

## 접착이음 보강판의 피로거동해석

이환우\*, 강선규\*\*

### Analysis of Fatigue Crack Growth Behavior in the Stiffened Panels with Bonded Symmetric Stiffener

Hwanwoo Rhee\* and Sungyu Kang\*\*

#### ABSTRACT

The stiffened panel is representative of a large portion of aircraft construction and therefore has much practical importance. In this paper, the influence of various shape parameters on the stress intensity factors and the fatigue crack growth in the panels with bonded composite stiffeners are studied experimentally. Results are presented as crack growth rates for various values of crack lengths, stiffness ratios, and stiffening Materials.

**Key Words** : Stress Intensity Factor(응력확대계수), Fatigue Crack Growth Rate(피로균열성장속도), Stiffened Panel(보강판), Stiffness Ratio(강성비), Width Ratio(판폭비), Thickness Ratio(두께비)

#### 1. 서론

보강판의 피로균열성장거동은 균질·균후재와는 달리, 보강경계 근방에서 피로균열성장속도가 현저하게 저하되는 특성을 보이게 된다. 따라서 이와 같은 균열성장 특성을 적절히 활용할 경우 기계·구조물의 수명향상과 피로파괴방지에도 기여할 수 있을 것이므로, 보강판의 균열문제는 오래 전부터 파괴역학적인 연구의 관심사가 되어 왔다.

예컨대, Isida<sup>[1]</sup>는 변후형 이중재의 결합경계에 수직한 두 가지 균열모델에 대하여 Laurent 급수형 응력함수를 이용하여 응력장을 해석하고, 응력확대계수(Stress Intensity Factor:SIF)의 형상계수(Geometry Factor)를 탄성계수와 판 두께의 상승비인  $\beta (=E' h' / E \cdot h)$ 와 균열길이의 함수로 정리한 바 있으며,

Graziano와 Fitch<sup>[2]</sup>는 F-100 군용기 날개의 실물 피로 시험결과를 토대로 하여 날개부의 구조개선과 피로 수명 향상 대책을 발표하였다.

또한 Swift<sup>[3]</sup>는 DC-10 항공기 동체의 파손·안전 설계기법에 관한 연구결과를 발표하기도 하였으며, 이외에도 Vlieger<sup>[4]</sup>를 비롯한 Shah<sup>[5]</sup>, Ratwani<sup>[6]</sup>, Nishimura<sup>[7]</sup> 등의 이론 및 수치해석결과와 Schijve<sup>[8]</sup> 등의 실험해석결과들이 발표되어 관련연구에 참고가 되고 있다. 그러나 위와 같은 연구 결과들을 모재(박판)와 보강재의 결합 방법에 따라 분류해보면, 거의 대부분이 일체형 보강판이나 리벳 이음 보강판의 균열문제를 해석대상으로 하고 있을 뿐, 실용적인 측면에서 보강재의 설치와 보수·관리의 효용성이 클 것으로 기대되는 접착 이음 보강판의 피로 균열성장거동에 관한 연구는 그 사례가 극소하다.

\* 경남대학교 기계자동화공학부

\*\* LG 산전(주)

따라서 본 연구에서는, 보강판의 형상비 조건과 강성비 및 보강재의 재질 등을 고려한 접합 이음 보강판의 피로균열성장거동을 실험·평가하고, 그 결과를 토대로 하여 기계·구조물의 보강기법에 접착기술의 활용 가능성을 검토해 보기로 하였다.

## 2. 피로균열성장시험

실험은 일차적으로 해석 대상 재료의 기본적인 피로 데이터를 추출하고, 또한 비보강판과 보강판의 피로균열성장거동을 비교·평가하기 위하여, CCT (Center Cracked Tension)형 비보강판과 보강판의 피로 균열성장시험을 병행하였다.

### 2.1 시험편 재료 및 형상

시험편 재료는 항공기 구조용 소재로 널리 활용되고 있는 Al 7075-T6 합금판재를 모재로 하여, 보강재에는 모재와 동질의 Al 합금과 일방향 Carbon/Epoxy 복합재료를 사용하였다. 또한 모재와 보강재의 접착에는 FM-73M-06 접착제를 이용하였으며, Fig. 1 과 Table 1에 접착제의 경화조건과 시험편 소재의 기계적인 성질을 각각 제시하였다.

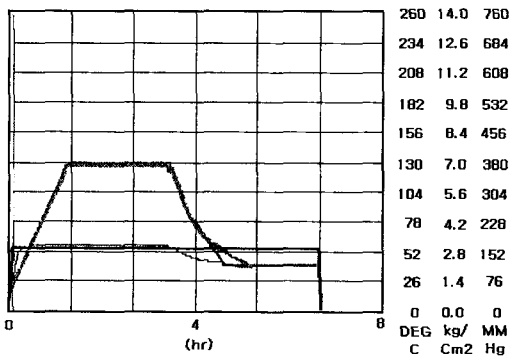


Fig. 1 Curing cycle

Table 1 Mechanical properties of materials investigated

Materials	Tensile Strength (MPa)	Yield Strength (MPa)	Young's Modulus (GPa)	Elongation (%)
Al 7075 T6	538	463	72	11
Carbon/Epoxy		2215	145	1.7

본 연구에 사용된 시험편은, 상용 항공기 동체의 주중재(Logeron) 사이에 발생한 균열을 가상하여(Fig. 2 참조), 균열을 포함하는 박판을 CCT형 균열재로 모형화하고, 리벳 이음 보강재를 접착 이음 보강재로 대체하여 보강여부와 보강재의 재질에 따라, 1) CCT형 비보강판 2) Carbon/Epoxy 복합재료로 보강된 CCT형 보강판 3) Al 7075-T6 합금으로 보강된 CCT형 보강판과 같이 3종으로 구분하여 제작하였으며, 그 형상은 Fig. 3과 같다.

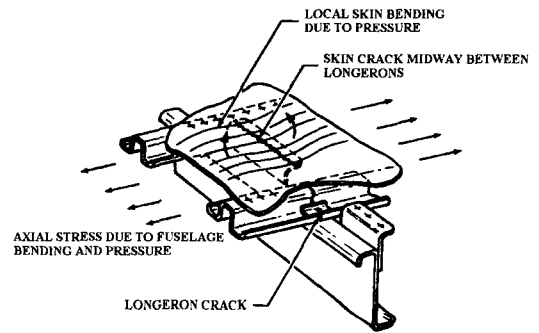
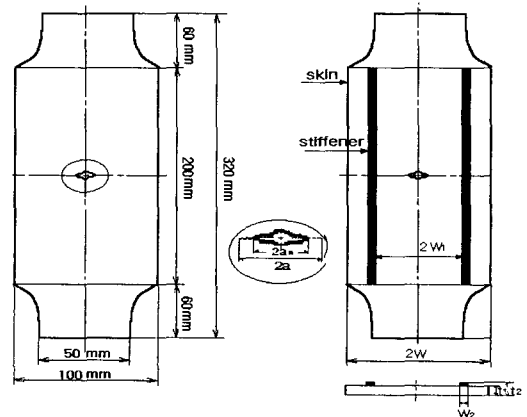


Fig. 2 Typical fatigue crack locations in fuselage shell.



(a) Unstiffened panel (b) Stiffened panel

Fig. 3 Geometry of specimens

이중 1)은 시험편 소재의 기본적인 피로균열성장거동을 조사하고, 그 결과를 보강판의 피로균열성장거동과 비교하기 위하여 수행된 피로시험용 시험편으로서, 그 형상과 치수는 Fig. 3(a)와 같다. 2)와 3)은 보강판의 형상비와 강성비 및 보강재의 재질에 따른 피로균열성장거동을 검토하기 위하

여 수행된 피로시험용 시험편으로서, 2)의 경우,  $2W_1 (=35 \text{ mm})$ 을 일정하게 하고 판폭비  $\omega (=W_2/W_1)$ 와 두께비  $\beta (=t_2/t_1)$ 를 각각 3단계로 변화시켜,  $\omega = 0.2, 0.4, 0.6$ 과  $\beta = 1.2, 1.6, 2.0$ 이 되도록 하였으며, 3)의 경우에는, 판폭비를  $\omega = 0.6$ 과 같이 일정하게 하고, 두께비만 3단계로 변화시켜  $\beta = 1.2, 1.6$  및  $2.0$ 이 되도록 하였다(Fig. 3(b) 참조).

### 2.2 시험방법 및 장치

피로균열성장시험은 ASTM E-647의  $\Delta P$ -일정 피로시험법에 준하여 인장-인장형 하중제어방식으로 수행하였으며, 피로하중은, MTS사에서 제작된 25톤 용량의 동적 재료 시험기(Model 810)와 평판용 유압 그립을 이용하여, 하중비  $R=0.1$ 과  $20\text{Hz}$ 의 정현파형으로 부하되었다. 또한  $P_{max}$ 의 설정에는 위에 언급된  $\Delta P$  일정 피로시험법상의 관련 규정과 하중설정을 위한 예비시험 결과를 참조하였다.

한편, Fig. 1과 같은 경화과정을 거쳐 제작된 시험편은 접착층의 결합 유무를 평가하기 위하여 샘플 시험편에 대한 초음파 탐상 시험을 병행하였다.

### 3. 결과 및 고찰

피로시험 결과는 ASTM E-647의 데이터 정리 준칙에 따라 모두 「 $a-N$ 」 및 「 $da/dN-\lambda$ 」 관계로 정리하여, 피로균열성장거동에 대한 보강판의 형상비와 강성비 및 보강재의 재질 등의 영향을 비보강판의 경우와 함께 비교하였다.

Fig. 4~Fig. 6은, 판폭비가  $\omega = 0.2, 0.4$  및  $0.6$ 이고 또한 두께비가 각각  $\beta = 1.2, 1.6, 2.0$ 인 Carbon/Epoxy 보강판의 「 $a-N$ 」 관계를 비보강판의 경우와 함께 도시한 것이며, Fig. 7은 판폭비가  $\omega = 0.6$ 이고 두께비가 각각  $\beta = 1.2, 1.6, 2.0$ 인 Al 합금 보강판의 「 $a-N$ 」 관계를 예시한 것이다. 이 결과에 의하면, 정성적인 보강판의 피로균열성장거동은, 비보강판의 경우와 마찬가지로 모두 단순 증가하는 양상을 보이고 있으나, 균열이 성장하여 보강경계에 근접하게 되면 전반적으로 「 $a-N$ 」 곡선의 기울기가 완만해지며, 이러한 거동은 두께비와 판폭비가 클수록 커지는 양상을 보이고 있다. 따라서 보강판의 경우, 균열이 성장하여 보강경계의 영향권에 진입하게 되면, 균열성장이 점차 둔화되는 특성을 가지며, 이러한 현상은 — 보강판의 형상비 조건이 크면 클수록 보강판의 강성비가 커지고, 또한 강성비

가 커지면 보강판의 균열성장 구속효과(보강효과)도 커질 것이므로 — 보강판의 형상비 조건에 의존함을 알 수 있다.

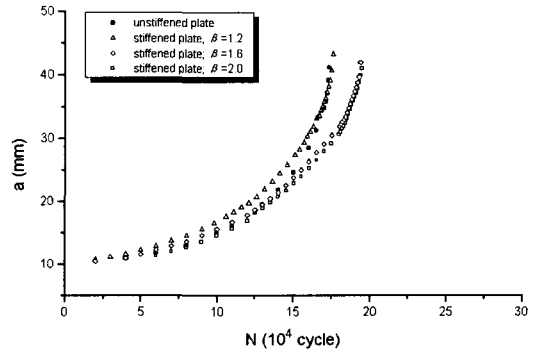


Fig. 4 Effects of shape parameters on crack growth in the carbon/epoxy stiffened panels( $\omega=0.2$ )

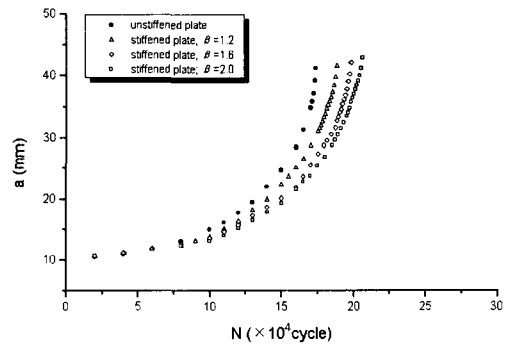


Fig. 5 Effects of shape parameters on crack growth in the carbon/epoxy stiffened panels( $\omega=0.4$ )

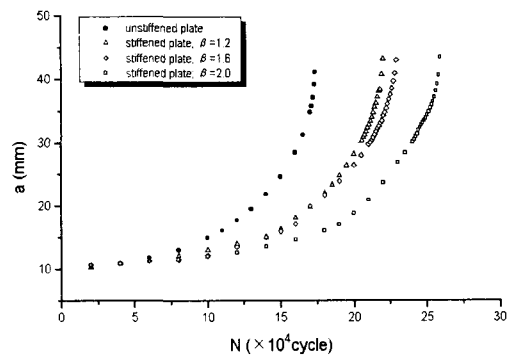


Fig. 6 Effects of shape parameters on crack growth in the carbon/epoxy stiffened panels( $\omega=0.6$ )

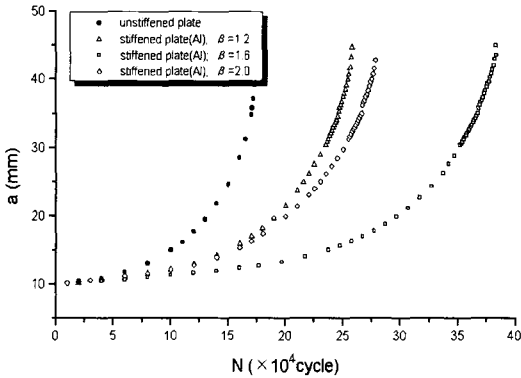
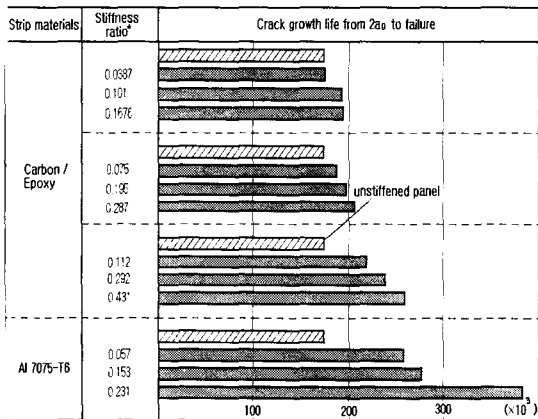


Fig. 7 Effects of shape parameters on fatigue crack growth in the 7075-T6 stiffened panels( $\omega=0.6$ )

Fig. 8은 Carbon/Epoxy 보강재와 Al 7075-T6 보강재가 각각 접합된 보강판의 피로균열성장 수명을 보강판의 강성비로 비교한 것으로서, 보강판의 피로수명 향상 정도는, 전술된 『 $a-N$ 』 관계의 고찰결과로부터 예상할 수 있는 바와 같이, 대체로 강성비가 클수록 증대되는 양상을 보이고 있으며, 특히 이러한 양상은 동질의 보강재가 접착된 Al 7075-T6 보강판에서 현저하였다.



$$* \mu = \frac{\sum (EA)_{st}}{(EA)_{skin} + \sum (EA)_{st}} : \text{Stiffness ratio}$$

Fig. 8 Effects of stiffener materials and stiffness ratios on fatigue crack growth life

Fig. 9~Fig. 12는 위에서 언급된 『 $a-N$ 』 관계를, 균열성장속도 기준으로 검토하기 위하여, 피로 균열성장속도  $da/dN$ 과 무차원 균열길이  $\lambda (=a/W)$  사이의 관계로 재정리한 것이다. 이 결과에 의하면, 균열이 성장하여 보강경계에 근접하는 과정에서는 비보강판과 보강판의 균열성장속도에 큰 차이가 없으나, 균열성장이 지속되어 보강경계( $\lambda=0.7$ )를 통과하게 되면 보강판의 균열성장속도가 점차 감소되는 양상을 보이고 있으며, 이와 같은 피로균열성장속도의 감소거동은 보강판의 형상비  $\omega$ 와  $\beta$ 가 클수록  $da/dN$ 의 감소 폭도 커지는 경향을 보이고 있다.

또한 보강판의 강성비에 따른 피로수명의 향상 정도를 비교한 Fig. 8의 내용을 『 $da/dN-\lambda$ 』 관계로 재검토하면 다음과 같다. 즉, 접착 이음 보강판의 피로수명이 크게 향상되기 위해서는 균열성장수명의 대부분을 차지하는 보강경계 이전 영역에서 피로균열성장속도가 현저하게 감소되어야 할 것으로 생각되나, 본 실험결과에 의하면, 이 영역에서  $da/dN$ 의 감소거동이 기대치에 미달하였기 때문에 피로수명이 크게 향상되지 않은 것으로 생각되며, 이와 같은 현상은 일체형 보강판(Integrally Stiffened Panel)이나 리벳이음 보강판의 이음부 전단강성에 비해 접착이음 보강판의 접착부 전단강성이 상대적으로 낮기 때문에 접착이음 보강재가 보강경계 이전 영역에서의 피로균열성장을 효과적으로 구속하지 못한 탓에서 기인한 것으로 설명할 수 있겠다.<sup>[8]</sup>

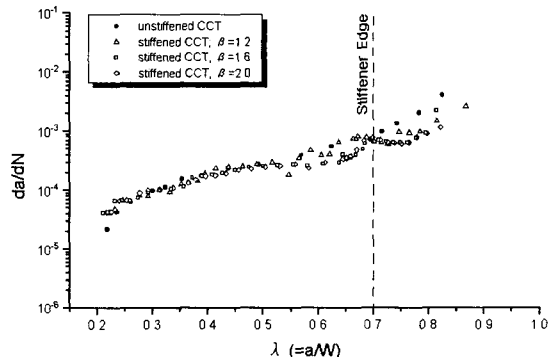


Fig. 9 Fatigue crack growth behavior of stiffened panels with carbon/epoxy stiffener( $\omega=0.2$ )

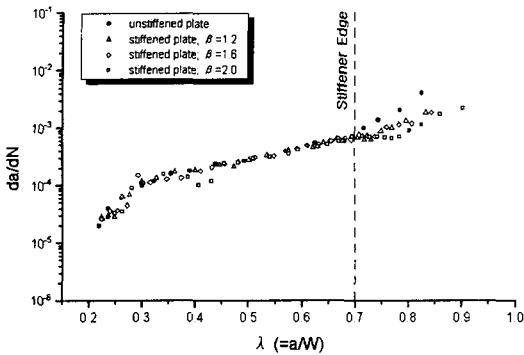


Fig. 10 Fatigue crack growth behavior of stiffened panels with carbon/epoxy stiffener( $\omega=0.4$ )

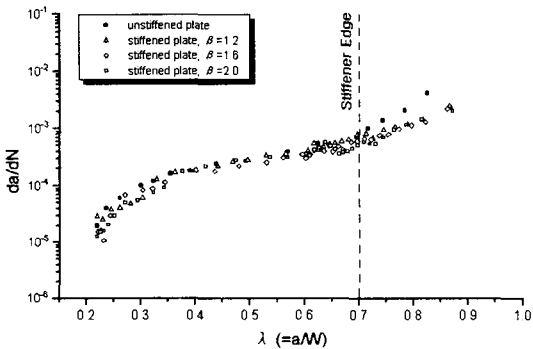


Fig. 11 Fatigue crack growth behavior of stiffened panels with carbon/epoxy stiffener( $\omega=0.6$ )

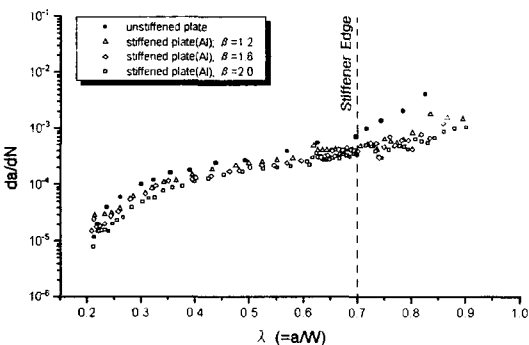


Fig. 12 Fatigue crack growth behavior of stiffened panels with 7075-T6 stiffener( $\omega=0.6$ )

#### 4. 결론

Carbon/Epoxy 보강재와 Al 합금 보강재가 균열에 대칭형으로 집착된 보강판의 피로균열성장시험을 수행하고, 균열성장거동에 대한 보강판의 형상

비와 강성비 및 보강재료 등의 영향을 검토하였으며, 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 집착 이음 보강판의 피로균열성장 거동은, 균열이 성장하여 보강경계에 근접하는 과정에서는 비보강판의 경우와 큰 차이가 없으나, 균열성장이 지속되어 보강경계를 통과하게 되면 피로균열성장 속도가 점차 감소되는 것을 알 수 있었다.

(2) 보강경계 근방에서  $da/dN$ 의 둔화거동은 보강판의 형상비와 강성비에 의존하며, 특히 집착이음 보강기법의 특성상 판폭비의 영향이 지대할 것으로 생각된다.

(3) 집착 이음 보강판의 보강효과는 집착부의 전단강성에 의존하기 때문인지, 제한된 실험조건하에서 검토된 보강재의 재질에 따른 보강효과는 보강재의 강성에 무관한 것으로 조사되었으나, 이 문제는 보다 광범위한 실험결과를 토대로 하여 후속 연구에서 재론하기로 한다.

#### 참고문헌

1. M. Isida, "Method of Laurent Series Expansion for Internal Crack Problems," *In Mechanics of Fracture*, G.C. Sih, Noordhoff, Netherlands, pp. 56-130, 1973.
2. W.D. Graziano and G.E. Fitch, Jr., "Initiation and Growth of Fatigue Cracks in and Residual Strength of the F-100 Wing," *ASTM STP. 486*, pp. 144-163, 1971.
3. T. Swift, "Development of the Fail-Safe Design Features of the DC-10," *ASTM STP. 486*, pp. 164-214, 1971.
4. H. Vlieger, "The Residual Strength Characteristics of Stiffened Panels Containing Fatigue Cracks," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 5, pp. 447-477, 1973.
5. F.R.C. Shah and F.T. Lin, "Stress Intensity Factors of Stiffened Panels with Partially Cracked Stiffeners," *ASTM STP. 791*, pp. 1-157~1-171, 1983.
6. M.M.Ratwani and H.P.Kan, "Analysis and Growth of Crack in Skin with Variable Thickness," *ASTM STP 833*, pp. 44-56, 1984.
7. T.Nishimura, T.Uchimoto and K.Hiraoka, "Stress Intensity Factor for a Crack Passing Through a Thickness Step," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 37, No. 5, pp. 405-421, 1990.
8. J.Schijve, "Crack Stoppers and ARALL Laminates," *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 37, No. 2, pp. 405-421, 1990.