

강도를 고려한 금속복합적층판의 최적설계

남현옥*, 황운봉**, 김광수**, 한경섭**

*포항공과대학교 기계공학과 대학원

**포항공과대학교 기계공학과

1. 서론

현재 주로 사용되고 있는 carbon/epoxy 복합재료는 비교적 취성을 가져 파괴 인성치가 떨어지고 이로 인해 복합재료 구조물의 충격에 대한 저항성이 떨어지는 등의 문제점을 가지고 있다. 이러한 문제점을 극복하기 위하여 기존의 epoxy를 matrix로 하는 복합재료와는 다른 2가지 또는 그 이상의 재료를 복합 적층한 재료들이 개발되었다[1]. 이러한 대표적인 재료가 ARALL(ARamid reinforced Aluminum Laminates)이다. 이 재료는 Delft University에 있는 L.B.Vogelesang에 의해 연구되어 현재 미국 AICOA(Aluminum Company of America)에서 생산 판매하고 있다. 이 재료는 아라미드 섬유를 알루미늄 박판 사이에 적층한 혼합 복합재료로서 처음에 재료의 손상 인성(damage tolerance)을 향상시키기 위해 개발되었으나 최근의 연구결과[2-3]에 의하면 고강도 알루미늄 합금에 비해 피로 균열 성장 저항성이 상당히 우수한 것으로 나타났다. 또 섬유방향으로 고강도, 경량화의 특징 등으로 인해 차세대 항공기 재료로서 주목을 받고 있다. 이외에 탄소섬유를 알루미늄 박판과 적층한 혼합 복합재료(Carbon Reinforced Aluminum Laminates, CRALL)에 관한 연구[4]와 아라미드나 탄소 섬유에 비해 가격이 매우 저렴한 Vinylon을 이용한 연구[5]도 수행되어지고 있다.

이러한 섬유 강화 금속복합적층판에 관한 연구들은 피로 균열 지연 특성이 우수하다는 재료의 특성 때문에 많은 연구들이 섬유 강화 금속복합적층판의 피로 균열 특성에만 치우쳐 있는 경향이 있다. 섬유 강화 금속복합적층판은 섬유 강화 복합재료와 마찬가지로 그 적층 순서를 적절히 조절함으로써 각 하중 환경에 적절히 대응할 수 있으나 현재의 경우 대부분 알루미늄 판 사이에 섬유를 한 방향으로 적층하여 사용하는 경우가 대부분이다. 섬유 강화 금속복합적층판을 각 하중 환경에 효과적으로 사용하기 위해서는 알루미늄 판사이의 섬유의 적층수나 각도를 다양하게 할 필요가 있다.

본 연구에서는 하중 조건에 따른 금속복합적층판의 강도를 금속판의 강도나 섬유의 적층수에 따라 구하였으며 이를 파괴지수 측면에서 기존의 섬유강화플라스틱(CFRP)과 비교하였다.

2 이론

2-1. 일차전단변형이론

본 연구에서는 복합재료 적층판에 사용하는 일차전단변형이론을 금속복합적층판에 적용하였다. 변위-변형을 관계, 평행방정식, 구성방정식은 복합재료 적층판에 사용하는 이론과 같으며 강성 행렬을 계산할 때는 아래와 같이 prepreg과 금속판에 대하여 각각 계산한 다음 두께 방향으로 적분하여 합력과 합모멘트, 합전단력을 구하였다.

Prepreg의 강성행렬 ;

$$Q_{11,p} = E_{11,p} / (1 - \nu_{12,p}\nu_{21,p}), Q_{22,p} = E_{22,p} / (1 - \nu_{12,p}\nu_{21,p})$$

$$Q_{12,p} = \nu_{12,p}E_{12,p} / (1 - \nu_{12,p}\nu_{21,p})$$

$$Q_{66,p} = G_{12,p}, Q_{44,m} = G_{13,p}, Q_{45,m} = G_{23,p}$$

금속판의 강성행렬 ;

$$Q_{11,m} = Q_{22,m} = E_m / (1 - \nu_m^2), Q_{12,m} = \nu_m E_m / (1 - \nu_m^2)$$

$$Q_{66,m} = Q_{44,m} = Q_{45,m} = G_m$$

2-2. 유한요소해석

본 연구에서는 일차 전단변형이론에 의한 변위 유한요소법을 사용하였으며, 벌칙 판-굽힘 요소(penalty plate-bending element)를 이용하였다. 2차의 9절점(n=9) Lagrange요소를 사용하였으며, 절점당 5개(u, v, w, θ_x, θ_y)의 자유도를 갖는다. 변형률 에너지(u)는 다음과 같이 요소의 면적에 대하여 적분하여 구한다.

$$u = \frac{1}{2} \int_A [N]^T \epsilon_0 dA + \frac{1}{2} \int_A [M]^T x dA + \frac{1}{2} \int_A [Q]^T r dA \quad (1)$$

판의 총 위치에너지(total potential energy), π 를 표시하면 다음과 같다.

$$\pi = U + V \quad (2)$$

여기서 U 는 변형률에너지, V 는 외력에 의한 위치에너지이다. 변위 d_i 에 대하여 π 를 최소화시키면 다음의 최종적인 행렬식을 구할 수 있다.

$$Kd = f \quad (3)$$

2-3. 최적설계

유전자 알고리즘은 기존의 목적함수의 구배를 이용한 최적화 기법과 달리 변수가 불연속이거나, 설계변수가 많은 경우, 국지 최적해의 염려가 있는 경우 등 문제의 조건에 제한 받지 않으며, 문제 유형에 따라 영향을 받을 수 있는 초기치의 설정이 필요치 않아 복합재료 분야에 쉽게 이용될 수 있다.

본 연구에서는 prepreg의 적층각을 변화시키으로써 금속복합적층판의 강도의 극대화를 시키고 적합도 측면에서 섬유강화플라스틱(CFRP)과 비교하는데 그 목적을 두었다. 적합도 함수로는 prepreg의 경우 파괴지수를 사용하였으며 금속판의 경우 miser yield criterion을 이용하였다.

Minimize

Prepreg

$$f_{T-H}(\theta) = \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2}$$

금속판

$$f_{M-Y}(\theta) = \frac{\sigma_x^2}{Y^2} - \frac{\sigma_x\sigma_y}{Y^2} + \frac{\sigma_y^2}{Y^2} + \frac{3\tau_{xy}^2}{Y^2}$$

$$\text{subject to } -90 \leq \theta \leq 90$$

적합도 함수의 계산은 여러 가지 하중조건하에서 유한요소법을 이용하여 계산한다. 총 유한요소수를 p 개, 요소내에 존재하는 적분지점을 q 개, 대칭 적층판의 수를 r 개라 하면 총 $p \times q \times r$ 개의 위치에서 적합

도 함수가 계산되어진다. 이렇게 계산되어진 적합도 함수중 가장 큰 값을 최소화시키는 것이다. 이를 수식화 하면 다음과 같다.

Minimize

$$\text{Max} \begin{cases} f_{T-H}^1(\theta_1), f_{T-H}^1(\theta_2), \dots, f_{T-H}^1(\theta_r) \\ f_{M-Y}^1(\theta_1), f_{M-Y}^1(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^1(\theta_r) \\ f_{T-H}^2(\theta_1), f_{T-H}^2(\theta_2), \dots, f_{T-H}^2(\theta_r) \\ f_{M-Y}^2(\theta_1), f_{M-Y}^2(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^2(\theta_r) \\ \vdots \\ f_{T-H}^{p \times q}(\theta_1), f_{T-H}^{p \times q}(\theta_2), \dots, f_{T-H}^{p \times q}(\theta_r) \\ f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_1), f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_2), \dots, f_{M-Y}^{p \times q}(\theta_r) \end{cases}$$

$$\text{subject to } -90 \leq \theta \leq 90$$

3. 결과 및 고찰

유전자 알고리즘을 이용하여 3장의 금속판과 2, 4장의 prepreg으로 구성된 금속복합적층판(3/2, 3/4)의 하중조건에 따른 최적설계를 수행하였다. 해석에 사용된 금속판은 Al2024-T3, Al7075-T6이며 prepreg의 graphite/epoxy(T300/N5208)이며, 각 재료의 물질상수는 Table 1에 나타내었다. 유전자 알고리즘에 사용된 모집단 수는 10으로 하였으며, 열색체의 경우 변수당 15개의 bitstring을 갖도록 하였다. 따라서 설계변수는

$$\Delta \theta_i = \frac{90 - (-90)}{2^{15} - 1} = 0.0054931.$$

Table 1 Material properties

	CFRP	Al2024-T3	Al7075-T6
$E_1(GPa)$	1325	73	72
$E_2(GPa)$	10.8	73	72
$G_{12}=G_{13}(GPa)$	5.7	27.4	27
$G_{23}(GPa)$	3.4	27.4	27
ν_{12}	0.24	0.33	0.33
$X(MPa)$	1515	345	505
$Y(MPa)$	43.8	345	505
$S(MPa)$	86.9	285	330

의 간격을 두며 최적해를 구하게 된다. 하중조건은 단순인장을 받는 경우와 집중하중을 받는 경우에 대하여 수행하였으며, 각 경우 형상은 $b/a=1$, $a/h=25$, $h=4$ mm로 하였다. 비교대상으로 사용한 CFRP는 동일한 형상을 가지면서 4, 6, 8층을 가진다.

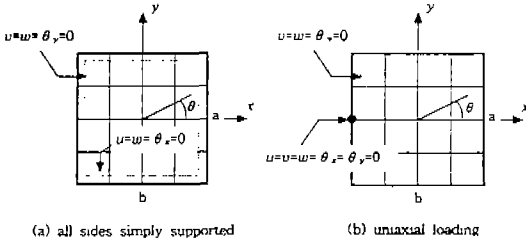


Fig. 1 Boundary conditions

3-1 단축 인장하중이 작용하는 경우

단축 인장하중($N_x = 0.5 MN/m$)을 받는 경우의 경계조건은 Fig. 1(a)과 같으며 최적설계 수행 결과는 Table 2에 나타내었다. 쉽게 예상할 수 있듯이 단축 인장하중이 작용할 경우 최대강도를 얻을 수 있는 적층각은 섬유방향과 동일한 $[0]_s$ 의 적층각이며, 파괴지수가 최대가 되는 최악의 적층각은 $[90]_s$ 로 나타났다. CFRP와 비교하여 최적 각도의 파괴지수는 크게 나타났으나 최악 각도에서의 파괴지수는 매우 적게 나타났다. 최악 적층각에 대한 최적 적층각의 하중지지 능력을 나타내는 최악 적층각의 파괴지수와 최적 적층각의 파괴지수의 제곱근 비례 값은 CFRP가 금속복합 적층판 보다 매우 큰 값을 가졌는데 이것은 금속복합 적층판이 CFRP에 비하여 예기치 않은 하중에 대하여 훨씬 안정적이라는 것을 나타낸다. Prepreg의 수가 증가할수록 최적 각도에서의 파괴지수는 감소하였으나 최악 각도에서의 파괴지수는 증가하였다. 이것은 상대적으로 금속판의 파괴분율이 증가하여 횡방향 하중에 대하여 취약한 prepreg을 보강해 주기 때문이다. Al2024-T3에 비하여 물성이 우수한 Al7075-T6를 사용하였을 때 최적각도에서 파괴지수는 감소하였으나 최악각도에서의 파괴 지수는 증가하였다. 이것은 최악각도에서의 파괴지수가 나타나는 것이 금속판이 아니라 prepreg에서 나타나기 때문이다. 즉 상대적으로 높은 탄성계수를 가진 Al2024-T3를 사용한 경우 prepreg에

걸리는 응력이 Al7075-T6를 사용한 경우에 비하여 감소하여 나타나는 결과이다.

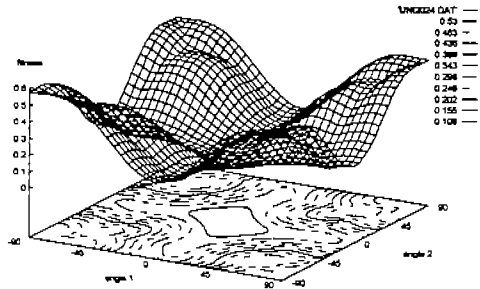


Fig. 2 Fitness function of 3/2FRML for uniaxial loading

Fig. 2는 Al2024-T3를 사용한 3/4 금속복합적층판인 경우 모든 적층 가능한 각도에 대하여 단순인장하중 조건에서의 적합도 함수를 보여준다. 단축하중의 경우 적합도 함수는 CFRP에 비하여 비교적 좁게 낮은 파괴지수 값이 분포하는 경향을 보였으나 절대값에 있어서는 CFRP에 비하여 매우 낮은 값을 가졌으며 전체적으로 원점 $[A/0/0A/0/0/A]$ 를 중심으로 대칭임을 알 수 있다.

3-2 집중하중이 작용하는 경우

집중 하중(1000N)을 받는 경우의 경계조건은 Fig. 1(b)와 같으며 최적설계 수행 결과는 Table 2에 나타내었다. 단순 인장의 경우와는 달리 금속판의 종류나 prepreg의 적층 수에 상관없이 금속복합적층판의 파괴지수가 CFRP에 비하여 낮게 나타났다. 이것은 금속복합적층판이 집중하중과 같은 형태의 하중 조건에서 CFRP보다 우수한 특성을 나타낼 것을 보여준다. 집중하중 조건에서의 금속복합적층판의 최악 각도와 최적 각도에서의 파괴지수의 차는 크지 않았다. 따라서 집중하중을 받는 것을 고려하여 금속복합적층판을 설계할 경우 파괴지수측면을 고려하는 것보다는 제작상의 편의를 우선하여 고려하는 것이 바람직하다 사료된다. 또한 금속복합적층판의 경우 CFRP에 비하여 최악각도에서의 파괴지수가 낮으므로 예기치 않은 하중 조건이 발생한 경우에 우수한 특성을 나타낼 것으로 보인다. 즉 집중 하중을 받는 경우에 대하여 최적 설계

Table 2 Optimum design for various loading conditions

Material	Loading condition	Ply	Worst angle	Worst f_1	Optimum angle	Optimum f_1	$\frac{\text{worst } f_1}{\text{optimum } f_1}$
FRP	Uniaxial	4	[89.96/-89.79]s	8.144	[0.002/0.01]s	0.0068	34.6
FRP		6	[89.81/-89.99/90]s	8.144	[0.03/0.019/-0.04]s	0.0068	34.6
FRP		8	[90/-90/90/-90]s	8.144	[2.81/-1.05/-0.53/-1.41]s	0.0068	34.6
FRML (2024)		3/2	[A/90/A/90/A]	0.347	[A/0/A/0/A]	0.0744	2.16
FRML (2024)		3/4	[A/90/90/A /90/90/A]	0.574	[A/0/0/A/0/0/A]	0.0608	3.07
FRML (7075)		3/2	[A/90/A/90/A]	0.356	[A/0/A/0/A]	0.0342	3.23
FRML (7075)		3/4	[A/90/90/A /90/90/A]	0.587	[A/0/0/A/0/0/A]	0.0278	4.59
FRP		4	[35.46/31.32]s	0.525	[4.31/-61.78]s	0.229	1.5
FRP	Point	6	[35.16/33.1/28.11]s	0.527	[45.31/-44.75/-45.58]s	0.139	1.9
FRP		8	[54.8/56.8/59.14/65.03]s	0.526	[45.92/-44.25/-44.76/-45.17]s	0.111	2.1
FRML (2024)		3/2	[A/87.23/A/87.23/A]	0.0703	[A/45.12/A/45.12/A]	0.0667	1.03
FRML (2024)		3/4	[A/84.30/83.53/A/ 84.30/83.53/A]	0.0927	[A/-45.40/44.95/A/ -45.40/44.95/A]	0.0822	1.06
FRML (7075)		3/2	[A/86.58/A/86.58/A]	0.0327	[A/44.49/A/44.49/A]	0.0310	1.03
FRML (7075)		3/4	[A/84.72/85.80/A/ 84.72/85.80/A]	0.0430	[A/-45.35/A/44.92/A]	0.0381	1.06

를 하여 특정 각도로 설계하여 사용하고 있을 때 갑자기 인장하중이나 다른 형태의 하중을 받는 경우 CFRP보다 우수한 특성을 가질 것으로 사료된다. Fig. 3에 집중하중에서의 적합도 함수를 나타내었다.

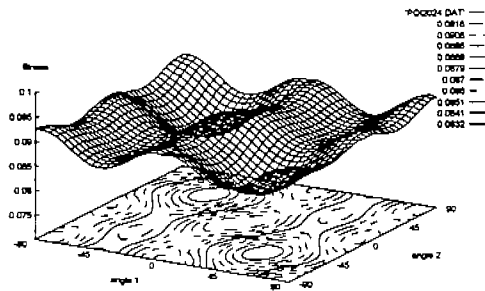


Fig. 3 Fitness function of 3/4 FRML for point loading

4. 결론

-유전자 알고리즘을 이용하여 단순인장하중과 집중하중 조건에서의 금속복합층판의 최적적층각도를 찾아내었다. 단순인장하중에서는 최적적층각도는 0도이며 집중하중 조건에서는 대략 ± 45 도 부근이었다.

-최적설계 후의 파괴지수를 비교한 결과 단순인장하중에서는 CFRP가 우수하였으나 집중하중 조건에서는 금속복합층판이 우수하였다. 또 최악의 각도에서는 모든 하중조건에서 금속복합층판이 우수하게 나타나 예기치 않은 하중에 대한 저항성이 금속복합층판이 우수함을 보였다.

*후기

본 연구는 학술진흥재단에서 지원하는 '98년도 과학기술기초중점연구 중 기계공학연구 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

*참고문헌

1. J.Macheret, J.L.Teply, and E.F.M.Winter, Polymer composites, October, Vol.10, No. 5, 1989, pp. 322-327
2. L.B.Vogeesang and J.W. Gunnink, Materials & Design, Vol. 1, No. 6, 1986, pp 287-300
3. R.O.Ritchie, W.Yu and R.J.Bucci, Engng Fract Mech, Vol. 32, 1989, pp. 361-377
4. C.T.Lin, P.W.Kao, F.S.Yang, Composites. Vol. 32 No. 2, 1991, pp. 135-141
5. Sui Guoxin, et al., Composites, Vol. 24 No. 5, 1993, pp. 433-435