

UDC 620:178.3  
:629.13.012

# 航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-40

胴体内圧繰返し荷重試験装置について

竹内和之・川島矩郎・野原利雄

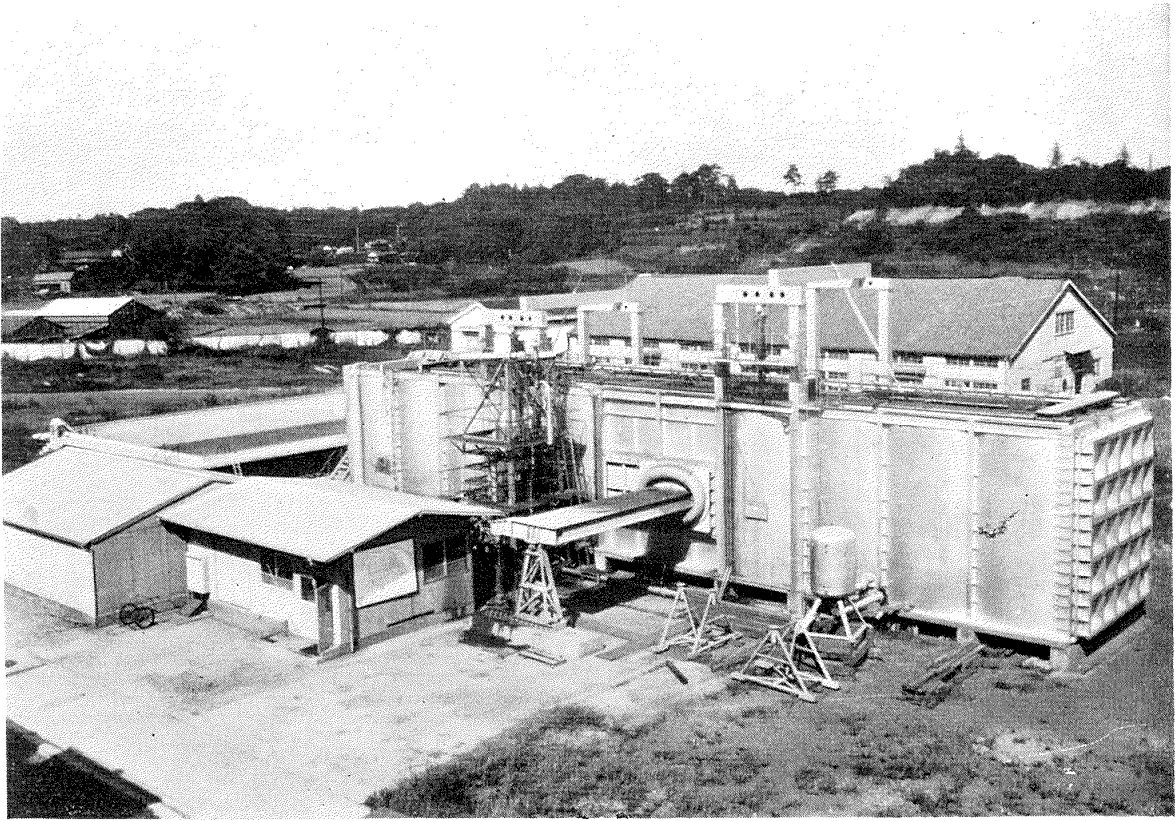
1963年2月

航空技術研究所

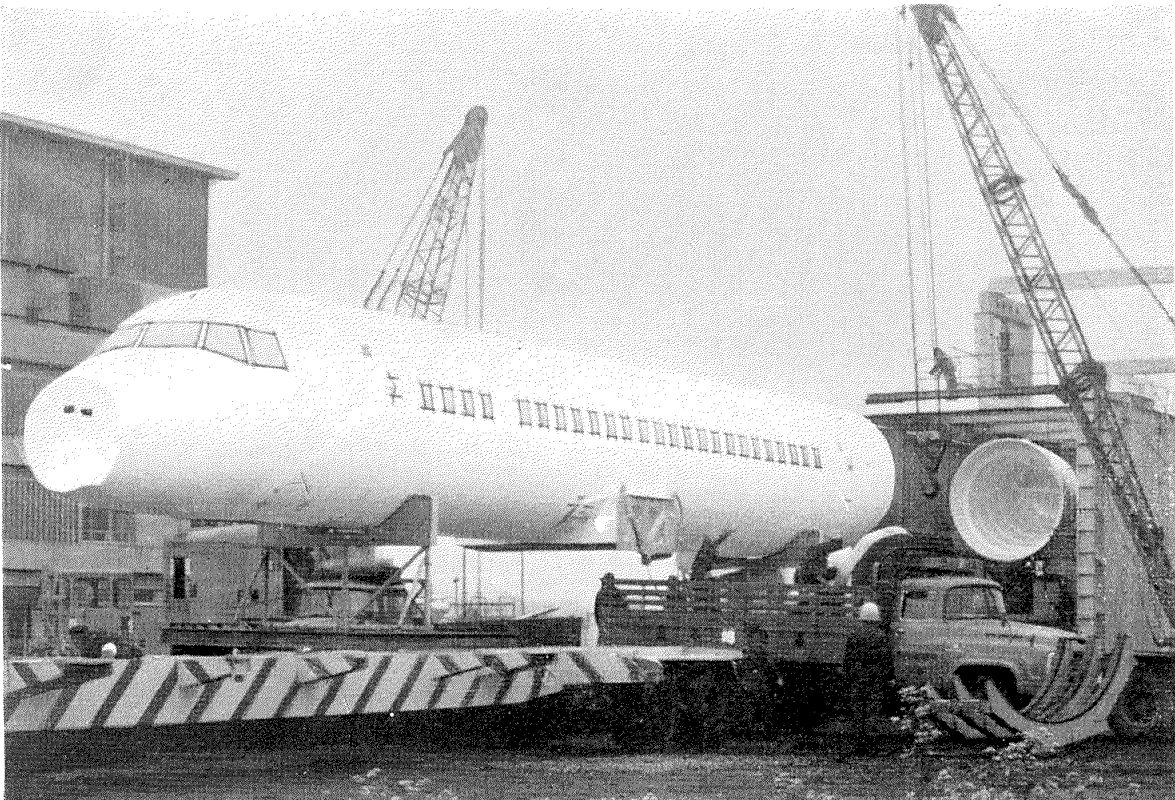
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

- |       |   |          |                          |
|-------|---|----------|--------------------------|
| TR-7  | 遷音速風洞の測定部<br>On the Transonic Test Section  | 1961年1月  | 村崎寿満                     |
| TR-8  | 繰返し荷重装置試験の予備試験<br>Preliminary Study for Development<br>of Repeated Load Testing Rigs<br>for Full-Scale Aircraft Structures                                    | 1961年3月  | 竹内和之, 飯田宗四郎              |
| TR-9  | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)<br>—非線型補正理論<br>Studies on the Small Disturbance<br>Theory of Transonic Flow (I)<br>—Non-Linear Correction Theory                             | 1961年3月  | 細川 巖                     |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究<br>Cascade Tests of High Stagger<br>Compressor Blades   | 1961年3月  | 松本正勝, 高原北雄<br>西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏<br>Yielding of Rotating Discs of Mild<br>Steel   | 1961年4月  | 佐藤和郎, 永井文雄               |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について<br>On the Natural Vibration of Thin-<br>Walled Beams of Open Cross<br>Section   | 1961年5月  | 川井忠彦, 埴 武敏               |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての<br>実験的研究<br>Experimental Results of the Inter-<br>action between Shock Wave and<br>Turbulent Boundary Layer                                   | 1961年7月  | 須郷道也, 伝田幸雄               |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層<br>On Compressible Boundary Layer<br>in Magnetodynamics   | 1961年7月  | 須郷道也, 小沢五郎               |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・較正<br>Miniature Pressure Pickups for Measuring<br>the Pressure on Oscillating Airfoils in<br>Supersonic Flow                                  | 1961年8月  | 石井孝雄, 柳沢三憲               |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題<br>の差分法による数値解法<br>On the Difference Method Solutions of the<br>Mixed Boundary Value Problems of Parabolic<br>Partial Differential Equations | 1961年11月 | 樋口一雄, 三好 甫               |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察<br>A Theoretical Comment on the Charge-<br>Beam Method of Measuring Gas Density  | 1961年12月 | 和田 勇, 細川 巖<br>三好 甫       |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の<br>二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較<br>Comparison of Inlet Guide Vane and High<br>Stagger Compressor Blade Performance<br>in a Rotor and in Cascade  | 1961年11月 | 松木正勝                     |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度<br>Strength of High-Speed Rotor   | 1961年12月 | 佐藤和郎, 永井文雄               |
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠<br>境界値問題の数値解法<br>A Numerical Method for Solving Blasius'<br>Type Differential Equation   | 1962年1月  | 樋口一雄, 戸川隼人               |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I)<br>An Investigation of Two-dimensional<br>Control Surface at Transonic Speed (I)   | 1962年1月  | 神谷信彦                     |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について<br>On the Free Lateral Vibration of a Beam<br>with Variable Cross Section   | 1962年2月  | 川井忠彦, 戸川隼人<br>林 洋一       |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の<br>モンテカルロ法による解法とその実験<br>Monte Carlo Solutions of the Boundary<br>Value Problems for Some Types of<br>Partial Differential Equations      | 1962年2月  | 樋口一雄, 高橋利之<br>鳥海良三       |
| TR-24 | 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン<br>要素試験設備<br>Test Facilities of Turbo-jet Engine<br>Components at N. A. L.   | 1962年2月  | 航空技術研究所原動機部              |
| TR-25 | 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の<br>計画と構造<br>Desing and Construction of the National<br>Aeronautical Laboratory 2m×2m<br>Transonic Wind Tunnel                            | 1962年3月  | 航空技術研究所                  |



胴体内圧繰返し荷重試験装置



供試体 (YS-11) 搬入

# 胴体内圧繰返し荷重試験装置について\*

竹内和之\*\*・川島矩郎\*\*・野原利雄\*\*

## Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures

By Kazuyuki TAKEUCHI, Tsuneo KAWASHIMA & Toshio NOHARA

A repeated load testing facility for full-scale aircraft fuselage structures was constructed.

This facility consists of a water tank, pressure loading rig for pressure cabin, and oil jacks for gust loads and landing load. Every load is controlled under several programs.

The fuselage of the turboprop-jet aeroplane YS-11 is being tested by this facility.

### 1. ま え が き

飛行機の強度試験においては、とくに輸送機の場合に、静的な強度剛性試験のほかに、突風、着陸、または与圧室の内圧等の繰返し荷重に対して、疲労に対する安全寿命の確認のための試験、あるいは点検間隔を確認するための試験として、実物の機体に繰返していろいろの荷重をかける疲労試験が要求される。

かかる要求に対して、与圧室を有する胴体にかかる荷重を地上にて再現して繰返しかける胴体内圧繰返し荷重試験装置を完成し、現在、国産中型輸送機 YS-11 の 0-2 号機胴体に対する試験を開始した。本報告においては、その構造概要ならびに運転成績について述べる。

### 2. 計 画 概 要

高空を飛ぶ飛行機においては、外気圧が低い状態において客室あるいは乗員室の快適さを保つために、外気圧より高い圧力に室内を保つ与圧室を必要とする。この与圧室と外界との圧力差は、飛行機が地上にあるとき、あるいは低空飛行を行なっている際には零であって、高空飛行の際に、その高度に応じたある値となる。したがって、この圧力差は、一飛行に一回の繰返し荷重として、胴体構造に影響を与える。このほかに、着陸の際の脚反力や、飛行中の突風により生ずる胴体慣性力も、胴体構造の疲労強度に関係する。前者は、一飛行に一回の荷重であるが、後者は、突風荷重の

---

\* 昭和 38 年 1 月 30 日受付

\*\* 機体部

頻度分布によって決まる。しかし、試験技術および試験に要する時間などの事情から、この突風荷重および着陸荷重も、それぞれ、一飛行に一回かけるものとした。

与圧室に内圧をかけるにあたって、空気で圧力をかけると、き裂が発生した場合に、爆発的破壊を生ずるおそれがあり、危険であるばかりでなく、き裂の進行状況を把握することができなくなる。

そこで、諸外国でも行なっているように、胴体全体を水槽中に浸して、水圧により加圧する方式とした。

着陸および突風に相当する外荷重は、すべて油圧ジャッキで行ない、胴体慣性力に相当する力は、胴体を主翼より前と後の二つに分け、それぞれに下向き荷重を加え、主翼部分には、ダミーをつけて適当な位置で支え、その反力によって、胴体におよぼす主翼の曲げモーメント、剪断力を所要のものとなるようにした。ただ、着陸と突風に対する翼振りに相当する荷重の修正を、二本の油圧ジャッキで行なっている。

かかる、内圧および外荷重はすべて、閉ループ制御で行ない、その荷重の大きさ、順序などは、すべて、与えられたプログラムに従って作動するように設計している。

### 3. 構造概要

胴体内圧繰返し荷重試験装置は、大別して、プール、主水槽、加圧水槽、補機室および制御室より構成されている。これらの配置は、3・1 図に示すとおりである。補機室には、油圧ポンプ、水ポンプ、空気圧縮機などが、3・2 図のごとく配置され、制御室には、動力盤および内圧、外荷重の制御、計測、記録装置のほか、加圧水槽液面の制御部が収納されている。3・3 図にプログラム制御盤の概観図を示す。

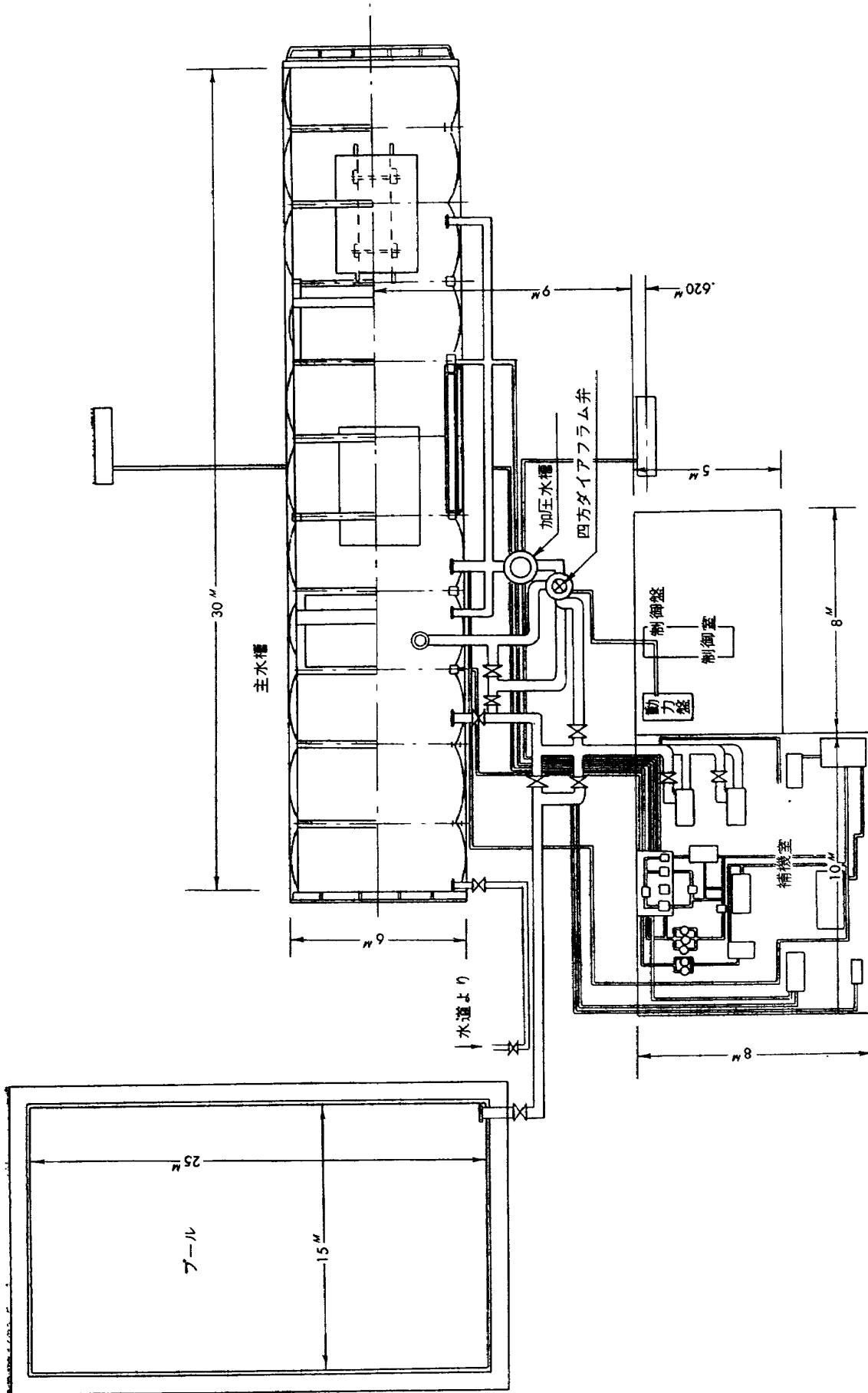
#### 3・1 水槽および貯水槽

水槽は、尾翼をとりはずした与圧胴体を完全に水中に浸して試験を行なうもので、3・4 図に示すごとき鋼板構造である。

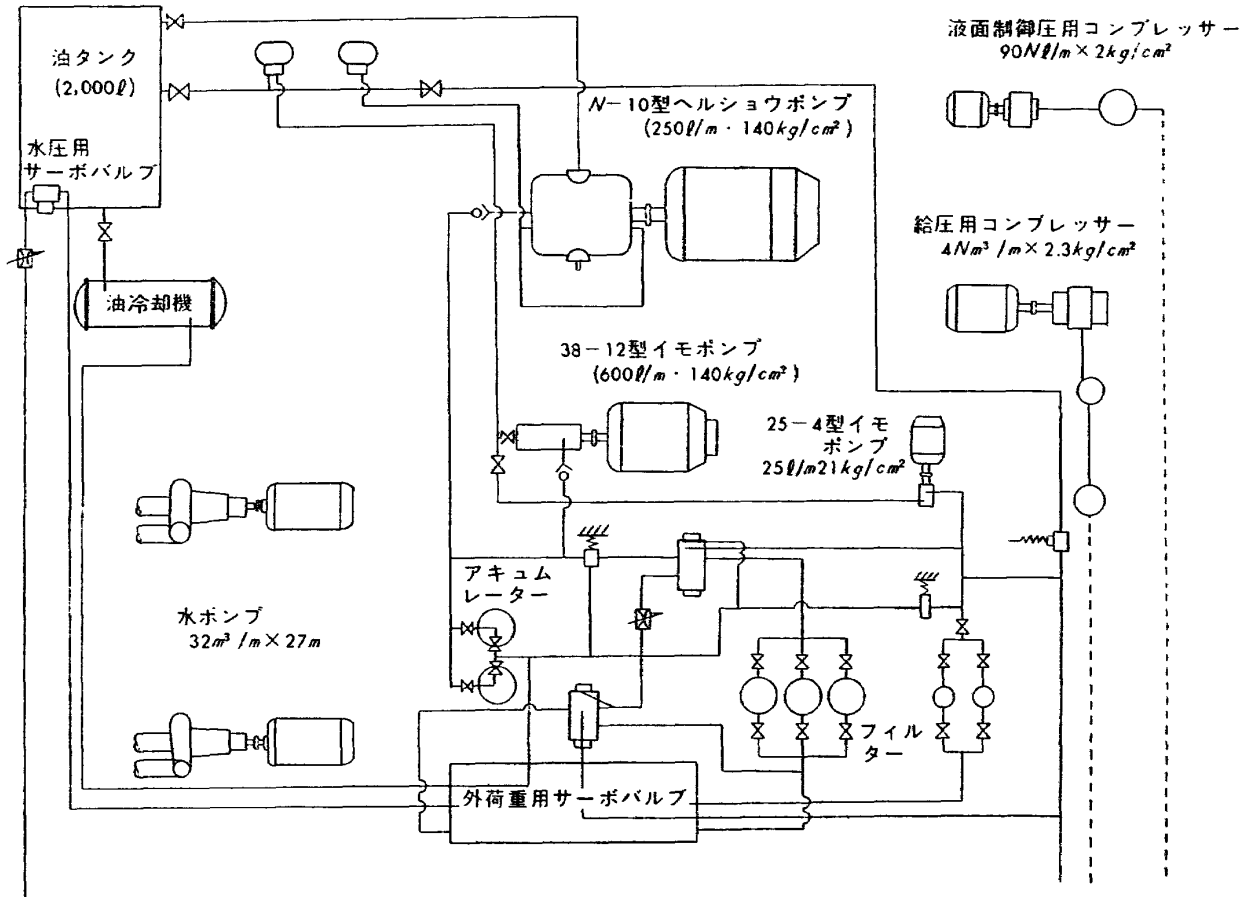
供試体にいろいろの荷重をかけうるように、前後二組の胴体荷重用の荷重台と、主翼からの荷重を水槽外部より加えるための主翼あるいは主翼ダミー突出し穴を側面に設けてある。また、供試体を水槽内に搬入したり、あるいは搬出する便宜を考慮して、水槽前面に片開き扉を、水槽底部に、鉄道狭軌に相当するレールを設けている。

水槽の次元は、内のりで  $30\text{ m} \times 5\text{ m} \times 5\text{ m}$ 、満水時の水の重量は約 800 トンになる。この水圧を受ける底板の厚さは 15 mm、側板は、半径 3 m の曲率をもつ、厚さ 6 mm の曲面板をつなぎあわせて、水槽側面の補強材を節減している。

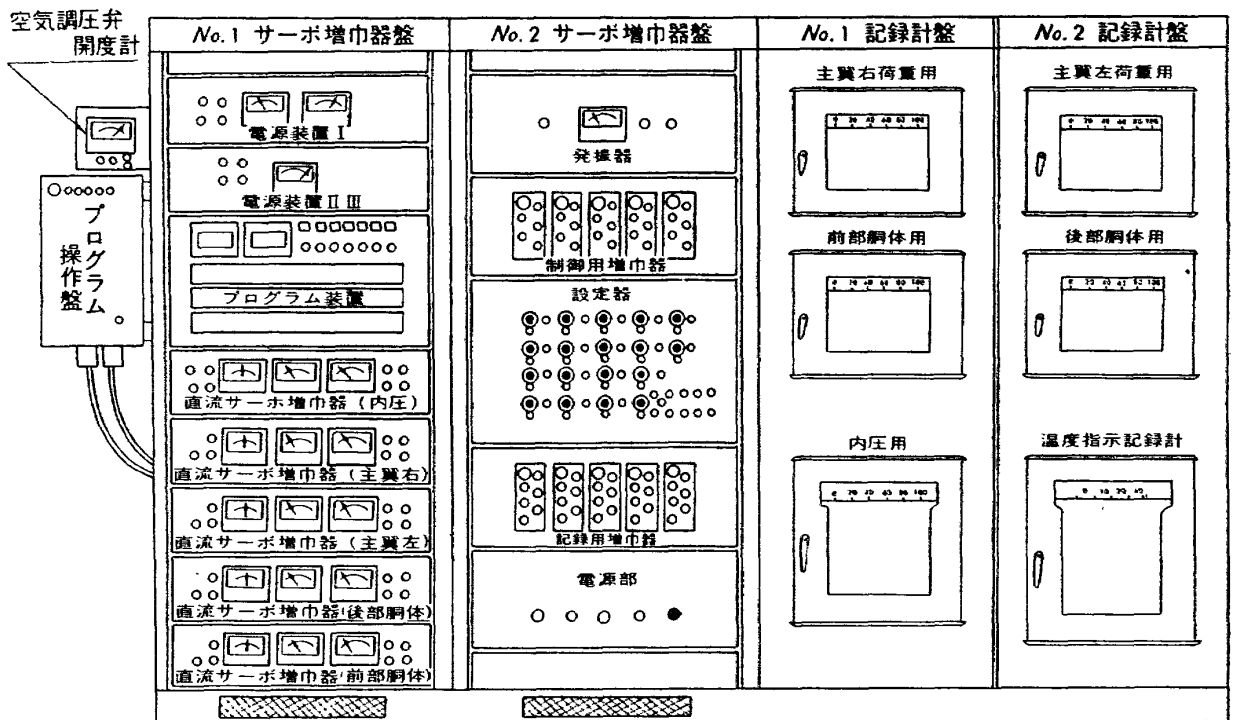
水槽が、水により腐蝕されるのを防ぐため、内面の塗装による保護が十分になされていて、下塗りはウォッシュプライマー、上塗りは、日本油脂製の船底用塗料 AC-BR および AC-SR を使用



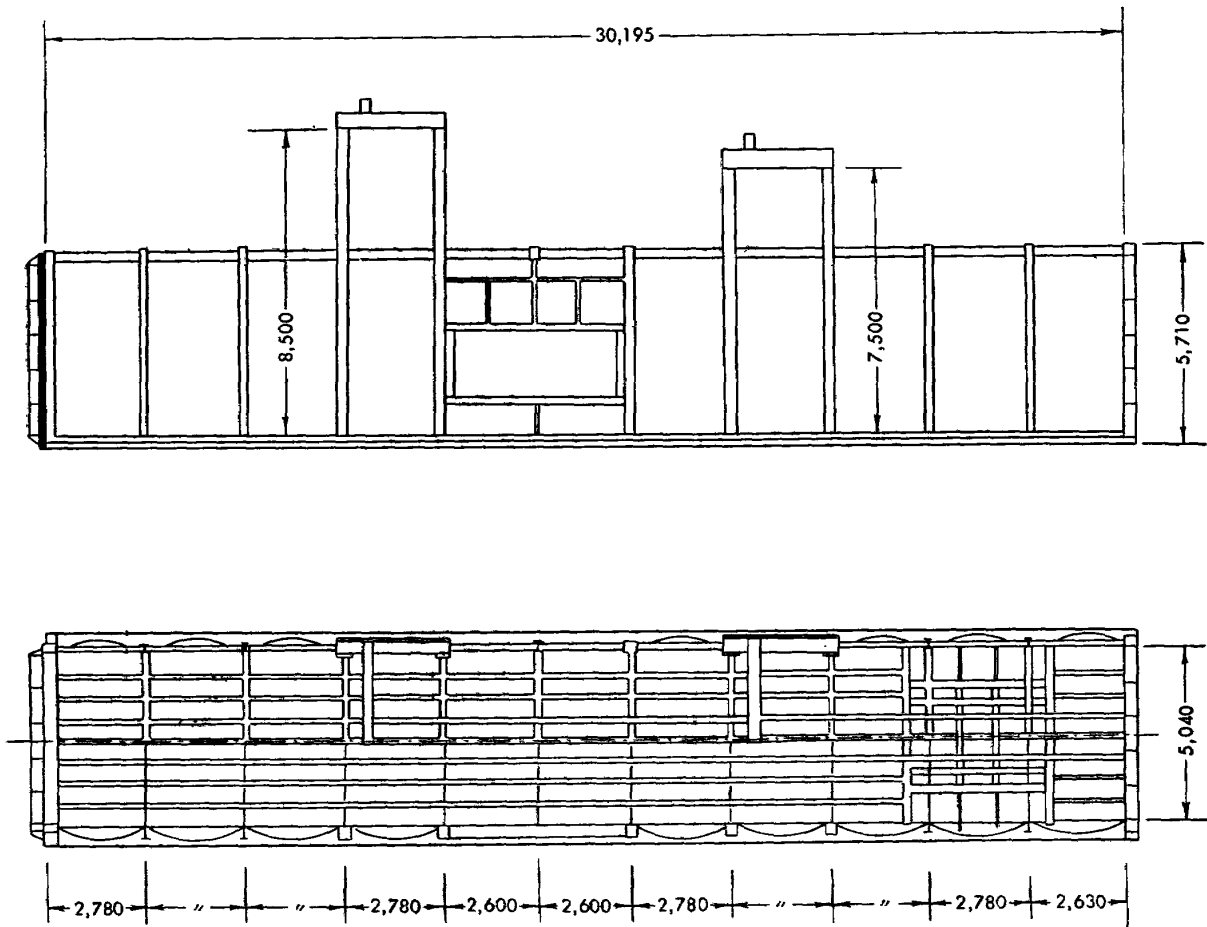
3・1 図 全体配置図



3・2 図 補機類配置図



3・3 図 プログラム制御盤



3・4 図 水 槽

している。

貯水槽は、水槽への給水、排水を迅速に行なうため、井戸水を貯えておくためのもので、容積  $25\text{ m} \times 15\text{ m} \times 2.4\text{ m}$  である。水圧用水ポンプを転用して、水槽への給水は約 100 分、水槽よりの排水は、さらに短い時間で可能となるので、水槽内で試験中の供試体を中間的に点検するうえに便宜を計っている。

水槽側面には、水深 5 m, 4.5 m, 4 m, 3.5 m, 3 m の五段階に設定して水槽水位を自動調節する水位検出用マグネットレベルスイッチがつけられ、また、水槽水位 1 m, 3 m, 5 m の高さに、測温抵抗体を取りつけられ、水温を計測記録する。

### 3・2 水 圧 装 置

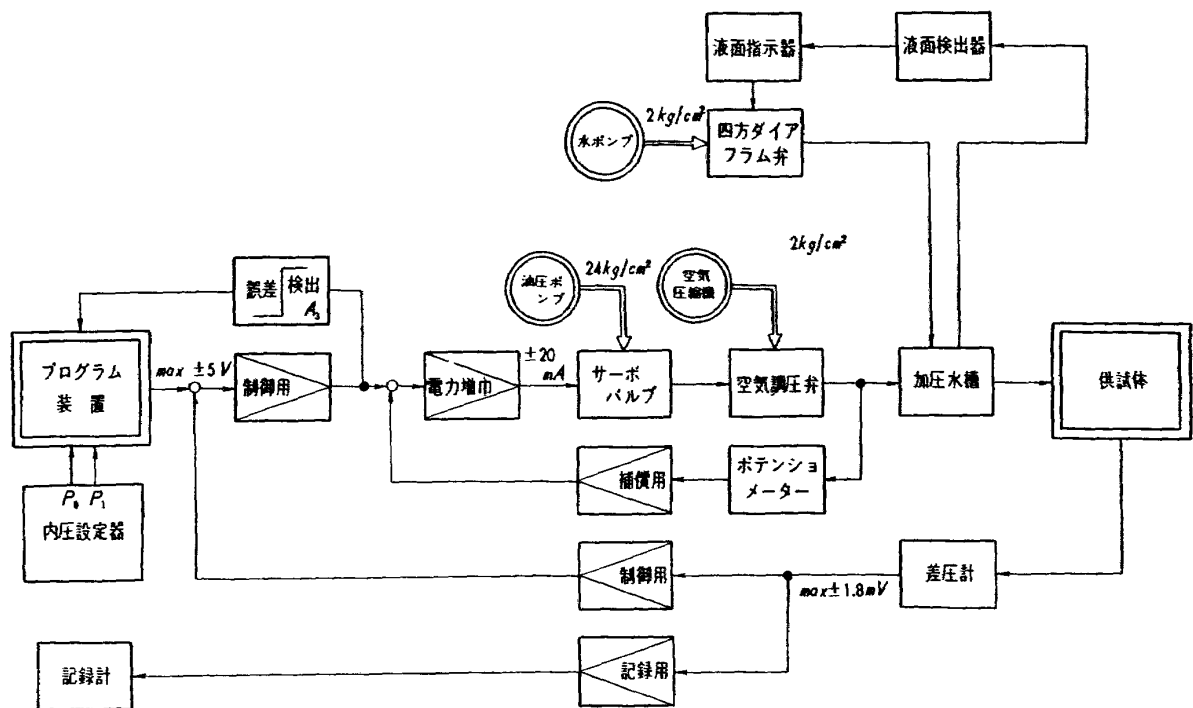
水槽内に設置した供試体内部を、水圧により繰返し負荷するが、これを ON-Off 制御で行なうと water hummer の現象はさけられない。water hummer による過渡的な圧力上昇の程度は、供試体内部へ流入する水の速度などにより異なり、圧力制御の上で好ましくないので、加圧水槽を介し、定値制御により加圧する方式をとった。また、供試体外板にき裂が生じた場合に、水洩れ量が増加し、そのままでは、内圧負荷において、時間的に不均一な負荷状態となって好ましくない



め、加圧水槽液面調節装置を設けた。

水圧系統のブロック図は、3.5 図に示すとおりで、供試体へかける内圧は、加圧水槽上部の空気圧を制御することで負荷される、設定ダイヤルによって設定器に目標値を定め、プログラム装置で外荷重の負荷状態を含めて総合的な判断が行なわれてから、電気的な制御回路へ信号が送られる。

この回路は、水圧用サーボバルブを制御して、電氣量を油圧に変換することにより、空気調圧弁の開度を調節して、加圧水槽内部の空気圧を制御する。供試体内圧は、加圧水槽の圧力に伴って変化するため、供試体にストレンゲージ型差圧計をとりつけ、検出量として、電氣量がフィードバックされる。また、過渡的な応答特性を良くするため、空気調圧弁の開度を、ポテンシオメーターにより、電圧に変換して、レイト補償を行なっている。

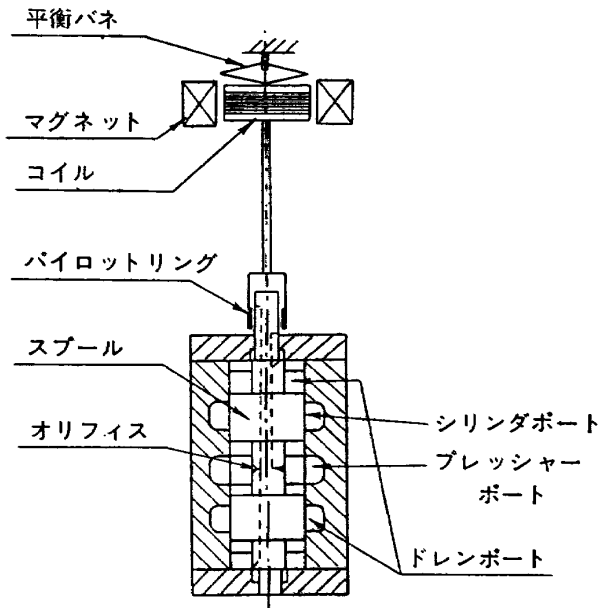


3.5 図 内圧制御ブロック線図

3.6 図に、水圧用サーボバルブの構造および特性を、3.7 図に、空気調圧弁の構造および特性を示した。

この装置に使用されている水ポンプなどの補機は、3.1 表に示されるとおりである。

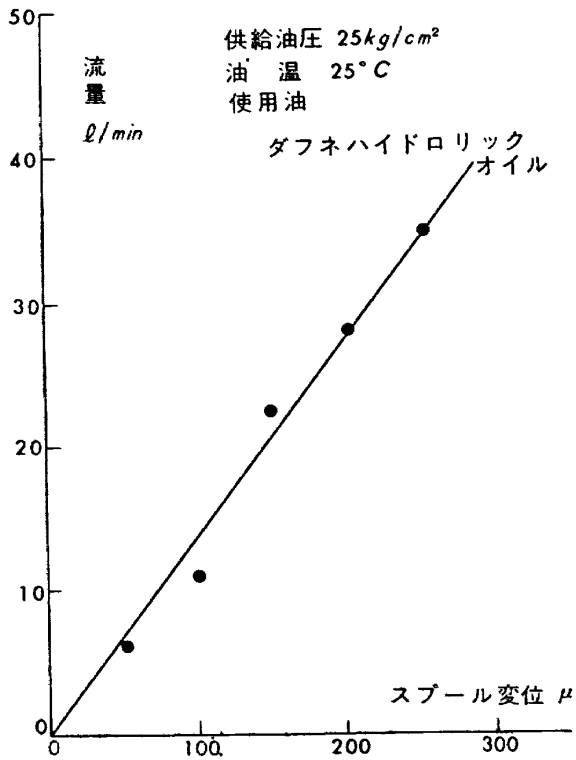
このようにして、加圧水槽内部の圧力が制御されているが、加圧水槽と、供試体の内圧の差および供試体自体の差圧に応じて生ずる膨らみ量、水洩れ量は、すべて、加圧水槽連絡管を通じて、供試体へ送られる、加圧された水により補われている。加圧水槽と供試体の間を流れる水量と、水ポンプから加圧水槽へ送られる水の量の差は、加圧水槽水位の変化を生ずるから、ここに、3.8 図に示すような液面調節装置を設けて、受動的に、水ポンプから送られる水量の調節を行なわしめている。この装置は、3.1 表のとは異なる空気圧縮機による圧縮空気により作動するもので、加圧水槽



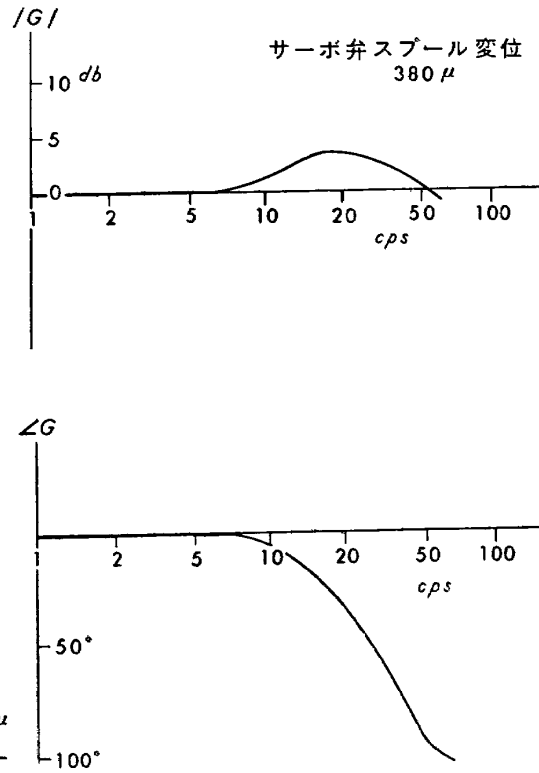
定格および型式

型 式	川崎 SM203
流 量	75L/min
油 圧	35kg/cm <sup>2</sup>
スプール	変位 ±500μ
主コイル	低抗 1.050Ω
	入力 ±20mA

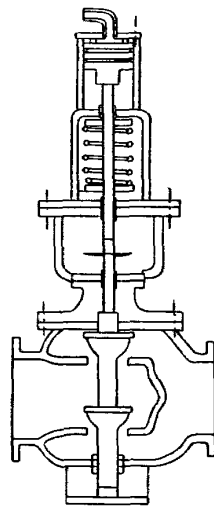
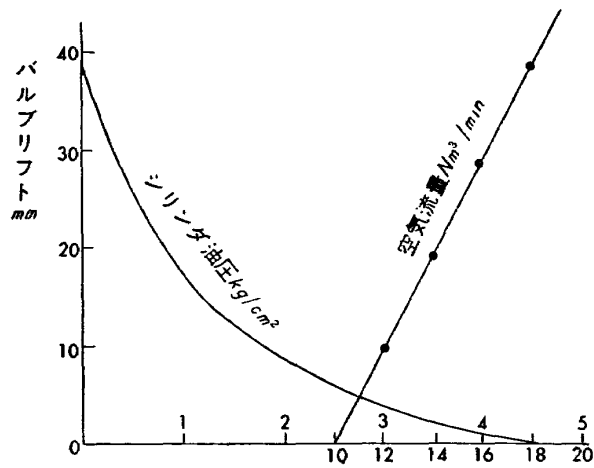
流量感度特性



ボード線図



3・6 図 水圧用サーボバルブ



定 格	
空 気 圧	2.2kg/cm <sup>2</sup>
空 気 流 量	4 Nm <sup>3</sup> /min
口 径	4 "
作 動 油 圧	10~18kg/cm <sup>2</sup>

3・7 図 空 気 調 圧 弁

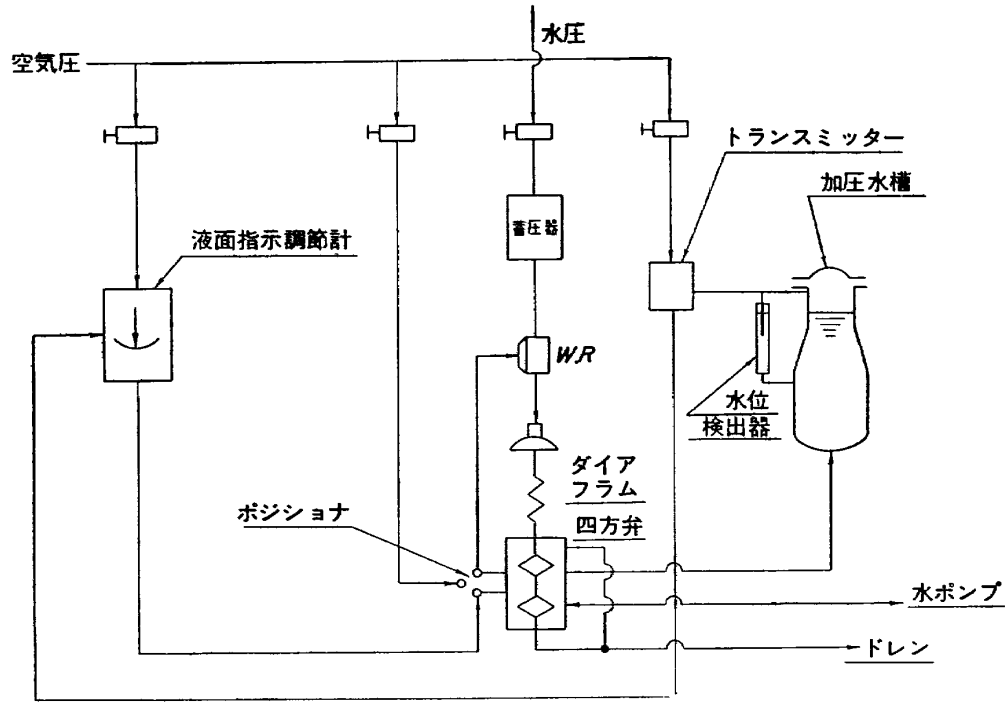
3・1 表

品 名	製作会社	型 式	吐 出 量	吐 出 圧	電 動 機	個 数
水 ポンプ	関 水 社	渦 巻	32 m <sup>3</sup> /min	27 mAq	30 PS	2
空 気 圧 縮 機	三 国 重 工	摺 動 vane	4 Nm <sup>3</sup> /min	2.3 kg/cm <sup>2</sup>	19 kW	1
油 圧 ポンプ	川 崎 重 工	ヘリカルギヤ	25 l/min	21 kg/cm <sup>2</sup>	3.7 kW	1

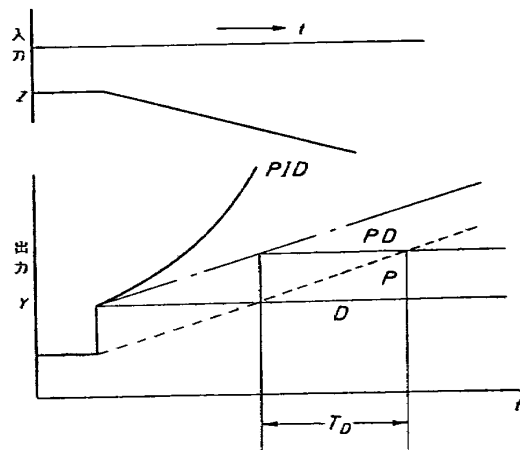
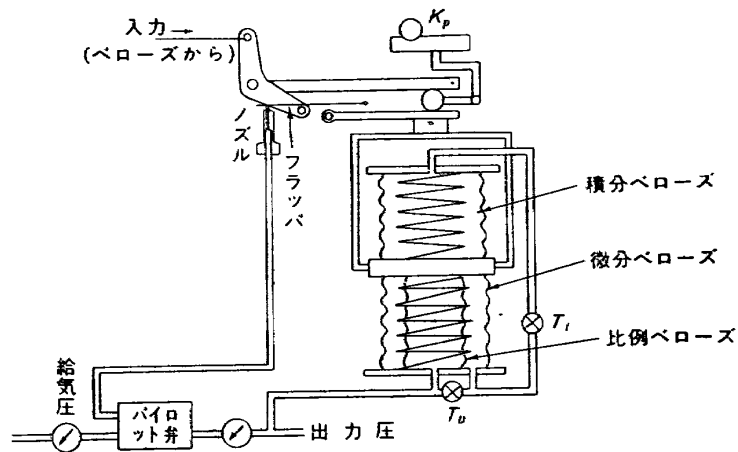
の水位をフロートから検出して、トランスミッターの、ノズル・フラッパーで水位に応じた空気圧に変換、3・9 図の液面指示調節機構で、P・I・D 操作を行なって、ポジショナーで検出した制御量のフィードバックを受けつつ、water relay (図中 W・R) による力増幅により、四方ダイヤフラム弁開度を調節している。3・10 図に、加圧水槽、3・11 図に、四方ダイヤフラム弁の構造および流量特性を示した。

### 3・3 外 荷 重 装 置

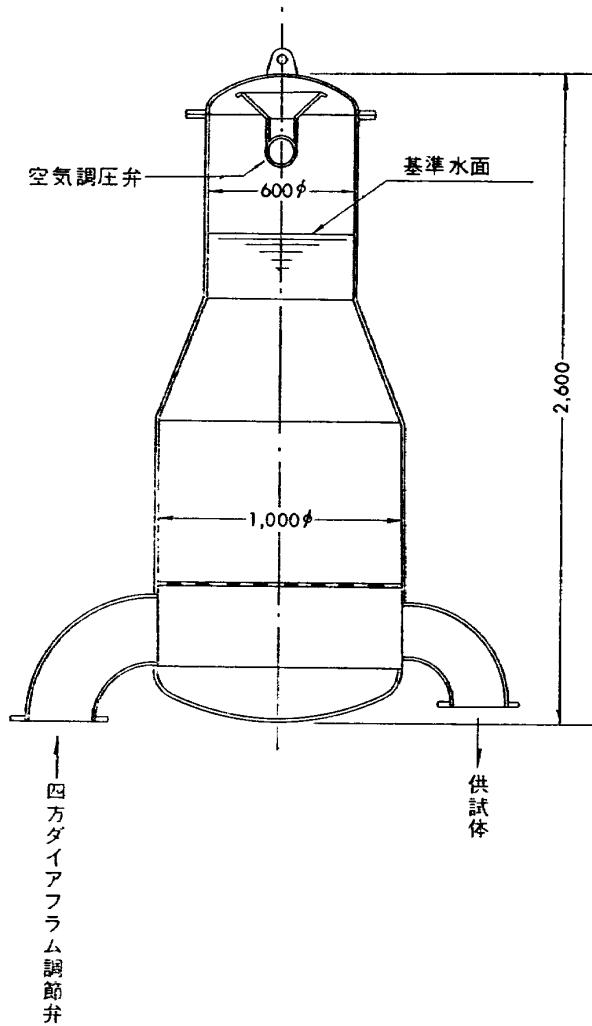
胴体に加えられる水平飛行、突風、着陸の荷重は、3・12 図に示すようにして制御される。作動系統は、前部胴体、後部胴体、主翼左、主翼右の四系統であり、それぞれ、3.2 表のごとき要目の



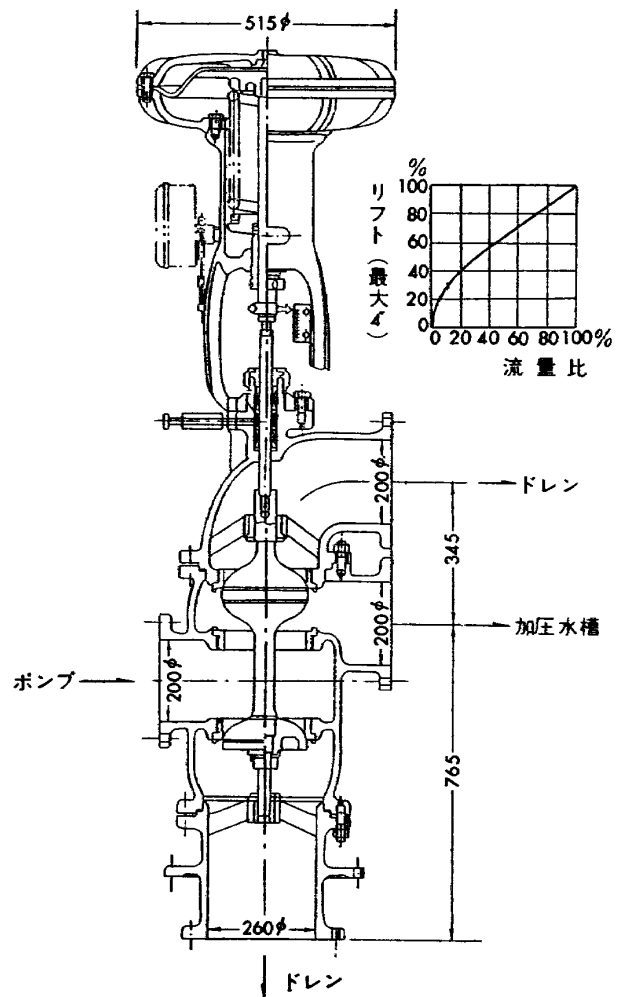
3・8 図 空気圧式液面調節装置



3・9 図 液面指示調節計の機構および応答



3・10 図 加圧水槽



3・11 図 四方ダイヤフラム弁

3・2 表

荷重系統	最大荷重 (ton)	最大ストローク (m/m)
前部胴体	20	800
後部胴体	15	300
主翼左側	15	300
主翼右側	15	300

油圧ジャッキを介して、荷重を加える。

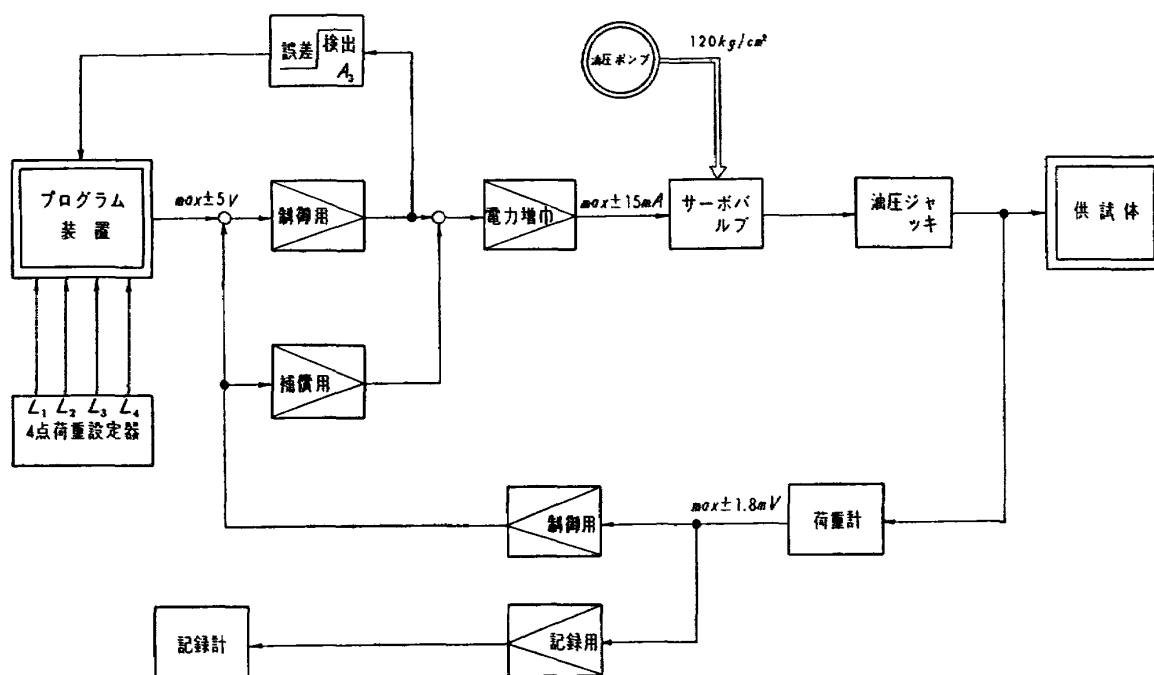
油圧ジャッキの上下シリンダー圧は、それぞれの系統の油圧サーボバルブにより制御されているが、四系統とも、圧油は 120 kg/cm<sup>2</sup> に調圧された共通の油圧源から供給されている。

油圧系統に使用しているサーボバルブは、3・13 図に示すような圧力平衡型の Moog 製サーボバルブで、油中のゴミにより作動不良となる場合が多いため、油濾過器を、バルブ前後に 3 段配置している。

この系統において使用している主な機器の要目は、3.3 表に示すとおりであり、油は D. T. E.

3・3 表

品名	製作会社	型式	容量	個数
フィルター I	神奈川機器	20 $\mu$ ノッチワイヤー	180 l/min	2
フィルター II	神奈川機器	10 $\mu$ ノッチワイヤー	120 l/min	3
フィルター III	小糸製作所	10 $\mu$ 濾紙型	36 l/min	5
アキュムレーター	日本アキュムレーター	N <sub>2</sub> 封入 ペローズプラグ	40 lr.	2
サーボバルブ	Moog	serial 72	105 l/min	1
//	Moog	serial 73	35 l/min	3
油圧ポンプ I	川崎重工業	N-10 ヘルショウ	250 l/m. 140/kg/cm <sup>2</sup>	1
油圧ポンプ II	川崎重工業	38-12 IMO	600 l/m. 140/kg/cm <sup>2</sup>	1



3・12 図 外荷重制御ブロック線図

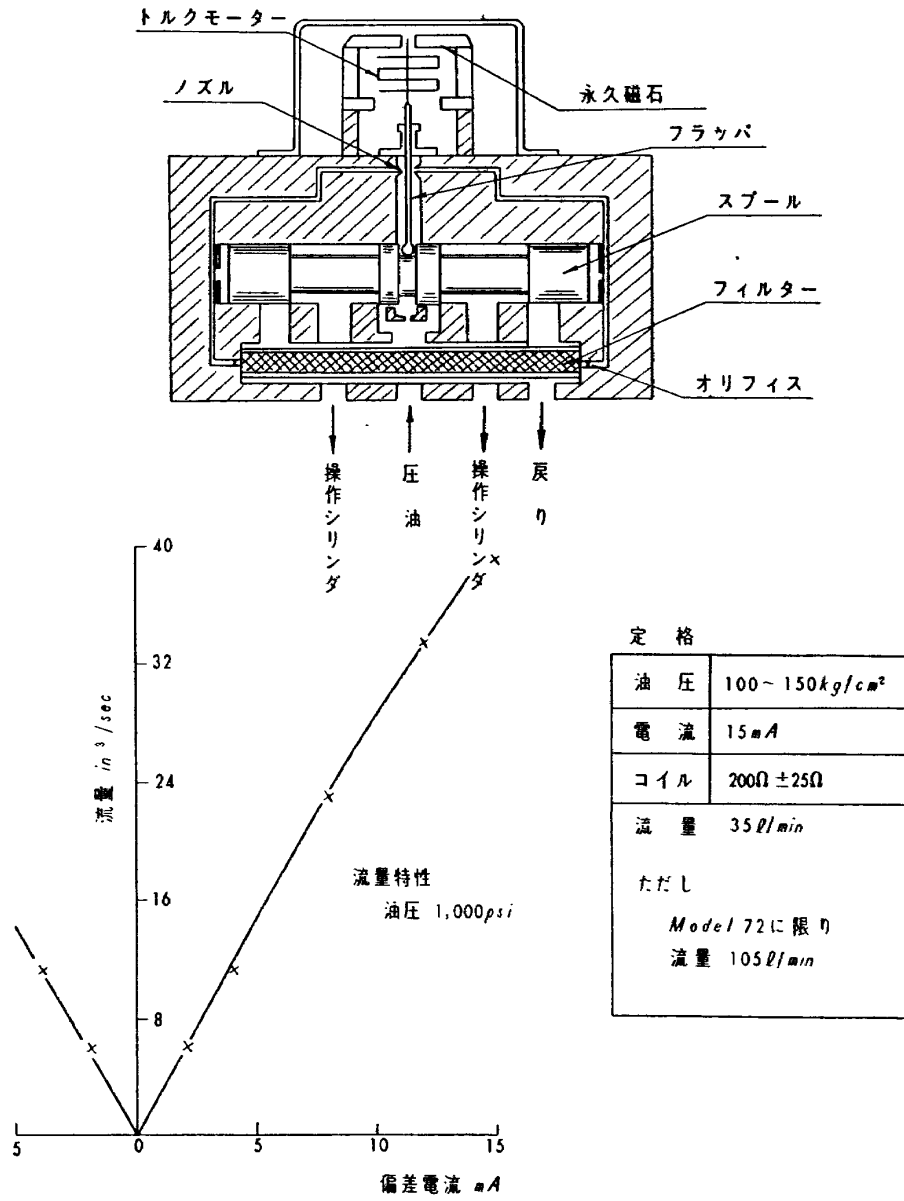
Heavy medium oil を使用している。

### 3・4 プログラム制御装置

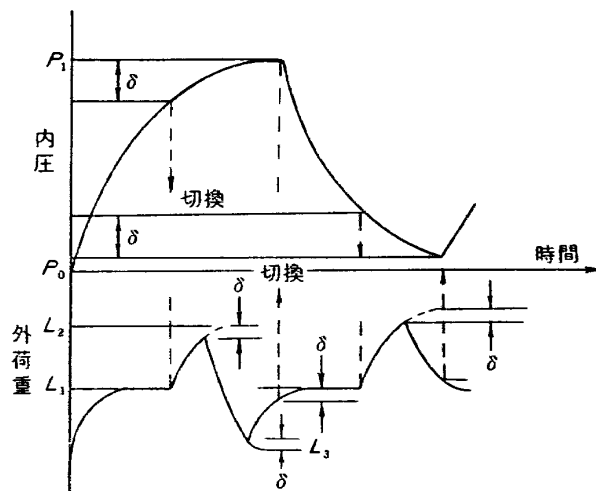
計画概要に述べたごとく、一飛行を代表して与圧胴体に加えられる内圧および外荷重は、一定のプログラムにしたがって繰り返される。

標準プログラムとしては、3・14 図のように、内圧上昇後、代表突風荷重一回、内圧下降後、着陸荷重一回を加えるものを採用しているが、そのほかにも、4・1 に述べるプログラムが組める。

プログラム装置を含めた、電気的制御系の全体的ブロック線図は 3・15 図に示すとおりである。水圧用サーボバルブを制御対象とする内圧系統と、それぞれの油圧サーボバルブを制御対象とする四つの外荷重系統、があり、これら五系統の制御ユニットは、制御目標値を定めてある。おのおのの設定器を通して、すべて、プログラム装置に結合されている。各ユニットに与えるべき目標値はプログラム装置に内蔵されている 3・16 図のごとき、論理回路が、自動的に選択を行なうが、その

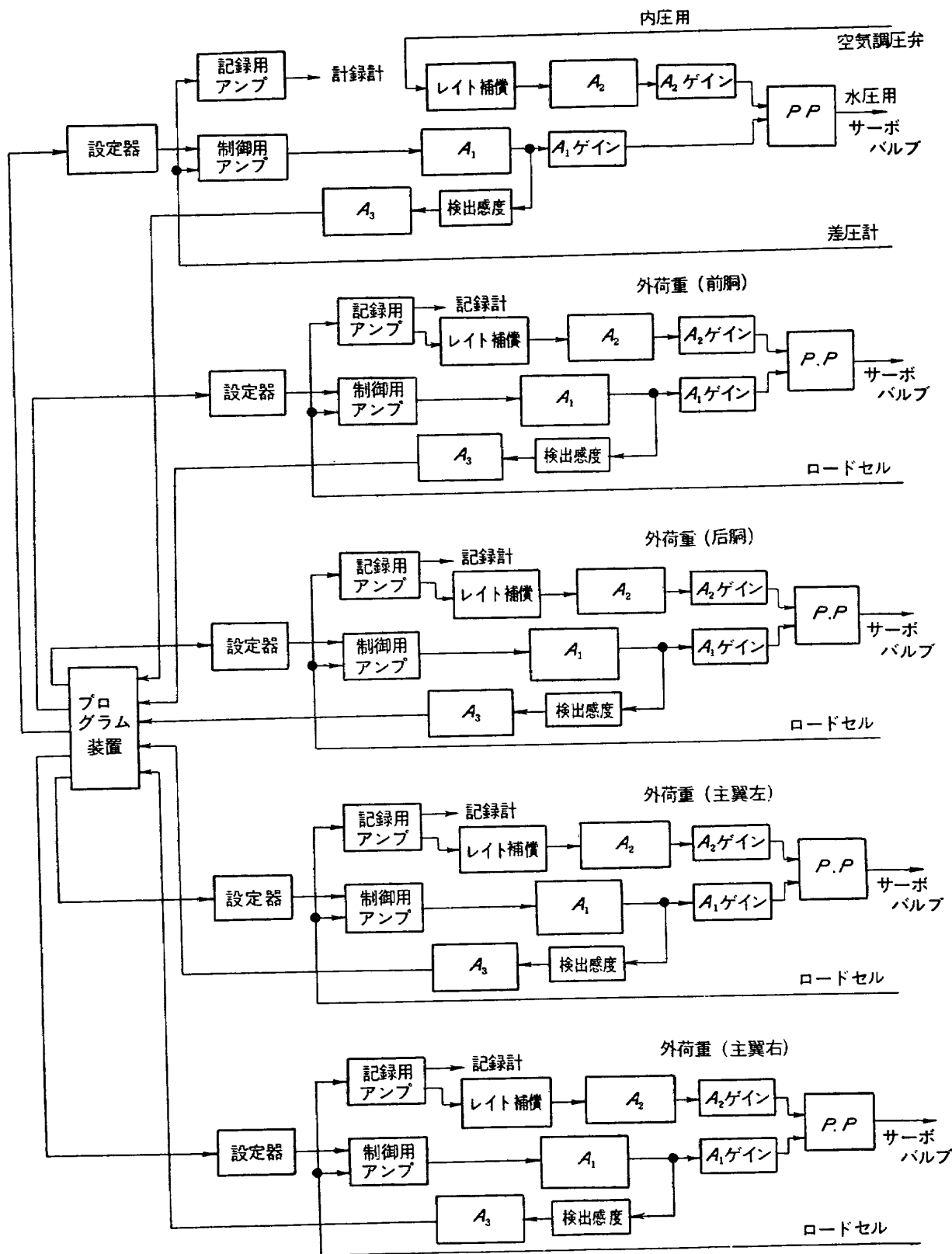


3・13 図 サーボバルブ構造



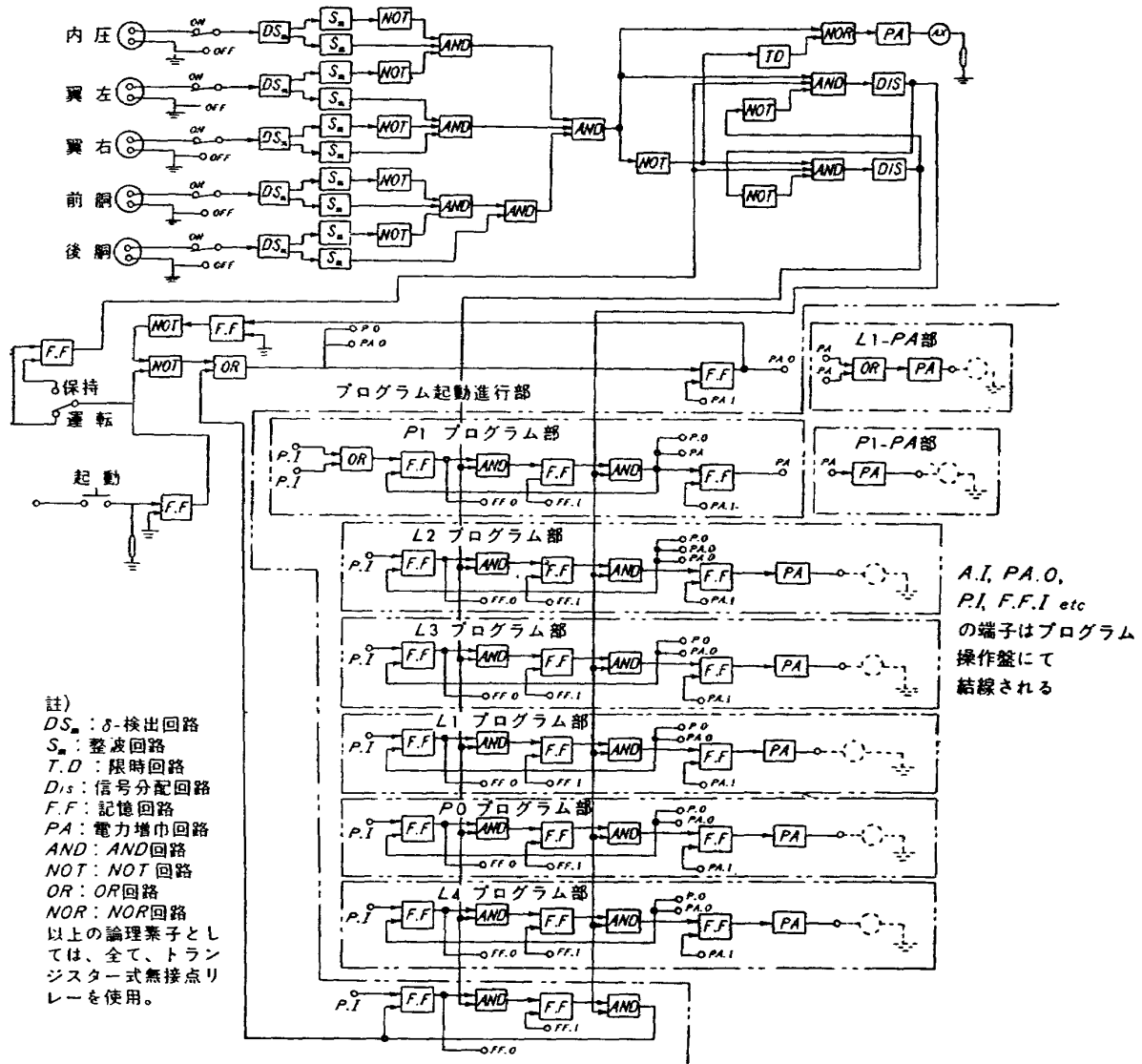
3・14 図 標準プログラム

判断の資料は、各制御ユニットから、 $A_3$  増幅器を通してフィードバックされる、実荷重の目標値到達信号が使われている。3・14 図中の“ $\delta$ ”は、実荷重と目標値との差であり、 $\delta$  が 1% ないし 10% の範囲での任意の値で到達信号となるように、検出感度調整ができる。



3・15 図 制御系ブロック線図





3・16 図 プログラム論理回路

設定器に設定しうる負荷の種類は、内圧系統は差圧計の容量 (0.5 kg/cm<sup>2</sup>, 1.0 kg/cm<sup>2</sup>, 2.0kg/cm<sup>2</sup>) に対して、それぞれの 0~100% まで、P<sub>0</sub>, P<sub>1</sub> の二種類、外荷重系統では、前部胴体系で 0~20 ton, 後部胴体系で 0~15 ton, 主翼左および右で -15~+15 ton まで、それぞれ L<sub>1</sub>, L<sub>2</sub>, L<sub>3</sub>, L<sub>4</sub> の四種類となっている。

#### 4. 性能および実際運転状況

本装置は昭和 37 年 2 月に完成し、6 月下旬まで調整運転を行なってから、8 月、国産中型輸送機 YS-11 胴体についての内圧繰返し荷重試験に使用して、好結果を得ている。

以下に、調整運転において得た結果と、この装置の概略的な性能および実機試験における運転状況を述べることにする。

#### 4・1 プログラミングしうるプログラムの型式および設定しうる負荷の大きさ

3・14 図に示した標準プログラムのほか、プログラム操作盤（3・3 図参照）の接続端子を結線換えすることにより、次のプログラム型式が可能である。

- (i) 内圧，または外荷重の単独繰返し。
- (ii) 内圧，または外荷重一定負荷における，外荷重，または内圧の単独繰返し。
- (iii) 内圧，または外荷重，内圧，および外荷重の一定負荷（静的内圧および外荷重負荷）。

設定しうる負荷目標値の大きさおよび種類は

- (i) 内圧は， $0\sim 0.5\text{ kg/cm}^2$ ， $0\sim 1.0\text{ kg/cm}^2$ ， $0\sim 2.0\text{ kg/cm}^2$  の範囲で  $P_0$ ， $P_1$  の二種類。
- (ii) 外荷重は，

前部胴体系統で， $0\sim 20\text{ ton}$ ， $L_1$ ， $L_2$ ， $L_3$ ， $L_4$  の四種類。

後部胴体系統で， $0\sim 15\text{ ton}$ ， $L_1$ ， $L_2$ ， $L_3$ ， $L_4$  の四種類。

主翼左，右系統で， $-15\sim 15\text{ ton}$ ， $L_1$ ， $L_2$ ， $L_3$ ， $L_4$  の四種類。

負荷の精度は，内圧，外荷重系統とも，最大設定値に対して， $\pm 3\%$  以上である。

#### 4・2 制御系伝達関数および繰返し負荷に要する時間，負荷容量

加圧水槽液面制御を含めた，内圧制御系全体の伝達関数は，4・1 図のとおりである。

内圧負荷を静的に行なう場合は，供試体の差圧， $2.0\text{ kg/cm}^2$  における膨らみ量  $2,000\text{ l}$ ，水洩れ穴面積  $50\text{ cm}^2$  において， $2.0\text{ kg/cm}^2$  の内圧目標値に約一時間で到達しうるだけの容量を，補機類に持たせてある。

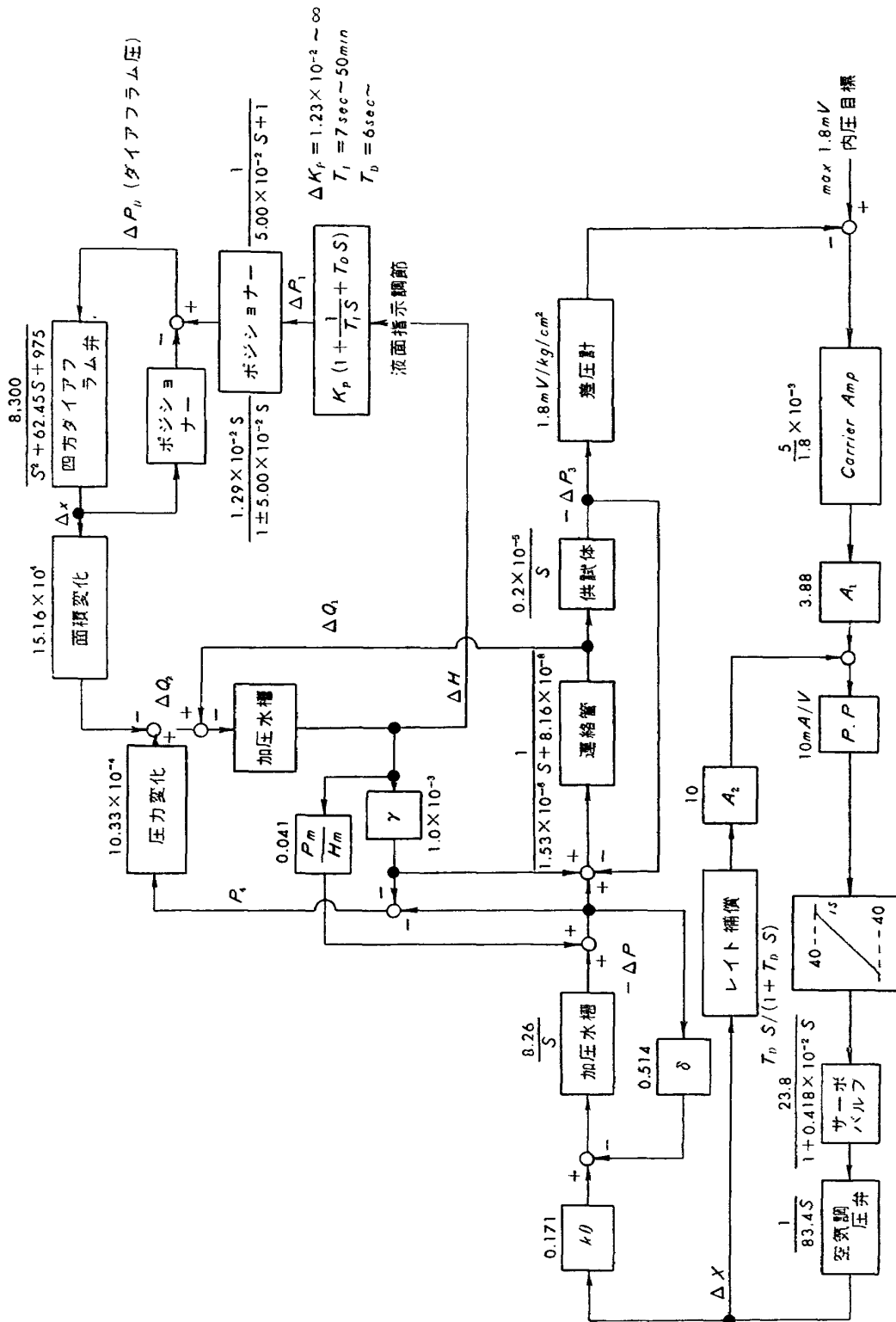
繰返し内圧負荷を行なう場合は，加圧水槽水面の過渡的な変化に対する，液面調節装置の発振限界およびこれが空気圧式であるための応答時間の遅れ（約  $0.4$  秒）などを考慮して，試験装置の調節を行なうため，経験的な要素が強く時間的要素を左右する。しかし，内圧の圧力値は，加圧水槽内部の空気圧を制御することで高められ，加圧水槽から流出する水量に対する制御は，まったく異なった系統によるから，加圧水槽より供試体へ流出する水量が，加圧水槽へ供給される最大容量（四方ダイヤフラム弁容量）の  $100\text{ l/sec}$  より小なる範囲で，内圧負荷が可能であるといえる。

このような特徴をもつので，内圧単独の繰返し速さは， $0\sim 1\text{ kg/cm}^2$  ぐらいまでの圧力範囲では，この範囲内の任意の圧力のときの供試体の水洩れ量と，時間当りの膨らみ量の和が  $50\text{ l/sec}$  以内では，すべて同じ程度であって，およそ  $40$  秒前後で，1 サイクルを終了することができる。

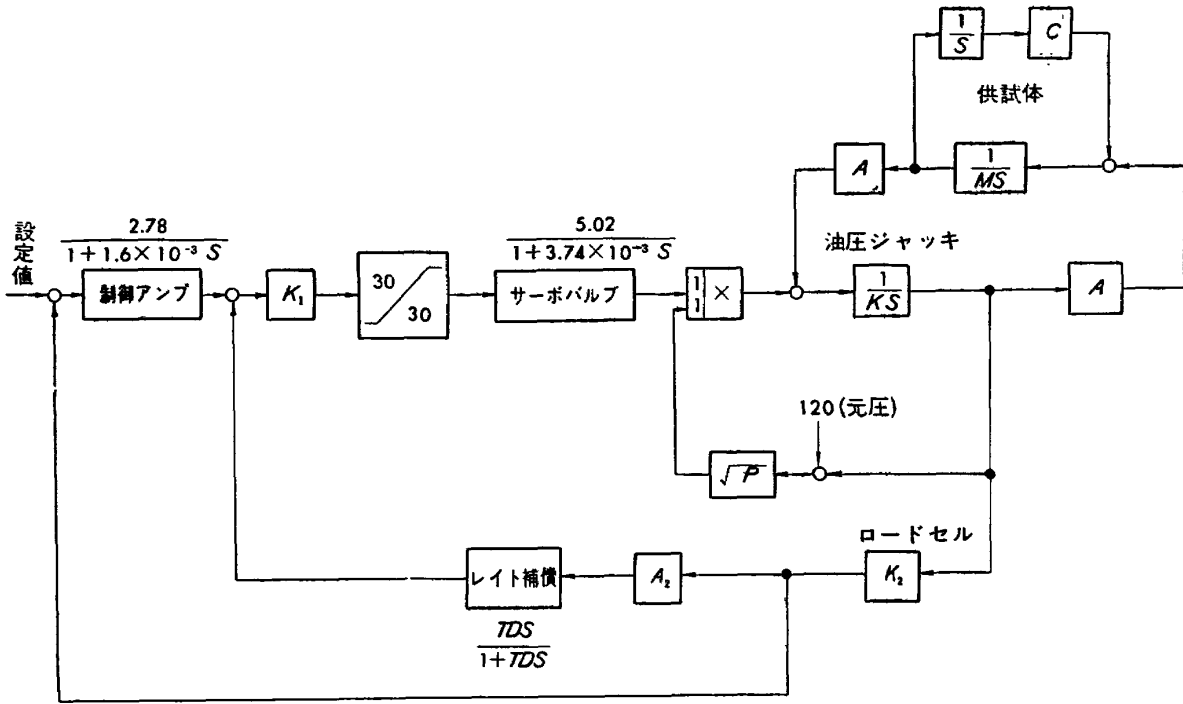
外荷重系統の伝達関数は，4・2 図のとおりである。この系の負荷速度は，主として，油圧サーボバルブの容量により決定されていて，系の発振限界内では，4・3 図に示すとおりである。

#### 4・3 装置の異常に対する非常用装置

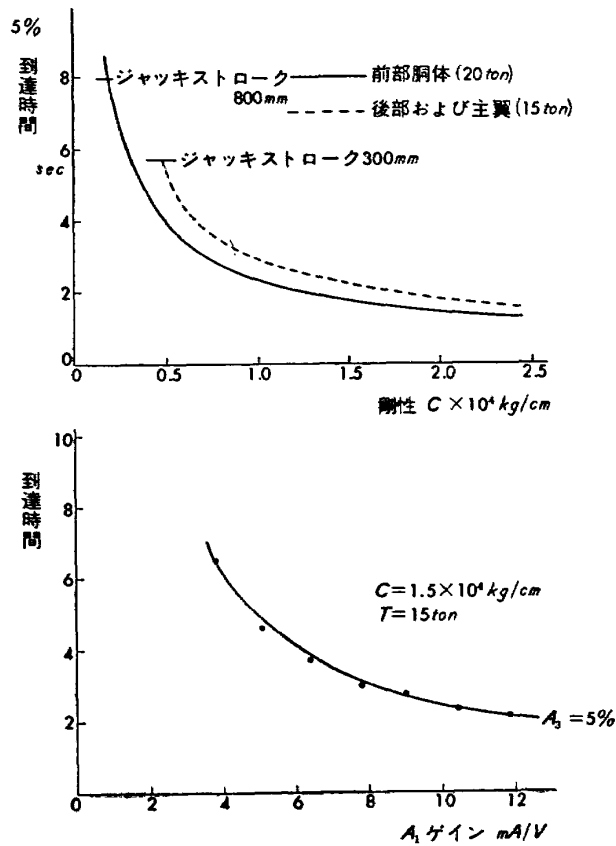
装置運転中に，装置自体の故障，制御系の故障，外乱すなわち供試体の破損等のため，迅速に，運転を中止できるように，数種の異常検出装置をもっている。



4・1 図 内圧制御伝達関数



4・2 図 外荷重制御伝達関数



4・3 図 油圧ジャッキ負荷所要時間

主水槽水位異常に対しては、水槽側面にマグネットレベルスイッチを設け、基準水面  $\pm 200$  mm の設定範囲を超えたとき、非常停止を行なう。

加圧水槽液面が、はなはだしく大きな変動をした時は、液面調節装置の制御上好ましくないので、基準水面  $\pm 450$  mm の制限水域を設け、電極棒による非常停止スイッチをもつ。

油圧ジャッキのストロークは、供試体のヘタリや、外荷重系統の誤動によって、予期したより大きく表われることがあるので、前部胴体 800 mm, その他は 300 mm まで、任意ストロークに限定しうるリミットスイッチをつけてある。

供試体内圧は、制御系の誤動作などのため、設定より、逸脱して、大きく出るのを防ぐため、 $0\sim 2.0$  kg/cm<sup>2</sup> までの範囲に圧力調節しうる圧力スイッチにより、非常停止ができる。

ポンプ類駆動用電動機の過熱運転を防ぐため、サーマルリレーが設けられている。

そのほか、プログラム繰返し数が  $1\sim 10^6$  まで可変の計数カウンターの設定回数に達したとき、プログラムを停止するものと、プログラム負荷に要する時間が、1 サイクル 60 秒以上を超えたときランプ表示する、オーバータイム警報装置がある。

これら非常停止装置が作動したとき、装置が好ましくない状態のままであることのないような、配慮としては、動力盤内のインターロックおよび高い油圧経路に対する自動的な油圧切換装置を設けてある。

#### 4.4 予備試験

装置完成後、内圧、外荷重の系統には、実機と圧胴体に代えて、次のような試験体を取りつけ、系統別および全系統総合して、予備的な調整ならびに試験運転を行なった。

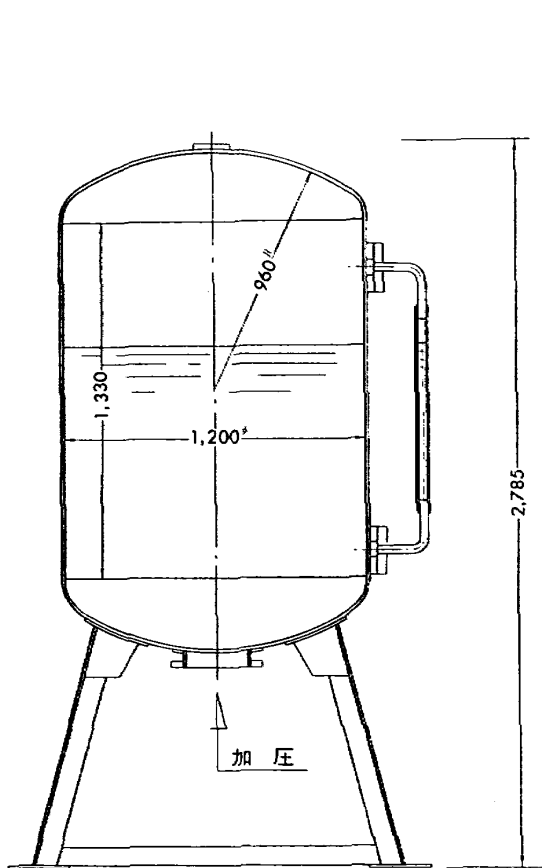
##### 内圧系統

4.4 図のごとき形状の与圧タンクを、水槽外側の加圧口の一つに接続し、タンク内の残留空気量を調節して、内圧負荷の際に、供試体が膨らむのと同じ効果を出し、かつ、水槽の他の部分にある加圧口の絞り弁を調節して、水洩れの量を数種類の条件にあわせて、いろいろな状態での内圧負荷を行なった。

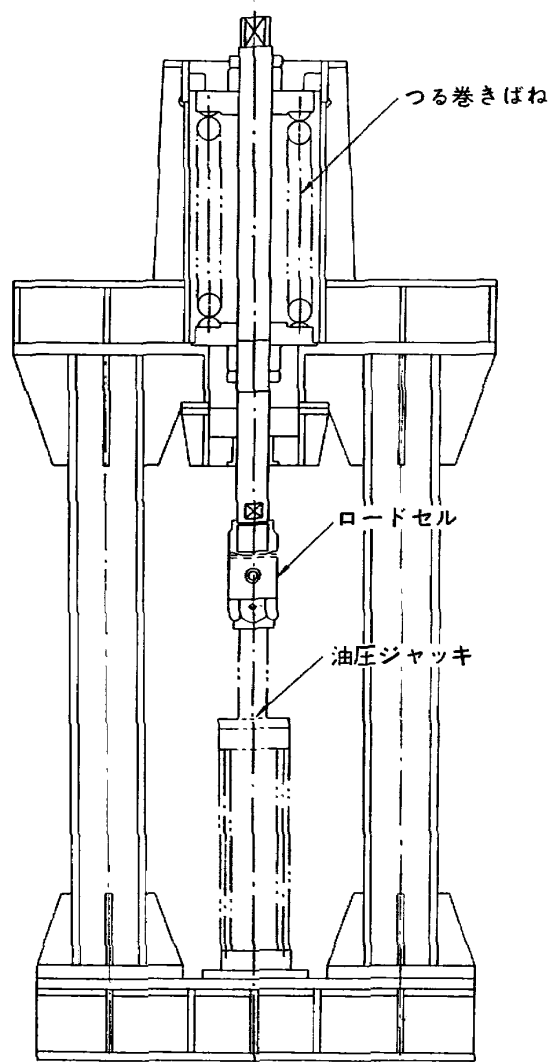
##### 外荷重系統

外荷重系統においては、供試体の代りとして、4.5 図のごとく、油圧ジャッキの荷重およびストロークを、つる巻ばねで受けるようにして、主として、制御系の働きをしらべる目的の予備試験を行なった。ばねの剛性および寸法は、4.1 表のとおりである。

4.6 図は、予備試験において得た負荷記録の一例である。制御要素のゲインをいろいろに変えて、なるべく、長時間の安定した繰返し負荷ができるような条件を出すことを主眼として行なった。この図における負荷設定値は、4.2 表のとおりであり、与圧タンクの残留空気量は、 $0.35$  kg/cm<sup>2</sup> の圧力で 200 l に相当する膨らみをもたせ、水洩れを 0 l/sec としたものである。



4・4 図 内圧試験用タンク



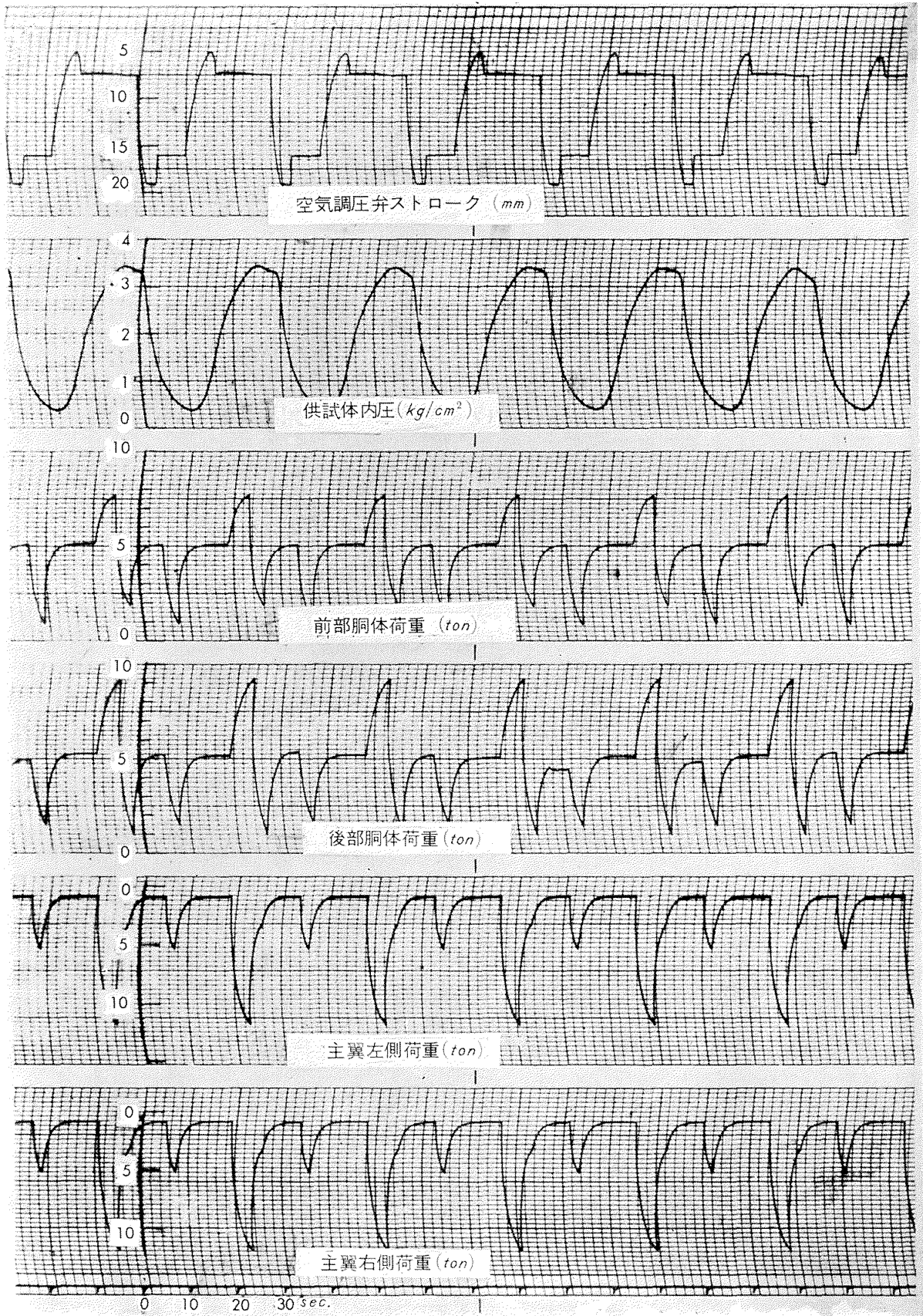
4・5 図 外荷重試験用負荷装置

4・1 表

荷重系統	構造	剛性	外径	自由長
前部胴体	2重コイルばね	$1.0 \times 10^4 \text{ kg/cm}$	470 $\phi$	910 mm
後部胴体	1重コイルばね	1.0 "	300 $\phi$	860 mm
主翼左側	1重コイルばね	0.15 "	300 $\phi$	580 mm
主翼右側	1重コイルばね	0.15 "	300 $\phi$	580 mm

4・2 表

荷重系統	$P_0$	$P_1$	$L_1$	$L_2$	$L_3$	$L_4$
内 圧	0	$0.35 \text{ kg/cm}^2$				
前部胴体			5.0 ton	7.8 ton	1.5 ton	0.5 ton
後部胴体			5.0	9.3	0.5	1.5
主翼左側			0.5	12.0	3.5	6.0
主翼右側			0.5	12.0	3.5	6.0



4・6 図 予備試験記録

#### 4.5 実機試験

現在行なっている YS-11 与圧胴体は、水槽扉部前方にレールを延長して敷設し、トロッコ上に与圧胴体をおいて必要な組み立て作業を行なった後、これを水槽内へ搬入して、尾部をヒンジで支持し、主翼取付部には、主翼ダミーをつけて、水槽の外側で支えている。水槽側面の主翼貫通部はナイロン引きの布でシールされ、胴体慣性力に相当する荷重は、トーナメントリンクを介して、胴体内部のフロアビームに加えられている (4.8 図参照)。

プログラムは、4.3 表に示すような設定値の標準プログラムである。(日本航空機製造の計算による)

4.3 表

荷重系統	$P_0$	$P_1$	$L_1$	$L_2$	$L_3$	$L_4$
内 圧	0	0.326				
前部胴体			3.7	6.51	.89	.98
後部胴体			2.78	4.53	1.03	1.29
主翼左側			2.88	3.13	2.62	4.61
主翼右側			2.88	3.13	2.62	4.61

4.7 図に、実機試験において得た、負荷記録を示した。一飛行時間に相当する試験が、およそ 35 秒～40 秒の繰返し速さで行なわれている。

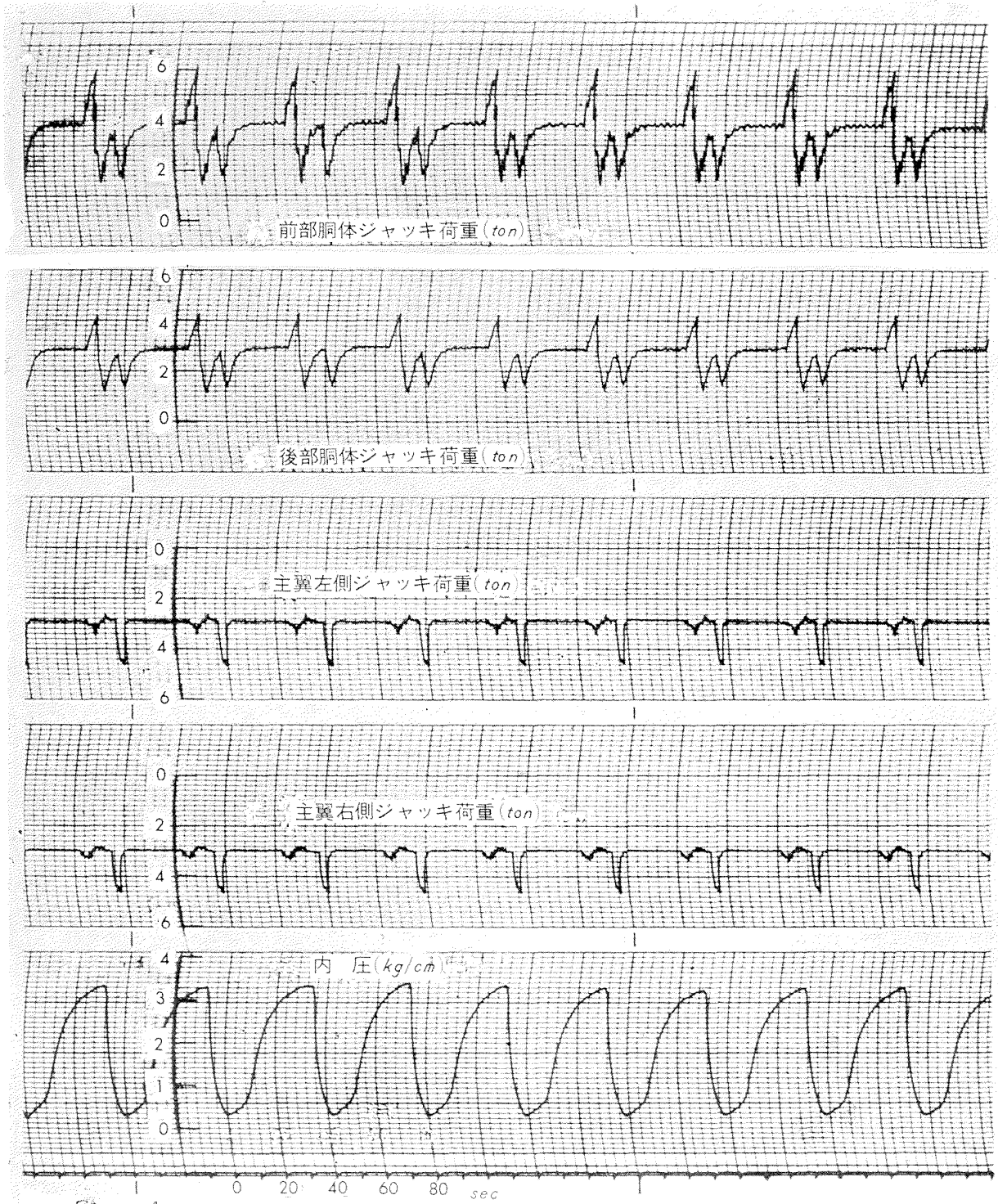
なお、各荷重系統の記録のうち、特に前部胴体系に、ほぼ 0.75 c/s の速さの小さな振動がみられるが、これは、実機胴体の慣性質量 (内部の水の質量を含む) などの影響であると考えられる。

### む す び

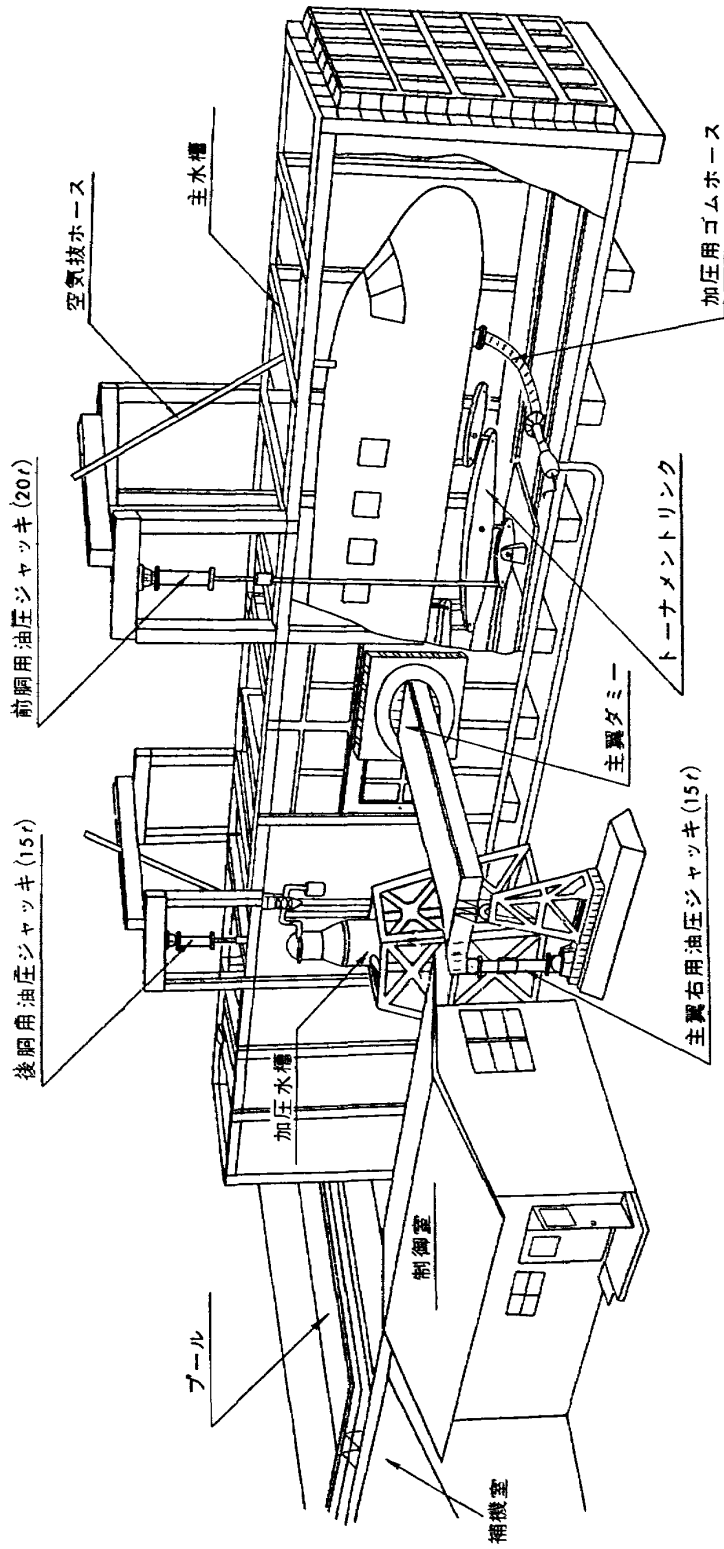
与圧胴体を有する飛行機の実物胴体を対象として、与圧室の内圧、着陸の際の脚荷重、突風荷重を、あらかじめ定めたプログラムに従って、繰返しかける装置を完成し、現在、国産中型輸送機、YS-11 の 0-2 号機胴体の疲労試験を行なっている。

この装置の計画は、上山忠夫氏、石田誠氏の御指導によるものであり、製作はすべて、川崎重工業 (株) にお願ひした。上記各氏、川崎重工業 (株) の各位、さらに、試運転等に協力された、機体部の森谷弘明、森久保修司の諸君に、厚く感謝する次第である。





4・7 図 YS-11 胴体実機試験記録



4・8 図 実機試験概略

<p>I. 竹内和之 川島矩郎 野原利雄</p> <p>II. NAL TR-40 III. 620.178.3 : 629.13.012</p>	<p>NAL TR-40 航空技術研究所 胴体内圧繰返し荷重試験装置について</p> <p>1963年2月 23ページ</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>
<p>I. 竹内和之 川島矩郎 野原利雄</p> <p>II. NAL TR-40 III. 620.178.3 : 629.13.012</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>
<p>I. 竹内和之 川島矩郎 野原利雄</p> <p>II. NAL TR-40 III. 620.178.3 : 629.13.012</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>
<p>I. 竹内和之 川島矩郎 野原利雄</p> <p>II. NAL TR-40 III. 620.178.3 : 629.13.012</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>	<p>航空技術研究所調布分室に設置された胴体内圧繰返し荷重試験装置は、与圧客室を有する中型輸送機の胴体について実機疲労試験を行なうためのものである。この報告では、その計画、構造および性能についての概要を述べた。</p>

TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962年3月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962年7月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962年8月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m×1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962年10月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962年10月	川井忠彦, 埴 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定と その微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under a Thermal Stress	1962年11月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962年11月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Reported Load Testing Rigs for Full Scale Aircraft Wing Structures	1962年12月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一
TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I)	1963年1月	松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月	松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田 晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月	松田 勇, 松崎利一
TR-37	Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	January 1963	Isamu Wada
TR-38	鋳鉄のような脆性材料からなる円板の 回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material like Cast Iron	1963年2月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の 影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月	大塚貞吉, 鈴木邦男

---

## 航空技術研究所報告 40号

昭和38年2月 発行

発行所 航空技術研究所  
東京都三鷹市新川700  
電話武蔵野(0422)(3)5171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社  
東京都港区芝南佐久間町1の53

---