



2차원 축대칭 전산해석을 이용한 초음속 로켓 제트 음향 해석

양영록¹, 전혁수²

Acoustic Analysis of Exhaust Supersonic Jet From a Rocket Motor Using 2-D Axis-symmetric Computational Analysis

Young-Rok Yang¹ and Hyuck-Soo Jeon²

Agency for Defense Development

ABSTRACT

This study was conducted to reduce the computation time required for the computational acoustic analysis of the supersonic rocket jet plume. In order to reduce the computation time, computational acoustic analysis was performed assuming that the supersonic jet plume is a two-dimensional axis-symmetric problem. The results of computational acoustic analysis showed similar results to the acoustic load measurement results. Through this study, it was confirmed that the acoustic load prediction of the supersonic rocket jet plume can be predicted using a two-dimensional axis-symmetric computational analysis.

초 록

본 연구는 초음속 로켓 제트 후류 전산음향 해석에 소요되는 해석 시간을 줄이기 위해 수행되었다. 해석 시간을 줄이기 위한 방안으로 초음속 제트 후류를 2차원 축대칭 문제로 가정하고 전산음향 해석을 수행하였다. 전산음향 해석 결과, 음향하중 예측 결과와 유사한 결과를 보였다. 본 연구를 통해 2차원 축대칭 전산해석을 이용하여 초음속 로켓 제트 후류의 음향하중 예측이 가능함을 확인할 수 있었다.

Key Words : Computational Acoustic Analysis(전산음향해석), Direct Noise Simulation(직접 소음 해석), Super Sonic Jet Noise(초음속 제트 소음)

1. 서 론

로켓 모터에서 발생하는 초음속 제트 후류는 주변에 140dB 이상의 소음을 유발한다. 이때 발생한 소음은 로켓뿐만 아니라 주변 시설 및 사람에게 영향을 미친다. 특히, 초음속 제트 후류에 의한 강한 소음은 수음자의 청각을 손상시킬 수 있다. 따라서 로켓 모터에서 발생하는 소음의 특성을 이해하고 예측하는 연구가 활발히 이루어져 왔다.

로켓 모터에서 발생하는 초음속 제트 후류의 소음은 초음속과 아음속 영역 사이의 복잡한 유체 역학적 상호 작용에 의해 발생한다. 로켓 모터에서 발생하는 소음을 예측하기 위한 기법으로는 크게 실험 데이터를 기반으로 한 실험적 기법[1]과 전산해석을 이용한 수치적 기법[2-4]이 있다. 전산해석을 이용한 수치적 기법은 크게 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 이용하여 직접 음향해석을 수행하는 직접 소음 해석(Direct Noise Simulation) 기법과 CFD와 CAA(Com-

† Received : April 22, 2020 Revised : August 25, 2020 Accepted : August 27, 2020

¹ Senior Researcher, ² Principal Researcher

¹ Corresponding author, E-mail : yryang@add.re.kr

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

putational Acoustic Analysis)를 접목하여 음향해석을 수행하는 기법이 있다. 직접 소음 해석 기법은 CFD를 이용하여 소음을 예측하고자 하는 지점까지 직접 압력 섭동을 계산하는 방법이다. CFD와 CAA를 접목한 기법은 CFD를 이용하여 소음 원을 계산하고 소음을 예측하고자 하는 지점까지는 CAA를 이용하여 소음 전파를 계산하는 방법이다.

CFD를 이용하여 소음을 예측하기 위해서는 난류에 의해 발생하는 압력의 섭동을 예측해야 한다. 난류에 의한 압력의 섭동을 계산하기 위한 방법으로는 DNS(Direct Numerical Simulation)[5], LES(Large Eddy Simulation)[6], DES(Detached Eddy Simulation)[7]가 있다. 가장 정확하고 계산 비용이 많이 드는 시뮬레이션 기술은 DNS로 모든 난류를 풀어내는 방법이다. LES는 큰 규모(large scale)의 난류는 직접 풀어내고 작은 규모(small scale)의 난류는 모델링하는 방법이다. DES (Detached Eddy Simulation)은 RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes)와 LES의 장점을 결합하여 하이브리드 접근법 방법으로 LES에 비해 상대적으로 해석 비용이 적게 드는 장점이 있다. 계산 리소스 관점에서 볼 때 LES 및 DNS는 여전히 효과적으로 사용하기에는 비용이 많이 드는 측면이 있어 초음속 제트 후류의 음향하중 예측에 DES가 사용된 바가 있다[8,9].

CFD를 이용한 음향해석은 일반적인 전산 유체 해석과는 달리 수치해석에 필요한 해석 격자와 시간이 많이 소요된다[2]. 전산 음향해석이 일반 전산 유체 해석과 다른 주된 이유는 유한차분 근사화를 파수(wavenumber) 공간에서 수행하기 때문이다. 전산음향해석에서 해석 격자 크기와 시간은 현재에도 주요 이슈 중 하나이며 이와 관련된 상세내용은 Christopher의 연구[3]와 저서[4]에 상세히 설명되어 있다. Tsutsumi의 연구[9]에서는 CFD와 CAA기법을 이용하여 초음속 로켓 제트 음향하중 해석을 수행하였다. 상세 해석 시 2048개의 core로 약 2~5달의 해석 시간이 소요되었다. 이렇듯 전산해석을 이용하여 초음속 제트의 음향하중을 예측하기 위해서는 막대한 해석 시간 및 비용이 소요된다. 이러한 이유로 해석 시간 및 비용을 줄일 필요성이 대두되었으며 이로 인해 본 연구가 수행되었다.

본 논문에서는 초음속 로켓 제트의 전산음향해석에 소요되는 해석 시간 및 비용을 줄이기 위한 방안으로 2차원 축대칭 문제로 가정하고 CFD를 이용하여 직접 소음해석(Direct Noise Simulation)을 수행한 결과를 기술하였다.

II. 본 론

본론에서는 2차원 축대칭 형태의 로켓 모터 음향하중 예측 결과를 갖는 문헌[10]의 형상과 조건에 대

해 전산해석을 이용하여 음향하중 해석을 수행한 결과에 대해 요약하였다.

2.1 음향해석 형상 및 조건

Fukuda의 논문[10]에서는 NAL-735 로켓 모터에 대한 주요 제원을 Table 1과 같이 제시하고 있다. NAL-735 로켓 모터의 추력 및 연소실 압력은 최대 추력 시 260 kN이며 압력비가 0.418인 경우의 추력은 약 130 kN이다. 상세 내용은 Kurabayashi의 논문[11]에 자세히 나타나 있다.

그러나 전산음향 해석에 필요한 노즐 형상 및 연소실 조건에 대한 상세 값들을 제시하고 있지 않았다. 제시되지 않은 음향 해석과 관련된 값들은 Kurabayashi의 관련 논문[11]과 Tsutsumi의 관련 논문[12]에서 제시한 값을 이용하여 추정하였다. 추정된 값은 Table 2에 나타내었으며 상세한 내용은 다음과 같다. 노즐 형상은 Kurabayashi의 논문에서 제시한 Fig. 1의 NAL-735 로켓 모터 형상을 이용하여 노즐 확산 부 형상 및 노즐 확산 반각을 추정하였다. 비열비는 Kurabayashi의 논문에서 제시한 추진제 조성(AP/HTPB/AL)과 Tsutsumi의 관련 논문을 통해 추정하였다. 연소실 온도는 Tsutsumi의 관련 논문에서 제시한 온도 비($T_0/T_a = 12$)를 이용하여 추정하였다.

Table 1. Motor Specifications from reference [10]

| | |
|--|--------------------|
| Nozzle Exit Diameter(D_e) | 0.614 m |
| Nozzle Exit Mach Number(M_e) | 2.92 |
| Nozzle Exit Reynolds Number(Re_e) | 1.75×10^6 |
| Pressure Ratio(P_e/P_a) | 0.418 |
| Thrust at the sea level(Max) | 260 kN |
| Thrust at the sea level($P_e/P_a = 0.418$) | 130 kN |

Table 2. Assuming data of the NAL-735 Rocket Motor from reference [10], [11] and [12]

| | |
|--|---------|
| Nozzle Throat Diameter(D_t) | 0.250 m |
| Expansion angle | 15 deg |
| Specific ratio(γ) | 1.2 |
| Chamber Pressure($P_0, P_e/P_a = 0.418$) | 1.7 MPa |
| Chamber Temperature(T_0) | 3,564 K |

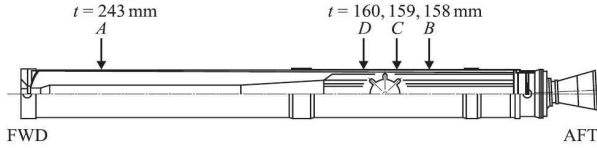


Fig. 1. NAL-735 rocket motor [7]

기타 상세 노즐 형상은 노즐 유동 지배방정식을 이용하여 역설계 하였다. 노즐 형상 역설계 결과는 Table 3과 같고 사용된 식들은 다음과 같다. 노즐 면적-마하수 관계식은 (1)과 같으며, 압력-마하수, 온도-마하수 관계식은 (2), (3)과 같다.

$$\left(\frac{A}{A_t}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \quad (1)$$

$$\frac{P}{P_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1} \quad (3)$$

표 및 수식에서 A 는 노즐 단면적, A_t 는 노즐 목의 단면적, D_e 는 노즐 출구의 지름, D_t 는 노즐 목의 지름, M 은 마하수, M_e 는 노즐 출구의 마하수, P 는 압력, P_a 는 대기의 압력, P_e 는 노즐 출구의 압력, P_0 는 연소실 압력, Re_e 는 노즐 출구에서의 레이놀즈수, T 는 온도, T_0 는 연소실 온도, γ 는 비열비를 의미한다.

Table 3. Calculation results of a NAL-735 Rocket Motor

| | EXP. | Analytic results |
|---|--------------------|--------------------|
| Nozzle Exit Mach Number(M_e) | 2.92 | 2.92 |
| Nozzle Exit Reynolds Number(Re_e) | 1.75×10^6 | 1.69×10^6 |
| Pressure Ratio(P_e/P_a) | 0.418 | 0.418 |
| Thrust at the sea level ($P_e/P_a = 0.418$) | 130 kN | 128 kN |



Fig. 2. Snapshot of NAL-735 rocket motor test [10]

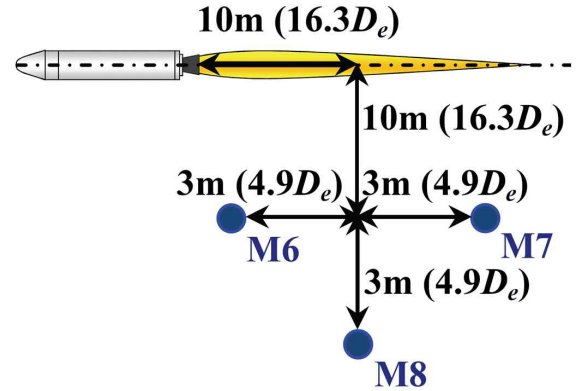


Fig. 3. Monitoring point [10]

NAL-735 로켓 모터 연소 시험은 Fig. 2와 같이 수행되었다. 음향하중 계측 상세 위치는 Fig. 3과 같다. 음향하중 계측 결과는 지면 효과를 제거한 값이며 Figs. 6~8과 같다. 지면 효과는 원방(far field)에서 계측한 음향하중 계측 결과에서 나타난 음향 감소 효과를 이용하여 제거하였다. 상세한 내용은 Fukuda의 논문[10]에 기술되어 있다.

2.2 음향해석 방법

음향해석은 CFD를 이용하여 직접 소음 해석을 수행하였다. 직접 소음 해석을 수행한 이유는 음향예측 기법 사용에 대한 오차를 배제하기 위함이다. 수치해석에서는 상용 소프트웨어인 CFD-FASTRAN을 이용하였다. 지배 방정식은 식 (4)~(6)의 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며 비정상상태(unsteady state) 해석을 수행하였다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[- \left(p + \frac{2}{3} \rho k \right) \delta_{ij} + \tau_{ij} \right] \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial E_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(E_t + p) u_j] \\ = \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\sum_{s=1}^{ns} h_s J_{s,j} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

ρ 는 밀도, t 는 시간, u_j 는 j 번째 방향의 속도, p 는 압력, k 는 turbulent kinetic energy, δ_{ij} 는 Kronecker delta, τ_{ij} 는 shear stress tensor, E_t 는 볼륨당 전체 에너지, q_j 는 j 번째 방향의 열유속을 의미한다.

초음속 제트 후류의 압력 섭동을 계산하기 위하여 Spalart-Almaras 난류 모델을 기반으로 한 DES(Detached Eddy Simulation)를 사용하였다. 수치기법으로 cell 기반 유한 체적법, 풍상기법(upwind scheme)인 Van-Leer's FVS(Flux Vector Splitting)[13]를 사용하였다.

음향해석 정확도 및 유효 해석 주파수를 높이기 위하여 유속 제한자(flux limiter)는 3차 공간 정확도인 Osher-Chakravarthy limiter[14]를 사용하였다. 점성 모델은 Sutherland's law[15]를 사용하였다.

음향해석 시 사용한 경계조건은 Fig. 4와 같다. 로켓 모터의 연소실 입구 조건은 전압력, 전온도 조건으로 설정하였다. 로켓 모터 후류의 흐름 방향으로 노즐 출구 지름의 200배, 흐름과 수직한 방향으로 노즐 출구 지름의 100배의 거리로 원방(far field) 조건을 설정하였다. 원방 조건은 압력파의 반사가 없는 In-flow/out-flow 조건으로 설정하였다. 벽면(wall)은 단열조건으로 설정하였으며, 2차원 축대칭(axis-symmetric) 조건으로 음향해석을 수행하였다. 초기 조건은 해수면 기준의 대기 조건으로 설정하였다. 음향하중 해석 결과의 비교 위치는 Fukuda의 연구에서 음향하중을 예측한 위치와 동일하다.

해석 격자는 1/3rd octave 기준 160Hz의 음향해석이 가능하도록 격자를 Fig. 5와 같이 구성하였다. 유효 해석 주파수는 해석 공간 차분 정확도에 따라 파장을 구현할 수 있는 최소 격자수에 의해 결정된다. 이는 파수 공간에서 유한차분 근사화 시 발생하는 차이로 Christopher의 저서[4]에 상세히 설명되어 있다. 2차 공간정확도 기준으로 특정 파장의 음향을 해석하기 위해서는 해석 파장 길이에 약 21개의 격자가 필요하다. 또한, Eddy를 모사하기 위해서는 각 축 방향으로 최소 2~4개의 격자가 필요하다. Eddy를 모사하기 위해 4개의 격자가 필요하다고 가정하였을 때 1/3rd octave 기준 center frequency 160Hz의 upper band limit인 178Hz를 해석하기 위한 최소 격자 크기는 약 23mm이다. 따라서 음원 부와 음향하중 예측 점까지의 최대 격자 크기를 Fig. 5와 같이 20mm × 20mm로 선정하였다.

로켓 모터 노즐 출구 부의 최소 격자 크기는 1mm × 1mm로 구성하였다. 로켓 모터 후류의 초음속 부로 예상되는 영역에서는 유효 해석 주파수 격자 크기의 1/2 격자 크기인 10mm × 10mm로 최대 격자를 생성하였다. 로켓 모터 후류에 의해 유도된 음원 부 및 압력 전파부의 최대 격자 크기는 20mm × 20mm로 격자를 생성하였다. 총 격자수는 약 800만개이다.

로켓 모터 후류의 최대 속도는 약 2000m/s이고 최소 격자 크기는 1mm × 1mm이므로 해석 시간 간격은 5×10^{-7} s로 설정하여 음향해석을 수행하였다. 음향하중 해석은 국방과학연구소에서 운영하는 슈퍼컴퓨터 SANDY에서 수행하였다. 해석에 사용된 CPU는 Intel Sandy-Bridge E5-2670, 2.6GHz이고 88개의 core를 사용하였다. 이때 0.3s의 전산 음향 해석에 소요된 시간은 약 2주이다.

Fukuda의 연구[10]에서 사용된 격자는 349(흐름방향) × 130(원주방향) × 210(방사방향)로 총 950만개의 격자가 사용되었다. 본 연구와 같이 2D-축대칭 해석

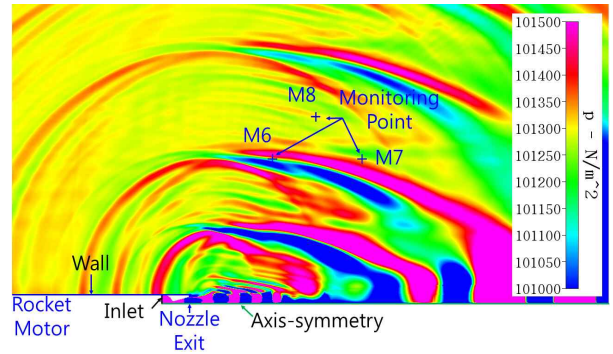


Fig. 4. Boundary condition(Pressure contour)

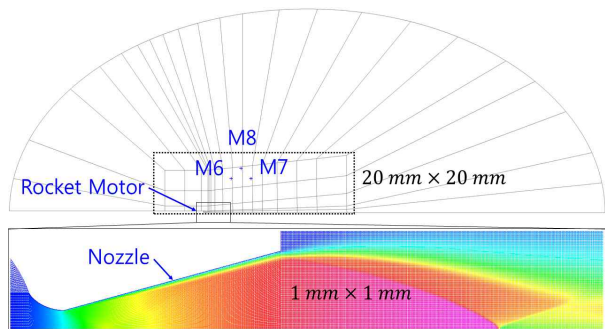


Fig. 5. Grid configuration

방법을 적용한다면 원주방향으로 필요한 격자수가 130배 감소한다. 격자수와 해석 시간이 선형적으로 비례한다고 가정한다면 약 130배의 해석 시간 단축이 기대된다.

2.3 음향해석 결과

2차원 축대칭 해석을 통한 음향하중 해석 결과 시험 결과와 유사한 경향으로 나타내는 것을 확인하였다. Figs. 6~8은 Fukuda의 연구 결과[10]와 음향하중 해석 결과를 비교한 그림이다. Fukuda의 연구에서 CFD를 이용한 음향해석 결과의 정확도는 OASPL (Over All Sound Pressure Level) 기준 5 dB 이내이다. 본 연구의 음향해석 결과는 유효 해석 주파수 범위(40~160 Hz)에서 OASPL 기준 시험 값과 약 1.6~4.3 dB로 나타났다. 각 예측 지점에서의 시험 결과와 해석 결과를 Table 4에 정리하여 비교하였다.

Table 4. Comparison of OASPL

| Monitoring point(OASPL) | EXP[10] (dB) | CFD (dB) | Error (dB) |
|-------------------------|--------------|----------|------------|
| M6 | 136.5 | 134.1 | 2.4 |
| M7 | 143.8 | 142.2 | 1.6 |
| M8 | 138.9 | 134.6 | 4.3 |

Fukuda의 논문에서 음향 계측의 불확실성에 대한 시험[10]을 수행하였다. 시험 결과 마이크로폰 종류에 따라 음향하중 계측 결과 최대 6dB의 차이를 보였으며, 동일한 로켓모터로 재현 시험한 결과 음향하중 계측 결과가 최대 4.5dB의 차이를 보이는 것으로 나타났다. 음향하중 계측 결과의 불확실성을 고려한다면 2차원 차원 축대칭 전산해석을 이용한 초음속 로켓 제트의 음향하중 해석결과는 정량적으로도 유사한 결과를 나타내는 것으로 판단된다.

일반적으로 초음속 제트의 난류 혼합 소음(turbulent mixing noise)은 3차원 효과에 의해 광대역(broad band) 형태로 나타난다. 그러나 2차원 축대칭 음향해석의 경우 Figs. 6~8의 음향하중 예측 결과에서 나타났듯이 50~63Hz 부근의 SPL이 낮게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 또한 125Hz 부근에서는 상대적으로 SPL이 높은 것을 확인할 수 있다. 이는 2차원 축대칭 음향해석에서 나타는 한계로 판단된다.

III. 결 론

본 연구는 초음속 로켓 제트 후류 전산음향 해석에 소요되는 해석 시간을 줄이기 위해 수행되었다. 해석 시간을 줄이기 위한 방안으로 초음속 제트 후류를 2차원 축대칭 문제로 가정하고 전산음향해석을 수행하였다. 압력 섭동을 계산하기 위하여 DES 모델을 이용하였다. 전산음향해석 결과, 음향하중 계측 결과와 유사한 결과를 보였으며 OASPL 기준 시험값과 해석 결과의 차는 약 1.6~4.3dB로 나타났다. 본 연구를 통해 2차원 축대칭 전산해석을 이용하여 초음속 로켓 제트 후류의 음향하중 예측이 가능함을 확인할 수 있었다.

2차원 축대칭 전산해석을 통해 로켓 모터에서 발생하는 소음 영향성을 비교적 빠르고 정확하게 예측할 수 있을 것으로 판단된다. 또한 로켓 모터 소음에 의한 주변 영향성 검토와 음향하중 감소 설계 등에 활용될 것으로 기대된다.

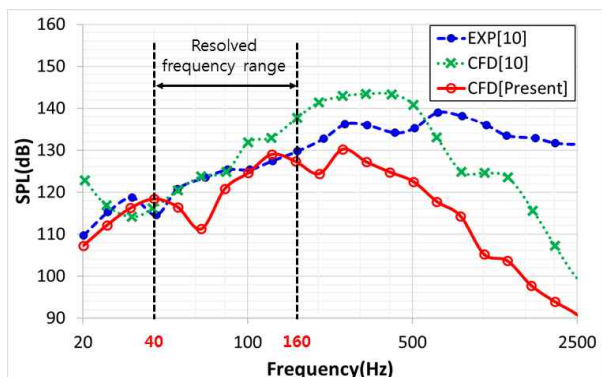


Fig. 6. Comparison of 1/3 octave band SPL at M6

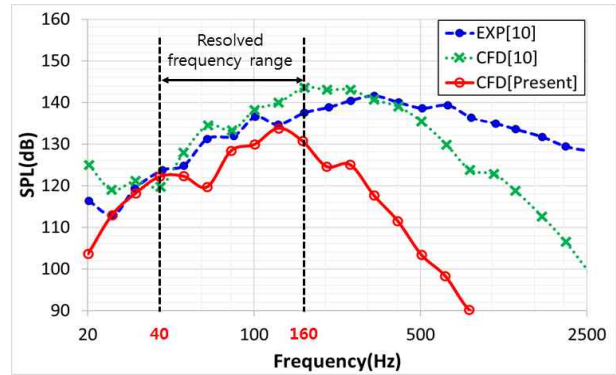


Fig. 7. Comparison of 1/3 octave band SPL at M7

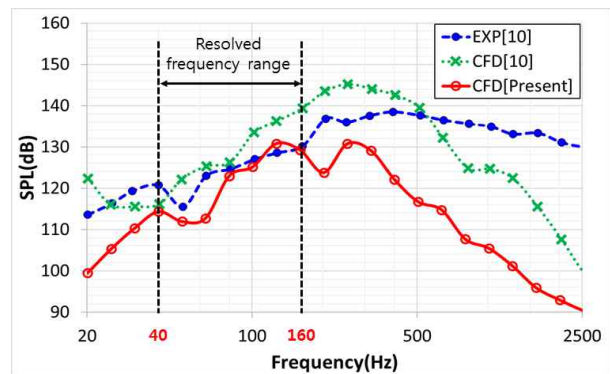


Fig. 8. Comparison of 1/3 octave band SPL at M8

References

- 1) Eldred, K. M. and Jones, G. W., Jr., "Acoustic load generated by the propulsion system," *NASA SP-8072*, 1971, pp. 1~49.
- 2) Tam, C. K. W., "Computational aeroacoustics: Issues and methods," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 10, 1995, pp. 1788~1796.
- 3) Tam, C. K. W., "Computational aeroacoustics: An Overview of Computational Challenges and Applications," *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 18, No. 6, 2004, pp. 547~567.
- 4) Tam, C. K. W., *Computational Aeroacoustics*, Cambridge, 2012, pp. 21~26.
- 5) Orszag, S. A., "Analytical theories of turbulence," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 41, No. 2, 1970, pp. 363~386.
- 6) Mankbadi, R. R., Shih, S. H., Hixon, D. R. and Povinelli, L. A., "Direct Computation of Jet Noise Produced by Large-Scale Axisymmetric Structures," *AIAA Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 5, 1999, pp. 207~215.
- 7) Spalart, P. R., "Detached-eddy simulation,"

Annual review of fluid mechanics, Vol. 41, 2009, pp. 181~202.

8) Dewan, Y., Golubev, V. V., Lyrantzis, A. S. and Mankai, R. R., "Detached Eddy simulations of supersonic jets impinging on flat plates," *43rd Fluid Dynamics Conference*, 2013.

9) Tsutsumi, S., Ishii, T., Ui, K. and Tokudome, S., "Assessing Prediction and Reduction Technique of Lift-off Acoustics Using Epsilon Flight Data," *53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2015, pp. 1~13.

10) 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*, 2009, pp. 1~13.

11) Kurabayashi, H., Sato, A., Yamashita, K., Nakayama, H., Hori, K., Honda, M. and Hasegawa,

K., "Ultrasonic Measurements of Burning Rates in Full-size Rocket Motors," *Progress in Propulsion Physics 2*, 2011, pp. 135~148.

12) Tsutsumi, S., Ishii, T., Ui, K., Tokudome, S. and Wada, K., "Study on Acoustic Prediction and Reduction of Epsilon Launch Vehicle at Liftoff," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 2, 2015, pp. 350~361.

13) Van Leer, B., *Flux-Vector Splitting for the Euler Equation*, Springer Berlin Heidelberg, 1997, pp. 80~89.

14) Chakravarthy, S., Harten, A. and Osher, S., "Essentially non-oscillatory shock-capturing schemes of arbitrarily-high accuracy," *24th Aerospace Sciences Meeting*, 1986, p. 339.

15) Sutherland, W., "The Viscosity of Gases and Molecular Force," *Philosophical Magazine*, S. 5, Vol. 36, 1893, pp. 507~531.