

인공위성 발사체 노즈페어링 분리 시 구조물의 충격량 예측

Pyroshock Prediction of the Satellite Launch Vehicle

at the Payload Fairing Separation

정 호 경* · 윤 세 현** · 박 순 홍** · 장 영 순** · 이 영 무***

Ho-Kyeong Jeong, Se-Hyun Youn, Soon-Hong Park, Young-Soon Jang
and Yeoung-Moo Lee

Key Words : Pyroshock(충격량), PLF(페어링), PLA(위성지지부), AutoSEA, Shock Analysis

ABSTRACT

This paper is investigates the separation shock of payload fairing. Separation test of subscale PLF using half separation device and half PLA is performed. Resulting shock loads at equipment bay and fairing joint are measured. Pyroshock estimation is performed using AUTOSEA Pyroshock Module. Input data to analysis model is obtained from the separation test results of subscale PLF. And model of AUTOSEA is updated comparing results between tests and analysis. This enables us to validate the AUTOSEA model. Tuned model of subscale PLF and separation device is used to update full scale model, and the shock analysis result of full scale model is estimated in this paper. This paper also discusses the results regarding the difficulty of structural modeling and its numerical implementation in AutoSEA2 Software.

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 그리고 marman clamp 해체에 의한 에너지 발산과 같이 분리 장치의 작동에 의해 유발되게 된다.

파이로 충격은 일반 진동 현상과는 그 특성이 틀린 데 그

내용은 작용 시간이 매우 짧은 시간(10~30msec)이라는 것과 매우 높은 영역의 1kHz 이상의 고주파 영역에서 6000G 이상의 매우 큰 가속 현상이 유발 된다는 것이다.

파이로 충격이 발사체에서 중요한 이유는 초기의 발사체 개발 과정에서는 파이로 충격에 대한 개념이 거의 전무하였고 따라서 이에 대한 시험이 대부분 이루어지지 않았다. 그 결과로 파이로 충격에 의한 발사 실패가 많이 발생하였기 때문에 그 중대성이 많이 증가하였다.

현재 진행 되고 있는 KSLV-I의 상단 부의 경우 페어링 분리면과 1-2단 분리면이 탑재대와 근접해 있어서 분리 운동 시 탑재물들이 충격하중 예측이 반드시 필요하다.

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.

* 한국항공우주연구원 구조그룹

E-mail : hkjeong@kari.re.kr

Tel : (042)860-2588, Fax : (042)860-2233

** 한국항공우주연구원 구조그룹

*** 한국항공우주연구원 우주발사체 기술실

2. 본 문

2.1 축소형 모델 분리시험 1차

축소형 노즈페어링 모델 분리 시험 시 충격량을 측정하였다. 그림 1에 시험 사항을 나타내었는데, 대상이 된 축소형 노즈페어링 모델은 크게 임무 수행과 관련한 과학 탑재 장비를 탑재하는 탑재대, 페어링이 결합되는 페어링 조인트, 그리고 하부치구의 세 부분으로 나뉘어 지게 된다. 그림 1에서와 같이 시험 시에는 실제와 같이 양쪽의 노즈페어링을 사용하지 않고, 한쪽의 노즈페어링만을 사용하여 시험을 수행하였다. 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. 센서는 B&K의 충격량 측정 센서 350 B를 사용하였다. 시험은 3회에 걸쳐 수행 되었으며, 그림 3과 같이 측정된 time data를 이용하여 충격량을 분석하였다.

2.2 축소형 노즈페어링 분리 시험 충격량 1차 해석 모델

대상이 된 축소형 모델은 크게 세 부분으로 나뉘어 지게 된다. 임무 수행과 관련한 장비를 탑재하는 탑재대, 임무 시 탑재부 및 탑재물 보호를 위한 노즈페어링, 그리고 시험치구로 나눌 수 있다.

시험 대상물인 축소형 노즈페어링 분리시험 해석 모델을 그림 4에 나타내었다. 작은 부수적인 구조물들은 질량으로 묘사하여 큰 구조물에 분포 시켰으며, SEA 이론의 개념에서 탑재부 평판의 진동 거동과 관련 없는 질량 요소는 모델에서 제외하였다.

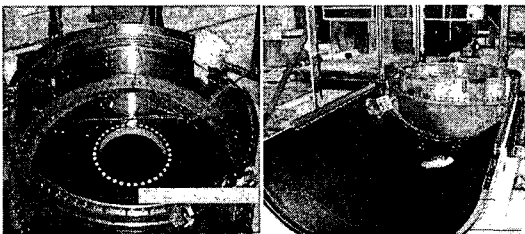
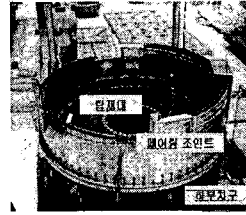
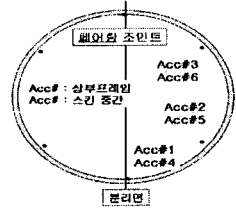


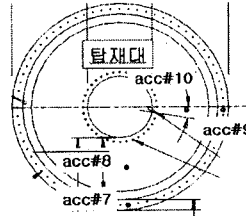
그림 1. 축소형 모델 분리 시험



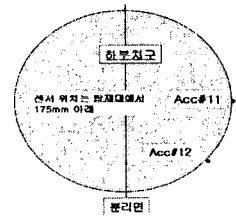
(a) 측정 구조물



(b) 페어링 조인트 센서위치



(c) 탑재대 센서위치



(d) 하부치구 센서위치

그림 2 분리 시험 시 사용된 충격량 센서위치

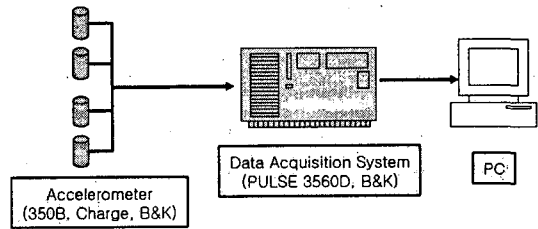


그림 3 충격량 측정 시스템 개념도

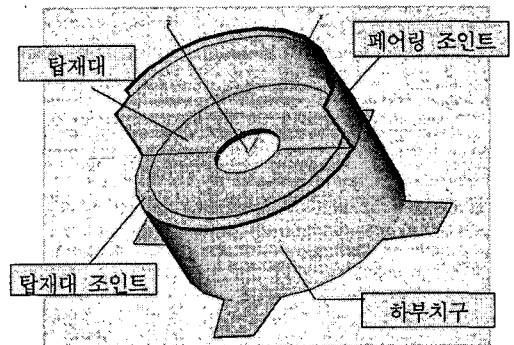


그림 4 축소형 노즈페어링 해석 모델

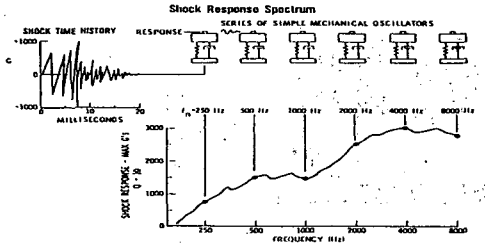


그림 5. Shock Response Spectrum 개요

2.3 축소형 노즈페어링 분리 1차 시험 및 해석 결과

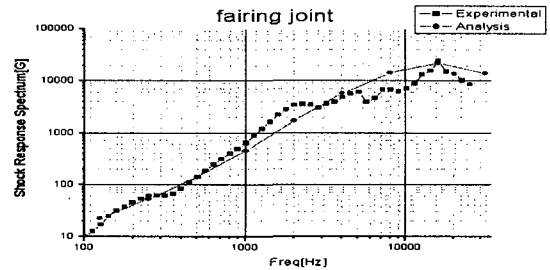
노즈페어링 분리 시험을 통해 얻어진 데이터를 바탕으로 해석 모델의 적합성을 평가한다. 시험 시 충격량 센서로부터 얻어진 결과는 해석해와 비교하기 위해 각 파트 별로 주파수 및 공간 평균하여야 한다.

파이로 충격의 특성을 고려하여 그 충격량을 비교하기 위해 SRS(Shock Response Spectrum), 시간 영역 비교, Fourier Spectra 등의 여러 방법이 제시되었지만 현재 MIL spec 등에서 권장하고 또한 가장 널리 사용되는 방법은 SRS를 이용한 비교 방법이다.

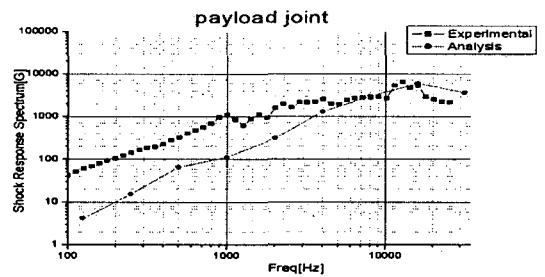
SRS 방법은 아래 그림 3과 같이 시간 영역에서의 충격 가속도 값을 각 주파수에 해당하는 1자유도의 기계적 시스템에 대입 하였을 때 발생하는 최대의 가속도 값을 각 주파수 영역에 대해 표시한 것이 SRS 값이고 SRS를 제시할 때는 감쇠 관련 값인 amplification factor(Q)를 명확히 규정하여야 정확한 비교가 가능하게 된다. 일반적으로 Q=10의 값을 많이 사용하고 있다.

그림 6은 축소형 노즈페어링 분리 시험 결과와 해석 결과를 비교한 그래프이다. 그림 6의 (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 6의 (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 6의 (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 6의 (b)와 (c)를 비교해보면 탑재대에서 발생하는 충격량이 탑재대 조인트에서의 값보다 큰 현상을 관찰 할 수 있다. 이는 탑재대의 무게가 가볍기 때문이고, 탑재대 조인트의 경우 페어링 조인트, 탑재대, 하부치구

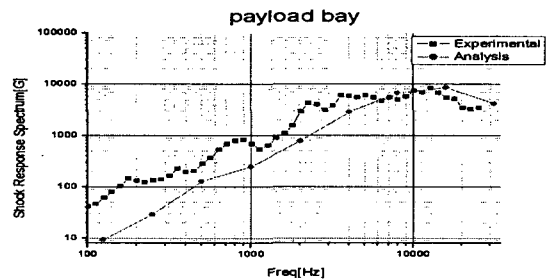
와 결합되어 어느 정도의 충격량 저감 효과가 있기 때문이라 판단된다. 탑재부에서의 충격량이 대략 9000g 정도의 큰 값을 가진다. 그림 6의 (d)는 하부치구에서 발생하는 충격량 결과를 나타낸 것이다. 역시 경향과 레벨이 잘 일치하고 있다.



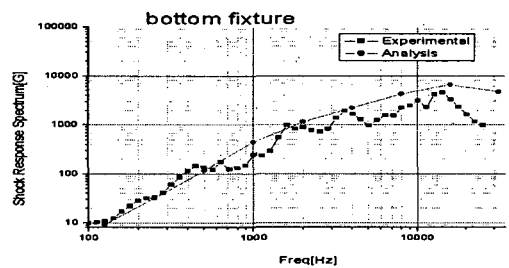
(a) 페어링 조인트에서의 충격량



(b) 탑재대 조인트에서의 충격량



(c) 탑재대에서의 충격량



(d) 하부치구에서의 충격량

그림 6. 축소형 모델 충격량 시험 결과 및 해석 결과

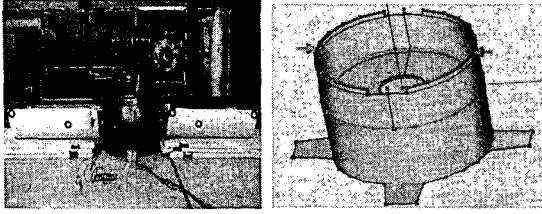
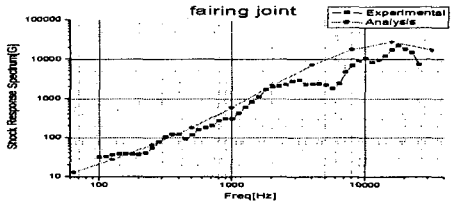


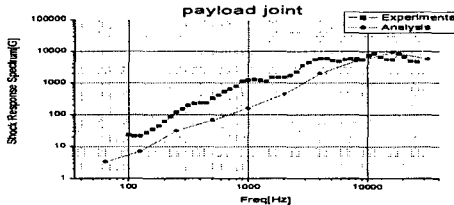
그림 7. 2차 분리 시험 그림 8. 2차 해석 모델

2.4 축소형 모델 2차 시험 및 해석

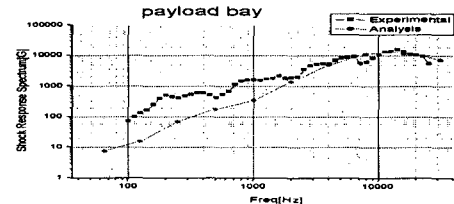
1차 분리 시험에서는 한쪽의 노즈페어링 분리시만 고려하였으나 2차 시험에는 양쪽의 노즈페어링 분리시 발생하는 충격량을 측정하였다. 그림 7은 2차 시험 후 분리 상태를 나타낸 그림이다. 2차 시험 시 앞서와 동일하게 충격량을 측정하였다. 그림 8은 2차 시험의 해석모델을 나타낸다. 그림 9에 축소형 모델 2차 시험 결과와 해석 결과를 나타내었다. 앞서 1차의 결과와 마찬가지로 경향과 레벨이 잘 일치함을 알 수 있다.



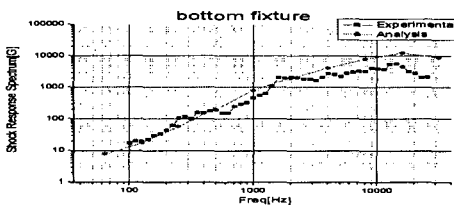
(a) 페어링 조인트에서의 충격량



(b) 탑재대 조인트에서의 충격량



(c) 탑재대에서의 충격량



(d) 하부치구에서의 충격량

그림 9. 축소형 모델 충격량 시험 결과 및 해석 결과

2.5 실물 형 노즈페어링 분리 시 충격량 해석

이상과 같이 노즈페어링 분리 시험을 통해 얻어진 데이터를 바탕으로 해석 모델의 적합성을 평가하였다. 이를 통해 실물형의 경우에 발생할 수 있는 충격량을 예측 하고자 한다. 향후 그림 10과 같은 실물 형에 대한 해석 모델을 통하여 충격량을 예측할 것이며 실험을 통하여 검증할 것이다.

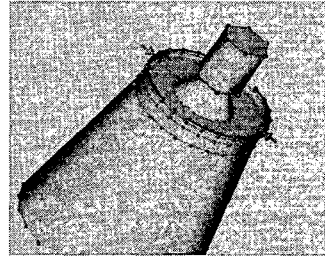


그림 10. 실물 형 해석 모델

3. 결 론

이상과 같이 축소형 노즈페어링 분리 시험 시 충격량시험을 수행하여, 탑재대등의 구조물에 대한 충격 특성을 파악하였다. 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 충분히 사용될 수 있음을 알았다.

축소형 노즈페어링 분리 시험 및 해석을 통해 얻어진 결과물을 바탕으로 실물형의 해석 및 시험을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

[1] Richard H.Lyon, Richard G.Dejong "Theory And Application of Statistical Energy Analysis" Second Edition. RH Lyon Crop., 1988

[2] Edward D. Schaerer and Robert L. Tomkiewicz, "Development of a Pyrotechnic Shock Test Procedure for Specific Program at th Johns Hokins University Applied Physics Laboratory", Proceedings of the 64th Shock and Vibration Symposium, 1993,