

섬유금속 적층판의 구조적 성능 연구

김성준*, 김태욱**, 김승호***

The study on structural performance of fiber metal laminates

Sung Joon Kim*, Tae-Uk Kim**, Seungho Kim***

Abstract

In this paper, yield stress, tangent modulus and failure strain were varied to ascertain the influence of impact response such as impact force histories and residual energy. And the buckling behavior of FML(Fiber Metal Laminates) were analyzed using numerical method. A number of analyses on FML and aluminum panel were conducted for shear and compression loading to compare the capability of stability. And to evaluate the static performance, static analysis has performed for box beam structure. Low-velocity impact analysis has performed on FML made of aluminum 2024 sheet and glass/epoxy prepreg layers. And the buckling and static performance of FML have been compared to aluminum using the analysis results. For the comparison of structural performance, similar analyses have been carried out on monolithic aluminum 2024 sheets of equivalent weight.

초 록

본 논문에서는 충격하중과 잔류 에너지 등의 충격거동에 대한 영향을 확인하기 위하여 항복응력, 탄젠트 강성계수 및 파단 변형률을 변화시켰다. 그리고 섬유금속 적층판의 좌굴 거동을 수치해석을 이용하여 수행하였다. 좌굴 성능을 비교하기 위하여 섬유금속 적층판과 알루미늄 판에 대해 인장 및 압축하중에 대한 여러 가지 경우의 해석을 수행하였다. 또한 정적 성능을 평가하기 위하여 박스 보 구조물의 정적해석을 수행하였다. 알루미늄 2024 박판과 유리섬유/에폭시 프리프레그로 만든 섬유금속 적층판에 대한 저속충격 해석을 수행하였다. 그리고 좌굴 및 정적해석 결과를 이용하여 섬유금속 적층판과 알루미늄의 성능을 비교하였다. 구조적 성능 비교를 위하여 동일한 무게의 알루미늄 2024 박판에 대한 해석을 수행하였다.

키워드 : 섬유금속 적층판 (fiber metal laminate), 구조적 성능(structural performance), 정적해석(static analysis) 좌굴(buckling), 저속충격(low velocity impact)

1. 서 론

섬유강화 복합재료는 기존의 금속재료에 비해

여 비강성, 비강도, 피로특성 등의 기계적 성질이 우수하며 보강 섬유의 방향이나 적층순서를 변화시켜 나타내는 이방성을 이용하여 항공우주 산업

접수일(2014년 3월 14일), 수정일(1차 : 6월 18일, 2차 : 6월 26일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

* 항공구조팀/yaelin@kari.re.kr ** 항공구조팀/tukim@kari.re.kr *** 항공기반기술실/kseungho@kari.re.kr

을 비롯한 각종 분야에서 그 사용범위가 계속 증대하고 있다. 섬유강화 복합재료를 항공기 구조물에 사용하는 경우에 제작공정이나 정비 중의 공구 낙하, 비행 중 조류와의 충돌, 이착륙 시 작은 돌이나 파편 등 여러 종류의 외부 충돌체에 의한 저속 충격손상을 받게 된다. 복합재 구조물이 외부로부터 저속충격을 받으면 육안으로는 판별하기 어려운 손상이 복합재 내부나 후면에 발생하게 된다. 이러한 결점은 섬유강화 복합재료가 항공기 주구조물(primary structure)에 적용되는데 결정적인 단점이 되어왔다. 수지를 사용하는 복합재료와 관련된 문제점을 해결하기 위하여 개발된 섬유금속 적층판(fiber metal laminates, FML)은 금속재와 섬유강화 복합재료를 교대로 적층한 소재로 내화염성(flame resistance), 내부식성, 내충격성, 내피로성 등이 기존의 금속재료에 비하여 개선된 특성을 가지고 있는 것으로 알려져 있다[1]. 이러한 이유로 항공기 제작사들은 FML을 실용화하기 위하여 지속적으로 연구를 수행하고 있다. 최근 A380의 상부 동체 등에 적용되어 일부 실용화가 된 상태이다[2]. 또한 FML은 금속재와 동일한 수리방법이 적용된다. 따라서 기존의 섬유강화 복합재료에 비하여 결함 발견 및 수리가 용이하므로 저렴한 유지비용으로 항공기의 수명을 연장시킬 수 있는 장점이 있다. 본 논문에서는 FML의 충격 손상 특성과 좌굴 및 정적성능에 대하여 연구를 수행하였다. 충격 해석 시 각 적층판의 잔류에너지에 영향을 주는 주요 인자를 검토하였다. 좌굴 해석은 압축과 전단하중 상태에 대하여 수행하였다. 정적 성능의 검증을 위하여 박스 보 구조물에 대한 정적해석을 수행하였다. 해석결과를 이용하여 같은 무게의 알루미늄 및 유리섬유(glass fiber) 구조물과 FML 구조물의 성능을 비교하였다.

2. 충격 성능해석

2.1 사용 재료 및 적층 순서

본 연구에서 사용한 FML은 금속박판과 섬유보강 프리프레그(prepreg)를 교대로 적층한 구조이다. 사용한 재료는 0.4 mm의 AL2024-T3와 0.25

mm의 E-glass/epoxy이다. 알루미늄과 E-glass/epoxy의 기계적 물성은 Table 1과 같다. FML의 저속충격 성능을 비교하기 위하여 동일한 무게를 갖는 알루미늄 판과 E-glass/epoxy 적층판에 대한 저속충격 해석을 FML과 같은 충격 조건에 대해 해석을 하고 결과를 비교하였다. 해석에 사용한 각 적층판은 Table 2와 같다. 본 연구에서는 상용으로 판매되는 FML이 거의 0/90 및 0 층으로만 구성이 되어있으므로 현실적인 적용을 고려하여 0/90로 되어있는 적층을 고려하였다.

Table 1 Engineering Constants [3]

Mat'l	E ₁ (GPa)	E ₂ (GPa)	G ₁₂ (GPa)	G ₂₃ (GPa)	ν ₁₂	ρ (g/cm ³)
Al	72.0	72.0	27.3	27.3	0.32	2.70
G/E	36.0	2.0	2.6	0.8	0.25	1.82

 Table 2 Layup Pattern for Analysis
FML

Mat'l	Thickness (mm)	Orientation
Aluminum	0.4	0.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Aluminum	0.4	0.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Aluminum	0.4	0.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Aluminum	0.4	0.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Aluminum	0.4	0.0

Aluminum

Mat'l	Thickness (mm)	Orientation
Aluminum	2.57	0.0

Glass/epoxy

Mat'l	Thickness (mm)	Orientation
Glass/epoxy	0.25	0.0
Glass/epoxy	0.25	45.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Glass/epoxy	0.25	-45.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Glass/epoxy	0.25	45.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Glass/epoxy	0.25	-45.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Glass/epoxy	0.25	-45.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Glass/epoxy	0.25	45.0
Glass/epoxy	0.25	0.0
Glass/epoxy	0.25	-45.0
Glass/epoxy	0.25	90.0
Glass/epoxy	0.25	45.0
Glass/epoxy	0.25	0.0

2.2 등가 물성 계산

각 적층패턴에 대한 등가 물성을 계산하기 위해 고전 적층판 이론(classical lamination theory)을 적용하였다. 적층판의 인장강성(A_{ij})과 굽힘강성(D_{ij})은 식(1)로 표현된다.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k t_k \quad (1)$$

$$D_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k t_k^3 / 3$$

여기서 Q_{ij} 는 변환행렬이다[4]. 각 적층판의 등가강성은 식(2)로 계산한다.

$$A_{eq} = \sqrt{A_{11} \times A_{22}} \quad (2)$$

$$D_{eq} = \sqrt{D_{11} \times D_{22}}$$

Table 3은 각 적층패턴 별 단위길이 당의 굽힘강성과 인장강성을 비교한 결과이다.

Table 3 Extensional and bending rigidity

	FML	Glass/Epoxy	Aluminum
A_{eq} (MPa · mm)	182,000	78,659	208,000
D_{eq} (MPa · mm ³)	149,359	133,195	11,4000

2.2 충격해석 모델

본 연구에서는 LS-DYNA를 이용하여 충격해석을 수행하였다. 해석 모델은 Fig. 1과 같다. 해석모델은 길이가 300.0 mm이고, 폭은 150.0 mm이다. 저속충격은 직경 25.4 mm의 스틸(steel)로 제작된 공이 초기속도를 가지고 충돌하는 것으로 모사하였다. 충격체의 질량은 1.85 kg이다. 경계조건은 세로 변은 고정지지이고, 가로변은 단순지지 조건이다. 적층판은 쉘(shell)요소를 이용한 2-D모델을 사용하였다.

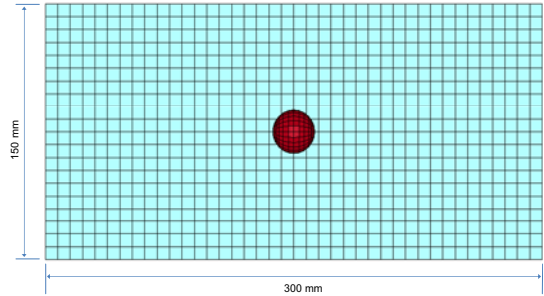


Fig. 1 Analysis model for low velocity impact simulation

재료모델은 LS-DYNA에서 지원하는 선형탄성 모델(MAT54)을 사용하였으며 파손판정은 Chang/Chang식을 사용하였다[5]. 파손모드 별 파손 식은 아래와 같다.

Tensile failure, fiber direction

$$e_{f,t}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \beta \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \text{ failure} \\ \leq 0 \text{ elastic} \end{cases} \quad (3)$$

Compressive failure, fiber direction

$$e_{f,c}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \text{ failure} \\ \leq 0 \text{ elastic} \end{cases} \quad (4)$$

Tensile failure, matrix direction

$$e_{m,t}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \text{ failure} \\ \leq 0 \text{ elastic} \end{cases} \quad (5)$$

Compressive failure, matrix direction

$$e_{m,c}^2 = \left(\frac{\sigma_2}{2S_C} \right)^2 + \frac{\sigma_2}{Y_C} \left(\frac{Y_C^2}{4S_C^2} - 1 \right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_C} \right)^2 - 1 \quad \begin{cases} \geq 0 \text{ failure} \\ \leq 0 \text{ elastic} \end{cases} \quad (6)$$

2.3 충격해석 결과분석

충격 속도에 따른 충격하중 및 잔류에너지를 분석하기 위하여 충격 속도가 3.0 m/sec, 4.0 m/sec 및 5.0 m/sec인 경우에 대하여 해석을 수행하였다. 해석 시 알루미늄의 소성응력은 350 Pa로 가정하였다. Fig. 2~7은 각 적층판에 대한 충격하중이력과 잔류에너지를 비교한 결과이다.

충격속도가 3.0 m/sec인 경우 glass/epoxy 적층판의 최대 충격하중이 가장 작고 잔류에너지도 가장 적다. 이는 적층판의 인장강성이 작기 때문이다. 이 속도에서는 적층판의 파손이 거의 발생하지 않으므로 잔류에너지가 작은 것으로 판단된다. 잔류에너지는 적층판이 소성에너지나 파손에너지로 적층판에 흡수되는 양이다. Table 4는 Fig. 2의 경우에 적층판 중앙에서의 최대 처짐을 비교한 것이다.

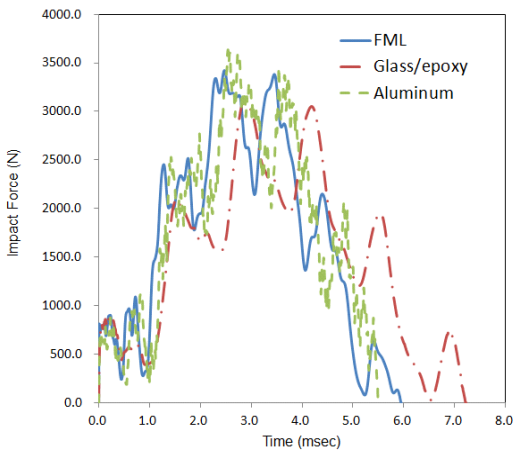


Fig. 2 Comparison of impact force history when impact velocity is 3.0 m/sec

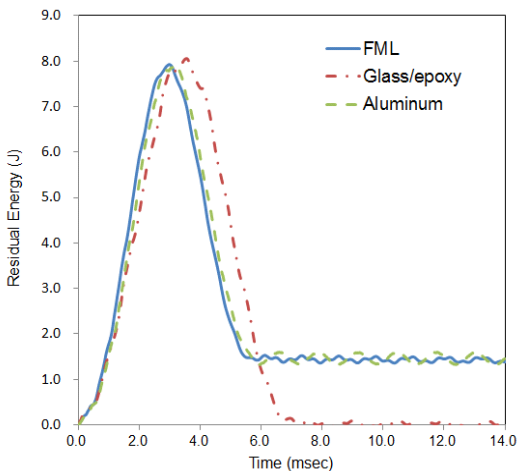


Fig. 3 Comparison of residual energy history when impact velocity is 3.0 m/sec

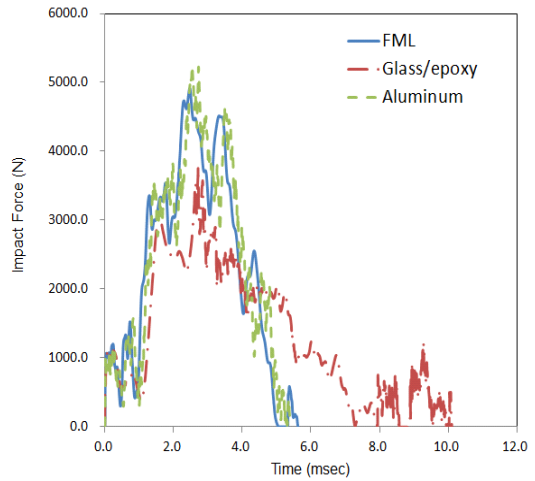


Fig. 4 Comparison of impact force history when impact velocity is 4.0 m/sec

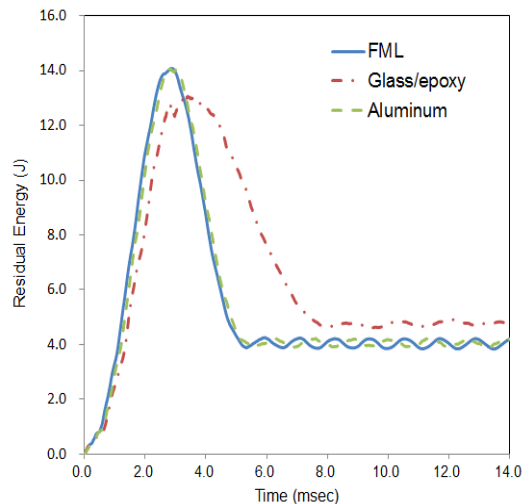


Fig. 5 Comparison of residual energy history when impact velocity is 4.0 m/sec

FML과 알루미늄 판은 금속재인 알루미늄이 소성에너지로 충격에너지를 흡수하게 되어 상대적으로 잔류에너지가 크다. 충격속도가 4.0 m/sec와 5.0 m/sec인 경우는 충격에너지를 glass/epoxy의 파손에너지로 흡수하므로 glass/epoxy 적층판의 잔류에너지가 FML과 알루미늄 판에 비하여 크게 증가한다. 이로부터 저

속 충격 성능은 glass/epoxy 보다 FML과 알루미늄 구조가 우수함을 알 수 있다. FML의 경우 적층판을 구성하는 알루미늄의 물성이 저속충격 시 에너지 흡수에 큰 영향을 준다.

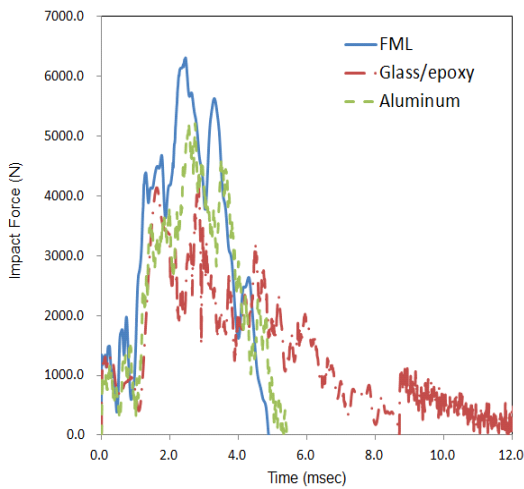


Fig. 6 Comparison of impact force history when impact velocity is 5.0 m/sec

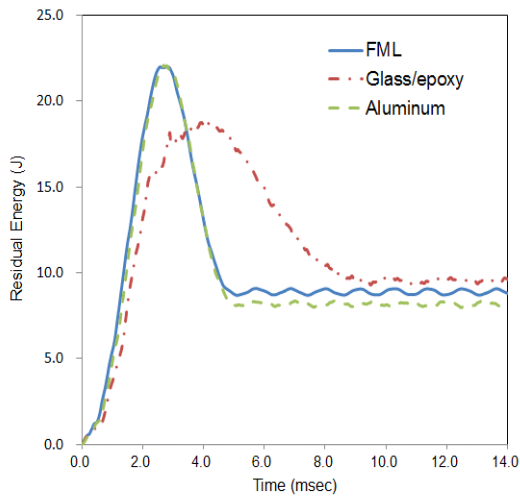


Fig. 7 Comparison of residual energy history when impact velocity is 5.0 m/sec

본 연구에서는 Fig. 8의 재료물성 즉 항복응력, 탄젠트 강성계수와 파단 변형률이 잔류에너지에

주는 영향을 검토하였다. 해석결과 잔류에너지에 가장 큰 영향을 주는 물성은 항복응력이다. Fig. 9는 충격속도가 4.0 m/sec인 경우 Fig. 8의 파라미터에 대해 저속충격해석을 수행하고 잔류에너지를 계산한 결과이다. Fig. 9에서 Ref.는 Fig. 5에서 FML에 대한 해석 결과이다. 해석결과로부터 잔류에너지에 가장 큰 영향을 주는 것은 항복응력임을 알 수 있다.

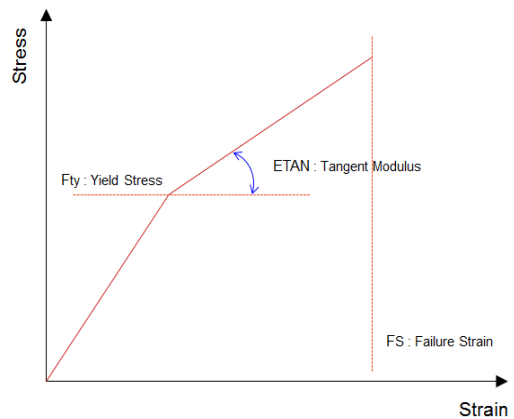


Fig. 8 Simplified stress-strain curve for low velocity impact analysis

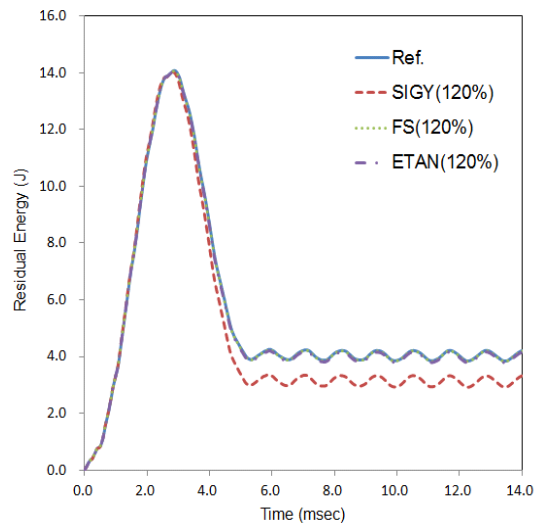


Fig. 9 Parametric study results when impact velocity is 4.0 m/sec

Table 4 Maximum deflection (mm)

	FML	Glass/Epoxy	Aluminum
Max. Deflection	5.42	7.13	5.92

3. 좌굴 및 정적 성능 해석

3.1 좌굴해석

본 연구에서는 압축과 전단 하중에 대한 좌굴 해석을 MSC/NASTRAN을 이용하여 수행하였다. Table 2의 알루미늄과 FML에 대한 해석을 수행하였다. 작용하중은 압축하중과 전단하중 모두 200,000 N이다. 해석 모델은 Fig. 10과 같다. 치수는 가로 203.0 mm이고, 세로 길이는 406.0 mm이다.

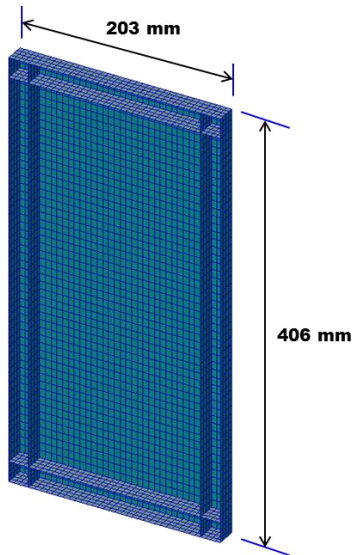


Fig. 10 FEM model for buckling analysis

3.1.1 압축좌굴 해석

Fig. 11은 압축하중에 대한 좌굴해석 결과이다. P_{σ} 은 임계좌굴하중이고 P 는 작용하중이다. FML 구조물의 좌굴하중이 알루미늄 구조물보다 23%

정도 크게 평가된다.

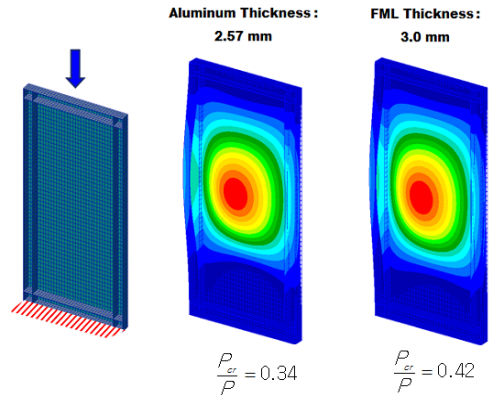


Fig. 11 Buckling analysis result for compression load

3.1.2 전단좌굴 해석

Fig. 12는 전단하중에 대한 좌굴해석결과이다. FML 구조물의 좌굴하중이 알루미늄 구조물보다 22%정도 크게 평가된다. 압축과 전단 좌굴 성능이 모두 FML이 알루미늄에 비하여 우수하다. 이것은 굽힘강성이 좌굴성능에 직접적인 관련이 있기 때문이다.

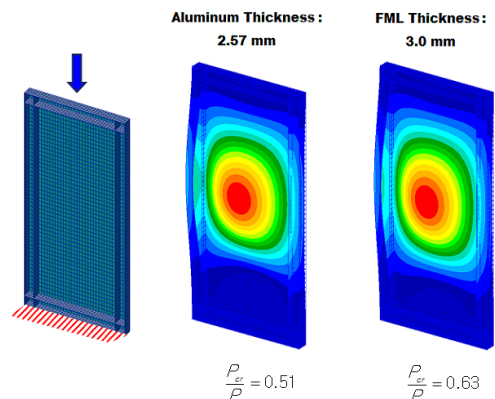
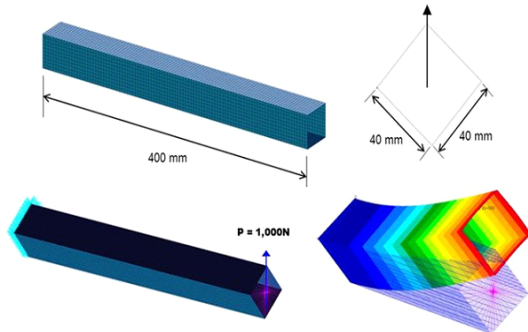


Fig. 12 Buckling analysis result for shear load

3.2 정적해석

Fig. 13은 박스 보에 대한 정적해석을 수행한

결과이다. 박스 보의 길이는 400.0 mm이고 작용 하중은 1,000 N이다. FML과 알루미늄 구조물의 최대 처짐량은 각각 3.14 mm와 2.80 mm이다. FML의 처짐량이 알루미늄보다 약 12% 정도 크다. 이것은 좌굴 성능과는 달리 박스 보의 처짐은 인장강성의 영향이 크기 때문이다.



	FML	AL	FML/AL(%)
Max. Deflection(mm)	3.14	2.80	112

Fig. 13 Static analysis result for box beam

4. 결 론

본 논문에서는 섬유금속 적층판의 저속충격 성능과 좌굴 및 정적 성능에 대하여 고찰하였다. 저속충격 성능은 섬유금속 적층판이 복합재료 보다 우수하고 알루미늄과는 유사하였다. 좌굴 성능은 섬유금속 적층판이 알루미늄보다 우수하였으나 정적 성능은 알루미늄보다 저하된다. 이로부터 섬유금속 적층판은 구조물이 요구되는 특성에 따라 적용되어야함을 알 수 있었다. 즉 정적 강성이 요구되는 날개보다는 좌굴성능이 요구되는 동체 영역에 적용되어야 한다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회 "Virtual Test 기반 항공기 내추락 설계/해석 기술개발" 사업 수행 결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Asundi, A., Choi, A., "Fiber Metal Laminates: An Advanced Material for Future Aircraft," *Journal of Materials Processing Technology* Vol. 63, 1997, pp. 384-394
2. Caprino, G., Spataro, G., Del Luongo, S., "Low-velocity impact behavior of fiberglass-aluminum laminates," *Composites: Part A*, Vol. 35, 2004, pp. 605-616.
3. Ahmadi, H., Liaghat, GH, Sabouri, H., Bidkhouri, E., "Investigation on high velocity impact properties of glass-reinforced fiber-metal laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 47, 2012, pp. 1605-1615.
4. Jones, R. M., *Mechanics of Composite Materials*, New York, McGraw-Hill, 1975
5. Chang, F.K., Chang, K.Y., "A progressive damage for laminated composites containing stress concentrations," *Journal of Composite Materials*, Vol. 21, 1987, pp. 834-855.