

〈論 文〉

가공경화지수가 피로균열 지연거동에 끼치는 영향

김 상 철*, 강 동 명**

(1990년 5월 11일 접수)

Effects of Strain Hardening Exponents on the Retardation of Fatigue Crack Propagation

S. C. Kim and D. M. Kang

Key Words : Strain Hardening Exponent(가공경화지수), Single Overload Fatigue Test(단일 과대하중 피로시험), Fatigue Crack Growth Rate(피로균열 성장속도), Effective Stress Intensity Factor Range(유효응력 확대계수 폭), Percent Peak Load(과대하중의 비), Crack Opening Ratio(균열 열림률)

Abstract

Effects of strain hardening exponents on the behavior of fatigue crack propagation are experimentally investigated. The retardation effect of fatigue crack propagation after single overloading is investigated in relation to strain hardening exponent and crack closure. A relationship between crack opening ratio and strain hardening exponents is inspected through an examination of the crack closure behavior. An empirical equation relating retardation effect of fatigue crack propagation after single overloading, percent peak load and strain hardening exponent of materials is proposed.

1. 서 론

규칙 또는 불규칙한 하중에 의한 피로 균열 전파 거동은 하중이력, 재료의 성질, 미시조직, 시편의 형상 및 환경 등 여러가지 요인의 영향을 받으나 근본적으로는 균열 선단에 형성되는 소성역의 역학적 거동과 밀접한 관계가 있다^(1~3). 재료가 반복되는 하중을 받으면 재질의 가공경화 내지는 가공연화 현상이 일어나며 대개 이러한 현상은 단순 응력-변형을 선도와 반복 응력-변형을 선도의 소성역에서 구한 가공경화지수로써 나타낸다. 따라서 본인

들은 균열 선단에서의 역학적 조건을 변화시키는 시험 즉, ΔK 제어 피로 시험과 과대하중 피로 시험 등 일련의 체계적인 시험을 통하여 피로 균열 전파 거동은 재료의 기계적 성질 가운데 소성역의 특성을 나타내는 가공경화지수(n)와 밀접한 관계가 있음을 정성적으로 구명하였다^(4~5).

본 연구에서는 가공경화지수 (n)가 서로 다른 몇가지 재료를 선택하고 과대하중의 비 (%PL)를 달리하는 단일 과대하중 피로 시험을 행하여 재료의 가공경화지수가 피로 균열 전파의 지연거동에 미치는 영향과 아울러 균열단합현상과의 관계를 구명 하였다. 이러한 일련의 시험을 통하여 재료의 가공경화지수가 피로 균열 전파거동에 영향을 주며 또한 단일 과대하중 후의 균열 전파 지연 현상은 주로 균열단합현상에 기인함을 확인하였다.

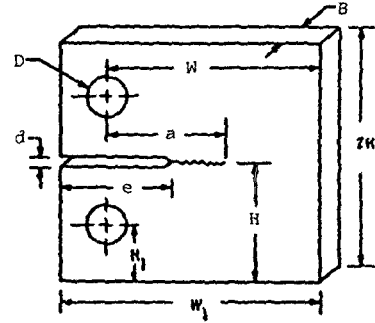
* 정희원, 인하대학교 공과대학 기계공학과

**정희원, 인하대학교 대학원

2. 실험방법

본 실험에서의 재료는 두께가 12mm인 스테인리스강(SUS304), 열간압연강(SS50), 중탄소강(SM20C) 및 알루미늄(A 6061-T6)을 사용하였다. 먼저 정하중시험의 응력-변형률 선도로 부터 Holloman의 관계식을 적용하여 재료의 가공경화지수(n)를 구하였고 Table 1에 재료의 기계적 성질과 가공경화지수를 나타내었다. 재료의 피로 시험편은 폭(W)이 64mm인 CT시험편이며 Fig. 1에 보였다.

단일 과대하중시험을 행하기 전 기본 피로시험으로 각 재료에 대하여 일정한 응력비 ($R=0.2$)하에 일정응력진폭피로시험을 행하였다. 하중조건은 Table 2에 단일 과대하중 피로시험의 하중조건과 함께 나타내었으며 주파수와 파형은 20Hz의 Sine



Dimensions (mm)

W = 64	H = 38.4
D = 16	e = 28.8
W1 = 60	H1 = 20.8
d = 3	B = 12

Fig. 1 Fatigue test specimen

파를 택하였다. 단일과대하중시험은 4가지 재료에 대하여 과대하중의 비(%PL)를 50%, 75% 및 100% (frequency ≈ 0.05 Hz)로 변화시켜서 시험을

Table 1 Mechanical properties

Properties Materials	Yield strength σ_{ys} (MPa)	Tensile strength σ_u (MPa)	Elongation (%)	Strain hardening exponent (n)
Stainless steel	250	650	70	0.45
Hot-rolled steel	340	580	20	0.24
Carbon steel	290	466	32	0.20
Aluminum	285	310	11	0.045

Table 2 Load conditions (single overload & constant stress amplitude test)

Materials	Percent peak load (%)	Maximum peak load (P_{PLmax}) (KN)	Maximum load (P_{max}) (KN)	Minimum load (P_{min}) (KN)
Stainless steel	50	12.01	8.58	1.72
	75	13.73		
	100	15.44		
Hot-rolled steel	50	13.74	9.81	1.96
	75	15.70		
	100	17.66		
Carbon steel	50	13.74	9.81	1.96
	75	15.70		
	100	17.66		
Aluminum	50	6.53	4.66	0.93
	75	7.46		
	100	8.39		

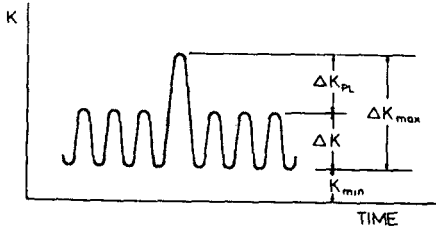


Fig. 2 Schematic representation of single overload test

행하였다. 과대하중의 비는 $\%PL = (\Delta K_{PL} / \Delta K) \times 100$ 이며 Fig. 2에 도식적으로 설명하였다. 여기서 ΔK_{PL} 은 단일 과대 하중시 최대응력확대계수 폭 (ΔK_{max})과 기본응력확대계수 폭 (ΔK)과의 차이이다.

단일과대하중 시험은 과대하중 적용 시기에 따라 균열 지연 영향을 받으므로 본 실험에서는 각 재료의 시험편에 대하여 일정응력진폭피로시험의 하중 조건으로 피로 시험을 행하여 균열성장 안정영역의 ΔK 값 즉, 스테인리스강($\Delta K = 12 \text{MPa}\sqrt{m}$), 열간압연강($\Delta K = 15 \text{MPa}\sqrt{m}$), 카본강($\Delta K = 14 \text{MPa}\sqrt{m}$) 알루미늄($\Delta K = 7 \text{MPa}\sqrt{m}$)에 도달 시킨후 각각의 단일과대하중을 가한 다음 다시 일정응력진폭 피로시험의 하중조건으로 돌아오는 방법으로 행하였다.

3. 실험결과 및 고찰

재료가 반복되는 하중을 받으면 재료의 가공경화 또는 가공연화 현상이 일어나며 이 현상은 단순 응력-변형률 선도($\Delta\sigma/2 = C'(\Delta\epsilon_p/2)^n$)에서 구한 가공경화지수의 변화로 나타낸다. 대개 반복 가공 경화재료인 경우 가공경화지수 (n)가 $n > 0.2$ 인 경우이며 $n > 0.1$ 인 경우 반복가공 연화재료라 한다⁽⁶⁾. 따라서 본 실험의 경우 스테인리스강($n=0.45$), 열간압연강($n=0.24$) 및 중탄소강($n=0.20$)은 가공경화 재료이며 알루미늄($n=0.045$)은 가공연화 재료로 분류 될 수 있다.

이 네가지 재료에 대한 일정응력진폭피로시험과 단일과대하중 피로시험의 결과를 Fig. 3~Fig. 6에 나타내었다. 이 결과를 피로 균열 성장속도(da/dN)와 균열길이 (a)로 정리 하였는데 각 재료에 대하여 Fig. 7~Fig. 10에 보였다. 단일 과대하중에 의하여 영향을 받는 영역(size of region

affected by a single overload, a_d)은 가공경화지수가 클수록 커짐을 보인다. 여기서 단일 과대하중에 의하여 영향을 받는 영역의 크기 (a_d)와 소성역 크기와의 관계에 관한 연구 결과는 일치 한다는 보고⁽⁷⁻⁹⁾와 이에 상반된 보고^(10,11)가 있으며 이들의 관계는 명확하지 않다.

피로균열 지연거동을 균열단합과 관련시켜 구명 하기 위하여 제하탄성 컴플라이언스법으로 구한 균열 열림률 (U)을 K_{max} 과의 관계로 나타 내었다⁽¹²⁾. Fig. 11~Fig. 14에 각 재료에 대하여 U 와 K_{max} 의 관계로 보였다. 각 재료의 데이터를 비교한 결과 단일 과대하중를 가한후 균열 단합량은 가공경화지수가 가장 큰 스테인리스강($n=0.45$)의 경우가 가

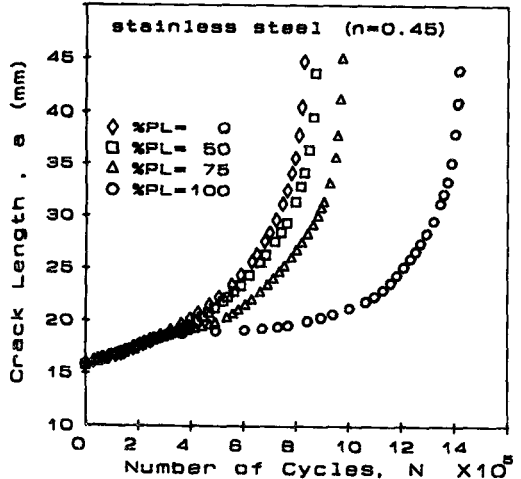


Fig. 3 Crack length vs. number of cycles

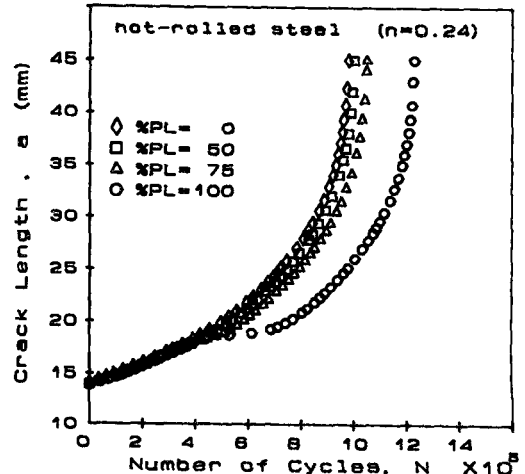


Fig. 4 Crack length vs. number of cycles

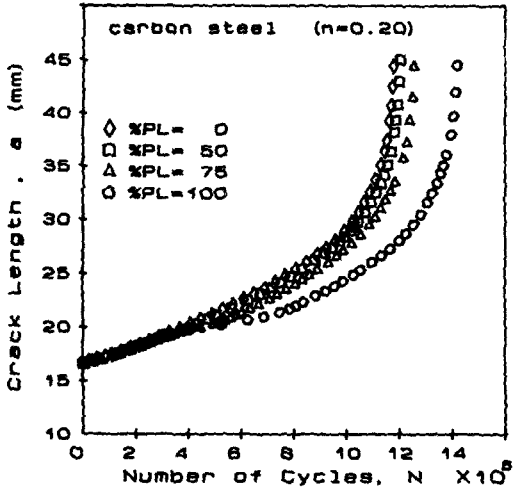


Fig. 5 Crack length vs. number of cycles

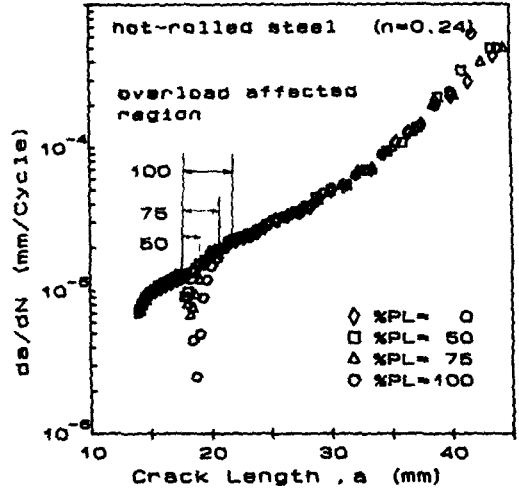


Fig. 8 Fatigue crack growth rate vs. crack length

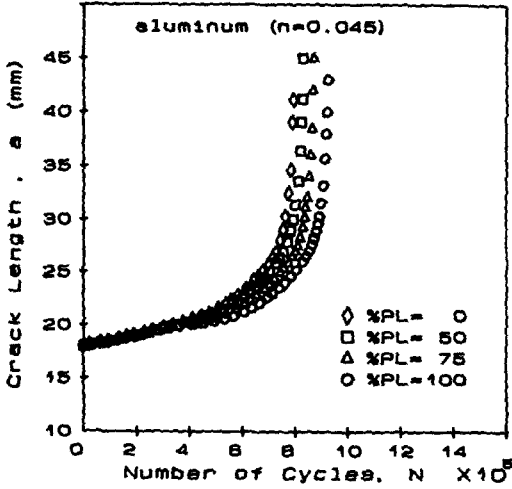


Fig. 6 Crack length vs. number of cycles

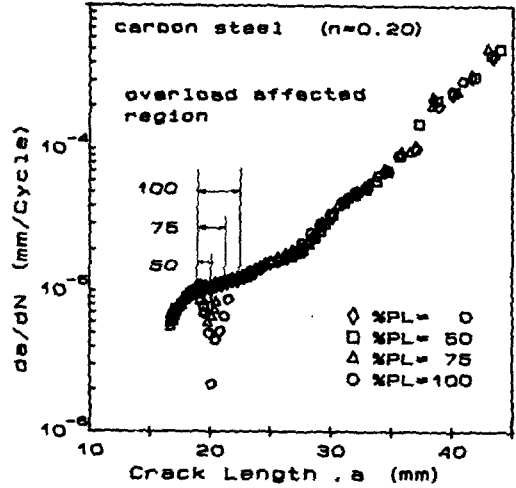


Fig. 9 Fatigue crack growth rate vs. crack length

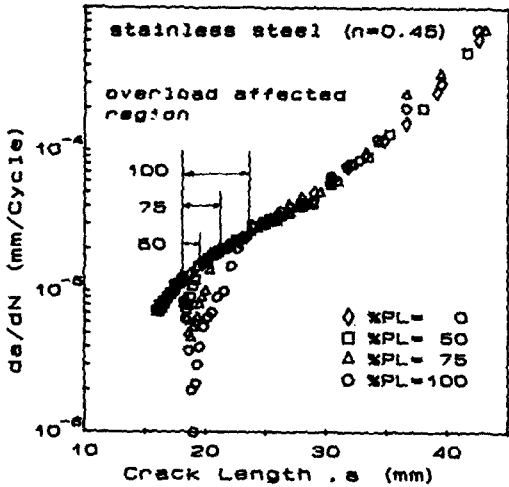


Fig. 7 Fatigue crack growth rate vs. crack length

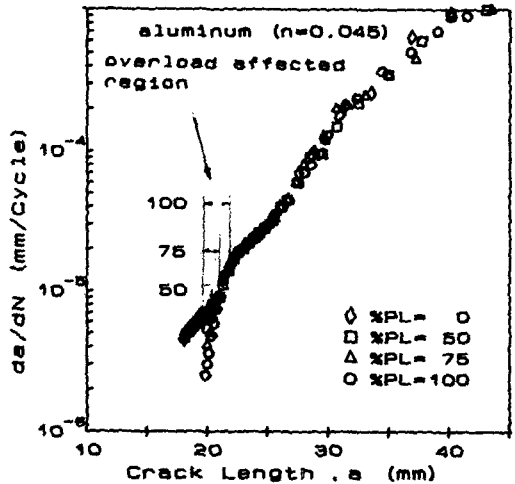


Fig. 10 Fatigue crack growth rate vs. crack length

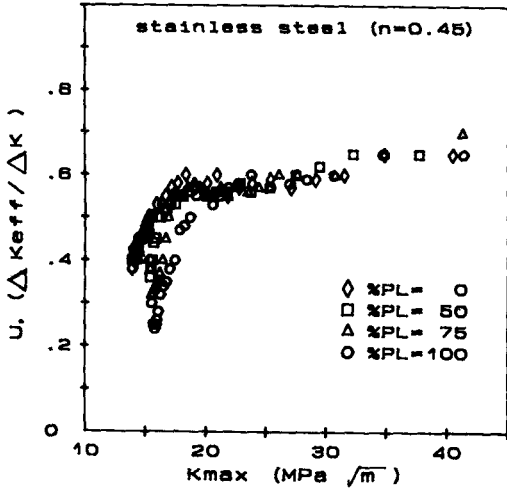


Fig. 11 Crack opening ratio vs. K_{max}

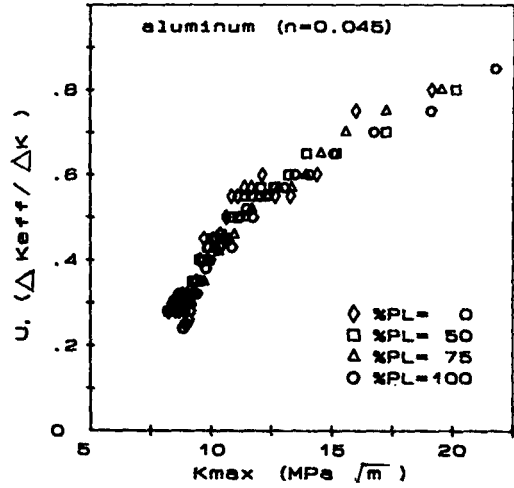


Fig. 14 Crack opening ratio vs. K_{max}

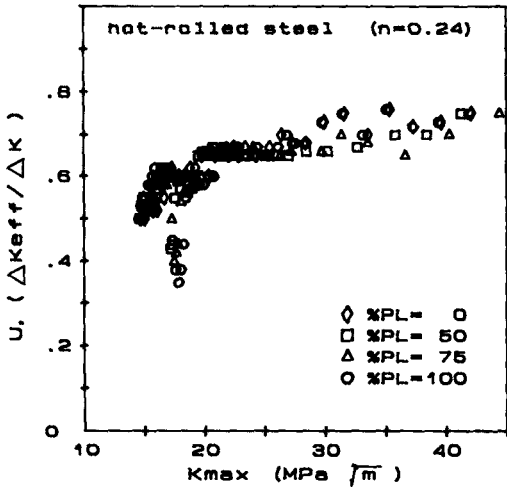


Fig. 12 Crack opening ratio vs. K_{max}

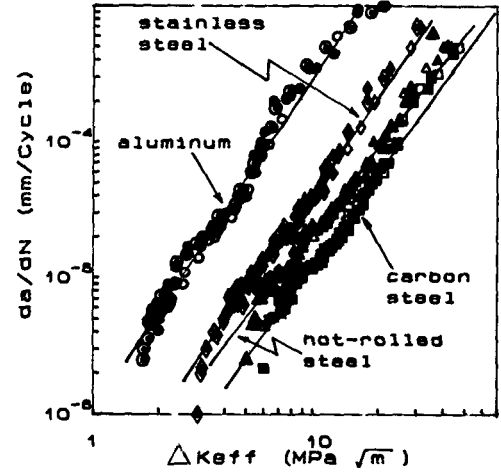


Fig. 15 Fatigue crack growth rates vs. ΔK_{eff}

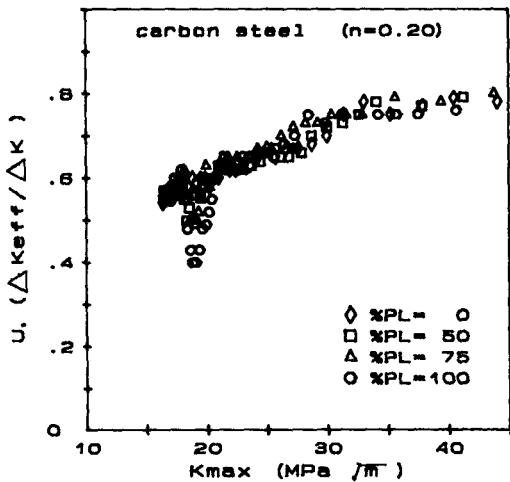


Fig. 13 Crack opening ratio vs. K_{max}

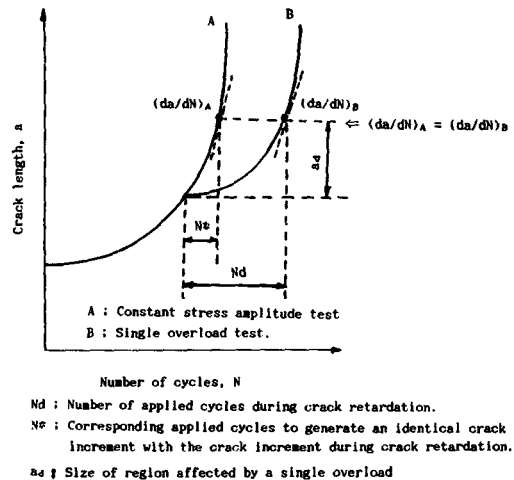


Fig. 16 Schematic illustration of crack retardation after single overload test

Table 3 Crack retardation ratio (Nd/N^*) against strain hardening exponents and percent peak loads

Materials	%PL	Nd (cycles)	N^* (cycles)	Nd/N^*
Stainless steel ($n=0.45$)	50	117,000	82,400	1.42
	75	313,300	157,000	2.00
	100	841,800	266,000	3.16
Hot-rolled steel ($n=0.24$)	50	73,500	56,200	1.31
	75	154,500	95,000	1.63
	100	377,900	157,700	2.40
Carbon steel ($n=0.20$)	50	90,500	73,000	1.24
	75	173,500	110,000	1.58
	100	434,400	200,000	2.17
Aluminum ($n=0.045$)	50	57,500	48,700	1.18
	75	157,200	117,300	1.34
	100	243,000	135,000	1.80

장 크게 나타났으며 열간압연강($n=0.24$), 중탄소강($n=0.20$) 및 알루미늄($n=0.045$)의 순으로 나타났다. 또한 피로 균열 성장속도 (da/dN)를 $\Delta K_{eff}(=U \cdot \Delta K)$ 로 나타내면 Fig. 15에 보인 바와 같이 하나의 선상으로 정리됨을 알 수 있다. 이미 언급한 바와 같이 단일 과대하중후의 균열 전파지연효과는 재료에 따라 다르다. 즉, 본 실험의 결과를 검토하면 가공경화지수가 클수록 또한 단일 과대하중시의 과대하중의 비(%PL)가 클수록 지연

효과가 크게 나타났다. Fig. 16에는 기본피로시험 (constant stress amplitude test)과 단일과대하중 시험을 균열 길이(a)와 사이클(N)의 관계로 비교하였다. 여기서 Nd 는 균열 전파 지연구간의 사이클수이며 균열지연구간에 상응하는 기본실험 때의 사이클수를 N^* 라 하고 그 비 Nd/N^* 를 조사하여 각 재료의 가공경화 지수(n)와 과대하중의 비(%PL)에 대하여 Table 3에 보였고 이것을 Fig. 17과 Fig. 18에 도시하였다.

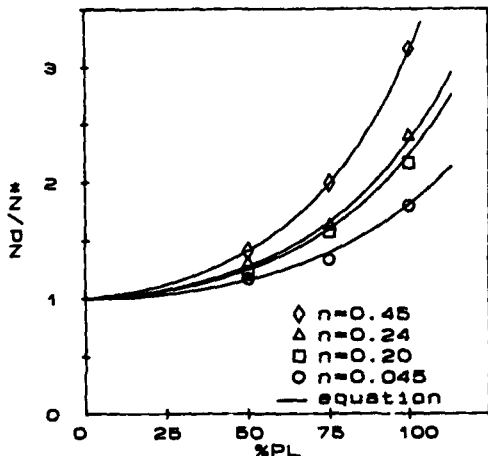


Fig. 17 Nd/N^* vs. strain hardening exponents

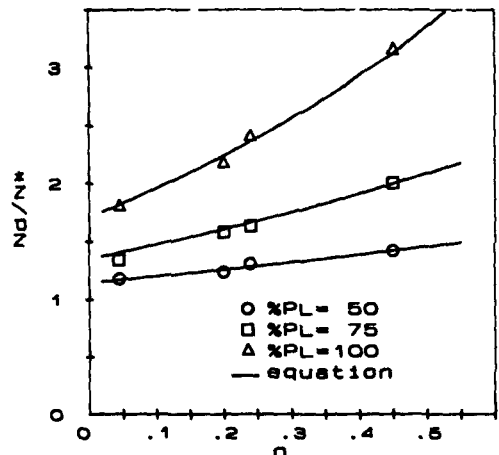


Fig. 18 Nd/N^* vs. percent peak loads

본 실험에 사용한 4가지 재료에 대하여 (Nd/N^*)와 %PL 및 N 사이에는 다음의 관계식이 성립한다.

$$\text{즉, } Nd/N^* = \exp[PL\{PL \cdot A(n) + B(n)\}]$$

여기서 $A(n) = \alpha n + \beta$, $B(n) = \gamma n + \delta$ 및 $PL = \%PL/100$ 이며 본 실험에서는 $\alpha = 0.78$, $\beta = 0.54$, $\gamma = 0.58$ 및 $\delta = -0.01$ 의 값을 보였다. 이 결과를 Fig. 17과 Fig. 18에 나타내었으며 그중 실선은 위의 실험식에 의한 것이다.

4. 결 론

본 연구에서는 재료의 가공경화지수 (n)가 피로균열 전파 거동에 끼치는 영향 중, 특히 단일 과대하중후 피로 균열 전파 지연을 주는 가공경화지수의 역할을 중점적으로 구명하였다.

본 연구의 결론을 요약하면 다음과 같다.

단일 과대하중에 의한 피로균열 전파의 지연효과는 재료에 따라 균열단합에 기인하고 가공경화지수 (n)가 클수록 균열 단합 현상이 크게 나타나며 단일 과대하중에 의하여 영향을 받는 영역은 가공경화지수 (n)가 클수록 크다.

본 실험의 범위내에서는 단일 과대하중 후 균열 전파 지연구간의 사이클 수(Nd)와 이에 상응하는 일정응력 진폭피로시험시의 사이클수와의 비(Nd/N^*)와 %PL 및 n 사이에는 다음의 관계식이 성립한다.

$$\text{즉, } Nd/N^* = \exp[PL \cdot \{PL \cdot A(n) + B(n)\}]$$

여기서 $A(n) = \alpha n + \beta$, $B(n) = \gamma n + \delta$ 및 $PL = \%PL/100$ 이며 $\alpha = 0.78$, $\beta = 0.54$, $\gamma = 0.58$, $\delta = -0.01$ 이다.

참 고 문 헌

- (1) Oktem Vardar, 1988, "Effects of Single Overload in FCP", Eng. Fract. Mech., Vol. 30, No. 3, pp. 329~355.
- (2) Thomas, W. H., 1986, "The Effect of Single Overload Upon Fatigue Cracks in 5083-H321 Aluminum", Eng. Fract. Mech., Vol. 23, pp. 1015~1029.
- (3) Wei, R. P. and Shin, T. T., 1974, "Delay in Fatigue Crack Growth", Int. Jour. Fract., Vol. 10, No. 1, pp. 77~85.
- (4) Kim, S. C. and Kang, D. M., 1986, "The Effect of Strain Hardening Exponent on Fatigue Crack Propagation", Proc. 2nd. Conference of APCS, pp. 457~462.
- (5) kim, S. C. and Kang, D. M., 1988, "Correlation between Strain Hardening Exponents and Fatigue Crack Propagation", Proceedings of the VI International Congress on Experimental Mechanics, pp. 987~992.
- (6) Manson, S. S. and Hirschberg, M. H., 1964, "Fatigue: Interdisciplinary Approach", Syracuse University Press, p. 133.
- (7) Chanani, G. R., 1975, "Effect of Thickness on Retardation Behavior of 7075 And 2024 Aluminum Alloys", Eng. Fract. Mech., Vol. 7, p. 705.
- (8) Mills, W. j., Hertzberg, R. W. and Roberts, R., 1977, "Fatigue Crack Growth and Life Predictions in Man-Ten Steel Subjected to Single and Intermittent Tensile Overloads", ASTM STP 637, pp. 192~208.
- (9) Bathias, C. and Vancon, M., 1978, "Mechanics of Overload Effect on Fatigue Crack Propagation in Aluminum Alloys", Eng. Fract. Mech., Vol. 10, pp. 409~204.
- (10) Lee, E. W., Chakraborty, S. B. and Starke, E. A., Jr., 1984, "The Effect of Overload on the Fatigue Crack Propagation in Metastable Beta Ti-V Alloys", Metall. Trans., Vol. 15A, pp. 511~517.
- (11) Benard, P. J., Lindley, T. C., and Richards, C. E., 1976, "Mechanisms of Overload Retardation During Fatigue Crack Propagation", ASTM STP 595, pp. 78~97.
- (12) Kikukawa, M., Jono, M., Tanaca, K., Kondo, Y. and Murata, Y., 1980, "Use of Mini-Computer for Accurate Automatic Measurement in Fatigue Test", J. Soc. Mater. sci. Japan 29, pp. 1240~1246.