

위성 발사체 구조 개발을 위한 음향/진동 연구

An overview of acoustic and vibration research activities for the structural development of Korean space launchers

박순홍[†]

(Soon-Hong Park^{1†})

¹한국항공우주연구원 한국형발사체개발사업본부

(Received June 17, 2020; accepted July 20, 2020)

초 록: 본 논문은 우주 발사체 구조 개발을 위한 음향/진동 연구의 개요와 음향 해석 및 시험 기술의 국내 현황을 소개하고 있다. 먼저 발사체 운용중에 받는 동하중에 대하여 요약, 정리하고 위성체를 보호하기 위한 페이로드 페어링의 음향 하중 저감 설계 및 해석 방법을 소개하였다. 나로호부터 현재 한국형발사체 페이로드 페어링까지 음향 보호 시스템의 최적 설계를 위해 구조 진동-음향 연성 해석 성능의 향상을 도모하였으며, 이를 위한 연구 활동을 살펴보았다. 구체적으로 적층 구조가 다른 복합재료 실린더에 대한 음향 하중 저감 성능 해석 및 검증 시험, 음향 공명기 배열을 적용하기 위한 인클로저 음향 시험, 나로호 페어링 실린더부에 대한 음향 가진 시험 및 해석 등의 결과를 소개하였다. 현재 개발중인 한국형 발사체(누리호)의 페이로드 페어링 음향 하중 저감 해석 및 시험 결과를 소개하였으며 해석 결과가 실험 결과를 잘 예측함을 보였다.

핵심용어: 우주 발사체, 진동-음향 연성해석, 음향보호시스템, 페이로드페어링

ABSTRACT: Acoustic and vibration research activities for the structural development of Korean space launch vehicles are introduced in this paper. Various dynamic loads exerted on a launch vehicle during its operation are summarized. The acoustical design method of payload fairings which protect satellites from harsh launch environment was reviewed. Several acoustic research activities were performed to enhance the analytical prediction ability during the development period of the Naro and the Nuri launcher. Specifically, the following research activities are reviewed: a test and vibro-acoustic analysis of composite cylinders whose layup properties are varied, a research on low-frequency acoustic load reduction by an acoustic resonator array and an acoustic test on the cylinder part of the Naro payload fairing. A vibro-acoustic analysis result for the Nuri launcher was introduced and predicted acoustic and vibration levels and measured ones are shown to be in a good agreement.

Keywords: Space launcher, Vibro-acoustic analysis, Acoustic protection system, Payload fairing

PACS numbers: 43.50.Lj, 43.50.Gf

1. 서 론

우리나라의 우주개발은 1992년도에 국내 최초로 우리별 위성을 제작한 이후로 최근 항공우주연구원의 다목적 실용위성군(아리랑 위성) 및 정지궤도 위성군(천리안 위성)에 이르기까지 인공 위성 분야에 있어서는 괄목할 만한 발전을 이루었다. 우주 기술

자립을 위한 발사체 분야는 선진국과의 기술 격차를 조금씩 줄여가고 있으며 과학 관측 로켓인 KSR-I, KSR-II 이후 국내 최초의 액체 추진 기관 로켓인 KSR-III를 2002년에 발사하였고, 위성 발사체로는 소형 위성 발사체 나로호(KSLV-I)를 2차례의 실패 끝에 2013년에 성공적으로 발사하였다. 이후 우주 기술 자립을 위해 현재 한국형 발사체 누리호를 개

[†]Corresponding author: Soon-Hong Park (shpark@kari.re.kr)

LV Structures Department, Korea Aerospace Research Institute, 169-84 Gwahakro, YusongGu, Daejeon 34133, Republic of Korea

(Tel: 82-42-860-2093, Fax: 82-42-860-2233)



Copyright©2020 The Acoustical Society of Korea. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

발하여 내년(2021년) 발사시험을 앞두고 있다.

한국형 발사체를 개발하는데 필요한 여러 연구 분야 중 음향/진동 관련 연구는 우주 발사체가 임무 중 경험하는 음향, 진동, 충격 등의 동하중에 대하여 내부 구조, 탑재 위성 및 전자 탑재물의 건전성 확보를 목적으로 한다. 탑재 위성 및 전자 탑재물 등이 경험하는 동하중을 저감하기 위해, 음향 하중 저감을 위한 흡음 및 차음 구조 기술, 진동 및 파ירו 충격 하중(pyroshock) 저감을 위한 진동 저감 구조 설계 및 절연체 설계 기술 등을 들 수 있다. 그리고, 동하중에 대한 발사체 부구조 및 전자 탑재물의 내구성을 확보하기 위한 진동 및 내구 해석 기술, 음향/진동 시험 평가 기술의 확보도 중요하다. 본 논문에서는 한국형 발사체 개발에 적용되고 있는 음향/진동 연구에 대해 소개하고, 특히 위성체를 보호하기 위한 페이로드 페어링의 음향 저감 설계 연구에 대하여 살펴본다.

II. 발사체 음향/진동 연구 개요

우주 발사체는 Table 1과 같이 발사를 위한 운송에서부터 탑재 위성 분리까지 발사(lift off) 시에 경험하는 150 dB 이상의 음향 하중, 단 분리(stage separation), 페이로드 페어링 분리(payload fairing separation)와 같은 각종 파ירו 분리, 엔진 연소 종료(Main Engine Cut Off, MECO) 등과 같은 추력 변화, 돌풍 및 공력 하중과 같은 동하중을 경험하게 된다.^[1] 발사체 음향/진동 연구는 이와 같은 다양한 동하중으로부터 우주 발사체 및 탑재 위성이 무사히 임무를 수행하고, 발사 신뢰도를 증대시킬 수 있도록 동하중을 예측하고 분석하며, 구조체 및 탑재체의 설계를 위한 동하중 기준을 정의하고, 적절한 동적 시험 계획의 수립, 동적 시험 규격의 정의, 동적 시험 방법의 개발 및 후처리 등의 평가를 수행하는 폭넓은 연구 분야가 있다.^[2]

발사체가 임무 중 경험하게 되는 모든 동하중은 발사체 주요 부품 및 구조체의 설계 관점에서 주요 주파수 대역별로 하중을 재정의하여 설계에 사용된다. 주파수 대역별로 발사체 주구조체의 설계 하중으로 사용되는 준 정적 하중(발사체 주요 고유진동수 미만), 이차 연결 구조 및 체결부 설계와 관련된 정현파 진동 하중(100 Hz 이하), 주파수 대역이 넓으면

Table 1. Dynamic loads on space launcher.^[1,2]

Dynamic loads	Source of loads	Frequency range
Transportation loads	Due to transportation and handling acceleration	< 50 Hz
Wind loads	Due to wind and turbulence	< 20 Hz
Rocket motor ignition overpressure during lift-off	Due to shock wave produced by solid rocket motor	< 40 Hz
Liftoff release loads	Longitudinal acceleration due to rapid velocity change at lift off	< 20 Hz
Engine/motor generated acoustic loads	Due to supersonic jet noise (random) During liftoff overall 150 dB ~160 dB	50 Hz ~10 kHz
Engine/motor generated structure-born vibration loads	During rocket engines are operating (random and periodic)	< 2 kHz
Aerodynamic loads during ascent	Due to fluctuating pressure in a turbulent boundary layer (random)	< 10 kHz
Engine/motor thrust transients	Due to shutdown or start of engine/motor beyond liftoff transient	< 100 Hz
Maneuvering load	Due to thrust vector control	< 10 Hz
pogo stick effect	Instability due to the interaction between longitudinal vibration of rocket and thrust oscillation of engine (periodic)	< 125 Hz
Solid motor pressure oscillation	Due to cavity resonance (resonance burn)	< 1000 Hz
Liquid sloshing in tanks	Transient motion of liquid propellant due to turbulence or thrust vector control	< 5 Hz
Pyrotechnic induced loads	Nose fairing, payload, stage separation The primary sources of high frequency transient environment	< 100 kHz

서 위성체 구조파손 및 전자 탑재물의 고장을 유발하는 랜덤 진동 및 음향 하중(2000 Hz 이하) 등이 주요 설계하중이 되며,^[2] 매우 높은 가속도를 유발하여 전자 탑재물의 오작동을 유발하는 파ירו 충격 하중(최대 100 kHz 까지) 등은 전자탑재물의 생존성을 좌우하는 하중이다.

본 논문에서는 탑재 위성의 보호를 위해 주로 엔진 연소 및 대기 비행시 발생하는 음향 하중을 저감하기 위한 발사체 구조 설계 관련 연구 내용을 살펴보고자 한다.

III. 페이로드 페어링의 음향 저감 설계

3.1 탄소 섬유 복합재료 구조 음향 설계

발사체 설계에 있어 지상에서의 이륙 및 비행 중 경험하게 되는 랜덤 진동 하중은 위성체 및 전자 탑재체의 손상 및 오작동을 야기할 수 있어, 위성체를 보호하는 페이로드 페어링(Payload Fairing, PLF)의 흡차음 설계가 매우 중요하다. 위성 탑재부가 경험하는 랜덤 진동 하중의 주요 원인은 발사체 주엔진에 의한 음향 하중 및 비행중 발사체 표면에 발생하는 난류 등에 의해 가진되는 공력 음향 하중이다. 이와 같은 음향 하중을 저감하여 위성 등이 견딜 수 있는 기준 레벨 이하로 유지할 수 있도록 페이로드 페어링 구조를 설계하여야 한다. 구체적으로 페이로드 페어링의 차음 성능 향상 및 내부 공간의 흡음을 위한 흡음 기구 등의 설계 및 적용을 통해 위성체에 가해지는 음향 하중 수준을 최소화하는 것으로 목표로 관련 연구를 진행하고 있다.

나로호 및 누리호(한국형 발사체)의 페이로드 페어링은 탄소섬유 샌드위치 복합재료 제작되는데 일반적인 금속 소재에 비해 구조 강도는 크게 향상되거나 비강성(무게 대비 강성)이 크기 때문에 차음에 불리하다. 또한 복합재료 샌드위치의 면재 및 코어의 적층(layup) 방법에 따라 음향 투과 손실 특성이 변화한다. 페이로드 페어링 최적 설계를 위해 탄소섬유 샌드위치 복합재료의 구성에 따른 차음 특성을 파악하고 강도 조건을 만족하는 범위에서 최적의 적층 구성을 시험 및 해석으로 결정하였다. 먼저, 나로호의 페이로드 페어링 개발 초기에 샌드위치 구조의 적층 형식을 결정하기 위해 강도 조건을 만족하는 다수의 샌드위치 복합재료 구조 평판에 대한 차음 해석 및 시험을 수행하였고, 강도 조건을 만족하면서 차음 특성이 가장 좋은 샌드위치 복합재료를 선정한 바 있다.^[3] 또한 실린더 형상의 샌드위치 복합재료 동체의 구조 진동 특성이 평판과 다른 점 등을 고려하여 질량은



Fig. 1. Four composite cylinders whose lay-up properties are varied.^[4]

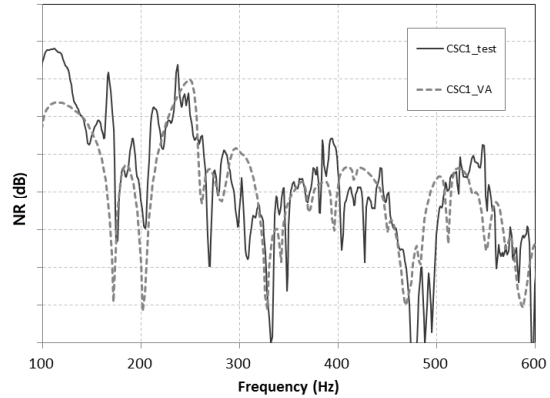


Fig. 2. NR comparison of test and analysis results for a composite cylinder.

동일하지만 적층 구성을 달리한 4종의 축소형 복합재료 실린더(Fig. 1, 직경 1 m)에 대해 음향 하중 저감 성능을 평가하였다.^[4] 4종의 실린더에 대해 음향 가진 시험을 수행하여 실린더 내/외부의 음압 수준을 측정하고 음압 감소치(Noise Reduction, NR)를 측정하였다.

음향 가진 시험을 통한 NR과 음향-진동연성해석에 의한 NR 비교를 통해 해석 방법을 검증하였으며 베이스라인 실린더에 비해 탄소 섬유 프리프레그의 적층 변경시 최대 1.84 dB의 음압 감소 효과가 있는 것을 확인하였다. Fig. 2는 위 복합재료 실린더 1종에 대한 NR의 측정치와 해석치의 비교이다(세로축은 5 dB 간격임).

3.2 흡음 구조 설계

일반적인 상용 발사체의 페이로드 페어링의 내부 음향하중 규격은 약 140 dB 내외로 규정된다. 페이로드 페어링 외부는 약 150 dB 내외의 음향 하중이 작용하므로 최소 10 dB 이상을 저감하여야 하며, 안전 여부를 고려하면 그 이상의 음향 하중을 저감할 수 있어야 한다. 페이로드 페어링의 직경이 커질수록 샌

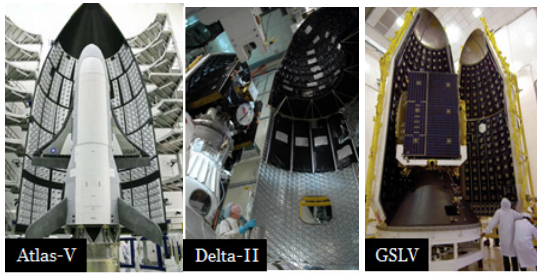


Fig. 3. (Color available online) Acoustic protection system for several launchers.

드위치 복합재 구조체만으로는 음향 하중 저감 목표치를 만족하지 못하므로 음향 하중의 추가 저감을 위한 음향 하중 저감 시스템이 요구된다.

한국 최초의 우주 발사체 나로호(KSLV-I)에는 음향 하중 저감을 위한 흡음 기구가 적용되었고, 현재 개발중인 누리호(KSLV-II, 한국형 발사체)에도 흡음 기구로서 음향 보호 시스템(Acoustic protection system)이 적용되어 있다. 우주 발사체에 적용되는 흡음 기구는 일반적인 흡음 기구와는 달리 고음압에서 작동하고, 청정, 진공 및 온도 등의 특수 환경 조건을 만족하여야 하며, 비행시 작용하는 관성 하중 또는 진동 하중 등에 의해 파손되지 않아야 하는 등의 여러 환경 조건을 만족하여야 한다. 또한 가능하면 경량이고, 페이로드 체적의 손실을 줄이기 위해 수십 mm 두께의 얇은 형태를 가져야 하며 위성체의 주요 공진이 있는 중-저주파수 대역의 음향 에너지를 저감할 수 있어야 한다. Fig. 3은 해외 발사체의 페이로드 페어링에 사용하고 있는 음향 보호 시스템의 예를 보여주고 있다.

이와 같은 요구 조건하에서 현재 적용되고 있는 흡음기구는 음향블랭킷 및 음향공명기가 대표적이다. 음향블랭킷은 흡음재를 위성 발사 환경 조건에 적합하도록 특수 필름 등으로 밀봉하여 제작한 것으로 많은 발사체에서 널리 사용되고 있는 흡음 기구이다. 단점으로는 저주파 대역(100 Hz 이하)의 흡음을 위해서 두께가 두꺼워져야하므로 탑재 페이로드의 체적 손실을 유발한다. 한국형 발사체에서는 이와 같은 점을 극복하기 위해 100Hz 이하의 저주파 대역의 흡음을 위해 음향 공명기 배열을 적용하였다. 음향 공명기는 Ariane 5, Atlas V 발사체 등에서 사용된 바 있다. 이에 음향블랭킷과 함께 음향 공명기 배

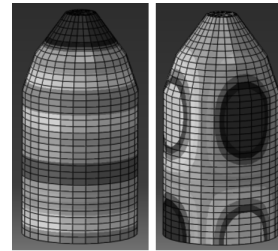


Fig. 4. Low frequency acoustic modes for Nuri PLF (83 Hz, 124 Hz).

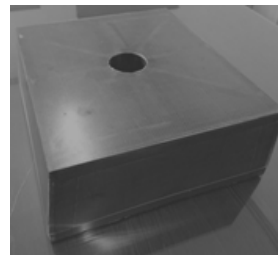


Fig. 5. Light-weight Acoustic resonator for Nuri launcher.

열 시스템을 사용하여 음향 하중 저감 목표치를 만족시키고자 하였다. 음향 공명기 배열은 음향블랭킷의 음향 하중 저감 성능이 떨어지는 저주파수 대역의 음향 모드(Fig. 4)를 저감하기 위해 설계된다. 음향블랭킷의 내부 충전재(batting material)에 대한 최적 구성은 다수의 시편을 제작하여 음향 임피던스 측정 및 흡차음 시험을 수행하여 결정하였다. 음향 공명기는 목(neck)이 있는 판넬과 내부 공동을 형성할 수 있는 탄소 섬유 복합재료 소재로 제작되었다. 나로호의 음향 공명기에 비해 한국형 발사체에서는 더욱 개량하여 중량을 35% 이상 경량화한 음향 공명기(Fig. 5)를 개발하였다. 음향 공명기의 경우 높은 입사 음압에서 비선형 흡음 특성을 보이기 때문에 발사시 예상되는 페어링 내부 음압 수준 및 구조-음향 연성 효과를 고려하여 흡음 성능 최적화를 수행하였다.

음향공명기 설계를 위해 실험적 방법을 통해 높은 음압에서의 내부 확장관형 음향 공명기 설계를 위한 음향 임피던스 모델을 확립하였고,^[5] 음향 공명기 적용에 의한 내부 음압 감소량은 음향경계요소법을 이용한 진동-음향 연성(vibro-acoustic) 해석으로 검증되었다.

Figs. 6과 7은 인클로저 벽면에 음향 공명기를 배열

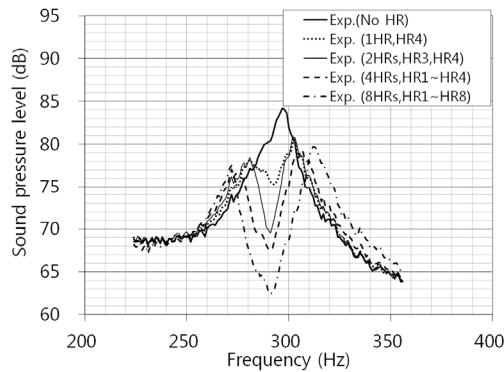


Fig. 6. Measured sound pressure spectrum showing the effect of the resonator array.

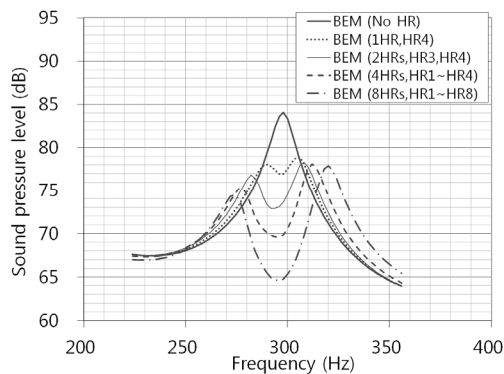


Fig. 7. Predicted sound pressure spectrum showing the effect of the resonator array.

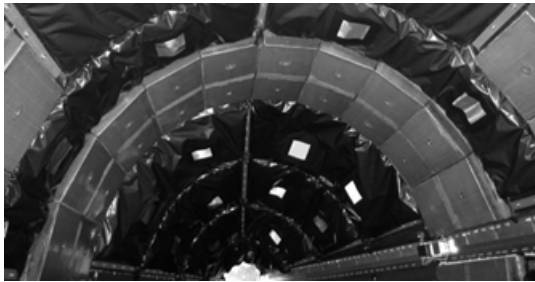


Fig. 8. Acoustic protection system for the Naro PLF.

할 때 위치 변화를 통해 내부 음압의 감소 특성을 측정하고, 이를 음향 해석으로 구현한 결과이다. 음향 해석에서 음향 공명기를 상세 모델이 아닌 임피던스 패치로 고려한 경우에도 매우 정확한 예측 결과를 보여줌을 확인할 수 있었다.^[6]

한편, 음향 블랭킷과 음향 공명기 이외에 미세천공판 및 미세천공판과 음향공명기를 결합한 소음 제어 요소에 대한 연구^[7,8]도 진행되었고, 향후 개발할 페이로드 페어링에 적용할 수 있도록 검토하고 있다.

음향 블랭킷 및 음향 공명기의 음향 제어 특성을 파악한 후 페이로드 페어링 내부에 배치 설계를 수행하였다. 배치 설계 기준은 페어링 내부 공간의 음향 모드 형상을 이용하고, 흡음 기구들이 가장 잘 작동할 수 있는 위치를 평가하여 해당 공명기를 부착하였다. 음향 공명기를 배치한 이후 나머지 부분은 중고주파 대역의 흡음을 위한 음향 블랭킷을 배치하였다. 나로호 페이로드 페어링 내부에 배치된 음향 보호 시스템은 Fig. 8와 같다.

3.3 진동-음향 연성 해석 연구 및 검증

단품으로 설계된 음향 보호 시스템은 페이로드 페어링에 적용하고, 진동-음향 연성 해석(vibro-acoustic analysis)을 통해 외부 음향 하중에 대한 페어링 내부의 음향 하중을 예측하였다. 진동-음향 연성 해석 방법으로는 구조-연성 음향 경계요소법(Finite Element Method-Indirect Boundary Element Method, FEM-IBEM), 구조-연성 음향 유한요소법(FEM-FEM), 통계적 에너지 해석법(Statistical Energy Analysis, SEA)을 사용하고 있다.

3.3.1 나로호 페이로드 페어링 실린더 음향 해석 및 검증

진동-음향 연성 해석 방법의 검증을 위해 나로호 페어링의 실린더부(직경 2 m, 높이 2.4 m)를 이용한 시험 시제를 제작하여 진동-음향 연성 해석을 수행하고, 음향 가진 시험을 수행하여 그 결과를 비교하였다.^[9] 해석 주파수 대역에 따라 음향경계요소법과 통계적에너지 해석법을 각각 적용하였다. 먼저 500 Hz-1/3 옥타브 밴드 대역까지의 해석은 구조 유한요소(FEM) 및 음향 간접경계요소(IBEM) 연성 모델을 이용하여 해석을 수행하였다. 시험에 사용된 복합재료 실린더 구조를 유한 요소 모델링하여 모드 해석을 수행하고, 구조 형상 엔빌로프를 이용한 경계 요소 모델을 작성하였다. 실린더 구조 모드는 MSC. NASTRAN을 이용하여 계산하였으며, 그 진동-음향 연성 해석을 위해 VirtualLab Acoustics를 사용하였다. 구조 해석 모델의 경계 조건 및 모달 댐핑의 값은 시험과 해석과의 교정시험(correlation)을 통해 가장 시험 결과를 잘 표현하는 값을 사용하였다.

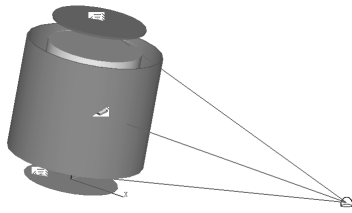


Fig. 9. SEA model.



Fig. 10. Acoustic test for the cylinder part of Naro PLF.

음향 챔버를 이용하여 음향 시험을 수행하는 경우 음향 챔버내의 음향 가진 환경을 평면파들의 조합으로 모사하는데, 이에 대한 근거는 임의의 방향으로 입사하는 평면파의 무한 조합이 확산 음장(diffuse field)을 표현할 수 있다는 이론에 근거한다. 음향 챔버 내의 확산 음장 가진을 모사하기 위해 전 방향에서 입사하는 평면파를 이용하였다. 한편 630 Hz-1/3 옥타브 대역 이상의 고주파 대역의 해석은 통계적 에너지 해석법(SEA)를 이용하여 해석을 수행하였다. 해석은 VAONE을 이용하여 수행하였으며, 해석 모델은 Fig. 9와 같다.

해석 결과의 검증에 위해 해당 시체에 대해 한국항공우주연구원의 고음압 음향 챔버에서 음향 시험을 수행하였다. 실린더 시체 내외부의 음향장을 상세하게 측정하기 위해 실린더 내부에 스텝 모터에 의해 회전 가능한 마이크로폰 어레이를 이용하여 음향 가진 중에 순차적으로 회전시키면서 음향 하중을 계측할 수 있도록 하였다. 음향 챔버를 이용한 음향 가진시 외부 음장은 회전식 마이크로폰 어레이를 이용하여 측정하였다(Fig. 10). 가진 음향 하중은 145 dB(overall) 수준이었다.

본 시험으로부터 측정된 외부 음향장의 공간적 분

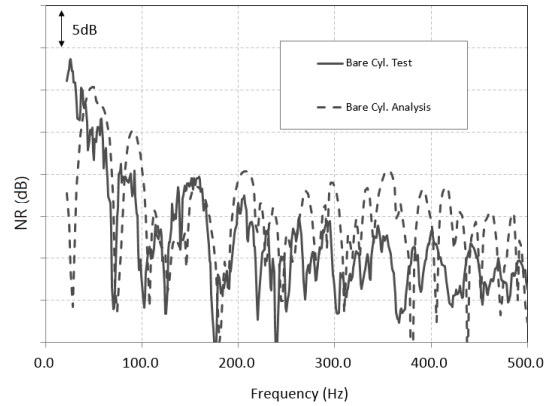


Fig. 11. Comparison of test and analysis NR.

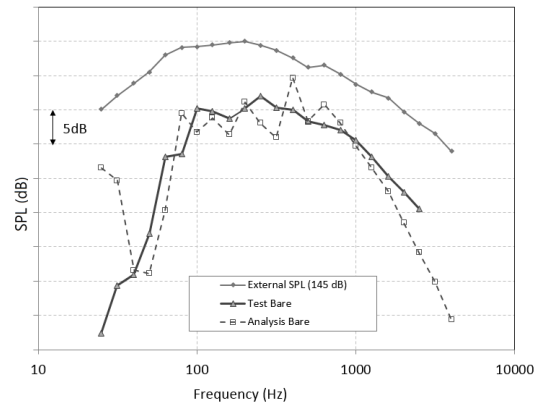


Fig. 12. Comparison of 1/3 octave band spectra.

포를 분석하였고 시체를 가진하는 음향장의 해석에서의 외부 음향장 모델링에 대한 타당성을 확인할 수 있었다. 연성 해석 모델(FEM-IBEM)을 이용한 NR 과 음향 시험에서 측정된 값과 비교하면 Figs. 11 및 12와 같다.

FEM-IBEM 해석 결과는 350 Hz 이하에서는 비교적 시험 결과를 잘 표현하고 있으며 350 Hz 이상부터 시험 결과에 비해 높은 NR을 보여주고 있다. 이는 해석 모델에서는 고려하기 어려운 조립 상태 및 틈새 등에 의한 누설의 영향 등으로 시험 결과가 낮게 나온 것으로 생각해 볼 수 있다.

Fig. 12는 외부 가진 145 dB의 스펙트럼 가진시 실린더 내부 음향 하중의 예측 결과 및 시험 결과를 비교하고 있다. 스펙트럼은 500 Hz-1/3 옥타브 대역 이하에서 FEM-IBEM 해석을 수행하고, SEA 결과(630 Hz-1/3 옥타브 대역 이상)를 수행하여 합한 결과이다. 결과를 보면 31 Hz 이하의 극저주파수 대역을 제

외하고 전체 주파수 대역에서 실험 결과를 잘 예측하고 있다. 극 저주파수 대역의 결과 차이는 실린더 구조의 경계 조건의 차이에 기인한다. 전체 음압 레벨(overall level)값으로 계산한NR(4 kHz 대역까지)을 비교해 보면, 해석 결과가 0.3 dB 이내로 실험 결과를 예측하는 성능을 보임을 알 수 있었다.

3.3.2 한국형발사체 페이로드 페어링 음향 해석 및 검증

한국형발사체(누리호)의 페이로드 페어링의 음향 하중 저감 성능 해석은 3단계로 진행되었다. 먼저 초기 페어링 모델에 대해 통계적 에너지 해석법과 구조-음향경계요소법(FEM-IBEM)을 이용하여 설계를 수행하였다. 해석을 통해 음향하중 저감구조의 최적 배치를 수행하였고 개발 모델의 내부 음향 하중 수준이 요구조건에 3 dB의 안전 여유를 두고 만족하는 것을 확인하였다. Fig. 13은 페이로드 페어링 외부의 음향 가진에 대해 페이로드 페어링의 복합재 구조만의 차음 성능과 음향하중 저감구조가 적용이 된 경우의 흡차음 성능을 해석적으로 구한 결과이다.

315 Hz 1/3 옥타브 대역 이하의 해석은 구조유한요소-음향간접경계요소(FE-IBEM)법으로 수행하였고, 4000 Hz까지의 전체 주파수 대역의 해석은 통계적 에너지 해석 모델을 구성하여 해석하였다. 315 Hz 이하의 대역에서는 모드를 정확히 고려할 수 있는 FEM-IBEM 법이 좀 더 정확하며, 315 Hz 이상의 주파수 대

역의 결과는 통계적 에너지 해석법에 의한 결과를 적용하여 내부 음향 하중 수준을 예측하였다. 해석 결과(Fig. 13)에서 음향 공명기가 제어하는 영역과 음향 블랭킷이 제어하는 영역에서 페이로드 페어링 복합재 스킨만의 흡차음에 비해 9 dB 내외의 음향 하중 저감 효과가 있는 것을 알 수 있다.

해석 및 설계 결과에 대한 검증을 위해 개발 모델에 대한 음향 가진 시험(Fig. 14)을 수행하고 페이로드 페어링 내부 음향 하중 규격 만족 여부를 검증하였다. 음향 시험 결과 페이로드 페어링 내부 음향 하중 측정치와 예측치는 0.6 dB 차이로 본 해석에 의한 음향 하중 저감 구조의 설계 및 성능 예측의 타당성을 확인할 수 있었다.

페이로드 페어링 내부 음향 하중 뿐만 아니라 탑재물의 랜덤 진동 수준의 예측 신뢰도를 높이기 위해 페이로드 페어링 및 탑재부 모델에 대한 신규 해석 모델을 구축하였다. 본 해석 모델은 발사체 전기체에 대한 진동-음향 연성 해석 모델을 구조 유한요소 및 음향 유한요소 모델로 구성하고 최대 800 Hz의 주파수 대역내에서 해석하는 것을 목표로 하였다. Fig. 15는 기존 해석 모델(FEM-IBEM)을 구조-음향 유한요소모델(FEM-FEM)로 변경한 모델을 보여준다. 확산장의 모사를 위해 평면파 분포 하중을 이용하여 음향 가진하고 페이로드 페어링 내부의 전자탑재대 및 탑재물에 가해지는 랜덤 진동 레벨을 해석적으로

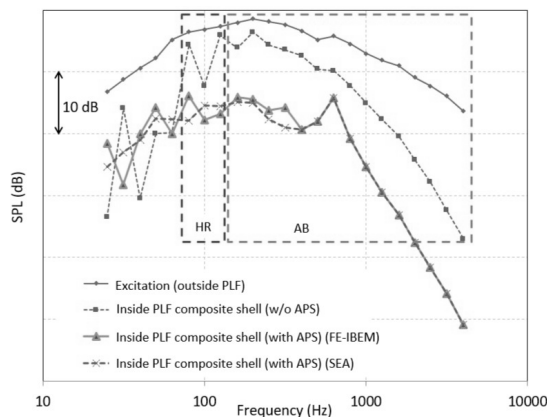


Fig. 13. Reduction of acoustic loads by PLF predicted by FE-IBEM and SEA. Here, HR and AB stand for Helmholtz resonator and acoustic blanket, respectively.



Fig. 14. Payload fairing (KSLV-II) acoustic test.

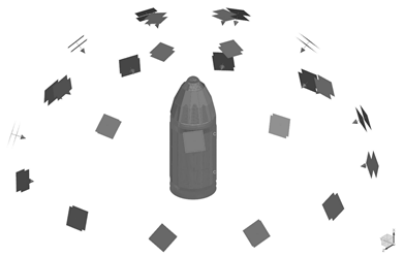


Fig. 15. Vibro-acoustic model of Payload Fairing (FE-FE).

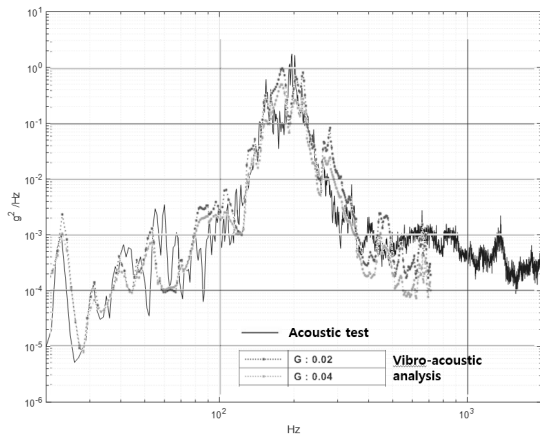


Fig. 16. Comparison of test and analysis spectrum of payload bay in a upper stage structure.

구하였다. 해석 모델은 진동 모드 시험을 수행하여 교정을 완료한 모델을 사용하였고, 구조 진동 감쇄율을 1%~2% 수준으로 하고 랜덤 진동 스펙트럼을 예측하였다.

Fig. 16은 해석 결과와 음향 시험에서 측정된 랜덤 진동 스펙트럼을 비교한 결과이다. 해석 결과는 구조 진동 감쇄율을 1%와 2%로 바꾸어가면서 해석한 결과이며, 시험에서 측정된 랜덤 진동 스펙트럼을 매우 잘 모사할 수 있음을 보여주었다.

IV. 결 론

우주 발사체 구조 개발에서 음향/진동 관련 연구 개요와 우주 발사체에 작용하는 동하중을 살펴보았다. 그리고, 위성체를 보호하기 위한 페이로드 페어링의 음향 하중 저감 설계 및 검증 방법을 구체적인 예시를 통해 보였다. 나로호 이후 한국형발사체(누리호)까지 페이로드 페어링의 음향 하중 저감 특성

의 예측은 구조진동-음향 연성하중 해석법의 해석 성능 향상에 초점이 맞추어져 있다. 통계적 에너지 해석법, 구조 유한요소-음향 경계요소 연성 해석법, 구조 유한요소-음향 유한요소 연성 해석법등의 해석 기법이 사용되었으며, 최근 구조 유한요소-음향 유한요소 연성 해석법이 시험 결과를 상당히 잘 예측하는 결과를 보여주고 있다. 현재 페이로드 페어링의 해석에 의한 예측 성능은 음향 시험 결과를 비교적 잘 반영할 수 있는 정도로 성숙되어 있음을 알 수 있다. 또한 전체 발사체 구조에 대한 구조-음향 연성해석 모델링을 통해 발사시의 발사 음향 환경을 고려한 해석을 진행하고 있다.

감사의 글

본 연구는 과학기술정보통신부의 “한국형발사체 개발사업”의 지원으로 수행되었음.

References

1. H. Himelblau, J. E. Manning, D. L. Kern, A. G. Piersol, and S. Rubin, Dynamic environmental criteria, NASA Tech. Rep., HDBK-7005, 2001.
2. S.-H. Park, S.-H. Seo, J.-H. Han, and C.-W. Gong, “Acoustic and vibration mitigation, test and evaluation technology for space launch vehicle”(in Korean), Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, **12**, 115-126 (2014).
3. S.-H. Park, C.-W. Kong, Y.-S. Jang, and Y. Y. Moo, “Acoustic loads reduction of composite plates for nose fairing structure” (in Korean), Composite Research, **17**, 15-22 (2004).
4. S.-H. Park, J. H. Han, S. H. Suh, and H. W. Jang, “Reduction of acoustic loadings by stacking variation of composite sandwich structures” (in Korean), Proc. KSAS Fall Conf. 1251-1253 (2015).
5. S.-H. Park and S.-H. Seo, “An empirical acoustic impedance model for the design of acoustic resonator with extended neck at a high pressure environment” (in Korean), Trans. Korean Soc. Noise Vib. Eng. **22**, 1199-1205 (2012).
6. S.-H. Park and S.-H. Seo, “Low-frequency noise reduction in an enclosure by using a helmholtz resonator array” (in Korean), Trans. Korean Soc. Noise Vib. Eng. **22**, 756-762 (2012).
7. S.-H. Park, “A design method of micro-perforated

- panel absorber at high sound pressure environment in launcher fairings,” J. Sound Vib. **332**, 521-535 (2013).
8. S.-H. Park, “Acoustic properties of micro-perforated panel absorbers backed by Helmholtz resonators for the improvement of low-frequency sound absorption,” J. Sound Vib. **332**, 4859-4911 (2013).
9. S.-H. Park, S. H. Suh, and J. H. Han, “Comparison of acoustic test and vibro-acoustic analysis results of a composite cylinder under external acoustic loading” (in Korean), Proc. Proc. KSAS Fall Conf. 1180-1183 (2014).

저자 약력

▶ 박 순 홍 (Soon-Hong Park)



1994년 2월 : KAIST 기계공학과 학사
2001년 2월 : KAIST 기계공학과 박사
2001년 3월 ~ 현재 : 한국항공우주연구원
책임연구원