

UDC 620. 178. 3 :  
629. 735. 025.  
018. 4

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-241

YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験

I. セーフライフ試験荷重と試験方式

竹内和之・野原利雄・望田洋雄

1971 年 7 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

T R-215	ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシス Task Analysis of Jet Transport (DC-8)	1970年10月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 川原弘靖
T R-216	横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達 Bending and Development Three-dimensional Turbulent Jets in a Cross Wind	1970年9月	遠藤 浩, 中村正義
T R-217	人工粘性付 LAX-WENDROFF およびその変形差分法に関する数値実験 Numerical Test on Lax-Wendroff Difference Scheme with Artificial Viscosity and Its Variations by the Two-Step Method.	1970年9月	安喜隆幸
T R-218	軸流回転機の翼の振動について II 翼根部による振動減衰 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blade. II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting.	1970年10月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江 靖, 網干三郎 熊谷隆王
T R-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について On an Approximation of Two-Dimensional Incompressible Turbulent Boundary Layer	1970年10月	尾形吉和
T R-220	Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	1970年10月	Junzo SATO
T R-221	先端のにぶいフレヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristics of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 喬, 河本 徹 榊原盛三, 野田順一 樋口 博(東京大学)
T R-222	東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測 Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the TOHOKU District	1970年9月	竹内和之, 山根皓三郎 矢沢健司, 小野幸一 外崎得雄
T R-223	球の仮想質量の円筒境界干渉 Cylindrical Boundary Interference on Virtual Mass of a Sphere	1970年9月	河野長正
T R-224	吹出しをとまなう鈍頭物体の衝撃波離脱距離 Shock Stand-off-Distance with Mass Injection	1970年12月	吉永 崇
T R-225	NAL-35 DT 型ロケットの構造試験 Results of Structural Experiments on NAL-35 DT Rocket Vehicle	1970年11月	ロケット構造研究グループ
T R-226	薄片持後退角翼の遷音速フラッタ特性におよぼす集中質量の位置の影響について Some Effects of Systematically Varied Location of One Concentrated Mass on Transonic Flutter Characteristics of Sweptback Thin Cantilever Wings	1970年11月	中井暎一, 森田甫之 高木俊朗
T R-227	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (II) —二孔の実験および簡単な解析方法— Investigation of Air Stream from Combustor-Liner Air-Entry Holes (II) —Experiments with Paired Air-Entry Holes and A Numerical Analysis—	1970年12月	相波哲朗, 井上真幸
T R-228	自由飛行模型 FFM-10 の運動特性と飛しょう試験におけるデータ処理法 Flight Dynamics of Free-Flight Model FFM-10 and Data Analysis Method for Free-flight Tests	1970年12月	高島一明
T R-229	単発 STOL 実験機 (FA-200 XS) について Development of the FA-200 XS Experimental-Airplane	1970年12月	飛行実験部

# YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験\*

## I. セーフライフ試験荷重と試験方式

竹内和之\*\*・野原利雄\*\*・朝田洋雄\*\*

### Full-Scale Fatigue Test of YS-11A-500/600 Turboprop Transport Wing

(I Safe-Life Fatigue Test Loads and Test Method)

By Kazuyuki TAKEUCHI, Toshio NOHARA  
and Hiroo ASADA

#### Abstract

I was required to perform the full-scale fatigue test (the safe-life and fail-safe tests) of YS-11-500/600 transport wing, because the maximum take-off weight of the aircraft was increased by 2.2 tons compared with the prototype and accordingly some strength members of the wing were re-designed.

In order to perform the full-scale fatigue test, the safe-life fatigue loads and test method were investigated and the fatigue loads and program sequence of the test are decided were follows:

- (1) Gust loads, maneuver loads and ground-air-ground loads are taken into consideration as fatigue test loads.
- (2) The flight loads of one block corresponding to 100 flights are applied in an ascending-descending sequence in which ground-air-ground loads are inserted.

#### 1. はじめに

YS-11 原型機の主翼疲れ試験は、昭和37年7月より、約1年半を費して、当所調布飛行場分室の機体構造実験場において行なわれ<sup>1)</sup>、機体の疲れ強さを確認するとともに、若干の設計変更の資料を提供した<sup>2)</sup>。現在 YS-11 型機は多数が就航しているが、主翼の疲れ損傷による重大な事故は発生していない。

YS-11A-500/600 型は、原型機より最大離陸重量が約 2.2 ton 増加し、これに対して主翼も若干の設計変更が行なわれた機体である。この新しい機体に対して疲れ強さを確認するために、日本航空機製造(株)(川崎重工(株)担当)の依頼により、再び実機主翼の疲れ試験を行なうこととなった。試験は、疲れ強さの確認を行なうためのもの(いわゆるセーフライフ試験)と、疲れ破損が生じた後の安全性を確認するためのもの

の(いわゆるフェールセーフ試験)の2種に大別される。

前者の実物機体の疲れ強さの確認を行なうための疲れ試験の方法に関する研究は、素材に対する疲れ強さの研究とともに、ここ数年の間に著しい進歩を見せ、機体の疲れ強さを確認するための、より正しい、信頼性のある経済的な方法が追求されて来た。したがって、YS-11 原型機を試験した当時より、より進んだ方法によって、今回の YS-11A-500/600 型を試験するのは当然のことであるが、同時に、原型機の試験結果と比較しうる資料を提供する必要があること、試験設備に制約があること、試験に要する時間に制約があること、などを考慮して試験法を定めなければならない。

この報告では、YS-11A-500/600 型主翼の実物疲れ試験を行なうに際して、以上のような観点から定めた、疲れ強さを確認するための試験について、その試験荷重を述べ(付録に詳述)、ついで、このような試

\* 昭和46年5月28日受付

\*\* 機体第一部

験荷重を負荷するための試験設備，試験の方法について述べる。

## 2. YS-11A-500/600 型主翼の疲れ試験荷重

### 2.1 飛行荷重

疲れ試験荷重をどのようにとればよいか，については，付録に示すように，現在までに多くの研究がなされているが，これらを検討した結果と試験装置の性能を考慮して，以下に示すように疲れ試験荷重を定めた。

まず，飛行荷重としては，突風および操舵による左右対称な荷重を考え，その他の荷重（非対称荷重，フラップ荷重など）は主翼の主構造要素（試験の対象部分については3・2節参照）におよぼす影響が少ないので省略した。

突風および操舵の対称荷重については，YS-11 原型機の試験<sup>1)</sup>の場合と全く同様に，両者をまとめて12,16,20 および 24 ft/sec の4種の相当突風荷重に置き換えた。表1はその手順を示すものである。すなわち，まず，4 ft/sec ごとに区切った相当突風速度について，危険標定個所を WING STATION 4,500 に定めて，その1G飛行時の応力  $\sigma_{mF}=8.4 \text{ kg/mm}^2$  に対す

る応力振幅  $\sigma_{aF}$  を求め，このような変動応力下にある材料の寿命  $N$  を応力集中係数  $K_t=3.5$  として求めた。この際に材料 (2024-T<sub>3</sub>) の S-N 曲線は Grover<sup>3),4),5)</sup> の実験結果 ( $K_t=1.5, 2.0, 4.0, 5.0$  の両外側切欠板の試験結果) から  $K_t=3.5$  の場合を内挿して求めたものである。ついで，100 飛行時間ごとの突風および操舵のひん度 ( $n_{F100}$ ) から，各相当突風に対する損傷 ( $n_{F100}/N$ ) を計算している。ここに用いたひん度は，YS-11 原型機の疲れ試験の場合と同様に，突風については，過去の国内線の運航で計測された突風ひん度を1.5倍したもの，操舵については過去の類似機体の操舵ひん度の最大値をとっている。

表1に示す100飛行時間相当の損傷 ( $n_{F100}/N$  合計) を見ると，その大きさは，16,20,24,28,32, … の順で大きい。プログラム疲れ試験の場合に，高い荷重のひん度を Palmgren-Miner の仮説によって低い荷重に置き換えることは，（ただし，この場合の荷重の大きさには注意を要する）一般に安全側（寿命を短く評価する）の試験結果を与えるといわれている（付録A2・2参照）。したがって，28 ft/sec 以上の相当突風を24 ft/sec 相当突風に置き換えて負荷することとする。しかし低い荷重の場合は，計算上損傷が小さく示されても寿命には相当影響することが多い（付録A2.3参

表 1 YS-11A-500/600 型主翼，疲れ試験の飛行荷重

相当突風速度 (ft/sec)	$\Delta n$ (G)	$\sigma_{mF}$ (kg/mm <sup>2</sup> )	$\sigma_{aF}$ (kg/mm <sup>2</sup> )	$\sigma_{ma} \times F$ (kg/mm <sup>2</sup> )	$N^{(1)}$ (cycles)	$n_{F100}$ (cycles)			$n_{F100}/N$			$n_{FT100}/N$ (cycles)
						突 風	操 舵	合 計	突 風	操 舵	合 計	
8	0.295	8.4	2.4	10.8	$\infty$	2130	—		$\times 10^{-4}$ 0	$\times 10^{-4}$ —	$\times 10^{-4}$	
12	0.443	8.4	3.6	12.0	$\infty$	303	15.3	318.3	0		0	318
16	0.590	8.4	4.8	13.2	$1.3 \times 10^5$	54.3	4.45	58.75	4.253	0.342	4.595	59
20	0.738	8.4	6.0	14.4	$7.7 \times 10^4$	10.1	1.55	11.65	1.312	0.201	1.513	12
24	0.886	8.4	7.2	15.6	$5.7 \times 10^4$	2.5	0.66	3.16	0.439	0.116	0.555	6
28	1.034	8.4	8.4	16.8	$4.15 \times 10^4$	0.52	0.235	0.755	0.125	0.057	0.182	
32	1.182	8.4	9.6	18.0	$2.85 \times 10^4$	0.228	0.0939	0.3219	0.080	0.033	0.113	
36	1.330	8.4	10.8	19.2	$1.93 \times 10^4$	0.0777	0.0305	0.1082	0.040	0.016	0.056	
40	1.478	8.4	12.0	20.4	$1.26 \times 10^4$	0.0332			0.026			
44	1.626	8.4	13.2	21.6	$8.1 \times 10^3$	0.0092			0.011			
48	1.774	8.4	14.4	22.8	$5.1 \times 10^3$	0.00453			0.009			
52	1.922	8.4	15.5	23.9	$3.1 \times 10^3$	0.00204			0.007			

(1) 材料は 2024-T<sub>3</sub> である。

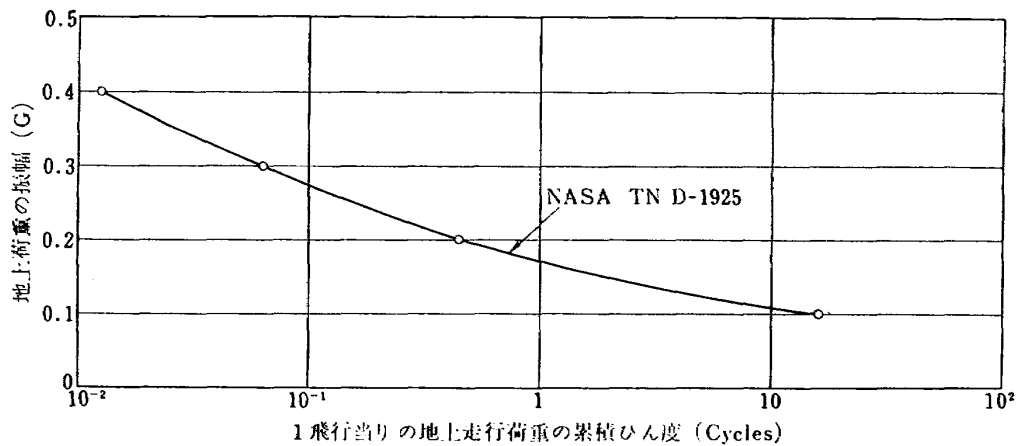


図 1 地上走行荷重の累積ひん度分布

照) ので, 12 ft/sec 相当突風は損傷は小さいが試験荷重として採用することとする。

このようにして定めた 100 飛行時間相当の飛行荷重のひん度 ( $n_F T_{100}$ ) は表 1 の最後に示すとおりである。

## 2.2 地—空—地荷重

地—空—地荷重は, 主翼荷重としては, 機体が地上にあるときの主として自重による地上荷重と, 空中にあるときの主として空気力による飛行荷重の繰り返しで, 1 飛行に必ず 1 回生ずる荷重である。

Y S-11 原型機主翼の疲れ試験においては, 地—空—地荷重を Palmgren-Miner の仮説によって相当突風荷重に置き換えて負荷した。しかし, その後地—空—地荷重は計算上の損傷が少ない場合でも寿命に相当の影響をおよぼす場合があることが明らかにされ, (付録 A2.4 参照) 最近では, 実機疲れ試験に不可欠の荷重要件であるとされている。したがって, 今回の試験では, 飛行荷重に加えて, 地—空—地荷重を別に負荷することとした。

地—空—地荷重の空荷重は, 1G 飛行中の荷重をとるが, 地荷重としては地上走行中の最小荷重 (空荷重との荷重振幅が最大となる荷重) をとらなければならない。地上走行荷重の実測資料はあまり発表されていないが, その一例<sup>6)</sup>を図 1 の実線で示す (縦軸は地上静止時からの荷重倍数の変動を示す)。このようなひん度分布をもつ地上荷重を 1 飛行 1 回の荷重で代表させるために, Palmgren-Miner の仮説による損傷計算を行なうと  $\pm 0.27G$  となる。これは, 損傷が少ない ( $S-N$  曲線の  $N$  が大きい部分) ところでの計算で誤差が大きい, 若干過大に評価したものである。

この荷重振幅 ( $\pm 0.27G$ ) によって生ずる主翼下面の応力の最小値は, 主脚の内側と外側で異なる荷重場合で生じ, また, 重量のために, 地上走行中より地上

静止中の方が小さくなる場合がある。図 2 はこのことを検討するために翼幅方向の曲げモーメント分布を各場合について画いたものであるが, 各場合の最小値として, 図中の太線で示す分布が試験荷重として採用した地荷重である。

## 2.3 荷重のプログラム

航空機の主翼にかかる荷重としては, 上述のほかに地上走行, 着陸あるいはエンジントルクなどの荷重が考えられるが, これらの疲れに対する影響は少ないので省略することとし, 突風, 操舵の飛行荷重と, 地—空—地荷重のみでこの試験の試験荷重とした。

荷重の順序は, 最も信頼性が高く, 安全側の結果が期待される方法として, Schijve<sup>7), 8), 9), 10)</sup> が提案した方法を採用する。(付録 A2.6 参照) すなわち, 飛行荷重の負荷は 1 ブロック内にて Low—High—Low (小

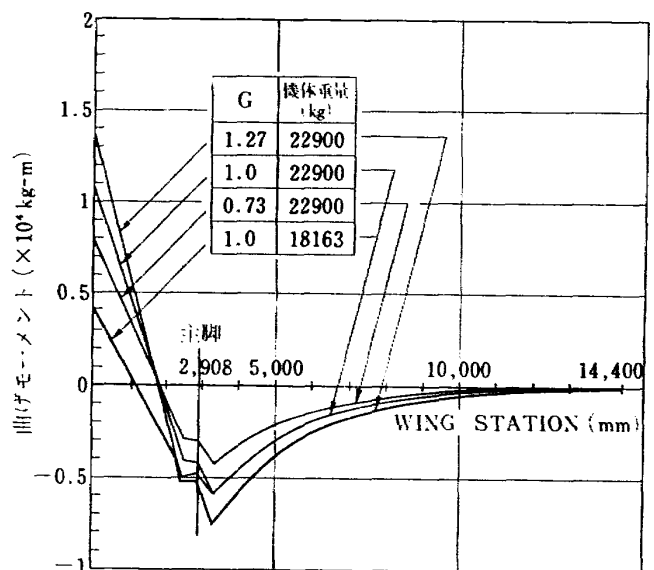


図 2 Y S-11A-50/600 型主翼の地上荷重による曲げモーメント

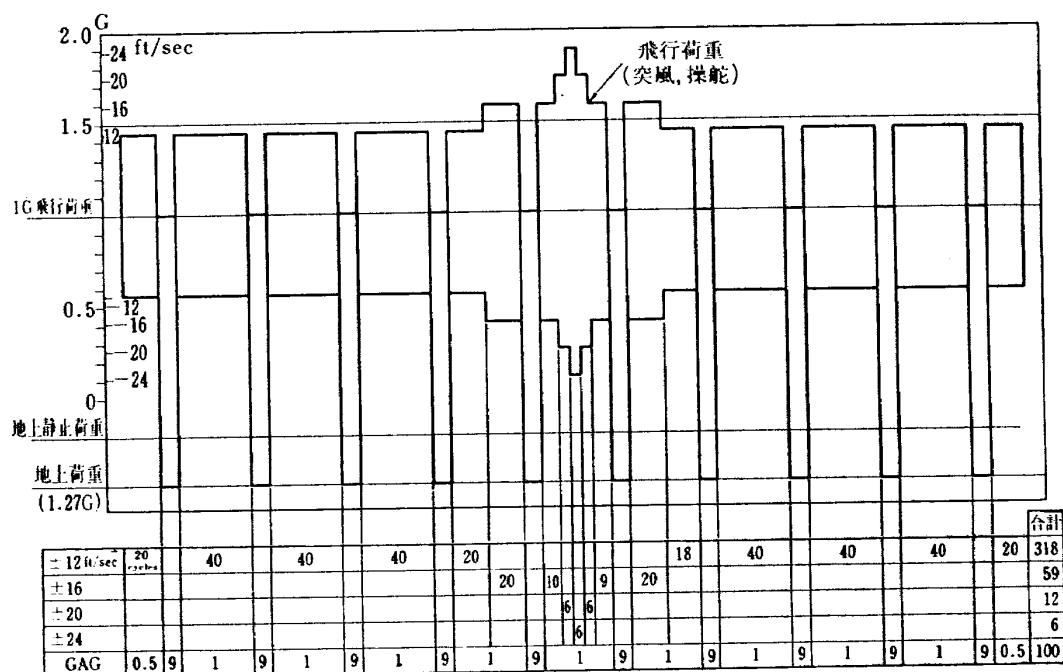


図 3 YS-11A-500/600 型主翼疲れ試験の荷重順序 (100 飛行時間相当)

さい荷重振幅のものから次第に大きい荷重振幅の荷重を負荷し、また、次第に小さい荷重振幅の荷重を負荷する)の順序とし、地一空一地荷重は10飛行分をまとめて1ブロック中の10個所にほぼ等間隔に組み込み、1ブロックは100飛行時間相当分の長さとした。このようにして定めた1ブロックのプログラムを図3に示す。この場合に採用した機体の重量および標準運

航状態を表 2,3 に示す。

YS-11 型機の保証寿命は、一応 3 万飛行時間を目標としており、100 飛行時間を 1 ブロックとすると、300 ブロックが保証寿命に相当することとなり、このプログラム疲れ試験は十分にランダム荷重に対する機体の疲れ強さを評価しうる試験であると期待されるものである。

表 2 YS—11A—500/600 型の機体の重量状態

項 目	最大離陸重量 (kg)	疲れ試験に用いる重量 (kg)		備 考
		A <sup>(1)</sup>	B <sup>(2)</sup>	
運 用 自 重	15,786	15,786	15,451	Bは乗務員の重量を除く
潤 滑 油	42	42	42	
水・メタノール	250	250	250	
燃 料	3,450	2,420	2,420	A, Bは最大離陸重量から1飛行分の燃料を除く。
ペイロード	5,472	4,402	0	Aは最大離陸重量の 約80% とする
合 計	25,000	22,900	18,163	

(1) 飛行荷重と主脚近傍から外側の地荷重を求めるのに使う。

(2) 主脚近傍から内側の地荷重を求めるのに使う。

表 3 YS-11A-500/600 型の標準運行状態

項 目	飛 行		地 上
	上昇・降下	巡 航	
飛行速度 (Knot EAS)	155	253	
飛行距離 (n miles)	38.5×2	127	
巡航高度 (ft)		15000	
飛行時間 (min)	15×2	30	
1 飛行距離 (n miles)	204		
1 飛行時間 (min)	60		
重心 (% MAC)	25		22.5
重量 (kg)	22900		22900/18163

### 3. 試験の方法

#### 3.1 試験装置

試験装置は、YS-11 原型機などの主翼疲れ試験に用いた主翼繰返し荷重試験装置を若干改造したものをを用いた。この装置は、数本の油圧ジャッキを一つのプログラム信号によって同時にフィードバック制御して主翼に必要な荷重を連続して繰返しし負荷するので、油圧ジャッキ 1 本についての制御系統は図 4 に示す。各部の詳細については参考文献<sup>11)</sup>を参照されたいが、ここでは、本試験のために改造された部分について述べる。

YS-11 原型機の疲れ試験においては、操舵荷重、地一空一地荷重を累積損傷計算によって突風荷重に置

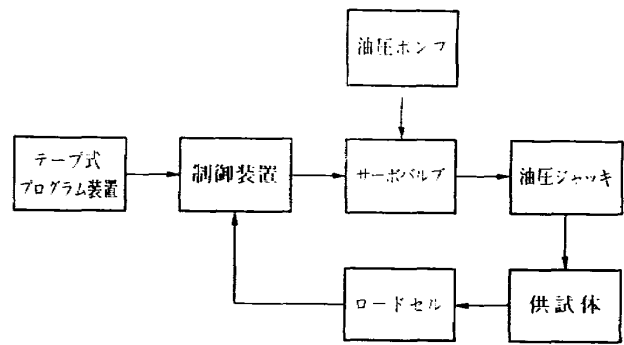


図 4 主翼繰返し荷重試験装置 制御系統図

き換え、すべての荷重は、12, 16, 20 および 24 ft/sec の 4 種の代表突風荷重の形で負荷した。この 4 種の荷重は、対称突風による空気力荷重であるので、荷重の翼幅方向分布の形は等しく大きさのみが変化する荷重であった。したがって、一つのプログラム信号で多数の油圧ジャッキを制御する際の各油圧ジャッキに対する信号は、各油圧ジャッキごとに一定の比率でプログラム信号を下げ（図 5 の比率設定器）4 種の代表突風は、プログラム信号を変化させることで目的が達せられた。

しかし、今回の YS-11A-500/600 型機の場合には、2 章で述べたように、4 種の代表突風荷重のほかに、地一空一地荷重を別に負荷することとなった。この地一空一地荷重の地荷重は、地上静止および走行時の荷重であるから、その翼幅方向は代表突風荷重とは大幅に異なる。したがって各油圧ジャッキにつき一つの比率設定器では、これら 2 種の荷重を任意に負荷することはできない。このために新らしく比率設定器を追加して各油圧ジャッキについて 2 個とし、さらにおのおのに平均荷重設定器を増設し（図 5 参照）、その切換えはプログラム装置からの指令によって自動的に行なうように改造した（図 6, 7 参照）。

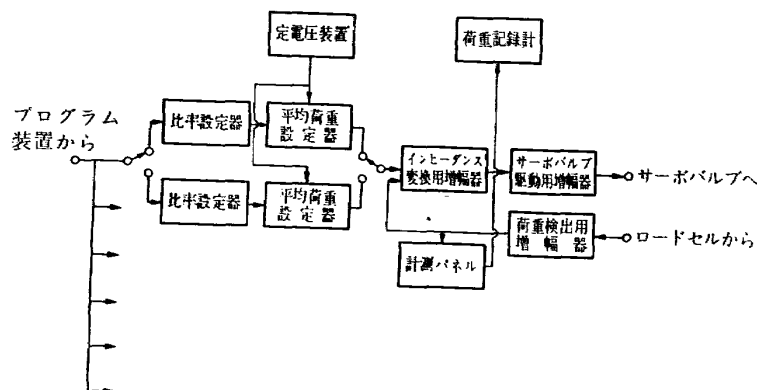


図 5 主翼繰返し荷重試験装置 制御装置

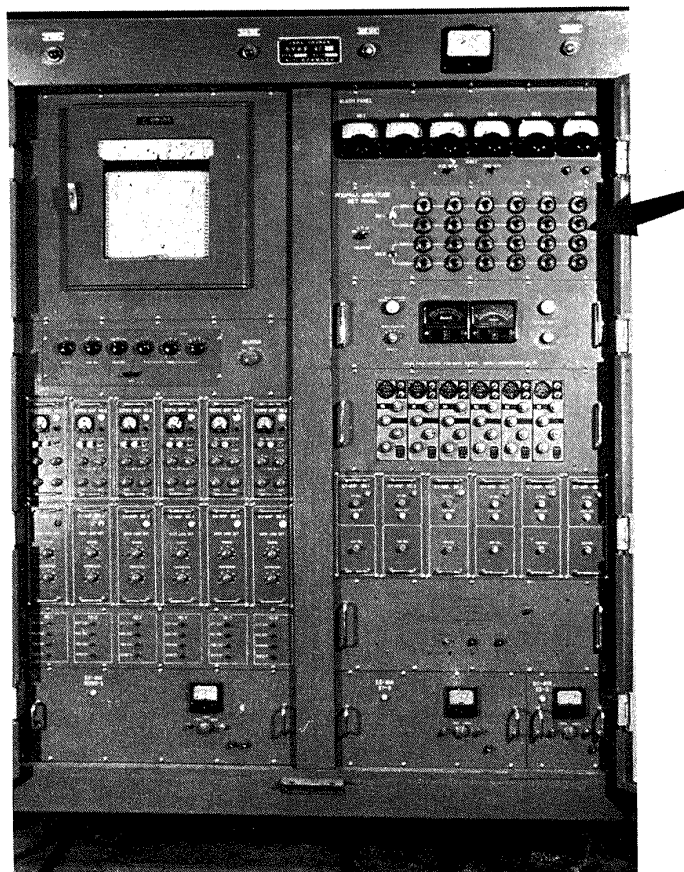


図 6 制御装置(矢印改造部)

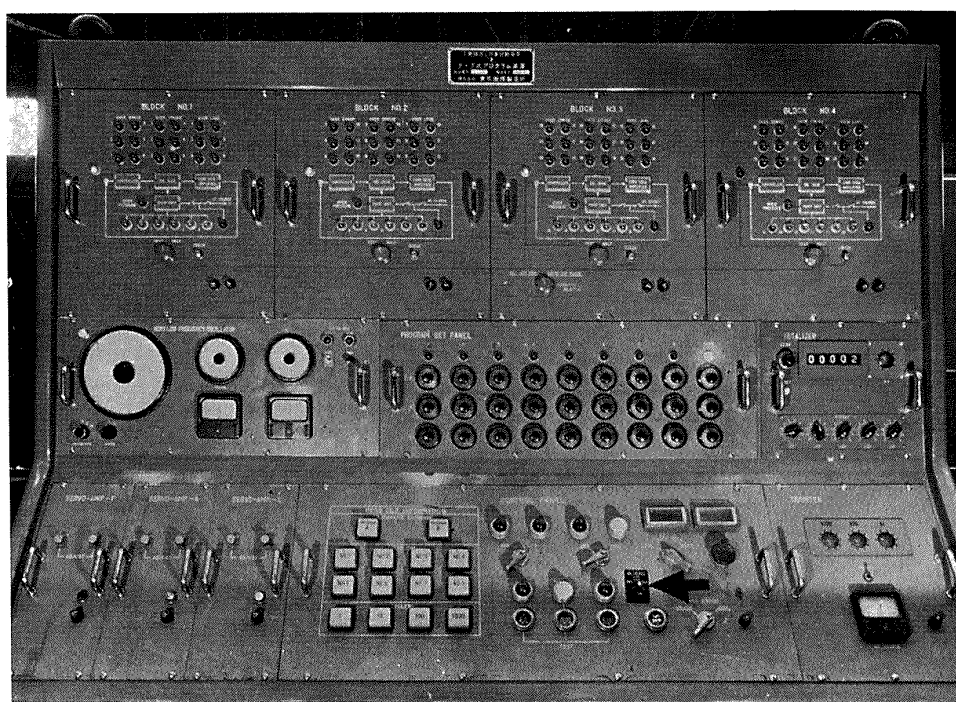


図 7 テープ式プログラム装置 A (矢印増設部)



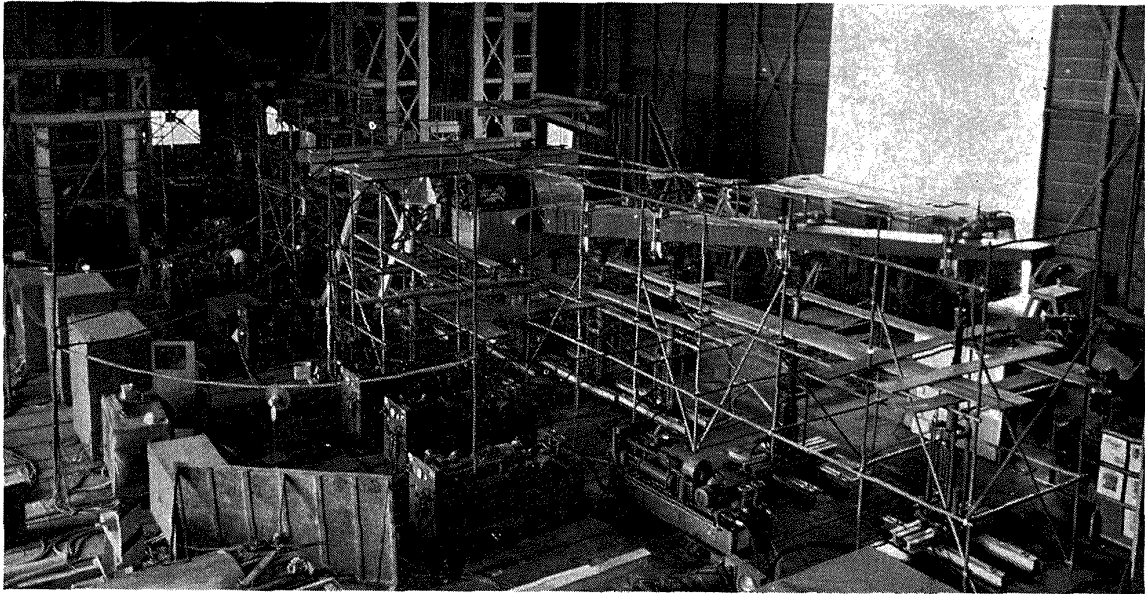


図 8 実験状況

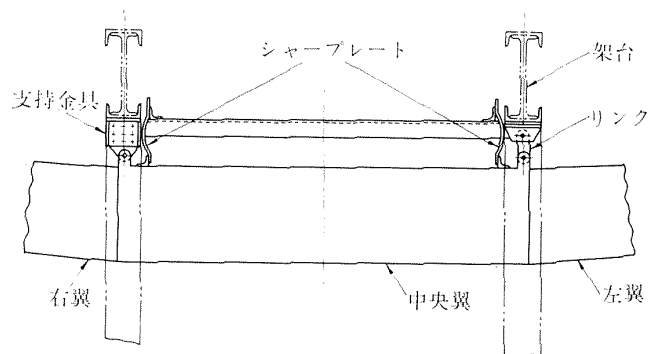


図 9 (a) 中央翼支持状況 (前方より見る)

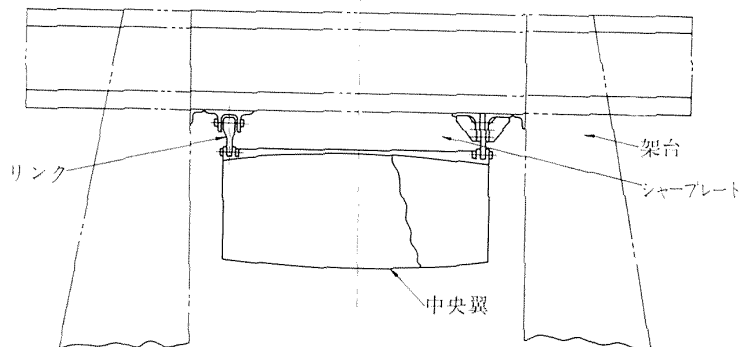


図 9 (b) 中央翼支持状況 (左翼側より見る)

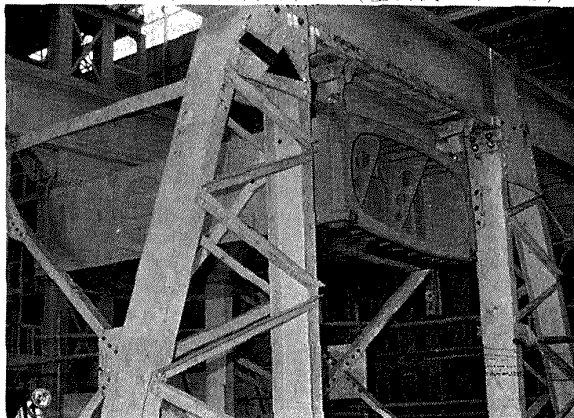


図 10 中央翼支持状況

### 3.2 供試体およびその取付け

試験する供試体は、YS-11A-500/600型の左外翼および中央翼で、前縁、後縁、フラップ、補助翼などの2次強度部材を取り除いた桁間の主構造要素部である。荷重負荷時の荷重の不平衡を避けるために、右外翼部にダミー翼を取り付け、対称荷重を負荷した。この右外翼はYS-11原型機の静荷重試験に用いた0-1号機を補強して流用したものである。

供試体は中央翼の両端にある胴体との取付金具4個を用いて図9,10に示すよ

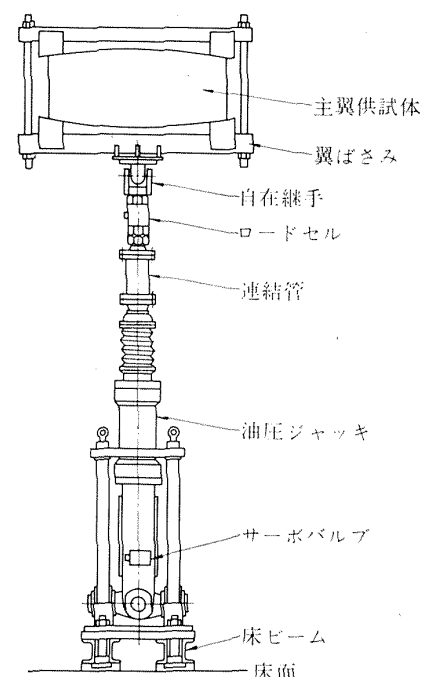


図 11 油圧ジャッキおよび翼ばさみ

うに支持架台に取り付けた。油圧ジャッキ（引張圧縮型）は、供試体に取り付け翼挟みを介して荷重を負荷するように設置した。その状態を図 11 に示す。油圧ジャッキの翼玄方向の位置は、16 ft/sec の突風時の風圧中心である。エンジン架部分（WING STATION 2,908）は、エンジン慣性力による力を模するために左外翼には前後3本の油圧ジャッキを配置した。これら油圧ジャッキの概略の位置（WING STATION は

表 4 に示す）および試験装置の配置を図 12 に示す（図中の L および R は油圧ジャッキ位置を示す）。

### 3.3 油圧ジャッキ設定荷重

2 章に示すプログラム荷重を 3.3 節で示す 15 本の油圧ジャッキで負荷するために、実機と供試体の重量差、燃料、試験用治具の重量などを考慮して、油圧ジャッキ荷重を定めた。その値を表 4 に示す。この油圧ジャッキ設定荷重と飛行時の実荷重を比較するため

表 4 油圧ジャッキ設定荷重

ジャッキ位置 (mm)  ジャッキ No.		1100	2908 (左玄)			5100	7200	10200	13200	2908 (右玄)	
			発動機架	中	後					発動機架	後
			L 6・R 6	L 8	L 5					L 7	L 4・R 4
荷重種別											
相当 突風 荷重	24 ft/sec	2130	-1660	950	570	1670	2860	3130	2010	-2280	1850
	20 "	2060	-1500	560	910	1580	2670	2910	1860	-2200	1870
	16 "	1940	-1360	170	1260	1490	2480	2690	1710	-2120	1900
	12 "	1810	-1210	-200	1580	1400	2290	2460	1570	-2040	1930
	1G	1440	- 770	-1350	2610	1130	1720	1800	1130	-1810	2000
	-12 "	1080	- 320	-2510	3620	870	1120	1130	690	-1570	2080
	-16 "	950	- 170	-2890	3950	780	970	910	540	-1490	2110
	-20 "	830	- 30	-3280	4310	690	780	690	400	-1410	2130
-24 "	700	130	-3670	4650	600	590	470	250	-1330	2160	
地上荷重		300	-1110	-3380	10540	10	- 390	- 20	30	-3190	8950
空荷重		1440	-1110	50	1550	1130	1720	1800	1130	-3190	3390

注) 正の値は圧縮荷重負の値は引張荷重 (単位 kg)

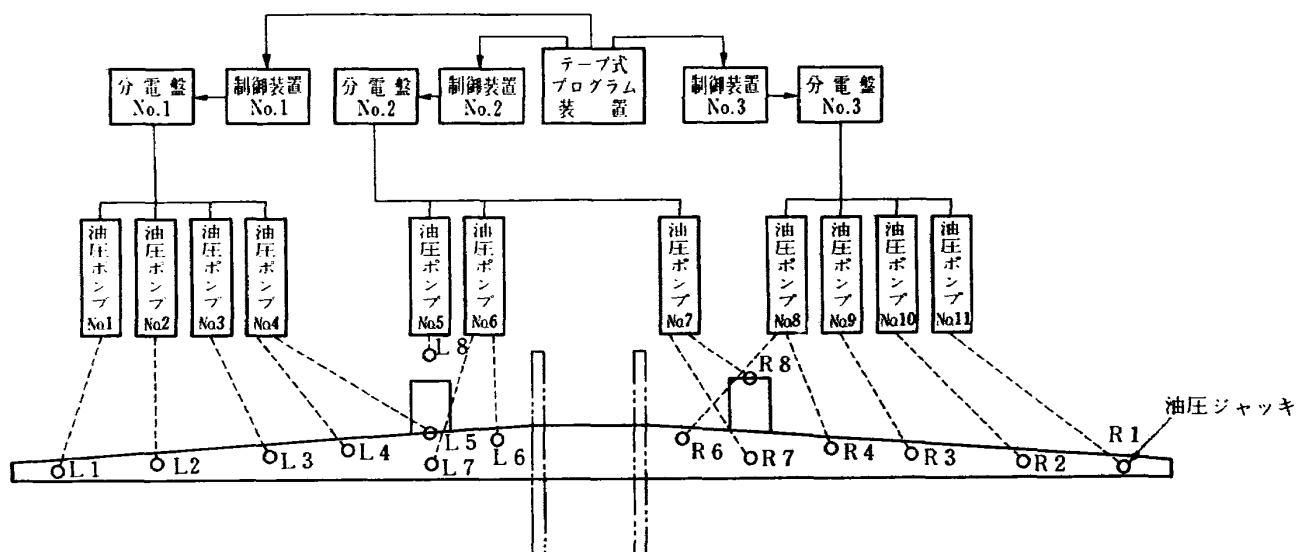


図 12 試験装置配置図

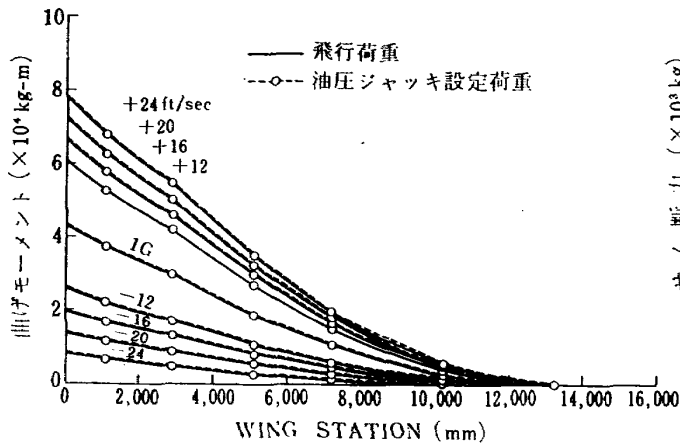


図 13 (a) 突風荷重の曲げモーメント

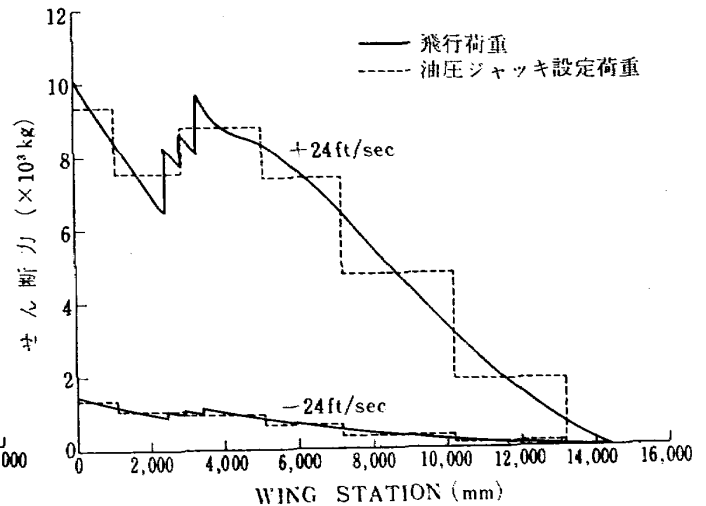


図 14 (a) ±24 ft/sec 突風荷重のせん断力

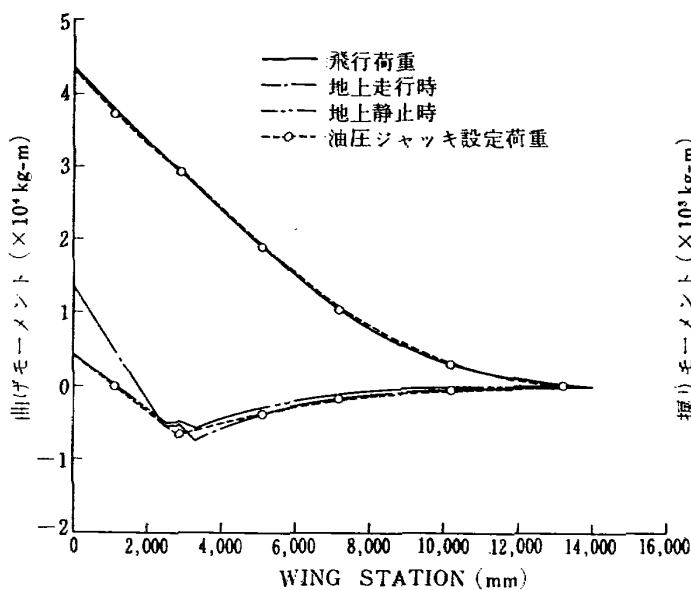


図 13 (b) 地—空—地荷重の曲げモーメント

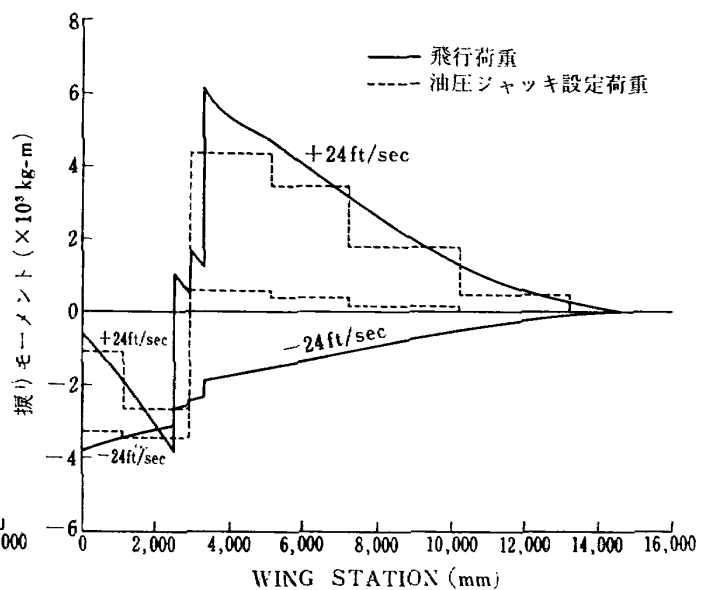


図 14 (b) ±24 ft/sec 突風荷重の捩りモーメント

に、外翼におけるの突風荷重と地—空—地荷重による曲げモーメントを図 13 に、また  $\pm 24$  ft/sec によるせん断力および捩りモーメントを図 14 に示す。曲げモーメントとせん断力を合わせたために、捩りモーメントには若干の差が見られる。

#### 4. む す び

Y S-11A-500/600 型主翼の疲れ強さを確認するための試験を行なうに際して、その試験荷重を定めるための考え方を主として、ついでその試験装置についての概要を述べた。油圧ジャッキ荷重の設定値を求めるには、飛行高度、重量状態、速度などの合理的な推定の下で面倒な計算を行なわなければならない。この荷重計算はすべて日本航空機製造(株)の技術部で行なわれたのでここでは割愛して結果のみを記した。

実物機体の実機疲れ試験は世界各国で数多く行なわ

れているが、どのような試験をすれば最も合理的であるかについて必ずしも定説はない。試験装置の発達あるいは疲れ強さに対する経験の積み重ねによって、日進歩し、考え方も変化しているのが現状であると考えられる。今回の疲れ試験を行なうに際して現在の著者らの考え方に対して大方の御批判をいただければ幸いである。

現在 Y S-11A-500/600 型主翼の疲れ試験は日本航空機製造(株)(川崎重工(株)担当)の依頼によって調布飛行場分室強度実験場において続行中である。試験は川崎重工(株)の担当者各位と、森谷弘明\*, 大野誠一\*, 坂本嘉資\*, 坂本健\*, 太田幹雄\*の諸君と著者らで行なっているが、試験の開始にあたって多くの御助言や御協力をいただいた小野幸一\*, 飯田宗四郎\*\* 両氏には深く感謝するものである。

\* 機体第一部 \*\* 機体第二部

## 付録 A1 航空機の疲れに関係する荷重と試験部

## 記号

 $N_F$ : 疲れ寿命 (飛行数) $n_F$ : 1 飛行当りの飛行荷重の繰返し数 $\Delta n$ : 機体重心の加速度の増分 $G$ : 重力加速度 $\sigma$ : 応力 $K_t$ : 応力集中係数

GAG (Ground-Air-Ground): 地一空一地荷重

 $\eta$ : GAG による疲れ寿命の減少率

$$\eta = \frac{\text{疲れ寿命 (GAG 無)} - \text{疲れ寿命 (GAG 有)}}{\text{疲れ寿命 (GAG 無)}}$$

## 添字

F: Flight  $m$ : 平均 max: 最大G: Ground  $a$ : 振幅 min: 最小

## A1.1 疲れ荷重

航空機の疲れ試験を行なう場合、負荷しなければならない荷重の種類はおもに次のようなものが考えられる。

- (1) 飛行荷重
  - (a) 1 G 飛行荷重
  - (b) 突風荷重
  - (c) 操舵荷重 (フラップ荷重も含む)
- (2) 地上荷重
  - (a) 着陸荷重
  - (b) 地上走行荷重
  - (c) 地上静止荷重
- (8) 地一空一地荷重
- (4) その他
  - (a) 胴体内圧
  - (b) エンジン荷重
  - (c) 音響荷重

(1)~(4) の荷重が図 A1 に示すように 1 飛行ごとに繰り返し機体の各部分に加わる。しかしこれらの荷重

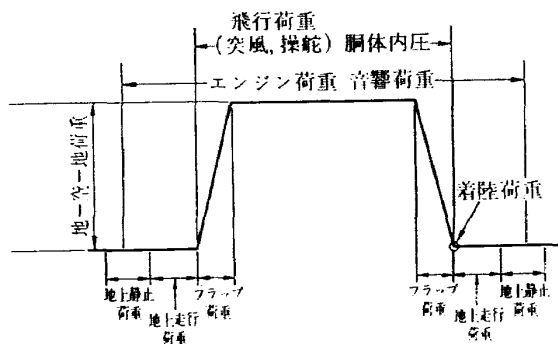


図 A1 航空機に加わる疲れ荷重

をすべて考慮して疲れ試験を行なうことは、試験がきわめて複雑になるとともに試験時間が長くなる。したがって、上に記した荷重が試験部の疲れ強さにおよぼす影響を部材試験などで十分に確かめて、その影響の少ないものは取り除く必要がある。

## A1.2 試験部

航空機の実機疲れ試験を行なう場合、その主要な試験部を列記する。

- (1) 主翼 (外翼と中央翼)
- (2) 尾翼 (水平尾翼と垂直尾翼)
- (3) 胴体 (前部胴体, 中央部胴体と後部胴体)
- (4) 脚 (前脚と主脚)

これらを試験するに当っては、すべてを一体にして疲れ疲重を加える場合と、試験の簡単化と試験時間の短縮のために、疲れ荷重が各部分の疲れ強さにおよぼす影響の軽重を考慮して、ある程度まで分離して行なう場合とがある。後者の例としては DC-9<sup>13)</sup>, F. 28 "Fellowship"<sup>13)</sup> があり、次のようになる。

- (1) 前脚とその近傍の前部胴体。
- (2) 前部胴体, ただし (1) は除く。
- (3) 主脚とその近傍の外翼。
- (4) フラップとその近傍の外翼。
- (5) 主翼, ただし主脚とフラップそのものは除く。
- (6) 中央部胴体, ただし前部胴体は除き, 他のすべての予圧室を含める。
- (7) 尾翼と後部胴体。

以上は航空機の疲れ荷重の種類と試験部について述べたが, Y S-11A-500/600 型では外翼と中央翼について疲れ試験を行なうので, 付録 A2 ではおもにこれに関係した疲れ荷重について検討を加える。

## 付録 A2 疲れ試験プログラムの諸因子が疲れ強さにおよぼす影響

主翼の疲れ試験を行なう場合、関連するおもな荷重は、1G 飛行荷重、突風荷重、操舵荷重、地上走行荷重、地上静止荷重、地一空一地荷重となる。したがって以後はこれらの荷重が疲れ強さにおよぼす影響と、この中でたとえば突風荷重などについては、負荷する荷重範囲が疲れ強さにおよぼす影響などについて検討を加えると共に、実際の試験に当ってはどのような荷重順序にすることにより、信頼性がありなおかつ時間の短縮ができるかについて述べる。

## A2.1 ステップ数の影響

突風荷重の各荷重値とその繰返し数の累積ひん度分

布が与えられた場合（これは突風荷重に限らず、操舵荷重、地上走行荷重についても同様である）、実際の試験に際してはそれを図 A2 のように何段階かのステ

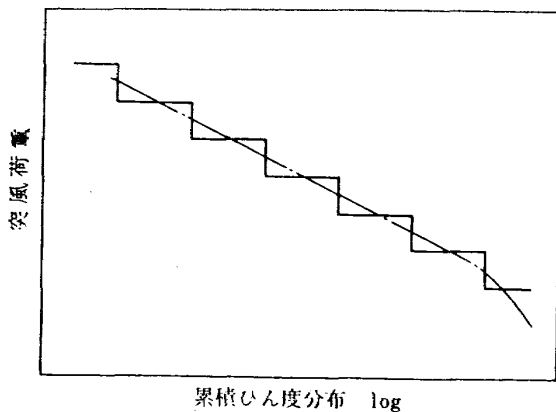


図 A2 試験におい負荷する突風荷重

ップに分割して負荷することになる。しかしこの分割するステップ数の程度と分割したステップの中で、どの範囲を用いるかについて、それらが疲れ寿命におよぼす影響に関しては、まだ十分な研究がなされていない。

南ら<sup>14)</sup>が行なった試験結果によると、変動荷重試験を行なう場合に、この問題を荷重の確率分布（波浪中の船体なので、Rayleigh 分布を用いる）の再現性という観点から見ると（荷重の相関関係は考えない）、破壊する繰返し数が最低で  $10^4$  サイクルまでを考えて、実験室的には信頼性のある疲れ寿命を得るために、少なくとも 20 ステップ以上で、そのすべてを負荷する必要があると示唆している。この結論からもまた直感的にもステップ数は多くし、したがって荷重は細かく分割する方が良いと考えられるが、ある程度以上になるとその分割が疲れ寿命におよぼす影響を無視できるのでないかと予想される。また細かく分割した荷重の負荷は実験室的には可能であるが実機のような大型試験では、試験機の能力とか試験の精度が問題となり、それによってもおのづとある限界が存在する。

現在までに部材および実機について行なわれた結果をまとめると表 A1、表 A2 となる。分割したステップの中でどの範囲を負荷するかの決定は、Palmgren-Miner の仮説を用い、各ステップの損傷量を単独に求め、その大きな範囲を負荷するという方法があるが、これは本仮説が変動荷重下の損傷量を正しく表わし得ないので、あくまでも便宜的な方法に過ぎない。そのため安全側で信頼性のある結果を得るためには、いろいろの試験結果から、傾向を定性的、定量的に把握す

る必要がある。以下ではまずその内でも高振幅荷重および低振幅荷重が疲れ寿命におよぼす影響について突風荷重を中心に検討する。

## A 2・2 高振幅突風荷重の影響

突風荷重を何段階かのステップに分割して負荷する場合、運航中にごく少しの繰返し数しか加わらない高振幅の荷重を、実際の試験に当りどこまで考慮するかは、疲れ寿命とも関係して重要なことである。これに対する系統的な研究はわずかしかな行なわれていないが、その結果をもとに検討を加えてみる。まずこの問題はき裂をその発生と伝ばとに分け、それぞれに対して高振幅の荷重の取り方がおよぼす影響について考える必要がある。Schijve<sup>18),19),25)</sup> が行なった試験結果をまとめると表 A3、図 A3 となる。これによると一

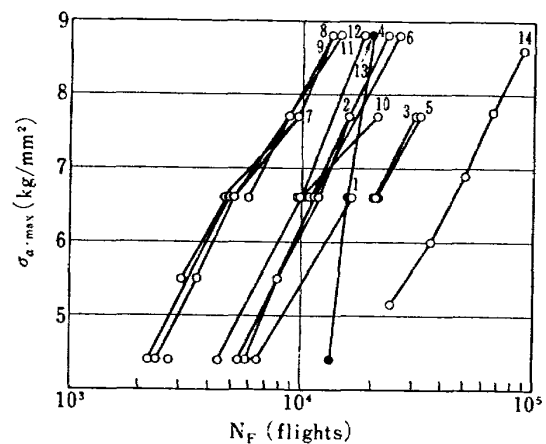


図 A3 高振幅突風荷重の影響

般には、き裂の発生、伝ばいずれの場合に対しても、応力振幅の最大値  $\sigma_{a \cdot \max}$  を大きくすると疲れ寿命は増加するか時にはき裂が停留するという傾向が見出される。つぎにき裂の発生と伝ばについては（この場合の発生とは厳密な意味での発生ではなく、円孔縁から 2mm の初期き裂を含めている）、その影響<sup>18)</sup>がき裂の伝ばに対して著しい。

ここで取り扱う範囲の高振幅荷重が疲れ寿命を増加させる理由を検討する。まずき裂の発生については、低サイクル領域において塑性ひずみ量を用いた Palmgren Miner の仮説<sup>26),27)</sup>がある程度まで成立することが証明されているのでそれを応用する。すなわち変動荷重を受ける切欠先端では、塑性ひずみ量の蓄積が Palmgren-Miner の仮説を満足するとき裂が発生すると考えれば、高振幅荷重（繰返し数が非常に少ない）が入ることにより、それよりも小さい荷重で、塑性ひずみ量の蓄積に大きく寄与していた荷重（繰返し数も多い）がその影響を減じ、したがって疲れ寿命が増加す

表 A1 部材試験で用い

文献 (No.)	著 者	供 試 体 (kt)	材 料	飛 行 荷 重	飛					
					$\sigma_{mF}$ (kg/mm <sup>2</sup> )	$\sigma_{aF}$ (kg/mm <sup>2</sup> )				
						1	2	3	4	5
1	竹 内 他	実 機 (主 翼)	2024-T <sub>3</sub>	突 風 操 舵	7	14.77 (52)	13.58 (48)	12.46 (44)	11.34 (40)	10.22 (36)
15	Schijve 他	板 (Single lap rivet joint)	2024-T <sub>3</sub>	突 風	9	8.08	5.12	3.77	2.42	1.51
			7075-T <sub>6</sub>	突 風	6.3	6.30	4.67	3.76	2.75	2.00
16	Schijve 他	板 (中 央 切 欠)	2024-T <sub>3</sub>	突 風	9	3				
17	Schijve 他	板 (中 央 切 欠)	2024-T <sub>3</sub> 7075-T <sub>6</sub>	突 風	12.1	11.57	11.08	10.35	9.60	8.86
18	Schijve 他	板 (中 央 切 欠)	2024-T <sub>3</sub> 7075-T <sub>6</sub>	突 風	7	12.1 (40.3)	11.0 (36.7)	9.9 (33.0)	8.8 (29.3)	7.7 (25.7)
19	Schijve 他	板 (中 央 切 欠)	2024-T <sub>3</sub>	突 風	5.4	9.46	8.60	7.74	6.88	6.02
20	Nanman	板 (両外側切欠) kt=4	2024-T <sub>3</sub>	突 風	12.18	16.87	14.70	12.39	10.15	7.91
			7075-T <sub>6</sub>	突 風	14.0	19.25	16.73	14.07	11.41	8.82

(1) 飛行の (ft/sec) は突風速度

(2) 文献は No. 1 危険標定個所の応力を示し, 1 ft/sec 突風荷重を約 0.3 kg/mm<sup>2</sup> と置き, 試験では 8~11 を負荷。

表 A2 実機試験で用い

文献 (No.)	著 者	供 試 体	材 料	飛 行 荷 重	定 常 飛 行 (G)	飛				
						$\Delta n_{aF}^{(Q)}$				
						1	2	3	4	5
1	竹 内 他	実 機 (主 翼)	2024-T <sub>3</sub>	突 風 操 舵	1	2.106 (52)	1.944 (48)	1.782 (44)	1.620 (40)	1.458 (36)
10	Schijve 他	実 機 (中央翼下面)	7075-T <sub>6</sub>	突 風	1	1.54	1.47	1.38	1.28	1.18
12	Stone	実 機 (主 翼)		突 風 操 舵	1	0.3				
					1.3	0.3				
13	Beek	実 機 (主 翼)		突 風 操 舵	1	1.75	1.59	1.43	1.27	1.11
21	Morgan	実 機 (主 翼)		突 風	1	0.314 (10)				
22, 23	Parish	実 機 (主 翼)	DTD 364	操 舵	1	4.3   2.8	3.4   2.4	2.8   2.0	2.2   1.5	1.6   1.0
						1.47   1.30	1.14   1.06	0.98   0.92	0.81   0.80	0.65   0.50
24	Boney 他	実 機 (主 翼)	24 S-T	突 風 操 舵	1					

(1) Flight の (ft/sec) は突風速度

(2) 文献 No. 1 では GAG を突風に置き換え, 試験では 8~11 を負荷

## られた疲れ荷重の例

行										地	上
(ft/sec)										$\sigma_{mg}$ (kg/mm <sup>2</sup> )	(kg/mm <sup>2</sup> ) $P_{ag} \max$ (min)
6	7	8	9	10	11	12	13	14	15		
9.10 (32)	7.91 (20)	6.79 (32)	5.67 (20)	4.55 (16)	3.43 (12)	2.24 (8)					
0.81											
1.60	1.20										
											(0.5)
8.09	7.30	6.53	5.76	5.00	4.23	3.48	2.70	1.93	1.15		(2.6)
6.6 (22.0)	5.5 (18.3)	4.4 (14.7)	3.3 (11.0)	2.2 (7.3)	1.1 (3.7)					0	1.4 (-1.4)
										-2	-0.6 (-1.4)
											(-3.4)
5.16	4.30	3.44	2.58	1.72	0.86						(-0.1)
5.74	3.57	1.47									(-609)
6.09	3.71	1.05									-7 (0)

(3) 文献 No. 18 は 1ft/sec 突風荷重を 0.3kg/mm<sup>2</sup> と置く。

## られた荷重の例

行										地	上	着陸
(ft/sec)										地上静止 (G)	(G) $\Delta n_{ag} \max$ (min)	(G)
6	7	8	9	10	11	12	13	14	15			
1.296 (32)	1.134 (28)	0.972 (24)	0.809 (20)	0.648 (16)	0.486 (12)	0.324 (8)						
1.07	0.97	0.87	0.77	0.66	0.56	0.46	0.36	0.26	0.15		(-0.28)	
										1	1.3(0.7)	1.2
										1.2	1.5(0.9)	1.5
0.95	0.79	0.64	0.48	0.32	0.16						1.4	
											1	
1.0   0.5 0.47   0.36												
											1	

(3) 文献 No. 10 のランダム荷重試験では着陸時の荷重変動も入れる。

(4) 文献 No. 22, 23, 24 の  $\Delta n$  は定常飛行に対する正負の振幅。

表 A3 高振幅突風荷重の影響

文献 (No.)	著者	供試体 (kt)	材料	荷重順序	GAG (地上走行荷重)	飛行 (kg/mm <sup>2</sup> )		地上 (kg/mm <sup>2</sup> )		$N_F$ (flight) 伝ば(発生)	き裂長 (mm)	図面 記号	備考
						$\sigma_{mf}$	$\sigma_a$ max(min)	$\sigma_{mg}$	$\sigma$ max (min)				
18	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024-T <sub>3</sub>	(1.1.1)	有 (有)	7	6.6 (1.1)	0	1.4(-1.4)	16308	10~80	1	
							4.4 (1.1)	0	1.4(-1.4)	6516			
							7.7 (1.1)	-2	-0.6(-3.4)	15921	10~80	2	
							6.6 (1.1)	-2	-0.6(-3.4)	10876			
							7.7 (3.3)	-2	-0.6(-3.4)	31000	10~80	3	
							6.6 (3.3)	-2	-0.6(-3.4)	20513			
					有 (無)	7	8.8 (1.1)		(-3.4)	23292	10~80	4	
							7.7 (1.1)		(-3.4)	16025			
							6.6 (1.1)		(-3.4)	11781			
							5.5 (1.1)		(-3.4)	7813			
							4.4 (1.1)		(-3.4)	5793			
							7.7 (3.3)		(-3.4)	32000	10~80	5	
							6.6 (3.3)		(-3.4)	20759			
				(1.2)	有 (無)	7	8.8 (1.1)		(-3.4)	26072	10~80	6	
							6.6 (1.1)		(-3.4)	11365			
							4.4 (1.1)		(-3.4)	5420			
		7075-T <sub>4</sub>	(1.1.1)	有 (無)	7	7	7.7 (1.1)	0	1.4(-1.4)	9617	10~80	7	
							6.6 (1.1)	0	1.4(-1.4)	4800			
							5.5 (1.1)	0	1.4(-1.4)	3075			
							4.4 (1.1)	0	1.4(-1.4)	2714			
							8.8 (1.1)	-2	-0.6(-3.4)	13406	10~80	8	
							7.7 (1.1)	-2	-0.6(-3.4)	8719			
							6.6 (1.1)	-2	-0.6(-3.4)	5889			
				有 (無)	7	7	8.8 (1.1)		(-3.4)	13329	10~80	9	
							7.7 (1.1)		(-3.4)	9565			
							6.6 (1.1)		(-3.4)	5062			
		板 (中央円孔切欠) kt=2.8	2024-T <sub>3</sub>	(1.1.1)	有 (無)	7	8.8 (2.2)		(-3.4)	18514(20150)	発生 10~12	12 (13)	円孔: 20mm $\phi$ 発生は 2mm の 伝ばも含める
							6.6 (2.2)		(-3.4)	9911(15850)	伝ば 12~80		
							4.4 (2.2)		(-3.4)	4385(13417)			
19	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024-T <sub>3</sub>	(1.1.1)	有 (無)	5.4	8.6 (1.72)		(-0.1)	90542	20~80	14	
							7.74(1.72)		(-0.1)	67167			
							6.88(1.72)		(-0.1)	50812			
							6.82(1.72)		(-0.1)	36454			
							5.16(1.72)		(-0.1)	24080			

(1) 荷重順序は付録 A2.6 を参照。

(2)  $N_F$  は幾何平均値である。(3) 文献 No. 18 の  $\sigma_a$  は  $\pm(8.8, 7.7, 6.6, 5.5, 4.4, 3.3, 2.2, 1.1)$  kg/mm<sup>2</sup>(4) 文献 No. 19 の  $\sigma_a$  は  $\pm(8.60, 7.74, 6.88, 6.02, 5.16, 4.30, 3.44, 2.58, 1.72)$  kg/mm<sup>2</sup>

(5) 飛行荷重はすべて突風荷重。

(6) き裂長は  $N_F$  中に 10mm から 80mm (すなわち 70mm) まで伝ばすることを意味している。



表 A4 低振幅突風荷重の影響

文献 (No.)	著 者	供 試 体 (kt)	材 料	荷 重 順 序	GAG (地上 走行 荷重)	飛行 (kg/mm <sup>2</sup> )		地上 (kg/mm <sup>2</sup> )		$N_F$ (flight)	き裂長 (mm)	図面 記号
						$\sigma_{mF}$	$\sigma_{a \max}$ (min)	$\sigma_{mG}$	$\sigma_{a \max}$ (min)			
15	Schijve 他	板 (Single lap rivet joint)	2024	(2.2.1)	無 (無)	9	8.08 (1.51)			30.2		1
							8.08 (0.81)			8.01		
			7075	(2.2.1)	無 (無)	6.3	6.3(2.0)			11.06		2
							6.3(1.6)			9.78		
							6.3(1.2)			6.37		
18	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024- $T_3$	(1.1.1)	有 (有)	7	7.7(3.3)	-2	-0.6 (-3.4)	31000	10~80	3
							7.7(1.1)	-2	-0.6 (-3.4)	15921		
							6.6(3.3)	-2	-0.6 (-3.4)	20513	10~80	4
							6.6(1.1)	-2	-0.6 (-3.4)	10876		
				有 (無)	7	7	7.7(3.3)		(-3.4)	32000	10~80	5
							7.7(1.1)		(-3.4)	16025		
							6.6(3.3)		(-3.4)	20759	10~80	6
							6.6(2.2)		(-3.4)	13924		
							6.6(1.1)		(-3.4)	11781		
				(1.2)	有 (無)	7	6.6(3.3)		(-3.4)	20480	10~80	7
							6.6(1.1)		(-3.4)	11365		
			7075- $T_6$	(1.1.1)	有 (有)	7	6.6(3.3)		-0.6 (-3.4)	9863	10~80	8
							6.6(1.1)		-0.6 (-3.4)	5889		
				有 (無)	7	7	7.7(3.3)		(-3.4)	21179	10~80	9
							7.7(1.1)		(-3.4)	9565		
							6.6(3.3)		(-3.4)	9779	10~80	10
							6.6(2.2)		(-3.4)	7006		
				(1.2)	有 (無)	7	6.6(1.1)		(-3.4)	5062		11
							6.6(3.3)		(-3.4)	8901	10~80	
							6.6(1.1)		(-3.4)	5061		
20	Nau- mann	板 (両外側 切欠) kt=4	7075- $T_6$	(1.1.1)	有 (無)	14.0	19.25 (3.71)		(-7.0)	1547		12
							19.25 (1.05)		(-7.0)	1334		
							19.25 (3.71)		(0)	2884		13
							19.25 (1.05)		(0)	2199		

(1) 荷重順序は付録 A2・6 を参照。

(2) 飛行荷重はすべて突風荷重。

(3)  $N_F$  は幾何平均値。(4) 文献 No. 15 の  $N_F$  は Block 数である。1 Block はほぼ  $\Sigma n/N=0.1$  とする。(5) 文献 No. 15, 20 の  $N_F$  はき裂の発生と伝ばを含む。(6) き裂長は  $N_F$  中に 10mm から 80mm (すなわち 70mm) まで伝ばすることを意味している。

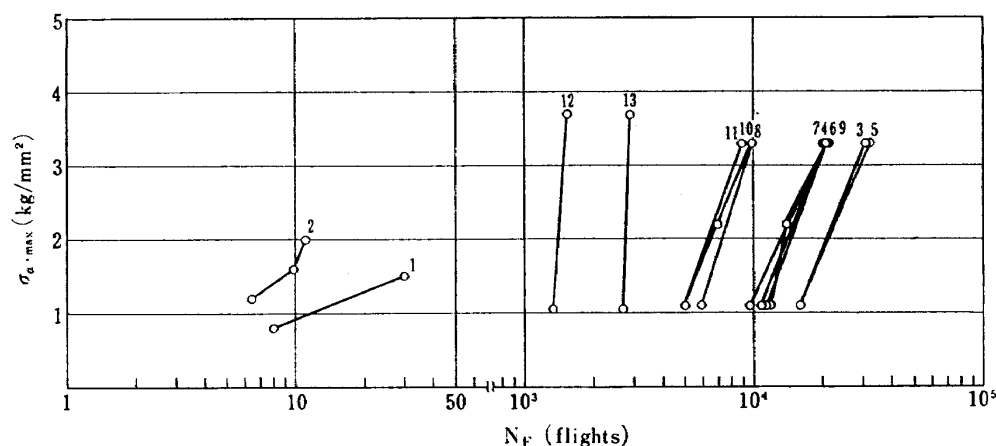


図 A4 低振幅突風荷重の影響

ると考えられる。一方き裂の伝ばに対しては、この高振幅荷重がき裂先端の応力を低下させる効果があり、そのためにき裂の伝ば速度が小さくなるので、疲れ寿命が増加すると推定される。

この種の荷重のき裂の発生および伝ばに対する影響の定量的な問題を論じることにはできないが、高振幅荷重はある程度で打ち切ることにより、疲れ寿命の短い、したがって安全側の結果を得ることができると考えられる。

### A 2.3 低振幅突風荷重の影響

低振幅の荷重をどこまで考慮するかは、実際の試験に当り試験時間を短縮する上で重要なこととなる。この種の荷重が疲れ寿命にどのような影響を持つかについて検討してみる。これに対する研究は Schijve<sup>15),16)</sup> が中央切欠板のき裂伝ばとリベット継手のき裂発生と伝ばの場合について実験を行ない、また Naumann<sup>20)</sup> は両外側切欠板についてき裂の発生と伝ばを含めて試験を行なっている。それらによると (表 A4, 図 A4), いずれの場合にも、より小さな低振幅荷重を考慮する方が疲れ寿命は短くなる。これは当然平均荷重の大きさにも関係するが (たとえば後記する地上走行荷重は平均荷重が低いため疲れ寿命にほとんど影響しない), 過去においては低振幅荷重が疲れ寿命に寄与する程度が小さいとして無視されることもあった。しかし以上の結果から、ある程度までは考慮する必要があることがわかる。

### A 2.4 地—空—地荷重の影響

地—空—地荷重の空荷重は飛行荷重のことを示し、航空機がその飛行中に加わるものであって、機体は外翼に働く揚力により保持されている。地荷重は地上荷重のことを示し、航空機が地上にある時に加わるもので、機体は脚により保持されている。したがって航空

機は1飛行ごとに、この種の荷重が繰返えされることになる。すなわち、飛行中は1G飛行で、それに突風荷重が重なっても、外翼および中央翼の下面には引張荷重が働き、上面には圧縮荷重が働いている。地上では脚ですべての機体重量を保持するから、翼の下面に圧縮荷重の働くところが多い。試験に当り、地上荷重としてどのような値を取るかは A2.5 で述べる。過去においては地—空—地荷重が疲れ寿命におよぼす影響を十分に認識していなかったため、この種の荷重を負荷しない場合もあった。最近では、これに対する実験的検討が各方面でなされた結果<sup>10),16),17),18),20)</sup>, それがき裂の発生および伝ばに対して、疲れ寿命を著しく減じる効果を有することが明らかとなり、試験を行なう場合地—空—地荷重を考慮している。

部材および実機について、地—空—地荷重を入れた試験結果を、地—空—地荷重を入れたために起こる疲れ寿命の減少率と1飛行中に含まれる突風荷重の繰返えし数 (操舵荷重を含むものもある) とでまとめると表 A5, 図 A5 になる。ただしき裂の発生および伝ばに対しては、それぞれを分けたものと双方を含めたも

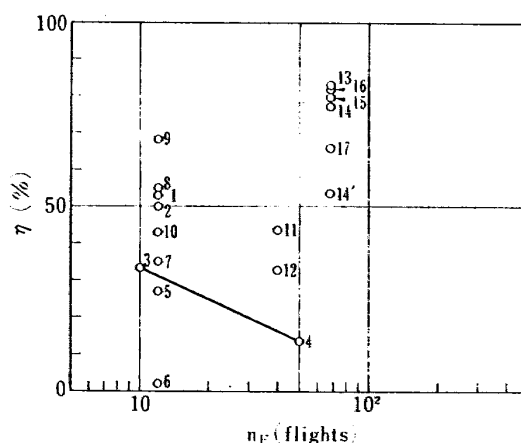


図 A5 地—空—地荷重の影響

表 A5 地一空一地 荷重の影響

文献 (No.)	著者	供試体 (kt)	材 料	荷重順序	$n_F$ (cycles)	地上走行 荷 重	き 発生伝ば	$N_F$ (flights)		$\eta$ (%)	図 面 記 号	備 考	号
								GAG無	GAG有				
10	Schijve 他	実機 (中央翼下面)	7075- $T_6$	(1.1.4)	12	無	発生と伝ば	15221	7175	52.9	1		
				(2.2.3)	12			19102	9570	49.9	2		
16	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024- $T_8$	(2.2.4)	10	無	伝 ば	10657	7005	34.3	3		
					50			2131	1841	13.6	4		
17	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024- $T_8$	(1.1.4)	12	無	伝 ば			27	5	屋 内	
				(2.2.3)						2	6	屋 外	
				(2.2.3)						35	7	屋 内	
			7075- $T_6$	(1.1.1)	40	無	伝 ば	20869	11781	43.5	11		
								7518	5062	32.7	12		
										43	10	屋 内	
18	Schijve 他	板 (中央切欠)	2024- $T_8$ 7075- $T_6$	(1.1.1)	68	無	発生と伝ば	16430	2837	82.7	13		
								5815	1334 2699	77.1 53.6	14 14'	地上荷重 14'... 0 kg/mm <sup>2</sup>	
20	Naumann	板 (両側切欠) kt=4	2024- $T_8$ 7075- $T_6$	(1.1.1)	12	無	発生と伝ば	7358	1522	79.3	15	地上荷重 -7 kg/mm <sup>2</sup>	
				(1.1.3)				8649	1588	81.6	16	地上荷重 -7 kg/mm <sup>2</sup>	
				(1.1.4)				10530	3594	65.9	17	地上荷重 -7 kg/mm <sup>2</sup>	

(1) 荷重順序は付録 A2.6 を参照。

(2)  $N_F$  は幾何平均値である。

(3) 飛行荷重はすべて突風荷重。

(4) 文献 No. 10, 17 の (1.1.4) は GAG を一対にする。

(5) 文献 No. 10, 17 の (2.2.3) は GAG を Block 中の 6 個所にまとめる。

(6) 文献 No. 16 の飛行荷重は一種類。

(7) 文献 No. 20 の (2.1) は GAG を各 Block の終わりにまとめる。

のとがある。この結果から、地一空一地荷重を入れたために、疲れ寿命が著しく減少することがわかる。

ここで地上荷重（圧縮荷重）を考慮したために起こる疲れ寿命の減少の原因をき裂の発生、伝ばそれぞれについて検討してみる。まずき裂の発生に対しては高振幅荷重の場合と同様に、塑性ひずみ量を用いた Palmgren-Miner の仮説が成立すると考えれば、圧縮荷重が入ることにより1飛行ごとの塑性ひずみ量が増加し、それが疲れ寿命を減少させるのではないかと想定される。き裂の伝ばに対しては、この圧縮荷重が入ることにより、大きな引張荷重がき裂先端に圧縮の残留応力を生ずる<sup>18)</sup>のとは逆に引張の残留応力が生じ、そのためにき裂の伝ば速度が増して疲れ寿命を減少させると考えられる。

以上のことから、安全側で信頼性のある疲れ寿命を得るためには、必ず地一空一地荷重を入れなければならないが、まだ2つの問題が残されている。

- (1) 地上荷重としてはどのような値を取るか。
- (2) プログラム荷重試験をする場合、地一空一地荷重をどのように挿入するか。

これらの点については A2・5, A2・6 で論じる。

#### A2・5 地上荷重の影響

地一空一地荷重の疲れ寿命におよぼす影響が著しいことは明らかになったが、試験に際し地上荷重（ここでは地上走行荷重と地上静止荷重を考慮）として、どのような値を考えたらいいかについては、十分に系統的研究が行なわれていなく、任意に定めているのが現状である。本来ならば地上走行荷重のひん度分布が与えられた場合、突風荷重と同じようにプログラム荷重を負荷すれば良い。しかしこれでは試験時間が長くなり、また試験が複雑になるので、できることならば地上荷重の最小値を定め、それを用いて地上荷重とすることにより、地上走行荷重の繰返しを省略し試験を単純化することが望ましい。この置き換えに当たっては、地上走行荷重は突風荷重に比べて平均荷重が低いいため、疲れ寿命に与える影響が少ないということが想定される。しかし安全側で信頼性のある置き換えをする場合、現在の段階では定量的、定性的な検討がきわめて少ない。実機試験の場合について、著者らが調べた極く少ない例を表 A1, 表 A2 に示す。これらの中には地上走行荷重の繰返しを含めているものと一つの荷重に置き換えているものがあるが、それらの値をどのような根拠で決定したかについては明確でない。ただしその中で Schijve<sup>19)</sup> が F. 27 “Friendship” の中央翼下面について、約  $-0.28G$  程度の小さい値を考慮

しているのが興味深い。

次に部材試験のき裂伝ばの場合を紹介する。Schijve<sup>18)</sup>は地上走行時の平均応力（地上静止時の応力）とその繰返し応力振幅を任意に定め、これをもとに地上走行時の最小応力をもって地上荷重とした疲れ寿命と地上走行時の荷重を1飛行当たり 20 サイクル繰返しした疲れ寿命とを比較したが、その結果図 A6 のようにほ

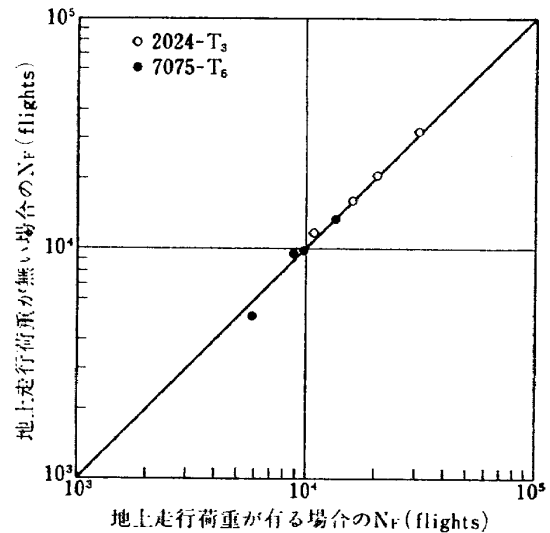


図 A6 地上走行荷重の有無の影響

んど差の無いことがわかった。これは地上荷重の平均応力が小さいことによるためと考えられる。ただしき裂は多くの場合ボルト穴、リベット穴から発生するので、このような荷重（低振幅の飛行荷重も含めて）がどの程度の影響をおよぼすかについては現在のところ明らかでない。一方地上荷重をわずかに変化させた場合も比較しているが、疲れ寿命に顕著な差は表われて

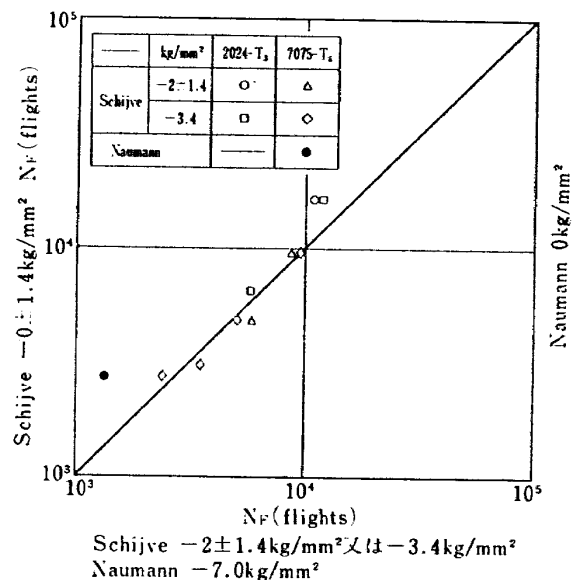


図 A7 地上荷重の大きさの影響

いない (図 A7)。また Naumann<sup>30)</sup> はき裂の発生および伝ばを含めて地上荷重の違いの影響を調べたが (地上走行荷重の繰返しは含まない)、そこには著しい疲れ寿命の相違が現われた (図 A7)。このように相反する試験結果の報告がみられる現在結論を導くことはできない。

### A 2.6 荷重順序の影響

現在までにいろいろと行なわれた部材および実機の疲れ試験の荷重順序を、厳密さには欠けるが大別するとつぎの 2 種類になる。

- (1) Flight—by—Flight
- (2) Block—by—Block

(1) は A2 の始めて述べた飛行中の荷重を 1 飛行ごとに実際の運航中に加わるのと同じような順序で負荷する。(2) は幾つかの飛行を一つのブロックにまとめ飛行中の荷重を適切に組合わせて、そのブロックを繰返し負荷する。ここでは上記 (1)、(2) が疲れ寿命におよぼす影響を定性的に把握し、適切でなおかつ簡単な荷重順序を導くことについて考える。まずここで取り扱う結果の飛行中の荷重順序を分類する。

#### (1) Flight—by—Flight

- (1.1) ランダム：ここで取り扱うランダムとは、突風荷重振幅が平均荷重に対して、1/2 サイクルまたは 1 サイクルごとにランダムに変化するこにをいう。

(1.1.1)：平均荷重に対して正し振幅の荷重が加わった後に、必ず等しい振幅の負の荷重が加わる。

(1.1.2)：(1.1.1) とは逆に、負の振幅の後に正の振幅が加わる。

(1.1.3)：(1.1.1) で負の荷重に対して、必ず等しい振幅という条件を設けない。

(1.1.4)：(1.1.3) で必ず負の荷重が加わるという条件を設けない。

- (1.2) プログラム：1 飛行中に含まれる突風荷重を Low—High—Low に組む。

#### (2) Block—by—Block

- (2.1) ランダム：1 ブロック中で同一の荷重振幅は一つにまとめるが、異種との組合せはランダムにする。

#### (2.2) プログラム

- (2.2.1) Low—High ( $L_0-H_i$ )：1 ブロック中で増加形に組む。

- (2.2.2) High—Low ( $L_0-H_i$ )：1 ブロック中で減少形に組む。

- (2.2.3) Low—High—Low ( $L_0-H_i-L_0$ )：1 ブロック中で増加減少形に組む。

- (2.2.4)：すべての荷重を単一荷重に置き換える。

試験結果にはき裂の発生と伝ばを個々に取り扱ったものと双方を含めたものがある。また比較のために地—空—地荷重の入らない試験も考慮する。

Schijve<sup>18)</sup> は (1.1.1)、(1.1.2)、(1.2) の比較 (地—空—地荷重を含む) を部材試験でき裂の伝ばの場合について調べたが、図 A8 のようにその影響はほとんど見出せず、疲れ寿命はほぼ等しかった。また実機試験<sup>7),8),9),10)</sup> では、(1.1.4) と (2.2.3) の比較をき裂の発生、伝ばを含めて行なった。ただし (1.1.4) については図 A9 のように地—空—地荷重を一对とし、(2.2.3) では図 A10 のように地—空—地荷重は 56 飛行を一つの組にまとめ (空荷重は 1 飛行に 1 回加わる突風荷重と

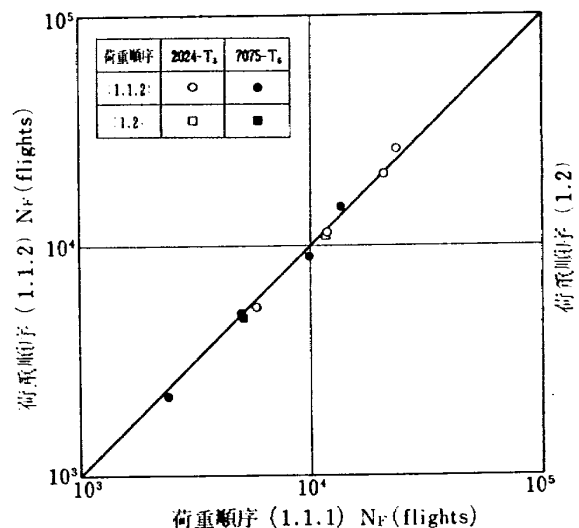


図 A8 Flight—by—Flight における飛行荷重順序の影響

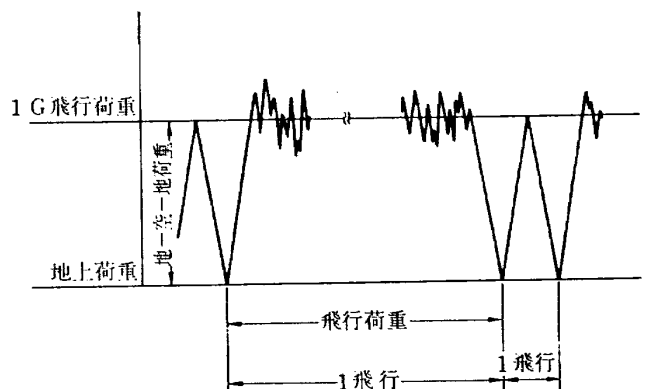


図 A9 Flight—by—Flight (Schijve)

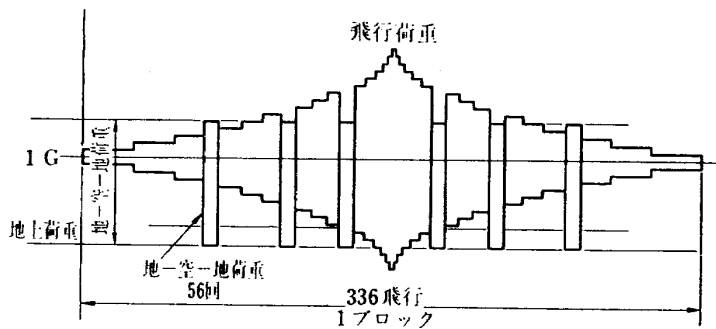


図 A10 Block-by-Block (Schijve)

する), 336 飛行を 1 ブロックとし, それを繰り返し負荷した。(1.1.4), (2.2.3) いずれの場合も, 地-空-地荷重をある程度まとめて負荷しているが, これは突風荷重が各飛行に平均して加わるというよりも, 天候の良悪によってある飛行に集中して加わると考える方がより真実性があるという理由によると考えられる。以上の結果 (2.2.3) の方が疲れ寿命は長く, 地-空-地荷重による疲れ寿命の減少率は (1.1.4) の方が大きい (表 A5)。

一方 Naumann<sup>20)</sup> はランダム性が疲れ寿命におよぼす影響を調べるために, (1.1.1), (1.1.3), (1.1.4), (2.1) の場合について, き裂の発生, 伝ばも含めて比較を行なった。ただし (1.1.4) で平均荷重に対して正(負)の荷重のすぐ後に正(負)の荷重がくる場合には一度平均荷重まで戻す。また (2.1) では 125 飛行をブロックとし, それを繰り返し加えるが, 地-空-地荷重は各ブロックの最後に図 A11 のようにまとめて負荷している。これによると表 A5 のように, 地-空-地荷重の有無に関係なくランダム性の条件を取り除くほど疲れ寿命は増すとともに, 地-空-地荷重による疲れ寿命の減少率も大きくなる。

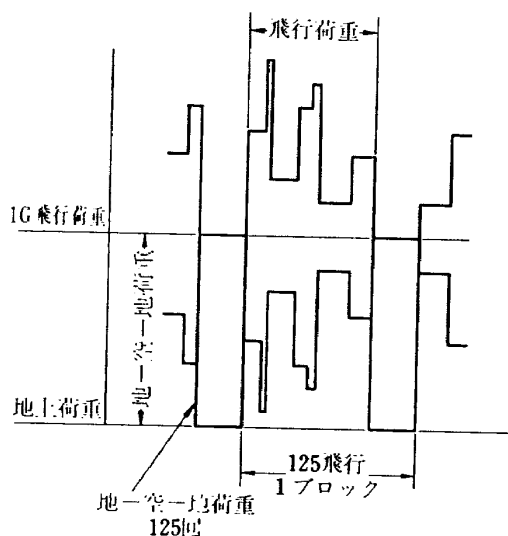


図 A11 Block-by-Block (Naumann)

以上の結果から, まず Schijve の部材試験をもとに, き裂の伝ばに対しては飛行中の突風荷重の順序は疲れ寿命に余り影響が無いと考えられる。またいずれの場合にも Block-by-Block である (2.1) と (2.2.3) の方が疲れ寿命の長いことがわかった。南ら<sup>29), 30)</sup> によれば, 同一荷重を多数回繰り返すと疲れ寿命は長くなり, バラツキも大きく危険側の試験結果を得ると述べているが, これと同じ傾向が見出された。したがって試験を行なう場合には (1.1.1) の形のランダムが最も良いと考えられる。

しかし Block-by-Block の方法は試験を簡単に行なうことができるので, これについて以下に検討する。まず Schijve<sup>15)</sup>, Naumann<sup>21)</sup>, Parish<sup>22), 23)</sup> が地-空-地荷重を含めないで, 飛行荷重の荷重順序が疲れ寿命におよぼす影響について, き裂の発生, 伝ばを含めて調べた結果を述べる (表 A6)。

Schijve はリベット継手の部材を用い (2.2.1), (2.2.2), (2.2.3) の場合について試験したが, 疲れ寿命は  $L_0 - H_i > L_0 - H_i - L_0 > H_i - L_0$  の順序になることを見出した。Naumann は両外側切欠板を用い (2.1), (2.2.1), (2.2.2), (2.2.3) の場合について試験したが, 疲れ寿命は  $H_i - L_0 < L_0 - H_i - L_0 > \text{ランダム} > L_0 - H_i$  の順序になった。一方 Parish は実機を用い (ただし操舵荷重), (2.2.1), (2.2.2), (2.2.3) の場合について比較したが, 疲れ寿命は  $H_i - L_0 > L_0 - H_i - L_0 > L_0 - H_i$  となった。以上の結果から,  $L_0 - H_i - L_0$  の荷重順序はその疲れ寿命が  $H_i - L_0$  と  $L_0 - H_i$  のほぼ中間になる傾向がある。 $H_i - L_0$  と  $L_0 - H_i$  の大小は一定しないが, これは試験における平均荷重, 高振幅荷重, 低振幅荷重の値により影響されるものと考えられる。また  $L_0 - H_i - L_0$  と (2.1) の形のランダムではランダムの方が疲れ寿命は短い。ただしこれらの試験では地-空-地荷重を含めていないので, もしこのような荷重が考慮された場合, 荷重順序にどのような影響を与えるかは明らかでない。しかし地-空-地荷重が著しく疲れ寿命を減少させることを考えれば, 荷重順序による影響は少なくなると予想される。

以上のことから, Block-by-Block を用いて試験を行なう場合には, Flight-by-Flight のランダム荷重 (1.1.1) の疲れ寿命に最も近い疲れ寿命が予想される  $L_0 - H_i - L_0$  のプログラム荷重 (2.2.3) が望ましいが, さらにブロックサイズを小さくする方が良い。

表 A6 Block-by-Block における荷重順序の影響

文献 No.	著 者	供 試 体 (kt)	材 料	飛行荷重	飛 行		き 裂 (発生伝ば)	N <sub>F</sub> の 比						備 考	
					σ <sub>mF</sub> (kg/mm <sup>2</sup> )	σ <sub>a</sub> ・max (min) (kg/mm <sup>2</sup> )		(2.2.2)	(2.2.3)	(2.1)	(2.2.1)	$\frac{(H_t-L_0)}{+(L_0-H_t)}$	Random		
								H <sub>t</sub> -L <sub>0</sub>	$\frac{L_0-H_t}{-L_0}$	Random	$\frac{L_0-H_t}{-L_0}$	$\frac{2(L_0-H_t)}{-L_0}$	$\frac{L_0-H_t}{-L_0}$		
15	Shiive 他	板 (Sigle lap) (rivet joint)	2024	突 風	9	8.08 (1.51)	発生伝ば	0.53	0.75		1	1.02			
									0.79		1				
								0.94			1				
31	Haumann 他	板 (両外側) (切 欠) kt=4	2024-T <sub>3</sub>	突 風	12.18	16.87 (1.47)	発生伝ば	4.90	2.81	2.08	1	1.04	0.74		
									1.70	1.41	1	1.17	0.83		
								2.97	1.91	1.54	1	0.85	0.81		
22,23	Parish	実機(主翼)	D T D 364	操 舵	1G	19.25 (1.05)	発生伝ば	1.20	1.11		1	0.99		実際の飛行数も 含める	

- (1) (2.1), (2.2.1)~(2.2.3) は付録 A2.6 を参照。  
 (2) N<sub>F</sub> の比の (2.1), (2.2.1)~(2.2.3) は (2.2.1) に対する比である。  
 (3) GAG は含まない。  
 (4) 文献 No. 22, 23 では飛行荷重を G で示す。

## 参 考 文 献

- 1) 竹内, 飯田, 北谷, 中井; 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報), 航技研資料 TM-21 (9/1963)
- 2) 竹内, 飯田, 塩原, 中井; 国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 II 報), 航技研資料 TM-45 (12/1964)
- 3) H.J. Grover, S.M. Bishop, & L.R. Jackson; Fatigue Strength of Aircraft Materials, Axial-Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S- $T_3$  and 75S- $T_6$  Aluminum Alloys and SAE 4130 Sheet with Stress-Concentration Factors of 2.0 and 4.0, NACA TN 2389 (6/1951)
- 4) H.J. Grover, S.M. Bishop & L.R. Jackson; Fatigue Strength of Aircraft Materials, Axial-Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S- $T_3$  and 75S- $T_6$  Aluminum Alloys and SAE 4130 Steel with Stress-Concentration Factor of 5.0, NACA TN 2390 (6/1951)
- 5) H.J. Grover, S.M. Bishop & L.R. Jackson; Fatigue Strength of Aircraft Materials, Axial-Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S- $T_3$  and 75S- $T_6$  Aluminum Alloys and SAE 4130 Steel with Stress-Concentration Factor of 1.5, NACA TN 2639 (2/1952)
- 6) P.A. Hunter & W.G. Walker; An Analysis of VG and VGH Operational Data from a Twin-Engine Turboprop Transport Airplane, NASA TN D-1925 (7/1963)
- 7) A. Nederveen, P. de Rijk, D. Brock & J. Schijve; Experimental Details of Testing a Full-Scale Structure with Random and Programmed Fatigue Load Sequences, NLR TM S-608 (1/1964)
- 8) J. Schijve; Fatigue Loads Applied on a Full-Scale Structure in Random and Programmed Sequences, NLR TM S-609 (4/1964)
- 9) J. Schijve & P. de Rijk; Fatigue Lives Obtained in Random and Program Tests on Full-Scale Wing Center Sections, NLR TM S. 611 (12/1963)
- 10) J. Schijve, D. Broek, P. de Rijk, A. Nederveen & P.J. Sevenhuyse; Fatigue Tests with Random and Programmed Load Sequences with and without Ground-to-Air Cycles. A comparative Study on Full-Scale Wing Center Sections, NLR TR S. 613 (12/1965)
- 11) 竹内, 飯田, 小野; 主翼繰返し荷重試験装置, 航技研報告 TR-33 (12/1962)
- 12) M. Stone; Fatigue and Fail-Safe Design of a New Jet Transport Airplane, The 4th ICAF Symposium (6/1965)
- 13) Edw. J. van Beek; Fatigue Testing of the F. 28 "Fellowship", The 5th ICAF Symposium (5/1967)
- 14) 南, 板垣, 小川; 鋼の低サイクルランダム疲労に関する研究 (第 1 報), 日本造船学会論文集 No. 125, pp. 367-376 (1969)
- 15) J. Schijve & F.A. Jacobs; Program-Fatigue Tests on Notched Light Alloy Specimens of 2024 and 7075 Material, NLR TR M-2070 (1960)
- 16) J. Schijve & P. de Rijk; The Effect of "Ground-to-Air Cycles" on the Fatigue Crack Propagation in 2024- $T_3$  Alclad Sheet Material, NLR TR M. 2148 (7/1966)
- 17) J. Schijve & P. de Rijk; The Crack Propagation in Two Aluminium Alloys in an Indoor and Outdoor Environment under Random and Programmed Load Sequences, NLR TR M. 2156 (11/1965)
- 18) J. Schijve, F.A. Jacobs & P.J. Tromp; Crack Propagation in Aluminum Alloy Sheet Materials under Flight Simulation Loading, NLR TR 68117U (12/1968)
- 19) J. Schijve, F.A. Jacobs & P.J. Tromp; Crack Propagation in 2024  $T_3$  Alclad under Flight-Simulation Loading. Effect of Truncation High Gust Loads, NLR TR 69050U (6/1969)
- 20) E.C. Naumann; Evaluation of the Influence of Load Randomization and of Ground-Air-Ground Cycles of Fatigue Life, NASA TN D-1584 (10/1964)
- 21) W.H. Morgan; The Fatigue Strength Characteristics of a Distributed Flange Wing Structure (Britannia Type 100), RAE TR No. 66315 (10/1966)
- 22) H.E. Parish; Fatigue Test Results & Analysis of 11 Piston Provost Wings to Determine the Effect of Order of Programmed Load, S & T Memo (5/1967)
- 23) H.E. Parish; Fatigue Test Results & Analysis & Analysis of Four Piston Provost Wings Tested in an Ascending-Descending Order of Loading, S & T Memo (1/1968)
- 24) M.B. Benoy, F.E. Verinder & T.S. Maddock; Fatigue Tests on the Cessna 180 Wing and Strut, ARL/SM R 318 (10/1967)
- 25) J. Schijve; Cumulative Damage Problems in Aircraft Structures and Materials, The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol. 74, pp. 517-532 (6/1970)
- 26) 大路; 低繰返し数疲れにおける累積損傷の仮説の検討, 日本機械学会誌 Vol. 70, No. 576, pp. 36-47 (1/1967)
- 27) 菊川, 大路, 鎌田, 城野変動ひずみ条件下の低繰返し数疲れ, 日本機械学会誌 Vol. 70, No.



- 585 pp. 97-111 (10/1967)
- 28) 野原, 森谷; 2024- $T_3$  アルミニウム合金板のき裂伝ばの過大荷重負荷による影響について, 第14回材料研究連合講演会前刷集, pp. 53-54 (9/1970)
- 29) 南, 板垣, 小川; 鋼の低サイクルランダム疲労に関する研究 (第2報), 日本造船学会論文集 No. 126, pp. 89-98 (1969)
- 30) 南, 板垣, 小川; 鋼の低サイクルランダム疲労に関する研究 (第3報), 日本造船学会論文集 No. 128, pp. 65-70 (1970)
- 31) E.C. Naumann, H.F. Hardrath & D.E. Guthrie; Axial-Load Fatigue Tests of 2024- $T_3$  and 7075- $T_6$  Aluminum-Alloy Sheet Specimens under Constant- and Variable-Amplitude Loads, NASA TN D-212 (1959)

TR-230	アナログトルク平衡方式による浮動振子型 加速度計の研究 Study on the Analog Torque Rebalance Floated Pendulum Type Accelerometers for Guidance and Control Applications	1971年1月	大月正男, 鈴木孝雄 円居繁治
TR-231	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 (第1報対流冷却翼の実験結果について) Two-Dimensional Cascade Test of an Air- Cooled Turbine Nozzle (Part I On the Experimental Results of a Convection-Cooled Blade	1971年1月	吉田豊明, 高原北雄 能瀬弘幸, 井上重雄 三村富嗣雄, 臼井 弘
TR-232	高温タービンノズル翼二次元翼列試験 (第2報対流冷却翼の数値計算およびア ナログ法による翼表面温度分布について) Two-Dimensional Cascade Test of an Air- Cooled Turbine Nozzle (Part II On the Temperature Distribu- tions of a Convection-Cooled Blade by Numerical Calculation and Analog Simulation Test	1971年1月	吉田豊明, 高原北雄 能瀬弘幸, 井上重雄 三村富嗣雄, 臼井 弘
TR-233	PSD 法の大気乱れに対する航空機強度設 計への応用とその問題点 Studies on PSD Method to Aircraft Struc- tural Design for Atmospheric Turbulence	1971年1月	竹内和之, 山根皓三郎
TR-234	Green 関数をラプラス方程式に適用した解 法による冷却タービン翼の温度分布の計 算 A Calculation of Temperature Distribution with Applying Green Function to Two- Dimensional Laplace's equation	1971年1月	西村英明
TR-235	自動着陸予備実験 (1) 電波高度計の性能試験 Preliminary Experiments for Automatic Landing (1) On the Performance Tests of Radio Altimeters	1971年4月	樋口一雄, 堀川勇壮 森 幹彦, 小川 鉦一 真柳光美, 渡辺 顕 名越孝行
TR-236	Small-Strain Deformation Superposed on finite Deformations of Highly Elastic Incompressible Materials, Part 1—Con- stitutive Equation	1971年7月	Tatsuzo KOGA
TR-237	自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定 特性の飛しょう実験 Free Flight tests on Longitudinal Dynamics Characteristics of FFM-10 Model	1971年4月	河崎俊夫, 塙 武敏 斎藤秀夫, 高島一明 河本 巖
TR-238	リフトジェットエンジン TR 100 H の動特 性について Dynamic Characteristic of Lift Jet Engine JR 100 H	1971年5月	西尾健二, 遠藤征紀 杉山七契, 越沼 威 大畑敏美
TR-239	昇華アブレーションの直接解法 A Direct Calculation of Sublimating Abl- ation	1971年6月	久保田弘敏
TR-240	TA Method for the Calculation of Lifting Potential Flow Problems—Part 1— Theoretical Basis	1971年7月	Masao Ebihara

## 航空宇宙技術研究所報告241号

昭和46年7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)44-9171(代表)☎182  
印刷所 有限会社啓文堂 松本印刷  
東京都文京区水道2-7-5