

AutoSea를 이용한 발사체 페어링 분리 시 구조물의 충격량 예측

Pyroshock prediction of the satellite launch vehicle at the payload fairing separation by using AutoSEA

정호경† · 윤세현* · 서상현* · 장영순* · 이영무**

Ho-Kyeong Jeong, Sang-Hyun Seo, Soon-Hong Park, Young-Soon Jang
and Yeoung-Moo Yi

1. 서 론

발사체에는 비행 중 단분리, 노즈페어링 분리등을 수행하게 되는 이럴 때 주로 화약의 폭발을 이용하여 분리를 수행하는 분리 장치를 사용하게 된다. 이러한 화약의 폭발로 인해 구조적으로 강한 천이 진동(transient acceleration)이 유발되게 되는데 이러한 현상을 파이로 충격(pyrotechnic shock 또는 pyroshock)이라고 한다.

이러한 파이로 충격은 주로 폭발 볼트나 너트, 선형 화약(LSC, MDF), 그리고 marman clamp 해체에 의한 에너지 방산과 같이 분리 장치의 작동에 의해 유발되게 된다.

본 연구에서는 노즈페어링 분리 시 발생할 수 있는 충격량의 측정을 위한 시험을 나타내었으며, 이때 얻어진 데이터를 바탕으로, 충격량 예측을 위한 적절한 해석 모델을 선정한다. 또한 실험과 해석을 비교하여, 해석 모델의 타당성을 판별하고, 실물 형 발사체의 노즈페어링 분리 시 발생하는 충격량에 대한 예측을 수행한다.

2. 본 론

(1) 축소형 모델 분리시험 및 해석 모델

축소형 노즈페어링 모델 분리 시험 시 충격량을 측정하였다. 그림 1에 시험 상황을 나타내었는데, 대상이 된 축소형 노즈페어링 모델은 크게 임무 수행과 관련한 과학 탑재 장비를 탑재하는 탑재대, 페어링이 결합되는 페어링 조인트, 그리고 하부치구의 세 부분으로 나뉘어지게 된다. 그림 1에서와 같이 시험 시에는 실제와 같이 양쪽의 노즈페어링을 사용하지 않고, 한쪽의 노즈페어링만을 사용하여 시험을 수행 하였다. 그림 2에 사용된 센서의 위치를 나타내었는데,

시험 시 충격이 전달되는 경로를 따라 센서를 설치하였으며,

shock이 전달되는 경로인 페어링 조인트와 주요 관심의 대상인 탑재대에 주로 센서를 설치하였다. 그림 2에서와 같이 페어링 조인트는 상부와 스킨 중간에 탑재대의 경우 체결부와 탑재대 중간 부위에 센서를 설치하여 연결부위에서의 충격량과 탑재대에서의 충격량을 측정할 수 있도록 설치하였다.

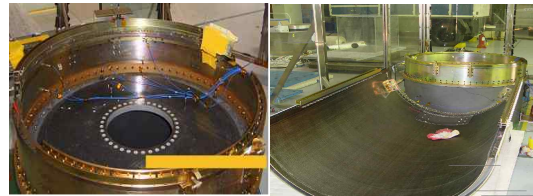


그림 1. 축소형 모델 분리 시험

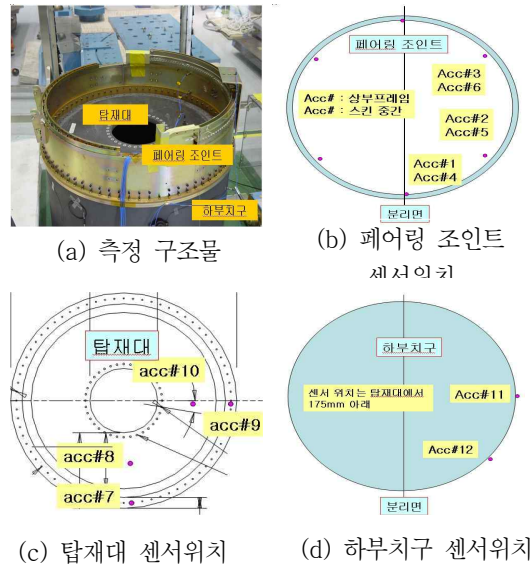


그림 2 분리 시험 시 사용된 충격량 센서위치

시험 대상물인 축소형 노즈페어링 분리시험 해석 모델을 그림 3에 나타내었다. 작은 부수적인 구조물들은 질량으로 묘사하여 큰 구조물에 분포 시켰으며, SEA 이론의 개념에서 탑재부 평판의 진동 거동과 관련 없는 질량 요소는 모델

† 항공우주연구원 발사체구조팀
E-mail : hkjeong@kari.re.kr
Tel: (042)860-2333, Fax: (042) 860-2233

* 항공우주연구원 발사체구조팀

** 항공우주연구원 발사체기술실

에서 제외하였다.

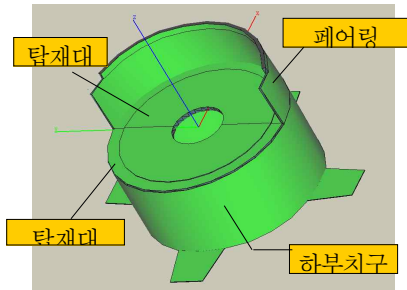
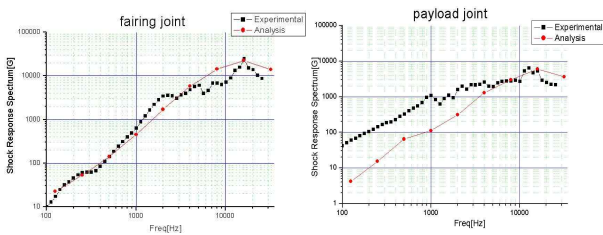
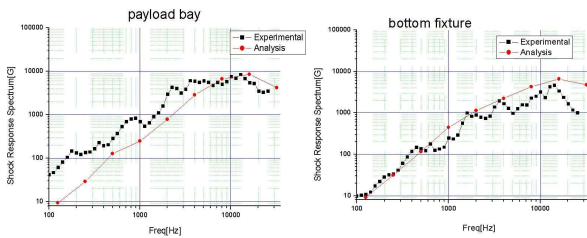


그림 3 축소형 노즈페어링 해석 모델



(a) 페어링 조인트

(b) 탑재대 조인트



(c) 탑재대

(d) 하부치구

그림 4. 축소형 모델 충격량 시험 결과 및 해석 결과

(2) 축소형 노즈페어링 분리 시험 및 해석 결과

노즈페어링 분리 시험을 통해 얻어진 데이터를 바탕으로 해석 모델의 적합성을 평가한다. 시험 시 충격량 센서로부터 얻어진 결과는 해석해와 비교하기 위해 각 파트 별로 주파수 및 공간 평균하여야 한다.

그림 4는 축소형 노즈페어링 분리 시험 결과와 해석 결과를 비교한 그래프이다. 그림 4의 (a)는 충격량이 가장 큰 페어링 조인트의 시험 및 해석 결과를 나타낸 것이다. 그래프에서와 같이 경향이 아주 잘 일치하며 또한 SRS 상의 최고 peak이 발생하는 주파수 및 그 레벨이 잘 일치하는 것을 알 수 있다. 실험 및 해석에서 16KHz 정도에서 약 25000g의 아주 큰 충격량이 발생함을 알 수 있다. 그림 4의 (b)는 탑재대 체결부위인 탑재대 조인트의 시험 및 해석 결과를 나타낸 것이다. 주파수에 따른 SRS 값의 경향이 잘 일치한다. 앞서 페어링 조인트와 마찬가지로 최고 peak 이 발생하는 주파수와 레벨이 16KHz, 6500g 정도로 거의 일치함을

알 수 있다. 그림 4의 (c)는 주 관심 대상인 탑재부를 나타낸 것이다. 해석해와 실험 결과를 비교해보면 역시 전체적이 경향이 잘 일치함을 알 수 있다. 또한 최고 peak이 16KHz 정도에서 9000g 정도의 값을 가져 해석해와 실험이 유사함을 알 수 있다. 특히 그림 4의 (b)와 (c)를 비교해보면 탑재대에서 발생하는 충격량이 탑재대 조인트에서의 값보다 큰 현상을 관찰 할 수 있다. 이는 탑재대의 무게가 아주 가볍기 때문이고, 탑재대 조인트의 경우 페어링 조인트, 탑재대, 하부치구와 결합되어 어느 정도의 충격량 저감 효과가 있기 때문이라 판단된다. 탑재부에서의 충격량이 대략 9000g 정도의 큰 값을 가지는데, 시험모델이 축소형임을 감안할 때 실물형의 경우 더욱 큰 충격량이 발생할 것임을 예상할 수 있어, 현재의 구조로는 분리 시 충격량이 문제가 될 것으로 예측된다. 그림 4의 (d)는 하부치구에서 발생하는 충격량 결과를 나타낸 것이다. 역시 경향과 레벨이 잘 일치하고 있다.

(3) 실물 형 노즈페어링 분리 시 충격량 해석

그림 5에 실물 형에 대한 해석 모델 및 실물 형 탑재대 충격량 해석 결과를 나타내었다. 그래프에서 최고 peak 이 약 16KHz에서 15000g 정도로서 축소형에 비해 큰 충격량을 보인다. 해석의 결과에서 충격량이 커서 충격에 의한 탑재물의 파괴가 우려되는 상황이다.

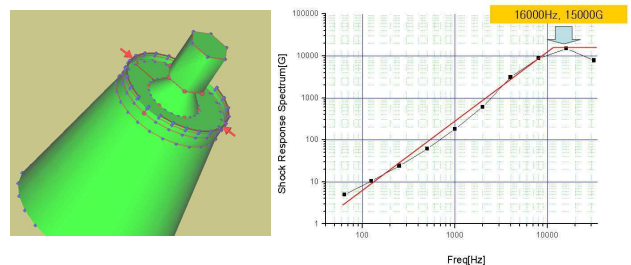


그림 5. 실물형 해석 모델 및 해석 결과

3. 결론

이상과 같이 축소형 노즈페어링 분리 시험 시 충격량 시험을 수행하여, 탑재대등의 구조물에 대한 충격 특성을 파악하였다. 시험 결과 탑재대에 과도한 충격량이 발생한다는 것을 알 수 있었다. 한편 축소형 모델에 대해 충격량 해석을 수행 하였고, 이를 시험 결과와 비교해 해석의 신뢰도를 판별 하였다. 그 결과 SEA의 shock module을 이용한 충격량 해석은 발사체 탑재부의 충격특성을 모델 하는데 무리가 없음을 알 수 있었다.

축소형 노즈페어링 분리 시험 및 해석을 통해 얻어진 결과물을 바탕으로 실물형의 해석을 수행하여 탑재대에 과도한 충격이 발생하는 것을 파악하였다.