

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(2), 106-113(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.2.106

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 넵스(NURBS) 곡선 모델링을 이용한 발사체 음향하중 예측에 대한 연구

박서룡\*, 김홍일\*\*, 이수갑\*\*\*

A Study on Prediction of Acoustic Loads of Launch Vehicle Using  
NURBS Curve Modeling

Seoryong Park\*, Hongil Kim\*\* and Soogab Lee\*\*\*

Seoul National University\*\*\*, Agency for Defense Development\*\*

## ABSTRACT

The Intense acoustic wave generated by the jet flame at the lift-off causes the vehicle to vibrate in the form of acoustic loads. The DSM-II(Distributing Source Method-II), which is a representative empirical acoustic loads prediction method, is a method of distributing a noise source along a jet flame axis and has advantages in calculation cost and accuracy. However, due to the limitation of the distributing method, there is a limit to accurately reflect the various launch pad configurations. In this study, acoustic loads prediction method which can freely distribute noise sources is studied. by introducing NURBS(Non-Uniform Rational B-Spline) modeling into empirical prediction method. For the verification of the newly introduced analytical technique of the NURBS, the acoustic loads prediction for the Epsilon rocket's low-noise launch pad shape was performed and the results of the analysis were compared with the existing prediction methods and experimental results.

## 초 록

발사체 발사 시 제트화염에 의해 발생하는 강력한 음향파는 음향하중의 형태로 비행체를 가진다. 대표적인 경험적 음향하중 예측기법인 DSM-II(Distributed Source Method-II)는 제트화염 축을 따라 소음원을 배치하는 방법으로 계산비용 및 정확성 측면에서 장점을 갖는다. 하지만 소음원 배치 방법의 한계로 인해 다양한 발사대 환경을 정확하게 반영하기에는 한계가 있다. 본 연구에서는 넵스(Non-Uniform Rational B-Spline, NURBS) 곡선 모델링을 경험적 예측기법에 도입하여 자유롭게 소음원을 배치할 수 있는 음향하중 예측기법에 대한 연구를 수행하였다. 넵스 기법이 새롭게 도입된 해석기법의 검증에 위하여 Epsilon 로켓의 곡선형 저소음 발사대 형상에 대한 음향하중 예측을 수행하였고 해석 결과를 기존의 예측방법 및 실험 결과와 비교하였다.

† Received : May 24, 2017    Revised : November 6, 2017    Accepted : December 18, 2017

\*\*\* Corresponding author, E-mail : solee@snu.ac.kr

**Key Words** : Launch Vehicle(발사체), Acoustic Loads(음향하중), Empirical Prediction Method(경험적 예측 방법), 소음원 배치기법(Distributing Source Method), Low Noise Launch Pad(저소음 발사대), NURBS Curve Modeling(넙스 곡선 모델링)

## I. 서 론

발사체 발사 시 제트화염에 의해 발생하는 강력한 소음은 음향하중의 형태로 비행체를 가진다. 음향하중은 발사체 표면 구조물뿐만 아니라 내부 탑재물에 랜덤진동의 형태로 작용하며 발사체 발사 시 안정성에 중요한 영향을 미치는 요소로 알려져있기 때문에 음향하중 예측과 관련된 연구가 활발히 진행되고 있다. 음향하중을 예측하는 대표적인 방법은 크게 이론식에 근거한 해석적 예측방법, 전산유동해석(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 기반으로 하는 수치적 예측방법, 실험결과를 기반으로 하는 경험적 예측방법이 있다.

해석적 예측방법은 Lighthill[1,2] 이론에 근거한 예측 방법으로 발사체 실제 발사 환경에 대하여 다양한 발사 환경과 복잡한 소음원 생성현상을 반영하기 어렵다는 단점이 있다. 또한 수치적 예측 방법은 LES 혹은 DNS 기법을 이용하여 로켓의 비정상유동해석을 수행한 후 음향전파 기법을 이용하여 원거리 음장을 해석하는 방법이다[3,4]. 이러한 수치적 예측방법은 실제 발사대 환경에 맞춰 해석격자를 형성할 수 있기 때문에, 다양한 발사대 형상을 모사할 수 있으며 소음원 발생 현상을 구체적으로 잘 표현해낸다는 장점이 있다. 하지만 원거리 음향 해석을 수행하기 위해서는 매우 고차원의 유동해석을 요구되며 이 과정에서 수치적인 소산문제가 발생할 수 있다. 또한 비정상 유동 해석을 수행하는 데에 대한 계산 비용문제가 발생하는데 이러한 계산 비용의 문제는 특히 발사대를 설계하는 연구와 같이 수천 번의 반복계산을 요구하는 경우 큰 한계로 작용할 수 있다.

한편 경험적 예측방법은 제트 화염 축을 따라 소음원을 배치하는 방법(Distributing Source Method, DSM)으로 Eldred[5]의 방법이 대표적이다. 배치된 소음원이 갖는 특징에 따라 크게 두 가지 해석 방법으로 나뉘는데 먼저 협대역 주파수(narrow band) 성분을 갖는 점 음원(point source)를 배치하는 DSM-I과 광대역 주파수(broad band) 성분을 갖는 조각 음원(slice source)를 배치하는 DSM-II이다. DSM-I을 이용하는 경우 화염축이 급격히 꺾이는 순간에 해석 결과에 비 물리적인 현상이 나타나기 때문에 많은 연구자들이 DSM-II를 기반

으로 한 연구를 수행해왔다[6,7,8]. DSM-II는 수치적 방법에 비해 비교적 간단하고 계산 효율성이 높으며 4 dB 내외의 정확도를 보이고 있어 가장 대표적인 음향하중 예측방법으로 알려져 있지만 소음원 배치 방법이 단순하기 때문에 곡선 형태의 발사대 형상과 같이 다양한 발사대 형상을 자유롭게 모사하기 어렵다는 한계가 있다. 특히나 최근 들어 저소음 발사대 설계와 관련된 연구가 활발히 진행되고 있는데[9] 이와 관련해서 다양하고 자유로운 소음원 배치 기법의 필요성이 요구되고 있다.

본 연구에서는 이러한 이유로 인해 넙스 곡선 모델링을 경험적 예측기법에 도입하여 자유롭게 소음원을 배치할 수 있는 음향하중 예측기법에 대한 연구를 수행하였다. 넙스는 2, 3차원 기하체를 수학적으로 재현하는 방식 중 하나로 넙스 모델링을 이용하면 2차원의 간단한 선분, 호, 곡선뿐만 아니라 매우 복잡한 3차원 곡면이나 덩어리까지 표현이 가능하다.

본 연구에서는 이러한 넙스 곡선 모델링을 경험적 음향하중 예측방법에 적용하여 곡선형 발사대를 따라 배치되는 제트 화염 분포에 대해 연구하였다. 또한 이러한 방법을 Epsilon 로켓의 저소음 발사대에 적용하여 해석 결과를 살펴보았으며 향후 저소음화염유도로 설계 활용방안 가능성에 대해 검토하였다.

## II. 본 론

### 2.1 해석방법

#### 2.1.1 경험적 음향하중 예측방법

먼저 대표적인 경험적 음향하중 예측 방법 DSM-II에 대해 살펴본다. 이 방법은 Fig. 1과 같이 제트 화염 축을 따라 조각 소음원(slice)을 배치하는 방법이다[5]. 여러 실험 결과를 이용하여 도출해 낸 상사성의 원리를 기반으로 제트 화염 축을 따라 소음원을 배치시키며 이때 각각의 소음원에 대해 크기, 스펙트럼, 방향성 등의 특징이 반영된다. 발사체에 가해지는 최종적인 음향하중은 각각의 소음원으로부터 전파된 음향 스펙트럼 결과를 중첩시킴으로써 얻어진다.

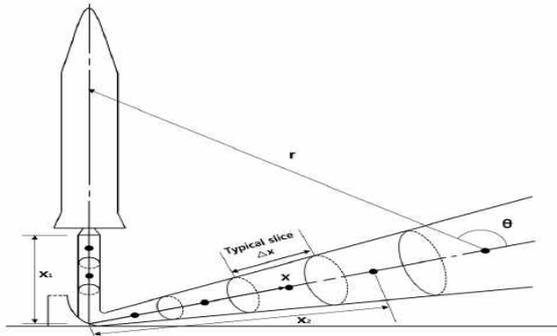


Fig. 1. Concept of Distributing Source Method-II

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

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

위의 식과 같이 전체 음향파위  $W_{OA}$ 는 음향효율  $\eta$ , 질량유량  $\dot{m}$ , 노즐 출구 속도  $U_e$  및 로켓의 추력  $F$  를 이용하여 구할 수 있다(단위: W). 이때 음향효율  $\eta$ 는 발사체에서 방출되는 기계 에너지에 대한 음향 에너지의 비로 정의되며 일반적으로 실험을 통해 직접 얻어지거나 혹은 실험을 통해 얻어진 다음과 같은 경험식을 통해 계산한다[10].

$$\eta = 0.0012 \frac{\gamma_j \left( \frac{c_t}{c_a} \right)^3 \left( \frac{c_t}{U_e} \right)^2}{\gamma_a \left( \frac{c_a}{c_t} \right)} \quad (2)$$

이때  $\gamma, c, U$ 는 각각 비열비(specifit heat ratio), 음속, 속도를 나타내며 하첨자  $a, j, e$ 는 대기, 완전팽창, 노즐출구 영역을 나타낸다. 앞서 구해진 전체 음향파위는 다음과 같은 식을 이용하여 전체 음향 파워 레벨(overall sound power level)로 변환된다. 단위는 데시벨(dB)이며  $W_{ref}$ 은  $10^{-12}$  W이다.

$$L_w = 10 \log \frac{W_{OA}}{W_{ref}} \quad (3)$$

다음으로 소음원의 분포 범위 및 소음원 세기를 결정짓는 변수인 층류 코어 길이를 계산한다. 층류 코어 길이는 경험적 예측 기법에 사용되는 주요 변수 중 하나로써 제트 유동이 층류 유동에서 난류 유동으로 이전되기 전까지, 즉 제트 유동이 층류 현상을 유지하는 영역까지의 길이를 나타낸다. 층류코어 길이는 초기 해석기법에서 제안된 Eldred 모델과 추후 추가적인 실험을 통해 제안된

Varnier 모델, 전산유동해석 결과를 근거한 Haynes의 절단된 층류코어 모델이 대표적이다. 본 연구에서는 다음 식과 같은 Eldred 모델과 Varnier 모델을 이용하여 해석을 수행하였다.

$$\text{Eldred} : X_t = 3.5 d_e (1 + 0.38 M_e)^2 \quad (4)$$

$$\text{Varnier} : X_t = 1.75 d_j (1 + 0.38 M_j)^2 \quad (5)$$

$X_t$ 는 층류 코어 길이이며  $d, M$ ,은 각각 노즐 출구 직경, 마하수를 의미하고 하첨자  $e$ 는 노즐 출구,  $j$ 는 완전 팽창했을 때의 변수를 의미한다.

층류 코어 길이가 결정되면 Fig. 2와 같은 경험 곡선을 이용하여 전체적인 소음원의 분포 및 세기를 구한다. 경험곡선에 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 해석 시 임의로 정할 수 있으며 소음원의 개수와 노즐로부터 떨어진 거리를 고려하면 다음과 같은 식을 이용하여 분포된 소음원의 음향파위 레벨( $L_{w,s}$ )을 구할 수 있다.

$$L_{w,s} = L_w + 10 \log \left( \frac{W(x)}{W_{OA}} X_t \right) + 10 \log \left( \frac{\Delta x}{X_t} \right) \quad (6)$$

$W(x)$ 는 노즐로부터  $x$ 만큼 떨어진 위치에서의 음향파위(단위: W/m)이며  $\Delta x$ 는 조각 소음원의 길이,  $X_t$ 는 층류코어 길이를 나타낸다.

소음원의 음향파위가 결정되면 이를 주파수에 따라 스펙트럼에 할당한다. 스펙트럼의 특성은 제트 소음원이 노즐과 가까울수록 고주파수 성분이 강한 특성을 반영하며 Fig. 3과 같이 노즐과 소음원 사이의 거리( $x$ )로 무차원화 된 스트랄 수(Strouhal Number)로 표현된 주파수 스펙트럼으로 표현된다. 이 그래프를 이용하면 다음과 같은 관계식을 통해 각 소음원에 대한 주파수 밴드별 음향파위 레벨을 구할 수 있다.

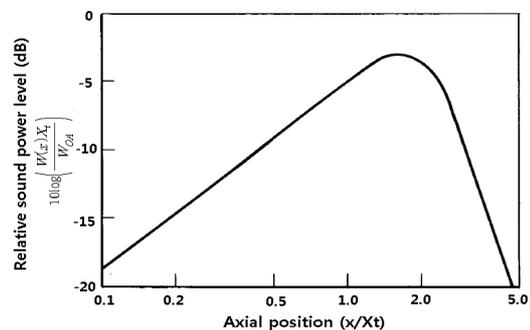


Fig. 2. Source Power Distribution[5]

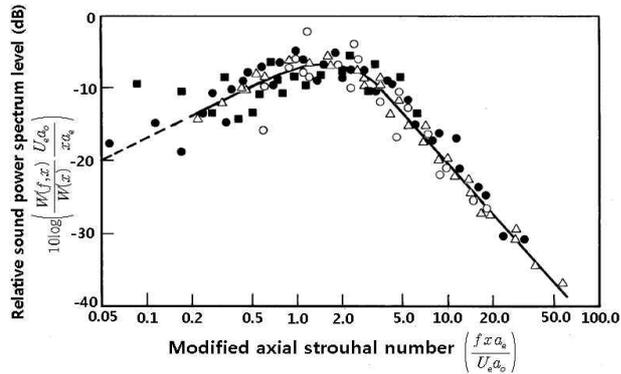


Fig. 3. Sound power spectrum of distributed sources[5]

$$L_{w,s,b} = L_{w,s} + 10\log\left(\frac{W(f,x)}{W(x)} \frac{U_e a_o}{x a_e}\right) + 10\log\left(\frac{x a_e}{U_e a_o}\right) + 10\log\Delta f \quad (7)$$

$L_{w,s,b}$ 는 소음원의 주파수 밴드별 음향파워 레벨이며,  $W(f,x)$ 는 소음원의 위치, 주파수 밴드에 따른 음향파워를 나타낸다(단위: W/m/Hz). 또한  $a_e$ 와  $a_o$ 는 각각 노즐출구 및 대기에서의 음속,  $\Delta f$ 는 주파수 밴드의 폭을 의미한다. 소음원에 대한 음향파워 크기와 스펙트럼의 형태가 결정되면 전파현상(propagation)을 고려하여 각 소음원에 대한 음향하중 값을 구할 수 있다. 소음전파 과정에서는 각각의 소음원에 대한 수음점과의 위치 관계에 따라 거리감쇄 효과 및 방향성 특성이 고려되며 이는 다음 식과 같이 나타난다.

$$SPL_{s,b,p} = L_{w,s,b} - 10\log(4\pi|\vec{r}_{s,p}|^2) + DI(\theta_{s,p}) \quad (8)$$

$SPL_{s,b,p}$ 는 각 소음원에 대한 수음지점에서의 음향하중 스펙트럼이고,  $|\vec{r}_{s,p}|$ 는 소음원과 수음지점 사이의 거리,  $\theta_{s,p}$ 는 소음원이 속한 제트화염 축 방향과 수음지점 사이의 각도,  $DI(\theta_{s,p})$ 는 각도와 스트롤 수에 따른 방향성지수(directionality)를 나타낸다. 최종 음향하중은 위의 식을 이용하여 계산된 모든 소음원에 대한 음향하중 스펙트럼 값을 합산하여 얻는다.

한편 소음 전파과정에서는 위의 식에서 나타난 바와 같이 수음지점과 소음원 사이의 거리 및 화염 축 사이의 각도에 따른 방향성 지수가 최종 음향하중 값에 큰 영향을 미치는 것을 알 수 있다. 최근 들어 진행되고 있는 저소음 방사대 설계와 관련된 연구의 경우, 다양한 곡선형 방사대

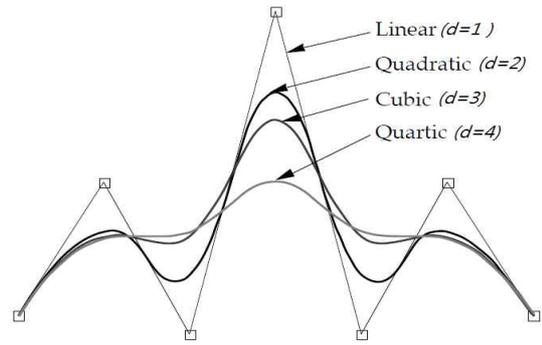


Fig. 4. Effect of degree on NURBS curves[11]

형상을 모사할 수 있는 방법이 요구되고 있다. 하지만 기존의 예측기법에 사용된 소음원 배치 방법으로는 이러한 곡선형 방사대 형상을 자유롭게 모사하기 어렵고 따라서 본 연구에서는 넵스 곡선 모델링을 이용한 소음원 배치 기법을 경험적 음향하중 예측 방법에 도입하였다.

### 2.1.2 넵스(NURBS) 곡선 모델링

넵스(Non-Uniform Rational B-Spline)는 비균일 유리 B-스플라인을 지칭하며 2, 3차원의 기하학적 도형을 구현하는데 매우 효과적인 방법으로 알려져 있다. 넵스를 이용한 곡선의 모델링은 Fig. 4와 같이 차수(degree), 제어 점(control point), 매듭(knots) 등의 요소에 의해 제어된다. 제어점이  $m$ 개이고 차수가  $d$ 인 넵스 곡선에 대하여 최종 곡선은 다음과 같이 제어점에 대한 기초함수(basis function)들의 합산으로 계산된다.

$$p(t) = \frac{\sum_{i=0}^{m-1} B_{i,d}(t)p_i w_i}{\sum_{i=0}^{m-1} B_{i,d}(t)w_i} \quad (9)$$

이때  $B_{i,d}$ 는  $i$  번째 제어점에 대한 기초함수이고  $p_i, w_i$ 는 각각  $i$  번째 제어점과 제어점에 대한 비중이다. 한편  $i$  번째 제어점에 대한 기초함수는 다음의 식과 같이 정의된다.

$$B_{i,0}(t) = \begin{cases} 1, & \text{if } t_i \leq t < t_{i+1} \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (10)$$

$$B_{i,d}(t) = \frac{t-t_i}{t_{i+d}-t_i} B_{i,d-1}(t) + \frac{t_{i+d+1}-t}{t_{i+d+1}-t_{i+1}} B_{i+1,d-1}(t) \quad (11)$$

이 때,  $B_{k,d}$ 는 차수가  $d$ 인  $k$ 번째 스플라인 기

Table 1. Jet Condition of Epsilon Rocket[12]

Parameter	Value
$M_e$	3.7
$M_j$	3.3
$P_o/P_a$	89.1
$P_c/P_a$	0.5
$T_o/T_a$	12.0
$\gamma_a$	1.4
$\gamma_j$	1.2

초함수이며,  $t$ 는 구간을 의미한다. 위와 같이 넘스를 이용한 모델링은 곡선의 표현이 용이하기 때문에 다양한 곡선형 발사대 형상을 따라 분포하는 화염 축을 모사할 수 있다. 뿐만 아니라 몇 가지 변수를 통한 도형의 편집이 용이하기 때문에 이를 기존의 경험적 음향하중 예측방법에 접목하면 곡선형 화염유도로를 모사할 수 있을 뿐만 아니라 향후 저소음 화염유도로를 위한 최적 설계 시에도 유용하게 활용될 수 있다. 다음 절에는 넘스 곡선 모델링을 이용하여 일본 Epsilon 로켓의 곡선형 저소음 발사대에 대한 음향하중 예측 수행 결과를 설명할 것이다.

2.2 해석결과

2.2.1 경험적 해석기법 검증

곡선형 소음원 배치 기법을 적용하기 전에, 본 연구의 해석 대상인 일본(JAXA) Epsilon 로켓에 대한 경험적 예측방법 검증을 수행하였다. 해당 로켓에 대한 제트 조건은 Table 1과 같다.

1/32 크기로 축소된 Epsilon 로켓에 대하여 수직 평판을 향하는 자유제트에 대한 실험 환경은 Fig. 5와 같다. 이에 대한 경험적 예측기법의 검증을 위하여 본 연구에서는 층류코어 길이 모델

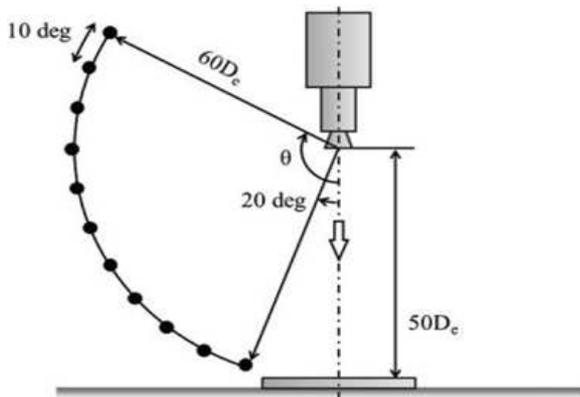


Fig. 5. Vertical Plate Free Jet Test for Verification[12]

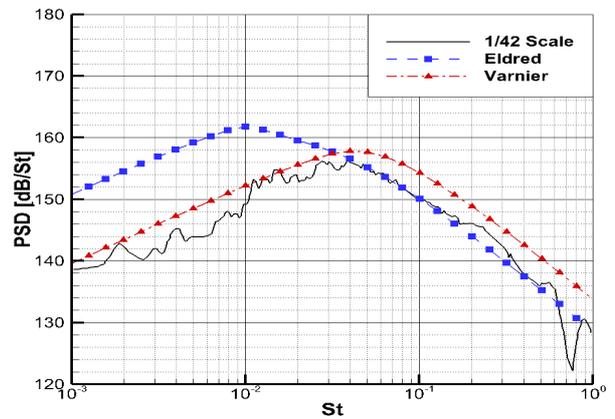


Fig. 6. Power Spectral Density Result for Verification

로 Varnier 모델과 Eldred 모델을 이용하여 소음원을 분포시켰다. 소음원 분포 식을 보면 Eldred 모델이 Varnier 모델에 비해 소음원 분포 영역이 약 2배 길게 나타나는 것을 알 수 있는데 이를 실험에 적용하면 Eldred 모델을 이용한 소음원 분포 범위는 수직 평판과의 거리( $50D_e$ )를 넘어서 화염축이 꺾이는 반면 Varnier 모델은 수직평판에 닿기 전까지 자유제트의 특성을 띤다. 실제 논문에 드러난 실험 결과를 살펴보면 Epsilon 로켓의 제트화염은 평판과의 수직 충돌을 일으키지 않는 자유제트의 특성을 갖는 것으로 알려져 있다. 따라서 Epsilon 로켓에 대한 층류코어 길이 모델에 대해서는 Varnier 모델을 이용하여 소음을 분포시키는 것이 실제 물리 현상에 더욱 적합한 것을 알 수 있고, 실험 환경에 대한 음향하중 해석 결과는 Fig. 6과 같이 나타난다.

Figure 6은  $\theta = 50^\circ$  지점에서 경험적 예측기법을 이용하여 구한 파워스펙트럴밀도(Power Spectral Density, PSD) 값을 실험 값과 비교한 것이다. 해석 결과를 살펴보면 전체적인 음향레벨 뿐만 아니라 주파수 예측의 측면에 있어서 Varnier 모델이 Eldred 모델에 비해 실험값과 매우 유사한 결과를 예측한다는 것을 확인할 수 있다. 이러한 결과는 앞서 설명한 바와 같이 실제 실험환경과 유사한 영역으로 소음 분포를 모델링한 Varnier 모델이 자유제트에서 발생하는 소음의 특성을 잘 반영하였기 때문으로 보인다. Eldred 모델의 경우 소음 분포 영역이 멀기 때문에 상대적으로 저주파수의 특성이 예측결과에 강하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서는 위와 같이 1/32 크기로 축소된 Epsilon 로켓에 대하여 해석기법을 검증하고 이를 기반으로 넘스 곡선 형태의 저소음 발사대를 모사하기 위해 넘스 곡선 모델링을 해석기법에 도입하였다.

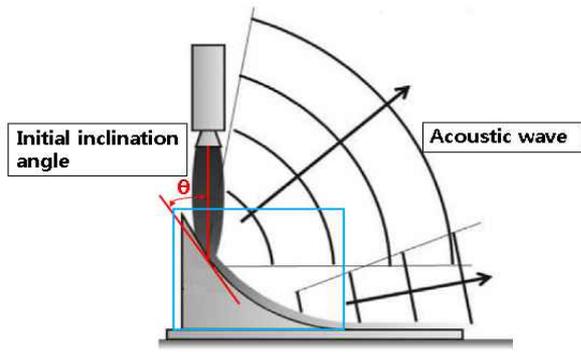


Fig. 7. Low-Noise Launch Pad of Curved Shape

2.2.2 곡선형 저소음 발사대 해석

Tsutsumi[12]에 의하면 Epsilon 로켓에 대한 저소음 발사대가 설계되었는데, 이는 Fig. 7과 같이 초기 충돌각이  $\theta = 14^\circ$  인 곡선형 발사대 형상을 갖는다. 최근 들어 다목적용 저소음 발사대 형상에 대한 최적설계의 일환으로 이와 같은 곡선형 발사대 형상 모사에 대한 필요성이 대두되고 있다. 본 연구에서는 넙스 곡선 모델링 기법을 경험적 예측기법에 도입하여 곡선형 발사대 형상을 모사하여 음향하중 예측을 수행하였다. 본 연구에서는 Fig. 7의 상자 영역과 같은 곡선형 화염유도도를 따르는 제트 화염 축을 표현하기 위해 Table 2와 같은 넙스 변수를 이용하였다. Fig. 8은 저소음 발사대의 곡면형 부근에서 기존의 직선형 소음원 분포 모델을 이용한 것과 넙스 곡선 모델링을 이용하여 소음원을 분포시킨 소음 분포의 차이를 나타낸다. 직선형 소음원 분포 방법에서는 제트화염이 발사대와 충돌하는 충돌지점과 지면에 닿는 지점을 연결한 직선 위에 소음원을 분포시켰으며, 넙스 곡선 모델링을 이용한 소음원의 경우 저소음 발사대의 초기 충돌각( $\theta = 14^\circ$ )으로부터 제트화염이 지면에 닿는 지점까지 연결된 곡선 위에 소음원을 분포시켰다. 소음 측정 지점의 위치는 초기 제트화염 수직 축으로부터  $150^\circ$  각을 이루며 수평 지면과 만나는 점에서  $60D_e$ 만큼 떨어진 위치에 있다. 해석결과

Table 2. NURBS Parameter (CP : Control Point)

Classification	Value
Degree	2
Total CP	5
CP Coordinates	(0, 0.54), (0, 0.4), (0, 0), (-3, 0), (-7, 0)
CP Weight	[1, 1, 1, 1, 1]
Knot Vector	[0, 0, 0, 0.3, 0.6, 1, 1, 1]

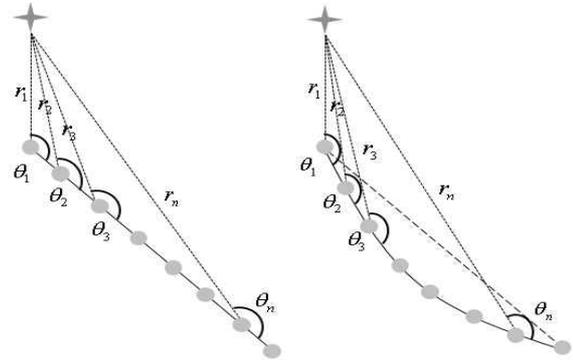


Fig. 8. Difference of Jet Flame Axis (Line vs Curve)

Fig. 8에서 보는 바와 같이 넙스 곡선 위에 소음원을 분포시킨 경우 소음원과 수음지점 사이의 거리가 소폭 증가하였으며, 충돌지점 부근 소음원에 대해 제트화염 축과 수음점 사이의 각도가 증가하였다. 이러한 차이는 소음원과 과정에서 소음감쇄 현상을 증가시키고 방향성 지수가 감소하는 결과를 낳는다는 것을 알 수 있다. Fig. 9는 측정지점에서 실험값과 예측값을 비교한 그래프이다. Tsutsumi의 CFD해석을 이용한 음향하중 예측결과와 본 논문의 음향하중 해석 결과를 함께 비교하였는데, 넙스 곡선을 이용하여 곡선형 소음원 분포 방식을 적용한 결과 Eldred모델과 Varnier모델 모두 기존의 예측 결과와 비교하여 감소된 음향하중 예측 결과를 얻을 수 있었다. 이는 직선형 소음원 분포 방식을 이용한 예측값에 비해 약 1~1.5 dB 개선된 효과로, 곡선형 발사대의 경우 구체적으로 곡면 형상을 모사하는 것이 대략적인 직선형 소음원 분포 방식을 이용하는 것보다 더욱 정확한 예측할 수 있음을 나타낸다.

Figure 10은 파워스펙트럼밀도에 대한 예측 결과를 나타내며 x축 스트롤 수는 노즐 출구 속도와 지름으로 무차원화 되었다( $St = \frac{fd_e}{U_e}$ ). 스펙

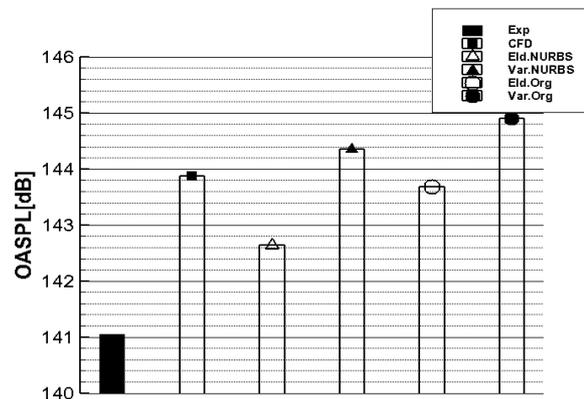


Fig. 9. Overall Sound Pressure Level Comparison

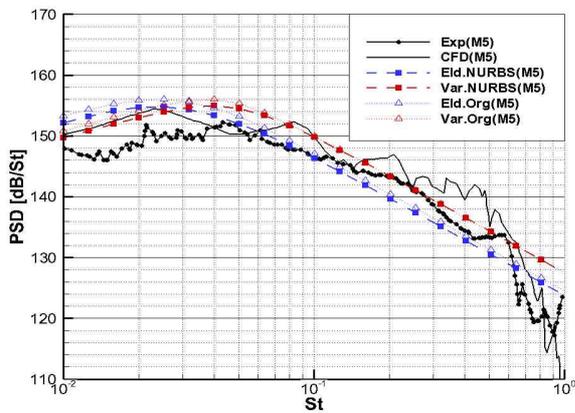


Fig. 10. Power Spectral Density Comparison

트럼 결과를 보면 실험값에서 스펙트럼은 스트로 수가 약 0.05 부근에서 최댓값을 갖는 것을 확인할 수 있다. 이때 Varnier 모델과 Eldred 모델을 이용한 해석 결과에 대하여 붉은색 Varnier 모델이 최대 주파수 영역을 더 잘 예측하고 있다는 것을 확인할 수 있다. 이는 앞서 자유제트 검증 실험에서와 같이 Epsilon 로켓에 대한 제트화염의 범위를 Varnier 모델이 더욱 잘 예측하고 있기 때문이며 Eldred 모델의 경우 소음 분포 영역이 노즐로부터 매우 멀리 떨어져있기 때문에 상대적으로 낮은 주파수 영역의 값이 더욱 크게 예측됨을 알 수 있다. 이를 통해 본 연구에서는 경험적 예측기법에 사용되는 층류코어 길이 모델을 택함에 있어서, 실제 환경에 사용되는 로켓에 대한 특징을 잘 반영할 수 있는 해석모델을 택하는 것이 스펙트럼의 결과 측면에서 중요한 것임을 알 수 있다. 또한 본 연구에서는 이러한 해석 결과의 개선을 통해 본 연구에서는 같은 대상에 대하여 수행된 CFD 해석결과와 유사하거나 더욱 개선된 해석 결과를 얻을 수 있었다. CFD를 이용한 해석의 경우 다양한 발사대 형상에 대한 해석이 가능하지만 해석시간이 매우 많이 소요된다는 단점이 있다. 이러한 점을 봤을 때 향후 발사대 최적설계와 같이 반복계산이 많이 요구되는 연구에 대하여 본 연구에서 제시한 넵스 곡선 모델링을 이용한 경험적 음향하중 예측 방법을 적용하면 계산시간 대비 매우 효율적인 연구가 가능할 것으로 판단된다.

### III. 결 론

본 논문에서는 경험적 예측기법을 이용하여 Epsilon 로켓의 곡선형 형상을 갖는 저소음 발사대에 대한 음향하중 예측을 수행하였다. 곡선형

발사대 형상을 반영하기 어려운 기존의 소음원 분포방식을 대체하여 넵스 곡선 모델링을 예측기법에 새롭게 도입하여 자유로운 소음원 분포 방식을 가능하게 하였다. 이러한 소음원 분포 방식을 이용하여 Epsilon 로켓에 대한 음향하중을 예측하여 총 음압레벨과 스펙트럼 측면에서 해석기법을 검증하였고 곡선형 발사대 형상에 대해 기존의 예측기법에 비해 개선된 해석결과를 얻었다. 뿐만 아니라 곡선형 발사대 형상에 대해 CFD 예측기법과 비교하여 비용 효율적이며 정확도가 높은 해석기법을 통해 향후 저소음 발사대 최적설계에 활용될 수 있음을 파악하였다.

### 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원 하에 수행하는 과제(UD160042CD) ‘제트 노이즈에 의한 음향하중 해석 코드 개발’ 및 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업(NSL)으로부터 지원받아 수행되었습니다. (No. 2013M1A3A3A02042024)

### References

- 1) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically, part I, general theory," *Proceedings of the Royal Society of London*, Vol. 211, Mar. 1952, pp.564-587.
- 2) Lighthill, M. J., "On sound generated aerodynamically, part II, turbulence as a source of sound," *Proceedings of the Royal Society of London*, Vol. 222, Feb. 1954, pp.1-32.
- 3) West, J., and Strutzenberg, L. L., "Development of Modeling Capabilities for Launch Pad Acoustics and Ignition Transient Environment Prediction," 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2012.
- 4) Tsutsumi, S., Nonomura, T., Fujii, K., Nakanishi, Y., Okamoto, K., Teramoto, S., "Analysis of Acoustic Wave from Supersonic Jets Impinging to an Inclined Flat Plate," Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics, 2012.
- 5) Eldred, K., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," *NASA SP-8072*, 1971.
- 6) Plotkin, K. J., Sutherland, L. C., and Vu, B. T., "Lift-off acoustics prediction for the

Ares I launch pad,” 15th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference, 2009.

7) Varnier, J., “Experimental study and simulation of rocket engine freejet noise,” *AIAA Journal*. Vol. 39, No. 10, Oct. 2001, pp.1851–1859.

8) Haynes, J., and 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.

9) Tatsukawa, T., Nagata, Y., Yamamoto, M., Nonomura, T., Oyama, A., Fujii, K., “Aeroacoustic Multiobjective Design Exploration of Rocket

Launch Site Design,” Institute of Space and Astronautical Science & Japan Aerospace Exploration Agency, 2013.

10) Sutherland, L. C., “Progress and Problems in Rocket Noise Prediction for Ground Facilities,” 15<sup>th</sup> AIAA Aeroacoustics Conference, 1993.

11) Peterson, J., “How to use Knot Vectors,” Albert Technical Memo, 1990.

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