

UDC 620.178.3
:629.13.012

航空技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

TR-8

繰返し荷重試験装置の予備試験

竹内和之・飯田宗四郎

1961年3月

航空技術研究所
NATIONAL AERONAUTICAL LABORATORY

繰返し荷重試験装置の予備試験

竹内和之*・飯田宗四郎*

Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures

By Kazuyuki TAKEUCHI and Soshiro IIDA

This is a report of a preliminary study for development of repeated load testing rigs which can provide for reasonable duplication in the laboratory of the loads which occur in flight, such as aerodynamic, landing and maneuvering forces.

Some of the basic requirements of these rigs are listed as follows :

- (1) Load must be repeatedly applied as fast as possible.
- (2) Any loading system by means of hydraulic jack used to simulate actual flight loads must be synchronized with each other.
- (3) Each hydraulic jack must work without any mutual interference.
- (4) Each jack must have a sufficient stroke.
- (5) The whole rigs must be easy to move.
- (6) The loading system must simulate any specified loading program.

The results of this experimental study have shown that it is possible to make the testing units which can simulate a specified load within the error of 3% at 30 cpm.

Basing on the experimental data, the repeated load testing rigs for full-scale aircrafts are now under development.

1. ま え が き

戦後、航空機の強度試験においては、とくに輸送機に対して、静的な強度試験のほかに、突風、着陸、あるいは与圧室の内圧等の荷重を繰返してかける疲労試験が要求されているが、試験方法には、荷重プログラムをどのようにとるか、また数少ない供試材（普通1個と考えられる）の試験から、その航空機構造物の疲労寿命の推定、もしくは疲労に対しての設計上の誤りの発見等をするには非常に困難な問題が数多く存する。さらにその上に、このような試験を行うための装置は、普通の材料の疲労試験機と異なり、容量が比較的大きいばかりでなく、性能上種々の要求を満たさなければならない。

* 機体部

このような繰返し荷重試験装置のうちで、与圧室の内圧を除く他の荷重、すなわち主として主翼にかかる空気力を再現するための装置として、実物機体の繰返し荷重試験装置を当所に設置する予定であるが、本報告は、その設計資料をうるために行った油圧ジャッキを用いる方法の予備試験の結果について述べる。

かかる装置に対して要求されることは

1) 繰返し荷重の速度をできるかぎり早くすること、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るが、あまり早く荷重をかけると、慣性力の影響のために荷重を制御できなくなるので最高毎分 30 回を目標とした。

2) 機体に働く外力を、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ること。

3) しかも、おたがいの負荷装置の干渉を排除すること。

4) 主翼の翼端部に対しては、ジャッキストロークが相当大きいものを必要とすること。

5) 実物機体の疲労試験であるので持ち運びが可能であること。

6) 繰返してかける荷重は、航空機の機種、航路、運用等によって一定しないので、いかなる種類の荷重でも、あらかじめ与えられれば、プログラムを組んでかけられること。

以上のような問題を解決するために、まず主として装置の形式を決定し、また現在の技術をもって、かかる装置の製作のためには、どのような問題を解決しなければならないかを調べるために、簡単な基礎実験装置を試作して実験し、ついでその結果をもととして、詳細な設計資料を得るために実物大装置の一部に相当する予備試験装置を試作し実験した。

2. 基礎実験

基礎実験のための装置の概略図を第1図および第2図に示す。油圧ジャッキは容量1トンの複動型3本とし、1台のプログラム装置によって3本のジャッキをあらかじめ設定した別々の荷重振幅、平均荷重で、同周期で制御することを試みた。

荷重の制御には、プログラムに対する制御性をよくするために、サーボ弁としてビッカース型ソレノイド弁を使用して、オンオフ制御とし、プログラムは、巻線摺動抵抗器による正弦波電圧を用いた。荷重検出器は系全体の周波数特性を高めるために抵抗線歪計型式のロードセルを用いた。

この実験結果によると、サーボ弁を用いることにより、各油圧ジャッキがおたがいに干渉することはほとんど問題とならないが、サーボ弁にソレノイド弁を使用したため、ソレノイド弁の時間おくれ、つまり電流が入ってから実際の荷重が現われるまでの時間に0.05~0.1秒を要し、したがってプログラムおよびその不感帯に対して、第3図に示すような荷重のガタを生ず

る。

この荷重ガタは、疲労に対して好ましくないので、できるかぎり除去しなければならない。しかしながら、すべてのガタを除去することは困難であるから、荷重ガタが階段型のものとはかく、峰型の山が出るガタのものは生じないようにして実験を進めた(第3図参照)。この荷重ガタはソレノイド弁の不感帯を大きくし、また操作速度調節弁を調節することによって少なくすることができる。しかし不感帯を大きくすると荷重誤差が大きくなる。その結果を示すのが第3図の下の図である。この図でわかるように、制御誤差を例えば $\pm 3\%$ におさえると、毎分5回位までの繰返し荷重をかけることができる。しかしこの場合、操作速度調節弁の調節は、繰返し荷重の速度に関係するほかに、最大、最小荷重の大きさ、ストロークすなわち試験片の硬さ、さらには油の温度変化による粘性変化に関係してきて、最適の開きを決定するのが非常に困難であることがわかった。

3. 予備試験装置

基礎実験によれば、初期の目標である毎分30回の繰返し速度で、十分な制御能力をもつためには、サーボ弁の周波数応答特性がよいものを使用しなければならないので、フラッパー型のサーボ弁を使用することとし、さらに設計の詳細まで検討することを目的として、ほぼ実物の一部となりうる規模の装置を製作した。第4図にその全景を示す。

装置は油圧ジャッキ2本、油圧源およびプログラム装置および制御装置よりなり、これに主翼を模した片持ばりの供試体を取付け試験を行った。

供試体は、軟鋼製で先端に行くほど剛性を小さく作り、その任意の位置にジャッキを取付けて、試験を行いうるようにし、油圧ジャッキは、容量 ± 5 ton の複動型で、シリンダー内径 80 mm, 最大ストローク 200 mm, および 300 mm 各1本で、それぞれ3ステージ、2ステージの制御バルブをもち、その前段には、 10μ のエバーラストフィルター2個をつけて制御バルブに入る圧油を濾過するようにし、ジャッキの上端には荷重検出器を介して自在継手を、下端はシリンダー腹部を、自在継手を介して支えることとした。

油圧源は、第7図および第8図に示すように、フィードポンプ、フィードポンプ用モーター、主ポンプ、主ポンプ用モーター、フィルター、調圧弁、アキュムレータ、油冷却器、オイルタンクを台車上に組立てて移動が容易なユニットとしたもので、フィードポンプはトロコイド型、背圧 7 kg/cm^2 , 1000 rpm, 吐出量 100 l/min , 主ポンプはロータリープランジャーポンプで、最大圧 150 kg/cm^2 , 吐出量 $50\sim 70\text{ l/min}$, フィルターはマグネチックフィルター5個を並列に、 50μ と 10μ の2種のエバーラストフィルターを直列に配置し、調圧弁は圧力範囲 $105\sim 210\text{ kg/cm}^2$, $35\sim 140\text{ kg/cm}^2$, $5\sim 70\text{ kg/cm}^2$ の3種で広い範囲の調圧が可能のようにし、油

冷却器は二段水管式のもの2個で、1個の交換熱量は定格 5000 kcal/hr である。アッキュムレータは容量 44.7l のポンペ2本で、オイルタンクは内容量 500l で戻り油口には金網フィルターをつけてある。

プログラム装置は第9図に示すもので、あらかじめ希望する荷重振幅、平均荷重、繰返し回数、符号を紙テープに穿孔し、それによりリレー群を働かせて正弦波発生器の電動機を制御して、任意の正弦波信号を発生するもので、荷重振幅は8段階、平均荷重は±7段階(0を含めて計15段階)の任意の組合せが設定できるものである。

制御装置は第9図右側に示すもので、荷重検出器は電気抵抗線歪計引張圧縮 5 ton を用い、増幅器は最大 34 db の電圧利得をもち定格出力、連続 40 mA である。サーボ弁は、フラップ型2ステージと3ステージの両型式を用いて比較検討したが、本装置の場合は2ステージ型式で十分であることを知ったので主として2ステージ型式のものについて実験を行った。この弁はムグ弁、型式番号 2000-22、使用圧力 200 kg/cm² 以下、入力差動電圧 ±8 mA、コイル抵抗 900~1100 Ω、出力流量 37.8 lpm、使用油 Mil H 5606 で、その構造および周波数特性は第12図および第13図に示す。

4. 予備試験結果

まず、この装置全体の周波数特性を調べるために、翼型試験片を取り除き、かわりに 100 mm×810 mm×12 mm の板ばね状の試験片を、べつに製作した架台上に取りつけ、板の支点間隔および枚数を変えて、種々の撓み剛性をうるようにして、試験を行った。第14図にその装置を示す。

全系のブロック線図を第15図に示す。ここに α , β はサーボ弁の時定数で、第13図の周波数特性から求め $\alpha=2.5 \times 10^{-6} \text{ sec}^2$, $\beta=3.3 \times 10^{-3} \text{ sec}$, $e=120,000 \text{ mm}^3/\text{mA sec}$, $g=0.00025 \text{ mA/mV}$, A は油圧ジャッキの断面積で 4319.7 mm², $D=2000 \text{ mV/ton}$ にとり増幅器の時定数 δ は $3 \times 10^{-3} \text{ sec}$ である。ここでサーボ増幅器のゲイン G と試験片剛性 k とをいろいろに変えた場合の実験と、計算による周波数特性の例を第16図に示す。系の発振限界は $kG=32.9 \text{ ton/mm}$ となり第17図に示すとおりになる。

実験と計算とは相当違っているが、これはサーボ弁の非線型性、またジャッキの摩擦、重量、さらには試験片特性の一次からのずれ等々考えられる。なおこのサーボ弁は、その特性上油内に埃が入るのを極端に嫌うために、その油系統には十分はフィルターを用い、容易に清掃できるようにする必要があった。

次に第16図に示す周波数特性より、この装置の誤差を求めたものを第18図に示す。この図に示すものはプログラムの誤差、荷重検出器の時間的な特性変化による誤差等は含んでいな

い。この図で見られる通り、 $kG=3\text{ ton/mm}$ ととると 0.5 cps で $0.6\sim 1\%$ 程度の誤差が見られるが、この種の試験機としては十分な精度であると考えられる。

プログラムと荷重との関係を電磁オシログラフにとったものの一例を第 19 図、第 20 図に示す。この図および第 16 図の周波数特性からも分るように、本装置を油圧ジャッキ 1 本だけ使用して単独試験片の疲労試験を行う場合には、プログラムとの時間遅れを問題にする必要はなく、したがって 5 cps 位までの繰返し速度で疲労試験を行いうると考えられる。

油圧装置については、この実験中、管継手や調圧弁等からの油もれが、かなり多く、それを人手でオイルタンクに回収して実験を続けたので、外部からの塵埃が油に入り易く、サーボ弁の絞りおよびフィルターがしばしばつまって実験を中断せねばならないことが起った。これを避けるには、油の回収回路をなるべく外気にふれないような密閉回路にする必要がある。また全フィルターの掃除についても考えなくてはならない。

調圧弁については、現在調圧範囲 $5\sim 70\text{ kg/cm}^2$ 、 $35\sim 140\text{ kg/cm}^2$ 、 $105\sim 210\text{ kg/cm}^2$ の 3 種類のもので設けられているが、この実験の圧力範囲すなわち $50\sim 150\text{ kg/cm}^2$ の範囲では $105\sim 210\text{ kg/cm}^2$ の調圧弁 1 個だけで十分間に合った。

油冷却器については、冷却器を使わない場合、自然放熱の状態でも 1 時間連続運転すれば、油温は約 55°C に上昇し、制御系に好ましくない影響を与えるが、同じ条件で冷却器を使用した場合は冷却水流量 10 l/min (水道水) で油温は 30°C に低下した。

圧力計はブルドン管型式のものを使用した。常時、振動がかかるので、この型式の圧力計は不適當である。もしこの型式の圧力計を使う場合は、途中に弁を設け、必要な時のみ弁を開いて圧力を測定するようにすべきである。

電気抵抗線歪計型式荷重検出器は、長時間使用に対しても安定性はきわめて良く、零点および感度は、ほとんど変化しなかった。

5. む す び

予備試験装置に示すものと同等の装置で所期の目的である主翼の繰返し荷重試験装置を製作しうることを知ったが、なお、若干の問題が存在しないわけではない。

まず油中の埃によるサーボ弁の不調に対する対策としては、この予備試験装置に使用したサーボ弁は航空機器用として製作されたもので軽量、小型であることを特色としており、埃に対する考慮を欠くうらみがあるので、本装置には、例えば工業用サーボ弁として製作されている Moog Series 71 を用いることによって、その困難さは軽減されるものと考えられる。

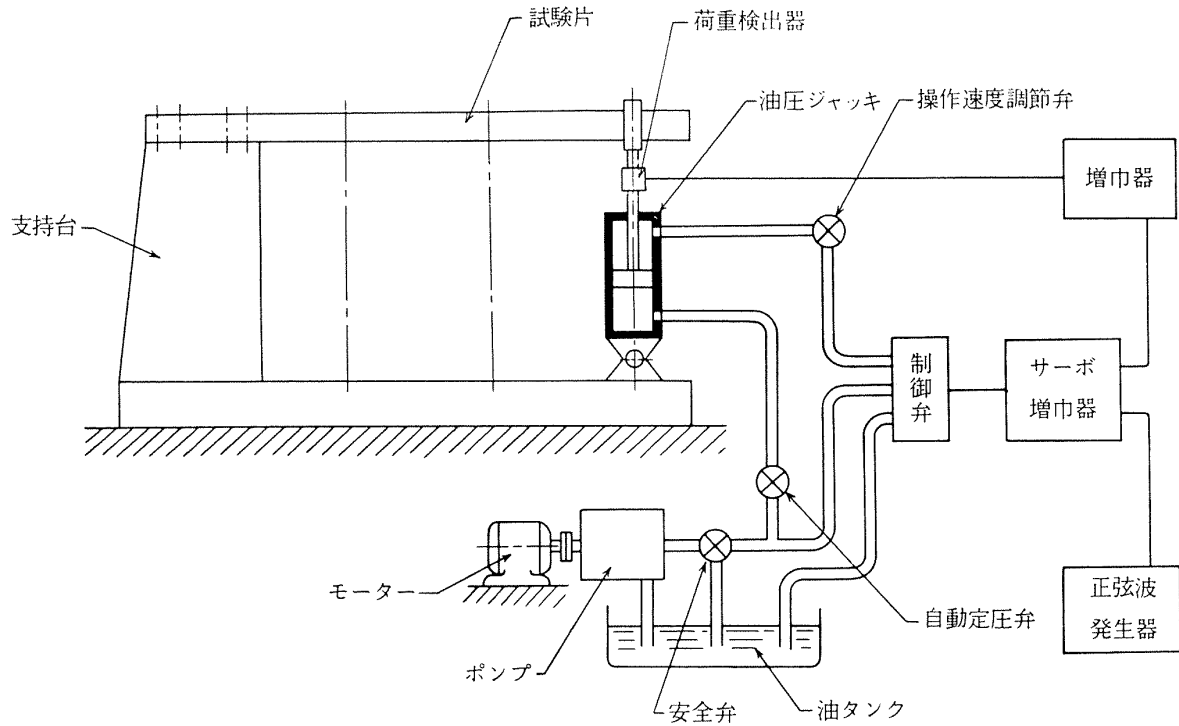
プログラム装置に対しては、サーボ弁の感度が予想以上によかったので、若干改良しなければならない。すなわち、正弦波発生器に巻線摺動抵抗器を用いたが、この抵抗線の 1 本 1 本に

よる正弦波電圧のガタをサーボ弁が忠実に追従して荷重にガタを生ずるので、正弦波発生器としては電子管式発振器を使用しなければならず、またプログラムの切換時におけるリレー回路の作動時間にもサーボ弁が忠実に追従するので、この点設計に当って考慮しなければならない等である。

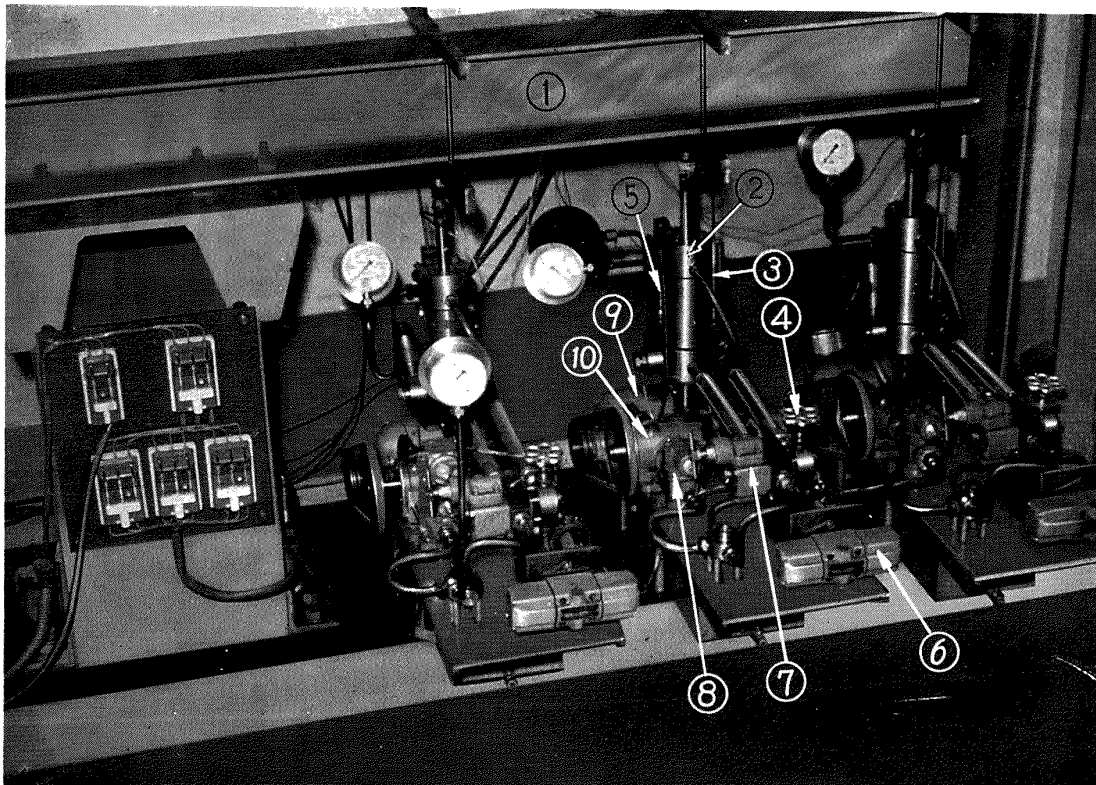
以上、若干の設計変更により主翼の繰返し荷重試験装置を製作する確信をうることができたので、これに使用上の便宜さを考慮しつつ、実物機体用装置の製作に着手している。

最後に、本研究にあたり 疋田前機体部長（現運輸技術研究所次長）、上山機体部長の御指導ならびに伊野部和夫、樺山直哉、大久保弘の諸氏*の御協力を頂いた。ここに厚く御礼申し上げる次第である。

* 東京衝機製造所研究部

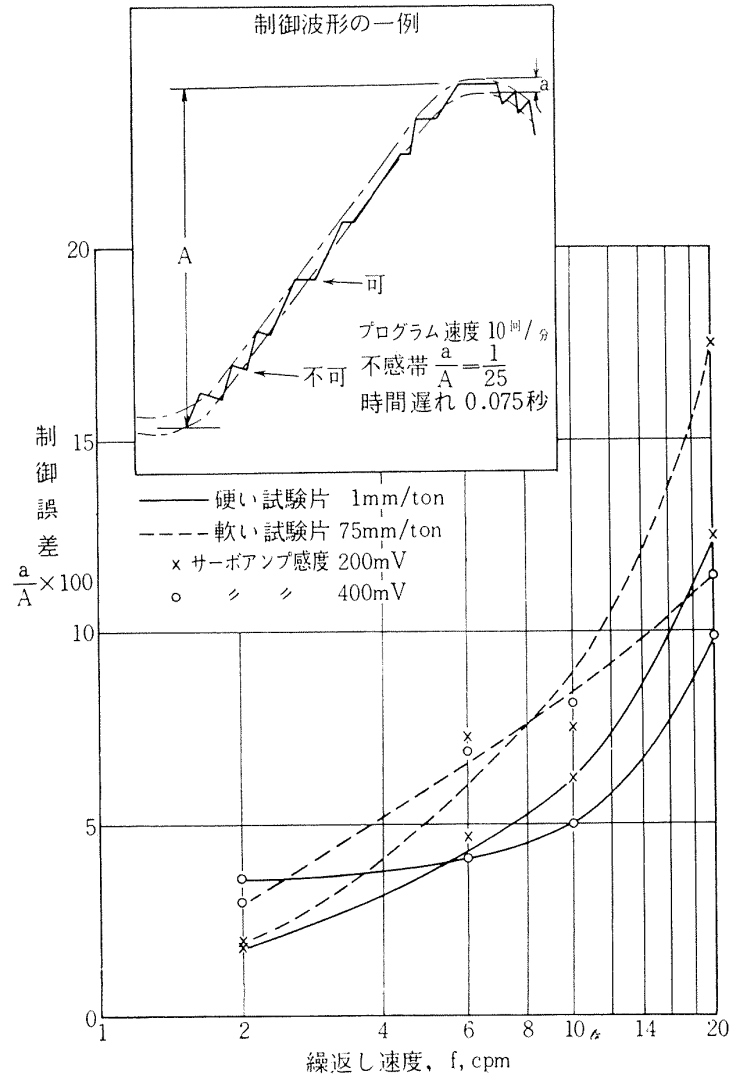


第 1 図 繰返し荷重基礎実験装置

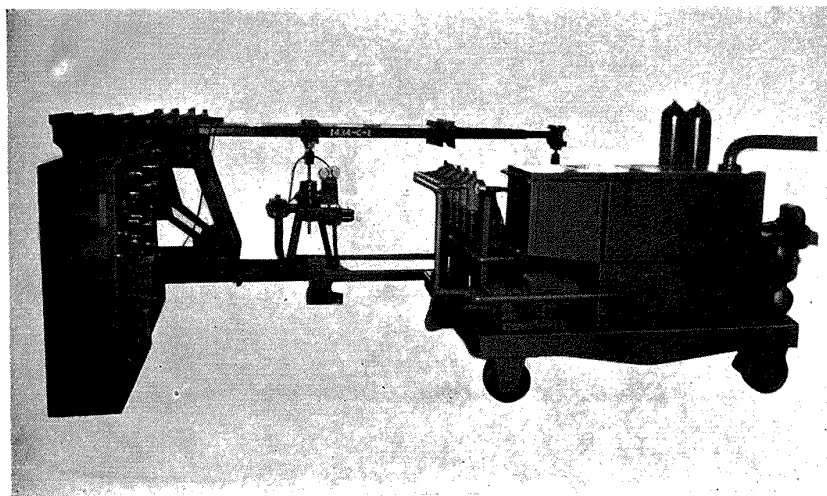


第 2 図

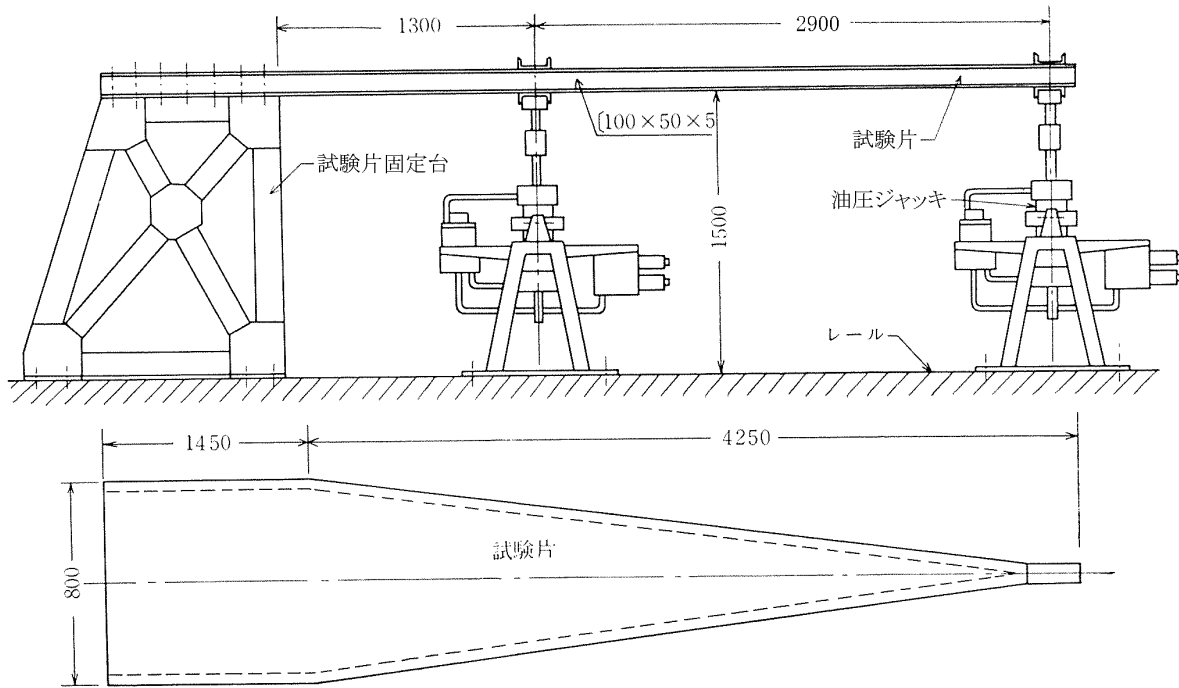
- | | | |
|-----------|---------|--------|
| ① 試験片 | ⑤ 荷重検出器 | ⑨ モーター |
| ② 油圧ジャッキ | ⑥ 制御弁 | ⑩ ポンプ |
| ③ 変位検出器 | ⑦ 自動定圧弁 | |
| ④ 操作速度調節弁 | ⑧ 安全弁 | |



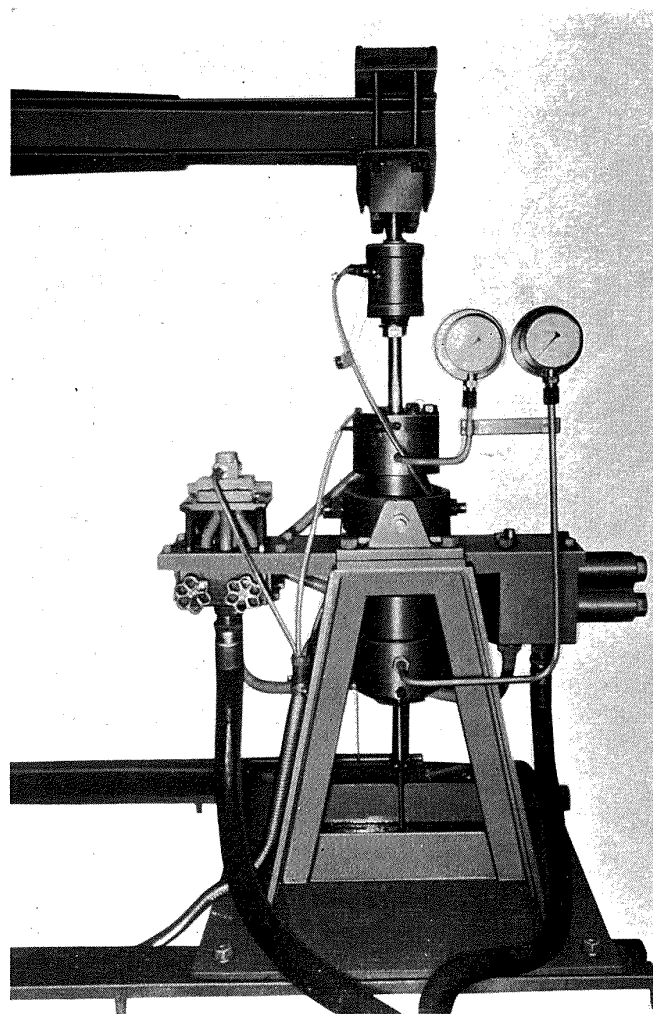
第 3 図 最適制御の場合の誤差 (実験値)



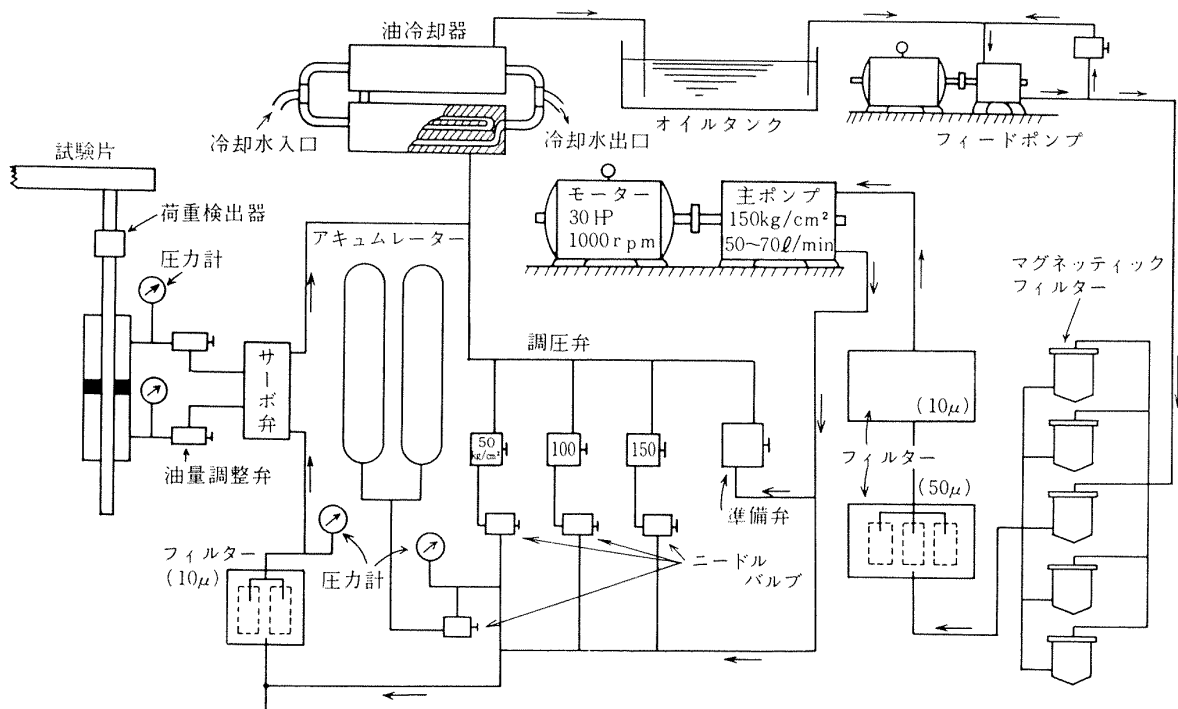
第 4 図 繰返し荷重予備試験装置



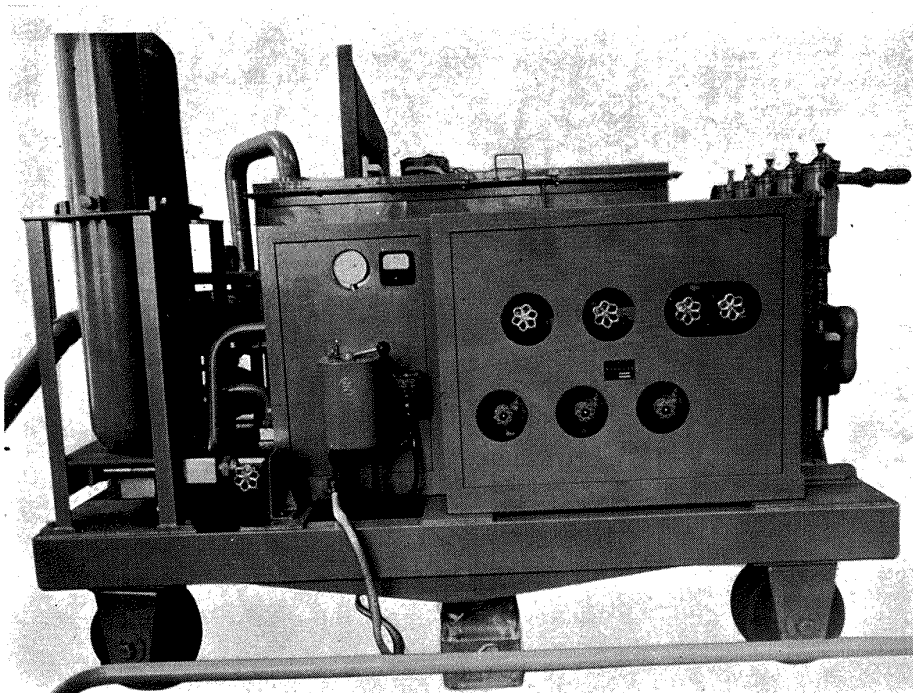
第 5 図 供試体および油圧ジャッキ



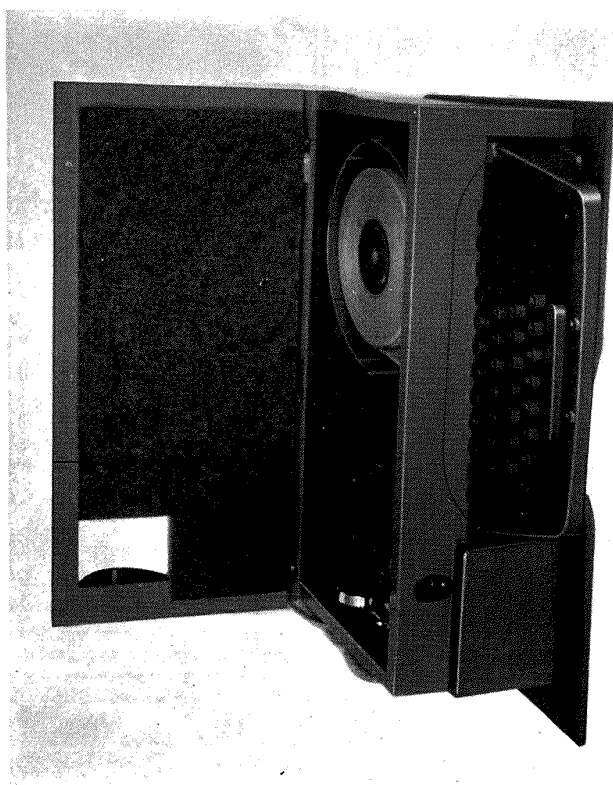
第 6 図 油圧ジャッキユニット



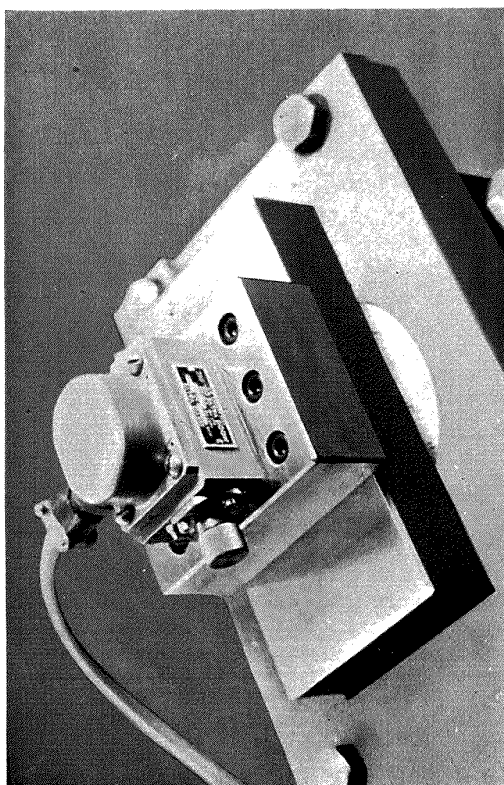
第 7 図 油 圧 源



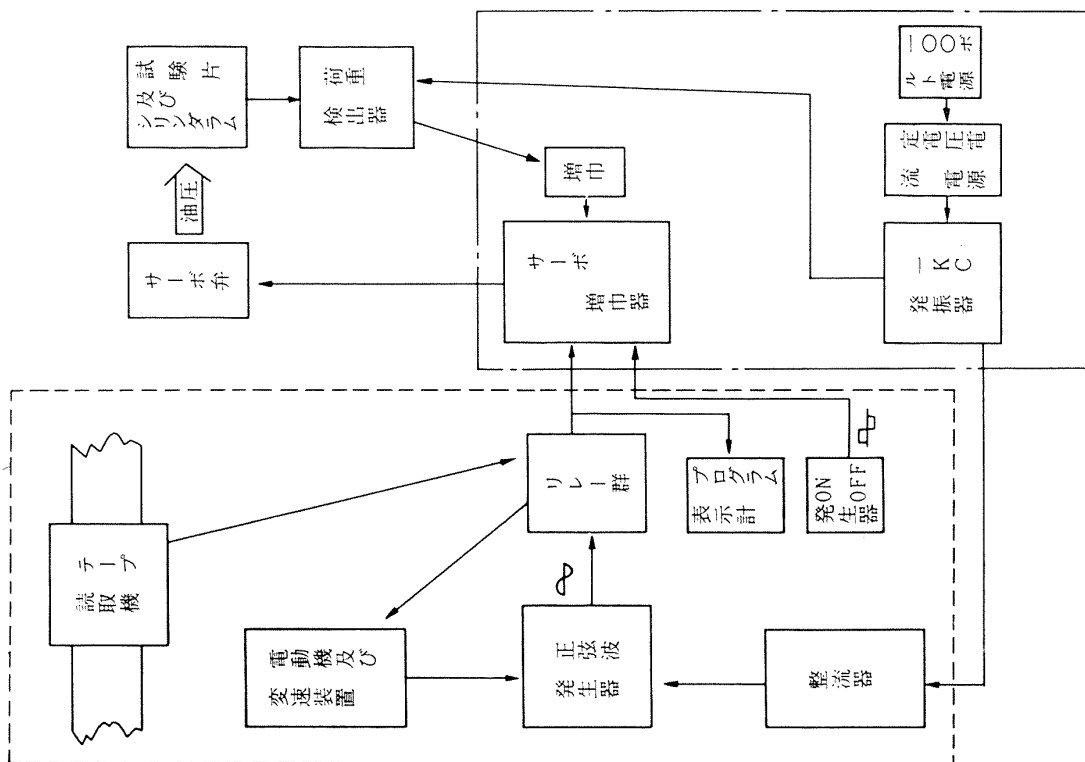
第 8 図 油圧発生装置



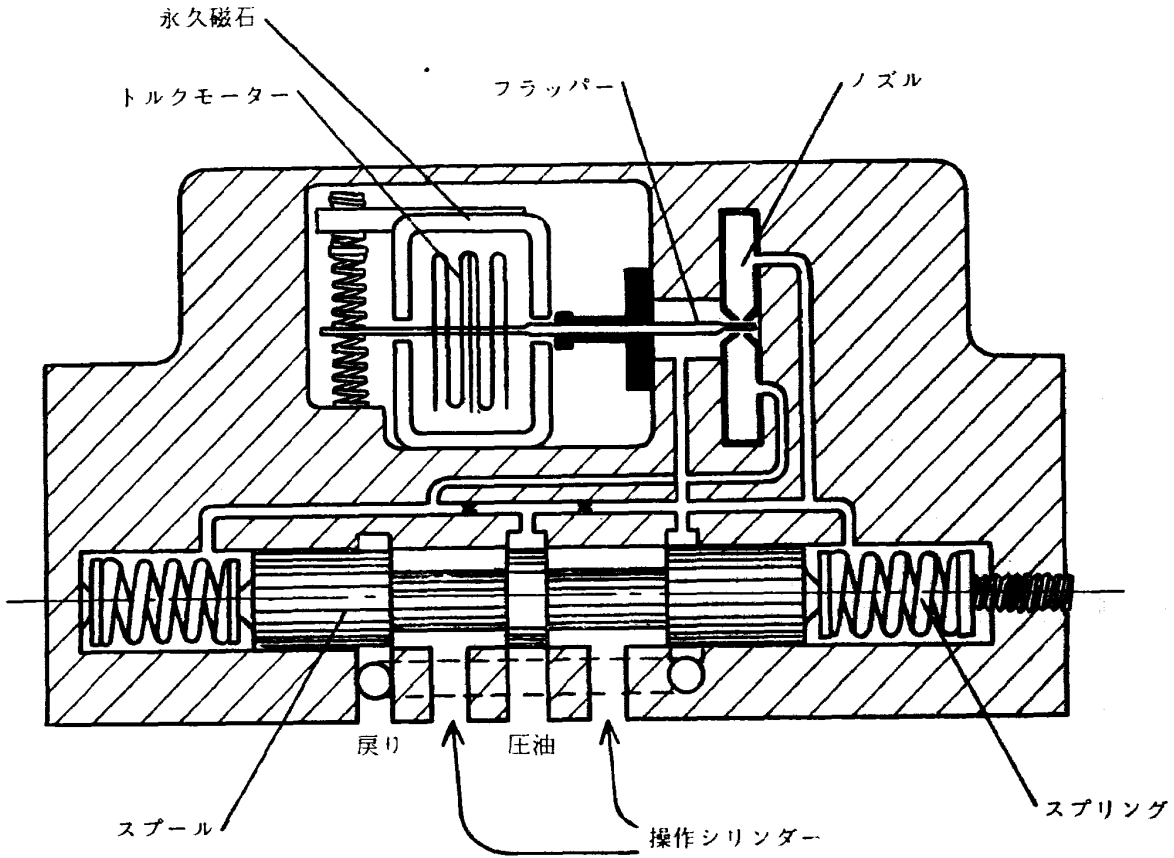
第 10 図 K₂ 型鍵盤穿孔機



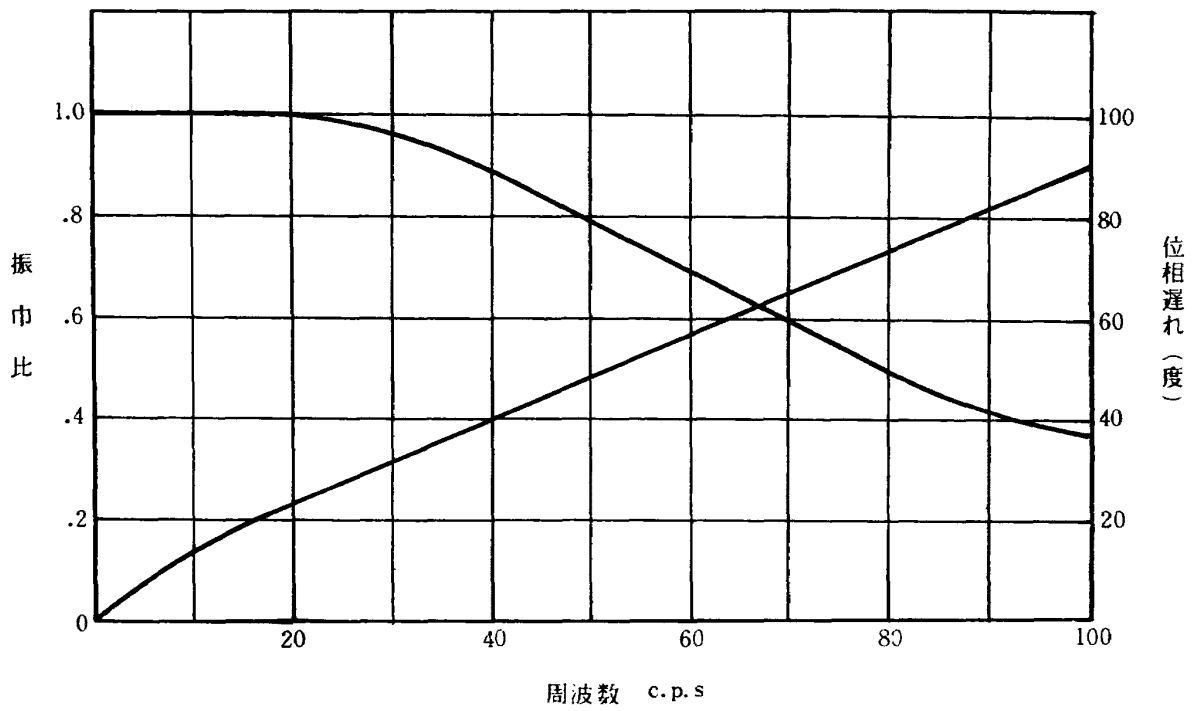
第 11 図 ムーグサーボ弁



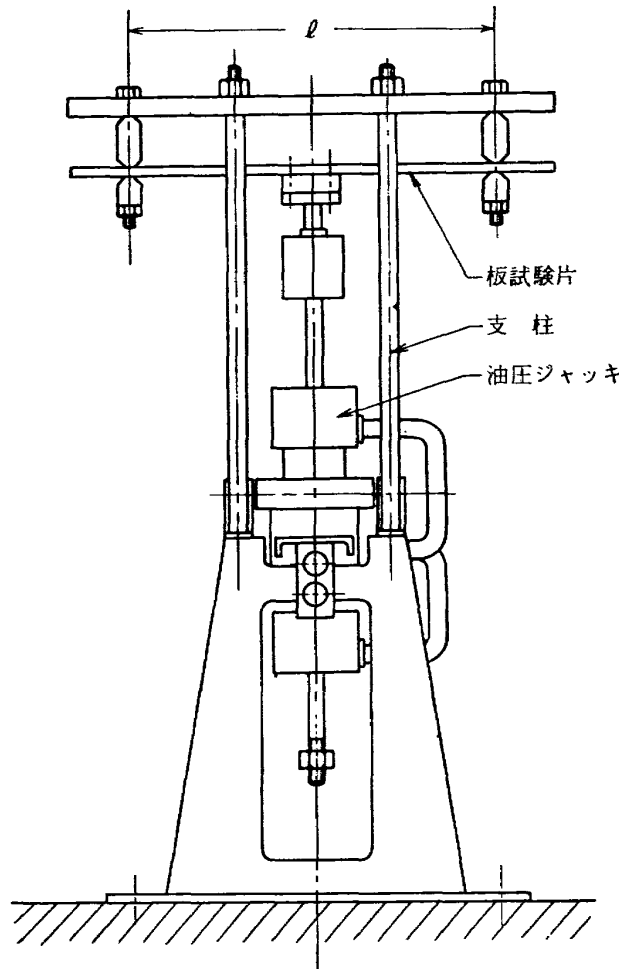
第 9 図 プログラム装置および制御装置



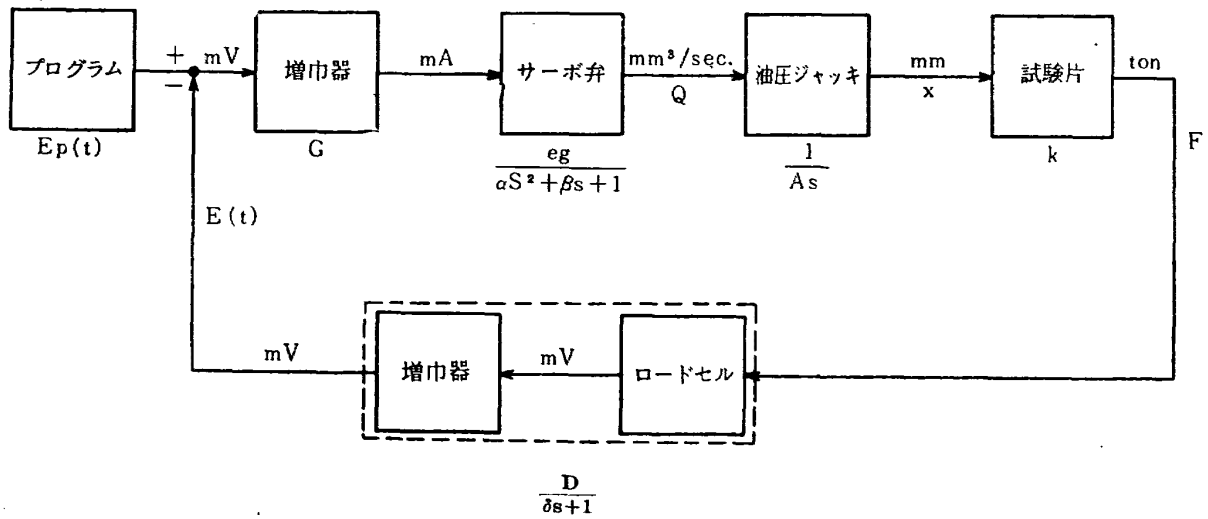
第 12 図 Moog Valve Co. 製サーボ弁



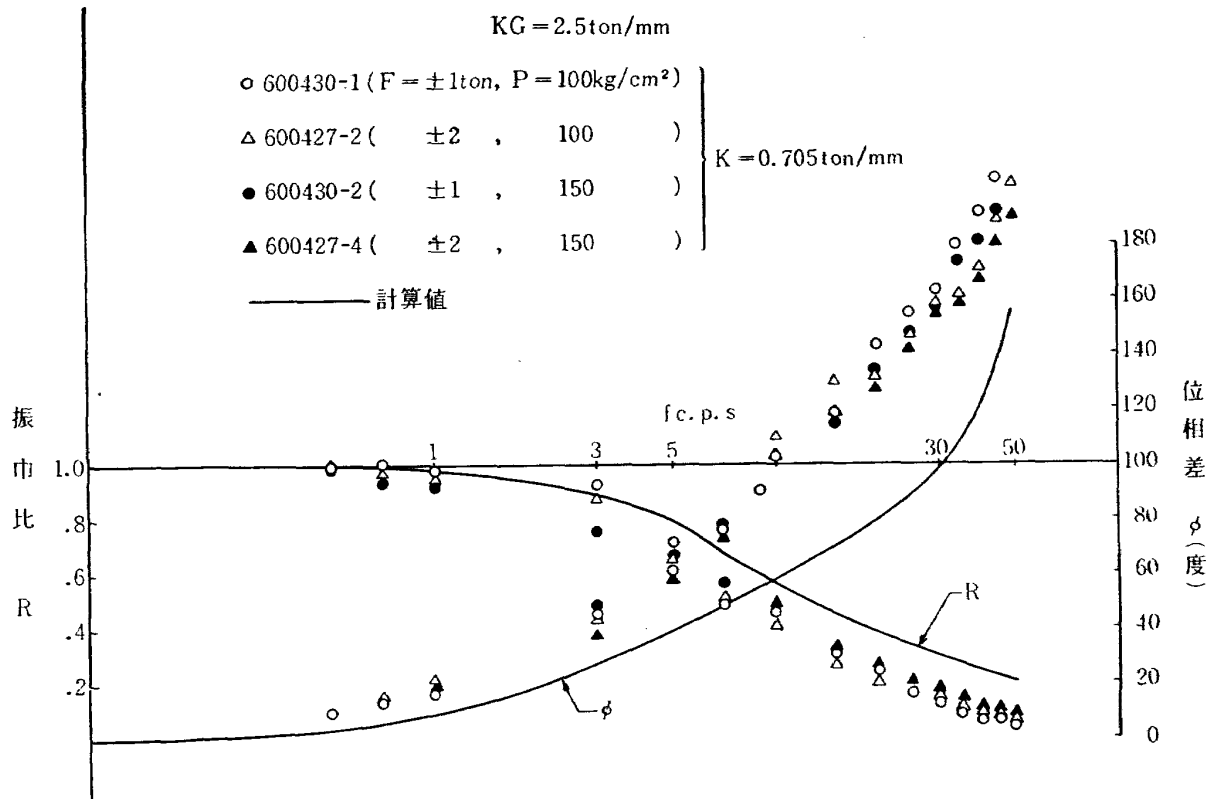
第 13 図 サーボ弁の周波数応答



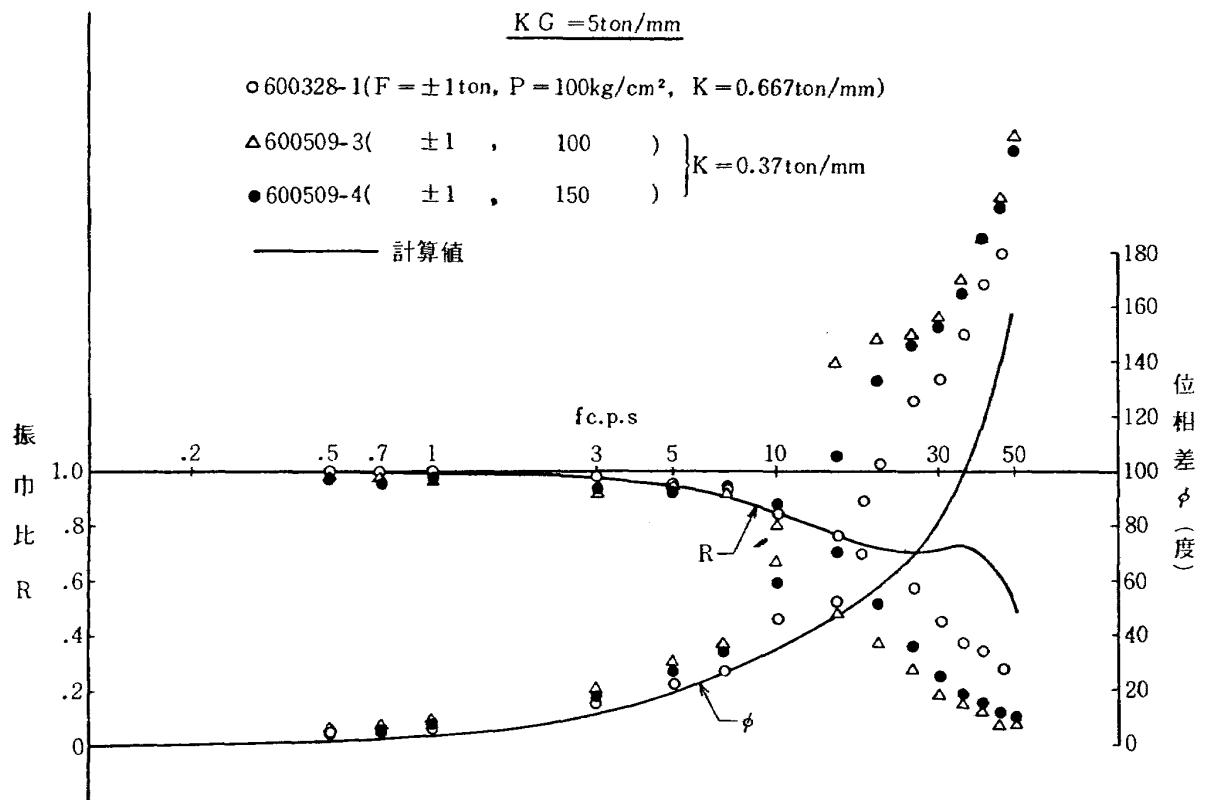
第 14 図 板試験片による試験装置



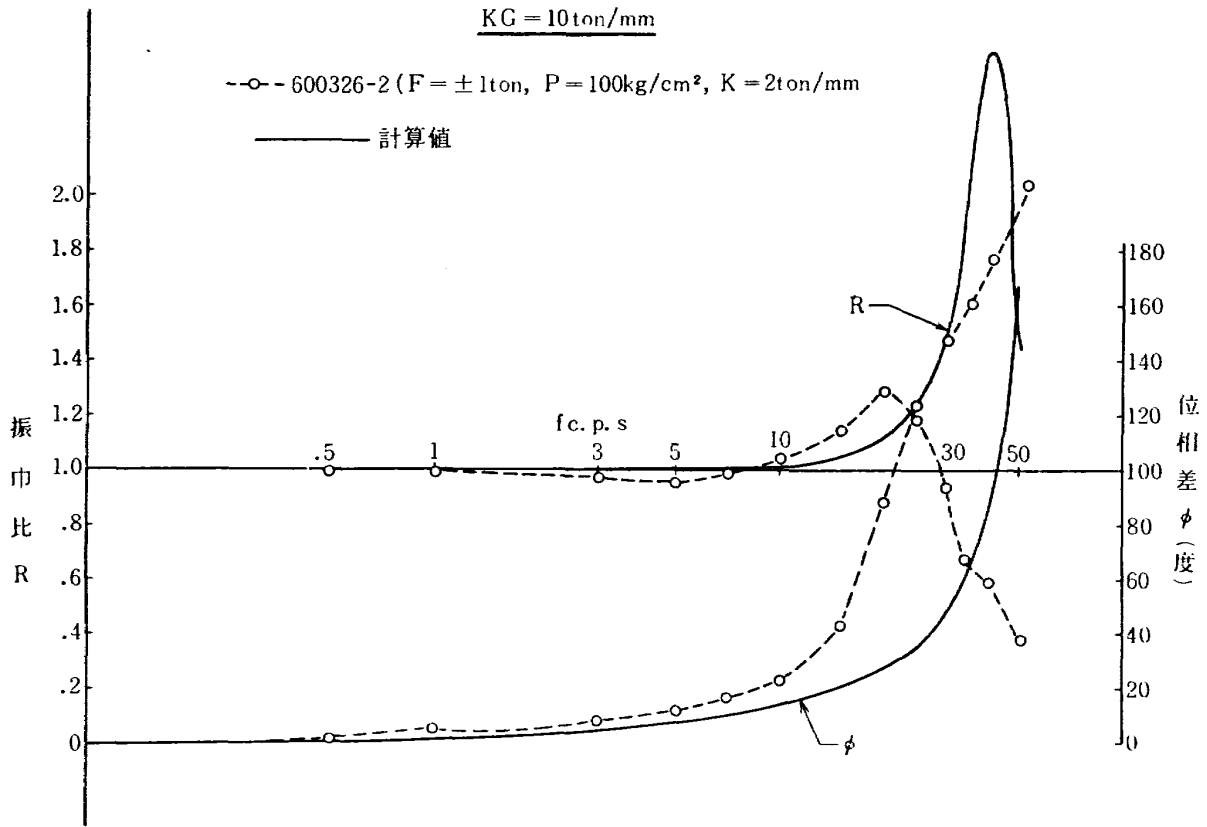
第 15 図 ブロック線図



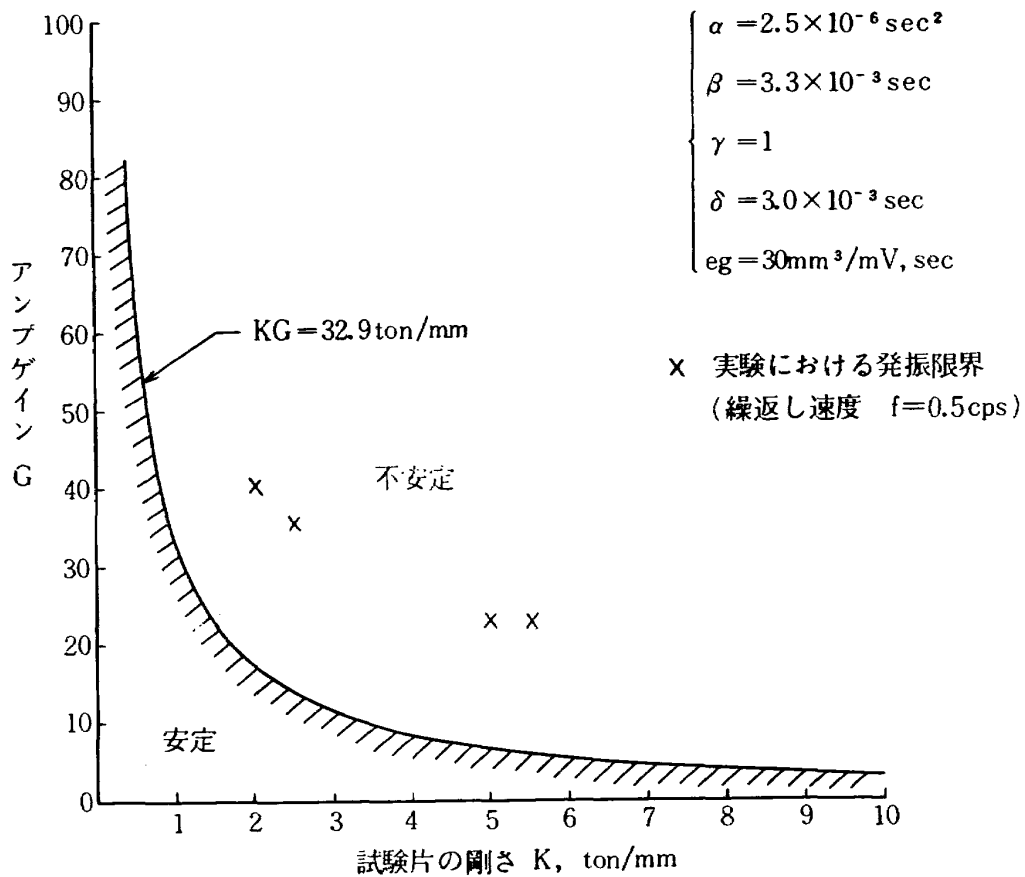
第 16 図 (a)



第 16 図 (b)

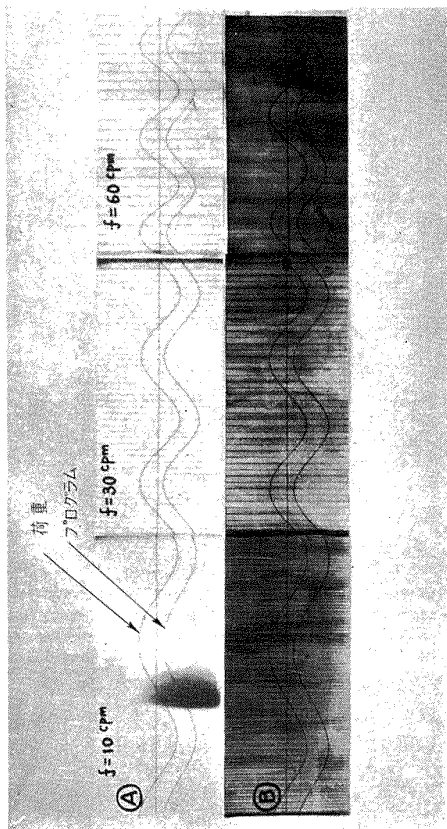


第 16 図 (c)



第 17 図 発振限界

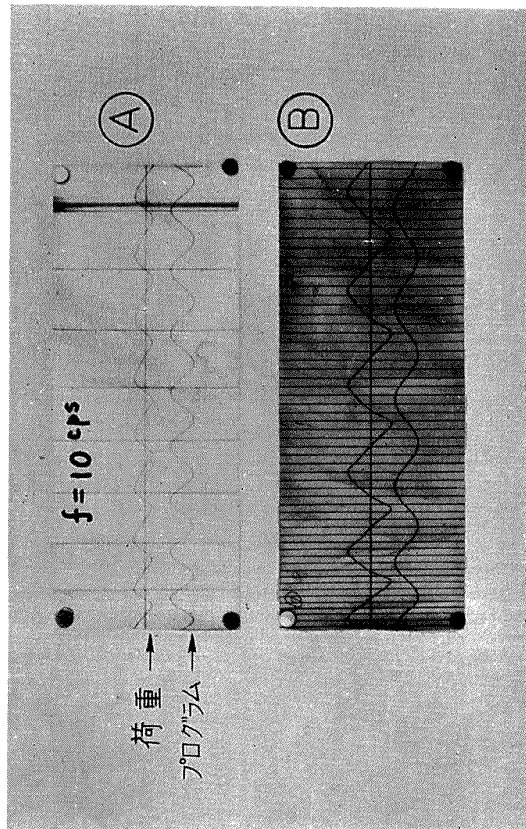
① 油圧 100 kg/cm², 荷重 ±2 ton, Gain 43.5, 試験片剛さ 0.57 ton/mm



② 油圧 100 kg/cm², 荷重 ±2 ton, Gain 19.4, 試験片剛さ 1.30 ton/mm

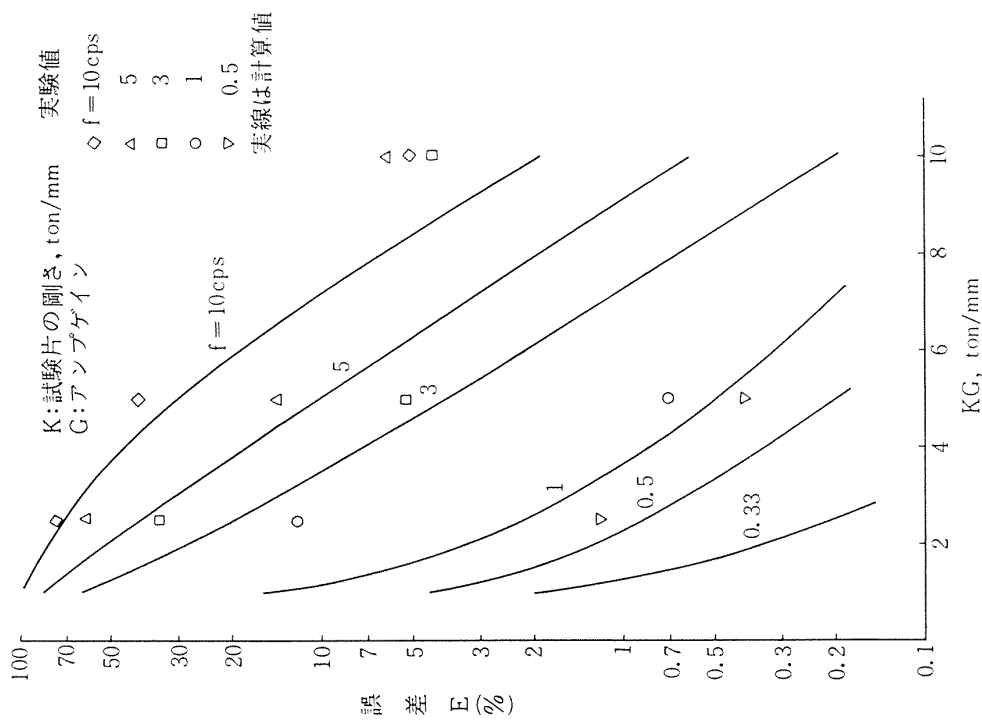
第 19 図 2本の線の内, 上が荷重波形, 下がプロگرام波形

① 油圧 100 kg/cm², 荷重 ±2 ton, Gain 43.5, 試験片剛さ 0.57 ton/mm



② 油圧 100 kg/cm², 荷重 ±2 ton, Gain 19.4, 試験片剛さ 1.30 ton/mm

第 20 図 2本の線の内, 上が荷重波形, 下がプロگرام波形



第 18 図 荷重振幅の誤差

既 刊 報 告

- | | | | |
|------|--|----------|---------------------------|
| TR-1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験
Preliminary Investigation of N. A. L.
Transonic Wind-Tunnel Test-Section. | 1960年2月 | 平木一, 石井孝雄
大島信彦 |
| TR-2 | 遷音速風洞用 22.5 MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5 MW Main Blower for N. A. L.
Transonic Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model
Blower | 1960年5月 | 山内正男, 松木正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR-3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring
Instruments of Airplane Models in
Wind Tunnel Test | 1960年8月 | 小橋安次郎, 長州秀夫
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 |

航空技術研究所報告 8 号

昭和 36 年 3 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(022)(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
