

충돌제트 현상을 고려한 발사체 음향하중의 경험적 예측

Empirical Prediction of Acoustic Load of Launch Vehicle Including Jet Impingement

박서룡, 이규호, 공병학, 강경태, 장석종, 이수갑*

(Seoryong Park, Kyuho Lee, Byunghak Kong, Kyung Tai Kang, Seokjong Jang, and Soogab Lee*[†])

서울대학교 기계항공공학부, *서울대학교 공학연구소
(접수일자: 2014년 3월 7일; 채택일자: 2014년 4월 6일)

초 록: 경험적 음향하중 예측 방법은 우주 발사체 상단 페어링에 가해지는 음향하중을 예측하는 방법으로 상사성 원리를 기반으로 한 제트 실험 데이터를 기반으로 한다. 대표적인 경험적 예측기법인 DSM-II(Distributed Source Method-II)는 제트 화염 축을 따라 소음원을 배치하는 방법이다. 그러나 이러한 경험적 예측 모델은 자유제트 실험 결과를 기반으로 하였기 때문에 실제 상황에 존재하는 충돌 소음원을 고려하기 어렵다는 한계가 있다. 따라서 본 논문에서는 기존 예측 방법에 충돌 소음원을 추가 배치함으로써 충돌 제트 효과를 반영하는 예측 방법을 제안하였다. 이를 위하여 소음원의 위치, 스펙트럼, 세기, 방향성 특징을 고려하였으며 KSR-III(Korean Sounding Rocket-III) 로켓에 대한 음향하중 예측 결과를 기존 예측 방법 및 실험 결과와 비교하였다.

핵심용어: 발사체, 음향하중, 경험적 예측기법, 충돌제트, 음향파워 스펙트럼

ABSTRACT: Empirical prediction method of the acoustic load on the fairing is based on jet experimental data on the basis of similarity principle. Representative empirical prediction method, DSM-II(Distributed Source Method-II), is a distributing source method along the jet plume. But the empirical prediction model is limited to reflect the impingement source in real environment because it is based on the free jet data. So, we propose an empirical prediction method considering the impinging jet effect by adding an impingement source in the existing prediction method. Considering the additional source's displacement, spectrum, strength and directivity, we calculate the acoustic load on the KSR-III(Korean Sounding Rocket-III) rocket and compare the results with the existing method and experiment data.

Keywords: Launch vehicle, Acoustic load, Empirical prediction method, Impinging jet, Acoustic power spectrum
PACS numbers: 43.28.Ra, 43.50.Nm

1. 서 론

우주 발사체 발사 시에는 초음속 제트화염이 발생하며 이러한 제트화염의 난류 혼합 현상으로 인해 강한 음향파가 발생하게 된다. 이 음향파는 음향하중의 형태로 발사체 페어링 및 주변 구조물을 가진 시킨다. 음향하중은 심한 경우 발사체 구조물 및 탑재부의 오작동을 일으키는 요인이 되기 때문에 음향

하중 예측과 관련된 연구가 활발히 진행되고 있다.

음향하중을 예측하는 방법은 크게 수치적, 해석적, 경험적 방법이 있다. 수치적 방법은 물리적인 현상을 구체적으로 잘 표현해낸다는 장점이 있지만 수치적 소산 문제와 계산 시간, 비용이 많이 든다는 단점이 있다. 해석적 방법은 Lighthill^[1,2] 이론에 근거한 예측 방법으로 소음 생성원이 매우 복잡한 발사체 환경에 대해 적합하지 않다. 마지막으로 경험적 예측 방법은 상사성 원리를 기반으로 하여 여러 종류의 실험 데이터를 이용한 방법으로서 계산 시간 및 비용적인 측면에서 보다 효율적이며, 비교적 간단한

[†]Corresponding author: Soogab Lee (solee@snu.ac.kr)
College of Engineering, Seoul National University, 1 Gwanak-Ro,
Gwanak-Gu, Seoul 151-742, Republic of Korea
(Tel: 82-2-880-7384, Fax: 82-2-875-4360)

“이 논문은 2013년 한국음향학회 추계학술대회에서 발표하였던 논문입니다.”

방법으로 정확하고 포괄적인 예측을 할 수 있다는 점에서 발사체 음향환경 예측에 적합한 방법으로 알려져 있다.

현재 가장 널리 사용되는 경험적 음향하중 예측 방법은 NASA(National Aeronautics and Space Administration) SP-8072에 제시된 Eldred^[3]의 DSM-II 이다. 이 방법은 제트 화염 축을 따라 소음원을 배치시키는 방법으로써 일반적으로 ± 4 dB의 예측 정확도를 갖는다. DSM-II는 유럽 우주 기구, 미항공우주국 및 국내 여러 로켓의 예비 음향 설계 단계에 사용된 바 있으며 그 과정에서 여러 가지 개선된 형태로 발전하였다.

Sutherland^[4]는 방사되는 전체 음향파워에 대한 새로운 예측식을 제안하였고, Casalino^[5]는 구조물에 대한 반사, 확산, 회절 효과 등을 고려하기 위해 혼합적 예측모델을 제안하였으며 Plotkin^[6]은 얇은 판 모델을 활용하여 음향하중 감소효과를 고려하였다. 그 중 Varnier^[7]와 Haynes^[8]의 연구는 층류 코어 길이와 관련된 연구로써 특히 주목할 만하다. 층류 코어 길이는 경험적 예측 모델에 분포하는 소음원의 영역과 세기를 결정짓는 주요 변수로써 Varnier는 추가적인 실험 연구를 통해 축소된 층류 코어 길이를 제안하였다. 이후 Haynes는 전산유체 해석 결과를 이용하여 Varnier의 축소된 층류 코어 길이가 타당함을 보였으며 추가적으로 디플렉터가 존재하는 경우 층류 코어 길이가 끊기는 현상을 반영한 절단된 층류코어 길이(terminated core length) 개념을 제안하였다. 이와 같이 Varnier와 Haynes에 의해 수정된 층류 코어 길이를 활용한 예측 모델은 기존에 비해 더욱 정확한 예측 결과를 얻을 수 있는 것으로 알려져 있다.

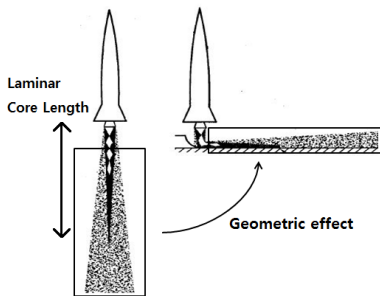


Fig. 1. Deflected jet-axis reflecting the geometric effect of impinging jet.^[3]

하지만 위와 같은 여러가지 개선사항에도 불구하고, 경험적 음향하중 예측 방법은 기본적으로 Fig. 1과 같이 단지 제트 화염의 축 방향을 꺾어줌으로써 발생하는 기하학적인 효과(소음원과 수음점 사이의 거리 및 방향성 지수 변화)만을 고려하여 제트에 대한 디플렉터의 영향을 반영하였기 때문에 실제 로켓 발사 환경에 존재하는 제트 충돌 현상에 의한 충돌 소음원을 고려할 수 없다는 한계가 존재한다.^[9,10] 충돌 소음원은 제트 화염과 디플렉터의 충돌에 의해 발생하는 난류 혼합 소음으로써 충돌 제트의 주요한 소음원 중의 하나이며 따라서 발사체 음향환경 예측 시에 간과할 수 없는 중요한 소음원으로 볼 수 있다.

따라서 본 연구에서는 기존의 DSM-II의 개선된 예측 방법인 Varnier와 Haynes의 예측 방법에 추가적인 충돌 소음원을 배치함으로써 추가적인 소음원을 배치하는 방법(Additional Source Method, ASM)에 대해 연구하였다.

본 논문에서는 먼저 Varnier와 Haynes의 경험적 음향하중 예측 방법에 대해 살펴보고, 충돌 소음원을 적용하기 위해 충돌제트의 유동 및 음향 환경 특성에 대해 분석한다. 이러한 분석을 통해 충돌 소음원이 고려된 음향하중 예측 방법을 제시하고 이를 KSR-III 로켓 발사 환경에 적용하여 그 결과를 기존의 경험적 음향하중 예측결과 및 실험 결과와 비교한다.

II. 경험적 음향하중 예측 방법

2.1 개선된 음향하중 예측기법

충돌제트 효과를 고려하기 앞서 Varnier와 Haynes 예측 방법에 대해 살펴본다. 이 방법은 Fig. 2와 같이 제트 화염 축을 따라 소음원 조각(slice)을 배치하는 방법^[3] 상사성의 원리를 기반으로 수행된 여러 실험결과를 이용하여 소음원을 배치시키는 방법이다. 각각의 소음원에 대해 크기, 스펙트럼, 방향성 등의 특징을 여러 가지 실험을 이용하여 결정하고 최종적으로 각 소음원의 영향을 중첩시킴으로써 최종 음장을 예측한다.

경험적 음향하중 예측방법의 첫 번째 단계는 발사체로부터 방사되는 전체 음향파워를 예측하는 것이다.

$$W_{OA} = \eta \left(\frac{1}{2} \dot{m} U_e^2 \right) = 0.005 F U_e \quad (1)$$

식(1)과 같이 전체 음향파워 W_{OA} 는 음향효율 η , 질량유량 \dot{m} , 노즐 출구 속도 U_e 및 로켓의 추력 F 를 이용하여 구할 수 있다(단위: W). 이때 η 는 발사체의 기계 에너지에 대한 음향 에너지의 비로 정의되며 일반적으로 1% 이내의 값을 가지기 때문에 본 논문에서는 보수적으로 1%의 음향효율을 취하였다. 전체 음향파워를 이용하면 식(2)와 같이 전체 음향 파워 레벨(overall sound power level)을 계산할 수 있다. 단위는 데시벨(dB)이다 (ref: $10^{-12} W$).

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

다음으로 층류 코어 길이를 계산한다. 층류 코어 길이는 Fig. 1과 같이 제트 유동이 층류 유동에서 난류 유동으로 이전되기 전까지, 즉 제트 유동이 층류 현상을 유지하는 영역까지의 길이를 나타낸다. 층류 코어 길이는 경험적 예측 모델에 사용되는 주요 변수 중 하나로써 제트 화염 축을 따라 분포하는 소음원의 분포 범위 및 소음원 세기를 결정짓는다.

기존의 Eldred가 제안한 층류 코어 길이는 물리적으로 너무 큰 예측값을 가진다고 알려졌으며 Varnier는 기존의 층류 코어 길이를 다음과 같이 축소된 형태로 새롭게 제안하였다.

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

X_t 는 층류 코어 길이이며, d_e 와 M_e 는 각각 노즐 출구 직경, 마하수를 의미한다.

Fig. 3은 Haynes^[8]가 전산유체 해석을 이용하여 자유제트의 유동을 해석한 결과이다. u' 은 난류운동에너지(k)에 의해 계산되는 값으로 제트 유동내의 속도 섭동을 나타낸다. 속도 섭동 u' 가 매우 작게 나타나는 곳은 제트 유동이 층류 특성을 보이는 층류 코어 길이(X_t) 영역으로 파악할 수 있는데 Fig. 3에서 보듯이 Varnier에 의해 수정된 층류 코어 길이는 기존에 제시된 예측 값에 비해 더욱 정확한 예측을 할 수 있다는 것을 알 수 있다.

또한 Haynes는 층류 코어 길이가 노즐-디플렉터

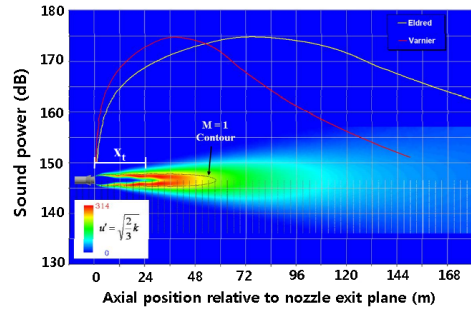


Fig. 3. Comparison of Varnier and Eldred sound power distribution.^[6]

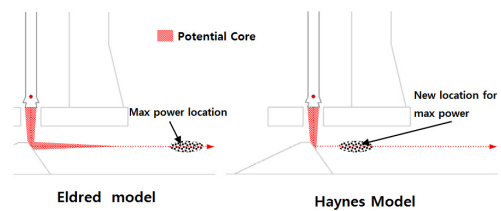


Fig. 4. Haynes's terminated core length.^[6]

사이의 거리보다 긴 경우 Fig. 4와 같이 층류 코어 길이가 짧기는 현상을 반영한 절단된 층류 코어 길이 개념을 제안 하였다.

Varnier가 제안한 층류 코어 길이 예측식(3) 및 Haynes의 절단된 층류 코어길이 개념을 이용하여 층류 코어 길이가 결정되면 Fig. 5와 같은 경험 곡선을 이용하여 전체적인 소음원의 분포 및 세기를 구한다. Fig. 5에 따르면 전체 소음원의 분포 범위는 층류 코어 길이의 5배되는 지점까지이며 최대 소음원의 위치는 층류 코어 길이의 1.5배 되는 지점인 것을 알 수 있다. 소음원의 개수는 사용자 임의로 정할 수 있으며 다음과 같은 식(4)를 이용하여 각각의 분포된 소음원에 대한 음향파워 레벨($L_{w,s}$)을 구할 수 있다.

$$L_{w,s} = L_w + 10 \log \left[\frac{W(x)}{W_{OA}} X_t \right] + 10 \log \left(\frac{\Delta x}{X_t} \right), \quad (4)$$

$W(x)$ 는 노즐로부터 x만큼 떨어진 위치에서의 음향 파워(단위: W/m)이며 Δx 는 Fig. 2에서와 같이 화염축을 따라 분포된 각 소음원 조각의 길이를 나타낸다.

다음으로 각각 분포된 소음원에 대하여 주파수 스펙트럼을 할당한다. Fig. 6은 노즐과 소음원 사이의 거리(x)로 무차원화 된 스트를 수로 표현된 주파수 스펙트럼이며 이 그래프를 이용하여 식(5)와 같이

각 소음원에 대한 주파수 밴드별 음향파워 레벨을 구할 수 있다.

$$L_{w,s,b} = L_{w,s} + 10\log\left(\frac{W(f,x)}{W(x)} \frac{U_e a_o}{x a_e}\right) + 10\log\left(\frac{x a_e}{U_e a_o}\right) + 10\log\Delta f, \quad (5)$$

$L_{w,s,b}$ 는 각 소음원의 주파수 밴드 별 음향파워 레벨을 나타내며 $W(f,x)$ 는 소음원의 위치, 주파수 밴드에 따른 음향파워를 나타낸다(단위: W/m/Hz). 또한 a_e 와 a_o 는 각각 노즐출구 및 대기에서의 음속, Δf 는 주파수 밴드의 폭을 의미한다.

위와 같이 구해진 소음원 별 주파수 스펙트럼을 이용하면 각각의 소음원에 의해 발사체 페어링에 가해지는 음향하중을 다음과 같이 주파수 밴드별 음압레벨의 형태로 구할 수 있다.

$$SPL_{s,b,p} = L_{w,s,b} - 10\log\left(4\pi \left|\vec{r}_{s,p}\right|^2\right) + DI(\theta_{s,p}), \quad (6)$$

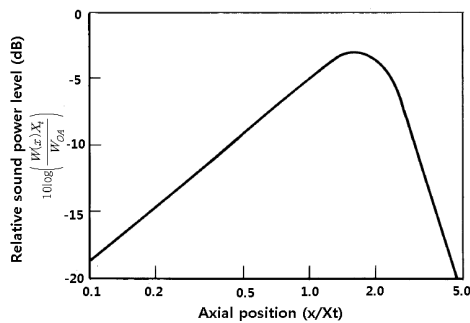


Fig. 5. Source power distribution of standard chemical rockets.^[3]

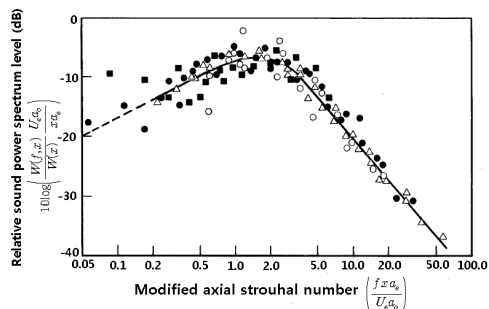


Fig. 6. Sound power spectrum of distributed sources.^[3]

$SPL_{s,b,p}$ 는 각 소음원에 의해 페어링에 가해지는 주파수 밴드별 음압레벨을 나타내며 $\left|\vec{r}_{s,p}\right|$, $DI(\theta_{s,p})$ 은 소음원과 페어링 사이의 거리 및 방향성 지수를 의미하는 것으로 제트 화염의 형상에 따라 분포하는 소음원의 위치에 따라 달라진다.

III. 총돌제트 및 총돌 소음원

이 절에서는 총돌제트의 유동 및 소음 특성에 대해 살펴본다. 또한 총돌제트 현상을 반영하는 총돌 소음원에 대하여 소음원의 위치, 크기, 스펙트럼, 방향성 지수 관점에서 살펴보고 이를 KSR-III 로켓 발사 조건에 맞게 적용할 수 있도록 하였다.

3.1 총돌제트의 유동 특성

총돌제트에 의해 형성되는 유동장은 일반적으로 Fig. 7과 같이 나타나며 다음과 같이 네 종류의 영역으로 설명할 수 있다.^[11]

- (i) 제트 혼합영역 (jet mixing region)
- (ii) 제트 발달영역 (developed jet region)
- (iii) 총돌 영역 (impingement region)
- (iv) 벽면 제트 영역 (wall jet region)

일반적인 총돌제트 유동은 노즐 출구로부터 분사되어 주변 공기와 혼합(i), 발달(ii)하며 진행하다가 총돌 면에 부딪혀(iii) 강한 상호작용을 일으키는 복잡한 유동 현상을 보인다. 총돌 영역 이후에는 벽면을 따라 반경 방향으로 점차적으로 속도가 감소하는 흐름(iv)이 존재하며 유동의 두께가 두꺼워지는 특

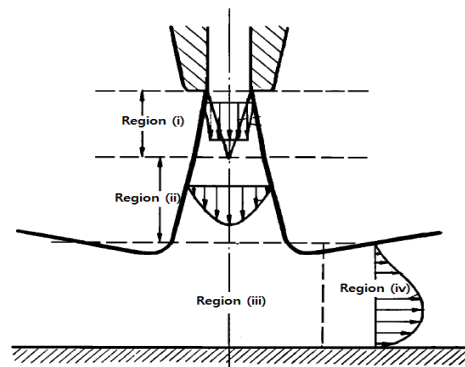


Fig. 7. Flow characteristic of impinging jet.^[11]

성을 갖는다. 충돌제트의 이러한 유동 특성이 자유 제트 유동과 가장 비교되는 특징은 충돌 영역이 존재한다는 것이다. 충돌 영역 부근에는 축 방향 속도가 감소하며 역압력 구배가 존재하는 정체 구간이 형성되며 이러한 정체 구간에서는 강한 난류 혼합 소음을 발생하는 것으로 알려져 있다.

3.2 충돌제트의 소음 특성

기존의 경험적 예측모델에 사용된 식(6)은 각각의 소음원이 발사체 페어링에 영향을 미치는 주파수 별 음압 레벨을 나타내는데, 이를 추가적인 충돌 소음원에 대해서도 마찬가지로 방법으로 적용하면 다음과 같은 식으로 표현할 수 있다.

$$SPL_{add,b,p} = L_{add,s,b} - 10\log\left(4\pi \left|\overrightarrow{r_{add,p}}\right|^2\right) + DI(\theta_{add,p}), \quad (7)$$

$SPL_{add,b,p}$ 는 추가적인 충돌 소음원에 의한 발사체 페어링에서의 주파수 별 음압레벨을 의미하며, $L_{add,s,b}$ 는 충돌 소음원의 주파수 밴드 별 음향파워 레벨, $\overrightarrow{r_{add,p}}$, $DI(\theta_{add,p})$ 는 각각 충돌 소음원과 페어링 사이의 거리 및 방향성 지수를 나타낸다. 따라서 충돌 소음원의 위치, 세기, 스펙트럼 등의 특징을 적절하게 정해준다면 식(7)을 이용하여 기존의 예측 방법에 충돌 소음원에 의한 영향을 추가적으로 반영할 수 있다는 것을 알 수 있다.

3.2.1 충돌 소음원 위치

먼저 충돌 소음원의 위치에 대해 알아본다. 충돌 제트에서 발생하는 소음의 종류는 Fig. 8(a)와 같이 크게 세 가지로 분류 할 수 있다. 먼저 주 제트 전단층에서 발생하는 마하파(A), 제트 충돌 영역에서 발생하는 난류 혼합 소음(B), 마지막으로 벽면 제트 영역에서 발생하는 마하파(C)이다.^[10] 이 중 충돌 영역에서 발생하는 난류 혼합 소음(B)은 충돌 제트 소음에서 큰 비중을 차지한다고 알려져 있으나 기존의 예측 방법에서는 고려되지 않은 소음으로 알려져 있다.

Schloth^[12]는 충돌 소음원이 발생하는 충돌 영역이 제트 충돌 지점으로부터 약 $0.4 \sim 1.8d_e$ 의 반경을 갖

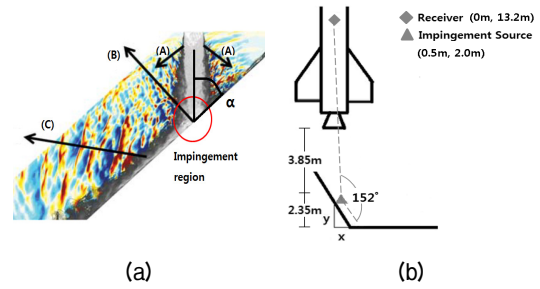


Fig. 8. Impinging jet noise: (a) source component,^[10] (b) source location.

는 원형영역[Fig. 8(a)]이라는 것을 실험적으로 정의 하였다. KSR-III 로켓 발사대의 경우[Fig. 8(b)] 제트 화염 축을 따라 총 두 번의 충돌이 있다고 볼 수 있는데, 첫 번째 충돌 후에는 디플렉터를 따라 제트 유동의 화염 진행 방향 속도가 점차적으로 감소한다는 것을 알 수 있다. 충돌 소음의 크기는 제트의 충돌 속도에 비례하므로 KSR-III 로켓의 발사대 형상의 경우 첫 번째 충돌 영역에서 가장 큰 충돌 소음이 발생한다고 볼 수 있다. 제트의 하류 방향 흐름을 고려하면 제트 충돌 중심점보다 조금 하류 부근에서 난류 혼합 현상이 가장 활발하다고 볼 수 있으며 그 결과 Fig. 8(b)와 같이 충돌 접촉면에서 조금 떨어진 위치에 충돌 소음원을 배치할 수 있다.

3.2.2 충돌 소음원 스펙트럼

Olsen^[13]은 반복적인 충돌제트 실험을 통해 노즐 형상 및 크기, 충돌 각, 제트 속도, 충돌 거리 등의 변수들과 충돌제트 소음 사이의 관계를 실험적으로 발견했다. 특히 전체 스펙트럼에서 자유제트 스펙트럼 성분만을 빼내어 Fig. 9와 같은 충돌 소음의 파워 스펙트럼 밀도 그래프로 나타내었다.

Fig. 9의 x축은 무차원화 된 충돌 스트롤 수로써 식(8)과 같이 표현되고, 충돌 변수와 노즐 출구 변수 사이의 관계는 식(9)와(10) 같이 표현된다.

$$St_i = f \frac{d_i}{U_{ip}} \sin^{1/2}\alpha, \quad (8)$$

$$U_{ip} = -0.03515 U_e \left(\frac{L_T}{d_e} - 31.93487\right), \quad (9)$$

$$d_i = 0.74661(d_e + 0.11707), \quad (10)$$

St_i 는 충돌 변수로 표현되는 충돌 스트로울 수이며, α 는 충돌 각, U_{ip} 와 d_i 는 각각 충돌 속도 및 충돌 직경이며, L_T 는 노즐과 충돌 면 사이의 거리를 나타낸다.

Fig. 9를 통해 충돌 소음원의 스펙트럼은 $St_i = 0.2$ 부근에서 가장 큰 값을 갖는다는 것을 알 수 있고 이를 KSR-III 로켓 조건에 적용하면 약 400 Hz 영역에서 충돌 소음원의 스펙트럼 값이 최대인 것을 알 수 있다.

위와 같은 충돌 소음원의 파워 스펙트럴 밀도 함수를 식(7) 우변의 첫째항인 충돌 소음원 스펙트럼 항으로 적용하기 위해서 다음의 관계 식^[13]을 이용한다.

$$L_{add,s,b} = L_{add,s} + L_{add,DPSDC} - 10\log\left(\frac{U_{ip}}{d_i}\right) + 10\log\Delta f_i \quad (11)$$

이때 $L_{add,s}$ 는 충돌 소음원의 음향파워 레벨을 나타내며, $L_{add,DPSDC}$ 는 파워 스펙트럴 밀도를 나타내는 것으로 Fig. 9에서 해당 주파수 밴드 영역에 해당하는 충돌 스트로울 수에 대한 y 값을 나타낸다. 따라서 충돌 소음원의 크기가 정해지면 $L_{add,s,b}$ 을 식(11)을 통해 계산할 수 있으며 이를 식(7)의 우변의 첫째항에 적용할 수 있다.

3.2.3 충돌 소음원 크기

충돌제트 음장에서 측정되는 음압레벨은 아래와 같은 세 가지 원인으로 인해 자유제트에 비해 큰 값을 갖는다.

- (1) 제트 충돌에 의한 추가 소음원의 생성
- (2) 수음점과 소음원의 거리 감소
- (3) 화염 축 변화 및 소음의 방사 특성에 의한 직접적인 음파전달

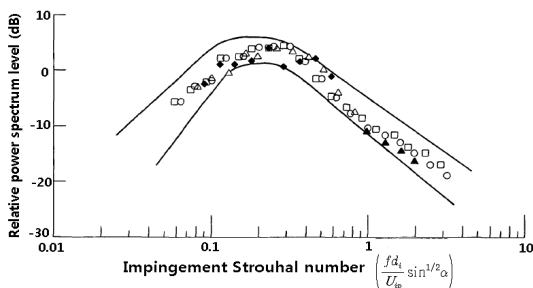


Fig. 9. Impingement-only source power spectrum.^[13]

기존의 경험적 예측 방법에서는 단지 제트 화염의 축 방향을 꺾음으로써 자유제트에 비해 음향파워 증가 효과를 고려하였다. 이는 위의 방법 중 (2), (3)에 의한 음향파워 증가 영향을 고려한 것으로 제트 충돌에 의해 생성되는 추가 소음원에 의한 음향파워 증가 효과는 고려되지 않았다는 것을 알 수 있다.

일반적으로 충돌제트 효과에 의해 추가적으로 발생하는 소음은 제트화염과 디플렉터 사이의 충돌 각 (α)이 90°일 때 가장 큰 것으로 알려져 있다. 본 논문에서는 기존의 예측 방법에서 고려하지 못하는 충돌 소음원의 크기를 보수적으로 충돌 각이 90°인 경우에 대해 결정하고 이를 KSR-III 로켓의 추가 소음원의 크기로 적용한다.

Marsh^[14]는 Fig. 10과 같이 충돌 각이 90°인 수직 충돌제트에 대해 노즐과 디플렉터 사이의 거리가 줄어들수록 음향파워가 증가하는 현상을 실험적으로 측정 하였다. 또한 Sutherland^[15]는 충돌제트와 자유제트에서 방사되는 전체 음향파워의 차이를 층류코어 길이에 대한 노즐과 디플렉터 사이의 거리의 비로 계산하여 Fig. 11과 같이 나타내었다.

KSR-III 로켓 ($L_T = 5.53d_e$, $L_T = X_t$)에 대하여 Figs. 10과 11의 결과를 적용하면 자유제트에 대한 충돌제트의 추가적인 음향파워 증가 효과가 각각 6, 7 dB인 것을 알 수 있으며, 본 논문에서는 보수적으로 7 dB의 음향파워 증가효과를 고려한다.

Table 1에서와 같이 KSR-III 로켓에 대한 총 음향파워는 자유제트의 경우 131.38 dB임을 알 수 있다. 기존의 예측 방법에서는 단지 제트 화염 축 방향을 꺾어줌으로써 자유제트에 비해 증가된 음향파워 효과를 고려하였는데 KSR-III 로켓의 수직 충돌 경우에 대하여 Table 1에서와 같이 약 4.85 dB 증가된 음향파

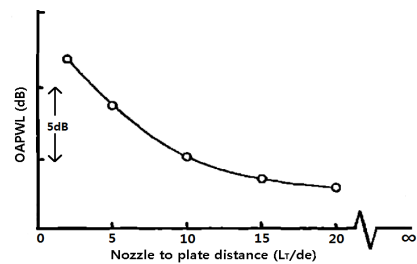


Fig. 10. Increased impinging jet power effect as function of nozzle to plate distance.^[14]

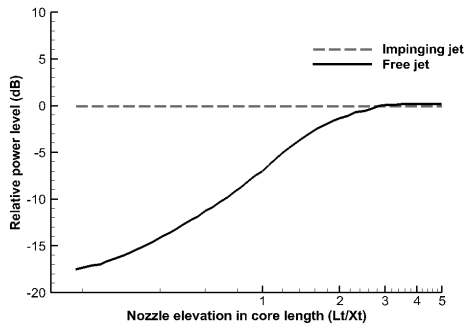


Fig. 11. Decreased free jet power relative to impinging jet.^[15]

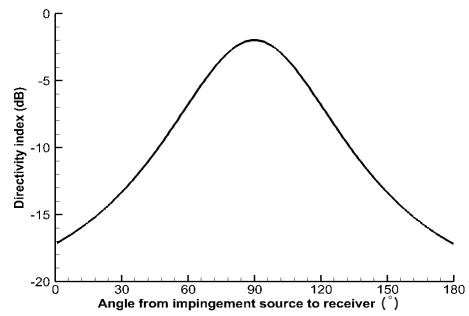


Fig. 12. Directivity index of impingement source.

Table 1. Additional source power effect (unit: dB).

Free jet	Improved DSM-II	Additional source	Current method
131.38	136.23 (+4.85)	181.00	138.38 (+7.00)

위 효과를 고려하였음을 알 수 있다. 이는 충돌 소음원이 고려되지 않은 효과로서 자유제트에 비해 총 7 dB 증가하는 수직 충돌제트 효과를 모두 고려하기 위해서는 181.0 dB의 충돌 소음원이 배치되어야 함을 계산하였다. 따라서 식(11)에서 충돌 소음원의 크기를 나타내는 $L_{add,s}$ 의 값은 181.0 dB로 적용하였다.

3.2.4 충돌 소음원 방향성

Nonomura^[10]에 의하면 충돌 소음원의 방향성은 기울어진 충돌 면에 수직인 영역(90°) 근처에서 최대임을 알 수 있다. 또한 Shen^[11]은 실험을 통해 충돌 소음원의 방향성은 이중극자(dipole)의 방향성 특징을 갖는 것이 아니라 일반적인 제트 소음과 같은 사중극자(quadrupole)의 방향성 특징을 갖는다는 것을 발견하였다. 따라서 본 논문에서는 기존의 분포된 소음원에 적용되는 방향성 지수 함수^[3]를 활용하여 충돌 소음원의 방향성 지수 함수로 사용하였다. 충돌 소음원의 주요 스트롤 수($St_i = 0.2$)에 해당하는 방향성 지수 함수를 활용하였으며 최대 방사 각도를 고려한 결과 최종적으로 Fig. 12와 같은 방향성 지수를 활용하였다.

KSR-III 로켓의 경우 충돌 소음원 위치에서 제트 화염 축과 수음점 사이에 각도가 Fig. 8과 같이 약 152°이며, 이때 방향성 지수는 약 -13.7 dB인 것으로 나타났다.

IV. 음향하중 예측결과

앞 절에서 설명한 충돌 소음원의 위치, 스펙트럼, 크기, 방향성 지수 등을 고려한 음향하중 예측기법을 KSR-III 로켓에 적용하였다. 음향하중 예측에 사용된 계산 조건은 Table 2와 같다.

또한 실제 발사대 형상을 고려하여^[16]배치한 소음원 분포 형상은 Fig. 13과 같고 충돌 소음원의 위치는 3.2.1절에서 설명한 바와 같이 충돌 중심점으로부터 조금 하류 영역에 위치하는데, 이는 기존에 분포된 4, 5번 소음원 사이에 위치함을 알 수 있다.

Fig. 14의 x축은 발사대 형상에 따라 분포된 각 소음원의 번호를 나타내고 왼쪽 세로축은 추가 소음원의 세기, 오른쪽 세로 축은 기존의 예측 방법에서 축 방향을 꺾음으로써 각 소음원마다 발생하는 음향파위 증가 효과를 나타낸다.

축 방향 변화에 의한 음향파위 증가 효과는 소음원과 수음점 사이의 거리, 방향성 지수 변화 등에 따라서 각 소음원마다 다르게 나타나는데 Figs. 13 및 14에서 확인할 수 있듯이 4, 5번 소음원에 대해서는 약 1.3~1.4 dB, 6번 소음원 이후에 대해서는 약 5.1 ~ 13.9 dB의 음향파위 증가 효과가 고려됨을 알 수 있다.

이 외에도 앞 절에서 구한 충돌 소음원의 특징들을 나타내면 Table 3과 같다.

3.2.3절에서 구한 것과 같이 181 dB의 세기를 갖는 충돌 소음원을 기존의 예측 방법에 추가적으로 고려하였으며 Fig. 9와 식(11)의 관계를 이용한 결과 Fig. 15와 같은 충돌 소음원의 스펙트럼을 얻었다.

Fig. 15에서 볼 수 있듯이 충돌 소음원의 세기는 기존에 배치된 주변 소음원의 음향파위인 165.9, 167.3 dB에 비해 큰 음향파위를 갖는다는 것을 알 수 있다.

Table 2. KSR-III rocket specification.

Classification	Value
Acoustic efficiency	1 %
Nozzle exit diameter	0.696 m
Number of nozzle	1
Engine thrust	117,000 N
Nozzle exit velocity	1961 m/s
Receiver position	(0 m, 13.2 m)

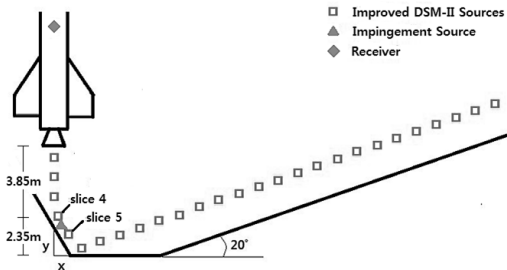


Fig. 13. Source distribution including impingement source.

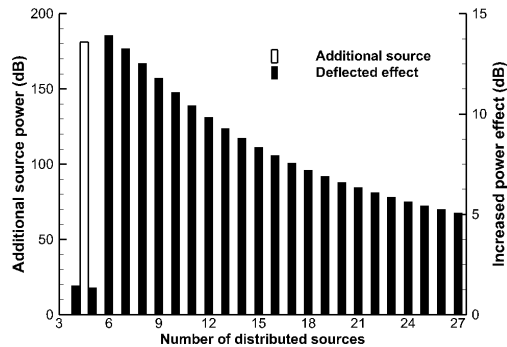


Fig. 14. Impingement source power and increased power effects of distributed sources.

Table 3. Impingement source specification.

Classification	Value
Source position	(0.5 m, 2 m)
Source power	181 dB
Relative angle	152°
Directivity index	-13.7 dB

또한 스펙트럼의 피크 주파수 영역은 주변 소음원과 비슷한 약 400 Hz 근처에 형성되며, 저주파수 영역에서보다 고주파수 영역에서 큰 값을 갖는다는 것을 알 수 있다. 이와 같은 충돌 소음원의 스펙트럼을 바탕으로 KSR-III 로켓 상단 페어링 위치에 작용하는 충

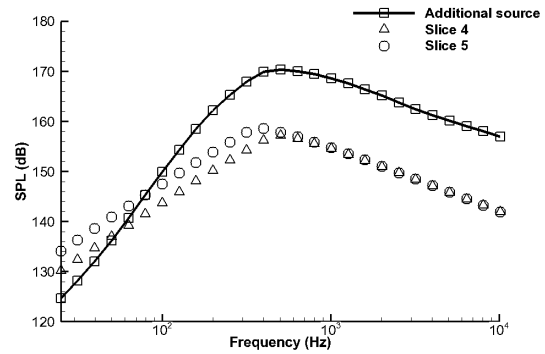


Fig. 15. Impingement source spectrum.

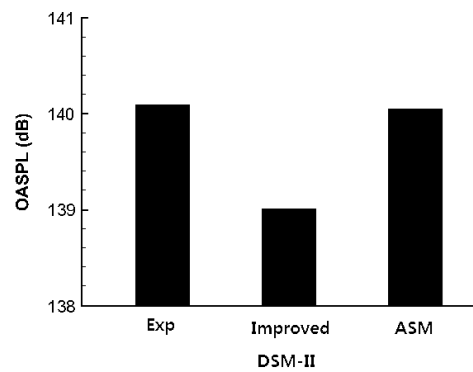


Fig. 16. Comparison of overall sound pressure level.

음압레벨을 예측한 결과는 Fig. 16과 같다.

Fig. 16과 같이 추가적인 충돌 소음원을 고려하는 경우 총 음압레벨 값이 140.14 dB로 예측되었다. 이는 추가적인 충돌 소음원에 의하여 기존의 예측 방법을 이용한 결과(139.1 dB)보다 약 1 dB 높게 예측된 결과로서 실험 결과(140.18 dB)와 비교하였을 때 전체 음압레벨 측면에서 예측 정확도가 더욱 향상되었음을 알 수 있다.

스펙트럼 측면에서의 충돌 소음원 효과는 Fig. 17을 통해 살펴볼 수 있다. 스펙트럼 결과에서 보는바와 같이 충돌 소음원을 고려한 예측결과 저주파수 영역에서의 효과는 거의 없었으나 피크 주파수(125 Hz) 이후 영역에서 음압레벨 값이 증가됨을 확인할 수 있다. 이는 추가적인 충돌 소음원의 스펙트럼 특성에 기인한 것으로 이로 인해 피크 주파수 이후의 영역에서 더욱 증가된 스펙트럼 결과를 얻을 수 있었으며 이러한 결과는 고주파수 영역에서 실험결과와 더욱 근접한 결과로 추가적인 충돌 소음원을 배치하는 경우 고주파수 영역에서의 예측 정확도가 더

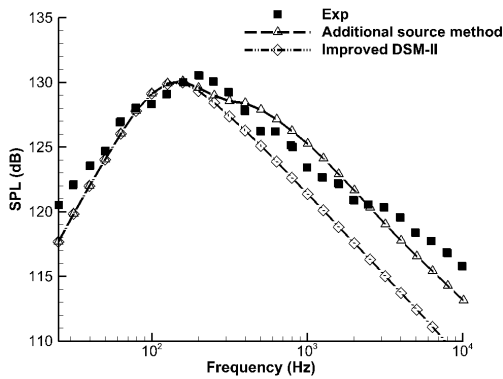


Fig. 17. Comparison of predicted and experimental results.

욱 향상 될 수 있음을 의미한다.

V. 결 론

경험적 음향하중 예측 방법인 Varnier와 Haynes의 예측 모델을 기반으로 KSR-III 로켓에 대한 음향하중을 예측하였다. 기존의 경험적 예측 방법에 고려되지 않은 충돌 소음원을 제트 충돌 영역에 추가적으로 배치하였으며 그 결과를 기존의 음향하중 예측 방법과 비교하였다.

충류 코어 길이는 경험적 음향하중 예측 방법의 소음원의 분포 범위 및 세기를 결정짓는 가장 중요한 변수 중 하나로써 본 논문에서는 Varnier의 예측 식과 Haynes의 절단된 충류 코어 길이 개념을 활용하여 KSR-III 발사대 형상에 맞게 적용하였다. 하지만 더욱 정확한 충류 코어길이 예측을 위해서는 실제 유동에 대한 실험 정보 혹은 발사대 형상에 맞는 전산유체 해석이 요구 되지만 본 논문에서는 그러한 결과를 참고하지 못하였다. 따라서 실제 KSR-III과 본 논문에서 제시한 충류 코어 길이와의 차이가 있을 수 있으며 이는 전체적인 소음원의 분포 영역 및 세기에 대한 차이를 일으켜 전체 예측 정확도에 영향을 미칠 수 있는 요인이 된다.

등가의 단일 충돌 소음원을 추가하여 제트 충돌에 의해 발생하는 복잡한 소음 발생 현상을 정확하게 모사하기에는 한계가 있지만 기존에 예측방법에 고려되지 않은 충돌 소음원을 적용함으로써 의미있는 결과를 얻을 수 있었다. 총 음압 레벨 관점에서 기존

의 예측 방법보다 더욱 정확한 예측 결과를 얻을 수 있었으며 특히 스펙트럼 측면에서는 고주파수 영역에서의 소음 예측 정확도를 향상시킬 수 있었다.

감사의 글

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업(NSL)으로부터 지원받아 수행한 연구과제입니다(2013M1A3A3A02042024). 그리고 2012년도 산업통상자원부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행되었습니다(20124030200030).

References

1. M. J. Lighthill, "On sound generated aerodynamically, part I, general theory," *Proc. R. Soc. Lond.* **211**, 564-587 (1952).
2. M. J. Lighthill, "On sound generated aerodynamically, part II, turbulence as a source of sound," *Proc. R. Soc. Lond.* **222**, 1-32 (1954).
3. S. Eldred, "Acoustic loads generated by the propulsion system," NASA SP-8072, 1971.
4. L. C. Sutherland, "Progress and problems I rocket noise prediction for ground facilities," 15th AIAA Aeroacoustics Conference, paper no. 4383 (1993).
5. D. Casalino, M. Barbarino and V. Ferrara, "Hybrid empirical/computational aeroacoustics methodology for rocket noise modeling," *AIAA J.* **47**, 1445-1460 (2009).
6. K. J. Plotkin, L. C. Sutherland and B. T. Vu, "Lift-off acoustics prediction for the Ares I launch pad," 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, paper no. 3163(2009).
7. J. Varnier, "Experimental study and simulation of rocket engine freejet noise," *AIAA J.* **39**, 1851-1859 (2001).
8. J. Haynes and R. J. Kenny, "Modifications to the NASA SP-8072 distributed source method II for Ares I lift-off environment predictions," 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, paper no. 3160 (2009).
9. J. Varnier, W. Raguene and D. Gely, "Noise radiated from free and impinging hot supersonic jets," 4th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, paper no.2206 (1998).
10. T. Nonomura, Y. Goto and K. Fujii, "Acoustic waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate," 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, paper no. 476 (2010).
11. J. Shen and W. C. Meecham, "Quadrupole directivity of jet noise when impinging on a large rigid plate," *J. Acoust. Soc. Am.* **94**, 1415- 1424 (1993).

12. A. P. Schloth, "Measurements of mean flow and acoustic power for a subsonic jet impinging normal to a large rigid surface," NASA TM X-72803, 1976.
13. W. A. Olsen, J. H. Miles and R. G. Dorsch, "Noise generated by impingement of a jet upon a large flat board," NASA TN D-7075, 1972.
14. A. H. Marsh, "Noise measurements around a subsonic air jet impinging on a plane, rigid surface," J. Acoust. Soc. Am. **33**, 1065-1066 (1961).
15. L. C. Sutherland and D. Brown, "Prediction methods for near field noise environments of VTOL aircraft," AFFDL TR 71-180, 1972.
16. S. H. Park and Y. D. Chun, "Prediction and measurement of acoustic loads generated by KSR-III propulsion system" (in Korean), J. KSNVE. **9**, 384-385 (2002).

▶ 강 경 태 (Kyung Tai Kang)



2001년 2월: 서울대학교 기계항공공학부
학사
2003년 2월: 서울대학교 기계항공공학부
석사
2012년 3월~현재: 서울대학교 기계항공
공학부 박사과정

▶ 장 석 종 (Seokjong Jang)



2011년 2월: 고려대학교 기계공학과 학사
2014년 2월: 서울대학교 기계항공공학부
석사
2014년 3월~현재: 서울대학교 기계항공
공학부 박사과정

저자 약력

▶ 박 서 룡 (Seoryong Park)



2012년 2월: 한국 항공대학교 항공우주
및 기계공학부 학사
2012년 3월~현재: 서울대학교 기계항공
공학부 석박사 통합과정

▶ 이 수 갑 (Soogab Lee)



1983년 2월: 서울대학교 항공공학 학사
1985년 2월: 서울대학교 항공공학 석사
1992년 6월: Stanford Univ. 공력소음 박사
1992년 6월 ~ 1995년 2월: NASA Ames
Research Center
~현재: 서울대학교 기계항공공학부
교수

▶ 이 규 호 (Kyuho Lee)



2006년 2월: 서울대학교 기계항공공학부
학사
2006년 3월~현재: 서울대학교 기계항공
공학부 석박사 통합과정

▶ 공 병 학 (Byunghak Kong)



2007년 2월: 서울대학교 기계항공공학부
학사
2007년 3월~현재: 서울대학교 기계항공
공학부 석박사 통합과정