

UDC 620.178.3

629.13.012

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-40

国産中型輸送機YS-11胴体疲労試験（I）

—繰返し荷重の算定と試験の実施—

竹内和之・川島矩郎・塩原竹治

1964 年 9 月

航空宇宙技術研究所

# 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験\* (第 I 報)

## —繰返し荷重の算定と試験の実施—

竹内 和之\*\*・川島 矩郎\*\*・塩原 竹治\*\*\*

### 1. はじめに

国産ターボプロップ中型輸送機 YS-11 与圧胴体の実物繰返し荷重試験は、主翼の疲労試験<sup>9)</sup>に続いて昭和37年9月より開始した。

このような、新規に設計された機種について、実物機体に対する疲労試験を行なう必要性は、1954年のコメット機の事故以来強く認識されてきていることであって、わが国の耐空性基準はもちろん諸外国の民間機耐空性基準においてその必要性が述べられているものである。

この試験は昭和39年7月末現在で、予定繰返し数の3/4まで進行しているが、試験完了のときには、この機体の保証寿命である3万飛行時間は、7.5倍の寿命安全率をとった実機試験に耐え、その安全性を確認しうるることとなる。この報告では主として、実機供試体としての与圧胴体に加える試験荷重を決定した経緯と荷重を負荷する方法等を述べる。

### 2. 試験目的

YS-11 胴体における実機繰返し荷重試験の目的は大別して二つに分けられる。

(a) 最初に、この機体の保証寿命である3万飛行時間の運航中に機体を受けると想定され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を証明し、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。

---

\* 昭和39年8月24日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* 日本航空機製造㈱

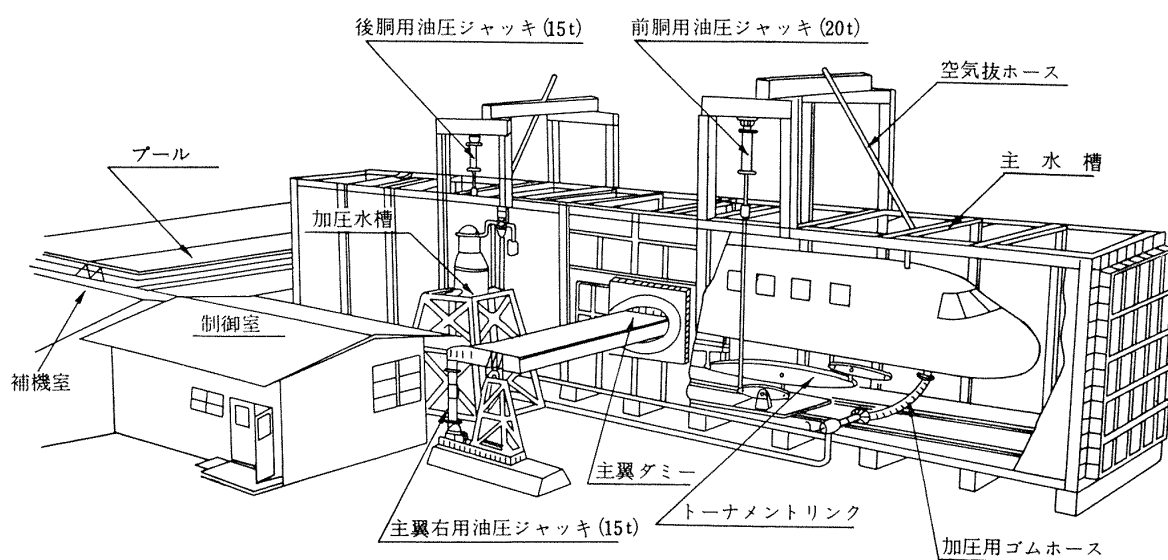
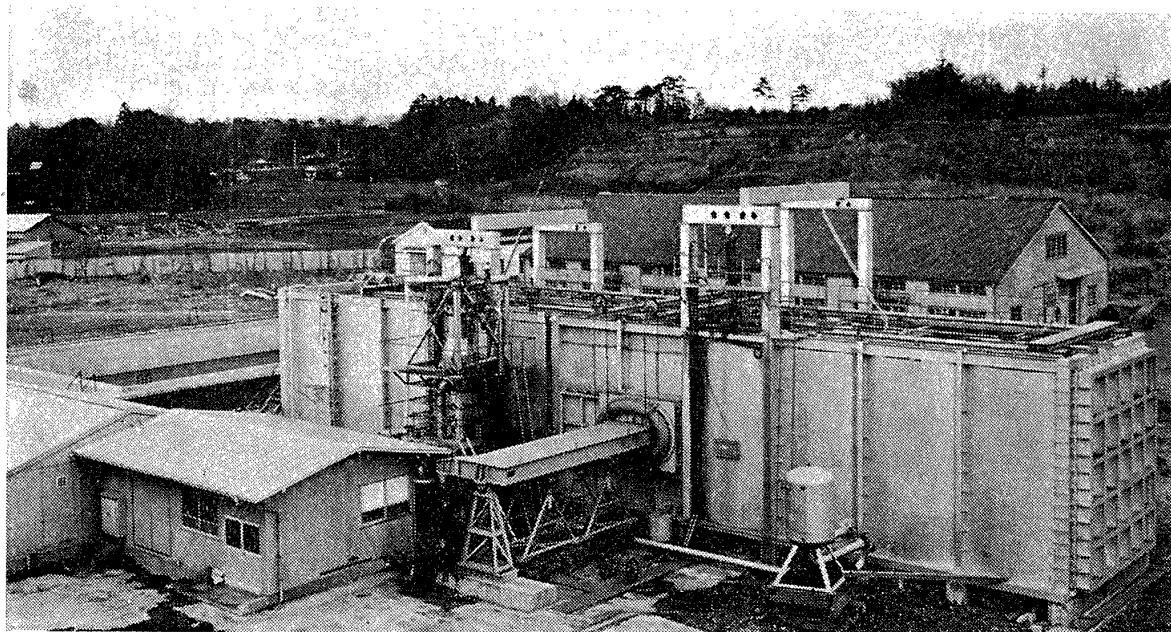


図 1 YS-11胴体疲労試験全景

(b) 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(a)の目的に対して設計変更を要求するようなものである場合には、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

与圧胴体構造の疲れに対して最も影響する荷重は内圧の繰返しである。内圧は運航中1飛行に1回確実に繰返す荷重であるので、これを基本とし、この内圧の変動中に他の荷重、すなわち、

突風荷重、地上静止荷重等の外荷重を与えることとした。繰返し回数は、保証寿命 3 万飛行時間に対して資料個数が 1 コであるから安全係数 7.5<sup>7)</sup>をとって 225,000 飛行時間に相当する回数を行なうことによって構造の Safe-life を証明することができる。

以下、各荷重の算定を順をおって記述する。

## (1) 試験荷重に対する機体の条件

### (a) 重量

Case 1 連続して繰返し荷重をかける日常の運用重量は、燃料を設計最大重量時の標準搭載量 3,310 kg より 1 区間飛行分の消費燃料 (1,020 kg) 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 21,000 kg とする。

Case 2 Fail-safe荷重を受ける場合は、機体の荷重条件がもっともつらくなる Case を選ぶ、すなわち pay load の分布による機体の重心位置が、機体重心制限範囲の最前方 (14.5 % MAC) で重量は 18,500 kg。

Case 3 地上静止場合の重量は、pay load が零、乗組員退去の場合を選ぶ (17,000 kg)。

以上の 3 場合の胴体重量分布を図 2 に示す。

### (b) 巡航高度

設計巡航高度は 20,000 ft であるが、国内線に使用される場合は 10,000 ft ぐらいで飛ぶ場合も考えられるので、その中間をとって 15,000 ft とする。

### (c) 飛行速度

上昇、降下時 160 kt (EAS)、巡航時 (高度 15,000 ft) 201 kt (EAS) とする。

### (d) 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、YS-11 が (c) 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。

## (2) 与圧荷重

与圧胴体は、与圧装置によって外気に対して最大  $0.292 \text{ kg/cm}^2$  (4.16 psi) の差圧を受ける。相当飛行高度で示せば図 3 のとおりである。このほかに、胴体には場所によっては Aerodynamic Suction をうける。その代表的なものは図 4 に示すように風防上面「圧力係数  $c_p=0.44$  (最大値)」および主翼位置胴体側面「 $c_p=0.51$  (側面  $45^\circ$  間の平均値)」で、後者をとって内圧を補正する。すなわち、内圧の補正項  $\Delta p$  は

$$\Delta p = c_p \cdot q = 0.51 q = 0.034 \text{ kg/cm}^2 \text{ (0.48 psi)}$$

(動圧  $q$  は飛行速度  $V=201 \text{ kt EAS}$  の場合をとる)

したがって、試験荷重としての内圧は  $0.292 + 0.034 = 0.326 \text{ kg/cm}^2$  (4.64 psi) となる。

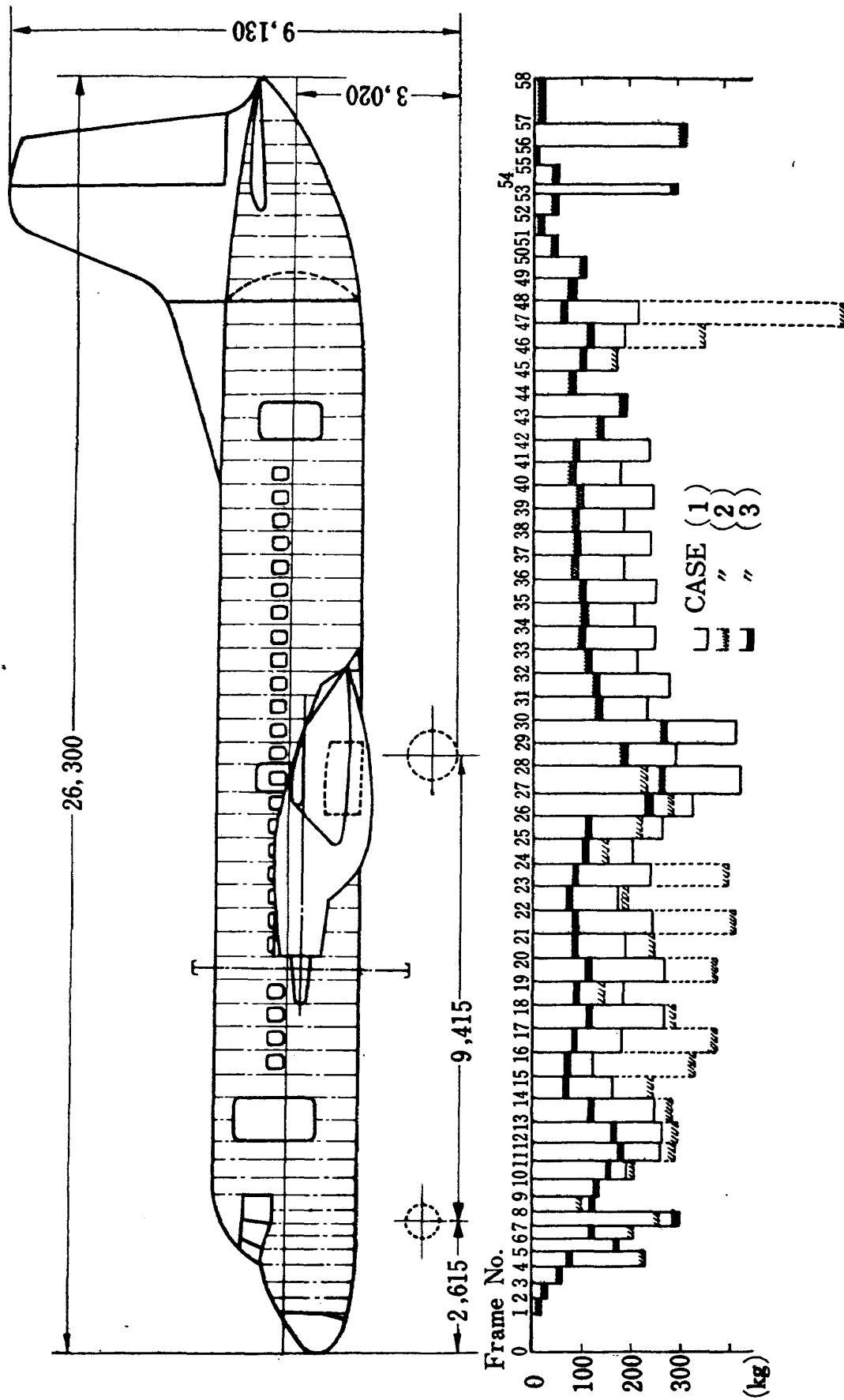


图 2 胴体重量分布

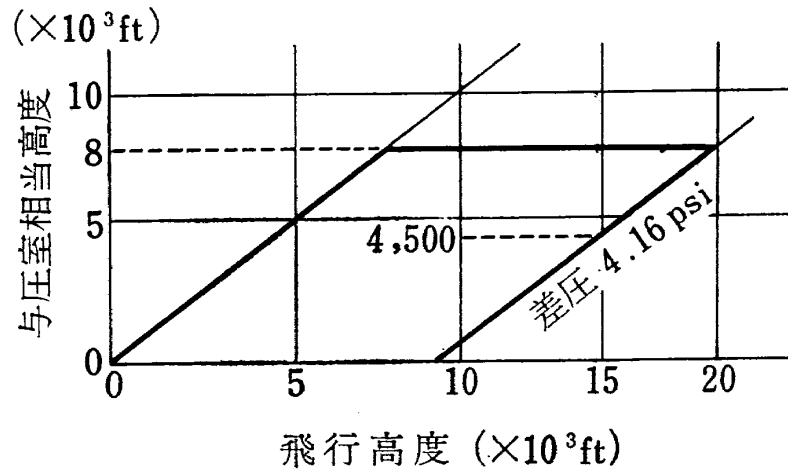


図 3 与圧室の相当飛行高度

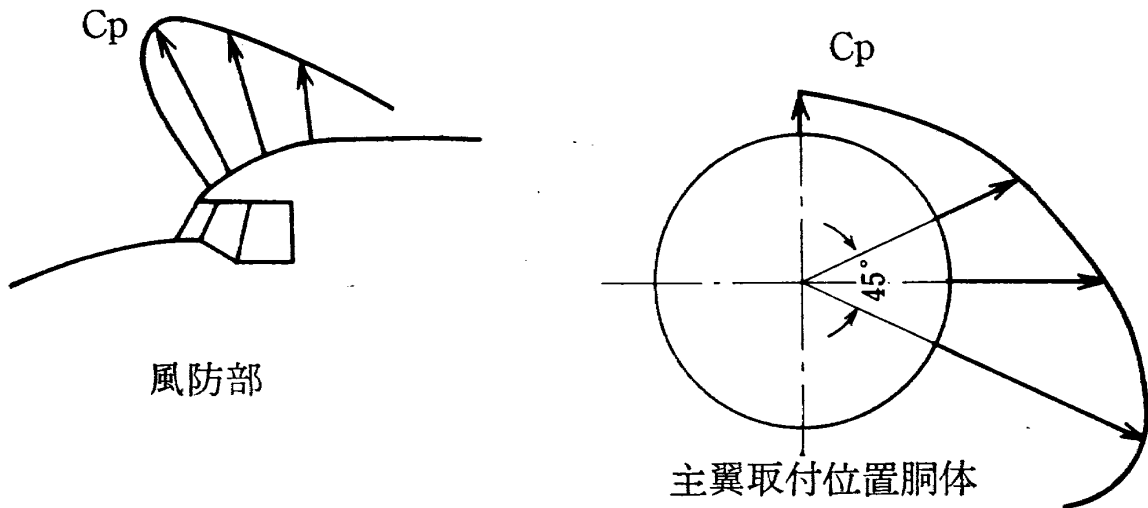


図 4 胴体の Aerodynamic Suction

### (3) 外荷重

#### (a) 突風頻度

国内突風の実測資料による突風累積頻度<sup>6)</sup>は図 5 のとおりである。この資料は、高度  $h=0\sim 8,000$  ft の上昇降下時と、 $h=8,000$  ft における巡航時のものであるが、YS-11 の巡航高度は 15,000 ft 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 ( $h=0\sim 8,000$ ft)	上昇降下時頻度を使用
上昇降下時 ( $h=8,000$ ft $\sim$ 15,000 ft)	巡航時頻度を使用
巡航時 ( $h=15,000$ ft)	巡航時頻度を使用

これらの突風による効果は、飛行速度および高度により異なる。上昇降下時と巡航時における

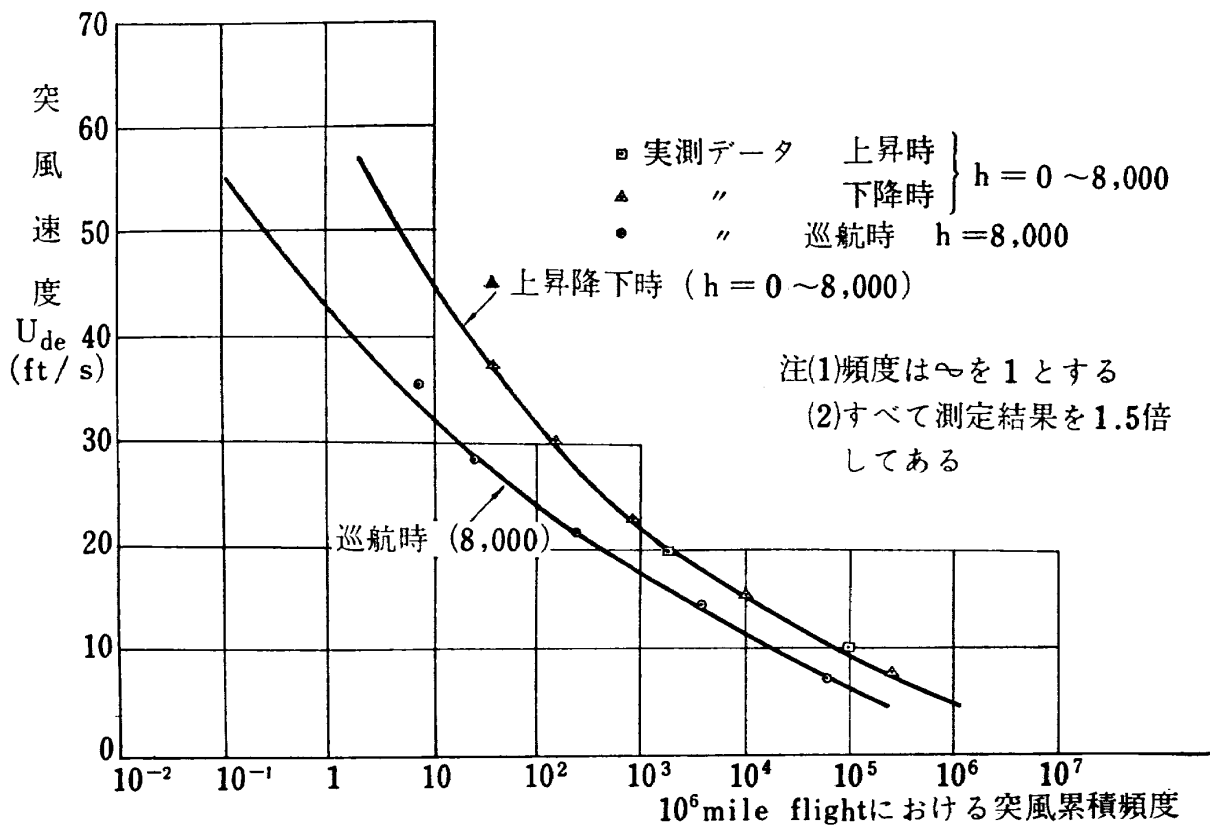


図 5 突風累積頻度

10 ft/s の突風効果を求めると表 1 のとおりである。これに基づいて、各高度における突風を巡航時突風に換算すると、表 2 となる。

表 1 上昇・降下・巡航時の突風効果

		上 昇	降 下	巡 航
$h$ (飛行高度)	ft	4,000	11,500	15,000
$V$ (飛行速度)	kt・EAS	160	160	201
$U_{de}$ (突風速度)	ft/s・EAS	10	10	10
$W$ (重 量)	kg	21,000	21,000	21,000
$W/S$ (翼面荷重)	kg/m <sup>2</sup>	222	222	222
$\rho$ (空気密度)	kg・s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	0.11115	0.08803	0.07879
Mach No.		0.260	0.300	0.403
$\alpha$ (揚力傾斜)	1/rad	5.80	5.90	6.12
$\mu_q$		21.9	27.2	29.3
$K_q$		0.708	0.736	0.745
$\Delta n$ (荷重倍数)		0.290	0.307	0.405

ただし

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \cdot \bar{c} \cdot a \cdot g}$$

$\bar{c}$ : 平均翼弦

$$K_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g}$$

$$\Delta n = \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a}{31.1(W/S)}$$

表 2 巡航時突風換算表

(ft/s)

巡航時 ( $h=15,000$ ft)	6	10	14	18	22	26	30	34	38	42	46	50	54
上昇降下時( $h=0 \sim 8,000$ ft)	8.4	14.0	19.6	25.1	30.7	36.3	41.9	47.5	53.1	58.6	64.3	69.8	75.4
上昇降下時( $h=8,000 \sim 15,000$ ft)	7.9	13.2	18.5	23.7	29.0	34.3	39.6	44.9	50.1	55.4	60.7	66.0	71.2

図 5 の突風累積頻度と、表 2 によって、巡航時突風に換算した合計頻度は、100 飛行時間あたり図 6 のようになる。

#### (b) 操舵頻度

操舵累積頻度は、NACA の資料<sup>2)4)5)</sup>を参考とし、そのうちで最も多い頻度を使用した。試験荷重としては、巡航時突風に換算したものをとるので、操舵荷重倍数の区分は、表 3 の突風荷重倍数の区分に合わせている。

#### (4) 計算に用いた S-N 曲線

累積損傷の計算に使用する S-N 曲線は、NACA の実験結果<sup>1)</sup>から内挿して求めた。胴体の場合は、標定個所の平均応力  $\sigma_m = 6.7 \text{ kg/mm}^2$  (9.6 ksi), 応力集中係数  $K_T = 4.0$  と考えている (図 7 参照)。

#### (5) 代表突風の決定

以上に述べた突風頻度、操舵頻度によって胴体に生ずる損傷と同じ損傷を与えるような荷重を外荷重として胴体に負荷しなければならない。しかもこの外荷重は、内圧が負荷されている間に (この場合 1 回の内圧負荷は 1 飛行時間に相当する。) 負荷されなければならない。

このような外荷重を決定するために、操舵荷重も相当する突風荷重に置き換えて突風荷重と合わせて計算し、1 飛行に 1 回かけるべき外荷重を計算し、これを代表突風と名づける。

##### (a) 標定個所における胴体の応力

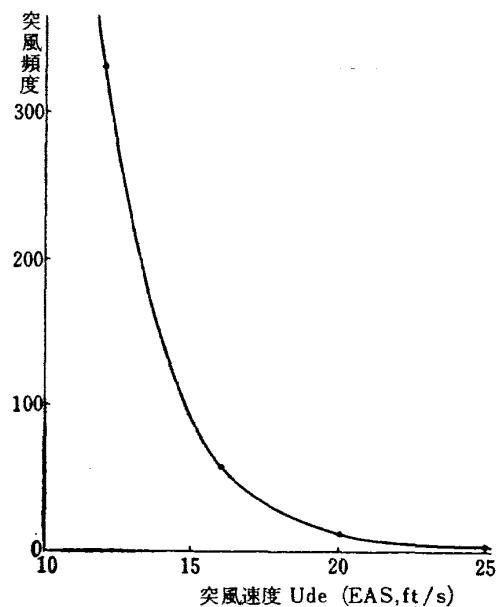


図 6 100飛行時間当りの換算突風頻度



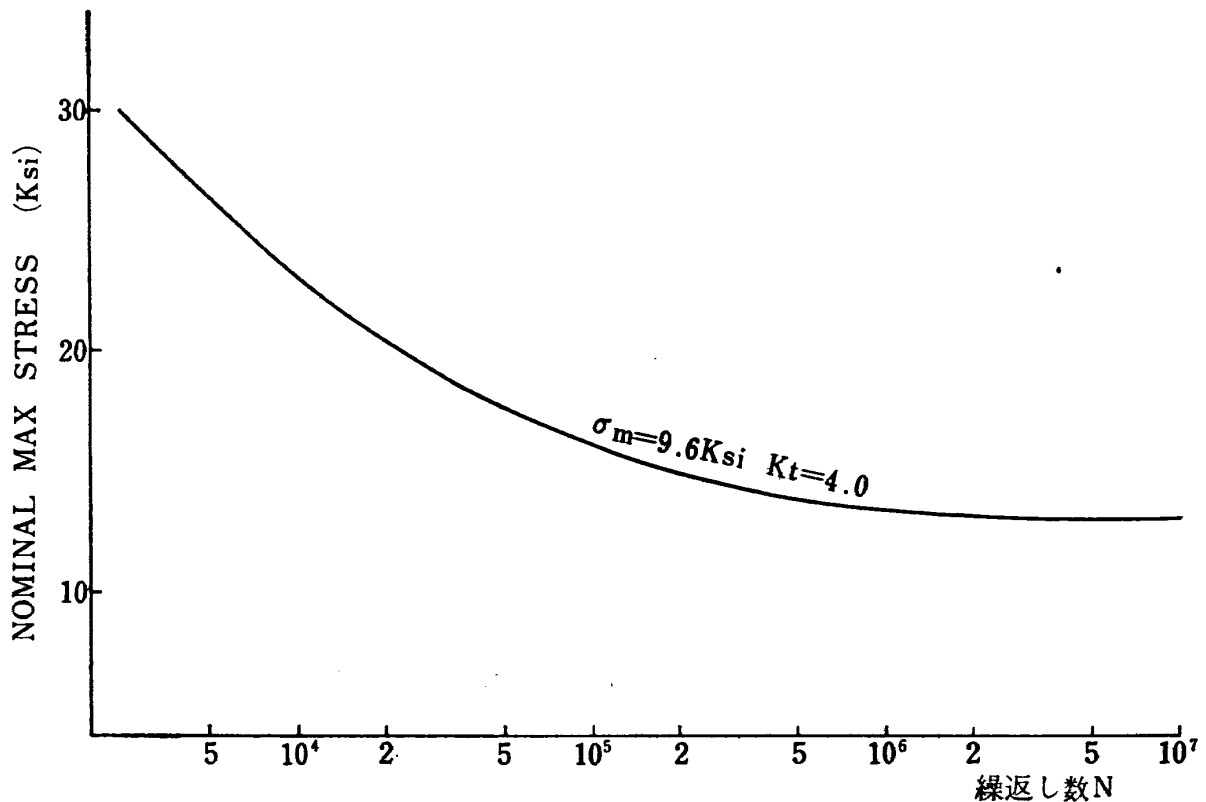


図 7 7075-T6アルミ合金板の軸荷重疲労試験結果 (NACA TN2639より内挿)

代表突風を定めるために、胴体構造の疲労に対してもっとも危険と考えられる部材に、標定個所を定めて累積損傷の計算をしなければならない。ここでは前胴部主翼前桁位置を標定個所として初期設計における各荷重場合の応力を求めると

与圧により生ずる軸方向応力は、 $p=0.326 \text{ kg/cm}^2 (4.16 \text{ psi})$  に対して  $\sigma_p=2.1 \text{ kg/mm}^2 (3.0 \text{ ksi})$

水平定常飛行時における軸方向応力は、 $M=23,267 \text{ kg-m}$  に対して  $\sigma_{1g}=4.6 \text{ kg/mm}^2 (6.6 \text{ ksi})$

20 ft/s 突風時の軸方向応力は、 $M=36,703 \text{ kg-m}$  に対して  $\sigma_{20\text{ft/s}}=7.4 \text{ kg/mm}^2 (10.5 \text{ ksi})$

操舵時 ( $\Delta n=1.0 g$ ) の軸方向応力は、 $M=39,845 \text{ kg-m}$  に対して  $\sigma_{2g}=7.9 \text{ kg/mm}^2 (11.3 \text{ ksi})$

(ただし  $p$ : 内圧  $M$ : 曲げモーメント)

となる。突風、操舵荷重の上記以外のものは直線的な比例関係にあるとする。

#### (b) 突風、操舵における胴体累積損傷

標定個所における上記応力から、変動応力の平均値  $\sigma_m$ 、最大値  $\sigma_{\max}$  を求めて、これを S-N 線図に照合し、各突風レベル、操舵レベルにおける疲労損傷度を計算したものを表 3、表 4 に示す。

#### (c) 代表突風の決定

100 飛行時間における胴体累積損傷度は、表 3、4 のように与えられるから、この損傷度に等しい損傷度を生ずる代表突風を決定する。各種突風を代表突風とした場合の必要サイクル数は図 8 のようになる。一方、表 3 より 20 ft/s 前後の突風の累積頻度がもっとも大きい、100 飛行時間に 100 回の繰返し回数である 18 ft/s をもって代表突風とすることにする。

表 3 突風による胴体累積損傷

相当突風速度 $U_{de}$ (EAS ft/s)	最大応力 $\sigma_{max}$ (Ksi)	平均応力 $\sigma_{mean}$ (Ksi)	荷重サイクル $n$	材料寿命 $N$	$n/N$
8	11.2	9.6	$2.41 \times 10^3$		
12	11.9	"	$3.39 \times 10^2$		
16	12.7	"	$5.97 \times 10$	$1.0 \times 10^8$	$0.060 \times 10^{-5}$
20	13.5	"	$1.16 \times 10$	$8.0 \times 10^5$	1.450 "
24	14.2	"	2.70	$3.4 \times 10^5$	.794 "
28	15.0	"	$6.74 \times 10^{-1}$	$1.7 \times 10^5$	.396 "
32	15.8	"	$2.45 \times 10^{-1}$	$1.05 \times 10^5$	.233 "
36	16.5	"	$8.63 \times 10^{-2}$	$7.5 \times 10^4$	.115 "
40	17.3	"	$3.65 \times 10^{-2}$	$5.4 \times 10^4$	.068 "
44	18.1	"	$9.70 \times 10^{-3}$	$4.0 \times 10^4$	.024 "
48	18.8	"	$4.77 \times 10^{-3}$	$3.2 \times 10^4$	.015 "
52	19.6	"	$2.16 \times 10^{-3}$	$2.5 \times 10^4$	.009 "

$$\sum \left( \frac{n}{N} \right) = 3.17 \times 10^{-5}$$

- 注： 1.  $\sigma_{max}, \sigma_{mean}$  は内圧による軸方向応力  $\sigma_p = 3.0$  psi を加えた値  
2.  $n$  は上下突風の平均値 (100 Hr flight)

表 4 操舵による胴体累積損傷 (100 Hr flight)

荷重倍数 $\Delta n$	最大応力 $\sigma_{max}$ (ksi)	平均応力 $\sigma_{mean}$ (ksi)	荷重サイクル $n$	材料寿命 $N$	$n/N$
.486	11.9	9.6	$1.06 \times 10$		
.648	12.7	"	3.16	$1.0 \times 10^8$	$.003 \times 10^{-5}$
.809	13.5	"	1.05	$8.0 \times 10^5$	.131 "
.972	14.2	"	$4.00 \times 10^{-1}$	$3.4 \times 10^5$	.181 "
1.134	15.0	"	$8.67 \times 10^{-2}$	$1.7 \times 10^5$	.051 "
1.296	15.8	"	$3.57 \times 10^{-2}$	$1.05 \times 10^5$	.034 "
1.458	16.5	"	$2.14 \times 10^{-2}$	$7.5 \times 10^4$	.029 "

$$\sum \left( \frac{n}{N} \right) = .366 \times 10^{-5}$$

#### (6) 疲労試験荷重パターン

以上のようにして決定した胴体与圧荷重および外荷重による代表突風荷重と、地上静止荷重とに

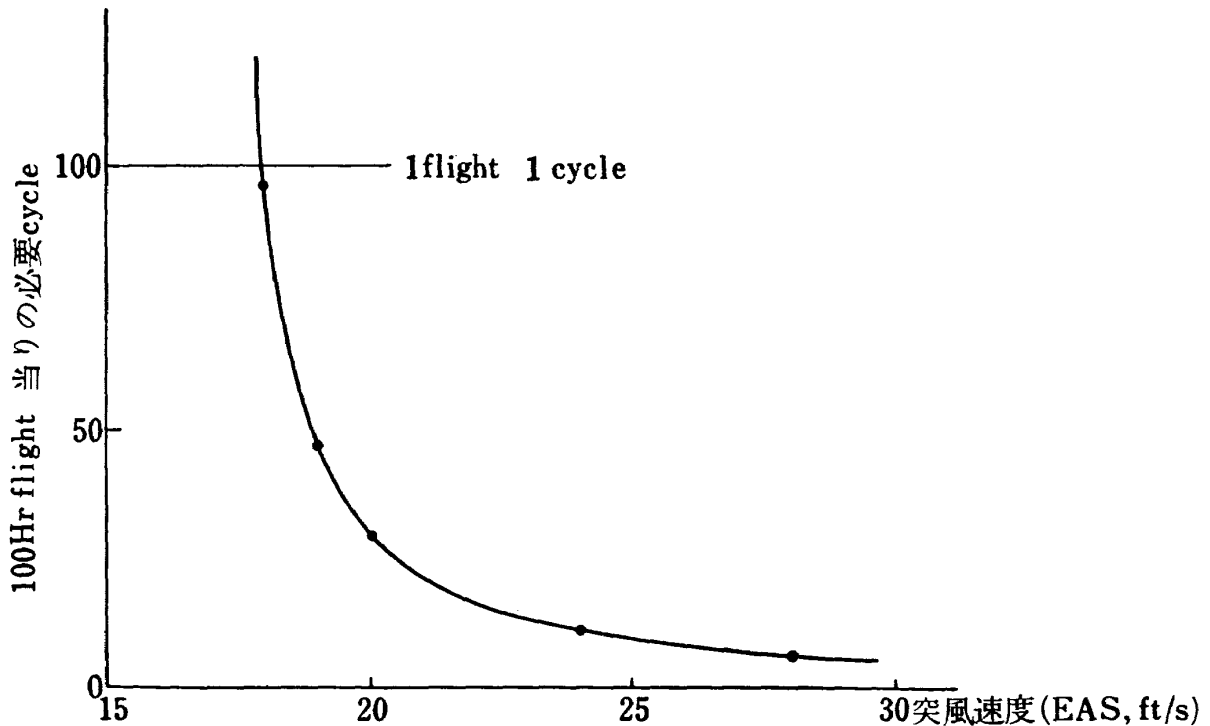


図 8 胴体代表突風（突風＋操舵）

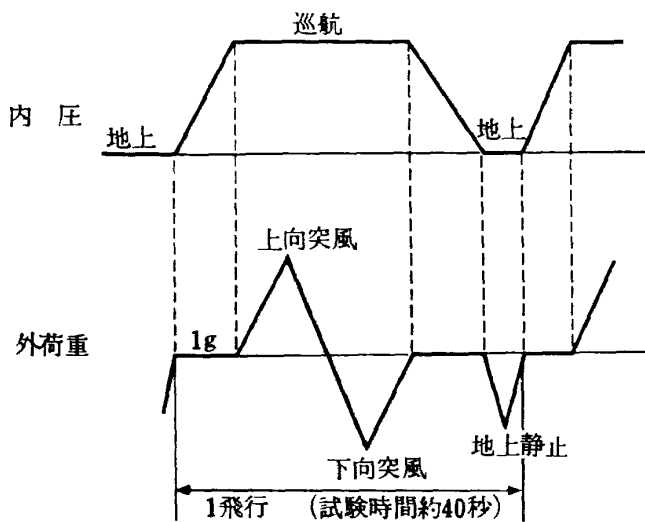


図 9 内圧および外荷重パターン

よって決定された疲労試験荷重のパターンは図 9 のとおりとなる。実際にかけた荷重をペンオシロで記録したものを図 10 に示す。

#### (7) Fail-safe 荷重の決定

疲労試験の途上に発見したき裂あるいは発見できないで存在しているき裂が生じた場合にも、なお十分な残留強度を機体もっていることを確認するため、すなわち、機体の Fail-safe 性を確認するために負荷する Fail-safe 荷重は、耐空性基準に基づき 33 ft/s 突風に相当するものとする。標定個所の曲げモーメントは、重心が重心制限の最前方 (14.5%  $\bar{c}$ ) で 72,924 kg-m 最後方 (34%  $\bar{c}$ ) で 69,308 kg-m であるので前

者をとって、これを Fail-safe 荷重の際の機体条件とした。

実際の試験では、4,000 飛行時間相当の疲労試験荷重をかけた後に 1 回の Fail-safe 荷重をかけ、同時に水洩れ試験および機体各部の被害状況を詳細に調べるための点検を行なった。

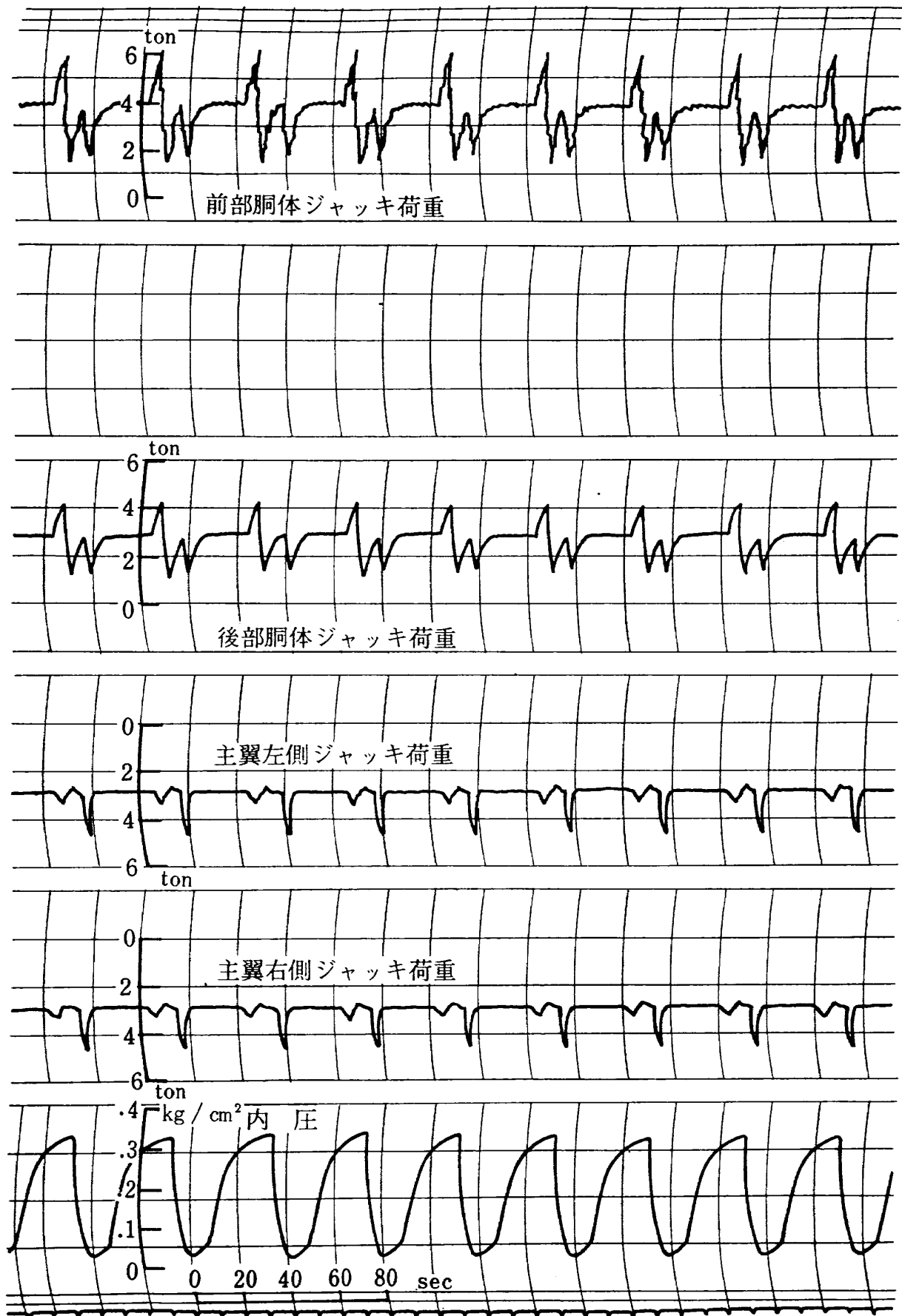


図 10 試験荷重記録

## 4. 試 験 要 領

### (1) 試験装置

試験は胴体内圧繰返し荷重試験装置によって行なう。この装置は、供試体を水没させる水槽、供試体に与圧するための水圧装置、胴体および主翼部に外荷重をかけるための4本の油圧ジャッキと油圧装置、内圧および外荷重をプログラム制御する制御装置より構成されていて<sup>8)</sup>、図9に示すような荷重パターンに従って繰返し荷重を負荷しうると同時に、また、あらかじめ設定した荷重を静的にかけて fail-safe 荷重を負荷することもできる。YS-11 の供試体（0-2 号機）に対して、図9のような疲労試験荷重を加えるに要する時間は、1 サイクルあたり約 40 秒、内圧および外荷重負荷の精度は、それぞれの最大設定値に対して  $\pm 3\%$  である。

### (2) 供試体および負荷装置

胴体の疲労試験用供試体は、疲労試験用に製作した 0-2 号機の胴体で、これは完成機体から強度部材ではない部分を取りはずした形のもので、それに、試験荷重を加えるために必要な小部分の改造を行ない、また、長時間にわたる水中の試験による腐蝕を防ぐために防水塗装を施している。主翼に相当する位置には、主翼からくる外荷重を適切に再現するように鋼製のダミーを取り付けている。胴体の慣性力による力を分布して負荷できるように、96 か所の負荷位置を主として床面に選り、試験装置の油圧ジャッキから加えられる荷重を、トーナメント機構によって分割して加えられる構造としている。

図 11 に供試体概略図、図 12 および図 13 で供試体水中目重分布、トーナメント機構水中目重分布、トーナメント機構による負荷荷重配分比率を示している。

### (3) 供試体の設置状況

供試胴体は水槽に入れて両主翼ダミー位置および尾翼取付部の3点で支持し、水で繰返し内圧をかけるが、その設置についてはつぎのような考慮がはらわれた。

(a) 水槽側面を貫通する主翼ダミーは、その貫通部分が水槽内の水圧を受けても水洩れを生ずることがなく、また、貫通部において試験荷重以外の荷重が伝わらないようにするために、図14に示すような布で水密にしている。

(b) トーナメント機構の末端部分は、前脚取付部のほかはすべて床 フレーム上に取り付けるため、トーナメント機構の棒が胴体下面パネルを貫通する部分の水密を図 17 のようにしている。

(c) 内圧負荷のための加圧孔、水抜き、空気抜きのための孔を設けている。

(d) 主翼取付部の外力によるせん断力を合わせるために図 14 のような重錘をつけている。

(e) なんらかの事故で、水槽水面が異常に下がった場合(主翼ダミー貫通部の布が破れる場合等。)供試体の内と外の水の流通を確保するために、供試体扉を直ちに開くための装置をつけている。

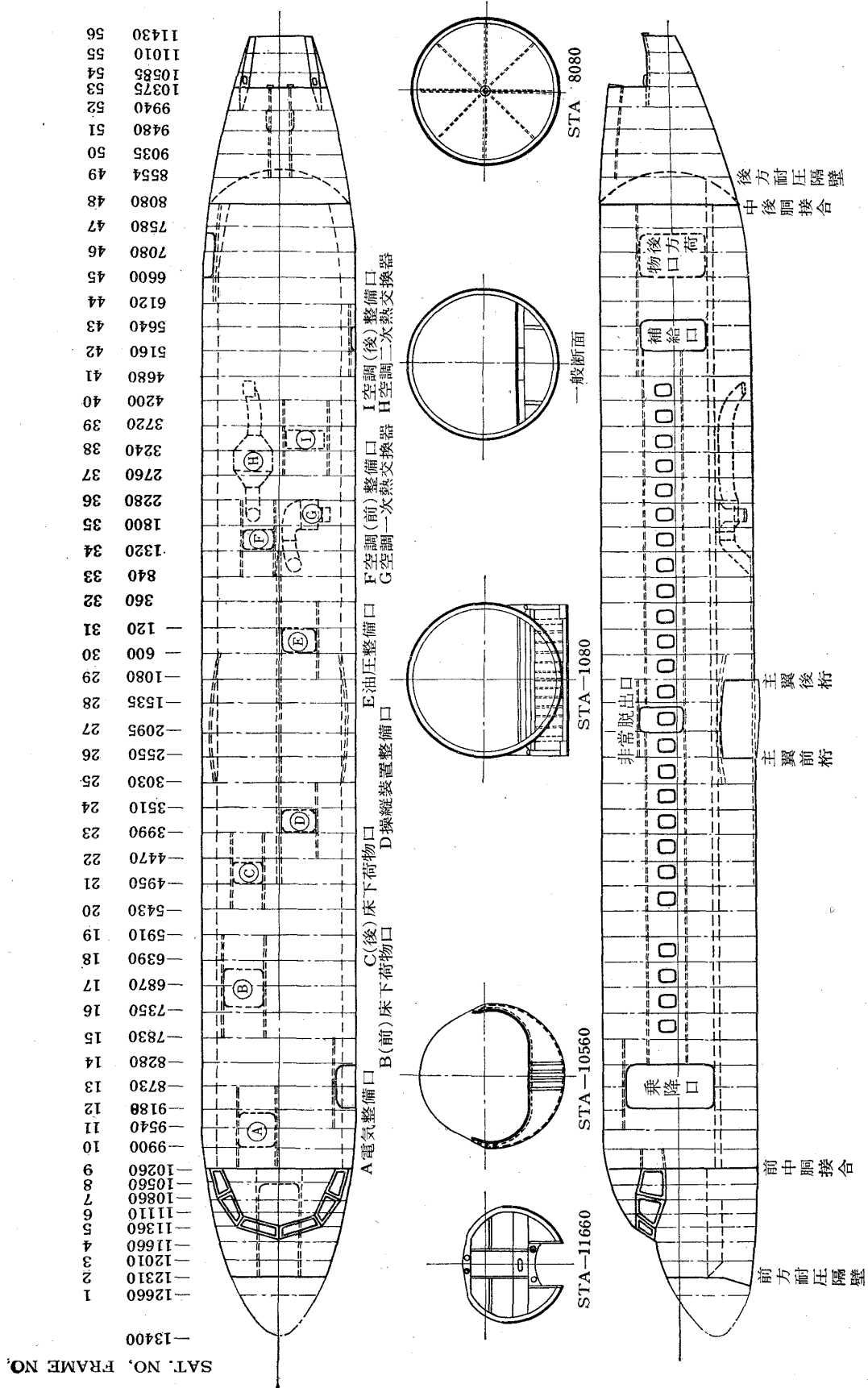


図 11 供試体概略図

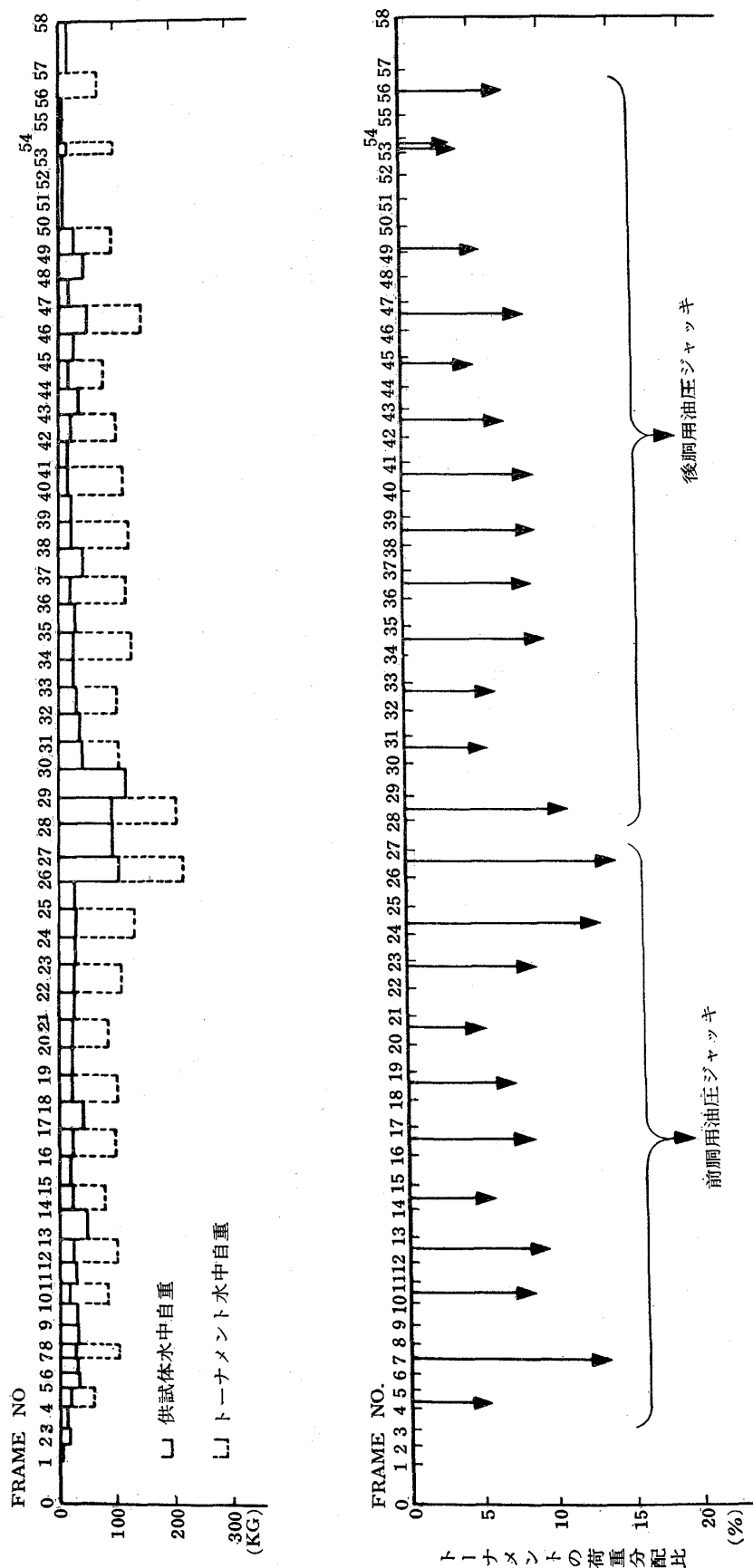


図 12 供試体およびトーナメント機構重量分布

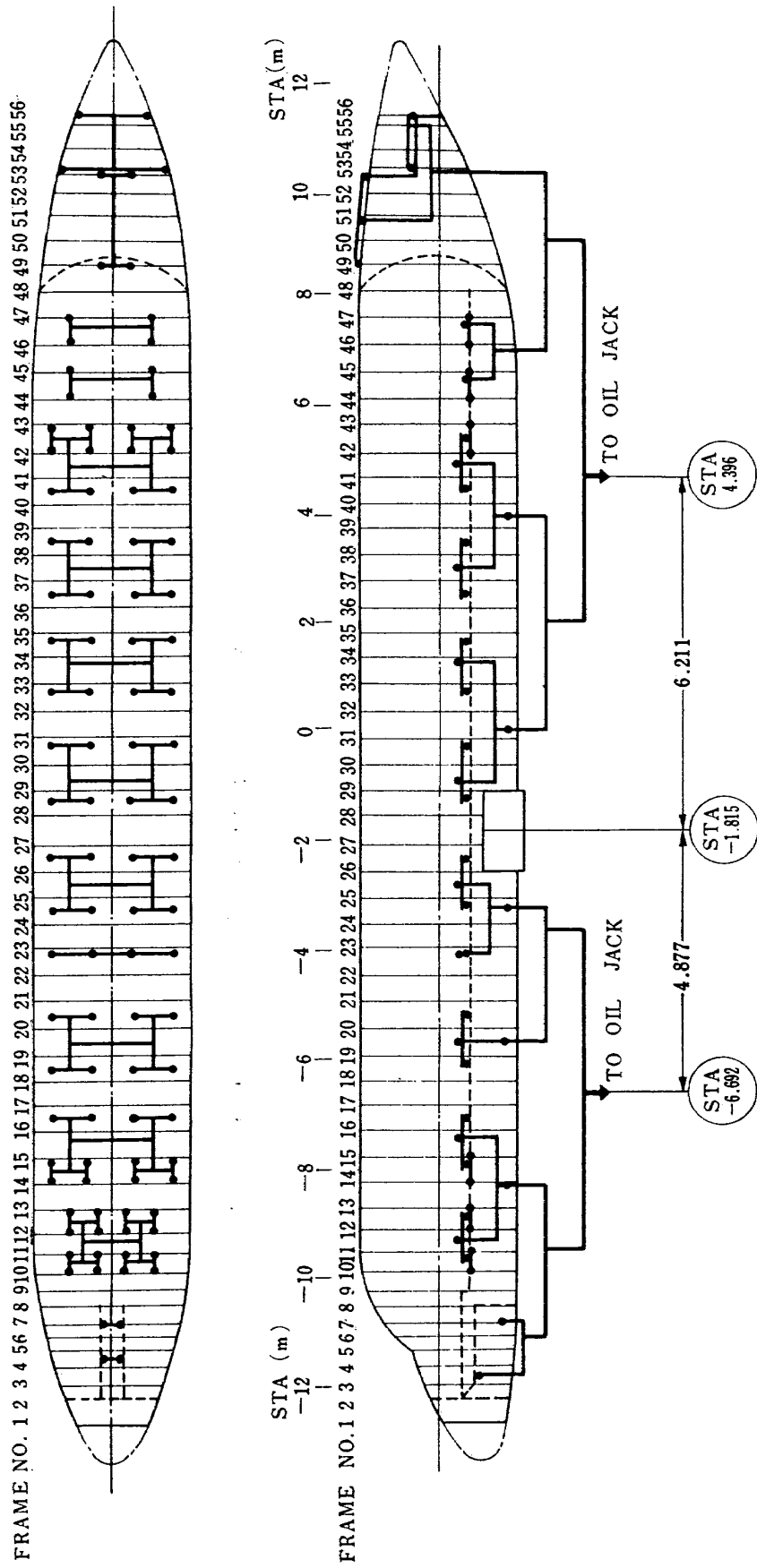


図 13 供試体外荷重配分図





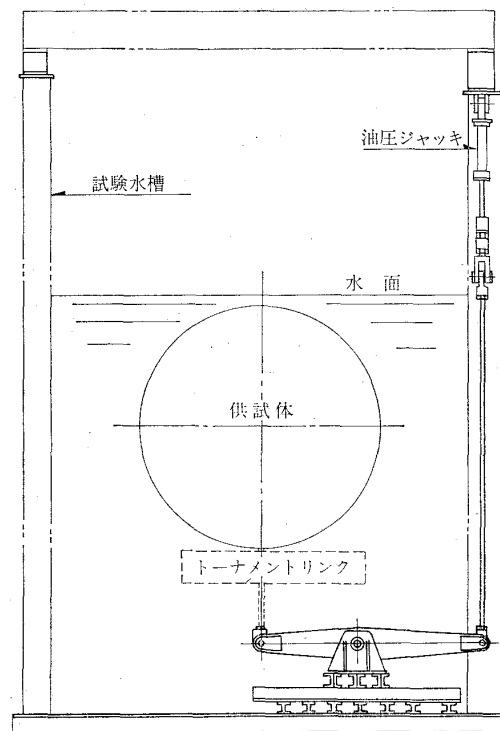


図 16 油圧ジャッキ反力部

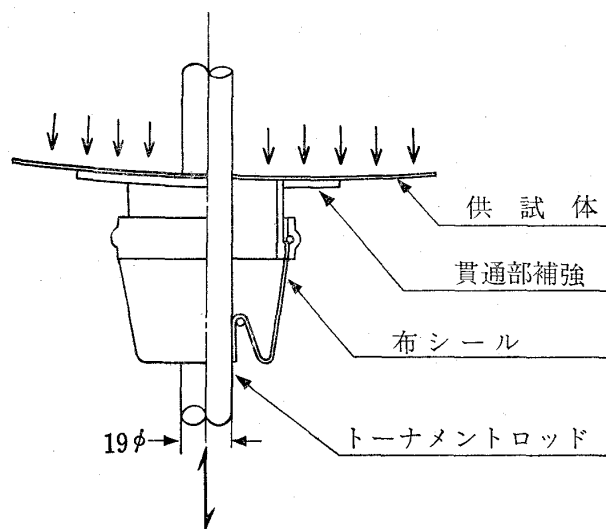


図 17 ロッド貫通部のシール

するような荷重分布を与えることはできない。ここでは +18 ft/s 突風における胴体の曲げモーメントを忠実に再現するようにトーナメント機構を設計しており、他の荷重状態では、標定位置での曲げモーメントを実際と合わせている。この試験荷重による曲げモーメントと、実際に機体にかかる荷重による曲げモーメントの関係は図 18 に示すとおりである。また、せん断力分布とともにこれらの値を表 5 に示す。

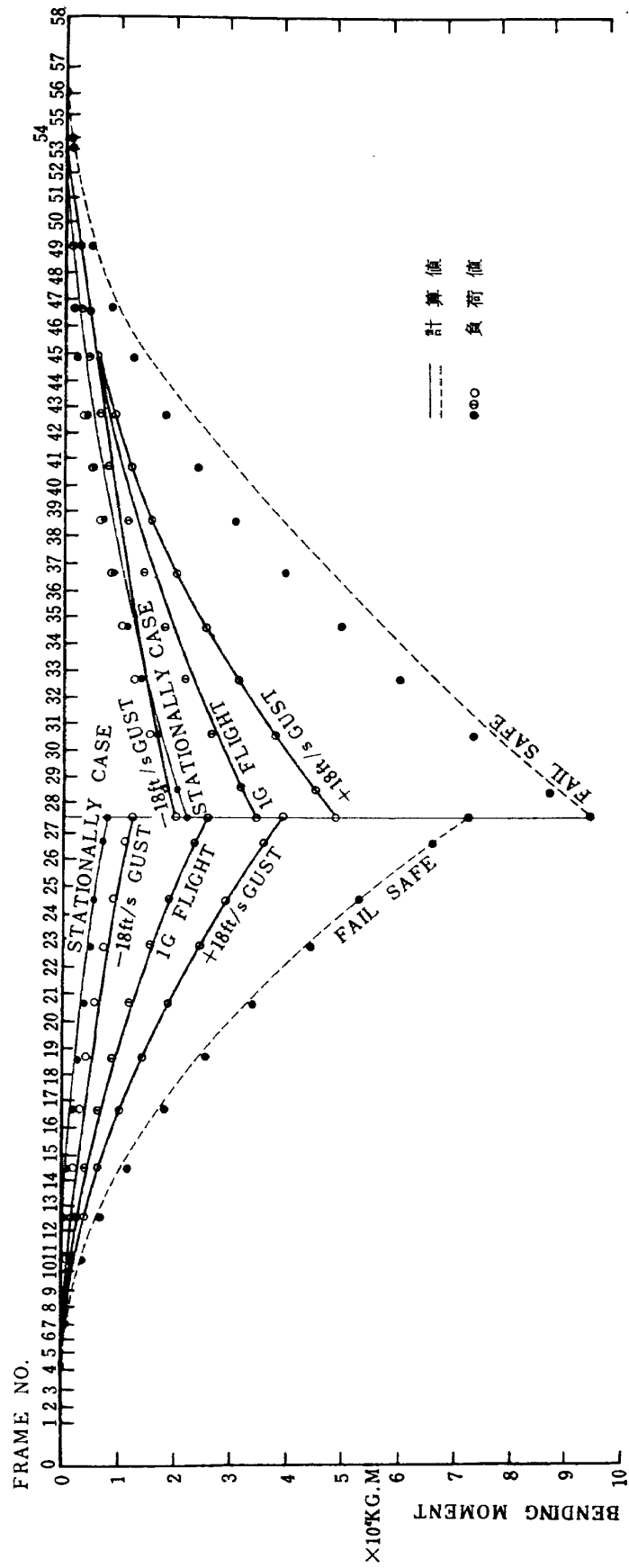


図 18 供試体曲げモーメント

表 5 計算結果と試験荷重

荷重状態			地上静止	IG 釣合	+代表突風	-代表突風	FAIL-SAFE
胴 体 曲 げ モーメント STA-1815 KG-M	前 胴 側	計 算 値	8,680	26,251	39,960	12,543	72,924
		試 験 値	同 上	同 上	同 上	同 上	同 上
		誤 差	0	0	0	0	0
	後 胴 側	計 算 値	22,506	34,885	49,359	20,412	94,961
		試 験 値	同 上	同 上	同 上	同 上	同 上
		誤 差	0	0	0	0	0
胴 体 せん断力 KG	前 胴 側	計 算 値	2,180	5,159	8,197	2,237	14,205
		試 験 値	1,813	5,416	8,227	2,605	14,986
		誤 差	-17%	+5%	+0.4%	+16%	+6%
	後 胴 側	計 算 値	3,390	5,087	8,092	2,081	11,741
		試 験 値	3,786	5,779	8,109	3,449	15,451
		誤 差	+12%	+14%	+0.2%	+66%	+32%
両 翼 分 主翼振りモーメント KG-M		計 算 値	13,826	8,634	9,399	7,869	22,038
		試 験 値	同 上	同 上	同 上	同 上	同 上
		誤 差	0	0	0	0	0
主 翼 曲げモーメント KG-M	中央翼と外翼の結合部	計 算 値	2,200	37,900	62,400	13,500	94,000
		試 験 値	18,302	41,101	62,431	20,172	120,286
		誤 差	+732%	+8%	0	+49%	+28%
主 翼 せん断力 KG		計 算 値	2,785	5,123	8,145	2,159	12,973
		試 験 値	2,800	5,598	8,168	3,027	15,218
		誤 差	+0.5%	+9%	+0.3%	+40%	+17%

## 5. 試験状況

試験開始以来、図19に示すようなペースで胴体疲労試験を行なっている。試験回数は昭和39年7月現在で17万相当飛行時間に達した。その間、とくに重大な欠陥を示すこともなく、あと約5万相当飛行時間の試験を残すだけとなっており、現在までのところ YS-11 の胴体の疲労に対する強度安全性を十分に示していると考えられる。

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。

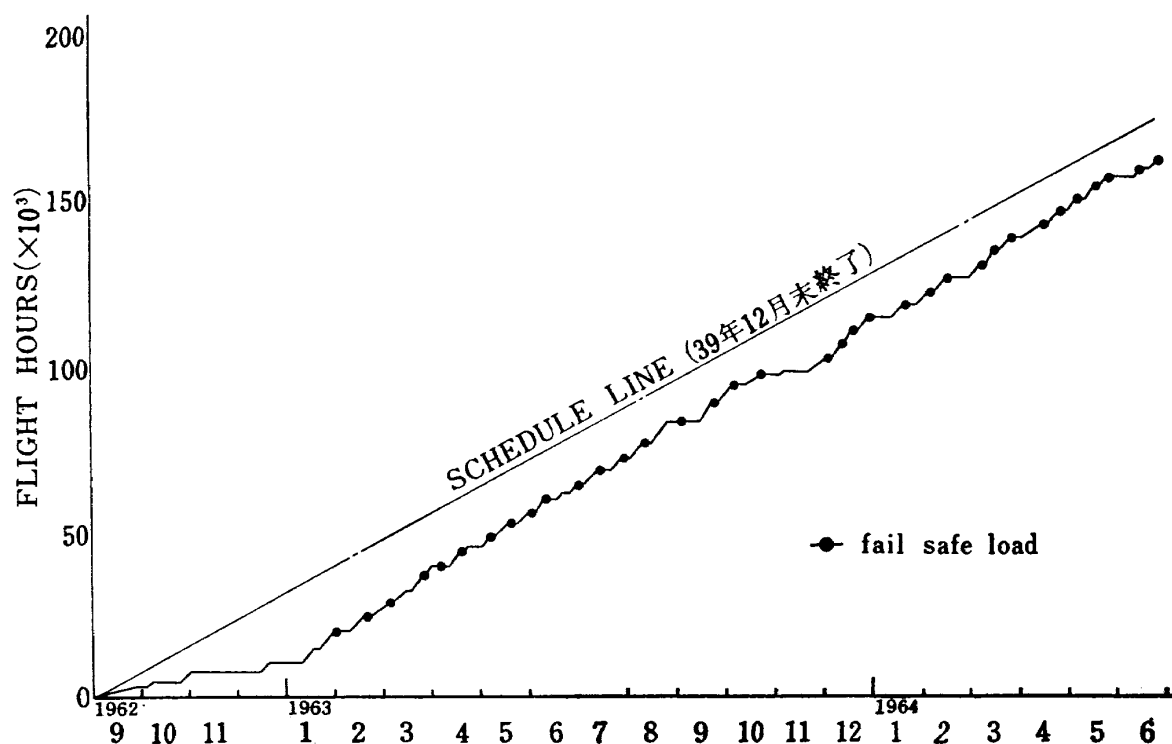


図 19 胴体疲労試験進行状況

## 6. む す び

国産中型輸送機 YS-11 胴体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について述べた。現在、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あうものであることを確認した。

この試験は、上山忠夫機体第一部長その他のご指導によるものであり、また、試験の実施は、野原利雄、森谷弘明、森久保修司の諸氏および日本航空機製造(株)の関係者各位の協力によるものである。

## 参 考 文 献

- 1) H. J. Grover, W. S. Hyler and L. R. Jackson; Fatigue Strengths of Aircraft Materials. Axial-Load Fatigue Tests on Notched Sheet Specimens of 24S-T3 and 75S-T6 Aluminium Alloys and of SAE 4130 Steel with Stress-Concentration Factor of 1.5. NACA TN 2639
- 2) Thomas L. Coleman and Martin R. Copp; Maneuver Accelerations Experienced by Five Types of Commercial Transport Airplanes during Routine Operations. NACA TN 3086
- 3) 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
- 4) 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
- 5) Martin R. Copp and Thomas L. Coleman; An Analysis of Accelerations Airspeed and Gust Velocity Data from One Type of Four Engine Transport Airplane Operated over Two Domestic Routes. NACA TN 3475
- 6) 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
- 7) 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)
- 8) 竹内和之 川島矩郎 野原利雄; 胴体内圧繰返し荷重試験装置について 航技研報告 TR-40 (昭和38)
- 9) 竹内和之 飯田宗四郎 北谷虔勇 中井治夫; 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 (昭和38)

<p>NAL TM-40 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (第 I 報) (繰返し荷重の算定と試験の実施)</p> <p>1964年 9 月                      21 ページ</p>	<p>I. 竹内和之 川島矩郎 塩原竹治 NAL TM-40 620.178.3 629.13.012</p>	<p>NAL TM-40 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (第 I 報) (繰返し荷重の算定と試験の実施)</p> <p>1964年 9 月                      21 ページ</p>	<p>I. 竹内和之 川島矩郎 塩原竹治 NAL TM-40 620.178.3 629.13.012</p>
<p>国産中型輸送機 YS-11 の胴体疲労強度を確認するために、その 0-2 号機を用いて、与圧室に対する内圧と、突風、操舵等に相当する外荷重を繰り返し負荷する試験を行なっているが、その繰返し荷重の大きさを、回数の算定および試験の方法、実施について述べる。</p>		<p>国産中型輸送機 YS-11 の胴体疲労強度を確認するために、その 0-2 号機を用いて、与圧室に対する内圧と、突風、操舵等に相当する外荷重を繰り返し負荷する試験を行なっているが、その繰返し荷重の大きさを、回数の算定および試験の方法、実施について述べる。</p>	
<p>NAL TM-40 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (第 I 報) (繰返し荷重の算定と試験の実施)</p> <p>1964年 9 月                      21 ページ</p>	<p>I. 竹内和之 川島矩郎 塩原竹治 NAL TM-40 620.178.3 629.13.012</p>	<p>NAL TM-40 航空宇宙技術研究所 国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (第 I 報) (繰返し荷重の算定と試験の実施)</p> <p>1964年 9 月                      21 ページ</p>	<p>I. 竹内和之 川島矩郎 塩原竹治 NAL TM-40 620.178.3 629.13.012</p>
<p>国産中型輸送機 YS-11 の胴体疲労強度を確認するために、その 0-2 号機を用いて、与圧室に対する内圧と、突風、操舵等に相当する外荷重を繰り返し負荷する試験を行なっているが、その繰返し荷重の大きさを、回数の算定および試験の方法、実施について述べる。</p>		<p>国産中型輸送機 YS-11 の胴体疲労強度を確認するために、その 0-2 号機を用いて、与圧室に対する内圧と、突風、操舵等に相当する外荷重を繰り返し負荷する試験を行なっているが、その繰返し荷重の大きさを、回数の算定および試験の方法、実施について述べる。</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
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	橋 本 一 登, 戸 川 隼 人 樋 口 好 甫, 高 橋 垣 之 三 能 美 力, 佐 藤 保 子 鳥 海 良 三, 夫 田 幸 雄 長 洲 秀 夫, 巖 登 一 細 川 本 之, 井 上 政 一 橋 本 和 之, 山 根 皓 三 竹 内 為 治, 坂 元 思 邪 池 田 為 治
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18 cm×18 cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
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	
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 鉦 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における45°後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3 月	中 井 咲 一, 小 原 英 島 海 良 三, 小 原 英 中 井 咲 一, 安 藤 泰 勝 高 木 俊 朗, 橋 本 正 昭 鳥 崎 忠 雄, 松 木 正 昭 山 中 竜 夫, 藤 井 正 昭 小 野 幸 一
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	
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	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する 一考察	1963年 5 月	
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	
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	1m×1m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 新 井 喬 忠 斎 藤 秀 夫, 飯 田 宗 四 郎 竹 内 和 之, 中 井 治 夫 北 谷 慶 勇, 中 井 治 夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年 11 月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高 橋 利 之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中 井 咲 一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 原 盛 三, 原 立 利 柳 井 咲 一, 外 政 隆 中 井 咲 一, 橋 爪 宏 安 藤 泰 勝, 高 木 俊 朗 小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛 田 健 二, 高 橋 宏 榎 並 敬 之, 山 本 稀 義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長 洲 秀 夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛 利 浩
TM-38	AGARD-A標準模型の超音速三分力試 験	1964年 6 月	高 木 廣 治, 齊 藤 秀 夫 石 原 久 蔵
TM-39	相似極超音速流中におかれた半球面上 の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7 月	石 井 孝 雄

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 40 号

昭 和 39 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