

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.3.001>

고체 추진기관 배기 플룸 내 주요 소음원 위치 추정에 관한 연구

이기환^{a,*}

Study on Localization of Main Noise Sources in an Exhaust Plume of a Solid Rocket Motor

Kihwan Lee^{a,*}

^aDefense System Test Center, Agency for Defense Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: kihwan@add.re.kr

ABSTRACT

In this paper, the location of main noise sources generated in the exhaust plume of the solid rocket motor during the ground-firing test is theoretically estimated, and a verification experiment using a microphone array is conducted. Microphone array measurement system is constructed for the experiment considering the characteristics of the sound source of the solid rocket motor, such as frequency spectrum and Mach waves directivity. As a result of the ground-firing test measurement, it is confirmed that wake Mach waves are radiated from a specific area of the exhaust plume of solid rocket motor and jet noise is received by the microphone array. In addition, the location of main noise sources is estimated using cross-correlation analysis and beamforming method, and it is verified that the estimated results are consistent with the predicted sound source distribution area.

초 록

본 논문에서는 지상연소시험 중 고체 추진기관 배기 플룸에서 발생하는 주요 소음원의 위치를 이론적으로 추정하였고, 마이크로폰 배열을 활용한 검증 실험을 수행하였다. 주파수 스펙트럼, 마하파의 방향성과 같은 추진기관 소음원의 특성을 고려하여 실험을 위한 마이크로폰 배열 계측 시스템을 구성하였다. 연소시험 계측 결과, 추진기관 배기 플룸의 특정 구역에서 후류 마하파가 방사되어 마이크로폰 배열에 제트소음이 수신되는 것을 확인하였다. 또한 상호상관 분석과 빔형성 기법을 활용하여 주요 소음원의 위치를 추정하였고, 추정된 결과가 예측한 음원 분포 구역과 일치함을 확인하였다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체 추진기관), Noise Measurement(소음 계측), Noise Location(소음 위치), Cross-Correlation Analysis(상호상관 분석), Beamforming Method(빔형성 기법)

Received 9 March 2023 / Revised 20 April 2023 / Accepted 27 April 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

D_e	: Nozzle exit diameter
LSS	: Large scale structure
FSS	: Fine scale structure
L_c	: Potential core length
L_s	: Supersonic core length
Sr	: Strouhal number
f_{peak}	: Peak frequency
U_e	: Nozzle exit velocity
c_e	: Nozzle exit mach number
c_∞	: Ambient mach number
OASPL	: Overall sound pressure level
CDAS	: Compact data acquisition system

1. 서 론

고체 추진기관(이하 추진기관)의 지상연소시험은 발사체나 미사일 개발 과정에서 주요 성능 수치를 획득하는 것을 목표로 수행한다. 가장 중요한 성능인 추력부터 추진기관의 구조/내열 부품에 대한 열/구조 성능 등을 확인하는 것이 시험의 목표이다. 이때 추진기관의 지상연소시험은 필연적으로 고강도의 제트소음을 발생시킨다.

추진기관 배기 플룸에서 발생하는 소음 관련 연구는 1950년대[1]부터 수행되었고, 발사체의 구조 진동 연구[2]로 시작하여 실제로 발사된 우주발사체를 활용해 제트소음의 경험식을 도출한 NASA SP-8072 연구[3]와 NAL-735 모터를 사용한 JAXA의 지상연소시험 소음 계측 연구[4]까지 50년이 넘는 기간 동안 많은 연구[5]가 수행되고 있다. 이러한 대부분의 연구에서는 민간 구역과 멀리 떨어진 평지에서 연소 시험을 진행하고, 노즐 출구 길이(D_e)를 기준으로 충분한 거리에 계측 장비를 설치하여 원거리장(far-field)과 근거리장(near-field) 소음을 계측하고 있다.

추진기관의 연소 중에 발생하는 제트소음은 발사체에 음향 하중으로 작용하여 구조적인 불안정성을 발생시킬 수 있으며, 소음이 발사체 내부에 진동 형태로 전달되어 탑재물의 손상을 유발할 수 있다. 또한 대기 중 감쇠의 영향을 적게 받는 저주파 성분이 장거리 전파하여 시험장 인

근 지역에 도달하면 민간인과 사유재산에 소음 피해를 유발할 수 있다.

지상연소시험은 추진기관의 개발 과정에서 중요한 항목이지만, 시험장 인근 지역사회에 미치는 소음의 영향을 최소화하도록 소음저감 방안을 마련하는 것도 중요하다. 국방과학연구소에서는 추진기관의 지상연소시험 중 배기 플룸에서 발생하는 제트소음의 특성과 영향을 분석하고, 소음을 감소시키는 방안 구축을 위해 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치 범위를 정확하게 추정하는 연구가 필요한 실정이다.

본 논문에서는 지상연소시험 중 발생하는 추진기관 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치를 파악하고자 신호처리 기법을 활용한 소음원의 위치 추정 연구를 수행하였다. 선형 마이크로폰 배열을 이용하여 획득한 배기 플룸 소음 데이터에 상호상관 분석과 빔형성 기법을 적용하여 주요 소음원의 위치와 분포를 추정하였고, 제트소음 모델의 이론적인 소음원 위치 예측 결과와 비교 분석을 수행하였다.

2. 추진기관 배기 플룸 소음 특성

2.1 추진기관 배기 플룸의 난류 구조에 의한 소음

추진기관은 연소관에 충전된 추진제가 점화되어 연소가스를 생성하고, 연소가스가 노즐을 통해 고속 분사되어 추력을 생성한다. 이때 추진기관의 배기 유동에서 나타나는 소음이 고강도의 제트소음이다. 소음의 주된 발생 원인으로 Fig.

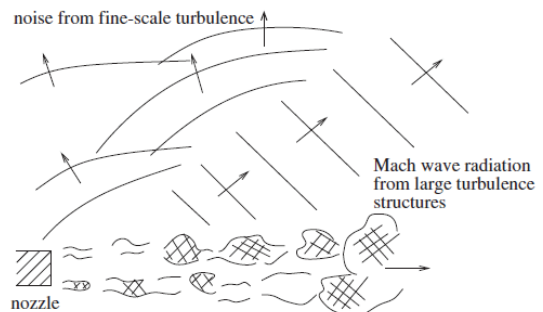


Fig. 1 Radiation pattern of the turbulence structures[6].

1에 보이는 것처럼 배기 유동의 하류에서 발생하는 난류가 지목되는데, 난류에서 나타나는 제트소음의 발생 기전을 보존 방정식에 기반하여 이론적으로 도출하는 데에는 많은 어려움이 있다. 현재는 다수의 계측자료에서 소음 특성을 유추하는 현상학적 접근방법이 널리 사용되고 있다. 현상학적 모델 중 대표적인 것이 Tam이 제시한 Fig. 1의 two-source 모델이며, 서로 다른 특성을 갖는 large-scale 난류 구조(LSS)와 fine-scale 난류 구조(FSS)를 기반으로 구성된다[6]. LSS는 유동이 초음속으로 하류로 이동하면서 특정 각도로 마하파(mach wave)를 방사함으로써 지향성을 갖고 강도가 높은 소음원을 나타낸다. 마하파의 전파 방향은 노즐 중심축에서 특정한 각도를 형성하는데 전파 각도는 유동의 온도, 속도, 매질의 물성 등으로 결정된다. FSS는 난류의 혼합으로 형성되어 불규칙적이고 무지향적으로 전 방향에 걸쳐 강도가 낮은 소음을 나타낸다. 제트소음은 난류 구조에 따라 다른 특성을 보이므로 분석 시 이를 고려해야 한다.

22 추진기관 출구에서의 유동 특성

추진기관의 노즐 하류에서 발생하는 유동은 Fig. 2처럼 노즐 출구를 기준으로 potential core 구간의 길이(L_c)와 초음속 유동을 보이는 supersonic mixing 구간의 길이(L_s)로 구분할 수 있다[5,7]. McNerny[8,9]는 우주발사체의 음향을 연구하며 L_c 와 L_s 의 길이를 각각 $16 \sim 20D_e$ 와 $25 \sim 35D_e$ 로 제시하였고, Eldred[3]는 NASA SP-8072에서 L_c 를 Eq. 1로 정의하였고, 본 논문에서 사용한 추진기관의 제원을 대입하면 약 $19D_e$ 로 계산된다. 따라서 마하파의 전파로 지향성이

$$L_c = 3.45D_e(1 + 0.38c_e)^2 \quad (1)$$

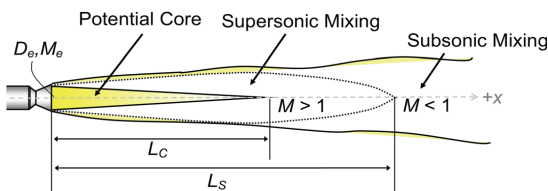


Fig. 2 The anatomy of a supersonic jet[5].

높은 LSS는 추진기관의 제원에 따라 supersonic mixing 구역인 $16 \sim 35D_e$ 에서 형성된다고 고려하여 계측 시스템을 구성해야 한다.

23 추진기관 배기 플룸 소음의 주파수 스펙트럼

추진기관의 소음 계측 시 계측 샘플링 주파수를 설정하기 위해서는 제트소음의 주파수 스펙트럼 정보가 필요하다. 제트소음의 피크 주파수는 Strouhal number(Sr)와 관련이 있으며, Sr 은 $0.02 \sim 0.025$ 의 값을 보인다고 알려져 있다[5]. Sr 을 정의한 Eq. 2에 추진기관의 제원을 대입하면 예상되는 피크 주파수를 계산할 수 있고, 제트소음에 포함된 충격파의 파형 구조를 계측하기 위해서는 샘플링 주파수가 피크 주파수의 100배 이상이 되도록 설정해야 한다[10]. 또한 미국 국방성에서는 소음 계측 시 샘플링 주파수를 정상 상태(steady-state) 소음의 경우 48 kHz 이상을 권장하며, 충격(impulsive) 소음은 192 kHz 이상을 권장하고 있다[11].

$$Sr \equiv \frac{f_{peak} D_e}{U_e} \quad (2)$$

24 추진기관 배기 플룸 소음의 지향성

추진기관의 소음원 중 LSS에 의해 생성되는 소음은 특정 방향으로 전파되는 지향성을 갖고 있다. 마하파는 특정한 형태의 난류 구조가 초음속으로 이송되며 생성되는 것으로, 서로 다른 지점에서 측정된 마하파 간에는 상관성이 존재한다. 따라서 계측 시스템은 마하파의 방사 소음을 계측하도록 구성해야 한다. 마하파의 방사 각도에 대한 예측값은 추진기관의 제원을 Eq. 3에 대입하여 계산할 수 있으며[12], 마하파의 방사 방향과 노즐 축 간의 각도는 Eq. 4의 Oertel-Patz 대류 마하수로 표현된다[5].

$$\theta = \cos^{-1} \left(\frac{1}{M_{conv}} \right) \quad (3)$$

$$M_{conv} = \frac{U_e + 0.5c_e}{c_e + c_\infty} \quad (4)$$

2.5 추진기관 배기 플룸 소음원의 위치 추정

추진기관의 특징과 주요 제원을 알고 있다면 지상연소시험 시 발생하는 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치를 추정할 수 있다. 연소 시험에 사용한 추진기관의 노즐 팽창비는 약 7.7이고, 유동을 이상기체와 등엔트로피로 가정하면 노즐 출구 마하수는 약 3.64이다. 또한, 지상연소시험 시 노즐 출구에서의 음속이 600~1100 m/s 내에서 형성된다고 가정하고 노즐 출구 마하수를 Eq. 4에 적용한 후 계산된 M_{conv} 를 Eq. 3에 대입하면 마하파의 방사 각도가 약 67.7~71.5°로 계산된다. 따라서 large-scale 난류 구조가 존재하는 supersonic mixing 구역(16~35D_e)에 주요 음원이 존재함을 상정하고, 노즐 축에서 마하파의 방사 각도를 고려한다면 연소시험장을 간략화한 Fig. 3 그림의 노란색 영역에서 최대 OASPL (overall sound pressure level)이 측정될 것으로 추정할 수 있다.

3. 추진기관 배기 플룸 소음 계측

3.1 소음 계측 시스템 구성

추진기관 배기 플룸의 소음 계측을 위한 시스템은 Fig. 4와 같이 센서, 신호 조절기가 내장된 BNC 터미널 박스 및 데이터 획득 장치(CDAS)로 구성된다. 센서는 배판(backplate)에 전기분극

을 사용하는 Pre-polarized 방식의 GRAS 46GB-FV 저감도(평균 민감도 0.25 mV/Pa) 마이크로폰으로 노즐 중심축과 높이를 맞춰 10채널의 선형 수평 배열을 Fig. 3처럼 벽면에 배치하였다. 터미널 박스 형태의 신호 조절기는 IEPE 타입을 사용하여 4 mA의 전류를 마이크로폰으로 공급하는데, 계측 시 bias 전압을 포함한 신호를 수신하므로 high pass filter를 적용하여 DC bias 성분을 제거하였다[13]. 데이터 획득 장치는 Getac 사의 X500 rugged computer 모델로 제작된 CDAS를 사용하였다. CDAS는 DAQ 보드를 내장하고 있어 자체적으로 16채널까지 신호 획득이 가능하며, 200 kHz 이상의 고속 샘플링과 24 bit의 분해능 성능 그리고 안티앨리어싱(anti-aliasing) 기능을 포함하고 있다. 또한 전체 계측 시스템을 제어하기 위한 데이터 획득 프로그램으로 계측 센서의 특성에 맞춰 장비를 설정할 수 있다.

지상연소시험에 사용하는 추진기관의 제원을 Eq. 2에 대입하면 f_{peak} 가 291~666 Hz로 계산되

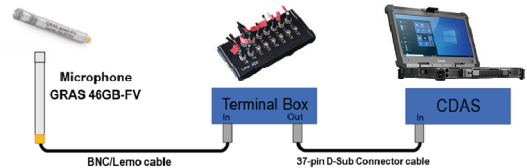


Fig. 4 Configuration diagram of measuring equipment.

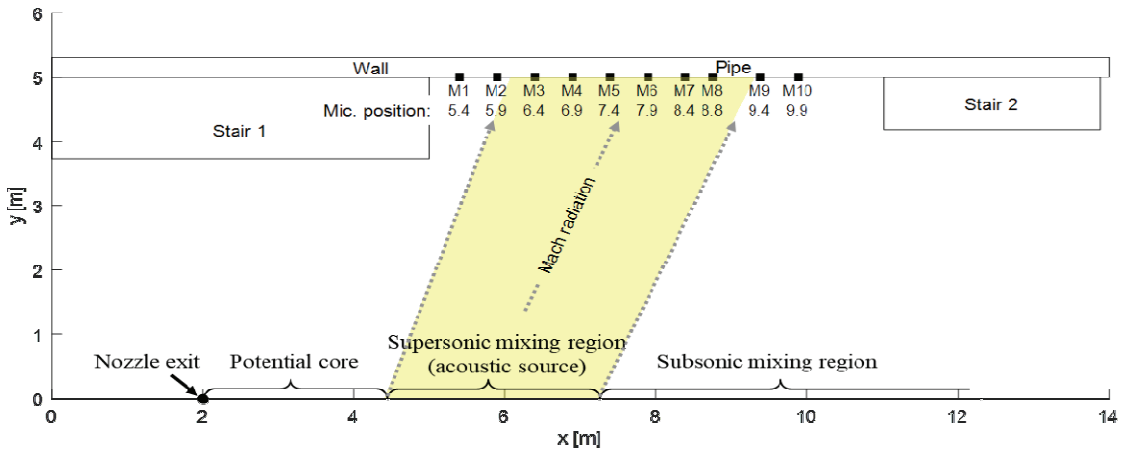


Fig. 3 Test site and noise source estimation schematic diagram.

므로 샘플링 주파수는 100배인 67 kHz 이상으로 설정해야 한다. 따라서 본 연구에서의 샘플링 주파수는 예상 f_{peak} 와 MIL-STD, 계측 시스템의 성능을 고려하여 200 kHz로 설정하였다.

3.2 소음 계측 결과

추진기관 소음 계측 시스템으로 획득한 전압 파형에 마이크로폰의 민감도를 반영하여 음압 파형을 산출하였고, 시간에 따른 음압 레벨의 변화를 파악하기 위해 0.02초 단위로 OASPL을 Fig. 5와 같이 계산하였다. 계산 결과, 모든 마이크로폰 채널에서 점화 시점 이후로 제트소음이 정상적으로 수신되어 음압이 급격히 증가하였다. 전체적인 음압 레벨은 154~161 dB에 분포하고

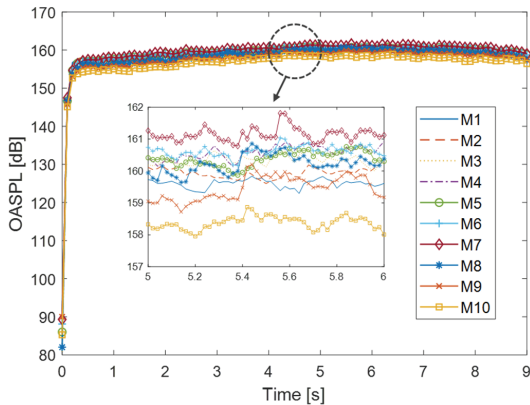


Fig. 5 Comparison of the sound pressure levels.

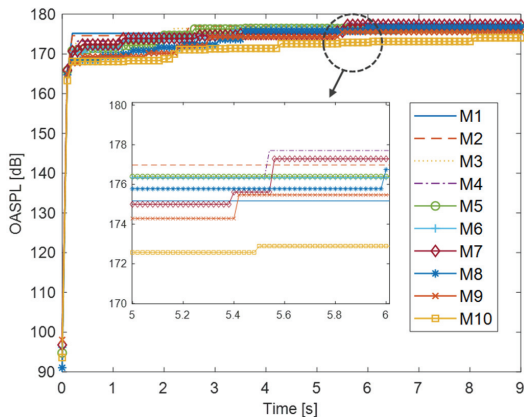


Fig. 6 Comparison of peak sound pressure levels over time.

있으며, 피크 음압 레벨은 Fig. 6과 같이 최대 177 dB까지 도달하는 것을 확인하였다.

Fig. 7은 실험에 사용한 10개의 센서 중 마하 파가 전파된 것으로 예상되는 7번 마이크로폰의 파형 스펙트럼이다. 약 396 Hz에서 피크 주파수가 발생하였고, 피크 주파수 이후로는 크기가 주파수에 반비례함을 확인하였다. 다른 마이크로폰에서도 390~420 Hz 수준의 피크 주파수를 보였다. 앞서 예상한 291~666 Hz 이내에 피크 주파수가 존재하므로 계측 시스템에서 설정한 샘플링 주파수가 적절하였음을 알 수 있다.

Fig. 8은 시간과 거리에 따른 OASPL 변화를 나타낸 그림이다. 그림의 배경 색은 특정 시간-거리에서의 OASPL 값을 보여주며, 검은 실선은

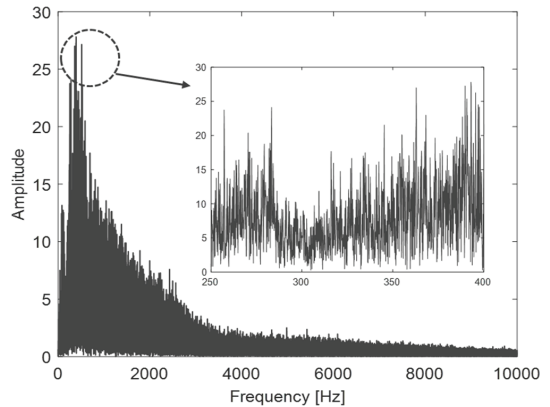


Fig. 7 Frequency spectrum on M7 microphone.

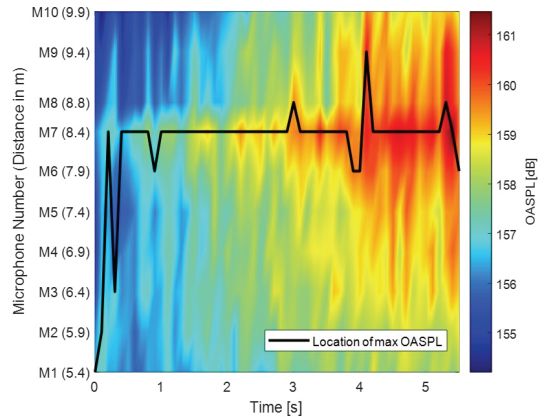


Fig. 8 Distribution of OASPL according to time-distance during combustion.

0.1초 단위로 시간에 따라 최대 OASPL이 계측된 지점을 나타낸다. 추진기관의 점화 시점(0초)부터 약 1초 동안은 불안정한 연소로 인해 최대 음압의 위치도 큰 차이를 보이지만, 연소가 안정화된 시점(3초) 이후로는 M6~M9 마이크로폰에서 최대 음압을 보여준다. 이러한 결과는 추진기관 후류의 large-scale 난류 구조에서 생성된 마하파가 특정한 각도로 방사되어 M6~M9 마이크로폰에 수신되는 현상으로 생각할 수 있다.

또한, 마이크로폰이 위치한 벽면에 온도센서를 부착하여 연소 시험 중 온도를 계측한 결과, 100℃ 이상의 높은 온도가 측정되었다. 따라서 추진기관 소음 계측 결과는 고온의 환경을 보이는 5 m 이내의 근접한 거리에서도 고강도 제트소음의 파형을 정상적으로 얻을 수 있음을 보여준다. 또한 Fig. 3의 supersonic mixing 구역에서 방사된 마하파의 지향성을 마이크로폰 배열로 확인하였으며, 주요 계측 결과를 Table 1에 정리하였다.

4. 추진기관 배기 플룸 내 주요 소음원 위치 추정

4.1 상호상관 분석을 통한 음원 위치 추정

상호상관도는 서로 다른 두 신호 사이의 유사 정도를 양적으로 표현하는 지표로서, 그 값을 상호상관 계수로 표현한다. 이러한 상호상관(cross-correlation) 분석은 파형 간의 상관관계를 Eq. 5[14]와 같이 정의하며, 추진기관 소음 계측 자료에 대한 상호상관 분석[15]과 삼각측량법을 이용하면 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치를 추정

할 수 있다. 제트소음을 앞서 살펴본 two-source 모델[6]로 구분하면 LSS의 소음은 마하파의 방사로 파형 간의 상관성이 크게 나타나고, FSS의 소음은 불규칙한 소음으로 파형 간의 상관성을 보이지 않는다. 따라서 계측된 파형 간의 상호상관 분석을 수행하면 마하파가 수신된 마이크로폰 간에는 상대적으로 높은 상관 계수를 보이게 된다. 마하파가 수신된 마이크로폰의 파형 간 상호상관 분석을 수행하면 Fig. 9처럼 마하파의 도달 시간 차에 해당하는 시간(t_{lag})이 나타난다. Fig. 10은 근접한 마이크로폰으로 마하파가 전파되는 경우를 나타낸 것이다. 주요 소음원과의 거리는 x 번째 마이크로폰과 y 번째 마이크로폰이 다르므로 도달 경로 차이(Δs)가 발생하게 된다. 이때 마하파의 도달 시간 차이는 경로 차에 주변 환경의 음속(c_∞)으로 나눈 Eq. 6과 같다. 따라서 지연 시간에 음속을 곱하면 경로 차이가 계산된다.

Harker가 수행한 연구에서는 상호상관 계수가 0.5 이상인 경우를 기준으로 제트소음에 대한 분석을 수행하였다[15]. 하지만 이번 연구에 같은 기준을 적용한다면 M8-M9(상호상관 계수 0.5119)만이 기준값 이상으로 나타나 주요 소음원의 크기와 분포를 파악하는데 어려움이 존재한다. 본 연구는 지상연소시험 시 발생하는 소음의 저감

$$R_{ab}(\tau) = E[x(t)y(t+\tau)] \quad (5)$$

$$t_{lag} = \frac{\Delta s}{c_\infty} \quad (6)$$

Table 1. Experiment setup and result.

Setup & results	Value
Sampling frequency [kHz]	200
Sound pressure level distribution [dB]	154~161
Peak sound pressure level [dB]	177
Estimated location of Mach wave radiation	M6~M9
Peak frequency(in M7) [Hz]	396

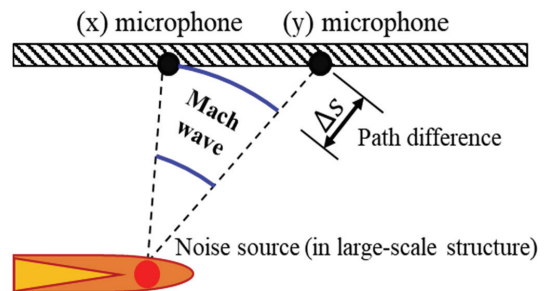


Fig. 9 Path difference when Mach wave propagates to adjacent microphones.

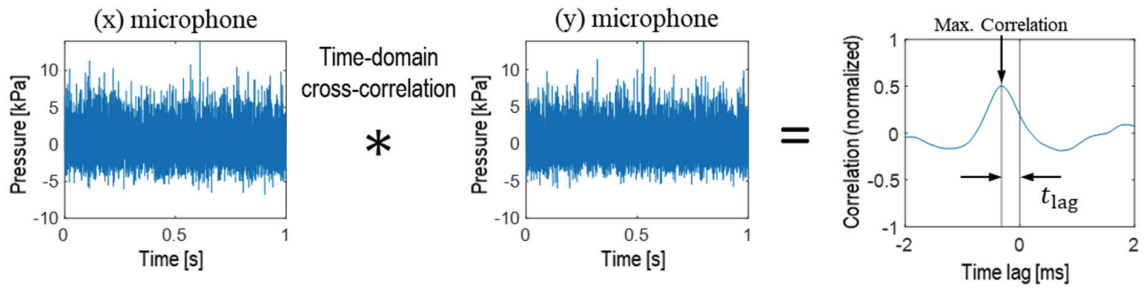


Fig. 10 Cross-correlation of two pressure-time waveforms obtained near Mach angle.

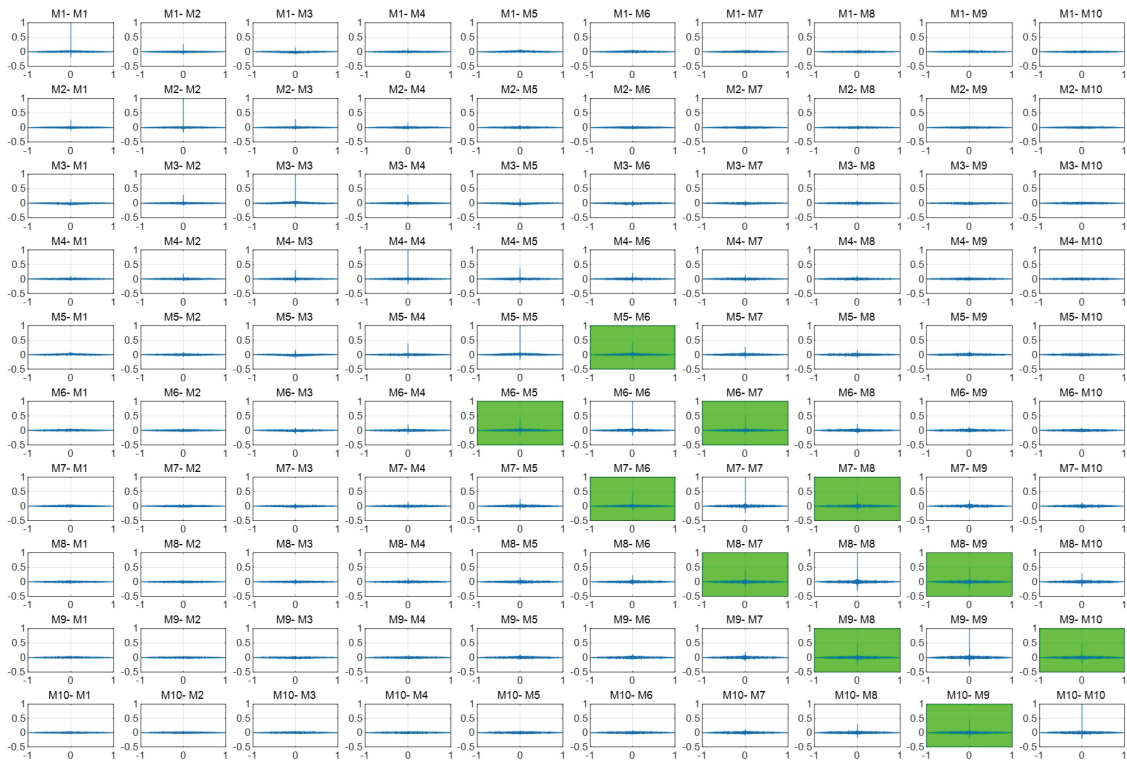


Fig. 11 Cross-correlation analysis result between waveforms of microphone array.

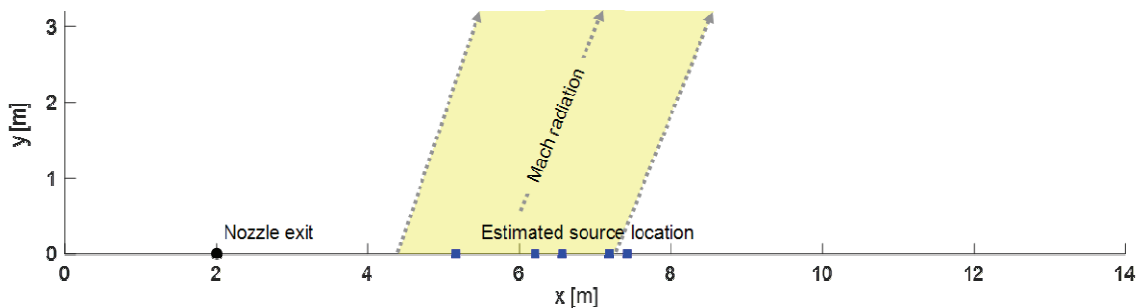


Fig. 12 Location of main noise sources estimated by cross-correlation analysis and triangulation.

방안을 구축하기 위해 주요 소음원의 범위를 추정하는 연구이므로 2개 이상의 마이크로폰 배열 구간에서 위치가 추정되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 상호상관 계수가 0.4 이상인 경우를 LSS에서 발생한 마하파가 마이크로폰에 방사되어 계측된 파형이라고 가정하였다.

Fig. 11은 마이크로폰 배열로 계측한 파형 간에 상호상관 분석을 수행한 결과이다. 근접한 마이크로폰 이외에도 모든 마이크로폰 간의 분석을 수행하였는데, $M(x)$ - $M(x)$ 과 같이 동일 파형의 경우 상호상관 계수가 1.0으로 계산된다. 상호상관 계수가 0.4 이상이면 초록색으로 표시하였다. 분석 결과, M5-M6, M6-M7, M7-M8, M8-M9, M9-M10의 마이크로폰 배열에서 수신된 파형이 LSS에서 발생하는 마하파로 인해 생성된 파형이고, 이외의 마이크로폰에서는 FSS의 불규칙한 소음을 수신한 것으로 판단된다.

Fig. 12는 상호상관 분석으로부터 계산된 경로차(Δs)와 삼각측량법을 이용하여 도출한 주요 소음원의 위치이다. 계산 시 주변의 대기는 균일하다고 가정하여 고정된 음속 값을 사용하였다. 도출된 추진기관 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치는 이론적으로 추정한 소음원의 분포 범위 내에 있거나, 근접하게 존재함을 확인하였다.

4.2 빔형성 기법을 이용한 음원 위치 추정

빔형성(beamforming) 기법은 다수의 마이크로

폰으로 계측한 소음 신호 파형에 시간 지연을 반영하여 음원의 위치를 도출하는 기법이다. 빔형성 기법을 활용하면 소음의 크기에 따라 가시화된 결과를 얻을 수 있어 로켓이나 추진기관의 소음을 분석하는 데 널리 사용되고 있다[5].

Fig. 13은 빔형성 기법에 사용되는 좌표계이다. 배열을 구성하는 마이크로폰들의 위치벡터 평균값이 원점이 되도록 좌표계를 설정하고, 좌표계 상에서 음원의 파형($p(t)$)이 선형으로 생성

$$f(x, t) = \frac{1}{r_m^0} p\left(t - \frac{r_m^0}{c_\infty}\right) \quad (7)$$

$$z = \sum_{m=0}^{M-1} \frac{w_m}{r_m^0} p\left(t - \frac{\Delta_m + r_m^0}{c_\infty}\right) \quad (8)$$

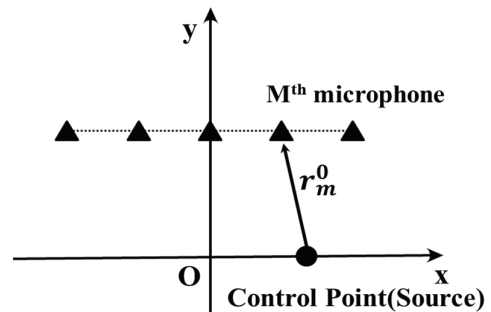


Fig. 13 Coordinate system with noise source and microphone array.

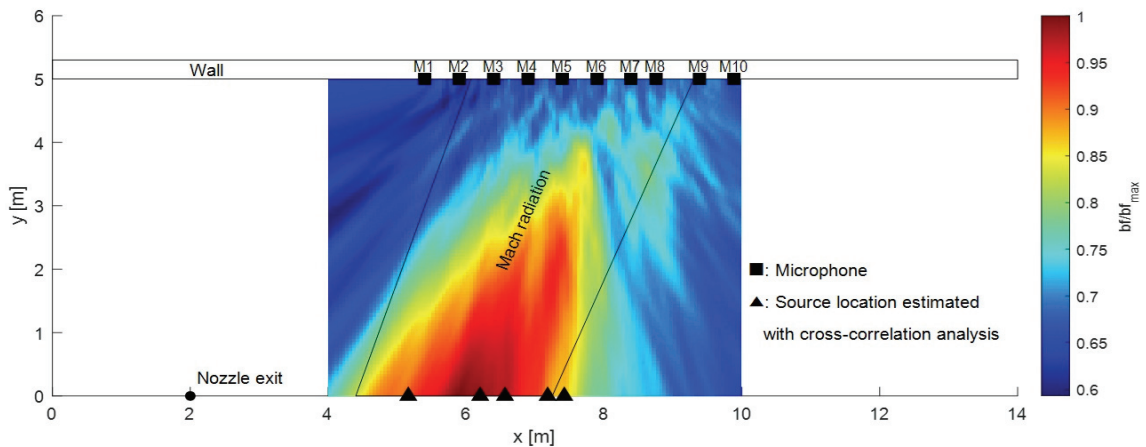


Fig. 14 Beamforming method and location estimation result of microphone array sound pressure waveforms.

된다고 가정할 때 m 번째 마이크로폰에 수신되는 파형은 Eq. 7로 표현된다. r_m^0 은 m 번째 마이크로폰과 소음원 사이의 거리이다. 음원이 좌표계 상에 위치할 때 수신된 파형에 음원과 마이크로폰 간의 거리에 따른 시간 지연을 반영하고 합하면 Eq. 8과 같은 지연합 빔형성 수식이 표현된다. z 는 시간에 따라 계산된 지연합 빔형성의 결과이고, w_m 은 가중치를 뜻하며, Δ_m 는 지연된 시간을 의미한다. 좌표계에 x 와 y 의 그리드를 생성하고 각 그리드 좌표마다 지연합 빔형성을 수행했을 때 그리드 점이 실제 음원과 일치하는 경우, 보강 간섭이 발생하여 상대적으로 큰 z 값이 계산된다. 만약 그리드 점이 음원과 먼 경우에는 보강 간섭이 발생하지 않아 작은 z 값이 나타난다. 빔형성 수행 결과에서 음원은 z 값이 상대적으로 큰 지점에 있는 것으로 생각할 수 있다. 앞서 마이크로폰 배열로 획득한 음압 파형에 빔형성 기법을 적용하여 Fig. 14의 빔형성 결과를 도출하였다. 빔형성 결과는 이론적으로 추정하였던 소음원의 위치인 Fig. 3의 supersonic mixing 구역(16~35D_e)에 주요 소음원이 존재하며, 전체적인 추정 범위가 10% 이하의 차이로 근접하게 존재함을 보여준다. 또한 상호상관 분석으로 도출한 소음원의 위치와 빔형성 기법으로 도출한 주요 소음원의 범위가 일치함으로써 두 소음원 추정기법 간의 일관성을 확인하였다.

Fig. 15는 60℃ 이상의 고온으로 온도 처리된

동일 추진기관의 지상연소시험 결과에 상호상관 분석과 빔형성 기법을 적용하여 획득한 결과이다. 연소 시험에서 획득한 음압 파형에 두 가지 분석 기법을 적용한 결과, 고온으로 처리된 추진기관은 상온 상태의 추진기관보다 소음원의 위치가 후방으로 이동하여 이론적으로 추정한 결과와의 위치 차이가 최대 29%까지 나타나는 결과를 보인다. 고온 처리된 추진기관은 초기 온도가 높아 연소에 필요한 활성화 에너지가 낮아지므로 연소 반응이 가속된다. 노즐 팽창비, 추진기관의 길이와 같은 주요 제원 이외에도 고온 처리로 인한 높은 연소율이 소음원의 위치 변화에 영향을 미치는 것으로 추정되며, 이러한 내용을 분석하기 위해 다양한 추진기관에서 배기 플룸 내 소음원의 위치에 관한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 추진기관의 지상연소시험에서 발생하는 주요 소음원의 위치를 추정하기 위해 선행연구 내용을 정리하였고, 소음 계측 시스템을 구성하여 실제 추진기관을 이용한 소음원의 위치 추정을 수행하였다. 지상연소시험 중 발생하는 추진기관 배기 플룸의 소음원은 LSS와 FSS로 구분되는데, 선행연구 내용을 토대로 소음원

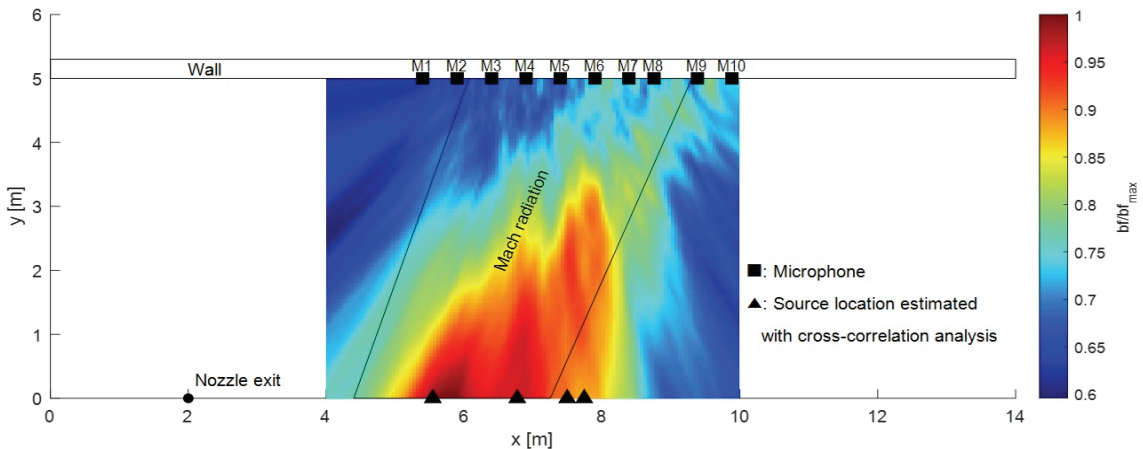


Fig. 15 Beamforming method and location estimation result of high temperature treated solid rocket motor.

이 위치한다고 알려진 supersonic mixing 구역을 고려하여 선형 수평 마이크로폰 배열을 배치하였다. 계측 시스템으로 소음 계측을 수행한 후 OASPL 분석, 상호상관 분석 및 빔형성 기법을 적용하여 연소 시험 시 발생하는 주요 소음원의 위치를 추정하였다. 소음원의 위치 추정 결과, 선행연구에서 실험과 분석으로 정립된 이론적인 소음원의 예측 범위와 두 가지 분석 기법으로 도출한 소음원 위치 추정 범위의 차이가 매우 근접하게 나타남을 확인하였다. 다만 고온 처리된 추진기관은 상온 상태의 추진기관보다 소음원의 위치가 후방으로 이동한 결과를 보였는데, 고온 처리로 인한 추진기관의 높은 연소율이 소음원의 위치에도 영향을 준 것으로 판단된다. 따라서 더 많은 추진기관과 다양한 조건에서 소음을 계측하고, 다양한 분석 기법을 적용하여 본 논문에서 수행한 추진기관 배기 플룸 내 주요 소음원의 위치 추정 연구를 개선해 나갈 계획이다. 나아가 다수의 마이크로폰으로 배열을 구성하여 소음 계측 시스템을 개선할 예정이며, 시험장의 바닥과 벽면, 천장으로부터의 다중반사를 포함한 잔향 효과를 제거하는 기법을 적용하고, 일반화된 Burgers 방정식을 이용한 비선형 빔형성 기법을 사용하는 등의 연구를 수행한다면 지상연소시험 시 추진기관 배기 플룸 내에서 발생하는 주요 소음원의 위치 추정 정확도를 높일 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

이 논문은 2022년 정부의 재원으로 수행된 연구 결과입니다. 그리고 추진기관 음원 분석 시스템 도입에 많은 도움을 주신 공학 음향 컨설팅의 임원석 대표님과 연세대학교 음향학연구실의 한태우 박사과장께 감사의 말을 전합니다.

References

1. Chobotov, V. and Powell, A., "On the prediction of acoustic environments from rockets," Rama-Wooldridge Corp. Report E.M.-7-7, 1957.
2. Eldred, K.M., Roberts, W.H. and White, R.W., "Structural Vibrations in Space Vehicles," WADD Technical Report 61-62, 1961.
3. Eldred, K.M., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072, 1971.
4. Fukuda, K., Tsutsumi, S., Fujii, K., Ui, K., Ishii, T., Oinuma, H., Kazawa, J. and Minesugi, K., "Acoustic Measurement and Prediction of Solid Rockets in Static Firing Tests," 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Miami, Florida, U.S.A., AIAA 2009-3368, May 2009.
5. Lubert, C.P., Gee, K.L. and Tsutsumi, S., "Supersonic Jet Noise from Launch Vehicles: 50 years since NASA SP-8072," *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 151, No. 2, pp. 752-791, 2022.
6. Tam, Christopher K.W., "A Phenomenological Approach to Jet Noise: the Two-Source Model," *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical*, Vol. 377, No. 2159, 20190078, 2019.
7. Joo, H.S., Park, T.Y., Kang, S.H., Jang, I.M., Ohm, W.S. and Shin, S.J., "Supersonic Jet Noise Prediction and Validation for a Small-scale Rocket Nozzle with Launch System," *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 30, No. 2, pp. 189-200, 2020.
8. McNerny, S.A., "Launch Vehicle Acoustics Part 1: Overall Levels and Spectral Characteristics," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 3, pp. 511-517, 1996.
9. McNerny, S.A., "The Broadband Noise Generated by Very High Temperature, High Velocity Exhausts," *Proceedings of the*

1. Chobotov, V. and Powell, A., "On the

- 2nd *International Congress on Recent Developments in Air- and Structure-Borne Sound and Vibration*, Auburn, A.L., U.S.A., pp. 59-66, Mar. 1992.
10. Gee, K.L., Russavage, P.B., Neilsen, T.B., Swift, S.H. and Vaughn, A.B., "Subjective Rating of the Jet Noise Crackle Percept," *The Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 144, No. 1, pp. EL40-EL45, 2018.
 11. U.S. Depart of Defense, "Design Criteria Standard Noise Limits," MIL-STD-1474E, 2015.
 12. James, M.M., Salton, A.R., Gee, K.L., Neilsen, T.B., McInerny, S.A. and Kenny, R.J., "Modification of Directivity Curves for a Rocket Noise Model," *164th Meeting of the Acoustical Society of America*, Kansas City, Missouri, U.S.A., Vol. 18, Oct. 2012.
 13. Ha, J.H., Jung, S.Y., Lee, Y.H. and Jin, H., "Measurement and Arrival Direction Estimation of Supersonic Flight Sonic Boom," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 49, No. 3, pp. 175-183, 2021.
 14. Bendat, J.S. and Piersol, A.G., *Random Data: Analysis and Measurement Procedures*, 4th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., pp. 109-503, 2010.
 15. Harker, B.M., Neilsen, T.B., Gee, K.L., Wall, A.T. and James, M.M., "Spatiotemporal Correlation Analysis of Jet Noise from a High-Performance Military Aircraft," *AIAA Journal*, Vol. 54, No. 5, pp. 1-13, 2016.