

최흥섭<sup>†</sup> · 노희석\* · 장용훈\*\*

## Load Transfer Behaviors near the Spliced Joint of the Fiber Metal Laminates

Heung Soap Choi, Hee Seok Roh, Yong Hoon Jang

**Key Words :** Composites( ), Fiber Metal Laminate ( ), Spliced Joint ( )

### Abstract

In this study, analytic stress-displacement solutions are obtained by using a shear lag modeling constructed for the spliced joint area with a splicing gap filled with adhesive material of elastic modulus  $E_a$  in the fiber metal laminate (FML) which is known to have excellent fatigue, corrosion and fire-flame resistant characteristics while with relatively low densities compared to the conventional aluminum alloys for lightweight structures.

(5)

### 1. 서 론

가

(6,7,8)

FML

(flame resistance),

2

(secondary structure)

가

(resin)

(1,2,3,4)

FML

(damage tolerance)

가

(control surfaces),

(non-pressurized doors),

(fairing

(primary structure)

surfaces), (floor), container

2

A380

(9,10)

(Fiber Metal  
(hybrid

(Boeing) 가

7E7

Laminates, FML)  
composite)

FML

, FML

10  
(1,2,3,4)

가

FML

가

<sup>†</sup> 대한항공, 한국항공기술연구원

<http://hschoi.woweb.net>

TEL : (042)868-6251 FAX : (042)868-6128

\* 대한항공, 한국항공기술연구원

\*\* 연세대학교 기계공학부

FML

가

FML의 구성소재로서 얇은 금속 박판 (thin metal sheet)를 사용하기 때문에 제조특성상 박판의 폭이 제한되어 있어, 기계적 특성을 저해하지 않고 이들을 서로 연결하는 연결접합 (splicing) 생산기술이 요구 되어 이에 관한 연구가 진행되어 왔다<sup>(1)</sup>. 그러나 대부분의 연결접합 관련 연구는 접합부의 균열 성장 즉 피로특성이나 노치부에 의한 손상허용 특성, 잔류강도 특성, 박리현상 등을 보기 위한 시험적 접근 방법이나 수치해석적 접근 방법이 대부분이고 접합부 자체에 대한 해석적 접근방법은 상대적으로 찾아보기가 어렵다<sup>(11,12,13)</sup>. 국내에서는 최근에 남<sup>(14,15,16)</sup> 등이 적층각과 금속판의 특성에 따른 FML의 충격 손상 거동 특성과 손상후의 잔류강도 변화 및 섬유적층 각도에 따른 FML의 압입 손상 거동을, 최<sup>(17)</sup> 등은 고전적층이론을 이용하여 섬유금속적층판의 기본적인 열·기계적 거동 특성 등을 비교 연구를 수행 한바 있다. 본 연구에서는 FML을 항공기 외피소재로서 적용할 때 필연적으로 요구되는 연결접합의 하중전달 특성을 고찰하기 위해 shear-lag 모델링 기법<sup>(18)</sup>을 이용하여 맞대기 (butt) 연결접합된 FML모델을 제시하고, 연결접합 부위에 작용하는 축응력과 전단응력을 해석식 (closed form analytic solution)으로 제시하였다. 또한 두 금속판을 맞대기로 연결될 때 맞대기 이음 부근에 접착제를 채워 보강하는 경우 접착제의 물성이 하중전달 특성에 미치는 영향도 함께 고려하여 고찰하였다.

## 2. FML의 연결접합

본 연구에서 다룰 FML은 금속 박판과 섬유보강 프리프레그를 적층한 복합재료 층을 Fig. 1과 같이 교대로 적층한 적층판 형태를 가지고 있다. 사용되는 금속판의 종류로는 가볍고 연신률이 우수하여 항공재료로 많이 사용되는 알루미늄 합금 등이 가장 많이 사용되며 최근에는 티타늄 및 Stainless steel 합금 등이 그 적용 용도에 따라 사용되고 있다. 또한 복합재료 층으로는 유리섬유/에폭시 나 탄소섬유/에폭시 등이 많이 사용되고 있다<sup>(1)</sup>. 이때 금속 박판은 그 제조 특성상 rolling 압연에 의해 제작되어 rolling 방향과 두께에 따라 열처리 특성이 달라지고, 강성/강도, 연신률 및 내식성 등의 기계적 재료 특성이 약간씩 차이가 있게 되나, 본 연구에서는 이러한 차이는 무시하였다<sup>(19)</sup>.

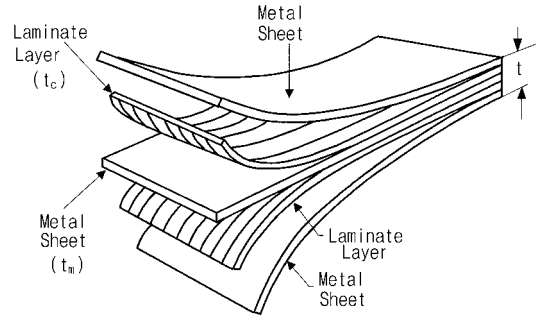


Fig. 1 Schematic sketch of typical lay-up of 3/2 symmetric fiber metal laminate (3 metal sheets and 2 laminate layers)

Table 1 Stacking sequence of 3/2 FML

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

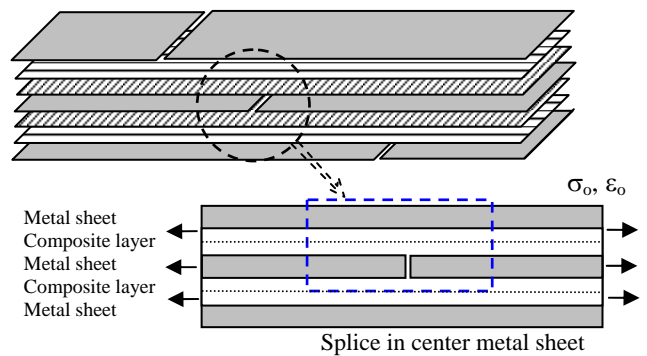


Fig. 2 Splicing concepts of 2 adjacent metal sheets in FML, [A/0/90/A/90/0/A]

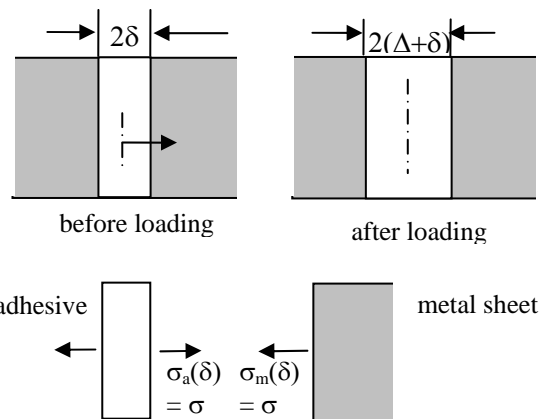


Fig. 3 Adhesive zone with elastic modulus,  $E_a$ , in the splicing gap with a width of  $2\delta$  before loading and  $2(\delta+\Delta)$  after loading

본 연구에 사용된 FML의 적층 구성비는 Fig. 1과 같은 3/2를 사용하였다. Table 1에는 3/2 구성비에 따른 적층각을 예를 들어 표시하였으며, 이때 A는 금속박판 1장을 의미한다.

FML은 구성재료인 금속판의 제조 및 판매 특성상 그 크기가 최대 제한되어 판매되므로 대형 민간 항공기 등의 동체 외피재료로 FML이 사용되기 위해서는 Fig. 2와 같이 작은 크기의 FML을 서로 연결하여 성형하는 연결접합(splicing) 기술이 적용되어야 한다.

1990~1995년 중에 상업적으로 시판되는 GLARE FML은 알루미늄박판과 유리섬유/에폭시를 사용하여 평판형으로만 판매되었으며 그 크기도 원소재인 금속박판의 최대 생산 폭(width)인 1.65m로 한정되어 있어 FML을 항공기의 동체용으로 만들기 위해서는 상대적으로 이들을 연결하여 그 크기를 최소한 폭 2m 이상으로 연장하는 기술이 필요하였다. 이러한 요구사항은 Fig. 10과 같이 금속박판의 연결부가 FML의 한 단면 내에서 상하로 서로 겹치지 않도록 배열하여 하중이 상하 인접된 금속박판 및 복합재료 층으로 전달되도록 접합함으로써 최대 폭 4.5m 크기의 FML을 만들 수 있게 되었고 현재는 단일 곡률 또는 이중곡률(double curvature)을 갖는 FML도 생산되고 있다.

### 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  $\sigma_0$  및  $\epsilon_0$ 인 간단한 Shear lag 모델을 설정하여 연결접합된 금속판 주위의 응력 분포를 결정하는 지배방정식 및 하중 경계조건을 설정하고 연결접합시의 요구 조건을 설명하고자 한다. 이때 고온에서의 성형접합 후에 냉각 후 상온에서 발생한 열잔류응력은 고려하지 않았다. 또한 연결접합에 의한 균열 또는 노치효과는 무시한다. Fig. 3은 연결접합 부분을 확대하여 도시한 것으로 하중이 작용하기 전의 연결접합된 두 금속판사이의 간격을  $\delta$ 라 하고, 하중이 작용하여 벌어진 간격을  $2(\delta+\Delta)$ 라 설정하였다. 또한 연결접합 사이의 간격은 보통 1mm 이내<sup>(1)</sup>이며 복합재료층에 사용된 동일한 수지(resin)를 사용하여 채우거나 보다 강도 및 강성이 큰 접착제를 채워서 경화 할 수 있다. 이때 접착제의 탄성계수를  $E_a$ , 작용하는 변위 및 응력을  $u_a(x)$ ,  $\sigma_a(x)$ 라 하면 간격내의 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.

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

식(1b)와 응력-변형률 관계로부터 다음관계식이 얻어진다.

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

한편 연결 접합면에서의 경계조건은 다음과 같다.

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

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

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

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

여기서  $t_m$ 은 금속박판의 두께이고  $\tau_c$ 는 복합재료층에 일정하게 작용하는 전단응력으로서 연결접합된 금속박판의 상·하면에 작용하는 전단응력과 같다고 가정한다. 한편 접착제 층에서의 힘의 평형 방정식을 같은 방법으로 설정하면 다음과 같다.

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

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

한편 연결접합된 금속판의 존재로 인해 연결접합된 금속판의 상하 복합재료층에  $x$  방향으로 감쇄하는 전단 변형이 발생하므로 다음과 같이 전단변형률  $\gamma_c$ 를 가정 할 수 있다.

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

여기서  $u_m(x)$ ,  $u(x)$ 는 각각 연결접합된 금속박판과 이 금속박판의 위아래 (또는 아래)에 위치한 금속판의 중심선상의,  $x$ 점에서의  $x$ 방향의 변위이고  $h$ 는 두 금속판 중심선 사이의 거리 ( $h = t_m + t_c$ )이다. 이때 복합재료층에서의 전단응력  $\tau_c$ 와 전단변형률  $\gamma_c$

와의 관계식은 다음과 같이 놓을 수 있다.

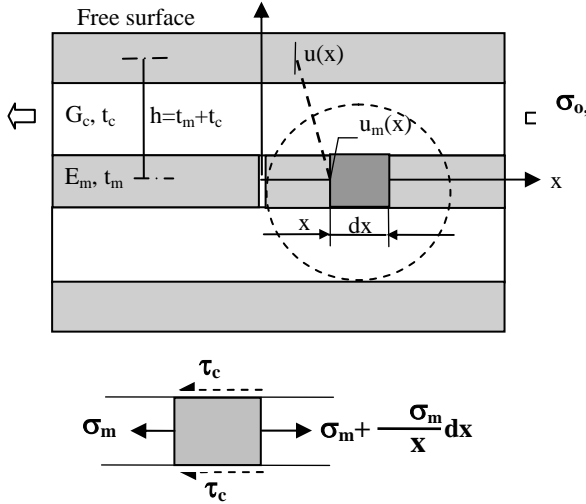


Fig. 4 Shear lag model for 3/2 FML spliced in center metal sheet

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

여기서  $G_c$ 는 복합재료층의 상당전단계수 ( $G_{zx}$ )이다.  $u(x)$ 는 상당탄성계수가  $E_{FML}$ 인 연결 접합이 없는 섬유금속적층판의 경우 외부 작용평균 응력  $\sigma_o$ 에 의해 나타나는 변형률  $\epsilon_o$ 에 선형적으로 비례하는 정상변위 (normal displacement)로서 다음식이 성립한다고 가정한다.

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

여기서  $E_m$ 은 금속박판의 탄성계수이다. 또한 연결 접합된 금속판에서의 응력-변형률 관계식은 다음과 같다.

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

식(3a), 식(4a)를 식(2a)에 대입하면 다음과 같은 2차 상미분방정식을 얻을 수 있다.

$$\frac{d^2 u_m(x)}{dx^2} - \beta^2 u_m(x) = -\beta^2 \epsilon_o x, \quad x \geq \delta, \quad \beta = \sqrt{\frac{2G_c}{E_m t_m h}} \quad (7)$$

식(7)의 일반해(general solution)는 다음과 같다.

$$u_m(x) = c_1 e^{-\beta x} + c_2 e^{\beta x} + \epsilon_o x, \quad x \geq \delta \quad (8)$$

그런데 연결접합된 금속판의 먼 거리  $x$ 에서의 변형률이 유한 (finite)해야 하므로  $C_2$ 는 0이 되어야 한다. 또한 접합위치인  $x = \delta$ 에서 경계조건식 (1d)와 (1e)가 만족되므로 이들 두 식으로부터 미지상수  $\Delta$ 와  $c_1$ 이 다음과 같이 결정 된다.

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

$$c_1 = \frac{\epsilon_o \delta (E_m - E_a)}{E_m \delta \beta + E_a} e^{\beta \delta} \quad (9b)$$

식(8)과 식(9)로부터 식(7)은 다음과 같은 최종해를 갖는다.

$$u_m(x) = \frac{\epsilon_o \delta (E_m - E_a)}{E_m \delta \beta + E_a} e^{\beta(\delta-x)} + \epsilon_o x \quad (10)$$

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

식 (10)에서  $E_a = E_m$  인 경우는 연결접합이 없는 경우가 되며  $E_a$ 가 0 인 경우에는 연결접합부분에 접착제가 없는 경우이고  $E_a$ 가 0 이고 또한  $\delta$ 가 0 인 경우에는 간격이 0 이고 접합이 되지 않은 (트랙션이 없는) 경우에 해당함을 알 수 있다.

간격 벌어짐은 외부 하중이 커질수록, FML의 강성이 작을수록, 복합재료층의  $z$  면에서  $x$  방향으로의 전단계수가 작을수록, 금속판의 두께 및 탄성계수가 커질수록, 인접한 금속판사이의 거리가 커질수록 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.

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

위 식은  $E_a$ 가 0 이고 또한  $\delta$ 가 0 인 경우에는 다음과 같이 된다.

$$\sigma_m(x) = E_m \epsilon_o (1 - e^{-\beta x}) = \frac{E_m \sigma_o}{E_{FML}} (1 - e^{-\beta x}), \quad x \geq 0 \quad (12)$$

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

$$\sigma_m(\infty) \equiv E_m \epsilon_o = E_m \sigma_o / E_{FML} \quad (13)$$

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.

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

위 식은  $E_a$ 가 0 이고 또한  $\delta$ 가 0 인 경우에는 다음

과 같이 된다.

$$X_{95\%} = \pm \sqrt{\frac{9E_m h}{2G_c t_m}} t_m \quad (15)$$

또한 연결접합된 금속판 상·하면에 작용하는 전단응력은 (4a)식으로부터 다음과 같이 얻어진다.

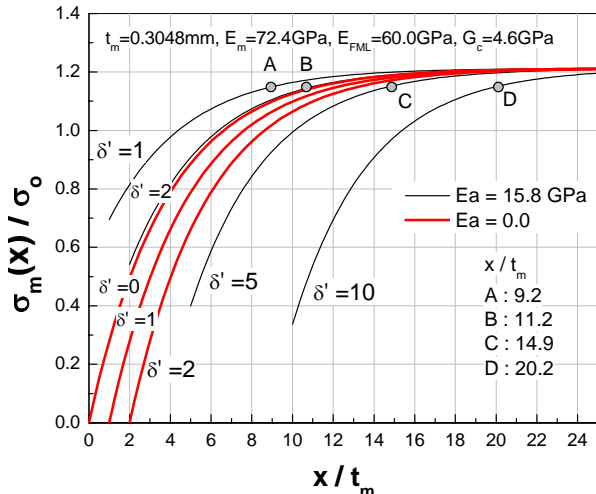
$$\tau_c(x) = \frac{\sigma_o G_c \delta(1-E_a/E_m)}{E_{FML} h \delta\beta + E_a/E_m} e^{-\beta(\delta-x)}, \quad x \geq \delta \quad (16)$$

위 식은  $E_a$ 가 0 이고 또한  $\delta$ 가 0 인 경우에는 다음과 같이 된다.

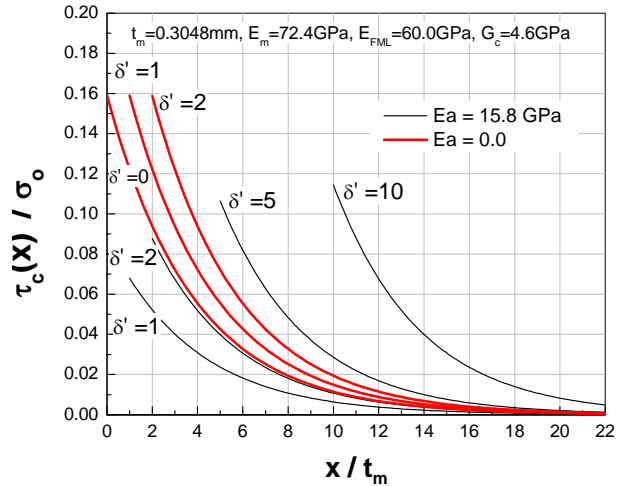
$$\tau_c(x) = \frac{G_c \varepsilon_o}{h\beta} e^{-\beta x} = \frac{G_c \sigma_o}{h\beta E_{FML}} e^{-\beta x} = \frac{G_c \sigma_m(\infty)}{h\beta E_m} e^{-\beta x} \quad (17)$$

#### 4. 결과 및 고찰

앞장에서 구한 응력식인 식(11)과 (12) 및 식(16) 및 식(17)을 다양한 크기의 gap크기 및 이 gap이 FML의 구성 부재와는 서로 다른 물성을 갖는 접착제로 채워져 있는 경우와 없는 경우를 비교하여 그린 그림이 Fig. 5 와 Fig. 6 이다. 이때 FML의 물성 및 구성 부재의 물성은 참고문헌 (17)에 사용된 물성과 같다. Fig. 5 에서 알 수 있는 바와 같이 gap이 커질수록 gap이 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 회복 됨 (즉,  $X_{95\%}$ 가 작아짐)을 알 수 있다.



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

한편 연결접합된 spliced gap 주위의 전단응력의 전달 특성은 Fig. 6 에서 살펴볼 수 있다. 이때 gap이 없는 경우 작용하는 전단응력은 0 이 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. 이때의 전단응력의 크기는 전자의 경우보다 작으므로, 접착층이 채워지지 않은 상태가 인장하중에 의한 연결접합된 금속층의 끝단에서의 박리 가능성이 더 높음을 알 수 있다.

한편 Fig. 2 의 맨 위 상단 금속박판층이 연결접합된 경우도 유사한 접근 방법에 의해 응력 전달 특성을 해석적으로 구할 수 있으나 그 결과는 지면 관계상 생략하였다.

#### 5. 결론

연결접합 되어 맞대기 이음부위를 갖는 3/2 섬유 금속적층판에 대해 간단한 Shear lag 모델을 적용하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. Shear lag 모델링 기법으로 연결된 박판의 면내 길이 방향 인장응력 및 상·하면에서의 전단응력과 연결부위의 변형을 완결해로 구하였다.
2. 연결접합된 두 금속박판사이의 간격 벌어짐은 외부 하중, 금속판의 두께 및 탄성계수, 인접한

금속판사이의 거리가 커질수록, 반면에 FML 의 강성, 복합재료층의 z 면에서 x 방향으로의 전단 계수가 작을수록 커진다.

3. 이 들 간격은 재료내부의 결함의 일종으로 연결접합 부근에서 전단에 의한 금속판의 박리 (Debonding)가 발생할 수 있으므로 실제 연결접합 작업에서는 우수한 접합 강도를 갖는 접착제로 연결접합 부근을 보강하여 성형 접합하는 것이 바람직하다.

### 참고문헌

- (1) Vlot, A. and Gunnink, J. W., 2001, *Fiber Metal Laminates An Introduction*, Kluwer Academic Publishers.
- (2) Voegesang, L. B. and Vlot, A., 2000, "Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Materials," *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., Voegesang, 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) 남현욱, 이용태, 정창규, 한경섭, 2003, "충격손상을 받은 섬유 금속 적층판의 잔류 강도 연구," *대한기계학회논문집 A*, Vol. 27, No. 3, pp.440-449.
- (15) 남현욱, 정성욱, 한경섭, 2003, "섬유의 적층각과 금속판의 특성에 따른 섬유 금속 적층판의 충격 손상 거동," *대한기계학회논문집 A*, Vol. 27, No. 3, pp. 372-380.
- (16) 남현욱, 정성욱, 한경섭, 2002, "섬유의 적층각도에 따른 섬유 금속 적층판의 압입 손상 거동," *대한기계학회논문집 A*, Vol. 26, No. 5, pp. 960-968.
- (17) 최홍섭, 노희석, 강길호, 하민수, 2003, "고전적층이론을 이용한 섬유금속적층판의 열·기계적 거동 연구," *대한기계학회 논문심사중.*
- (18) Hart-Smith, L. J., 1973, *Adhesive-Bonded Double-Lap Joints*, NASA CR-112235, Technical Report.
- (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.