

# 항공기 탑재 발사대의 발사관 장입 로켓의 로켓 장입 상태에 따른 동특성 변화 분석

## Analysis of Dynamic Characteristics Change According to Rockets Loading Status of Rocket Loaded in a Launch Tube of an Airborne Launcher

정희인<sup>†</sup> · 박지환\* · 남규빈\*\* · 이유허\*

Hoein Jeong<sup>†</sup>, Jihwan Park\*, Guebin Nam\*\* and Yukyoung Lee\*

(Received July 17, 2020 ; Revised September 4, 2020 ; Accepted September 9, 2020)

**Key Words :** Rocket(로켓), Launch Tube(발사관), Launcher(발사대), External Store(외부장착물), Store(장착물), Dynamic Characteristics(동특성), Durability(내구성), Defense(방위산업)

### ABSTRACT

This paper presents an analysis of a change in the dynamic characteristics with respect to the loading status of the rocket which is loaded in a launch tube of an airborne launcher. In addition, it determines the procedures for durability test. It was confirmed that the acceleration response of rockets depends on the distance of the airborne launcher from the mount, and the number of rockets loaded in the airborne launcher. The acceleration response increased with an increase in the distance of the airborne launcher from the mount, while it decreased with an increase in the number of rockets loaded in the airborne launcher. Consequently, it is proved that the most efficient test to verify the durability of the rocket is through loading one rocket at a suitable distance between the launcher and the mount. Moreover, frequency analysis showed that the natural frequency decreases and damping ratio increases as the number of rockets increases. This observation is expected to help in the design to avoid natural frequency.

### 기 호 설 명

- $m$  : 질량
- $k$  : 강성계수
- $c$  : 감쇠계수
- $x$  : 변위
- $\omega_n$  : 고유진동수 [rad/s]
- $f_n$  : 고유진동수 [Hz]
- $\xi$  : 감쇠비

### 1. 서 론

발사관(launch tube) 타입 발사대(launcher)의 경우, 발사관 내부에 로켓(rocket)이 장입된다. 발사관에 장입된 로켓은 구속 조건이 변함에 따라 동특성이 변화될 것이라 예상할 수 있다. 그러나 발사관과 로켓 사이의 구속 조건은 완전한 구속 조건이라 가정할 수 없다. 이에 따라, 해석적 방법으로 동특성을 예측하는 것이 불가능하다. 발사관에 로켓이 장입되어 있을 때,

<sup>†</sup> Corresponding Author ; Member, LIGNEX1, Senior Researcher  
E-mail : hoiin85@hanmail.net  
\* Member, LIGNEX1, Senior Researcher  
\*\* LIGNEX1, Researcher

‡ Recommended by Editor Jung Woo Sohn

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

로켓은 발사관과의 간헐적 충돌로 인한 충격으로 로켓의 구조안정성에 좋지 않은 영향을 미칠 것이라 추측할 뿐이다.

항공 산업에서 구조안정성은 매우 중요하다. 구조안정성에 문제가 있을 경우 최악의 경우 항공기가 추락하는 등의 대형 사고가 발생할 수 있기 때문이다.

발사관 타입의 발사대의 경우, 발사대에 여러 개의 발사관이 존재할 수 있다. 발사관이 비어 있을 수도 있고, 모든 발사관에 로켓이 장입되어 있을 수도 있다. 발사관에 장입된 로켓의 수량 구성이 여러 가지로 구성될 수 있다. 여러 가지 장입 로켓의 수량 구성에 따라, 발사대의 동특성은 달라질 수 있을 거라 예측된다. 이에 따라 장입된 로켓의 동특성도 달라질 것이라 예측된다. 이 논문에서는, 발사대에 장입된 로켓의 구성에 따라, 발사관 타입 항공기 탑재 발사대에 장입된 로켓의 동특성을 실험적으로 분석하다. 또한, 실험 결과를 바탕으로 로켓의 내구성 시험 방법을 결정하였다.

## 2. 동특성 시험

### 2.1 시험 형상

시험에 사용한 항공기 탑재 발사대(airborne launcher)는 4개의 발사관을 가지며, 항공용 외부장착물(store)의 규격인 MIL-STD-8591에 따라 설계되어 Swaybrace-lug 장착 구조를 가진다. 형상은 Fig. 1과 같다. 발사관과 발사대는 체결구조로 구속되어 있다.

발사관에 로켓을 장입하게 되면 Fig. 2와 같이 표현될 수 있다. 발사관과 로켓과의 구속 조건은 발사관 내부에 로켓이 장입되고 발사관의 끝단에 로켓을 구속하는 로켓 구속 장치(rocket locking device)와 로켓 멈춤 장치(rocket stopper)가 있다. 로켓 구속 장치

는 로켓을 X방향으로만 구속할 수 있고, 발사시 추력에 의하여 구속이 해제된다. 로켓 멈춤 장치는 로켓 장입시 로켓이 발사관 뒤로 이탈되지 않게 막아주는 장치이다. 발사관에 로켓이 장입되면 Y/Z방향은 구속은 완전한 구속 조건이 아니다. 발사관과 로켓 사이에는 약 2 mm 이내의 간격이 존재하지만, 발사관 내벽에 의하여 외부 이탈이 방지된다.

### 2.2 시험 방법

#### (1) 시험 Setup

B&K사의 가진 시스템을 이용하여 white-noise random vibration PSD(5 Hz ~ 500 Hz, 0.007 g<sup>2</sup>/Hz, 1.86 Grms)로 X/Y/Z축 각각 시험 case별 5분씩 가진하였다. DAQ(data acquisition)은 HBM사의 MX840BR을 사용하였다. 동특성 시험시, 일반적으로 impulse hammer를 통한 모드 테스트나 Sine-sweep test를 수행한다. 그러나, 스웨이브레이스-러그의 장착 구조는 비선형성이 발생될 수 있는 구조이므로, impulse hammer의 일시적인 충격보다는 연속적인 가진을 통하여 동특성을 분석하는 것이 타당하다고 판단하였다. 그리고, sine-sweep test는 sweep-rate에 따라 동특성이 달라질 수 있으므로 random 신호를 통한 동특성 시험을 하였다. 또한, 항공기 탑재 발사대는 탑재 플랫폼에 따라 random 신호 특성이 달라지므로, 탑재 플랫폼의 특성이 고려되지 않고, 신호처리에 유리하도록 white-noise random 신호를 사용하였다.

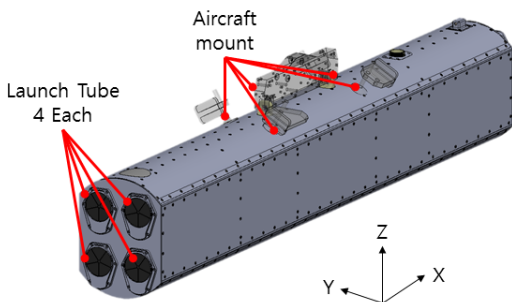


Fig. 1 Experimental configuration

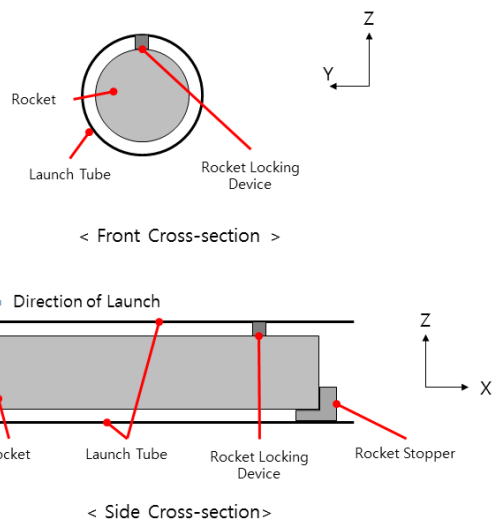


Fig. 2 Schematic diagram of a launch tube and a rocket

(2) 시험 Case

발사대의 발사관은 4개이며, 발사관은 발사대를 기준으로 좌우 대칭으로 배치되어 있다. 이에 따라 발사대의 발사관에 로켓이 1개 ~ 4개 장입되었을 때, X/Y/Z 3축 방향에 대하여 총 27 case의 시험 case를 선정하였다. 시험 케이스 선정시, 발사대의 경계 조건의 위치와 좌우 대칭을 고려하여 선정하였다. 발사대 내 발사관 식별 번호는 Fig. 3과 같고, 시험 케이스는 Table 1과 같다.

(3) 가속도 측정 위치

발사관에 장입된 로켓의 진동레벨을 확인하기 위하여 B&K사의 3축 가속도 센서를 로켓에 1개 부착하여 측정하였다. 3축 가속도 센서의 부착 위치는 무게 중심에 최대한 가까운 부분에 부착하였다. 측정 위치는 Fig. 4와 같다. 발사대의 항공기 장착부와 가까운 상부발사관과 조금 더 먼 하부발사관에서의 동특성이 다를 것이라고 판단하였다. 그래서, case 1과 case 3에서는 발사관 #2에 장입된 로켓에 센서를 부착하였고, 나머지 실험 case에서는 발사관 #3에 장입된 로켓에 센서를 부착하였다.

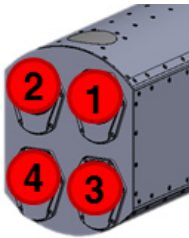


Fig. 3 Launch tube identification number

Table 1 Several types of flow mode

Case number	Number of rockets	Position of rockets		Tube #1	Tube #2	Tube #3	Tube #4
		Top	Bottom				
1(X/Y/Z)	1	1	0	-	0	-	-
2(X/Y/Z)		0	1	-	-	0	-
3(X/Y/Z)		2	0	0	0	-	-
4(X/Y/Z)	2	1	1	0	-	0	-
		Right	Right	-	0	0	-
		Left	Right	-	0	0	-
5(X/Y/Z)	2	1	1	-	0	0	-
6(X/Y/Z)		0	2	-	-	0	0
7(X/Y/Z)		2	1	0	0	0	-
8(X/Y/Z)	3	1	2	0	-	0	0
9(X/Y/Z)		2	2	0	0	0	0

발사관에 장입된 로켓의 경우, 길이방향으로 긴 로켓의 한쪽 끝단만 X방향으로 구속이 되어 있고, 발사관 내부에서 로켓이 모든 방향으로의 거동이 발생할 수 있기 때문에 3축 가속도를 모두 측정할 필요가 있다고 판단하였다.

3. 동특성 분석

3.1 응답 가속도 기준 로켓의 동특성 분석

장입 상태의 로켓 동특성 분석시, 로켓은 1개의 축 방향으로 가진시켜도, 로켓은 3축 방향으로 거동하게 되므로 3축 방향의 모든 응답 가속도를 시간영역에서의 RMS 평균을 기준으로 분석하였고, 3축 방향의 모든 RMS 응답 가속도 평균의 합산값을 기준으로 분석하였다.

(1) 상/하부 발사관 로켓 장입시 로켓의 응답 가속도 비교 분석

시험 전, 발사대의 항공기 장착부에서 멀어질수록, 항공기 장착부를 기준으로 로켓의 관성모멘트가 커질 것으로 예측하였다. 상부 발사관에 로켓을 장입하였을 때의 로켓의 응답 가속도와 하부 발사관에 로켓을 장입하였을 때의 로켓의 응답 가속도의 비교를 통하여 사전에 예측한 것을 실험 결과로 확인하였다.

X축으로 가진 시, 로켓을 상부 발사관에 1개의 로켓을 장입했을 때(case 1)보다 하부 발사관에 1개의 로켓을 장입했을 때(case 2)의 로켓의 응답 가속도가 증가하였고, 로켓을 상부 발사관에 2개의 로켓을 장입했을 때(case 3)보다 하부 발사관에 2개의 로켓을 장입했을 때(case 6) 로켓의 응답 가속도가 증가하였다.

Y축과 Z축으로 가진시, 3축 방향의 로켓의 응답 가속도의 비교 결과는 X축 가진시의 시험 결과와 동일하게 상부 발사관에 로켓을 장입했을 때보다 하부

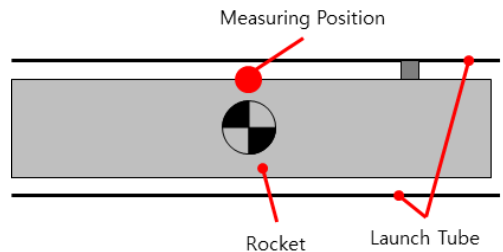


Fig. 4 Measuring position of a launch tube and a rocket

발사관에 로켓을 장입했을 때 로켓의 응답 가속도는 증가하였다. X축 가진시의 비교 결과는 Fig. 5에서 확인할 수 있다. Y/Z축 결과는 생략한다.

(2) 상부 발사관에 로켓 추가 장입시 로켓의 응답 가속도 비교 분석

임의의 로켓 장입 구성 상태에서, 상부 발사관에 로켓을 추가 장입하였을 때의 응답 가속도의 변화를 분석하였다.

X축으로 가진 시, 상부 발사관에 로켓을 추가 장입할 경우, 모든 상황에서 로켓의 응답 가속도가 감소하였다. Y축과 Z축으로 가진 시, 3축 방향의 로켓의 응답 가속도의 비교 결과는 X축 가진 시의 시험 결과와 동일하게 상부 발사관에 로켓을 추가 장입할 때 로켓의 응답 가속도는 감소하였다. Y축 가진 시의 비교 결과는 Fig. 6에서 확인할 수 있다. X/Z축 결과는 생략한다.

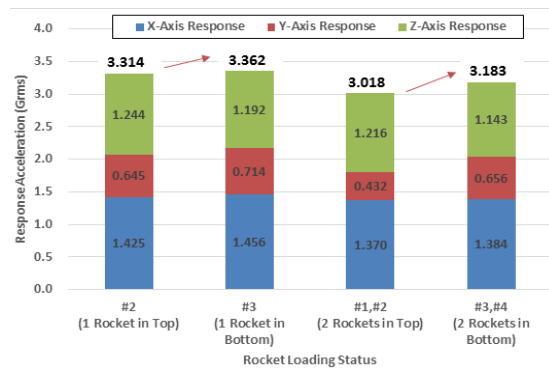


Fig. 5 Comparison of response acceleration of the rocket loaded in the top/bottom launch tube by X-axis excitation

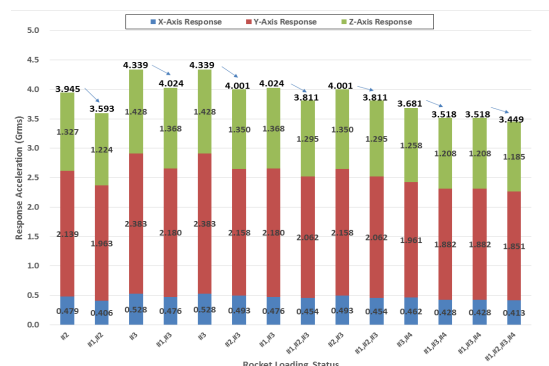


Fig. 6 Comparison of response acceleration, when additional rocket is loaded in the top launch tube by Y-axis excitation

(3) 하부 발사관에 로켓 추가 장입시 로켓의 응답 가속도 비교 분석

임의의 로켓 장입 구성 상태에서, 하부 발사관에 로켓을 추가 장입하였을 때의 응답 가속도의 변화를 분석하였다.

X축으로 가진 시, 하부 발사관에 로켓을 추가 장입할 경우, 모든 상황에서 로켓의 응답 가속도가 감소하였다. Y축과 Z축으로 가진 시, 3축 방향의 로켓의 응답 가속도의 비교 결과는 X축 가진 시의 시험 결과와 동일하게 하부 발사관에 로켓을 추가 장입할 때 로켓의 응답 가속도는 감소하였다. Z축 가진 시의 비교 결과는 Fig. 7에서 확인할 수 있다. X/Y축 결과는 생략한다.

3.2 주파수 분석을 통한 로켓의 동특성 분석

로켓의 장입 수량 구성에 따른 로켓 동특성을 주파수 응답 함수에서 가장 큰 응답을 나타내는 1차 모드를 기준으로 분석하였다.

3축으로 방향으로 각각 가진 시, #3 발사관에 장입된 로켓을 기준으로 주파수 응답함수를 3축 방향 모두에 대하여 분석하였다. 분석 결과, 장입된 로켓의 수량이 증가할수록 1차 모드에서의 고유진동수는 감소하였고, 감쇠비는 증가하였다. 이러한 현상은 1-DOF의 시스템으로 가정하여 설명할 수 있다. 1-DOF 시스템은 Fig. 8과 같이 나타낼 수 있으며, 식 (1) ~ (4)와 같이 표현할 수 있다.

$$\sum F = m\ddot{x} \tag{1}$$

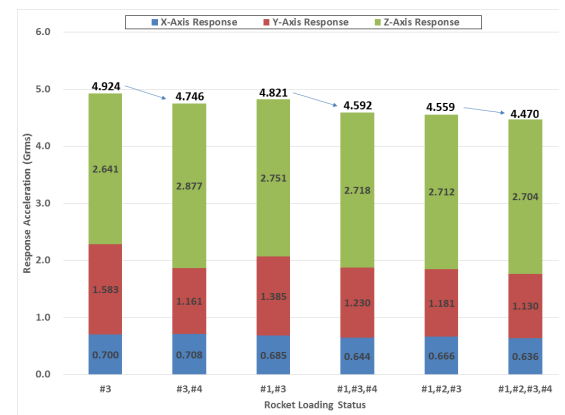


Fig. 7 Comparison of response acceleration, when additional rocket is loaded in the bottom launch tube by Z-axis excitation

$$m\ddot{x} = -c\dot{x} - kx \quad (2)$$

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = 0 \quad (3)$$

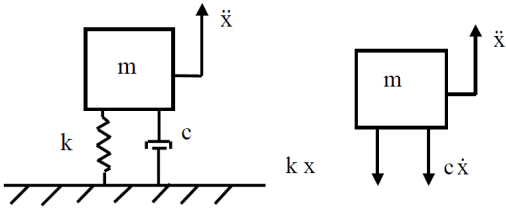


Fig. 8 Schematic and free body diagram

$$\ddot{x} + \left(\frac{c}{m}\right)\dot{x} + \left(\frac{k}{m}\right)x = 0 \quad (4)$$

식 (4)로부터 식 (5), (6)과 같이 표현할 수 있다.

$$\left(\frac{c}{m}\right) = 2\xi\omega_n, \quad \omega_n = \frac{c}{2\xi m} \quad (5)$$

$$\left(\frac{k}{m}\right) = \omega_n^2, \quad \omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (6)$$

식 (5)를 통하여 실험 결과를 분석하면, 로켓이 장입되는 수량이 증가할수록 장입된 로켓의 무게 증가로  $m$ 이 증가하고 감쇠비  $\xi$ 가 증가하여 고유진동수는 감소한 것이라 분석될 수 있다.

또, 식 (6)을 통하여 실험 결과를 분석하면, 로켓이 장입되는 수량이 증가할수록 로켓의 무게 증가로  $m$ 이 증가하여 고유진동수는 감소한 것이라 분석될 수 있다.

Fig. 9와 Fig. 10은 X축 가진 시 로켓 장입 수량에 따라 3번 발사관에 장입된 로켓의 X방향 1차 모드와 고유진동수와 감쇠비를 보여주는 실험 결과이다.

#### 4. 결 론

로켓 장입 상태 변화에 따른, 발사관 타입 항공기 탑재 발사대에 장입된 로켓의 동특성을 실험적으로 분석하였다. 동특성 분석 시, 응답 가속도의 크기와 주파수 응답 함수를 기준으로 각각 분석하였다.

로켓의 응답 가속도의 크기를 기준으로 동특성 분석 결과, 하부 발사관에 장입된 로켓의 응답 가속도가 가장 큰 값이었다. 또한, 상/하부 발사관 어디에 로켓이 추가로 장입되던 관계없이 발사관에 장입되는 로켓의 수량이 많을수록 발사관에 장입된 로켓의 응답 가속도는 감소하였다. 결론적으로, 이 연구의 발사관 타입 항공기 탑재 발사대에 탑재되는 로켓의 경우 하부 발사관에 1개의 로켓이 장입되어 있는 상태에서 장입된 로켓의 응답 가속도가 가장 큰 값을 나타냈다. 방위 산업에서는 보수적으로 내구성 시험을 한다. 또한, 항공 산업 또한 안정성이 중요하기 때문에 보수적인 시험이 필요하다고 판단된다. 발사관에 장입된 로켓의 내구성 검증을 위해서는 하부 발사관에 1개의 로켓이 장입된 상태가 가장 보수적인 시험이라 할 수 있다.

로켓의 주파수 응답 함수를 통한 동특성 분석 결과, 장입된 로켓의 수량이 증가할수록 가장 진폭이

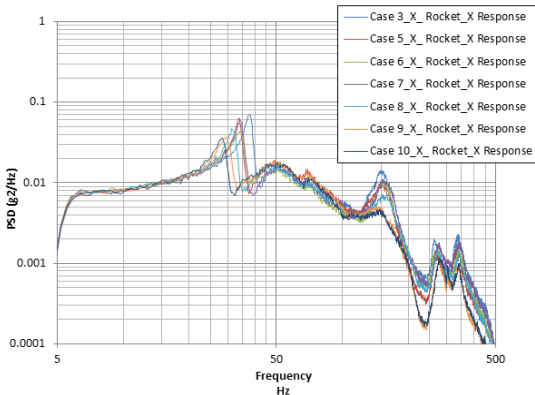


Fig. 9 Frequency response function of the #3 rocket according to the number of rockets loaded in the launch tubes by X-axis excitation

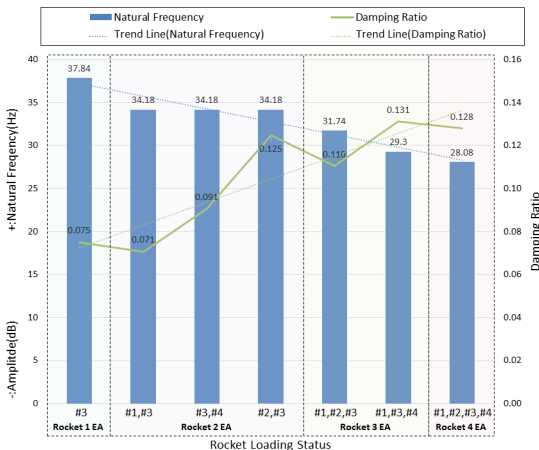


Fig. 10 Natural frequency and damping ratio in X-axis 1<sup>st</sup> mode of the #3 rocket according to the number of rockets loaded in the launch tubes by X-axis excitation

큰 1차 모드에서의 고유진동수는 감소하였고, 감쇠비는 증가하였다. 발사관 타입의 발사대에 장입된 로켓의 로켓 장입 상태에 따른 동특성 변화는 장입된 로켓의 수량이 증가에 따른 시스템 전체의 질량 증가의 영향이 크다고 할 수 있다. 항공기 탑재 발사대는 헬리콥터나 고정익 프로펠러 항공기에 주로 탑재되는데, 이 항공기들은 모두 회전하는 로터를 가지고 있다. 따라서 이러한 항공기들에 탑재된 발사대에 장입된 로켓은 항상 회전하는 로터의 주파수와 그 주파수의 조화 성분 주파수에 노출에 된다. 만약 로켓의 고유진동수와 로터에 의한 주파수가 중첩된다면, 위험한 상황이 발생할 수 있다. 따라서 이러한 고유진동수 특성 변화를 확인한 것이 의미 있다고 판단된다.

향후, 발사관에 로켓 장입 상태에 따른 항공용 발사대의 동특성 분석하여 발사대의 내구성 시험 방법과 발사 시퀀스에 대한 절차를 정립하는 것을 추가로 연구할 예정이다.

## References

(1) Jeong, H. I., Park, J. H., Son, D. H. and Jang, J. Y., 2019, Study on Fatigue Life Estimation of an Aircraft External Store under Dynamic Loads, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 29, No. 4, pp. 462~469.

(2) Jeong, H. I., Choi, J. P., Lee, S.-K., Lee, J.-H., Son, D.-H. and Park, J. H., 2017, Study on Dynamic Characteristics of Structure by Incomplete Restraint Internal Mounting, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, p. 109.

(3) Cho, W. J., Son, D.-H., Jeong, H. I. and Ahn, S.-K., 2019, Analysis of Launcher Dynamic Characteristics According to Variation of Missile Stiffness, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, p. 148.

(4) Lee, J. H., Kwon, B., Park, N.-C. and Park, Y.-P., 2013, Dynamic Characteristic Analysis Procedure of Helicopter-mounted Electronic Equipment, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 23, No. 8, pp. 759~769.

(5) Department of Defense United States of America, 2014, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Method 514.7 Vibration, MIL-STD-810.



**Hoemin Jeong** is research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIG Nex1. He received a B.S. degree in Mechanical Engineering from Ajou University in 2011, and M.S. degree in Mechanical Engineering from Ajou University in 2013.