

우주비행체 음향-진동 연성시험장치 개발

°김 홍 배* · 문 상 무* · 우 성 현 · 이 동 우 · 이 상 설*

Development of Vibro-acoustic Testing System for Space Flight Vehicle

Hong-Bae Kim · Sang-Mu Moon · Sung-Hyun Woo · Dong-Wool Lee · Sang-Seol Lee

ABSTRACT

High intensity vibro-acoustic testing is the appropriate method for flight qualification testing of space flight vehicle which must ensure the acoustic environment of launch. Growing demand for satellites and launch vehicles in Korea has resulted in a recent increase in the demand for high intensity vibro-acoustic test facility. The test facility is designed to provide an acoustic environment of 152 dB(re 20 μ Pa) overall sound pressure level over the band width of 30 Hz to 10,000 Hz in the reverberant chamber. The reverberant chamber has a volume of 1,000 m³ with interior dimensions of 8.7mx10mx12m, which can accommodate not only satellites but also launch vehicle payload fairing. Korea Aerospace Research Institute and Korean industries have been carrying out the development of the reverberant chamber and auxiliary devices, such as automatic control system, monitoring/safety device, and jet nozzle, etc. This paper presents the detailed description of High Intensity Acoustic Chamber of KARI, which will be the first and unique testing facility in Korea.

1. 서론

발사체의 이륙 시 발사체 주위에서 발생하는 150dB 이상의 소음은 발사체 자체의 부품은 물론 발사체 페어링(Fairing) 내부에 탑재된 위성 본체 및 구성 부품의 진동을 야기시킨다. 발사체 별로 이러한 소음을 줄이기 위하여 부분적으로 흡·차음재를 채용하고 있으나, 페어링 내부의 청정(Cleanness)유지등의 어려움으로 인하여 매우 제한된 부분만 허용된다. 이에 따라 페어링 내부는 잔향실(Reverberant Chamber)과 같은 환경하에 놓이게 되며, 이로 인한 높은 소음 레벨은 우주비행체 및 탑재체들에게 악영향을 미친다. 이러한 소음은 수천 Hz의 주파수 범위까지 분포하며, 우주비행체를 가진하여 위성체의 임무 수행에 절대적인 제어, 통신 및 광학 장비 등

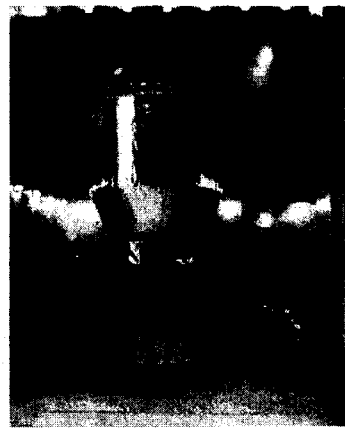


Fig. 1 High Intensity Vibro-acoustic testing for satellite

* : 한국항공우주연구원 우주시험연구그룹

의 피로 파괴(Fatigue Fracture)를 유발시킬 수 있다[1]. 즉, 설정 궤도상에는 성공적으로 발사되었으나, 이후 정상 임무 수행에 실패하는 경우는 모두 이러한 경우에 해당된다고 볼 수 있다.

이에 따라 발사체 및 위성체는 개발단계에서부터 소음환경에 대한 검증시험을 수행하며, 특히 국내 주도로 개발중인 국산 소형 발사체 및 다목적 위성 2호의 경우, 기존에 검증되지 않은 초도 생산품목들에 대해서는 이에 대한 검증이 매우 중요하다. 음향가진 시험시설은 시험대상물을 잔향실내에 설치한 후, 인위적으로 생성한 매우 높은 음향에너지를 시험대상물에 부과하여, 시험대상물의 성능을 검증하는 장비이다.

본 논문에서는 한국에서 최초로 우주비행체의 발사시 야기되는 음향환경에 대한 검증을 수행하기 위하여 한국항공우주연구원에 설치예정인 음향시험시설의 개발과정 및 성능을 소개하고자 한다.

2. 음향시험시설 규격설정

현재 설치를 고려중인 음향가진 시설의 최대 음압레벨은 그림 2와 같이 전세계 상용발사체들의 페어링 내부 음압레벨을 모두 포함하면서 제어의 융통성을 확보할 수 있도록 최대 152dB로 선정하였다.

잔향실의 크기는 최저 가진 주파수 및 시험 대상물의 크기에 의하여 결정된다[2]. 일반적으로 잔향실내가 확산장(Diffuse field)을 보장하도록 1/3 옥타브밴드내에 최소한 9개의 실 모드(Room mode)가 존재하는 주파수 대역을 시험 가능 최저 주파수값으로 권장하고 있다. 이러한 조건에 따라 잔향실의 내부 용적에 따른 시험 가능 최저 주파수 값은 다음식에 의하여 결정된다[3].

$$f_c = \frac{411}{V^{1/3}} \quad (1)$$

여기서 $V(m^3)$ 은 잔향실 내부 용적이다.

식 (1)에 의하면 저주파 대역 가진이 필요할수록 대형 챔버가 요구된다. 일반적인 음향가진 시험의 경우, 중심주파수가 31.5 Hz인 주파수 대역까지의 가진이 필요하며, 이를 위해서는 $3,000 m^3$ 의 내부용적을 갖는 챔버가 요구된다. 이정도

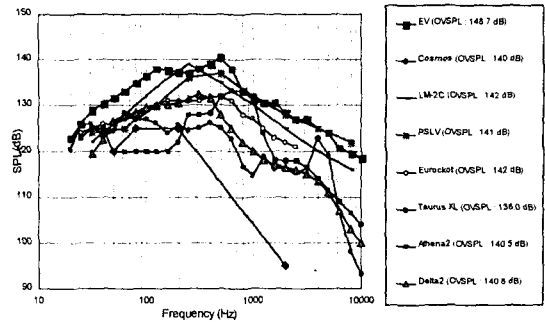


Fig 2. SPL in 1/3 octave band for commercial launch vehicle

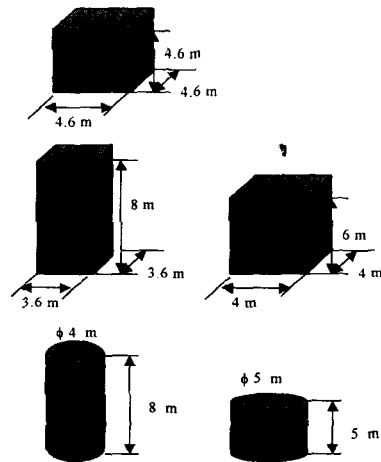


Fig. 3 Shape and dimension of commercial satellite and launch vehicle payload fairing

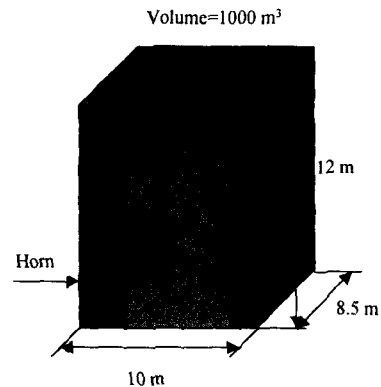


Fig. 4 Shape and dimension of KARI's HIAC

크기의 챔버를 제작하는 것은 막대한 제작비용뿐만 아니라 운영비용이 요구되므로, 현재 세계적으로 운영중인 챔버의 경우, 1,000 - 1,700 m³의 용적을 가진 챔버를 사용하는 것이 보편적이다. 그림 3은 전세계 상용위성 및 발사체 페어링의 형상별 대표적인 외형치수를 보여주고 있으며, 그림 4는 현재 항공우주연구원에서 제작을 고려중인 챔버 및 출입문의 치수를 보여주고 있다. 예외적으로 대형인 프랑스의 ARIANE-5 및 일본의 H-II 발사체의 경우는 고려대상에서 제외되었다. 챔버의 내부 용적은 약 1,000 m³정도이며, 이에따른 최저 주파수는 약 40 Hz정도이다. 우주개발 선도국인 미국, 프랑스, 일본의 경우에는 본 챔버보다 다소 규모가 큰 챔버를 보유하고 있으나, 그의 후발국가인 캐나다, 브라질, 대만, 이스라엘의 경우에는 현 사양과 유사하거나 이보다 작은 챔버를 보유하고 있는 상태이다.

챔버의 설계에 있어서 가장 중요한 사항은 챔버의 확산음장을 모든 관심 주파수 대역에서 균일하게 얻기 위하여 모드 분포를 고르게 하는 것이다. 챔버 각벽의 비율이 0.72 : 0.82 : 1일 때 그림 5와 같이 40 Hz이상의 주파수 대역에서 각 모드가 가장 고르게 분포하며[2], 현재까지 제작된 모든 챔버의 사양은 대체적으로 이러한 지침에 따르고 있다. 그림 2에 명시된 음압레벨을 생성하기 위하여 요구되는 음향 파워는 다음식에 의하여 결정된다[3].

$$PWL = SPL + 10 \log V - 10 \log T_{60} + 10 \log K - 3 \quad (2)$$

여기서

- PWL : Sound Power Level, dB ref 10⁻¹³ Watt
- SPL : Sound Pressure Level, dB ref 20 μ Pa
- V : Room Volume(m³)
- T₆₀ : Reverberant Time(sec)

여기서 K는 에너지 손실을 나타내는 인자로서 다음과 같이 구성된다.

$$K = K_M \cdot K_H \cdot K_C \cdot K_B \quad (3)$$

- K_M : Modal overlap losses
- K_H : Horn efficiency correction

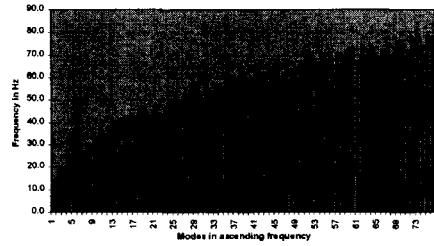


Fig. 5 Mode distribution of reverberant chamber

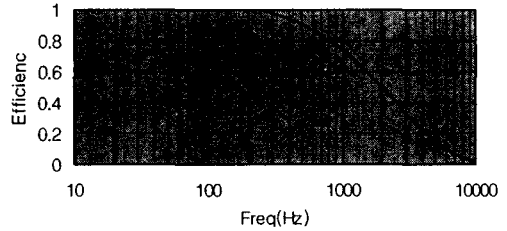


Fig. 6 Horn efficiency of 25 Hz horn

- K_C : Horn/room coupling losses
- K_N : Nonlinear propagation losses

잔향실의 음향모드 중복에 의한 에너지손실을 나타내는 인자인 K_M는 다음과 같이 얻어진다.

$$K_M = \frac{M+1}{M} \quad (4)$$

여기서 M은 모드 중복지수이며, 다음식에 의하여 얻어진다[4].

$$M = \frac{2.2}{T_{60}} \left(\frac{4\pi fV}{c^3} + \frac{\pi fA}{2c^2} + \frac{L}{8c} \right) \quad (5)$$

- f : Center frequency of each 1/3 octave
- V : Chamber volume
- c : Speed of sound in the gas
- T₆₀ : Reverberant Time(sec) at frequency f
- A : Chamber surface area
- L : Sum of wall edge length

두 번째 항인 K_H는 Horn의 효율로서, 그림 과 같이 유효 주파수 대역에 대하여 100 % 효율을 지닌 것으로 간주하는 것이 일반적이다.

세번째 항인 K_C는 Horn과 잔향실간의 연성 효율을 나타내며, Horn의 위치에 따라 다음과 같이 정의된다.

$K_c = 1$: 3면이 만나는 모서리 지점에 위치
 $K_c = 2$: 2면이 만나는 지점에 위치
 $K_c = 8$: 면의 중앙에 위치

상대적으로 많은 량의 에너지가 요구되는 저주파 Horn의 경우, 연성효율을 극대화하기 위하여 3면이 만나는 모서리 지점에 Horn을 위치시키는 것이 일반적이며, 설계상의 여유를 고려하여 K_c 는 2로 선정하였다. 마지막 항인 K_N 는 음향가진기의 비선형 특성에 의한 손실계수를 나타내며, 일반적으로 2 dB 정도의 값으로 간주한다.

각 주파수별 잔향시간을 나타내는 T_{60} 는 현재시공이 이루어지지 않은 상태이므로, 표 1과 같이 타 시험시설 중 유사 크기를 지닌 잔향실의 잔향시간을 참조하였다.

식 2를 이용하여 그림 2와 같은 음압레벨을 얻기 위한 음향파워를 그림 7과 같이 1/3 옥타브밴드별로 계산하였다. Horn의 위치가 가장 이상적인 경우와 두면의 모서리 부근에 위치한 경우를 비교한 결과 27.5 kW와 55 kW의 파워가 요구되며, 200 Hz 이하의 저주파 대역에서 매우 큰 파워가 요구됨을 보여주고 있다.

Table 1. Reverberant time in octave band of reverberant chamber

Octave Band Center Freq(Hz)	Time Se
31.5	16.3
63	23.4
125	22.5
250	19.1
500	16.4
1000	12.6
2000	8.7
4000	3.6
8000	0.5
16000	1.3

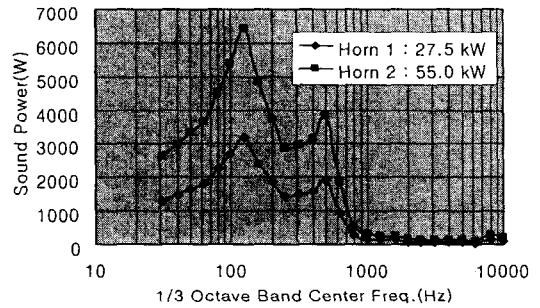


Fig. 7 Predicted sound power requirement

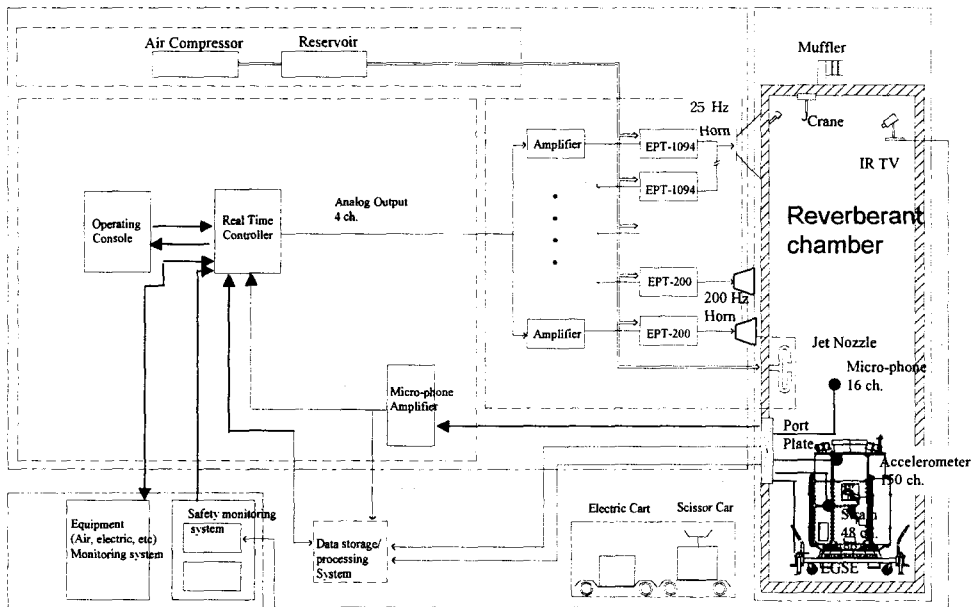


Fig. 8 System description of KARI's High Intensity Acoustic Chamber

3. 음향가진시설의 구성

음향가진시설은 그림 8과 같이 잔향실 내부에 위성체를 완전히 노출된 상태로 설치한 후, 전자기 밸브를 통과한 압축 질소나 정화된 압축 공기 같은 매개체를 잔향실 내부로 주입한다. 매체를 챔버로 주입시 가진장치와 챔버간의 연성효율을 극대화하기 위하여 Horn을 이용하며, 사용되어진 매체는 소음기를 통하여 외부로 배출이 된다. 주어진 규정치와 일치시키기 위하여 잔향실 내부에 여러 개의 마이크로 폰을 설치, 발사체의 패어링 내부의 음향환경과 동일하게 만들어 준다.

음향 전자기가진기는 그림 9와 같이 일반 진동 가진기와 유사한 구조로서, 입구쪽으로 유입되는 압축공기나 질소를 전자기밸브의 주파수를 조절하여 출구쪽으로 방출함으로써 가진 주파수를 조정하며, 가진기로 유입되는 매체의 압력을 조절함으로써 주파수별 음압레벨을 조정하는 장비이다. 일반 가진기와 마찬가지로 최대 조정 가능한 주파수 대역이 공냉식의 경우, 약 1,000 Hz 이하이고, 수냉식의 경우에는 약 2,000-3,000Hz까지 가능하다. 이에 따라 3,000 Hz 이상의 주파수 대역에 대한 음향가진은 가진기의 비선형특성을 이용하는 것이 일반적이다. 가진기 출구쪽의 음압레벨은 일반적으로 160dB 이상을 발생하므로, 고출력 정현파 가진시 발생하는 것과 같이 고조파 성분을 포함하는 톱니파형을 생성한다. 이러한 고조파 성분외에 챔버내에 1,000Hz 이상의 고주파 성분만을 생성하는 제트 노즐이나, 그림 10과 같은 Hart-mann 소음발생기등을 설치하여 직접 분사하는 경우도 있다.

Horn은 크게 25 Hz에서 200-300Hz대역의 저주파가진을 위한 25 Hz Horn system과 100-200Hz 부터 2,000-3,000Hz대역을 가진하기 위한 200Hz Horn system으로 구분된다. Horn의 크기는 특정주파수 이상에서 음향에너지가 챔버내로 원활히 전달되어야 한다는 조건에 따라 다음과 같은 공식으로 계산된다[4].

$$2ka=3.8315 \quad (6)$$

k : wave number($=\omega/c$)

a : radius of Horn

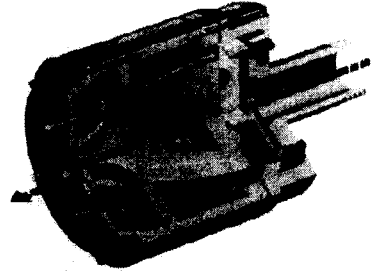


Fig. 9 Electro-pneumatic valve system

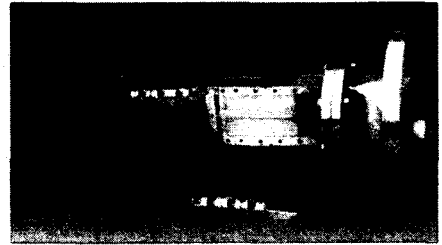


Fig. 10 Hart-mann noise generating system

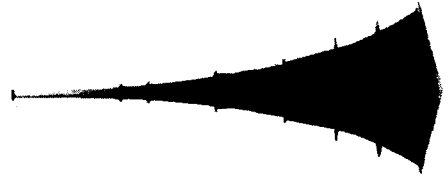


Fig. 11 25 Hz horn system

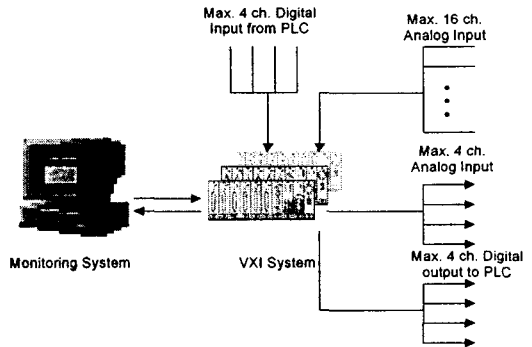


Fig. 12 Automatic noise control system

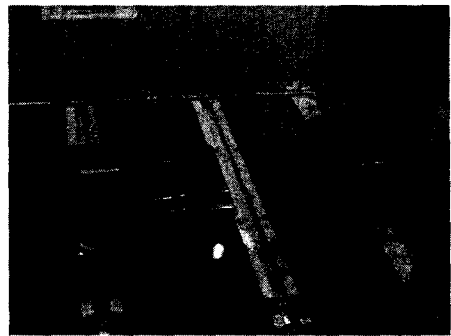
이에 따라 25Hz의 경우, 그림 11과 같은 형상으로 25,000cm²의 면적과 7m정도의 길이를 지닌 매우 큰 Horn이 요구된다. Horn 배치의 경우, 최대의 연성효율을 얻기 위하여 3면이 접하는 지점에 위치하도록 하여야 하며, 200Hz의 고주파 Horn을 여러개 채택 시에는 각 Horn에 입력되는 신호가 완전히 연관성이 없도록 하거나, 동일신호를 사용하는 경우에는 Horn간의 거리가 적어도 Horn 지름의 두배 이상이 멀어지도록 하여 음향에너지 손실을 최소화하는 것이 바람직하다. 여러개의 음향가진기 및 Horn을 이용하여 주파수별로 설정된 음압레벨을 맞추기 위해서는 챔버 내의 여러 위치에 마이크로 폰을 설치하여 얻어진 음압정보를 제어장치에 입력한 후, 이를 규정치와 비교하여 음향가진기를 제어하는 것이 필요하다. 그림 12는 현재 한국항공우주연구원에서 개발 중인 제어장치로서, 최대 16채널의 마이크로폰에 대한 정보를 1/3 옥타브 밴드별로 평균한 후, 최대 4개의 음향가진기를 독립적으로 실시간 제어할 수 있는 장치이다. 개발중인 장치의 검증을 위하여 그림 13과 같이 최저 주파수가 340 Hz이고, 저주파 및 고주파 대역을 독립적으로 가진하기 위한 스피커 시스템을 갖춘 소형 챔버를 제작하여 운영중이다.

음향 가진기를 운전하기 위해서는 순간적으로 막대한 량의 질소 가스 또는 압축공기가 소모된다. 작동매체의 소모량은 120m³/min(@2.8kgf/cm²)이며, 질소 가스의 경우, 액체질소를 기화기등을 통하여 약 20℃정도의 기체상태로 변환한 후, 불순물등을 제거하기 위한 필터를 통과시킨 후, 이를 음향가진기로 보내게 된다. 압축공기를 사용시에는 윤활유를 사용하지 않는 대용량의 압축기 및 저장장치가 요구된다. 모든 배관 및 저장장치는 부식방지처리가 된 것을 사용하여야 한다.

압축공기를 사용 시에는 그다지 큰 문제가 없으나, 질소가스를 사용시에는 안전 및 제어 안정성을 고려하여 다음과 같은 사항을 고려하여야 한다. 우선 제어의 안정성을 확보하는 차원에서 시험 전 질소가스를 챔버내에 완충하여야 한다. 이는 챔버내 공기를 미리 제거하고 질소만으로 작동유체를 사용함으로써, 시간에 따른 제어 특



(a) Reverberant chamber and Control system



(b) Speaker/horn system and Micro-phon

Fig. 13 Small sized HIAC

성 변화를 최소화하기 위함이다. 챔버내로 유입된 작동유체는 통풍 팬 및 소음기를 통과한 후 대기중으로 방출하게 되며, 통풍팬의 용량은 질소 가스등의 누출등을 방지하기 위하여 챔버내 압력이 대기압보다 5m-bar정도 낮은 값이 되도록하고, 소음기의 저항을 충분히 고려하여 선정하여야 한다. 시험 종료후 챔버내에 존재하는 질소가스를 방출하기 위해서는 챔버 도어와 벽면을 기밀을 유지하고 있는 Air seal의 공기를 빼내고, 챔버 상부에 위치한 배출장치를 이용하여 강제 통풍을 하는 것이 바람직하다. 이외에 장비의 안전한 운영을 위하여, 작동매체의 압력, 유입량, 챔버내의 압력 및 공기/질소 혼합비율 및 챔버의 부로의 배출상태등을 종합적으로 측정하고 이를 분석하여 제어장치 및 운영자에게 전달하기 위한 상태 측정장치등의 개발이 요구된다.

4. 결 론

한국에서 개발중인 우주 비행체에 대한 음향 환경 검증시험을 수행하기 위하여 한국항공우주연구원을 비롯한 국내 기술진들이 독자적으로 설계/제작중인 음향가진 시험시설에 대하여 소개하였다. 본 시설의 국내 확보는 위성체 및 발사체의 독자적인 설계/제작기술확보에 기여할 뿐만 아니라, 유사 분야, 즉 항공기, 방산품 등에 대한 검증에도 활용이 가능할 것으로 판단된다. 또한 국내 시험시설의 미비로 연구가 미미하였던 소음/진동 연성관련 연구분야에 있어서도 활용가치가 매우 높을 것으로 예측된다.

참고문헌

1. Pao Yu Lee, 1982, Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments, Proceedings of Designing Electronic Equipment for Random Vibration Environments, pp. 43~48.
2. Sepmeyer, L. W., 1965, Computed Frequency and Angular Distribution of Normal Modes of Vibration in Rectangular Rooms, Journal of Acoustic Society America, 37(3) pp. 413~423.
3. Jonathan, D. R. and David, M. H., 1990, Sandia National Laboratories' New High Level Acoustic Test Facility, Proceedings of Institute of Environmental Science, pp. 574~579.
4. Morse, P. M., and Ingard, K. U., 1968, Theoretical Acoustics, princeton Univ. Press.