

## 과하중을 받는 일체형 보강판의 피로균열 성장거동 해석

이환우\* · 서정호\*\*

\*경남대학교 기계자동화공학부

\*\*경남대학교 대학원 기계설계학과

# Analysis of Fatigue Crack Growth Behavior in the Integrally Stiffened Panels Subjected to Single Overload

HWAN-WOO RHEE\* AND JEUNG-HO SEO\*\*

\*Mechanical and Automation Engineering, Kyungnam University, Masan, Korea

\*\*Graduate School, Kyungnam University, Masan, Korea

**KEY WORDS:** Single Overload 단일 과하중, Stiffened Panel 보강판, Finite Element Method 유한요소법, Geometry Factor 형상계수, Load Interaction Effect 하중상호작용, Fatigue Crack 피로균열

**ABSTRACT:** It is well known that tensile peak overloads may significantly delay subsequent constant amplitude fatigue crack growth in many materials. Since real structures are usually subjected to complex load histories, the ability to predict accurate crack growth under realistic service conditions is of major engineering interest. This paper describes experiments on fatigue crack growth in the integrally stiffened panel of 7075-T6 aluminum alloy. The effect of shape parameters and overload positions on the fatigue crack growth behavior of integrally stiffened panels are discussed. Based on the experimental results, the following conclusions have been drawn: the overall fatigue crack growth retardation resulting from single overload in the stiffened panels was generally larger in the larger thickness ratio, although the retardation trends, according to the change in overload positions, were similar to those exhibited in the non-stiffened panels.

### 1. 서 론

기계·구조물의 위험부위(Critical Location)에 복수하중경로(Multiple Load Path)를 부여하여 하중분산을 유도하는 보강기법은 파괴역학의 발달과 더불어 가장 효과적인 파손-안전 대책으로 인식되어 왔으며, 보강판의 균열거동에 대한 Isida(1970)와 Vlioger(1973), Swift(1994) 등을 비롯한 많은 연구자들의 이론 및 수치해석 결과와 실험해석 결과들이 발표되어 항공기와 선박구조물을 비롯한 박판 구조물의 수명향상과 피로파괴방지에 기여해 왔다(Park et al., 1997).

한편, 변동하중(Variable Amplitude Loading)을 받는 기계·구조물의 피로균열 성장거동은 - 현재의 균열길이와 작용하중에만 의존하는 일정 하중 폭(Constant Amplitude Loading) 피로균열거동과는 달리 - 균열길이와 작용하중 뿐만 아니라 하중이력(Loading History)에도 의존하는 특성을 가지며, 특히 과하중하에서의 균열성장거동은 보강판의 균열문제와 마찬가지로 그 특이한 거동 때문에 관찰 초기부터 균열지연기구(Crack Retardation Mechanism)와 하중상호작용 등에 관한 의문이 파괴역학적인 연구의 관심사가 되어 왔다(Schijve, 1976;

Bernard et al., 1976; Kumar, 1992).

실제로, 모재와 보강재가 용접이음된 일체형 보강기법이 보편적으로 적용되고 있는 선박이나 해양구조물의 경우 사용 중에 복잡한 하중이력을 받게되므로, 이러한 구조물의 균열성장 거동과 예측에 관한 연구는 실용적인 측면에서 안전사용과 직접 관련되어 있는 중요한 문제라고 할 수 있으며, 또한, 판 구조물의 손상-허용 능력을 개선하고 피로수명을 향상시키기 위한 연구의 일환으로도 검토할 필요가 있을 것이다. 따라서 일련의 본 연구에서는 일체형 보강판의 응력확대계수(Stress Intensity Factor : SIF)에 대한 유한요소해석과 단일 인장 과하중을 받는 보강판의 피로시험을 수행한 다음, 피로균열 성장거동에 대한 하중상호작용과 보강판의 두께비 및 판폭비의 영향 등을 검토해 보기로 하였다.

### 2. 일체형 보강판의 SIF 해석

#### 2.1 보강판의 유한요소해석

본 연구에서는 항공기나 선박 구조물에서 흔히 볼 수 있는 일체형 보강판을 Fig. 1과 같이 균열을 포함하는 박판의 한 쪽 면에 띠형 보강재가 덧붙여진 CT(Compact Tension)형 보강판으로 모형화한 다음, 박판과 띠형 보강재의 재질을 모두 7075-T6 Al 합금으로 설정하였으며, 유한요소해석시 이 재료의 탄성계수와 포아송의 비에는  $E=72$  GPa와  $\nu=0.33$ 을 각각 적용

제1저자 이환우 연락처: 경상남도 마산시 월영동 449

055-249-2618 rhee@kyungnam.ac.kr

하였다. 또한 설정된 보강판 모델은 박판부에 존재하는 관통 균열이 보강경계(박판과 띠형 보강재의 결합경계)를 향하여 성장해가는 박·후판 결합형(Thin-to-Thick Type)으로서, 일체형 보강판의 두께비  $\beta (=t_2/t_1)$ 와 판폭비  $\omega (=W_2/W_1)$ 는 기존 해석결과(Rhee, 1997)를 참조하여 Table 1과 같이 설정하였다.

한편, 일체형 보강판의 형상은 모두 균열면에 대하여 대칭형이므로 일체형 보강판의 1/2을 해석대상영역으로 선정하였으며, 선정된 해석대상영역의 유한요소 모델링에는 Fig. 2에 예시된 바와 같이 균열선단 주변을 제외한 모든 영역에 20절점 3-D 솔리드 요소(20-node 3-D Solid Element)를 사용하고, 균열선단 주변에는 15절점 1/4점 특이요소(15-node Quarter Point Singular Element)를 사용하여 균열선단에서의 특이성(Singularity)을 만족하도록 하였다. 이와 같이 설정된 유한요소해석모델은 두께비와 판폭비 조건에 따라 다소 차이가 있으나 보강판의 판폭비가  $\omega=1.0$ 이 되고 또한 두께비가  $\beta=1.0$ 이 되면 그 형상은 두께가 일정한 균후재(표준 CT 시험편)의 형상과 동일하게 되므로, 먼저 표준 CT 시험편의 SIF를 유한요소해석한 다음, 그 결과를 ASTM E-647에 규정된 동일 모델의 SIF(ASM E-647-95, 1995) 해와 비교하여 설정된 유한요소망(Finite Element Mesh)의 유용성을 검토하였으며, 이와 같이 비교 검증된 유한요소망을 CT형 보강판의 SIF 해석에 준용하였다. 또한 유한요소해석에는 ANSYS 프로그램을 이용하였으며, 균열선단 SIF의 계산에는 변위 외삽법(Displacement Extrapolation Method)을 이용하였다.

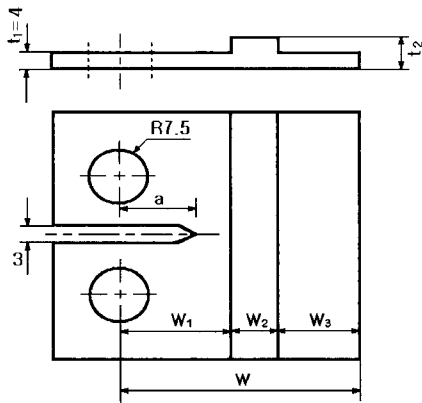


Fig. 1 CT type integrally stiffened panel

Table 1 Shape parameters and dimensions(mm) of the CT type integrally stiffened panels

$\omega$	0.15		0.30		0.60		0.90	
	$W_2$	$t_2$	$W_2$	$t_2$	$W_2$	$t_2$	$W_2$	$t_2$
1.2	4.5	4.8	9.0	4.8	18.0	4.8	27.0	4.8
1.6	4.5	6.4	9.0	6.4	18.0	6.4	27.0	6.4
2.0	4.5	8.0	9.0	8.0	18.0	8.0	27.0	8.0
4.0	4.5	16.0	9.0	16.0	18.0	16.0	27.0	16.0
6.0	4.5	24.0	9.0	24.0	18.0	24.0	27.0	24.0
8.0	4.5	32.0	9.0	32.0	18.0	32.0	27.0	32.0
10.0	4.5	40.0	9.0	40.0	18.0	40.0	27.0	40.0

## 2.2 유한요소해석 결과

### 2.2.1 SIF의 변동거동에 대한 형상 변수의 영향

판폭비와 두께비가 각각  $\omega=0.15, 0.30, 0.60$  및  $0.90$ 이고  $\beta=1.2, 1.6, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0$  및  $10.0$ 인 CT형 보강판의 SIF를  $0.3 \leq \alpha (=a/W) \leq 1.0$  사이의 균열길이에 대하여 유한요소해석한 다음, 그 결과를 식(1)과 같이 비보강판의 SIF(같은 균열길이에서 두께가 균일한 경우)로 무차원화하여 『 $F_{st}-\alpha$ 』 관계로 정리하였다.

$$F_{st} = K_{st} / K_{unst} \quad (1)$$

여기서  $F_{st}$  : 무차원 SIF(보강판의 SIF 형상계수)  
 $K_{st}$  : 보강판의 SIF  
 $K_{unst}$  : 비보강판의 SIF

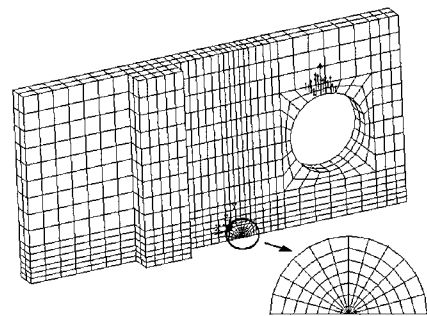


Fig. 2 Three-dimensional finite element model

Fig. 3~Fig. 6은 보강판의 균열성장과 SIF의 변동거동에 대한 형상 변수의 영향을 도시한 것으로서, 판폭비가 일정한 반면에 두께비 조건이 변화하는 Fig. 3과 Fig. 4의 경우, 균열이 성장함에 따라 무차원 SIF  $F_{st}$ 의 감소거동을 초래하다가 보강경계( $\alpha=0.5$ ) 근방에서  $F_{st}$ 의 감소거동이 급격해지는 양상을 보이고 있으며, 균열이 띠형 보강재의 이면에서 성장하는 동안에  $F_{st}$ 의 감소거동이 최대가 되는 것을 알 수 있다. 또한 균열이 성장하여  $F_{st}$ 의 감소거동이 최대가 되는 점을 통과한 후에는  $F_{st}$ 의 값이 급격하게 증가하는 것을 알 수 있으며, 이와 같은 무차원 SIF의 변동거동은  $\beta > 1$ 인 보강판의 두께비가 커짐에 따라  $F_{st}$ 의 감소거동도 커지는 것을 알 수 있다.

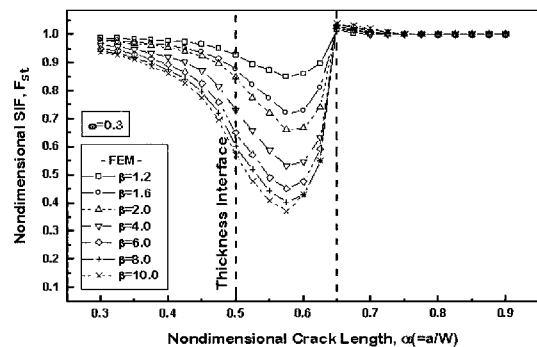


Fig. 3 Non-dimensional SIF  $F_{st}$  values for integrally stiffened panels having width ratio of  $\omega=0.3$

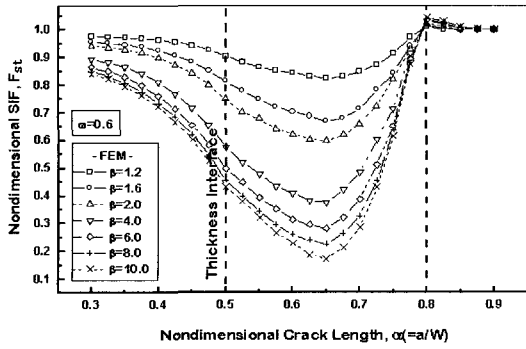


Fig. 4 Non-dimensional SIF  $F_{st}$  values for integrally stiffened panels having width ratio of  $\omega=0.6$

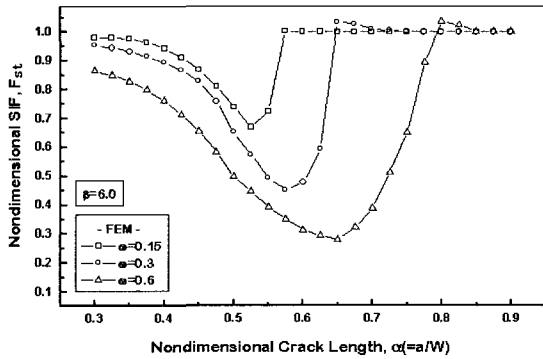


Fig. 5 Non-dimensional SIF  $F_{st}$  values for integrally stiffened panels having thickness ratio of  $\beta=6.0$

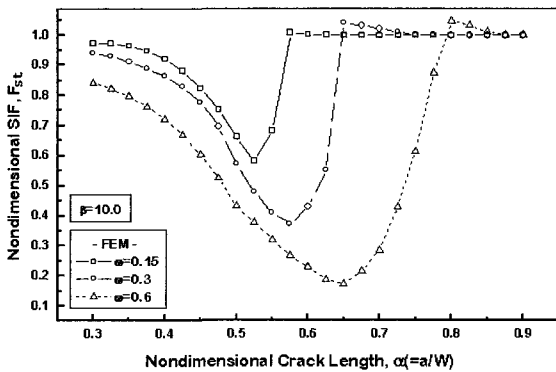


Fig. 6 Non-dimensional SIF  $F_{st}$  values for integrally stiffened panels having thickness ratio of  $\beta=10.0$

한편, 두께비가 일정한 반면에 판폭비 조건이 변화하는 Fig. 5와 Fig. 6의 경우 대체적인  $F_{st}$ 의 변동거동은 전술된 경우와 유사한 양상을 보이고 있으나, 판폭비가 클수록  $F_{st}$ 의 감소거동이 보강경계의 후방에까지 지속되는 양상을 나타내었다. 따라서 일체형 보강판의 경우 두께비 조건이 동일할지라도 판폭비가 클수록 SIF의 감소거동에 의한 피로수명 향상에 도움이 되는 유용한 구조형상이라고 할 수 있겠다. 그러나 본 연구자들

의 이전 해석결과(Rhee, 1997)에 의하면  $\omega \geq 1$ 의 경우  $F_{st}$ 에 대한 판폭비의 영향은 거의 무시할 수 있었던 것으로 보아 위와 같은 거동은  $\omega < 1$ 일 때에 국한된 것이라고 할 수 있다.

2.2.2 보강경계 근방에서 SIF의 변동거동

Fig. 7과 Fig. 8은 박·후판 결합형 보강판의 보강경계 근방에서 SIF의 감소거동에 대한 형상 파라메타의 영향을 검토하기 위하여  $\alpha=0.5$ 일 때 두께비와 판폭비 조건에 따른  $F_{st}$ 의 감소거동을 『 $F_{st}-\beta$ 』 및 『 $F_{st}-\omega$ 』의 관계로 재정리한 것이다. 이 결과에 의하면 일정 판폭비 조건하에서 두께비가 달라지는 Fig. 7의 경우 두께비가 클수록  $F_{st}$ 의 감소거동도 커지다가 두께비  $\beta$ 가 어떤 한계치(예컨대  $\beta > 10$ ) 이상 커지면 SIF의 감소거동이 점차 둔화되어 그 감소율이 거의 일정해지는 경향을 보이고 있다.

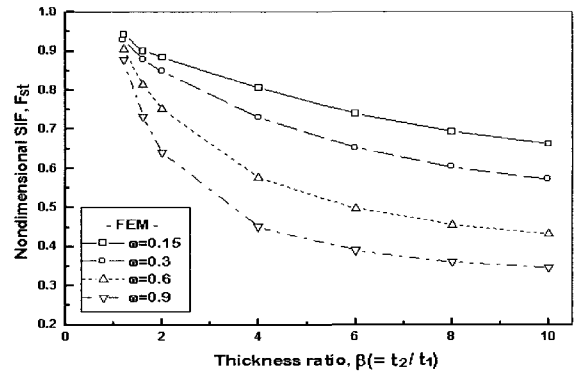


Fig. 7 Variation of non-dimensional SIF values near the skin-strip interface of integrally stiffened panels

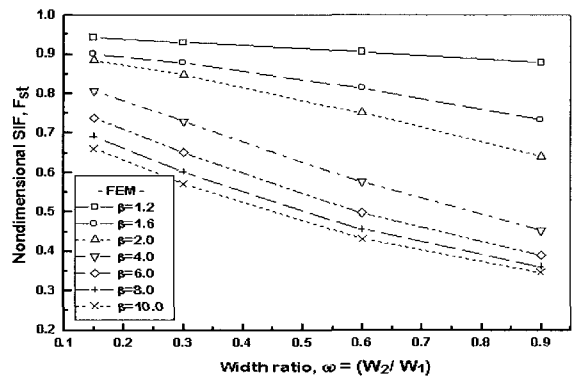


Fig. 8 Variation of non-dimensional SIF values near the skin-strip interface of integrally stiffened panels

한편, 두께비를 일정하게 하고 판폭비를 변화시킨 Fig. 8의 경우 대체적인 SIF의 변동거동은  $\omega$ 의 증가와 더불어  $F_{st}$ 의 값이 점차 감소하는 경향을 보이고 있으나 그 거동은 두께비 조건에 따라 현저한 차이를 보이고 있다. 따라서  $\omega < 1$ 인 일체형 보강판의 균열성장과 SIF의 변동거동은 두께비와 판폭비 조건에 공히 의존하게 되나,  $\omega > 1$ 일 때 SIF의 변동거동은 전술된 바와 같이 판폭비의 변화에 무관하게 거의 일정해지므로 일체

형 보강판의 SIF 감소거동을 지배하는 주요 영향인자는 두께 비라고 할 수 있으며, 이와 같은 보강판의 SIF 변동거동은 유사한 모델에 대한 Isida(1970)와 Schijve(1990) 등의 해석결과와도 정성적으로 일치하고 있다.

### 3. 과하중을 받는 보강판의 피로균열 성장거동

#### 3.1 피로균열 성장시험

본 연구에 사용된 시험편 재료는 7075-T6 Al 합금 판재이며, 이 재료의 중요한 기계적인 성질은 Table 2와 같다.

Table 2 Mechanical properties of 7075-T6 Al alloy

Tensile Strength (Mpa)	Yield Strength (Mpa)	Young's Modulus (Gpa)	Elongation (%)
538	463	72	11

시험편의 형상은 시험목적에 따라 1) CT형 균후재와 2) CT형 보강판재로 구분하여 제작하였다. 이중 1)은 시험편 소재의 기본적인 피로균열성장 특성을 파악하고 보강판의 피로균열거동에 대한 비교 데이터를 추출하기 위하여 수행된 피로시험용 시험편이며, 2)는 보강판의 피로균열거동과 과하중의 영향을 검토하기 위하여 수행된 피로시험용 시험편으로서, 2)의 경우 Fig. 1에 도시된 바와 같이  $W_1$ 를 일정하게 하되 형상비 조건은 판폭비가  $w=0.15$ 이고 두께비가 각각  $\beta=1.2, 1.6$  및  $2.0$ 인 모델을 Table 1에서 선택하였다. 한편, 기계 가공된 노치선단은 직선 대칭형 예비 균열을 유도하기 위하여 쉘브론형으로 밀링 가공하였으며, 시험편의 표면은 균열성장거동을 관찰하는데 무리가 없을 만큼 사포와 연마제( $Al_2O_3$ )를 이용하여 세심하게 연마하였다. 또한 피로시험에는 MTS사에서 제작된 동적 재료시험기(Model 810)를 이용하였으며, CT 시험편용( $t=4$  mm) 그림은 정교하게 자체 제작한 그림을 사용하였다.

시험방법은 ASTM E-647에 규정된  $\Delta P$ =일정 피로시험법에 준하여 인장-인장형 하중제어방식으로 수행하였으며, 하중 사이클은 20 Hz 정현파형으로 설정하였다. 또한 하중비는  $R=0.1$ 로 일정하게 하되, 과하중이 부하될 경우, 과하중비를  $OLR=2$ 로 설정하였으며 과하중은 균열길이를 기준으로 하여 각각  $\alpha$  ( $=a/W$ ) =0.35, 0.4 및 0.45일 때 부하되도록 하였다. 그리고 예비균열은 MTS사에서 제공된 TestStar II 응용 프로그램을 이용하여 기계 가공된 노치 끝으로부터 약 3 mm가 되도록 하였으며, 균열길이 측정은 COD(Crack Opening Displacement)로부터 역산하는 방법을 이용하였다.

#### 3.2 피로균열성장시험 결과 및 고찰

##### 3.2.1 보강판의 피로균열성장거동

Fig. 9는  $w=0.3$ 이고  $\beta=1.2, 1.6$  및  $2.0$ 인 7075-T6 Al 합금 일체형 보강판의 『a-N』 관계를 비보강판의 경우와 함께 비교한 것으로서, 보강판의 피로균열성장거동은 비보강판의 경우와는 달리 균열이 성장하여 보강경계( $\alpha=0.5$ )에 근접하게 되면 균열성장 곡선의 기울기가 현저하게 저하되는 것을 알 수 있으며, 이와 같은 거동은 두께비가 클수록 커지는 경향을 보이고 있다.

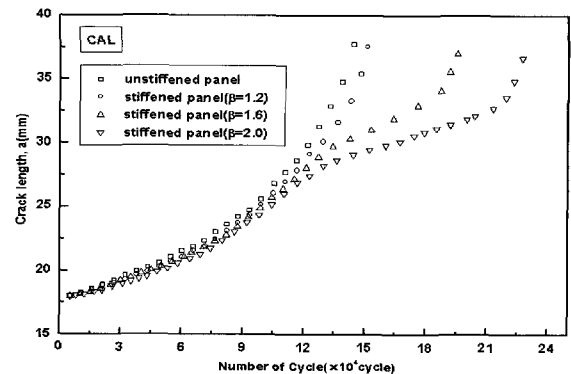


Fig. 9 Fatigue crack growth under constant-amplitude load fluctuation for Al 7075-T6 stiffened panels

Fig. 10과 Fig. 11은 Fig. 9와 같은 일체형 보강판의 피로균열 성장거동에 대한 두께비의 영향을 피로균열성장속도와 SIF 기준으로 재검토하기 위해 『a-N』 곡선상에 있는 두 인접점 사이의 기울기로 계산된 피로균열성장속도  $da/dN$ 과 일체형 보강판의 SIF에 대한 유한요소해석 결과를 이용하여 『a-N』 관계를 『da/dN-a』 및 『da/dN- $\Delta K$ 』 관계로 다시 정리한 것이다.

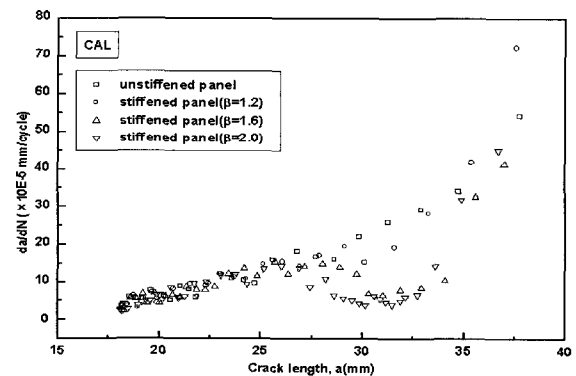


Fig. 10 Fatigue crack growth rate as a function of crack length for Al 7075-T6 stiffened panels

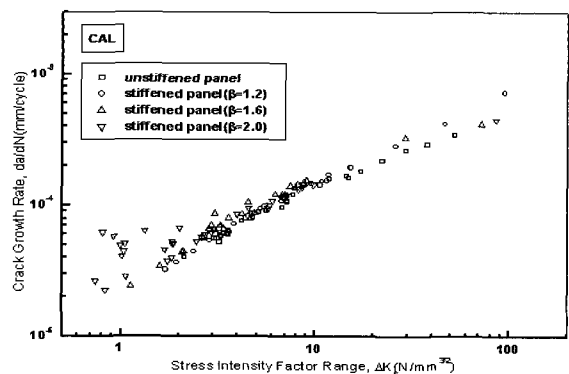


Fig. 11 Fatigue crack growth rate as a function of stress intensity factor for Al 7075-T6 stiffened panels

이 결과에 의하면 보강판의 피로균열성장거동은, 균열이 성장함에 따라 SIF의 증가와 더불어  $da/dN$ 도 증가하는 양상을 보이다가 균열이 보강경계에 근접하게 되면  $da/dN$ 의 감소거동을 초래하게 되며, 이러한 균열성장속도의 증감 전이거동은 보강판의 형상비 조건에 따라 차이가 있으나, 대체로 두께비가 클수록  $da/dN$ 의 전이점이 보강경계의 전방에 위치하고  $da/dN$ 의 둔화폭도 현저하였다. 또한 균열이 성장을 지속하여 보강경계를 상회하게 되면 균열성장속도가 급격하게 증가하여 최종적인 파단에 이르는 양상을 나타내었다.

**3.2.2 과하중을 받는 비보강판의 피로균열성장거동**

Fig. 12~Fig. 14는 과하중을 받는 비보강판의 균열성장거동을 평가하고 또한 보강판의 균열성장거동에 대한 과하중의 영향을 비교 검토하기 위하여 수행된 피로시험 결과이다. 이 중 Fig. 12는 균열길이를 기준으로 한 과하중의 작용위치가 각각  $\alpha=0.35(=OL1)$ ,  $0.40(=OL2)$  및  $0.45(=OL3)$ 와 같을 때, 7075-T6 Al 합금 비보강판의 『a-N』 관계를 과하중이 부하되지 않은 경우와 함께 도시한 것이다. 이 결과에 의하면 인장 과하중이 초기 균열성장 단계( $\alpha=0.35$ )에서 부하되었을 때 하중상호작용에 의한 지연 사이클 수(Number of Delay Cycles)가 가장 큰 것을 알 수 있으며, 과하중이 비교적 큰 균열길이( $\alpha=0.40, 0.45$ )에서 작용될

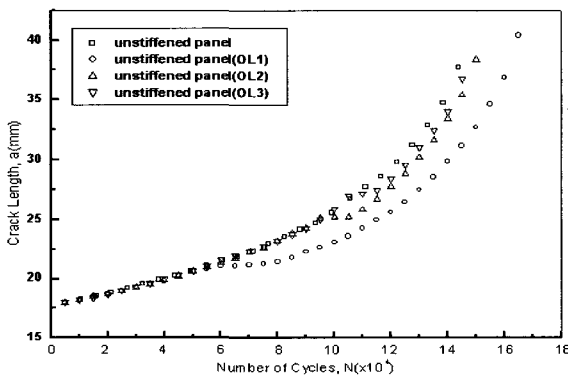


Fig. 12 Effect of overload positions on fatigue crack growth in the Al 7075-T6 unstiffened panels

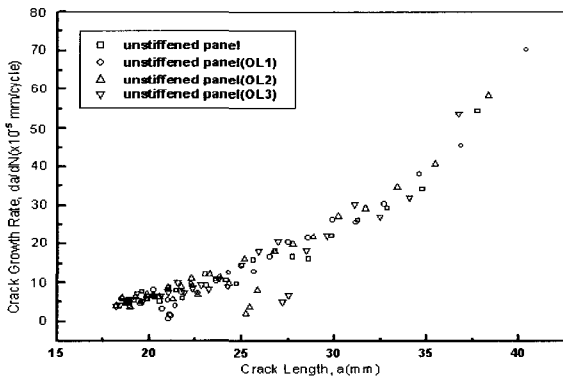


Fig. 13 Fatigue crack growth rate as a function of crack length for different overload positions

경우에는 지연 사이클 수가 현저하게 감소하는 것을 알 수 있다.

Fig. 13과 Fig. 14는 Fig. 12의 『a-N』 관계를 『 $da/dN$ -a』 및 『 $da/dN$ - $\Delta K$ 』 관계로 재정리한 것으로서, Fig. 13의 경우 인장 과하중이 작용됨에 따라 피로균열성장속도가 과하중의 작용점 근방에서 급격하게 둔화되었다가 정상적인 피로균열성장속도로 복귀하는 거동을 보이고 있으며, 이와 같은 피로균열성장속도의 변동거동을 SIF 기준으로 재검토할 경우, Fig. 14에 도시된 바와 같이, 피로균열성장속도가 동일한 『 $da/dN$ - $\Delta K$ 』 곡선상에서 증감하는 양상을 나타내었다.

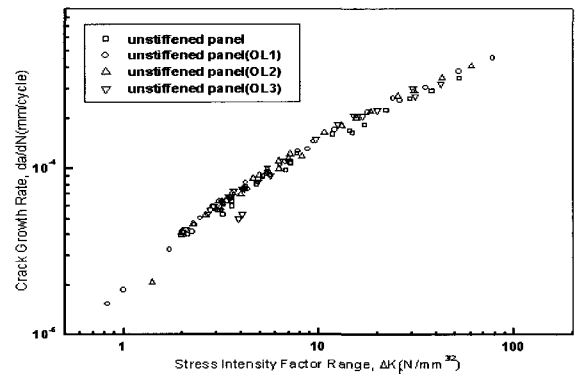


Fig. 14 Fatigue crack growth behavior of Al 7075-T6 unstiffened panels subjected to single overload

**3.2.3 과하중을 받는 보강판의 피로균열성장거동**

Fig. 15~Fig. 17은 균열길이를 기준으로 한 인장 과하중의 작용점이 각각  $\alpha=0.35, 0.40$  및  $0.45$ 와 같을 때, 판폭비가  $w=0.3$ 이고 두께비가  $\beta=1.2, 1.6$  및  $2.0$ 인 일체형 보강판의 『a-N』 관계를 비보강판의 경우와 함께 도시한 것이다. 이 결과에 의하면, 균열이 보강경계( $\alpha=0.5$ )를 향하여 성장하는 동안에 과하중이 부하될 경우, 보강경계 이전에서의 균열성장거동은 과하중을 받는 비보강판의 균열성장거동과 흡사한 반면에, 보강경계 근방에서는 마치 일체형 보강판의  $\Delta P$ =일정 균열성장거동과 흡사한 양상을 보이고 있다. 즉, 균열길이를 기준으로 한 과하중의 작용점이 보강경계로부터 충분히 떨어져 있을 경우, 균열이 과하중으로부터 유발된 균열선단 소성영역 내에서 성장하는 동안에는 하중상호작용의 영향을 받아 지연거동을 보이게 되나, 균열이 성장하여 과하중에 의한 균열선단 소성영역을 통과하게 되면 하중상호작용 효과가 소멸되어 그 성장거동이 정상상태로 복귀하게 될 것이므로, 과하중이 작용된 후 균열이 보강경계에 이르는 과정에서의 성장거동은 과하중을 받는 비보강판의 균열성장거동과 흡사한 특성을 보이게 된다. 반면에 균열성장이 지속되어 보강경계 근방에 도달하게 되면 보강판의 부하경로가 균열을 포함하는 박판으로부터 제2부재(보강재)로 우회하게 됨에 따라 그 성장거동이 하중분산 효과의 영향을 받게 될 것이므로, 보강경계 근방에서는 일체형 보강판의  $\Delta P$ =일정 균열성장거동과 흡사한 특성을 보인 것이라고 할 수 있겠다. 다시 말해서, 과하중에 의한 균열선단 소성영역의 크기가 보강경계의 지배영역과 중첩되지 않

는 한, 두 지연기구가 공존하더라도 서로 상승작용을 유발시키지 않을 것이므로, 과하중을 받는 보강판의 피로균열성장 특성은 a) 과하중을 받는 비보강판의 균열성장거동과 b) 보강판의  $\Delta P$ =일정 균열성장거동으로 구분하여 설명할 수 있으며, 역으로, a)와 b)가 주어질 경우 과하중을 받는 보강판의 균열성장거동을 추정할 수 있을 것으로 생각된다.

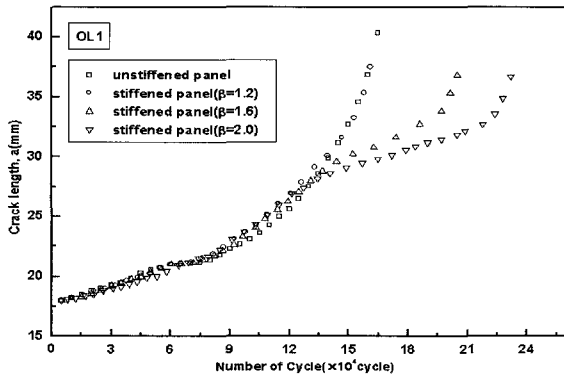


Fig. 15 Fatigue crack growth in Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single tensile overload at  $\alpha=0.35$

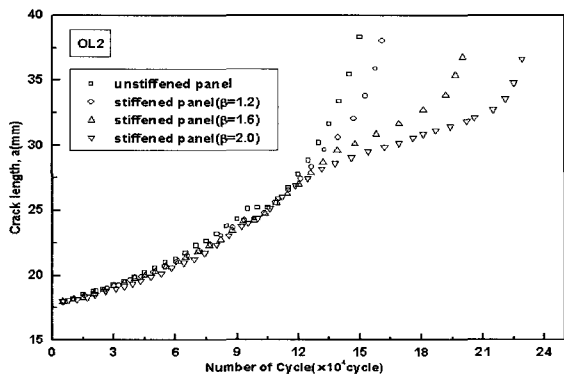


Fig. 16 Fatigue crack growth in Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single tensile overload at  $\alpha=0.40$

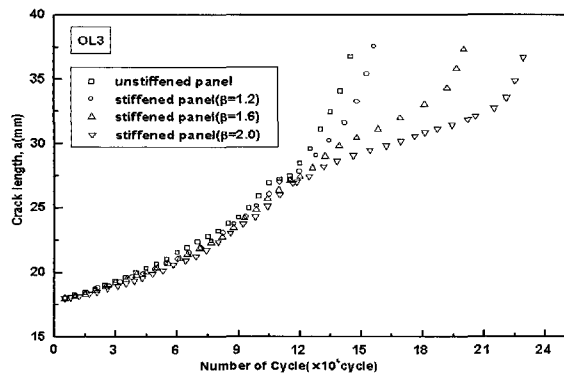


Fig. 17 Fatigue crack growth in Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single tensile overload at  $\alpha=0.45$

또한 과하중의 작용점이 보강경계에 근접함에 따라 보강판의 두께비가 미소한 경우에서도 과하중에 의한 하중상호작용과 보강경계 근방에서의 하중분산효과에 의하여 균열성장곡선의 기울기가 비보강판에 비해 다소 저하되는 거동을 나타내었다.

Fig. 18~Fig. 20은 Fig. 15~Fig. 17의 『a-N』 관계를 피로균열 성장속도와 균열길이 사이의 관계로 재정리한 것으로서, 과하중을 받는 보강판의 피로균열 성장거동은 단일 인장 과하중이 초기 균열성장단계에서 부하될 경우 일차적으로 과하중의 작용점 근방에서 하중상호작용에 의한 피로균열 성장속도의 둔화거동을 초래한 다음, 균열이 성장하여 보강경계에 근접하게 되면 하중분산효과에 의하여 보강경계 근방에서 다시 한번 da/dN의 둔화거동을 초래하게 된다. 또한 이와 같은 피로균열 성장속도의 둔화거동은 두께비가 클수록 그 둔화 폭이 클뿐만 아니라 둔화거동도 오랫동안 지속되었다.

한편, 균열길이를 기준으로 한 과하중의 작용점이 보강경계 근방에 위치할 경우, 하중상호작용 효과와 보강경계 근방에서의 하중분산효과가 상승작용을 유발시키는 것을 알 수 있었으나, 과하중의 작용점이 보강경계 이전으로 국한되어 있는 본 실험결과에서는 그 특성을 파악하기가 곤란하므로, 이 문제는 보완 실험결과와 함께 후속연구에서 재론하기로 한다.

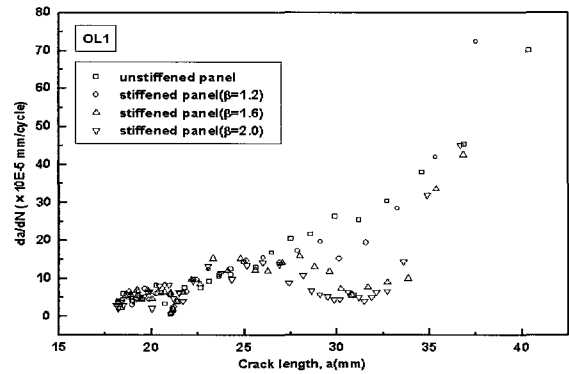


Fig. 18 Crack growth rate as a function of crack length for Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single overload at  $\alpha=0.35$

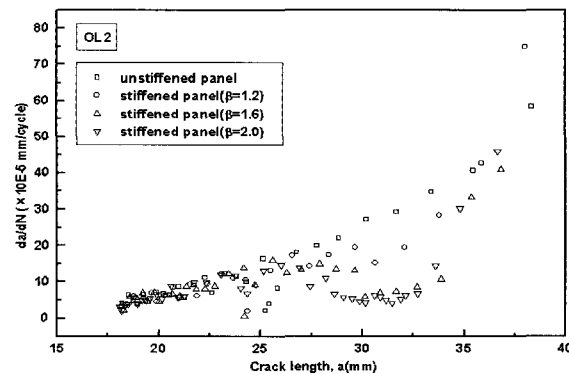


Fig. 19 Crack growth rate as a function of crack length for Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single overload at  $\alpha=0.40$

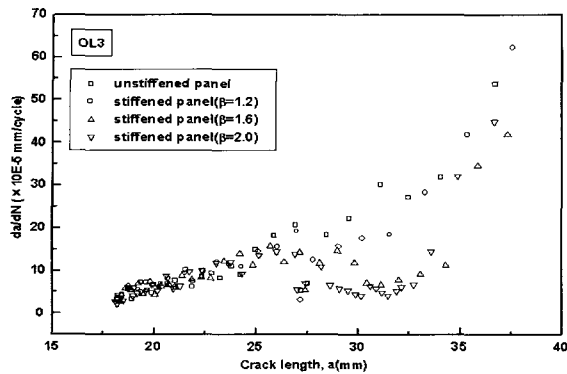


Fig. 20 Crack growth rate as a function of crack length for Al 7075-T6 stiffened panels subjected to single overload at  $\alpha=0.45$

#### 4. 결 론

유한요소법을 이용한 일체형 보강판의 SIF 해석과 과하중을 받는 보강판의 피로균열성장거동을 실험·해석하였으며, 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 일체형 보강판의 무차원 응력확대계수  $F_{st}$ 는 균열성장과 더불어 점차 감소하다가 보강경계 근방에서 급감하는 양상을 나타내었으며, 균열이 보강재 이면에서 성장하는 동안에  $F_{st}$ 의 감소거동이 최대가 되는 것을 알 수 있었다.

(2) 과하중을 받는 비보강판의 피로균열 성장거동은 인장 과하중이 초기 균열성장 단계에서 부하되었을 때 하중상호작용에 의한 지연 사이클 수가 가장 큰 것을 알 수 있었으며, 과하중이 비교적 큰 균열길이에서 작용될 경우에는 지연 사이클 수가 현저하게 감소하였다.

(3) 과하중에 의한 균열선단 소성역의 크기가 보강경계의 지배영역과 중첩되지 않는 한, 두 지연기구가 공존하더라도 서로 상승작용을 유발시키지 않는 것을 알 수 있었다. 따라서 과하중을 받는 비보강판의 균열성장거동과 일체형 보강판의  $\Delta P$ =일정 균열성장거동이 주어질 경우, 이 두 균열성장 데이터를 이용하여 과하중을 받는 일체형 보강판의 균열성장거동을 예측할 수 있으며, 이와 같은 특성은 용접이음이나 접착이음 된 일체형 보강판의 균열문제에도 확장 적용할 수 있을 것으로 생각된다.

#### 후 기

본 연구는 경남대학교 학술 연구비의 지원으로 수행된 연구결과와 일부이며, 연구비 지원에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- ASTM E647-95 (1995). Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates, Annual Book of ASTM Standard, Vol 03.01, ASTM.
- Bernard P.J., Lindley T.C. and Richards C.E. (1976). "Mechanisms of Overload Retardation During Fatigue Crack Propagation", ASTM STP 595, pp 78-97.
- Isida M. (1970). "On the Determination of Stress Intensity Factors for Some Common Structural Problem", Engineering Fracture Mechanics, Vol 2, pp 61-71.
- Kumar, R. (1992). "A Review on Crack Closure for Single Overload, Programmed and Block Loading", Engineering Fracture Mechanics, Vol 42, No 1, pp 151-158.
- Park, W.J., Hur, C.W. and Lee, K.Y. (1997). "A Study on Fatigue Life of Aluminium Plate Reinforced with FRP in Aircraft Structure", J. of KCORE, Vol 11, No 3, pp 56-68.
- Rhee, H.W. (1997). "Crack Growth Behavior of the Integrally Stiffened Plates(1)-Numerical Analysis of the SIF", J. of KSPE, Vol 14, No 5, pp 150-156.
- Schijve, J. (1976). "Observations on the Prediction of Fatigue Crack Growth Propagation Under Variable-Amplitude Loading", ASTM STP 595, pp 3-23.
- Schijve, J. (1990). "Crack Stoppers and ARALL Laminates", Engineering Fracture Mechanics, Vol 37, No 2, pp 405-421.
- Swift, T. (1994). "Damage Tolerance Capability", Int. J. of Fatigue, Vol 16, No 1, pp 75-94.
- Vlieger, H. (1973). "The Residual Strength Characteristics of Stiffened Panels Containing Fatigue Crack", Engineering Fracture Mechanics, Vol 5, pp 447-477.

2003년 10월 27일 원고 접수

2004년 1월 12일 최종 수정본 채택