

## 압축력과 내부 압력을 동시에 받는 우주 발사체 복합재 탱크 구조의 좌굴 설계 기준의 도출

### Buckling Knockdown Factors of Composite Tank Structures under Both Axial Compression and Internal Pressure for Space Launch Vehicle

#### 초 록

우주 발사체의 복합재 추진제 탱크 구조에 작용하는 내부 압력은 압축 하중을 완화하고 초기 결함의 영향을 감소시켜 좌굴 안정성을 향상시키므로, 이를 고려하여 복합재 추진제 탱크 구조의 좌굴 설계 시, 탱크 구조의 경량 설계가 가능하다. 본 연구에서는 압축력과 내부 압력을 동시에 받는 발사체 복합재 탱크 구조에 대하여, 원통 구조의 다양한 두께비와 세장비를 고려하여 좌굴 Knockdown factor를 개선 및 도출하였다. Single Perturbation Load Approach를 이용하여 얇은 복합재 탱크 구조의 기하학적 초기 결함을 수치해석적으로 구현하였으며, 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 후좌굴 해석을 수행하였다. 얻어진 전역 좌굴 하중을 이용하여 좌굴 Knockdown factor를 수치해석적으로 도출하였다. 압축력과 내부 압력을 함께 고려한 좌굴 Knockdown factor는 압축력만 고려한 결과에 비하여 약 2.67%~38.98%만큼 높게 도출되었다. 따라서 좌굴 Knockdown factor 도출 시, 내부 압력을 압축력과 함께 고려하였을 때, 좌굴 Knockdown factor의 개선 및 복합재 추진제 탱크의 구조 경량 설계가 가능함을 확인하였다.

**Key Words** : Thin-Walled Composite Tank(얇은 복합재 탱크), Buckling Knockdown factor(좌굴 Knockdown factor), Internal Pressure(내부 압력), Post-buckling analysis(후좌굴 해석)

#### Nomenclature

R	Radius of composite tank model
t	Thickness of composite tank model
L	Length of composite tank model
R/t	Shell thickness ratio
L/R	Slenderness ratio
$(N_{cr})_{perfect}$	Global buckling load without initial imperfection
$(N_{cr})_{imperfect}$	Global buckling load with initial imperfection

## 1. 서론

최근, 우주 발사체의 얇은 셸(shell)구조에 대하여 비강도 및 비강성이 뛰어난 복합재료가 광범위하게 적용되고 있다. 이는 New-space<sup>(1)</sup>시대에서 발사 비용 절감과 탑재 중량의 증가를 위하여 필요한 우주 발사체에 대한 보다 높은 수준의 경량 구조 설계 요구 사항을 수용하기 위함이다. 이러한 우주 발사체의 복합재 추진제 탱크 구조는 얇은 두께의 원통 구조로 제작된다. 그러나, 얇은 셸(shell)로 이루어진 발사체 구조는 운용 중 극심한 하중을 받으며, 특히 축 방향의 압축력에 의한 좌굴(buckling)에 취약하다. 특히, 구조 경량화를 위하여 얇은 셸로 설계된 원통 구조는 제작 및 운용 시 필연적으로 발생하는 초기 결함(initial imperfection)으로 인하여 실제 좌굴 하중은 선형

이론해의 값에 비하여 낮다. 이를 고려하기 위하여, 좌굴 Knockdown factor (KDF,  $\gamma$ )를 발사체 쉘 구조의 초기 설계 단계에서 좌굴 설계 기준으로 사용한다. 좌굴 Knockdown factor는 초기 결함이 없는 완벽한 쉘 구조의 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{perfect}$ )에 대한 초기 결함이 있는 쉘 구조의 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{imperfect}$ )의 비율로 식 (1)과 같이 정의된다. 좌굴 Knockdown factor의 값이 낮을수록 얇은 쉘 구조가 무겁게 설계되므로, 좌굴 Knockdown factor는 추진제 탱크 구조의 경량 설계와 직결된다.

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

NASA는 1930~60년대에 압축력에 대한 얇은 원통 구조의 좌굴 시험 결과를 이용하여 좌굴 Knockdown factor의 하한 값을 정의하였다<sup>(2)</sup> (Fig. 1). NASA의 좌굴 Knockdown factor<sup>(2)</sup>는 얇은 원통 구조의 반지름 (R)과 두께 (t)의 비율인 두께비 (R/t)에 대한 함수로 표현되며, 지금까지의 발사체 구조의 좌굴 설계 기준으로 사용되어왔다. 그러나, NASA의 좌굴 설계 기준<sup>(2)</sup>은 얇은 원통 구조의 길이 (L)와 반지름 (R)의 비율인 세장비 (L/R)의 영향은 고려되지 않았으며, 현대에 사용되는 복합재료 및 정밀 제작 기술의 특성을 반영하지 못한다. 따라서, 이를 이용할 경우 최근에 제작되는 얇은 쉘의 발사체 구조를 과도하게 보수적으로, 즉 무겁게 설계한다. 그러므로, 발사체 구조물의 경량 설계를 위하여 좌굴 Knockdown factor를 새롭게 도출 혹은 개선시키는 연구가 다양한 연구진들에 의하여 수행되고 있다<sup>(3-16)</sup>.

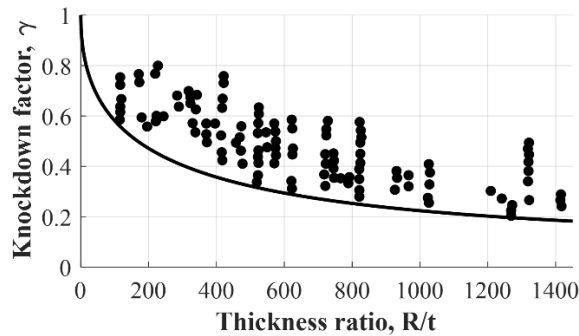


Fig.1 NASA's lower bound of knockdown factors<sup>(2)</sup>

NASA의 Shell Buckling Knockdown Factor (SBKF) 프로젝트<sup>(3)</sup>는 금속재 직교 격자 원통 구조 (orthogrid-stiffened cylinder)<sup>(4,5)</sup>에 대하여 좌굴 Knockdown factor가 기존의 NASA의 설계 기준<sup>(2)</sup>에 비하여 개선될 수 있음을 좌굴 시험 및 수치해석 연구를 통하여 증명하였다. 유럽의 new robust DESign guideline for Imperfection sensitive Composite launcher Structures (DESICOS) 프로젝트<sup>(6,7)</sup>는 보강재가 없는 단순 복합재 쉘 구조에 대하여 새로운 좌굴 Knockdown factor를 도출하였다. 중국에서는, 다양한 종류의 보강된 격자 구조의 원통에 대한 수치 해석 기반의 Knockdown factor를 정립하였으며, 이를 이용하여 최소 중량을 위한 최적 설계를 수행하였다<sup>(8-12)</sup>. 좌굴 Knockdown factor가 적용되는 탱크 구조의 초기 설계 단계에서는 실제 구조물의 찌름 (dent), 불균일한 두께, 및 진원도 (out of roundness)의 형상 편차와 같은 기하학적 초기 결함 (geometric initial imperfection), 혹은 우주 발사체의 단 (stage)과 단 사이의 연결부에 의한 불균일한 하중의 작용 등과 같은 실제 결함 정보를 정량적으로 정의하는 것은 불가능하다. 그러므로, 전술된 선행 연구에서는<sup>(3-16)</sup>, 기하학적 초기 결함을 수치해석적으로 구현하기 위하여 Single Perturbation Load Approach (SPLA)<sup>(13)</sup>, Worst Multiple Perturbation Load Approach (WMPLA)<sup>(8)</sup>, 및 eigen-mode shape imperfection<sup>(8)</sup>의 기법을 이용하였으며, 하중 조건에 대한 초기 결함은 Single Boundary Perturbation Approach (SBPA)<sup>(14)</sup>를 사용하였다. 또한, 이러한 초기 결함 모델링 기법을 이용하여 좌굴 Knockdown factor에 대한 초기 결함의 영향이 광범위하게 연구되었다. 특히, 얇은 복합재 원통 구조의 초기 결함을 고려한 좌굴 Knockdown factor의 도출에 대하여서는, DLR의 연구진들에 의하여 집중적으로 연구되었다<sup>(6,7)</sup>. 이때, 복합재 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor의 도출 시, 원통 구조의 다양한

두께비 ( $R/t$ )뿐만 아니라 세장비 ( $L/R$ )의 영향도 고려하였으나, 복합재 원통 구조의 적층 조건 혹은 적층판 강성의 연성 (coupling)효과를 유지하지 않아서, 좌굴 Knockdown factor에 대한 복합재 원통 구조의 기하학적 형상의 효과를 오롯이 고려하지 못하였다. 위와 같은 선행 연구 결과를 바탕으로 우주 발사체 적용을 위하여 얇은 복합재 원통 구조의 보다 의미 있는 Knockdown factor의 도출을 위하여서는 다음의 내용을 고려한 연구가 필요하다. 첫째, 복합재 원통 구조의 기하학적 형상의 변화를 고려한 Knockdown factor 도출 시, 적층 조건 혹은 적층판 강성의 연성(coupling)효과를 유지하여야 한다. 복합재 원통 구조의 압축력에 대한 좌굴 거동은 원통 구조의 두께비 ( $R/t$ )와 세장비 ( $L/R$ )로 정의되는 기하학적 형상 외에도 적층 조건 혹은 적층판 강성의 연성 (coupling)효과에 영향을 받는다<sup>(17)</sup>. 그러나, 전술한 선행 연구<sup>(6,7)</sup>에서는 복합재 원통 구조의 적층 조건을 유지하지 않은 채로 다양한 두께비와 세장비에 대한 좌굴 Knockdown factor를 도출하였다. Falcon 9/Heavy<sup>(18)</sup>와 Ariane<sup>(19)</sup>과 같은 최근 우주 발사체는 광범위한 임무 운영과 탑재체 (payload)에 따른 유연한 서비스를 위하여 기존의 발사체 구조의 형상을 확장 또는 축소하여 높은 신뢰성의 제공과 비용 절감의 효과를 동시에 얻고 있다. 따라서, 복합재 원통 구조에 대하여 기하학적 형상의 변화에 의한 좌굴 Knockdown factor의 영향을 명확히 확인하기 위하여서는 복합재 적층 조건 혹은 적층판 강성의 연성 (coupling)효과를 유지하여야 한다. 둘째, 얇은 복합재 원통 구조의 압축력과 내부 압력을 함께 고려한 좌굴 Knockdown factor 도출 연구가 적극적으로 수행되지 않았다. Fig. 2는 Rocket Lab社의 복합재 재사용 발사체인 Electron과 우리나라 ANH Structure社의 발사체 복합재 탱크 구조 시제품<sup>(20)</sup>을 보여준다. 이러한 액체 추진 발사체의 추진제 탱크 구조<sup>(20)</sup>는 추진 시스템의 작동을 위한 내부 압력 ( $P$ )이 존재한다. 얇은 쉘 구조에 작용하는 내부 압력은 압축 하중을 완화하며, 좌굴 하중을 감소시키려는 초기 결함의 영향을 감소시켜 쉘 구조의 좌굴 안정성을 향상시키므로<sup>(21, 22)</sup>, 압축력과 내부 압력을 함께 고려하여 좌굴 Knockdown factor를 정립 시, 압축력만 고려한 경우보다 개선할 수 있다. 금속재 직교 격자 원통<sup>(23)</sup>과 등방성 격자 원통 (Isogrid-stiffened cylinder)<sup>(24)</sup>의 내부 압력의 효과를 고려한 Knockdown factor 도출 연구가 일부 수행되었으나, 모델링 및 수치해석 기법에 대한 서술이 체계적으로 설명되지 않았으며, 복합재 원통 구조에 대하여서는 이에 대한 연구가 수행된 사례가 보고된 바 없다.



Fig. 2 Rocket Lab's Electron (left) and ANH Structure's composite propellant tank (right)

본 연구에서는 복합재 적층판 강성의 연성 (coupling)효과를 유지하면서, 다양한 기하학적 형상을 고려한 우주 발사체의 얇은 복합재 추진제 탱크 구조의 좌굴 Knockdown factor에 대한 내부 압력의 영향과 경량 구조 설계 가능성을 수치해석 기법을 이용하여 확인한다. 복합재 추진제 탱크 구조는 얇은 복합재 원통 구조 모델로 나타내며, 내부 압력에 의한 좌굴 Knockdown factor의 변화를 명확히 확인하기 위하여 10 kPa의 내부 압력을 적용한다. 복합재 원통 구조의 적층 조건을 유지하면서 다양한 두께비 ( $R/t = 125, 250, \text{ 및 } 500$ )와 세장비 ( $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ )를 이용한다. 얇은 복합재 원통 구조의 국부 좌굴, 전역 좌굴, 및 후좌굴의 거동을 확인하기 위해, 상용 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 사용하여 Newton-Raphson 기법 기반의 후좌굴 해석을 수행한다. 복합재 탱크 모델의 기하학적 초기 결함을 수치해석적으로 모델링하기 위하여 Single Perturbation Load Approach (SPLA)를 적용한다. 다양한 두께비와 세장비를 갖는 얇은 복합재 탱크 모델에 대하여 내부

압력의 유무에 따른 좌굴 Knockdown factor를 각각 도출하여, 축 방향의 압축력을 받는 얇은 복합재 탱크 모델의 좌굴 설계 기준이 내부 압력을 함께 고려할 때 개선될 수 있음을 확인한다.

## 2. 연구 방법

### 2.1 얇은 복합재 원통 구조 모델

발사체 추진제 탱크는 서론에서 전술한 바와 같이 얇은 셸 (shell)구조로 이루어져 있으며, 주로 원통 구조로 설계된다. 따라서, 본 연구에서는 복합재 추진제 탱크 모델을 간략화된 복합재 원통 구조로 나타내고 이에 대한 비선형 후좌굴 해석 및 좌굴 Knockdown factor의 도출 기법을 검증하기 위하여, DLR의 Z07 복합재 원통 구조<sup>(13)</sup>를 기본 모델로 이용하였다. Z07 복합재 원통 구조의 재료 물성치와 기하학적 형상 정보를 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Properties of the Z07 thin-walled composite cylinder<sup>(13)</sup>

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, $\nu_{LT}$	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 구조 모델<sup>(13)</sup>을 기반으로, 다양한 두께비와 세장비를 설계하기 위하여, 원통 구조의 반지름 (R)을 고정한 채로 두께 (t)와 길이 (L)을 변경하였으며, 본 연구에서 고려된 다양한 두께비와 세장비의 복합재 원통 구조 형상은 Table 2와 같다. 주어진 Table에서 보인 바와 같이, 복합재 적층판 강성의 연성 (coupling)효과를 유지한 채로 복합재 원통 구조의 두께 (t)의 변화를 주기 위하여, ply의 개수 (n)을 변경하였다. 적층 순서는 원통의 안에서 바깥 쪽으로 정의된다.

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

Lay-up condition	[+24 <sub>n</sub> /-24 <sub>n</sub> +41 <sub>n</sub> /-41 <sub>n</sub> ]		
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

압축력과 내부 압력을 받는 얇은 복합재 원통 구조의 유한요소 모델링 및 후좌굴 해석은 상용 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하였으며, 경계 조건을 포함한 복합재 원통 구조를 Fig. 3에 나타내었다. 감차 적분을 이용한 4절점의 쉘 요소 (S4R)를 이용하였으며, 원통 외피의 법선 방향과 유한 요소의 법선 방향을 일치시켰다. 유한 요소의 개수를 결정하기 위하여, 유한 요소의 개수를 늘려가면서 압축력에 대한 선형 좌굴 하중의 수렴성을 확인하였다. 얻어진 유한 요소의 크기는  $L/R = 1$  및 2.04의 모델은 0.0056 m 그리고,  $L/R = 3$ 의 모델의 경우에는 0.007 m이다.

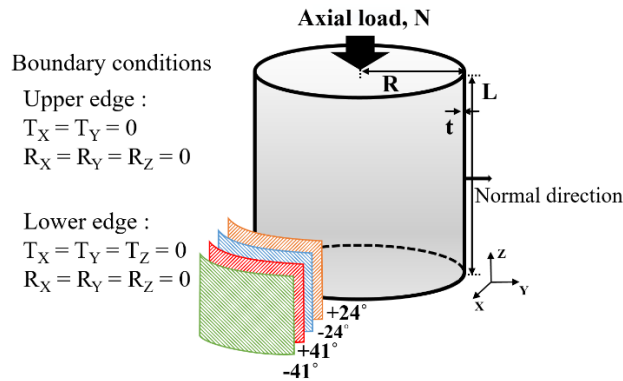


Fig. 3 Schematic diagram of the Z07 thin-walled composite cylinder<sup>(13)</sup>

### 2.2 압축력과 내부 압력 모델링 기법

본 연구에서는, 복합재 원통 구조의 좌굴 거동을 해석하기 위하여 ABAQUS의 Newton-Raphson 기반의 변위 제어 기법 (displacement control method)을 이용한 비선형 후좌굴 해석을 수행하였다. 변위 제어 기법은 압축 하중 대신에 축 방향의 강제 변위를 이용한다. Fig. 4에서 보여지듯, 강제 변위는 원통 구조의 상/하단 면의 중앙에 위치한 제어 절점 (control node)에 가하여 진다. 제어 절점은 얇은 복합재 원통 구조의 상/하단에 위치한 부 절점 (slave node)과 강제 연결된다 (Fig. 4). 따라서, 가해진 강제 변위는 원통 구조의 상/하단에 동일한 크기로 전달된다<sup>(24)</sup>. 또한, 비선형 후좌굴 해석에서의 수치 해석적 안정화를 위하여 5%의 artificial damping을 적용하였다<sup>(24-28)</sup>. 원통 구조의 곡면에 작용하는 내부 압력은 분포된 압력 하중으로 구현하였다. 발사체 추진제 탱크 구조의 상/하단은 주로 구형 혹은 타원형의 다양한 형상을 갖지만, 본 연구에서는 상/하단 표면을 원형의 강제 평판으로 간단히 가정하였다. 그러므로, 얇은 복합재 원통 구조의 상단과 하단 표면에 가해지는 내부 압력은  $F = P \cdot \pi \cdot R^2$ 로 표현되며 이를 등가의 집중 하중으로 제어 절점에 가하였다 (Fig. 4). 내부 압력의 크기는 복합재 원통 구조에 압축력이 가해지는 동안 동일한 크기로 유지된다.

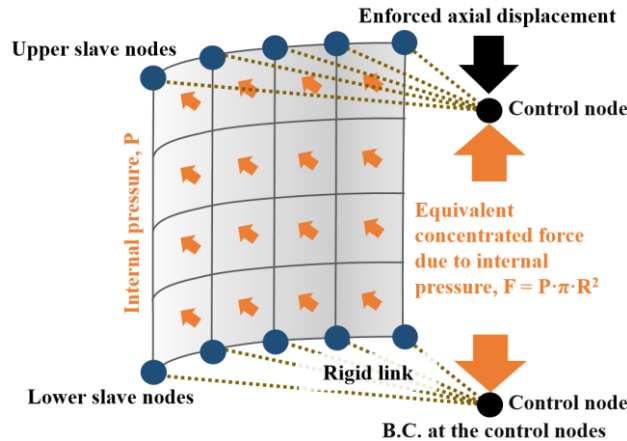


Fig. 4 Applications of loads and boundary conditions

### 2.3 복합재 원통 구조의 기하학적 초기 결함 모델링 및 후좌굴 해석

얇은 쉘 구조의 기하학적 초기 결함은 이상화된 형상으로부터 편차로 정의되며, 선형 좌굴 해석에서의 좌굴 하중 대비 실제로 얻어지는 좌굴 하중 감소의 주된 요인으로 알려져 있다<sup>(29-31)</sup>. 그러므로, 본 연구에서는 이와 같은 기하학적 초기 결함을 고려하여 복합재 원통 구조의 후좌굴 해석을 수행한다. 이때, 서론에서 전술한 바와 같이, 초기 설계 단계에서 사용되는 좌굴 Knockdown factor의 도출을 위하여 측정 및 정량화 하기 어려운 얇은 원통 구조의 기하학적 초기 결함 정보를 수치해석적으로 구현하기 위하여 SPLA<sup>(13)</sup>를 사용한다. SPLA는 기하학적 초기 결함을 갖는 얇은 원통 구조의 특성을 적절히 고려할 수 있으므로, NASA의 SBKF<sup>(3)</sup>프로젝트 및 유럽의 DESICOS<sup>(6, 7)</sup> 프로젝트에서 집중적으로 사용되었다. 일부의 복합재 원통 구조 모델에 대하여서는 하중 혹은 경계 조건의 초기 결함과 같은 다른 종류의 초기 결함이 추가적으로 고려되었을 때, 좌굴 하중이 크게 감소될 수 있으므로 기하학적 초기 결함만을 고려할 경우에는 모든 복합재 원통 구조에 대한 좌굴 Knockdown factor의 하한 값의 제공을 보장할 수 없다. 즉, 기하학적 초기 결함만 고려하는 것은 모든 경우에 대하여 가장 보수적으로 낮은 좌굴 Knockdown factor를 제공하지 않는다<sup>(32)</sup>. 그러나, 내부 압력이 원통 구조에 인장의 효과를 내는 가압 하중 (tensile pressurized load)으로 작용하여 원통 구조가 원주 및 길이 방향으로 인장력을 받음으로써, 기하학적으로 발생하는 좌굴 형상이 억제되기 때문에, 얇은 복합재 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor에 대한 내부 압력의 영향을 조사하는 본 연구에서는 기하학적 초기 결함이 충분하다고 사료된다<sup>(21, 22)</sup>.

본 연구에서 사용된 SPLA를 이용한 비선형 후좌굴 해석 절차<sup>(24-28)</sup>는 다음과 같다. 첫째, 얇은 복합재 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 SPLA를 이용하여 구현하기 위하여, 초기 결함이 없는 완벽한 원통 구조의 길이 방향의 중간에서 원의 중심으로 perturbation load (Q)를 가한다 (Fig. 5). 이 단계에서는 가하여진 Q의 값에 대하여 원통 구조의 변형된 형상을 얻기 위하여 비선형 정적 해석이 수행되며 Perturbation load (Q)에 의하여 원통 구조의 변형된 형상은 기하학적 초기 결함을 갖는 원통 구조를 나타낸다. 원통 구조의 변형된 형상은 기하학적 초기 결함을 나타낼 수 있도록, 유한 요소 모델의 절점의 좌표값을 변경하여 무응력 (stress-free) 상태로 다음 단계에서 사용된다<sup>(33)</sup>. 둘째, 2.2절에서 설명된 방법을 이용하여 복합재 원통 구조에 내부 압력을 가한다. 이때, 내부 압력을 고려하지 않고 압축력만 고려한 해석의 경우에는 이 절차가 생략된다. 셋째, Newton-Raphson 방법을 이용한 후좌굴 해석의 수행을 위하여 원통 구조에 강제 변위를 2.2절에 전술된 방법과 같이 적용한다. 이 단계에서는 내부 압력이 여전히 일정한 크기로 유지된다. 마지막으로, 원통 구조의 초기 결함을 위한 Q의 크기를 증가시키면서 초기 결함이 고려된 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{imperfect}$ )이 수렴할 때까지 위의 서술한 과정을 반복한다 (Fig. 6). 이때, Q의 크기가 일정 크기 ( $Q_1$ )보다 높을 경우, 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{imperfect}$ )은 감소하지 않고 거의 일정하게 유지된다. 수렴된 초기 결함이 고려된 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{imperfect}$ )과 완벽 구조의 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{perfect}$ )의 값을 식 (1)에 대입하여 좌굴 Knockdown factor를 계산 및 도출한다.

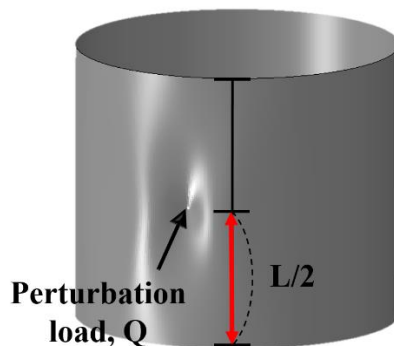


Fig.5 A perturbation load (Q) for single perturbation load approach (SPLA)

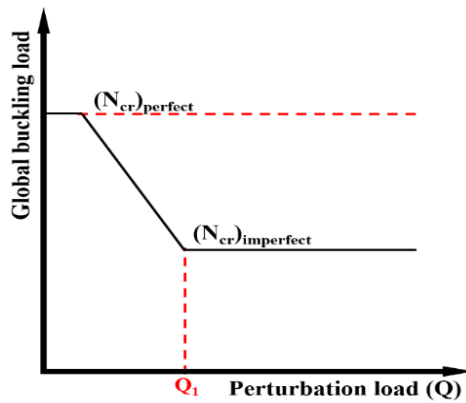
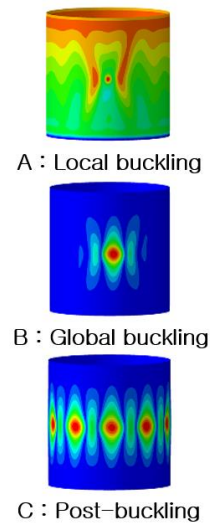
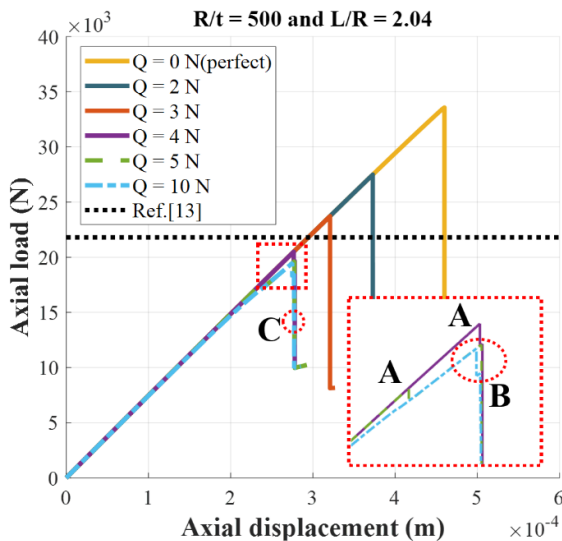


Fig. 6 Convergence of global buckling load using SPLA<sup>(13)</sup>

### 3. 연구 결과

#### 3.1 압축력만 고려한 비선형 후좌굴 해석 결과 (P= 0 kPa)

먼저, 복합재 원통 구조에 대한 모델링 및 후좌굴 해석 기법을 검증하기 위하여, Table 1의 Z07 복합재 원통 구조<sup>(13)</sup>에 대하여 압축력에 의한 비선형 후좌굴 해석을 수행하였다 (Fig. 7). Fig. 7(a)에 주어진 바와 같이, 초기 결함이 고려되지 않은 전역 좌굴 하중인  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 33.57 kN으로 계산되었다. Perturbation load (Q)가 증가할 수록, 초기 결함이 고려된 전역 좌굴 하중 ( $(N_{cr})_{imperfect}$ )이 감소 및 수렴한다.  $Q_1 = 4N$ 에서, 국부 좌굴 (A)이 발생하였으며, 이후 초기 결함이 고려된 전역 좌굴  $(N_{cr})_{imperfect}$ 가 19.66 kN으로 수렴되었다 (B). 본 연구에서 얻어진 전역 좌굴 하중과 좌굴 시험<sup>(13)</sup>에서의 좌굴 하중 (21.80 kN)의 차이는 약 9.82%으로 적절히 잘 일치하며, 이 오차는 좌굴 시험에서의 다양한 불확실성에 의한 차이로 사료된다. 그러므로, 얇은 복합재 원통 구조의 유한 요소 모델링 및 후좌굴 해석 기법이 잘 정립되었음을 확인하였다. Fig. 7(b)에 좌굴 형상을 나타내었다. 주어진 그림에서, 국부 좌굴 (A)은 Perturbation load (Q)가 가해진 위치에서 발생하며, 전역 좌굴 (B)의 파형이 압축력이 증가함에 따라 Q가 가해진 위치로부터 원통의 원주 방향으로 퍼진다. 전역 좌굴이 발생한 이후에는, 좌굴 파형이 원주 방향으로 급격히 확산되며 후좌굴 (C)이 관찰된다.

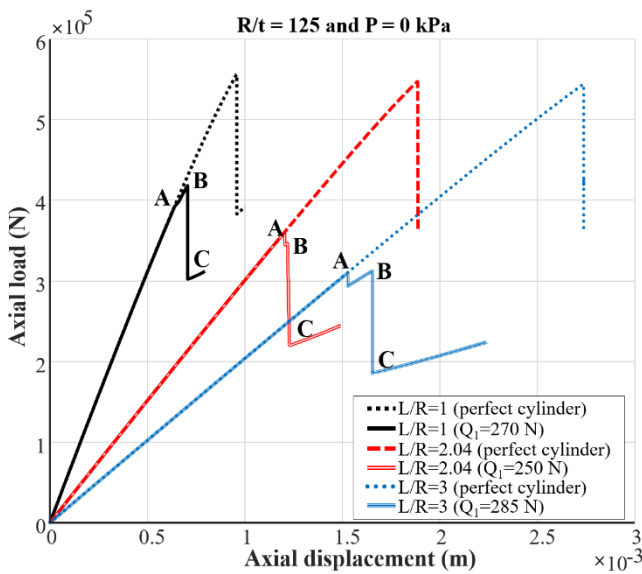


(a) Load-displacement curves

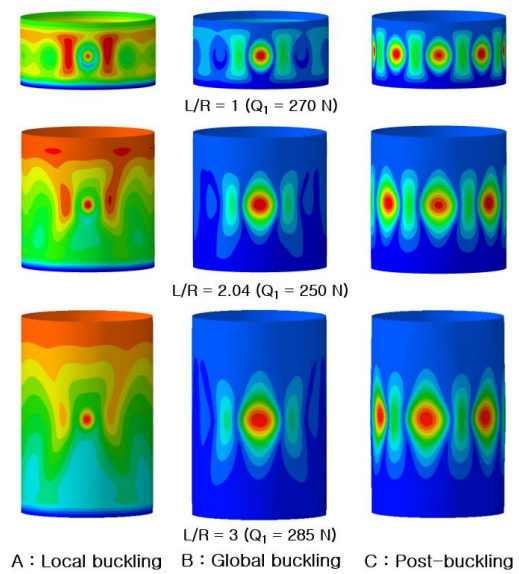
(b) Buckling shapes ( $Q_1=4$  N)

Fig. 7 Validation of post-buckling analysis for Z07 composite cylinder

검증된 모델링 및 후좌굴 해석 기법을 이용하여, 다양한 두께비 ( $R/t = 125, 250, \text{ 및 } 500$ )와 세장비 ( $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ )의 얇은 복합재 원통 구조의 대하여 압축력만 고려한 후좌굴 해석 결과를 Figs. 8~10에 정리하였다. Fig. 8(a)는  $R/t = 125$ 인 복합재 원통 구조 모델의 하중-변위 선도를 나타낸다.  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 을 갖는 초기 결함이 고려되지 않은 완벽한 원통 모델의 경우,  $(N_{cr})_{perfect}$ 가 각각 555.71, 546.85, 및 543.89 kN으로 계산되었다. 따라서,  $L/R = 2.04$  및 3을 갖는 모델의  $(N_{cr})_{perfect}$ 가  $L/R = 1$ 의 결과에 비하여 약 1.59% 그리고 2.13%만큼 낮다. 그러나, 원통 구조에 기하학적 초기 결함이 고려되었을 때,  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 각각 418.12, 346.40, 및 312.53 kN으로 얻어졌다. 그러므로,  $L/R = 2.04$  및 3을 갖는 초기 결함이 고려된 모델의 전역 좌굴 하중은  $L/R = 1$ 에 비하여 약 17.15% 및 25.25% 낮게 계산되었다. 이를 통하여, 세장비 ( $L/R$ )가 증가할수록, 즉 복합재 원통이 길어질수록, 초기 결함의 유무에 상관 없이 전역 좌굴 하중이 감소함을 알 수 있다. Fig. 8(b)에서 보듯, 국부 좌굴 (A), 전역 좌굴 (B), 및 후좌굴 (C)의 좌굴 파형이 각각의 세장비 ( $L/R$ )에서 서로 유사함을 보인다.



(a) Load-displacement curves

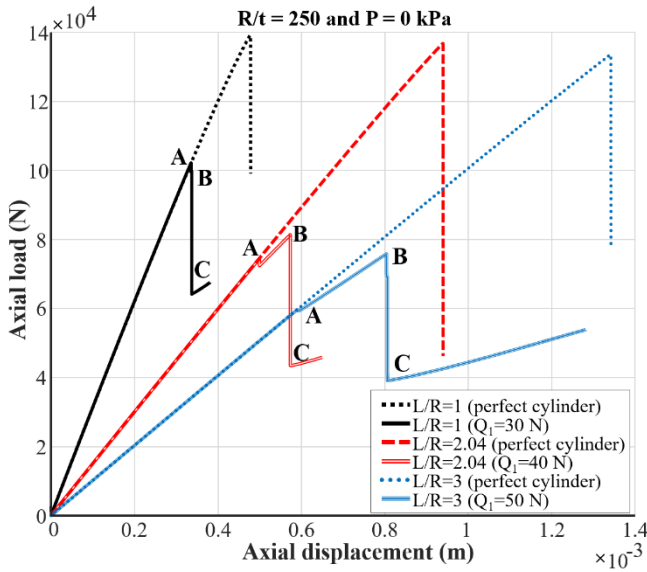


(b) Buckling shapes

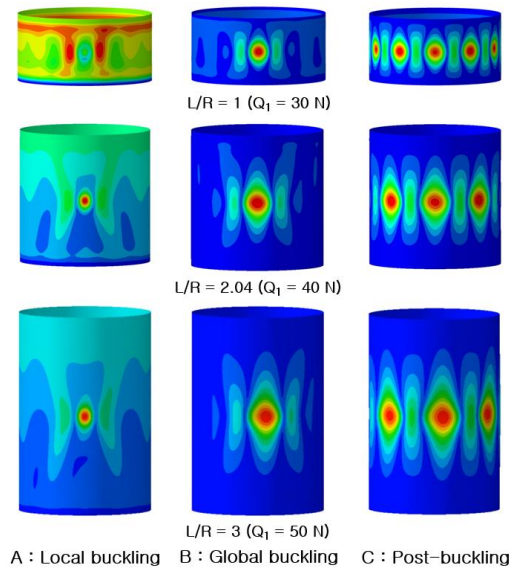
Fig. 8 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under axial compression ( $R/t=125$ )

다음으로,  $R/t = 250$ 을 갖는 복합재 원통 구조에 대한 압축력에 대한 후좌굴 해석 결과를 Fig. 9에 나타내었다. Fig. 9(a)에서 보듯,  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 을 갖는 초기 결함이 없는 복합재 원통 구조의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 각각 139.09, 136.76, 및 133.54 kN으로 계산되었다. 따라서,  $L/R = 2.04$  및 3을 갖는 원통 구조의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는  $L/R = 1$ 에 비하여 약 1.68% 그리고 3.99%만큼 낮게 얻어졌다. 반면, 복합재 원통 구조에 기하학적 초기 결함이 고려되었을 때,  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 각각 99.81, 81.37, 및 75.81 kN으로 수렴되었다. 그러므로,  $L/R = 2.04$ 와 3 모델의 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중은  $L/R = 1$ 에 비하여 각각 18.48% 및 24.05% 낮게 계산되었다.  $R/t = 250$ 의 경우에도, 전술한  $R/t = 125$ 의 결과와 동일하게 세장비 ( $L/R$ )가 증가할수록, 전역 좌굴 하중이 감소한다. 주어진 모델에 대하여 국부 좌굴 (A), 전역 좌굴 (B), 및 후좌굴 (C)의 좌굴 형상을 Fig. 9(b)에 나타내었다. 국부 좌굴 (A) 및 전역 좌굴 (B)의 변형된 형상은  $R/t = 125$  (Fig. 8(b))의 좌굴 파형과 유사하다.





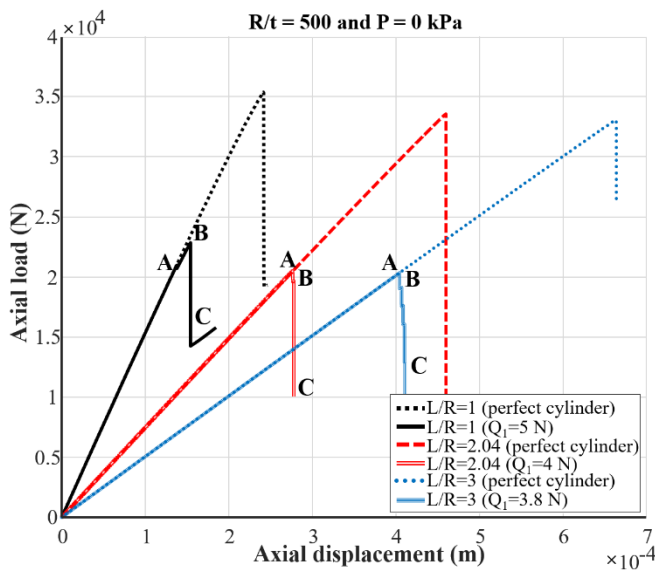
(a) Load-displacement curves



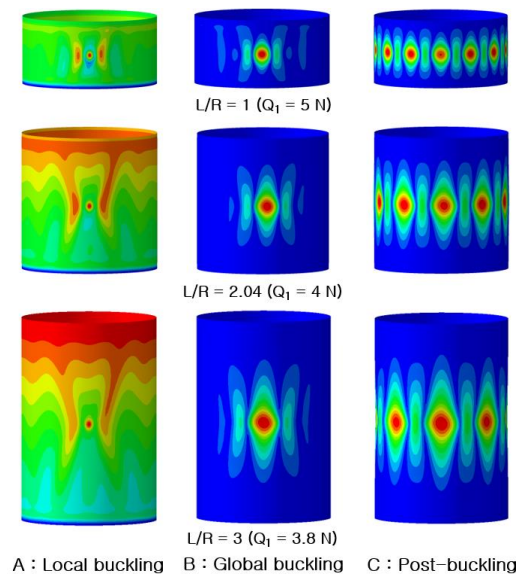
(b) Buckling shapes

Fig. 9 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under axial compression ( $R/t=250$ )

마지막으로, 압축력만을 받는  $R/t = 500$ 의 복합재 원통의 경우 (Fig. 10),  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 각각 35.36, 33.57, 및 33.01 kN으로 예측되었다. 따라서,  $L/R = 2.04$  및 3의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는  $L/R = 1$  모델에 비하여 약 5.06% 및 6.65%만큼 작다. 반면, 복합재 원통 구조에 기하학적 초기 결함을 고려할 경우,  $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ 의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 각각 22.86, 19.66, 및 19.13 kN으로 얻어졌다. 그러므로,  $L/R = 2.04$  및 3의 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중은  $L/R = 1$  모델에 비하여 약 14% 그리고 16.32%만큼 각각 감소하였다. 국부 좌굴 (A), 전역 좌굴 (B), 및 후좌굴 (C)에서의 좌굴 형상을 Fig. 10(b)에 나타내었다. 결과적으로, 전술된 Figs. 8~10에서 보이듯, 동일한 세장비 ( $L/R$ ) 조건에서 복합재 원통 구조의 두께비 ( $R/t$ )를 125 에서 250 그리고 500으로 증가시킬 때, 초기 결함의 유무에 상관 없이 전역 좌굴 하중이 약 75~95% 감소하였다. 또한, 세장비 ( $L/R$ )의 증가 (즉, 복합재 원통 구조가 길어질 수록)에 의한 전역 좌굴 하중의 감소보다 두께비 ( $R/t$ )의 증가 (즉, 복합재 원통 구조가 얇아질 수록)에 의한 전역 좌굴 하중의 감소율이 큰 것을 알 수 있다.



(a) Load-displacement curves



(b) Buckling shapes

Fig. 10 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under axial compression ( $R/t=500$ )

### 3.2 압축력과 내부 압력을 함께 고려한 비선형 후좌굴 해석 결과 (P= 10 kPa)

3.2 절에서는 3.1 절에서 사용된 다양한 기하학적 형상의 복합재 원통 구조에 대하여 10 kPa의 내부 압력 (P)을 압축력과 함께 고려하여 후좌굴 해석을 수행하였다 (Figs. 11~13). R/t = 125를 갖는 복합재 원통 구조의 하중-변위 선도에서 보이듯 (Fig. 11(a)), 3.1 절에서 압축력만 고려한 해석 결과와 유사하게, 내부 압력이 함께 고려된 경우에도, 초기 결함의 유무에 상관 없이 세장비 (L/R)가 증가할수록 전역 좌굴 하중이 감소하는 것을 알 수 있다. L/R = 1, 2.04, 및 3을 갖는 완벽한 원통 구조의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 각각 558.24, 553.58, 및 553.33 kN으로 얻어졌다. 따라서, L/R = 2.04 및 3의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 L/R = 1의 결과와 거의 같은 값을 갖는다. 반면, 복합재 원통 구조에 기하학적 초기 결함을 고려한 경우, L/R = 1, 2.04, 및 3의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 가 각각 429.20, 367.67, 및 339.90 kN으로 얻어졌다. 그러므로, L/R = 2.04 및 3을 갖는 복합재 원통 구조의 전역 좌굴 하중은 L/R = 1에 비하여 약 14.34% 그리고 20.81% 낮게 각각 계산되었다. 반면, 압축력만 고려한 결과와 다르게, 압축력이 가해지기 전에 내부 압력만으로 축 방향으로의 압축 변위 (shortening)가 발생하였다. 이와 같은 내부 압력에 의한 축 방향의 압축 변위의 크기는 세장비 (L/R)가 클 수록 더욱 크다. Fig. 11 (b)에 주어진 L/R = 1, 2.04, 및 3의 좌굴 형상은 Fig. 8(b)의 압축력만 고려한 결과와 유사하다.

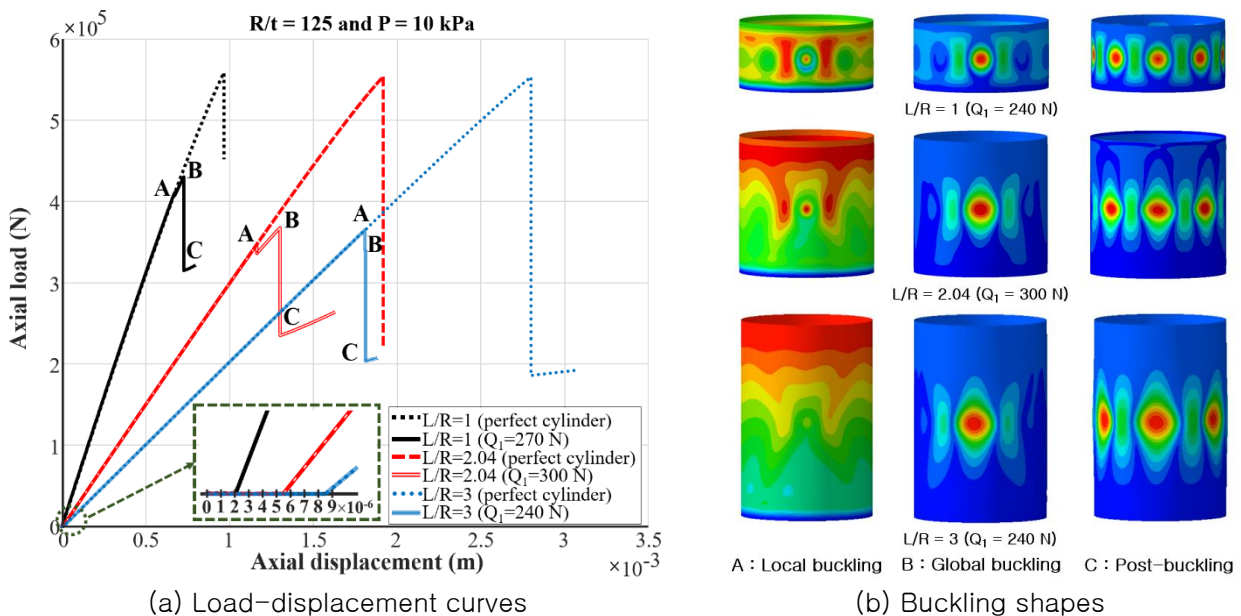
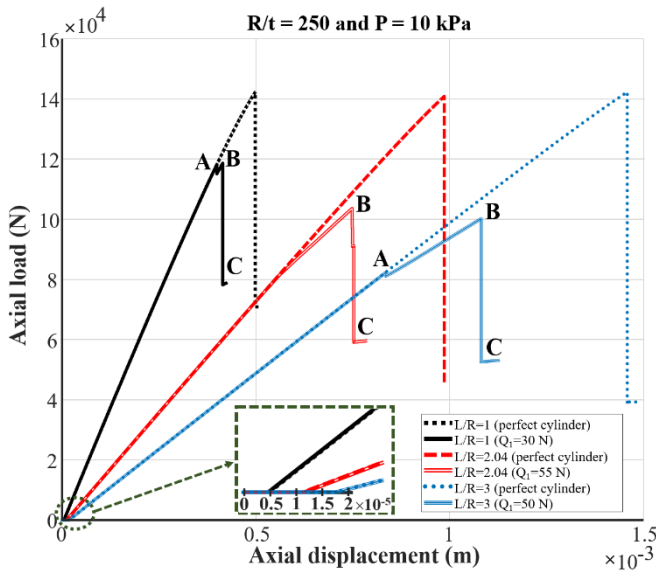
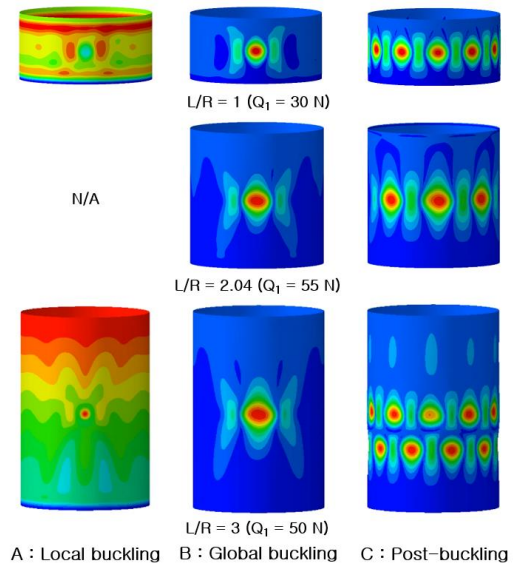


Fig. 11 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under both axial compression and internal pressure (R/t=125 and P=10 kPa)

다음으로 R/t = 250을 갖는 복합재 원통 구조에 대하여 내부 압력 (P=10 kPa)과 압축력을 함께 고려한 후좌굴 해석 결과를 Fig. 12에 나타내었다. Fig. 12(a)에서 보이듯, L/R = 1, 2.04, 및 3을 갖는 원통 구조의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 각각 142.36, 140.94, 및 142.33 kN으로 얻어져, 세장비 (L/R)가 1에서 2와 3으로 증가할 때,  $(N_{cr})_{perfect}$ 가 약 1.00% 및 0.02%만큼 각각 감소하였다. 그러므로, 주어진 R/t = 250의 경우에는 세장비 (L/R)가 증가하여도  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 거의 일정함을 알 수 있다. 반면, 복합재 원통 구조에 기하학적 초기 결함을 고려할 경우, L/R = 1, 2.04, 및 3의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 각각 118.66, 103.64, 및 100.17 kN으로 얻어졌다. 따라서, L/R = 2.04 및 3의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 가 L/R = 1에 비하여 약 12.66% 그리고 15.58% 각각 감소하였다. 압축력 작용 이전의 내부 압력만 작용 시의 축 방향의 압축 변위의 크기는 Fig. 11(a)의 R/t = 125 모델에 비하여 큰 것을 확인할 수 있다. R/t = 250을 갖는 복합재 원통 구조의 좌굴 형상을 Fig. 12(b)에 정리하였다. 그림에서 보이듯, L/R = 2.04을 갖는 경우에는 국부 좌굴 (B)이 관찰되지 않았다. L/R = 1 및 3의 모델의 좌굴 형상은 국부 좌굴 (A), 전역 좌굴 (B) 및 후좌굴 (C)을 모두 갖는다. 그러나, L/R = 3을 갖는 모델의 후좌굴 형상은 원통 구조의 축 방향으로 2개의 좌굴 파형 (half-waves)을 보이므로, 축 방향으로 1개의 좌굴 파형을 갖는 Fig. 9(b)에서의 압축력만 고려한 결과와 다르게 얻어졌다.



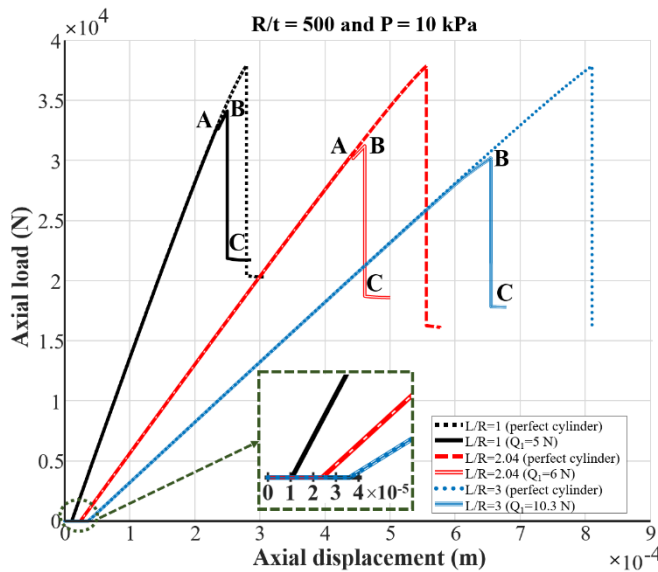
(a) Load-displacement curves



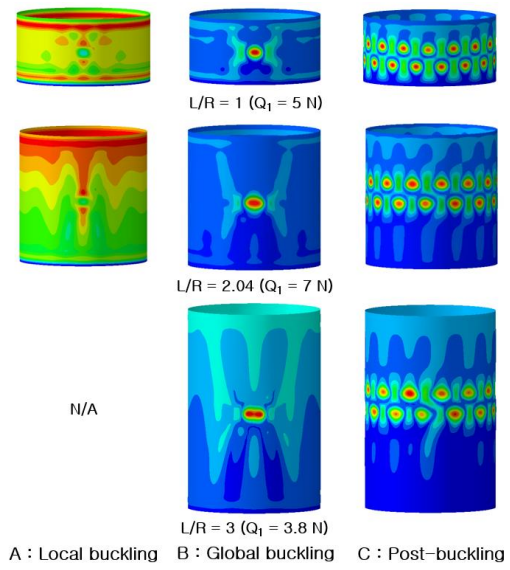
(b) Buckling shapes

Fig. 12 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under both axial compression and internal pressure ( $R/t=250$  and  $P=10$  kPa)

마지막으로,  $R/t = 500$ 을 갖는 복합재 원통 구조의 내부 압력과 압축력을 고려한 후좌굴 해석의 결과를 Fig. 13에 나타내었다. Fig. 13(a)에서 보이듯,  $L/R = 1$  모델의  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 37.91 kN으로 얻어졌으며,  $L/R = 2.04$  및 3의 경우에는 모두 37.86 kN으로 동일하게 계산되었으며, 세장비 ( $L/R = 1, 2.04,$  및 3의 모델에 대하여 거의 일정한 크기의 전역 좌굴 하중을 얻었다. 반면, 복합재 원통 구조에 기하학적 초기 결함을 고려할 경우,  $L/R = 1, 2.04,$  및 3의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 각각 34.14, 31.20, 및 30.22 kN으로 얻어졌다. 따라서,  $L/R = 2.04$  및 3의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는  $L/R = 1$ 에 비하여 8.61% 그리고 11.48% 감소하였다. 동일한 세장비 ( $L/R$ )조건에서,  $R/t = 500$ 의 모델의 내부 압력에 의한 축 방향의 압축 변위의 크기는 앞서 살펴본  $R/t = 125$  (Fig. 11(a))와 250 (Fig. 12(a))의 결과에 비하여 상당히 큰 값으로 얻어졌다. Figs. 11~13에서 보이듯, 두께비 ( $R/t$ )가 증가할수록 (원통의 두께가 줄어들수록) 내부 압력에 의하여 축 방향으로 압축 변위의 크기가 증가하였으므로, 내부 압력의 영향이 더욱 분명하여짐을 알 수 있다. 더불어, 압축력이 작용하기 이전의 내부 압력에 의한 축 방향의 압축 거동은 복합재 적층판 강성의 연성 (coupling)효과와 포아송 (Poisson)효과로 인하여 발생한 것으로 판단된다. 이는 원통 구조의 내부에 인장의 효과를 내는 가압 하중 (tensile pressurized load)이 가해짐에도 불구하고, 축 방향으로 압축되었기 때문이다. Fig. 13(b)에서 보이듯,  $L/R = 3$ 의 경우에는 국부 좌굴 (A)이 관찰되지 않았으며,  $L/R = 1, 2.04,$  및 3의 후좌굴 형상 (C)은 축 방향으로 2개의 좌굴 파형을 갖는다.



(a) Load-displacement curves



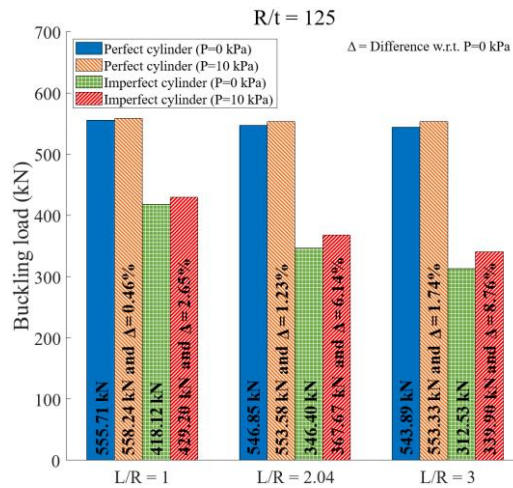
(b) Buckling shapes

Fig. 13 Post-buckling analyses results of the composite cylinder under both axial compression and internal pressure ( $R/t=500$  and  $P=10$  kPa)

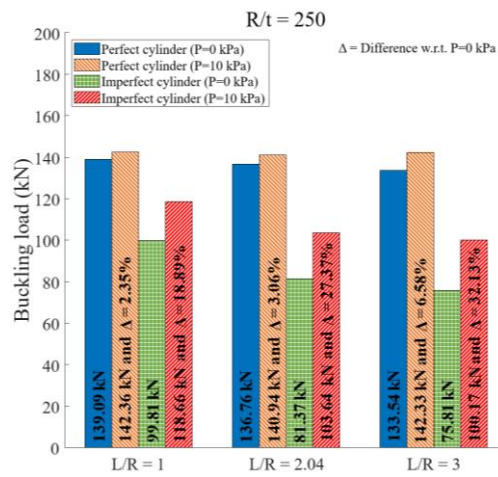
### 3.3 전역 좌굴 하중에 대한 내부 압력의 영향

전술된 Figs. 8~13의 결과를 바탕으로 내부 압력의 유무에 따른 복합재 추진제 탱크 구조 모델의 전역 좌굴 하중의 결과를 Fig. 14에 정리하였다. 동일한 두께비 ( $R/t$ ) 조건에서, 내부 압력의 유무에 상관 없이 세장비 ( $L/R$ )가 증가할수록 (원통의 반지름 ( $R$ )이 고정된 채로 길이 ( $L$ )가 증가할수록),  $(N_{cr})_{perfect}$ 와  $(N_{cr})_{imperfect}$ 가 감소하였다. 게다가,  $L/R = 1$ 의 결과 대비  $L/R = 2.04$  및 3의 모델의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 의 감소는 내부 압력의 유무에 상관 없이  $(N_{cr})_{perfect}$ 의 감소보다 큰 것을 알 수 있다.

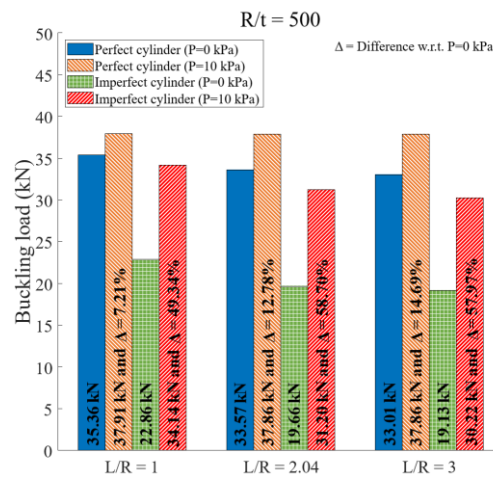
Fig. 14에서 보이듯, 복합재 탱크 모델에 가해지는 내부 압력은 초기 결함의 유무에 상관없이 전역 좌굴 하중을 증가시킬 수 있으며, 압축력만 고려한 전역 좌굴 하중 대비 내부 압력에 의한 전역 좌굴 하중의 증가는 복합재 탱크 모델의 세장비 ( $L/R$ ) 혹은 두께비 ( $R/t$ )가 증가할수록 분명하게 관찰된다. 초기 결함이 없는 완벽 구조의 복합재 탱크 모델에 대하여 내부 압력을 압축력과 함께 고려한 결과와 압축력만 고려한 결과를 비교하였을 때, 가장 길고 얇은 모델 ( $R/t = 500$  및  $L/R = 3$ )의 전역 좌굴 하중이 내부 압력에 의하여 가장 크게 증가 (14.69%)하였으며, 가장 두껍고 짧은 모델 ( $R/t = 125$  및  $L/R = 1$ )은 가장 낮은 증가율 (0.46%)을 나타낸다. 그러나, 기하학적 초기 결함을 고려할 경우에는, 내부 압력에 의한  $(N_{cr})_{imperfect}$ 의 가장 높은 증가가 가장 얇고 긴 모델 ( $R/t = 500$  및  $L/R = 3$ )이 아닌 다른 모델 ( $R/t = 500$  및  $L/R = 2.04$ )에서 일어났다. 그럼에도 불구하고, 두 모델의 내부 압력에 의한 전역 좌굴 하중의 증가율의 크기 차이는 1% 미만으로 상당히 작다. 이러한 차이는 본 연구에서 수행한 다양한 Perturbation load ( $Q$ )의 값에 대한 반복된 비선형 해석으로 인하여 발생하는 수치해석 상의 오차로 생각되므로,  $R/t = 500$ 의  $L/R = 2.04$  및 3의 복합재 탱크 모델에 대한 내부 압력에 의한 전역 좌굴 하중의 변화는 거의 없다고 판단할 수 있다. 그러므로, 초기 결함의 유무에 상관 없이 두께비 ( $R/t$ ) 및 세장비 ( $L/R$ )가 큰 탱크 구조일 수록 내부 압력에 의한 전역 좌굴 하중이 증가하는 영향이 분명함을 확인하였다. 또한, 내부 압력에 의한  $(N_{cr})_{imperfect}$ 의 증가는  $(N_{cr})_{perfect}$ 에 비하여 크게 일어났다. 예를 들어,  $R/t = 500$  및  $L/R = 2.04$ 를 갖는 복합재 탱크 모델에 대하여, 내부 압력과 압축력을 함께 고려한 결과와 압축력만 고려한 결과를 비교하였을 때, 10 kPa의 내부 압력에 의하여  $(N_{cr})_{perfect}$ 는 12.78% 증가하였다. 반면, 내부 압력을 함께 고려한 모델의  $(N_{cr})_{imperfect}$ 는 압축력만 고려한 결과에 비하여 58.70%만큼 증가하여,  $(N_{cr})_{perfect}$ 보다 약 4배 이상의 증가를 보였다. 이로써, 얇은 복합재 탱크 모델에 작용하는 내부 압력은 복합재 추진제 탱크 구조의 좌굴 안정성을 향상시킬 수 있음을 확인하였다.



(a) R/t=125



(b) R/t=250



(c) R/t=500

Fig. 14 Global buckling loads of the thin-walled composite tank models with and without the internal pressure

### 3.4 좌굴 Knockdown factor에 대한 내부 압력의 영향

Fig. 15는 앞서 얻어진 전역 좌굴 하중의 결과를 이용하여 도출한 좌굴 Knockdown factor를 나타낸다. 빨간색 원의 기호는 압축력만 고려하여 도출한 좌굴 Knockdown factor 결과를 보여주며, 파란색 삼각형의 기호는 압축력과 내부 압력을 함께 고려하여 도출한 좌굴 Knockdown factor를 의미한다. 먼저, 본 연구에서 복합재 탱크 모델에 대하여 도출한 좌굴 Knockdown factor와 NASA의 좌굴 설계 기준<sup>(2)</sup>을 비교한다. 내부 압력을 고려한 경우와 고려하지 않은 경우 모두, 본 연구에서 도출한 좌굴 Knockdown factor와 NASA의 좌굴 설계 기준<sup>(2)</sup>과의 차이가 주어진 세장비 (L/R)의 조건에서 탱크 모델의 두께가 얇아질수록, 즉 두께비 (R/t)가 증가할수록 커진다. 이는 NASA의 좌굴 설계 기준<sup>(2)</sup>이 1930~60년대의 좌굴 시험을 기반으로 하였기 때문에 서론에서 전술한 바와 같이, 복합재료와 최신의 얇은 원통 구조 제작 기법이 반영되지 않았으며, 탱크 모델의 두께가 얇아질수록 즉, 두께비 (R/t)가 증가할수록, 제작 및 운용에서 발생하는 기하학적 초기 결함이 극심하기 때문이다. 마찬가지로, 동일한 두께비 (R/t)의 조건에서 내부 압력의 유무에 상관없이 세장비 (L/R)가 감소할수록, 본 연구의 좌굴 Knockdown factor와 NASA의 좌굴 Knockdown factor<sup>(2)</sup>의 차이가 증가한다. 이는 탱크 모델의 길이가 좌굴 거동에 영향을 끼침에도 불구하고, NASA의 기존의 좌굴 설계 기준<sup>(2)</sup>의 경우, 좌굴 Knockdown factor에 대한 탱크 모델의 길이의 영향을 고려하지 않았기 때문이다<sup>(34)</sup>.

다음으로, 본 연구에서 도출된 좌굴 Knockdown factor에 대한 두께비 (R/t) 혹은 세장비 (L/R)의 영향을 살펴보면, 주어진 두께비 (R/t) 조건에서 세장비 (L/R)가 증가할수록, 본 연구의 좌굴 Knockdown factor는 내부 압력에 상관없이 모두 감소하는 경향을 보인다. 따라서, 얇은 탱크 모델의 초기 결함에 대한 민감도는 탱크 모델의 길이가 길어질수록 증가함을 알 수 있다. 이는 세장비 (L/R)가 증가할 때  $(N_{cr})_{imperfect}$ 가  $(N_{cr})_{perfect}$ 보다 크게 감소하기 때문이다. 반면, 동일한 세장비 (L/R)의 조건에서 두께비 (R/t)가 증가하는 경우에는, 두 종류의 좌굴 Knockdown factor의 변화 경향이 다소 차이가 있음을 알 수 있다. 압축력만 고려한 좌굴 Knockdown factor는 두께비 (R/t)가 증가할수록 감소한다. L/R = 1의 모델에 대하여 두께비 (R/t)가 125에서 500으로 증가할 때, 좌굴 Knockdown factor는 약 13.33% 감소하였다. 마찬가지로, 두께비 (R/t)가 125에서 500으로 증가할 때, L/R = 2.04의 경우에는 좌굴 Knockdown factor가 6.35%만큼 감소하였으며, L/R = 3의 Knockdown factor는 거의 동일하게 유지되었다. 압축력만 고려한 해석의 경우에는 두께비 (R/t)의 증가에 의한 좌굴 Knockdown factor의 감소가 세장비 (L/R)가 긴 탱크 모델보다, 길이가 짧은 탱크 모델에서 더욱 커진다. 그러나, 내부 압력을 압축력과 함께 고려하면, 동일한 세장비 (L/R)조건에서 두께비 (R/t)가 증가하여도 좌굴 Knockdown factor가 감소하지 않고 오히려 증가하는 것을 알 수 있다. 이는 복합재 탱크 모델에 대하여 두께가 얇을 수록 (높은 두께비), 내부 압력이 좌굴 안정성을 높이는 효과가 증가되기 때문이다. 또한, 내부 압력에 의한 좌굴 Knockdown factor의 증가율은 탱크 모델이 길어질수록 (높은 세장비) 증가한다. 내부 압력을 압축력과 함께 고려할 경우, 두께비 (R/t)가 125에서 500으로 증가할 때, L/R = 1의 모델은 좌굴 Knockdown factor가 약 16.88% 증가하였고, L/R = 2.04의 모델은 24.24%, 그리고 L/R = 3의 모델은 31.15%만큼 증가하였다. 이는 3.3절에서 전술한 내용과 같이, 전역 좌굴 하중의 증가에 대한 내부 압력의 영향이 복합재 탱크 모델이 길어질수록 커졌기 때문이다.

본 연구에서 도출된 좌굴 Knockdown factor는 고려된 모든 두께비 (R/t) 및 세장비 (L/R) 조건에서 압축력만 고려한 경우에 비하여 내부 압력을 압축력과 함께 적용하여 도출한 결과가 높게 도출되었다. 따라서, 얇은 복합재 탱크 모델에 내부 압력을 압축력과 함께 고려할 경우, 좌굴 Knockdown factor가 개선될 수 있음을 확인하였다. 높은 값의 좌굴 Knockdown factor를 이용할 경우, 얇은 셸 구조가 가볍게 설계 되므로, 본 연구의 내부 압력을 압축력과 함께 고려한 좌굴 Knockdown factor를 이용한다면, 발사체 구조의 경량 설계가 가능함을 확인하였다.

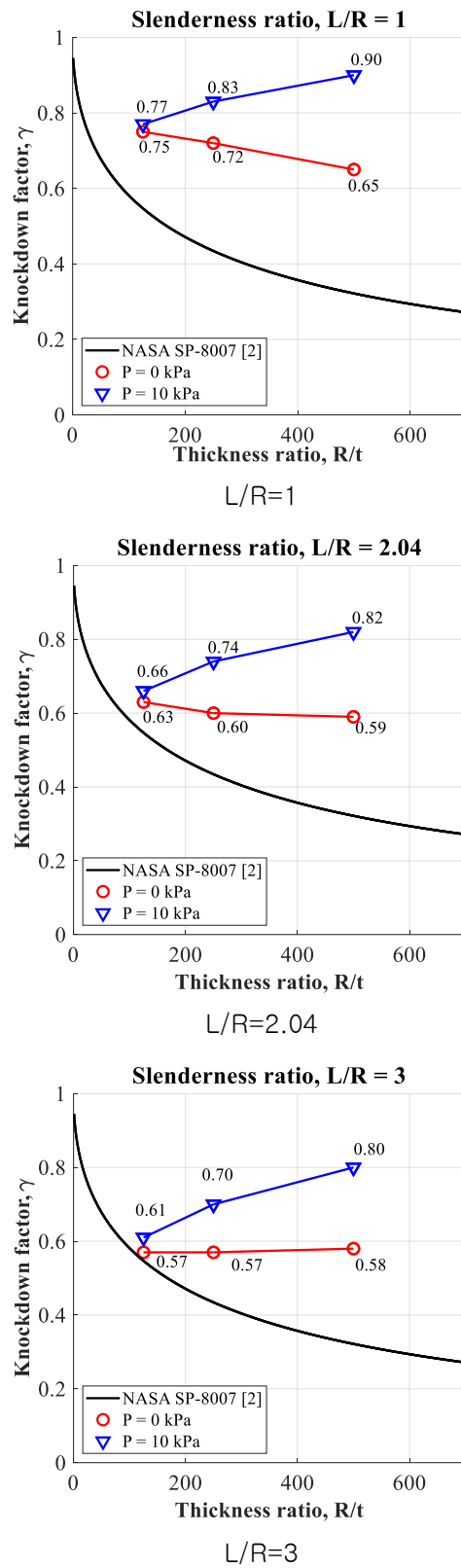


Fig. 15 Buckling knockdown factors of the thin-walled composite tank models considering various geometric properties with and without internal pressure

## 4. 결론

본 연구에서는 내부 압력과 압축력을 동시에 받는 우주 발사체 복합재 추진제 탱크 구조에 대하여 좌굴 설계 기준인 좌굴 Knockdown factor를 수치해석적으로 도출하였다. 복합재 추진제 탱크를 얇은 복합재 원통 구조로 간단히 모델링하였으며, 다양한 두께비 ( $R/t = 125, 250, \text{ 및 } 500$ )와 세장비 ( $L/R = 1, 2.04, \text{ 및 } 3$ )를 고려하였다. 상용 비선형 유한요소해석 프로그램인 ABAQUS를 이용하여 복합재 탱크 모델의 유한요소 모델링 및 후좌굴 해석을 수행하였다. 본 연구에서 압축력만 고려한 경우에는, 좌굴 Knockdown factor와 전역 좌굴 하중이 주어진 두께비 ( $R/t$ ) 조건에서 세장비 ( $L/R$ )가 증가할수록, 혹은 주어진 세장비 ( $L/R$ ) 조건에서 두께비 ( $R/t$ )가 증가할수록 감소하였다. 10 kPa의 내부 압력이 압축력과 함께 고려된 경우, 전역 좌굴 하중은 두께비 ( $R/t$ ) 혹은 세장비 ( $L/R$ )가 증가할수록 감소하였다. 그러나, 좌굴 Knockdown factor는 동일한 세장비 ( $L/R$ )조건에서 두께비 ( $R/t$ )가 증가할 때에는 오히려 증가하였다.

내부 압력과 압축력을 동시에 받는 다양한 두께비 ( $R/t$ ) 및 세장비 ( $L/R$ )를 갖는 복합재 탱크 모델의 좌굴 Knockdown factor는 압축력만 고려한 결과에 비하여 약 2.67%~38.98%만큼 높게 도출되었다. 좌굴 Knockdown factor의 값이 높을수록 얇은 쉘 구조가 가볍게 설계되므로, 본 연구 결과를 통하여 얇은 복합재 추진제 탱크 구조에 내부 압력을 함께 고려한다면, 좌굴 Knockdown factor가 개선될 수 있음을 확인하였으며, 이를 이용하여 발사체 구조의 보다 높은 수준의 경량 설계가 가능함을 알 수 있다. 그러나, 과도하게 높은 내부 압력을 고려할 경우, 비현실적으로 높은 값의 좌굴 Knockdown factor가 도출될 수 있으므로 내부 압력을 고려한 좌굴 Knockdown factor의 도출 시 발사체 추진제 탱크 구조의 최대 내부 압력 조건이 아닌 최소 내부 압력 조건이 이용되어야 한다.

## 참고문헌

- [1] D. J. Salt, "Space operations for a newspace era," in: SpaceOps 2010 Conference, 2010.
- [2] J. P. Peterson, P. Seide, V. I. Weingarten, "Buckling of thin-walled circular cylinders - NASA SP-8007," 1968.
- [3] M. W. Hilburger, "Shell buckling knockdown factor project overview and status," NASA/NF1676L-21449, 2015.
- [4] M. W. Hilburger, W. A. J. Waters, W. T. Haynie, R. P. Thornburgh, "Buckling test results from the 8-foot-diameter orthogrid-stiffened cylinder test article TA01", NASA/TP-2015-218785, L-20490, NF1676L-20067, 2015.
- [5] M. W. Hilburger, W. A. J. Waters, W. T. Haynie, R. P. Thornburgh, "Buckling test results and preliminary test and analysis correlation from the 8-foot-diameter orthogrid-stiffened cylinder test article TA02," NASA/TP-2017-219587, L-20801, NF1676L-26704, 2017.
- [6] R. Degenhardt, "New robust design guideline for imperfection sensitive composite launcher structures - The DESICOS project," in: 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environment Testing, 2014.
- [7] R. Degenhardt, A. Kling, R. Zimmermann, F. Odermann, F. C. Araújo, "Dealing with imperfection sensitivity of composite structures prone to buckling," Advances in Computational Stability Analysis, 2012.
- [8] P. Hao, B. Wang, G. Li, Z. Meng, K. Tian, D. Zeng, X. Tang, "Worst multiple perturbation load approach of stiffened shells with and without cutouts for improved knockdown factors," Thin-Walled Structures, vol. 82, pp. 321-330, 2014.



- [9] P. Hao, B. Wang, G. Li, Z. Meng, K. Tian, X. Tang, "Hybrid optimization of hierarchical stiffened shells based on smeared stiffener method and finite element method," *Thin-Walled Structures*, vol. 82, pp. 46–54, 2014.
- [10] Y. Zhao, M. Chen, F. Yang, L. Zhang, D. Fang, "Optimal design of hierarchical grid-stiffened cylindrical shell structures based on linear buckling and nonlinear collapse analyses," *Thin-Walled Structures*, vol. 119, pp. 315–323, 2017.
- [11] B. Wang, K. Tian, C. Zhou, P. Hao, Y. Zheng, Y. Ma, J. Wang, "Grid-pattern optimization framework of novel hierarchical stiffened shells allowing for imperfection sensitivity," *Aerospace Science and Technology*, vol. 62, pp. 114–121, 2017.
- [12] B. Wang, K. Du, P. Hao, C. Zhou, K. Tian, S. Xu, Y. Ma, X. Zhang, "Numerically and experimentally predicted knockdown factors for stiffened shells under axial compression," *Thin-Walled Structures*, vol. 109, pp. 13–24, 2016.
- [13] C. Hühne, R. Rolfes, E. Breitbach, J. Teßmer, "Robust design of composite cylindrical shells under axial compression – Simulation and validation," *Thin-Walled Structures*, vol. 46, no. 7–9, pp. 947–962, 2008.
- [14] H. N. R. Wagner, C. Hühne, "Robust knockdown factors for the design of cylindrical shells under axial compression: potentials, practical application and reliability analysis," *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 135, pp. 410–430, 2018.
- [15] R. Degenhardt, A. Bethge, A. Kling, R. Zimmermann, K. Rohwer, "Probabilistic approach for better buckling knockdown factors of CFRP cylindrical shells – Tests and analyses," in: 18th Engineering Mechanics Division Conference of the American Society of Civil Engineers, 2007.
- [16] H. N. R. Wagenr, C. Hühne, M. Janssen, "Buckling of cylindrical shells under axial compression with loading imperfections: an experimental and numerical campaign on low knockdown factors," *Thin-Walled Structures*, vol. 151, 2020.
- [17] B. Geier, H. R. Meyer-Piening, R. Zimmermann, "On the influence of laminate stacking on buckling of composite cylindrical shells subjected to axial compression," *Composite Structures*, vol. 55, no. 4, pp. 467–474, 2002.
- [18] Anonymous, "Falcon User's Guide," SPACE Exploration Technologies Corp, 2020.
- [19] Anonymous, "Ariane 5 User's manual issue 5 revision 2," Arianespace, 2016.
- [20] Anonymous, "High-performance type-V composite propellant tank," ANH Structure, 2021.
- [21] H. Lo, H. Crate, E. B. Schwartz, "Buckling of thin-walled cylinder under axial compression and internal pressure," *NACA/TR-1027*, 1951.
- [22] J. B. Graham, P. L. Luz, "Preliminary in-flight loads analysis of in-line launch vehicles using the VLOADS 1.4 Program," *NASA/TM-1998-208472*, 1998.
- [23] M. W. Hilburger, "On the development of shell buckling knockdown factors for stiffened metallic launch vehicle cylinders," in: 2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2018.
- [24] H. -I. Kim, C. -H. Sim, J. -S. Park, D. -Y. Kim, J. -T. Yoo, Y. H. Yoon, K. Lee, "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, no. 9, pp. 653–

- 661, 2020.
- [25] H. -I. Kim, C. -H. Sim, J. -S. Park, K. Lee, J. -T. Yoo, Y. -H. Yoon, "Numerical derivation of buckling knockdown factors for isogrid-stiffened cylinders with various shell thickness ratios," *International Journal Aerospace Engineering*, 2020.
  - [26] C. -H. Sim, H. -I. Kim, J. -S. Park, K. Lee, "Derivation of knockdown factors for grid-stiffened cylinders considering various shell thickness ratios," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 91, no. 10, pp. 1314-1326, 2019.
  - [27] C. -H. Sim, J. -S. Park, H. -I. Kim, Y. -L. Lee, K. Lee, "Postbuckling analyses and derivations of knockdown factors for hybrid-grid stiffened cylinders," *Aerospace Science and Technology*, vol. 82-83, pp. 20-31, 2018.
  - [28] C. -H. Sim, H. -I. Kim, Y. -L. Lee, J. -S. Park, K. Lee, "Derivations of knockdown factors for cylindrical structures considering different initial imperfection models and thickness ratios," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 19, no. 3, pp. 626-635, 2018.
  - [29] W. T. Koiter, "A translation of the stability of elastic equilibrium," *Management Information Services*, 1970.
  - [30] T. Von. KÁRMÁN, H. S. Tsien, "The buckling of thin cylindrical shells under axial compression," *Journal of The Aeronautical Sciences*, vol. 8, no. 8, pp. 303-312, 1941.
  - [31] I. Elishakoff, "Probabilistic resolution of the twentieth century conundrum in elastic stability," *Thin-Walled Structures*, vol. 59, no. 35-57, 2012.
  - [32] H. N. R. Wagner, C. Hühne, S. Niemann, R. Khakimova, "Robust design criterion for axially loaded cylindrical shells- Simulation and validation," *Thin-Walled Structures*, vol. 115, pp. 154-162, 2017.
  - [33] M. Deml, W. Wunderlich, "Direct evaluation of the 'worst' imperfection shape in shell buckling," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, vol. 149, no. 1-4, pp. 201-222, 1997.
  - [34] M. W. Hilburger, "Developing the next generation shell buckling design factors and technologies," in: *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2012.