

# 航空機用アルミニウム合金の疲労 によるクラックの発生と伝ば (2)

小 原 嗣 朗・武 藤 範 雄

## Fatigue Fracture and Crack Propagation in Aluminum Alloys (2)

By

Shiro KOHARA and Norio MUTO

**Abstract:** Fatigue behaviors of 2024 aluminum alloy at high temperatures have been investigated. The fatigue test was carried out with a sheet specimen loaded repeatedly, and heated by a small furnace during the test. The temperature range investigated was 100–250°C. It was found that the fatigue strength varied with the change in hardness of specimen, so the fatigue strength showed the maximum value at the temperature range of 200–225°C. In the case of rectangular specimen with a hole at the center, however, the fatigue strength was the highest at room temperature and decreased with temperature. Fatigue crack propagated along the principal stress plane for hardened specimens, but along the maximum shear stress plane for softened specimens. A single crack appeared and grew to fracture in repeated tension test, but a number of small cracks appeared and then a single crack was formed linking them in tension-compression test.

### 概 要

航空機の構造用材料である 2024 アルミニウム合金の高温における疲労の研究を行った。疲労試験は平板試験片を用い、一軸方向に繰返し応力を加えた。試験温度は 100–250 °C である。

疲労強さは、荷重の大きさおよび加え方によって変わるが、時効に伴う合金の硬さの変化に対応している。したがって疲労強さはある温度で最大になる。一方、丸穴をあけた試験片では、室温の疲労強さが最大で、温度が上るほど低下する。破断面の方向は、一般に最大主応力面に沿っているが、軟化した状態では、最大剪断応力面に沿う方向に変わる。疲労に伴うクラックの発生は、片振り荷重の場合は、1本のクラックが発生し、これが成長して破断に至るが、両振り荷重の場合は、多数の微小クラックが発生し、これがしだいに繋がって成長し、破断に至る。

### 1. ま え が き

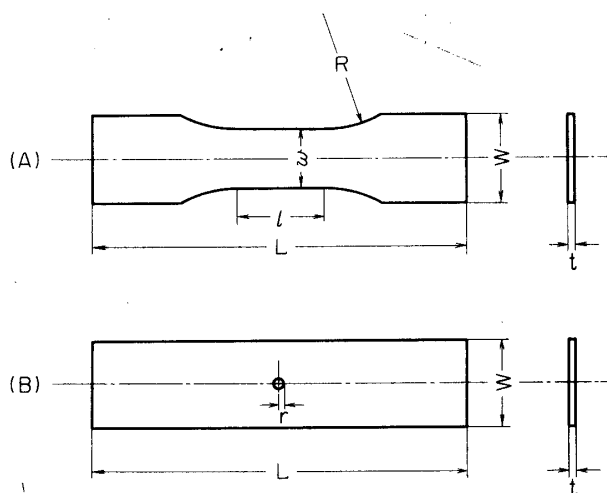
航空機に用いられる代表的なアルミニウム合金である 2024 合金について、これまで疲労

に関する研究を行ってきた。この合金の室温付近の温度における疲労に伴う各種の挙動について得られた知見については、一部すでに報告をした[1]。すなわち、S-N 曲線に対する材料の異方性の影響、試験片の寸法効果、応力振幅および平均応力の大きさの影響、疲労破断面の方向、クラックの発生とその伝ば速度、金属組織とクラックの関連などについて第 1 報として報告を行なった。この合金は航空機の構造材料として広く使われているが、実用面における疲労という点では、室温付近の温度における挙動のほかに、加熱状態で使用される場合の挙動が重要である。この研究の一環として、引続いてこの合金の高温における疲労に伴う各種の挙動について研究を進めているが、今回はその一端を報告したい。しかし、このような疲労の研究でまとまった結論を出すには長い時間を要するので、この報告は 2024 合金の高温疲労に関する研究の中間報告に相当するものである。

## 2. 実験方法

### (1) 試験片

実験に用いた材料は市販の 2024 合金の圧延板で、T 3 処理（溶体化処理後冷間加工を行なって自然時効せさる）を施したものである。試験片の形状、寸法は室温付近の実験に用いたものと同じである。第 1 図に試験片の形状および寸法を示す。試験片は A, B 2 種類を用いたが、A 試験片は引張試験片型のもので、B 試験片は中央に丸穴をもつ矩形の試験片である。これは、A 試験片の場合はクラックの発生位置を予測することはできないが、B 試験片の場合はクラックの発生位置を大体予測できるためである。



	L	W	l	w	R	r	t
A	150	30	30	20	40	—	2.0
B	150	30	—	—	—	1.5	2.0

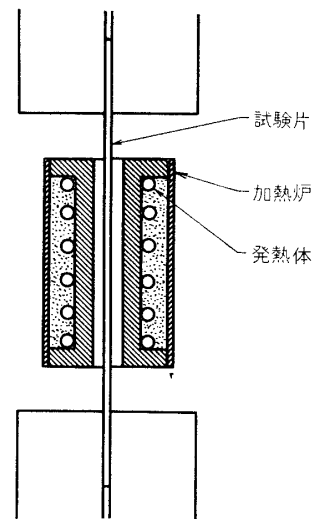
(単位: mm)

第 1 図 試験片の形状および寸法

## (2) 実験条件

疲労試験は島津製作所製サーボパルサ EHF-10 型を用いて、定応力荷重を加えて行なった。荷重の変化は正弦波形で、試験片に片振りまたは両振りの荷重を加えた。繰返し負荷の周期は、25 Hz で一定である。

高温疲労の実験を行なうために試験片を加熱する方法は、第 2 図に示すような小形の炉を用いた。実際的な使用条件になるべく近い状態という意味で、雰囲気は特に調節することなく、空气中で試験を行なった。試験温度は、100°, 150°, 175°, 200°, 225°, 250 °C である。

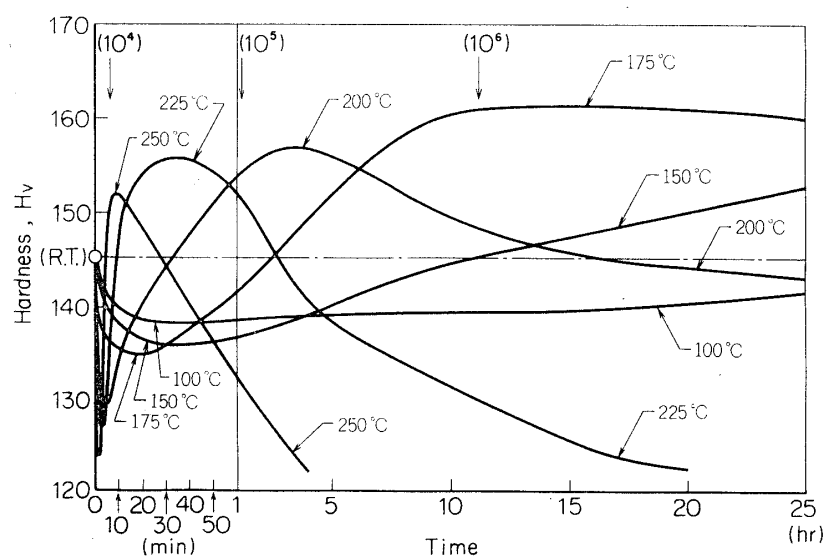


第 2 図 試験片加熱炉

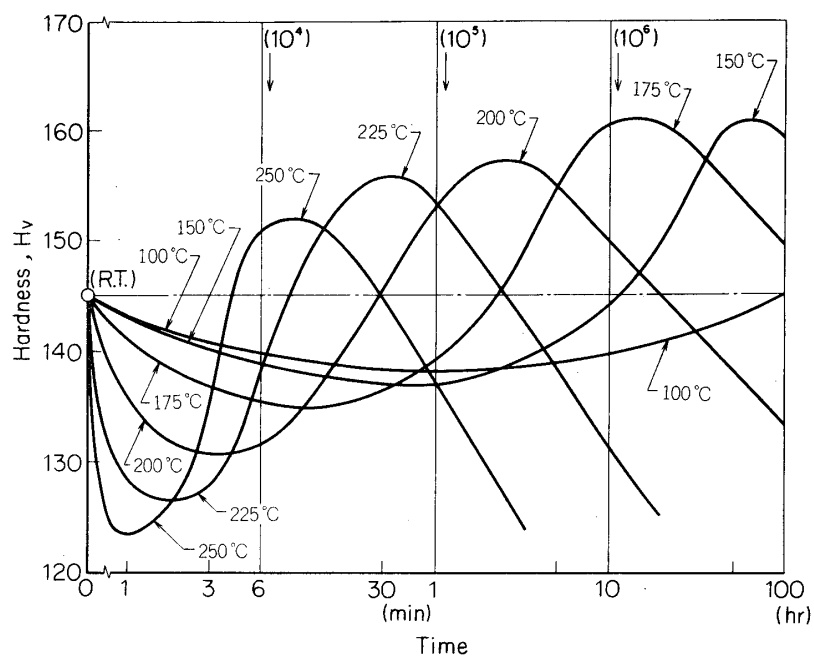
## 3. 実験結果

この合金は時効硬化型の合金であるから、高温に保たれた場合は合金元素の拡散が生じ、それに伴う何らかの性質の変化が起こるはずである。最初に各試験温度における素材の硬さの変化を調べた。これは各温度に保った塩浴中に試験片を所定時間保持した後、0 °C 前後の水中に焼入れしたものについて、室温で測定した硬さである。測定結果は第 3 図 (a) (b) に示すとおりであるが、200 °C から上の温度では容易に過時効の状態になることがわかる。200 °C 以上では 10 hr 程度ですでに軟化が起こっているが、175 °C では 25 hr でも硬度は最高値に近い。

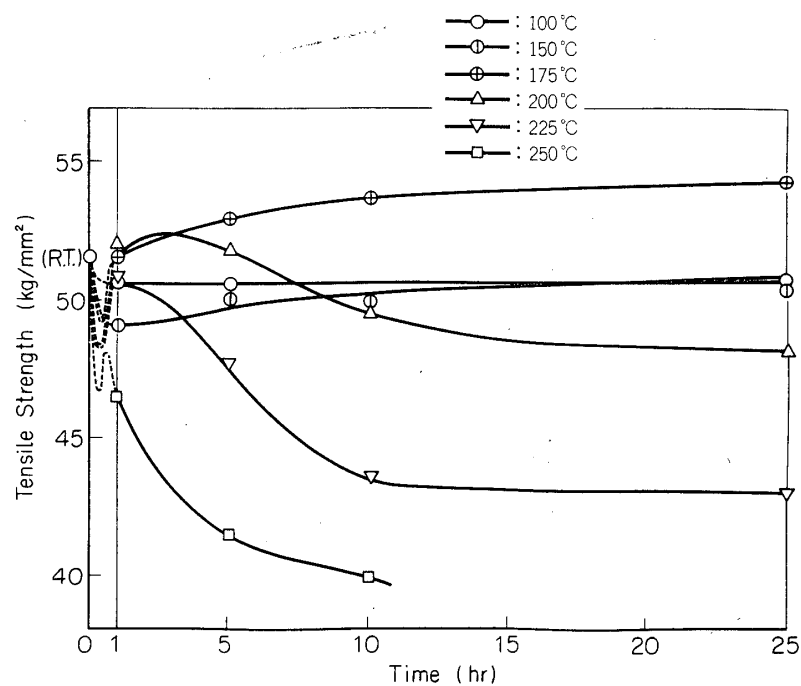
つぎに、このような硬度の変化に対応して、引張強さがどのように変わるかということ調べた。これも各温度に所定時間保った後、水中に焼入れした試験片について室温で測定した値である。その結果は第 4 図に示すとおりであって、引張強さの変化は大体硬さの変化に対



第 3 図 (a) 2024 合金の加熱による硬さ変化



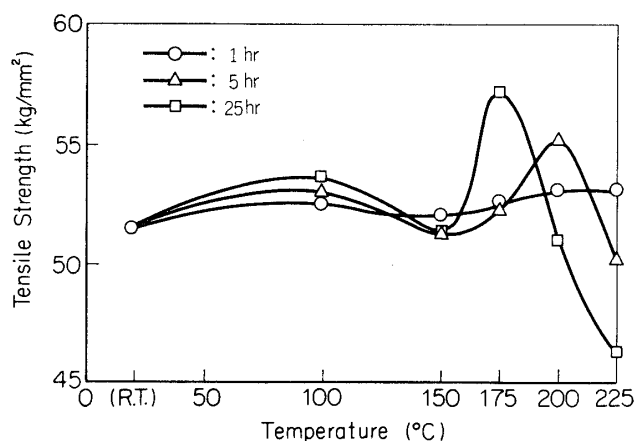
第3図 (b) 2024 合金の加熱による硬さ変化



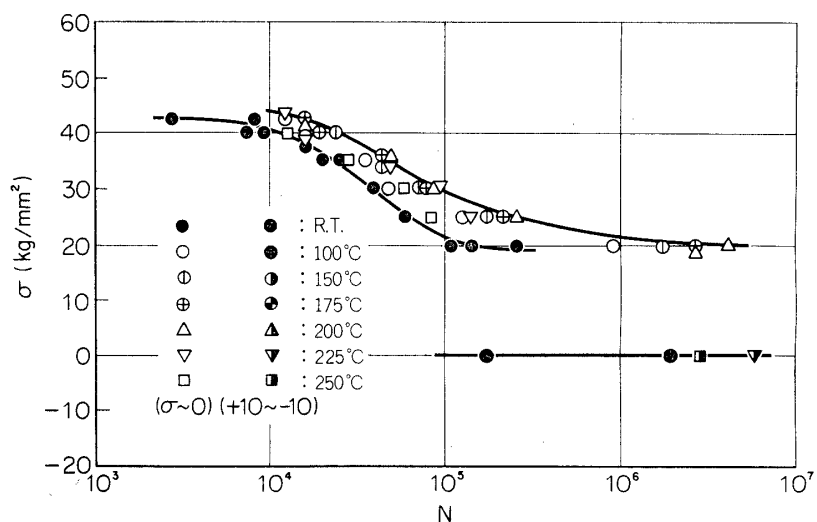
第4図 2024 合金の加熱による引張強さの変化

応している。第5図はこれを温度に対する変化としてプロットしたものであるが、加熱時間が1 hr の場合はまだ強さに著しい変化はないが、5 hr の場合は200 °C、25hr の場合は 175 °C で強さが最高値に達する。

疲労試験の場合は、試験片および加熱炉を試験機にセットして炉に通電し、試験片が所定の温度に達したとき、疲労試験をスタートした。A 試験片を用いた疲労試験によって得られた S-N 曲線を、第6図に示す。この結果によると、片振り荷重の場合は、試験温度が上昇すると疲労強さ（時間強度）がしだいに増加し、200～225 °C で最高になって、それ以上の温度では再び疲労強さが低下するという傾向を示している。また両振り荷重の場合も、試験温度の上昇とともに疲労強さが増し、225 °C で最高になって再び低下する傾向がある。このような関係をもっと明らかにするため、各温度における疲労寿命を試験温度に対してプロッ



第5図 2024 合金の温度に対する引張強さの変化

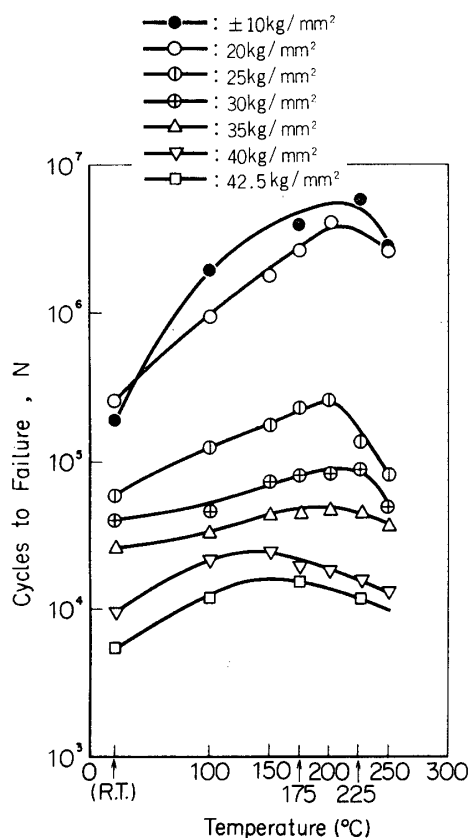


第6図 2024 合金の高温疲労の S-N 曲線 (A 試験片)

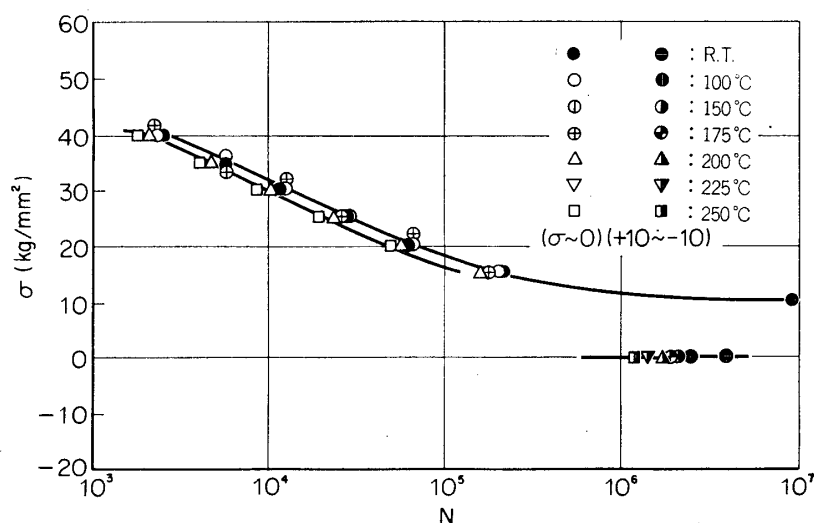
トしたものが第7図である。この図によると、各応力レベルに対して最も疲労寿命が長くなる温度が、次第に変化していることが明らかに示されている。すなわち、低応力レベルでは200℃付近の温度で、また高応力レベルでは150℃付近の温度で最も高い値を示している。

つぎに、B試験片を用いた場合のS-N曲線を第8図に示す。この場合は、試験温度が上がっても疲労強さにはほとんど変化がなく、大体室温の曲線に一致しているが、250℃になるとやや強さが低下するという傾向を示している。この傾向は、疲労寿命を試験温度に対してプロットした第9図でみると、温度が上がるにしたがってどの応力レベルでも、一様に強さが減少していることが分る。

つぎに疲労による破断面の方向は、室温の場合は、硬い材料では最大主応力面と一致し、軟かい材料では最大せん断応力面と一致する傾向があることが知られている[2]。そしてこれは、それらの材料の静的引張試験における破断面の生じ方と大体一致している。高温の静的引張試験における破断面は、第10図に示すように、温度が高くなるに従って最大主応力面から最大せん断応力面に近づく。しかし疲労試験における破断面は、温度が高くなるに従って



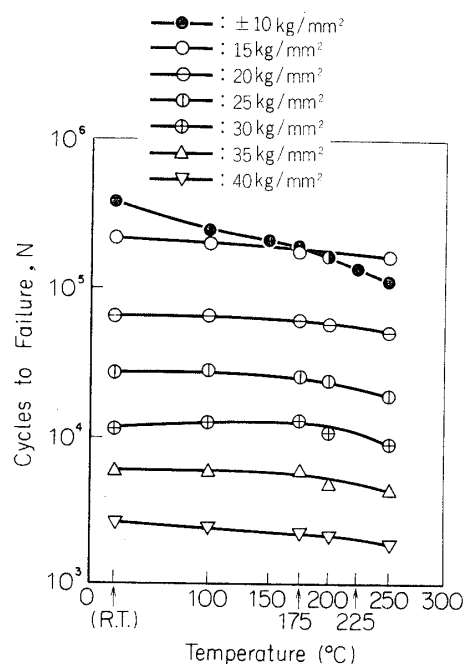
第7図 疲労寿命の温度による変化 (A試験片)



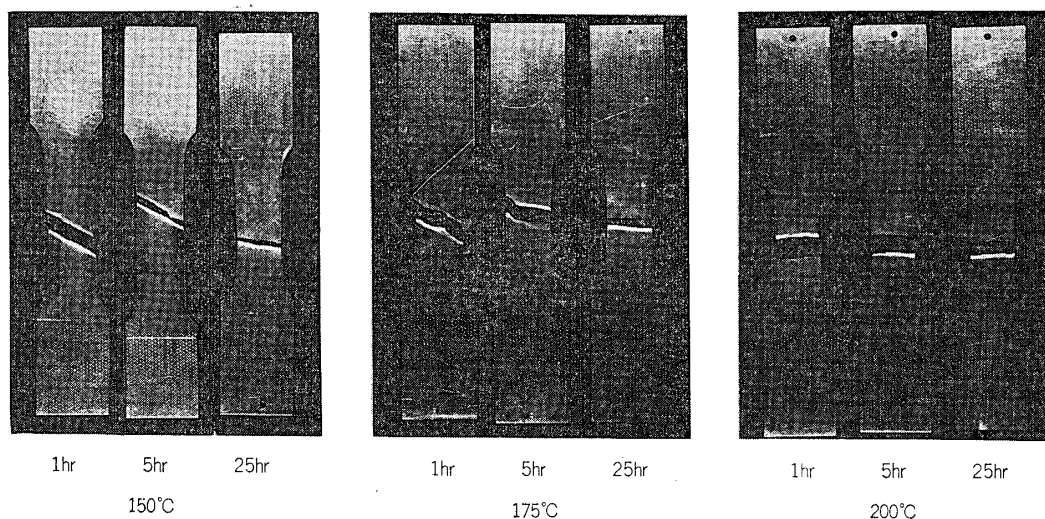
第8図 2024合金の高温疲労のS-N曲線 (B試験片)

ある温度範囲で、最大せん断応力面に近い面になるが、それより高い温度範囲では再び最大主応力面に近くなる。第 11 図にその例を示す。これは  $\sigma_{\max}=40 \text{ kg/mm}^2$  の場合であるが、 $175^\circ\text{C}$  の場合にのみ最大せん断応力面に近い面で破断が生じている。これは硬さ曲線の変化から推定すると、この時間の付近では  $150\sim 175^\circ\text{C}$  で材料が最も軟化した状態になっている。

クラックの発生の様相は、室温の場合 [1] と全く同様で、片振り荷重の場合は、1本のクラックのみが成長して破断に至るが、両振り荷重の場合は荷重方向と垂直な方向に延びた多数の微小クラックが発生し、これが相互につながり合って大きいクラックを形成して、破断に至る。その例を第 12 図に示す。光学顕微鏡による観察の限りでは、室温の場合のクラックの発生との差は認められない。



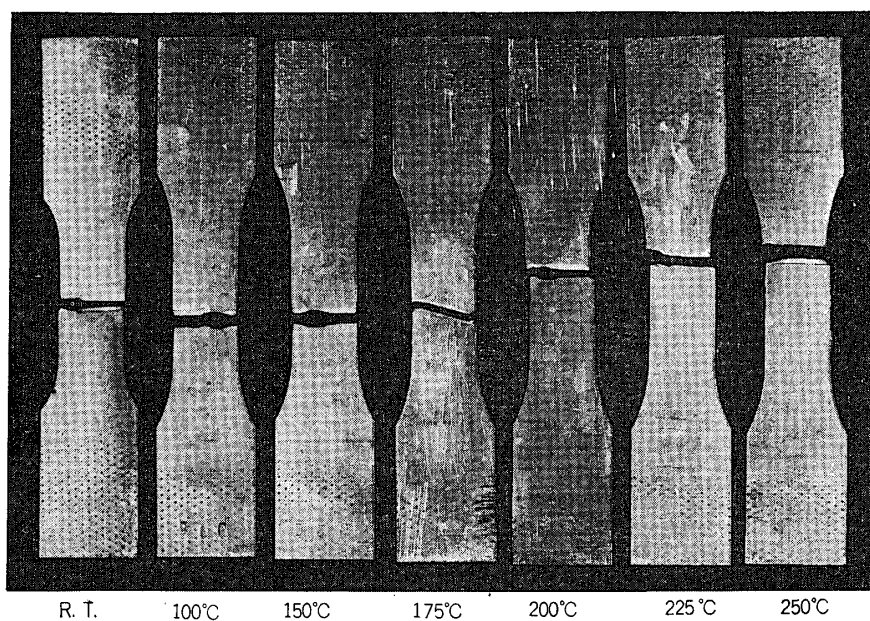
第 9 図 疲労寿命の温度による変化 (B 試験片)



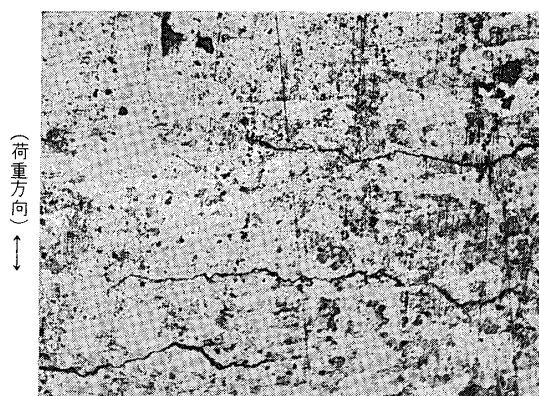
第 10 図 静的引張試験における破断面の変化

#### 4. 考 察

2024 合金のような析出硬化型の合金は、高温に加熱されると異種原子の拡散に伴う変化が起こる。この実験の場合のように、高温加熱と疲労実験を同時にスタートさせる実験方法では、疲労の進行と共に析出も進行する。それが疲労強さに対してどのように影響するかということが重要な点である。

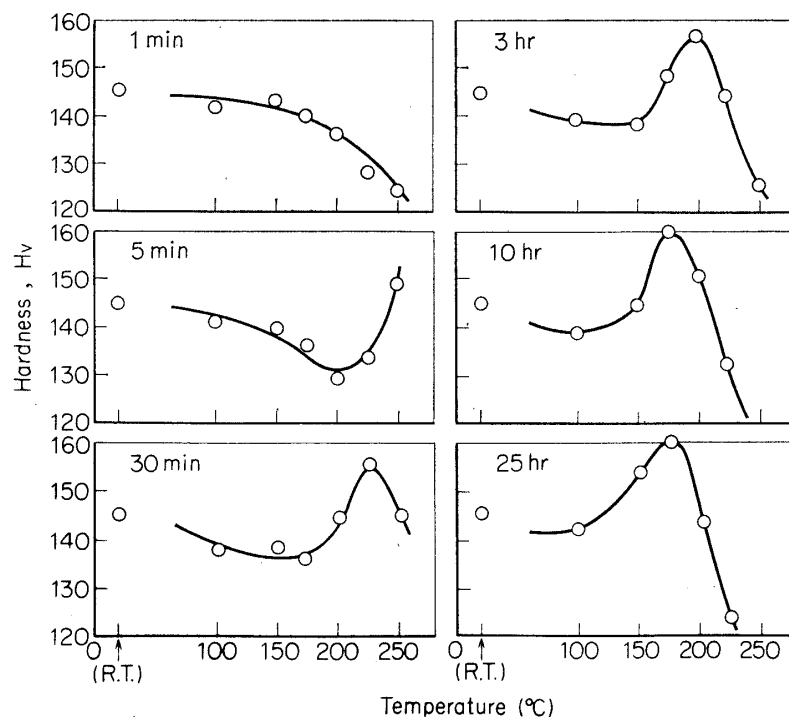


第 11 図 疲労による破断面の温度による変化

(a) 片振り荷重 ( $20 \sim 0 \text{ kg/mm}^2$ ,  $250^\circ\text{C}$ )(b) 両振り荷重 ( $+10 \sim -10 \text{ kg/mm}^2$ ,  $250^\circ\text{C}$ )

第 12 図 疲労によるクラックの発生, (a)片振り荷重 (b)両振り荷重





第 13 図 温度と保持時間に対する硬さの変化

この合金の、高温における硬さの時間的变化と、引張強さの変化は大体対応している。したがって、硬さ曲線から引張強さの変化が推定できる。つぎに引張強さの強い材料ほど耐久限が高いことが知られている [3]。このことから、疲労強さの温度による変化を、硬さ曲線の変化と対応させて考えてよいといえる。まず、硬さ曲線から、特定の時間における温度に対する硬さの変化を示すと、第 13 図のようになる。この図で興味ある点は、A 試験片の疲労強さの変化を示す曲線 (第 7 図) と 3 時間加熱後の硬さ曲線の形が似ていて、B 試験片の疲労強さの変化を示す曲線 (第 9 図) と 1 分間加熱後の硬さ曲線の形が似ている、ということである。しかしこれらの試験片が実際に破断した時間は、この曲線の形が似ている時間と必ずしも一致していない。

時効硬化型アルミニウム合金と疲労の関係については、これらの合金が高い引張強さを示すにもかかわらず、疲労強さが低い、すなわち疲労比が小さいということに対して、疲労中に過時効が起って軟化するという過時効説 [4] [5] と、析出物の母相への再溶解が起こるといふ復元—再溶解説 [6] [7] がある。しかし過時効説に対しては、これまでにいくつかの反証があげられている [8] [9]。いずれにしても析出硬化型のアルミニウム合金の場合、疲労が析出あるいは析出物の再溶解に影響をもつことが認められている。仮にこの影響を析出物の再溶解によるものと考え、合金の軟化が起こる時間は、析出物の成長速度と再溶解の速度の相対的な大小によって変化する。この場合、再溶解は析出の初期の段階、すなわち硬さ曲線で山の現われる前の段階に対して、より大きい影響をもつであろう。B 試験片の場合は、A 試験片にくらべて応力集中が大きく、破断に至るまでの時間が短かいので、析出物の

大きさはまだ比較的小さい。また応力集中による局所的な変形や局所的な温度上昇などの影響によって再溶解が促進されるとすると、軟化はかなり早い段階で起こり、これは硬さ曲線に過時効の山が現われる以前の初期の部分に相当する。したがって、結果的には析出が抑制された形で現われる。一方 A 試験片の場合は、破断に至るまでの時間が長いので、この間に析出物はかなり大きく成長し、再溶解の速度も B 試験片の場合にくらべて遅いとすれば、軟化の起こるのは硬度曲線で過時効の山を越えた後の段階で、結果的には析出が促進された形で現われると考えられる。

つぎに破断面の方向であるが、室温付近の温度の場合、これまでに 2024 合金と純アルミニウムの比較によって硬い材料では主応力面に沿う方向に、また軟かい材料では、最大せん断応力面に沿う方向に生ずることが明らかにされたが、この実験においては、同じ材料で加熱温度の差によって破断面の生じ方が変化しているから、疲労による破断面の生じ方は、材料の硬さに依存することが明らかである。しかしこの点に関しては、板材の引張による変形挙動と対応させてさらに実験データを加えて考察する必要がある。

## 5. ま と め

航空機の構造用材料に用いられる 2024-T3 合金の板材の一軸方向の繰返し荷重による高温疲労に関する研究を行なって、つぎのような結論が得られた。

- (1) 疲労強さは、時効の進行に伴う硬さの変化に大体対応して変化する。しかし疲労強さが最大になる温度は、荷重の大きさ、および加え方（平均応力および応力振幅の大きさ、また片振り、両振りの差など）によって変わる。
- (2) 丸穴をあけた試験片の場合は、室温における疲労強さが最大で、温度が上がるほど疲労強さは低下する。
- (3) 一般に破断面の方向は最大主応力面に沿う方向に生じたが、合金が軟化した状態では、最大せん断応力面に沿う方向に変わる。
- (4) 片振り荷重の場合は室温の場合と同様に、1本のクラックが発生して、しだいに成長して破断に至るが、両振り荷重の場合は、多数の微小クラックが発生し、そのうちの一部がつながってクラックが成長して破断に至る。
- (5) 疲労強さの変化は、疲労に伴う析出物の復元-再溶解説に対応しているように思われる。

1972 年 3 月 30 日 材料部

## 参 考 文 献

- [1] 小原, 武藤: 宇宙航空研究所報告, 7, 1971, 4, 745.
- [2] 河本: 金属の疲労, 丸善, 1964, 16.
- [3] *Metals Handbook*, ASM, 1948, 810.
- [4] R. F. Hanstock: J. Inst. Metals, 83, 1954, 11.
- [5] P. J. E. Forsyth: J. Inst. Metals, 84, 1955, 359.
- [6] T. Broom, J. A. Mazza, V. N. Whittaker: J. Inst. Metals, 86, 1957, 17.

- [7] P. J. E. Forsyth: Phil. Mag., **9**, 1957, 2.
- [8] P. J. E. Forsyth: Acta Met., **8**, 1960, 811.
- [9] G. W. Form: Trans. ASM, **52**, 1960, 514.