

금속재 세미 모노코크 콘형 구조체의 정적 구조 시험

박순홍*, 장영순**, 이영무***

Static Test of Semi-monocoque Truncated Cone Structure

Soon-Hong Park*, Young-Soon Jang**, Yeong-Moo Yi***

Abstract

A semi-monocoque truncated cone structure, which is a main structure for the payload adapter of KSLV-I, was designed. Static test was performed to confirm the reliability of the cone structure under the design loads. Strains and displacements are measured during four load cases; the compressive axial, pure bending, pure shear, and combined loading conditions. The results showed that the cone structure satisfies the design requirements. An equivalent axial load was applied to the cone structure so that the global buckling of the cone structure occurred. The measured buckling load was compared with the predicted one by finite element method. The results show a good agreement.

초 록

KSLV-I의 위성 어댑터의 구조 형식으로 결정된 세미 모노코크 형식의 잘려진 원뿔형 구조체를 제작하고, 정적 구조 시험을 수행하였다. 설계 하중에 따라 순수 압축, 순수 굽힘, 순수 전단, 복합 하중을 가하여 변형률 및 변위를 측정하고, 구조의 건전성을 확인하였다. 최종적으로 파괴 시험을 수행하여, 국부 좌굴 모드 및 파괴 형상을 관찰하였으며, 파괴 하중 및 모드를 유한 요소법으로 해석하여 비교한 결과 정확한 파괴 하중의 예측이 가능하였다.

키워드 : 정적 구조 시험(static test), 위성 어댑터(payload adapter), 콘형 구조(truncated cone structure)

1. 서 론

위성 어댑터(Payload Adapter, PLA)는 위성을 분리하는 시점까지 정하중 및 동하중으로부터 위성체를 안전하게 지지하고, 위성 어댑터 하부의 진동 하중을 적절히 차단하여 위성체가 과도한

진동 하중에 노출되지 않도록 하는 역할을 수행하는 핵심적인 구조체이다. KSLV-I의 위성 어댑터는 고체 모터 상부와 위성체의 사이를 연결하여야 하므로 상단 및 하단 직경이 다른 잘려진 원뿔형(이하 콘형으로 표기함) 구조 형태를 가져야 한다.

* 구조그룹/shpark@kari.re.kr

*** 우주발사체기술실/ymy@kari.re.kr

** 구조그룹/ysjang@kari.re.kr

위성 어댑터 실물형 구조 제작 전에 시제의 제작성 및 구조 강도 검증을 위하여 세미-모노코크 콘 구조를 제작하였다. 본 시제의 설계 하중은 위성 어댑터에 작용하는 정적 하중으로 하는 것보다, 금속재 세미 모노코크 콘 구조의 정적 특성을 파악하는 차원에서 해석치에 근거하여 결정하였다. 시험체를 위하여 결정된 설계 하중은 다음 표와 같다.

표 1. 스킨-스트링커 콘형 시제의 설계 하중

항 목	설 계 하 중	
	Limit	Ultimate
압축(kN)	79	98.75
굽힘(kNm)	11.4	14.25
전단(kN)	13.8	17.25
안전 계수	1.25	
등가 압축(kN)	170.2	212.75

이와 같은 배경하에서 금속재 세미 모노코크 형식의 콘형 구조를 제작하였으며, 이에 대하여 ① 정적 구조 강도 확인 및 설계 검증 ② 제작 공정에 대한 안전성 확인 ③ 좌굴 거동 및 파손 특성의 파악을 위하여 구조 시험을 수행하였다. 구조 시험 범위는 다음 표와 같다.

표 2. 금속재 스킨-스트링커 콘형 시제의 구조 시험 범위

	분 류	하 중	비 고
1	순수 압축	100 kN	
2	순수 굽힘	15 kNm	등가압축 120kN
3	순수 전단	20 kN	
4	조합 하중	Limit 조건	
5	파손 시험	파손시까지	압축 하중

2. 시험 방법

2.1 시험 시편

시험 시편은 그림 1과 같다. 프레임은 AI7075-T651이며 스킨 및 스트링거는 AI2024-T3로 제작되었다.

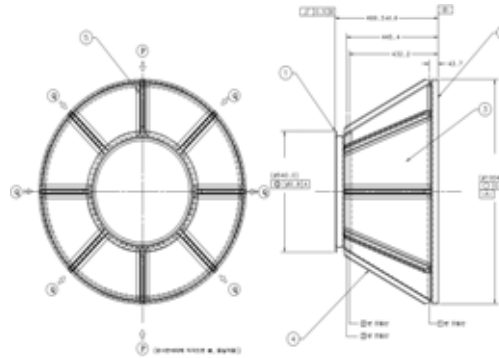


그림 1. 시험 시편 형상 및 제원

2.2 시험 장치

시험 시편의 상하부에 시편 고정 치구를 체결하고, 하부의 시험 치구는 Base Plate를 통하여 Strong Floor에 고정하였다. 시편과 시험 장치의 설치 모습은 그림 2와 같다.



그림 2. 시편/치구 조립 모습

액추에이터 중심간의 거리는 1350 mm이며 상부 치구만의 중량은 1069.4 kg 이다. 전단 하중

을 가하기 위한 스트립 밴드의 체결 높이는 Strong floor상단으로부터 1127 mm 위치이며, 시험 전방 프레임 끝단면 으로부터는 93 mm의 위치에 설치하였다. 다음 그림은 시험 시편 및 치구의 제원을 나타낸다.

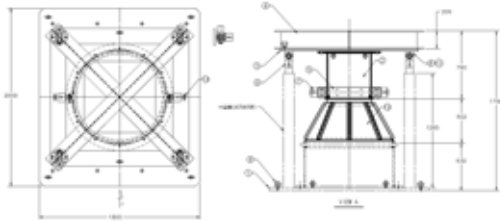


그림 3. 시험 시편 및 치구 조립 상태의 제원

하중 부가를 위한 액추에이터는 축방향 4개, 횡방향 1개를 사용하였다.

2.3 변위 게이지 및 변형률 게이지 설치

변형률 측정을 위한 변형률 게이지의 사용 수량은 1축 게이지 12개, 2축 게이지 10개, 3축 게이지 8개이며, 각 센서의 표시 번호는 1축의 경우는 1XX로 2축의 경우는 2XX로, 3축의 경우는 3XX로 하였다. 참고로 시험 결과의 해석의 편의를 위해 각각의 스킨 및 스트링거에 1에서 8까지의 번호를 부여하였다. 다음 그림은 설치된 변형률 게이지의 위치를 나타낸다.

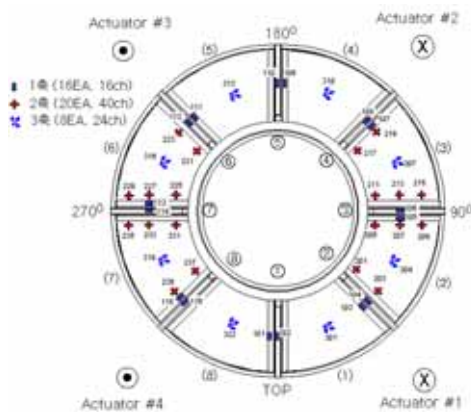


그림 4. 변형률 게이지 위치 및 번호

한편 변위 측정을 위한 변위 게이지의 측정점은 그림 5와 같다. 총 10 개의 변위 게이지를 사용하였다.

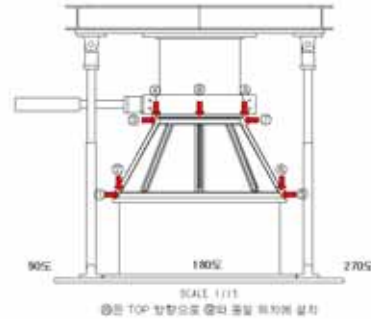


그림 5. 변위 측정점 (변위 게이지 위치)

3. 시험 결과

3.1 순수 압축 시험

액추에이터 #1~4를 이용하여 동일 하중으로 시험편에 압축력을 부가하였다. 이 때 측면에 설치한 액추에이터 #5와 스트립 밴드는 연결하지 않았다. 하중의 부가는 표 3과 같이 단계적으로 부가하였다.

표 3. 순수 압축 시험 부가 조건

%	압축합력(kN)	비 고
10	10.00	
20	20.00	
30	30.00	
40	40.00	
50	50.00	
60	60.00	
70	70.00	
80	80.00	
90	90.00	
100	100.00	최대하중

이때의 하중은 상부 치구의 자중은 고려하지

않은 값이며 실제 시험에서는 초기에 액추에이터를 밀어서 각각의 액추에이터가 2.62 kN의 하중을 지지할 수 있도록 하여 상부 치구에 의한 자중을 보정하였다. 즉, 시편에 하중을 부가하지 않는 경우에도 각각의 액추에이터는 -2.62 kN의 힘으로 상부 치구를 떠받치고 있는 셈이 된다.

시험은 예비시험으로서 최대하중의 40%에 해당하는 값까지 하중을 부가한 후 다시 역방향으로 하중을 감소시켜 수행하고, 본 시험으로서 최대 하중의 100%까지 압축 하중을 부가하는 시험과 하중 프로파일의 역방향으로 최대 하중의 100%까지 압축 하중을 부가하는 시험을 수행하였다.

먼저 스트링거 중앙부 및 스트링거 플랜지부에 설치한 1축 변형률계의 변형률 값은 다음 그림과 같다.

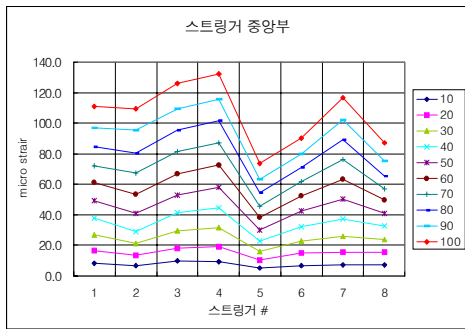


그림 6. 스트링거 중앙부의 변형률

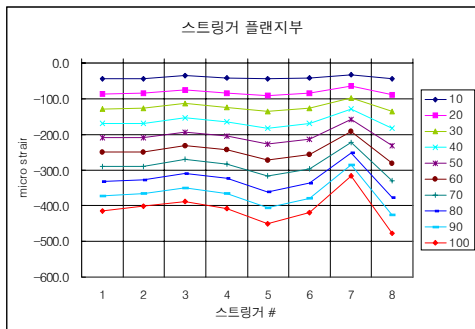


그림 7. 스트링거 플랜지부의 변형률

스트링거 번호는 그림 4에서 원문자로 나타내었다. 설계 하중까지 압축하중이 가해지는 경우에도 스트링거 중앙부의 최대 변형률은 +140 $\mu\epsilon$, 스트링거 플랜지부의 최대 변형률은 -500 $\mu\epsilon$ 으로 설계 압축하중에 대해 충분한 안전 여유를 가지고 있음을 알 수 있다.

한편 스킨과 스트링거의 경계부에 설치한 2축 변형률 게이지의 측정 결과를 살펴보면 다음 그림에 나타낸 바와 같이 전방 프레임 부에서 가장 큰 변형률을 나타내었다. 가는 실선의 원으로 표시된 부분은 축방향 및 원주 방향의 변형률 모두가 최대로 나타난 지점이며, 점선의 원으로 표시된 부분은 축방향 변형률이 최대인 지점이며, 굵은 실선의 원으로 표시된 부분은 원주 방향 변형률이 최대인 지점이다. 순수 압축 하중 부가시에 전방 프레임부에서 가장 큰 변형률이 나타나는 이유는 후방 프레임부에 비해 직경이 좁기 때문이다. 축방향 변형률은 최대 -700 $\mu\epsilon$ 정도 이며, 원주 방향 변형률은 최대 350 $\mu\epsilon$ 으로 측정되었다.

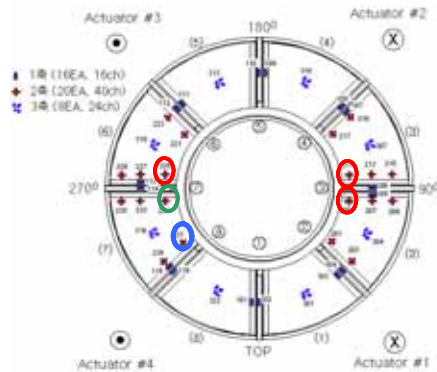


그림 8. 2축 변형률 게이지의 최대 변형률 발생 위치

스킨 중앙부에 설치한 3축 변형률 게이지의 변형률 측정 결과는 그림 9와 같다. 최대 축방향으로 -700 $\mu\epsilon$ 이 측정되었으며, 스킨별 변형률도 100 $\mu\epsilon$ 내에서 고른 분포를 보인다. 순수 압축 시험 결과 설계 하중에서 안전한 것으로 판단되며, 시험 도중 국부 좌굴등의 현상은 발생하지 않았다.

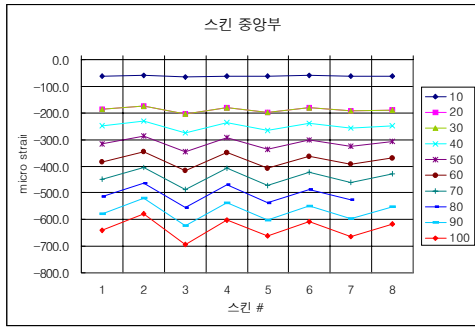


그림 9. 스킨 번호에 따른 축방향 변형률

3.2 순수 굽힘 시험

순수 굽힘 시험을 위해 다음 표와 같이 하중을 부가 하였다. 시험은 설계 하중의 40%까지 하중을 부가하는 예비 시험을 수행한 후 하중 프로파일의 순방향으로 설계 하중의 100%까지 하중을 부가하는 1차 시험과 하중 프로파일의 역방향으로 설계하중의 100%까지 하중을 부가하는 2차 시험을 수행하였다.

표 4. 순수 굽힘 시험 하중 부가

%	Actuator #1,2 (kN)	Actuator #3,4 (kN)	굽힘하중 (kNm)	등가압축 (kN)
10	0.56	-0.56	1.50	12
20	1.11	-1.11	3.00	24
30	1.67	-1.67	4.50	36
40	2.22	-2.22	6.00	48
50	2.78	-2.78	7.50	60
60	3.33	-3.33	9.00	72
70	3.89	-3.89	10.50	84
80	4.44	-4.44	12.00	96
90	5.00	-5.00	13.50	108
100	5.56	-5.56	15.00	120

스트링거 중앙부 및 스트링거 플랜지부에 부착한 1축 변형률 게이지의 변형률 측정 결과는 다음과 같다. 압축 하중을 받는 쪽인 스트링거 2~4의 경우에는 중앙부에서는 인장력이, 플랜지부에서는 압축력이 작용하고 있음을 알 수 있으

며, 인장 하중을 받는 쪽인 스트링거 6~8의 경우에는 반대 현상이 발생하고 있음을 알 수 있다. 변형률의 최대값은 가장 하중을 많이 받는 스트링거 3, 7에서 나타나며, 그 값은 스트링거 중앙부의 경우 100 $\mu\epsilon$ 미만의 값을, 스트링거 플랜지부의 경우 300 $\mu\epsilon$ 정도의 값을 가진다.

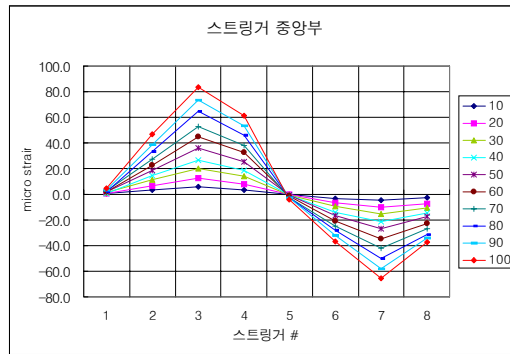


그림 10. 스트링거 중앙부의 변형률

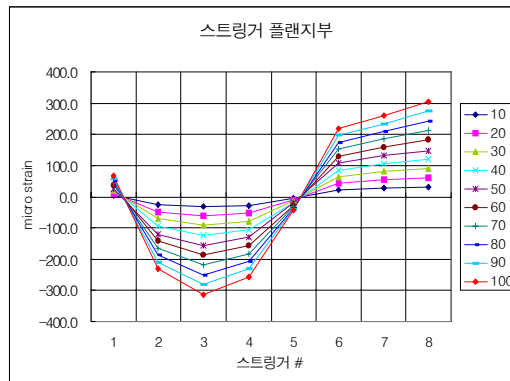


그림 11. 스트링거 플랜지부의 변형률

2축 변형률 게이지의 측정 결과를 살펴보면 다음과 같다. 가는 실선의 원으로 표시된 부분은 축방향 및 원주 방향의 변형률 모두가 최대로 나타난 지점이며, 점선의 원으로 표시된 부분은 축방향 변형률이 최대인 지점이며, 굵은 실선의 원으로 표시된 부분은 원주 방향 변형률이 최대인 지점이다. 압축 하중을 받는 Top-90도-180도 지점의 2축 변형률 게이지 중 최대 축방향 변형률

이 발생하는 곳은 205번의 위치이며 이때의 최대 변형률은 $-700 \mu\epsilon$ 의 값을 가진다. 최대 원주 방향의 변형률이 발생하는 위치는 218번의 위치이며, 이때의 최대 변형률은 $350 \mu\epsilon$ 의 값을 가진다. 한편 인장 하중을 받는 180도-270도-Top 지점의 2축 변형률 게이지 중 최대 축방향 변형률이 발생하는 곳은 231번의 위치이며, 이때 최대 변형률은 약 $700 \mu\epsilon$ 의 값을 가진다. 최대 원주 방향의 변형률이 발생하는 곳의 위치는 238번 게이지 위치이며 이때는 약 $-330 \mu\epsilon$ 의 값을 가진다.

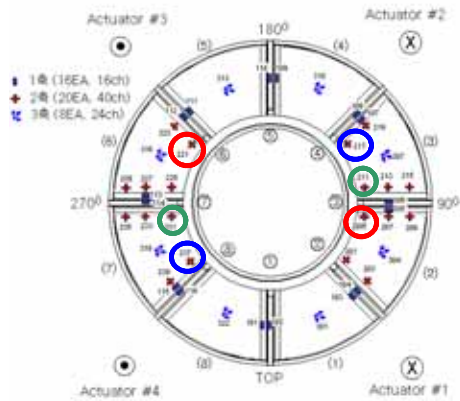


그림 12. 2축 게이지의 최대 변형률 발생 위치

스킨의 중앙부에 부착된 3축 변형률계의 측정 결과 중 스킨 번호에 따른 축방향의 변형률은 다음과 같다.

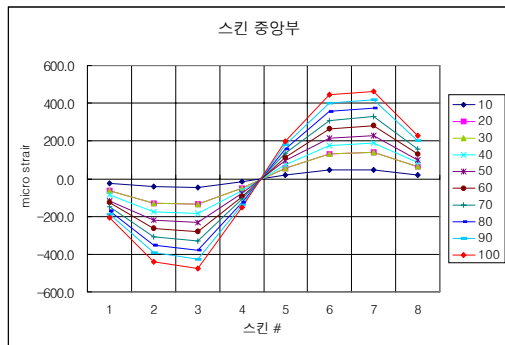


그림 13. 스킨에 따른 축방향 변형률

최대 변형률은 압축 부위의 경우는 3번 스킨에서, 인장부의 경우에는 7번 스킨에서 나타나며, 이들 스킨은 서로 180도 마주보고 있다. 변형률 결과를 살펴보면 축방향 변형률이 가장 크게 나타나며, 재료가 인장되는 쪽은 최대 $450 \mu\epsilon$ 의 값을 가지며, 재료가 압축되는 쪽은 최대 $-480 \mu\epsilon$ 의 값을 가진다. 즉, 설계 굽힘 하중하에서는 스킨에서의 국부 좌굴은 발생하지 않음을 알 수 있다.

3.3 순수 전단 시험

순수 전단 하중을 시편에 가하기 위해 다음 표와 같이 하중을 부가하였다. 이 때 상부 치구의 자중을 보정하기 위해서 액추에이터 1~4에는 -2.62 kN 의 힘으로 상부 치구를 들어올린 상태에서, 수평 방향으로 설치된 액추에이터 5를 이용하여 하중을 부가하였다.

표 5. 순수 전단 시험시의 하중 부가

%	Actuator #5 (kN)	비 고
10	2.00	
20	4.00	
30	6.00	
40	8.00	
50	10.00	
60	12.00	
70	14.00	
80	16.00	
90	18.00	
100	20.00	최대하중

스트링거 중앙부 및 플랜지부에 설치한 1축 변형률 게이지의 측정 결과는 다음과 같다. 굽힘 하중을 가한 경우처럼 시편이 압축을 받는 부분의 스트링거 중앙부는 인장이, 플랜지부는 압축 변형이 발생하고 있음을 알 수 있으며, 설계 하중에서의 변형률의 크기는 굽힘 하중을 가했을 경우보다 작게 나타나고 있음을 알 수 있다.

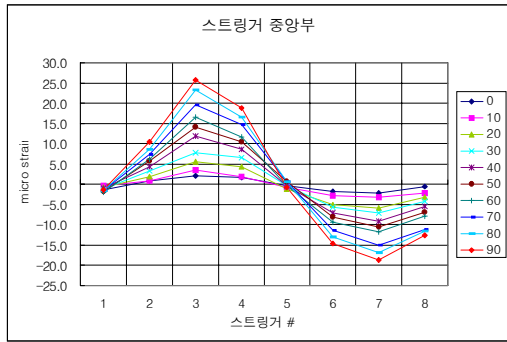


그림 14. 스트링거 중앙부의 변형률

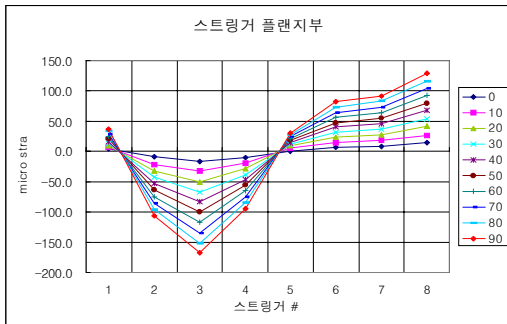


그림 15. 스트링거 플랜지부의 변형률

한편 스킨-스트링거 경계부에 설치한 2축 게이지에서의 변형률 최대치는 다음 그림과 같다. 가는 실선의 원으로 표시된 부분은 축방향 및 원주 방향의 변형률 모두가 최대로 나타난 지점이며, 점선의 원으로 표시된 부분은 축방향 변형률이 최대인 지점이며, 굵은 실선의 원으로 표시된 부분은 원주 방향 변형률이 최대인 지점이다. 순수 압축, 순수 굽힘의 결과와는 달리 시편이 인장을 받는 부분은 후방 프레임쪽의 변형률이 크게 나타났으며, 시편이 압축을 받는 부분은 전방 프레임쪽에 가까운 곳의 변형률이 크게 나타났음을 알 수 있다. 또한 원주 방향의 변형률은 시편의 가운데 부분에서 가장 크게 나타나고 있다. 한편 최대 변형률 값을 시편이 압축을 받는 Top-90도

-180도 부분의 경우 축 방향으로 약 $-280 \mu\epsilon$, 원주 방향으로 $140 \mu\epsilon$ 이 발생하였으며, 시편이 인장을 받는 180도-270도-Top 부분의 경우 축 방향으로 $180 \mu\epsilon$ 이, 원주 방향으로 $-85 \mu\epsilon$ 이 발생하였다.

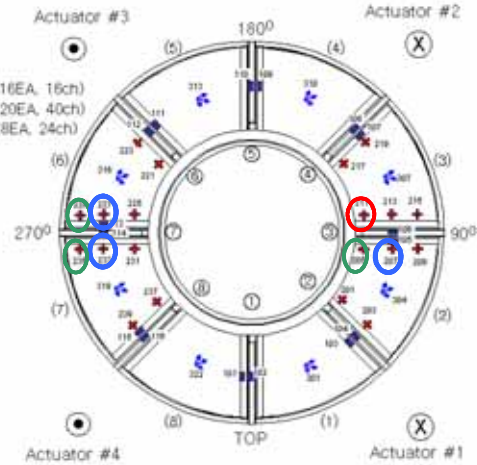


그림 16. 2축 게이지의 최대 변형률 발생 지점

스킨 중앙부에 설치한 3축 게이지의 측정 결과는 다음과 같다. 축방향 변형률이 가장 크게 나타났으며, 최대값은 $-250 \mu\epsilon$ 의 값이 발생하였다.

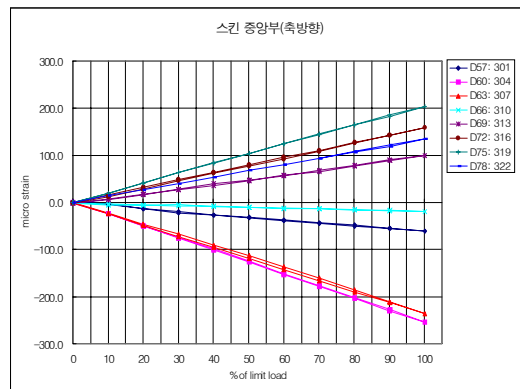


그림 17. 스킨 중앙부의 축방향 변형률

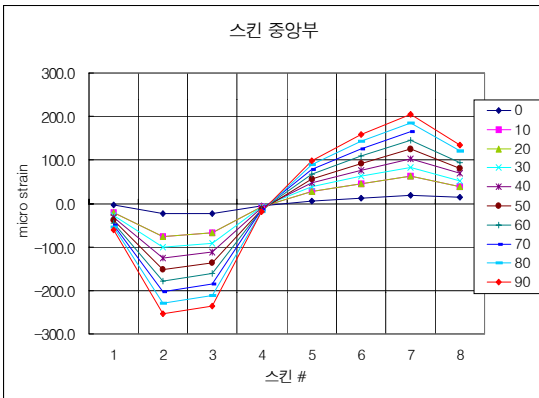


그림 18. 스킨 번호에 따른 스킨 중앙부의 변형률

설계 전단하중에 대하여 스킨부는 소성 변형 없이 탄성 영역에 있는 것으로 판단되며, 변형률 측정 결과를 종합하였을 때 설계 전단 하중에 대하여 안전한 것으로 판단된다. 한편 후방 프레임 쪽의 최대 변위는 0.21mm, 전방 프레임쪽의 최대 변위는 0.58 mm로 측정되었다.

3.4 조합 하중 시험

다음 표에 나타난 것과 같이 액추에이터 5개를 모두 사용하여 시험을 수행하였다. 액추에이터 #1,2와 액추에이터 #3,4가 각각 표 7의 압축력을 발생시키도록 당기며, 액추에이터 #5도 당겨서 전단력을 시편에 가하였다. 참고로 굽힘력은 액추에이터 #1,2 와 #3,4의 압축력의 차이를 이용하여 발생시킨다.

시험은 예비시험으로서 최대하중의 40%에 해당하는 값까지 하중을 부가한 후 다시 역방향으로 하중을 감소시켜 수행하고, 본 시험으로서 최대 하중의 100%까지 조합 하중을 부가하는 시험과 하중 프로파일의 역방향으로 최대 하중의 100%까지 조합 하중을 부가하는 시험을 수행하였다.

표 6. 조합 하중하에서의 하중 부가

%	Actuator #1,2 (kN)	Actuator #3,4 (kN)	Actuator #5 (kN)	총 압축력 (kN)	총 굽힘력 (kNm)	비고
10	2.40	1.55	1.38	7.90	1.14	
20	4.79	3.11	2.76	15.80	2.28	
30	7.19	4.66	4.14	23.70	3.42	
40	9.59	6.21	5.52	31.60	4.56	
50	11.99	7.76	6.90	39.50	5.70	
60	14.38	9.32	8.28	47.40	6.84	
70	16.78	10.87	9.66	55.30	7.98	
80	19.18	12.42	11.04	63.20	9.12	
90	21.57	13.98	12.42	71.10	10.26	
100	23.97	15.53	13.80	79.00	11.40	Limit

먼저 스트링거 중앙부 및 스트링거 플랜지부에 설치한 1축 변형률계의 변형률 값은 다음 그림과 같다. 조합하중의 영향으로 주로 Top-90도 -180도 부분에 큰 변형률이 발생하였음을 알 수 있다. 설계 하중에서 스트링거 중앙부의 최대 변형률은 +210 $\mu\epsilon$, 스트링거 플랜지부의 최대 변형률은 -624 $\mu\epsilon$ 으로 설계 하중에 대해 안전함을 확인할 수 있었다.

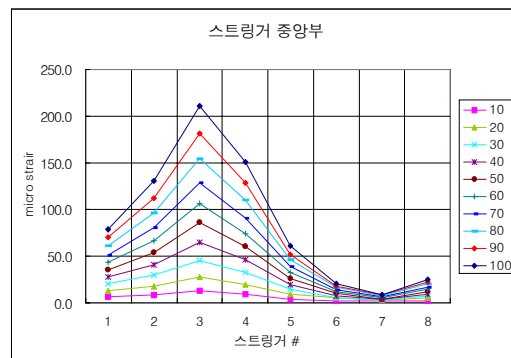


그림 19. 스트링거 중앙부의 변형률

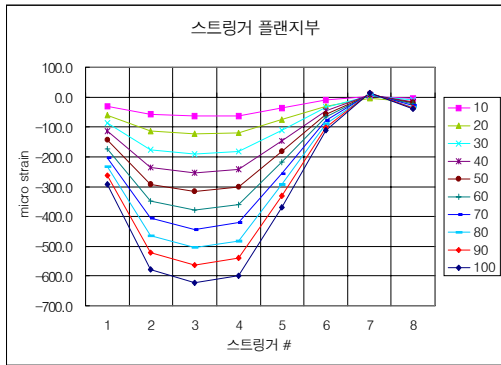


그림 20. 스트링거 플랜지부의 변형률

스킨-스트링거 경계부에 설치한 2축 변형률 게이지의 최대 변형률 발생 지점은 다음과 같다. 축방향 및 원주 방향 모두 전방 프레임 근처의 변형률 게이지에서 발생하였으며, 180도-270도-Top부분의 변형률 값은 100 $\mu\epsilon$ 이하이므로 고려 대상에서 제외하였다.

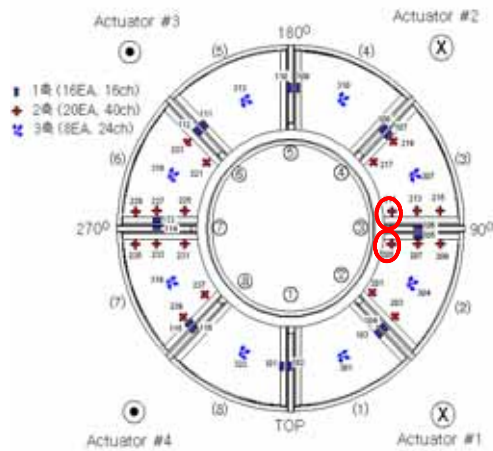


그림 21. 2축 게이지의 최대 변형률 발생 위치

위 그림의 최대 변형률 발생 위치에서의 변형률 값은 다음과 같다. 축방향으로 최대 -1254 $\mu\epsilon$, 원주 방향으로 최대 670 $\mu\epsilon$ 의 값이 측정되었다.

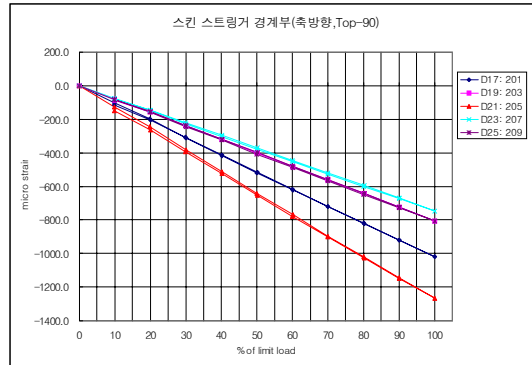


그림 22. 축방향 최대 변형률 발생위치의 변형률

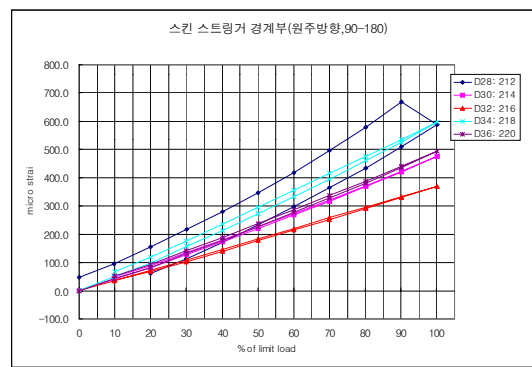


그림 23. 원주방향 최대 변형률 발생위치의 변형률

스킨 중앙부에 설치한 3축 게이지의 경우에도 축방향으로 가장 큰 변형률이 발생하였으며, 3번 스킨에서 최대 982 $\mu\epsilon$ 의 값이 측정되었다.

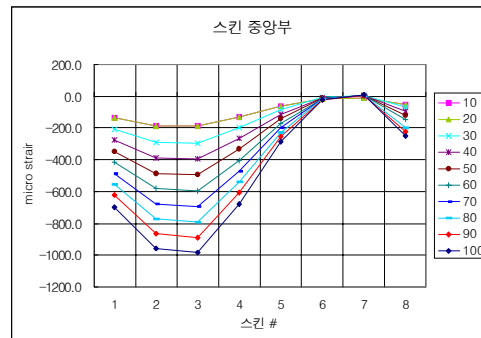


그림 24. 스킨 번호에 따른 축방향 변형률

시험 결과 설계 하중까지의 조합하중 시험에서 국부 좌굴 등의 현상은 발생하지 않았으며, 구조물의 설계 하중에 대한 안전성을 검증할 수 있었다. 한편 변위 측정 결과 전방 프레임부의 최대 변위는 0.4mm로 측정되었다.

3.5 파괴 시험

파괴 시험은 다음 표와 같이 압축 하중을 시험에 부가하여 수행하였다.

표 7. 파손 시험에서의 하중 부가

limit하중에 대한 %	압축합력 (kN)	굽힘력 (kNm)	등가압축 (kN)	비고
10	17.00	0.00	17.00	
20	34.00	0.00	34.00	
30	51.00	0.00	51.00	
40	68.00	0.00	68.00	
50	85.00	0.00	85.00	
60	102.00	0.00	102.00	
70	119.00	0.00	119.00	
80	136.00	0.00	136.00	
90	153.00	0.00	153.00	
100	170.00	0.00	170.00	limit
110	187.00	0.00	187.00	
120	204.00	0.00	204.00	
130	221.00	0.00	221.00	
140	238.00	0.00	238.00	
150	255.00	0.00	255.00	

시험은 설계 하중의 100%까지 부가하였다가 하중을 제거하는 1차 시험 후 파손까지 하중을 부가하는 2차 시험을 수행하였다. 하중의 100%까지 부가하는 1차 시험에서는 하중의 98%에서 can sound가 처음 발생하였고, 하중을 제거하는 과정에서는 60%, 54%, 50%에서 다시 can sound가 발생하였다.

1차 시험의 경우 스트링거 중앙부 및 플랜지부의 1축 변형률 게이지의 측정 결과는 다음과 같다. 스킨의 국부 좌굴이 발생하는 순간 스트링거의 변형률도 급격히 증가함을 볼 수 있으며, 하중을 제거하는 경우 다시 선형 영역으로 돌아가는 것을 알 수 있다.

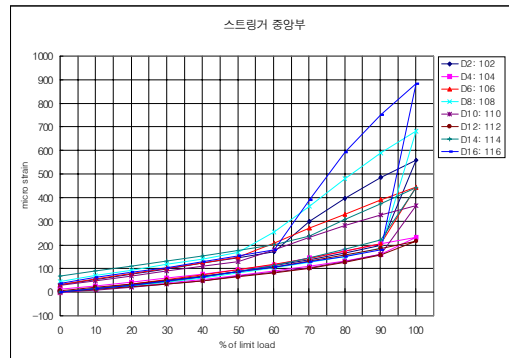


그림 25. 스트링거 중앙부의 변형률

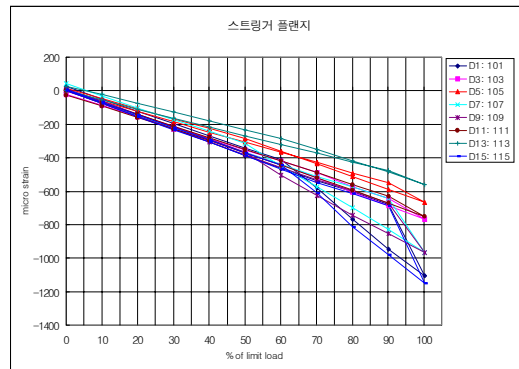


그림 26. 스트링거 플랜지부의 변형률

한편, 스트링거와 스킨의 경계부에서는 239번 게이지에서 축방향으로 최대 -1580 $\mu\epsilon$ 의 값이 발생하며, 역시 동일 위치의 게이지에서 원주방향으로 최대 1006 $\mu\epsilon$ 이 발생하였다.

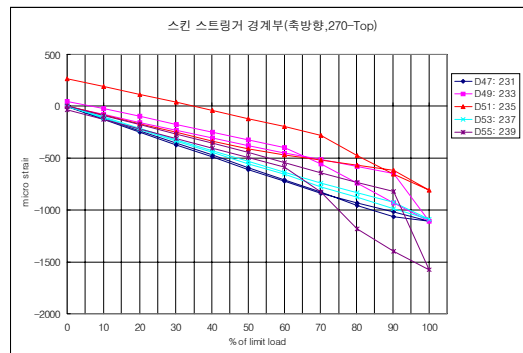


그림 27. 스킨 스트링거 경계부의 변형률

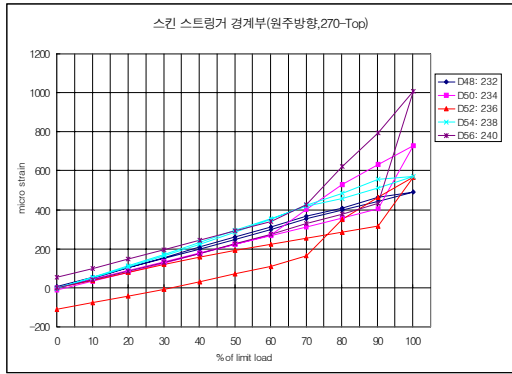


그림 28. 스킨 스트링거 경계부의 변형률

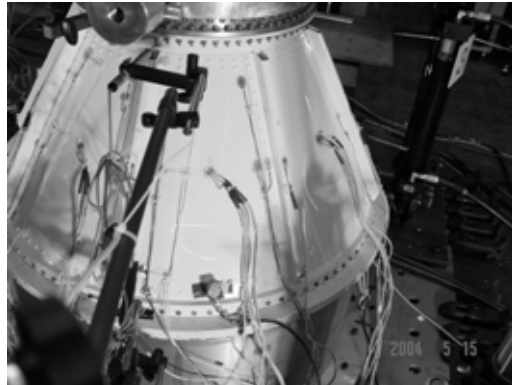


그림 30. 첫 번째 스킨 좌굴 발생

그리고, 스킨의 중앙부의 변형률 게이지의 측정 결과로부터 국부 좌굴이 발생한 스킨은 3, 4, 7, 8번 스킨임을 알 수 있었다.

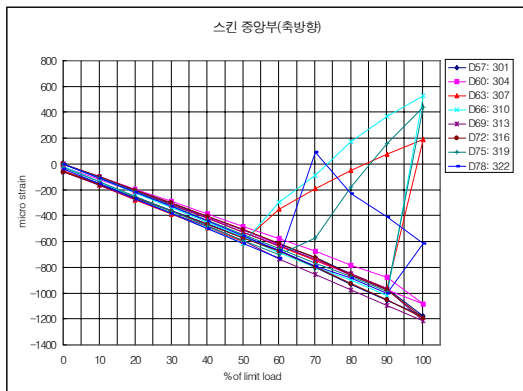


그림 29. 스킨 중앙부의 변형률

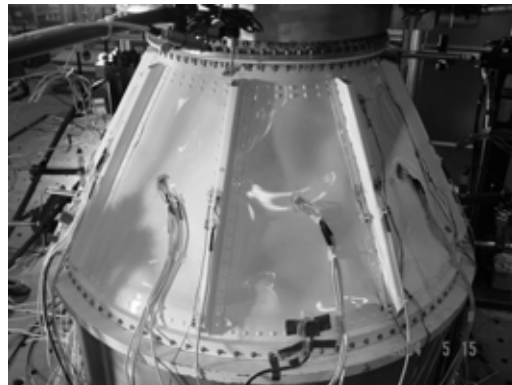


그림 31. 시편의 파손 후 모습

다음은 파괴 시험시 측정된 스트링거부에서의 변형률 값이다.

이후 2차 시험에서는 하중의 84%에서 처음으로 can sound가 발생하였는데, 하중 부가를 holding한 상태에서 확인한 결과, 3번 및 4번 스킨에서 국부 좌굴이 발생하였음을 알 수 있었다. 그 후 계속 하중을 부가한 결과 100.4 %, 106.9 %, 110 %, 111.7 %, 113 %, 115.5 %, 123.5 %, 129.2 %, 137.5 %에서 can sound가 발생하였고, 최종적으로 141.8 %에서 시편의 파손이 발생하였다.

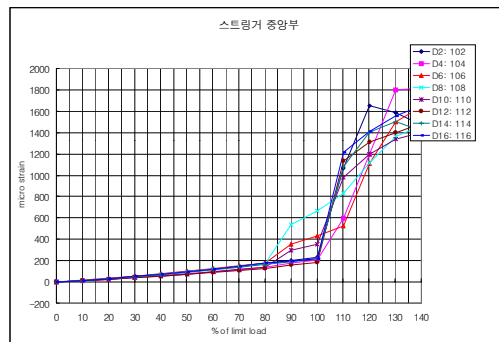


그림 32. 스트링거 중앙부의 변형률

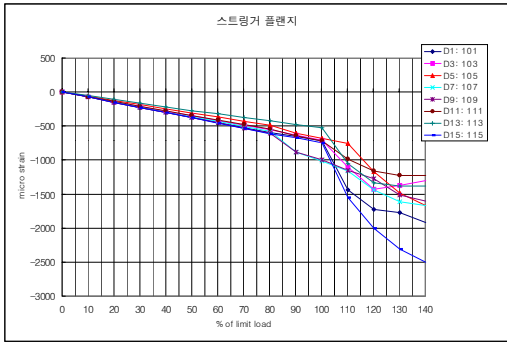


그림 33. 스트링거 플랜지부의 변형률

스트링거 중앙부의 경우 축방향의 최대 변형률은 104번 게이지의 1815 $\mu\epsilon$ 이며, 스트링거 플랜지부의 최대 변형률은 115번 게이지의 -2500 $\mu\epsilon$ 로 나타났다. 실제 시편 파손 후 스트링거 플랜지부의 소성 변형이 발생한 것으로 보아 스트링거 플랜지부는 최대 하중에서 측정치 이상의 변형이 발생한 것으로 판단된다.

스킨-스트링거 경계부는 두께의 변화로 인하여 응력 집중이 발생할 것으로 예상되며, 실제 다음 그림과 같이 파손 후 스트링거 플랜지 및 경계부의 소성 변형이 발생하였다.

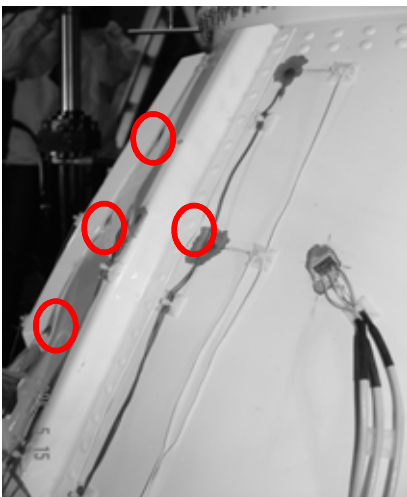


그림 34. 스킨-스트링거 접합부의 소성변형

스킨 스트링거 경계부의 축방향 최대 변형률 측정 위치는 다음 그림과 같으며, 270도 쪽의 235번 게이지에서 최대 -4000 $\mu\epsilon$ 의 변형률이 측정되었다.

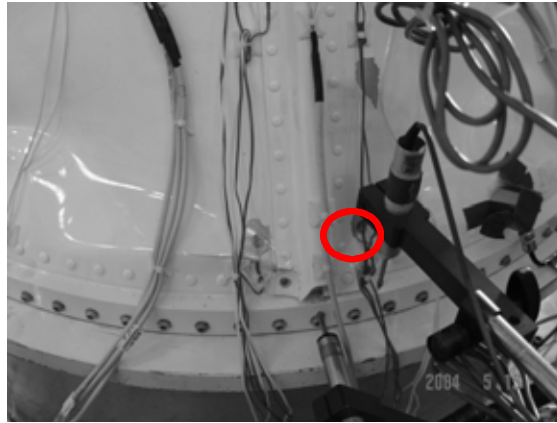


그림 35. 스킨-스트링거 경계부의 축방향 최대 변형률 발생 위치

스킨 중앙부의 변형률 측정 결과에서도 이와 같은 현상을 보이는데, 스킨의 경우에는 약 설계 하중의 80%에서부터 국부 좌굴이 발생하기 시작하는 것을 알 수 있다. 다음은 스킨 중앙부의 변형률 측정 결과이다. 변형률의 최대값은 축방향 313번 게이지의 -2565 $\mu\epsilon$ 로 측정되었다.

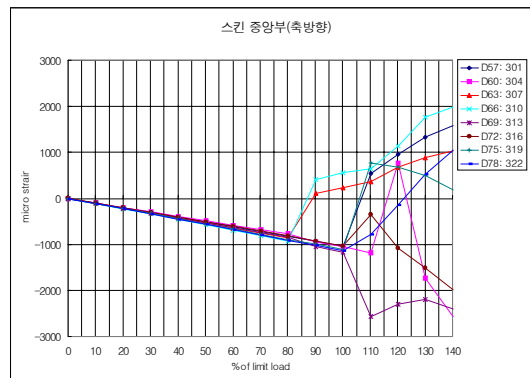


그림 36. 스킨 중앙부(축방향)의 변형률

하중-변위 선도를 살펴보면 설계 하중의 100%에서부터 좌굴이 발생하여 기울기가 달라졌음을 확인할 수 있다. 이는 MSC/Marc를 이용한 해석 결과에서도 확인 할 수 있는데, 해석 결과에서 변위 값은 차이가 보이지만 좌굴이 발생하는 지점은 약 161 kN 지점으로 설계 극한 하중(170 kN)의 95%에 해당하며, 비교적 정확한 좌굴 하중의 예측이 가능하다.

한 파손 하중에서의 변위, 변형률, 응력(von-Mises) 예측 결과는 다음 그림과 같다.

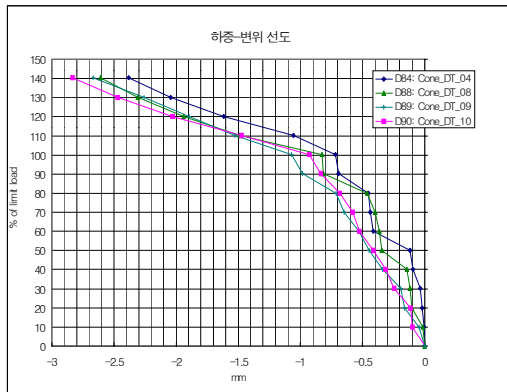


그림 37. 하중-변위 선도

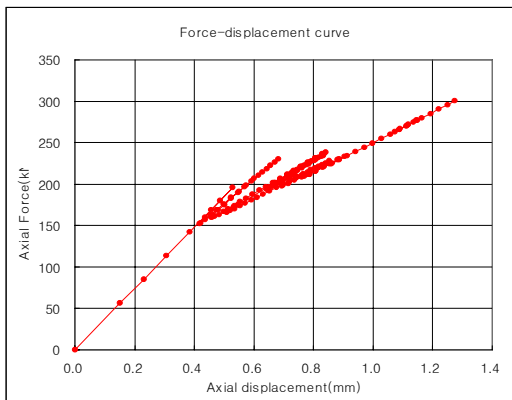


그림 38. MSC/Marc에 의한 해석 결과 (압축에 의한 변위를 +로 하였음)

그리고, 해석에 의한 파손 하중은 233.4 kN 으로 시험에서 얻은 241 kN과 3%의 오차로 예측이 가능하였다. 참고로 MSC/Marc의 해석에 의

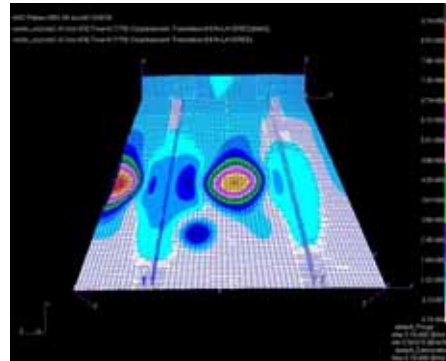


그림 39. 파손 하중에서의 변위

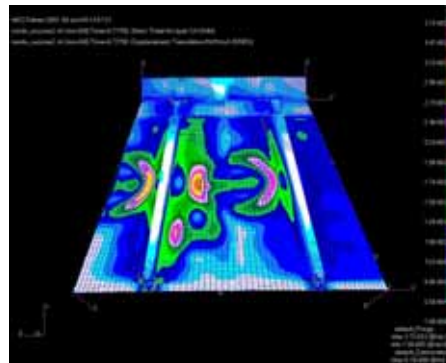


그림 40. 파손 하중에서의 total strain

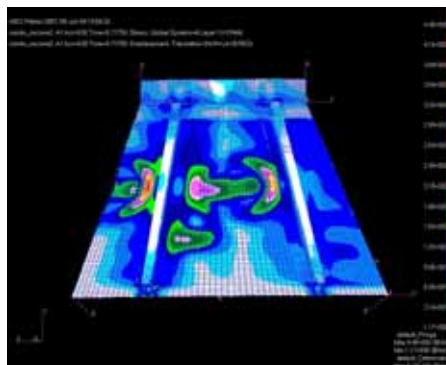


그림 41. 파손 하중에서의 von-Mises 응력

4. 결 론

금속재 스킨-스트링거 콘형 시체에 대한 구조 시험을 수행하고, 해석 결과와 비교하여 보았다. 해석 결과에 의해 비교적 정확하게 좌굴 하중 및 파손 하중이 예측됨을 알 수 있었고, 시험 결과에서도 예상 파손 하중하에서 시험체의 파손이 발생하였다. 파손 시험 결과로부터 스트링거를 8개 사용한 본 콘형 시체의 경우에는 모노코크 콘형 구조의 제작성을 위해 스트링거를 최소한으로 사용하여, 스킨의 좌굴 후 바로 전체 좌굴이 발생하는 경향을 보임을 알 수 있었다. 즉, 일반적인 세미 모노코크 구조의 특징인 스킨 좌굴 후 전체 좌굴까지 상당한 하중의 여유가 있는 것에 비해, 본 시체의 경우는 좀 더 모노코크 구조에 가까운 정적 거동을 보임을 알 수 있었다.

한편 시험 후 제작 및 설계상의 수정할 부분을 발견할 수 있었다. 파손 하중에서 후방 프레임과 콘형 구조의 리벳 체결이 파손되었음을 볼 수 있었는데, 이는 스트링거 플랜지를 좀 더 넓혀서 리벳 체결부의 넓이를 증가시키거나, 리벳 사양의 변화를 통해 해결할 수 있을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. 박순홍, 정호경, 장영순, 이영무, 조광래, “우주 발사체 위성 어댑터 구조 개발”, 제 6회 우주 발사체 기술 심포지움 논문집, 2005, pp.410- 417.
2. 박순홍, 금속재 세미 모노코크 콘형 구조체의 정적 구조 시험, 한국항공우주연구원 기술자료, 2004, KARI-SMG-TM-2004-010.