



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(4), 321-328(2021)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.4.321>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

다양한 두께비와 세장비를 고려한 복합재 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor의 도출

김도영¹, 심창훈², 김한일³, 박재상⁴, 유준태⁵, 윤영하⁶, 이기주⁷

Derivations of Buckling Knockdown Factors for Composite Cylinders Considering Various Shell Thickness Ratios and Slenderness Ratios

Do-Young Kim¹, Chang-Hoon Sim², Han-Il Kim³, Jae-Sang Park⁴,

Joon-Tae Yoo⁵, Young-Ha Yoon⁶ and Keejoo Lee⁷

Chungnam National University^{1,2,3,4}, Korea Aerospace Research Institute^{5,6,7}

ABSTRACT

This paper derives numerically new buckling Knockdown factors for the lightweight design of the composite propellant tanks for space launch vehicles. A nonlinear finite element analysis code, ABAQUS, is used for the present postbuckling analysis of composite cylinders under compressive loads. Various thickness ratios (R/t) and slenderness ratios (L/R) are considered and Single Perturbation Load Approach is applied to represent the geometric initial imperfection of the composite cylinder. For the composite cylinder with thickness ratio of 500 and slenderness ratio of 2.04, the buckling Knockdown factor derived in this work is higher by 84.38% than NASA's previous buckling design criteria. Therefore, it is investigated that a lightweight design is possible when the present Knockdown factors are used for the design of composite propellant tanks. In addition, it is shown that global buckling loads and buckling Knockdown factors decrease as the thickness ratio or slenderness ratio of composite cylinders increases.

초 록

본 연구에서는 우주 발사체의 복합재 추진제 탱크 구조의 경량 설계를 위하여 좌굴 Knockdown factor를 ABAQUS를 이용한 수치해석 기반으로 새롭게 도출하였다. 복합재 원통 구조의 다양한 두께비(R/t)와 세장비(L/R)를 적절히 고려하였으며, 기하학적 초기 결함을 Single Perturbation Load Approach를 이용하여 구현하였다. 두께비 = 500 및 세장비 = 2.04를 갖는 복합재 원통 구조의 모델의 경우, NASA의 기존 좌굴 설계 기준보다 약 84.38%만큼 좌굴 Knockdown factor가 높게 도출되어 본 연구의 좌굴 설계 기준을 이용할 경우 복합재 추진제 탱크의 경량 구조 설계가 가능함을 확인하였다. 더불어, 복합재 원통 구조의 두께비와 세장비가 각각 증가함에 따라 전역 좌굴 하중과 좌굴 Knockdown factor가 모두 감소하는 경향을 알 수 있었다.

Key Words : Buckling Knockdown Factor(좌굴 Knockdown factor), Propellant Tank(추진제 탱크), Composite Cylinder(복합재 원통), Postbuckling Analysis(후좌굴 해석)

† Received : January 9, 2021 Revised : February 22, 2021 Accepted : February 26, 2021

^{1,2,3} Graduate Student, ⁴ Associate Professor, ⁵ Principal Researcher, ^{6,7} Senior Researcher

⁴ Corresponding author, E-mail : aerotor@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-7621-9565

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서론

최근 뉴 스페이스 시대라고 불리는 우주 개발의 상업화가 가속되어 우주 발사체의 발사 비용 절감과 탑재 중량의 증가가 절실히 요구되면서 보다 높은 수준의 구조 경량화가 요구되고 있다. 특히 Space-X社의 Falcon-9 및 Blue Origin社의 New Shepard와 같이 발사 및 운용 비용을 줄일 수 있는 재사용 발사체는 재진입 시 추가적인 추진제 및 착륙 장치로 인한 중량 증가로 구조 경량화가 선결되어야 한다.

구조 경량화의 목적으로 우주 발사체의 구조비를 낮추기 위하여 발사체 구조체의 중량을 낮추어야 한다. 이때, 우주 발사체의 추진제 탱크 구조는 추진제를 제외하고 발사체 구조체의 대부분의 중량을 차지하므로[1] 우주 발사체 추진제 탱크 구조의 경량 설계가 필요하다. 최근 들어 비강도 및 비강성이 우수한 복합재 구조의 설계 및 제작 기술의 비약적인 발전으로 인하여 우주 발사체의 구조 경량화를 위해 복합재료를 페어링 뿐만 아니라 발사체 동체 구조에 적용하고 있으며, 추진제 탱크 구조에 대한 복합재의 적용 연구가 진행 중이다[2].

우주 발사체의 초기 설계 단계에서의 하중 해석 시 우주 발사체 구조에 작용하는 다양한 종류의 하중들을 등가의 축 하중으로 나타낼 수 있으며[3], 우주 발사체 구조는 최대 축 방향 가속도의 비행 구간에 돌입하면 극심한 축 하중을 받는다. 경량 구조 설계를 위해 얇은 쉘 구조로 만들어진 우주 발사체 구조는 압축력에 의한 좌굴에 취약하므로 압축력에 대한 좌굴 설계 기준은 우주 발사체의 추진제 탱크 및 동체 등의 원통 구조의 주요 설계 기준이다.

얇은 쉘 구조의 좌굴 하중은 초기 결함(initial imperfection)으로 인하여 선형 해석의 좌굴 하중에 비해 크게 감소되므로 이를 고려하기 위하여 좌굴 설계 기준인 좌굴 Knockdown factor를 사용한다. 좌굴 Knockdown factor(γ)는 얇은 쉘 구조의 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)과 초기 결함이 없는 완벽 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)의 비율로 식 (1)과 같이 정의된다. 좌굴 Knockdown factor의 값이 낮을수록 구조물이 무겁게 설계되므로 좌굴 Knockdown factor는 우주 발사체 원통 구조의 경량 설계와 직결된다.

$$\text{Knockdown factor, } \gamma = \frac{(N_{cr})_{imperfect}}{(N_{cr})_{perfect}} \quad (1)$$

Figure 1의 NASA의 좌굴 설계 기준[4]은 1930~60년대 원통 구조의 압축력에 대한 좌굴 시험 결과를 이용하여 정립되었으며 기존의 우주 발사체 원통 구조의 좌굴 설계 기준으로 이용되어왔다. 그러나 NASA의 좌굴 설계 기준[4]은 얇은 원통 구조의 좌굴 하중에 영향을 주는 원통의 길이(L)와 반지름(R)

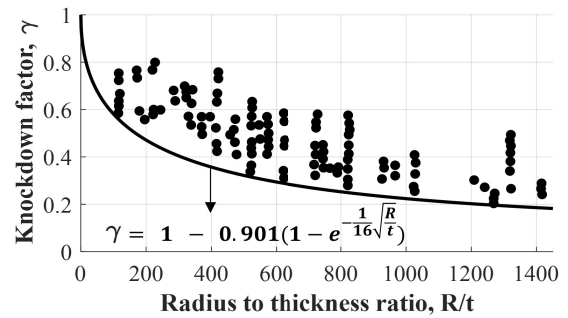


Fig. 1. Buckling Knockdown factors [4]

의 비율인 세장비(L/R)는 고려하지 않고 원통의 반지름(R)과 두께(t)의 비율인 두께비(R/t)에 대한 함수로만 정립되었으며, 주로 금속재 원통 구조 시험에 대한 결과로 이루어져 복합재 원통 구조의 좌굴 거동을 적절히 고려하지 못한다. 또한 NASA의 좌굴 설계 기준[4]은 오래전에 정립되어 현대의 얇은 원통의 정밀 제작 기술 및 첨단 재료의 특성을 반영하지 못하며[5] 다양한 구조 형상에 대하여 세분화 되지 않고 하나의 함수로 정립되었다. 따라서 이와 같은 NASA의 좌굴 설계 기준[4]을 이용할 경우, 복합재 원통 구조를 과도하게 보수적으로, 즉 무겁게 설계할 수 있다[5-8].

근래에 급격히 발전된 전산 구조 해석은 좌굴 시험을 대체하거나 보완할 수 있음이 증명되었으며[9,10], 이와 같은 전산 구조 해석을 집중적으로 이용하여 기존의 보수적인 좌굴 설계 기준[4]을 개선 및 최신화하기 위한 연구들이 활발히 수행 중에 있다. NASA의 Shell Buckling Knockdown Factor (SBKF,[9]) 프로젝트는 금속재 직교 격자 원통(orthogrid-stiffened cylinder) 구조의 좌굴 시험과 후좌굴 해석을 함께 이용하여 새로운 좌굴 설계 기준을 정립하였다. 그러나 복합재 원통 구조에 대한 좌굴 설계 기준은 새롭게 제시되지 않았다. EU의 New Robust Design Guideline for Imperfection Sensitive Composite Launcher Structures (DESICOS,[10])에서는 복합재 원통 구조의 좌굴 시험 및 해석을 수행하였으나, 적층 조건의 유지를 고려하지 않은 채 다양한 복합재 원통 구조에 대하여 하나의 좌굴 설계 기준으로 도출하였다. 복합재 원통 구조의 좌굴 거동은 기하학적 형상뿐만 아니라 적층각 및 적층 순서와 같은 적층 조건의 영향을 크게 받는다[11]. 따라서, 선행 연구[10]의 경우에는 압축력을 받는 복합재 원통 구조의 좌굴 거동에 대하여 기하학적 형상 비율인 두께비와 세장비의 효과를 고려하였더라도 복합재 적층판의 인장-굽힘-전단 거동의 탄성 연성(elastic coupling) 효과를 유지하지 않았으므로 온전히 두께비 혹은 세장비의 영향만을 조사하지 못하였다.

최근의 우주 발사체는 다양한 임무를 수행할 수 있는 발사체 확보, 신뢰성 향상, 및 개발 비용 절감

의 이점을 얻기 위해 기존 발사체 추진제 탱크 구조의 길이와 같은 형상을 확대 또는 축소하는 확장성을 고려하고 있다[12-14]. 따라서, 복합재 원통 구조의 기하학적 형상 비율인 두께비 및 세장비의 변화를 분명히 고려하면서 경량 구조 설계가 가능한 좌굴 설계 기준(즉, 높은 좌굴 Knockdown factor의 값)의 새로운 도출 및 정립이 필요하다.

그러므로 본 논문에서는 복합재 적층 조건의 탄성 연성 효과를 적절히 유지한 채, 다양한 기하학적 형상(두께비 및 세장비)을 고려하여 압축력을 받는 복합재 원통 구조의 새로운 좌굴 Knockdown factor를 수치 해석적으로 도출하고자 한다. 상용 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS(ver 6.16)를 이용하여 비선형 후좌굴 해석을 수행하였으며, 얇은 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 구현하기 위해 Single Perturbation Load Approach(SPLA,[15])를 적용하였다. 비선형 후좌굴 해석 기반의 좌굴 Knockdown factor 도출 기법을 정립 및 검증하고자 좌굴 시험과 수치 해석으로 검증된 선행 연구[15]의 복합재 모델을 이용하였으며, 이를 기반으로 다양한 두께비($R/t=125, 250, 500$)와 세장비($L/R=1, 2.04, 3$)를 갖는 복합재 원통 구조를 모델링하였다. 다양한 기하학적 형상의 복합재 원통 구조에 대한 후좌굴 해석을 통하여 도출된 Knockdown factor를 NASA의 기존 좌굴 설계 기준[4]과 상호 비교하여 기존의 좌굴 설계 기준보다 경량 구조 설계가 가능함을 확인하고자 한다. 또한, 복합재 원통 구조의 두께비 및 세장비에 따른 좌굴 Knockdown factor의 변화 경향을 조사한다.

II. 본 론

2.1 연구 방법

2.1.1 복합재 원통 구조 모델링

복합재 원통 구조의 비선형 후좌굴 해석 및 좌굴 Knockdown factor 도출의 기법을 정립하고자 선행 연구[15]의 Z07 복합재 원통 구조 모델($R/t=500$ 및 $L/R=2.04$)에 대하여 유한요소 모델링 및 후좌굴 해석을 수행하였다. Z07 복합재 원통 구조의 제원 및 재료 물성치를 Fig. 2 및 Table 1에 정리하였다. 복합재 원통 구조의 유한요소 모델링은 ABAQUS의 4절점의 쉘 요소(S4R)를 이용하였으며, 경계 조건은 원통 구조의 상단의 축 방향의 병진 자유도를 제외한 나머지 5개의 자유도를 모두 구속하였으며, 하단의 경우에는 고정 지지 하였다. 복합재의 적층 조건을 적절히 구현하기 위하여 Fig. 2의 원통 구조의 외피의 법선 방향과 쉘 요소의 법선 방향을 일치시켰으며 적층판의 섬유 방향은 복합재 원통 구조의 Z축 방향을 기준으로 정의하였다. 복합 재료의 적층 순서는 원통의 외피의 법선 방향으로 적층하였다.

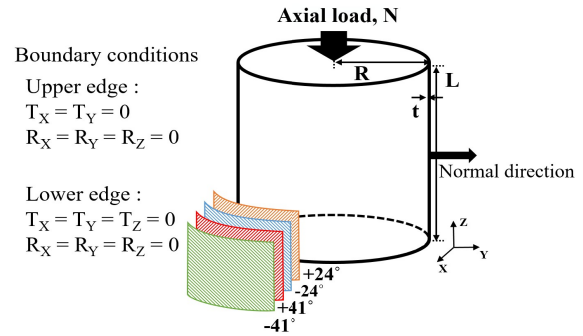


Fig. 2. Z07 composite cylinder [15]

Table 1. Properties of the Z07 composite cylinder [15]

Property	Value
Radius, R [m]	0.25
Length, L [m]	0.51
Thickness, t [m]	0.0005
Ply thickness, t_{ply} [m]	0.000125
Poisson's ratio, ν_{LT}	0.271
Elastic modulus, E_L [MPa]	125,774
Elastic modulus, E_T [MPa]	10,030
Shear modulus, G_{LT} [MPa]	5,555
Lay-up condition [deg]	[+24/-24/+41/-41]

Z07 복합재 원통 구조를 기본 모델로 사용하여 다양한 두께비($R/t=125, 250, 500$)와 세장비($L/R=1, 2.04, 3$)의 원통 구조의 형상을 설계하기 위해 원통의 반지름을 고정하고 원통의 길이 및 두께를 변경하였다. 이때 복합재 원통의 두께의 변화 시 좌굴 설계 기준에 대한 복합재 원통 구조의 기하학적 형상 비율(두께비 및 세장비)의 영향만을 온전히 파악하기 위하여 탄성 연성 효과를 유지할 수 있도록 동일한 적층각에 대하여 적층판의 개수를 변경하였다. 이와 같은 다양한 형상에 대한 복합재 원통 구조의 형상 정보를 Table 2에 정리하였다. 선형 좌굴 해석의 좌굴 하중의 수렴으로부터 결정된 유한 요소의 크기는 세장비가 1 및 2.04인 모델의 경우 0.0056m이며, 세장비가 3인 모델의 경우에는 0.007m이다.

Table 2. Properties of the composite cylinders with various thickness ratios and slenderness ratios

Lay-up condition	[+24 _n /-24 _n +41 _n /-41 _n]		
Thickness ratio, R/t	125	250	500
Thickness, t [m]	0.002	0.001	0.0005
Number of plies, n	4	2	1
Slenderness ratio, L/R	1	2.04	3
Length, L [m]	0.25	0.51	0.75

2.1.2 기하학적 초기 결함 모델링

본 연구에서는 복합재 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 구현하기 위해 Single Perturbation Load Approach(SPLA,[15])를 이용하였다. SPLA는 실제 발사체 구조의 기하학적 형상으로 발생하는 초기 결함의 특성을 적절히 구현할 수 있으며, 초기 결함 모델링이 용이하여 미국의 SBKF[9] 및 유럽의 DESICOS [10] 등에서 사용된 기법이다. Fig. 3에서 보듯이 교란 하중(perturbation load, Q)을 원통 구조의 길이 방향의 중간 위치에서 원의 중심 방향으로 가한다. 이때 교란 하중에 의해 구현된 기하학적 초기 결함은 무응력(stress-free) 상태로 압축력에 대한 비선형 후좌굴 해석 단계로 전달된다[16].

원통 구조의 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{imperfect})$ 은 교란 하중이 증가하면서 초기 결함이 없는 완벽 구조의 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{perfect})$ 보다 낮아진다. 교란 하중이 일정 크기(Q_1)보다 커지면, 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{imperfect})$ 은 수렴하고, 수렴된 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{imperfect})$ 을 식 (1)을 이용하여 좌굴 Knockdown factor를 도출 및 정립한다(Fig. 4).

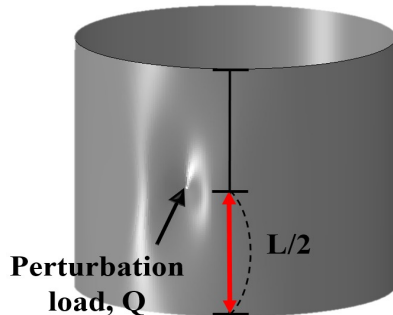


Fig. 3. Geometric imperfection modeling by SPLA [15]

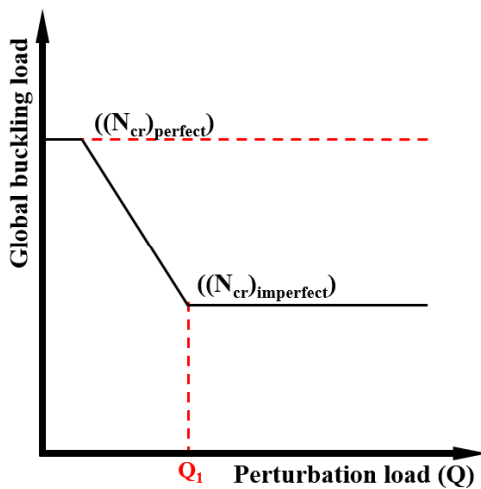


Fig. 4. Global buckling load in terms of perturbation load(Q)

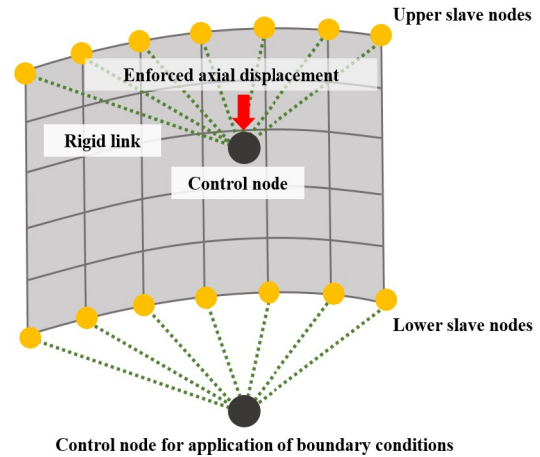


Fig. 5. Rigid link between control nodes and slave nodes

2.1.3 변위 제어 기법을 이용한 압축력 모델링

본 연구에서는 복합재 원통 구조의 전역 및 후좌굴 상태의 좌굴 거동을 살펴보기 위하여 변위 제어(displacement control) 기법 기반의 뉴턴-랩슨(Newton-Raphson) 방법을 이용하여[16] 비선형 정적 후좌굴 해석을 수행한다. 변위 제어 기법의 경우, 후좌굴 해석 시 원통 구조의 축 방향의 압축력 대신 축 방향의 강제 변위를 적용한다. 이때, 강제 변위를 가하기 위하여 Fig. 5와 같이 원통 구조의 양 끝단의 절점들을 원통의 중심에 있는 제어 절점(control node)에 강제 연결(rigid link)한다. 강제 연결로 제어 절점에 구속되어있는 절점들은 제어 절점과 6자유도를 공유한다. 강제 변위는 제어 절점에 가하며, 가해진 강제 변위는 연결된 절점에 동일한 크기로 전달된다.

2.1.4 초기 결함을 고려한 비선형 후좌굴 해석 과정

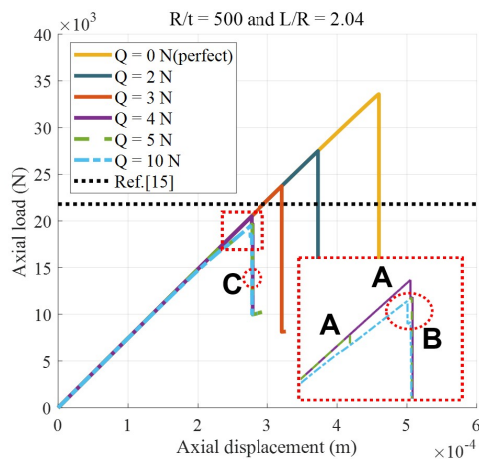
복합재 원통 구조의 초기 결함을 고려한 비선형 후좌굴 해석 절차는 다음과 같이 구성된다.

- 1) 초기 결함이 없는 완벽한 원통 구조 모델의 길이 방향의 중앙에 원의 중심 방향으로 교란 하중을 가한다(Fig. 3).
- 2) 교란 하중으로 인하여 원통 구조의 변형된 형상을 무응력 상태로 불러들인다.
- 3) 불러온 초기 결함이 구현된 원통 구조 모델에 대하여 축 방향의 강제 변위를 적용하여 뉴턴-랩슨 방법의 후좌굴 해석을 수행한다.
- 4) 1)~3)의 해석 절차를 교란 하중을 증가시키면서, 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{imperfect})$ 이 수렴할 때까지 반복 수행한다(Fig. 4).
- 5) 얻어진 전역 좌굴 하중 $((N_{cr})_{imperfect})$ 과 식 (1)을 함께 이용하여 좌굴 Knockdown factor를 도출 및 정립한다.

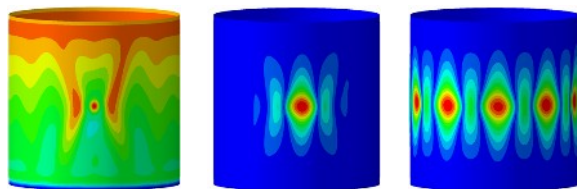
2.2 연구 결과

2.2.1 복합재 원통 구조의 모델링 및 후좌굴 해석 기법 정립

압축력을 받는 복합재 원통 구조의 비선형 후좌굴 해석 기법을 정립하기 위하여, 좌굴 시험과 수치 해석의 상호 비교를 통하여 검증된 선행 연구[15]의 Z07 복합재 원통 구조(두께비=500 및 세장비=2.04)를 해석 모델로 이용하였다. Fig. 6에 Z07 복합재 원통 구조의 비선형 후좌굴 해석 결과를 나타내었다. Fig. 6(a)에서 보이듯 초기 결함이 없는 복합재 원통 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)은 33.57 kN으로 계산되었다. 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 표현하기 위한 교란 하중(Q)이 증가하면서 전역 좌굴 하중이 감소하며 교란 하중(Q_1)=4 N부터 국부적 불안정성 거동인 국부 좌굴(A)이 관찰되고, 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)이 19.66 kN으로 수렴되었다(Fig. 6의 B). 선행 연구[15]의 좌굴 시험의 측정된 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)은 21.80 kN으로 본 연구의 전역 좌굴 하중이 선행 연구 대비 약 9.82% 낮으나, 비교적 잘 일치한다고 판단되며 시험 모델의 하중 및 경계조건의 초기 결함과 재료물성치의 불확실성 등을 본 해석 모델에서 고려하지 못하므로 발생한 오차로 사료



(a) Load-displacement curves



A : Local buckling B : Global buckling C : Postbuckling
(b) Buckling shapes($Q_1=4$ N)

Fig. 6. Validation of postbuckling analysis for Z07 composite cylinder($R/t=500$, $L/R=2.04$)

된다. $Q=4$ N의 좌굴 형상을 Fig. 6(b)에 정리하였다. 축 방향의 압축력이 증가하면서 복합재 원통 구조의 국부 좌굴인 스넵 스루 현상(A)이 발생하였다. 이때 국부 좌굴을 판정하는 기준은 참고문헌[17]에 주어졌다. 이후 축 방향의 압축력이 더욱 증가하면 복합재 원통 구조의 원주 방향으로 좌굴 파형이 확산되면서 전역 좌굴(B)이 발생한다. 전역 좌굴 이후, 좌굴 파형은 원통의 원주 방향으로 더욱 확산되어 후좌굴(C)이 발생한다. 따라서 전역 좌굴 하중과 좌굴 형상 결과를 바탕으로 본 연구의 복합재 원통 구조에 대한 유한요소 모델링 및 비선형 후좌굴 해석 기법이 적절하게 정립되었음을 확인하였다.

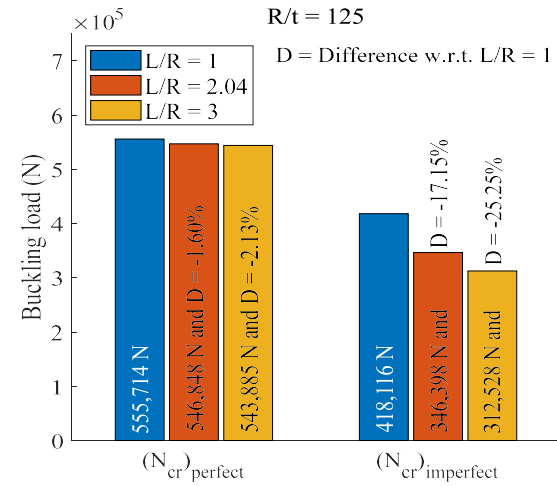
위의 비선형 후좌굴 해석에서 얻어진 전역 좌굴 하중을 이용하여 도출된 Z07 복합재 원통 구조에 대한 수치해석 기반의 좌굴 Knockdown factor는 0.59로 도출되었다. 본 연구의 좌굴 Knockdown factor(0.59)가 동일한 두께비=500을 갖는 NASA의 기존 좌굴 설계 기준(0.32,[4])에 비하여 약 84.38%만큼 높게 도출되었다. 좌굴 설계 기준의 값이 높을수록 원통 구조의 경량 설계가 가능하므로 본 연구의 좌굴 설계 기준이 NASA의 좌굴 설계 기준[4]을 개선하였음을 알 수 있다.

2.2.2 다양한 기하학적 형상을 갖는 복합재 원통 구조의 후좌굴 해석 결과

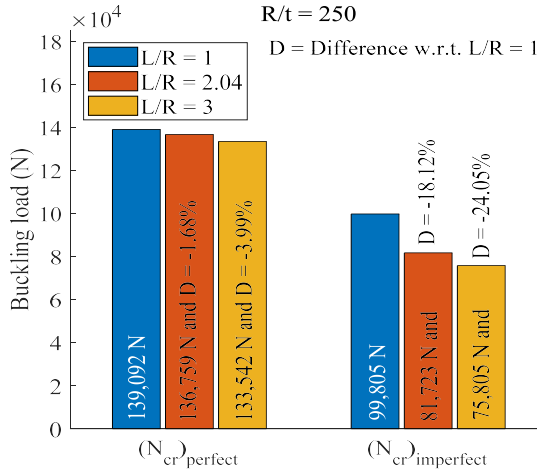
Figure 7은 전술한 모델링 및 해석 기법을 이용하여 얻은 압축력에 대한 다양한 두께비($R/t=125, 250, 500$)와 세장비($L/R=1, 2.04, 3$)를 갖는 복합재 원통 구조의 후좌굴 해석 결과를 정리하여 나타낸다. 이때, 앞 절의 Z07 복합재 원통 구조($R/t=500$ 및 $L/R=2.04$)를 기본 모델로 이용하였으며 제원은 앞의 Table 2에 정리되어 있다. 지면 관계상, 후좌굴 해석의 하중-변위 그래프는 본 논문에는 작성하지 않았으며 전역 좌굴 하중의 결과만 정리하였다. 복합재 원통 구조의 기하학적 형상 비율에 따른 초기 결함이 없는 완벽한 복합재 원통 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$) 및 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)의 경향은 다음과 같이 정리할 수 있다.

- 세장비의 영향

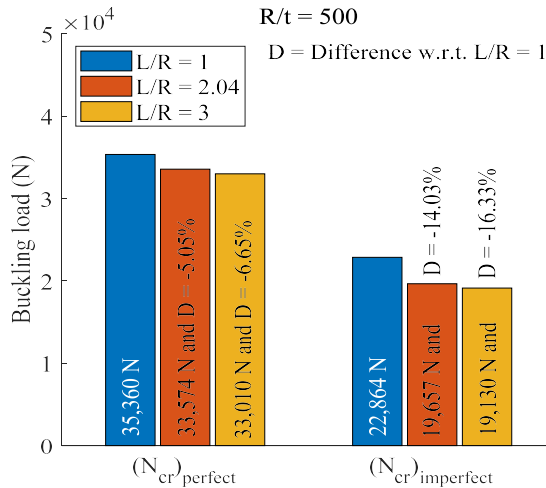
동일한 두께비에 대하여 세장비가 증가할수록 즉, 복합재 원통의 길이가 증가할수록 초기 결함의 유무에 상관없이 전역 좌굴 하중이 감소하는 경향을 보인다. 특히, 두께비=500의 경우 세장비가 증가함에 따라 완벽 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)이 최소 5.05 및 최대 6.65%만큼 소폭 감소하였다. 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)의 경우에는 세장비의 증가에 따라 최소 14.03% 및 최대 16.33%만큼 감소하여 완벽 구조의 전역 좌굴 하중보다 더욱 명확하게 감소하는 경향을 보인다.



(a) R/t=125



(b) R/t=250



(c) R/t=500

Fig. 7. Buckling loads of composite cylinders (R/t=125, 250, 500 and L/R=1, 2.04, 3)

- 두께비의 영향

동일한 세장비에 대하여 두께비가 증가할수록 즉, 복합재 원통의 두께가 얇아질수록 초기 결함의 유무에 상관없이 전역 좌굴 하중이 감소하는 경향을 보인다. 고려된 세장비조건에서 두께비가 증가함에 따라 완벽 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)과 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)은 모두 약 75~95%의 감소율을 갖는다. 두께비의 증가에 따른 완벽 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)과 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)과의 감소율의 차이는 약 2% 이내이며, 초기 결함의 유무에 상관없이 두께비의 증가에 따른 전역 좌굴 하중의 감소율이 전술한 세장비의 증가에 의한 감소율보다 크다는 것을 알 수 있다.

2.2.3 좌굴 Knockdown factor

Figure 8에 앞의 Fig. 7에 주어진 전역 좌굴 하중의 결과를 이용하여 도출한 좌굴 Knockdown factor를 나타내었다. 얻어진 좌굴 Knockdown factor는 동일한 두께비에 대하여 세장비가 증가할수록 즉, 원통 구조의 길이가 길어질수록 감소하는 것을 알 수 있다. 이는 전술한 바와 같이, 세장비의 증가에 따른 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{imperfect}$)의 감소율이 완벽 구조의 전역 좌굴 하중($(N_{cr})_{perfect}$)의 감소율보다 높기 때문으로 판단된다. 더불어, 그림에서 보듯 동일한 세장비에 대하여 두께비가 증가할수록 즉, 원통 구조의 두께가 감소할수록 좌굴 Knockdown factor는 감소하는 경향을 확인할 수 있다. 특히 세장비=1의 경우에는 두께비의 증가에 따른 좌굴 Knockdown factor의 감소율이 최대 약 13.33%로 가장 크다. 세장비=3의 경우에는 반대로 두께비의 증가에 따라 좌굴 Knockdown factor가 1.75%만큼 소폭 증가하였으나, 비선형 해석과 교란 하중을 이용한 반

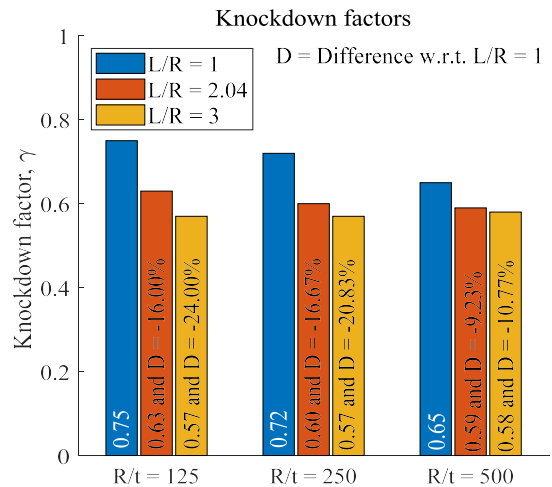


Fig. 8. Knockdown factors of composite cylinders (R/t=125, 250, 500 and L/R=1, 2.04, 3)

복 계산을 수행하는 본 해석 기법의 특성을 고려할 경우, 이는 수치해석 상의 오차 범위 내의 값으로 판단된다. 그러므로 본 연구의 세장비=3의 복합재 원통 구조 모델에 대하여서는 좌굴 Knockdown factor가 두께비의 영향을 적게 받음을 확인할 수 있다.

따라서 얇은 원통 구조의 초기 결함에 대한 민감도를 나타내는 좌굴 Knockdown factor는 세장비가 작은 원통 구조일수록 두께비의 영향이 크다는 것을 알 수 있다.

본 연구에서 압축력에 대한 비선형 후좌굴 해석을 수행하여 얻은 좌굴 Knockdown factor를 두께비와 세장비에 대하여 정리한 결과와 선행 연구[4,7,15]의 결과와의 비교를 Fig. 9에 나타내었다. 선행 연구[7,15]의 경우 기본 형상의 Z07 복합재 원통 구조의 다수의 시편에 대한 좌굴 Knockdown factor가 주어져 있으며, 두께비=500에서 좌굴 Knockdown factor의 값들이 차이가 존재함을 알 수 있다. 이는 Z07 복합재 원통 구조 시편의 측정된 두께의 차이로 인하여 발생한 오차이다[7,15]. 동일한 모델(두께비=500 및 세장비=2.04)에 대하여 본 연구에서 도출한 좌굴 Knockdown factor가 좌굴 시험으로부터 얻은 Knockdown factor[7,15]보다 낮은 값으로, 즉 보수적인 결과를 제공함을 알 수 있다. 더불어, 그림으로부터 다양한 두께비와 세장비에 대하여, 전술한 내용과 동일하게 두께비가 증가할수록 그리고 세장비가 증가할수록 좌굴 Knockdown factor가 감소하는 경향을 확인할 수 있다.

특히, 얻어진 좌굴 Knockdown factor는 동일한 세장비에 대하여 두께비가 증가할수록 NASA의 기존의 좌굴 Knockdown factor[4]와의 차이가 더욱 증가한다. 이는 NASA의 좌굴 Knockdown factor[4]는 상

당히 오래전의 좌굴 시험을 기반으로 도출하였기 때문에 당시의 정밀하지 못한 제작 기술[5]을 고려 시, 원통 구조의 두께가 얇아질수록 정밀하게 제작하기 어려운 까닭에 초기 결함의 크기가 증가함에 기인한다고 사료된다. 또한, 동일한 두께비에 대하여 세장비가 작을수록 NASA의 좌굴 Knockdown factor[4]와의 차이가 더욱 증가한다. 이는 NASA의 좌굴 Knockdown factor[4] 함수 도출 시 얇은 원통 구조의 좌굴 거동에 영향을 주는 세장비는 고려하지 않고 두께비만 고려하였기 때문으로 판단된다.

본 연구의 좌굴 Knockdown factor는 고려된 모든 두께비 및 세장비에서 기존의 NASA의 좌굴 설계 기준[4]보다 높게 도출되어, 본 연구의 좌굴 설계 기준을 이용할 경우 NASA의 좌굴 설계 기준[4]에 비해 우주 발사체의 복합재 원통 구조의 경량 설계가 가능함을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 ABAQUS를 이용하여 다양한 두께비와 세장비를 갖는 복합재 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor를 도출하였다. 또한, 복합재 원통 구조의 적층 조건을 유지하여 좌굴 설계 기준에 대한 기하학적 형상의 효과를 살펴보기 위해 복합재 원통 구조의 두께와 길이를 변경하였으며, 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 구현하기 위하여 Single Perturbation Load Approach(SPLA)를 사용하였다. 다양한 두께비와 세장비를 갖는 복합재 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 고려한 비선형 후좌굴 해석을 수행한 결과, 본 연구의 좌굴 Knockdown factor가 고려된 모든 두께비 및 세장비에서 기존의 NASA의 좌굴 설계 기준 대비 최소 약 3.64%, 최대 약 103.13%만큼 높게 얻어졌다. 그러므로 복합재 원통 구조의 기하학적 형상 비율의 효과를 고려하면서 경량 구조 설계가 가능한 좌굴 Knockdown factor를 정립할 수 있음을 수치해석 연구를 통하여 확인하였다.

본 연구에서 고려한 복합재 원통 구조 모델의 경우에는 동일한 두께비에 대하여 세장비가 증가할수록 좌굴 Knockdown factor가 감소하며, 동일한 세장비에 대하여서는 두께비가 증가할수록 좌굴 Knockdown factor가 감소하는 경향을 확인하였다. 특히 세장비가 1인 모델의 경우에는 두께비의 값이 125에서 500으로 증가할 때, 좌굴 Knockdown factor의 감소율이 약 13.33%로 가장 큰 반면, 세장비가 3인 모델의 경우에는 좌굴 Knockdown factor가 두께비의 영향을 적게 받음을 확인하였다. 따라서 복합재 원통 구조를 이용하는 우주 발사체 설계 시 세장비가 작은 원통 구조일수록 두께비의 영향이 증가함을 확인하였다.

본 연구를 통하여 압축력을 받는 복합재 원통 구조의 좌굴 설계 기준의 개선 가능성을 충분히 확인

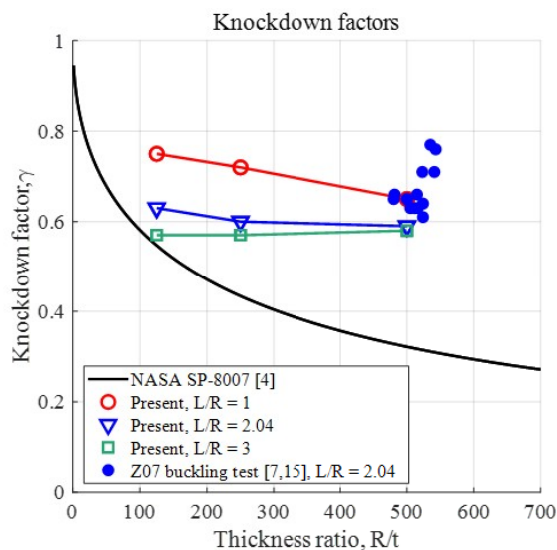


Fig. 9. Comparison of Buckling Knockdown factors (R/t=125, 250, 500 and L/R=1, 2.04, 3)

하였으나, 이를 실제 우주 발사체 구조에 적용하기 위하여서는 보다 많은 사례에 대한 해석 및 시험 연구가 수행되어야 할 것이며 특히 복합재 적층 조건에 대한 경우의 수가 상당히 많으므로 이를 고려한 심층적이며 광범위한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부에서 시행한 한국형 발사체개발사업의 지원을 받아 수행된 연구 결과입니다. 본 논문의 일부는 2020 한국군사과학기술학회 종합학술대회에서 발표되었습니다.

References

- 1) Regab, M. M., Cheatwood, F. M., Hughes, S. J. and Lowry, A., "Launch Vehicle Recovery and Reuse," *AIAA SPACE 2015 Conference and Exposition*, August 2015.
- 2) Rhee, S. Y., Kim, K. S., Yoon, Y. H. and Yi, M. K., "Current Status of Development of Composite Propellant Tanks for a Launch Vehicle," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 18, No. 2, 2020, pp. 127~138.
- 3) Kohsetsu, Y., "Structural System Design of Liquid Rocket," *Kyushu University Press*, 2013.
- 4) Peterson, J. P., Seide, P. and Weingarten, V. I., "Buckling of Thin-walled Circular Cylinders," *NASA SP-8007*, 1968.
- 5) Haynie, W. T. and Hilburger, M. W., "Comparison of Methods to Predict Lower Bound Buckling Loads of Cylinders under Axial Compression," *51st AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, April 2010.
- 6) Hilburger, M. W., "Developing the Next Generation Shell Buckling Design Factors and Technologies," *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Material Conference*, April 2012.
- 7) Degenhardt, R., Kling, A. and Rohwer, K., "Probabilistic Approach for better Buckling Knock-down Factors of CFRP Cylindrical Shells," *18th Engineering Mechanics Division Conference*, June 2007.
- 8) Hilburger, M. W., Nemeth, M. P. and Starnes Jr, J. H., "Shell Buckling Design Criteria Based on Manufacturing Imperfection Signatures," *NASA/TM-2004-212659*, 2004.
- 9) Hilburger, M. W., "Shell Buckling Knockdown Factor Project Overview and Status," *NASA NF1676L-21449*, 2015.
- 10) Degenhardt, R., "New Robust Design Guideline for Imperfection Sensitive Composite Launcher Structures," *13th European Conference on Spacecraft Structures Materials and Environment Testing*, April 2014.
- 11) Geier, B., Meyer-Piening, H.-R. and Zimmermann, R., "On the Influence of Laminate Stacking on Buckling of Composite Cylindrical Shells subjected to Axial Compression," *Composite Structures*, Vol. 55, Issue 4, March 2002, pp. 467~474.
- 12) Cho, S. B., Lee, K. J. and Sun, B. C., "Development Directions of Succeeding Launch Vehicles of KSLV-II and Outlooks for Technology Advancement," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, Issue 8, 2016, pp. 668~674.
- 13) <https://spacelaunchreport.com/falcon9ft.html>
- 14) Anonymous, "Falcon User's Guide," *SPACE Exploration Technologies Corp.*, August 2020.
- 15) Hühne, C., Rolfes, R., Breitbach, E. and Teßmer, J., "Robust Design of Composite Cylindrical Shells under Axial Compression - Simulation and Validation," *Thin-Walled Structures*, Vol. 46, 2008, pp. 947~962.
- 16) Kim, H. I., Sim, C. H., Park, J. S. and Kim, D. Y., "Postbuckling Analyses and Derivations of Shell Knockdown Factors for Isogrid-Stiffened Cylinders under Compressive Force and Internal Pressure," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, Issue 9, September 2020, pp. 653~661.
- 17) Sim, C. H., Park, J. S., Kim, H. I., Lee, Y. L. and Lee, K. J., "Postbuckling Analyses and Derivations of Knockdown Factors for Hybrid-grid Stiffened Cylinders," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 82~83, November 2018, pp. 20~31.