

음원 분포선 위치가 발사체 이륙 음향하중에 미치는 영향

Effect of Source Line Location on Lift-off Acoustic Loads of a Launch Vehicle

최 상 현* · 이 정 권† · 이 익 진**

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

(Received May 19, 2015 ; Revised July 3, 2015 ; Accepted July 9, 2015)

Key Words : Launch Vehicle(발사체), Lift-off Acoustic Load(이륙 음향 하중), Source Location(음원 위치)

ABSTRACT

Intense acoustic load is generated when a launch vehicle lifts off, causing the damaging vibrations at the launch vehicle or satellite within the fairing. This paper is concerned with the prediction of lift-off acoustic loads for a launch vehicle. As a test example, the lift-off acoustic load on the Korean launch vehicle, NARO, is predicted by the existing calculation tool, the modified Eldred's second method. Although the acoustic sources, assumed as point sources, are to be located along the center line of the exhaust plume when using the Eldred's prediction method, the exact location of the deflected center line of exhaust gas flow is not usually known. To search for the most appropriate source positions, six models of source line distribution are suggested and the acoustic load prediction results from these models are compared with the actual measurements. It is found that the predicted sound pressure spectrum of the Naro is the most similar to the measured data when the centerline of the turbulent kinetic energy contour is used as the source line.

1. 서 론

발사체가 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. 따라서 발사체 이륙 음향 하중을 정확하게 예측하고 필요 시 이를 저감하기 위한 연구가 중요하다.

발사 음향 하중의 예측을 위해 사용되는 방법은 크게 해석적, 수치적, 경험적 방법으로 분류할 수

있다. 기존 연구 중 실험데이터에 의거한 경험적 방법으로는 1971년에 NASA에서 Eldred⁽¹⁾가 제안한 음원 배치 방법인 NASA-SP-8072가 가장 대표적인 방법이며, 이 방법을 보완하기 위한 여러 연구들이 진행되어왔다. NASA SP-8072는 두 가지의 음원 배치 방법이 있는데, 첫 번째는 각 주파수 당 하나의 점음원이 유동의 축을 따라 분포한다는 가정을 이용한 방법이고, 두 번째는 각 주파수 당 여러 개의 점음원이 유동의 축을 따라 분포한다고 가정하는 방법이다. 첫 번째 방법은 디플렉터 등을 고려하면 예측된 스펙트럼이 불연속성을 포함하는 경우가 발생하는데, 두 번째 방법은 이러한 현상이 없는 것으

† Corresponding Author ; Member, Department of Mechanical Engineering, KAIST
E-mail : J.G.Ih@kaist.ac.kr

* Member, Korea Aerospace Research Institute & KAIST

** Department of Mechanical Engineering, KAIST

A part of this paper was presented and selected as one of best papers at the KSNVE 2015 Annual Spring Conference

‡ Recommended by Editor Heung Soo Kim

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

로 알려져 있다⁽²⁾. 2009년에 Haynes와 Kenny는 전산 유동 해석 결과를 이용하여 Eldred의 두 번째 방법을 수정하였으며 Ares I 발사체에 적용한 바 있다⁽³⁾. 국내의 관련 연구 사례를 살펴보면, 과학로켓 KSR-III의 음향 하중을 예측하기 위해 Eldred 방법을 사용한 바 있으며⁽⁴⁾, KSR-III의 음향 하중을 예측하기 위해 수정된 Eldred 방법⁽³⁾을 사용한 바 있다⁽⁵⁾. 또한 나로호의 음향 하중을 수정된 Eldred 방법⁽³⁾으로 예측하고 예측 결과를 비행 시험 시의 측정 결과와 비교한 바 있다⁽²⁾.

Eldred 방법을 사용할 때 유동의 중심선에 가상의 소음원을 위치시키는데, 화염유도로에 의해 반사된 유동의 중심선의 정확한 위치를 미리 정하기는 쉽지 않다. 여러 선행연구들은 음원을 위치시키는 방법을 명확하게 정의하지 않거나 서로 다른 방법을 사용하여 음원을 위치시키고 있다.

이 연구에서는 전산 유동 해석 결과를 참고하여 여섯 개의 음원 분포선 모델을 정의한 후 각 모델에 대하여 나로호 외부 표면에서의 이륙 음향 하중을 예측하여 실제 발사 시 측정 결과와 비교한다.

2. 경험적 예측 모델

2.1 수정된 Eldred의 두 번째 음원 분포 방법

노즐 출구에서 배출되는 유동에 의해 방사되는 총 음향 파워를 각 엔진의 추력(F), 노즐 출구에서의 속도(U_e)로부터 다음과 같이 계산할 수 있다⁽¹⁾.

$$W_{OA} = \eta \left(\frac{1}{2} F U_e \right) \quad (1)$$

여기서 음향 효율 지수 η 는 총 음향 파워와 총 기계적 파워 간의 비를 의미하는데, Sutherland⁽⁶⁾에 의하면 다음의 식을 통해 계산될 수 있다.

$$\eta = 0.0012 \left(\frac{\gamma_t}{\gamma_0} \right) \left(\frac{c_t}{c_0} \right)^3 \left(\frac{c_t}{U_e} \right)^2 \quad (2)$$

여기서 c_t 는 초음속 코어 팁(tip)에서의 음속, c_0 는 대기의 음속, γ_t 는 초음속 코어 팁에서의 비열 비 (specific heat ratio), γ_0 는 대기의 비열 비를 각각 의미한다.

Haynes와 Kenny는 전산 유동 해석 결과를 참고

하여 노즐 출구의 층류(laminar flow) 영역인 포텐셜 코어 길이(x_t)를 다음과 같이 제안하였다⁽³⁾.

$$x_t = \min(1.75(1 + 0.38M_e)^2 d_e, x_1) \quad (3)$$

여기서 d_e 는 노즐 출구 직경, M_e 는 노즐 출구 마하수, x_1 은 Fig. 1과 같이 노즐과 디플렉터 간 거리를 각각 의미한다. Fig. 1과 같이 유동의 중심선에 Δx 간격으로 음원이 위치할 때 총 음향 파워를 각 음원에 분배시키면 음원 s 의 음향 파워 레벨은 다음과 같다.

$$(L_W)_s = 10 \log \left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right] + L_W + 10 \log \left(\frac{\Delta x}{x_t} \right) \quad (4)$$

여기서 L_W 는 식 (1)에서 구한 총 음향 파워를 10^{-12} W를 기준으로 데시벨 단위로 표현한 총 음향 파워 레벨이고, x 는 노즐 출구로부터 음원까지 유동 축을 따라 이동한 거리이고, $W(x)$ 는 단위 길이 당 음향 파워이다. x 와 $W(x)$ 를 측정 데이터로부터 정규화하여 표현한 그래프에 x 와 식 (3)을 통해 구한 x_t 를 입력하여 식 (4)의 우변의 첫 항을 구할 수 있다⁽¹⁾.

각 음원의 음향 파워를 각 주파수 밴드에 분배시킬 수 있으며, 각 음원 s 의 주파수 밴드 b 에서의 음향 파워 레벨은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \langle (L_W)_s \rangle_b &= 10 \log \left[\frac{W(f, x)}{W(x)} \frac{U_e c_0}{x c_e} \right] \\ &- 10 \log \left(\frac{U_e c_0}{x c_0} \right) + (L_W)_s + 10 \log \Delta f_b \end{aligned} \quad (5)$$

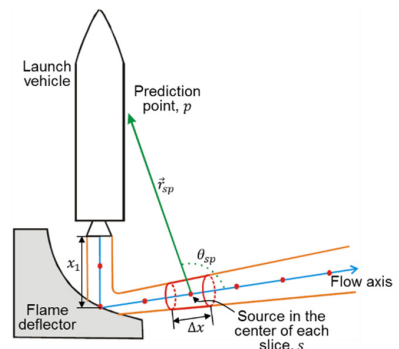


Fig. 1 Sketch of source locations for external acoustic loads

여기서 c_e 는 노즐 출구 음속, Δf_b 는 주파수 밴드 폭을 각각 의미하고, $W(f,x)$ 는 단위 길이 및 단위 주파수 당 음향 파워이다. f 와 $W(f,x)$ 를 측정 데이터로부터 정규화하여 표현한 그래프에 각 주파수 밴드의 중심 주파수인 f_b 와 x , c_e , U_e , c_0 를 입력하여 식 (5)의 우변의 첫 항을 구할 수 있다⁽¹⁾. 각 음원의 음향 파워가 구형으로 전파된다고 가정하면, 음원 s 에 의하여 점 p 에서 예측되는 주파수 밴드 b 에서의 음압 레벨은 다음과 같다⁽¹⁾.

$$\langle (L_p)_{sp} \rangle_b = \langle (L_w)_s \rangle_b - 10\log(4\pi r_{sp}^2) + DI \quad (6)$$

여기서 DI 는 방향지수이다. 실험 데이터를 바탕으로 음압 레벨의 방향성을 표기한 그래프에 Fig. 1에 표기한 θ_{sp} (음원 s 에서의 유동의 방향과 점 p 로 전달되는 소리 방향 간의 각도)와, f_b , U_e , d_e 를 입력하면 방향지수를 구할 수 있다⁽¹⁾.

Smith는 발사체를 무한한 길이인 강체 실린더로 가정하고 소리가 평면파로 전달된다고 가정하여 발사체 표면에서의 회절 효과를 해석적으로 구하고 이를 경험적 예측식에 반영하였다⁽⁷⁾. 식 (6)에 발사체 표면에서의 회절 효과를 추가하면 아래와 같다.

$$\langle (L_p)_{sp} \rangle_b = \langle (L_w)_s \rangle_b - 10\log(4\pi r_{sp}^2) + DI + 10\log\left|\frac{p}{p_0}\right|^2 \quad (7)$$

여기서,

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

여기서 p 는 실린더 표면에서의 음압, p_0 는 회절을 고려하지 않은 음압, k 는 파동 수(wave number = ω/c_0), $H_m^{(2)}$ 는 타입 2의 Hankel 함수이다. $m=0$ 일 때 $\varepsilon_m=0.5$ 이고 $m \neq 0$ 일 때 $\varepsilon_m = \sqrt{-1^m}$ 이다. a , β , Ψ 의 의미는 Fig. 2에 표기하였다.

화염유도로에서의 음향 반사의 영향을 추가로 고려하여 발사체 이륙 음향 하중을 계산할 수 있다. 나로호 이륙 음향 하중 예측을 위해 유동의 중심에 음원을 분포시키고 직접 전달되는 소리와 화염유도로에 반사되어 전달되는 소리의 전달 방향을 Fig. 3에 나타냈다. 식 (7)을 이용하여 계산하면, 각 음원 s 의 음향

파워에 의해 수음점 p 로 직접 전달되는 각 주파수 밴드에서의 음압 레벨과 화염유도로에 반사되어 전달되는 음압 레벨은 각각 다음의 식으로 표현할 수 있다.

$$\langle (L_p)_{sp} \rangle_b^+ = \langle (L_w)_s \rangle_b - 10\log(4\pi(r_{sp}^+)^2) + DI + 10\log\left|\frac{p}{p_0}\right|^2 \quad (8)$$

$$\langle (L_p)_{sp} \rangle_b^{i-} = \langle (L_w)_s \rangle_b - 10\log(4\pi(r_{sp}^{i-})^2) + DI + 10\log\left|\frac{p}{p_0}\right|^2 \quad (9)$$

여기서 상첨자 +는 직접 전달되는 성분, 상첨자 -는 반사되어 전달되는 성분을 각각 나타낸다. 하나의 음원에 대하여 하나 이상의 반사 이미지가 생성될 수 있으며, $i-$ 는 해당 점음원의 i 번째 반사 이미지를 의미한다. 직접 전달음과 반사음의 이동 거리 차이와 파장과와의 관계를 통해 위상차를 고려할 수 있으며, 전달되는 음압의 크기와 위상차는 각각 다음과 같이 계산될 수 있다⁽⁸⁾.

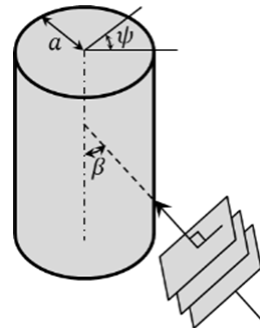


Fig. 2 Plane wave approaching a cylindrical surface

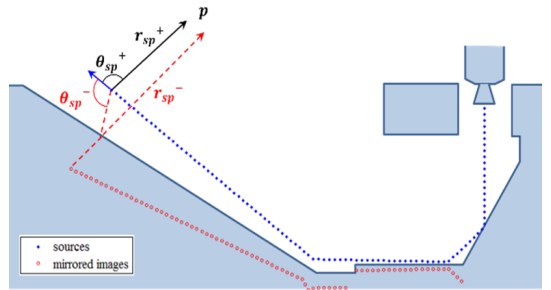


Fig. 3 Sources along the flow and their reflected images from a flame deflector

$$\langle A_{sp} \rangle_b^+ = p_{ref} \sqrt{10 \frac{\langle (Lp)_{sp} \rangle_b^+}{10}} \quad (10)$$

$$\langle A_{sp} \rangle_b^{i-} = p_{ref} \sqrt{10 \frac{\langle (Lp)_{sp} \rangle_b^{i-}}{10}} \quad (11)$$

$$\langle \phi_{sp} \rangle_b^{i-} = \frac{2\pi(r_{sp}^{i-} - r_{sp}^+)}{c_0/f_b} \quad (12)$$

2.2 음원 분포선 위치

이 연구에서는 여섯 개의 음원 분포선 모델을 정의한 후 각 모델에 대하여 나로호 이륙 시 발사체 외부 표면에서의 음향 하중을 예측하여 실제 발사 시 측정 결과와 비교한다. 우선 네 개의 기본적인 음원 분포선 모델은 Fig. 4(a)와 같다. 그림에서 나로호 화염유도도의 경우 $h_1=2.70\text{ m}$, $\alpha=30^\circ$, $\delta=30^\circ$ 이다. 최대 속도 라인을 유동의 축으로 가정할 수 있고, 또한 난류 소음이 발사체 음향 하중의 주요 인임을 감안하면 난류 유동 에너지 분포의 중심선을 음원 분포선으로 가정할 수 있다. 따라서 한국항공우주연구원에서 제공받은 전산 유동 해석 결과를 활용하여 최대 속도선과 난류 유동 에너지 분포의 중심선을 이 연구의 음원 분포선 모델에 Fig. 4(b)와 같이 추가하였다.

3. 나로호 음향 하중 예측 결과

3장에서는 수정된 Eldred의 두 번째 음원 분포 방법을 이용하고 회절과 반사 영향을 추가로 고려하여 나로호 음향 하중을 예측한 결과와 나로호 발사 시 발사체 표면에서 측정한 결과를 비교한다. 음압 센서는 Fig. 5와 같이 유동과의 각도가 90° 가 되는 지점에 위치한다. 음압 레벨 계산을 위한 입력 데이터는 선행 연구(2)와 한국항공우주연구원 자료로 부터 획득하였으며 일부 데이터는 Table 1과 같다.

3.1 수정된 Eldred의 두 번째 음원 분포 방법

주파수 범위 20~4,000 Hz의 1/3 옥타브 대역 각 중심 주파수에서 측정점에서의 음압 레벨을 예측하였다. 난류 유동 에너지 분포의 중심선을 음원 분포선으로 가정하여 $0\sim 5x_i$ 의 범위 내에 점음원을 등간격

으로 분포시켰다. 음원의 개수가 부족할 경우 예측 정확도가 낮아지는데, 6,400개의 음원에 의해 계산된 음압 레벨을 측정 데이터와 같은 참조값으로 사용하고, 각 1/3 옥타브 대역의 중심 주파수에 대한 예측 음압 레벨과 측정 음압 레벨 차이의 절대값의 전체 주파수 영역에서의 평균을 다음 식을 이용

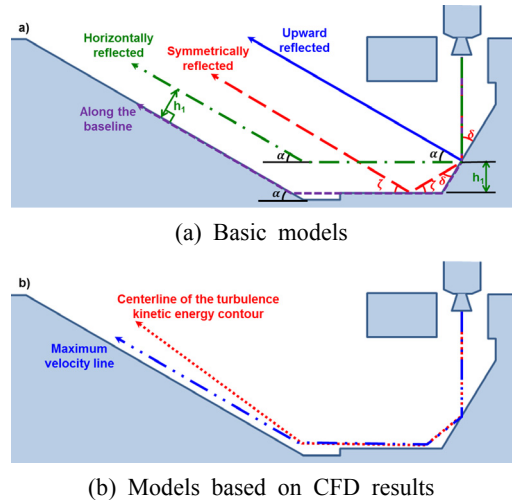


Fig. 4 Assumed models of the source line for Naro

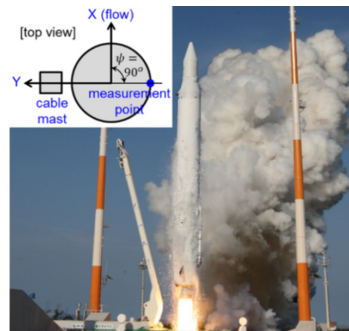


Fig. 5 Measurement position for sound level

Table 1 Input data for the prediction(Naro launcher)

Parameters	Values
Number of nozzle	1
Nozzle exit velocity	2,984 m/s
Sound velocity(nozzle exit)	1,031 m/s
Nozzle exit diameter	1.45 m
Distance btw nozzle and deflector	8.68 m
Thrust of engine(sea level)	1,667 kN

하여 계산하였다.

$$\begin{aligned} & \text{mean}(|\Delta\langle(L_P)_p\rangle_b|) \\ &= \text{mean}(|\langle(L_P)_p^c\rangle_b - \langle(L_P)_p^m\rangle_b|) \end{aligned} \quad (13)$$

여기서 상첨자 c 는 계산된 값을, m 은 측정된 값을 의미한다. 음원 개수 별 식(13)에 의해 계산된 음압 레벨 차이의 평균은 Fig. 6과 같다. 음원이 400개 이상일 경우 음압 레벨 차이의 평균이 0.1 dB 보다 작은데, Eldred 모델이 보통 ± 4 dB 수준의 정확도를 가지는 것⁽¹⁾을 감안하여 이 연구에서는 음원의 개수 400개가 충분하다고 판단하였다. 음원을 더 적게 사용해도 Eldred 모델의 정확도를 만족시킬 수 있으나 음원 400개를 사용할 때의 계산 시간이 1분(CPU 3.47 GHz, Ram 24 GB PC로 계산) 정도로 길지 않으므로 400개의 음원을 사용하였다.

나로호 측정점에서 각 음원에 의한 각 주파수 별 음압레벨을 예측한 결과는 Fig. 7과 같다. 모든 음원에 의한 측정점에서의 음압 스펙트럼을 예측한

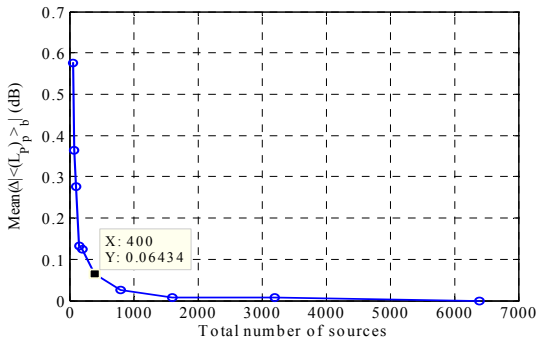


Fig. 6 Averaged differences of the sound pressure levels

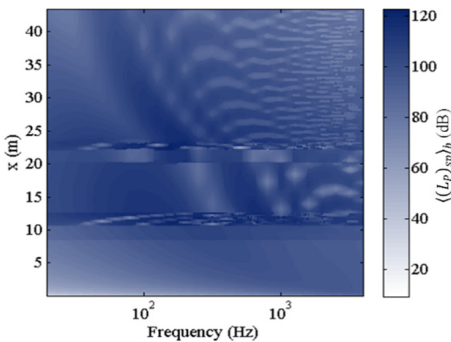


Fig. 7 Predicted sound pressure levels(dB)

결과를 Fig. 8과 같으며 여기에 회절을 고려하지 않은 예측결과, 회절만 고려한 예측 결과와 측정 데이터를 추가로 표기하였다. 또한 각 주파수에 대한 예측 음압 레벨과 측정 음압 레벨의 차이의 평균을 식 (13)을 이용하여 계산하였으며, 그 결과를 전체 음압 레벨의 차이와 함께 Table 2에 정리하였다. 음압 레벨 차이의 평균은 회절만 고려한 경우와 회절과 반사를 모두 고려한 경우가 유사한 수준이었으며, 전체 음압 레벨은 회절과 반사를 모두 고려했을 때 측정 결과와 가장 유사하였다.

3.2 음원 분포선 위치

Fig. 4에서 정의한 여섯 개의 음원 분포선 모델에 대하여 나로호 측정점에서의 음압 스펙트럼을 예측하고 그 결과를 측정 데이터와 함께 표기한 그림은 Fig. 9와 같다. 또한 각 주파수에 대한 음압 레벨 차이의 평균을 계산하였으며, 그 결과는 Table 3과 같다. Table 3에 표기한 바와 같이, 나로호 난류 유동 에너지 분포의 중심선을 음원 분포선으로 가정했을 때 측정점에서 가장 유사하게 예측할 수 있었다.

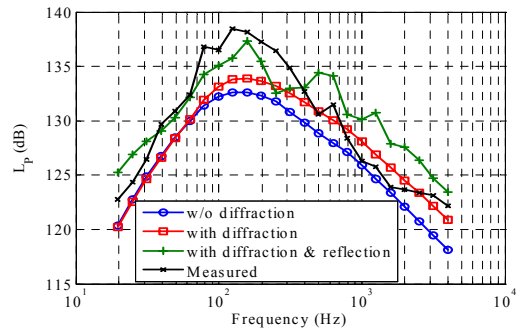


Fig. 8 Effect of diffraction and reflection in sound pressure spectrum

Table 2 Mean sound pressure level differences and the differences between predicted and measured overall SPLs

Prediction conditions	$\text{mean}(\Delta\langle(L_P)_p\rangle_b)$ (dB)	$\Delta(L_P)_p$ (dB) $(\langle(L_P)_p^c\rangle_b - \langle(L_P)_p^m\rangle_b)$
w/o diffraction	3.0	-4.2
With diffraction	2.2	-2.9
With diffraction & reflection	2.3	-0.7

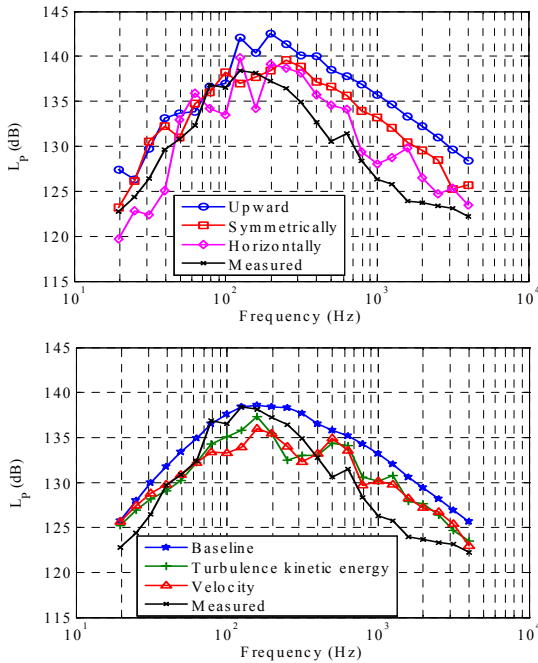


Fig. 9 Predicted and measured sound pressure spectra for several models of the source line

Table 3 Mean SPL differences and the differences between predicted and measured overall SPLs for six models of the source line

Flow axis assumptions	$mean(\Delta\langle(L_p)_p\rangle_b)$ (dB)	$\Delta(L_p)_p$ (dB) $((L_p)_p^c - (L_p)_p^m)$
Upward reflected	5.3	4.3
Symmetrically reflected	3.4	2.1
Horizontally reflected	2.8	1.0
Along the baseline	3.4	1.9
Centerline of turbulence kinetic energy	2.3	-0.7
Maximum velocity line	2.5	-1.1

4. 결 론

이 연구에서는 여섯 개의 음원 분포선 모델을 정의한 후 각 모델에 대하여 나로호 이륙 시 발사체 외부 표면에서의 음향 하중을 Eldred의 두 번째 소

음원 분포 방법을 일부 수정하여 예측하였으며, 실제 발사 시 측정 결과와 비교하였다. 나로호 난류 유동 에너지 분포의 중심선을 음원 분포선으로 가정했을 때 측정점에서 가장 유사하게 예측할 수 있었다. 난류 소음이 발사체 소음의 주요 요인임을 감안하면, 소음원을 난류 유동 에너지 중심선에 위치시키는 것이 타당하므로 이때 음압 레벨의 차이가 가장 작은 것이 타당한 결과라 할 수 있다.

후 기

이 연구는 Post BK21 Plus 프로젝트와 NRF (No. 20100028680)에서 일부 지원을 받았습니다.

References

- (1) Eldred, K., 1971, Acoustic Loads Generated by the Propulsion System, NASA SP-8072.
- (2) 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.
- (3) 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.
- (4) Park, S. H., 2007, Development of Space Launch Vehicle, Noise and Vibration, Journal of KSNVE, Vol. 17, No. 5, pp. 16~26.
- (5) 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.
- (6) Sutherland, L. C., 1993, Progress and Problems in Rocket Noise Prediction for Ground Facilities, 15th AIAA Aeroacoustics Conference, AIAA-93-4383.
- (7) 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.
- (8) Fukuda, K., Tsutsumi, S., Fujii, L., Ui, K., Ishii,

T., Oinuma, H., Kazawa, J. and Minesugi, K., 2009, Acoustic Measurement and Prediction of Solid Rockets in Static Firing Tests, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2009-3368.

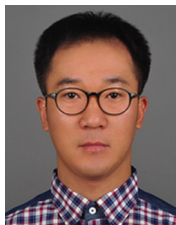


Sang-Hyeon Choi received B.S. and M.S. degrees from KAIST in 2000 and 2002. He is currently a senior researcher at launcher systems development team, Korea Aerospace Research Institute and at the same time a Ph.D. student at department of mechanical engineering, KAIST. His research interests are prediction & reduction of acoustic loads for a launch vehicle.



Jeong-Guon Ih received B.S. degree from Seoul National University in 1979. He then received his M.S. and Ph.D. degrees from KAIST in 1981 and 1985, respectively. He is currently a professor at department of me-

chanical engineering, KAIST. His research interests are duct acoustics, vehicle noise/vibration control, theoretical and experimental modeling of vibro-acoustic fields/sources and product sound quality.



Il-Jin Lee received B.S. and M.S. degrees from Seoul National University in 2001 and 2003, respectively. He then received his Ph.D. degree from University of Iowa in 2008. He is currently a professor at department of mechanical engineering, KAIST. His research interests are reliability-based robust design optimization, system reliability analysis, design under uncertainties, sampling-based RBDO with parallel computing and surrogate model generation.