



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공 학 석 사 학 위 논 문

복합소재 원통형 구조물의 붕괴좌굴
특성에 관한 연구



2021년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

조 선 해 양 시 스 템 공 학 과

이 승 건

공 학 석 사 학 위 논 문

복합소재 원통형 구조물의 붕괴 좌굴
특성에 관한 연구

지도교수 손 정 민

이 논문을 석사 학위논문으로 제출함.

2021년 2월

부 경 대 학 교 대 학 원

조 선 해 양 시 스 템 공 학 과

이 승 건

이승건의 공학석사 학위논문을 인준함.

2021년 2월 19일



위원장 공학박사 구 자 삼 (인)

위원 공학박사 김 동 준 (인)

위원 공학박사 손 정 민 (인)



목 차

그림 목록.....	iii
표 목록.....	v
기호 설명.....	vii
영문 초록.....	ix
 I. 서론.....	 1
 II. 유한요소 해석법.....	 3
1. 선형 좌굴 해석.....	3
2. 비선형 좌굴 해석.....	4
3. 유한요소해석 및 좌굴 설계식.....	5
가. ABD 매트릭스.....	5
나. NASA SP-8007.....	6
다. ASME 2007.....	7
라. ANSYS ACP.....	8

III. 유한요소해석 타당성 검증.....	9
1. 알루미늄 실린더.....	9
2. 복합재 판(8-Layer).....	13
3. 복합소재 원통형 구조물.....	17
IV. 붕괴 좌굴 하중 해석.....	20
1. 동일 제원에서의 붕괴 좌굴하중.....	20
2. 적층두께 변경 시 붕괴 좌굴하중.....	28
가. 동일 중량.....	28
나. 동일 강도.....	29
3. 적층비율 변경 시 붕괴 좌굴하중.....	37
V. 결론 및 고찰.....	42
참고 문헌.....	43

그림 목록

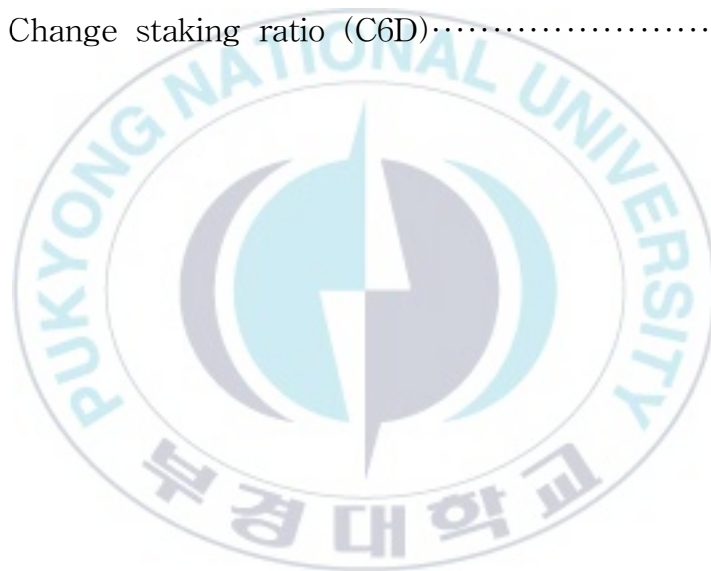
Fig. 1 Pressure hull and non-pressure hull on the submarine··	2
Fig. 2 Order of definition of composite stacking information····	8
Fig. 3 Overall analysis sequence··········	8
Fig. 4 Aluminum cylinder model··········	10
Fig. 5 Boundary & loading conditions········	11
Fig. 6 Comparison results··········	11
Fig. 7 FEM model··········	12
Fig. 8 Experiment model··········	12
Fig. 9 Stackup method··········	13
Fig. 10 Geometrical parameter··········	14
Fig. 11 Boundary & loading conditions········	14
Fig. 12 Displacement··········	14
Fig. 13 Normal stress σ_{11} ··········	15
Fig. 14 Normal stress σ_{22} ··········	15
Fig. 15 Shear stress σ_{12} ··········	16
Fig. 16 Shear stress σ_{13} ··········	16
Fig. 17 Stackup method ($-30^\circ/-30^\circ/30^\circ/30^\circ/90^\circ$)········	17
Fig. 18 Boundary condition··········	18
Fig. 19 Loading condition··········	18
Fig. 20 Comparison result··········	19

Fig. 21 Stackup method·····	22
Fig. 22 Boundary condition·····	23
Fig. 23 Loading condition·····	23
Fig. 24 Comparison results ($-15^{\circ}/15^{\circ}/90^{\circ}$)·····	24
Fig. 25 Comparison results ($-30^{\circ}/30^{\circ}/90^{\circ}$)·····	25
Fig. 26 Comparison results ($-45^{\circ}/45^{\circ}/90^{\circ}$)·····	25
Fig. 27 Comparison results ($-60^{\circ}/60^{\circ}/90^{\circ}$)·····	26
Fig. 28 Comparison results ($-75^{\circ}/75^{\circ}/90^{\circ}$)·····	26
Fig. 29 Comparison result to change stacking angle·····	27
Fig. 30 Comparison results to same weight model·····	29
Fig. 31 Change stacking thickness (C1A)·····	30
Fig. 32 Change stacking thickness (C2A)·····	30
Fig. 33 Change stacking thickness (C3C)·····	31
Fig. 34 Change stacking thickness (C4B)·····	31
Fig. 35 Change stacking thickness (C5C)·····	32
Fig. 36 Change stacking thickness (C6D)·····	32
Fig. 37 Change staking ratio (C1A)·····	37
Fig. 38 Change staking ratio (C2A)·····	38
Fig. 39 Change staking ratio (C3C)·····	38
Fig. 40 Change staking ratio (C4B)·····	39
Fig. 41 Change staking ratio (C5C)·····	39
Fig. 42 Change staking ratio (C6D)·····	40

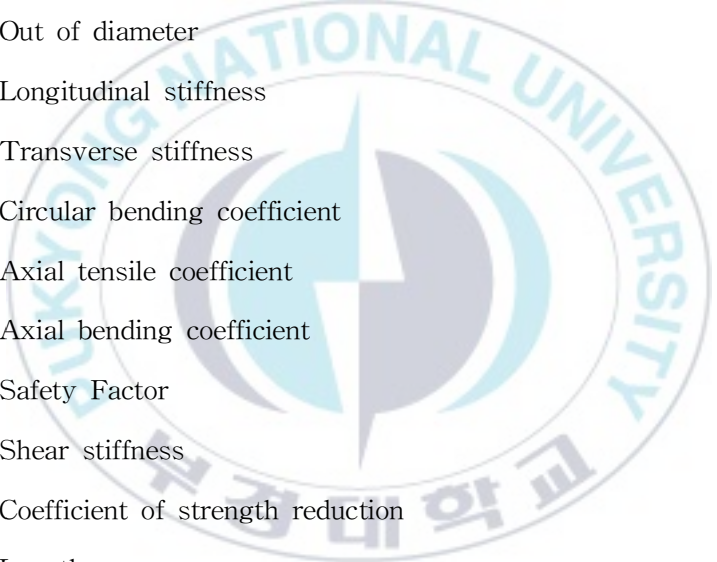
표 목 록

Table 1	Material properties	10
Table 2	Geometrical parameter of model	10
Table 3	Material properties	13
Table 4	Geometrical parameter	17
Table 5	Material properties	18
Table 6	Material properties	21
Table 7	Shell section thickness and half wave number	22
Table 8	Comparison result to change stacking angle	27
Table 9	Same weight thickness	28
Table 10	Change stacking thickness (C1A)	33
Table 11	Change stacking thickness (C2A)	33
Table 12	Change stacking thickness (C3C)	33
Table 13	Change stacking thickness (C4B)	34
Table 14	Change stacking thickness (C5C)	34
Table 15	Change stacking thickness (C6D)	34
Table 16	Comparison weight (C1A)	35
Table 17	Comparison weight (C2A)	35
Table 18	Comparison weight (C3C)	35
Table 19	Comparison weight (C4B)	35

Table 20 Comparison weight (C5C).....	36
Table 21 Comparison weight (C6D).....	36
Table 22 Change staking ratio (C1A).....	40
Table 23 Change staking ratio (C2A).....	40
Table 24 Change staking ratio (C3C).....	41
Table 25 Change staking ratio (C4B).....	41
Table 26 Change staking ratio (C5C).....	41
Table 27 Change staking ratio (C6D).....	41

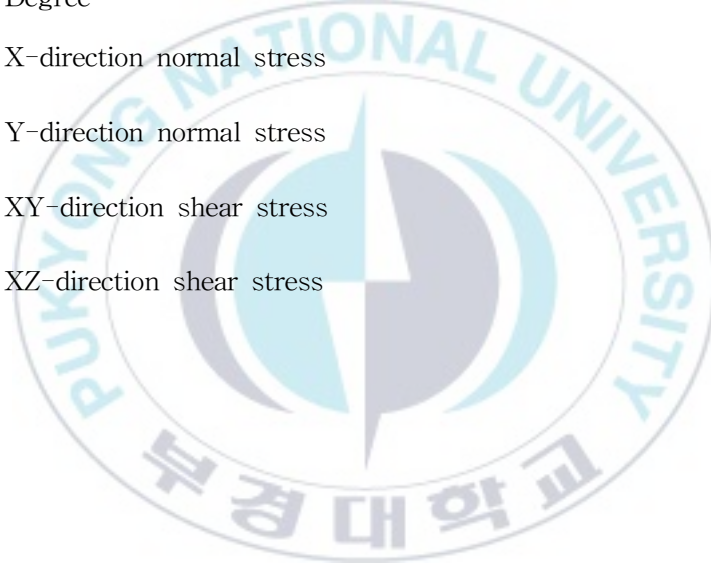


기호설명



A_{ij}	=	Laminate in-plane stiffness matrix
B_{ij}	=	Laminate coupling stiffness between stretching and bending matrix
C_{ij}	=	Coupling constants for orthotropic cylinders
D	=	Diameter
D_{ij}	=	Laminate bending stiffness matrix
D_0	=	Out of diameter
E_{11}	=	Longitudinal stiffness
E_{22}	=	Transverse stiffness
E_{hf}	=	Circular bending coefficient
E_{at}	=	Axial tensile coefficient
E_{af}	=	Axial bending coefficient
F	=	Safety Factor
G_{12}	=	Shear stiffness
kD	=	Coefficient of strength reduction
L	=	Length
l_e	=	Length of plug
m	=	Half waves number
n	=	Half waves number
P_a	=	Allowed Pressure
Q_{ij}	=	Reduced stiffness matrix for each material used in th laminate
$\overline{Q}_{ij}$	=	Transformed reduced stiffness matrix for each ply
R	=	Out of radius

t	= Thickness
v_x	= Axial bending Poisson's ratio
v_y	= Circumferential bending Poisson's ratio
v_{12}	= Poisson's ratio
Z_p	= Coefficient of strength reduction
z_k	= Vertical position in th ply from the midplane
γ	= Damping coefficient applied with experimental results
θ	= Degree
σ_{11}	= X-direction normal stress
σ_{22}	= Y-direction normal stress
σ_{12}	= XY-direction shear stress
σ_{13}	= XZ-direction shear stress



A Study on the Collapse Strength of Composite Cylindrical Structure

Seung Geon Lee

Department of Naval and Marine System Engineering, The Graduate School,
Pukyong National University

Abstract

With the recent trends of increasing submarine operating in deep-sea environment, several research has been actively carried out to secure their stability and structural intensity with lower weight. The submarine as a pressure hull structure should resist many restrictions on loadings due to increase of depth, such as external pressure. Increasing external pressure requires shell structure with a larger radius or length than their thickness. Therefore buckling phenomenon is a main concern of submarine design.

In this study, buckling collapse characteristics of composite cylindrical structure were examined. First of all, numerical methods using ANSYS and ANSYS Composit Pre-post (ACP) were validated by comparing the experimental models: Aluminum cylinder, 8-layer plate and composite cylinder. Second, aluminum and composite cylinder models were compared to the same strength and weight. Also, comparison with design codes (NASA, ASME) for cylinder composed of composite material was included. Lastly, several case studies were performed to investigate the effect of stacking angle, stacking ratio. As a result of the study, the smaller the angle, and the larger the stacking ratio, the greater the collapse pressure value.

I. 서론

최근 심해 해양환경에서 운항하는 수중 운동체의 잠항 깊이가 점차 증가하는 추세에 따라 수중 운동체의 중량을 낮추고 강도를 높이기 위한 연구가 활발히 진행되고 있다. 최근 외압을 받는 잠수함 압력선체의 구조설계 경향은 최종강도를 기준으로 수행하고 있기에 작용응력이 항복응력을 초과하는 것을 허용하고 있다. 또한 잠항수심을 증가시키기 위하여 고풍복강 또는 HSLA 강 (High strength low alloy steel) 등을 사용하고 있으며 잠수함의 중량 최소화를 위한 최적 설계를 수행하는 추세이다. 수중 외부압력에 노출되어있는 압력 선체구조(Fig. 1)는 잠항의 깊이를 증가시키기 위하여 구조부재치수를 얇게 가져가기위해 사용응력이 증가하여 파손에 대한 위험도가 증가한다. 특히 두께에 비해 반경이나 길이가 큰 원통형 셸 구조물이 정수압과 같은 외압을 받게 될 경우, 고유 강정보다 훨씬 낮은 압력에서 좌굴이 발생하게 되어 구조적으로 치명적인 문제가 발생할 수 있다. 1963년 미 해군 잠수함 USS Thresher가 잠항시험을 하던 도중 수심 800ft 밑으로 내려갔을 때 선체가 파손되면서 129명이 사망한 사건이 있었다. 이후, 수중압력선체의 강도를 향상시키기 위해 많은 연구들이 진행되어 왔고, 최근에는 복합소재를 이용한 연구들이 활발히 진행되고 있다. 일반적으로 원통형 구조물에서 좌굴하중을 향상시키기 위하여 경계조건이나, 곡률반경을 변경하거나 재료 자체를 다른 것으로 대체하는 방법 등을 사용한다. 수지에 섬유를 함침 시킨 섬유강화 복합재료로 만들어진 원통 셸에서는 보강 섬유의 방향이나 적층순서의 변화에 의해서 구조물의 유효강성이나 강도를

변화시킬 수 있다. 따라서 방식의 선택에 따라 좌굴하중을 향상시킬 수 있을 뿐 아니라 필요특성을 갖도록 최적설계를 할 수 있게 된다.

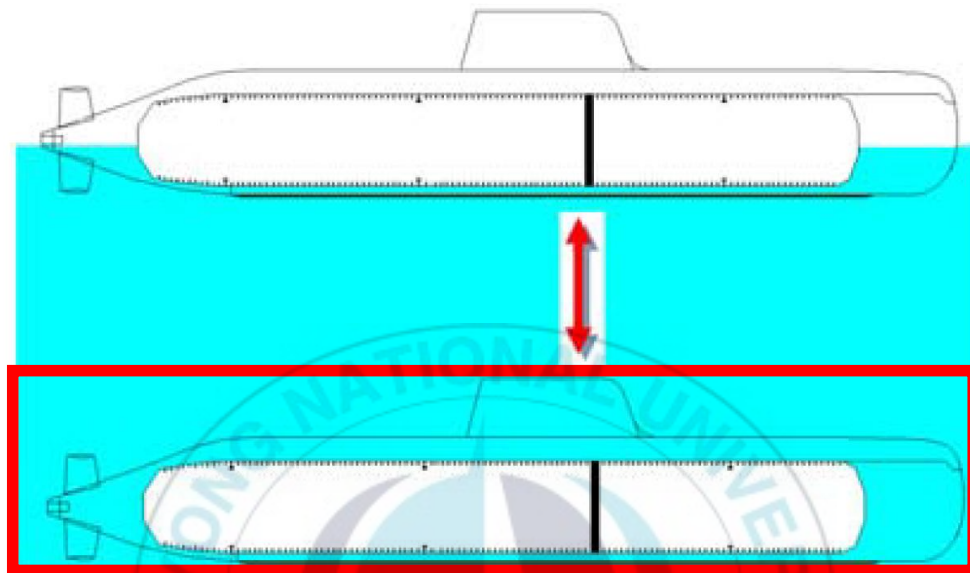


Fig. 3 Pressure hull and non-pressure hull on the submarine
(Kim, et al., 2010)

또한 설계 단계에서 선체의 재질이 등방성 고강도강일 때 압력선체의 강도를 추정하기 위한 간이좌굴식이나 유한요소 해석을 이용한 수치해석법으로 모델링하여 좌굴모드와 강도를 구하고 있다. 이에 본 연구에서는 초기 결함을 가진 알루미늄 원통형 구조물과 복합소재 원통형 구조물의 좌굴 붕괴 거동을 비교하고 복합재료 유한요소 해석프로그램 ANSYS Composite Pre-post (ACP)를 이용하여 기존의 실험결과와 기타 유한요소 해석프로그램을 이용한 결과를 비교, 정확성을 검증한다. 또한 기존에 제시된 간이 좌굴 식들과 유한요소해석결과를 이용하여 각 방법에 따른 붕괴 압력을 비교하고 복합재료의 적층각도와 적층두께의 변화에 따른 붕괴좌굴 거동특성을 살펴 복합소재 원통형 구조물의 외부 압력 하 붕괴 좌굴특성을 연구한다.

II. 유한요소 해석법

1. 선형 좌굴 해석

유한요소 해석 시 비선형 좌굴해석의 좌굴형태는 여러 가지의 형태로 발생하게 된다. 이러한 좌굴의 형태를 모드별로 파악할 수 있는 해석이 선형(고유치) 해석이다. 이러한 선형해석에 의한 모드 값은 좌굴과 연관 짓게 되면 선형좌굴계수가 된다. 예시로 1 MPa의 압력을 원통 쉘의 표면에 적용하여 선형해석을 수행하였을 때 모드 값이 5가 나왔다면 이 모드 값은 선형 좌굴계수가 되며, 주어진 압력 1 MPa에 곱하게 되면 이는 선형 좌굴 압력이 된다. 하지만 이러한 선형좌굴계수는 원통 쉘의 형상과 관련되어 나타나므로 처음에는 1 MPa 대신에 0.5 MPa를 주게 되면 선형 좌굴계수는 10이 나오게 되며 결국 처음과 같이 5 MPa의 선형 좌굴 압력을 얻게 된다. 따라서 선형 해석 시 주어지는 하중은 기본적으로 1로 정의된다. 그리고 선형 해석은 원하는 모드의 수를 조절하여 나타낼 수 있다. 하지만 이러한 모드가 증가 될수록 선형좌굴계수는 증가하게 된다. 즉 첫 번째 모드의 선형 좌굴계수가 가장 작고 이때의 선형좌굴계수에 의한 선형좌굴압력이 가장 작은 값이다. 발생하는 좌굴 형태는 다양하지만 가장 작은 좌굴 압력을 나타내는 첫 번째 모드에 대한 고유치 해석만을 수행하여 비교한다.

2. 비선형 좌굴 해석

구조물의 좌굴 붕괴 해석 시 선형좌굴 해석만으로는 좌굴을 정확하게 예측할 수 없다. 그리고 실제 제작되는 선체는 제작시의 오류로 인한 잔류응력 등의 초기결함을 지니고 있으며, 수중 운동체의 운행 시에 높은 압축하중이 내압선체에 작용하면 구조부재의 변형으로 인한 기하학적 비선형 및 선체 재료의 비선형이 나타나 해석상의 예기치 못한 변수로 작용한다. 선형 좌굴해석은 비선형 해석을 이용한 기하 비선형을 고려하지 않기 때문에 실제보다 작은 하중 하에 좌굴이 발생하는 결과를 가져온다. 또한 좌굴이 발생하여 안전성을 잃어버리는 경우에도, 선형 좌굴해석에서는 좌굴 하중이 더 이상 증가하지 않고 재료의 강도가 충분하다면 좌굴이 발생하더라도 선형좌굴해석은 구조적인 건전성을 유지 할 수 있다 평가한다.

이에 선형 좌굴을 기초로 평가하되, 비선형 좌굴해석과 강도평가를 이용하여 구조물의 건전성을 확인하는 과정을 거친다. 유한요소법을 이용하여 비선형 좌굴을 수행하는 방법으로 대체적으로 초기 결함 법을 사용하고 있다. 초기 결함 법은 선형 좌굴모드와 같은 형상의 미소한 변형을 초기조건으로 부여하여, 이에 대한 비선형 구조해석을 수행한 후 하중-변위 관계를 구한 뒤, 계수를 이용하여 초기결함을 부여한 후, 비선형 대변형 해석을 진행하여 하중이 도달할 수 있는 최대값을 찾는 방법으로 본 연구에서는 Arc-length 법을 이용하여 하중-변위 곡선을 추적해 최종강도 이후의 거동인 제하경로를 찾아 좌굴 하중을 고려하였다.

3. 유한요소해석 및 좌굴 설계식

대부분의 연구는 유한요소해석을 통해 복합소재 원통형 구조물의 최종강도를 추정하고 상대적으로 높은 정확도의 강도 추정이 가능한 반면, 설계와 해석과정에 많은 시간과 노력이 소요되는 결점이 존재한다. 이에 복합소재 원통형 구조물을 빠른 시간 내에 설계하기 위해 여러 가지 간이 좌굴식들이 제시되었다. 본 연구에서는 NASA SP-8007식 (NASA, 1967)과 ASME 2007식 (ASME, 2007)을 간이 좌굴 식으로 다루고, 상용프로그램인 ANSYS의 복합소재 해석프로그램 ANSYS Composite Pre-post (ACP)를 이용하여 유한 요소 해석을 진행하였다.

가. ABD 매트릭스

ABD 매트릭스는 6×6 매트릭스로 복합재에 적용된 하중과 변형률을 연결하는 역할을 한다. 이는 기본적으로 복합재 전체의 탄성특성을 정의한다. 이를 통해 얻은 계수들이 NASA SP-8007과 ASME 2007에 사용된다. 첫 번째로 적층에 사용되는 각 재료에 대해 감소된 강성 매트릭스를 계산한다 (적층에 하나의 복합재료를 사용하는 경우 강성 매트릭스는 1개만 존재한다). 강성 매트릭스는 평면 하중에서 플라이의 탄성 거동을 설명한다. 두 번째로 각 플라이에 대해 감소된 강성 매트릭스와 섬유 각도를 기준으로 변환된 강성매트릭스를 계산한다. 세 번째로 A, B, D 행렬을 계산한다. 여기서 z 는 측정된 중간 평면에서 플라이의 수직 위치를 나타낸다.

$$Q_{ij} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \quad Q_{11} = \frac{E_{11}^2}{E_{11} - v_{12}^2 E_{22}} \quad Q_{22} = \frac{E_{11} E_{22}}{E_{11} - v_{12}^2 E_{22}}$$

$$Q_{12} = \frac{v_{12} E_{11} E_{22}}{E_{11} - v_{12}^2 E_{22}} \quad Q_{66} = G_{12}$$

$$\overline{Q_{11}} = Q_{11} \cos(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{22} \sin(\theta)^4$$

$$\overline{Q_{12}} = \overline{Q_{21}} = Q_{12} (\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4) + (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2$$

$$\overline{Q_{16}} = \overline{Q_{61}} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta) - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3$$

$$\overline{Q_{22}} = Q_{11} \sin(\theta)^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{22} \cos(\theta)^4$$

$$\overline{Q_{26}} = \overline{Q_{62}} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta) \sin(\theta)^3 - (Q_{22} - Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^3 \sin(\theta)$$

$$\overline{Q_{66}} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \cos(\theta)^2 \sin(\theta)^2 + Q_{66} (\cos(\theta)^4 + \sin(\theta)^4)$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n Q_{ij_n} (z_k - z_{k-1}) \quad ABD = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix}$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n Q_{ij_n} (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n Q_{ij_n} (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

나. NASA SP-8700

NASA SP-8700 간이 좌굴식은 다음과 같다.

$$P_a = \frac{R}{F[n^2 + \frac{1}{2}(\frac{n\pi R}{L})^2]} \frac{\det \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix}}{\det \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} \\ C_{21} & C_{22} \end{bmatrix}}$$

$$\begin{aligned}
C_{11} &= A_{11} \left(\frac{m\pi}{L} \right)^2 + A_{66} \left(\frac{n}{R} \right)^2 \\
C_{12} &= C_{21} = (A_{12} + A_{66}) \left(\frac{m\pi}{L} \right) \left(\frac{n}{R} \right) \\
C_{13} &= C_{31} = \frac{A_{12}}{R} \left(\frac{m\pi}{L} \right) + B_{11} \left(\frac{m\pi}{L} \right)^3 + (B_{12} + 2B_{66}) \left(\frac{m\pi}{L} \right) \left(\frac{n}{R} \right)^2 \\
C_{22} &= A_{22} \left(\frac{n}{R} \right)^2 + A_{66} \left(\frac{m\pi}{L} \right)^2 \\
C_{23} &= C_{32} = (B_{12} + 2B_{66}) \left(\frac{m\pi}{L} \right)^2 \left(\frac{n}{R} \right) + \frac{A_{22}}{R} \left(\frac{n}{R} \right) + B_{22} \left(\frac{n}{R} \right)^3 \\
C_{33} &= D_{11} \left(\frac{m\pi}{L} \right)^4 + 2(D_{12} + 2D_{66}) \left(\frac{m\pi}{L} \right)^2 \left(\frac{n}{R} \right)^2 \\
&+ D_{22} \left(\frac{n}{R} \right)^4 + \frac{A_{22}}{R^2} + \frac{2B_{22}}{R} \left(\frac{n}{R} \right)^2 + \frac{2B_{12}}{R} \left(\frac{m\pi}{L} \right)^2
\end{aligned}$$

다. ASME 2007

ASME 2007 간이 좌굴식은 다음과 같다.

$$P_a = \frac{(kD) \cdot 0.8531 \cdot \gamma \cdot E_{hf}^{3/4} \cdot E_{at}^{1/4} \cdot t^{5/2}}{(1 - v_x v_y)^{3/4} \cdot L \cdot \left(\frac{D_0}{2} \right)^{3/2} \cdot F}$$

$$Z_P = \frac{E_{hf}^{3/2} \cdot E_{at}^{1/2}}{E_{af}^{2af}} (1 - v_x v_y)^{1/2} \cdot \frac{L^2}{\left(\frac{D_0}{2} t \right)}$$

$$v_x = - \frac{(ABD^{-1})_{5,4}}{(ABD^{-1})_{4,4}} \quad v_y = - \frac{(ABD^{-1})_{5,4}}{(ABD^{-1})_{5,5}}$$

$$E_{at} = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{A_{22}t} \quad E_{hf} = \frac{12}{t^3(ABD^{-1})_{5,5}} \quad E_{af} = \frac{12}{t^3(ABD^{-1})_{4,4}}$$

라. ANSYS ACP

본 연구에서는 ANSYS ACP를 이용하여 물성을 정의하고 유한요소모델을 구성하여 복합재의 적층정보를 정의하였다. 복합재 적층 정보 정의순서는 Fig. 2에 나타난 순서로 정의 되었으며 정의된 복합재를 정적해석환경에 연결하여 경계조건과 하중조건을 부여하였다. 그 후 Arc-Length 기법을 적용하여 비선형 대변형 효과를 고려, 해석을 진행하였다.

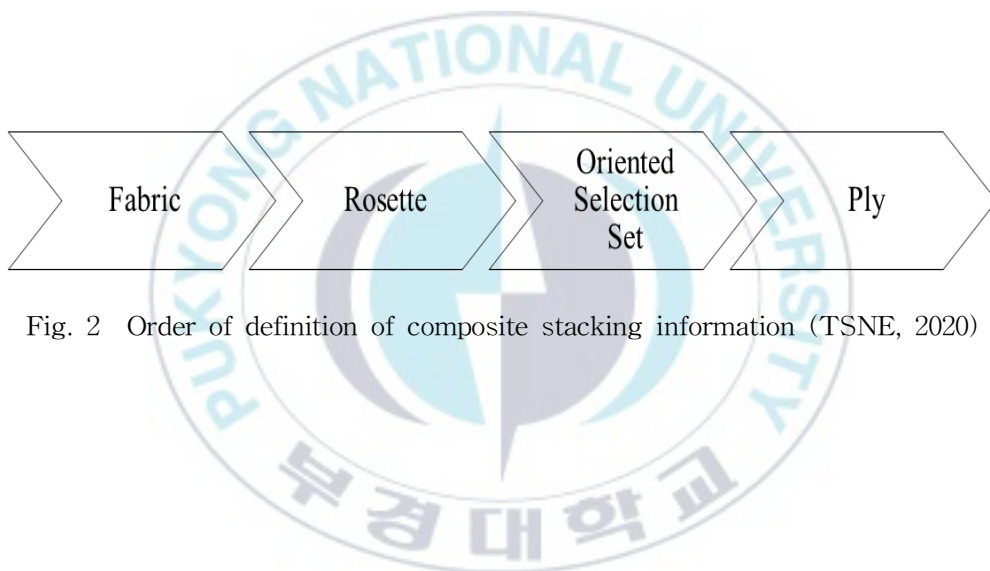


Fig. 2 Order of definition of composite stacking information (TSNE, 2020)

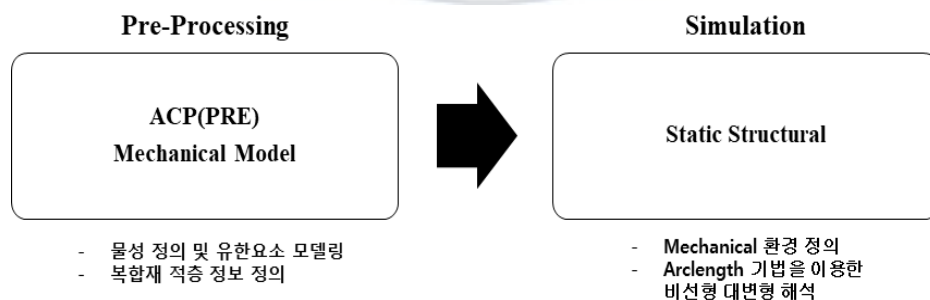


Fig. 3 Overall analysis sequence (TSNE, 2020)

Ⅲ. 유한요소해석 타당성 검증

본 장에서는 알루미늄으로 구성된 원형실린더를 이용한 모델과, 8개의 층을 가진 복합재 그리고 복합소재 원통형 실린더 모델을 사용, 세가지 케이스의 유한요소해석 결과를 이용하여 ANSYS ACP의 결과와 비교, 신뢰도와 정확도를 검증하였다.

1. 알루미늄 실린더

실제 구조물을 제작 시 열응력이나, 잔류응력 등 기타 세부요소로 인하여 구조물은 결함을 가지게 된다. 유한요소해석을 위한 모델링을 할 경우 프로그램 상에서는 완벽한 구조물이 구현되는데 이는 초기결함을 고려하지 않았기에 해석 시 실제 실험과 많은 오차를 야기할수 있다.

이에 실제실험을 통해 측정한 초기결함 알루미늄 실린더의 치수를 이용하여 모델링을 진행 후 유한요소해석을 수행하였다. (Teguh, 2020) Fig. 4에서와 같이 양끝이 마개로 닫혀있는 원통형 구조물로, 모델별로 다른 물성치들을 사용하고 있기에 (Table 1) 6개의 대표적인 모델들을 선정하여 Table 2에 주요 치수와 함께 나타 내었고, 검증을 진행하였다. 경계조건은 좌측의 모서리를 전체 구속하고 몸통 면과 우측면에 5 MPa의 하중을 적용하였다 (Fig. 5).

Table 1 Material properties

Material properties (MPa)	Model C1 ~ C3	Model C4	Model C5	Model C6
Elastic modulus	69,700	67000	69900	71400
Hardening modulus	307	404	416	401
Yield strength	267	301	332	294
Ultimate compressive strength	298	334	364	322

Table 2 Geometrical parameter of model

Model	Geometrical parameter (mm)			
	L	t	D	l_e
C1A	120	0.69	47.33	15
C2A	145	0.71	47.39	15
C3C	170	0.71	47.58	15
C4B	190	0.83	47.52	30
C5C	240	0.82	47.54	30
C6D	320	0.86	47.52	15

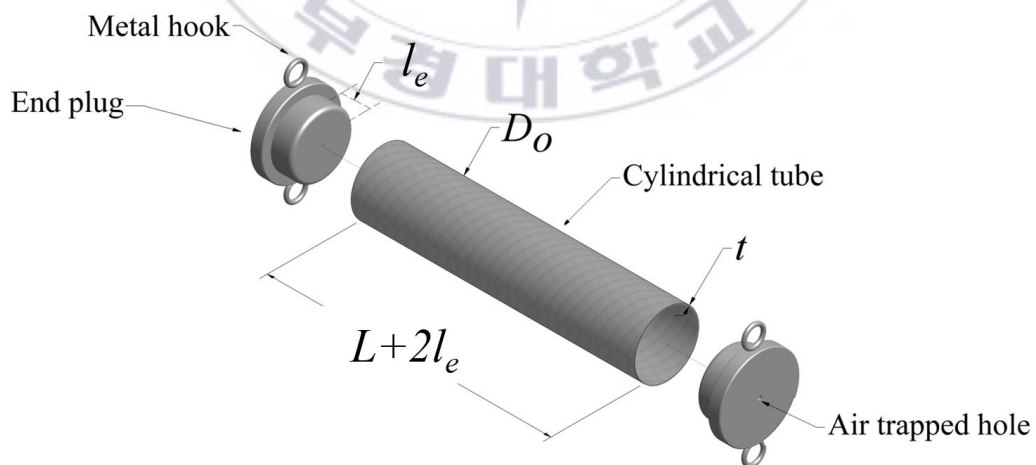


Fig. 4 Aluminum cylinder model
(Teguh, 2020)

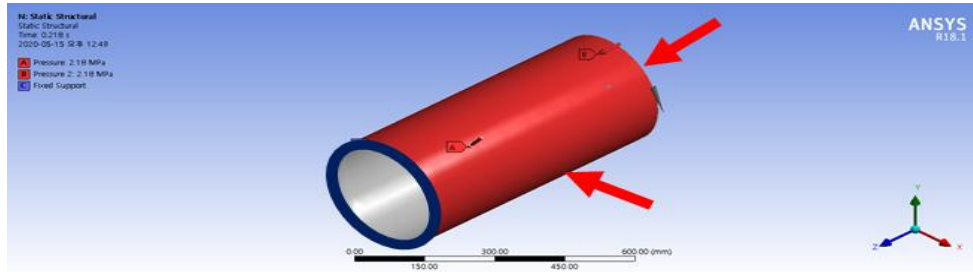


Fig. 5 Boundary & loading conditions

ANSYS ACP를 이용하여 유한요소해석을 진행하여 그 결과를 Fig. 6에 나타내었다. 실제 실험값과, 참고논문 (Teguh, 2020)에서의 ABAQUS 유한요소 결과값, 그리고 ANSYS ACP를 이용한 결과를 비교하였을 때 큰 차이가 없는 것을 확인할 수 있었으며, 붕괴 모드의 형상 또한 잘 일치 하는 것을 볼 수 있었다 (Figs. 7-8).

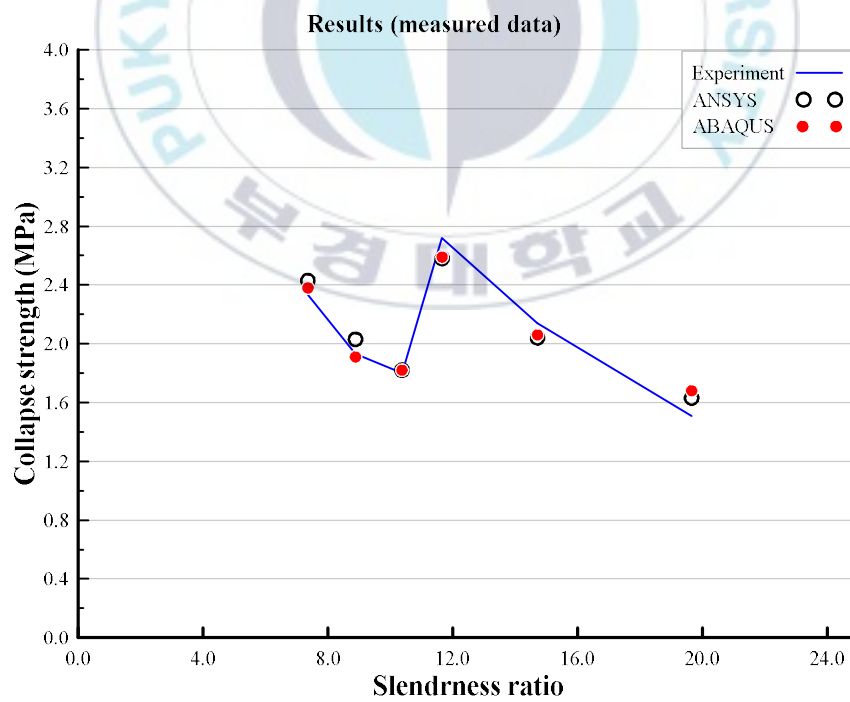


Figure. 6 Comparison results

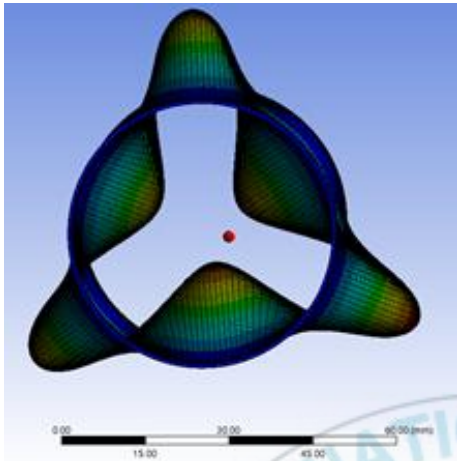


Fig. 7-a FEM model C1A

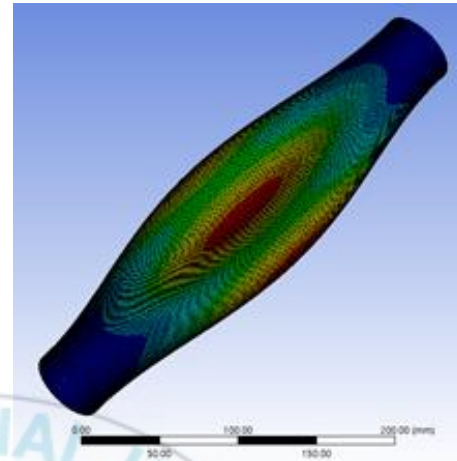


Fig. 7-b FEM model C6D

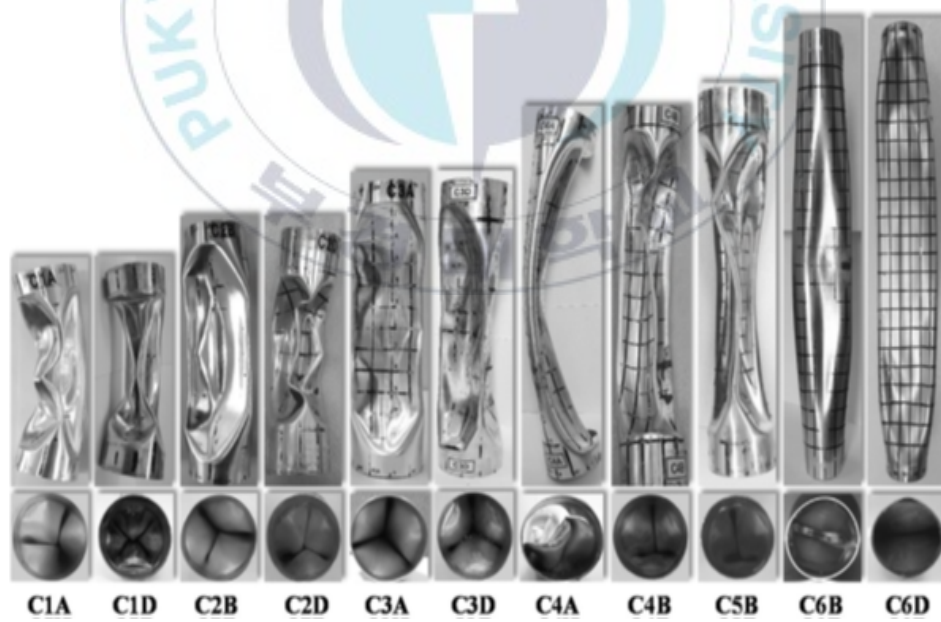


Fig. 8 Experiment model (Teguh, 2020)

2. 8개층으로 구성된 복합재 판

이 모델은 (Banghua Zhao, 2016) Table 3과 같은 물성치를 가지며 Fig. 9에 나타난 바와 같이 $0^\circ/90^\circ/45^\circ/-45^\circ/30^\circ/-30^\circ/75^\circ/-75^\circ$ 의 섬유각도로 적층하여 구성하였다. 각각 길이 1인치의 정사각형 구조 (Fig. 10)로 우측 모서리는 완전구속하고 좌측 모서리에는 100 파운드의 하중을 아래로 부여하였다 (Fig. 11).

Table 3 Material properties

Properties	Value	Unit
Young's modulus X direction	20000000	psi
Young's modulus Y direction	1450000	psi
Young's modulus Z direction	1450000	psi
Poisson's ratio XY	0.3	
Poisson's ratio YZ	0.49	
Poisson's ratio XZ	0.3	
Shear modulus XY	1000000	psi
Shear modulus YZ	4870000	psi
Shear modulus XZ	1000000	psi
Ply type	Regular	

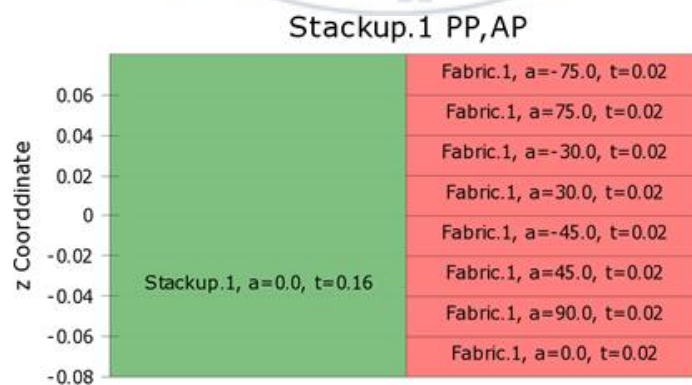


Fig. 9 Stackup method

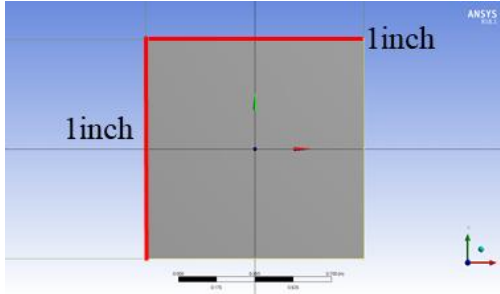


Fig. 10 Geometrical parameter

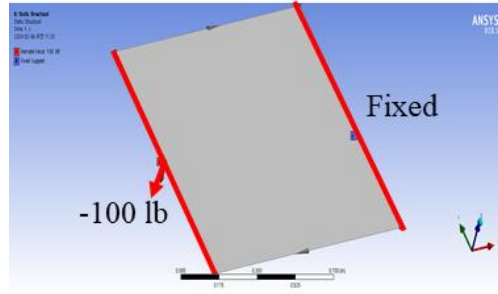


Fig. 11 Boundary & loading conditions

ANSYS ACP를 이용하여 유한요소해석을 진행 후 Zhao (2016)의 ANSYS Swiftcomp 결과와 비교하였다. 변위, 응력, 전단력의 결과를 비교하였고 Figs. 12-16에서 볼 수 있듯이 결과가 일치함을 확인하였다.

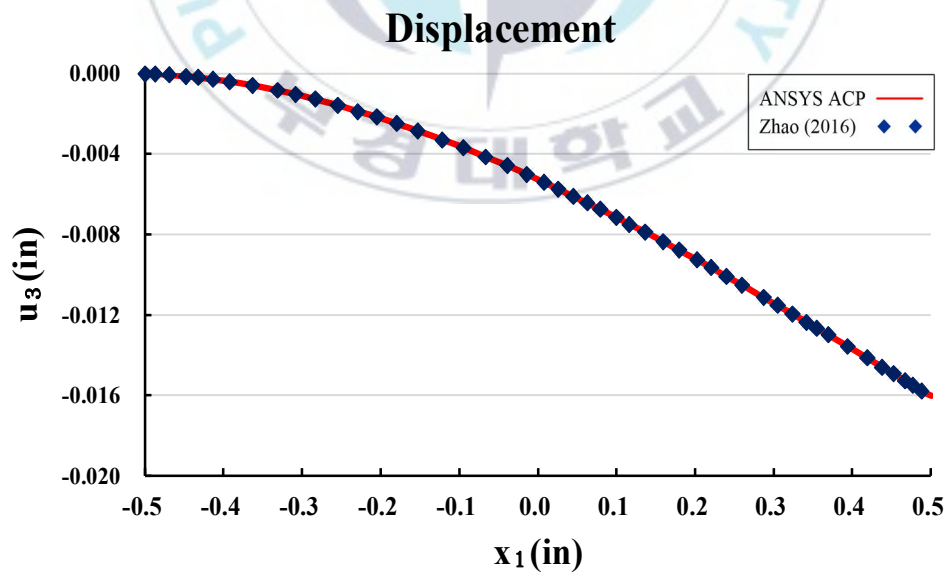


Fig. 12 Displacement

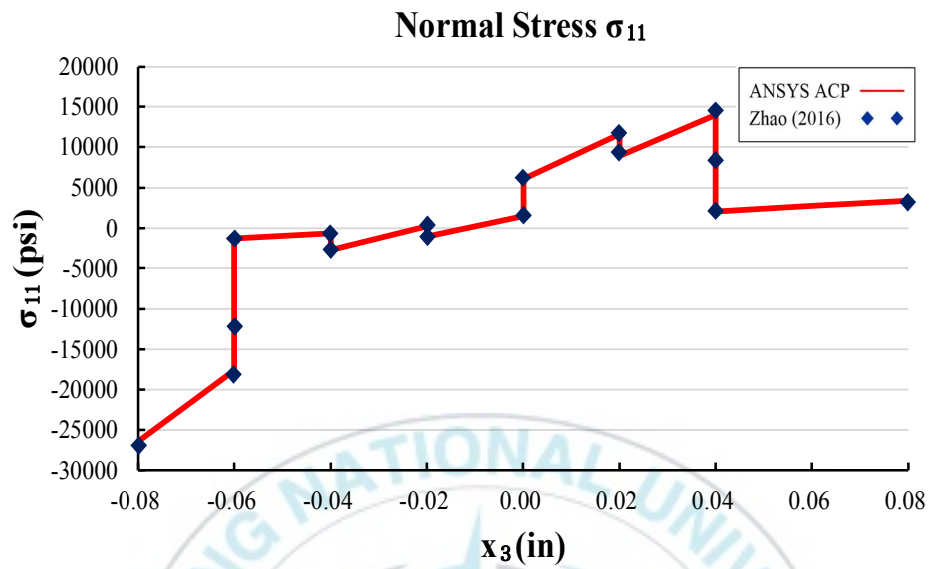


Fig. 13 Normal stress σ_{11}

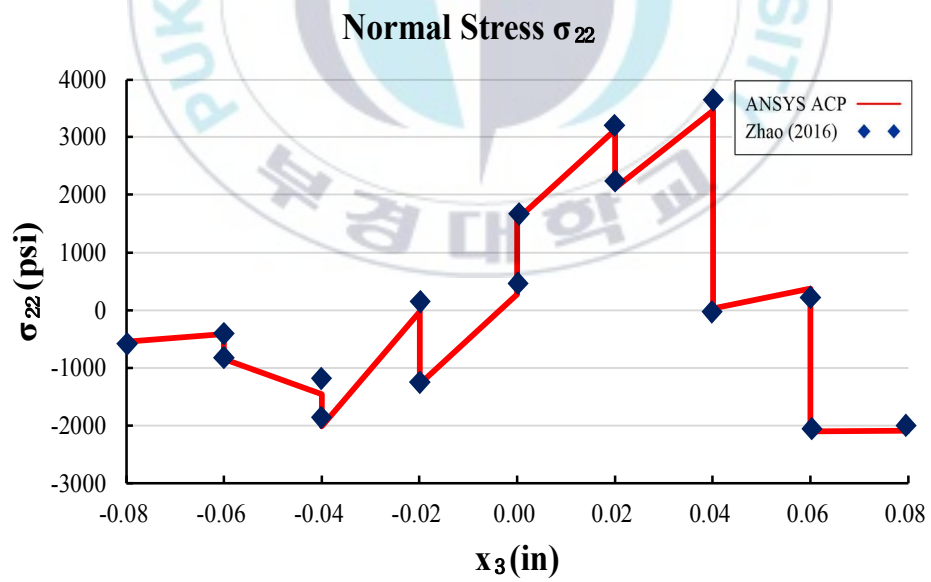


Fig. 14 Normal stress σ_{22}

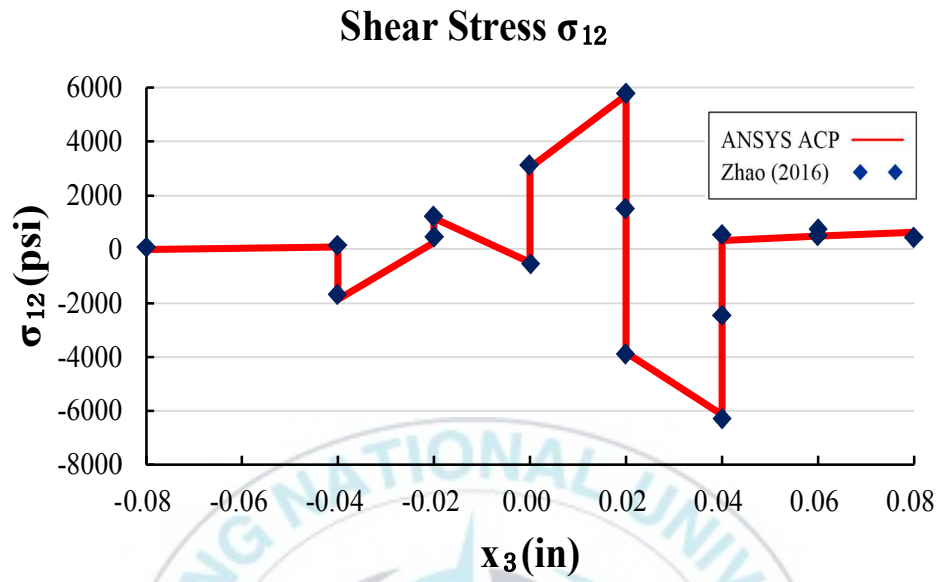


Fig. 15 Shear stress σ_{12}

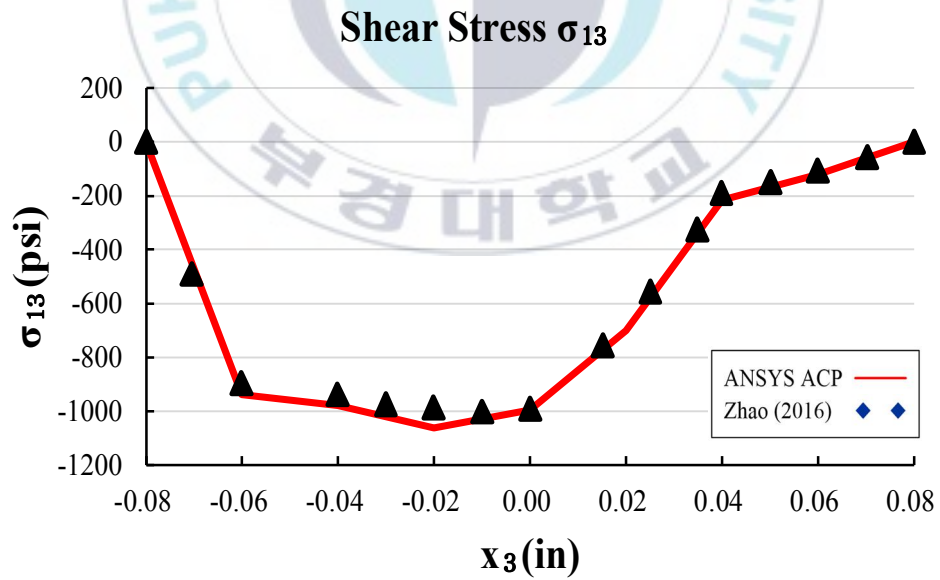


Fig. 16 Shear stress σ_{13}

3. 복합소재 원통형 구조물

다음은 고심도 복합재 원통셸의 수치해석적 연구방법 (Cho et al., 2012) 과, 최종강도경험식을 이용한 복합재 원통구조의 최적적층설계 (Cho et al., 2019)를 인용하여 3가지의 모델을 선정하여 Table 4에 기하학적 수치를 나타내었다. 복합재의 적층 형태는 Fig. 17과 같이 $-\theta^\circ/-\theta^\circ/\theta^\circ/\theta^\circ/90^\circ$ 으로 구성되었고 물성치는 Table 5와 같다. 구속조건 및 하중조건은 Fig. 18과 같이 좌측면을 완전 구속하고 우측 끝단 X,Y 방향 회전과 변위를 구속하였으며, Fig. 19과 같이 원통면과 우측면에 5 MPa의 하중을 적용하였다.

Table 4 Geometrical parameter

Model	Length (mm)	Inner radius (mm)	Thickness (mm)	Hoop thickness (mm)
FWT8 30/90-1	686	150	8.01	1.43
FWT8 45/90-1	695	150	8.12	0.97
FWT8 60/90-1	695	150	7.8	0.99

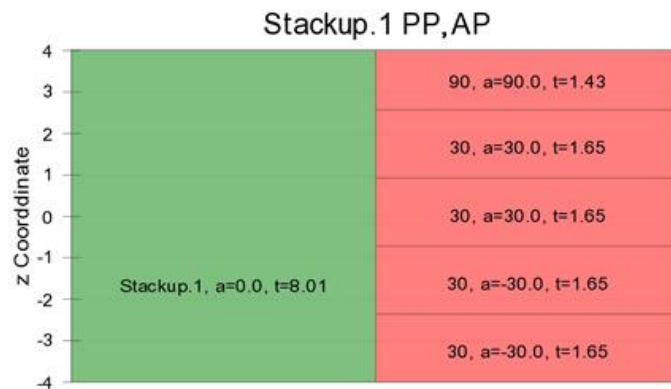


Fig. 17 Stackup method ($-30^\circ/-30^\circ/30^\circ/30^\circ/90^\circ$)

Table 5 Material properties

Properties	Value	Unit
Young's modulus X direction	121000	MPa
Young's modulus Y direction	8600	MPa
Young's modulus Z direction	8600	MPa
Poisson's ratio XY	0.253	
Poisson's ratio YZ	0.421	
Poisson's ratio XZ	0.421	
Shear modulus XY	3350	MPa
Shear modulus YZ	2680	MPa
Shear modulus XZ	2680	MPa
Tensile X direction	2060	MPa
Tensile Y direction	32	MPa
Tensile Z direction	32	MPa
Compressive X direction	-2060	MPa
Compressive Y direction	-32	MPa
Compressive Z direction	-32	MPa
Shear XY	45	MPa
Shear YZ	64	MPa
Shear XZ	64	MPa
Coupling coefficient XY	-1	
Coupling coefficient YZ	-1	
Coupling coefficient XZ	-1	
Ply type	Woven	



Fig. 18 Boundary condition

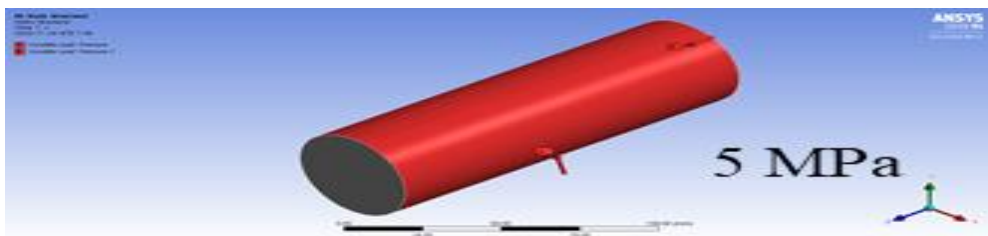


Fig. 19 Loading condition

참고논문의 실험결과와 유한요소해석결과, 간이좌굴식의 결과 그리고 ANSYS ACP 결과를 비교하였다. Fig. 20에서 볼수 있듯이 ANSYS ACP의 경우 참고문헌 (Cho et al., 2019)의 실험결과와 유한 요소해석 결과 (NASTRAN)과 비교하여 보았을 때 10% 이하의 정확성을 보였으나, ASME 2007과 NASA SP-8700의 경우 결과값에서 매우 큰 차이를 보이고 있다.

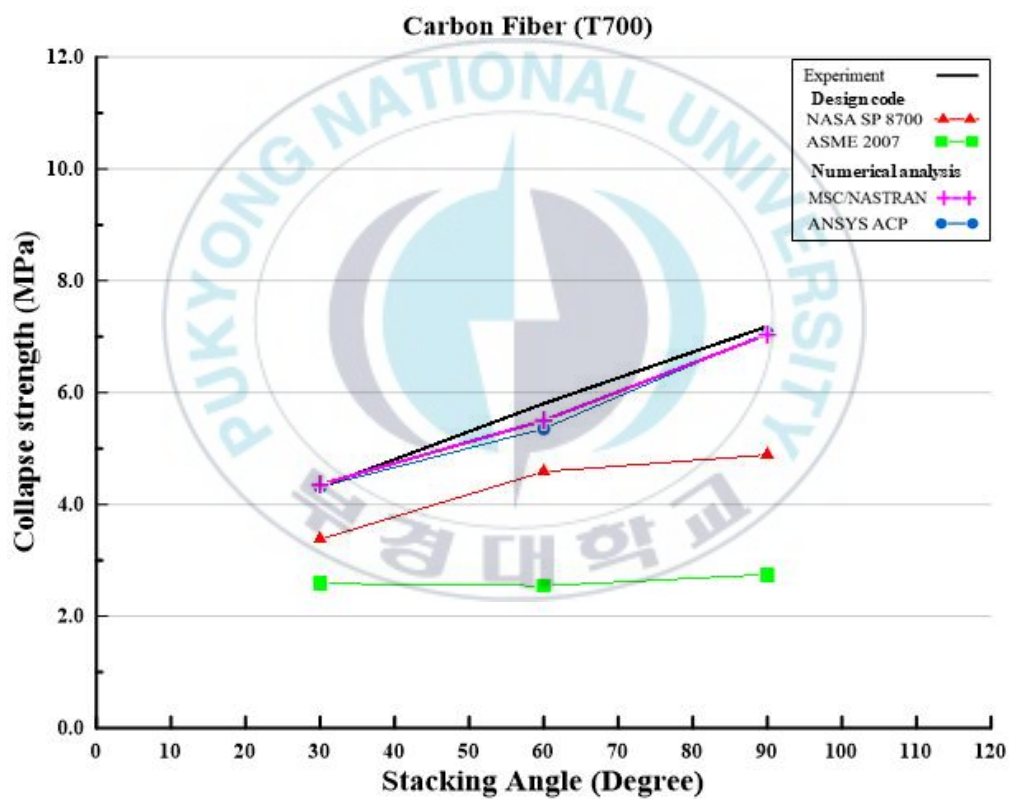


Fig. 20 Comparison results

위 세가지 케이스의 실험결과와 ANSYS ACP의 결과를 비교를 통해 ANSYS ACP의 신뢰도와 정확성을 검증하였다.

IV. 붕괴 좌굴 하중 해석

본 장에서는 앞서 타당성 검증시 이용하였던 초기결함 모델을 이용하여 좌굴 붕괴하중 해석을 진행하였다. 알루미늄 모델과의 좌굴하중비교, 적층 두께, 적층비율, 적층각도를 변경하여 기하학적 수치를 변화 시켰을 때 복합재 원통형 구조물의 특성을 분석하였다. 유한요소 해석시 4절점 사각셀 요소를 사용하였으며, 비선형 대변형 해석을 적용하였고 잔류응력은 고려하지 않았다.

1. 동일 제원에서의 붕괴 좌굴하중

기존 알루미늄 모델과의 비교를 통해 복합소재 모델을 이용하여 구조물을 제작하였을 때의 이점을 확인하기 위해 동일한 제원을 사용하여 해석을 진행하였다. 이를 위해 기존 모델의 제원에 Table 6에 표기된 T700 Carbon Fiber의 물성치를 사용하였다. Fig. 21을 예시로 적층구조를 나타내었고 Table 7을 통하여 적층두께와 세장비 그리고 좌굴 반파수를 나타내었다. Figs. 22, 23에서 원통형 구조물의 좌측을 완전 구속하고 우측은 X,Y방향 회전과 변위를 구속, 원통면과 우측면에 5 Mpa의 하중을 적용하여 해석을 진행하였다.

Table 6 Material properties

Properties	Value	Unit
Young's modulus X direction	1.21E+05	MPa
Young's modulus Y direction	8550	MPa
Young's modulus Z direction	8550	MPa
Poisson's ratio XY	0.25	
Poisson's ratio YZ	0.42	
Poisson's ratio XZ	0.25	
Shear modulus XY	3350	MPa
Shear modulus YZ	2680	MPa
Shear modulus XZ	2680	MPa
Tensile X direction	2060	MPa
Tensile Y direction	32	MPa
Tensile Z direction	32	MPa
Compressive X direction	-2060	MPa
Compressive Y direction	-32	MPa
Compressive Z direction	-32	MPa
Shear XY	45	MPa
Shear YZ	64	MPa
Shear XZ	64	MPa
Coupling coefficient XY	-1	
Coupling coefficient YZ	-1	
Coupling coefficient XZ	-1	
Ply type	Woven	

Table 7 Shell section thickness and half wave number

Model	shell section thickness					
	t (mm)	- Θ (mm)	+ Θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	n
C1A	0.69	0.31	0.31	0.07	7.28	3
C2A	0.71	0.32	0.32	0.07	8.78	3
C3C	0.71	0.32	0.32	0.07	10.26	3
C4B	0.83	0.37	0.37	0.08	11.51	3
C5C	0.82	0.37	0.37	0.08	14.53	2
C6D	0.86	0.39	0.39	0.09	19.39	2

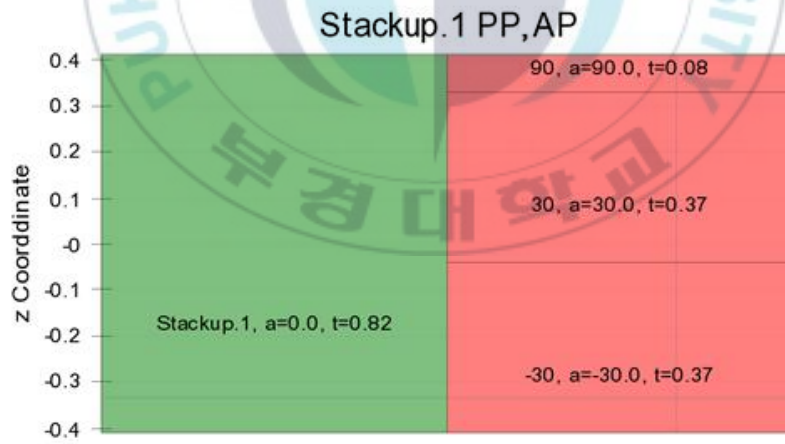


Fig. 21 Stackup method

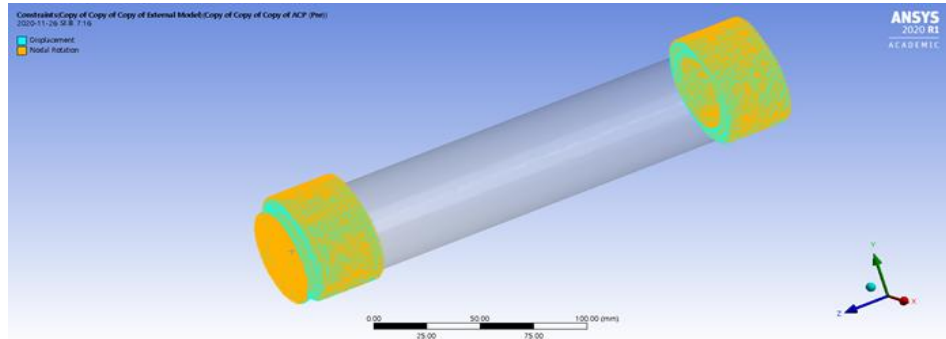


Fig. 22 Boundary condition



Fig. 23 Loading condition

각 모델별로 15° 부터 75° 까지 θ° 로 회전시킨 적층판의 각도를 15° 씩 증가시켜가며 유한요소 해석을 진행하였다. Figs. 24-28에 나타난 결과를 보면 15° 와 30° 의 경우 간이 좌굴식들 (Design Code)에 비해 큰 좌굴 하중값을 가지며, 그 이후의 각도에서는 NASA SP-8700의 값보다는 낮고 ASME 2007과는 비슷한 값의 결과를 나타내었다. 각 모델별 각도변화 결과를 Fig. 29 와 Table 8에 나타 내었는데 그 결과 낮은 각도에서 대체적으로 좌굴 하중이 큰 경향을 나타내고 있다.

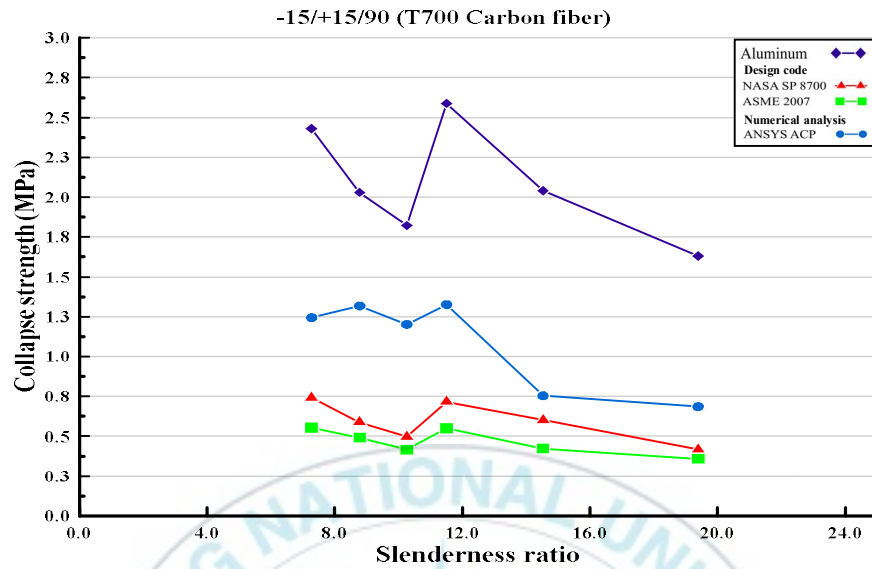


Fig. 24 Comparison results ($-15^{\circ}/15^{\circ}/90^{\circ}$)

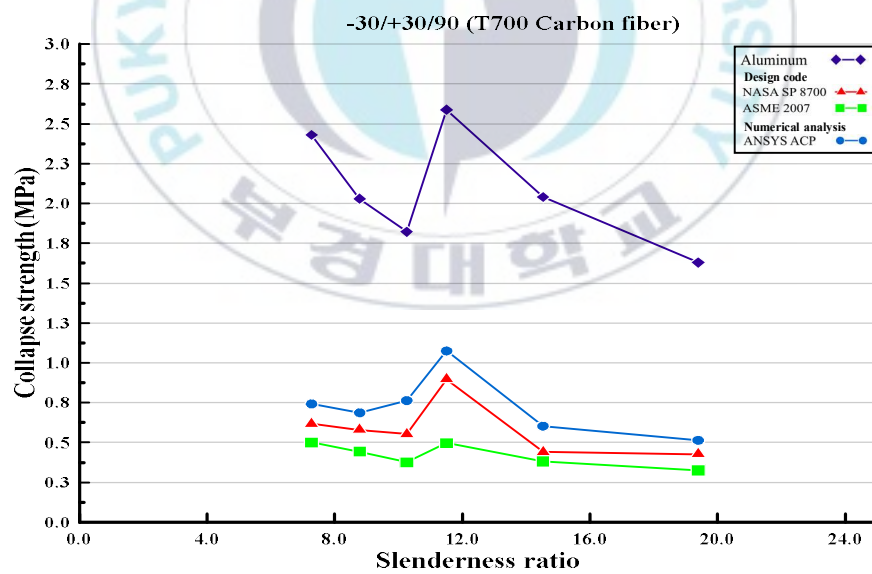


Fig. 25 Comparison results ($-30^{\circ}/30^{\circ}/90^{\circ}$)

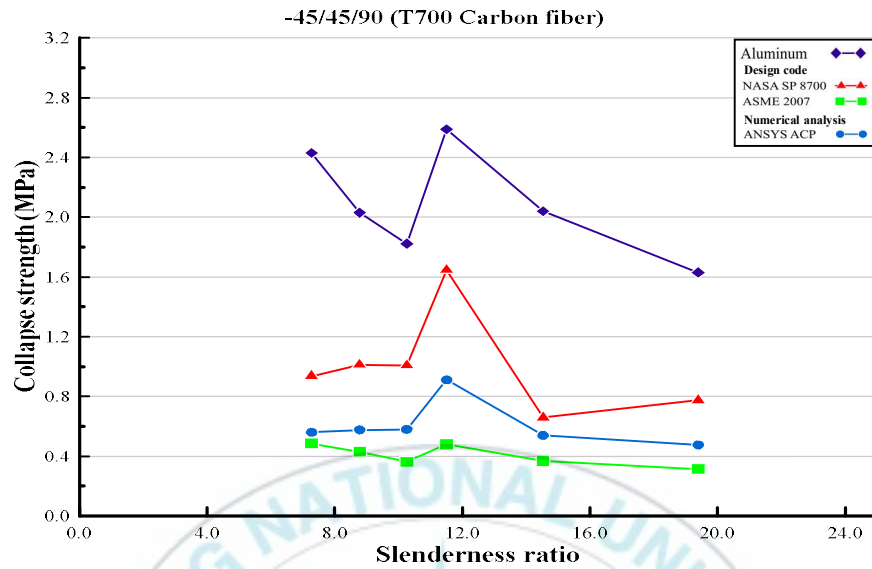


Fig. 26 Comparison results (-45°/45°/90°)

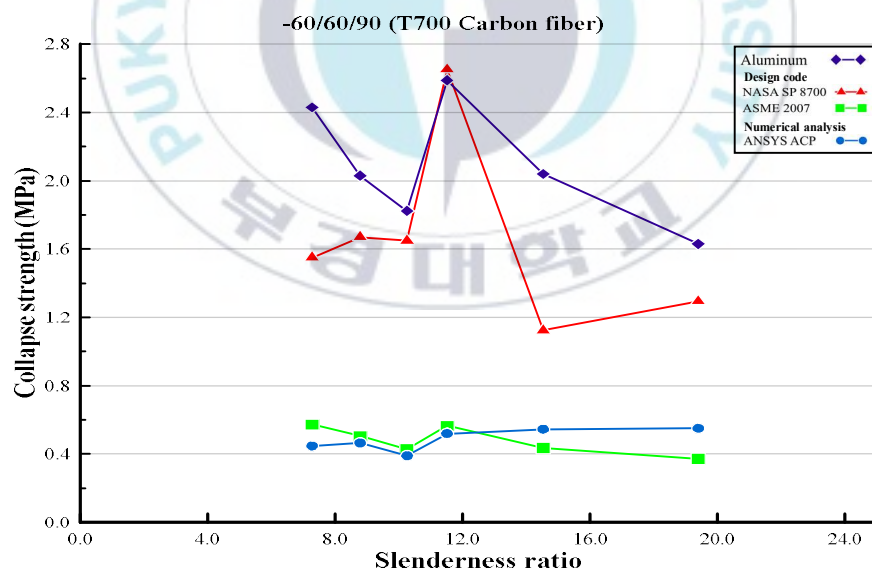


Fig. 27 Comparison results (-60°/60°/90°)

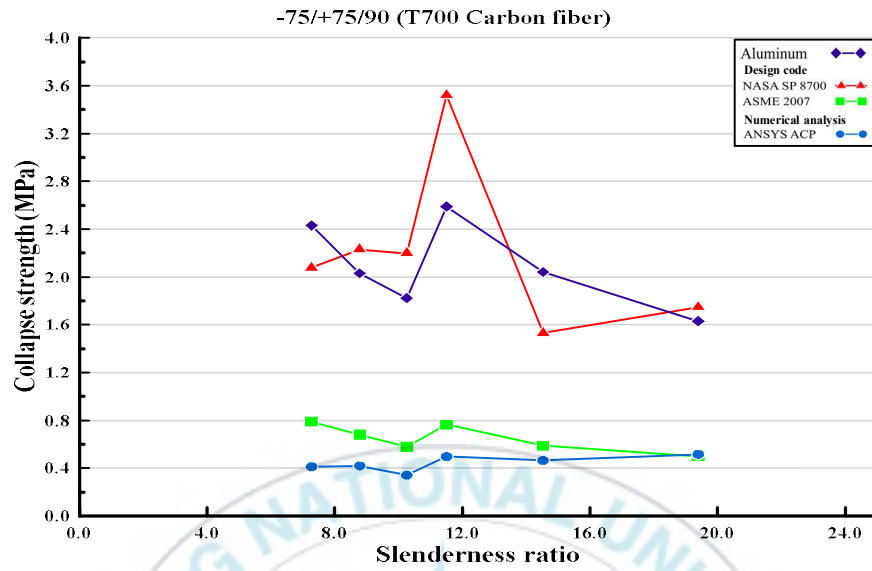


Fig. 28 Comparison results (-75°/75°/90°)

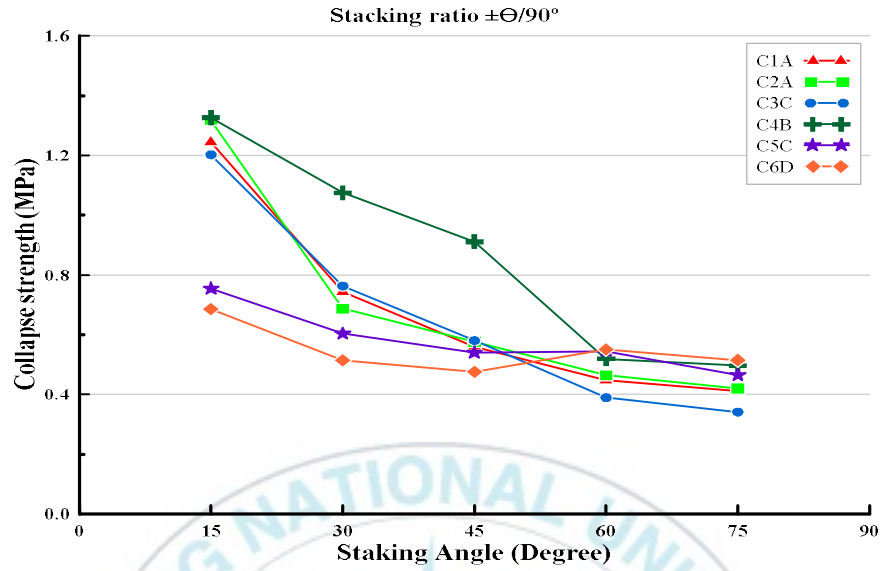


Fig. 29 Comparison results to change stacking angle

Table 8 Comparison results to change stacking angle

Model	Collapse strength (MPa)				
	$\pm 15/90^\circ$	$\pm 30/90^\circ$	$\pm 45/90^\circ$	$\pm 60/90^\circ$	$\pm 75/90^\circ$
C1A	1.244	0.743	0.56	0.447	0.411
C2A	1.318	0.687	0.576	0.464	0.42
C3C	1.202	0.763	0.58	0.389	0.341
C4B	1.326	1.075	0.911	0.519	0.496
C5C	0.754	0.603	0.539	0.545	0.464
C6D	0.686	0.514	0.475	0.55	0.515

2. 적층두께 변경시 붕괴 좌굴하중

가. 동일 중량

기존 강재모델과 동일 제원을 적용하여 복합재 모델을 해석시에 복합재 사용에 대한 큰 기대효과를 발견할 수 없었다. 이에 기존 강재와 동일한 중량일때의 붕괴 좌굴하중을 살펴 보았다. 동일한 중량을 만들기 위해 적층비율을 동일하게 유지하고 두께를 증가시켜 동일강도를 가지는 두께를 탐색하였다. 사용된 변경된 두께와 비율을 Table 9에 나타내었다. 기존에 비해 75% 가량 두께가 증가한 것을 볼 수 있다.

Table 9 Same weight thickness

Model	shell section thickness (mm)						Weight (kg)
	t	- θ	+ θ	90°	Thickness	Increase	
						ratio (%)	
C1A	0.69	0.31	0.31	0.07	1.204	174	0.033
C2A	0.71	0.32	0.32	0.07	1.240	175	0.041
C3C	0.71	0.32	0.32	0.07	1.240	175	0.048
C4B	0.83	0.37	0.37	0.08	1.452	175	0.063
C5C	0.82	0.37	0.37	0.08	1.434	175	0.078
C6D	0.86	0.39	0.39	0.09	1.501	175	0.109

두께를 변경하여 해석을 진행하였을 때 Fig. 30에 나타낸 해석결과, 동일한 중량에서 세장비가 15 이하 일 때 알루미늄에 비해 복합소재 구조물이 높은 강도를 가짐을 보인다.

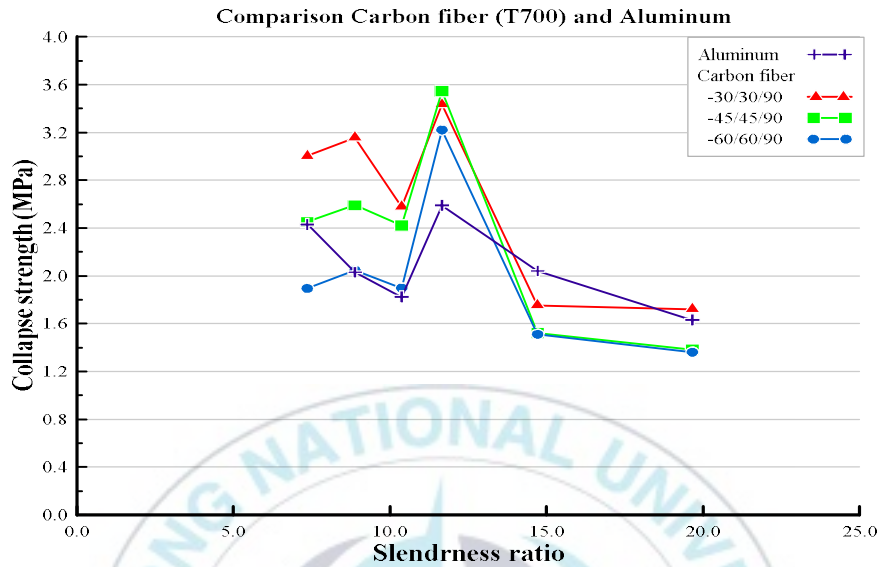


Fig. 30 Comparison results to same weight model

나. 동일 강도

알루미늄과 같은 강도를 가지도록 두께를 설정하여 유한요소 해석을 진행하였다. 같은 강도일 때의 두께를 추정하기 위해 두께를 0.1mm씩 증가시켜가며 해석하였고 Figs. 31-36, Tables 10-15에 나타낸 결과를 토대로 추세선을 작성하여, 예상두께를 계산하였다. 예상두께를 적용하여 해석한 붕괴하중의 경우 높은 정확도의 결과가 나왔으며, 알루미늄과 중량을 비교하였을 때, 복합재가 더 두꺼움에도 불구하고 눈에 띄게 가벼움을 확인 Tables 16-21에 표기하였다.

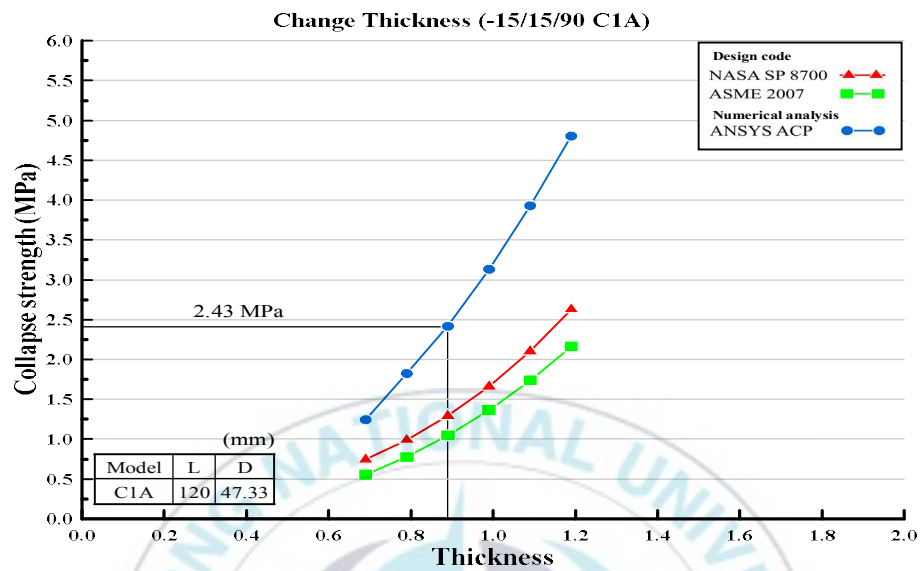


Fig. 31 Change stacking thickness (C1A)

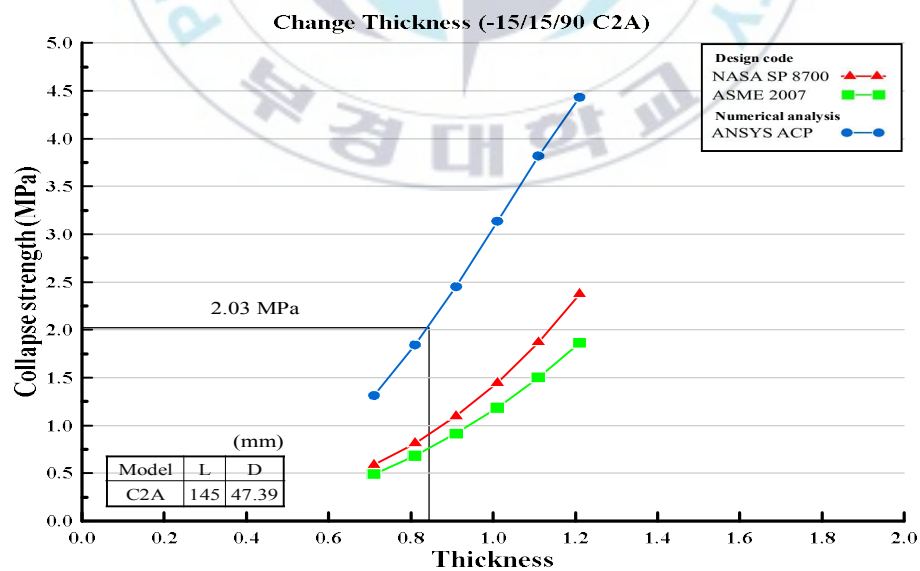


Fig. 32 Change stacking thickness (C2A)

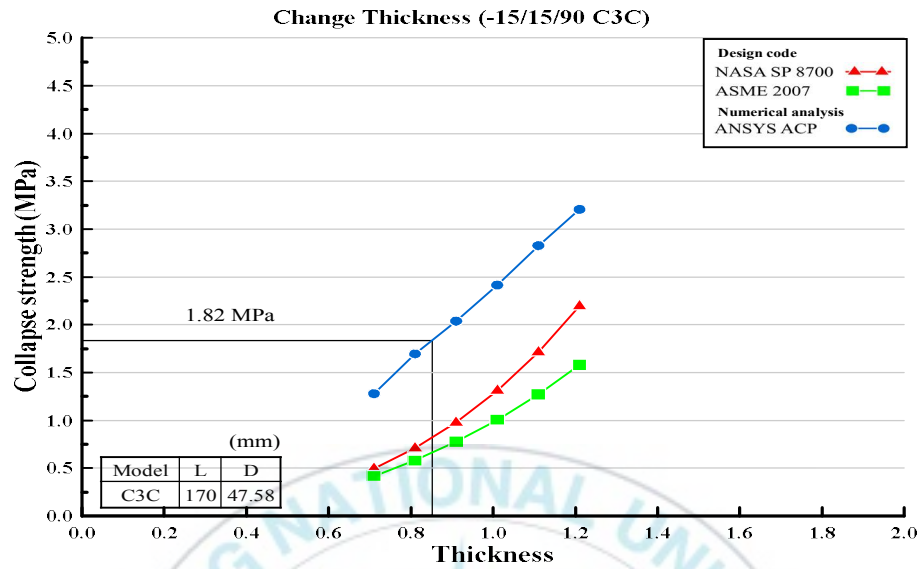


Fig. 33 Change stacking thickness (C3C)

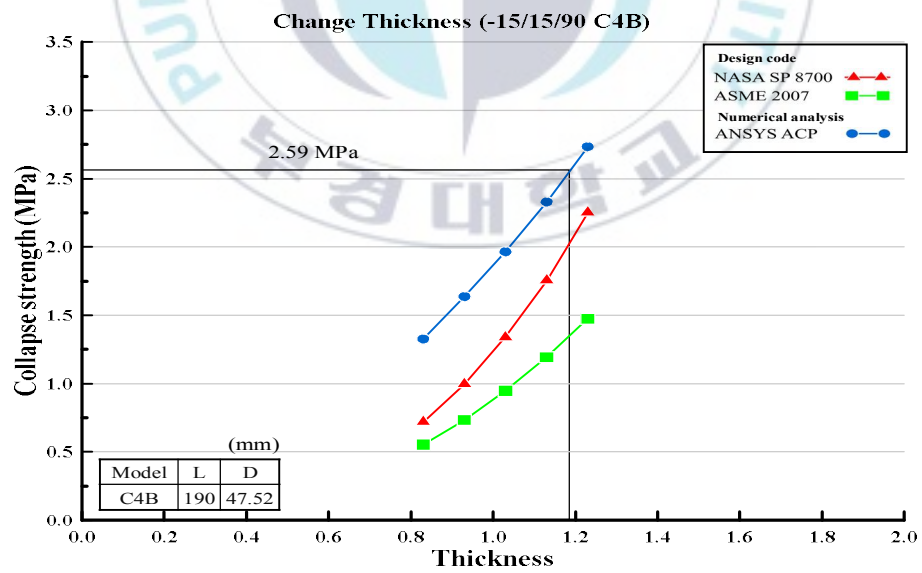


Fig. 34 Change stacking thickness (C4B)

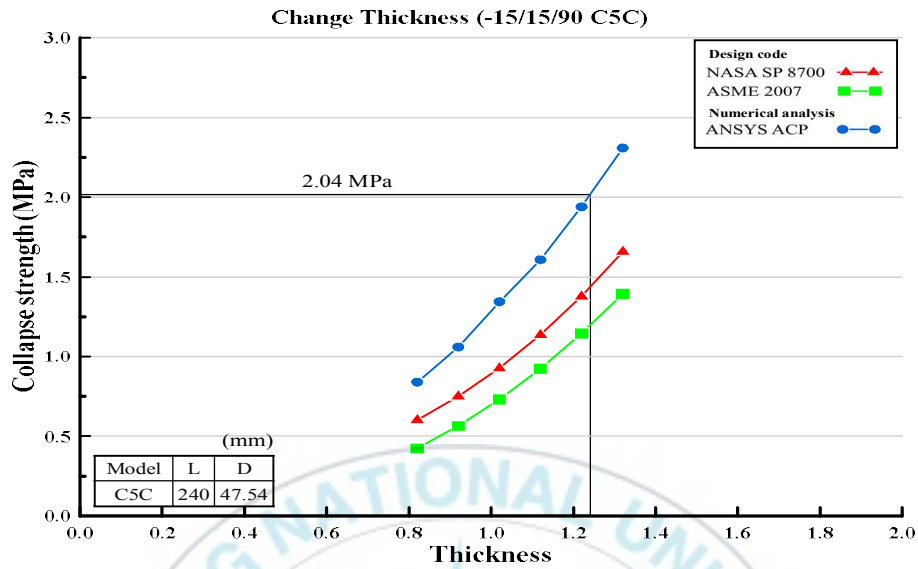


Fig. 35 Change stacking thickness (C5C)

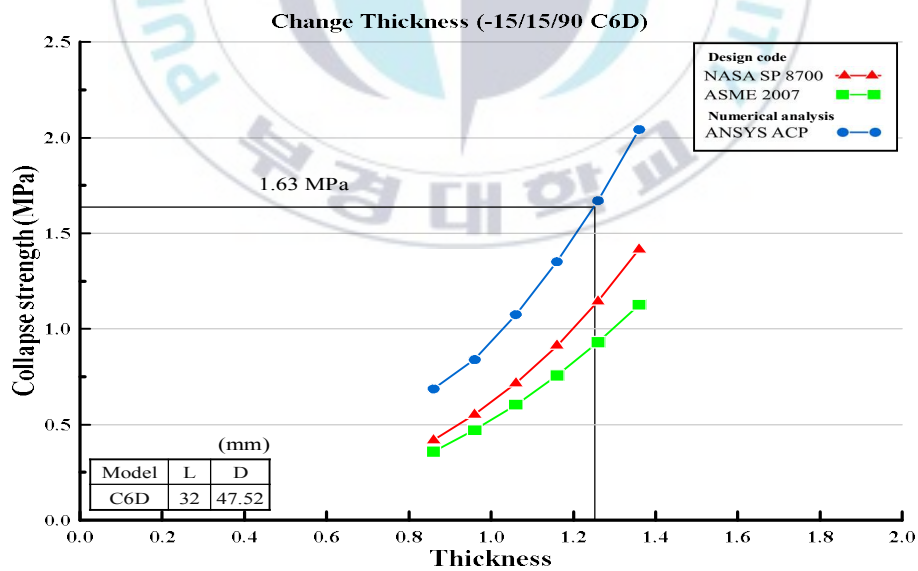


Fig. 36 Change stacking thickness (C6D)

Table 10 Change stacking thickness (C1A)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C1A	0.69	0.3105	0.3105	0.069	7.276	1.244
	0.79	0.3555	0.3555	0.079	7.292	1.824
	0.89	0.4005	0.4005	0.089	7.307	2.416
	0.99	0.4455	0.4455	0.099	7.323	3.132
	1.09	0.4905	0.4905	0.109	7.338	3.929
	1.19	0.5355	0.5355	0.119	7.354	4.803

Table 11 Change stacking thickness (C2A)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C2A	0.71	0.3195	0.3195	0.071	8.785	1.313
	0.81	0.3645	0.3645	0.081	8.803	1.843
	0.91	0.4095	0.4095	0.091	8.822	2.451
	1.01	0.4545	0.4545	0.101	8.841	3.136
	1.11	0.4995	0.4995	0.111	8.859	3.819
	1.21	0.5445	0.5445	0.121	8.878	4.432

Table 12 Change stacking thickness (C3C)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C3C	0.71	0.3195	0.3195	0.071	10.258	1.279
	0.81	0.3645	0.3645	0.081	10.279	1.696
	0.91	0.4095	0.4095	0.091	10.301	2.038
	1.01	0.4545	0.4545	0.101	10.323	2.414
	1.11	0.4995	0.4995	0.111	10.344	2.828
	1.21	0.5445	0.5445	0.121	10.366	3.206

Table 13 Change stacking thickness (C4B)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C4B	0.83	0.3735	0.3735	0.083	11.508	1.326
	0.93	0.4185	0.4185	0.093	11.532	1.637
	1.03	0.4635	0.4635	0.103	11.557	1.965
	1.13	0.5085	0.5085	0.113	11.581	2.330
	1.23	0.5535	0.5535	0.123	11.605	2.734

Table 14 Change stacking thickness (C5C)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C5C	0.82	0.369	0.369	0.082	14.527	0.840
	0.92	0.414	0.414	0.092	14.558	1.060
	1.02	0.459	0.459	0.102	14.589	1.343
	1.12	0.504	0.504	0.112	14.619	1.608
	1.22	0.549	0.549	0.122	14.650	1.939
	1.32	0.594	0.594	0.132	14.681	2.309

Table 15 Change stacking thickness (C6D)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	90° (mm)	Slenderness ratio	Collapse strength (MPa)
C6D	0.86	0.387	0.387	0.086	19.394	0.686
	0.96	0.432	0.432	0.096	19.435	0.839
	1.06	0.477	0.477	0.106	19.476	1.075
	1.16	0.522	0.522	0.116	19.517	1.351
	1.26	0.567	0.567	0.126	19.558	1.670

Table 16 Comparison weight (C1A)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.690	2.43	0.33	32 %
T700	0.892		0.25	

Table 17 Comparison weight (C2A)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.710	2.03	0.041	46 %
T700	0.843		0.028	

Table 18 Comparison weight (C3C)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.710	1.82	0.048	45 %
T700	0.847		0.033	

Table 19 Comparison weight (C4B)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.830	2.59	0.062	19 %
T700	1.195		0.052	

Table 20 Comparison weight (C5C)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.820	2.04	0.078	13 %
T700	1.251		0.069	

Table 21 Comparison weight (C6D)

Material	Thickness (mm)	Collapse strength (MPa)	Weight (kg)	Save
Aluminum	0.860	1.63	0.109	20 %
T700	1.248		0.091	

3. 적층비율 변경시의 붕괴 좌굴하중

θ 로 회전된 레이어의 적층비율을 0.45, 0.4, 0.35, 0.3, 0.2, 0.1로 변경하여 해석을 진행하였다. Figs. 37-41, Tables 22-27에 나타난 해석결과, 적층비율이 증가함에 따라 대체적으로 붕괴좌굴 하중이 증가하며, 또한 동일한 적층가을 가지더라도 그 비율을 달리함에 따라 최소 6%에서 최대 63% 까지 증가함을 확인하여 적층비율이 강도에 큰 영향을 미침을 알 수 있다.

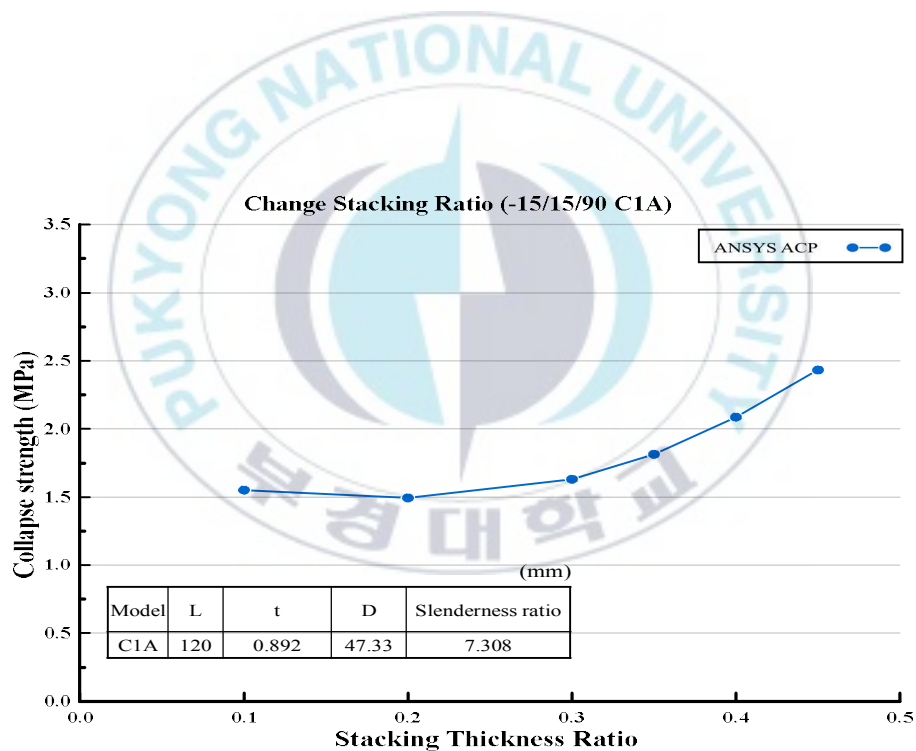


Fig. 37 Change staking ratio (C1A)

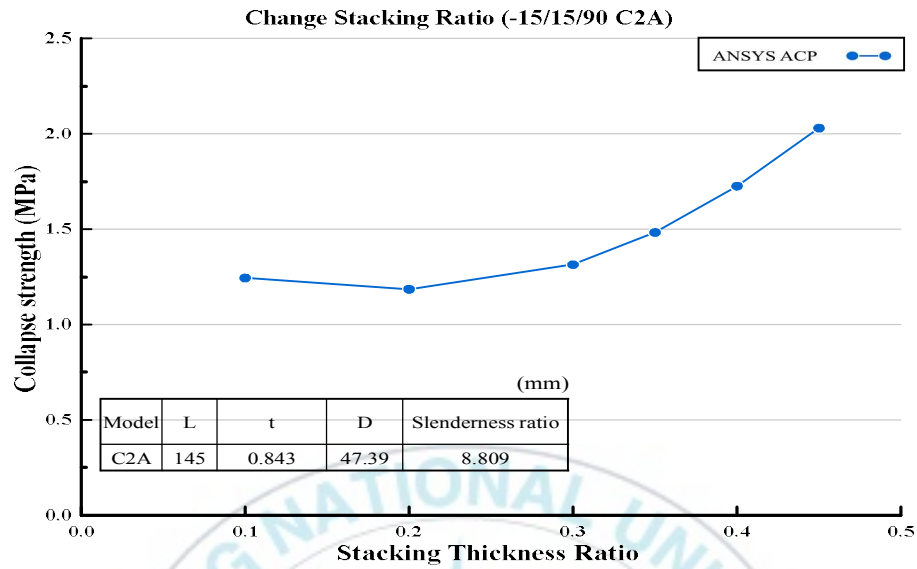


Fig. 38 Change staking ratio (C2A)

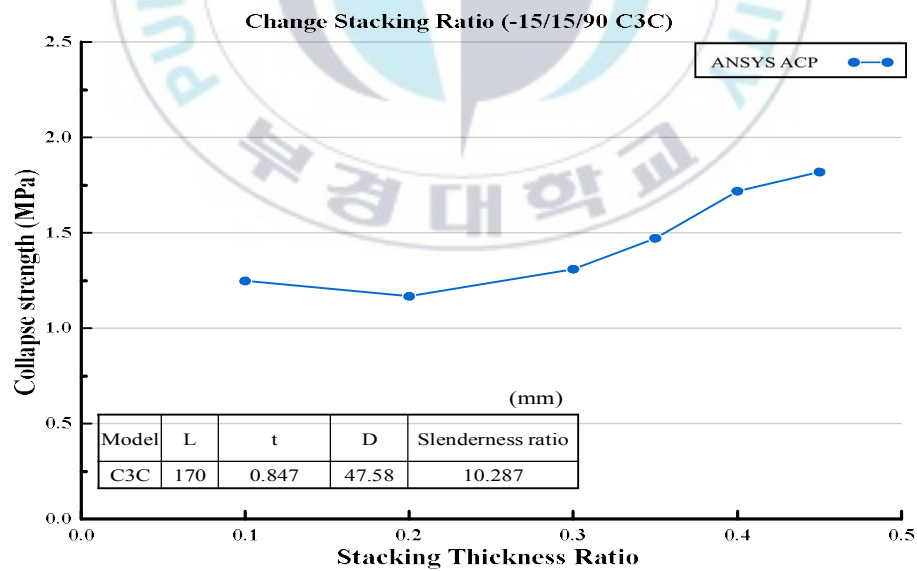


Fig. 39 Change staking ratio (C3C)

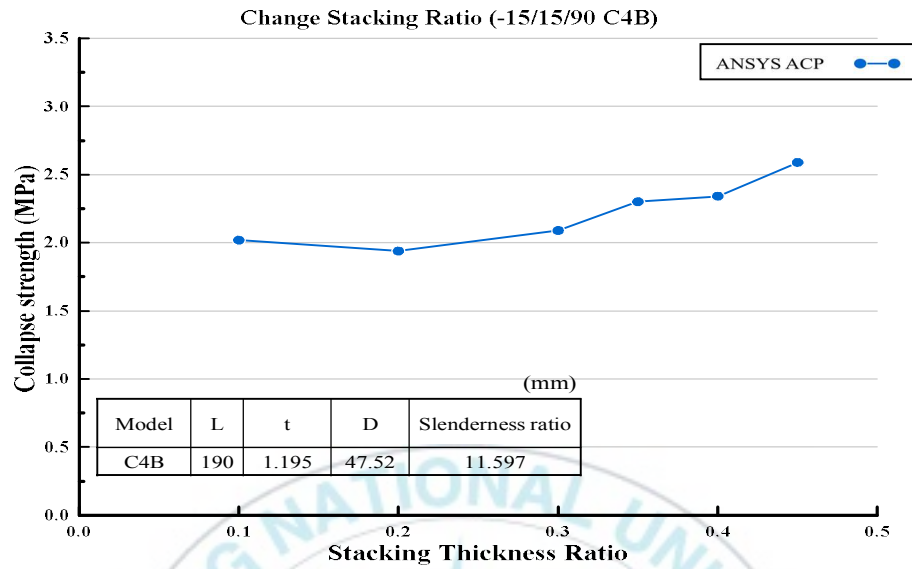


Fig. 40 Change staking ratio (C4B)

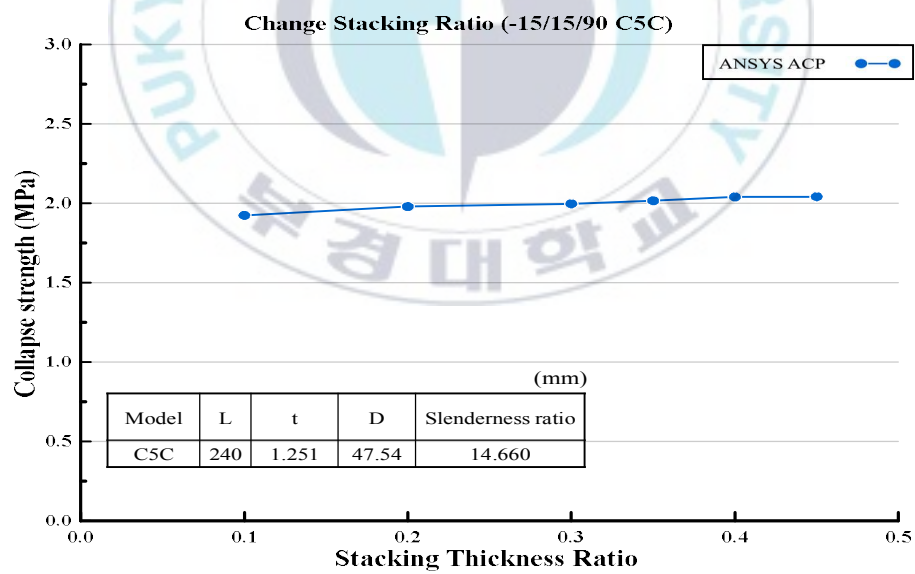


Fig. 41 Change staking ratio (C5C)

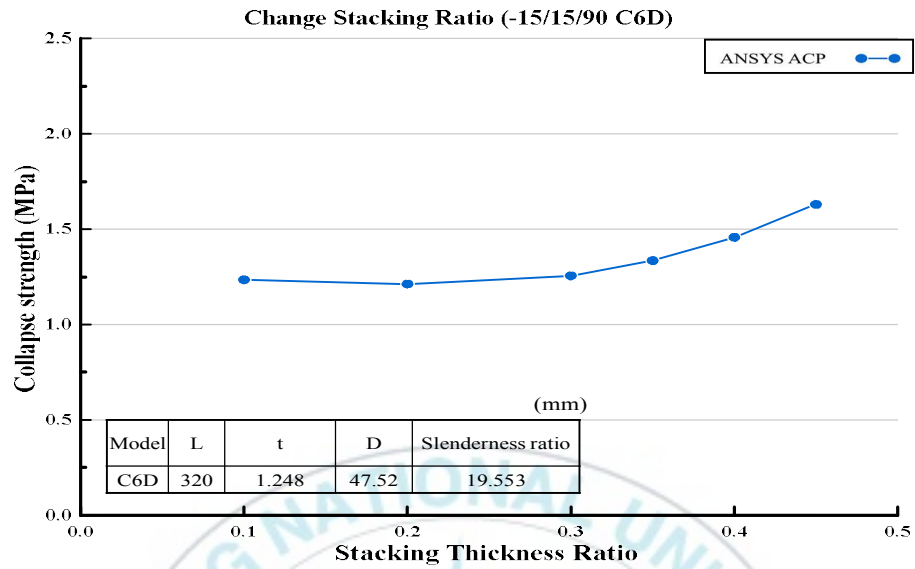


Fig. 42 Change staking ratio (C6D)

Table 22 change staking ratio (C1A)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C1A	0.892	0.4014	0.4014	0.45	0.0892	0.1	2.432
		0.3568	0.3568	0.40	0.1784	0.2	2.088
		0.3122	0.3122	0.35	0.2676	0.3	1.814
		0.2676	0.2676	0.30	0.3568	0.4	1.631
		0.1784	0.1784	0.20	0.5352	0.6	1.494
		0.0892	0.0892	0.10	0.7136	0.8	1.552

Table 23 Change staking ratio (C2A)

Model	t (mm)	- θ (mm)	+ θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C2A	0.843	0.3794	0.3794	0.45	0.0843	0.1	2.030
		0.3372	0.3372	0.40	0.1686	0.2	1.726
		0.2951	0.2951	0.35	0.2529	0.3	1.483
		0.2529	0.2529	0.30	0.3372	0.4	1.314
		0.1686	0.1686	0.20	0.5058	0.6	1.185
		0.0843	0.0843	0.10	0.6744	0.8	1.244

Table 24 Change staking ratio (C3C)

Model	t (mm)	- Θ (mm)	+ Θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C3C	0.847	0.3812	0.3812	0.45	0.0847	0.1	1.820
		0.3388	0.3388	0.40	0.1694	0.2	1.719
		0.2965	0.2965	0.35	0.2541	0.3	1.472
		0.2541	0.2541	0.30	0.3388	0.4	1.310
		0.1694	0.1694	0.20	0.5082	0.6	1.168
		0.0847	0.0847	0.10	0.6776	0.8	1.248

Table 25 Change staking ratio (C4B)

Model	t (mm)	- Θ (mm)	+ Θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C4B	1.195	0.5378	0.5378	0.45	0.1195	0.1	2.590
		0.4780	0.4780	0.40	0.2390	0.2	2.342
		0.4183	0.4183	0.35	0.3585	0.3	2.301
		0.3585	0.3585	0.30	0.4780	0.4	2.089
		0.2390	0.2390	0.20	0.7170	0.6	1.939
		0.1195	0.1195	0.10	0.9560	0.8	2.019

Table 26 Change staking ratio (C5C)

Model	t (mm)	- Θ (mm)	+ Θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C5C	1.251	0.5630	0.5630	0.45	0.1251	0.1	2.040
		0.5004	0.5004	0.40	0.2502	0.2	2.038
		0.4379	0.4379	0.35	0.3753	0.3	2.014
		0.3753	0.3753	0.30	0.5004	0.4	1.995
		0.2502	0.2502	0.20	0.7506	0.6	1.977
		0.1251	0.1251	0.10	1.0008	0.8	1.922

Table 27 Change staking ratio (C6D)

Model	t (mm)	- Θ (mm)	+ Θ (mm)	Stacking ratio	90° (mm)	Stacking ratio	Collapse strength (MPa)
C6D	1.248	0.5616	0.5616	0.45	0.1248	0.1	1.630
		0.4992	0.4992	0.40	0.2496	0.2	1.458
		0.4368	0.4368	0.35	0.3744	0.3	1.335
		0.3744	0.3744	0.30	0.4992	0.4	1.256
		0.2496	0.2496	0.20	0.7488	0.6	1.213
		0.1248	0.1248	0.10	0.9984	0.8	1.235

V. 결론 및 고찰

유한요소해석과 간이 좌굴식을 이용하여, 외부수압을 받는 복합소재 원통형 구조물의 붕괴좌굴특성을 분석하였다. 복합재는 파손 발생 시 급격히 파손이 일어나는 경향이 있기 때문에 초기 결함 모델의 적용이 필요하다. 실제 실험의 결과와 ANSYS ACP를 이용한 FEA의 결과비교를 통해 타당성이 검증되었다. 동일 치수 붕괴하중은 복합재가 알루미늄에 비하여 낮게 나왔으나, 동일한 중량 상정 두께를 적용하였을 때 알루미늄보다 높은 붕괴하중을 가졌다.

알루미늄과 동일한 하중을 위한 두께로 해석을 진행 하였을 때 복합재 구조물이 더 두꺼움에도 중량 부분에서 20%가량 경량화 되었다는 것을 확인하였다. 이 결과 복합재 사용 시 중량의 이점을 가져갈 수 있다는 결론을 내렸다.

간이좌굴식과 ANSYS ACP 모두 적층각에 따라 붕괴하중이 달라짐을 확인하였다. 적층각이 작을 경우 간이 좌굴식은 ANSYS ACP에 비해 적게, 적층각이 클 경우, 크게 평가하였다. ANSYS ACP를 이용한 FEA의 정확도가 높으며, 간이 좌굴식은 쉽고 빠르게 붕괴하중을 예측할 수 있는 장점을 가졌으나, 정확성에서 한계를 보였다.

적층각도를 변경한 해석결과 적층각도가 커짐에 따라 붕괴하중의 크기가 감소하였다. θ 로 회전된 적층판의 적층비율을 변경하였을 때 θ 에 따른 적층 비율이 커질수록 붕괴하중의 크기가 증가함을 확인하였다.

본 연구의 결과에 따라 적층각도와 두께 변경, 그리고 적층비율을 복합적으로 구성하여 구조물을 제작한다면, 기존의 구조물 보다 경량화 및 강도에서 이점을 가질 것으로 사료된다. [✓]

참 고 문 헌

ANSYS Composite Pre-post, 2020. "ANSYS Composite Pre-post 2020 R1", ANSYS Inc., PA, USA.

ASME Code 2007. "Boiler and Pressure Vessel Code, 2007. Section X: Fiber-Reinforced Plastic Pressure Vessel", Associate Member of the Society of Engineers, USA.

Cho J.R., & Jeong H.Y., 2012. "Numerical analysis method for high-resolution composite cylindrical shells", Bulletin of the Society of Naval Architects of Korea 49(3), pp. 19-24, Republic of Korea.

Cho Y.S., & Paik J.K., 2019. "Optimal Lamination Design of Composite Cylinders using an Empirical Ultimate Pressure Load Formula", Journal of the Society of Naval Architects of Korea, 56(4), pp.316-326, Republic of Korea.

Love & Kirchhoff, 1888. "Kirchhoff-Love plate Theory", Philosophical trans of the Royal Society, Vol. série A, N° 17 p. 491 - 549, London, U.K.

NASA Space Vehicle Design Criteria, 1968. "Buckling of thin-walled circular cylinders. NASA SP-8007", pp.19-21, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C., USA.

Teguh Muttaqie., Park S.H., Sohn J.M., Cho S.R., Nho I.S., Han S., Lee P.S., & Cho Y.S., 2020 "Experimental investigations on the implosion characteristics of thin cylindrical aluminium-alloy tubes", International Journal of Solids and Structures 200-201, pp.64-82, Elsevier Ltd., U.K.

Zhao, Banghua, 2016. "Analysis of composite plates by using mechanics of structure genome and comparison with ANSYS", Purdue University, West Lafayette, Indiana, USA.