

피로 파괴학의 기본 개념



李 康 鏞
연세대학교 기계공학과 교수

●1947년생
●파괴 및 피로공학을 전공하고 파괴원인 및 방지물 위한 이론 정립, BEM 진상연구, 특히 AE법의 현장응용에 관심이 있다.

1. 머리말

어느 산업체이든 설계·제작한 부품 또는 기계가 기대했던 수명에 달하기전에 부서지는 경우를 여러번 당하였으리라 믿는다. 이러한 많은 파괴 현상중 가장 빈도가 많은 것이 피로 파괴인데 피로 파괴의 근본적인 개념을 아직 우리나라 산업체에서는 습득하고 있지 못한 관계로 피로 파괴 원인을 분석하고 방지대책을 세우는데 여러가지로 어려움을 느끼게 된다. 그 큰 이유중 하나는 피로 파괴학(fatigue fracture engineering)의 역사가 짧고 또 아직까지 국내 대학 학부 교과 과정에서 심도있게 다루고 있지 않고 있기 때문이라 생각한다. 앞으로 제품의 품질면에서 국제 경쟁력을 높이며 새로운 착상에 의한 신제품을 개발하기 위해서는 이 분야의 사전지식은 필수적이다. 이러한 의미에서 본 글에서는 산업체에 종사하시는 분들중 이 분야에 대해 별다른 지식이 없는 분을 위해 개략적인 개념을 중심으로 피로 파괴학을 소개하고자 한다.

2. 피로하중

피로하중이란 규칙적이든 불규칙적이든 상관 없이 물체에 연속적으로 응력 또는 변형률의 변화를 주는 하중을 말한다. 실험실에서 일반

적으로 사용하는 피로 하중은 규칙적인 하중으로서 그림 1과 같은 시험기의 피로하중 기구에 의해 얻어진다.

그림 1(a)는 굽힘회전피로시험기의 하중 상태를 보이는 것으로서 A점이 하중 P에 의해 인장응력을 받게 되었다가 180°회전하게 되면 하중 P에 의해 압축응력을 받게 된다. 거기에서 또 180°회전하게 되면 원위치로 돌아와서 앞서 받았던 것과 같은 크기의 인장 응력을 되풀이 해서 받게 된다. 이렇게하여 한 주기가 끝나고 다음 주기에서도 같은 양상이 얻어진다.

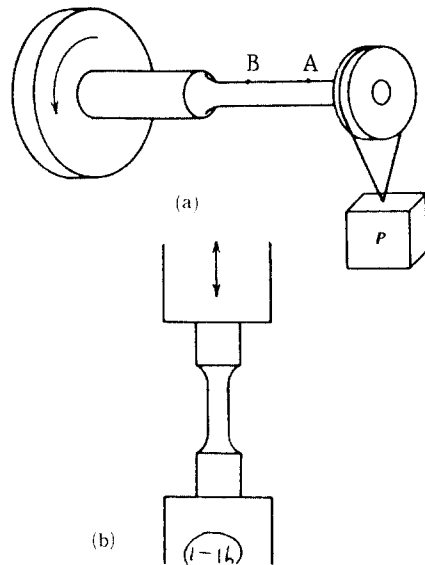


그림 1 피로시험기의 피로하중기구

그런데 B점은 A점과 하중 P로 인한 응력 상태가 다르므로 A점과는 서로 다른 크기의 피로하중상태에 놓이게 된다. 규칙적인 피로하중은 일반적으로 두가지로 구분되는데 응력제어식 피로하중(stress controlled fatigue loading)과 변형률 제어식 피로하중(strain controlled fatigue loading)이 있다. 일반적인 응력제어식 피로하중상태에서 얻어지는 응력과 시간곡선을 그림 2에서 보여주고 있다. 이 그림에 표시된 각 기호를 정의하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \Delta\sigma &\equiv \sigma_{max} - \sigma_{min} \\ \sigma_a &\equiv \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \\ \sigma_m &\equiv \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \\ R &= \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \end{aligned} \quad (1)$$

여기에서 $\Delta\sigma$ 는 응력범위(stress range), σ_a 는 응력진폭(stress amplitude), σ_m 은 평균응력(mean stress), R 은 하중비(load ratio)라고 부른다. 응력진폭과 피로파괴사이클수 사이클수를 보통 S-N곡선이라고 부르고 있으며 평균응력의 영향을 고려한 대표적인 S-N곡선을 그림 3에서 보여주고 있다.

이 그림에서 알수있는 바와 같이 평균응력이 크면 클수록 같은 σ_a 하중하에서 빨리 피로 파괴에 달한다. 그런데 철금속과 비철금속에서의 S-N곡선상에서 큰 차이는 적은 응력진폭상태에서 일어난다. 즉 철금속은 그림 4에서 보는 바와 같이 어떤 임계 응력 진폭보다 더 적으면 마치 무한 수명(보통 10^6 사이클 이상)을 가지는 것같이 좀처럼 부서지지 않으나 그 이상이면 10^6 사이클 이하의 어떤 한정된 수명을 가지는 성질을 보인다. 이 임계 응력 진폭을 피로극한(fatigue limit)라고 부른다. 그러나 그림 5와 같이 비철금속은 피로극한이 존재하지 않는 것이 일반적이며 응력진폭을 작게하여도 유한한 수명을 보이게 된다. 따라서 이러한 경우에 대해서는 편의상 보통 10^7 사이클의 응력진폭을 그 재료의 피로극한으로 정의한다.

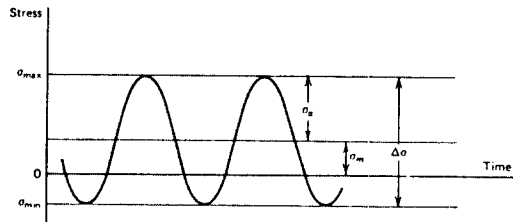


그림 2 응력과 시간곡선

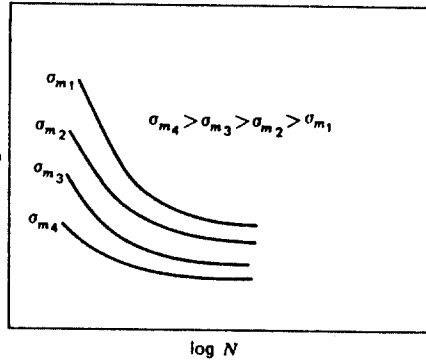


그림 3 평균응력이 S-N곡선에 미치는 영향

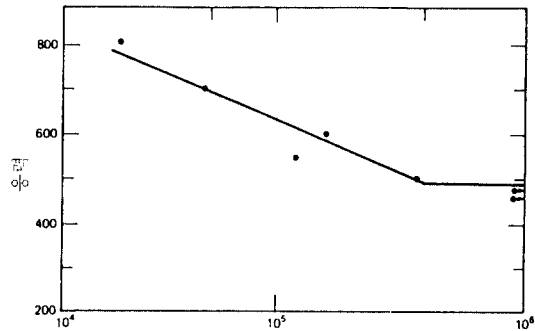


그림 4 Krupp축용 강의 S-N곡선

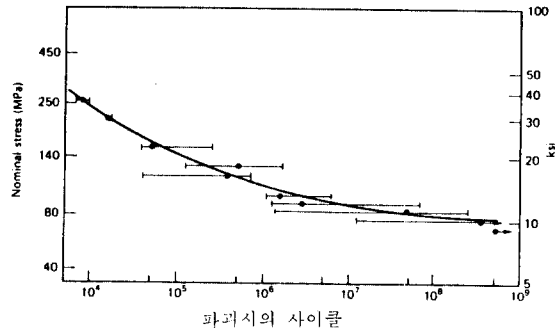


그림 5 7075-T6알루미늄 합금

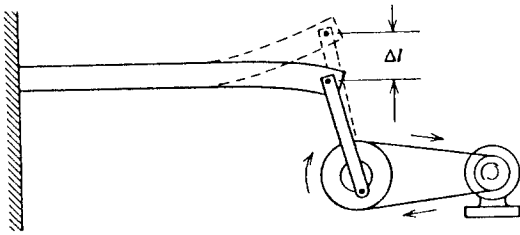


그림 6 변형률 제어식 피로시험기 일예

$S-N$ 선도상의 실험치를 얻기 위해서 그림 5에서와 같이 10개의 시험편을 동일한 상태로 가공 및 시험하여도 실험치는 같은 값을 주지 않고 넓은 범위에 걸쳐서 분포하는 양상을 보인다. 따라서 피로시험은 많은 시험편에 의한 실험값을 통계적인 방법에 의해 처리하여 그 재료에 대한 $S-N$ 곡선을 찾게된다. 따라서 $S-N$ 곡선상의 한점을 위해 10개 시험편을 시험하였다면 $S-N$ 곡선을 찾기위해 수백개의 시험편을 시험한 결과가 되어 상당한 재료비 및 시험편 가공비 그리고 기계운전비와 시간을 각오하여야 한다. 피로시험에서 이러한 실험치의 산란(scattering)현상은 근원적으로 각 시험편마다 시험편 가공 표면의 조도차이와 미세적인 조직의 차이 그리고 시험기 그림과 시험편의 걸림상태의 차이등에 그 원인이 있다.

변형률 제어식 피로하중의 대표적인 예를 고정된 변위범위에서 반복굽힘을 일으키는 켄타레바를 그림 6에서 보여주고 있다.

3. 주기적 응력-변형률선도

완전 탄성체를 일정 피로하중상태에서 시험하면 그림 7과 같은 히스테리시스 루프(hysteresis loop)를 형성하게 된다. 즉 하중을 가하거나 제거하거나 간에 항상 같은 직선만을 그려준다. 따라서 피로하중을 아무리 오래 받아도 응력이 영인 상태는 변형률 영인 상태가 되어 피로 하중을 작용받기 전이나 후나 같은 상태가 되어 이 물체는 영원히 부서지지 않는다. 그러나 재료의 탄성범위내에서 피로하중을 받더라도 초기에는 완전탄성체와 같이 그림 7

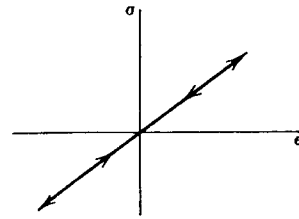


그림 7 완전 탄성체의 히스테리시스루프

과 같은 히스테리시스 루프를 그리나 점차로 배가 불룩한 모양의 히스테리시스 루프를 보이게 된다. 이와 같은 재료를 더 높은 피로하중으로 피로시험을 하게되면 처음 1/4 사이클 동안은 그림 8과 같이 단순증가하중 즉 인장시험상태와 같이 \overline{OP} 곡선을 그리게 되나 P 점 상태에서 하중을 제거하면 \overline{PS} 와 같은 곡선을 그리고, 압축 상태인 S 점에서 다시 하중을 가하게 되면 \overline{SP} 곡선을 그리게 되어 히스테리시스 루프가 형성되게 된다. 이와 같은 루프는 피로하중이 일정응력제어식 피로 하중에 의해서도 얻어질 수 있고 일정변형률 제어식 피로 하중에서도 얻어질 수 있다. 그림 8에서 \overline{OQ} 는 단순 인장하중 상태에서 하중을 제거한 상태에서 영구 변형률로서 소성변형률에 해당된다. \overline{OT} 역시 소성변형률이다. 따라서 \overline{TQ} 는 소성변형률 범위에 해당된다. 한편 \overline{QY} 는 하

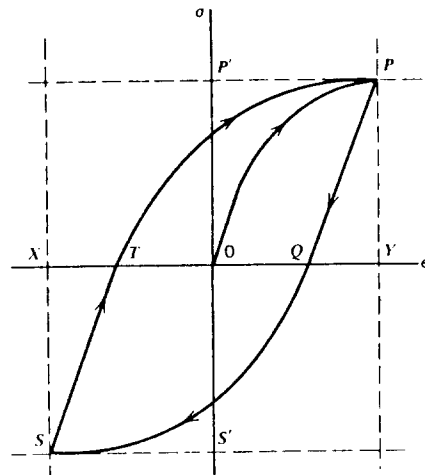


그림 8 탄성 및 소성변형하에서 히스테리시스루프

중 P 상태에서 하중을 제거하면서 탄성에 의해 복원된 변형률이며 \overline{XT} 역시 마찬가지이다. 따라서 $\overline{XT} + \overline{QY}$ 가 탄성변형률범위이다. \overline{XY} 는 탄성 및 소성변형률 범위를 합한 변형률 범위이다. 그리고 $TPQS$ 로 둘러싸인 면적은 단위 부피당 소성일량이다. 이러한 소성일량은 각 사이클마다 생겨나게 되어 물체는 누적된 피로위험(fatigue damage)을 받게되어 결국에 가서는 견디다 못해 피로 파괴 현상에 이르게 된다. 즉 물체가 피로파괴되기 위해서는 소성변형률 범위가 영이 아니어야 하며 만약 소성변형률범위가 영이되면 그림 7과 같이 직선모양의 히스테리시스 루프를 형성하게 되어 소성일량의 누적이 없기 때문에 피로파괴는 일어나지 않는다.

그림 9는 재료에 따라서 피로하중에 대한 반응이 사이클을 거듭함에 따라 다르게 나타날수 있음을 보인다.

그림 9(a)는 일정응력제어식 피로하중하에서 변형률 반응을 보인 것으로서 일정응력을 반복해서 사이클을 거듭할 때 변형률이 사이클의 증가에 따라 감소하는 경우에는 같은 응력하에서 점차 적은 변형률을 일으키므로 물체는 점차 경화되어 가므로 이를 반복 변형률 경화(cyclic strain hardening)이라고 부르고 반대로 같은 응력하에서 점차 큰 변형률을 일으키면 물체는 약화되어 가므로 이를 반복 변형률 연화(cyclic strain softening)이라고 부른다. 그림 9(b)는 일정변형률 제어식 피로하중하에서 응력반응을 보인 것으로 일정변형률을 반복해서 사이클을 거듭할때 응력이 사이클 증가에 따라 증가하는 경우에는 같은 변형률하에서 점차 큰 응력을 요구하므로 물체는 경화되어 가므로 반복 변형률 경화현상을 보인다고 말하고 반대 현상은 반복 변형률 연화현상이라고 말한다. 여기서 주의할 것은 일정 변형률인 경우에 대한 응력반응에 대해서도 일정 응력인 경우에 대한 변형률 반응에 사용되었던 용어를 사용하고 있다는 것이다. 그림 9(b)와 같이 일정변형률 제어식 피로하중하에서 응력반응의 사이클

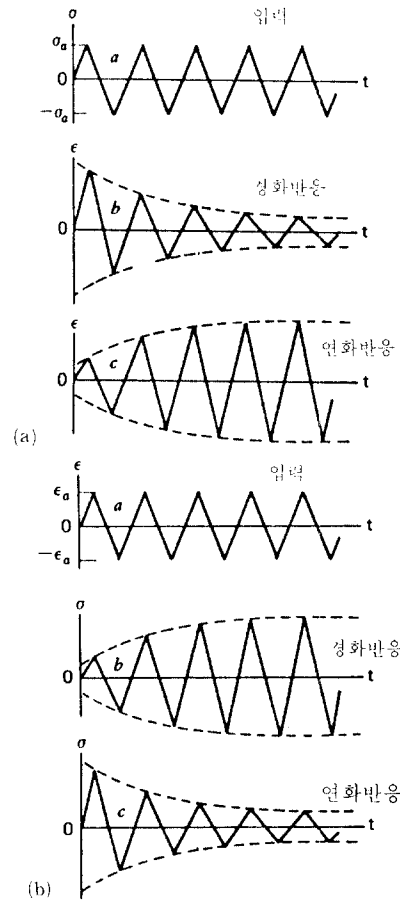


그림 9 (a) 일정응력제어식 피로하중
(b) 일정 변형률 제어식 피로하중

에 따른 변화로 말미암아 사이클마다 히스테리시스 루프의 모양과 크기가 변함을 인식하여야 하며 그 실례를 그림 10에서 제시하고 있다. 그림 10(a)는 일정변형률 제어식 피로하중이므로 변형률은 사이클에 관계없이 일정크기인데 사이클마다 응력반응이 점차 증가하는 경향을 보이므로 반복 변형률 경화현상을 보이고 있고 사이클이 어느정도 증가하니까 히스테리시스 루프의 모양과 크기가 더 이상 변하지 않는 안정상태에 들어감을 알 수 있다. 이 안정된 히스테리시스 루프를 반복안정 히스테리시스 루프(cyclically stabilized hysteresis loop)라고 부른다. 반면에 그림 10(c)는 정반대의 현상을

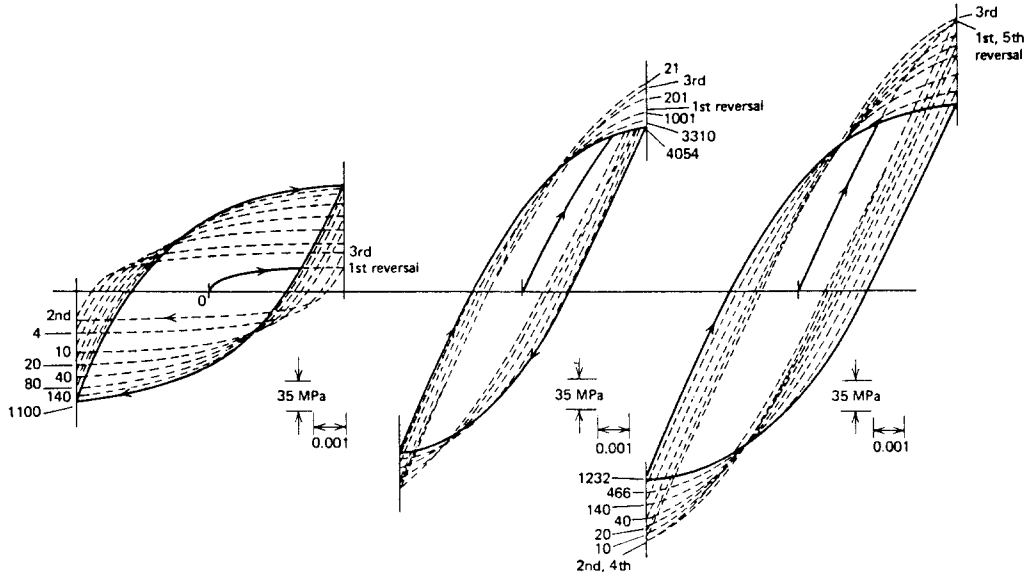


그림 10 일정변형률제어 피로하중하에서 반응

보이고 있으므로 반복 변형률 연화이며 그림 10(b)는 초반에는 반복 변형률 경화를 보이다가 후반에서 반복 변형률 연화현상을 보인다. 그림 11은 반복 안정 히스테리시스 루프를 각기 다른 일정 변형률 제어식 피로하중하에서 얻은 것으로서 한개의 반복안정 히스테리시스 루프를 얻기위해 한개의 시험편이 필요하므로 그림 11과 같이 여러개의 반복안정 히스테리시스 루프를 한개의 재료에 대해 얻기 위해서는 여러 개의 시험편이 필요하다. 이렇게하여 얻은 반복안정 히스테리시스 루프의 꼭지점을 연결하여 반복 응력-변형률 곡선(cyclic stress-strain curve)을 얻게 된다. 이러한 방법외에 한개의 시험편으로 그 재료의 반복응력-변형률 곡선을 얻기 위해서는 그림 12(a)와 같이 한개의 구획(block)내에서 수많은 변형률 사이클을 만들면서 여러개의 구획을 같은 방법으로 진행하게 되면 그림 12(b)같이 그림 11과 동일한 결과를 얻게된다. 뿐만 아니라 이 방법은 처음 시험시작을 최대 변형률 진폭에서 행하므로·단순 인장 시험에서 얻는 단순 응력-변형률 곡선(monotonic stress-strain curve)도 동시에 얻을 수 있는 장점이 있어서 이 방법을 주로 사

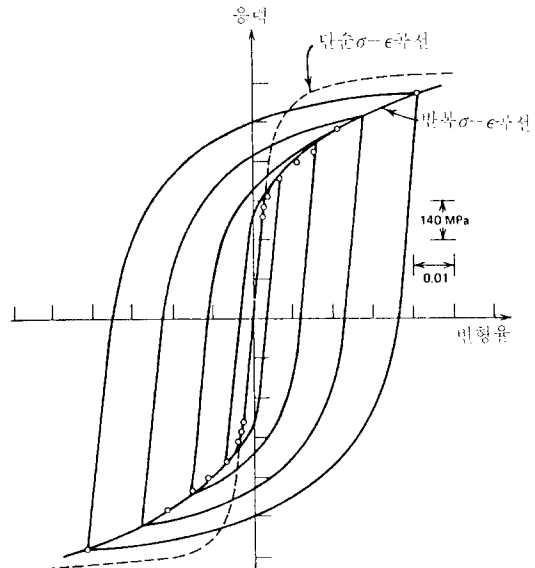


그림 11 반복응력-변형률 곡선과 단순응력-변형률 곡선

용한다. 그림 13은 단순응력-변형률곡선과 반복응력-변형률 곡선을 각 재료에 대해서 보여 주고 있다. 두 곡선 사이에 상당한 차이가 있음을 알 수 있다. 또 이 그림으로 각 재료가 반복 변형률 경화를 일으키는지 또는 반복 변형률 연화를 일으키는지 알 수 있다. 예를 들

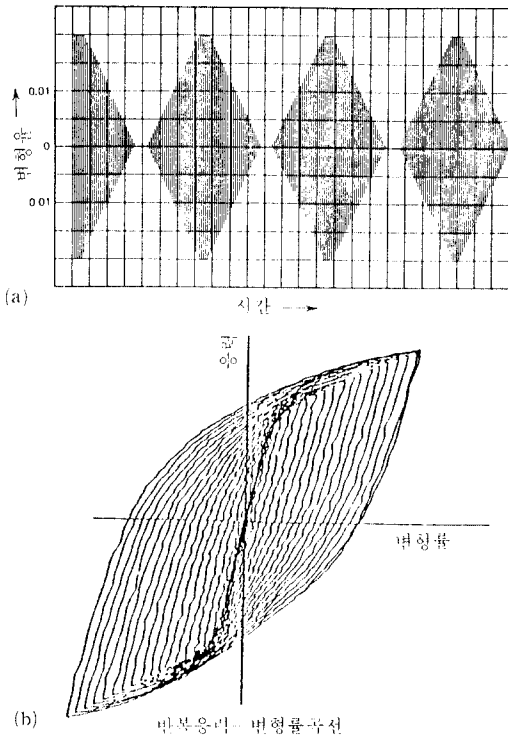


그림 12 한개 시험편에 의한 반복응력-변형률 곡선을 구하는 방법

어 그림 13(a)인 경우 변형률 0.01에서 일정 변형률 제어식 피로하중을 주었다면 그 변형률하에서 단순 인장시험 일때 응력값보다 반복 안정 히스테리시스 루프의 응력값이 더 큰 값을 보이고 있고 변형률 0.015에서도 같은 경향을 보이므로 반복 변형률 경화재료라고 말할 수 있다. 그와는 반대로 그림 13(d)인 경우에는 반복변형률 연화재료가 된다. 그림 13(c)는 변형률의 범위에 따라 연화에서 경화현상으로 천이되고 있음을 보이고 있다.

단순인장-변형률 곡선에서 power law hardening을 다음식으로 표현한다.

$$\sigma = K\epsilon^n \quad (2)$$

여기에서 σ 의 범위는 항복응력에서 극한응력까지이고 ϵ 는 항복 변형률에서 극한 변형률까지이다. 그리고 K 와 n 은 각기 변형률 경화상수(strain hardening coefficient)와 변형률

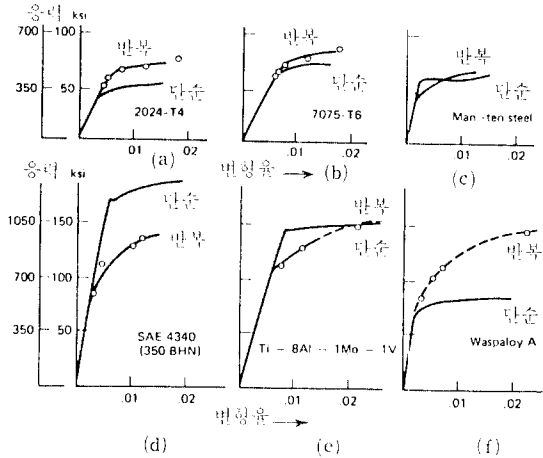


그림 13 각 재료에 대한 단순응력-변형률 곡선과 반복응력-변형률곡선

경화 지수(strain hardening exponent)이다. 반복 응력-변형률 곡선에서 power law hardening은 다음식으로 표현한다.

$$\frac{\Delta\sigma'}{2} = K' \left(\frac{\Delta\epsilon_P}{2} \right)^{n'} \quad (3)$$

여기에서 $\Delta\epsilon_P$ 는 소성변형률 범위이고 K' 와 n' 은 각각 반복 변형률 가공 경화상수(cyclic strain hardening coefficient)와 반복 변형률 가공 경화지수(cyclic strain hardening exponent)이다. 반복변형률 경화와 연화 재료를 쉽게 구별할 수 있는 조건식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} n > 0.2 \text{ 또는 } \sigma_u/\sigma_{ys} > 1.4 \text{ 이면} \\ & \text{반복 변형률 경화재료} \\ n < 0.1 \text{ 또는 } \sigma_u/\sigma_{ys} < 1.2 \text{ 이면} \\ & \text{반복 변형률 연화 재료} \end{aligned} \quad (4)$$

식(4)에서 알 수 있듯이 강한 재료는 반복 피로하중을 받으므로 연화되고 연한 재료는 반대로 경화되는 것을 알 수 있다.

4. 피로균열 성장률 법칙

균열길이 a_0 인 시험편을 피로시험기에 걸고서 피로하중을 주면 사이클수의 증가에 따라 그림 14와 같은 경향의 실험치를 얻을 수 있

다. 여기에서 a_i 인 균열길이에서 $\Delta\sigma_1$ 과 $\Delta\sigma_2$ 에 의한 시험결과로부터 얻어지는 곡선상의 기울기가 그 크기가 서로 다른점으로 보아 기울기 da/dN 은 $\Delta\sigma$ 의 함수임을 알 수 있다. 한편 같은 $\Delta\sigma_1$ 에서 균열길이 a_i 일때와 a_j 일때의 da/dN 이 서로 다르므로 da/dN 은 역시 균열길이 a 의 함수임을 알 수 있다. 그 뿐아니라 시험온도, 주파수, 평균응력, 수중이나 공기중이나 등의 변화에 따라 da/dN 은 영향을 받게 된다. 따라서

$$da/dN = f(\Delta\sigma, a, \dots) \quad (5)$$

여기에서 da/dN 은 피로균열성장률(fatigue crack growth rate)이라고 부른다. 식 (5)의 함수적 관계를 Paris는 다음과 같이 오로지 하나의 변수 즉 응력세기계수범위(stress intensity factor range) ΔK 로 표시하였다.

$$da/dN = f(\Delta K) \quad (6)$$

여러재료에 대한 피로 균열 성장 실험치와 ΔK 값을 양대수 그래프상에 표시하였을 때 그림 15와 같이 직선 상태에 놓이므로 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$da/dN = A(\Delta K)^m \quad (7)$$

여기에서 A 와 m 은 실험상수로서 재료상수는 이년점을 유의하여야 하며 실험 조건에 따라 변한다. $\Delta K \equiv K_{max} - K_{min}$ 으로 정의되며 K_{max} 과 K_{min} 은 각각 σ_{max} 과 σ_{min} 에 대한 K 값이다. 식 (7)을 Paris법칙이라고 부른다. 이 식은 사

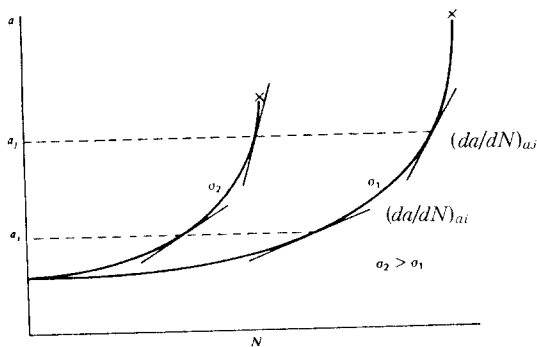


그림 14 균열 길이와 사이클수

용하기에 편리하게 간단한 형태로 표현되어 있으나 ΔK 가 매우 적은 값과 매우 큰 값에서는 실험과 거리가 멀다. 이러한 범위에서는 그림 16과 같이 양대수 그래프에서 곡선을 나타내므로 Paris법칙은 영역 II에서만 적용된다. 한편 식 (7)은 피로하중 매개변수에서 중요한 평균응력을 표면적으로 수식상에 나타내지 못하고 있으므로 Forman등은 영역 II뿐아니라 영역 III에 까지 사용가능하면서 평균응력을 수식상에 나타낼수 있도록 식 (7)을 수정하여 다음식으로 제안한 바 있다.

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^n}{(1-R)K_c - \Delta K} \quad (8)$$

여기에서 C 와 n 은 실험상수로서 역시 재료상수는 아니며 식 (7)의 A 와 m 과 근본적인 차이점은 C 와 n 은 최소한 하중비 R 의 함수가 아니라는 것이다. K_c 는 시험편의 임계 응력세기 계수값으로 정하중시험 결과치이다. 하중비 R 은 식 (1)에서 $\sigma_{min}/\sigma_{max}$ 으로 정의한 바 있는데 K_{min}/K_{max} 으로 정의하여도 마찬가지로이다. 이때 a 는 어느 순간의 사이클 값에 대한 균열

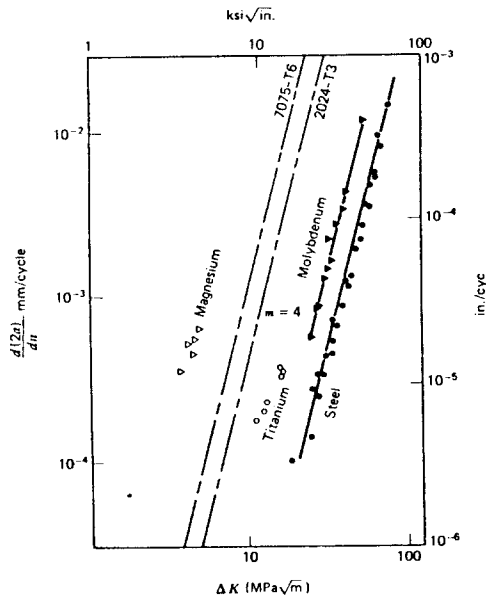


그림 15 피로균열 성장률

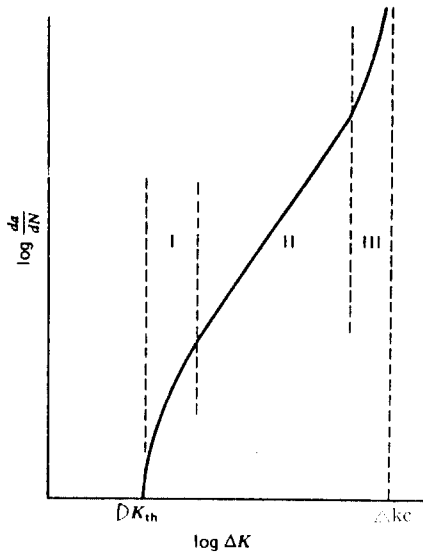


그림 16 피로균열 성장률 곡선

길이로서 시험시에 측정되어진다.

식 (8)이 영역 III에서까지 사용할 수 있다는 것은 피로파괴시에 $K_{max} = K_c$ 이고 da/dN 은 무한한 값을 가진다는 점을 이용하여 다음과 같이 증명된다.

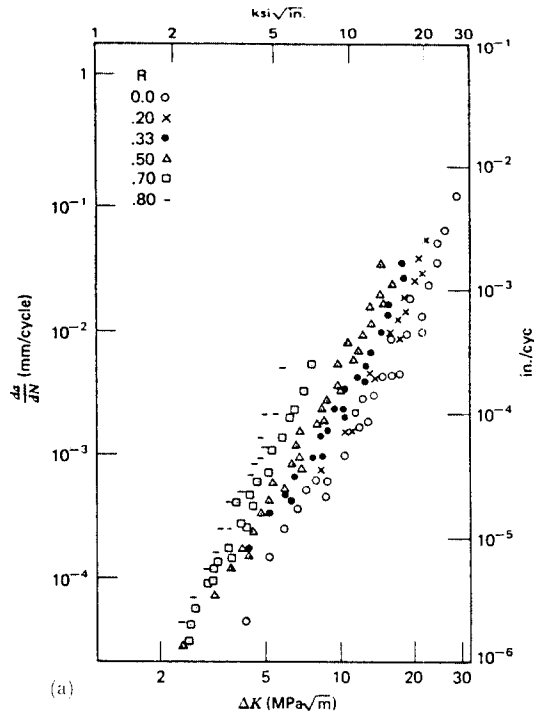
$$(1-R)K_c - \Delta K = \left(\frac{K_{max} - K_{min}}{K_{max}} \right) K_c - \Delta K$$

$$= \frac{\Delta K}{K_{max}} K_c - \Delta K = 0 \quad (9)$$

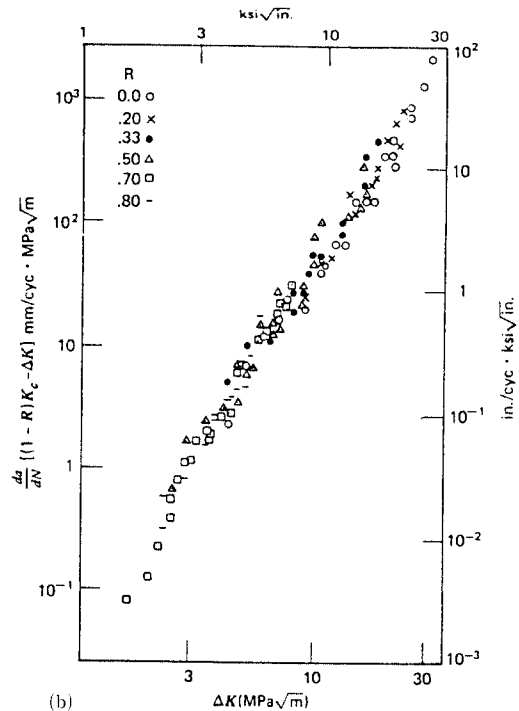
식 (8)을 Forman법칙이라 부른다.

같은 재료를 동일시험조건에서 시험한 결과를 식 (7)로 정리한 것과 식 (8)로 정리한 것의 차이점을 그림 17에서 잘 보여주고 있다.

그림 17(a)는 Paris법칙으로 정리한 것이고 그림 17(b)는 Forman법칙으로 정리한 것이다. R 의 값을 변화시킬때 Paris법칙의 상수 특히 A 값의 변화에 의해 각기 다른 실험곡선을 그을 수 있는데 반해 Forman법칙으로 정돈하면 R 의 변화에 상관없이 한개의 실험곡선을 형성하여 Forman법칙의 상수 C 와 n 은 R 의 함수가 아님을 알수 있다. 그림 16으로 돌아가서 영역 I 내에 ΔK 값의 최소값을 ΔK_{th} 로 표기하였는데 이를 threshold 응력세기계수범위라고



(a)



(b)

그림 17 Paris법칙(a)과 Forman법칙(b)으로 나타낸 피로균열 성장률곡선

부르며 이 값이하에서는 균열성장이 없고 이 값 이상에서 균열성장이 있음을 나타내는 피로 균열성장을 위한 최소응력세기 계수 범위이다.

$$\Delta K = Y \Delta \sigma \sqrt{a}$$

여기에서 Y 는 균열길이 a 와 시험편폭 W 의 비 a/W 의 함수로 하는 polynomial이 되므로 $\Delta \sigma$ 를 매우작게 하거나 초기균열 길이를 매우 적게하면 ΔK 값이 적어지므로 이러한 상태에서 피로시험하여 균열성장 여부를 관찰하여 균열성장이 되지 않으면 $\Delta \sigma$ 또는 초기균열 길이를 조정하여 시험하므로써 ΔK_{th} 값을 얻을 수 있으며 ΔK_{th} 값이 얻어진 피로하중 조건을 그대로 유지하면서 계속 사이클을 반복하게 되면 균열성장이 되어 같은 $\Delta \sigma$ 하에서 ΔK 값은 증가하게되어 결국에서는 피로파괴에 이르게 되므로 한 개의 시험편으로 그림 16의 영역 I, II, III에 걸쳐 실험곡선을 얻을 수 있다.

5. Paris법칙의 응용

앞 절에서 언급한 Paris법칙과 Forman법칙은 그 첫번째 응용으로서 피로파괴 수명 예측을 들 수 있다. 여기서는 수식상 간편한 Paris법칙을 가지고 피로파괴 수명과 응용에 관해 설명한다. 식 (7)을 다음과 같이 바꾸어 표현할 수 있다.

$$\Delta N = \int_{a_0}^{a_f} \frac{1}{A(\Delta K)^m} da \quad (10)$$

여기에서 a_0 와 a_f 는 각기 초기균열길이와 파괴시 균열 길이이다. 사실상 Paris법칙은 그림 16의 영역 III에서는 적용할 수 없으므로 식 (10)의 적분한계는 a_f 까지 취할 수 없다. 그러나 근사적인 수명예측을 위해 a_f 까지 Paris법칙을 적용하기로 한다. 윗식에 ΔK 를 대입하므로써

$$\Delta N = \frac{1}{A(\Delta \sigma)^m} \int_{a_0}^{a_f} \frac{1}{(Y\sqrt{a})^m} da \quad (11)$$

여기에서 Y 는 균열길이와 시험편폭의 비에 함수적 관계를 나타내는 polynomial이므로 적

분항은 수치해석에 의해 계산되는 것이 일반적이다. 만약 Y 가 균열길이와 변화에 따라 일정한 경향을 보인다면

$$\Delta N = \frac{1}{A(Y \Delta \sigma)^m} \frac{a_0^{1-\frac{m}{2}} - a_f^{1-\frac{m}{2}}}{(m/2) - 1} \quad (m \neq 2) \quad (12)$$

<예제1> 시험편폭 $W=15\text{cm}$ 인 2024-T3알루미늄합금판은 길이방향으로 피로하중을 받는다. 그런데 어느날 비파괴검사요원이 하중과 수직하게 가장자리균열길이 5cm 인 균열을 발견하고 파괴해석담당자(fracture analyst)에게 보고하므로써 균열발생 원인조사가 시작되었다. 첫번째 작업으로 이 부품을 인위적으로 파괴하여 균열면을 관찰한 결과 피로균열 성장인 경우에 나타날 수 있는 줄무늬(striation 또는 beach mark)를 찾아내고 또 줄 무늬가 연속적이라는 것에 착안하여 균열성장은 피로에 의한 것이라 단정하였다. 현미경 조사에 의해 균열 길이 $a=1.5\text{cm}$ 인 곳에서 줄무늬 간격을 두께 방향으로 여러곳에서 측정하여 평균값을 얻었는데 그 값은 10^{-4}mm 이었고 같은 방법으로 $a=3\text{cm}$ 에서 평균 줄무늬 간격은 10^{-3}mm 임을 알아냈다. 무엇이 균열을 발생시켰는지 알기위해 파괴해석 담당자는 우선 이 부품에 설계에서 허용한 응력범위 $0.2\sigma_{ys}$ 에서 작용되었는지 여부를 캐고자 한다. 재료의 항복응력 σ_{ys} 는 345MPa 이다.

<풀이> 이 부품의 균열현상과 하중에 적용할 수 있는 응력세기계수식은 다음과 같다.

$$K = Y \frac{Pa^{1/2}}{BW} = Y\sigma\sqrt{a} \quad (13)$$

$a=1.5\text{cm}$ 인 경우 $a/W=1/10$ 이므로 그림에서 $Y=2.1$ 이며, $a=3\text{cm}$ 인 경우 $a/W=1/5$ 이므로 $Y=2.43$ 이다. 그런데 문제에서 $a=1.5\text{cm}$ 인 경우 da/dN 은 줄무늬 간격으로부터 10^{-4}mm/cycle 로 주어지며 $a=3\text{cm}$ 인 경우 $da/dN=10^{-3}\text{mm/cycle}$ 로 주어진다.

따라서 그림 18로부터 $a=1.5\text{cm}$ 인 경우 즉 $da/dN=10^{-4}\text{mm/cycle}$ 에서 $\Delta K=12.7\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$, $a=3\text{cm}$ 인 경우 $da/dN=10^{-3}\text{mm/cycle}$

이므로 $\Delta K = 20.9 \text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ 가 얻어진다. 따라서 $a = 1.5 \text{cm}$ 인 경우 $\Delta\sigma = \Delta K / (Y\sqrt{a}) = 49.4 \text{MPa}$, $a = 3 \text{cm}$ 인 경우 $\Delta\sigma = 49.7 \text{MPa}$ 이 계산된다. 이 값들은 설계하중 $0.2\sigma_{ys}$ 즉 69MPa 보다 적으므로 운전자는 아무런 작동상에 잘못이 없음이 입증된다. 그러면 왜 균열이 발생되었을까? 그 이유는 딴 곳에 있을 수 있다. 예를 들어 균열 발생 지점에 원래부터 재료에 결함이 있었다든가 아니면 주위 공기중에 부식을 일으킬 수 있는 공해 물질이 날아들어 그곳에 밀착되므로 부식에 의해 균열 발생점을 제공하였을 수도 있다.

위의 예제와 같이 균열 발생과 성장 및 파괴의 원인을 조사하기 위해서는 시험편의 파단면이 매우 중요하므로 파단면을 어떠한 방법에 의해서도 원래대로 보존하는 것이 무엇보다 중요하다. 선진국에서는 이와 같이 파괴원인 분

석을 하는 파괴해석기사가 많으며 상당 숫자의 회사가 설립되어 있으며 앞으로 우리나라에서도 보급되리라 전망한다.

6. 피로 균열 성장 지연현상

지금까지 일정피로하중을 다루어 왔다. 그러나 일정피로하중이 걸리고 있는 동안 어느순간 순간적인 파괴를 일으키지 않을 정도의 과대하중(peak load)이 그림 19의 B, C와 같이 걸린다면 A와 같이 계속해서 일정피로하중만 줄때와는 피로수명에 있어서 차이가 생기며 수명을 연장하여 주는 결과가 됨을 그림 19에서 보여 주고 있다. 이 그림중 B, C곡선은 과대하중이 여러번 정한 사이클에서 주어진 경우이다.

그림 20은 과대하중에 의해 $a-N$ 곡선의 변화를 보여주고 있다. 과대하중의 작용점 이후에서 균열성장률 da/dN 가 감소하여 균열의 성장이 늦어지다가 N^* 만큼의 사이클이 걸려서 a^* 만큼의 균열진전이 이루어진 후에는 과대하중 없이 일정피로하중만 준 경우의 $a-N$ 곡선의 da/dN 과 같은 속도로 균열이 진전함을 알 수 있다. 따라서 과대하중에 의한 수명연장은 Nd^* 만큼 이루어진다. 과대하중에 의해 수명이 연장되는 이유는 균열선단에 압축소성역이 과대하중직전의 일정피로하중때보다 과대하중 직후에 더 큰 영역이 형성되며 과대하중작용후에 걸리는 일정 피로하중으로 인한 균열 성장을 방해하기 때문이고 과대하중으로 인한 큰 압

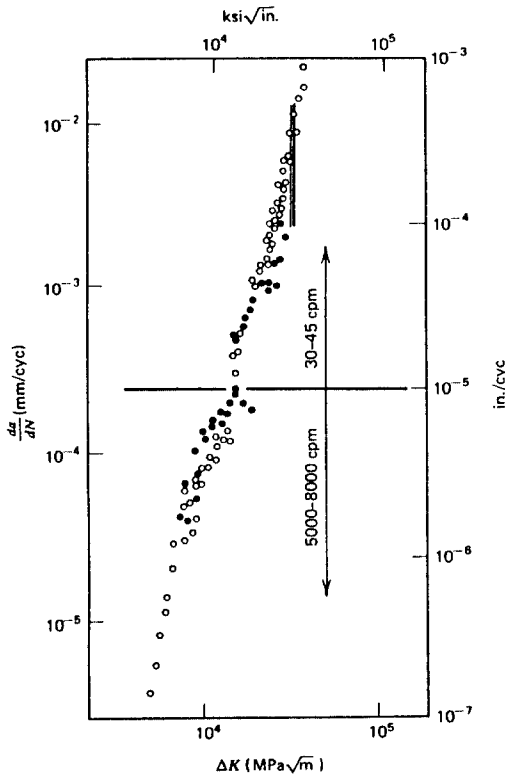


그림 18 2024-T3알루미늄 합금의 피로균열 성장

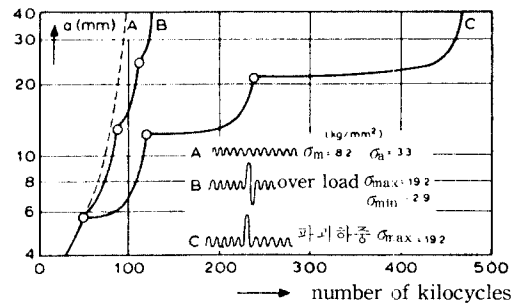


그림 19 2024-T3알루미늄 합금의 과대하중에 의한 균열성장지연

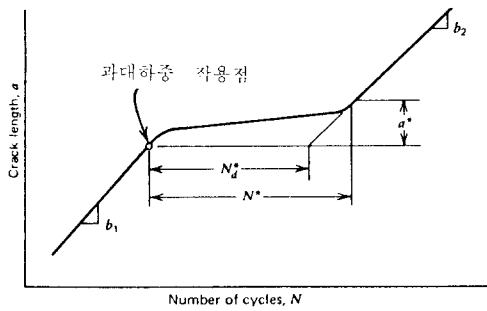
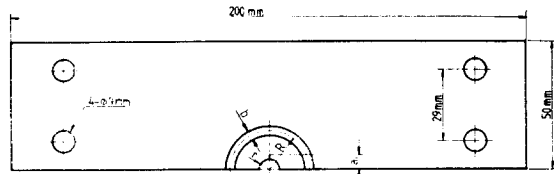


그림 20 과대하중에 의한 균열성장지연



$R=6.5\text{mm}, 15\text{mm}, 20\text{mm}$ $a_i=6\text{mm}$
 $B=2\text{mm}$ $r=4\text{mm}$
 $b=1.1\text{mm}, 1.3\text{mm}, 1.5\text{mm}, 1.67\text{mm}, 1.85\text{mm}$
 B ; Thickness

그림 22 시험편 크기

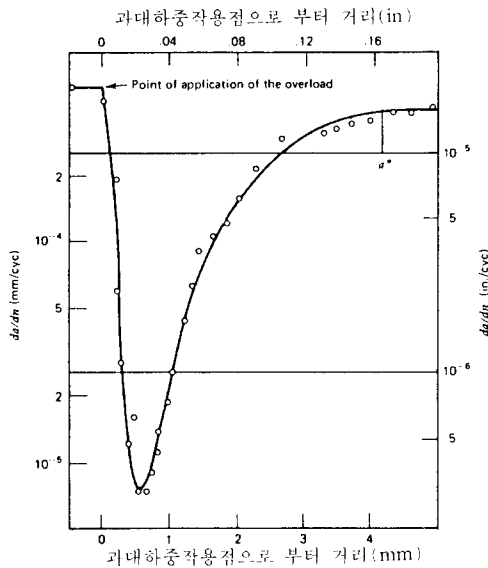


그림 21 과대하중 영향으로 인한 균열성장률 감소와 가속

축 소성역 크기를 벗어나면 더이상 과대 하중의 영향을 받지 않으므로 과대 하중 이전의 일정피로하중에 의한 균열성장 곡선을 그대로 쫓아 가게 된다. 따라서 그림 20에서 a^* 는 과대하중으로 인한 압축소성역 크기에 상당한다. 그림 21은 그림 20을 da/dN 과 a 의 관계로 고쳐 표현한 것으로서 과대하중 작용후 균열성장은 감속하며 a_{min} 에서부터는 다시 가속하여 a^* 에 이르러서는 과대하중의 영향을 완전히 벗어나게 됨을 보여주고 있다. 만약 a_{min} 에서 또 다른 과대하중을 주게되면 크랙성장이 중단되거나 피로 수명을 연장시키는 결과가 될 것

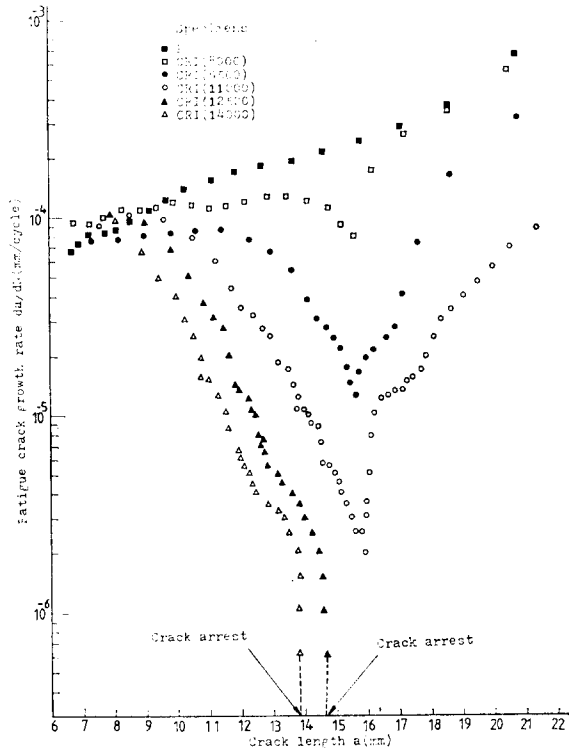


그림 23 압인력의 영향으로 인한 균열정지

이다. 균열 성장을 지연시키는 또 다른 방법은 균열 주위에 그림 22와 같이 링압인을 주어서 잔류 압축응력을 발생시키므로써 균열성장 지연을 일으킬 수 있음은 그림 23에서 보여주고 있다. 그림 23에서 P 는 링 압인이 없는 시험편이고 CR1(8000)은 링압력 8000kgf에 의해 압인한 시험편을 뜻한다. 그림 23에 대한 상세한 실험방법과 $a-N$ 곡선은 이강용, 강중묵,

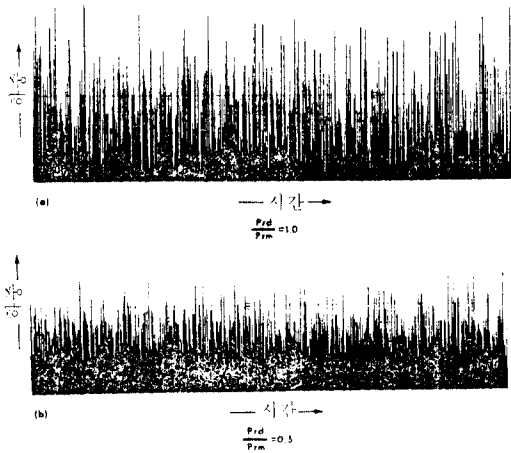


그림 24 변동하중

“링압인으로 인한 잔류 압축 응력이 피로 균열 성장율에 미친 영향”, 대한기계학회논문집, 제8권, 제4호, 1984, pp. 313~320을 참조하기 바란다.

7. 변동 하중하의 피로균열 성장률

그림 24와 같은 변동하중이 작용하는 경우에도 피로균열성장률식은 다음과 같은 Paris법칙의 형태로 쓸수 있다.

$$\frac{da}{dN} = A (\Delta K_{rms})^m \quad (14)$$

여기에서 A 와 m 은 실험상수이고 ΔK_{rms} 는 root-mean-square 응력세기계수범위로서 다음과 같이 정의된다.

$$\Delta K_{rms} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^k \Delta K_i^2}{k}} \quad (15)$$

여기서 ΔK_i 는 k 개로 분류된 피로하중에 대한 응력세기계수범위이다. 따라서 식 (14)는 변동하중에 의한 평균 피로균열성장률을 ΔK_{rms} 만 한 일정피로하중으로 예측가능함을 뜻한다. 한편 식 (14)는 cyclic load fluctuation의 순서에 무관한데 예를들어 그림 25(a)와 같은 변동하중을 그림 25(b), (c), (d)와 같은 하중 sequence로 바꾸어 시험했을 때 균열성장률과 ΔK_{rms} 관계

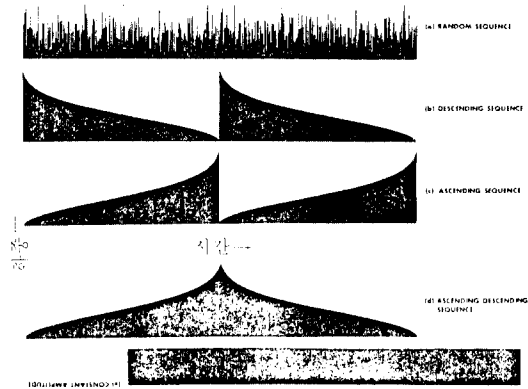


그림 25 불규칙 변동피로하중, 규칙적인 변동피로하중 및 일정크기 피로하중

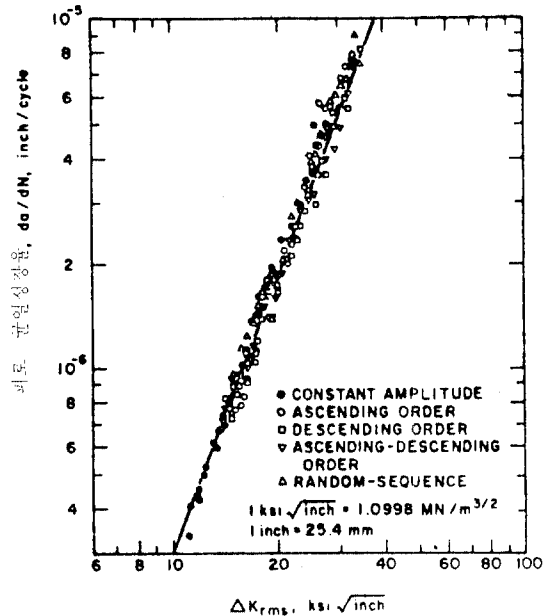


그림 26 변동피로하중하에서 피로균열성장률

는 ΔK_{rms} 크기에 해당되는 일정피로하중을 준 경우와 같이 모든 데이터가 한 직선상에 놓이게 된다는 것을 그림 26에서 보여주고 있다.

그러나 식 (14)는 어디까지나 최소하중이 일정한 경우에 국한하여 검토되었으므로 최소하중이 변하는 변동하중에서도 적용가능한지 여부는 더 연구 되어야 한다.