

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 900-907(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.900>

## KSLV-I 페이로드 페어링 구조시험

이종웅\*, 공철원\*, 은세원\*, 남기원\*, 장영순\*, 심재열\*\*, 이영신\*\*\*

## Structural test of KSLV-I Payload fairing

Jong-Woong Lee\*, Cheol-Won Kong\*, Se-Won Eun\*, Gi-Won Nam\*, Young-Soon Jang\*,  
Jae-Yeul Shim\*\* and Young-Shin Lee\*\*\*Launcher structure & Materials team, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea\*  
Aircraft Structures Team, Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea\*\*  
Mechanical Design Lab., Chungnam National University, Daejeon, Korea\*\*\*

## ABSTRACT

Payload fairing(PLF) protects satellites and related equipment from the external environment. They are separated before the satellite separation. Payload fairing made of composite sandwich materials due to their considerable bending stiffness and strength-to-weight ratio. Payload fairing have compression, shear and bending load during the flight. In this study, To check the strength of PLF and connected part, structural test of PLF accomplished using an actuator and a fixture. Purpose of structural test is to verify the strength of PLF in force of separation spring and combination structural load applied. Test result shows that the PLF have an acceptable margin of safety for the combination structural load and force of separation spring.

## 초 록

페이로드 페어링은 위성과 부품들을 외부환경으로부터 보호하며, 위성분리 전에 페이로드 페어링은 분리된다. 페이로드 페어링은 굽힘 강성과 무게에 비해 강도 비율이 우수한 복합재 샌드위치 재료로 제작 되었다. 페이로드 페어링은 비행 중에 압축, 굽힘 그리고 전단 하중을 받게 된다. 본 연구에서는 PLF와 연결구조물의 강도를 확인하기 위하여 액추에이터와 치구를 사용하여 PLF 구조시험을 수행하였다. 구조시험의 목적은 분리 스프링의 힘이 PLF에 가해진 상태에서 조합하중이 PLF에 작용할 때 PLF의 건전성을 확인하는 것이다. 구조시험 결과에서는 분리 스프링 하중과 조합하중에 의한 PLF의 구조 건전성을 확인하였다.

**Key Words** : Payload fairing(페이로드 페어링), Structural test(구조시험), Composite sandwich(복합재 샌드위치), Margin of safety(안전여유)

## 1. 서 론

페이로드 페어링<sup>(2)</sup>은 지상에서는 위성체와 탑재된 전자부품들을 외부 환경으로부터 보호하는

역할을 하며, 비행 중에는 공력하중으로부터 위성체를 보호하며 공력하중이 더 이상 작용하지 않는 고도에서는 페어링은 분리가 된다. 페이로드 페어링은 비행 중 공력하중에 의해 압축하중,

† Received: July 10, 2013 Accepted: October 28, 2013

\* Corresponding author, E-mail : jwlee@kari.re.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

전단하중 그리고 굽힘 하중을 받게 된다. 그리고 페이로드 페어링 분리를 위한 분리스프링이 페어링 안쪽에 장착이 되는데 이 부분에는 분리 스프링 하중이 작용하게 된다. 이러한 구조하중 및 분리 스프링하중에 대한 페이로드 페어링의 구조 건전성 확인이 비행 전 지상에서 필요하다. 본 논문에서는 구조시험에 사용되는 치구 설계 및 액추에이터를 이용하여 구조하중과 유사하게 모사하여 하중을 부가하는 방법 그리고 구조시험 및 구조해석 결과를 비교 기술하였다.

## II. 본 론

### 2.1 구조시험

#### 2.1.1 시험체

페이로드 페어링 구조시험의 시험체 및 치구 장치의 모습은 Fig. 1과 같다. 시험체는 페이로드 페어링의 하부 프레임을 통해 수직 베이스 플레이트에 조립이 되며, 지면과 수평으로 설치가 된다. 총 4개의 액추에이터를 사용하여 압축, 전단 그리고 굽힘 하중을 부가한다. 액추에이터 1과 2는 베이스 플레이트에 설치하여 굽힘 및 전단하중을 부가하고 액추에이터 3과 4는 액추에이터 지지 빔에 설치하여 압축하중을 부가한다. 시험체는 지면과 수평으로 설치되어 있어서 자중에 의한 처짐이 발생한다. 이를 보상하기 위하여 시험체의 무게중심에 카운터 밸런스 링 프레임을 설치하고 줄을 카운터 밸런스 치구<sup>(4)</sup>에 연결하여 시험체의 하중만큼 무게(1325.5kg)를 달아 힘의 평형이 이루도록 하였다. 액추에이터 1의 하중부가는 페이로드 페어링 노즈캡 부분에 굽힘 하중 부가 치구를 설치하여 부가하였으며, 액추에이터 2, 3 4의 하중부가는 하중부가 링 프레임을 설치

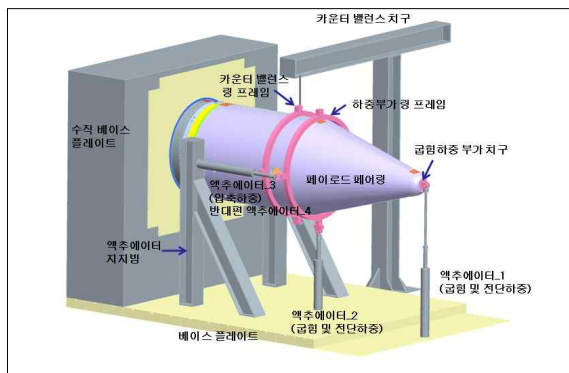


Fig. 1. Configuration of structural test

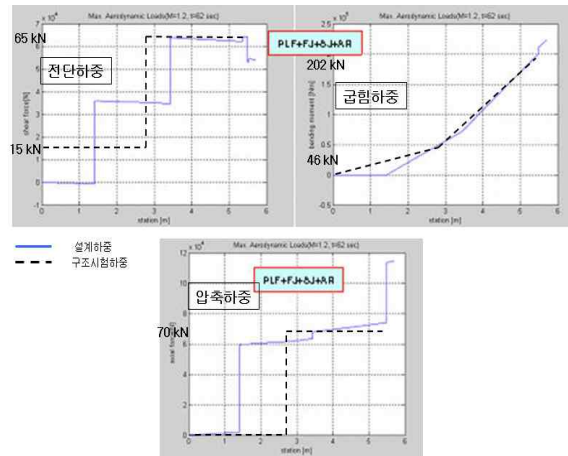


Fig. 2. Load profile of structural test

하여 하중을 부가하였다. 하중부가 링 프레임의 무게보상은 시험전 액추에이터 2에 554kg의 하중을 가하여 보정한 다음 영점을 설정하였다. Fig. 2는 설계하중 및 구조시험 하중 선도를 나타낸다. 설계하중이란 시험체가 비행중 받는 하중을 위치별로 나타낸 것을 말하며, 구조시험하중은 액추에이터를 사용하여 비행하중 선도와 유사하게 시험체에 부가하는 하중을 말한다. 압축하중은 시험체의 콘 부분에 적용을 하지 못하고 하중부가 링 프레임과 액추에이터 3, 4를 사용하여 시험체의 실린더부에 부가하였다. 압축하중은 각각 35 kN씩 부가하여 총 70 kN을 적용하였다. 전단하중과 굽힘 하중은 액추에이터 1, 2를 사용하여 수직 베이스 플레이트로부터 하중을 부가하는 위치를 계산하여 굽힘 하중 202 kN.m 그리고 전단하중 65 kN을 부가하도록 설계하였다. Fig. 2에서 실선이 설계하중 선도이고, 점선이 구조시험 하중선도이다.

구조시험은 압축하중만 부가한 경우, 굽힘/전단하중만 부가한 경우 그리고 압축, 전단, 굽힘하중을 모두 적용한 조합하중인 경우 총 3가지에 대하여 시험을 수행하였다. Table 1에 시험 종류에 대하여 정리하였다.

Table 1. Case of structural tests<sup>(3)</sup>

	분류	하중 값	비고
1	압축 하중	70 kN	분리 스프링 하중 적용 80 kN
2	굽힘/전단 하중	65 kN(전단), 202 kN.m(굽힘)	
		70 kN(압축)	
3	조합 하중	65 kN(전단), 202 kN.m(굽힘)	

2.1.2 시험 치구 설계

시험체에 하중부가로 사용되는 치구에 대하여 Ansys를 이용해 구조 해석을 수행하였다. 유한 요소는 Solid45를 사용하였다. 대상은 하중부가 링 프레임, 액추에이터 지지빔 그리고 굽힘 하중부가치구이다. 치구의 재질은 모두 SS400을 사용하였으며 이 재료의 최소 인장강도는 400 MPa 이상이다. Fig. 3은 하중부가 링 프레임 해석결과로 Von-Mises 응력은 약 30 MPa, 변위는 1 mm 이하로 나타났다. Fig. 4는 액추에이터 지지빔으로 Von-Mises 응력은 16 MPa, 변위는 0.5 mm로 나타났다. Fig. 5는 굽힘 하중부가치구 해석결과로 Von-Mises 응력 53 MPa, 변위는 0.4 mm로 나타났다. 안전계수 3을 적용하여 안전 여유를 산출하면 굽힘 하중부가 치구 해석결과를 기준으로 2.5가 산출되었다. 하중부가 링 프레임 및 액추에이터 지지빔의 안전 여유도 2.5 이상임

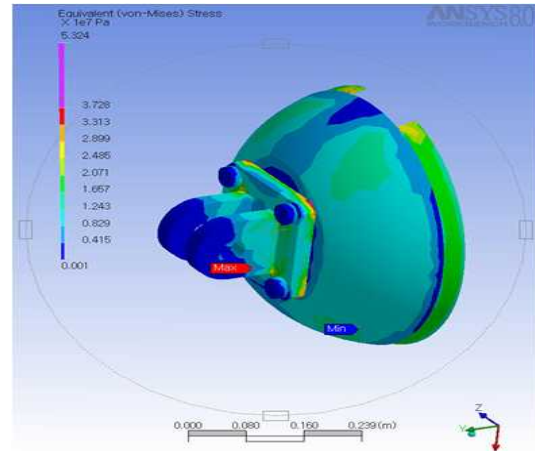


Fig. 5. Analysis results of fixture for bending load

을 알 수 있으며, 위의 치구들은 강도상 안전함을 확인 하였다.

$$Margin\ of\ Safety = \frac{(허용응력)}{(최대응력) * (안전계수)} = \frac{400}{(53) * (3.0)} = 2.5$$

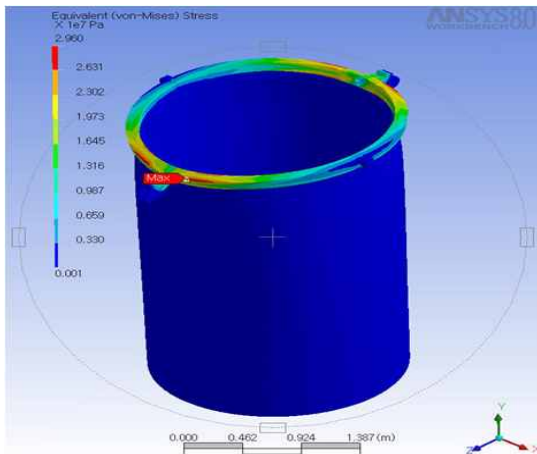


Fig. 3. Analysis results of load ring frame

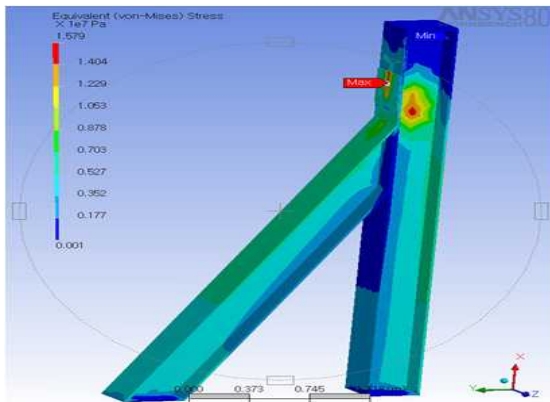


Fig. 4. Analysis results of beam for support the actuator

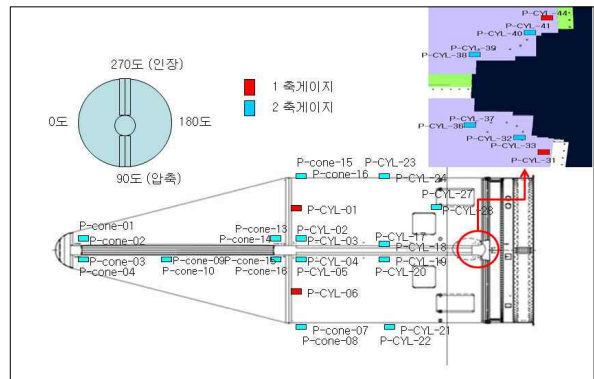


Fig. 6. Location of strain gauges(90 deg.)

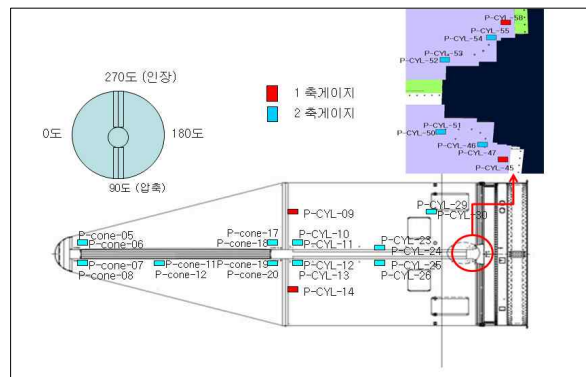


Fig. 7. Location of strain gauges(270 deg.)

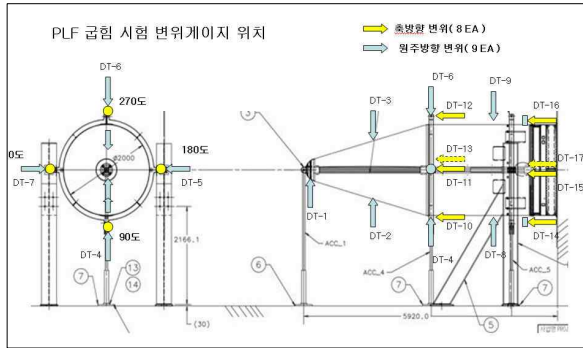


Fig. 8. Location of Displacement gauges

형률 게이지 10개를 부착하였으며, 실린더 부분에는 1축 변형률 게이지 8개, 2축 변형률 게이지 26개를 부착하였다. 변위게이지는 시험체의 축 방향으로 8개, 원주방향으로 9개를 설치하여 시험하중에 따른 변형형상을 측정하였다.

2.1.4 시험 결과

2.1.4.1 구조해석 결과

구조해석에서는 상용유한요소 코드인 ANSYS를 이용하였다. 샌드위치<sup>(1)</sup> 구조는 두께가 얇은 셸 구조와 달리 면재와 면재 사이에 두꺼운 코어가 위치함에 따라 다양한 모델링 기법이 유한요소해석에 사용되었다. 본 논문에서는 복합재 부분은 SHELL91요소를 사용하였고, 알루미늄 부분은 SHELL61요소를 사용하였다. SHELL91요소는 8개의 절점을 갖고 면재 각각에 물성을 입력할 수 있으며, 일차 전단변형 이론을 적용하고 있다. 샌드위치 구조물에서 셸 요소를 적용할 때 면재는 모든 굽힘 응력을 담당하고, 코어는 모든 전단응력을 담당하도록 하는 샌드위치 옵션이 있다. 이 옵션은 심재의 두께가 전체복합재료 두께의 5/6보다 두꺼울 경우에 적용가능하다. Fig. 9는 유한요소 모델이다. 유한요소 모델링은 전체 모델링을 하였고 요소개수는 약 2만개이다. 복합

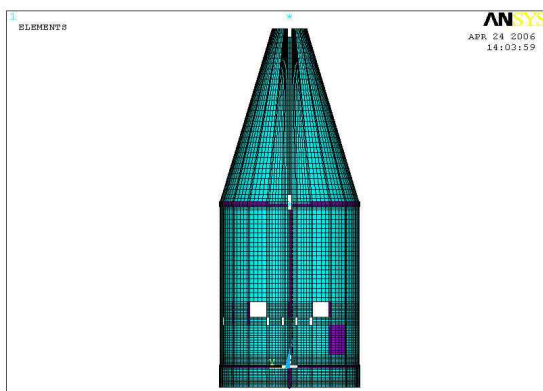


Fig. 9. FEM model of payload fairing

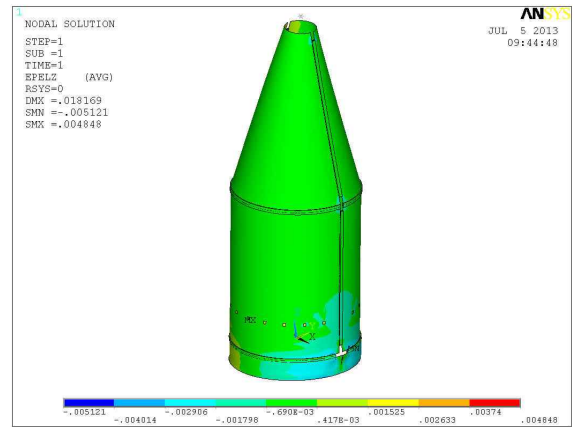


Fig. 10. Analysis results of payload fairing

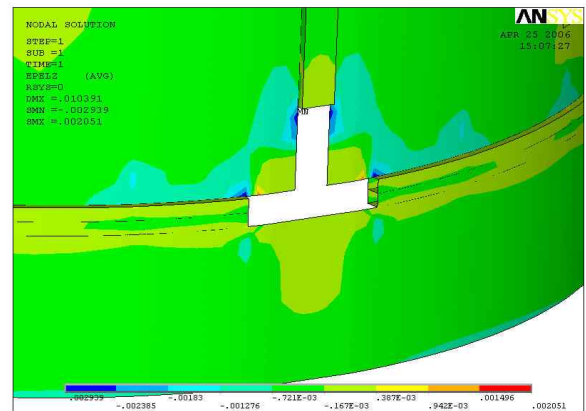


Fig. 11. Analysis results of cutout cylinder (90° Axial direction)

재부분의 면재는 carbon/epoxy fabric으로 1.6 mm의 두께를 갖고, 코어는 알루미늄 허니컴 구조로 두께는 25.4 mm이다. 경계조건으로는 시험체의 하단부를 완전 고정조건으로 설정하였다. 하중 조건으로 시험하중과 동일한 하중을 적용하였다. Fig. 10은 시험체의 구조해석 결과인 변형률 분포이다. Fig. 11은 변형률 분포 중 최대 압축을 받는 시험체 실린더의 하부에 대한 축방향 압축 변형률을 나타낸다. 구조해석 결과는 다음 구조시험 결과와 같이 기술하여 비교하였다.

2.1.4.2 압축하중 시험결과

압축하중 부가의 경우 전체적으로 시험체에서는 압축하중을 나타낸다. 시험체 실린더의 0° 및 180°에서는 약 -170  $\mu\epsilon$ 이 발생하였으며, 컷 아웃이 존재하는 90° 및 270°에서는 압축하중이 덜 작용하여 약 -90  $\mu\epsilon$ 의 변형률이 발생하였다. 해석상 실린더에 발생된 변형률은 약 -100  $\mu\epsilon$ 이다. 시험체 실린더 상부에 부착된 축 방향 변위는 0°, 90°, 270°에서는 압축 거동을 보이나, 180°에

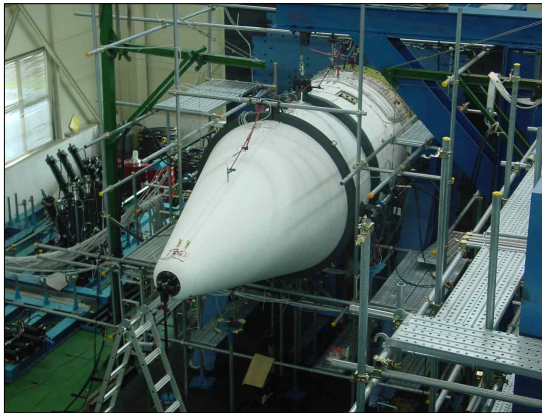


Fig. 12. Structural test of payload fairing

서는 인장 거동을 보인다. 하지만, 180°에 위치한 변위계지는 페어링 실린더 상부 및 하부에 설치되어 있는데 상부에서는 인장 거동을, 하부에서는 압축 거동을 보이고 있어 전체적으로는 압축 거동이라 판단이 된다. 상부에 위치한 변위계지는 하중부가 치구와 가까이 설치되어 있어 하중을 가할시 국부적으로 인장이 발생되었다고 판단이 된다. 그리고 해석상에서는 압축 변위는 약 0.3 mm 이지만, 실제 시험체는 여러 체결부위로 조립이 되어 있어 실제 압축 변위는 약 2 mm 가 발생하였다.

2.1.4.3 전단/굽힘하중 시험결과

굽힘 하중이 콘에 작용하면 90° 방향은 압축을, 270° 방향은 인장 하중이 작용한다. 최대 축 방향 압축 및 인장 변형률은 시험체 콘의 상부 컷 아웃 주위에서 발생되었으며, 각 각 -250  $\mu\epsilon$ , 350  $\mu\epsilon$ 이다. 해석상 압축 및 인장은 +/- 110  $\mu\epsilon$ 이다. 그리고, 콘의 중간 지점에서는 -48  $\mu\epsilon$ , 123  $\mu\epsilon$ 이 발생하였으며, 해석상으로는 +/- 61  $\mu\epsilon$ 이다. 실제로는 노즈캡에 구조하중 부가 치구가 조립되어 하중을 가하지만 해석상에서는 그 부분을 강체로 설정하여 해석을 수행하였기 때문에 변형률에서 차이가 발생하였다. 하지만, 변형률 차이는 크지 않다. 최대 축 방향 압축 및 인장 변형률은 시험체 실린더의 상부 컷 아웃 주위에서 발생되었으며, 각 각 -256  $\mu\epsilon$ , 625  $\mu\epsilon$ 이다. 인장을 받는 270°에서는 최대 인장 변형률은 625  $\mu\epsilon$ 이지만, 주위의 다른 게이지에서는 100  $\mu\epsilon$ 의 변형률이 발생하였다. 해석에서는 - 150  $\mu\epsilon$ 이 발생하였다. 원주방향 변형률에서는 - 480  $\mu\epsilon$ , 100  $\mu\epsilon$ 이 발생하였다. 시험체 실린더 하부의 컷 아웃 주위의 변형률에서는 압축을 받는 90°에서는 모두 압축 거동을 나타내며, 최대 압축 - 866  $\mu\epsilon$ , 인장을 받는 270°에서는 인장 거동을 나타내며, 최대 인장 400  $\mu\epsilon$

이 발생하였다. 해석상에서는 - 553  $\mu\epsilon$ , 548 $\mu\epsilon$ 이 발생하였다.

압축변위는 약 1.6 mm, 인장변위는 3.2 mm가 발생하였다. 압축변위는 볼트로 체결된 부분의 영향을 안 받지만, 인장의 경우 체결부분의 인장에 의해 벌어지는 현상으로 인해 좀 더 큰 변위가 발생하였다. 반경 방향의 변위에서 최대 변위는 노즈캡에서 31 mm가 발생하였다. 해석에서는 최대 변위가 약 18 mm이지만, 위와 같이 체결부분의 영향으로 많은 변위가 발생된 것으로 판단 된다.

2.1.4.4 조합하중 시험결과

Figure 13에서 Fig.21은 굽힘 하중에 압축하중을 더한 조합하중에 대한 변형률 및 변위 이력을 나타낸 그림이다. Fig. 13과 14는 시험체 콘의 축 방향 및 반경방향 변형률을 나타낸 그래프이다. 압축하중은 시험체의 실린더에만 작용하기 때문에 시험체의 콘인 경우 조합하중에 의한 변형률은 굽힘/전단시험과 결과는 동일하다.

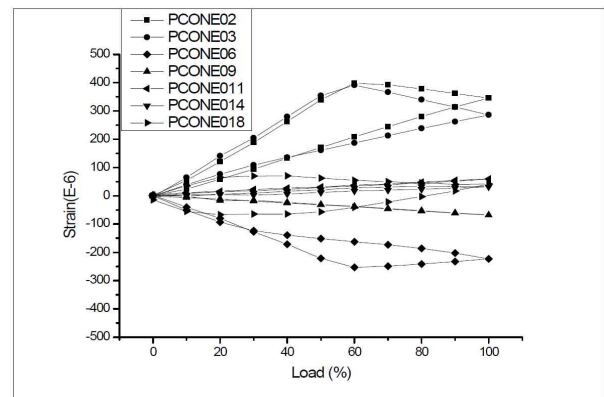


Fig. 13. Strain data of PLF cone on combination load (Axial direction)

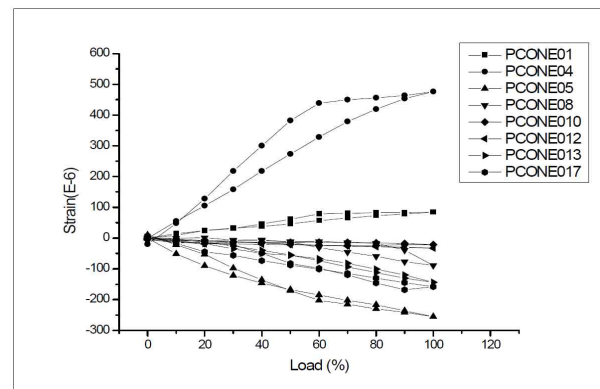


Fig. 14. Strain data of PLF cone on combination load (Circum. direction)

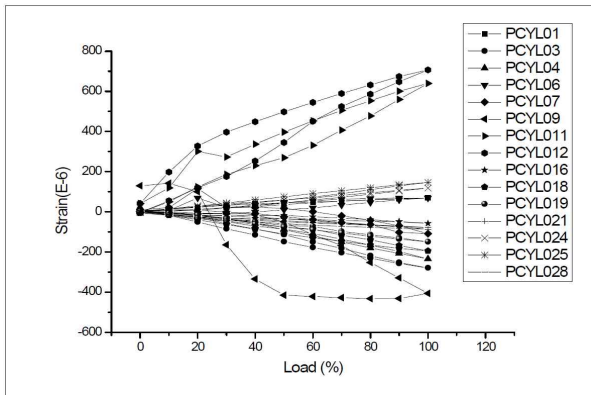


Fig. 15. Strain data of cylinder on combination load (Axial direction)

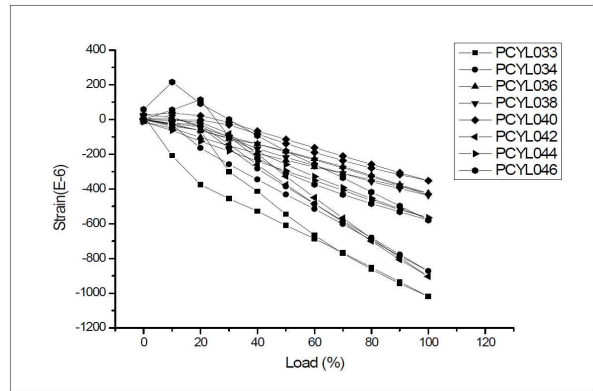


Fig. 17. Strain data in cutout part of cylinder (90°. Axial direction)

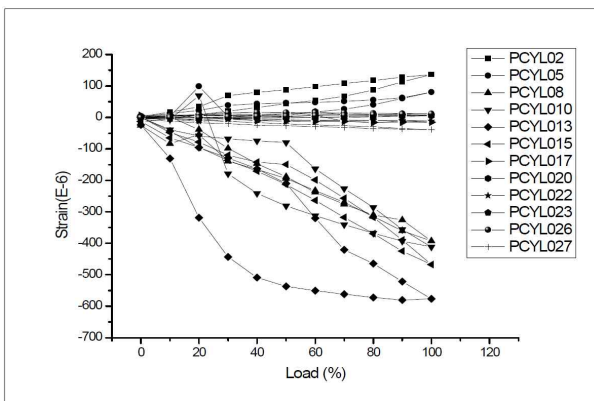


Fig. 16. Strain data of cylinder on combination load (Circum. direction)

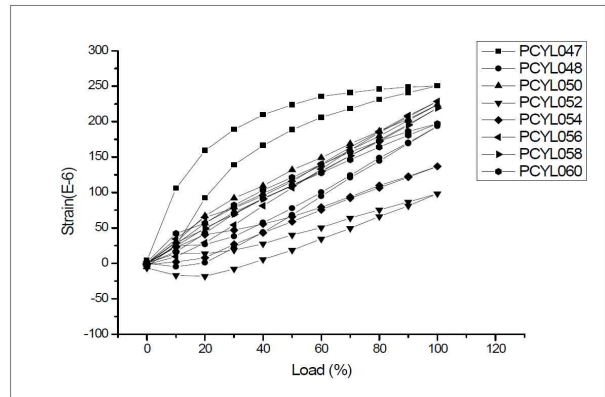


Fig. 18. Strain data in cutout part of cylinder (270°. Axial direction)

Figure 15와 16은 시험체 실린더의 축 방향 및 반경방향 변형률 이력을 나타낸다. 축방향의 경우 압축하중이 추가되어 실린더의 압축 변형률이  $-400 \mu\epsilon$ 으로 증가하였고, 반경 방향도 압축 변형률이  $-550 \mu\epsilon$ 으로 증가하였다. 그 외의 변형률 이력은 굽힘/전단 시험과 유사하다. 시험하중 부가는 시험하중의 100%까지 부가 후 일정시간 홀딩 그리고 하중 부가의 역순으로 하중을 언로딩 시켜서 하중 대 변형률의 그래프를 생성하였다. 그래프에서 보듯이 하중 제거 후에는 모든 변형률은 0값을 나타내며 이는 시험체가 시험하중 100%에서는 탄성거동을 나타냄을 확인할 수 있다.

Figure 17과 18은 시험체 실린더 하부의 컷 아웃 주위의 변형률 이력을 나타낸다. 압축을 받는  $90^\circ$  방향에서는 압축 변형률  $-1019 \mu\epsilon$ 이 발생하였고,  $270^\circ$  방향에서는  $250 \mu\epsilon$ 의 인장 변형률이 발생하였다. 해석에서는 압축이 약  $-923 \mu\epsilon$ , 인장이  $200 \mu\epsilon$  부터  $400 \mu\epsilon$  까지 발생하였다.

Figure 19는 시험체 실린더 상부에 위치한 변위

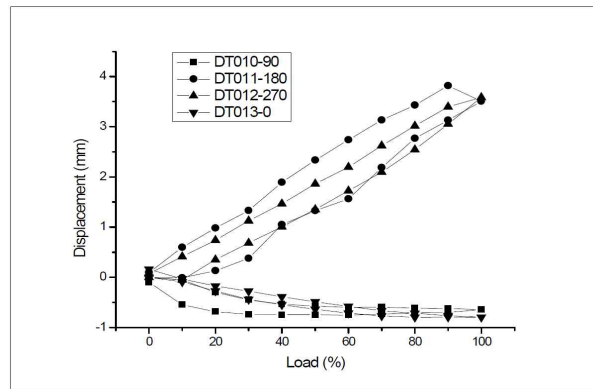


Fig. 19. Axial displacement data of upper cylinder

게이지의 이력을 나타내고, Fig. 20은 시험체 실린더 하단에 위치한 변위 게이지의 이력을 나타낸다. Fig. 18은 반경 방향의 변위이력을 나타낸다. 시험체 실린더 하부의 절대변위를 보면 압축 변위는  $-1.8 \text{ mm}$ , 인장변위는  $2.2 \text{ mm}$ 가 발생하였다. 이에 반해 시험체 실린더 상부에서는  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  방향에서는 압축변위  $-0.8 \text{ mm}$ 가 발생하였고,

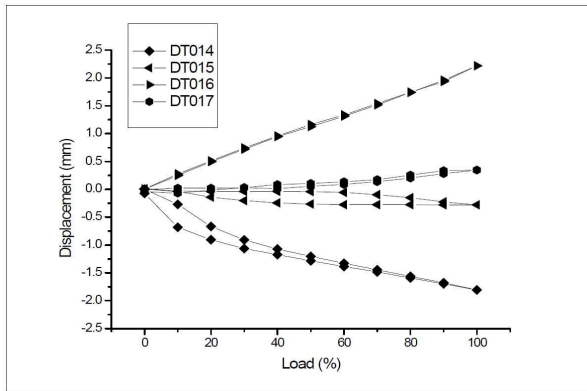


Fig. 20. Axial displacement data of lower cylinder

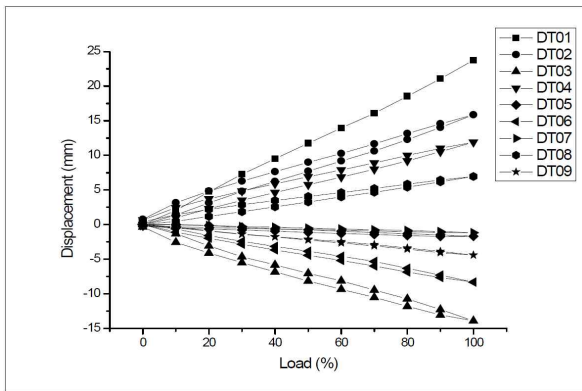


Fig. 21. Circumferential displacement data of PLF

180°, 270° 방향에서는 인장변위 3.5 mm가 발생하였다. 반경 방향 변위는 최대 23.7 mm가 발생하였다.

굽힘/전단시험 결과에서와 같이 체결부의 슬립으로 인해 압축변위보다는 인장 변위가 많이 발생하였다. 압축을 받는 90도 방향에서는 압축 변위가 발생되었으며, 인장을 받는 270도 방향에서는 인장변위가 발생되었다. 실린더 하부에 설치된 변위게이지의 변위값을 보면 압축 및 인장 변위가 대칭적으로 나왔으며 이는 굽힘 하중이 잘 인가가 됨을 보여준다.

변형률 및 변위 이력을 보면 시험 하중을 100% 부가 후 하중을 역순으로 언로딩 시키면 변형률 및 변위는 초기 시작 값인 0으로 돌아오는 것을 확인할 수 있다. Table 2에 구조시험 및 구조해석의 최대 변형률의 위치 및 값을 비교하였다. 최대 변형률은 조합하중 하에서 시험체 실린더의 하부 컷 아웃 부분인 PCYL33 변형률게이지에서 약 1019  $\mu\epsilon$ 의 압축변형률이 측정되었다. 이는 구조시험에서 부가한 시험하중 100%에

Table 2. Max. strain data of test and analysis results

	Part.	압축 변형률 ( $\mu\epsilon$ )	게이지 번호	인장 변형률 ( $\mu\epsilon$ )	게이지 번호
압축 하중	콘	-	-	-	-
	실린더	- 90	PCYL60	170	PCYL46
	해석	- 100	-	-	-
굽힘/전단 하중	콘	- 235	PCONE06	340	PCONE02
	해석	- 110	-	100	-
	실린더	- 866	PCYL33	625	PCYL12
해석	- 553	-	548	-	
조합 하중	콘	- 223	PCONE06	345	PCONE02
	해석	- 110	-	110	-
	실린더	- 1019	PCYL33	707	PCYL12
해석	- 923	-	400	-	

서는 페이로드 페어링은 탄성범위안의 거동을 보임을 알 수 있다. 구조해석에서는 923  $\mu\epsilon$ 의 압축 변형률이 발생하였다.

구조시험결과에서 최대 변형률은 -1019  $\mu\epsilon$ 임을 확인하였고 구조해석에서는 최대 변형률 -982  $\mu\epsilon$ 이 발생되었다. 위의 시험 결과 및 구조해석결과로 시험체인 페이로드 페어링의 구조 건전성이 확보됨을 확인할 수 있다.

### III. 결 론

발사 전 지상에서 페이로드 페어링 구조시험을 분리 스프링 하중이 부가된 상태에서 시험체에 압축, 굽힘 및 조합하중을 비행하중의 100%까지 부가하여 수행하였다. 비행시험 시 페이로드 페어링이 받는 구조하중을 액추에이터 4개를 사용하여 시험하중으로 모사하여 부가하였다. 구조시험 시 사용되는 치구에 대해서도 설계 후 구조해석을 통해 각 치구에서의 안전마진이 2.5 이상임을 확인하였다. 구조시험은 변형률 게이지 및 변위 게이지를 부착하여 시험 하중에 따른 페이로드 페어링의 변형률 변화 및 축 방향, 원주방향 변위 변화를 확인하였다. 모든 시험조건에 대하여 시험을 수행하였으며 구조시험 및 구조해석결과에서 페이로드 페어링은 탄성거동을 하며, 시험 및 해석의 변형률 결과는 구조 강도에서도 안전여유를 갖고 있음을 보여준다.

## References

- 1) Kong C. W., Eun S. W., Park J. S., Jang Y.S., Lee H. S., Yi Y. M. and Cho G. R., "The effect of honeycomb core on the mechanical properties of composite sandwich plates", 5th Symposium on space launch technology, 2004, pp. 287~291.
- 2) John J. Smith "Evolved Composite Structure for Atlas V", 38th AIAA/ASME/SAE /ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit, 7-10 July 2002,
- 3) Jae-seok Yoo, Kwang-soo Kim, Young-soon Jang and Yeong-Moo-Yi, "KSLV-I 2nd stage structural test for separation joint", KSAS fall condereence proceeding, 2006, pp.278-281
- 4) Yong-Jun Yang외 5, "Test rig design of SUAV static test", 2008, KSAS spring condereence proceeding, 2008, pp.85-88