

◎ 論 文

7075-T735 Al 合金의 疲勞龜裂 進展速度와 停留舉動에 미치는 應力比의 影響

吳世旭* · 姜相薰** · 許正元*** · 金泰亨****

(1991년 1월 30일 접수)

The Effect of Stress Ratio on Fatigue Crack Propagation Rate and Arrest Behavior in 7075-T735 Al Alloy

Sae-Wook Oh, Sang-Hoon Kang, Chung-Weon Huh, Tae-Hyung Kim

Key Words : Single tension peak overload(單一引張 過大荷重), Crack arrest(停留龜裂), Effective stress intensity factor(有效應力擴大係數), Threshold overload shut-off ratio(臨界 停留過大荷重比), Fictitious effective stress intensity factor ratio(假想有效應力擴大係數比)

Abstract

The understanding and application of fatigue crack propagation mechanism in variable amplitude loading is very important for life prediction of the air travel structures. Particularly, the retardation and arrest behavior of fatigue crack propagation by single tension overloading is essential to the understanding and application of fatigue crack propagation mechanism in variable amplitude loading.

Numerous studies of the retardation behavior have been performed, however investigations of the arrest behavior have not been enough yet.

As for the arrest behavior, Willenborg had reported that the overload shut-off ratio [$R_{so} = (K_{OL}/K_{max})_{crack\ arrest}$] had been the material constant, but recently several investigators have reported that the overload shut-off ratio depends upon the stress ratio.

In this study, authors have investigated the effect of stress ratio on the threshold overload shut-off ratio to generate arrest of fatigue crack growth in high tensile aluminum alloy 7075-T735 which have used in material for air travel structures, It has been $-0.4 \leq R \leq 0.4$ till

+ 1991년도 한국해양공학회 추계 학술대회 발표(1991. 11)

* 정회원, 동아대학교 공과대학 기계공학과

** 정회원, 창원기계공업고등학교 기계과

*** 정회원, 동아대학교 공과대학 재료실

**** 정회원, 동아대학교 대학원

now, the region of stress ratio investigated.

The threshold overload shut-off ratio has decreased as stress ratio has increased in overall region of $-0.4 \leq R \leq 0.4$ and the linearity has been seen in this material. Moreover, the experimental equation between R_{so} and R has been made; The relation has been $R_{so} = -R + 2.6$.

1. 序 論

일정한 應力振幅 下에서 疲勞龜裂進展速度 da/dN 은 Paris법칙으로 평가되고 있지만, 기계구조물이 사용 중에 받고 있는 荷重은 복잡하게 變動하고 있으며, 이에 의한 荷重 상호간의 영향 때문에 이 법칙을 그대로 적용할 수는 없다. 따라서 전체적인 荷重履歷의 영향에 대한 검토가 필요하며, 특히 單一過大荷重(single overload)에 따른 遲延現象 및 加速現象에 관한 機構(mechanism)의 정확한 이해와 응용은 變動荷重의 疲勞壽命 豫測에 기본이 된다. 引張過大荷重이 負荷될 경우에 발생하는 疲勞龜裂進展의 遲延現象은 경우에 따라서 工學的으로 이용이 가능한 매우 유리한 현상이므로 이에 대한 연구가 많이 이루어지고 있다.¹⁻¹⁰⁾

單一引張過大荷重(single tension peak overload)에 의한 疲勞龜裂의 遲延現象에 영향을 미치는 인자는 過大荷重比⁴⁻⁶⁾, 降伏強度⁶⁾, 過大荷重時期⁷⁾, 試驗片두께^{8,9)} 및 應力比¹⁰⁾ 등으로 알려져 있다. 그러나 이들의 영향에 의한 결과 및 機構가 각각 독립적인 것은 아니다. 특히, 單一引張過大荷重에 의하여 발생하는 疲勞龜裂 遲延現象의 가장 중요한 원인으로 알려져 있는 龜裂開閉口(crack opening-closing)현상^{11,12)}과 관련하여 過大荷重比 $R_{OL}(K_{OL}/K_{max})$ 와 應力比 R 은 상호 연관성이 있는 중요한 문제이다. 應力比가 일정한 경우에 引張過大荷重比는 그 값이 클수록 遲延이 증가하는 것으로 알려져 있으며,^{4,13)} 또한 더 이상 疲勞龜裂이 進展하지 않는 停留現象이 발생하는 臨界값이 존재한다는 보고가 있다.^{13,14)}

疲勞龜裂 遲延現象과 함께 疲勞龜裂 停留現象도 工學的으로 중요한 문제가 된다. 즉, 갑작스러운 荷重의 작용에 의해서 龜裂의 發生 · 成長이 불가

피한 구조물 구성요소에서 龜裂停留現象은 破壞現象을 조정하고 사고를 방지하기 위하여 필연적으로 연구되어야 할 분야이다. 2024-T3 알루미늄 합금에 대한 실험결과에 의하면 $R=0.64$ 의 應力比 下에서는 $R_{OL}=1.73$ 의 引張過大荷重比에서도 疲勞龜裂이 停留하였으나,¹⁵⁾ 상대적으로 낮은 $R=0$ 의 應力比 下에서는 $R_{OL}=2.0$ 의 더욱 높은 引張過大荷重比 下에서도 停留가 발생하지 않는 것으로 보고되고 있다²⁾. 따라서 疲勞龜裂停留舉動에서 引張過大荷重比와 應力比는 상호관계가 있는 因子이지만 아직까지 이에 대한 定量的인 연구는 미흡한 실정이다.

본 연구는 高張力 7075-T735 알루미늄 합금을 이용하여, 一定 應力振幅 疲勞試驗, 疲勞龜裂 開閉口 試驗 및 一定 應力振幅 下에서 單一引張過大荷重 試驗을 실시하고, 龜裂開閉를 고려한 疲勞龜裂 進展舉動, 疲勞龜裂 開閉口舉動 및 疲勞龜裂 停留舉動에 미치는 應力比의 영향에 대하여 검토하였으며, 疲勞龜裂의 停留를 발생시키는 停留過大荷重比(R_{so})의 크기를 구하고, 應力比 R 과 停留過大荷重比 R_{so} 의 관계식을 도출하였다.

2. 實驗 裝置 및 方法

2.1. 實驗 材料 및 試驗片

본 연구에서는 사용한 試驗片의 재료는 항공기 구조용으로 널리 사용되고 있는 두께 2.2mm의 공업용 7075-T735 알루미늄 합금 판재로서, 化學成分 및 機械的 性質은 각각 Table 1 및 Table 2와 같다.

試驗片은 素材를 T-L방향으로 採取하여 Fig.1과 같은 형상 및 치수의 中央圓孔引張試驗片으로 가공하여 사용하였다.

Table 1. Chemical composition of 7075-T735 Al alloy (wt.%)

Cu	Mg	Mn	Fe	Si	Cr	Zn	Ti	Al
2.24	2.00	0.01	0.09	0.04	0.004	5.73	0.03	Bal.

Table 2. Mechanical properties of 7075-T735 Al alloy

Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)
480.95	541.58	14.0

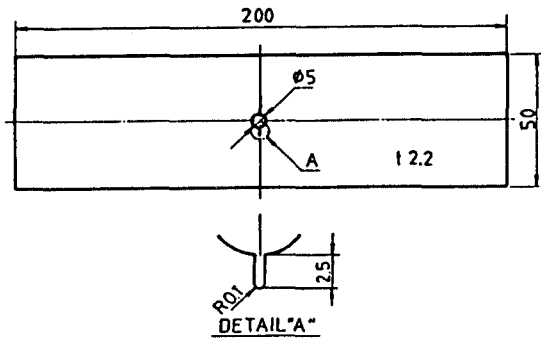


Fig. 1 Geometry and dimensions of the fatigue test specimen

2.2. 實驗裝置 및 方法

본 研究에서 사용한 시험기는 電氣油壓 서보식 疲勞試驗機(INSTRON model 1331 10tonf)이며, 疲勞龜裂 開閉口舉動의 측정은 자작한 減算回路(subtraction circuit)를 이용하여 이의 출력을 X-Y 레코더(X-Y recorder)로 기록하여 龜裂開閉點을 측정하였다.

疲勞龜裂의 길이측정에는 試驗片의 표면에서 0.01mm까지 판독이 가능한 이동식 망원현미경을 이용하였으며, 龜裂의 進展段階를 고려한 일정한 荷重反復數 간격으로 龜裂길이를 측정하여 龜裂進展速度 da/dN을 算出하였다. 應力擴大係數(stress intensity factor) K는 $K = S \cdot \sqrt{\pi a} \cdot F(a/W)$ 의 관계로부터 北川英夫, 結城良治¹⁷⁾의 中央圓孔 引張試驗片에 대한 補正係數 F(a/W)의 解析結果를 참고하여 算出하였다.

有效應力擴大係數範圍(effective stress intensity factor range) ΔK_{eff} 를 구하기 위한 疲勞龜裂의 開閉口舉動의 評價는 스트레인게이지(strain gage)를 사용하는 彈性 컴플라이언스(compliance)법^{16,17)}을 이용하였다. 彈性 컴플라이언스법에 의한 疲勞龜裂의 開閉口舉動 측정에서는 스트레인게이지의 상대적 측정위치에 따라 開閉點이 변화하므로 측정 위치를 일정하게 하는 것이 매우 중요하다. 따라서 본 시험에서는 모든 試驗片에서 게이지길이(gage length)가 2mm인 스트레인게이지의 세로중심이 와이어컷트 노치 先端에서 1mm 떨어진 위치에서, 龜裂進展 예상 경로 바로 위 약 1mm위치에 스트레인게이지의 하단이 위치하도록 부착하여, 龜裂先端이 스트레인게이지의 後端을 통과한 직후를 최적 측정위치로 하여 일정한 상대위치에서 측정하였다.

모든 疲勞試驗은 삼각파형 하에서 荷重 反復速度는 20Hz로 하였으며, 疲勞龜裂의 開閉口舉動 측정에서는 0.1Hz의 주파수로 부하였다. 單一引張過大荷重 試驗을 시행하기 전에 最大荷重을 일정하게 고정시킨 상태에서 最小荷重을 조정하여 應力比가 $R = -0.4, -0.2, 0, 0.2, 0.4$ 인 5종류에 대하여 一定應力振幅 疲勞試驗을 실시하였다. 單一引張過大荷重 試驗 역시 5종류의 應力比에 대하여 시행하였으며, 負荷方法은 수동으로 하였고 대략 5kgf/sec의 속도로 부가하였다. 單一引張過大荷重 試驗은 過大荷重의 적용 시기에 따라 龜裂遲延이 영향을 받으므로, 본 試驗에서는 龜裂進展의 安定領域인 $5\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{m}} < \Delta K < 50\text{MPa} \cdot \sqrt{\text{m}}$ 범위에서 單一引張過大荷重을 부가하였으며, 다시 一定 應力振幅 疲勞를 부가하고, 2×10^5 사이클 동안 疲勞龜裂이 더 이상 進展하지 않을 경우에 이 過大荷重을 疲勞龜裂의 停留를 발생시키는 停留過大荷重으로 결정하였다.

3. 實驗 結果 및 考察

3.1. 龜裂進展速度 評價

Fig.2는 最大應力을 $S_{max} = 39.2\text{MPa}$ 로 일정하게 고정시키고, 應力比가 $R \geq 0$ 의 범위($R = 0, 0.2, 0.4$)

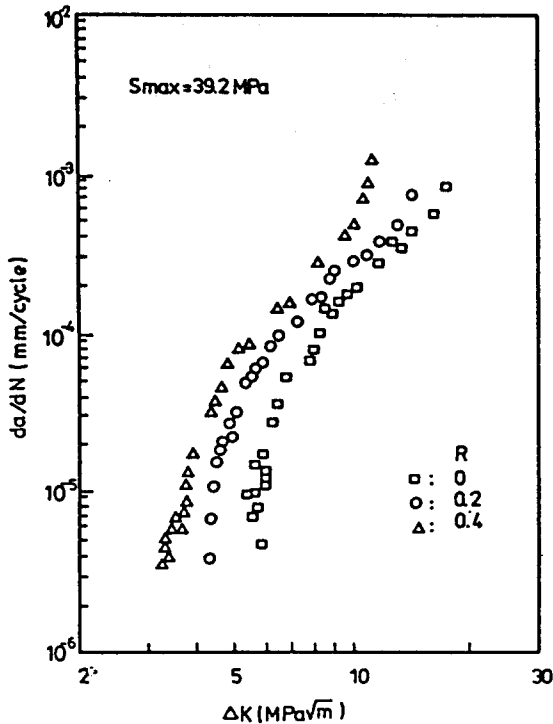


Fig. 2 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of stress intensity factor range(ΔK) (stress ratio(R); $0 \leq R \leq 0.4$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

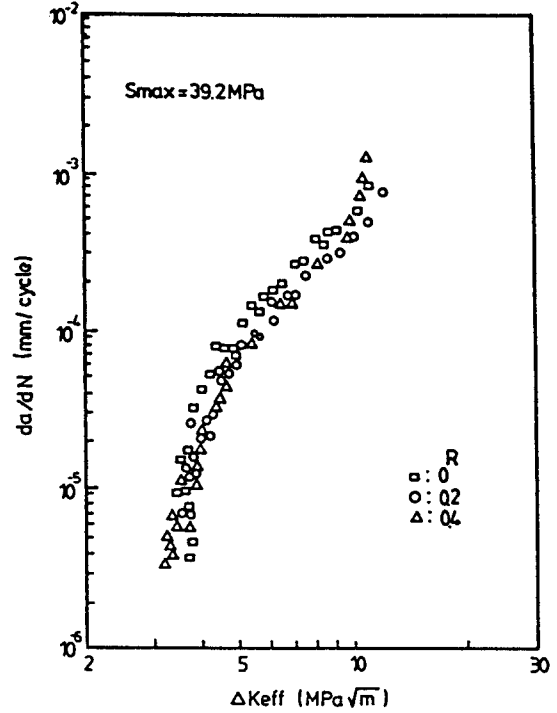


Fig. 3 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of effective stress intensity factor range(ΔK_{eff}) (Stress ratio(R); $0 \leq R \leq 0.4$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

에서 應力比에 따른 應力擴大係數範圍(stress intensity factor range) ΔK 에 대한 龜裂進展速度(crack growth rate) da/dN 의 관계를 보이고 있다. 龜裂進展速度는 應力比가 증가할수록 빠르게 나타났다. 그리고 Fig. 2의 결과에 대하여 龜裂開口 舉動을 고려한 有效應力擴大係數範圍(effective stress intensity factor range) ΔK_{eff} 로써 龜裂進展速度를 정리한 Fig.3에서는 Fig.2의 결과와 비교하여 현저하지는 않지만 應力比의 영향이 서로 상반된 경향을 보이고 있는데, 이러한 거동은 應力比 R 이 낮아짐에 따라 有效應力擴大係數比 $U(= \Delta K_{eff}/\Delta K)$ 가 낮아지기 때문이라 생각된다.

Fig.4와 Fig.5는 應力比가 $R \leq 0$ 인 범위($R = 0, -0.2, -0.4$)에서 應力比 R 에 따른 각각의 ΔK 와 ΔK_{eff} 에 대한 龜裂進展速度의 관계를 보였다. 결과는 應力比가 $R \geq 0$ 인 범위의 경우와 다른 舉動을

보이고 있으며, 龜裂進展速度를 ΔK 로 정리한 것과 ΔK_{eff} 로 정리한 두 결과 모두가, 應力比가 $R \geq 0$ 의 결과와 비교해서 應力比의 영향이 현저히 감소하였다. 이러한 거동은 $R \leq 0$ 인 범위에서 전체하중진폭중 압축진폭을 무시함에 따라 ΔK 와 ΔK_{eff} 가 과소평가 되기 때문이라 생각된다.

Fig.6과 Fig.7은 應力比가 $-0.4 \leq R \leq 0.4$ 인 전체 應力比 범위($R = -0.4, -0.2, 0, 0.2, 0.4$)에서 龜裂進展速度를 ΔK 와 ΔK_{eff} 로써 정리한 결과이다. 龜裂進展速度를 ΔK 로 정리한 Fig.6에 비해서 ΔK_{eff} 로 정리한 Fig.7의 결과가 應力比 R 의 영향이 현저히 감소하였으므로 應力比 영향이 감소 또는 소거되는 ΔK_{eff} 의 力學的 유용성을 확인할 수 있었다. 한편, Fig.6과 Fig.7에서 제II단계 龜裂進展速度의 영역임에도 불구하고 그래프의 기울기가 변하는 遷移現象이 발견되는데, 이것은 일반적인 현상은

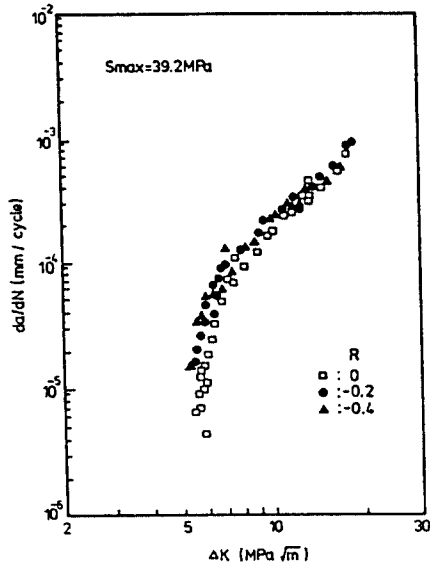


Fig. 4 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of stress intensity factor range(ΔK) (stress ratio(R); $-0.4 \leq R \leq 0$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

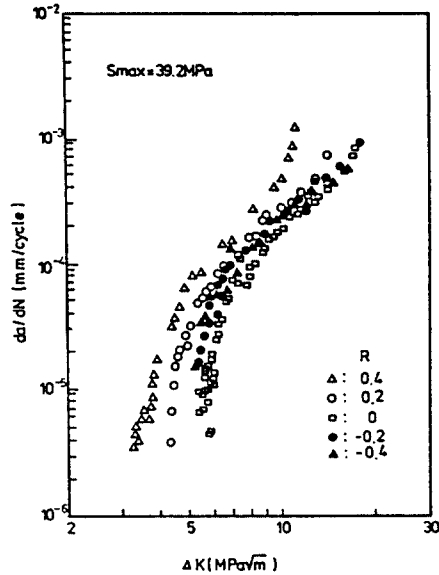


Fig. 6 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of stress intensity factor range(ΔK) (stress ratio(R); $-0.4 \leq R \leq 0.4$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

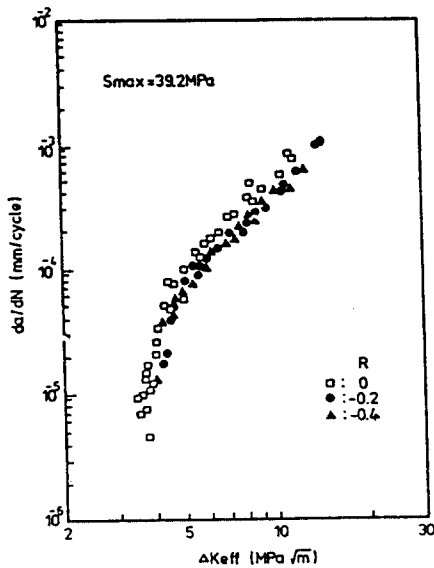


Fig. 5 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of effective stress intensity factor range (ΔK_{eff}) (stress ratio(R); $-0.4 \leq R \leq 0$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

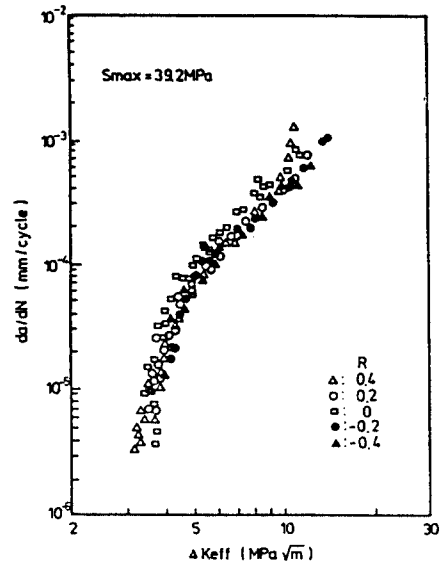


Fig. 7 Fatigue crack growth rate(da/dN) as a function of effective stress intensity factor range (ΔK_{eff}) (stress ratio(R); $-0.4 \leq R \leq 0.4$, maximum stress; $S_{max} = 39.2$ MPa)

아니지만 최근 몇몇 연구결과에서도 관찰되고 있는 현상으로 그원인은 應力狀態의 변화¹⁶⁾ 및 塑性領域의 크기 r_p 와 微視組織의 크기와의 관계¹⁷⁾로써 설명될 수 있다.

3.2. 龜裂開閉口舉動과 應力比의 關係

Fig.8은 彈性 컴플라이언스법에 의하여 측정된 疲勞龜裂의 開閉口舉動을 표현하는 대표적인 파라미터(parameter)의 측정예를 나타내며, 有效應力擴大係數比(effective stress intensity factor range ratio) U , 假想有效應力擴大係數比(fictitious effective stress intensity factor ratio) U_i 및 開閉口 應力擴大係數比(opening-closing stress intensity factor range) λ 를 應力比 R 에 대하여 정리한 것이다.

여기서 U , U_i 및 λ 는 다음과 같이 정의된다. 有效應力擴大係數比 U 는

$$U = \Delta K_{eff} / \Delta K \dots\dots\dots (1)$$

$$\Delta K_{eff} = K_{max} - K_{op} \quad (K_{op} > K_{min})$$

$$= K_{max} - K_{min} \quad (K_{op} < K_{min})$$

$$\Delta K = K_{max} - K_{min} \quad (R \geq 0)$$

$$= K_{max} - 0 \quad (R < 0)$$

이며, $R < 0$ 인 범위에서 壓縮荷重을 포함한 全體應力振幅에 대한 龜裂開閉口의 有效應力의 比를 假想有效應力擴大係數 U_i 라 하면, 이것은

$$U_i = \Delta K_{eff} / (K_{max} + |K_{min}|) \quad (R < 0) \dots\dots (2a)$$

$$= U \quad (R \geq 0) \dots\dots\dots (2b)$$

으로 되고, 疲勞龜裂 開閉口 應力擴大係數比 λ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\lambda = K_{op} / K_{max} \dots\dots\dots (3a)$$

$$= 1 - U(1 - R) \quad (0 \leq R < 1) \dots\dots\dots (3b)$$

$$= 1 - U \quad (R < 0) \dots\dots\dots (3c)$$

$$= 1 - U_i(1 - R) \quad (R < 0) \dots\dots\dots (3d)$$

Elber¹⁹⁾는 2024-T3 알루미늄 합금에 대한 실험 결과로부터 최초로 有效應力擴大係數比 U 와 應力比 R 의 관계를 다음과 같이 선형적으로 나타낼 수 있음을 보고하였다.

$$U = 0.5 + 0.4R \quad (-0.1 < R < 0.7) \dots\dots\dots (4)$$

이 식을 다시 식 (3a)를 이용하여 변화시켜 정리하면

$$\lambda = 0.5 + 0.1R + 0.4R^2 \quad (-0.1 < R < 0.7) \dots\dots (5)$$

로 되어, 疲勞龜裂 開閉口 應力擴大係數比 λ 를 應力比 R 만의 함수로 나타낼 수 있게 됨으로써 실제의 疲勞龜裂進展舉動의 解析에 매우 유용한 식으로 사용되고 있다.

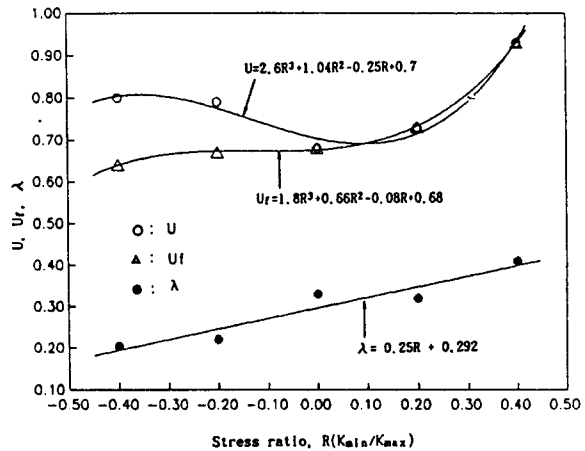


Fig. 8 Effective stress intensity factor range ratios(U), fictitious effective stress intensity factor range ratios(U_i) and opening-closing stress intensity factor ranges(λ) as a function of stress ratios(R).

Fig.8을 보면 應力比가 龜裂 開閉口의 舉動에 뚜렷한 영향을 미친다는 것을 보이고 있다. 應力比가 $R \geq 0$ 인 범위에서, 有效應力擴大係數比 U 는 應力比의 감소에 따라 급격히 감소하며, 應力比가 $R < 0$ 인 범위로 변하면서 다시 현저히 상승함을 볼 수 있다. 應力比가 $R < 0$ 인 범위에서 전체 荷重振幅 중의 引張荷重振幅만에 대한 有效應力擴大係數比 U 는 應力比 R 의 감소에 따라 증대하지만, 壓縮荷重을 포함한 全體 荷重振幅에 대한 假想有效應力擴大係數比 U_i 는 오히려 감소하며, 감소율은 應力比가 $R > 0$ 인 범위보다 완만해짐을 보여준다. 이것은 應力比의 감소에 따른 壓縮荷重의 증대에 의한

여 龜裂表面의 殘留變位가 감소되어 疲勞龜裂의 開閉口 위치가 낮아지기 때문이다. 開閉口 應力擴大係數比 λ 는 본 실험의 범위($-0.4 \leq R \leq 0.4$)에서는 應力比의 감소에 따라서 비례적으로 감소하는 거의 선형적인 관계를 보여주고 있다. 이러한 관계들을 最少自乘法을 이용하여 R만의 函數로 나타내면,

$$U = 2.6R^3 + 1.04R^2 - 0.25R + 0.7 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4) \quad (6)$$

$$U_i = 1.8R^3 + 0.66R^2 - 0.08R + 0.68 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4) \quad (7)$$

$$\lambda = 0.25R + 0.292 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4) \quad (8)$$

와 같은 실험식을 얻을 수 있었다.

3.3. 疲勞龜裂進展의 遲延 및 停留

單一引張 過大荷重에 의해서 疲勞龜裂 進展速度의 遲延現象이 발생하는 원인으로서는 殘留壓縮應力과 이에 의한 龜裂開閉,²⁰⁾ 龜裂純化,²¹⁾ 龜裂 가지²²⁾ 등으로 보고되고 있으며, 이들의 공통점은 주로 龜裂先端의 塑性域 크기 r_{OL} 과 관계가 있다. 單一引張 過大荷重에 의한 疲勞龜裂의 停留現象도 遲延現象과 근본적으로 동일한 機構(mechanism)에 의하여 발생한다. 즉, 疲勞龜裂 進展速度의 遲延現象과 疲勞龜裂의 停留現象은 過大荷重의 크기만 다를 뿐 發生機構는 동일하다.¹³⁾ 기본적인 一定應力振幅 疲勞試驗에 過大荷重을 부가하면 疲勞龜裂 進展速度의 遲延이 일어나고, 過大荷重의 크기를 증대시키면 임의의 크기에서 더 이상 龜裂이 進展하지 못하는 停留現象이 발생할 것이다. 또한, 다른 荷重條件이 동일하다면 停留現象이 발생하는 單一引張 過大荷重의 크기가 일정한 값을 나타내며, 荷重條件 중에 應力比를 변화시키면 應力比와 彈一引張 過大荷重의 크기와 어떤 상관관계가 있을 것임을 생각할 수 있다.

Fig.9는 이와 같은 전제 下에 最大應力을 $S_{max} = 39.2\text{MPa}$ 로 일정하게 고정하고, 應力比 $R = -0.2$ 에서 기본적인 一定 應力振幅 疲勞試驗에 單一引張 過大荷重을 부가한 경우의 疲勞龜裂 進展速度의

遲延舉動과 疲勞龜裂 停留舉動이 발생함을 보여준다. 龜裂길이 ①위치에서 疲勞龜裂의 停留가 예상되는 過大荷重 $S_{OL1} = 105.8\text{MPa}$ 를 부가했지만 過大荷重이 작기 때문에 停留는 일어나지 않고 遲延現象만 일정한 정도 지속된후 다시 정상적인 疲勞龜裂 進展速度를 회복하였다. 龜裂길이 ② 위치에서 처음 보다 큰 過大荷重 $S_{OL2} = 109.76\text{MPa}$ 를 부가했고, 이 경우 다시 一定應力振幅 疲勞應力을 가해도 疲勞龜裂은 더 이상 進展하지 못하고 停留되었다. ③의 위치에서 시험편을 疲勞破斷시키기 위하여 疲勞龜裂을 가속시키는 壓縮過大荷重을 부가하였다. 다른 應力比($R = -0.4, 0, 0.2, 0.4$)에서도 동일한 방법으로 單一引張 過大荷重 試驗을 실시하였다.

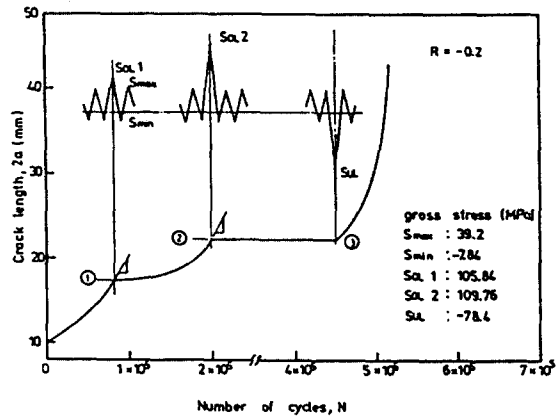


Fig. 9 Fatigue crack retardation and arrest due to single tension peak overload (stress ratio (R); -0.2)

Fig.10은 Fig.9와 같은 시험을 통하여 얻은 각각의 應力比에서 疲勞龜裂을 停留시키는 臨界 停留 過大荷重比 R_{so} ($R_{so} = K_{OL}/K_{max}$)를 나타낸 것으로 應力比가 감소할수록 停留過大荷重比는 증가하며, 본 실험의 범위($-0.4 \leq R \leq 0.4$) 안에서는 그 관계가 완전한 선형성을 보였다. 停留過大荷重比 R_{so} 를 應力比 R에 대한 函數로 나타내면,

$$R_{so} = -R + 2.6 \quad (-0.4 \leq R \leq 0.4) \quad (9)$$

이 된다. 여기서 應力比 R이 낮아질수록 停留過大

荷重比 R_{so} 의 크기가 증가되는 원인은 다음과 같이 설명할 수 있다. 引張過大荷重을 부가하면 龜裂先端 부근에서 塑性域이 형성됨으로써 壓縮殘留應力이 발생하며, 이것으로 인하여 疲勞龜裂의 遲延 또는 停留가 일어난다. 그리고 引張過大荷重의 後續으로 一定應力振幅의 疲勞를 주면 壓縮應力으로 인하여, 引張過大荷重으로 형성된 塑性領域 내부에 이른바 逆塑性이 형성되면서 引張殘留應力이 발생한다. 이렇게 발생한 引張殘留應力은 壓縮殘留應力으로 인한 遲延舉動과는 반대로 疲勞龜裂을 加速시키는 역할을 한다. 應力比가 감소할수록 一定應力振幅에 의한 引張殘留應力은 증가한다. 따라서 應力比가 감소할수록, 疲勞龜裂進展을 정지시키기 위해서는 壓縮殘留應力의 크기를 상대적으로 증대시켜야 하며, 요구되는 壓縮殘留應力의 크기에 따라 停留過大荷重比의 크기 또한 증가하는 것이다.

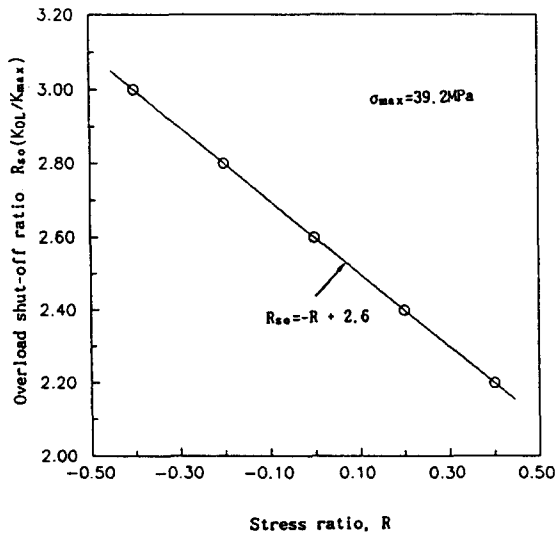


Fig. 10 Relation between single tension overload shut-off ratios(R_{so}) and stress ratios(R)

4. 結 論

高張力 7075-T735 알루미늄 합금을 이용하여, 一定 應力振幅 疲勞試驗, 疲勞龜裂開閉口 試驗 및 一定 應力振幅 下에서 單一引張過大荷重 試驗을

실시하고, 龜裂開閉를 고려한 疲勞龜裂 進展舉動 및 疲勞龜裂 停留舉動에 미치는 應力比의 영향에 대하여 검토하였으며, 각각의 應力比에서 疲勞龜裂의 停留를 발생시키는 停留過大荷重比(R_{so})의 크기를 조사한 결과는 다음과 같다.

1. 龜裂進展速度 da/dN 을 應力擴大係數範圍 ΔK 로 정리하면 應力比 R의 영향을 크게 받지만, 有效應力擴大係數範圍 ΔK_{eff} 로 정리하면 應力比 R의 영향은 減少한다.

2. 有效應力擴大係數比 U는 應力比가 $0 \leq R \leq 0.4$ 인 범위에서는 應力比 R의 증가함에 따라 증가하지만 應力比가 $-0.4 \leq R \leq 0$ 인 범위에서는 오히려 감소한다. 그러나 假想有效應力擴大係數比 U는 정리하면 전구간($-0.4 \leq R \leq 0.4$)에서 응력비의 증가에 따라 증가하며, 관계식은 각각 $U = 2.6R^3 + 1.04R^2 - 0.25R + 0.7$, $U_i = 1.8R^3 + 0.66R^2 - 0.08R + 0.68$ 이다.

3. 開閉口應力擴大係數比 λ 는 應力比가 $-0.4 \leq R \leq 0.4$ 인 전체범위에서 應力比가 감소할수록 선형적으로 감소하는 비례 관계를 보이며, 관계식은 $\lambda = 0.25R + 0.292$ 이다.

4. 停留過大荷重比 R_{so} 는 最大荷重을 일정하게 고정시킬 경우는 應力比 R이 감소할수록 증대하고, 그 관계는 완전한 선형성을 보이며, R_{so} 를 應力比 R의 함수로 표현하면 $R_{so} = -R + 2.6$ 으로 나타낼 수 있다.

參 考 文 獻

- 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
- 오세욱, 강상훈, "단일과대하중에 의한 피로균열전지의 지체지연 현상에 관한 연구", 대한기계학회논문집, 제14권, 제5호, pp.1186~1192, 1990.
- 城野政弘, 宋智浩, 岡部雅言, 上杉雅言, 大垣雅田, 江口直紀, "發生初期微小疲勞き裂から弾塑性巨視き裂までのき裂速度と開閉口舉動", 日

- 本材料學會, 材料, 第33卷, 第368號, pp.460~565, 1984.
4. 김정규, 박병훈, “7073-T73 알루미늄 합금의 피로균열진전의 지연현상과 이의 기구”, 대한기계학회논문집, 제14권, 제4호, pp.883~891, 1990.
 5. Öktem Vardar, “Effect of Single Overload in FCP”, Eng. Fract.Mech., Vol.30, No.3, pp.329~355, 1988.
 6. Bernard, P.J., Lindley, T.C. and Richards, C.E., “Mechanisms of Overload Retardation During Fatigue Crack Propagation”, ASTM STP 595, pp.78~97, 1976.
 7. Thomas, W.M., “The Effect of Single Overloads upon Ftigue Cracks in 5083-H321 Aluminium”, Eng. Fract. Mech., Vol.23, pp.1015~1029, 1986.
 8. Mills, W.J. and Herzberg, R.W., “The Effect of Sheet Thickness on Fatigue Crack Retardation in 2024-T3 Aluminium Alloys”, Eng. Fract.Mech., Vol.7, pp.705~711, 1975
 9. Shih, T. T. and Wei, R. P., “Effect of Specimen Thickness on Delay in Fatigue Crack Growth”, J. Test and Evaluation, Vol.3, No.1, pp.46~47, 1975.
 10. Stephens, R.I., Chen, D.k. and Hom, B.W., “Fatigue Crack Growth with Negative Strss Ratio Following Single Overloads in 2024-T3 and 7075-T6 Aluminium Alloys”, ASTM STP 529, pp.27~40, 1976.
 11. 西谷弘信, 高尾建一, “き裂閉口現象と疲勞き裂傳ば舉動に及ぼす平均應力影響”, 日本機械學會論文集, 第42卷, 第365號, pp.1964~1974, 1976.
 12. 田村 優, 山田邦博, 清水 眞佐男, 國尾 武, “パラライトフェライト鋼の耐久限度と停留き裂舉動について”, 日本機械學會論文集, 第49卷, 第447號, pp.1378~1387, 1983.
 13. 강상훈, “2024-T3 Al 합금의 피로거동에 미치는 압축 및 변동하중의 영향에 관한 연구”, 동아대학교 박사학위논문, pp.50~53, 1990.
 14. Prost, E.P. and Hillberry, B.M., “Fatigue Crack Delay and Arrest Due to Single Peak Tensile Overloads”, AIAA Journal, Vol.12, pp.330~335, 1974.
 15. Kang, S.H., Hiroyuki OGIYAMA, Yoshiro SOYAMA and Oh, S.W., “The Effects of Compression Loads and Single Peak Compression Overloads on Fatigue Behavior in 2024-T3 Aluminum Alloy”, Pacific/Asia Offshore Mechanics Symposium, PACOMS-90, Vol 3, pp.51~53, 1990.
 16. 角田, Pelloux, R.M., “高力 Al 合金における微小切欠きの疲勞き裂傳ばおよび破斷壽命への影響”, 日本材料學會, 材料, 第27卷, 第299號, pp.961~966, 1978.
 17. 北川英夫, 結城良治, “有限板中の任意形狀龜裂の等角寫像による解析(第1報 解析法の構成とその適用可能性)”, 日本機械學會論文集(第1部) 43卷 376 號, pp.4354~4362, 1977.
 18. Yoder, G. R., Cooly, L. A. and Crooker, T.W., “Fatigue Crack Propagation Resistance of Beta-Annealed Ti-6Al-4V Alloys of Differing Interstitial Oxygen Contents”, Metall. Trans., A, Vol.9A, pp.1413~1420. 1984.
 19. Elber, W., The Significance of Fatigue Crack Closure in Fatigue, ASTM STP 486, pp.230~242, 1971.
 20. Benrd, P. J., Lindly, T.C. and Richards C.E., “Mechanisms of Retardation During Fatigue Crack Propagation”, ASTM STP 595 pp.78~97, 1976.
 21. Chanani, G.R., “Effect of Thickness on Retardation Behavior of 7075 and 2024 Aluminum Alloys”, Eng. Fract. Mech., Vol.7, pp.705~711, 1977.
 22. Katz, Y., Bussiba, A. and Mathias, H., “Micro-mechanisms of Fatigue Crack Growth Exposed to Load Transient Effects”, Met. Sci., Vol. 15, pp.317~319, 1981.