

疲勞크랙傳播率에 對한 試驗片 두께의 影響

高 性 渭 · 嚴 允 成

釜 山 水 產 大 學
(1988년 2월 5일 접수)

The Effect of Specimen Thickness on the Fatigue Crack Propagation Rate

Sung Wi KOH and Yoon Sung UM

National Fisheries University of Pusan
(Received February 5, 1988)

The paper presents the preliminary results of an experimental study on crack growth under tension-tension fatigue loading. A purpose of the study is to find the effect of the specimen thickness on crack propagation behaviors.

The thickness of the low carbon steel specimens that are used in the experiments are 5, 10, 15, 20, and 25 mm. The type of specimen considering in the present study is compact tension specimen. Crack growth behaviors are observed and measured by travelling microscope.

From the study, the followings are found;

1. There is a certain specimen thickness that is the shortest fatigue life. The fatigue life of 15 mm specimen is the shorter than that of any other specimen.
2. The crack initiation of the thick specimen is slower than that of thin specimen. But the crack propagation rate is just the opposite.
3. The range which is the exponent, m of power law(Paris) is 1.98—4.59. The thicker the specimen is, the higher the value of m is.

緒 論

機械나 構造物을 構成하는 部材가 靜的인 彈性限度以下의 應力狀態에서도 破損이 일어나는 경우가 많고, 이와 같은 破壞現象을 疲勞 또는 疲勞破壞라고 한다. 疲勞破壞力學의 목적은 使用材料에 缺陷의 存在나 크랙의 發生을 防止하여 안전한 使用條件을 확립하는데 있다. 따라서 安全한 使用壽命을 예측하는 데 필요한 크랙傳播 特性에 관한 研究는 더욱 중요하다고 생각된다.

疲勞現象에 대한 研究는 1956년 Irwin¹⁾이 최초로 Westgaard의 理論을 導入하여 應力強度係數範圍의 개념을 확립한 이후 1960년도에 이르러 Paris等²⁾은

크랙傳播에 미치는 主要 因子는 應力強度係數範圍 ΔK 라고 主張하였으며, 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 應力強度係數範圍 ΔK 에 대하여 다음과 같은 關係式을 提案하였다.

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (1)$$

여기서

a : 크랙길이

N : 應力反復係數

ΔK : 應力強度係數範圍

C, m : 材料에 따른 常數

(1)式에서 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 應力強度係

疲労크랙傳播率에 對한 試驗片 두께의 影響

數範圍 ΔK 와의 關係는 材料의 特性인 指數 m 에 의하여 影響을 받는다.

Paris³⁾은 實驗結果 $m=4$ 에서 가장 廣範圍하게 많은 材料에 適用된다는 4乘則을 발표하였다. 그 後 많은 實驗結果에 의하여 (1)式의 妥當性은 확인되었으나⁴⁾ m 값은 4에 한정되지 않으며 鐵鋼의 경우 m 은 0.5~8 사이에 있다고 하였다⁵⁾.

1983年 ASTM⁶⁾에서는 10^{-8} /cycle 의 크랙傳播率을 갖는 一定荷重振幅 實驗에 대한 標準實驗 方法이 세워졌다. 이 方法은 試驗片 data 測定範圍 및 方法을 提案함으로써 그동안 複雜하게 제시되었던 各 材料의 疲勞舉動 解析에 一般化를 꾀하였다. 또한, 疲勞破壞에 대한 여러 因子들의 影響에 관한 研究들은 荷重狀態^{7,8)}, 크랙모양^{9,10)} 등이 있다.

이상과 같은 研究結果들을 綜合하여 보면 實際 構造物 部材 특히 깊은 노치를 갖는 部材의 疲勞크랙 傳播舉動을 試驗材料, 荷重狀態, 크랙모양, 環境 등 많은 因子들에 의하여 複合적으로 작용할 것으로 생각된다.

따라서 本 研究에서는 疲勞破壞에 影響을 주는 여러 因子중 試驗片 두께를 變化시켜 疲勞크랙 傳播舉動에 대한 試驗片 두께의 影響을 考察하기 위하여 最初 두께 25 mm 인 一般構造用 壓延鋼材를 平面加工하여 두께 25, 20, 15, 10, 5 mm 인 CT (compact tension) 試驗片을 준비하여 引張-引張片振反復疲勞 實驗하였으며, 크랙길이는 移動顯微鏡을 사용하여 測定하였다.

實驗方法

1. 實驗材料

本 實驗에 사용한 試驗材料는 두께 25 mm 인 一般構造用 壓延鋼材 SS41로서 使用材料의 化學的 成分과 機械的 性質은 Table 1, 2 와 같다.

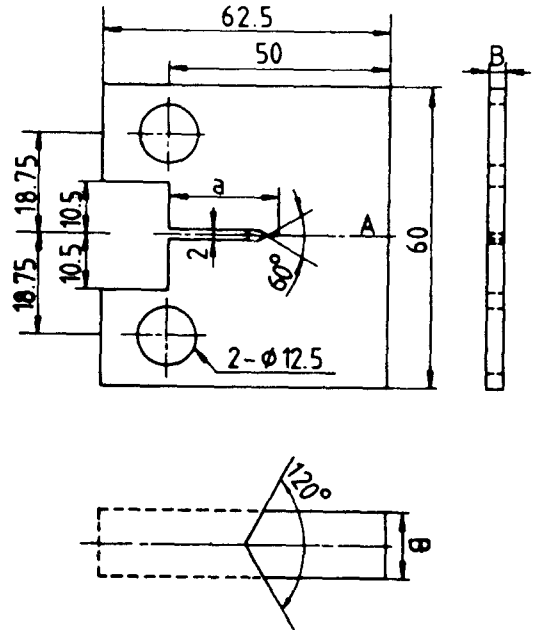
Table 1. Chemical composition of specimen. (Wt%)

C	Mn	P	S	Cu	Cr	Ni
0.13	0.23	0.02	0.01	0.01	0.04	0.04

Table 2. Mechanical properties of specimen.

Materials	Tensile strength (kgf/mm ²)	Yield strength (kgf/mm ²)	Elongation (%)	Reduction of area (%)	Young's modulus (kgf/mm ²)
SS41	46.3	27.5	36.1	66.5	20950

Fig. 1은 本 實驗에 사용한 試驗片 모양을 나타낸 것이다. 試驗片의 길이 方向은 壓延方向, 크랙進前 方向은 壓延直角方向이 되도록 채취한 후 두께 25 mm 인 壓延鋼板을 밀링머신을 이용하여 두께 5, 10, 15, 20, 25 mm 가 되도록 平面加工하였으며, 平面加工시 熱應力의 影響이 極小化되도록 주의를 기울여 加工하였다. 노치부는 fly cutter를 사용하여 加工하였으며, chevron notch도 아울러 加工하여 크랙비가 0.55가 되도록 하였다.



Enlargement of A

B : 5, 10, 15, 20, 25

Fig. 1. Geometries and dimension of CT specimen.

2. 實驗方法

CT 試驗片의 경우 노치선단에 걸리는 應力은 다음과 같이 계산하였다. 試驗片의 폭 W , 노치의 길이 a , 適用荷重 P , 굽힘모멘트 M , 斷面係數 Z 일 때 노치선단에 걸리는 應力 σ 는 適用荷重에 의하여 생기는 引張成分 σ_1 와 굽힘成分 σ_2 를 중첩시켜 求하

면 노치선단에 걸리는 應力은 (6)式과 같이 결정된다.

$$\sigma_t = \frac{P}{(W-a)B} \quad (2)$$

$$M = P \left(a + \frac{W-a}{2} \right) \quad (3)$$

$$Z = \frac{B(W-a)^2}{6} \quad (4)$$

$$\sigma_b = \frac{M}{Z} = \frac{6P \left(a + \frac{W-a}{2} \right)}{(W-a)B} \quad (5)$$

$$\sigma = \sigma_t + \sigma_b = \frac{2P(2W+a)}{(W-a)^2 B} \quad (6)$$

이런 이유로 ASTM의 標準試驗法에서도 試驗片의 크기와 適用荷重에 대하여 다음과 같은 制約條件이 따른다.

$$(W-a) > (K_{max}/\sigma_{y,s})^2 \quad (7)$$

여기서 $W-a$ 는 試驗片의 리가멘트(ligament)이고 $\sigma_{y,s}$ 는 疲勞試驗溫度와 同一한 溫度에서의 0.2% 屈服 항복응력이다.

線形彈性 破壞力學에서 應力強度係數 K 의 사용은 소규모 항복조건이 만족되는 경우로 그 범위가 限定된다¹¹⁾. 이러한 소규모 항복조건을 만족하기 위해서는 疲勞應力이 항복응력보다 적어야 하며 보통 항복응력의 0.8 배 이하로 制限하고 있다¹²⁾. 따라서 本實驗에서는 항복응력 27.5 kgf/mm^2 의 0.8 배인 22 kgf/mm^2 을 最大應力으로 결정하였다. 應力強度係數範圍 ΔK 는 (8)式으로 계산하였다.

$$\Delta K = \frac{\Delta P(2+Z)}{B\sqrt{W}(1-Z)^{3/2}}(0.886 + 4.64Z - 13.32Z^2 + 14.72Z^3 - 5.62Z^4) \quad (8)$$

여기서 $Z=a/W$ 로서 試驗片의 크랙비이다. ΔP 의 값은 (5)式에서 σ 를 22 kgf/mm^2 으로 하여 逆算하였고 W 는 50 mm 로 결정하였다. 應力比 $R(\sigma_{min}/\sigma_{max} = \text{最小應力}/\text{最大應力})$ 은 낮을수록 Paris式인 (1)式의 m 값이 減少하므로 疲勞크랙 傳播舉動의 미세한 變化도 파악할 수 있다고 생각하여 本實驗에서는 應力比 R 을 0.1로 채택하였다. Fig. 2는 이러한 荷重方式을 도식적으로 나타내었다. 또한, 本實驗에서의 應力周波數는 10 Hz 이고 波形은 sine 波이다. 크랙增分量은 移動顯微鏡($25\times$)으로 관찰하였다.

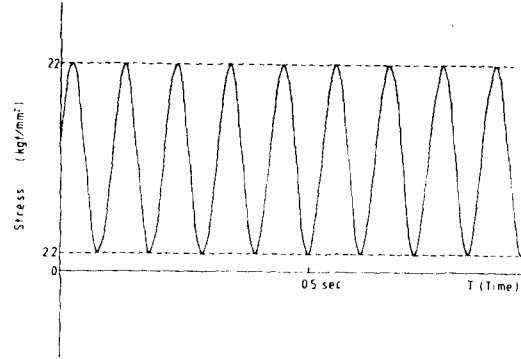


Fig. 2. The model of the stress level.

結果 및 考察

1. 疲勞크랙傳播舉動에 대한 考察

Fig. 3은 두께의 변화에 대한 疲勞크랙傳播舉動을 고찰하기 위하여 크랙길이 a 와 疲勞應力反復數 N 의 관계를 나타내었다. $a-N$ 曲線을 관찰하면 疲勞應力 22 kgf/mm^2 에 대한 低炭素鋼 SS41의 疲勞壽命을 예측할 수 있다.

疲勞壽命은 정의에 의하면 疲勞크랙이 발생되어 最終破斷이 일어날 때까지 총 사이클數로 정의되지만, 本實驗의 경우에는 (7)式의 제약조건에 따라

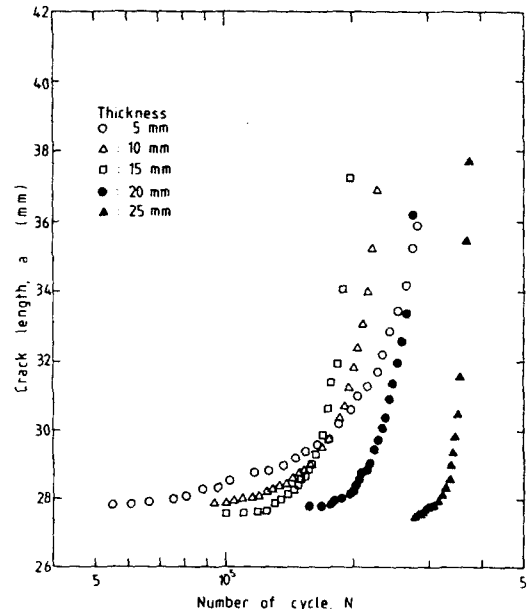


Fig. 3. Fatigue crack propagation behavior ($\sigma = 22 \text{ kgf/mm}^2$).

疲労크랙傳播率에 對한 試驗片 두께의 影響

크랙길이 35 mm 까지 實驗하였다. (7)式의 제약조건을 넘어선 크랙길이는 크랙傳播率이 매우 빨라서 最終破斷에 이르는 사이클數와는 별 차이가 없다. 그러므로 本 實驗에서는 크랙길이가 35 mm 에 도달할 때까지의 應力反復回數를 疲勞壽命이라 정의한다.

이 결과를 살펴보면 疲勞壽命은 두께가 중간 정도인 試驗片 두께 15mm 인 경우가 가장 짧고 두께가 가장 두꺼운 25 mm 인 경우가 가장 길게 나타났다. 이것은 두께가 5 mm 인 경우 試驗片의 應力狀態가 平面應力狀態가 지배적인 반면 두께가 두꺼워질수록 점차 平面應力狀態가 감소하면서 平面變形率 狀態로 되기 때문이라 생각한다. 또한 두께 15mm 이상인 試驗片에서는 平面變形率 狀態가 지배적인 경향을 보이고 있으며, 이 경우에는 試驗片 두께가 두꺼운 경우가 크랙發生은 늦지만 일단 크랙이 發生하면 疲勞크랙傳播는 빨라짐을 알 수 있다. 그러나 두께가 가장 얇은 5mm인 경우 크랙은 가장 빨리 발생하였으나 疲勞壽命은 두께 20mm인 경우와 비슷하게 나타났다. 이와 같은 理由는 他 研究 結果가 없어 비교할 수도 없지만 試驗片 두께 5mm의 경우는 平面應力狀態가 지배적이기 때문이라고 생각되며 이에 대한 詳細한 研究가 요망된다.

2. 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 크랙길이 a 와의 關係

크랙이 성장함에 따른 疲勞크랙傳播率을 구하기 위하여 Fig. 3의 $a-N$ 曲線에서의 각 점의 기울기로부터 疲勞크랙傳播率 da/dN 를 구하였다. 疲勞크랙傳播率은 單位反復數에 대하여 성장한 크랙길이의 増分量을 나타내며 이를 계산하기 위해서는 ASTM⁶⁾에 제시한 seven point polynomial technique 을 사용하였다.

Fig. 4는 각 試驗片 두께에 대하여 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 크랙길이 a 와의 關係를 나타내었다. 이와 같은 경향은 유사한 다른 研究가 없어서 직접 比較할 수는 없지만 2024-T3 알루미늄 합금에서 實驗한 Broek等¹³⁾의 研究結果와 유사함을 알 수 있다. 따라서 試驗片 두께의 변화에 따른 疲勞크랙傳播率은 疲勞壽命이 가장 짧게 되는 임의의 두께가 존재함을 알 수 있으며, 本 實驗의 경우에는 試驗片 두께가 15mm 인 경우가 疲勞壽命이 가장 짧게 나타났다. 이와 같이 試驗片 두께 15mm인 경우가 疲勞壽命이 가장 짧게 나타나는 理由는 동일 條件에서 實

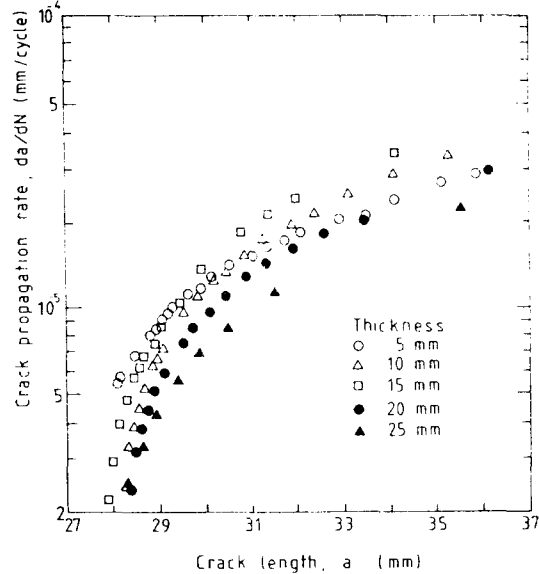


Fig. 4. Crack propagation rate versus crack length ($\sigma = 22 \text{ kgf/mm}^2$).

驗한 結果가 없어 직접 比較할 수는 없지만 前節에서 設述한 바와 같이 두께가 얇은 狀態에서 점차 두꺼워지면 平面應力狀態에서 平面變形率 狀態로 遷移하게 되는데, 두께 15mm의 경우가 平面應力과 平面變形率의 遷移點부근이기 때문이라 생각한다. 또한 疲勞크랙 발생은 두께가 두꺼울수록 늦게 발생되지만 피로크랙傳播率은 疲勞크랙발생 후 크랙길이가 작은 범위(약 30mm 이하)에서는 두께가 두꺼울수록 빨라짐을 알 수 있다.

3. 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 應力強度係數範圍 ΔK 와의 關係

疲勞크랙傳播率 da/dN 와 應力強度係數範圍 ΔK 와의 關係를 線形的으로 표시하는 Paris式인 (1)式을 통하여 疲勞破壞 현상을 설명할 수 있다. 應力強度係數 K 는 線形彈性破壞力學을 적용할 때 사용되는 破壞靱性置이며, 疲勞破壞舉動은 應力強度係數範圍, ΔK 즉 $K_{\max} - K_{\min}$ 을 靱性置로 적용한다. 應力強度係數範圍 ΔK 를 계산하기 위해서는 (8)式을 사용한다.

Fig. 5는 두께의 변화에 대한 疲勞크랙傳播率 da/dN 와 應力強度係數範圍 ΔK 와의 關係를 나타낸 것이다. 이 그림에서 알 수 있는 바와 같이 두께가 얇은 試驗片보다 두께가 두꺼운 試驗片의 경우가 피로크랙傳播率이 빨라짐을 알 수 있다. 그러나 두

Table 3. Experimentally determined coefficients for $da/dN=C(\Delta K)^m$

Thickness	5 mm	10 mm	15 mm	20 mm	25 mm
m	1.98	2.51	3.09	3.05	4.59
C	3.00×10^{-9}	2.64×10^{-10}	2.11×10^{-11}	1.95×10^{-11}	1.57×10^{-14}

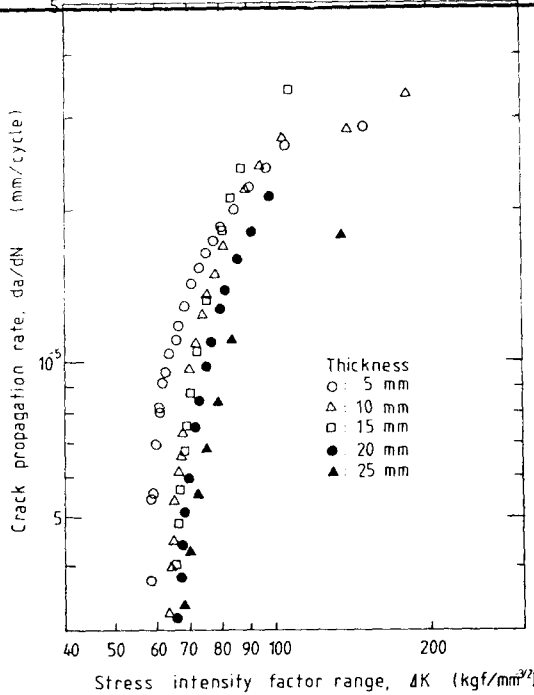


Fig. 5. Crack propagation rate versus stress intensity factor range ($\sigma=22\text{kgf/mm}^2$).

께 15mm와 20mm의 경우에는 거의 비슷하게 나타났으며, 이는 實驗상의 오차가 포함된 것으로 생각된다.

Table 3은 Fig. 5의 결과로부터 Paris式인 (1)式을 이용하여 계산한 c 와 m 의 값을 나타낸 것이다. 이 결과로부터 m 값은 두께가 5, 10, 15, 20, 25 mm로 변화함에 따라 1.98, 2.51, 3.09, 3.05, 4.59로서 1.98~4.59 사이에 있음을 알 수 있으며, 이것은 鐵鋼의 경우에는 0.5~8 사이에 있다고 한 결과⁵⁾와 일치한다. 따라서 두께가 5 mm에서 25 mm까지 增加함에 따라 m 의 값은 점차 增加함을 알 수 있다.

結 論

本 研究에서는 疲勞破壞에 영향을 주는 여러 因子 중에서 우선 疲勞크랙傳播에 대한 試驗片 두께의 영향을 검토하기 위하여 最初 두께 25mm인 一般構造用 壓延鋼材를 平面加工하여 두께 5, 10, 15, 20,

25 mm인 CT 試驗片을 加工한 후 引張-引張片振反 疲勞試驗을 行하여 實驗한 結果 다음과 같은 結論을 얻었다.

1. 疲勞壽命이 가장 짧게 나타나는 임의의 試驗片 두께가 존재하며, 本 實驗의 경우에는 두께 15mm인 試驗片의 경우 疲勞壽命이 가장 짧게 나타났다.
2. 疲勞크랙의 발생은 두께가 두꺼운 試驗片의 경우가 늦지만 疲勞크랙 성장은 두꺼운 試驗片의 경우가 빠르게 나타났다.
3. 本 實驗에서 Paris式의 係數 m 의 값의 範圍는 1.98~4.59로서 試驗片두께가 두꺼울수록 m 의 값이 크게 된다.

謝 辭

本 研究를 수행하는데 試驗機 便益提供 및 많은 助言을 해주신 釜山水產大學 理工學部 船用機械工學科 吳世奎教授님께 깊은 感謝를 表합니다.

參 考 文 獻

1. Irwin, G.R. (1956): Analysis of stress and strain near the end of a crack transversing a plate, Trans. ASME, J. of Applied Mech. 24, 361-364.
2. Sih, G.C., P.C. Paris, and F. Erdogan (1962): Crack-tip stress-intensity factor for plane extension and plate bending problems, Trans. ASME 29, 306-312.
3. Paris P.C. and F. Erdogan (1963): A critical analysis of crack propagation laws, Trans. ASME, J. of Basic Eng. 528-534.
4. Frost N.E. (1971): A fracture mechanics analysis of fatigue crack growth data for various materials, Eng. Frac. Mech. 3, 109-126.
5. Hideo Kidagawa (1972): Application of fracture mechanics for fatigue crack, JSME 75 1068-1088.

疲勞크랙傳播率에 對한 試驗片 두께의 影響

6. ASTM E647-83 (1983): Standard test method for constant-load amplitude fatigue crack growth rate above $10^{-8}m/cycle$.
7. 宋森弘·元時太(1985) : 過大過小應力下에서의 疲勞크랙發生傳播舉動(I), 大韓機械學會論文集 9(3), 301-308.
8. 宋森弘·元時太(1986): 過大 過小 應力下에서의 疲勞크랙發生傳播舉動(II), 大韓機械學會論集 10(2), 188-197.
9. 宋森弘·吳煥燮(1985): 微小圓孔材의 疲勞크랙 舉動과 페라이트 結晶粒度, 大韓機械學會論文集 9(4), 421-429.
10. Yoshio Kitsunai(1984): Effect of specimen size and configuration on fatigue crack growth behavior of mild steel butt welding joints, Materials 320, 66-71.
11. Hahn, C.T. (1972): Local yielding attending fatigue crack growth, Metall. Trans., 1189-1202.
12. Fuchs, H.O. (1980): Metal fatigue in engineering, John Willey & Son, 68.
13. Broek, O. and J. Schijve (1966): Fatigue crack growth; effect of thickness, Aircraft Engineering 38(11), 31-33.