

UDC 629.7.036.058.42 :
621.454-51 :
629.735.014.16

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-275

高度制御試験設備

松木正勝・鳥崎忠雄・西尾健二
遠藤征紀・吉田晃・中山晋
岩部柱相・武田克己
関根静雄・越沼威

1972年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-250 はりの大変形解析
Large Deflection of Cantilever Beams 1971 年 10 月 多田保夫, 日下和夫
- TR-251 対称スピニング衛星のニューテーション運動による慣性力の場とそのニューテーションダンパへの応用
Inertial Force Field Due to Nutational Motion of Spinning Axi-symmetric Satellite and Its Application to Nutation Damper 1971 年 11 月 村上 力, 狼 嘉彰
- TR-252T A Study of Subsonic Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference of the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel Inapplicability of the Conventional Boundary Condition 1972 年 1 月 Masao EBIHARA
- TR-253 圧縮性流れにおける翼型抗力の計算
A Calculation of Profile Drag of Airfoils in Compressible Flow 1971 年 11 月 石田洋治
- TR-254 翼と不連続境界との干渉について
Interference Between Wing and Surface of Velocity Discontinuity 1971 年 11 月 犬丸矩夫
- TR-255 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究
The Study on the Motion of a Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field 1971 年 12 月 武内澄夫, 松島弘一
- TR-256 リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける縦揺れ減衰モーメントについて
On the Aerodynamic Damping Moment in Pitch of a Rigid Helicopter Rotor in Hovering 1971 年 11 月 高沢金吾
- TR-257 周期的な軸力を受ける結合柱の安定
The Dynamic Stability of a Connected Rod under Periodic Longitudinal Force 1972 年 1 月 佐野政明
- TR-258 三次元準最適直接式誘導法
Three Dimensional Suboptimal Explicit Guidance for Space Vehicles 1972 年 1 月 大坪孔治
- TR-259 回転駆動振動検出型レートジャイロの研究
Study on a Rotary-Drive Vibratory-Output Rate Gyro 1972 年 1 月 山田 博
- TR-260 気流全温度測定装置の試作
A High Sensitive Total Atmospheric Temperature Measuring Apparatus 1972 年 1 月 西尾健二, 能瀬弘幸
越沼 威, 井上重雄
白井 弘, 大畑敏美
- TR-261 光弾性皮膜法による固体推進薬のひずみ測定
Strain Measurement of Solid Propellant Material with Birefringent Coating 1972 年 1 月 越出慎一
- TR-262 異径二円筒殻をコーンで連結した軸対称殻の有限要素法構造解析
A Structural Analysis of Cylinder-Cone-Cylinder Shells by F. E. M 1972 年 1 月 小河昭紀
- TR-263 多孔壁風洞における亜音速二次元風洞壁干渉効果の研究と航空宇宙技術研究所 2 m×2 m 遷音速風洞へのその適用
A Study of Subsonic, Two-Dimensional Wall-Interference Effects in a Perforated Wind Tunnel with Particular Reference to the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel 1972 年 1 月 海老原正夫

高度制御試験設備*

松 木 正 勝**・鳥 崎 忠 雄**・西 尾 健 二**
遠 藤 征 紀**・吉 田 晃**・中 山 晋**
岩 部 柱 相***・武 田 克 己**・関 根 静 雄**
越 沼 成**

Height Control Test Equipment for VTOL Aircraft

By

Masakatsu MATSUKI, Tadao TORISAKI,
Kenji NISHIO, Masanori ENDO,
Akira YOSHIDA, Susumu NAKAYAMA,
Tadasuke IWABE, Katsumi TAKEDA,
Shizuo SEKINE and Takeshi KOSHINUMA

We started, in 1966, the theoretical and experimental investigation of height control systems for VTOL aircraft by means of height control test equipment constructed in Kakuda Branch in Miyagi Prefecture so as to carry on the first experimental step of NAL's big project for VTOL aircraft.

The installations and instruments in height control test equipment were deliberately designed and constructed to meet the requirements for the safe and accident-proof operation as well as for the execution of new and fresh experiments. A 40-meter-height iron tower, one of the installations, was equipped on its side with rails along which a lorry freely runs up and down by means of the thrust generated by two lift jet engines (JR100H) mounted on it. The thrust of two engines were remotely controlled from the ground to reach the predetermined heights. Max. velocity and acceleration permitted were 10m/s and 0.3g respectively.

We have made nine experiments on the height control of VTOL aircraft in all since July 1966 to prove this test equipment effective and safe for our purposes,

1. ま え が き

VTOL機の研究を行なう場合、推力重量比の大きいリフトエンジンの開発が先行されなければならないことは明らかであるが、同時にVTOL機の制御の問題はその成否をきめる鍵と考えられる。VTOL機の制御を大別すれば、その姿勢を制御する姿勢制御と上昇下降のための高度制御に分けられる。

航空宇宙技術研究所では昭和39年度よりV/STOL研究計画の一環として、ジェットエンジンによる高度制御の研究を行なっているが、その方法として、次の計画をたてた。

1. エンジンの動特性の解析
2. シミュレータによる高度制御システムの検討

3. 高度制御試験設備の建設

4. 1 台のエンジンによる高度制御の試験
5. 2 台のエンジンによる高度制御の試験

高度制御の研究をすすめるにあたって、エンジンを始めとして各構成要素の特性を明らかにし、つづいてシミュレータにより高度制御の安定性について解析を行なったのち、高度、加速度の検出器、高度制御装置、燃料管制装置を備えた、エンジンを含めた高度制御システムについて、その試験をできるだけ実際の状況に近い状態で実施する必要がある。このため、宮城県角田市の航空宇宙技術研究所角田支所に、この試験のための高度制御試験設備を建設した。この設備の計画、構造および機能について報告する。

2. 基本計画

ジェットエンジンによる高度制御の試験を行なう方法については2つの方法が考えられる。その一つは天秤の一端にジェットエンジンをつける方法、他は塔に自由に上下できる台車をつけ、これにエンジンを搭載する方法である。前者は比較的簡便ではあるが、作動範囲が狭く、実験の範囲が限定される。第2の方法は、大がかりな設備を必要とするが、地表面付近から空中までの広範囲の実験が可能である。我国のVTOL機の研究開発の現状から考えて、出来るだけ実際の状況に近い状態で、リフトジェットエンジンを搭載した実験が必要であると判断し、第2の方法すなわち試験

用の塔を建設することにした。

計画をすすめるにあたり、この装置で試験できる内容を次のように考えた。

1. 手動で高度を制御する実験
2. 自動高度制御試験
3. エンジン故障等の保安試験
4. 制御用センサの試験
5. エンジン実装についての試験

この試験のため1台ないし2台のエンジンを搭載した台車と、これを誘導するレールのついた塔が必要であり、その仕様を決めるため台車の運動範囲の目標を次のように決めた。

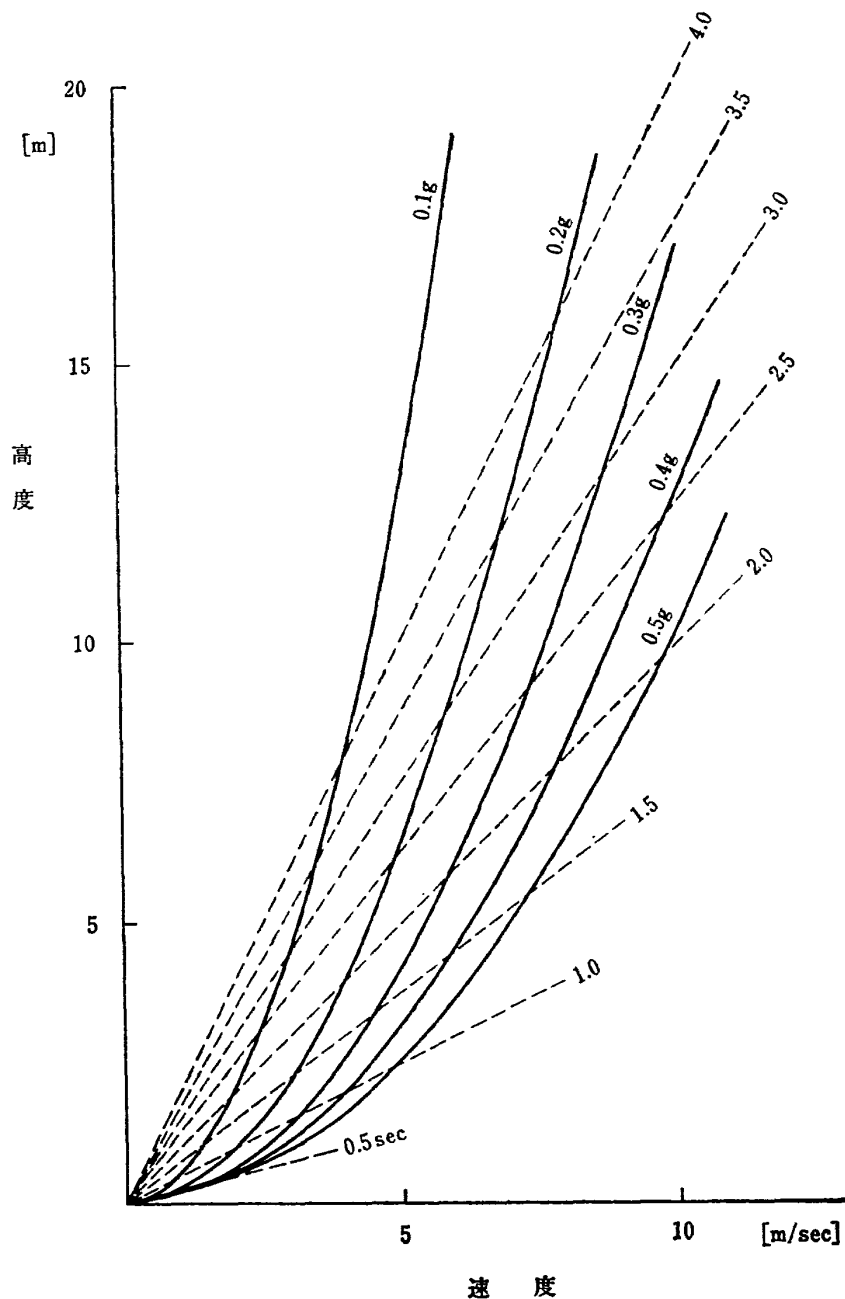


図 1 加速度—速度—高度線図

台車が上下加速度をうけて運動する場合、その加速度と移動範囲は台車の摩擦を考慮しないと図1のようになる。現在、上下加速度、速度等の基準を決めるデータはないが、加速度の一応のめやすとして、将来のVTOL機の高度制御として考えられてよいという点から、目標として $0.3g$ と決めた。

また、速度については、VTOL機を手動で高度制御の動作を行なう場合、パイロットには $\pm 1\text{m/s}$ の範囲内で制御されることが要求されているが²⁾、自動高度制御の可能性を考えて、試験できる範囲を $\pm 10\text{m/sec}$ とした。

台車の移動できる範囲は、できるだけ広い方が望ましいが、その規模は費用と効果の見合いとなるが、その目安として次のように考えた。加速度と台車の移動距離の関係は摩擦のない理想的な場合、表1のとおりとなる。いま釣り合い状態（ホバリング）から $0.3g$ の

加速度で上昇した場合、約3.5秒で 10m/sec となり、この時の高度は約 17.5m となる。さらにこれを同様に減速させ静止せしめるのに同じ距離を必要とする。従って有効距離 35m あれば一応目標とする実験は可能であると考え、塔の高さを 40m とした。

エンジンを塔載する台車の構造は、この高度制御の試験装置の基本となるもので、その必要とする第1の条件は、台車ができる限り自由に上下できることである。第2の条件は試験中予想されるエンジンフレームアウト等による自由落下の事故に対し安全であることである。第3の条件として台車の軽量化がある。第1、第2の要求条件は実際の実行段階では互いに相反するものと考えられる。すなわち、安全を重視し、ブレーキ等の安全装置を多重につけると摩擦が増し、台車の自由度が損なわれる。これらの点を考慮し、台車の構造として図2に示す通りの案について検討した。A案

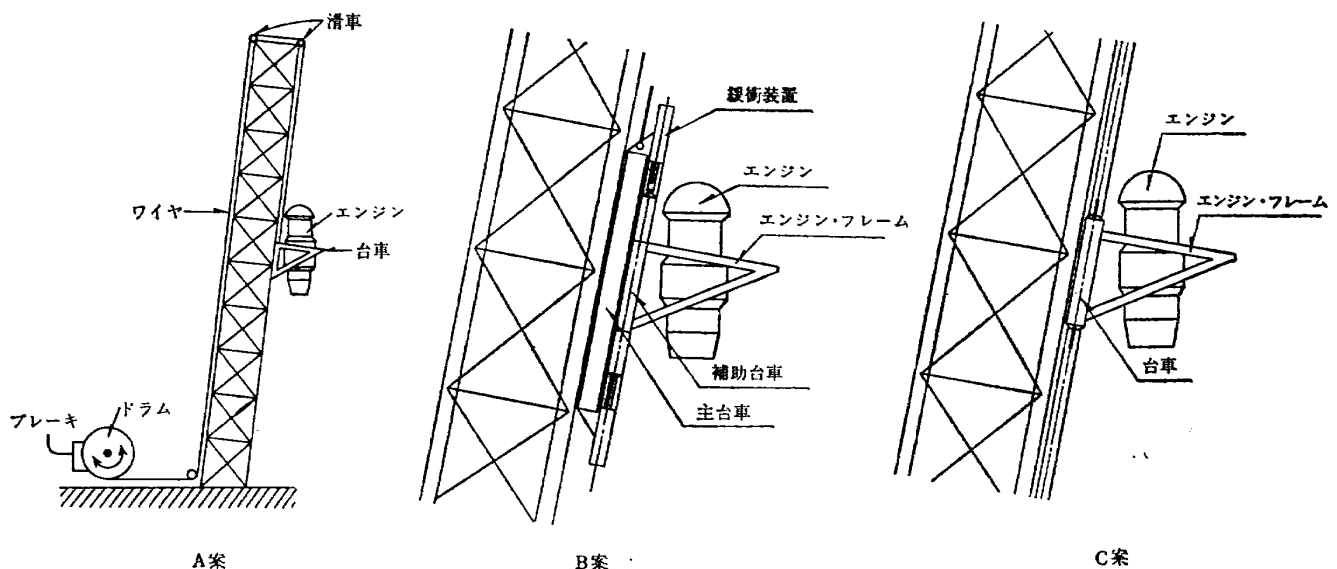


図2 台車の構造案

は台車を索により上方よりつり上げ、その索を地上においてドラムに巻きつけ、異常時にドラムにブレーキをかけ落下をふせぐ方法である。この方法は簡単で安全性も高いが摩擦を生ずる箇所が増え、台車の自由度が損なわれる。B案はいわば2重の昇降装置であり、昇降するガイドレールが2つあり、台車も主台車と補助台車がある。主台車は塔につけられたガイドレールにそって上下でき、A案と同じく索によって吊り上げられ、索の一端は地上のドラムに巻かれ、このドラムの回転により主台車を上下させる構造となっている。補助台車は主台車に取りつけられたガイドレールにそって上下動でき、上下に緩衝装置がついている。エンジンは補助台車に取りつける。試験に際しては、常に補助台車が補助台車用ガイドレールの中間にあるよう

に主台車の位置を地上のドラムを回転させて制御する。この方法は理想的ではあるが、主台車を制御する装置が大がかりなものとなり、また、台車の上下速度をどの程度まで上げられるか見通しがたてがたい。C案はつりあげる索を省き、自由にガイドレールに沿って台車が上下できるようにしたもので、安全装置は台車とガイドレールの間のブレーキによるものである。この方法は簡便で台車の自由度も高くすることができるが、安全装置が極めて重大なものとなってくる。

以上の3案を比較検討した結果、C案を採用することとし、安全装置については多重化を考え、十分な予備試験を行ない安全性の向上をはかることとした。

次に台車の軽量化についてのべる。

台車の垂直方向の運動は、ジェットエンジンの推力

を F kg, 台車の自重を W kg とし, 台車とガイドレールとの摩擦, 地面効果, 空気抵抗等を考えない理想の場合を考えると, 次式で表わされる。

$$F - W = \frac{W}{g} \cdot a$$

a : 台車の加速度

g : 重力の加速度

したがって, 加速度 $0.3g$ の実験を行なう場合, 最大推力を 1300kg とすれば, 台車の重量は 1000kg 以内でなければならない。このため台車の軽量化は広範囲の実験を行なうためには必要であり, 台車の主要材料に軽合金を使用すると共に, 台車には必要最小限の機器を搭載することとし, エンジン運転に必要な制御機器, 計測装置はできるだけ地上に置くこととした。台車と地上とを結ぶ信号回線は, 信頼性, 精度を考慮し, 有線とすることにし, 塔より約 50m 離れた点に回線を支持するための塔をたて, 台車とこの間をケーブルで結ぶようにした。

台車の位置, 速度, 加速度の検出は, この試験装置による試験の精度を直接左右するもので, 位置, 速度については塔にチェーンをつけ, 台車にスプロケットをつけ, ポテンショメータおよびタコメータにより直接測ることとし, 加速度については高精度のペンジュラー型式の加速度計により検出することとした。この他保安のため別にゴムローラ形式の速度検出器を設けた。

実際にエンジンを台車に装着して運転を行なう場合, 起動のための空気源, 燃料供給装置が必要である。空気源は地表付近でエンジンを起動する時のみ用いることとし, 空中においては起動しないものとした。燃料は試験中, 地上より送油することは危険を伴うため, 台上に燃料タンクを備えることとした。燃料タンクの容量は直接台車の重量に関係するため, 試験時間を 10 分と制限し 300ℓ のタンクを搭載することとした。エンジンを地上において起動し, アイドル回転数まで増速し, さらに台車の重量に釣合う推力に達するまで回転数を上げるが, この間の燃料は地上の燃料タンクより供給し, 台上に搭載する燃料を有効に使うよう計画した。このため, 地上より供給する燃料配管は浮上する瞬間に離脱する配管自動離脱機構をつきとした。空気源の配管もまた同様の機構をもたせた。

この他, 実験を行なうにあたり当然騒音が予想されるので操作, 計測を行なうものに対し, 騒音より保護することが必要となる。このため, 塔より約 50m 離して計測車を設けた。これは将来, その他の試験のため移設することも考慮して, トレーラに搭載できる型式

とした。

3. 設備の構造と特性

設備の建設に先立って, 建設予定位置の地盤調査を行なった。その結果は図 3, 表 1 のとおりで, これより設備の建設位置を図 4 のとおり決めた。

エンジンの排気による土砂の舞上りを除くため, 設備の周辺はすべて舗装を施した。

試験設備を大別すると次のとおりとなる。

- (1) 昇降塔
- (2) 台車
- (3) 緩衝器
- (4) 台車巻上装置
- (5) 起動用空気源
- (6) 燃料供給装置
- (7) 計測車
- (8) 制御装置
- (9) 計測装置

この全般の配置を図 5 に示す。

以下, 項目別に述べる。

3. 1 昇降塔

エンジンの排気ガスによる損傷を避けるため 10 度傾斜させ, 4 方向より鋼索により支持する構造となっている。主要構造部は形鋼および鋼板で構成されたトラス構造である。(図 6)。傾斜側の側面にガイドレールがあり, これに沿って台車が上下に摺動する(図 7)。ガイドレールは防錆と走行抵抗を小さくするためステンレス鋼を用い, ガイドレールのつぎ目は溶接し, 台車に衝撃が加わらないようにした。

要目

設備形式	支線式鉄塔
主体	鉄骨構造
支線	38φワイアロープ JIS 3 号
全高	40m
有効走行距離	35m
傾斜	10度
塔の断面	1.5m×1.5m

3. 2 台車

試験用リフトジェットエンジンを取付け, 昇降塔のガイドレールに沿って上下するもので, 軽量化のため主要部に耐食アルミを使用している。ガイドレールとの接触部はローラとし, メインローラを 8 個, 横振れ防止のサイドローラを 4 個設けてあり, 保安のためのブレーキとして, 油圧式ブレーキ 4 個, 油圧パネ式ブレーキ 4 個が取付けられている(図 8, 9)。台車は全装備状態にて, 加速度 $10G$ に耐えうるよう, また最大

番 号	コンクリート パイプ寸法	打止杭頭	1 M 毎 の 打 撃 回 数												最終平均 沈下量 mm	支持力 t	備 考
			1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12			
1	300× 9,000	17.70	白	2	3	3	4	4	4	7	10	29		4	369.2		
2	300×12,000	20.55	白	1	2		4	4	7	14	14	15	50	4	293.4	試験杭	
3	300×12,000	20.35	白	2	3	3	5	4	8	13	11	14	55	3	342.3	"	
4	300× 9,000	17.70	3	3	4	5	5	6	7	12	14	31		4	369.2		
5	300× 9,000	17.70	4	4	5	5	5	6	8	11	12	30		4	369.2		
6	300×12,000	18.47	白	5	2		4	5	6	8	14	15	25	1	513.5	試験杭	
7	300×12,000	18.47	白	(3÷白)		3	4	4	4	10	23	25	56	1	513.5	"	
8	300×12,000	18.47	白	5	白	2	3	3	5	6	14	20	23	1	513.5	"	
9	300×12,000	18.47	白	5	2		3	3	6	6	15	16	20	1	513.5	"	
10	300×10,000	17.70	3	3	2	3	3	6	6	10	20	40	98	1	609.0		
11	300×10,000	17.70	3	3	4	5	5	5	6	13	25	45	120	1	609.0		
12	300×10,000	17.70	3	4	4	4	4	5	6	14	84	43	128	1	609.0		
13	300×12,000	19.77	3	7	5	7	7	8	19	34	58	150	60	1	513.5	試験杭	
14	300× 9,000	18.20	2	4	4	6	6	6	9	32	88			3	446.1		
15	300× 9,000	18.20	4	4	6	6	7	7	7	8	75			3	446.1		
16	300×12,000	21.27	白	3	5	6	7	5	6	20	100			3	342.3	試験杭	
17	300× 9,000	18.20	1	3	3	4	7	6	7	8	85			3	446.1		
18	300×12,000	21.37	白	2	3	3	3	4	5	14	60			3	342.3	試験杭	
19	300× 9,000	18.37	3	3	白	4	4	8	8	127				3	446.1		
20	300× 9,000	18.37	3	4	4	1	5	14	39	78				3	446.1		
21	300× 9,000	18.37	2	3	4	1	5	14	20	103				3	446.1		

注 白：(ハンマー白重(2.559 t) + パイル白重) にて沈下したことを示す。

最終平均沈下量；最終10cmの打撃回数より算出。

表 1 地 盤 調 査 デ ー タ

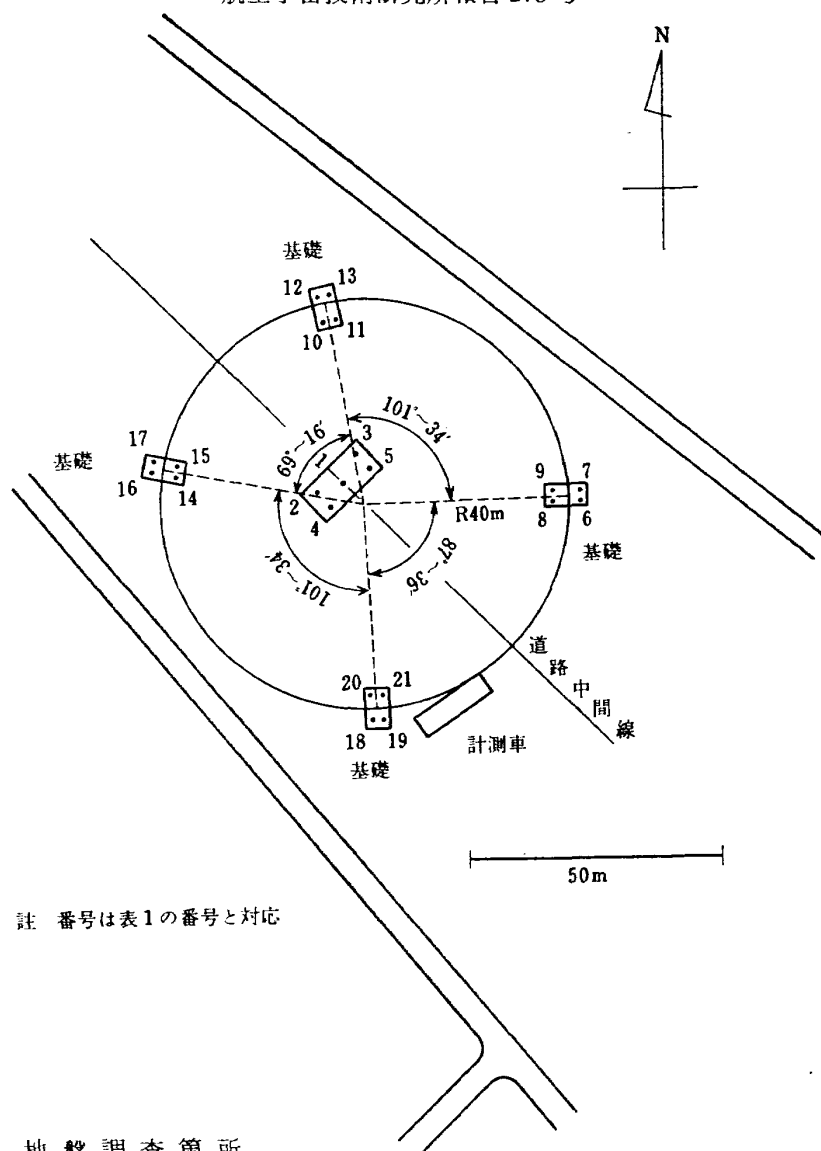


図3 地盤調査箇所

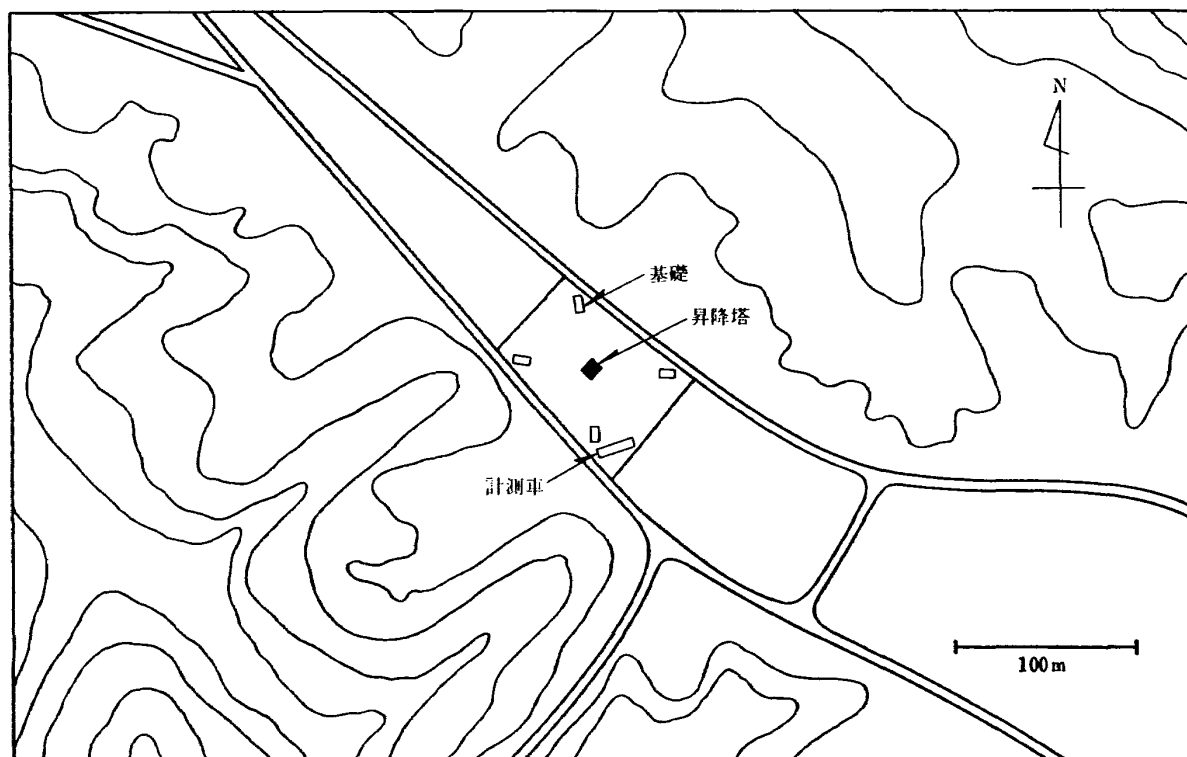


図4 試験設備の位置

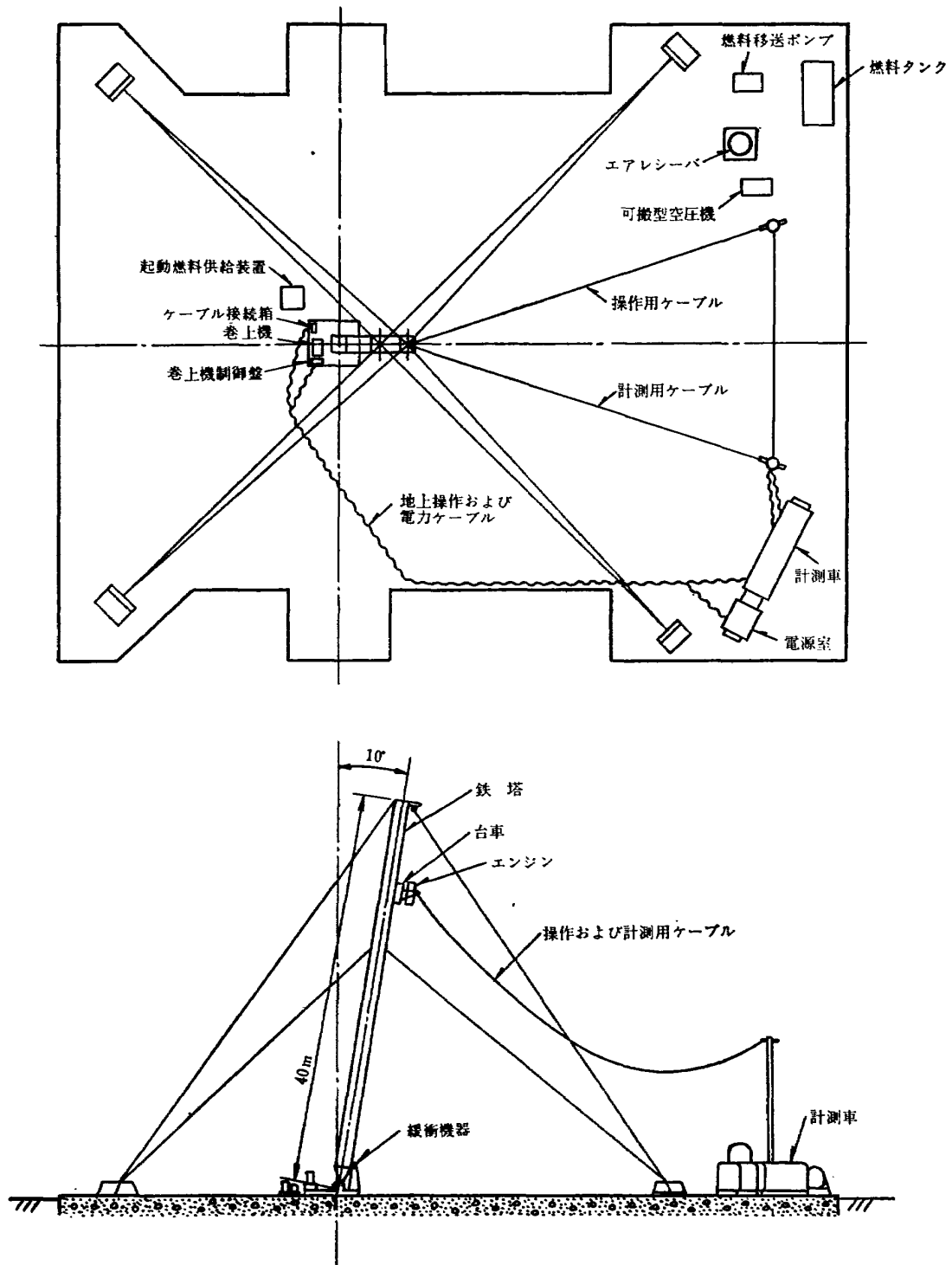


図5 全体配置図

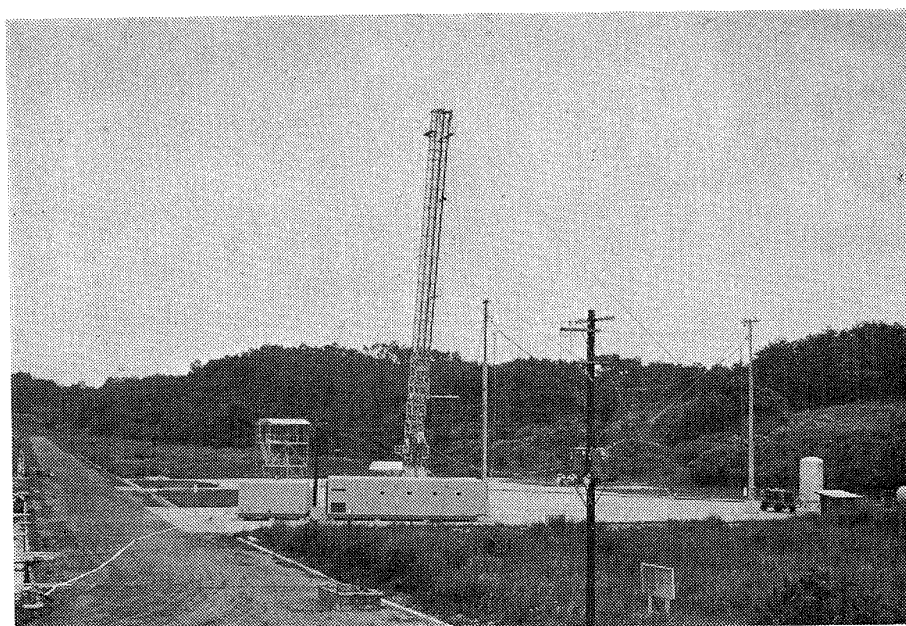


図 6 高度制御試験設備

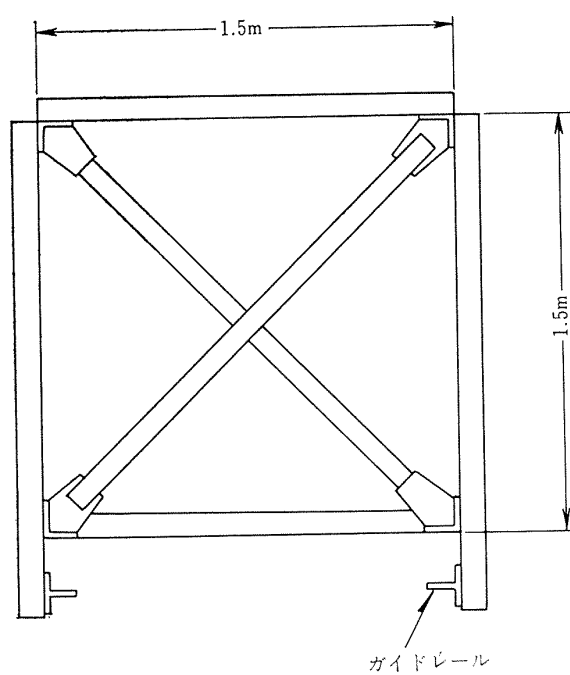


図 7 昇降塔断面図

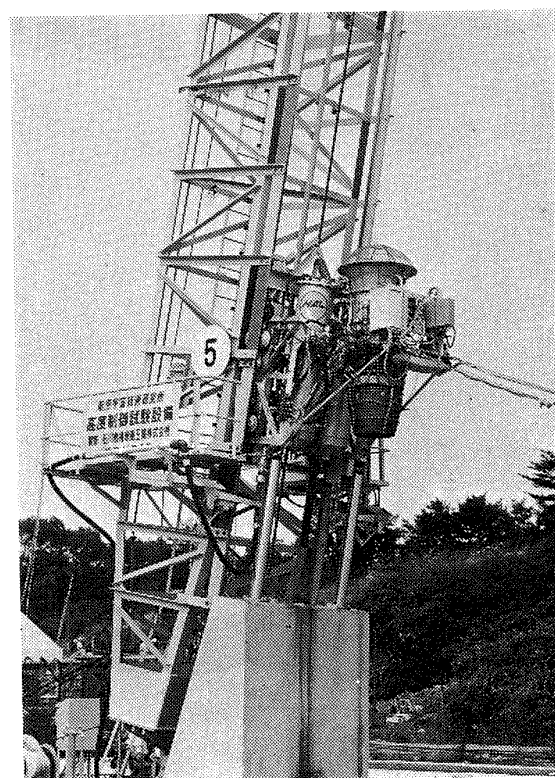


図 8 台車 (1 台エンジン)

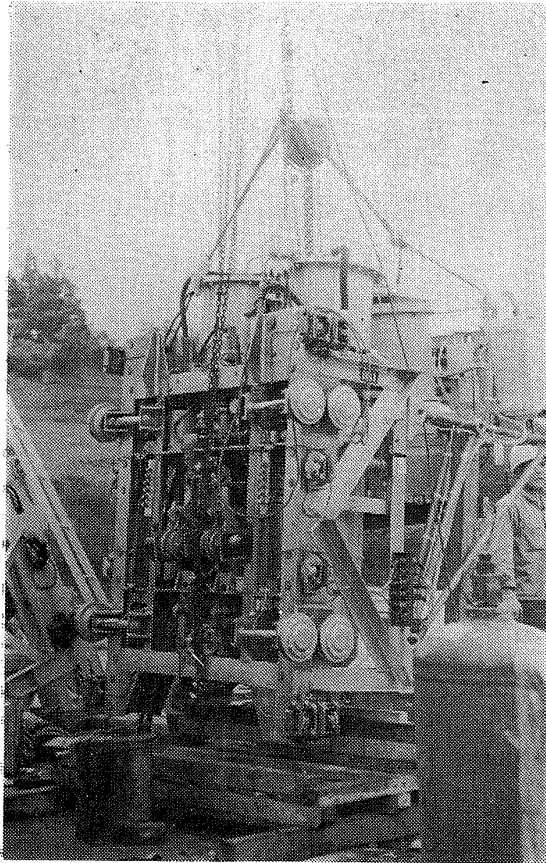


図 9 台車（裏面）

速度10m/secとして設計されている。

ブレーキは操作電源の短絡，またはブレーキ用エアホース破裂などの事故に対しても，いずれかが作動するように，油圧ブレーキとバネ式ブレーキの2系統のブレーキとし，安全を期した。さらに油圧バネ式ブレーキ4個，油圧式ブレーキ4個をおおの2分し，動作時間を遅延リレーにより遅らせ台車に急激な力がかからないようにしている。遅延時間は0～6秒の範囲で調整できる。

油圧式ブレーキは，車輛用と同型式のディスクブレーキをそのまま用い，その構造を図10に示す。また，油圧バネ式ブレーキは，油圧がなくなればブレーキが働くようになっており，ディスクブレーキとバネを組合せた構造で，図11にその概略図を示す。（図12）

使用したディスクブレーキの規格は次のとおり。

規格	住友電工	MK21型
シリンダ径		17.81cm ²
作動油圧最大		64kg/cm ²
所要油吐出量		3.6 cc

ブレーキの油圧系統は図13に示すとおりで，計測ケーブルに沿って敷設したゴム管により7kg/cm²の空気圧をあたえる。減圧弁により5kg/cm²とし，増圧装置

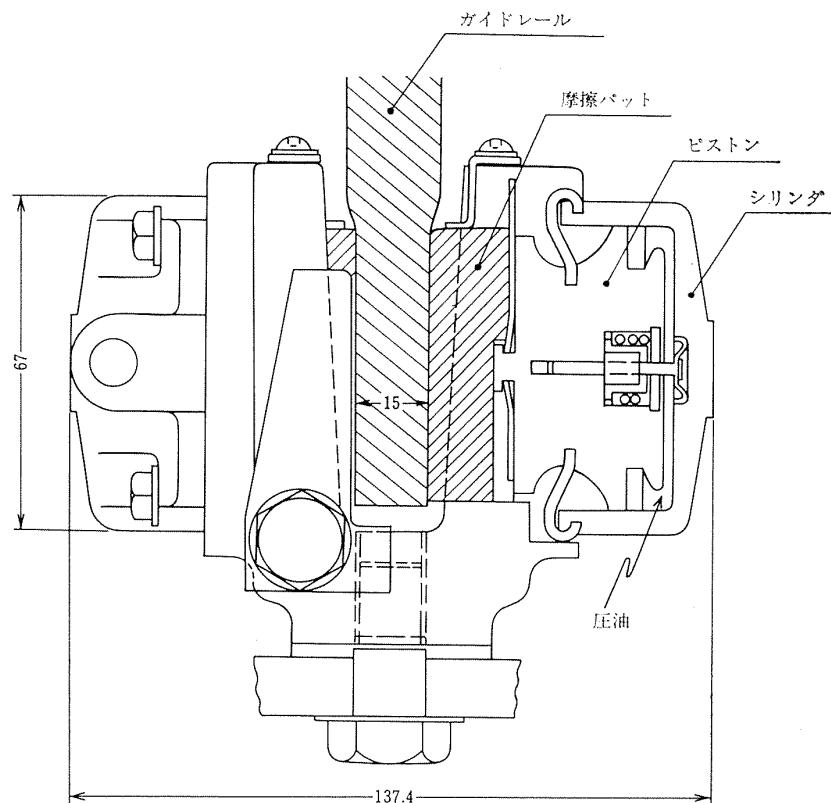


図 10 油圧式ブレーキ

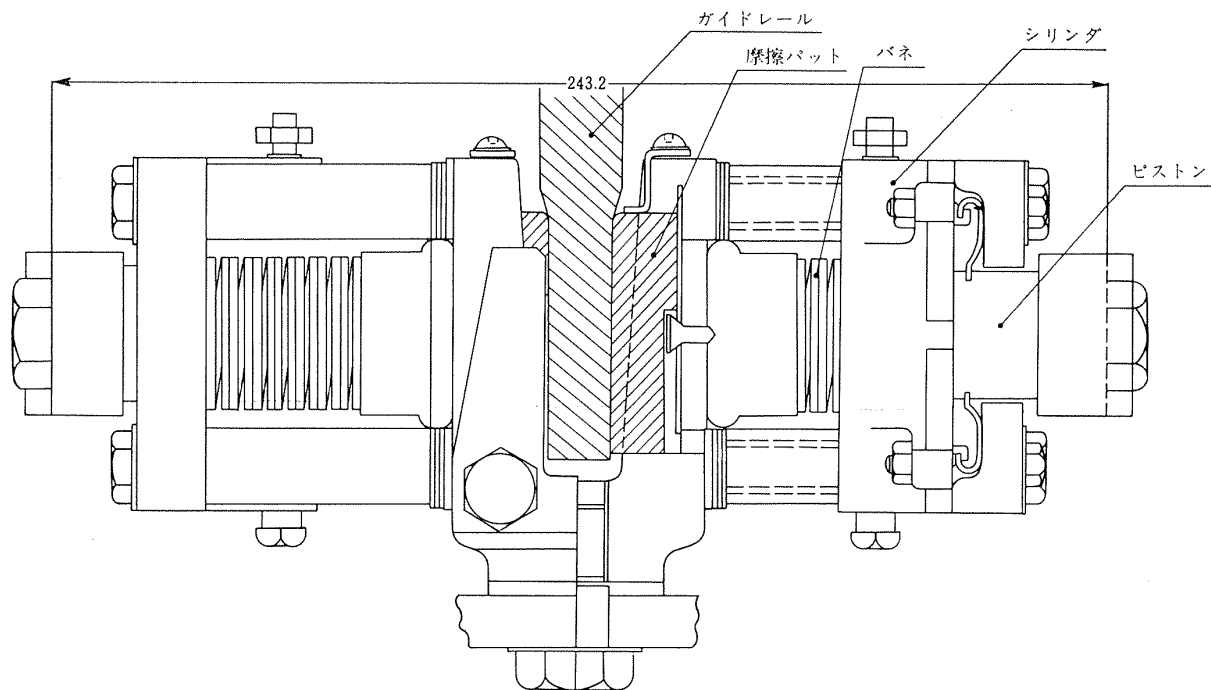


図 11 油圧バネ式ブレーキ

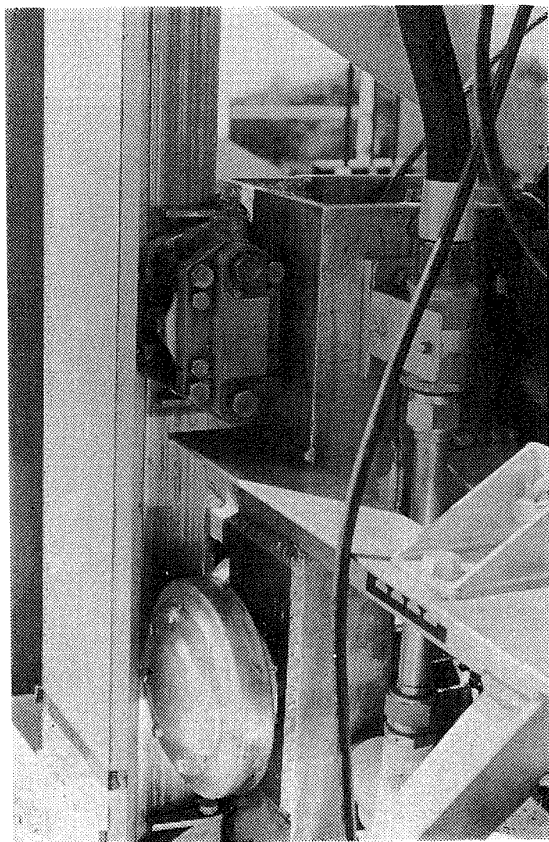


図 12 油圧バネ式ブレーキ

により約14倍増圧し、 70kg/cm^2 の油圧とする。増圧装置はブレーキ 2 個につき 1 個用意し、計 4 個用いている。ブレーキ信号は電磁弁により空気側で制御を行う。

各部の規格を次に示す。

(1) エアフィルタ

規格	甲南電機 A F 60型
口径	3/8吋
使用圧力	7kg/cm^2
濾過の程度	40μ

(2) 減圧弁

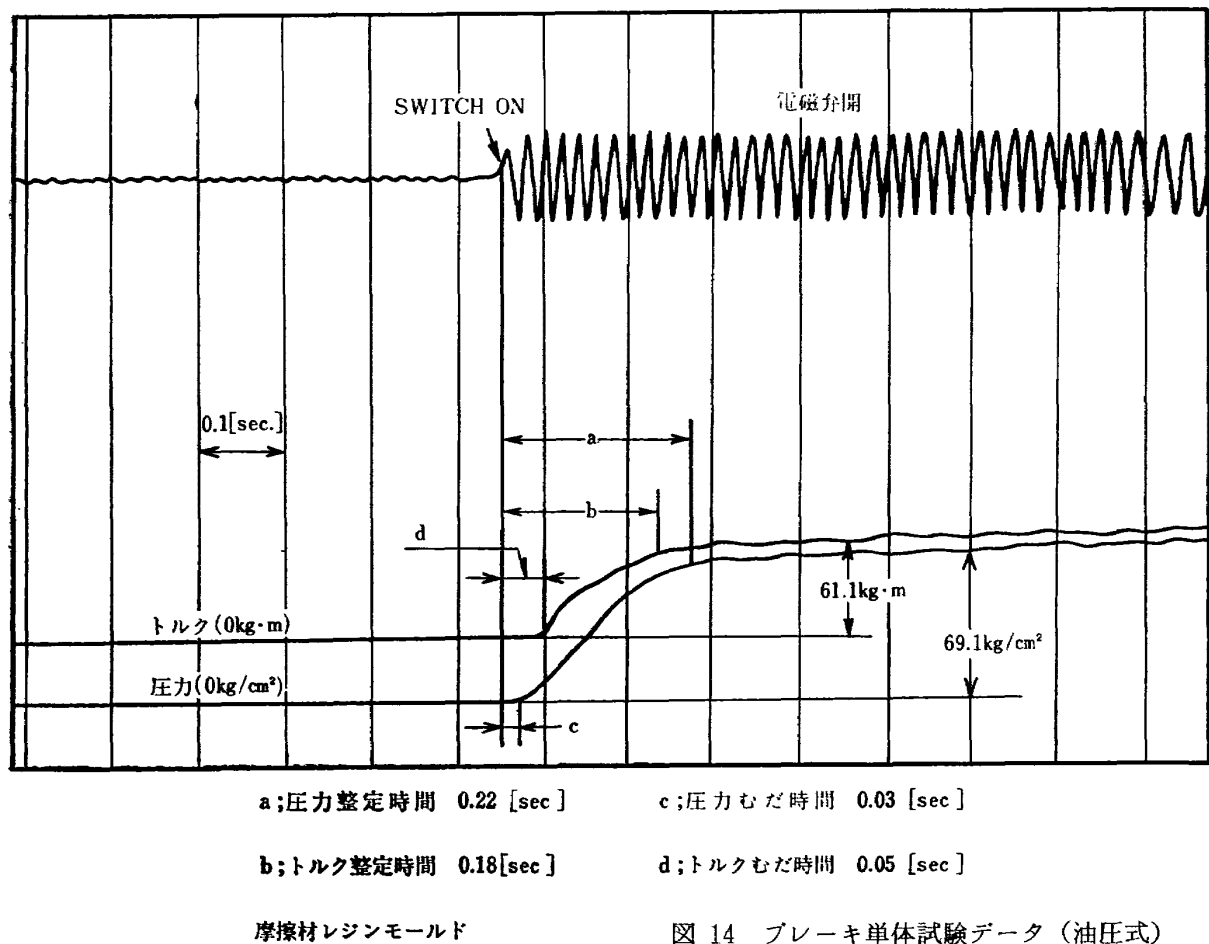
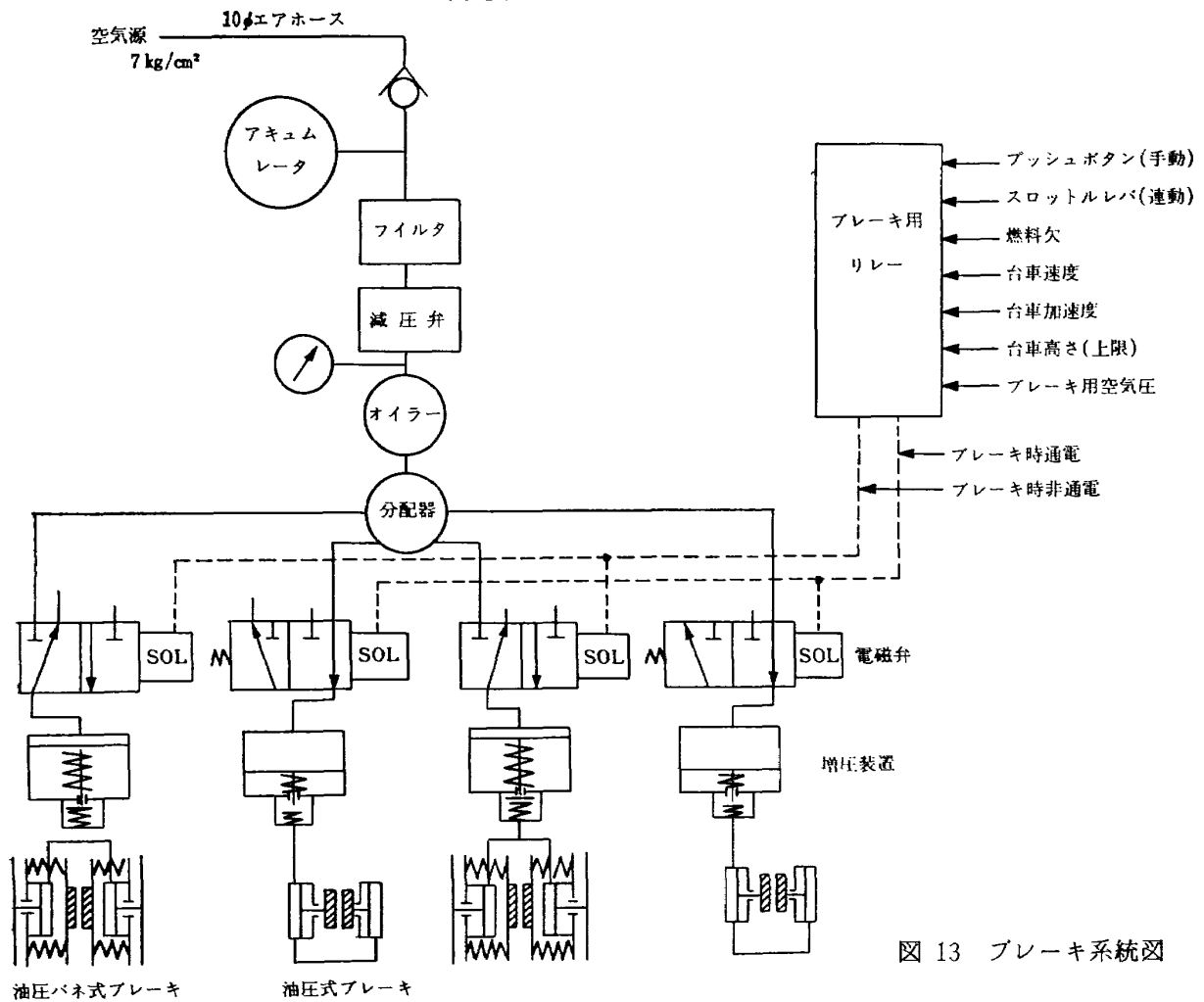
規格	甲南電機 R V 14—3型
一次圧力	10kg/m^2 (最大)
二次圧力	$0.5\sim 7\text{kg/m}^2$

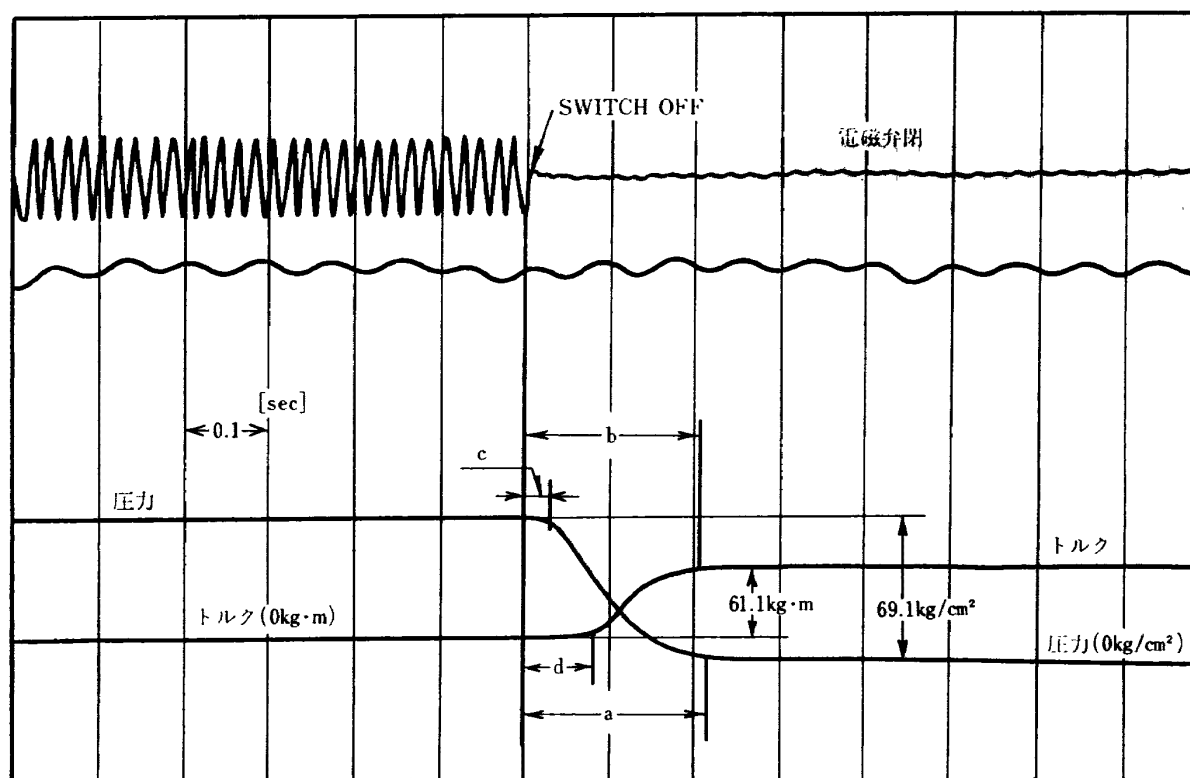
(3) オイラ

規格	甲南電機 D L 5—3型
使用圧力	10kg/cm^2 (最大)
ボトル内容積	100cc
油	タービン油 No.120

(4) 電磁弁

規格	中京電気 L C—02—3 3 方向弁型
接続ネジ	3/8吋
動作圧力	最大 6kg/cm^2
使用流体	空気
使用電源	A C 100 V 0.35 A
オリフィス	4mmφ





摩擦材レジンモールド

図 15 ブレーキ単体試験データ (油圧パネ式)

(5) 増圧装置

空圧側シリンダ径 3 吋
 油圧側マスタシリンダ径 3/4 吋
 ストローク 25mm
 理論上増圧比 16
 空気圧 (最大) 7kg/cm²
 吐出量 約7.2cc

ブレーキの特性はこの試験装置の安全の基本となるもので、あらかじめブレーキを構成する単体の試験を回転円盤式のブレーキ試験機により行なった。その実験データ例を図14, 15に示す。摩擦材についてもその摩擦係数を測定し、摩擦材としてレジンモールドを採用した (図16)。

エンジンの取付けは別に製作したエンジン取付用フレームにエンジン取付マウント3個を設け、容易に着脱できるようにした。取付けフレームはエンジン1台用および2台用を用意した (図17)。

台車にはエンジンの他、燃料タンク150ℓ入り2個、エンジン燃料制御用サーボモータ、計測制御用検出器、検出器用増幅器を搭載した。

計測制御用検出器は高度計、速度計、加速度計、エ

ンジン各部の温度、圧力検出器、流量計、振動計よりなる。高度計、速度計はそれぞれ2系統あり、その1つを制御用、他を計測用に用いている。加速度計は計測用として1系統、制御用として2系統用いた。

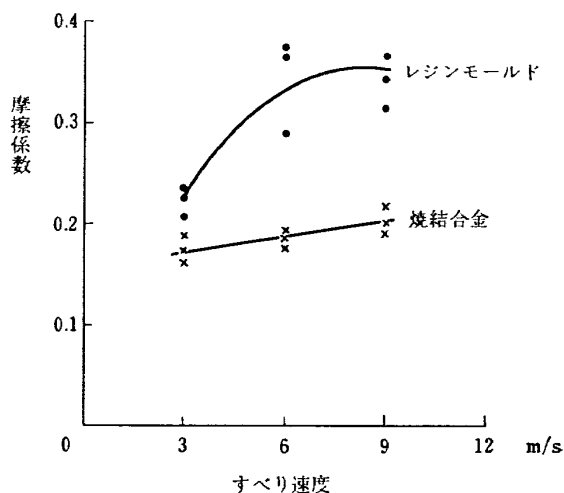


図 16 油圧式ブレーキ摩擦係数

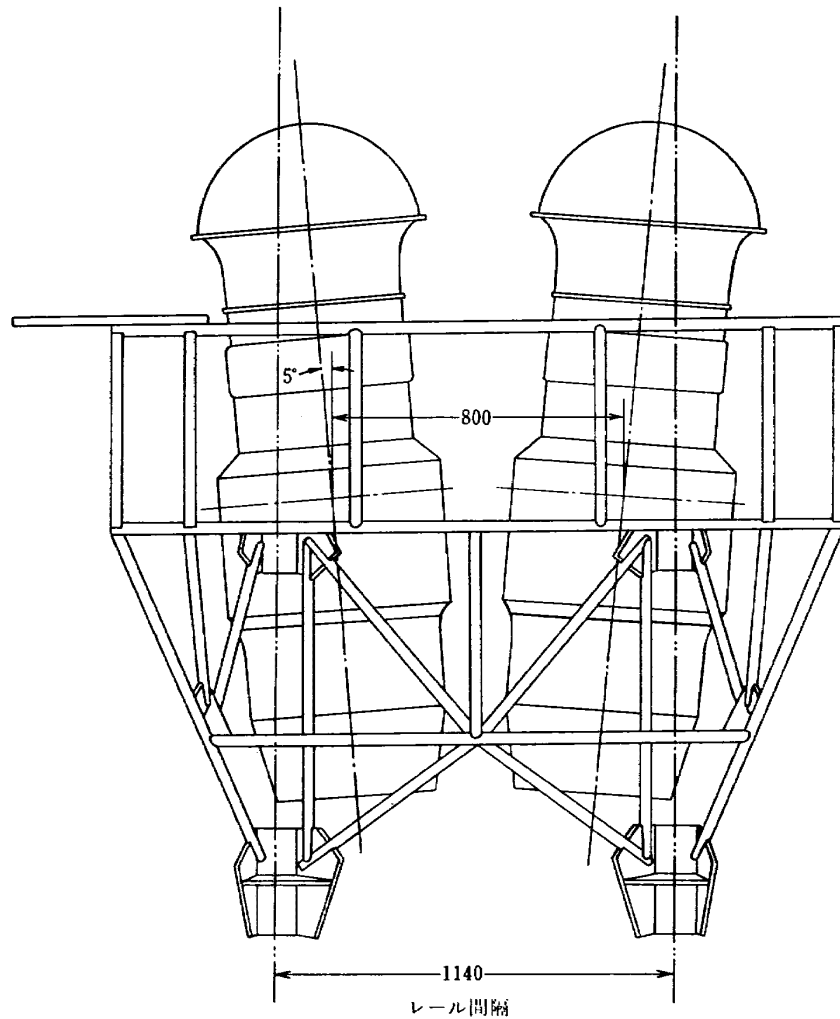


図 17 エンジン取付フレーム

3. 3 緩衝器

塔の上限および下限には、上昇および下降時の事故に備えるため緩衝器を設けた(図18, 19)。

要目

	上限用	下限用
型式	バネ式	油圧式
衝突速度	3m/sec	10m/sec
減速度	3 g	5 g

3. 4 台車巻上装置

台車巻上装置は台車を任意の位置に吊り上げるためのもので、昇降塔の上部より補助台車をロープにてレールに沿っておろし、これと台車とをフックにより結合させロープ巻上機により台車を吊り上げる。

要目

型式	単胴ロープ巻取機
巻上荷重	1500kg
巻上速度	8m/min
巻上距離	約35m

3. 5 起動用空気源

エンジンを起動するにはタービンに空気を吹きつけ自力運転に入るまで回転を上げてやる必要があるが、これに必要とする空気量は、エンジン2台を起動する場合、1台宛起動するものとして、図20のデータに基づいて見積り、貯気槽の容量 10m³、圧力7kg/cm²とした。空気の充填は移動式の 100馬力ディゼルエンジン駆動の空気圧縮機を用いた。(図21, 22)

空気配管のエンジンへの着脱は、自動離脱金具により、台車がエンジンの推力で浮上した瞬間、離脱するようにし、離脱寸前にサーボバルブにより配管を閉鎖し、また離脱金具の空気源側にノンリターンバルブをつけ、空気源よりの空気もれがないようにした(図23, 24)。

3. 6 燃料供給装置

エンジンへの燃料の供給の流れは2通りあり、地上で運転する場合、空中で運転する場合に分けられる。その系統図を図21に示す。地上運転の場合、台車上の

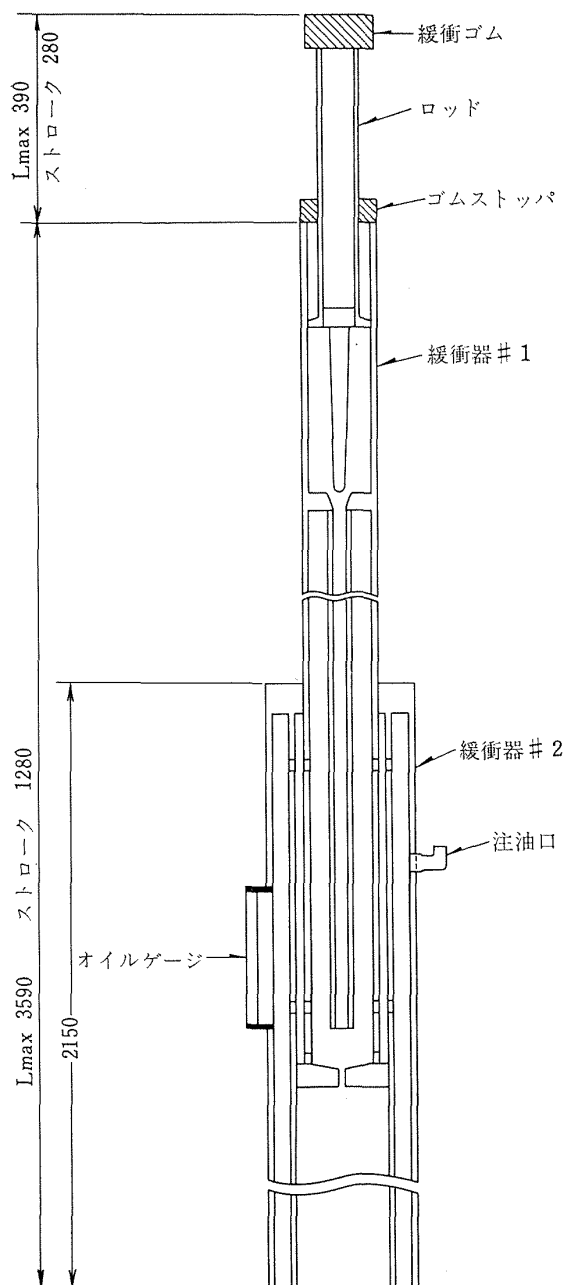


図 18 下限用緩衝器

燃料タンクの燃料ポンプを止め、地上の起動燃料ポンプにより燃料を供給する。浮上直前、台車上の燃料ポンプをまわし、更に地上の起動燃料ポンプを止める。この燃料はノンリターンバルブにより地上に逆流しないようになっている。浮上時、地上よりの燃料配管は自動離脱金具により離脱する（図23）。

3. 7 計測車

エンジンの騒音よりの保護のため、昇降塔の制御装置、計測装置等はすべて、防音構造のトレーラ積載型の計測車に収納した（図25、26）。その配置は図48のとおりである。

昇降塔の制御の為の回線は地表上をダクト等により配線し、計測車または塔基部の制御箱により、操作できるようにした。

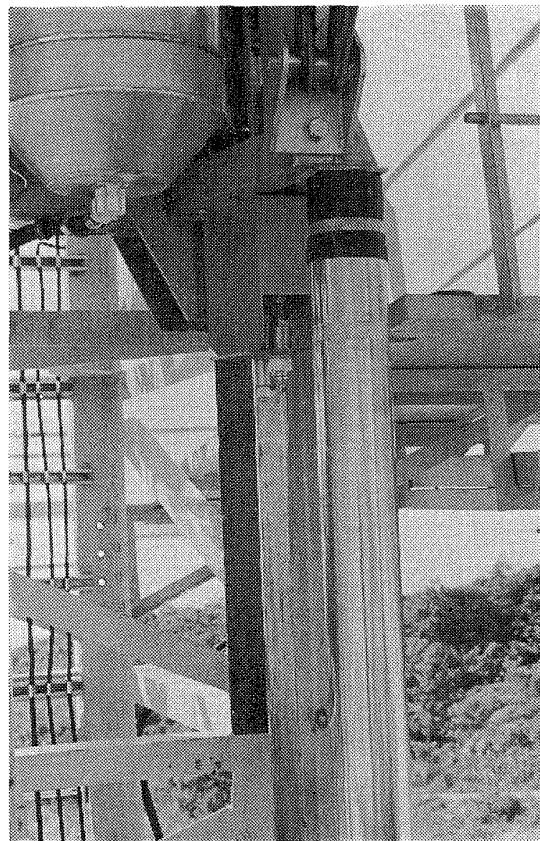


図 19 下限緩衝器と台車の接触部

3. 8 制御装置

試験装置の制御はすべて計測車内の制御盤で行なうが、その主なものは次のとおりである（図27～29）。

1. 台車巻上装置制御
2. 空気源制御
3. 地上燃料制御
4. 台上燃料制御
5. 点火系統
6. 保安制御

3. 8. 1 台上巻上装置制御

台車にリフティングビームをかけ、電動機にて吊り上げるもので、スイッチの ON-OFF で制御を行なう。

3. 8. 2 空気源制御

エンジンを起動するための空気の流量を制御するもので、モータバルブを使用し、スイッチにて開閉する。

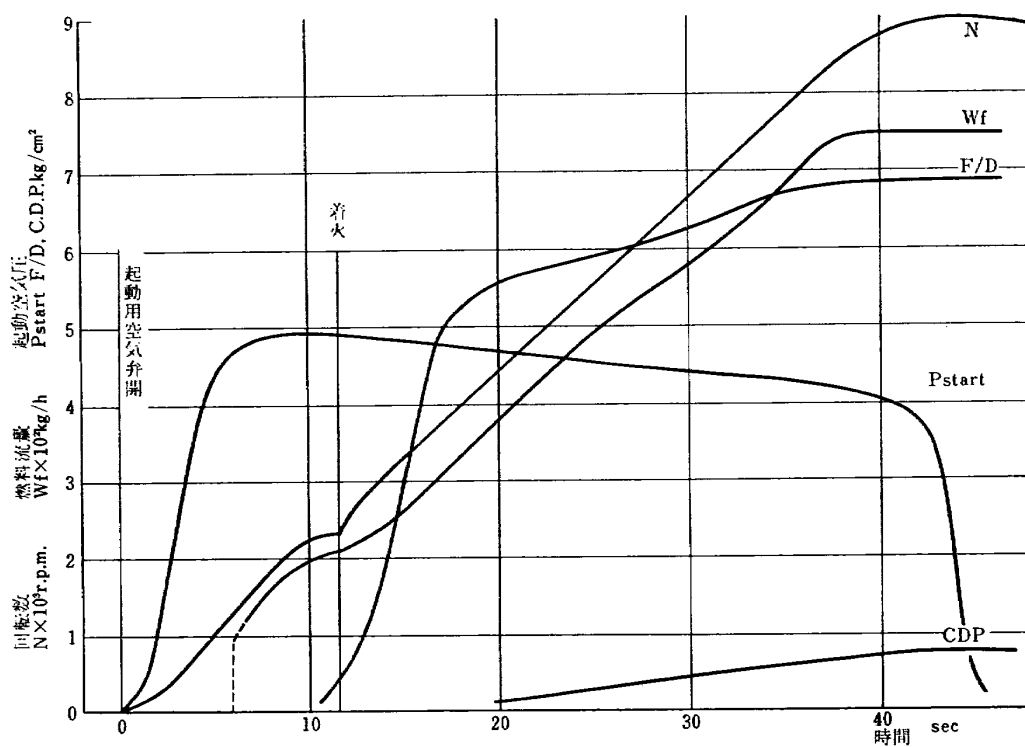


図 20 エンジン 起 動 特 性

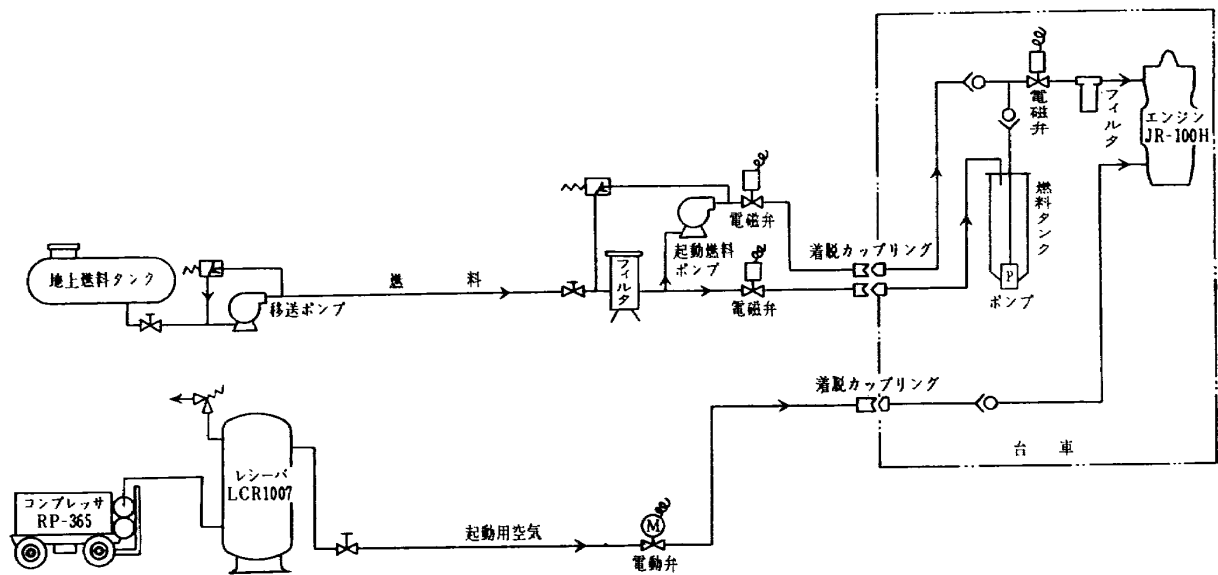


図 21 起動用空気系統および燃料系統

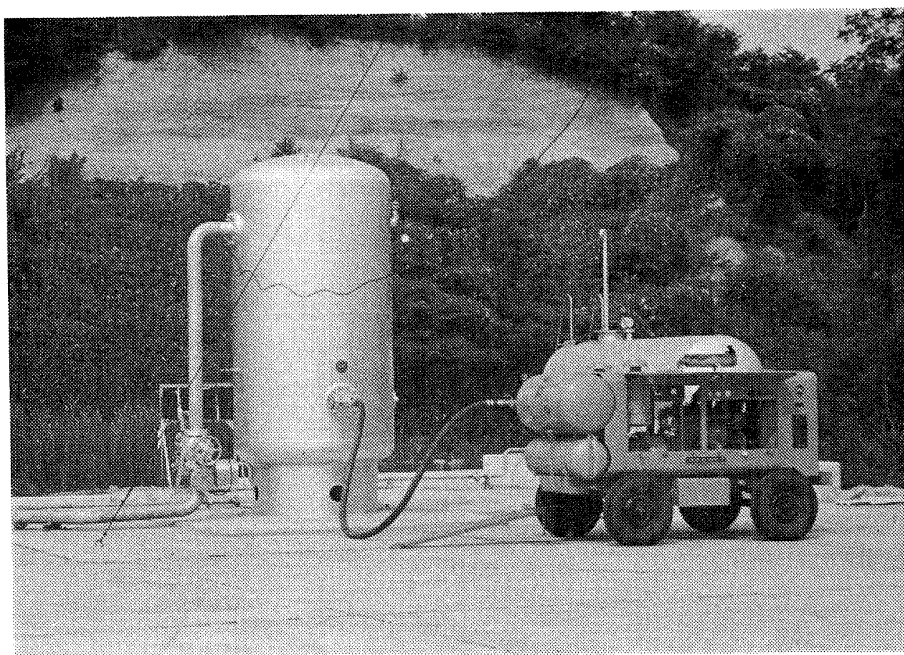


図 22 空 気 源

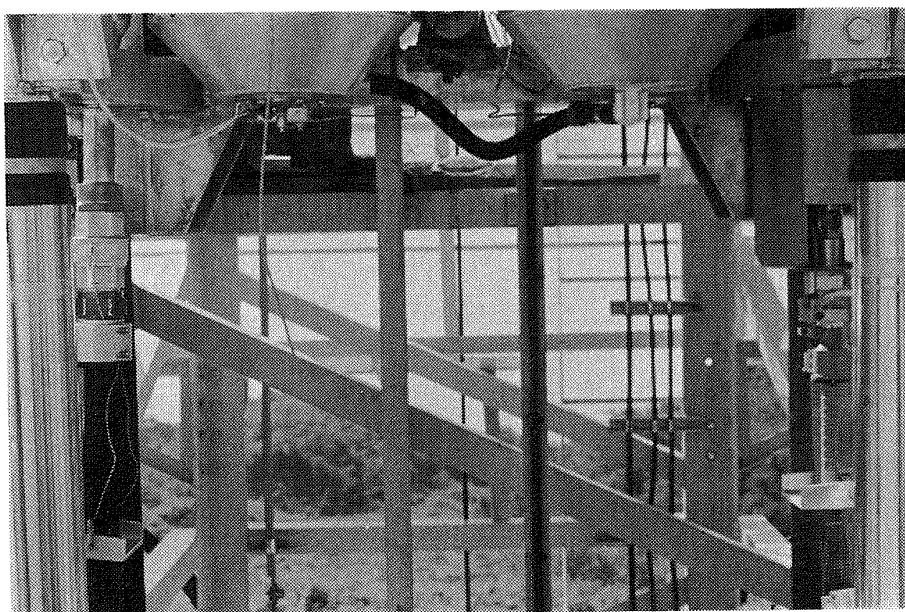


図 23 空気，燃料配管離脱部分

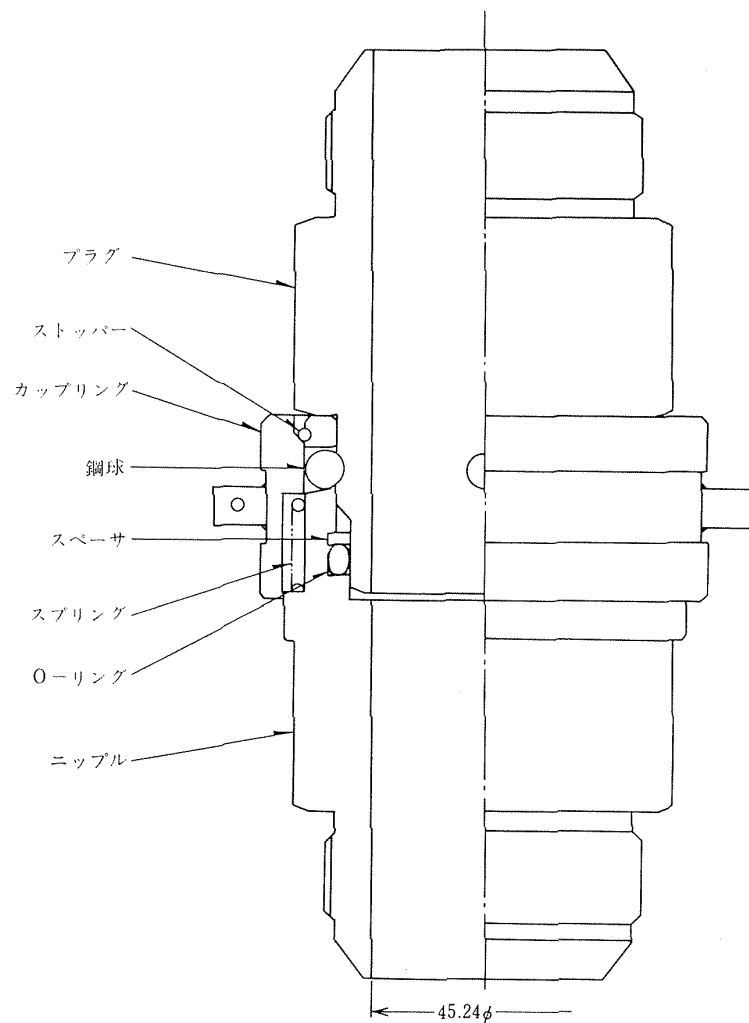


図 24 離脱金具（起動空気用）

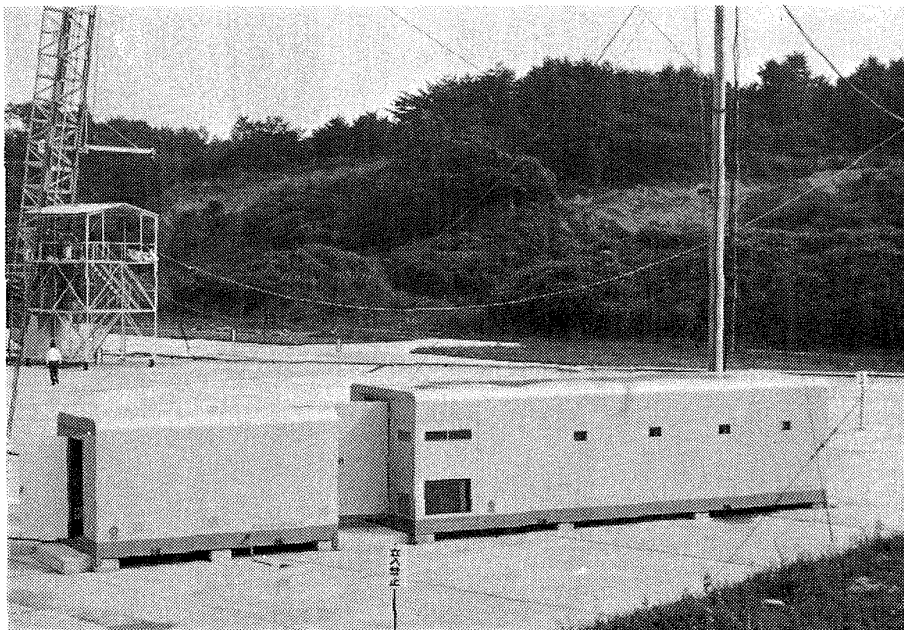


図 25 計測車および電源車

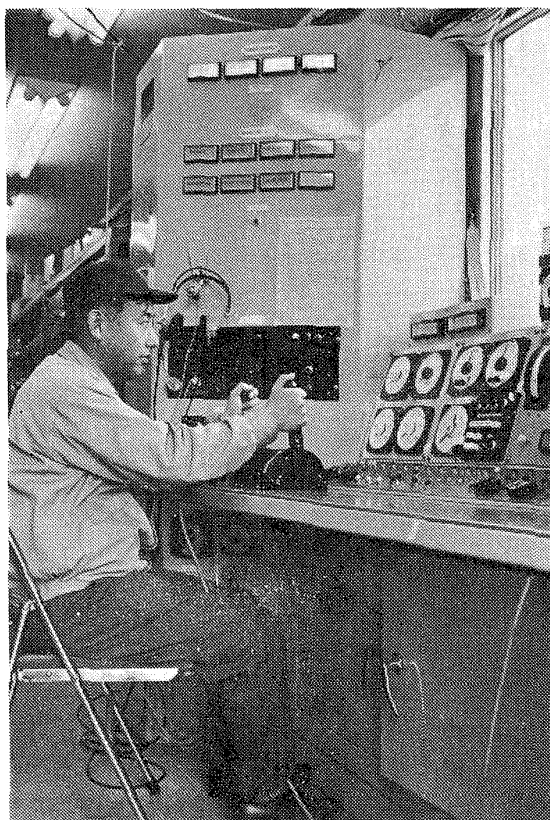


図 26 計測車内部

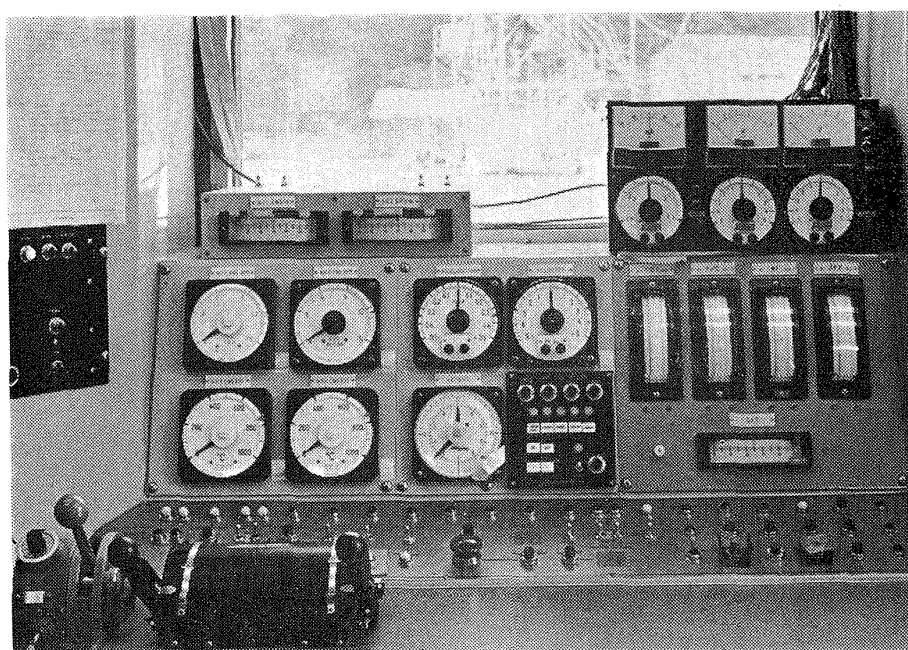


図 27 制御装置

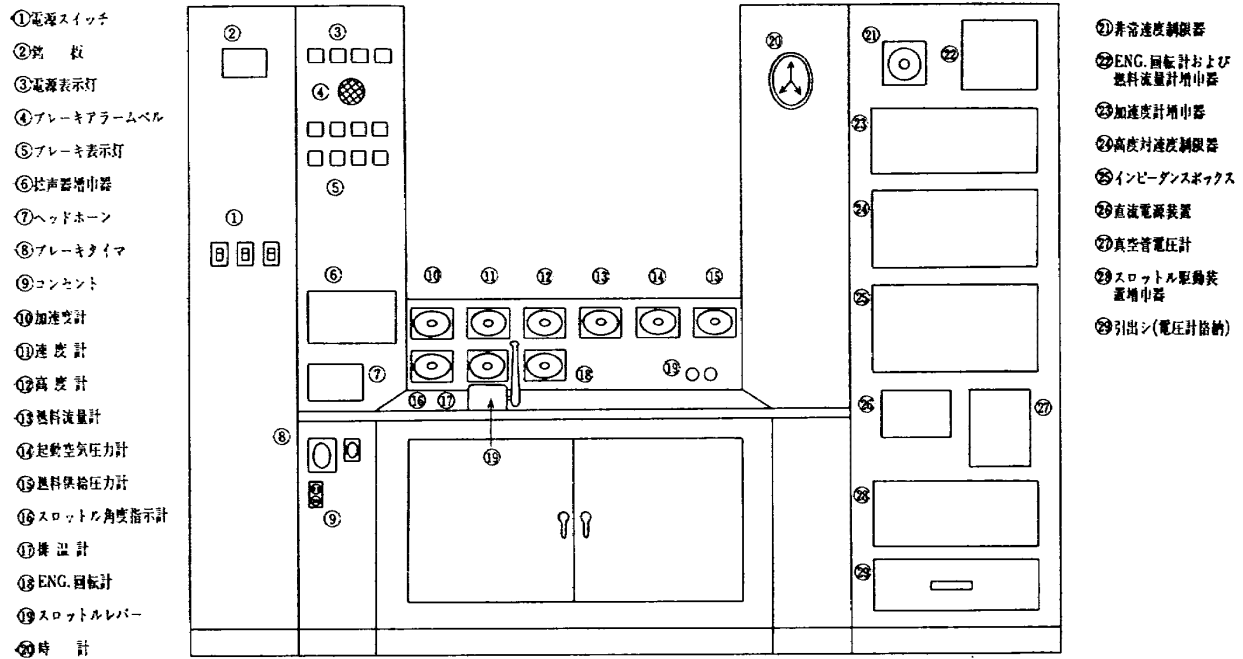
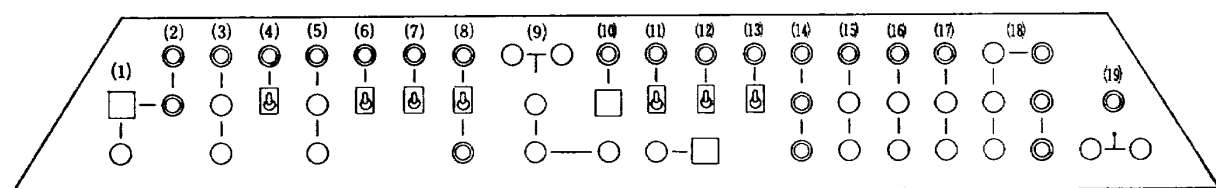


図 28 制 御 装 置 制 御 盤



- (1) OIL SYS. MAL ALARM
(2) OIL FLASH
(3) FUEL BOOST PUMP
(4) FUEL SHUTOFF VALVE, ENG. SUPPLY
(5) START FUEL PUMP
(6) START FUEL SHUTOFF VALVE
(7) IGNITION
(8) ENG. START VALVE
(9) BRAKE
(10) FUEL VACUUM
(11) FUEL LOW LEVEL
(12) OIL LOW LEVEL
(13) EGT PRE AMP
(14) FUEL SHUT OFF VALVE, FUEL LEVEL

- (15) FUEL SHUT OFF VALVE TANK SUPPLY
(16) FUEL TRANSFER PUMP
(17) STAND POWER
(18) WINCH
(19) PROJECTOR

- LAMP
○ PUSH BUTTON
⊞ SNAP SWITCH
□ BUZZER

計測制御装置
スイッチパネル銘板

図 29 制 御 盤 パ ネ ル

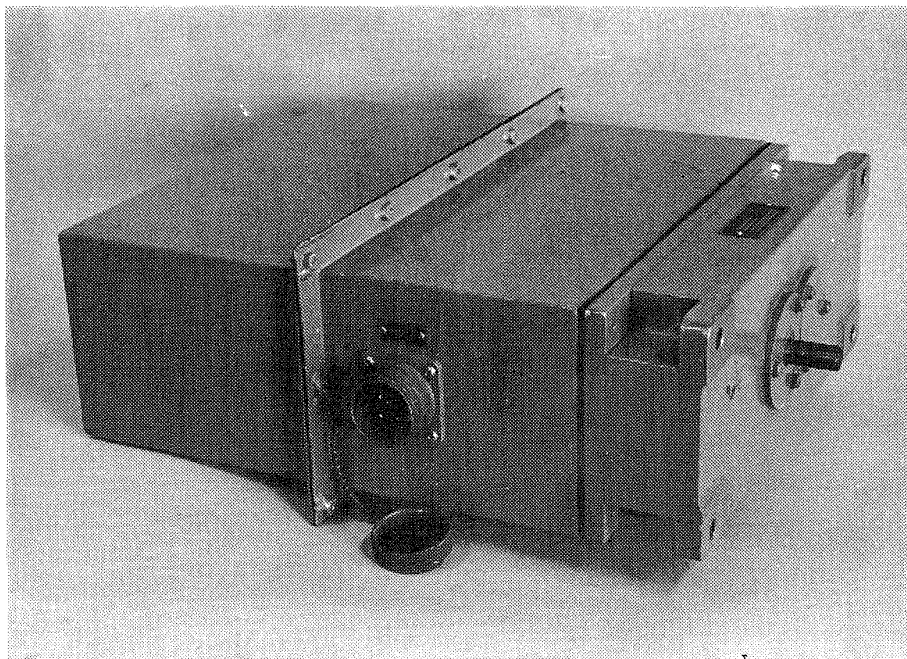


図 30 燃料制御用サーボモータ

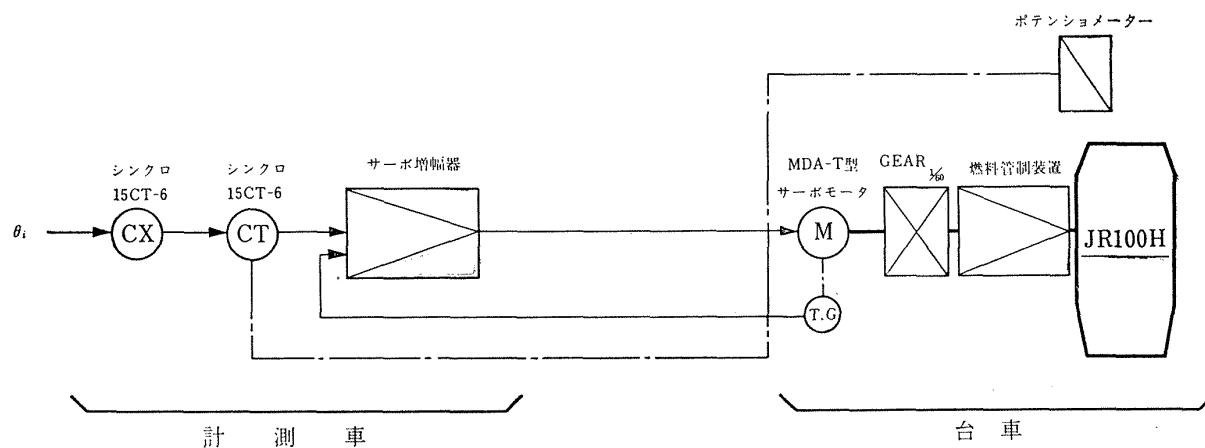


図 31 台上燃料制御系統図

3. 8. 3 地上燃料制御

地上でエンジンを運転するための燃料の移送と、台車が上昇する際、台上の燃料供給系との切替等をふくみ、燃料の遮断は電磁弁を使用する。

3. 8. 4 台上燃料制御

エンジンを起動するためには燃料管制装置のスロットルを計測車より遠隔操作する必要があるが、応答性も考慮し、直流サーボモータ（図30）を用いた。その系統図31を図に示す。仕様は次のとおり。

入力（手動）	0～120°
出力 負荷トルク	2～20kg・cm
最大回転数	±50rpm
負荷	2340kg・cm ² 以下
精度	±1°
応答	0.5秒（0～120°）

3. 8. 5 点火系統

地上と台車を結ぶ有線の信号回線により、リレーを用いてエンジンのイグニッションユニットに供給する24Vの直流電源を ON-OFF し点火を制御する。

3. 8. 6 保安制御

高度制御の実験中のエンジンのフレイムアウト、制御装置の故障等の不測の事故に備えるため、次の保安装置をもち、直ちにブレーキをかけ、台車の落下を防止している。図13にその系統図を示す。

自動ブレーキの要因は次のように分けられる。

- (1) 電源断
- (2) 空気源
- (3) スロットルレバー
- (4) 燃料タンクレベル
- (5) 高度

- (6) 速度
- (7) 加速度
- (8) 高度対速度制限

以下各々について詳しく述べる。

1. 電源断

電源が断になった場合、油圧パネ式ブレーキが働く。

2. 空気源

ブレーキ用の空気は、地上の空気タンクより直径20mmのゴム管により送られているが、この系統に事故があり、空気の供給が停止された場合、空気圧を検出し、ブレーキが働く。

3. スロットルレバ

エンジンを起動させ、アイドルの状態にもってくるまで、台車にブレーキをかけ、台車を固定しておく必要がある。また浮上に際しては、ブレーキを切って自由に台車が動く状態にしておかねばならぬ。このためスロットルレバの位置によりブレーキが動作するようになっている。また、緊急時、スロットルレバを急激に引き、エンジンを停止させた場合、自動的にブレーキがかかる。

4. 燃料タンクレベル

燃料タンクのレベルが10%になった場合、浮子式のレベルメータでレベルを検出し、ブレーキがかかる。

5. 高度

塔の上限の緩衝器に台車が当たるとブレーキがかかる。

6. 速度

台車の速度をタコメータで検出し、その出力をメータリレーに加える。上限の速度に達するとブレーキが働く。

7. 加速度

台車の加速度を、マイクロシン形式の加速度計で検出し、その出力をメータリレーに加え、上限の加速度に達するとブレーキが働く。

8. 高度対速度制限

故障により台車が自由落下する場合、高度があれば台車の速度の上限は高い値にしてもよいが、高度が低い場合、速度の上限は低い値にしておかないと地上への激突となり、致命的なものとなる。このため高度と速度の関係を高度対速度制限器にあらかじめ設定しておき、その範囲をこえた場合、自動的にブレーキが働く、その系統図を図32に示す。(図33)

3. 9 計測装置

計測装置は大別して次のように分けられる。

(1) 台上検出装置

- (2) 計測ケーブル
- (3) 地上計測装置
- (4) データ処理装置

高度制御の実験の際の計測は、実験の目的により異なってくるので、本項においては、基本的なエンジン周りの計測、台車の速度、加速度、高度の計測について述べる。移動体の計測、またエンジンという雑音の発生しやすい場所での計測という点で、一般的な計測と比較して難しい点がある。移動体の計測は、テレメータを使用するのが普通であるが、本装置では、図5に示す如き、計測ケーブルを用い、有線で伝送した。また雑音の混入を防ぐため、出来るだけ検出端でレベルを上げ、かつ台車上に増幅器を搭載し、インピーダンスを下げて伝送している。計測ケーブルの長さは約100mで、耐候性を得るため航空機用のシールド線を用いた。地上の計測車に伝送された信号は、操作卓のメータ、計測用テープレコーダ、電磁オシログラフに加えられる。図34に計測系統図を示す。

以上各部について詳しく説明する。

1. 台上検出装置

台車上に搭載してあり、検出器、増幅器よりなるその系統図は図35に示すとおりである。

圧力の検出器として、温度ドリフトの少ない、高出力のストレンゲージトランスジューサを用いた。

回転数は、エンジンのスピナに組みこまれたパルスピックアップにより検出し、バンドパスフィルタを通し、地上に伝送する。

燃料流量は、タービン式の流量計でパルスに変換し、増幅器により増幅し、インピーダンスを下げて地上に伝送している。

台車の速度は、タコメータにより検出し、加速度はマイクロシン型式の加速度計により検出している。

高度は塔にチェンとかみ合う歯車の回転角により検出している。(図36)

エンジンの入口空気温度、排気温度は、I C, C Aの熱電対により検出し、台上のチョッパ安定型の増幅器により増幅し、地上に伝送している。

(1) 速度検出器

増速ギヤ付直流発電機を用いている。(図37)

規格	増速ギヤ比	8
最大速度	10m/sec	
直流発電機最大回転数	10800 rpm	
出力電圧	75.6 V (10m/sec)	
内部抵抗	340Ω	
直線性	±1.0%	
出力	0.35W	

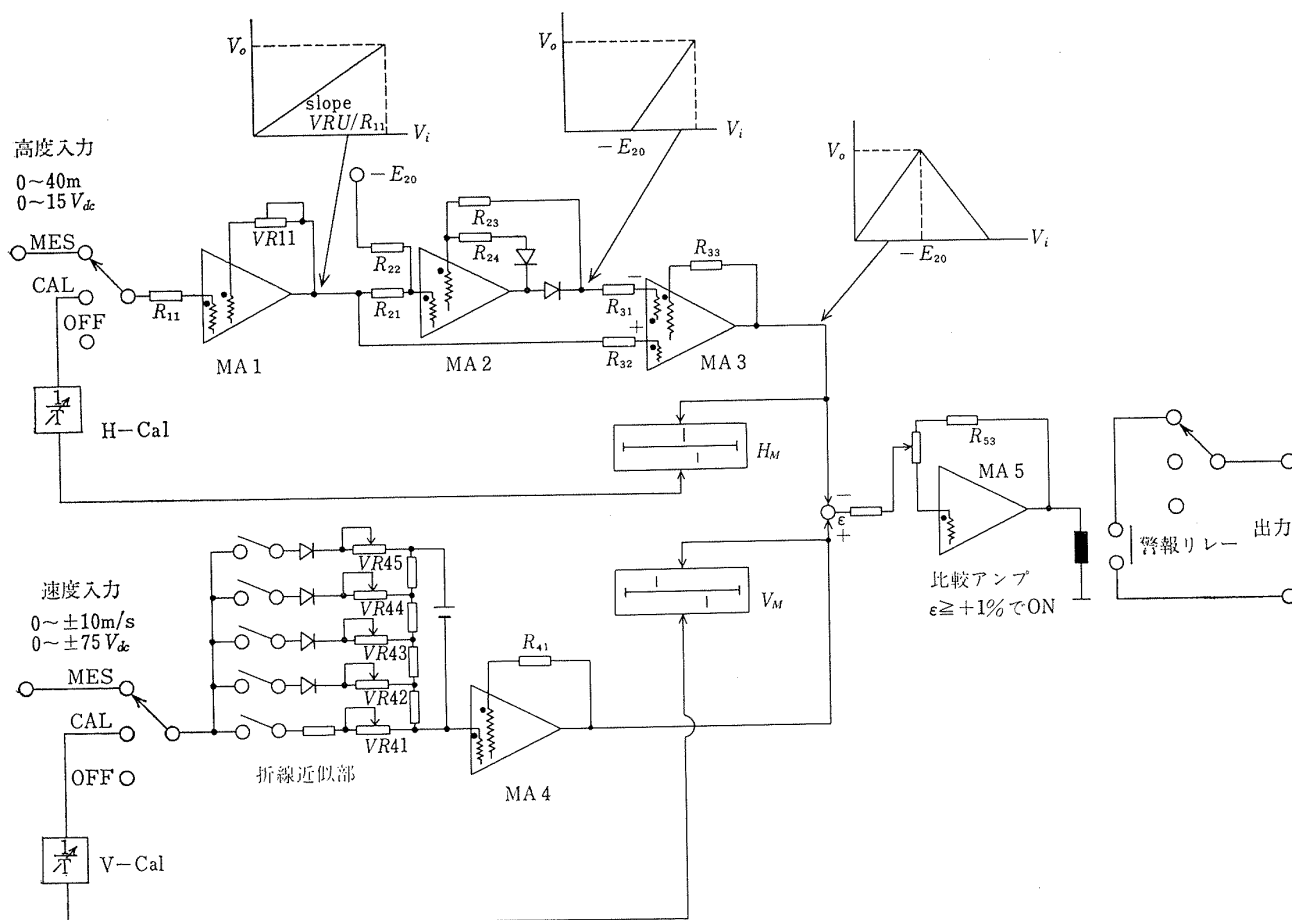


図 32 高度対速度制限器系統図

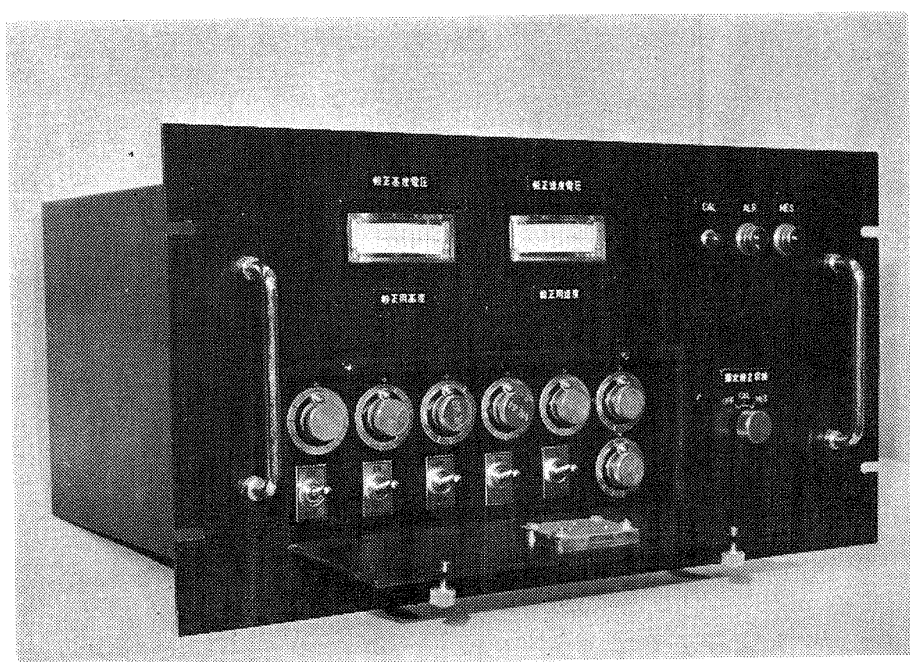


図 38 高度速度制限器

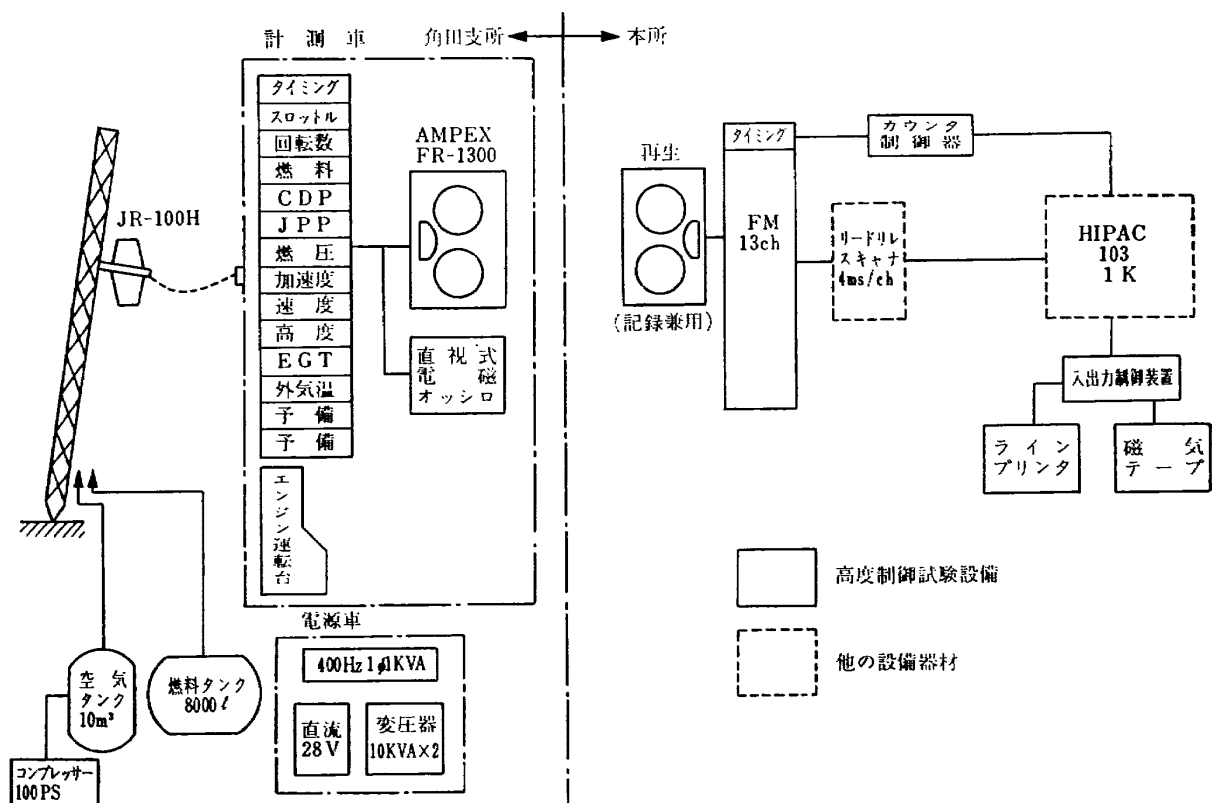


図 34 計測系統図 (I)

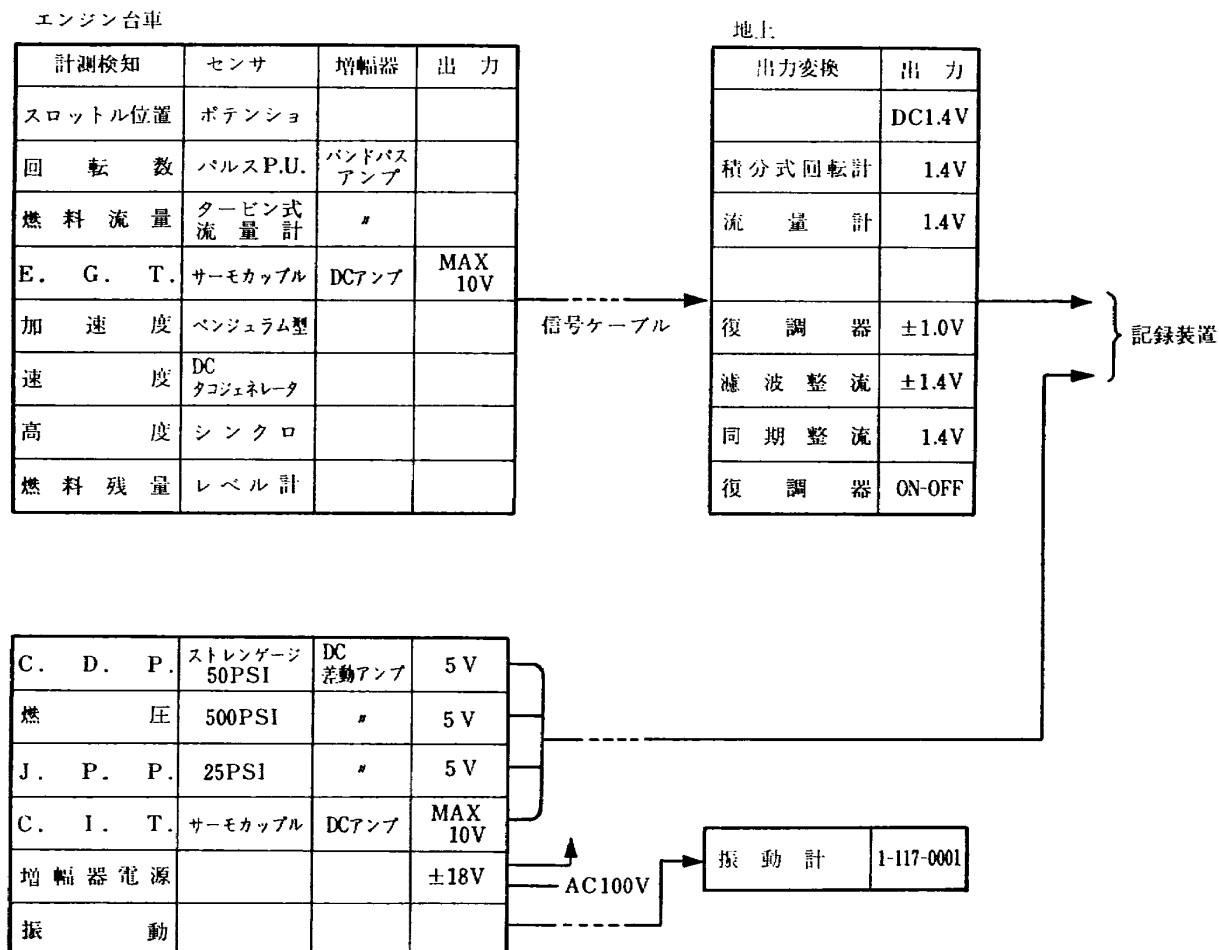


図 35 計測系統図(Ⅱ)

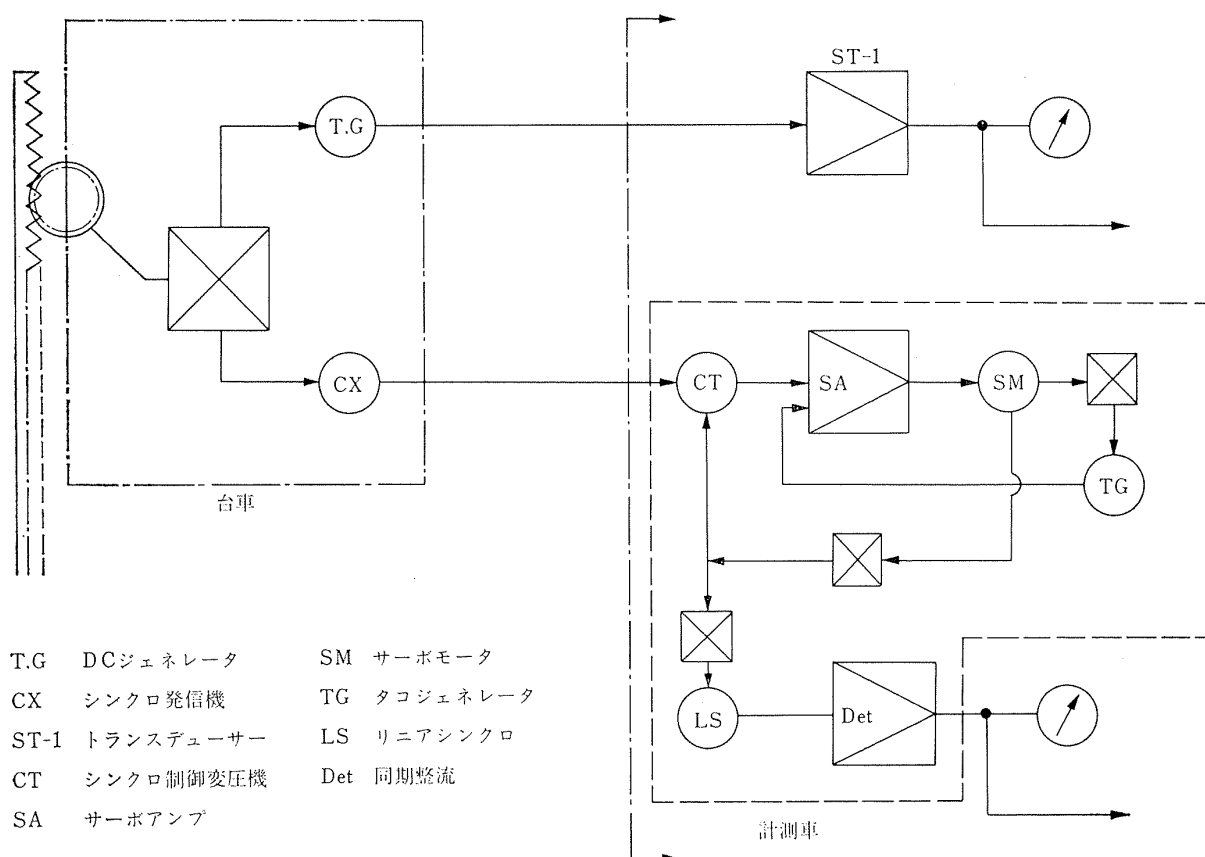


図 36 台車速度高度検出系統図

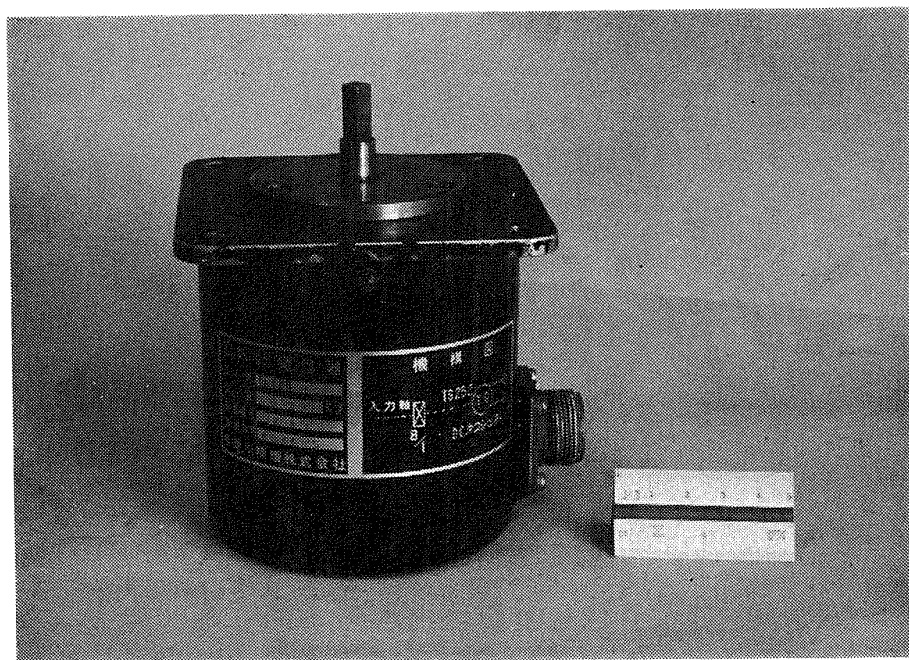


図 37 速度検出器

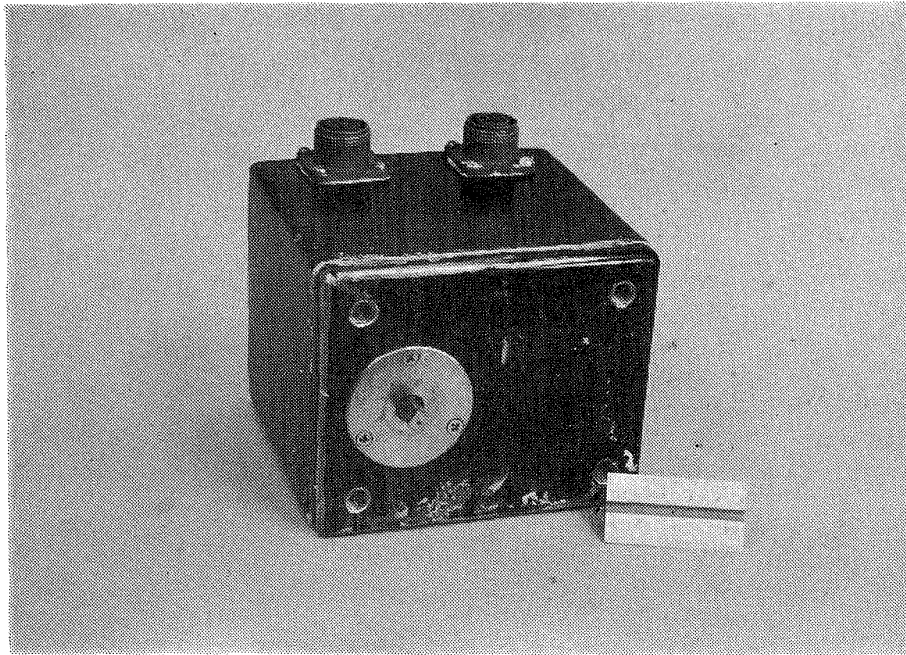


図 38 高 度 検 出 器

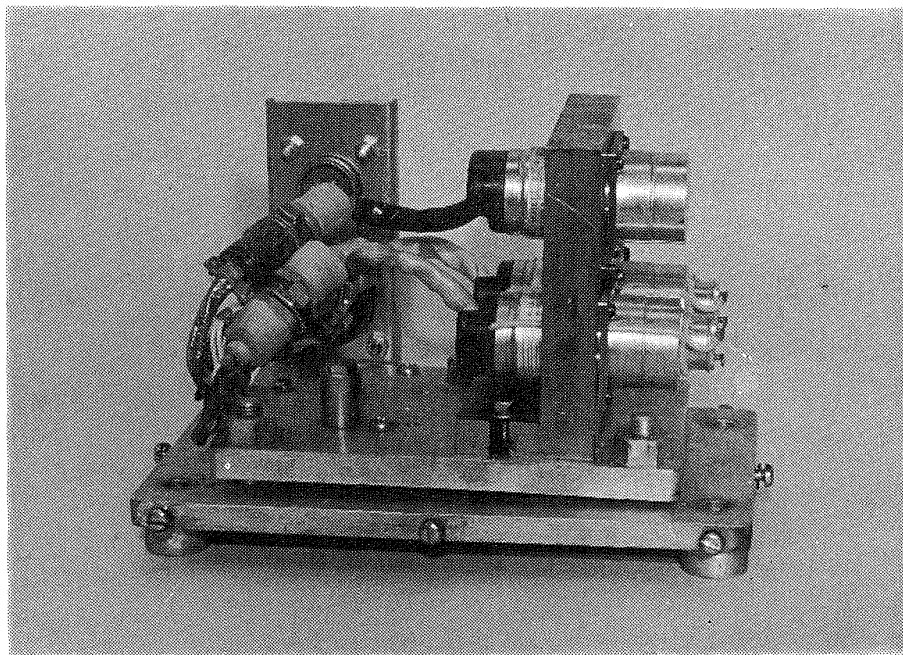


図 39 加 速 度 計

(2) 高度検出器

トルクシンクロ発信器によりスプロケットの回転角を検出し、これを地上のトルクシンクロ受信器でうけ表示する。また計測用信号はポテンショメータにより得ている。(図38)

規格

トルクシンクロ発信器

多摩川精機 TS121

電源 115V 400 c/s

トルクシンクロ受信器

多摩川精機 TS121N4, TS123

電源 115V 400 c/s

計測用ポテンショメータ

緑測器 CF-6 2連

抵抗 100Ω

直線性 ±0.15%

分解度 0.05%

(3) 加速度検出装置

加速度計は、ペンジュラー型で、流体によりダンピングがあたえられているものを使用している。(図39)

規格 ハネウエル JLA-100

検出範囲 0~±0.5G

分解能 0.01G

ヒステリシス 1%以下

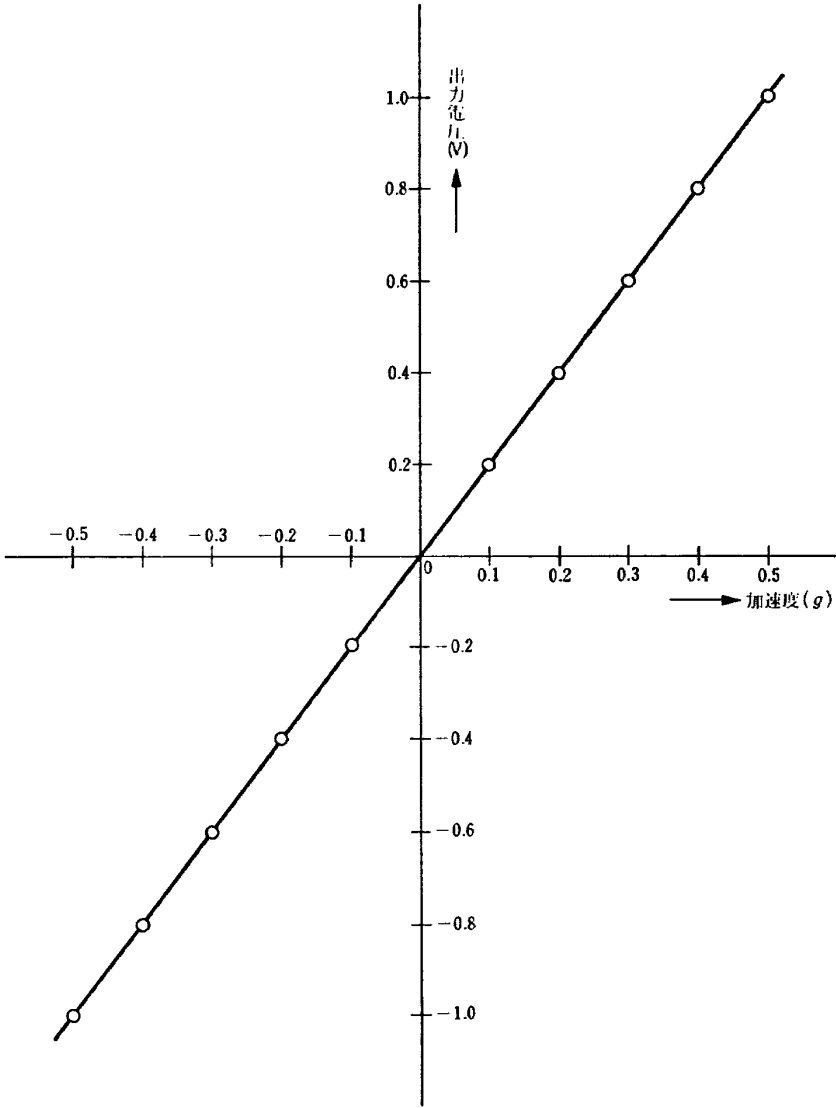


図 40 加速度計の出力特性

直線性	0.2%	1/2スケール
	3%	フルスケール
電源	6V	400Hz
準拠規格	MIL-E-5272	
出力特性	(図40)	

(4) 回転数検出器

エンジンの回転数は、エンジンの回転軸に直接取付けた60枚歯のギヤに、電磁石を近接させ、回転数に比例したパルスを取り出す方式の回転数検出器により検出する。出力特性は図41に示す通りである。

(5) 圧力検出器

圧縮機出口圧力、ジェットパイプ圧力、燃圧の検出は、高出力ストレンゲージ型変換器により行なっている。(図42) その規格、特性を表 2、図43～45 に示す。

	燃 圧	圧縮機出口	ジェットパイプ圧力
型 式 (C E C)	9-326-0008	9-326-0003	9-326-0003
圧力範囲	0～500 PSI	0～50 PSI	0～25 PSI
直 線 性	0.35%	1 %	1 %
励磁電圧	10V D C , A C		
出 力	40 mV		
共 振 周 波 数	10 Kc		
使用温度範囲	-65° F ～250° F		
温度によるドリフト	0.01%/° F		
耐 衝 撃	1000 g		
耐加速度	0.05%/ g (100 g)		

表 2 圧力検出器規格

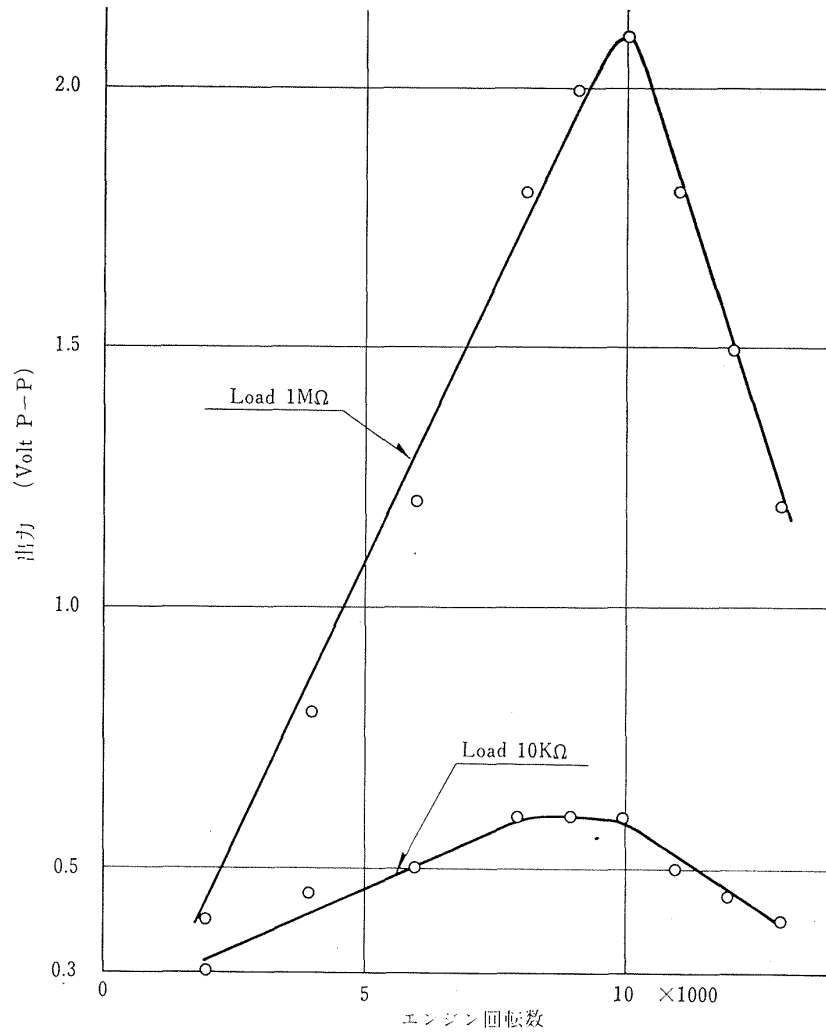


図 41 回転数検出器特性

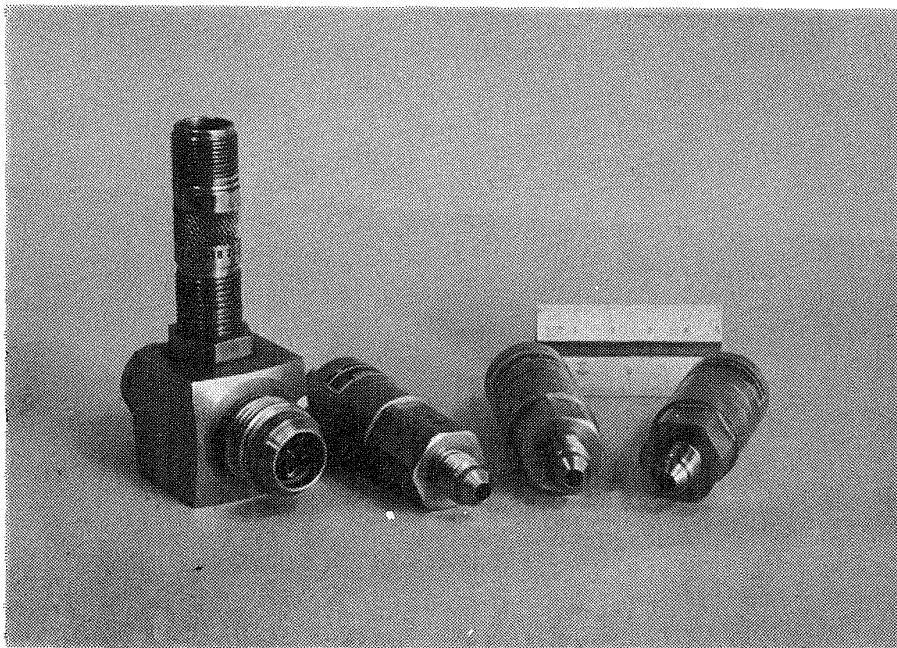


図 42 燃料流量検出器および圧力検出器

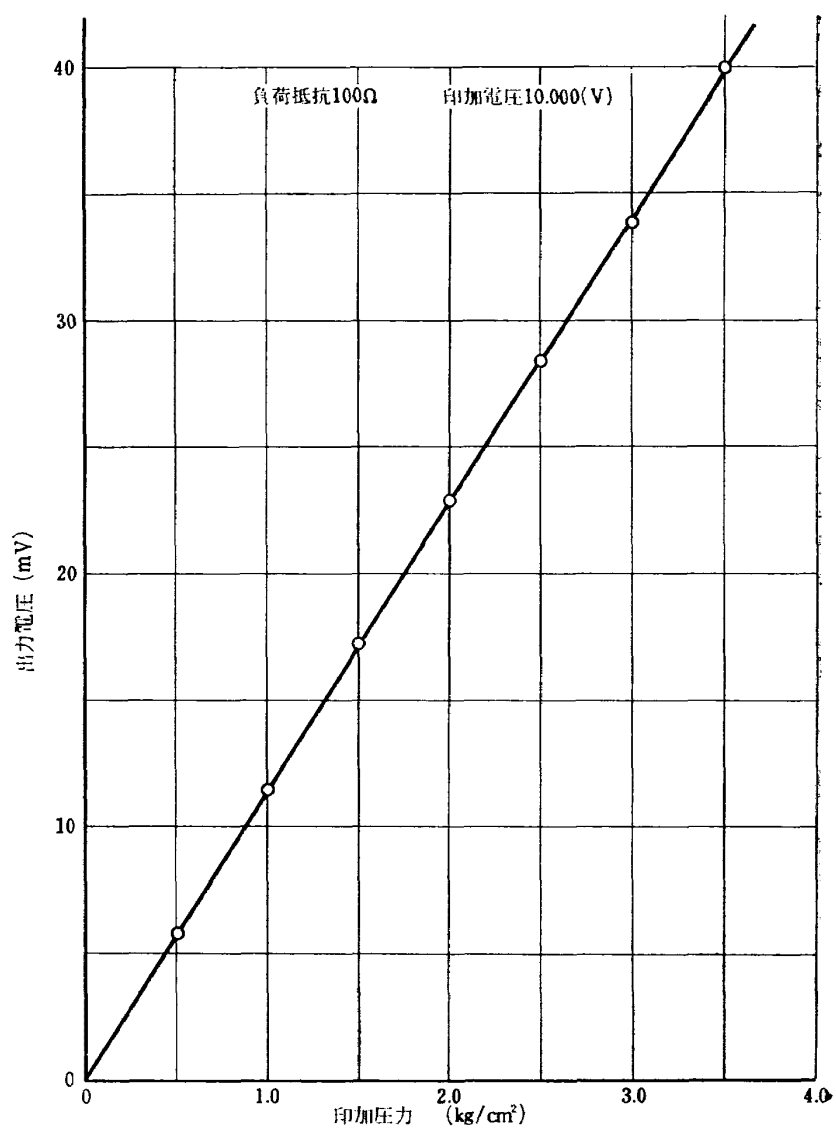


図 43 圧力検出器 (圧縮機出口圧力) 特性

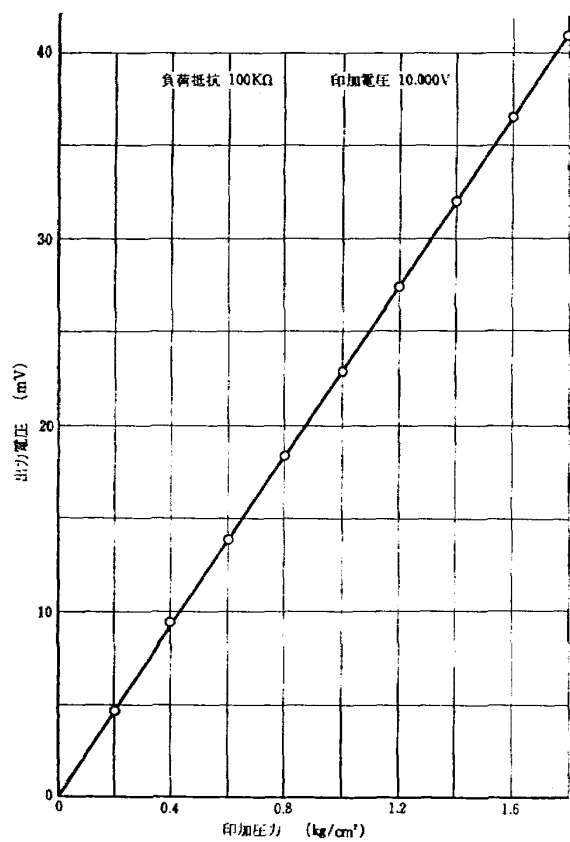


図 44 圧力検出器（ジェットパイプ圧力）特性

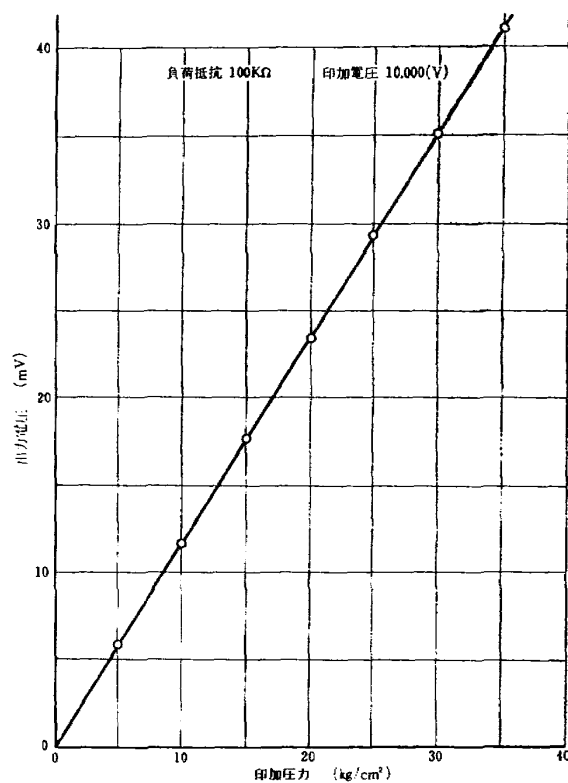


図 45 圧力検出器（燃圧）特性

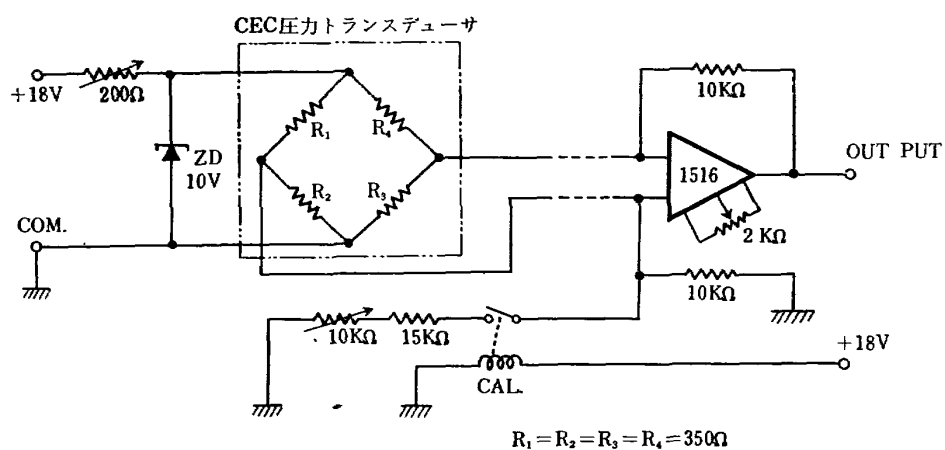


図 46 圧力検出器用増幅器回路

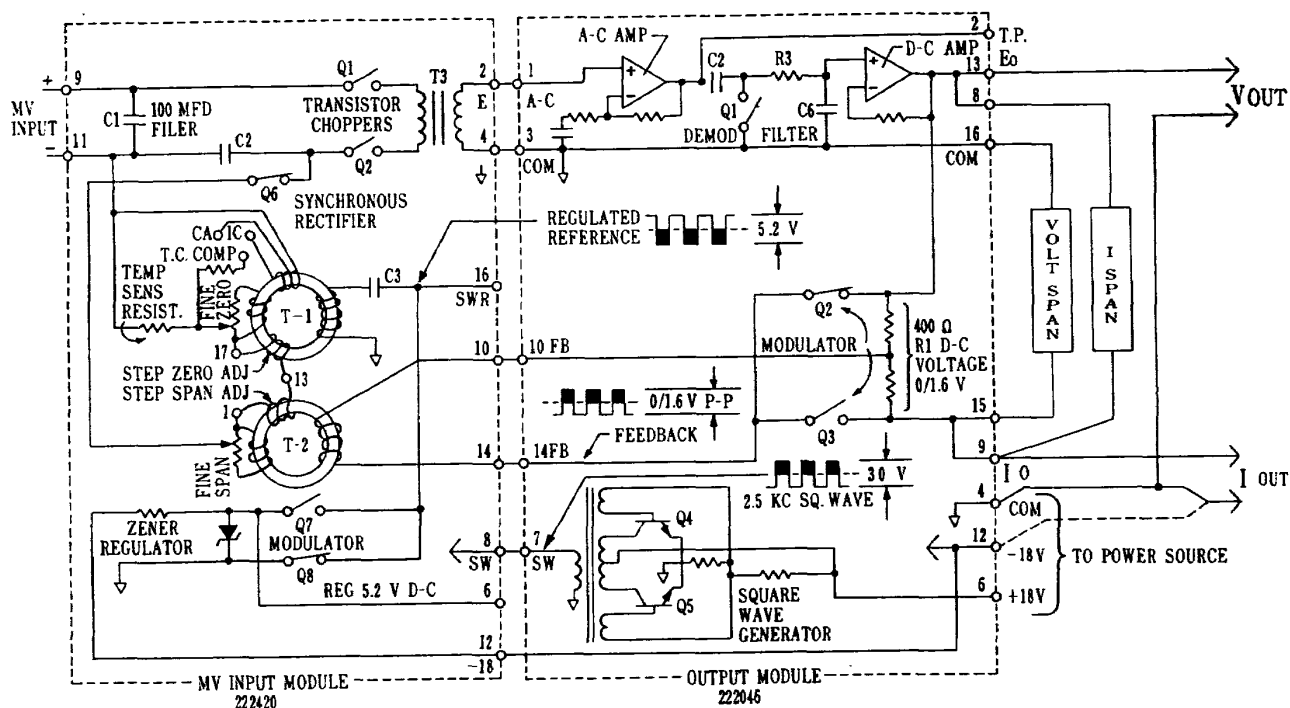


図 47 温度検出器用増幅器系統図

計測点	線の種類	本数	計測点	線の種類	本数
ブレーキ線	MIL 5086A AN20	1	エンジン排温	MIL-C-7078A AN22×2C	1
燃料レベル	MIL 5086A AN20	2	回転数	MIL-C-7078A AN22×2C	1
	MIL 5086A AN22	8	燃料流量	MIL-C-7078A AN22×2C	1
ホック検出	MIL 5086A AN22	4	加速度	MIL-C-7078A AN22×4C	1
スロットル アクチュエータ	MIL-W-5086A AN20	1	速度	MIL-C-7078A AN22×2C	2
	MIL-C-7078 AN22×24	1	高度	MIL-C-7078A AN22×6C	2
	MIL-C-7078 AN22×6C	1	オイルフロー レベル	MIL-C-7078A AN22×4C	1
ブーストポンプ	MIL-W-5086 AN6	1			
イグニッション	MIL-W-5086 AN20	1			

表 3 計測制御用ケーブル

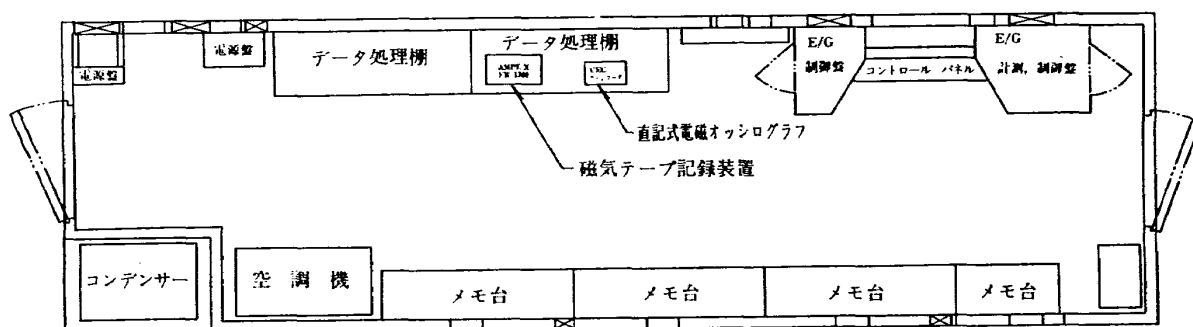


図 48 計測車内部配置図

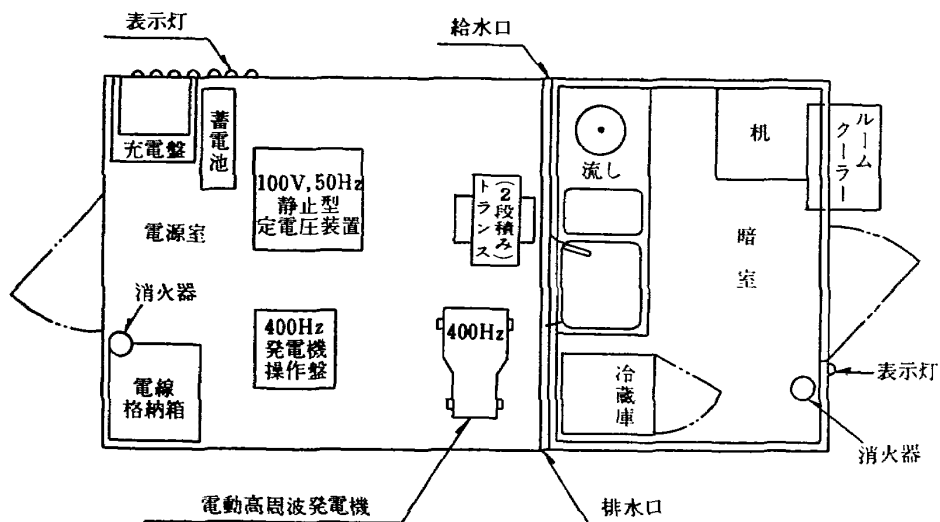


図 49 電源車内部配線図

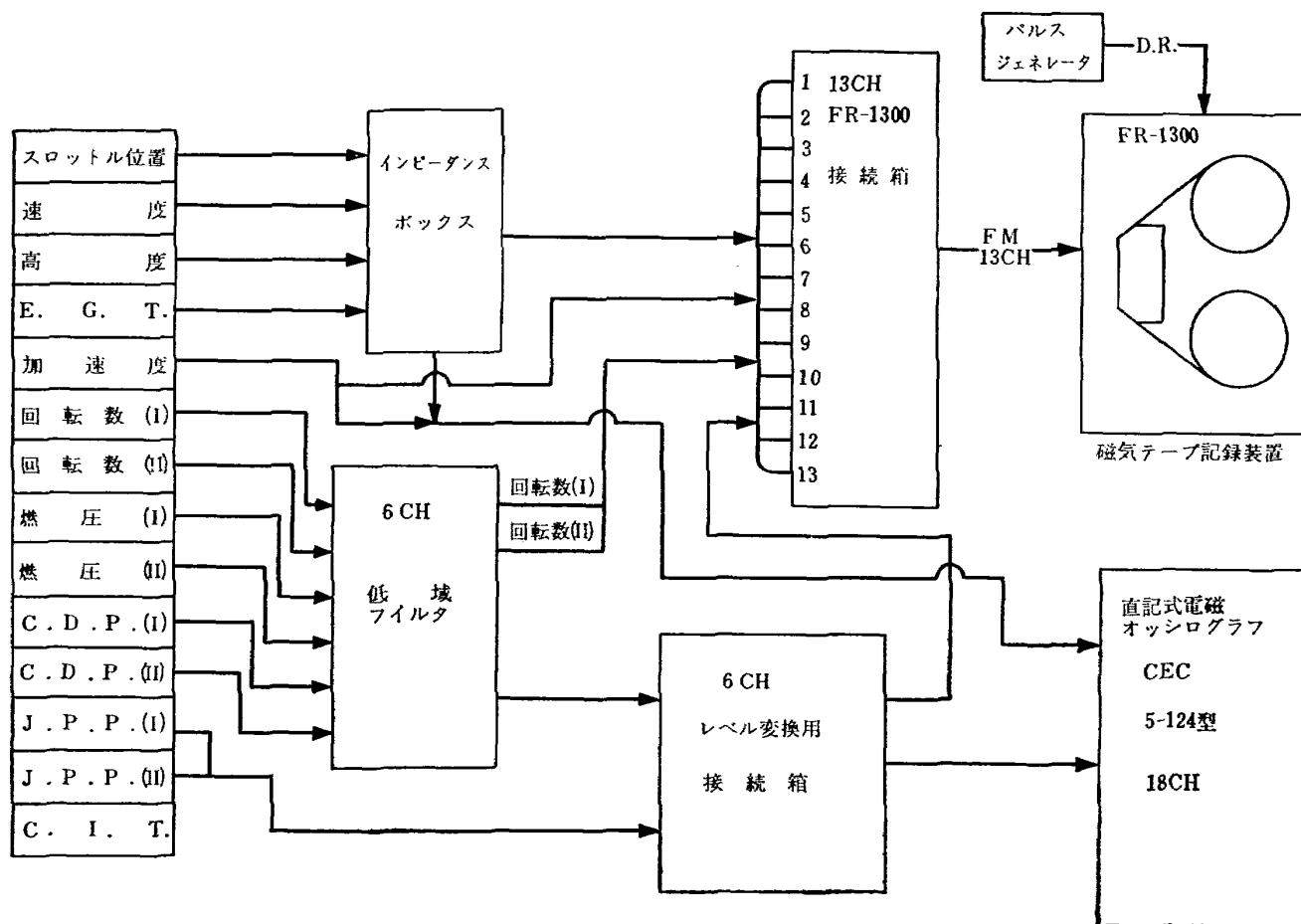


図 50 地上計測装置系統図

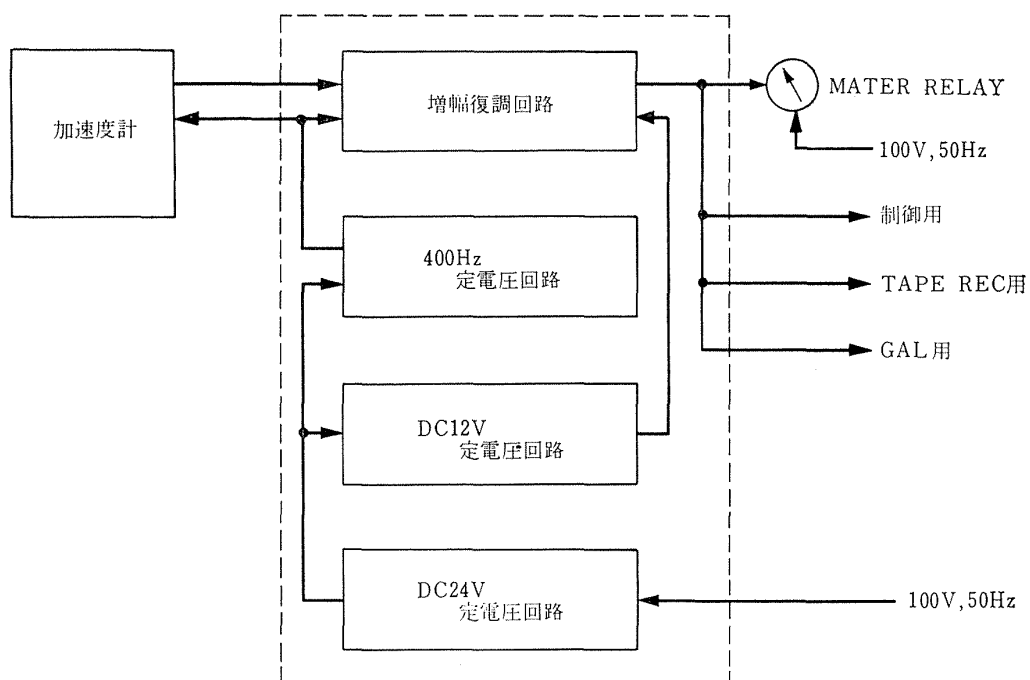


図 51 加速度計用復調器系統図

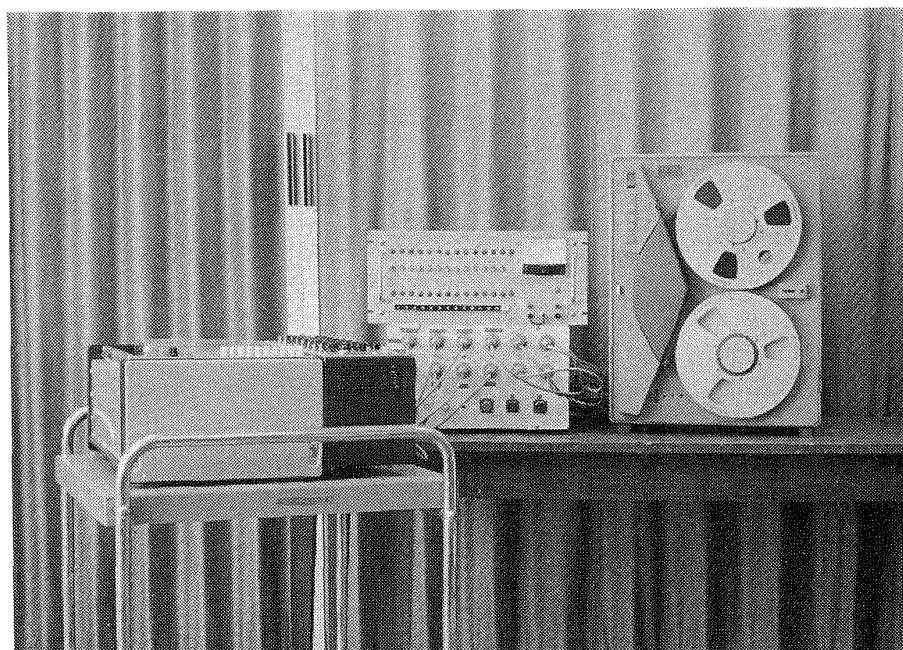


図 52 磁気テープ記録装置

変換器の出力を増幅し、かつ出力インピーダンスを下げるため、演算増幅素子を利用した直流増幅器を用いている。(図46)

(6) 温度検出器

エンジンの入口空気温度、排気温度は、それぞれ、C A, I Cの熱電対により検出するが、その出力はチョパー安定型の直流増幅器により増幅される。(図47)

(7) 燃料流量検出器

燃料流量は、タービンフローメータ式の流量計でパルスとして検出するが、その出力レベルが低いため、台上に増幅器を用意した(図42)

(2) 計測ケーブル

台車の台上検出装置により検出されたデータは、有線により地上に送られるが、常に台車は移動する上、屋外にて使用するため、強度と防水性に優れた航空機機内配線用のケーブルを用い、コネクタはすべて防滴型のものを用いた。

ケーブルの規格は表3のとおりである。

3. 地上計測装置

地上計測装置はすべて、計測車に収容されているがその配置は図48、49のとおりである。運転台にむかって右側に、エンジン回転数検出用D A変換器、燃料流量計測用D A変換器、加速度計用復調器等がおかれ、左側に、磁気テープ記録装置、直記式電磁オシログラフ等のデータ記録装置がおかれている。

図50に地上計測装置の系統図を示す。

以下個々の機器につきのべる。

(1) 回転数検出用D A変換器

エンジンの回転数は60枚歯のパルス発信器で検出するが、このパルス信号をアナログ電圧に変換するため、積分式のD A変換器を用いた。

(2) 燃料流量検出用D A変換器

燃料流量に比例するパルスを受け、これを積分式のD A変換器を用いて、アナログ電圧に変換する。

(3) 加速度計用復調器

加速度計のシンクロ出力を受け、これを増幅復調しアナログ電圧に変換する、その系統図を図51に示す。

規格 日本航空電子 J A-1001A-1

入力 J A-200 加速度計(マイクロシン出力)

出力 最大 $\pm 1V$ ($\pm 0.5g$)

電源 50Hz 100V

(4) 磁気テープ記録装置

計測信号は接続箱により、磁気テープ記録装置、直記式電磁オシログラフにそれぞれ加えられる、磁気テープ記録装置の規格は次のとおりである。(図52)

型式 アンベックス F R-1300

チャンネル数

14チャンネル

記録方式

F M13チャンネル

直接記録 1チャンネル

記録速度 30, 15, $7\frac{1}{2}$, $3\frac{3}{4}$, $1\frac{7}{8}$, 吋/秒

周波数特性 (表4)

テープ速度	周波数特性 (1.0db 以内)	S/N比	歪率
60吋	0~20,000 Hz	44db	1.5%
30	0~10,000	44	1.5
15	0~5,000	42	1.5
$7\frac{1}{2}$	0~2,500	42	1.5
$3\frac{3}{4}$	0~1,250	40	2.0
$1\frac{7}{8}$	0~625	40	2.0

表4 磁気テープ記録装置の特性

出力ドリフト $\pm 0.5\%$

電源 115V 50Hz

(5) 直記式電磁オシログラフ

型式 ベルハウエル CEC TYPE 5-124

チャンネル数 18チャンネル

記録速度 0.25, 1, 4, 16, 64, 吋/秒

時間信号 0.01, 0.1, 1秒

電源 115V 50Hz

ガルバノメータの特性(表5)

型名	端子抵抗 (Ω)	外部制動抵抗 (Ω)	5%振幅低下周波数 (Hz)	電流感度 (制動なし) ($\mu A/in$)
7-341	60	350	0-60	6.12
7-346	47	350	0-190	26.7
7-351	69	350	0-12	2.66
7-364	33	200	0-500	397

表5 直記式電磁オシログラフの
ガルバノメータ特性

4. データ処理装置

実験により得られたデータを迅速に処理するため、計数型計算機 HIPAC 103 によるデータ処理装置を用意した、その系統図は図53に示すとおりで、主として既設の設備を利用し、高速データ処理のため、高速ライプリンタ、磁気テープハンドラを付加した。

実験に際しては、アナログ磁気テープ記録装置の第14チャンネルに計数用のパルスを録音し、再生時にそのパルスを数えてデータ処理の制御を行なうようになっている。

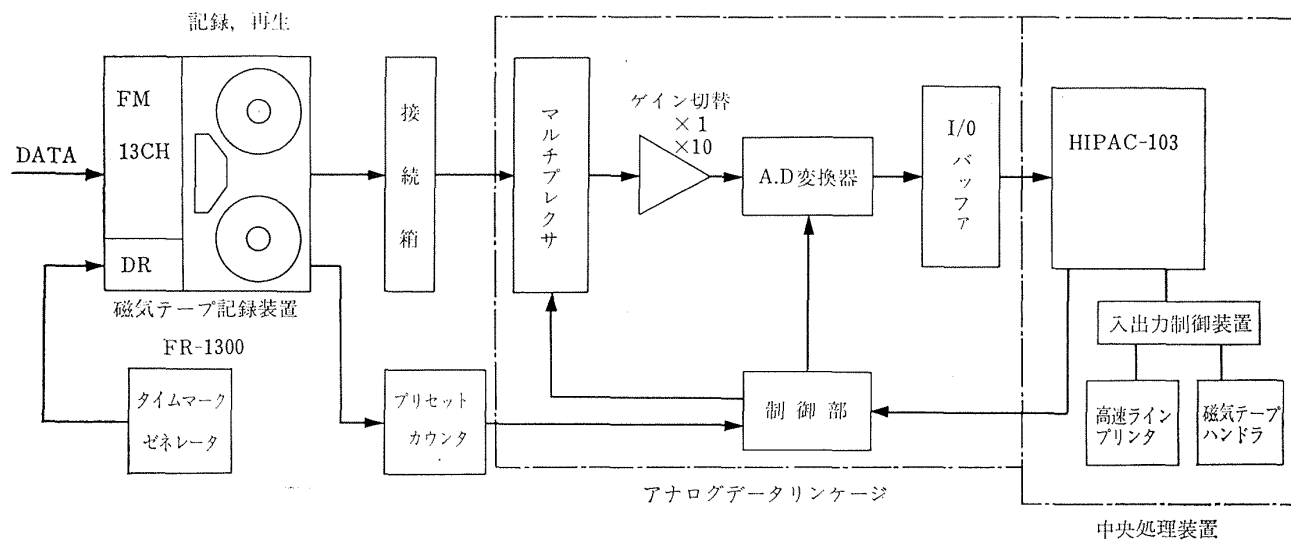


図 53 データ処理装置系統図

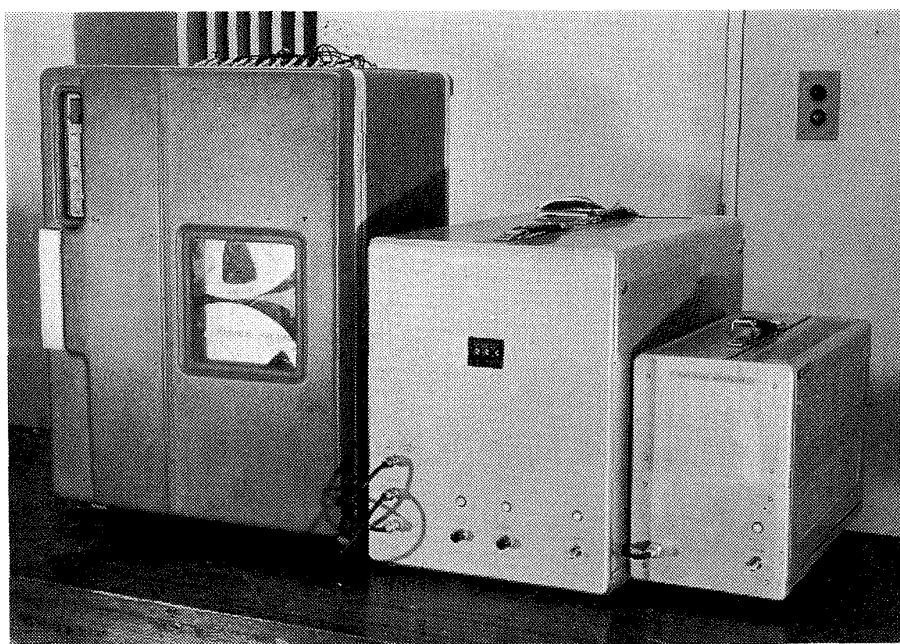


図 54 右：タイムマークゼネレータ，中央：プリセットカウンタ

データ処理装置は大別して次のように分けられる。

- (1) タイムマークゼネレータ
- (2) プリセットカウンタ
- (3) アナログデータリンケージ
- (4) 中央処理装置

次に個々について詳しく述べる。

- (1) タイムマークゼネレータ

タイムマークゼネレータは、磁気テープ記録の基準となる250パルス/秒の時間信号を発生するもので、基準発振器としては、水晶振動子を用いている（図54）

出力信号

パルス周期	4ms
パルス巾	200 μ s
パルス波高値	1.4V

- (2) プリセットカウンタ

プリセットカウンタは、磁気テープに記録されているタイムマークパルスを計数し、パルス数があらかじめ、設定した値に達すると外部に指令信号を発するもので、設定値は1～999まで設定可能となっている。

入力信号

パルス巾	10 μ s以上
パルス波高値	1.4V

出力

パルス巾	100 μ s
パルス波高値	
信号時	-6.5V
無信号時	+0.6V
分周比	1~199
	10進3桁

負荷

アナログデータリンケージ
(エンタートラッピングモード端子)

処理装置			
形 式	プログラム内蔵形		
主 演 算 素 子	パラメトロン		
数 値 取 扱 方 式	固定および浮動小数点，並列演算方式		
数 値 桁 数	固定小数点；符号＋2進47桁 浮動小数点；符号＋指数2進8桁 ＋係数2進39桁		
命 令	ペアードオーダ方式 インデックスレジスタ3個		
演 算 速 度		固定小数点	浮動小数点
	加 減	0.4ms	0.4～13ms
	乗 算	1.8ms	1.8ms
	除 算	6.5ms	5.7ms
内 部 記 憶 装 置	磁心記憶装置		1,024語
	磁気ドラム記憶装置		7,168語
磁気ドラム記憶装置			
容 量	8,192 語（内部記憶装置のうち磁気ドラム部分を含む）		
平均アクセスタイム	10ms		
万能入出力装置			
印 字 速 度	500字/分		
セ ン 孔 速 度	500字/分		
1 行 印 字 数	80 字		
活 字 の 種 類	3 段シフト		94種
テープ読み取り速度	機 械 式	500字/分	
	光 電 式	12,000字/分	

表 6 中央処理装置仕様

(3) アナログデータリンケージ

すでにリフトエンジンの計測に用いられている装置

を使用した, 磁気テープ記録装置の再生出力にあわせるため, AD変換器の前の演算増幅器のゲインを10倍に上げた, プリセットカウンタの出力により, マルチプレクサのサンプルが行なわれ, つづいてAD変換を行い, I/O バッファを通して, 計算機にインプットする。

(4) 中央処理装置

既設の中央処理装置をそのまま利用した, 仕様は次のとおりである (表6)。

A0)	XA/2, +S.
	T/~.
	J/-1, +S.
	NE/~.
	LTM/~.
	J/A0, +3.
	JSW 4/~, +S
	JSW 4/B0.
	I1S/-1.
	SEL 0/0.
	SELI/3.
	NE/~.
	I1S/+1, +1.
	XA/B1, +1.
	OH/1.
	XRH/2.
	T/B3, +1.
	NE/~.
	I2S/-12, +1.
	12N/4, +S.
	J/
	LE/~.
B0)	SELO/1.
	XA/B2.
	OH/4.
	J/A0, +1.
B1)	OCT (0!00000000000000)
	.
	.
	.
	OCT (1500000000000000)
B2)	BCH (ERRO)
B3)	WS (13)

図 55 プログラム例

(5) ソフトウェア

使用にあたっては, プログラムはアセンブラ言語 HISIP 103により作成するが, その一例として, 13チャンネルのデータを逐次AD変換し, 計算機に読みこむプログラムを示す。(図55)

5. 予 備 試 験

本設備は、基本的な性格上、台車のブレーキにすべての安全性を託しているため、ブレーキおよび緩衝器についての予備試験を行ない、安全性を確めた。予備試験として次の試験を行なった。

1. 予備落下試験
2. 落下試験

5. 1 予備落下試験

設備の建設に先だて、高さ約10mの塔を建設し、これに模擬台車をつけ、自由落下させ、緩衝器とブレーキの予備試験を行なった。試験装置を図56に示す。

(1) 緩衝器の試験

緩衝器は、台車と接触する緩衝ゴムと2段のオリフィスからなっているが、緩衝ゴム、緩衝器の充鎮初圧、オリフィスの形状、ゴム座の寸法を変えて、衝突時の台車減速度を求めた。試験したオリフィスの形状を図57に、試験結果を表7に、また試験データ例を図58に示す。この結果、オリフィスAにおいて減速度が打当り速度 10m/s における目標値5gをこえる。緩衝ゴムについては硬度の高い方が減速度は0.2~0.4g程度低い、2次ピーク（図58参照）は逆に高くなり振動的となる。充鎮初圧は2.2kg/cm²では、打当り速度9m/sにおいて緩衝器のフルストローク1280mmに達し、不

充分で、3kg/cm²程度の圧力が必要であった。ストップのゴム座についても2種類のゴムについて比較したが、小型の方が0.5g程度低い減速度を示した。

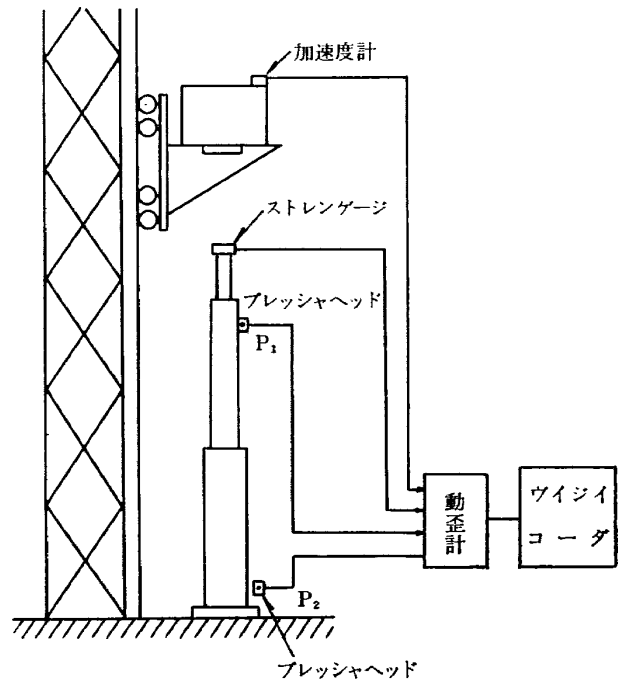


図 56 予備落下試験装置

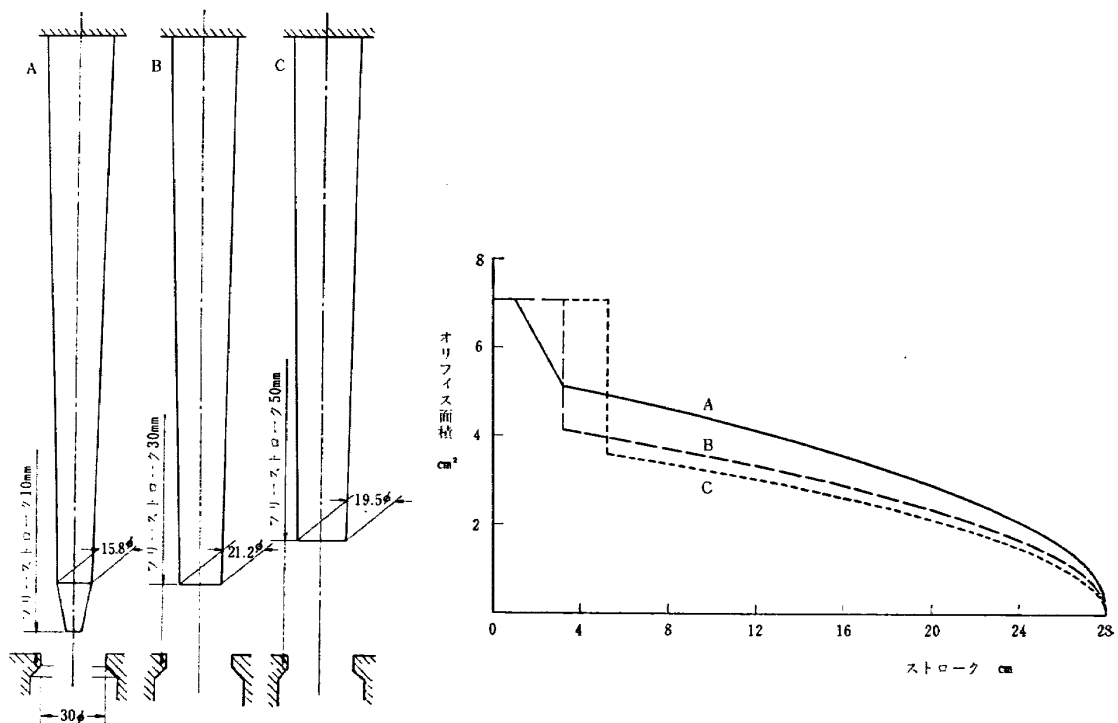


図 57 緩衝器オリフィスの形状

試験番号	落下高さ m	打当速度 m/s	充填初圧 kg/cm ²	緩衝油圧 kg/cm ²		減速度 (最大値) g	緩衝ゴム 硬 度	オリフィス	ゴム座
				P ₁	P ₂				
1	3.26	8	2.2	41.2	13.80	4.53	60	A	無
2	4.00	9	2.2	48.3	17.50	5.48			
3	3.26	8	3.0	42.5	13.00	3.20			
4	4.00	9	3.0	52.6	16.80	5.58			
5	5.10	10	3.0	63.4	19.38	6.49			
6	5.10	10	3.0	73.2	19.80	4.53 (3.87)	50	B	大 4.43kg
7	5.10	10	3.0	66.3	16.10	4.13 (4.21)	60	B	
8	5.10	10	3.0	75.6	18.00	4.67 (3.97)	50	C	
9	5.10	10	3.0	73.2	18.20	4.48 (4.08)	60	C	
10	5.10	10	3.0	78.3	18.00	4.17 (3.66)	50	C	小 2.76kg
11	5.10	10	3.0	75.6	18.80	4.01 (4.01)	60	C	

減速度 () は第2次のピーク値を示す。
台車の重量 550kg

表 7 緩 衝 器 試 験 デ ー タ

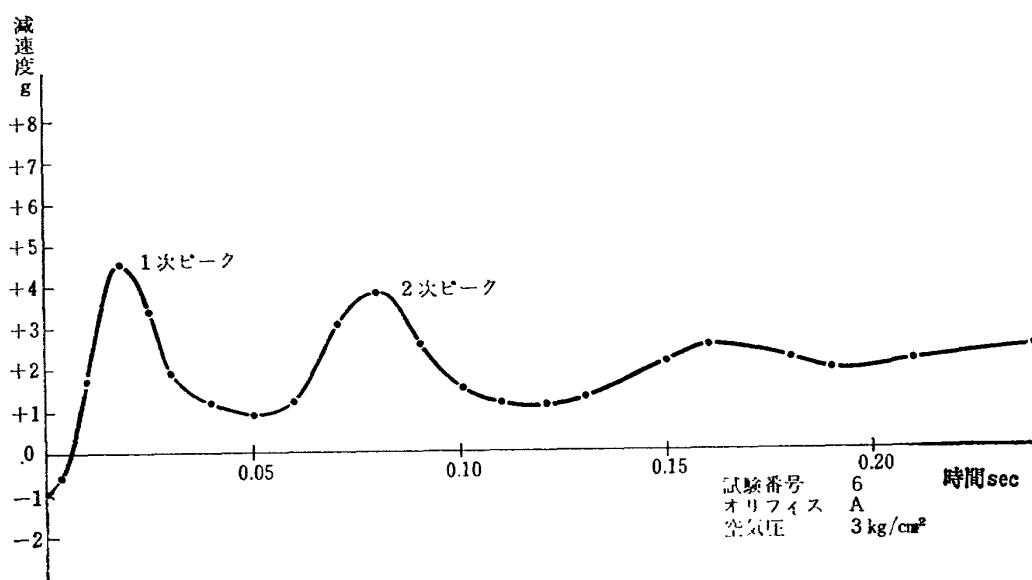


図 58 台 車 減 速 度

(2) ブレーキ試験

図53の試験装置により実施した。台車の高さをかえて自由落下させ、常用の油圧式ブレーキまたは非常用の油圧バネ式ブレーキにより、台車にブレーキをかけ停止させ、その時の制動距離、制動時間を計測した。

結果を図59, 60に示す。安全上の見地から、速度10m/sでの試験は実施できなかったが、シミュレーションにより、計画目標を達成していることを確めた。

(付録)

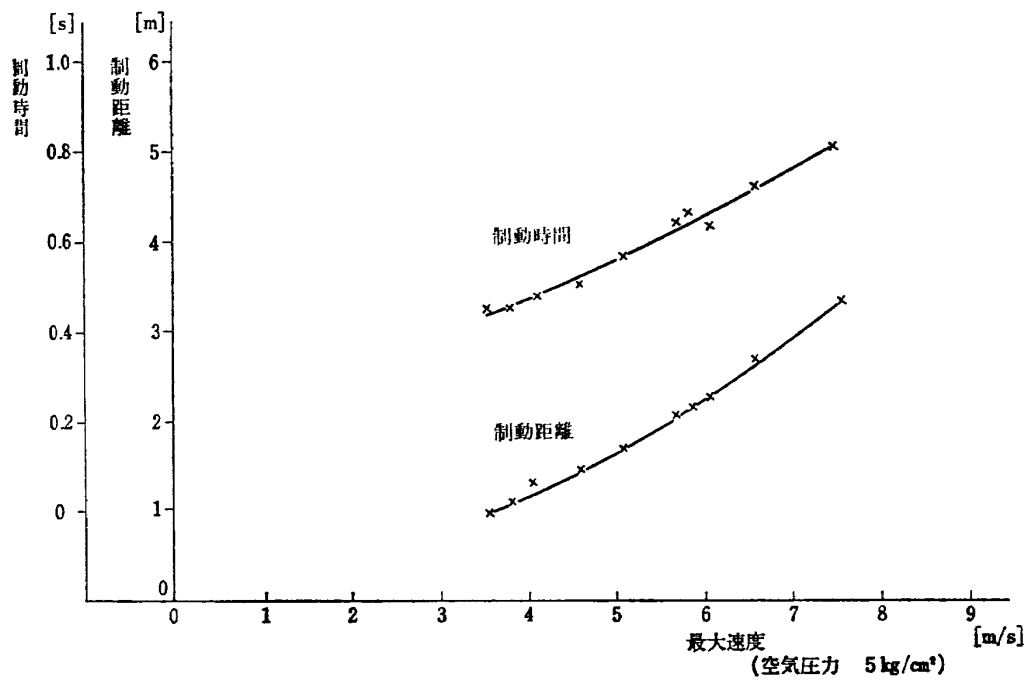


図 59 油圧式ブレーキの制動距離および制動時間

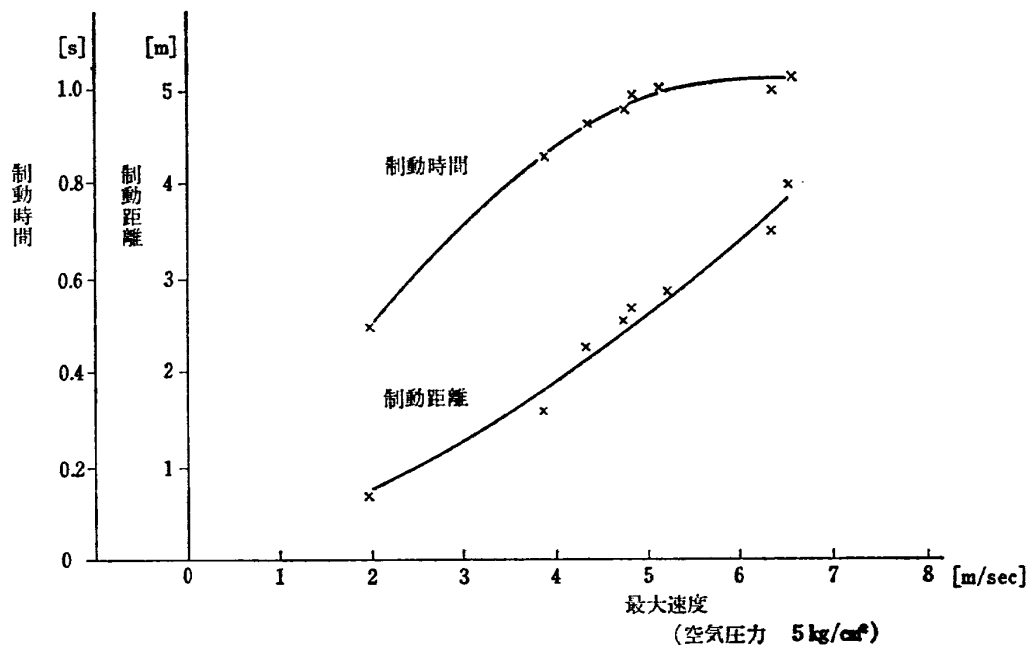


図 60 油圧バネ式ブレーキの制動距離と制動時間

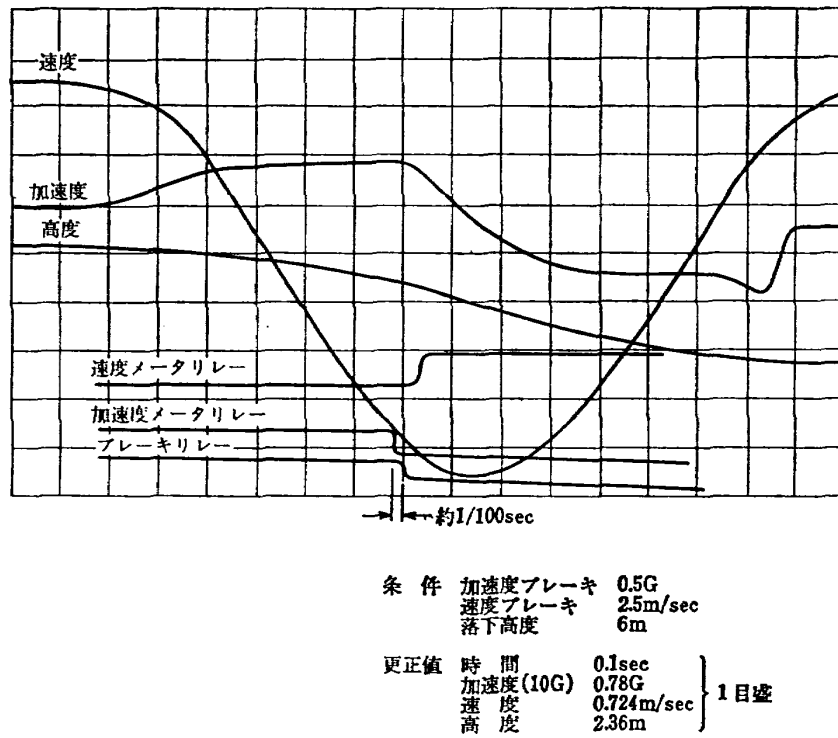


図 61 落下試験データ

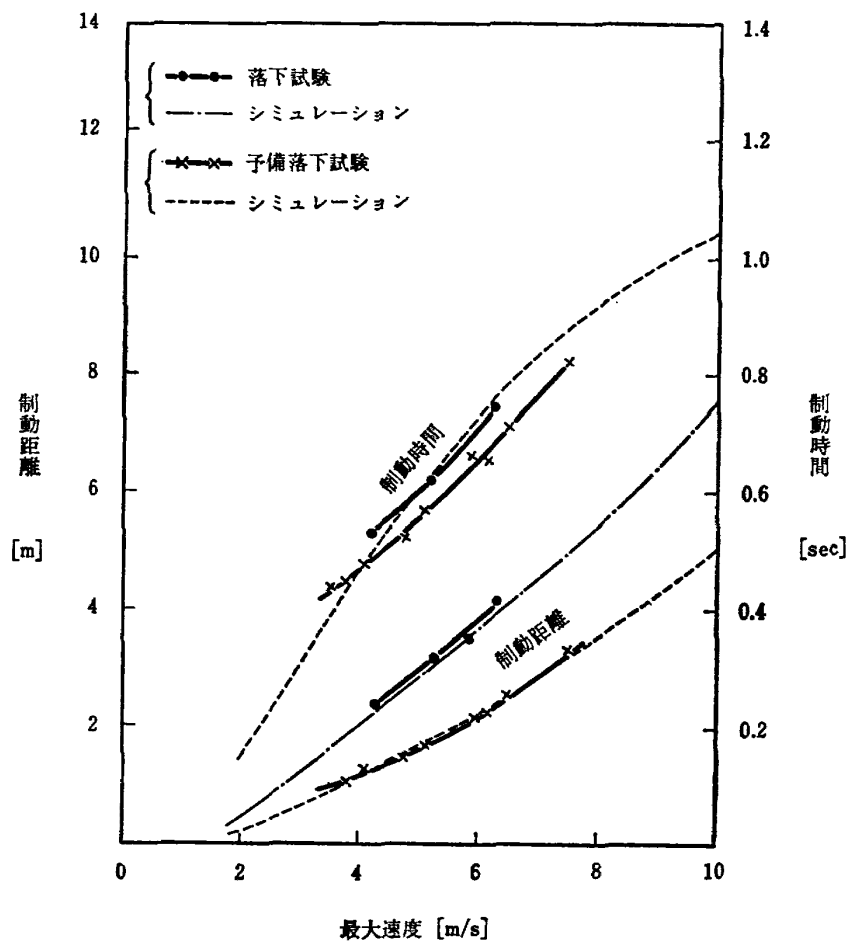
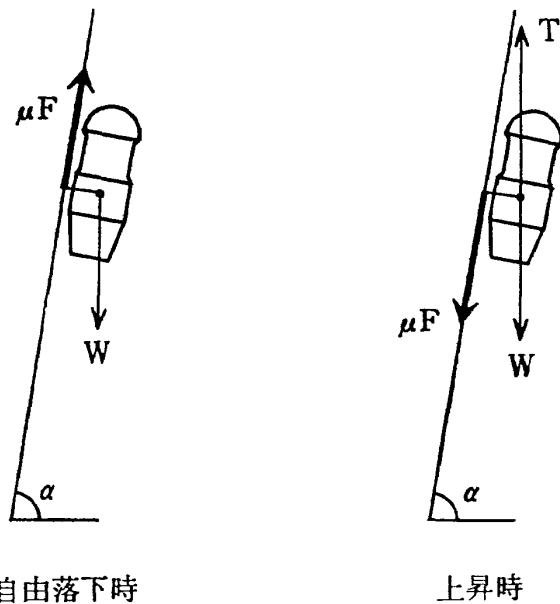


図 62 制動距離および制動時間



自由落下時

上昇時

図 63 自由落下時，上昇時，台車に加わる力

5. 2 落下試験

高度制御試験設備の台車にエンジンと等重量の鉛弾をのせ，自由落下させ，ブレーキの試験を行なった。

ブレーキを作動させる要因として使用したものは，

- (1) 加速度
- (2) 速度

の系統で，それぞれ最大値をあらかじめ決めておき，その値を超えた場合，ブレーキが働くようにした。他の系統は殺して実験を行なった。（図22参照）

加速度計，速度計は 4.3.1 項に述べたもので，その出力をメーターリレーに入れ，これに設定された制限値を超えた場合リレーが働き，ブレーキを駆動させるソレノイドコイルに通電される。試験は高度 3～6 m より自由落下させ，ブレーキの作動する速度，加速度の設定値をそれぞれ変えて実施した。その結果を図 61, 62 に示す。この結果から，メーターリレーのおくれが約 0.4 秒あり，このおくれによりブレーキ特性（制動距離）が左右されることが判った。また，予備落下試験の結果と各リレーのおくれを考慮に入れて比較するとブレーキ特性がやや悪くなっていることが判明した。これは本設備のガイドレールと予備試験のガイドレールの直線性（平坦性）に相異があるため，ブレーキの接触部のクリアランスを小さく取ることに限界がありブレーキ特性を犠牲にして，クリアランスを大きくとったためである。図 62 に示すとおり最大速度 5.8 m/s において，落下距離 3.5 m であり，シミュレーションにより最大速度 10 m/sec において計画目標の停止距離をこえないことを確めた。

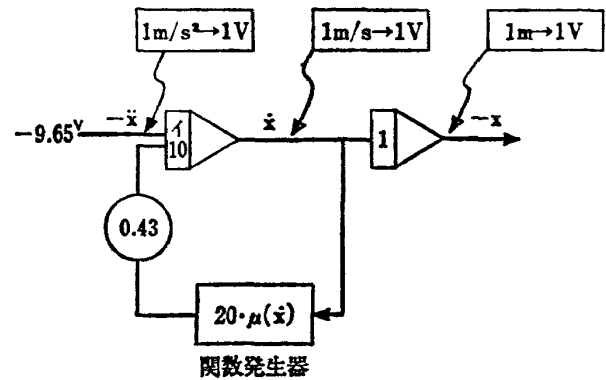


図 64 シミュレーションブロック図

この他，落下試験後，台車の燃料ポンプ，電磁弁等の動作試験を行ない異常のないことを確めた。

6. あとがき

本試験設備は昭和 41 年 3 月完成し，最初リフトジェットエンジン 1 台を搭載し，昭和 41 年 8 月，手動制御により高度制御の試験に使用され，昭和 42 年 6 月より台車の一部，計測系統等を改修し，フライングテストベツト³⁾と同じ取付方法により 2 台のエンジンを搭載できるようにし，試験を行なった。予備試験を含めて 9 回の試験を完全に逐行し，VTOL 機の高度制御に関する資料を得ることができた。

本設備の昇降塔，台車，緩衝器，起動用空気源，燃料供給装置の製作は，石川島播磨重工業株式会社，計測車，データ処理装置については日立製作所が担当した。特に本設備の昇降塔は前例もなく，その設計製作は極めて困難なものであったが，熱心に逐行され，優秀なる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次第である。

文 献

- 1) Ronald M. Gerdes "A Piloted Motion Simulator Investigation of VTOL Height-Control Requirements" NASA TND-2451 1965
- 2) "Recommendations for V/STOL Handling Qualities AGARD Rept 408 (1962/10)
- 3) 新型航空機部 "フライングテストベツトの計画" 航技研報告 TR-154 (1968)

付録 1 台車の制動特性のシミュレーション

台車のうける力を簡単に表わすと図 63 に示すとおりとなる。これを式で次のように表わせる。

$$\text{自由落下} \quad \frac{W}{g} \ddot{x} = W \cos \alpha - \mu(\dot{x} \cdot F$$

$$\text{上昇時} \quad \frac{W}{g} \ddot{x} = (W - T) \cos \alpha + \mu (\ddot{x} \cdot F$$

定数として次の値を与え、アナログ計算機でシミュレーションを行った。そのブロック図を図64に示す。

推力 : $T = 1400 \text{ kg}$

自重 : $W = 1100 \text{ kg}$

ブレーキしめつけ力 : $F = 9630 \text{ kg}$

塔傾斜角度 : $\alpha = 10^\circ$

関数発生器としてAD変換器、ディジタル計算機DA変換器をくみあわせたものを用い、図16のデータを基にして、低速時の摩擦係数を仮定して、制動距離、

制動時間が落下試験のデータと近似するものを求めた。その結果を図62に示す。

付録 2

台車には自重の他、ケーブルの荷重、ガイドレールとの摩擦力が加わり、見かけ上の台車の荷重は、台車の位置、上昇時、下降時によって異なる。このため台車を荷重計を介したリフティングビームにより吊り上げ見かけ上の荷重を上昇時、下降時に連続的に計測し摩擦力を求めた。その結果を図65に示す。

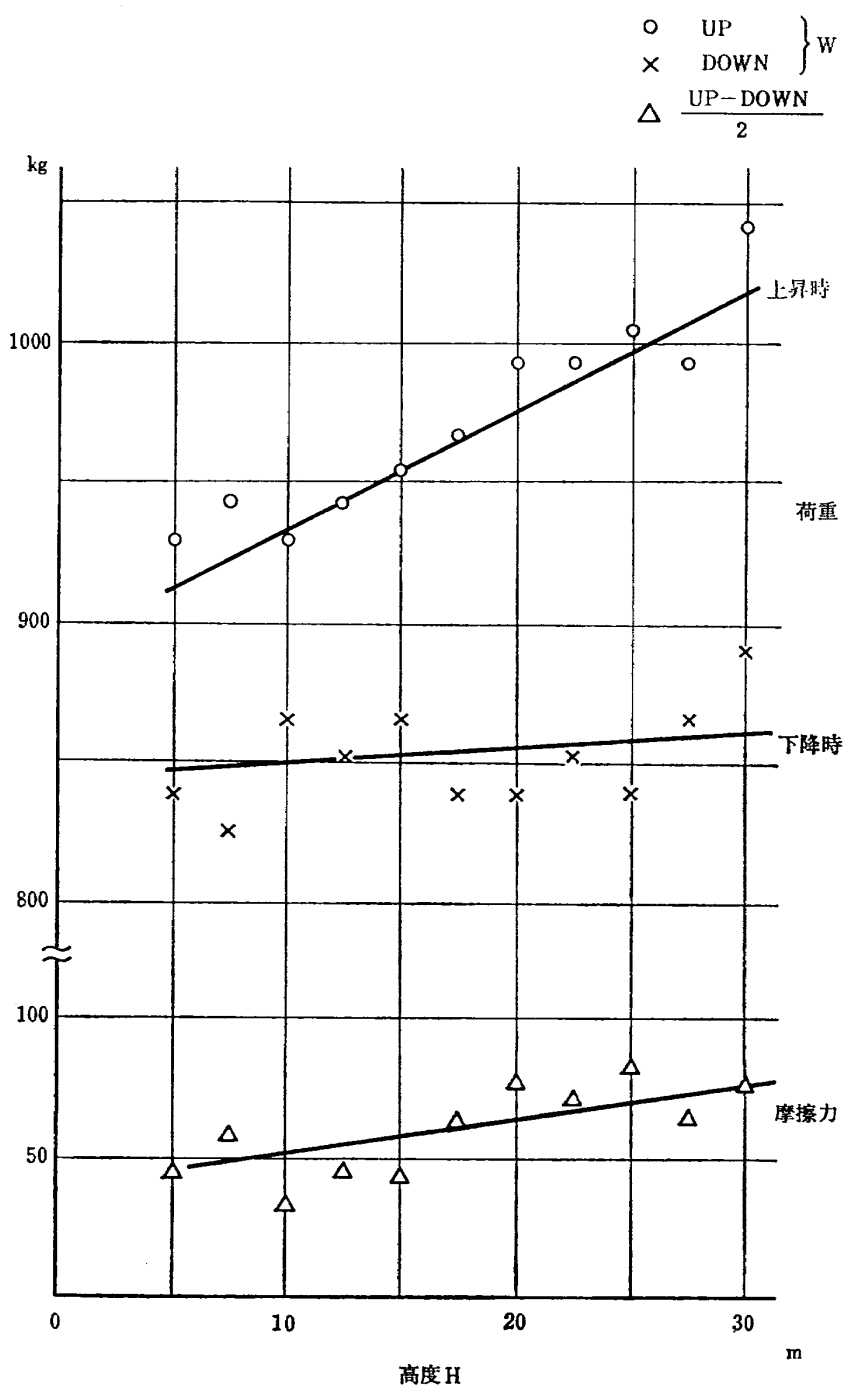


図 65 台車の荷重および摩擦力

TR-264	液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用飛しょう 体の初段に関する制御系構成 Flight Control System Design for Launch Vehicle with Liquid Propellant	1972 年 1 月	森 英彦, 興 石 肇
TR-265	ガスタービン用流体温度検出器 Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sen- sor	1972 年 1 月	西尾健二, 遠藤征紀 遠藤篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に関す る二, 三の考察 Some Consideration on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose	1972 年 1 月	河 本 巖
TR-267	フロント・ファンの研究 Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans	1972 年 1 月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男, 菅原昇 武田克己
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan, 1972	Shoichi FUJII Hideo NISHIWAKI Mistuo GOMI
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semi- groups	Feb, 1972	Tadayasu TAKAHASHI
TR-270	円筒殻の座屈実験 The Experiments on the Buckling of Circular Cylindrical Shells	1972 年 2 月	戸 田 勲, 日下和夫
TR-271	並列結合はりの振動 On the Vibration of Three-Parallel-Beams	1972 年 2 月	林 洋一, 築地恒夫
TR-272	遷音速軸流タービンの研究 (第一報) —タービンノズル円環翼列の実験— An Investigation of a Transonic Axial-Flow Turbine (I)-A Cold Air Test of the Annu- lar Turbine Nozzle Cascade-	1972 年 2 月	鳥崎忠雄, 森田光男 関根静雄, 能瀬弘幸 井上重雄
TR-273	高速軸流タービンの研究 (第二報) —1 段軸流タービンの研究— An Investigation of a High Speed Axial Flow Turbine (II)-A Investigation of a Single Stage Turbine-	1972 年 2 月	鳥崎忠雄, 森田光男 能瀬弘幸, 関根静雄 井上重雄
TR-274	軸流圧縮機ディスクの強度 (1 外周付近に多数のピン孔を有するディスク) Investigation of Strength of Axial-Flow Com- pressor Disc (1 On the Disc with many Pin Hole)	1972 年 2 月	松末勝利

航空宇宙技術研究所報告 275 号

昭和 47 年 2 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(代表) 182
印刷所 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町 58
