

# 발사체 이륙 시 음향 하중 예측 정확도 향상 Improved Prediction of Lift-off Acoustic Loads for a Launch Vehicle

최상현† · 이정권\* · 이익진\*

Sang-Hyeon Choi, Jeong-Guon Ih and Ik-Jin Lee

**Key Words :** Launch Vehicle (발사체), Lift-off Acoustic Load (이륙 시 음향 하중), Diffraction (회절)

## ABSTRACT

This paper is concerned with the prediction of lift-off acoustic loads for a launch vehicle. Intense acoustic load is generated when a launch vehicle is lifted off, and it can induce vibrations of a launch vehicle which cause damage or malfunction of a launch vehicle and a satellite. Lift-off acoustic loads of NARO are predicted by the modified Eldred's second method and the result is compared with the measured data in flight test. The prediction shows similar peak and shape of spectrum to the test data, but some discrepancy can be observed due to the predicted margin. In order to reduce such discrepancy, the sound pressure levels with four source distribution assumptions are calculated. Also, the surface diffraction effects are considered in the prediction of lift-off acoustic loads, and the predicted result is more similar to the test data.

## 1. 서 론

우주발사체가 이륙할 때 발생하는 소음이 과다할 경우 주변 주민 및 어장 등에 악영향을 미칠 수 있다. 또한 이륙 시 발생하는 음향 하중에 의해 발사체 및 위성에 랜덤진동이 가해지게 되며, 이로 인해 발사체 또는 위성이 파손되거나 오작동이 유발될 수 있다. NASA 문헌<sup>(1)</sup>에 의하면 위성이 발사 당일에 실패하는 원인의 30~60 %가 음향/진동에 의한 것이다. 따라서 발사체 이륙 시 발생하는 음향 하중을 예측하고 필요 시 저감하는 연구가 중요하다.

발사체 음향 하중 예측을 위해 수치적인 방법을 사용한 사례로는 전산 유동 해석 기법을 이용하여 발사체 이륙 음향 하중에 대한 화염유도로 형상의 영향을 확인한 연구가 있고<sup>(2)</sup>, 전산 공력 음향 해석 기법과 경험적 기법을 동시에 사용한 연구가 있으며<sup>(3)</sup>, 경험적 기법으로 소음원을 모델링하고 경계요소법을 이용해서 페어링에서의 음향 하중을 예측한 사례도 있다<sup>(4)</sup>. 발사체 음향 하중 예측에 수치적인

기법을 적용할 경우 해석에 필요한 노력이 상당하며 수치해석에 필요한 변수를 정확하게 고려하기 어렵고 계산 시간을 고려했을 때 음향 하중 저감을 위한 발사대 화염유도로 형상 최적설계에 적용하기 어려울 것으로 판단된다. 실험데이터에 의거한 경험적 방법으로는 1971년에 NASA에서 Eldred가 제안한 음원 배치 방법<sup>(5)</sup>이 가장 대표적인 방법이다. 참고로, 2009년에 Haynes 등이 발표한 수정된 Eldred 방법 2는 전산 유동 해석 결과를 반영한 방법으로서 Ares I 발사체에 사용된 바 있다<sup>(6)</sup>.

국내의 관련 연구 사례를 살펴보면, KSR-III의 음향 하중을 예측하기 위해 Eldred<sup>(5)</sup> 방법을 사용한 바 있으며<sup>(7)</sup>, 최근에 KSR-III의 음향 하중을 예측하기 위해 선행연구 방법 (Haynes, 2009)<sup>(6)</sup>을 사용한 바 있다<sup>(8)</sup>. 또한 나로호의 음향 하중을 수정된 선행연구 방법<sup>(6)</sup>으로 예측하고 예측 결과를 비행 시험시의 측정 결과와 비교한 바 있는데, 스펙트럼의 피크 위치와 형상은 유사하나, 여유 (margin)를 갖고 예측한 관계로 예측 결과와 측정 결과의 크기에 다소 차이가 발생하였다<sup>(9)</sup>. 본 연구에서는 발사체 이륙 시 발생하는 음향 하중 예측의 정확도를 향상시키기 위하여 네 가지 소음원 분포 가정에 대한 음향 하중 예측 결과를 비교하였으며, 회절 효과를 반영하여 음향 하중을 예측하였다.

† 교신저자; 정회원, 한국항공우주연구원, KAIST  
E-mail : shchoi@kari.re.kr

Tel : 042-860-2063, Fax : 042-860-2699

\* KAIST 기계공학과

## 2. 발사체 음향 하중 예측 정확도 향상 연구

### 2.1 소음원 분포 가정

나로호 음향 하중을 예측한 선행연구 (Park, 2011)<sup>(9)</sup>를 본 연구의 출발점으로 하여, 발사체 음향 하중 예측 정확도 향상을 위한 연구를 시작하였다. 그 첫 번째 시도로 소음원 분포 가정의 영향에 대하여 검토하였다. 나로호 이륙 시 발생하는 발사체 외부 음향 하중을 선행연구<sup>(6)</sup> 방법을 이용하여 예측하고 이를 측정 데이터와 비교하였다. 음향 하중 예측에 사용한 입력 데이터는 Table 1과 같으며 측정점의 위치는 Fig. 1과 같이 유동과의 각도가 90°가 되는 지점에 위치한다. 대부분의 data는 선행연구<sup>(9)</sup>의 데이터를 활용하였으며, 일부 데이터를 추가로 파악하여 활용했다.

Eldred<sup>(5)</sup> 방법에서는 유동을 여러 개의 슬라이스로 나누어 각 슬라이스의 중앙에 가상의 소음원을 위치시킨다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같이 총 네 가지 소음원 분포 가정에 대하여 음향 하중을 예측하

였다. 네 가지 소음원 가정 중에서 상한계 가정은 선행연구<sup>(9)</sup>에서 사용된 가정이며 여유를 갖고 보수적으로 예측하는 방법으로 음향 하중 규격 설정에 주로 사용된다. 또한 음향 하중의 예측을 위해 상한계 가정과 하한계 가정을 동시에 사용한 연구도 있는데, 이를 참고하여 본 연구에서는 하한계 가정 1에서 유동이 상승할 때의 화염유도로와의 간격을 화염유도로 최하단과 유동의 첫 번째 충돌점까지의 수직 거리인  $h$ 와 동일하다고 가정하였다 (Fig. 2 참고).

KSR-III의 음향 하중을 예측한 선행연구 (Park, 2013)<sup>(8)</sup>에서는 유동 방향이 화염유도로 경사면에서 한 번 변경되고 수평면에서 추가로 변경되는 것으로 가정하였는데, 본 연구의 대칭 반사 가정에서는 이를 참고하여 유동 방향 변경 시 입사각과 반사각이 같다고 가정하였다. Eldred<sup>(5)</sup>에 의하면 유동의 중심 라인에 가상의 소음원을 배치하는 것으로 기술되어 있는데, 나로호의 유동을 Fluent로 해석한 결과를 참고하여 본 연구의 하한계 가정 2에서는 유동의 중심이 화염유도로 바닥 면에 위치한다고 가정하였다.

선행연구<sup>(5)</sup>를 참고하여  $x = 0 \sim 5x_t$  구간에 대하여 등간격으로 25개 소음원을 위치시켰다. 여기서  $x$ 는 유동 축을 따라 노즐 출구로부터 소음원까지 이동한 거리이고,  $x_t$ 는 포텐셜 코어의 길이이다. Fig. 3은 하한계 가정 1에 대하여 소음원 개수와 전체 음압 레벨과의 관계를 표기한 그림인데, 소음원의 개수를 25개로 선정해도 무방함을 확인할 수 있다.

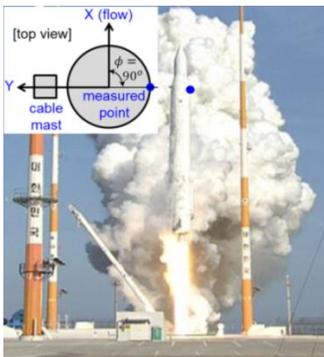
Eldred<sup>(5)</sup> 방법 2의 단계 10에서 각 슬라이스  $s$ 에 의한 예측점  $p$ 에서의 주파수 밴드  $b$  영역의 음압 레벨은 아래와 같다.

$$SPL_{s,b,p} = L_{W,s,b} - 10 \log r^2 - 11 + DI(b, \theta) \text{ (dB)} \quad (1)$$

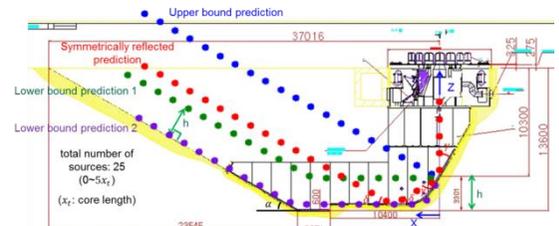
여기서  $L_W$ 는 음향 파워 레벨,  $r$ 은 소음원과 예측점 간의 거리,  $DI$ 는 유동 방향을 기준으로 음압 레

**Table 1** Input data for the prediction (NARO rocket, 2009)

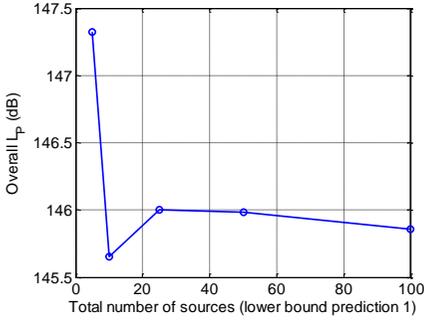
Acoustic efficiency	1 %	From Ref. <sup>(9)</sup>
Number of nozzle	1	
Thrust of engine	185 tonf	
Fully expanded exit velocity	2984 m/s	
Sound velocity (normal air)	343 m/s	
Sound velocity (nozzle exit)	1031 m/s	
Nozzle exit diameter	1.445 m	
Uplift angle ( $\omega$ )	30 °	
Distance between nozzle and deflector	8.682 m	
Position of measured point [X, Y, Z]	[0, -1.45, 26.31] m	
Impingement angle ( $\gamma$ )	30 °	



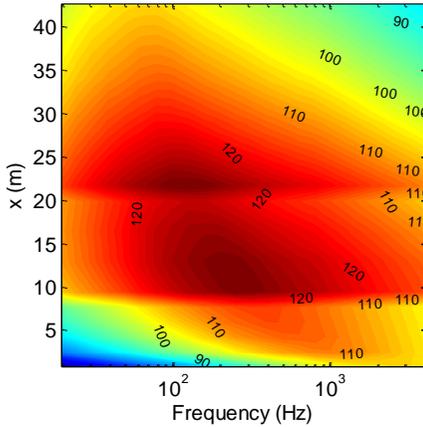
**Fig. 1** Measurement position for sound level in launching.



**Fig. 2** Assumed models of acoustic source distribution for NARO launching.



**Fig. 3** Predicted overall SPL varying the numbers of sources: N=25,  $L_P=146.0$  dB; N=100,  $L_P=145.9$  dB.



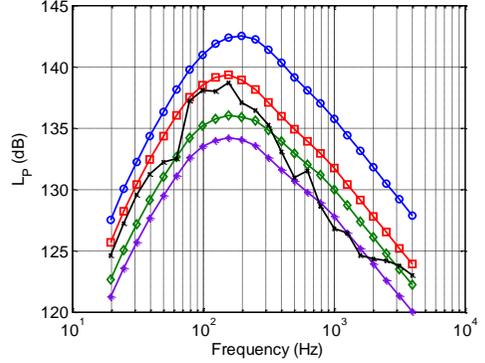
**Fig. 4** Contour map of predicted sound levels as a function of frequency and distance. The model is based on the lower bound prediction 1.

벨의 방향성 효과를 나타내는 방향성 지수 (directivity index),  $\theta$ 는 소음원에서 유동 방향과 예측점 방향 간 각도를 의미한다. 나로호 이륙 시 측정점에서의 음압 레벨을 하한계 가정 1에 대하여 주파수와  $x$ 가 변함에 따라 표현한 그림은 Fig. 4와 같으며, 유동 방향이 변경된 직후 지점인  $x = 10 \sim 15$  m,  $20 \sim 25$  m 지점에서  $100 \sim 500$  Hz 성분의 음압 레벨이 높은 결과를 보였다.

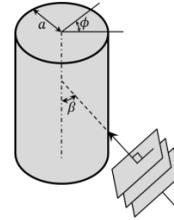
Eldred<sup>(5)</sup> 방법 2의 단계 11에서 모든 슬라이스에 의한 점  $p$ 에서의 주파수 밴드  $b$  영역의 음압 레벨은 아래와 같다.

$$SPL_{b,p} = 10 \log \sum_s 10^{\left(\frac{SPL_{s,b,p}}{10}\right)} \quad (\text{dB}) \quad (2)$$

나로호 이륙 시 측정점에서의 음압 레벨을 네 가지 소음원 분포 가정에 대하여 1/3 옥타브 밴드로 표현한 결과는 Fig. 5와 같다. 상한계 가정의 예측 결과는 선행연구<sup>(9)</sup>와 유사하였으며, 하한계 가정 1



**Fig. 5** Predicted spectra according to the prediction models:  $\bullet$ , UB (152.1 dB);  $\square$ , Sym. (148.8 dB);  $\diamond$ , LB1 (146.0 dB);  $\blacktriangle$ , LB2 (144.1 dB);  $\blacksquare$ , Measured (147.2 dB).



**Fig. 6** Plane wave approaching a cylindrical surface.

의 예측 결과가 측정 결과와 가장 유사하였다.

## 2.2 발사체 표면 회절 효과

선행연구<sup>(10)</sup>를 참고하여 무한한 길이인 강체 실린더 표면에서의 회절 효과를 해석적으로 구하고 이를 경험적 예측식에 반영하였다. 식 (1)에 발사체 표면에서의 회절 효과를 추가하면 아래와 같다.

$$SPL_{s,b,p} = L_{W,s,b} - 10 \log r^2 - 11 + DI(b, \theta) + 10 \log \left| \frac{p}{p_0} \right|^2 \quad (3)$$

$$\left| \frac{p}{p_0} \right| = \frac{4}{\pi k a \sin(\beta)} \sum_{m=0}^{\infty} \epsilon_m \frac{\cos(m\phi)}{d(ka \sin(\beta)) [H_m^{(2)}(ka \sin(\beta))]}$$

여기서  $p$ 는 실린더 표면에서의 음압,  $p_0$ 는 회절을 고려하지 않은 음압,  $k$ 는 파동 수 (wave number =  $\omega/a_0$ ),  $H_m^{(2)}$ 는 타입 2의 Hankel 함수이다.  $m = 0$ 일 때  $\epsilon_m = 0.5$ 이고  $m \neq 0$ 일 때  $\epsilon_m = i^m$ 이다.  $a$ ,  $\beta$ ,  $\phi$ 의 의미는 Fig. 6에 표기하였다.

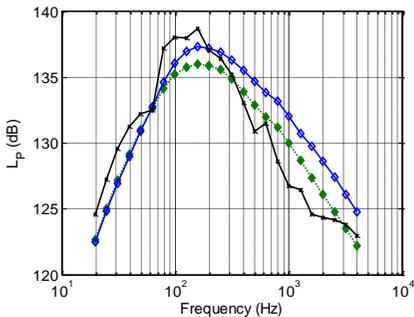
나로호에 대하여 하한계 가정 1로 소음원을 분포시키고 회절 효과를 고려하지 않은 경우와 고려한 경우의 음압 레벨을 비교한 그림은 Fig. 7과 같다. 100 Hz 미만 영역에서는 회절 효과가 거의 없었으며, 회절 효과를 고려했을 때 전체 음압 레벨이 1.3

dB 증가하여 측정 결과와의 차이가 감소되었다.

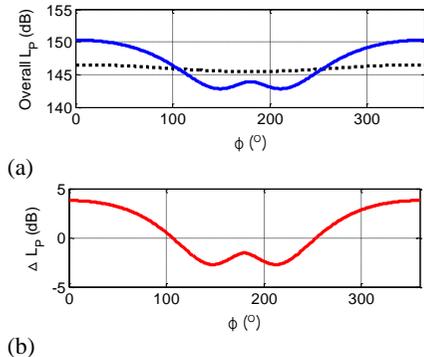
나로호의 측정점은 유동 방향과의 각도인  $\phi = 90^\circ$  에 위치하는데, 해당 측정점 위치에서  $\phi$  를  $1^\circ$  간격으로 변경시키면서 전체 음압 레벨을 확인한 그림은 Fig. 8과 같다.  $\phi$  가 변경됨에 따라 회절 효과 고려에 의해 전체 음압 레벨이  $-2.7 \sim +3.8$  dB 달라지는 결과를 얻었다.

### 3. 결론

발사체 이륙 시 음향 하중 예측의 정확도를 향상시키기 위하여 네 가지 소음원 분포 가정에 대한 음향 하중 예측 결과를 측정 결과와 비교였으며, 추가로 기존의 Eldred<sup>(5)</sup> 방법만으로는 고려할 수 없었던 발사체 표면에서의 회절 효과를 반영하여 음향 하중을 예측하였다. 나로호 이륙 시 발생하는 음향 하중에 대하여 하한계 가정 1을 적용하여 소음원을 분포시키고 발사체 표면에서의 회절 효과를 고려하여 예측한 결과 비행 시험 시 측정한 측정 결과와 유사하게 예측할 수 있었다.



**Fig. 7** Effect of diffraction in spectrum (lower bound prediction 1):  $\blacklozenge$ , No diffraction (146.0 dB);  $\blacklozenge$ , With diffraction (147.3 dB);  $\blacktriangle$ , Measured (147.2 dB).



**Fig. 8** Effect of diffraction around the launch vehicle (lower bound prediction 1). (a)  $\cdots$ , No diffraction;  $\text{—}$ , With diffraction; (b) Difference in SPL's of (a).

### 후 기

본 연구는 Post BK21 사업과 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다. (NRF No. 2012R1A2A2A01009874 및 No. 2013006603)

### 참 고 문 헌

- (1) Timmins, A. R. and Heuser, R. E., 1971, A Study of First-Day Space Malfunctions, NASA Technical Note D-6474.
- (2) Tsutsumi, S., Kato, S., Fukuda, K. and Takaki, R., 2009, Effect of Deflector Shape on Acoustic Field of Launch Vehicle at Lift-off, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2009-328.
- (3) Casalino, D. and Barbarino, M., 2009, Hybrid Empirical/Computational Aeroacoustics Methodology for Rocket Noise Modeling, AIAA Journal, Vol. 47, No. 6, pp. 1445~1460.
- (4) Morshed, M. M., 2008, Investigation of External Acoustic Loadings on a Launch Vehicle Fairing during Lift-off, PhD Dissertation, University of Adelaide, Australia.
- (5) Eldred, K., 1971, Acoustic Loads Generated by the Propulsion System, NASA SP-8072.
- (6) Haynes, J. and Kenny, R. J., 2009, Modifications to the NASA SP-8072 Distributed Source Method II for Ares I Lift-off Environment Predictions, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. AIAA-2009-3160.
- (7) 박순홍, 2007, 우주발사체 개발과 소음 진동, 소음·진동. Vol. 17, No. 5, pp. 16~26.
- (8) Park, S. R., Lee, K. H., Kong, B. H., Kang, K. T., Jang, S. J. and Lee, S. G., 2013, Impinging Jet Effects on Acoustic Load Prediction of Launch Vehicle, Proceedings of the Acoustical Society of Korea Annual Autumn Meeting, pp. 23~26.
- (9) Park, S. H., Seo, S. H. and Jang, Y. S., 2011, Prediction of Lift-off Acoustic Loads of KSLV-I and Its Comparison with Flight Measurements, Aerospace Engineering and Technology. Vol. 10, No. 1, pp. 13~19.
- (10) Smith III, W. O., 2013, An Empirical and Computational Investigation into the Acoustical Environment at the Launch of a Space Vehicle, PhD Dissertation of Auburn University, USA.