

# 음향 가진에 의한 로켓 탑재부의 동적 응답 해석 및 시험 Analysis and Test of Dynamic Responses of Rocket Payload Section Induced by Acoustic Excitation

박순홍\* · 정호경\*\* · 서상현\*\* · 장영순\*\* · 이영무\*\*\* · 조광래\*\*\*\*

S.-H. Park, H.-K. Jeong, S.-H. Seo, Y.-S. Jang, Y.-M. Yi and K.-R. Cho

**Key Words** : Acoustic Loads(음향 하중), Rocket(로켓), Payload Section (탑재부), Nose Fairing(노즈 페어링), Statistical Energy Analysis(통계적 에너지 해석법)

## ABSTRACT

Acoustic loads generated by a rocket propulsion system cause severe random vibrations on payloads. In developing a new launch vehicle, a random vibration level must be specified before the detailed design of payloads or electronic equipments. This paper deals with prediction procedures of a random vibration level on payload section of KSLV-I. The prediction is based on statistical energy analysis. In order to verify the prediction methodology, test and analysis on a sub-scale payload section are performed. The predicted results subject to very high level of acoustic loads show a good agreement with the test results performed in the high intensity acoustic chamber. The predicted random vibration level on payload section of KSLV-I is also presented in this paper.

## 1. 서 론

위성 발사체 추진 기관에서 발생하는 음향 하중(acoustic loads)은 탑재한 위성체 및 전자 탑재물에 랜덤 진동을 유발하는 가장 주요한 원인으로 알려져 있다. 특히 위성 발사체의 상단부에 해당하는 탑재부의 경우 추진 기관 및 기타 하단부에 의한 랜덤 진동의 중-고주파수 대역의 성분은 대부분 감소되어 저주파수 대역의 진동만 주로 전달된다. 따라서 전자 탑재물의 전기적 부품 등이 취약한 중-고주파수 영역의 랜덤 진동은 대부분 음향 하중에 기인한다. 위성 발사체의 음향 하중에 기인한 랜덤 진동의 주파수 영역은 대략 100~2000 Hz이며 그 세기도 대부분의 위성 발사체에서 약 10<sup>12</sup> grms 정도의 값을 가지므로 위성 발사체 개발시 이와 같은 랜덤 진동하에서 탑재물들이 정상적인 작동을 수행하는지 판단하는 일은 매우 중요하다. 이와 같은 랜덤 진동 레벨은 다수의 비행 시험을 통하여 얻을 수 있으나, 처음 개발되는 발사체의 경우 랜덤 진동 레벨은 예측에 의해서 결

정할 수 밖에 없다.

현재 국내에서 개발하고 있는 소형 위성 발사체의 랜덤 진동 레벨을 정확하게 미리 예측하는 일은 발사 시험의 성패를 좌우 할 수 있을 만큼 중요한 일이다. 본 논문에서는 탑재부의 복잡성과 넓은 주파수 대역을 고려하여 통계적 에너지 해석법(SEA)[1]을 이용하였다. 물론 저주파수 대역에서는 유한 요소법을 이용하는 것이 타당하며, 본 논문에서는 이에 대한 논의는 하지 않기로 한다. 소형 위성 발사체의 전체 개발 일정상 실물형 탑재부에 대한 시험을 통하여 랜덤 진동 레벨을 결정하는 것은 불가능하므로, 축소형 탑재부를 제작하고 시험하여 예측 모델에 대한 정확성을 높이는 방법을 모색하였다. 이를 바탕으로 실물형 탑재부에 대한 모델링을 수행하고 음향 하중에 의한 탑재부의 랜덤 진동 레벨을 예측하였다.

## 2. 축소형 로켓 탑재부 해석 및 시험[2,3]

### 2.1. 축소형 로켓 탑재부 해석 모델

축소형 로켓 탑재부는 제작 비용 및 기간 등을 고려하여 기존에 제작되어 있던 한국 최초의 액체 추진 기관을 사용한 KSR-III 과학 로켓의 탑재부를 사용하였다. 현재 개발중인 소형 위성 발사체의 경우와는 형상은 다르지만 복잡한 구조인 노즈 페어링과 알루미늄 소재의 탑재부 등의 기본 구성

\* 한국항공우주연구원 구조그룹  
E-mail : shpark@kari.re.kr  
Tel : (042)860-2000, Fax : (042)860-2233

\*\* 한국항공우주연구원 구조그룹

\*\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체기술실

\*\*\*\* 한국항공우주연구원 우주발사체사업단

은 유사하므로 해석 방법을 검증하는데 있어서 큰 무리가 없으리라 판단된다. Fig. 1에 나타난 바와 같이 KSR-III의 탑재부는 과학 탑재부, 전자 탑재부 및 노즈 페어링으로 나눌 수 있으며, 이 세부분의 조립체에 대하여 해석 및 시험을 수행하여 해석 방법론에 대한 검증을 시도하였다.

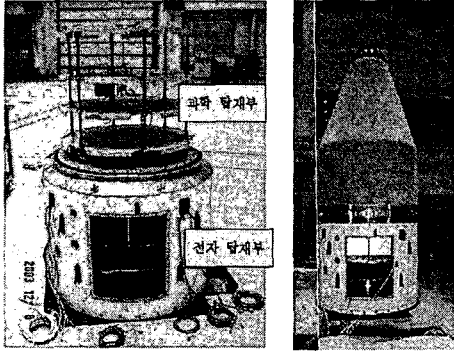


Fig. 1. 축소형 탑재부와 노즈페어링 조립체

먼저 해석을 위해 AutoSEA2 소프트웨어를 사용하여 Fig. 2와 같이 모델링하였다. 탑재부를 구성하는 주요 구조물은 대부분 원형 평판 형태인데, 주 구조물에 부착되었으나 동적 거동과 무관한 구조물들은 주 구조물에 분포 질량의 형태로 고려하였으며, 동적 거동과 관련 없는 요소는 모델링에서 제외하였다.

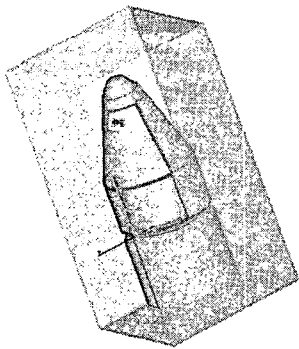


Fig. 2. 축소형 탑재부의 해석 모델

노즈 페어링의 경우에는 복합재 샌드위치 구조물이므로 면재 및 심재에 대한 기계적인 특성을 고려하여 모델링하였으며, 삽입된 금속재 프레임류는 빔 요소로 고려하였다. 실제 시험 조건과 동일하게 하기 위해 점검찰을 체결한 상태로 모델링하였다. 한편 음향 가진 시험이 이루어지는 음향 챔버 내 공간과 노즈 페어링과 탑재부 사이의 내부 공간은 음향 공간(acoustic cavity)으로 모델링하였다. 음향 가진은 챔버 내 음향 공간에 부가하였다.

## 2.2. 축소형 탑재부에 대한 음향 가진 시험

음향 가진 시험은 한국항공우주연구원 내 음향 챔버(high intensity acoustic chamber)에서 수행하였다. Fig. 3과 같이 축소형 탑재부 조립체를 음향 챔버 내에 설치하고, KSR-III의 발사 시험시에 얻어진 음향 하중 값으로 가진하였다. 각각의 경우에 대하여 탑재부에 설치한 가속도계 및 노즈 페어링 내부에 설치한 마이크론을 이용하여 응답을 측정하였다. 여기서 해석치와의 비교를 위해 탑재 평판에 4개의 가속도계를 이용하여 공간 평균값을 구하였다.

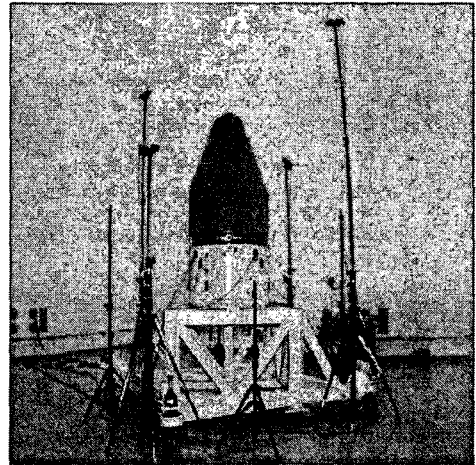


Fig. 3. 음향 챔버 내부의 축소형 탑재부 설치 모습

Fig. 4는 음향 가진 스펙트럼을 나타낸다. KSR-III의 음향 하중 측정값을 이용하여 1/3 옥타브 밴드 노이즈로 가진 하였다. 실제 시험시에는 주 시험 전후에 스펙트럼 형태는 유지하면서 가진 레벨만 낮추어 시험하는 pre/post 시험을 수행하였다.

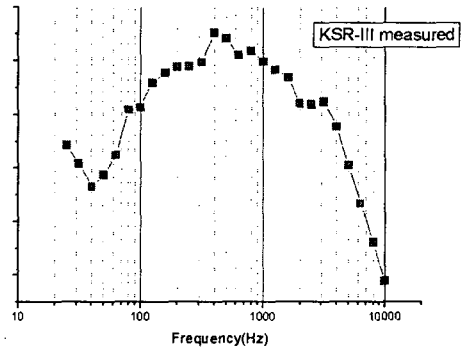


Fig. 4. 음향 가진 레벨(1/3 옥타브 스펙트럼)

## 2.3. 해석 및 시험 결과

해석에 의한 탑재부의 음향 및 진동 예측값과 시험 결과를

비교하여 해석 모델을 검증하였다. Fig. 5에 해석 모델과 시험을 비교하기 위한 각 서브 시스템(sub system) 별 기호를 나타내었다.

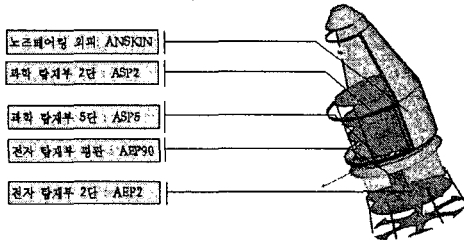


Fig. 5. 해석 모델에서의 서브 시스템 별 기호

참고로 해석치와의 비교를 위한 측정치는 각각의 센서로부터 얻은 결과를 공간 평균한 값을 사용하였다.

먼저 탑재 평판(과학 탑재부 2단 평판)의 랜덤 진동 레벨을 예측한 결과는 Fig. 6과 같다. 탑재 평판의 진동은 물리적으로 노즈 페어링 외부의 음향 하중 가진에 의해 노즈 페어링이 진동하고 노즈 페어링의 음향 방사에 의한 내부 음향 공간의 음향 하중이 탑재 평판이 가진하여 발생한다. 통계적 에너지 해석법에서 신뢰성 있는 최저 해석 주파수는 해석 주파수 대역내의 모드 개수로 결정하는데, 본 탑재 평판의 경우 200 Hz이다. 측정치(SP2)와 해석치(ASP2)를 비교해보면 유사한 경향의 예측이 가능함을 알 수 있으며 특히 100 Hz 이상의 주파수 대역에서는 상당히 좋은 결과를 보여주고 있음을 알 수 있다. 그러나 통계적 에너지 해석법의 가정이 어긋나는 저주파수 대역에서는 해석치와 측정치의 차이가 매우 크며, 이 영역에서는 유한요소법 등의 방법을 이용하여야 한다.

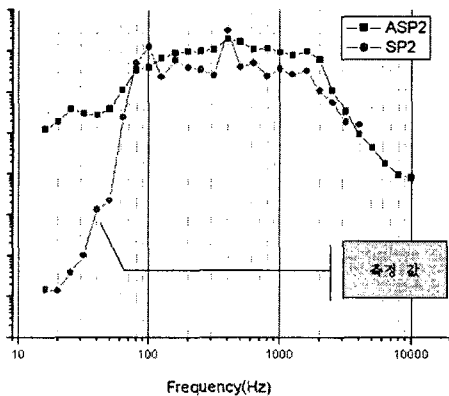


Fig 6 탑재 평판에서의 진동 레벨 예측 및 측정치 비교

한편 음향 가진을 직접적으로 받는 노즈 페어링의 진동 레벨 예측치와 측정치는 Fig. 7과 같다. 측정값(NSKIN)은 노즈 페어링 외피에 설치한 2개의 가속도계로부터 얻은 평균

값이다. 노즈 페어링의 경우 해석 주파수 대역 내의 모드 개수로 판단한 최저 해석 가능 주파수는 500Hz이나 결과를 보면 그 이하의 저주파수 영역까지 유사한 예측 경향을 보임을 알 수 있다.

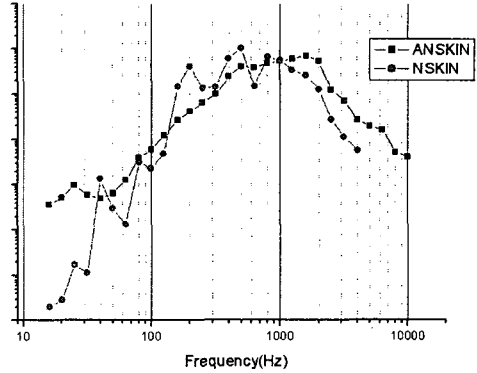


Fig. 7 노즈 페어링의 진동 레벨 예측 및 측정치 비교

한편 노즈 페어링 내부 공간의 음향 레벨의 예측치 및 측정치는 Fig. 9와 같다. 대부분의 주파수 대역에서 5dB 이내로 잘 예측하고 있음을 볼 수 있다. 500 Hz이하의 주파수 영역의 측정치에서 보이는 피크는 내부 음향 모드에 의한 영향이며, 해석치에서는 이 값들이 평균화되어 묘사되고 있음을 볼 수 있다. 또한 고주파수 영역에서 예측치에 비해 실측치가 큰 것은 해석 모델에 고려되지 못한 틈새에 의해 음향 하중이 직접 노즈 페어링 내부로 투과되어 발생하는 영향으로 생각된다.

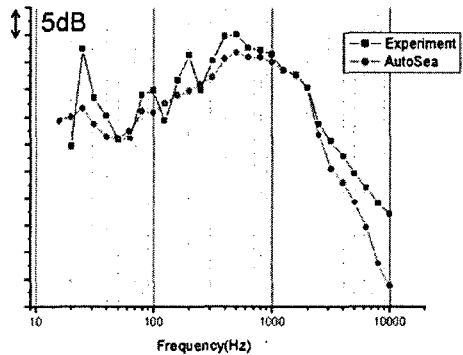


Fig 8 노즈 페어링 내부 음향 레벨의 예측 및 측정치 비교

### 3. 소형 위성 발사체의 음향 가진에 의한 동적 응답 예측

소형 위성 발사체 탑재부의 음향 가진에 의한 랜덤 진동 레벨을 통계적 에너지 해석법에 근거하여 예측하였다. 해석 모

델은 축소형 탑재부 해석 모델 작성법에 근거하여 다음과 같이 모델링하였다.

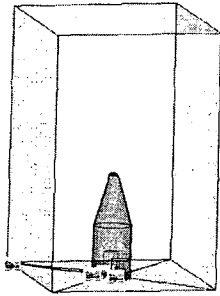


Fig. 9. 탑재부 해석 모델

축소형 탑재부의 경우 위성 및 탑재 배이가 주요 구조물인데, 이 중에서 전자 탑재물이 설치되는 탑재 배이의 랜덤 진동 레벨을 살펴보았다. 탑재 배이(VEB)의 경우 무게 감소를 위해 복합재 평판의 형태로 제작되므로 이에 대한 기계적 특성을 고려하여 모델링하였다. 한편 노즈 페어링에는 음향 하중을 저감시키기 위한 대책으로서 음향 블랭킷이 설치되는데 음향 블랭킷에 의한 흡차음 효과도 고려하여 해석하였다. 외부 음향 하중 가진은 음향 챔버 내부 공간을 표현한 음향 공간에 주었으며, 이에 의해 탑재 배이에서 예측된 랜덤 진동 레벨은 다음과 같다.

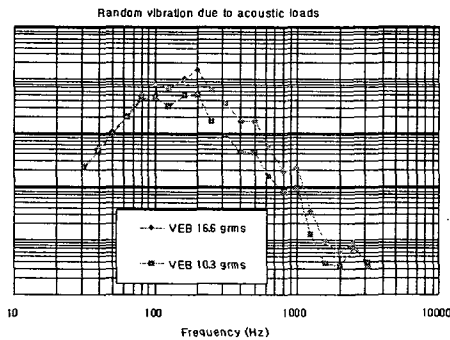


Fig. 10. 탑재 배이에서의 랜덤 진동 레벨 예측 결과

위 결과에서 음향 블랭킷을 적용하지 않은 경우에는 탑재 배이에서의 랜덤 진동 레벨이 16.6 grms이나 적용한 경우 랜덤 진동 레벨이 10.3 grms로 크게 감소함을 알 수 있다. 본 예측값은 일반적인 상용 발사체에서 탑재부에 작용하는 랜덤 진동 레벨이 약 10~12 grms 정도인 점과, 축소형 탑재부에서의 해석 및 시험에서 해석 방법의 타당성을 검증한 점을 고려하여 볼 때 물리적으로 타당한 값으로 볼 수 있다.

#### 4. 결론

음향 가진에 의한 소형 위성 발사체의 탑재부에서의 진동 레벨을 예측하였다. 예측의 타당성을 확보하기 위하여 축소형 탑재부에 대한 해석 기법을 한국항공우주연구원 내의 음향 챔버에서의 시험을 통하여 검증하고, 검증된 해석 기법을 바탕으로 목표한 진동 레벨을 추정하였다. 추후 예측된 진동 레벨의 검증을 위하여 소형 위성 발사체 실물형 탑재부가 제작 완료 되면 음향 챔버내에서의 음향 가진 시험을 수행할 예정이다.

#### 후 기

음향 가진 시험에 많은 도움을 주신 한국항공우주연구원 (KARI) 우주시험그룹 관계자 여러분께 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- (1) R. H. Lyon and R. G. Dejong, 1998, Theory And Application of Statistical Energy Analysis Second Edition. RH Lyon Crop.
- (2) 정호경, 박순홍, 2004, "축소형 탑재부 음향 가진 시험 (I)", 한국항공우주연구원 우주발사체 사업단 기술자료 TR16335X0000-0001.
- (3) 정호경, 박순홍, 2004, "축소형 탑재부 음향 가진 시험 (II)", 한국항공우주연구원 우주발사체 사업단 기술자료 TR16335X0000-0002.