

조합하중이 작용하는 복합적층 패널의 최소중량화설계

이종선*

(논문접수일 2005. 9. 9, 심사완료일 2006. 1. 4)

Minimum Weight Design of Laminated Composite Panel under Combined Loading

Jong-Sun Lee*

Abstract

Minimum weight design of laminated composite panel under combined loading was studied using linear and nonlinear deformation theories and by closed-form analysis and finite difference energy methods. Various buckling load factors are obtained for laminated composite panels with rectangular type longitudinal stiffeners and various longitudinal length to radius ratios, which are made from Carbon/Epoxy USN125 prepreg and are simply-supported on four edges under combined loading, and then for them, minimum weight design analyses are carried out by the nonlinear search optimizer, ADS. This minimum weight design analyses are constructed with various process such as the simple design process, test simulation process and sensitivity analysis. Subsequently, the buckling mode shapes are obtained by buckling and minimum weight analyses.

Key Words : Minimum Weight Design(최소중량화설계), Laminated Composite Panel(복합적층 패널), Combined Loading(조합하중), Length to Radius Ratio(길이대 반경비), Membrane Prebuckling(막전좌굴)

1. 서론

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 패널은 적절한 섬유방향과 적층순서의 선택에 의해 구조물의 좌굴에 대한 저항력을 향상시킬 수 있을 뿐만 아니라 사용목적에 따른 최소중량화설계가 가능하다.

* 대전대학교 컴퓨터응용기계설계공학과 (jongsun@daejin.ac.kr)
주소: 487-711 경기도 포천시 선단동 산 11-1

Simitses 등^(1,2)은 변화된 Simplex기법을 사용하여 조합하중이 작용하고 있는 보강된 원통셀의 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 PASC0를 개발하였으며, 이는 단축보강 복합적층평판 및 패널의 최소중량화설계에 널리 사용되고 있다. Agarwal 등⁽⁸⁾은 비선형 수학적기법을 사용하여 축압축하중이 작용하는 Graphite/epoxy의 복합적층원통셀의 최적화를 수행하였으며, Dickson⁽⁹⁾과 Bushnell^(10,11)은 CONMIN을 사용하고, Qiu⁽¹²⁾는 David-Fletcher-Powell 기법을 사용하여 보강된 복합적층패널과 원통셀의 최적설계 문제들을 후좌굴영역까지 확장 해석하였다.

본 논문에서는 복합적층 패널에 조합하중이 작용하며, 직사각형 단면의 길이방향 보강재로 보강되고, Carbon/Epoxy USN125 prepreg를 사용하였으며 경계조건으로는 4변 단순지지인 경우를 적용하였다.

복합적층 패널에 대하여 각종 좌굴하중계수(Buckling load factor)를 선형 및 비선형 좌굴이론(Linear and nonlinear theories)과 폐형해석(Closed-Form Analysis) 및 유한차분에너지법(Finite Difference Energy Method)에 의하여 각각 산정하고, 또한 유한차분에너지법의 경우는 국부후좌굴을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우를 비교하여 산정하였다.

이에 대한 최소중량화 설계해석을 비선형 탐색 최적설계기법인 ADS(Automated Design Synthesis)에 의해 수행하였다.

2. 이론

Fig. 1과 같이 복합재료로 제작되고 직사각형(R형) 단면의 보강재로 보강된 복합적층 패널에 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 패널의 좌굴하중은 보강재의 역학적 특성이 균배된 상태로 가정하여 산정한다.

2.1 전좌굴 해석

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

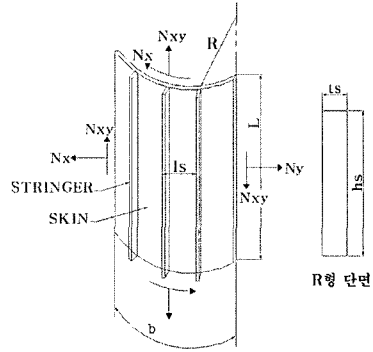


Fig. 1 Laminated composite panel with orthotropic stiffener

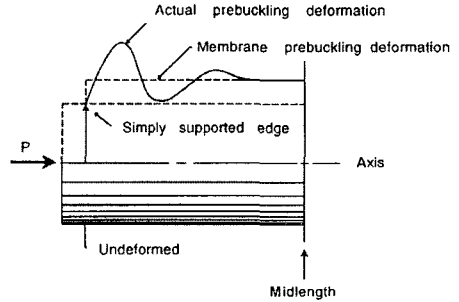


Fig. 2 Actual and membrane prebuckling deformation near the end of a simply supported panel

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_x^0 \\ \epsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} \quad (1)$$

여기서 C_{ij} 는 전좌굴 강성계수이다.

식 (1)로부터 복합적층 패널 skin의 길이 및 원주방향 합응력 N_{xsk} , N_{ysk} 와 길이방향 보강재의 축방향 합응력 N_{xs} 는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} N_{xsk} &= N_x - N_{rs}/l_s \\ N_{ysk} &= N_y \\ N_{rs} &= E_s \epsilon_x^0 t_s \end{aligned} \quad (2)$$

여기서 t_s 는 길이방향 보강재의 두께를 나타낸다. 복합적층 패널 k번째 층의 전좌굴 응력은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \sigma_{11}^k &= E_{11}^k \varepsilon_1^k + E_{12}^k \varepsilon_2^k \\ \sigma_{22}^k &= E_{12}^k \varepsilon_1^k + E_{22}^k \varepsilon_2^k \\ \tau_{12}^k &= G^k \gamma_{12}^k \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 $\varepsilon_1^k, \varepsilon_2^k, \gamma_{12}^k$ 는 주재료방향 변형률이다.
 식 (3)으로부터 k번째 층의 상당응력은 다음과 같다.

$$\sigma_c^k = [(\sigma_{11}^k)^2 + (\sigma_{22}^k)^2 - \sigma_{11}^k \sigma_{22}^k + 3(\tau_{12}^k)^2]^{1/2} \quad (4)$$

2.2 좌굴 해석

좌굴변형시 변형에너지와 일은 다음과 같다.

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

x, y, z축방향 변위성분은 다음과 같다.

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

전포텐셜에너지 Π 를 구하면 다음과 같다.

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

여기서 a_{ij} 는 다음과 같다.

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

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

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

3. 수치 예

3.1 해석모델

본 논문에서는 복합적층 패널에 축압축하중(axial compression)과 횡압력(lateral pressure)이 조합하중으로 작용하는 경우 길이대 반경비의 변화에 따른 설계변수들의 영향을 검토한다.

사용된 복합재료는 예측시 수치계에 탄소섬유를 함침시킨 USN125이며, 적층구조는 skin과 보강재의 경우 $[\pm 0/0/90]_s$ 같이 대칭적층으로 재료적 성질과 기하학적 성질은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} E_{11} &= 111 \text{Gpa}, E_{22} = 7 \text{Gpa} \\ G_{12} &= 4.7 \text{Gpa}, \nu_{12} = 0.28 \\ R &= 120 \text{mm}, t = 2.0 \text{mm} \end{aligned}$$

길이대 반경비를 $L/R=1, 3, 5$ 로 변화시켜 해석하고, 수치 해석을 위한 컴퓨터 프로그램은 FOTRAN 77로 작성하였으며 그 흐름도는 Fig. 3과 같다.

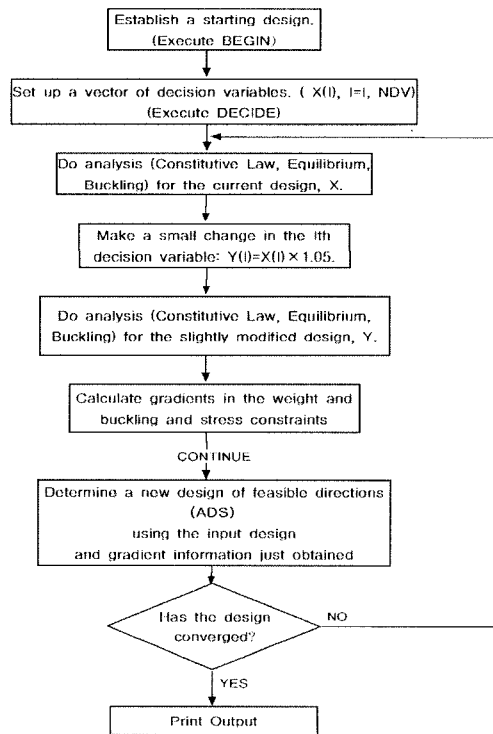


Fig. 3 Flow diagram for the minimum weight design

4. 결과 및 검토

Fig. 4는 복합적층 패널의 목적함수인 최소중량의 수렴도를 나타낸다. Fig. 5~6은 최소중량화설계 전후의 영향을 비교하기 위한 것으로서 Fig. 5는 설계전의 초기 패널형상, Fig. 6은 설계후의 패널형상이다. Fig. 7~8은 좌굴모드를 나타낸 것으로서 Fig. 7은 설계후의 전체좌굴모드형상, Fig. 8은 조합하중이 작용하지 않은 변형전 형상과 100kN/m의 조합하중이 작용할 때 변형 후 형상을 나타낸다.

Fig. 9~16은 보강된 복합적층 패널의 경우 비선형좌굴 이론과 폐형해석 및 유한차분에너지법에 의하여 길이대 변경

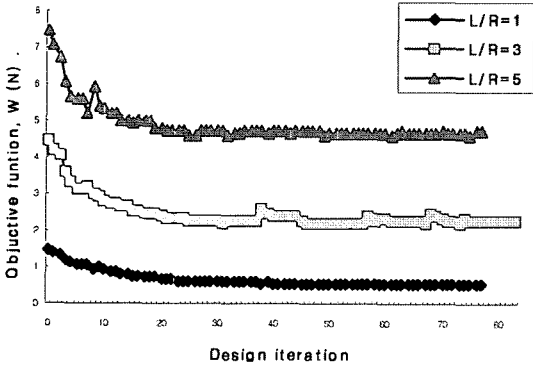


Fig. 4 Convergence curve of minimum weight, W according to minimum weight design

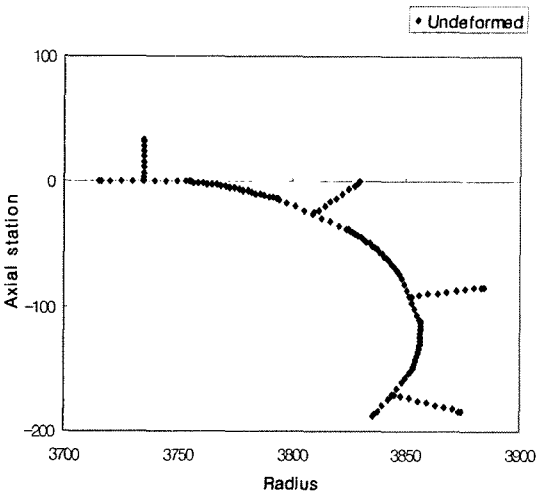


Fig. 5 Model geometry of a laminated composite panel before minimum weight design

비의 변화에 따라 산정된 최소중량화설계변수, 목적함수인 최소중량 W와 중방향 보강재의 폭 d_s , 보강재의 간격 l_s , 보강재의 높이 h_s , skin의 두께 t_{sk} , 보강재의 두께 t_s , skin의 복합적층각 θ_{sk} , 보강재의 복합적층각 θ_s 를 각각 보여주고

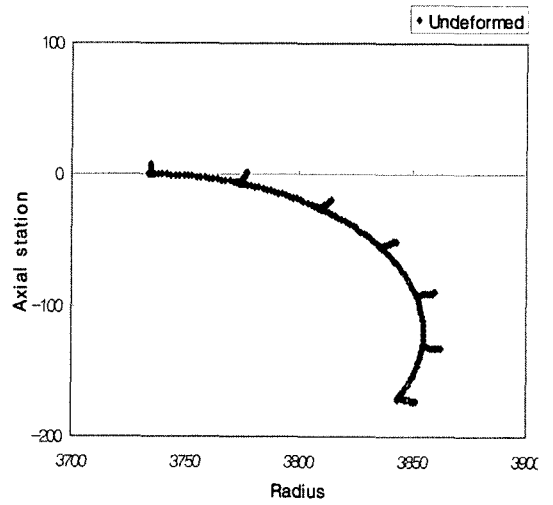


Fig. 6 Model geometry of a laminated composite panel according to minimum weight design

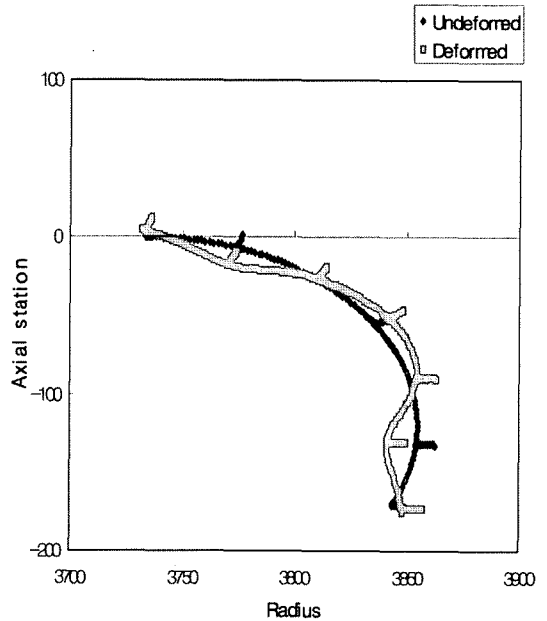


Fig. 7 Buckling mode shape for $\lambda = 5.05$ according to minimum weight design

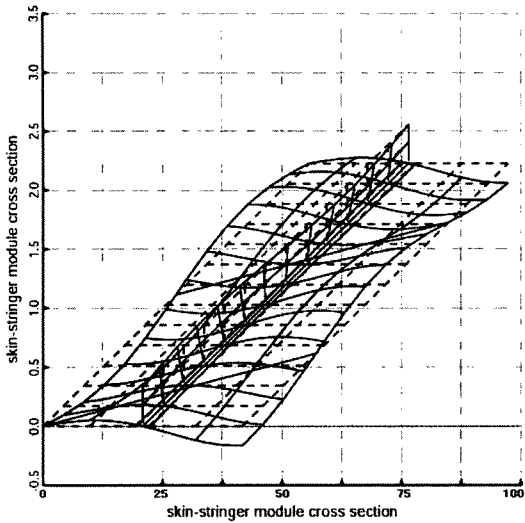


Fig. 8 Buckling mode shape according to minimum weight design

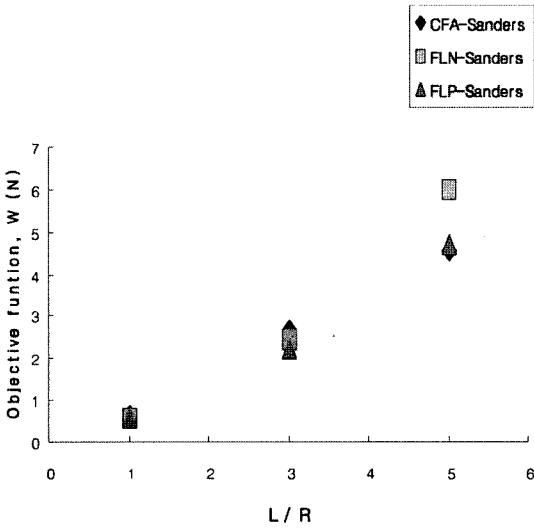


Fig. 9 Objective function(weight), W according to minimum weight design

있다. 그림으로부터 최소중량화설계에 따른 설계변수 W , l_s , h_s , t_{sk} , t_s , θ 등은 폐형해석(CFA) 및 국부후좌굴을 고려한 유한차분에너지법(FLP)과 국부후좌굴을 고려하지 않은 유한차분에너지법(FLN)에 의해 다소 차이는 있으나 길이대 반경비의 증가에 따라 증가하는 것을 알 수 있다. 그러나 설계변수 d_s 는 폐형해석 및 유한차분에너지법의 해석결과가

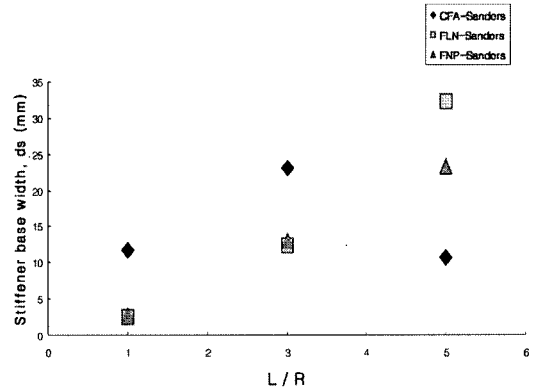


Fig. 10 Stiffener base width, d_s according to minimum weight design

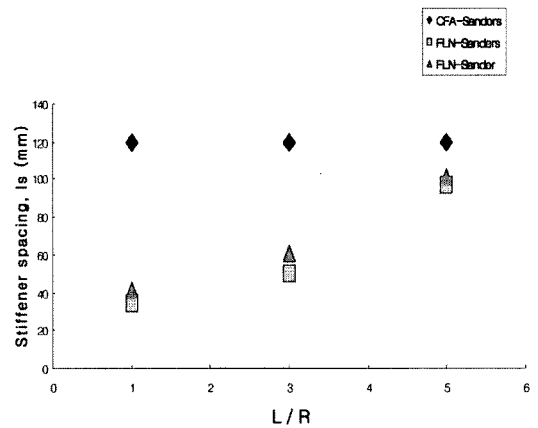


Fig. 11 Stiffener spacing, l_s according to minimum weight design

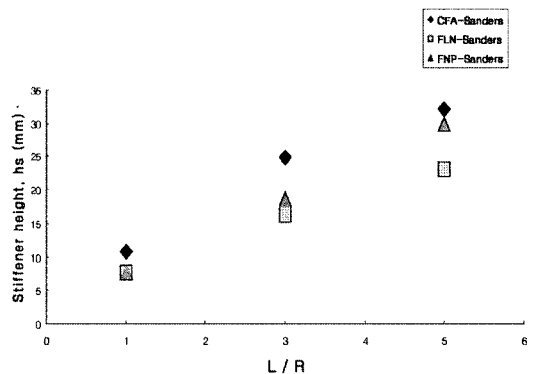


Fig. 12 Stiffener height, h_s according to minimum weight design

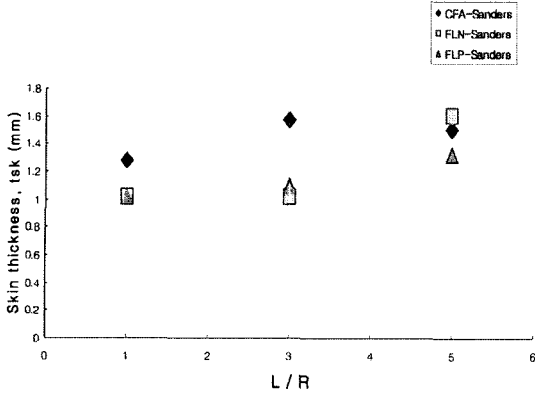


Fig. 13 Skin thickness, t_{sk} according to minimum weight design

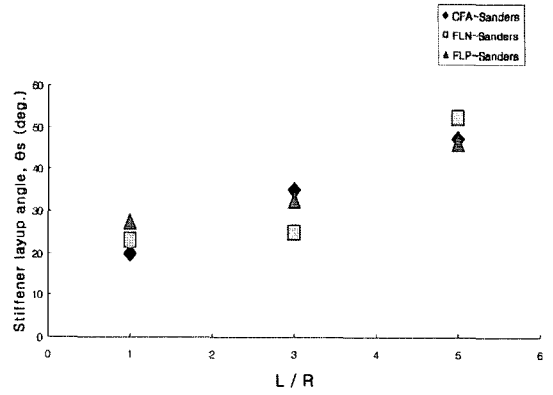


Fig. 16 Stiffener layup angle, θ_s according to minimum weight design

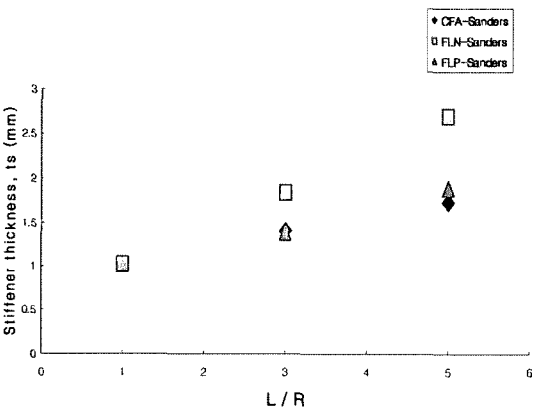


Fig. 14 Stiffener thickness, t_s according to minimum weight design

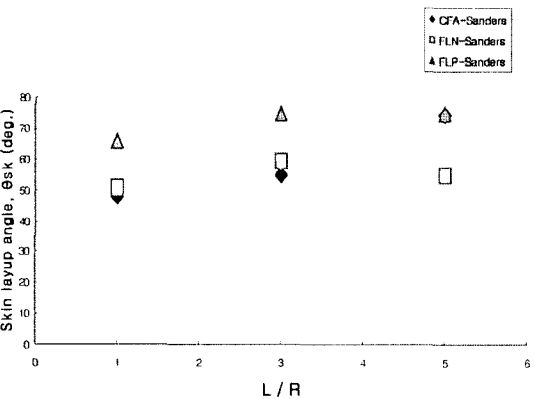


Fig. 15 Skin layup angle, θ_{sk} according to minimum weight design

차이가 있음을 알 수 있으며 설계변수 θ_{sk} 는 길이대 반경비의 변화에 따라 거의 변화가 없음을 알 수 있다. 또한 목적함수 W 는 국부후좌굴을 고려한 경우가 고려하지 않은 경우보다 중량감소 효과가 있음을 알 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 복합적층 패널에 조합하중이 작용하는 경우 길이대 반경비의 변화에 따라서 좌굴하중계수를 선형 및 비선형 좌굴이론과 폐형해석 및 유한차분에너지법에 의하여 산정하고 비선형 탐색 최적설계기법인 ADS를 사용하여 좌굴에 대한 최소중량화 설계해석을 수행하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

- (1) 복합적층 패널에 조합하중이 작용하는 경우 각종 좌굴하중계수를 산정하였으며 좌굴에 대한 최소중량화 설계변수 및 설계여유 등을 구하고 좌굴모드 현상도 구하였다.
- (2) 목적함수 W 는 길이대 반경비에 따라 증가하는 것을 알 수 있으며, 폐형해석 및 유한 차분에너지법에 의한 결과가 다소 차이는 있지만 유사한 값을 갖는다는 것을 알 수 있다. 또한, 유한차분에너지법에서 국부후좌굴을 고려한 경우가 중량감소에 더욱 효과적이라는 것을 알 수 있다.
- (3) 최소중량화설계에 따른 설계변수 W , h_s , θ_s , t_s 등은 다소 차이는 있으나 길이대 반경비의 증가에 따라 증가하는 것을 알 수 있다. 그러나 설계변수 d_s 는 폐형해석과 유한차분에너지법의 해석결과가 많은 차이가 있음을 알 수 있다.
- (4) 본 연구결과는 향후 복합적층 구조물의 최소중량화설계해석의 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

이 논문은 2005학년도 대전대학교 학술연구비지원에 의한 것임.

참 고 문 헌

- (1) Simites, G. J. and Ungbhakorn, V., 1975, "Minimum Weight Design of Stiffened Cylinders under Axial Compression," *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 6, pp. 750~755.
- (2) Simites, G. J. and Ungbhakorn, V., 1975, "Minimum Weight Design of Stiffened Cylinders under Axial Compression with and without Lateral Pressure," *Computer & Structure*, Vol. 8, pp. 19~30.
- (3) Pappas, M. and Amba-Rao, C. L., 1971, "A Direct Search Algorithm for Automated Optimum Structural Design," *AIAA Journal* Vol. 9, pp. 387~393.
- (4) Pappas, M. and Allentuch, A., 1975, "Pressure Hull Optimization Using General Instability Equation Admitting More Than One Longitudinal Buckling Half-Wave," *Journal of Research*, Vol. 19, pp. 18~22.
- (5) Anderson, M. S. and Stroud, W. J., 1979, "General Panel Sizing Computer Code and Its Application to Composite Structural Panels," *AIAA Journal*, Vol. 17, pp. 892~897.
- (6) Zoutendijk, G., 1960, *Method of Feasible Direction*, Elsevier Publishing Co., Amsterdam.
- (7) Vanderplaats, G. N., 1973, "CONMIN - A FORTRAN Program for Constrained Function Minimization," NASA TM X-62-282, version updated in March 1975, Ames Research Center, Moffett Field, CA.
- (8) Agarwal, B. L. and Sobel, L. H., 1977, "Weight Comparisons of Optimized Stiffened, Unstiffened, and Sandwich Cylindrical Shells," *J. Aircraft*, Vol. 14, No. 10, pp. 1000~1008.
- (9) Dickson, J. N., Biggers, S. B. and Wang, T. S., 1980, "A Preliminary Design Procedure for Composite Panels with Open-Section Stiffeners Loading in the Post-buckling Range," *In Adventure in Composite Material*, Vol. 1, pp. 812~825.
- (10) Bushnell, D., 1983, "PANDA-Interactive Program for Minimum Weight Design of Stiffened Cylindrical Panel and Shells," *Computers and Structures*, Vol. 16, pp. 167~185.
- (11) Bushnell, D., 1987, "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.
- (12) Qiu, R., 1985, "Weight Optimization of Stiffened Cylinders under Axial Compression," *Computers and Structures*, Vol. 21, No. 5, pp. 945~952.
- (13) Won, C. J., Lee, J. S. and Hong, S. J., 1998, "Optimal Design of Stiffened Laminate Composite Cylindrical Shells", *Transactions of KSMTE*, Vol. 7, No. 6, pp. 12~18.