

UDC 620.178.3:
629.13.012

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-33

主翼繰返し荷重試験装置

竹内和之・飯田宗四郎・小野幸一

1962年12月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

既 刊 報 告

| | | | |
|-------|---|-------------|---------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section | 1960 年 2 月 | 平 木 一, 石井孝雄 大島信彦 |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5 MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower | 1960 年 5 月 | 山内正男, 松本正勝 塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test | 1960 年 8 月 | 小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度 Strength of Rotating Discs | 1960 年 9 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR- 5 | 航空技術研究所 (60 cm×60 cm) 遷音 速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60 cm×60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋爪 宏 中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage | 1960 年 12 月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部 On the Transonic Test Section | 1961 年 1 月 | 村崎寿満 |
| TR- 8 | 繰返し荷重装置試験の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures | 1961 年 3 月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線型補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松本正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin- Walled Beams of Open Cross Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 塙 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての 実験的研究 Experimental Results of the Inter- action between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in 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 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題 の差分法による数値解法 On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961 年 11 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge- Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖 三好 甫 |
| TR-18 | 前置静翼々列と喰違い角の大きい減速翼列の 二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade | 1961 年 11 月 | 松本正勝 |
| TR-19 | 高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor | 1961 年 12 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |

主翼繰返し荷重試験装置*

竹内和之**・飯田宗四郎**・小野幸一**

Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures

By Kazuyuki TAKEUCHI, Soshiro IIDA and Koichi ONO

Repeated load testing rigs for full-scale aircraft structures or large test structures were constructed. These rigs consist of hydraulic jacks, oil pumps, control panels and program panels, which can provide for reasonable duplication in the laboratory of the loads which occur in flight, such as gust load, landing load and maneuvering load.

The wing of NAMC YS-11 Turbo-prop Airliner has been tested by these rigs.

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、実物の機体に実際にかかるいろいろの荷重を繰返してかける疲労試験が要求される。

かかる要求に対して、主として主翼にかかる繰返し荷重を数本の油圧ジャッキでかける装置として主翼繰返し荷重試験装置を昭和 35 年より製作を始め昭和 36 年度末完成、昭和 37 年 7 月より国産中型輸送機 YS-11 の 0-2 号機主翼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

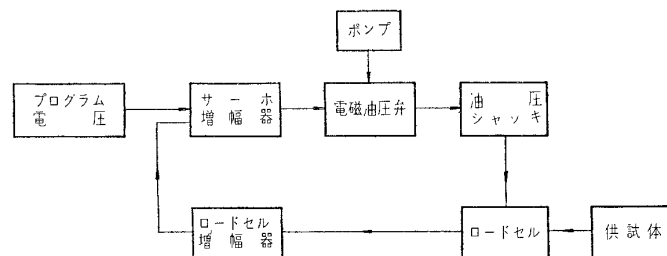
主翼にかかる空気力および慣性力等を地上において実物機体にかかる方法としては、従来行なわれてきた鉛弾をのせる方法あるいは分布力に対してテンションパッドもしくは翼挟みを介してトーナメントを組み、その先端を索または油圧ジャッキで引張る方法などがある。しかし、繰返し荷重をかける場合に要求される最も重要なことは、繰返し荷重の速度をできるかぎり速くすることであり、これは一定の繰返し回数に対する試験時間に直接影響するものであって、鉛弾を機体にのせる

* 昭和 37 年 11 月 12 日受付

** 機体部

方法等は採用できない。また繰り返してかける荷重は、飛行機の種類、航路、運用等によって一定しないばかりでなく、一つの機体に対しても突風、着陸のように分布が異なる荷重をかけなければならない、トーナメントによる方法ではむずかしい。

そこで、ここでは荷重の制御性をよくするために油圧ジャッキを用い、任意の分布力をかけうるためには多数の油圧ジャッキを用いて、おのおの独立に制御する方法を採用した。この場合に注意しなければならないことは、機体に働く外力等を数個の油圧ジャッキで置きかえた場合に、各油圧ジャッキの荷重を同調させ、しかも、おたがいの負荷装置の干渉を極力少なくすることである。これは各油圧ジャッキの制御性をよくすることに他ならない。このために各油圧ジャッキには各個にロードセルをつけ、そのロードセルによって検出された荷重をフィードバックしてサーボバルブ（電磁油圧弁）を作動させることとした。（第1図参照）



第1図 油圧ジャッキ1本についての制御系を示す

また、実物機体の疲労試験であるので持ち運びが可能であるように設計製作した。

なお、本装置はすべて先に行なった予備試験の結果¹⁾をもととして設計したものである。

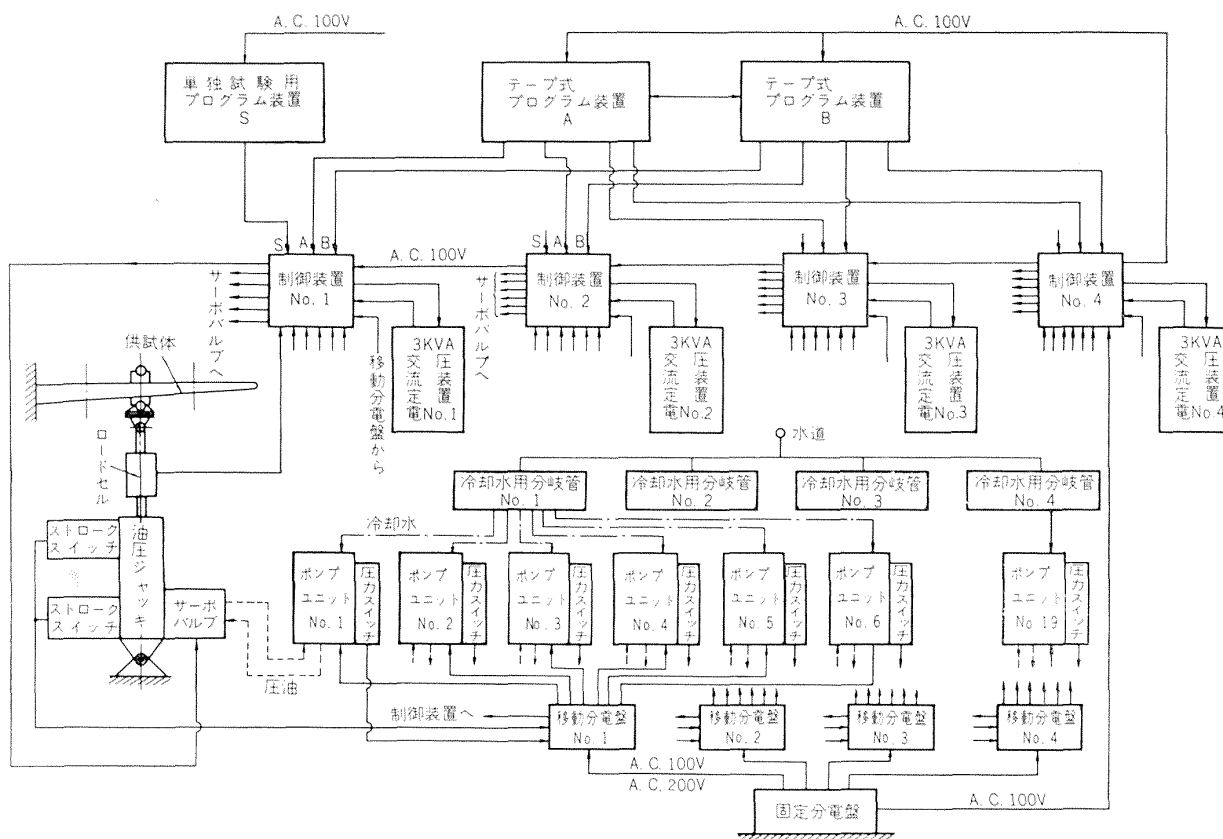
3. 構造および機能

3・1 構造概要

本装置は、油圧ジャッキ 24 台、ポンプユニット 19 台、テープ式プログラム装置 2 台、単独試験用プログラム装置 1 台、制御装置 4 台等から構成されている。

第2図に示すように、テープ式プログラム装置あるいは単独試験用プログラム装置から任意の与えられた平均、振巾をもつ変動電圧を出し、これを各制御装置において任意の比率に電圧を落とし、プログラム電圧として各油圧ジャッキに取り付けられているサーボバルブを作動させ、ポンプユニットからの圧油を油圧ジャッキに供給して供試体に荷重を与える。荷重の制御は油圧ジャッキと供試体の間に取り付けられているロードセルによって荷重を電気量に変換し、これを制御装置へフィードバックして行なっている。

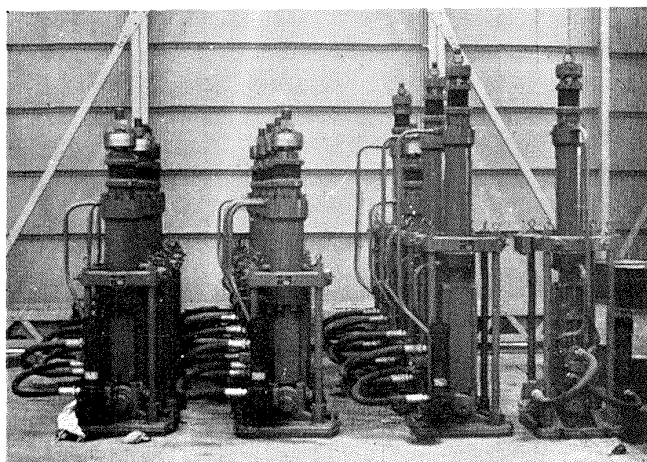
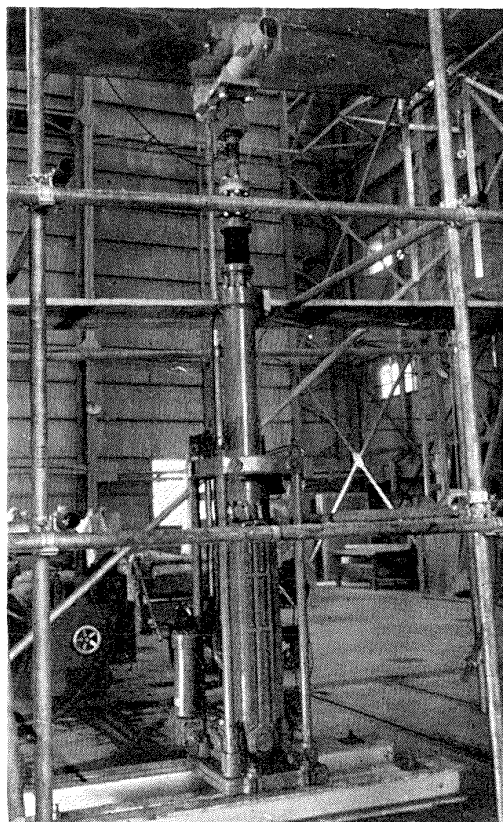
1) 竹内和之・飯田宗四郎： 繰返し荷重試験装置の予備試験，航空技術研究所報告 TR-8，1961 年 3 月



第2図 主翼繰返し荷重試験装置全体ブロック図

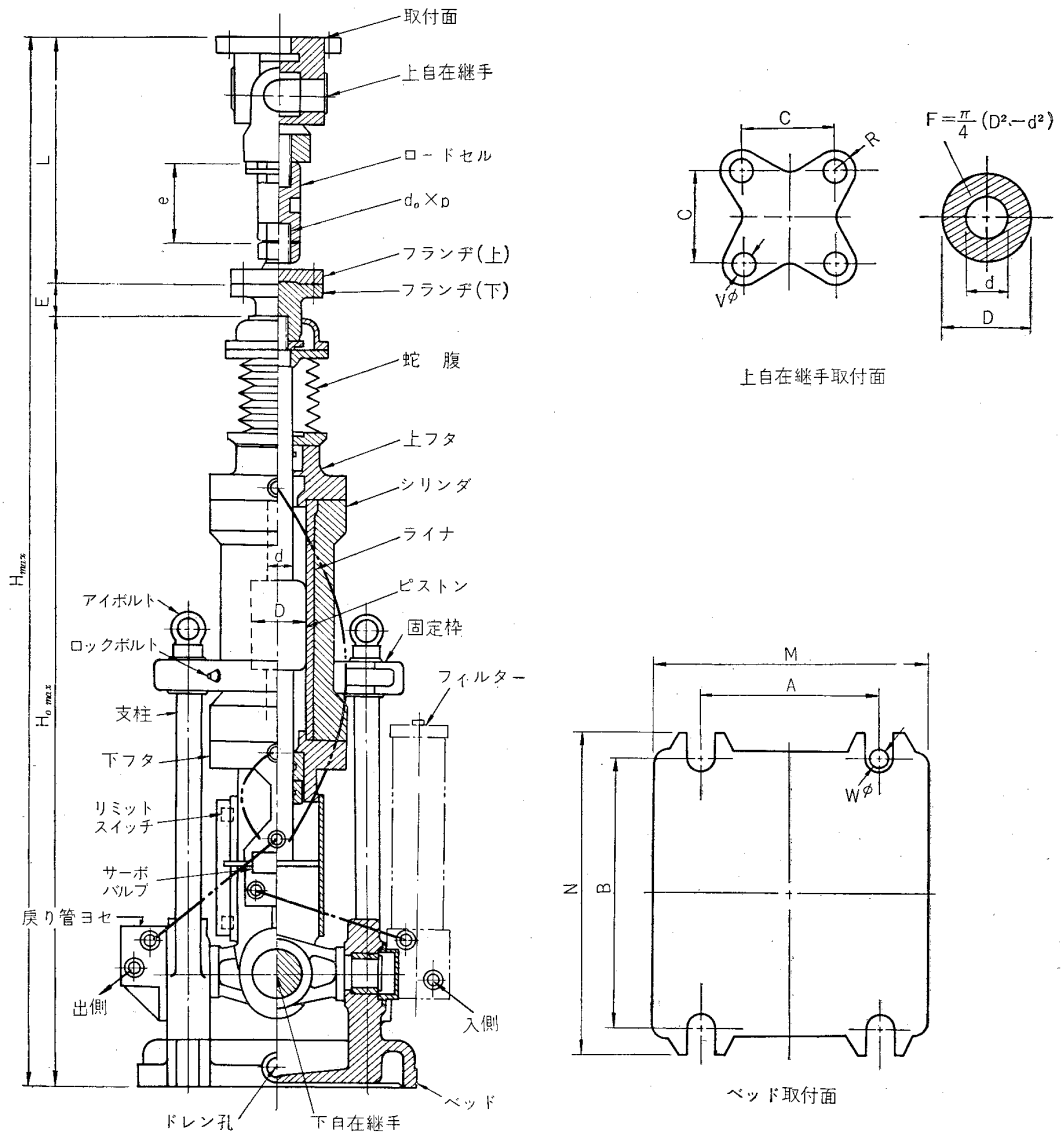
3・2 油圧ジャッキ

油圧ジャッキは縦形複動両端ロッド式で、上端にはフランジ継手を介してロードセルを取り付け、その上部および油圧ジャッキの最下端にそれぞれ自在継手をつけて油圧ジャッキの傾きを $\pm 5^\circ$ まで許すようになっており、上端の自在継手は必要に応じて取りはずすこともできる。

第3図 10トン油圧ジャッキ(左)と
5トン油圧ジャッキ(右)第4図 3トン油圧ジャッキ
(YS-11 主翼疲労試験)

第1表 油圧ジャッキ要目

| 呼称力量 | 最大力量 | 最大ストローク | 有効面積 | 数 量 |
|------|--------|---------|-----------------------|-----|
| 3ton | ± 3ton | 800 mm | 21.42 cm ² | 3 台 |
| 5 | ± 5 | 500 | 35.70 | 7 |
| 10 | ±10 | 250 | 71.37 | 9 |
| 20 | ±20 | 125 | 143.55 | 5 |

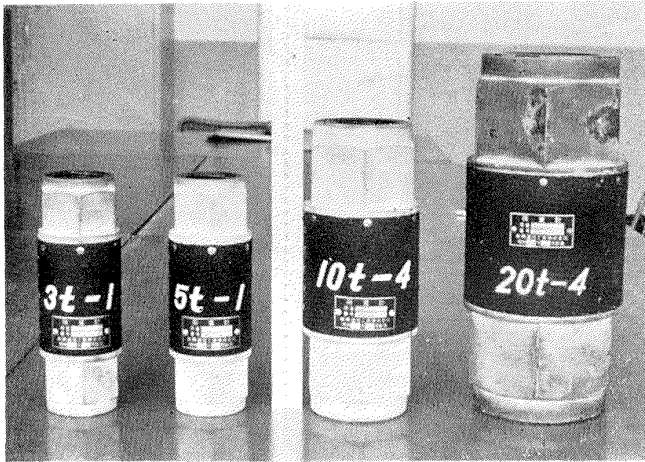


| ジャッキ | D | d | L | F | H _{0 max} | H _{max} | d ₀ × P | M | N | A | B | W | C | V | R | F cm ² |
|------|--------|-------|-----|----|--------------------|------------------|--------------------|-----|-----|-----|-----|--------|-----|----|----|-------------------|
| 3 t | 79.74 | 60.25 | 495 | 25 | 3485 | 4005 | 42 × 4.5 | 500 | 600 | 250 | 550 | 1" | 140 | 29 | 30 | 21.42 |
| 5 | 90.43 | 60.75 | 495 | 25 | 2560 | 3080 | 42 × 4.5 | 500 | 600 | 250 | 550 | 1" | 140 | 29 | 30 | 35.70 |
| 10 | 118.15 | 69.77 | 610 | 40 | 1905 | 2555 | 58 × 5.5 | 560 | 610 | 300 | 550 | 1 1/4" | 160 | 33 | 30 | 71.37 |
| 20 | 156.43 | 79.27 | 730 | 40 | 1580 | 2350 | 78 × 6 | 560 | 630 | 350 | 550 | 1 3/8" | 200 | 43 | 40 | 143.55 |

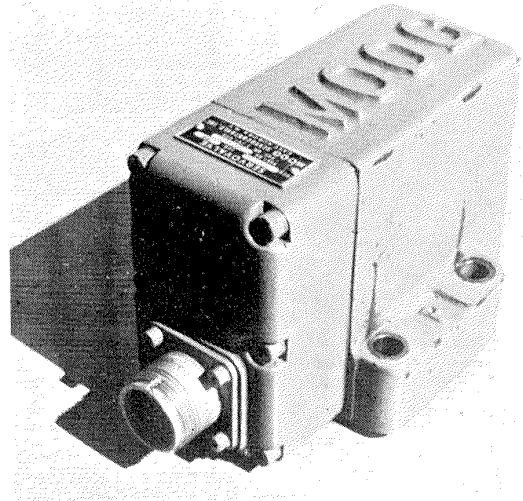
第5図 荷重の各部名称とジャッキ主要寸法

ロードセルは両端ねじ込接続型で、電気抵抗線型歪ゲージ（内部抵抗 120Ω ）による引張圧縮型であり、出力は最大容量（油圧ジャッキ最大力量と同じ）に対して約 $1,000\mu$ である。

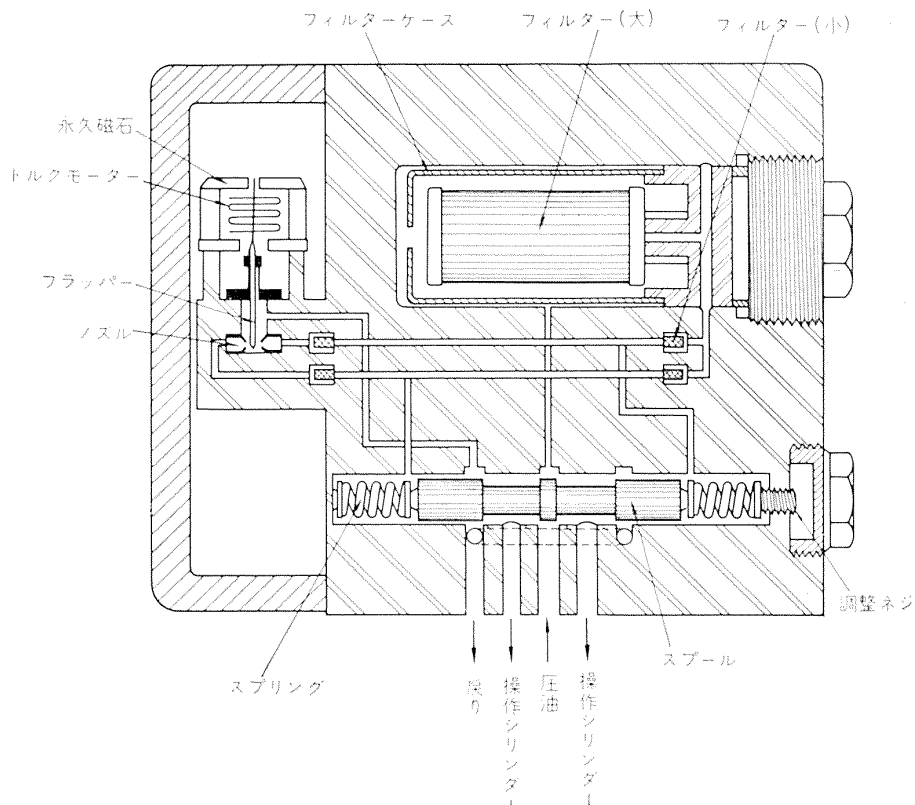
サーボバルブは予備試験の結果から工業用サーボ弁として製作されている米国ムーグ社製、型式 71-103 電磁油圧四方弁を使用した。この弁は供給圧力 $35\sim 210\text{ kg/cm}^2$ 、入力差動電圧 15 mA 、コイル抵抗 $200\pm 25\Omega$ 、最大出力流量 36 l/min 、フィルター 10μ で使用油は Esso, Univis J-43 (MIL-H-5606) であり、その構造および周波数特性は第 8 図および第 9 図に示す。



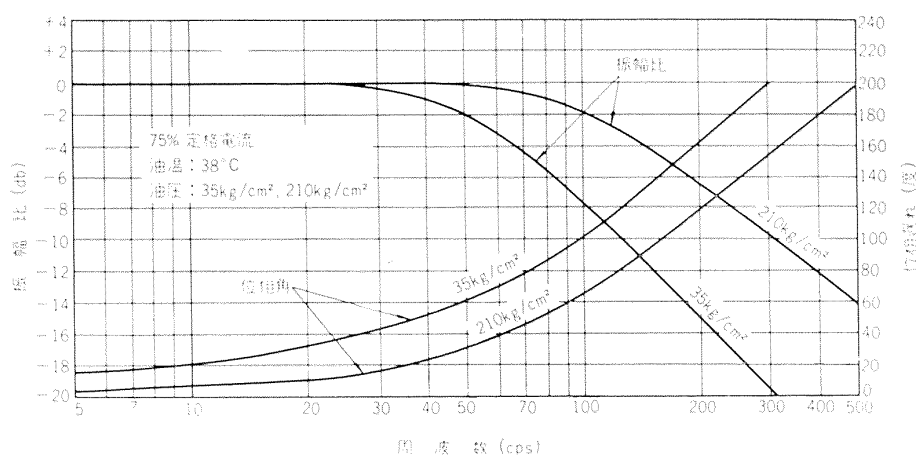
第 6 図 ロードセル



第 7 図 サーボバルブ



第 8 図 サーボバルブ (Moog 社製)



第9図 サーボバルブの周波数特性

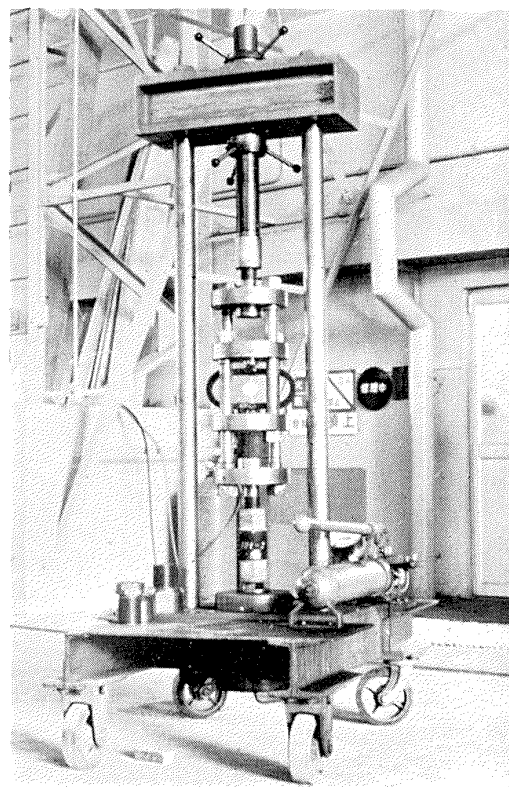
油圧ジャッキの作動圧油の出入口には、各1個のチェックバルブが取り付けられている。これは、ゴムホースの着脱時に油圧ジャッキシリンダー側から油が流れ出ることを防止するとともに、空気の吸い込みを防ぐためのものである。

本装置は荷重制御方式のため、供試体が破損したり、または供試体の剛性が著しく低下した場合、ストロークが過大になり、供試体を致命的に破壊する恐れがある。そのための保安装置としてストロークの上限と下限の位置を任意にきめて、リミットスイッチを取り付けることができ、油圧ジャッキのストロークがリミットスイッチ位置を越えれば、ポンプユニットは自動的に停止し、異状個所がプログラム装置の表示盤に表示されると同時に警報を発する。

別にロードセルの検力を行なうためにロードセル検力装置を備えている。構造は縦型複動式ラムシリンダーを用いて手動ポンプからの油圧でラムシリンダーを上下させて引張荷重および圧縮荷重を加えるものであり、荷重の測定はループ型動力計を用いて行なう。被検力ロードセルの取り付けは両端をネジで行ない、ロードセル取付間隔は、その種類に合わせて 190~490 mm まで自由に調整できる。ベッドに移動用の車輪4個を付け可搬式となっている。

3・3 テープ式プログラム装置

本装置はテープ穿孔機によって作成した紙テープにより8種類の、あらかじめ設定した荷重様式（荷重振巾、平均荷重および繰返し速度の組合せ）の、いずれか1種類を自動的に選択し、また荷重様式と同時に荷重の繰返し回数（1, 10, 100, 1,000回のうちの任意の回数）を、



第10図 ロードセル検力装置

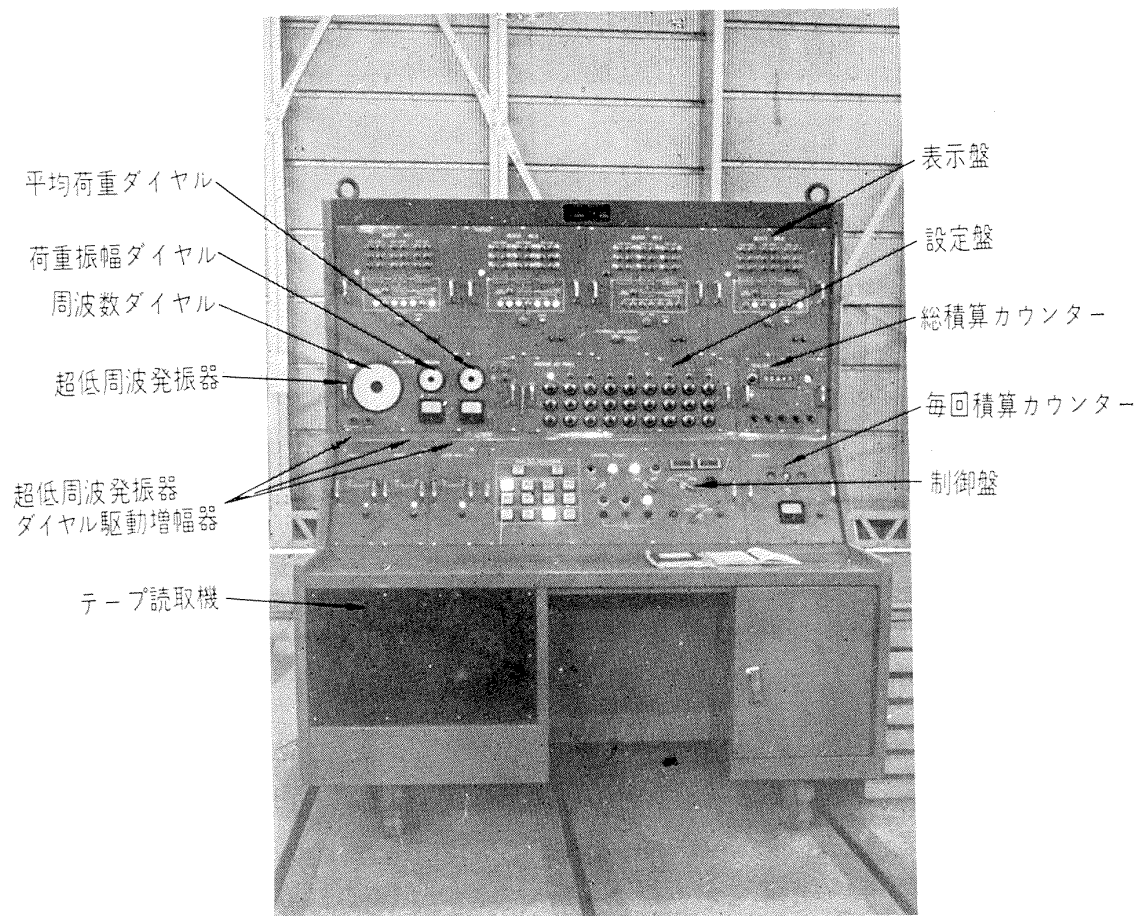
テープに穿孔された信号により選択して、その正弦波電圧（必要によっては矩形波または三角波電圧）を出すものである。この設定する荷重の振巾および平均は 0 から油圧ジャッキ容量の最大までの任意の値を、繰返し速度は 1 から 1,800 cpm の任意の値をえらぶことができ、あらかじめ設定した任意の回数で止めることができる。また、本装置は A, B 2 台あって、これを連動すると計 16 段階のプログラムを組むことができる。第 11 図に写真を、第 12 図にブロック図を示す。

テープ穿孔機は 6 単位鍵盤穿孔機で電信用 6 単位標準紙テープにテープ式プログラム装置の A を使用するか B を使用するかを定める選択信号と荷重様式の番号 (No. 1~No. 8) およびその荷重様式の繰返し回数の 3 種類の希望信号を符号化したものを手動にて穿孔するものである。(第 11 図には含まれていない)

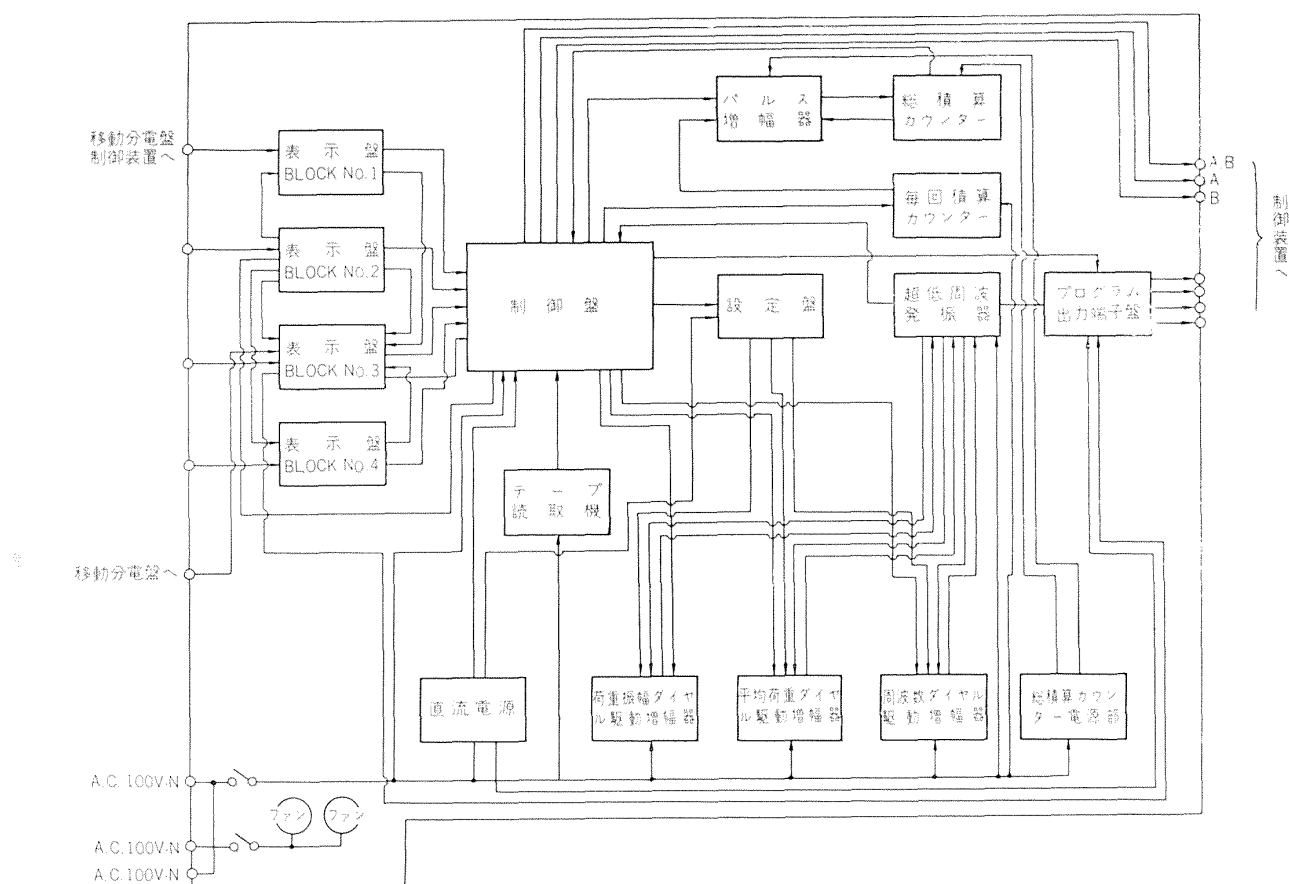
テープ読取機は 6 単位テープ自動読取機で、6 単位のテープに穿孔された符号をリーダーピンにより読取り記憶装置リレーを動作させ出力信号を送出する。

超低周波発振器は電子管式で波形は正弦波、三角波および矩形波をスイッチにより選択できる。周波数範囲は 1~1,800 cpm で 1~10 cpm, 2~20 cpm, 3~30 cpm, 24~240 cpm, 180~1,800 cpm の 5 バンドに分れている。出力振巾は負荷抵抗 $0.83\text{ k}\Omega$ において最大 $\pm 10\text{ V}_{p-p}$ である。

積算カウンターは毎回積算カウンターと総積算カウンターを備え、前者は一つのテープ信号の間



第 11 図 テープ式プログラム装置



第 12 図 テープ式プログラム装置 A (B)



第 13 図 テープ穿孔機

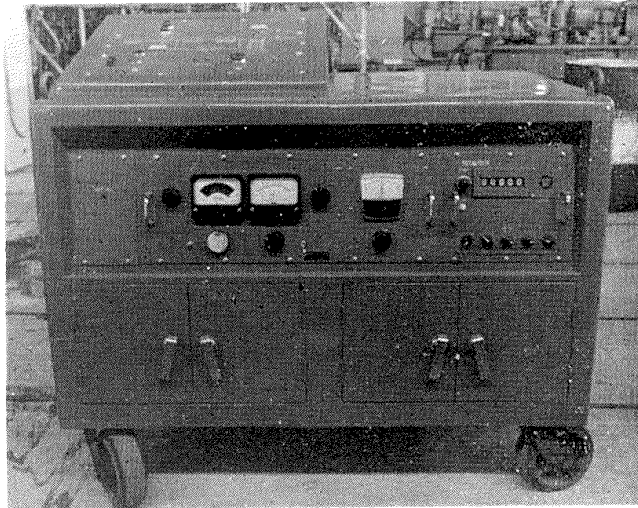
における繰返し回数をデカトロン表示し、後者は 1 位の桁をデカトロンで、10 位以上の 5 桁を電磁式カウンターで表わす。超低周波発振器からは 1 サイクル当り 1 個のパルスが送り出され、これによりカウンターを働かせ繰返し回数を積算するとともに、積算値が、あらかじめ設定した回数に到達したとき信号を発してプログラム信号の送出を自動的に停止することができる繰返し回数設定器をも具備している。

警報表示盤は、各油圧ジャッキのストロークがあらかじめ設定した値を越えた場合、ロードセルで感知する荷重があらかじめ設定した制限許容荷重を越えた場合およびサーボバルブが正常に働かず偏差電圧が異常に大きくなった場合には、プログラム信号が 0 になると同時にポンプの回転を急速にとめ、ポンプユニットのソレノイドバルブを開いて油圧を 0 とし、この際どこに異常があったかをこの表示盤にランプで示す。

設定盤はプログラムする 8 種の信号の平均荷重、荷重振巾および繰返し速度を設定するダイヤルである。

3・4 単独試験用プログラム装置

単独試験用プログラム装置は、主翼疲労試験のように数本の油圧ジャッキを同調させて働かせる本来の使用法と異なり、材料もしくは部材の疲労試験を多く行なう場合に用いるもので、プログラムを紙テープで与えることができず、単一の荷重のみの繰返しを行なうための繰返し電圧を発生するもので、それ以外の性能は、テープ式プログラム装置と同じである。



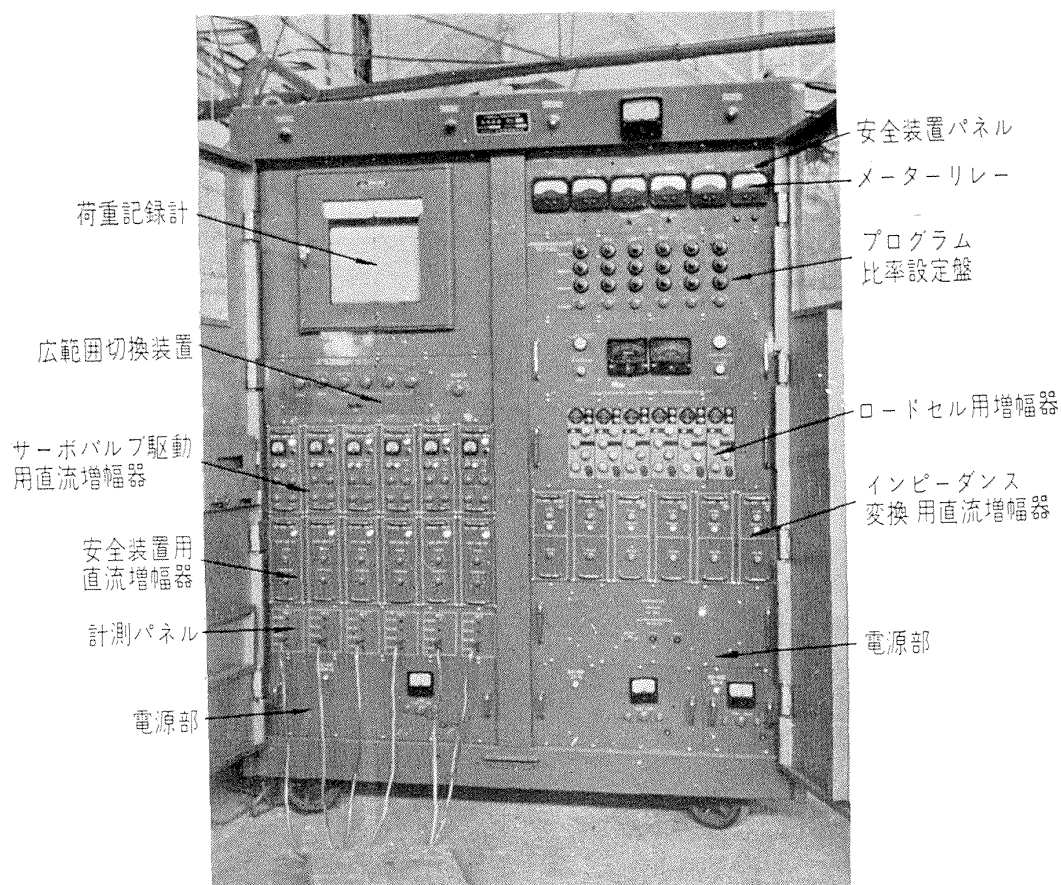
第 14 図 単独試験用プログラム装置

3・5 制御装置

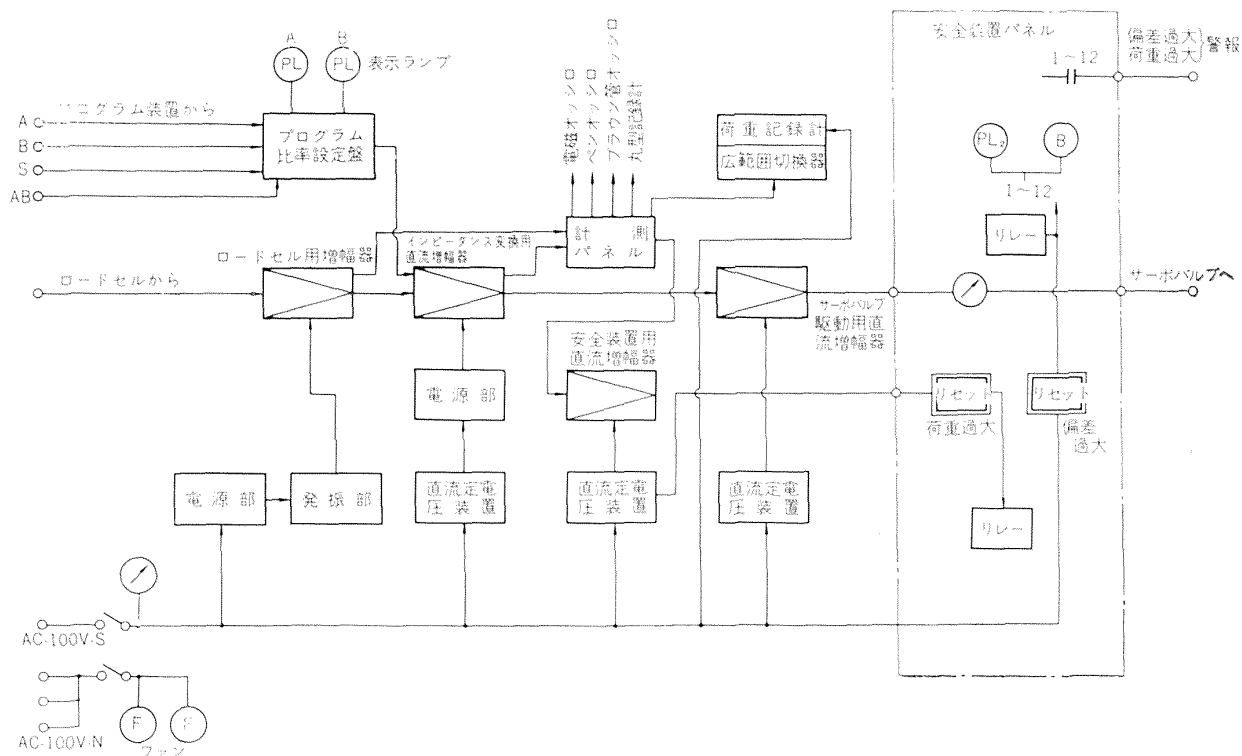
制御装置は、プログラム装置からのプログラム電圧をうけ、また油圧ジャッキ先端のロードセルからの出力信号によって、サーボバルブに所要の電流を与えるもので、油圧ジャッキ 6 台分を 1 台にまとめてある。第 15 図にその外観写真を、第 16 図および第 17 図に制御装置内の油圧ジャッキ 1 台分のブロック図を示す。

プログラム装置よりの信号電圧は、プログラム比率設定盤において、各油圧ジャッキに与えるべき信号を、A、B 両プログラムおよび静的に荷重をかける場合の各々に対して、ダイヤルで比率を設定する。ロードセルからの出力は抵抗線歪計用増巾器 (SG-AMP) で増巾され、さらにインピーダンス変換用直流増巾器 (ET-AMP) をへて、加算増巾器 (ADD-AMP)、計測パネル (MEAS-PANEL)、安全装置用直流増巾器 (ES-AMP) に導かれる。

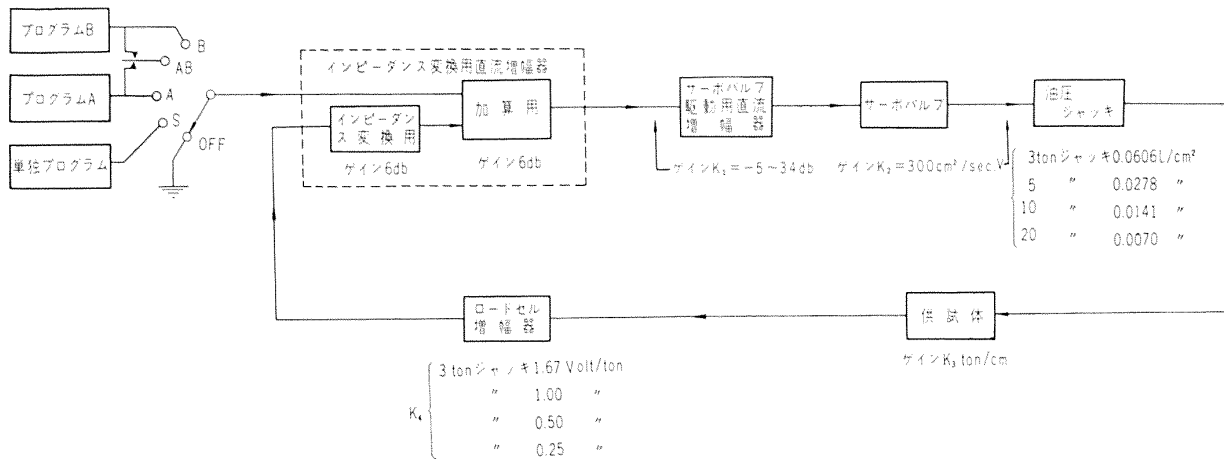
加算増巾器はプログラム比率設定盤からのプログラム信号と、増巾されたロードセルの出力電圧とを加算し、加算された電圧はサーボバルブ駆動用直流増巾器 (SERVO-AMP) に入り、さらに増巾されて油圧ジャッキに付属しているサーボバルブを働かせる。サーボバルブ駆動用増巾器の出力側にはメーターリレーが接続されており、プログラム信号と実際の荷重信号との偏差電圧が過大になると動作し偏差過大の警報を発する。一方、安全装置用直流増巾器 (ES-AMP) 内にて、あらかじめ引張側、圧縮側の許容制限荷重を設定しておき、荷重信号がこの設定値を越えると荷重過大の警報を発し所要の保護動作を行なわしめる。



第 15 図 制 御 装 置



第 16 図 制御装置内系統図



第 17 図 主翼繰返し荷重試験装置制御常数一覧図

計測パネル (MEAS. PANEL) には制御系の荷重信号を電磁オッシログラフ, ペン書きオッシログラフ, ブラウン管オッシロスコープにて観測する端子を分圧器を通して設けてあり, これとは別に分圧器を通らない観測端子も準備してある。一方, 荷重信号は計測パネルより広範囲切換器に入り 6 台の油圧ジャッキのうちの任意の 1 台の荷重を電子管自動平衡式の荷重記録計に連続記録することができる。

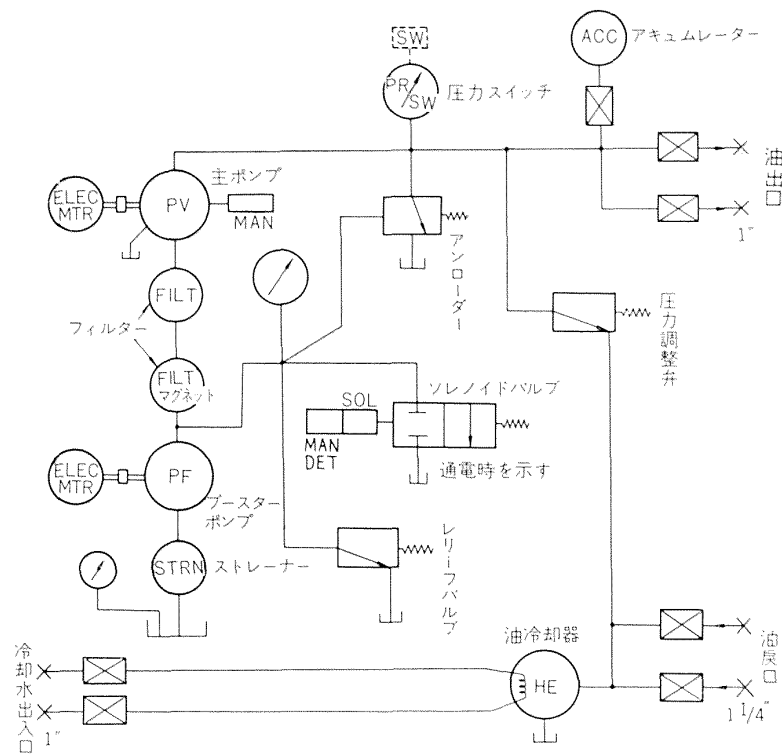
この制御装置およびプログラム装置によると, 比率設定盤で設定された各油圧ジャッキの荷重比率は常に一定で, 各油圧ジャッキにかけうる分布したプログラム荷重に制限をうける。そこでプログラムとは関係なしに制御装置に常に一定の電圧をおくりこみうる系統別平均荷重設定器を別に製作した。これは油圧ジャッキ 6 台分に一定電圧を供給できるものである。



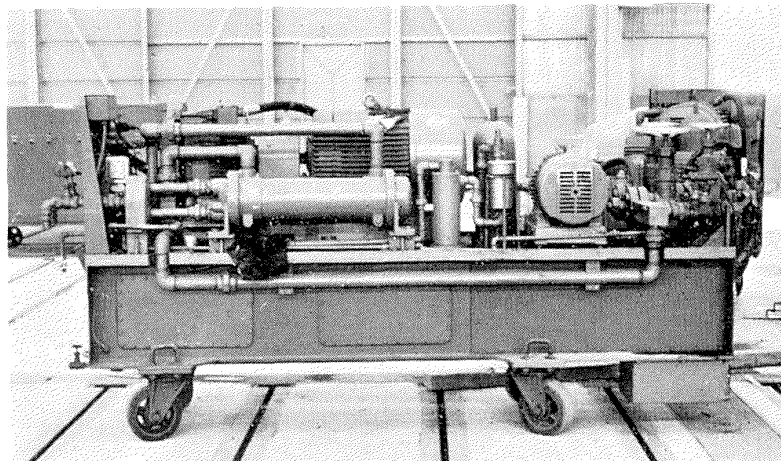
第 18 図 系統別平均荷重設定器

2・6 ポンプユニット

ポンプユニットは 1 台で油圧ジャッキ 2 台までに圧油を供給できるもので, 第 19 図に油圧系統図を示し, 第 23 図にはポンプユニット 1 台に油圧ジャッキ 1 台を付けた場合の各油圧ジャッキのポンプ容量による性能を示している。



第 19 図 ポンプユニット油圧系統図



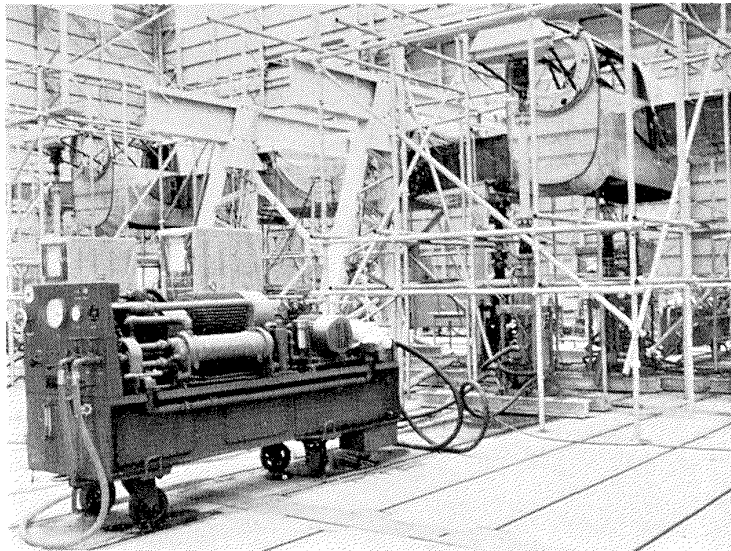
第 20 図 ポンプユニット

ポンプユニットは、最高常用圧力 180 kg/cm^2 、最大吐出量 28 l/min (180 kg/cm^2 において)、吐出量可変範囲 $2 \sim 28 \text{ l/min}$ (180 kg/cm^2 において) である。

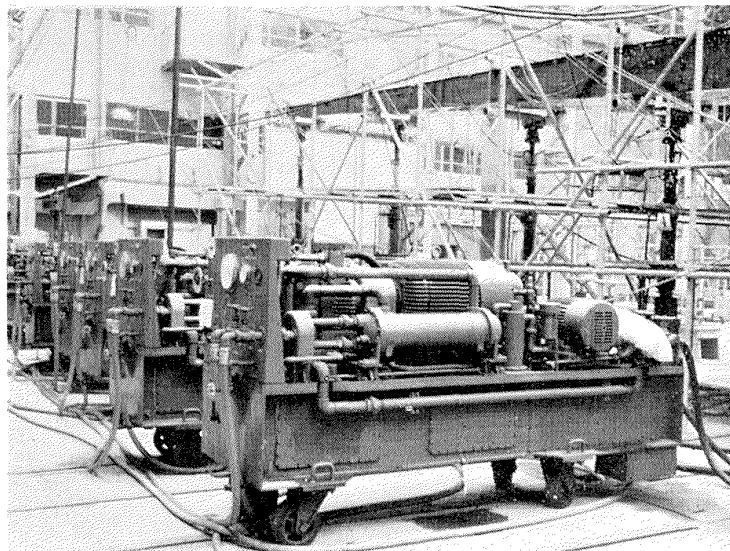
主ポンプは、アキシアルプランジャー型吐出量可変油圧ポンプであって、常用最高作動圧力 210 kg/cm^2 、許容最高作動圧力 270 kg/cm^2 、理論吐出量 $35.4 \text{ cm}^3/1 \text{ 回転}$ 、許容最高回転数 $1,200 \text{ rpm}$ である。

ブースターポンプはギヤ型で主ポンプへ作動油を供給するもので、常用最高作動圧力 50 kg/cm^2 、理論吐出量 $46 \text{ cm}^3/1 \text{ 回転}$ 、許容最高回転数 $1,500 \text{ rpm}$ である。

フィルター群はブースターポンプの吸込側にあるストレーナーと主ポンプの吸込側にある磁気フ



第 21 図 ポンプユニット (YS-11 主翼の前方から)

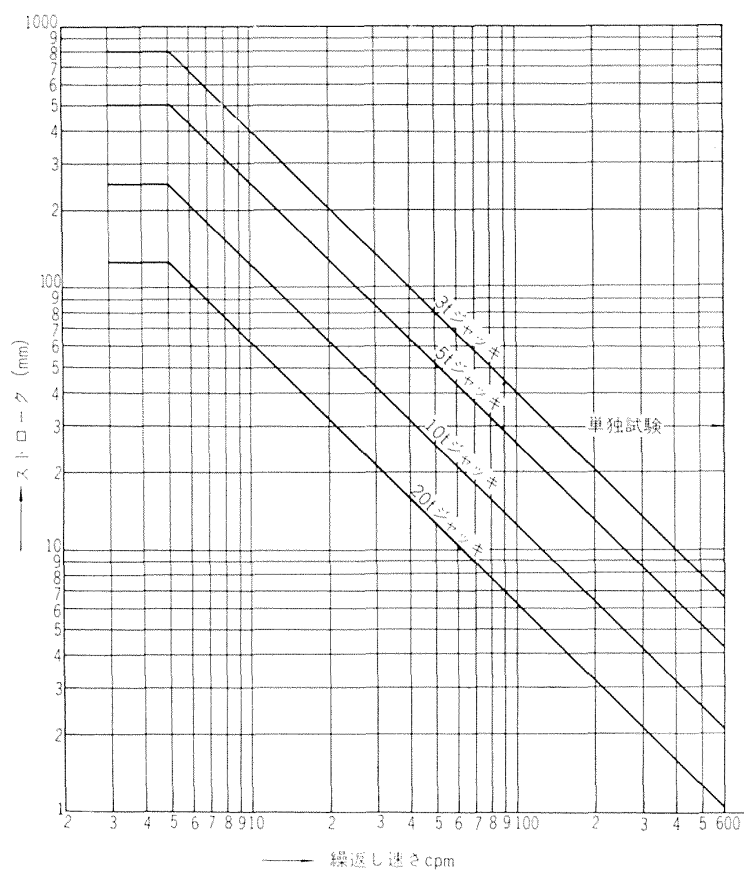


第 22 図 ポンプユニット (YS-11 主翼疲労試験)

フィルターおよび焼結金属製フィルターより構成されている。

ストレーナーは巻線型で口径 $1\frac{1}{4}$ "，精度 200 メッシュである。磁気フィルターは永久マグネットと真鍮製の金網（約 200 メッシュ）が砲金製のケーシングの中に組み込まれている。耐圧力は 10 kg/cm^2 ，容量 50 l/min ，口径 $3/4$ " である。焼結金属製フィルターは銅系焼結金属エレメントが鋼管製のケーシングの中に組み込まれている。主な仕様は常用圧力 10 kg/cm^2 ，容量 33 l/min ，汙過精度 20μ ，圧力低下 0.4 kg/cm^2 以下（初期）である。

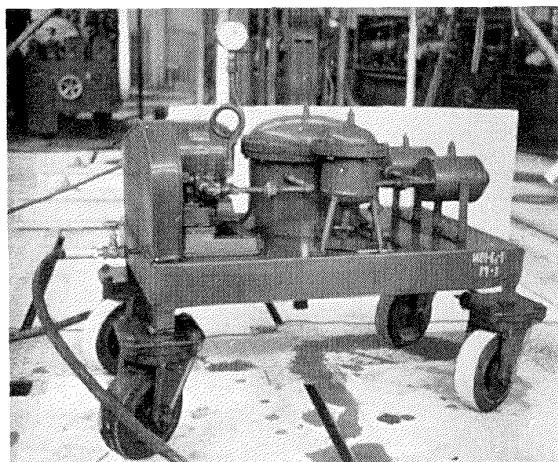
吐出圧の調整は，バランスドピストン型リリーフバルブで行なう。その圧力調整範囲は $80 \sim 180 \text{ kg/cm}^2$ ，最大流量は 75 l/min である。ブースターポンプ回路の圧力もリリーフバルブで約 7 kg/cm^2 に調節されている。主回路内の衝撃波を吸収させるためにアキュムレーターを使用している。使用ガスは窒素ガス，最高常用圧力 210 kg/cm^2 ，油溜容積 15 l である。油冷却器は水冷，多管式で



第 23 図 繰返し速さとストローク線図

20 l/min の水道水を使用し、夏期 20 時間連続運転の場合にも油温を 50°C 以下に保ちうる。交換熱量は 5,000 kcal/h である。油タンクは鋼板熔接製（有効容積は約 250 l）で台車をも兼ねており底板には 4 個のゴム車輪が取り付けられていて走行移動が自由にできるようになっている。

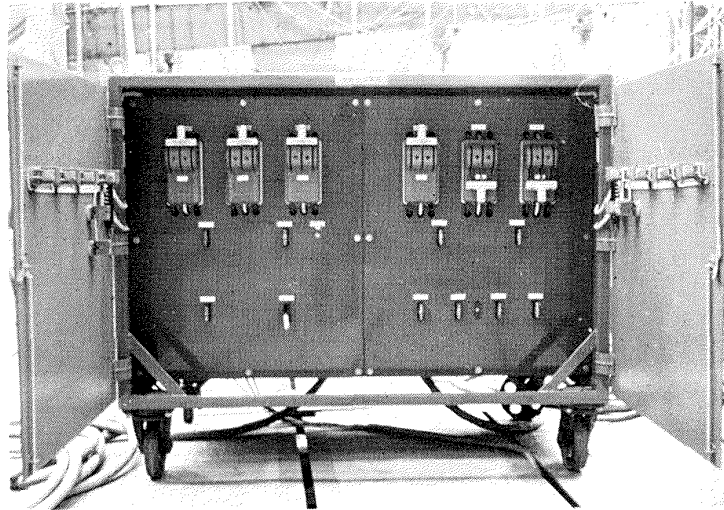
油汙器は、本装置で使用する油圧用油を汙過再生するもので台車上にギヤーポンプ、電動機およびフィルター群を取り付けたものである。ギヤーポンプは使用圧力 3 kg/cm^2 、最大流量 3 l/min をもちフィルター群は $120\mu \rightarrow 70\mu \rightarrow 40\mu \rightarrow 10\mu$ の構成になっていて、 10μ の汙過能力を有する。



第 24 図 油 汙 器

3・7 移動分電盤

移動分電盤は交流 3 相 200 V, 50 c/s 電源を 6 台のポンプユニットに分岐供給するもので, 6 台のポンプユニットの電源スイッチおよびポンプユニットからの圧力過大信号および 6 台のジャッキからのストローク過大信号の各電線をここに集めてプログラム装置へ送り出す接続端子および継電器等を備えている。



第 25 図 移動分電盤

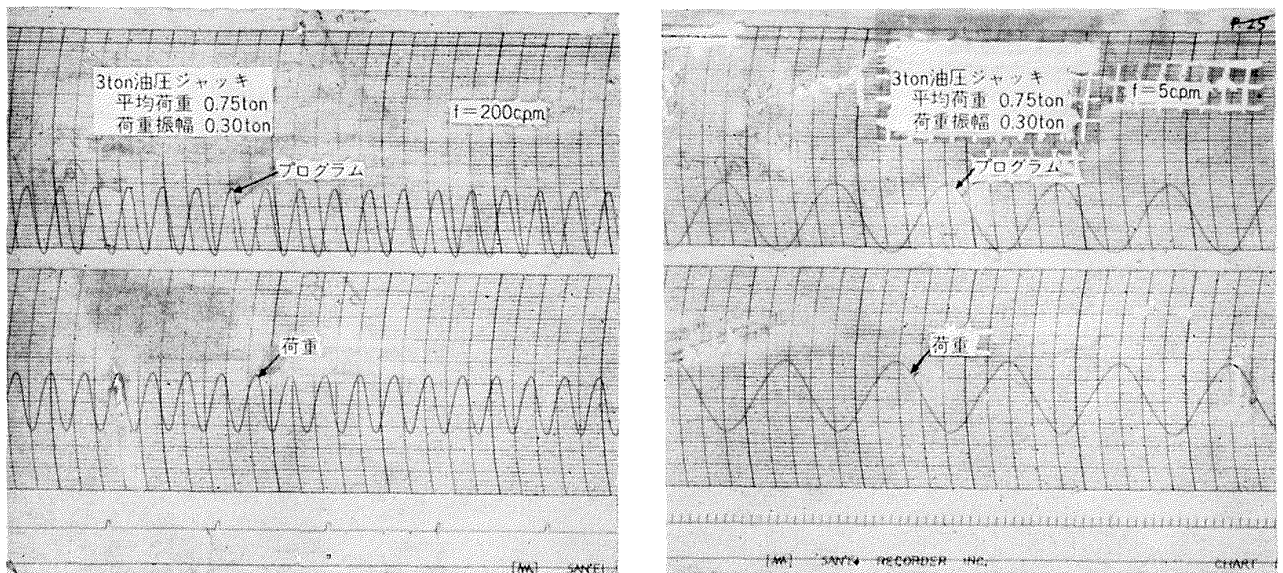
4. 性 能

本装置は, 前述のように各油圧ジャッキの制御は油圧部分, 電気部分すべてを独立に設計し, 装置としては各油圧ジャッキの干渉はない。しかし, これを一つの構造物である供試体の数箇所を数本の油圧ジャッキで負荷する場合には, 各油圧ジャッキが干渉をおこし, 油圧ジャッキ 1 本の場合の安定限界ゲインより低いゲインにしなければならない。これは供試体の剛性, 振動特性によって決まるものである。したがって, 本装置の特性は油圧ジャッキ 1 本で求めるならば, 十分に, 高い特性を要求される。本装置においては約 0.2 mm/ton の供試体に対して, 油圧ジャッキ 1 本を単独に働かした場合に全て 600 cpm までは平坦な周波数特性をもつことを確かめた。

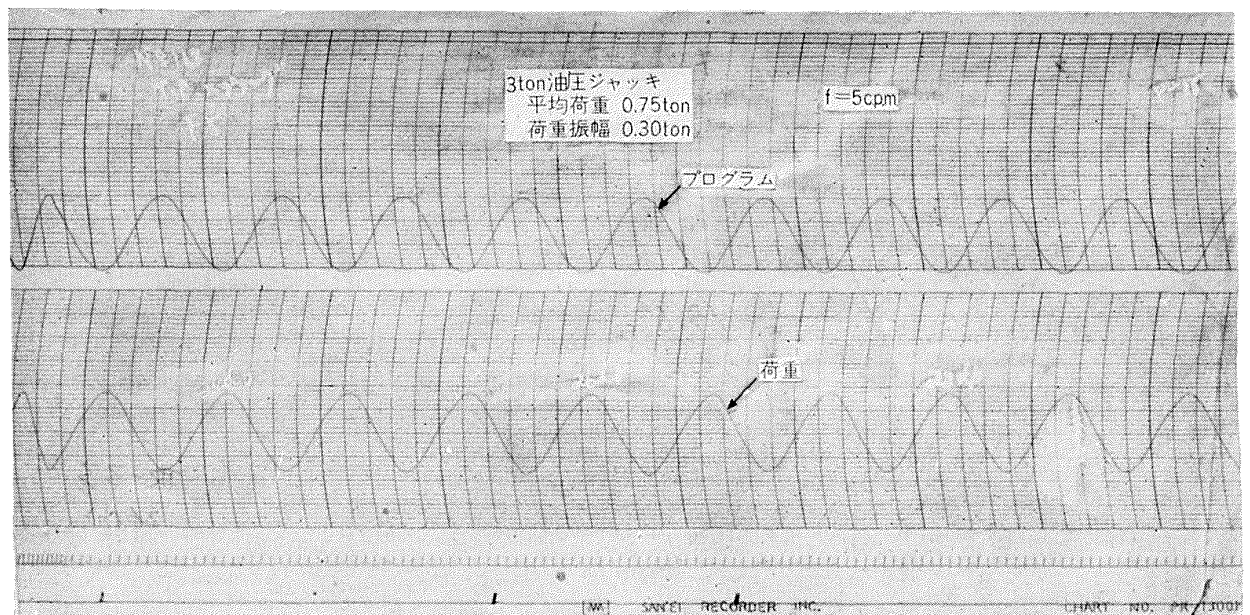
荷重の精度に関係するロードセルは, 感度変化, 零点移動ともに $-5^{\circ}\text{C} \sim +35^{\circ}\text{C}$ の温度条件下で容量の $\pm 1\%$ 以内, 直線性, ヒステシスともに容量の $\pm 0.5\%$ 以内, 荷重検出用増巾器は 24 時間連続運転に対して, 零点および感度変動 $\pm 1\%$ 以内, 直線性 $\pm 0.5\%$ 以内で, プログラム装置の出力電圧は零点移動 $\pm 0.5\%$ 以内, 出力変化 $\pm 0.7\%$ 以下であって, 総合としての荷重精度は $\pm 3\%$ 以内である。

ポンプ容量は第 23 図に示すとおりで, これからも繰返し速度の上限が決まる。

試運転成績の例を第 26 図に示す。



第 26 図 (a) 動的試験記録 (ペンオシロ)

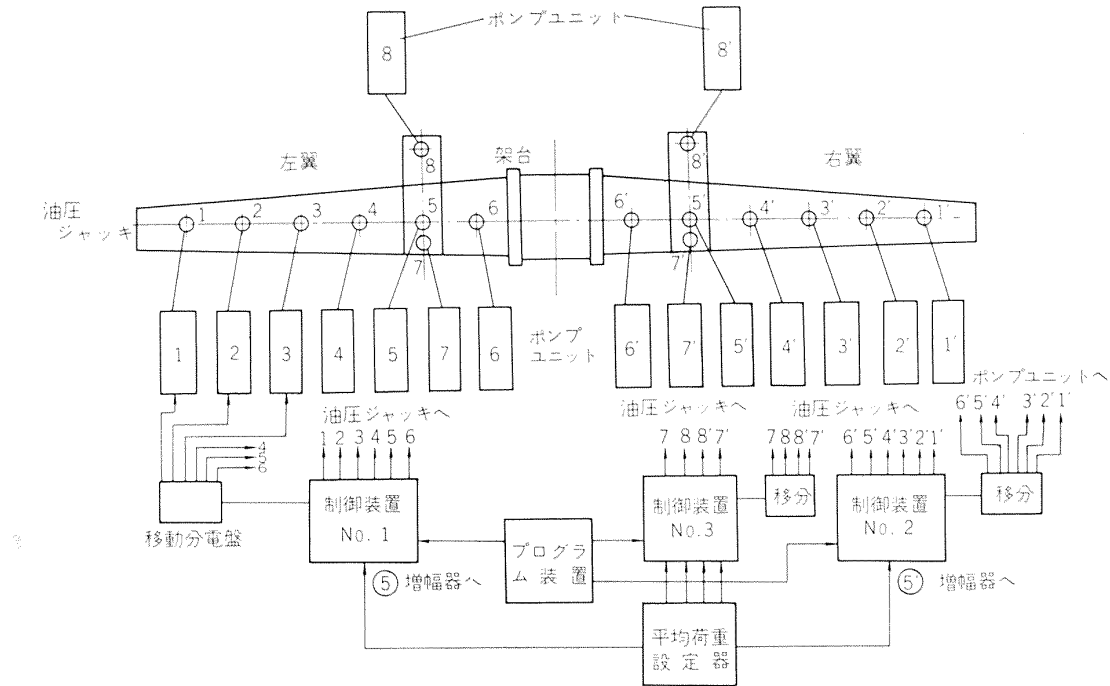


第 26 図 (b) 動的試験記録

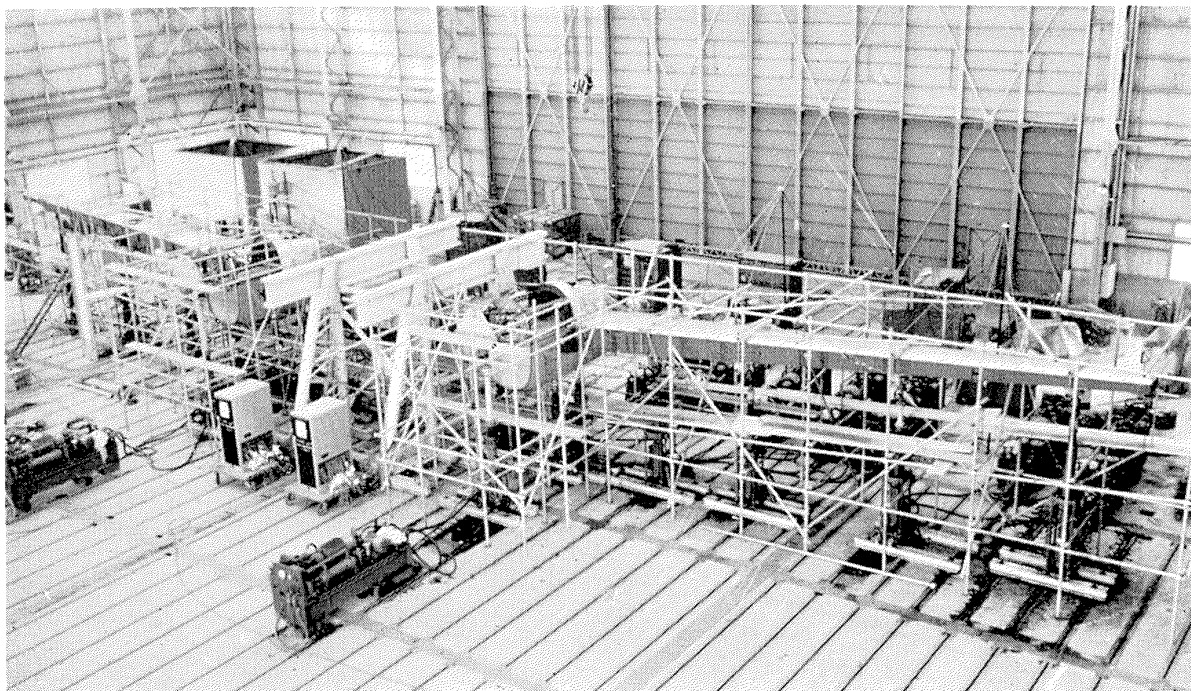
5. 運 転 成 績

昭和 37 年 6 月下旬に国産中型輸送機 YS-11, 0-2 号機の主翼が当研究所調布分室実機強度実験場に搬入され, 6 月 27 日から主翼繰返し荷重試験装置を使用して主翼疲労試験が行なわれている。第 27 図に概略装置配置を示す。

その構成は 20 ton 油圧ジャッキ 2 台, 10 ton 油圧ジャッキ 6 台, 5 ton 油圧ジャッキ 6 台, 3 ton 油圧ジャッキ 2 台, 計 16 台, プログラム装置は A 装置のみ 1 台, 制御装置は 3 台 (うち 1 台は他の 2 台とプログラム信号に対する極性を逆にしたもの), ポンプユニットは 16 台, 移動分電盤 3 台および定電圧装置 3 台, 荷重信号計測用の 6 素子ペン書きオシログラフ 3 台である。



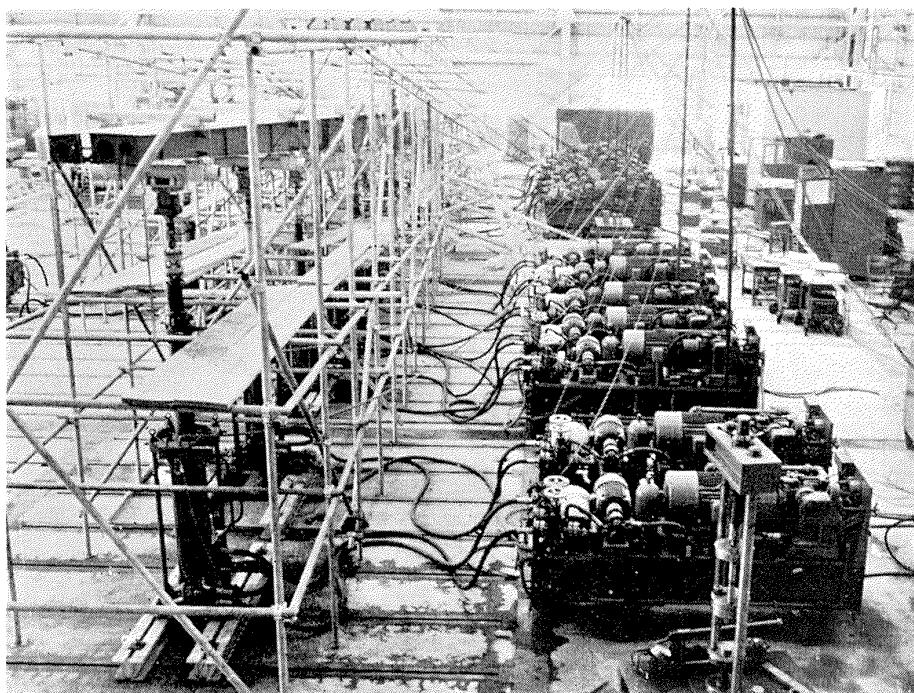
第 27 図 YS-11, 0-2 号機主翼疲労試験，装置配置図



第 28 図 YS-11 主翼疲労試験全景

試験荷重は飛行時間 100 時間分を 1 プログラム荷重としてその繰返しとし，1 プログラム荷重の構成は第 2 表に示す。

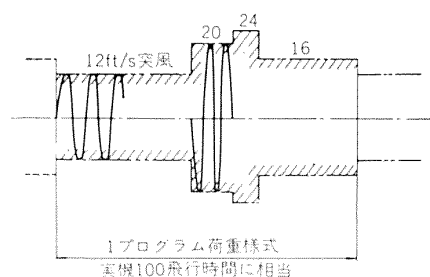
各油圧ジャッキの荷重は第 27 図の No. 1～No. 6 が上向きの圧縮荷重であり No. 7, No. 8 が原動機の慣性力による下向きの引張荷重であって，繰返し速度は最大 15 cpm である。この荷重を



第 29 図 油圧ジャッキとポンプユニット

第 2 表

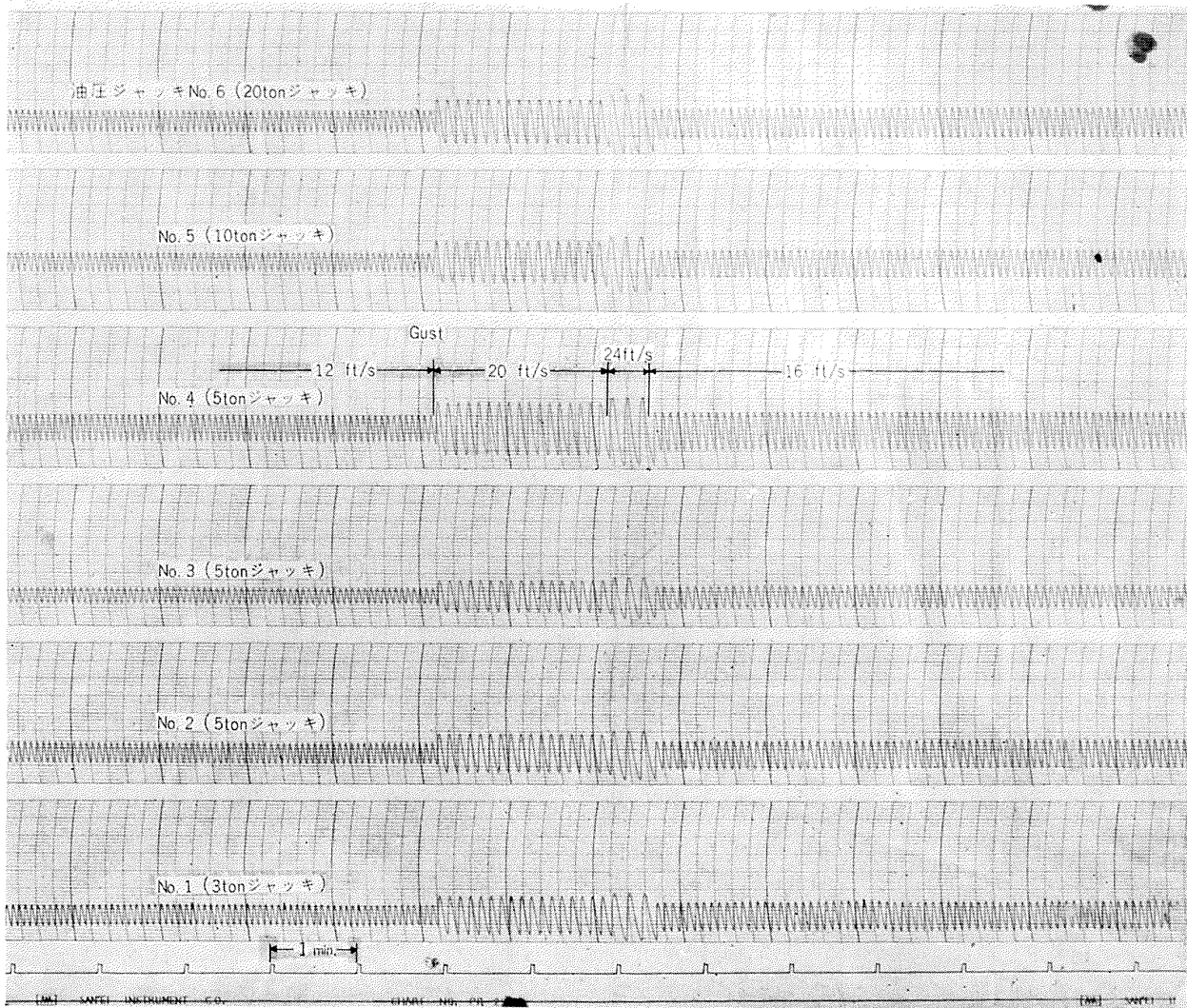
| 代表突風 (EAS, ft/sec) | 荷重倍数 ($1 \pm \Delta n$) | 繰返し数 |
|-----------------------|------------------------------|------|
| 12 | 1 ± 0.49 | 378 |
| 16 | 1 ± 0.65 | 78 |
| 20 | 1 ± 0.81 | 17 |
| 24 | 1 ± 0.97 | 3 |



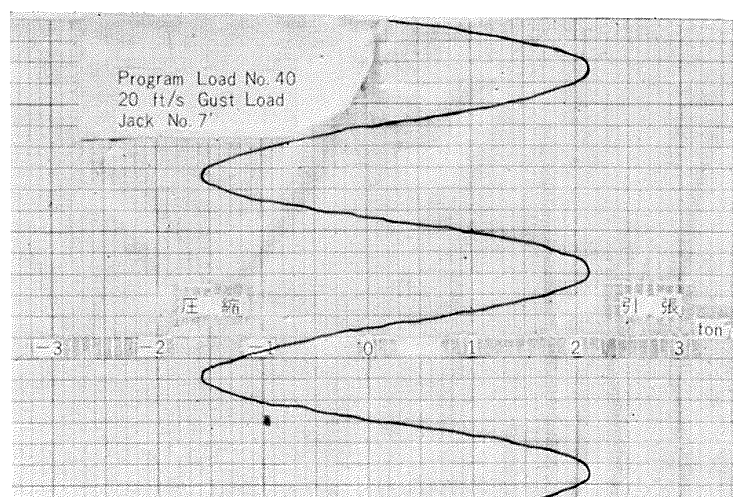
第 30 図 YS-11 主翼疲労試験プログラム様式

ペン書きオシロに記録したもの、および波形を見るために電子管式自動平衡記録計に記録したものを第 31 図および第 32 図に示す。

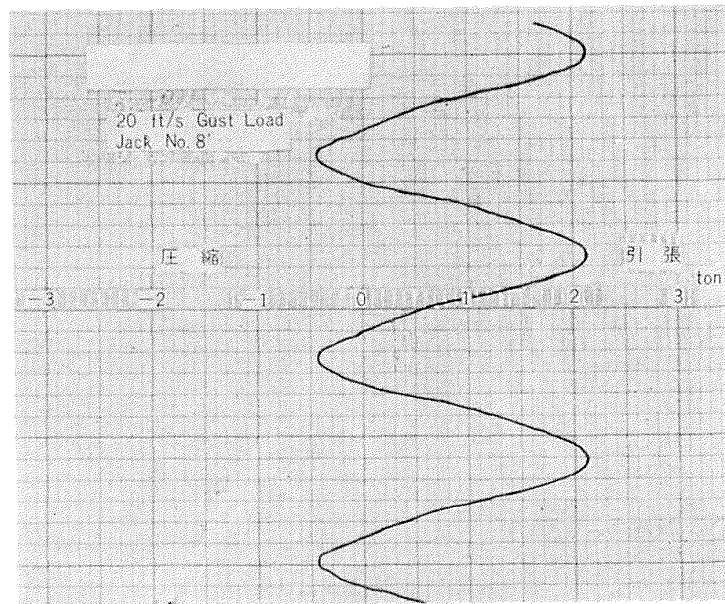
なお現在までに、制御系に影響する外乱を防ぐためにフィルター回路を改良し、あるいはロードセルの零点調整に便利のように、必要な場合には油圧ジャッキの上下油圧室を連絡することができるバイパスバルブをつけるなど若干の改良を加えたが、大した故障もなく所期の成績を発揮して順調に運転を続けている。



第 31 図 荷重波形 (ペン書きオッシロによる)



第 32 図 (a) 荷重波形 (自動平衡記録計による)



第 32 図 (b) 荷重波形 (自動平衡記録計による)

6. む す び

主として実物の飛行機の主翼を対象とした、大型構造物に数本の油圧ジャッキで、あらかじめ与えられたプログラムに従って繰り返して荷重をかける装置を完成し、現在国産中型輸送機 YS-11 の 0-2 号機主翼の疲労試験を行なっている。

この装置の計画は前機体部長 疋田遼太郎氏、機体部長 上山忠夫氏、実機強度研究室長 石田誠氏の御指導によるものであり、製作は全て株式会社東京衡機製造所に依頼した。上記各氏、東京衡機製造所の各位、さらに試験運転等に協力された機体部の三本木茂夫、藤枝郭俊、猿本光明、峯岸正勝の諸君に厚く感謝する次第である。

| | | | |
|--|--|--|--|
| <p>NAL TR-33 航空技術研究所 主翼繰返し荷重試験装置</p> <p>1962 年 12 月 20 頁</p> <p>航空技術研究所調布分室に設置された主として実物の飛行機の主翼を対象とした大型構造物に，数本の油圧ジャッキであらかじめ与えられたプログラムに従って，繰返して荷重をかける装置である主翼繰返し荷重試験装置について述べる。</p> | <p>I. 竹内 和之 飯田宗四郎 小野 幸一</p> <p>II. NAL TR-33</p> <p>III. 620.178.3 :629.13.012</p> | <p>NAL TR-33 航空技術研究所 主翼繰返し荷重試験装置</p> <p>1962 年 12 月 20 頁</p> <p>航空技術研究所調布分室に設置された主として実物の飛行機の主翼を対象とした大型構造物に，数本の油圧ジャッキであらかじめ与えられたプログラムに従って，繰返して荷重をかける装置である主翼繰返し荷重試験装置について述べる。</p> | <p>I. 竹内 和之 飯田宗四郎 小野 幸一</p> <p>II. NAL TR-33</p> <p>III. 620.178.3 :629.13.012</p> |
| <p>NAL TR-33 航空技術研究所 主翼繰返し荷重試験装置</p> <p>1962 年 12 月 20 頁</p> <p>航空技術研究所調布分室に設置された主として実物の飛行機の主翼を対象とした大型構造物に，数本の油圧ジャッキであらかじめ与えられたプログラムに従って，繰返して荷重をかける装置である主翼繰返し荷重試験装置について述べる。</p> | <p>I. 竹内 和之 飯田宗四郎 小野 幸一</p> <p>II. NAL TR-33</p> <p>III. 620.178.3 :629.13.012</p> | <p>NAL TR-33 航空技術研究所 主翼繰返し荷重試験装置</p> <p>1962 年 12 月 20 頁</p> <p>航空技術研究所調布分室に設置された主として実物の飛行機の主翼を対象とした大型構造物に，数本の油圧ジャッキであらかじめ与えられたプログラムに従って，繰返して荷重をかける装置である主翼繰返し荷重試験装置について述べる。</p> | <p>I. 竹内 和之 飯田宗四郎 小野 幸一</p> <p>II. NAL TR-33</p> <p>III. 620.178.3 :629.13.012</p> |

| | | | |
|-------|--|-------------|----------------------------------|
| TR-20 | Blasius 型微分方程式の両側無限遠 境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation | 1962 年 1 月 | 樋口一雄, 戸川隼人 |
| TR-21 | 遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I) | 1962 年 1 月 | 神谷信彦 |
| TR-22 | 変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section | 1962 年 2 月 | 川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一 |
| TR-23 | いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題の モンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations | 1962 年 2 月 | 樋口一雄, 高橋利之 島海良三 |
| TR-24 | 航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン 要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L. | 1962 年 2 月 | 航空技術研究所原動機部 |
| TR-25 | 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の 計画と構造 Desing and Construction of the National Aeronautical Laboratory 2m×2m Transonic Wind Tunnel | 1962 年 3 月 | 航空技術研究所 |
| TR-26 | 吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel | 1962 年 3 月 | 河崎俊夫, 岡部祐二郎 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, 塙 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 |

航空技術研究所報告 33 号

昭和 37 年 12 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