



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(9), 653-661(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.9.653

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

압축력과 내부 압력을 동시에 받는 등방성 격자 원통 구조의 후좌굴 해석 및 좌굴 Knockdown factor의 도출

김한일¹, 심창훈², 박재상³, 김도영⁴, 유준태⁵, 윤영하⁶, 이기주⁷

Postbuckling Analyses and Derivations of Shell Knockdown Factors for Isogrid-Stiffened Cylinders Under Compressive Force and Internal Pressure

Han-Il Kim¹, Chang-Hoon Sim², Jae-Sang Park³, Do-Young Kim⁴,Joon-Tae Yoo⁵, Young-Ha Yoon⁶ and Keejoo Lee⁷Chungnam National University^{1,2,3,4}, Korea Aerospace Research Institute^{5,6,7}

ABSTRACT

This study derives numerically the shell Knockdown factors for the isogrid-stiffened cylinders of space launch vehicles when the axially compressive force and internal pressure are applied simultaneously. A commercial nonlinear finite element analysis software, ABAQUS, is used for the present work. Nonlinear postbuckling analyses are conducted to calculate the global buckling loads of a cylinder without and with the internal pressure. The shell Knockdown factor is numerically derived using the predicted global buckling loads without and with the geometrically initial imperfection of a cylinder. When the internal pressure of 500 kPa and compressive force are applied to the cylinder, the global buckling load and Knockdown factor increases by 304% and 53%, respectively, as compared to the results without the internal pressure.

초 록

본 논문에서는 우주 발사체 추진제 탱크 구조인 등방성 격자 원통 구조의 경량 설계를 위하여 축 방향의 압축력과 내부 압력을 함께 고려하여 좌굴 Knockdown factor를 수치해석 연구를 통하여 새롭게 정립하였다. 등방성 격자 원통 구조의 유한요소 모델링 및 비선형 후좌굴 해석을 위하여 비선형 유한요소 해석 프로그램인 ABAQUS를 사용하였다. 본 연구 결과, 축 방향의 압축력과 500 kPa의 내부 압력을 함께 받는 등방성 격자 원통 구조의 전역 좌굴 하중 및 좌굴 Knockdown factor가 축 방향의 압축력만을 받는 원통 구조에 비해 각각 304% 및 53%만큼 증가하였다. 따라서 발사체 탱크 구조의 좌굴 설계 시, 내부 압력과 압축력을 함께 고려한 본 연구의 좌굴 Knockdown factor를 이용할 경우, 내부 압력을 고려하지 않은 설계에 비하여 경량 구조 설계가 가능함을 확인하였다.

Key Words : Launch Vehicle(발사체), Isogrid-stiffened Cylinder(등방성 격자 원통), Internal Pressure(내부 압력), Knockdown Factor, Postbuckling Analysis(후좌굴 해석)

† Received : May 28, 2020 Revised : August 19, 2020 Accepted : August 25, 2020

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

³ Corresponding author, E-mail : aerotor@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-7621-9565

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

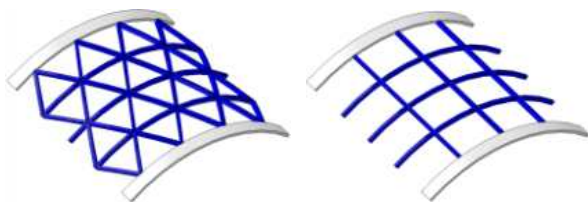
1. 서 론

우주 발사체의 얇은 원통 구조는 발사 및 비행 시 발생하는 다양한 하중 중, 축 방향의 압축력에 의한 좌굴에 상당히 취약하다. 따라서 발사체 구조 설계에 있어서 좌굴 설계 기준은 매우 중요하게 고려된다. 우주 발사체에 사용되는 얇은 원통 구조는 강도 및 강성을 향상시키기 위해 Fig. 1과 같이 셸 구조 내부에 다수의 보강재를 격자 시스템을 이용하여 배치한다. 대표적인 격자 시스템으로 등방성(Fig. 1(a)) 및 직교 격자 시스템(Fig. 1(b))이 있으며, 두 격자 시스템은 모두 단면 형상 및 크기가 동일한 보강재를 사용한다. 이 중, 보강재가 삼각형으로 배치되는 등방성 격자 시스템은 등방성의 거동을 가지므로[1], 우주 발사체의 추진제 탱크 구조에 널리 사용된다. 발사체의 추진제 탱크는 추진제를 제외한 발사체 중량의 대부분을 차지한다. 따라서 추진제 탱크의 구조 경량화는 곧 발사체 구조의 성능 향상과 직결된다.

다양한 원인으로 발생할 수 있는 찌힘(dent) 등의 초기 결함(initial imperfection)은 원통 구조의 좌굴 하중을 감소시킨다. 따라서 좌굴 시험의 좌굴 하중 $(N_{cr})_{imperfect}$ 은 좌굴 해석의 좌굴 하중 $(N_{cr})_{perfect}$ 보다 낮게 측정된다. 이러한 초기 결함으로 감소되는 원통 구조의 좌굴 하중을 고려하기 위해 식 (1)과 같이 초기 결함의 유무에 따른 전역 좌굴 하중의 비율로 좌굴 Knockdown factor를 정의한다. 좌굴 Knockdown factor는 발사체 구조의 좌굴 설계 기준으로 사용되며, 좌굴 Knockdown factor의 값이 낮을수록 발사체 원통 구조는 보수적으로 즉, 무겁게 설계된다.

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

1960년대에 NASA에서는 원통의 반지름(R)과 두께(t)의 비율인 두께비(R/t)에 대하여, 발사체 원통 구조의 좌굴 설계 기준[2]을 Fig. 2와 같이 정립하였고 현재까지 발사체 구조의 좌굴 설계에 사용하고 있다. 그러나 NASA의 좌굴 설계 기준[2]은 오래 전에 정립되어 발전된 최신의 제작 기술 및 구조 재료를 반영하지 못하므로, 발사체 구조는 보수적으로 즉, 과도 중량으로 설계된다. 또한 NASA의 좌굴 설계 기준[2]에서는 보강재가 없는 금속재 및 복합재 단순 원통



(a) Isogrid system (b) Orthogrid system

Fig. 1. Grid-stiffened systems

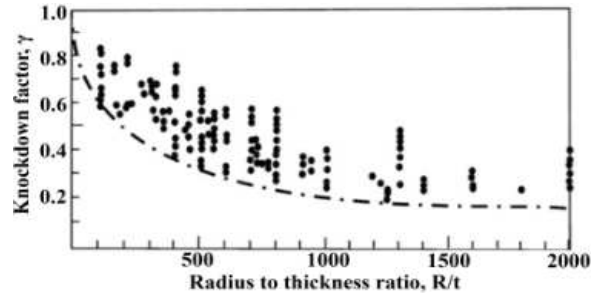


Fig. 2. Lower bound of Knockdown factors [2]

구조 및 보강된 원통 구조의 다수의 좌굴 시험 결과를 이용하여 좌굴 설계 기준을 정립하였다[2]. 따라서 다양한 종류의 원통 구조에 대한 시험 결과를 하나의 설계 기준으로 정립하여 격자 구조 시스템을 사용한 원통 구조에 대하여 적절한 좌굴 설계 기준을 제공하지 못한다.

기존의 보수적인 좌굴 설계 기준[2]을 최신화하기 위하여 NASA 및 EU에서는 축 방향의 압축력을 받는 직교 격자 원통 구조[3] 및 복합재 단순 원통 구조[4]에 대한 최소한의 좌굴 시험 및 심도 있는 전산 해석 연구를 수행하고, 새로운 좌굴 설계 기준을 정립하였다. 이와 같은 선행 연구[3,4]를 통하여 신뢰성 있는 좌굴 설계 기준을 전산 해석을 통하여 충분히 도출할 수 있음을 확인하였다. 액체 추진제를 사용하는 발사체의 경우, 추진제의 분사를 위한 내부 압력이 추진제 탱크에 작용한다. 이때, 추진제 탱크 구조의 내부 압력은 좌굴 안정성을 높이므로[2], 탱크 구조의 좌굴 설계 기준의 정립 시 축 방향의 압축력뿐만 아니라 내부 압력을 함께 고려할 경우 내부 압력을 고려하지 않은 경우보다 발사체 탱크 구조의 우수한 경량 설계가 가능하다. 내부 압력과 축 방향의 압축력을 함께 받는 직교 격자 원통 구조에 대한 좌굴 설계 기준 도출 연구가 NASA에서 수행되었으며, 내부 압력이 증가할수록 좌굴 Knockdown factor가 향상됨을 확인하였다[5]. 그러나 등방성 격자 원통 구조는 직교 격자 원통 구조와 서로 다른 좌굴 거동을 가지므로, 직교 격자 원통 구조의 좌굴 설계 기준을 등방성 격자 원통 구조에 적용하기 어렵다[6]. 또한 축 방향의 압축력만을 받는 등방성 격자 원통 구조의 패널에 대한 좌굴 시험 및 비선형 해석이 수행된 연구 사례[7]가 있으며, 본 논문의 저자들에 의해 압축력만 받는 등방성 격자 원통 구조에 대하여 후 좌굴 해석과 좌굴 Knockdown factor 도출의 수치해석 연구가 수행되었다[8]. 그러나 내부 압력과 압축력을 함께 고려한 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor 도출에 대한 연구는 현재까지 수행된 사례가 없다. 따라서 내부 압력과 압축력을 함께 받는 등방성 격자 원통 구조에 대한 심도 있는 전산 해석 기법의 정립 및 좌굴 설계 기준의 도출 연구가 필요하다.

본 연구에서는 전산 구조 해석을 통하여 내부 압력과 축 방향의 압축력을 동시에 받는 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 거동을 조사하고 좌굴 Knockdown factor를 도출한다. 등방성 격자 원통 구조의 유한요소 모델링 및 비선형 구조 해석은 상용 유한요소 해석 코드인 ABAQUS(Ver. 6.16)를 이용하였다. 내부 압력과 압축력을 함께 받는 원통 구조의 좌굴 하중 및 변형을 계산하기 위하여 비선형 후좌굴 해석을 수행하며, 원통 구조의 기하학적 초기 결함은 SPLA (Single Perturbation Load Approach, [9])를 이용하여 구현한다. 이 때, 비선형 후좌굴 해석에서 얻어진 등방성 격자 원통 구조의 초기 결함의 유무에 따른 전역 좌굴 하중의 결과를 이용하여 좌굴 Knockdown factor를 도출한다. 등방성 격자 원통 구조에 대하여 현재 개발 중인 발사체의 추진제 탱크 구조의 내부 압력 크기를 기반으로 하여 내부 압력을 다양하게 변경해가며(50~500 kPa), 내부 압력이 없을 때와, 다양한 내부 압력의 크기에 따른 좌굴 거동 및 좌굴 Knockdown factor를 상호 비교한다. 마지막으로, 본 연구에서 도출된 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor를 이용하여 발사체 탱크 구조의 경량 설계가 가능함을 확인한다.

II. 해석 모델 및 해석 기법

2.1 등방성 격자 원통 구조

내부 압력(P)과 축 방향의 압축력을 함께 고려한 등방성 격자 원통 구조의 해석 모델로 선행 연구 [10]의 등방성 격자 원통 구조를 이용하였으며, 본 연구의 모델링 및 해석은 저자들의 선행 연구[8,11]의 결과를 기반으로 수행되었다. 해석 모델의 등방성 격자 원통 구조는 Fig. 3에서 보듯 총 4개의 패널(panel)로 구성되어있으며, 각각의 패널 사이를 연결하기 위한 0.007m의 두께를 갖는 용접 영역(weld land)이 사용된다. 또한 상단 및 하단에는 경계 및 하중 조건을 구현하기 위한 체결 영역(resin ring)이 존재한다.

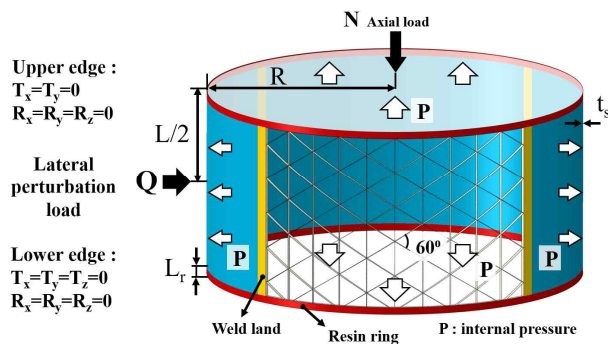


Fig. 3. Schematic diagram of the isogrid-stiffened cylinder

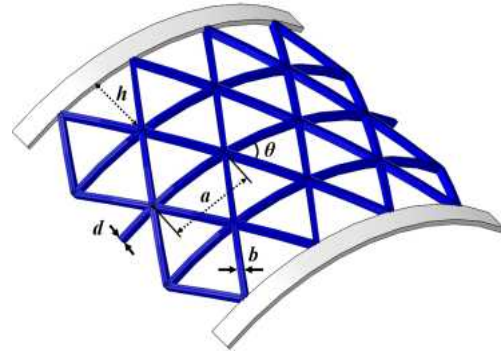


Fig. 4. Schematic diagram of isogrid-stiffened system

Table 1. Properties of the isogrid-stiffened cylinder [10]

Property	Value
Radius, R (m)	2.250
Length, L (m)	2.200
Length of a resin ring, L _r (m)	0.083
Length of a triangular unit cell, a (m)	0.415
Height of a triangular unit cell, h (m)	0.360
Thickness of stiffener, b (m)	0.004
Thickness of skin, t _s (m)	0.004
Effective thickness, t _{eff} (m)	0.0042
Depth of stiffener, d (m)	0.008
Angle of stiffener, θ	60°
Elastic modulus, E (GPa)	73.1
Poisson's ratio, ν	0.33

등방성 격자 시스템의 보강재 형상을 Fig. 4에 나타내었으며, 재료 물성치 및 형상 정보는 아래의 Table 1에 정리하였다. 여기서 a는 삼각형 격자 구조의 한 변의 길이, h는 삼각형 격자 구조의 높이, b 및 d는 보강재의 각각 두께 및 높이를 의미한다. 보강재는 $\theta = 60^\circ$ 를 이용하여 균일한 형상 및 간격으로 원통 구조의 내부에 배치된다.

2.2 유한요소 모델링

본 연구의 등방성 격자 원통 구조의 유한요소 모델링 및 후좌굴 해석을 위하여 상용 유한요소 해석 코드인 ABAQUS를 이용하였다. Fig. 5에서 보이듯 원통 구조의 보강재, 용접 영역, 및 체결 영역은 4절점의 쉘 요소를 이용하였으며, 보강재가 인접하는 패널 부분은 3절점의 쉘 요소를 사용하였다. 유한요소 모델의 요소의 개수는 선형 좌굴 해석의 좌굴 하중의 수렴성 테스트를 통하여 선정하였으며, 이때 선정된 요소 개수는 33,128개이다.

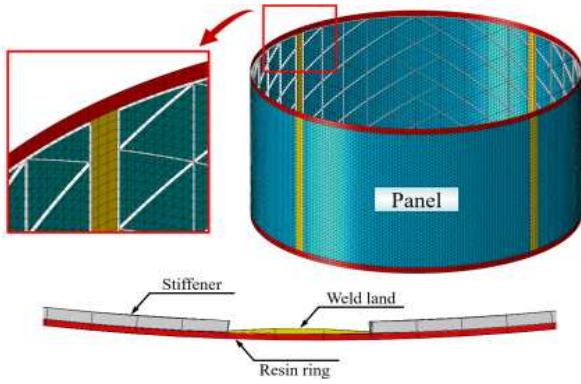


Fig. 5. ABAQUS finite element model for the isogrid-stiffened cylinder

2.3 비선형 후좌굴 해석 기법

2.3.1 후좌굴 해석을 위한 변위 제어 기법

본 연구에서는 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 구현하고, 후좌굴 해석을 위하여 ABAQUS의 뉴턴-랩슨 기법을 이용한 비선형 정적 해석을 수행하였다. 원통 구조의 좌굴 거동 조사를 위한 후좌굴 해석 시, 원통 구조의 축 방향의 거동을 보다 자세히 관찰하고자, 축 방향의 강제 변위를 원통 구조에 가하는 변위 제어 기법(displacement control method)을 사용하였다(Fig. 6). Fig. 7에서 보이듯, 원통의 양 끝단에 control node를 모델링한 뒤, 원통의 체결 영역의 절점들의 6개의 자유도를 control node에 모두 구속하였다[8,11]. 이 때, 강제 연결(rigid link)된 control node에 강제 변위와 하중 및 경계 조건을 가하였다. Control node에 가해지는 강제 변위는 원통 구조의 상단의 체결 영역에 축 방향으로 균일하게 가해진다. 원통 구조의 좌굴 거동은 변형 에너지의 급격한 변화를 동반하므로, 본 연구의 비선형 정적 해석에서는 변형 에너지의 급격한 변화를 적절히 소산시켜줄 수 있는 artificial damping[12]을 5%를 사용하여 수치해석의 안정성을 향상시켰다.

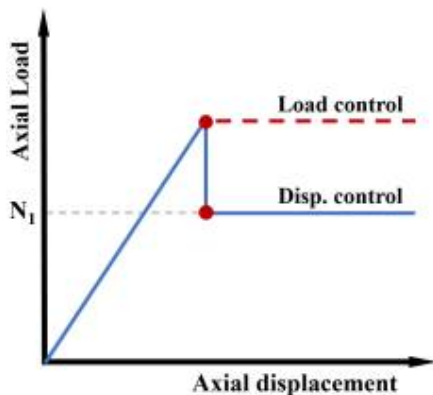


Fig. 6. Load-displacement curve of the postbuckling analysis

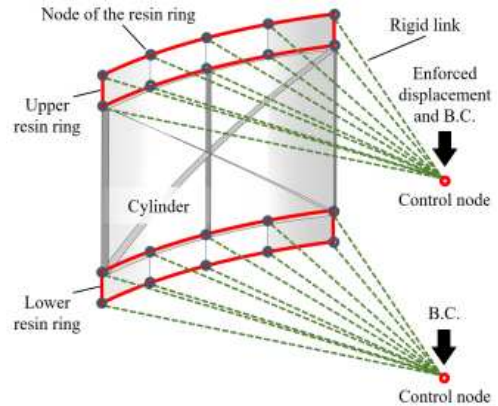


Fig. 7. Rigid links and control nodes [8,11]

2.3.2 원통 구조의 기하학적 초기 결함 모델링

본 논문에서는 등방성 격자 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 고려하기 위하여 SPLA[9]를 이용하였다(Fig. 8, [8,11]). SPLA는 기하학적 초기 결함 모델링 기법의 하나로써, 쉘 구조의 극심하고 현실적인 기하학적 초기 결함 형상을 나타낼 수 있다. 또한 초기 결함의 모델링이 용이하여 다양한 선행 연구[3,4,9]에서도 사용되었다. SPLA를 이용한 기하학적 초기 결함 모델링 방법은 원통 구조의 축 방향의 중앙(L/2)에 위치에 원통의 중심 방향을 향하는 perturbation load(Q)를 가하여 모델링한다. 본 연구에서는 등방성 격자 원통 구조의 축 방향의 보강재의 중심에 perturbation load(Q)를 가하였다(Fig. 8). Perturbation load(Q)를 받는 원통 구조에 대하여 비선형 정적 해석을 수행하여 원통 구조의 기하학적 초기 결함이 구현된 형상을 얻는다.

2.3.3 내부 압력과 축 방향의 압축력을 고려한 비선형 후좌굴 해석 절차

본 연구의 내부 압력을 고려한 비선형 후좌굴 해석은 3 단계의 비선형 구조 해석을 통해 진행된다. 첫째, SPLA를 이용하여 등방성 격자 원통 구조의 기하학적 초기 결함을 모델링한다. 초기 결함 형상이 구현된 변형된 등방성 격자 원통 구조는 무응력(stress-free)의 상태로 두 번째 단계인 내부 압력의 모델링 단계로 전달된다. 두 번째 단계에서는 원통 구조의 외피(skin) 및 상단 및 하단에 내부 압력을

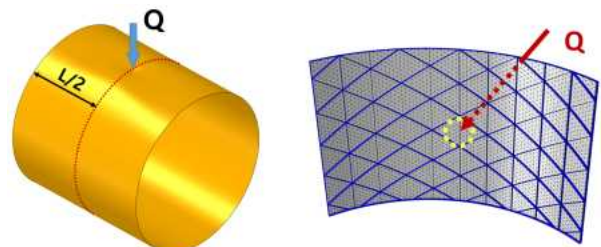


Fig. 8. Single perturbation load approach [8,11]

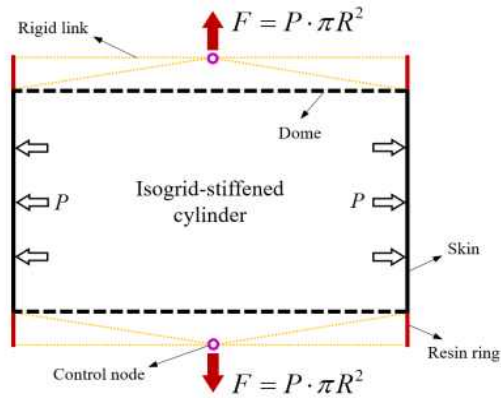


Fig. 9. Internal pressure modeling

가한다(Fig. 9). 이 때, 원통 구조의 외피에 작용하는 내부 압력은 원통의 반지름 방향으로 작용하는 축 방향으로의 압력 하중으로 구현된다. 원통의 상/하단의 돔(dome)은 평판 형태의 강체로 간단하게 가정하였다. 원통 구조의 상단 및 하단에 가하여지는 축 방향의 내부 압력은 압력 하중으로의 표현 대신 Fig. 9의 control node에 작용하는 집중 하중(F)으로 나타내었다. 이와 같이 구현된 내부 압력은 마지막 단계의 비선형 후좌굴 해석 수행 시, 일정하게 크기가 유지된다. 위와 같은 내부 압력의 모델링 방법은 선행 연구[13]에서 원통 구조의 반지름 방향의 내부 압력만을 고려한 모델링 방법과 다르게 돔으로 인한 축 방향으로의 내부 압력의 효과까지 고려할 수 있다.

마지막 단계인 비선형 정적 후좌굴 해석에서는 주어진 내부 압력에 대하여 2.3.1절에 서술된 방법을 이용하여 등방성 격자 원통 구조에 축 방향의 강제 변위를 가하여 좌굴 하중 및 형상을 계산한다. 이 단계에서는 perturbation load(Q)의 크기를 증가시키면서 전역 좌굴 하중($N_{cr,imperfect}$), 혹은 좌굴 Knockdown factor가 일정하게 유지될 때까지[9] 앞서 서술한 3단계의 비선형 해석 절차를 반복 수행한다. 내부 압력이 없이 축 방향의 압축력만을 받는 비선형 후좌굴 해석의 경우, 내부 압력 모델링 단계를 제외한 두 단계의 초기 결함 모델링 및 비선형 후좌굴 해석 과정을 수행한다.

III. 후좌굴 해석 및 좌굴 Knockdown factor의 도출 결과

3.1 수치 해석 기법의 검증 및 정립

축 방향의 압축력만을 받는 등방성 격자 원통 구조의 유한요소 모델링 및 비선형 후좌굴 해석 기법의 정립 및 검증을 위하여, 선행 연구[10]의 등방성 격자 원통 구조에 대한 좌굴 시험 및 후좌굴 해석 결과와 상호 비교를 수행하였다[11]. 선행 연구[10]에서는 앞

서 Fig. 3 및 Table 1의 등방성 격자 원통 구조에 대하여 좌굴 시험 및 ABAQUS를 이용한 비선형 동적 해석(nonlinear explicit dynamic analysis)을 수행하였다. Fig. 10에 본 연구의 내부 압력 없이 압축력만을 받는 등방성 격자 원통 구조의 후좌굴 해석 결과를 나타내었다. 초기 결함을 고려하지 않은 등방성 격자 원통 구조의 전역 좌굴 하중($N_{cr,perfect}$)는 약 5,560 kN으로 계산되었다. 초기 결함을 고려한 원통 구조의 전역 좌굴 하중($N_{cr,imperfect}$)의 경우 perturbation load(Q)의 크기가 8.5 kN일 때 3,600 kN으로 수렴하였다. 선행 연구[10]의 좌굴 시험의 하중의 값은 3,151 kN이며, SPLA를 이용한 선행 연구 해석[10]의 전역 좌굴 하중 값은 4,027 kN으로, 좌굴 시험 대비 해석 결과의 오차는 약 28%로 비교적 높은 값을 갖는다. 그러나 본 연구의 경우, 선행 연구[10]의 좌굴 시험 대비, 약 14%의 오차를 가지므로 선행 연구[10]의 해석보다 더욱 정확함을 알 수 있다. 본 연구의 전역 좌굴 하중과 선행 연구[10]의 좌굴 시험 하중의 오차(14%)의 발생 원인은 본 연구에서는 원통 구조의 기하학적 초기 결함만을 고려한 반면, 실제 좌굴 시험에서 기하학적 초기 결함 이외에 하중 불균형 등의 다른 종류의 초기 결함이 함께 포함되었기 때문으로 판단된다.

언어진 초기 결함의 유무에 따른 전역 좌굴 하중을 이용하여 도출한 좌굴 Knockdown factor의 값은 0.647이다(Table 2). 이때 선행 연구[10]의 좌굴 시험의 결과를 이용한 좌굴 Knockdown factor의 값은 0.616이며, 이에 대한 본 연구의 상대 오차는 5%로 비교적 잘 일치한다. 이를 바탕으로 본 연구의 등방성 격자 원통 구조에 대한 후좌굴 해석 및 좌굴 설계 기준의 도출 기법이 적절하게 정립되었음을 알 수 있다. 더불어 본 연구에서 도출된 좌굴 Knockdown

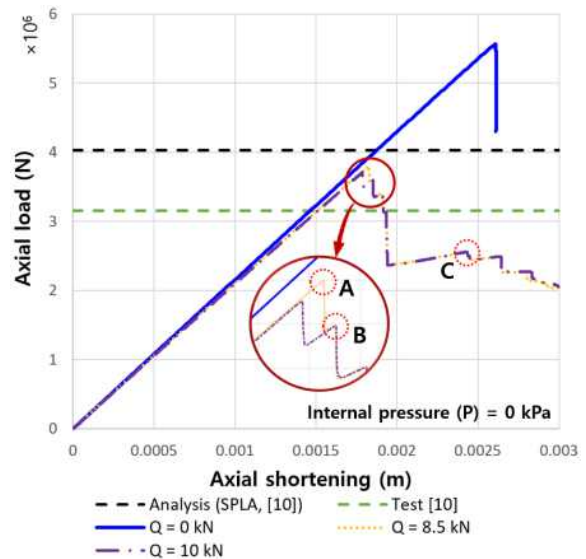
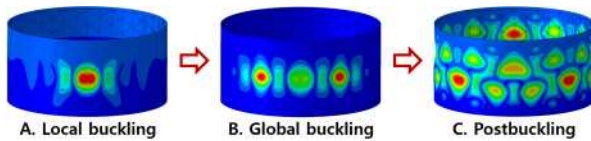


Fig. 10. Postbuckling analysis curves of the isogrid-stiffened cylinder ($P = 0$ kPa)

Table 2. Validation of postbuckling analysis of the isogrid-stiffened cylinder ($P = 0$ kPa)

$R/t_{\text{eff}} = 536$	Global buckling load [kN]		Knockdown factor, γ
	$(N_{\text{cr}})_{\text{perfect}}$	$(N_{\text{cr}})_{\text{imperfect}}$	
Analysis (SPLA, [10])	5,115	4,027	0.787
Test [10]	N/A	3,151	0.616
Present	5,560	3,600	0.647

Fig. 11. Deformed shapes of the isogrid-stiffened cylinder ($P = 0$ kPa, $Q = 8.5$ kN)

factor가 동일한 두께비($R/t_{\text{eff}}=536$)의 기존 NASA의 좌굴 설계 기준[2]의 좌굴 Knockdown factor(0.311) 대비 약 108%만큼 높으므로 본 연구에서 제시한 좌굴 Knockdown factor를 이용할 경우, 우주 발사체 구조 경량 설계가 가능하다.

Figure 11은 Table 1에 주어진 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 변형 형상이다. Fig. 11에서 보듯 perturbation load(Q)의 작용점에서 국부 좌굴(A)이 관찰되었으며, 이후 국부 좌굴 형상을 중심으로 좌굴 파형(wave)이 원주 방향으로 확산되는 전역 좌굴(B)이 관찰되었다. 전역 좌굴 후 축 방향의 압축력이 증가하면 원주 방향의 좌굴 파형이 상단 및 하단으로 퍼지게 되는 후좌굴(C)이 발생한다.

3.2 내부 압력을 고려한 등방성 격자 원통 구조의 해석 결과

본 연구에서는 압축력을 받는 등방성 격자 원통 구조의 내부 압력 (P)을 50, 100, 300 및 500 kPa로 다양하게 변경하면서 후좌굴 해석을 수행하였다. 단, 지면 관계상, 본 논문에서는 내부 압력 50 및 500 kPa의 후좌굴 해석 결과에 대하여 자세히 작성하였으며, 내부 압력 100 및 300 kPa에 대한 전역 좌굴 하중 및 좌굴 Knockdown factor의 도출 결과는 Table 3에 함께 정리하였다.

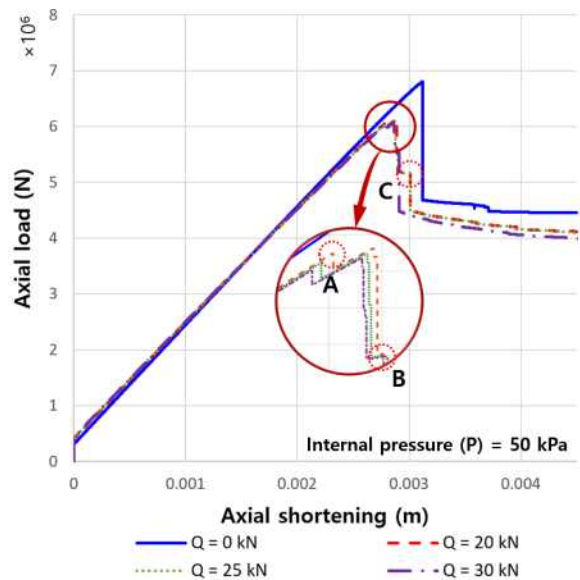
3.2.1 내부 압력 (P) = 50 kPa

50 kPa의 내부 압력을 받는 등방성 격자 원통 구조에 대한 비선형 후좌굴 해석으로 얻어진 하중-변위 곡선을 Fig. 12에 나타내었다. 원통 구조에 내부 압력이 작용할 경우, 원통 구조의 상단 및 하단의 돌에 가하여지는 축 방향의 내부 압력(Fig. 9의 F)으로 인

Table 3. Summary of postbuckling analysis results of the isogrid-stiffened cylinder with internal pressures

Pressure (kPa)	Global buckling load (kN)		Knockdown factor, γ
	$(N_{\text{cr}})_{\text{perfect}}$	$(N_{\text{cr}})_{\text{imperfect}}$	
0	5,560	3,600	0.647
50	6,800	5,540	0.815
100	7,830	7,460	0.953
300	11,370	11,250	0.989
500	14,690	14,570	0.992

하여 내부 압력이 작용하지 않았을 때의 결과(Fig. 10)와 다르게, 후좌굴 해석의 변위-하중 그래프의 하중이 F의 크기만큼 양(positive)의 방향으로 이동(shift)되었다(Fig. 12). 먼저 초기 결함이 없는 원통 구조의 전역 좌굴 하중 $(N_{\text{cr}})_{\text{perfect}}$ 는 6,800 kN으로 계산되었다. 초기 결함을 고려한 원통 구조의 경우 perturbation load(Q)가 20 kN일 때 전역 좌굴 하중 $(N_{\text{cr}})_{\text{imperfect}}$ 는 5,540 kN으로 수렴되었다. 얻어진 전역 좌굴 하중의 결과를 식 (1)을 이용하여 도출된 좌굴 Knockdown factor는 0.815이다. 앞서 Table 2에 정리된 내부 압력 없이 축 방향의 압축력만 받는 등방성 격자 원통 구조의 초기 결함의 유무에 따른 전역 좌굴 하중 비교 시, 내부 압력을 함께 고려한 경우 각각 약 54% 및 22%만큼 높게 계산되었다. 서론에서 언급하였듯 원통 구조에 작용하는 내부 압력이 축 방향의 압축력을 받는 원통 구조의 좌굴 안정성

Fig. 12. Postbuckling analysis curves of the isogrid-stiffened cylinder ($P = 50$ kPa)

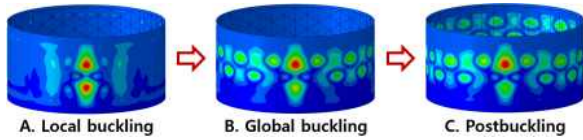


Fig. 13. Deformed shapes of the isogrid-stiffened cylinder with internal pressures (P = 50 kPa, Q = 20 kN)

을 향상시켜 초기 결함의 유무에 관계없이 전역 좌굴 하중의 값이 증가함을 확인하였다. 또한 내부 압력으로 인하여 전역 좌굴 하중이 높아짐에 따라 좌굴 Knockdown factor가 내부 압력을 고려하지 않은 모델 대비 약 26%만큼 증가하였다. 따라서 내부 압력을 고려한 발사체 원통 구조의 좌굴 설계는 축 방향의 압축력만 고려한 좌굴 설계보다 높은 수준의 경량 구조 설계 제공이 가능함을 알 수 있다.

Figure 13은 내부 압력의 크기가 50 kPa일 때의 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 변형 형상을 나타낸다. 내부 압력이 증가함에 따라 국부(A), 전역(B) 및 후좌굴(C) 형상이 축 방향 및 원주 방향으로 좌굴 파형의 개수가 증가하여 내부 압력이 없는 경우(0 kPa, Fig. 11)보다 복잡한 변형 형상을 보인다.

3.2.2 내부 압력 (P) = 500 kPa

내부 압력 = 500 kPa의 조건에서의 등방성 격자 원통 구조의 후좌굴 해석 결과를 Fig. 14에 나타내었다. Fig. 14에서도 Fig. 12와 마찬가지로, 상/하단의 돔에 가하여지는 내부 압력으로 인하여 하중-변위 그래프의 축방향의 하중이 양(positive)의 방향으로 이동되었다. 그래프 형상에서 보듯 초기 결함이 고려된 원통 구조에서 초기 결함이 없는 원통 구조일 때와 유사하게 국부 좌굴이 관찰되지 않고 전역 좌굴(B)부터 관찰되었다. 초기 결함이 없는 원통 구조의 전역 좌굴 하중 (N_{cr})_{perfect}는 14,690 kN으로 계산되었다. 초기 결함이 고려된 원통 구조의 전역 좌굴 하중 (N_{cr})_{imperfect}는 perturbation load(Q)가 30 kN에서 14,570 kN으로 수렴하였으며, 내부 압력이 작용하지 않는 모델의 전역 좌굴 하중(3,600 kN)보다 304% 높게 계산되었다. 얻어진 초기 결함의 유무에 따른 전역 좌굴 하중을 이용하여 도출된 좌굴 Knockdown factor의 값은 0.992이다. 이때, 축 방향의 압축력만 고려된 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor(0.647)에 비해 53%만큼 높게 얻어졌다. 즉 내부 압력으로 인해 좌굴 안정성이 증가하여 원통 구조의 초기 결함의 영향이 감소되었음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서 도출된 내부 압력을 고려한 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor를 이용하여 발사체 경량 구조 설계 제공이 가능함을 알 수 있다. 내부 압력이 500 kPa일 때의 좌굴 변형 형상을 Fig. 15에 나타내었다. 내부 압력이 작용하지 않거나 내부 압력이 50 kPa일 때 관찰되었던 국부 좌굴이 관찰되지 않고 전역 좌굴(B) 형상이 먼저 관

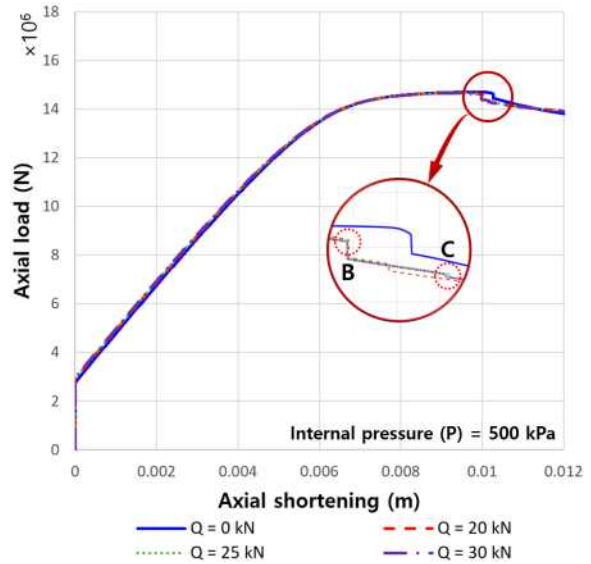


Fig. 14. Postbuckling analysis curves of the isogrid-stiffened cylinder (P = 500 kPa)

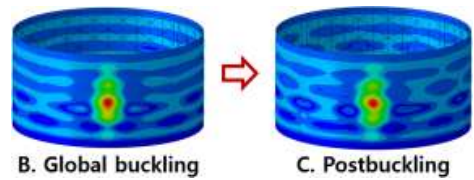


Fig. 15. Deformed shapes of the isogrid-stiffened cylinder with internal pressures (P = 500 kPa, Q = 30 kN)

찰되고 후좌굴(C)이 발생하였다. 국부 좌굴이 관찰되지 않는 이유는 원통 구조에 가해진 내부 압력이 일정 이상 높아지면 내부 압력으로 인해 발생하는 원주 방향의 응력(hoop stress)이 충분히 높으므로 초기 결함으로 인한 좌굴 하중의 저하 효과가 대부분 상쇄[2]되기 때문으로 판단된다.

3.2.3 다양한 내부 압력의 크기에 따른 등방성 격자 원통 구조의 후좌굴 해석 결과의 정리

본 연구에서 수행된 내부 압력이 고려된 등방성 격자 원통 구조의 전역 좌굴 하중 및 도출된 좌굴 Knockdown factor를 Table 3에 정리하였다. 내부 압력이 증가함에 따라 원통 구조의 초기 결함에 의한 효과를 낮추어 전역 좌굴 하중이 높아지며, 따라서 좌굴 안정성이 향상됨을 알 수 있다. 또한 내부 압력이 증가하면서 좌굴 Knockdown factor가 1에 근접하는, 즉 초기 결함이 없는 원통 구조에 가까워짐을 확인하였다. 따라서 축 방향의 압축력 이외에 내부 압력을 함께 고려한 원통 구조의 좌굴 설계는 압축력만을 고려한 좌굴 설계보다 더 우수한 추진제 탱크의 경량 구조 설계 제공이 가능함을 알 수 있다.

단, 발사체 추진제 탱크의 내부 압력이 탱크 구조의 좌굴 Knockdown factor를 높일 수 있지만, 좌굴 설계는 추진제 탱크 운용 환경의 최대 내부 압력 조건이 아닌 최저 내부 압력 조건을 이용하여 수행되어야 함에 유의하여야 한다.

IV. 결 론

본 연구에서는 ABAQUS를 이용하여 우주 발사체 탱크 구조인 등방성 격자 원통 구조에 축 방향의 압축력 및 내부 압력을 고려하여 비선형 정적 후좌굴 해석을 수행하고, 좌굴 Knockdown factor를 도출하였다. 비선형 후좌굴 해석은 변위 제어 기법 기반의 뉴턴-랩슨 기법을 이용하였다. 원통 구조의 기하학적 초기 결함은 SPLA를 이용하여 모델링하였다. 본 연구의 축 방향의 압축력만을 받는 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor가 기존의 NASA의 좌굴 설계기준보다 108%만큼 높게 계산되어 본 연구의 좌굴 설계 도출의 기법을 이용할 경우 발사체 탱크의 경량 구조 설계를 위한 새로운 좌굴 설계 기준의 정립이 가능함을 확인하였다. 축 방향의 압축력과 500 kPa의 내부 압력을 함께 받는 경우, 축 방향의 압축력만 작용하는 모델에 비해 초기 결함을 고려한 전역 좌굴 하중의 값이 304%만큼 증가하여 좌굴 안정성이 향상됨을 확인하였다. 더불어 내부 압력이 500 kPa의 조건에서 등방성 격자 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor가 축 방향의 압축력만을 받는 원통 구조의 좌굴 Knockdown factor보다 53%만큼 높게 도출되었다. 따라서 내부 압력을 함께 고려한 원통 구조의 좌굴 설계는 좌굴 안정성의 향상 및 효과적인 경량 구조 설계의 제공이 가능함을 확인하였다. 그러므로 발사체 추진제 탱크의 내부 압력을 적절히 고려한 좌굴 설계는 실제 발사체 추진제 탱크 구조의 환경을 보다 사실적으로 고려하는 동시에 좌굴 안정성의 향상 및 효과적인 경량 설계의 제공이 가능할 것으로 판단된다. 비록 본 연구의 후좌굴 해석 및 좌굴 설계 기준의 도출이 신뢰성 있는 연구 기법을 통하여 수행되었으나, 앞으로 추진제 탱크 구조의 여러 형상 및 하중 및 경계 조건의 초기 결함 등의 다양한 종류의 초기 결함을 고려한 관련 연구가 수행되어 풍부한 연구 결과가 축적되어야만 새롭게 도출된 좌굴 Knockdown factor가 발사체 추진제 탱크 구조의 제작 시 실제로 적용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부에서 시행한 한국형 발사체개발사업의 지원을 받아 수행된 연구 결과입니다. 이 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원되었습니다.

References

- 1) Meyer, R. R., Harwood, O. P., Harmon, M. B. and Orlando, J. I., "Isogrid design handbook," NACA CR-124075, 1973.
- 2) Peterson, J. P., Seide, P. and Weingarten, V. I., "Buckling of thin-walled circular cylinder," NASA SP-8007, 1968.
- 3) Hilburger, M. W., "Developing the next generation shell buckling design factors and technologies," *Proceeding of The AIAA/ASME /ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, April 2012.
- 4) Haynie, W. T. and Hilburger, M. W., "Comparison of methods to predict lower bound buckling loads of cylinders under axial compression," *Proceeding of The AIAA/ASME /ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, April 2010.
- 5) Hilburger, M. W., "On the development of shell buckling knockdown factors for stiffened metallic launch vehicle cylinder," *Proceeding of The AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, January, 2018.
- 6) Hilburger, M. W., Lovejoy, A. E., Thornburgh, R. P. and Rankin, C., "Design and analysis of subscale and full-scale buckling-critical cylinders for launch vehicle technology development," *Proceeding of The AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Material Conference*, April 2012.
- 7) Yoo, J. T., Lee, J. W., Yoon, J. H., Jang, Y. S., Yi, Y. M. and Cho, G. R., "Buckling test and non-linear analysis of aluminium isogrid panel," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 33, No. 4, 2005, pp. 35~40.
- 8) Kim, H. I., Sim, C. H., Park, J. S., Lee, K., Yoo, J. T. and Yoon, Y. H. "Derivation of buckling knockdown factors using the equivalent model for isogrid-stiffened cylinders," *Proceeding of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, July 2019.
- 9) Sim, C. H., Kim, H. I., Lee, Y. L., Park, J. S. and Lee, K. J., "Postbuckling analyses and derivations of Knockdown factors for hybrid-grid stiffened cylinder," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 82-83, 2018, pp. 20~31.
- 10) Wang, B., Du, K., Hao, P., Zhou, C., Tian, K., Xu, S., Ma, Y. and Zhang, X., "Numerically and experimentally predicted knockdown factors

for stiffened shells under axial compression," *Thin-Walled Structure*, Vol. 109, 2016, pp. 13~24.

11) Kim, H. I., Sim, C. H., Park, J. S., Lee, K. J., Yoo, J. T. and Yoon, Y. H., "Numerical derivation of buckling Knockdown factors for isogrid-stiffened cylinders with various shell thickness ratios," *International Journal Aerospace Engineering*, Vol. 2020, 2020, Article ID 9851984.

12) White, S. C., Weaver, P. M. and Wu, K. C.,

"Post-buckling analyses of variable-stiffness composite cylinders in axial compression," *Composite Structures*, Vol. 123, 2015, pp. 190~203.

13) Kim, H. I., Sim, C. H., Park, J. S. and Lee, K., "Postbuckling analysis and derivation of shell knockdown factors of iso-grid cylindrical structures considering internal pressure," *Proceeding of The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, April 2019, pp. 565~566.