

홀 확장된 판재의 에지마진 변화에 따른 피로특성 연구

이준현[†] · 이동석^{*} · 이환우^{**}
(2002년 3월 23일 접수, 2002년 8월 29일 심사완료)

A Study on Fatigue Properties with Different Edge Margin for Hole Expansion Plate

Joon-Hyun Lee, Dong-Suk Lee and Hwan-Woo Lee

Key Words: Cold Working(냉간가공), Edge Margin(에지마진), Residual Stress(잔류응력), Fatigue Properties(피로특성)

Abstract

This paper describes an experimental study on fatigue life extension by using cold working process in fastener hole of aircraft structure. Cold working process was applied for Al2024-T351 specimens by considering the effect of edge margin on fatigue life. It is generally recognized that cold working process offers a protective zone around fastener hole of aluminum aircraft structure due to the residual compressive stresses which lead to retardation of crack growth. Thus this process provides the beneficial effect of increasing the fatigue life of the component, there by decreasing maintenance costs. It has also been successfully incorporated into damage tolerance and structural integrity programs. Cold working specimens were tested at constant amplitude peak cyclic stresses. Fatigue life of cold working specimen compared with that of specimen fabricated with base material. The increase of fatigue life for cold working specimen is discussed by both considering the effect of residual compressive stresses measured by X-ray diffraction technique and quantitative effect of edge margin.

1. 서 론

알루미늄재료를 사용하는 항공기 및 공업용 구조물에서 많은 부재들은 홀을 가공한 후 볼트, 리벳 및 하이락 등의 패스너를 이용하여 체결되어 있다. 이들 체결기구들은 조립과 분해를 용이하게 하여줄 뿐만 아니라, 구조물에서 작용하는 하중을 분산하거나 전달하여 준다. 그러나 이들 체결기구의 주요결점으로는 체결을 위하여 가공된 홀 주위가 응력집중부로서 되어 반복하중을 받

게 된다. 특히 항공기는 운항중 속도, 고도, 기동 및 기상변화 등의 다양한 하중조건에 노출되게 된다. 이러한 외부하중은 항공기 운항중 피로하중의 형태로 항공기 기체의 체결부위 등에 피로 파괴현상을 유발시킨다. 따라서 이러한 부위의 가공처리방법이 구조물의 피로수명에 중요한 요인이 된다.

이와 같이 피로하중이 작용되는 부위에서, 재료의 내구성을 향상시키기 위한 방법으로 고강도 재료의 사용도 중요하지만 경제적 측면 및 안전성 측면을 고려하지 않을 수 없다. 이러한 분야에서 부재내의 균열발생 및 성장을 지연시키기 위한 기계적, 금속적 개선방법들에 대한 연구가 여러 연구자들에 의하여 이루어져 왔다. 예로 샷트피닝(shot peening)에 의한 개선방법,⁽¹⁻³⁾ 용접이나 응력집중 부위의 국부가열(spot heating) 등

[†] 책임저자, 회원, 부산대학교 기계공학부

E-mail : johlee@pusan.ac.kr

TEL : (051)510-2430 FAX : (051)512-9835

^{*} 부산대학교 대학원

^{**} 회원, 경남대학교 기계자동차공학부

의 열처리에 의한 개선방법,^(4,5) 냉간가공(cold working)을 이용한 개선방법^(6~9) 등이 균열발생과 성장을 억제하고 내구성을 향상시키기 위한 방법들이다. 위에서 열거한 방법들 중에서 홀 부위의 내구성 향상을 위하여 가장 보편적으로 이용되는 방법이 냉간가공이다. 이 방법은 가공된 홀에 맨드렐(mandrel) 및 스프릿 슬리브(split sleeve)를 이용하여 홀을 항복강도 이상 확장시킴으로써 홀 주위에 유효한 압축잔류응력을 유발시키는 방법이다. 이 때 홀 주위의 잔류응력은 홀에 대한 접선 및 반경방향으로 압축상태로 남아있기 때문에 이것이 외부 인장방향의 응력을 감소시키는 역할을 하여, 부재가 반복적인 인장하중을 받을 때 균열의 생성과 미소균열의 성장을 지연시킨다. 실제로 여러 연구자들이 홀 확장에 따른 잔류응력에 대한 이론 해석을 하였으며, Poolsuk과 Sharpe⁽¹⁰⁾는 이러한 이론들을 실험적으로 평가, 비교하였다. 또한 Özdemir 및 Edwards⁽¹¹⁾는 냉간가공에 따른 홀은 최적의 홀 확장은 4% 이하임을 보고하였다.

일반적으로 항공기 및 공업용 구조물에서의 캐스너 홀은 다양한 에지마진(Edge margin)에 위치하게 된다. 특히 항공기의 경우, 주 조립체의 체결은 홀에 베어링(bearing) 및 부싱(bushing)을 장착하여, 보울트로 체결하는 러그(lug)를 적용하고 있다. 또한 기본훈련기(basic trainer)급 이상의 항공기에서의 냉간가공은 대부분 러그 홀에 적용하고 있으며, 홀 가공은 러그 폭(width)의 중앙(center)에 가공하는 것이 기본설계 개념이다. 본 연구에서는 이러한 연구결과 및 산업현장에서의 적용성을 토대로, 에지마진 변화에 따른 냉간가공 적용시 발생하는 잔류응력, 초기균열발생 및

최종파단까지의 거동을 관찰함으로써 에지마진 변화에 따른 피로강도의 효과를 제시하는 데 그 목적이 있다. 특히 본 논문에서는 작용응력변화에 따른 피로강도의 효과와 냉간가공을 위한 최적의 소성변형량을 제시하였다.

2. 실험

2.1 재료 및 시험편

본 연구에 사용된 재료는 항공기 구조용으로 많이 사용되고 있는 Al2024-T351이며, 기계적 성질은 Table 1과 같다. Table 2는 본 실험에서 사용된 시험편의 치수 및 조건을 보여주고 있다. 또한 시험편의 채취방향은 균열진전방향이 이에 수직인 L-T방향이다. Fig. 1은 본 실험에 사용된 시험편의 형상이다. 두께 및 홀 직경(D)은 동일하며 홀을 폭(W)의 중앙에 위치시킨 상태에서, 폭을 변화시켜 에지마진의 변화를 주었다. 시험편의 냉간가공은 Fig. 2에서와 같이 Lockheed사의 공정에 의거, 초기의 가공된 홀에 맨드렐 및 스프릿 슬리브 등을 이용하여 홀 확장 후, 최종 리머(reamer)를 적용하여 홀 직경을 6.35mm로 최종 마감처리 하였다. 여기에서 에지마진(E.M)은 e/D로 정의된다.

Table 1 Mechanical properties of Al2024-T351

| Yield strength (MPa) | Tensile strength (MPa) | Young's modulus (MPa) | Elongation (%) | Poisson's ratio |
|----------------------|------------------------|-----------------------|----------------|-----------------|
| 289.7 | 441.4 | 73,798.7 | 12.0 | 0.33 |

Table 2 Conditions & dimensions of test specimens

| Specimen List | Width (W, mm) | Thickness (mm) | Hole Diameter (D, mm) | Edge Margin (E.M=e/D) | Treatment |
|---------------|---------------|----------------|-----------------------|-----------------------|------------------|
| NCS(E.M) 2.00 | 25.40 | 6.00 | 6.35 | 2.00 | Non Cold Working |
| NCS(E.M) 1.75 | 22.23 | 6.00 | 6.35 | 1.75 | Non Cold Working |
| NCS(E.M) 1.50 | 19.05 | 6.00 | 6.35 | 1.50 | Non Cold Working |
| NCS(E.M) 1.25 | 15.88 | 6.00 | 6.35 | 1.25 | Non Cold Working |
| NCS(E.M) 1.00 | 12.70 | 6.00 | 6.35 | 1.00 | Non Cold Working |
| CS(E.M) 2.00 | 25.40 | 6.00 | 6.35 | 2.00 | Cold Working |
| CS(E.M) 1.75 | 22.23 | 6.00 | 6.35 | 1.75 | Cold Working |
| CS(E.M) 1.50 | 19.05 | 6.00 | 6.35 | 1.50 | Cold Working |
| CS(E.M) 1.25 | 15.88 | 6.00 | 6.35 | 1.25 | Cold Working |
| CS(E.M) 1.00 | 12.70 | 6.00 | 6.35 | 1.00 | Cold Working |

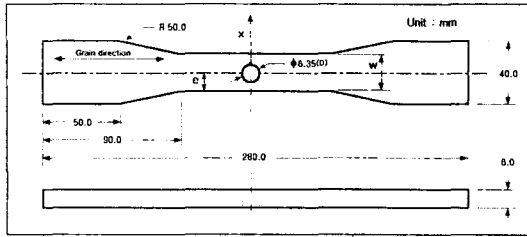


Fig. 1 Specimen configuration

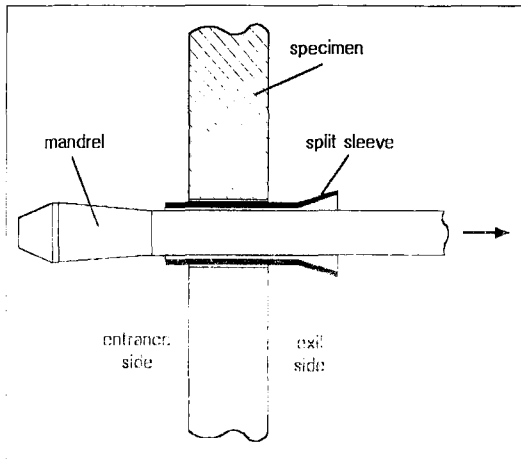


Fig. 2 Schematic representation of cold working process of hole

2.2 실험방법

2.2.1 잔류응력측정

에지마진 변화에 따른 냉간가공 실시 후, 시험편 표면의 잔류응력을 측정하기 위하여 X-선 회절법을 이용한 잔류응력측정기(TEC사, Model 1603-3)를 이용하였다. X-선 회절장비의 측정조건은 Table 3과 같다. 측정은 홀 끝단으로부터 시험편 폭 방향의 한쪽 끝단까지, 홀의 반직경 및 접선방향에 대하여 일정간격으로 측정하였다.

2.2.2 피로시험

본 실험에서 사용한 피로시험기는 최대용량이 25Ton인 유압식 재료시험기(MTS사, Model 810)이다. 시험은 상온에서 주파수 10Hz, 응력비 R=0.01인 사인파 형태의 하중제어 방식으로 시험을 수행하였다. 이때 균열길이는 0.01mm까지 측정 가능한 이동현미경(PIKA사, Model PRM-D2XY形)을 이용하였다. Fig. 3은 본 실험의 장면을 보여주고 있다.

Table 3 Measuring condition of residual stress

| X-Ray diffraction | Condition | |
|--------------------|------------------------|--------|
| X-Ray source | Target | Cr |
| | Voltage | 35.0kV |
| | Current | 1.5mA |
| Effective focus | ø 2.0mm | |
| Ψ | -15°, 0°, 15° | |
| Calculation method | 2θ -sin ² ψ | |

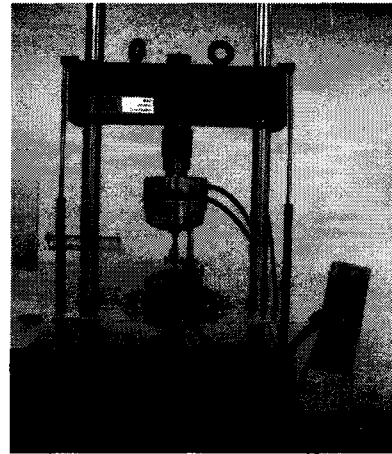


Fig. 3 The photograph of experimental apparatus

3. 실험결과 및 고찰

3.1 잔류응력측정

에지마진 변화에 따른 냉간가공 수행 후, 맨드릴 및 스프릿 슬리브에 의해 확장된 시험편의 폭 및 홀 직경을 Table 4에 나타냈다. 냉간가공은 적용부위의 형상과 가공기법에 따라 그 효과가 결정된다. 본 시험편의 홀 직경 및 폭의 확장은 E.M 1.25 이상에서는 미소한 변형률을 보였으나, E.M 1.00에서는 폭은 약 1.1%, 홀 직경은 약 4.4% 정도로 상대적으로 다소 큰 변형률을 보였다. 이러한 변형률은 냉간가공효과에 직접적인 영향을 주게된다.

냉간가공후의 잔류응력은 맨드릴 입구 및 출구에서, 두께 및 홀 에지 방향으로의 미소한 거리까지는 인장잔류응력이 존재하는 불 안정한 구역이 나타난다. 또한 맨드릴 입구에 비하여 출구쪽의 잔류응력이 높으며, 두께 방향의 중간부위는 보다 안정적이고, 높은 압축잔류응력이 존재한다.

Table 4 Condition & Dimension of cold working test specimen

| Edge Margin (E.M : e/D) | Width(mm) | | | Hole Diameter(mm) | | |
|----------------------------|-----------|--------------------|--------------------|-------------------|--------------------|--------------------|
| | Initial | After cold working | Expansion ratio(%) | Initial | After cold working | Expansion ratio(%) |
| 2.00 | 25.36 | 25.40 | 0.16 | 5.71 | 5.89 | 3.15 |
| 1.75 | 22.33 | 22.38 | 0.22 | 5.72 | 5.91 | 3.32 |
| 1.50 | 19.12 | 19.20 | 0.42 | 5.71 | 5.90 | 3.32 |
| 1.25 | 15.91 | 16.03 | 0.75 | 5.71 | 5.90 | 3.33 |
| 1.00 | 12.79 | 12.94 | 1.12 | 5.71 | 5.96 | 4.38 |

다. (12~14)

잔류응력은 맨드릴 입구에 비하여 높은 잔류응력이 발생하는 출구쪽의 홀 끝단에서 시험편의 한쪽 끝단(x-direction)까지 일정 간격으로, 홀의 반직경 및 접선방향에 대하여 측정하였다. Fig. 4는 E.M 2.00, E.M 1.50 및 E.M 1.00에 대하여 각각 냉간가공 후의 초기잔류응력 및 0.25mm의 초기균열이 형성된 반복사이클에서의 잔류응력상태를 보여주고 있다. 초기 잔류응력은 E.M 2.00 및 1.50의 반경방향에서는, 홀 끝단에서 약 3.0mm(x/r≒1.0)에서 최대압축잔류응력이 나타났으며, 끝단으로 갈수록 압축잔류응력의 감소세를 보였다. 홀에 대한 접선방향의 잔류응력은 E.M 2.00, 1.50 및 1.00모두 홀에서 가장 인접한 약 1.0mm(x/r≒0.3)에서 최대압축잔류응력을 보였다. 특히 E.M 2.00의 접선방향의 잔류응력은 항복강도의 약 1.6배정도 높은 압축잔류응력이 나타났다. 에지마진 변화에 따른 잔류응력 변화는 반경 및 접선방향에 대하여 E.M 2.00과 1.50는 거의 비슷한 변화를 보였다. 그러나 E.M 1.00의 접선방향의 잔류응력은 항복강도의 약 0.5배 정도로 상대적으로 큰 감소를 보였다. 또한 초기 냉간가공후, 맨드릴에 의한 추가 홀 가공과 X-선의 유효 측정직경에 의하여, 홀 에지 부위에서의 인장잔류응력은 나타나지 않았다.

반복하중에 의한 잔류응력거동을 분석하기 위하여, 초기균열이 발생한 반복사이클에서의 잔류응력을 측정하였다. 잔류응력은 에지변화에 관계없이 모두 반경방향에 비하여 접선방향의 잔류응력이 완이 크게 나타났다. 이것으로 접선방향의 잔류응력이 피로강도에 지배적인 영향을 미치는 것임을 알 수 있다. 에지변화에 따른 잔류응력 완이완은 E.M 2.00 및 E.M 1.50에서 다소 낮게 나타났으며, E.M 1.00에서 잔류응력 완이완은 상대적으로 크게 나타났다. 이러한 초기 및 이완 잔류응력은 피로수명에 지배적인 영향이 된다.

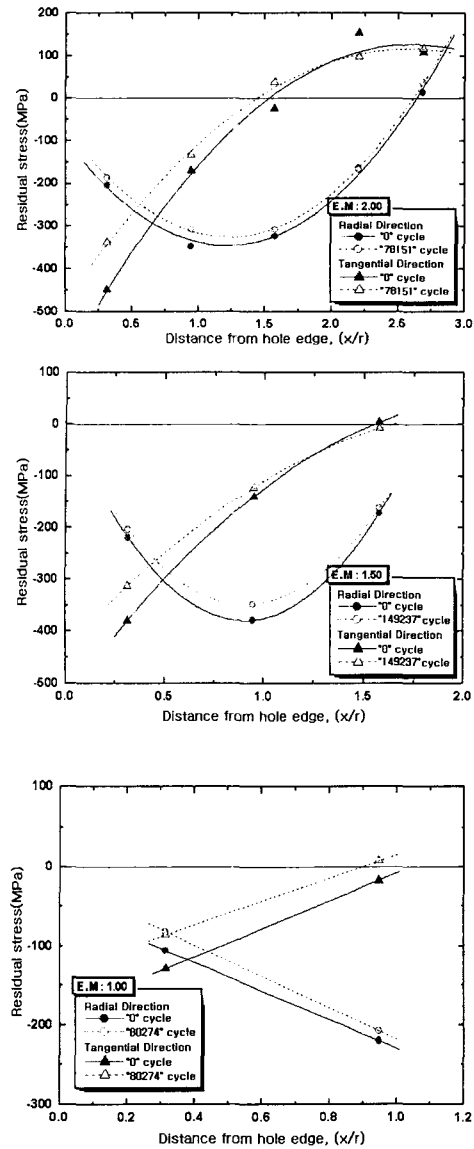


Fig. 4 Residual stress distribution of cold working test specimen

3.2 피로시험

본 시험에서는 동일한 두께 및 홀 직경에서, 폭의 변화에 따른 에지마진 변화에 대하여 냉간가공에 따른 피로강도 효과를 분석하였다. 시험은 동일한 응력에서 3개의 시험편을 적용하였으며, 홀 끝단에서 발생한 균열이 0.25mm일 때를 초기 균열로 가정하였으며, 최종파단 사이클을 획득하여 응력-반복수 곡선(S-N curves)을 작성하였다. 이때 균열은 시험편의 앞, 뒤 면을 모두 관찰하였으며, 한쪽 면에서 0.25mm 균열진전까지는 반대 면에서의 균열은 거의 발생하지 않았다.

Fig. 5는 E.M 2.00인 NCS 2.00과 CS 2.00의 시험결과이며, Fig. 6은 E.M 1.75인 NCS 1.75와 CS 1.75의 시험결과이다.

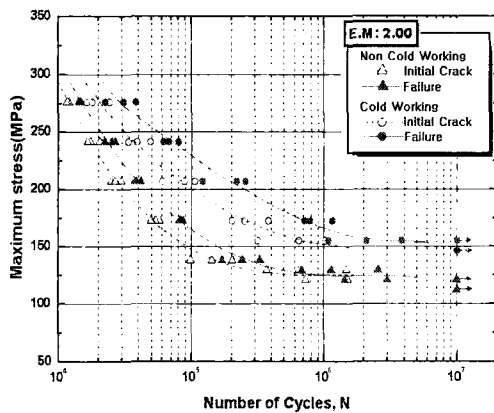


Fig. 5 S-N curve of NCS 2.00 & CS 2.00 specimen for tension test

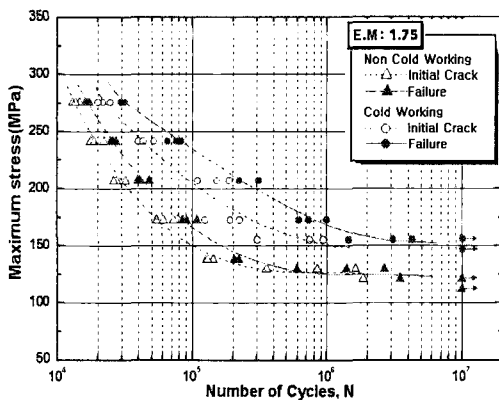


Fig. 6 S-N curve of NCS 1.75 & CS 1.75 specimen for tension test

그림에서와 같이, E.M 2.00과 E.M 1.75에서의 냉간가공의 효과는 거의 동일하였다. 냉간가공을 실시한 CS 2.00과 CS 1.75의 피로한도는 약 147MPa로써 거의 동일하였으며, 냉간가공을 실시하지 않은 것에 비하여 피로한도는 약 31% 증가하였다. 냉간가공 실시에 따른 피로강도는 작용 응력 172MPa에서 약 10배 정도 피로수명 증가를 보였으며, 작용응력이 낮을수록 그 효과는 증가하였다. 이러한 피로강도 향상은 홀의 냉간가공시, 소성변형에 따른 작용하중 방향으로의 압축 잔류응력 형성이 지배적인 것으로 판단된다.

Fig. 7은 E.M 1.50인 NCS 1.50과 CS 1.50의 시험결과이다. 그림에서와 같이 각 에지마진에 대하여 E.M 1.50에서 가장 높은 냉간가공효과를 볼 수 있다. 피로한도는 약 164MPa로써 냉간가공을 실시하지 않은 것에 비하여 약 41% 증가하였다. 냉간가공 실시에 따른 피로강도는 작용응력 172MPa에서 약 40배 정도의 피로수명 증가를 보였으며, E.M 2.00 및 E.M 1.75와 동일하게 작용응력이 낮을수록 냉간가공 효과는 증가하였다. 또한 피로한도에서의 냉간가공에 따른 피로수명은 최소 50배 이상으로 판단된다. E.M 1.50에서 가장 좋은 냉간가공 효과를 보이는 것은, 상대적인 치수효과, 높은 초기 압축잔류응력 형성 및 낮은 압축잔류응력 이완에 의한 것으로 판단된다.

Fig. 8은 E.M 1.25인 NCS 1.25와 CS 1.25의 시험결과이며, Fig. 9는 E.M 1.00인 NCS 1.00과 CS 1.00의 시험결과이다.

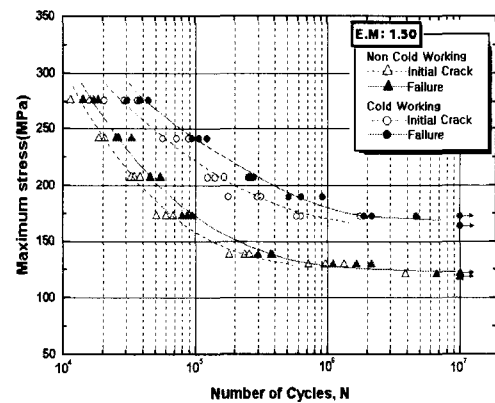


Fig. 7 S-N curve of NCS 1.50 & CS 1.50 specimen for tension test

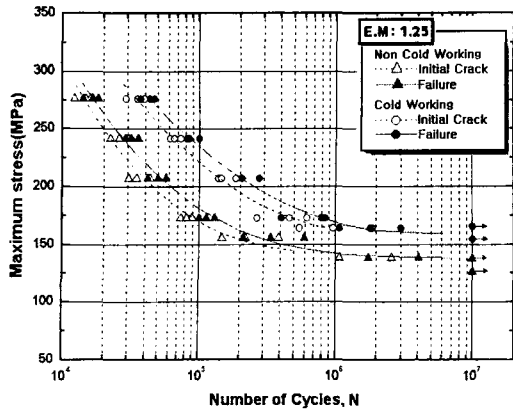


Fig. 8 S-N curve of NCS 1.25 & CS 1.25 specimen for tension test

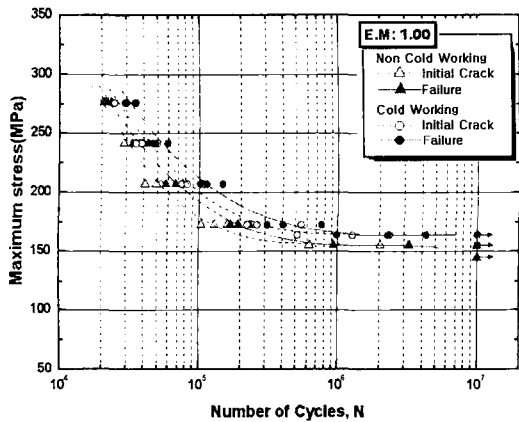


Fig. 9 S-N curve of NCS 1.00 & CS 1.00 specimen for tension test

그림에서와 같이 E.M 1.25와 E.M 1.00의 냉간 가공의 효과는 다른 에지마진에 비하여 E.M 1.00에서 감소된 것을 볼 수 있다. 그러나 냉간가공을 수행한 CS 1.25와 CS 1.00 피로한도는 약 155MPa로써 거의 동일하였으며, 냉간가공을 실시하지 않은 시험편에 비하여 피로한도는 CS 1.25의 경우 약 29% 증가하였으며, CS 1.00의 경우 약 6% 증가하였다. 냉간가공 실시에 따른 피로강도는 작용응력 172MPa에서 E.M 1.25는 약 6배, E.M 1.00의 경우 약 3배 정도의 피로수명 향상을 보였다. E.M 1.00에서, 냉간가공에 의한 피로강도 효과의 상대적인 저하는 낮은 초기 잔류응력형성 및 피로하중에 의한 잔류응력이완이 높은 이유인 것으로 판단된다. Fig. 5와 9에서, 냉간가공을 실

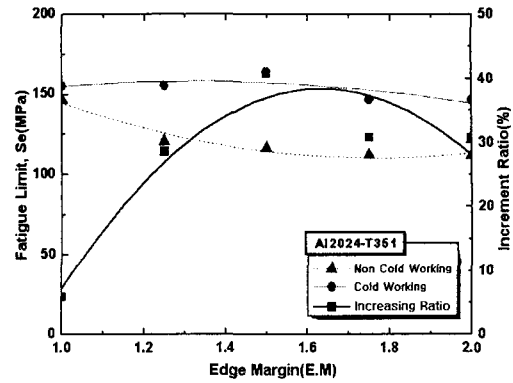


Fig. 10 Fatigue limit and the increment ratio with various edge margin

시하지 않은 NCS 2.00에 비하여 NCS 1.00에서 높은 피로강도를 보이고 있다. 이것은 치수효과에 의한 홀 부위의 응력구배에 의한 것으로 판단되며, 냉간가공을 실시한 CS 1.00이 낮은 압축잔류응력 및 높은 잔류응력이완에도 불구하고, CS 2.00보다 높은 피로한도를 가지는 것도 동일한 치수효과에 의한 것으로 판단된다. 균열발생수명은 전체수명에 비하여 냉간가공을 실시하지 않은 경우는 약 50% ~ 90%, 냉간가공을 실시한 경우는 약 20% ~ 80% 였다. 또한 동일하게 작용응력이 낮을수록 전체피로수명에서, 균열발생수명의 비율이 낮아졌다.

Fig. 10은 에지마진의 변화에 따른 냉간가공을 수행한 경우와 수행하지 않은 것에 대한 피로한도 및 그 증가비를 보여주고 있다. 그림에서와 같이 E.M 1.50에서 가장 높은 냉간가공효과를 보였으며, E.M 1.00에서는 냉간가공에 따른 증가비가 미소하게 나타남을 알 수 있다.

4. 결론

항공기 구조용 재료로 많이 사용되는 Al2024-T351의 E.M 2.00이하의 에지마진의 변화에 따른 냉간가공 실시 후의 피로특성을 평가하기 위하여, 냉간가공 실시에 따른 소성변형량, 초기 잔류응력 측정, 일정 반복작용하중 후의 잔류응력 측정 및 피로시험을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 냉간가공 실시에 따라 E.M 1.00에서 폭의

확장율은 1.1%, 홀 확장이 4.4% 정도로써 에지마진 감소에 따라 확장율이 크게 나타났다. 또한 압축잔류응력은 E.M 2.00과 1.50은 항복강도이상의 높은 압축잔류응력이 형성되었으나, E.M 1.00에서는 항복강도이하의 낮은 압축잔류응력이 형성되었다. 반복하중에 따른 압축잔류응력의 이완은 E.M 2.00과 E.M 1.50은 거의 동일하였으나, E.M 1.00에서는 상대적으로 높은 이완을 보였다.

(2) 냉간가공 실시에 따라 최소 2배에서 최대 50배 이상의 피로수명 증가를 보였으며, 에지마진 변화에 관계없이 작용응력이 낮을수록 냉간가공 효과는 높게 나타났다. 냉간가공을 미 실시한 경우는 에지변화에 관계없이 모두 균열발생수명이 전체수명에 지배적이었으나, E.M 1.25 이상에서의 냉간가공을 실시한 경우는 전체피로수명에서 균열진전수명이 지배적인 경향을 보였다.

(3) 최적의 냉간가공 효과를 위한 홀 확장은 약 3~4% 정도, 폭 확장은 약 1% 이하로 나타났다. 또한 E.M 1.50에서 가장 높은 냉간가공 효과를 보였으며, 효과적인 냉간가공을 위해서는 E.M 1.25 이상임을 알 수 있었다.

참고문헌

(1) Al-Obaid, Y. F., 1990, "A Rudimentary Analysis of Improving Fatigue Life of Metals by Shot Peening," *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 57, pp. 307~312.

(2) Almen, T. O. and Black, P. M., 1981, "Residual Stress and Fatigue in Metals." McGraw-Hill, New York.

(3) Chung, S. C. and Back, S. D., 1998, "Effect of Shot Peening on Fatigue Properties in Spring Steel," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 22, No. 6, pp. 1009~1015.

(4) Maddox, S. J., 1982, "Influence of Tensile Residual Stresses on the Fatigue Behavior of Welded Joints in Steel," *ASTM STP 776*, pp. 63~69.

(5) Chen, B. D., Griffiths, J. R. and Lam, Y. C., 1993, "The Effects of Simultaneous Overload and

Spot Heating on Crack Growth Retardation in Fatigue," *ASTM STP 637*, pp. 153~177.

(6) Rich, D. L. and Impellizzeri, L. F., 1977, "Fatigue Analysis of Cold-Worked and Interference Fit Fastener Holes," *ASTM STP 637*, pp. 153~177.

(7) Yoo, J. S., Choi, S. Y., Song, J. H., Song, C. H. and Lim, W. K., 1997, "Fatigue Crack Retardation by Concurrent Cold-Expansion and Ring-Indentation," *Transactions of the KSME, A*, Vol. 21, No. 2, pp. 305~315.

(8) Toor, P.M., 1978, "Cracks Emanating from Precracked Cold-Worked Holes," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 8, pp. 391~395.

(9) Chandawanich, Nopporn, 1979, "An Experimental Study of Fatigue Crack Initiation and Growth from Coldworked Holes," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 11, pp. 609~620.

(10) Poolsuk, S. and Sharpe Jr., W. W., 1978, "Measurement of Elastic-Plastic Boundary around Cold Worked Fastener Hole," *ASME Journal of Applied Mechanics*, Vol. 45, pp. 515~520.

(11) Özdemir, A. T. and Edwards, L., 1997, "Relaxation of Residual Stresses at Cold-worked Fastener Holes due to Fatigue Loading," *Fatigue and Fracture Engineering Materials and Structure*, Vol. 20, pp. 1443~1451.

(12) Pavier, M. J., Poussard, C. G. C. and Smith, D. J., 1997, "A Finite Element Simulation of the Cold Working Process for Fastener Holes," *Journal of Strain Analysis*, Vol. 32, No. 4, pp. 287~300.

(13) Saunder, T. J. and Grandt, A. F., 1999, "The Effect of Edge Distance on Coldworking Fastener Holes," *UASF ASIP Conference*, pp. 153~177.

(14) Kim, C., Yang, W. H., Heo, S. P. and Chung, K. H., 2002, "Analysis of Residual Stresses Induced by Cold Expansion Using Finite Element Method," *KSAS International Journal*, Vol. 30, No. 2, pp. 46~51.