

# 航空材料の疲れによる力学的劣化と その検出 (第1報)

—A 3 P 4-T 3 (2024-T 3) の疲れによる伸び等の低下—

河田幸三・橋本彰三・本堂 明

## Mechanical Degradation of Aeroplane Materials by Their Fatigue and Its Detection (1st Report)

—Decreasing of The Breaking Strain of 2024-T 3 Al Alloy by Its Fatigue—

By

Kozo KAWATA, Shozo HASHIMOTO and Akira HONDO

**Abstract:** Probable variations of the mechanical properties in statical tension, of the specimens previously loaded repeatedly in various grades of  $n/N$  at various stress levels, are studied ( $n$ : number of repeated loading,  $N$ : number of repeated loading at fatigue fracture), for A 3 P 4-T 3 (2024-T 3 Al alloy). Remarkable decreasing of the breaking strain  $\epsilon_b$  in the range of  $n \geq 0.65 N$ , at the stress levels of  $1.08 \sigma_y$  and  $0.824 \sigma_y$  ( $\sigma_y$ : yield stress), and slight decreasing of breaking stress  $\sigma_b$  at the stress levels  $1.08 \sigma_y \sim 0.534 \sigma_y$ , are found. That is, embrittlement is beginning before the appearance of the macroscopic defects and this fact should be considered in the future design of aeroplane structures.

### 摘 要

航空機の安全破損 (fail-safe) 構造では検出可能の欠陥を発見したときその部品を交換するのが立前であるが、欠陥の検出される前の材料は弱化していないのかを、航空材料 2024-T 3 系材料について研究した。測定した  $(0.534 \sim 1.08) \sigma_y$  ( $\sigma_y$ : 降伏応力) の三つの応力レベルの中、 $1.08 \sigma_y$  および  $0.824 \sigma_y$  の二応力レベルで、 $n > 0.65 N$  (一定の応力レベル  $S_i$  において、 $n$ : 繰返し負荷回数、 $N$ : 疲労破断までの繰返し負荷回数) で、破断伸び  $\epsilon_b$  の著しい低下と、破断応力  $\sigma_b$  のわずかな低下の起ることが示された。すなわち、常用航空材料において巨視的欠陥が現われる以前において、弱化の始まっている事実が明らかとなったわけで、今後の航空機設計において考慮の必要があろう。

### 1. ま え が き

近年の航空機構造の設計に当っては、材料の  $S-N$  曲線が問題となる。航空機構造の疲労設計には、安全寿命 (safe life) と安全破損 (fail-safe) の二つの思想があるが、前者では構造重量が重くなって仕方がないので、通常後者がとられる。安全破損構造では、検出可能の欠

陥を発見したときその部品交換を行なうのが立前で、欠陥の検出されない材料は果して弱化または劣化していないのかについては通常考慮されない。しかし、航空機の SST などによる高速化、ジャンボ輸送機などによる大型化に伴い、航空機の安全性、信頼性は更に一層精密に検討されるのが望ましい。この観点から、材料強度の分野では、

(1) 材料の疲れ破壊に至る過程で、検出可能な欠陥の発見される以前の材料は、果して力学的に弱化又は劣化していないか。

(2) 材料の“疲れ”の度合をどのようにして検出したらよいのか。

の二つが更に精密な研究を要する重要な課題であると考えられる。本総合研究ではこの理由から材料疲労の研究をとり上げ、疲労の問題をあらゆる角度から検討することとした。

本報告では、このうち第1の問題に主眼をおいて研究を進めた。その結果、測定した  $(0.534 \sim 1.08)\sigma_y$  の三つの応力レベルのうち、 $1.08\sigma_y$  及び  $0.824\sigma_y$  の二応力レベルで  $n > 0.65N$  の疲れ率において、材料の破断伸び  $\epsilon_b$  が  $n/N$  に応じて低下することなどが見出された。このことは従来特に注意を払われていなかった新しい事実と考えられる [3] ので、今後航空機構造の設計において  $S-N$  曲線到達前の劣化も考慮しておくべきであると考えられる。

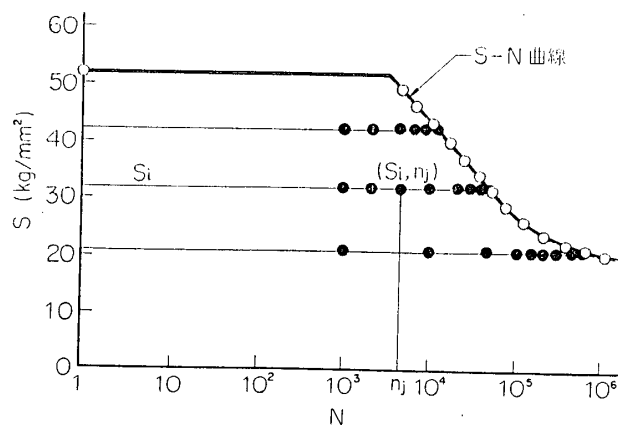
## 2. 実験計画

### 2.1 概要

本報告では、あるところまで“疲れさせた”試料を用意して、その試料の静的引張り試験における降伏応力\*、引張り強さ、ヤング係数、破断伸びにより、力学的劣化の有無を判断することにした。試料の疲れ率としては、第1図のようにある応力レベル  $S_i$  での繰返し負荷回数  $n$  の疲労破壊までの繰返し負荷回数  $N$  に対する比  $(n/N)_{S_i}$  をとることとした。負荷の形としては、第2図の平均応力正の片振り sin 波、繰返し負荷速度 25Hz をとった。

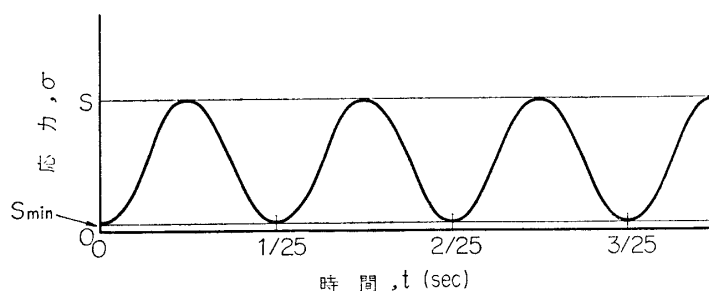
### 2.2 試料

まず航空機構造材料としてよく用いられる 2024-T3 Al 合金相当の A3P4-T3 板材をとり上げることにした。2024-T3 板材の A 水準値は第1表のようである。



第1図 異なる“疲れ率”の試料の準備

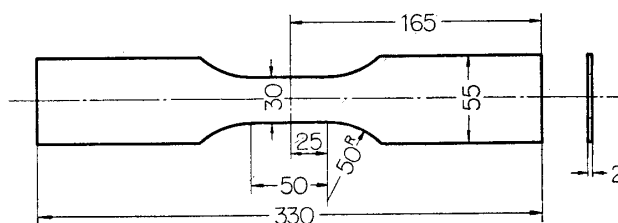
\* 0.2% 塑性歪の降伏応力



第 2 図 繰返し負荷形

第 1 表 2024-T3 Al 合金板の力学的性質と変動係数 (MIL-HDBK-5 [I] [2]) A 水準 (規格の許容最小値で, 製造業者の供給する材料の 99% 以上が合格する値)

引張り強さ	$\sigma_b$ (kg/mm <sup>2</sup> )	45.5
降伏応力	$\sigma_y$ (kg/mm <sup>2</sup> )	33.6
	$\sigma_b/\sigma_y$	1.35
変動係数		0.044



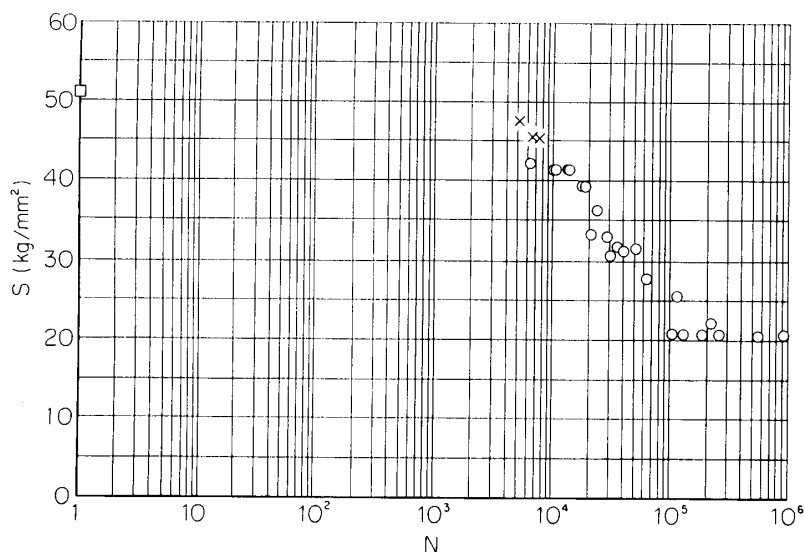
第 3 図 試片形状 (疲労及び静的試験用)

第 2 表 A 3 P 4-T 3 板材の疲れ率 0 での静的引張り試験データ

試片 No.	降伏応力 $\sigma_y$ (kg/mm <sup>2</sup> )	引張り強さ $\sigma_b$ (kg/mm <sup>2</sup> )	破断伸び $\varepsilon_b$ (%)	ヤング係数参考値 $E$ (kg/mm <sup>2</sup> )
42	39.5	50.9	14.0	$6.5 \times 10^3$
60	37.0	51.1	15.6	6.7
61	38.8	51.2	15.6	7.2
平均	38.4	51.1	15.1	6.8

試片は 2 mm 厚の板材からミリングで第 3 図の形状に削り出し, 疲労試験及び静的引張り試験の両者に使用した. すなわち, 第 3 図の試片を応力  $S$  で  $n/N$  まで疲れさせ, これをそのまま静的引張り試験にかけ, 測定値をとることとした. 疲れ率 0 での値は第 2 表のとおりである.

### 2.3 S-N 曲線の作製



第4図 A3P4-T3 板材(2t)の  $S-N$  曲線, 下限応力  $S_{\min}=0.833$   $\text{kg/mm}^2$  の平均応力正の片振り  $\sin$  波, くり返し負荷速度 25 Hz (但し, □は静的, ×は10 Hz).

後述の疲れ試験装置: サーボ・パルサにより平均応力正の片振り  $\sin$  波 (下限は荷重 50 kg, 応力  $S_{\min}=0.833 \text{ kg/mm}^2$ ), 繰返し負荷速度 25 Hz の繰返し応力を加え,  $S-N$  曲線を求めた. この形は第4図のとおりで, 明確な疲れ限度は見られないようであるが,  $10^5$  台で傾斜がややゆるやかになる傾向を示すようである.

#### 2.4 諸種“疲れ率”の試片の準備

応力レベルとして,  $\sigma_b$  と  $\sigma_y$  の中間にある  $S_1=41.5 \text{ kg/mm}^2$ ,  $\sigma_y$  をわずかに下回る  $S_2=31.5 \text{ kg/mm}^2$ , ほぼ  $2/3\sigma_y$  の  $S_3=20.5 \text{ kg/mm}^2$  の三レベル(第3表)をとり, この各レベルで  $n/N$  の各段階を準備することとした. 応力下限は 2.3 と同じである. この  $n/N$  値は第5図, 第4表に示されているので参照されたい.

#### 2.5 実験装置

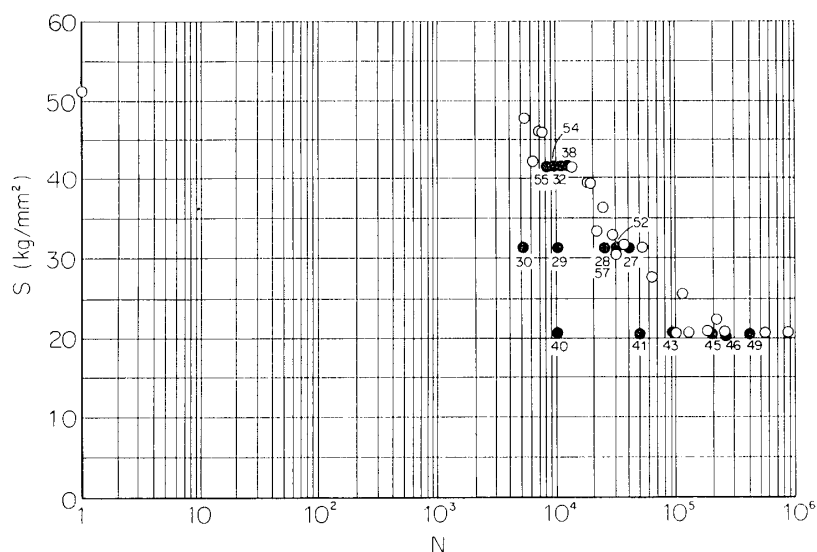
疲れと静的試験には, 島津サーボ・パルサ EHF-10 型を使用した. この装置は本総合研究のために新しく設置されたものでややくわしくのべておこう.

第3表 試片を疲れさせた応力レベル

番号 $i$	応力レベル $S_i (\text{kg/mm}^2)$	$S_i/\sigma_y^*$	$S_i/\sigma_b^{**}$
1	41.5	1.08	0.812
2	31.5	0.824	0.617
3	20.5	0.534	0.402

\*  $\sigma_y=38.4 \text{ kg/mm}^2$

\*\*  $\sigma_b=51.1 \text{ kg/mm}^2$

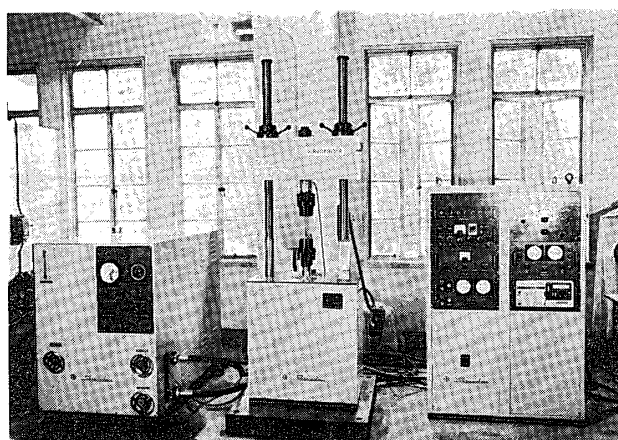


第 5 図 諸種“疲れ率”の試片の準備. 図中●がその各点を示す.  
●に付した数字は試片 No.

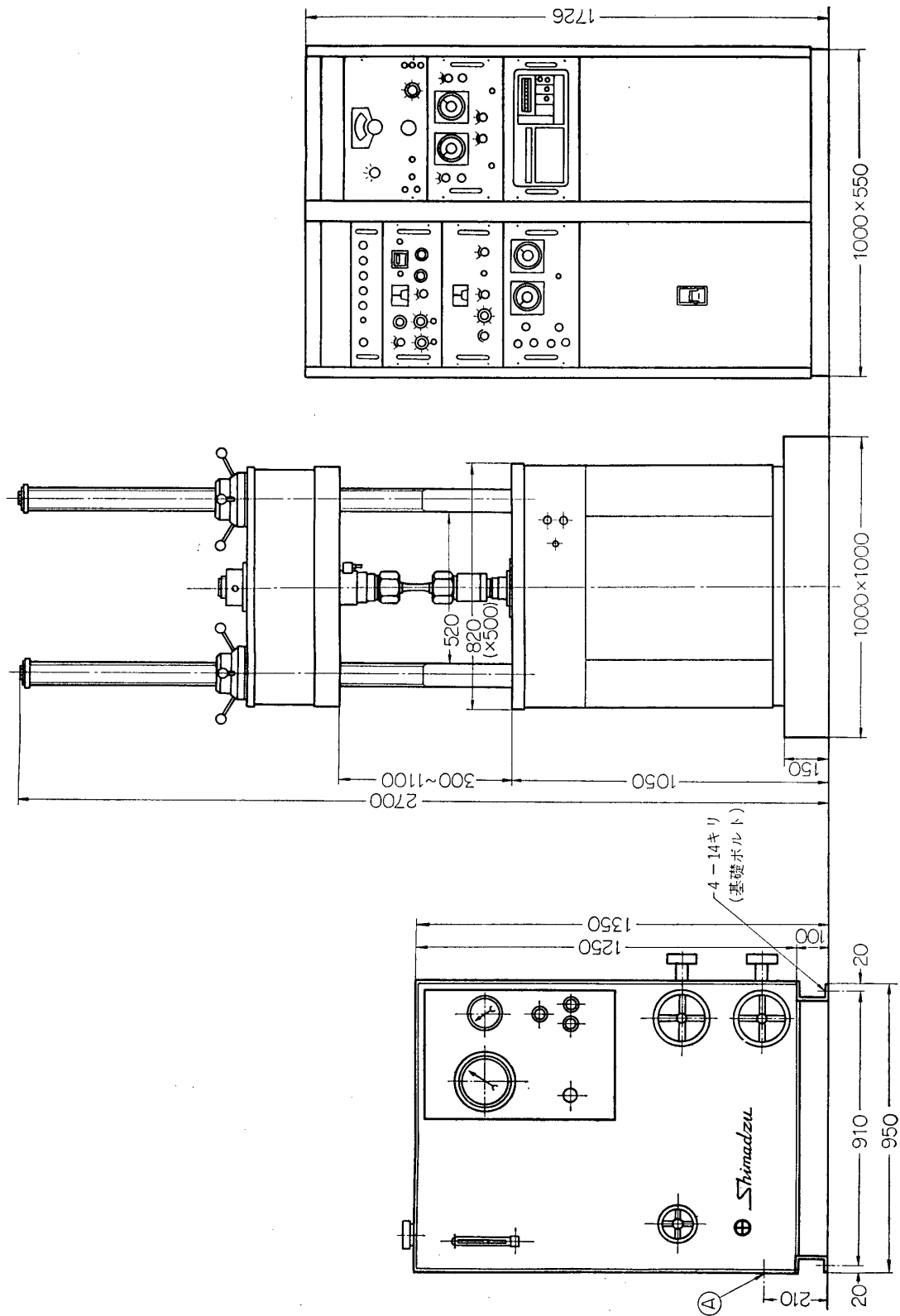
### 2.5.1 概 要

本装置は油圧サーボ・バルブにより高压油流量を制御し、荷重または変位波形が入力信号波形と等しくなるように制御するもので、動的及び静的試験が可能であり、従来の万能試験機（静的）と疲労試験機の両者の仕様を兼ね備えている。そして、1) 静的試験機と比べ高速、2) 遠心重錘式疲労試験材に比べ、応答速度が速い、3) 動電式振動試験機に比べ、荷重容量が大きく、ストロークも大きい、4) 静的から動的にわたる試験ができ、また試験中に周波数の変化ができるなどの特徴をもつ。

構成及び仕様について述べる：本機は大別して、本体、アクチュエータ、油圧源(ポンプ・ユニット)、制御装置の四つの独立したユニットより構成され、互に油圧パイプ及び電気ケーブルで接続されている(第 6, 7 図)。



第 6 図 疲れ及び静的試験機, 高津サーボ・パルサ EHF-10 型.



第7図 サーボ・バルサ EHF-10 型正面図

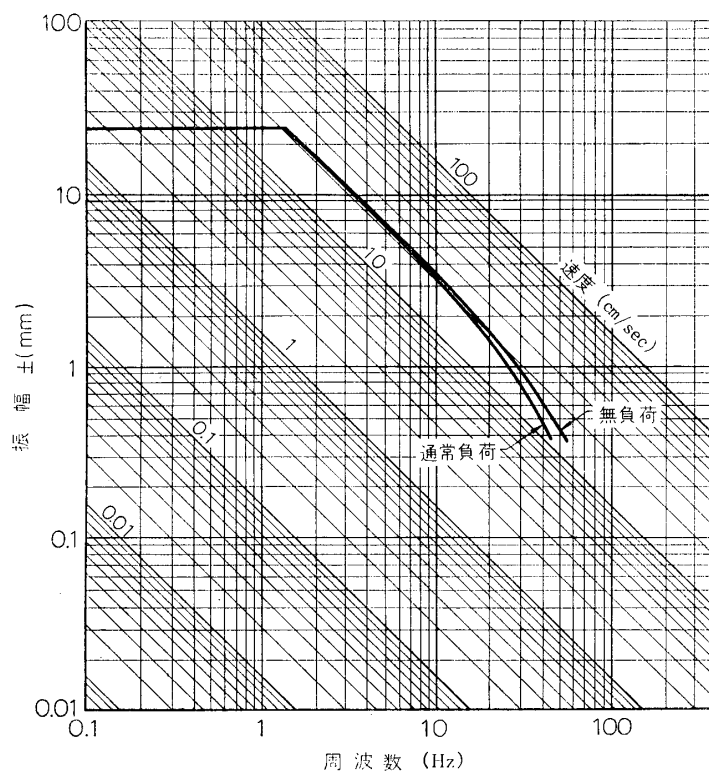
### 2.5.2 本 体

アクチュエータを取りつけ、試験体の疲労試験を目的としたフレームで、ベッド、支柱、クロスベッドより構成される。

- 1) ベッド有効面積  $500 \times 500 \text{ mm}^2$
- 2) 有効高さ (チャック, 圧盤なし) 最大 1000 mm
- 3) チャック 丸棒: 6.5~17 mm, 9~25 mm $\phi$   
平板: 55 mm 幅, 10 mm 厚
- 4) クロスヘッド昇降方式  
モーター・ドライブ 200 W  
昇降速度 300 mm/min まで

### 2.5.3 アクチュエータ

試験体に負荷する部分で、取付方向は水平, 垂直, 斜のいずれの方向でも可。複動シリンダ及びサーボ・バルブより構成され、このサーボ・バルブは制御装置より信号をうけ、高圧油を制御することにより、複動シリンダのピストンを駆動する。



第 8 図 サーボ・バルブ EHF-10 型特性図

アクチュエータ	荷重容量: 動荷重 $\pm 10 \text{ ton}$
	ストローク 50 mm
サーボ・バルブ	Moog 社 35 series $\times 1$
ポンプ	最高吐出量 60 l/min
	使用油 Daphne H. F. #44 S

- |              |  |
|--------------|--|
| 1) 荷重容量      | 静荷重 ±15 ton<br>動荷重 ±10 ton   |
| 2) 振幅        | 最大 ±25 mm (1.2 Hz まで, 特性図(第8図)参照)  |
| 3) ストローク     | 50 mm  |
| 4) 負荷速度      | 最大 約 21 cm/sec (第8図参照)   |
| 5) 周波数範囲     | 0.01~40 Hz (±0.25 mm 以上)   |
| 6) 油圧サーボ・バルブ | Moog 社製 35 series × 1<br>流量 80 l/min (圧力降下 70 kg/cm <sup>2</sup> において)<br>コイル抵抗 80 Ω<br>定格入力電流 40 mA |

#### 2.5.4 油圧源 (ポンプ・ユニット)

シリンダへ送る高圧油を生成する部分で, ポンプ, 電動機, 切替バルブ, フィルタ, アキュムレータ, 圧力メータ, オイルクーラよりなる.

- |            |                               |
|------------|-------------------------------|
| 1) 供給圧力    | 210 kg/cm <sup>2</sup>        |
| 2) 最高吐出量   | 60 l/min                      |
| 3) ポンプ用モータ | 3φ 200 V 30 kW                |
| 4) 冷却器     | 水冷式, 必要水量 50 l/min 30°C       |
| 5) フィルタ    | 10 ミクロン                       |
| 6) 使用油     | Daphne Hydraulic Fluid # 44 S |

#### 2.5.5 制御装置

本機に必要な電気回路を集めた部分で, 以下の各ユニットより構成される.

##### 2.5.5.1 Function generator (超低周波発振器)

- |          |                |         |                      |
|----------|----------------|---------|----------------------|
| 1) 発振周波数 | 0.01~1,000 cps | 3) 出力波形 | 正弦波, 三角波, 方形波        |
| 2) 周波数精度 | ±3% 以内         | 4) 出力電圧 | 0~10 V <sub>pp</sub> |

##### 2.5.5.2 Command unit (設定信号ユニット)

- |         |       |          |            |
|---------|-------|----------|------------|
| 1) 入力電圧 | ±5 V  | 4) 他入力信号 | 2 ケ        |
| 2) 入力抵抗 | 10 kΩ | 5) 零点調整  | -5~+5 V    |
| 3) 出力電圧 | ±1 V  | 6) 使用周波数 | DC~200 cps |

##### 2.5.5.3 Servo amp.

- |            |                     |
|------------|---------------------|
| 1) 荷重検出    | ±10, 2 ton ロード・セル使用 |
| レンジ        | ×1, ×1/2, ×1/5 3レンジ |
| 精度         | ±1% 以内              |
| 2) ストローク検出 | ±25 mm              |
| レンジ        | ×1, ×1/2, ×1/5 3レンジ |
| 精度         | ±1% 以内              |
| 3) 出力電圧    | ±1 V                |
| 4) 出力電流    | ±20 mA              |

##### 2.5.5.4 Source unit (電源操作盤)



### 2.5.5.5 Recorder unit

#### 2.5.6 総合仕様

- |          |                            |
|----------|----------------------------|
| 1) 荷重容量  | 静荷重 ±15 ton<br>動荷重 ±10 ton |
| 2) ストローク | 50 mm                      |
| 3) 制御対象  | 荷重, ストローク                  |
| 4) 制御精度  | フルスケールの 3% 以内              |
| 5) 正弦波歪率 | 2% 以内                      |
| 6) 総合重量  | 2.5 ton                    |

### 3. 実験結果とその検討

得られた実験結果を第 4 表及び第 9~14 図 (実験温度; 常温  $25 \pm 1^\circ\text{C}$ ) に示す. 第 10 図のように, 疲労後静的引張りにおいて, 試片中央平行部 A で破断するものと, R 開始部 B で破断するものとあるが, 第 4 表で明かなように, B で破断するものは  $\epsilon_b$  が歴然と A で破断するものに比べて小さく,  $\sigma_b$  も 10% ぐらい低下する. したがって A 破断型のもの, B 破断型のものとは区別して第 14 図にプロットしてある.

第 11~14 図に明かなように,

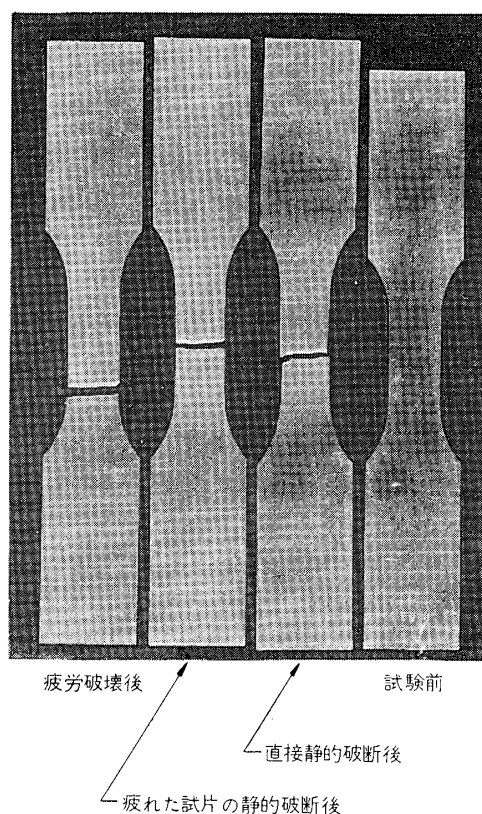
(1)  $\epsilon_b$  の変化は, A 型の破壊についていえば,  $S_3$  レベル ( $0.534\sigma_y$ ) ではほとんどないが,  $S_1(1.08\sigma_y)$ ,  $S_2(0.824\sigma_y)$  レベルでは, 疲れ率  $n/N \geq 0.65$  では急激に減少をはじめるとは注目を要する.

(2) 第 14 図で, 試片 No. 46, 52 は第 10 図の B 型の破壊で  $\epsilon_b$  の低下は A 型の場合より著しい. 実構造においてはこの型の低下も考えられるので, 考慮の必要がある.

(3)  $\sigma_y$  は  $S_2, S_3$  レベルではほとんど変化なく,  $S_1$  レベルでは, 少なくとも  $n/N \geq 0.73$  で 10~15% 上昇している.

(4)  $\sigma_b$  は  $S_1$  レベルで 7% 程度以内で低下,  $S_2, S_3$  レベルでもわずかに低下の傾向を示している.

(5)  $E$  の変化は  $S_1, S_2, S_3$  の各レベルで著しくない.

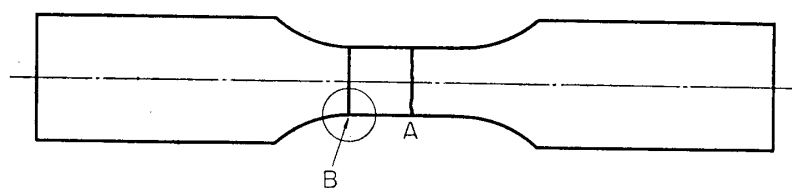


第 9 図 試片の破断における挙動

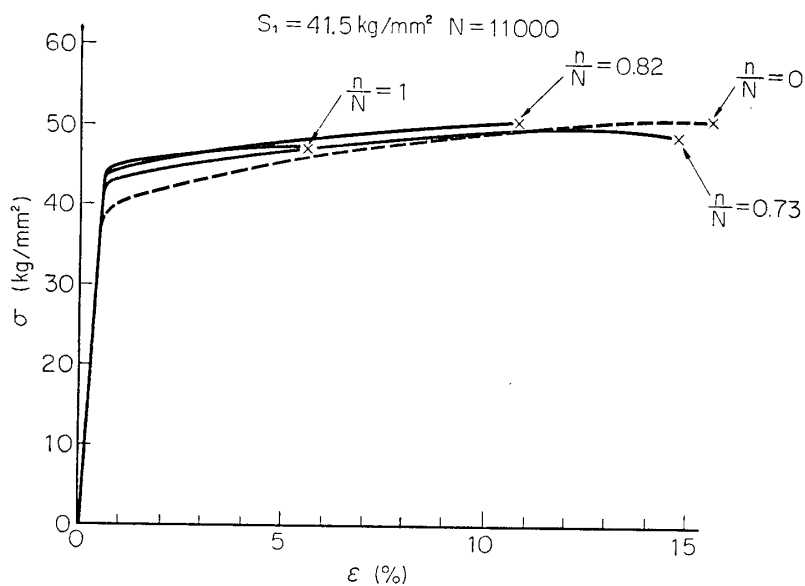
### 4. 結 言

以上の研究を要約すれば次のようになる;

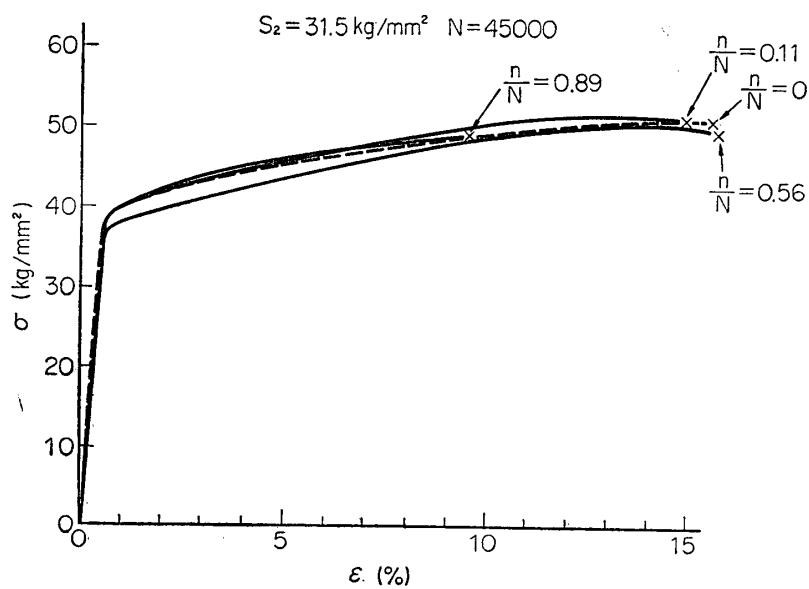
- (1) よりきびしい条件にさらされる航空機の安全性, 信頼性向上の一環として, 航空機



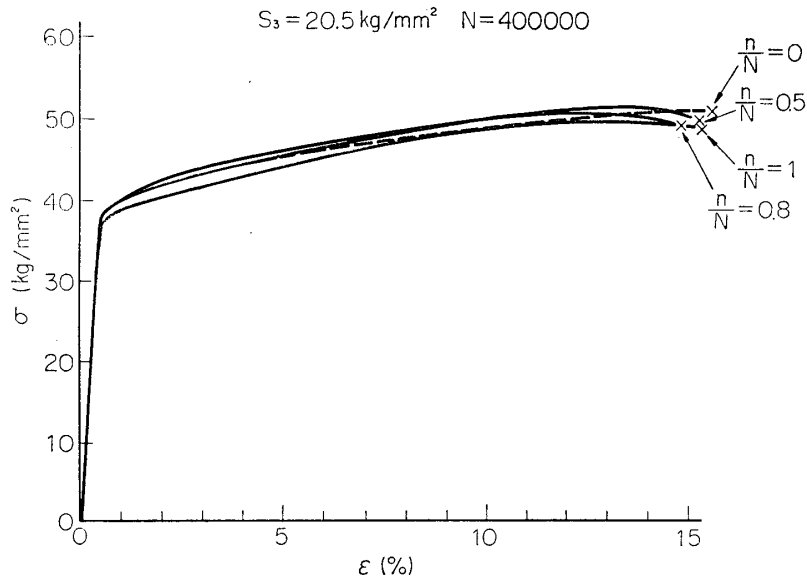
第10図 疲れた試片の静的引張りでの破断位置



第11図  $S_1 = 41.5 \text{ kg/mm}^2$  レベルで疲れさせた試片の静的引張り応力-ひずみ線図



第12図  $S_2 = 31.5 \text{ kg/mm}^2$  レベルで疲れさせた試片の静的引張り応力-ひずみ線図

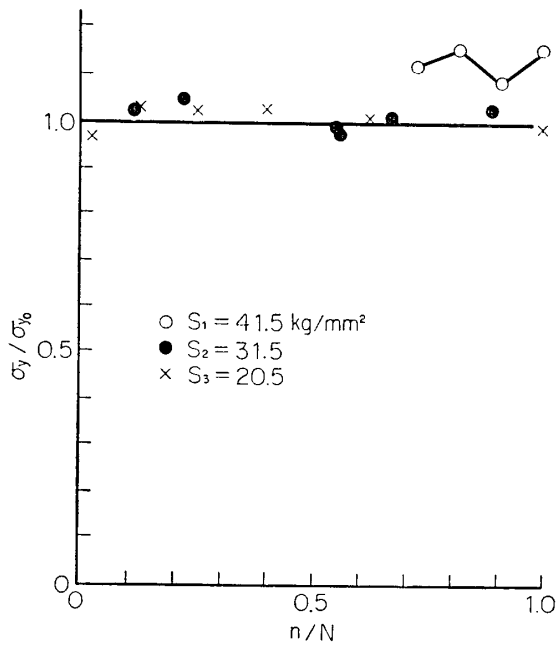


第 13 図  $S_3 = 20.5 \text{ kg/mm}^2$  レベルで疲れさせた試片の  
静的引張り応力-ひずみ線図

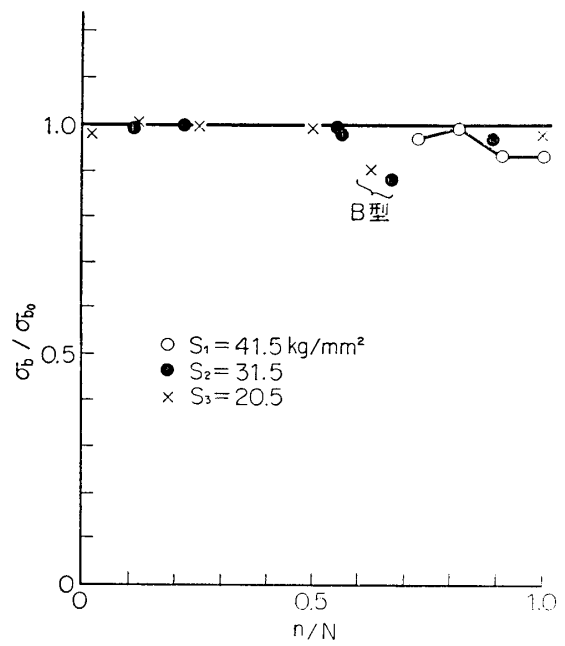
第 4 表 疲れ率による静的引張り力学特性の変化

応力レベル $S(\text{kg/mm}^2)$	疲れ率 $n/N$	繰返し負荷 回数 $n$	試片 No.	降伏応力 $\sigma_y(\text{kg/mm}^2)$	引張り強さ $\sigma_b(\text{kg/mm}^2)$	破断伸び $\epsilon_b(\%)$	ヤング係数 参考値 $E(\text{kg/mm}^2)$
41.5	1.0	$1.1 \times 10^4$	38	44.6	47.5	5.3	$7.1 \times 10^3$
"	0.91	1.0	32	42.0	47.7	8.3	7.0
"	0.82	0.9	54	44.0	50.7	10.8	7.1
"	0.73	0.8	55	43.0	49.1	14.2	6.8
31.5	0.89	$4 \times 10^4$	27	39.4	49.3	9.8	$6.3 \times 10^3$
"	0.67	3	52*	38.8	45.0	5.3*	7.1
"	0.56	2.5	28	37.2	49.7	15.8	6.4
"	0.55	2.45	57	38.0	49.5	15.6	7.2
"	0.22	1.0	29	40.2	50.4	13.9	6.5
"	0.11	0.5	30	39.2	50.8	14.9	6.5
20.5	1.0	$40 \times 10^4$	49	38.0	48.6	15.4	$7.2 \times 10^4$
"	0.63	25	46*	38.7	45.9	5.5*	7.1
"	0.50	20	45	39.6	49.4	14.9	6.5
"	0.25	10	43	39.2	48.7	14.9	7.1
"	0.13	5	41	39.4	49.7	15.3	7.3
"	0.03	1	40	37.2	48.6	16.3	7.4

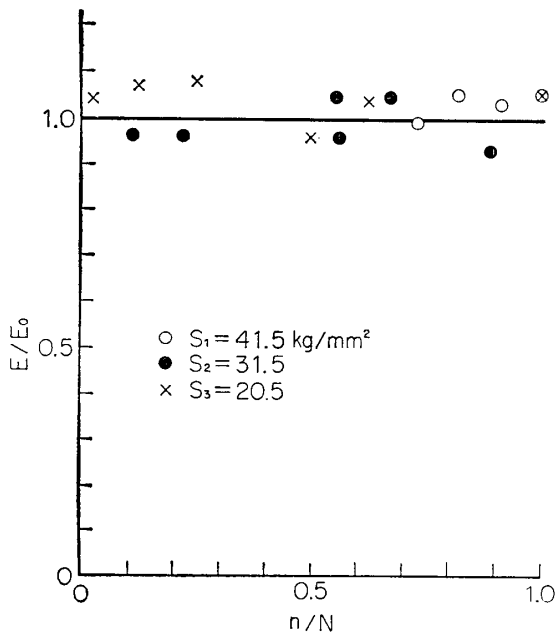
\* B型破断



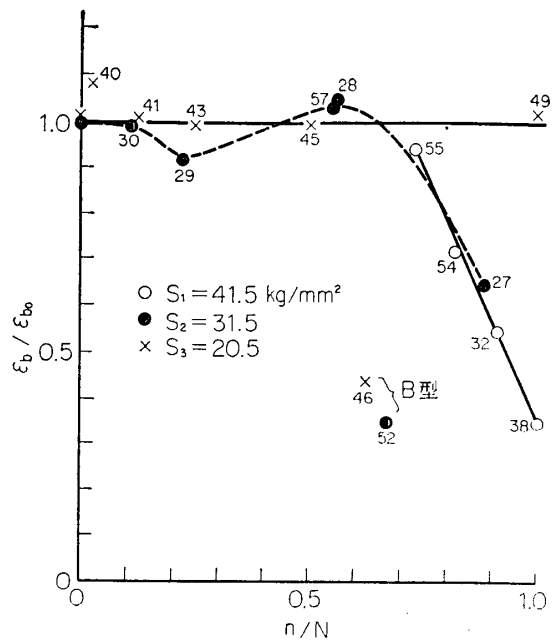
第 14-1 図



第 14-2 図



第 14-3 図



第 14-4 図

第 14 図 各応力レベルで疲れさせた試片の疲れ率による静的引張り力学特性の変化。  
 0を付した値は疲れさせないで直接静的引張りを行った基準の値、第 14-4 図で各点に付記した数値は試片 No.

構造設計の基礎をなす安全破損 (fail safe) 構造の考えを一層おし進めるために、検出可能な欠陥の発見される前の材料の力学特性は劣化していないか、精密な研究を進めておくことが必要である。

(2) 対象としてまず航空用材料 2024-T3 相当 A3P4-T3 Al 合金板材 (2t) をとり上げた。

(3) “疲れた” 試片の力学特性の変化を検出するのに、いろいろの方法があるが、本報告では静的引張り試験の値の変化を見て判断することとした。

(4)  $S_1=1.08\sigma_y$ ,  $S_2=0.824\sigma_y$ ,  $S_3=0.534\sigma_y$  の三応力レベルで種々の疲れ率  $n/N$  の試片を用意し、静的引張り試験を行なった。

(5)  $\epsilon_b$  は  $S_3$  レベル ( $0.534\sigma_y$ ) ではほとんど変化がないが、 $S_1(1.08\sigma_y)$ ,  $S_2(0.824\sigma_y)$  レベルでは、 $n/N=0.65$  以上で、急激に減少することに注目を要する。このことは破断までの吸収エネルギーの小さくなることと対応するので、特に衝撃において不利な傾向と考えられる。

(6) 試片フイレットの R 部で破壊する場合は、 $\epsilon_b$  の低下は更に著しい。実構造では必ず応力集中か所があるのでこのことは無視できない。

(7)  $\sigma_y$  は  $S_2$ ,  $S_3$  レベルではほとんど変化なく、 $S_1$  レベルでは少なくとも  $n/N \geq 0.73$  で 10~15% 上昇している。

(8)  $\sigma_b$  は  $S_1$  レベルで 7% 程度以内で低下、 $S_2$ ,  $S_3$  レベルでもわずかに低下している。

(9)  $S_1, S_2, S_3$  の各レベルで  $E$  の変化は著しくない。

(10) この線の研究は今後引続き拡充の予定である。

1970 年 7 月 25 日 材料部

#### 参 考 文 献

- [1] Metallic Materials and Elements for Flight Vehicle Structure (Washington, D. C.), MIL-HDBK-5 Aug. 1962.
- [2] 河田幸三: MIL SPEC の設計上の考え方について, 日本航空学会誌, 14, 151 (1966) 23.
- [3] 例えば, D. McLean: Mechanical Properties of Metals (1962, John Wiley).