

원공이 있는 복합재료 평판의 인장파단 및 좌굴 하중 개선 (Tensile Failure and Buckling Load Improvement of Composite Plates With A Central Hole)

이 호 형* (한국항공우주연구소)

Ho Hyung Lee (KARI)

Abstract

In aerospace industry improvement of structural performance of flight structure without increasing weight has great advantage. In this study, an innovative design method to increase the buckling load and tension failure load at the same time without increasing the weight was investigated by using the curvilinear fiber format in composite plates with central hole. It was investigated how much gain can be obtained with curvilinear fiber format for the plates with different hole size and different stacking sequence.

Key Words: Composite Plates, Curvilinear Fiber Format, Buckling, Failure

1. 서론

복합재료는 중량에 비하여 강도(strength) 및 강성도(stiffness)가 높아 중량이 중요한 설계변수가 되는 비행구조물에 많이 사용되고 있다. 항공기의 주요 부품 및 우주 발사체의 모터케이스나 페어링 등의 주구조물 및 기타 부구조물에도 그 이용이 많으며, 인공위성의 구조물에도 그 사용이 갈수록 증가되고 있다. 인공위성에서는 1970년 NATO III 위성의 horn antenna에 처음으로 복합재료가 사용된 이후 안테나, reflector 등과 같은 부구조물의 이용은 매우 많으며, Forte, Orbcomm, Mightysat, Intelsat 등의 위성에서는 주구조물로 복합재료를 많이 사용하고 있다. Intelsat VII에서는 연료를 적재하지 않은 상태에서 전체 위성체 무게의 50% 이상에 해당하는 구조물이 복합재료로 만들어졌고, Forte는 전체 주구조물이 복합재료로 만들어진 인공위성이다.

종래의 복합재료 구조물은 매트릭스 내의 섬유 방향이 일정한 프리프레그를 층별로 섬유의 방향을 다르게 하여 적층하여 필요로 하는 방향의 기계적 성질을 강화시키는 것이었다. 각각의 층 내에서는 섬유의 방향이 일정하였다. 여기에서 층 내에서의 섬유의 방향을 일정한 방향으로 하지 않고, 섬유의 방향에 변화를 주어 기계적 성질의 특과 실을 알아 보기 위한 연구가 1970년대에 일부 이루어졌었으나 그 당시에는 제작 기술이 따라주

지 못하여 활발한 연구가 이루어지지 못하였다. 그러나, 이제는 Fiber Placement Machine의 출현으로 인하여 설계자의 의도대로 섬유의 방향을 변화시켜서 복합재료 구조물을 제작하는 것이 현실적으로 가능하게 되어 이에 대한 연구도 점차 활기를 띠고 있다. Boeing이나 NASA의 Marshall Space Flight Center에서는 이들 기체가 실제 활용되고 있다.

Hyer와 Charette[1]는 원공이 있는 평판에서 층내의 주응력(principal stress) 방향으로 섬유를 배치하면 평판의 인장 하중에 대한 저항력이 크게 증가함을 보여주었다. 곡선 섬유층을 이용하여 원공이 있는 평판의 좌굴하중을 증가시키는 연구는 참고문헌[2]에서 발견할 수 있는데, 곡선섬유층과 0° , $+/-45^\circ$, 90° 층을 조합하였을 때 좌굴하중은 물론, 인장하중까지 증가하는 것을 볼 수가 있었다.

유한요소법을 이용하여 섬유의 방향을 구할 때에 발생하는 섬유의 연속성 문제를 해결하기 위하여 Nagendra, et al.[3]은 Basis Shape Optimization 방법을 사용하였다.

이상과 같은 해석적인 연구와 아울러 제작에 관한 연구도 활발히 이루어지고 있다. 참고문헌 [4]-[5]은 Cincinnati Milacron의 Viper Fiber Placement System과 관련된 발표자료들이다.

참고문헌[2]에서 언급되었던, 준 등방성 적층판과 곡선섬유 적층판을 조합하였을 때 좌굴하중과 인장하중에 대한 저항력이 동시에 증가하는 현상

은 실제 구조물을 설계할 때에 중요한 잇점이라고 아니할 수 없다. 본 연구에서는 원공의 크기와 적층을 변화시켜가며 위의 두가지 기계적 성능이 동시에 향상되는 현상에 대하여 살펴보았다.

2. 좌굴하중 해석

본 연구에서는 참고문헌[6]의 mixed formulation 을 사용하였다. 좌굴해석 및 앞으로의 파단해석에 사용된 재료의 물성치는 AS/3501의 값[7]을 사용하였다.

본 연구에서는 대칭성을 고려하여 1사분면만 해석하였으며, 좌굴해석에는 그림 1과 같이 1사분면 내에 18개의 유한요소를 사용하였다. 좌굴하중 해석에는 일방향으로 균일 변위를 가하였으며, 4변은 단순지지 되었다고 가정하였다.

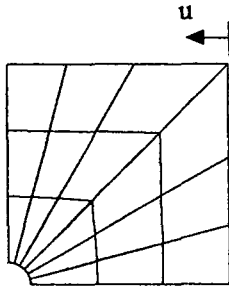


Fig. 1. Finite element mesh used for buckling analysis

3. 좌굴하중의 최대화

참고문헌 [2]에서 민감도 해석(sensitivity analysis) 방법과 최적화 해석이 거의 동일한 결과를 주는 것을 보여 주었으므로, 본 해석에서는 곧바로 최적화 해석을 적용하였다. 좌굴하중을 최대화시키는 섬유 방향을 구하기 위하여 NEWSUMT 최적화 computer code[8]를 사용하였다. NEWSUMT program은 Sequence of Unconstrained Minimization Technique을 기본으로 하여, 탐색 방향을 결정하는데는 Newton's Method를 사용한다.

참고문헌[2]에서의 결과를 고려하여, 섬유의 연속성을 염두에 두고, 그림 2와 같이 반경방향으로 동일한 방향에 있는 유한 요소들은 섬유의 방향이 동일하다고 가정하였다. 이렇게 하면 제 1사분면 내에서 원공의 원주 방향으로 요소를 나눈 만큼의 수가 설계변수(design variable)가 된다. 그림에서 원 안의 숫자는 지역의 번호를 나타낸다. $[\pm 45/0/90/RG]_s$ 평판에 대하여 6개의 지역으로 나누어 18개의 유한 요소를 사용하였을 경우와 12개의 지역으로 나누어 72개의 유한요소를 사용하였을 경우를 비교하였는데, 좌굴하중의 변화는 1%

보다 작았다. 따라서 본 해석에서는 6개의 지역으로 나누어 해석을 수행하였다.

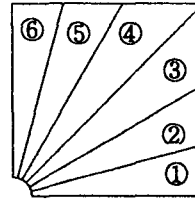


Fig. 2. $D/W=0.1$ quarter plate divided into 6 regions

4. 파단 해석

복합재료는 파단 형태가 복잡하기 때문에 정확한 파단 모드와 파단하중을 구하기는 매우 어려운 일이다. 본 연구에서는 가장 보편적으로 많이 사용되는 Tsai-Wu 파단기준을 사용하였다. Tsai-Wu 파단기준에 의한 파단 하중은 대체로 최대응력 파단기준에서의 기지 파단하중에 가깝다. 물론 기지 재료의 파단이 일어난다고 해서 그 평판이 하중을 감당할 수 있는 능력을 잃어버리는 것은 아니고, 이보다 훨씬 큰 하중을 견딜 수 있는 경우가 많지만, 실제 구조물의 설계시 보수적인 설계기준으로 사용할 수 있다.

제 1사분면에 총 144개의 유한요소가 사용되었으며 오른 쪽 변에 균일 변위 하중을 가하였다. 파단하중 계산에 사용된 $D/W=0.1$ 평판의 유한요소 mesh 모양의 예는 그림 3과 같다. 곡선 섬유층에서는 최대 좌굴하중 계산 시 그림 2와 같이 6개의 그룹으로 나누었으므로 반경 방향으로 2개의 지역이 묶여서 동일한 섬유방향을 갖는다. 각 유한요소 내 각 층의 Gauss Point에서 응력 및 변위를 계산하여 파단기준을 적용하여 파단 하중을 계산하였다. 섬유방향의 변형도, 섬유방향에 직각인 방향의 변형도, 면내 전단 변형도 각각 상위 20위 정도가 어느 위치의 어느 층에서 발생하는 가를 알아보아 파단이 일어나는 경향을 알아보았다.

5. 결과

본 해석에는 앞서서도 언급된 바와 같이 좌굴하중과 인장파단하중이 동시에 증가하는 현상에 대하여 관찰하기 위하여 준 등방성 적층과 곡선 섬유층의 조합으로서 $[\pm 45/0/90]_{2n}$, $[\pm 45/0/90/RG]_s$, $[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$, $[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$ 의 4가지 평판이 고려 되었다. $D/W=0.1$ 평판에 대하여 각각의 적층의 경우 좌굴하중을 최대화 시켜주는 섬유방향은 표 1과 같고, $D/W=0.5$ 인

평판의 경우는 표 2와 같다.

원공의 크기가 같은 평판에서 적층의 순서를 바꿈에 따른 곡선섬유의 방향의 차이는 그리 크지

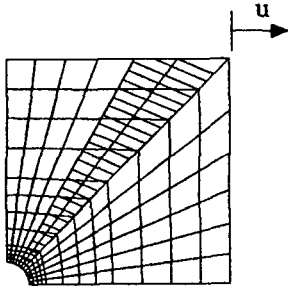


Fig. 3 Finite element mesh used for tension failure and an example of fiber angle in a region

않은 것으로 나타났는데, D/W=0.5에서 지역 ④⑤ ⑥에서는 $[\pm 45/0/90/RG_4]_s$ 평판은 다른 두 평판과 비교하여 섬유 방향의 차이가 크게 나타났다.

Table 1. Fiber angles in curvilinear fiber layer in D/W=0.1 plate

	$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$
지역 ①	-73°	-65°	-68°
지역 ②	-61°	-55°	-57°
지역 ③	-37°	-42°	-41°
지역 ④	-23°	-35°	-32°
지역 ⑤	-12°	-21°	-17°
지역 ⑥	-4°	-6°	-5°

표 3과 표 4에는 곡선 섬유에 의한 좌굴하중의 증가 및 인장 파단하중의 증가가 요약되어 있다. D/W=0.1 평판에서는 적층 순서를 바꿈에 따른 변화는 크지 않으나 준등방성 직선섬유 적층판에 비하여 좌굴하중은 40% - 54%, 인장 파단하중은 73% - 78%까지 증가 시킬 수 있음을 알 수 있다. 반면에 D/W=0.5인 평판의 경우 좌굴하중은 15% - 36%, 인장 파단하중은 12% - 49% 까지 증가 시킬 수 있음을 알 수 있다. D/W=0.1인 평판의 경우는 적층 순서의 조합에 따른 곡선섬유의 방향에도 큰 차이를 보이지 않았던 것과 같이, 좌굴하중과 인장 파단하중에도 큰 차이를 보이지 않았으나, D/W=0.5인 평판의 경우는 좌굴하중의 증가가 큰 적층 순서의 조합은 인장파단 하중의 증가가 적고,

좌굴하중의 증가가 적은 적층 순서의 조합은 인장 파단하중의 증가가 컸다.

Table 2. Fiber angles in curvilinear layer in D/W=0.5 plate

	$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$
지역 ①	-86°	-83°	-84°
지역 ②	-69°	-64°	-65°
지역 ③	-40°	-48°	-46°
지역 ④	-23°	-42°	-38°
지역 ⑤	-11°	-35°	-31°
지역 ⑥	-3°	-16°	-12°

표 3과 표 4에서 알 수 있듯이 원공의 크기가 작은 경우가 곡선 섬유를 이용한 좌굴하중의 증가 및 인장 파단하중의 증가가 컸다. 원공의 크기가 작을 경우 평판내의 하중 분포를 응력 집중부위에서 다른 부위로 분산시켜 주는 역할을 곡선 섬유가 더욱 효과적으로 수행함을 알 수 있다. 원공의 크기가 큰 D/W=0.5의 경우 응력집중이 net section의 원공 끝에 크게 발생하여 곡선 섬유가 이를 충분히 분산시키지 못하는 것으로 보인다.

Table 3. Buckling load and tension failure load in D/W=0.1 plate

적층판	좌굴하중 ⁽¹⁾	인장 파단하중 ⁽²⁾
$[\pm 45/0/90]_{2s}$	1.00	1.00
$[\pm 45/0/90/RG_4]_s$	1.40	1.73
$[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG]_s$	1.53	1.78
$[\pm 45/RG_2/0/90/RG_2]_s$	1.54	1.76

- (1) $[\pm 45/0/90]_{2s}$ 의 좌굴 하중인 25.1 KN/m (144 lb/in)로 표준화
- (2) $[\pm 45/0/90]_{2s}$ 의 Tsai-Wu 파단하중인 224 KN/m(1288 lb/in)로 표준화

곡선 섬유를 이용하여 구조물의 무게를 증가시키지 않고 직선 섬유 적층판에 비해서 좌굴 하중과 인장파단 하중을 동시에 증가시키면서 좌굴 하중을 최대 54%, 인장하중을 최대 78%까지 증가시킬

수 있다는 것은 혁신적인 구조 성능의 증가라고 할 수 있다.

Table 4. Buckling load and tension failure load in D/W=0.5 plate

적층판	좌굴하중 ⁽¹⁾	인장 파단하중 ⁽²⁾
[±45/0/90] _{2s}	1.00	1.00
[±45/0/90/RG ₄] _s	1.15	1.49
[45/RG/-45/RG/0/RG/90/RG] _s	1.36	1.12
[±45/RG ₂ /0/90/RG ₂] _s	1.33	1.28

- (1) [±45/0/90]_{2s} 의 좌굴 하중인 27.1 KN/m(156 lb/m)로 표준화
 (2) [±45/0/90]_{2s} 의 Tsai-Wu 파단하중인 161 KN/m(928 lb/m)로 표준화

[3] Nagendra, S., Kodiyalam, A., Davis, J. E., Parthasarathy, V. N., "Optimization of Tow Fiber Paths for Composite Design," Proceedings of the 36-th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials(SDM) Conference, New Orleans, L.A., USA, April 10-13, 1995, pp. 1031-1041.
 [4] Enders, M. L., Hopkins, P. C., "Developments in the Fiber Placement Process," 36-th International SAMPE Symposium, April 15-18, 1991, pp. 1778-790.
 [5] Evans, D. O., "Design Considerations for Fiber Placement," 38-th International SAMPE Symposium, May 10-13, 1993, pp. 170-181.
 [6] Reddy, J. N., "Energy and Variational Methods in Applied Mechanics," John Wiley & Sons, Inc., 1984.
 [7] Tsai, S. W. and Hahn, H. T., "Introduction to Composite Materials," Technomic Publishing Co., Inc., 1980.
 [8] Miura, H. and Schmitt, L. A., "NEWSUMT - A Fortran Program for Inequality Constrained Function Minimization User's Guide, NASA-CR-159070, June 1979.

6. 결론

곡선섬유층과 0°, 90°, +/-45° 방향의 직선 섬유층을 조합하였을 때, 원공의 크기에 상관없이 좌굴하중과 인장파단 하중이 동시에 증가하였으며, 원공의 크기가 작은 경우가 곡선 섬유를 이용한 복합재료 평판의 기계적 성능의 증가가 뚜렷하였다. 원공의 크기가 작을 경우 평판내의 원공 주위에 집중되는 응력 분포를 다른 부위로 분산시켜 주는 역할을 곡선 섬유가 더욱 효과적으로 수행함을 알 수 있다. 원공의 크기가 큰 경우 응력집중이 net section hole edge에 크게 발생하여 곡선 섬유가 이를 충분히 분산시키지 못하는 것으로 보인다. 곡선 섬유를 이용하여 구조물의 무게를 증가시키지 않고 구조적 성능을 현격하게 증가시킬 수 있음을 발견하였다.

참고문헌

[1] Hyer, M. W., and Charette, R. F., "Use of Curvilinear Fiber Format in Composite Structure Design," AIAA Journal, Vol. 29, No. 6, June 1991, pp. 1011-1015.
 [2] Hyer, M. W. and Lee, H. H., "The Use of Curvilinear Fiber Format to Improve Buckling Resistance of Composite Plates with Central Holes," Composite Structures, Vol. 18, 1991, pp. 239-261.