

알루미늄 합금 판재에서 예비압입에 의한 피로수명의 연장효과 분석

조환기* · 황정선**

Analysis of the Extension Effects of Fatigue Life by Pre-Indentation in Aluminum Alloy Plates

Hwankee Cho* · Jungsun Hwang**

ABSTRACT

This paper analyzed the extension effects of fatigue life and the application of pre-indentation in aircraft structural material such as aluminum alloys. The test specimen used the thin sheet of aluminum alloy with a single-edged notch. The experiments were conducted after making the pre-crack under a constant amplitude loading. As the fatigue life extension technique, the pre-indentation making an indent on the predicted path of crack propagation was applied. The work presented here discussed about a proper mathematical relation between crack growth rate and the range of stress intensity factor and about the generalization of crack growth mechanism with large retardation effect. A technique to enhance the applicability of pre-indentation is also mentioned.

Key Words: Pre-indentation(예비압입), Crack propagation rate(균열성장률), Crack growth retardation(균열성장지연), Fatigue cycle(피로사이클)

1. 서 론

최근 들어 복합재료가 항공기용 구조재료로서 많은 관심을 받고 있으며 다양한 형태로 적용되어 오고 있으나 아직까지도 금속재료인 알루미늄 합금이 항공기 구조용 재료로 많이 사용되고 있다. 항공기 구조물은 항공기를 운영함에 따라 여러 가지 형태의 반복적인 하중상태에 놓이게 되므로 필연적으로 균열이 발생하게 되고 발생

된 균열은 그 크기가 점차 성장하게 되며 어느 한계의 크기에 도달하게 되면 예기치 못한 파괴를 일으키는 요인이 될 수 있다. 따라서, 항공기와 같은 고가의 구조물에 발생할 수 있는 피로에 의한 균열성장을 제어하거나 지연시킬 수 있다면 구조물의 수명을 연장할 수 있어 경제적인 운용이 가능하게 되므로 피로균열성장을 효과적으로 지연시킬 수 있는 기법의 개발이 요구된다. 가장 많이 연구되어온 균열성장지연 방법은 일정진폭 하중사이클에 대한 과부족하중(Overload or Underload)을 적용하는 방식이나, 모재의 균열성장 경로에 압입(Indentation)을 가하여 압축잔류응력을 추가하는 방법, 또는 균

† 2007년 월 일 접수 ~ 2007년 월 일 심사완료

* 공군사관학교 항공우주공학과

** 정회원, 국방과학연구소

연락처, 충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2호

열 선단에 Stop Hole를 만들어 주어 응력집중도를 분산시키는 방법 등이 제시되어 왔다.

Dawicke[1]는 과하중에 의한 지연효과에 대한 연구를 통하여, 2.3mm 두께를 갖는 Al 2024-T3 판재시편에 대한 피로시험에서 일정진폭 하중의 최대값을 기준으로 2배의 과하중을 매 2,500 사이클당 1회씩 적용하면 피로수명이 약 70배까지도 증가할 수 있음을 보였다. 시편의 재질이나 형태에 따라서 이러한 균열성장 지연의 정도가 차이는 있겠지만 과하중에 의한 피로균열의 성장 지연은 일반적인 현상으로 받아들여지고 있다. 그러나, 실제의 구조물에는 피로현상 이외의 다른 요인들도 수명결정을 위해 고려되어야 하기 때문에 과하중을 인위적으로 적용하여 수명을 연장하는 것은 많은 제약이 따르게 된다.

Stop Hole을 적용하는 방법은 주로 항공기 구조물의 수리를 위해서 많이 사용되는 기법으로 Leenwen *et al.*[2]과 Rijk[3] 등에 의해 연구되었으며, 항공기 날개 표피와 같은 판재의 미소균열 성장을 지연시키기 위해 실제로 현장에서 적용되고 있는 방법이다. 이 방법은 균열멈춤 효과를 증가시키기 위해 구멍 주위에 압축잔류응력을 생성시키기 위한 Cold Work을 하게 되는데, 이때 절차의 번거로움이나 정확한 위치 선정의 어려움 등이 제한적인 요소가 되고 있기는 하나 가장 실용적인 방법 중의 하나로 받아들여지고 있다.

압입방법의 기본원리는 균열 끝(Tip)에 강한 압축잔류응력 영역을 만들어 주어 균열열림을 억제함으로써 피로수명의 연장을 도모하는 것이다. 압입관련 연구로서, Song and Choi[4]는 압입위치 변화에 의한 효과와 시편 두께 변화에 의한 효과를 규명하였으며, Marshall[5], Yoshioka *et al.*[6], Goto *et al.*[7,8] 등은 Brinell 경도시험을 위한 강구(Steel Ball)나 Vickers 경도시험을 위한 Diamond Pyramid를 사용하여 압입을 균열 끝에 적용함으로써 균열성장이 효과적으로 지연될 수 있음을 보였다. 특히, Goto는 균열 성장과정에서 어느 한 순간에 균열을 발견하여 균열 끝에 압입을 가하는 것은 쉽지 않으며 실제 구조물에 적용하기 위해서는

정확한 압입위치 선정, 현장에서의 적절한 압입장치 이용 등의 제한사항을 갖고 있다는 것을 한계점으로 지적하였다.

최근의 일련의 예비압입연구[9-12, 15]는 예비압입의 효용성에 대하여 여러 가지 결과들을 제시하고 있으며, 본 연구에서는 균열성장을 효과적으로 지연시킬 수 있는 압입의 특성을 최대한 고려하면서 실제 구조물에 대한 적용성을 향상시킬 수 있는 방법으로서 예비압입(Pre-Indentation)의 적용에 관해 연구하고 균열성장지연 효과가 큰 경우 균열성장률과 피로수명에 관한 정형화된 예측모델에 대하여 논하고자 한다.

알루미늄 합금재료의 일정한 두께를 갖는 한쪽 모서리 노치(Single-Edged Notch, SEN) 판재시편에 예비압입을 가한 후 피로시험을 수행하여 압입이 적용된 시편의 일반적인 피로균열성장거동 메커니즘의 분석을 통하여 균열성장률과 응력확대계수 범위에 대한 정량적 관계를 정립하고 균열성장거동의 일반화를 통하여 피로수명의 정성적 예측모델 등에 관하여 연구할 것이다.

2. 실험 방법 및 절차

본 연구에서 피로수명실험에 사용된 시편은 두께 2.9mm의 항공기 구조용 재료인 Al5052-H18과 Al2024-T3 알루미늄 합금으로 판재의 압연방향에 시편의 길이방향과 일치되도록 절단하여 제작하였다. 실험에 사용된 시편의 기계적 성질은 Table 1에 제시된 바와 같다.

Table 1. Mechanical properties of Aluminum Alloy

Al Alloy	Yield Strength (MPa)	Tensile Strength (MPa)	Elongation % in 2in.	Endurance Limit (MPa)
Al2024-T3	345	483	18	138
Al5052-H18	248	283	7	131

Fig. 1은 실험에 사용한 알루미늄 합금 Al 5052-H18 시편의 형상을 나타낸 것으로 한쪽 모

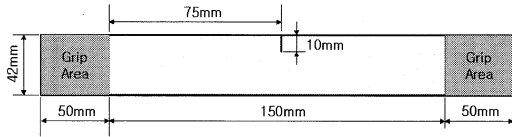


Fig. 1. The configuration of test specimen

서리 노치(SEN)를 갖도록 인장시편으로 가공하였으며, 노치의 크기는 길이 10mm, 폭 0.2mm로 방전가공하고 마무리함으로써 표면의 거칠기를 고려하여 제작하였다. 또한 균열의 측정을 쉽도록 하기 위해 시편 한 쪽면의 중앙 부분을 연마 처리하였다.

본 실험에 사용된 피로시험장비는 SATEC사의 피로시험기를 사용하였으며, 장비 구조물의 프레임에 걸리는 최대 하중은 10,000lbs이며, 피로시험 하중용 Load Cell은 200kN용이 사용되었다.

실험시편에는 ASTM E647-93[10]에 규정에 따라 2mm의 예비균열(Pre-Cracking)을 만들어 주었는데, 이때 $\sigma = 46.8\text{MPa}$ 의 크기로 적용하고 응력비 $R(= \sigma_{\min} / \sigma_{\max}) = 0.1$ 의 일정진폭 하중을 5Hz로 가하였다. 예비균열이 형성된 이후에는 시편이 파단에 이르기까지 예비균열에서 적용했던 응력과 같은 크기의 일정진폭 하중($R=0.1$)을 5Hz로 가해주면서 인장-인장 피로시험을 수행하였다. 균열길이의 변화는 피로시험이 진행되는 동안 매 2,000 사이클마다 Zoom Video Microscope System을 사용하여 측정하였다.

피로수명 연장효과를 얻기 위하여 시편에 적용하는 예비압입은 피로시험 시작 이전에 노치로부터 5mm 떨어진 위치에 직경 10mm의 강구(Steel Ball)로 브리넬 경도계를 이용하여 시편 양쪽 면에 동시에 압입이 형성되도록 만들어 주었다. 압입력은 4.9, 6.9와 8.8 kN을 적용하였으며, 각 압입력 수준에서 최소 3회 이상의 피로시험을 수행하면서 측정자료를 획득하였다.

3. 실험결과 및 분석

본 연구에서는 항공기 구조용 재료에 균열이 발생하였을 경우 구조물의 수명연장을 위한 방법으로 균열 발생이 예측되는 구조물의 특정부분에서 균열전과경로에 미리 압입을 적용하여 실제 운용 중 발생할 수 있는 현상을 모사하는 것을 목적으로 피로수명에 대한 연장효과를 분석하기 위한 일정진폭하중에 의한 실험이 이루어졌다. 실험 시작 전에 예상되는 균열경로에 압입을 가하는 예비압입 방식은 실험이 진행되는 동안에 실험을 중단하고 압입을 가하던 기존의 방식과는 달리 실험의 연속성을 보장해주는 이점이 있으며 실제 구조물에서 균열발생 이후에 압입을 적용하기 곤란한 부위나 균열의 발생과 동시에 압입효과를 거둘 수 있다는 측면에서 효용성이 있을 것으로 본다.

예비압입에 의한 피로수명연장효과를 관찰하기 위하여 노치 끝으로부터 5mm 위치에 4.9kN, 6.9kN, 8.8kN의 압입력으로 압입영역을 만들어 준 후에 각각 피로시험을 수행한 결과 다음과 같은 결과를 얻었다.

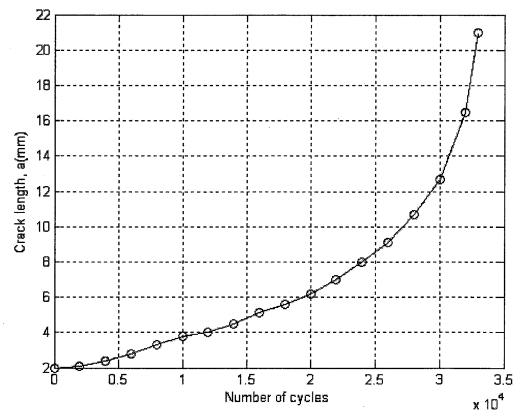


Fig. 2. Crack length against fatigue cycles

Fig. 2는 압입을 가하지 않은 시편에 대한 균열크기의 성장거동을 나타낸 것으로 초기균열인 2mm부터 21mm까지의 변화를 나타낸 것이다. 일반적인 피로시험에서 피로수명 사이클 수에 대한 균열크기를 나타내는 전형적인 형태를 잘 보

여주고 있다.

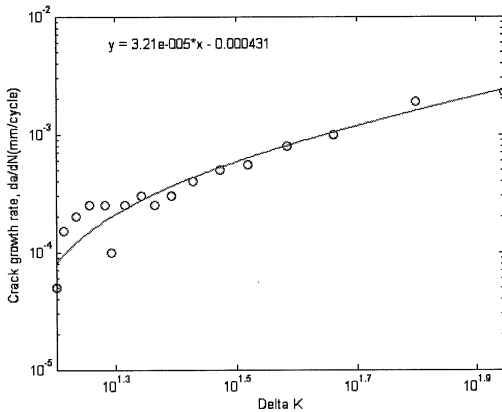


Fig. 3. Crack growth rate vs. stress intensity factor range(without indentation)

Fig. 3은 균열성장률(Crack Growth Rate)과 응력확대계수 범위(Stress Intensity Factor Range)와의 관계를 나타낸 것으로 균열성장 초기에 균열성장률이 약간 불안정한 변화를 보이지만 이 부분을 벗어난 영역부터는 일정한 기울기를 갖는 것을 확인할 수 있으며 전체적으로 균열성장률과 응력확대계수 범위는 로그스케일 내에서 선형적인 관계를 보여주고 있어 전형적인 관계와 일치하고 있다.

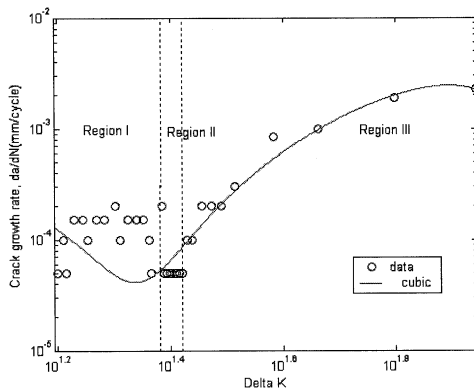


Fig. 4. Curve-fitting on the crack growth rate vs. stress intensity factor range(with 6.9kN force indentation)

Fig. 4는 6.9kN의 압입력을 가한 시편에서 균

열성장률과 응력확대계수 범위의 관계를 2차 곡선보간을 적용한 것으로, 이들 두 관계를 수식화하기 위하여 시도되었다. 이 그림에서 알 수 있는 것처럼 영역 I과 영역 II에서 상당한 크기의 오차가 발생하고 있어서 여기에 적용된 보간곡선을 사용하기에는 무리가 있다고 판단된다. 따라서 적절한 보간곡선을 구하기 위해서는 영역별로 구분하는 것이 필요하며 균열성장률의 변화특성을 고려하여 3개의 영역으로 구분하는 것이 적절하다. 그림에서 보는 것처럼 가장 복잡한 영역은 Region I으로서 중간에 최저 수준의 일정균열성장률에 도달하기 전까지를 경계로 구분하였다.

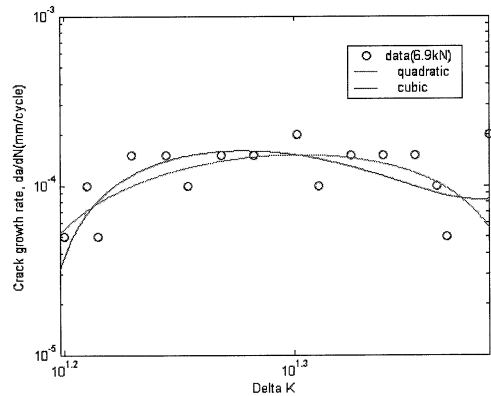


Fig. 5. Variations of crack growth rate in the region I

Fig. 5는 Region I에서 2차 또는 3차곡선으로 보간하였을 경우 균열성장률 변화를 나타낸 것으로 비교적 적절한 보간이 이루어지고 있음을 볼 수 있다. 이 그림에서 볼 수 있듯이 일부의 자료가 분산되어 있으나 2차 또는 3차 관계식으로 적절한 오차범위 내에서 관계식이 유도될 수 있다고 판단된다. 이 후의 구간인 Region II에서는 일정한 수준의 균열성장률을 가지며, Region III에서는 2차곡선 보간기법을 적용하여도 충분히 만족할만한 보간곡선식을 얻는 것이 가능하다. 따라서 압입과 같은 요인에 의해 균열성장지연이 크게 이루어지는 경우에는 세부분으로 영역을 구분하여 보간기법을 적용하는 것이 적절한 관계식을 정립할 수 방법이라고 판단된다.

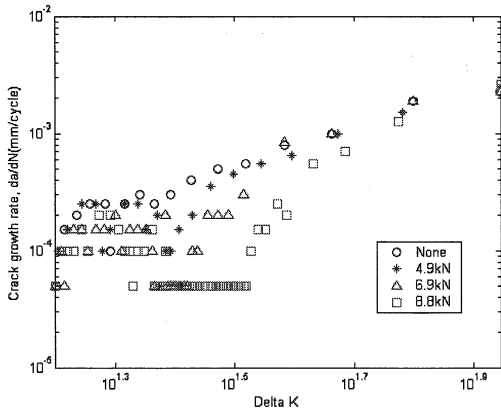


Fig. 6. Comparison of crack growth rate with stress intensity factor range in different indentation forces

Fig. 6은 압입력의 크기에 따른 균열성장률의 변화를 응력확대계수 범위에 대하여 나타낸 것으로, 균열성장률의 변화 형태는 모두 유사하나 압입력의 크기에 따라서 균열선단이 압입영역을 통과하여 균열성장률이 이전의 크기를 회복하기 이전까지 크게 달라지고 있음을 알 수 있다. 특히 압입력 크기에 따라 균열성장률의 크기 수준과 지속범위가 달라지고 있으며 압입영역을 벗어나 균열성장률이 압입영역 진입이전의 값을 회복하면 각각 다른 기울기 변화를 보이면서 최종적으로는 거의 동일한 값으로 수렴되는 현상을 보이는 것에 주목할 필요가 있다. 이와 같이 압입영역 이후의 균열성장에서 일관된 현상은 Fig. 2 및 Fig. 3에서와 같이 압입효과의 영향에 직접적으로 무관한 균열크기와 균열성장률을 보이는 것으로 생각할 수 있으며, 이는 균열선단(crack-tip)이 압입영역으로부터 멀어짐에 따라 압입에 의한 효과와 무관하게 반응하고 있다는 것을 의미한다.

Fig. 7은 압입력의 크기를 변화시키면서 압입을 적용한 후 피로사이클 수에 따른 균열의 크기를 나타낸 것으로 2mm 크기의 초기균열길로부터 임계값인 최종균열에 도달하기까지를 나타낸 것으로, 전체적으로 변화형태는 유사하며 피로사이클의 증가정도는 압입력의 크기가 커질수록 증가되고 있음을 볼 수 있다. 압입력 4.9kN이

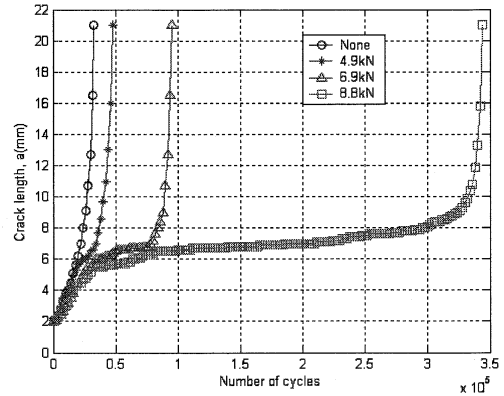


Fig. 7. Comparison of crack length against fatigue cycles at different indentation forces

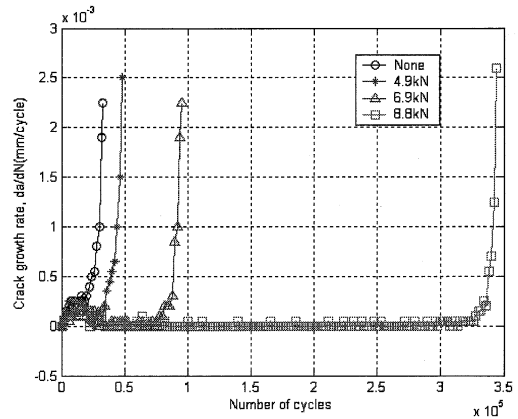


Fig. 8. Comparison of crack growth rate against fatigue cycles

적용된 시편에서는 작은 크기의 피로사이클이 증가되지만 6.9kN에서는 상당히 큰 증가를 나타내고 8.8kN에서는 6배 이상의 피로수명 증가가 얻어짐을 알 수 있다. 그러나 더 큰 압입력을 적용했을 경우는 오히려 6.9kN의 경우보다는 상당히 증가되나 무한정 증가되지 않음을 실험으로 확인하였음을 밝힌다[9-10].

Fig. 8은 피로사이클 수(N)에 대한 균열성장률(da/dN)의 변화를 각각의 압입력 크기에 따라 비교하여 나타낸 것이다. 이 그림에서 예비압입에 의한 균열성장거동은 초기 균열진전 시에 불

안정한 균열성장 현상을 보이며 압입영역 근처에서는 일정한 균열성장률을 나타내는 안정된 값으로 수렴되고 있음을 알 수 있다. 균열의 크기가 증가됨에 따라 일정한 균열성장률은 점차 커지게 되어 어느 정도 크기에 도달하면 균열성장률이 급격하게 증가하여 매우 짧은 피로사이클 범위에서 임계균열길이까지 도달하고 있음을 볼 수 있다. 이러한 현상은 Fig. 7에서도 쉽게 확인되고 있는데, 여기서 주목할 점은 어느 경우이나 균열성장메커니즘이 유사한 패턴을 보이고 있다는 것이다. 그러므로 균열성장지연 특성을 갖는 예비압입에 의한 균열성장 실험에서도 균열성장지연 효과가 없는 경우와 같이 정형화된 형태의 피로 균열성장 메커니즘을 규명할 필요가 있다. Fig. 7과 8에서 볼 수 있는 바와 같이 균열성장 지연 구조는 압입력 변화와 관계없이 거의 유사한 형태를 가지므로 압입시편에 대한 균열성장지연 메커니즘을 일반화하는 것이 가능할 것이다.

Fig. 9는 예비압입에 의한 균열지연모델에서 지연된 균열성장지연(Delayed Retardation), 최소 균열성장률(Minimum Crack Growth Rate), 균열성장가속(Crack Growth Acceleration), 원래의 균열성장률을 회복하는 영역(Unretarded Crack Propagation)의 사이클 수를 구분하고 일반화하여 표시한 것으로, 균열성장률이 감소되거나 다시 가속되는 과정은 압입하지 않은 경우처럼 매우 빠르게 진행되며 균열성장지연과정의 대부분

이 최소 균열성장률 상태로 유지됨을 쉽게 알 수 있다. 예비압입에 의한 균열성장은 과하중에 의한 균열성장률과 비교하여 매우 유사한 지연특성을 가지며, 다만 과하중이 적용되는 경우에는 과하중으로 인해 매우 짧은 시간 동안 균열성장률이 가속되지만[11], 예비압입의 경우에는 이러한 초기 가속특성이 나타나지 않고 바로 감소의 과정을 겪음을 알 수 있다.

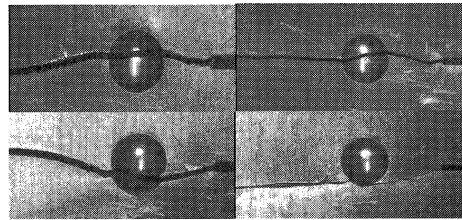


Fig. 10. Crack propagation path through an indentation area

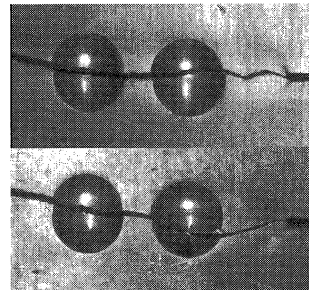


Fig. 11. Crack propagation path through double indentation areas

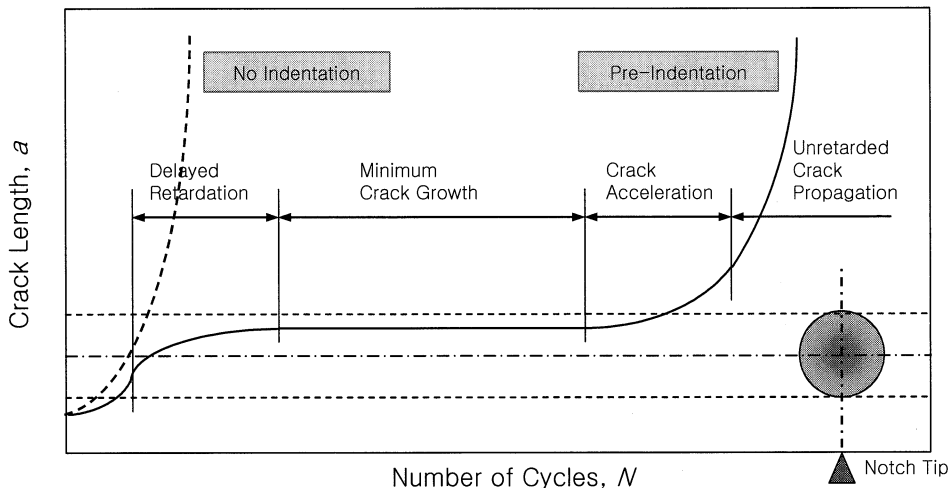


Fig. 9. Generalization of the behavior of fatigue characteristics with indentation

Fig. 10은 압입영역 근처에서의 균열선단이 어떤 경로를 거쳐 전파되었는가를 관찰한 것으로, 대부분의 경우에는 예상했던 압입지역을 정확하게 관통하고 있으나 우측 하단의 경우처럼 압입영역을 비켜 지나가는 경우도 존재한다. 이 경우에는 충분한 균열성장을 얻는 것이 어려워질 수도 있기 때문에 이러한 단점을 회피하기 위해서 균열전파경로를 포위하는 형태의 압입을 적용하는 것이 추천된다.

Fig. 11은 압입에 의한 균열지연효과를 배가시키기 위한 방법으로 이중압입을 적용한 것이며 균열경로가 압입영역을 정확히 관통하고 있는 모습을 보여주고 있다. 이와 같이 균열전파가 예상되는 경로에 여러 개의 압입을 적용한다면 보다 큰 균열성장지연을 기대할 수 있다. Fig. 12는 이중압입을 가하였을 경우 균열길이의 변화를 피로사이클에 대하여 나타낸 것이며, 균열선단이 이중압입영역을 통과하면서 균열성장지연이 현저하게 이루어져 피로수명의 증가가 획기적으로 연장되었음을 볼 수 있다 균열성장지연 효과는 피로수명의 증가를 의미하므로 다중압입을 적용하여 적절한 수명연장이 가능할 것으로 판단된다. 그러나 균열크기가 증가하면서 가해지는 피로하중의 크기가 변화하기 때문에 이중압입이 반드시 2배의 수명연장을 뜻하는 것은 아님을 밝혀둔다.

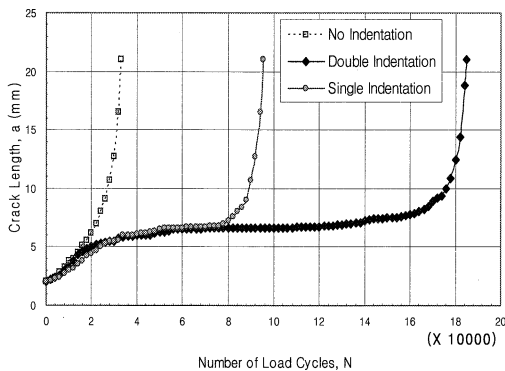


Fig. 12. Fatigue life with double indentation

4. 결 론

본 연구는 현장에서 실제로 구조물에 적용이 용이한 균열성장지연 방법으로서 예비압입의 효용성을 분석하고 정형화된 모델을 얻기 위해 일정한 두께를 갖는 알루미늄합금 판재에 예비압입을 적용한 후 피로시험을 수행한 결과로서 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 예비압입을 적용한 경우처럼 균열성장지연이 현저한 경우 균열성장률과 응력확대계수 범위의 관계식은 3부분의 영역으로 구분하여 보간곡선을 적용하여 추출하는 것이 타당하다.
2. 일반적으로 압입력이 증가하면 균열성장지연 효과는 증가하며 일정한 패턴으로 균열이 성장하지만 피로수명이 정확하게 비례적으로 증가하는 것은 아니다.
3. 예비압입과 같은 균열성장지연거동을 갖는 경우 피로수명에 대한 균열성장의 정성적인 균열성장지연거동 모델을 도출함으로써 예비압입에 의한 피로균열성장지연 메커니즘을 일반화하였다.

본 연구 결과와 관련된 보다 체계적인 연구가 지속적으로 진행된다면 항공기 구조물로 많이 사용되는 알루미늄 합금과 같은 연성재료에 대한 균열성장지연기법으로서 예비압입기법의 적용 가능성이 충분히 높다고 판단된다.

참고문헌

- [1] D. S. Dawicke, "Overload and Underload Effects on the Fatigue Crack Growth Behavior of the 2024-T3 Aluminum Alloy," NASA Contractor Report 201668, March 1997.
- [2] H. P. Van Leenwen et al., "The Repair of Fatigue Cracks in Low-Alloy Steel Sheet," National Aerospace Institute, Amsterdam, Rept. TR 70029, 1970.
- [3] P. De Rijk, "Empirical Investigation on

- Some Methods for Stopping the Growth of Fatigue Cracks," National Aerospace Institute, Amsterdam, Rept. TR 70021, 1970.
- [4] Sam-Hong Song and Jin-Ho Choi, "Fatigue Crack Retardation by Indentation," Proceedings of Asian Pacific Conference for Fracture and Strength '96, 1996, pp. 57-61.
- [5] D. B. Marshall, "Geometrical Effects in Elastic/Plastic Indentation," Journal of American Ceramic Society, Vol. 67, Jan. 1984, pp. 57-60.
- [6] Naoto Yoshioka and Masato Yoshioka, "Dynamic Observation of Indentation Process," Geophysical Research Letters, Vol. 22, Jan. 1995, pp. 113-116.
- [7] M. Goto, H. Nisitani, H. Miyagawa, and K. Imado (1990), "Effect of Indentation on the Fatigue Strength of Plate Specimens with a Crack," 日本機械學會論文集(A), Vol. 56, No. 526, pp. 1348-1353.
- [8] M. Goto, H. Nisitani, H. Miyagawa, A. Miura, and K. Imado (1991), "Effect of Indentation on the Fatigue Strength of Plate Specimens with a Central Notch," 日本機械學會論文集(A), Vol. 57, No. 544, pp. 2873-2878.
- [9] 황정선, 조환기, "예비압입에 의한 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금의 균열성장 지연 거동", 한국군사과학기술학회지, 제 4권, 제 2호, 2001, pp. 42-51.
- [10] 황정선, 조환기, "Fastener Hole 모델에 대한 예비압입 적용 연구", 한국항공우주학회지, 제31권 제9호, pp.26-31, 2003. 11.
- [11] 황정선, 조환기, 윤용인, 예비압입에 의한 알루미늄 합금 판재의 균열성장지연효과 및 금속조직 변화, 한국군사과학기술학회지, 제6권 4호, pp.73-79. 2003. 12
- [12] 황정선, 조환기, 김주언, 예비압입에 의한 Al 5052-H18의 피로균열 지연특성 연구, 한국항공우주학회지, 제32권 1호, pp. 44-49, 2004. 2.
- [13] E647-93, "Standard Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," American Society of Testing and Materials, 1993, Philadelphia.
- [14] J. M. Larsen and C. G. Annis Jr., "Observation of Crack Retardation Resulting from Load Sequencing Characteristic of Military Gas Turbine Operation," Effect of Load Spectrum Variables on Fatigue Crack Initiation and Propagation, ASTM STP 714, 1980, pp. 91-107.
- [15] P.S. Song and G.L. Sheu, "Retardation of Fatigue Crack Propagation by Indentation Technique", International Journal of Pressure Vessels and Piping, Vol. 79, 2002, pp. 725-733.