

〈 논문 〉

연결이음 접합된 섬유금속적층판의 하중전달 거동 연구

최흥섭[†] · 노희석* · 최원종** · 하민수***
(2004년 6월 21일 접수, 2004년 12월 9일 심사완료)

Load Transfer Behaviors of the Splice-Jointed Fiber Metal Laminates

Heung Soap Choi, Hee Seok Roh, Won Jong Choi and Min Su Ha

Key Words : Composites(복합재료), Fiber Metal Laminate(섬유금속적층판), Splice-Joint(연결접합), GLARE(유리섬유금속적층판)

Abstract

In this study, stress-displacement analytic solutions are obtained by a shear lag modeling method constructed for the spliced joint area with a splicing gap in the fiber metal laminate (FML). This gap can be empty or be filled with an adhesive material of elastic modulus E_a . Two splicing types are considered for spliced shear models, one for spliced in the center metal layer, the other for spliced in the outer metal layer. It is shown that from the viewpoint of the load transfer efficiency and the avoidability of disbond generation due to the shear and axial stresses at the interface between metal layer and composite layer of the gap-front in the spliced area, the center spliced type ($k = 2$) is much preferable to the outer spliced type ($k = 1$).

1. 서 론

고분자 복합재료는 기존의 구조용 금속재료에 비하여 높은 비강도와 뛰어난 피로강도, 내부식성 및 성형성이 다양하고 우수하여 근래에는 항공기 2차 구조물(secondary structure)의 경량화 소재로서 많이 사용되고 있다. 그러나 고분자 복합재료를 구성하는 수지(resin)는 강화재료에 비하여 열에 약하고 취성을 갖고 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 결점은 복합재료로 이루어진 구조물의 파괴인성이나 손상 허용치(damage tolerance)를 감소시키는 결과를 가져와 복합재료 만의 고유한 특성 및 장점에도 불구하고 항공기 주구조물(primary structure)로의 적용에 제한점이 되었다. 복합재료와 관련된 이러한 문제점을 해결하기 위하여 하이브리드 복합재료(hybrid composite)의 일종인 섬유금속적층판

(Fiber Metal Laminates, 이하 FML)이 10여년 전부터 연구되기 시작하였다.⁽¹⁻⁴⁾ FML은 알루미늄 합금⁽⁵⁾과 섬유강화 고분자 복합재료를 교대로 적층 결합한 소재로서 내화염성(flame resistance), 내부식성, 내충격성, 내피로성 등이 기존의 금속재료 및 고분자 복합재료에 비하여 월등히 향상된 특성을 갖는 것으로 알려져 있다.⁽¹⁻⁴⁾ 위에 열거된 장점들은 FML의 실용화 및 적용을 앞당길 수 있도록 세계 항공기 제작사들의 지속적인 연구를 촉진시켜 왔으며 현재는 각종 항공기의 조종면(control surfaces), 비-압력작용문(non-pressurized doors), 각종 덮개면(fairing surfaces), 바닥(floor), 컨테이너(container)와 같은 2차 구조물 뿐만 아니라 초대형 항공기로 비스한 관심을 받고 있는 A380의 상부의피 등에 적용되는 과정에 있다.^(9,10) 또한 보잉(Boeing)사가 현재 개발중인 7E7최신형 항공기의 동체 및 주익에 FML의 적용이 검토되는 것 등은 FML의 적용이 주구조물에까지 확대되어 가는 추세임을 잘 설명해 주고 있다. 국내 항공기 개발업체도 이에 대한 연구를 통하여 기술 자립도를 높이고 기술 경쟁력을 확보할 필요성이 증대되고 있다. 하지만 FML의 개발 기간이 기존의 금속재 및 복합재료에 비해 짧고 그 적용이 최근에 시작되어 관련 기술자

[†] 책임저자, 회원, 대한항공, 한국항공기술연구원
E-mail : hschoi12@krpost.net
TEL : (042)868-6251 FAX : (042)868-6128

* 회원, 대한항공, 한국항공기술연구원

** 한국항공대학교 항공재료공학과

*** 경기공업대학 정밀계측과

료가 적고 일부 해외 원천 기술 개발자들에게 독점되어 기술이전 및 개발에 어려운 실정이다.

FML은 구성소재로서 금속 박판(thin metal sheet)을 사용하며 제조특성상 박판의 폭이 제한된다. 규모가 큰 구조물에 적용할 경우에는 기계적 특성의 저하없이 이들을 연결하는 연결접합(splicing) 기술이 요구되며 이에 관한 연구가 지속적으로 진행되어 왔다.⁽¹⁾ 그러나 대부분의 연결접합 관련 연구는 접합부의 균열 성장 즉 피로특성이나 노치부에 의한 손상허용 특성, 잔류강도 특성, 박리현상 등을 보기 위한 시험적 접근방법과 수치해석적 접근방법이 대부분이고 접합부 자체에 대한 해석적 접근방법은 상대적으로 찾아보기가 어렵다.⁽¹¹⁻¹³⁾ 국내에서 수행된 연구로, 남⁽¹⁴⁻¹⁶⁾ 등이 적층각과 금속판의 특성에 따른 FML의 충격손상거동 특성과 손상후의 잔류강도 변화 및 섬유적층각에 따른 FML의 압입손상거동을, 최⁽¹⁷⁾ 등은 고전적층이론을 이용하여 섬유금속적층판의 기본적인 열-기계적 거동 특성 등을 비교연구한 바 있다.

본 연구는 FML을 항공기 외피소재로 적용함에 있어 요구되는 연결접합의 하중전달 특성을 고찰하기 위해 shear-lag 모델링 기법⁽¹⁸⁾을 이용한 두가지의 맞대기(butt) 연결접합된 FML모델들을 제시하고, 연결접합 부위에 작용하는 축응력과 전단응력을 해석식(closed form analytic solution)으로 제시하였다. 또한 두 금속판을 맞대기로 연결하고 맞대기 이음 부근에 접착제(또는 복합재료층의 수지)를 채워 보강하는 경우, 접착제의 물성이 하중전달 특성에 미치는 영향도 함께 고려하여 고찰하였다.

2. FML의 연결접합

서론에서 언급한 바와 같이 FML은 금속박판과 섬유보강 프리프레그가 교대로 적층되어 있는 판형상을 갖는다.(Fig. 1 참조) 구성재료를 살펴보면 금속박판은 연신율이 우수하여 항공재료로 많이 사용되는 알루미늄 합금이 주를 이루고 있으며 최근에는 적용 용도에 따라 티타늄이나 Stainless steel 합금 등이 사용되고 있다. 복합재료 층으로는 유리섬유/에폭시나 탄소섬유/에폭시 등이 많이 사용되고 있다.⁽¹⁾ Rolling 압연으로 제조되는 금속박판은 rolling 방향과 두께에 따라 열처리 특성이 달라지고, 강성/강도, 연신율 및 내식성 등과 같은 기계적 물성치들이 변하지만 이러한 차이는 본 연구에서 무시하였다.⁽¹⁹⁾

1990년대 초반에 상업적으로 시판되는 GLARE

FML은 알루미늄박판과 유리섬유/에폭시를 사용하여 평판 형태로 판매되었으며 그 크기도 원소재인 금속 박판의 최대 생산 폭(width)인 1.65m로 한정되어 있어 FML을 항공기의 동체용으로 만들기 위해서는 이들을 연결하여 최소한 2m이상의 폭을 갖도록 연장하는 기술이 필요하였다. 이러한 요구 사항은 금속 박판의 연결부가 FML의 한 단면 내에서 상하로 서로 겹치지 않도록 배열하여 하중이 상하 인접된 금속박판 및 복합재료 층으로 전달되도록 접합함으로써 최대폭 4.5m 크기의 FML을 만들 수 있게 되었고 현재는 단일 곡률 또는 이중곡률(double curvature)을 갖는 FML도 생산되고 있다.

본 연구에 사용된 FML의 적층 구성비는 Fig. 1과 같이 금속박판이 3개이고 복합재료층이 2개인 3/2 FML을 사용하였다. Table 1에는 3/2 구성비에 따른 적층각을 예를 들어 표시하였으며, 이때 A는 금속박판 1장을 의미한다.

3. FML 연결접합 부위의 하중전달모델링

본 절에서는 Fig. 2와 같이 맞대기 연결접합 부위의 하중 전달 특성을 해석적으로 접근하기 위하여 먼 거리에서 외부 하중에 의한 응력 및 변형률이 각각 σ_0 및 ϵ_0 인 간단한 Shear lag 모델을 설정하여 연결접합된 금속판 주위의 응력 분포를 결정하는 지배방정식 및 하중 경계조건을 설정하고 연결접합시의 요구조건을 설명하고자 한다.

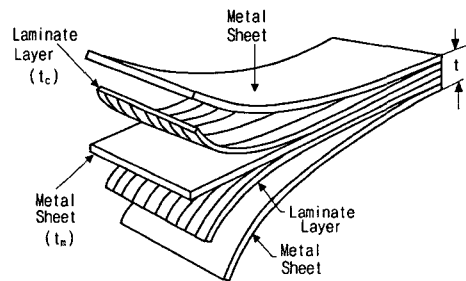


Fig. 1 Schematic sketch of typical lay-up of 3/2 symmetric fiber metal laminate (3 metal sheets and 2 laminate layers)

Table 1 Stacking sequence of 3/2 FML

FML Lay-up ratio	Lay-up sequence
3/2	[A/0/90/A/90/0/A]

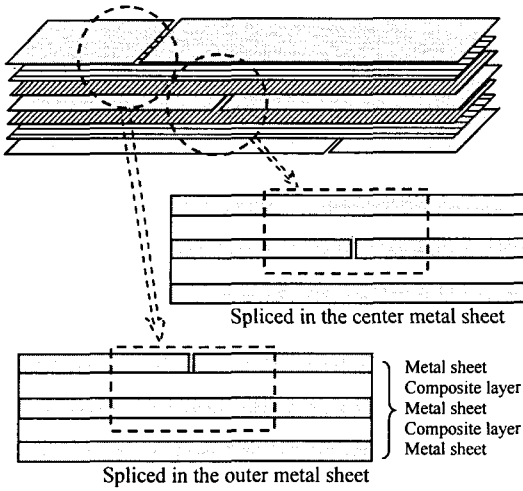


Fig. 2 Splicing concepts of 2 adjacent metal sheets in 3/2 FML, [A/0/90/A/90/0/A]

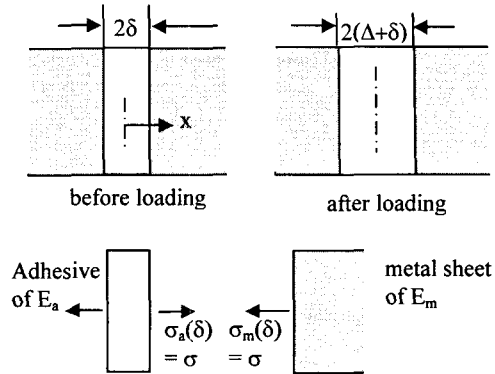


Fig. 4 Adhesive zone with elastic modulus, E_a , in the splicing gap with a width of 2δ before loading and $2(\Delta+\delta)$ after loading

고온에서의 성형접합 후에 냉각 후 상온에서 발생한 열잔류응력과 Fig. 3(b)와 같이 비대칭 접합에서 오는 약간의 전단 변형량은 무시하였다. 또한 연결접합에 의한 균열 또는 노치효과는 고려하지 않는다. Fig. 3은 연결접합 부분을 확대하여 도시한 것으로 하중이 작용하기 전의 연결접합된 두 금속판사이의 간격을 2δ 라 하고 하중이 작용하여 벌어진 간격을 $2(\delta+\Delta)$ 라 설정하였다. 또한 연결접합 사이의 간격은 보통 1 mm 이내⁽¹⁾ 이며 복합재료층에 사용된 동일한 수지(resin)를 사용하여 채우거나 강도 및 강성이 큰 접착제(adhesive)를 채워서 경화 할 수 있다. 이때 접착제의 탄성계수를 E_a , 작용하는 변위 및 응력을 $u_a(x)$, $\sigma_a(x)$ 라 하면 간격 내의 접착제 층에서의 경계조건은 다음과 같다.

$$u_a(0) = 0, u_a(\delta) = \Delta \tag{1a}$$

식 (1a)로부터 접착제 층내에서 변위가 선형적으로 증가한다고 가정하면 변위식 및 변형률식은 다음과 같이 정해진다.

$$u_a(x) = \frac{\Delta}{\delta}x, \epsilon_a(x) = \frac{\Delta}{\delta} = const. \tag{1b}$$

식(1b)와 응력-변형률 관계로부터 다음 관계식이 얻어진다.

$$\sigma_a(x) = E_a \epsilon_a(x) = E_a \frac{\Delta}{\delta} = const. \tag{1c}$$

한편 연결 접합면에서의 경계조건은 다음과 같다.

$$u_m(\delta) = u_a(\delta) = \Delta \tag{1d}$$

$$\sigma_m(\delta) = \sigma_a(\delta) = (E_a \Delta) / \delta \tag{1e}$$

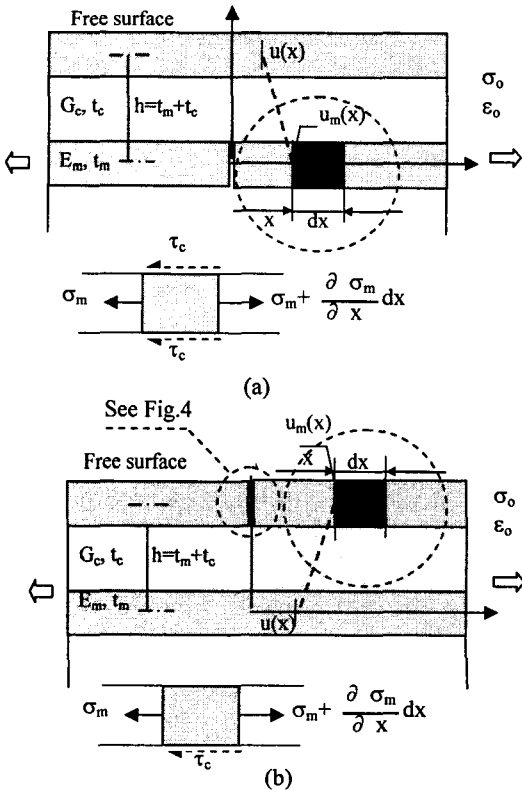


Fig. 3 Shear lag modeling for 3/2 FML (a) spliced in the center metal sheet (b) spliced in the outer metal sheet

이때 연결접합된 금속판에서의 접착제 부분과 금속부분의 하중방향으로의 축응력을 각각 $\sigma_a(x)$, $\sigma_m(x)$, 연결접합된 금속판의 상하 표면에 작용하는 전단 응력을 $\tau_c(x)$ (Fig. 3 참조)라 하면 연결접합된 금속판의 미소 길이요소(dx)에 대해 x 방향으로의 힘의 평형식을 설정하면 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\frac{\partial \sigma_m(x)}{\partial x} t_m - k \tau_c(x) = 0, x \geq \delta \quad (2a)$$

여기서 k는 상수로서 Fig. 3(a)의 3/2 FML의 중앙 금속판을 splicing 접합한 경우에는 k = 2 이고 Fig. 3(b)와 같이 바깥쪽 금속판을 splicing 한 경우에는 k = 1의 값을 갖는다. t_m 은 금속박판의 두께이고 τ_c 는 복합재료층에 일정하게 작용하는 전단응력으로써 연결접합된 금속박판의 상·하면에 작용하는 전단응력과 같다고 가정한다. 한편 접착제 층에서의 힘의 평형방정식을 같은 방법으로 설정하면 다음과 같다.

$$\int_{-\delta}^{\delta} \left[\frac{\partial \sigma_a(x)}{\partial x} t_m - k \tau_c(x) \right] dx = 0 \quad (2b)$$

식 (1c)와 같이 접착층 내에서 축방향응력은 일정하므로 접착층 내에서의 전단응력은 x의 기함수(odd function)임을 알 수 있다. 이때 비대칭 구조에서 오는 굽힘 현상은 무시한다.

한편 splicing된 금속판의 존재로 인해 splicing된 금속판의 splicing 접합부위의 상하 복합재료층에 x 방향으로 점차 감소하는 전단 변형이 발생하므로 (k = 1인 경우에는 아래쪽 복합재료층으로 전단 변형이 발생하는 것으로 가정) 다음과 같이 전단 변형률 γ_c 를 설정할 수 있다.

$$\gamma_c(x) \equiv \begin{cases} \frac{u_m(x) - u(x)}{h}, & x \geq \delta \\ \frac{u_a(x) - u(x)}{h}, & 0 \leq x \leq \delta \end{cases} \quad (3a, 3b)$$

여기서 $u_m(x)$, $u(x)$ 는 각각 Fig. 3과 같이 연결접합된 금속박판과 이 금속박판의 위아래(또는 아래)에 위치한 금속판의 중심선상에서 x 방향으로의 임의의 점에서의 x 변위이고 h는 두 금속판 중심선 사이의 거리 ($h = t_m + t_c$)이다. 이때 복합재료층에서의 전단응력 τ_c 와 전단 변형률 γ_c 와의 관계식은 다음과 같이 놓을 수 있다.

$$\tau_c(x) = G_c \gamma_c(x) \equiv \begin{cases} G_c \frac{u_m(x) - u(x)}{h}, & x \geq \delta \\ G_c \frac{u_a(x) - u(x)}{h}, & 0 \leq x \leq \delta \end{cases} \quad (4a, 4b)$$

여기서 G_c 는 복합재료층의 상당전단계수(G_{zx})이다. $u(x)$ 는 상당탄성계수가 E_{FML} 인 연결접합이 없는 섬유금속적층판의 경우 외부 작용평균응력 σ_0 에 의해 나타나는 변형률 ϵ_0 에 선형적으로 비례하는 정상변위(normal displacement)로서 다음식이 성립한다고 가정한다.

$$u(x) = \epsilon_0 x, \epsilon_0 = \sigma_0 / E_{FML}, x \geq 0 \quad (5)$$

여기서 E_m 은 금속박판의 탄성계수이다. 또한 연결접합된 금속판에서의 응력-변형률 관계식은 다음과 같다.

$$\sigma_m(x) = E_m \epsilon_m(x) = E_m \frac{\partial u_m(x)}{\partial x}, x \geq \delta \quad (6)$$

식 (4a), 식 (6)을 식 (2a)에 대입하면 다음과 같은 2차 상미분방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d^2 u_m(x)}{dx^2} - \beta^2 u_m(x) = -\beta^2 \epsilon_0 x, x \geq \delta \quad (7)$$

, where $\beta = \sqrt{\frac{kG_c}{E_m t_m h}}$

식 (7)의 일반해(general solution)는 다음과 같다.

$$u_m(x) = C_1 e^{-\beta x} + C_2 e^{\beta x} + \epsilon_0 x, x \geq \delta \quad (8)$$

그런데 연결접합된 금속판의 먼 거리 x에서의 변형률이 유한(finite)해야 하므로 $C_2 = 0$ 이 되어야 한다. 또한 접합위치인 $x = \delta$ 에서 경계조건식 (1d)와 (1e)가 만족되므로 이들 두 식으로부터 미지상수 Δ 와 C_1 이 다음과 같이 결정된다.

$$\Delta = \frac{E_m \epsilon_0 \delta (\delta \beta + 1)}{E_m \delta \beta + E_a} \quad (9a)$$

$$C_1 = \frac{\epsilon_0 \delta (E_m - E_a)}{E_m \delta \beta + E_a} e^{\beta \delta} \quad (9b)$$

식 (8)과 식 (9)로부터 식 (7)은 다음과 같은 최종 해를 갖는다.

$$u_m(x) = \frac{\epsilon_0 \delta (E_m - E_a)}{E_m \delta \beta + E_a} e^{\beta(\delta-x)} + \epsilon_0 x = \frac{\sigma_0}{E_{FML}} \left[\frac{\delta(1 - E_a/E_m)}{\delta \beta + E_a/E_m} e^{\beta(\delta-x)} + x \right], x \geq \delta \quad (10)$$

식 (10)에서 $E_a = E_m$ 인 경우는 연결접합이 없는 경우가 되며 $E_a = 0$ 인 경우에는 연결접합부분에 접착제가 없는 경우이고 $E_a = 0$ 이고 또한 $\delta = 0$ 인 경우에는 간격이 영이고 접합이 되지 않은(트랙션이 없는) 경우에 해당함을 알 수 있다. 연결접합부근의 간격 벌어짐은 외부 하중이 커질수록, FML의 강성이 작을수록, 복합재료층의 z면에서 x방향

으로의 전단계수가 작을수록, 금속판의 두께 및 탄성계수가 커질수록, 인접한 금속판사이의 거리가 길어짐에 따라 커짐을 알 수 있다. 이들 간격은 재료내부의 결함의 일종이고 연결접합 부근에서 전단에 의한 금속판의 박리(Debonding)가 발생할 수 있으므로 실제 연결접합 작업에서는 우수한 접합 강도를 갖는 접착제로 연결접합 부근을 보강하여 성형 접합하여야 한다. 연결접합된 금속판에서의 응력은 식 (8)과 식 (10)으로부터 다음과 같다.

$$\sigma_m(x) = \frac{E_m \sigma_0}{E_{FML}} \left[1 - \frac{\beta \delta (1 - E_a / E_m)}{\beta \delta + E_a / E_m} e^{\beta(\delta-x)} \right], x \geq |\delta| \quad (11)$$

위 식은 $E_a = 0, \delta = 0$ 인 경우에는 다음과 같이 된다.

$$\sigma_m(x) = E_m \varepsilon_0 (1 - e^{-\beta x}) = \frac{E_m \sigma_0}{E_{FML}} (1 - e^{-\beta x}) \quad (12)$$

여기서 x 가 상당히 멀 때 (무한대로 갈 때) $\sigma_m^{(\infty)}$ 는 다음과 같다.

$$\sigma_m^{(\infty)} = E_m \varepsilon_0 = E_m \sigma_0 / E_{FML} \quad (13)$$

한편 연결접합된 금속판에 나타나는 식 (12)의 금속판 응력이 연결접합이 없는 경우의 응력값인 $\sigma_m^{(\infty)}$ 의 95%로 회복되는 거리를 $X_{95\%}$ 라 하면 이 값은 다음과 같다.

$$X_{95\%} = \frac{1}{\beta} \ln \left[20 \frac{\beta \delta (1 - E_a / E_m)}{\beta \delta + E_a / E_m} e^{\beta \delta} \right], |\delta| > 0, 0 \leq E_a < E_m \quad (14)$$

위 식은 E_a 와 δ 가 영에 가까울수록 다음과 같이 된다.

$$X_{95\%} = \pm \sqrt{\frac{9 E_m h}{k G_c t_m}} \quad (15)$$

또한 연결접합된 금속판 상·하면에 작용하는 전단 응력은 식 (4a)로부터 다음과 같이 얻어진다.

$$\tau_c(x) = \frac{\sigma_0}{E_{FML}} \frac{G_c}{h} \frac{\delta (1 - E_a / E_m)}{\beta \delta + E_a / E_m} e^{\beta(\delta-x)}, x \geq \delta \quad (16)$$

위 식은 E_a 와 δ 가 영에 가까울수록 다음과 같이 된다.

$$\tau_c(x) = \frac{G_c \varepsilon_0}{h \beta} e^{-\beta x} = \frac{G_c \sigma_0}{h \beta E_{FML}} e^{-\beta x} = \frac{G_c \sigma_m^{(\infty)}}{h \beta E_m} e^{-\beta x} \quad (17)$$

4. 결과 및 고찰

4.1 중간층 금속판 연결 접합인 경우(Spliced in the center metal sheet, $k=2$)

앞장에서 구한 응력식인 식 (11)과 (12) 및 식 (16) 및 식 (17)을 간격을 달리하면서 간격에 채워질 접착제를 FML의 구성 부재와는 다른 물성을 갖는 경우와 접착제가 없는 경우를 비교하여 그린 그림이 Fig. 5와 Fig. 6이다. 이때 FML 및 구성 부재의 물성과 치수는 참고문헌 (17)에 사용된 GLARE FML의 물성과 같다. Fig. 5에서 알 수 있는 바와 같이 간격(δ)이 없는 경우의 응력값의 95% 크기에 도달하는 거리가 길어짐을 알 수 있다. 또한 같은 크기의 gap이 있는 경우 이 gap에 접착제가 채워지는 경우가 없는 경우에 비해 하중 전달 능력이 빨리 회복됨(즉, $X_{95\%}$ 가 작아짐)을 알 수 있다. 한편 연결접합된 spliced gap 주위의 전단응력의 전달 특성은 Fig. 6에서 살펴볼 수 있다. 이때 gap이 없는 경우 작용하는 전단응력은 영이 되며, gap 내부가 비어 있는 경우에는 gap의 크기에 관계없이 gap의 끝단($x = \delta$)에서의 전단응력은 일정함을 알 수 있다. 반면에 gap이 있고 내부가 접착제로 채워져 있는 경우에는 gap이 커질수록 끝단에서의 전단응력이 커져서 박리(delamination)의 가능성이 커짐을 유추할 수 있다. 이때 전단응력의 크기는 전자의 경우보다 작으므로 접착층이 채워지지 않은 상태가 인장하중에 의한 연결접합된 금속층의 끝단에서의 박리 가능성이 더 높음을 알 수 있다.

Fig. 7은 접합면 선단($x = \delta$)에서의 전단응력 및 축응력을 외부하중응력 σ_0 로 무차원화 하여 gap에 접착제가 채워져 있는 경우($E_a = 15.8$ GPa)와 없는 경우($E_a = 0$)에 대해 그린 것이다. gap에 접착제가 없는 경우 gap의 크기와 무관하게 접합면 선단에서의 전단응력은 항상 일정하나 접착제가 채워져 있는 경우에는 전단응력이 gap이 커짐에 따라 점차 증가하는 것을 알 수 있다. 그러므로 전단응력에 의한 박리현상을 막기 위해서는 gap을 채우고 간격을 좁게 유지하는게 유리함을 유추할 수 있다. 반면 gap이 작을수록 선단면에 작용하는 축응력은 커짐을 알 수 있다.

4.2 바깥쪽 금속판 연결 접합인 경우(Spliced in outer metal sheet, $k=1$)

한편 Fig. 2의 맨 위 상단 금속박판층이 연결접합된 경우 ($k=1$)도 $k=2$ 인 경우와 같이 다양한 gap크기 및 이 gap이 FML의 구성 부재와는 서로 다른 물성을 갖는 접착제로 채워져 있는 경우와

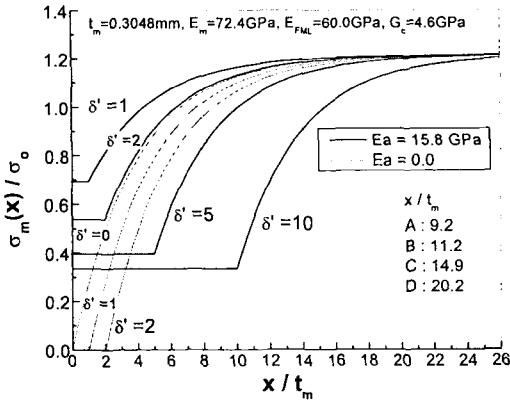


Fig. 5 Normalized axial stress distribution in the center spliced metal layer for various initial gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

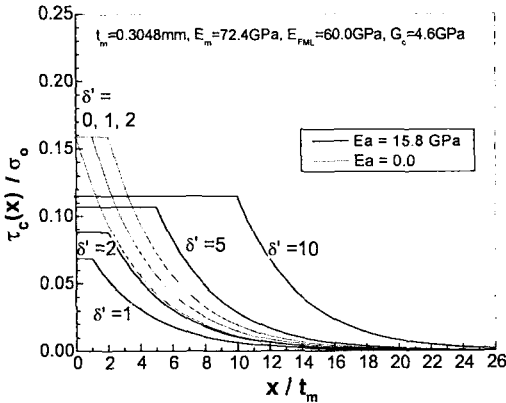


Fig. 6 Normalized shear stress distribution at the interfaces of the spliced metal layer for various initial gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

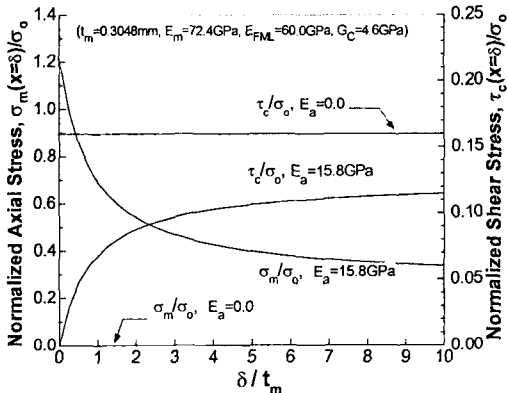


Fig. 7 Normalized axial and shear stress distributions at the edge of the center spliced gap for various as a function of gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

없는 경우를 비교하여 그린 그림이 Fig. 8과 Fig. 9이다. 응력거동의 형태는 $k = 2$ 인 경우와 유사하며 다만 gap선단($x = \delta$)에서의 금속층에 작용하는 축응력의 크기와 금속층과 복합재층과의 접합점에서의 전단응력의 크기가 차이가 남을 알 수 있다. $k = 1$ 과 $k = 2$ 일때의 접합면($x = \delta$)에서의 축응력 성분은 각각 σ_{m1} , σ_{m2} , 전단응력성분을 각각 τ_{c1} 과 τ_{c2} 라 하면 이들 성분의 크기비는 다음과 같이 구하여진다.

$$\frac{\sigma_{m1}}{\sigma_{m2}} = \frac{1 + \delta\beta_1}{1 + \delta\beta_2} \cdot \frac{\delta\beta_2 + E_a/E_m}{\delta\beta_1 + E_a/E_m} \quad (18)$$

$$\frac{\tau_{c1}}{\tau_{c2}} = \frac{\delta\beta_2 + E_a/E_m}{\delta\beta_1 + E_a/E_m} = \frac{1 + \delta\beta_2}{1 + \delta\beta_1} \cdot \frac{\sigma_{m1}}{\sigma_{m2}} \quad (19)$$

여기서 아래첨자 1과 2는 식 (7)에서 $k = 1$ 과 $k = 2$ 에 각각 해당하는 β 값이다. 식 (18)과 식 (19) 및 Fig. 8 및 Fig. 9에서 확인할 수 있듯이 $k = 1$ 인 경우는 $k = 2$ 인 경우보다 접합면에서의 수직응력 및 전단응력값이 조금 크음을 알 수 있으며 $k = 1$ 인 경우의 접합은 접합면에서의 응력집중에 의한 결함발생 가능성이 더 크음을 유추할 수 있으므로 보강판(patch)으로 덧붙여서 접합면에서의 응력을 완화시키는 것이 바람직함을 알 수 있다.

Fig. 10의 거동은 $k = 2$ 인 경우의 Fig. 7의 거동과 유사하나 접합 선단면에 작용하는 전단 및 축응력의 크기가 $k = 2$ 일 때 보다 더 증가 되었음을 알 수 있다.

Fig. 11은 연결접합된 금속박판에 작용하는 응력이 접합이 없는 경우에 작용하는 응력의 95%로

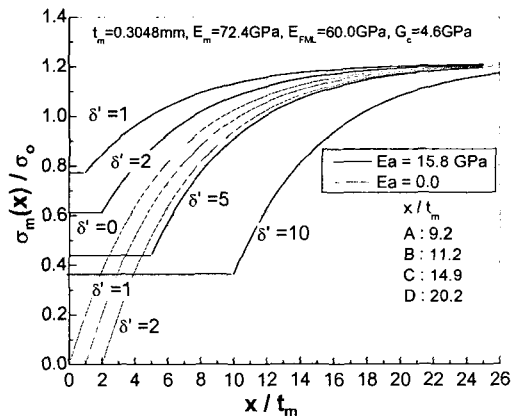


Fig. 8 Normalized axial stress distribution in the outer spliced metal layer for various initial gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

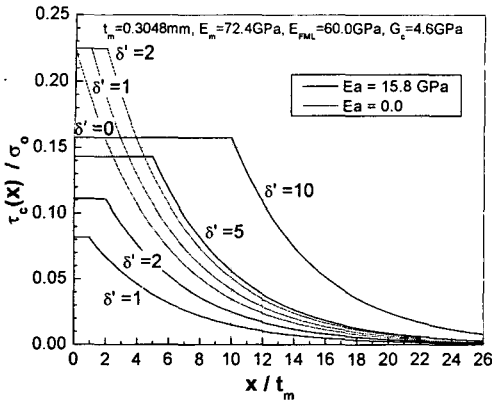


Fig. 9 Normalized shear stress distribution at the interfaces of the outer spliced metal layer for various initial gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

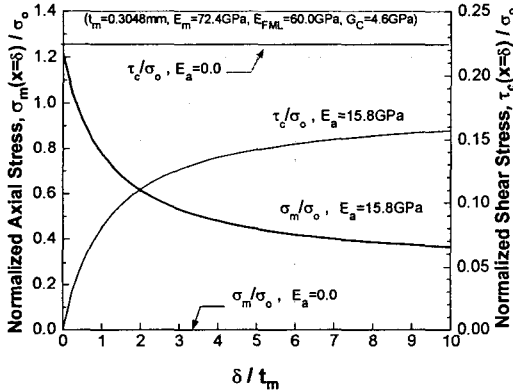


Fig. 10 Normalized axial and shear stress distributions at the interface edge of the outer spliced gap for various as a function of gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

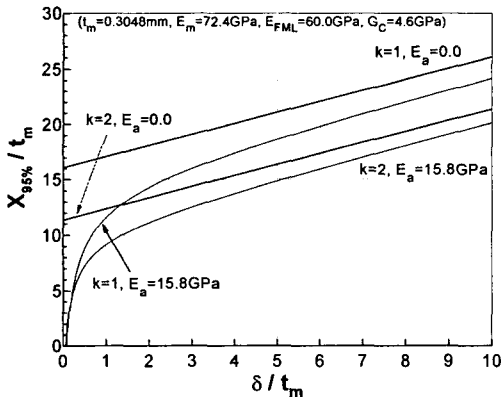


Fig. 11 Normalized distance where the axial stress is recovered to the 95% in the spliced metal sheet as a function of gap sizes ($\delta'=\delta/t_m$) with /without adhesive zone in the gap

회복하는 거리를 금속박판두께로 무차원화한 값 ($X_{95\%}/t_m$)을 무차원화된 연결접합 간격 $\delta'(\delta/t_m)$ 에 대해 도시한 것이다. 전반적으로 $k = 1$ 인 경우가 $k = 2$ 인 경우에 비해 접착제가 채워진 경우와 없는 경우 모두 축응력이 95%로 회복되는 회복거리가 길어짐을 알 수 있어 하중전달특성이 불안정함을 유추할 수 있다. 또한 동일한 접합 모델에서는 접합 부분의 gap에 접착제가 채워져 있는 경우 95% 회복거리가 짧아져서 하중전달특성이 우수해 짐을 알 수 있다.

5. 결론

연결접합 되어 2가지 형상의 맞대기 이음부위를 갖는 3/2 섬유금속 적층판에 대해 Shear lag 모델을 적용하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) Shear lag 모델링 기법으로 연결접합된 박판의 면내 축 방향 인장응력 및 전단응력과 연결부위의 변형을 완결해로 구하였다.

(2) 연결접합된 두 금속박판사이의 간격이 외부 하중에 의해 벌어짐은 외부 하중, 금속판의 두께 및 탄성계수, 인접한 금속판사이의 거리가 커질수록, 반면에 FML의 강성, 복합재료층의 z 면에서 x 방향으로의 전단계수가 작을수록 커진다.

(3) $k = 2$ 인 경우가 $k = 1$ 인 경우보다 gap 선단에서의 전단응력 및 축응력이 작게 발생하여 보다 안정적이며 하중전달 특성이 우수하다.

(4) 두 금속판의 접합면이 만나 이루는 gap에 접착제가 없는 경우는 일종의 구조물 결함으로 이로 인해 연결접합 부근에서 선단에 의한 금속판의 박리가 발생할 수 있다. 그러므로 실제 연결접합 작업에서는 우수한 접합 강도를 갖는 접착제로 연결접합 부근을 보강하거나 보강판으로 $k = 2$ 인 형태로 만들어 성형 접합하는 것이 바람직하다.

참고문헌

- (1) Vlot, A. and Gunnink, J. W., 2001, Fiber Metal Laminates An Introduction, Kluwer Academic Publishers.
- (2) Voegelang, L. B. and Vlot, A., 2000, "Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Structures," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 103, pp. 1-5.
- (3) Asundi, A. and Choi, A. Y. N., 1997, "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft," *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 63, pp. 384-394.
- (4) Aerospace Structures and Materials Status, Status Report 2002, National Aerospace Technology, NLR.

- (5) Staley, J. T. and Hunt, W. H. Jr., 1998, "Needs of the Aircraft Industry for Aluminum Products," *12th Annual NCMS Technical Conference*, May 4-6, 1998, Orlando, Florida, USA.
- (6) MIL-HDBK-17-2E, Polymer Matrix Composites, Vol. 2: Materials Properties
- (7) MIL-HDBK-17-3E, Polymer Matrix Composites, Vol. 3: Materials usage, Design, And Analysis, Chapter 5 Structural Behavior of Joints.
- (8) Vinson, J. R. and Chou, T. W., 1975, *Composite Materials and Their Use in Structures*, John & Sons.
- (9) Wittenberg, T. C., van Baten, T. J. and de Boer, A., 2001, "Design of Fiber Metal Laminate Shear Panels for Ultra-High Capacity Aircraft," *Aircraft Design*, Vol. 4, pp. 99~113.
- (10) Vlot, A., Vogelesang, L. B. and Vries, T. J., "Towards Application of Fiber Metal Laminates in Large Aircraft."
- (11) Remmers, J. J. C. and de Borst, R., 2001, "Delamination Buckling of Fiber-Metal Laminates," *Composite Science and Technology*, Vol. 61, pp. 2207~2213.
- (12) Hashagen, F. and R. de Borst, 2000, "Numerical Assessment of Delamination in Fiber Metal Laminates," *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.*, Vol. 185, pp. 141~159.
- (13) Yeh, J. R., 1994, "Fatigue crack growth in Fiber-Metal Laminates," *Int. J. of Solids Structures*, Vol. 32, No. 14, pp. 2063~2075.
- (14) H. W. Nam, Y. T. Lee, C. K. Jung and K. S. Han, 2003 "Residual Strength of Fiber Metal Laminates After Impact", *KSME A*, Vol. 27, No. 3, pp. 440~449.
- (15) Nam, H.W., Jung, S. W. and Han, K. S., 2003, "Effect on Fiber Orientation Angle and Property of Metal Laminate on Impact Behaviors of Fiber Metal Laminates", *KSME A*, Vol. 27, No. 3, pp. 372~380.
- (16) Nam, H.W., Jung, S.W. and Han, K. S., 2002, "Stacking Sequence Effects on Indentation Damage Behaviors of Fiber Metal Laminate", *KSME A*, Vol. 26(2002), No. 5, pp. 960~968.
- (17) Choi, H. S., Roh, H. S., Kang, G. H. and Ha, M. S., 2004, "Study on the Thermo-Mechanical Behaviors of Fiber Metal Laminates Using the Classical Lamination Theory", *KSME A*, Vol 28, No 4, pp. 394~401.
- (18) Hult, J. and Rammerstorfer, F. G., 1994, *Engineering Mechanics of Fiber Reinforced Polymers and Composite Structures*, Springer-Velag.
- (19) Wu, H. F. and Wu, L. L., 1994, "MIL-HDBK-5 design allowables for fiber/metal laminates: ARALL2 and ARALL 3," *Journal of Materials Science Letters*, Vol. 13, pp. 582~585.