

제작성을 고려한 복합적층판의 설계

Design of Composite Laminates by Consideration of Manufacturability

김정석* · 김천곤 · 홍창선(한국과학기술원)

1. 서론

복합적층판은 일반적으로 균일한 두께를 갖는 평평한 구조물을 형성하게 된다. 그러나 실제 적용시 적층판의 테이퍼링(tapering)이 요구되는 경우가 존재한다. 테이퍼진 복합재 구조물의 적용분야는 항공기의 날개, 수직/수평 안정판 및 헬리콥터의 로터 블레이드 등이다. Fig. 1은 실제 General Dynamics사 F-16A/B의 수평 안정판에 존재하는 테이퍼형상을 나타낸 것이다.

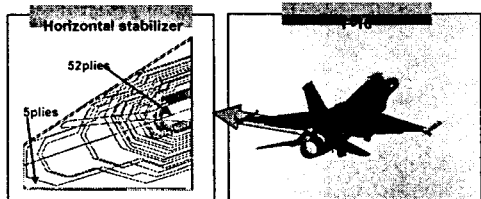


Fig. 1 Plydrops in the horizontal stabilizer of General Dynamics F-16 A/B.

플라이 드롭이 존재하는 적층판의 설계에 대한 연구로는 부적층판을 이용한 층수 및 적층순서 최적화에 관한 연구[1-2]가 있으며 또한, 패치별 적층설계기법을 이용한 복합재 빔의 최적설계에 대한 연구[3-4]가 있다. 본 연구에서는 이전 연구[3-4]에서 개발된 패치별 적층설계기법을 이용하여 테이퍼진 복합재 평판에 대한 설계를 수행하고 제작성의 향상을 위해 제작비용이라

는 개념을 제안하였다.

2. 패치별 적층설계기법

본 연구에서 플라이 드롭이 존재하는 적층판의 설계를 위해 개발한 패치별 적층설계기법(patchwise layup design method : PWLDM)은 전문가 시스템 셀, 유전자 알고리즘 및 유한요소해석 프로그램의 통합에 의해 수행된다. 여기서 전문가 시스템 셀은 유전자 알고리즘과 유한요소 프로그램의 수행을 제어할 뿐만 아니라 각 패치(또는 요소)에서 제한조건을 만족하는 패치와 만족하지 않는 패치를 판별하여 각 패치에서의 층수를 조절하는 역할을 수행한다. 또한 유전자 알고리즘의 수행을 위한 유전자 변수들을 설정한다.

본 연구에서 목적함수는 복합적층판의 체적(volume)이고 아래 식과 같다. 여기서 A_{np} , np , N_{np} , t_{ply} , θ , X , Y , S 는 각 패치의 면적, 패치의 수, 각 패치에서의 적층수, 단층의 두께, 적층각, 섬유방향강도, 섬유에 수직인 방향의 강도 그리고 전단강도를 의미한다.

$$\text{Minimize } f = \sum_{np=1}^n (A_{np} t_{ply} N_{np})$$

$$\text{subject to } \frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{XY} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \leq 1$$

$$\theta = \{ 0^\circ, 90^\circ, \pm 45^\circ \}$$

3. 복합적층판의 최적설계

본 연구에서 이용된 패치별 적층설계기법의 검증을 위해 T300/N5208로 제작된 균일 분포하중 $P=0.1\text{kPa}$ 을 받는 $200\times 10\text{mm}$ 의 팔보이다. 본 연구에서는 빔의 스패 방향으로 10과 20개의 패치로 구성된 빔에 대해서 두께를 최적화하고 이를 엄밀해 및 Tsai[2]의 결과와 비교하였다.

Fig. 2 Optimum thickness distributions for a cantilever beam.

Fig. 2는 이 경우 빔의 스패를 따른 두께분포를 나타낸 것이다. Fig. 2에서 알 수 있듯이 본 연구를 통해서 얻어진 최적해는 엄밀해와 잘 일치하고 있음을 알 수 있고 20 패치로 구성했을 경우 Tsai[2]의 결과 보다 약 2%의 무게를 줄일 수 있었다.

3.1 균일 분포하중을 받는 복합적층판의 설계

설계에 이용된 적층판은 HFG CU-125NS graphite/epoxy이다. 경계조건은 단순지지이고 $q=1.5\text{kPa}$ 의 균일분포하중을 받는 평판에 대해서 패치별 적층설계를 수행하였다. 평판의 형상 및 경계조건은 Fig. 3과 같다. 이 평판의 설계를 위해서 10×10 패치에 대해서 설계를 수행하였다.

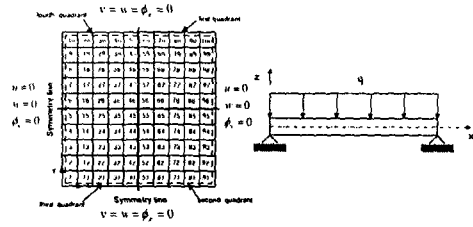


Fig. 3 Boundary condition and patch numbering of composite plate.

본 문제의 경우 기하학적인 형상과 하중조건이 대칭이다. 따라서, 본 연구에서는 이러한 문제에 대해 최적화된 결과의 제작편의성을 향상시키기 위해 해석시에는 전체모델을 고려하여 해석을 수행하지만 각 패치의 층수는 Fig. 3의 대칭선에 대해 4개의 사분면에서 동일한 층수분포를 갖도록 하였다. 본 연구에서는 두층으로 구성된 부적층판을 이용해서 설계를 수행하였다. 이 경우 적층각의 이진코드 표현은 다음과 같다.

$$[0^\circ/0^\circ]=00, [45^\circ/-45^\circ]=01, \\ [-45^\circ/45^\circ]=10, [90^\circ/90^\circ]=11$$

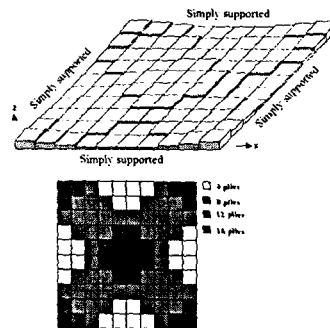


Fig. 4 Thickness distribution and contour of composite plate under uniform pressure.

Fig. 4는 최적화된 형상과 각 패치에서의 층수의 분포를 나타낸 것이다. 이 경우 최대 층수를 갖는 패치의 적층각은 $[-45/45/45^2/-45/45]$ 이다.

이와 같이 부적층판 단위로 기하학적인 대칭조건을 적용하여 최적화 할 경우 적층판의 체적은 $1.02 \times 10^6 \text{mm}^3$, 최대 파손지수는 0.66이고 소요시간은 약 80분이었다.

3.2 균일 분포하중을 받는 Cutout이 존재하는 복합적층판의 설계

항공기에는 연료선, 전기선 등의 통과를 위한 cutout이나 창문(window)과 같은 다양한 cutout이 존재한다. 본 연구에서는 Fig. 5와 같이 균일 분포하중을 받는 사각형의 cutout이 존재하는 적층판에 대해서 부적층판 단위로 기하학적인 대칭조건을 적용하여 적층판의 최적화를 수행하였다. 적층판의 경계조건은 단순지지이고 평판의 형상 및 경계조건은 Fig. 5와 같다. Fig. 6은 이 경우 최적화된 형상과 각 패치에서의 층수의 분포를 나타낸 것이다. 이 경우 적층판의 체적은 $1.0 \times 10^6 \text{mm}^3$ 이고 최대 층수를 갖는 패치의 적층각은 $[45/45^2/45]$ 이다.

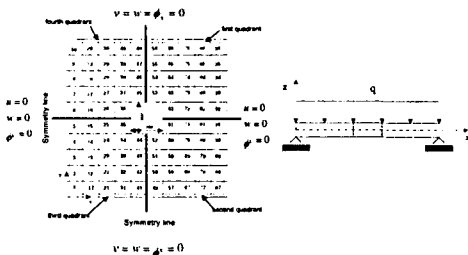


Fig. 5 Boundary condition and patch numbering of composite plate with a rectangular cutout.

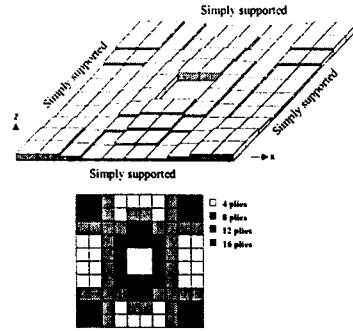


Fig. 6 Thickness distribution and contour of composite plate.

4. 제작비용을 고려한 설계

복합재 구조물의 역학적인 관점에서의 설계를 통해서 얻어진 결과가 목적함수나 제한조건들을 만족하더라도 이렇게 설계된 구조물이 제작이 너무 복잡하거나 제작이 불가능할 경우 그 결과는 무용할 것이다. 일반적으로 복합재 구조물의 제작단계에서는 설계단계에서 결정된 적층순서와 층수에 따라 프리프레그를 절단(cutting)하고 이를 적층(stack)함으로써 구조물을 완성하고 이들을 성형(curing)하게 된다. 따라서, 복합재 구조물의 제작시 적층해야 할 프리프레그의 수가 많을수록, 프리프레그의 절단길이(cutting length)가 길수록 그리고 적층시 적층면적(stacking area)이 넓을수록 제작은 복잡해진다. 본 연구에서 제안한 제작비용은 위에서 설명한 제작시 요구되는 프리프레그의 수, 절단길이 및 적층면적을 고려한 개념이다.

3.1. 절에서와 동일한 적층판 대해서 제작비용을 고려하여 패치별 적층설계를 수행한 결과는 Fig. 7과 같다. Fig. 7에서 알 수 있듯이 Fig. 4의 결과 보다 패치의 형상이 단순해진 것을 확인할 수 있다. 이 경우 적층판의 체적은 $1.12 \times 10^6 \text{mm}^3$ 이고 최대 층수

를 갖는 패치의 적층각은 $[-45^2/45^2/-45^2]$, 이다. 최대 파손지수는 0.63이다.

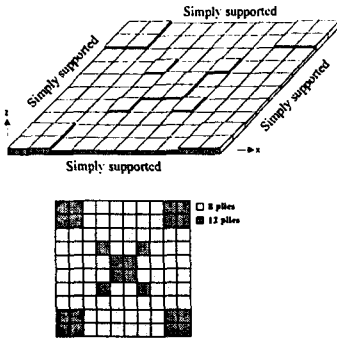


Fig. 7 Thickness distribution and contour of composite plate under manufacturing cost constraint.

여기서는 3. 2절에서와 동일한 적층판에 대해서 제작 일을 고려하여 패치별 적층설계를 수행하였고 이를 통해 얻어진 결과는 Fig. 8과 같다. Fig. 9에서 알 수 있듯이 Fig. 6의 결과 보다 패치의 형상이 단순해진 것을 확인할 수 있다. 이 경우 적층판의 체적은 $1.14 \times 10^6 \text{ mm}^3$ 이고 최대 층수를 갖는 패치의 적층각은 $[(45)^2/45/45]$, 이며 최대 파손지수는 0.86이다.

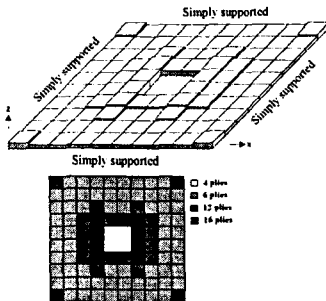


Fig. 9 Thickness distribution and contour of composite plate with cutout under manufacturing cost constraint.

결론

1. 본 연구에서 개발된 시스템을 이용한 테이퍼진 복합적층판의 설계시 기존의 결과 및 엄밀해와 잘 일치하고 있었고 최적화된 적층판은 균일한 두께로 구성된 적층판에 비해서 무게절감효과를 얻을 수 있었다.
2. 역학적인 관점에서의 설계규칙이외에 제작의 복잡성의 정도를 정량화 하기 위해 제작 비용이라는 개념을 제안하고 이를 적용한 설계를 통해 보다 제작성이 우수한 구조물을 설계할 수 있었다.

참고문헌

1. Manne, P. M., and Tsai, S. W., "Design Optimization of Composite Plates: Part I- Design Criteria for Strength, Stiffness, and Manufacturing Complexity of Composite Laminates," *Journal of Composite Materials*, Vol. 32, No. 6, 1998, pp. 544-571.
2. Manne, P. M., and Tsai, S. W., "Practical Considerations for the Design of Composite Structures," *Mechanics of Composite Materials and Structures*, Vol. 5, 1998, pp. 227-255.
3. 김정석, 김천곤, 홍창선, "Patchwise Layup Design Using Expert System," *한국항공우주학회 추계학술대회*, pp. 242-245, 1998.
4. J. S. Kim, C. G. Kim, and C. S. Hong, "Optimum Design of Composite Structures with Ply Drop Using Genetic Algorithm and Expert System Shell," *Composite Structures*, Vol. 46, Issue 2, 1999, pp. 171-187.