

# 국부적 적층분리결함을 갖는 섬유금속적층판의 기계적 거동 특성

최홍섭\* · 최형집\*\* · 최원중\*\*\* · 하민수\*\*\*\*

## Mechanical Behavior of Fiber Metal Laminates with Local Delamination Defects

Heungsoap Choi\* · Hyungjip Choi\*\* · Wonjong Choi\*\*\* · Minsu Ha\*\*\*\*

### ABSTRACT

In this paper, the interlaminar crack problems of a fiber metal laminate (FML) under generalized plane deformation are studied using the theory of anisotropic elasticity. The crack is considered to be embedded in the matrix interlaminar region (including adhesive zone and resin rich zone) of the FML. Based on Fourier integral transformation and the stress matrix formulation, the current mixed boundary value problem is reduced to solving a system of Cauchy-type singular integral equations of the 1st kind. Within the theory of linear fracture mechanics, the stress intensity factors are defined in terms of the solutions of integral equations and numerical results are obtained for in-plane normal (mode I) crack surface loading. The effects of location and length of crack in the 3/2 and 2/1 ARALL, GLARE or CARE type FML's on the stress intensity factors are illustrated.

Key Words: Fiber Metal Laminates, GLARE, Delamination, Singular Integral Equation,  $K_I$ ,  $K_{II}$

### 기호 설명

$p_j(x)$  : 균열내부 트래션분포함수 [ $kg/s$ ]

$K_I, K_{II}$  : Mode I, II 응력세기계수 [ $Nm^{-3/2}$ ]

$K_o$  : Mode I 응력세기계수  $K_o = \sigma_o \sqrt{a}$

$\sigma_o$  : 균열면 내부에 작용하는 균일트래션

### 1. 서 론

2차 세계대전 이후 민간 및 군용 항공기 동체 구조물의 주재료로서 기술적 자료 축적이 풍부하고, 설계, 가공, 균열 검사 및 수리 등에서 여러 가지 장점을 갖춘 다양한 종류의 알루미늄 합금이 개발되어 사용되어 왔으나 이들 합금의

† 2007년 2월 20일 접수 ~ 2007년 월 일 심사완료

\* 정희원, (주) 대한항공, 한국항공기술연구원

\*\* 정희원, 국민대학교, 기계공학과

\*\*\* 정희원, 한국항공대학교, 항공재료공학과

\*\*\*\* 정희원, 경기공업대학, 정밀계측과

연락처자, E-mail: scheung@koreanair.com

경우에도 피로 파괴에 취약한 특성이 알려져 이를 보완하고 보다 비강도(specific strength) 및 비강성(specific stiffness)이 향상된 고분자 복합재료가 개발되어 항공우주 분야 구조물에 널리 사용되어 왔다. 이와 같이, 항공우주 분야 적용 소재 분야에서는 경량화에 크게 주안점을 두고 고분자복합재료의 개발 및 성능개선과 새로운 알루미늄 합금계열의 개발이 가속화되어 왔다고 볼 수 있다. 한편 이와 다른 접근 방법으로 기존의 금속재료와 복합재료의 장점을 살려 단점으로 부각되던 여러 취약한 문제점들을 보완할 목적으로 하이브리드 복합재료의 일종인 섬유금속적층판 (fiber metal laminate, 이하 FML)에 대한 연구가 십여 년 전부터 이루어져 왔다[1]. 경제, 사회, 문화 등 각 방면에서의 세계화 추세확대 및 여행객의 대폭적인 증가로 인해 초대형 항공기의 수요가 늘어남에 따라 FML 이 신소재로서 초대형 항공기인 A380에 본격적으로 적용되어 구조물인 동체의 일부에 사용되기 시작하였고, 섬유금속적층판에 대한 연구 및 부품개발 등이 국내[4~9]에서도 활발히 시도 되고 있는 시점이라 할 수 있다. 또한 기존의 섬유강화 고분자 복합재료와 마찬가지로 섬유금속적층판에 대한 내부 응력해석이 중요한 공학문제로 인식되고 있다. 특히 FML도 섬유강화 복합재료처럼 다층 구조(multilayer system)로 이루어져서 여러 층 내에 기지의 특성이 지배적인 층간 박리나 균열 등이 내재하고 있으므로 층간 박리되어 나타나는 균열선단에서의 응력해석이 더욱더 중요시 되고 있다. 섬유금속적층판 및 복합재료 적층판 내에서의 국부적 박리결합의 발생 원인으로는 복합재료의 성형공정 중의 이물질의 유입, 리벳팅과 같은 기계적 연결작업 및 톱질에 의한 박리(delamination), 굽힘 하중을 받는 경우 층과 층 사이에 발생하는 전단응력에 의한 박리, 외부 물질의 충격에 의한 박리 등이 예상 될 수 있다. 다층구조 복합재료 또는 FML을 포함하는 혼합 복합재료 적층판(hybrid composite laminates) 구조물에서는 응력의 심화 (stress intensification)가 복합

재료의 기하학적 불연속성에서뿐만 아니라 재료의 불연속성에서도 발생하기 때문에, 본딩된 다층구조 복합재료내의 균열문제에서는 기존의 균질재료와는 달리 특별한 물리 및 해석적 접근 방법이 요구되는 것으로 알려져 있다[2,3].

본 연구에서는 다층구조 혼합복합재료의 일종인 섬유금속적층판의 내부에 균열 길이  $2a$ 인 층간 분리 결함이 존재하는 것을 가정하여 해석적 방법을 통해 층간분리 균열 선단에서의 응력세기계수 등을 구하여 섬유금속적층판의 열 및 기계적 거동을 제시하고자 한다. 이때 얇은 금속판과 복합재료 사이에는 일반적으로 얇은 필름형 접착제등을 사용하므로 균열은 금속판과 복합재료 사이의 수지영역에서 발생하거나 또는 복합재료층내의 각층에서의 수지가 많은 영역(resin rich area)에서 발생하는 것으로 가정한다. 전자의 경우에는 바람직한 항복모드로서 cohesive failure되어 발생한 층간 균열이라 볼 수 있다. 이때 접착제와 복합재료의 수지인 에폭시와는 동일한 재료 값을 갖는 것으로 가정하고 균열은 접착제 층이나 수지가 많은 영역 층의 중간에 존재한다고 가정한다. 또한 다층구조 섬유금속적층판은 평면 변형상태에 있는 것으로 가정하여 1종 Cauchy형 특이적분방정식 (Cauchy type singular integral equations of first kind)을 변환하여 문제를 해석하고자 한다.

유도된 Cauchy형 특이적분방정식은 수치적으로 표현되어 최종적으로 균열선단에서의 Mode I 및 Mode II 응력세기계수(stress intensity factors)를 구하였다. 이때 섬유금속적층판을 구성하는 금속판과 복합재료층은 각각 알루미늄 에폭시계열 필름형 접착제, 유리섬유/에폭시 또는 아라미드/에폭시, 또는 탄소섬유/에폭시로 구성되어 있으며 이들 재료에 따른 기계적 특성 영향 등을 고찰하였다.

## 2. FML 구성재료

본 논문에서 모델링 한 FML에 적용되는 복합

재료로는 GLARE, ARALL, CARE type FML에 각각 적용 되는 S2유리섬유/에폭시, 아라미드섬유/에폭시 및 탄소섬유/에폭시 복합재료[4]를 각각 사용하였으며, 각각의 복합재료의 적층1개의 두께는 두께차이에서 오는 특성 변화를 배제하기 위해서  $t_c = 0.127\text{mm/ply}$ 로 모두 같다고 가정한다. 금속박판의 경우에도 두께 0.3048mm인 알루미늄 2024 T-3 박판을 공통으로 사용하여 복합재료층의 종류에 따른 결과를 비교하였다. 이들 FML을 표시하는 법 및 1ply두께는 Table 1에, 이들 각각의 복합재료 및 금속박판에 대한 기본 물성치는 Table 2와 3에 각각 제시하였다.

Table 1 Candidates for FML

FML type (Abbreviation)	FML index (material type+layup)	Prepreg, Thickness (in/mm) /1ply
ARALL (A)	A21, A32	Aramid/Epoxy 0.005/0.127
GLARE (G)	G21, G32	S2-Glass/Epoxy 0.005/0.127
CARE (C)	C21, C32	Carbon/Epoxy 0.005/0.127

Table 2 Material Properties of composite prepregs

Property		S2Glass /Epoxy	Aramid/ Epoxy	Carbon/ Epoxy
1 ply thickness, $t_c$	mm (in)	0.127 (0.005)	0.127 (0.005)	0.127 (0.005)
Fiber volume ratio, $v_f$	-	0.6	0.50	0.58
Density, $\rho$	g/cc	1.993	1.356	1.578
L-Modulus, $E_1$	GPa	54.5	64.2	133.8
T-Modulus, $E_2$	GPa	16.3	5.9	9.9
In-plane Shear Modulus, $G_{12}$	GPa	5.4	2.1	4.9
Out of plane Shear Modulus, $G_{23}$	GPa	5.82	2.15	3.11
Major Poisson's ratio, $\nu_1$	-	0.256	0.35	0.259
Minor Poisson's ratio, $\nu_2$	-	0.076	0.032	0.019
Poisson's ratio, $\nu_{23}$	-	0.4	0.37	0.59
L - C.T.E., $\alpha_1$	$10^{-6}/^\circ\text{C}$	2.86	-3.69	0.198
T - C.T.E., $\alpha_2$	$10^{-6}/^\circ\text{C}$	22.32	25.2	22.68

Table 3 Material properties of Aluminum alloys and epoxy

Property		Al 2024 -T3	Al 7075 -T6	Epoxy
Density, $\rho$	g/cc	2.8	2.8	1.38
Young's Modulus, $E_m$	GPa	72.4	71.02	4.6
Shear Modulus, $G_m$	GPa	27.58	26.89	1.69
Poisson's Ratio, $\nu_m$	-	0.33	0.33	0.36
C.T.E., $\alpha_m$	$10^{-6}/^\circ\text{C}$	23.4	23.4	63

### 3. 층간균열 섬유금속적층판 모델링

Figure 1은 2/1 FML의 상단 금속박판과 복합재료층 사이에 있는 필름형 접착제 층의 중간두께 부근에 길이 2a인 균열이 존재하는 경우를 도시한 그림이다. 여기서 필름형 접착제의 경화 후 두께는 1 ply 복합재료층의 약 60%의 두께를 갖는 것으로 가정하였다.

상단 금속 박판과 인접한 필름형 접착제 층 사이에서 발생하는 계면균열 (interfacial crack)인 경우 균열선단의 해석적 응력값은 진동모드(oscillatory mode)를 갖고 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 경우를 피하고 단일 종류의 재료 내에 균열을 도입하기 위해 Fig. 1과 같이 접착제 층의 중간 두께 부근에 균열이 있는 것으로 가정하였다. 이는 실제 사용되는 금속의 접합면은 화학약품으로 표면 처리하여 접합특성이 상당히 우수하고, 접착제 층 내부에서 항복이 발생하는 cohesive failure 가 접착제의 우수한 특성으로 요구되는 조건이기 때문에 접착제 층 내부에 균열을 도입하는 것이 타당성이 있다고 사료된다.

한편 복합재료 층(ply)과 층사이에는 수지가 많은 영역 (resin rich area)이 존재하므로 이 수지가 많은 영역 층의 두께를 Fig. 1에 도시한 바와 같이 복합재료 1층의 두께 ( $t_c$ )의 약 30%로 설정하였다.

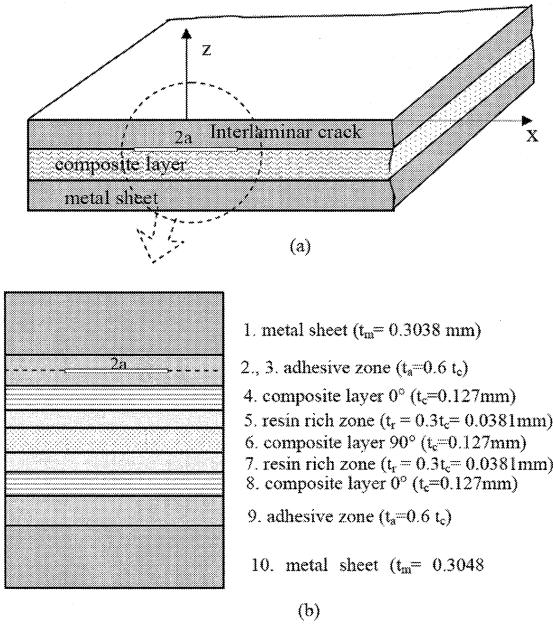


Fig. 1 2/1 FML model (ex: A21N1) with delaminated interfacial crack of length 2a at the center of adhesive zone.

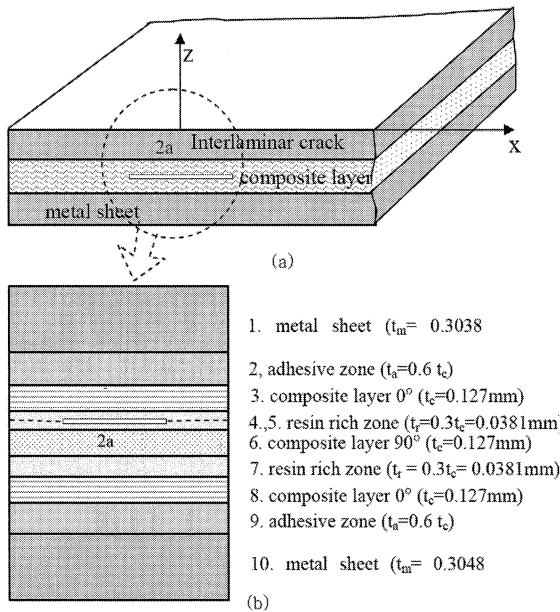


Fig. 2 2/1 FML model (ex: A21N2) with delaminated interfacial crack of length 2a at the center of adhesive zone.

0° ply와 90° ply 사이에 층간균열이 존재하는 경우에는 이들 ply 사이에 있는 수지가 많은 영역 층의 중간두께에 길이 2a인 균열이 있다고 가정하였다. 이때 앞에서 기술한 접착제 층과 수지 층의 물성은 같다고 가정하였다. Fig.1.a는 두께의 금속박판과 1개의 복합재료층 ([0/90/0])과 상단 금속박판과 인접한 복합재료층 사이에 길이 2a인 균열 결함이 존재하는 경우 (이를 N1 모델이라 지칭한다) 를 도시한 것이며, Fig.1.b는 이를 더 확대하여 접착제층과 수지가 풍부한 지역 층을 도입하여 총 10개의 층에 대해 모델링한 그림이다. 한편, 섬유금속 적층판을 구성하는 각층은 이방성 특성 (anisotropic properties)을 갖는 것으로 가정하며, 복합재료층의 섬유의 각도는 양의 x 축으로부터 반시계 방향으로 측정된 값이다. Fig.2는 [0/90/0] 복합재료 층내의 0과 90도 층 사이에 길이 2a인 균열 결함이 수지가 많은 영역 층에 존재하는 경우를 도시한 그림으로 이를 N2 모델이라 지칭한다. Table 1은 적층순서를 도시한 것으로 A<sub>1</sub>, A<sub>2</sub>, A는 각각 필름형 접착제를 말하며 A<sub>1</sub>과 A<sub>2</sub> 각각의 두께는 A의 1/2이다. 또한 수지부인 R<sub>1</sub>, R<sub>2</sub>, R은 수지가 많은 영역을 의미하며 R<sub>1</sub>과 R<sub>2</sub> 각각의 두께는 R의 1/2이다. M은 금속 박판1장, D는 길이 2a인 균열결함을 나타낸다.

Table 4 2/1 and 3/2 FML lay-up and location of delaminated interfacial crack of length 2a

FML Layup ratio	Layup sequence	Remark
2/1	[M/0/90/0/M]	No crack
	[M/A <sub>1</sub> /D/A <sub>2</sub> /0/R/90/R/0/A/M]	crack length 2a
	[M/A/0/R <sub>1</sub> /D/R <sub>2</sub> /90/R/0/A/M]	
3/2	[M/A/0/R/90/A/M/A/90/R/0/A/M]	No crack
	[M/A <sub>1</sub> /D/A <sub>2</sub> /0/R/90/A/M/A/90/R/0/A/M]	crack length 2a
	[M/A/0/R <sub>1</sub> /D/R <sub>2</sub> /90/A/M/A/90/R/0/A/M]	
	[M/A/0/R/90/A <sub>1</sub> /D/A <sub>2</sub> /M/A/90/R/0/A/M]	

D : Delamination crack of 2a length, A: Adhesive zone, R: Resin rich zone

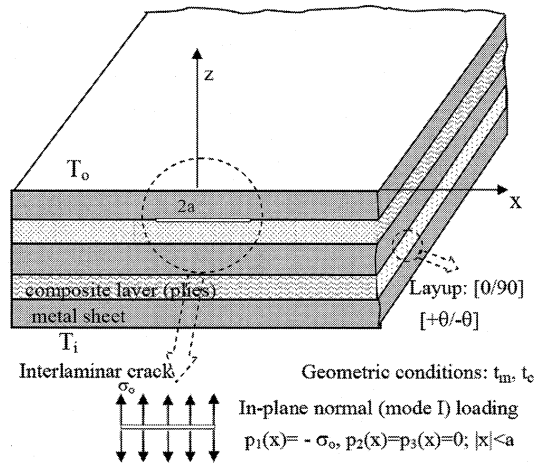


Fig. 3 3/2 FML model (ex: A32N1) with delaminated interfacial crack of length 2a.

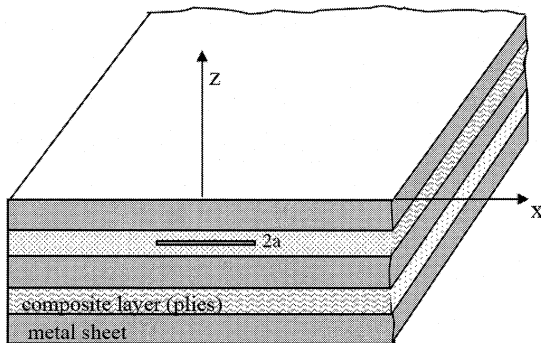


Fig. 4 3/2 FML model (ex: A32N2) with delaminated interfacial crack of length 2a.

Fig. 3 ~ Fig. 5는 3/2 FML이 각각 Table 4에 표시한 바와 같이 균열결함이 위치 할 때의 그림이다. 이때 3가지 균열 위치를 N1, N2, N3형이라 명명한다.

### 3.1 기계적 하중 조건

본 논문에서 다루고자 하는 FML에 적용 되는 균열 열기계적 하중은 내부 압력 등에 의한 균열 상하면에서의 균일트랙션하중, 균일전단하중 또는 FML 적층판 상하면의 온도 차 ( $T_0$ ,  $T_1$ )

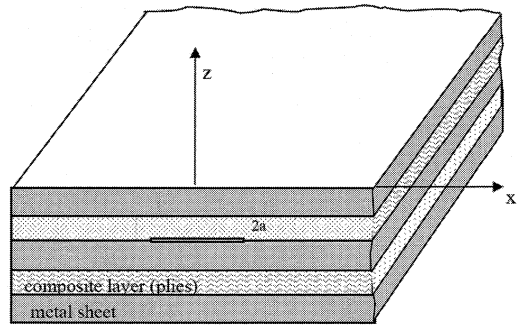


Fig. 5 3/2 FML model (ex: A32N3) with delaminated interfacial crack of length 2a.

또는 균일 온도 변화  $\Delta T$  (이때 단열 균열가정) 등등이 적용 가능하다.

본 장에서는 Fig. 3과 같이 균열 상하면에 균일 단위 트랙션하중 분포함수 (the crack surface traction distribution functions  $p_j(x)$ ;  $j=1,2,3$ )가 작용하는 경우만을 고려하였다. 이때 이들 트랙션은 모든 field variable들이  $x$ 와  $z$ 의 함수가 되도록 적용되도록 한다.

In-plane normal (mode I) loading  

$$p_1(x) = -\sigma_0, p_2(x) = p_3(x) = 0; |x| < a \quad (1)$$

### 3.2 지배 적분방정식

외부 하중 트랙션이 Eq. (1)과 같이 작용하는 경우, Lekhnitskii[9]가 언급한 일반화된 평면 변형을 변위 함수는 다음과 같은 함수 꼴을 갖는다.

$$u=u(x,z), v=v(x,z), w=w(x,z) \quad (2)$$

$z$  에 수직인 방향으로 대칭 재료면 (plane of material symmetry)를 갖는 평면 변형상태의 off-axis monoclinic layers에 대해 성립하는 구성 방정식은 다음과 같이 표현된다[10].

$$\sigma_{xx} = \tilde{C}_{11} \frac{\partial u}{\partial x} + \tilde{C}_{13} \frac{\partial w}{\partial z} + \tilde{C}_{16} \frac{\partial v}{\partial x}, \quad (3a)$$

$$\sigma_{yy} = \tilde{C}_{12} \frac{\partial u}{\partial x} + \tilde{C}_{23} \frac{\partial w}{\partial z} + \tilde{C}_{26} \frac{\partial v}{\partial x}, \quad (3b)$$

$$\sigma_{zz} = \tilde{C}_{13} \frac{\partial u}{\partial x} + \tilde{C}_{33} \frac{\partial w}{\partial z} + \tilde{C}_{36} \frac{\partial v}{\partial x}, \quad (3c)$$

$$\tau_{xy} = \tilde{C}_{16} \frac{\partial u}{\partial x} + \tilde{C}_{36} \frac{\partial w}{\partial z} + \tilde{C}_{66} \frac{\partial v}{\partial x}, \quad (3d)$$

$$\tau_{yz} = \tilde{C}_{44} \frac{\partial v}{\partial x} + \tilde{C}_{45} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right), \quad (3e)$$

$$\tau_{xz} = \tilde{C}_{45} \frac{\partial v}{\partial x} + \tilde{C}_{55} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right), \quad (3f)$$

$$u = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{j=1}^3 (A_j \cosh s\lambda_j z + B_j \sinh s\lambda_j z) e^{-isx} ds, \quad (6a)$$

$$v = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{j=1}^3 (A_j \cosh s\lambda_j z + B_j \sinh s\lambda_j z) L_j e^{-isx} ds, \quad (6b)$$

$$w = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{j=1}^3 (A_j \cosh s\lambda_j z + B_j \sinh s\lambda_j z) R_j e^{-isx} ds \quad (6c)$$

체적력 (body force)이 없는 경우 단일 monoclinic layer에 대한 평형방정식은 다음과 같이 변위성분으로 표현될 수 있다.

$$\tilde{C}_{11} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \tilde{C}_{55} \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + \tilde{C}_{16} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \tilde{C}_{45} \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} + (\tilde{C}_{13} + \tilde{C}_{55}) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial z} = 0, \quad (4a)$$

$$\tilde{C}_{16} \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \tilde{C}_{45} \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + \tilde{C}_{66} \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \tilde{C}_{44} \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} + (\tilde{C}_{36} + \tilde{C}_{45}) \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial z} = 0, \quad (4b)$$

$$(\tilde{C}_{13} + \tilde{C}_{55}) \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial z} + (\tilde{C}_{36} + \tilde{C}_{45}) \frac{\partial^2 v}{\partial x \partial z} + \tilde{C}_{55} \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \tilde{C}_{33} \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} = 0 \quad (4c)$$

위의 문제를 풀기 위해서 Fourier 적분 변환기술을 적용할 수 있으며 이때 일반 함수  $g(x, z)$ 에 대한 적분변환식은 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\bar{g}(s, z) = \int_{-\infty}^{\infty} g(x, z) e^{-isx} dx, \quad g(x, z) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \bar{g}(s, z) e^{-isx} ds \quad (5)$$

주어진 트래션 분포함수가  $x$  적분구간에 있어 적분이 가능한 경우, 변위성분에 대한 일반해는 다음과 같이 표현될 수 있다.

여기서  $A_j$ 와  $B_j$ 는 주어진 경계조건 및 계면조건으로 부터 결정하여야 할 미지상수이고,  $L_j$ 는 아래에 주어진 특성 방정식의 근이다.

$$\det D = 0 \quad (7)$$

여기서  $D$ 는  $3 \times 3$  대칭행렬이며 각 성분은 다음과 같다.

$$d_{11} = \tilde{C}_{11} \lambda^2 - \tilde{C}_{11}, \quad d_{12} = d_{21} = \tilde{C}_{45} \lambda^2 - \tilde{C}_{16},$$

$$d_{13} = d_{31} = -i(\tilde{C}_{13} + \tilde{C}_{55}) \lambda \quad (8a, 8b, 8c)$$

$$d_{22} = \tilde{C}_{44} \lambda^2 - \tilde{C}_{66}, \quad d_{23} = d_{32} = -i(\tilde{C}_{36} + \tilde{C}_{45}) \lambda,$$

$$d_{33} = \tilde{C}_{33} \lambda^2 - \tilde{C}_{55} \quad (8d, 8e, 8f)$$

여기서  $L_j$ 와  $R_j$ 는 물질 상수의 함수로서 다음과 같이 정의 된다.

$$L_j = \frac{d_{12} d_{13} - d_{11} d_{23}}{d_{12} d_{23} - d_{22} d_{13}}, \quad R_j = i \frac{d_{12}^2 - d_{11} d_{22}}{d_{12} d_{23} - d_{22} d_{13}} \quad (6a, 6b)$$

Eq.(6)을 Eq.(3)에 대입하여 응력성분으로 표시하면 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\sigma_m = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{j=1}^3 is(\tilde{C}_{m3} \lambda_j R_j - \tilde{C}_{m6} L_j)(A_j \cosh s\lambda_j z + B_j \sinh s\lambda_j z) e^{-isx} ds, \quad m = 1, 2, 3, 6 \quad (10a)$$

$$\sigma_m = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \sum_{j=1}^3 s[\tilde{C}_{4m} \lambda_j L_j - \tilde{C}_{m5}(L_j + R_j)] (A_j \sinh s \lambda_j z +$$

$$+ B_j \cosh s \lambda_j z) e^{-isx} ds, m = 4, 5 \quad (10b)$$

여기서  $\sigma_m(x, z)$ ;  $m=1, 2, \dots, 6$ 은 각각 응력성분  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ ,  $\sigma_{zz}$ ,  $\tau_{yz}$ ,  $\tau_{xz}$ ,  $\tau_{xy}$ 에 해당한다. 이 때 적층각  $\theta$ 가  $0^\circ$  또는  $90^\circ$  인 직교 이방성 이거나 등방성인 층에 해당하는 경우에는 면외 (out of plane) 변위  $v$ 가 면내(in-plane) 변위  $u$ 와  $w$ 로부터 분리(decoupled)되어 위의 변위와 응력식들은 다른식[2]들로 대체 되어야 한다.

### 3.3 경계 및 계면조건

섬유금속적층판을 구성하는 각층에서의 변위 및 응력에 대한 일반해는 6개의 미지상수 ( $A_j$ ,  $B_j$ ;  $j=1, 2, 3$ )로 구성되어 있다. 섬유금속적층판이 (균열을 내포한 접착제 층 또는 수지가 많은 영역층을 포함해서)  $N$ 개의 층을 갖는 경우,  $6N$ 개의 경계 또는 계면 조건이 주어져야 일반해가 풀릴 수 있다. Fig. 1.b와 같은  $N$ 개 층을 갖는 부재의 상하면에서의 트랙션은 다음과 같이 주어질 수 있다.

$$(\sigma_{zz})_1^+ = f_{U1}(x), (\tau_{xz})_1^+ = f_{U2}(x),$$

$$(\tau_{yz})_1^+ = f_{U3}(x); |x| < \infty \quad (11a, 11b, 11c)$$

$$(\sigma_{zz})_N^- = f_{L1}(x), (\tau_{xz})_N^- = f_{L2}(x),$$

$$(\tau_{yz})_N^- = f_{L3}(x); |x| < \infty \quad (11d, 11e, 11f)$$

여기서 하첨자 1과  $N$ 은 적층번호이고, 하첨자 +/-는 상응하는 값이 이층의 상면/하면에서의 값을 나타낸다. 또한  $f_{Uj}$ ,  $f_{Lj}$  ( $j = 1, 2, 3$ )는 섬유금속적층판의 각각 상면 및 하면에서의 트랙션 분포함수이다. 완전 접합된 인접한 두 개의 층의 계면에서의 계면조건으로는 변위의 연속성 조건을 들 수 있다. 즉,

$$u_k^- = u_{k+1}^+, v_k^- = v_{k+1}^+, w_k^- = w_{k+1}^+;$$

$$|x| < \infty, k = 1, 2, \dots, (N-1) \quad (12a, 12b, 12c)$$

또한 계면에서의 트랙션의 평형조건으로부터 다음 관계식이 성립한다.

$$(\sigma_{zz})_k^- = (\sigma_{zz})_{k+1}^+, (\tau_{xz})_k^- = (\tau_{xz})_{k+1}^+, (\tau_{yz})_k^- = (\tau_{yz})_{k+1}^+;$$

$$|x| < \infty, k = 1, 2, \dots, (N-1) \quad (13a, 13b, 13c)$$

$j$ 번째와  $(j+1)$ 번째 층 사이에 균열이 있는 경우, 혼합 경계조건은 다음과 같이 표현된다.

$$u_j^- = u_{j+1}^+, v_j^- = v_{j+1}^+, w_j^- = w_{j+1}^+;$$

$$a < |x| < \infty \quad (14a, 14b, 14c)$$

$$(\sigma_{zz})_{j+1}^+ = p_1(x), (\tau_{xz})_{j+1}^+ = p_2(x), (\tau_{yz})_{j+1}^+ = p_3(x);$$

$$|x| < a \quad (15a, 15b, 15c)$$

여기서  $p_j(x)$ ;  $j = 1, 2, 3$ 는 균열 면에 작용하는 트랙션 분포함수이다. 균질 경계조건식을 사용하면  $6N-3$ 개의 방정식에  $6N-3$ 개의 미지상수를 갖게 된다 나머지 미지상수를 결정하기 위해서 추가관계식을 임의의 함수에 대해 설정하면 다음과 같다.

$$\phi_1(x) = \frac{d}{dx}(w_j^- - w_{j+1}^+); |x| < \infty \quad (16a)$$

$$\phi_2(x) = \frac{d}{dx}(u_j^- - u_{j+1}^+); |x| < \infty \quad (16b)$$

$$\phi_3(x) = \frac{d}{dx}(v_j^- - v_{j+1}^+); |x| < \infty \quad (16c)$$

균열 밖에서의 변위의 연속성으로부터 다음 식이 성립한다.

$$\phi_k(x) = 0; a < |x| < \infty \quad (17)$$

균열 내부에서의 변위의 유일성(single valuedness of displacement)을 구현하는 적합성 조건 (compatibility conditions)으로부터 다음관계식이 성립하여야 한다.

$$\int_a^b \phi_k(x) dx = 0; k=1,2,3 \quad (18)$$

이로부터 총 6N개의 미지 상수들이 결정될 수 있다. 위의 식들은 Fourier 변환을 한 변위 및 응력에 대한 벡터개념을 도입하여 강성행렬식으로 식을 변환하여 풀 수 있다. 이에 대한 과정은 참고문헌 [2]의 2.3절에 제시된 방법을 따라 수행하였으며 자세한 설명은 생략한다. 한편 균열선단에서의 응력의 특이성에 의해 나타나는 응력세기계수는 다음 식에 의해 구해질 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} K_I \\ K_{II} \\ K_{III} \end{Bmatrix} = \lim_{|\xi| \rightarrow 1} \sqrt{\xi^2 - 1} \begin{Bmatrix} \sigma_{zz}(\xi) \\ \tau_{xz}(\xi) \\ \tau_{yz}(\xi) \end{Bmatrix} \quad (19)$$

여기서  $K_I$ ,  $K_{II}$ ,  $K_{III}$ 는 각각 mode I, II, III 응력세기계수[11]이다.

#### 4. 결과 분석 및 고찰

아래 결과 그림들은 섬유금속 적층판의 금속 박판과 복합재료 층사이의 필름형 접착제 층의 길이 2a인 층간균열이 존재할 때 균열 오른쪽 균열선단의 무차원화된 응력세기계수 값을 복합재료 1층의 두께  $t_c$ 로 무차원화된 균열길이  $a/t_c$ 의 변화에 따라 도시한 것이다. 이때 무차원화 값  $K_0 = \sigma_0 \sqrt{a}$ 이다.  $\sigma_0$ 는 Fig. 6에 도시한 바와 같이 균열 면 내부에 작용하는 균일한 크기의 트랙션 값이다. 이때  $K_I$ 는 균열의 중간 점 ( $x=0$ )에 대해 대칭인 우함수이고  $K_{II}$ 는 원점에 대해 음의 부호를 갖는 기함수이다. 또한 그림 내 선의종류를 표시한 부분에서 예를 들어 AK1N1M21에서 A는 복합재료층이 Aramid 단일방향 섬유/에폭시가 사용되었음을, C는 탄소섬유/에폭시 복합재료가, G는 S2 유리섬유/에폭시 단일방향 복합재료가 사용되었음을 표시한다. 또한  $K_I$ 는  $K_I$ ,  $K_{II}$ 를 의미하고 N1, N2, N3는

앞에서 설명한 바와 같이 균열의 섬유금속적층판 층내의 위치를 표시한 것이다. 한편M21과 M32는 각각 2/1 및 3/2 FML임을 표시한다. Fig. 6은 Fig. 1에 도시한 2/1 3가지 종류의 FML에 대한 오른쪽 균열선단에서의 응력세기계수 값을 무차원 하여 도시한 값이다.  $K_I$ 은 균열 길이가 증가함에 따라 그 값이 증가함을 볼 수 있다. 즉 균열 길이가 증가함에 따라 균열 선단에서의 열림형 응력세기계수  $K_I$ 도 증가하여 균열 진전에 대한 가능성이 커짐을 보여 주고 있으며, 대략 균열길이가 8배 증가하면 모드I 응력세기계수는 약 2배 증가함을 보여 주고 있다. 한편 모드 II의 경우 균열길이에 따라 전단방향의 변화함을 보여주고 있으면 전반적으로 모드 I에 비해 절대값이 작음을 알 수 있다. 모드 II 응력세기계수값이 나타나는 이유는 하중, FML 적층구조 및 균열 위치 등이 기하학적으로 대칭이 아니기 때문에 발생하는 것으로 사료되고 있다. 동일한 알루미늄소재에 대해 복합재료층의 종류를 ARALL (A), GLARE (G) 및 CARE(C)의 3가지로 바꾸어서 비교해 보면 ARALL에 대한  $K_I$  값이 다른 소재의 FML에서의  $K_I$  값에 비해 항상 큼을 볼 수 있다. Fig. 6 ~ Fig. 9는 Fig. 1에 도시한 바와 같이 3가지 종류의 복합재료 (ARALL, GLARE 또는 CARE) 층과 3/2 FML의 3가지 층간 균열의 위치 (N1, N2 또는 N3)에 대해 얻어진 오른쪽 균열선단에서의 응력세기계수 값을 무차원 하여 도시한 값이다.

Figure 7은 3/2 FML의 바깥쪽 금속 박판과 복합재료층 사이에 있는 접착제 층의 중간에 층간 균열이 발생한 경우에 오른쪽 균열선단에서의 무차원화된 응력세기계수 값을 균열 길이에 대해 도시한 것이다. 무차원화된  $K_I$ 과  $K_{II}$ 의 거동은 Fig. 6에서 설명한 2/1 FML의 거동과 거의 유사함을 볼 수 있다. 이때 섬유금속적층판의 두께가 얇은 2/1 FML의 경우  $K_I$ 의 값이 3/2 FML의  $K_I$  값보다 근소하게 큼을 볼 수 있으나 그 차이는 미미함을 알 수 있다. 3/2 FML은 복합재료층이 ARALL 인 경우 무차원화된  $K_I$ 값이 가장 크며, CARE, GLARE type순서로 동일한 균열 길



이 값에 대해 그 값이 작아짐을 보이고 있으나 CARE 및 GLARE 의 경우 서로 차이가 작음을 볼 수 있다.

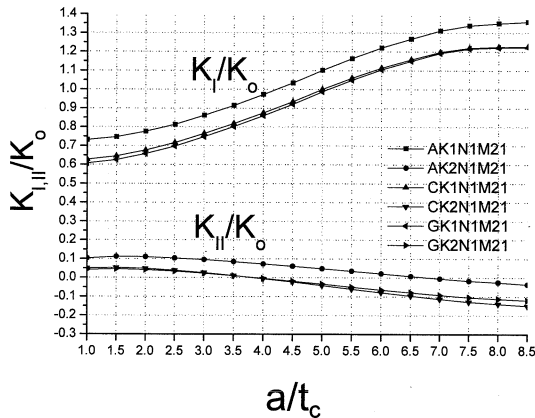


Fig. 6 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack in a resin adhesive layer between the metal sheet (A) and the 0 fibrous layer: 2/1 FML [M/A<sub>1</sub>/D/A<sub>2</sub>/O/R/90/R/O/A/M]

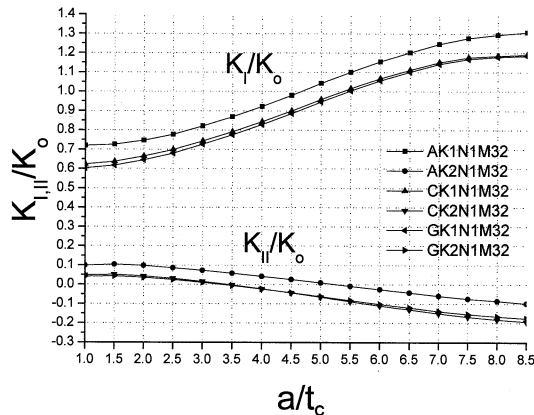


Fig. 7 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack in a adhesivelayer between the metal sheet (A) and the 0 fibrous layer in 3/2 FML of [M/A<sub>1</sub>/D/A<sub>2</sub>/O/R/90/A/M/A/90/R/O/A/M]

Figure 8은 3/2 FML의 바깥쪽 금속 박판의 안쪽에 있는 0° 방향 복합재료층과 90° 방향 복합재료층 사이에 있는 수지가 많은 영역 층의 중

간에 층간 균열이 발생한 경우 (즉,

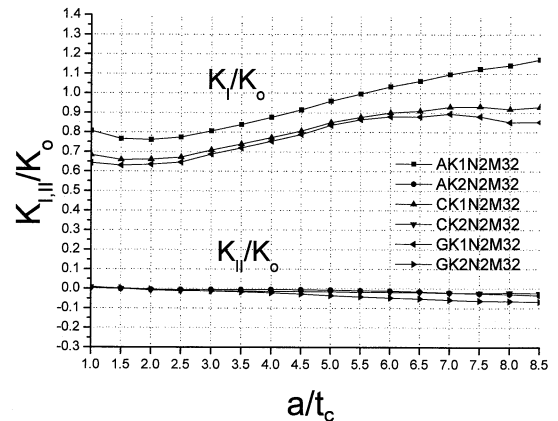


Fig. 8 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack in a resin rich layer between the 0 ply and 90 ply fibrous layer in 3/2 FML of [M/A/O/R1/D/R2/90/A/M/A/90/R/O/A/M]

[M/A/O/R1/D/R2/90/A/M/A/90/R/O/A/M])에 오른 쪽 균열선단에서의 무차원화된 응력세기계수 값을 균열 길이에 대해 도시한 것이다. 이때 균열의 표면에서의 깊이는 앞의 Fig. 7의 모델에 비해 내부 안쪽으로 생긴 경우이며 ARALL 이고 균열길이가 긴 경우, 결과로는 표면에 가까운 층간균열에 비해  $K_I$  응력세기계수가 작은 값을 보여주고 있어 동일한 하중조건하에서 균열의 성장이 느림을 유추할 수 있다. 또한 3가지 복합재료층의 종류에 따라 ARALL type의 경우가 제일 큰  $K_I$  값을 보여주고 있다.

Figure 9는 3/2 FML의 바깥쪽 금속 박판의 안쪽에 있는 90° 방향 복합재료층과 가운데 금속 박판 사이에 접착제 중간에 층간 균열이 발생한 경우(즉, [M/A/O/R/90/A1/D/A2/M/A/90/R/O/A/M])에 오른쪽 균열선단에서의 무차원화된 응력세기계수 값을 균열 길이에 대해 도시한 것이다. 이 경우 상대적으로 앞에서 기술한 모델에 비해 모드 II 응력세기계수 값이 상대적으로 커짐을 알 수 있고 다른 경향들은 앞의 모델과 유사함을 보여 주고 있다.

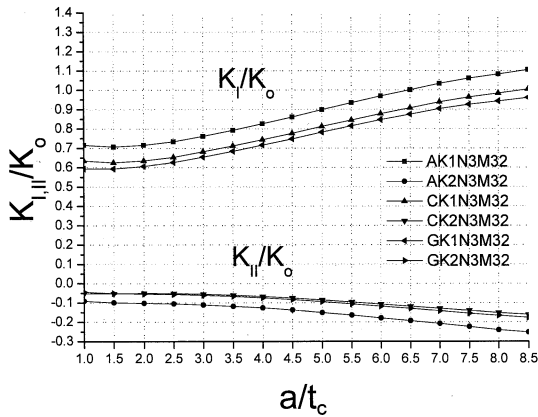


Fig. 9 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack in a adhesivelayer between the 90 ply fibrous layer and metal layer in 3/2 FML of  $[M/A_0/R/90/A_1/D/A_2/M/A_90/R_0/A/M]$

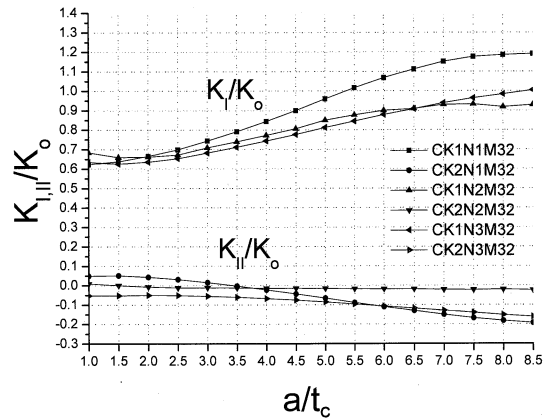


Fig. 11 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack embedded in 3 locations,  $[M/A_1/D/A_2/O/R/90/A/M/A_90/R_0/A/M]$ ,  $[M/A_0/R_1/D/R_2/90/A/M/A_90/R_0/A/M]$  or  $[M/A_0/R/90/A_1/D/A_2/M/A_90/R_0/A/M]$  of 3/2 CARE type FML.

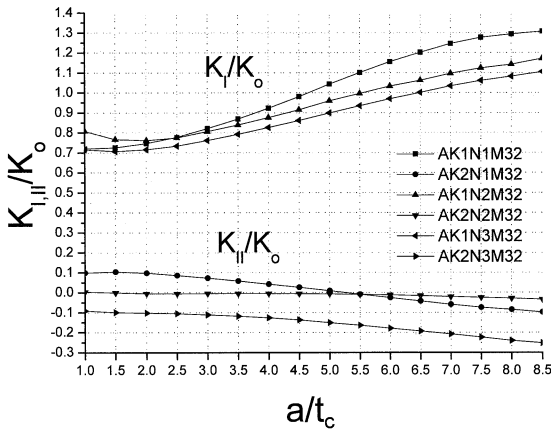


Fig. 10 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack embedded in 3 locations,  $[M/D/O/90/M/90/O/M]$ ,  $[M/O/D/90/D/M/90/O/M]$  or  $[M/A_0/R/90/A_1/D/A_2/M/A_90/R_0/A/M]$  of 3/2 ARALL type FML.

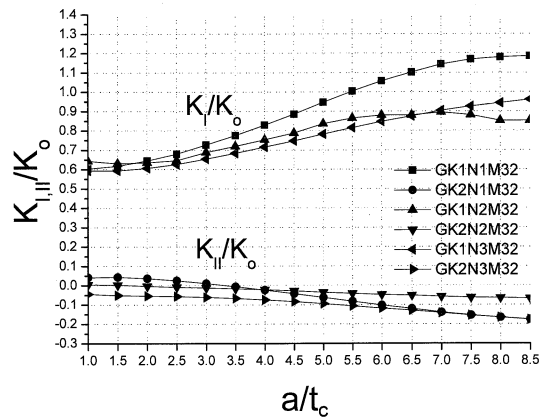


Fig. 12 Normalized  $K_I$ ,  $K_{II}$  for a delamination crack embedded in 3 locations,  $[M/A_1/D/A_2/O/R/90/A/M/A_90/R_0/A/M]$ ,  $[M/A_0/R_1/D/R_2/90/A/M/A_90/R_0/A/M]$  or  $[M/A_0/R/90/A_1/D/A_2/M/A_90/R_0/A/M]$  of 3/2 GLARE type FML.

Figure 10에서 Fig. 12는 위의 결과 그림을 각각 ARALL, CARE 및 GLARE type FML에 대해 모아 그린 그림이다. 전반적으로 균열길이가 작은 경우에는 복합재료층의 종류에 상관 없이 작은 크기의  $K_I$ 값을 보여주고 있으나 상대적으로 균열길이가 커지는 경우에는 ARALL type의 경우가 제일 큰  $K_I$ 값을 보여줌을 확인할 수 있다.

### 5. 결론

평면 변형상태에 있는 다층구조 섬유금속적층판에 1종 Cauchy형 특이적분방정식을 변환한 후 유도된 Cauchy형 특이적분방정식을 수치적으로 표현하여 최종적으로 균열선단에서의 Mode I 및

Mode II 응력세기계수를 구하였다. 이때 섬유 금속적층판을 구성하는 금속판과 복합재료층은 각각 알루미늄 에폭시계열 필름 형 접착제, 유리섬유/에폭시 (GLARE type) 또는 아라미드/에폭시 (ARALL type), 또는 탄소섬유/에폭시 (CARE type)로 구성되어 있으며, 이들 재료에 따른 기계적 특성영향 등을 고찰하여 2/1 및 3/2 섬유 금속 적층판에 대해 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) ARALL type 복합재료를 사용한 2/1 및 3/2 섬유금속적층판의 경우 바깥층 알루미늄 박판과 아래에 인접한 복합재료층 사이의 접착제층 안에 길이  $2a$ 인 층간분리 균열이 내부 압력트랙션 하중을 받는 경우에는 2/1 FML이 3/2 FML보다 약간 큰  $K_{II}$  값을 가지며 균열길이 증가할수록 그 값이 커짐을 알 수 있다.
- (2) 모든 균열 위치 및 길이, 복합재료층의 종류에 대해  $K_{II}$ 가 지배적으로 작용하며  $K_{II}$ 는 상대적으로 아주 작게 나타났으며 이때 ARALL type 이 가장 큰  $K_{II}$ 값을 나머지 CARE 및 GLARE type은 거의 유사한 값을 보여주고 있다. 하지만 작은 길이의 균열에서는 복합재료층의 종류에 대해 영향이 상대적으로 적으며 균열이 커질수록 그 차이가 나타남을 볼 수 있다.

### 참고문헌

- [1] AD Vlot and Gunnink J.W., Fiber Metal Laminates An Introduction, Kluwer Academic Pub., 2001.
- [2] Thangjitham S. and Choi H.J., "Interlaminar Crack Problems of a Laminated Anisotropic Medium," Int. J. of Solids Structures, Vol. 30, No. 7, 1993, pp. 963-980.
- [3] Choi H.J. and Thangjitham S., "Thermally-induced Interlaminar Crack-tip Singularities in Laminated Anisotropic Composites," Int. J. of Fracture, Vol. 60, 1993, pp. 327-347.
- [4] 남현욱, 정성욱, 한경섭, "섬유의 적층 각도에 따른 섬유 금속 적층판의 압입 손상 거동," 대한기계학회논문집 A, Vol. 26, No. 5, 2002, pp. 960-968.
- [5] 남현욱, 이용태, 정창규, 한경섭, "충격손상을 받은 섬유 금속 적층판의 잔류 강도 연구," 대한기계학회논문집 A, Vol. 27, No. 3, 2003, pp. 440-449.
- [6] 남현욱, 정성욱, 한경섭, "섬유의 적층각과 금속판의 특성에 따른 섬유 금속 적층판의 충격 손상 거동," 대한기계학회논문집 A, Vol. 27, No. 3, 2003, pp. 372-380.
- [7] 최홍섭, 노희석, 강길호, 하민수, "고전적층 이론을 이용한 섬유금속적층판의 열·기계적 거동 연구," 대한기계학회논문집 A권, 제 28권, 제 4호, 2004, pp. 394-401.
- [8] 최홍섭, 노희석, 최원중, 하민수, "섬유금속 적층판의 하중전달거동연구," 대한기계학회 논문집 A권, 제 29권, 제 2호, 2005, pp. 220-227.
- [9] Woo S.C. and Choi N.S., "Toughness and Fracture Mechanisms of Glass Fiber /Aluminum Hybrid Laminates under Tensile Loading," in Press, KSME J. Mech. Sci. Technology, 2007.
- [10] Lekhnitskii S.G., Theory of Elasticity of Anisotropic Body, Mir Publishers, Moscow, 1981.
- [11] Kanninen M.F. and Popelar C.H., Advanced Fracture Mechanics, Oxford University Press, New York, 1981.