下	{ 最大出力電流 ±22 mA 以上			
3	加算係数器	±0.084%	19.5 kc/s 以上 (±3 db点)	ブリッド換算 ±47 μV/8h	{ グレード電流 8×10 ⁻¹¹ A 以下	{ 時定数偏差 ±0.048% 以内			
4	正負変換器	±0.087%	20 kc/s 以上 (±3 db点)	ブリッド換算 ±40 μV/8h	{ 保持特性 ±23 mV/5 m 以上	{ 初期値設定精度 ±0.04% 以内			
5	汎用演算増幅器	±0.04%	20 kc/s 以上 (±3 db点)	ブリッド換算 ±37 μV/8h					
6	サーボ用正負変換器	±0.1%		ブリッド換算 ±2.5 mV/8h	最大出力 ±10 mA 以上			{ 演算インピーダンスと組み合わせて使用	
7	ポテンションメータ(手動)	±0.1%		{ 分圧比ドリフト ±0.1%/8h	全抵抗値 30 kΩ ±1.5%				
8	サーボセッター	±0.1%		±30 mV/8h	{ 全抵抗値 30 kΩ ±2.2%				
9	電子式乗算器	±0.2%	400 c/s 以上 (±3 db点)		{ 設定時間最大 5 s 以下			(1/4)2乗法, 1×2被乗数	
10	サーボ式乗算器(A)	±0.48%	4.5c/s(±50V入力 -1.9db) 8c/s(±10V入力 0.84db) 12c/s(±5V入力 1.6db)					1×3被乗数	
11	サーボ式乗算器(B)	±0.65%	4.5c/s(±50V入力 -1.5db) 8c/s(±10V入力 0.8db) 12c/s(±5V入力 1.6db)					1×2被乗数, タップ5個付	
12	電子式関数発生器	±0.2%	3.3 kc/s 以上 (-3 db点)	±42 mV/8h	{ ステップ応答 0.11 s 以下			{ 最大勾配 折点数 2以上 10	
13	電子式三角関数発生器	±1.0%	1~4.6 kc/s (-3 db点)	±105 mV/8h	{ X軸設定精度 0.085%				
14	サーボ式三角関数発生器	±0.75%	4.5c/s(±50V入力 -2.4db) 8c/s(±10V入力 1.0db) 12c/s(±5V入力 1.8db)		{ Y軸設定精度 0.080%				
15	フーリエイオード	±0.2%			{ 接点箇所出力のずれ 0.69%				
16	電圧比較器			±21 mV/8h	{ 出力 sin x, cos x ステップ応答 0.11 s 以下				
17	比較器用継電器				{ 出力 Y sin x, Y cos x 導通抵抗 3.2 kΩ 以下			{ バイアス電源付属 バイアス測定回路付属	
18	履歴要素	±2.0%	0.05~10 c/s 3 レンヂ切換	±25 mV/8h	{ カットオフ抵抗 900MΩ 以上			{ 継電器と組み合わせて使用	
19	テーブ式むだ時間要素	{ 総合精度 ±0.55% むだ時間設定精度 ±0.4%		±200 mV/巻 以下	{ 感度および応答 ±100mV 入力 で 120 μs 以下				
20	コンデンサ式むだ時間要素	±1.5%	サンプリング周期 100 c/s	±12.5 mV/8h	{ 回路1, 動作時間 1.3 ms 以下			{ 0.1A 1A	
21	演算抵抗器	±0.05%			{ 回路2, 動作時間 18 ms 以下				
22	演算蓄電器	±0.089%			{ 勾配 0.5~5 s				

$$\begin{aligned} \dot{q} &= \frac{\rho V^2 S c}{2 I_Y} (C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta e} \delta_e) + \frac{\rho V S c^2}{4 I_Y} (C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha}) \\ \dot{\beta} &= -r + \frac{1}{V} g \phi + \frac{\rho V S}{2 m} (C_{y\beta} \beta + C_{y\delta r} \delta_r) \\ \dot{p} &= \frac{\rho V^2 S b}{2 I_X} (C_{l\beta} \beta + C_{l\delta a} \delta_a + C_{l\delta r} \delta_r) + \frac{\rho V S b^2}{4 I_X} (C_{lp} p + C_{lr} r) \\ \dot{r} &= \frac{\rho V^2 S b}{2 I_Z} (C_{n\beta} \beta + C_{n\delta a} \delta_a + C_{n\delta r} \delta_r) + \frac{\rho V S b^2}{4 I_Z} (C_{lr} p + C_{nr} r) \\ \dot{\phi} &= p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \end{aligned}$$

ただし、式中の記号については既述 3.1.2 (1) 項を参照されたい。

上記の運動方程式に中型亜音速機の諸元および空力データ（付録参照）を入れ、航空機動特性模擬装置により実時間で解く場合の計算ブロックを図 3.17 に示す。

計算は水平飛行をしている航空機に台形波状の操舵を行なった場合で、その結果を図 3.18 (a), (b), (c) に示す。

一方、計数形電子計算機データトロン 205 により同様な計算を行なった。計算のステップは 1 ステップを実時間 0.1 秒とした。この解と航空機動特性模擬装置による解とを比較した結果をおのおの図 3.19, 3.20, 3.21 に示す。

これらの図より、両者は非常によく一致し、計画での総合演算精度の目標値を十分満足しているものと考えられる。

しかし、シミュレータとしての総合演算性能は、使用する運動方程式およびその使用方法にも問題があるが、実際の航空機の運動をどの程度よく模擬するかということである。航空機動特性模擬装置について、この問題は今後の研究課題の一つであり、実飛行運動と飛行運動模擬とがよく一致するよう使用法などを考えて活用する必要があると考えられる。

3.3.3 総合機能

航空機動特性模擬装置の機能試験の結果は、計画仕様を十分満足した。またフライトテーブル装置および可動模擬操縦席装置などとの組合せ運転試験も良好な結果が得られたが、詳しくは後の章で述べる。

組合せ運転時に使用される組合せ選択盤を図 3.22 に示す。この盤は飛行運動計算機部の制御操作部に実装してある。

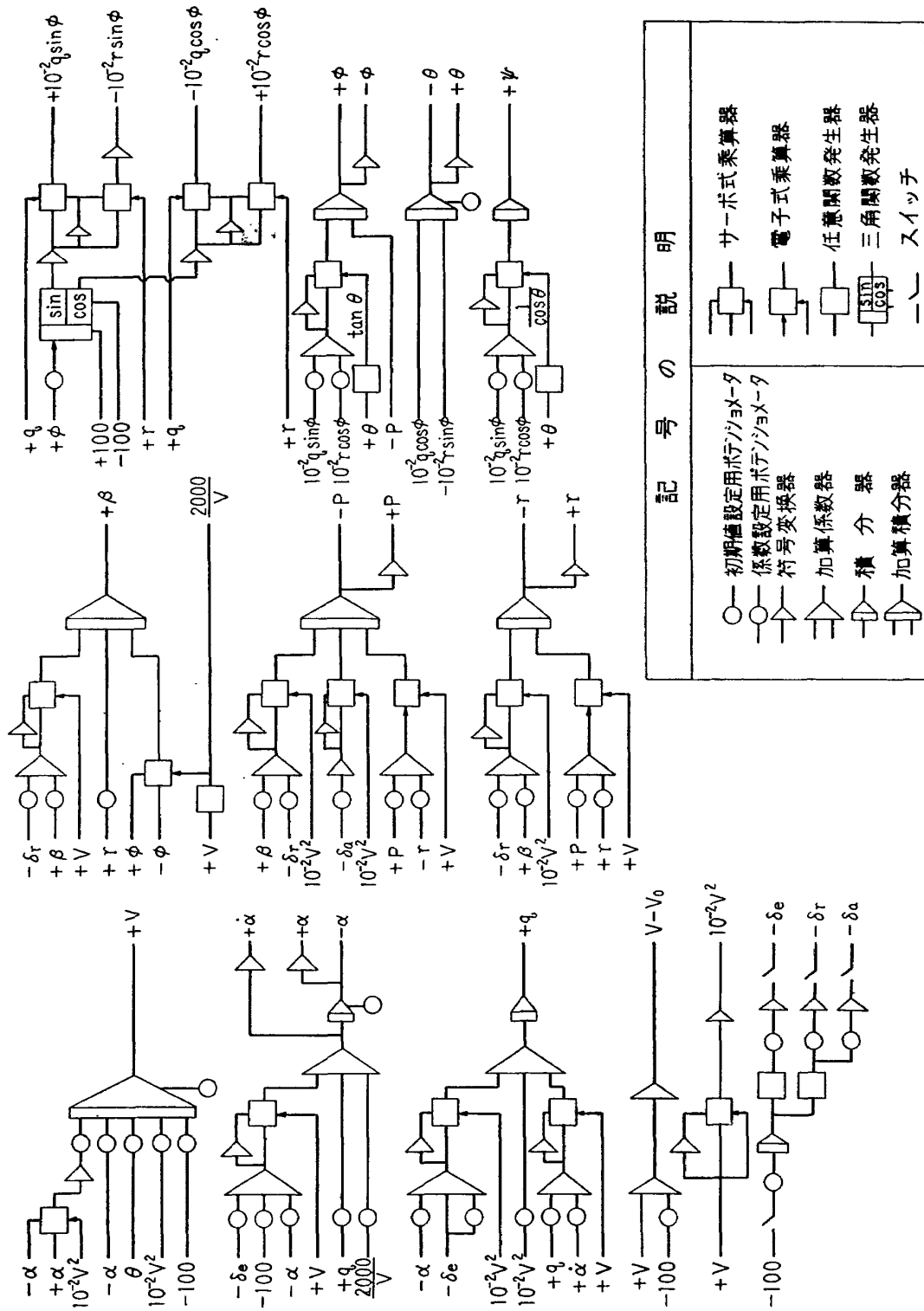
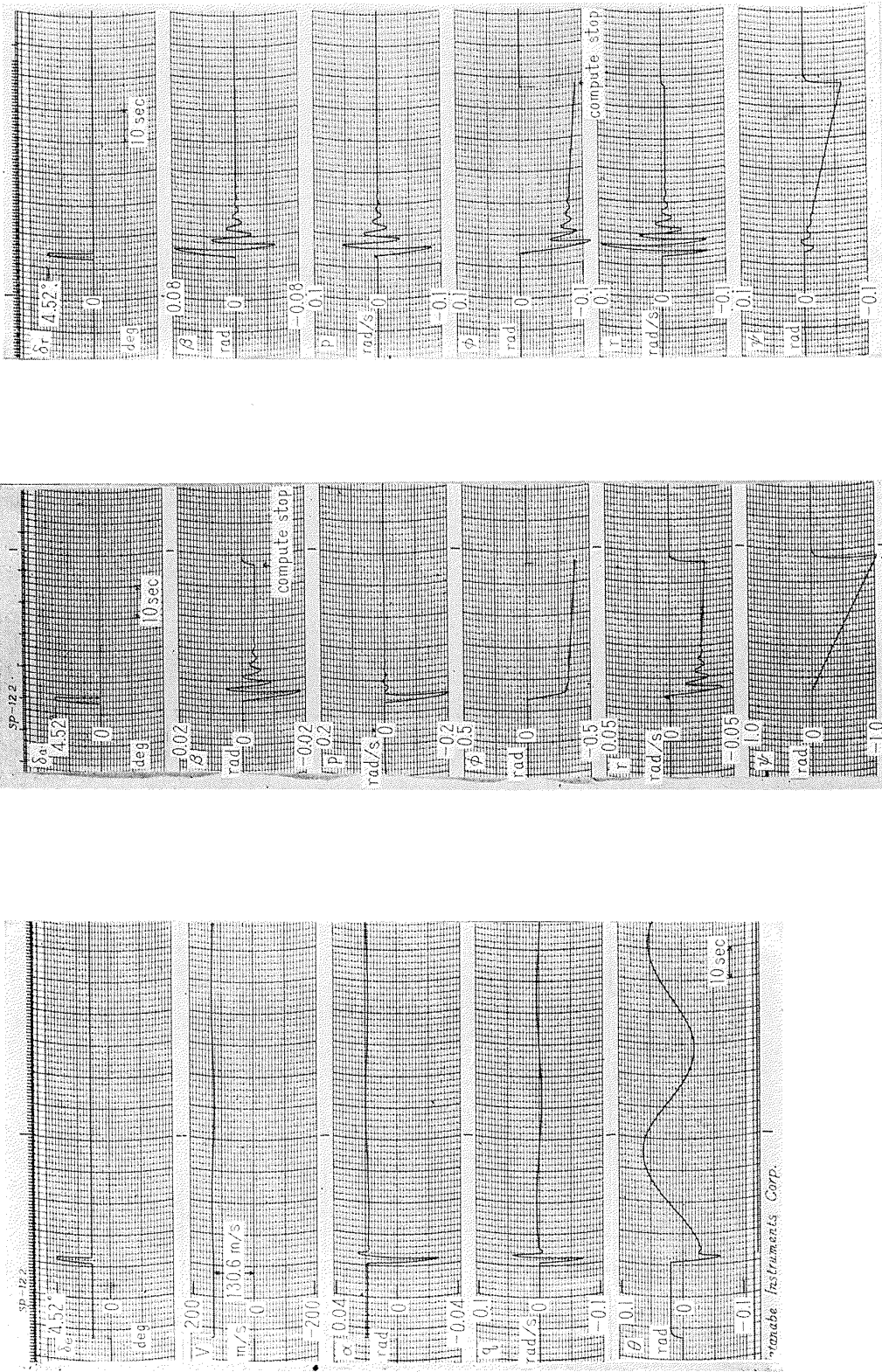


図 3.17 計算ブロック図 (フライトシミュレーションの1例)



(a) 昇降舵操舵による運動

(b) 補助翼操舵による運動

(c) 方向舵操舵による運動

図 3.18 台形波状探舵時の航空機の運動

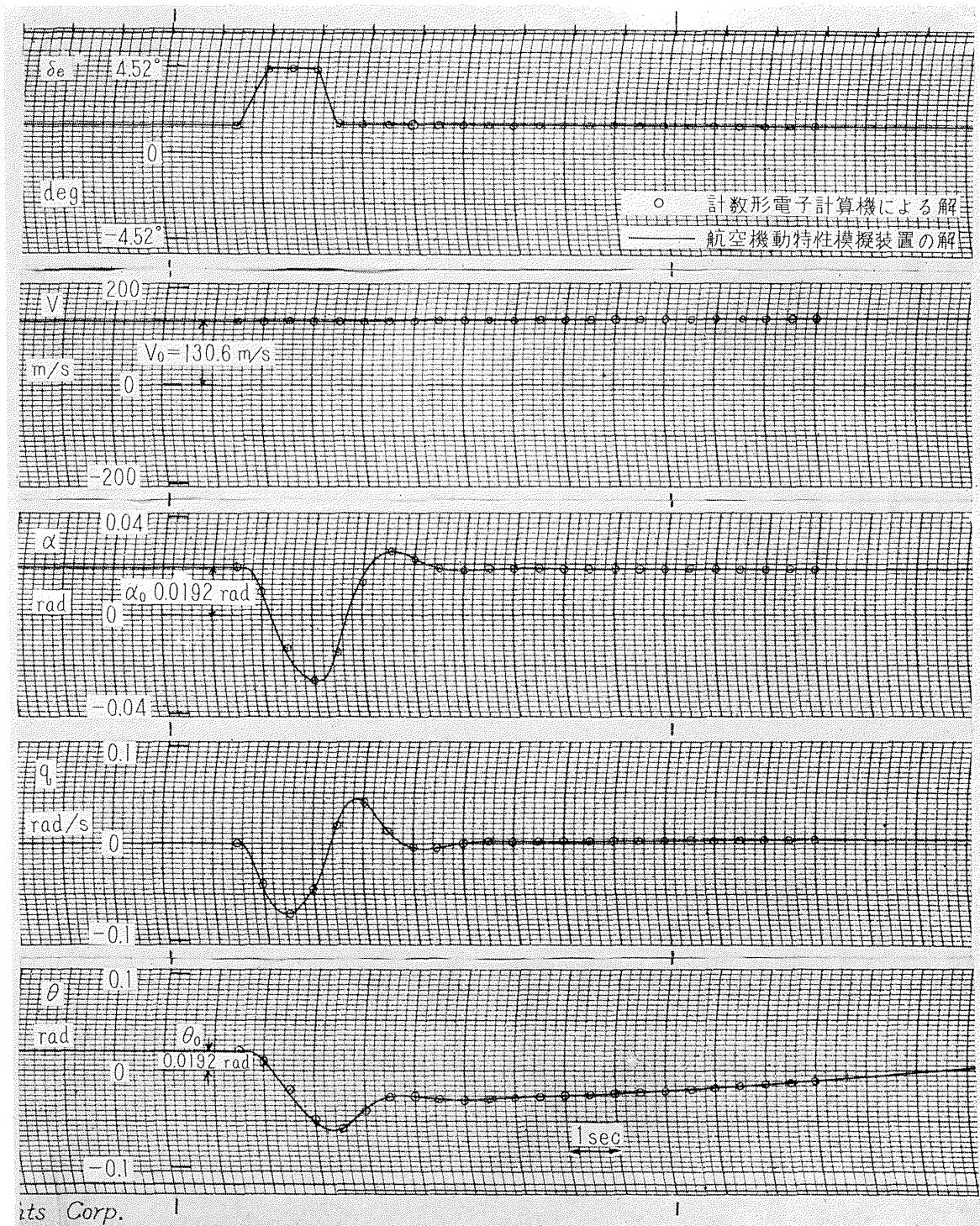


図 3.19 総合演算精度 (昇降舵操舵による運動)

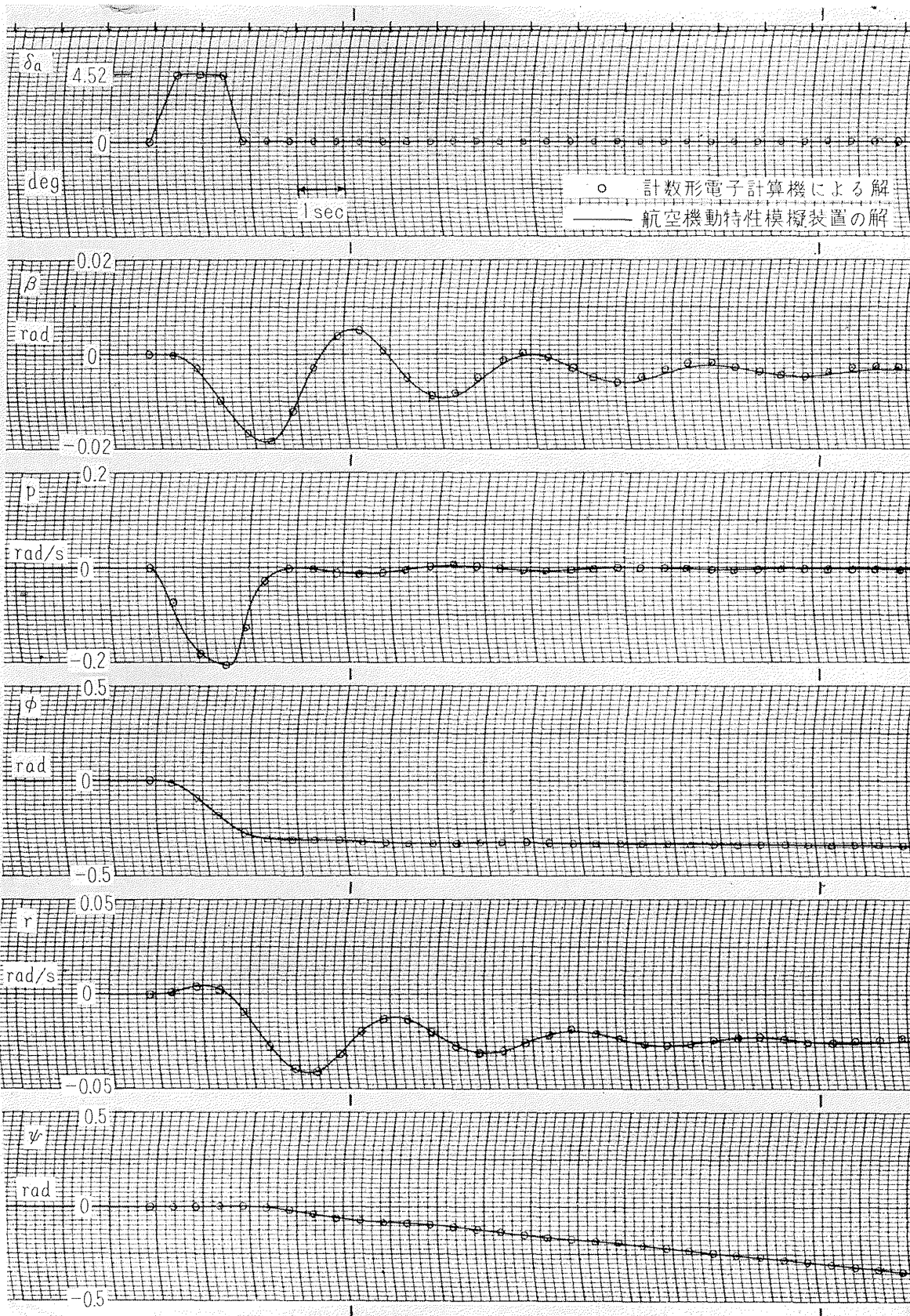


図 3.20 総合演算精度 (補助翼操舵による運動)

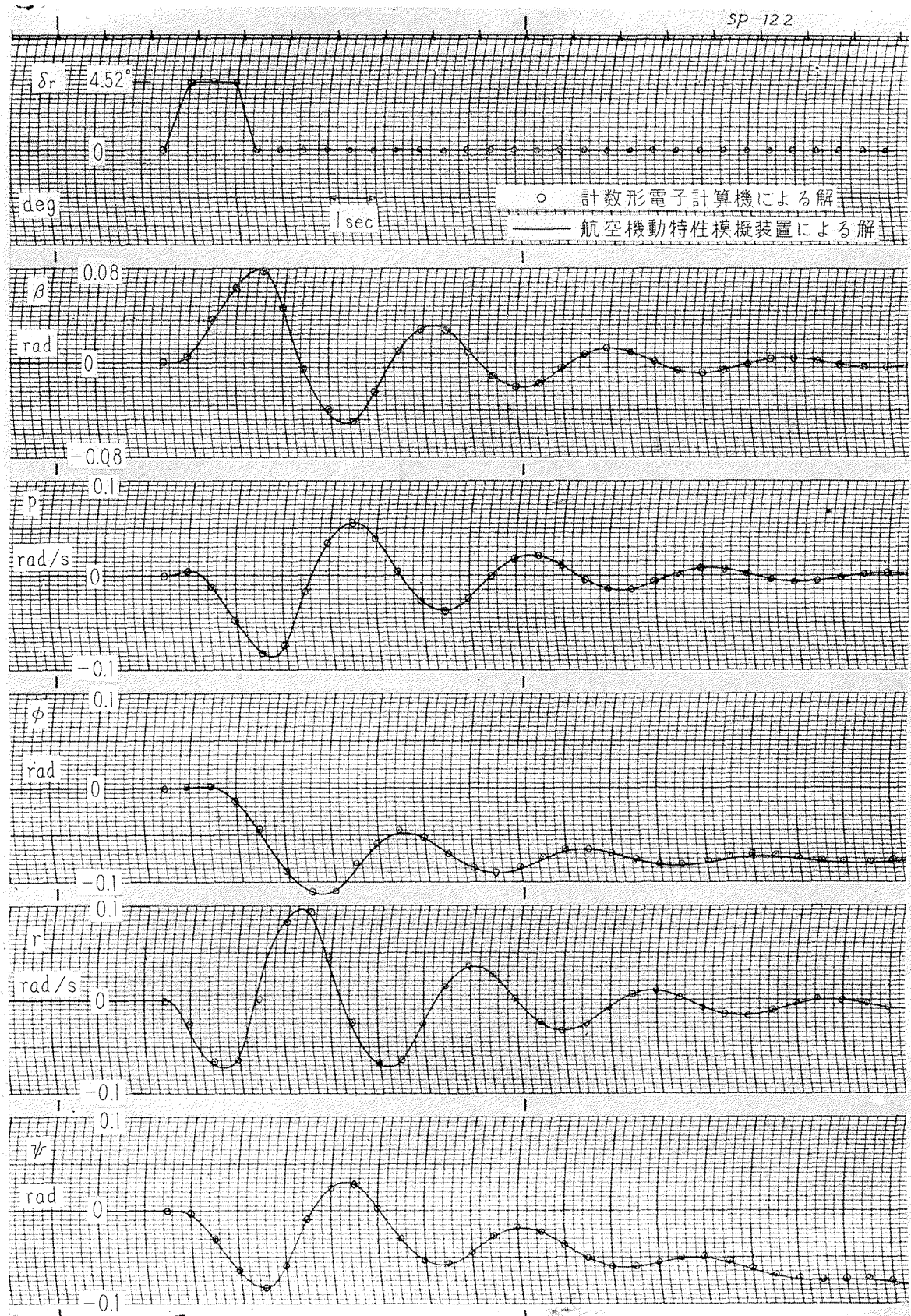


図 3.21 総合演算精度 (方向舵操舵による運動)

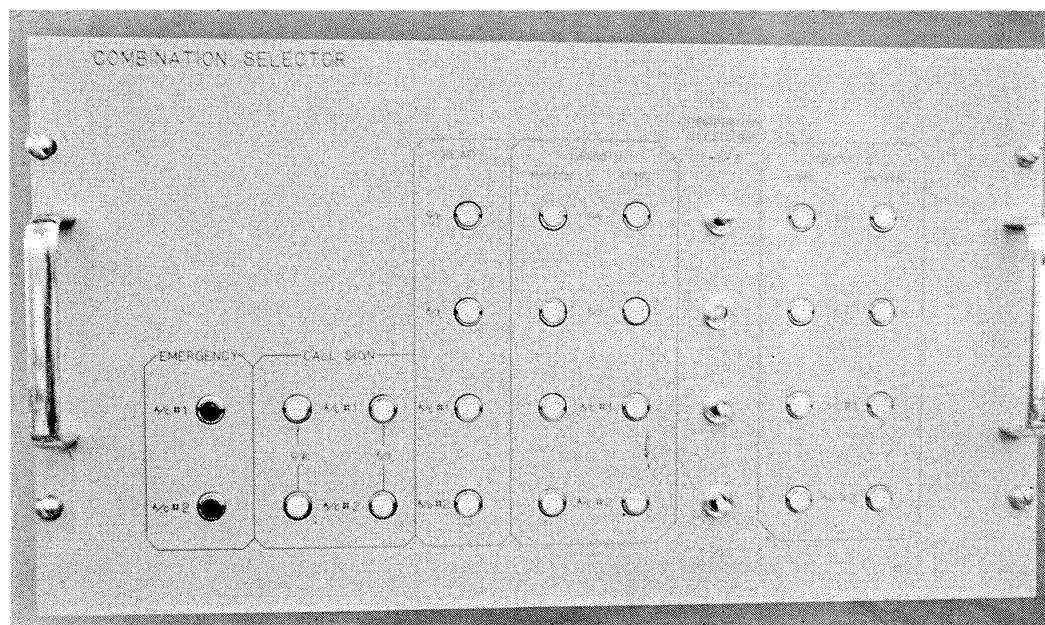


図 3.22 組合せ選択盤

付録 中型亜音速機の諸元および空力データ

(1) 機体常数

$$\begin{array}{lll}
 S=94.76 \text{ m}^2 & I_X=47,310 \text{ kg-m-s}^2 & T=1,426 \text{ kg} \\
 m=w/g=2,327 \text{ kg-s}^2/\text{m} & I_Y=53,383 \text{ kg-m-s}^2 & \\
 c=3.204 \text{ m} & I_Z=97,043 \text{ kg-m-s}^2 & \\
 b=32.0 \text{ m} & \rho=0.0663 \text{ kg-s}^2/\text{m}^4 \text{ (高度 } 6,100 \text{ m)} &
 \end{array}$$

(2) 空力係数

$$\begin{array}{lll}
 C_{D_0}=0.022 & C_{m\dot{\alpha}}=-9.50 & C_{l_p}=-0.499 \\
 C_{D\alpha}=0.180 & C_{mq}=-34.80 & C_{l\delta_a}=-0.182 \\
 C_{L_0}=0.297 & C_{m\dot{c}_e}=-1.65 & C_{l\delta_r}=0.019 \\
 C_{L\alpha}=5.68 & C_{y\beta}=-0.84 & C_{nr}=-0.178 \\
 C_{L\delta_e}=0.687 & C_{y\delta_r}=0.321 & C_{np}=-0.036 \\
 C_{m_0}=0.0791 & C_{l\beta}=-0.083 & C_{n\beta}=0.150 \\
 C_{m\alpha}=-1.87 & C_{lr}=0.125 & C_{n\delta_r}=-0.105
 \end{array}$$

(3) 初期値

$$\begin{array}{ll}
 V_0=130.6 \text{ m/s} & \alpha_0=0.0192 \text{ rad} \\
 \theta_0=0.0192 \text{ rad} & \delta_{e_0}=0.0262 \text{ rad}
 \end{array}$$

文 献

- 1) A.E. Schelhorn; A Study of the Dynamic Response Characteristics of Flight Simulator, WADC TR 59-98 (1959) pp. 1-100.
- 2) R.M. Howe; An Investigation of Flight Equation Requirements for Simulators of Aircraft Up to Mach 3.5, WADC TR 57-144 (1957) pp. 1-41.
- 3) M. E. Connelly; Real Time Analog-Digital Computation, IRE Transaction Vol. EC-11 No. 1 (1962) pp. 31-41.
- 4) 堀川勇壯; 航技研研究用飛行シミュレータ用計算機について, アナログ技術研究会, 3巻4号(昭和38) pp. 21-27.
- 5) M. E. Connelly; Simulation of Aircraft, NAVTRADEVCEEN 7591-R-1 (1959) pp. 1-191.
- 6) B. Etkin; Dynamics of Flight, (1959) pp. 13-187, John Wiley & Sons.
- 7) S. Fifer; Analog Computer, Vol. IV (1961) McGraw-Hill.
- 8) NORAIR; Dynamics of the Airframe, AE-61-4 II (1956) NORAIR.
- 9) NORAIR; The Human Pilot, AE-61-4 III (1956) NORAIR.
- 10) NORAIR; Automatic Flight Control System for Piloted Aircraft, AE-61-4 VI (1956) NORAIR.
- 11) 松浦陽恵; 研究用飛行シミュレータ, 日本航空学会誌, 11巻109号(昭和38) pp. 43-51.
- 12) Specification for Analog Computer System, NASA Langley Spec. No. L-770 (1960) pp. 1-37.
- 13) 山下英男編; 電子計算機, アナログ計算機編, (昭和34) オーム社.
- 14) G. A. Korn & T. M. Korn; Electronic Analog Computers, (1956) McGraw-Hill.
- 15) PACE Analog Computer, (1961) EAI Co.
- 16) REAC Analog Computer, (1961) Reeves Co.
- 17) 野田克彦, 黒川一夫; アナログ計算機の周波数特性による演算誤差算定法, 電気学会誌, 80巻856号(昭和35) pp. 65-71.
- 18) 三浦武夫, 阿部善右衛門, 永田 稷; 低速度形アナログ計算機の総合誤差について, 電気学会誌, 78巻838号(昭和33) pp. 59-71.
- 19) 三浦武雄, 岩田純蔵; アナログ計算機の自動プログラミング, 電気学会誌, 81巻872号(昭和36) pp. 41-50.

第4章 低レスポンス・フライトテーブル装置

4.1 概要

航空機またはロケットの飛行運動の模擬で、制御系にジャイロなどのセンサ類が含まれている場合には、これを解析してその特性をアナログ計算機で置き替える数学的模擬も考えられるが、非線形的特性などの存在のために完全な模擬は困難である。したがって、このような場合には、センサ類に実物を用いる物理的模擬を行なうことが精度の点からも得策であり、またセンサ類そのものの評価試験も可能となる。本装置はこの観点から設計製作されたものであって、可動ジンバル系に設けたテーブル面上に研究対象の機器、計測器などの角運動のセンサ類を搭載し、航空機動特性模擬装置の出力である航空機またはロケットの姿勢角（オイラ角）信号を入力として、搭載センサ類に航空機またはロケットと同一の角運動を与え、その出力を取り出さるサーボ装置である。

本章では第1, 2章で述べた飛行シミュレータ全設備の中で演ずるこの低レスポンス・フライトテーブル装置の役割と、その基本計画に続き、詳細計画、本装置の構成と機能、試験成績を含む性能について述べる。

以下、「低レスポンス・フライトテーブル装置」を略して単に「フライトテーブル」と称する。

4.2 計画

フライトテーブルに要求される主要性能は許容搭載荷重および静的、動的の両特性である。許容搭載荷重は搭載すべきセンサ類の大きさ（重量、容積、慣性モーメント）から決められ、静特性は帰還用検出器の精度でほとんど決められる。動特性は製作の確実性、信頼性に主眼をおいて小型ミサイルなどの運動性の激しいものを除外し、おもに普通の航空機およびV/STOL機の動特性を対象に考えて計画仕様を決定した。

以下、主要項目について検討の経過、その他の参考事項を述べる。

4.2.1 フライトテーブルの動特性

飛行シミュレータの動特性に関しては前章でも述べられているように、操縦訓練用のシミュレータでは固有周波数が 2c/s 以下であるともいわれ¹⁾、研究用のシミュレータではその数倍近くの周波数が必要と考えられる²⁾。さらに、 0.1c/s から模擬対象機の固有周波数の数倍までのバンド幅でゲイン $\pm 3\%$ 、位相 $\pm 3^\circ$ 以内がフライトテーブルに望ましいとする意見もある³⁾。したがっ

てフライトテーブルに要求される性能としては使用ひん度の多い低周波数においてゲイン，位相ともに良好な特性を有することと，固有周波数の数倍までの運動が可能なことの2点が重要であると考えられる。以上の点から振幅 1° の場合の周波数応答を，ロール，ピッチともにゲインを 10 c/s まで $\pm 3 \text{ dB}$ ，位相遅れは 1 c/s で 10° ， 10 c/s で 90° 以内に押えた。

おもな在外フライトテーブル（全部米国製）の性能および要目を表 4.1 に参考のため示す。

表 4.1 在外フライトテーブルの性能

項 目	回 転 軸	製 作 仕 様 値		
		Textron 社	Bendix 社	M.I.T.
最高角加速度 rad/s^2	ロール	700	2,500	100
	ピッチ	350	500	40
	ヨー	140	500	20
最高角速度 rad/s	ロール	8.7	50	8
	ピッチ	5.2	15	2.5
	ヨー	4.4	15	1.7
回 転 範 囲 deg	ロール	120	連続	285
	ピッチ	120	連続	45
	ヨー	90	連続	165
周波数応答 (90° 位相遅れ点) c/s	ロール	25 (10° 遅れ 4)	100	33
	ピッチ	15 (10° 遅れ 2.5)	50	26
	ヨー	10 (10° 遅れ 1.8)	50	16
標準負荷重量 lbs		58	50	—
標準負荷容積 in^3		$17\phi \times 15$	$8\phi \times 15$	—
テーブル軸と重心距離 in		4.5	4.5	—
静的精度 deg		± 0.1	± 0.2	—
位置再現精度 deg		± 0.05	—	—
直 線 性 $\%$		± 0.015	—	—
最小角速度 rad/s		0.004	—	—
オイラ角変換順序		$\phi \rightarrow \theta \rightarrow \psi$	$\theta \rightarrow \phi \rightarrow \psi$	—
記 事		ベイロード割に大 回転型アクチュエータに よりジンバルを直接駆動 保守容易 油圧 1,000 psi	動特性が優れている ジンバルはギヤを介して 油圧モータで駆動 ギヤが摩耗し易い 油圧 3,000 psi	試作研究

4. 2. 2 フライトテーブルの許容搭載荷重

本装置の搭載センサ類は当面の研究対象のうち比較的大きいものはオート・パイロットであるから，それらの資料から次の二例について必要な大きさを検討した。

- (1) ステابل・プラットフォーム 1 個とレートジャイロ 6 個の組合せ
- (2) 垂直ジャイロ 1 個と方向ジャイロ 1 個の組合せ

それらの寸法および重量の例を表 4.2 に示す。

表 4.2 搭載センサの寸法と重量 (例)

名 称	メ ー カ	型 式	寸 法	重 量
ス テ ー プ ル・ プ ラ ッ ト ホ ー ム	Kearfott	C200501013	$12'' \times 10 \frac{1}{4}'' \times 9 \frac{5}{16}''$	28.0 lbs
レ ー ト ジ ャ イ ロ	Kearfott	T2012	$2.10'' \phi \times 4.170''$	1.7 lbs
垂 直 ジ ャ イ ロ	Sperry	VG-202	$7 \frac{47}{64}'' \times 6 \frac{21}{64}'' \times 4 \frac{29}{32}''$	$5 \frac{3}{4}$ lbs
方 向 ジ ャ イ ロ	Sperry	C-9	$9 \frac{9}{16}'' \times 7 \frac{1}{4}'' \times 7 \frac{13}{16}''$	$9 \frac{3}{4}$ lbs

この結果からセンサ類を搭載する最内部のロールジンバル内側の容積を $360 \phi \times 310 \text{ cm}^3$ とし、他のジンバル内で回転が可能であること、搭載物の慣性モーメントと重量は表 4.2 の数値を満足することはもちろん、若干の余裕もみて重量は 25 kg、慣性モーメントはロール軸まわりに 3.45 kg-cm-s^2 と決定した。

4.2.3 フライトテーブルの制御方式

第 2 章に述べた理由によって本テーブルは油圧駆動としたが、制御方式としては位置、速度および加速度によるものが考えられる。位置の検出器にはポテンショメータ、静電容量型などがある。前者は最も単純ではあるが分解能と耐久性に問題があり、後者は変復調器を必要とするなどの問題がある。速度の検出器としてはタコジェネレータがあるが、直流方式では低速度での性能やドリフトなど、交流方式では変復調器を必要とするなどの問題がある。加速度制御方式では適当な検出器の開発と特殊な計算回路または装置が必要となる³⁾。以上の利害、価格などの点からポテンショメータによる位置制御方式が最も確実性があると思われ、その欠点を検討した結果、分解能は直径を大きくして巻線数を増すことにより、耐久性は予備品で交換することにより、解決の見通しが十分ついたのでこの方式に決定した。

油圧による駆動系には表 4.1 の例のように

- (1) サーボバルブ → 油圧モーター → ギヤ → ジンバル
- (2) サーボバルブ → 回転型アクチュエータ → ジンバル

の 2 方式が考えられる。一般に (1) のごとくギヤを介して慣性荷重を高圧油で駆動する系では、サーボバルブやギヤの非線形性を無視しても、図 4.1 の等価系で表わされるようになって、油の圧縮性と装置の剛性が動特性に影響する⁴⁾。これにさらにギヤの非線形性が加わって複雑化し、系の静、動の両特性に望ましくない大きい影響を与える。したがってギヤに要求される精度はきわめて高くなり、また放熱のためのバックラッシュの調整など、細心の注意が必要で保守もやっ介であ

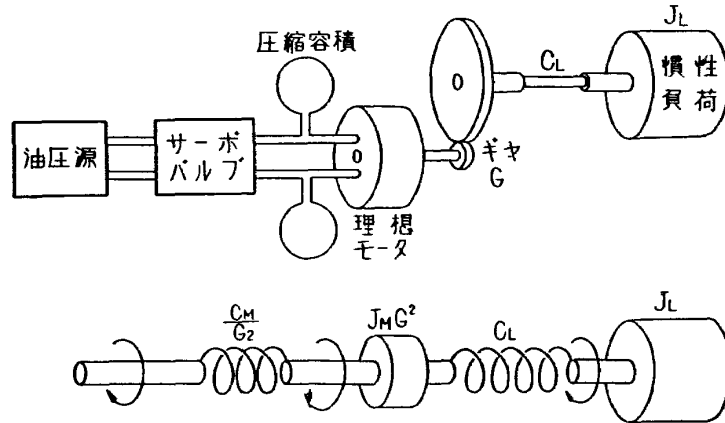


図 4.1 ギヤと弾性効果のある場合の等価系

る⁵⁾。(2)は油圧駆動系としては単純になるが、回転型アクチュエータは油のもれのために余り高い高圧油が使えない不利があり、またこれに見合う国産品がなかった。しかし十分な出力が得られるものを製作する見とおしがあったので後者の方式を採用した。

以上のように決定した駆動制御系を1軸のみについて図 4.2 に示す。

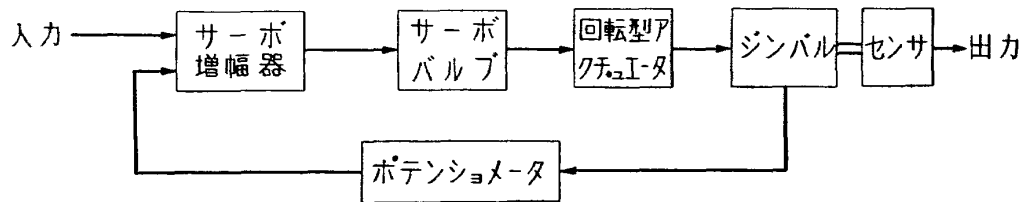


図 4.2 フライトテーブルの制御ブロック図

4.2.4 ジンバルの構成と静的精度

フライトテーブルに搭載されたセンサ類に航空機と同一の角運動を与えるには最低三組のジンバルを必要とする。その際に各ジンバルに与えるべき姿勢角は当然オイラ角となるが、外部からヨー (ψ)、ピッチ (θ)、ロール (ϕ) の順序を採用した。その理由は中間ジンバルのオイラ角が $\pm 90^\circ$ の姿勢をとった場合にはジンバルロックの現象を生ずるが、当面の研究対象の航空機ではピッチが鉛直になることまで考慮の必要がなく、また、外側のジンバル系内に含まれる慣性モーメントは内側のそれと比較して大きくなりレスポンスが低下するけれども、航空機のレスポンスとほぼ対応するからである。

ジンバルの回転許容範囲は当面の研究対象では連続回転の必要がほとんど認められず、簡易化すれば製作や使用上に格段の確実性を与えるので、表 4.1 も参考にしてロール、ピッチともに運動範囲を $\pm 120^\circ$ 、ヨーを $\pm 45^\circ$ に決定した。また、使用にあたっては運動の原点を適当に選定することによって使用回転範囲にかなりの融通性があるものと考えられる。ピッチ範囲を 90° 以上を選んだのはロケットのオープンループ試験の必要の可能性を考慮したからである。

静的精度は直線性と位置再現精度で規定した。直線性は位置検出器、すなわちポテンシオメータ

の精度いかんで決まるものであるが、研究に要求される精度や国産品の実績などからフルスケールの0.5%とした。位置再現精度は動力源までも含めて回路を入切しての再現性であり、 $\pm 0.5^\circ$ とした。

4.2.5 接続ケーブル数

センサへの接続ケーブル数は、センサとしてジンバル寸法決定で述べたものを使用するとして、

ステーブル・プラットフォーム	ジャイロ	3	} 1式
	加速度計	2	
レート・ジャイロ			6個

の場合に必要なフィードを推定すると、

ジャイロ	モータ	400 c/s	115 V 3×3	共用	3本
	エキサイタ	400 c/s	26 V 2×3	共用	2本
	トルカ		2×3		6本
加速度計	ヒータ	DC	28 V 2×3	共用	2本
	エキサイタ	4 kc/s	6 V 2×2	共用	2本
	トルカ		2×2		4本
	その他		2×2		4本
レート・ジャイロ	モータ	400 c/s	115 V 3×6	共用	
	エキサイタ		2×6	共用	
	出力		2×6		12本
	ヒータ	DC	28 V 2×6	共用	
合 計					35本

表 4.3 低レスポンス・フライトテーブル装置の性能（許容搭載荷重を搭載したとき）

項 目		単 位	ロール軸	ピッチ軸	ヨー軸
最高角加速度		rad/s ²	200	100	40
最高角速度		rad/s	7	3.5	3.5
周波数応答 (振幅 1°)	10°位相遅れ	c/s	1	1	0.5
	90°位相遅れ	c/s	10	10	6
ジンバル回転許容範囲		度	240	240	90
位置再現精度		度	±0.5	±0.5	±0.5
直線性		%	±0.5	±0.5	±0.5
許容搭載荷重	重 量	kg	25		
	容 積	mm ³	350φ×300		
	慣性能率	kg-cm-s ²	3.45 (ロール軸)		
接 続 ケ ー ブ ル		本	40		

上記合計は 35 本で足りるが余裕をみて 40 本とした。もしこれ以上が必要な場合が生じても、テーブルが連続で回転しないので直接配線による使用が可能である。

以上の計画仕様をまとめると表 4.3 のようになる。

4.3 構成

本装置は次の 4 部から構成される。

- (1) フライトテーブル本体
- (2) フライトテーブル制御操作部
- (3) フライトテーブル・モニタ
- (4) 油圧源系統

これらのブロック図を図 4.3 に示す。以下各部につき、その構造、機能、製作中に検討された事項などについて記す。

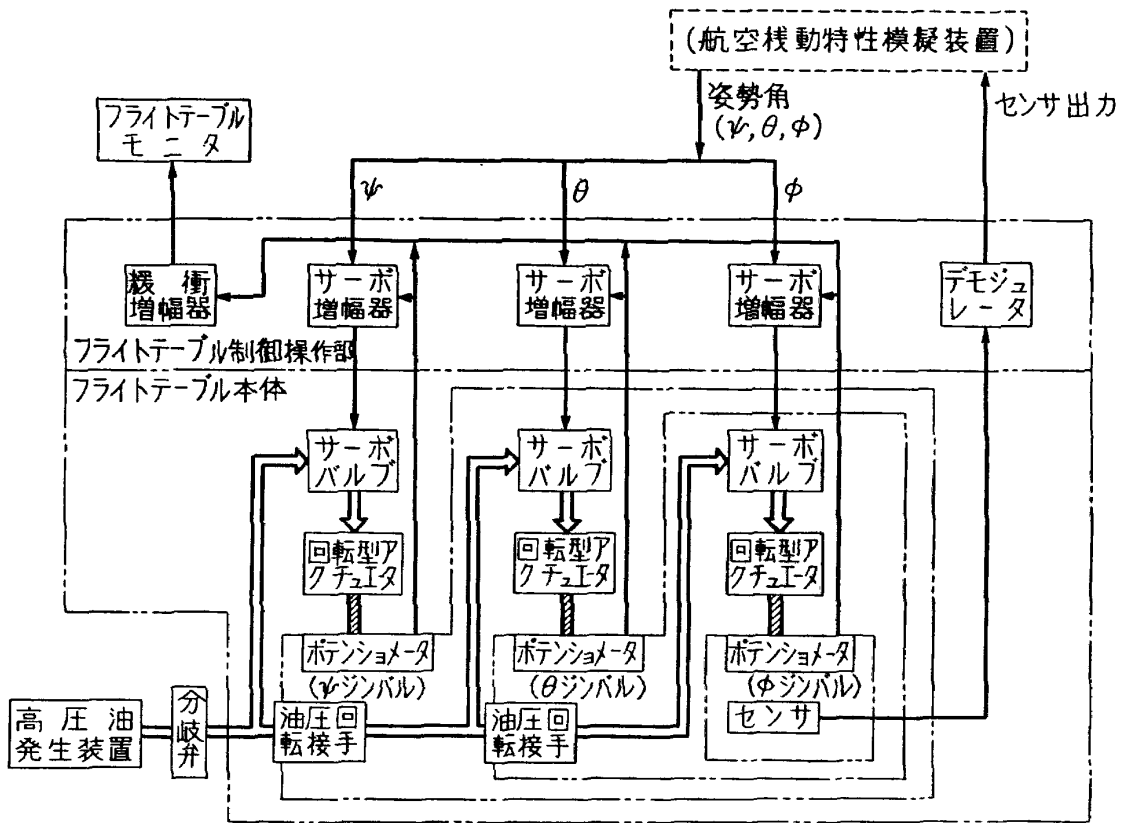


図 4.3 フライトテーブル構成ブロック図

4.3.1 フライトテーブル本体

フライトテーブル本体の外観を図 4.4 に、構造を図 4.5 に示す。

- (1) 台座，台枠

台枠は堅固な台座の上にアーチ形に直立し，ジンバル系を上下からささえる。台座はジンバルの

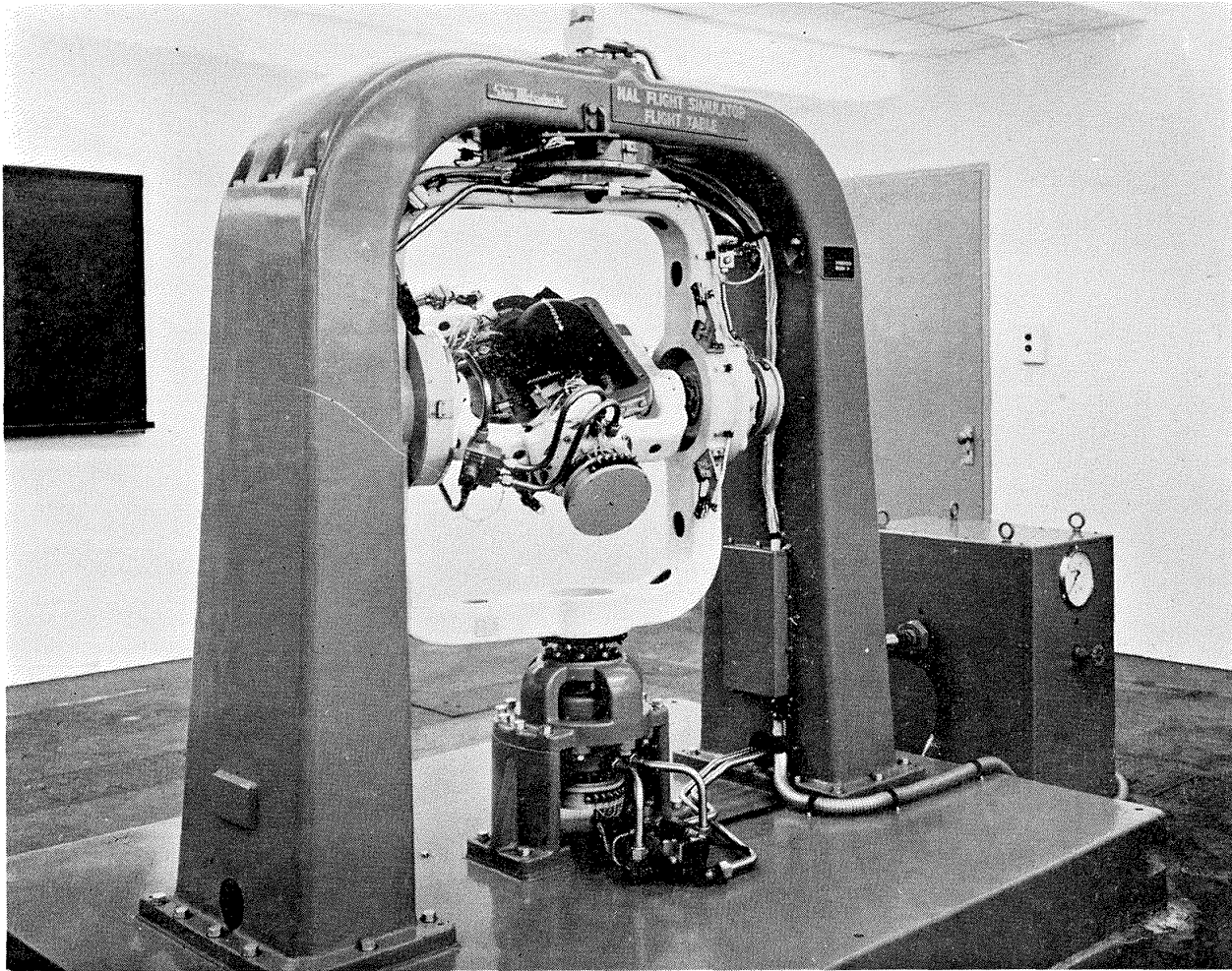
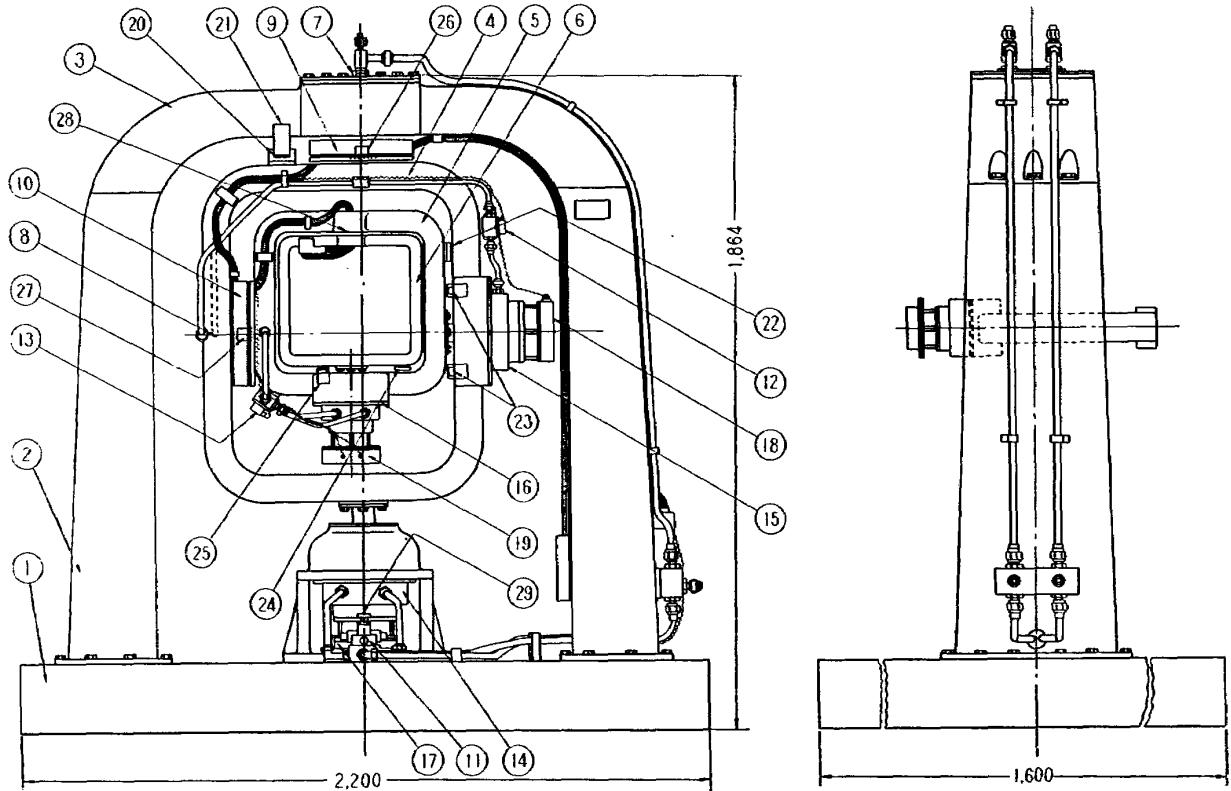


図 4.4 フライトテーブル本体外観

反力や振動を基礎に伝えない十分な重量と剛性を有する。台枠はヨージンバルの軸受を上端に有し、ともに十分な剛性を持ち、特に台枠には有害な共振が生じないように留意した。台座中央のヨージンバル軸受は回転型アクチュエータの支持体と一体構造にして剛性を高くするよう考慮した。実際に台座と台枠を組んだ状態で台枠に振動を与え剛性を試験した結果、台枠のアーチ面に垂直方向の共振は 108 c/s において急峻なものが見られたほかは微弱で、25 c/s 以下ではほとんど検知できなかった。アーチ面内水平方向では 42 および 78 c/s にやや大きな共振点があったが 30 c/s 以下ではほとんど検知し得ない程度であり、ジンバル支持には十分な剛性を有することがわかった。

(2) ジンバル

ジンバルは台座、台枠間で支持する高力アルミニウム合金軽量鋳物構造とし、外側より順次ヨー (ψ)、ピッチ (θ)、ロール (ϕ) の軸に対応せしめ、位置制御方式電気油圧サーボ機構により駆動して、搭載センサに所要の角運動を与える。センサを取り付けたセンサ取付け板は 8 本のボルトで最内部のロールジンバルに取り付ける。ロールジンバルおよびピッチジンバルはおのおの $\pm 120^\circ$ 、ヨージンバルは $\pm 45^\circ$ の範囲で回転が可能である。各ジンバルには回転型アクチュエータ、サー



- | | | |
|-------------|-----------------|-----------------|
| ① 台座 | ⑪ ヨーサーボバルブ | ⑳ ヨーストッパ |
| ② 台枠 A | ⑫ ピッチサーボバルブ | ㉑ ヨーストッパ受け |
| ③ 台枠 B | ⑬ ロールサーボバルブ | ㉒ ピッチストッパ |
| ④ ヨージンバル | ⑭ ヨー回転型アクチュエータ | ㉓ ピッチストッパ受け |
| ⑤ ピッチジンバル | ⑮ ピッチ回転型アクチュエータ | ㉔ ロールストッパ |
| ⑥ ロールジンバル | ⑯ ロール回転型アクチュエータ | ㉕ ロールストッパ受け |
| ⑦ 回転接手 A | ⑰ ヨーポテンショメータ | ㉖ ヨー角度指示板 |
| ⑧ 回転接手 B | ⑱ ピッチポテンショメータ | ㉗ ピッチ角度指示板 |
| ⑨ ケーブルドラム A | ㉒ ロールポテンショメータ | ㉘ ロール角度指示板 |
| ⑩ ケーブルドラム B | ㉓ ヨーストッパ | ㉙ ダンピング用ニードルバルブ |

図 4.5 フライトテーブル本体概要図

ボバルブ、油圧回転接手、ポテンショメータなどが取り付けられるので慣性モーメントの関係から各回転軸は1点で交わっていない。ジンバルの回転範囲は硬質ゴム製のストッパで制限される。

(3) 回転型アクチュエータ

このアクチュエータは直結された各ジンバルを回転駆動するためのものである。その構造は3軸ともほぼ相似形で図 4.6 のとおりギヤを介さず直接ジンバルを駆動する。その構造は1枚の回転翼が軸と一体に削り出され、これがピストンの作用をするもので、ケーシングはミーハナイト鋳鉄製で翼と摺動、内面は表面処理を施してある。翼はこの部分に収まり左右の油の圧力差で軸に回転力を与える。

この回転型アクチュエータはフライトテーブル制御操作部からの信号によって作動するサーボバルブで制御された高圧油で作動する。製作者において試作された回転型アクチュエータは予備試験

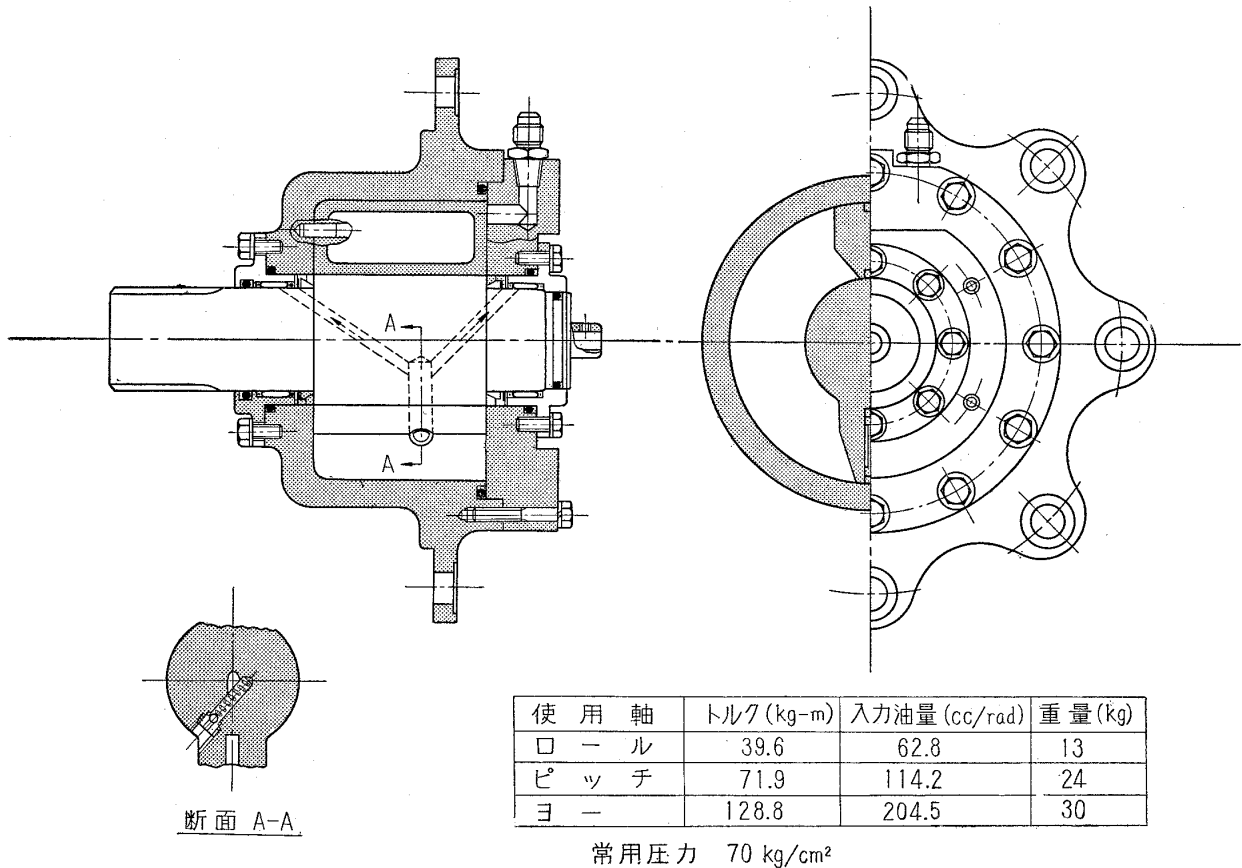


図 4.6 回転型アクチュエータ断面図

表 4.4 回転型アクチュエータの予備試験成績

試験項目	試験成績
摩擦トルク	理論トルクの 0.75% 以下
静トルク	圧力 70 kg/cm ² で理論トルクの 95% 以上
もれ試験	圧力 70 kg/cm ² でのもれの量は 1.65 cc/s 以下
動トルク	圧力 70 kg/cm ² で理論トルクの 87% 以上
動特性試験	正弦波入力に対しスティック等の波形の歪は認められない
耐久試験	適当な間隔をおいた静トルクともれの量の測定値に変化はない

の結果, 良好な成績を得たので本装置に実用化した。その試験成績の概要は表 4.4 のとおりである。

(4) サーボバルブ

サーボバルブはトルクモータ, ノズル, フラップ, スプールなどからなり, サーボ増幅器からの入力電流に比例する油量を回転型アクチュエータに供給する。スプールの変位はスプールとフラップの先を結ぶフィードバックばねにより帰還される力平衡式である。ロール, ピッチの両ジンバル駆動系には Moog 社製の 34 シリーズ, ヨージンバル駆動系には同社製 73 シリーズを使用した。

上記に関連してサーボバルブ, アクチュエータおよび慣性負荷からなる油圧サーボ系の安定性の検討を行なった。この系には線形化ゲイン特性から次のような二つのピークがある^{6),7)}。すなわち

$$\omega_1 = \sqrt{\frac{\lambda_v}{J}}$$

$$\omega_2 = \sqrt{\frac{\lambda_c}{J}} = \sqrt{\frac{Nd_m^2}{JV}}$$

λ_v = バルブの stiffness

λ_c = 油の圧縮性によるアクチュエータの stiffness

J = 負荷の慣性モーメント

N = 油の実効バルクモジュラス

d_m = アクチュエータの積分定数

V = 圧縮を受ける油の体積

この場合の安定条件は $\omega_2/\omega_1 > 1$ であるが、油の圧縮性の影響がほとんど出ないためには $\omega_2/\omega_1 > 2$ が必要で、このときのゲイン余裕は 12 dB 以上となる。各軸についての ω_2/ω_1 の値はロールが約 2.2, ピッチが約 2.4, ヨーが約 3.1 であってゲイン余裕は十分である。

(5) 油圧回転接手

回転運動をしているジンバル系に高圧油を送り込むために台枠とヨージンバルおよびヨージンバルとピッチジンバルの間に油圧回転接手を設けてある。高圧油は浮動しているパイプの内側を流れ、低圧の戻り油はパイプの外側を流れる。

(6) ケーブルドラム

各種信号ケーブルを外部に引き出すためにピッチジンバルとヨージンバルの間およびヨージンバルと台枠の間にケーブルドラムを設け、ジンバルの回転によってケーブルに無理が生じないようにドラムの中でケーブルを約 2 回転ゆるく巻いてある。

(7) ヨー軸ダンピング用ニードルバルブ

ヨー軸サーボバルブと同軸用回転型アクチュエータ間に作動油のバイパスを設け、バイパス流量をニードルバルブで任意に調整することができる。これによってヨー軸制御系にダンピングを与え、前述の線形理論によるゲイン余裕の不備を補なって系を安定化している。

(8) ピッチ軸ダンピング用オリフィス

ピッチ軸サーボバルブと同軸用回転型アクチュエータ間に作動油のバイパスを設け、バイパス流量を固定オリフィスを用いて調整してある。これによってピッチ軸制御系にダンピングを与え、前述の線形理論によるゲイン余裕の不備を補なって系を安定化している。

(9) ポテンショメータ

各ジンバル軸には回転型ポテンショメータを取り付けてジンバルの回転角度を検出して制御操作部のサーボ増幅器に帰還する。このポテンショメータは国内で本テーブル用に特に開発したものである。最初は直線性 0.02% のものを製作したが、静的には良好でも動的にはきわめて不良な結

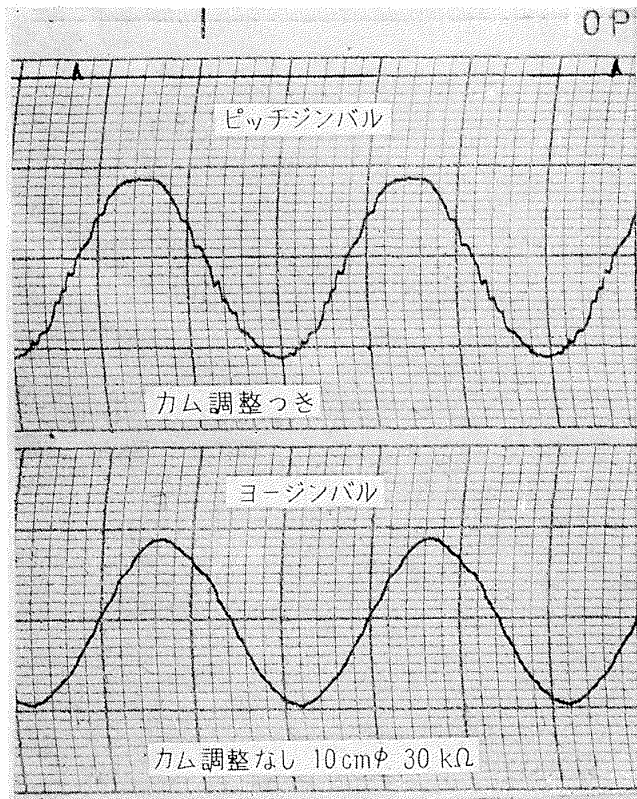


図 4.7 変更前のポテンショメータによるジンバル運動の出力波形

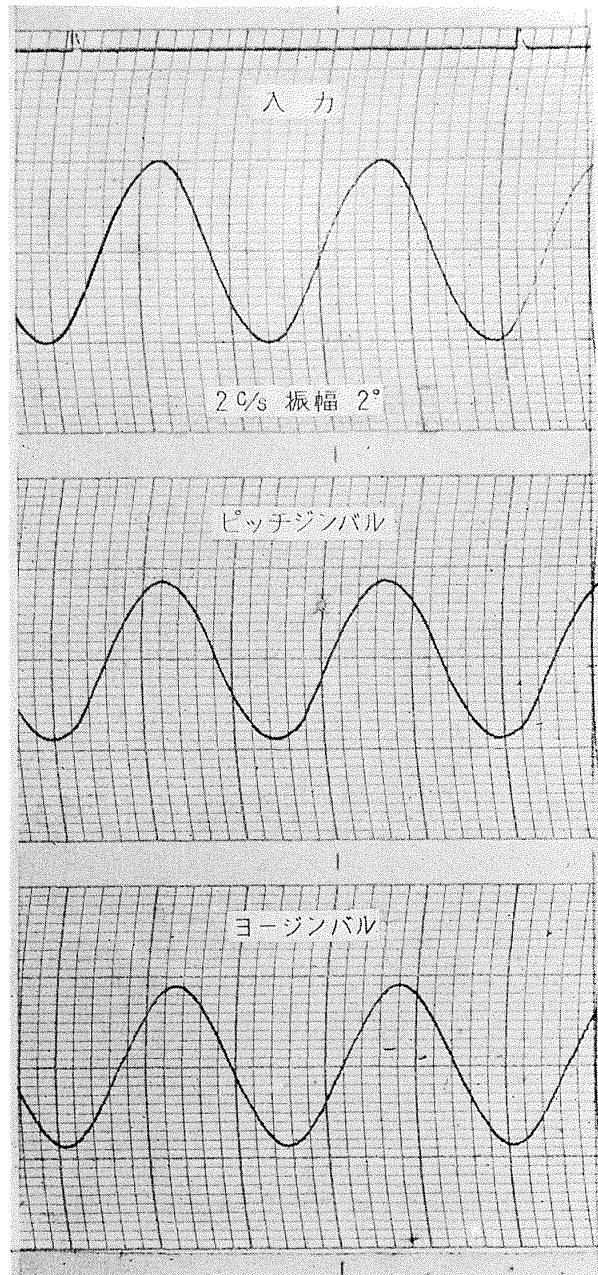


図 4.8 変更後のポテンショメータによるジンバル運動の出力波形

果を示した。図 4.7 はその試験例で、正弦波、振幅 2° , 2c/s , で振動させたものであるが、上図はカムにより摺動接触面積を変える直線性調整器のついたもので、このカムが動的に悪影響を及ぼしたものである。下図はカム調整のないもので直線性は良好ではなかった。その結果直径を大にして捲線数を増し、2連を並列に使用して分解度を高め、二つの摺動子を互いに逆方向に取り付けて摺動特性が互いに相補うようにして目的を達成した（図 4.8 参照）。並列化により一方が断線しても危険な異常運動が防げるので装置の安全性増大にもなる。

このポテンショメータのおもな仕様値は表 4.5 のとおりである。

表 4.5 ポテンショメータの仕様

項 目	仕 様	備 考
有効回転角	300 度	2 連 2 連並列平衡度 0.5%以内 DC 1,000 V にて
抵抗値	20 k Ω \pm 5% (各)	
直線性	\pm 0.05% 以内	
分解度	0.02% 以上	
絶縁抵抗	100 M Ω 以上	
摺動周波数	0~10 c/s, 角速度 7 rad/s	
雑音	20 mV 以下	
使用端子電圧	DC 200 V	
機械的要求	ブラシ取付は 2 連各個を反対とする	

以上の仕様により撻線抵抗体の直径が当初のカム付きが 100 mm であったものが 140 mm となり、重量は増大したが、各種性能が大幅に改善された。

4.3.2 フライトテーブル制御操作部

この制御操作部はフライトテーブル本体の機側に設置され、フライトテーブルの制御操作を行なうものであって、図 4.9 にその外観を示す。構造は自立型のスチール製キャビネット方式のもので

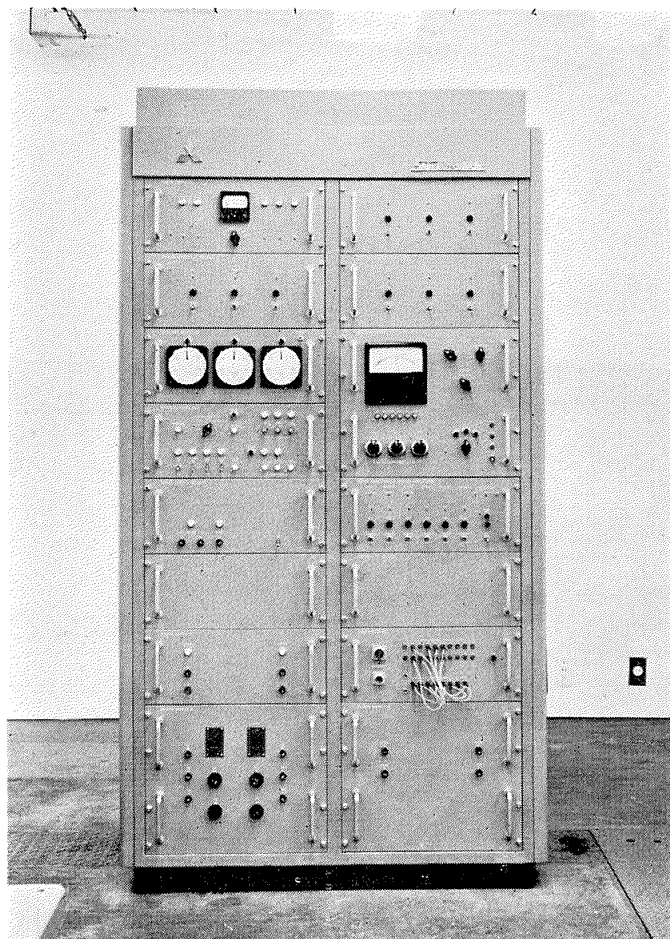


図 4.9 フライトテーブル制御操作部

寸法の概略は 2.1 m (高さ) × 1.1 m (幅) × 0.7 m (奥行) である。各パネルは前方へ引き出せるプラグイン型で、背面は開き扉を有し、上下の排気、吸気扇により内部冷却をする。この中に含まれる各系統を以下に説明する。

(1) フライトテーブル制御操作系統部

この系統部は油圧の供給、停止の操作およびフライトテーブルの初期値設定、起動、停止などの一巡の操作を行なうものである。初期値設定、ゼロレベル復帰には搭載物に衝撃が加わらないための漸増機構を有する。フライトテーブルへの入力信号として航空機動特性模擬装置、その他の外部信号のほか、自蔵のポテンショメータからのテスト入力信号への切替えが可能である。さらにフライトテーブル・モニタや人間工学研究用可動模擬操縦席装置の制御機からの遠隔制御操作に切替えが可能である。また操作の安全のための各種インタロック機構を有する。特にジンバルが許容範囲以上に回転した場合には、機械的ストッパに当る前に回転角制限スイッチが作動し、供給油圧が遮断されて緊急停止となる。

(2) フライトテーブル・サーボ系統部

この系統部のサーボ増幅器は姿勢角入力信号を各ジンバルのポテンショメータの姿勢角帰還信号と比較し、ゲイン補償、位相補償をしてサーボバルブへの入力信号電流を供給するチョップ安定化直流増幅器である。また、このサーボ電流にはジンバルの運動をなめらかにする 400 c/s のディザ信号を重畳する。その他ポテンショメータによる姿勢角出力信号を記録器や航空機動特性模擬装置へ送ったり、姿勢角指示計器へ送るためのバッファ増幅器、姿勢角の入出力信号の差電圧を取り出す誤差増幅器が含まれている。

また、このサーボ増幅器の出力はバルブ保護回路を經由 (図 4.11 参照)、過大電流の場合にもサーボバルブのトルクモータの励磁コイルを焼損しないようにリレー接地回路が作動するようになっている。

(3) センサ系統部

この系統部は、フライトテーブルに搭載したセンサのための駆動、励磁電源盤とセンサ類の 400 c/s 出力信号を復調、増幅する合計 9 チャンネルの復調整からなる。駆動、励磁電源は 400 c/s, 115 V と DC 24 V である。

(4) フライトテーブル計測系統部

この系統部はフライトテーブル制御操作部内の基準電源電圧 (± 100 V) やサーボ増幅器、バッファ増幅器、センサ復調器などを呼出して電圧計により計測し調整するために使用される。また広角度電流計によりジンバル姿勢角が指示される姿勢指示盤がある。

そのほか、各種の必要な入出力信号をインク書レコーダへ接続したり、航空機動特性模擬装置への返送信号を適当に選択接続する信号接続盤がある。

(5) フライトテーブル制御操作部電源部

フライトテーブル設置室内の分電盤からの電源を、制御操作部内の電気系統に必要とする各種定電圧電源を供給するために電源部がある。なおジンバルのポテンショメータなどへ供給される $\pm 100\text{V}$ の標準電源は自蔵の標準電池で校正される。

4.3.3 フライトテーブル・モニタ

このモニタは可搬型ケースの中に遠隔制御用の操作ボタン、リレー回路、フライトテーブルの姿勢角を示す指示計（広角度型直流電流計、1.5 級）および制御状態を示すランプを取めたものである。フライトテーブル制御操作部からのスイッチ切替えにより制御権がこのモニタに移された場合にはここで初期値設定、起動、停止の遠隔操作が可能となり、人間工学研究用可動模擬操縦席の制御机や航空機動特性模擬装置の機側からフライトテーブルを遠隔制御、監視ができる。図 4.10 はその外観である。

以上のフライトテーブルの駆動、監視、記録などの接続関係を図 4.11 に示す。

4.3.4 高圧油発生装置

この系統にはフライトテーブル設置室に直接続く高圧油発生装置設置室に設置した専用の高圧油発生装置とフライトテーブル本体機側に設けた分岐弁装置の二者が含まれる。

(1) 高圧油発生装置

この高圧油発生装置は 70 kg/cm^2 の高圧油を発生し、フライトテーブル本体を駆動するもので、その外観図を図 4.12 に、概略要目を表 4.6 に示す。その操作は本高圧油発生装置前面の制御操

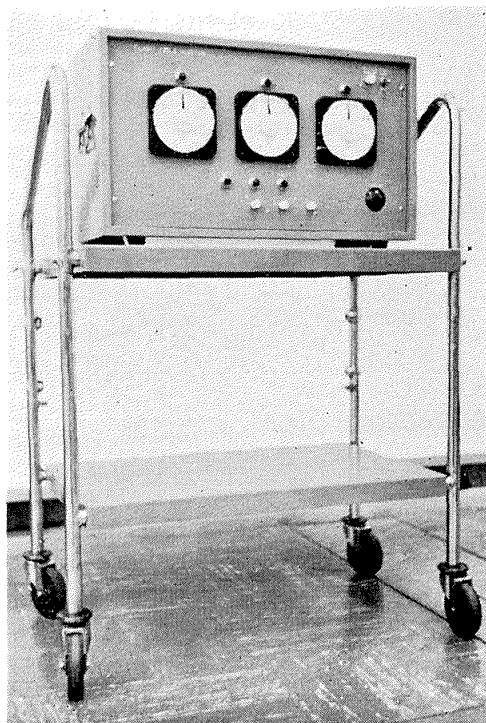


図 4.10 フライトテーブル・モニタ

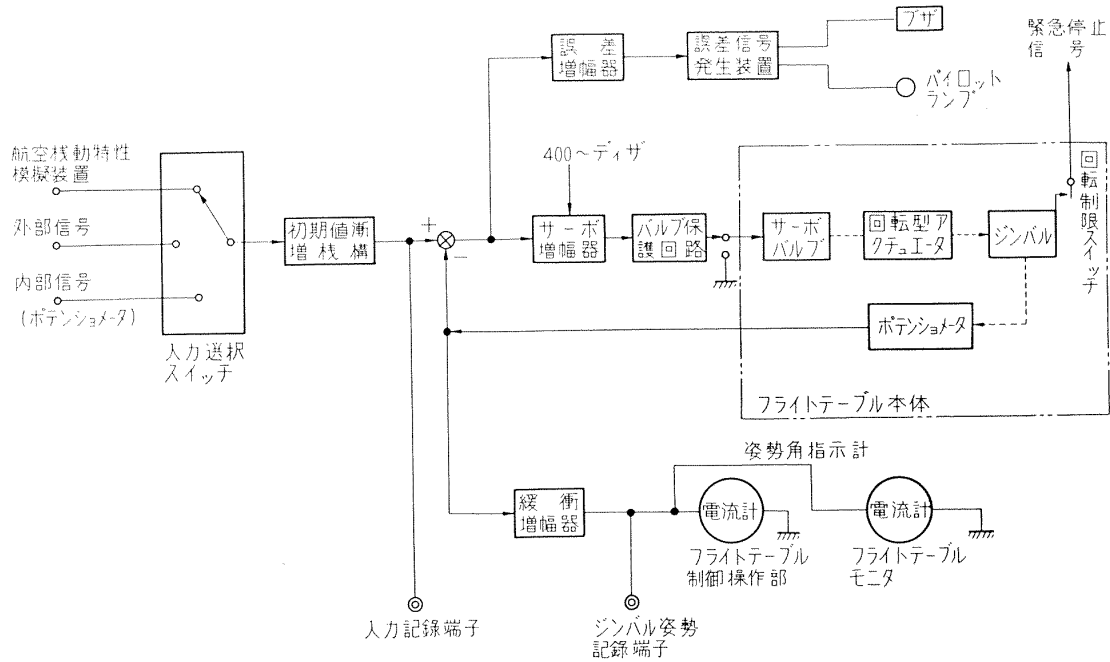


図 4.11 フライトテーブル駆動，監視，記録接続系統図

作盤からはもちろん，フライトテーブル制御操作部からの遠隔操作ができるほか，油温の異常上昇，油圧の過大などによる事故を防止するための警報装置および安全装置が取り付けられている。

(2) 分岐弁装置

本装置はフライトテーブル本体への油圧の供給遮断を行なうソレノイドバルブ，給油開始時にジンバルに急激な衝撃を与えないための絞り弁，その他の弁，油圧ゲージなどからなる（図 4.4 のフライトテーブル本体右側の箱）。

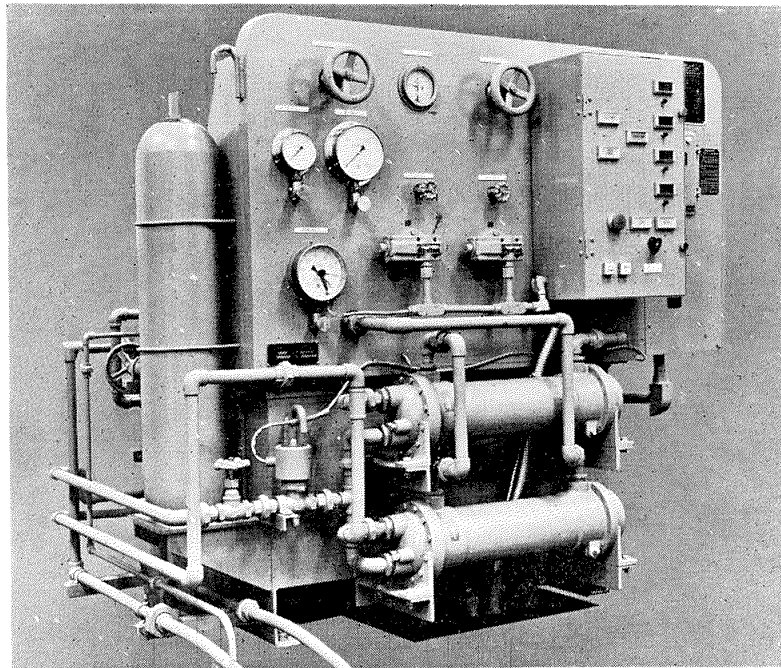


図 4.12 低レンボンス・フライトテーブル装置用高圧油発生装置

表 4.6 低レスポンス・フライトテーブル装置用高圧油発生装置要目

項 目	要 目
駆 動 用 電 動 機	3相 200 V, 50 c/s 誘導電動機出力 15 kW
油 圧 ポ ン プ 流 量	84.5 l/m (圧力 70 kg/cm ²) 76.8 l/m (圧力 5 kg/cm ²)
油 圧 ポ ン プ 型 式	ベーン型
ア キ ュ ム レ ー タ	40 l
オ イ ル リ ザ ー バ タ ン ク	400 l
冷 却 方 式	水 冷
フ ィ ル タ	3 μ
作 動 油	MIL-H-5606 A

4.4 性 能

以下にフライトテーブル制御操作部に含まれているおもな電子装置の単体性能、フライトテーブルの静的、動的総合性能ならびに中型亜音速機についての実験結果例を述べる。

4.4.1 フライトテーブル制御操作部単体性能

(1) サーボ増幅器

- (a) 出力電流 $\pm 10 \text{ mA}$ 以上
- (b) ゲイン
直流部 60 dB 以上
交流部 50 dB 以上
- (c) ドリフト
入力換算 $25 \mu\text{V}/8 \text{ h}$ 以下
- (d) 雑音 0.6 mV (rms) 以下

(2) 緩衝増幅器

- (a) 入力インピーダンス $1 \text{ M}\Omega$ 以上
- (b) 出力電圧 $\pm 50 \text{ V}$
- (c) ドリフト $10 \text{ mV}/8 \text{ h}$ 以下
- (d) ゲイン特性 1 kc まで $\pm 0.5 \text{ dB}$ 間以内
- (e) 雑音 1.2 mV (rms) 以下

(3) センサ出力復調器

- (a) 出力電圧 $\pm 100 \text{ V}$
- (b) ゲイン $20 \text{ dB} \sim 50 \text{ dB}$ 間可変
- (c) 負荷抵抗 $5 \text{ k}\Omega$ 以上

- (d) ドリフト 入力換算, 直流部 10 mV/8 h 以下
 (e) 雑音 11 mV (rms) 以下
 (f) ゲイン特性 50 c/s まで ± 0.3 dB 以内

4.4.2 フライトテーブル総合性能

(1) 静特性

(a) 直線性

- ロール $\pm 0.4\%$ 以内
 ピッチ $\pm 0.3\%$ 以内
 ヨー $\pm 0.4\%$ 以内

(b) ヒステリシス

各軸入力指令信号を $0 \rightarrow + \rightarrow 0 \rightarrow - \rightarrow 0$ の順に全ストロークにわたり与えたときのポテンシオメータ出力電圧の読みを換算する。

- ロール $\pm 0.2^\circ$ 以内
 ピッチ $\pm 0.25^\circ$ 以内
 ヨー $\pm 0.2^\circ$ 以内

(c) 再現性

前項ヒステリシス試験を3回連続する。油圧源は各試験ごとに入切する。

- ロール $\pm 0.3^\circ$ 以内
 ピッチ $\pm 0.25^\circ$ 以内
 ヨー $\pm 0.2^\circ$ 以内

(d) 分解度

- ロール $\pm 0.15^\circ$ 以内
 ピッチ $\pm 0.15^\circ$ 以内
 ヨー $\pm 0.15^\circ$ 以内

(2) 動特性

(a) 周波数応答

サーボアナライザによる結果を Bode 線図で図 4.13 に示す。各軸とも入力振幅は 2° で、仕様値の2倍の振幅であるが、それでも十分仕様値を満足し、予期以上の性能が得られた。

(b) 出力波形

出力波形はおもにポテンシオメータの性能で決定されるが、予備試験と同様に各軸を正弦波、振幅 2° で 2 c/s の運動をさせ、同時に垂直ジャイロの出力を記録したものが図 4.14 (a), (b) である。予備試験時のデータ (図 4.7) と比較して格段に良好になったことは前述したが、図 4.14

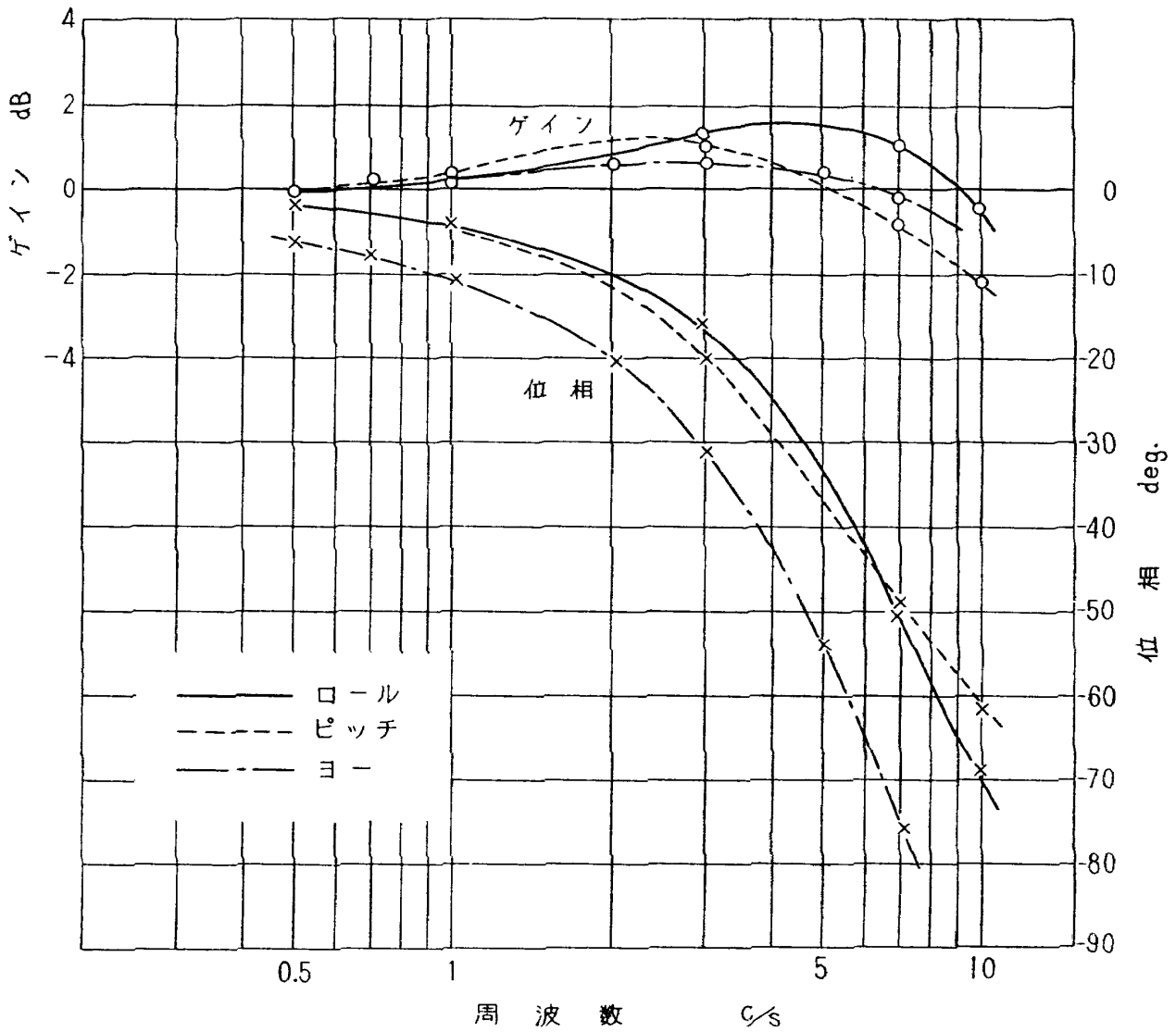


図 4.13 フライトテーブル3軸の周波数応答 (入力振幅 2°)

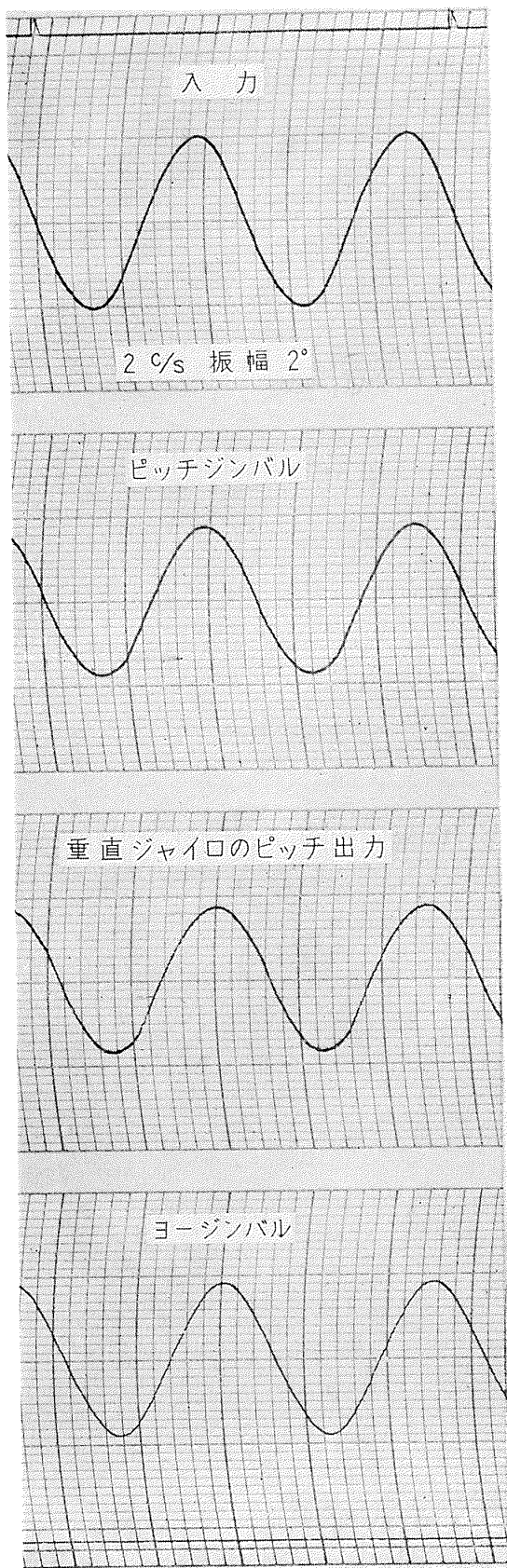


図 4.14 (a) ピッチ, ヨージンバルの運動と垂直ジャイロのピッチ出力の波形

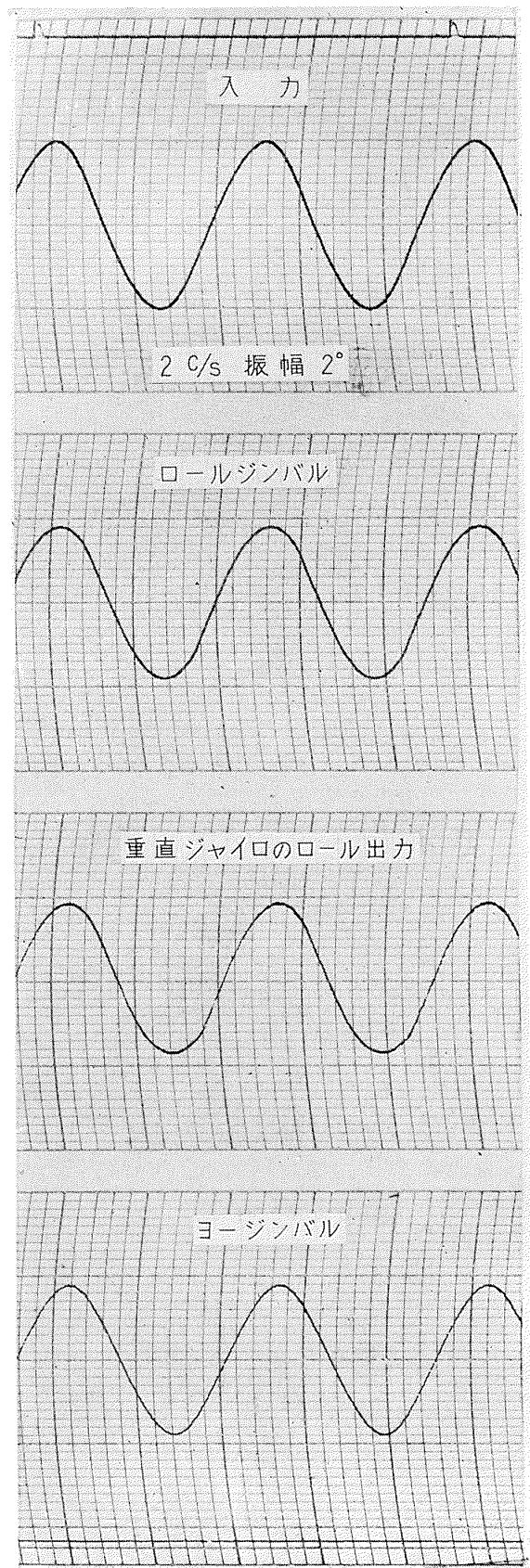


図 4.14 (b) ロール, ヨージンバルの運動と垂直ジャイロのロール出力の波形

を詳細に検討すると、ヨー軸の波形はきわめて良好であるが、ロールとピッチ軸では多少とも波形に歪が認められ、ジャイロもそれを忠実に再現している。

(c) 最高角速度

最高角速度は許容搭載荷重を搭載して一定周波数 f の正弦波入力信号を与え、その振幅を次第に増加して運動実現可能な最大振幅出力 A を測定し、次式より算出する。

$$\text{最高角速度} = 2\pi f A$$

その結果を下表に示す。

表 4.7 一定周波数における最高速度 (実 測)

軸	$f(\text{c/s})$	$A(\text{rad})$	最高角速度 (rad/s)
ロール	1	1.36	8.55
ピッチ	1	0.653	4.1
ヨ ー	1	0.622	3.9

(d) 最高角加速度

最高角加速度は許容搭載荷重を搭載して、一定周波数 f の正弦波入力信号を与え、その振幅を次第に増加して運動実現可能な最大振幅出力 A を測定し、次式より算出する。

$$\text{最高角加速度} = (2\pi f)^2 A$$

その結果を下表に示す。

表 4.8 規定周波数における最高角加速度 (実 測)

軸	$f(\text{c/s})$	$A(\text{rad})$	最高角加速度 (rad/s ²)
ロール	7	0.112	218
ピッチ	7	0.0535	103.5
ヨ ー	5	0.0408	40.8

(e) 実験例

第3章 3.3.2 項で述べたものと同じ運動方程式を航空機動特性模擬装置で解いて、その姿勢角をフライトテーブルへの入力とし、ジンバル位置出力と搭載した垂直ジャイロの出力とを同時に記録したものが図 4.15, 4.16 および図 4.17 である。

図 4.15 は昇降舵の台形波状操舵による縦運動の短周期と長周期 (フゴイド) 運動を示したもので、角度変化がわりに小さく、運動の遅い箇所で位置検出用ポテンショメータの分解度の影響と思われる微小なギザギザが見られ、ジャイロが忠実にそれを再現していることがわかる。

図 4.16 および図 4.17 は方向舵の台形波状操舵による横運動であるが、縦運動よりも角度の変化が大きいためギザギザはほとんど認められず、ジャイロとともに良好な追従性を示している。

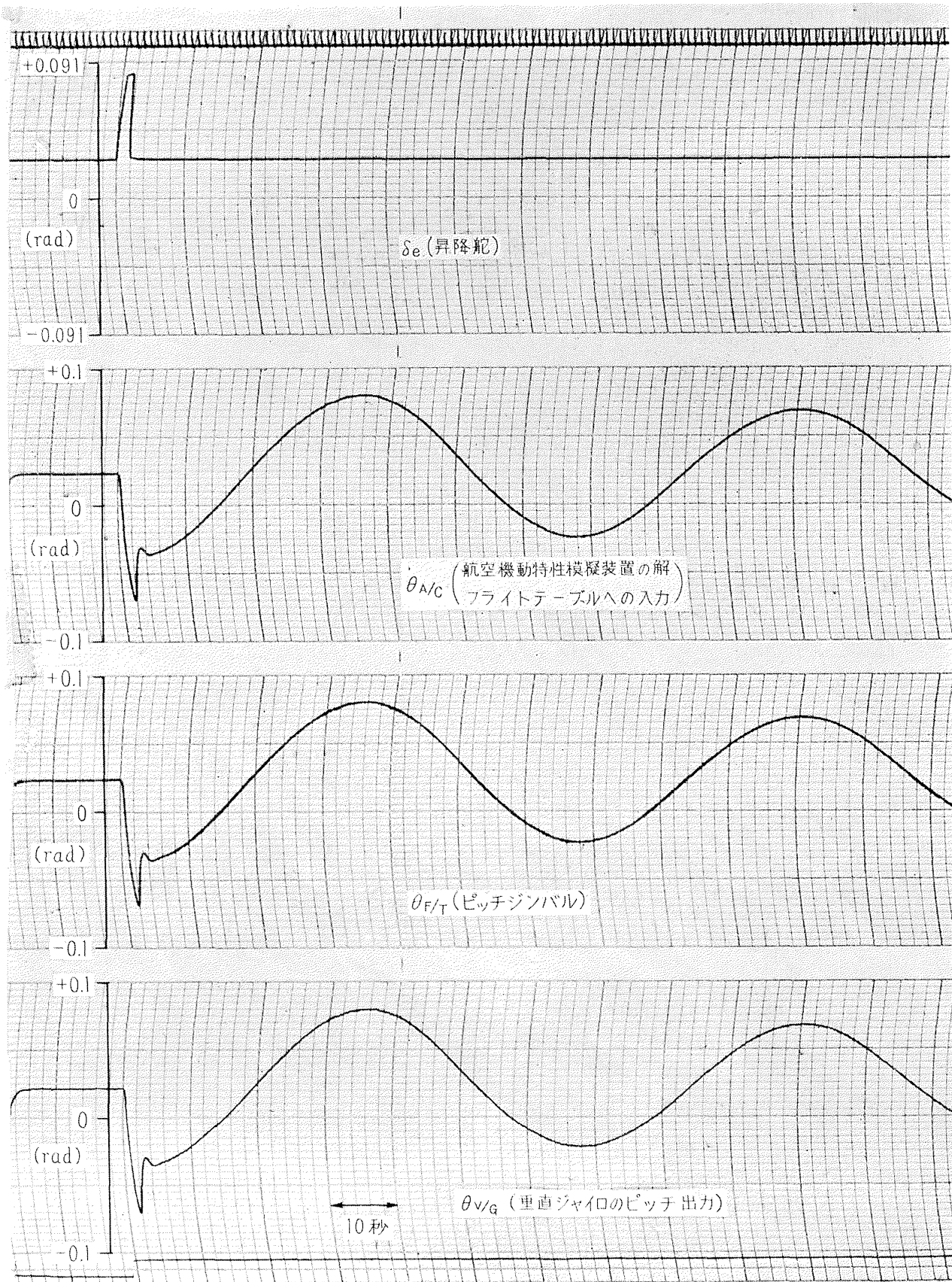


図 4.15 昇降舵の操舵によるピッチジンバルの運動

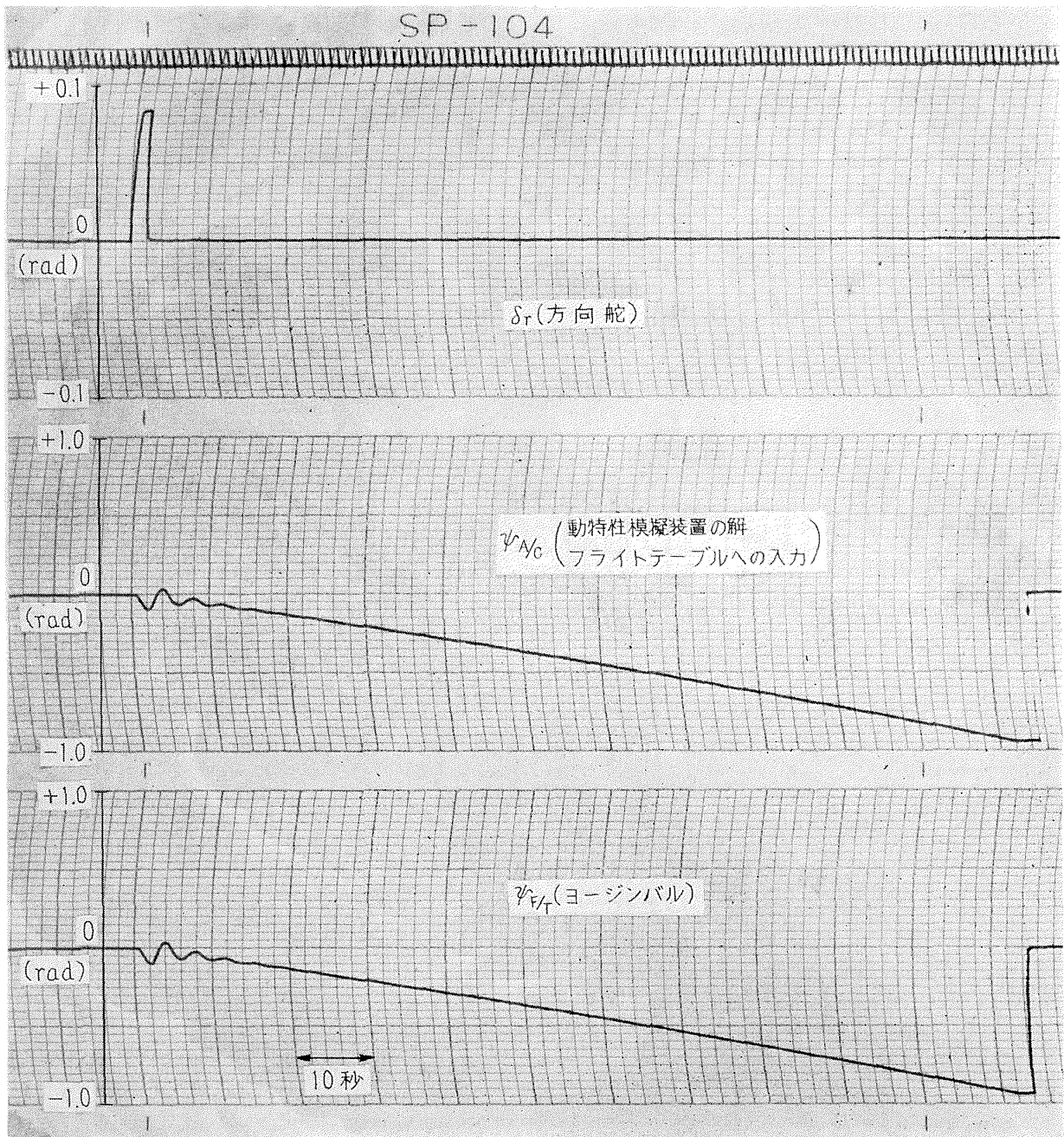


図 4.16 方向舵の操舵によるヨージンバルの運動

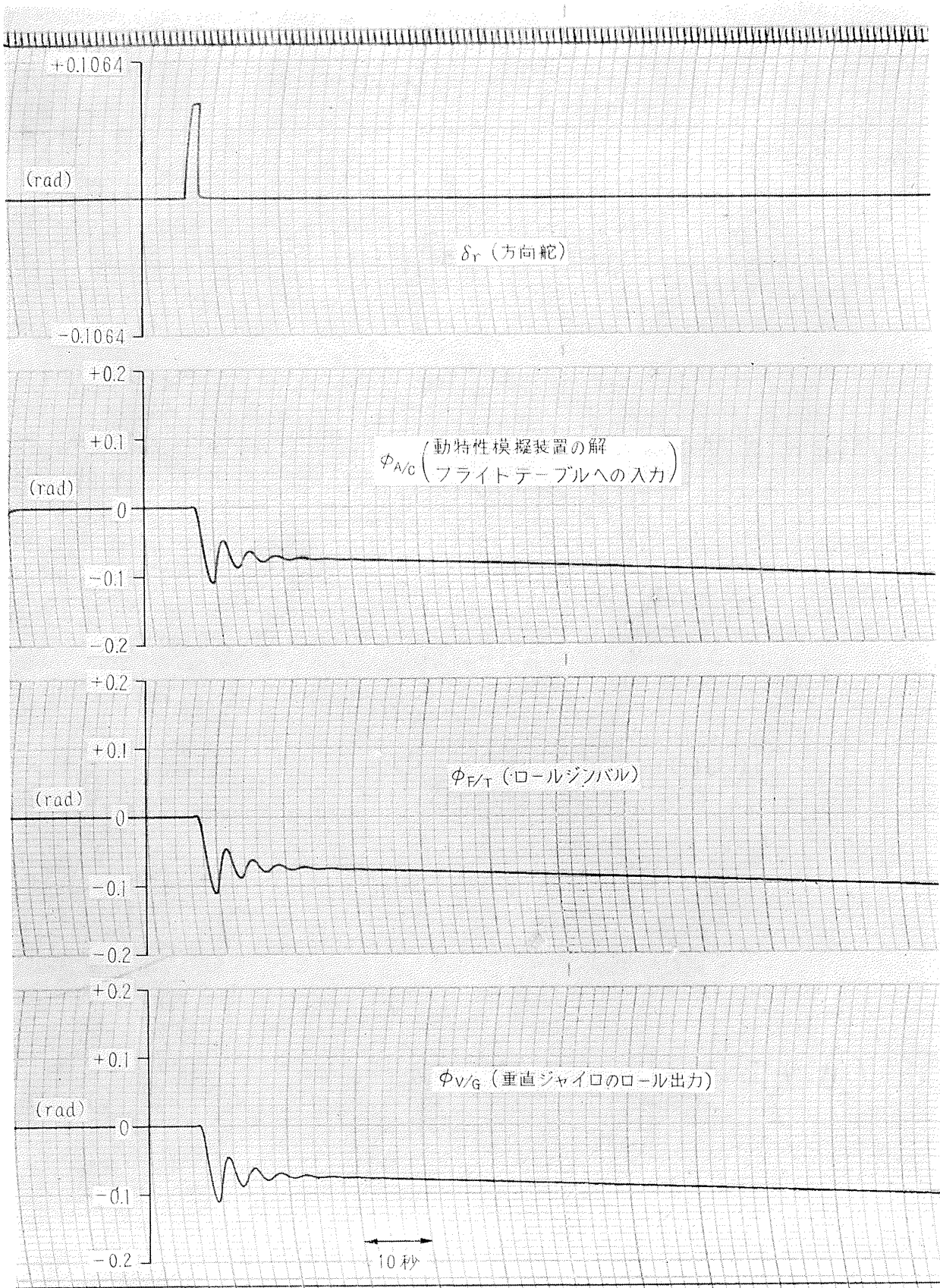


図 4.17 方向舵の操舵によるロールジンバルの運動

以上述べた諸性能はいずれも仕様値を満足するもので、最後の実験成績からわかるように、この程度の航空機の角運動には本装置が所期の目的を十分果しているものと認められる。

文 献

- 1) M.E. Connelly; Real-Time Analog-Digital Computation, I.R.E. Transactions, Vol. E.C.-11 No. 1 (1962/2) pp. 31-41.
- 2) H.J. Wychorski; Reproduction of Aircraft Dynamic Response in Real-Time by a Digital Computer System, Aerospace Engineering, (1961/5).
- 3) S. Fifer; Analogue Computation: Theory, Techniques and Applications, Vol. IV pp. 1165-1168, McGraw-Hill (1961).
- 4) J.F. Blackburn et al.; Fluid Power Control, On Valve Control, pp. 170-174, John Wiley & Sons.
- 5) Bendix 社資料; Instruction Book for 3 Dimensional Flight Simulator, pp. 6-7~6-11 (1961).
- 6) Textron 社資料; The Selection and Use of Motion Simulators, (1961).
- 7) J. M. ナイチンゲール (久田訳); 油圧技術者のためのサーボ理論, pp. 80-84, コロナ社 (昭和 36).

第5章 人間工学研究用可動模擬操縦席装置

5.1 計画

5.1.1 基本構想

本装置は、実際の飛行状態を実験室内で模擬することによって、航空機の操縦に関する人間工学の研究を行なうために使用されるもので、つぎの主要課題の研究が行なえるように計画、設計されたものである。

- (1) 航空における知覚運動反応の特性の研究
- (2) 計器などの表示方式に関する研究
- (3) 操縦様式に関する研究
- (4) 操縦席装置の設計に関する生理学的、心理学的研究
- (5) パイロット—機体を一つの系とする航空機の安定性および操縦性に関する研究
- (6) 操縦機構自動化の限界に関する研究
- (7) パイロットの疲労と負担の研究
- (8) 操縦訓練法の研究
- (9) 航法に関する生理学的、心理学的研究

本装置の基礎設計にあたっては、使用目的が飛行訓練ではなく人間工学研究用であることから、あくまでも人間の心理的な面に重点をおいて運動の模擬を行なうことを原則とした。したがって、設計の第一の主眼点を視覚的、運動感覚的にできるだけ実際の飛行状態を模擬することにおいて、操縦席は可動方式とし、これに外界を模擬する模擬視界を併用することにした。訓練を目的とする飛行シミュレータには可動方式をとっているものは比較的少ない。しかしながら、とくに研究用には運動刺激が望ましく、あるいはそれが必須の場合がある^{1)~8)}。また訓練効果の点でも可動方式のほうがすぐれているとの見方もあり、最近では研究用シミュレータはもとより、訓練用でも可動方式をとるものが増えてきている。参考として可動方式を採用している飛行シミュレータ設備の例を表 5.1 に示す。

つぎに研究用としては汎用性を必要とするので、航空機動特性模擬装置に各種航空機の運動方程式を解かせ、その結果をコックピットの姿勢角、計器指示および操舵感覚に再現できるような構成とした。また必要に応じコックピットを交換して実験を行なうこともあるので、コックピットは可動機構部分との着脱が容易な構造とし、さらに座席の位置調節と着脱操作レバの頭部交換なども可能なように配慮した。

表 5.1 可動方式を採用した飛行シミュレータの例

製作社名	型式名称	目的	運 動		模 擬 界	使 用 者
			機 構	運 動 量		
Redifon, England	C 7110/3	訓練用	電気-電気 機械式	垂直 ± 6" ロール ± 10° ピッチ ± 8°	可 能	BOAC, Swiss Air, Trans Canada その他
Redifon, England	C 7800 Five Axis Motion System	研究用 または 設計用	電気-油圧 サーボシス テム	ロール ± 40° ピッチ ± 20° ヨー ± 10° 垂直 ± 24" 水平 ± 12"	可 能	
Redifon, England	Caravelle Motion System	訓練用	電気-電気 機械式	垂直 ± 6" ロール ± 10° ピッチ ± 8°	可 能	
S.E.A., France	SE 210 Caravelle Type VI R Flying Training Simulator	訓練用 および 研究用	電気-電気 機械式	ピッチ ± 10° ロール ± 5° 垂直 ± 6" 0.8~1G 負荷		
Link Aviation, U.S.A.	DC-8	訓練用	電気-油圧 式	水平 ± 6" ロール ± 9° ピッチ ± 6° 水平に 0.8~1G	Link Mark IV 併用	日本航空その他
Link Aviation, U.S.A.	C-8	訓練用	空 盒 式	回転台 (風琴) により、縦ゆれ 傾斜、旋回	な し	
NASA, U.S.A.	N.A.P. (Normal Ac- celeration and Pitch Simu- lator)	研究用	油圧-サー ボ-滑車	ピッチ 垂直 ± 8' 垂直方向に 1G	コックピッ トの横から ドーム型ス クリーンに 投射	NASA Langley Research Center
NASA, U.S.A.	Ground Simulator	研究用		ピッチ	ターゲット をうつして 追跡させる	同 上
De Florezt & Bell Aircraft Co., U.S.A.	2-FH-2 Heli- copter Simulator	研究用		振動、着陸時の ガタ、HNS ト ラベリング クレーンにより コックピットは あらゆる水平運 動をし、ジンバ ルによりピッ チ、ロール、ヨー を与える	点光源方式	US. Naval School of Aviation Medicine
Franklin Institute, U.S.A.	AF Dynamic Escape Simulator			X, Y, Z ロール 20° ピッチ 38° ヨー 3°~360° 振動 15 c/s 遠心加速度 30~150 rpm		

計器板は傾斜角を可変とし，研究の対象となる機種によって取り替えて使用できるよう，また装備計器類も交換可能な構造とした。コックピット内部の照度は 0~50 ルックス可変とし，また夜間飛行再現用フードの装備，エンジン・ノイズの導入のほか，計測用電線端子，実験者とパイロットの連絡用通信装置，行動観察用テレビなどの設置を計画し，研究用設備としての広範な機能を付与した。

本シミュレータ設備には第 3 章に述べられているとおり相当大規模の航空機動特性模擬装置を備えているが，人間工学の研究では長時間の実験を行なう機会が多い。したがって，本操縦席装置専用のアナログ形専用計算機を設け，全設備の稼働能率を向上させることとした。

5. 1. 2 構成各部における問題点

前項の基本構想をみだし，その機能を十分発揮させるためには，ほぼ実機実装どおりの操縦席を

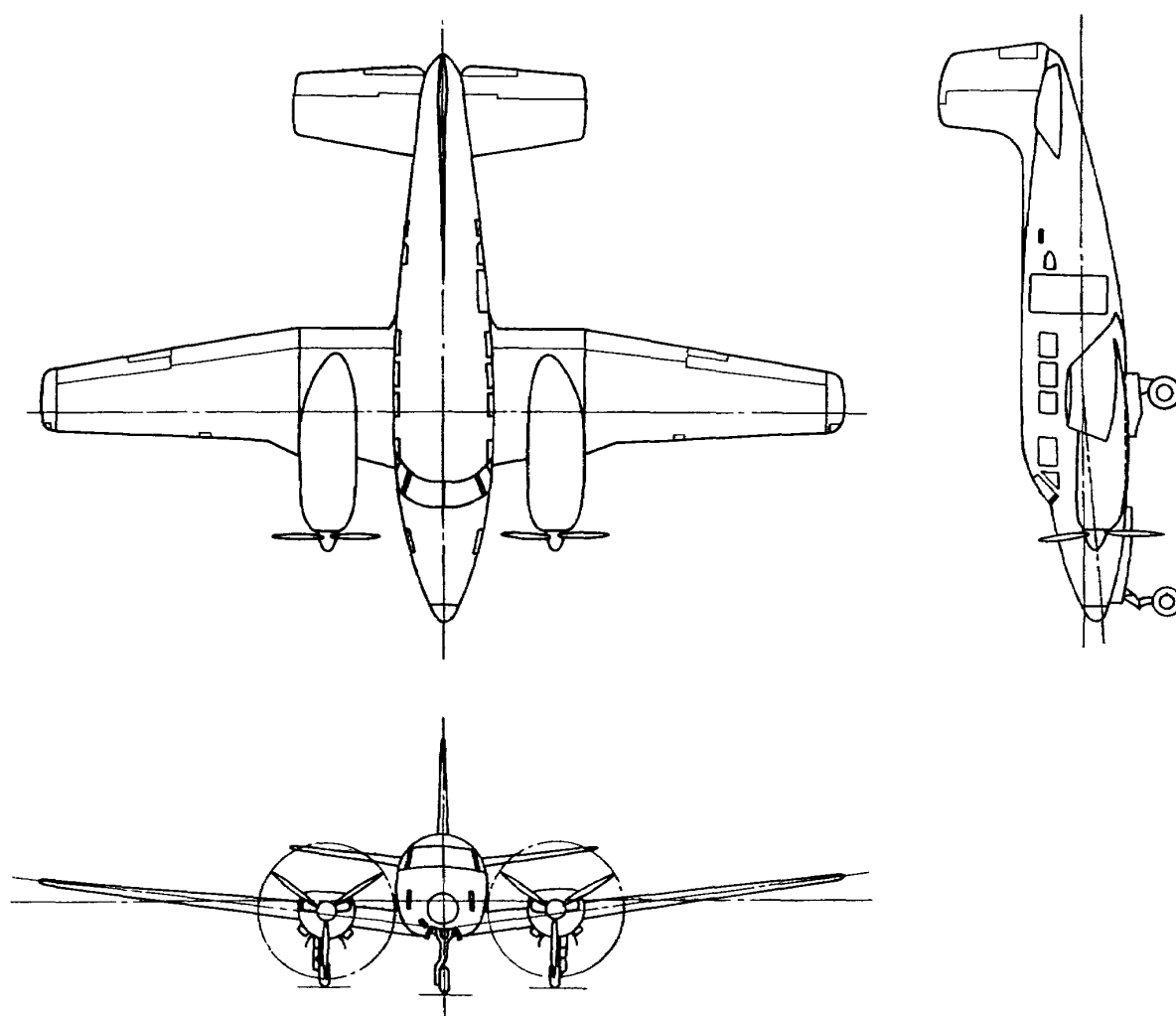


図 5.1 ビーチクラフト 65 型 “クインエア”

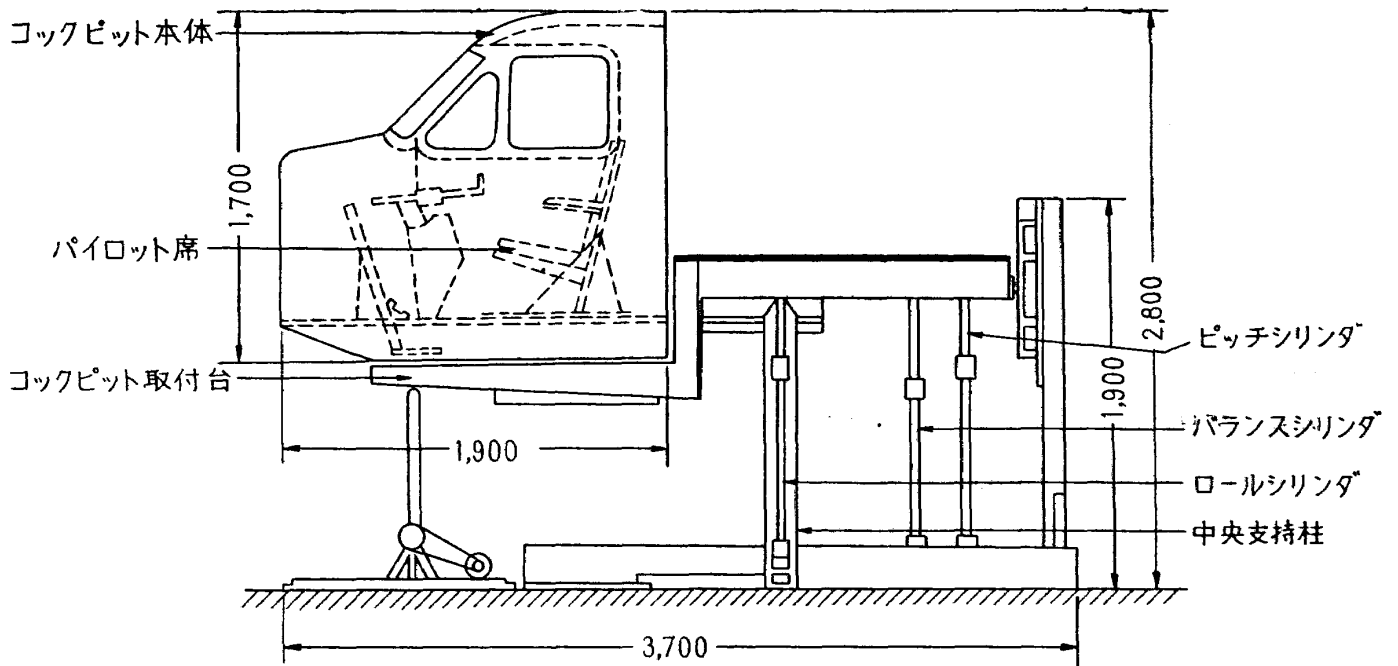


図 5.2 駆動部原案

備えた可動コックピット（駆動部および本体），模擬視界，計算機および装置全体の制御をつかさどる制御部の各構成部分が必要である。これらの構成各部の設計にあたり検討した主要事項はつぎのとおりである。

(1) 可動コックピットの自由度と駆動機構

コックピットの駆動方式を決定するにあたっては，まず運動の自由度と範囲を決定しなければならない。航空機の6自由度のうち，ロール，ピッチ，ヨーの角運動はともかく，前後，左右，上下の並進運動は実験室内では特殊な場合を除き厳密に模擬再現することは不可能である。したがって，設計の当初においては3自由度の角運動と上下1自由度の並進運動を与えることについて検討を行なった。その結果，機構上の問題から，ヨーと上下運動を省略，これらは模擬視界をもって代用する方針とし，結局ロール $\pm 15^\circ$ ，ピッチ $\pm 10^\circ$ の2自由度のみとすることとした。

コックピットの駆動は電気-油圧方式によるものとし，実機の資料から判定して微小振幅運動時の周波数応答を各軸まわりとも 2c/s 以上，運動の静的誤差は 0.5° 以内におさえた。一般に航空機の角運動は慣性主軸のまわりに生ずる。したがって，実際の角運動を再現してパイロットに忠実に体感を与えようとするには，慣性主軸のまわりに回転を生ずる機構としなければならない。しかしながら例を前後慣性主軸にとれば，実機のこの位置は操縦席床面から $90\sim 200\text{mm}$ と機種によってかなりの相違がある。したがって，研究用としてはロール軸の高さを可変にすることが望ましいが構造上きわめて困難となるので回転中心を固定とした。しかしながら操縦に関する研究のうち，当所に所有する実験機ビーチクラフト 65 型“クインエア”（図 5.1 参照）を使用している研究との対応の便を考慮し，同機とほぼ同じ前後慣性主軸を想定し，それをロール軸とした。ピッチ軸は

パイロットに上下動の感覚も与えうることが望ましいなどの観点からできるだけ後方におくこととし、図 5.2 のような構造に決定した。

(2) 計器の駆動方式

標準計器板および装備計器配列は“クインエア”を基準として設計したが、当面の研究に不要な航法計器、与圧関係、暖房関係、電気および酸素関係の計器などはダミー計器とし、必要最少限の作動計器を選定した。作動計器は、速度計、高度計、昇降計、旋回傾斜計、定針儀、水平儀、回転計で磁気コンパスと飛行時計は実物を使用することとした。参考として Link 社製操縦訓練装置 C-3、C-8、C-11 に使用されている作動計器とその駆動方式を表 5.2 に示す。

表 5.2 Link 社製操縦訓練装置の計器作動方式

計 器 名	C-3	C-8	C-11
高 度 計	真空作動テレゴン方式	電気機械方式 コンピュータセル シン方式	シンクロ方式
速 度 計	同 上	同 上	同 上
昇 降 計	同 上	同 上	同 上
定 針 儀	ジャイロ式	ジャイロ式	
水 平 儀	振子方式 (または実機同様)	模 擬 式 (索による運動伝達)	サーボ形模擬方式
旋 回 傾 斜 計	ジャイロ式	ジャイロ式	シンクロ方式
回 転 計	圧 力 式	圧 力 式	サーボ形模擬方式
ジャイロ磁気コンパス	周 期 式		シンクロ方式

作動計器については電気計器方式またはトルクモータ方式で代用する簡便化の可能性を最初に検討し、それが不可能なものにはシンクロ方式を採用することとした。表 5.3 に検討結果を示す。

サーボ方式によるものは、計算機出力(最大 100 V, 20 mA DC)を入力とするサーボにより、

表 5.3 計器作動方式簡便化の検討結果

計 器 名	電気計器で 代用の可否	理 由	結 論
高 度 計	不 可	多重回転式のためシンクロ式でなければ不可能 非線形の拡大機構で検討も不可能と判明	シンクロ方式(サーボ1 個, チョップパおよびアン プ各1個)
速 度 計	可 能		計器方式
昇降速度計 (昇降計 同速度計)	不 可 可 能	昇降計の目盛は、不等性メータであるため不可 シンクロを使うとサーボのフィードバック・ポテ ンシャルで不均一にすることができる	昇降計はシンクロ方式 (サーボ1個, チョップパ およびアンプ各1個) 速度計は電気計器方式
回 転 計	可 能	ただし多重回転でなく左右別々にする場合	電気計器方式

表 5.3 計器作動方式簡易化の検討結果 (つづき)

計器名	電気計器で代用の可否	理由	結論
旋回傾斜計 (旋回計 傾斜計)	不可 可能	旋回計はトルクモータ方式で可能 傾斜計はボールの回転半径が非常に大きいので不可, 半径小 (下図点線のごとく) でよければ可能	旋回計はトルクモータ方式 傾斜計はシンクロ方式 (サーボ1個, チョップおよび増幅器各1個)
定針儀	不可		シンクロ方式 (サーボ1個, チョップおよび増幅器各1個)
水平儀 (ピッチ バンク)	不可 可能	ピッチはトルクモータ方式で可能 バンクは計器内部にサーボ系を必要とするため不可能	バンクはシンクロ方式 (サーボ2個計器に内蔵, チョップおよびアンプ各2個)

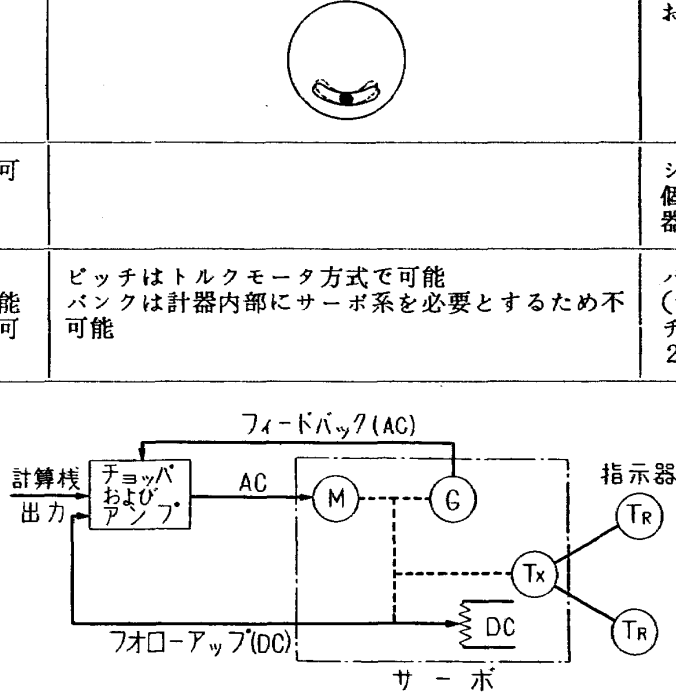


図 5.3 サーボ方式による計器作動系ブロック図

指示器を駆動する構造のもので, 系の大要を図 5.3 に示す。

トルクモータ方式によるものは, 計算機出力に応答するトルクモータを指示器内に設け, 必要な指示を与える構造のもので, 系の大要を図 5.4 に示す。

電気計器方式によるものは, 計算機出力に応答する広角作動の可動線輪を指示器内に設け, 別に感度調整器ならびに過大入力防止回路を備えている。系の大要を図 5.5 に示す。

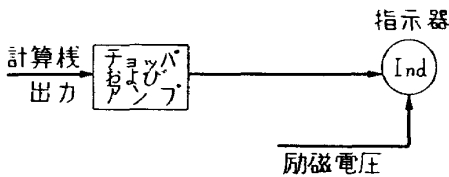


図 5.4 トルクモータ方式による計器作動系ブロック図

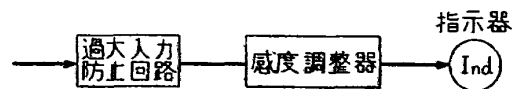


図 5.5 電気メータ方式による計器作動系ブロック図

(3) 模擬視界
(a) 全般

従来から開発使用されている模擬視界は操縦訓練用のものが多く必ずしも汎用性がないので, 汎用性を付与するために当面の研究計画に支障をきたさぬ程度の最低条件を備えたスライド映写式のものを計画することとした。この模擬視界は主としてコックピットの運動制限範囲を補なうもので,

身体運動感覚の誘導を目的としており、また必要な視覚的情報をパイロットに与えることができることを最低の条件とした。

身体運動感覚の誘導に関して、ここ半世紀の空間定位に関する心理学的研究につき調査を行なったが²⁷⁻²⁹⁾、誘導に働く要因として、視覚的要因と重力的要因のいずれが主因子であるかの結論は出ておらず、それよりもこの二因子がいかなる相互作用をもつかという問題が残されている。いずれにせよ、視覚と身体との二因子がともに変化するとき定位はより正確になることは明らかであり、それが個人の態度、期待、観察の習慣的特長などにより左右されるものであるという意見には一致をみている。しかしながら、視界と姿勢による正しい定位に関する数値的なデータを得ることはできなかったため、視野全体をおおうスクリーン上の画面と座席がそれぞれ傾斜できるようになっている操縦席のモックアップを製作して実験を行なった。その結果、座席がある程度運動する場合には視覚的因子が非常に大きく作用することが判明した。このためにはパイロットに方向の枠付けを与えぬようスクリーンは操縦者が風防を通して見る視野全体をおおうか、あるいは、方位角 140° 以上、目を 0° とする水平軸に対し +54° ~ -70° 以上をもつことが望ましいことがわかった。また画像は計算機からの信号により、コックピットの運動角との補正を行なったうえで、ピッチ・ロール・ヨーの3軸まわりに駆動されるものとした。

従来製作使用されている模擬視界の代表的なものを表 5.4 に掲げる。

表 5.4 飛行シミュレータに使用されている模擬視界の例

A) テレビ方式

製 作 社 名	型 式, 名 称	仕 様
Link Aviation, U.S.A.	LVS Mark IV	壁面に滑走路付近の画をかいてあって、テレビカメラが2次元の運動をしながらこれを撮影、コックピットにとりつけられたシュミットプロジェクトによりスクリーンに投写する 製作費 約 27~30 万ドル
Link Aviation, U.S.A.	LVS Mark V Day Light Visual Simulator	USAF に 15 台納入 詳細不明 価格 27 万ドル
Link Aviation, U.S.A.	LVS Mark VI Abstract Night Landing Display	夜間の離着陸訓練用 空港の燈火パターンを、飛行シミュレータの位置と高度に関係してデジタルおよびアナログ計算機で制御する。燈火は陰極線管から出る unblank beam で模擬される 価格 8~9 万ドル
General Precision Systems Ltd., England	G.P.S. Visual Flight Attachment (VFA)	研究用および訓練用 (主として離着陸) 10 m × 3.5 m の無限軌道式ベルトにモデルとなる空港付近の描写をしておき、このベルトが Y 軸方向変位、カメラが X, Z 両軸方向変位、プリズムミラーによりピッチ、ヨー軸まわりの回転、ロールシステムによりロール軸まわりの回転を与えることにより最終的にの6自由度をもつ

表 5.4 飛行シミュレータに使用されている模擬視界の例 (つづき)

製作者名	型式, 名称	仕 様
(つづき)		迎角 30°, ロール角 $\pm 90^\circ$, 方位角 $\pm 45^\circ$ 画面の縮尺は 1:500~1:40,000 昼間, 薄暮, 夜間の模擬が可能 映像は, テレビモニタ (45×54 センチのブラウン管) または, テレビ 投射機によるスクリーンにうつされる。この場合パイロット・スクリー ン間が 8.65 ft のときスクリーン画像は 8 ft×6 ft
Curtiss Wright Corp. U.S.A.	VISULATOR	離着陸及び計器着陸 (ILS) 訓練用 昼間, 夜間の模擬可能, 正副パイロットに 90° の視角をもつ カメラはイメージ・オルシコン, 投射レンズは $f/.97$ の広角屈折レン ズ, モデルサイズは 8'×13.5' で, パイロット・スクリーン間が 10 ft のときスクリーン映像は 26'×15'
B) スライド+テレビ方式		
R.A.E. England	Visual Flight Simulator	スライドを映写して, これをテレビカメラで撮影し, さらにこれをパイ ロットの前のスクリーンに投影する。スライド・プロジェクタにより 方位, 高度のコントロール。テレビカメラはバンク, 昇降, 高度を サーボ方式で駆動される。視角 30° 以上。スクリーンの大きさはパイ ロット・スクリーン間が 6' のとき 8'×5'。クセノンアーク燈, ズーム レンズを使用。製作費約 6,500 ポンド
C) スライド方式		
(De Florez & Bell Aircraft Co.) Link Avi ation, U.S.A.	Point Light Source Display	ヘリコプタ用 迎角 75° 以上, 方位角 260° 以上。広角レンズを用いず, プロジェ クタ 2 個を使う。スライドは X, Y, Z, ロール, ピッチ, ヨーの総合 サーボシステムにより駆動 スクリーンは, ファイバグラスでわん曲している
Boeing Aircraft Co., U.S.A.	新型電子シミュ レータ	研究用。離着陸, 低空飛行の模擬はできない 操縦席前方に電動式広角スライド・プロジェクタによるパイロットの 視野全部をおおう画面を投射。スクリーンはコックピットの上へのせ る。画像はピッチ, ロール, ヨーの運動をする
Link Aviation, U.S.A.	LVS Mark II Compensated Offset Projection System	ヘリコプタ・ホバリング・シミュレータ用 傾斜したスクリーン使用。プロジェクタにつけたズームレンズにより 高度感を与える 価格 26~30 万ドル
D) 16 ミリ方式		
Link Aviation, U.S.A.	LVS Mark I	離着陸時などの状況をあらかじめ 16 mm フィルムに撮影し, コック ピットの後からわん曲スクリーンに投射する。 飛行経路の変化により, 歪像レンズ, ズームレンズなどを使用

表 5.4 飛行シミュレータに使用されている模擬視界の例 (つづき)

E) その他の方式

製 作 社 名	型 式, 名 称	仕 様
University of Illinois, U.S.A.	Landing Display for Use with a Contact Flight Simulator	離着陸訓練用 水平線と滑走路のみを与え、シミュレータの高度、方位、距離に従って、シャッタ機構により滑走路の形を変えて情報を与える。プロジェクタは二組、一組は青空と芝生、一組は滑走路を投影
NASA Langley, U.S.A.	N.A.P.(Normal Acceleration and Pitch Simulation)	ターゲット追跡実験用 コックピットの横の映写機から、7ft. 前方にある明るい青色のスクリーンにターゲットをうつす。スクリーンはドーム型、縫目はみえないようになっている
Aerojet General, U.S.A.	Runway Lighting Attachment	夜間飛行訓練用 滑走路の燈火のみを与える。高度と距離に応じて変化する。2個のプロジェクタはそれぞれ3軸回転。球面スクリーン使用
Aerojet General, U.S.A.	Visual Flight Attachment	超音速戦闘機訓練用 縮図のちがう三つの地図を投射する 視野は高度 2,500 ft~接地、 広さ 40×40 マイル 広角、焦点距離可変投写方式 フルカラー、球面スクリーン使用
Aerojet General, U.S.A.	Terrain Presentation Attachment	上記とほぼ同じで、使用する地図が一種のみ。 高度 600 ft~接地、広さ 21 平方マイルを示しうる
Aerojet General, U.S.A.	Visual Display Device for Landing and Takeoff Trainers	“Synthetic Projection” とよばれる全く新しい方式 高度 1,000 マイル~接地 10 ft, 視角 360° 視覚情報のモデルは現在 100 以上用意されており、さらにモデルを作成すればいかなる表示も無限にできる

(b) スクリーンの選定

さきに述べたように、スクリーンはパイロットが操縦席の風防を通して見る視野全体をおおう大きさをもたねばならない。図 5.6 にパイロット、風防および視野の関係を図示する。これは操縦席が固定の場合で、ピッチ $\pm 10^\circ$ 、ロール $\pm 15^\circ$ の範囲で操縦席を運動させると、それだけの余裕が必要となる。スクリーンをできるだけ小さくしようとすれば、コックピットの風防をそのままスクリーンとして使用するか (幅 1,500mm)、あるいはコックピット上にスクリーンをのせ (幅 3,200 mm)、コックピットが運動してもパイロットと画像の相対位置が変わらないようにしなければならない (図 5.7 参照)。コックピットの上にスクリーンをのせる方法は、いかに軽量に作ってもかなりの重量となるために、コックピットの応答に支障をきたすことや、コックピットの運動に伴って生ずるスクリーンの振動により画像に著しいボケを生ぜしめるなどの点から廃案とした。コックピットの前方にスクリーンを置く方針にすると図 5.8~5.10 のような配置が考えられる。

図 5.8 は反射式スクリーンを使用する場合で、プロジェクタをコックピット背後の二階におき、

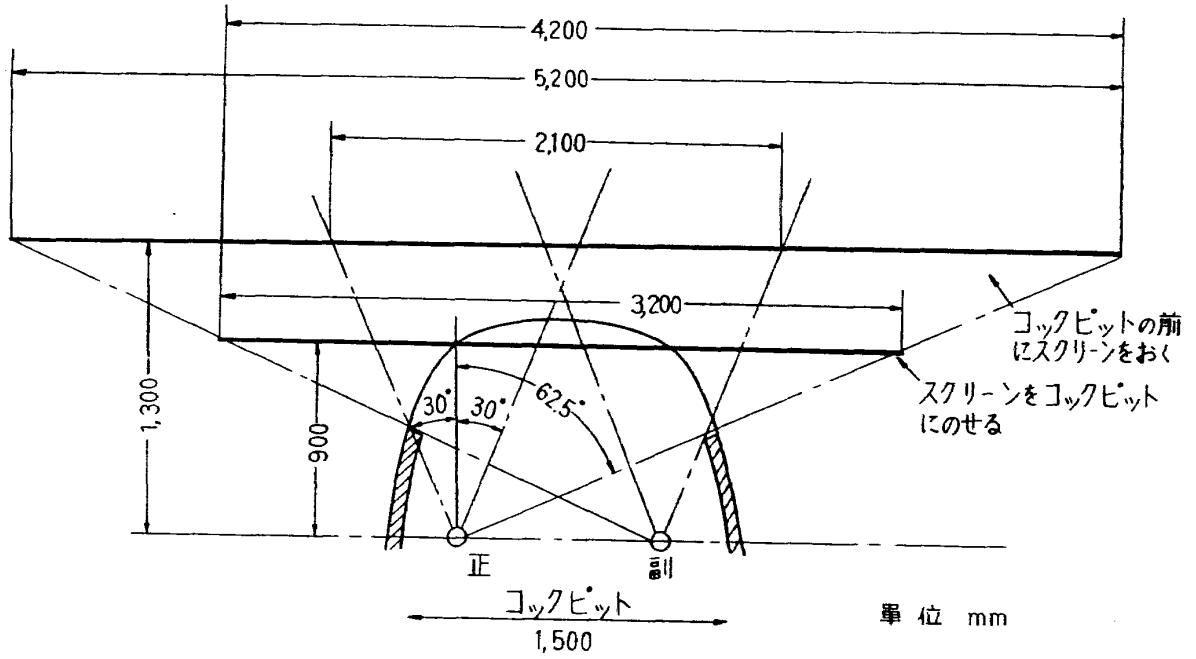


図 5.6 パイロット-風防-視野の関係図

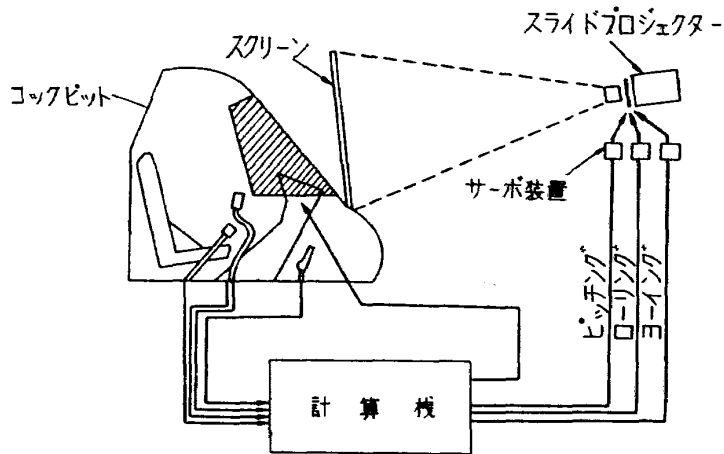


図 5.7 スクリーンをコックピットにのせる方式 (Boeing Aircraft Co. の例)
(この場合コックピットは固定である。)

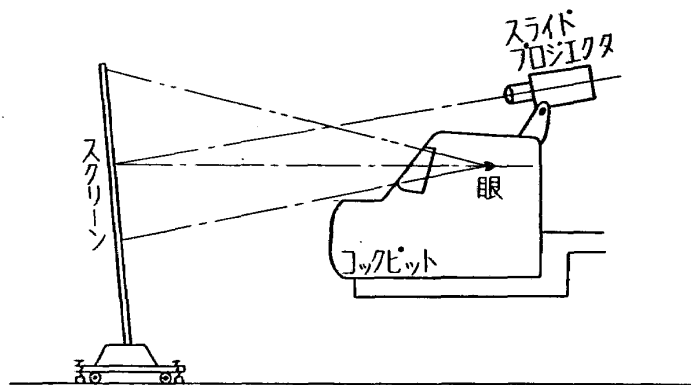


図 5.8 反射式スクリーン, コックピットにプロジェクタをのせる方式

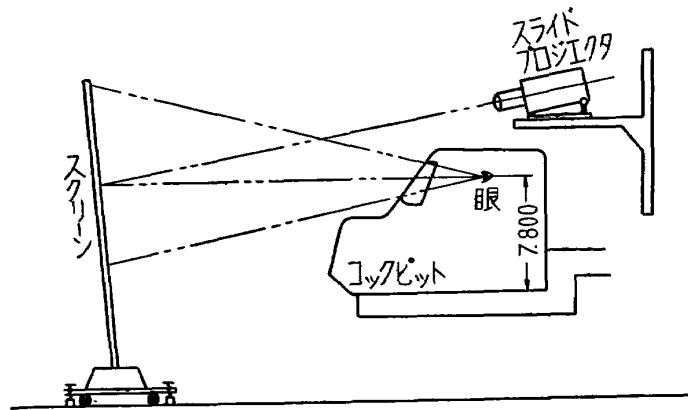


図 5.9 反射式スクリーン， 프로젝タを二階におく方式

映像はコックピットの運動との間の補正を行なったうえで投影される。図 5.9 も反射式スクリーンであるが、 프로젝タをコックピット上にのせ、同時に駆動することによって、パイロットの視軸と 프로젝タの光軸のずれを防ごうという考えである。この反射方式によれば、コックピットの運動によってスクリーンに影を生じないように距離をおくためには、コックピットとスクリーン間にかなりの距離が必要で、その場合スクリーンの枠がパイロットから見えないようにするためには、球形スクリーンまたはわん曲スクリーンにするほかない。建物全体を球形にするなどの方法も考えられるが、映像のゆがみ、コックピットの運動との関連など難点が多い。図 5.10 は透過式（スクリーンプロセス方式、いわゆるスコプロ）スクリーンを採用した場合で、コックピットの運動に伴う視軸と光軸のずれを計算機で補正してやれば、スクリーンをコックピットの直前まで近づけることも可能であり、米国 Bod 社の継ぎ目のないスコプロスクリーン（4,500 mm×3,100 mm）ならば、パイロット 1 名については風防を通して見た視野全体をおおうことができる。上記検討の結果、スクリーンは透過式とし、 프로젝タはコックピットの反対側におき、さらに必要に応じて反射式としても使えるように実験室の一方の壁全体を反射式スクリーンとして仕上げ、コックピット背後の二階回廊からも映写できるよう考慮した。

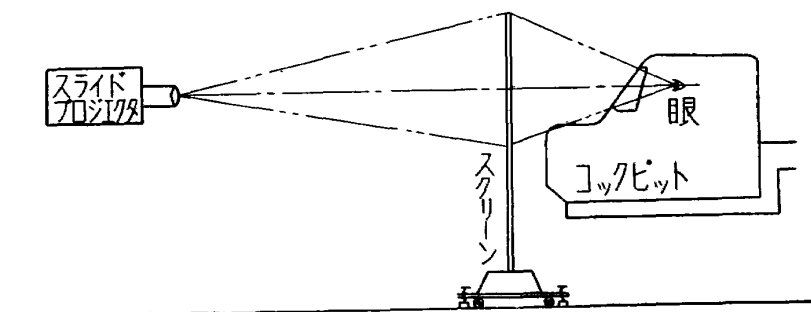


図 5.10 透過式スクリーン方式

本模擬視界の配置図を図 5.11 に示す。

(c) 被写体および 프로젝タ

映写方式は表 5.4 にその一部を示すようにテレビ方式、映画方式（シネラマ、70 mm、35 mm、

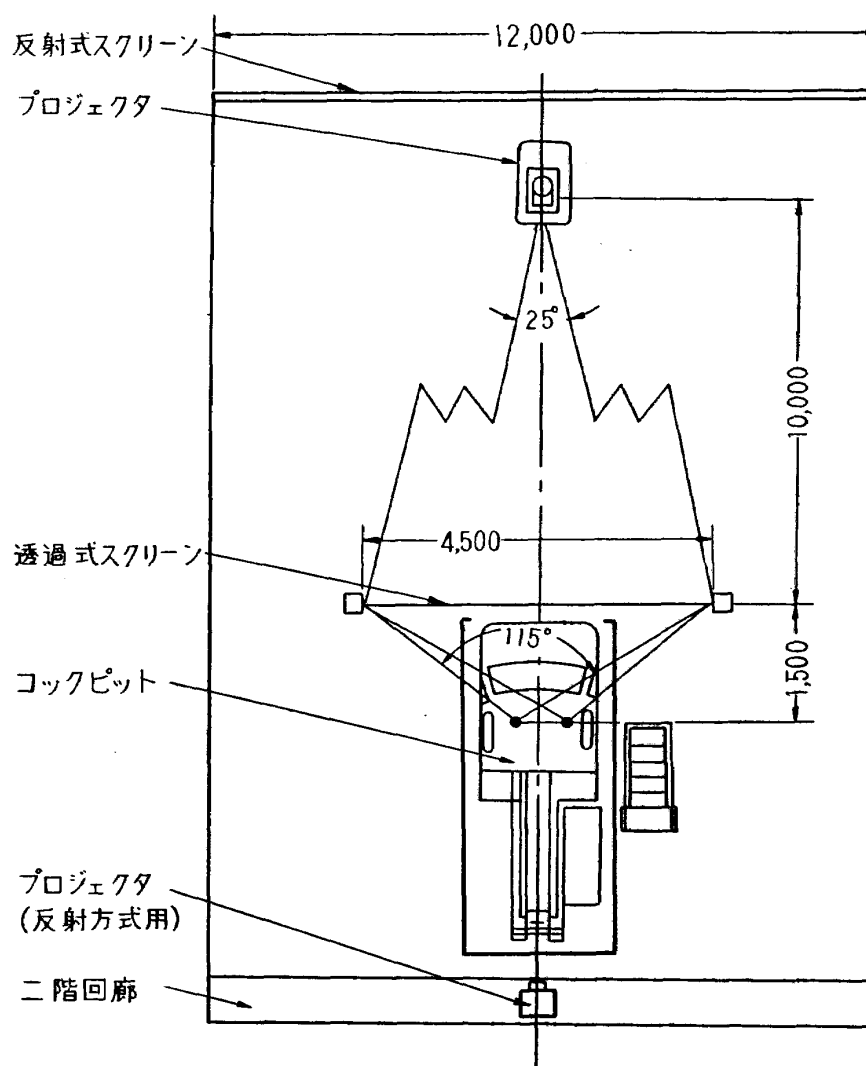


図 5.11 模擬視界配置図

16 mm), スライドプロジェクタ方式, その他機械的構造をもつ特殊な方式のものなどが考えられる。現段階ではテレビ方式が最も合理的と考えられるがきわめて大規模となり, また, 映画方式はフィルム作成が困難なほか, 使用するフィルムは実験に先だつてあらかじめ撮影ずみのものであるため, パイロットの操舵に応じた視界の変化を正確に与えることができない。すなわち, semi-programming の映像しか与えられないなどの欠点がある。スライド方式は映像を無限遠にあるものと実用上の解釈をすれば, 各軸まわりの運動をパイロットの操舵に応じて与えることができる。また, ズーム・レンズを用いて前進の感覚を与えることも検討したが, 模擬視界に対する要求は第一に身体運動感覚の誘導であることから, 滑走路ないしは雲などの外界の映像に航空機の3軸まわりの運動に対応した変位を与えることとし, このスライドプロジェクタ方式に決定した。

(4) 専用計算機の規模

本計算機は線形微小振幅運動方程式を解き, コックピットの簡略化された運動とそれに伴う計器の指示を与えられる程度の規模とする。簡略化された運動とは, 操縦桿および足ふみペダルの偏位

に応じて、各軸まわりに独立の角運動ができるという意味であり、その周期および減衰率を任意に変化できるものとし、手動操舵装置用の入力信号のうち、ヒンジモーメントは航空機動特性模擬装置より与え、動圧のみを専用計算機で与え、エンジン計器の回転計はスロットル角および速度の関数とする程度の簡単なものを専用計算機で求めることとした。

専用計算機で行なう航空機の簡略運動の種類は次のとおりである。

(a) 縦線形運動

入力: δ_e, δ_r

出力: \bar{u} (または $V=V_0(1+\bar{u})$), α (または $\alpha_0+\alpha$), θ (または $\theta_0+\theta$),

$R/C=\dot{h}$, h , rpm

(b) 横線形運動

入力: δ_r, δ_a

出力: ψ (または $\psi_0+\psi$), ϕ (または $\phi_0+\phi$), β (または $\beta_0+\beta$),

λ (または $\lambda_0+\lambda$), $\dot{\psi}$ (または $\dot{\psi}_0+\dot{\psi}$)

(c) 縦横連成の線形運動

入力: $\delta_e, \delta_a, \delta_r$

出力: \bar{u} , α , θ , $R/C=\dot{h}$, h , rpm, ψ , ϕ , β , λ , $\dot{\psi}$

ただし

\bar{u} : u の無次元化

rpm: エンジンの回転数

λ : 旋回傾斜計のポール・アングル

その他の記号については第3章を参照されたい。

上記のような規模の専用計算機を用いて計算しうる計算式の一例をあげる。

(a) 縦運動

$$\dot{u} = -\frac{q_0 S}{m V_0} [2C_{D_u} u + (C_{D_\alpha} - C_{D_\theta}) \alpha + C_{L_\theta} \theta]$$

$$\dot{\alpha} = \frac{-1}{\left(\frac{m V_0}{q_0 S} + C_{L_\alpha} \frac{c}{2 V_0}\right)} \left[2C_{L_u} u + (C_{L_\alpha} - C_{L_\theta} \tan \gamma_0) \alpha + C_{L_\theta} \tan \gamma_0 \theta - \frac{m V_0}{q_0 S} \dot{\theta} + C_{L_{\delta e}} \delta e \right]$$

$$\ddot{\theta} = \frac{q_0 S C}{I_Y} \left[C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\delta e}} \delta e + C_{m_\alpha} \frac{c}{2 V_0} \dot{\alpha} + C_{m_\theta} \frac{c}{2 V_0} \dot{\theta} \right]$$

$$\gamma = \theta - \alpha$$

$$q_0 = \frac{1}{2} \rho V_0^2 (\text{一定}), \quad u = \frac{\Delta V}{V_0}$$

(b) 横運動

$$\begin{aligned}\dot{\beta} &= -\ddot{\psi} + \frac{q_0 S}{mV_0} [C_{y\beta}\beta + C_{L\phi}\phi + C_{L\phi} \tan \gamma_0 \psi + C_{y\delta_r}\delta_r] \\ \ddot{\phi} &= \frac{q_0 S b}{I_x} \left[C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r + C_{l_r} \frac{b}{2V_0} \dot{\psi} + C_{l_p} \frac{b}{2V_0} \dot{\phi} \right] \\ \ddot{\psi} &= \frac{q_0 S b}{I_z} \left[C_{y\beta}\beta + C_{n\delta_r}\delta_r + C_{n_r} \frac{b}{2V_0} \dot{\psi} + C_{n_p} \frac{b}{2V_0} \dot{\phi} \right]\end{aligned}$$

(c) 計器指示信号 (添字 0 は初期値を示す)

$$V = V_0(1+u)$$

$$R/C = -\omega = -V_0\gamma$$

$$H = h_0(\text{一定})$$

$$r = \frac{1}{mg} \frac{1}{2} \rho V_0^2 S [C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_r}\delta_r]$$

$$\Phi = \phi$$

$$\Theta = \theta$$

$$\Psi = \psi$$

$$\dot{\Psi} = \dot{\psi}$$

$$\Omega_i = A_i \delta_{T_i} \quad (i=1, 2)$$

(d) ヒンジモーメント (各一定)

$$HM_e = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S_e l_e (C_{h_e \delta_e} \delta_e)$$

$$HM_a = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S_a l_a (C_{h_a \delta_a} \delta_a)$$

$$HM_r = \frac{1}{2} \rho V_0^2 S_r l_r (C_{h_r \delta_r} \delta_r)$$

(e) 操舵力負荷装置への入力信号

$$F_e' = -HM_e / k_e k_e'$$

$$F_a' = -HM_a / k_a k_a'$$

$$F_r' = -HM_r / k_r k_r'$$

(f) C/P 駆動時の V/D 駆動信号

$$\theta_{V/D} = \dot{\theta}_{V/D} - \ddot{\theta}_{V/D} = \frac{d_2}{2l} \theta_{C/P}$$

$$\psi_{V/D} = \frac{d_1}{l} \psi - \psi'_{V/D} = \frac{d_1}{l} \psi - \frac{r \sin i}{l} \phi_{C/P}$$

$$\phi_{V/D} = \phi - \phi_{C/P}$$

- 註 1. $\theta_{C/P}$, $\varphi_{C/P}$ は C/P 駆動部の出力, ϕ , ψ は機体運動を示す A/C の出力。
2. $l=10\text{m}$
 $d_1=1.6\text{m}$
 $d_2=0.97\text{m}$
 $i=45^\circ$
 $r \sin i=0.97\text{m}$

(5) 制御机による集中総括制御

シミュレータ設備全体の安全な運転制御と使いやすさのため、監視、緊急停止を含めた運転制御を行なう総括制御装置として、制御机を設置することとした。ここでは航空機動特性模擬装置、フライトテーブル、可動模擬操縦席などの諸装置の組合せ運転あるいは並列運転をも制御する。上記の機能のほかに、可動コックピットの運動、計器指示、動力源の状態表示および異常表示が可能であるように考慮した。実験者—パイロット間の連絡用インタフォン、テープレコーダなどの記録装置も備え、制御机においてすべての操作を可能としてある（第2章参照）。

5.2 構 成

5.2.1 概 要

人間工学研究用可動模擬操縦席装置は可動コックピット、模擬視界および専用計算機の3主要要素で構成される。

各構成要素の配置を図 5.12 に示す。各構成要素は図 5.13 に示すとおり相互に接続されて、パイロット↔航空機の閉ループを構成する。すなわち航空機動特性模擬装置または専用計算機で計算された航空機の運動方程式の演算解は、コックピット駆動部に送られ、コックピット本体をピッチおよびロール軸まわりに駆動する。同時にコックピット内の諸計器にはそのときの飛行状態を示す信号が与えられ、操舵力負荷装置により操舵感覚が、また模擬視界により外界の変化がパイロットに与えられる。さらにこれらの入力信号に応答するパイロットの操舵量はフィードバックされて、計算機に入力信号として送られる。

この装置でとくに配慮されている点は、操舵による飛行運動感覚をパイロットに与えるように考えられた諸装置である。すなわちコックピットにピッチ、ロールの2軸まわりの運動をさせるほかに操舵によるヒンジモーメントを操縦輪およびペダルに与えるための操舵力負荷装置を設け、さらに操縦による外界の変化を視覚的にパイロットに与えるために模擬視界を設けてある。操舵力負荷装置および模擬視界の駆動はともに計算機の出力によって行なわれる。

本装置にはそのほか、エンジンノイズ発生器、事故入力発生装置、交信装置なども設けられ、実際の飛行状態を極力再現するように配慮されている。本装置の系統を図 5.14 に示す。

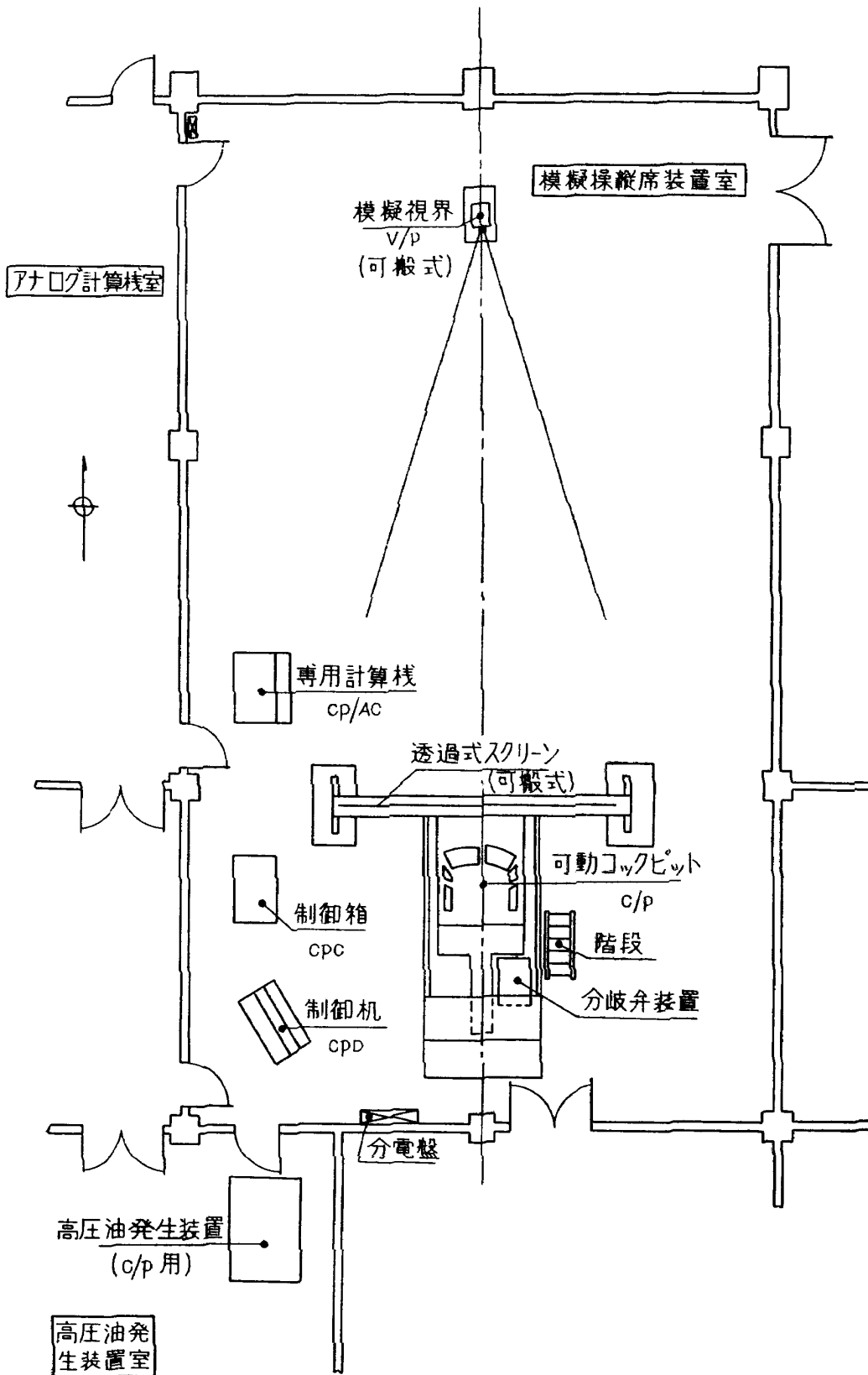


図 5.12 人間工学研究用可動模擬操縦席装置配置図

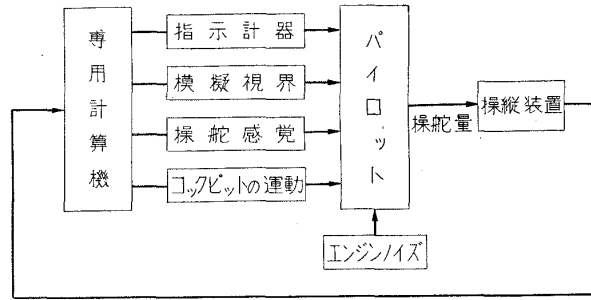


図 5.13 可動模擬操縦席装置ブロック図

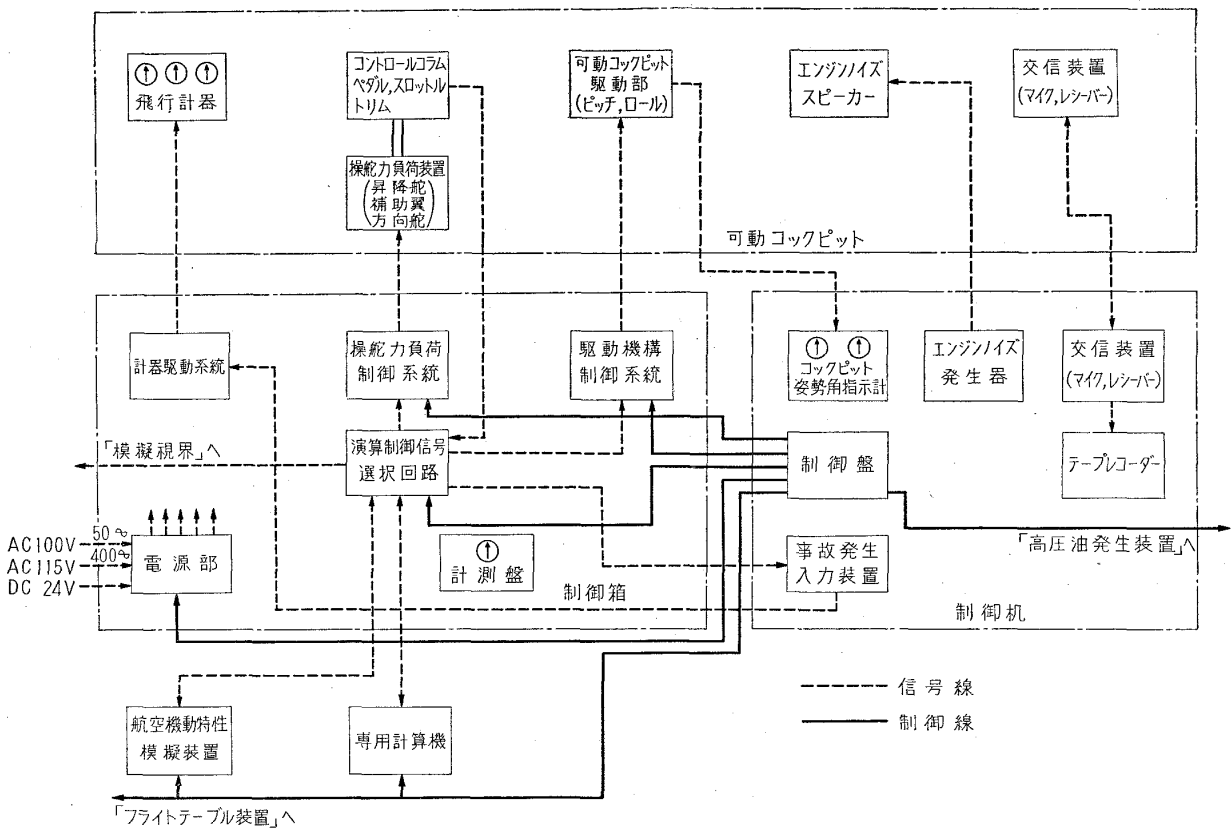


図 5.14 可動模擬操縦席装置系統図

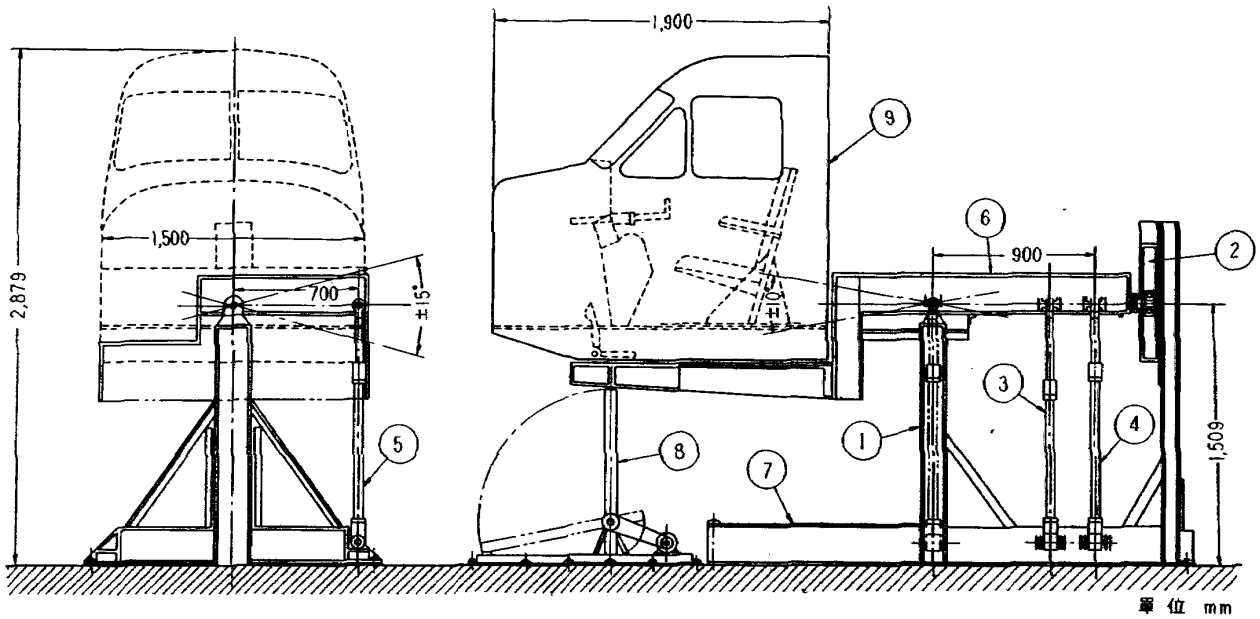
5.2.2. 可動コックピット

可動コックピットは大別してコックピット駆動部とコックピット本体とに分れる。図 5.15 にその外観、表 5.5 にその要目を示す。

(1) コックピット駆動部

(a) 構造

コックピット駆動部は床面に固定された支持台とコックピットを搭載するコックピット取付け台とからなる。支持台は主として形鋼からなり、取付け台は形鋼および薄鋼板溶接の軽量ボックス構造としてある。取付け台は中空鋼鉄製の支持柱の上部に設けられた 50 mm φ の球面軸受によって支持されており、コックピットはこれを支点としてピッチおよびロールの角運動を行なう。支持



- ① 中央支持柱 ④ ピッチシリンダ ⑦ 支持台
- ② 偏揺防止装置 ⑤ ロールシリンダ ⑧ 支持装置
- ③ バランスシリンダ ⑥ コックピット取付台 ⑨ コックピット胴体

図 5.15 可動コックピット外観図

表 5.5 可動コックピット要目表

項 目		要 目	備 考
運 動 範 囲	ピッチ ロール	±10° ±15°	実測最大可動範囲 ピッチ>±11.5° ロール>±17.5°
周波数特性 (90°位相おくれ)	ピッチ ロール	6 c/s 6 c/s	胴体搭載
静 的 誤 差		±0.5° 以下	
回 転 中 心 位 置		1,509 mm	床面から
C/P本体取付面	高 さ	1,169 mm	
	幅 さ	1,490 mm	
	長 さ	1,340 mm	
最 大 搭 載 荷 重		$W_{org} \leq 835 \text{ kg-m}$ $I_y C/P \leq 1,2000 \text{ kg-cm-s}^2$ $I_x C/P \leq 2,500 \text{ kg-cm-s}^2$	W_g 重量 r_g 回転中心から重心位置までの距離 $I_y C/P$ 搭載物のピッチ軸回りの慣性モーメント $I_x C/P$ 搭載物のロール軸回りの慣性モーメント
寸 度	胴体なし	長 さ 高 さ 幅 さ	3,600 mm 1,985 mm 1,540 mm
	胴体あり	長 さ 高 さ 幅 さ	4,150 mm 2,879 mm 2,000 mm
重 量	胴体なし 胴体あり	920 kg 1,470 kg	分岐弁, 階段は含まない
C/P胴体	寸 度	長さ 1,900×高さ 1,500×幅 1,700 mm	
	重 量	550 kg	全備重量 (パイロット 2 名 154kg を含む)
座 席 数		2	並 列

台の後部にはガイドレールを設け、取付け台の後端のローラを左右からはさんで偏揺れを防いでいる。

(b) 駆動方式

コックピット取付け台は、可動模擬操縦席装置用高圧油発生装置からの油圧で駆動されるが、同系統の油圧サーボバルブは航空機動特性模擬装置または専用計算機からの信号入力によって制御する。ピッチおよびロールの駆動はいずれも油圧シリンダで行なわれるが、とくに注意がはらわれているのは、ピッチ軸およびロール軸の干渉の防止とバランス・シリンダを設けたことである。このために分岐弁装置を設け、また取り付け台の上にコックピット本体を搭載し、正副パイロットが搭乗した際には、全備重量が1,470kgとなり、その場合の重心位置は球面軸受より前方約710mmの点となるので、球面軸受より後方660mmの箇所に有効面積9.22cm²のバランス・シリンダを設け、これに110~140kg/cm²の油圧をかけてコックピット本体の重量とつり合わせしている。

(c) 制御方式

取付け台の駆動は電気-油圧サーボ機構によって行なわれる。その機構概要を図5.16に示す。同図において航空機動特性模擬装置(A/C #1, A/C #2), 専用計算機あるいは外部からの信号は制御機で選択される。リミッタ回路は規定電圧を越える入力があった場合にコックピットの姿勢角が制限角を越えることを防ぐために設けたものである。サーボ増幅器は油圧サーボバルブを作動せしめるとともに、サーボ系のゲイン特性および位相特性の補償を行なう。

取付け台の姿勢角はアクチュエータの側面に取り付けられた線形ポテンシオメータ(10,000ターン長さ500mm)で検出され、サーボ増幅器にフィードバックされて、位置制御方式の電気-油圧サ

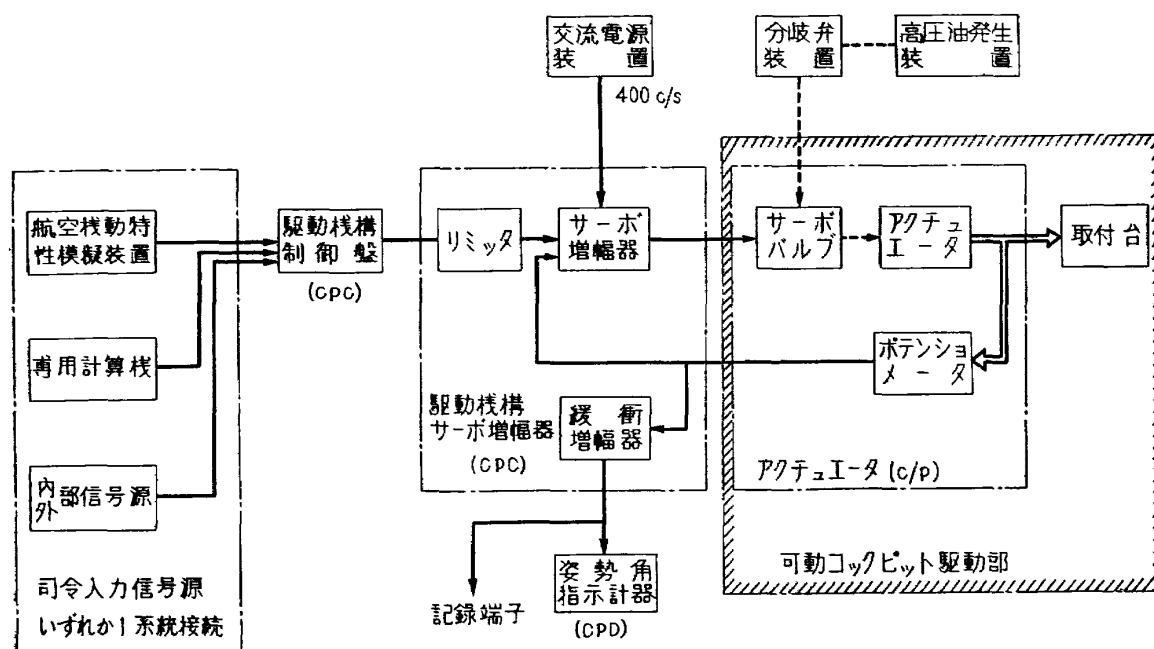


図 5.16 コックピット駆動機構系統図

一ボ系を構成している。作動油圧は 140 kg/cm^2 、油圧サーボバルブは Moog 社製でピッチ制御用には #31, ロール制御用には #32 が使用されている。

駆動機構の制御系統は図 5.17 に示すとおりであって、油圧源の起動および停止、油圧供給弁の開閉、支持装置の起倒、初期値印加—運転—停止などの制御シーケンスの各段階には操作の安全性と迅速性を目的として継電器によるインタロックを設け、逆操作、飛越し操作などの誤操作の防止が考慮されている。

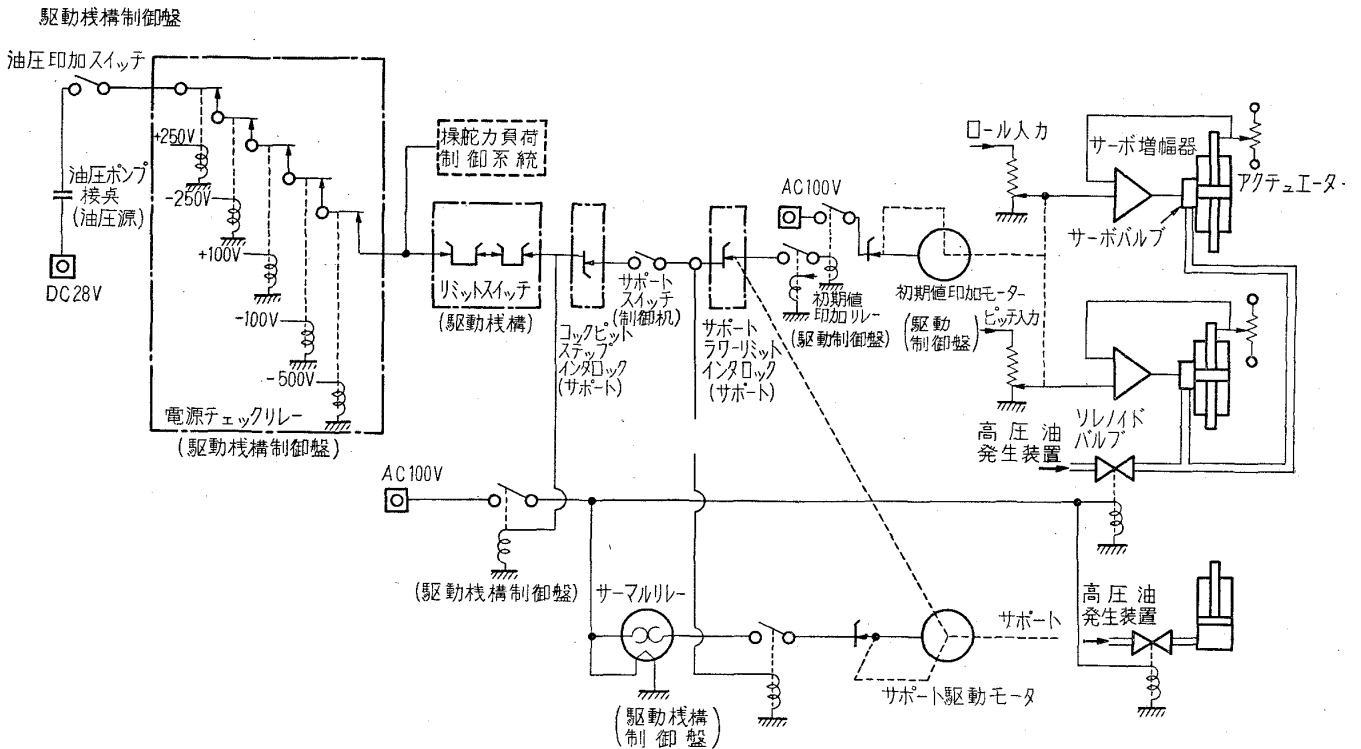


図 5.17 駆動機構制御系統機能図

(2) コックピット本体

コックピット本体は人間工学研究上必要な内部臓装を備えた並列複座式の操縦席装置で、内部の寸度、内装、装備などは“クインエア”とほぼ同じである。外観を図 5.18 に示す。

(a) 胴体構造

コックピット胴体は、高力アルミニウム合金、合板硬質木材および鋼材よりなる軽量応力外皮半張殻構造をなしている。コックピット本体は駆動部取付け台の上に搭載され、かつ、着脱可能の構造となっている。現用のコックピット本体の重量はパイロット 2 名を含めて約 550 kg であり、その最大搭載荷重範囲は表 5.5 に示したとおりである。

(b) 内装

前面および側面にはアクリル樹脂製風防を設け、後部に出入口を有する。操縦座席は並列複座とした。操縦室内部には計器板、計器、センタペDESTAL、操縦輪、ペダルなどの操縦装置、照明灯、ヘッドフォン、エンジン・ノイズ・スピーカ、夜間飛行用フードを備える。

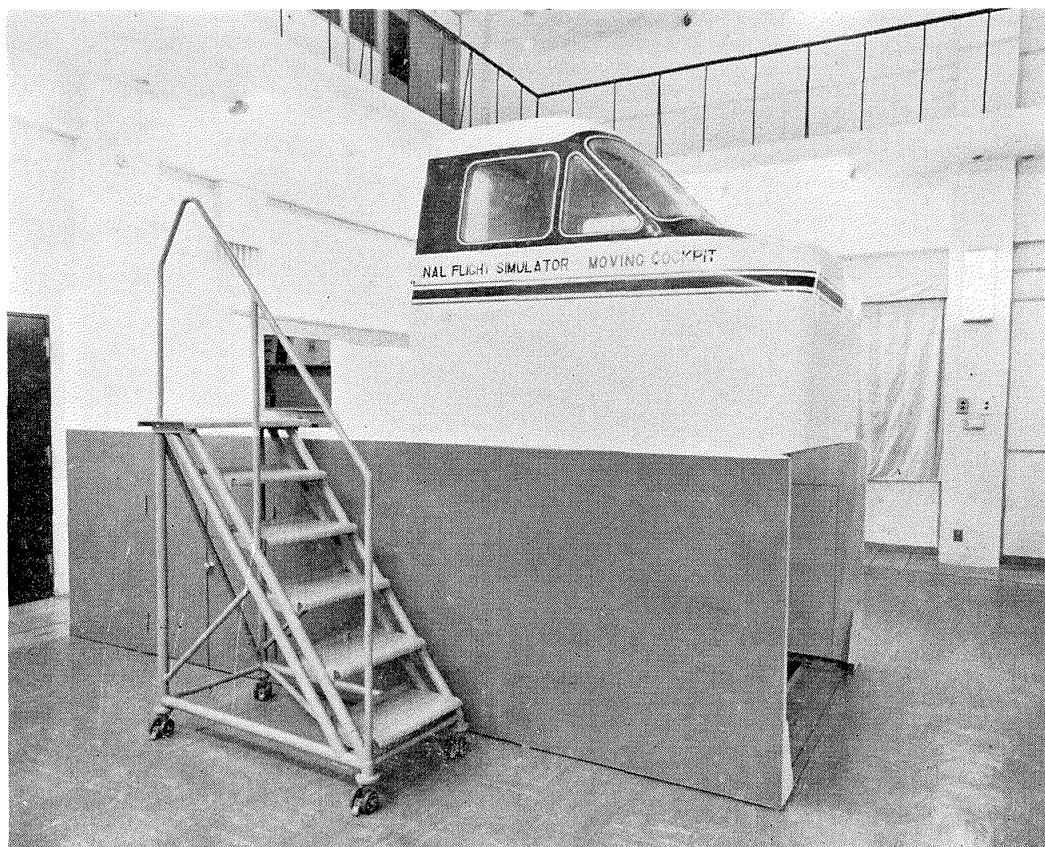


図 5.18 コックピット本体外観

(c) 計器板, 装備計器

操縦室内の計器板は上部計器板および下部計器板よりなる。上部計器板の傾斜度は、 $0\sim 14^\circ$ の

表 5.6 計 器 要 目

名 称		作 動 方 式	入 力 電 圧	最大作動範囲	誤 差	行き帰り誤差	速 応 性
高 度 計		電 気 サ ー ボ	10,000 m/100 V	10,000m	高度 $\times 3\%$ +20m以下	$\pm 20\text{m/s}$ 以下	200 m/s
速 度 計		電 気 計 器	270 kt/100 V	270 kt	5 kt 以下		
昇 降 計		電 気 計 器	$\pm 20\text{ m/s}$ / $\pm 100\text{V}$	$\pm 20\text{m/s}$	2m/s 以下		
定 針 儀		電 気 サ ー ボ	$\pm 400^\circ/\pm 100\text{V}$	$\pm 400^\circ$	$\pm 5^\circ$ 以下	$\pm 2^\circ$ 以下	$360^\circ/12\text{ s}$
水 平 儀	ピッチ	ト ル ク モ ー タ	30 mm/100 V	$\pm 30\text{ mm}$	$\pm 3\text{ mm}$ 以下	$\pm 2\text{ mm}$ 以下	1.5 s
	ロール	電 気 サ ー ボ	$90^\circ/100\text{V}$	$\pm 90^\circ$	$\pm 3^\circ$ 以下	$\pm 2^\circ$ 以下	0.5 s
旋 回 計	指 針	ト ル ク モ ー タ	$20^\circ/100\text{V}$	$\pm 20^\circ$	$\pm 1/5$ 指針幅 以下		0.5 s 以下
	ボール	電 気 サ ー ボ	$20^\circ/100\text{V}$	$\pm 20^\circ$			2 s 以下
回 転 計		電 気 計 器	4,000 rpm/ 100V	4,000 rpm	$\pm 30\text{ rpm}$ 以		
時 計		実物航空時計 AN-5743 規格品					
磁器コンパス		実物 MIL-C-5604 A AN 5766-T4 規格品					

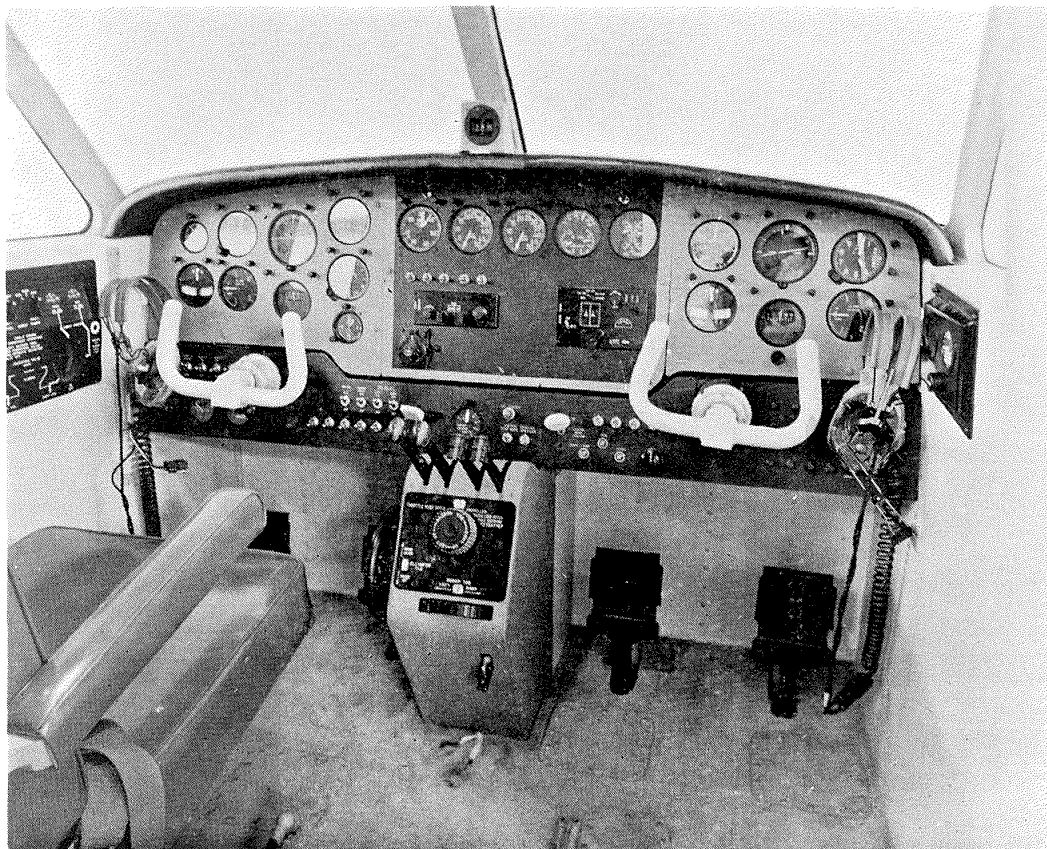


図 5.19 操縦席内部

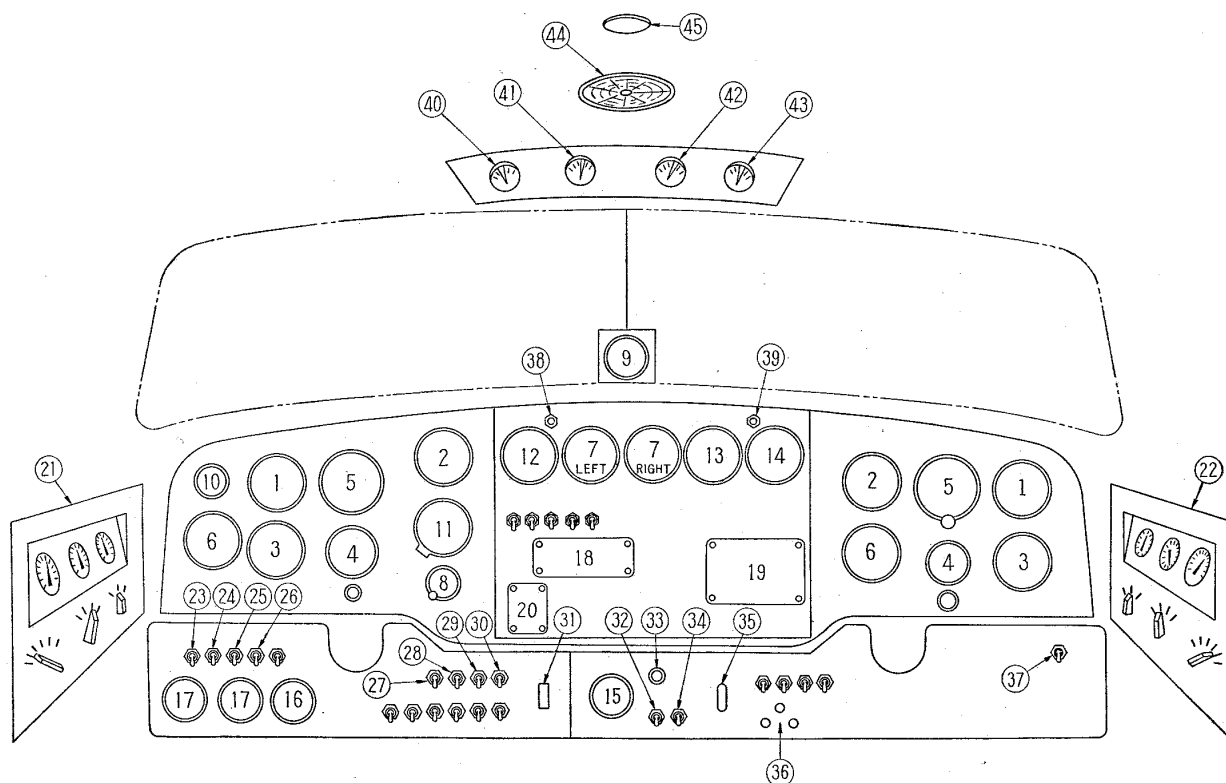
範囲可変である。これには航空機動特性模擬装置あるいは専用計算機の計算結果を入力信号として作動する作動計器のほか、実物計器および模擬計器が装備されている。作動計器には高度計、速度計、昇降計、定針儀、水平儀、旋回計などおのおの正副パイロット用に2個、エンジン回転計左右各1個がある。実物計器には磁気コンパス1個のほか時計1個がある。その要目を表5.6に示す。下部計器板にはダミー計器8種計9個、スイッチ類30個、表示灯、警報灯、計器照明灯計38個を有する。これらの配置を図5.19および図5.20に示す。

(d) 操縦装置

操縦桿はホイールタイプで、ペダルは直立棒型の足踏式である。なおペダルには模擬されたブレーキが設けられている(表5.7参照)。

(3) 操舵力負荷装置

操舵力負荷装置はコックピット取付け台に設けられており、作動方式は電気油圧サーボ方式による。その概要を図5.21に示す。図中アクチュエータは 140 kg/cm^2 の油圧によって駆動され、その一端は操舵速度検出器に、他端は差動変圧器式の操舵力検出器を内蔵する外径 $157.2 \text{ mm } \phi$ の応力リングを介して各三舵のリンク機構に連結されている。また応力リングの一端は操舵位置検出のための線形ポテンショメータ(10,000ターン、長さ500mm)に接続され、また操舵位置、速度および力の検出器出力はサーボ増幅器に接続されて、適当な三舵の操舵力と減衰とをもたせている。操



- | | | | | |
|----------|--------------|--------------------|-------------------|--------------|
| ① 高度計 | ⑩ 空気圧力計 | ⑲ C-59A コントロールユニット | ⑳ コントロールヘッド | ㉑ フラップ位置スイッチ |
| ② 速度計 | ⑪ ラジオコンパス | ㉒ 室内照明灯スイッチ | ㉓ 計器照明スイッチ | ㉒ 酸素制御パネル |
| ③ 昇降計 | ⑫ マニホールド圧力計 | ㉔ エンジンセレクトスタートスイッチ | ㉕ エンジンスタートスイッチ(左) | ㉓ 室内照明灯照度調整器 |
| ④ 定針儀 | ⑬ エンジン計器 | ㉖ エンジンスタートスイッチ(右) | ㉗ 同上(右) | ㉔ 計器照明灯照度調整器 |
| ⑤ 水平儀 | ⑭ シリンダヘッド温度計 | ㉘ フラップ位置スイッチ | ㉙ 運動停止スイッチ | ㉕ スピーカスイッチ |
| ⑥ 旋回計 | ⑮ フラップ位置計 | ㉚ ヘッドフォンマスタスイッチ(左) | ㉚ 操舵力負荷装置異常表示ランプ | ㉖ 脚位置スイッチ |
| ⑦ 回転計 | | ㉛ 室内照明灯照度調整器 | ㉛ 脚位置指示灯(3) | ㉗ スピーカスイッチ |
| ⑧ 時計 | | ㉜ 計器照明灯照度調整器 | ㉜ ヘッドフォンスイッチ(右) | ㉘ 脚位置スイッチ |
| ⑨ 磁気コンパス | | ㉝ スピーカ | ㉝ 警報灯(左) | ㉙ 同上(右) |
| | | ㉞ 同上 | ㉞ 同上(右) | ㉚ 警報灯(左) |
| | | ㉟ 同上 | ㉟ 同上(右) | ㉜ 警報灯(左) |
| | | ㊱ 同上 | ㊱ 同上(右) | ㉝ 警報灯(左) |
| | | ㊲ 同上 | ㊲ 同上(右) | ㉞ 警報灯(左) |
| | | ㊳ 同上 | ㊳ 同上(右) | ㉟ 警報灯(左) |
| | | ㊴ 同上 | ㊴ 同上(右) | ㊱ 警報灯(左) |
| | | ㊵ 同上 | ㊵ 同上(右) | ㊲ 警報灯(左) |
| | | ㊶ 同上 | ㊶ 同上(右) | ㊳ 警報灯(左) |
| | | ㊷ 同上 | ㊷ 同上(右) | ㊴ 警報灯(左) |
| | | ㊸ 同上 | ㊸ 同上(右) | ㊵ 警報灯(左) |
| | | ㊹ 同上 | ㊹ 同上(右) | ㊶ 警報灯(左) |
| | | ㊺ 同上 | ㊺ 同上(右) | ㊷ 警報灯(左) |
| | | ㊻ 同上 | ㊻ 同上(右) | ㊸ 警報灯(左) |
| | | ㊼ 同上 | ㊼ 同上(右) | ㊹ 警報灯(左) |
| | | ㊽ 同上 | ㊽ 同上(右) | ㊺ 警報灯(左) |
| | | ㊾ 同上 | ㊾ 同上(右) | ㊻ 警報灯(左) |
| | | ㊿ 同上 | ㊿ 同上(右) | ㊼ 警報灯(左) |

図 5.20 計器盤外観

表 5.7 操縦装置操舵力負荷装置要目

項 目		要 目	
操 縦 桿 ペダル 可動範囲	操 縦 桿	前方 (押)	127 mm
		後方 (引)	178.5 mm
	方 向 舵 ペダル	踏 込	84 mm
操 舵 力 負 荷 装 置	ス ト ロ ー ク		40 mm
	最 大 定 格 発 生 力	昇降舵系 (押)	286 kg
		(引)	514 kg
		補助翼系	400 kg
		方 向 舵 系	400 kg
	周 波 数 特 性 (単 体)		4 c/s
	位 置 検 出 器 出 力 (90° 位相進み)	昇降舵系 (押)	+28.6 V/127 mm
		(引)	-40.1 V/178.5 mm
		補助翼系	±40 V/±120°
方 向 舵 系		±40 V/±84 mm	
	電 圧 勾 配	1 V/mm	
操 舵 力 検 出 器 出 力	電 圧 勾 配	0.1 V/kg	

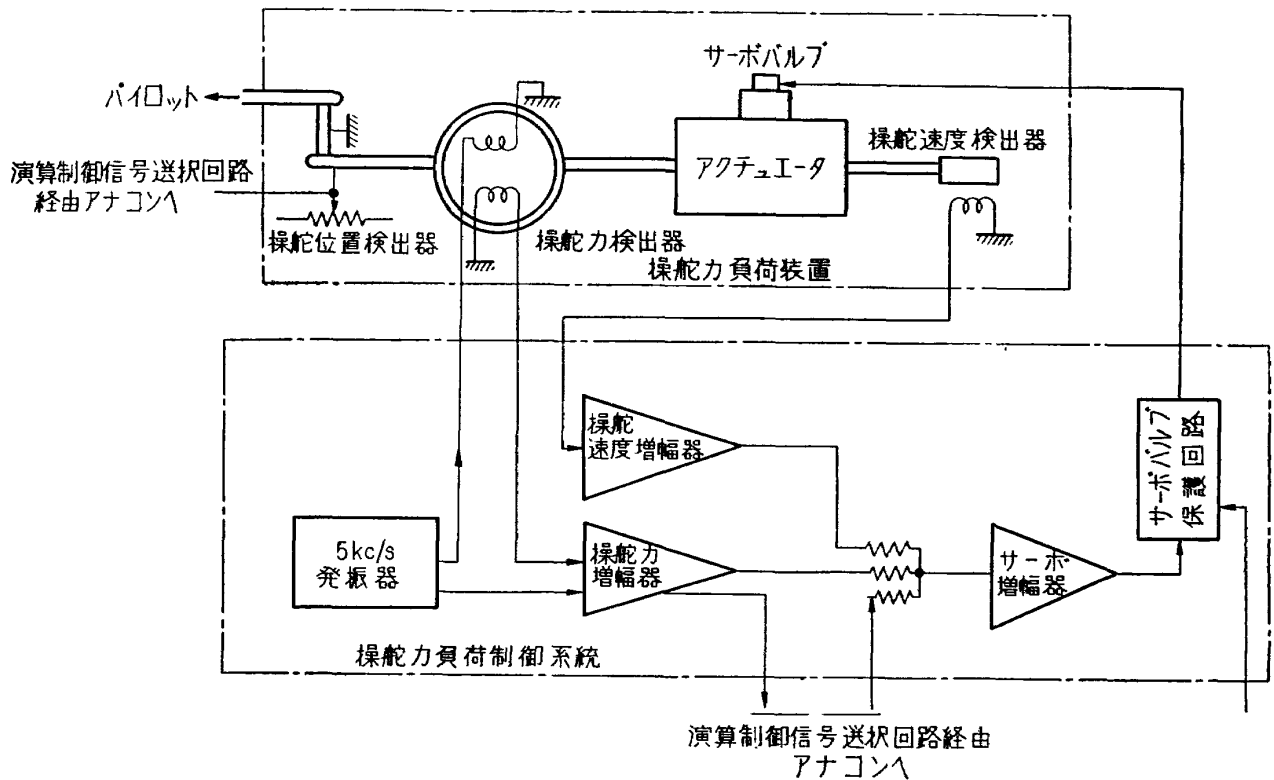


図 5.21 操舵力負荷制御システム機能図

舵力/変位は当該増幅器のゲインを変えることにより調節可能である。

5.2.3 模擬視界

本装置はスライドプロジェクタ(図 5.22)およびスクリーンより構成される。パイロットの目に感ずる相対的可動範囲を表 5.8 に示す。

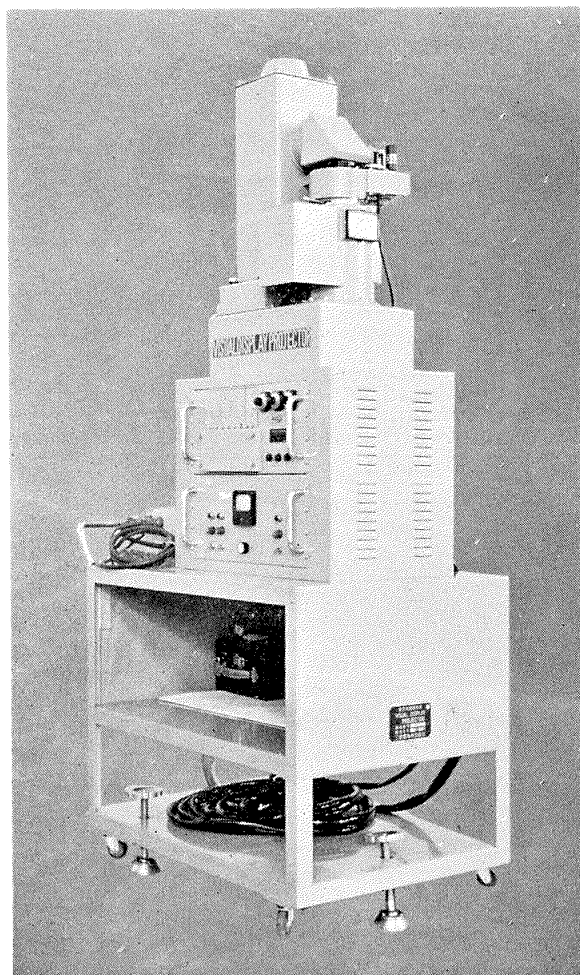


図 5.22 模擬視界外観

表 5.8 模擬視界要目

		V/D	V/D と C/P の相対運動	備 考
運 動 範 囲	ロール軸	±90°	±90°	C/P 駆動範囲 ロール ±15° ピッチ ±10° ただし 45° 位相遅れ 3.5c/s
	ピッチ軸	± 2.5°	約 ±15°	
	ヨー軸	± 5°	約 ±30°	
周波数特性		10° 位相遅れ	約 2c/s	

(1) プロジェクタ

光源は 100 V, 1 kW の白熱灯で，被写体には 35 mm スライドフィルムを使用する。本プロジェクタは過熱防止のための送風機でランプハウスを冷却し，また冷却風の一部を直接フィルム面

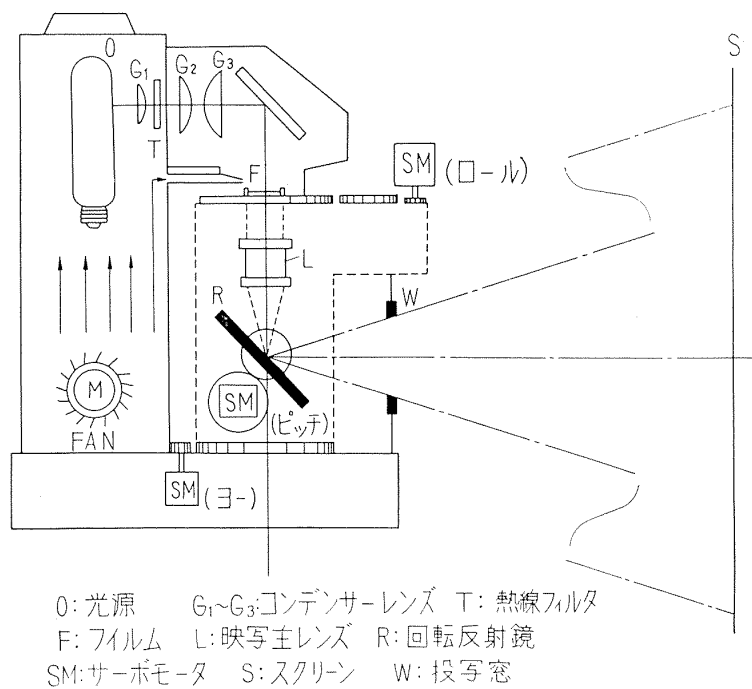


図 5.23 スライドプロジェクタ原理図

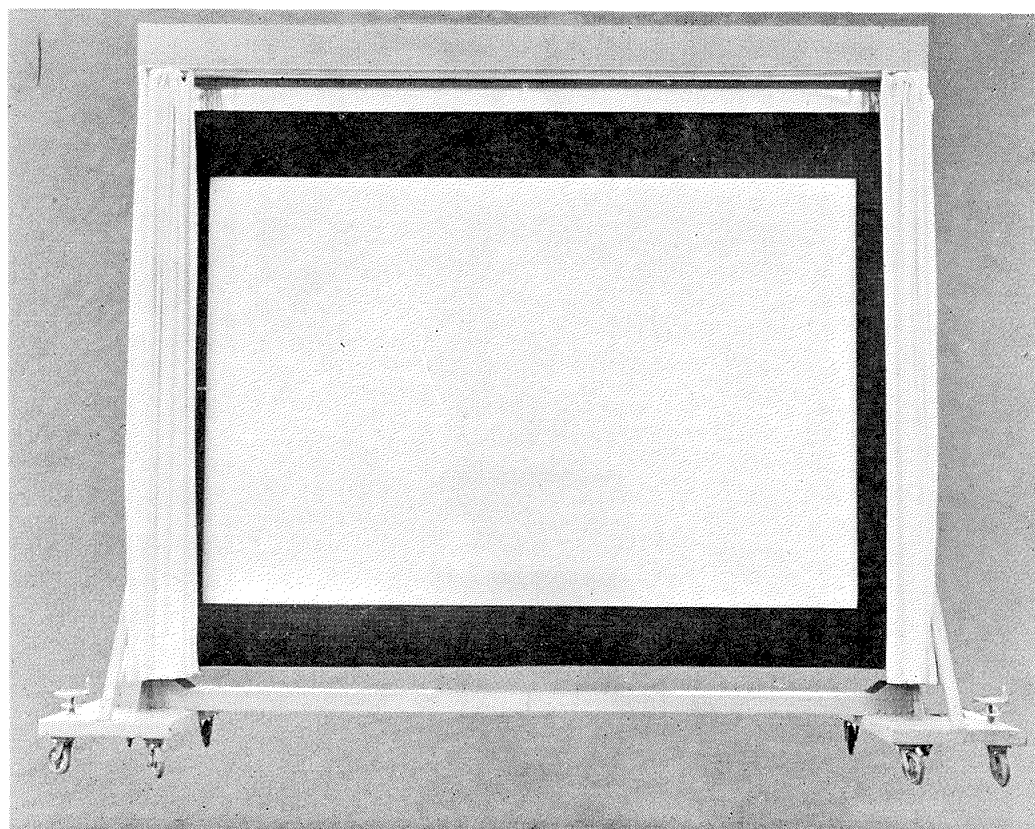


図 5.24 スクリーン外観

にあてて、フィルムの焼損を防止している（図 5.23 参照）。

（2） スクリーン

スクリーンは幅 4.5m、高さ 3.1m の透過式継ぎ目なしのスコプロスクリーンとした。スクリーンは可搬式の枠に展張され、通常の場合、コックピットの直前に置いて使用する。中心位置は上下 ± 25 cm 調節可能である（図 5.24 参照）。

5.2.4 専用計算機

専用計算機は電子管式低速度型アナログ計算機であって、その出力がコックピット駆動部、操舵力負荷装置、作動計器ならびに模擬視界の駆動入力信号となる。本装置は航空機動特性模擬装置とは連動しない。専用計算機の規模は下記に示すとおりである。

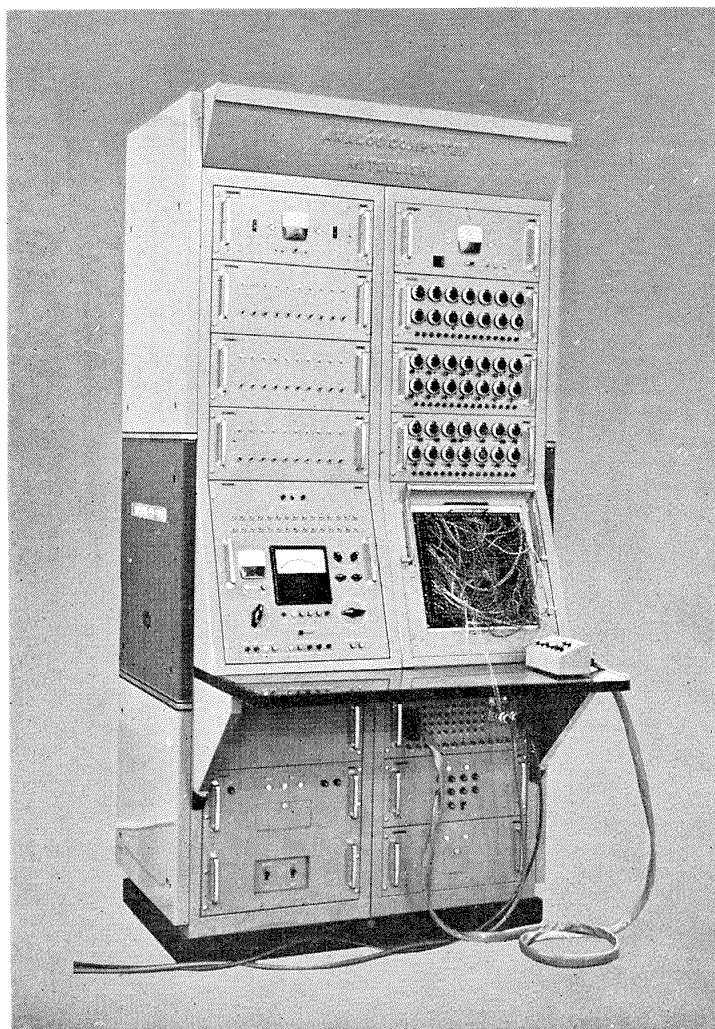


図 5.25 専用計算機外観

（1）	直流演算増幅器（出力 ± 100 V）	30 台
内訳	{ 加算積分器	10 台
	{ 加算係数器	20 台

(2) ポテンシヨメータ (10 回転, 3600 度) 42 台

内訳	{ 1 レンジ用	14 台
	{ 3 レンジ用	14 台
	{ 初期値設定用	14 台

5. 2. 5 高圧油発生装置

可動模擬操縦席装置の油圧サーボ系駆動力用として、専用の高圧油発生装置を設けた。これは 140 kg/cm^2 の高圧油を発生しうるものである。その外観図を図 5.26 に要目概略を表 5.9 に示す。

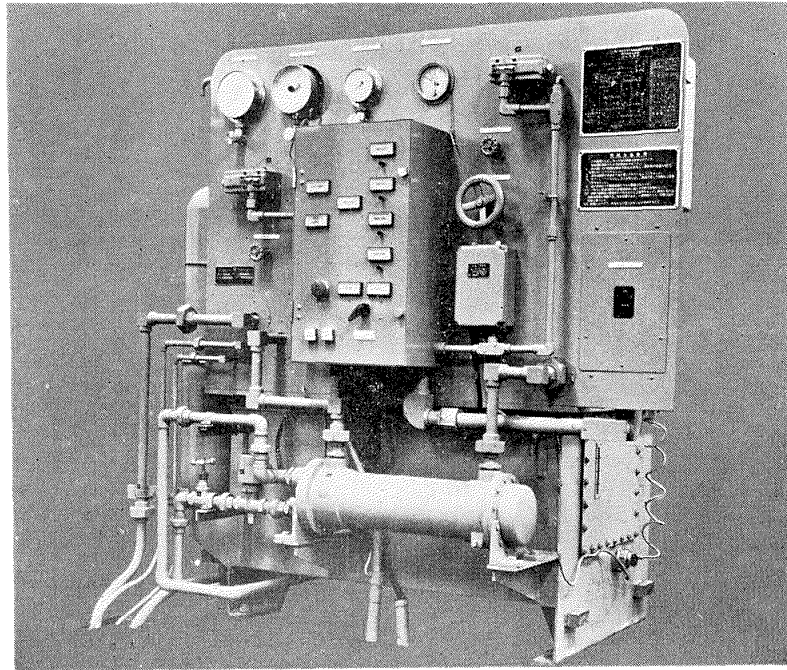


図 5.26 人間工学研究用可動模擬操縦席装置用高圧油発生装置

表 5.9 人間工学研究用可動模擬操縦席装置用高圧油発生装置要目

駆 動 用 電 動 機	3 相交流 200 V, 50 c/s 誘導電動機 出力22 kW
油 圧 ポ ン プ 流 量	61.3 l/m (圧力 5 kg/cm ²) 39.9 l/m (圧力 210 kg/cm ²)
油 圧 ポ ン プ 型 式	ベ ー ン 型
ア キ ュ ム レ ー タ	40 l
オ イ ル リ ザ ー バ タ ン ク	400 l
冷 却 方 式	水 冷
油 フ ィ ル タ	2 μ
作 動 油	MIL-H-5606 A
制 御 方 式	ロード・アンロード方式

この高圧油発生装置は原則として制御机より遠隔操作される。

5.3 性能

本装置の性能につき広範囲の測定を行なった結果の内、ここでは主要構成要素ごとに、主な特性と精度について述べる。

5.3.1 コックピット駆動部

(1) 静特性

試験結果と計画性能を対比して表 5.10 に示す。この表より直線性、再現性、ヒステリシス、分解能などは計画性能を十分に満たしているものと認められる。

表 5.10 コックピット駆動部静特性

項	目	要求性能	試験性能
直線性	最大誤差 %	ロール	0.1 以下
		ピッチ	0.1 以下
再現性	最大誤差 %	ロール	0.5 以下
		ピッチ	0.5 以下
ヒステリシス	最大誤差 %	ロール	0.5 以下
		ピッチ	0.5 以下
分解能	最少 %	ロール	0.1 以下
		ピッチ	0.1 以下

(2) 周波数特性

周波数特性は入力振幅、ロール $\pm 0.5^\circ$ 、ピッチ $\pm 0.25^\circ$ の場合、 90° 位相おくれにて、6 c/s 以上を目標とした。試験結果は図 5.27, 5.28 のとおりであって、目標性能は十分満たされており、実用上差しつかえないものと認められる。

(3) 出力波形

駆動部のサーボ増幅器の入力として適当な電圧の正弦波 (ϕ_{in}, θ_{in}) を与えてコックピットを駆動し、ポテンシオメータから位置 (ϕ_{out}, θ_{out}) を検出し記録したのが図 5.29~5.30 である。出力を入力と比較したとき、出力の波形の歪み、寄生振動その他の不具合は見あたらない。

5.3.2 操舵力負荷装置

本装置の性能測定は実装状態で行なうことが望ましいが、現実にはリンク機構を介してホイールおよびペダルに連結されているなど複雑な機構となっているので単体で性能試験を行なった。

(1) 静的精度

直線性、再現性、分解能に関する試験成績を計画性能と対比したものが表 5.11 である。実装状態での性能はこれよりやや下回るものと思われるが、全系統の運転の結果から判断して使用上支障はないと考えられる。

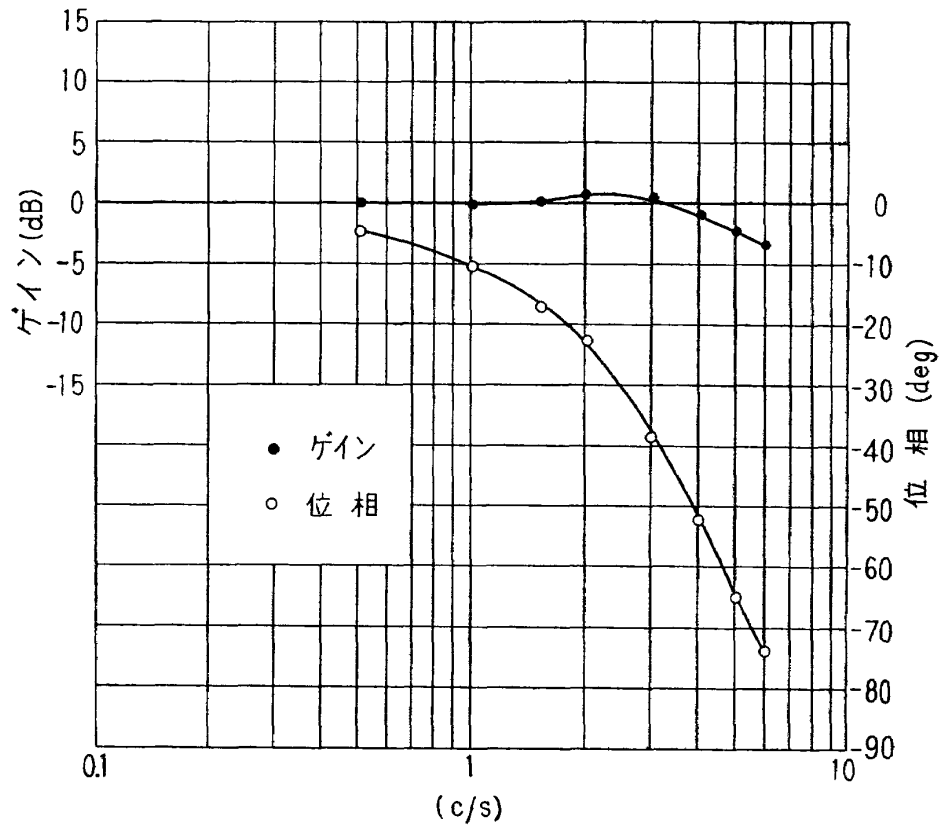


図 5.27 コックピット駆動部周波数特性 (ロール系) (入力振幅 0.5°)

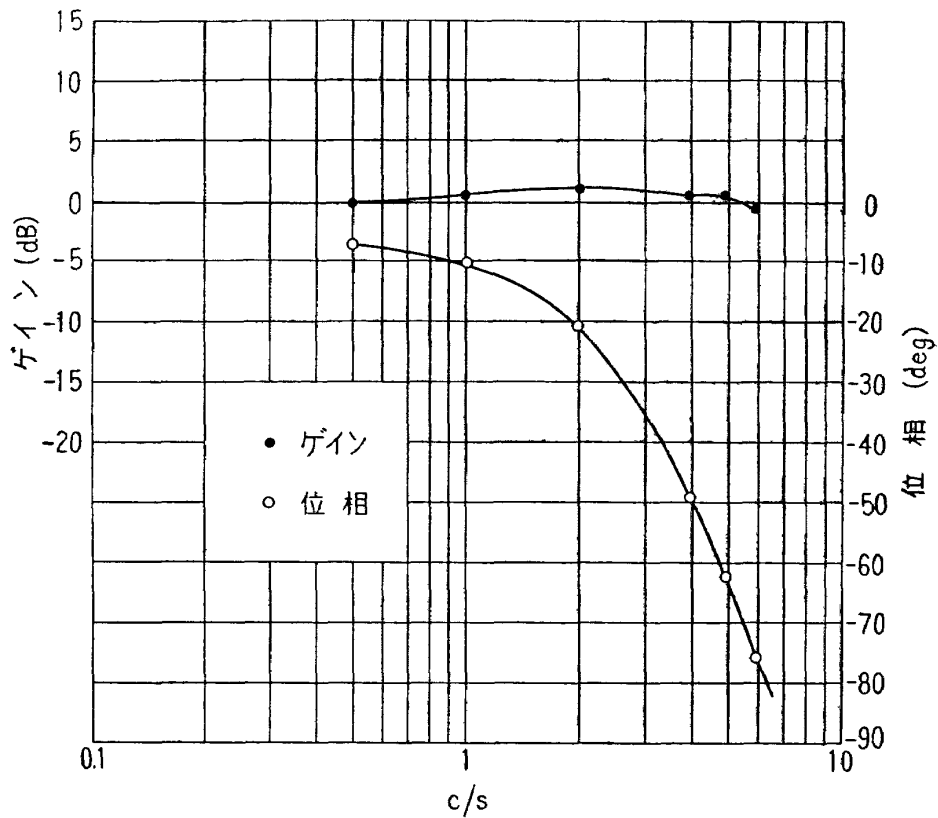


図 5.28 コックピット駆動部周波数特性 (ピッチ系) (入力振幅 0.5°)

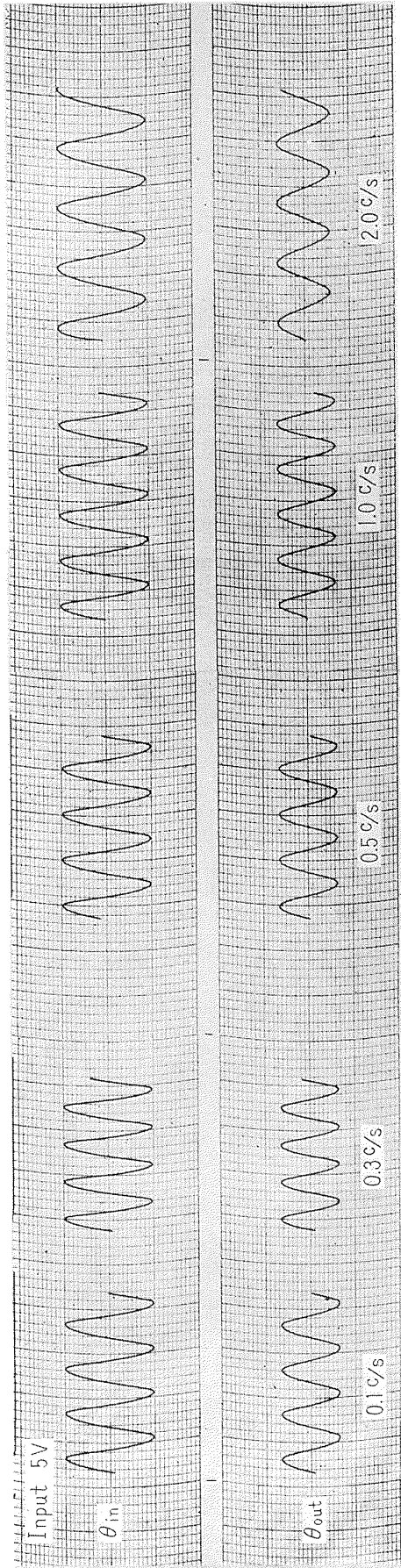


図 5.29 コックピット駆動部入出力波形 (ピッチ)

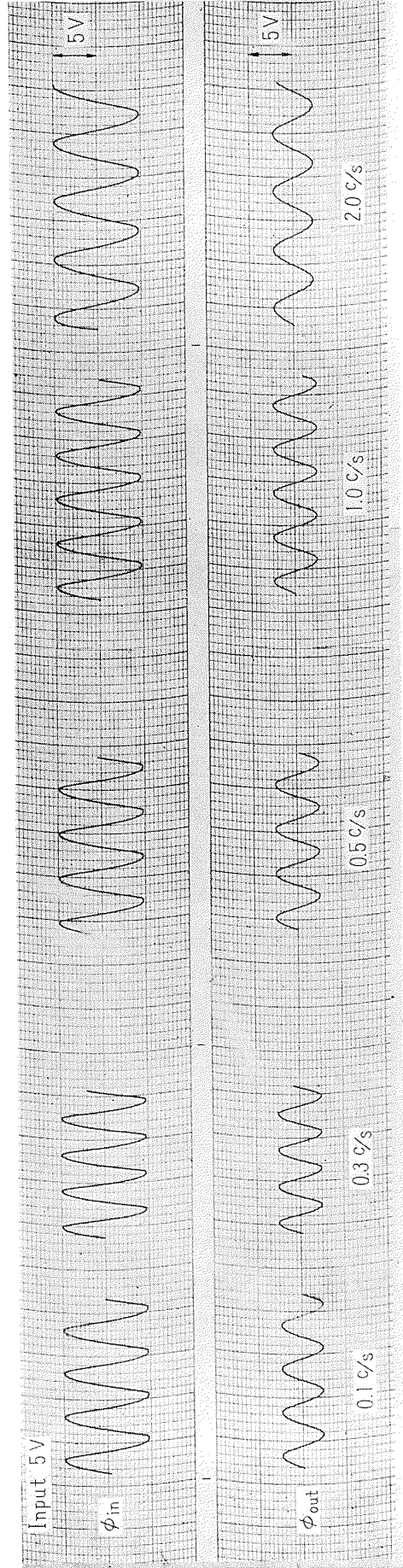


図 5.30 コックピット駆動部入出力波形 (ロール)

表 5.11 操舵力負荷装置の静特性

項 目	要 求 性 能	試 験 性 能	備 考	
直 線 性 %	ロ ー ル	10.0 以下	3.0	操舵力対操舵量の直線性は アクチュエータ負荷荷重 400 kg のとき
	ピ ッ チ	10.0 以下	3.0	
	ヨ ー	10.0 以下	2.0	
再 現 性 %	ロ ー ル	10.0 以下	2.8	同 上
	ピ ッ チ	10.0 以下	2.5	
	ヨ ー	10.0 以下	1.3	
分 解 能 %	ロ ー ル	3.0 以下	0.5	同 上
	ピ ッ チ	3.0 以下	0.5	
	ヨ ー	3.0 以下	0.5	

(2) 周波数特性

サーボアナライザを用いて行なった周波数特性試験の結果を図 5.31~5.33 に示す。計画性能は微少入力の場合に 90° 位相進みにて 4 c/s 以上である。そのほか手感覚試験で寄生振動や異常な摩擦などは感じられないことを要求し、充分この条件を満足した。

以上を総合して、操舵力負荷装置は所期の性能を満たしているといえることができる。

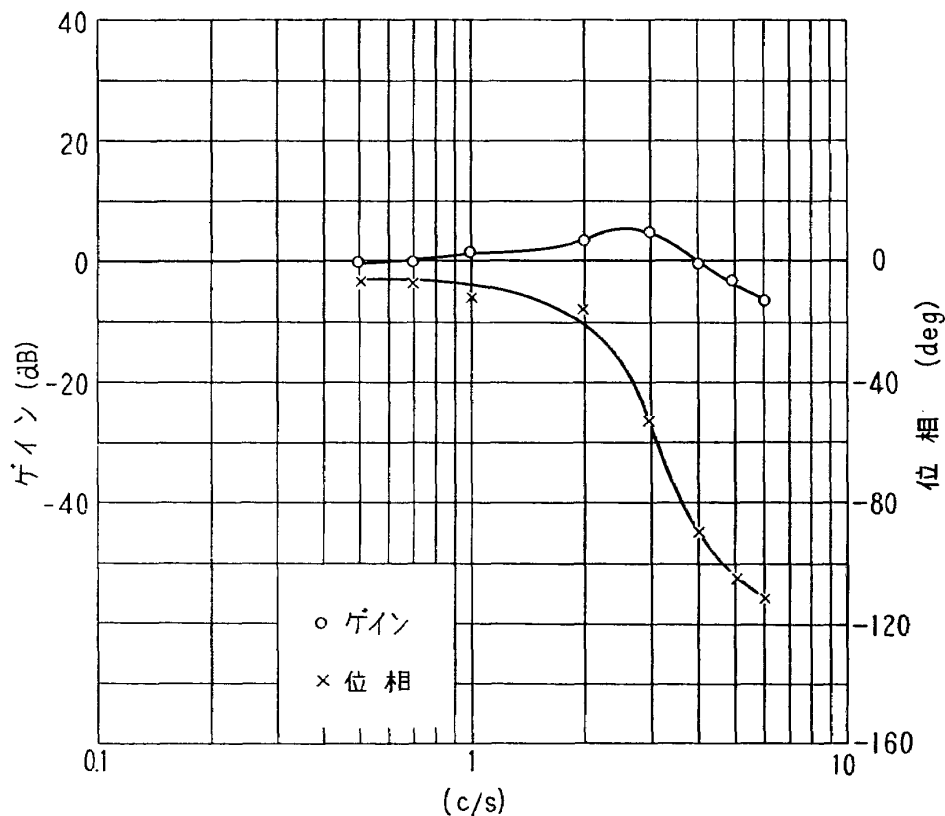


図 5.31 操舵力負荷装置の周波数応答 (補助翼系) (入力振幅 5 mm)

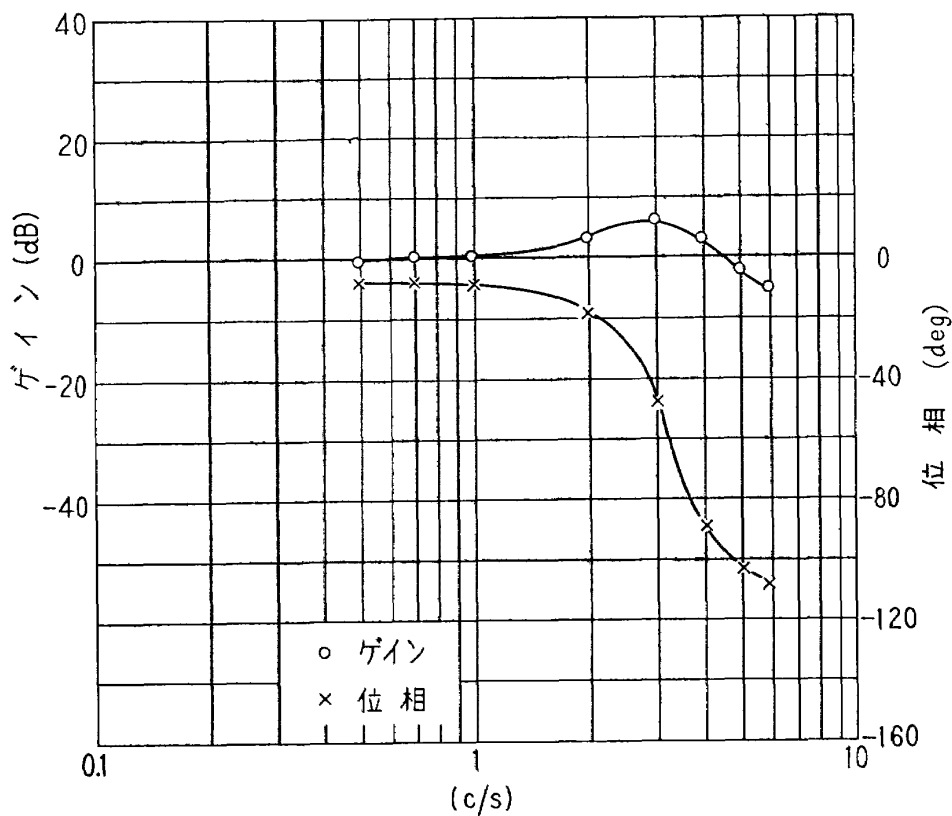


図 5.32 操舵力負荷装置の周波数応答 (昇降舵系) (入力振幅 5 mm)

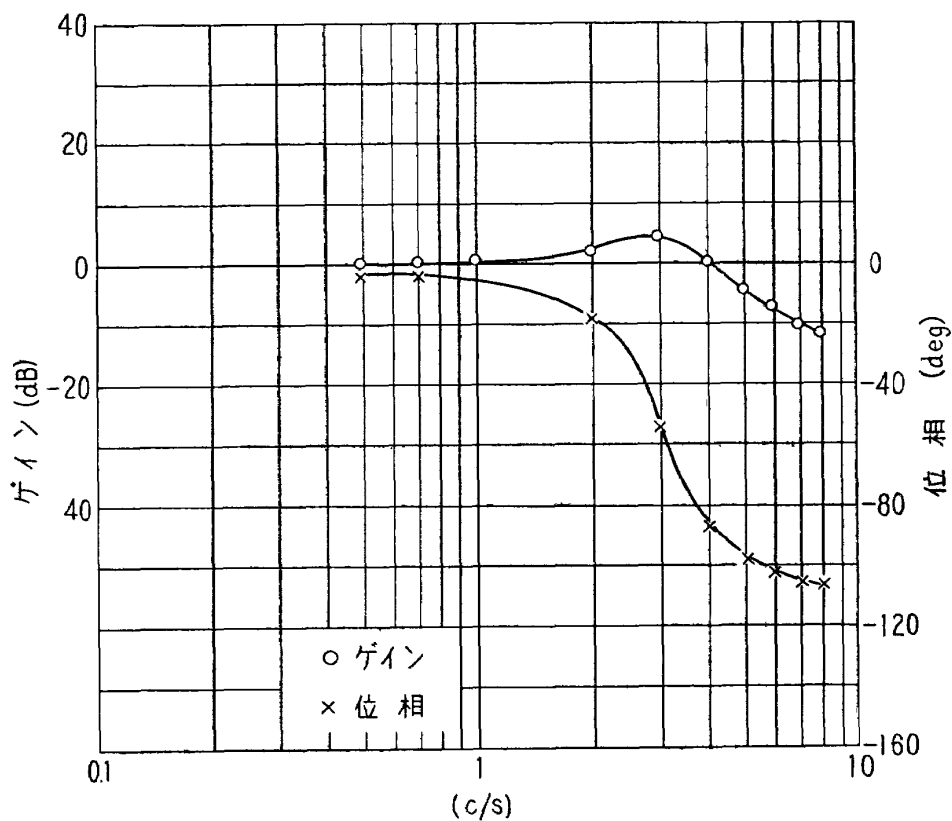


図 5.33 操舵力負荷装置の周波数応答 (方向舵系) (入力振幅 5 mm)

5.3.3 模擬視界

模擬視界の光学部の性能試験は JIS B 7163 (スライド映写機) に準拠した。駆動部の性能は静的精度および周波数応答について行なった。その結果を表 5.12 に示す。駆動部には出力波形 (サーボ機構のポテンショメータのホロアよりの電圧) にやや歪みがみられること、光学部では長時間連続使用した場合フィルムの性質によっては被写体に変色が生ずることなどがあり、将来の改善が望ましいが、さしあたっての使用には支障のない程度である。

表 5.12 模擬視界スライドプロジェクタ性能

項 目	要 求 性 能	試 験 性 能	備 考
光 学 部			
色 収 差	肉眼で色収差が認められないこと	色収差は認められない	テスト画面は 35 mm フィルムの長辺が 1m に拡大投影される位置 注視点はテスト画面より 2m の位置
解 像 力			テスト画面位置; 同上 テスト板および数値は JIS B 7163 付属書試験標板による
画面中心	2,000 以上	2,500	
画面上下	1,600 以上	2,500	
画面左右	1,260 以上	1,600	
画面隅部	1,000 以上	1,260	
画面中心照度	400 I_x 以上	430 I_x	テスト画面位置; 同上
照度むら			テスト画面位置; 同上
I_{min}/I_0	50.0% 以上	53.5%	I_0 画面中心照度
I_{min}/I_{max}	70.0% 以上	88.5%	I_{min} 最小画面隅部照度
I_{max}/I_0	120.0% 以下	60.5%	I_{max} 最大画面隅部照度
温度上昇			写真濃度 2 以上の乾燥フィルムを連続 40 分間投影後の各部の温度
フィルム面	55°C 以下	55°C	
ランプ室	70°C 以下	39°C	
ミラー室	70°C 以下	30°C	
映像のゆがみ			四辺の最大のゆがみ
上	4 mm 以下	3.0 mm	
下			
左	4 mm 以下	1.5 mm	
右			
駆 動 部			
静的精度			
ロ ー ル	±0.2° 以内	±0.1°	
ピ ッ チ	±0.2° 以内	±0.1°	
ヨ ー	±0.1° 以内	±0.1°	
周波数特性			45° 位相おくれ
ロ ー ル	0.3 c/s 以上	0.3 c/s 以上	出力角振幅 ±5° のとき
ピ ッ チ	1.0 c/s 以上	1.0 c/s 以上	出力角振幅 ±0.5° のとき
ヨ ー	1.0 c/s 以上	1.0 c/s 以上	出力角振幅 ±0.5° のとき

5.3.4 専用計算機

(1) 演算増幅器のドリフト

ドリフトの試験結果、グリッド換算にて $0.5 \mu\text{V}/8\text{h}$ 以下で十分である。

(2) ポテンショメータの直線性

初期値設定用、1レンジ用、3レンジ用とも、直線性は 0.1% 以内である。

(3) サークル試験

加算積分器2台、加算係数器1台を組み合わせてサークル試験を行なった結果を示す。

(a) 振幅誤差

$\omega = 1 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 0.2\%$ 以内

$\omega = 4 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 0.5\%$ 以内

$\omega = 10 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 2.0\%$ 以内

$\omega = 28 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 5.0\%$ 以内

$\omega = 56 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 10.0\%$ 以内

(b) 周波数誤差

$\omega = 1 \sim 56 \text{ rad/s}$ に対して $\pm 0.3\%$ 以内

以上の試験結果を総合して、専用計算機は所期の性能を充分満たしていると認められる。

文 献

- (1) B. P. Brown & H. I. Johnson; Moving Simulator Investigation of the Minimum Tolerable Longitudinal Maneuvering Stability, NASA TN D-26, (1959/9).
- (2) B. P. Brown, H. I. Johnson & R. G. Mungall; Simulator Motion Effect on a Pilot Ability to Perform a Precise Longitudinal Flying Task, NASA TN D-367, (1960/5).
- (3) G. A. Rathert, B. Y. Creer & J. G. Douvillier; Use of Flight Simulators for Pilot Control Problems, NASA MEMO 3~6-59A, (1959/2).
- (4) J. G. Douvillier; Effect of Flight Simulator Motion on Pilot's Performance of Tracking Tasks, NASA TN D-143, (1960/2).
- (5) H. A. James, R. C. Wingrobe, C. A. Holzhauser & F. J. Drinkwater III; Wind-Tunnel and Piloted Flight Simulator Investigation of a Deflected-Slipstream VTOL Airplane, The Ryan VZ-3RY, NASA TN D-89, (1959/11).
- (6) B. P. Brown; Ground Simulator Studies of the Effect of Valve Friction, Stick Friction, Flexibility and Backlash on Power Control System Quality, NACA TN 3998, (1957/4).
- (7) S. Faber; Ground Simulator Study of the Effects of Stick Force and Displacement on Tracking Performance, NACA TN 3428, (1955/4).
- (8) S. Faber; Qualitative Simulator Study of Longitudinal Stick Forces and Displacement Desirable during Tracking, NACA TN 4202, (1958/2).
- (9) McCormic; Human Engineering, Chapter 10 pp. 256-276, (1957).
- (10) Asch and Witkin; Studies in Space Orientation, I. Perception of the Upright with Displaced Visual

- Field, J. Exp. Psychol., Vol. 38 (1948).
- (11) ditto; II. Perception of the Upright with the Displaced Visual Field and with Body Tilted.
 - (12) ditto; III. Perception of the Upright in the Absence of a Visual Field.
 - (13) ditto; IV. Further Experiments on Perception of the Upright with Displaced Visual Fields.
 - (14) Witkin; Perception of the Upright when the Direction of the Force Acting on the Body is Changed, J. Exp. Psychol., Vol. 40 (1950) pp. 93-106.
 - (15) G. G. Gibson; The Perception of the Visual World, Houghton Mifflin, (1950).
 - (16) G. G. Gibson; The Visual Perception of Objective Motion and Subjective Movements.
 - (17) G. E. Passey; The Perception of the Vertical.
 - I. Visual and Non-Labyrinthine Cues, J. Exp. Psychol., Vol. 39 (1949) pp. 700~707.
 - II. The Visual Vertical as a Function of Centrifugal and Gravitational Forces, J. Exp. Psychol. Vol. 39 (1949) pp. 839~850.
 - III. Adjustment to the Vertical with Normal and Tilted Visual Frames of Reference, J. Exp. Psychol., Vol. 40 (1950) pp. 738~745.
 - (18) K. MacCorquodade; Effects of Angular Acceleration and Centrifugal Force on Non-Visual Space Orientation during Flight.
 - (19) G. G. Gibson; The Visual Field and the Visual World, A Reply to Professor Boring.
 - (20) Luis de Florezt & E. K. Smith; Helicopter Flight Simulator, Aer. Eng. Rev., (1956/5).
 - (21) J. M. Bell; A Landing Display for Use with a Contact Flight Simulator, SDC Human Engineering Project 20-L-1, (1951/3).
 - (22) J. M. Naish; Simulation of Visual Flight, with Particular Reference to the Study of Flight Instruments, A. R. C. TR C. P. No. 448, (1960).
 - (23) G. Hellings et E. T. Emms; Systeme Visual pour Simulateur de Vol. Air Techniques 6-60.
 - (24) G. P. S. 社資料; G. P. S. Visual Attachment for Flight Simulators, Code No. SD/364/B Issue I, (1963/9).
 - (25) Aerojet General Corp. 社資料; Training Aids and Simulation Equipment, Avoinics Div. Special Rep. No. 1,710.
 - (26) M. D. Heather; A. F. Building \$ 1.7-Million Simulator, Missiles & Rockets, (1962/4).
 - (27) G. P. I. 社資料; Link Exprence, LP-7,517A, 5C-1-60, Link Div., (1960/5).

第 6 章 結 言

以上，汎用飛行シミュレータ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回り，良好な結果がえられたものと認めることができる。

現在本設備を使用して，V/STOL 機の自動制御装置の研究，操縦動作の応答特性に関する研究など，また受託試験研究として国産中型輸送機 YS-11 の舵の利き，STOL 飛行艇の操縦性などに関する研究が進められて，成果をあげつつある。

また本設備の整備第 2 段階の計画として，航空機動特性模擬装置の計数形電子計算機との併用によるハイブリッド化，高性能のフライトテーブル装置，自動制御機器負荷装置，VTOL 機操縦研究用可動模擬操縦席装置の設置などを研究の進展に合わせて検討中で，その一部についてはすでに具体的な計画を進めつつある。

本設備は昭和 34 年度より調査を開始，昭和 36 年度予算化によって具体的な計画および建設に着手して昭和 38 年 7 月に完成した。調査，計画より設計，製作へと進んでいく間，絶えず御指導御協力を賜った当所関係建設委員ならびに協力者の方々に厚くお礼を申し上げる。

本設備の各装置は，いずれもわが国では画期的なもので，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各製作担当会社の御努力に負うところが多かったが，相互の緊密な連繋のもとによく多くの困難を克服し，外国の製品に劣らぬ優秀な設備を製作して下さったことに対し厚くお礼を申し上げる。

最後に本設備の計画にあたり絶えず御指導を賜わった，故中西不二夫前所長に深甚の感謝の意を表す。

協 力 者

工業技術院電気試験所	野 田 克 彦
同 上	黒 川 一 夫
建設省関東地方建設局	

製 作 者

システム設計と総括	三菱重工業(株)
航空機動特性模擬装置	(株)日立製作所
低レスポンス・フライトテーブル装置	三菱重工業(株)
人間工学研究用可動模擬操縦席装置	三菱重工業(株)
同上用模擬視界および専用計算機	三菱電機(株)

既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|----------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験
Preliminary Investigation of N.A.L. Transonic
Wind-Tunnel Test-Section | 1960 年 2 月 | 平木 一, 石井孝雄
大島信彦 |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5 MW Main Blower for N.A.L. Transonic
Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model Blower | 1960 年 5 月 | 山内正男, 松木正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring Instru-
ments of Airplane Models in Wind Tunnel Test | 1960 年 8 月 | 小橋安次郎, 長洲秀夫
高島一明, 波木井 潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度
Strength of Rotating Discs | 1960 年 9 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR- 5 | 航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音速
フラッタ試験設備の計画と整備試験
Design and Development of N.A.L. 60cm×60
cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for
Flutter Testing | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋 瓜 宏
中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
Temperature Characteristics of High Tempera-
ture Strain Gage | 1960 年 12 月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部
On the Transonic Test Section | 1961 年 1 月 | 村崎寿満 |
| TR- 8 | 繰返し荷重試験装置の予備試験
Preliminary Study for Development of Repeat-
ed Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft
Structures | 1961 年 3 月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance Theory of
Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松木正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-Walled Bea-
ms of Open Cross Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 塙 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究
Experimental Results of the Interaction between
Shock Wave and Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer in Magneto-
dynamics | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・較正
Miniature Pressure Pickups for Measuring the
Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic
Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法
による数値解法
On the Difference Method Solutions of the
Mixed Boundary Value Problems of Parabolic
Partial Differential Equations | 1961 年 11 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |

TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density	1961 年 12 月	和田 勇, 細川 巖 三好 甫
TR-18	前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の二 次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961 年 11 月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength on High-Speed Rotor	1961 年 12 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の 数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962 年 1 月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962 年 1 月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962 年 2 月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモ ンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differ- ential Equations	1962 年 2 月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要 素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L.	1962 年 2 月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構 造 Desing and Construction of the 2m×2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962 年 3 月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962 年 3 月	河崎俊夫, 岡部裕二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao HOSOKAWA
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小捩り振動 について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一

TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	和田 勇, 松崎利一
TR-37T	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu WADA
TR-38	鑄鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年2月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月	大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧繰返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963年2月	竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963年2月	竹中幸彦, 江川幸一 小川鮎一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963年2月	河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月	近藤 博, 義田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$	1963年4月	戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉 日出夫 戸川隼人, 林 洋一
TR-47	鑄鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年7月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (III) —翼の厚さの影響— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III) —Effects of Blade Thickness—	1963年9月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の 数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pabble-Bed Heater	1963年9月	林 二 謙
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二 謙
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による 数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気の 力の測定 (第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGISAWA
TR-58	高度 500 フィートないし 10,000 フィートにおける 上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその特性 The Magnetic Tape Date Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙 武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角 45°, テーパー比 0.6 の薄い片持翼の遷音速 におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の 影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井暎一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年3月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月	幸尾治朗

- TR-65 非定常境界層の安定に関する実験
An Experimental Investigation of Stability
Characteristics of Unsteady Laminar Boundary
Layer 1964 年 7 月 小橋安次郎, 恩地 瑛
- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における自
然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合)
Numerical Examination on the Fulfilment of
Natural Boundary Conditions by the Appro-
ximate Solutions for Bending and Vibration
of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-
Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered
Wing Plates) 1964 年 6 月 川井忠彦, 埜 武敏
越出慎一, 戸川隼人
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性
Characteristics of a Vortex Stabilized
Plasma Generator 1964 年 4 月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線型理論 (I) —揚力面理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor
Blades (I) —Lifting Surface Theory— 1964 年 6 月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究 (I)
An Investigation of the High Speed Axial Flow
Turbine (I) 1964 年 7 月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸
森田光男

<p>NAL TR-70 航空宇宙技術研究所 汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性</p> <p>1965年1月 105ページ</p> <p>当所汎用飛行シミュレータの総合計画ならびに主要各装置すなわち航空機動特性模擬装置，低レスポンス・フライトテーブル装置および人間工学研究用可動模擬操縦席装置の設計における検討，構成，機能と性能試験結果について述べた。</p> <p>本設備を用いて，計算のみによる模擬実験はもちろん，実物の制御用機器または人間パイロットを含む制御ならびに操縦に関する模擬実験を行なうことができる。一般の航空機，V/STOL 機およびロケットを研究対象とするが，これらの運動および制御に関してかなり広範囲の模擬が可能である。</p>	<p>I. 松浦 陽恵 樋口 一雄 池谷 光栄 堀川 勇壮 百名 盛之 三好 範子 村上 力 岡部 正典</p> <p>II. NAL TR-70</p> <p>III. 629.13 629.19.001.57</p>	<p>NAL TR-70 航空宇宙技術研究所 汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性</p> <p>1965年1月 105ページ</p> <p>当所汎用飛行シミュレータの総合計画ならびに主要各装置すなわち航空機動特性模擬装置，低レスポンス・フライトテーブル装置および人間工学研究用可動模擬操縦席装置の設計における検討，構成，機能と性能試験結果について述べた。</p> <p>本設備を用いて，計算のみによる模擬実験はもちろん，実物の制御用機器または人間パイロットを含む制御ならびに操縦に関する模擬実験を行なうことができる。一般の航空機，V/STOL 機およびロケットを研究対象とするが，これらの運動および制御に関してかなり広範囲の模擬が可能である。</p>	<p>I. 松浦 陽恵 樋口 一雄 池谷 光栄 堀川 勇壮 百名 盛之 三好 範子 村上 力 岡部 正典</p> <p>II. NAL TR-70</p> <p>III. 629.13 629.19.001.57</p>
<p>NAL TR-70 航空宇宙技術研究所 汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性</p> <p>1965年1月 105ページ</p> <p>当所汎用飛行シミュレータの総合計画ならびに主要各装置すなわち航空機動特性模擬装置，低レスポンス・フライトテーブル装置および人間工学研究用可動模擬操縦席装置の設計における検討，構成，機能と性能試験結果について述べた。</p> <p>本設備を用いて，計算のみによる模擬実験はもちろん，実物の制御用機器または人間パイロットを含む制御ならびに操縦に関する模擬実験を行なうことができる。一般の航空機，V/STOL 機およびロケットを研究対象とするが，これらの運動および制御に関してかなり広範囲の模擬が可能である。</p>	<p>I. 松浦 陽恵 樋口 一雄 池谷 光栄 堀川 勇壮 百名 盛之 三好 範子 村上 力 岡部 正典</p> <p>II. NAL TR-70</p> <p>III. 629.13 629.19.001.57</p>	<p>NAL TR-70 航空宇宙技術研究所 汎用飛行シミュレータ設備の計画，構造および特性</p> <p>1965年1月 105ページ</p> <p>当所汎用飛行シミュレータの総合計画ならびに主要各装置すなわち航空機動特性模擬装置，低レスポンス・フライトテーブル装置および人間工学研究用可動模擬操縦席装置の設計における検討，構成，機能と性能試験結果について述べた。</p> <p>本設備を用いて，計算のみによる模擬実験はもちろん，実物の制御用機器または人間パイロットを含む制御ならびに操縦に関する模擬実験を行なうことができる。一般の航空機，V/STOL 機およびロケットを研究対象とするが，これらの運動および制御に関してかなり広範囲の模擬が可能である。</p>	<p>I. 松浦 陽恵 樋口 一雄 池谷 光栄 堀川 勇壮 百名 盛之 三好 範子 村上 力 岡部 正典</p> <p>II. NAL TR-70</p> <p>III. 629.13 629.19.001.57</p>

航空宇宙技術研究所報告70号

昭和40年1月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1,880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
