論文

Fastener Hole 모델에 대한 예비압입 적용 연구

황정선*, 조환기**

A Study on the Application of Pre-Indentation Technique
for Fastener Hole Model

Jungsun Hwang* and Hwankee Cho**

ABSTRACT

Aging aircraft accumulates widespread fatigue damage commonly referred to as multiple site damage(MSD). For ductile material such as 2024-T3 aluminum, MSD may lower the service life below that which is predicted by conventional fracture mechanics. The present paper is concerned with the fatigue life extension by pre-indentation technique for thin 2024-T3 aluminum plate to decelerate the crack propagation rate in the panels with MSD. The panel with fastener holes can be simply modelled by Hole/Slot type Middle-Tension specimen. Results of fatigue testing show significantly improving failure cycles from 10 to 40 times. This retardation effect is decreased by increasing the loading level in the constant amplitude loading. In the sense of retardation mechanism, the crack propagation rate is gradually attenuated by entering the indentation mark and maintains at the lowest value for a long period after the edge of crack passes the center of indentation area.

초 록

노후 항공기는 일반적으로 다중손상(MSD)이라고 하는 폭넓게 분포된 피로손상을 내포하고 있다. 2024-T3 알루미늄합금과 같은 연성재료에 있어서 다중손상은 전통적인 파괴역학에서 예측할 수 있는 것보다 낮은 운용수명을 예측하게 만드는 것으로 알려져 있다. 본 논문에서는 다중손상을 갖는 평판 구조물을 모델링한 Fastener Hole을 갖는 2024-T3 알루미늄합금 판재로 제작된 Hole/Slot type M(T) 시편에 예비압입을 적용한 후 피로시험을 수행하여 피로균열 성장지연에 의한 운용수명 증가에 대한 효과를 연구하였다. 예비압입을 적용한 시편은 파단에 이르는 사이클수가 최소 10배에서 최대 40배까지 증가하였으며, 일정진폭 하중의 최대값을 증가시킴에 따라서 그 효과가 감소함을 보여주었다. 또한, 압입에 의한 균열성장지연 메커니즘은 균열진전경로가 압입자극에 들어서면서 균열성장률이 감소하기 시작하며 압입자극의 중심을 지나면서 최소균열성장률 상태로 일정한 시간동안 균열성장이 정체됨으로써 피로수명이 연장됨을 밝혔다.

Key Words : Multiple site damage(MSD, 다중손상), Pre-indentation(예비압입), Crack propagation rate(균열성장률), Retardation Mechanism(지연구조)

† 2003년 7월 7일 접수 ~ 2003년 9월 17일 심사완료

* 정희원, 공군사관학교 기계공학과

연락처자, E-mail : jshwang@afa.ac.kr

충북 청원군 남이면 쌍수리 사서함 335-2호

** 정희원, 공군사관학교 항공공학과

1. 서 론

노후 항공기 구조물에 대한 구조건전성 평가
(Structural Integrity Evaluation)는 지속적인 감

항성(Airworthiness)을 보장받기 위해 매우 중요하다. 그 정도는 다르지만 상용 항공기나 군용 항공기의 동체는 모두 매 비행마다 가압 및 하중 사이클을 겪게 된다. 이러한 사이클은 동체 패널의 리벳구멍 근처에서의 피로균열 성장을 초래하며, 나아가서는 넓게 분포된 피로손상(WFD, Widespread Fatigue Damage)을 야기시킨다. 동체 패널에서의 이러한 WFD에 의해 동체 구조물은 더 이상 손상허용 요구조건을 만족시킬 수 없게 된다.

최근의 연구들[1-5]은 WFD가 항공기 동체의 잔류강도를 심각하게 감소시킬 수 있음을 지적하고 있다. 손상허용 요구조건에 의하면, 길이방향이나 원주방향에 상관없이 불안정한 균열전파로부터 Two-bay crack을 예방하도록 동체가 설계되어야 한다. 여기서 Two-bay Crack은 Frame이나 Stringer 사이에 있는 하나의 구역을 통과해서 진행되는 길이방향이나 원주방향의 비교적 긴 균열을 말한다. 이러한 요구조건은 예기치 않은 외부 충격에 의한 산발적인 손상에 대해서도 구조물이 정상적으로 기능을 유지하도록 보장하기 위한 것이다. 기존의 손상허용학에서는 감지 가능한 균열크기로부터 임계크기로 성장하는 단일 Lead crack을 판단 이전에 감지할 수 있다는 가정 하에 동체 패널의 검사 프로그램을 수립하고 있다. 그러나, WFD가 동체 패널에 존재한다면 Lead crack 사이의 상호작용에 대해 반드시 연구되어야 하며, 이와 같은 구조물에서의 손상허용 요구조건은 WFD가 없는 구조물에 대한 안전 요구조건과 동일한 효과를 갖도록 변경되어야 한다. 2차원 모델에 대한 Swift[1]의 연구에 의하면 0.05in 크기의 작은 균열들이 Lead crack 앞에 존재할 때 동체의 잔류강도가 요구되는 수준 이하로 감소될 수 있음을 보여주고 있다. 또한 Maclin[2]은 평판시편에 대한 시험을 통하여 Lead crack 앞에 존재하는 0.05in 크기의 균열들에 의해 잔류강도가 30%이상 감소함을 밝혀내었다. Smith *et al.*[3,4]는 Swift에 의해 제시된 해석 모형인 Linkup 모델이 다른 많은 시편형상에 대해 부정확함을 지적하면서, 다양한 시편형상에 대해 비교적 정확한 잔류응력을 예측할 수 있는 두 개의 변형된 Linkup 모델을 제시하였다. 이와 같이 노후 항공기에서의 다중손상(MSD, Multiple Site Damage)의 존재는 피로특성을 연구함에 있어서 반드시 고려되어야 할 사항으로 인식되고 있으며, 이 분야에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있음을 알 수 있다.

다중손상과 관련된 대부분의 연구들이 구조물

의 잔류응력 예측에 집중된 반면에 이러한 다중손상으로 인한 피로균열의 성장과정을 분석하고, 이에 따른 개선방안, 즉 성장지연방안을 도출하려는 시도는 많이 이루어지지 않고 있다. 다중손상이 발생할지라도 구조물에게 요구되는 수명을 유지하기 위한 방법으로 압입은 효과적인 방법이 될 수 있을 것으로 보인다.

압입과 관련된 연구들[6-12]에서는 균열 주위에 압입 또는 예비압입을 적용함에 따라서 피로균열의 성장이 상당히 지연됨을 보여주고 있다. 여기서, 압입이란 균열이 성장하는 과정 중에 균열 끝의 임의지점을 택하여 강구(Steel Ball) 또는 Diamond Pyramid를 경도계로 시편 양쪽에서 눌러주는 과정을 말하며, 예비압입이란 예상되는 균열 진전방향의 적절한 위치에 피로시험 이전에 미리 경도계를 이용하여 압입을 하는 것을 말한다. 그러나, 기존의 압입과정은 균열이 성장하는 도중에 압입을 적용해야 하기 때문에 Goto *et al.*[9]에서 지적하였듯이 압입을 정확하게 적용하기가 쉽지 않을 뿐만 아니라 현장에서의 적절한 압입장치 이용 제한 등 현실적으로 이용하기에는 많은 제약이 따른다. 예비압입은 시험이 시작되기 전에 압입하기 때문에 항공기 동체 패널의 Fastener hole들을 따라 발생하기 쉬운 다중손상의 경우에 균열 진전경로의 예측이 용이하여 예비압입을 적용함으로써 피로수명의 연장을 기대할 수 있다. 압입(Indentation)의 효용성을 실제 구조물에 적용하기 위해서는 실제 여러 개의 Fastener Hole을 갖는 구조체에 대한 실험이 필요하지만 여기서는 가장 간단한 형태로 모델화한 Hole/Slot type의 Middle-Tension M(T) 시편(Fig. 1)에 예비압입(Pre-Indentation)을 적용한 후 피로시험을 수행함으로써 단시간에 그 결과를 예측하는데 유용할 것으로 생각된다.

따라서, 본 연구에서는 Fastener Hole 모델의 판재에 일정진폭 하중에 의한 피로시험을 수행하여 예비압입에 의한 균열성장 지연거동을 측정하고, 하중의 크기에 따른 균열성장 지연특성을 분석하려고 한다.

II. 실험절차 및 방법

본 실험에 사용될 시편재료는 2.47mm 두께의 2024-T3 알루미늄 합금으로, 판재의 압연방향이 시편의 길이방향과 일치되도록 가공하였다. 시편의 기계적 성질은 Table 1에서와 같다.

시편형상은 Fig. 1에서와 같이 Middle-Tension M(T) 시편으로 제작되었으며, 이때 ASTM

Table 1. Mechanical Properties of Al 2024-T3.

Yield Strength (MPa)	Tensile Strength (MPa)	Elongation % in 2 in.	Endurance Limit (MPa)
345	483	18	138

E647-95[13]에 따라 중앙에 4mm 직경의 구멍과 그 좌우에 각각 길이 4mm, 폭 0.2mm인 노치를 방전가공하였다. 시편에 대한 매 시험마다 응력비 $R(=\sigma_{\min}/\sigma_{\max})=0.1$ 의 일정진폭 하중을 5Hz로 가하여 1mm의 예비균열(Pre-crack)을 만들어 준 후 본 시험을 시작하였다. 본 실험에서는 하중크기 변화에 대한 균열성장 지연효과의 변화를 알 수 있도록 최대응력 $\sigma_{\max}$ 를 인장강도를 기준으로 17, 19, 21, 23%의 수준에 해당하는 82.1, 91.8, 101, 111MPa를 선택하여 시험하중의 크기를 결정하였다.

피로시험에 사용한 장비는 SATEC사의 피로시험기로 유압에 의해 작동하며 프레임의 최대용량은 10,000lbs이고 Load Cell은 200kN을 사용하였다. 예비균열을 만들어 준 이후에 본 실험을 위해서 시편에 가하는 하중은 예비균열에서와 같은 조건인 응력비 $R=0.1$ 에서 주파수 5Hz의 일정진폭 하중을 가하였다. 피로시험이 진행되는 동안 변화하는 균열길이의 측정은 매 2,000사이

클마다 Zoom Video Microscope System을 통하여 이루어졌다.

본 실험에서 균열성장 지연의 기능을 하는 예비압입 자국은 브리넬 경도계를 이용하여 피로시험을 시작하기 전에 시편의 양쪽 노치 끝으로부터 4.5mm 위치에 만들어 주었다. 이때 압입자국의 형성을 위해 직경 10mm의 강구(Steel Ball)가 사용되었으며, 압입력 6.9kN을 가하여 시편 양쪽면에 동시에 압입자국이 형성되도록 해주었다.

III. 실험결과 및 분석

본 연구에서는 예비압입을 적용한 중앙균열을 갖는 판재로 모델링된 시편에 대해 응력비 $R=0.1$ 의 일정진폭 하중으로 피로시험을 수행하였다. 이 실험에서 하중강도의 크기를 변화시키면서 균열성장률과 피로수명의 변화를 측정하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

3.1 하중크기와 균열성장 지연거동

Fig. 2는 시편에 가해지는 4가지 크기의 하중조건에서 균열성장지연 거동을 관찰할 수 있는 그림으로 하중 사이클에 따른 균열길이를 나타낸 것이다. 이 그림에서는 일정진폭 하중의 최대응력 $\sigma_{\max}$ 을 시편의 인장강도를 기준으로 17%부터 2%씩 증가시키면서 23% 수준의 하중까지 변화시키면서 수행한 피로시험 결과를 예비압입을 적용하지 않은 시편에 대한 시험결과와 비교하여 나타내고 있다. 이로부터 예비압입 적용이 현저한 균열성장 지연효과를 제공하고 있음을 볼 수 있다. 균열성장 지연현상은 예비압입이 적용된 경우 압입자국 내에서 일정한 시간동안 균열이 더 이상 성장하지 않고 지연되는 것으로서, 시편에 작용되는 하중의 크기가 클수록 피로수명이 줄어들고 있음을 알 수 있다.

Table 2는 하중의 크기에 따른 피로수명 변화를 예비압입을 가하지 않은 경우와 비교하여 피로수명 지연의 정도를 나타낸 것이다. 예비압입을 하지 않은 경우와 비교할 때 예비압입을 적용한 시편은 파단에 이르는 사이클수를 기준으로 최대 약 40배에서 최소 약 10배까지 증가하는 결과를 보이고 있으며, 일정진폭 하중의 수준을 크게 할수록 예비압입으로 인한 균열성장 지연효과가 감소함을 알 수 있다.

Fig. 3은 주어진 시편형상에 대한 최종균열길이인 11mm에 도달하는 사이클수를 N_f 라고 할 때, 시편에 가해지는 각 하중 크기에 따라 파단

(a) Middle Tension M(T) Specimen.

(b) Notch Details and Minimum Fatigue Precracking Requirements.

Fig. 1. Specimen Configuration.

(a) $\sigma_{\max} = 82.1\text{MPa}$

(b) $\sigma_{\max} = 91.8\text{MPa}$

(c) $\sigma_{\max} = 101\text{MPa}$

(d) $\sigma_{\max} = 111\text{MPa}$

Fig. 2. Crack Growth Retardation Behavior with the Variation of Maximum Stresses.

Table 2. Comparison of Failure Cycles with the Variation of Maximum Stresses.

Maximum Stress (MPa)	82.1	91.8	101	111
No Indentation (A) cycles	27,464	17,726	10,756	5,414
Pre-Indentation (B) cycles	1,018,000	737,290	214,393	52,277
B/A	37.1	41.6	19.9	9.66

에 도달되는 사이클수 N_f 를 나타낸 것으로 가한 하중 수준이 증가함에 따라서 큰 폭으로 감소됨을 보여주고 있다.

이 그림에서 알 수 있듯이 하중 수준에 따라 파단에 이르는 사이클 수는 예비압입을 하지 않은 경우와 마찬가지로 선형적인 변화 경향성을

Fig. 3. Comparison of Failure Cycles with the Variation of Maximum Stresses.

보이고 있으므로 그림에서 제시되지 않은 하중의 범위에서도 파단수명을 예측하는 것이 가능하다. 단, 주목할 점은 예비압입을 가한 경우에는 압입되지 않은 시편에 비해 수명변화를 나타내는 기울기가 완만해짐을 알 수 있다. 파단수명과 시편에 가해지는 최대하중과의 관계는 다음과 같다.

$$\text{기본시편} : \sigma_{\max} = -17.785 \ln(N_f) + 265.04$$

$$\text{압입시편} : \sigma_{\max} = -8.9597 \ln(N_f) + 209.68$$

여기서, N_f 는 파단에 이르는 사이클 수를 나타낸다.

3.2 균열성장 지연 특성

예비압입에 의한 균열성장은 매 시험마다 균열 전파경로가 항상 일치하지 않으므로 동일한 시험 조건에서도 측정결과가 조금씩 다르게 나타날 수 있다. 따라서, 균열 위치에 따른 시편의 균열성장 특성을 세밀히 관찰할 필요가 있으며 많은 영역에 대해서 정량적으로 표현하는 것이 필요할 것이다. 여기서는 압입영역 근처에서 균열성장률의 변화를 살펴보고 예비압입에 의한 균열성장 메커니즘을 그림을 사용하여 정성적으로 나타내었다.

Fig. 4는 하중 사이클이 증가함에 따라 균열이 성장하면서 균열 끝(Tip)이 이동하게 되는데, 이때 균열 끝의 위치에 따른 균열성장률의 변화를 작용되는 하중 크기에 대하여 나타낸 것이다. 이 그림에서 균열성장률의 변화 경향성은 하중의 크기에 관계없이 일정하게 나타나고 있으며, 작용하중의 크기에 관계없이 노치 끝으로부터 3mm 위치 이전까지는 균열성장률이 증가하다가 이 지점을 지나면서 균열성장률이 서서히 감소하기

Fig. 4. Fatigue Crack Retardation due to Pre-Indentation.

Fig. 5. Schematic Diagram of Residual Compressive Stresses.

시작하여 압입영역의 중심인 4.5mm 지점을 지나면 균열성장률이 급격히 낮아지면서 5mm 지점 부근에 이르러 일정한 사이클동안 균열성장이 멈춘 후 균열성장률이 다시 증가하기 시작하게 되면 파단에 이르기까지 급격하게 증가하게 됨을 알 수 있다.

Fig. 5는 Fig. 4에 나타난 결과를 근거로 균열끝의 위치에 따라 균열성장률의 크기를 나타낸 것으로 검은색이 진할수록 균열성장 지연이 효과적으로 이루어지는 것을 의미한다. 이 그림에서 점선은 $D=2.75\text{mm}$ 의 압입영역으로, 균열은 압입영역에 도달하기 직전부터 지연되기 시작하여 압입자극의 중심을 지나 후반부의 약 1/2 지점에 이르러 최소 균열성장률을 보이는 것을 알 수 있으며, 예상되는 균열전파경로, 즉 중심선을 약간 이탈하는 경우에도 균열성장률이 감소함을 보여주고 있다. 주목할만한 점은 균열성장이 주로 이루어지는 영역은 압입영역의 중심부가 아니라 약간 우측에 치우쳐져 있다는 사실이다. 이것은 압입에 의해 형성된 압축잔류응력의 영향인 것으로 판단되며, 균열성장 정체현상은 5.5~5.7mm 지점을 지나면서 바로 균열성장률 가속화단계를 거쳐 2,000사이클 미만의 단시간에 파단까지 이르게 된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 항공기 동체 패널의 Fastener Hole 주변을 모사하는 두께 2.47mm의 2024-T3 알루미늄 합금 판재로 제작된 Hole/Slot type의 M(T) 시편에 예비압입을 적용하여 일정진폭 하중상태에서 피로시험을 하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 일정진폭 하중의 수준을 변화시킴에 따라서 동일한 시편에 예비압입을 적용하지 않은 경우와 비교하여 파단에 이르는 사이클수가 최대 약 40배에서 최소 10배 증가하며, 일정진

폭 하중의 최대값을 크게 할수록 균열성장 지연 효과가 감소하였다.

2. 균열성장지연 메커니즘은 균열 진전경로가 압입자극에 들어서면서 균열성장률이 서서히 감소하기 시작하여 압입자극의 중심을 지나 후반부의 약 1/2 지점에 이르러서는 최소 균열성장률, 즉 0의 성장률을 보이며 일정기간 동안 정체를 겪은 후 파단에 이르는 특성을 갖는다.

본 연구결과는 Fastner Hole이 다중으로 분포한 경우에도 예비압입을 다중으로 적용시키면 다중손상이 존재하는 구조물에서도 운용수명을 보장해 줄 수 있는 효과적인 방법이 될 수 있는 근거를 제공하지만 운용수명을 안정적으로 보장하기 위해서는 정량적인 많은 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 2003년도 공군사관학교 국고연구비(KAFA03-1-4-16) 지원으로 수행된 것이며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- 1) T. Swift, "Widespread Fatigue Damage Monitoring-Issues and Concerns," *Proceedings of the 5th International Conference on Structural Airworthiness of New and Aging Aircraft*, Washington DC, 1993, pp. 133-150.
- 2) J. R. Maclin, "Performance of Fuselage Pressure Structure," *International Conference on Aging Aircraft and Structural Airworthiness*, NASA CP 3160, 1991, pp. 67-74.
- 3) B. Smith, A. Mouak, P. Saville, R. Myose, and W. Horn, "Improved Engineering Methods for Determining the Critical Strengths of Aluminium Panels with Multiple Site Damages in Aging Aircraft," *NASA Conference Publications*, Vol. 208982, No. 2, 1999, pp. 525-534.
- 4) B. L. Smith, A. Hijazi, A. K. M. Haque, and R. Y. Myose, "Strength of Stiffened 2024-T3 Aluminum Panels with Multiple Site Damage," *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 4, 2001, pp. 764-768.
- 5) R. Galatolo, and K. F. Nilsson, "An Experimental and Numerical Analysis of Residual Strength of Butt-Joints Panels with Multiple Site Damage," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 68, No. 13, 2001, pp. 1437-1461.
- 6) 황정선, 조환기, 김주연, "A1 5052-H18의 파괴균열 성장지연 연구", 2002년도 종합학술대회 논문집, Vol. II, 2002, pp. 839-842.
- 7) 황정선, 조환기, "예비압입에 의한 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금의 균열성장 지연거동", 한국군사과학기술학회지, 제4권, 제2호, 2001, pp. 42-51.
- 8) 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.
- 9) M. Goto, H. Nisitani, H. Miyagawa, A. Miura, and K. Imado, "Effect of Indentation on the Fatigue Strength of Plate Specimens with a Central Notch," *일본기계학회논문집(A편)*, Vol. 57, No. 544, 1991, pp. 2873-2878.
- 10) M. Goto, H. Nisitani, H. Miyagawa, and K. Imado, "Effect of Indentation on the Fatigue Strength of Plate Specimens with a Crack," *일본기계학회논문집(A편)*, Vol. 56, No. 526, 1990, pp. 1348-1353.
- 11) H. Miyagawa, and H. Nisitani, "Retardation of Fatigue Crack Propagation due to Additional Holes or Indentations in Plate Specimens," *Bulletin of JSME*, Vol. 28, 1985, pp. 2219-2223.
- 12) D. B. Marshall, "Geometrical Effects in Elastic/Plastic Indentation," *Journal of American Ceramic Society*, Vol. 67, 1984, pp. 57-60.
- 13) E647-95, "Standard Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates," American Society of Testing and Materials, 1995, Philadelphia.