

## 일정진폭 및 변동하중을 받는 보강판에서 보강재가 피로균열전파에 미치는 영향

이억섭\*, 이윤표\*\*

### Effect of Stringers in Stiffened Panel under Varying Fatigue Load

Ouk Sub Lee\* and Youn Pyo Lee\*\*

#### ABSTRACT

The integrity of stiffened panels with stringers in airplane structure is generally enhanced by investigating the fatigue crack propagation behavior in detail and providing the technical methodology to deal with the propagating crack. This paper attempts to clarify the effect of load-ratio on the fatigue crack propagation rate and the fatigue life for the thin aluminum 2024-T3. Both the variable and the constant fatigue loading conditions are considered for the fatigue crack propagation behavior in stiffened panels with stringers.

**Key Words** : Stiffened Panel(보강판), Stringer(보강재), Constant Fatigue Loading(일정 피로하중), Fatigue Crack Propagation(피로균열전파), Variable Fatigue Load(변동피로하중)

#### 1. 서론

과피역학이 균열을 갖는 기계나 구조물의 파괴 방지를 목적으로 발전하게 된 배경으로는 구조물의 대형화, 용접구조의 발달, 고장력재료의 사용, 가혹한 사용조건 등을 들 수 있다<sup>[1,2]</sup>.

특히 항공기 구조물과 같은 대형 구조물의 설계 시 최적 설계 개념의 도입으로 구조물의 경량화 추세에 따라 피로파괴에 대한 안전 설계의 중요성이 더욱 요구된다.<sup>[3,4]</sup> 항공기 구조물의 피로 손상 해석<sup>[5,6]</sup>은 복잡한 반복하중을 받는 항공기 설계시 안전성 확보 및 피로 수명 예측에 반드시 필요한 기술이다. 항공기 구조물은 대부분 박판 Al 2024-T3 합금으로 구성되어 있으며 이들 박판의 피로 균열 전파 특성을 정밀하게 파악하고 이들에 대한 자료의

구축은 항공기 구조물의 피로 손상 해석에 매우 중요하다.<sup>[7]</sup> 박판의 균열 전파와 파괴를 고려할 때 보강 요소가 있다면 보강 요소의 영향을 설명하는 것은 필수적이다<sup>[8,9]</sup>. 보강재를 가진 보강판은 항공기 구조물에 있어서 대표적인 부분이며 상당한 중요성을 갖는다. 따라서 요즈음 민간 또는 군용 항공기 등의 거대 구조물들은 그것들이 임계 균열 길이에 도달하기 전에 또는 거대한 재난이 발생하기 전에 피로 균열을 탐지하기 위한 검사과정이 수행되고 있다. 항공기 구조물에 있어서 피로 균열 성장률의 예측에 대한 정확한 분석방법이 발달된다면 충분하고 신뢰할 만한 검사기간이 수립될 수 있다. 일정 크기와 간격으로 리벳으로 고정된 보강재를 가진 그리고 박판에 균열이 포함된 보강판에 있어서 보강재는 피로 균열 성장에 있어서 상당히 중요한 영

\*\* 2002년 6월 10일 접수

\* 인하대학교 기계공학부

\*\* 인하대학교 대학원

항을 미치기에 이에 대한 연구는 필요 불가결하다고 볼 수 있다. 본 연구는 일정진폭하중하에서 항공기 구조물에 가장 많이 사용되고 있는 박판Al 2024-T3합금에 대한 피로 균열 전파 특성을 파악하고 항공기 구조물의 피로 손상에 필요한 많은 자료 구축을 통해 피로 균열 성장률과 피로 수명에 있어서 하중비의 영향을 규명하는 것이다. 그리고 항공기 구조물의 대표적인 부분을 차지하고 있는 보강재를 가진 보강판(stiffened panel with stringer)을 설계 제작하여 일정진폭하중하에서 보강재가 피로 균열 성장률에 미치는 영향과 피로 수명에 미치는 영향 그리고 하중비에 따른 피로 균열 전파 특성을 규명하는 것이다. 마지막으로 보강재를 가진 보강판에 대해서 변동하중하에서 보강재가 피로 균열 전파에 미치는 영향과 피로 수명에 미치는 영향을 규명하고 일정하중하에서 실험한 결과와 변동하중하에서의 결과를 비교 분석하는 것이다.

## 2. 이론

### 2.1 박판에 있어서 응력확대 계수와 균열성장률의 관계

본 연구에서 사용한 CCT(Center Cracked Tension)의  $\Delta K_{eff}$ 는 다음과 같이 계산된다<sup>[10]</sup>.

$$\Delta K_{eff} = U\Delta K_{app} = U\Delta\sigma\sqrt{\pi a \cdot \sec(\pi a/W)} \quad (2.1)$$

여기서,

$\Delta K_{eff}$  = 유효응력확대계수범위

$\Delta K_{app}$  = 적용응력확대계수범위

$U$  = 균열단합계수

$\Delta\sigma$  = 적용응력범위

$a$  = 균열반길이

$W$  = 시편 너비

Elber<sup>[11]</sup>는 경험적으로 Al 2024-T3 합금에 대해서 다음과 같은 관계식을 밝혀냈다.

$$U = 0.5 + 0.4R \quad (2.2)$$

여기서, 하중비 R은 다음과 같이 계산된다.

$$R = \frac{Min \cdot load}{Max \cdot load} = \frac{Min \cdot stress}{Max \cdot stress} \quad (2.3)$$

da/dN과의 관계는 Paris' 법칙,  $da/dN = C(\Delta K)^m$ 에서  $\Delta K$ 대신  $\Delta K_{eff}$ 를 대입한 것이 된다. Paris' 법칙에서 C와 m은 재료 상수이다.

따라서,

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K_{eff})^m = C[(0.5 + 0.4R)\Delta\sigma\sqrt{\pi a \cdot \sec(\pi a/W)}]^m \quad (2.4)$$

## 3. 실험

### 3.1 시험편

본 연구에서 사용한 시험편 재료는 Al 2024-T3 합금이며 화학적 성질<sup>[12]</sup>을 Table 1에, 기계적 성질<sup>[12]</sup>을 Table 2에 각각 나타내었다. 박판은 Alcoa사 제품이고 보강재는 Tienay Metal사의 bubbled angle 압출재이다.

Table 1 Chemical composition of Al 2024-T3 aluminum alloy (weight %)

| Si   | Fe   | Cu   | Mn   | Mg   | Cr   | Zn   | Ti   | Al  |
|------|------|------|------|------|------|------|------|-----|
| 0.11 | 0.23 | 4.46 | 0.58 | 1.44 | 0.04 | 0.03 | 0.02 | Bal |

Table 2 Mechanical properties of Al 2024-T3 aluminum alloy

| Yield strength (MPa) (0.2% offset) | Tensile strength (MPa) | Elongation (%) |
|------------------------------------|------------------------|----------------|
| 370                                | 500                    | 17             |

1) 박판의 피로 수명 예측을 위해 사용한 시험편의 형상은 CCT(Center Cracked Tension)형으로 Fig. 1에 자세히 나타내었으며 시험편의 길이 방향이 압연방향과 일치한다.

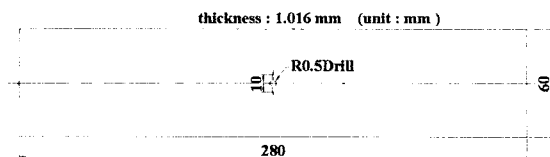


Fig. 1 Geometry of specimen of thin sheet

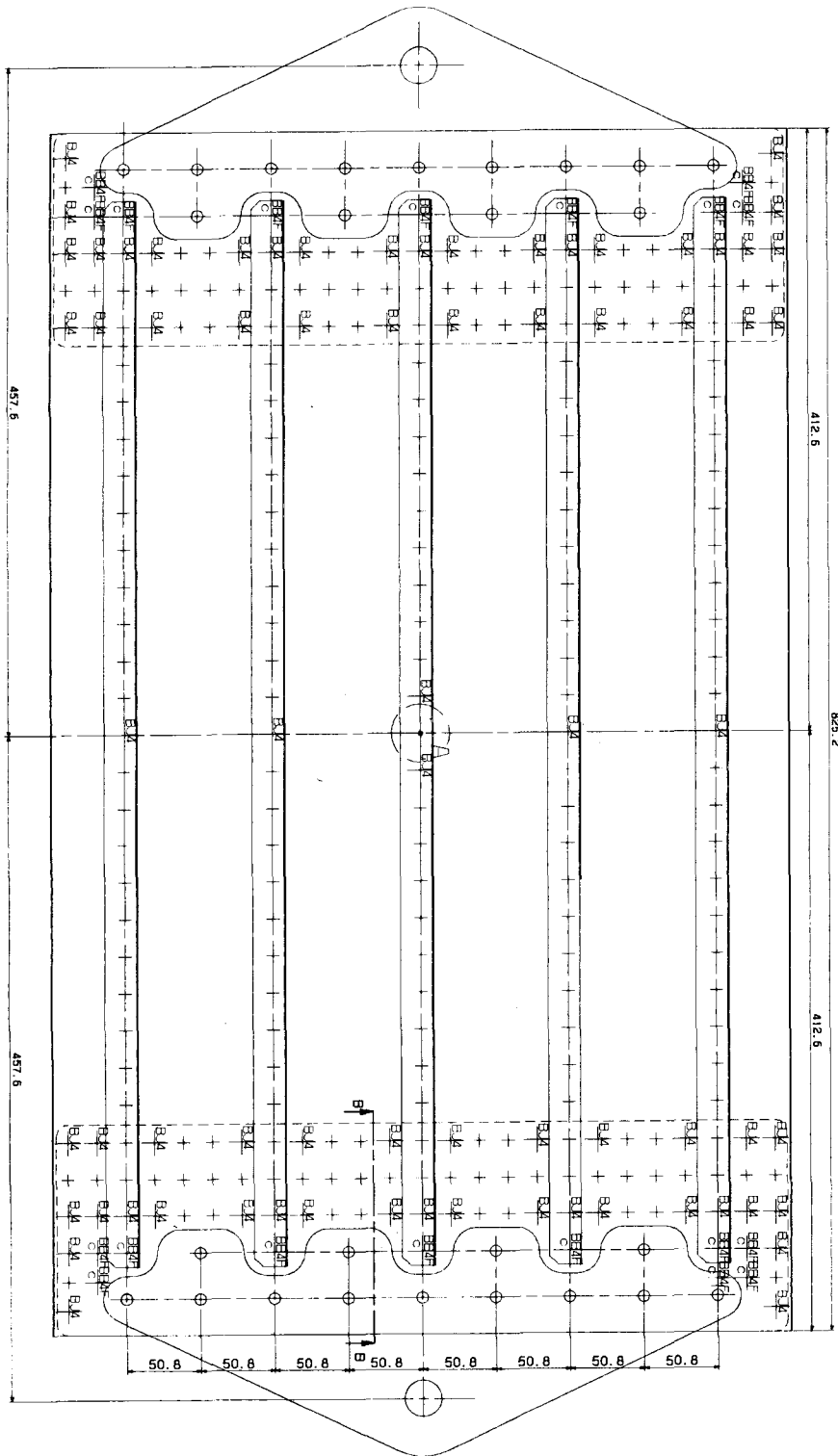


Fig. 2 The combination of jig and stiffened panel with stringer

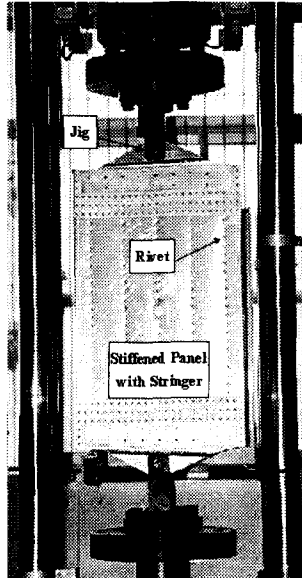


Fig. 3 Experimental setup of stiffened panel with stringer

2) 보강재를 가진 보강판(stiffened panel with stringer)의 시험편의 형상과 지그의 형상을 Fig. 2에 자세히 나타내었으며 시험편의 길이 방향이 압연방향과 일치한다. 모든 시험편이 같은 크기를 가졌으며 일정 간격으로 리벳에 의해 보강재가 고정되어 있다. 리벳 간격 역시 25.4mm로 일정하다. 그리고 박판이 가지고 있는 균열은 보강재에 수직한 방향으로 가공하였으며 보강재가 균열 중앙에 위치하고 있다. Fig. 3은 기계에 장착된 시험편의 전경을 사진 촬영한 것이다.

### 3.2 실험 방법

#### 3.2.1 박판에 대한 일정진폭하중하에서 피로 실험

모든 실험은 10ton 용량의 서보유압 시험기를 사용하였으며 반복 하중 주파수는 10Hz이었고 sine 파형의 일정진폭하중을 가하였다. 하중형태를 Fig. 4에 나타내었다.

하중조건은 아래와 같이 3가지였다.

- 1) 사용 응력 범위는  $\Delta\sigma=58.8\text{MPa}$ ,  
평균 응력  $\sigma_m=49\text{MPa}$ , 응력비  $R=0.25$ 이었다.  
 $\sigma_{\max}=78.4$ ,  $\sigma_{\min}=19.6$
- 2) 사용 응력 범위는  $\Delta\sigma=39.2\text{MPa}$ ,  
평균 응력  $\sigma_m=58.8\text{MPa}$ , 응력비  $R=0.5$ 이었다.  
 $\sigma_{\max}=78.4\text{MPa}$ ,  $\sigma_{\min}=39.2\text{MPa}$
- 3) 사용 응력 범위는  $\Delta\sigma=82.4\text{MPa}$ ,  
평균 응력  $\sigma_m=37.2\text{MPa}$ , 응력비  $R=-0.05$ 이었다.  
 $\sigma_{\max}=78.4$ ,  $\sigma_{\min}=-3.92\text{MPa}$

최대 하중은 고정된 상태에서 최소 하중을 조절하여 위의 3가지 하중 조건을 결정하였다. 상온에서 모든 실험이 수행되었고 균열 성장은 0.01mm까지 측정 가능한 마이크로스코프를 사용하였으며 균열 선단 양쪽 끝을 모두 측정하였다. 측정 간격은 5000cycle이었으며 25개의 시험편을 같은 조건에서 실험하였다. Fig. 5에 시험편이 장착된 모습을 나타내었다.

#### 3.2.2 보강재를 가진 보강판에 대한 일정진폭하중하에서 피로 실험

모든 실험은 50ton 용량의 서보 유압 시험기를 사용하였으며 반복 하중 주파수는 5Hz이었고 sine 파형의 일정진폭하중을 가하였다. Fig. 4에 나타난 하중의 형태를 갖는다.

하중 조건은 다음의 2가지였다.

- 1) 사용하중 범위는  $\Delta P=29.4\text{kN}$ , 평균하중  $P_m=24.5\text{kN}$ ,  
하중비  $R=0.25$ 이었다.
- 2) 사용하중 범위는  $\Delta P=19.6\text{kN}$ , 평균하중  $P_m=29.4\text{kN}$ ,  
하중비  $R=0.5$ 이었다.

상온에서 모든 실험이 수행되었고 균열 성장은 0.01mm까지 측정 가능한 마이크로스코프를 사용하였으며 균열 선단 양쪽 모두 측정하였다. 시험편의 폭이 거대하여 중앙에 있는 보강재로부터 좌우 첫 번째에 위치한 보강재를 통과 후 그 다음 보강재까지의 30%에 해당되는 길이까지 균열 길이를 측정하였다.

모든 시험편은 같은 조건에서 실험하였다.

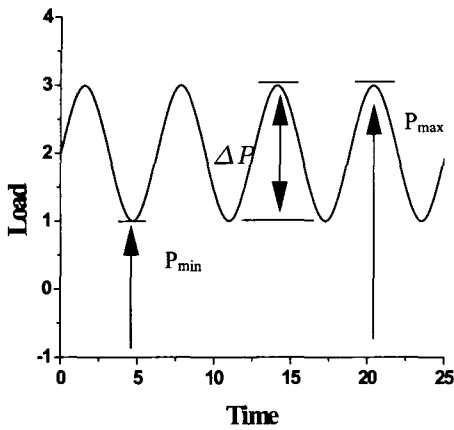


Fig. 4 Load type of sine wave

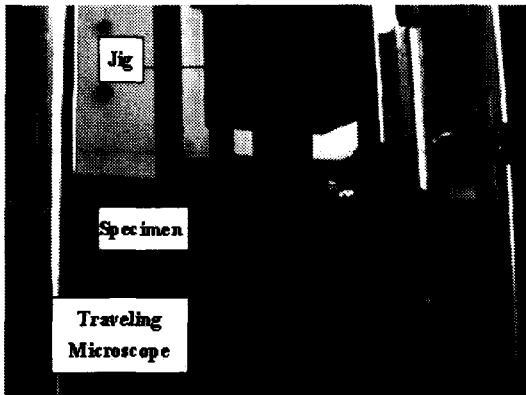


Fig. 5 Experimental setup of thin sheet test

### 3.2.3 보강재를 가진 보강판에 대한 변동하중 하에서 피로 실험

변동하중하에서의 피로 균열 진전 실험은 프로그램이 가능한 50ton용량의 서보유압 시험기를 사용하였고 반복 블럭 하중 주파수는 5Hz이었다. 블럭하중 파형의 형태는 전투기 I-G mission에 대한 load-history 예를 이용하여 직접 다음의 Fig. 6과 같은 형태로 프로그래밍 하였다.<sup>[13]</sup>

모든 peak점에서의 하중이 변하는 관계로 하중 조건에 대한 것은 최대하중과 최소하중에 대한 것만 명시하였다. 상온에서 모든 실험이 수행되었고 균열 성장은 0.01mm까지 측정 가능한 마이크로스코프를 사용하였으며 측정간격은 5000cycle이며 균열 선단 양쪽 모두를 측정하였다.

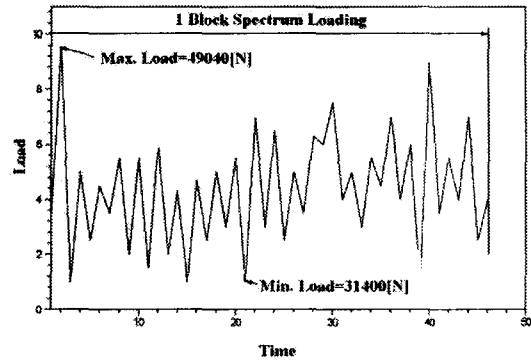


Fig. 6 Load type of random loading by programming

## 4. 실험 결과 및 검토

### 4.1 일정진폭하중하에서 박판의 피로 균열진전 거동

Figs. 7, 8, 9에는 각각 응력비가 0.25, 0.5, -0.05 일때 반복 하중 사이클 수  $N$ 과 균열 길이  $a$ 의 관계를 나타내었다. Fig. 9에는 유효 응력 확대 계수 폭  $\Delta K_{eff}$ 와 피로 균열 성장률  $da/dN$ 의 관계를 나타내었다.

모든 피로 실험에서 볼 수 있는 것과 같이 같은 조건의 실험이라 할지라도 산만한 데이터의 분포를 갖지만 하중비의 영향이 확실히 있다는 것을 알 수 있다. 그리고, 하중비가 클수록 긴 피로수명을 갖는다는 것을 Figs. 7, 8, 9의 반복하중 사이클 수  $N$ 을 비교하여 보면 알 수 있다.

Fig. 10에 유효 응력 확대 계수 폭을 이용한 이윅은 응력 확대 계수 폭을 사용할 경우 같은 재료의 특성을 확실히 알 수가 없기 때문이다. 즉, 유효 응력 확대 계수 폭을 사용하여 Fig. 10과 같은 형태의 그래프로 나타내면  $da/dN$  과의 관계가 일정하게 나타난다는 것을 볼 수가 있다. 그래서 Paris'식에서 나타난 상수  $C$ 와  $m$ 이 재료 상수임을 확실히 밝힐 수가 있는 것이다. 본 연구에서 얻은  $C$ 와  $m$ 값은  $C=10^{-8.15}$ ,  $m= 1.63$ 이다.

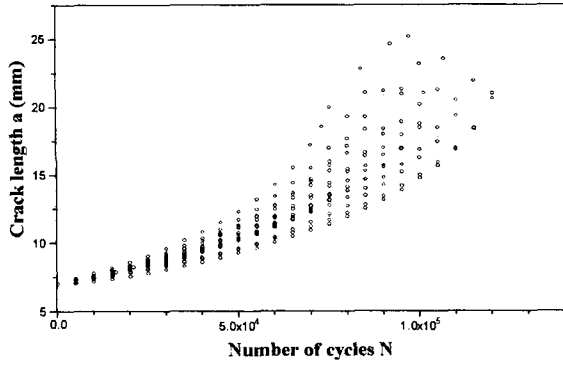


Fig. 7 Crack length plotted against the number of repeated cycles in Al 2024-T3 alloy, R = 0.25

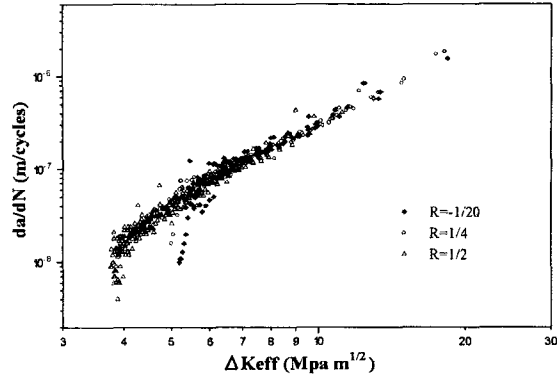


Fig. 10 Relationship between fatigue crack length growth rate and effective stress intensity factor range

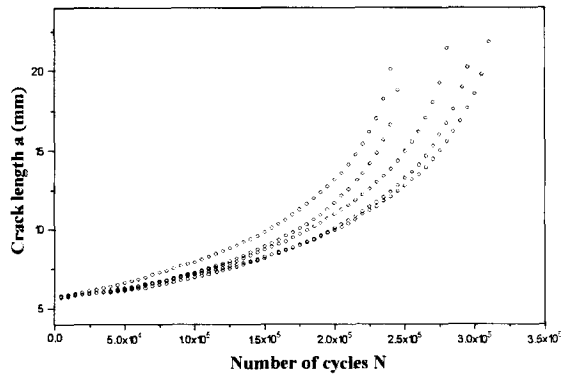


Fig. 8 Crack length plotted against the number of repeated cycles in Al 2024-T3 alloy, R = 0.5

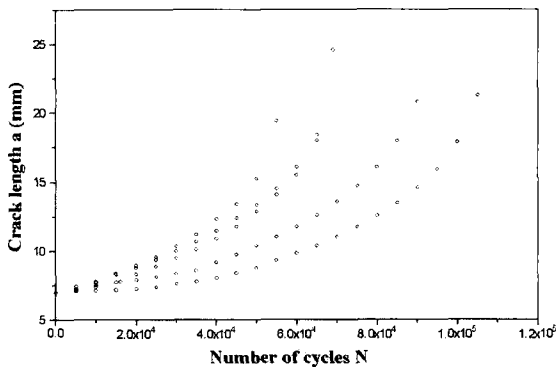


Fig. 9 Crack length plotted against the number of repeated cycles in Al 2024-T3 alloy, R = -0.05

#### 4.2 일정진폭하중하에서 보강재를 가진 보강판에서 피로 균열 진전 거동

1. Fig. 11에는 각각 응력비가 0.25, 0.5일때 반복 하중 사이클 수  $N$ 과 균열 길이  $a$ 의 관계를 나타내어 하중비에 따른 차이를 비교할 수 있도록 하였다. 초기 중앙 균열 부분으로부터 좌우로 균열의 성장이 비슷하게 진행되어 전체 균열 길이를 측정하여 평균값을 취하여 Fig. 11에 나타낸 것이다. Fig. 11을 보면 균열 길이가 100mm인 부근에서 하중비에 관계없이 수평한 부분이 발생하는 것을 볼 수 있다. 이것은 중앙 보강재에서 정확히 101.6mm 떨어진 부분에 또 하나의 보강재가 있는 부분이다. 초기 중앙 균열 선단으로부터 일정 진폭 반복 하중을 받은 시험편이 피로 균열 성장을 하다가 보강재가 있는 부분에서 균열 정지 현상이 발생한 것으로 사료된다. Fig. 11에서 반복 하중 사이클 수  $N$ 은 계속 증가를 하는데 균열길이  $a$ 는 일정한 것을 보면 알 수 있다. Fig. 11에서 보면 하중비가 큰 경우가 하중비가 작은 경우보다 피로 수명이 긴 것을 확인할 수 있다.

2. 균열 선단이 균열 정지로부터 다시 균열이 성장하는 것은 중앙에 있는 보강재에서 균열이 발생하여 파괴되고 난 후라는 것을 실험을 통하여 관찰하였다.

3. Fig. 12에는 피로 균열 진전 길이  $a$ 와 피로 균열 성장률  $da/dN$ 의 관계를 나타내었다. Fig. 12를 보면 하중비의 영향을 확실히 알 수 있다. 즉, 하중비가 작은 경우가 균열 하중비가 큰 경우보다

균열 성장률이 큰 것을 알 수 있다. 그리고 균열 성장률이 보강재가 있는 부근에서 감소하였다. 또한 보강재를 통과한 균열의 성장률이 다시 증가하기 시작하였다.

4. Fig. 13은 중앙 부분에 있던 보강재의 파단 모습을 사진 촬영한 것이다. Fig. 13에 나타난 것을 자세히 관찰하여 보면 초기 중앙 균열이 있던 부분 바로 밑에 있는 리벳 부분에서 보강재의 파괴가 발생하였음을 알 수 있다.

5. Fig. 14를 보면 초기 중앙 균열이 있던 보강재에서 파괴가 발생하였음을 알 수 있다. 2개의 그림(Fig. 13 and Fig. 14)에서 본 바와같이 중앙에 있던 보강재가 파괴를 일으키는데 파괴가 발생하는 부분은 초기 중앙 균열이 있던 부분이거나 또는 바로 아래에 리벳 부분이라는 것을 알 수 있다. 이러한 결과를 놓고 볼때 보강재가 균열을 정지시키는 데 영향을 주지만 균열 선단이 정지하는 동안 중앙에 있는 보강재의 어느 부분에서 균열이 발생하는지를 잘 관찰해야 한다고 사료된다.

6. Fig. 15는 중앙에 있는 보강재에서 파괴가 일어난 후 균열이 성장하여 균열선단이 그 다음에 있는 보강재를 통과한 모습을 사진촬영한 것이다.

7. Fig. 16은 시험편을 시험기에 장착하는 과정에서 본인의 오동작으로 인장을 가해야 하는데 압축을 가해 시험편을 망가트린 것인데 여기서도 확실히 보강재의 영향을 볼 수 있었다. 즉, 보강재가 힘을 나누어 가져 외판이 거의 망가지지 않은 것을 보면 그 이유를 알 수 있다.

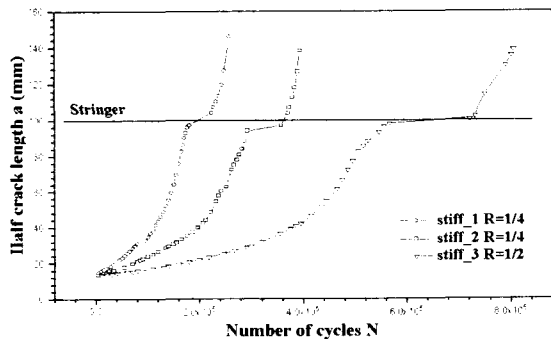


Fig. 11 Crack length plotted against the number of repeated cycles in stiffened panel of Al2024-T3 alloy,  $R=0.25$  and  $R=0.5$

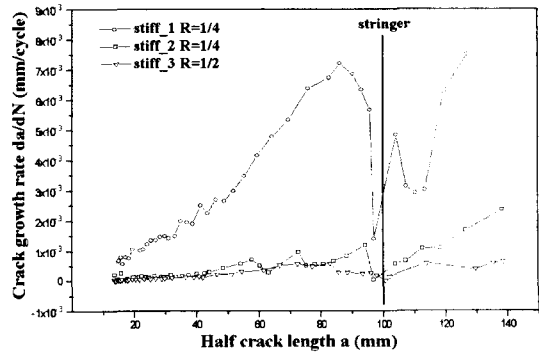


Fig. 12 Relationship between fatigue crack length and fatigue crack growth rate in stiffened panel with stringer,  $R=1/4$  and  $R=1/2$

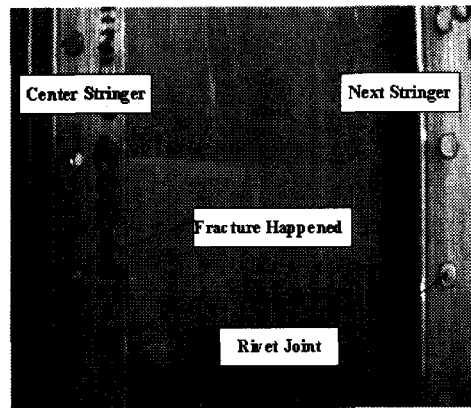


Fig. 13 The photograph of the fracture in the center stringer, at the rivet hole just under the initial crack

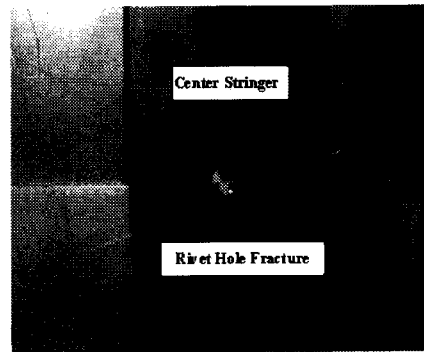


Fig. 14 The photograph of the fracture in the center stringer, at just the rivet hole in the initial crack

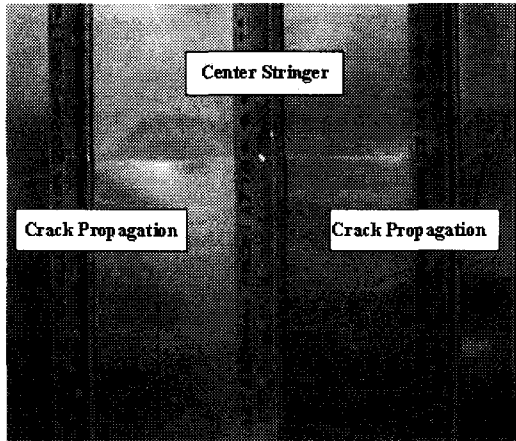


Fig. 15 The photograph of fatigue crack propagation after processing the next stringer in the stiffened panel

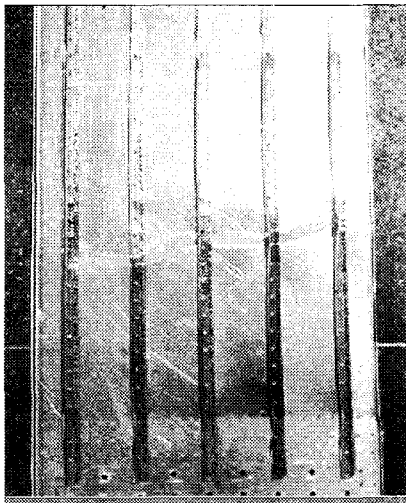


Fig. 16 The photograph of destroyed stiffened panel with stringer by miss-operation, compression in stead of tension

### 4.3 변동하중하에서 보강재를 가진 보강판에 대한 피로 균열 진전 거동

실험을 수행함에 있어서 많은 시간을 요하고 상당히 어려운 관계로 많은 실험을 수행하지는 못 하였지만 보강재가 피로 균열 진전에 미치는 영향을 볼 수 있었다. 그리고, 변동하중을 가하였을 경우 그 결과가 일정진폭하중하에서의 실험 결과와의 차

이를 확실히 볼 수 있었다. 그 결과를 정리하면 다음과 같다.

1. Fig. 17에는 반복 하중 사이클 수  $N$ 과 균열 전파 길이  $a$ 의 관계를 나타내었다. 균열 선단 양쪽 길이를 모두 측정하여 그 평균값을 취하였다. Fig. 17에서 보강재가 있는 부분을 표시하여 놓았는데 그 부분에서 수평한 부분이 나타나야 하는데 이번 실험에서 나타나지 않은 이유는 중앙 보강재를 중심으로 왼쪽 부분의 균열선단이 오른쪽보다 먼저 그 다음에 있는 보강재를 통과해서 오른쪽이 균열 정지를 하는 동안 먼저 보강재를 통과한 왼쪽 균열 선단이 계속 균열 진전을 하였기 때문이다.

2. 일정진폭하중실험에서와 같이 보강재부근에서 균열 성장률이 감소하다가 균열이 정지한 후 균열이 다시 성장하는 것은 중앙에 있는 보강재가 파괴되고 난 후라는 것을 실험을 통하여 관찰하였다.

3. Fig. 18에는 균열 전파 길이  $a$ 와 균열 성장률  $da/dN$ 과의 관계를 나타내었다. Fig. 18를 보면 균열 성장률이 보강재 부근에서 확실히 감소하는 것을 볼 수 있는데 보강재 부근에서 일정진폭하중하에서의 실험에서 볼 수 없었던 것을 볼 수 있었다. 즉, 보강재 부근에서 균열 지연 현상과 균열 가속 현상이 반복으로 균열 성장률이 상당히 요동치는 현상을 볼 수 있었다.

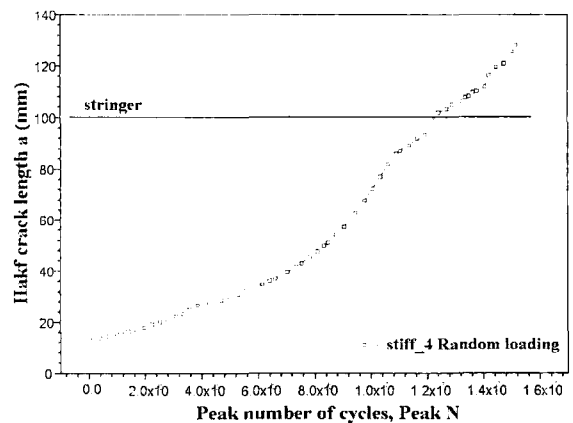


Fig. 17 Crack length plotted against the number of repeated cycles in stiffened panel of Al 2024-T3 alloy under random loading



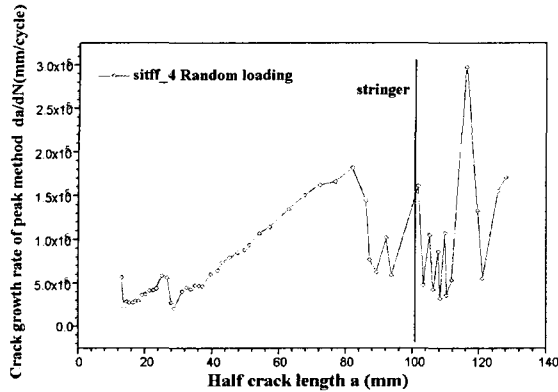


Fig. 18 Relationship between fatigue crack length and fatigue crack growth rate in stiffened panel with stringer under random loading

### 5. 결론

AI 2024-T3 박판에 대한 일정진폭하중하에서의 피로 균열 전과 실험과 보강재를 가진 보강판에 대한 일정진폭하중 및 변동하중하에서의 피로 균열 전과 실험을 수행한 데이터를 분석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 박판의 경우 일정진폭하중하에서 동일한 조건으로 수행한 실험 결과들은 매우 산포된 데이터의 분포를 갖지만 유효 응력 확대 계수를 이용하여 데이터를 정리하면 Fig. 10에서 볼 수 있는 것과 같이 산포가 매우 감소되는 결과로 나타낼 수 있다는 사실을 규명하였다.

2. 박판에 대하여 반복 하중 주파수 10Hz의 일정진폭하중하에서 피로 균열 진전 실험을 수행한 결과 하중비  $R=0.25$ 인 경우가  $R=0.5$ 인 경우보다 피로 수명이 약 46% 정도 작다는 것을 알 수 있었다.

3. 보강판에 대하여 반복 하중 주파수 5Hz의 일정진폭하중하에서 피로 균열 진전 실험을 수행한 결과 하중비  $R=0.25$ 인 경우가  $R=0.5$ 의 경우보다 피로 수명이 약 60%정도 작다는 것을 알 수 있었다.

4. 피로 균열 성장률은 피로 균열 선단이 보강재부근에 있을 경우 약 79%정도 저하됨을 알 수 있었고 피로 균열 선단이 보강재에 도달하면 균열 정지 현상이 확실히 발생한다는 사실이 규명되었다.

5. Fighter I-N mission의 load history를 이용하여

45개 파형을 하나의 블록으로 프로그래밍하여 그 하중블록이 반복으로 작용하는 변동하중하에서의 피로 균열 진전 실험 결과, 균열 지연과 가속 현상에 의해서 보강재 부근에서 균열성장률의 요동이 상당히 심하게 나타났다. 그리고 프로그래밍한 변동하중하에서 인장과대하중의 영향으로 나타나는 균열 지연현상에 의해 일정진폭하중하에서의 피로 수명보다 약 95%정도 연장되는 사실을 규명하였다.

### 참고문헌

1. 金相哲, 破壞力學., 民音社, pp. 11-19, 1985.
2. 한문식, “피로균열형상진전의 수치모델링기법에 관한 연구,” 한국정밀공학회지, 제16권, 제2호, pp. 225-233, 1999.
3. Ichikawa, M., “Probability fracture mechanics investigation of fatigue crack growth rate,” J. Soc. Mater. Sci, pp. 71-89, 1984.
4. ASTM Designation : E1049-85, Standard Rpractice for Cycle Counting in Fatigue Anlysis, 1985.
5. Broek, D., “Elementary Engineering Fracture Mechanics,” Martinus Nijhoff Publishers, pp. 426-433, 1986.
6. 심동석, 황돈영, 김정규, “비행하중하에서 2124-T851 알루미늄합금의 피로균열진전 예측,” 대한기계학회논문집 A, Vol. 26, No. 8, pp. 1487-1494, 1999.
7. Stephens, R. I., Chen, D. K. and Hom, B. W., “Fatigue crack growth with negative stress ratio following single overloads in 2024-T3 and 7075-T6 aluminum alloys,” ASIM STP595, pp. 27-40, 1976.
8. Poe, Jr., C. C., “Fatigue Crack Propagation in Stiffened panels., Damage Tolerance in Aircraft Structures,” ASTM STP 486, American Society for Testing and Materials, pp. 79-97, 1971.
9. Vlieger, H. and Broek, D., “Residual Strength of Cracked Panels. Built up Structures,” AGARD Fracure Mechanics Suvey, 1974.
10. Anderson, T. L., Fracture Mechanics., Fundamentals and Applications, CRC, 2nd edition, pp. 513-530, 1995.
11. Elber, W., “Fatigue Crack Closure Under Cyclic

- Tension,” Engineering Fracture Mechanics, Vol. 2, pp. 445-476, 1970.
12. Metals Handbook Volume 2, “Properties and Selection : Nonferrous Alloy and Special-Purpose materials,” ASM International, pp. 3-77, 1990.
  13. Wheeler, O. E., “Spectrum loading and crack growth,” Journal of basic engineering, Trans, ASME, D. Vol. 94, pp. 181-186, 1972.