

CFD를 이용한 액체로켓엔진 고고도 모사용 2차목 초음속 디퓨저 특성 해석

문윤완*† · 이은석*

Analysis of Characteristics of Second Throat Exhaust Diffuser for Simulating High-Altitude of Liquid Rocket Engine by Using Computational Fluid Dynamics

Yoonwan Moon*† · Eun-Seok Lee*

ABSTRACT

The characteristics of second throat exhaust diffuser were investigated by using CFD. Because the second throat exhaust diffuser(STED) is known as the effective device for simulating high-altitude circumstance more than a cylindrical supersonic diffuser STED was analyzed. The back pressure around nozzle was reduced by entrance size of STED and it was observed that the initial strong shock was the weak oblique shock along the diffuser. Therefore the static pressure at nozzle exit was recovered as the ambient pressure and the STED worked well.

초 록

본 연구에서는 고고도 모사용 2차목 초음속 디퓨저의 특성을 알아보았고 작동 원리를 고찰하였다. STED의 경우 원통형 디퓨저보다 효율적으로 진공환경을 모사할 수 있는 것으로 알려져 있으므로 STED를 해석하였다. STED의 경우 디퓨저의 직경이 노즐 출구보다 크므로 노즐 배기는 디퓨저의 입구에 맞게 팽창되므로 그에 따라 배압이 감소함을 알 수 있었고 최초의 충격파가 보다 강도가 낮은 경사충격파로 바뀌면서 그에 따라 압력이 회복되어 디퓨저가 작동됨을 알 수 있었다.

Key Words: Second Throat Exhaust Diffuser(2차목 디퓨저), Oblique Shock(경사충격파), Vacuum Pressure(진공압)

1. 서 론

상단 엔진의 경우 고공 환경에 맞춰 노즐을

설계하므로 노즐출구에서 배출되는 후류의 정압은 표준 대기압 대비 1/10~1/100이하이다. 이러한 고고도용 엔진을 지상의 표준 대기압 상태에서 시험하면 노즐 출구압보다 대기압이 높아 파괘창되는 조건이므로 노즐 내부에 대기압과

* 한국항공우주연구원 엔진팀

† 교신저자, E-mail: ywmoon@kari.re.kr

같은 압력 부분에 충격파가 발생하여 정상적인 시험을 수행할 수 없다. 이러한 것을 방지하기 위해 초음속 디퓨저가 필요하다. 고고도 모사용 초음속 디퓨저는 원통형 디퓨저와 2차목 초음속 디퓨저(Second Throat Exhaust Diffuser; STED)로 나뉘는데 성능면에서는 2차목 디퓨저가 더 효율적인 것으로 알려져 있다[1].

본 연구에서는 2차목 초음속 디퓨저를 기본개념으로 하여 기본적인 외형 설계를 수행하였고 그에 따라 전산유체역학을 적용하여 그 특성을 파악하였다.

2. 수치해석 및 계산 조건

고고도 2차목 초음속 디퓨저의 2차원 초음속 난류 유동장을 해석하기 위해 RANS기반의 Fluent를 사용하였고 유한체적법과 Roe-FDS를 사용하였으며 난류모델은 표준 $k-\epsilon$ 모델에 저속 유동을 고려한 enhanced wall treatment를 사용하였다[1]. 작동유체는 연소압 60bar, 혼합비 2.45에서 LOX-Kerosene의 추진제 조합으로 CEA에서 계산된 노즐 출구에서의 조성을 사용하였다.

계산 조건은 확대비 45인 노즐을 사용하였고 STED의 입구 대 노즐목 비 $A_{ej}/A_t=54$, STED 2차목 대 입구비 $A_{2t}/A_{ej}=0.778$ 을 사용하였다. 2차목 길이는 STED 직경 대비 약 7을 사용하였다.

3. 결 과

Figure 1은 STED 내의 마하수 분포를 나타낸다. 그림에서 보면 노즐에서 배출된 후류는 디퓨저의 직경에 맞게 2차 팽창을 한다. 이는 노즐의 출구 조건을 디퓨저의 입구와 같게 확대비가 변경되는 효과를 나타내어서 진공실의 배압은 감소하게 된다. 본 계산에서 진공실의 배압은 약 0.018bar로 계산되었으나, 이는 시간 개념이 없는 정상상태 계산으로서 추후 천이계산으로 검증하여야 할 것이다. 마하수의 분포는 디퓨저의 형상에 맞게 감소하여 2차목에 의해 감소하며

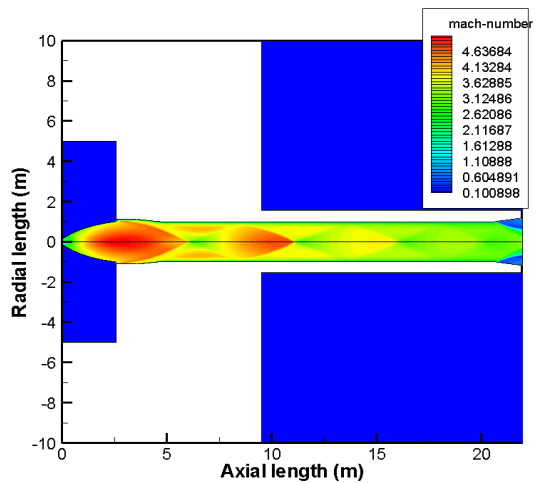


Fig. 1 Mach number distribution

그에 따라 차츰 강도가 낮은 경사 충격파로 변환되어 외기의 압력과 동일한 수준으로 압력이 회복되는 것을 보여 주고 있다. 본 연구에서는 $l/D_{ej}=7$ 을 사용하였는데 그림에서 보듯이 수직 충격파가 잘 형성되지 않는 것을 볼 수 있으므로 2차목의 길이를 증가하여야 할 것으로 생각된다.

4. 결 론

본 연구에서는 고고도 모사를 위한 2차목 초음속 디퓨저를 CFD를 사용하여 해석을 수행하였다. 엔진 노즐에서 배출된 후류는 디퓨저의 입구만큼 팽창하여 진공실의 배압을 감소시킬 수 있었으며, 초기의 강한 충격파가 강도가 감소하면서 경사충격파를 형성해 동압이 감소하고 정압이 증가해 외기의 압력으로 회복하는 것을 볼 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 박성현, 박병훈, 임지환, 윤용섭, “고도모사용 2차목 초음속 디퓨저 시동특성에 영향을 미치는 파라미터에 관한 연구,” 대한기계학회 2008년도 추계학술대회 논문집, 2008