

소형위성발사체 상단부의 음향하중시험

Acoustic Loads Test of the Upper Stage of KSLV-I

전영두†·박종찬*·정의승*·박정주*·조광래*

Young-Doo Chun, Jong-Chan Park, Eui-Seung Chung, Jung-Joo Park, and Kwang-Rae Cho

Key Words : KSLV-I(한국형소형위성발사체), Upper Stage(상단), Acoustic Loads(음향하중), Random Vibration(랜덤진동), Environmental Test(환경시험), Qualification Test(인증시험), HIAC(음향챔버)

ABSTRACT

This paper introduces the results of acoustic loads test conducted on the upper stage assembly of KSLV-I, which is the first Korea space launch vehicle. A launch vehicle and its payloads are subjected to severe acoustic pressure loading when they lift off and ascent during the transonic periods. Acoustic loadings are spreaded out broad frequency-spectrum up to 10,000Hz. Acoustic loads are a primary source of structural random vibration of the upper stage and payloads. Therefore, in order to verify the structural integrity of the upper stage assembly of KSLV-I and the survivability of its components under severe random vibration environment, acoustic loads test is conducted in the high intensity acoustic chamber with 142dB (overall SPL). The results show the structural design and component random vibration specifications well meet with the environmental requirements.

1. 서 론

로켓이나 발사체는 이륙 초기와 비행중 음속을 돌파할 때 과도한 음향하중에 노출되며, 이러한 음향하중은 비행체의 탑재물이나 위성구조물에 랜덤진동을 발생시키는 주요 원인에 해당된다^[1~4]. 음향하중 소음원으로는 크게 로켓엔진에서 방출되는 배기가스의 난류유동에 의해 발생하는 성분과 비행중 비행기체가 비행중 공기층과의 마찰로 발생하는 성분으로 나뉜다. 로켓엔진의 배기유동으로부터 유발되는 소음의 경우, 전체 발생하는 음향하중의 대부분을 기여하며 로켓엔진의 형상, 배기가스 유속, 발사대 형상에 따라 소음수준이 달라지며, 로켓엔진 점화 직 후부터 이륙고도 200m에 이를 때까지의 짧은 시간동안 집중되고, 대부분의 발사체의 경우 이륙후 약 20초이내에 해당된다. 그러나 비행중 공기와 마찰로 발생하는 소음은 이륙소음에 비해서는 음향하중 수준은 작고 작용시간은 긴 특성이 있다.

이때 발생한 소음은 발사체 외피에 입사되어 발사체 구조물을 진동시키고, 발사체 내부로 투과된 음향에너지는 내부음장을 형성하여 탑재물과 위성에 직접적인 랜덤진동을 유발시키게 된다. 특히 질량대비 면적이 큰 구조물이나 그 구조물에 장착된 구성품의 경우 발사시 음향하중으로 기인된 심각한 랜덤진동환경을 겪게 된다.

일반적으로 이륙시 음향하중의 경우, 발사체 개발 초기 단계에는 동역학적 축소형 추진기관 모형을 이용한 상사성 분석을 통해 발생소음을 예측하고, 실물형 엔진이 개발되면 추진기관에 대한 지상고정 연소시험을 통하여 발생소음을 직접 계측하여 활용하며, 추후 실제 비행시험시 탑재된 계측시스템을 통해 이륙소음과 진동량을 측정하게 된다. 또한 비행중 음속돌파시 발생하는 음향하중의 경우는 발사체 개발 초기단계에는 축소형 모델에 대한 지상풍동시험을 통해 발생소음을 예측하고, 추후 비행시험시 실제 음향/진동환경을 계측하게 된다. 이러한 과정을 통해 획득한 음향하중을 근거하여 발사체 시스템이나 위성체에 대한 음향하중시험 규격을 설정하게 되고, 콤포넌트 수준에서는 음향하중에 기인된 진동환경을 계측하여 랜덤진동 시험규격으로 채택하게 되며, 이 규격을 근거하여 시스템의 조립성과 콤포넌트에 대한 음향/진동환경하에서의 생존성을 검증하게 된다.

† 정희원, 한국항공우주연구원
우주발사체사업단

E-mail : ydchun@kari.re.kr

Tel : (042) 860-2906, Fax : (042) 860-2233

* 한국항공우주연구원, 우주발사체사업단

본 연구에서는 현재 개발되고 있는 한국형소형위성발사체(KSLV-I)의 상단조립체에 대해 수행된 음향하중시험의 시험절차 및 시험결과를 간략히 소개하고자 한다^[5]. 본 시험의 주목적은 KSLV-I의 이륙초기나 비행중에 발생하는 극심한 음향하중에 노출된 상단부 시스템이 고유의 설계기능 및 성능을 충분히 만족하는지를 검증하는데 있으며, 또한 계획된 랜덤진동수준을 바탕으로 상단부 구성품에 대한 진동환경규격의 타당성을 확인하는데 있다. 본 시험은 Fig. 1과 같이 페어링을 제외한 KSLV-I 상단부 엔지니어링모델 전체 조립체이며, 위성을 대신하여 구조 더미위성이 조립되었으나 이는 발사될 위성과 유사한 질량/진동특성을 갖도록 설계/제작되었다.

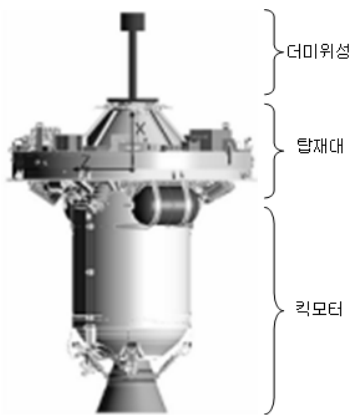


Fig. 1 Test Article: Upper Stage of KSLV-I

2. 시험 설비 및 시험 절차

2.1 음향챔버(HIAC) 및 시험설비

본 시험은 Fig. 2와 같이 한국항공우주연구원 우주시험동에 위치한 음향챔버(HIAC: High Intensity Acoustic Chamber)에서 수행되었다. 음향챔버 및 시험설비의 기본 사양은 다음과 같이 정리될 수 있다.

- 음향챔버크기: 8.5m(L)×10.7m(W)×13.5m(H)
(부피: 1,228 m³)
- 대상체허용크기: 4.0m(L)×4.0m(W)×6.0m(H)
- 최대 음향하중 SPL(dB): ~ 148dB
- 운용주파수범위: 25 ~ 10,000Hz
- 혼 컷오프 주파수: 25,125Hz
- 작동매질: 질소가스 (최대 소비량 ~ 6kg/sec)
- 청정도: 100,000 Class (Federal STD 209E)
- 상온대기조건: 온도 23°C ± 2.0°C,
상대습도 50% ± 10%
- 측정시스템: 마이크로폰 16ch., 가속도계 200ch., 스트레인 64ch.

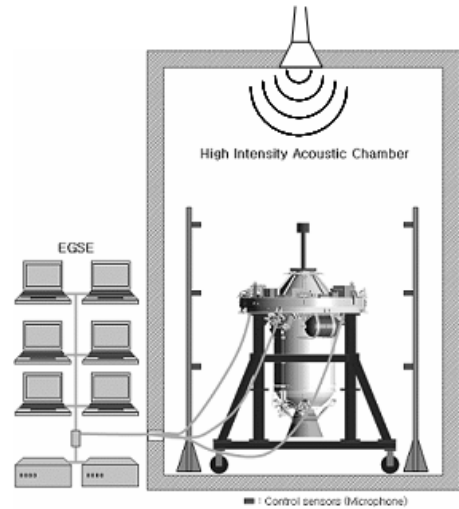


Fig. 2 Test Configuration and Setup

2.2 시험 절차

본 음향하중시험은 3단계로 Fig. 3의 음향하중레벨로 수행되었다.

- 1단계 확인 시험: 136dB에서 초기 구조특성(공진주파수)을 확인하기 위해 저수준 사전시험을 수행.
- 2단계 주 시험: 1단계 확인시험에 이어 연속적으로 천천히 음향하중을 증가시켜, 142dB에 도달하면 정상상태에서 인증수준의 음향하중시험을 수행
- 3단계 확인 시험: 2단계 주시험에 이어 음향하중을 낮춰 136dB에서 구조특성변화여부(공진주파수 변화여부)를 확인하기 위한 시험을 수행

참고로 음향하중 시험에서는 진동시험과 달리 노칭(Notching)을 고려하지 않았다.

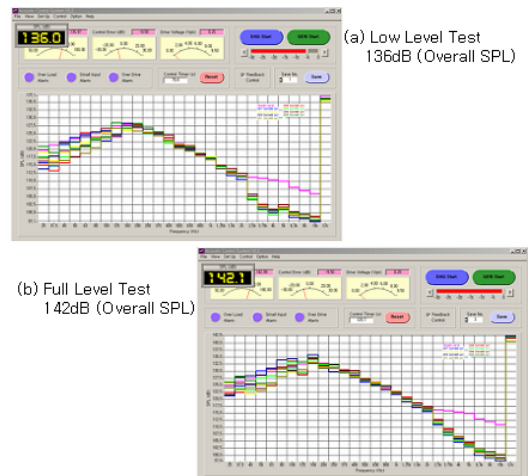


Fig. 3 Acoustic Loads Spectrum (a)Low level test(136dB), (b)Full level test(142dB)

음향챔버내부의 음향하중레벨을 제어하기 위한 마이크로폰을 탑재대 기준으로 위쪽 4군데와 아래쪽 4군데 (총 8군데)에 위치시켰다. 일반적으로 피시험체를 음향챔버의 중앙에 위치시키는 것이 바람직하나, 음향챔버내 시험대상체와 챔버밖의 전기적 지상지원장비를 연결하는 엄빌리컬 케이블의 길이제한조건으로 인해 시험대상체가 음향챔버 한쪽 벽면쪽으로 치우치게 되었다. 그러나 시험대상체를 벽면으로부터 2m 이상거리를 두었고 제어용 마이크로폰도 시험대상체와 벽면으로부터 각각 1m의 간극을 확보하였기에 일반적으로 권장하는 시험조건을 모두 만족하였다.

Fig 3을 살펴보면 저주파수 대역(150Hz이하)에서는 제어마이크로폰 위치별 음압차이가 발생하였는데, 이는 해당주파수 대역의 음파 파장이 2m이상이므로 관심공간(마이크로폰 간격이나 대상체 크기)에 상응)상 고른 음압분포를 갖기 어렵기 때문에 발생한 현상이며, 그 차이는 규정된 제어범위(±3dB)를 만족하고 있다. 또한 2,000Hz 이상의 고주파수 대역의 고(高)음향하중은 현재 설비성능의 한계와 음향 비선형성으로 인해 현실적으로 제어하기 어렵기 때문에 시험규격과 많은 차이가 발생하였으나 고주파수 영역에서의 음향하중레벨은 상대적으로 무시될 수 있을 정도로 낮은 수준이고, 실제 콤포넌트의 랜덤진동규격이 2,000Hz 대역 이하로 정의되어 있기에, 고주파수대역의 시험조건차이는 시험결과에 큰 영향성이 없다고 판단되며, 따라서 본 시험은 음향하중시험규격에 합당하게 수행되었다고 판단되었다.

3. 시험결과

3.1 위성부

더미위성 바닥면에서 계측된 랜덤진동환경은 Fig 4와 같다. 위성과 발사체간 접촉관리문서(ICD)에서 규정된 위성 랜덤진동시험규격에 비해 상당히 낮음을 알 수 있고 전 주파수 대역에서 위성시험규격을 모두 만족함을 확인할 수 있으며, 계측된 최대 랜덤진동수준은 2Grms이하였다.

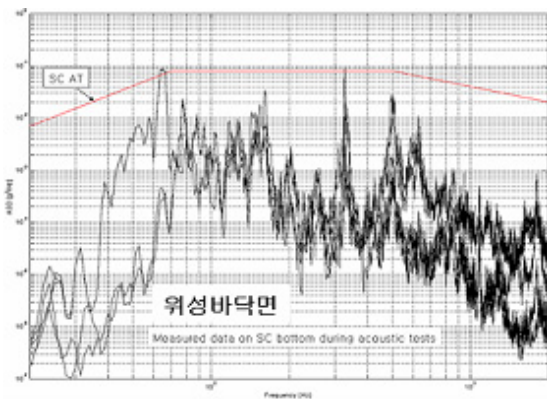


Fig. 4 PSD measured at the bottom of SC

3.2 탑재부

탑재부(전장베이면, KMS패널)에서 계측된 랜덤진동환경은 Fig 5와 6와 같다. 전장베이면에서의 랜덤진동수준은 전체적으로 최대 5Grms 이하의 비교적 낮은 수치지만, 155 ~ 170Hz대역에서 구조공진으로 인한 과도응답특성이 나타났다. 이러한 구조공진으로 인해 해당주파수에서의 반응이 증가하여 콤포넌트수준의 수락시험규격을 일부 초과했지만, 인증시험규격은 만족함을 확인할 수 있었다. 또한 전장 베이면 하부 킥모터가 체결되는 콘형 구조물에 위치하는 패널에서의 랜덤진동환경은 전체적으로 최대 8Grms 이하수준으로 나타났다. 이 콘형 구조물은 스텝거로 보강된 얇은 셸 구조체이므로 별집구조체로 이뤄진 전장베이면에 비해 음향하중에 취약하기 때문으로 나타난 현상이다. 그러나 이경우에도 비록 수락시험규격은 만족시키지 못하나 인증시험규격은 만족한다고 판단된다.

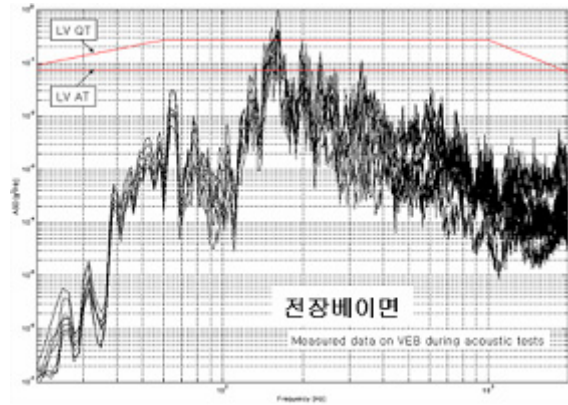


Fig. 5 PSD measured on the VEB

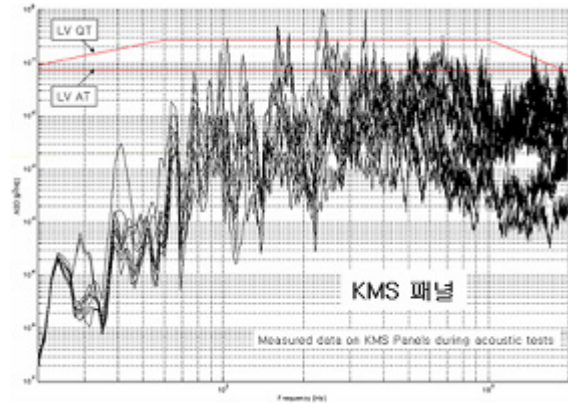


Fig. 6 PSD measured on the KMS Panels

3.3 킥모터부

Fig. 7은 킥모터부에서 계측된 랜덤진동 스펙트럼을 보여준다. 질량이 매우 큰 킥모터는 단순 질량덩어리로 상사될 수 있으므로 음향하중으로 인한 발생하는 랜덤진동수준

은 낮은 것으로 판단되었다.

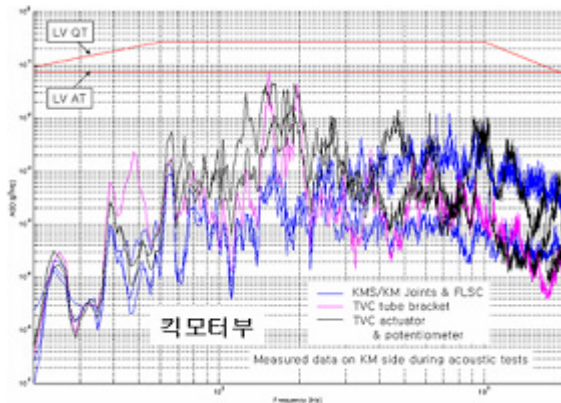


Fig. 7 PSD measured on the Kick-motor

4. 결론

본 연구에서는 한국형소형위성발사체(KSLV-I)의 상단 조립체에 대해 수행된 음향하중시험에 대해 시험절차 및 시험결과를 간략히 언급하였다. 음향하중시험 도중 특이할 만한 이상이나 문제점은 발생하지 않았으며, 시험결과를 정리해보면, 음향하중으로 유발된 진동수준은 전반적으로 낮게 예측되었으나 특정주파수 영역에서는 구조공진으로 인한 과도응답특성이 나타났다. 그러나 음향하중으로 유발된 랜덤진동수준은 콤포넨트 랜덤진동규격과 비교해보면 양호한 것으로 판단되며 콤포넨트 시험규격이 타당하다고 판단되었다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원에서 수행중인 “소형위성 발사체(KSLV-I) 개발사업”의 5차년 개발연구의 일환으로 수행되었다.

참 고 문 헌

- (1) NASA, March 1986, Design and Verification Guidelines for Vibroacoustic and Transient Environments, NASA TM-86538
- (2) NASA, June 1996, General Environmental Verification Specification for STS & ELV, Payloads, Subsystems, and Components, Rev. A
- (3) NASA, June 1996, Payload Vibroacoustic Test Criteria, NASA-STD-7001
- (4) NASA, March 2001, Dynamic Environmental Criteria, NASA-HDBK-7005
- (5) KARI, October 2006, KSLV-I Upper Stage EM AIT Results Review, Session I