

〈論 文〉

알루미늄 합금판재에 FRP 라미네이터를 보강한 APAL 및 CPAL 재의 균열전파속도 거동

윤한기* · 정해용** · 박원조*** · 허정원****

(1994년 9월 16일 접수)

The Behavior of Crack Growth Rate for APAL and CPAL Patched with FRP Laminate in Aluminum Alloy Plate

H.K. Yoon, H.Y. Cheng, W.J. Park and C.W. Hue

Key Words : Hybrid Composite(하이브리드복합재료), Aramid/Epoxy Prepreg(아라미드/에폭시 프리프랙), Carbon/Epoxy Prepreg(카본/에폭시 프리프랙), Fatigue Crack Growth Revte(피로), Crack Bridging(균열브리징)

Abstract

A hybrid composite(APAL;Aramid Patched ALuminum alloy, CPAL;Carbon Patched ALuminum alloy), consisting of a Al 2024-T3 aluminum alloy plate sandwiched between two aramid/epoxy and carbon/epoxy laminate, was developed. Fatigue crack growth behavior was examined at stress ratios of R=0, 2, 0.5. The APAL and CPAL showed superior fatigue crack growth resistance, which may be attributed to the crack bridging effect imposed by the intact fibers in the crack wake.

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 플라스틱계통의 matrix와 섬유계통의 reinforcement의 조합으로 인한 기계적·화학적 물성의 우수성 때문에 많은 연구와 다양한 응용이 이루어지고 있다. 섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료와 비교하여 뛰어난 비강도와 내부식성을 가지며, 진동감쇄성이 우수하고, 열전도율이 낮으며, 탁월한 피로강도를 가지고 있어서, 소형 항공기에서는 all composite 개념의 설계 및 제작이 시행되고 있으며, 대형 항공기는 약 20%

이상이 적용되고 있는 실정이다. 또한 2차 구조재에 대한 응용범위를 넘어 강도에 직접 영향을 받는 1차 구조재에도 사용되고 있으며, 사용량이 대단히 증가하는 추세에 있다.^(1~3)

이러한 섬유강화 복합재료를 응용한 연구 중에, 최근에 항공기 생산과정에서 발생할 가능성이 있는 결함부위의 보강 및 실제에 운항중인 항공기에서 발생하는 각종 손상부위의 수리에 대한 보다 저렴하고 신속하며 효과적인 방법이 관심을 모으고 있다. 이 방법은 고강도 고강성의 복합재료를 필요한 부분의 금속제 부품 표면에 선택적으로 접착하는 기술⁽⁴⁾이다.

이 기술은 1970년대 중반 호주의 항공연구실에서 개발하였다. 주로 보론/에폭시(Boron/Epoxy) 복합재료와 구조용 필름접착제를 이용하여 항공기 수리에 실용화함으로써, 호주 공군이 수백만불의 경비

*정회원, 동의대학교 기계설계공학과

**정회원, 동의대학교 대학원

***정회원, 경상대학교 선박기계공학과

****정회원, 한라중공업(주) 항공우주연구소

를 절감하게 하고 항공기 성능도 향상시켰다는 결과가 보고되고 있다. 그러나 이러한 기술은 그동안 제 3국으로 이전되는 것을 방지하였으며, 최근에 호주의 Helitech PTY사가 보론/에폭시 제작회사인 미국의 Textron Specialty Materials사와 동업협정에 서명함으로써 비로소 공개되고 있다.

복합재료를 이용한 보강수리방법은 종래의 Al 보강판을 리벳팅하여 보강 및 수리하는 재래식 방법과 비교할 경우에 많은 장점이 있다고 보고⁽⁴⁾하고 있다. 그러나 복합재료를 이용하는 강화기술은 개념자체는 단순하지만, 기술을 적용하고 그 범위를 확대할 경우에, 강화의 결과를 평가하고 개선하기 위한 연구가 필수적이다.

현재 복합재료에 대한 연구는 일반 복합재료를 적용한 재료(composite to composite)에 대한 파괴인성,^(5,6) 균열전파,^(7,8) 피로수명^(9,10) 및 충격특성^(11,12) 등의 연구는 활발히 진행되고 있으나, 이러한 알루미늄에 복합재료를 보강한 Hybrid 형태(metal to composite)의 재료에 대한 연구는 국내외적으로 거의 없는 실정이며, 있다 하더라도 기업적인 비밀에 싸여 있다.^(13,14)

본 연구자 등은 전보^(15,16)에서 Al 2024-T3 판재에 아라미드/에폭시 프리프랙(aramid/epoxy prepreg)을 큐어링(curing)한 APAL(Aramid Patched ALuminum alloy)재를 제작하여 피로균열전파 실험을 실시하고, 피로균열 지연효과와 이에 영향을 미치는 섬유방위, 두께, 평균응력 등의 효과를 조사하고 피로균열 지연 메커니즘에 대하여 규명한 연구결과를 발표하였다.

본 연구에서는 아라미드/에폭시 및 카본/에폭시 프리프랙을 Al 2024-T3 시험편의 양면에 큐어링한 CPAL(Carbon Patched ALuminum alloy) 및 APAL재를 제작하고, 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에서 피로균열전파 실험을 실시하여, 피로균열전파 거동을 조사하고 결과를 상호 비교하고자 한다.

2. 시험편 및 실험방법

2.1 시험편

본 실험에서 모재로 사용한 재료는 2024-T3 알루미늄 합금이다. 모재의 화학성분과 기계적 성질은 Table 1과 Table 2에 각각 나타내었다. Al 2024 시험편은 두께 6.6 mm의 판재를 L-T 방향으로 채취하여 CT형으로 제작하였으며, 시험편의 형

Table 1 Chemical compositions of 2024-T3 aluminum alloy (wt.%)

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 2024-T3 aluminum alloy

Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)	Hardness (Hv)
330	466	23.8	146.5

태와 치수는 Fig. 1에 나타내었다.

실험에 사용한 AFRP 및 CFRP를 보강한 APAL 및 CPAL 시험편은 Al 2024 시험편에 예균열을 3 mm 삽입하고 에칭을 한 후, 아라미드/에폭시 프리프랙 및 카본/에폭시 프리프랙(carbon/epoxy prepreg)을 큐어링(curing)하여 제작하였으며, 이를 편의상 APAL 및 CPAL 재료 명명하였다.

APAL 및 CPAL 시험편 제작에 사용한 아라미드/에폭시 및 카본/에폭시 프리프랙은 (주)한국화이하에서 제조한 제품명 HK285/RS1222 및 HPW193/RS1222이다. 여기서, 아라미드/에폭시 프리프랙은 케블라섬유가 0° 및 90°로 배열되어 3단 직조(twill 2.2 weave) 형태로 직조되어 있으며, 카본/에폭시 프리프랙은 카본섬유가 0° 및 90°로 배열되어 1단 직조(plain weave) 형태로 직조된 것이다. 완성된 프리프랙의 두께는 각각 0.35 및 0.3 mm이었으며, 이들의 물리적 성질은 Table 3, 기계적 성질은 Table 4에 각각 나타내었다.

Al 2024 시험편에 예균열은 ASTM E647을 기준으로 3 mm 삽입하였으며, 이 시험편을 에칭하였다. 에칭은 이 물질을 제거하고 접촉면적을 증가시켜 접착력을 증대시키기 위한 작업이며, 에칭조건은 H₂SO₄ 30%+Sodium dichromate 5% 에칭용액을 70°C로 유지하고, 여기에 시험편을 1시간 동안 침지시키고, 세척한 후 온도 85°C인 건조대에서 건조하는 것으로, 에칭으로 피로균열전파 거동에 영향을 미치지 않는 조건을 선택하였다.

준비된 Al 2024 시험편에 아라미드/에폭시 및 카본/에폭시 예균열은 Fig. 1에서 표시한 윤곽선

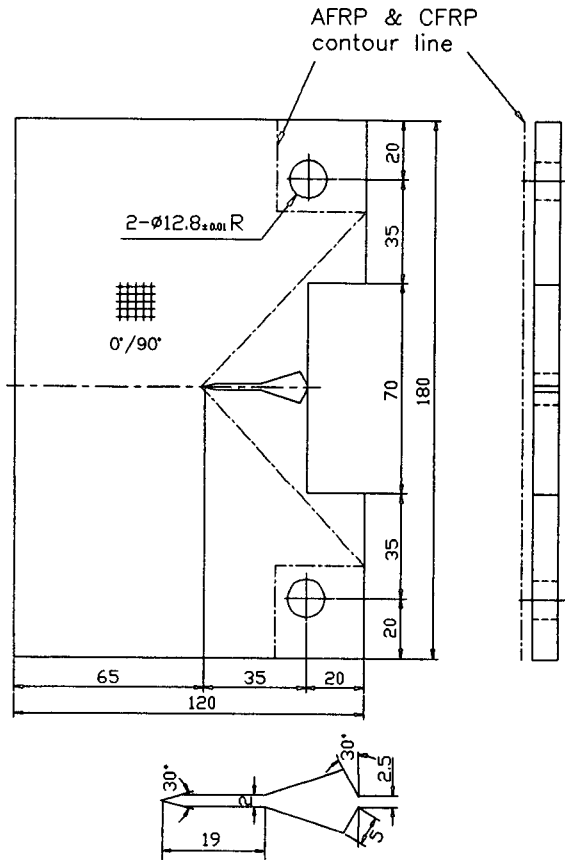


Fig. 1 Configuration and dimension of fatigue specimen

Table 3 Physical properties of aramid/epoxy and carbon/epoxy prepreg

Condition	Prepreg kinds	
	Aramid (Kevlar)	Carbon
Volatile content	0.28%	0.5%
Resin content	52.17%	39.0%
Resin flow (at 0.35 MPa)	28.72%	15.0%
Gel time (at 135 ±1°C)	4 min 48sec	4 min

(countour line)의 형태로 부착되었다. 부착방향은 프리프랙의 warp 방향이 하중방향이 되고, fill 방향이 균열전파 방향이 되도록 하였다. Al 2024 시험편 양면에 각각의 프리프랙을 2 ply씩 부착하고, 접착은 오토클레이브(autoclave)를 이용하여 큐어링하였다. 시료는 오토클레이브에 설치한 후, 오토클레이브 내부를 진공상태로 만들고, 압력을 2

kgf/cm²로 부가함과 동시에 진공을 해제(vent)시키고, 압력을 유지하면서 온도 127°C 상태로 130 min 동안 큐어링하였다.

2.2 실험방법

실험에 사용한 시험기는 유압서보식 피로시험기 (MTS 10 tonf)이다. 피로균열전파 실험은 ASTM

Table 4 Mechanical properties of aramid/epoxy laminate and carbon/epoxy

Prepreg kinds Properties	Aramide(Kevlar)		Carbon	
	Warp(90°) (MPa)	Fill(0°) (MPa)	Warp(90°) (MPa)	Fill(0°) (MPa)
Tensile strength	567.5	512.4	986.0	915.0
Tensile modulus	30000.3	31000.0	69000.0	69000.0
Compression strength	224.1	227.5	739.0	704.0
Compression modulus	29000.6	29000.6	65600.0	65600.0
Flexural strength	513.79	510.35	-	-
Inter laminar shear strenght	63.45		70.02	

E647을 기준으로 실행하였고, 파형은 사인파, 주파수는 15Hz이었다. 응력비는 R=0.2, 0.5 등 2종류로, 모든 시험편에서 초기 ΔK 크기가 일정하도록 최대하중을 2.7 및 4.34 kN으로 고정하여 실험하였다.

피로실험 중에 균열길이는 균열전방의 하중선 상에 부착한 COD 게이지로 측정된 컴플라이언스를 이용하여 산출하였으며, 측정은 균열길이 약 0.3 mm 간격으로 하였다.

Al 2024 시험편의 경우는 컴플라이언스를 이용하여 산출한 균열길이가 실제로 이동식 망원현미경으로 측정된 균열길이와 잘 일치하였으나, APAL 및 CPAL 시험편의 경우는 컴플라이언스를 이용한 균열길이가 실제로 확인한 균열길이와 차이를 보여서, X-Ray 촬영장치로 실제 균열길이를 측정하여, 컴플라이언스 균열 길이(a_c :compliance crack length)를 실측 균열 길이(a_m :measured crack length)로 보정한 균열길이를 이용하였다. 피로실험 후, APAL 및 CPAL 시험편은 초음파장치(ultrasonic C scanning)를 이용하여 알루미늄 판재와 FRP의 계면이 층간분리(delamination)된 형태와 길이를 조사하였으며, SEM을 이용하여 FRP 라미네이터의 손상을 조사하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 균열길이의 측정

Fig. 2는 Al 2024, APAL 및 CPAL 시험편에서 컴플라이언스를 이용하여 구한 컴플라이언스 균열 길이(compliance crack length: a_c)와 직접 측정된 실측 균열 길이(measured crack length: a_m)를 비교

한 그림이며, 응력비 R=0.2 및 R=0.5를 같이 비교한 것이다.

그림에서 사용한 a_m 중에서, Al 2024 시험편의 경우는 이동식 망원현미경을 이용하여 측정된 것이다. APAL 및 CPAL 시험편의 경우는 X-Ray 측정장치를 이용하여 측정된 값이며, 이 경우 균열선단이 곡선이므로 a_m 는 두 표면의 균열길이와 두께 중앙의 균열길이 등 3점을 평균하여 결정하였다. 이 경우에 표면과 중앙의 균열길이 차이는 최대 0.5 mm 이내여서 길이 차이의 영향은 무시할 수 있었다.

Al 2024 시험편의 경우는 두 균열길이가 잘 일치하고 있으며, 응력비 R=0.2, 0.5에 의한 영향도 나타나지 않는다. 그러나 APAL 및 CPAL 시험편의 경우는 전체 실험조건에서 a_c 가 a_m 보다 짧

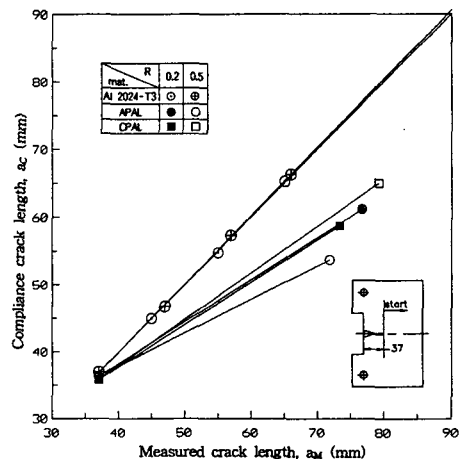


Fig. 2 Comparison of measured crack length and compliance crack length

게 나타나며, a_m 에 대한 a_c 의 감소량은 균열이 진전하면서 증가하고 있다. 동일 실측 균열길이를 기준으로 비교하면, 균열길이의 감소량은 APAL 및 CPAL 시험편에서 또한 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에서 각각 다르게 나타나며, APAL 시험편의 경우는 응력비 $R=0.5$ 에서 감소량이 크게 나타나고, CPAL 시험편의 경우는 반대로 응력비 $R=0.2$ 에서 감소량이 크게 나타난다.

APAL 및 CPAL 시험편에서 a_c 가 a_m 에 비해서 감소하는 거동은 Al 2024 판재에 접착된 FRP 라미네이트(laminate)가 컴플라이언스량을 변화시키기 때문이다. 즉, 아라미드 라미네이트는 Al 2024 시험편의 변형 중에 COD량을 감소시키는 영향을 준다는 것이다. 결국 컴플라이언스를 산출하는 식 $C=\Delta v/\Delta P$ 에서 반복 COD폭 Δv 의 크기를 감소시키므로 컴플라이언스가 감소하며, 동시에 a_m 보다 짧은 균열길이가 산출되는 것이다. 이를 실제로 확인하기 위하여 모든 실험조건에서 실제 균열길이에 대하여 ΔCOD 를 조사하였다.

Fig. 3은 피로실험 중에 하중선상에 설치된 COD 게이지를 이용하여 측정된 하중선 균열열림변위 ΔCOD 를 실측 균열길이 a_m 에 대하여 플로터한 것이다. 응력비 $R=0.2$ 및 0.5 에서 Al 2024 시험편에 비해서 APAL 및 CPAL 시험편의 ΔCOD 가 감소하고 있음을 명확히 보여주고 있다.

3.2 균열길이 감소 기구

Al 2024 시험편에 비해서 APAL 및 CPAL 시험편의 ΔCOD 가 감소하는 이유는 FRP가 보강된 시험편에서는 측면에 접착된 FRP 라미네이트가 Al 2024 시험편에 부가되는 전체 반복하중 가운데 일부분을 분담하여 실제 Al 2024 시험편에 전달되는 하중을 감소시키기 때문이며, 이의 결과로 COD가 감소하게 된다. 이와같은 COD 감소에 영향을 주는 원인은 크게 2종류가 고려된다. 첫째로, FRP 라미네이트 보강에 의한 전체적인 강도향상의 결과이다. Fig. 2 및 Fig. 3에서 피로실험 초기에 발생하는 APAL 및 CPAL 시험편의 균열길이와 ΔCOD 감소는 FRP 라미네이트 접착에 의해서 FRP 보강 시험편의 전체적인 강도(인장강도 및 압축강도)가 상대적으로 향상된 결과로 발생하는 현상이다. 둘째로, 균열이 통과한 균열 후방에서 손상되지 않은 FRP 라미네이트 상의 화이버(fiber)들이 Al 2024 시험편의 COD 열림을 방해하는 균열브리

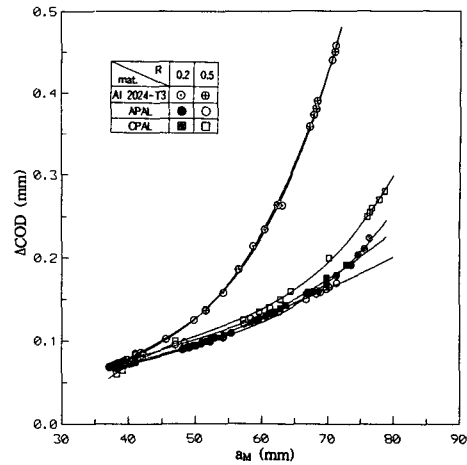


Fig. 3 Relation between measured crack length and crack opening displacement range at loading line

징(crack bridging) 현상의 결과이다. Fig. 2 및 Fig. 3에서 초기 이후에 발생하는 a_m 에 대한 a_m 의 감소와 ΔCOD 감소는 강도향상 효과에 균열브리징의 효과가 복합된 결과이며, 특히 강도향상의 효과는 균열브리징 효과에 비하여 상대적으로 매우 작게 나타나고 있으므로 대부분이 균열브리징의 효과일 것으로 생각된다.

균열브리징이란 휘스커(whisker) 또는 화이버(fiber)강화 복합재료 등에서 균열선단 후방(crack wake)에서 손상되지 않는 화이버 등이 남아 균열의 열림을 방해하는 다리(bridge) 역할을 하는 현상을 의미한다.⁽¹⁷⁾

본 APAL 및 CPAL 시험편에서 균열브리징 미케니즘(crack bridging mechanism)은 2 종류 형태로 고려된다. 첫째는 층간분리 영역(delamination area)의 부분적으로 손상을 입고 박리된 FRP 라미네이트에 의한 효과이고, 둘째는 층간분리 영역과 균열선단 사이에 전혀 손상되지 않은 상태로 계속 접착되어 있는 FRP 라미네이트에 의한 효과이다.

APAL 및 CPAL 시험편에서 피로실험 과정 중에 균열이 전파하는 형태를 조사하였다. Al 2024 판재의 예균열된 상태로 출발한 균열은 Al 2024 판재 상에서만 전파할 뿐, FRP 라미네이트 상에서는 균열이 발생하지도 전파하지도 않았다. 단지, Al 2024 판재와 FRP 라미네이트의 계면에서 균열을 중심으로 부분적으로 층간분리가 발생하며, 균열이 전파함과 동시에 층간분리도 증가하는 거동을

관찰하였다.

Fig. 4(a)는 APAL 시험편을 응력비 $R=0.2$ 조건에서 피로실험을 완료하고, 초음파 탐상장치를 이용하여 층간분리(delamination)를 조사한 사진 및 X-Ray 장치를 이용하여 실측 균열길이를 측정 한 사진의 결과이다. 사진 (a)에서 층간분리 영역의 형태와 균열방향에서 층간분리 길이(delamination length)가 확인되며, 층간분리 영역은 삼각의 형태로 형성되면서 균열길이 방향으로 성장함을 알 수 있다. 이 층간분리 영역의 FRP 라미네이트 상에 발생한 손상을 SEM을 이용하여 조사한 결과, FRP 라미네이트의 특별한 손상은 발견되지 않았다. Fig. 5는 Fig. 4(a)의 층간분리 영역에서 아라미드 라미네이트 표면의 손상을 조사하기 위하여 SEM으로 촬영한 사진이다. 사진에서 손상 형태는 기지(matrix)와 섬유(fiber) 계면에서 박리(debonding)와 matrix crazing 등이 아주 부분적으로 발견 될 뿐, fiber-breaking은 발견되지 않는다. 따라서 피로실험 과정에서 Al 2024 판재 상에서는 균열이 전파하여도 FRP 라미네이트 상에는 균열이 발생 하지 않고 debonding과 crazing 등이 생성되지만 화이버 자체는 손상을 받지 않는 상태를 유지할 것이며, 결과적으로 이들은 Al 2024 판재의 COD 열림을 방해하는 역할을 수행할 것으로 생각된다.

Fig. 4에서 그림 (b)는 위의 APAL 시험편에서 FRP 라미네이트 접착에 의하여 맨눈으로 관찰할 수 없는 Al 2024 판재 상의 실제 균열길이 a_m 을 측정하기 위한 X-Ray 사진이다. 그림에서 보이는 바와 같이, 사진 (a), (b)를 비교하면 APAL 시험편의 경우는 실제 Al 2024 판재 상의 실측 균열길이에 비해서 층간분리 길이(a_b)가 짧게 나타난다. 이러한 길이의 차이는 층간분리 영역과 균열선단 사이에 전혀 손상되지 않은 FRP 라미네이트 영역이 존재하는 것을 의미하며, 역시 층간분리 영역의 경우와 마찬가지로 이는 Al 2024 판재의 COD 열림을 방해하는 역할을 수행할 것이다.

Fig. 6은 Fig. 4와 Fig. 5에서 기술한 결과를 그림으로 설명한 설명도이며, 균열선단 주변의 균열 브리징 메커니즘을 모델링한 그림이다. 그림에 표시한 균열이 지나간 균열후방(crack wake)에는 층간분리가 발생한 구간(delamination length)과 접착 상태를 유지하는 구간(bonded length)으로 구분된다. 그러나 두 구간 모두 화이버들은 손상을 입지 않은 상태로 존재하고, 결과적으로 이들 화이버들

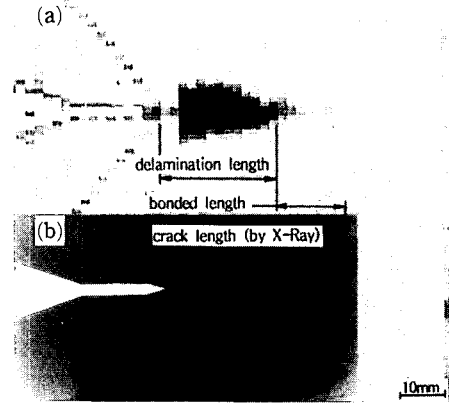


Fig. 4 Comparison between the measured crack length and the delamination length

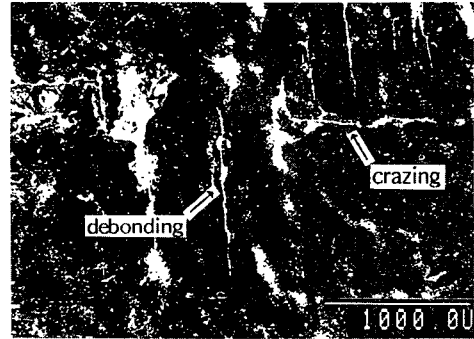


Fig. 5 SEM photo of delamination area for damage on aramid laminate (APAL, $R=0.2$, $a_m=45$ mm)

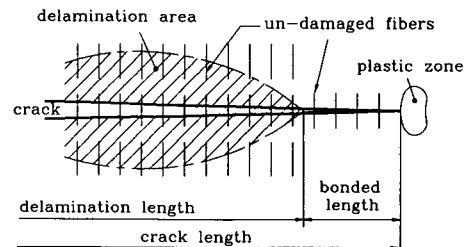


Fig. 6 Schematic illustration for bridging mechanism

이 함께 Al 2024 판재의 균열열림(crack opening)을 방해하는 역할을 하는 것이다. 즉, 실측 균열길이 a_m 에 비해서 컴플라이언스 균열길이 a_c 의 감소는 ΔCOD 량의 감소가 원인이며, 이러한 거동은 균열브리징의 영향이 지배적인 기구인 것으로 생각된다.

3.3 피로균열전파

Fig. 7은 Al 2024, APAL 및 CAPL 시험편에서 실측 균열길이 a_m 을 반복 사이클수에 대하여 나타낸 그림이다. Al 2024 시험편에 비하여 APAL 및 CPAL 시험편의 피로수명이 10배 이상 현저히 증가하는 것을 보여준다. APAL 시험편의 경우, 피로수명은 초기에는 응력비 $R=0.2$ 인 경우가 길게 나타나지만 후반에는 피로수명이 역전되며, 전체적으로 응력비 $R=0.5$ 인 경우가 훨씬 길게 된다. CPAL 시험편의 경우에 피로수명은 응력비 $R=0.2$ 인 경우 $R=0.5$ 경우보다 월등히 길게 되고 있다. 즉, APAL 및 CPAL 시험편의 결과를 비교하

면, 응력비에 대한 피로수명의 결과는 반대로 나타나고 있다.

Fig. 8은 균열전파속도 da/dN 을 응력강도계수 ΔK 로 정리한 것이다. Al 2024 시험편과 비교하여 APAL 및 CPAL 시험편의 균열전파속도는 현저하게 감소하고 있으며, ΔK 가 증가할수록 da/dN 이 증가하는 일반적인 거동과는 반대로 오히려 da/dN 이 감소하는 특이한 거동을 보이고 있다. 응력비가 균열전파속도에 미치는 영향을 보면, APAL 시험편의 경우, 초기에는 응력비 $R=0.2$ 인 경우에 균열전파속도의 감소 효과가 크지만 곧 역전되어 후반에는 $R=0.5$ 의 경우에 감소 효과가 크게 작용하여, 전체적으로 $R=0.2$ 보다 $R=0.5$ 의 경우에 균열전파속도가 느리게 나타나며, CPAL 시험편은 반대로 $R=0.5$ 보다 $R=0.2$ 의 경우에 균열전파속도의 감소 효과가 크게 작용하여 균열전파속도가 느리게 나타난다.

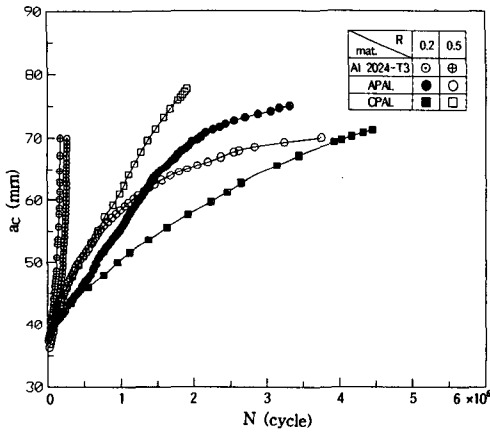


Fig. 7 The behavior of compliance crack length according to fatigue cycles

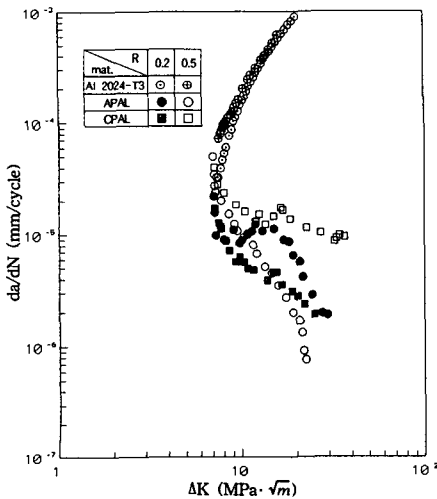


Fig. 8 Relation between stress intensity factor range and crack growth rate

Fig. 7과 Fig. 8에서 기술한 FRP 보강판의 피로수명 증가 효과와 균열전파속도의 감소 효과는 앞에서 언급한 컴플라이언스 균열길이 a_c 의 감소에 영향을 주는 메커니즘과 동일한 원인의 결과일 것으로 생각된다. 즉, 전체적인 강도향상 효과와 균열브리징 효과에 기인한 COD 량의 감소에 의한 균열전파 구동력의 저하에 따른 결과인 것이다.

APAL 시험편에서 초기에 저응력비 $R=0.2$ 경우가 고응력비 $R=0.5$ 보다 균열전파속도가 낮게 나타나는 것은 초기에 영향을 미치는 강도향상의 효과가 $R=0.2$ 에서 크게 작용하기 때문이다. 또한, ΔK 가 증가하면서 고응력비 $R=0.5$ 에서 균열전파속도의 감소효과가 증가하는 거동은 1사이클 중에 저하중 영역보다 고하중 영역에서 FRP 라미네이트의 COD 열림의 저지효과가 크게 작용하는 결과이다. 즉, 1사이클 중 저하중 영역보다 고하중 영역에서 균열브리징 효과가 크게 작용함을 의미한다. CPAL 시험편의 경우는 APAL 시험편의 경우와는 반대로 저응력비 $R=0.2$ 에서 오히려 감소 효과가 증가하는 거동을 보인다. 이와 같은 반대 거동은 CAPL 시험편의 경우는 APAL 시험편에 비해서 균열선단 후방에 형성되는 층간분리 거동이 다르기 때문이다.

Fig. 9는 두 FRP 보강판의 피로실험 완료 후에 층간분리 영역을 초음파 탐상장치로 촬영한 결과이다. APAL 시험편에 비해서 CPAL 시험편의 층간분리 영역이 현저히 크게 형성되었음을 보여준다.

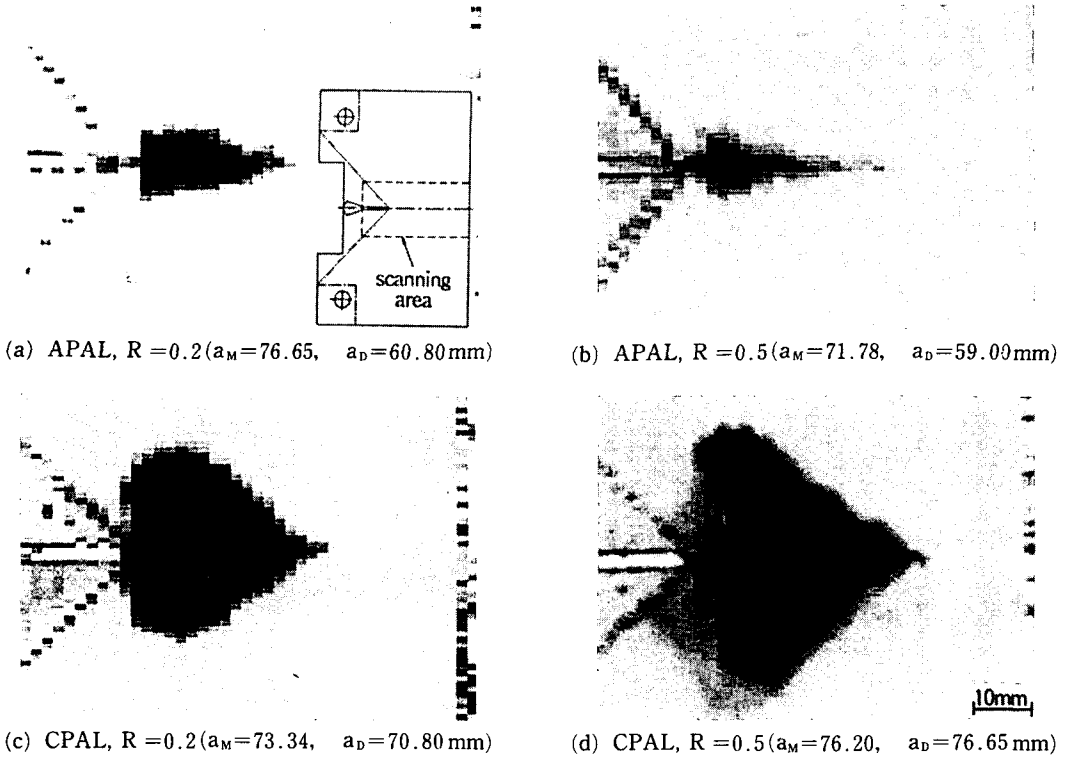


Fig. 9 Photo of ultrasonic C scanning for delamination size and shape

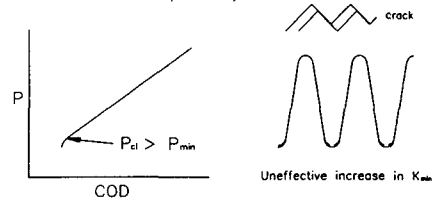
또한, CPAL 시험편의 경우는 응력비 $R=0.5$ 경우에 $R=0.2$ 보다 층간분리 영역이 크게 형성되었음을 보여준다. CFRP는 AFRP보다 탄성계수가 크기 때문에 Al 2024 판재의 변형 중에 AFRP의 경우보다 상대적으로 계면전단응력이 증가한다. 또한, 고응력비 영역에서는 저응력비 영역보다 계면전단응력이 더욱 크게 되므로, 이의 작용으로 층간분리 영역이 증대하는 것이다. 층간분리 영역의 증대는 균열브리징 효과를 감소시킬 것이며, 결국 균열전파속도의 감소 효과도 줄어드는 것이다.

Ritchie 등^(18,19)은 Al 2024-T3와 아라미드 복합재료를 적용한 ARALL재에서 위와 같은 균열브리징의 효과가 발생함을 보고하고 있으며, 이 보고에서 균열선단 부근의 균열선단 차폐메카니즘(crack tip shielding mechanism)은 균열닫힘과 균열브리징이라 주장하고, 유효한 균열선단의 구동력을 평가하기 위한 실험적인 방법을 제시하고 있다. 즉, 피로 실험 과정에서 시험편의 컴플라이언스 차이를 이용하여 평가하는 방법이다.

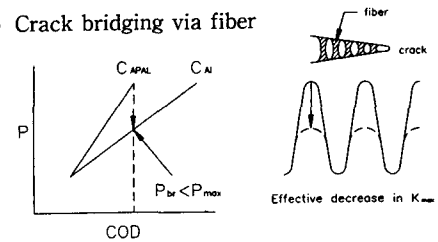
Fig. 10는 균열선단 차폐메카니즘을 설명한 그림이다. 첫째로 균열닫힘(crack closure)을 고려하여

Crack tip mechanisms

(1) Welding via crack closure (fracture surface asperities)



(2) Crack bridging via fiber



(3) Total shielding

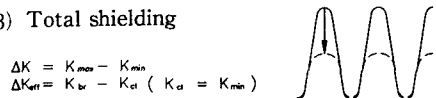


Fig. 10 Schematic illustration for crack tip shielding mechanisms

균열의 단힘이 발생하면 유효한 K_{min} 은 그림에서 P_{ci} 의 상승만큼 증가하는 것이다. 둘째로 균열브리징이 발생하면 동일한 균열길이에서 AI 2024-T3 시험편의 ΔCOD 와 비교해서 ΔCOD 가 감소하는 비율만큼 K_{max} 이 감소하는 것이다. 따라서 유효한 K_{err} ($K_{br}-K_{ci}$)는 균열단힘과 균열브리징의 효과때문에 ΔK 보다 감소하며, 이것이 실제 구동력이 될 것이다. 본 연구에서도 이러한 미케니즘을 기초로 균열브리징 효과를 정량화하는 유효 응력강도계수 폭 ΔK_{err} 를 평가하는 실험을 하였다. 그런데 본 연구의 조건에서는 균열단힘은 거의 검출되지 않았으므로 균열브리징의 효과만 고려하였다.

Fig. 11은 균열브리징 효과를 고려하여 평가한 $\Delta K_{err}/\Delta K$ 결과값이 응력강도계수 폭 ΔK 에 따라 변하는 거동을 나타낸 것이다. ΔK 가 증가함에 따라 전체적인 $\Delta K_{err}/\Delta K$ 는 현저히 감소함을 보여주며, $\Delta K_{err}/\Delta K$ 감소 형태는 크게 2종류로 나타나는데, 균열전파 초기인 저 ΔK 영역에서 급격하게 감소하고, ΔK 크기가 증가하면서 감소속도는 줄어들어 완만한 감소 거동을 보인다. 이러한 $\Delta K_{err}/\Delta K$ 감소는 앞에서 언급한 균열길이 감소 메카니즘과 동일한 강도향상 효과와 균열브리징 효과의 결과이다. 그림에서 최초의 $\Delta K_{err}/\Delta K=0.94\sim 0.96$ 의 결과는 강도향상 효과의 결과이며, 이후의 감소는 두 효과가 복합된 결과이고 이 영역에서 $\Delta K_{err}/\Delta K$ 거동은 균열길이 길어질수록 균열브리징 효과가 증가함을 의미하는 것이다. 그런데, 대략 $\Delta K=20$ 을 경계로 이후부터는 전체 시험편에서 공통적으로 $\Delta K_{err}/\Delta K$ 감소 속도가 현저히 낮아지고 일

정한 값으로 수렴하는 거동을 보인다. 이는 균열브리징 효과가 균열전파 초기에는 균열이 길어지면서 급격히 증가하지만, 일정한 균열길이 혹은 ΔK 크기에 도달하면 더 이상 증가하지 않음을 의미한다. 하지만 이러한 결과는 실험데이터가 불충분하여 분명하지 않으며, 앞으로 연구할 과제이다.

4. 결 론

AI 2024-T3 시험편의 양면에 AFRP 및 CFRP를 큐어링한 APAL 및 CPAL를 이용하여, 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에서 피로균열전파 실험을 실시하여, 피로균열 지연효과와 지연 메카니즘을 구명하였다.

(1) AI 2024-T3 시험편과 비교하여 APAL 및 CPAL 시험편의 파괴수명은 10배 이상 현저히 증가하였고, 균열전파속도도 현저히 감소하였으며, 균열전파속도는 ΔK 가 증가할수록 오히려 감소하는 특이한 거동을 나타냈다.

(2) 위와 같은 피로 특성은 전체적인 강도향상 및 균열브리징(crack bridging) 효과에 의한 ΔCOD 량의 감소가 원인이며, 균열브리징 효과가 지배적인 미케니즘이었다.

(3) 균열브리징 효과는 균열전파 초기에는 균열이 증가함과 동시에 급격히 증가하였으나, 임의의 ΔK 크기(본 실험조건에서는 $\Delta K=20$)에 도달하면 더 이상 거의 증가하지 않으며, 일정한 값으로 수렴하는 거동을 보였다.

참고문헌

- (1) Middleton D.H., 1990, *Composite Materials in Aircraft Structures*, The Involvement of the United States Aircraft Industry in the Development of Advanced Composite Materials, Longman Scientific & Technical, John Wiley Inc., New York, pp. 273~288.
- (2) "최신복합소재(ACM)," 1985, 인하대학교 부설 항공경영관리사무소, pp. 1~16.
- (3) 홍창선, 1994, "복합재료 응용기술 및 현황," 대한기계학회지, 제34권, 제5호, pp. 334~341.
- (4) "항공산업동향," 1991, 대한항공(주) 항공우주사업본부 한국항공기술연구원, 10/12, pp. 119~133.
- (5) 川田宏之 外 5名, 1994, "四點曲げ試験におけ

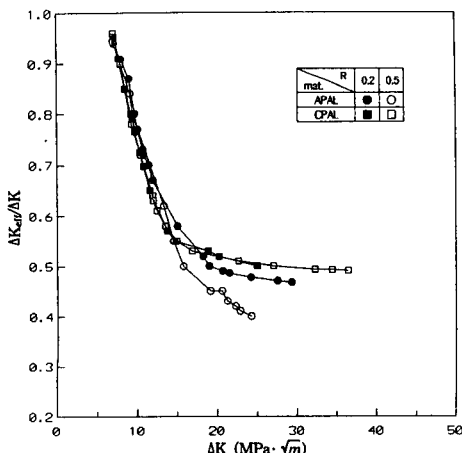


Fig. 11 The behavior of $\Delta K_{err}/\Delta K$ according of ΔK

- る炭素/炭素複合材の破壊靱性評價(成形法の差異と破壊機構),” 日本機械學會論文集, 第60卷, 第572號, pp. 978~983.
- (6) 정희돈, 권영각, 장래웅, 橋田俊之, 1994, “음향방출법을 이용한 글래스 복합재료의 파괴인성 및 미시파괴과정의 평가,” 대한기계학회논문집, 제18권, 제6호, pp. 1388~1398.
- (7) 仙北谷英貴, 北條正樹, 長澤長八郎, 劔持 潔, 牧 廣, 1993, “一方向CF/エポキシ積層板の引張疲労およびモード I 層間はく離疲労き裂傳ばにおける破壊機構の比較,” 日本材料學會論文集, 第42卷, 第472號, pp. 52~58.
- (8) 김정규, 김도식, 1992, “Glass/Epoxy 복합재료의 파괴조건 및 균열진전 거동,” 대한기계학회 논문집, 제16권, 제9호, pp. 1681~1690.
- (9) 황운봉, 한경섭, 1988, “복합재료 피로수명 분포에 관한 고찰,” 대한기계학회논문집, 제12권, 제4호, pp. 790~805.
- (10) 김광수, 김상태, 1993, “평직 탄소섬유강화 복합재료의 손상 및 피로특성에 관한연구(I),” 대한기계학회 논문집, 제17권, 제3호, pp. 502~511.
- (11) 村井正光, 吉永 泰, 野冢和雄, 政田 悟, 1994, “一方向強化FRPのシャルピー衝撃試験,” 日本材料學會論文集, 第43卷, 第487號, pp. 482~488.
- (12) 신형섭, 前川一郎, 서창민, 황남성, “CFRP 적층판의 충격손상특성 및 손상거동에 미치는 초기굽힘의 영향,” 대한기계학회논문집, 제18권, 제5호, pp. 1144~1149.
- (13) 芳我 攻, 木村 捻, 1986, “Al/CFRP多積層板ハイブリッド複合材料の引張特性,” 日本材料學會論文集, 第35卷, 第399號, pp. 1411~1417.
- (14) 芳我 攻, 小山秀夫, 川田勝已, 小川和洋, 1992, “残留應力制御によるAl/CFRPハイブリッド複合材料の疲労特性改善,” 日本材料學會論文集, 第41卷, 第464號, pp. 734~739.
- (15) 윤한기 외 4명, 1993, “Al 2024-KFRP 보강판의 피로균전과거동에 관한 연구(I),” 대한기계학회 부산지부 추계학술대회 초록집, pp. 17~21.
- (16) Oh S.W., Park W.J., Yoon H.K. and Lee K.G., Cho J.M., Lee K.B., 1994, “Effect of Stress Ratio and Fiber Orientation on Fatigue Crack Growth Behavior in APAL,” *Proc. of the Special Off-shore Symposium Chian (SOSC-94/Pacoms-94)*, Beijing, China, pp. 269~286.
- (17) Bao G. and Suo Z., 1992, “Remarks on Crack-Bridging Concepts,” *Appl. Mech. Rev.*, Vol. 45, No. 9.
- (18) Ritchie R.O., 1987, “Crack Tip Shielding in Fatigue, in Mechanical Behavior of Materials-V,” *Proc. 5th Int. ICM Conf.*, Vol. 3, Pergamon Press, Oxford, U.K.
- (19) Ritchie R.O., Yu W. and Bucci R.J., 1989, “Fatigue Crack Propagation in ARALL Laminates: Measurement of the Effect of Crack-tip Shielding from Crack Bridging,” *Engineering Fracture Mechanics*, Vol. 32, No. 3, pp. 361~377.