

# 램 구조물 형상에 따른 이차목 디퓨저의 유동 특성에 관한 수치적 연구

유성하\* · 조성휘\* · 김홍집\*<sup>†</sup> · 고영성\*\* · 나재정\*\*\*

## A Numerical Study on Flow Characteristics of Second Throat Exhaust Diffuser with Shock Cone Shape

Seongha Yu\* · Seonghwi Jo\* · Hongjip Kim\*<sup>†</sup> · Youngsung Ko\*\* · Jaejeong Na\*\*\*

### ABSTRACT

A numerical study has been conducted to investigate flow characteristics of STED with ram structure shape. By increasing the attack angle of shock cone, vacuum pressure is increased because of oblique shock at ram structure and separation point moved to the downstream of the second throat. By increasing blockage ratio, expansion wave angle is increased at ram structure while vacuum pressure is constant.

### 초 록

본 연구에서는 램 구조물의 각도와 노즐 면적 대비 램 구조물 면적비의 변화에 따른 이차목 디퓨저의 유동 특성에 대한 수치적 연구를 진행하였다. 램 구조물 각도가 증가함에 따라 램 구조물에서 경사 충격파가 강하게 발생하여 모사할 수 있는 고도가 낮아지고 이차목에서의 압력 회복 지점이 뒤로 밀리는 것을 확인하였다. Blockage Ratio가 증가함에 따라 램 구조물 뒤쪽에서 발생하는 재순환 영역이 커지고, 디퓨저 수축부에서 박리가 발생하고, 모사 고도에는 영향이 없다는 것을 확인하였다.

Key Words: STED(이차목 디퓨저, Second Throat Exhaust Diffuser), High Altitude Simulation(고고도 모사), Oblique Shock(경사충격파), Mach Disk(마하 디스크)

### 1. 서 론

고도에 따라 압력이 변하기 때문에 로켓을 여러 개의 단으로 제작하여 고도별로 최적의 효율

을 내도록 한다. 이 중에서 상단 엔진은 고고도에서 작동을 하게 되므로 노즐이 큰 팽창비를 갖게 된다. 이러한 노즐의 신뢰도를 높이기 위해서는 테스트가 필요하다.[1] 하지만 고고도에서 테스트하기에는 어려움이 있으므로 지상에서 테스트를 수행하게 된다. 하지만 팽창비가 큰 노즐을 지상에서 테스트 하게 되면 노즐 출구 압력보다 외기 압력이 더 높은 과팽창 상태가 되어

\* 충남대학교 기계공학과

\*\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\*\* 국방과학연구소 제4기술연구본부 5부

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: khongjip@cnu.ac.kr

노즐 내부에서 유동 박리가 발생하게 되고, 이로 인하여 노즐의 진동 및 파괴가 발생할 수 있다. 이를 방지하기 위해 노즐 주위의 압력을 고고도의 압력으로 맞춰줄 수 있는 설비가 필요하고, 주로 초음속 디퓨저, 이젝터, 진공 펌프 등이 사용된다.

초음속 디퓨저는 노즐에서 나오는 유동의 모멘텀에 의해 노즐 주위의 유체를 흡입하여 별도의 장치없이 고고도를 모사하는 방식이다.[2] 초음속 디퓨저는 노즐이 작동한 후에 고고도를 모사하는 방식이기 때문에 노즐의 초기 시동 특성을 확인할 수 없다. 반면, 이젝터의 경우에는 디퓨저 후단에서 작동하여 노즐 작동 전에 디퓨저 내부의 압력을 낮춰주는 역할을 한다.

## 2. 해석 모델 및 조건

본 연구에서는 실물형 램젯용 이차목 디퓨저를 연소가스를 이용하여 해석을 진행하였다. Fig. 1은 수치해석을 진행한 디퓨저의 형상을 나타낸다. 노즐 출구에 위치한 램 구조물의 반각을 15°(기본형), 30°, 45°에 대해 수치해석을 진행하

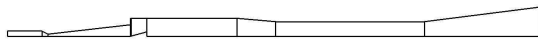


Fig. 1 Schematic of STED for ramjet

Table 1 Design parameter of STED

구분	치수
$D_d$	디퓨저 입구 직경(mm) 184.4
$D_{st}$	이차목 직경(mm) 151
$D_c$	디퓨저 출구직경(mm) 300
$L_c$	수축부 길이(mm) 200
$L_s$	확산부 길이(mm) 600
$\theta_c$	수축각(°) 5
$\theta_e$	확산각(°) 7.5
$D_t$	노즐 목 직경(mm) 22.19
$D_n$	노즐 출구 직경(mm) 118.2
-	노즐 수축 반각(°) 26.8
-	노즐 확산 반각(°) 6.4

Table 2 Property of burnt gas

$P_0$ [bar]	30
T [K]	2000
$C_p$ [kJ/kg·K]	1.5265
M [g/mol]	28.578
$\mu$ [kg/m·s]	7.2643E-5
k [W/m·K]	0.1524

였고, 노즐 출구 면적 대비 램 구조물 면적 (Blockage Ratio)을 10%, 15%(기본형), 20%, 25%에 대해 수치해석을 진행하여 유동 특성을 파악하였다. 디퓨저의 형상 정보는 Table. 1에 나타내었다.

화학반응을 포함하여 해석을 하는 것은 많은 시간이 걸린다. 해석의 간략화를 위해 화학 평형 해석 코드인 CEA code를 이용하여 연소가스 물성치를 계산하였다.[3] 연소가스 물성치는 Table. 2에 나타내었다. 해석 프로그램으로는 FLUENT v.14를 사용하였고, 난류모델은 SST k- $\omega$  모델을 사용하였다.[4] 경계조건으로는 입구 압력, 온도를 30 bar, 2000 K으로 설정하였고, 출구 압력, 온도를 0.4 bar, 1987 K으로 설정하였다.

## 3. 해석 결과

### 3.1 램 구조물 각도에 따른 유동 특성

램 구조물의 각도 변화에 따른 유동 특성을 파악하기 위해 Blockage Ratio는 기본형인 15%로 고정하여 해석을 진행하였다. Fig. 2, 3, 4는 각도에 따른 디퓨저의 압력, 마하수, 온도 컨투어를 나타내고, Fig. 5, 6은 디퓨저의 벽면 압력과 벽면 온도를 나타낸다.

15°의 경우에는 다른 경우에 비해 경사충격파가 상대적으로 약하게 발생하여 유동의 모멘텀이 많이 감소되지 않아 엔트레인이 잘 되어 0.013 bar, 1804 K의 진공실 압력, 온도를 모사하고, 노즐 출구 유동이 바로 디퓨저 벽면에 붙는 것을 볼 수 있다. 반면, 30°나 45°의 경우에는 경사충격파가 강하게 발생하여 유동의 모멘텀이

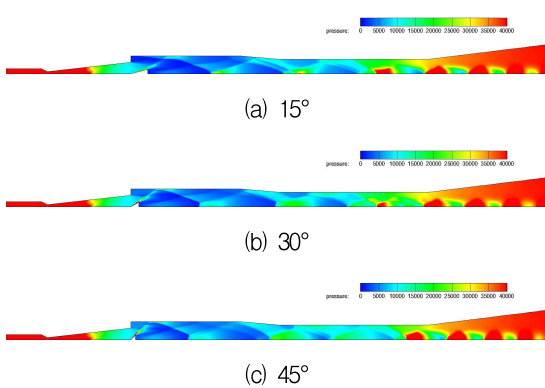


Fig. 2 Pressure contour of STED with ram structure half angle

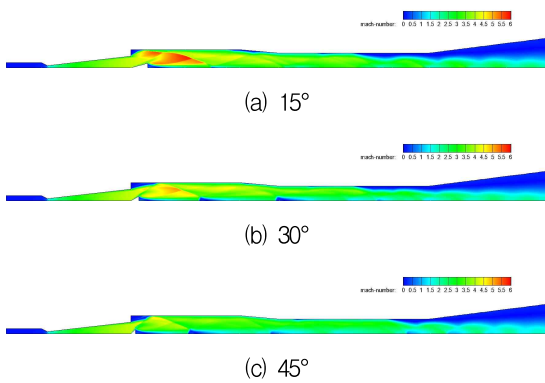


Fig. 3 Mach number contour of STED with ram structure half angle

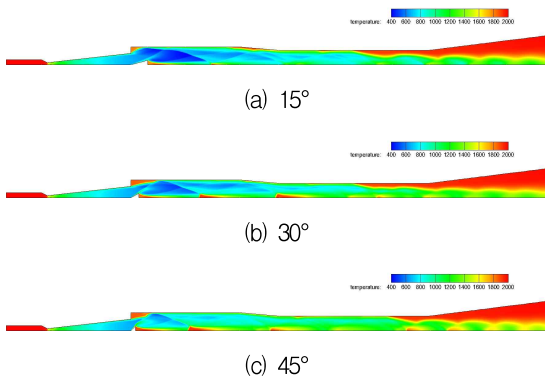


Fig. 4 Temperature contour of STED with ram structure half angle

많이 감소하게 되고, 그만큼 엔트레인이 잘 안되어서 각각 0.044 bar 1856 K 그리고 0.054 bar, 1865 K의 진공실 압력, 온도를 모사하고, 초음속 유동이 경사충격파 이후에 디퓨저 벽면까지 채워지는 것을 볼 수 있다.

램 구조물의 각도가 커질수록 이차목에서의 박리점이 뒤로 밀리는 것을 확인할 수 있는데, 이는 램 구조물에서 발생하는 경사충격파가 각도가 커질수록 강하게 발생하여 그에 따라 압력

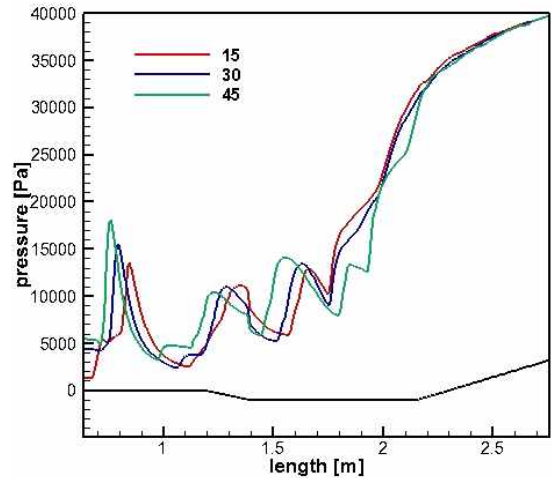


Fig. 5 Wall pressure of STED with ram structure half angle

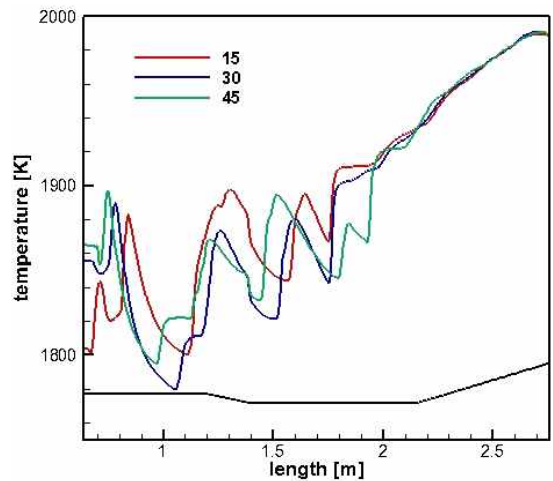


Fig. 6 Wall temperature of STED with ram structure half angle

이 더 많이 회복되고 디퓨저 출구압력과 차이가 줄어들어 박리가 뒤로 밀리게 되는 것으로 보인다.

### 3.2 Blockage Ratio에 따른 유동 특성

램 구조물의 Blockage Ratio의 변화에 따른 유동 특성을 확인하기 위해 램 구조물 각도를 15°

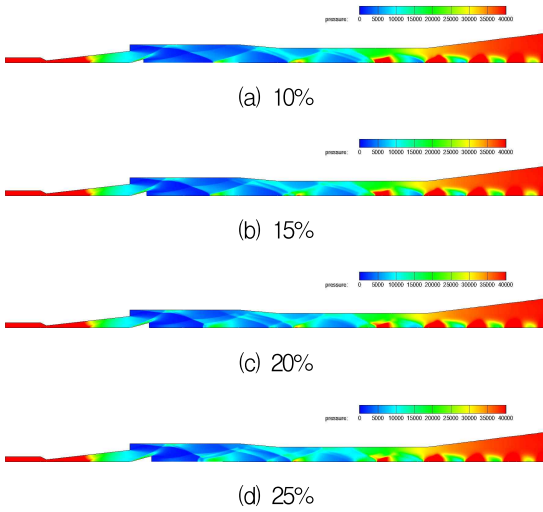


Fig. 7 Pressure contour of STED with ram structure blockage ratio

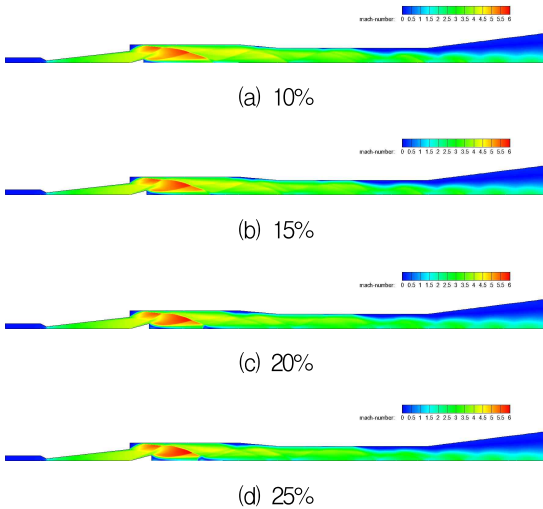


Fig. 8 Mach number contour of STED with ram structure blockage ratio

로 고정하여 비교하였다. Fig. 7, 8, 9는 Blockage Ratio에 따른 압력, 마하수, 온도 컨투어를 나타내고, Fig. 10, 11은 디퓨저의 압력, 온도를 나타낸다.

Blockage Ratio가 변한다 하더라도 램 구조물의 각도는 일정하기 때문에 램 구조물에 의해 발생하는 경사충격과 앞쪽으로는 큰 영향을 주지 않는다. Blockage Ratio를 10%, 15%, 20%,

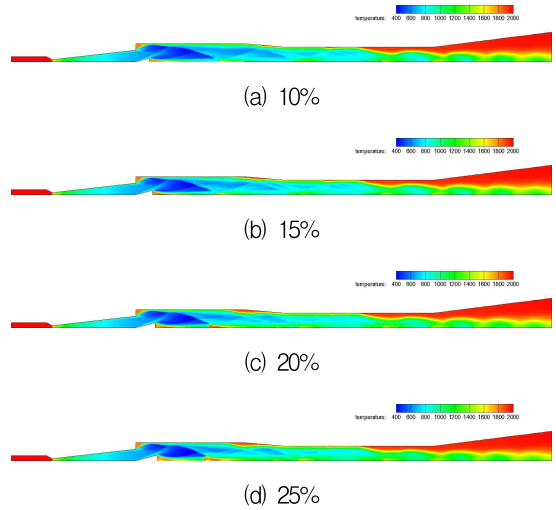


Fig. 9 Temperature contour of STED with ram structure blockage ratio

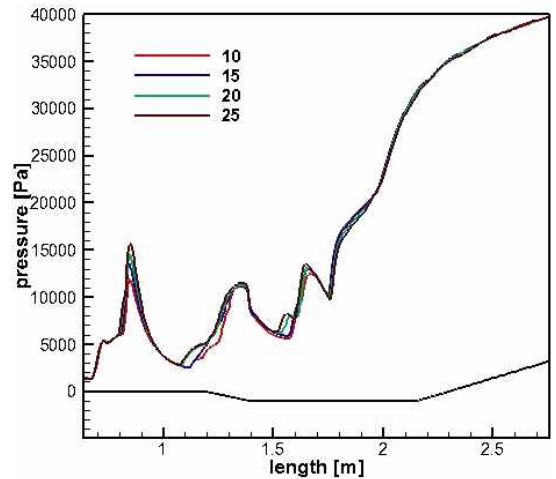


Fig. 10 Wall pressure of STED with ram structure blockage ratio

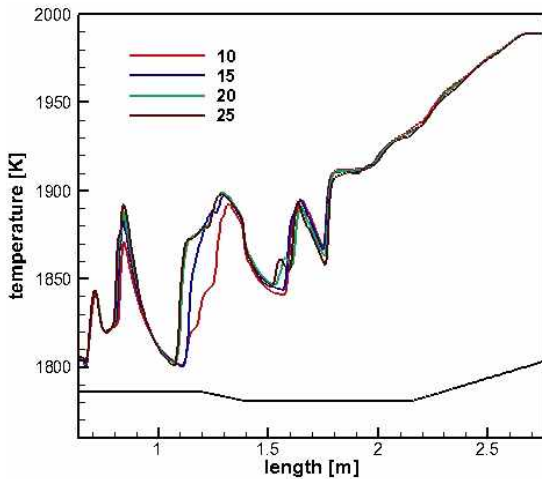


Fig. 11 Wall temperature of STED with ram structure blockage ratio

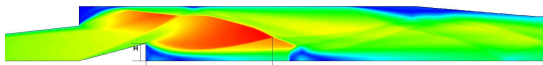


Fig. 12 Definition of variable H and L

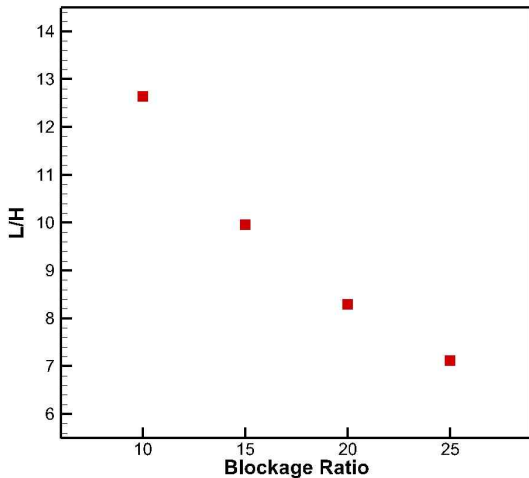


Fig. 13 L/H with ram structure blockage ratio

25%로 해석을 진행하였을 때, 모든 케이스의 진공실 압력은 약 0.013 bar, 진공실 온도는 약 1805 K을 모사한다.

램 구조물의 반지름을 H라 하고, 램 구조물 후단에서부터 반사된 경사충격파와 팽창파가 만

나는 점까지의 거리를 L이라고 하였을 때, Blockage Ratio가 커짐에 따라 H가 커지면서 램 구조물 뒤쪽의 재순환 영역이 커지게 되고, L은 작아지면서 재순환 영역 뒤쪽의 가속 구간이 짧아지게 된다. 이로 인하여 Blockage Ratio가 커짐에 따라 충격파 후단에서 마하 디스크가 크게 발생하여 L/H가 9 이하가 되면 마하 디스크로 인한 급격한 압력 변화로 인해 디퓨저에 좋지 않은 영향을 줄 것으로 보인다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 램 구조물의 형상에 따른 디퓨저의 내부 유동 특성을 파악하였다. 램 구조물 각도가 커짐에 따라 램 구조물에 의해 강한 충격파가 발생하여 모사할 수 있는 고도가 낮아졌고, 이 경사충격파에 의해 압력이 많이 회복되면서 디퓨저 출구와 압력 차이가 감소하여 이차목에서의 압력 회복 지점이 뒤로 밀리는 것을 볼 수 있었다. 램 구조물 각도가 커짐에 따라 발생하는 램 구조물에서의 강한 경사충격파와 디퓨저 내부의 수직 충격파 등으로 인하여 디퓨저에 안 좋은 영향을 줄 것으로 보인다.

Blockage Ratio가 증가함에 따라 모사할 수 있는 고도는 큰 변화가 없었고, 램 구조물의 반지름(H)과 램구조물 후단에서부터 반사충격파와 팽창파가 만나는 점까지의 거리(L)의 비가 감소하여 9 이하가 되었을 때부터 충격파 후단에서 마하 디스크가 발생하여 디퓨저에 좋지 않은 영향을 줄 것으로 보인다.

#### 참고 문헌

1. B.H. Goethert, "High altitude and space simulation testing," ARS Journal, 1962, pp.872-882
2. Sung, H. G., Yeom, H. W., Yoon, S. K., Kim, S. J., Kim, J. G. "Investigation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude

Simulation," JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 26, No. 2, 2010, pp. 240-247

3. Gordon S. and Mcbride B. J., "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and

applications", NASA, 1996, RP-1311

4. Y. Bartosiewicz, Zine Aidoun, P. Desevaux, Yves Mercadier, "Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors," International Journal of Heat and Fluid Flow," Volume 26, 2005, pp.56-70