

## KSLV-I 외부 음향 하중 예측 및 비행 시험 결과와의 비교

박순홍\*, 서상현\*\*, 장영순\*\*\*

### Prediction of Lift-off Acoustic Loads of KSLV-I and Its Comparison with Flight Measurements

Soon-Hong Park\*, Sang-Hyun Seo\*\*, Young-Soon Jang\*\*\*

#### Abstract

Lift off acoustic loads of KSLV-I were predicted by the modified NASA SP-8072 source distribution method (method 2) and the result was compared with those of measurements in the flight test of KSLV-I. In the second flight test, lift off acoustic loads were measured by outer microphones attached on the cable mast. The onboard data measuring outer acoustic pressure at the interstage of KSLV-I also can be obtained. The predicted result showed very similar peak and the shape of spectrum when compared with the measured spectrum and a margin about +7 dB.

#### 초 록

수정된 NASA SP-8072 분포 음원 방법 (Method 2)를 이용하여 KSLV-I의 발사 음향 하중을 예측하고, 이 결과를 비행 시험시의 측정 결과와 비교하였다. 2차 비행 시험시에 케이블 마스트의 4개소에서 발사 음향 하중을 측정하였고, 인터스테이지의 텔레메트리 데이터도 입수하여 비교하였다. 예측된 음향 하중 스펙트럼은 측정 스펙트럼과 유사한 피크 주파수 및 형태를 가지며 약 7dB의 안전 여유를 가지고 예측됨을 알 수 있었다.

키워드 : 음향 하중 (acoustic loads), 발사 (lift-off), 비행 시험 (flight test)

#### 1. 서 론

우주 발사체에 가해지는 음향 하중(acoustic loads)의 주된 원인은 추진 기관에서 배출되는 초음속 제트 유동에 의한 소음임이 잘 알려져 있다. 음향 하중은 특히 상단 위성 탑재부가 겪는 랜덤 진동의 주요 원인으로 정량적인 하중 예측

및 위성 탑재부 내부의 저감을 위한 많은 연구가 이루어져 왔다.[1-3] 위성 탑재부 등의 위치에서 음향 하중 수준을 예측하는 것은 발사체 초기 설계시 중요한 업무 중 하나로서, 개발 예정인 한국형 발사체 (KSLV-II)의 경우에도 초기 시스템 설계시 음향 하중을 예측하여야 한다.

음향 하중을 예측하는 방법으로는 전산 유동

접수일(2011년 5월 17일), 수정일(1차 : 2011년 6월 13일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

\* 발사체구조팀/shpark@kari.re.kr    \*\* 발사체구조팀 /ssh@kari.re.kr    \*\*\* 발사체구조팀/ysjang@kari.re.kr

해석 등을 이용한 수치적 방법, 실험 데이터에 의거하여 NASA에서 제안한 음원 배치 방법(NASA SP 8072)[4] 등을 들 수 있다. 수치적 방법은 근래에 들어와서 컴퓨터의 발전에 힘입어 점차 수행되는 추세이나 해석에 필요한 노력이 상당하며, 다양한 설계 변수를 고려하는데 제한이 있다. 또한 시스템 설계 단계에서는 수치 해석에 필요한 다양한 변수를 정확하게 고려하기 곤란하므로 NASA에서 제안한 음원 배치 방법을 사용하는 것이 적절하다. 참고로 최근 Area I 발사체도 음향 하중 예측을 위해서 수정된 음원 배치 방법을 사용한 바 있다.[5]

본 논문에서는 한국형 발사체의 음향 하중 해석을 위한 전 단계로서 KSLV-I 발사 음향 하중 예측 결과를 비행 시험시 측정된 결과와 비교하여 실험적 발사 음향 예측 방법의 적용성을 살펴 보았다. 참고로 KSLV-I의 발사 음향 하중 예측은 개발 초기 시스템 설계 단계에서 수행된 바 있는데, 이 결과와 최근 Haynes[5]에 의해 수정된 음원 배치 방법을 동시에 적용하였다. 특히 Haynes가 제안한 수정 항목 중 소음원의 방향성은 Ares-I(고체)과 KSLV-I(액체)의 추진 기관의 차이점을 고려하여 수정하지 않았고, 포텐셜 코어(potential core) 길이의 수정과 디플렉터에 의한 포텐셜 코어 종료만 고려하였는데 실측 결과와 비교하였을 때 기존의 방법 보다 좋은 예측 결과를 보였다.

## 2. 음향 하중 예측 방법

### 2.1 발사 음향 하중의 발생 원인 [6]

음향 하중은 추진 기관의 초음속 제트 유동에 의해 발생하므로 제트 유동에 관련된 인자에 따른 소음 발생 특성을 이해하는 것이 필요하다. 라이트힐(Lighthill)의 방정식에서도 알 수 있듯이 난류(turbulent) 속도 섭동이 제트 소음의 주된 요인이며, 초음속 제트 소음의 경우에는 충격파(shock wave)에 의한 소음도 발생함이 알려져 있다. 음향 하중을 특징짓는 인자로는 초음속 제트 유동의 구조를 변화시킬 수 있는 인자를 들

수 있으며, 그 외 기하학적인 요소와 외부 환경 요소로 나누어 생각할 수 있다. 제트 유동에 관한 요소로는 유체의 밀도, 노즐 출구 속도 및 음속, 난류 속도 분포 등을 들 수 있다. 유체의 밀도는 로켓의 추진 기관에 사용되는 추진제의 종류와 관련이 있으며, 출구 속도 및 마하수가 증가함에 따라 출구 속도의 8제곱( $M < 3$ ) 혹은 3제곱( $M > 3$ )에 비례하는 음향 파워를 발생시킨다. 또한 난류의 속도 분포 형상(turbulent velocity profile)에 따라 발생하는 제트 소음이 크게 변화함이 실험적으로 밝혀졌으며[7] 노즐에서 멀어질수록 난류 속도 분포가 서로 상관관계를 가지고 거동하는 영역이 커지기 때문에 노즐에 가까운 부분에서는 고주파수의 소음이 발생하고, 멀어질수록 저주파수의 소음이 발생한다. 기하학적인 요소로는 노즐의 크기를 들 수 있는데, 노즐의 크기가 작아질수록 고주파수 쪽에 음향 하중의 파워가 집중된다. 한편 발사타워 및 화염 디플렉터 등의 외부 환경 요소는 제트 유동의 흐름을 변화시켜 방사된 음향 하중을 크게 변화시킬 수 있는 요소이다.

### 2.2 음향 하중의 예측 방법

발사 음향 하중의 예측은 소음원, 즉 음원의 강도(strength), 위치(location) 및 방향성(directionality) 등을 모델링하고 이를 음원의 방사 모델에 의거하여 예측하는 방법을 생각해 볼 수 있다. 발사 음향 하중의 소음원은 전산 해석적 방법과(추진기관에서 배출된 플룸(flume)을 전산 유동 해석 등의 방법을 이용하여 모델링) NASA에 제안한 실험적 방법[4]으로 모델링할 수 있다. 전산 유동 해석으로 플룸 전영역의 소음원을 모델링하고자 하는 노력은 최근 다시 주목 받고 있지만 발사체 초기 설계시 접근이 쉬운 쪽은 NASA SP-8072에 의거한 실험적 방법이다. 사실 NASA SP-8072 method 2의 수정된 방법[5]은 부분적으로 플룸의 전산 유동 해석 결과를 반영한 결과이다. NASA SP-8072에는 다양한 로켓과 초음속 제트 노즐의 실험을 통하여 주파수별 음원의 강도, 위치 및 방향성에 대한 데이터베이스

스를 구축하고 두 가지 예측 방법이 제안되고 있다. 첫번째는 협대역 소음을 방사하는 점음원이 유동의 축을 따라 분포한다는 가정을 이용한 방법이고(그림 1, method 1), 두번째는 제트 유동을 분할하여 슬라이스(slice)로 나누고 이를 광대역 소음원으로 가정하는 방법이다(그림 1, method 2).

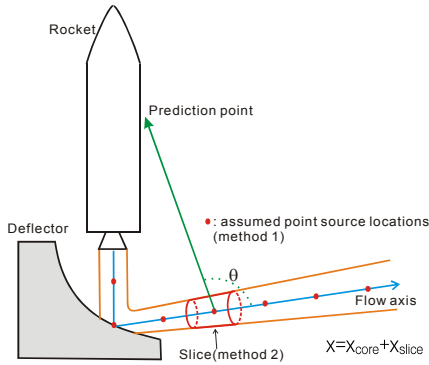


그림 1 소음원 분포의 가정 방법

첫번째 방법의 경우 음원의 강도는 무차원 주파수에 해당하는 스트로할 수 (Strouhal number)에 대한 음향 파워 스펙트럼 데이터로부터 구할 수 있으며, 음원의 위치를 추정하기 위해서는 스트로할 수에 대한 점음원의 위치를 실험적으로 구한 데이터를 이용한다. 이 방법에서는 특정 주파수의 소음을 발생시키는 음원을 유동을 따라 유일한 위치에 놓게 된다. 두번째 방법의 경우는 특정 주파수의 소음이 제트 유동 전체에 걸쳐 방사되는 모델인데, 소음원 즉, 유동 또는 플룸의 슬라이스가 방사하는 음향 파워는 무차원 주파수 및 위치에 대한 함수로서 표현된다. 방사되는 소음의 방향성은 두 경우 모두 예측 위치와 소음원을 잇는 벡터와 유동 축사이의 각도 및 스트로할 수에 대한 데이터 베이스로부터 추정한다.

점 음원 가정을 이용하는 method 1은 특정 주파수의 소음을 발생시키는 가상의 음원을 유동을 따라 위치시키기 때문에 디플렉터 등을 고려하면 예측된 스펙트럼이 불연속성을 포함하는 경우가 발생한다. 한편 method 2는 이러한 현상은 없으며, 최근 Haynes [5] 등에 의해 수정된 방법을

이용하면 좀 더 향상된 예측 결과를 주는 것으로 보고되었다.

NASA SP 8072의 Method 2에 의한 음향 하중 예측 방법은 다음과 같다. 먼저 플룸으로부터 방사되는 총 음향 파워(overall sound power,  $W_{OA}$ )를 엔진의 추력 ( $F$ ), 노즐 출구에서의 속도 ( $U$ )로부터 다음과 같이 계산하고

$$W_{OA} = 0.005FU_e \quad (1)$$

총 음향 파워 레벨(overall sound power level, dB)을 다음과 같이 구한다.

$$L_w = 10 \log W_{OA} + 120 \quad (2)$$

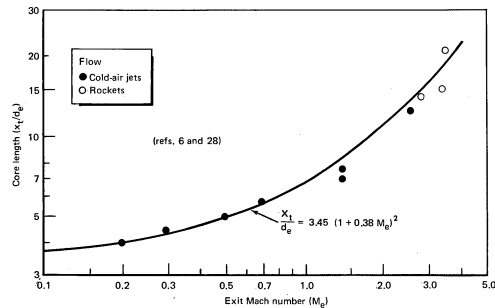


그림 2 Core length  $x_t$

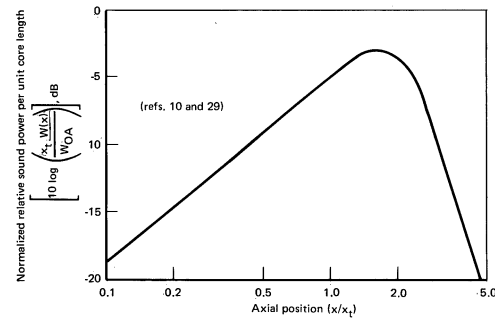


그림 3 포텐셜 코어 길이로 정규화된 소음원의 음향 파워 분포

각각의 유동 (플룸) 슬라이스에서 방사되는 총 음향 파워는 그림 2의 코어 길이 (core length)와 그림 3으로부터 식 (3)과 같이 계산된다.

$$L_{w,s} = 10 \log \left( \frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right) + L_w + 10 \log \frac{\Delta x}{x_t} \quad (3)$$

여기서,  $\Delta x$ 는 유동 슬라이스의 길이이다. 한편 주파수 스펙트럼은 그림 4를 이용하여 구할 수 있고, 이를 주파수 밴드에서의 값으로 변환하면 식 (4)와 같다.

$$L_{w,s,b} = 10 \log \left( \frac{W(f,x)}{W(x)} \frac{U_e a_0}{x a_e} \right) + L_{ws} - 10 \log \frac{U_e a_0}{x a_e} + 10 \log \Delta f_b \quad (4)$$

여기서,  $a_0$ 는 대기중 음속이고,  $a_e$ 는 노즐 출구에서의 플룸내의 음속이며,  $x$ 는 노즐 끝단으로부터 유동축을 따라 슬라이스가 위치한 거리이고,  $\Delta f_b$ 는 관심 주파수 밴드이다.

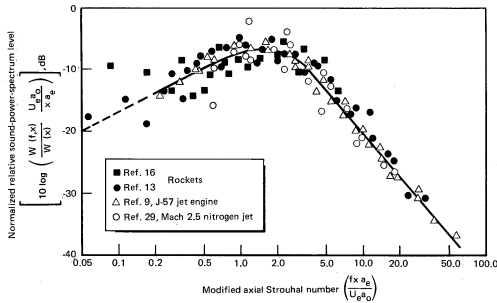


그림 4 스트롤 수에 따른 음향 파워 스펙트럼

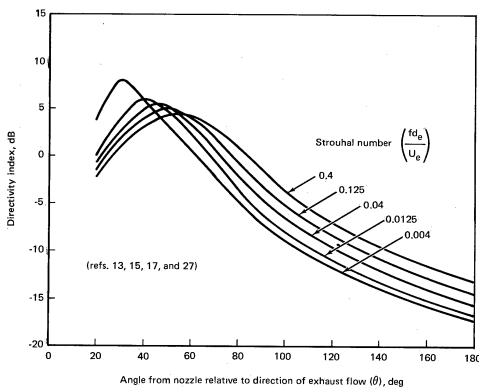


그림 5 소음원의 지향성 모델

위와 같이 소음원이 모델링 되면, 임의의 관심 위치에서의 음압은 거리 감쇄와 소음원의 지향성 (directivity)를 고려하면 식 (5)와 같이 예측할 수 있다.

$$SPL_{s,b,p} = L_{w,s,b} - 10 \log(4\pi r^2) + DI(b,\theta) \quad (5)$$

여기서, 소음원의 지향성은 그림 5와 같은 실험 결과로부터 얻을 수 있다.

식(5)로부터 각각의 유동 슬라이스에 의한 소음원에 의한 관심 주파수 밴드에서의 음압은 다음과 같이 추정 가능하다.

$$SPL_{b,p} = 10 \log \left( \sum_b 10^{(SPL_{s,b,p}/10)} \right) \quad (6)$$

한편 Ares-I의 발사 음향 하중을 예측하기 위해 Haynes에 의해 제안된 Modified method 2는 기존의 SP 8072의 method 2에서 세 부분에서 수정이 되었다. 첫번째로 포텐셜 코어의 길이 예측식이 Variner의 식 (7)으로 수정되었다. 이는 전산 유동 해석을 이용하여 유동의 진행에 따른 음향 파워를 계산하여 검증하였다. (그림 6 참조)

$$x_t/d_e = 1.75(1 + 0.38M_e)^2 \quad (7)$$

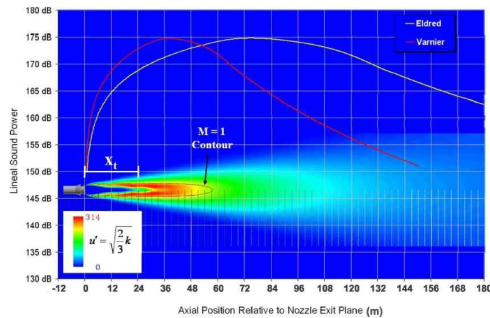


그림 6 RANS CFD를 이용한 제트 유동에서의 음향 방사 파워 예측 결과[5]

두 번째는 디플렉터의 영향을 고려하였다. CFD를 이용하여 계산한 결과 디플렉터에서 포텐

설 코어가 끝나는 현상이 관측되었으며(그림 7), 이를 예측식에 반영한 것이다. 포텐셜 코어의 길이는 예측 결과에서 매우 중요한데, 포텐셜 코어의 길이의 약 1.5 배 되는 지점에서 가장 큰 음향 파워를 가지는 소음원이 존재하기 때문에(그림 3 참조) 이를 고려하지 않는다면 부정확한 음향 스펙트럼이 예측될 수 있다.

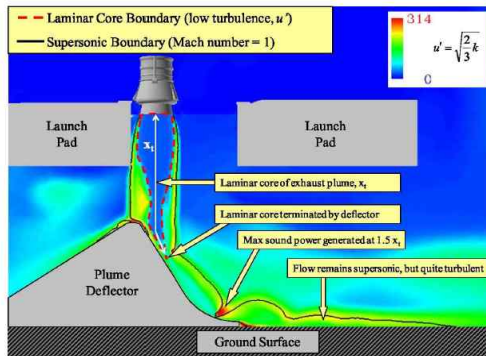


그림 7 CFD에 있는 포텐셜 코어 종료 현상[5]

마지막으로 방사 소음의 방향성 (Directivity)를 새롭게 수정하였는데, 이는 Ares-I 발사체의 경우 1단 추진 기관이 고체 모터이기 때문에 기존의 값을 사용하지 않은 것으로 판단된다. KSLV-I이나 한국형 발사체의 경우 액체 엔진을 사용하므로 방향성은 기존의 NASA SP-8072의 값을 그대로 사용할 수 있다.

### 3. KSLV-I 음향 하중의 예측 및 비행 시험 결과와의 비교

KSLV-I의 2차 비행 시험에서는 발사체 이륙 (Lift-off)시 케이블 마스트(CM)의 4곳에서 발사 음향 하중을 측정하였다. 측정 위치는 아래 그림과 같다. 케이블 마스트는 KSLV-I 기체와 결합되었을 때 가장 높은 위치가 인터스테이지 부근이 되며 아래 그림에서 1 번 및 2 번 위치가 인터스테이지부에 해당한다.

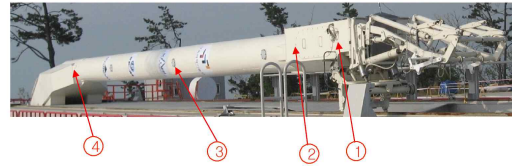


그림 8 2차 비행 시험시 CM에서의 음향 측정 위치

한편 상단부에서는 외부 음향 하중을 측정하는 센서를 상단 텔레메트리 용량 제한으로 설치하지 못하였으나 인터스테이지부에는 외부 음향 하중을 측정하는 센서(14ANST)가 있고 그 측정된 데이터를 이용하여 스펙트럼을 분석하였다.

음향 하중의 예측을 위해 modified method 2를 사용하였고, 예측을 위한 기본 데이터는 다음 표와 같다.

표 1 음향 하중 예측에 사용된 인자

	value
Acoustic efficiency	1%
Number of nozzle	1
Thrust of engine	185 tonf
Fully expanded exit velocity in flume	2984 m/s
Sound velocity (normal air)	343 m/s
Sound velocity in flume	1031 m/s
Nozzle exit diameter	1.445 m
Angle btn horizon. axis and flume axis	30 degree
Distance btn nozzle and deflector	8.682 m

예측된 결과와 비행 시험 결과를 다음 그림에 비교하였다.

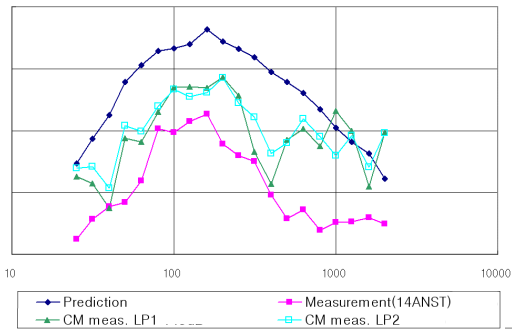


그림 9 Modified method 2에 의한 예측 결과와 측정 결과의 비교 (Y 축 한 눈금은 5 dB 임)

2000 Hz까지의 overall SPL을 살펴보면 다음과 같다. 예측치에 비해 케이블 마스트 측정치는 -3 dB, 인터스테이지 텔레메트리 측정치는 -7 dB로 예측치가 모두 측정치 보다 크게 예측되었다. 또한 예측된 스펙트럼의 피크가 160 Hz 부근으로 실제 측정치와 유사하게 예측됨을 알 수 있었다. 또한 실제 측정값을 모두 포함하며 최대 7dB의 여유 (margin)으로 예측이 되었다. 예측된 스펙트럼의 피크 및 총 레벨(overall level)의 편차등을 고려해 볼 때 modified method 2가 KSLV-I의 발사 음향 하중 예측에도 잘 적용될 수 있음을 알 수 있다.

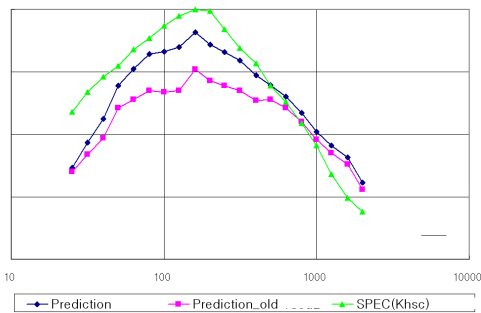


그림 10 기존 예측값(KSLV-I SDR) 및 KhSC 제시값과의 비교 (Y 축 한 눈금은 5dB 임)

한편 KSLV-I 개발 초기 시스템 설계시 (SDR)에 method 2로 예측한 값 (그림 10의 Prediction\_old)과 러시아의 흐루니체프에서 제시

한 값(그림 10의 SPEC)을 비교해 보면 그림 10과 같다. KSLV-I SDR 시점에서 예측한 값(수정전의 method 2 사용)에 비해 흐루니체프에서 제시한 값은 4 dB 높았다. 한편 modified method 2에 의한 값(그림 10의 Prediction)은 이 값들의 중간 정도의 예측치(흐루니체프에서 제시한 값보다 2 dB 낮고, 기존 예측치보다 2 dB 높음)를 보여 주었다. 향후 한국형 발사체 개발시 modified method 2 방법에 의해 예측된 외부 음향 하중 레벨을 이용하여 외부 음향 하중 규격을 생성한다면 좀 더 현실적인 규격의 생성이 가능할 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

Ares-I 발사체의 발사 음향을 예측하기 위해 제안된 modified method 2 방법을 적용하여 KSLV-I 발사 음향 하중을 예측하고 비행 시험시 실측한 결과와 비교하였다. Ares-I이 고체 모터 추진 기관임을 고려하여 modified method 2에서 고려된 3가지 수정 사항 중 방사 소음의 방향성은 기존 NASA SP-8072에서 제안된 값을 그대로 사용하였다. 실측치와 비교해 보면 발사 음향 하중 예측치 대비 케이블 마스트 측정치는 -3 dB, 인터스테이지 텔레메트리 측정치는 -7 dB로서 적절한 마진(+3~6 dB)을 가지고 예측할 수 있음을 보였다. 또한 예측된 스펙트럼의 피크 및 형상도 피크 주파수 대역이 일치하며, 측정 스펙트럼을 대부분 포함하는 형태로 예측됨을 알 수 있었다. 향후 한국형 발사체 설계시 본 방법이 충분히 잘 적용될 것으로 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. Park, S.-H., Seo, S.-H., Jeong, H.-K., Jang, Y.-S., Yi, Y.-M., and Cho, G.-R, "Lift-off Vibro-acoustic Analysis of the Upper Stage of Small Launch Vehicle," ICSV 13, Vienna, Austria. 2006
2. Troclet, B., Chemoul, B., Roux P., Gely D.,

- Elias, G., "Synthesis of Vibroacoustic Studies Performed during Ariane 5 Program," 1er Colloque Europeen sur la Technologie des Lanceurs "Vibration des Lanceurs" Toulouse, France, 1999
3. Park, S.-H., Seo, S.-H., Jang, Y.-S., "Experimental Evaluation of Passive Acoustic Absorbers for the Reduction of Acoustic Loads of Launch Vehicles," Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, 2009, pp. 615-616
  4. Eldred, K., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072, 1971
  5. Haynes, J., Kenny, R. J., "Modifications to the NASA SP-8072 Distributed Source Method II for Ares I Lift-off Environment Predictions," 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2009, AIAA-2009-3160
  6. M. E. Goldstein, Aeroacoustics, McGraw Hill (NewYork), 1976
  7. H. R. Mull, "Effect of Jet Structure on Noise Generation by Supersonic Nozzles," J. Acoust. Soc. Am, 31(2), 1959, pp. 147-149