

비행하중하에서 2124-T851 알루미늄합금의 피로균열진전 예측

심동석[†] · 황돈영^{*} · 김정규^{**}
(2001년 8월 3일 접수, 2002년 4월 9일 심사완료)

Prediction of Crack Growth in 2124-T851 Al-Alloy Under Flight-Simulation Loading

Dong-Suk SHIM, Don-Young Hwang and Jung-Kyu KIM

Key Words: Fatigue Crack Growth(피로균열진전), Flight-Simulation Loading(비행하중), Variability(변동성), Gust Load(돌발하중), Load Interaction Effect(하중간섭효과), Crack Growth Retardation(균열진전지연), Retardation Coefficient(지연계수)

Abstract

In this study, to propose the prediction method of the crack growth under flight-simulation loading, crack growth tests are conducted on 2124-T851 aluminum alloy specimens. The prediction of crack growth under flight-simulation loading is performed by the stochastic crack growth model which was developed in previous study. First of all, to reduce the complex load history into a number of constant amplitude events, rainflow counting is applied to the flight-simulation loading wave. The crack growth, then, is predicted by the stochastic crack growth model that can describe the load interaction effect as well as the variability in crack growth process. The material constants required in this model are obtained from crack growth tests under constant amplitude loading and single tensile overload. The curves predicted by the proposed model well describe the crack growth behavior under flight-simulation loading and agree with experimental data. In addition, this model well predicts the variability of fatigue lives.

1. 서론

항공기는 비행중에 평균응력과 응력진폭이 다양하게 변동하는 하중이력을 받는다. 따라서 피로균열의 진전에 대한 재료의 안정성 및 신뢰성의 평가는 항공기가 받는 실제 하중이력을 대상으로 하고 있다. 항공기의 실제 하중이력은 장시간의 운용 기록 및 미지의 과부하 상태를 포함하고 있으므로 매우 복잡하고 길다. 따라서 피로시험에는 장시간이 소요되며 이로 인한 경제적인

부담은 상당하다. 이 때문에 비행하중하에서의 균열진전실험을 줄이고 수치적으로 간편하게 예측하려는 많은 연구가 진행되고 있다.^(1~9)

비행하중하의 균열진전의 예측은 균열진전식과 하중이력의 효과에 대한 고려방법에 영향을 받는다. 균열진전식으로는 Paris 식을 변형한 것^(1,4,5)이나, Forman 식^(2,6,8,9)을 변형한 것이 주로 사용된다. 이러한 변형식들이 사용되는 이유는 비선형적인 균열진전의 과정을 묘사할 수 있는 일반적인 식이 제안되고 있지 못하기 때문이다.

하중이력에 대해서는 개별적인 하중의 효과를 고려하지 않고 단순한 수치적인 처리를 하여 평균적인 경향을 예측하는 방법⁽²⁾과 하중의 변화에 따라 하중간섭효과를 고려하는 방법^(6,8,9)이 사용되고 있다. Hudson⁽²⁾은 비행하중파형의 극대값과 극소값의 제곱평균을 이용하여 균열진전을 예

[†] 책임저자, 회원, 한양대학교 산업과학연구소

E-mail : shimdong@kebi.com

TEL : (02)2290-0442 FAX : (02)2291-6707

^{*} 회원, 대한항공 항공기술연구원회원

^{**} 회원, 한양대학교 기계공학부

측하여 좋은 결과를 보고하였다. 그러나 하중간섭의 효과는 변동하중하의 균열진전에 주요한 요소이므로 이를 무시할 수는 없다.

하중간섭효과를 고려하기 위해서 주로 사용되는 방법은 균열단합의 변화를 예측하는 것^(3~7)이다. Elber⁽³⁾는 처음으로 균열단합의 변화를 관찰하고 이를 측정하였다. 그리고 Schijve⁽⁴⁾는 랜덤하중하의 균열진전에서 균열단합을 측정하고 이를 균열진전의 예측에 사용하였다. Kim과 Song⁽⁵⁾은 실험을 통하여 랜덤하중하에서의 균열단합이 최대하중에 영향을 받으며 이의 크기는 단일과대하중이나 주기적인 과대하중하의 균열진전실험을 통하여 얻을 수 있음을 보고하였다. Newman⁽⁶⁾은 균열면에서 소성변형의 변화를 묘사하는 해석적인 방법으로 균열단합을 계산하고 랜덤하중하에서의 균열진전을 예측하였다. 이러한 연구들은 랜덤하중하에서 균열진전의 예측에 많은 기여를 하고 있다. 그러나 비행하중하에서 균열진전은 매우 복잡하여 균열단합의 변화로만 설명하기에 어려운 점이 있다.

하중이력을 고려하는 다른 방법으로는 균열진전식의 계수의 변화를 이용하여 하중간섭효과를 거시적으로 묘사하는 방법이다.^(8,9) 이러한 방법은 변동하중하의 균열진전의 과정에서 발생하는 지연 및 가속 등의 다양한 현상을 편리하게 묘사할 수 있는 장점이 있다.

한편, 균열진전에는 많은 변동성이 나타나고 있음이 보고되고 있다. 이는 주로 일정진폭하중하의 균열진전에 대하여 연구되었으나 최근에는 변동하중하에서 균열진전의 변동성에 대한 연구가 보고되고 있다. Dominguez 등⁽¹⁰⁾은 변동진폭하중하에서 균열진전의 변동성에 대하여 보고하고 이를 고찰하였다. 그리고 심 등⁽⁹⁾은 변동하중하에서의 균열진전의 변동성을 묘사할 수 있는 확률론적인 예측 모델을 제시하였다.

심 등⁽⁹⁾이 제시한 확률론적 균열진전 예측모델은 지연계수를 이용하여 하중이력에 따른 하중간섭효과를 거시적으로 묘사하고 있으며, 랜덤변수를 이용하여 균열진전의 변동성뿐만 아니라 피로수명의 확률분포를 예측하고 있다.

본 연구에서는 확률론적 균열진전 예측모델로 비행하중하에서의 균열진전을 예측하기 위하여 Al 2124-T851 재료에 피로균열진전실험을 행하고 일정진폭하중 및 비행하중하에서의 균열진전거동을 고찰하였다.

Table 1 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 2 Mechanical properties of 2124-T851 Al-Alloy

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

2. 실험방법

2.1 재료 및 시험편

사용된 재료는 일반 구조용으로 사용되고 있는 2124-T851 고강도 알루미늄 합금이며, 이 재료의 기계적 성질 및 화학적 조성은 Table 1 및 Table 2와 같다. 사용된 시험편의 두께 B 는 10.16 mm 이고 시험편의 형상은 ASTM E647-95⁽¹¹⁾에 따른 폭(W)이 80.92 mm이고 중앙에 길이 $2a=24$ mm의 예비균열이 가공된 MT(middle tension)형, 그리고 폭(W)이 50.8 mm인 CT(compact tension)형의 2가지이다. 시험편의 채취 방향은 압연 방향과 부하 방향이 평행하고 균열진전 방향이 이에 수직인 L-T방향이다.

2.2 피로균열진전시험

상온의 대기 중에서 유압서어보식 피로시험기에 마이크로컴퓨터를 사용한 제어시스템을 구성하고 피로균열진전시험을 행하였다. 시험에 사용된 비행하중파형은 초음속 항공기의 후방동체를 설계하기 위하여 항공기가 운항 중에 경험하는 하중이력을 실측하여 묘사한 것으로 광대역의 랜덤하중파형이다. Fig. 1은 하중파형의 극값들을 보이고 있으며, Table 3은 ASTM E 1049-85⁽¹²⁾에 따라 비행하중파형에 대하여 레인플로우카운팅(simplified rainflow counting)한 결과를 나타낸 것이다. 이 하중파형을 하나의 블록으로 하여, 이 블록이 반복되도록 시험기에 입력하고 각 블록이 끝날 때마다 균열길이를 화상분석 시스템으로 측정하였다. MT 시험편에 부하되는 하중은 Fig. 1

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

그리고 랜덤하중하의 균열진전 예측에 사용될 확률론적 예측모델에서의 상수들은 일정진폭하중 및 단일 과대하중하의 균열진전 실험을 행하여 구하였다. 이들 실험에는 CT 시험편을 사용하였다. 이는 CT 시험편이 컴플라이언스법을 이용한 균열길이의 측정에 용이하기 때문이다. COD (crack opening displacement) 게이지를 이용한 컴플라이언스법은 균열길이를 비교적 정확하게 측정할 수 있고 자동화된 측정이 가능하다.

CT 시험편에 부과된 일정진폭하중 과형은 최대하중이 2kN 이고 응력비가 0 인 하중주파수 5

Hz의 정현파이다. 그리고 균열길이는 0.1 mm증가할 때마다 측정하였다. 단일과대하중하의 균열진전실험은 일정진폭하중하에서의 균열진전실험과 동일하게 행하였다. 다만 균열길이가 24, 26, 28, 30 mm로 성장하였을 때 과대하중비 60, 80, 100, 120 %의 하중을 부과하여 과대하중에 따른 균열진전의 변화를 고찰하였다. 과대하중비의 정의는 다음과 같다.

$$\% \text{ O.L.} = \frac{P_{ol(i)} - P_{(i)}}{P_{(i)}} \times 100 \quad (1)$$

여기서 $P_{(i)}$ 는 현재의 하중이고 $P_{ol(i)}$ 은 과대하중이다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 확률론적 균열진전 예측모델

Fig. 2는 일정진폭하중하의 균열진전 실험결과를 응력확대계수범위 ΔK 에 대한 균열진전속도 da/dN 의 관계로 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 응력확대계수가 증가함에 따라 균열진전속도는 S자형태의 비선형적인 증가를 보이고 있다. 이는 전보^(9,14,15)에서 밝힌 바와 같이 확률론적 균열진전 모델에 의하여 잘 묘사될 수 있다.

$$\frac{da}{dN} = \left(Z \cdot \frac{C(\Delta K - K_o)^m}{(1-R)K_c - \Delta K} \right)^{1/D} \quad (2)$$

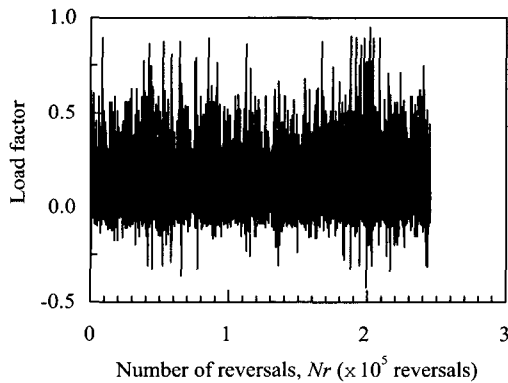


Fig. 1 Flight-simulation loading wave form

Table 3 Range-mean matrix by simplified rainflow counting

mean range	-0.4	-0.3	-0.2	-0.1	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
1.3~1.4	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1.2~1.3	3	2	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1.1~1.2	4	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1.0~1.1	1	0	3	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.9~1.0	3	3	2	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.8~0.9	2	2	4	5	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.7~0.8	3	12	17	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.6~0.7	3	9	47	11	8	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0.5~0.6	1	7	51	31	19	2	4	1	0	0	0	0	0	0	0
0.4~0.5	7	31	92	85	42	20	13	4	0	0	0	0	0	0	0
0.3~0.4	18	38	133	212	101	100	63	34	16	0	0	0	0	0	0
0.2~0.3	9	55	143	297	385	290	180	205	88	48	0	0	0	0	0
0.1~0.2	38	79	748	1093	738	1398	1677	2846	1318	1498	1338	20	0	0	0
0 ~ -0.1	42	75	131	231	7750	984	4597	2370	6783	11016	4554	13334	11374	25295	18199

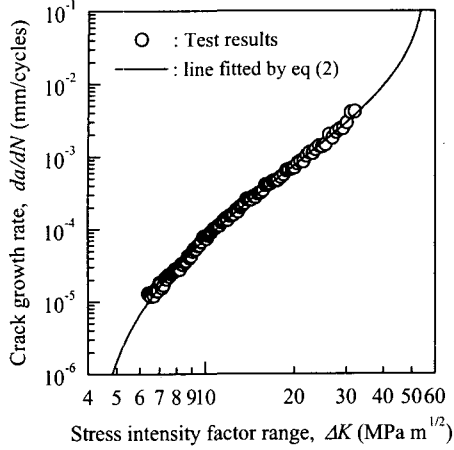


Fig. 2 Stress intensity factor range vs. crack growth rates for 2124-T851 Al-Alloy

Table 4 Material constants of crack growth equation

C	m	K_0 (MPa√m)	K_c (MPa√m)
7.19E-5	2.24	3.80	68.20

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. 응력비가 변하여 평균 응력의 효과가 나타나는 경우에는 균열진전곡선이 평행이동을 한다고 가정⁽¹³⁾하여 $K_{0(R \neq 0)} = K_{0(R=0)}(1-R)$ 로 가정하였다. 또한, Z 는 균열진전의 변동성을 나타내는 확률변수이고, D 는 과대하중에 의한 지연을 나타내는 계수로 일정전폭하중에서는 1이다.

식 (2)에서 상수 C , m , K_c 및 K_0 는 일정전폭하중하의 균열진전 실험결과로부터 얻어진다. 식 (2)의 양변에 대수를 취하고 $\log Z$ 에 대하여 정리한 후, 실험결과에 대하여 $\log Z$ 의 평균이 0 이고 분산이 최소가 되도록 하여 상수들을 구한다. Table 4는 실험결과로부터 얻어진 재료상수를 정리한 것이다.

Fig. 2의 실선은 식 (2)에 의한 적합곡선으로 그림에서 보는 바와 같이 $da/dN - \Delta K$ 의 비선형적인 관계를 잘 묘사하고 있다. 이는 확률론적 균열진전식이 균열진전의 전 영역에 대하여 이의 거동을 잘 표현하고 있기 때문이다.

그리고 균열진전의 변동성을 나타내는 랜덤변수 Z 는 응력상태 및 균열길이에 무관한 변수로 이의 특성은 $\log Z$ 의 확률적 특성으로부터 얻어진다. $\log Z$ 는 평균이 0이고 정규분포에 따르므로 이의 특성은 $\log Z$ 의 분산에 의하여 정해진다. $\log Z$ 의 분산은 시험편의 두께가 감소함에 따라 지수적으로 증가하며 이의 관계는 전보⁽¹⁴⁾에 다음과 같이 보고하였다.

$$\sigma_{\log Z}^2 = \lambda \cdot B^r \tag{3}$$

여기서 λ 와 r 는 재료상수로 Al 7075-T6 합금에서 $\lambda=0.0143$, $r=-0.792$ 이다.

한편, 변동하중하의 균열진전과정에서 발생하는 균열진전지연의 거시적인 거동은 전보^(9,15)에 밝힌바와 같이 지연계수 D 의 변화로 쉽게 묘사될 수 있다.

$$D = \frac{D_{\min(i)} - 1}{a_{\min(i)} - a_{ol(i)}} (a - a_{ol(i)}) + 1 \tag{4a}$$

$(a_{ol(i)} \leq a \leq a_{\min(i)})$

$$D = D_{\min(i)} + (1 - D_{\min(i)}) \sqrt{1 - \left(\frac{a_{d(i)} - a}{a_{d(i)} - a_{\min(i)}} \right)^2} \tag{4b}$$

$(a_{\min(i)} < a \leq a_{d(i)})$

여기서 $a_{d(i)}$ 는 과대하중 $P_{ol(i)}$ 의 부하시의 균열길이 $a_{ol(i)}$ 와 소성영역의 반지름 $\gamma_{ol(i)}$ 를 합한 값($a_{ol(i)} + \gamma_{ol(i)}$)으로 과대하중의 영향이 미치는 영역이다. 그리고 $a_{\min(i)}$ 는 최대 지연이 일어나는 균열길이를 단일과대하중하의 균열진전 실험으로부터 얻어지며 다음과 같다.

$$a_{\min(i)} = a_{ol(i)} + 0.22 \cdot \gamma_{ol(i)} \tag{5}$$

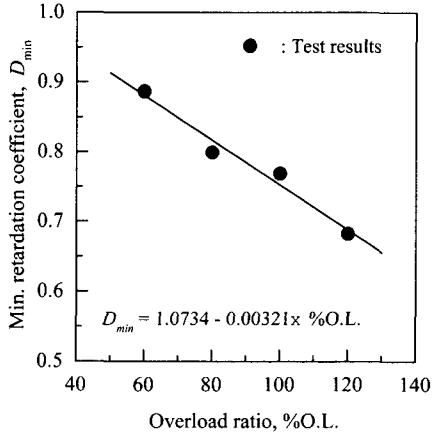


Fig. 3 Relationship between overload ratio and minimum retardation coefficient

최대지연을 나타내는 $D_{min(i)}$ 은 균열길이 $a_{min(i)}$ 에서의 지연계수로 Fig. 3에 보는바와 같이 과대하중비가 증가함에 따라 선형적으로 감소하고 이는 다음 식으로 잘 묘사된다.

$$D_{min(i)} = 1.0734 + 0.00321 \cdot \%O.L. \quad (6)$$

그리고, 과대하중 $P_{ol(i)}$ 에 의한 소성영역의 반지름은 다음과 같이 계산된다.

$$\gamma_{ol(i)} = \frac{1}{\beta\pi} \left(\frac{K_{ol(i)}}{\sigma_{ys}} \right)^2 \quad (7)$$

여기서, $K_{ol(i)}$ 는 과대하중 $P_{ol(i)}$ 에 의한 응력확대계수이며 σ_{ys} 는 항복강도이다. 그리고 β 는 소성영역의 보정계수로 평면응력 상태에서는 2이고 평면변형률 상태에서는 6이다.

3.2 비행하중하의 균열진전거동

Fig. 4는 비행하중하에서의 균열진전에 대한 실험결과와 선형누적법칙에 의한 예측결과를 하중블록수 N_B 와 균열길이 a 의 관계로 나타낸 것이다. 이 그림에서 흰점은 예측결과이며 검은점은 실험결과로 균열길이는 시험편의 앞면과 뒷면

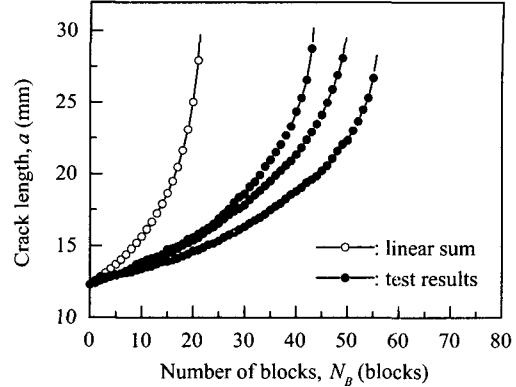


Fig. 4 $a-N_B$ curves under flight-simulation loading

에 대하여 시험편의 중앙에서 오른쪽 및 왼쪽의 균열길이를 모두 측정하고 이를 평균하여 나타낸 것이다.

선형누적법칙에 의한 예측은 식 (2)에서 변동계수 Z 와 지연계수 D 를 1로 놓고 다음의 식에 의하여 구한 것이다.

$$a_n = a_o + \sum_{i=1}^n \left(\frac{da}{dN} \right)_i \quad (8)$$

그림에서 보는 바와 같이 실험결과는 선형누적법칙에 의한 예측결과와는 많은 편차를 나타내고 있다. 특히 균열진전의 초기단계에서 편차가 두드러지게 나타나고 있다. 이는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 간헐적으로 나타나는 과대하중이 뒤따르는 작은 진폭의 하중에 영향을 미쳐 균열진전을 지연시키지만 선형누적법칙은 이를 묘사하지 못하기 때문이다. 균열진전의 후반부는 예측결과와 실험결과 모두에서 균열이 급격하게 증가하고 있다. 이는 균열길이가 증가함에 따라 균열선단에서의 응력이 증가하기 때문이다. 특히, 랜덤하중파형에서 나타나는 돌발하중은 균열선단에서의 응력을 정적인 파손응력까지 상승시키므로 시험편의 파손에 직접적인 원인이 된다.

또한, Fig. 4에 보이는 바와 같이 동일한 랜덤하중파형임에도 불구하고 균열진전에는 변동성이 존재한다.

3.3 비행하중하에서 균열진전의 예측

비행하중하의 균열진전 예측에 확률론적 균열진전 예측모델을 적용하기 위해서는 하중파형을 완벽한 사이클이 이루어지도록 재구성할 필요가 있다. 레인플로우카운팅법은 하중이력을 고려하여 하중파형을 재구성할 수 있는 방법으로 가장 널리 이용되고 있다. 본 연구에서는 랜덤하중파형을 재구성하기 위해서 ASTM 1049-85⁽¹²⁾에 따라 반복되는 하중에 대한 레인플로우카운팅을 행하였다. 그리고 하중파형의 재구성은 랜덤하중에서 발생하는 과대하중의 영향과 하중이력을 효과적으로 표현하기 위하여 각각의 극대하중의 위치에 이에 해당하는 하중사이클이 생성되도록 하였다.

Dominguez 등⁽¹⁰⁾은 하중간섭효과는 하중이력에서 최대하중에 많은 영향을 받는다고 보고하였으며, Kim과 Song⁽⁵⁾은 실험을 통하여 랜덤하중하에서의 균열단힘이 최대하중에 영향을 받음을 밝혔다. 따라서 하중이력의 극대하중들이 하중간섭효과에 지배적인 영향을 미친다고 가정하고 하중파형을 재구성하였다.

Fig. 5는 이러한 비행하중하에서 균열진전을 예측하기 위하여 확률론적 균열진전 예측 모델을 적용한 흐름도(flowchart)이다. 여기서 균열진전의 변동성 및 피로수명의 확률분포를 추정하기 위하여 Z의 백분위수(percentile)인 Z_γ를 다음과 같이 구하고 이를 대입하였다.

$$\gamma = 1 - \Phi \left[\frac{\log Z_\gamma - \mu_{\log Z}}{\sigma_{\log Z}} \right]$$

$$= 1 - \Phi \left[\frac{\log Z_\gamma}{\sigma_{\log Z}} \right] \quad (9)$$

$$\log Z_\gamma = \sigma_{\log Z} \cdot \Phi^{-1} [1 - \gamma] \quad (10)$$

$$Z_\gamma = 10^{\sigma_{\log Z} \cdot \Phi^{-1} [1 - \gamma]} \quad (11)$$

여기서 Φ는 표준 정규분포함수이다.

이 식에서 log Z의 분산은 식 (3)을 이용하여 구하였다. 시험편의 두께에 따른 log Z의 분산은 전보⁽¹⁴⁾의 실험결과에 보고한 바와 같이 AI 2024와 AI 7075재료에서 유사한 경향을 나타내었다. 따라서 AI 2024 재료의 강도를 높은

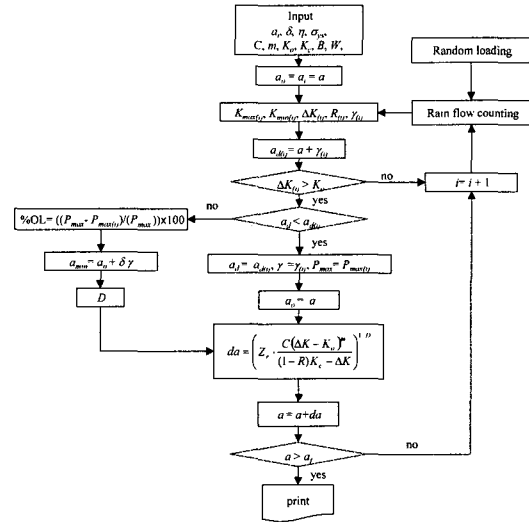


Fig. 5 Flowchart for predicting crack growth under flight-simulation loading

AI 2124-T851 재료도 이들과 유사한 경향을 나타낼 것으로 사료되어 이의 결과를 이용하였다.

과대하중의 영향이 미치는 영역은 식 (7)에 의하여 계산된다. 시험에 사용된 시험편은 평면변형률의 조건을 만족할 만큼 두껍다. 그러나 전보⁽¹⁵⁾의 결과를 보면 평면변형률상태에서는 과대하중에 의한 균열진전지연이 평면응력상태인 시험편의 표면에 지배적인 영향을 받는다. AI 2124-T851 재료의 기계적 특성은 AI 7075와 비슷하므로 AI 7075에 대한 전보⁽¹⁵⁾의 실험결과를 이용하여 보정계수 β는 2.5로 정하였다.

과대하중의 영향이 나타나는 영역에서 하중간섭효과는 하중이력에 의존한다. 인장과 압축하중이 모두 나타나는 하중이력에서는 균열진전의 가속 및 압축하중에 의한 효과가 나타난다. 하지만, Fig. 1의 비행하중파형에서는 압축방향의 하중보다는 간헐적으로 나타나는 커다란 인장의 돌발하중이 균열진전에 영향을 미치는 주요한 요소로 생각된다. 따라서 하중간섭은 인장의 과대하중에 의한 균열진전의 지연만을 고려하였다. 하중의 극대값들의 변화에 따른 균열진전의 지연은 전보^(9,15)에 밝힌바와 같이 식 (4)로 표현되는 지연계수 D의 변화를 구하여 묘사하였다.

Fig. 6은 Z의 5%와 95%의 백분위수를 구하고 Fig. 5의 흐름도에 따라 균열진전을 예측한 결과

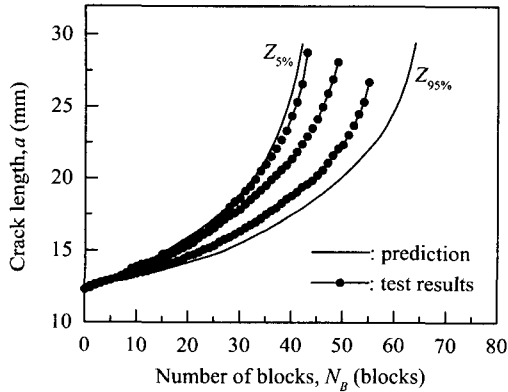


Fig. 6 Prediction of crack growth curves under flight-simulation loading

이다. 그림에서 보는바와 같이 예측결과는 실험 결과를 잘 묘사하고 있을 뿐만 아니라 균열진전의 변동에 따른 피로수명의 변화를 잘 묘사하고 있다.

4. 결론

본 연구에서는 2124-T851 알루미늄 합금에 대하여 랜덤하중하에서 피로균열진전시험을 행한 후, 확률론적 균열진전 모델을 적용하여 균열진전을 예측하였다. 얻어진 결론은 다음과 같다.

(1) 비행하중하에서 피로균열진전거동은 간헐적으로 발생하는 과대하중에 의하여 지배적인 영향을 받으며, 동일한 조건임에도 불구하고 변동성을 나타내었다.

(2) 비행하중하에서 균열진전의 변동성은 랜덤 변수 Z 에 의하여 묘사될 수 있다. 그리고 과대하중의 영향은 지연계수 D 의 변화로 예측될 수 있다.

(3) 하중이력에 따른 하중간섭효과는 과대하중 범위와 극대값의 발생 위치에 영향을 받는다. 따라서 사이클 카운팅을 이용하여 하중과형을 재배열할 때는 극대값의 발생위치에 따라 하중순서효과를 고려하는 것이 효과적이다.

(4) 제시된 확률론적 균열진전 모델을 이용하면 비행하중하의 균열진전거동 및 피로수명의 분포를 예측할 수 있다.

후 기

본 연구는 한양대학교 교내연구비(2001 연도)지원으로 이루어진 것입니다.

참고문헌

- (1) Elber, W., 1976, "Equivalent Constant-Amplitude Concept for Crack Growth under Spectrum Loading," *ASTM STP 595*, pp. 236~250.
- (2) Hudson, C. M., 1981, "A Root-Mean-Square Approach for Predicting Fatigue Crack Growth under Random Loading," *ASTM STP 748*, pp. 41~52.
- (3) Elber, W., 1971, "The Significance of Fatigue Crack Closure," *ASTM STP 486*, pp. 230~242.
- (4) Schijve, Jaap, 1980, "Prediction Methods for Fatigue Crack Growth in Aircraft Material," *ASTM STP 700*, pp. 3~34.
- (5) Kim, C. Y. and Song, J. H., 1994, "Fatigue Crack Closure and Growth Behavior under Random Loading," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 49, No. 1, pp. 105~120.
- (6) Newman, Jr., J. C., 1981, "A Crack-Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth under Aircraft Spectrum Loading," *ASTM STP 748*, pp. 54~84.
- (7) Kang, J. Y., Song, J. H. and Kim, C. Y., 2000, "Automatic Determination of Crack Opening Loading under Random Loading by the Use of Neural Network," *Transaction of KSME(A)*, Vol. 24, No. 9, pp. 2283~2291.
- (8) Johnson, W. S., 1981, "Multi-Parameter Yield Zone Model for Predicting Spectrum Crack Growth," *ASTM STP 748*, pp. 85~102.
- (9) Shim, D. S., Kim, K. B. and Kim, J. K., 2000, "Fatigue Life Prediction for High Strength Al-alloy under Variable Amplitude Loading," *Transaction of KSME(A)*, Vol. 24, No. 8, pp. 2074~2082.
- (10) Dominguez, J., Zapatero, J. and Pascual, J., 1997, "Effect of Load Histories on Scatter of Fatigue Crack Growth in Aluminum Alloy

- 2024-T351," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 56 No. 1, pp. 65~76.
- (11) Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," ASTM E647-95.
- (12)"Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis," ASTM E1049-85.
- (13) Ralph I. Stephens, Ali Fatemi, Robert R. Stephens, and Henry O. Fuchs, 2001, *Metal Fatigue in Engineering*, Willey-Interscience, 2nd edition, pp. 155~157.
- (14) Kim, J. K. and Shim, D. S., 1998, "A Stochastic Analysis on Variation of Fatigue Crack Propagation due to Thickness Effect," *Transaction of KSME(A)*, Vol. 22, No. 8, pp. 1523~1532.
- (15) Shim, D. S. and Kim, J. K., 1999, "A Stochastic Analysis for Crack Growth Retardation Behavior and Prediction of Retardation Cycle Under Single Overload," *Transaction of KSME(A)*, Vol. 23, No. 7, pp. 1164~1172.