

접착 패칭된 박-후판 결합형 보강판의 피로균열성장 거동

이환우* · 김승현**

*경남대학교 기계자동화공학부

**경남대학교 대학원 기계공학과

Fatigue Crack Growth Behavior of the Thin-to-Thick Type Stiffened Panels with Bonded Patch

HWAN-WOO RHEE* AND SEUNG-HYUN KIM**

*Div. of Mechanical Engineering and Automation, Kyungnam University, Masan, Korea

**Dept. of Mechanical Engineering, Graduate School, Kyungnam University, Masan, Korea

KEY WORDS: Composite patch 복합재료 패치, Repair 보수, Crack patching technique 균열 패칭법, Multiple load path복수하중경로, Stiffened panels 보강판, Fatigue crack 피로균열, Aspect ratio 형상비

ABSTRACT: Fatigue cracked components often needs to be repaired during service. Standard repair schemes involve strengthening the component by connecting reinforcing members by means of rivets or welding by reducing the crack-tip stress intensity factors. Recent technological advances in fiber reinforced composite materials and adhesive bonding have led to the development of efficient repair schemes. In this study, the influence of various shape parameters on fatigue crack growth in the CCT type uniform thickness plates and the thin-to-thick type stiffened panels repaired with woven fabric type Keolar-Epoxy composite patch are studied experimentally.

1. 서 론

최근, 접착기술이 발달되고 고강도 고인성 경량재료들이 개발됨에 따라 이와 같은 하이브리드(Hybrid)형 재료와 접착기술을 항공기를 비롯한 선박 구조물의 제작과 보수에 활용하려는 연구가 다각적으로 진행되고 있으며, 특히 복합재료 패치를 이용한 균열보수방법으로 이른바 균열 패칭법(Crack patching technique)이 개발되어 박판 구조물의 균열보수대책으로 주목되고 있다(Baker, 1987). 균열 패칭법이란 피로 손상된 구조부재의 균열부 표면에 복합재료 패치를 덧붙여서 하중분산을 유도하는 일종의 접착이음을 이용한 보강기법으로서, 균열 패칭법은 종래의 보수방법과는 달리 모재에 기계적인 가공을 행하지 않기 때문에 용접이음이나 리벳이음에 의한 보수방법에서 지적될 수 있는 단점들이 문제시 되지 않으며, 또한 보수공정이 단순하고 보수 후 구조물의 중량을 거의 증가시키지 않을 뿐만 아니라 기밀성이 우수하여 가장 효과적이고 경제적인 균열보수방법으로 인식되고 있다(Baker, 1984). 이와 관련하여 지금까지 접적되고 있는 연구결과들을 해석대상 모델별로 분류해보면 Jones et al.(1983), Sih and Hong(1989)의 이론 및 수치 해석 결과를 제외할 경우 거의가 좁은 밴드형 패치로 보강된 모드(Mode) I 균열문제가 주류를 이루고 있으며, 내용면에서

는 해석방법에 따라 균열선단 응력장에 대한 표현상의 차이는 있으나, 정성적인 응력확대계수(Stress intensity factor : SIF)의 감소거동에 대해서는 거의 일치된 견해를 피력하고 있다(Jones et al., 1988; Park et al., 1992; Wang and Rose, 1997). 다만, 기존 해석결과들이 보수용 패치를 대부분 반무한판으로 가정하거나 또는 1차원 밴드형 패치로 가정한 것이어서, 정성적인 거동을 파악하는 데는 도움이 될 수 있겠으나 실제 문제에 이들의 해석결과를 준용하기는 곤란할 것으로 생각된다. 특히 패칭된 균열재의 피로거동은 균열 패칭법을 이용한 균열체의 보수과정에서 합리적인 보수대책을 수립하기 위하여 필수적으로 검토되어야 할 것으로 생각되나, 이에 관한 연구는 Baker (1993)와 Jones et al.(1994)을 비롯한 소수 연구자들의 피로실험결과와 수치해석결과들이 발표되고 있을 뿐이다(윤한기 등, 1997; 박원조 등, 1997; Wieland and Stargel, 2006; Wieland et al., 2008). 따라서 본 연구에서는 먼저 고강도 고인성 복합재료 패치로 보수된 균후재(Uniform thickness plates)의 피로균열성장거동을 검토한 다음, 후판 구조물의 균열보수대책으로 균열 패칭법의 활용 가능성과 효용성을 평가해보기 위하여, 박판과 동질의 후판 보강재가 일체로 이루어진 일체형 보강판(Integrally stiffened panels)의 박판부에 존재하는 균열이 후판과의 불연속 보강경계를 향하여 성장해가는 박-후판 결합형 보강판(Thin-to- thick type stiffened panels)의 피로균열성장거동과 복합재료 패치로 보수된 박-후판 결합형 보강판의 피로균열 성장거동을 검토해보기로 하였다.

교신저자 이환우: 경남 마산시 월영동 449

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

Table 1 Mechanical properties of materials

Materials	Crack plane orientation	Tensile strength (MPa)	Young's modulus (GPa)	Elongation (%)
7075-T6	L-S	565	72	11
Kevlar/Epoxy	-	576	30.9	1.7

2. 피로균열성장시험

2.1 시편 재료 및 형상

본 실험에서는 항공기 구조용 소재로 널리 활용되고 있는 7075-T6 Al합금 판재를 시편 재료로 사용하였으며, 시편의 채취방향과 소재의 주요 기계적인 성질은 Table 1과 같다.

또한 균열을 포함하는 모재의 보수용 패치재료로는 (주)한국화이버에서 제조된 직조형(Woven fabric type) Kevlar/ Epoxy 복합재료를 사용했으며, 이 재료의 대표적인 기계적인 성질은 모재와 함께 Table 1에 수록하였다.

한편, 시편의 형상은 - 항공기 구조물에서 흔히 관찰할 수 있는 리벳 홀에서 파생된 균열을 가상하여 - 길이 2a의 중앙 관통 균열을 갖는 두께가 일정한 CCT(Center through cracked tension)형 균열재를 기본형으로 설정한 다음, 패칭 여부와 단면의 형상에 따라 다음과 같은 4가지 종류로 구분하여 제작하였다. 1) CCT 균후재(Unpatched CCT): 패칭된 균열재의 피로거동 평가에 필요한 비교 데이터를 추출하기 위하여 수행된 피로시험용 시편으로서, 그 형상과 크기는 Fig. 1(a)와 같다. 2) 패칭된 CCT 균후재(Patched CCT): 패치로 보수된 균열재의 피로거동을 평가하기 위하여 수행된 피로시험용 시편으로서, 그 형상은 CCT 균후재의 균열부 표면에 보수용 패치의 형상비(Aspect ratio)가 각각 $\eta(=H_p/W_p)=1.3, 1.6$ 및 2.0 인 Kevlar/Epoxy 패치를 Fig. 1(b)와 같이 덧붙인 형태로 제작하였다. 또한 CCT 균후재의 균열부 표면과 보수용 패치는 접착제(FM-73M-06)를 이용하여 부착하였으며, 접착부는 Fig. 2와 같은 경화 사이클(Curing cycle)에 따라 가압·열경화 하였다. 3) 일체형 CCT 보강판(Integrally stiffened CCT): 패치로 보수된 박·후판 결합형 균열재의 피로거동 평가에 필요한 비교 데이터를 추출하기 위한 목적으로 수행된 피로시험용 시편으로서, 그 형상은 Fig. 3(a)와 같이 CCT 균후재($L=200\text{mm}$)의 균열부 주변을 두께방향으로 일정 길이(t_2-t_1)만큼 도려내고, 또한 폭방향으로 $2W_1$ 만큼 도려낸 일체형 보강판으로 밀링 가공하였으며, 보강판의 형상비(두께비와 판폭비) 조건은 모두 Table 2와 같이 되도록 하였다. 4) 패칭된 일체형 CCT 보강판(Integrally stiffened CCT with patch): 후판 구조물에 균열 패칭법을 적용할 경우 크랙브리징(Crack bridging) 효과를 극대화 시킬 수 있는 방안으로 본 연구에서 구상한 하이브리드형 보강기법의 효용성을 검토하기 위한 피로시험용 시편으로서, 그 형상은 일체형 CCT 보강판의 균열부 표면에 Kevlar/Epoxy 패치를 접착하여 Fig. 3(b)와 같이 제작하였으며, 보강판의 형상비와 보수용 패치의 형상비는 Table 2와 같다. 또한

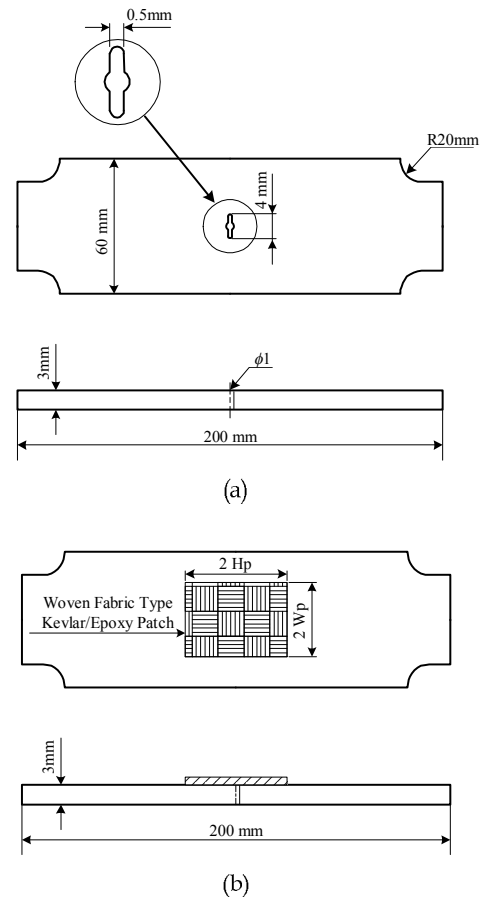


Fig. 1 CCT-type uniform thickness specimens with and without composite patch

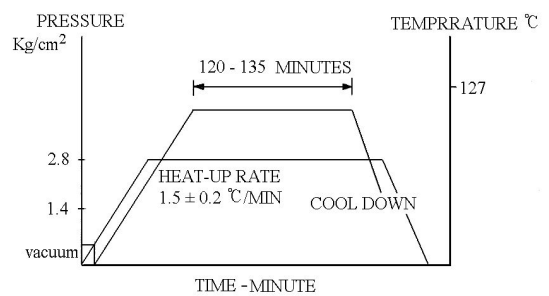


Fig. 2 Curing cycle for Kevlar/epoxy composite patch

위와 같은 4종의 피로시편에 기계가공된 노치 선단의 형상은 모두 직선형으로 와이어 커팅하였으며, 균열성장 예상경로에는 균열거동을 관찰하는데 무리가 없도록 연마하였다.

2.2 실험방법

피로시험은 ASTM E-647에 규정된 일정 하중 진폭 피로시험법에 준하여 인장-인장형 하중제어방식으로 수행하였으며, 하중 사이클은 - MTS사에서 제작된 25톤 용량의 동적 재료시험기(Model 810)를 이용하여 - 20Hz 정현파형으로 설정하였다. 또한 응력비는 모두 $R=0.1$ 로 고정하였으며, P_{max} 의 설정에

는 ASTM E-647의 관련규정과 본 연구의 선행연구에서 수행된 피로시험결과를 참고하였다(이환우와 강성규, 2000; 이환우와 서정호, 2004). 또한 예비균열(Precrack)은 하중감소기법(Load shedding technique)을 이용하여 기계가공된 노치 끝으로부터 약 2mm가 될 때까지 피로균열을 가하였으며, 균열길이 측정에는 이동식 디지털 현미경(NOW Japan, Model NRM-D2XZ형)을 이용하여 1/100mm 정밀도로 측정하였다.

3. 피로균열성장시험 결과 및 고찰

3.1 패칭된 균후재의 피로균열성장거동

Fig. 4는 7075-T6 Al 합금 CCT 균후재의 균열부 표면에 패치 형상비가 각각 $\eta=1.3$, 1.6 및 2.0인 Kevlar/Epoxy 패치를

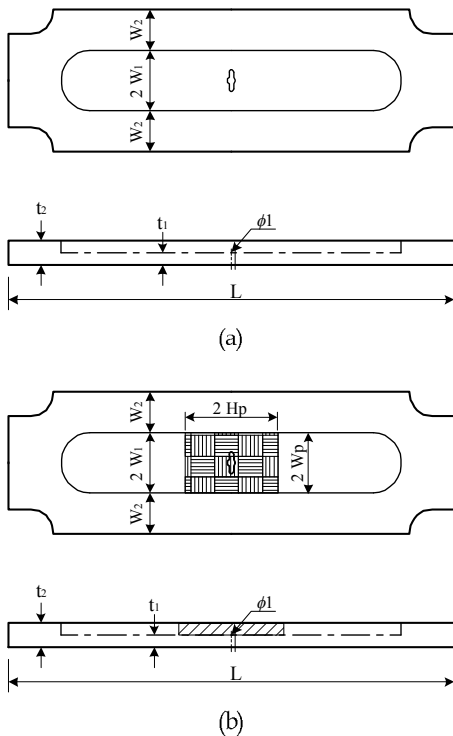


Fig. 3 Thin-to-thick type integrally stiffened panels with and without composite patch

Table 2 Shape parameters of thin-to-thick type integrally stiffened panels with and without patch

Thickness ratio ($\beta=t_2/t_1$)	Width ratio ($\alpha=W_2/W_1$)	Aspect ratio ($\eta=H_p/W_p$)	t_1	t_2	$2W_1$	$2W_2$
	1.0	1.3			30	30
1.4	1.4	1.6	2.1	3.0	25	35
	2.0	2.0			20	40
2.0	1.0	1.3			30	30
	1.4	1.6	1.5	3.0	25	35
	2.0	2.0			20	40

덧붙인 CCT 균후재의 균열길이(a)와 하중반복수(N) 사이의 관계를 보수용 패치가 접착되지 않은 CCT 균후재의 경우와 함께 도기한 것이다. 이 결과에 의하면 패칭된 CCT 균후재의 『 $a-N$ 』 관계는 보수용 패치의 형상비 조건에 따라 기율기에 차이는 있으나 대체로 패치가 접착되지 않은 CCT 균후재의 경우와 비슷하게 모두 단순 증가하는 곡선형을 보이고 있다. 이것은 균열부 전체가 패치로 봉합된 시편의 패치 이면에서 균열이 성장하기 때문에 보강판의 피로거동에서 흔히 관찰할 수 있는 국부적인 균열지연거동이 표출되지 않은 탓이라고 할 수 있겠다. 또한 Fig. 4의 『 $a-N$ 』 관계를 파손될 때까지의 피로 수명으로 비교해보면 CCT 균후재에 비해 패칭된 CCT 균후재의 피로수명이 현저하게 향상된 것을 알 수 있으며, 피로수명의 향상 정도는 보수용 패치의 형상비 η 가 적을수록 증대되는 양상을 보이고 있다(Table 3 참조). 이와 같은 피로수명의 향상 거동은 보수용 패치의 높이 H_p 가 일정할 때 폭 W_p 가 커지면 형상비 η 는 적어지게 되나, W_p 가 커지면 패치 이면에서의 균열성장시간이 길어지게 될 것이므로 결국 η 의 감소는 균열선 단계구변위의 구속효과를 상대적으로 증대시켜 패칭된 균후재의 피로수명을 향상시키는 것으로 생각할 수 있겠다.

Fig. 5는 전술된 『 $a-N$ 』 관계를 피로균열성장속도 da/dN 과 무차원 균열길이 $\lambda(=a/W)$ 의 관계로 재정리한 것으로서, 패칭된 CCT 균후재의 피로균열성장속도는 CCT 균후재에 비해 전반적으로 둔화되어 있는 양상을 보이고 있다. 이러한 da/dN 의 둔화거동은 균열성장과 더불어 점차 증대되는 경향을 보이고 있으나, 그 거동이 보수용 패치의 형상비에 반비례하는 특성을 보이고 있다. 또한 패칭된 CCT 균후재의 피로균열성장 특성을 Table 3의 피로수명 향상거동과 함께 검토해보면, 임의의 균열 길이에서 계산된 피로균열성장속도는 보수용 패치의 형상비 η 에 무관하게 일정하지만 η 가 감소할 때 피로수명이 향상되는 것을 알 수 있으며, 그 까닭은, 전술된 바와 같이, 보수된 균열재의 패치 이면에서 균열이 성장하는 동안 크랙브리징 효과가 보수용 패치의 강성(Stiffness)에 관여하는 패치 폭 W_p 에 의존하기 때문이라고 할 수 있겠으나, 패칭된 균열재의 피로거동에

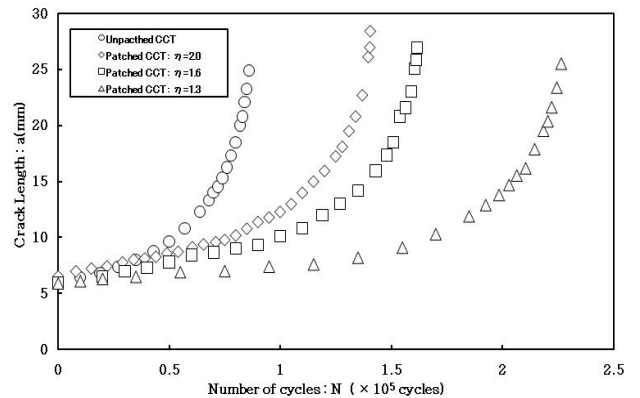


Fig. 4 Crack growth curves for CCT type uniform thickness specimens with and without patch

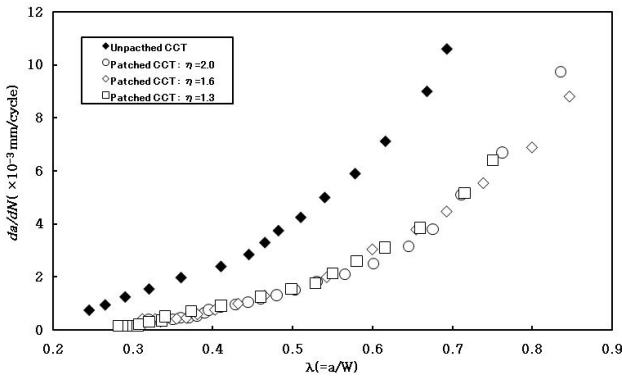


Fig. 5 Fatigue crack growth behavior of CCT type uniform thickness specimens with and without patch

관여하는 영향인자는 본 연구에서 고려한 보수용 패치의 형상 비뿐만 아니라 균열부의 패칭에 사용된 접착제와 피착제의 특성에도 의존하는 것으로 알려져 있다. 그러나 이와 같은 접착 파라미터들은 후판 구조물의 균열보수대책으로서 균열 패칭법의 적용 가능성과 효용성을 검토한, 본 연구의 주요 영향인자라고 할 수 없으므로 본 연구에서는 이 문제를 고려하지 않았으며, 다만, 시편 설계와 제작과정에서 관련자료(Baker and Jones, 1988)를 참고하였다.

3.2 패칭된 일체형 보강판의 피로균열성장거동

보수용 패치의 강성비를 식 (1)과 같이 정의할 때, 동일한 형상비를 갖는 패치를 박판과 후판 구조물의 균열부에 각각 적용할 경우, 후판 구조물에 비해 박판 구조물에 적용된 패치의 강성비가 현저하게 저하되기 때문에 보수가 요구되는 후판 구조물에 균열패칭법을 적용하더라도 박판 구조물에서와 같은 패칭효과를 기대할 수가 없게 된다.

$$\kappa = \frac{A_p E_p}{A_s E_s + A_p E_p} \tag{1}$$

여기서

- A_s : 균열제의 단면적
- A_p : 보수용 패치의 단면적
- E_s : 균열제의 탄성계수
- E_p : 보수용 패치의 탄성계수

따라서 본 연구에서는 후판 구조물의 균열보수대책으로 균열 패칭법의 적용 가능성과 효용성을 검토하기 위하여 패칭된 일체형 보강판의 균열성장거동을 평가하였으며, 그 결과를 정리하면 다음과 같다. Fig. 6(a), (b)는 두께비가 $\beta(=t_2/t_1)=1.4, 2.0$ 으로 일정한 반면에 판폭비가 각각 $\omega(=W_2/W_1)=1.0, 1.4$ 및 2.0 인 박-후판 결합형 보강판의 『a-N』 관계를 도시한 것이며, Fig. 7(a), (b)는 두께비와 판폭비 조건이 Fig. 6과 동일한 반면에 보수용 패치의 형상비가 각각 $\eta=1.3, 1.6$ 및 2.0 인 패칭된 보강판의 『a-N』 관계를 도시한 것이다.

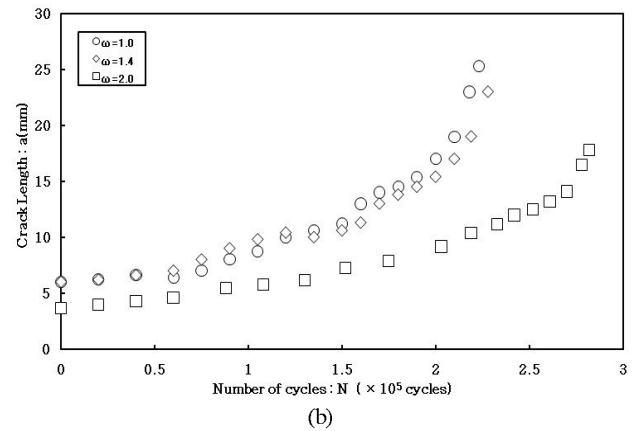
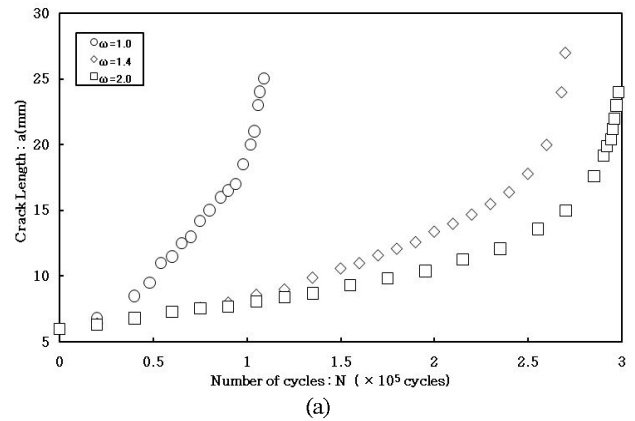


Fig. 6 Effect of shape parameters on fatigue crack growth in the integrally stiffened panels without patch

이 결과에 의하면, 균열이 성장하여 보강경계에 근접하는 과정에서의 피로균열성장곡선은, 보수용 패치와 보강판의 형상비에 따라 차이가 있으나, 패칭에 의한 균열선단 구속력과 보강경계의 영향으로 모두 기울기가 완만한 단순 증가 곡선으로 표시되며, 피로수명은 β 와 ω 및 η 에 따라 지수적으로 향상되는 양상을 나타내었다. 또한 균열성장이 지속되어 보강경계에 이르게 되면 하중축에 수직인 내부균열로 일정시간동안 후판 내에서 성장하다가 최종적인 파단에 이르게 되며, 파단 후 시편에서 분리된 보수용 패치는 외관상 대부분 완전한 상태를 유지하였다. 한편, 균열이 패치 이면에서 성장하는 거동은, 패치재료가 불투명한 탓으로 직접 관찰할 수는 없었으나, 균열성장경로를 따라 균열부 표면과 보수용 패치 사이의 접착계면에 국부적인 계면 박리현상이 유발될 수도 있었을 것이다. 그러나 이러한 계면 박리현상이 존재할지라도, 국부적인 박리영역(Delaminated area) 내에서 균열이 성장할 경우 크랙브리징 효과를 증대시켜 수명향상에 기여할 수 있다는 Schijve(1990)의 해석결과를 고려할 때, 계면에 발생된 박리현상이 피로수명 향상에 결코 무익하다고 단정할 수는 없을 것으로 생각된다.

또한 본 실험에 사용된 4가지 종류의 시편에 대한 피로수명 평가 결과를 종합적으로 비교·고찰하고 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

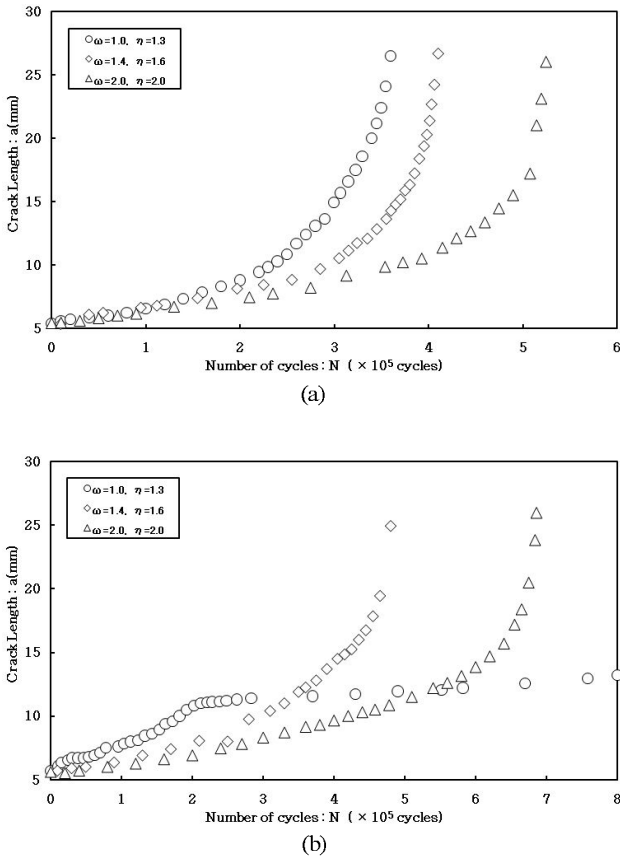


Fig. 7 Effect of shape parameters on fatigue crack growth in the integrally stiffened panels with patch

첫째, 패칭된 CCT 균후재의 피로수명은 보수용 패치의 형상비가 작을수록 점차 향상되는 것을 알 수 있다(Table 3 참조).

둘째, 보수용 복합재료 패치가 접착되지 않은 일체형 CCT 보강판의 경우, 두께비와 판폭비가 클수록 피로수명이 향상되는 것을 알 수 있으며, 피로수명의 향상정도를 CCT 균후재의 경우와 비교할 경우 평균 3배 이상 향상되었다.

셋째, 후판 구조물의 균열보수대책으로 본 연구에서 제안된 패치로 보수된 일체형 보강판의 경우, 보강판의 형상비와 보수용 패치의 형상비가 커짐에 따라 피로수명이 현저하게 향상되는 것을 알 수 있었다. 이러한 피로수명의 향상거동은 - 균열 패칭에 의한 크랙브리징 효과를 무시할 수 없겠으나, 패칭된 CCT 균후재의 피로수명이 보수용 패치의 형상비 η 에 반비례하는 반면에 패칭된 보강판의 경우에는 패치의 형상비 η 에 비례하는 특성을 나타내는 것으로 보아, 패치로 보수된 일체형 보강판의 균열성장거동을 지배하는 주요 영향인자는 보강판의 두께비 β 와 판폭비 ω 라는 것을 알 수 있으며, 따라서 후판 구조물에 균열 패칭법을 적용할 경우 보수용 패치의 강성이 저하되어 박판 구조물에서와 같은 패칭효과를 기대할 수가 없는 균열 패칭법에 본 연구에서와 같이 일체형 보강판을 이용한 하중분산기법을 혼용할 경우 후판 구조물의 균열보수대책으로 활용 가능할 뿐만 아니라 박판 구조물에서와 같은 패칭효과도 기대할 수 있을 것으로 생각된다.

Table 3 Comparison of fatigue crack growth life in the specimens with and without composite patches

Specimen type	Thickness ratio	Width ratio	Aspect ratio	Cycles to failure
Unpatched CCT	-	-	-	86,000
Patched CCT	-	-	1.3	227,000
			1.6	162,000
			2.0	141,000
Thin-to-thick type unpatched CCT	1.4	1.0	-	108,100
		1.4	-	270,700
		2.0	-	297,000
	2.0	1.0	-	223,000
		1.4	-	228,000
		2.0	-	282,000
Thin-to-thick type patched CCT	1.4	1.0	1.3	360,000
		1.4	1.6	410,000
		2.0	2.0	526,000
	2.0	1.0	1.3	801,000
		1.4	1.6	483,000
		2.0	2.0	688,000

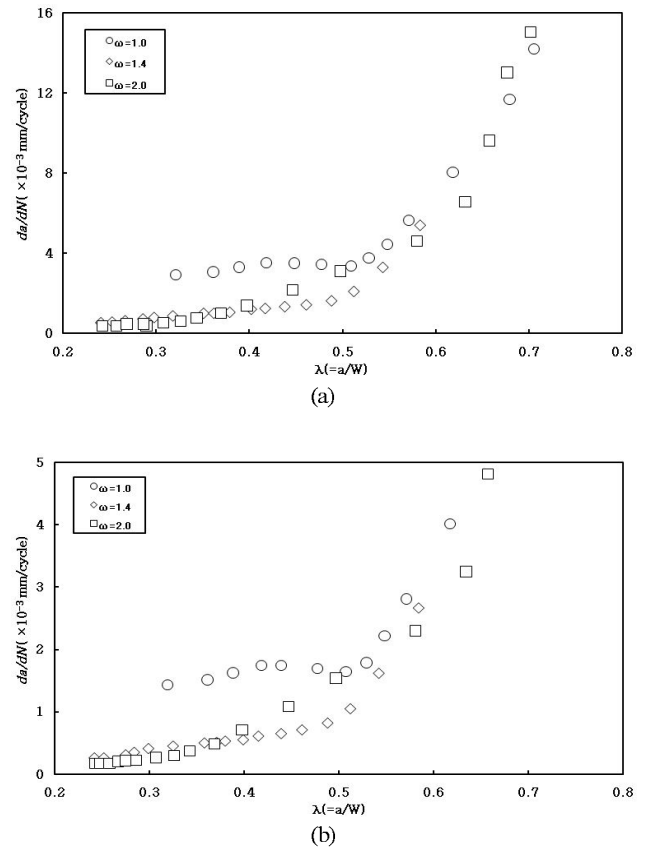


Fig. 8 Fatigue crack growth behavior of the integrally stiffened panels without composite patch

Fig. 8(a), (b)와 Fig. 9(a), (b)는 일체형 CCT 보강판과 패칭된 일체형 CCT 보강판의 피로균열성장거동에 대한 보수용 패치와 보강판의 형상비 조건의 영향을 검토하기 위하여 Fig. 6(a), (b)와 Fig. 7(a), (b)에 도시된 『 $a-N$ 』 관계를 각각 『 $da/dN - \lambda$ 』 관계로 재정리한 것이다.

이 결과에 의하면, 균열이 성장하여 보강경계나 패치에지 (Patch edge)에 근접하는 과정에서 피로균열의 성장속도는 보강판의 형상비 조건에 무관하게 대체로 일정한 상태를 유지하다가 균열성장이 지속되어 보강경계(패칭된 보강판의 경우 패치에지)를 통과하게 되면 균열성장이 급격하게 가속되는 양상을 나타내었다. 이와 같이 보강경계 이전에서의 균열성장거동이 예상과 달리 보강판의 형상비가 달라지더라도 da/dN 의 둔화거동에 큰 차이를 보이지 않은 것은, 이환우(1997)에 의한 보강판의 응력확대계수 해석결과에서 언급되고 있는 바와 같이, 설정된 보강판의 형상비가 $\beta \leq 2$ 이고 $\omega \geq 1$ 일 경우 보강판의 균열거동에 대한 형상비의 영향이 미소하기 때문이라고 할 수 있겠다. 이외에도 보강판의 형상비가 $\beta = 2.0$ 및 $\omega = 1.0$ 이고 $\eta = 1.3$ 인 패칭된 일체형 보강판의 경우 여타의 경우와 달리 매우 특이한(그러나 이상적인) 균열성장거동을 보여주고 있으나, 제한된 조건하에서 수행된 본 실험결과만으로는 그 원

인을 파악하기가 곤란하므로, 이 문제는 보완 실험결과를 통하여 후속 연구에서 재론하기로 한다.

5. 결 론

본 연구에서는 박판과 후판 구조물의 균열보수대책으로서 균열 패칭법의 적용 가능성과 효율성을 검토하기 위하여 복합재료 패치로 보수된 균열재의 피로균열성장거동을 실험·평가하였으며, 그 결과를 요약하면 다음과 같다.

- (1) 패치로 보수된 균후재의 피로수명은 보수용 패치의 형상비가 작을수록 피로수명이 향상되는 것을 알 수 있었다.
- (2) 일체형 보강판의 경우, 두께비와 판폭비가 클수록 피로수명의 향상 정도도 커지는 것을 알 수 있었으며, 또한 피로수명의 향상 거동을 CCT 균후재와 비교할 경우 평균적으로 3배 이상 향상되었다.
- (3) 후판 구조물의 균열보수대책으로 본 연구에서 제안된 패치로 보수된 일체형 보강판의 경우, 보강판의 형상비와 보수용 패치의 형상비가 커짐에 따라 피로수명이 현저하게 향상되는 것을 알 수 있었다. 이러한 피로수명의 향상거동은 - 균열 패칭에 의한 크랙브리징 효과를 무시할 수 없겠으나, 패칭된 CCT 균후재의 피로수명이 보수용 패치의 형상비 η 에 반비례하는 반면에 패칭된 보강판의 경우에는 패치의 형상비 η 에 비례하는 특성을 나타내는 것으로 보아, 패치로 보수된 일체형 보강판의 균열성장거동을 지배하는 주요 영향인자는 보강판의 두께비 β 와 판폭비 ω 라는 것을 알 수 있으며, 따라서 후판 구조물에 균열 패칭법을 적용할 경우 보수용 패치의 강성이 저하되어 박판 구조물에서와 같은 패칭효과를 기대할 수가 없는 균열 패칭법에 본 연구에서와 같이 일체형 보강판을 이용한 하중분산기법을 혼용할 경우 후판 구조물의 균열보수대책으로 활용 가능할 뿐만 아니라 박판 구조물에서와 같은 패칭효과도 기대할 수 있을 것으로 생각된다.

후 기

본 연구는 2008년도 경남대학교 학술연구장려금의 지원에 의해 수행된 결과입니다.

참 고 문 헌

박원조, 허정원, 이광영 (1997). "항공기 구조물에서 FRP를 이용한 보강부재의 피로수명에 대한 연구", 한국해양공학회지, 제11권, 3호, pp69-75.
 윤한기, 김연겸, 차연준 (1997). "Al 6061/AFRP 하이브리드 복합재료의 강도특성에 미치는 내후성의 영향", 한국해양공학회지, 제11권, 제4호, pp 31-39.
 이환우 (1997). "일체형 보강판의 균열성장거동(1)-SIF의 수치 해석", 한국정밀공학회지, Vol 14, No 5, pp 150-156.
 이환우, 강성규 (2000). "접착이음 보강판의 피로거동 해석",

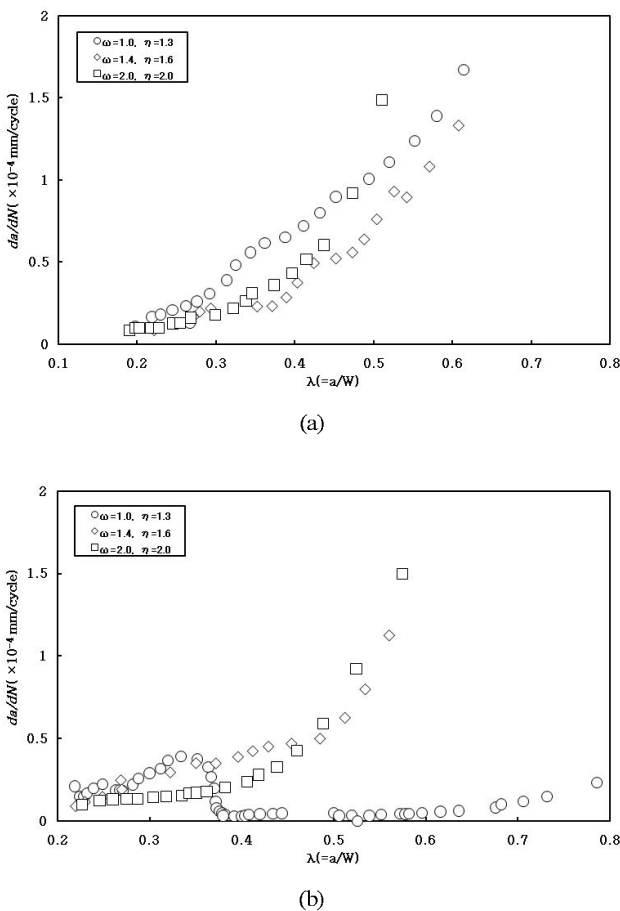


Fig. 9 Fatigue crack growth behavior of the integrally stiffened panels with composite patch

- 한국정밀공학회지, Vol 17, No 5, pp 168-172.
- 이환우, 서정호 (2004). "과하중을 받는 일체형 보강판의 피로 균열성장거동 해석", 한국해양공학회지, 제18권, 제1호, pp 28-34.
- Baker, A.A. (1984). "Repair of Cracked or Defective Metallic Aircraft Components with Advanced Fibre Composites-an Overview of Australian Work," Composite Structures, Vol 2, pp 153-181.
- Baker, A.A. (1987). "Fibre Composite Repair of Cracked Metallic Aircraft Components-Practical and Basic Aspects," Composites, Vol 18, No 4, pp 293-308.
- Baker, A.A. (1993). "Repair Efficiency in Fatigue-cracked Aluminum Components Reinforced with Boron/ Epoxy Patches," Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structure, Vol 16, No 7 pp 753-765.
- Baker, A.A. and Jones, R. (1988). Bonded Repair of Aircraft Structures, Nartinus Nijhoff Publishers, Boston.
- Jones, R., Callinan, R.J. and Aggarwal, K.C. (1983). "Analysis of bonded Repairs to Damaged Fibre Composite Structures," Engineering Fracture Mechanics, Vol 17, No 1, pp 37-46.
- Jones, R., Molent, L., Baker, A.A. and Davis, M.J. (1988). "Bonded Repair of Metallic Components: Thick Sections," Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol 9, pp 61-70.
- Jones, R., Bartholomeusz, R., Kaye, R. and Roberts, J. (1994). "Bonded-composite Repair of Representative Multi- site Damage in a Full-scale-test Article," Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol 21, pp 41-49.
- Park, J.H., Ogiso, T. and Atluri, S.N. (1992). "Analysis of Cracks in Aging Aircraft Structures with and without composite-patch Repairs," Computational Mechanics, Vol 10, pp 169-201.
- Schijve (1990). "Crack Stoppers and ARALL Laminates," Engineering Fracture Mechanics, Vol 37, No 5, pp 405-421.
- Sih, G.C. and Hong, T.B. (1989). "Integrity of Edge-Bonded Patch on Cracked Panel," Theoretical and Applied Fracture Mechanics, Vol 12, pp 121-139.
- Wang, C.H. and Rose, L.R.F. (1997). "On the Design of Bonded Patches for One-sided Repair," Proceedings of ICCM-11, Gold Coast, Australia, pp VI347-VI356.
- Wieland, D. and Stargel, D. (2006). "Bonded Repair of a F-16 Bulkhead Flange," 9th Joint FAA/DoD/NASA Conference on Aging Aircraft, Hyatt Regency- Atlanta, GA, USA.
- Wieland, D., Duong, C., Tom, J. and Stargel, D. (2008). "Bonded composite Repair of Curved Fuselage Panels and Panels with Large compressions Loads," 11th Joint FAA/DoD/NASA Conference on Aging Aircraft, Phoenix Convention Center, AZ, USA.

2008년 5월 20일 원고 접수

2008년 6월 10일 최종 수정본 채택