

論文

알루미늄 Isogrid 패널의 좌굴시험 및 비선형 해석

유준태*, 이종웅*, 윤종훈*, 장영순*, 이영무*, 조광래*

Buckling Test and Non-linear Analysis of Aluminium Isogrid Panel

Joon-Tae Yoo*, Jong-Woong Lee*, Jong-Hoon Yoon*, Young-Soon Jang*, Yeong-Moo Yi* and Gwang-Rae Cho*

ABSTRACT

There are many methods to reinforce the cylindrical structure for light weight design like skin-stringer and semi-monocoque. Isogrid is one of the reinforced structures to improve buckling load. Isogrid has many advantages for complex load case, internal pressure and concentrated load.

In this paper, compressive buckling test and non-linear FE analysis of the isogrid panel are described. Diameter of panel is 2.4m and thickness of plate is 11.43mm. The angle which the panel accomplish is about 70 degrees and, its height is about 660mm. Local buckling, global buckling and variation of stiffness after local buckling were observed during buckling test of the panel. MSC/MARC is used for non-linear FE analysis. When analysis, initial imperfection of panel which occurred during plastic forming is considered. The results of analysis for buckling mode and buckling load have good agreements with test.

초 록

압축하중을 받는 실린더형 구조물에 대한 보강방법으로는 스킨-스트링거, 격자보강 형상 등 여러 종류가 있다. 그 중 isogrid 형상은 정삼각형형태의 보강대가 반복되는 보강구조로서 여러 가지 조합하중 및 집중하중에 대한 대처능력이 우수한 보강구조이다.

본 논문에서는 격자보강 구조 중 isogrid 구조에 대한 압축 좌굴시험 및 비선형 해석을 수행하였다. Isogrid 패널은 두께가 11.43 mm, 높이가 660 mm, 외경이 2.4 m이며 70도의 원호를 이루는 알루미늄합금 일체형 구조이다. 시편에 대한 압축 좌굴시험을 통하여 국부 좌굴강도, 전체좌굴강도, 국부좌굴후의 거동 등을 확인하였다. 또한 MSC/MARC를 이용한 비선형 FEM 해석을 수행하여 구조시험 결과와 비교하였다. 해석 시에는 패널의 소성 가공 시 발생한 형상공차를 고려하였다. 시험결과와 해석결과는 좌굴하중 및 좌굴모드가 모두 비교적 일치하였다.

Key Words : Isogrid, Buckling(좌굴), Non-linear analysis(비선형 해석)

1. 서 론

항공우주분야에서 구조물의 경량화를 위한 연

구는 오래전부터 계속 진행되어 왔다. 특히 실린더형 구조물에서 압축하중으로 인한 좌굴파손이 발생하지 않도록 보강해주는 구조에 대한 연구가 많이 수행되었으며, 이에 대한 대표적인 구조로서 세미-모노코크 구조가 있다. 하지만 세미-모노코크 구조는 압축하중에는 우수하지만 전단하중에는 비효율적이며, 리벳 또는 볼트를 이용하여 조립하는 구조일 경우는 구조물의 기밀을 유지하

* 2004년 7월 22일 접수 ~ 2004년 10월 22일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

연락처, E-mail : jtyoo@kari.re.kr

대전시 유성구 어은동 45번지

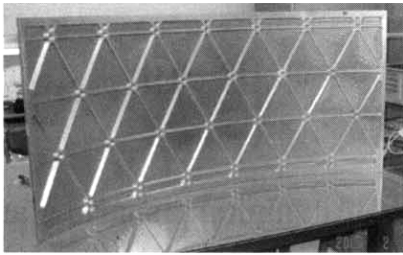


Fig. 1. Isogrid Panel

는 것이 어렵다. 이러한 이유로 대형발사체의 추진제탱크는 일체형 구조로 제작되며, 반복되는 삼각형 형태의 격자보강 구조인 isogrid 구조가 많이 사용된다. Isogrid 구조를 사용하는 원형실린더의 경우 구조물 전체가 등방성을 유지하며 좌굴하중을 증대시키는 장점이 있다[1]. Isogrid 구조에 대한 연구는 1960년대부터 많이 이루어졌으며, 그 결과로 발사체의 추진제탱크 및 단연결부, 동체부에 적용되었다.

본 논문에서는 압축하중을 받는 원형 금속재 실린더구조의 좌굴하중을 높이기 위한 보강방법 중 isogrid 형상에 대한 압축 좌굴시험 및 비선형 해석에 관련된 연구를 수행하였다. 이미 직경 1 m급의 알루미늄 isogrid 실린더를 제작하여 구조해석 및 정적하중시험을 수행하였다[4]. 하지만 실린더의 두께가 얇고 직경이 작아서 좌굴보강의 효과가 작았으며 소성 가공 시 발생한 형상공차도 작았다. 본 논문에서 제작된 패널의 크기는 직경 2.4m급의 두께 11.43 mm, 높이 660 mm이다. 패널은 약 70도의 각도를 이루는 원호이며 총 16개의 패널이 제작되었고, 각 패널별로 형상과 가공방법을 다르게 적용하였다[5]. 제작된 패널 중 선택된 시편에 대하여 압축 좌굴시험을 수행하였고, 좌굴 형상 및 좌굴하중을 관찰하였다. 시험결과는 비선형 좌굴해석 결과와 비교하였다.

II. 시험시편

압축시험에 사용된 패널의 제작 시 사용된 재질은 Al2219-T87이다. 소재의 두께는 11.43 mm이며, 대형발사체의 추진제탱크에 사용되는 소재이다. 패널의 가공 방법은 먼저 평판을 기계 가공하여 내부의 격자 패턴을 가공한 후, 소성가공으로 곡면을 가공하였다. 구조 시험 시 사용된 시편에 대한 내부 격자형상 및 단면형상은 Fig. 2, Table 1과 같다. 삼각형의 꼭지점이 만나는 부분은 노드라고 부르며, 이 부분은 기계 가공

시 공구 반경 때문에 발생하는 삼각형 꼭지점의 남는 소재 부분 무게를 감소시킬 목적으로 원형 형태로 가공한다. 그림 중 스킨 두께는 주로 구조물의 내부압력을 견디는 역할을 하고, 보강대의 폭 및 두께가 하중을 전달하는 역할을 한다.

제작 후의 형상공차 측정은 Fig. 3과 같이 수평방향 흔들림(run-out)과 수직방향 흔들림 그리고 격자 1개소 영역에 대한 흔들림을 측정하였다. 수평방향 흔들림은 Fig. 3의 좌측과 같이 원호를 따라서 측정되며 진원에서 벗어난 양을 의미하고, 수직방향 흔들림은 우측그림과 같이 패널의 축 방향으로 벗어난 양을 의미한다. 격자 1개소 영역에 대한 흔들림은 소성가공 중 발생할 지 모르는 삼각형 부분의 국부적인 형상공차로서, 측정결과 0.5 mm이하의 작은 값으로 확인

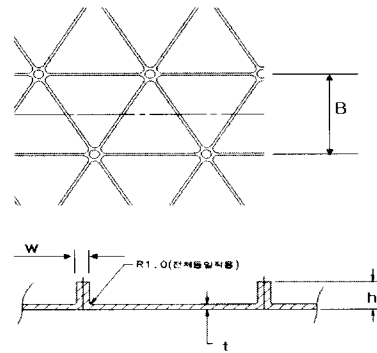


Fig. 2. Parameters of Isogrid

Table 1. Dimensions of Isogrid (dimension : mm)

Height of Triangle (B)	Thickness of Material (h)	Width of Rib (w)	Thickness of skin(t)
180	11.43	3	1.7

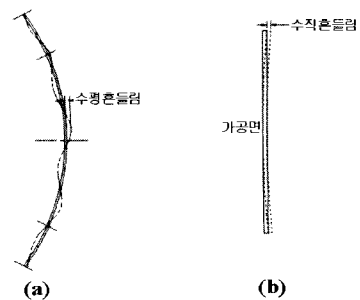


Fig. 3. Run-out of Panel ((a): Horizontal Run-out (b): Vertical Run-out)

되었다. 실제 isogrid 구조를 발사체의 동체에 적용한다면, 상하 끝단의 수평방향 흔들림은 진원을 가지는 프레임과 조립 후 어느 정도 교정될 수 있으나, 수직방향 흔들림은 그 영향이 그대로 구조에 적용되며, 이로 인한 좌굴하중의 감소 및 집중응력이 발생할 수 있으므로 제작 시 공차관리가 필요한 부분이다. 시편 제작 후 자유상태에서 측정된 수직방향 흔들림은 2.7 mm이고, 수평방향 흔들림은 1 mm 이내였다.

III. 구조시험

압축 좌굴시험은 한국항공우주연구원 내의 항공사업단 기체구조그룹에서 2004년 3월-4월에 수행하였다. 시험은 기체구조그룹에서 보유중인 150 ton 피로 시험기를 사용하였다.

시험 시편이 치구에 장착된 형상이 Fig. 4이다. 그림과 같이 시편의 상부와 하부 끝단에 시편을 고정하는 치구가 위치하고 상부치구와 로드셀이 연결되는 구조이다. 상부치구의 내부에는 구형 볼 조인트 형태로 연결된다. 양옆의 모서리 부분은 어떠한 구속도 가하지 않았다. 하중은 상부의 유압실린더를 이용하여 인가하였으며, 본 시편에 대한 시험 전에 형상이 동일한 검증용 시편을 통하여 시험기의 안정성 및 치구의 안정성, 시험절차의 타당성 등을 확인하였다.

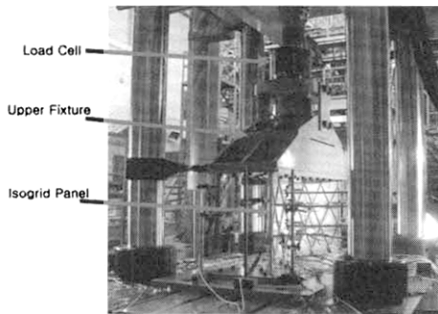


Fig. 4. Test Fixture

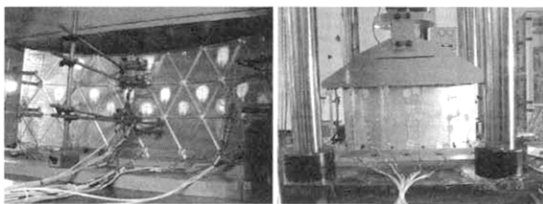


Fig. 5. Sensors for Measuring Strain and Displacement

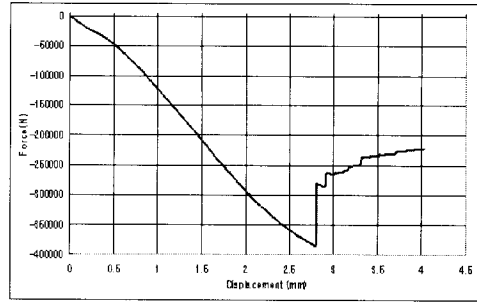


Fig. 6. Reactive Force (Test)

시험 중 시편의 변형을 측정하기 위하여 12개의 변위센서와 87채널의 변형을 센서가 사용되었다(Fig. 5). 하중의 인가는 유압 실린더의 변위를 이용한 변위제어를 하였다. 이 변위는 실제 시편이 압축되어지는 변위와는 다른 값이다. 하중이 인가되기 시작하면 시편과 치구의 완전한 조립이 발생하며, 이로 인하여 실제 시편이 압축되는 변위와는 차이가 발생한다. 시험결과 분석 시에는 실제 시편의 압축변위가 사용되었다.

시험시의 최대 인가변위는 4.0 mm, 좌굴하중은 384 kN이었다. 압축하중과 압축변위의 그래프인 Fig. 6에서 알 수 있듯이 384 kN에서 전체 좌굴이 발생하였으며, 그 후로는 하중의 증가가 없었다. 좌굴이 발생한 변위는 2.8 mm이었다.

Fig. 6에서 확인 할 수 있듯이 전체좌굴이 첫 번째로 발생한 후에 하중의 감소가 있었으며 그 후로도 전체좌굴이 몇 번 추가로 발생하였다. 그때마다 급격한 하중감소가 관찰되었다. 첫 번째 좌굴발생은 옆의 모서리 부분에서 발생하였고, 그 다음에는 중간부분에서 발생하였다. 시험 후 좌굴로 인한 변형 형상이 fig. 7이다.

또한 시험 중에는 삼각형 grid 내부에서의 국부좌굴도 관찰할 수 있었다. 국부좌굴은 시험 현

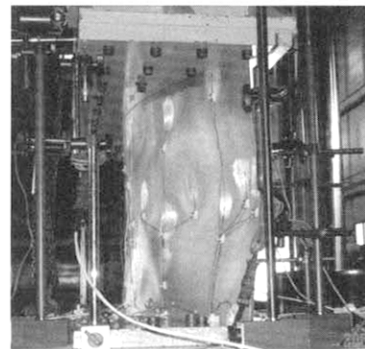


Fig. 7. Buckling Mode (Test)

장에서 소리와 육안으로 관찰이 가능하였고, grid 내부에 부착된 변형률 게이지로부터도 확인할 수 있었다. 시험 중 여러 곳에서 국부좌굴 발생이 관찰되었고, 변형률 게이지의 데이터를 분석한 결과 전체좌굴이 발생하기 전에 대부분의 grid에서 국부좌굴이 발생함을 확인하였다. 결과 데이터 및 시험 중 관찰된 국부좌굴의 최초 발생 시점은 하중이 약 265 kN 이었고, 발생위치는 패널의 내부에서 보았을 때 좌측 상단부분의 스킨이었다. 국부좌굴의 발생하중은 전체좌굴 발생하중의 약 67% 이었고, 국부좌굴 발생시에 전체 강성의 변화가 관찰되지 않았다.

IV. 비선형 해석

패널의 비선형 해석을 위하여 사용한 코드는 MSC/MARC이다. 모델링 시에는 삼각형의 꼭지점이 만나는 부분인 노드부분의 원형형상에 대한 모델링은 생략하였으며, 압축하중은 변위하중으로 인가하였다. 총 19157개의 Quad4 요소가 사용되었으며, A12219-T87의 응력-변형률 곡선을 바탕으로 탄소성 물성치 모델을 해석에 적용하였다[6]. 먼저 모델에 대한 비선형 해석을 수행하였고, 그 다음에는 소성 가공 시에 발생한 초기변형(수직방향 흔들림)을 고려한 비선형 해석 결과와 비교하였다. 수평방향 흔들림의 경우는 양 끝단에 프레임으로 고정되면 교정이 가능하고, 또한 그 양도 작으므로 모델에 반영은 하지 않았다. 해석모델 형상은 Fig. 8과 같다. 그림의 우측 형상은 초기 변형 형상을 나타내는 그림으로서 실측치를 적용하였다.

먼저 완전한 형상의 모델과 초기 변형을 고려한 해석결과를 시험결과와 비교하면 Fig. 9와 같다. 그림은 압축변위와 하중을 나타내는 그림으로서 시험결과와 해석결과 사이에 일정한 차이가 존재한다. 이것은 시험초기 발생한 미끌림으로 인하여 생긴 것으로 추정되고, 그 이후의 경향은 해석과 유사하다. 완전한 형상에 대한 해석의 경우는 전체좌굴이 약 451 kN에서 발생하였고, 초기 변형을 고려한 경우에는 377 kN에서 발생하여 약 16% 감소하였다. 초기 변형을 고려한 경우 해석치와 좌굴하중이 유사함을 확인할 수 있다. 시험과 다른 점은 해석의 경우 국부좌굴의 발생으로 인하여 전체좌굴 발생 전에 약간의 하중감소가 관찰되었다.

좌굴모드는 국부좌굴이 주로 발생하고 전체좌굴모드도 약간 나타나는 경향을 확인하였다. Fig. 10-11은 초기변형에 따른 변형형상 및 응력분

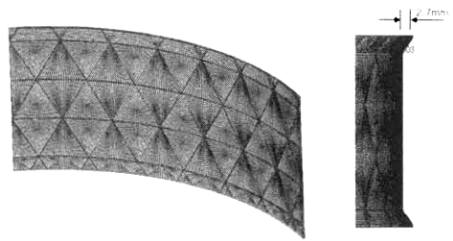


Fig. 8. Analysis Model and Initial Imperfection

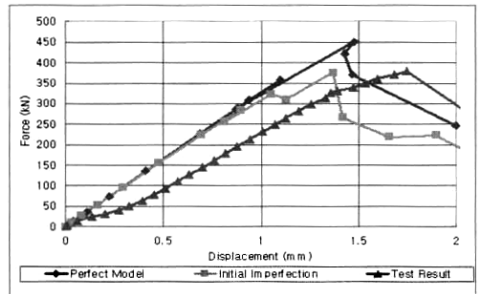


Fig. 9. Comparison of Reactive Force vs. Displacement

포이다. 그림에서 확인할 수 있듯이 양 옆쪽의 모서리부분에서 좌굴방향이 바뀐 것을 확인할 수 있으며, Fig. 7의 시험결과와 비교한다면 초기변형을 적용할 경우 상당히 유사한 형상임을 알 수 있다. 해석시의 국부좌굴 판정은 동일 지점 안팎의 변형률 증감 방향이 바뀌는 지점을 좌굴점으로 정의하였다. 그 결과를 시험 시 얻어진 좌굴하중과 비교하면 Table 2와 같다. 표의 결과와 같이 초기변형을 고려한 경우 상당히 유사한 결과를 보여주고 있다.

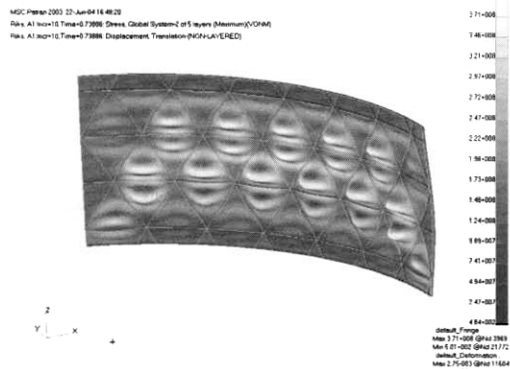


Fig. 10. Buckling Mode Shape (Perfect Model)

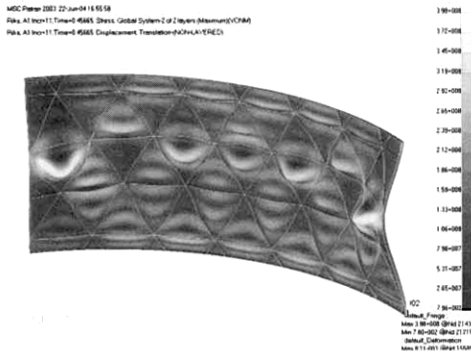


Fig. 11. Buckling Mode Shape (Initial Imperfection)

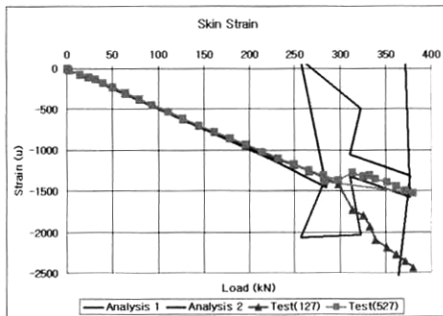


Fig. 12. Comparison of Skin strain

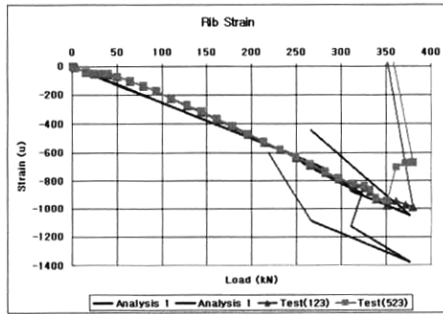


Fig. 13. Comparison of Rib strain

Table 2. Results of Test and Analysis for Buckling Load and Strain

	좌굴하중		변형률	
	전체 좌굴	국부 좌굴	전체 좌굴 (보강대)	국부 좌굴 (스킨)
시험	384 kN	298 kN	988	1417
비선형해석 초기변형고려 (상대오차)	377 kN (-1.8%)	285 kN (-4.4%)	1048 (+6.1%)	1456 (+2.8%)

Fig. 12-13은 변형률 해석결과와 시험결과와의 비교이다. Fig. 12는 국부좌굴이 발생한 스킨의 변형률이고, Fig. 13은 대각선으로 있는 보강대에 부착된 변형률이다. 그림은 각 지점에서 내면과 바깥면의 변형률을 해석과 시험결과로 나누어 보여주고 있다. 그림에서와 같이 실험과 해석결과가 유사함을 볼 수 있다. 좌굴이 발생한 변형률의 비교는 Table 2에 정리되어있다.

V. 결 론

직경 2.4m급 isogrid 패널의 제작 후 구조시험 및 소성가공 중 발생한 형상공차를 고려한 비선형 해석을 수행하였다. 비선형 해석결과 완전한 형상모델의 경우는 시험결과와 차이가 존재하였지만 초기의 변형량을 고려한 경우는 좌굴하중 및 좌굴모드, 변형률이 상당히 유사하였다. Isogrid 구조에 대한 해석결과를 시험으로 검증하였고, 제작 시 발생한 초기변형의 효과에 대한 영향도 파악하였다.

구조 시험 중에는 전체좌굴이 발생하기 전 대부분의 스킨에서 국부좌굴이 발생하였으나, 전체 강성에는 큰 영향을 미치지 않았다. 즉, 스킨부분으로는 하중전달이 되지 않으므로 구조물의 제작이나 작업 중 또는 집중하중이 발생하여 스킨부분에 국부적인 손상이 발생하더라도 전체구조물의 강성에는 영향을 주지 않는 구조라는 것을 확인할 수 있었다.

또한, 제작 중 발생하는 수직방향 흔들림이 전체구조물의 좌굴하중 및 좌굴모드에 많은 영향을 미친다는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 형상을 가진 구조물의 설계 및 해석 시에는 제작 중 발생하는 수직방향 흔들림은 반드시 고려되어야 한다.

참고문헌

- 1) "Isogrid Design Handbook", NASA CR-124075, 1973.
- 2) Walter L. Heard, "An Engineering Procedure for Calculating Compressive Strength of Isogrid Cylindrical Shells with Buckled Skin", NASA TN D-8239, 1976.
- 3) "Buckling of Thin-walled Circular Cylinders", NASA SP-8007, 1968.
- 4) 유준태, 장영순, 이영무, 심재열 "Isogrid 실린더의 압축강성 계산 및 정적구조시험", 한국항공우주학회 2003년도 추계학술대회, pp.925-928.

5) 유준태, 이종용, 장영순, 이영무, 강석봉 "일체형 Isogrid 패널제작 및 구조시험", 제5회 우주발사체기술 심포지움, 2004, pp.324-328.

6) "Military Handbook - Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures", MIL-HDBK-5H, 1998.