

航空宇宙技術研究所資料

TM-21

国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験
(第 I 報)

竹内和之・飯田宗四郎・北谷虔勇・中井治夫

1963 年 9 月

航空宇宙技術研究所

国産中型輸送機 YS—11 主翼疲労試験*

(第 I 報)

竹内和之**・飯田宗四郎**・北谷虔勇***・中井治夫****

1. はじめに

輸送機を新しく設計製作した場合に、疲れ強さの見地から、実物の機体にその機体が運航中にかかると予想される繰返し荷重をかけて、寿命を判定する試験を行なうことが一般的な基準として、世界各国で行なわれている。これは1954年に相次いで起こったジェット輸送機コメットの事故によってその必要性が認識されてきたものであって、アメリカ民間機耐空性基準 CAR 4b. 270 (1958

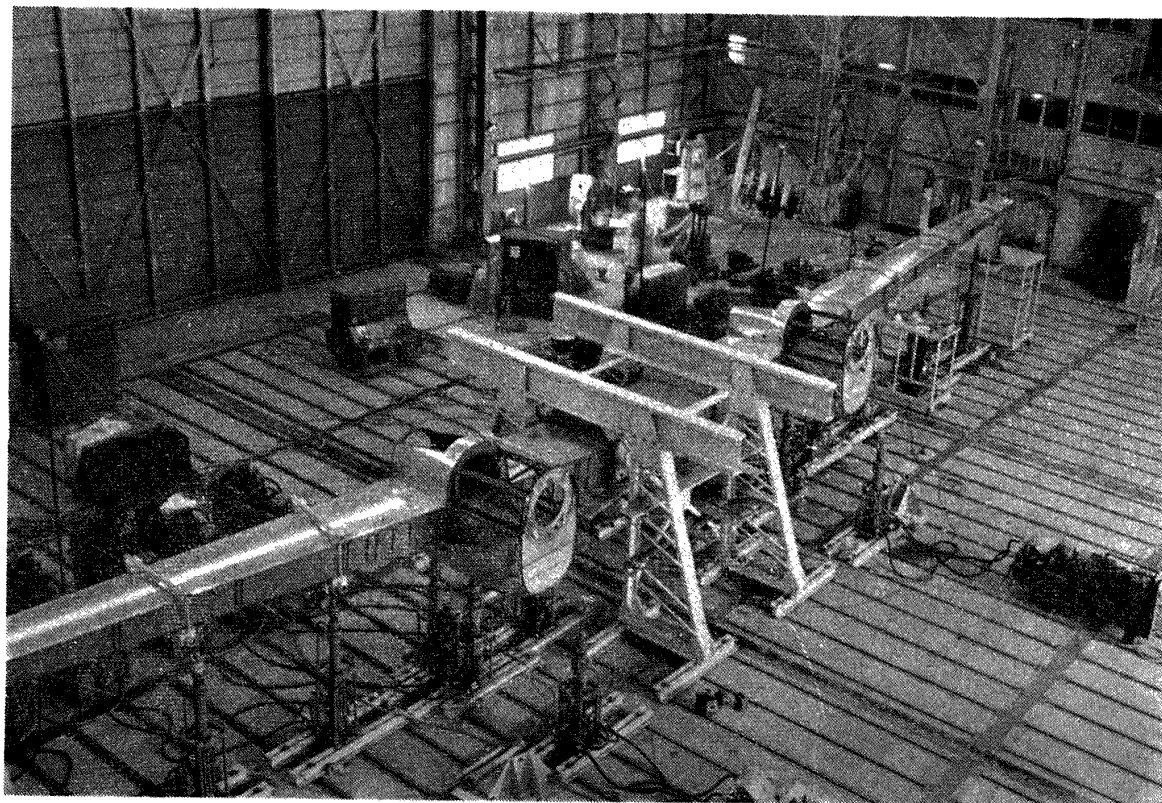


写真1 主翼繰返し荷重試験全景

* 昭和38年9月7日受付

** 機体部

*** 日本航空機製造㈱

**** 川崎航空機工業㈱

年8月15日改訂)によれば, "構造は, つぎの(a)または(b)のいずれかの規定によって検討しなければならない" とし (a) として "構造は, 解析および試験によって, 運用中かかると予想されるいろいろの大きさの繰返し荷重に耐えることを証明しなければならない" と述べ(b)として, "主要構造要素の一つが疲労破壊したり, 明らかに部分破壊をしたのちも, 飛行特性に悪影響をおよぼす致命的破壊あるいは極端な構造変形が生じないことを計算および試験によって証明しなければならない" と述べている。また, イギリス民間機耐空性基準 **BCAR D-3** (1959年3月16日改訂)においても, 運航寿命中に主要構造部に致命的な疲労破壊が起こる可能性をほとんどなくするために, 計算および荷重試験で証明しなければならないことを規定している。わが国においても, 耐空性審査要領, 第Ⅲ部飛行機(耐空類別が飛行機, 輸送Tであるもの)第3章 強度3-7 疲労の項によると, "構造は, 解析および試験により, 運用中受けると予想されるいろいろの大きさの繰返し荷重に耐えうることが証明されたものでなければならない。……" と定めている。したがって, 新しく飛行機を設計する場合には, 実物機体についてかかる試験を行なうことを目途として, その試験装置を当研究所に設備し, その最初の試験として, 国産ターボプロップ中型輸送機 **YS-11** の主翼の実物繰返し荷重試験を昭和37年8月より開始した。現在予定の半分以上の試験を終わり, さらに続行中であるが, ここにその試験の要概ならびに経過について述べる。

2. 試験目的

YS-11主翼における実機繰返し荷重試験の目的は大別して2つに分けられる。

- (1) 最初に, この機体の保証寿命である3万飛行時間に相当する繰返し荷重に対して十分に耐えうる機体であることを証明することであり, その方法として **safe-life** 構造に対しては, 文字どおりの3万飛行時間分の繰返し荷重に耐えうることが証明し, あるいは部品交換の時期を定めることである。また **fail-safe** 構造に対しては, 運航中にどこかの部材がこわれた時, なお十分に安全飛行ができることを確かめ, かつ, 安全妥当な整備点検間隔を定めることである。
- (2) 次に, 繰返し荷重試験の途上においてき裂が発生し, それが(1)の目的に対して設計変更を要求するものであるような場合には, そのき裂発生の原因を追求し, 合理的な設計変更の資料を提供することである。

3. 試験荷重

試験を行なうにあたって最も重要なことは, 繰返しの荷重をどのような値にとるかということである。**CAR**によると "荷重スペクトルは, 負荷履歴について政府および製造会社の研究によってえられた統計資料に基づいて定めなければならない, ………" と述べ, また **BCAR**においては, 荷重水準は一般に最大疲れ損傷を与える荷重に対応するように選ばれる。最大疲れ損傷を与える荷

重水準は、運航中に予想される繰返し荷重の形とその部品の最適 $S-N$ 曲線とを重ね合わせて求められる”と述べている。

Y S—11の場合もこの主旨に従い、また試験装置の性能、容量等を考慮し、さらに、必要試験時間も考えて荷重パターンを決定した。

主翼荷重は、ほとんど突風荷重が疲れに対して影響するので、操舵、地—空—地サイクルの影響はそれぞれ相当する突風におきかえて、突風荷重の負荷頻度を増すことにより補正した。また、突風荷重は種々の大きさのものがランダムにかかると考えられるが、ここでは 100 飛行時間分の荷重を 1 ブロックとして、一定の順序に従ってかけることとした。これは 3 万飛行時間に対して 300 ブロックとなり、この程度のブロック数に分ければランダムにかかる場合とほとんど差はないと考えられるからである。

以下各荷重の算定を順序を追って記述する。

3. (1) 試験荷重に対する機体の条件

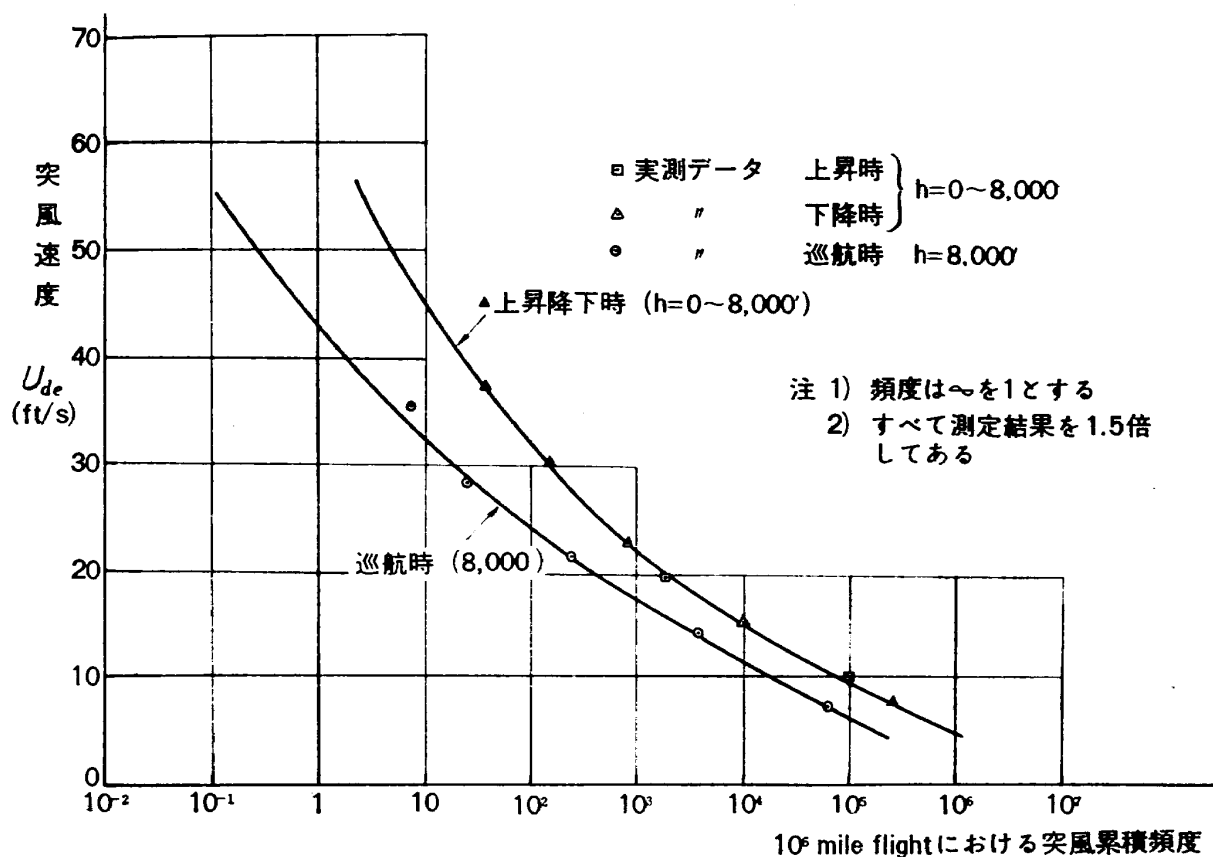
- (1) 重量 燃料は設計最大重量時の標準搭載量 3,310kg より 1 区間飛行分の消費燃料 (1,020kg) を引いた重量とし、pay load を 80 % として他は設計最大重量をとって 21,000kg とする。
- (2) 巡航高度 設計巡航高度は 20,000ft であるが、国内線に使用される場合は 10,000ft 位で飛ぶと考えられるのでその中間値をとって 15,000ft とした。
- (3) 飛行速度 上昇、降下時 160 Knot (EAS), 巡航時 (高度 15,000ft) 201 Knot (EAS) とする。
- (4) 1 飛行の時間 国内航空路の区間距離の飛行頻度による平均をとり、Y S—11が(3)で述べたパターンで飛んだ場合の飛行時間を求めると 69 分となるが、本試験では 60 分とした。

3. (2) 突風荷重

(1) 突風頻度

国内突風の実測資料⁽¹⁾にもとづく突風頻度を第 1 図に示す。測定結果は上向突風、下向突風の総和を表わしているので、その $\frac{1}{2}$ をとってこれを 1 サイクルの頻度とした、なお第 1 図では、実測結果を 1.5 倍して示している。また、実測資料は高度 $h=0\sim 8,000\text{ft}$ の上昇降下時と、 $h=8,000\text{ft}$ における巡航時のものとであるが、Y S—11の巡航高度は 15,000ft と想定しているので上記資料をつぎの要領で使用する。

上昇降下時 ($h=0\sim 8,000\text{ft}$)	上昇降下時頻度を使用
上昇降下時 ($h=8,000\sim 15,000\text{ft}$)	巡航時頻度を使用
巡航時 ($h=15,000\text{ft}$)	巡航時頻度を使用



第1図 突風累積頻度 (国内資料)

なお、突風頻度は高々度程少なくなるので上述の使用方法はきわめて安全側である。

(2) 累積損傷

試験荷重として選ぶ代表突風は数種類に限られるので、試験荷重に入らない部分の補正を行なうため累積損傷の計算を行ない、その結果を第1表に示す、第1表における突風速度 U_{de} に対する

第1表 突風および操舵による100飛行時間分の主翼累積損傷

相当突風速度 U_{de} (EAS) (ft/s)	荷重倍数 Δn	$1+\Delta n$	σ_{max} (ksi)	N	突風に対して		操舵に対して	
					N	n/N	n	n/N
8	324	1,324	13.2			$\times 10^4$		$\times 10^{-4}$
12	486	1,486	14.9	1.0×10^7	3.31×10^2	.331	1.06×10	.011
16	648	1,648	16.5	2.0×10^5	5.97×10	1.983	3.16	.158
20	809	1,809	18.1	8.4×10^4	1.16×10	1.381	1.05	.125
24	972	1,972	19.7	4.4×10^4	2.70	.614	4.00×10^{-1}	.095
32	1,296	2,296	23.0	1.7×10^4	2.45×10^{-1}	.144	3.57×10^{-2}	.021
36	1,458	2,458	24.6	1.15×10^4	8.63×10^{-2}	.075	2.17×10^{-2}	.019
40	1,620	2,620	26.2	8.2×10^3	3.65×10^{-2}	.045		
44	1,782	2,782	27.8	5.9×10^3	9.70×10^{-3}	.016		
48	1,944	2,944	29.4	4.4×10^3	4.77×10^{-3}	.011		
52	2,106	3,106	31.1	3.2×10^3	2.61×10^{-3}	.007		

$\Sigma(n/N)$ 5.857×10^{-4}

$.461 \times 10^{-4}$

荷重倍数 Δn は飛行速度および高度により異なるが、巡航時の突風荷重倍数 Δn を基準として上昇降下時の突風速度は K.G. Pratt 等の方法⁽²⁾により巡航時の突風速度に換算している。最大応力値 σ_{\max} は主翼下面のナセル外方外板接合部 (WING STATION 4,000) を標定個所とし、水平定常飛行時の応力 σ_{lg} を 10ksi とし計算した値である。荷重回数 n は第 1 図から 100 飛行時間に対する回数を求めたものであり、 N は各応力レベルに相当する材料の寿命で、応力集中係数 $K_t=3.5$ とし NACA の実験結果⁽³⁾にもとづく $S-N$ 曲線より求めたものである。

第 1 表から累積損傷の大部分を占める代表突風として 12, 16, 20, 24 ft/sec の 4 種を選んで、これを疲労試験荷重としてかけることとし、それ以外の突風の影響は第 1 表の累積損傷の計算結果にもとずいて補正する。すなわち

$$\text{補正係数} = \frac{\text{全突風による累積損傷}}{\text{代表突風による累積損傷}} = \frac{5.857 \times 10^{-4}}{5.309 \times 10^{-4}} = 1.103$$

この補正によって 100 飛行時間に対する突風による負荷回数は各代表突風に対して第 2 表のとおりとなる。

第 2 表 100 飛行時間分の負荷頻度

代表突風速度 U_{de}	突風に対して		操舵に対して		G-A-G サイクル 補正頻度	負荷頻度 合計
	突風頻度	修正負荷頻度	操舵頻度	修正負荷頻度		
12	331	365	10.6	13	0	378
16	59.7	66	3.16	4	8	78
20	11.6	13	1.05	2	2	17
24	2.7	3	.40	0	0	3

3. (3) 操舵荷重

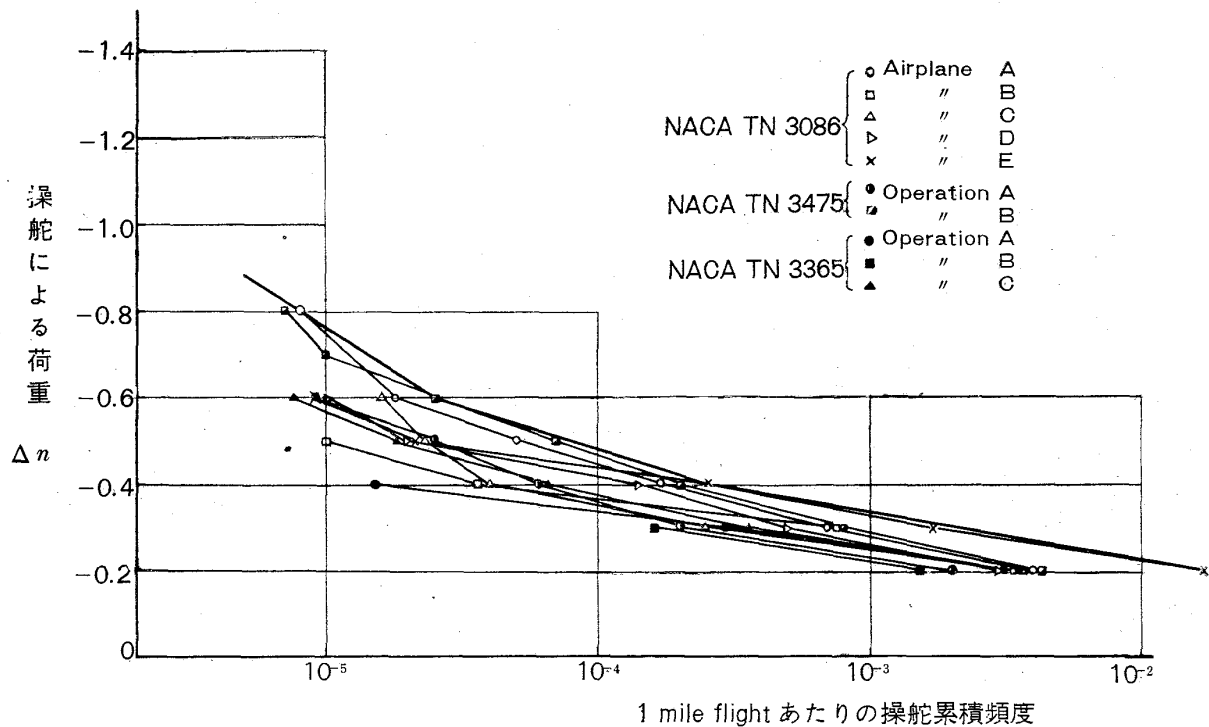
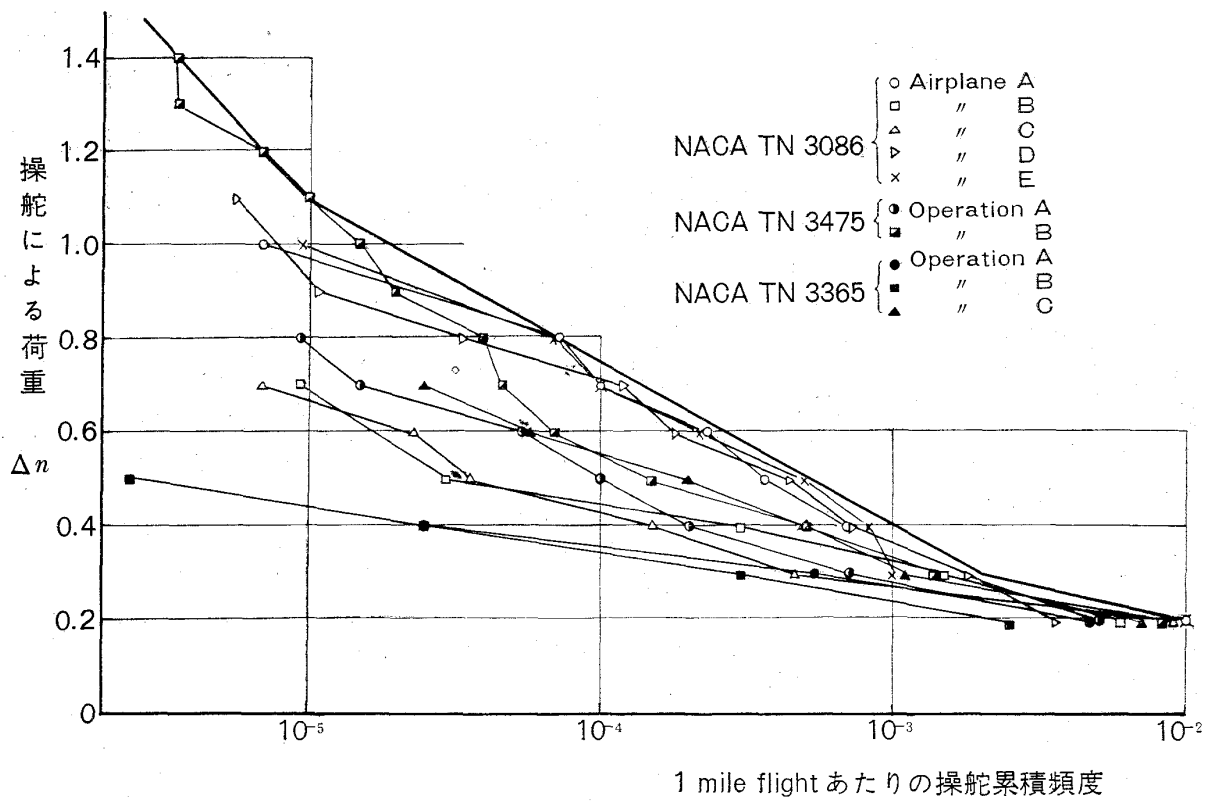
(1) 操舵頻度

NACA の資料⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾ による正および負の操舵頻度をそれぞれ第 2 図第 3 図に示す。資料により相当のばらつきがあるので包絡線 (図中太線) を使用し、操舵頻度としては正負操舵の平均値をとって 1g まわりに 1 サイクルとした。

(2) 累積損傷

操舵による累積損傷を第 1 表に示す。操舵荷重倍数の区分は突風荷重倍数の区分と合わせてとり、標定個所、 $S-N$ 曲線等は全て突風の場合と同じである。代表相当突風として 12, 16, 20, 24 ft/sec の 4 種をとることとし、突風の場合と同様にそれ以外の相当突風に対しては補正を行なうと第 2 表となる。この場合

$$\text{補正係数} = \frac{0.461 \times 10^{-4}}{0.381 \times 10^{-4}} = 1.185$$

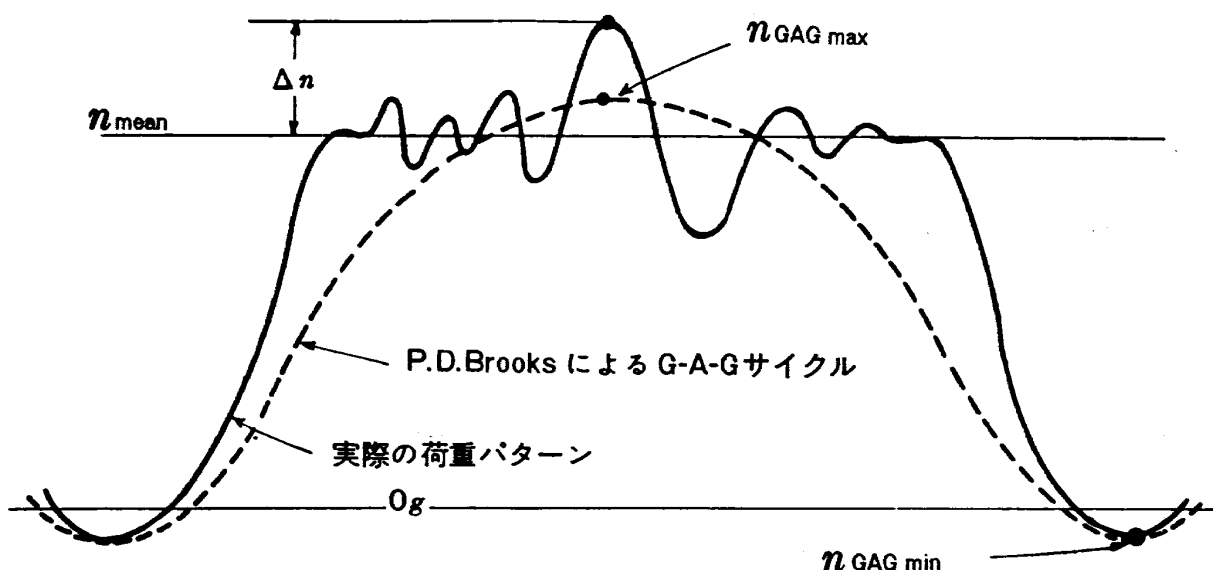


3. (4) 地—空—地荷重

地—空—地サイクルによる荷重は、代表突風の回数を増すことによって、突風で代表して負荷す

ることとする。地—空—地サイクルの最大荷重は P.D. Brooks⁽⁷⁾ によれば次式で与えられる。

$$n_{GAGmax} = n_{mean} + \frac{1}{3} \Delta n$$



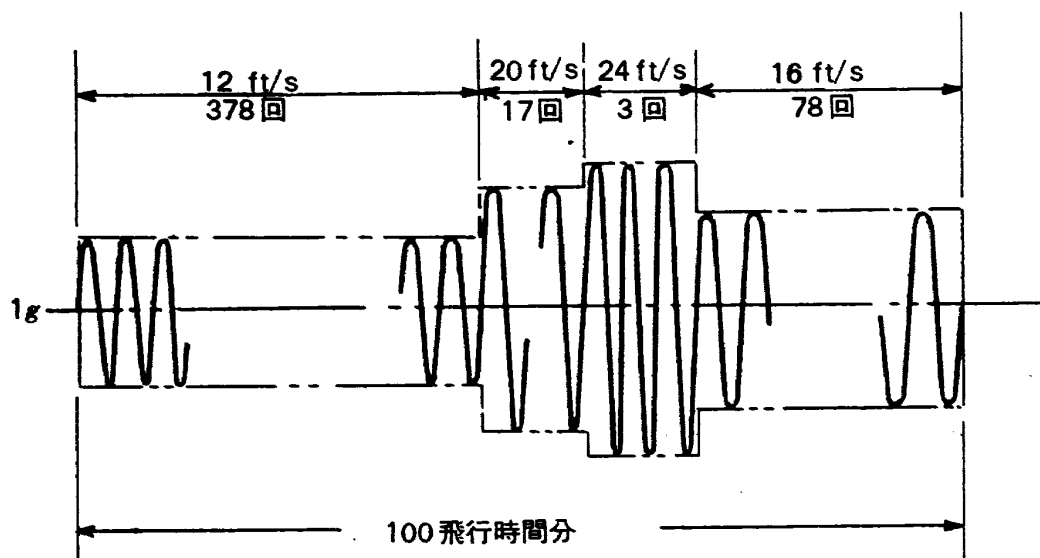
第4図 G—A—Gサイクルの評価

第1表より1飛行に1回遭遇する突風の大きさを求めるとおよそ 15ft/sec となる。15ft/sec 突風に相当する荷重倍数 $\Delta n = 0.606$ であるので $n_{GAGmax} = 1.202$ である。一方地空地サイクルの最小荷重は 3。(2) 項で述べた標定個所の曲げモーメントを比較することにより $n_{GAGmin} = -0.263$ となり、この荷重に相当する 100 飛行時間分の累積損傷は 0.666×10^{-4} となる。

以上求めた損傷分だけ 16, 20, 24 ft/sec の突風回数を割増す、その割増し分を第2表に示す。

3. (5) 試験荷重

以上の結果より、操舵および地—空—地荷重も含めた試験荷重およびその回数は 100 飛行時間あ



第5図 試験荷重

たりについて第2表のようになる、荷重の負荷順序は第5図に示すとおりである。試験負荷回数は3万飛行時間を保証するためには、主翼の場合には、左右2コの試料があるので、その平均に対して安全係数6.3⁽⁹⁾をとり、189,000飛行時間相当の負荷回数によって、主翼の safe-life を保証することができる。

4. 試験

4. (1) 供試体の取付け

試験は主翼繰返し荷重試験装置により行なった⁽⁸⁾。主翼は中央翼を含めて実物通りであるが、強度部材としての二次的なものを取り除いている。すなわち、主翼の前縁、後縁、フラップ、補助翼等すべて取りはずして桁間構造のみとし、ナセル部はエンジンを取りはずした状態としている。供試体の支持は、第7・8図に示すように、中央翼の両端を片側はピン接合とし、片側は横方向の移動ができるピン接合としている。繰返し荷重をかけるための油圧ジャッキは、その容量と主翼小骨の位置を考慮して第9図に示すように位置をきめ、翼挟み(第10図)を介して荷重をかける。エンジンナセル部分は3本の油圧ジャッキを配置して、エンジン慣性力が主翼におよぼすトルクをかけるように考慮している。

4. (2) 油圧ジャッキ設定荷重および精度

3.(5) 項に示す試験荷重に対する各油圧ジャッキの負荷荷重を第3表に示す。この各荷重による

第3表 ジャッキ荷重設定値(左右対称)

ジャッキ 番 号	突風 W. S.	-24ft/s	-20	-16	-12	1 g	12	16	20	24
		kg								
1	13,200	262	383	522	661	1,046	1,431	1,570	1,709	1,830
2	10,200	396	579	790	999	1,582	2,165	2,374	2,585	2,768
3	7,200	360	525	716	906	1,434	1,962	2,152	2,343	2,508
4	5,100	254	371	506	639	1,012	1,385	1,518	1,653	1,770
5	2,908前	-2,096	-1,572	-971	-369	1,298	2,965	3,567	4,168	4,690
7	" 後	2,986	2,497	1,932	1,370	-192	-1,754	-2,316	-2,881	-3,370
8	発動機架	120	-88	-328	-556	-1,230	-1,894	-2,132	-2,372	-2,580
6	1,1000	317	463	632	800	1,266	1,732	1,900	2,069	2,215

〔注〕 正の値は圧縮荷重 負の値は引張荷重

翼のせん断力分布、曲げモーメント分布は第11図、第12図の破線で示すとおりである。この試験装置は、各油圧ジャッキでかける荷重を、それぞれ別々に単独でフィードバックして制御する荷重制御方式⁽⁸⁾(第13図参照)であるので、荷重精度には、各油圧ジャッキの荷重誤差の他に制御方式に基因する誤差が含まれる。すなわち前者に対しては、

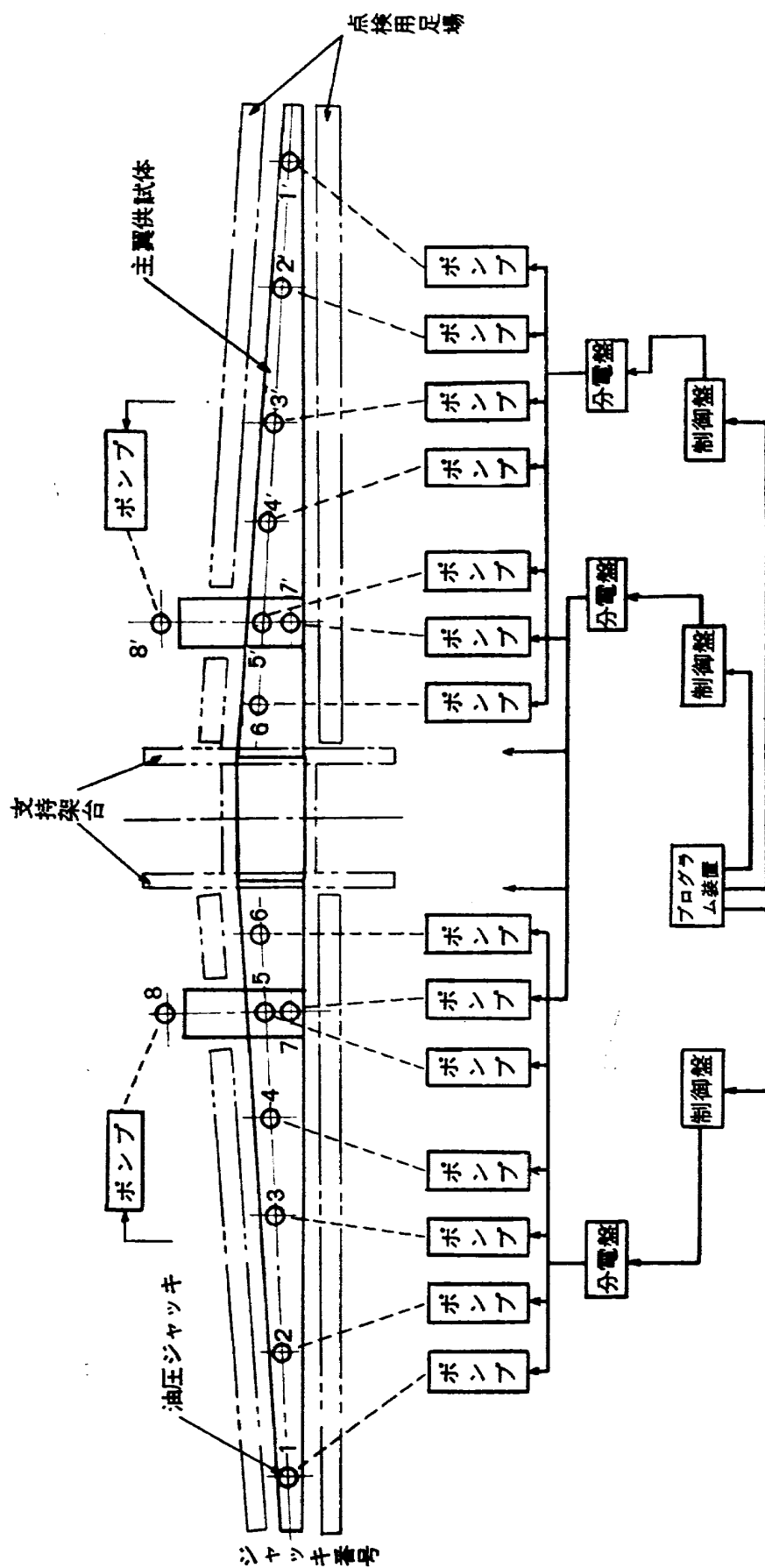
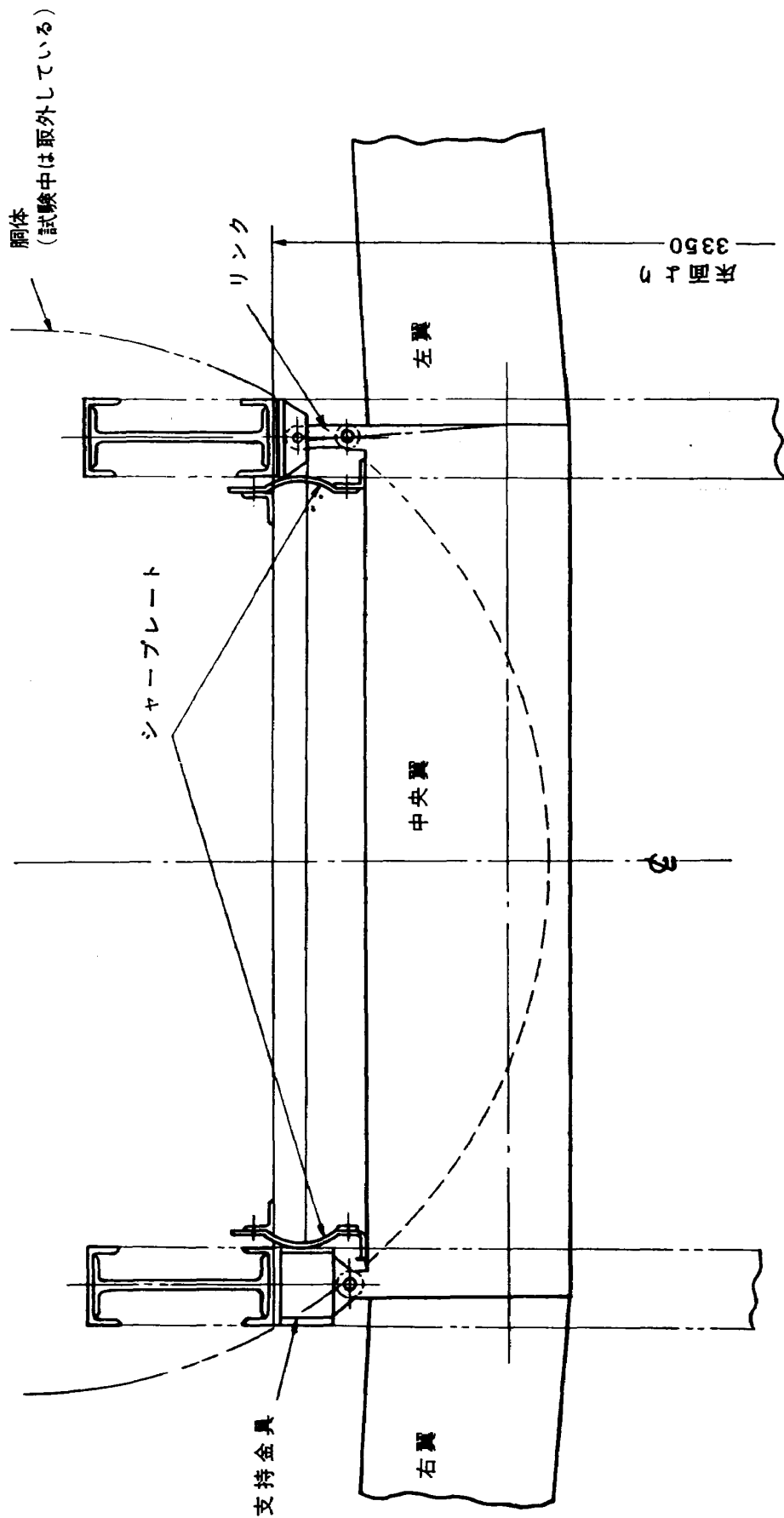
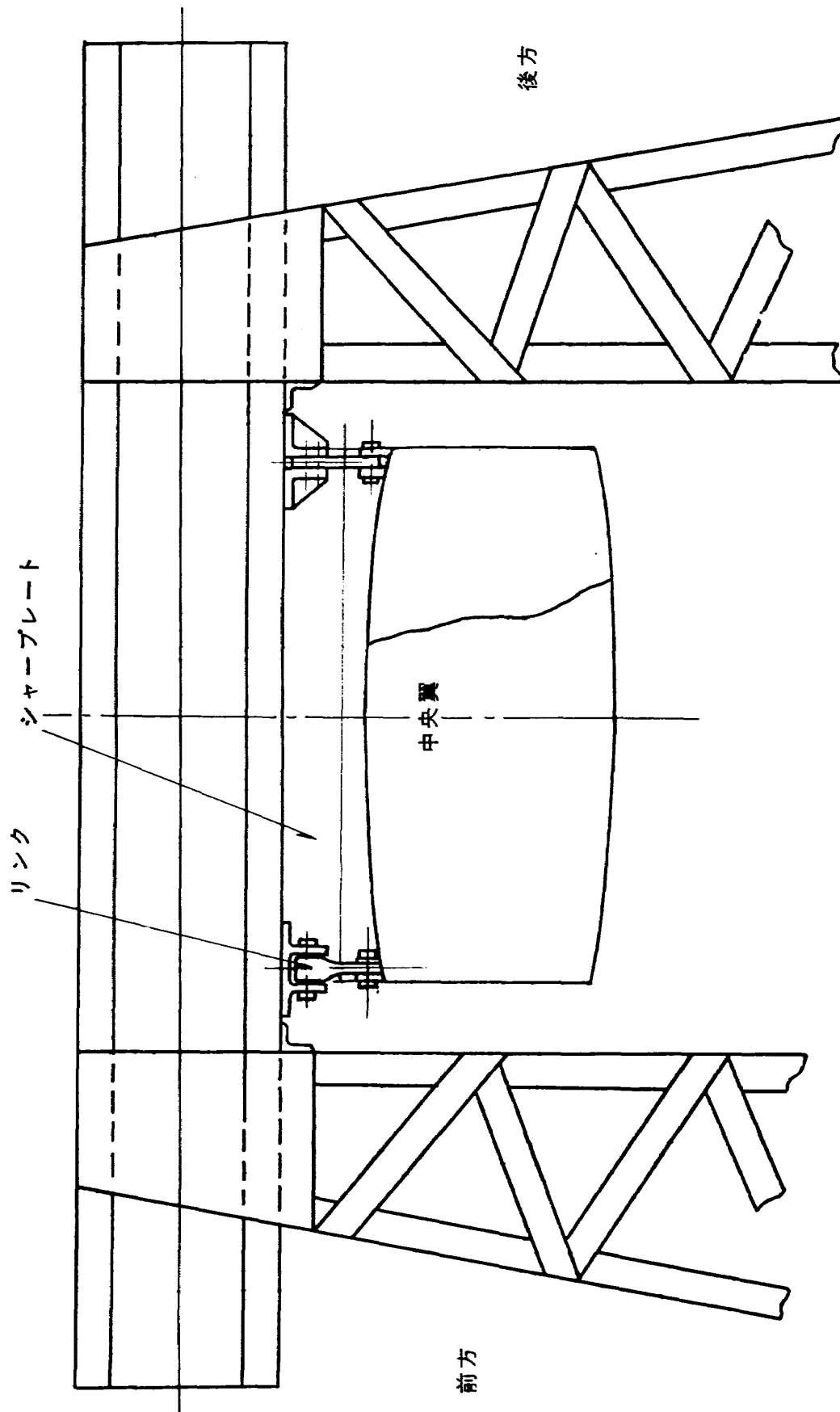


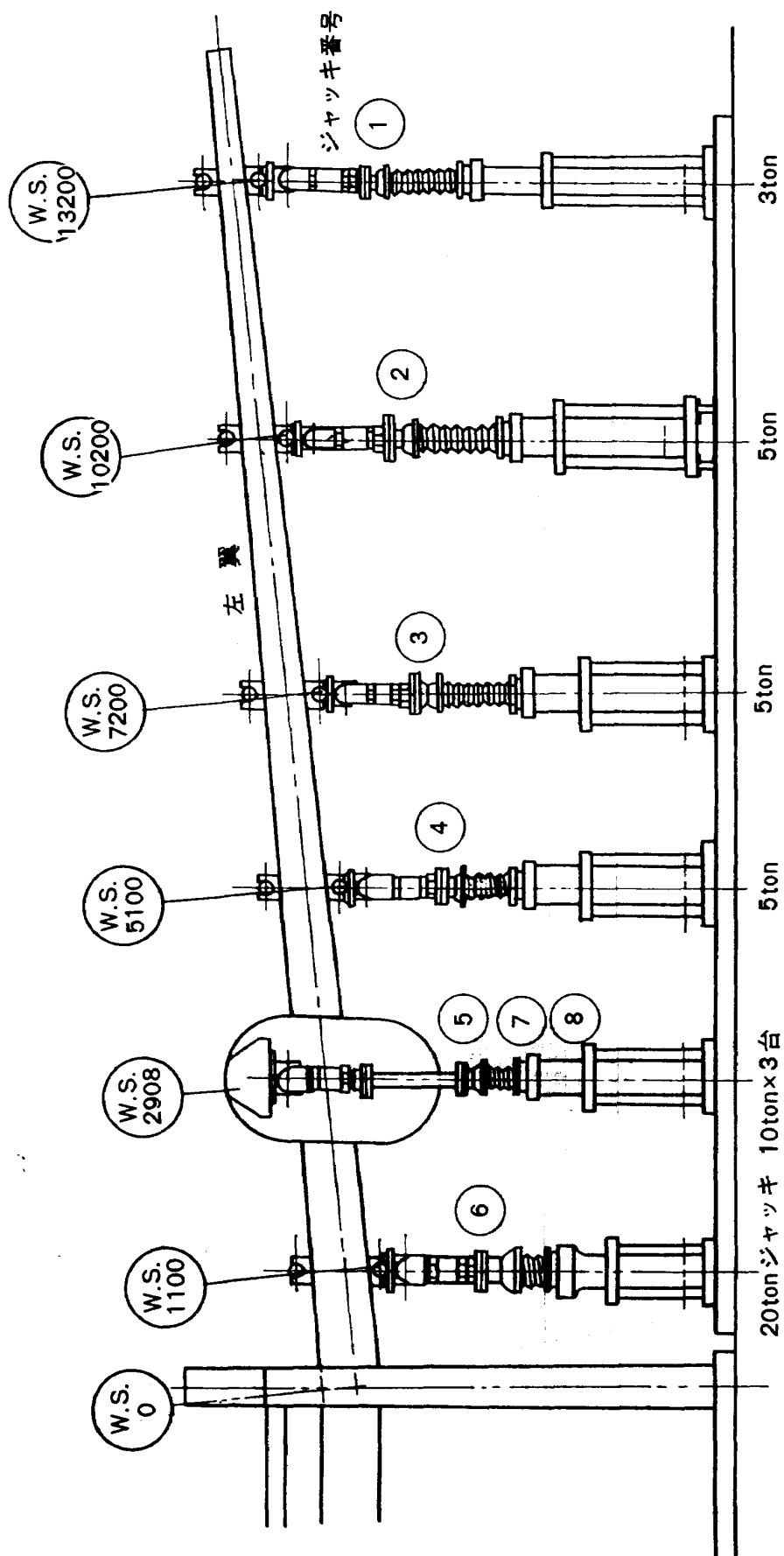
图 6 第 6 图 配置



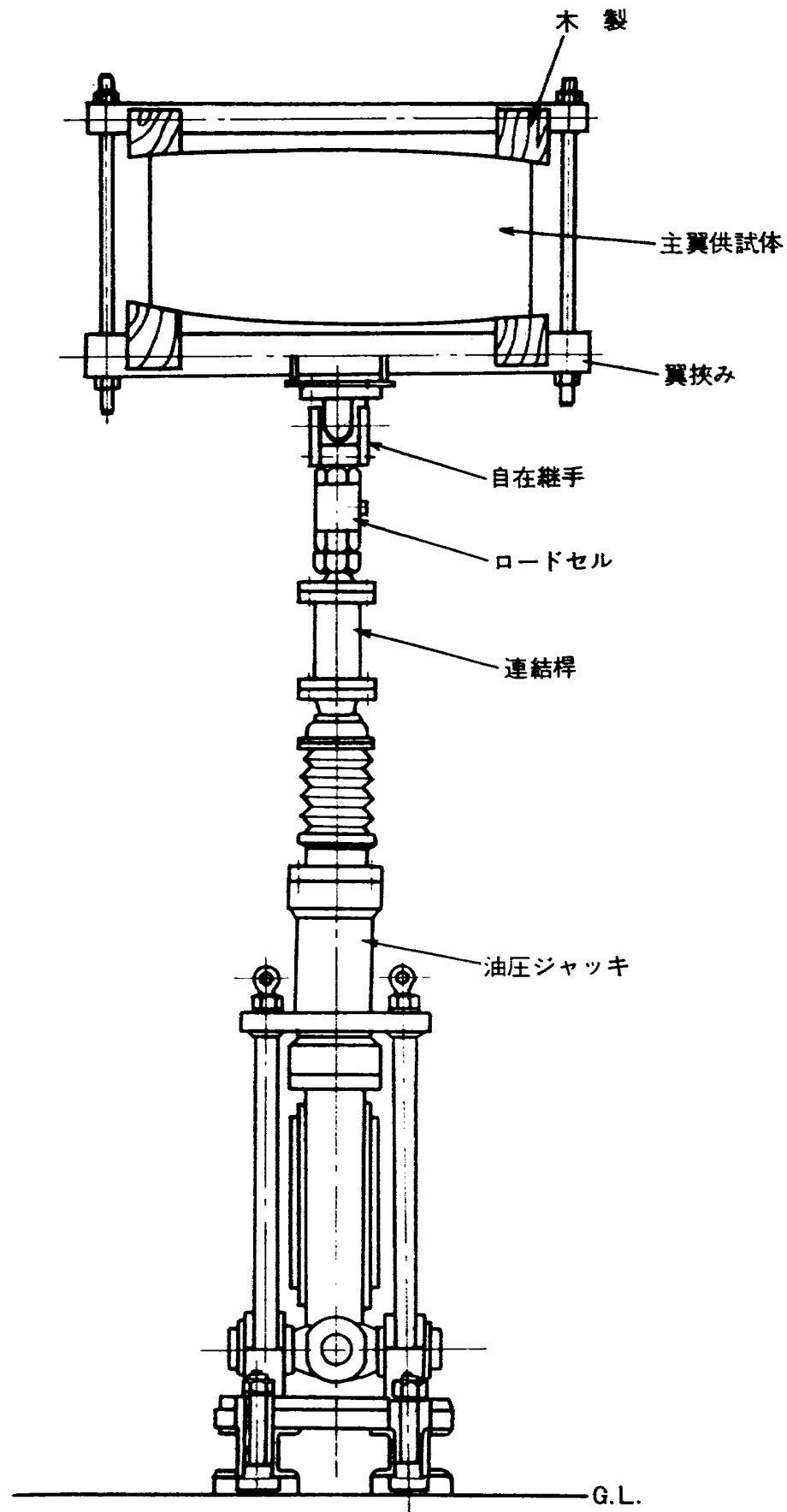
第7図 主翼支持図 (前方より見る)



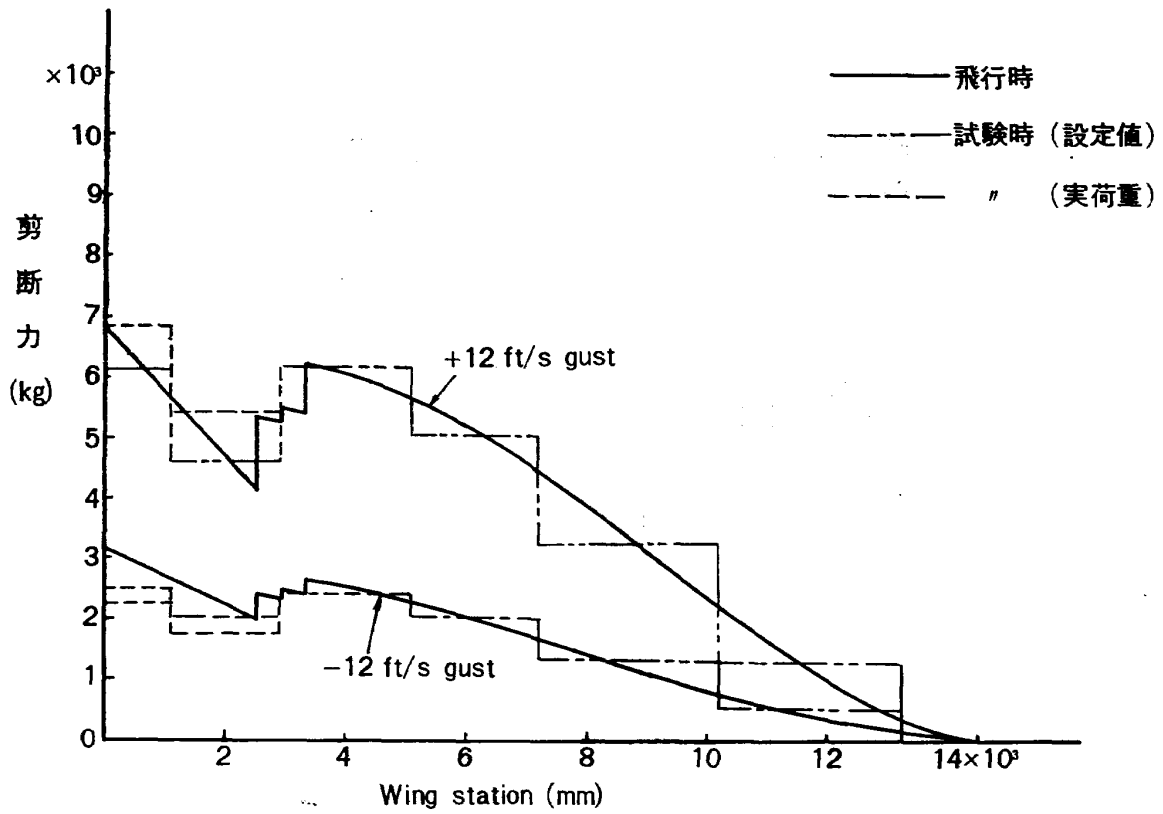
第8図 中央翼支持図（右翼側より見る）



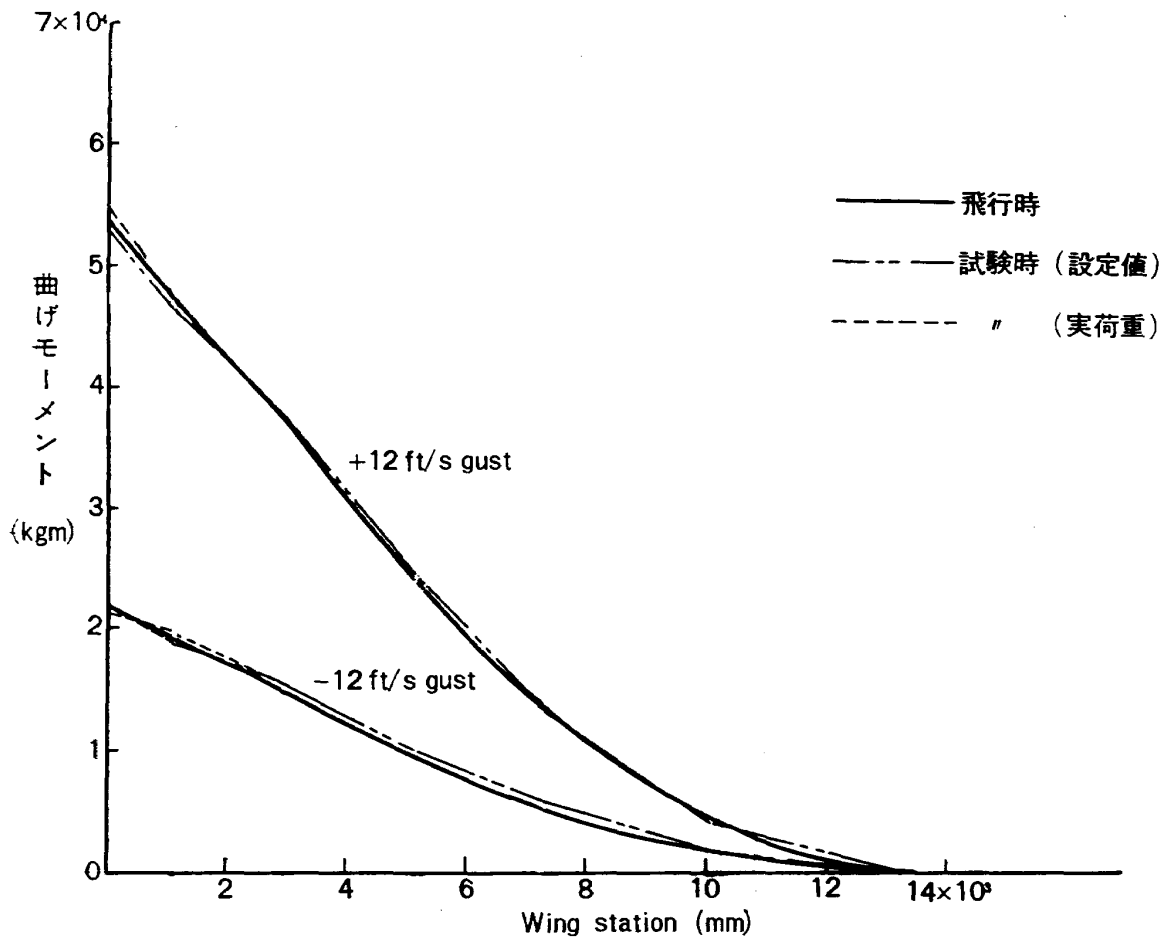
第9図 油圧ジャッキ配置図 (前方より見る, 左右対称)



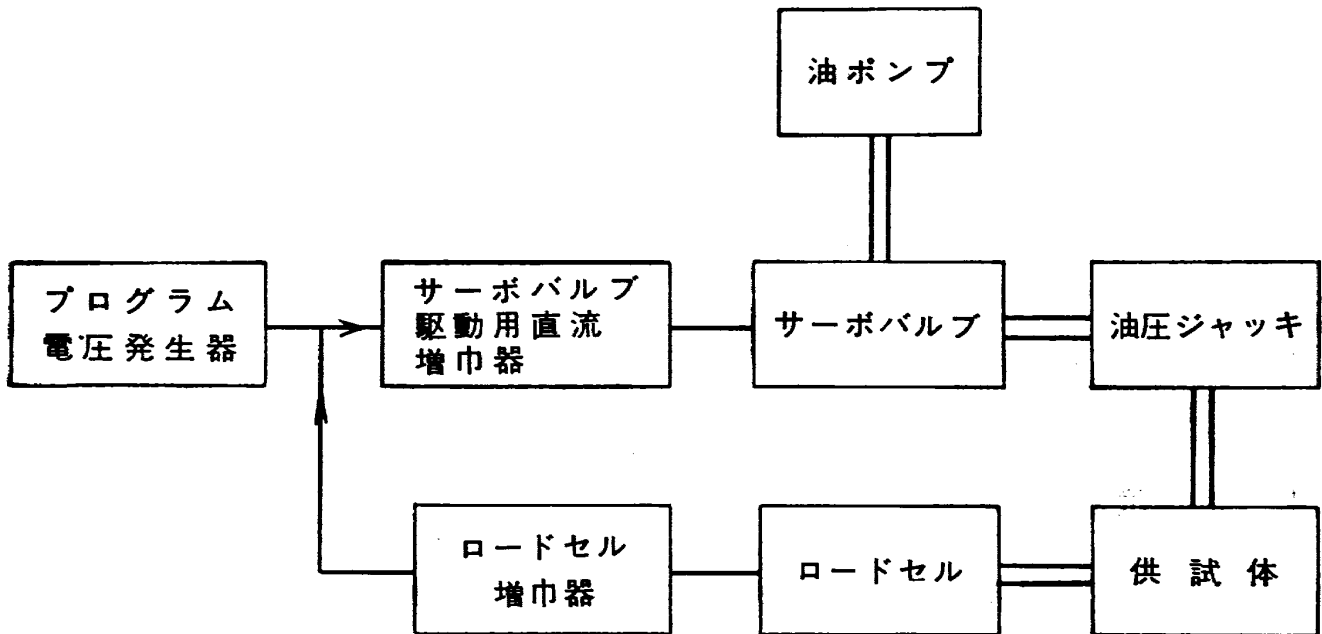
第10図 油圧ジャッキおよび翼挟み



第11図 せん断力分布 (±12 ft/s 突風)



第12図 曲げモーメント分布 (±12 ft/s 突風)



第13図 油圧ジャッキ1本の荷重制御方式

- (1) プログラム電圧の誤差, サーボバルブの感度誤差, 荷重計（電気抵抗線型歪ゲージ方式）の零点移動および感度誤差等が考えられ, 後者に対しては,
- (2) 荷重の制御が各油圧ジャッキを別々に制御しており, 供試体の重量, 粘性, 剛性を含めた系としての周波数特性による荷重誤差,
- (3) 荷重制御であるために, 供試体の慣性力による測定されない荷重の影響である。

(1)に関しては, 試験前の検査により, 十分安全側にとった検定期間として1ヵ月ごとの検定期間を定めて試験途中に検定を続けて最大の誤差として1.5%であった。(2)については油圧ジャッキ本数が多いために, 実際に試験を行なった $\pm 12\text{ft/sec}$ の突風荷重 15cpm のサイクルに対して実荷重とプログラムの位相差は第4表のようになったが, それが翼の曲げモーメントに及ぼす影響は第12

 第4表 油圧ジャッキの位相角 ($\pm 12\text{ft/s}$ 突風の場合)

油 ジャ ッキ 番 号	油 圧 ジャ ッキ 位 置 Wing Station	荷 重		プログラムに 対する 位相角 (度)
		+12ft/s	-12ft/s	
1	13,200	1,431 ^{kg}	661	-31
2	10,200	2,165	999	-31
3	7,200	1,962	906	-29
4	5,100	1,385	639	-29
5	前 2,908	2,965	-369	-29
7	後 2,908	-1,754	1,370	+9
8	発動機架	-1,894	-556	+9
6	1,100	1,732	800	-27

図の点線で示すように翼の取付部において約2%であり, (3)に関しては計算の結果翼付根の曲げモ

第5表 慣性力による荷重誤差

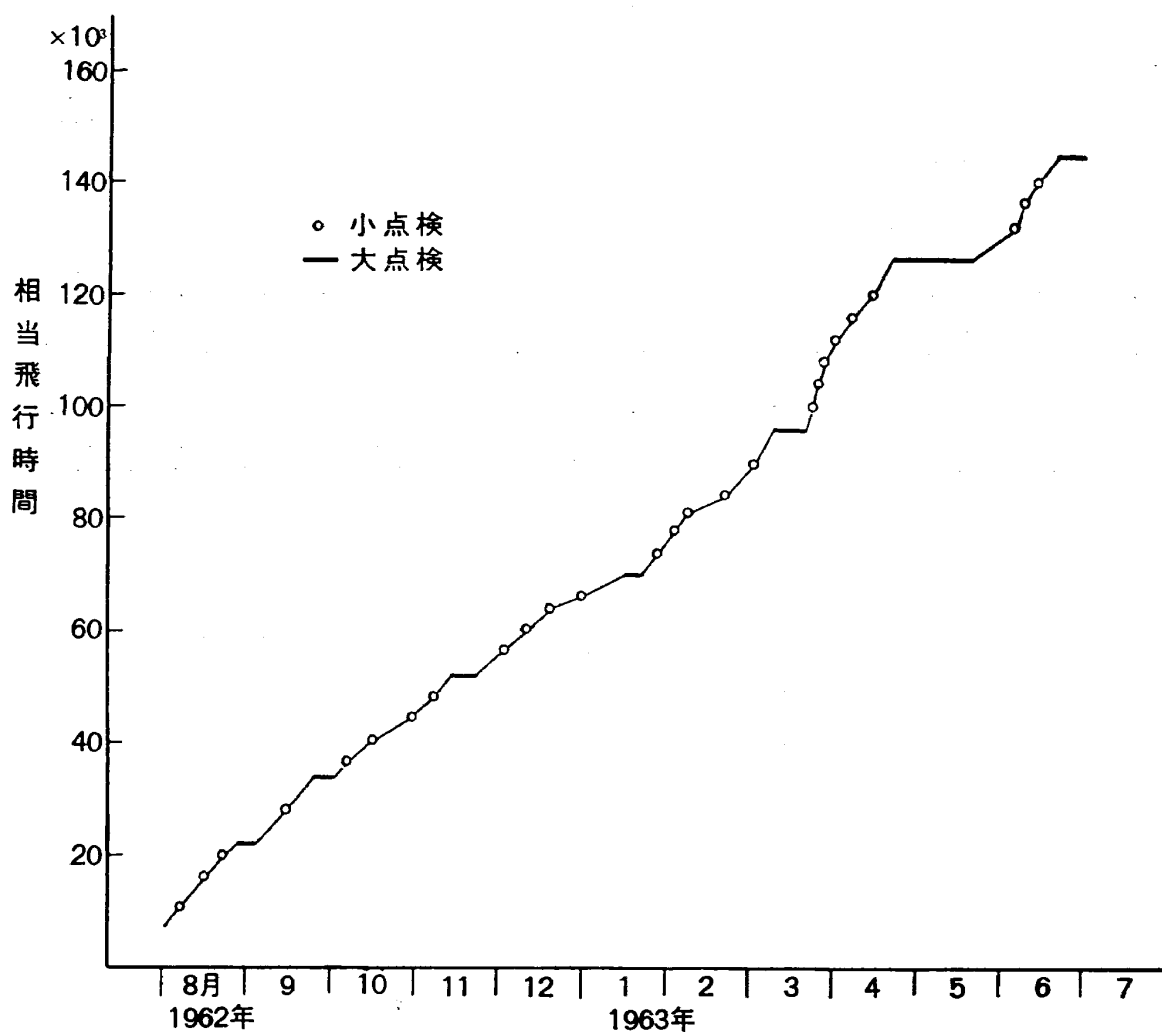
相当突風 U_{de}	繰返し速度 (cycle/min)	荷重の誤差 (%)
12	15	0.38
16	12	0.25
20	9	0.14
24	7	0.09

ーメントについて荷重誤差は第5表のとおりとなった。

以上総括すると、この試験における荷重誤差は±3%以内にある。

4. (3) 試験状況

試験は、昭和37年8月より第14図に示す日程に従った。図中大点検とあるのは、マンホール蓋を全て外し、また、外翼、中央翼の取付けボルトを外して翼構造を内外より全て点検したものであり、小点検とあるのは、運転を止めたままの状態で行なったものである。



第14図 YS-11主翼疲労試験日程

大点検は約20,000飛行時間毎に、また、小点検は約4,000飛行時間ごとに行なっている。供試体状況についての詳細は、現在なお試験途上にあるので、試験終了後まとめて報告することにする。

5. む す び

国産中型輸送機 Y S-11 主翼の実物繰返し荷重試験について、試験荷重の決定、試験の方法、荷重の精度および試験の状況を述べた。現在（昭和38年6月末）までのところ、145,500 飛行時間相当の負荷を終了したが、まだ試験途上であって、最終的な結果の検討、成果等を述べることはできない。しかし、負荷荷重の精度については、十分に試験の目的に合うものであることを確認し、使用した主翼繰返し荷重試験装置が、この種試験に対して所期の性能をもち、今後の試験に対しても非常に有効な装置であることがわかった。

終りに、この試験に際していろいろ御指導いただいた上山忠夫機体部長、日本航空機製造㈱の各位ならびに試験に協力された三本木茂夫*、藤枝郭俊*、猿本光明*、杉山武夫**、大西斉**、福島茂成**、の諸氏に感謝するものである。

* 機体部

** 川崎航空機工業㈱

参 考 文 献

- (1) 武田峻 田辺哲夫 国内幹線航空路に於ける突風資料, 運輸技術研究所資料 No. 28
- (2) Kermit G. Pratt and Walter G. Walker : A Revised Gust-Load Formula and a Re-evaluation of V-G Data Taken on Civil Transport Airplanes from 1933 to 1950. NACA Rep. 1206 1954
- (3) H.J. Grover, W.S. Hyler and L.R. Jackson : Fatigue Strengths of Aircraft Materials. Axial-Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24ST-3 and 75S-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel with Stress-Concentration Factor of 1.5. NACA TN 2639 Feb. 1952
- (4) Thomas L. Coleman and Martin R. Copp : Maneuver Accelerations Experienced by Five Types of Commercial Transport Airplanes during Routine Operations. NACA TN 3086
- (5) Martin R. Copp and Thomas L. Coleman : An Analysis of Acceleration, Airspeed and Gust Velocity Data from One Type of Four-Engine Transport Airplane Operated over Two Domestic Routes. NACA TN 3495 Oct. 1955
- (6) Thomas L. Coleman, Martin T. Copp, Walter G. Walker and Jerome N. Engel :
An Analysis of Accelerations, Airspeeds and Gust Velocities of One Type of Medium-Altitude Transport Airplane. NACA TN 3365 Mar. 1955
- (7) P. D. Brooks. : Structural Fatigue Research and Its Relation to Design. Fatigue in Aircraft Structures. p. 207
- (8) 竹内和之, 飯田宗四郎, 小野幸一, 主翼繰返し荷重試験装置, 航空技術研究所報告, TR-33
- (9) 上山忠夫 航空機構造の疲れ寿命の安全率, 日本航空学会誌, Vol 9, No. 88, 1961.

<p>NAL TM-21 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)</p> <p>1963年 9 月 18ページ</p> <p>国産中型輸送機 YS-11 の主翼疲労強度を確認するために、その0-2号機を用いて行なっているプログラム疲労試験について、その荷重の決定、試験の方法について述べる。</p>	<p>I. 竹内和之 飯田宗四郎 北谷虔勇 中井治夫 NAL TM-21 620.178.3 629.13.012</p> <p>II.</p> <p>III.</p>	<p>NAL TM-21 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)</p> <p>1963年 9 月 18ページ</p> <p>国産中型輸送機 YS-11 の主翼疲労強度を確認するために、その0-2号機を用いて行なっているプログラム疲労試験について、その荷重の決定、試験の方法について述べる。</p>	<p>I. 竹内和之 飯田宗四郎 北谷虔勇 中井治夫 NAL TM-21 620.178.3 629.13.012</p> <p>II.</p> <p>III.</p>
<p>NAL TM-21 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)</p> <p>1963年 9 月 18ページ</p> <p>国産中型輸送機 YS-11 の主翼疲労強度を確認するために、その0-2号機を用いて行なっているプログラム疲労試験について、その荷重の決定、試験の方法について述べる。</p>	<p>I. 竹内和之 飯田宗四郎 北谷虔勇 中井治夫 NAL TM-21 620.178.3 629.13.012</p> <p>II.</p> <p>III.</p>	<p>NAL TM-21 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)</p> <p>1963年 9 月 18ページ</p> <p>国産中型輸送機 YS-11 の主翼疲労強度を確認するために、その0-2号機を用いて行なっているプログラム疲労試験について、その荷重の決定、試験の方法について述べる。</p>	<p>I. 竹内和之 飯田宗四郎 北谷虔勇 中井治夫 NAL TM-21 620.178.3 629.13.012</p> <p>II.</p> <p>III.</p>

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年 11 月	平 木 一, 清 水 福 寿 橋 本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子
TM- 4	18 cm×20cm超音速風洞について	1962年 5 月	長 洲 秀 夫, 伝 田 幸 雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	細 川 敬
TM- 6	18 cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永 井 文 雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹 中 幸 彦, 小 川 幸 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における 45° 後退角の予備的実験	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 英
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 英 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 高 木 俊 朗, 橋 本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5 月	鳥 崎 忠 雄, 松 木 正 勝 山 中 竜 夫, 藤 井 昭 一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小 野 幸 一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新 井 忠, 原 亘 利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD標準模型Bの三分力試験	1963年 7 月	高 木 廣 治, 谷 喬 齋 藤 秀 夫, 新 井 忠

注：欠番は配布先を限定したもの。

航 空 宇 宙 技 術 研 究 所 資 料 21 号

昭 和 3 8 年 9 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(0422)(3)5171(代表)
印 刷 所	奥 村 印 刷 株 式 会 社 東京都千代田区西神田1~10
