한국공작기계학회 2000년도 춘계학술대회 논문집 pp.549~554

보강된 복합적층 원통형패널의 좌굴거동

원종진(국민대학교), 이종선*(대진대학교), 홍석주(조선대학교)

Buckling Behavior of Stiffened Laminated Composite Cylindrical Panel

Chong-Jin Won(Kookmin Univ.), Jong-Sun Lee*(Daejin Univ.), Suck-Ju Hong(Chosun Univ.)

ABSTRACT

In this study, using linear and nonlinear deformation theories and by closed-form analysis and finite difference energy methods, respectively, various buckling load factors are obatined for stiffened laminated composite cylindrical panels with rectangular type longitudinal stiffeners and various longitudinal length to radius ratios, which are made from Carbon/Epoxy USN150 prepreg and are simply-supported on four edges under uniaxial compression, and then for them, buckling behavior design analyses are carried out by the nonlinear search optimizer, ADS.

주요기술용어 : Buckling Behavior(좌굴거동), Cylindrical Panel(원통형패널), Axial Compression(축압축), Length to Radius Ratio(길이대 반경비), Membrance Prebuckling(막전좌굴)

1. 서 론

복합재료(composite materials)는 중량감소가 중요한 설계조건이 되는 항공우주산업 분야의 구조물 소재로서 많이 사용되고 있으며, 자동차 산업에서도 그 사용이 점차 증가되고 있다. 금속재료에 의한 설계에 비해서 상당히 큰 중량감소를 얻을 수 있는 Carbon, Glass, Boron, Graphite 등과 같은 고강도 섬유로 된 복합재료는 항공기 및 우주 구조물, 미사일 동체, 압력용기, 자동차 구조물 등에서 점점 기존의 재료를 대체해 나가는 추세이다.

복합적층(laminated composite) 구조물은 각 단층(lamina)의 방향성과 적층구조에 기인한 이방성에 의하여 복잡한 기계적 거동을 보인다. 일반적으로 복합적층 원통형패널은 적절한 섬유방향과 적층순서의 선택에 의해 구조물의 좌굴에 대한 저항력을 향상시킬 수 있을 뿐만 아니라 사용목적에 따른 최소중량화 설계가 가능하다.

Simitses 등[1 2]은 변화된 Simplex기법을 사용하여 조합하중이 작용하고 있는 보강된 원통셸의 최소중량화 설계를 수행하였으며, Pappas 등[3 4]은 DAP3를 개발하여 잠수함 압력선체의 최소중량화 설계문제를 해석하였다. Anderson 등[5]은 항공기 구조물의 최적설계를 위하여 구조용 프로그램인 VIPASA와 비선형 최적화기법인 CONMIN[6 7]의 조합된 컴퓨터 프로그램 PASCO를 개발하였으며, 이는 단축 보강 복합적층평판 및 원통형패널의 최소중량화 설계에 널리 사용되고 있다. Agarwal 등[8]은 비선형 수학적기법을 사용하여 축압축하중이 작용하는 Graphite/epoxy의 복합작층원통셸의 최적화를 수행하였으며, Dickson[9]과 Bushnell[10 11]은 CONMIN을 사용하고, Qiu[12]는 David- Flectcher-Powell 기법을 사용하여 보강된 복합적층패널과 원통셸의 최적설계문제들을 후좌굴영역까지 확장 해석하였다.

2. 이 론

Fig. 1과 같은 복합적층 원통형패널에 대한 좌굴이론은 Fig. 2와 같이 막변형 전좌굴(membrane prebuckling)상태로부터 고전 좌굴하중(classical buckling loads)을 구하는 전좌굴 해석과 유한차분에너지법을 사용하여 실제 전좌굴(actual prebuckling) 상태로부터 실제 좌굴하중(actual buckling loads)을 산정하는 좌굴해석으로 구분된다. 보강된 원통형패널의 좌굴하중은 보강재의 역학적 특성이 균배된 상태로 가정하여 산정한다.

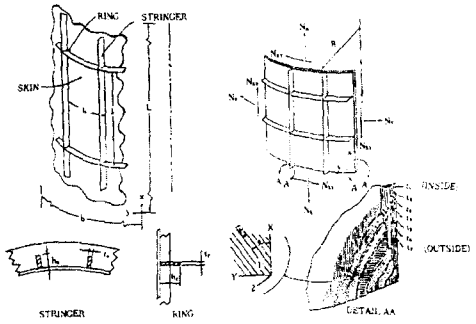

Fig. 1 Stiffened laminated composite cylindrical panel with orthotropic stiffener

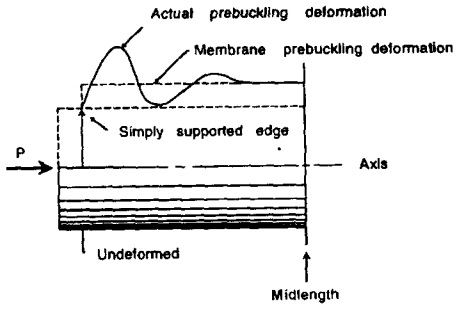

Fig. 2 Actual and membrane prebuckling deformation near the end of a simply supported cylindrical panel

2.1. 전좌굴 해석

복합적층 원통형패널에 면내하중 N_x, N_y, N_{xy}가 작용하는 경우 막변형률 ε_x^0, ε_y^0, γ_{xy}^0는 다음과 같다.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{vmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} \end{vmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \tag{1}$$

여기서 C_{ij}는 전좌굴 강성계수이다.

식 (1)로부터 원통형패널 skin의 길이 및 원주방향 합응력 N_{xsk}, N_{ysk}와 길이 및 원주방향 보강재의 축방향 합응력 N_{xs}, N_{yr}은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} N_{xsk} &= N_x - N_{xs}/l_s \\ N_{ysk} &= N_y - N_{yr}/l_r \\ N_{xs} &= E_s \varepsilon_x^0 t_s \\ N_{yr} &= E_r \varepsilon_y^0 t_r \end{aligned} \tag{2}$$

여기서 t_s, t_r은 길이 및 원주방향 보강재의 두께를 나타낸다.

복합적층 원통형패널 k번째 층의 전좌굴 응력은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma^k{}_1 &= E^k{}_{11}\varepsilon^k{}_1 + E^k{}_{12}\varepsilon^k{}_2 \\ \sigma^k{}_2 &= E^k{}_{12}\varepsilon^k{}_1 + E^k{}_{22}\varepsilon^k{}_2 \\ \tau^k{}_{12} &= G^k\gamma^k{}_{12} \end{aligned} \tag{3}$$

여기서 $\varepsilon_1{}^k$, $\varepsilon_2{}^k$, $\gamma_{12}{}^k$는 주재료방향 변형률이다.

식 (3)으로부터 k번째 층의 상당응력은 다음과 같다.

$$\sigma^k{}_e = [(\sigma^k{}_1)^2 + (\sigma^k{}_2)^2 - \sigma^k{}_1\sigma^k{}_2 + 3(\tau^k{}_{12})^2]^{1/2} \tag{4}$$

2.2 좌굴해석

좌굴변형시 변형에너지와 일은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} U &= \frac{1}{2}\int_0^{ymax}\int_0^{xmax}[\varepsilon^b]^T[C^b][\varepsilon^b]dxdy \\ W &= \frac{1}{2}\int_0^{ymax}\int_0^{xmax}[N_x(w^b_{,y})^2 + N_y(w^b_{,x})^2 \\ &\quad + 2N_{xy}w^b_{,x}w^b_{,y}]dxdy \end{aligned} \tag{5}$$

x, y, z축방향 변위성분은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} u &= An^2m[\sin(ny-mx)+\sin(ny+mx)] \\ v &= Bn[\sin(ny-mx)-\sin(ny+mx)] \\ w &= C[\cos(ny-mx)-\cos(ny+mx)] \end{aligned} \tag{6}$$

전포텐셜에너지 Π를 구하면 다음과 같다.

$$\Pi(=U-W) = [u, v, w]\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}\begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \tag{7}$$

여기서 a_{ij}는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} a_{11} &= (C_{11}m^2 + C_{33}n^2)m^2n^4 \\ a_{12} &= -(C_{12}+C_{33})m^2n^4 \\ a_{13} &= -C^b_{14}m^4n^2 \\ a_{22} &= (C_{22}n^2 + C_{33}m^2)n^2 \\ a_{23} &= C^b_{25}n^4 \\ a_{33} &= [2C^b_{44}m^2/n^2 + 2(C^b_{45} + 2C^b_{66}) \\ &\quad + C^b_{55}n^2/m^2]m^2n^2 \end{aligned} \tag{8}$$

식 (7)에 최소포텐셜에너지원리를 적용하면 4변이 단순지지인 경우의 좌굴하중계수는 다음과 같다.

$$\lambda_j = \frac{a_{33} + \dfrac{2a_{12}a_{13}a_{23} - a_{22}a_{13}^2 - a_{11}a_{23}^2}{a_{11}a_{22} - a_{12}^2}}{-(N_{xj}m^2 + N_{yj}n^2 + 2N_{xyj}mn)} \qquad (9)$$

3. 수 치 예

3.1 해석모델

본 논문에서는 복합적층 원통형패널에 축압축하중이 작용하는 경우 길이대 반경비의 변화에 따른 설계변수들의 영향을 검토한다.

사용된 복합재료는 에폭시 수지계에 탄소섬유를 함침시킨 USN150이며, 적층구조는 skin의 경우 $[0/\pm\theta/90]_s$, 보강재의 경우 $[0/\pm 0/90]_s$와 같이 대칭적층으로 재료적 성질과 기하학적 성질은 다음과 같다.

$E_{11} = 123.6$ GPa

$E_{22} = 9.65$ GPa

$G_{12} = 5.38$ GPa , $\nu_{12} = 0.33$

$R = 120$ mm , $t = 1.2$ mm

길이대 반경비를 L/R=1, 3, 5, 7로 변화시켜 해석하고, 수치해석을 위한 컴퓨터 프로그램은 FOTRAN77로 작성하였으며 그 흐름도는 Fig. 3과 같다.

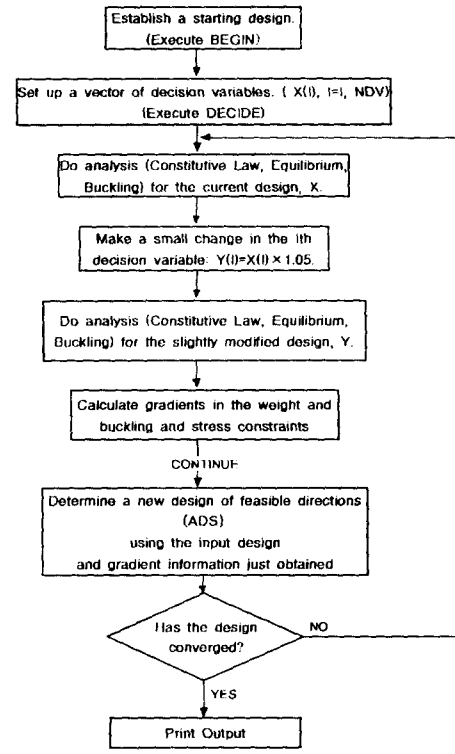

Fig. 3 Flow diagram for the minimum weight design of stiffened laminated composite panel

4. 결과 및 검토

Fig. 4는 원통형패널의 길이대 반경비의 변화에 따른 목적함수의 수렴도를 나타낸다.

Fig. 5는 원통형패널의 최소중량화설계 결과에 따른 변형전 원통형패널형상을 나타내고, Fig. 6은 고유모드의 변화에 따른 좌굴모드형상을 나타낸다.

Fig. 7~12는 보강된 복합적층 원통형패널의 경우 유한차분에너지법을 이용한 선형 및 비선형 좌굴이론에 의하여 길이대 반경비의 변화에 따라 산정된 최소중량화설계변수, skin의 두께 t_{sk}, 보강재의 두께 t_s, 폭 d_s 및 간격 l_s, 복합적층각 θ 그리고 목적함수인 최소중량 W를 각각 보여주고 있다. 그림으로부터 복합적층각을 제외한 설계변수 t_{sk}, t_s, d_s, l_s 등은 선형 및 비선형 좌굴이론에 대하여 다소 차이는 있으나 길이대 반경비의 증가에 따라 증가하는 것을 알 수 있다.

5. 결 론

본 논문에서는 직사각형단면의 길이방향 보강재로 보강되고 복합재료 USN150으로 만들어진 복합적층 원통형패널에 대하여 길이대 반경비의 변화에 따른 좌굴하중계수를 유한차분에너지법을 이용한 선형 및 비선형 좌굴이론과 비선형 탐색 최적설계기법인 ADS를 사용하여 좌굴에 대한 최소중량화설계 해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1)축압축하중이 작용하는 보강된 등방성 및 복합적층 원통셸의 최소중량화설계에 대한 본 연구결과는 기존 연구결과와 거의 유사한 값을 나타내어 그 타당성이 입증되었다.

(2)길이대 반경비의 변화에 따른 좌굴하중계수를 유한차분에너지법을 이용한 선형 및 비선형 좌굴이론에 의하여 각각 산정하고, 좌굴에 대한 최소중량화 설계변수 및 설계여유 등을 구하고 좌굴모드형상도 구하였다.

(3)원통형패널의 최소중량화 설계변수는 선형 및 비선형 좌굴이론에 따라 다소 차이는

있으나, 길이대 반경비의 증가에 따라 증가하고, 복합적층각은 길이대 반경비의 변화에 매우 민감함을 알 수 있다.

(4)본 연구결과는 향후 여러 가지 작용하중 및 보강형태에 따른 보강된 복합적층 구조물의 좌굴거동에 대한 해석에 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. Simites, G.J. and Ungbhakorn, V., "Minimum Weight Design of Stiffened Cylinders under Axial Compression," AIAA Journal Vol. 13, No. 6, pp. 750-755, 1975.
2. Simites, G.J. and Ungbhakorn, V., "Minimum Weight Design of Stiffened Cylinders under Axial Compression with and without Lateral Pressure," Computer & Structure, Vol. 8, pp. 19-30, 1975.
3. Pappas, M. and Amba-Rao, C.L., "A Direct Search Algorithm for Automated Optimum Structural Design," AIAA Journal Vol. 9, pp. 387-393, 1971.
4. Pappas, M. and Allentuch, A.,"Pressure Hull Optimization Using General Instability Equation Admitting More Than One Longitudinal Buckling Half-Wave," Journal of Research, Vol. 19, pp. 18-22, 1975.
5. Anderson, M.S. and Stroud, W.J., "General Panel Sizing Computer Code and Its Application to Composite Structural Panels," AIAA Journal, Vol. 17, pp. 892-897, 1979.
6. Zoutendijk, G., Method of Feasible Direction, Elsevier Publishing Co., Amsterdam. 1960.
7. Vanderplaats, G.N., "CONMIN - A FORTRAN Program for Constrainted Function Minimization," NASA TM X-62-282, version updated in March 1975, Ames Research Center, Moffett Field, CA. 1973.
8. Agarwal, B.L., and Sobel, L.H., "Weight Comparisons of Optimized Stiffened , Unstiffened, and Sandwich Cylindrical Shells," J. Aircraft, Vol. 14, No. 10, pp. 1000-1008, 1977.
9. Dickson, J.N., Biggers, S.B. and Wang, T.S., "A Preliminary Design Procedure for Composite Panels with Open-Section Stiffeners Loading in the Post-buckling Range," In Advanture in Composite Material, Vol. 1, pp. 812-825, 1980.
10. D. Bushnell, "PANDA-Interactive Program for Minimum Weight Design of Stiffened Cylindrical Panel and Shells", Computers and Structures, Vol. 16, pp. 167-185, 1983.
11. D. Bushnell, Theoretical Basis of the PANDA Computer Program for Preliminary Design of Stiffened Panel under Combined In-Plane Loads", Computers and Structures, Vol. 27, No. 4, pp. 541-563, 1987.
12. Qiu, R., "Weight Optimization of Stiffened Cylinders under Axial Compression," Computers and Structures, Vol. 21, No. 5, pp. 945-952, 1985.

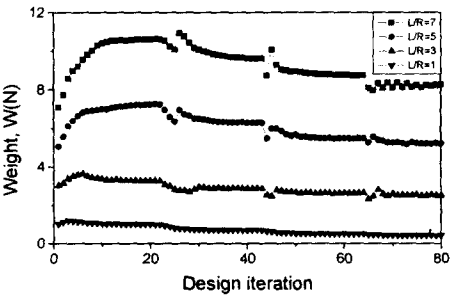

Fig. 4 Convergence curve of objective function(weight), W according to minimum weight design

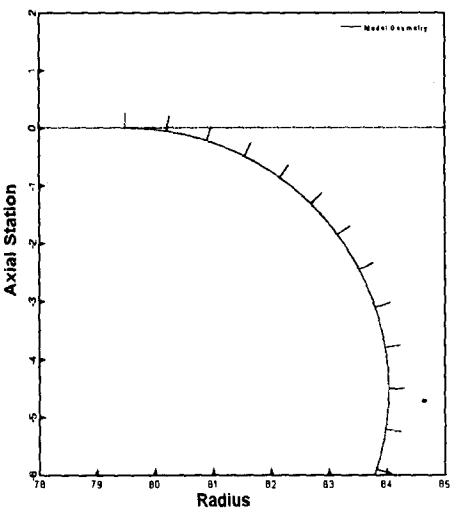

Fig. 5 Model geometry according to minimum weight design with axial length to radius L/R=1

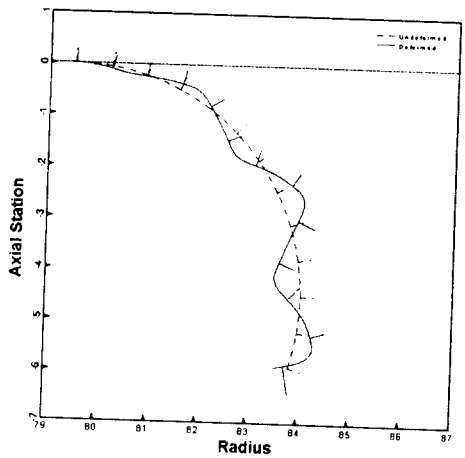

Fig. 6 Buckling mode shape according to the minimum weight design with axial length to radius L/R=1 when λ =1.947

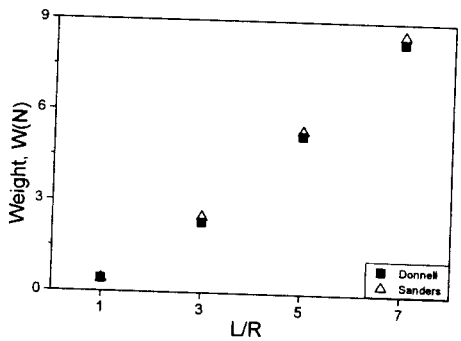

Fig. 7 Objective function(weight), W according to minimum weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory

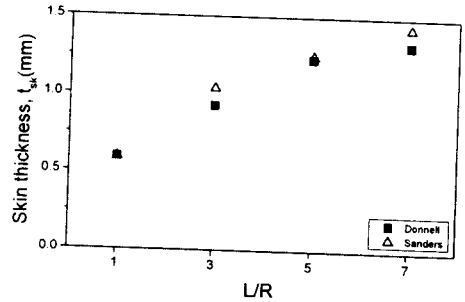

Fig. 8 Skin thickness, t_{sk} according to minimum weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory

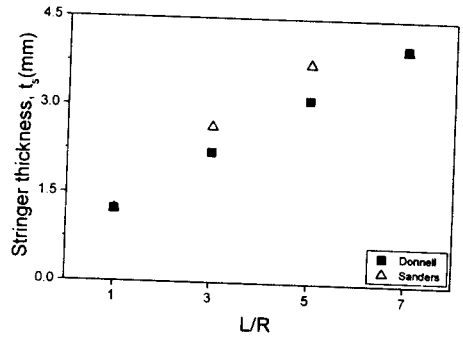

Fig. 9 Stringer thickness, t_s according to minimum weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory

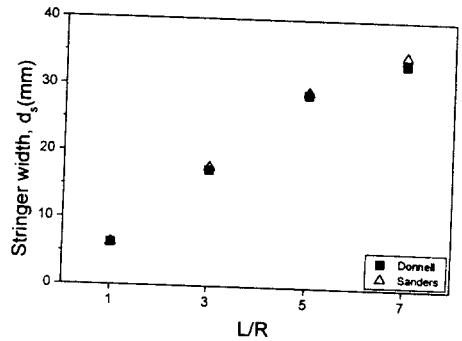

Fig. 10 Stringer width, d_s according to minimum weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory

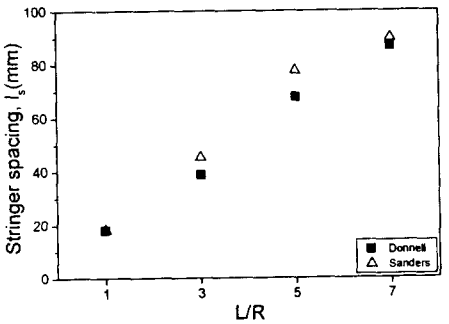

Fig. 11 Stringer spacing, l_s according to minimun weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory

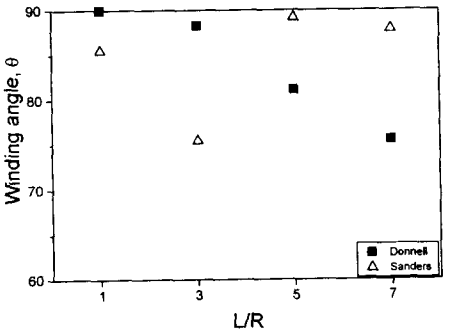

Fig. 12 Winding angle, θ according to minimum weight design by Donnell's linear and Sander's nonlinear deformation theory