

論文

CFRP로 보강한 하이브리드 복합재료에서 비파괴검사법을
이용한 피로균열 지연의 연구

윤한기* · 박원조** · 허정원***

A Study on Fatigue Crack Retardation Using NDT Test
in a Hybrid Composite Material Reinforced with a CFRP

H.K.Yoon*, W.J.Park** and C.W.Hur***

ABSTRACT

New hybrid composite material CPAL(Carbon Patched ALuminum alloy), an A/2024-T3 plate double-side reinforced with carbon/epoxy laminates were made. Fatigue crack growth tests were carried out at $R=0.2$, 0.5 in the CPAL specimens. The retardation mechanism and behavior of fatigue crack growth were examined basing on investigation of the crack and the delamination using a X-Ray and a ultrasonic C-Scan.

The fatigue crack growth rates of CPAL specimens were remarkably retarded compared to that of the A/2024-T3 specimen. The retardations amounts of the fatigue crack growth rates get higher in $0^\circ/90^\circ$ CPAL specimen than in $\pm 45^\circ$ CPAL specimen, and get higher at $R=0.2$ than at $R=0.5$. The retardation of fatigue crack growth rates in CPAL specimen was generated by the crack bridging mechanism, that is the behavior that the fibers in CFRP layers decrease the COD in the A/2024-T3 plate.

초 록

A/2024-T3 판재에 카본/에폭시(carbon/epoxy) 라미네이트를 섬유배열 방향 $0^\circ/90^\circ$ 및 $\pm 45^\circ$ 로 2 Plies 보강하여 CPAL(Carbon Patched ALuminum alloy)재를 제작하고, 응력비 $R=0.2$, 0.5 에서 피로균열전파 실험을 실시하였다. X-Ray와 초음파 C-Scan 장비를 이용하여 A/2024-T3 판재의 균열과 CFRP 라미네이트 박리 거동을 조사하여 피로균열 지연 거동과 지연기구(mechanism)를 연구하였다.

A/2024-T3 시험편에 비해서 CPAL 시험편은 피로균열전파속도가 현저하게 지연되었으며, 지연 정도는 $0^\circ/90^\circ$ CPAL이 $\pm 45^\circ$ CPAL 시험편보다 크고, 응력비 $R=0.2$ 에서 응력비 $R=0.5$ 보다 크게 나타났다. CPAL 시험편의 피로균열 지연 효과는 균열후방의 박리 및 비박리 CFRP 라미네이트가 A/2024-T3 판재의 균열열림(COD)을 감소시키는 균열브리징메카니즘(crack bridging mechanism) 때문에 발생함을 확인하였다.

* 동의대학교 기계설계학과

** 경상대학교 해양과학대학 선박기계공학과

*** 안산공과대학 컴퓨터응용설계과

1. 서 론

항공기 생산 중에 발생할 수 있는 손상 부품을 위한 보강 및 운항 중인 항공기에서 발생하는 각종 결함 부재를 위한 신속하고 효과적인 수리를 위하여 복합소재를 사용하는 방안에 대한 연구가 수행되고 있다.1-2)

복합재료를 사용한 보강 및 수리 기술의 연구는 1970년대 중반 호주의 항공연구실에서 개발되었다. 주로 보론/에폭시(boron/ epoxy) 복합재료와 구조용 필름(film) 접착제를 이용하여 항공기 수리에 응용하여 실용화함으로써 호주 공군은 수백만불의 비용을 절감하였고 항공기 성능도 향상시켰다는 결과가 보고되었다.1-2)

복합재료를 이용한 보강 수리 방법은 알루미늄 보강판을 리벳팅하여 부착하는 종래 방법과 비교하면 3차원 곡면 형상의 수리가 가능하며, 리벳구멍 없이 접착을 하기 때문에 응력집중이 감소되고 배후 구조물에 손상을 주지 않으므로 부식 및 엔진 FOD(Foreign Object Damage)의 최소화와 얇은 패치(patch)로 인한 경량화 등 많은 장점이 있다.1-7)

이와같이 뛰어난 유용성을 가진 복합재료를 이용한 보강수리 기술의 개념 자체는 단순하지만, 이 기술을 실제로 적용하고 적용범위를 확대하기 위해서는 각종 보강방법에 따른 보강기구(reinforcement mechanism)를 평가하고 보강방법을 개선하기 위한 연구가 요망된다. 이러한 보강방법이나 기술에 관련된 상세한 노하우(know how)는 국가나 기업 차원에서 기밀로 보호되고 있기 때문에 이 기술을 국내에서도 실용화하기 위해서는 많은 연구가 필요하다.

본 연구자 등은 이전의 연구에서 A/2024-T3 합금 판재에 아라미드 복합재료를 보강하여 APAL(Aramid Patched ALuminum alloy)재를 제작하여 피로균열전파 실험을 실시하고, 균열전파 속도에 미치

Table 1. Chemical compositions of A/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 A/2024-T3 aluminum alloy

Yield strength (MPa)	Tensile strength (MPa)	Elongation (%)	Hardness (Hv)	Density (g/cm ³)
360	500	18.3	146.5	2.8

는 섬유방위, AFRP 두께, 평균응력 등의 영향을 조사하였으며, 아라미드 라미네이트에 의한 피로균열 지연 효과와 피로균열전파 속도에 미치는 Bridging 영향을 밝혔다.8-9)

본 연구에서는 A/2024-T3 합금 판재에 카본/에폭시(carbon/epoxy) 라미네이트를 섬유배열 방향 $\pm 45^\circ$ 및 $0^\circ/90^\circ$ 으로 2 Plies 보강하여 CPAL(Carbon Patched ALumi-num alloy)재를 제작하고, 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에서 피로균열전파 실험을 실시하고, X-Ray와 C-Scan 장비를 이용하여 피로균열 지연 효과와 지연기구를 조사하였다.

2. 실험

2.1 시험편

본 실험에서 모재로 사용한 재료는 A/2024-T3 판재이다. 모재의 화학성분과 기계적성질은 Table 1과 Table 2에 각각 나타내었다. A/2024-T3 시험편은 두께 6.6mm의 판재를 L-T 방향으로 채취하여 CT 형으로 제작하였으며, 시험편의 형태와 치수는 Fig.1에 나

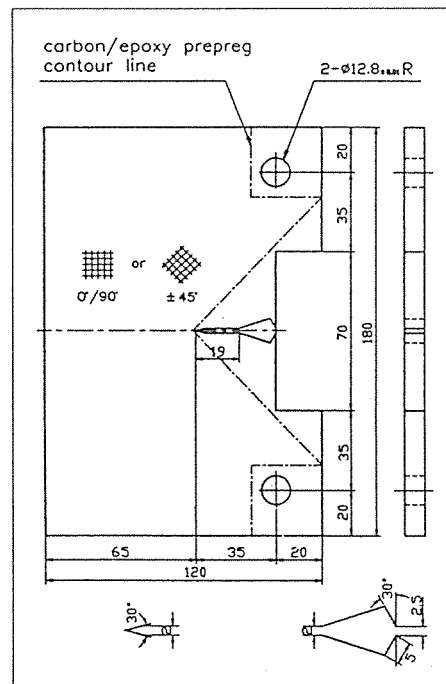


Fig.1. Configuration and dimension of fatigue specimen

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

Density	1.35 g/cm ³
Volatile content	0.5 %
Resin content	39.0 %
Resin flow (at 0.35 MPa)	15.0 %
Gel time (at 135±1 °C)	4min

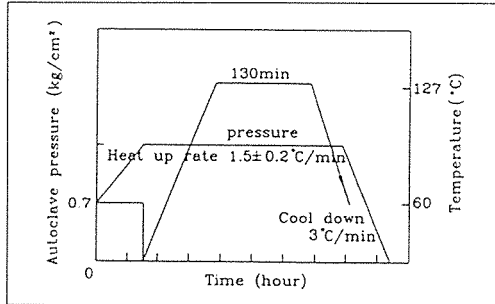


Fig.2. Diagram of autoclave curing procedure

타내었다.

실험에 사용한 CPAL 시험편은 A/2024-T3 시험편에 에균열을 3mm 삽입한 후, 카본/에폭시 프리프랙(carbon/epoxy prepreg)을 큐어링(curing)하여 제작하였으며, 이를 CPAL(Carbon Patched ALuminum alloy)재료 명명하였다.

CPAL 시험편 제작에 사용한 카본/에폭시 프리프랙은 (주)한국화이버에서 제조한 제품이다. 여기서 카본/에폭시 프리프랙은 카본섬유가 0°/90° 및 ±45°로 배열되어 1단 직조(plain weave) 형태로 직조된 것이다. 완성된 프리프랙 두께는 0.3mm이었으며, 이들의 물리적성질은 Table 3, 기계적성질은 Table 4에 각각 나타내었다.

A/2024-T3 시험편에 에균열은 ASTM E647을 기준으로 3mm 삽입하고, 접착면적과 접착력을 증대시키기 위하여 양면을 에칭하였다. 0°/90° CPAL 시험편은 에칭된 A/2024-T3 시험편에 프리프랙의 Warp 방향이 하중방향이 되도록, Fill 방향이 균열 방향이 되도록 Fig. 1에 표시한 윤곽선(contour line) 형태로 카본/에폭시 프리프랙을 각각 2 Plies 씩 양면에 부착하고, ±45° CPAL 시험편은 프리프랙의 Warp 및 Fill 방향이 ±45° 되도록 부착하고, 오토클레이브(autoclave)에서 큐어링(curing)하였다. 큐어링조건은 Fig.2에 나타내었다.

Table 4. Mechanical properties of carbon/epoxy laminate

Fiber pattern Properties	Warp(0°) (MPa)	Fill(90°) (MPa)
Tensile strength	986.0	915.0
Tensile modulus	69000.0	69000.0
Compression strength	739.0	704.0
Compression modulus	65600	65600
Interlaminar shear strength	70.02	

2.2 실험방법

실험에 사용한 시험기는 유압서보식피로시험기(MTS 10ton)이다. 피로균열전파실험은 ASTM E647을 기준으로 실행하였고, 하중 파형은 사인파, 주파수는 15Hz이었다. 응력비는 $R=0.2, 0.5$ 2 종류로 하였고, 초기 ΔK 크기가 일정하도록 하중 크기를 2.7kN 및 4.34kN으로 고정하여 실험하였다.

피로실험 중에 균열길이는 균열 전방의 하중선 상에 부착한 COD 게이지로 측정한 컴플라이언스를 이용하여 산출하였다.

A/2024-T3 시험편의 경우는 컴플라이언스를 이용하여 산출한 균열길이가 이동식망원현미경으로 실제로 측정한 균열길이와 잘 일치하였다. 그러나 CPAL 시험편에서 균열길이는 컴플라이언스를 이용하여 산출하는 것이 불가능하므로, 컴플라이언스 균열길이(a_c : compliance crack length)와 실측 균열길이(a_m : measured crack length) 관계를 도출하고, 컴플라이언스 균열길이를 보정하여 실측 균열길이를 산출하였다. 이때 실측 균열길이 측정에는 CFRP 라미네이트를 투과한 A/2024-T3 판재상의 균열길이를 비파괴적으로 측정하기 위하여 X-Ray 장비(Balltograph CSD160, 독일 Associated X-Ray Co.)를 이용하였으며, 측정 조건은 투과력 120kV, 7mA이고, 노출시간 2분 그리고 선원거리 1m이었다. 또한, CPAL 시험편에서 피로균열 지연 기구를 조사하기 위한 A/2024-T3 판재와 CFRP 계면의 층간박리(delamination) 형태와 길이를 초음파 C-Scan 장비(automated ultrasonic scanning system, AUSS #V, 미국 Macdonald Co.)를 이용하여 조사하였으며, 검사 조건은 주파수 5MHz, 투과식이었다.

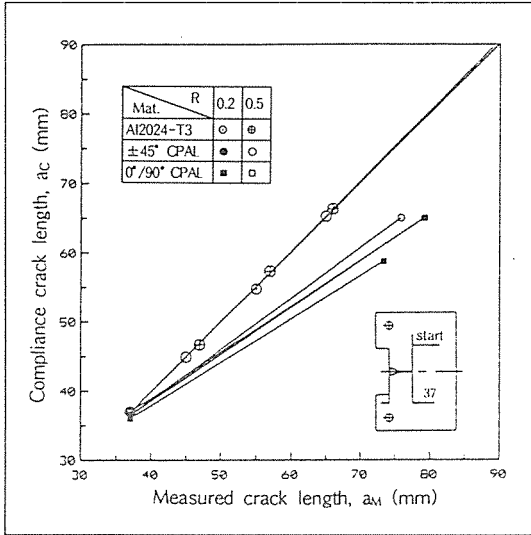


Fig.3. Relation between measured crack length and compliance crack length

3. 실험결과 및 고찰

3.1 균열길이의 측정

Fig. 3은 CFRP의 섬유방위가 0°/90° 및 ±45° CPAL 시험편에서 컴플라이언스를 이용하여 구한 컴플라이언스 균열길이(a_c : compliance crack length)와 X-ray 장비를 이용하여 측정한 실측 균열길이(a_m : measured crack length)를 비교한 그림이다. 그림에서 사용한 실측 균열길이 a_m 중에서, AI/2024-T3 시험편의 경우는 이동식망원현미경을 이용하여 측정한 것이고, 0°/90° 및 ±45° CPAL 시험편의 경우는 X-ray 장비를 이용하여 AI/2024-T3 판재의 실제 균열길이를 측정한 결과이다.

AI/2024-T3 시험편의 경우는 두 종류 균열길이가 잘 일치하며 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에 따른 평균응력 영향도 거의 나타나지 않는다. 그러나 0°/90° 및 ±45° CPAL 시험편의 경우는 전체 실험조건에서 컴플라이언스 균열길이 a_c 가 실측 균열길이 a_m 보다 짧게 나타나며, 2 종류 균열길이는 비례 관계가 있음을 나타낸다. 또한, 실측 균열길이 a_m 에 대한 컴플라이언스 균열길이 a_c 의 감소량은 균열이 진전하면서 증가하고 있으며, 응력비가 큰 경우에 즉, 평균응력이 높은 경우에 실측 균열길이 a_m 에 대한 컴플라이언스 균열길이 a_c 의 감소 정도는 크다. CPAL 시험편에서 컴플라이언스 균열길이 a_c 가 실측 균열길이 a_m 과 비교해서 감소하는 거동

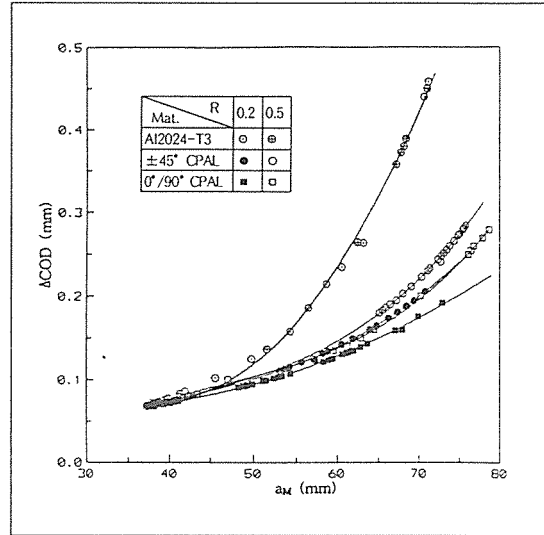


Fig.4. Relation between measured crack length and crack opening displacement range at loading line

은 AI/2024-T3 판재에 부착된 CFRP 라미네이트(laminate)가 컴플라이언스 거동을 변화시키기 때문이다. 즉, CFRP 라미네이트는 AI/2024-T3 판재의 변형 중에 COD 크기를 감소시키므로 컴플라이언스가 감소하며, 컴플라이언스 균열길이 a_c 가 실측 균열길이 a_m 보다 짧게 산출되는 것이다. 이를 실제로 확인하기 위하여 전체 실험조건에서 실제 균열길이에 대한 균열열림폭 ΔCOD 를 조사하였다.

Fig.4는 피로균열전파실험 중에 하중상상에 설치된 COD 게이지를 이용하여 측정한 균열열림폭 ΔCOD 를 실측 균열길이 a_m 에 대하여 플로터한 결과이다. AI/2024-T3 시험편과 비교해서 0°/90° 및 ±45° CPAL 시험편의 균열열림폭 ΔCOD 가 감소하고, 응력비가 클수록 감소량이 증가하며, 0°/90° CPAL 시험편이 ±45° CPAL 시험편보다 감소량이 큰 것을 명확히 보여주고 있다.

AI/2024-T3 시험편에 비해서 CPAL 시험편의 균열열림폭 ΔCOD 가 감소하는 이유는 AI/2024-T3 판재 측면에 부착된 CFRP의 영향이며, CPAL 시험편에서 균열열림폭 ΔCOD 감소에 영향을 주는 기구(mechanism)는 크게 2 종류로 고려된다. 첫째로, CFRP 라미네이트 부착에 의한 전체 강도 향상의 결과이다. 피로 균열전파실험 초기에 발생하는 CPAL 시험편의 균열열림폭 ΔCOD 감소는 CFRP 라미네이트 부착에 의해서 CPAL 시험편의 전체 강도가 AI/2024-T3 시험

편에 비해서 상대적으로 향상된 결과이다. 둘째로, 균열이 통과한 균열 후방에서 파단되지 않은 CFRP 라미네이트가 A/2024-T3 판재의 COD 열림을 방해하는 균열브리징(crack bridging)효과 때문이다. 실험의 초기에 나타나는 균열열림폭 ΔCOD 감소는 강도 향상 효과에 의해서 발생하며, 초기 이후에 발생하는 균열열림폭 ΔCOD 감소는 강도 향상 효과에 균열브리징 효과가 복합된 결과라고 생각된다. Fig.4에서 강도 향상 효과는 균열브리징 효과에 비해서 상대적으로 작게 나타나므로 균열열림폭 ΔCOD 감소는 대부분 균열브리징 효과에 의한 결과임으로 생각된다.

3.2 균열 지연기구

균열브리징(crack bridging)이란 휘스커(whisker) 또는 화이버(fiber) 강화 복합재료 등에서 균열팁 후방(wake of crack tip)에 파단되지 않은 휘스커나 화이버가 남아 균열의 열림을 방해하는 다리(bridge) 역할을 하는 현상이다.¹²⁻¹³⁾

CPAL 시험편에서 균열 브리징기구(crack bridging mechanism)를 발생시키는 강화섬유는 Fig.5에서 표시한 바대로 두가지 형태로 생각된다. 첫째는 층간분리영역(delamination area)에 존재하는 CFRP 라미네이트에 의한 현상이고, 둘째는 층간분리영역과 균열팁 사이에 전혀 손상되지 않은 형태로 부착되어 있는 CFRP 라미네이트에 의한 현상이다.

CPAL 시험편에서 피로균열전파실험 과정 중에 균

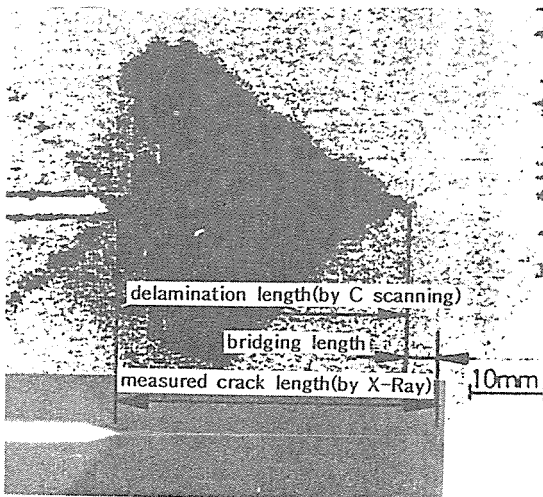


Fig.5. Comparison between measured crack length and delamination length($a_D=76.2\text{mm}$, $a_M=79.8\text{mm}$)

열이 전파하는 형태를 조사한 결과, A/2024-T3 판재에서만 균열이 전파할 뿐이고, CFRP 라미네이트에서는 균열이 발생하지도 전파하지도 않았다. A/2024-T3 판재와 CFRP 라미네이트의 계면에서 층간분리가 발생하여 A/2024-T3 판재의 균열전파가 진행되면서 층간분리도 증가하였다. 또한, 층간분리 영역에서 CFRP 라미네이트를 SEM을 이용하여 조사한 결과, 손상 형태는 기지(matrix)와 섬유(fiber) 계면에서 박리(debonding)와 기지의 매트릭스 크래징(matrix crazing) 등이 아주 부분적으로 발견될 뿐이고 섬유 파단(fiber breaking)은 전혀 발견되지 않았다. 따라서 피로실험 과정 중에 A/2024-T3 판재상에 균열이 전파하여도 CFRP 라미네이트는 손상되지 않은 상태로 A/2024-T3 판재의 COD 열림을 감소시키는 역할을 계속 수행하는 것이다.

Fig.5는 응력비 $R=0.5$ 조건에서 피로균열전파실험 중인 $0^\circ/90^\circ$ CPAL 시험편의 초음파 C-scan 및 X-ray 사진이다. 사진(a)는 층간분리 영역을 조사하기 위하여 초음파 C-scan 장치로 층간분리 영역 주위를 촬영한 사진이며, 이 사진으로 층간분리 길이(delamination length)를 확인할 수 있다. 여기서 층간분리 길이는 76.2mm이었다. 그림(b)는 그림(a) CPAL 시험편에서 A/2024-T3 판재상의 실측 균열길이 a_M 를 측정하기 위하여 X-ray 장비를 이용하여 촬영한 사진이다. 실측 균열길이는 79.8mm이었다. 그러므로 실측 균열길이는 층간분리길이에 비해서 3.6mm 길게 나타났다. 이러한 길이의 차이는 층간분리 영역의 팁과 실제 균열팁 사이에 전혀 손상되지 않은 CFRP 라미네이트 영역이 존재하는 것을 의미한다.

Fig. 6은 이러한 기구를 그림으로 설명한 설명도이며, 균열팁 주변의 균열 브리징기구(crack bridging mechanism)를 나타낸 그림이다. 그림에서 표시한 바와 같이 균열팁 후방(wake of crack tip)에서 손상을

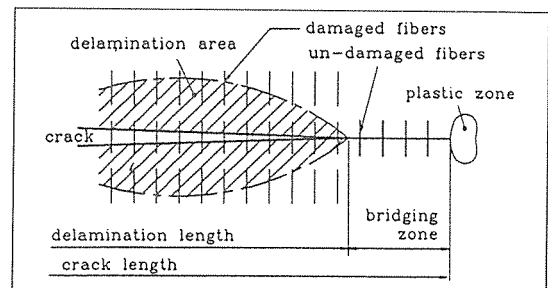


Fig.6. Schematic illustration for bridging mechanism

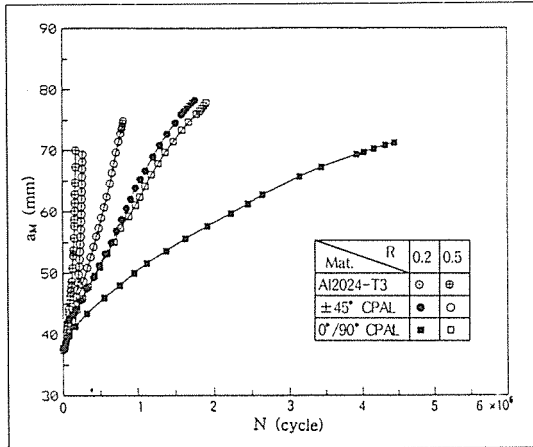


Fig.7. Behavior of measured crack length a_M according to fatigue cycles

입지 않은 무손상 영역과 손상을 입은 층간분리 영역의 CFRP 라미네이트 영역이 존재한다. 두 영역의 강화섬유들이 결과적으로 균열 열림을 방해하는 다리(bridge) 역할을 하는 것이다. 따라서 Fig. 3에서 실측 균열길이에 비해서 컴플라이언스 균열길이가 짧게 나타나는 것은 이러한 균열 브리징기구(crack bridging mechanism)에 의한 결과라고 생각된다.

여기서 무손상 영역 및 층간분리 영역 각각이 균열 브리징에 미치는 영향의 정도는 향후 연구과제로 남겨둔다.

3.3 균열길이와 피로사이클수 관계

Fig. 7은 Al2024-T3 시험편과 CPAL 시험편의 실측 균열길이 a_M 을 피로 사이클수에 대하여 나타낸 것이다. 실측 균열길이 a_M 는 Fig. 3에서 보인 컴플라이언스 균열길이 a_c 와의 비례 관계를 이용하여 산출하였다. CPAL 시험편의 피로 사이클수가 Al2024-T3 시험편의 피로 사이클수에 비해서 현저하게 증가하였음을 분명히 확인할 수 있다. 즉, CPAL 시험편에서는 Al2024-T3 판재에 CFRP 라미네이트를 보강함으로써 피로균열전파 시에 균열브리징(crack bridging)이 발생하고, 이의 영향으로 Al2024-T3 판재의 균열열림(COD)이 감소하며 결과적으로 피로균열전파가 지연되는 것이다.

균열지연 거동에 대한 섬유방위의 영향을 살펴보면, 0°/90° CPAL 시험편의 경우가 ±45° CPAL 시험편에 비해서 균열지연 효과가 현저하게 크게 나타난다.

이는 0°/90° CFRP 라미네이트가 ±45° CFRP 라미네이트보다 강도나 탄성계수가 크기(10-11) 때문에 균열브리징 효과도 크게 작용하기 때문이라 생각된다. 균열지연에 대한 응력비의 영향을 보면, 평균응력이 낮은 응력비 $R=0.2$ 의 경우가 응력비 $R=0.5$ 의 경우보다 균열지연 효과가 크게 나타난다. 이는 균열브리징 효과가 저응력에서 고응력보다 크게 발생함을 의미한다. 피로 균열실험 중에 층간분리 현상을 관찰하면 응력비 $R=0.5$ 에서 응력비 $R=0.2$ 보다 층간분리 영역이 증대되었다. 이러한 층간분리 영향이 균열브리징 효과를 감소시켜 균열지연 효과가 작아진 결과라고 생각된다.

실측 균열길이 $a_M=65\text{mm}$ 를 기준으로 이 균열길이에 해당하는 Al2024-T3 시험편의 피로 사이클수에 대하여 0°/90° CPAL 시험편 및 ±45° CPAL 시험편의 피로 사이클수를 비교하면, Al2024-T3 시험편에 비해서 CPAL 시험편이 응력비 $R=0.2$ 에서는 각각 3.8배 및 11.9배 증가하였고, 응력비 $R=0.5$ 에서는 각각 3.5배 및 6.5배 증가하였다.

4. 결 론

Al2024-T3 판재에 카본/에폭시(carbon/epoxy) 라미네이트를 섬유배열 방향 0°/90° 및 ±45°로 2 Plies 보강하여 CPAL (Carbon Patched ALuminum alloy)재를 제작하여 응력비 $R=0.2, 0.5$ 에서 피로균열 전파실험을 실시하고, X-Ray 장비와 초음파 C-Scan 장비를 이용하여 피로균열 지연 효과와 지연 기구를 조사한 결과는 다음과 같다.

1. X-Ray 장비를 이용하여 CFRP를 투과한 Al2024-T3 판재상의 균열을 측정할 수 있었고, 초음파 C-Scan 장비를 이용하여 CFRP 라미네이트 박리 형태를 검출할 수 있었다.

2. CPAL 시험편의 피로균열 지연 효과는 균열후방의 박리 및 비박리 CFRP 라미네이트가 Al2024-T3 판재의 균열열림(COD)을 감소시키는 균열 브리징기구(crack bridging mechanism) 때문에 발생하였다.

3. Al2024-T3 시험편에 비해서 CPAL 시험편은 피로균열 전파속도가 현저하게 지연되었으며, 지연 정도는 0°/90° CPAL이 ±45° CPAL 시험편보다 크고, 응력비 $R=0.2$ 에서 응력비 $R=0.5$ 보다 크게 나타났다.

참 고 문 헌

1. "항공산업동향", 대한항공 항공우주사업본부 한국항공기술연구원, 1991 10/12, pp.119-133.
2. Vogelesang, L.B. and Gunnink, J.W., "ARALL a Material for the next Generation of Aircraft", Delft University of Technology, Dept. of Aerospace Engineering, 1983.8.
3. Marissen, R., "Flight Simulation Behavior of Aramid Reinforced ALuminum Laminates (ARALL)," Engineering Fracture Mechanics, Vol. 19, No.2, 1984, pp.261-277.
4. 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労き裂傳ばと損傷の進展", 日本材料學會論文集, 第42卷, 第472號, 1992, pp.46-51.
5. 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.
6. 芳我 攻, 木村 捻, "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, 1986, pp.1411~1417.
7. 芳我 攻, 小山 秀夫, 川田 勝已, 小川 和洋, "殘留應力制御による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, 1992, pp.734~739.
8. Oh, S.W., Yoon, H.K., Park, W.J., Lee, K.B. and Hue, C.W., "The Effect of Bridging on Fatigue Crack Growth Behavior in Aramid Patched ALuminum alloy (APAL)", J. of KSME, Vol.8, No.4, 1994, pp.375-384.
9. 윤한기, 오세욱, 박원조, 허정원, "FRP 본딩한 알루미늄판재의 피로균열 저항성에 대한 연구", 대한용접학회, 제12권, 제4호, 1994, pp.465-474.
10. 김광수, 김상태, "평직탄소섬유강화 복합재료의 손상 및 피로특성에 관한 연구(Ⅰ)", 대한기계학회논문집, 제17호, 제3호, 1992, pp.501-511.
11. 김정규, 심동석, "평직복합재의 노치강도 및 피로특성에 미치는 보조원공의 영향", 대한기계학회논문집, 제21호, 제12호, 1997, pp.1965-1972.
12. Bao, G. and Suo, Z., "Remarks on Crack-Bridging Concepts", Appl. Mech. Rev., Vol.45, No.8, 1992.
13. 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.