

# 예비압입에 의한 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금의 균열성장 지연거동

## Crack Growth Retardation Behavior in Aluminium 2024-T3 Alclad Alloy by Pre-Indentation

황 정 선\*                      조 환 기\*\*  
Hwang, Jungsun              Cho, Hwankee

### ABSTRACT

The effects of pre-indentation technique are presented for Al2024-T3 Alclad alloy using as skin material for aircraft fuselage and wing. Indentations were applied to specimens to be placed on the presumed path of fatigue crack growth before fatigue tests. Tension-tension fatigue tests were conducted on the edge cracked specimens in the L-T orientation. Test results were analyzed to investigate the effectiveness of pre-indentation with the variation of specimen's thickness, position of indentation and applied maximum stress. Fatigue crack retardation by pre-indentation is well recognized in the various conditions.

주요기술용어 : Indendation(압입), Retardation(성장지연), Pre-Indentation(예비압입), Delayed Cycles(지연된 사이클 수)

### 1. 서 론

공기를 포함하는 각종 구조물에서의 피로에 의한 균열전파 및 이로 인한 파괴는 불가피한 현상으로 받아들여지고 있다. 그러므로 이러한 파괴를 근본적으로 예방(Prevention)한다는 표현은 적절하지 못하며, 어떻게 하면 파괴를 적절히 제어(Control)할 수 있는

지가 이 분야 연구의 주요대상이 되고 있다. 오늘날 구조재료에 있어서의 결함 및 피로균열은 다양한 비파괴검사 기법에 의해 탐지가 가능하며, 이를 바탕으로 균열성장에 영향을 미치는 각종 인자들을 특정한 방법을 사용하여 제어함으로써 피로수명을 연장시킬 수 있게 되었다. 가장 대표적인 균열성장 지연거동은 과대하중(Overload)에 의한 것으로서 다양한 형태의 과대하중 조건에 의한 연구결과<sup>[1][2][3]</sup>를 통해 뚜렷한 지연효과가 있는 것으로 나타났다. 그러나, 실제 적용에 있어서는 이러한 하중제어 방법이 효과

\* 공군사관학교 기계공학과

\*\* 공군사관학교 항공공학과

적이지 못하기 때문에 Stop Hole을 적용하거나 압입(Indentation)을 하는 방법이 선호되고 있다. 압입의 기본원리는 균열 끝 주위에 잔류응력을 부가함으로써 피로수명의 연장을 도모하는 것이다. 이러한 방법들은 Song and Choi<sup>[4]</sup>, De Rijk<sup>[5]</sup>, Van Leenwen et al.<sup>[6]</sup> 등에 의해 연구되었는데, 이를 통해 압입이나 구멍 확장에 의한 소성변형이 내부 압축응력을 발생 시킴으로써 부분적으로 응력을 낮추고, 그 결과로서 피로균열의 성장을 지연시키거나 균열성장률을 낮추는 효과를 갖는다는 것을 밝혀 내었다. 압입의 효율성을 바탕으로 하여 초저하중 압입장치(Ultra - Low - Load indentation instrument)가 개발되어 피로균열 성장거동의 해석을 위해 이용되기도 하였는데<sup>[7]</sup>, 이 장치는 기존의 구형(球形) 강구(Steel Ball) 대신에 삼각추 형태의 다이아몬드를 압입자로 사용하고 있으며, 하중, 압입위치, 하중을 가하는 속도 등이 자동으로 정교하게 제어되어 0.1  $\mu\text{m}$  오차범위 내에서 다량의 압입을 동시에 적용할 수 있다<sup>[8][9]</sup>. Goto et al.<sup>[10][11]</sup>은 균열 끝이나 노치 끝 근처에 압입을 적용하면 피로균열 성장을 지연시키거나 피로강도를 개선하는데 매우 효과적임을 밝혀 내었다.

본 연구에서는 압입에 의한 피로균열 성장지연 거동을 해석함에 있어 기존의 균열 끝에 압입하는 방법을 실제의 구조재료에 적용하는 과정에서 예상되는 위치, 압입력 등의 정확성 및 편이성에서의 단점을 개선하는 방안으로 예비압입(Pre-Indentation) 방법을 적용하여 균열성장 지연효과를 실험을 통하여 확인하고자 한다. 이 방법의 기본개념은 예상되는 균열 진전 방향의 적절한 위치에 압입을 미리 적용함으로써 기존의 압입방법과 유사한 균열성장 지연효과를 얻는 것으로서 실제 적용 상의 편이성이 기대된다.

## 2. 시편두께에 의한 효과

본 연구에서는 두께가 다른 네 종류의 시편에 대한 피로시험을 통하여 시편 두께에 의한 효과를 분석하고자 하므로 피로균열 성장거동에 미치는 시편두께의 효과에 대한 이전의 연구결과를 언급할 필요가 있다. 피로균열 성장에 있어서 시편두께의 영향은 다양한 재료와 조건에 대해 연구되었다. 여기서 특이한 것은 동일한 재료에 대해 시편두께의 변화에 따라 피로균열 성장거동이 일관성 있게 관련을 갖지 않는다는 것이다. 예를 들어 Bao and McEvily<sup>[12]</sup>의 연구에 의하면, 1018, 9Cr-1Mo Steel, 알루미늄 합금 2024, 6061, IN9021에 대한 피로시험 결과, 두께가 각각 0.3, 6.35mm인 시편에 대해 9Cr-1Mo Steel과 IN9021에 서만 두께효과가 있는 것으로 나타났다. 여기서는 높은 인장강도 대 항복응력의 비( $\sigma_Y/\sigma_U$ ) 때문에 두께 효과가 있는 것으로 보고 있는데, 그런 이유에서라면 본 연구에서의 알클래드 합금은  $\sigma_Y/\sigma_U$ 가 상대적으로 작으므로 두께효과가 없을 것이라는 가정 하에 이에 대한 실험적인 확인이 필요하다.

## 3. 재료 및 실험절차

본 연구에서 사용된 재료는 금속계 항공기의 외피 재료로 많이 사용되고 있는 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금으로서, 재료의 화학성분 및 기계적 성질은 표 1, 2와 같다. 여기서 알클래드(Alclad) 합금이란, 대부분 열처리용 합금에서의 취약한 부식저항성을 개선하기 위해 판재 양표면에 고순도 알루미늄이나 부식저항성이 뛰어난 합금을 얇게 코팅한 재료로서, 이 때 코팅 두께는 양쪽 각각 전체 두께의 2.5~

10% 이다. 이로 인해 동일한 계열의 재료에 비해 강도는 약간 떨어진다(표 2).

재료는 그림 1에서와 같이 42×250mm 크기의 Single-Edge Notched(SEN) 시편으로 가공되었으며, 길이 10mm인 노치는 폭 0.2mm로 방전 가공하였다. 시편은 실제 항공기에 사용되는 재료를 기준으로 하였기 때문에 2.540, 2.286, 1.600, 1.270mm 등 네 가지 두께의 시편을 사용하였다.

압입은 피로시험 개시 전에 균열이 노치방향으로

[표 1] 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금의 화학성분. (Wt. %)

Cu	Mn	Mg	Al
4.4	0.5	1.5	Bal.

[표 2] 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금의 기계적 성질.

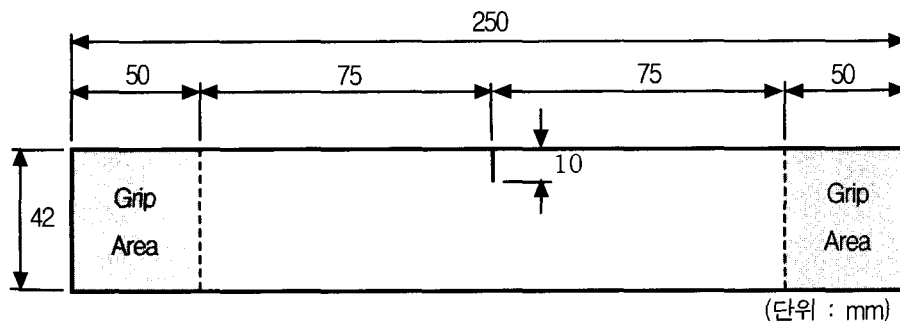
Material	Yield Strength (MPa)	Tensile Strength (MPa)	Elongation % in 2 in.	Endurance Limit (MPa)
Alclad 2024-T3	303	441	19	276
2024-T3	345	483	18	138

진전된다고 가정하여 노치 끝으로부터 2, 6, 10mm 등의 위치에 선택적으로 적용하였고, 기본 압입력은 각 두께별 시편의 압입자국 직경이 2.5mm가 되도록 하여 10mm 강구로 400~500kg 범위 내에서 브리넬 경도계를 이용하여 적용하였다. 이 때 시편 양면에 동시에 압입이 되도록 별도의 시편고정대를 제작하여 사용하였다.

피로시험은  $\sigma_{max}$ 이  $0.1\sigma_U$ 가 되게 44.1 MPa로 하였으며,  $R(=K_{min}/K_{max})$ 은 0.1로 고정하여 두께별로 이에 해당하는 하중이 가해지게 하였으며, 이 때 하중 주파수는 5 Hz로 하였다. 피로시험장비는 SATEC사 제품으로 최대용량은 10,000 lbs이고, Load Cell은 200kN용을 사용하였으며, 20kg 추를 이용하여 보정하였다. 균열길이를 측정하기 위하여 Kyowa사의 KV-25 Crack Gage를 균열성장 부위에 부착하였는데, 측정 가능한 균열길이는 26mm로서 균열성장애 따른 Crack Gage 저항선이 절단되면서 발생하는 저항값의 변화가 전압차로 변환되고 이 전압변화를 측정함으로써 사이클-균열길이 관계를 구하였다.

#### 4. 실험결과 및 분석

실험의 수행 및 자료분석의 편리를 위하여 시편두



[그림 1] 시편 형상

(단위 : mm)

[표 3] 압입 위치별 시편번호.

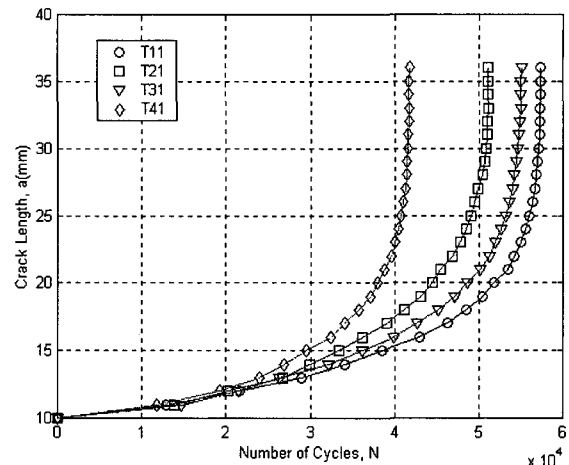
두께 (mm)	기본 번호	압입위치 (mm)	고유 번호	비 고	
1.270	T1	× 6	T11		
			T12		
1.600	T2	× 8	T21		
			T22		
2.286	T3	× 6	T31		
			T32		
2.540	T4	× 6	T41		
			T42		
			10 T43		
			6 T44		1.5 $\sigma_{max}$
			6 T45		2.0 $\sigma_{max}$

계별 및 압입 위치에 따라 고유번호를 표 3에서와 같이 부여하여 시험을 수행한 결과는 다음과 같다.

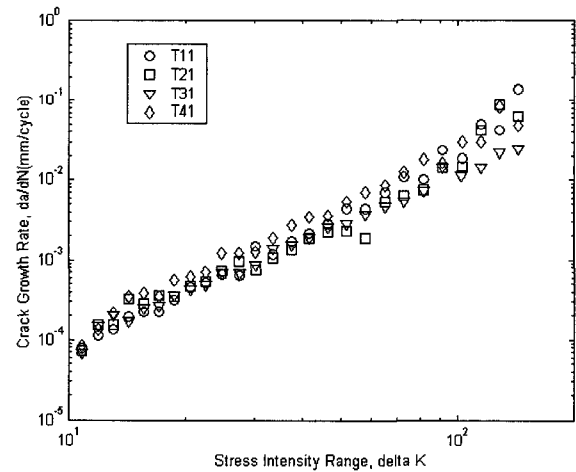
4.1 시편두께 변화에 따른 균열성장 거동

피로균열 성장에 있어서 시편두께 변화에 따른 경향을 알아보기 위해 압입을 하지 않은 상태에서 피로 시험을 먼저 수행하였다.

그림 2는 두께가 다른 각각의 시편에 대한 하중사이클-균열길이의 관계를 나타낸 것으로, 이 그림에서 볼 수 있는 것처럼 사이클 수  $N_{36mm}$ 을 기준으로 T11 > T31 > T21 > T41의 순으로 나타났는데, 두께에 따라 균열성장률이 일관성 있게 변하지 않았음을 알 수 있다. 여기서,  $N_{36mm}$ 은 균열이 36 mm로 성장하는데 소요되는 하중사이클 수를 나타낸다. 피로시험의 결과들은 그것들이 아무리 주의 깊게 얻어진 것이라 하더라도 재료의 성질, 하중형태, 환경 등으로부터의 불가피한 불확실성에 의해 동일한 조건의 실험에



[그림 2] 시편두께에 따른 하중사이클-균열길이 관계.



[그림 3] 시편두께에 따른  $\Delta K$ -da/dN 관계.

서도 일정한 범위 내에서 분산된(Scattered) 형태를 보인다. 이러한 피로균열 성장과 관련한 실험결과의 분산현상은 실제 구조재료의 고유한 특성으로 인식되고 있다<sup>[13]</sup>. 그림 2에서의 각 시편별 시험결과들이 두께의 변화에 따른 일관된 경향성을 보여주지는 못하였으나 T41에 비해 T11의  $N_{36mm}$ 이 40% 정도 크게 나타난 것으로 볼 때 두께효과가 있는 것으로 볼 수 있다. 본 연구에서는 예비압입에 의한 균열성장 지연

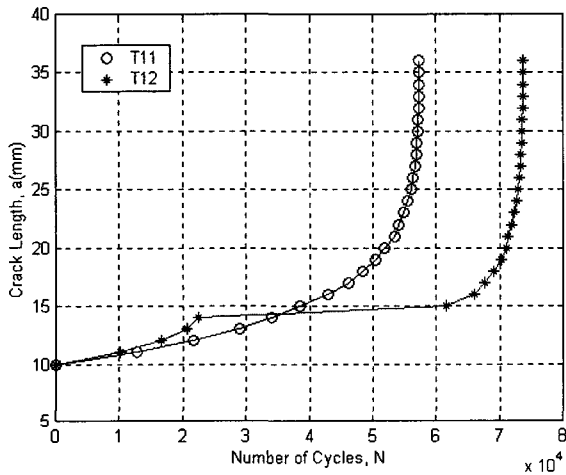
거동을 해석하는 것이 주요목적이므로 각 두께별 시편의 지연거동 경향성을 판단하기 위한 기초자료로서 그림 2의 결과를 이용할 것이다.

그림 3에서는 시편두께에 따른 하중사이클-균열성장률 관계를 보여주고 있는데, 네 가지 두께별 시편의 결과들이 한 개의 동일한 선 주위에 분포되어 있음을 보여주고 있다. 이 사실은  $\Delta K(\text{MPa} \cdot \text{m}^{1/2})$ 가 동일하

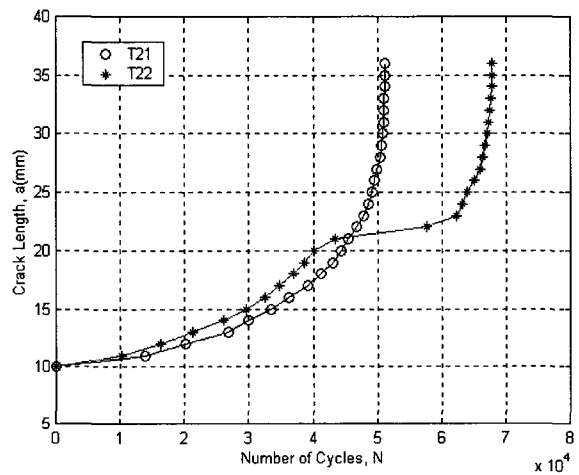
면 균열성장률도 항상 동일함을 의미하며, 이는 동일한 재료를 사용한 시험결과로 본 연구를 위한 피로시험이 정상적으로 진행되었음을 의미한다.

#### 4.2 압입에 따른 균열성장 거동

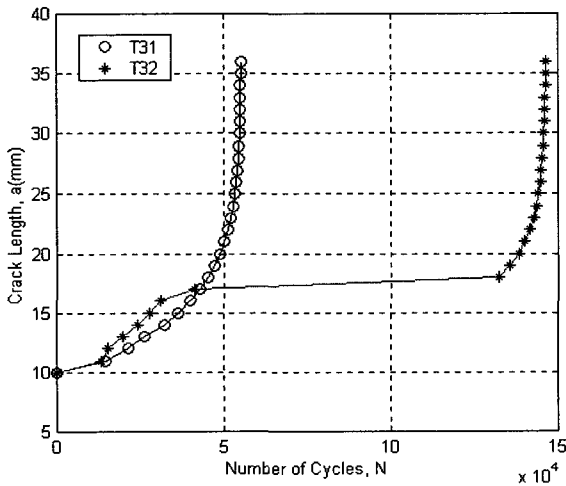
네 가지 두께별 시편에 대해 노치 끝으로부터 6mm 떨어진 지점에 예비압입을 한 후 시험한 결과가 그림



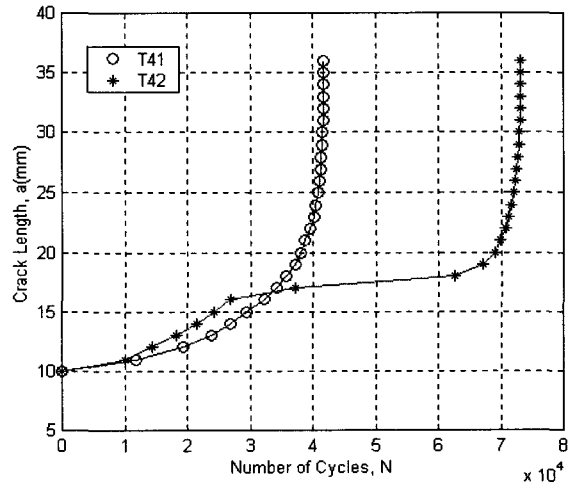
(a) 1.270mm



(b) 1.600mm

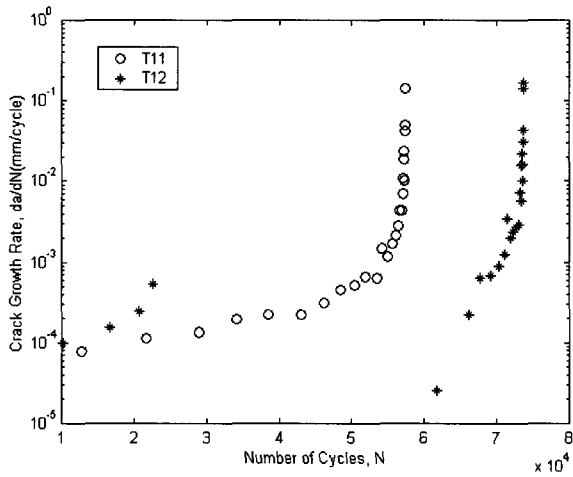


(c) 2.286mm

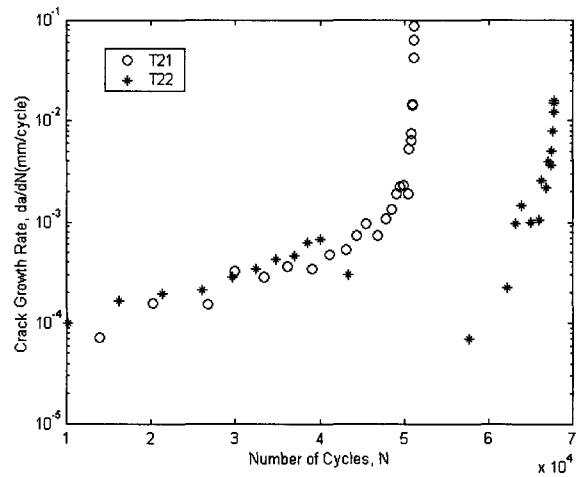


(d) 2.540mm

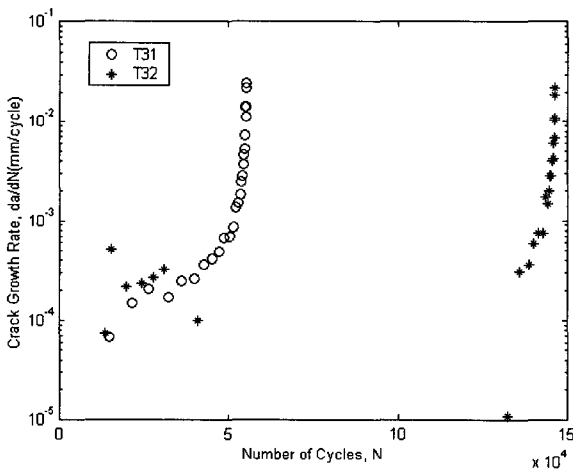
[그림 4] 압입 대 비압입 하중사이클-균열길이 관계.



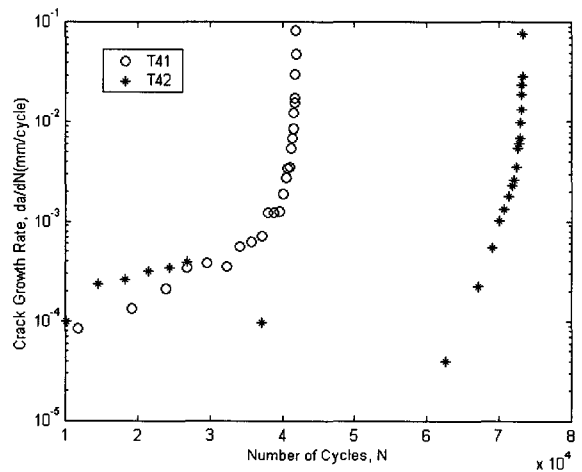
(a) 1.270mm



(b) 1.600mm



(c) 2.286mm



(d) 2.540mm

[그림 5] 압입 대 비압입 하중사이클-균열성장률 관계.

4 및 5에 주어져 있다.

시편두께의 변화에 따라 유사한 크기를 보이지는 않지만 균열이 성장하다가 압입위치 주변에서부터 균열성장이 급속히 감소되는 것을 그림 4로부터 알 수 있다. 이후에 균열성장은 정체의 시기를 지난 후 다시 가속이 되는데, 균열길이가 36mm로 성장하기 위해서는 T1, T2, T3, T4 시편에 대해 각각  $1.63 \times 10^4$ ,

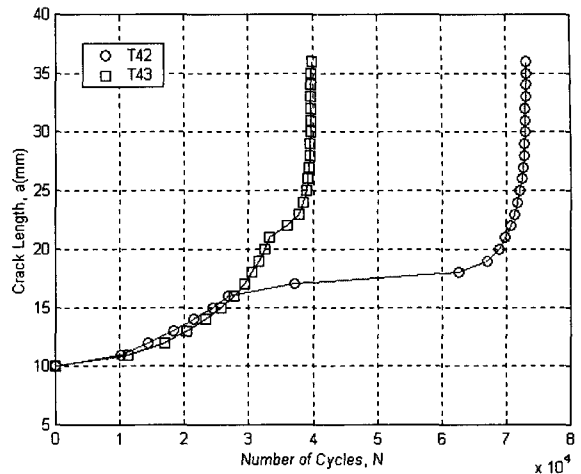
$1.65 \times 10^4$ ,  $9.13 \times 10^4$ ,  $3.14 \times 10^4$  만큼의 하중사이클이 더 필요하다. 두께에 따라 서로 다른 균열성장 지연효과가 발생하였는데, 이는 시편의 두께 차이, 압입상태의 차이 및 균열 진전경로의 미세한 차이 등에 의하여 발생한 것으로 보이며, 그림 2에서와 같이 재료 자체의 피로균열 성장특성이 반영된 것으로 판단된다. 그림 4(b)는 균열 끝 8mm 지점에 예비압입을 한 결

과로서 균열성장이 상대적으로 더 진전된 상태이므로 다른 경우에서처럼 지연효과를 충분히 얻지 못하였다. 본 연구에서는 예비압입에 의한 균열성장 지연효과 및 거동을 관찰하고 있는데, 예비압입의 효과가 잘 나타나는 결과를 얻었다는데 그 의미가 있다고 생각한다.

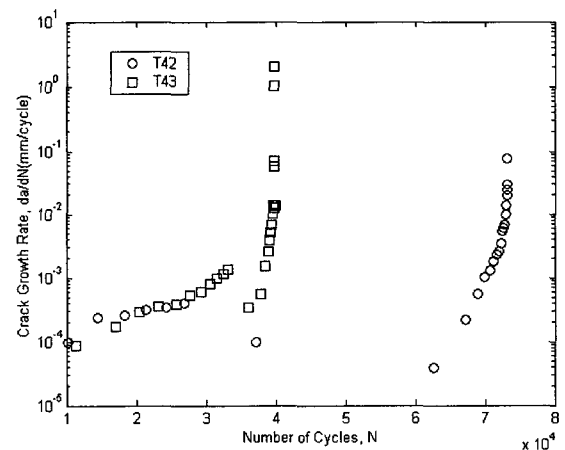
그림 5에서는 각 시편에 대해 압입을 한 경우와 하지 않은 경우의 하중사이클-균열성장률 관계를 보여주고 있는데, 여기서는 지연된 사이클 수(Delayed Cycles)를 중심으로 분석하려 한다. 지연된 사이클 수는 압입에 의해 균열성장이 감소되는 순간의 균열성장률이 압입자국을 통과한 후 다시 회복되기까지의 하중사이클 간격을 의미한다. T1, T2, T3, T4 시편에 대해 지연된 사이클 수는  $4.51 \times 10^4$ ,  $2.32 \times 10^4$ ,  $10.47 \times 10^4$ ,  $4.21 \times 10^4$  이다. 각 시편별 지연된 사이클 수의 차이는 앞서 언급한 예비압입의 특성에서 기인한 것으로 볼 수 있다. 본 연구에서의 피로시험이 하중사이클을 기준으로 균열길이를 측정하지 않고, 균열길이가 매 1mm 증가할 때마다 순간 하중사이클을 측정하였기 때문에 압입에 의해 균열성장이 지연되는 핵심구간에서 측정자료를 충분히 얻지 못했다. 이러한 의미에서 균열성장을 제어하기 위한 목적의 연구에서 Crack Gage를 사용할 때에는 이 점을 유념할 필요가 있다.

### 4.3 압입위치 변화에 따른 균열성장 거동

시편두께별로 차이는 있지만 예비압입에 의해 균열 성장에 있어서 상당한 지연효과가 있음을 앞의 결과에서 알 수 있었는데, 여기서는 압입위치에 따른 지연 거동의 차이를 알아보려 한다. T4 시편에 대해 예비압입위치가 각각 6, 10mm일 때의 결과가 그림 6, 7에 나타나 있다. 그림 6에서 볼 수 있는 것처럼 각각



[그림 6] 압입위치에 대한 하중사이클-균열길이 관계.

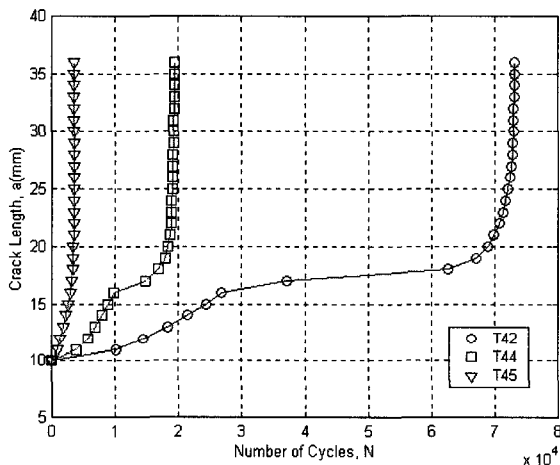


[그림 7] 압입위치에 대한 하중사이클-균열성장률 관계.

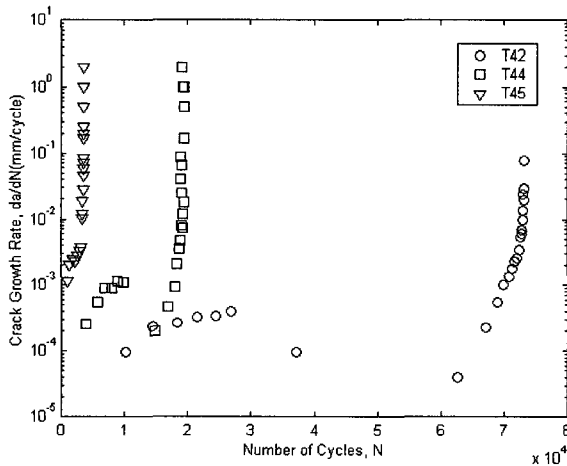
의 압입자국 주변에서 균열성장이 지연되었으며,  $N_{36mm}$ 를 기준으로 하면 각각  $7.33 \times 10^4$ ,  $3.99 \times 10^4$ 으로 압입위치가 노치로부터 4mm 멀어짐에 따라 하중사이클 수가  $3.34 \times 10^4$  줄어드는데, 이로부터 압입위치가 노치에 가까울수록 지연효과가 증가함을 알 수 있다.

4.4 최대응력 변화에 따른 균열성장 거동

응력비  $R$ 을 0.1로 고정한 상태에서 최대응력을 각각 50, 100% 증가시켰을 때의 결과가 그림 8, 9에 나타나 있다. 그림 8에서 볼 수 있는 것처럼  $N_{36mm}$ 가  $1.94 \times 10^4$ ,  $0.35 \times 10^4$ 로 현저하게 감소하는데,  $2.0 \sigma_{max}$ 에 대해서는 예비압입에 의한 지연효과가 없음을 알



[그림 8] 최대응력에 대한 하중사이클-균열길이 관계.



[그림 9] 최대응력에 대한 하중사이클-균열성장률 관계.

수 있다. 이로부터 일정한 최대응력 이상에서는 예비압입에 의한 균열성장 지연효과가 없음을 알 수 있다.

4.5 다른 기법과의 비교

피로균열 성장을 지연시키기 위한 기법으로는 과대하중에 의한 하중제어, Stop Hole 또는 압입 등이 있는데, 뒤의 두 방법은 균열이 어느 정도 진전된 상태에서 균열 끝 부분에 직접 인위적인 조작을 적용하는 것으로 본 연구에서 제시하는 예비압입과 그 차이를 비교할 필요가 있다. T4 시편에 대해 6mm 지점에서의 세 기법을 적용한 결과가 표 4에 주어졌는데, 여기서는  $N_{36mm}$  만을 비교하였다. 이 때 예비압입과 압입에 대해 동일한 압입력을 적용하였으며, Stop Hole의 직경은 예비압입 자국의 직경과 같도록 2.5mm로 하였다.

표 4에서의 수치가 절대적인 의미는 갖지 않지만, 예비압입은 Stop Hole 보다는 약간 우수한 것으로 나타났으며, 기존의 압입방법에 비해서는 많은 차이를 보이고 있다. 그러나, 실제 구조재료에 적용한다는 관점에서 보면 압입은 편리한 방법이라고 볼 수 없으며 정확성을 보장하기가 쉽지 않다. 다시 말하면 예비압입은 구조물의 피로취약부위에 대해 균열발생 이전에 압입을 하는 기법을 사용하기 때문에 실제로 적용상의 이점을 가질 수 있다. 단지, 이 방법의 실용화를 위하여는 예비압입을 적용하는 기법을 개발하는 등 예비압입의 효과를 다각적으로 규명하는 것이 요구된다.

[표 4] 지연기법별  $N_{36mm}$  비교.

예비압입	Stop Hole	압입
73,250	50,437	470,522



## 5. 결 론

본 연구에서는 항공기 동체나 날개의 표피재료로 많이 사용되는 알루미늄 2024-T3 알클래드 합금에 예비압입을 적용하고 수행한 피로시험을 통하여 예비압입이 피로하중에 대하여 균열의 성장을 지연시키는 뚜렷한 효과가 있음을 확인하였으며, 추가로 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 예비압입을 적용한 경우, 시편두께에 따라 정도의 차이는 있지만 균열성장을 급속히 지연시키는 효과를 갖는다.
- (2) 예비압입 지점이 노치에서 가까울수록 지연효과는 증가한다.
- (3) 최대응력이 증가함에 따라 지연효과는 크게 감소하며, 일정한 최대응력 이상에서는 지연효과가 나타나지 않는다.

## 후 기

본 연구는 공군사관학교 항공우주연구소의 연구지원(KAFA01-1-4-15)을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. 김선진, 안석환, "S45C 강의 피로균열전파 지연거동의 영향인자에 관한 실험적 연구", 대한기계학회논문집 A권, 제25권 제3호, 2001, pp. 470~477.
2. Willenborg, J., Engle, R. M. and Wood, H. A.,

*A Crack Growth Retardation Model Using an Effective Stress Concept*, AFFDL-TM-71-1-FBR, 1971.

3. Fuhling, H. and Seeger, T., *Structural Memory of Cracked Components Under Irregular Loading*, ASTM STP 667, 1979, pp. 144~167.
4. Song, Sam-Hong and Choi, Jin-Ho, "Fatigue Crack Retardation by Indentations," *Proceedings of Asian Pacific Conference for Fracture and Strength '96*, 1996, pp. 57~61.
5. De Rijk, P., *Empirical Investigation on Some Methods for Stopping the Growth of Fatigue Cracks*, Nat. Aerospace Inst. Amsterdam, Rept. TR 70021, 1970.
6. Van Leenwen, H. P. et al., *The Repair of Fatigue Cracks in Low-Alloy Steel Sheet*, Nat. Aerospace Inst. Amsterdam, Rept. TR 70029, 1970.
7. Nyström, M., Söderlund, E. and Karlsson, B., "Plastic Zones around Fatigue Cracks Studied by Ultra-Low-Load Indentation Technique," *Int. J. Fatigue*, Vol. 17, No. 2, 1995, pp. 141~147.
8. Pethica, J. B., Hutchings, R. and Oliver, W. C., *Phil. Mag. A* **48**, 1983, pp. 593.
9. Oliver, W. C. and Pharr, G. M., *J. Mater. Res*, **7**, 1992, pp. 1564.
10. Goto, M., Nisitani, H., Miyagawa, H., Miura, A., Mitsunaga, and Imado, K., *Transactions of JSME (Series A)*, 57-544, 1991, pp. 2873~2878.

11. Goto, M., Nisitani, H., Miyagawa, H., Mitsunaga, and Imado, K., Transactions of JSME (Series A), 56-526, 1990, pp. 1348~1353.
12. Bao, H. and McEvily, A. J., "The Effect of Thickness on the Rate of Fatigue Crack Growth," *Fatigue '96*, Vol. 1, *Proceedings of the Sixth International Fatigue Congress*, 1996, pp. 381~386.
13. Sobczyk, K., *Stochastic Approach to Fatigue : Experiments, Modelling and Reliability Estimation*, Springer Verlag Wein-New York, 1993.