

특집 항공우주 소음 진동 저감기술

1. 머리말

2차 세계대전을 이후 미국과 구소련(러시아)에 의해 본격적으로 시작된 우주 개발은 1970년대 이후 중국, 일본, 유럽 연합, 이스라엘, 브라질 등까지 가세하였고, 중국의 유인 우주선 성공, 일본의 달 탐사 위성 발사 성공, 미국의 유인 달 탐사 재시도 등의 프로젝트를 통해 다음 세기의 패권을 겨루는 형국을 이루고 있다. 한편 우리나라도 1992년도에 국내 최초로 우리별 위성을 제작한 이후로 최근 한국항공우주연구원의 다목적 실용 위성 아리랑 2호에 이르기까지 인공 위성 분야에 있어서는 괄목할 만한 발전을 이루었고, 부지불식간에 인공 위성의 혜택을 실생활에서 누리고 있다. 또한 발사체 분야에 있어서는 과학 관측 로켓인 KSR-I, KSR-II 이후 위성 발사체의 핵심 기술을 포함한 국내 최초의 액체 추진 기관 로켓인 KSR-III(2002)를 성공적으로 발사하였고, 위성 발사체로는 현재 개발 중인 소형 위성 발사체 KSLV-I을 내년에 나로 우주 센터에서 발사하여 발사체 분야에서도 선진국 대열에 합류할 준비를 하고 있다. 짧은 우주 개발 역사에도 불구하고 우리나라의 우주 개발은 그 동안 큰 발전을 이루었는데, 대부분의 기술은 독자 개발을 통해 확보한 것이라는데 큰 의의가 있다고 할 수 있다. 이는 우주 발사체 분야의 경우 군사적으로 역이용될 가능성이 있기 때문에 선진 발사체 기술의 이전이 쉽지 않기 때문이다.

우주 발사체 분야의 여러 기술 중 소음·진동과 관련된 기술은 우주 발사체가 임무 기간중 경험하는 음향,

진동, 충격 하중과 같은 동하중에 대하여 발사체 구조 및 전장품의 내구성을 확보하기 위한 예측 기술, 시험 기술 등을 들 수 있으며, 발사 신뢰도를 증대시키는 것을 목적으로 한다. 이를 우주 발사체 개발과 연관지어 본다면 다음과 같이 정리할 수 있다.

- 설계단계
동하중의 전달 경로 파악 및 저감 대책 수립하고, 동하중을 고려한 강건 구조 설계 수행
- 시험 및 평가 단계
임무 기간중 발생하는 동하중에 대하여 시험 평가가 가능하도록 규격을 설정하고, 부분 조립체별 시험 평가를 수행
- 사후 대책 단계
시험 평가 결과 분석 및 추가 대책 수립 및 적용

2. 우주 발사체에 작용하는 동하중

우주 발사체는 그림 1과 같이 발사를 위한 운송에서부터 임무 완료 시점까지 이륙(lift off) 시에 경험하는 150 dB 이상의 음향 하중, 단 분리(stage separation), 페어링 로드 페어링 분리(payload fairing separation)와 같은 각종 분리 이벤트, 주 엔진 연소 종료(MECO, main engine cutoff) 등과 같이 발사체에 작용하는 추력의 급격한 변화, 바람 및 최대 동압 등의 공력 하중과 같은 동하중을 경험하게 된다.

이와 같은 하중이 작용하는 이벤트를 정리해보면 표 1과 같다²⁾. 우주 발사체의 소음 진동 분야에서는 이와

* E-mail : shpark@kari.re.kr / (042) 860-2093

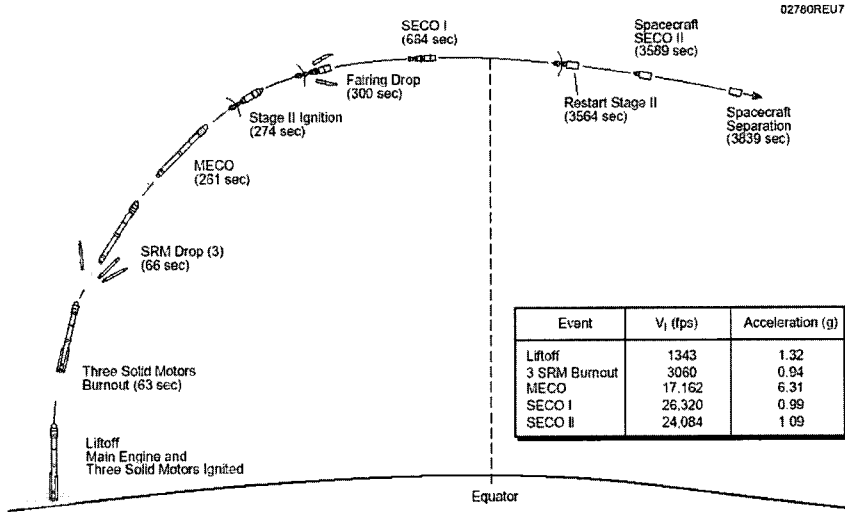


그림 1 Delta II 발사체의 임무 궤적의 예⁽¹⁾

표 1 우주 발사체에 작용하는 동하중

동하중	원인 (source of loads)	주파수 범위
운송 하중 (transportation loads)	Due to transportation and handling acceleration	50 Hz 이하
바람 (wind loads)	Due to wind and turbulence	20 Hz 이하
고체 로켓 모터 점화시 압력 (rocket motor ignition overpressure during lift-off)	Due to shock wave produced by solid rocket motor	40 Hz 이하
이탈 하중 (liftoff release loads)	Longitudinal acceleration due to rapid velocity change at lift off	20 Hz 이하
음향 하중 (engine/motor generated acoustic loads)	Due to supersonic jet noise (random) During liftoff overall 150 dB ~160 dB	50 Hz에서 10 kHz 까지
구조 기인 진동 (engine/motor generated structure-born vibration loads)	During rocket engines are operating (random and periodic)	2 kHz 이하
공력 하중 (aerodynamic loads during ascent)	Due to fluctuating pressure in a turbulent boundary layer (random)	10 kHz 이하
추력 변화 (engine/motor thrust transients)	Due to shutdown or start of engine/motor beyond liftoff transient	100 Hz 이하
기동 하중 (maneuvering loads)	Due to thrust vector control	10 Hz 이하
포고 (pogo stick effect)	Instability due to the interaction between longitudinal vibration of rocket and thrust oscillation of engine (periodic)	125 Hz 이하
고체 로켓 모터 압력 변동 (solid motor pressure oscillation)	Due to cavity resonance (resonance burn)	1000 Hz 이하
슬로쉬 (liquid sloshing in tanks)	Transient motion of liquid propellant due to turbulence or thrust vector control	5 Hz 이하
파이로 충격 하중 (pyrotechnic induced loads)	Nose fairing, payload, stage separation The primary sources of high frequency transient environment	100 kHz 이하

표 2 주파수 대역별 구분에 의한 동하중의 정의

구분	비고	주파수 영역
준정적하중(quasi-static load)	발사체 최초 고유 진동수 이하를 가진하는 하중으로 비행 가속도 등을 포함하며, 주요 구조체 강도 설계 기준을 정의함	10 Hz 미만
정현파 진동 하중 (sinusoidal vibration load)	발사체의 구조 모드를 가진하는 하중이며, 각종 체결부 등의 강도 설계 기준을 정의함	100 Hz 이하
랜덤 진동·음향 하중 (random vibration/acoustic load)	질량 대비 면적이 큰 구조체나 위성체 및 전자 탑재체의 동적 피로를 야기하는 하중으로 대부분의 하중은 발사시 음향 하중에 의해 발생함	최대 2000 Hz 까지
파이로 충격 하중 (Pyrotechnic shock load)	단분리, 페이로드 페어링 분리, 위성체 분리등의 이벤트에서 발생하며, 전자 탑재체의 비정상적 작동을 유발함	최대 10 kHz 까지

같은 각종 이벤트에서 발생하는 동하중 하에서 우주 발사체가 무사히 임무를 수행할 수 있도록 하중을 예측 분석하여 구조체 및 탑재체의 설계를 위한 하중 기준을 정의하고, 적절한 시험 계획의 수립, 시험 규격의 정의, 시험 방법의 개발, 후처리 등의 평가 과정을 통하여 우주 발사체의 발사 신뢰도를 향상시키는 업무를 주로 수행하게 된다. 표 1과 같은 각종 이벤트에서의 동하중은 발사체 주요 부품의 설계 관점에서 주요 주파수 대역별로 다시 정의하여 우주 발사체 개발 및 평가에 사용한다. 표 2와 같이 주파수 대역별로 발사체 구조체의 설계 하중으로 사용되는 준정적 하중, 연결 구조 설계 및 체결부 설계와 관련된 정현파 진동 하중, 주파수 대역이 넓으면서 위성체 및 전자 탑재물의 고장을 유발하는 랜덤 진동·음향 하중, 짧은 순간이지만 매우 높은 가속도를 유발하여 전자 탑재물의 오작동을 유발하는 파이로 충격 하중으로 구분할 수 있다.

3. 우주 발사체의 소음·진동 설계

우주 발사체의 설계에 있어 소음·진동 측면의 설계가 주된 요소가 되는 부분으로는 음향 하중의 저감을 위한 흡차음 설계가 수행되는 페이로드 페어링부, 충격 및 진동 하중 절연이 중요한 위성 탑재부 및 전자 탑재체 탑재부, 주변부에 비해 질량이 매우 커서 진동 하중에 의한 구조 강도 설계가 중요시되는 고체 모터 지지부, 고회전에 의한 진동이 유발되는 터보 펌프부 및 연소 안정성 증대를 위한 엔진 연소실 등을 들 수 있다. 또

한 발사 관련 시설과 관련하여서는 음향 하중 저감을 위한 발사대 설계, 물분사 방법의 연구 등을 들 수 있겠다. 지면의 제한으로 기술한 모든 부분체의 설계를 다루기는 어려우므로 그 중 한 예로서 KSLV-I에 적용된 페이로드 페어링부의 흡차음 설계를 중심으로 기술하기로 한다.

3.1 제트 소음에 의한 음향 하중의 예측

로켓 탑재부에 가해지는 음향 하중(acoustic loads)의 주원인은 추진기관에서 방사되는 초음속 제트 유동에 의한 소음임이 잘 알려져 있다. 이미 1950년대 발사체 개발 초기 단계부터 현재까지 음향 하중에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다. 특히 관심의 대상이 된 분야는 제트 유동의 특성에 관련된 인자가 제트 소음에 어떻게 기여하는지를 규명하는 것이었다. 이를 위해 많은 실험이 수행되었으며¹⁰⁾, 이론과의 접목을 위한 연구가 중심이 되어 진행되었다.

제트 소음에 의한 음향 하중을 특징짓는 인자로는 초음속 제트 유동의 구조를 변화시킬 수 있는 인자 및 기하학적인 요소와 외부 환경 요소로 나누어 생각할 수 있다. 제트 유동에 관한 요소로는 유체의 밀도, 노즐 출구 속도 및 음속, 난류 속도 분포 등을 들 수 있다. 유체의 밀도는 로켓의 추진 기관에 사용되는 추진제의 종류와 관련이 있다. 출구 속도 및 마하수(M, mach number) 증가함에 따라 출구 속도의 8제곱 ($M < 3$) 혹은 3제곱 ($M > 3$)에 비례하는 음향 파워를 발생시킨다. 또한 난류의 속도 분포 형상(turbulent velocity profile)에 따라 발

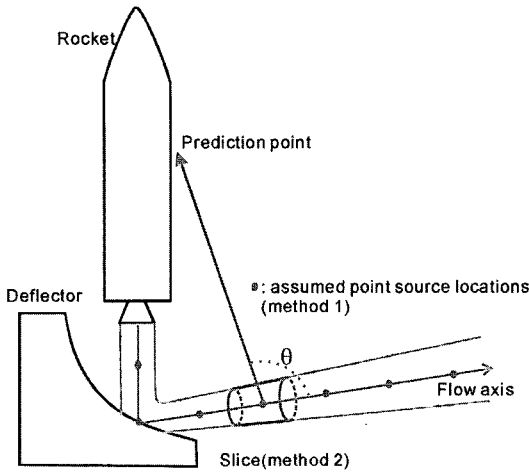


그림 2 소음원 분포의 가정

생하는 제트 소음이 크게 변화함이 실험적으로 밝혀졌다⁶⁾. 노즐에서 멀어질수록 난류 속도 분포가 서로 상관 관계를 가지고 거동하는 영역이 커지기 때문에 노즐에 가까운 부분에서는 고주파수의 소음이 발생하고, 멀어질수록 저주파수의 소음이 발생한다. 기하학적인 요소로는 노즐의 크기를 들 수 있는데, 노즐의 크기가 작아질수록 고주파수쪽에 음향 하중의 파워가 집중된다. 그리고, 발사 타워 및 화염 디플렉터 등의 외부 환경 요소는 제트 유동의 흐름을 변화시켜 방사된 음향 하중을 크게 변화시킬 수 있는 요소이다.

음향 하중의 예측을 위한 방법으로 소음원, 즉 음원의 강도(strength), 위치 및 방향성(directionality) 등을 모델링하는 방법과 측정된 음장 정보를 바탕으로 키르히호프-헬름홀츠 적분을 이용하는 방법이 있을 수 있다. 이들 중 소음원을 모델링하여 음향 하중을 예측하는 방법은 NASA에 의해 소개되었다¹⁰⁾. NASA는 다양한 로켓과 초음속 제트 노즐의 실험을 통하여 주파수별 음원의 강도, 위치 및 방향성에 대한 데이터베이스를 구축하고 두 가지 예측 방법을 제안하였다. 첫 번째는 협대역 소음을 방사하는 점음원이 유동의 축을 따라 분포한다는 가정을 이용한 방법이고(그림 2, method 1), 두 번째는 제트 유동을 분할하여 슬라이스(slice)로 나누고 이를 광대역 소음원으로 가정하는 방법이다(그림 2, method 2).

첫 번째 방법의 경우 음원의 강도는 무차원 주파수에 해당하는 스트로할 수(Strouhal number)에 대한 음향 파워 스펙트럼 데이터로부터 구할 수 있으며, 음원의 위치를

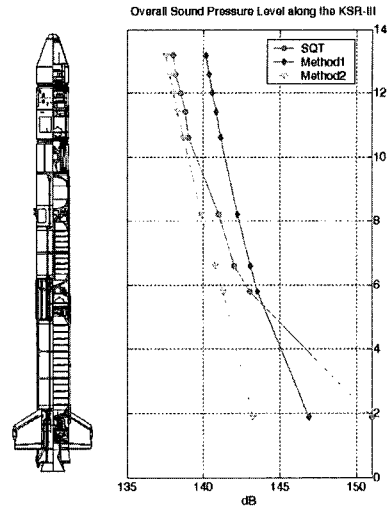


그림 3 KSR-III 단인증 시험시 Overall SPL의 예측 및 측정 결과

추정하기 위해서는 스트로할 수에 대한 점음원의 위치를 실험적으로 구한 데이터를 이용한다. 이 방법에서는 특정 주파수의 소음을 발생하는 음원을 유동을 따라 유일한 위치에 놓게된다. 두 번째 방법의 경우는 특정 주파수의 소음이 제트 유동 전체에 걸쳐 방사되는 모델인데, 소음원 즉, 유동의 슬라이스가 방사하는 음향 파워는 무차원 주파수 및 위치에 대한 함수로서 표현된다. 방사되는 소음의 방향성은 두 경우 모두 예측 위치와 소음원을 잇는 벡터와 유동 축사이의 각도(θ , 그림 2 참조) 및 스트로할 수에 대한 데이터베이스로부터 추정한다. 이론적 및 수치적 방법으로 음향 하중을 예측하기 위해서는 많은 노력이 필요하므로, 이 실험식은 현재에도 우주 발사체에 작용하는 음향 하중 수준을 예측하는데 유용하게 사용되고 있다.

그림 3은 KSR-III 로켓의 단인증 시험 시 위치별로 overall SPL의 예측값과 측정값을 나타낸 그림이다. 측정치(SQT)와 비교해 보면 가장 아래 위치를 제외하고 실측치에 대해 3 dB이내의 예측 성능을 나타냄을 알 수 있다. 여기서 가장 아래 위치에서의 예측치와 실측치가 차이를 보이는 이유로는 디플렉터 및 주변 환경 요소에 의한 반사 및 회절 등의 영향, 물분사에 의한 음압 감소의 영향 등이 예측식에 고려되지 않았기 때문이지만, 발사체 개발 초기에 음향 하중 저감을 위한 흡차음 설계 조건으로 유용하게 사용될 수 있다.

3.2 탑재부 내부 음향 하중 저감을 위한 흡차음 구조 설계

우주 발사체의 이륙 시 추진 기관에서 발생하는 음향 하중은 위성체 및 발사체 전장품에 가해지는 랜덤 진동의 가장 주요한 원인이다. 특히 질량에 비해 면적이 큰 위성체 태양 전지판 등은 구조적 파손 등의 위험에 노출되며, 유도 조종 컴퓨터 등의 전자 장비는 오작동, 회로 단락 등의 위험에 노출된다. 따라서, 발사체 구조 내부로 전달되는 음향 하중을 설계 목표에 부합하도록 저감시키는 것은 위성 발사체의 구조 설계에 있어 중요한 부분이라 할 수 있다. 이는 위성체 및 탑재 장비를 둘러싸고 있는 발사체 페이로드 페어링 구조에 대하여 삽입 손실에 대한 설계 목표치를 규정하고, 이를 만족하기 위한 흡차음 설계를 수행하여야 함을 의미한다.

현재 개발 중인 소형 인공위성 발사체(KSLV-I)는 직경 2m의 샌드위치 복합재로 제작되는 페이로드 페어링이 사용된다. 샌드위치 복합재는 잘 알려진 바와 같이 일반적인 금속재 소재에 비해 구조 강도는 크게 향상되나 무게 대비 강성(비강성)이 크기 때문에 차음에는 불리하며, 면재 및 심재의 구성에 따라 투과 손실 특성이 크게 변화하게 된다. 소형 위성 발사체 페이로드 페어링의 개발 초기 단계에서 강도 조건을 만족하는 다수의 샌드위치 복합재 구조물에 대한 차음 해석 및 시험을 수행하고 가장 좋은 특성의 샌드위치 복합재를 선택한 바 있다⁽¹¹⁾. 그러나, 샌드위치 복합재 구조체만으로는 삽입 손실 목표치를 만족하지 못하므로 추가적인 흡차음 시스템이 요구되었으며, 이에 음향 블랭킷 및 공명기 배열 시스템을 사용하여 삽입 손실 목표치를 만족시키고자 하였다. 음향 공명기 배열은 음향 블랭킷이 취약한 저주파수 대역의 음향 모드(그림 4)를 목표 주파수로 하여 설계되었으며⁽¹²⁾, 음향 블랭킷은 내부 청정도 조건, 벤팅(venting), 정전기 방지 조건 등의 환경 조건을 만족하고, 차음 성능의 향상을 위해 내부에 배리어를 삽입하여 설계되었다. 내부 충전재(battling material)에 대한 최적 구성은 다수의 시편을 제작하여 흡차음 시험을 수행하여 결정하였다(그림 5)⁽¹³⁾.

한편 음향 공명기는 그림 6과 같이 좁은 목 입구와 내부 공동으로 이루어진 형상으로 제작되었다. 경량화를 위해서 복합재를 외피로, 내부에는 폼이 삽입되는 형태로 제작하였으며 흡음률 측정 결과는 그림 7 및 8과 같

다. 음향 공명기의 경우 높은 가진 음압 레벨에서 흡음 특성이 비선형 거동을 보이기 때문에 발사시 예상되는 페어링 내부 음압레벨을 고려하여 가진 음압을 변화시

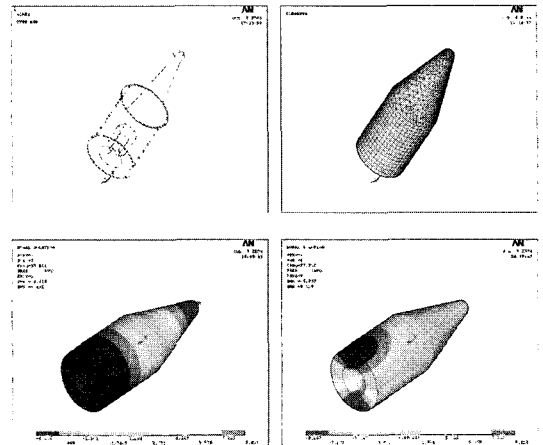


그림 4 저주파 음향 모드 (1차 43 Hz, 2차 72 Hz)

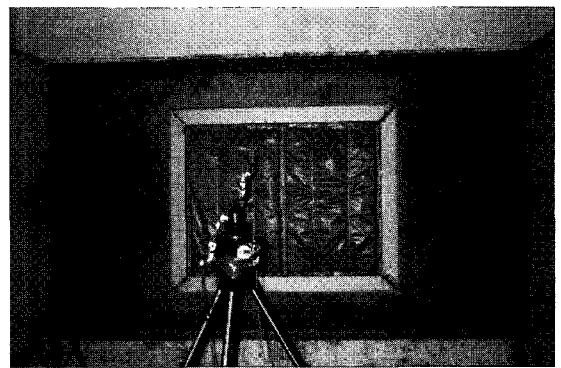


그림 5 음향 블랭킷 시편에 대한 차음 시험

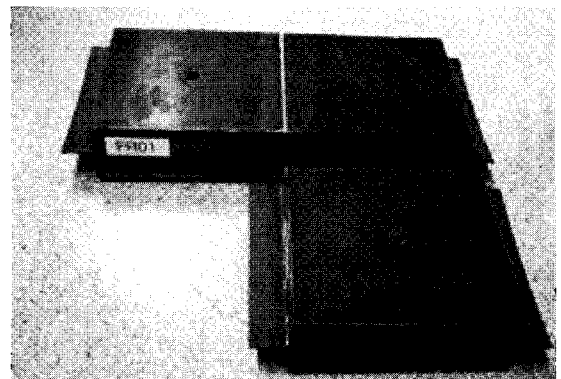


그림 6 복합재 음향 공명기

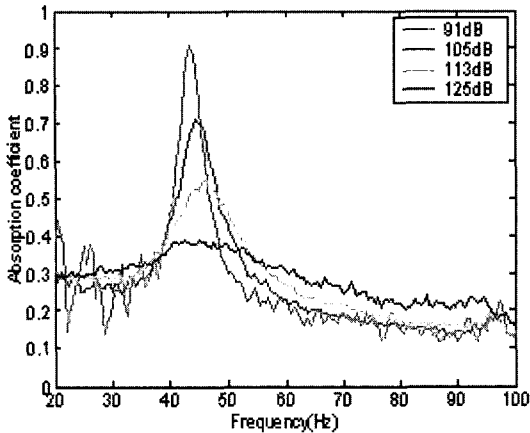


그림 7 1차 모드 공명기의 흡음률

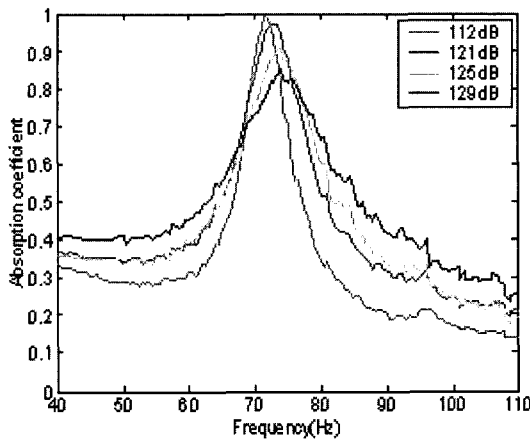


그림 8 2차 모드 공명기의 흡음률

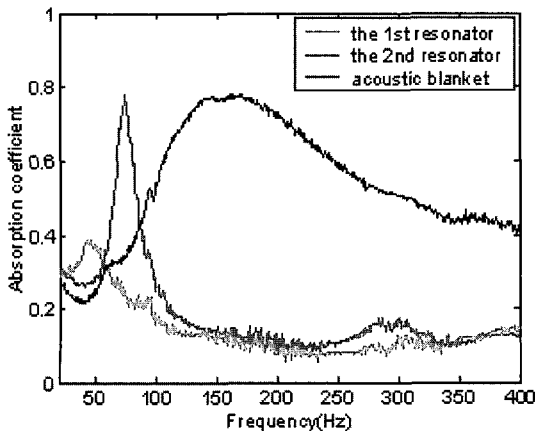


그림 9 음향 블랭킷의 흡음률

켜 가면서 흡음률을 측정하였다. 흡음률 측정결과를 살펴보면 음압이 높아질수록 피크가 줄어들면서 주파수가 약간 이동하는 현상을 볼 수 있다. 그리고 대역폭은 다소 넓어진다. 1차 모드 공명기의 경우 45 Hz 정도로 이동하고, 2차 모드 공명기의 경우 74 Hz 정도로 이동하는 것을 관찰할 수 있다. 따라서 페어링 내부에서 음압 레벨을 고려하여 공명기 설계가 이루어져야 함을 확인할 수 있다.

공명기와 함께 적용되는 음향블랭킷의 흡음률은 그림 10와 같다. 음향블랭킷의 경우 가진 음압에 따른 흡음률 변화는 거의 나타나지 않는다.

위와 같이 단품 수준에서의 소음 제어 요소의 특성을 파악한 후 페이로드 페어링 내부에 배치 설계를 수행하였다. 배치 설계의 기준으로는 페어링 내부 공간의 음향 모드를 이용하여 그 중첩도를 평가하여 해당 공명기를 부착하고⁽¹⁴⁾ 기타 부분에는 중고주파 대역의 흡음을 위한 음향블랭킷을 배치하는 것을 기본 개념으로 하여 수행하였다. 그림 10은 페이로드 페어링 내부 배치 결과를 보여주고 있다. 참고로 설계된 흡차음 구조에 대하여 통계적 에너지 해석법을 이용한 삽입 손실 예측이 수행된 바 있다⁽¹⁵⁾.

소형 위성 발사체의 페이로드 페어링 구조체 및 흡차음 시스템의 설계를 검증하기 위해 음향 가진 시험을 수행하였다. 시험을 위한 페이로드 페어링 및 상단부

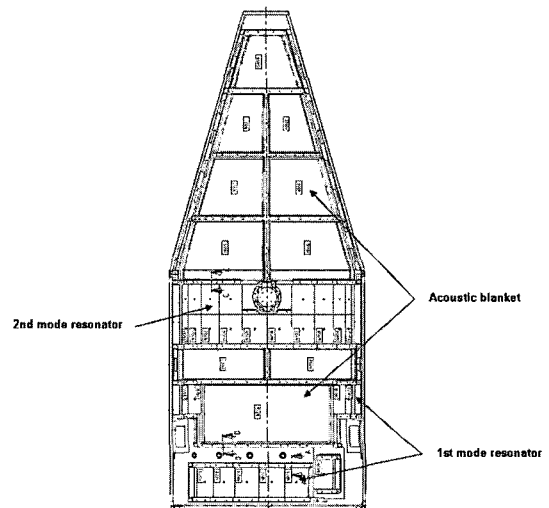


그림 10 페이로드 페어링 내부의 음향 공명기 및 음향 블랭킷의 배치

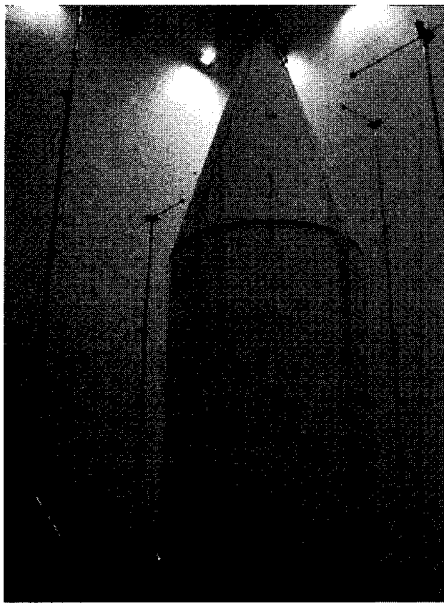


그림 11 음향 챔버내 설치된 시제 및 치구 조립체

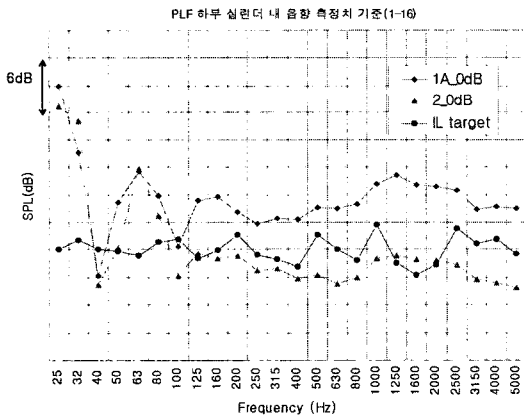


그림 12 흡차음 시스템 적용 유무에 따른 삽입 손실 (페어링 하부 공간 측정치를 기준)

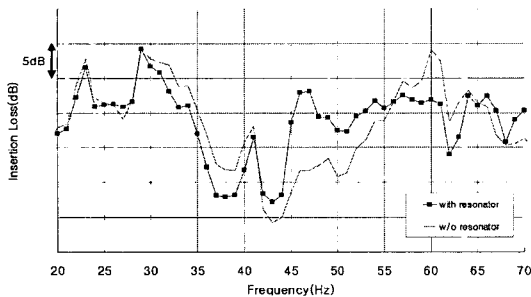


그림 13 음향 공명기에 의한 삽입 손실 변화

구조체는 구조 개발 모델(DM)을 사용하였으며, 내부에는 마이크로폰 붐을 설치하여 내부 음향(28 채널)을 측정하였고, 탑재부, 페이로드 페어링부 외피 등에 가속도계를 설치하여 음향 가진에 의한 진동(49 채널)도 측정하였다. 시험 시제는 총 길이 5.8 m, 직경 2 m의 크기이며 페이로드 페어링부 아랫부분에는 프레임으로 보강된 후판을 사용하여 음향 하중이 내부로 전달되는 것을 최소화하였다.

시험 시제를 음향 챔버 내부에 설치한 후 피드백에 의한 가진 하중 제어를 위해 음향 챔버 내부에 8개의 마이크로폰을 추가로 설치하였으며 148 dB (OASPL)의 규격으로 음향가진을 실시하였다.

페이로드 페어링 전체 시스템의 삽입 손실과 함께 페이로드 페어링 내부에 장착된 흡차음 시스템에 의한 삽입 손실 증가치를 실측하기 위해 두 차례로 나누어 음향 가진 시험을 실시하였다. 1차 시험에서는 흡차음 시스템을 적용한 경우에 대하여 시험을 수행하였으며, 2차 시험에서는 흡차음 시스템 없이 복합재 페어링 구조체만의 삽입 손실을 측정하였다. 각 시험은 가진 규격 기준 (0 dB)으로 -15 dB부터 가진 수준을 증가시키면서 단계별로 진동 및 음향 계측을 수행하였고, 0 dB의 가진 규격으로 가진한 이후에는 다시 -15 dB 수준의 가진을 수행하여 음향 하중에 의한 구조체의 강성 변화 (체결류 풀림 등)의 여부를 검토할 수 있도록 하였다. 특히 가진 수준을 점차 증가시키면서 측정된 데이터를 이용하여 삽입 손실을 실측하여 가진 레벨에 따른 삽입 손실 변화치도 살펴볼 수 있도록 하였다.

흡차음 성능 지표로 삽입 손실을 사용하였다. 여기서 삽입 손실은 편이상 선형 음향학에서 정의된 바와 같이 외부 가진 레벨 평균치에 대한 내부 측정 레벨 평균치의 차이로 정의하였다.

1/3 옥타브 밴드로 표현된 삽입 손실 측정 결과를 보면 페이로드 페어링 하부 공간 기준으로 100 Hz 이상의 영역에서는 흡차음 시스템의 적용에 의해 최소 6 dB 이상의 음향 하중이 저감되고 있음을 알 수 있으며, 100 Hz 이하의 영역에서는 주파수 대역별로 3 dB이하의 저감치를 얻을 수 있다. 이는 단순 질량 법칙에 의한 증가치 1.5 dB에 비해 큰 값이며, 흡차음 시스템의 적용에 의해 삽입 손실 규격 대비 3 dB 정도의 안전 여유 제공할 수 있음을 의미한다.

인 플레이트형 치구를 사용하기는 불가능하여 실린더형 시험 치구가 필요하였다. 시험 치구는 가진 주파수 범위에서 공진이 없도록 설계되었고, 모드 시험을 통해 검증한 후 시험에 사용하였다. 그림 15, 16은 각각 소형 위성 발사체 상단부 구조 모델과 정현파 진동 시험을

표 3 정현파 진동 규격

주파수 범위, Hz	진동 가속도, G	
가진 방향	X	Y, Z
5 to 100	1.0	0.85

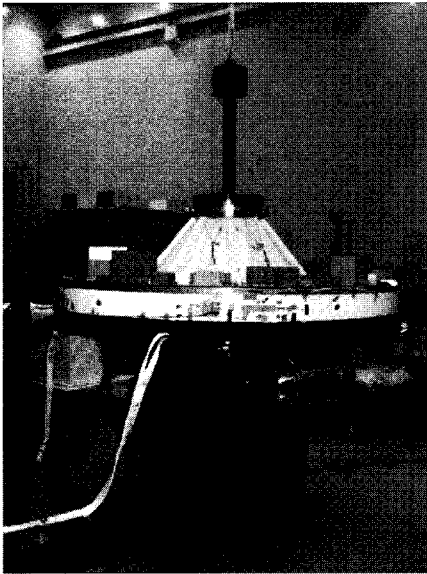


그림 15 상단부 구조 개발 모델과 SC/KM 시뮬레이터

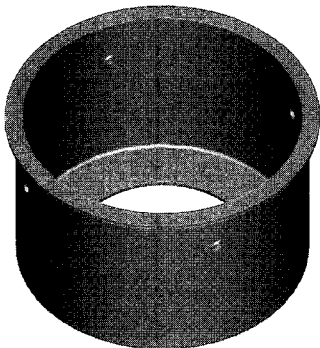


그림 16 진동 시험 치구 (높이 1250 mm, 두께 45 mm, 무게 1153 kg)

위한 진동 시험 치구를 보여준다.

가진은 우리 연구원이 보유한 LDS-V994 가진기를 이용하였으며, 기저 가진에 대한 주요부의 응답 측정을 위해 총 33개소의 위치에 3축으로 구성된 99개의 가속도계를 사용하였다. 모든 센서는 기체 좌표축과 동일한 방향으로 신호를 측정할 수 있도록 하였고, 추가로 진동 하중에 의해 파손 가능성이 있는 구조 연결부에는 스트레인 게이지를 사용하여 직접 변형률을 측정하였다. 그림 17, 18은 시험 모습을 나타낸다.

이 시험을 통해 저주파 진동 하중에 대한 구조 강도 및 강건성을 검증하였다. 구조 연결부의 경우 일부 부분체의 경우 볼트 풀림이 발견되었고, 이는 체결류 사양 변경, 토크 재설정 등에 의해 해결 할 수 있었다. 또한 주요 컴포넌트 탑재대의 진동 환경에 대한 실측치를 확보하였으며, 일부 정현파 진동 환경을 초과하는 것으

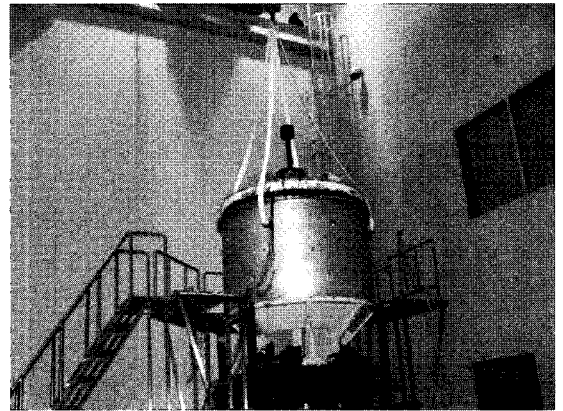


그림 17 X 축 방향 가진 시험

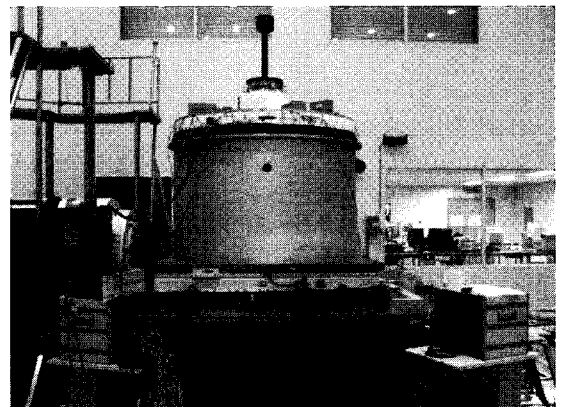


그림 18 Y축 방향 가진 시험

로 확인된 부분의 설계 변경을 수행할 수 있었다.

4.3 파이로 충격 저감 기술

파이로 충격은 아래 그림과 같이 발사체의 주요 구조체가 분리될 때 발생한다. 이와 같은 이벤트로는 발사대 분리, 단분리, 페이로드 페어링 분리, 위성 분리 등이

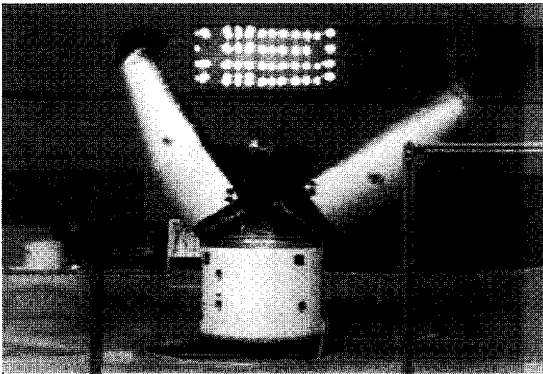


그림 19 KSR-III 노즈페어링 분리

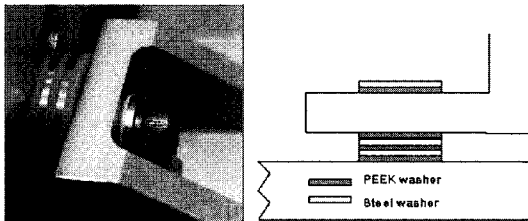


그림 20 와셔를 이용한 충격 절연

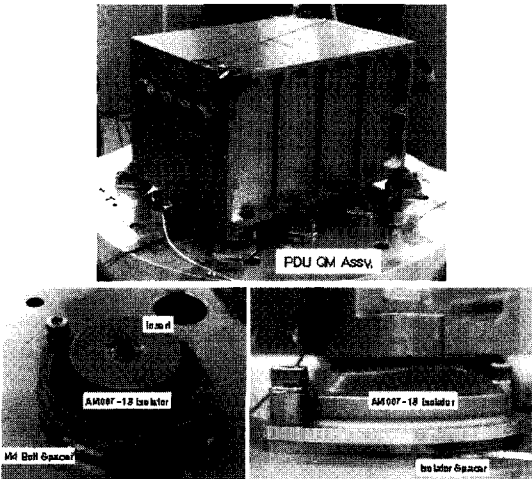


그림 21 진동 절연체를 이용한 충격 절연

있으며, 이때 발생하는 수천 G의 임펄스 가속도는 전자 탑재물의 소자 파손, 오작동을 유발한다.

설계 초기 단계의 경우 분리 기구(화약류)와 전자 탑재물의 경로를 최대화 하도록 구조 설계를 수행하거나, 저 수준의 파이로 충격을 유발하는 분리 기구의 사용 등과 같은 방법으로 파이로 충격을 줄일 수 있다. 그러나, 분리 충격에 의해 탑재물의 오작동 등이 확인되는 시점은 일반적으로 전체 조립체가 구성되어 분리 시험 등을 수행하는 시점으로, 대부분의 설계가 완성되어가는 단계인 경우가 많다. 또한 탑재물의 종류에 따라서는 기존에 사용하였던 부품을 그대로 사용하는 경우가 있으며, 이는 좀 더 커지고 향상된 발사체의 파이로 충격 기준에 미달하는 경우가 있다. 따라서, 이와 같이 사전에 파이로 충격 저감을 위한 구조 설계가 수행되지 못한 경우에는 전자 탑재물과 탑재 구조부간에 충격 절연체 등을 이용하여 탑재물이 경험하는 파이로 충격을 줄이고자 하는 노력이 진행되어 왔다. 우리 연구원에서는 그림 20, 21과 같이 물성의 차이가 큰 와셔를 중첩하여 충격파를 반사시키거나(그림 20), 절연체(isolator)를 이용하여 충격 하중을 저감하는 연구(그림 21)를 수행하여 이를 소형 위성 발사체에 적용하고 있다.

5. 맺음말

우주 발사체 개발에서 소음·진동 분야의 적용 예를 살펴보았다. 우주 발사체 운용중의 각종 동하중을 살펴보고, 음향 하중, 진동 하중, 충격 하중의 저감 방법을 소개하였다. 또한 음향 및 정현파 진동 시험 방법을 살펴보았다. 지면의 제한으로 다루지는 못하였지만 연료 탱크의 슬로쉬 해석·시험, 제트소음을 저감하기 위한 발사 패드 설계, 음향-진동 연성 해석(vibro-acoustic analysis), 엔진 연소실의 연소 안정성 확보를 위한 배플 및 헬름홀츠 공명기 설계 등도 많이 연구되고 있다. 앞으로 우리나라에서도 우주 개발이 본격화되면 많은 연구자들이 발사체 분야에 관심을 가지고 연구하리라 기대한다. △△

참고문헌

(1) Delta-II Payload Planner's Guide, 2000, The Boeing

- Company.
- (2) Dynamic Environmental Criteria, 2001, NASA-HDBK-7005.
- (3) Hubbard, H. H. and Lassiter, L. W., 1953, "Experimental Studies of Jet Noise", J. Acoust. Soc. Am, Vol. 25, No. 3, pp. 381~384.
- (4) Lassiter, L. W. and Hubbard, H. H., 1953, "Some Results of Experiments Relating to the Generation of Noise in Jets", J. Acoust. Soc. Am, Vol 27, No. 3, pp. 431~437.
- (5) Dyer, I., 1959, "Distribution of Sound Sources in a Jet Stream", J. Acoust. Soc. Am, Vol. 31, No. 7, pp. 1016~1022.
- (6) Mull, H. R., 1959, "Effect of Jet Structure on Noise Generation by Supersonic Nozzles", J. Acoust. Soc. Am, Vol. 31, No. 2, pp. 147~149.
- (7) Mull, H. R. and Erickson, Jr., J. C., 1957, "Survey of the Acoustic Near Field of Three Nozzles at a Pressure Ratio of 30", NACA TN 3978.
- (8) Callaghan, E. E. and Coles, W. D., 1957, "Far Noise Field of Air Jets and Jet Engines", NACA Report 1329.
- (9) Howes, W. L., Callaghan, E. E., Coles, W. D. and Mull, H. R., 1957, "Near Noise Field of a Jet-engine Exhaust", NACA Report 1338.
- (10) Eldread, K. M., 1971, "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System", NASA SP-8072.
- (11) 박순홍 등, 2004, "노즈 페어링 구조용 복합재 평판의 음향 하중 저감 특성", 한국복합재료학회지, Vol. 17, No. 3, pp. 15~22.
- (12) 서상현, 박순홍, 2004, "KSLV-I 음향공명기의 설계 및 흡음 특성 예측", DR16335PA00000-0002, KARI 우주발사체사업단 기술자료.
- (13) 박순홍, 서상현, 2005, "KSLV-I 음향블랭킷 시편 흡차음 시험 결과", KARI 기술자료 TR16335PA00000-0005, KARI 우주발사체사업단 기술자료.
- (14) 조성호, 2005, "전역 및 광대역 실내 소음 제어를 위한 흡음재 배치 방법론", Doctoral Thesis, KAIST.
- (15) Park, S.-H., et. al, 2006, "Lift-off Vibro-acoustic Analysis of the Upper Stage of Small Launch Vehicle", ICSV 13 Vienna, Austria.
- (16) 서상현, 정호경, 윤세현, 박순홍, 장영순, 2006, "소형 위성 발사체 2단부 모드 시험", 소음진동춘계학술대회.
- (17) 박순홍, 2006, KSLV-I 상단 기체부의 정현파 진동 시험을 위한 노치 해석(최종), DR0MAG0P0009, KARI 우주발사체사업단 기술자료.