

# KSR-III 로켓의 추진기관에 의한 음향 하중 예측 및 측정 Prediction and Measurement of Acoustic Loads Generated by KSR-III Propulsion System

박순홍\*·전영두\*\*

Soon-Hong Park and Young-Doo Chun

**Key Words :** Rocket(로켓), Acoustic loads(음향하중), Prediction(예측), Measurement(측정).

## ABSTRACT

Rocket propulsion systems generate very high-level noise (acoustic loads), which is due to supersonic jet emitted by rocket engine. In practice, the sound power level of rocket propulsion systems is over 180 dB. This high level noise excites rocket structures and payloads, so that it causes the structural failure and electronic malfunction of payloads. Prediction method of acoustic loads of rocket enables us to determine the safety of payloads. A popular prediction method is based on NASA SP-8072. This method was used to predict the acoustic loads of KSR-III rocket. Measurement of acoustic loads by KSR-III propulsion system was performed in the stage qualification test. The predicted results were compared with the measured ones.

## 1. 서론

로켓에 가해지는 음향 하중(acoustic loads)의 주원인은 추진기관에서 방사되는 초음속 제트 유동에 의한 소음임이 잘 알려져 있다. 이미 1950년대 발사체 개발 초기 단계부터 현재까지 음향 하중에 대한 많은 연구가 이루어져 왔다. 이와 같은 연구의 기초는 1952년에 라이트힐(Sir James Lighthill)에 의해 확립되었다. 라이트힐은 제트 유동과 방사 소음과의 관계를 규명하는 라이트힐의 방정식<sup>(1)</sup>을 유도하였는데, 그 후 이 식을 기초로 하여 제트 소음에 관한 이론적인 연구가 진행되었으며 이에 대한 정리가 수행된 바 있다<sup>(2)</sup>. 특히 관심의 대상이 된 분야는 제트 유동의 특성에 관련된 인자가 제트 소음에 어떻게 기여하는지를 규명하는 것이었는데, 이를 위해 많은 실험이 수행되었으며<sup>(3-9)</sup>, 이론과의 접목을 위한 연구가 중심이 되어 진행되었다. 이러한 연구 결과중 하나로서, 실험적으로 음향 하중에 기여하는 인자를 규명하고, 음향 하중을 예측할 수 있는 실험식이 NASA에서 제안된 바 있다<sup>(10)</sup>. 이론적 및 수치적 방법으로 음향 하중을 예측하는데에는 많은 노력이 필요하므로, 이 실험식은 현재에도 우주 발사체에 작용하는 음향 하중 수준을 예측하는데 유용하게 사용되고 있다.

본 논문에서는 위성 발사체의 기본 단계로서

개발중인 KSR-III 로켓의 음향 하중 수준을 NASA가 제안한 실험식을 이용하여 예측한 결과를 소개하고 있다. 또한 KSR-III 로켓의 단인증시험(Stage Qualification Test, SQT)시 음향 하중 측정 실험 및 결과를 소개하고 예측 결과와 비교하고 있다.

## 2. 음향 하중의 특성 및 예측 방법

### 2.1 음향 하중의 특성 인자

음향 하중은 추진 기관의 초음속 제트 유동에 의해 발생하므로 제트 유동에 관련된 인자에 따른 소음 발생 특성을 이해하는 것이 필요하다. 초음속 제트 유동의 구조 및 소음 발생 기구는 참고 문헌 (2)를 참조하기 바란다. 라이트힐의 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, 그외 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 마하수( $M$ , Mach number) 증가함에 따라 출구 속도의 8 제곱 ( $M < 3$ ) 혹은 3 제곱 ( $M > 3$ )에 비례하는 음향 파워를 발생시킨다. 또한 난류의 속도 분포 형상(turbulent velocity profile)에 따라 발생하는 제트 소음이 크게 변화함

\* 한국항공우주연구원, 우주발사체연구부  
E-mail : shpark@kari.re.kr  
Tel : (042) 860-2093, Fax : (042) 860-2233

\*\* 한국항공우주연구원, 우주발사체연구부

이 실험적으로 밝혀졌으며<sup>(6)</sup> 노즐에서 떨어질수록 난류 속도 분포가 서로 상관관계를 가지고 거동하는 영역이 커지기 때문에 노즐에 가까운 부분에서는 고주파수의 소음이 발생하고, 떨어질수록 저주파수의 소음이 발생한다. 기하학적인 요소로는 노즐의 크기를 들 수 있는데, 노즐의 크기가 작아질수록 고주파수쪽에 음향하중의 파워가 집중된다. 그리고, 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<sup>(10)</sup>

음향 하중의 예측을 위한 방법으로 소음원, 즉 음원의 강도(strength), 위치 및 방향성(directivity) 등을 모델링하는 방법과 측정된 음장 정보를 바탕으로 키르히호프-헬름홀츠 적분을 이용하는 방법(예를 들면 음향 홀로그래피 방법 등)이 있을 수 있다. 전자의 경우 소음원의 모델링하기 위한 데이터 축적이 필요하며, 후자의 경우는 음장의 측정을 위한 측정 시스템 구축이 필요하다.

이들 중 소음원을 모델링하여 음향 하중을 예측하는 방법은 NASA 에 의해 소개되었다<sup>(10)</sup>. NASA 는 다양한 로켓과 초음속 제트 노즐의 실험을 통하여 주파수별 음원의 강도, 위치 및 방향성에 대한 데이터베이스를 구축하고 두가지 예측 방법을 제안하였다. 첫번째는 협대역 소음을 방사하는 점음원이 유동의 축을 따라 분포한다는 가정을 이용한 방법이고(Fig. 1, method 1), 두번째는 제트 유동을 분할하여 슬라이스(slice)로 나누고 이를 광대역 소음원으로 가정하는 방법이다(Fig. 1, method 2).

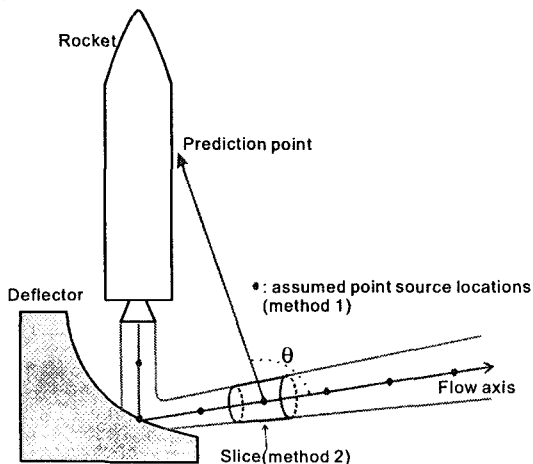


Fig. 1 소음원 분포의 가정

첫번째 방법의 경우 음원의 강도는 무차원 주

파수에 해당하는 스트로울 수(Strouhal number)에 대한 음향 파워 스펙트럼 데이터로부터 구할 수 있으며, 음원의 위치를 추정하기 위해서는 스트로울 수에 대한 점음원의 위치를 실험적으로 구한 데이터를 이용한다. 이 방법에서는 특정 주파수의 소음을 발생하는 음원을 유동을 따라 유일한 위치에 놓게된다. 두번째 방법의 경우는 특정 주파수의 소음이 제트 유동 전체에 걸쳐 방사되는 모델인데 소음원 즉, 유동의 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( $\theta$ , Fig 1 참조) 및 스트로울 수에 대한 데이터베이스로부터 추정한다.

## 2.3 KSR-III 음향 하중의 예측

KSR-III 의 음향 하중을 예측하기 위해 먼저 추진기관으로부터 방사되는 제트 유동의 궤적을 정의하는 것이 필요하다. 실제 추진기관에서 유동의 궤적을 측정하기 어려우므로 해석 결과<sup>(11)</sup>를 바탕으로 Fig. 2 와 같이 정의하였다.

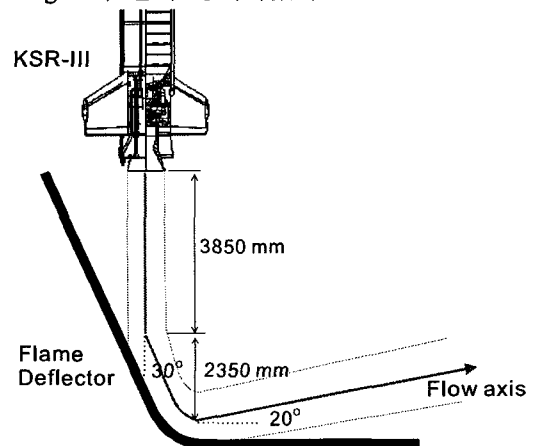


Fig. 2 음향 하중의 예측을 위한 유동축의 정의

예측을 위한 추진기관의 성능 데이터는 다음과 같다.

- 엔진 추력 (F) = 117,000 N
- 출구속도( $U_e$ ) = 1961 m/s
- 엔진 내부온도 = 3200 K
- 엔진 내부압력 = 13.6 기압
- 노즐 출구의 직경 = 0.696 m

여기서, 엔진 추력이 음향 파워로 변환되는 비를 나타내는 음향 효율은 1%로 하였으며, 2.2 절에서 소개한 두가지 방법을 사용하여 관심 위치에서의

음압 레벨을 예측하였다.

### 3. KSR-III 음향 하중의 측정

#### 3.1 측정 방법

KSR-III의 추진 기관에 의해 기체가 경험하게 되는 음향 하중을 KSR-III의 단인증 시험시 총 10개의 마이크로폰을 이용하여 측정하였다. 마이크로폰은 1/4 인치의 콘덴서 마이크로폰(B&K4944)을 사용하였는데 최대 170 dB 까지 측정할 수 있으며 유효 주파수 범위는 4 Hz-70 kHz 이다. 로켓은 테스트 캐빈 내부에 장착되어 있는데, 실제 발사 환경과 유사한 자유 음장 조건을 위해 캐빈 외부에 마이크로폰을 설치하였으며, 그 위치는 로켓의 각 주요 섹션에 해당하는 곳으로 선택하였다. 엔진부의 경우는 외부에 설치하는데 문제가 있어 부득이하게 캐빈 내부에 설치하였다. Fig. 3은 테스트 캐빈 외부에 설치된 마이크로폰의 위치를 나타낸다.

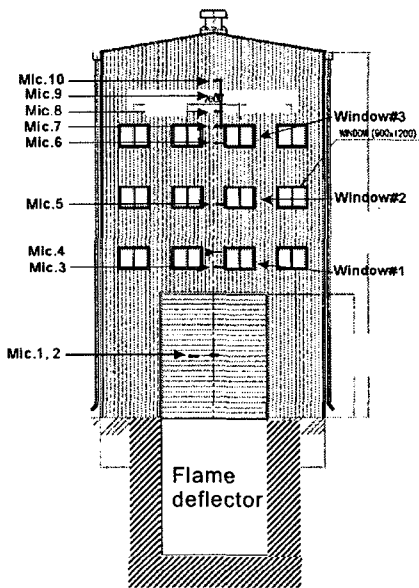


Fig. 3 마이크로폰의 측정 위치 (캐빈내에 로켓이 장착되어 있음)

제트 유동은 Fig.3에 보여지는 면에 수직인 방향으로 화염 디플렉터(Fig.3)를 따라 빠져나오면서 음향 하중을 발생시키게 된다. 마이크로폰으로부터 측정된 신호는 B&K PULSE 3560D에 입력되고, 이로부터 LAN 케이블을 이용하여 주제어실(Main Control Center)에서 원격 측정을 하였다.

#### 3.2 측정 신호

Fig. 4는 Mic. 3에서 측정된 음압 신호를 나타낸다. 엔진이 점화될 때 임펄스 형태의 음압이 발생

하며 점차 음압이 커지다가 점화후 약 7 초 이후에 정상 상태(stationary)의 소음이 발생한다. 실제로 로켓은 점화후 고도가 상승하여 음속을 돌파한 후에는 추진기관에 의한 음향하중의 영향은 미미하므로 엔진 점화후 10 초 이내의 음향 하중이 중요하다.

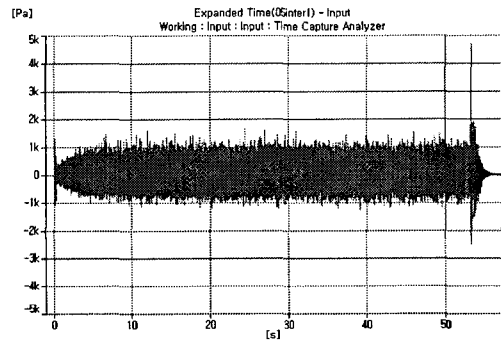


Fig. 4 로켓 추진 기관에 의한 음향 하중 신호

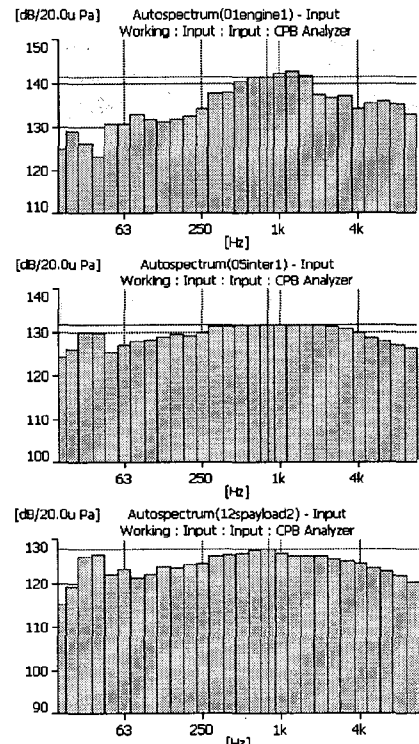


Fig. 5 Mic.1(위), Mic.3(가운데) 및 Mic.10(아래) 위치의 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼

Fig. 5는 엔진부(Mic.1), 탱크연결부(Mic.3) 및 과학탑재부(Mic.10)에서 측정된 신호의 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼이다.

### 4. 측정 및 예측 결과의 비교

음압 측정 위치별로 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼

을 구하고, 그 위치에 대하여 1/3 옥타브 밴드 스펙트럼을 예측하였다. 여기서 두가지 방법을 모두 사용하여 예측하였으며, 엔진부의 경우(Mic. 1,2)는 연소 시험시 캐빈 내부에 설치되었기 때문에 자유 음장으로 가정이 성립하지 않아 예측치와 실측치를 비교하는 것은 큰 의미가 없다. Fig. 6 은 Mic.3 및 Mic. 10 위치에서의 비교 결과이다. 방법 1 에 비하여 방법 2 는 1 kHz 이상의 고주파수 영역에서 실측치와 큰 차이를 보이나, 1 kHz 이하에서는 최대 5dB 이내의 값으로 예측이 가능하다.

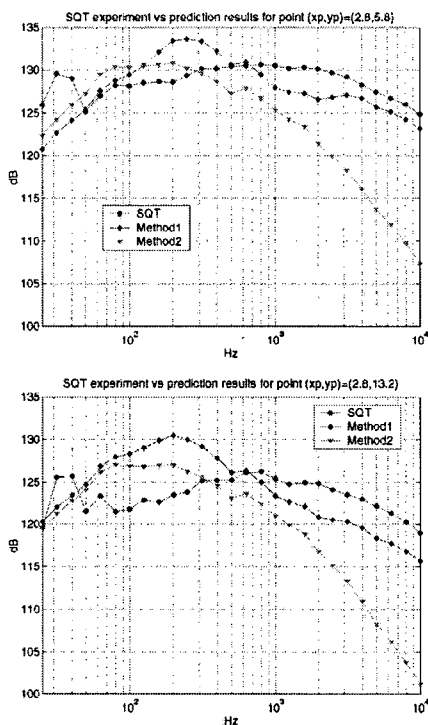


Fig. 6 음향 하중의 측정 및 예측 결과 비교

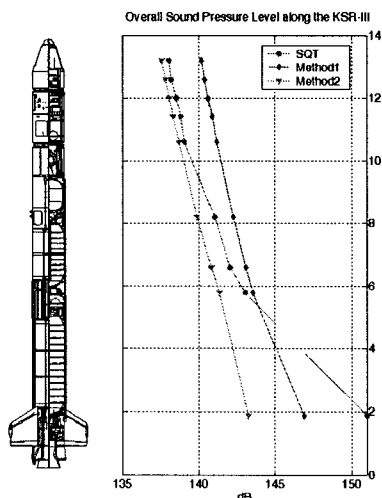


Fig. 7 Overall SPL 의 예측 및 측정 결과

Fig.7 은 위치별로 overall SPL 의 예측값과 측정 값을 보여주고 있는데, Mic.1 을 제외하고 실측치에 대해 3dB 이내의 예측 성능을 나타낸다.

예측치와 실측치가 차이를 보이는 이유로는 첫째, 디플렉터 및 주변 환경 요소에 의한 반사 및 회절 등의 영향과 둘째, 물분사에 의한 음압 감소의 영향 등이 예측식에 고려되지 않았기 때문이다. 즉, 좀 더 정확한 예측을 위해서는 추가 실험에 의해 전술한 영향이 고려될 수 있도록 예측식을 수정할 필요가 있다. 로켓 연소 시험을 통한 음향 하중의 측정은 그 실험 횟수의 제한으로 충분한 실험적 데이터를 얻을 수 없었으며, 추후 데이터의 수집을 위해 추진기관의 초음속 유동을 모사할 수 있는 실험장치의 설계 및 개발이 필요하다.

## 5. 결론

로켓 추진 기관의 음향 하중을 측정하고, 실험식에 의한 예측을 수행하였다. Overall SPL 기준으로 3dB 내의 예측이 가능하였으며, 좀 더 정확한 예측을 위해서는 초음속 제트 소음에 대한 실험적 데이터 베이스 구축이 필요하다.

## 참고문헌

- (1) M. J. Lighthill, "On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory," Proc. Roy. Soc. (London), 211A, 1107, 564-587, 1952
- (2) M. E. Goldstein, *Aeroacoustics*, McGraw Hill (NewYork), 1976
- (3) H. H. Hubbard and L. W. Lassiter, "Experimental Studies of Jet Noise," J. Acoust. Soc. Am, 25(3), 381-384, 1953
- (4) L. W. Lassiter and H. H. Hubbard, "Some Results of Experiments Relating to the Generation of Noise in Jets," J. Acoust. Soc. Am, 27(3), 431-437, 1953
- (5) I. Dyer, "Distribution of Sound Sources in a Jet Stream," J. Acoust. Soc. Am, 31(7), 1016-1022, 1959
- (6) H. R. Mull, "Effect of Jet Structure on Noise Generation by Supersonic Nozzles," J. Acoust. Soc. Am, 31(2), 147-149, 1959
- (7) H. R. Mull and J. C. Erickson, Jr., "Survey of the Acoustic Near Field of Three Nozzles at a Pressure Ratio of 30," NACA TN 3978, 1957
- (8) E. E. Callaghan and W. D. Coles, "Far Noise Field of Air Jets and Jet Engines," NACA Report 1329, 1957
- (9) W. L. Howes, E. E. Callaghan, W. D. Coles, and H. R. Mull, "Near Noise Field of a Jet-Engine Exhaust," NACA Report 1338, 1957
- (10) K. M. Eldread, "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System," NASA SP-8072, 1971
- (11) 채연석 등, 3 단형 과학로켓 개발사업(IV) 연구보고서, 제 1 권 4 장, 한국항공우주연구원, 2001