

복합재료 샌드위치 원뿔대 구조물 정적시험

박재성*·장영순*·이영무**

Static Load Test of Composite Sandwich Truncated Cone Structure

Jae-sung Park, Young-soon Jang and Yeong-moo Yi

Abstract

2단 또는 3단형으로 설계되고 있는 KSLV-I 발사체의 단연결부는 직경의 변화에 따라 원뿔대(Truncated cone) 구조물이 필요하다. 원뿔대형 구조물이 발사체의 외피일 경우에는 일반적인 실린더형 동체와는 다르게 공력에 의한 버페팅(buffeting)과 공력가열 등이 추가적인 설계인자로 고려되어야 한다. 복합재료 샌드위치 구조물은 외피의 굽힘 강성이 크고, 일체성형으로 실린더형 혹은 원뿔대형 구조물을 쉽게 제작할 수 있어 단연결부에 적용되고 있다. 또한 위성어댑터(Payload Adapter)등에도 사용되어 우주발사체에는 매우 일반적인 구조물이다. 복합재료 샌드위치 구조물의 제작과 정적시험을 통하여 구조 특성을 알아보았다. 일체형 샌드위치 구조물의 효율을 높이기 위해서는 프레임과의 체결부를 효율적으로 설계해야하며 하중의 종류에 따라서 면재의 적층각도도 중요함을 알 수 있었다.

Key Words: Truncated cone(원뿔대), Interstage(단연결부), Composite sandwich(복합재료 샌드위치)

1. 서 론

KSLV-I 초기에 검토되었던 1-2단 연결부는 직경이 2.4m에서 1.8m로 줄어드는 원뿔대(truncated cone)형태의 구조물이었다. 스킨은 공력 외란이 크고, 굽힘 및 전단 하중이 크게 부가되어 충분한 굽힘 및 전단 강성, 강도가 요구되었다. 스킨-스트링거 구조물의 경우는 보강재 간격을 좁게 설계하여 공력하중에 의한 국부적인 스킨의 변형을 방지할 수 있다. 복합재료 샌드위치 구조물로 제작할 경우 모노코크 구조물이지만 스킨의 굽힘 강성, 강도가 높고, 일체형으로 제작할 수 있기 때문에 제작이 용이하고 비용이 절감될 것으로 판단되었다. 그에 따라 축소형 샌드위치 콘형 구조물을 제작하고 구조시험을 수행하여 그 특성을 분석하였다.

* 한국항공우주연구원 구조그룹

** 한국항공우주연구원 우주발사체 기술실

2. 시편 설계 및 제작

2.1 시편 설계

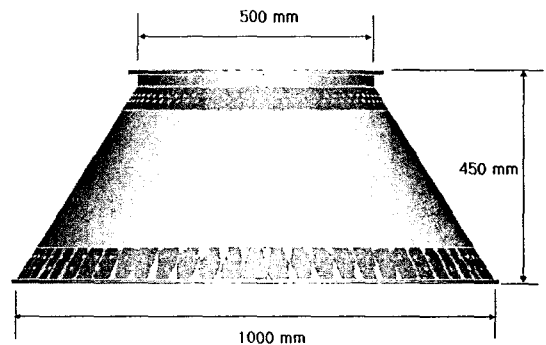


그림 1 축소형 1-2단 연결부 형상

복합재료 샌드위치 원뿔대는 그림 1과 같은 형상으로 설계되었다. 설계하중은 등가압축 기준으로 1000 kN을 목표로 설계되었으며 면재와 심재 두께는 각각 1.2mm, 15 mm이다. 면재는 한국화이바의 HPW193/RS3232로 고온용 직조(fabric) 복합재료 프리프레그(prepreg)를 사용하였다. 심재는

HEXCEL사의 HRP 3/16 - 4.0로 유리섬유/페놀릭 (fiberglass/phenolic) 허니콤이다. 유한요소 해석을 통해 1050 kN 근방에서 파손이 발생하고, 샌드위치 외피의 국부적인 좌굴 파손 모드가 나타나도록 면재 및 심재의 두께를 결정하였다.

2.2 시편 제작

원뿔대 구조물의 상, 하부 프레임은 (주)두원중공업에서 제작하였다. 그림 2에 원뿔대 구조물의 제작 방법을 나타내었다. 복합재료 외피는 하부 프레임과 일체성형으로 제작되며 기계적인 체결을 추가하였다. 상부프레임은 이차 접착을 통해서 복합재료 외피와 체결되고, 상부와 마찬가지로 기계적인 체결을 추가적으로 실시하였다.

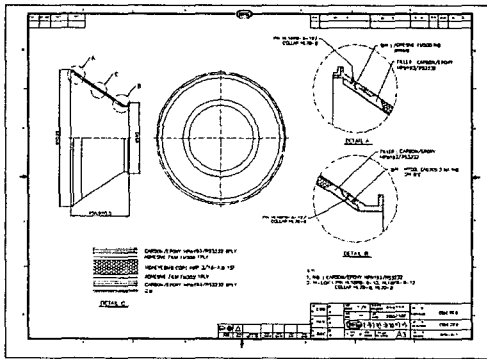


그림 2 복합재료 원뿔대 구조물 제작 방법

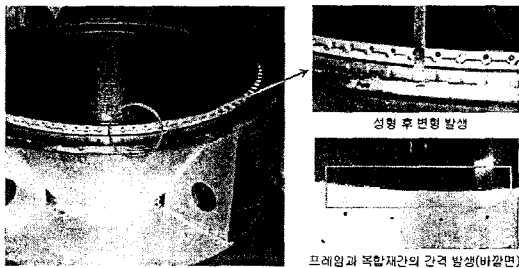


그림 3 복합재료 부분 일체성형

그림 3은 하부 프레임과 복합재료 부분의 일체성형 후 변형형상이다. 성형치구와의 열팽창 계수 차이에 의해서 탈형 후에 틈이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 성형 후에 구조물의 높이가 약간 증가하며 그에 따라 구조물 앞면의 프레임과 복합재료간의 틈이 발생하였다. 이 부분은 제작 후 레진(resin)을 채워 마감처리 하였다.

그림 4는 상부 프레임과 복합재료 부분의 이차 본딩 모습으로 조립치구를 적용하여 프레임의 위

치를 고정하였다. 접착제의 성형 후에 기계적인 체결을 추가로 실시하였다.

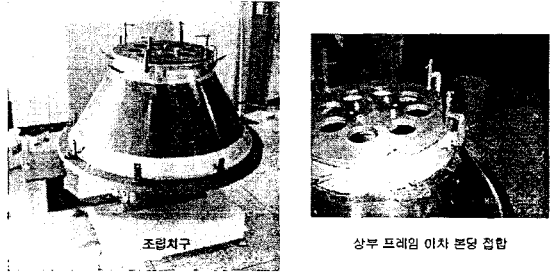


그림 4 상부 프레임 이차 접착

3. 정적하중 시험

3.1 시험하중

표 1과 같이 예비시험->순수굽힘->순수압축->순수전단->복합하중->파손 순으로 시험을 진행하였다. 기본적으로 같은 시험을 두 번 수행하여 변형률의 잔류여부와 선형성을 확인하였다. 15번 시험(복합하중) 중에 전단 치구의 변형에 의해서 시험이 중단되었고, 16번 최종 파손 시험에서는 전단 하중을 제외하여 시험하였다.

표 1 샌드위치 콘형 시편 시험순서 및 하중

샌드위치 콘 구조물 시험 하중				
순서	하중 종류	하중값	비고	타기압축 환산
1	예비시험(압축)	100 kN	-	100 kN
2		100 kN	-	100 kN
3	예비시험(굽힘)	15 kN · m	-	120 kN
4		15 kN · m	-	120 kN
5		15 kN · m	-	120 kN
6	순수 굽힘	30 kN · m	최고 균형하중 actuator 1기 : 11.1(kN)	240 kN
7		50 kN · m	최고 균형하중 actuator 1기 : 18.5(kN)	400 kN
8	순수 압축	225 kN	최고 속하중 actuator 1기 : 56.25(kN)	225 kN
9		225 kN	최고 속하중 actuator 1기 : 56.25(kN)	225 kN
10		450 kN	최고 속하중 actuator 1기 : 112.5(kN)	450 kN
11		450 kN	최고 속하중 actuator 1기 : 112.5(kN)	450 kN
12	순수 전단	50 kN	최고 전단하중	-
13		50 kN	최고 전단하중	-
14	복합하중(압축, 굽힘, 전단)	압축 : 320 kN actuator 1기 : 120 (kN)		480 (kN)
	2:1 · 압축:굽힘 (타기압축기준)	굽힘 : 20 kN · m actuator 1기 : 27.4 (kN)		
15	복합하중(압축, 굽힘, 전단)	압축 : 480 kN actuator 1기 : 200 (kN)		720 (kN)
	2:1 · 압축:굽힘 (타기압축기준)	굽힘 : 30 kN · m actuator 1기 : ± 11.1 (kN)		
16	복합하중(최종파손)	압축 : 800 kN actuator 1기 : 200 (kN)		1200 (kN)
	2:1 · 압축:굽힘 (타기압축기준)	굽힘 : 50 kN · m actuator 1기 : ± 18.5 (kN)		

3.2 시험장치 및 센서부착

그림 5는 시험을 위해 시편이 치구와 구동기에 연결되어 있는 모습이다. 전단을 위한 구동기 5번은 실제 시험에서는 반대쪽에 부착되어 시험이 수행되었다. 순수압축 시험은 1-4번 구동기에 동일한 압축하중을 부가하여 수행하고, 순수굽힘

은 1, 2번 구동기에 압축, 3, 4번 구동기에는 인장하중을 부가하여 수행한다. 모든 구동기에서의 하중합은 0이 되도록 하여 축방향 압축없이 굽힘만을 부가하였다. 순수전단은 구동기 5번에 압축하중을 부가하여 수행하였다. 그림 6은 원뿔대 구조물을 위에서 내려다본 그림으로 부착된 센서의 위치가 개략적으로 표시되어 있다.

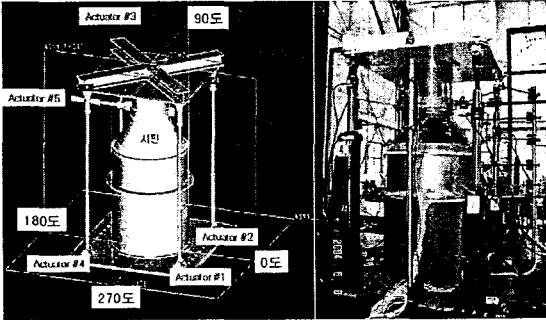


그림 5 시험장치 구성

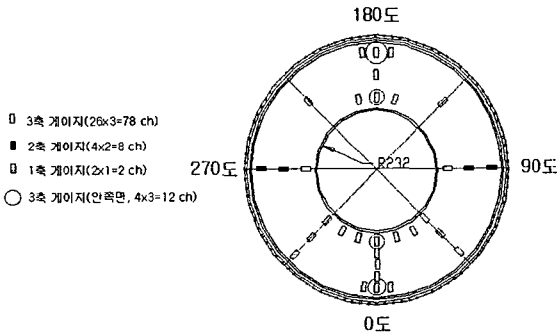


그림 6 변형률 센서 부착위치

4. 시험결과

4.1 예비시험

표 1과 같이 100 kN의 순수 압축 하중을 부가하였으며, 1~4번 구동기에 부가되는 압축 하중은 25 kN 씩으로 배분되었다.

그림 7은 상부 프레임 근처 복합재료에 부착된 변형률 게이지로부터 측정된 값을 하중에 따라 표시한 그림이다. 이론적으로 게이지가 프레임으로부터 동일한 거리만큼 떨어진 위치에 부착되었다면 모두 같은 값을 나타내야 하지만 오차가 있는 것을 확인할 수 있다. 오차의 이유는 그림 8과 같이 프레임 부근은 위치에 따라서 복합재료만 적층된 필러(filler) 부분일 수도 있고, 샌드위치 구조물이 시작되는 위치일 수도 있기 때문에

차이가 발생한다. 따라서 변형률이 작게 나타나는 게이지는 일부가 필러 부분에 가깝게 부착되어 있는 경우로 판단할 수 있다.

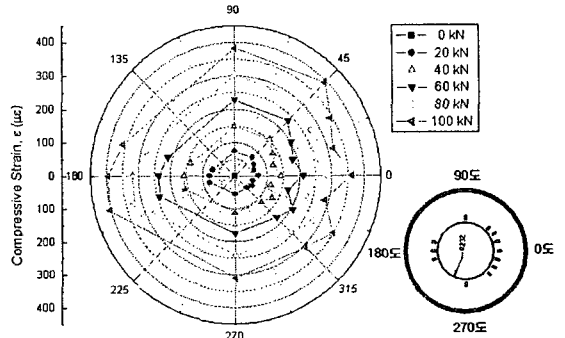


그림 7 압축 변형률(상부 프레임 부근)

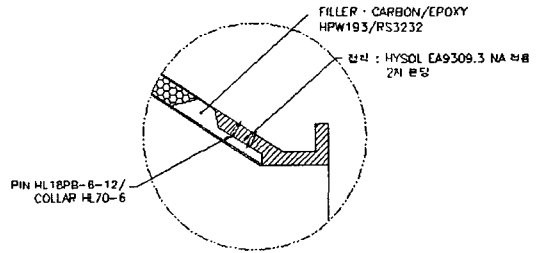


그림 8 상부프레임-복합재료간 체결부

그림 9에 원뿔대 복합재료 외피 중심에서의 하중에 따른 변형률 분포를 나타내었다. 절대값에서는 약간의 차이가 있지만 상부 프레임 근처와 비교하면 고른 분포의 변형률을 얻을 수 있었다.

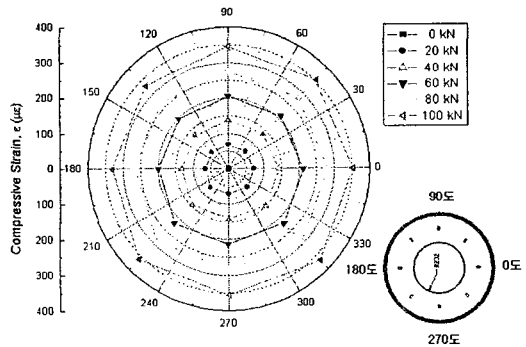


그림 9 압축하중에 따른 변형률 분포

그림 10은 굽힘 하중에 따른 변형률 분포로 0

도를 중심으로 압축 변형이 발생하고, 180도 부근은 인장변형이 발생하는 것을 확인할 수 있다. 그림 11은 굽힘에 따른 전단 변형을 분포로 90, 270도 부근에서 최대 변형률이 나타난다. 전체 변형률 중에서는 전단 변형률이 가장 큰 값을 가지므로 굽힘하중에 대해서는 인장-압축이 변하는 90, 270도 부분의 전단 변형률을 확인하고, 적층에서 각도층 수를 추가하여 0, 180도의 인장, 압축 파손과 비슷한 수준에서 파손이 발생하도록 조절해야 한다.

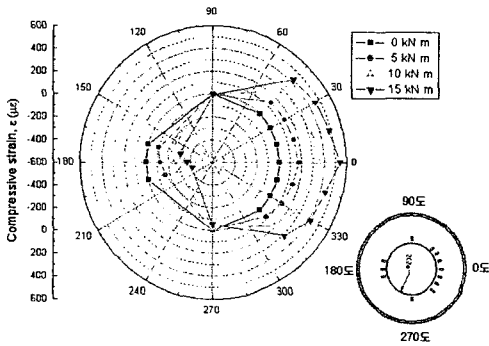


그림 10 굽힘 하중에 따른 변형률 분포

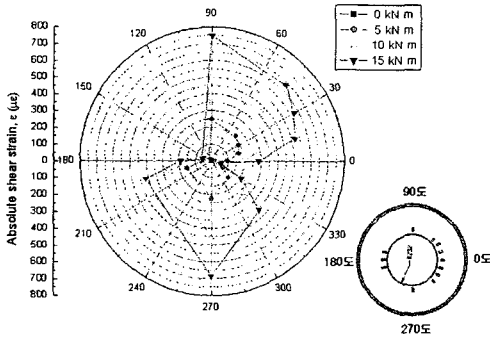


그림 11 굽힘 하중에 따른 전단 변형률 분포

4.2 파손 시험

그림 12는 최종 파손시험시 측정된 변형률 분포로 0도 부근의 압축 변형이 크게 나타난다. 최종 파손시점은 1020 kN에서 1080 kN으로 증가시키는 과정에서 발생하였다. 파손 위치는 상부 프레임 근방이지만 변형률 값은 파손 변형률 수준은 되지 않는다. 그림 13은 하부 프레임 근방의 변형률 값으로 전방프레임보다 크게 나타남을 확인할 수 있다. 결국 최종 파손이 복합재료 압축보다는 상부 프레임 근방에서 압축에 의한 국부적

인 좌굴이 원인으로 보인다.

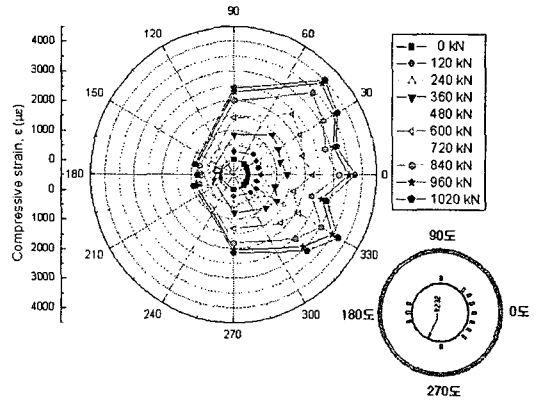


그림 12 최종 파손시험시 변형률 분포 I

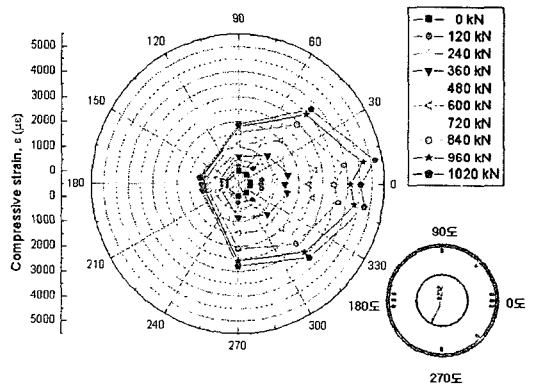


그림 13 최종 파손시험시 변형률 분포 II

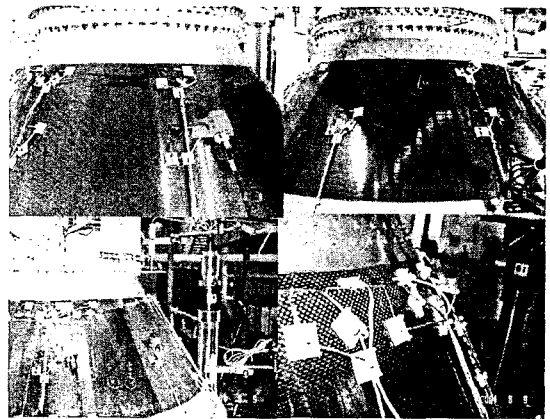


그림 14 최종 파손 형상

4. 결론

복합재료 원뿔대 구조물에 대한 정적 구조시험

결과를 정리하면 다음과 같다.

◎ 복합재료 제작시 샌드위치 심재에 초기 파손 및 변형이 발생하였다.

⇒ 콘형 시제와 같이 두 개의 곡률을 갖는 구조물 제작시에는 충분히 유연한 허니콤 심재를 사용하여야 한다.

◎ 예비 압축, 굽힘 시험에서는 잔류변형, 파손으로 예상되는 소음과 심각한 변형률의 비대칭성이 측정되지 않았다.

⇒ 심재의 초기 결함에도 불구하고 거시적인 거동에는 큰 영향을 보이지 않았다.

◎ 순수 굽힘시험(등가 압축 400 kN)에서는 0, 180도 방향에서는 각각 압축, 인장 변형이 발생하였다. 90, 270도의 상부 프레임 근방에서는 전단변형이 발생하였고, 최대 변형률은 90도 방향의 전단 변형률 $2600 \mu\epsilon$ 이다. 굽힘 하중을 등가 압축으로 환산하여 순수 압축과 비교할 경우에 최대 변형률 발생지점은 90, 270도의 전단변형률이다.

⇒ 직조 복합재료로 원뿔대 구조물을 제작할 경우에는 90, 270도의 전단 변형을 보강하기 위하여 0, 90도 적층이외에 45도 적층을 추가해야 한다. 또한 굽힘 하중에 의하여 유발되는 전단변형을 충분히 고려해야 한다.

◎ 파손(등가 압축 환산 : 1200 kN)시험에서는 목표하중의 89%에서 최종 파단이 발생하였다. 등가압축으로 환산하면 1068 (kN)이며 파손 위치는 상부프레임 부근 복합재료이다. 이 부분은 프레임과의 체결을 위하여 금속재 프레임-필러-복합재료 샌드위치 구조물로 변환되는 영역이다. 최종 파손 변형률은 면재의 압축 강도에 비해서 낮은 것으로 판단되며 0도 부근의 국부적인 불안정성(좌굴)이 최종 파단의 원인이다.

⇒ 복합재료 샌드위치 원뿔대 구조물의 성능 ($1068\text{kN}/24.4\text{kg}=43.77 \text{ kN/kg}$)은 1kg 당 4.47 톤으로 계산된다.

⇒ 파손위치 및 원인이 상부 프레임 근방의 국부적인 좌굴로 관측되었으며 이를 방지하기 위한 방법은 다음과 같다. ①상부 프레임 근방의 복합재료 두께를 국부적으로 증가 시킴. ②심재의 두께를 증가시켜 굽힘강성을 증가시킴. ③체결방법을 개선함.

⇒ 제작과정에서 체결부의 필러에 상당한 두께가 요구되었고, 무게 수준으로는 스킨 전체의 무

게와 비슷하였다. 따라서 필러를 사용하지 않고, 샌드위치 끝단을 테이퍼(taper)로 처리하여 접촉, 체결함으로써 중량을 줄일 수 있다.

후 기

이 논문은 소형위성발사체(KSLV-I) 개발 사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- (1) "Buckling of thin-walled truncated cones," NASA SP-8019, 1968
- (2) Steven J. Isakowitz, Joseph P. Hopkins Jr., Joshua B Hopkins, "International reference guide to space launch systems," 3rd edition, AIAA, 1999