

2024-T3 A1 合金의 異方性이 疲勞龜裂進展速度와 停留舉動에 미치는 影響⁺

吳世旭* · 金泰亨** · 吳定錫***

(1993년 2월 19일 접수)

Effect of Anisotropy on Fatigue Crack Propagation Rate and Arrest Behavior with 2024-T3 Aluminum Alloy⁺

Sae-Wook Oh* · Tae-Hyung Kim** · Joong-Seok Oh***

Key Words : Single tension peak overload(單一引張過大荷重), Crack arrest(停留龜裂), Anisotropy(異方性), Fatigue crack opening-closing behavior(疲勞龜裂 開·閉口 舉動), Delayed retardation(遲滯遲延), Threshold overload shut-off ratio (R_{so}; 臨界 停留過大荷重比)

Abstract

In order to examine the effect of anisotropy and stress ratio on fatigue crack propagation rate and opening-closing behavior and also arrest behavior by single tension peak overload, the fatigue tests of constant amplitude stress and single tension peak overload adding to cycle of constant amplitude were carried out in stress ratio of -0.4 , -0.2 , 0 , 0.2 , and 0.4 with materials of T-L and L-T directions in 2024-T3 aluminum alloy plate. Crack opening-closing behavior were measured by the compliance method using COD gage and strain gage.

In case of the crack opening-closing behavior was measured by strain gage, the effect of stress ratio is unchangeable. But in the case of COD gage, that is remarkably decreased. Fictitious effective stress intensity factor(U_i) and effective stress intensity factor ratio(U) in L-T direction was higher than those in T-L direction and also threshold arrest overload ratio increased as stress ratio decreased and that of T-L direction was higher than that in L-T direction.

+ 1992년도 한국해양공학회 추계 학술대회에 발표한 논문임

* 정회원 동아대학교 공과대학 기계공학과

** 정회원 동아대학교 공과대학 기계공학과

*** 동아대학교 대학원

1. 序 論

不規則荷重을 받는 實際 機械構造物의 疲勞舉動 및 疲勞壽命을 정확히 豫測하기 위해서는 變動荷重의 影響을 파악하는 것이 무엇보다 중요하다. 變動荷重의 種類로는 單一引張過大荷重, 單一壓縮過大荷重, 多段多重反復過大荷重, 그리고 高·低, 低·高블록荷重(block load) 등이 있으며, 이 중 變動荷重의 基本이 되는 單一過大荷重(single overload)에 대한 體系의인 研究는 機械構造物 安全設計에 重要한 役割을 할 것이다.

單一引張過大荷重은 그 크기에 따라 (1) 無影響(no effect) (2) 遲延(retardation) (3) 遲滯遲延(delayed retardation) (4) 無遲延(lost retardation) (5) 停留舉動(arrest phenomenon)을 보이게 되며¹⁾, 이들 舉動에 影響을 미치는 인자는 過大荷重比²⁾, 降伏強度¹⁾, 過大荷重時期³⁾, 試驗片 두께⁴⁾, 應力比⁵⁾ 등이 알려져 있으나 각 인자가 독립적인 것은 아니다. 특히 過大荷重比(R_{OL})는 그 값이 클수록 遲延이 증가하는 것으로 알려져 있으며, 單一引張過大荷重에 의한 遲延現象을 설명하기 위해 다음과 같은 微視機構가 알려져 있다.

- 1) 龜裂先端의 殘留壓縮應力¹⁾
- 2) 龜裂先端의 鈍化現象⁶⁾
- 3) 龜裂先端의 加工硬化 現象⁷⁾
- 4) 龜裂가지 現象⁸⁾
- 5) 龜裂단頂 現象⁹⁾

그러나, 이러한 機構도 材料 및 試驗條件 등에 따라 서로 相異한 結果로 報告되어 있는 實情이다. 특히 疲勞龜裂 遲延現象을 評價하는 여러 모델들이 提案되고 있지만⁹⁻¹¹⁾ 모든 研究結果는 遲延現象만을 言及하고 있어 遲延現象과 더불어 工學的으로 重要한 役割을 할 것으로 期待되는 單一引張過大荷重에 의한 疲勞龜裂停留現象에 대한 研究는 아직 未洽한 狀態이다. 또한, 大部分의 研究結果는 L-T 方向에 關한 것이며, T-L 方向에 대한 研究結果는 거의 없는 實情이다. 따라서 보다 安全한 設計을 위해서는 이들에 關한 研究도 並行되어야 할 것으로 생각된다.

本 研究는 航空機 胴體 部分에 널리 使用되고

있는 2024-T3 Al 合金을 T-L과 L-T 두 方向으로 採取하여, 應力比를 $R = -0.4, -0.2, 0, 0.2, 0.4$ 로 變化시켜 각 方向에 대하여 一定振幅應力 疲勞試驗, 疲勞龜裂 停留舉動에 미치는 異方性 및 應力比의 影響을 調查하기 위하여 각 方向 및 應力比에서 疲勞龜裂 停留를 發生시키는 臨界停留 過大荷重比의 값을 求하고 應力比와 臨界停留 過大荷重比의 關係式도 導出하였다.

2. 試驗裝置 및 方法

2.1 試驗材料 및 試驗片

本 研究에서 使用한 材料는 航空機 構造用으로 널리 使用되고 있는, 두께 3mm인 2024-T3 알루미늄 合金 板材이며, 그 化學的 成分과 機械的 性質은 各各 Table 1 및 Table 2와 같다. 試驗片은 T-L 및 L-T 方向으로 各各 採取하여 實際 航空機의 疲勞破壞에서 疲勞龜裂의 發生장소로 빈번히 舉論되고 있는 리벳이나 볼트 등의 구멍을 假想하여 中央圓孔引張試驗片의 형태로 ASTM E 647-91¹²⁾의 規定에 따라 加工하였으며 最終的인 試驗片의 치수 및 形狀은 Fig. 1과 같다.

Table 1. Chemical composition of 2024-T3 Al alloy(wt, %)

Cu	Si	Mg	Zn	Cr	Fe	Ti	Ni	Pb	Bi	Mn	Al
4.39	0.04	1.53	0.11	0.01	0.30	0.04	0.04	0.02	0.04	0.66	Bal.

Table 2. Mechanical properties

	yield strength (MPa)	tensile strength (MPa)	elongation (%)
T-L	241	276	18.3
L-T	380	507	21.6

2.2 試驗裝置 및 方法

一定振幅疲勞試驗 및 單一引張試驗부터 龜裂開·閉口舉動의 측정까지의 모든 절차는 前報告

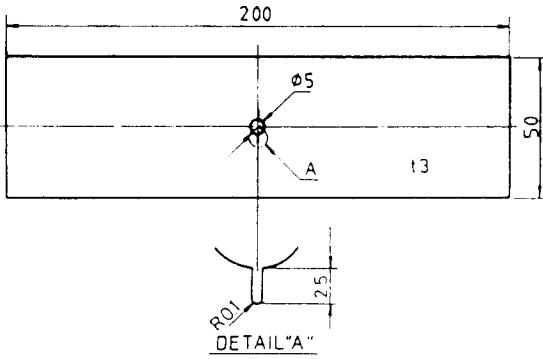


Fig. 1 Geometry and dimensions of the fatigue test specimen (units : mm)

書¹³⁾와 같은 方法으로 하였다. 단, 龜裂開·閉口 舉動의 測定方法의 차이점을 고찰하기 위해 Fig. 2와 같이 試驗片 中央部位에 自作한 COD게이지를 부착하여 開·閉點을 측정하였다. 또한 停留 過大荷重의 결정은 單一引張 過大荷重 부가 후 一定振幅疲勞荷重을 1×10^6 사이클 동안 부가하여도 疲勞龜裂이 더 이상 進展하지 않는 경우로 하였다.

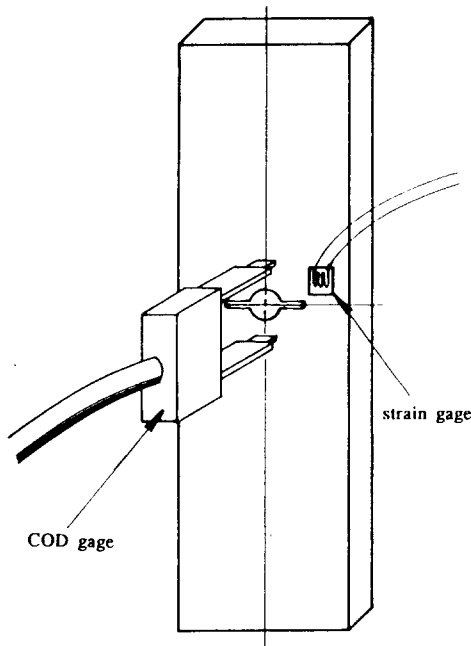


Fig. 2 Schematic drawing of fatigue crack opening-closure measurement system

3. 試驗結果 및 考察

3. 1. 疲勞龜裂 進展速度

Fig. 3 (a), (b)는 各各 T-L 方向과 L-T 方向에 關한 疲勞龜裂進展速度(da/dN)와 應力擴大係數幅(ΔK)의 關係를 나타낸 것이다. 두 그림 모두 應力比의 影響이 相當히 存在함을 알 수 있으며, 그 정도는 方向에 따라 次異를 보였다. 그리고 進展速度는 T-L 方向이 L-T 方向보다 빠르게 나타났다.

Fig. 4와 Fig. 5는 各各 龜裂先端에 附着한 스트레인 게이지와 COD게이지를 試片 中央에 鑿하여 測定한 龜裂단힘點으로 計算한 有效應力擴大係數幅(ΔK_{eff})에 대한 龜裂進展速度를 나타내었다. Fig. 4의 경우 Fig. 3에 비하여 應力比의 影響이 多少 減少하였지만 應力比의 影響은 여전히 存在하였다. 그러나 COD로 測定한 Fig. 5의 경우는 應力比의 影響이 相當히 減少하여 ΔK_{eff} 의 力學的 有用性を 確認할 수 있었다. 이러한 現象은 龜裂단힘의 原因 中 가장 支配的인 要因으로 알려진 塑性誘起形龜裂⁹⁾을 考慮할 때 塑性域 크기는 試驗片 表面과 内部에서 각기 다르며, 内部의 平面變形率狀態에서 表面의 平面應力狀態에 가까이 갈수록 塑性域이 커지기 때문에 表面에서 開·閉口測定이 過大評價되었기 때문이라 생각되어진다.¹⁴⁾ 또한 本 試驗에 使用된 試驗片 形狀의 경우 疲勞龜裂이 양쪽으로 進展되므로 COD게이지로 두 龜裂에 平均化 한 값이 有用할 것으로 믿어진다. 따라서 有效應力擴大係數를 利用하여 龜裂進展速度를 評價할 경우 龜裂 단힘比의 값은 表面과 内部의 綜合된 力學的인 量을 얻을 수 있는 方法에 의한 값을 利用하는 것이 바람직하다고 하겠다. COD게이지로 龜裂단힘을 考慮한 疲勞龜裂進展速度式은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$da/dN = 1.92 \times 10^{-7} (\Delta K_{eff})^4 \cdots T-L \text{ 方向} \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$da/dN = 1.53 \times 10^{-8} (\Delta K_{eff})^{4.2} \cdots L-T \text{ 方向} \quad \dots\dots\dots (2)$$

同一荷重條件인 경우 두 方向의 進展速度를 비

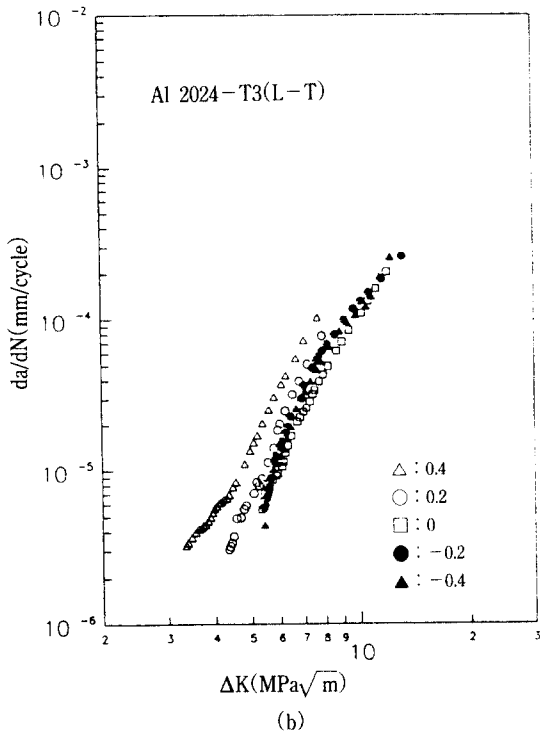
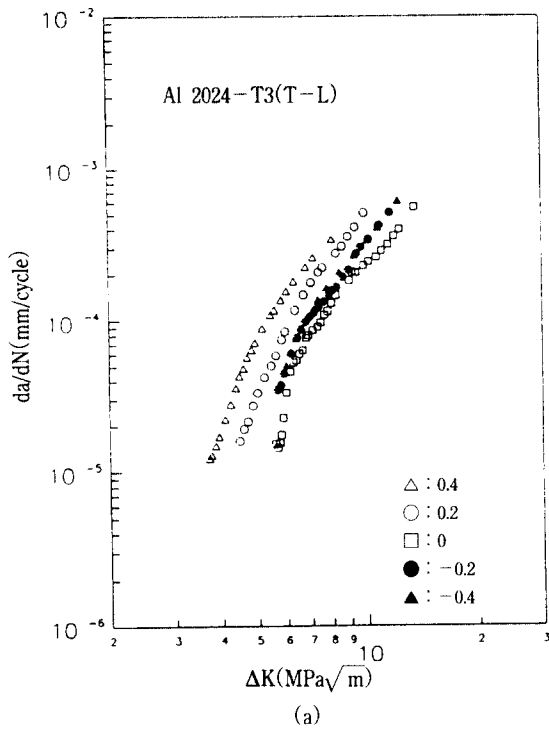


Fig. 3 Fatigue crack growth rate (da/dN) as function of stress intensity factor range (ΔK) under constant maximum stress $S_{max}=39.2\text{MPa}$ (a) L-T direction, (b) T-L direction

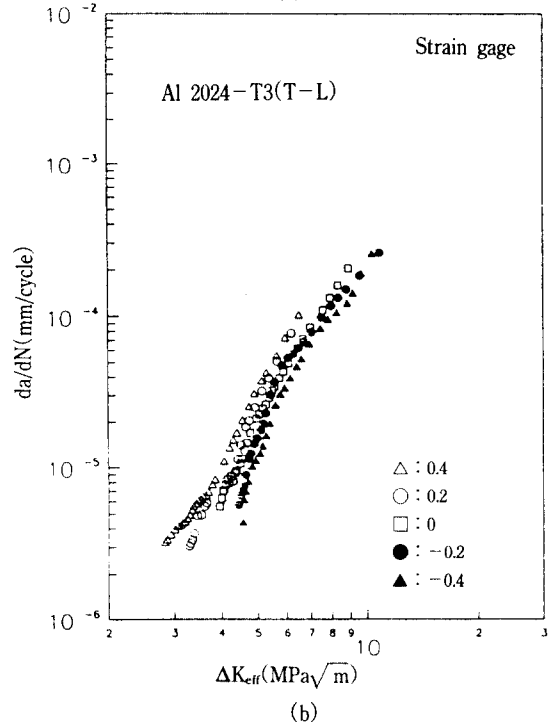
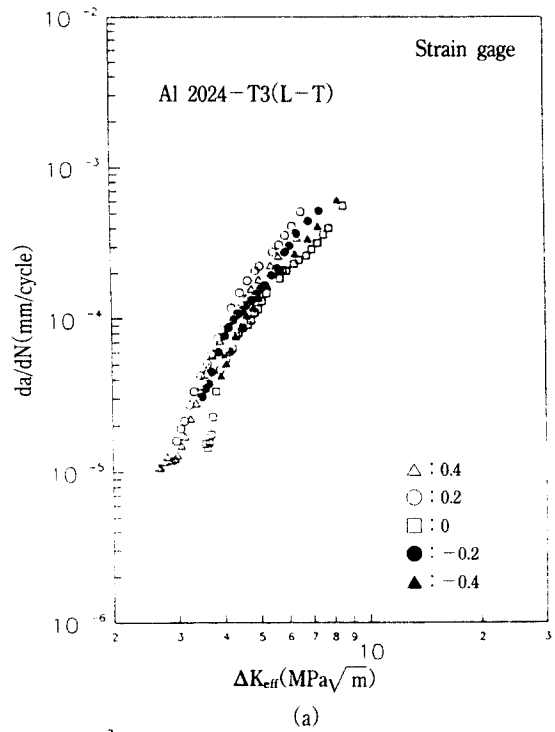


Fig. 4 Fatigue crack growth rate (da/dN) as function of effective stress intensity factor range (ΔK_{eff}) under constant maximum stress $S_{max}=39.2\text{MPa}$ (a) T-L direction, (b) L-T direction (in case of Strain Gage)

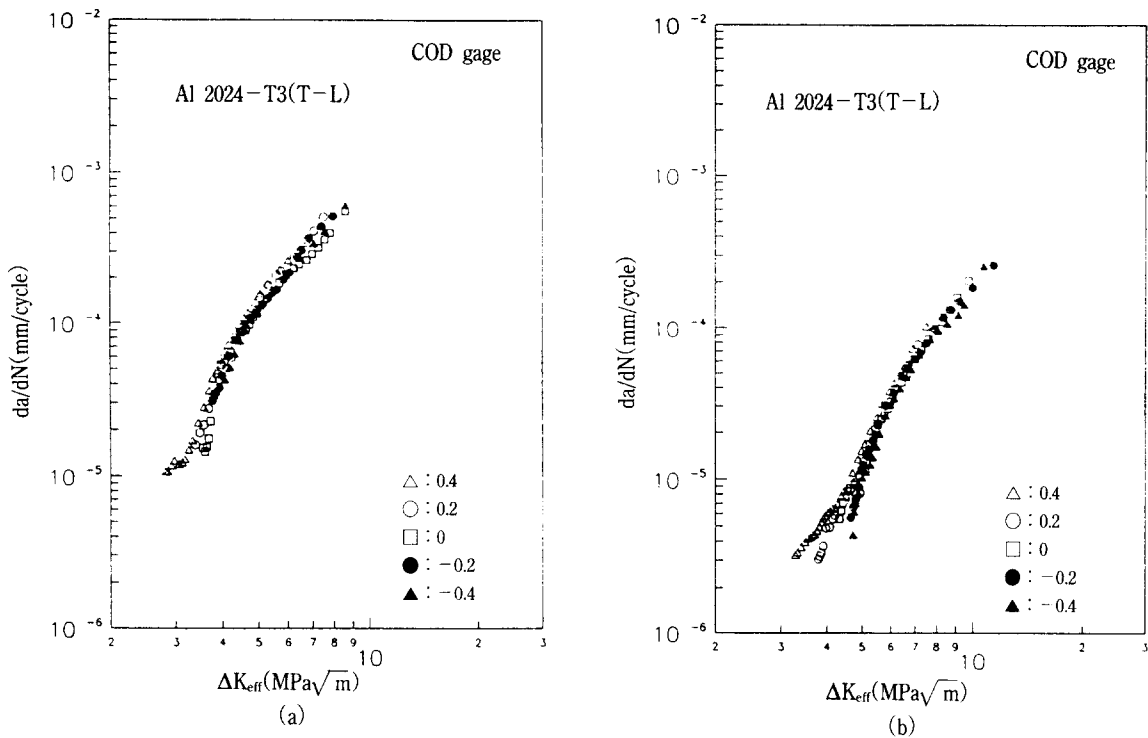


Fig. 5 Fatigue crack growth rate (da/dN) as function of effective stress intensity factor range (ΔK_{eff}) under constant maximum stress $S_{max}=39.2\text{MPa}$ (a) T-L direction, (b) L-T direction(in case of COD Gage)

교하면 T-L 方向의 進展速度가 L-T 方向에 비해 약 9~10배 가량이 빨라 疲勞壽命을 크게 短縮시킴을 알 수 있다. 따라서, 構造物 設計時 龜裂이 壓延方向으로 진전될 가능성을 고려한다면 設界荷重을 60~70%로 減少시켜야 할 것으로 생각된다.

3.2 疲勞龜裂 開·閉口 舉動과 應力比의 關係

實際의 疲勞龜裂進展舉動의 解析에 有用하게 使用될 수 있는 有效應力擴大係數比에 대하여 Elber⁹⁾와 Schijve¹⁵⁾ 그리고 Katcher 등¹⁶⁾은 R만의 함수로 각각 다음과 같이 표현하였으며

$$U = 0.5 + 0.4R \quad (-0.1 < R < 0.7 ; \text{Elber}) \quad (3)$$

$$U = 0.68 + 0.91R \quad (0.08 < R < 0.32 ; \text{Katcher 등}) \quad (4)$$

$$U = 0.55 + 0.35R + 0.1R^2 \quad (-0.38 \leq R \leq 0.54 ; \text{Schijve}) \quad (5)$$

Garg 등¹⁷⁾은 ΔK 와 R의 함수로 송등¹⁸⁾은 K_{max} 만의 함수로 각각 표현하였다.

$$U = \frac{\Delta K}{(1-R)} 10^{-3}(8.80R + 6.0) + 1.03R + 0.2 \quad (6)$$

$$U = 0.340 + 0.0064K_{max} \quad (7)$$

그러나 이들의 研究結果는 龜裂開·閉口舉動에 影響을 미치는 것으로 알려져 있는 應力比와 材料가 다를 뿐 아니라 龜裂단힘 測定 方法이 서로 相異하여 多少의 問題點을 內包하고 있다. 따라서 龜裂단힘點의 正確한 測定 方法이 提示되어야 할 것으로 생각된다.

Fig. 6 (a), (b)는 스트레인 게이지와 COD 게이지로 各 方向에 대하여 測定한 疲勞龜裂 開·閉口舉動을 나타내는 代表的인 파라미터(U, U_i , λ)를 應力比에 대하여 整理한 것이다. 여기서 U, U_i , λ 는 각각 有效應力擴大係數比, 假想有效應力擴大係數比 그리고 疲勞龜裂 開·閉口 應力擴大係數比로, 정의는 前報¹³⁾와 같다.

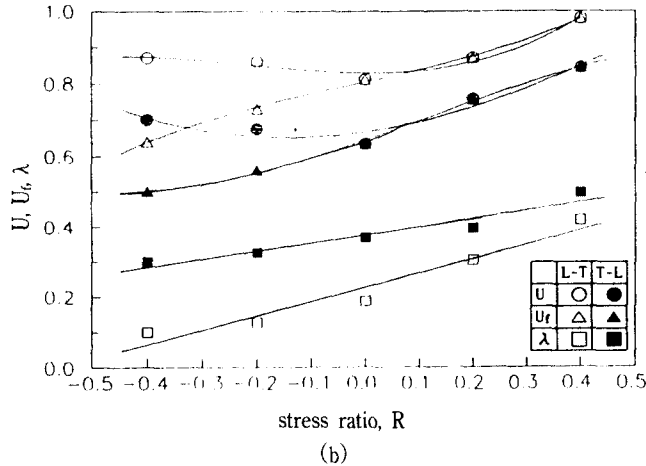
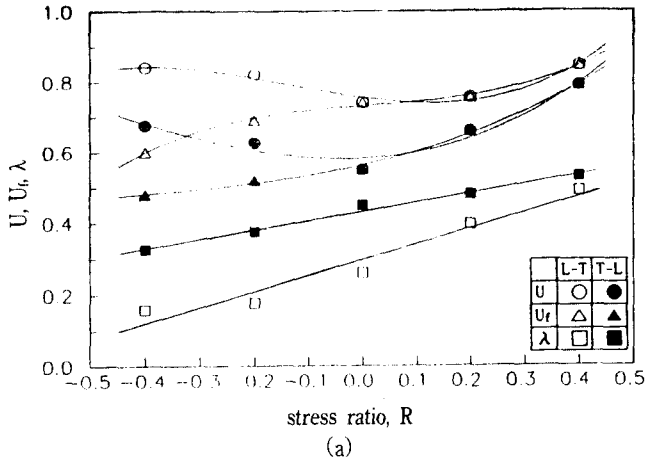


Fig. 6 Effective stress intensity factor range ratios (U), fictitious effective stress intensity factor range ratios (U_f) and opening-closing stress intensity factor ranges (λ) as a function of stress ratios(R) (a) in case of Strain Gage (b) in case of COD Gage

Fig. 6에서 보는 바와 같이 λ 는 應力比가 增加함에 따라 增加하였으며, 이러한 결과는 增加幅은 다르지만 Elber⁹⁾나 Schijve¹⁵⁾의 연구결과와 일치함을 보였다. 또한 그 增加率은 T-L 方向이 L-T 方向에 비해 緩慢함을 보여 應力比의 減少에 따른 龜裂表面의 殘留變位の 減少量이 T-L 方向이 적음을 알 수 있다. 그리고 (a)와 (b) 모두 λ 값이 T-L 方向이 L-T 方向보다 값이 높게 나타났는데 이러한 現象은 一般的으로 λ 값이 높을

수록 龜裂進展速度가 낮게 나타난다는 理論과는 相反된 것으로 L-T 方向이 壓延加工 時 荷重作用 方向과 同一한 壓延方向으로 加工硬化되어 塑性域이 작게 形成되므로 疲勞龜裂開 · 閉口 應力擴大係數比가 낮게 나타나는 것으로 생각되며, 龜裂開 · 閉口量으로서 疲勞龜裂進展速度를 평가할 경우 力學的인 요인의 材料科學的인 요인도 고려되어야 할 것으로 생각된다.¹⁹⁾ 이러한 現象에 關하여는 후속되는 논문에서 보다 체계적으로 고찰하려 한다.

Fig. 7 (a), (b)는 COD 게이지와 스트레인 게이지에 의한 龜裂단힘點 測定量的 차이를 알아보기 위한 것으로 (a)는 T-L 方向 그리고 (b)는 L-T 方向에 대한 두 게이지의 測定값을 나타내었다. Fig. 7에서 알 수 있듯이 스트레인 게이지에 의한 龜裂開 · 閉點이 높게 나타나는데, 이것은 앞서 말한 바와같이 平面應力狀態의 表面이 平面變形率 狀態의 内部보다 塑性域이 크기 때문에 表面에서의 測定法 즉, 스트레인 게이지에 의한 開 · 閉口測定이 過大評價되기 때문이라 생각되어진다. 이러한 結果들을 最少自乘法을 利用하여 R만의 函數로 나타내면

스트레인 게이지에 의한 結果($-0.4 \leq R \leq 0.4$)는 식(8)과 식(9)와 같다.

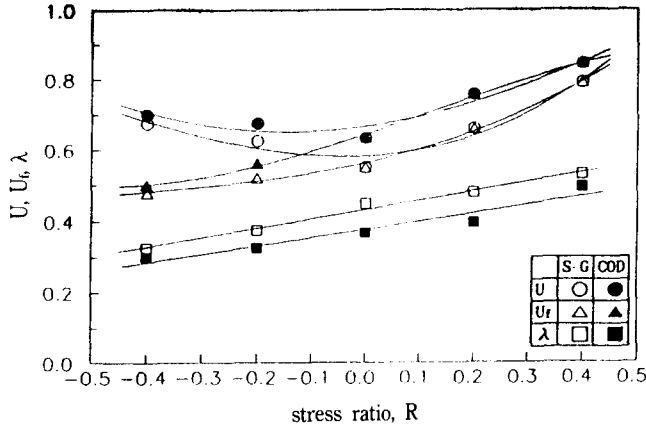
$$\left. \begin{aligned} U &= 1.42R^3 + 0.57R^2 - 0.22R + 0.76 \\ U_f &= 1.21R^2 - 0.06R^2 + 0.11R + 0.73 \\ \lambda &= 0.44R + 0.47 \end{aligned} \right\} \text{--- (L-T 方向)} \quad \dots\dots\dots (8)$$

$$\left. \begin{aligned} U &= 0.47R^3 + 0.97R^2 + 0.07R + 0.58 \\ U_f &= 0.31R^3 + 0.46R^2 + 0.34R + 0.56 \\ \lambda &= 0.26R + 0.432 \end{aligned} \right\} \text{--- (T-L 方向)} \quad \dots\dots\dots (9)$$

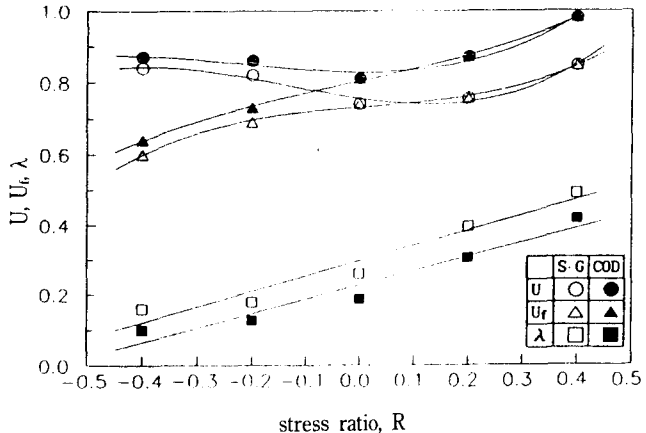
또한, COD 게이지에 의한 結果($-0.4 \leq R \leq 0.4$)는 식 (10)와 식 (11)으로 나타낼 수 있다.

$$\left. \begin{aligned} U &= 0.94R^3 + 0.63R^2 - 0.02R + 0.83 \\ U_f &= 0.63R^3 + 0.04R^2 + 0.33R + 0.80 \\ \lambda &= 0.41R + 0.23 \end{aligned} \right\} \text{--- (L-T 方向)} \quad \dots\dots\dots (10)$$

$$\left. \begin{aligned} U &= -0.21R^3 + 0.69R^2 + 0.21R + 0.67 \\ U_f &= -0.52R^3 + 0.18R^2 + 0.51R + 0.64 \\ \lambda &= 0.23R + 0.377 \end{aligned} \right\} \text{--- (T-L 方向)} \quad \dots\dots\dots (11)$$



(a)



(b)

Fig. 7 Effective stress intensity factor range ratios (U), fictitious effective stress intensity factor range ratios (U_f) and opening-closing stress intensity factor ranges (λ) as a function of stress ratios(R) (a) L-T direction (b) T-L direction

3.3 疲勞龜裂進展의 停留舉動

單一引張過大荷重에 따른 疲勞龜裂 遲延現象과 더불어 疲勞龜裂 停留現象은 龜裂을 가진 構造物의 破壞를 防止하기 위하여 반드시 研究되어야 할 分野이다. 그러나 停留舉動에 대한 體系의인 研究 結果는 없는 狀態이며, 몇몇 研究者에 의하여 斷片의인 研究 結果가 發表되었다.^{19, 20)} 그러나 7075-T735 알루미늄 合金에 대하여 Oh 등¹³⁾에 의해 單一引張過大荷重에 의한 停留現象에 대한 研究가 일부 이루어져 臨界停留過大荷重比 $R_{so} = -R + 2.6 (-0.4 \leq R \leq 0.4; T-L \text{ 方向})$ 임을 報告하였다.

Fig. 8은 두 方向에 대한 臨界 停留過大荷重比와 應力比의 關係를 糾明하기 위해 各各 R에 대하여, R_{so} 를 나타낸 것으로 두 方向 모두 應力比의 減少에 따라 R_{so} 는 增加하며, 그 關係式을 R만의 函數로 整理하면 식(12), (13)과 같이 된다.

$$R_{so} = -1.3R + 2.38 (-0.4 \leq R \leq 0.4; L-T \text{ 方向}) \quad \dots\dots\dots (12)$$

$$R_{so} = -R + 2.64 (-0.4 \leq R \leq 0.4; T-L \text{ 方向}) \quad \dots\dots\dots (13)$$

여기서, 應力比가 낮아질수록 臨界 停留過大荷重比가 높아지는 現象은 다음과 같이 說明할 수 있다. 引張過大荷重을 附加하면 龜裂先端 附近에 引張塑性域이 形成되며, 引張塑性域에서 壓縮殘留應力이 誘起되어 疲勞龜裂의 遲延 또는 停留가 일어난다. 그리고 引張過大荷重의 除荷 課程에서 반드시 隨伴되는 壓縮塑性域의 形成에 의해 引張殘留應力이 誘起되며, 이 引張殘留應力이 遲延現象과는 反對로 疲勞龜裂을 加速시키는 役割을 하게 된다. 應力比가 減少할수록 一定振幅應力에 의한 引張殘留應力은 增加하며, 應力比가 減少할수록 疲勞龜裂進展을 停止시키기 위해 壓縮殘留應力의 크기를 相對的으로 增大시켜야 한다.⁹⁾ 따라서 要求되는 壓縮殘留應力의 크기에 따라 臨界 停留過大荷重比 또한 增加시켜야 한다. 그리고 一定振幅應力 時 塑性域이 작은 T-L 方向이 L-T 方向보다 큰 臨界 停留過大荷重比가 要求된다.

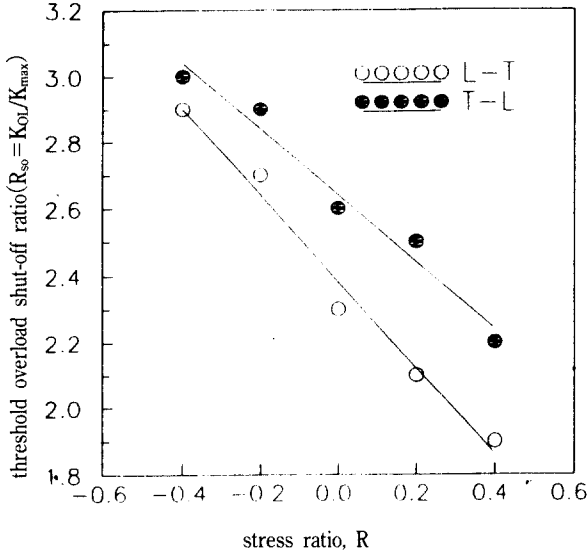


Fig. 8 Relation between threshold overload shut-off ratio ($R_{so}=K_{OL}/K_{max}$) and stress ratio (R)

4. 結 論

본 研究은 2024-T3 알루미늄 합금을 T-L과 L-T 두 方向으로 採取하여, 應力比를 變化시켜 각 方向에 대하여 一定振幅應力 疲勞試驗, COD 게이지 및 스트레인 게이지를 이용한 疲勞龜裂開·閉口 測定實驗 그리고 各各의 應力比에서 單一引張過大荷重比(R_{so})의 臨界값을 求하여 考察한 結果는 다음과 같다.

1) 疲勞龜裂進展速度는 두 方向 모두 ΔK 로 整理한 경우 應力比의 影響을 받으며, 스트레인 게이지로 龜裂단힘을 考慮한 境遇는 應力比의 影響이 多少 減少하였으나 여전히 應力比의 影響을 받는다. 그러나 COD 게이지를 使用한 結果, $da/dN-\Delta K_{eff}$ 의 關係에서 應力比의 影響이 없음을 알 수 있었다. 따라서, 龜裂開·閉口舉動의 測定은 COD 게이지에 의한 것이 有用하며, 疲勞龜裂進展速度式은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$da/dN = 1.92 \times 10^{-7} (\Delta K_{eff})^4 \quad \dots\dots\dots T-L \text{ 方向}$$

$$da/dN = 1.53 \times 10^{-8} (\Delta K_{eff})^{4.2} \quad \dots\dots\dots L-T \text{ 方向}$$

2) 假想有效應力擴大係數比(U_i)와 有效應力擴大係數比(U)는 L-T 方向이 T-L 方向보다 높게 나타났다.

3) 臨界 停留過大荷重比(R_{so})는 應力比가 減少할수록 增加하며, T-L 方向이 L-T 方向보다 높게 나타났다. 두 方向에 대한 關係式을 應力比만의 函數로 나타내면 다음과 같다.

$$R_{so} = -R + 2.64 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4 ; T-L \text{ 方向})$$

$$R_{so} = -1.3R + 2.38 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4 ; L-T \text{ 方向})$$

4) T-L 方向은 L-T 方向보다 매우 취약하여 疲勞龜裂 進展速度가 약 10배 가량이 빠르게 나타났다으며, 疲勞龜裂의 停留를 위한 過大荷重도 큰 값을 요구하였다.

參 考 文 獻

- 1) Bernard, P. J., Lindley, T. C., and Richards, C. E., "Mechanisms of Overload Retardation During Fatigue Crack Propagation", Fatigue Crack Growth Under Spectrum Loads, ASTM STP 595, pp. 78~97, 1976
- 2) Öktem Vardar, "Effect of Single Overload in FCP", Eng. Fract. Mech., Vol. 30, No.3, pp. 329~355, 1988
- 3) Thomas, W. M., "The Effect of Single Overloads upon Fatigue Cracks in 5083-H321 Aluminium", Eng. Fract. Mech., Vol. 23, pp. 1015~1029, 1986
- 4) Shih, T. T. and Wei, R. P., "Effect of Specimen Thickness on Delay in Fatigue Crack Growth", Jour. Test and Evaluation, Vol. 3, No. 1, pp. 46~47, 1975
- 5) Stephens, R. I., Chen, D. K. and Hom, B. W., "Fatigue Crack Growth with Negative Stress Ratio Following Single Overloads in 2024-T3 and 7075-T6 Aluminum Alloys", ASTM STP 529, pp. 27~40, 1976
- 6) Drew, M. W. and Thompson, K. R. L., "The Effect of Overload Cycles on Fatigue Crack

- Propagation in Two Structural Steels”, Eng. Fract. Mech., Vol. 30, No. 5, pp. 579~593, 1988
- 7) Kim, S. C. and Kang, D. M., “Correlation between Strain Hardening Exponents and Fatigue Crack Propagation”, Proceedings of the International Congress on Experimental Mechanics, pp. 987~992, 1988
 - 8) Suresh, S., “Micromechanism of Fatigue Crack Growth Retardation Following Overloads”, Eng. Fract. Mech., Vol. 18, No. 3, pp. 577~593, 1983
 - 9) Elber, W., “The Significance of Fatigue Crack Closure”, ASTM STP 486, Damage Tolerance in Aircraft Structures, pp. 230~242, 1971
 - 10) Wheel. O. E., “Spectrum Loading and Crack Growth”, Transactions of ASME, Journal of Basic Engineering, Vol. 94, pp. 181~186, 1972
 - 11) Willenborg, J., Engle, R. M., and Wood, H. A. “A Crack Growth Retardation Model Using Effective Stress Concept”, AFFDL-TR-71-1, Airforce Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson AFB, Ohio, 1971
 - 12) ASTM E647-91, “Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rate”, 1991
 - 13) 吳世旭, 姜相薰, 許正元, 金泰亨, “7075-T3 A1 合金의 疲勞龜裂 進展速度와 停留舉動에 미치는 應力比의 影響”, 韓國海洋工學會誌 第6券, 第1號, pp. 131~139, 1992
 - 14) 송지호, 박영조, “Notch 재 피로와 Kikukawa-Compliance법”, 대한기계학회논문집 제2권, 제1호, pp. 10~18, 1978
 - 15) Schijve, J., “Some Formulas for the Crack Opening Stress Level”, Eng. Fract. Mech., Vol. 14 pp. 461~465, 1981
 - 16) Katcher, M., “Effect of R-Factor and Crack Closure on Fatigue Crack Growth for Aluminum and Titanium Alloys”, ASTM STP 599, pp. 264~282, 1974
 - 17) Garg, S. B. L., and Srivastava, Y. P., “Influence of R on Effective Stress Range Ratio and Crack Growth”, Eng. Fract. Mech., Vol. 22, No. 6, pp. 915~926, 1985
 - 18) 송지호, 김일현, 신용승, “2017-T3 알루미늄 합금의 피로균열진전과 균열단합현상”, 대한기계학회논문집 제4권, 제2호, pp. 47~53, 1980
 - 19) 吳世旭, 姜相薰, “單一過大重荷에 의한 疲勞龜裂進展의 遲滯遲延現象에 관한 研究”, 大韓機械學會論文集 第14卷, 第5號, pp. 1186~1192, 1990
 - 20) Prost, E. P., and Hillberry, B. M., “Effect of Stress Ratio and Arrest Behavior due to Single Peak Overloads”, ASTM STP 590, pp. 321~330, 1976