

UDC 629.735.7.018.72:
629.735.7.08

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-306

フライングテストベッド用付帯設備の計画

滝沢直人・渋谷昭義・小川敏雄
藤枝郭俊・甲斐忠夫・宮本義人
田辺義一・竹内和之・小野幸一

1972 年 11 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|---|-----------|---------------------------------------|
| TR-281 | ジェットエンジンのデジタル制御
(1) 装置および予備実験
Digital Control of Jet Engines
(1) Control System and Preliminary Experiments | 1972年7月 | 西尾健二, 遠藤征紀
杉山七契, 越沼幸
大畑敏美, 松田山吉 |
| TR-282 | 高温タービン試験設備およびその計測装置
On the High Temperature Turbine Test Facilities and the Data Processing System | 1972年6月 | 原動機部 |
| TR-283 | エンジン特性の実時間シミュレーション(I)
(装置および特性)
Real-time Simulation of Jet Engines with Digital Computer (I)
(Fabrication and Characteristics of the Simulator) | 1972年7月 | 西尾健二, 杉山七契
越沼威, 橋本武男
大畑敏美, 市川英夫 |
| TR-284 | 高 dn 値における玉軸受の性能に関する研究
Study on Performance of Ball Bearings at High dn Values | 1972年5月 | 宮川行雄, 関勝美
横山正幸 |
| TR-285 | 高温固体潤滑剤としての一酸化鉛 (PbO) に関する基礎的研究
Study on Lead Monoxide as Solid Lubricant for High Temperatures | 1972年5月 | 宮川行雄, 西村允
安部亘 |
| TR-286T | An Investigation of Secondary Injection Thrust Vector Control | May, 1972 | Tatsuo YAMANAKA |
| TR-287 | 内面加熱を受ける中空円筒の非定常熱応力
Transient Thermal Stresses of the Hollow Cylinder Subjected Uniform Inner Heating | 1972年5月 | 江川幸一, 竹中幸彦 |
| TR-288 | 低アスペクト比後退角片持平板翼の遷音速および超音速のフラッター特性
The Transonic and Supersonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio Sweptback Thin Cantilerer | 1972年5月 | 中井咲一, 森田甫之実
菊地孝男, 高橋
東久保正年 |
| TR-289T | Transient Hypersonic Leading-Edge Flow | Jun. 1972 | Katsuhisa KOURA |
| TR-290 | 二自由度回転駆動検出型ジャイロの研究
Study of a Rotary-drive Vibratory-output Two-degree-of-freedom Gyro | 1972年7月 | 山田 博 |
| TR-291 | はり板結合構造物の振動(III)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Canbination Structures (III) | 1972年7月 | 塙武敏, 林洋一
多田保夫, 戸田 勲
日下和夫 |
| TR-292 | 翼型の非圧縮乱流ウェーク流の近似計算法
—対称ウェーク流の場合—
An Approximate Calculation Method of Incompressible Turbulent Wakes bihind Aerofoils—Symmetrical Wake Flow Case— | 1972年7月 | 石田洋治 |
| TR-293 | き裂先端塑性域に線形な応力分布のある弾塑性モデルの解析
An Elastic-Plastic Analysis of a Crack with Linearly Distributed Stress in the Plastic Zone | 1972年8月 | 寺田博之 |
| TR-294 | ジェットフラップを持つ高揚力機の地面効果
Effect of Ground Proximity on the Longitudinal Aerodynamic Characteristics of an Airplane with a Jet-Flapped High Lift Wing | 1972年8月 | 遠藤浩, 高橋 宏
中谷輝臣, 綿貫忠晴 |
| TR-295 | 自機搭載型軌道保持システムのための軌道決定と制御
Orbit Determination and Control Method for Self-Contained Station-Keeping Systems | 1972年8月 | 松島弘一 |

目 次

1. まえがき	1
2. 全体計画	2
2. 1 設備区分	2
2. 2 計画の範囲と手順	2
2. 3 基本的要求	2
2. 4 FTB	2
3. 地上支援設備	2
3. 1 FTB の運転整備	2
3. 2 設備計画	4
3. 3 整備補給設備	4
3. 4 補助動力設備	4
3. 5 点検調整設備	9
3. 6 一般支援設備	10
4. 拘束実験設備	13
4. 1 FTB の機能上の問題点	13
4. 2 実験の種類と設備計画	13
4. 3 推力測定台	14
4. 4 高度制御拘束実験設備	15
4. 5 姿勢制御拘束実験設備	17
4. 6 タイダウン装置	20
5. 計測設備	21
5. 1 計 画	21
5. 2 直接計測設備	21
5. 3 テレメータ計測設備	21
5. 4 地上計測設備	21
5. 5 記録設備	21
6. 地上施設	21
6. 1 計画（場所）	21
6. 2 建 屋	23
6. 3 拘束実験場	24
6. 4 自由飛行実験場	25
7. あとがき	25
文 献	26

【付録】 主要設備の構造および機能	27
A. 地上電源	27
B. 地上油圧源	28
C. 地上空気源	30
D. テレメータ校正装置	33
E. ASE チェッカー	34
F. 推力測定台	36
G. 高度制御拘束実験設備	38
H. 姿勢制御拘束実験設備	40

執筆者

本文および付録	滝 沢 直 人
付録 A, B	藤 枝 郭 俊
C	渋谷 昭 義
D	小 野 幸 一
E	小 川 敏 雄
F	田 辺 義 一
G	甲 斐 忠 夫
H	宮 本 義 人

フライングテストベッド用付帯設備の計画*

滝沢直人**・渋谷昭義**・小川敏雄**
藤枝郭俊**・甲斐忠夫**・宮本義人**
田辺義一**・竹内和之***・小野幸一***

System Design of Facilities for VTOL Flying Test Bed at National Aerospace Laboratory

By Naoto TAKIZAWA, Akiyoshi SHIBUYA, Toshio OGAWA,
Hirotohi FUJIEDA, Tadao KAI, Yoshito MIYAMOTO,
Yoshikazu TANABE, Kazuyuki TAKEUCHI, Koichi ONO

Many kinds of facilities are indispensable for the Flying Test Bed (FTB) which has been developed by National Aerospace Laboratory for the purpose of studying the problems associated with hovering, vertical take-off and landing of VTOL aircraft.

This report is concerned with the system design and the general description of these facilities.

The facilities are divided into the following four main groups: ground support facilities, constrained test rigs, measuring apparatuses and ground establishments.

Ground support facilities are provided for the operation and maintenance of the FTB, including those for rework, supply, inspection, adjustment and experiment.

Constrained test rigs for the safety of over-all preflight experiments contain a force test rig, a height control test rig, an attitude control test rig and tie down test rigs.

Measuring apparatus for the collection of precious data on the first VTOL flights in Japan are arranged in combination with special wiring, telemetering and others.

Ground establishments for large scale field experiments consist of buildings, a constrained test field and a free flight test field.

1. ま え が き

VTOL 機の垂直離着陸およびホバリング時の飛行性¹⁾を研究するためのフライングテストベッド²⁾³⁾(FTB, Flying Test Bed)には、(1)航空機に準ずる取り扱いを行なうのでこのための地上支援設備、(2)また FTB は多くの新しい試みを取り入れた上に未知の飛行範囲を対象とするので自由飛行以前に安全に飛行性を確認するための拘束実験設備、(3)実験データを収集するための計測設備、(4)実験の運営に必要な各種地上施設、などの付帯設備が必要となる。これらの設備はいずれも FTB 全機を対象とする実験に

使用される。

FTB では実験を系統的かつ安全確実に実施することが要求されるので、FTB と付帯設備を合わせて完全な実験システムと言うことができよう。したがって付帯設備も FTB と同時に昭和 40 年度から計画を開始し、その製作は FTB に雁行して昭和 41 年度から昭和 43 年度にかけて行なわれた。

付帯設備は、一般に、地上にあって飛行しないので軽量化や品質保証規格などは航空機ほど厳しくはなく、また FTB に対してはあくまで従属関係にある。このため付帯設備は、とかく軽視されがちである。しかしながら FTB では前述のように実験上重要な役割が期待され、設備の良否はそのまま実験の成否につながる所以、この観点から設備に対する種類、運用、安全性能上の要求は厳しくなる。

* 昭和 47 年 9 月 14 日受付

** 新型航空機部

*** 機体第一部

本報告では FTB 用付帯設備の計画および主要設備の構造機能を述べる。普遍的な設備や器材,あるいは,FTB 搭載機器と一体と考えられるものについては内容の記述を省略したが,含まれる器材などはひととおり網羅するようにつとめ,設備規模の全貌がわかるようにした。

FTB 用付帯設備の計画に参画したものはつぎのとおりである。

全般: 武田峻, 近藤博, 竹内和之, 滝沢直人

整備補給設備: 田辺義一, 渋谷昭義, 岡田典秋

補助動力設備: 西村博史, 渋谷昭義, 藤枝郭俊

点検調整設備: 小野幸一, 小川敏雄, 甲斐忠夫

一般支援設備: 渋谷昭義, 藤枝郭俊, 宮本義人

推力測定台: 小野幸一, 田辺義一

高度・姿勢制御拘束実験設備: 渋谷昭義, 小川敏雄,

藤枝郭俊, 甲斐忠夫, 宮本義人

計測設備: 小野幸一, 渋谷昭義, 小川敏雄, 藤枝郭

俊, 甲斐忠夫, 宮本義人, 岡田典秋

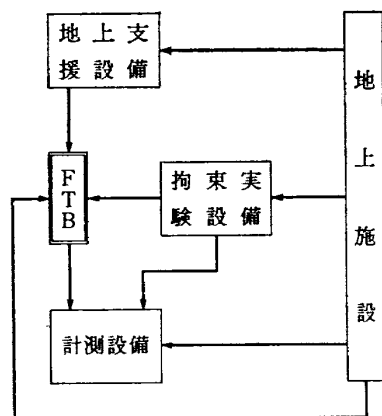
2. 全体計画

2.1 設備区分

付帯設備は FTB 機能および実験運営上の要求にもとづいて計画される。実験実施に必要な設備区分はつぎの4つである。

- (1) FTB の運転整備に必要な地上支援設備
- (2) エンジン性能や飛行性能を確認するための拘束実験設備
- (3) 実験データの指示記録のための計測設備
- (4) 実験運営上必要な地上施設

FTB とこれらの設備の相互関係を図1に示す。



〔注〕 矢印は依存の方向を示す

図1 設備および FTB 相互関係図

2.2 計画の範囲と手順

計画の範囲はつぎのように定められる。各設備区分内に多くの種類の設備を含み,これらは運用上は有機的な相互関連を有するが,機能的には独立した設備であるので,まずこの種類を定め,つぎに個々の設備に対する要求,構想,特性を検討した。

つぎに計画の手順はつぎのように定められる。(i) 本体機能および実験運営を勘案して各設備区分内で必要な個々の設備を列挙する。(ii) 列挙された設備の要否,関連,統合を検討してこれを決定する。(iii) 個々の設備に対する要求を作成する。(iv) この要求に合わせて構想を練る。(v) 特性を検討して要求と構想が現状における最良の結果であることを確認する。

本報告では特記の外,途中の経過を省略し,最終結果を報告する。

2.3 基本的要求

設備計画を実施する際の基本的事項はつぎのとおりである。

- (1) 設備の種類,規模は最小を旨とすること。
- (2) 設備の構造,機能は,運用,整備条件に対して合理的であること。
- (3) FTB に対する機能保持,着脱,整備,などの関係は適正かつ容易であること。
- (4) FTB の不測事態に対しても安全性を確保すること。

これらの要求は運用,整備,機体状態,不測事態などの条件を設定した上で定められ,これらの条件は,本体機能および実験運営上からの要求にもとづいて定められる。したがって設備完成後に FTB や実験計画が変更されたりすると,設備の評価は低下することもあるが,これは設備計画以前の問題なので本報告の範囲外とする。

個々の設備に対する要求事項(「2.2 (iii)」)は上記4つの基本的要求にもとづいて上述の条件を具体化して定める。

2.4 FTB

要求の基本となる FTB については文献(2)に詳しいので,ここでは全体の外観図および系統図をそれぞれ図2,および図3に,要目を表1に示すにとどめる。

3. 地上支援設備

3.1 FTB の運転整備

実験場における FTB の運転には,整備,補給,点検調整,エンジン始動,の各作業が必要である。

整備は機体の分解,組立,吊上げ,移動,繫留などの作業を含み,このための整備用器材が必要である。

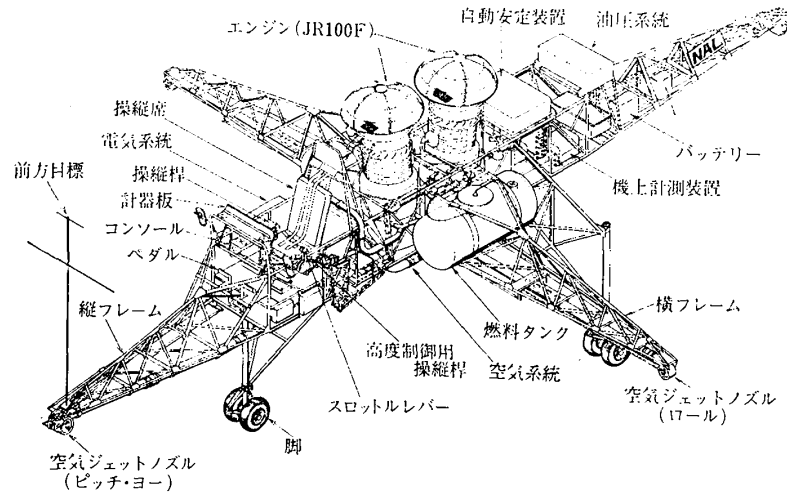


図 2 フライングテストベッド外観図

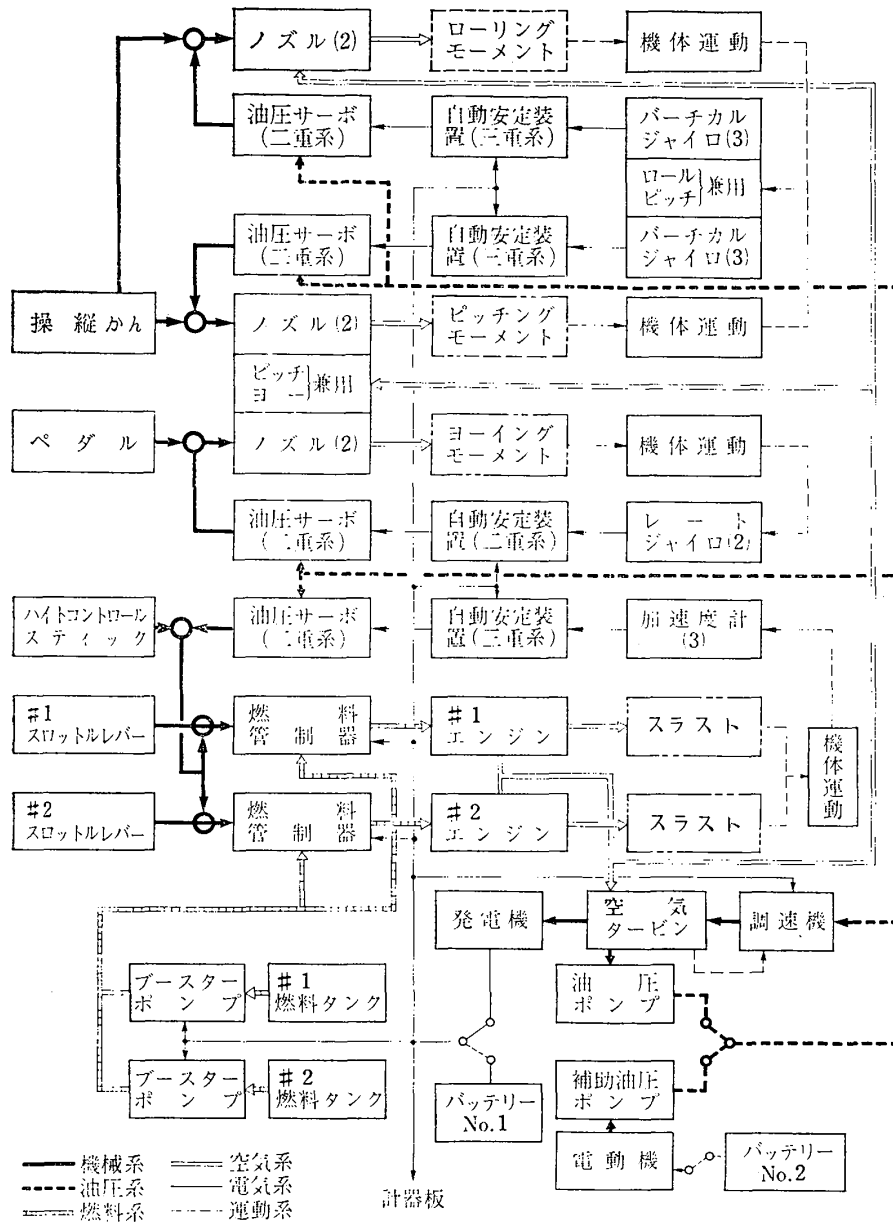


図 3 FTB 機能系統図

表 1 FTB 要目

全	長	約 10 m
全	幅	約 7 m
全	高	約 3 m
最大全備重量		約 2,000 kg
空虚重量		約 1,450 kg
搭載燃料		約 480 kg
乗員		1 名
エンジン		JR 100 F×2
最大主推力		約 1,227 kg×2
最大抽気圧力		約 3.5 kg/cm ² 絶対
最大抽気流量		約 1.8 kg/s×2
飛行時間		約 10 min
運用高度制限		約 4 m

補給を要するものとしては、燃料、滑油、作動油、電気(バッテリー)、があげられるが、作動油以外には補給装置を必要とする。

点検調整は機能部分を主として対象として行なわれ、操縦系統の遊びや摩擦力、ASE のゲインやトリム、油圧系統の油圧、電気系統の電圧、テレメータの送信レベル、などの点検調整がおもなものである。このための動力源や点検装置が必要である。

エンジンの始動は、燃料タンクのブースターポンプの駆動、タービンに圧縮空気を吹き付けてのエンジン回転、始動ブースターポンプと点火系統の作動、スロットルを進めての点火、点火後、不要となった圧縮空気、始動ブースターポンプ、点火系統の停止という手順によって行なわれ、これを2回繰返して2台のエンジンの始動が完了する。ブースターポンプ、始動ブースターポンプ、点火系統の作動には地上電源、圧縮空気の吹付けには地上空気源が必要である。両者ともエンジン始動後は不要となるので、FTB との接続の切離し作業が行なわれる。

このほか非常事態や実験のための設備も必要である。

3.2 設備計画

FTB の運転整備に必要な地上支援設備に対する要求事項は「2. 3」にもとづいて、つぎのように具体化される。

- (1) 設備の種類を、整備補給設備、補助動力設備、点検調整設備、一般支援設備に分類する。
- (2) 設備は、飛行場、格納庫で使用するので堅牢性、可搬性、取扱容易性、全天候性を有すること。

(3) FTB に対して、着脱容易であること。

(4) エンジン始動用設備は、本体から 30m 以上離れて操作できること。

3.3 整備補給設備

整備補給設備はいずれも極くありふれたもの、あるいはすでに報告されたものであって、特別な説明は不要と思うので記述を省略するが、つぎに構成、員数などをまとめておく。

整備台	3
伸縮作業台	3
昇降用梯子	1
ジャッキ	3
トルクニー	3
トーパー	1
繫留用具	1 式
シートカバー類	12
エンジン出口用蓋	2
機体組付工具	1 式
エンジンドーリ	2
エンジン用特殊工具	2 式
エンジンコンテナ	2 J 3 エンジン用
燃料補給装置	1
滑油補給装置	1
牽引車	1

3.4 補助動力設備

補助動力設備は、整備、点検調整およびエンジン始動に際して電気、油圧、圧縮空気を供給するための設備であり、下記のようにまとめられる。

発動発電機	1	地上電源用
直流安定化電源	1	地上電源用
小型直流安定化電源	2	計測用
テレメータ充電用電源	1	
汎用充電機	1	
地上油圧源	1	
地上空気源	1	
小型空気圧縮機	1	

(1) 地上電源

地上電源は FTB の直流電源系統、燃料エンジン系統、警報燈指示燈系統、計器関係、油圧補助ポンプ系統、ASE を含む電子系統などの点検調整時およびエンジン始動時に使用する。そのための容量は、点検調整時に最も電力を必要とする油圧補助ポンプ系統負荷 102A、およびエンジン始動時負荷(表 2) 約 110A を基礎として約 120A あればよい。

電源は発動発電機と直流定電圧電源を組合わせる方

表 2 エンジン始動時電気系統負荷解析

系 統	平均使用電流 [A]		
	0.5 min	2 min	5 min
直 流 電 源	7.17	7.17	7.17
燃料エンジン	56.35	54.61	43.35
警報燈指示燈	0.90	0.67	0.40
計 器 関 係	3.88	3.88	3.88
電 子	41.00	40.10	39.56
合 計	109.30	106.43	94.36

注) 電圧 28.5 V DC

表 3 発動発電機要目性能

ディーゼル発動機	16 Ps, 1,500 rpm
三相 200V発電機	12.5 kVA, 10 kW, 1,500 rpm, 50 Hz
変 圧 器 出 力	2 kW, 100 V, 4 線
速 度 変 動 率	全～無負荷, 瞬時 8%以下, 整定 4%以下
電 圧 変 動 率	全～無負荷, 瞬時 20%以下, 整定 2%以下
波 形 歪 率	平衡負荷, 10% 以下
過 速 度 耐 量	無負荷, 110%/1 min
過 負 荷 耐 量	110%/30 min
燃 料 消 費 量	220 gr/Ps/hr 以下
重 量	約 1,000 kg

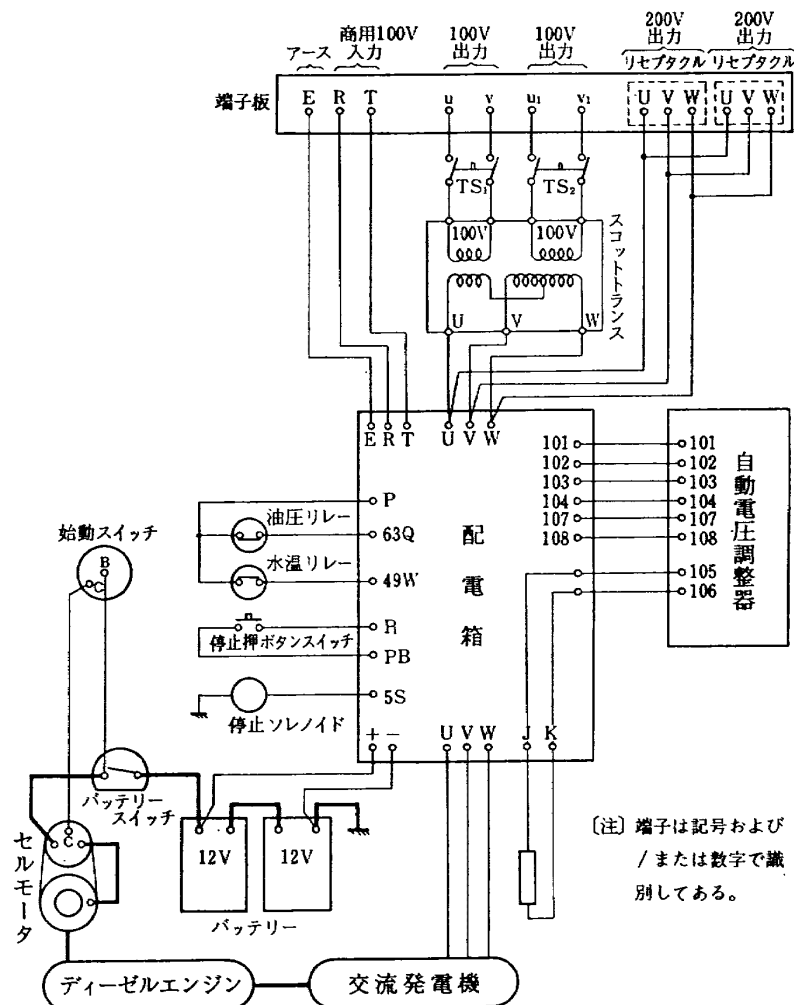


図 4 発動発電機系統図

式を採用した。これは両者を別個に使用することが考えられること、特に固定電源のある所では後者のみ使用する場合も考えられること、などの理由による。前者の出力は、交流 50 Hz, 3 相 200 V 10 kW とし、かつ 3 相 200 V 8 kW と単相 100 V 2 kW の並列使用可能とした。後者の入力交流 50 Hz, 3 相 200 V

で、出力は直流 0～36 V 可変で最大電流 120 A とした。

発動発電機は、牽引可能な 4 輪台車上に発動機と発電機を直結搭載し、変圧器、自動電圧調整器、配電盤を組み込み、外部をボンネットで覆い、屋外でも使用可能とした。系統図を図 4 に、要目性能を表 3 に示す。

表 4 直流定電圧電源要目性能

入力電圧	3 相 200 V \pm 10%, 50~60 Hz
出力電圧	DC 0~36 V
出力電流	最大 120 A
安定度	入力電圧の全変動に対して 10 mV 以下 負荷の全変動に対して 6 mV 以下
出力リップル	全負荷にて 1 mV (rms) 以下
保護装置	過電流に対して定電流動作となり, 約 3 s 後に出力遮断
指示計器	電圧計 40 V 2.5 級 電流計 120 A 2.5 級
外形寸法	750 \times 1,110 \times 900 mm
重量	約 300 kg

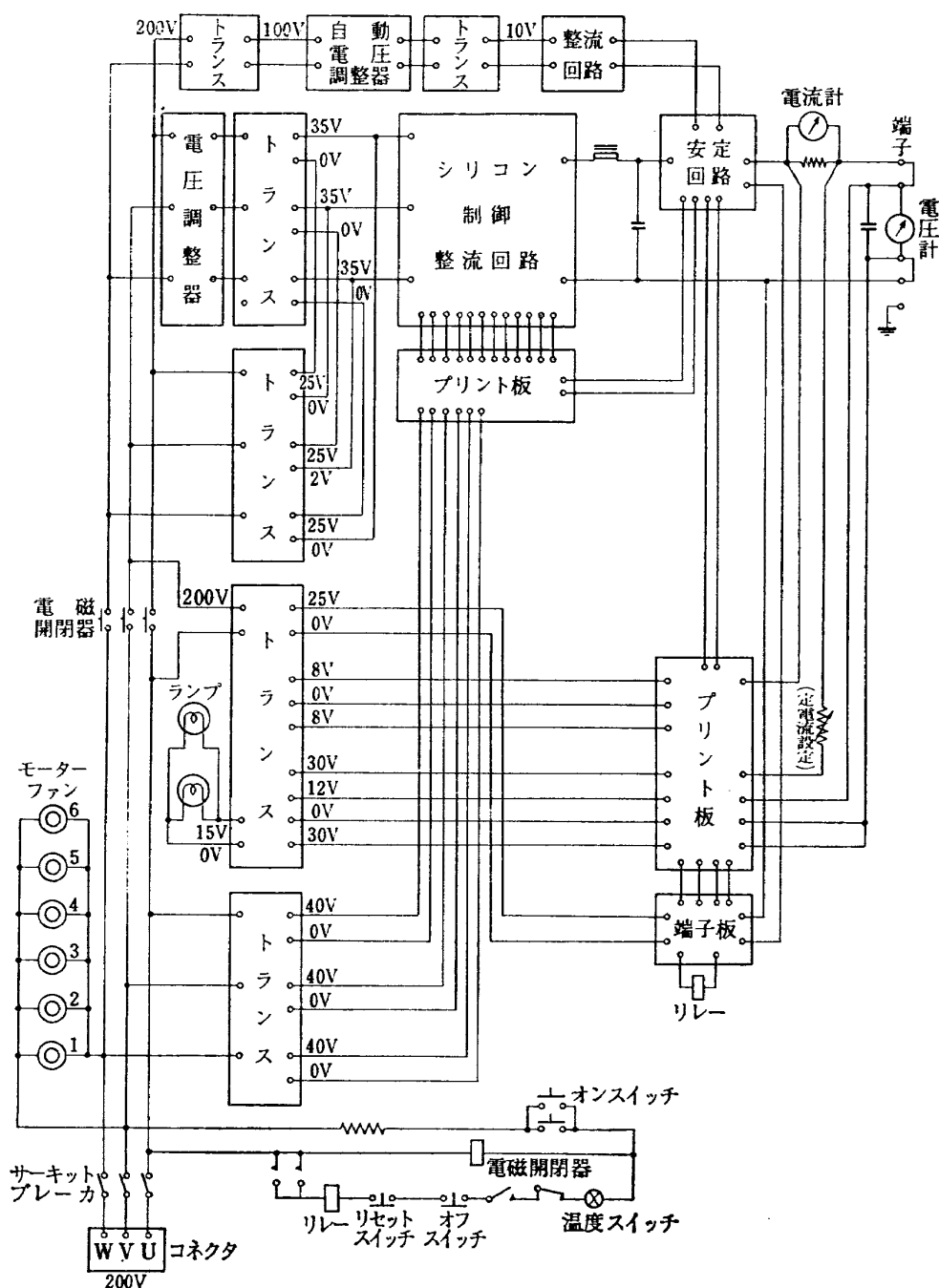


図 5 直流定電圧電源装置系統図

直流定電圧電源は負荷変動に対する電圧変動や周波数変動の大きい発動発電機の出力を入力として、安定度を強く要求される ASE に電気を供給しなければならないので、性能上の要求は厳しい。このために特殊なシリコン制御整流回路を含む方式を採用した。直流定電圧電源装置の系統図を図5に、要目性能を表4⁴⁾に示す。

地上電源の構造および機能を「付録A」に示す。

(2) 地上油圧源

FTB の油圧系統では主油圧ポンプの吐出圧力 70 kg/cm^2 、最大流量 2.9 gal/min であり、またアキュムレータには $16 \sim 17 \text{ kg/cm}^2$ 、 450 cc の窒素が封入されている。地上油圧源はこの油圧系統に対して $1,200 \text{ cc}$ 以上の作動油(MIL-H-5606 A)の補給、系統の空気抜き、アキュムレータへの窒素充填、加圧による地上試験の実施に使用される。この系統図を図6に、要目性能を表5に示す⁴⁾。構造機能を「付録B」に示す。

表 5 地上油圧源要目性能

動圧回路	最高圧力	70 kg/cm^2
	最大吐出量	3 gal/min (可変)
静圧回路 (ハンドポンプ)	最高圧力	70 kg/cm^2
	最大吐出量	20 cc/ストローク 以上
測定範囲	高圧回路	$0 \sim 150 \text{ kg/cm}^2$
	低圧回路	$0 \sim 10 \text{ kg/cm}^2$
	窒素回路	$0 \sim 350 \text{ kg/cm}^2$
通過能力	吸入回路	10μ
	吐出回路	5μ
リザーバ	実容積	30 l
使用流体	航空作動油	MIL-H-5606 A
使用気体	窒素ガス	
電動機	3 相 200 V, 4 P, 3.7 kW	
	耐圧防爆型	
外形寸法	$1,000 \times 1,170 \times 1,100 \text{ mm}$	
重量	500 kg 以下	
構造	可搬式	

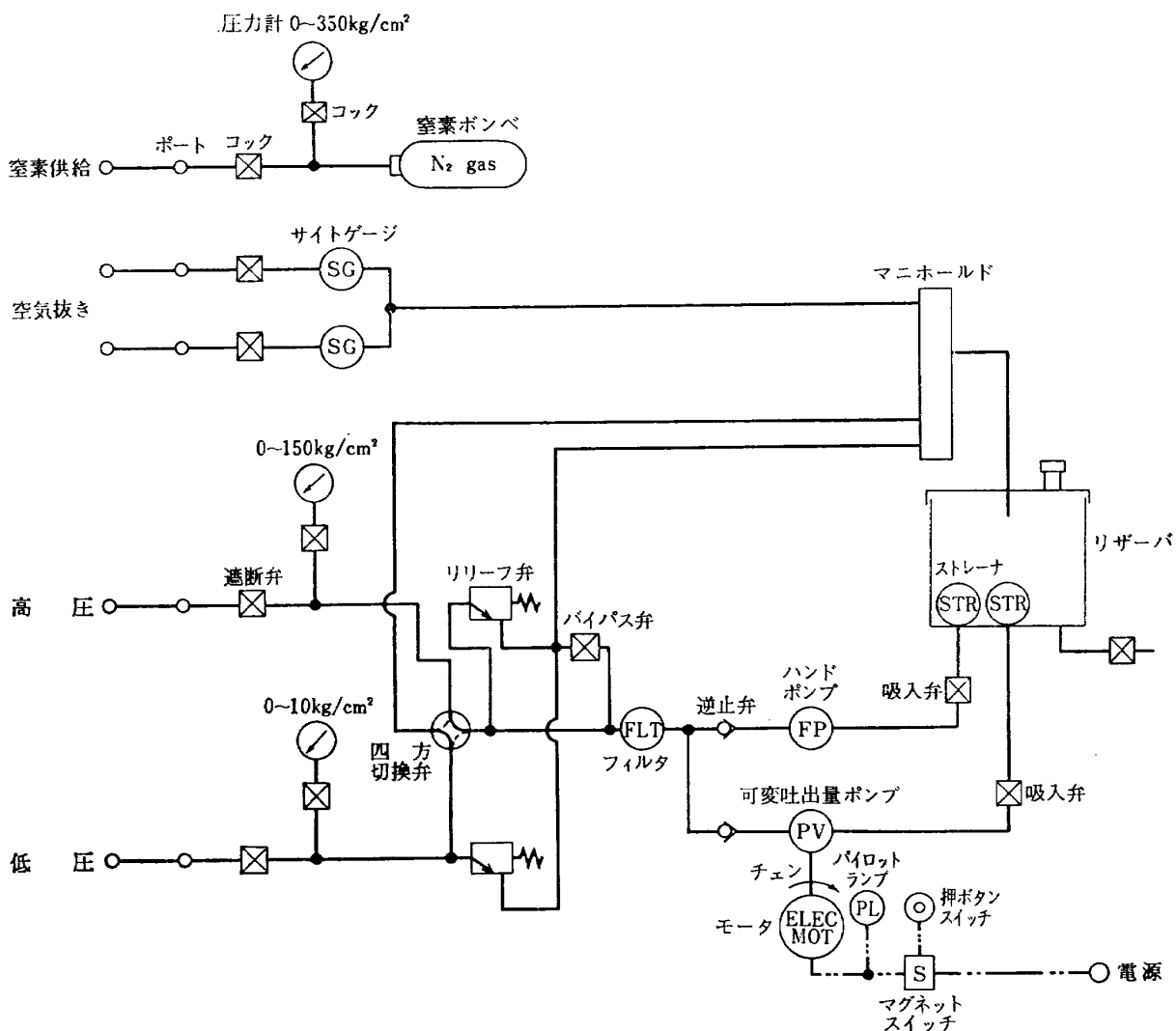


図 6 地上油圧源系統図

適と判断し、圧縮機-貯気槽方式を採用することにした。圧縮機は既存のものを使用し、貯気槽は原則としてこの空気のみで始動可能な容量とすることにし、上記必要空気量から容量を $7\text{ kg/cm}^2\text{G } 17\text{ m}^3$ とした(既製品使用)。また貯気槽と FTB は 30m 以上離すため、この間には $100\text{ mm}\phi\times 10\text{ m}$ の可撓式ホース 3 本を接続使用し、FTB との接続には供給接続装置を使用することにした。この装置は、ホースと FTB 始動用空気管入口を仲介するためのもので、四輪台車の上において先端接続金具の高さは各種実験を考慮して 1.4~3.7m の間で固定できる。これらのどの高さでも先端接続金具の向きは水平を保って FTB に接続できるようにパンダグラフ方式を採用し、2 台エンジンの空気の供給の切換や高さの変更には油圧を使用した。地上空気源の系統図を図 7 に示す。送気開始、送気停止、2 台目エンジンへの送気切換、供給接続装置と FTB の切離しなどの操作は貯気槽本体に設けられた操作盤により、電気的に遠隔制御できるようにした。供給接続装置は切離し後、人力または牽引車により FTB より約 30m 以上離される。また、供給接続装置を経由して、地上電源から FTB へ電源コードの接続切離しが同時に実施できるようにした。さらに操作盤から約 30m 離れた運転室からも遠隔操作するように配線することもできる。

地上空気源の要目性能を表 6 に示す。また構造、機能、特性を「付録 C」に述べる。

3.5 点検調整設備

FTB の機能部分はすべて点検調整の対象となるが、電子関係機器は点検調整の内容が複雑で多岐に亘るので、特別な点検調整設備を製作した。

(1) テレメータ校正装置

テレメータ校正装置は、テレメータの機能および性能を整備段階で点検調整するための装置である。この装置はまず機体に取り付けた各種テレメータ用検知器の出力信号を模擬した信号を発生する部分、この信号をテレメータに入力として加え、テレメータ内部の必要な箇所の電圧を点検、調整するための部分、およびテレメータ受信側には信号弁別器入力信号を模擬した信号を発生して信号弁別器の点検、調整を行なう部分にわけられる。テレメータ校正装置は電圧・抵抗・歪較正器、バランスモニタ、信号弁別器試験器にわけられるが、その系統図を図 8 に、要目性能を表 7 に示

す。また構造機能を「付録 D」に示す。

(2) ASE チェッカー

ASE チェッカーは、ASE (自動安定装置) の機能および性能を整備段階および飛行前に点検するための装置である。この装置は機体の運動に相当するものとして、ASE 検知器出力を模擬した信号を発生する機能と、この信号を ASE の入力として加え、ピッチ、ロール、ヨー、高度制御の各系統および比較回路を主要構成要素とする ASE 内部の必要な箇所の電圧を点検できる機能を備えている。模擬信号は点検の便を考慮してステップ状または正弦波状の信号とし、模擬入力信号および点検出力信号はペンレコーダに記録できるようにした。これらの装置には、移動の便を考慮して専用台車を用意した。ASE チェッカーの系統図を図 9 に、要目を表 8 に示す。また構造機能を「付録 E」に示す。

3.6 一般支援設備

FTB の実験を行なう際に必要な設備としては、識別標識、搭乗員脱出設備、救急設備、消火設備がある。このほか実験安全のためには、搭乗員および地上要員のための個人装備がある。

これらは特別な説明は不要と考えられるので、名称、員数などをつぎにまとめておく。

高度目標	1 式	
姿勢識別標識	1 式	姿勢制御実験用
脱出台	2	拘束実験用
担架	1	
消火器	大型; 3 小型; 若干	
小型消防ポンプ	1 式	消火原液使用
潜火服	2 式	
搭乗員用個人装備	3 式	(ヘルメット, 眼鏡, 耐熱服 2 種類, 靴, 手袋)
地上員用個人装備	若干	(ヘルメット, ノイズホー, 防塵眼鏡)
標識燈付標識板	1	
信号用旗流類	1 式	(吹流し, 信号旗, 手旗)
連絡用無線機	AM; 10, FM; 6	
連絡用拡声機	1 式	
照明装置	1 式	
発煙筒	20	

表 7 テレメータ校正装置要目性能

	電 圧・抵 抗・歪 較 正 器	バ ラ ン ス モ ニ タ	信 号 弁 別 器 試 験 器
幅 [mm]	約 440	約 240	約 460
高 さ [mm]	約 300	約 220	約 220
奥 行 [mm]	約 140	約 140	約 250
点 検 方 式	電 気 式	電 気 式	電 気 式
操 作 方 式	手 動 式	手 動 式	手 動 式
点 検 対 象	減 衰 変 換 器, 抵抗線温度計用増幅器, 熱電対用増幅器, 歪計用増幅器, 副搬送波発振器	エンジン回転数変換器, 減 衰 変 換 器, 抵抗線温度計用増幅器, 熱電対用増幅器, 歪計用増幅器, ポテンショメータ用変換器	信 号 弁 別 器
電 源	直 流 13V (水銀電池)	—	交 流 100V, 50Hz
電 氣 的 性 能	標準電圧 [V]: -2.5~+2.5, 11 点 -10~+10, 11 点 0~0.035, 8 点	計器レンジ [V] 0±1 (バランス) 0±3, 0±6	発振中心周波数 [kHz]: 0.4, 0.56, 0.73, 0.96, 1.3, 1.7, 2.3, 3.0, 3.9, 5.4, 7.35, 10.5, 14.5, 22, 30, および 18
	標準抵抗 [Ω]: 80~120, 5 点	入力インピーダンス[k Ω]: 100 以上 (交流) 300 以上 (直流)	周波数変化 (5 点) [%]: 各周波数; 中心, ± 4.5 , ± 7.5 18 kHz; 中心, ± 1.5 , ± 3
	標準歪 [μ] (5 点): -300~+300 -600~+600 -1,000~+1,000 -3,000~+3,000	計器精度: 1% 以下	周波数確度: 各周波数; $\pm 0.3\% \pm 1\text{Hz}$ 以下 18 kHz, $\pm 1.5\%$, $\pm 3\%$; $\pm 3\text{Hz}$ 以下
	較正精度: 1% 以下	使用温度: -10~+55°C	発振周波数安定度: 0.05% 以内/hr
	連続時間: 17 hr	使用湿度: 95% 以下	S/N: 35 dB 以上 出力レベル; 0.1 V rms $\pm 13\text{dB}$ 以上 可変範囲; 2 dB ステップ $\pm 1.5\text{dB}$ 以上連続可変
	使用温度: -10~+55°C に対して $\pm 1.5\%$ 以内		
	使用湿度: 95% 以下		

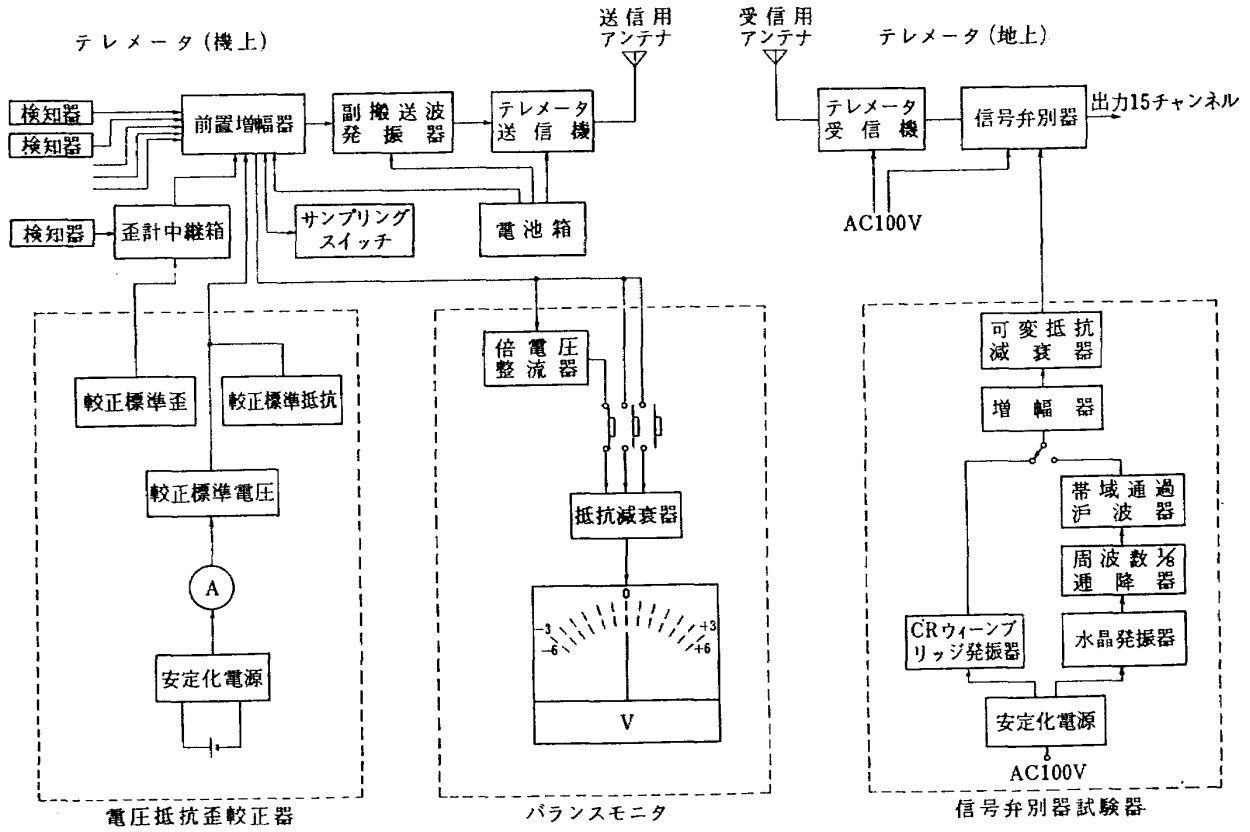


図 8 テレメータ校正装置系統図

表 8 ASE チェッカー要目

全長	約 0.7 m
全幅	約 1.4 m
全高	約 1.2 m
重量	約 80 kg (台車を除く)
点検方式	電気式
操作方式	手動式
表示方式	電圧計, ペンレコーダ
点検箇所	ロール制御系統 14, ピッチ制御系統 14, ヨー制御系統 5, 高度制御系統 11, 50 Hz 100 V, および ASE からの 400 Hz 115 V と直流 28 V
電源	ASE からの 400 Hz 115 V と直流 28 V
模擬信号	ステップ状; 同相, 逆相 (400 Hz 115 V) 正弦波状; 0.2~15 Hz (400 Hz 115 V)

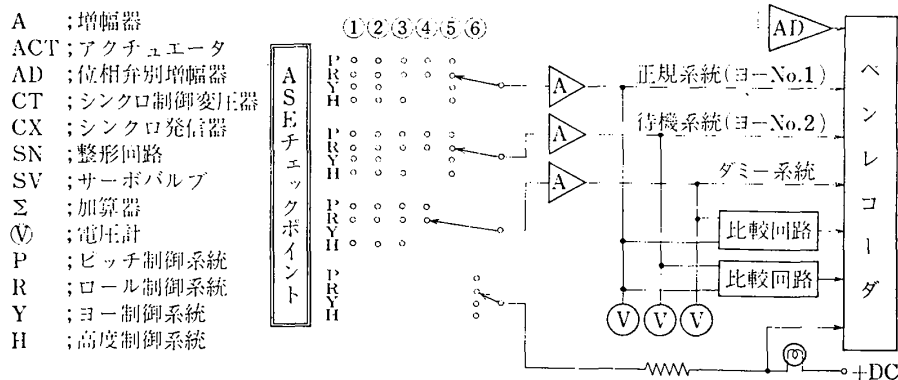
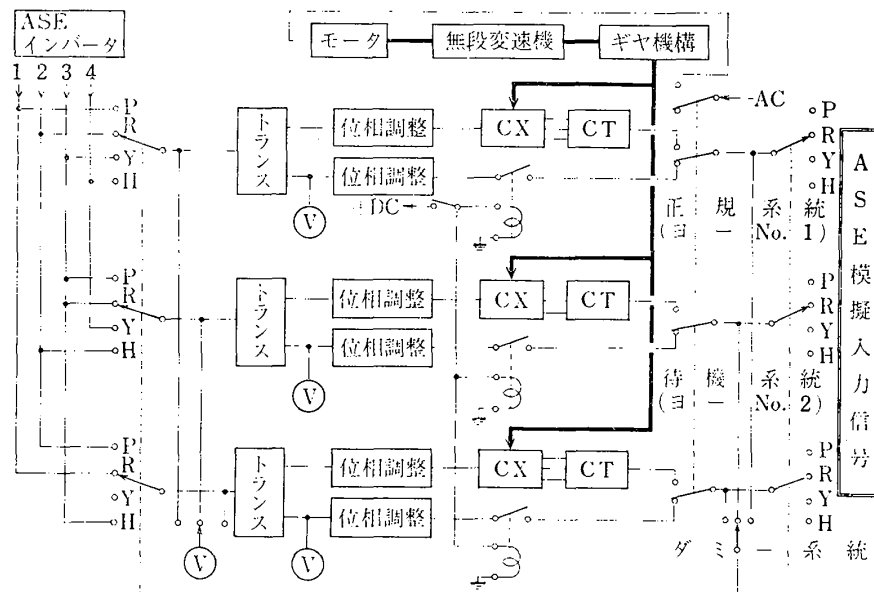
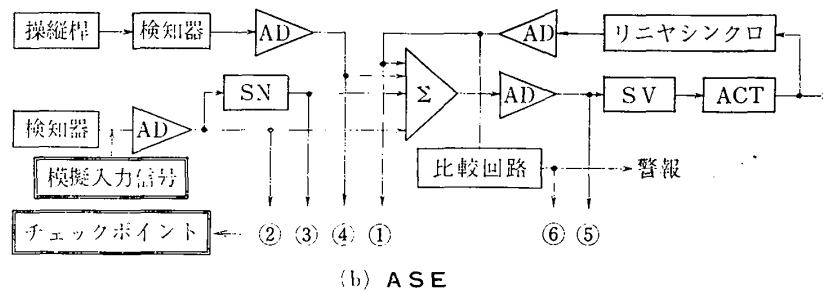


図 9 ASE チェッカー系統図

4. 拘束実験設備

FTB は垂直離着陸およびホバリングの飛行実験を主目的とするが、FTB が完成したからと言って直ちに飛行実験に入るのは危険であり、FTB の機能の確認や搭乗員を含む実験要員の慣熟が、その前に必要である。このために特殊な地上試験設備が必要となる⁵⁾⁶⁾⁷⁾。拘束実験設備は機体の全部あるいは一部の自由度を完全に拘束し、残る自由度の可動範囲を制限して運動を抑制するためのものであり、この設備によって自由度なり可動範囲なりを順次増して行き、それぞれの段階で全機の飛行性能と各部の機能を安全に確認しながらつぎの実験段階へ進むことができる。

4.1 FTB の機能上の問題点

拘束実験設備の内容は本体完成から自由飛行実験までの間に必要な実験の内容によってきまる。この実験は FTB の機能上の問題点を飛行実験前にできるだけ多く解明しようとするために計画される。FTB の機能については文献 (2) に詳しいので、ここではその特徴と問題点をとりあげておく。

FTB の機能上の問題点はつぎの 3 つに集約される。

1. エンジンおよび同関連システムの機能
2. 操縦系統, ASE, エンジンによる高度制御能力
3. 操縦系統, ASE, 空気ジェットノズルによる姿勢制御能力

これを系統別主要問題点としてあげると、つぎのようになる。

- (1) エンジンの性能, 安全性, 機体との適合性
- (2) エンジン排気の再循環, 機体下面の加熱, 地面焼損
- (3) 補助動力源である空気タービンを含む電気・油圧系統の過渡特性, 安全性, 信頼性
- (4) 燃料系統, 電気系統, 油圧系統, の作動特性
- (5) 機体振動の各種機器, 系統の作動特性への影響
- (6) 操縦系統の遊び, 変形, 振動, 切換クラッチの作動特性
- (7) ASE の接続, トリム, 性能, 信頼性, 切換特性
- (8) 空気ジェットノズルの高温時作動特性, 変形

4.2 実験の種類と設備計画

FTB のエンジン性能や飛行性能を確認するための拘束実験は、自由飛行以前に踏むべき重要な実験であり、VTOL 機に関する実験の特徴とも言える。この実験の目的は「4.1, 1~3」に示す問題点を安全に確認することにある。

FTB は最終組立の前にエンジン単体試験と機体総

合実験⁴⁾を行なって、それぞれの機能および性能を確認している。

エンジンおよび関連システムの機能 (「4.1, 1」) の確認は各実験のはじめには必ず行なわれなければならない。全実験のはじめ、一期間の実験のはじめ、毎日の実験のはじめ、毎回の実験のはじめと、状況に応じて確認の方法と内容が変る。全実験のはじめには、4.1 (1)~(5) を特に安全に念入りに実験する必要がある、その際に地面焼損、機体下面の加熱、排気再循環による性能低下などを防ぎ、同時に性能計測に便利な運転台が必要となり、これを推力測定台と称する。一期間の実験のはじめには以後の実験に合わせて機体を固定して実験を行ない、拘束実験では装置内に、自由飛行実験では地面に索で繋留して固定した。この 2 つの場合はいずれも遠隔操作によるエンジン運転を行なって実験安全対策とした。毎日の実験のはじめにはエンジンのローターを圧縮空気の吹付けによって回転させるだけのいわゆるドライモータリングを行なうことにし、必要に応じて燃料系統を作動させて燃圧や燃料流量をチェックすることにした。毎回の実験のはじめには通常の航空機と同様に飛行前点検を実施することにした。

高度制御能力 (「4.1, 2」) および姿勢制御能力 (「4.1, 3」) の確認にはいずれも機体の運動を伴う実験を要するので、このための拘束実験装置はどのような運動を、どのような範囲に制限して安全に実験を行なうべきかを総合的に検討する必要がある。

FTB の基本的運動は、上昇下降、ロール、ピッチ、ヨーの 4 つである。前進後退、左右横進はそれぞれ、ピッチ、ロールの姿勢変化により、水平分力を発生して運動を行なうので、ここでは基本的運動から除外する。したがって FTB ではまずこの 4 つの運動を単独に実験できる拘束実験装置が望まれる。

一般に、地上の可動シミュレータ実験結果によると、2 自由度以上のシミュレーション実験結果は飛行実験結果とよく一致し、1 自由度の実験では差のあることが指摘されている⁸⁾ので、2 自由度以上の拘束実験が必要となる。FTB では上昇下降およびホバリングを主として研究対象とするので、4 および 3 自由度の拘束実験が考えられる。4 自由度の運動を同時に行なわせるには、球面接手を機体重心付近に挿入するか⁹⁾、大きなジンバルで機体重心をはさみ込む方法¹⁰⁾が最良であるが、FTB ではエンジンが中央部にあって、これを実施することは極めて困難であったので、これを諦め上昇下降の高度制御とロール、ピッチ、ヨーの 3

表 9 拘束実験の種類と適用

自由度	実験種類	適用	拘束実験装置	備考
0	全機作動（6分力）	○	推力測定台	「4.3」
	拘束タイダウン	○	長尺索	「4.6」
	地上タイダウン	○	索	「4.6」
1	昇降	○	高度制御	「4.4」
	ロール	○	姿勢制御	「4.5」
	ピッチ	○	同上	「4.5」
	ヨー	○	同上	「4.5」
2	昇降, ヨー ロール, ピッチ	○	姿勢制御	「4.5」
3	昇降, ロール, ピッチ ロール, ピッチ, ヨー	○	姿勢制御	「4.5」
4	昇降, ロール, ピッチ ヨー			欧米に適用例あり
5	前後進, 昇降, ロール ピッチ, ヨー			
6	前後進, 横進, 昇降 ロール, ピッチ, ヨー			欧米に適用例あり

自由度の姿勢制御の2種類に分割することにした。この両者を分割して不利となる点は、上昇下降運動と姿勢変化のカップリングの影響、および操縦席が重心前方にあることによるピッチ姿勢変化と高度変化の弁別能力、などに関する実験ができないことである。しかしながら、高度と姿勢の制御がそれぞれ十分であれば通常の垂直離着陸やホバリングに対しては、カップリングや弁別能力を特に問題としなくてもよいと考えて、高度制御と姿勢制御を分割しても十分目的を達すると判断した。

さらに FTB の自由飛行を対象とすれば6自由度の拘束実験は当然検討の対象となる。しかし、この場合は架構内に機体を吊り下げる¹¹⁾か、または長目の索で地上に繋留して 0.5~1m の範囲で浮かせる方法が考えられるが、この場合安全にすべての可動範囲を制限することが極めて困難であり、またこのような6自由度の拘束実験が自由飛行をよくシミュレートできるかも疑問であるので²⁾、FTB では6自由度拘束実験を行わないことにした。

以上まとめて拘束実験の種類と適用項目を表9に示す。

以上にもとずき 推力測定台、高度制御拘束実験装置、姿勢制御拘束実験装置、タイダウン装置（固定）

を計画することにした。

4.3 推力測定台

推力測定台は「4.2」に述べた運転台としての機能の他に、エンジンおよび空気ジェットノズルの推力に起因する6分力（推力、横力、揚力、ローリングモーメント、ピッチングモーメント、ヨーイングモーメント）の計測、ならびに地面効果の実験を併せ実施可能なように計画した。

運転台としての機能を果たすためには、地面焼損、機体下面の加熱、排気再循環、耐熱措置、全力運転時の安定性、可搬性、据付性、本体への近接性、全天候性などが重要な問題となる。

地面焼損や機体下面の加熱を防ぐためには、地上約 2m の高さに約 3m×約 4m の矩形プラットフォームを作り、その中央部に約 1m×約 2m の穴をあけてエンジン排気を吹き抜けさせるようにした。排気再循環を防ぐためには、前述の排気が地面に当たった後、正常に四散するように地面と台の間に十分な間隙を設けるようにした。排気に対する耐熱措置を必要とする部分にはカバーを取り付けた。全力運転時に全体がふらつかないように、台の重量を本体の5倍以上、約 11ton とした。鋼製車輪4基および固定用ジャッキ4個を設けた。本体への昇降および整備のために「3.6」に示

表 10 推力測定台要目性能

全 長	4,800 mm
全 幅	3,200 mm
全 高	2,620 mm
本 体 重 量	11.5 ton
プラットフォーム高さ	1,950 mm
プラットフォーム広さ	4,000×3,200 mm
吹抜け穴広さ	2,000×1,200 mm
台下面と地面の間隙	670~1,050 mm
FTB 重心高さ調整範囲	±200 mm
FTB 取付傾斜調整	1/30
甲板傾斜調整	1/50
地面効果板広さ	1,960×1,160 mm
天幕 (5m×6m)	高さ約 5m, 前後約 15m 移動可能
6分力天秤	

	容 量	最 小 目 盛	精 度
推 力	±400 kg	5 kg 以下	±1%
横 力	±100 kg	1 kg 以下	±1%
揚 力	+1,800 kg -2,000 kg	20 kg 以下	±1%
ローリングモーメント	±350 kg・m	5 kg・m 以下	±3%
ピッチングモーメント	±700 kg・m	10 kg・m 以下	±3%
	±350 kg・m	5 kg・m 以下	±3%
ヨーイングモーメント	±350 kg・m	5 kg・m 以下	±2%

干 渉	容量の 0.5% 以内 (2分力間)
干 渉 合 計	容量の 2% 以内 (1分力への他分力の干渉の和)
過負荷耐量	容量の 150%
電 源	50 Hz, 100 V
ロードセル	直線 ±0.5% 以下, ドリフト 0.5% 以下/hr

す脱出台を本体面舷に近接設置できるようにした。スライドできる約 5m×約 6m の天幕を取り付けて、格納および雨天時の実験に備えるようにした。

6分力の計測では、精度、干渉、過負荷余裕、耐熱措置、検定法、表示法、記録法などが重要な問題である。

精度、表示、記録の上から歪ゲージ型ロードセルを使用し、干渉、過負荷余裕、検定の上からこう桿、支点位置、平衡重錘、剛性を既存の実績に合わせるようにした。耐熱措置としてロードセルは水冷式、こう桿類は密閉型とした。表示および記録は 15m 以上離れて指示計器およびペンレコーダで行なうようにした。

地面効果の実験は、プラットフォームの穴を板で塞ぐことによって行なうことにした。この板は水平および 10 deg まで傾斜できるようにした。板はエンジン

排気の圧力と熱膨張に耐えることが必要であって、このため厚さ 8mm の鋼板の裏に補強枠を取り付けた構造とし、板の周囲に間隙を設け、また板を台に取り付ける金具にゆるみを持たせた。

推力測定台の要目を表 10 に、全体図を図 10 に示す。また、構造機能を「付録 F」に示す。

4.4 高度制御拘束実験設備

高度制御拘束実験設備は、他の自由度を拘束しながら FTB の上昇下降運動のみを行なわせて、その運動の計測を行なえるように計画した。

上昇下降運動を行なわせ、他の自由度を拘束するためにはガイドレールの使用が一般的であり¹³⁾、この方式を採用することにした。この方式では、レールの数、レールの支持法、FTB の取付、摩擦、可動範囲、上昇下降に対する緩衝能力、ブレーキ能力、ジェット

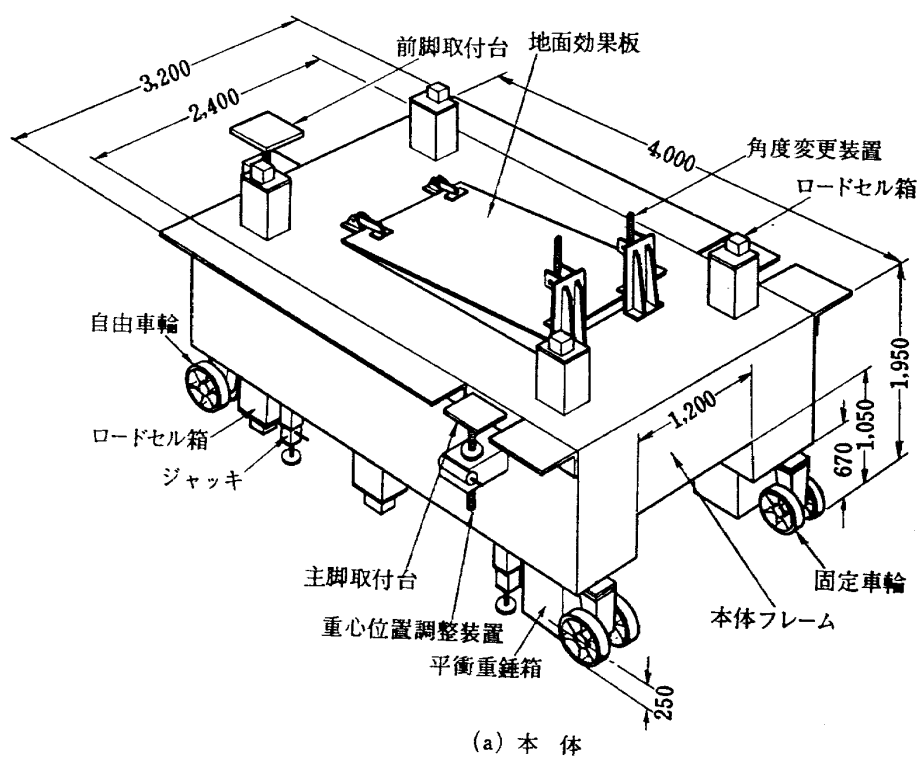
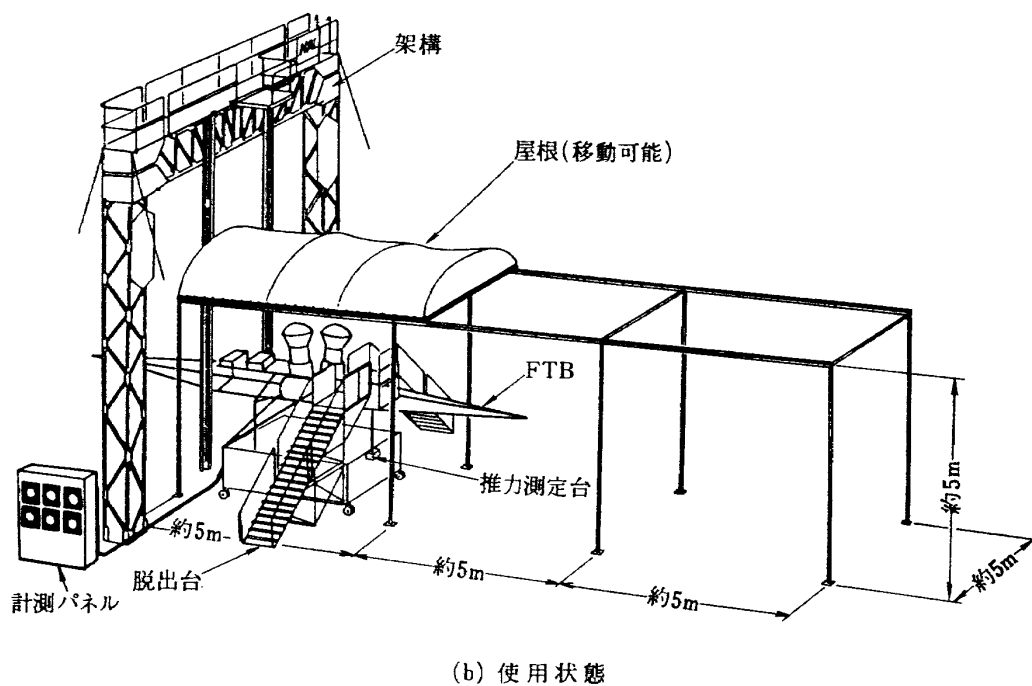


図 10 推力測定台全体図

排気対策などが重要な問題となる。

レールは FTB 中央を貫通させることができないので、中央部を挟むように 2 本を立てることにした。ジェット排気の影響をさけるために、レールの周囲はなるべく自由にしておく必要があるのでエプロン中央の門型架構内にレールを立てる構造とした。FTB の取付は主脚取付部を利用するのが強度的および構造的に好都合なので、これにレールに沿ってまわるローラおよび制動板締め付け用ブレーキユニットを取り付けた脚フレームを新製換装した。主脚位置でレールに取り付けられるので、FTB の重心および上昇推力中心はレールの前方に来ることになり、このために上昇、下降時に大きな摩擦力を生ずるおそれがあるが、ローラの大きさおよびローラの上下間隔を適当に選定して、この影響を少なくするようにした。可動範囲は実験範囲の約 2 倍とすればよいとされており⁶⁾、またこの種の実験では上昇下降能力もさることながら、なるべく高度変化を少なく一定高度を保持する能力を確認することに主眼を置いて、実験可動範囲は 1~3m におさえ可動範囲は 5m 以上と定めた。可動範囲の上下限で FTB の出し得る速度として通常 2m/s、限界 3m/s を考え、これに対する緩衝装置は上限に対してはバネ油圧式のものを FTB に装着し、下限に対しては脚

オレオを利用することにした。ブレーキは油圧式で FTB の足踏ペダルおよび地上のスイッチでそれぞれ独立に操作できるようにした。FTB の上昇下降能力および緩衝能力を考慮して、約 2m/s の自由落下を約 2m で停止できるブレーキ能力(2500kg~3000kg)を与えた。レール直下にはジェット排気による地面焼損に耐えるコンクリート舗装を施した。

運動の計測は、レールの上下端部にプーリを取り付け張線を機体との間に引き、機体の上下運動をプーリの回転として取り出した。これに回転型ポテンショメータとタコジェネレータを取り付けて高度と速度を計測するようにした。

高度制御拘束実験設備の要目を表 11 に、外観を図 11 に示す。また構造機能を「付録 G」に示す。

門型架構は「4.5」姿勢制御拘束実験設備にも共用できるようにあらかじめ配慮した。

4.5 姿勢制御拘束実験設備

姿勢制御拘束実験設備は、高度制御実験設備の架構を利用して FTB のロール、ピッチ、ヨーの 3 軸まわりの運動の 1 つないし 3 つを適宜組合わせて行なわせるようにしたものである。またこれらの運動の計測を行なえるように計画した。

3 軸まわりの運動は「4.2」で述べたように球面接

表 11 高度制御拘束実験設備要目

全 幅	12.8 m
架構全幅	9.6 m
架構内幅	8 m
架構奥行	0.6 m
架構全高	10.5 m
架構内高	8.5 m
架構設計, 上下荷重	6 ton (梁中央)
架構設計, 横荷重	2 ton (梁中央)
架構支持	張線 (4 本) 方式
レール数	2
レール間隔	2,635 m
本体可動範囲	5 m 以上
本体最大実験速度	±2 m/s 以上
本体限界速度	±3 m/s 以上
本体吊上げ	ウインチ方式
本体ブレーキ	油圧, 電気式, ブレーキシュー
本体緩衝 (上端)	バネ油圧式オレオ
本体緩衝 (下端)	脚 (空気油圧式オレオ)
排気対策	嵩上台使用
高度標識	0.5 m 毎 (レール支柱)

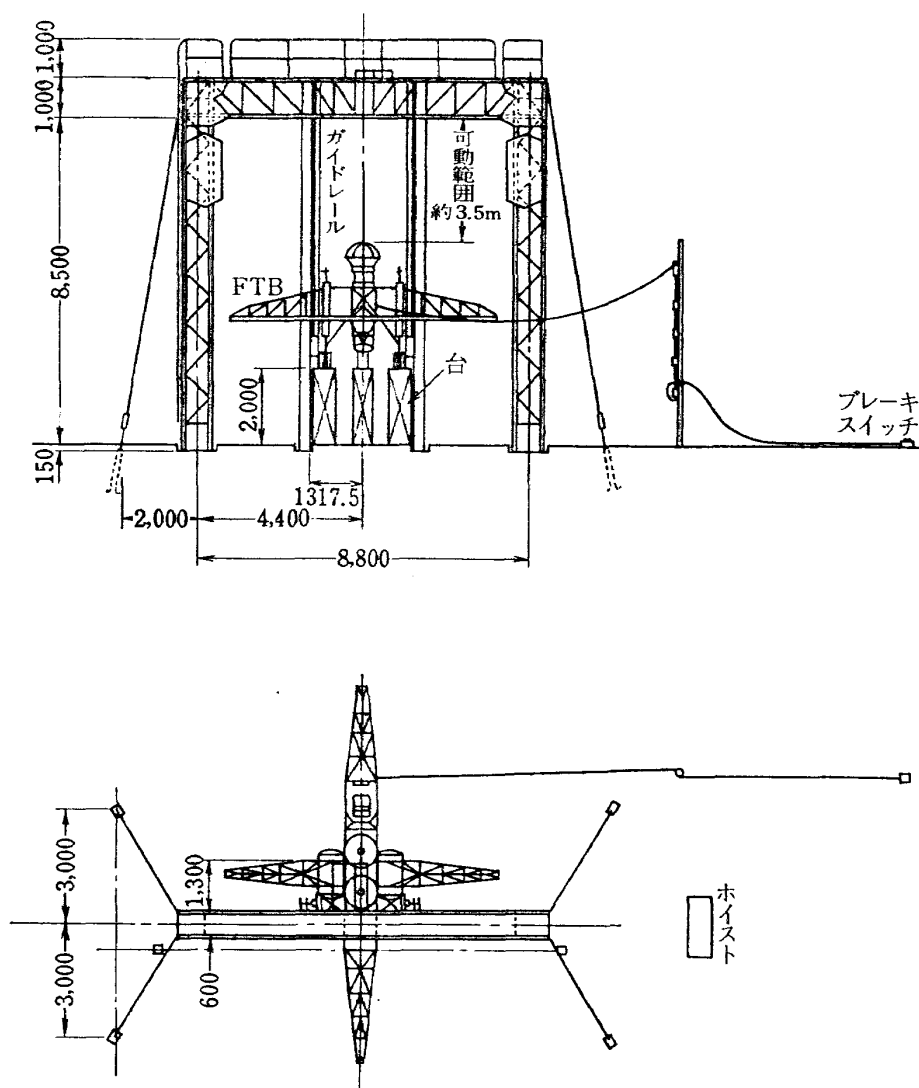


図 11 高度制御拘束実験設備全体図

手方式を採用することがむずかしいので、門型架構(「4.4」)内にリンク機構を組んで、この中に機体を宙吊りにする方法を考えた。この方式ではリンク機構の構成、強度剛性、FTBの取付、摩擦、ダンピング、可動範囲、慣性モーメント、緩衝能力、ブレーキ能力、各軸まわり自由度の固定法、ジェット排気対策などが重要な問題となる。

リンク機構は上下2平面、これの4隅をむすぶ4本の鉛直の棒、上下平面の中心を架構にむすぶ各1本の棒、2平面および機体と4本の鉛直棒との接続部の2軸ヒンジ(12個)、2平面中心と棒と接続部の3軸ヒンジ(2個)によって構成される(図12)。中央に取付けられた機体は、地軸に対してロール、ピッチ、ヨーの運動を行なう自由度を持つ。この運動は機体軸ま

わりの運動とはならないが、この方式で機体軸まわりの運動とすることは、6本の鉛直の棒を傾けることになって実施困難であること、および可動範囲が小さければ両者の差は殆んど問題にならないと考えてこの構成を採用した。リンク機構の強度は主として衝撃荷重に対して決められ強度率は2~7とし、剛性はヒンジに過度の摩擦力が加わらぬように配慮して、機体中心の水平方向500kgの荷重に対して8.5mm程度のたわみを生ずるようにした。FTBのリンク機構への取り付けは、主脚支柱を取り外して、この部分を支持金具を介して4本の鉛直棒に固定する方法を採用した。摩擦はヒンジの数と質によってきまり最大静止摩擦トルクは、ロール、ピッチ、ヨーでそれぞれ1.64, 1.44, 0.56 kg-mであった。FTBを取付けた状態での角速

度ダンピングは、アイアンバード¹³⁾および機体総合実験⁴⁾を参考として目標を 0.01 1/s, 許容限界を約 0.03 1/s とした。可動範囲は他機の例²⁾でロール, ピッチが $\pm 6^\circ$ 以上, ヨーが $\pm 15^\circ$ 以上であることを参考にし、通常試験角度をロール, ピッチ; $\pm 7.5^\circ$, ヨー; $\pm 20^\circ$, 限界角度をロール, ピッチ; $\pm 10^\circ$, ヨー; $\pm 30^\circ$ とした。リンク機構は強度剛性の要求上から頑丈となるので、慣性モーメントもかなり大きくなることが予想されるが、FTB を取付けて行なう実験時の制御パワー(制御モーメント/慣性モーメント)は、自由飛行時の FTB の制御パワーに近くて運動の相似性を損なわないことが必要であり、このために慣性モーメントはなるべく小さくすることが要求される。アイアンバード¹³⁾や機体総合実験⁴⁾の結果、およびエンジン回転数を最大にすれば制御モーメントを約 20% 増にできること、ならびにエンジン回転数を変えて実験すれば制御モーメントの外挿も可能であることを考慮に入れて、FTB を取付けた全体の慣性モーメントが、

ロール, ピッチ, ヨーの 3 軸回りとも FTB の自由飛行時の 150% 以下となるようにした。可動範囲を超えようとする運動をゆるやかに停止させるための緩衝装置として、ロールとピッチに対してはバネ油圧オレオ, ヨーに対してはバネ緩衝器を採用した。緩衝能力は姿勢角が最大の状態から最大モーメントを働かせて反対側に運動を起させた場合にもそのエネルギーを吸収できるものとし、その場合の緩衝行程をロール, ピッチに関しては 5° , ヨーに関しては 9° とした。緩衝能力が高いのでブレーキは機体を中立位置に保つためのものとし、ロール, ピッチはリンク機構の上面を、緩衝装置を取付けた板を電動モータによるジャッキで上下に移動させておさえる方式とした。このブレーキは機上および地上で操作できる。ヨーは索を左右に人力で引張る方式とした。ロールおよび/またはピッチの自由度を固定するときは、下部の 4 個のヒンジの対角上の 2 組または 1 組を、2 自由度から、1 自由度用のものに換装し、ヨーの自由度を固定するときは下面を

表 12 姿勢制御拘束実験設備要目

架 構	表 11 に同じ
架構補強	補助梁追加
FTB 最大実験角度 (3 軸同時)	ロール $\pm 7.5^\circ$ 以上 ピッチ $\pm 7.5^\circ$ 以上 ヨ ー $\pm 20^\circ$ 以上
FTB 限界実験角度 (3 軸同時)	ロール $\pm 10^\circ$ 以上 ピッチ $\pm 10^\circ$ 以上 ヨ ー $\pm 30^\circ$
FTB 装着時慣性モーメント	FTB 本体単独の 150% 以下
FTB 装着時ダンピング	0.01 1/s 以下
FTB 宙吊り	リンクヒンジ方式
FTB 高さ	機体フレーム下面: 地上約 3.2 m
FTB 吊上げ	ウインチ方式
FTB ブレーキ	電気モータ駆動式制動板
FTB ブレーキ速度	約 10 s 以下 (限界角度で約 13 s 以下)
FTB 緩衝 (ロール, ピッチ)	バネ油圧式オレオ
FTB 緩衝 (ヨー)	バネ
FTB 自由度	0~3 独立可変 (0 は用いず)
排気対策	防熱装置使用
姿勢標識	最大実験角度標示
可動部重量	姿勢制御用リンク; 886.4 kg FTB 本体; 1,866.6~1308.7 kg
慣性モーメント (FTB 装着時)	$I_X=140\sim 110 \text{ kg m}^2$ $I_Y=397\sim 389 \text{ kg m}^2$ $I_Z=507\sim 470 \text{ kg m}^2$

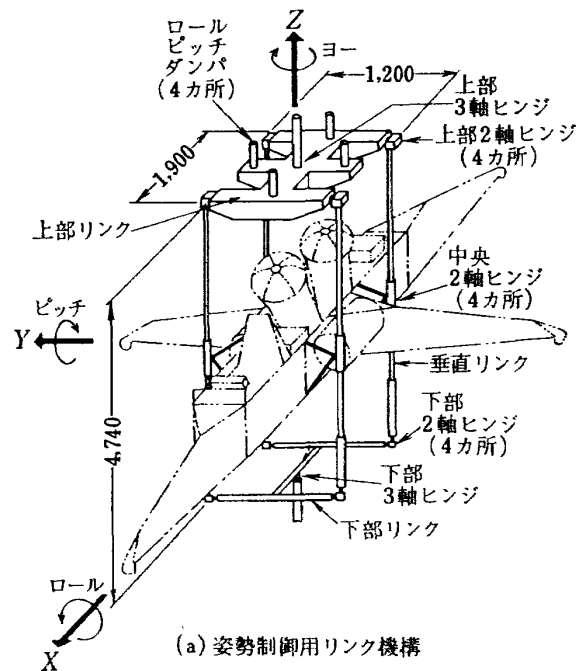
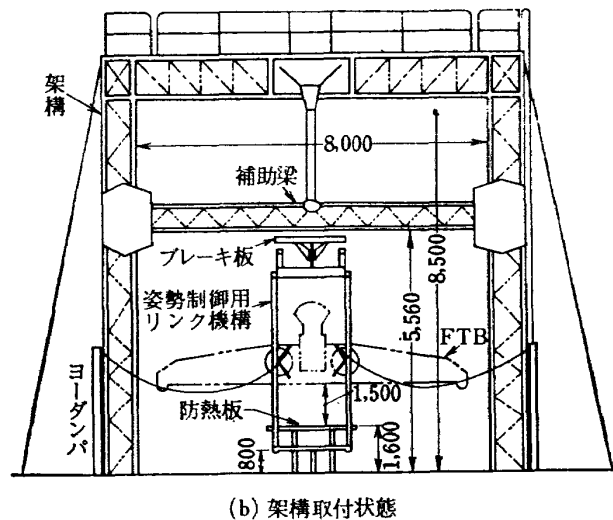


図 12 姿勢制御拘束実験設備全体図

索で左右に引張る方式とした（ヨーは完全には拘束されないが試験上は十分と考えた）。リンク機構の内部下方に直径約2mの円板をリンクの運動を阻害しないように地上に固定し、また、4本の鉛直棒下部内側には防熱覆を取付け、さらに下面中央ヒンジには地上空気源「3.4 (3)」からの冷気を吹付けてジェット排気対策とした。

運動の計測はロール、ピッチはFTBに搭載されているパーチカルジャイロを検出器とする機上計測装置¹⁴⁾ ヨーはレートジャイロを検出器とする機上計測装置の外に、下面中央軸に取り付けた回転型ポテンショメー

タでリンク角度を計測するようにした。ロール、ピッチ、ヨーの角度を操縦士が認識する方法として、機体先端の赤い十字形の棒と地上の識別線とを合致させる方式を取り、識別範囲は通常試験角度とした。

姿勢制御拘束実験設備の要目を表 12 に、概観を図 12 に示す。また、構造機能を「付録H」に示す。

4.6 タイダウン装置

「4.2」に述べたように一期間の実験のはじめには、機体を固定して実験を行なう。機体は地面に固定するので拘束実験装置内の機体に対しては、長尺の索3本、地面に置かれた機体に対しては横振れを防ぐこと

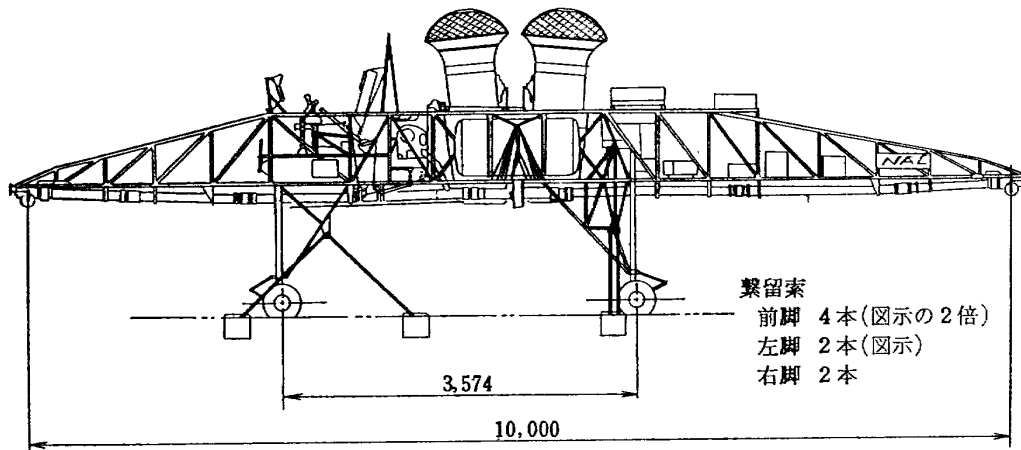


図 13 地上タイダウン状態図

が必要なので索8本を使用することにした。後者の場合のタイダウンの状況を図 13 に示す。

5. 計測設備

5.1 計画

FTB は固定実験、拘束実験では有線による直接計測が可能であるが、自由飛行ではテレメータ方式を採らざるを得ない。また、全実験を通じて地上における計測や観測も必要となる。

5.2 直接計測設備

有線による直接計測は、固定実験ないし拘束実験において適用され、自由飛行に対しては適用しない。テレメータ計測と同じ項目の直接計測も、固定実験ないし拘束実験時に行なってテレメータの校正に利用した。

直接計測は、それぞれの項目に対して適宜最善と思われる方法を探り、配線は FTB の遠隔操作用の配線とまとめて行なうようにした。遠隔操作については別に報告する。

直接計測設備を表 13 に示す。

5.3 テレメータ計測設備

テレメータ計測については文献 (3) (4) (14) に詳しいので、ここでは計測項目を表 14 に示すにとどめる。

5.4 地上計測設備

地上計測は、大気に関するもの、および運動の観測に関するものが主体となる。

地上計測設備を表 15 に示す。

5.5 記録設備

計測データは、そのままあるいは計算機で変換して記録する。これらの設備はいずれも市販のものを使用し、つぎのようにまとめられる。

8チャンネルペンレコーダ	4
6チャンネルペンレコーダ	1
1チャンネルペンレコーダ	1
14チャンネルテープレコーダ	2 (AMPEX 社製)
アナログ計算機	1 式

6. 地上施設

6.1 計画(場所)

地上施設は FTB の固定運転、拘束実験、自由飛行について考慮しなければならないが、そのためにはまず場所の選定が重要である。前2者については、角田支所で実施することは当初より決定していたが、自由飛行については所要面積および視界の点で角田支所にとられず、良所を選定することになっていた。しかしながら、自由飛行実験場の選定条件には、広いこと、使用時間に制限がないこと、騒音公害が問題とならないこと、排気噴射実験可能なエプロンを有すること、整備施設があること、計測設備の設営可能であること、器材の展開撤収に便することなどのむずかしい注文があるため、角田支所に決定せざるを得ないことになった。

このため地上施設は、全実験を通じて共用させるように計画することにした。

表 13 FTB 直接計測設備一覧

項 目	記 号	計測数	指示計	記録数	備 考
エンジン回転数	N	2	2×3	2	
燃料流量	\dot{W}_F	2	2	2	
燃料圧力	P_F	2	2	2	
圧縮機出口圧力	P_3	2	2	2	
排気圧力	P_5	2	2	2	
排気温度	T_5	2	2	2	
吸気温度	T_2	2	2		
エンジン振動		8	4*		*各 4 チャンネル
エンジンベアリング温度		4	4		
スロットル角度	δ_L	2	2		
リングタンク抽気圧力	P_R	1	1		配管による
フレイム振動		5	2*		*4 チャンネル
曲リジェットパイプ温度	T_6	16	2*		*多点式
操縦操作		1	2*	1**	*テレビ, **VTR
昇降速度	\dot{z}	2	1	2	高度制御拘束実験装置より
高 度	z	2	1	2	高度制御拘束実験装置より
発電機回転数	N_G	1	1	1	
空気タービン制御ロッド変位		1		1	
電源電圧		1	1	1	
燃料残量		1		1	
ロール角速度	$\dot{\phi}$	1		1	姿勢制御拘束実験装置より
ピッチ角速度	$\dot{\theta}$	1		1	姿勢制御拘束実験装置より
ロールノズル開度	δ_{na}	1		1	
ピッチノズル開度	δ_{ne}	1		1	
ヨー角度	ϕ	1		1	姿勢制御拘束実験装置より

表 14 FTB テレメータ計測項目一覧

計 測 項 目	記 号	数	備 考
エンジン回転数	N	2	
非常時信号		1	N と同一チャンネル
姿 勢 角	ϕ, θ, ψ	3	ϕ 検出器は追加装備
姿勢角速度	$\dot{\phi}$	1	
上下加速度	\ddot{z}	1	
操縦装置変位	δ	4	
ASE 出力アクチュエータ変位	a	4	
空気ジェットノズル変位	δ_n	3	
燃料圧力	P_F	2	
圧縮機出口圧力	P_3	2	
抽気圧力	P_n, P_R	3	
吸気温度	T_2	2	
排気温度	T_5	2	
抽気温度	T_n, T_R	3	
上下振動加速度	g	3	

表 15 FTB 地上計測・観測設備一覧

項 目	記 号	装 置	数	備 考
大気圧力	P_a	大気圧力計	1	
大気温度	T_a	大気温度計	1	
相対湿度	H	相対湿度計	1	
運転関係時間	t	ストップウォッチ	3	
騒 音		指示騒音計	1	
表面温度		測温塗料	1 式	
燃料補給量		燃料補給装置	1	「3.3」
滑油補給量				「3.3」
機体姿勢		35 ミリカメラ	3	
機体挙動		16 ミリムービー	3	
エンジンまわり監視		テレビ	1	
風向, 風速		風向風速計	1	
機体 6 分力		推力測定台	1	「4.3」
高度, 位置, 監視		テレビ, VTR		表 13 のものと同一
仰角, 横方位角		望遠観測装置	1	高度, 水平位置計測用
仰角, 縦方位角		望遠観測装置	1	同上, 補助

6.2 建 屋

建屋の構成に関する要求はつぎのとおりである。

- (1) 格納庫
- (2) エンジン整備および遠隔操作室
- (3) 計測および実験指揮所
- (4) (2), (3)のための空気調和設備
- (5) 居住に必要な設備

さらに機能に関する主要な要求項目はつぎのとおりである。

- (1) 集中

(2) 内容積

(3) 防音

(4) 視界

(5) 電源

(6) 水道

(7) 吊上設備

(8) 耐火

(9) 配線孔

(10) 扉面積

これらの要求項目を検討して得られた建屋を図 14

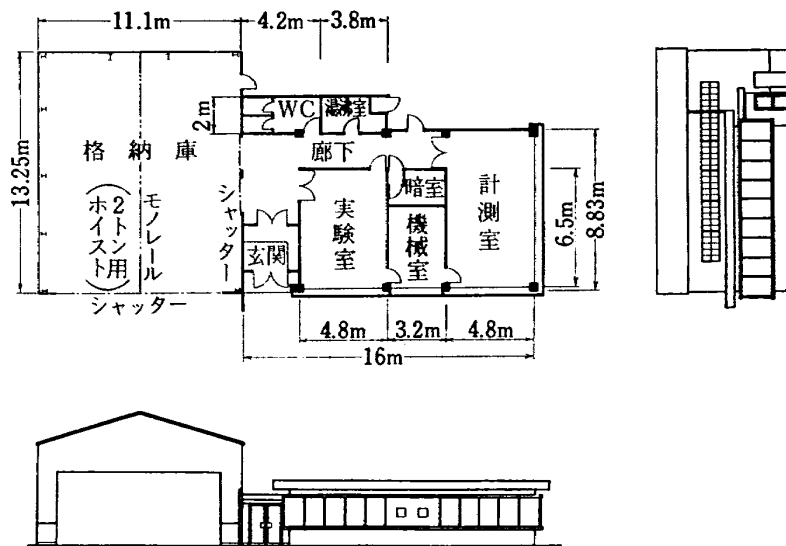


図 14 FTB 共用実験室三面図

に示す。

6.3 拘束実験場

拘束実験場は FTB の固定運転および拘束実験を行なうときに使用する。したがって「4.3」推力測定台、「4.4」高度制御実験設備、「4.5」姿勢制御拘束実験設備などを設置した状態での実験が対象となる。

拘束実験場の構成に対する要求はつぎのとおりである。

- (1) ジェット排気の直射に耐えて焼損を起さず、拘束実験設備の設置可能な約 10m 四方の強化舗装区域。

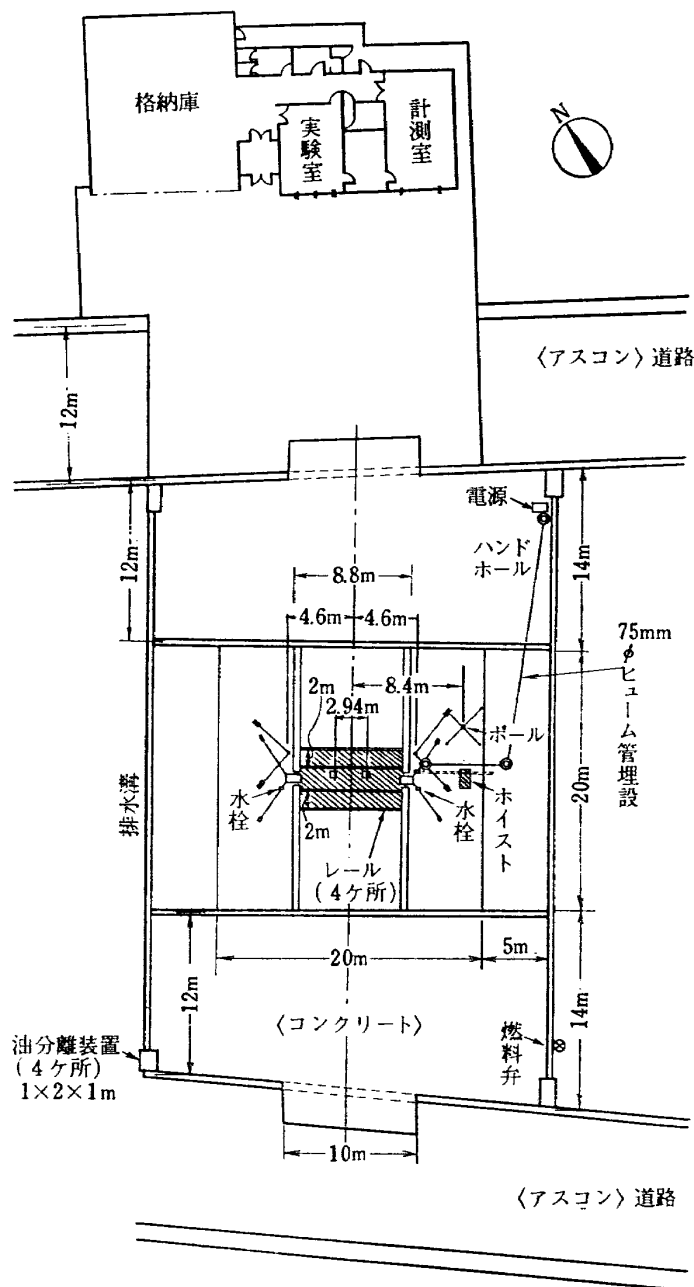
- (2) その周囲にジェット排気流に耐えて、地上支援器材の展開に必要な約 30m 四方以上の舗装区域。

- (3) その周囲に約 100m 四方以上の安全区域。

このうち(1), (2)を専用拘束実験場とする。

機能的には、装置固定用レールの埋込み、および水道埋設、周囲区域に、電源、安全区域内に「6.2」の建屋があり舗装接続、専用区域全体として、排水溝、電源ケーブル用配管埋設などが要求される。

これらの要求にもとづいて得られた拘束実験場を図 15 に示す。



〔注〕斜線部分は砂養生

図 15 拘束実験場平面図

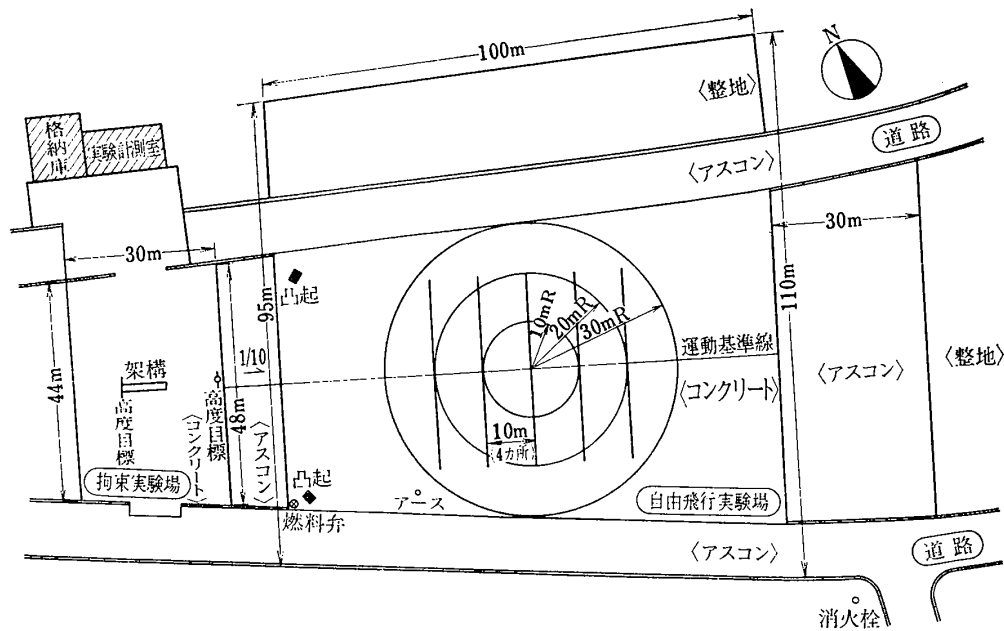


図 16 自由飛行実験場平面図

6.4 自由飛行実験場

自由飛行実験場は、「6.1」に述べたように角田支所内に設定することとし、ホバリング実験およびホバータクシー実験に使用する。

自由飛行実験場の構成に対する要求はつぎのとおりである。

- (1) 離着陸時のジェット排気の直射に耐える約 60 m×約 100m の舗装区域
- (2) その周囲に約 10～30m の幅の簡易舗装区域
- (3) その周囲に安全整地区域

(1), (2), (3)の内部や接続部には段差や突起をなるべく作らず、全体として平坦にして、FTB の異常着陸に対しても安全に地上走行できることを要求した。

機能的には、散水用水源およびアースの埋設、位置標識の塗装、見学者用区域の設定、格納庫との誘導路実験指揮所からの視界確保などが要求される。

これらの要求にもとづいて得られた自由飛行実験場を図 16 に示す。

7. あとがき

FTB は、付帯設備があつてはじめて実験可能となり、その実験を安全かつ能率的に行なわせることができる。

付帯設備計画に、特に問題とした点は、エンジンの始動、ASE およびテレメータの調整に特別な設備が

必要であること、および機体完成から飛行までの間に拘束実験を必要とし、そのための設備が特殊であること、の 2 つであつた。前者は実用機では大幅に縮小されて然るべきものであるが、FTB では縮小の方策を探る上の過程としての設備として認識することも必要と考える。後者については、実験の内容、すなわち機体拘束の範囲と条件が設備の規模と密接な関係を有するが、シミュレータの活用によって、如何に設備を簡単化できるかを検討することも実用機に対しては必要な配慮と考える。

付帯設備は昭和 41 年度から昭和 43 年度にかけて概ね計画どおりに造られた。本報告では付帯設備の計画をまとめて要求と成果と評価の因果関係を述べたが、要求が FTB や、実験内容などによって自動的に規定される部分が多かつたという特徴もまた当然と言える。

付帯設備の計画および製作に当っては、富士重工業(株)、日本電気(株)、石川島播磨重工業(株)、大和製衡(株)、ヤンマーディーゼル(株)、高砂製作所(株)、大林組(株)、間組(株)、飛鳥建設(株)、東北地方建設局、その他関連各社のご協力に負うところが大きく、ここに深甚なる謝意を表す。設備の計画、管理に関しては、角田支所、原動機部の協力を得た。図表および原稿の整理は、新型航空機第一研究室の岡田典秋、三塚純子両技官の協力によつた。

文 献

- 1) 武田峻, 滝澤直人; V/STOL 機の飛行性基準, 日本航空学会誌, 15 巻 157 号 (1967/2)
- 2) 滝澤直人; フライイングテストベッド (FTB) について, 日本機械学会誌, 71 巻 598 号 (1968/11)
- 3) 新型航空機部; フライイングテストベッドの計画—本体のシステムデザイン, 航技研報告 TR-154 (1968/5)
- 4) 滝澤直人, 田辺義一, 渋谷昭義, 小川敏雄, 藤枝郭俊, 甲斐忠夫, 西村博史, 小野幸一, 後藤芳夫; フライイングテストベッド機体総合実験—エンジンを除く本体の機能, 航技研報告 TR-276 (1972/2)
- 5) W.T. Barker; The Hoverbug VTOL Flying Simulator, AIAA Paper 66-799 (1966/10)
- 6) R.T. Shields; Some Notes on United Kingdom Experience in the Testing of VTOL Aircraft, AGARD Report 318 (1961/4)
- 7) D.A. Brown; Langley Simulators Perform Lunar Tasks, Aviation Week & Space Technology (1964/4/13)
- 8) Alan E. Faye Jr.; Attitude Control Requirements for Hovering Determined through the Use of a Piloted Simulator, NASA TN D-792 (1961/4)
- 9) Shell Aviation News No. 301 (1963)
- 10) L.J. Mueller; Problems Unique to VTOL Automatic Flight Control, AIAA Paper 64-774 (1964/9)
- 11) J.K.B. Illingworth; Flight Tests of a Hovering Jet-Lift Aircraft (Rolls-Royce Flying Bedstead, R & M 3336 (1961/5)
- 12) R.M. Gerdes & R.F. Weick; A Preliminary Piloted Simulator and Flight Study of Height Control Requirements for VTOL Aircraft, NASA TN D-1201 (1962)
- 13) 機体第一部, 計測部, 原動機部; 可動アイアンバードの構造および機能, 航技研資料 TM-71 (1965/12)
- 14) 小野幸一, 十河弘, 池上博; フライイングテストベッドのテレメータ性能試験, 航技研資料 TM-220 (1972/6)

付録 主要設備の構造および機能

FTB 用付帯設備のうち、主要と考えられるもの 8 つを取り上げ、構造および機能を述べる。これらの設備は、人力による取り扱いを前提としているので、特に操作方法に関連する事項に重点をおいた。設備の完成時点では、すべて検査および試験を行なったが、常識的範疇に属するものは省略し、特殊と思われる 2, 3 の試験についてのみ概要を報告する。

A 地上電源

1. 発電発電機

この装置は、ディーゼルエンジン、交流発電機を形鋼製共通台床上に連結した発電発電機とこれらを制御するための測定器、開閉器、継電器、電圧調整器などを装備した発電機盤より構成される発電装置であり、起動は捻回スイッチ、操作は押ボタン操作による手動にて行ない、装置に故障発生の場合は速かにこれを検出し、自動停止ならびに警報表示を行なう機能を有する。

組立図を付図 1、写真を付図 15 (a) に示す（系統図は図 4）。

(1) 制御系統の構成

制御系統の構成はつぎのとおりである。エンジン起動回路、着磁回路、発電検出、負荷投入遮断回路、故障検出ならびに警報表示回路、停止回路。

(2) エンジン起動回路

運転準備が整ったら、起動捻回スイッチを時計方向に捻回して、エンジンを起動する。エンジン不起動の場合、セルモータは 15s 以上連続して回さず、10s 程度の休み時間をおいてから繰り返すようにする。

(3) 着磁回路

エンジンが起動したならば、エンジンが定格回転数になるのを待って、着磁押ボタンを押し、電圧を確立させる。電圧が確立したならば、押ボタンはすぐに離すようにする。

(4) 発電検出

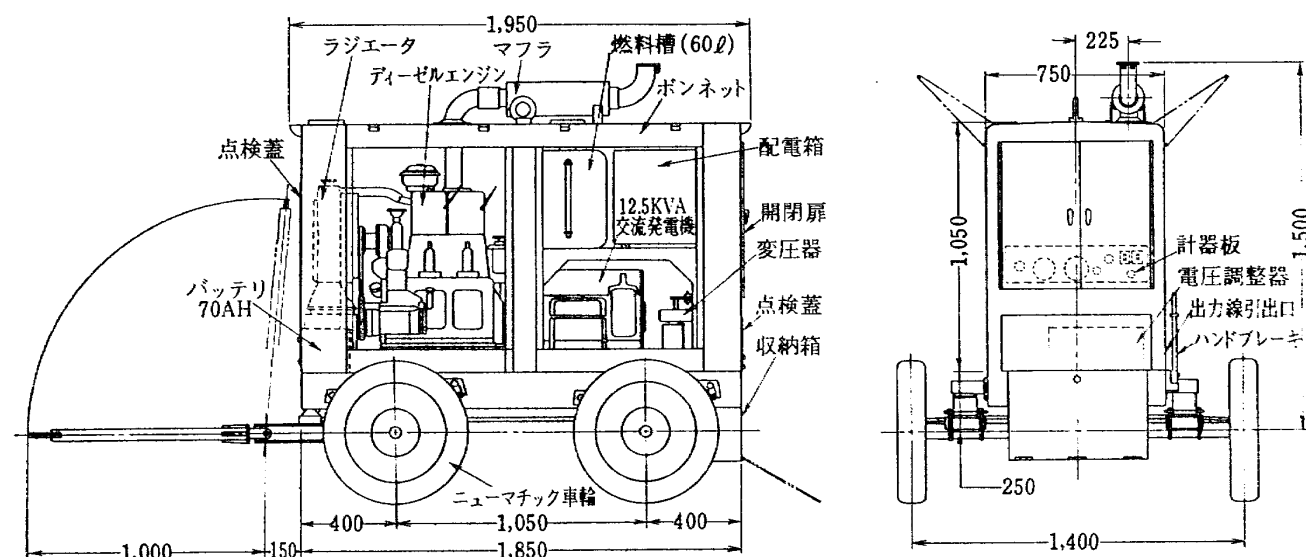
発電電圧が確立すると同用遅延リレーが動作し、油圧低下と冷却水水温過昇の両警報回路を構成する。

(5) 負荷投入遮断回路

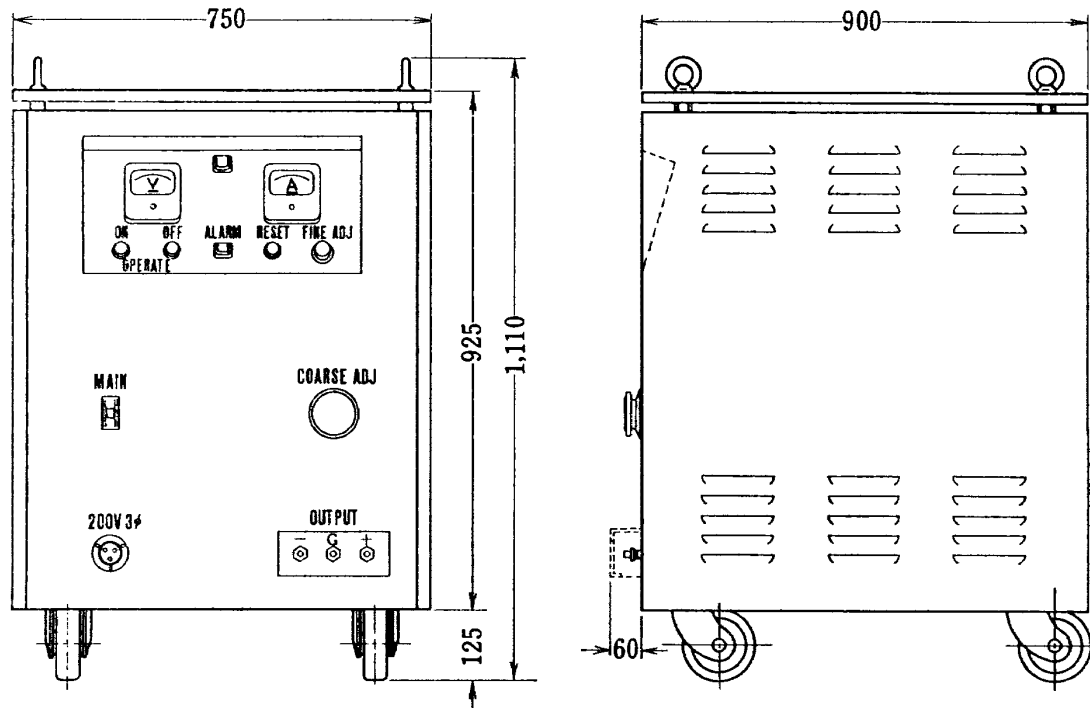
発電機電圧確立後は発電電源ノーヒューズブレーカを投入し、負荷に電力を供給させる。また装置を停止させるときは、先ず電源ノーヒューズブレーカを遮断するようにする。

(6) 故障検出並びに警報表示回路

故障検出は、水温過昇 $90 \pm 5^{\circ}\text{C}$ 以上、および油圧低下 $0.7 \pm 0.2 \text{ kg/cm}^2$ 以下を対象とし、故障検出後直ちにエンジン停止・警報表示が行なわれる。故障復帰後は同復帰押ボタンを押せば回路は正常となる。故障で停止した場合は先に主負荷開閉器を遮断するよう



付図 1 発電発電機組立図



付図 2 直流定電圧電源組立図

にする。

(7) 停止回路

停止用押ボタンを押せば、同用時限器が動作して、同補助リレーを吸引し、更にエンジン停止電磁弁を吸引して、エンジンを停止させる。また故障が発生した場合も、押ボタンによる停止の場合の同じ回路動作で、即時自動停止をかける。

2. 直流定電圧電源

直流定電圧電源は鋼板製のキャビネットにすべての機器部品を内蔵し、3相 200V 50Hz、入力コネクタ、電圧調整器、トランス、整流回路、安定回路、プリント板、端子板、出力端子、保護装置、計器などの機器配線が行なわれている。

組立図を付図 2、写真を付図 15 (b) に示す (系統図は図 5)。

(1) 電源

「INPUT」コネクタに 3 相 200V 50~60Hz を接続し、「MAIN」スイッチを ON にすると、モーターファンが回転する。

(2) 起動

「OPERATE」スイッチ「ON」を押すと、直ちに動作し、パイロットランプ (白) が点灯する。

(3) 電圧調整

電圧調整は「COARSE ADJ」および「FINE ADJ」のダイヤルにより行う。

(4) 過負荷

120 A 以上の過負荷になると、定電流動作になり、出力電圧が降下する。定電流動作が約 3s 間続くと、出力は遮断される。この場合、過負荷を除き、「RESET」ボタンを押すと、再び動作する。

(5) 極性

出力端子は正、負いずれもケースより浮いているので、任意の極性を接地して使用することが必要である。

(6) 電圧降下補償

本機より負荷までの電圧降下を補償する場合は、まず出力端子の検出端子「D+」および「D-」に入っているショートバーをはずし、「D+」および「D-」からペアシールド線を用い、「D+」は負荷端にて「+」へ、「D-」は負荷端にて「-」に接続する。

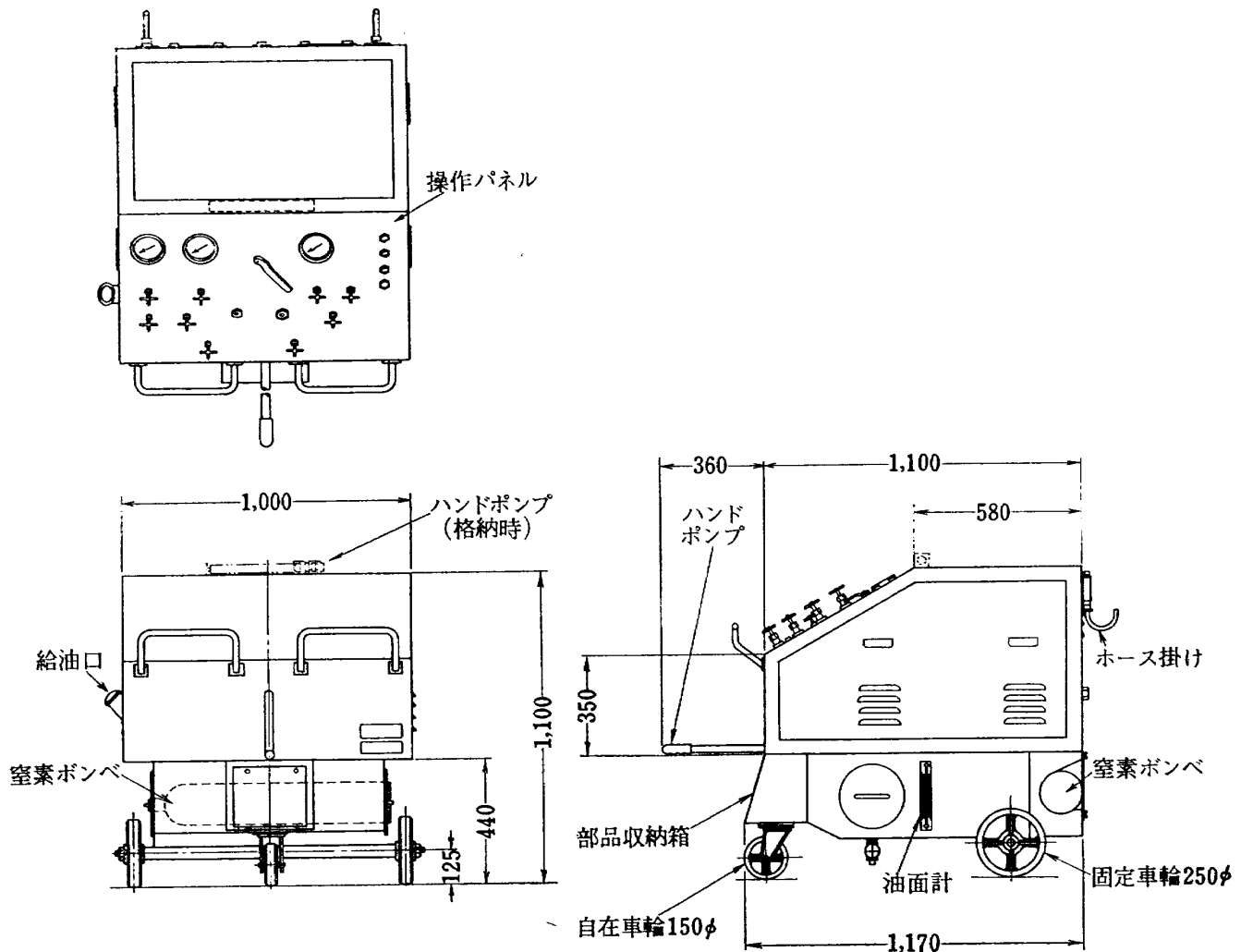
B 地上油圧源

1. 構造

地上油圧源は鋼板製の可搬式キャビネットにすべての機器部品を内蔵し、高圧回路はステンレス管、低圧回路は銅管により配管されている。電気機器および配線は耐圧防爆型となっている。

組立図を付図 3、写真を付図 16 に示す (系統図は図 6)。

2. 機能 (図 6 参照)



付図 3 地上油圧源組立図

(1) 電気回路

マグネットスイッチの入力側に接続された3相200V 50Hz は電磁接触子を経て、電動機に結線されている。電動機の起動停止は押釦スイッチで行ない、設備電源「ON」の状態では電源ランプは点灯し、駆動中は運転ランプが点灯している。操作電源は単相である。

(2) 吸入回路

油圧ポンプとハンドポンプの吸入回路に分岐されている。リザーバーに内蔵されたストレーナ（2ヶ所）は夫々吸入弁（2ヶ所）を開けることにより各ポンプに油は吸入される。

(3) 動圧回路

吸入された油は電動機駆動により、可変吐出量ポンプから吐出され、逆止弁を通り、フィルターで濾過され、四方切換弁の圧力口に接続されている。

レバーの往復運動により発生する、ハンドポンプの油圧も逆止弁を通り、フィルタの入口側で油圧ポンプ

の回路に合流する。高圧用のリリーフ弁は手動により圧力を調整し、余剰圧はマニホールドを通り、リザーバに戻る。

規定圧は四方切換弁で切換えられ、遮断弁を通り、高圧ポートに至り、供試体に圧送される。油圧は圧力計コックを微開して、圧力計により計測する。

(4) 静圧回路

四方切換弁で静圧回路に切換えられたハンドポンプからの油圧は、リリーフ弁で 4.2kg/cm^2 に設定され、遮断弁を通り、低圧ポートに至り、供試体に静圧を圧送する。

(5) 低圧回路（還油）

供試体からの還油は夫々、空気抜きポート（2ヶ所）から空気抜きコック（2ヶ所）を通り、サイトゲージ（2ヶ所）、マニホールドを経て、リザーバに戻る。バイパス弁、四方切換弁、リリーフ弁（2ヶ所）の還油は、すべてマニホールドに集油され、リザーバに戻る。〔冬期油温が 15°C 以下の時にはバイパス弁を全開し

た状態（無負荷）で暖機運転を行ない 20°C 以上になったら試験に入る。]

3. 操作方法

- (1) 電源ランプ（赤）の点灯を確認する。
- (2) 吸入弁（2ヶ所）を全開する。
- (3) バイパス弁を全開する。
- (4) 右側面扉を開き、ボリュームコントロールハンドルを回して所定の流量目盛にする。ハンドルは時計方向に回すと流量は“減”，反時計方向に回すと流量は“増”量する。
- (5) リリーフ弁（2ヶ所）の設定ノブを反時計方向に回して一杯に弛めておく。
- (6) 圧力計コック（2ヶ所）を微開する。
- (7) 空気抜きコック（2ヶ所）を全開する。
- (8) 四方切換弁の切換ハンドルを高圧側に切換える。
- (9) 押釦スイッチを“ON”とし回路および機器に異常がないことを確認する。
- (10) 圧力計を注視しながら、バイパス弁を徐々に閉じてから、リリーフ弁の設定ノブをしめ込むと油圧は徐々に上昇する。仕様圧力の 10% 増の圧力でロックしておく。
- (11) 動圧は遮断弁を開けることにより、供試体に圧送される。
- (12) 還油は遮断弁を開けて、四方切換弁の還油ポートより、マニホールドを経て、リザーバに戻り、また空気抜きコック（2ヶ所）より、空気抜きサイトゲージ（2ヶ所）を経て、リザーバに戻る。
- (13) ポンプについているコンペンセーターの調整は

動圧回路のリリーフ弁を仕様圧力の 10% 増よりも更に若干しめ込んでから、コンペンセーターの調整ノブをしめ込んで 70 kg/cm² で流量計の目盛が“0”になった所でロックする。

(14) 供試体に静圧を圧送する場合は、ハンドポンプにより行う。

(15) 窒素加圧によって試験を行なう時は、窒素圧力計コックを微開して、窒素のあることを確認した上で、窒素コックを開ける。

C 地上空気源

1. 構造

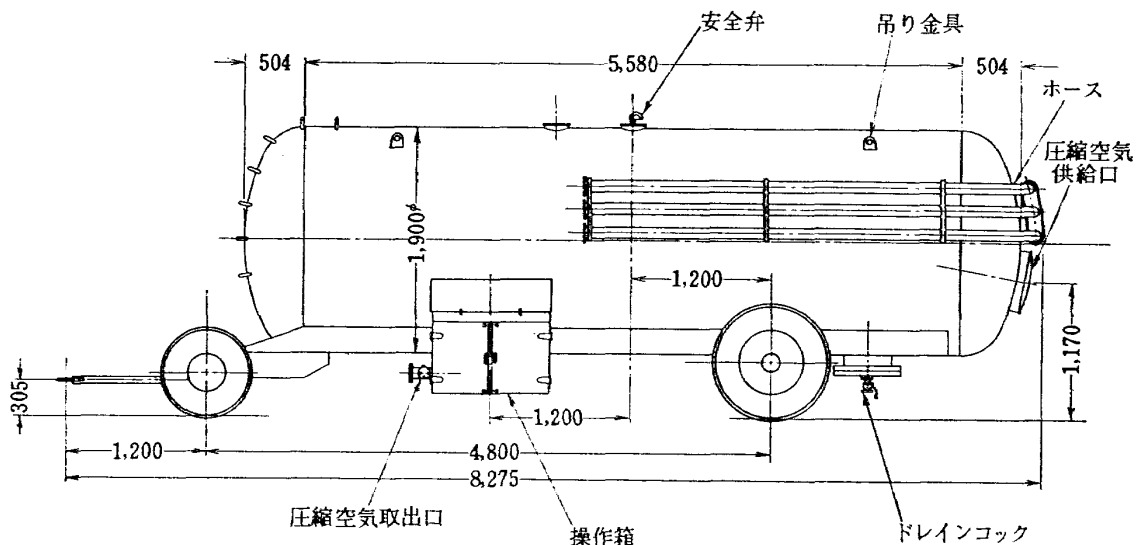
地上空気源は空気圧縮機、貯気槽、およびこれとFTBを接続するための供給接続装置から構成される。これらの操作はパイロットの合図信号に従って行なわれ、送気弁の開閉、切換、および外部電源プラグとホースの切離しが、貯気槽に設けられた操作盤に於いて電氣的に遠隔操作できる。

空気圧縮機からのホースを、貯気槽後部に設けられた取入取出弁に接続して、空気を充填する。

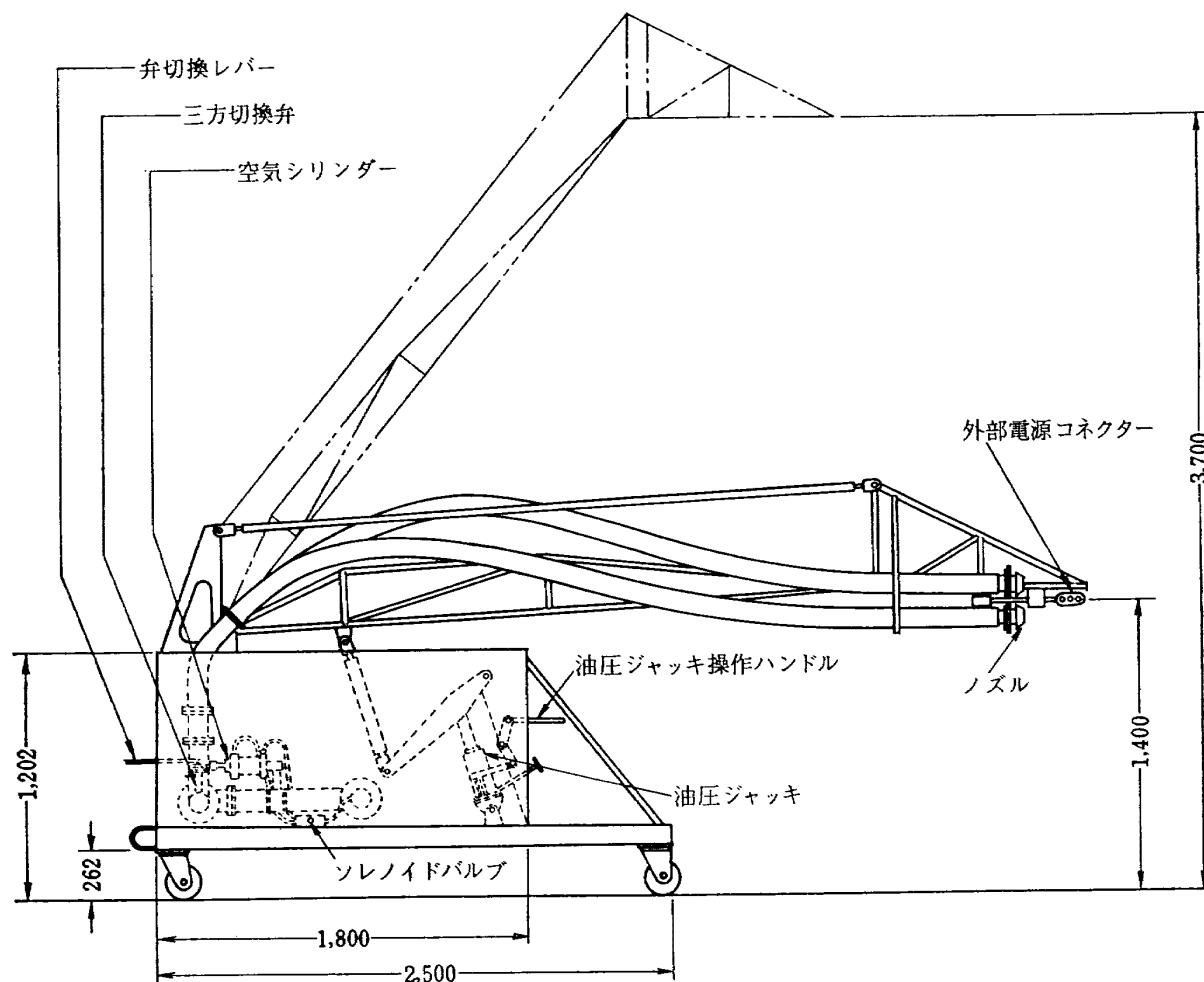
貯気槽は可搬式の鋼製円筒形タンクで容積は 17m³、最大使用圧力は 9.5 kg/cm² G であり、第2種圧力容器に該当する。

供給接続装置の地上高さは、接続ノズル部で 1.2m ~ 3.7m 間の任意の高さに油圧ジャッキを操作し、調整することができる。

貯気槽の組立図を付図 4 に、供給接続装置の組立図を付図 5 に、地上空気源の写真を付図 17 に示す（系統図は図 7）。



付図 4 貯気槽組立図



付図5 供給接続装置組立図

2. 電気系統

電気系統には、直流 28 V と交流 200 V が用いられている。直流 28 V は地上電源（「3.4 (1)」）より得られ、パイロット合図、送気切換え位置表示のリミットスイッチ、ならびに外部電源プラグとホースの切離し用のアクチュエータに使用される。

交流 200 V は、発動発電機より得られ、送気開閉電磁弁、および送気切換え電磁弁に使用される。

空気系統において、送気開閉弁と送気切換え弁用シリンダーはエンジン始動用空気の静圧をバイパスさせて作動させている。

3. 操作方法および動作

(1) 電源の供給

FTB 用外部電源リセプタクルに、28 V 直流定電圧電源よりのプラグを接続する。また 200 V 発動発電機よりのプラグを貯気槽に接続する。信号およびアクチュエータ用サーキットブレーカを入れる。さらに貯気槽の電源スイッチを入れる。

(2) 送気開閉スイッチ

スイッチが送気閉位置において、送気閉ランプが点灯している。スイッチを送気開に入れることにより、送気開のランプが点灯し、送気開閉電磁弁に電流が流れ、弁が動作する。

(3) 切離、接続スイッチ

切離スイッチの操作により、アクチュエータ用サーキットブレーカより電流が接続リレーを通り、切離リレーのコイルを励磁し、切離リレーが動作する。接続スイッチの操作により、電流は切離リレーを通り、接続リレーのコイルを励磁し、接続リレーが動作し、アクチュエータへ電流が流れる。

(4) パイロット合図スイッチ

パイロット合図スイッチの操作により、直流 28 V がランプに印加しランプが点灯する。

(5) アクチュエータ

入力プラグのピンは A, B, C とあり、ピン B は接地回路に接続している。ピン A—B に電圧が印加されると、アクチュエータは縮み、ピン C—B に電圧が印加されたときは、伸び動作をする。アクチュエータの

コントロールボックス内に伸び、縮みそれぞれのオーバートラベルを防ぐために、カム機構によるスイッチの動作で、回路が切られるようになっている。モータ軸出力は電磁クラッチにより給合され、さらにブレーキにより、アクチュエータが慣性によって伸び縮みするのを防いでいる。

(6) 切離、接続リレー

切離、接続リレーは各 1 つある。制御コイルが非励磁の場合は非励磁側端子 2 つは接続されており、励磁側端子 2 つは開放されている。コイルが励磁されると、接続状態は逆になる。

(7) 送気開閉電磁弁

電磁弁は三方口直動式複座弁で、通電と無電状態で制御される。通電により開閉弁に通気し、弁を開放する。

(8) 送気開閉弁

始動空気の開閉を行うもので、この弁作動のシリンダーはスプリングバック方式であり、空気圧が 3.5 lb/in² 以下では弁を閉にする。

(9) 送気切換電磁弁

電磁弁は四方電磁弁（直動式）で、通電と無電状態の 2 状態で制御される。無電状態で No. 1 エンジンへ送気し、通電状態で No. 2 エンジンへ送気を行なうようにセットした。

(10) 送気切換弁

三方弁で、No. 1 および No. 2 エンジンへの送気の切り換えを行なう。

(11) パイロット合図スイッチ

5 連、連動のスイッチで、ツマミを押すことによりロックされ、指示ランプが点灯する。他のツマミを押すことにより前にロックされたスイッチは OFF となり、押したスイッチによるランプが点灯する。OFF 状態は OFF ツマミの操作による。

(12) 送気切換弁位置リミットスイッチ

弁が完全な位置をとっているかを検知するために取付けられたもので、ランプ指示を行なう。

4. 操作方法

(1) 搭乗員合図

搭乗員合図スイッチの操作により、貯気槽操作盤の指示灯へ、No. 1 エンジン送気、No. 2 エンジン送気、送気停止、台車切離が点灯し、整備員はこれらの合図により始動操作を行なう。このスイッチは FTB 操縦席の右側フレームに引っ掛けて使用し、始動後は空気供給接続装置とともに FTB から取りはずす。このスイッチを使用しなくても、手信号などにより整備

員に合図を送ることもできる。

(2) 送気開閉

貯気槽操作盤の送気開閉スイッチにより電磁弁を切換えて、空気シリンダーに空気を送り、弁を開閉する。開閉位置は操作盤の送気開、または送気閉指示灯に点灯し指示される。

(3) 送気切換

No. 1 エンジンと No. 2 エンジンの送気切換は、貯気槽操作盤の送気切換スイッチにより、供給接続装置に設けられた弁を空気シリンダーで作動させて切換える。送気切換弁の作動位置はリミットスイッチにより操作盤の No. 1 エンジンまたは No. 2 エンジン指示灯に点灯し指示される。また供給接続装置には手動切換レバーも用意してある。

(4) 台車（供給接続装置）切り離し

エンジン始動後、搭乗員からの台車切離し合図を操作盤指示灯で確認し、貯気槽操作盤または供給接続装置の切離スイッチを押して電動アクチュエータを作動させ、外部電源プラグおよびホースを FTB 本体より切り離す。切り離しを行なう前に、貯気槽と切換弁間の空気圧は貯気槽に設けられている逃し弁を開にして放出することが必要である。

5. 空気流量特性

貯気槽内の空気圧を 7 kg/cm² abs に設定して、最小断面積 $S=3.1\text{ cm}^2$ の試験用ノズルから空気を放出して、6 および 5.5 kg/cm² abs までに低下する時間 t を測定し、それぞれ 28.2 および 46.2 s を得た。この結果から空気流量 $W_a[\text{kg/s}]$ は断熱変化を仮定して次式によって計算される。

$$W_a = -\rho_a V \cdot dP^{1/\gamma} / dt \\ = -\{\rho_a V (P)^{(1-\gamma)/\gamma}\} (dP/dt)$$

ここに ρ_a ; 空気密度 1.225 kg/m³, V ; 貯気槽容量 17.5 m³, P ; 貯気槽圧力/大気圧力, γ ; 空気の比熱比 1.4。得られた時間 t の値を代入して空気流量を求めると、貯気槽内平均空気圧 6.5 および 5.75 kg/cm² abs に対してそれぞれ 0.318 および 0.257 kg/s となる。

供給接続装置の空気ダクトの最小断面は 2 in ϕ ($S=20.2\text{ cm}^2$) であり、また貯気槽内圧は 8 kg/cm² abs まで上げて使用する。この場合空気流量の理論式は

$$W_a = S(P)^{(1+\gamma)/2\gamma} \sqrt{g P_a \rho_a} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$$

で表わされるので、実用上の空気流量は、つぎのように推定される。

$$W_a = \frac{1}{2} \left\{ 0.318 \left(\frac{8}{6.5} \right)^{0.86} + 0.257 \left(\frac{8}{5.75} \right)^{0.86} \right\} \cdot \frac{20.2}{3.1}$$

$$= 2.25 \text{ kg/s}$$

この空気流量は「3.4 (3)」の要求を満足している。

D テレメータ校正装置

1. 電圧・抵抗・歪校正器

本器はテレメータの副搬送波発振器、減衰変換器、抵抗線温度計用増幅器、熱電対用増幅器の校正を各チャンネルごとあるいは全チャンネル同時に行なうために使用される。また、歪出力を歪計用中継箱へ接続することにより、歪計用増幅器の校正が可能であるが、この場合は全チャンネル同時には行なえない。

写真を付図 18 (a) に示す (系統図は図 8)。

(1) 標準校正電圧回路

基準電圧回路は負荷電流変化に対し、ほぼ一定電圧 10 V を校正回路に供給している。0~10 V 校正回路は 2 V 間隔で、0~2.5 V 校正回路は 0.5 V 間隔で、また 0~35 mV 校正回路は 5 mV 間隔で切換えている。

極性の反転は電圧切換に使用するロータリスイッチを 2 個並列に使用することにより回路構成上でそれを可能にしている。

また、ロータリスイッチの各接点間に入っているダイオードはスイッチ切換の途中に於て、接点が一時開放されることにより、これに接続される装置に悪影響を及ぼすことを防いでいる。

(2) 標準校正抵抗回路

校正抵抗回路は精測された標準抵抗の直列接続で 80~120 Ω の抵抗値を 10 Ω 間隔で選択出来る回路である。

(3) 標準校正歪回路

校正歪回路は測定物の伸縮に応じて歪ゲージの素子に生じる抵抗変化と同等のものを標準抵抗 (疑似歪) によって与えるものであるが、120 Ω に対して ±300 μ の歪に値する抵抗値を 1 本の固定抵抗で求めるのはむずかしいので、歪計中継箱に組み込まれた 120 Ω のダミーゲージに、パラレルに高抵抗を付加することにより、変化を与えるようにしてある。

2. バランスモニタ

パネル面に取りつけたプッシュスイッチを押すことにより歪計ブリッジのバランスおよび前置増幅器の感度の調節におけるモニタが出来る。

計器自体に ±10 μA の電流計を使用することにより、活性素子を組むことなしに高入力インピーダンス

を形成している。

歪計ブリッジのバランスの検知は歪計用増幅器のエミッタから信号を取り出して、本器に組み込まれた倍電圧整流回路で整流した後、計器を指示させている。

歪計ブリッジのバランスをモニタする時は計器レンジを BALANCE にして、歪計用増幅器に接続されているコード番号を押し、その他の場合は、計器レンジを 2.5 V あるいは 5 V にして、モニタすることが出来る。

写真を付図 18 (b) に示す (系統図は図 8)。

3. 信号弁別器試験器

本器は FTB 用計測装置における信号弁別器の調整、試験を行なう為の 0.4~30 kHz 間 16 点の発振周波数をもつ発振器である。本器の活性素子は全て半導体を使用し、器全体の重量は軽量になっている。

18 kHz を除く 0.4~30 kHz 間の 15 点の発振周波数は CR ウィーンブリッジ発振回路により得られ ±4.5, ±7.5% の可変ができる。また、18 kHz の発振周波数は水晶発振回路により得られ ±1.5, ±3.0% の可変ができる。

本器は構造的に本体部とプラグインユニット部に分かれており、本体部は発振出力レベルの設定を、またプラグインユニット部は発振周波数の設定を行なうようになっている。

動作原理をつぎに述べる。まず発振中心周波数は CR ウィーンブリッジ発振回路のブリッジの抵抗器辺で可変することにより、また周波数可変は同じブリッジのコンデンサー辺を可変することにより、必要な中心周波数および可変周波数を得ることができる。一方 18 kHz とその周波数可変は、5 個の水晶発振子を用いた無調整コルピッツ形発振回路の出力を切換えて行ない、つぎにその出力をバイナリー回路を 3 段含む周波数通降器により 1/8 の周波数に変換し、さらに帯域通過フィルタにより不純波を取除き、必要な周波数を得る。上記 2 つの発振出力のいずれかを選び、増幅器により所要レベルまで増幅し、出力レベル設定の可変抵抗減衰器を経て出力として送出している。これらに必要な電源は安定化電源回路により、交流電源を直流電源に変換安定後供給している。

写真を付図 18 (c) に示す (系統図は図 8)。

(1) 本体部

本体部には増幅器、可変抵抗減衰器、安定化電源を内蔵している。

(2) プラグインユニット部

プラグインユニット部には CR ウィーンブリッジ

発振器、水晶発振器、周波数通降器、帯域通過濾波器を内蔵している。

E ASE チェッカー

1. 構造

チェッカー本体は筐体、シャーシ、シンクロ発信器駆動機構の3つに大別される。

筐体は耐蝕アルミ合金で作られ、底部にはシャーシ、およびシンクロ発信器駆動機構が、上部傾斜面にはパネルが取り付けられる。パネルも耐蝕アルミ合金製で、電圧計、ロータリースイッチ、トグルスイッチ、端子、表示灯、ヒューズ、直流増幅器などが取り付けられる。

シャーシは耐蝕アルミ合金製でコネクタ、電源トランス、直流安定化電源、パワーリレー、位相弁別増幅器、可変抵抗器、固定抵抗器、コンデンサなどが取り付けられており、筐体へは4本の特殊ボルトによりネジ止めされる。

シンクロ発信器駆動機構は筐体底部上に4個の防振ゴムを介して耐蝕アルミ合金板を載せ、これをベースとして誘導電動機（モータ）、無段変速機、歯車機構、シンクロ発信器機構が取り付けられる。前2者の間は軸接手、歯車機構の入出力側はユニバーサル接手によって、それぞれ接続される。無段変速機は速度制御用回転軸は2個のボール接手とその間の振動絶縁用ナイロン棒により、チェッカー前面のハンドルに接続している。

チェッカー本体は専用台車に載せて移動設置できる。

ASE チェッカー本体パネルを付図6に、写真を付図19に示す（系統図は図9）。

2. 機能（付図6、図9参照）

ASE チェッカーは、FTB の ASE より供給される 400 Hz、115 V を電源として模擬信号を作り、これを ASE に送り、これによって得られる ASE 点検用端子の出力電圧を測定するものである。

点検系統切換器（I）（ASE INPUT SELECTOR）により、ピッチ、ロール、ヨー、ハイトの系統、および正規、待機、ダミー回路の電源が所定のものを選択されトランスの一次巻線に導かれる。トランスの2次側はステップ信号用と正弦波変化信号用の巻線があり、夫々、ステップ信号、正弦波変化信号の駆動源となっている。以下順を追って説明する。

（1）ステップ信号

トランス2次側のステップ信号用巻線はセンタータ

ップ付で、FTB 用 ASE の 400 Hz、115 V 電源と同相および逆相の信号が得られる。この出力は、おのおの正規系統、待機系統、ダミー系統により分割され、さらに電圧設定用ポテンショメータに送られ所望の電圧に設定される。

（2）正弦波変化信号

トランス2次側のもう一方の出力は、シンクロレゾルバの固定子巻線に送られる。レゾルバの回転子を回すことにより固定子側と回転子側に位相差を生ぜしめることができ、後段のシンクロ制御発信機（CX）およびシンクロ制御変圧器（CT）によって生じる入出力位相差を除去もしくは小さくする事ができる。この出力は、正規系統、待機系統、ダミー系統によって適当なレベルに調節され、シンクロ制御発信機の回転子巻線に送られる。シンクロ制御発信機の回転子は後述の方法で 0.2~15 Hz の速度で回転される。ここで、正弦波変調信号が得られる。シンクロ制御発信機の3相巻線の出力は、シンクロ制御変圧器に送られ、ここで単相の信号に変換される。ASE のピッチ、ロール系統の制御シンクロ変圧機に信号を送るときは、この3相巻線の出力が送られる。制御シンクロ変圧器の出力は正規系統、待機系統、ダミー系統のポテンショメータに送られ所望の値に設定される。

（3）シンクロ制御発信機駆動方法

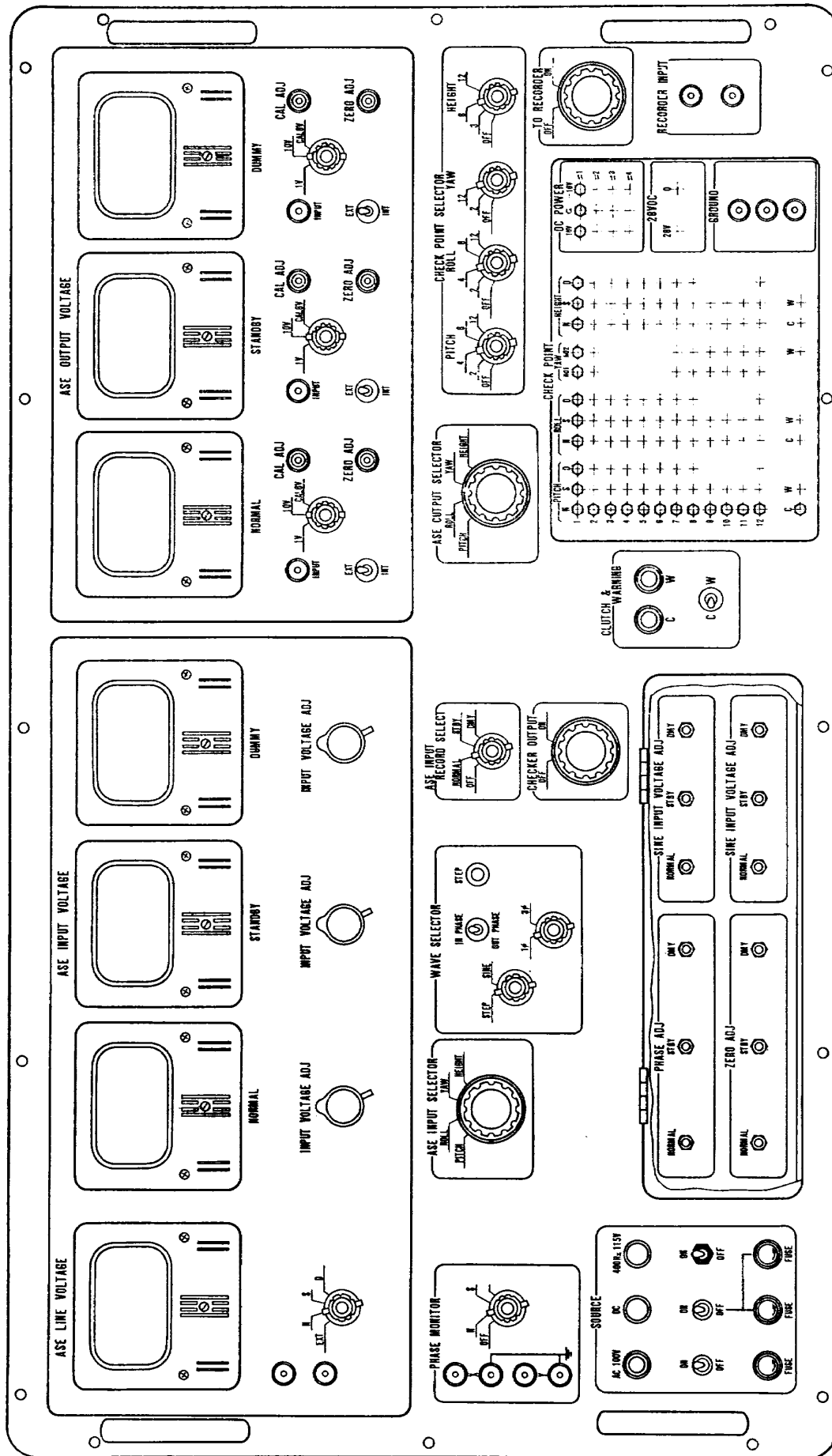
模擬信号波形切換器により正弦波変化信号が選択されると、パワーリレーにより誘導電動機（モータ）に 100 V、50 Hz が印加され約 1,440 rpm で回転する。モータの出力軸は無段変速機の入力軸に直結されたチェッカー右手前のハンドル操作により、約 50~280 rpm に変速される。無段変速機の出力は歯車機構につながれ、ハンドル右側の歯車選択装置により3つの電磁クラッチを作動させ無段変速機の出力回転数を 1:4、1:1、5:1 に増、減速する。

（4）ASE 点検用端子電圧測定部

チェックポイント出力電圧測定 ASE の点検系統切換器（ASE OUT PUT SELECTOR）およびチェッカーのチェックポイント切換器により各点検系統のチェックポイントが選択され、ピッチ、ロール、ハイト系統は正規、待機、ダミーの3回路、ヨー系統の場合は No. 1、No. 2 の2回路が同時に測定される。

ASE 比較装置出力指示回路 ASE 比較装置出力にはクラッチ結合、および警報発生 of 2種類があり、本回路にもクラッチ結合指示回路、警報指示回路がある。

3. 操作法



付図 6 ASE チャッカー本体パネル

(1) 起動

チェッカーパネル面左下部の SOURCE スイッチを AC 100 V, DC, 400 Hz 115 V の順で ON にする。それぞれ、パイロットランプおよびネオンランプによって通電を確認する。

(2) 点検系統決定

ASE INPUT SELECTOR により入力信号を供給する ASE の点検系統を決める。

ASE LINE VOLTAGE の切換スイッチにより正規、待機、ダミーの各回路の励磁電源電圧 (400 Hz 115 V) を測定することができる。

(3) 点検用模擬信号波形決定

WAVE SELECTOR 内の左にあるスイッチを STEP にすればステップ信号を、SINE にすれば正弦波変化信号を選択することができる。

ステップ信号を選択する場合は、WAVE SELECTOR 内の中央上部のスイッチにより信号の極性を選択する。信号電圧設定は INPUT VOLTAGE ADJ のポテンショメーターにより、正規、待機、ダミーの各回路の電圧を設定する。電圧値はポテンショメーターの上部の電圧計により読み取る。ASE への信号供給は CHECKER OUTPUT スイッチを ON にし、WAVE SELECTOR の右上部の押ボタンスイッチにより行なう。

正弦波変化信号は WAVE SELECTOR の STEP-SINE 切換器の位置を SINE にすると、誘導電動機が回転して発生する。

ASE 系統点検用正弦波変化信号は WAVE SELECTOR の中央下部の 1 ϕ , 3 ϕ 切換スイッチを 1 ϕ にして発生させる。パネル左端中央の PHASE MONITOR の端子に、オシロスコープ等を接続することにより模擬信号と ASE ライン電源との位相差を確認することができる。(位相確認後 PHASE MONITOR のスイッチは必ず OFF にしておくこと。) まず信号周波数を最小にして ASE INPUT VOLTAGE の正規、待機、ダミーの各電圧計の読みが、同時に零になることを確認する。つぎに正弦波変化信号電圧の最大値は、信号周波数を最小にした後、信号電圧を設定して計器の振れが最大のところを読みとる。ASE への信号供給は CHECKER OUTPUT スイッチを ON にして行なう。信号周波数変化はチェッカー前面の GEAR SELECT により低速、中速、高速と段階的に速度を選択し、SPEED CONTROL のハンドルにより速度を連続的に変化させる。

ASE のピッチ、ロール系統シンクロ制御変圧器チ

ェック用正弦波信号は WAVE SELECTOR の中央下部の 1 ϕ , 3 ϕ 切換スイッチを 3 ϕ にして発生させる。CHECKER OUTPUT スイッチを ON にすれば ASE シンクロ制御変圧器の 1 次側の 3 相巻線に信号が供給される。その出力を抵抗で分割した信号が、チェッカーパネル面の ASE INPUT VOLTAGE の 3 台の電圧計に指示される。これによって、ASE シンクロ制御変圧器が正常であるかどうかチェックされる。

(4) 点検系統決定

ASE OUTPUT SELECTOR によりピッチ、ロール、ヨー、ハイトの系統を決定する。

(5) チェックポイント決定

CHECK POINT SELECTOR の PITCH, ROLL, YAW, HEIGHT の各 SELECTOR によりチェックポイントを決定する。この際、ASE OUTPUT VOLTAGE の電圧計入力切換スイッチを INT の位置にすれば、各点検端子の出力が電圧計に指示される。

ASE 比較回路出力は、CLUTCH & WARNING の 2 つの表示灯に指示される。下の C, W 切換スイッチは記録装置を接続したときの C, W の選択のためのもので、上の表示灯に関係しない。

CHECK POINT SELECTOR では、選択できない点検部位についてはパネル面右下部に、ASE の点検端子がすべてひきだされているので、この端子に適切な計器を接続することによりすべての点検端子出力を測定することができる。特に信号が直流の場合には、ASE OUTPUT VOLTAGE の各電圧計の入力切換器を EXT にすれば、この電圧計が利用できる。

電源電圧チェックは、CHECK POINT の右上部の DC POWER 端子に外部電圧計を接続して、ASE ± 16 V 直流安定電源の、また CHECK POINT 右中央部の 28 V DC 端子に外部電圧計を接続して、FTB +28 V 電源の電圧を測定して行なう。

(6) 記録装置接続による測定

記録装置の入力信号は正規、待機、ダミー回路のチェックポイント出力信号とそれらの差信号、RE-CORDER INPUT 信号、ASE INPUT 信号、ASE 比較回路出力信号の 8 チャンネルである。

F 推力測定台

推力測定台は FTB の運転に使用され、その時 FTB の発生する 6 分力を測定することができる。

FTB の 3 脚よりの力は測定台中央にある計量枠に伝達され、この計量枠と外部のフレームとの間に各分

力方向に連結された連結棒の間にロードセルを装着してそれぞれの力を検出し、計測パネル面の指示計に指示する。

ロードセルは合計7組よりなり、垂直方向には四隅に各1組あって、揚力はこれの加算により、またピッチングモーメントは前後2組ずつの減算により、さらにローリングモーメントは左右方向の2組ずつの減算によって検出し、前後方向には前部の左右対称に2組あって推力はこれの加算により、またヨーイングモーメントは減算によって検出し、左右方向には左側にある1組のロードセルにより横力を検出している。

FTBの測定力の中心（重心位置）は測定台上面より1730mm上にあるので、計量枠の測定点との高さの差により推力、横力等がピッチ、ロールに加える転倒モーメントは、それぞれ補正して指示計には表われぬようになっている。ロードセルはリング型で、歪ゲージはボンデッドタイプを使用している。ロードセルには、特に温度補償回路を付加し、同時に収容箱部は水冷構造を採用して、エンジンによる熱気を遮断している。また、ロードセルに対向してそれぞれオイルダンパを取り付け、有害な振動を伝達しないようにしてあ

る。本測定台には移動用車輪4個が有り、うち前の2個はステアリングを有し、人力その他の方法により移動可能となっている。

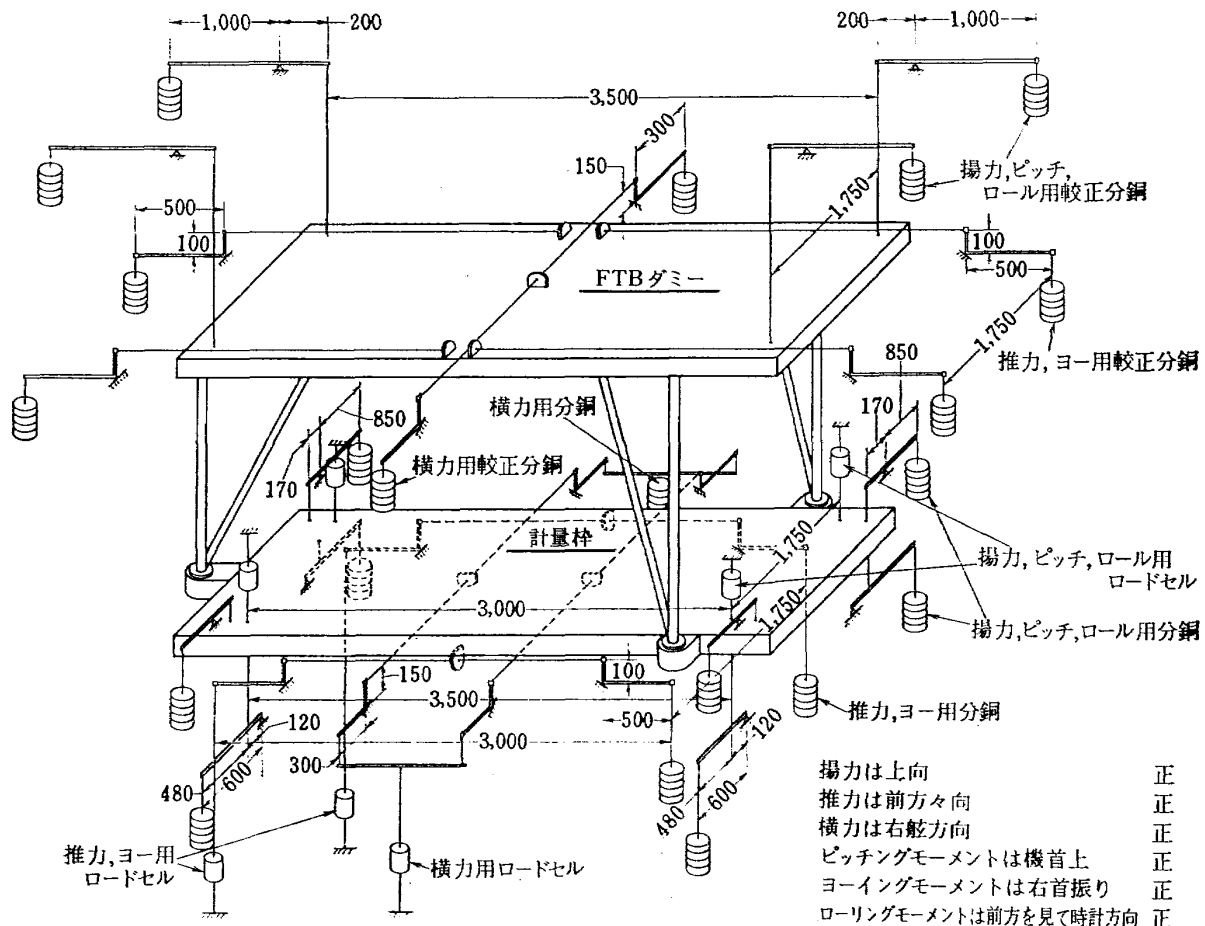
車軸はローラーベアリング入りにて移動容易であり、車輪は鋳鉄製にてジェットエンジンの排気の熱に耐え得る。測定台下部には4組のジャッキが用意され、最大1/50の傾斜までの調整が可能である。

脚の取付部は上下に ± 200 mm移動でき、FTBの重心高さや前後傾斜1/30まで調整可能である。

計量枠には移動中または調整その他の際に、ロードセルに衝撃、過負荷等が加らぬ様に上下、前後、左右方向に固定用ジャッキが用意されている。

推力測定台の中央には縦2m、横1mの空間があり、測定台下部も充分ジェット噴流が逃げ得る空間がとられている。前記中央空間の測定台上面部には、地面効果を知るための地面効果板が用意され、必要に応じて取り付けできる。この地面効果板は、前方または左方向に 10° まで、傾斜させることができる。

推力測定台のスケルトンを付図7に、写真を付図20に示す（全体図は図10）。



付図7 推力測定台スケルトン

G 高度制御拘束実験設備

1. 構造機能

高度制御拘束実験設備は、基礎、架構、ガイドレール組立、脚支柱組立よりなり、基礎以外はすべて取外し可能である。

全体の写真を付図 21 に示す（全体図は図 11）。

(1) 基礎

基礎は拘束実験場（「6.3」）の中央に設け、架構およびガイドレール組立を装着するに十分な強度構造、ならびに姿勢制御拘束実験設備（「付録 H」）に必要な装置を装着するに十分な強度を有する型鋼 4 本以上を水平に設置してある。

また、基礎は地表面より上に出る部分がなく、約 20m×20m の面積に厚さ 20cm 以上の強化コンクリート舗装を施し、周囲には排水溝を設けてある。

さらに水道配管、電源、および電気配線用ヒューム管を設置してある。

(2) 架構

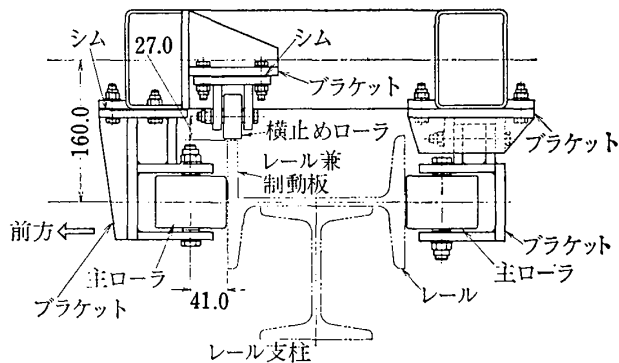
FTB を取付けて高度制御拘束実験、姿勢制御拘束実験が実施できるように、内幅約 8m、内部高さ約 8.5m の門型骨組構造とし、梁中央において上下方向 6ton 以上、前後左右方向 2ton 以上の荷重に耐えるとともに実験実施のための十分な剛性を保持している（張線使用）。

また、実験のための各種装置が着脱可能な構造とし、これらの着脱作業のためおよび実験中の点検のために必要な梯子を設けてある。

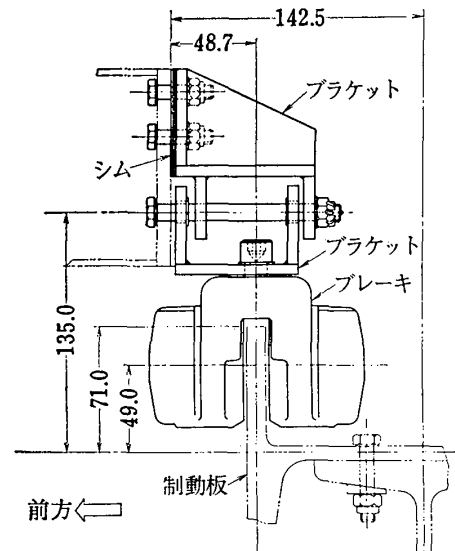
架構は必要に応じて基礎から取外し可能である。

(3) ガイドレール支柱組立

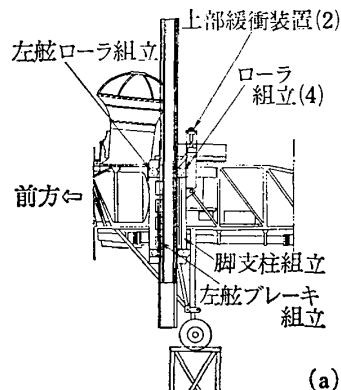
架構にはガイドレール支柱組立 2 本を取り付け、レール上を FTB に取り付けられたローラが転動するよう



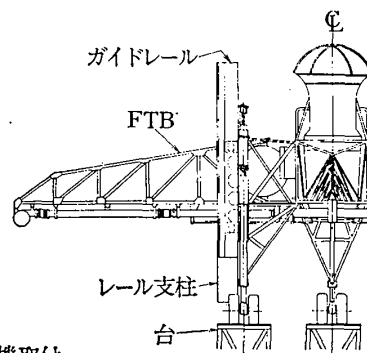
(b) 左舷ローラ組立 (上から見た図)



(c) 左舷ブレーキ組立 (上から見た図)



(a) 全機取付



付図 8 高度制御拘束実験設備 FTB 取付図

に、またレールに沿ってブレーキを作用させる制動板を併置してある。

さらに、FTB の吊り上げ、吊り下げを行なうためのホイストを装着してある。

(4) 脚支柱組立

FTB より主脚支柱組立を取り外し、代りに脚ローラ、およびブレーキユニットを取り付けるための専用の脚支柱組立に換装して、FTB をレールに取り付ける (付図8)。

ブレーキユニットは主ブレーキ系統および非常用ブレーキ系統よりなり、両者は独立して機能を果たすようにしてある。主ブレーキ系統は、FTB の足踏みペダルによって操作するマスターシリンダ、油タンク、配管等を含み FTB に装着できる。非常用ブレーキ系統は搭乗員、および地上員 (FTB より 30m 以上の位置) がスイッチにより操作できる。ブレーキ系統図を付図9に示す。

ローラは FTB の上昇下降機能を十分に果せるように大きさ、数、取付場所を選択した。

FTB の上昇運動を制約するための緩衝装置2個 (アイアンバード¹³⁾用のものを改修) を設けた。

2. ブレーキ系統静的作動試験

この試験は FTB が高度制御拘束実験中に、ホバリング状態でエンジン急停止により落下しないために、

充分なブレーキ能力を有することを確認する目的で、角田支所において行なったものである。

(1) 試験方法

試験は主ブレーキ系統を対象とし、FTB の代りにダミーを使用し、ホイストフックで最伸長した脚タイヤ下端が脚受台上 200mm となる位置まで吊り上げて、ブレーキペダルを十分に踏み込み、ホイストフックをゆるめてダミーが落下しないことを確認した。

(2) 試験結果

試験結果はつぎのとおりである。

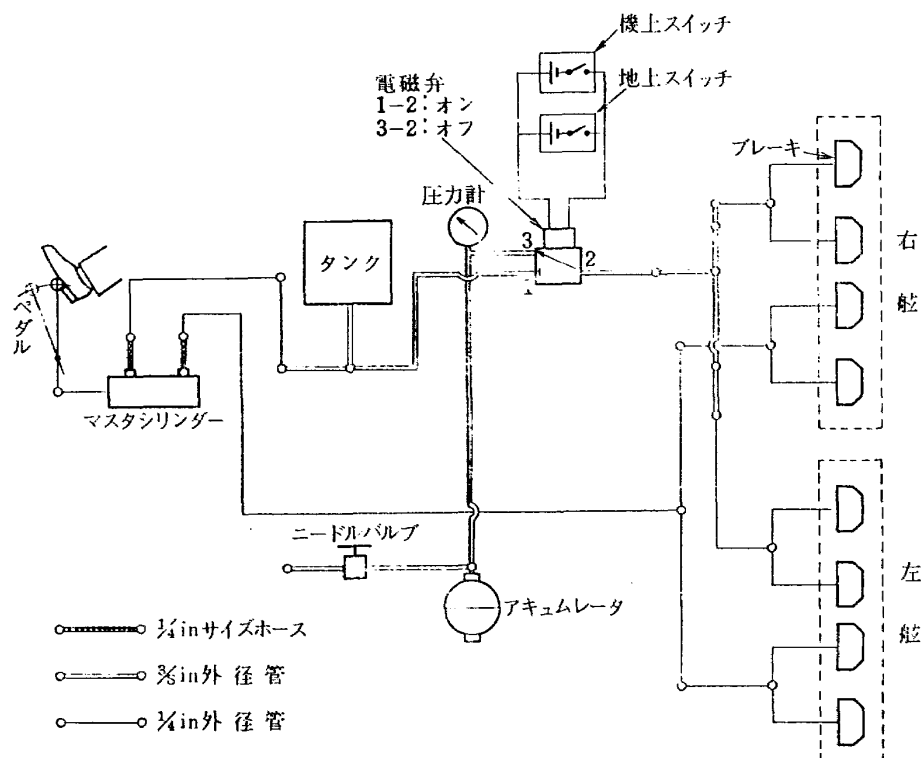
	1 回目	2 回目	3 回目	4 回目
ダミー重量 [kg]	2103	2103	2515	2515
ペダルアーム比	1/3.5	1/4	1/3.5	1/4
ペダルストローク	良	過大		
静止能力	十分	十分	普通	普通
最小油圧 [kg/cm ²]	55	53	73	60

3. ブレーキ系統動的作動試験

この試験は FTB が高度制御拘束実験中に、上昇下降状態で 2,500 kg 以上のブレーキ能力を有することを確認するために、角田支所において行なったものである。

(1) 試験方法

試験は非常用ブレーキ系統を対象とし、リミットス



付図9 高度制御拘束実験設備ブレーキ系統図

イッチ解除用トグルスイッチをオフにして、FTB ダミーをホイストフックで、最伸長した脚タイヤ下端が脚受台上 1,200 または 1,362mm となる位置まで吊り上げる。つぎに、非常用ブレーキ系統解除灯が消えているのを確認した後、リミットスイッチ解除用トグルスイッチをオンにし、ホイストフックをダミーより取り外す。然る後、非常用ブレーキ系統解除用スイッチを押せば、ダミーは 204 または 366 mm 自由落下し、リミットスイッチが作動して再度非常用ブレーキ系統が働かし、ダミーは減速されてさらに停止ストローク分だけ落下したところで停止する。このときの減速加速度を加速度計にて測定する。また、落下距離、落下時間、リミットスイッチ作動時間も測定する。ブレーキ能力 F [kg] は、つぎの式より求められる。

$$F=W(1+\alpha/g)$$

ここに W ；ダミー重量[kg]， α ；減速加速度[m/s²]， g ；重力の加速度[9.8 m/s²]

(2) 試験結果

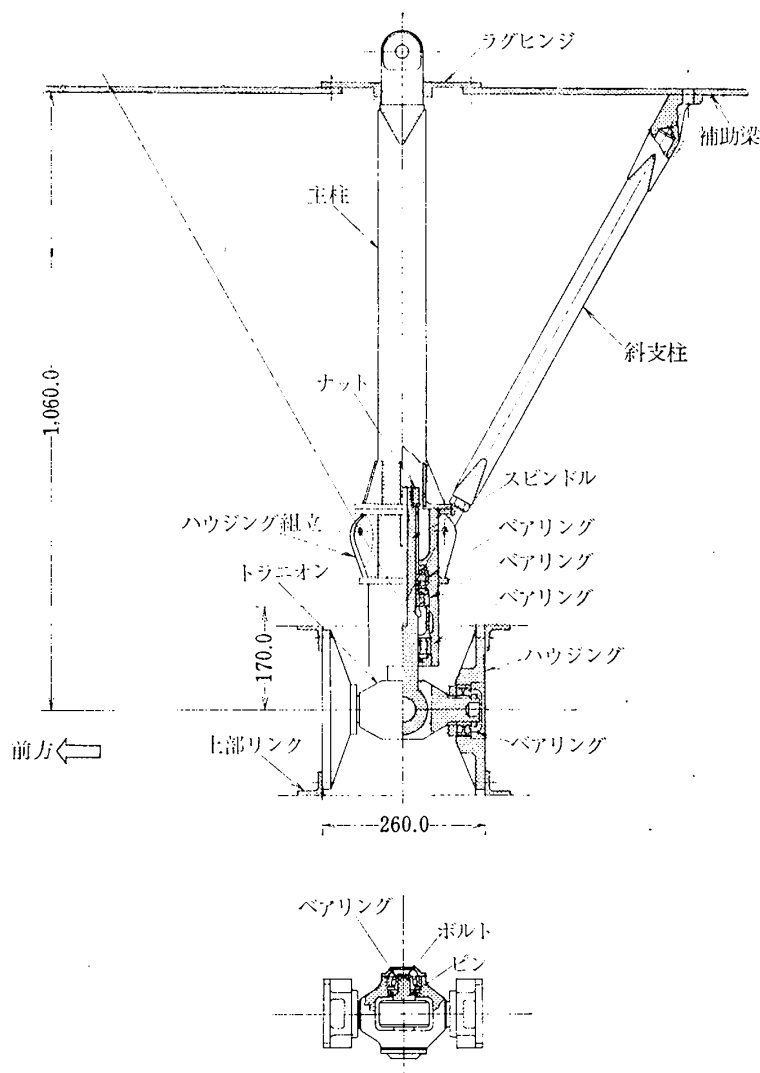
試験結果を要約するとつぎのとおりである。

	1 回目	2 回目
ダミー重量 [kg]	2,044	1,421
自由落下高 [mm]	204	366
最大加速度 [g]	2.25	2.8
停止ストローク [mm]	610	510
自由落下速度 [m/s]	2.32	3.0
ブレーキ能力 [kg]	2,840	2,560

H 姿勢制御拘束実験設備

1. 構造機能

姿勢制御拘束実験設備は、基礎、架構、補助梁、姿勢制御用リンク、防熱装置、吊り上げ装置、緩衝装置よりなるが、前 2 者は高度制拘束実験設備と共用である。



付図 10 上部 3 軸ヒンジ組立図

全体の写真を付図 22 に示す（全体図は図 12）。

(1) 補助梁

架構に補助梁を取り付け、これに姿勢制御用リンク上部 3 軸ヒンジ支柱を固定し、またブレーキ板およびブレーキ駆動装置を装着してある。

(2) 姿勢制御用リンク

姿勢制御用リンクは上部 3 軸ヒンジおよび結合部、上部リンク組立、垂直リンク組立、下部リンク組立、下部 3 軸ヒンジおよび結合部よりなる。

上部 3 軸ヒンジおよび結合部は、補助梁と上部リンク中心を結合してリンク全体を支持し、3 軸ヒンジを 1 本の垂直鋼管と 4 本の斜支柱（鋼管）により補助梁に取り付けている（付図 10）。

上部リンクは“王”形のアルミ合金製箱梁であって、中央が上部 3 軸ヒンジに取り付けられ、4 隅から下方に垂直リンクの上部 2 軸ヒンジを取りつける。上面には 4 個の緩衝装置が取り付けられ、ブレーキ板によって上から抑えられることにより、ロールおよびピッチの中立位置に固定される（付図 11）。

垂直リンクは 4 本あって上部リンクと下部リンクを結び、中央部に FTB を取り付けるようになっていいる。垂直リンクは上から上部 2 軸ヒンジ、上部鋼管、中央 2 軸ヒンジ、下部鋼管、下部 2 軸ヒンジの順に結合されている。中央 2 軸ヒンジの 1 軸から 3 叉金具により FTB を取り付ける。下部 2 軸ヒンジ 4 個のうち対角線上の 2 個を 1 軸ヒンジに換装することにより、ロールまたはピッチの自由度を拘束することができる（付図 12）。

下部リンクは“I”形の鋼管で 4 隅は垂直リンクの下部 2 軸ヒンジに、中央は下部 3 軸ヒンジに取り付けられる（付図 13）。

下部 3 軸ヒンジおよび結合部は基礎に固定され、下部リンク中央を支える。ロール、ピッチに関する 2 軸ヒンジは下部リンク中央に組込まれ、ヨーに関するものは基礎上の固定部内にあり、同時に垂直方向の自由度を有する（付図 14）。

(3) 防熱装置

FTB のジェット排気に対する防熱対策は、垂直リンク下方、下部リンクおよび下部ヒンジに対して施される。垂直リンク下部に対しては鋼製防熱覆を内側に取り付け、外側は慣性モーメント減少対策のため切り取った。下部リンクに対しては円形の鋼製防熱台を基礎に固定した。下部 3 軸ヒンジは防熱台により保護されるものの、さらに圧縮空気を吹き付けるようにした。

(4) 吊り上げ装置

吊り上げ装置は高度制御拘束実験設備のホイストフックを改修してリンクの外側から FTB を吊り上げ、吊り下げできるような枠組を作った。

(5) 緩衝装置

緩衝装置はロール、ピッチ用 4 個を上部リンクに取り付け、ヨー用 2 個を地上に固定して、索で FTB に繋いである。

2. 運動角および運動にともなう荷重

(1) 自由運動角および緩衝運動角

所要の運動角度を満足するように緩衝装置のストローク、ブレーキ板の位置、ヨー停止索の長さを決定して自由運動角および緩衝運動角を求めるとつぎのとおりである。

実 験	ピッチ・ロール		ヨ ー	
	自由角	緩衝角	自由角	緩衝角
1 自由度	± 7°30'	5°	±20°48'	8°25'
(限界)	±10°	5°	±30°09'	10°27'
3 自由度	± 8°01'	6°53'	±20°	9°
(限界)	±10°58'	7°47'	±30°	8°47'

(2) 最大衝撃力および荷重倍数

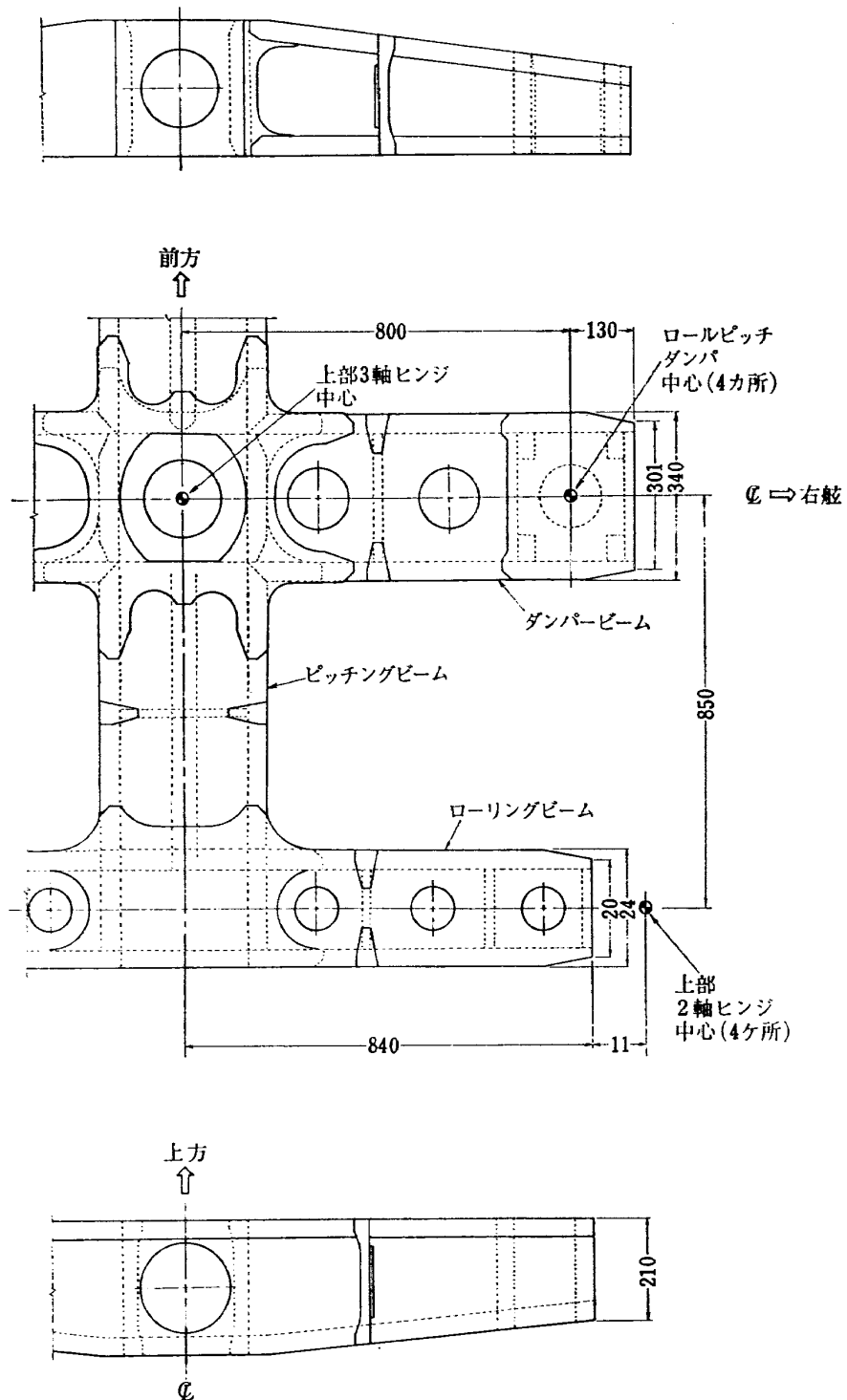
空気ジェットノズル推力によって角運動を行なうときに生ずる最大衝撃力 F [kg] および荷重倍数 n を可動部慣性モーメント最小の場合について求めるとつぎのとおりである。ただし、空気ジェットノズル推力すなわちエンジン推力は 1 自由度実験時は 100%、3 自由度実験時は 80%、1 自由度限界実験時は 70%、3 自由度限界実験時は 57% に制限してある。

実 験	最大衝撃力 F [kg]		
	ピッチ	ロール	ヨ ー
1 自由度	4,150	1,618	1,050
(限界)	3,640	1,422	1,072
3 自由度	3,966	1,907	783
(限界)	3,730	1,920	789

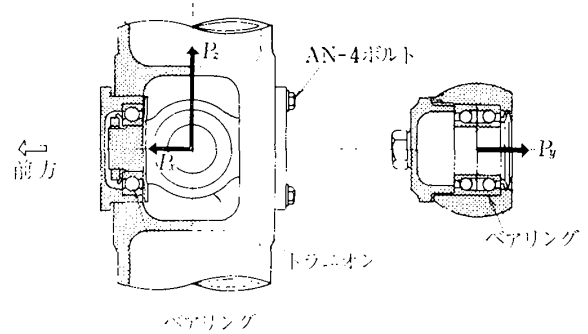
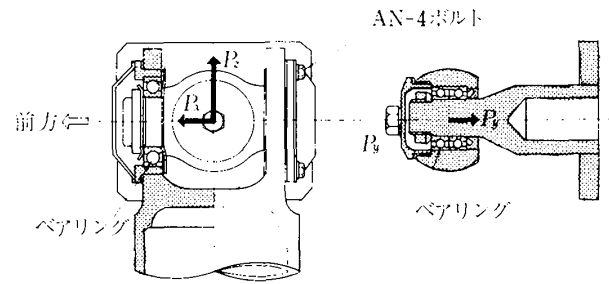
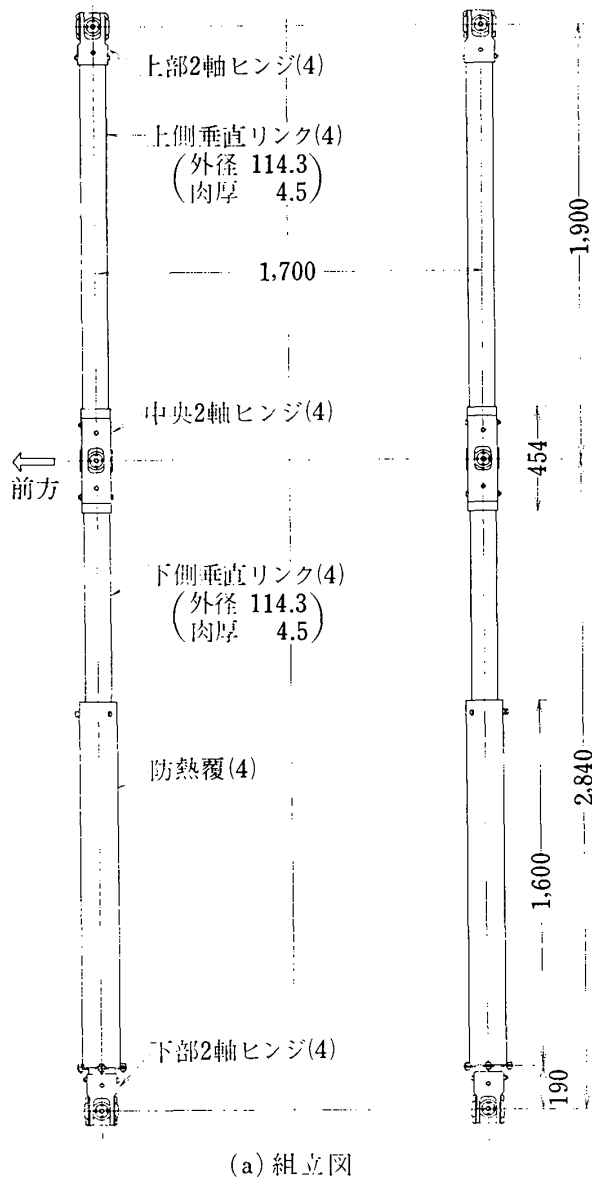
実 験	荷重倍数 n		
	ピッチ	ロール	ヨ ー
1 自由度	5.03	5.68	7.40
(限界)	6.30	7.11	10.10
3 自由度	6.01	8.35	6.93
(限界)	7.93	11.78	9.08

3. 作動試験

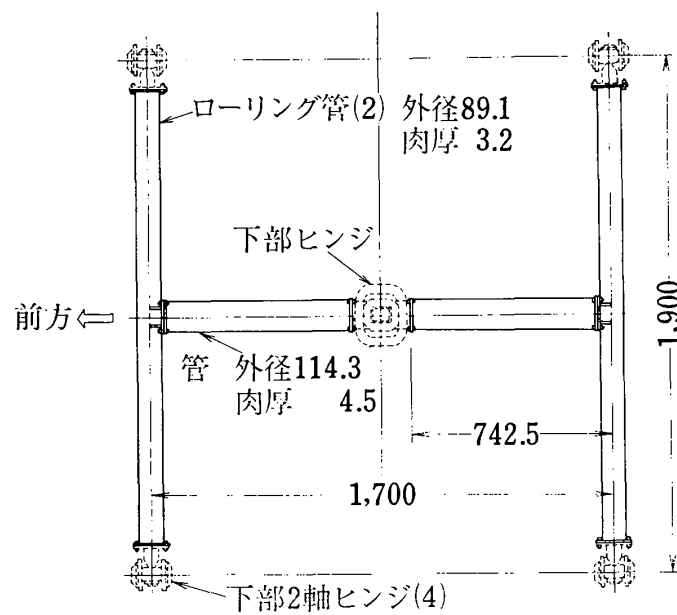
作動試験は姿勢制御拘束実験設備の機能を確認する



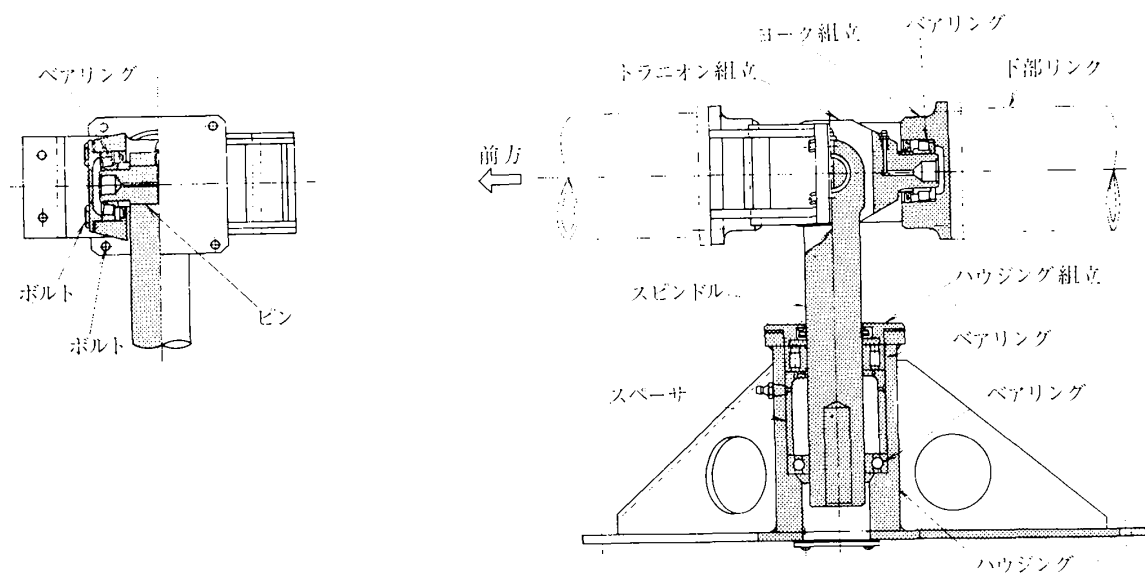
付図 11 上部リンク組立図



付図 12 垂直リンク組立図



付図 13 下部リンク組立図



付図 14 下部3軸ヒンジ組立図

ために角田支所において行なったものである。

試験は FTB ダミーを取り付けて行ない、内容はつぎのとおりである。

(1) 実験角度確認

ブレーキ板およびヨーストップを設定して1自由度および3自由度の実験角度が、ロール、ピッチ； $\pm 7.5^\circ$ 以上、ヨー； $\pm 20^\circ$ 以上であることを確認した。

(2) 実験角度衝突試験

空気ジェットノズル推力に相当するバラストを一端に取り付けて、当該自由度以外は姿勢角を 0° に保ったまま、作動角の全範囲を自由運動させて、衝突時の加速度を計測し、併せて各部に異常のないことを確認した。荷重は最大値の 50% とした。

(3) 限界実験角度確認

ブレーキ板、ヨーストップの設定を変えて、1自由度および3自由度の限界実験角度が、ロール、ピッチ； $\pm 10^\circ$ 以上、ヨー； $\pm 30^\circ$ 以上であることを確認した。

(4) 限界実験角度衝突試験

限界実験角度の全範囲を自由運動させて(2)と同様の試験を行なった。荷重は最大値の 35% としたが、限界実験では空気ジェットノズル推力を 70% に制限するので 50% 制限荷重に相当する。

(5) 静的固縛試験

ブレーキ板およびヨーストップにより FTB ダミーを中立状態に固縛した状態で、手で揺すり、著しいがたを生じないことを確認した。

(6) 動的固縛試験

FTB ダミーのロール、ピッチの姿勢角が 0° から限界実験角度の全範囲で地上員および搭乗員により容易に固縛可能であること、および各部に異常のないことを確認し、加速度計、振幅計による記録を行ない、また固縛に要する時間を計測した。実験角度では運動を停止するまでに 11.5s、限界実験角度では 14.5s を要したが、両者とも緩衝装置が全ストロークして完

全に固縛されるまでにはさらに約 7s を要した（この試験結果は途中改修して固縛速度を向上した後の値である。）。

(7) 慣性モーメントの測定

FTB ダミー先端にバネを取り付けて自由振動させて周期を測定して、ロール、ピッチ、ヨーの慣性モーメントを独立に測定した。最大全備 FTB を取り付けた状態に換算した結果は、 $I_X=129.2 \text{ kg m}^2$ 、 $I_Y=410.2 \text{ kg m}^2$ 、 $I_Z=497.5 \text{ kg m}^2$ である。その結果、FTB 単体に対する比は、 I_X で 161% とやや大きい、 I_Y で 123%、 I_Z で 135% であることが判った。

(8) 減衰率の測定

(7)と同様の試験を行ない振動の振幅を記録して、ロール、ピッチ、ヨーの減衰率を測定した。この結果から系の固有の線形減衰 ε (運動方程式： $\ddot{\theta} + 2\varepsilon\dot{\theta} + P^2\theta = 0$) はロール 0.03 s^{-1} 、ピッチ 0.02 s^{-1} 、ヨー 0.035 s^{-1} と推定された。一方減衰が固体摩擦のみによるとした時 (運動方程式： $\ddot{\theta} + P^2\theta \pm f = 0$)、摩擦トルク If はロール 1.64 kg m 、ピッチ 1.44 kg m 、ヨー 0.56 kg m と推定された。この結果、減衰は固体摩擦による影響が相当大きいと判断された。

(9) 剛性試験

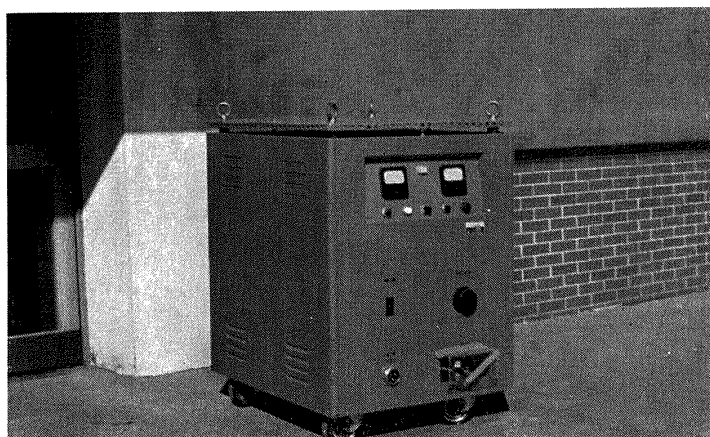
FTB ダミー左舷先端に索を取り付け、滑車を介してバラストを約 50kg ずつ約 500kg まで載せて、姿勢制御用リンクに横荷重をかけてたわみを測定し、各部に当りや作動不良などの異常のないことを確認した。荷重約 500kg で最大たわみ約 8mm であった。

(10) 固有振動試験

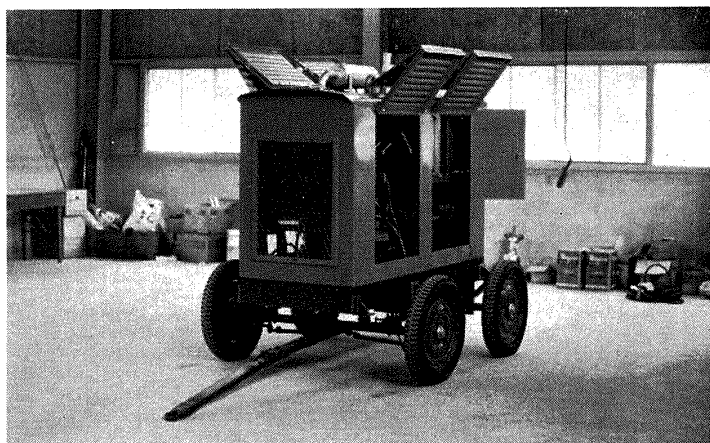
(9)と同様の状態で、瞬間的に横負荷を解除することにより、姿勢制御用リンクに振動を生じさせてこれを記録し、固有振動数を読取った。固有振動数は 2.05～2.56 Hz であった。

(11) 着脱試験

FTB ダミーにより姿勢制御用リンクへの着脱が容易に行なわれることを確認した。

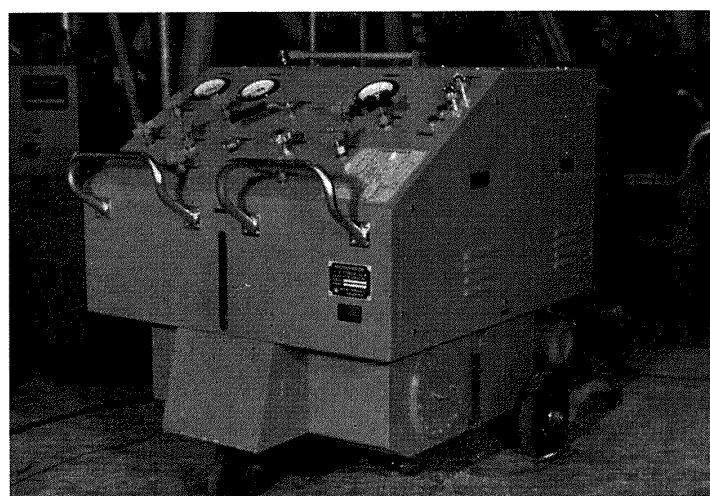


(b) 直 流 定 電 圧 電 源

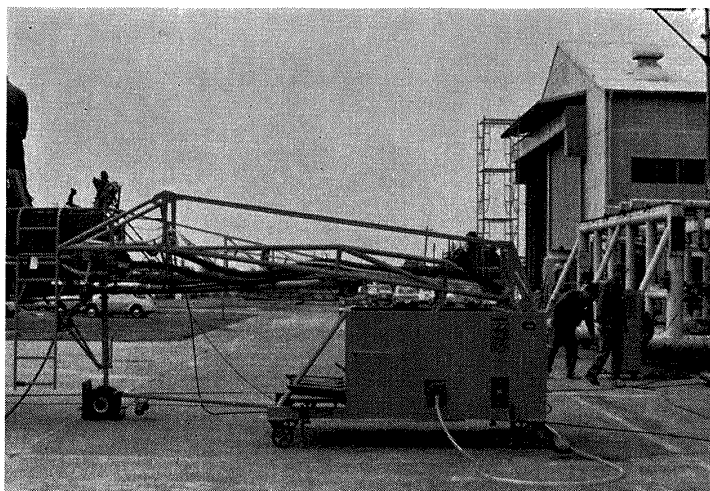


(a) 発 動 発 電 機

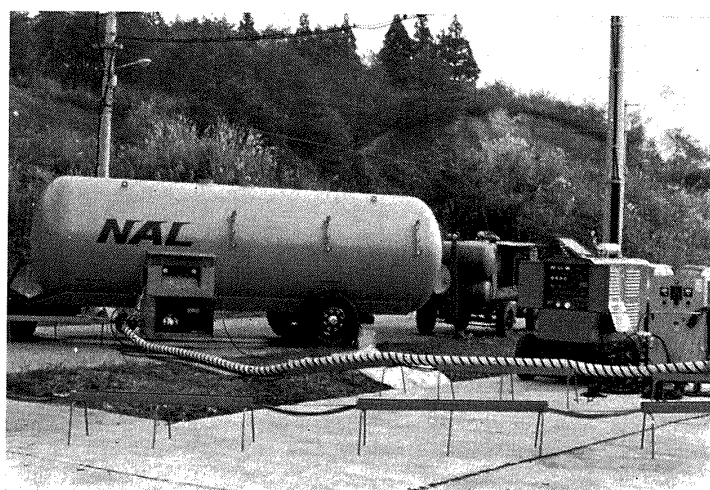
付図 15 地 上 電 源



付図 16 地 上 油 圧 源

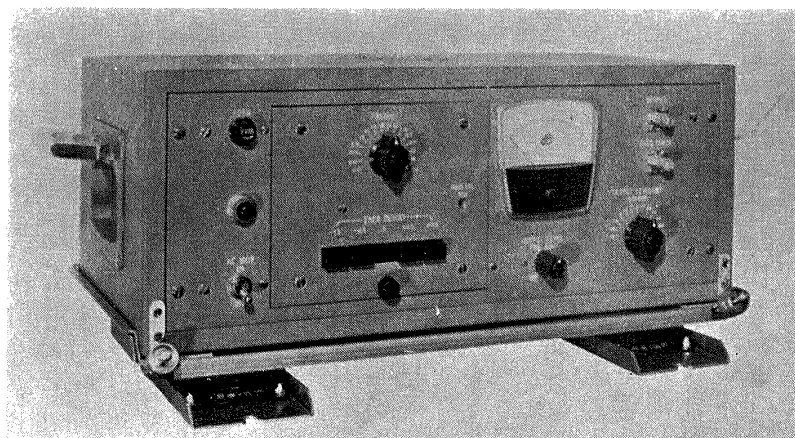


(b) 供給接続装置

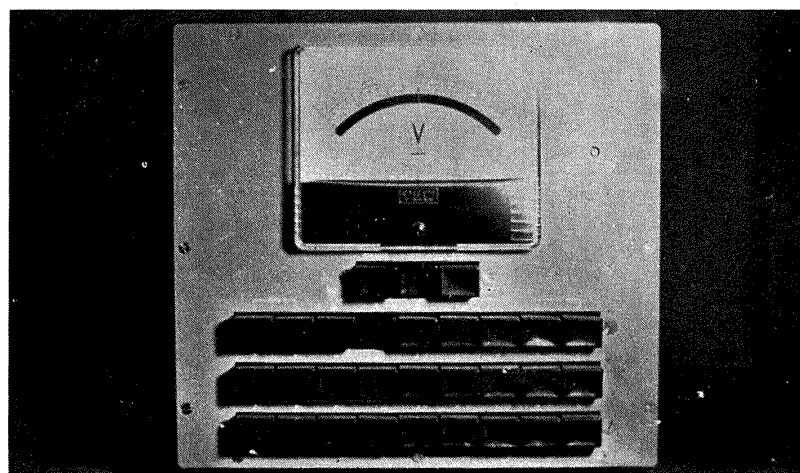


(a) 貯気槽, 圧縮機

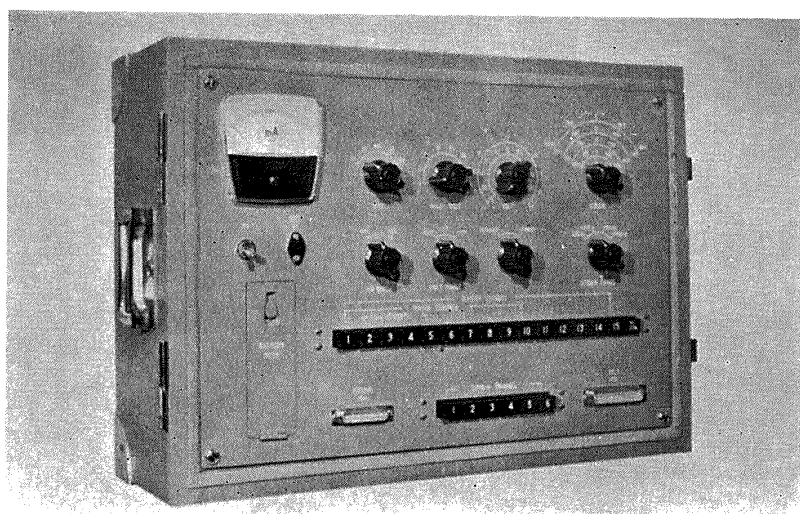
付図 17 地上空気源



(c) 信号弁別器試験器

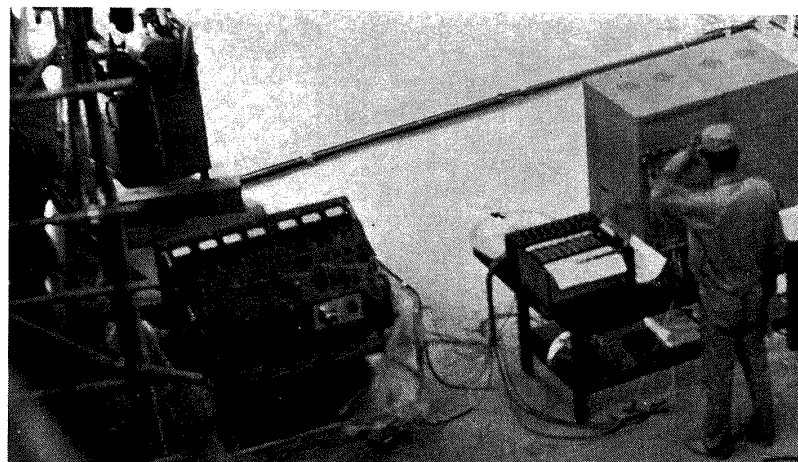


(b) バランスモニタ

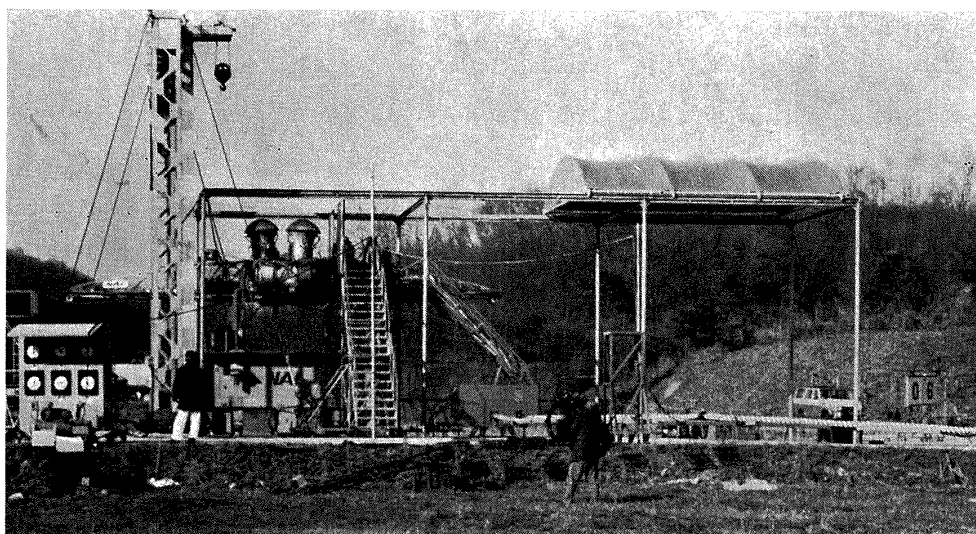


(a) 電圧, 抵抗, 歪較正器

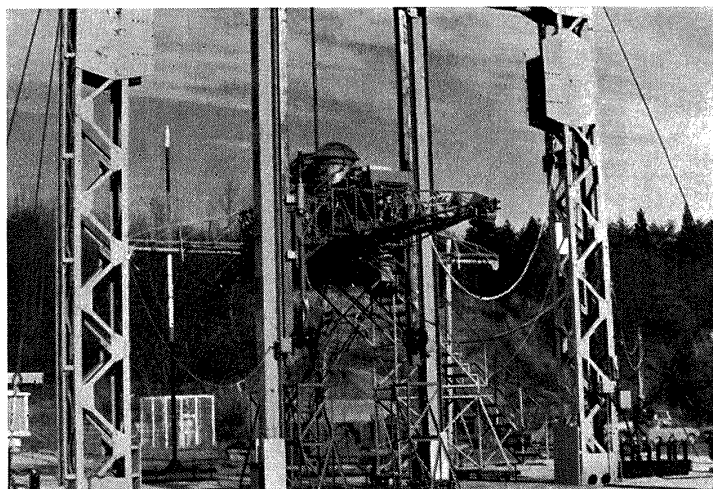
付図 18 テレメータ較正装置



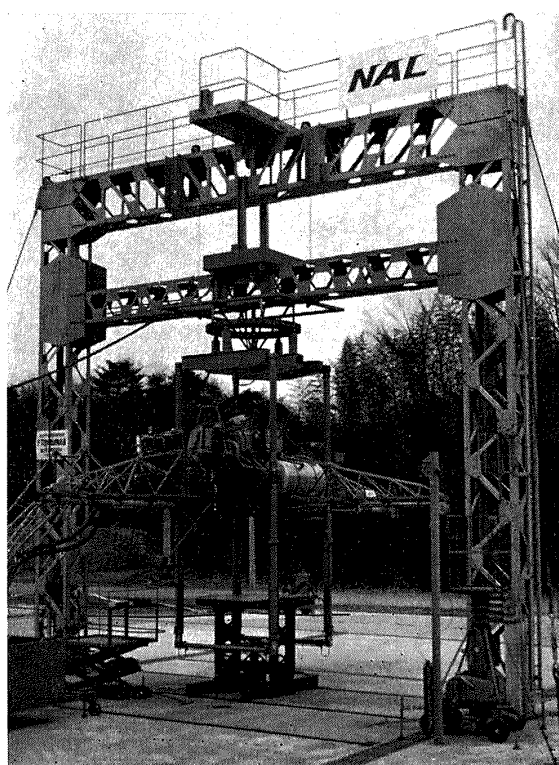
付図 19 ASE チェ ッ カ ー



付図 20 推 力 測 定 台



付図 21 高度制御拘束実験設備



付図 22 姿勢制御拘束実験設備

TR-296	航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷却 Liner Cooling of the Aeronautical Gas Turbine Combustor	1972年8月 相波 哲朗
TR-297	Green 関数を二次元ラプラス方程式に適用した解法による冷却のタービン翼の温度分布の計算 (境界条件として温度勾配を与える場合) A Calculation of Temperature Distribution by Applying Green's Function to a Two-Dimensional Laplace's Equations. (The Case in which the Temperature Gradients on the Boundary are given)	1972年8月 西村 英明, 白井 弘
TR-255T	The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field	Aug. 1972 Sumio Takeuchi Koichi Matsushima
TR-298	航空機用対気速度計の位置誤差について Experiment on Airspeed Calibration Procedures	1973年1月 幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 矢沢 健司
TR-299	遷音速における二次元翼の抵抗発散 On the Drag Divergence of Two-Dimensional Airfoils at Transonic Speeds	1973年1月 神谷 信彦
TR-300	そり角の小さい遷音速二重円弧二次元翼列実験 Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performance of Thin and Low-Cambered Double-Circular-Arc Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range	1972年10月 坂口 一, 近藤 博 高森 晋, 岩下 敬吾
TR-301	観測系の評価に関するひとつの数学的理論 A Mathematical theory on Evaluation of Observation Systems	1972年9月 木村 武雄
TR-302	Kalman-Bucy フィルターによる誘導誤差の推定 Estimation of Guidance Errors by Kalman-Bucy Filtering Technique	1972年10月 村田 正秋
TR-303	ジンバルエンジン駆動用油圧制御系に適したIDPF サーボバルブの研究 Studies of IDPF Servovalve Appropriate for Gimballed Engine Positioning Hydraulic Control Systems	1972年11月 畑山 茂樹
TR-304	ドラッグカップ型ジャイロモータの同期化制御の研究 Study on a Synchronizing Control of a Drag-Cup Gyro Motor	1972年11月 山田 博
TR-305	オイラー角表示による座標変換のアルゴリズム Coordinate Transformation Algorithm by the Eulerian Angles Representation	1972年11月 狼 嘉彰

航空宇宙技術研究所報告 306 号

昭和 47 年 11 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12

