

고강도 알루미늄 합금 용접부에 있어서의 피로균열전파에 미치는 과하중 효과

이택순* · 김상태* · 김인식*

Fatigue Crack Growth Retardation after Single Overload Cycle in High Strength Aluminium Weldments.

T. S. Lee, S. T. Kim, I. S. Kim

Key Words : Crack Growth Retardation(균열 성장 지연), Crack Arrest(균열체포), Crack Branching(균열가지현상), Fatigue Life(피로수명)

Abstract

Retardation or delay in fatigue crack growth due to overloads are important for the accurate prediction of fatigue lives of structural materials. In this study, retardation of fatigue crack growth in Al 6061-T6 weldments and heat affected zones (HAZ) after single overload cycle had been investigated. Retardation in both weldments and HAZ was observed. It was concluded that retardation in both weldment and HAZ was greater than in base metal due to microstructural change and crack branching and crack closure were major governing factor in retardation.

I. 서 론

피로파괴는 크랙이 생성된 후 점점 성장하여 최종 파단에 이르게 된다. 실제의 경우 기계, 항공기 및 선박의 구조물들은 주기적인 정상하중보다 큰 하중을 받게 될 수가 있고 이 경우에 균열성장속도나 균열형상에 변화가 생긴다. 또 많은 기계구조물은 용접부를 포함하고 있으며 용접하지 않은 모재의 모든 성질이 용접부에 그대로 적용될 수는 없다. 일반적으로 과하중을 가했을 때 균열성장 지연현상은 과하중비의 크기에 따라 균열성장의 지연시기와 회복시기, 균열성장의 가속시기와 일시적인 균열성장 멈춤

시기와 회복시기로 구별할 수 있다.¹⁾ 이와 같은 과하중에 의한 피로균열 성장지연 현상을 설명하기 위해서 제시된 모델은 (1) 진행하는 균열 앞에 존재하는 잔류소성에 의한 균열단힘,²⁻⁴⁾ (2) 균열 끝의 둔화,⁵⁾ (3) 균열 끝부근의 잔류압축응력,^{6,7)} (4) 균열 끝과 탄소성영역 사이의 상호작용,⁸⁾ (5) 균열끝의 스트레인 경화,⁹⁾ (6) 균열가지현상,^{4,10)} (7) 파단면의 미세거침^{11,12)} 등이 있다. 이상의 여러 가지 모델을 검토해 보면 균열전파의 지연 및 가속현상에 대한 주요인자는 균열 끝의 미세적 변화와 균열형상의 변화라고 생각된다.

이와 같은 관점 하에서 용접한 "고강도" 알루미늄

* 영남대학교 공과대학 정밀기계공학과

Table 1. Chemical compositions

(wt. %)

	Cu	Si	Fe	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Al
Al 6061-T6	0.25	0.6	0.42	0.15	1.0	0.25	0.2	0.03	Rem
Al 6061-T6 Weldments	0.02	0.52	0.5	0.2	1.22	0.21	0.15	0.02	Rem

합금인 Al 6061-T6를 택하여 과하중비, 과하중속도, 응력의 세기효과 등에 대한 균열성장 지연현상을 모재부에 대한 결과⁴⁾와 비교 고찰하고 적절한 해석을 시도하였다.

2. 실험 방법

2.1 재료 및 시험편

본 실험에서 사용된 재료는 알루미늄합금 Al 6061-T6를 용접한 재료이며 Al 6061-T6와 용접부에 대한 화학적 조성은 <표 1>에 나타내었다. 이계의 알루미늄 합금은 인성이 풍부하고 복잡한 형상의 부품에 적합하며 용접성이나 내식성이 좋고 전기 저항이 적다는 특징이 있으며 항공기 부품, 자동차 부품, 기계부품 등 이용도가 높다. 용접은 아르곤, 웰플 등의 불활성 가스의 분위기 속에서 용접하는 불활성 가스 아아크 용접의 일종인 TIG 용접으로 수행하였다.

Table 2. Welding condition

사 용 전 류	A. C. Continuous high frequency
용 접 전 류	60±3 (A)
용 접 전 압	15~18 (V)
용접봉의 지름	φ 1/16 (inch)
사 용 가 스	Argon
사용가스의 순도	99.5 (%)
용접봉의 재질	Al 4043
Torch의 종류	CK-200 TYPE
전극봉의 종류	Tungsten
전극봉의 지름	φ 3/32 (inch)
실 내 온 도	19±1 (°C)

TIG 용접은 텅스텐봉을 전극봉으로 사용하며 용접 조건의 단순화를 위하여 모든 시험편에 대하여 일정한 용접봉, 용접 전류, 용접 전압, 용접 속도하에서 V 홈 맞대기 용접을 단일 패스(pass)로 용접하였다. 이러한 용접조건은 <표 2>에 주어져 있다. 시험편은 L-T 방향으로 채취하였으며 노치는 와이어(wire)의 지름이 0.2mm인 E. D. M(Electro Discharge Machine)으로 편측노치(single edge notched)를 가공하였으며 시험편의 형상은 Fig. 1에 나타내었고 열영향부의

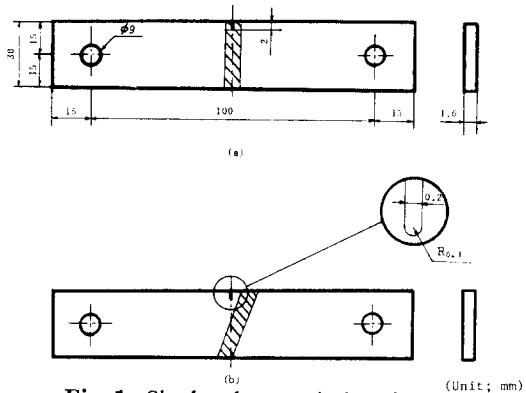


Fig. 1. Single edge notched specimen (Unit; mm)

과하중 효과를 보기 위하여 그림 1(b)와 같은 시험편을 제작하였다.

이러한 형상의 시험편에 대한 S. I. F의 계산은 다음 식을 이용하여 계산하였다.¹³⁾

$$K = \frac{Sa^+}{BW} \{1.99 - 0.4124(a/w) + 18.7(a/w)^2 - 38.48(a/w)^3 + 53.85(a/w)^4\} \quad (1)$$

S = 하중, B = 시험편의 두께, w = 시험편의 폭

2.2 실험장치 및 방법

피로 실험은 최대용량 20ton의 전기유압식 피로시험기를 사용하였으며 균열의 성장 길이를 측정하기 위하여 0.01mm까지 측정 가능한 이동식 현미경을 사용하였다. 실험은 실내온도 20±2°C, 절대습도 50±5% 조건하에서 수행하여 하중을 가할시에 사용한 파형은 모든 시험편에 대하여 정현파형(sine wave)을 사용하고 일정 하중 제어하에서 수행하였다. 정상하중을 가할 때에는 하중비 R=0.1, 주파수는 20Hz로 하며 과하중을 가할 때에는 과하중비 R₀₁=1.5, 1.6, 1.7, 1.8, 1.9, 2.0으로 하고 이때의 주파수는 0.2Hz로 하였다. 또 과하중을 가할 때의 주파수를 0.002, 0.02, 2.0Hz로 변환시키며 정상하중을 가할 때는 초기 하중이 S_{max}=300kg중, 360kg중인 두 종류의 피로 하중을 작용시키며 과하중은 모두 1회 피이크 형태로 하였다. 만일 과하중 후 250,000사이클동안 성장하지 않는다면 균열 체포(crack arrest)로 간주

하였다.

실험후의 각 파단면의 관찰은 주사형 전자현미경을 사용하여 균열전파과정 및 최종파단면 등을 관찰하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 용접부의 피로균열 성장지연 현상

피로시험 도중에 얻어지는 기본적인 데이터는 과하중을 가하기 전후에서 균열의 길이와 응력을 가한 사이를 수이다.

그림 2는 단일 과하중을 가한 후에 나타나는 피로 균열 전파특성을 개략적으로 보여주고 있다. 실제로 얻어진 실험치들은 비록 과하중을 가한 후에 약간의 분산오차를 보여 주지만 대체적으로 Fig.2에 나타난 모양을 보이고 있다.

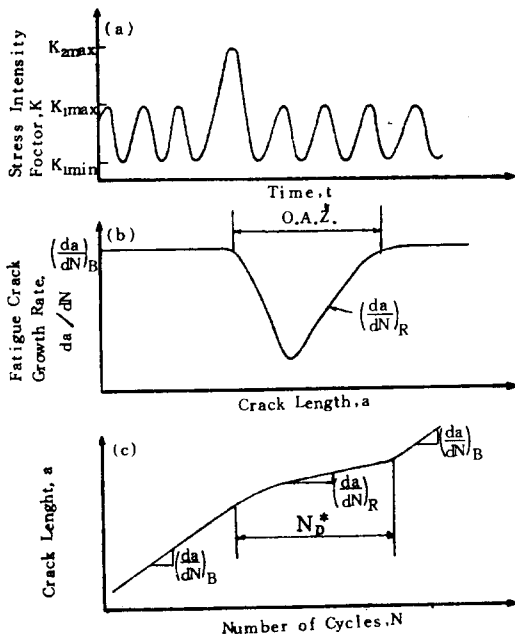


Fig. 2. Schematic illustration of fatigue crack growth response due to single overload.

Al 6061-T6 용접시편에 과하중을 가한 후 일정기간의 균열성장 지연을 보여 주는 균열길이와 사이클 수와의 관계를 나타내는 것들이 Fig.3에서 Fig.6 까지이다. Fig.4와 Fig.6은 균열길이와 균열성장율과의 관계를 나타내는 것으로 각각 Fig.3과 Fig.5에서 얻어졌다. 과하중을 가한 후의 균열성장 현상은 다음 3가지 모양으로 나타난다.

a) 과하중후 균열이 구속되어 더 이상의 균열성장

이 일어나지 않는 경우

2) 과하중 전의 균열성장 속도에 도달하도록 재가속이 되기 전에 균열이 잠시 멈춰진 후 서서히 성장속도가 회복되는 경우

c) 과하중후 일시적인 균열성장가속이 있는 후 점점 감속이 되었다가 다시 과하중전의 성장속도에 도달하기까지 재가속이 되는 경우

Fig.3과 Fig.5의 차이점은 과하중비가 각각 1.5, 2.0이며 최대응력의 크기는 같다. 과하중비를 다르

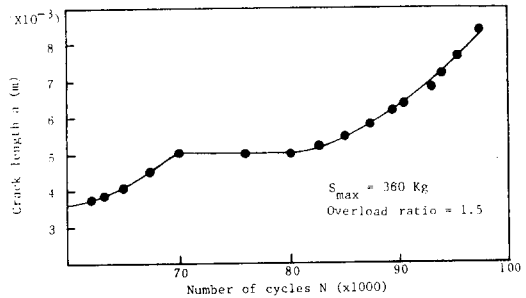


Fig. 3. Crack length vs. number of cycles in Al 6061-T6 weldments. (overload ratio = 1.5)

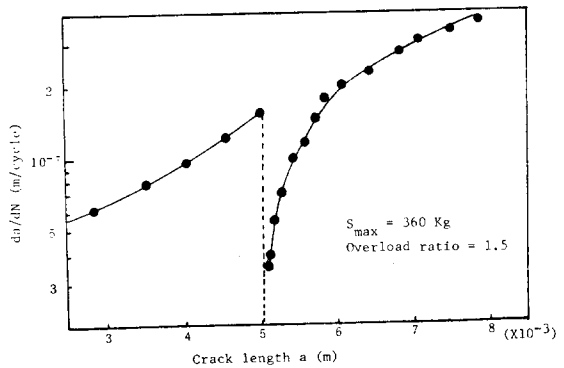


Fig. 4. The influence of overload cycle on subsequent crack growth rate in Al 6061-T6 weldments (overload ratio = 1.5)

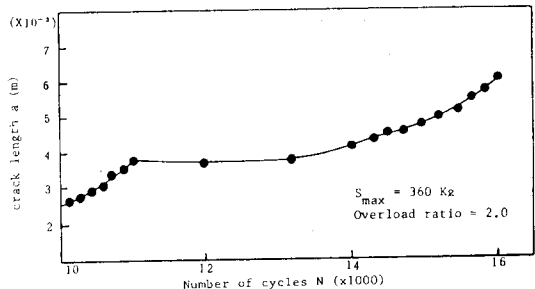


Fig. 5. Crack length vs. number of cycles in Al 6061-T6 weldments. (overload ratio = 2.0)

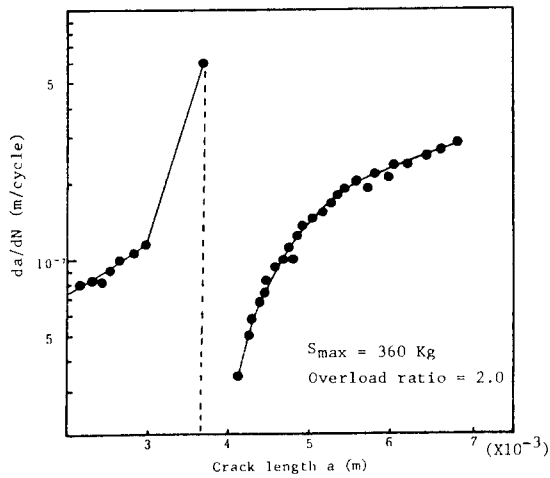


Fig. 6. The influence of overload cycle on subsequent crack growth rate in Al 6061-T6 weldments. (overload ratio=2.0)

계했을 때에는 이와 같은 성장지연 모양 차이 외에 과하중 영향부의 크기가 달라진다는 것이다. 이 사실을 보여주는 그림이 Fig. 7이다. 지연사이클수가

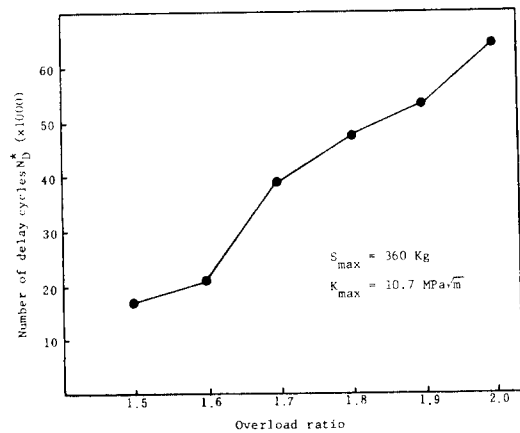


Fig. 7. Overload ratio vs. number of delay cycles in Al 6061-T6 weldments.

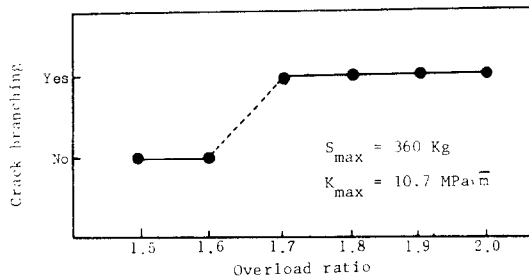


Fig. 8. Critical value of crack branching as a function of overload ratio in Al 6061-T6 weldments.

과하중비가 클 때 증가하는 이유는 높은 균열단합응력이 균열선단에 소성영역을 증가시켜 주고 균열가지현상이 생기기 때문이다.

Fig. 8은 과하중비를 변화시켰을 때 균열가지현상이 생기는지의 여부를 나타내 주고 있다. 이론적으로는 균열가지 현상이 일어날 수 있는 임계과하중비가 존재하지 않지만 Al 6061-T6 용접부의 경우 최대응력확대계수 K_{max} 를 10.7 MPa \sqrt{m} 로 하고 과하중비를 변경시켰을 때 과하중비가 1.7 이상이 되어야 균열가지 현상을 볼 수 있다. 한편 같은 재료의 비용접부 모재의 경우, 같은 조건하에서 이 값은 1.8로 보고되어 있는 것⁴⁾과 비교해 보면 용접부가 과하중에 의한 균열가지현상이 더 잘 일어나고 이에 따른 균열성장도 더 지연되는 것을 알 수 있다. 이러한 균열가지 현상은 실질 응력확대계수의 감소를 초래하고 이에 따라 균열성장을 일으키는 원동력을 감소시키기 때문에 성장지연현상이 생기는 것이다.

Fig. 9는 과하중 응력확대계수와 균열성장지연 사이클수를 나타낸 것이다. 지연 사이클수는 과하중 응력확대계수의 증가와 함께 감소한다. 크랙이 성장하는 도중 과하중을 받게 되면 균열 끝단에서는 압축잔류응력이 생기고 잔류소성변형에 의하여 균열단합현상이 발생하게 된다. 균열의 성장은 가해 준 응력이 균열단합응력보다 클 때 즉 균열이 열릴 때만 성장하게 된다.

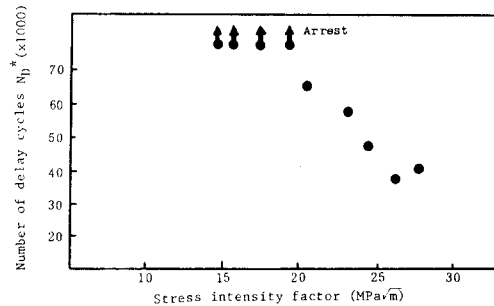


Fig. 9a. Number of delay cycles as a function of overload stress intensity factor at an overload ratio of 2.0

균열 성장에 관여되는 실제응력은 다음과 같이 표시할 수 있다. 여기서 $\Delta\sigma_{max}$ 는 가해 준 피로응력이고 $\Delta\sigma_{cl}$ 은 균열단합응력이다.

$$\Delta\sigma_{eff} = \Delta\sigma_{max} - \Delta\sigma_{cl} \quad (2)$$

윗 식을 등가적으로 응력확대계수항으로 표시하며

$$\Delta K_{eff} = \Delta K_{max} - \Delta K_{cl} \quad (3)$$

과 같이 된다. 만일 균열단합응력 $\Delta\sigma_{cl}$ 의 크기가 피

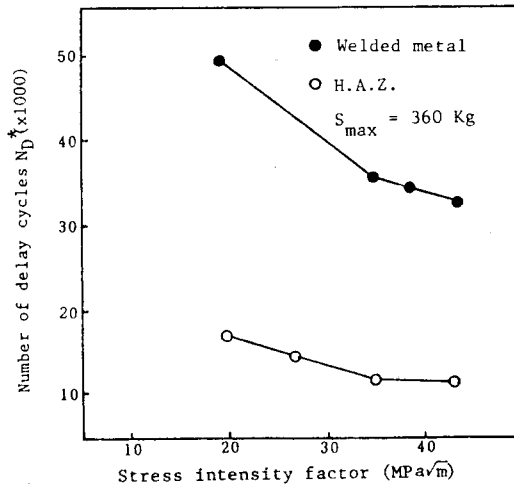


Fig. 9b. Number of delay cycles as a function of overload stress intensity factor at an overload ratio of 1.5

로응력 $\Delta\sigma_{max}$ 보다 크거나 같은 경우에는 균열이 열리지 않을 것이며, 또한 균열도 성장하지 않는다. 그리고 균열단합응력이 피로응력보다 항상 큰 경우에는 균열이 체포될 것이다. Fig.9에서 표시한 바와 같이 균열단합응력에 대응하는 응력확대계수는 $1.9\text{MPa}\sqrt{m}$ 이다.

또 과하중비의 증가와 과하중영향부의 크기가 증가함과 동시에 균열성장현상으로 3번째 예시한 바와 같이 1) 균열성장의 정상상태보다 갑작스런 증가, 2) 균열 끝의 근접한 거리에서 균열성장물의 급격한 감소, 3) 그후 단계적인 증가 등의 과정을 보여준다. 이 균열가속현상은 낮은 과하중비에서는 볼 수 없고 높은 과하중비에서 볼 수 있다. 이것은 여러개의 입계에 영향을 미치는 큰 과하중소성영역의 생성과 더불어 평면응력조건이 되기 때문으로 여겨진다. 이 경우 관찰된 균열성장지연은 잔류응력효과로 설명될 수 있다는 보고도 있다.⁷⁾

3.2 열영향부의 피로균열 성장지연 현상

열영향부에서의 과하중에 의한 피로균열 지연현상에 대한 실험결과는 Fig. 10, Fig. 11에 나타나 있다. Fig. 10에서 x에서 y까지는 모재에 대한 균열성장 곡선이고 y에서부터는 열영향부의 균열성장 곡선이다. 열영향부의 균열성장률 da/dN 은 용접부에 비해서 작다. Fig. 11은 두 부위에서의 지연 사이클수를 응력확대계수의 함수로 표시한 것이다. 즉 열영향부의 지연현상은 용접부보다 더 큰 사실을 보여

주고 있다. 이것은 두 부위에서의 grain size 등 미시구조의 차이 때문에 균열성장 경로가 복잡한 데서 오는 것이다.

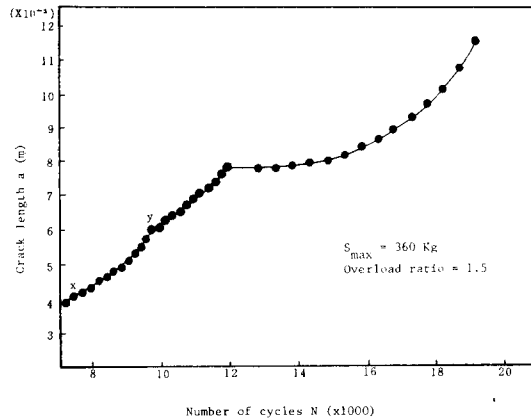


Fig. 10. Crack length vs. number of cycles in Al 6061-T6 heat affected zone (overload ratio = 1.5)

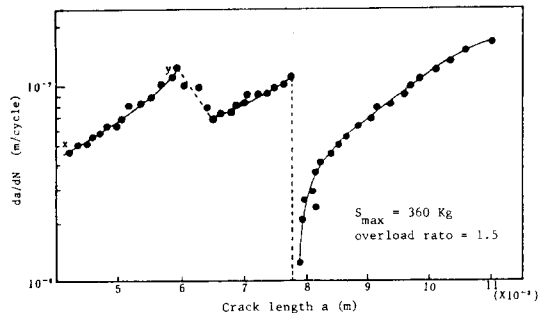


Fig. 11. The influence of overload cycle on subsequent crack growth rate in Al 6061-T6 heat affected zone (overload ratio = 1.5)

과하중을 줄 때에 과하중속도의 영향은 Fig. 12에 보인 바와 같이 거의 없다. 즉 과하중속도는 성장지연의 함수가 아님을 알 수 있다.

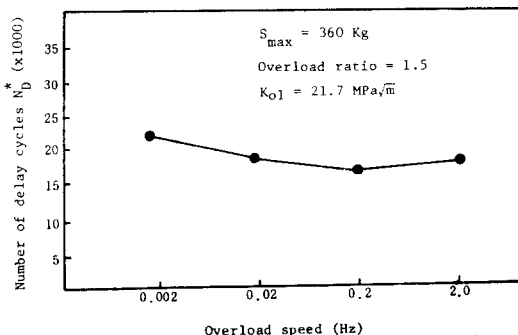


Fig. 12. Number of delay cycles as a function of overload speed at an overload ratio of 1.5

3.3 파단면 관찰

Fig. 13은 Al 6061-T6 용접부의 파단면이다. Al합금에서 볼 수 있는 전형적인 파단면으로 벽개파면(Fig. 13a)과 스트라이에이션(Fig. 13b)들이다. 이 부분은 과하중을 가하기 전 제2단계 균열성장 구간에서 관찰된 것이다. 간격이 균일하고 약간의 곡면을 형성하는 인장-인장 스트라이에이션은 균열선단에 생긴 소성변형으로 균열의 둔화-뾰족해짐의 반복현상에 의한 것이므로 균열성장률 da/dN 과 잘 일치하고 있다.

Fig. 14는 용접부에 과하중을 가한 후 과하중영향부의 파단면이다. Fig. 14a는 여러가지 크기의 dimple을 가지는 연성파괴의 특성을 보여 주고 있다. 또한 균대 균대의 dimple에 식별할 수 있는 불순물이 있는데 이 불순물은 용접시에 생긴 것으로 생각된다.

다. Fig. 14b는 과하중영향부 내의 다른 부분으로서 dimple과 stretch zone이 같이 나타난다. 이 stretch zone의 크기는 과하중영향부의 크기와 마찬가지로 응력확대계수의 범위가 커짐에 따라 넓어지는 것이 확인되었다.

4. 결 론

고강도 알루미늄 합금인 Al 6061-T6의 용접부에 대해서 과하중에 의한 피로균열성장지연 현상에 대하여 고찰한 결과 얻은 결과는 다음과 같다.

(1) 용접부의 균열성장률 da/dN 은 모재의 균열성장률 da/dN 보다 작다.

(2) 균열가지현상이 과하중에 의한 성장지연 현상에 가장 큰 영향을 주며 균열가지현상을 일으키는 임계 과하중비는 모재보다 용접부가 더 작다. 즉 용

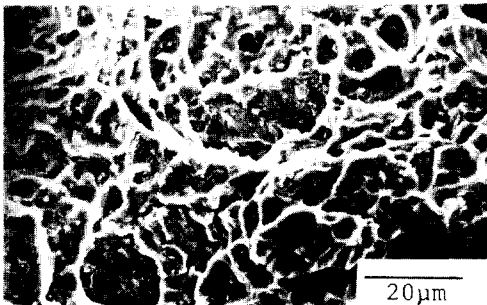


$S_{max} = 300\text{Kg 중}$
 Overload ratio = 1.5
 $K_{01} = 20.2 \text{ MPa } \sqrt{\text{m}}$

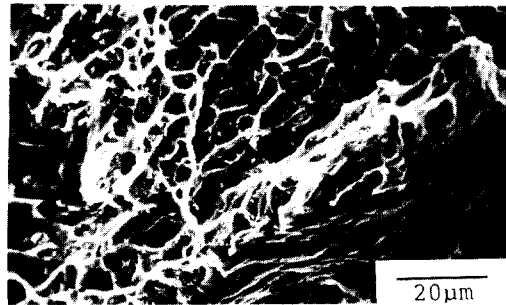


$S_{max} = 360\text{Kg 중}$
 Overload ratio = 1.5
 $K_{01} = 21.7 \text{ MPa } \sqrt{\text{m}}$

Fig. 13. SEM fractographs of fatigued Al 6061-T6 weldments before overloading.



$S_{max} = 360\text{Kg 중}$
 Overload ratio = 1.5
 $K_{01} = 20.1 \text{ Mpa } \sqrt{\text{m}}$



$S_{max} = 360\text{Kg 중}$
 Overload ratio = 1.5
 $K_{01} = 21.7 \text{ MPa } \sqrt{\text{m}}$

Fig. 14. SEM fractographs of fatigued Al 6061-T6 weldments after overloading.

접부에서 균열가지현상에 의한 성장지연이 더 잘 일어난다.

(3) 균열가지현상에 대한 임계 과하중비 이하의 과하중비에서는 균열탈힘현상이 성장지연 및 균열체포의 주요 원인이다.

(4) 과하중영향부는 응력확대계수의 범위가 증가함에 따라 커지고 과하중속도의 변화에는 별 영향을 받지 않는다.

후 기

본 연구는 1986학년도 영남대학교 교내 연구비의 지원에 의하여 이루어 졌으며 학교당국에 감사드립니다. 또 연구에 많은 도움을 제공해 준 장성태박사님께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- 1) R. P. Wei and N. E. Fenell, "Fatigue Crack Growth Respones following a High-Load Excursion in 2219-T851 Aluminun Alloy", J. Eng. Mat. Tech., Vol.102, pp.280-292, 1980.
- 2) J. Willenborg, R. M. Engle and H. A. Wood, "A Crack Growth Retardation Model Using an Effective Stress Intensity Concept", Tech Report TFR 71-701, LA Div., North American Rockell, 1971.
- 3) H. L. Eidinoff and P. D. Bell, "Application of the Crack Clousure Concept to Aircraft Fatigue Crack Propagation Analysis", U.S. Air Force Report, 1974,
- 4) 장성태, "과하중에 의한 고강도 알루미늄 합금의 피로크랙 성장 지연에 관한 연구", 박사학위 논문, 서울대학교, 1985,
- 5) Y. Lino, "Recrystallization Thermal Etching of Local Plastic Strain in Heat Resistance Alloys", Met. Trans., Vol. 11A, pp.1939-1950, 1980.
- 6) J. R. Rice, "Mechanics of Crack Tip Deformation and Extension by Fatigue", ASTM STP 415, pp. 247-311, 1967.
- 7) J. Schijve, "Fatigue Crack Propagation in Light Alloy Sheet Materials and Structure", NRL Report MP 195, Amsterdam, Netherlands, 1960.
- 8) O. E. Wheeler, "Spectrum Loading and Crack Growth", J. Basic Eng. Trans. ASME Series D, vol. 94, pp.181-186, 1972.
- 9) R. E. Jones, "Fatigue Crack Growth Retardation after Single-Cycle Peak Overload in Ti-6Al-4V Titanium Alloy", AFML-TR-72-163, 1972.
- 10) W. K. Wilson, "Analysis of Crack with Multiple Branches", Int. J. Frac., vol.22, pp.303-315, 1983.
- 11) S. Suresh, "Crack Growth Retardation due to Micro-roughness: A Mechanism for Overload Effect in Fatigue", Scripta Met., vol. 16, pp.995-999, 1982.
- 12) S. Suresh, "Micromechanisms of Fatigue Crack Growth Retardation following Overload". Eng. Frac. Mech., vol. 18, pp.577-593, 1983.
- 13) B. Gross, J. E. Srawley and W. F. Brown, Jr., "Structure Intensity Factors for a Single Edge Notched Tension Specimen by Collocation of a Stress Function", NASA TND-2395, August 1964.