

# 航空技術研究所資料

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

池田為治・坂元思無邪

1962年9月

航空技術研究所

# アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究

池田 為治・坂元 思無邪

## 1. 緒 言

この報告は日本航空株式会社よりの依頼により行なった「アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす影響」についての実験的研究，ならびにこれに関連して行なった実験結果について述べたものである。

試験片は長期間にわたり実際に使用されていた航空機の主翼外板の一部（以下前歴材とよぶ）から切り出したものと，新しい板材（以下処女材とよぶ）から切り出したものとを準備し，それぞれについて疲れ試験を行ない，前歴材と処女材との比較検討を行なった。ここで処女材というのは，前歴材の初めの状態（新しかったときの素材）と同等な性質を有すると思われる材料のことである。

試験片の形状は前歴材と処女材とのそれぞれにつき平滑なものと，中央に円孔を有するもの，およびこの円孔に鋸を打ち込むためにくぼませたくぼみ孔（dimpled hole），ならびに両側に U ノッチを有するものの4種とした（第6図参照）。疲れ試験の応力条件は平均応力をもった軸方向の繰返し引張りで，最大応力は常に最小応力の5倍になるようにして実験を行なった。

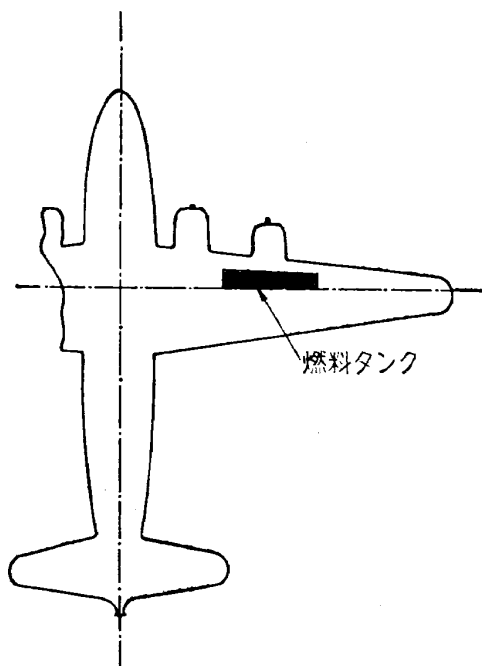
## 2. 実 験

前歴材の前歴について調べた概略の結果は次のようなものである。

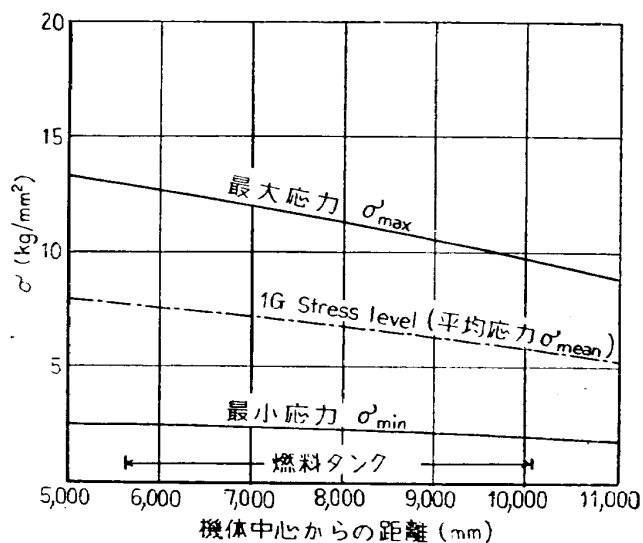
前歴材を取り出した航空機の形状は第1図に示したようなもので，型式はダグラス C-54 型輸送機である。この輸送機の運航経歴は1942年7月に製作されてから，主翼外板を取りはずした1961年12月まで，約20年の間に総飛行時間が31,329時間にわたっている。

疲れ試験を行なった前歴材はこの飛行機から取りはずした主翼外板の下側の一部で第1図の斜線を施した部分であり，この部分は主燃料タンクの底板である。試験片はこれの長手方向に中央部全域にわたって切り出し，この採取方法は板材のロール方向とした。

航行中の翼に作用する荷重は揚力変化による繰返し曲げであるので，主燃料タンクの底板（翼の下面）に作用する応力は繰返しの引張りであると考えられる。第2図はこのような応力が主燃料タンク底板の部分に作用している応力分布状態を示す。この図において縦軸は引張り応力  $\sigma$  kg/mm<sup>2</sup> をとり，横軸は機体中心からの距離を示し，主燃料タンクの位置は5.65~10.07 m にわたっている。図に示した3つの曲線のうち，鎖線は平常の飛行状態で機体の重量を支えている翼



第 1 図



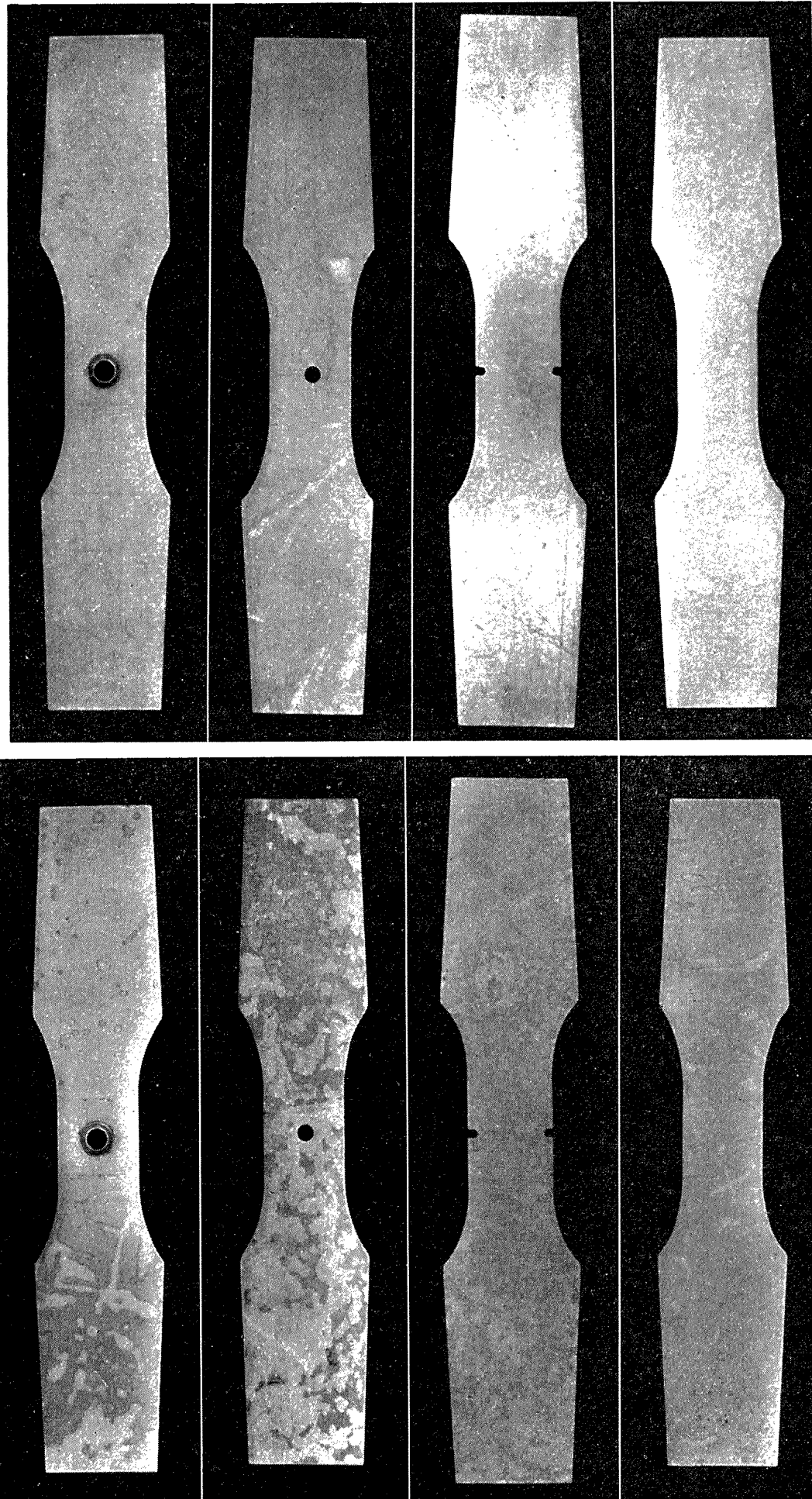
第 2 図

の応力分布曲線 (1G stress level) であり、他の 2 本の曲線  $\sigma_{max}$  および  $\sigma_{min}$  は代表突風による揚力変化に伴う最大および最小の応力分布曲線を示す。この場合の最大引張り応力は常に最小引張り応力の 5 倍になっている。

取りはずした主燃料タンク底板はこのような繰り返し応力が作用していた他に、タンク内面は燃料によってかなり腐蝕されていた。特に胴体に近い部分は主翼が上反角をもっているため燃料および燃料中の水分が常に存在している。したがって、腐蝕の受けかたもはげしく、燃料が漏洩するにいたっていた。しかし、この疲れ試験を行なった部分の腐蝕は主として表面に広がりをもったものである。第 3 図はこれらの腐蝕程度の一部を試験片によって示したものである。この写真に示した試験片は翼の長手方向の線にそって機体中心からの距離がそれぞれ異なった 4 点から切り出したものであり、左翼側と右翼側との機体中心からの距離はおのおの対称である。写真の配列は左が左翼側で、右が右翼側であり、上位の方が翼端に近いものである。この写真にみられるように白いあばた模様は腐蝕によって合金の地肌が現われているものである。これでわかるように、左翼側の腐蝕程度は右翼側よりもかなり進んでいる。

前歴材は今述べたような長期にわたる飛行時間 (約 30,000 時間、一航程約 2 時間) に伴う繰り返し引張り応力の前歴と、約 20 年間におよぶ燃料による腐蝕の前歴とを受けたものである。これに対し処女材の試験片はこの燃料タンクを張り換えた板材の残りからロール方向に切り出したものである。

試験片を採取した板材は前歴材の左翼側と右翼側との各 1 枚および 2 枚の処女材で合計 4 枚である。これらの板材について調べた性質は次のようなものである。前歴を受けた 2 枚の板材は米国製



右翼側

第 3 図

左翼側

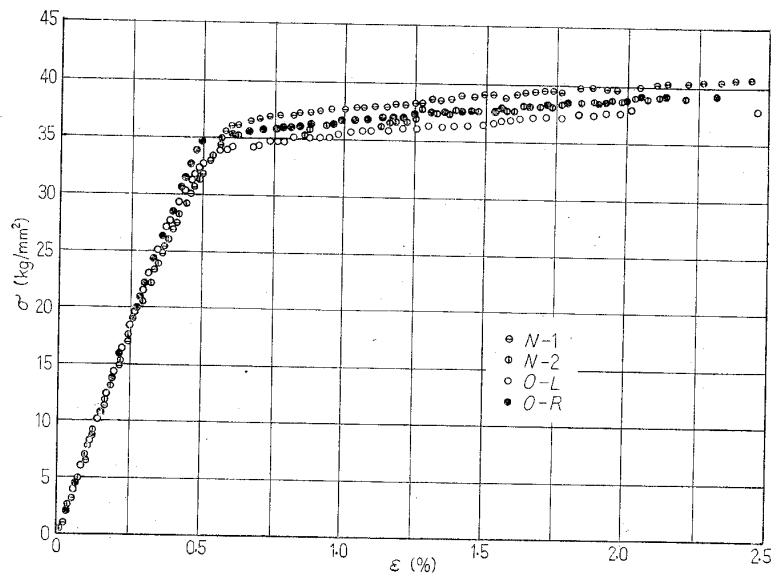
のアルミ合金であって、24 S-TAL とよばれていたものであり、2枚の処女材は同じく米国製の2024-T3 とよばれているものである。これらの規格による材料の性質は大体同等なものであると考えられる。この処女材の化学成分は第1表に示す。この処女材はわが国の JIS 規格によると高力

第1表 処女材の化学成分表

化学成分	Cu	Mg	Mn	Al
(%)	4.5	1.5	0.6	残部

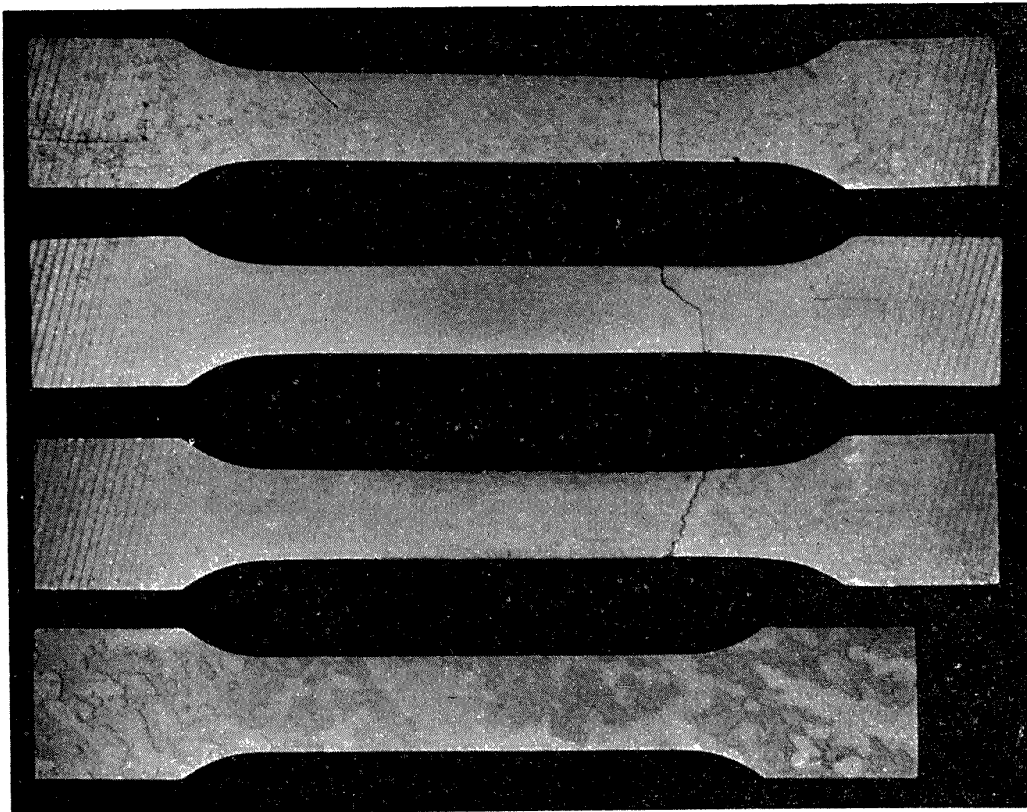
アルミ合金板第4種に属する A3P4-T3 (ALCOA-24S 相当) に類似したものである。また、表面処理は処女材については硫酸による陽極処理が施してあるが、前歴材についてははっきりしないがクロム酸による陽極処理が施してあったようである。

第4図は疲れ試験を行なった4枚の板材についての応力-歪み線図であり、第5図は引張り試験の結果によって破壊したものと、まだ引張り試験を行っていない試験片を示す。第4図の縦軸は静引張り応力  $\sigma$  kg/mm<sup>2</sup> をとり、横軸は歪み  $\varepsilon$ % を示す。図に用いた記号の  $\ominus$  印 (N-1) と  $\oplus$  印 (N-2) は1号と2号との処女材から切り出した試験片の試験結果であり、 $\circ$  印 (O-L) と  $\bullet$  印 (O-R) は左翼側と右翼側との前歴材から切り出した試験片の試験結果である。歪みの測定は抵



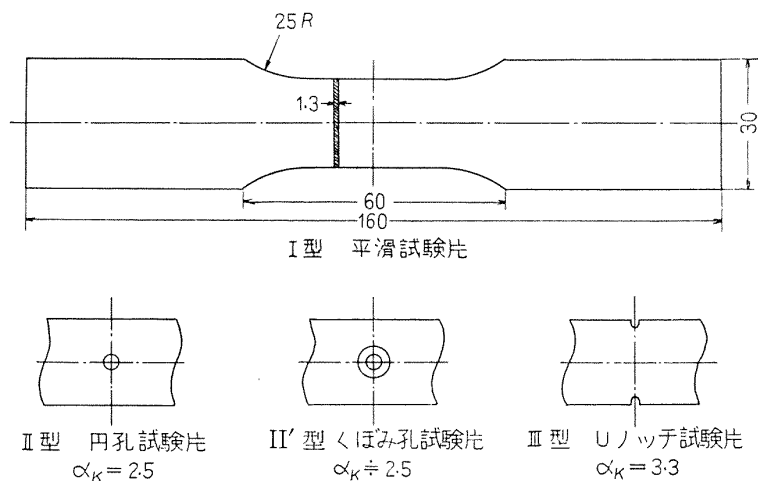
第4図

抗線歪計を使用し、大きな歪みはマイクロメーターで断面積の変化を測定し、これから計算で求めた。この結果によれば、弾性率  $E$  は約 7,000 kg/mm<sup>2</sup> であり、0.2% の耐力は約 35 kg/mm<sup>2</sup> であり、引張り強さは約 46 kg/mm<sup>2</sup>、伸び率は約 17% であった。なお、この線図に示した前歴材の試験片は機体中心から等しい距離にある左翼と右翼の対称な部分から切り出したものであるが、他の部分から切り出した試験片について行なった試験結果も大体同じであった。



第 5 図

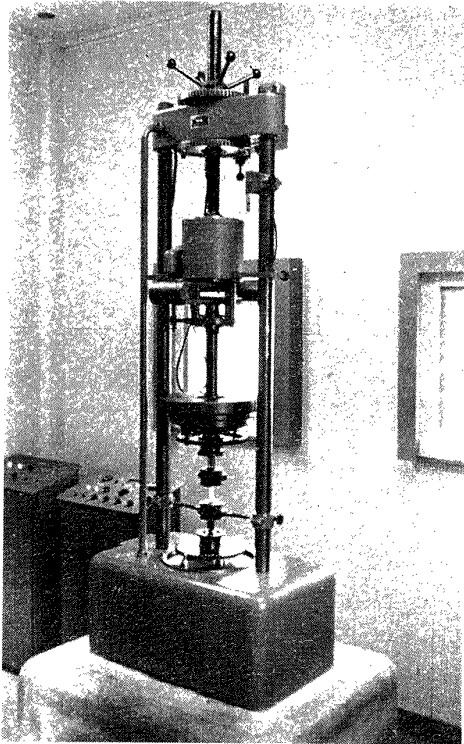
第 6 図は疲れ試験に使用した試験片の形状である。I 型は平滑帯板，II 型は応力集中係数  $\alpha_k = 2.5$  になるように中央に円孔を有するものであり，II' 型は II 型の円孔をくぼませて鋳を打ち込めるようにしたくぼみ孔 (dimpled hole) であって，円孔の大きさは II 型と同じものである。この場合の応力集中係数  $\alpha_k$  は II 型と同じ 2.5 として取り扱った。III 型の試験片は  $\alpha_k = 3.3$  になるように両側に U ノッチを有するものである。なお，前歴材のくぼみ孔 (II' 型) は実際に鋳が打ち込まれていたものをそのまま利用したものである。



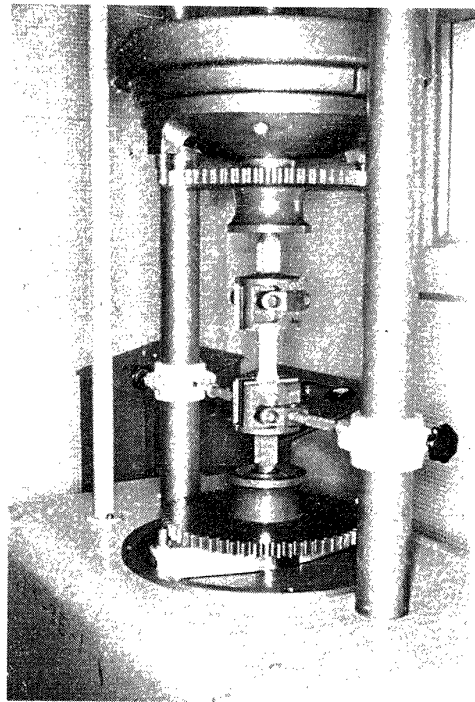
第 6 図

第7図はこの疲れ試験に使用した試験機の外観と試験片の取付部分を示す。この試験機はスイス国アムスラー社製の High Frequency Vibrophore (型式 10-HFP-422) であって、その主要要目は次のとおりである。

最大荷重	10 ton (力量計 10 t と 2 t)
繰り返し回数	毎秒 60~300 回
試験温度範囲	-190°C~+800°C
荷重の種類	繰り返し引張り, 圧縮, 曲げ, 振り,



試験機の外観



試験片取付部

第 7 図

実験は常温で行ない、繰り返し回数は毎分 5,000~6,900 回の範囲で行なった。試験片にかかる繰り返し応力は軸方向の引張りであって、試験片の最小断面積に作用する平均の最大応力  $\bar{\sigma}_{\max}$  は常に平均最小応力  $\bar{\sigma}_{\min}$  の5倍になるようにした。このような応力の割合は、すでに第2図で示した実機における応力状態と同じである。荷重の大きさは処女材では広範囲の大きさのものについて実験を行なったが、前歴材では試験片が少ないので、特定の応力に相当する大きさの荷重のみにした。この特定の応力は前歴材の切欠きをもった試験片 (II 型, II' 型および III 型) に対してはこれも第2図に示したような実際の翼に作用する応力に近い値を選んだ。しかし、前歴材の平滑な試験片 (I 型) に対しては最大引張り応力  $\bar{\sigma}_{\max}$  が大体  $21.5 \text{ kg/mm}^2$  になるような荷重を選んだ。

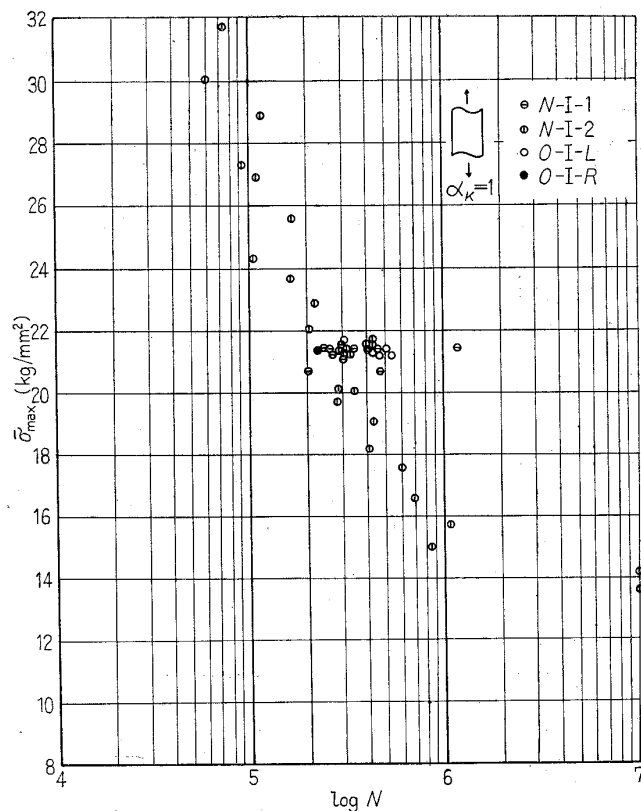
### 3. 実験結果

実験結果の整理はそれぞれ試験片の形状別に  $S-N$  線図でまとめ、処女材と前歴材とを比較した。第8図～第11図はこれらの実験結果を示す。それぞれの図では縦軸は繰り返しの平均最大応力  $\bar{\sigma}_{max}$  kg/mm<sup>2</sup> をとり、横軸は疲れ破壊までの繰り返し数  $N$  がとってある。この場合の  $\bar{\sigma}_{max}$  kg/mm<sup>2</sup> は試験片の最小断面積で最大荷重を割って得られた値である。また、図に使用してある記号は第2表に示すように材料別の分類を現わす。たとえば、記号  $\ominus$ ,  $N-I-1$  は処女材の平滑試験片で1号の板材から切り出されたものである。

第2表 試験片の分類

記号	試験前の状態	試験片の形状	素材の分類
$\ominus$	$N$ : 処女材	I, II,	1 : 1号板
$\oplus$	$N$ : 処女材	I, II, II', III,	2 : 2号板
$\circ$	$O$ : 前歴材	I, II, II', III,	$L$ : 左翼板
$\bullet$	$O$ : 前歴材	I, II, II', III,	$R$ : 右翼板

第8図は平滑な試験片の実験結果である。この結果によれば、 $\bar{\sigma}_{max}$  が約 15 kg/mm<sup>2</sup> の応力のときは  $1 \times 10^6$  回の繰り返しで破壊しているが、 $\bar{\sigma}_{max}$  が約 14 kg/mm<sup>2</sup> の応力のときは繰り返し

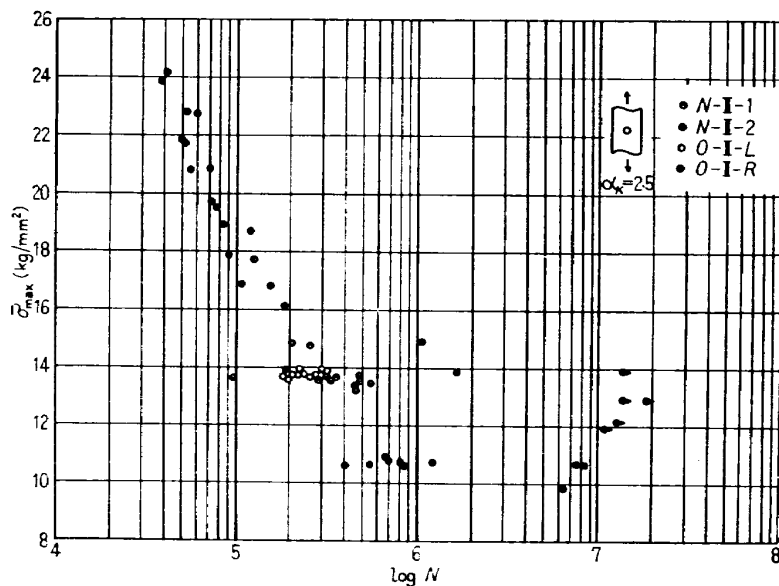


第8図



数が  $1 \times 10^7$  回に達してもなお試験片は破壊しなかった。このような現象は軟鋼材における疲れ限度に似ていることであって、アルミニウムのような非鉄金属では普通現われないものと考えられている現象である。この実験において前歴材で行なった疲れ試験の応力範囲では、前歴材は処女材に比べて疲れ破壊までの繰り返し数  $N$  (以下疲れ寿命とよぶ) がいくらか大きいように思われる。

第9図は応力集中係数  $\alpha_k = 2.5$  になるように中心に円孔を有する試験片による実験結果である。この形状の処女材2 (記号①) による  $S-N$  線図は、第8図に示した平滑試験片の  $S-N$  線図に対して、同じ応力では疲れ寿命が平均して約 23% の低下を示している。また、軟鋼材の疲れ限度に似た現象はここでもかなり明瞭に認められるが、このときの応力は平滑試験片の場合よりあまり低下していない。しかし、この  $S-N$  線図を描いている試験片は円孔の切り口をさらって幾分丸味をつけたものである。これに対し、処女材1および前歴材  $L$  と  $R$  (記号⊖○●) の試験片はドリルで孔をあけたままのものである。この形状についての処女材と前歴材の疲れ寿命は処女材1 (記号⊖) と前歴材  $L$  (記号○) との間では大体同じ応力に対し前歴材  $L$  が幾分低下しているようである。前歴材  $R$  (記号●) の疲れ寿命は、前述のように円孔の仕上りが異なるので処女材と比較することは適当でないと思われる。しかし、この試験の結果は二つのグループに別れているが、この二つのグループは前歴の違い、すなわち機体中心からの距離の違いによる前歴応力の程度、または腐蝕程度には無関係のようである。

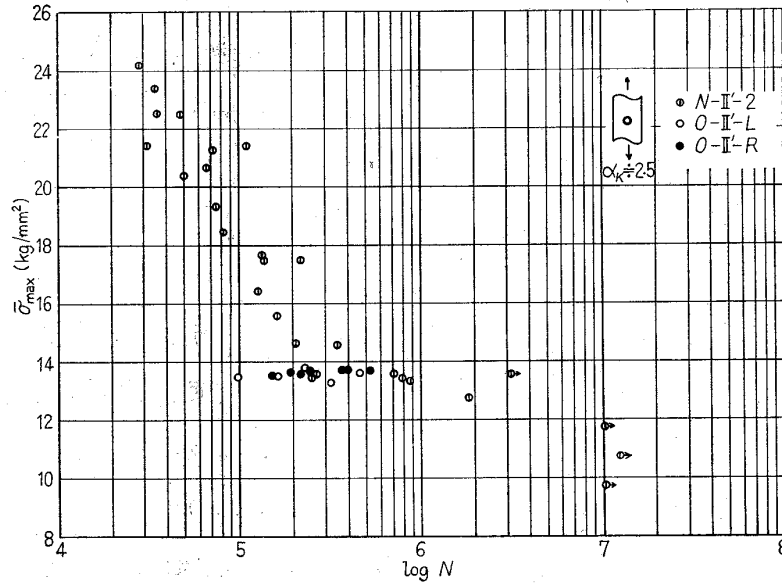


第 9 図

第10図はII'型試験片の実験結果である。ここでは処女材2 (記号①) による  $S-N$  線図は穴をくぼませていない場合 (単純な円孔) と大体同様な傾向であるが、応力が大きくなると疲れ寿命低下の程度が大きいようである。この形状の試験片では軟鋼材の疲れ限度に似た現象はあまり明瞭でないようであり、また  $N=1 \times 10^7$  で破壊しないような応力はかなり低く  $\bar{\sigma}_{\max} \doteq 12 \text{ kg/mm}^2$  で

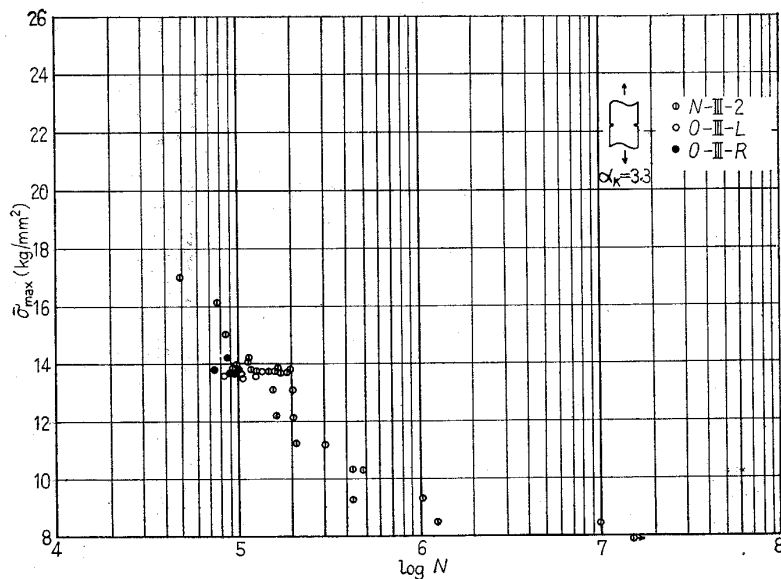
ある。

この処女材 2 の試験片は、単純な円孔の場合と同様にドリルで穴をあけたあと、切り口をさらったものである。この試験結果の特異なことは前歴材、処女材のいずれについてもばらつきが大きいことである。このことは、くぼみ孔の加工の影響を示していると思われる。しかし、前歴材は実際に鋸が打ち込まれていたにもかかわらず、処女材に比較してそれ程大きなばらつきは認められない。ここでも前歴材は処女材に比較すると、多少疲れ寿命の低下が認められる。



第 10 図

第 11 図に示した結果は III 型試験片に対するものである。この試験片は応力集中係数  $\alpha_k=3.3$  になるような U ノッチを有するものである。このような形状の場合の  $S-N$  線図では、図で明らか



第 11 図

かなように、平滑試験片の  $S-N$  線図とかなり傾向が異なっている。そのうちの一つは軟鋼材の疲れ限度に似た現象はほとんど認められないことであり、第2に異なることは応力が大きくなると疲れ寿命低下の程度がかなり大きいことである。第3にはばらつきの程度が小さいことである。このような形状を有する試験片の処女材と前歴材との間にも、やはり疲れ寿命の差が認められ、前歴材が低下しているようである。

以上述べたことその他、前歴材の腐蝕程度による疲れ寿命の違いはそれぞれの図（第8図～第11図）に示されている左翼側と右翼側との実験結果（記号○および●）の間でみられるようにあまり明瞭でない。あえていえば、腐蝕のはなはだしかった左翼側が右翼側よりも幾分寿命が長いようである。また、前歴材の平滑試験片による疲れ試験の結果では、亀裂発生部分は腐蝕によって薄くなった部分とはあまり関係がないようであった。

#### 4. む す び

この疲れ試験では前歴材の新しかったときの資料がないので、厳密に前歴が寿命におよぼす影響について検討することはできないが、しかし今回新たに同じ目的で使用される処女材に比較すると、前歴材は同じ用途に対してまだかなり使用に耐えられることが確かめられた。また、この処女材の応力比 ( $\bar{\sigma}_{\max}/\bar{\sigma}_{\min}=5$ ) 一定な場合の繰り返し引張り応力による  $S-N$  線図が明らかとなり、このときの平滑試験片による  $S-N$  線図は軟鋼材の疲れ限度に似た現象がかなり明瞭に認められた。さらに、切欠きを有する場合の  $S-N$  線図と平滑材のそれとの違いについても一部分知ることができた。これによると、切欠きが疲れ寿命におよぼす影響はかなり複雑なようであり、切欠きによって生ずる最大集中応力を考えることだけでは解決されない。

終りにのぞみ、常に御指導と御討論を賜った佐藤室長に深く感謝の意を表します。

<p>NAL TM-8 航空技術研究所 アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究</p> <p>1962年9月 10頁</p> <p>使用したアルミ合金板は輸送機の主翼燃料タンク底板で、古い材料は約30,000時間の飛行経歴を伴った主翼としての繰り返し荷重と、約20年間におよぶ燃料による腐蝕の前歴とを受けたものあり、新しい材料はこの古い材料と変換したものである。試験片形状は平滑なものと、中央円孔、くぼみ孔および両側にUノッチを有する4種とし、応力条件は常温で板材のロール方向(翼の長手方向)に平均応力をもった引張りである。この疲れ試験の結果から前歴材と処女材との間で疲れ寿命の比較検討を行なった。</p>	<p>I. 池田為治 坂元思無邪 II. NAL TM-8 III. 620.178.3</p>
<p>NAL TM-8 航空技術研究所 アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究</p> <p>1962年9月 10頁</p> <p>使用したアルミ合金板は輸送機の主翼燃料タンク底板で、古い材料は約30,000時間の飛行経歴を伴った主翼としての繰り返し荷重と、約20年間におよぶ燃料による腐蝕の前歴とを受けたものあり、新しい材料はこの古い材料と変換したものである。試験片形状は平滑なものと、中央円孔、くぼみ孔および両側にUノッチを有する4種とし、応力条件は常温で板材のロール方向(翼の長手方向)に平均応力をもった引張りである。この疲れ試験の結果から前歴材と処女材との間で疲れ寿命の比較検討を行なった。</p>	<p>I. 池田為治 坂元思無邪 II. NAL TM-8 III. 620.178.3</p>
<p>NAL TM-8 航空技術研究所 アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究</p> <p>1962年9月 10頁</p> <p>使用したアルミ合金板は輸送機の主翼燃料タンク底板で、古い材料は約80,000時間の飛行経歴を伴った主翼としての繰り返し荷重と、約20年間におよぶ燃料による腐蝕の前歴とを受けたものあり、新しい材料はこの古い材料と変換したものである。試験片形状は平滑なものと、中央円孔、くぼみ孔および両側にUノッチを有する4種とし、応力条件は常温で板材のロール方向(翼の長手方向)に平均応力をもった引張りである。この疲れ試験の結果から前歴材と処女材との間で疲れ寿命の比較検討を行なった。</p>	<p>I. 池田為治 坂元思無邪 II. NAL TM-8 III. 620.178.3</p>

## 既 刊 資 料

TM-1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 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-3	YS 水平尾翼後桁取付部静荷重試験・ 疲労試験報告書	1962年2月	斎藤 浩一, 多田 保夫
TM-4	18 cm × 20 cm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 巖
TM-6	18 cm × 18 cm 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

注：欠番は配布先を限定したもの。

---

## 航空技術研究所資料 8号

昭和37年9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(0422)(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

---