

비행하중에서 피로균열진전에 미치는 미소하중의 영향

심동석[†] · 김정규^{**}

The Effect of Low-amplitude Cycles in Flight-simulation Loading

Dong Suk Shim and Jung Kyu Kim

Key Words: Fatigue Crack Growth(피로균열진전), Flight-simulation Loading(비행모사하중), Load History(하중이력), Omission Level(소거수준), Crack Growth behavior(균열진전거동), Stochastic Crack Growth Model(확률적 균열진전 모델)

Abstract

In this study, to investigate the effects of omitting low-amplitude cycles from a flight-simulation loading, crack growth tests are conducted on 2124-T851 aluminum alloy specimens. Three test spectra are generated by omitting small load ranges as counted by the rain-flow count method. The crack growth test results are compared with the data obtained from the flight-simulation loading. The experimental results show that omission of the load ranges below 5% of the maximum load does not significantly affect crack growth behavior, because these are below the initial stress intensity factor range. However, in the case of omitting the load ranges below 15% of the maximum load, crack growth rates decrease, and therefore crack growth curve deviates from the crack growth data under the flight-simulation loading. To optimize the load range that can be omitted, crack growth curves are simulated by the stochastic crack growth model. The prediction shows that the omission level can be extended to 8% of the maximum load and test time can be reduced by 59%.

1. 서 론

기계·구조물의 안전성 및 신뢰성을 실질적으로 검증하기 위해서는 이들의 운용중에 발생하는 하중이력에 대하여 피로시험을 행하는 것이 필요하다^(1~3). 특히 항공기와 같이 경량화와 고성능화가 요구되는 기계·구조물에 대하여는 신뢰성을 평가하기 위한 피로시험의 과정이 필수 요건이다. 미국의 경우에는 군용항공기 개발 기준서인

MIL-STD-1530A(1)에 의거 TASK III 단계에서 개별 부품 및 전 기체에 대하여 피로시험이 수행되도록 규정 되어있다.

그러나 이러한 피로시험은 시험에 사용되는 하중파형 때문에 장시간이 소요되고 이로 인한 경제적인 부담은 크다. 시험을 위한 하중파형은 기계·구조물의 시작, 운전 그리고 정지의 전체 과정뿐만 아니라 운용환경의 변화에 대비한 하중이 포함되어있으므로 이의 주기가 상당히 길다. 따라서 이의 하중파형을 합리적으로 줄여서 손상허용평가를 위한 축소된 시험하중파형을 만들려는 노력이 행하여지고 있다.

하중파형의 축소효과에 관한 연구는 Schijve⁽²⁾ 등, ten Have⁽³⁾, Fowler⁽⁴⁾ 등에 의해 보고되고 있다. Schijve⁽¹⁾ 등은 2024-T3 알루미늄 합금을 이용하여 비행하중 및 축소된 하중파형에 대한 균열진전거동을 검토하였다. ten Have⁽³⁾는 유럽의 피로시험 기준파형에 대한 고찰을 수행하면서 축소

[†] 경기공업대학 메카트로닉스과
E-mail : dssim@kinst.ac.kr
TEL : (031)496-4772 FAX : (031)496-4623

* 한양대학교 기계공학부

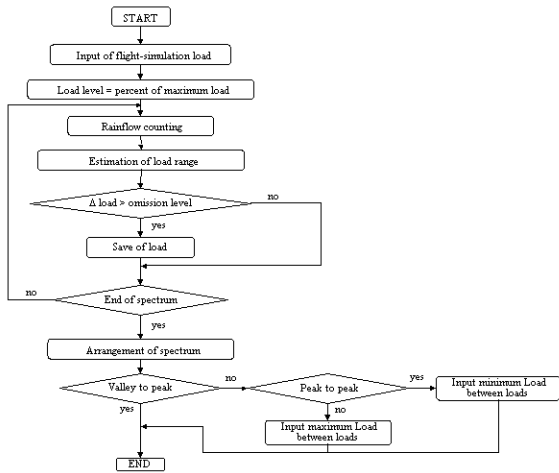


Fig. 1 Flowchart for omitting low-amplitude load range

된 하중파형에 대한 개념을 소개하였다. 그리고 Fowler⁽⁴⁾ 등은 실험적으로 Boeing 757 및 767 항공기 기체에 대한 하중파형의 축소효과를 평가하였다.

그러나 이들의 연구는 실험적인 연구에 바탕을 두고 있다. 이는 변동하중하에서의 균열진전 예측 모델이 아직 명확하게 확립되어 있지 않기 때문이다.

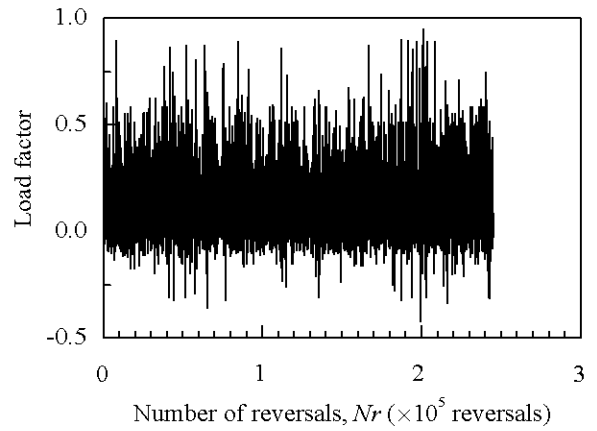
본 연구에서는 하중이력을 분석하여 미소 하중 범위를 소거할 수 있는 방법을 제안하였다. 이를 통하여 축소된 하중파형을 생성하고 이렇게 축소된 하중파형에 대하여 균열진전시험을 행하고 이의 결과를 비교하였다.

2. 하중파형의 소거

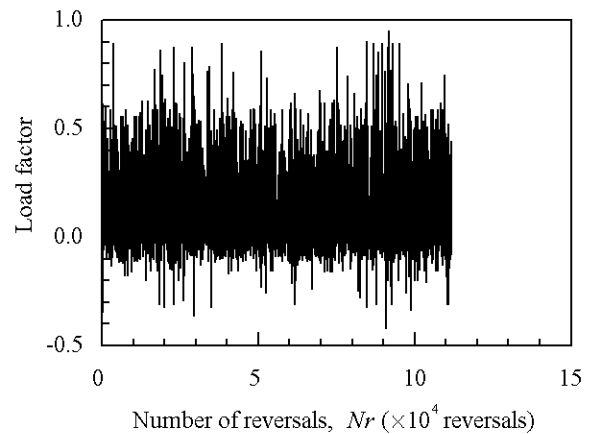
2. 1. 하중파형의 소거 알고리즘

Fig. 1은 항공기의 파손 안전성을 검증하기 위하여 묘사된 비행하중파형에 대하여 이러한 하중파형의 소거 과정을 행한 흐름도를 나타낸 것이다.

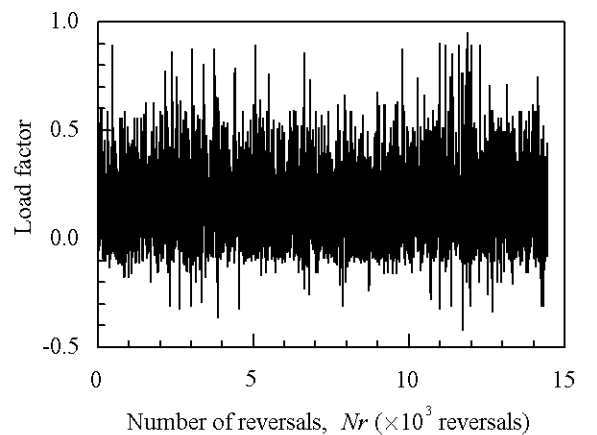
사이클 카운팅을 시행하기 위해서는 하중순서에 대한 각별한 주의가 필요하다. 한 사이클에서 극대값과 극소값 사이에 하중값이 있으면 하중범위의 계산에 오류가 발생하므로 극대값과 극소값만이 교대로 입력이 되어야 한다. 그리고 미소하중범위를 소거하다보면 극대값이 연속되거나 극소값이 연속되는 경우가 발생하게 되는데, 이때



(a) Flight-simulation loading wave form



(b) Omission of cycles below 5% of maximum load



(c) Omission of cycles below 15% of maximum load

Fig. 2 Flight-simulation load

는 극값들의 최대값과 최소값을 그 사이클의 극대값과 극소값으로 정하도록 한다.

2. 비행하중파형의 축소

항공기의 신뢰성을 평가하기 위한 하중파형은 상당히 길다. 따라서 피로시험에 소요되는 시간을 줄이기 위해서는 구조물의 손상에 크게 영향을 미치지 않는 미소하중을 소거하여 실험하는 것이 경제적이다.

Fig. 2(a)는 초음속 항공기의 후방동체를 설계하기 위하여 항공기가 운항 중에 경험하는 하중이력을 실측하여 묘사한 것으로 광대역의 랜덤하중파형이다. 그리고 Table 1은 ASTM E 1049-85⁽⁶⁾에 따라 Fig. 2(a)의 비행하중파형에 대하여 레인플로우카운팅한 결과를 하중범위에 따라 나타낸 것이다. 표에서 보는바와 같이 대부분의 하중범위는 최대하중의 15% 이내에 있다. 특히 5% 이내의 하중은 전체 하중파형의 54%를 차지하고 있다. 따라서 이 범위의 하중을 소거하여 피로실험을 행한다면 시험시간을 단축할 수 있을 것이다. Fig. 2의 (b), (c)는 Fig. 2(a)의 비행하중파형에서 최대하중의 5%, 15% 이하의 하중범위를 소거한 것이다. 각각의 경우에 시험하중파형을 전체 하중파형의 54%, 94%까지 각각 줄일 수 있다.

3. 실험방법

3. 1. 재료 및 시험편

사용된 재료는 일반 구조용으로 사용되고 있는 2124-T851 고강도 알루미늄 합금이다. 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 균열 진전 방향이 이에 수직인 L-T방향이다.

3. 2. 피로시험

시험에 사용된 비행하중파형은 Fig. 2의 (a), (b), 그리고 (c)이다. 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. 2에 보이는

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					

하중요소(load factor)에 100kN을 곱한 값이다. 이는 항공기에 가해지는 응력을 표준시험편에 대하여 환산한 값이다. 비행하중하의 균열진전실험에 사용된 하중 주파수는 5Hz 이다.

4. 실험결과 및 고찰

4. 1 피로균열진전거동

Fig. 3은 Fig. 2의 하중파형에서 균열진전시험을 행한 결과를 균열길이와 반복 블럭수에 대하여 나타낸 것이다. 균열의 길이는 시험편 중앙을 기준으로 왼쪽과 오른쪽을 측정하여 평균하여 나타낸 것이다.

그림에서 보는바와 같이 최대하중의 5%에 해당하는 하중범위를 소거하여 축소시킨 하중파형에서의 실험결과는 축소전의 비행하중파형에서의 균열진전실험결과와 동일한 양상을 나타내고 있으며 파손에 이를 때까지의 하중블럭수도 50블럭으로 일치하고 있다. 이는 최대하중의 5%이내에 해당하는 하중범위가 피로균열진전에 영향을 주지 못하기 때문으로 사료된다. 따라서 이의 하중범위에 해당하는 133,375 reversal을 제거한 비행하중파형을 구성하면 손상허용평가를 위한 시험시간을 54% 단축할 수 있을 것이다.

하중의 소거범위를 최대하중의 15%로 증가시키면 Fig. 3에 보는 바와 같이 균열진전속도가 완만해져서 파손까지의 반복 블럭수가 57블럭으로 증가한다. 이는 균열진전에 영향을 미치는 의미

있는 하중의 일부가 소거되었기 때문이다. 시험을 위한 비행하중과형에서 균열진전에 영향을 미치는 하중과형이 소거되었을 경우에는 이와 같이 손상허용성이 과대평가되는 경향이 있다.

4. 2 소거할 하중범위의 결정

일반적으로 균열진전의 과정중에서 초기 응력 확대계수범위 ΔK_{th} 이하의 하중범위는 균열진전에 미치는 영향이 거의 없는 것으로 알려져 있다^(8, 9). 그러므로 비행하중과형에서 이 하중범위를 소거하면 시험에 소요되는 시간을 단축할 수 있을 것이다.

Kim⁽¹⁰⁾ 등은 일정진폭하중 및 단일과대하중하의 균열진전 실험결과로부터 균열진전에 관련된 특성값들을 추정할 수 있는 균열진전식을 다음과 같이 보고하였다.

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

여기서, R 는 응력비, C , m 은 재료상수이고, K_c 는 피로파괴인성이며, K_o 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.

식 (1)에서 상수 C , m , K_c 및 K_o 는 일정진폭하중하의 균열진전 실험결과로부터 얻어진다. 식(1)의 양변에 대수를 취하고 $\log Z$ 에 대하여 정리한 후, 실험결과에 대하여 $\log Z$ 의 평균이 0 이고 분산이 최소가 되도록 하여 상수들을 구한다.

Fig. 4는 2124-T851 고강도 알루미늄합금에 대한 일정진폭하중하의 균열진전 실험결과를 응력 확대계수범위 ΔK 에 대한 균열진전속도 da/dN 의 관계로 나타낸 것이다. 그리고 Table 2는 실험결과를 식 (1)로 평가하여 얻어진 재료상수를 정리한 것이다.

Table 2의 결과를 바탕으로 피로균열진전에 영향을 미치지 않는 하중범위는 다음과 같이 결정할 수 있다. 먼저 비행하중의 최대값에 해당하는 하중으로 재료의 피로파괴인성을 만족하는 균열

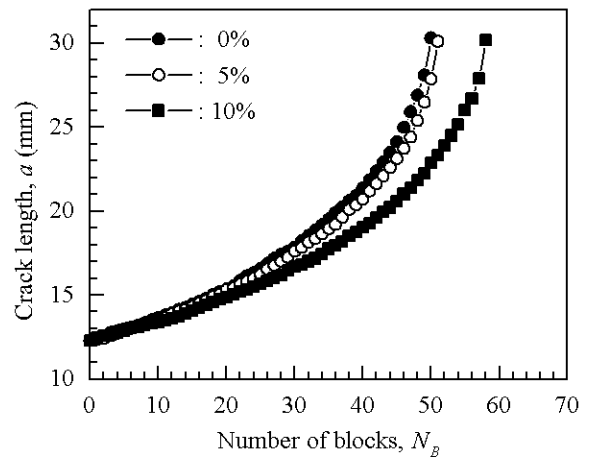


Fig. 3 a-N curves under flight-simulation loading

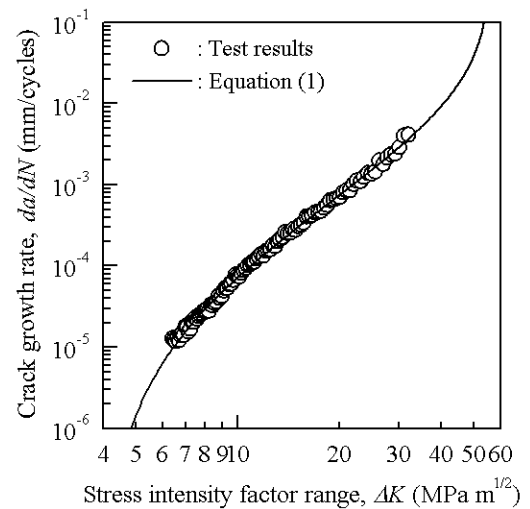


Fig. 4 Stress intensity factor range vs. crack growth rates for 2124-T851 Al-Alloy

Table 2 Material constants of crack growth equation

C	m	K_o (MPa√m)	K_c (MPa√m)
7.19E-5	2.24	3.80	68.20

길이를 결정한다. ASTM E 647-95⁽⁷⁾에 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 $K_c=68.2 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$, $P_{\text{max}}=95\text{kN}$, $W=80.92\text{mm}$, $B=10.16\text{mm}$ 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 $K_o=3.80 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}^{(5)}$ 에 해당하는 하중범위를 구하면 $\Delta P=5.32\text{kN}$ 이다. 최소하중을 0kN 으로 가정하면 이 하중은 최대하중 $P_{\text{max}}=95\text{kN}$ 의 5.6%에 해당한다. Fig. 4에서 최대하중의 5%이내의 하중범위를 소거한 파형에서의 균열진전거동이 비행하중파형에서의 거동과 일치하는 것은 이 때문이다.

4. 3. 피로균열진전모델을 이용한 예측

변동하중하에서의 균열진전은 하중의 크기뿐만 아니라 응력비, 하중의 순서에 따른 하중간섭효과 등에 영향을 받는다. 따라서 비행하중에서 소거해야 할 최적의 미소하중범위를 찾기 위해서는 균열진전 예측 모델을 이용하여야 한다. 그러나 비행하중하에서 균열진전을 예측하기 위한 일반화된 식은 존재하지 않는다.

최근 Shim⁽⁵⁾ 등은 식 (1)을 이용하여 비행하중하에서 균열진전을 예측할 수 있는 실험적인 방법을 보고하였다. 이 예측방법은 간편하고 균열진전의 특성을 잘 나타내고 있다. 그리고 응력비의 변화를 고려할 수 있으며 지연계수를 이용하여 하중이력에 따른 하중간섭효과를 거시적으로 묘사하고 있다.

Fig. 5는 Shim⁽⁵⁾ 등이 제안한 변동하중하에서 균열진전을 예측하기 위한 흐름도이다. 입력값은 균열진전의 특성값 C , m , K_c , K_o 와 시험편의 형상을 나타내는 값 W , B 그리고 소성영역을 계산하기 위한 항복응력 σ_{ys} , 초기 균열길이 a_i 이다. 본 논문에서는 균열진전의 변동성은 고려하지 않으므로 $Z_r=1$ 로 한다.

비행하중파형이 입력되면 ASTM 1049-85에 따라 반복되는 하중에 대한 레인플로우카운팅을 행한다. 그리고 과대하중의 영향과 하중이력을 효

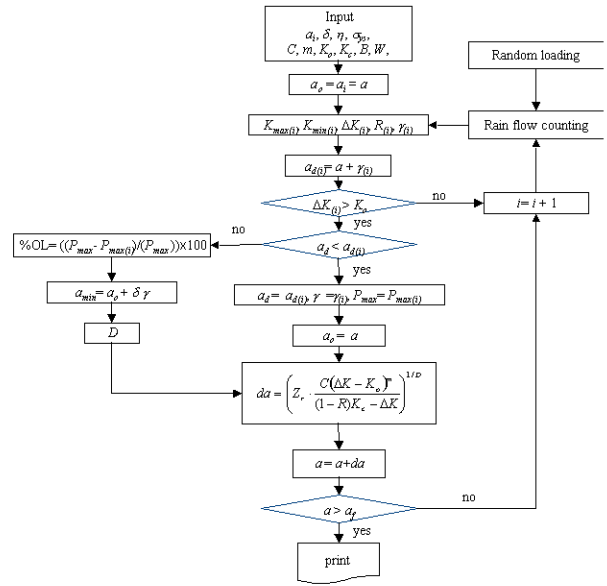


Fig. 5 Flowchart for predicting crack growth under flight-simulation loading

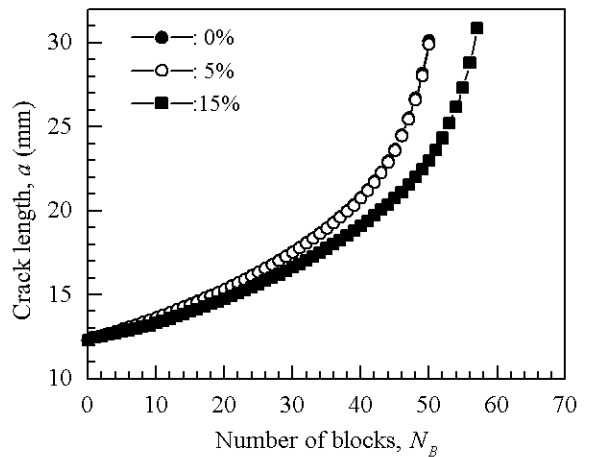


Fig. 6 a-N curves simulated by the proposed method

과적으로 표현하기 위하여 각각의 극대하중의 위치와 이에 해당하는 하중사이클이 생성되도록 한다. 이렇게 재구성된 하중사이클에 대하여 균열진전식을 이용하여 균열진전량을 계산한다.

과대하중에 따른 균열진전의 지연이 발생하는 영역에 대하여는 지연계수 D 의 변화를 전보⁽⁵⁾에 밝힌 바와 같이 구하여 대입한다.

Fig. 6은 Fig. 5에 의하여 예측된 결과를 나타낸 것이다. 비행하중파형과 최대하중의 5%이내의 하중을 소거한 하중파형에서의 예측결과는 Fig. 4의 실험결과와 같이 일치하고 있다. 그러나 최대하중의 15% 이내의 하중범위를 소거한 경우에는

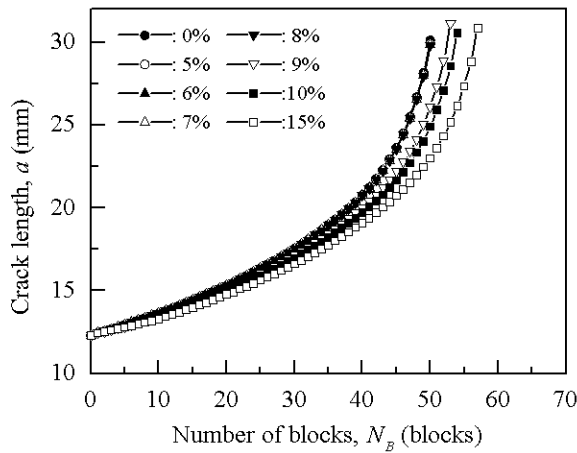


Fig. 7 a - N curves simulated by the proposed method

Table 5. Load range estimated by rainflow counting from 5% to 10%

Load range level	Number of reversals
5%	133,375
6%	4,852
7%	2,736
8%	3,002
9%	53,298
10%	15,032

균열진전속도가 느려져 비행하중파형에서의 균열진전거동과 편차를 나타내고 있다. 이는 균열진전에 영향을 미칠 수 있는 하중이 소거되었기 때문이다.

따라서, 비행하중파형에서의 균열진전거동과 동일한 거동을 나타내는 최대의 축소된 하중파형을 구하기 위해서 최대하중의 5%부터 1%간격으로 하중범위를 소거하고 균열진전을 예측하였다. Fig. 7은 이의 결과이다. 그림에서 보는 바와 같이 예측결과는 응력확대계수의 초기값 K_0 에 해당하는 최대하중의 5.6%를 초과하여 8%이내의 하중을 소거한 하중파형까지 비행하중하에서의 균열진전과 동일한 결과를 나타내고 있다. 이는 비행하중파형의 구성과 과대하중에 의한 균열진전 지연 효과 때문으로 사료된다.

Table 5에서 비행하중파형의 구성을 보면 최대하중의 5%초과 8%이하의 하중범위가 10,590 reversal로 하중파형의 구성에서 차지하는 비중이

적다. 그러나 8%초과 9%이하의 하중은 53,298 reversal로 비행하중의 구성에 중요한 부분을 차지하고 있다. 따라서 이 부분의 하중을 소거하면 하중파형의 축소효과는 크게 나타나지만 Fig. 7에서와 같이 균열의 진전속도가 느려져 비행하중파형에서의 균열진전과 편차를 나타낸다.

5. 결론

본 연구에서는 기계·구조물의 안전성 평가에 소요되는 시험시간을 줄이기 위하여 최적의 축소된 시험하중파형의 생성 방안을 제시하였다.

피로시험결과 최대하중의 5% 이내의 하중범위를 제거한 축소된 하중파형에서는 비행하중하의 균열진전과 동일한 거동을 나타내었다. 이는 소거된 하중범위가 초기 응력확대계수범위 이하로 균열진전에 거의 영향을 미치지 못하기 때문이다. 그러나 하중의 축소범위가 최대하중의 10%, 15%로 증가함에 따라 축소된 하중파형에서는 균열진전속도가 느려져 비행하중하의 균열진전과는 편차를 나타내었다.

참고문헌

- (1) MIL-STD-1530.
- (2) J. Schijve, A.M. Vlutters, Ichsan and J.C. Provo Kluit, 1985, *International Journal of Fatigue*, Vol. 7, No 3, pp. 127~136.
- (3) Aalt A. ten Have, 1989, *ASTM STP 1006*, pp. 17~35.
- (4) Kevin R. Fowler and Roy T. Watanabe, 1989, *ASTM STP 1006*, pp. 36~64.
- (5) Shim D. S., Hwang D. Y., and Kim J. K., 2002, *Transaction of KSME(A)*, Vol. 26, No. 8, pp. 1487~1494.
- (6) ASTM E1049-85.
- (7) ASTM E647-95.
- (8) Yokobori, T., Yokobori, A. T., and Kamei, A., 1975, *International Journal of Fracture*, Vol. 11, pp. 781~788.
- (9) Tanaka, K., Akiniwa, Y., and Yamashita, M., 1981, *International Journal of Fracture*, Vol. 17, pp. 519~533.
- (10) Kim J. K. and Shim D. S., 2003, *International Journal of Fatigue*, Vol. 25, pp. 335~342.