

研 究 論 文

FRP 본딩한 알루미늄 판재의 피로균열 저항성에 관한 연구

윤한기* · 오세욱** · 박원조*** · 허정원****

A Study of Resistance of Fatigue Crack in Aluminum Alloy Plate Bonded with FRP

Han-Ki Yoon*, Sae-Wook Oh**, Won-Jo Park*** and Chung-Weon Hue****

Key Words : Aramid/Epoxy(아라미드/에폭시), Fatigue Crack Propagation(피로균열전파), APAL (Aramid Patched ALuminum Alloy), Retardation(지연), Stress Ratio(응력비), Fatigue Crack Resistance(피로균열저항)

Abstract

APAL(Aramid Patched ALuminum alloy) was manufactured, which was a material that was consisting of a Al2024-T3 aluminum alloy plate bonded to single-side of it with aramid/epoxy laminates. The aramid/epoxy laminates were bonded to it in condition of 1, 2 ply and fiber orientation of $\pm 45, 0^\circ/90^\circ$. Fatigue crack propagation tests were performed at stress ratio $R=0.2, 0.5$ with Al 2024-T3, APAL 45-1P, APAL 0/90-1P, APAL 45-2P, APAL 0/90-2P specimens to examine behavior of retardation in fatigue crack propagation.

All the APAL specimens showed superior fatigue crack resistance. Number of cycle spended for crack to propagate from $a_m=37$ to $a_m=65$ mm in case of APAL 0/90-2P specimen was half that of Al 2024-T3 specimen. Fatigue crack propagation rate of APAL 0/90 specimens were retarded more compared to APAL 45 specimens and the amounts of retardation at $R=0.5$ were larger than that at $R=0.2$. It was found that the retardation in fatigue crack propagation was casused by intact fibers in the wake of crack.

* 정희원, 동의대학교 공과대학 기계설계학과

** 정희원, 동아대학교 공과대학 기계공학과

*** 정희원, 통영수산전문대 기계과

**** 정희원, 동아대학교 공과대학 생산기술연구소

1. 서 론

항공 구조용 재료로서 알루미늄 합금이 널리 이용되고 있으며, 그 이유는 비강도가 우수하기 때문이다. 그런데 이들 재료는 강도가 높은 반면 균열에 대한 저항성은 상대적으로 떨어진다. 최근에 알루미늄과 같은 기존 금속재료의 단점을 보완하고 더욱 우수한 비강도를 갖는 재료를 얻기 위하여 FRP등이 실용화되고 있다. 섬유강화복합재료(FRP)는 종래의 재료에 비하여 비강도·비강성이 탁월한 특징을 가지고 있다. 이러한 이유로 특히 경량화가 요구되는 항공 및 우주 분야를 중심으로 종래의 금속 재료를 대체할 새로운 구조용 재료로 응용되고 있다.

현재 항공기에 실용화되고 있으며 용도가 확대되고 있는 수치계 복합재료에는 CFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastic)와 AFRP(Aramid Fiber Reinforced Plastic) 등이 있다. 그러나 이들 재료는 기지(matrix) 재료로 에폭시수지를 사용하고 있는데, 에폭시수지는 일반적으로 취성적인 성질을 나타낸다²⁾. 이러한 성질은 전체 복합재료의 파괴인성과 손상허용(damage-tolerance)를 감소시킨다.

이러한 단점을 보완하기 위하여 제시되고 있는 방법 중에는 composite를 hybrid 형태로 하는 방법이 있다. 복합재료의 hybrid 형태는 일반적으로 두가지 이상의 강화재료를 강화시킨 재료를 말하며, 한가지 강화재료를 강화시킨 복합재료의 단점을 보완할 수 있는 재료로 관심을 끌고 있다²⁾.

이러한 재료로서 상품화되어 있는 것으로는 미국의 Alcoa사가 제작, 판매하고 있는 ARALL(Aramid fiber Reinforced ALuminum Laminate) 시리즈^{3,4)}가 있다. ARALL은 Al 2024 박판과 아라미드(aramid)를 적층시켜 강력한 구조용 접착제로 접착하여 제작한 구조용 재료이다. ARALL은 최초로 damage-tolerance를 향상시킬 목적으로 개발되었지만, 최근에 연구자들은 ARALL이 기존의 고강도 알루미늄합금에 비해서 탁월한 피로균열전파 저항과 고강도, 고인성을 가지고 있다고 보고하고 있다.

본 연구에서는 ARALL과 비슷한 형태로 Al 2024-T3 판재에 아라미드를 한 측면에 패칭(patching)하여 보강한 APAL(Aramid Patched Aluminum Alloy)재⁵⁾를 제작하였다. 이 재료는 Al 2024-T3 판재의 표면을 얇은 아라미드 프리프랙(aramid prepreg)로 큐어링

(curing)한 재료이다. 이는 항공기의 구조용 재료로 널리 이용되고 있는 알루미늄 판재에 항공기 생산 과정에서 발생할 수 있는 손상부위 및 기존의 운항 중인 항공기에서 발생할 가능성이 있는 각종 기체 결합부위에 선택적으로 아라미드를 큐어링하는 방법, 즉 이들 손상부위와 결합부위의 보강 및 수리를 고려한 목적에서 개발한 재료이다. 위와 같은 복합재료를 이용한 수리방법은 동일한 알루미늄 보강판을 리벳팅하여 수리하는 재래식 수리방법과 비교할 경우 다음과 같은 장점이 있다^{7,8)}.

- ① 패치가 얇다(알루미늄을 이용할 경우의 약 1/2 - 1/3 정도).
- ② 접착하므로 응력집중을 최소화할 수 있다.
- ③ 3차원 곡면의 형태도 성형할 수 있다.
- ④ 배후 구조물에 손상을 주지 않는다.
- ⑤ 계면에서 부식을 최소화할 수 있다.

그러나 이와 같은 뛰어난 장점을 가진 수리방법도 보강된 보강재에 대한 종합적인 특성의 규명이 반드시 필요하다. 현재까지 일반 복합재료(composite to composite)의 계면에 대한 파괴인성이나 균열전파거동의 연구는 활발히 진행되고 있으나, 알루미늄 모재에 복합재료를 보강한 hybrid 형태(metal to composite)의 재료에 대한 연구는 거의 없는 실정이다.

본 연구는 Al 2024-T3 판재 시험편에 예균열을 삽입한 후, 아라미드 프리프랙(aramid prepreg)을 균열에 대하여 $\pm 45^\circ$ 및 $0^\circ \pm 90^\circ$ 방향으로, 1 층(ply) 및 2 층의 두께로 오토클레이브(autoclave)에서 큐어링하여 접착한 APAL재를 제작하였으며, 이를 응력비 R=0.2 및 R=0.5에서 균열전파실험을 실시하여, 아라미드 프리프랙의 부착방위(bonding orientation) 및 적층수(number of ply)에 따른 균열 저항성을 조사하고 응력비에 의한 평균응력의 영향을 조사하고자 하였다.

2. 시험편 및 실험방법

2.1 시험편

본 실험에서 모재로 사용한 재료는 Al 2024-T3 알루미늄 합금이다. 모재의 화학성분과 기계적성질을 각각 Table 1과 Table 2에 나타내었다. Al 2024-T3 시험편은 두께 6.6mm의 판재를 L-T(길이·폭) 방향으로 채취하여 CT형으로 제작하였으며, 시험편의

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

형태와 치수는 Fig.1에 나타내었다.

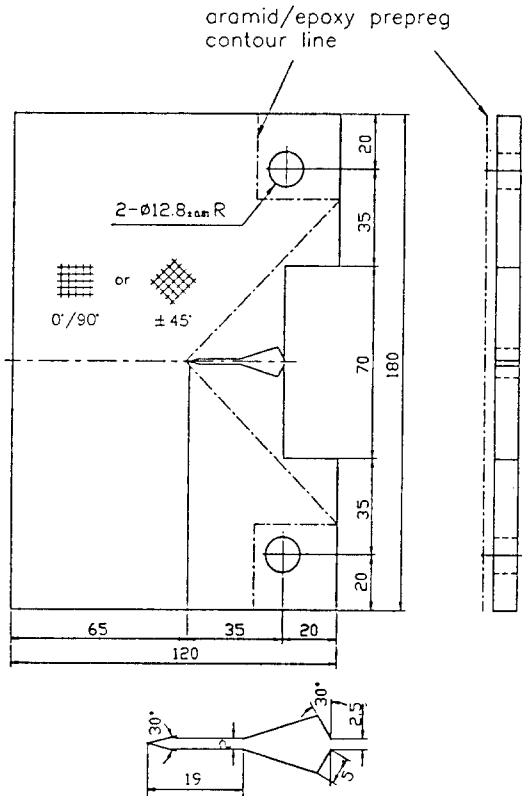


Fig.1 Configuration and dimension of fatigue specimen

실험에 사용한 APAL재 시험편은 Al 2024-T3 시험편에 에폭시를 삽입한 후, 아라미드/에폭시 프리프랙(aramid/epoxy prepreg)을 접착하였으며, 이를 APAL (Aramid Patched ALuminum alloy)재로 명명하였다.

아라미드/에폭시 프리프랙은 (주)한국화이버에서 제조한 HK 285/RS 1222 이며, 이는 RS1222 resin

system에 케블라(Kevlar) 제직포 #285를 함침시켜 건조시킨 케블라 프리프랙이다. 이 프리프랙은 Fig.2와 같이 케블라 섬유가 0° 및 90°로 배열되어 3 단직조

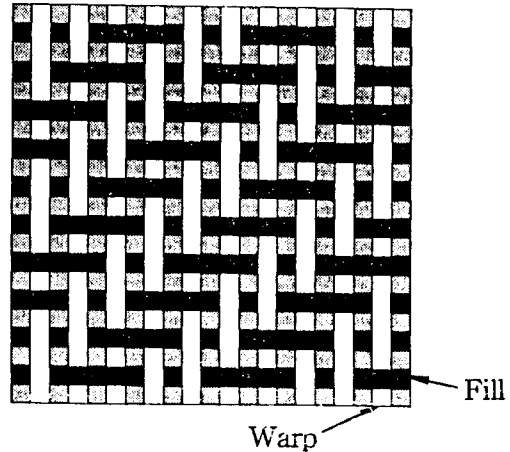


Fig.2 Schematic illustration for fabric weaves(Twill 2.2)

(twill 2.2 weave) 형태로 직조되어 있으며, 가로방향의 섬유는 인장력이 가해져 팽팽한 상태에서, 세로방향의 섬유는 이완되어 굴곡된 상태에서 성형된다. 일반적으로 팽팽한 섬유는 "Fill" 이고 굴곡된 섬유는 "Warp"로 불리우며, Fill 방향은 경사(longitude fiber) 방향이고, Warp 방향은 위사(latitude fiber) 방향으로 호칭된다. 완성된 프리프랙의 두께는 0.15mm이었으며, 물리적성질과 기계적 성질을 각각 Table 3과 Table 4에 나타내었다.

APAL 시험편을 제작하기 위하여 Al 2024-T3 시

Table 3 Physical properties of aramid/epoxy prepreg (HK 285/RS 1222)

Volatile content	0.28 %
Resin content	52.17 %
Resin flow(at 0.35 MPa)	28.72 %
Gel time(at 135 ± 1°C)	4min 48 sec

Table 4 Mechanical properties of aramid/epoxy laminate (HK 285/RS 1222)

Properties	Fiber pattern	Warp(0°) (MPa)	Fill(90°) (MPa)
Tensile strength		567.50	512.41
Tensile modulus		30×10 ³	31×10 ³
Compression strength		224.14	227.59
Compression modulus		29×10 ³	29×10 ³
Flexural strength		513.79	510.35
Inter laminar shear strength		63.45	—

험편에 예균열을 3mm 삽입한 후, 에칭을 하였다. 예균열은 ASTM E647 기준에 맞추어서 삽입하였다. 에칭은 접착면적을 증가시켜 접착력을 증대시키기 위한 작업이며, 에칭조건은 H₂SO₄ 30% + Sodium dichromate 5% 에칭용액을 70℃로 유지하고, 여기에 Al 2024-T3 시험편을 1 시간 동안 침지시키고, 세척한 후 온도 85℃인 건조대에서 건조하는 것이다. 준비된 Al 2024-T3 시험편은 Fig.1에서 표시한 윤곽선(countour line)의 형태로 아라미드/에폭시 프리프랙을 균열의 전방 리가멘트부 전체면에 부착하고, 오토클레이브(autoclave)를 이용하여 큐어링(curing)하였다. 시료를 오토클레이브에 설치한 후, 오토클레이브는 진공상태로 만들고, 2 kgf/cm²의 압력으로 가압한 후에 흡기하여 진공을 해제(vent)시키고, 온도 127℃ 상태로 130min 동안 유지하였다. Fig.3(a)는 오토클레이브의 내부 구조도이며, Fig.3(b)는 접착 과정 중의 시간, 압력 및 온도의 변화를 나타낸 것이다.

실험에 사용한 APAL재 시험편의 종류는 프리프랙의 위사방향이 하중방향과 동일, 직각인 것(0°/90° : APAL 0/90)과 하중방향과 ±45°인 것(±45° : APAL 45)을 제작하였으며, 또한 1층으로 접착한 것

(APAL 1P)과 2층으로 접착한 것(APAL 2P) 등 모두 4 종을 준비하였다.

2.2 실험방법

실험에 사용한 시험기는 유압서보식피로시험기(MTS 10tonf)이다. 피로균열전파 실험 조건은 일정 하중폭 제어방식 하에서, 파형은 사인파, 주파수는 15Hz 이었다. 최대하중은 3 kN으로 일정하게 하였고, 응력비는 R=0.2, 0.5 등 2 가지로 하였다.

피로실험 중에 균열길이는 균열전방(crack mouth)에 부착한 COD 게이지를 사용하여 측정된 컴플라이언스에 의하여 결정하였으며, 측정 간격은 약 0.3 mm 정도이었다. Al 2024 시험편의 경우는 컴플라이언스를 이용하여 산출한 균열길이와 실제로 이동식 망원현미경으로 측정된 균열길이와 잘 일치하였으나, APAL 시험편의 경우는 컴플라이언스를 이용한 균열길이와 실제로 확인한 균열길이와 차이를 보여서 비치마크법(beach mark technique)을 이용하여 이를 보정한 균열길이를 이용하였다.

3. 실험결과 및 고찰

3.1 균열길이 거동

Fig.4는 응력비 R=0.2 및 R=0.5의 경우에 대하여 컴플라이언스를 이용하여 구한 컴플라이언스 균열길이(compliance crack length : a_c)와 비치마크법을 이용하여 직접 측정한 실측 균열길이(measured crack length : a_m)를 나타낸 것이다.

그림에서 사용한 실측 균열길이 a_m중에서, Al 2024-T3 시험편의 경우는 이동식 망원현미경을 이용하여 측정된 것이다. APAL 시험편의 경우는 약 5mm 간격으로 비치마크를 형성시켜 이를 이용하여 측정된 것이며, 이 경우 아라미드 라미네이트(aramid laminate)가 부착된 면과 부착되지 않은 면의 균열길이에 차이가 발생하고 균열선단이 곡선 형태로 되므로, 실측 균열길이는 두 표면의 균열길이와 두께 중앙의 균열길이 등 3 점을 평균하여 결정하였다.

Al 2024-T3 시험편의 경우는 균열길이의 측정방법에 관계없이 균열길이가 잘 일치하고 있다. 그러나 APAL 시험편의 경우는 전체 실험 조건에서 컴플라

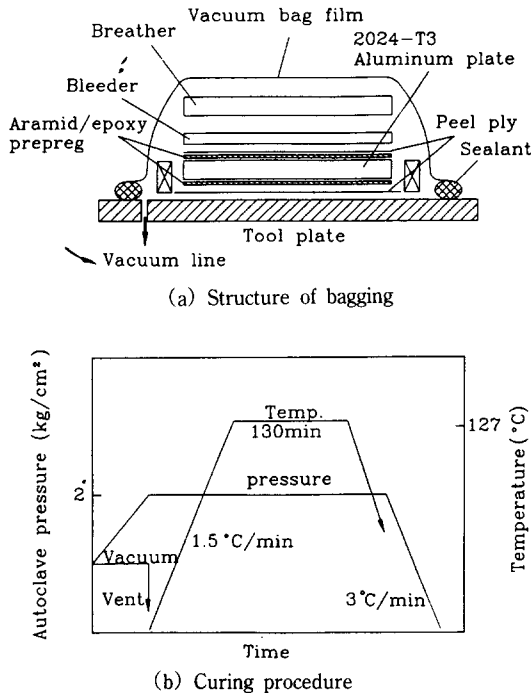


Fig.3 Schematic illustration for curing

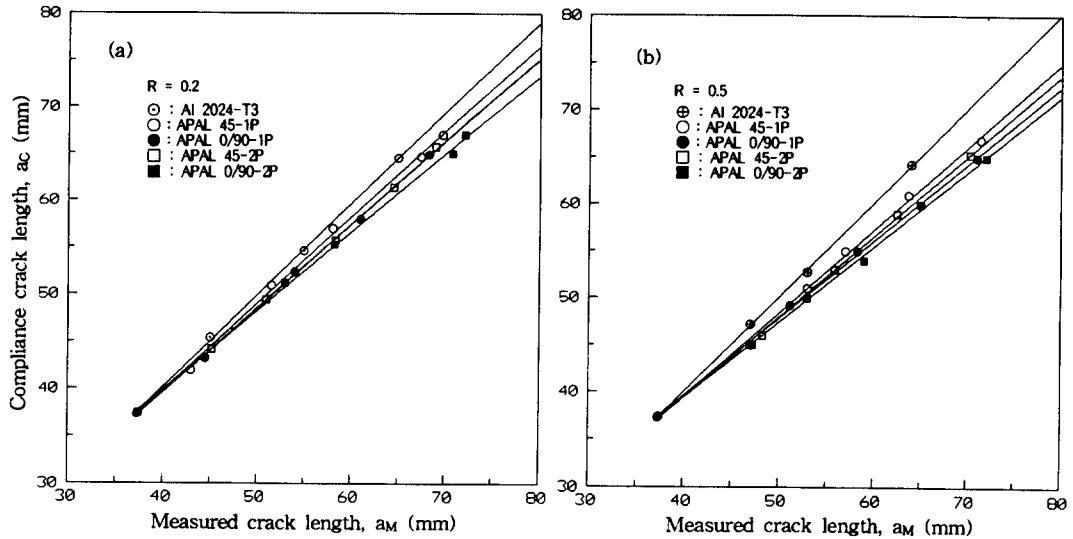


Fig.4 Relationship between measured crack length and compliance crack length

이언스 균열길이가 실측 균열길이보다 짧게 나타나며, 실측 균열길이에 대한 컴플라이언스 균열길이의 감소량은 균열이 진전하면서 증가하고 있다. 각각의 APAL 시험편의 종류에 따른 전반적인 균열길이 변화를 보면, 실측 균열길이에 대한 컴플라이언스 균열길이의 감소량은 APAL 45 시험편보다 APAL 0/90 시험편의 경우에 크게 나타나서, 화이버 방위(fiber orientation)에 영향을 받는 것을 알 수 있다. 또한 1 층 보강재(APAL 1P)보다 2 층 보강재(APAL 2P)의 경우에 차이가 크게 나타나 두께가 두꺼울수록 차이가 증가함을 알 수 있었다. 그리고, 응력비에 대한 거동은 전체적으로 응력비 $R=0.2$ 경우보다 응력비 $R=0.5$ 경우에 실측 균열길이와 컴플라이언스 균열길이의 차이가 크게 나타나므로, 평균응력이 높은 경우에 균열길이의 차이가 증가하는 경향이 있다.

APAL 시험편에서 컴플라이언스 균열길이가 실측 균열길이에 비해서 감소하는 거동은 AI 2024 판재에 부착된 아라미드 라미네이트가 컴플라이언스를 변화시키기 때문이다. 즉, 아라미드 라미네이트는 AI 2024 판재의 변형 중에 COD 량을 감소시킬 것으로 생각된다. 이는 결국 컴플라이언스를 산출하는 식 $C = \Delta v / \Delta P$ 에서 반복 COD폭 $\Delta v(\Delta COD)$ 의 크기를 감소시키므로 컴플라이언스가 감소하게 되며, 결과적으로 실측 균열길이보다 짧은 균열길이가 산출되는 것이다. 이를 실제로 확인하기 위하여 모든 실험조건에서 실제 균열길이에 대하여 COD 값을 조사하

였다.

3.2 APAL 시험편의 변형 거동

Fig.5는 피로실험 중에 하중선상에 설치된 COD 게이지를 이용하여 측정된 하중선 COD를 실측 균열길이 a_m 에 대하여 플롯한 것이다. 응력비 $R=0.2$ 및 $R=0.5$ 에서 AI 2024 시험편에 비해서 전체 APAL 시험편의 ΔCOD 가 감소하고 있음을 명확히 보여주고 있다.

AI 2024 시험편에 비해서 APAL 시험편의 ΔCOD 가 감소하는 이유는 APAL 시험편에서는 측면에 부착된 아라미드 라미네이트가 전체 반복하중 가운데 일부분을 분담하여 실제 AI 2024 판재에 전달되는 하중을 감소시키기 때문이며, 그 결과 ΔCOD 가 감소하게 된다.

이와 같은 ΔCOD 감소에 영향을 주는 기구(mechanism)는 크게 2 가지를 생각할 수 있다. 첫째는 아라미드 라미네이트 부착에 의한 전체적인 강도의 향상이다. 그림에서 피로실험 초기에 발생하는 APAL 시험편의 ΔCOD 감소는 아라미드 라미네이트 부착에 의해서 APAL 시험편의 전체적인 강도(인장강도 및 압축강도)가 상대적으로 향상된 결과이다. 둘째는 AI 2024 판재상에서 전파하고 있는 균열의 후방에서 파손되지 않은 아라미드 라미네이트의 균열열림의

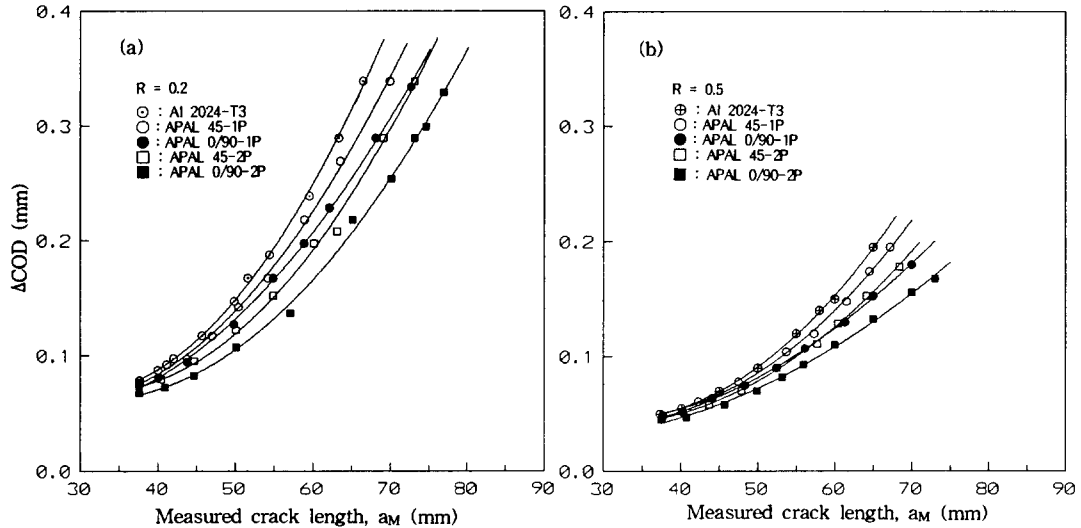
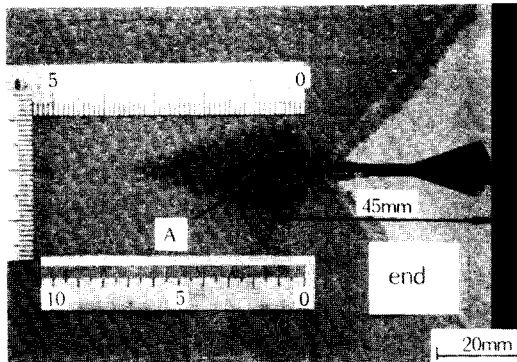


Fig.5 Relationship between measured crack length and Δ COD

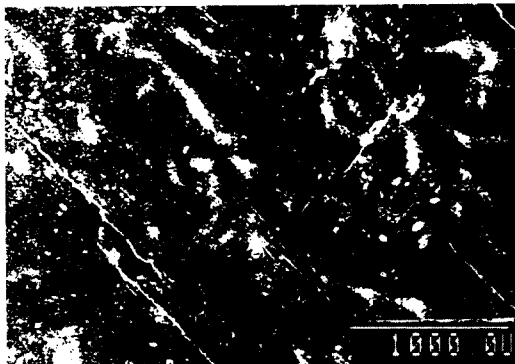
저지에 의한 영향이다. 그림에서 후기에 발생하는 Δ COD 감소는 강도 향상의 효과에 AI 2024 판재상 균열이 통과한 영역에서 손상되지 않은 아라미드 라미네이트가 AI 2024 판재의 균열 열림을 방해하는 효과가 복합된 결과이지만, 균열길이가 길어질수록 강도 향상(압축강도)의 영향은 감소할 것이다. 또한, 이 경우에 전자의 영향보다 후자의 영향이 지배적인 기구임을 Fig.5를 통해서 판단할 수 있다. Fig.5에서 Δ COD의 감소량의 크기는 균열전과 초기에 최대 10% 이내이었으나, 균열길이 $a_M=65\text{mm}$ 인 경우에는 35~40% 정도로 증가하고 있다.

APAL 시험편의 균열전과 형태는 AI 2024 시험편 경우와 아주 상이한 형태가 관찰되었다. 피로실험 과정 중에 APAL 시험편 균열전과 형태는 AI 2024 판재상에서만 균열이 전파할 뿐, 아라미드 라미네이트상에서는 균열이 발생하지도 전파하지도 않았다. 단지, AI 2024 판재상의 crack wake 영역에서 AI 2024 판재와 아라미드 라미네이트 계면의 층간분리(delamination)가 발생하여 AI 2024 판재의 균열전과와 동시에 층간분리가 증가하는 형태이다. 또한, AI 2024 판재와의 층간분리가 발생한 영역의 아라미드 라미네이트 경우에도 특별한 손상은 발견되지 않았다. 이 영역에서 아라미드 라미네이트의 손상을 조사하기 위해서 SEM을 이용하여 관찰하였다. Fig.6은 층간분리가 발생한 영역에서 아라미드 라미네이트 표면을 SEM으로 관찰한 것이다. 사진(a)는 피로실험 과정

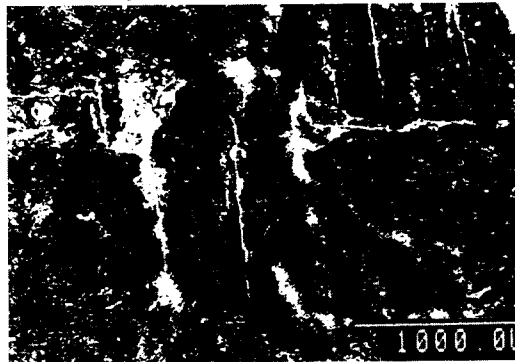
중 층간분리가 발생한 영역에 잉크를 투입하여 층간분리 영역을 가시화한 것이며, 사진(b) 및 (c)는 APAL 45와 APAL 0/90 시험편의 층간분리 영역에서 아라미드 라미네이트 표면을 SEM으로 촬영한 것이다. 사진(b) 및 (c)에서 손상형태는 기지(matrix)와 섬유(fiber) 계면에서 극소한 박리(debonding)만 발견될 뿐, fiber breaking이나 matrix crazing 등은 발견되지 않는다. 따라서 피로실험 과정 중에 AI 2024 판재상에서는 균열이 전파하여도 아라미드 라미네이트는 균열이 발생하지도 않고 거의 손상을 받지 않는 상태를 유지하는 것이며, 이들은 AI 2024 판재상의 균열이 열리면 외부의 하중을 일부분 분담하여 응력을 완화시키기 때문에 AI 2024 판재상의 실제 응력은 감소하고, 결국 AI 2024 판재상의 COD는 감소하게 된다. 또한, 균열길이가 길어지면 crack wake 길이도 동시에 길어지면서 하중을 분담하는 화이버의 갯수가 증가하게 되며, 역시 COD 감소량도 비례적으로 증가하게 된다. 그러므로 APAL 시험편에서 컴플라이언스 균열길이가 실제 균열길이에 비해서 감소하는 이유는 AI 2024 판재에 부착된 아라미드 라미네이트가 AI 2024 판재상의 COD를 감소시키기 때문이다.



(a) Photo of delamination area



(b) SEM photo for APAL 45-1P, R=0.5(detail A)



(c) SEM photo for APAL 0/90-1P, R=0.5(detail A)

Fig.6 SEM photo of delaminated area for damage during fatigue test

3.3 APAL 시험편의 피로수명 및 균열전파 거동

Fig.7은 각 응력비에 있어서 반복수의 변화에 대한 균열길이의 변화를 나타낸 것이다. Al 2024 시험편의

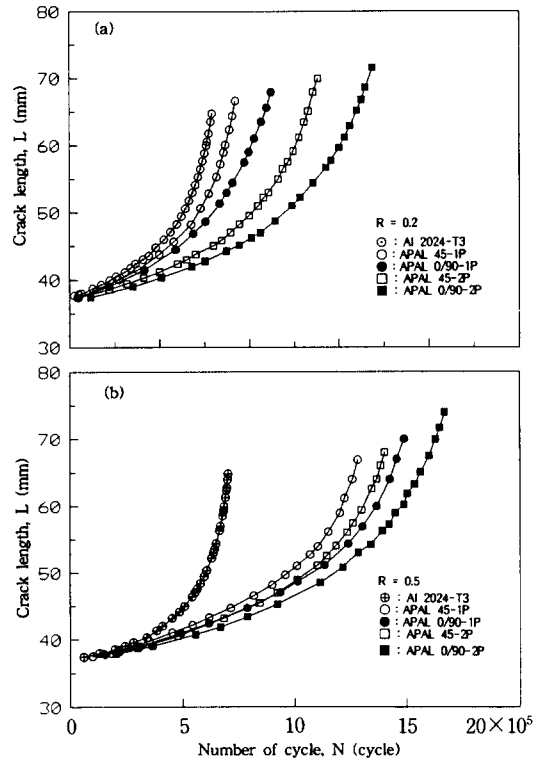


Fig.7 Relationship between number of cycle and crack length

반복수에 비하여 모든 APAL 시험편의 반복수가 현저히 증가하고 있음을 명확히 보여준다. 응력비 R = 0.2, 0.5 에서 균열길이 $a_m = 65\text{mm}$ 일 때 Al 2024-T3 시험편과 APAL 0/90-2P 시험편의 반복수를 비교해 보면 APAL 0/90-2P 시험편의 반복수가 2 배 이상 증가하고 있다. 이러한 반복수의 증가는 Fig.4~Fig.6에서 설명한 ΔCOD 의 감소에 의하여 균열 전파속도가 지연된 결과이다.

또한, APAL 시험편에서 균열길이 $a_m = 65\text{mm}$ 를 기준으로 한 반복수는 APAL-1P 시험편보다 APAL-2P 시험편의 경우가 길게 나타나 적층수가 많을수록 증가하였으며, APAL 0/90 시험편의 경우가 APAL 45 시험편보다 길게 나타나 적층 방향의 영향을 보였다. 특히, 적층 방향에 의한 증가가 두드러지게 나타나서, 응력비 R=0.5에서는 2 층인 APAL 45-2 P보다 오히려 1 층인 APAL 0/90-1P의 반복수가 길어지고 있다. 이 결과는 두 시험편의 ΔCOD 의 변화를 보여주는 Fig.5(b)에서 나타난 바와 같이 실험의 초기와 후기에서 ΔCOD 의 크기가 역전되는 현상과 잘

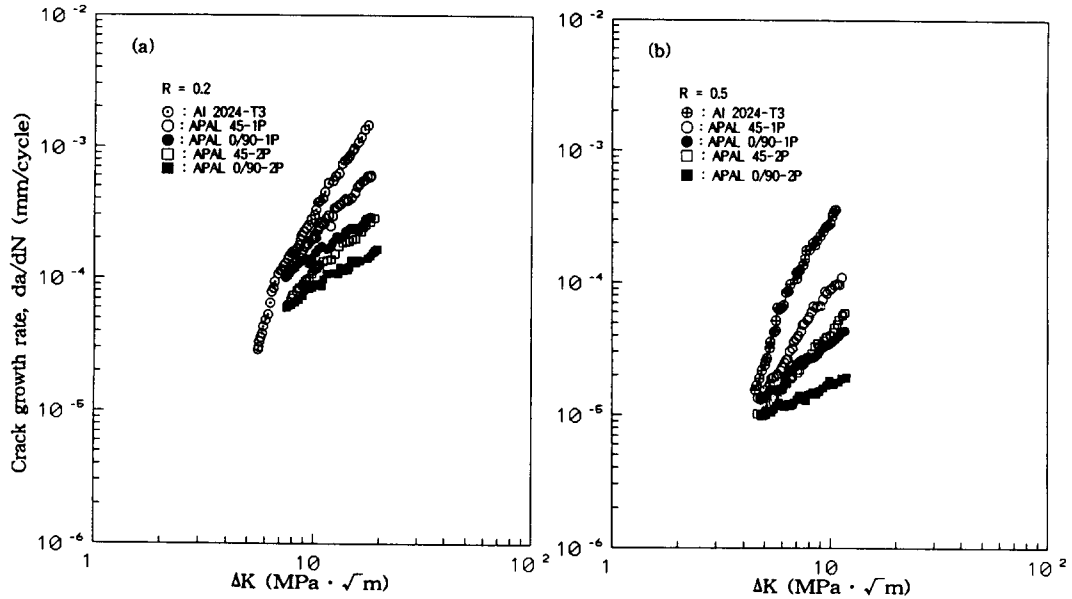


Fig.8 Relationship between stress intensity factor range and crack growth rate

일치하고 있음이 확인된다. 그리고 응력비 $R=0.2$ 경우보다 $R=0.5$ 경우에 반복수가 더 길게 나타나서, 평균응력이 높을수록 수명이 증가함을 알 수 있었다.

Fig.8은 Fig.7의 결과를 응력강도계수 ΔK 와 균열 전파속도 da/dN 의 관계를 나타낸 것이다. AI 2024 시험편에 비하여 APAL 시험편의 균열전파속도가 현저하게 감소하고 있다. APAL 시험편에서 AI 2024 시험편에 대한 균열전파속도의 감소량은 아라미드 라미네이트가 2층인 경우가 1층인 경우보다 증가한다. 또한, 화이버가 $0^\circ/90^\circ$ 인 경우에는 $\pm 45^\circ$ 인 경우보다 감소량이 크며, 응력비 $R=0.5$ 에서 균열전파속도는 전반기에 아라미드 라미네이트가 1층인 APAL 0/90-1P의 경우가 2층인 APAL 45-2P보다 느리지만 후반기에 역전되어 Fig.7의 결과와 마찬가지로 역시 화이버 방위의 영향이 현저함을 알 수 있다. Fig.7 및 Fig.8에 나타난 결과들은 Fig.5~6에서 언급한 시험편의 ΔCOD 감소에 의한 결과이며, Fig.4~Fig.5에서의 현상과 동일한 역학적구조(mechanical mechanism)를 가질 것으로 생각된다. 즉, APAL 시험편에서 AI 2024 시험편에 대한 균열전파속도의 감소는 시험편 균열의 ΔCOD 절대량이 AI 2024 시험편에 비하여 감소하기 때문이며, 이 ΔCOD 감소에 따라 균열선단에서 균열전파 구동력이 상대적으로 감소하는 것에 기인한 결과라고 생각된다.

균열전파속도가 지연되는 비율은 적층수가 2층인

경우에 1층보다 증가하며, 이는 적층수가 2층인 경우에 아라미드 라미네이트의 전체 단면적이 증대되어 하중 분담 능력이 증가하기 때문이며, 적층방위 $0^\circ/90^\circ$ 인 경우가 $\pm 45^\circ$ 보다 더 감소하는 현상은 AFRP $0^\circ/90^\circ$ 의 인장강도가 AFRP $\pm 45^\circ$ 보다 커서^{9,10)} 역시 하중 분담 능력이 증가하기 때문이라 생각된다. 이러한 하중 분담 능력의 증가는 AI 2024 시험편에 대한 APAL 시험편의 ΔCOD 감소량을 증가시킬 것이며, 이는 Fig.5에 나타난 각 시험편의 ΔCOD 결과로써 확인할 수 있다. 이와 같은 ΔCOD 감소에 의한 균열전파속도 지연 효과는 Ritchie 등³⁾이나 小寺澤¹¹⁾ 등의 연구에서도 보고되고 있다.

3.4 검토

Fig.8에서 응력비가 다른 그림(a)와 (b)에서 AI 2024와 APAL재의 균열전파속도를 비교하면, AI 2024에 대한 APAL재의 균열전파속도의 상대적인 감소량은 응력비 $R=0.5$ 의 경우에는 응력비 $R=0.2$ 의 경우보다 대체적으로 증가함을 알 수 있다. 그러나 두 조건에서 초기 ΔK 값이 다르므로 응력비의 영향을 명확히 규명하기 위해서는 이를 고려한 실험 및 해석이 필요하다. Fig.9는 Fig.8의 $R=0.2$, $R=0.5$ 의 결과를 종합적으로 나타낸 것이다. AI 2024 시험편에

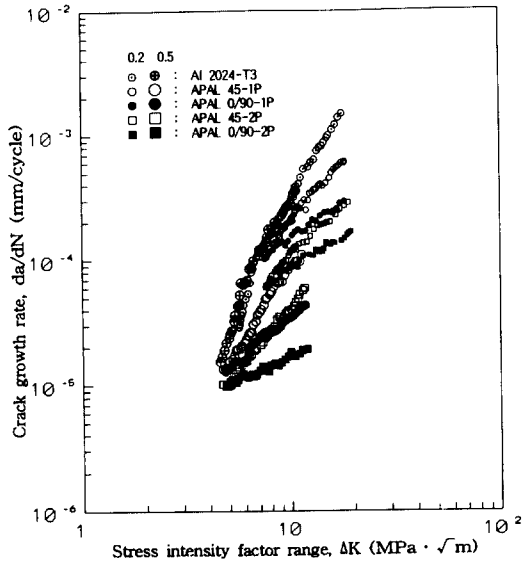


Fig.9 Relationship between stress intensity factor range and crack growth rate

서는 저속영역에서 고응력비 $R=0.5$ 경우가 저응력비 $R=0.2$ 보다 균열전파속도가 빠르게 나타나고 있다. 그러나 APAL 시험편에서는 균열전파속도 감소의 효과 때문에 이러한 기존의 응력비 영향은 확인이 불가능하다. 이는 역시 실험을 시작한 ΔK 의 초기 크기가 다르기 때문에 발생한 결과라 생각되며, 앞으로 응력비의 영향은 ΔK 의 초기값이 동일한 실험 조건에서 조사하는 연구가 필요하다고 생각된다.

본 실험 결과로부터 Al 2024 알루미늄 판재에 AFRP를 본딩함으로써 균열전파속도가 현저히 지연되는 결과를 얻을 수 있었다. 따라서 이를 이용하여 항공기용 알루미늄 판재에 항공기 생산과정에서 발생할 수 있는 손상부위 및 기존의 운항중인 항공기에서 발생할 가능성이 있는 각종 기체 결합부위에 아라미드를 선택적으로 본딩함으로써 강도의 향상 및 균열전파속도의 지연 효과를 얻을 수 있을 것이며, 이를 기초로 알루미늄 판재와 AFRP를 적층하는 새로운 형태의 하이브리드 복합재료(hybrid composite)^{3,4)} 개발이라는 방향으로 발전할 수 있으리라 생각된다. 그런데 여기서 본 재료에 대한 환경인자(온도, 햇빛, 수중)는 고려하지 않았으므로, 실험실 환경이 아닌 실제 사용 환경에서 APAL 재료의 특성을 구명하는 작업이 향후의 연구과제로 생각된다.

AFRP는 비강도 및 내식성이 탁월^{12,13)}하므로 이를 충분히 활용할 수 있는 형태로 재료를 적절히 설계,

제작한다면 차세대 운송수단인 자기부상열차 및 해양구조물 등에도 본 재료의 특성을 응용할 수 있을 것으로 생각되며, 또한, 최근에는 초음속 항공기와 아울러 초고속 선박에 대한 연구가 활발하므로^{14,15)} 이러한 경우에는 재료의 내식성과 비강도가 동시에 유용한 기능을 할 수 있을 것으로 생각된다.

결론

Al 2024-T3 시험편에 아라미드 프리프랙(aramid prepreg)을 $\pm 45^\circ$ 및 $0^\circ/90^\circ$ 로 1 층 및 2 층으로 적층하여 본딩한 APAL 시험편을 제작하였다. 이를 응력비 $R=0.2$, $R=0.5$ 의 조건으로 균열전파 실험을 실시하여, Al 2024-T3 시험편에 비해서 APAL 시험편의 피로저항이 현저히 증가함을 확인하였으며, 적층수 및 부착방위의 영향과 평균응력의 영향을 구명하였다.

1. Al 2024-T3 시험편에 비하여 APAL 시험편의 균열전파속도는 현저히 저하하였으며, 본 실험의 범위에서 APAL 0/90-2P 시험편의 $a_m=65\text{mm}$ 까지의 반복수가 Al 2024-T3 시험편에 비해서 2배 이상 증대되었다.

2. APAL 시험편에서 균열전파속도 지연 효과는 아라미드 프리프랙이 2 층인 경우가 1 층인 경우보다 증가하였다. 또한, $0^\circ/90^\circ$ (APAL 0/90)로 부착된 경우가 $\pm 45^\circ$ (APAL 45)로 부착된 경우보다 컸으며, 응력비 $R=0.5$ 인 경우가 응력비 $R=0.2$ 인 경우보다 크게 나타났다.

3. APAL 시험편에서 균열전파속도의 지연 효과는 본딩된 아라미드 라미네이트가 알루미늄 판재의 하중을 일부분 분담함으로써 응력이 완화되고, 이것이 결과적으로 시험편의 ΔCOD 값을 감소시키게 된다.

참고 문헌

- 홍창선 : 복합재료 응용기술 및 현황, 대한기계학회지, 제34권, 제5호, (1994), p.335.
- Lin, C.T., Kao, P.W. and Lang, F.S. : Fatigue Behaviour of Carbon Fiber-Reinforced Aluminum Laminates, Composites, Vol.22, No.2, (1991), pp. 135-141.
- Ritchie, R.O, Yu, W and Bucci, R.J. : Fatigue

- Crack Propagation in ARALL Laminates : Measurement of the Effect of Crack-tip Shielding from Crack Bridging, Engineering Fracture Mechanics, Vol.32, No.3, (1989), pp.361-377.
4. Marissen. R : Fatigue Crack Growth in ARALL, Thesis, Technical Univ. of Delft. The Netherlands. Published in English as DFVLR-F 88-56, (1988).
 5. 윤한기 외 4명 : Al 2024-KFRP 보강판의 피로크랙 전파거동에 관한 연구 (I), 대한기계학회 부산지부 추계학술대회 초록집, (1993), pp.17-21.
 6. S.W. Oh, W.J. Park, H.K. Yoon, K.G. Lee, J.M. Cho, K.B. Lee : Effect of Stress Ratio and Fiber Orientation on Fatigue Crack Growth Behavior in APAL, Proc. of the Special Offshore Symposium Chian(SOSC-94/PACOMS-94), Beijing, China(1994), pp.269-286.
 7. 항공산업동향, 대한항공 항공우주사업본부 한국항공기술연구원, 10/12, (1991), pp.119-133.
 8. 초대형 항공기 개발의 문제점, 대한항공 항공우주사업본부 한국항공기술연구원, 10/12, (1993), pp.50-66.
 9. 김기철, 이재락, 이주진, 문한규 : 얇은 적층판 CFRP 굽힘 거동에 관한 연구, 제 2 회 재료강도 심포지엄 초록집, 대한금속학회, (1988), pp.83-91.
 10. 薄一平 : 多方向積層板의強度特性と最適設計, 日本機械學會論文集(A編), 第55券, 第516號, (1989), pp.1892-1899.
 11. 小寺澤良一, 野瀬昌禎, 河井昌道, 北條正樹, 荒卷和喜 : 變動應力下における纖維強化複合材料の疲勞き裂傳ばと損傷の進展, 日本材料學會論文集, 第42券, 第472號, (1992), pp.46-51.
 12. 駒井謙治郎, 城下莊平 : アラミド纖維強化複合材料の疲勞強度に及ぼす温水效果, 日本材料學會論文集, 第41券, 第469號, (1992), pp.1539-1544.
 13. 平岡康一 : 航空宇宙の構造輕量化, 日本機械學會誌, 第96券, 第893號, (1993), pp.285-289.
 14. 1990년대 미국 항공기의 연구동향, 대한항공 항공우주사업본부 한국항공기술연구원, 7/9, (1991), pp.78-98.
 15. 허정원 : 제 3회 ISOPE(International Society of Offshore and Polar Engineering) 93 국제학술대회 참가보고, 한국해양공학회지, 제7권, 제1호, (1993), pp.166-167.