

# 변동하중에서 미소하중의 제거가 균열진전에 미치는 영향

## The Effect on Fatigue Crack Growth due to Omitting Low-amplitude Loads from Variable Amplitude Loading

심동석 · 이승호 · 김정규  
D. S. Shim, S. H. Lee and J. K. Kim

**Key Words** : Flight-simulation Loading(비행묘사하중), Fatigue Crack Growth(피로균열진전), Rainflow Count (레인플로우카운트), Fatigue Fracture Toughness(피로파괴인성), Omission Level(소거수준)

**Abstract** : In this study, to investigate the effects of omitting low-amplitude cycles from a flight-simulation loading, crack growth tests were conducted on 2124-T851 aluminum alloy specimens. Three test spectra were generated by omitting small load ranges as counted by the rain-flow count method. The crack growth test results were compared with the data obtained from the flight-simulation loading. The experimental results show that the ranges equal to or smaller than 5% of the maximum load do not contribute to crack growth behavior because these are below the initial stress intensity factor range. Omitting these from the flight-simulation loading, test time can be reduced by 54%. However, in the case of omitting the load ranges below 15% of the maximum load, crack growth rates decreased, and crack growth curve deviated from the crack growth data under the flight-simulation loading because loading cycles above fatigue fracture toughness were omitted.

### 1. 서 론

기계·구조물의 안전성 및 신뢰성을 실질적으로 검증하기 위해서는 이들의 운용 중에 발생하는 하중이력에 대하여 피로시험을 행하는 것이 필요하다[1~4]. 특히 항공기와 같이 경량화와 고성능화가 요구되는 기계·구조물에 대하여는 신뢰성을 평가하기 위한 피로시험의 과정이 필수 조건이다. 미국의 경우에는 군용항공기 개발 기준서인 MIL-STD-1530A(1)에 의거 TASK III 단계에서 개별 부품 및 전 기체에 대하여 피로시험이 수행되도록 되어있다.

그러나 이러한 피로시험은 장시간이 소요되고 이로 인한 경제적인 부담은 상당한데 이는 피로시험에 사용되는 하중파형 때문이다. 시험을 위한 하중파형은 기계·구조물의 시작, 운전 그리고 정지의 전체 과정뿐만 아니라 운용환경의 변화에 대비한 하중을 담고 있으므로 이의 주기가 상당히 길다. 따라서 이의 하중파형을 합리적으로 줄여서 손상허용평가를 위한 시

험하중파형을 만들려는 노력이 행하여지고 있다.

하중파형의 축소효과에 관한 연구는 Schijve[2] 등, ten Have[3], Fowler[4] 등에 의해 보고되고 있다. 이들은 실험적인 결과를 바탕으로 미소하중의 소거가 균열진전거동에 미치는 영향을 고찰하고 비행하중파형을 합리적으로 축소할 수 있는 방안을 제시하였다.

그러나 국내에서는 이에 대한 연구가 거의 보고되지 않고 있는 실정이다. 따라서 본 연구에서는 실제 항공기의 손상허용성을 평가하기 위한 장주기의 비행하중파형을 대상으로 시험평가에 소요되는 시간을 줄이기 위한 하중파형의 축소 방법을 제시하였다. 하중이력의 효과를 효과적으로 묘사할 수 있는 사이클 카운팅 방법인 레인플로우 카운팅(rain-flow counting)을 이용하여 일정 범위의 미소하중을 제거하는 알고리즘을 개발하였고 제시된 알고리즘의 타당성을 입증하기 위하여 피로시험을 행하였다.

### 2. 미소하중범위 소거 알고리즘

하중파형의 소거 방법은 하중이력을 효과적으로 묘사할 수 있는 사이클 카운팅 방법인 레인플로우 카운팅(rain-flow counting)[6]을 기본으로 하여 작성하였

---

접수일 : 2004년 10월 4일  
 심동석(책임저자) : 경기공업대학 자동차과  
 E-mail : dssim@kinst.ac.kr, Tel : 031-496-4772  
 이승호 : 경기공업대학 자동차과

다. Fig. 1은 이를 설명하기 위한 모식도로서 Fig. 1(a)에 보이는 하중파형에 대하여 2등급 간격의 하중 범위를 소거하는 과정을 예를 들어 설명한 것이다.

Fig. 1(a)의 하중파형에 레인플로우 카운팅을 적용하면 Fig. 1(b)에 보이는 바와 같이 B와 C의 하중범위에서 1사이클이 만들어진다. 이 사이클의 하중범위는 2등급 간격을 초과하므로 하중을 소거하지 않고 다음과정으로 진행한다. 다음으로 1사이클이 만들어지는 곳은 Fig. 1(c)에서 보는 바와 같이 E와 F의 하중범위이다. 이는 소거하려는 하중범위 내에 존재하므로 하중값을 소거한다. 이와 마찬가지로 Fig. 1(d)에 보는바와 같이 G와 H의 하중값도 평가하여 소거한다. 이러한 방식으로 미소하중을 소거하면 하중이력의 변화를 최소화하면서 하중파형을 축소할 수 있다. Fig. 2는 항공기의 파손 안전성을 검증하기 위하여 묘사된 비행하중파형에 대하여 이러한 하중파형의 소거 과정을 행한 흐름도를 나타낸 것이다.

사이클 카운팅을 하기 위해서는 하중순서에 대한 각별한 주의가 필요하다. 한 사이클에서 극대값과 극소값 사이에 하중값이 있으면 하중범위의 계산에 오류가 발생하므로 극대값과 극소값만이 교대로 입력되어야 한다. 미소하중범위를 소거하다보면 극대값이 연속되거나 극소값이 연속되는 경우가 발생한다. 이

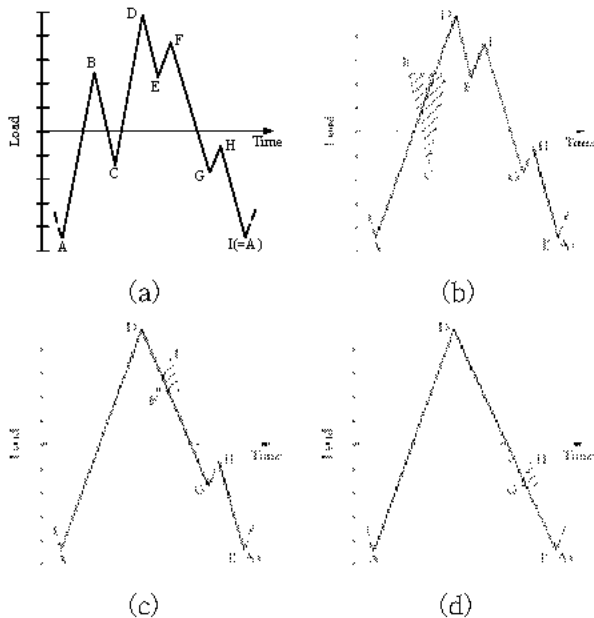


Fig. 1 Schematic illustration for omitting low-amplitude load

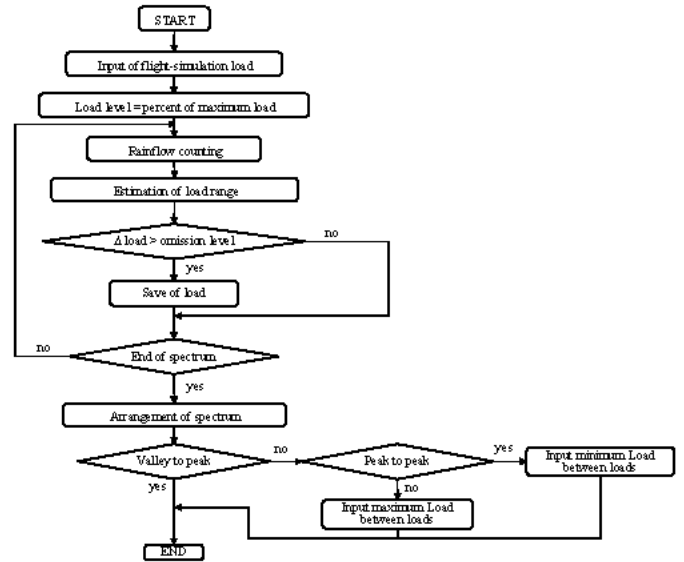


Fig. 2 Flowchart for omitting low-amplitude load range

때는 각 극값의 최대값과 최소값을 극대값과 극소값으로 정한다. 이와 같은 방법으로 미소하중의 제거시 발생한 극대값과 극소값 사이의 하중값을 소거한다.

### 3. 미소하중범위소거의 실예

Fig. 3은 초음속 항공기의 후방동체를 설계하기 위하여 항공기가 운항 중에 경험하는 하중이력을 실측하여 묘사한 것으로 광대역의 랜덤하중파형이다. 이 파형에는 항공기의 이륙과 착륙시 구조물이 받는 하중상태 뿐만 아니라 운항중에 발생할지 모르는 예기치 않은 상황을 대비한 간헐적인 돌발하중(gust load) 등 다양한 상황을 묘사한 하중이 포함되어 있다. 이 때문에 비행하중파형은 대단히 길고 복잡하다.

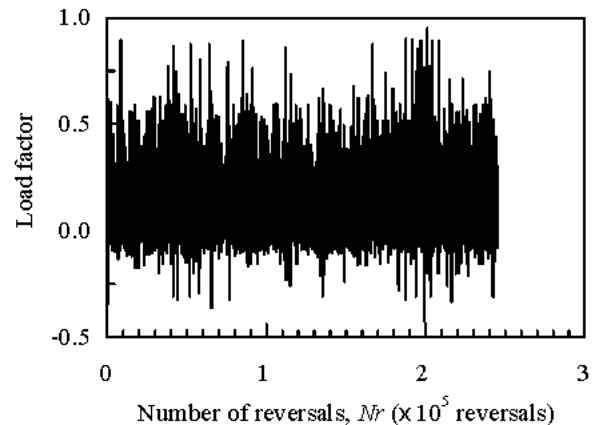


Fig. 3 Flight-simulation loading wave form

항공기의 안전성은 이러한 비행하중파형을 대상으로 하여 실험적으로 검증되므로 이에 소요되는 시간과 경비는 상당하다. 따라서 비행하중파형을 분석하여 항공기의 파손에 거의 영향을 미치지 않는 미소하중은 제거하여 축소된 시험하중파형을 만드는 것이 경제적이다.

Table 1은 ASTM E 1049-85[6]에 따라 비행하중파형에 대하여 레인플로우카운팅을 한 결과를 나타낸 것이다. 표에서 보는 바와 같이 133,375 reversal이 최대하중의 5% 이내에 존재한다. 따라서 이 범위의 하중을 제거한다면 비행하중파형을 54% 축소시킬 수 있으며 시험에 소요되는 시간도 그만큼 줄일 수 있을 것이다.

Table 1 Load range estimated by rainflow counting

Load range level	Number of reversals	Load range level	Number of reversals	Load range level	Number of reversals
5%	133,375	55%	162	105%	6
10%	78,920	60%	101	110%	2
15%	17,569	65%	83	115%	4
20%	6,845	70%	71	120%	0
25%	3,973	75%	55	124%	2
30%	1,593	80%	32	130%	1
35%	992	85%	20		
40%	582	90%	8		
45%	363	95%	13		
50%	271	100%	6		
Maximum load factor=0.95					

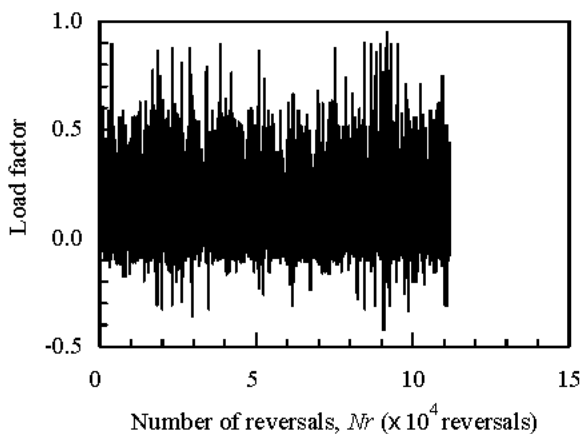


Fig. 4 Flight-simulation load omitted by load range of 5% of maximum load

Fig. 4는 Fig. 2의 알고리즘을 이용하여 비행하중파형을 축소한 것이다. 레인플로우카운팅을 행하면서 최대하중의 5% 이내에 해당하는 범위를 갖는 하중은 모두 소거하였다.

#### 4. 실험방법

##### 4.1 재료 및 시험편

사용된 재료는 일반 구조용으로 사용되고 있는 2124-T851 고강도 알루미늄 합금이며, 이 재료의 기계적 성질 및 화학적 성분은 Table 2 및 Table 3과 같다. 사용된 시험편의 두께  $B$ 는 10.16 mm이고 시험편의 형상은 ASTM E647-95[7]에 따른 폭( $W$ )이 80.92 mm인 MT(middle tension)형이다. 시험편의 채취 방향은 압연 방향과 부하 방향이 평행하고 균열진전 방향이 이에 수직인 L-T방향이다.

Table 2 Chemical composition of 2124-T851 Al-Alloy (wt%)

Designation	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Al
Al 2124-T851	0.20	0.30	4.5	0.6	1.5	0.10	0.25	Re

Table 3 Mechanical properties of 2124-T851 Al-Alloy

Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)
440	485	8

##### 4.2 피로균열진전시험

시험에 사용된 비행하중파형은 Fig. 3과 Fig. 4이다. 피로시험은 상온의 대기 중에서 유압서어보식 피로시험기에 마이크로컴퓨터를 사용한 제어시스템을 구성하여 행하였다. 하중파형을 하나의 블록으로 하여, 이 블록이 반복되도록 시험기에 입력하고 각 블록이 끝날 때마다 균열길이를 화상분석 시스템으로 측정하였다. MT 시험편에 부하되는 하중은 Fig. 3과 4에 보이는 하중요소(load factor)에 100kN을 곱한 값이다. 이는 항공기에 가해지는 응력을 표준시험편에 대하여 환산한 값이다. 비행하중하의 균열진전실험에 사용된 하중 주파수는 5Hz 이다.

5. 실험결과 및 고찰

5.1 피로균열진전거동

Fig. 5는 2124-T851 고강도 알루미늄합금에 대한 일정진폭하중하의 균열진전 실험결과를 블록수  $N_B$ 에 대한 균열길이  $a$ 의 관계로 나타낸 것이다. 그림에서 보는바와 같이 Fig. 3의 비행하중파형에서의 균열진전거동과 Fig. 4의 축소된 비행하중파형에서의 균열진전거동이 거의 일치하고 있다. 이는 최대하중의 5%이내의 범위를 갖는 하중들이 균열진전에 거의 영향을 미치지 못하기 때문이다.

피로균열진전에서 균열진전이 시작되는 응력값인  $\Delta K_{th}$  (threshold)이하에서는 균열진전이 없는 것으로 보고되고 있다[8,9]. 따라서 이 응력이하의 하중범위는 비행하중에서 소거하여도 손상허용성의 평가에 영향을 미치지 못할 것이다.

Fig. 3의 비행하중파형에서 최대하중의 5%이하의 하중이  $\Delta K_{th}$  이하의 응력이라면 이를 제거하여 시험하중파형을 구성하여도 손상허용성을 평가에 영향을 미치지 않을 것이다. 따라서 133,375 reversal에 해당하는 시험시간을 줄일 수 있을 것이다.

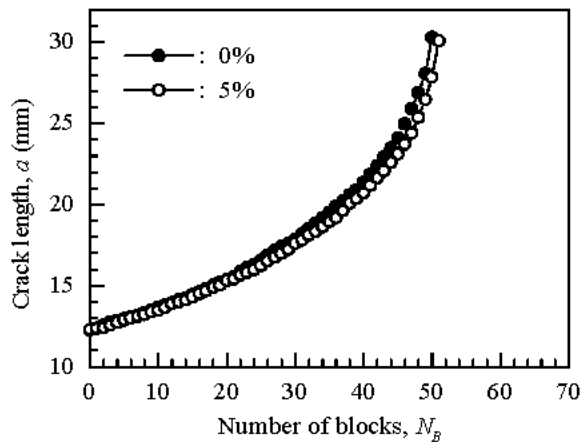


Fig. 5 a- $N_B$  curves under flight-simulation loading

Table 4 Material constants of crack growth equation

$C$	$m$	$K_0$ ( $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ )	$K_c$ ( $\text{MPa}\sqrt{\text{m}}$ )
7.19E-5	2.24	3.80	68.20

5.2 수치적인 해법

Shim[5,10] 등은 일정진폭하중하의 균열진전시험을 이용하여 피로균열진전의 특성을 거시적으로 평가할 수 있는 관계식을 보고하였다. 이식은 균열진전의 초기값 뿐만 아니라 파괴가 일어나는 피로파괴인성값까지 예측할 수 있다.

$$\frac{da}{dN} = \left( Z \cdot \frac{C(\Delta K - K_0)^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \right)^{1/D} \quad (1)$$

여기서,  $R$ 는 응력비,  $C, m$ 은 재료상수이고,  $K_c$ 는 피로파괴인성이며,  $K_0$ 는 응력확대계수범위의 초기 값으로, 이 이하의 값에서는 균열의 진전이 일어나지 않는다. 또한  $Z$ 는 균열진전의 변동성을 나타내는 확률변수이고,  $D$ 는 과대하중에 의한 지연을 나타내는 계수로 일정진폭하중에서는 1이다.

Table 4는 2124-T851재료에 대한 일정진폭하중하의 균열진전 시험을 행하고 이의 결과를 식(1)로 평가한 것이다. 응력확대계수의 초기값  $K_0$ 는  $\Delta K_{th}$ 에 상당하는 값으로  $3.8 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 이다. 그리고 시험편에 갑작스런 파괴가 일어나는 응력값인 피로파괴인성  $K_c$ 는  $68.2 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 이다. 따라서 이들의 값을 이용하면 비행하중에서 소거할 수 있는 미소하중의 범위를 추정할 수 있다.

Table 4의 결과를 바탕으로 피로균열진전에 영향을 미치지 않는 하중범위는 다음과 같이 결정할 수 있다. 먼저 비행하중의 최대값에 해당하는 하중으로 재료의 피로파괴인성을 만족하는 균열길이를 결정한다. ASTM E 647-95에 따르면 MT형 시험편에서 응력확대계수범위는 다음과 같이 계산된다.

$$\Delta K = \frac{\Delta P}{B} \sqrt{\frac{\pi a}{2W} \sec \frac{\pi a}{2}} \quad (2)$$

여기서  $a$ 는  $2a/W$ 이다.

식 (2)에  $K_c=68.2 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}, P_{\max}=95\text{kN}, W=80.92\text{mm}, B=10.16\text{mm}$ 를 대입하여 최대 균열길이를 구하면  $a_f=32.75\text{mm}$ 이다.

최대하중에 의하여 정적인 파손이 일어나는 균열길이에 대하여 균열진전에 거의 영향을 미치지 않는 응력확대계수범위  $K_0=3.80 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ [5]에 해당하는 하중범위를 구하면  $\Delta P=5.32\text{kN}$ 이다. 최소하중을  $0\text{kN}$ 으로 가정하면 이 하중은 최대하중  $P_{\max}=95\text{kN}$ 의 5.6%에 해당한다. Fig. 5에서 최대하중의 5%이내의 하중범위를 소거한 파형에서의 균열진전거동이 비

행하중파형에서의 거동과 일치하는 것은 이 때문이다. 따라서 최대하중의 5%이내에 해당하는 133,375 reversal을 소거하면 시험시간을 54%까지 줄일 수 있다.

5.3 하중파형의 소거 효과

하중의 소거범위를 최대하중의 15%로 증가시키면 Fig. 6에 보는 바와 같이 균열진전속도가 완만해져서 파손까지의 반복 블록수가 57블럭으로 증가한다. 이는 균열진전에 영향을 미치는 의미 있는 하중의 일부가 소거되었기 때문이다. 시험을 위한 비행하중파형에서 균열진전에 영향을 미치는 하중파형이 소거되었을 경우에는 이와 같이 손상허용성이 과대평가되는 경향이 있다.

균열진전에 영향을 미치는 요소로는 하중의 진폭, 응력비 등 다양한 인자들이 있다. 하중의 소거 범위가 피로파괴인성의 범위를 넘게 되면 균열진전에 영향을 미치는 요소들이 서로 간섭을 일으켜 특정한 인자로 균열진전을 규명하기가 어렵다. 따라서 하중범위의 소거 수준을 높이는 것은 어려운 일이다. 그러나 피로파괴인성이하의 하중 수준에서는 하중간섭의 효과가 미세하여 이를 소거하여도 Fig. 6에서와 같이 손상허용성이 과대평가되지 않는다.

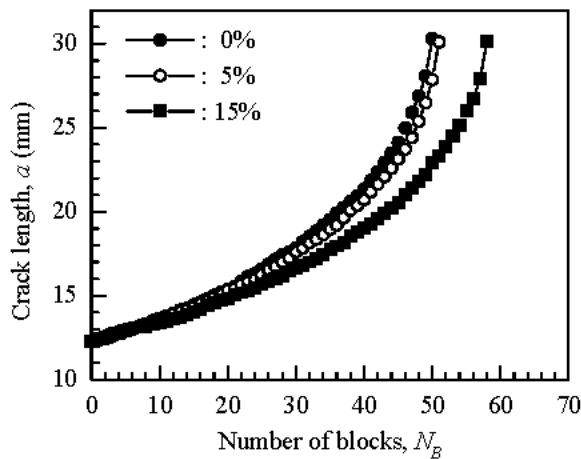


Fig. 6 a- $N_B$  curves under flight-simulation loading

6. 결론

본 연구에서는 항공기의 후방동체에 대한 안전성을 검증하기 위한 비행하중파형을 대상으로 피로시험시

간을 줄일 수 있는 방안을 제시하였다. 레인플로우카운팅(Rainflow counting)방법을 이용한 하중파형의 축소 알고리즘을 개발하고 축소된 하중파형을 생성하였다. 비행하중파형과 축소된하중파형에 대하여 균열진전시험을 행하고 이의 결과를 비교하였다. 이로부터 얻은 결론은 다음과 같다.

1. 항공기의 파손안전성을 검증하기 위한 시험시간을 줄이기 위하여 레인플로우카운팅을 적용한 미소 하중 범위의 소거 알고리즘을 개발하였다.
2. 실험결과 최대하중의 5%이하의 범위를 갖는 미소 하중을 제거한 하중파형에서의 균열진전은 비행하중 하에서의 균열진전과 동일한 거동을 나타내었다.
3. 일정진폭하중하의 균열진전실험에서 얻어진 파괴 인성  $K_{IC}$ 와 응력확대계수범위 초기 값  $K_{II}$ 를 적용하여 계산한 균열진전에 영향을 미치지 않는 미소하중범위는 최대하중의 5.6%이내이다.
4. 균열진전에 영향을 미치지 않는 최대하중의 5%이내의 범위를 갖는 하중파형을 소거하였을 경우에는 시험시간을 54%까지 줄일 수 있다.
5. 하중파형의 소거 범위를 최대하중의 15%로 증가시키면 균열진전에 영향을 미칠 수 있는 하중범위가 소거되어 항공기의 손상허용성을 과대평가하게 된다.

후기

본 연구는 2004 경기공업대학 교육부 재정지원사업에서 일부 연구비를 지원받았습니다.

참고문헌

1. Aircraft Structural Integrity Program, "Airplane Requirement," MIL-STD-1530.
2. Schijive, A.M. Vlutters, Ichsan and J.C. Provo Kluit, 1985, "Crack Growth in Aluminium Alloy Sheet Material under Flight Simulation Loading," International Journal of Fatigue, Vol. 7, No 3, pp. 127~136.
3. Aalt A. ten Have, 1989, "European Approaches in Standard Spectrum Development," ASTM STP 1006, pp. 17~35.

4. Kevin R. Fowler and Roy T. Watanabe, 1989, "Development of Jet Transport Airframe Fatigue Test Spectra," ASTM STP 1006, pp. 36~64.
5. 심동서, 황돈영, 김정규, 2002, "비행하중하에서 2124-T851 알루미늄합금의 피로균열진전 예측," 대한기계학회논문집(A), 제26권, 제8호, pp. 1487~1494.
6. Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis", ASTM E1049-85.
7. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," ASTM E647-95.
8. Yokobori, T., Yokobori, A. T., and Kamei, A., 1975, "Dislocation Dynamic Theory for Fatigue Crack Growth," International Journal of Fracture, Vol. 11, pp. 781~788.
9. Tanaka, K., Akiniwa, Y., and Yamashita, M., 1981, "Fatigue Crack Threshold of Small Cracks," International Journal of Fracture, Vol. 17, pp. 519~533.
10. Kim J. K. and Shim D. S., 2003, "A statistical approach for predicting the crack retardation due to a single tensile overload," International Journal of Fatigue, Vol. 25, pp. 335~342.