

우주발사체 발사에 의한 발사장 주변의 음향 소음 분석

심형석*, 최규성**, 고정환***, 노웅래****

Analysis on Acoustic Noise around Launch Pad Induced by the Launch of a Space Launch Vehicle

Hyung-Seok Sim*, Kyu-Sung Choi**, Jeong-Hwan Ko***, Woong-Rae Roh****

Abstract

The acoustic noise around a launch pad by launches of space launch vehicles was analyzed. The magnitudes of sound noise at some points near launch pad were predicted by locating the sound source at the exhaust jet plume of the rocket engine and considering several factors such as the directivity of the sound propagation and atmospheric attenuation. Specifically, the launch noise of Korea Space Launch Vehicle-I (KSLV-I) was estimated, and was compared to the actual measurement results. The analysis results proved to be heavily affected by the characteristics of directivity of sound propagation and the analysis showed good agreements with the measurements when the directivity of the sound was appropriately adjusted.

초 록

우주발사체 비행에 의한 발사장 주변의 음향 소음에 대하여 분석하였다. 발사체 엔진 배기 제트에 소음원을 위치시키고 소음의 방향성, 대기 감쇄 등을 고려하여 발사장 주변의 특정 지점에 미치는 소음의 크기를 예측하였다. KSLV-I의 발사 소음을 예측하고 이 결과를 비행시험시의 측정 결과와 비교하였다. 분석 결과는 소음의 방향성에 의해 큰 영향을 받는 것으로 나타났으며 소음 방향성 정보에 대한 적절한 가정에 의해 시험 결과와 예측 결과가 서로 잘 일치하는 것을 확인하였다.

키워드 : Launch vehicle(우주발사체), Acoustic noise(음향 소음), Directivity of sound propagation (소음 방향성), KSLV-I(한국소형위성발사체),

1. 서 론

우주발사체는 짧은 시간 내에 발사체를 빠른 속도로 우주에 진입시키기 위해 막대한 엔진 파

워를 필요로 한다. 이 과정에서 대량으로 빠른 속도로 배출되는 엔진 배기가스는 매우 큰 음향 소음을 발생시킨다. 일반적으로 로켓 배기가스의 음향 파워는 배기가스의 기계적인 파워의 0.2~

접수일(2012년 9월 6일), 수정일(1차 : 2012년 10월 17일, 2차 : 2012년 10월 25일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

* 체계설계팀/aeroshs@kari.re.kr

** 체계설계팀/kschoi@kari.re.kr

*** 나로호체계종합팀/jko@kari.re.kr

**** 체계설계팀/rwr@kari.re.kr

1.0% 수준임이 실험적으로 확인되었다[1]. 우주발사체의 성능에 따라 차이가 있지만 배기가스의 음향 파워는 일반적으로 190~200 dB 의 값을 갖는다.

발사체 배기가스에 의해 발생된 소음은 대기 중으로 전파되어 가면서 거리 및 대기에 의해 급격히 줄어든다. 발사체의 고도가 충분히 높아진 경우에는 소음에 의한 지상의 영향이 크지 않지만 비행 초기에는 발사대 주변에 큰 음향 소음을 발생시키게 된다. 따라서 발사 지원 장비와 발사대 주변의 인명 거주 지역에 대한 영향 평가를 위하여 우주 발사체에 의해 야기되는 소음 분석이 요구된다[2].

소음 분석은 전산 유체 역학(Computational Fluid Dynamics)을 이용한 수치적 방법[3, 4]이나 실험 결과를 기초로 한 음원 배치 방법[1, 5, 6]을 이용한다. 특히 실험 데이터를 이용한 방법은 그 과정의 단순함과 정확성 때문에 우주발사체의 음향 소음 분석에 널리 사용되고 있다[5-8]. 특히 실험 데이터에 기반하여 Sutherland[6]에 의해 제시된 방법은 미국 발사체의 환경 영향 평가[7]에 이용되고 있다. 본 논문에서는 Sutherland[6]와 Plotkin[5]에 의해 정리된 RNOISE모형을 이용하여 우주발사체의 소음 분석을 수행하였다.

본문에서는 실험 데이터를 이용하여 발사체 배기가스에 소음원(noise source)을 위치시키고 소음원의 주파수 특성, 소음의 방향성 모델 등을 이용한 소음 분석 방법에 대하여 살펴본다. 또한 거리에 의한 소음 감쇄와 대기에 의해 흡수되는 소음 에너지에 의한 감쇄 효과, 발사체의 빠른 속도로 인한 도플러 효과 등도 함께 설명되었다. 마지막으로 KSLV-I에 의한 소음을 분석하고 분석 결과를 실제 발사시에 측정된 소음과 비교하였다.

2. 음향 소음 예측 방법

앞에서 밝힌 바와 같이 본 논문에서는 Sutherland[6]와 Plotkin[5]에 의해 제시된 방법을 사용하여 발사체에 의한 음향 소음 분석을 수행

하였다. 비행중인 발사체의 배기가스에 의한 소음 특성을 예측하고 소음의 전파 방향성과 거리 및 대기에 의해 감쇄되는 영향을 포함하여 분석되었다. 또한 소음원의 이동에 의한 도플러 효과가 분석에 반영되었다. 본 논문에서 사용한 발사체의 음향 소음 분석 과정을 간단히 정리하면 다음과 같다.

2.1. 배기가스 음압레벨

발사체의 음향은 배기 제트가 주변 공기와 섞이는 과정에서 발생하는 것으로 엔진 배기 제트의 음향 파워는 배기가스의 기계적인 파워로부터 식 (1)과 같이 계산한다[6]. 발사체에 가해지는 근거리 음향 하중 분석 방법을 정리한 NASA SP-8072[1]에서 제시하는 음향 효율을 이용한 방식과 유사하지만 발사체 연료 종류와 엔진 특성에 따라 음향 효율이 정해지는 장점이 있다.

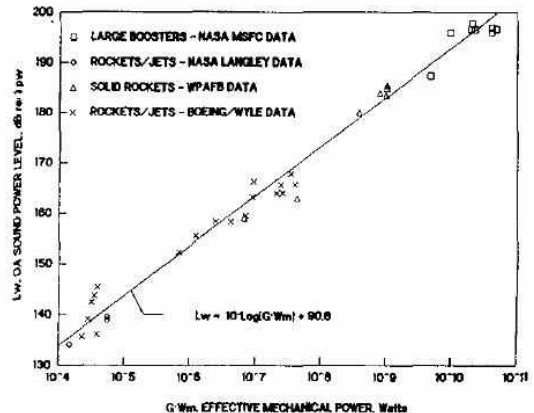


그림 1. 배기가스의 기계적인 파워와 음압 레벨[6]

$$L_w = 10 \log_{10}(GW_M) + 90.8, \text{ dB} \quad (1)$$

여기에서,

L_w : 배기가스의 음압 레벨, dB

W_M : 배기 가스의 기계적인 파워, w

G : 유동의 함수로써 음향 효율과 관련된 값

$$(G = (\gamma/\gamma_0)(a^*/a_0)^3(a^*/V_0)^2)$$

γ : 노즐 후류 배기가스의 초음속 core tip 에서의

비열비(연료의 함수, LOX/RP1의 경우 1.2)

y_0 : 대기 비열비 (1.4)

a^* : 초음속 core tip 에서의 음속(1100~1200 m/s)

a_0 : 대기 음속(340 m/s)

V_e : 배기 가스 배출 속도, m/s

2.2. 배기가스 소음의 주파수 특성

배기가스 소음의 주파수 특성은 스트로울 수 (Strouhal Number)에 따라 식 (2)를 이용하여 얻을 수 있다. 식 (2)를 이용하여 각 주파수 구간에 대하여 OASPL(Overall Sound Pressure Level) 기준의 상대적인 옥타브 밴드 파워 레벨을 직접 계산할 수 있다.

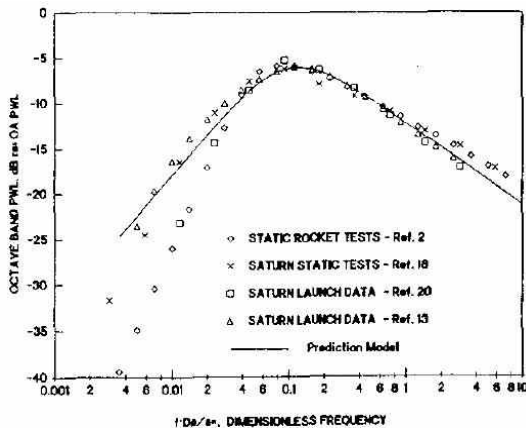


그림 2. 스트로울 수에 따른 OASPL에 대한 상대적인 파워 레벨[6]

$$S(f_B) = -12.8 - 10 \log_{10} [(S_n)^{0.9} + (0.00268) \times (S_n)^{-1.5}], \text{ dB} \quad (2)$$

여기에서,

$S(f_B)$: OASPL 기준의 상대적인 옥타브 밴드 파워 레벨, dB

S_n : 스트로울 수 ($S_n = f \times D_{\text{eff}} / a^*$)

f : 옥타브밴드의 중심 주파수, Hz

D_{eff} : 노즐 출구 직경, meter

a^* : 초음속 core tip 에서의 음속(1100~1200 m/s)

2.3. 소음 전파 방향성

소음의 전파 방향성은 다음과 같이 계산할 수 있다. Sutherland[6]에 의해 제시된 방향성 데이터는 주파수의 특성을 반영하지 않고 식 (3)과 같이 표현된다.

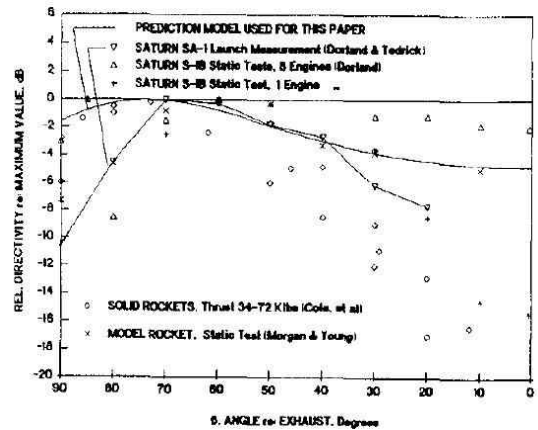


그림 3. 발사체 소음의 전파 방향성 모델[6]

$$DI(\beta) = 21.4 + 10 \log_{10} \left[\frac{1 + \cos^4(\beta)}{(1 - M \times \cos(\beta))^2 + (aM)^2} \right], \text{ dB} \quad (3)$$

여기에서,

$DI(\beta)$: directivity index, dB

β : 소음 전파 방향과 배기가스 배출방향이 이루는 각, deg

M : 배기가스 소음의 특성 마하수($M=3.6$)

a : 실험 상수($a=0.7$)

Sutherland[6]가 제시한 위 전파 방향성은 주파수의 특성을 무시하고 전 주파수에 동일한 방향성을 적용하는 것이다. 한편 NASA SP-8072[1]에는 로켓 배기가스의 전파 방향성이 주파수별로 제시되어 있다. 이 전파 방향성은 근거리가 아닌 원거리 실험 데이터에서 추출된 것이므로 본 논문에서 분석하고자 하는 발사장 주변의 환경 소음 분석에도 적용될 수 있을 것으로 판단된다. 그림 4에 NASA SP-8072[1]에서 제시하는 스트로울 수에 따른 방향성을 나타내었다. 본 연구에서는

Sutherland[6]의 방향성 모델과 NASA SP-8072[1]의 주파수에 따른 방향성 모델을 사용하여 그 결과를 비교하였다.

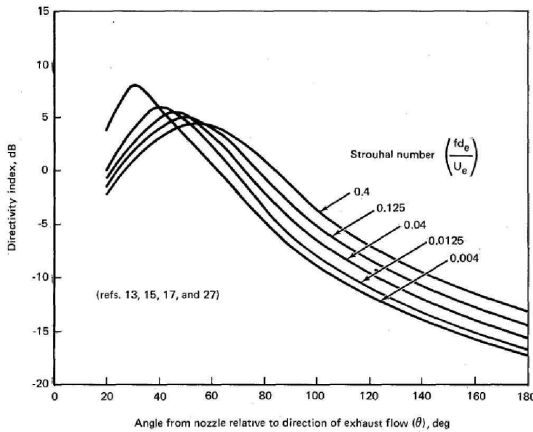


그림 4. 스트롤 수에 따른 방향성 모델[1]

그림 3와 4는 발사체의 배기가스와 소음 전파 방향이 이루는 각도를 X축으로 하여 그래프가 제시되어 있다. 발사체의 비행시간에 따른 위치와 자세각 정보를 이용하면 발사대 주변 각 지점이 발사체를 바라보는 방향과 배기가스 배출 방향과 이루는 각도를 시간에 따라 계산해 낼 수 있다. 따라서 각 지점의 방향성 정보는 비행시간에 따라 어렵지 않게 구하여 전체 소음 분석에 적용할 수 있다.

2.4. 거리 감쇄와 도플러 효과

소음이 전파되면서 거리에 의한 소음 감쇄는 식(4)를 이용하여 계산된다. 여기에서 발사체는 대기 중에 떠 있는 상태로 소음은 자유공간으로 전파되는 것으로 가정하였다.

$$dSPL = -10 \log_{10}(4 \times \pi \times r^2) = -10 \log_{10}(r^2) - 11, \text{ dB} \quad (4)$$

여기에서,

$dSPL$: 거리에 의한 소음 감쇄, dB

r : 소음원(배기가스)과 분석 대상이 되는 지점 간의 거리, m

한편, 소음원의 속도에 의해 전파되는 소음의 주파수가 shift 되는 Doppler 효과가 고려되었다. Receiver는 정지해 있고 소음원이 receiver로부터 멀어지는 경우에 식(5)와 같이 Doppler 효과를 적용한다. 여기에서 f' 은 shift 된 주파수(Hz), f_0 는 원래의 주파수(Hz), u_s 는 발사체의 속도(m/s), β 는 소음 전파 방향과 배기가스 배출방향이 이루는 각(deg), a 는 음속(m/s)을 의미한다. 식 (5)에서 우주발사체의 속도가 커질수록 shift 된 주파수는 작아지는 것을 알 수 있다.

$$f' = f_0 \left(\frac{1}{1 + (u_s \cos \beta) / a} \right) \quad (5)$$

2.5. 소음 대기 감쇄

소음이 대기 중에서 전파되는 도중에 공기 분자의 진동, 회전 운동을 야기함으로써 에너지를 잃게 되어 소음이 감쇄되는 현상이 발생한다. 본 논문에서는 대기 중의 소음감쇄 효과를 적용하기 위하여 Sutherland[9]에 의해 제시된 고도별 주파수별 소음감쇄 모델을 이용하였다. 이 모델은 고도별, 주파수별로 소음 감쇄량이 표로 제시되어 있어 분석에 적용하기 용이하게 되어 있다.

그림 5는 특정 고도에서 지상까지 소음이 전파되는 도중에 발생하는 소음 감쇄량을 보여준다. 그림의 x축은 소음원이 위치하는 고도를 y축은

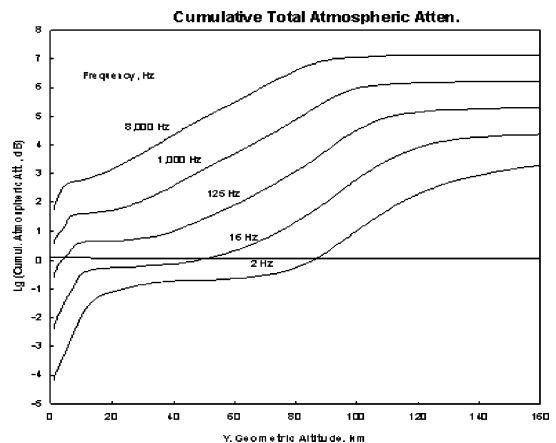


그림 5. 대기 중의 소음 감쇄[9]

그 고도에서 지상까지 수직으로 소음이 전파되는 경우의 소음 감쇄량(attenuation)을 로그 스케일로 표시한 것이다. 그림에서 주파수가 커질수록 감쇄량이 기하급수적으로 커지는 것을 알 수 있다.

2.6. 소음 분석 과정

발사체 배기가스의 기계적인 파워는 발사체 엔진 정보를 이용하여 식 (6)을 이용하여 계산할 수 있다 [10].

$$W_M = \frac{dE_{jet}}{dt} = \frac{1}{2} F v_2 \quad (6)$$

여기에서,

E_{jet} : 배기가스의 에너지, J

t : 시간, sec

F : 엔진의 추력, N

v_2 : 노즐 출구의 배기가스 속도, m/s

배기가스의 기계적인 파워를 바탕으로 식 (1)을 이용하여 배기가스의 음압 레벨(OASPL, dB)을 계산한다. 식 (2)를 통하여 OASPL 기준의 각 주파수의 상대적인 옥타브 밴드 파워레벨(dB)을 구하여 식 (1)에서 계산된 배기가스의 음압 레벨(OASPL)에 더하면 주파수별 파워레벨이 계산된다. 소음 전파 방향성 모델을 이용하여 구해진 Directivity index를 주파수별 파워 레벨에 더하면 음원으로부터의 방향에 따라 주파수별로 음압 레벨이 계산된다. 여기에 식 (4) 및 식 (5), 그림 5를 이용하여 거리에 의한 감쇄와 도플러 효과를 적용하면 음원과의 위치 정보를 이용하여 발사장 주변 각 지점에서의 소음 수준을 분석할 수 있다.

3. KSLV-I 음향소음 예측 및 비행시험 결과와의 비교

KSLV-I의 2차 발사시에는 그림 6에서 보이는 바와 같이 다운레인지 텔레메트리 보관 공터(기호 1)와 발사통제동(Mission Control Center) 옥상(기호 2)의 두 곳에서 발사 소음이 측정되었다.

다운레인지 텔레메트리 보관 공터는 발사대(Launch Pad)로부터 약 1.4km, 발사통제동 옥상은 발사대로부터 약 1.7km의 거리에 위치한다. 발사 운용 과정에 다운레인지 텔레메트리 보관 공터는 사람의 접근이 금지되므로 주변 소음의 영향 없이 측정이 이루어 졌다. 하지만 발사통제동은 측정 지점 주변에 사람들이 위치하여 주변의 영향이 완전히 배제되지는 못하였다.

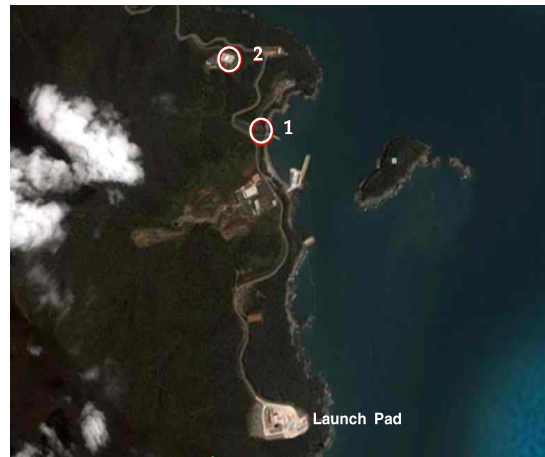


그림 6. 발사 소음 측정 위치

3.1. 방향성 모델에 따른 결과 비교

그림 7, 8은 Sutherland[6]가 제시한 소음 방향성 모델과 NASA-SP8072[1]의 소음 방향성 모델을 이용한 두 대상 지점의 소음 예측 결과와 실측 데이터를 비교한 그림이다. 두 지점 모두 Sutherland[6]의 소음 방향성 모델을 사용하는 경우에 피크가 나타나는 시간은 비슷하게 예측하지만 피크 값 전후의 음압 변화는 실측 데이터에 비해 완만하게 변하는 경향을 보이는 것으로 나타났다. 이에 따라 다운레인지 TLM 보관 공터의 경우에는 발사 약 80초 이후 시점에 소음 예측 값이 실측값에 비해 10dB 이상 높게 나타난 것을 볼 수 있다. 또한 소음의 피크값은 다운레인지 TLM 보관 공터는 약 3dB 낮게 예측하지만 MCC는 거의 정확하게 예측한 것으로 나타났다.

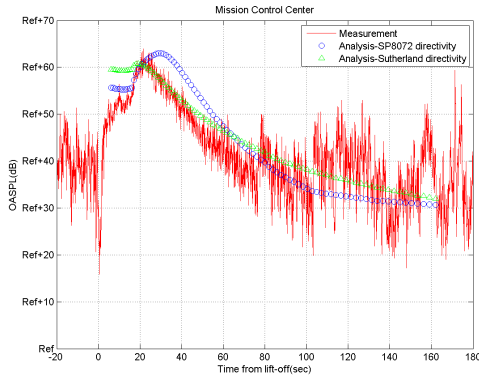


그림 7. 발사통제동(MCC) 옥상의 소음 예측 결과와 실측 데이터 비교

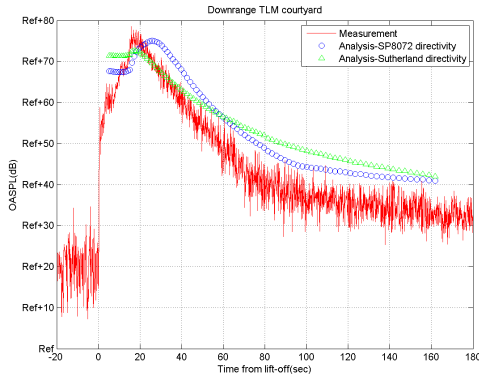


그림 8. 다운레인지 TLM 보판 공터의 소음 예측 결과와 실측 데이터 비교

NASA-SP8072[1] 소음 방향성 모델을 이용한 결과는 소음의 피크 값 도달 시간이 실측값에 비해 약 10초 늦지만 그 전후의 음압 레벨의 변화 기울기는 실측 값과 매우 유사한 것으로 나타났다. 이에 따라 시간 축 방향으로 shift 된 것 같은 경향성을 보여 주고 있다. 소음의 피크값은 Sutherland[6] 방향성 모델을 사용한 경우에 비하여 약 2~3dB 높게 예측하여 다운레인지 TLM은 실측 값과 매우 비슷한 값을 보였지만 발사통제동 옥상은 3dB 높게 예측하였다. 한편, 그림에서 발사통제동의 80초 이후 구간의 측정 음압 레벨이 예측 결과보다 높게 변동하는 것을 볼 수 있는데 이는 발사통제동에서 발생하는 주변 음향

때문인 것으로 추정된다.

2.3절에서 제시한 방향성 모델을 살펴보면 Sutherland[6] 모델은 발사체의 배기 제트와 약 70~80도 방향에서 상대적인 음압이 최댓값을 가지고, 이 범위에서 멀어질수록 상대적인 음압 레벨이 완만하게 감소하는 것을 알 수 있다. 반면에 NASA SP-8072[1]의 방향성 모델은 배기 제트와 40~60도 방향에서 최댓값을 가지고, 각도가 이보다 크거나 작아질 경우 그 크기가 비교적 급하게 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이러한 차이로 인하여 그림 7과 8에서 보인 바와 같은 결과를 보이는 것으로 판단된다. 소음 측정 지점에서 바라본 발사체의 배기 제트의 각도는 초기 약 90도에서 시작하여 발사체가 비행초기 수직 상승하면서 서서히 줄어들게 된다. 따라서 40-60도에서 최댓값을 보이는 NASA-SP8072[1] 방향성 모델을 사용하는 경우는 70~80도의 각도에서 최댓값을 보이는 Sutherland[6]의 방향성 모델을 적용한 경우에 비해 더 늦은 시간에 피크를 보이게 된다. 또한 NASA-SP8072[1] 방향성 모델은 스트롤수가 작을수록(저주파일수록) 작은 각도에서 최대값을 보이는데, 발사체 배기가스에 의한 소음은 저주파수 영역에서 최댓값을 나타므로 이러한 경향이 더 커진다. NASA-SP8072[1] 방향성 모델이 각도의 변화에 따라 더 급하게 음압 레벨이 줄어들기 때문에 전체 소음 레벨 역시 큰 기울기로 변화는 결과를 보여준다.

3.2. 방향성 모델 수정에 따른 소음 예측 결과

앞에서 방향성 모델에 따라 전체 소음 레벨 예측 결과가 크게 영향을 받는 것을 살펴본 바 있다. 또한 Sutherland[6]의 방향성 모델은 피크가 나타나는 시간은 정확히 예측하지만 변화 경향성은 실측 값과 큰 차이를 보이는 것으로 나타났다. NASA-SP8072[1]의 소음 방향성 모델을 이용한 경우에는 소음 경향성은 양호하지만 시간 축 방향으로 shift 된 것과 같은 결과를 보이는 것을 알 수 있었다. 여기에서는 이러한 특성을 토대로 NASA-SP8072[1]의 소음 방향성 모델을

수정하여 실측 결과와 일치하는 결과를 얻을 수 있을 지 살펴보았다.

음압 레벨이 피크가 되는 시간을 일치시키기 위하여 그림 4의 NASA-SP8072[1]의 방향성 모델에서 최댓값이 60~80도에서 형성되도록 그래프를 X축(각도 축) 방향으로 20도 shift 하여 분석을 수행하였다. 이에 따라 방향성 모델의 음압 최댓값이 되는 각도는 Sutherland[6] 모델과 같아진다. 그림 9와 10은 이러한 수정에 의한 다운레인지 TLM 보관 공터와 발사통제동 옥상의 소음

예측 결과를 보여준다. 발사통제동 옥상의 경우는 약간의 오차가 존재하지만 그림 7과 8에 비해 두 지점 모두 실측값과 매우 유사한 결과를 보이는 것으로 나타났다. 특히 주위가 조용하여 정확한 측정이 가능한 다운레인지 TLM 보관 공터는 거의 일치하는 결과를 보였다. 이륙 후 약 15초 동안의 예측 결과가 실험 결과에 비해 10 dB 이상 높은 것은 이륙 초기 배기가스가 화염 유도로나 지면에 의해 받는 영향을 분석에 고려치 못했기 때문이다.

위의 분석은 KSLV-I 2차 발사시의 한 번의 실측 데이터를 대상으로 한 결과이다. 따라서 수정된 방향성 모델의 유효성 확인을 위해서는 추후 실험 결과의 축적과 분석이 필요한 것으로 판단된다.

4. 결 론

실험 데이터에 기반하여 Sutherland에 의해 제시된 분석 방법을 이용하여 KSLV-I의 음향 소음을 분석하고 실제 비행 데이터와 비교하였다. 분석 결과에 큰 영향을 미치는 소음의 방향성 모델은 Sutherland의 모델과 NASA-SP8072에서 제시된 모델을 함께 사용하여 그 결과를 비교하였다. 두 모델을 독립적으로 사용하였을 경우에는 실측 데이터와 큰 차이를 보이는 것으로 분석되었다. 두 방향성 모델을 참고하여 NASA-SP8072 모델을 수정하여 적용할 경우 실험 결과와 매우 유사한 예측 값을 얻을 수 있었다. 추후 우주발사체 발사시의 소음 데이터 축적을 통하여 유효한 방향성 모델의 구축이 필요한 것으로 판단된다.

참고문헌

1. Eldred, K., "Acoustic Loads Generated by the propulsion System," NASA SP-8072, 1971.
2. McInerney, S. A., "Characteristics and Predictions of Far-Field Rocket Noise," Noise Control Engineering Journal, Jan-Feb, pp.

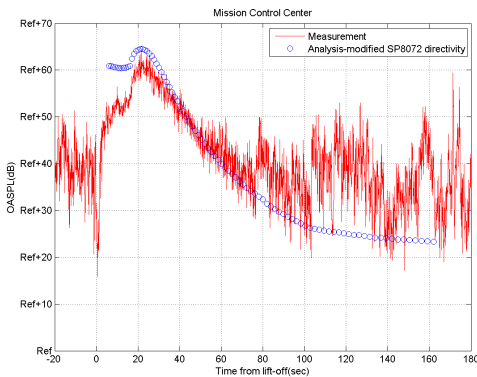


그림 9. 수정된 SP8072 방향성모델을 이용한 발사통제동(MCC) 옥상의 소음 예측 결과와 실측 데이터 비교

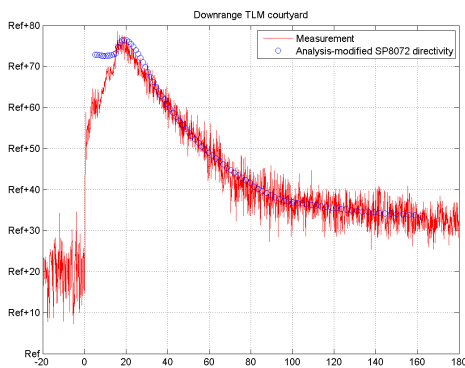


그림 10. 수정된 SP8072 방향성모델을 이용한 다운레인지 TLM 보관 공터의 소음 예측 결과와 실측 데이터 비교

- 5-16, 1992.
3. Haynes, J., and Kenny, R. J., "Modifications to the NASA SP-8072 Distributed Source Method II for Ares I Lift-off Environment Predictions, 15 the AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009, AIAA-2009-3160.
 4. Tsutsumi, S., Takaki, R., Shima, E., Fujii, K., and Arita, M., "Generation and Propagation of Pressure Waves from H-IIA Launch Vehicle at Lift-off," AIAA-2008-390, 46th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Jan 7-10, 2008.
 5. Plotkin K. J. and Sutherland, L. C., "Prediction of Rocket Noise Footprints During Boost Phase," AIAA-1997-1660, 3rd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, May 12-14, 1997.
 6. Sutherland, L. C., "Progress and Problems in Rocket Noise Prediction for Ground Facilities," AIAA-93-4373, 15th AIAA Aeroacoustics Conference, Oct 25-27, 1993
 7. FINAL Supplemental Environmental Impact Statement for the Evolved Expendable Launch Vehicle Program, Air Force Center for Environmental Excellence Brooks AFB TX, Mar. 2000
 8. McNerny, S. A., "Rocket Noise - A Review," AIAA-90-3981-CP, AIAA 13th Aeroacoustics Conference, Oct 22-24, 1990
 9. Sutherland, L. C. and Bass H. E., "Atmospheric absorption in the atmosphere up to 160 km," J. Acoust. Soc. AM. 115 (3) Mar. 2004, pp. 1012-1032
 10. Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements-An Introduction to the Engineering of Rockets*, 6th Ed, Wiley Interscience, 1992