

반복-굽힘 모멘트가 A15052/AFRP 적층재의 층간분리 영역과 피로균열진전에 미치는 영향

송삼홍* · 김철웅**

The Influence of Cyclic-bending Moment on the Delamination Zone and the Fatigue Crack Propagation in A15052/AFRP Laminates

Sam-Hong Song and Cheol-Woong Kim

Key Words: Cyclic-bending Moment(반복-굽힘 모멘트), A15052/AFRP(알루미늄 5052/아라미드 섬유 적층재), Crack-Bridging Effect(균열-가교 효과), Delamination Zone(층간분리 영역), Fiber-Bridging Modification Factor(섬유가교 수정인자, β_{fb}), Crack Growth Rate(균열성장률, da/dN), Stress Intensity Factor Range(응력확대계수 범위, ΔK), C-scan(C-스캔)

Abstract

A15052/AFRP laminates were developed principally to obtain a material with good fatigue strength, in which possible cracks would grow very slowly. Weight savings of more than 30% should be attainable in practice. Also, the crack bridging fibers could still carry a significant part of the load over the crack, thus the COD and stress intensity factor was reduced at the crack tip. A15052/AFRP laminates consists of three thin sheets of 5052-H34 aluminum alloy and two layers of [0] unidirectional aramid fiber prepreg. The cyclic-bending moment test was investigated based on applying the five kinds of bending moments.

The size of the delamination zone produced between 5052-H34 aluminum alloy sheets and fiber-adhesive layers was measured from ultrasonic C-scan pictures taken around the fatigue crack. In addition, the relationship between the cyclic-bending moment and the delamination zone size was studied and the effect of fiber bridging mechanism was also considered.

1. 서론

섬유강화금속적층재(Fiber Reinforced Metal Laminates : FRMLs) 중에서 알루미늄/아라미드 섬유 적층재(AI/AFRP)는 아라미드 섬유의 우수한 피로저항특성과 알루미늄 합금의 정적강도 특성이 보장된 주목받는 신소재이다. 또한 낮은 밀도로 기존의 항공재료보다 30%의 무게절감 효과를

기대할 수 있다⁽¹⁾. 그러나 AI/AFRP 적층재의 개발 초기에 아라미드 섬유와 알루미늄의 서로 다른 열팽창계수의 영향으로 경화 후에 아라미드 섬유층은 압축잔류응력이 형성되고 알루미늄층은 인장잔류응력이 형성되는 문제점이 야기되었다. 이로 인해 아라미드 섬유층과 알루미늄층의 계면에는 서로 다른 잔류응력으로 인하여 전단하중이 작용하고 피로하중 부하시 계면에는 전단변형이 발생된다. 그러나 Gunnink는 이러한 잔류응력이 피로하중을 받는 구조물에서 유익하게 작용할 수 있다고 보고하였다⁽²⁾.

Marissen⁽³⁾과 Vermeeren⁽⁴⁾은 AI/AFRP에서 알루미늄층에 피로균열이 발생했을 때 아라미드 섬유층은 균열에 손상되지 않은 채 남아 균열을 가교

* 회원, 고려대학교 기계공학과

E-mail : shsong@kucn.korea.ac.kr

Tel : (02)3290-3353, FAX. (02)921-8532

** 회원, 고려대학교 대학원 기계공학과

(bridging) 한다고 보고하였다.

또한, Song등⁵⁾은 A15052/AFRP 적층재에서 섬유층의 수지혼합비 변화가 피로거동특성과 균열-가교 효과에 미치는 영향을 연구하였다.

Al/AFRP 적층재는 항공기 구조에서 피로하중에 영향을 받는 동체(fuselage), 저익(lower wing), 기밀실(pressure cabin)의 외장과 항공기 동체-날개의 연결부 등에 적용된다. 특히, 피로에 민감한 부분인 항공기 동체-날개의 연결부는 항공기 운항 시 수없이 반복되는 굽힘 모멘트를 받게 되며, 이 부위는 반복-굽힘 모멘트에 의한 파손사례가 많다. 그러나 지금까지의 Al/AFRP 적층재의 피로파손에 관한 연구는 인장-인장, 인장-압축하의 반복하중 상태에서만 연구가 진행되었다.

따라서 본 연구에서는 실제로 항공기 운항 시 동체-날개 연결부의 하중상태인 반복-굽힘 모멘트의 하중 상태를 적용하여 A15052/AFRP 적층재의 피로균열진전특성을 연구하였다. 그리고 피로균열이 진전됨에 따라 아라미드 섬유층과 알루미늄층의 계면에 생성되는 층간분리 영역(delamination zone)을 C-scan을 이용하여 관찰하였고 반복-굽힘 모멘트와 층간분리 영역의 크기와의 관계를 규명하였다.

또한, A15052의 응력확대계수범위(ΔK_{metal})와 A15052/AFRP의 응력확대계수범위(ΔK_{lam})의 관계를 $Toi^{6)}$ 가 제안한 섬유가교 수정인자(β_{fb})를 도입하여 사이클 진전에 따른 섬유가교효과의 관계를 검토하였다.

2. 배경 이론

2.1 Toi 의 모델

Toi 의 모델에 적용되는 섬유가교 수정인자(fiber bridging modification factor, β_{fb})는 알루미늄 합금의 $da/dN-\Delta K$ 관계와 Al/AFRP의 $da/dN-\Delta K$ 의 관계를 이용하여 구할 수 있고, 섬유가교효과의 척도로 사용된다. 섬유가교 수정인자 β_{fb} 는 식 (1)과 같다.

$$\beta_{fb} = \frac{\Delta K_{metal}}{\Delta K_{lam}} \quad (1)$$

where,

ΔK_{metal} : stress intensity factor range(Al 5052)

ΔK_{lam} : stress intensity factor range(Al5052/AFRP)

2.2 섬유가교 효과

Fig. 1과 같은 메카니즘에 의해 알루미늄층에 피로크랙이 발생했을 때 섬유로 구성된 프리프레그층은 균열에 손상되지 않은 채 남아 균열을 가교한다. 또한, 섬유층은 과대하중을 받는 균열의 주요부분에서 응력을 전달받고 균열 선단에서의 응력확대계수(K)와 COD를 감소시킨다.

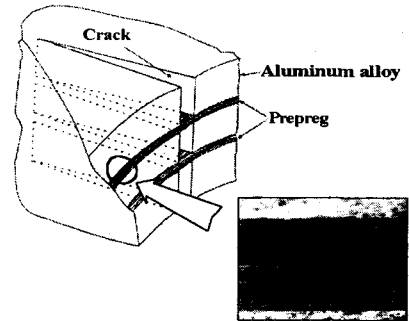


Fig. 1 Schematic of crack bridging mechanism

3. 시험편 제작 및 실험방법

3.1 A15052/AFRP 적층재 제작

3.1.1 프리프레그 제작

프리프레그 제작에 사용된 아라미드 섬유는 AKZO-NOBEL사의 Twaron(type-2200)을 사용했다. 아라미드 섬유에 함침할 수지용액 제작은 Song등⁵⁾이 제안한 가장 우수한 피로강도와 기계적 특성을 보이는 수지혼합비인 <1:1:0.2>를 채택했으며 Table 1과 같다. 사용된 에폭시 수지(YD-128)와 경화제(MDA-150), 경화촉진제(K-54)의 분자량은 각각 368 g/mol, 169 g/mol, 265 g/mol 이고 비중은 각각 1.18, 1.13, 0.97 이다.

Table 1 Component and the mixture ratio of A15052/AFRP

Factor	Component	Epoxy + Curing agent + Accelerator (Equivalence ratio)	Epoxy + Curing agent + Accelerator * (Volume ratio)	Thickness (mm)
Name	Al 5052	-	-	0.5
	-H34	-	-	
Al/AFRP	Prepreg	1 : 1 : 0.2 **	311.9 : 149.6 : 75.8	0.3

* Volume ratio = (Molecular weight / Specific gravity) × Equivalence ratio

** 20 % of epoxy content

Table 1과 같은 수지혼합비로 배합된 수지용액을 단방향 아라미드 섬유에 함침했다. 수지함침은 수지조(resin bath)를 사용하는 방법이 일반적이나 수지함침률(resin content)을 정확히 조절하기가 힘들기 때문에 계산에 의해 측정된 수지량을 비이커를 이용해서 조절하고 직접 수지에 함침시키는 직접함침법을 이용했다. 이때 수지함침률은 50%로 적용했다.

3.1.2 적층 및 경화

3.1.1항의 방법으로 제작된 프리프레그를 알루미늄 판재(Al 5052-H34)와 3/2로 적층했다. 이때, 프리프레그와 알루미늄 판재와의 접착력을 향상시키기 위해 알루미늄 표면을 압연방향과 일치되게 연마지 #220으로 프리프레그와 접착될 알루미늄 면을 연마했다.

적층된 시험편을 핫-프레스를 이용하여 120°C의 온도로 90분간 경화하였고 이때의 압력은 1.2 MPa이다. 예열시간 30분, 냉각시간 30분으로 하였다. 따라서 화학적으로 안정된 시험편을 제작할 수 있었다. 계면은 경화반응에 의하여 에폭시의 분자 사이에 가교결합(cross linking)이 일어나서 분자량이 증가하며 3차원의 망상구조(net structure)로 변화한다. 아라미드 섬유의 경우, 섬유방향의 열팽창계수가 섬유직각방향의 열팽창계수보다 무려 35배 이상 크다.

3.1.3 시험편 가공 및 형상

Fig. 2는 반복-굽힘 모멘트 시험에 사용된 시험편의 형상이다. 휠커터를 이용하여 시험편의 중앙에 예비균열(a=10 mm)을 내고 시험편의 물림부는 10.5 mm의 지름으로 드릴링 하였다.

프리프레그의 두께가 0.3 mm이고 알루미늄 판재의 두께가 0.5 mm이므로 시험편의 총 두께는 2.1 mm이다.

3.2 실험방법

본 실험에 사용된 시험기기는 굽힘 및 비틀림 피로시험기(TB-10, Shimadzu Co.)이다. 최대 모멘트 진폭은 98 N-m이며, 분당회전수는 2000 rpm이고 33.3 Hz, R= 0.1이다. 균열을 측정할 표면을 기준으로 인장-인장의 하중형태를 가하였고 반복-굽힘 모멘트 진폭을 24.5, 29.4, 34.3, 39.2, 49.0 N-m로 변화시켰다.

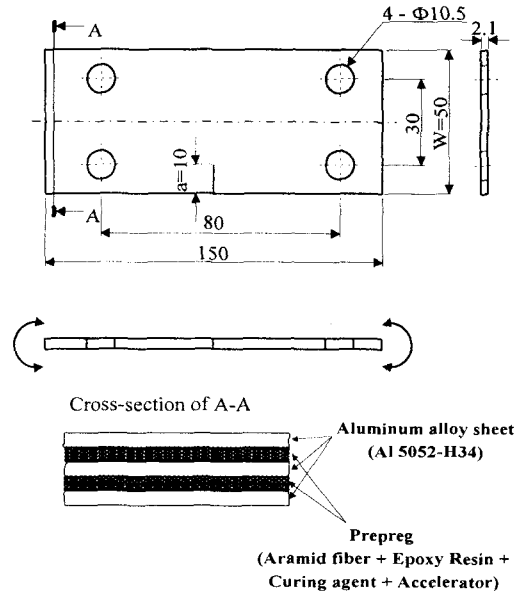


Fig. 2 Geometry of specimen (unit : mm)

피로균열 관찰은 접안 이동 측미계를 이용하였고 100배의 배율로 피로균열을 관찰하였다.

시험편의 균열선단에서 작용하는 응력확대계수 범위(ΔK)의 계산은 식 (2)와 같고, 형상계수 $f(a/W)$ 값은 식 (3)⁽⁷⁾과 같다.

$$\Delta K = f(a/W) \Delta \sigma \sqrt{\pi a} \quad (2)$$

where,

$$f(a/W) = \frac{\sqrt{2 \tan \frac{\pi a}{2W}}}{\cos \frac{\pi a}{2W}} \left[0.752 + 2.02 \left(\frac{a}{W} \right) + 0.37 \left(1 - \sin \frac{\pi a}{2W} \right)^3 \right] \quad (3)$$

식 (2), (3)에 의해 구해진 Al5052(monolithic Al5052)와 Al5052/AFRP 적층재의 ΔK 를 섬유가교 수정인자(β_m)로 변환하여 사이클 증가에 따른 섬유가교 효과의 관계를 각각의 굽힘 모멘트 별로 비교해 보았다.

또한, 인장-인장 형태의 반복-굽힘 모멘트에 의해 피로균열진전 시험을 마친 시험편을 C-scan(Mi-SCOPE exla, Hitachi Co.) 촬영을 하여 각각의 굽힘 모멘트에 따른 층간분리 영역의 형상과 면적을 계산하였다.

4. 실험결과 및 고찰

4.1 반복-굽힘 모멘트가 피로균열진전에 미치는 영향

항공기는 비행 중 날개, 동체-날개의 연결부에서 수많은 반복-굽힘 모멘트를 받게 된다. 따라서 본 실험에서는 항공기 날개의 하중형태를 모사하여 Fig. 2에 제시한 형태의 하중으로 반복-굽힘 모멘트를 가하였다.

반복-굽힘 모멘트가 가해짐에 따라 계면에는 전단응력이 증가하고 균열이 진전한다. 이때 균열주위에서 알루미늄층과 아라미드 섬유층의 사이가 분리될 수 있다. 이러한 분리는 균열 주위에서의 결합 강성도를 줄이고 알루미늄층에서 섬유층으로의 하중전이를 저하시킨다. 따라서 섬유가 고 메카니즘의 효과가 줄어든다.

Fig. 3은 5 가지 반복-굽힘 모멘트 진폭(24.5, 29.4, 34.3, 39.2, 49.0 N-m)에 따라 진전되는 균열의 길이와 사이클의 관계를 나타낸 그래프이다.

Fig. 3에서 굽힘 모멘트가 39.2 N-m 이상일 때는 비슷한 기울기를 보였다. 다시 말해서 굽힘 모멘트 39.2 N-m와 49.0 N-m는 굽힘 모멘트의 차이가 9.8 N-m 차이가 나지만 피로균열진전 기울기와 피로수명은 거의 동일하게 나타났다. 반면, 굽힘 모멘트 24.5 N-m와 29.4 N-m는 굽힘 모멘트 차이가 4.9 N-m 밖에 차이가 나지 않지만 피로수명은 무려 6×10^5 cycles의 현저한 차이를 보였다.

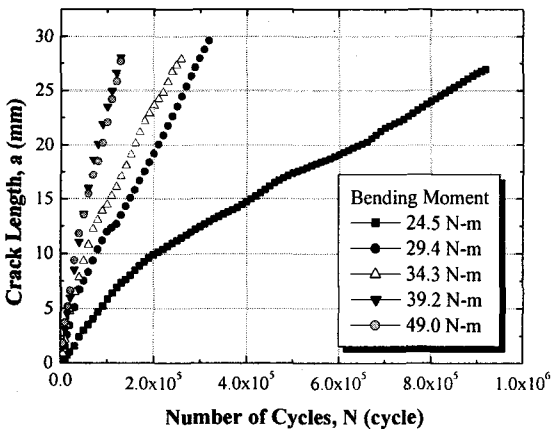


Fig. 3 Influence of the bending moment level on the relation between crack length and cycles in the Al5052/AFRP

이러한 현상은 4.2절에서 언급할 ΔK 의 영역 II와 관련이 있고, 4.3절에서 언급할 층간분리 영역의 면적과도 관계가 있다고 사료된다. 다시 말하면, 반복 굽힘 모멘트의 크기와 층간분리 면적은 비례한다고 할 수 있다.

4.2 피로균열성장률(da/dN)과 응력확대계수범위(ΔK)의 관계

Fig. 4는 균열성장률(da/dN)과 응력확대계수범위(ΔK)의 관계를 나타낸 그래프이다. 식 (2)에 의해 계산된 응력확대계수범위와 시컨트(secant)법에 의해 계산된 균열성장률을 적용하였다.

Takamatsu 등⁽⁸⁾은 Al/AFRP 적층재로 제작된 CCT 시험편을 통하여 피로균열성장의 형태를 두 개의 영역으로 구분하였다. 영역 I은 파단되지 않은 섬유에 의해 가교효과(bridging effect)가 크게 작용하여 Al 층의 피로균열성장률이 감소하는 구간이고, 영역 II는 누적된 반복하중에 의한 섬유의 파단과 균열진전에 따른 층간분리 영역의 확장으로 섬유가교효과가 감소하고 피로균열성장률은 증가하는 구간이라고 보고하였다.

Takamatsu가 제안한 영역 I에서의 피로균열성장률의 감소경향과 영역 II의 피로균열성장률의 증가경향은 누적된 반복하중에 의한 섬유의 파단이 전제되어야 한다. 최종 단계에서도 섬유가 파단되지 않고 섬유가교 효과가 지속적으로 증대된다면 양상은 달라질 것이다. 또한, 하중의 형태가 인장-인장 보다는 인장-압축의 형태에서 섬유파단이 증가하는데 그 이유는 섬유층이 압축하중에 약하기 때문이다. 따라서 인장-압축 하중형태에서는 섬유의 파단은 증가하고 가교효과는 감소하여 피로균열진전률은 증가한다.

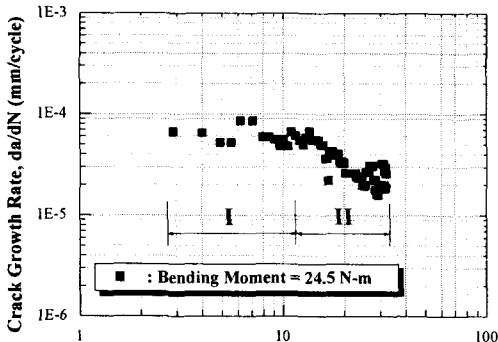
본 연구에서는 하중 형태가 균열표면을 기준으로 인장-인장의 반복-굽힘 모멘트이므로 탄소섬유나 유리섬유에 비해 연신률이 높은 아라미드 섬유층은 최종단계까지 파단이 발생하지 않았고 Takamatsu가 제시한 모델과는 다른 양상을 보였다. Fig. 4 (a), (b), (c), (d) 모두에서 보이는 바와 같이 영역 I, II는 확연히 구분할 수 있으나 Takamatsu가 제시한 영역 I에서의 감소양상과 영역 II에서의 증가양상을 보이지 않았다.

본 연구에서는 Fig. 4에 제시한 바와 같이 4 가지 굽힘 모멘트가 모두 영역 I에서 일정한 양상과 영역 II의 감소하는 양상을 나타내었다. 즉, 특

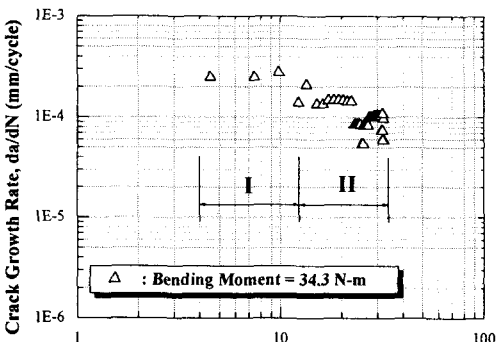
정 사이클 이상에서 피로균열진전률은 점차적으로 감소함을 알 수 있다. 이러한 특이 현상은 인장-인장의 반복 굽힘 모멘트에서 섬유와 매트릭스의 결합이 약화됨을 의미하고 그 결과로 섬유가교 효과는 더욱 증가했으며 그에 따라 영역II에서 피로균열진전률이 감소하는 특이한 경향을 보였음을 뜻한다. 이러한 메카니즘은 섬유가교 수정인자(β_m)로 증명할 수 있다.

Fig. 5에 제시한 바와 같이 사이클이 증가할수록 섬유가교 수정인자(β_m)가 증가했음을 알 수 있다. 섬유가교 수정인자의 증가는 섬유가교 효과가 증가하고 영역II에서의 피로균열진전률이 저하했음을 의미한다.

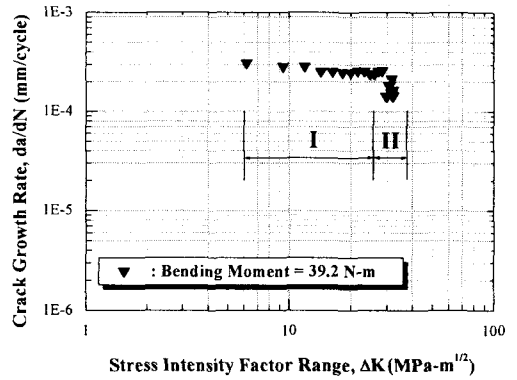
또한, Fig. 4 (c), (d)와 같이 굽힘 모멘트 값이 커지면 영역II의 구간이 좁아짐을 볼 수 있는데 이는 중간분리 영역과 밀접한 관계가 있다. 앞에서 언급했듯이 반복-굽힘 모멘트 39.2 N-m 이상에서 중간분리영역은 영역II의 범위를 좁게 만든다. 그리고 모든 굽힘 모멘트 레벨에서 영역II는 균열진전률(da/dN)이 저하하였다.



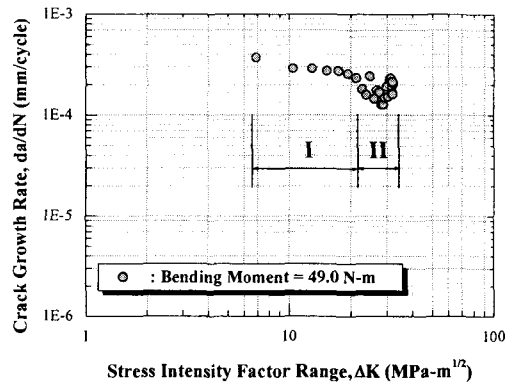
(a) Bending moment = 24.5 N-m



(b) Bending moment = 34.3 N-m



(c) Bending moment = 39.2 N-m



(d) Bending moment = 49.0 N-m

Fig. 4 Relation between da/dN and ΔK in the A15052/AFRP under bending moment

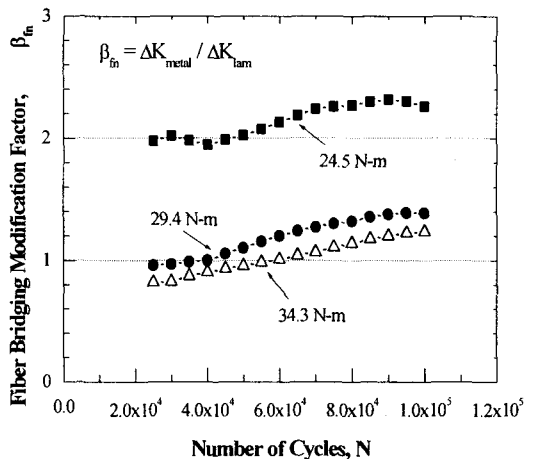


Fig. 5 Relation between fiber bridging modification factor(β_m) and cycles in the A15052/AFRP under bending moment

4.3 반복-굽힘 모멘트와 층간분리 영역 형상의 관계

Fig. 6은 반복-굽힘 모멘트 진폭(24.5, 39.2, 49.0 N-m)에 따른 균열의 형태와 층간분리 영역의 생성과정을 C-scan을 이용하여 단계적으로 촬영한 것이다. 반복-굽힘 모멘트 하중 하에서도 Marissen이 보고한 인장-인장 하중상태와 같이 층간분리 영역은 반타원의 형태를 보이고 있다.

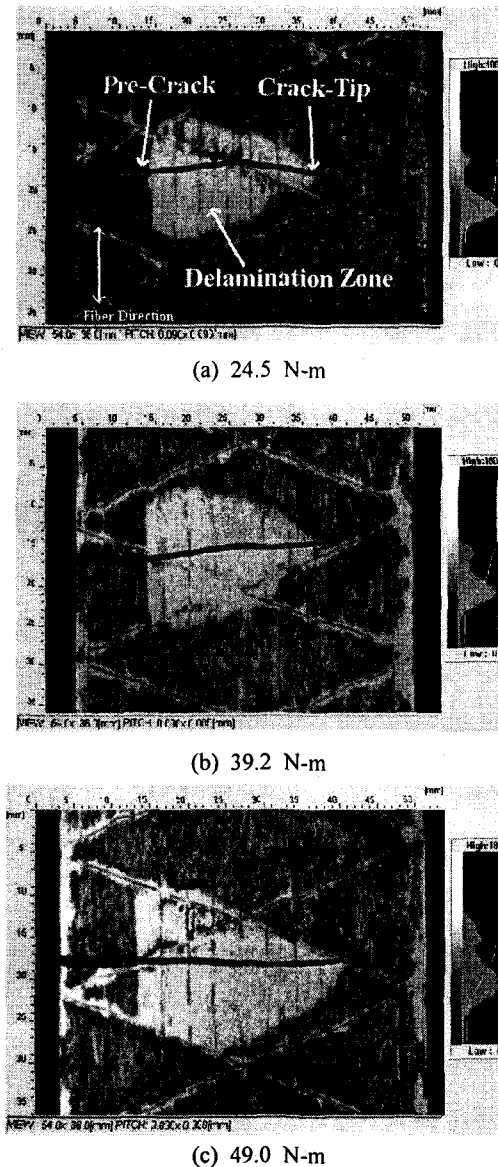


Fig. 6 Ultrasonic C-scan pictures of the shape of crack and delamination in the Al5052/AFRP under bending moment

Fig. 6 (a), (b), (c)에서 보이는 균열은 알루미늄 층에서 발생된 균열을 보여주는 것이고 섬유층의 형상과 겹쳐서 보여주는 것이다.

Fig. 6 (a)의 경우, 굽힘 모멘트를 24.5 N-m, 9.2×10^5 cycles로 작용하였을 때의 층간분리영역의 크기와 형상을 나타낸 것이고 Fig. 6의 (b)의 경우, 굽힘 모멘트 39.2 N-m, 1.3×10^5 cycles로 작용하였을 때의 층간분리 영역의 크기와 형상을 나타낸 것이다. 또한, Fig. 6의 (c)의 경우, 굽힘 모멘트 49.0 N-m, 1.2×10^5 cycles로 작용하였을 때를 나타낸 것이다. Fig. 6의 (a), (b), (c)를 비교해 보면, 굽힘 모멘트가 증가함에 따라 층간분리 영역도 증가함을 알 수 있다.

Fig. 7은 굽힘 모멘트의 증가에 따른 층간분리 영역 면적의 관계를 나타낸 것이다.

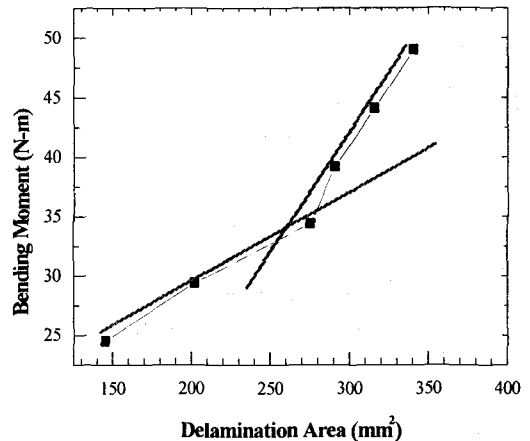


Fig. 7 Relation between bending moment and delamination area in the Al5052/AFRP

Fig. 7에서 Y축의 굽힘 모멘트 값은 24.5 N-m 부터 4.9 N-m씩 일정하게 증가시켰다. 그러나 굽힘 모멘트 34.3 N-m 이상부터 층간분리 영역 면적 증가율의 변화를 관찰할 수 있다. 굽힘 모멘트 34.3 N-m부터 층간분리 영역의 면적 증가율이 감소하는데 이는 Fig. 4 (a), (b), (c), (d)의 영역II와 관련이 있다고 사료된다. 즉, 영역II 구간의 감소를 보이는 Fig. 4 (c) 39.2 N-m, (d) 49.0 N-m에서 Fig. 7과 같은 층간분리 영역의 면적 증가율의 감소가 발생했다고 유추할 수 있다. 위 내용들을 종합해 보면, 영역 II 구간에서의 ΔK 의 감소는 층간분리 영역의 면적 증가율을 감소시킨다고 할 수 있다.

4.4 Al 5052와 Al5052/AFRP의 da/dN-ΔK 관계 비교

Fig. 8은 Al 5052와 Al5052/AFRP의 da/dN-ΔK의 관계를 나타낸 그래프이다. Al5052/AFRP의 섬유가교 효과를 파악하기 위하여 동일한 형상과 두께의 Al 5052를 같은 조건으로 실험하였다. 실험결과 ΔK는 Al5052와 Al5052/AFRP가 비슷한 값을 보였으나 피로균열진전률은 현저한 차이를 보인다. 섬유가교 효과로 인해 Al5052/AFRP의 피로 수명은 Al 5052보다 10배의 피로수명 향상을 보였다.

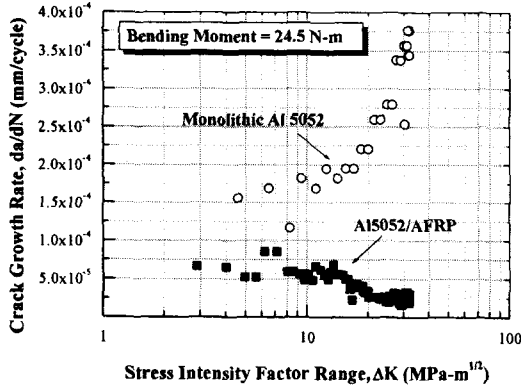


Fig. 8 Relation between monolithic Al 5052 and Al5052/AFRP under the da/dN-ΔK

5. 결론

본 연구에서는 Al5052/AFRP 적층재를 항공기 운항시 적용되는 반복-굽힘 모멘트를 가하여 균열진전 시험을 행하였다. 그리고 C-scan을 이용하여 층간분리영역의 형상과 면적을 구하고 피로균열진전과 층간분리영역과의 관계를 이용하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 인장-인장 형태의 굽힘 모멘트에서 아라미드 섬유층의 파단은 발생하지 않았고, 이로 인해 피로균열진전률은 점차 감소하였다.
2. 사이클이 증가할수록 섬유가교 수정인자(β_m)는 증가하였고, 이는 섬유가교 효과가 증가하였음을 의미한다.
3. 굽힘 모멘트가 증가할수록 층간분리영역의 면적이 증가하였고, 층간분리영역의 형상은 모든 굽힘 모멘트에서 반타원의 형상을 나타냈다.

4. da/dN-ΔK 관계에서 굽힘 모멘트가 증가할수록 영역II 구간의 ΔK는 감소하는 경향을 보였다. 이러한 영역II 구간의 ΔK의 감소는 층간분리영역의 면적 증가율을 감소시키는 원인이 된다.

참고문헌

- (1) J. W. Gunnink, M. L. C. E. Verbruggen and L. B. Vogelesang, 1984, "ARALL, A Light Weight Structural Material for Impact and Fatigue Sensitive Structures" 10th European Rotorcraft Forum, The Hague, The Netherlands, pp. 241~255.
- (2) L. B. Vogelesang and J. W. Gunnink, 1983, "ARALL a Material for The Next Generation of Aircraft", Report LR-400, Department of Aerospace Engineering, Delft University of Technology, the Netherlands.
- (3) R. Marissen, 1985, "ARALL(Aramid Reinforced Aluminum Laminates) a Hybrid Composite with a Great Resistance Against Fatigue Crack Propagation", Report DGLR paper pp. 85~137.
- (4) C. A. J. R. Vermeeren, 1991, "The Application of Carbon Fibers in ARALL Laminates", Report LR-658, Delft University of Technology.
- (5) S. H. Song and C. W. Kim, 2000, "The Influence of Resin Mixture Ratio for the Use of Prepreg on the Fatigue Behavior Properties in FRMLs" International Journal of KSPE, Vol. 1, No. 1, pp. 33~41.
- (6) Toi Y., 1995, "An Experimental Crack Growth Model for Fiber/metal Laminates. In: Proceedings of the Eighteenth Symposium of ICAF, Melbourne, pp. 899~909.
- (7) T. L. Anderson, 1994, "Fracture Mechanics - Fundamentals and Applications", Second Edition, CRC Press, p. 63.
- (8) Tohru Takamatsu, Takashi Matsumura, Norio Ogura, Toshiyuki Shimokawa, Yoshiaki Kakuta, 1999, "Fatigue Crack Growth Properties of a GLARE3-5/4 Fiber/metal Laminate", Engineering Fracture Mechanics, Vol. 63, pp.253~272.