

## 2차목 초음속 디퓨저의 주요 설계 변수에 따른 성능 특성

박진호\* · 전준수\* · 유이상\* · 고영성\*<sup>†</sup> · 김선진\*\* · 김 유\*\*\* · 한영민\*\*\*\*

# Performance Characteristics of Secondary Throat Supersonic Exhaust Diffusers

Jinho Park\* · Junsu Jeon\* · Isang Yu\* · Youngsung Ko\*<sup>†</sup> · Sunjin Kim\*\* · Yoo Kim\*\*\* · Yeoungmin Han\*\*\*\*

### ABSTRACT

The performance tests of secondary throat supersonic exhaust diffusers were carried out by using scaled down model and gas nitrogen. It was performed to find the performance characteristics according to diffuser inlet length(Ld), secondary throat length(Lst), divergence length(Ls). There was few change by diffuser inlet length(Ld), but starting pressures of the diffusers were effected by secondary throat length(Lst), divergence length(Ls). It was confirmed that starting pressure was not changed over 8 Lst/Dst

### 초 록

축소형 2차목 초음속 디퓨저를 설계/제작하여 디퓨저 주요 설계 변수에 따른 성능 특성 변화를 파악하고자 한다. 디퓨저 주요 설계 변수로 디퓨저 입구 길이(Ld), 2차목 길이(Lst), 확산부 길이(Ls)를 선정하였고, 상온의 질소를 사용한 실험을 통하여 디퓨저 성능 특성을 파악하였다. 실험 결과 디퓨저 입구 길이에 따른 변화는 크게 없었으며, 2차목 길이, 확산부 길이에 따라서 시동압력의 영향이 있었고, 2차목 길이대 2차목 직경비(Lst/Dst)가 8 이상에서는 시동압력의 변화가 없는 것으로 확인되었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), High Altitude Environment(고공환경), Vacuum Chamber(진공챔버), Second Throat Exhaust Diffuser(2차목 디퓨저)

### 1. 서 론

고고도에서 작동하는 상단 로켓엔진인 액체추진 로켓엔진(LRE)이나 고체추진 로켓 모터(SRM)는 비행 고도 상에서의 추력 및 점화 특성 등을 지상에서 반드시 검증하여야 한다. 상단 로켓엔진의 경우, 보통 팽창비가 큰 노즐을 갖기 때문에 표준 대기압 근처의 실험에서는 노즐 내에서

\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\* 충남도립 청양대학 소방안전관리과

\*\*\* 충남대학교 기계공학과

\*\*\*\* 한국항공우주연구원 연소기팀

<sup>†</sup> 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

유동박리가 발생하여 정확한 추력을 측정하는 것이 불가능하다. 따라서 추진기관이 작동하는 고고도 작동환경을 인위적으로 조성하여, 실험 환경 하에서의 정확한 추력 특성 및 점화 특성을 예측하여야 한다. 이렇듯 상단 로켓엔진의 성능을 최종적으로 입증하기 위해서는 고공 환경 하에서의 연소 실험이 필수적이다.

고고도 환경의 낮은 대기압을 조성하는 방법으로 여러 가지가 있지만 초음속 디퓨저와 진공 챔버를 결합한 형태가 널리 사용되고 있다. 이는 1차 노즐을 통과한 유동이 모멘텀에 의한 효과로 진공챔버 내의 공기가 고속 모멘텀 유속에 의하여 빠져나감으로써, 진공챔버 내에 진공압이 형성되는 단순하며 신뢰성이 있는 방법으로 알려져 있다[1, 2].

본 연구에서는 일정 단면적 디퓨저(CAED: Constant-Area Exhaust Diffuser)형태에서 2차목을 사용하여 단면적을 줄임으로써 시동성능을 향상시킬 수 있는 2차목 디퓨저(STED: Second Throat Exhaust Diffuser)에 대한 연구를 수행하였다. 이론식을 이용하여 2차목 디퓨저의 설계를 수행하였고, 상온 질소가스를 이용하여 2차목 디퓨저의 주요 변수 변화에 따른 디퓨저의 성능 특성을 확인하고자 한다.

## 2. 실험 장치 및 방법

본 연구에서는 Normal Shock Theory를 이용하여 설계된 기본형 디퓨저를 바탕으로 디퓨저 입구 길이(Ld), 2차목 길이(Lst), 디퓨저 확산부 길이(Ls) 변화에 따른 특성을 확인하는 실험을 수행하였다[3]. 실험 장치는 크게 실험부(test section)와 자료 획득 및 제어 계측부로 구성된다. 디퓨저는 각 파트별로 길이 대 직경비(L/D)를 변경하여서 디퓨저 입구 길이(Ld) 3가지, 2차목 길이(Lst) 5가지, 확산부 길이(Ls) 3가지 형태로 설계/제작 되었고, 자세한 설계 변수는 Table 1과 같다.

노즐과 진공챔버 디퓨저의 연결 상태를 확인하기 위하여 진공펌프를 이용한 기밀테스트를

수행하여 각각의 연결부의 조립성 및 기밀성을 확인하였다.

Table 1에 나타난 각각의 디퓨저 파트들을 기준으로 실험 변수를 선정하였고, 각 변수를 제외한 나머지 파트들은 기본형으로 조합하여 실험을 수행하였다. 1차 노즐의 전단압을 조절하여 각 변수에 따른 디퓨저의 시동 압력과 디퓨저 내부의 압력분포를 비교 및 분석하였다.

Table 1. Specification of STED

Parameter	Value
디퓨저 입구 길이(Ld)	0, 0.5, 1 (Ld/Dd)
2차목 길이(Lst)	3, 5, 7, 8, 12 Dst
확산부 길이(Ls)	0, 0.5, 1 Ls

## 3. 실험 결과

### 3.1. 디퓨저 입구 길이(Ld) 변화

디퓨저 입구 길이를 변화시키면 1차 노즐을 통과하여 팽창한 유동이 디퓨저의 입구 길이 변화에 따라 달라지게 되며, 이는 2차목 디퓨저 입구에서 1차 충돌하는 지점의 위치 변화를 수반한다. 디퓨저 입구 길이가 짧아질수록 1차 충돌 지점의 위치가 2차목 디퓨저의 수축부쪽으로 이동하게 되고 이는 2차목 디퓨저의 입구 직경이 변화하는 효과와 동일해진다. 1차 노즐 유동이 노즐 출구의 확산각과 동일하게 팽창한다고 가정하면, 디퓨저 입구 길이가 0, 0.5, 1 Ld 일 때 노즐목 면적과 디퓨저 입구의 1차 충돌지점의 단면적의 비가 73, 83.8, 83.9가 되며 출구 압력이 진공챔버내의 진공압력이 되게 된다.

Figure 1은 디퓨저 입구 길이 변화에 따른 디퓨저 벽면의 압력 분포를 보여주며, Fig. 5는 디퓨저 입구 길이와 1차 노즐 전단압력에 따른 진공챔버 압력을 보여주는 그래프이다. 디퓨저 입구길이의 감소는 전체길이의 감소로 이어지며 길이 감소에 따른 압력회복의 위치가 변하는 것을 확인 할 수 있었고, 디퓨저 입구길이가 가장 짧은 부분에서는 오히려 시동압력이 높아지는 것을 확인하였다.

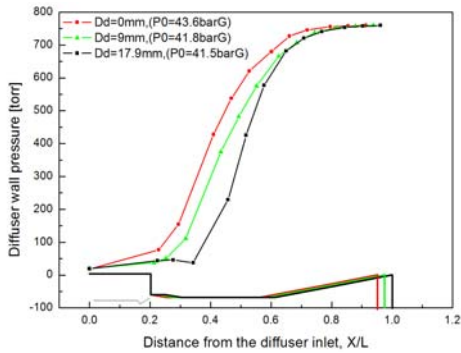


Fig. 1 Pressure distribution at wall

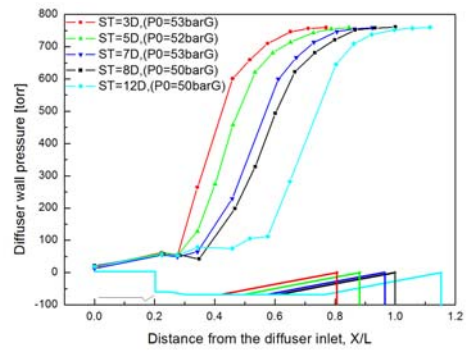


Fig. 3 Pressure distribution at wall

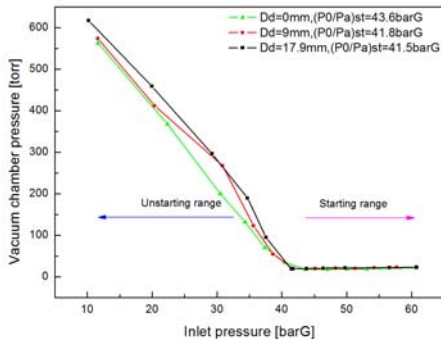


Fig. 2 Vacuum chamber pressure

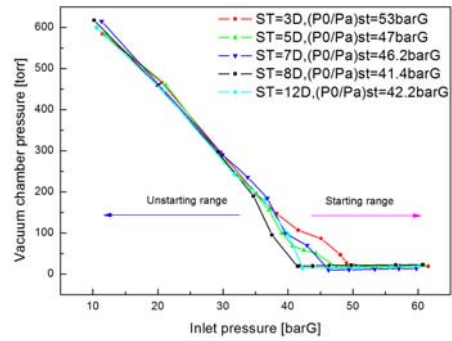


Fig. 4 Vacuum chamber pressure

### 3.2 2차목 길이(Lst) 변화

2차목 길이(Lst)와 2차목 직경(Dst)의 비를 Table 1에서와 같이 3, 4, 5, 7, 8, 12 Dst 로 변화시켜가며 실험을 수행하였다. Fig. 3은 2차목 길이에 따른 벽면의 압력 분포를 보여주고, Fig. 4는 2차목 길이와 1차 노즐 전단 압력 변화에 따른 진공챔버 압력을 보여준다. Fig. 3에서 2차목 길이가 짧을수록 외기와의 압력 회복을 하는 위치가 앞쪽으로 당겨가는 것을 확인 할 수 있다. Fig. 4에서는 2차목 길이가 길어질수록 시동압력이 낮아지는 것을 확인하였고, 선행 연구에서 설계된 기본 설계 값인 8 Dst 이상에서는 거의 변화가 없는 것을 확인하였다. 이러한 실험 결과로 미루어 볼 때, 1차 노즐 전단압력을 높이면 압력 회복의 위치가 뒤로 이동하게 되어 2차목 길이가 짧아질수록 높은 시동압력이 필요한 것으로 판단된다.

### 3.3 확산부 길이(Ls)변화

디퓨저 확산부 직경은 시동압력에 영향을 주는 주요 변수로 알려져 있다. 확산부 길이에 따른 시동압력을 보기 위하여 확산부의 길이를 0, 0.5, 1 Ld 로 변화시켜가며 실험을 수행하였다. Fig. 5, 6은 이전 실험들과 마찬가지로 2차목 길이에 따른 벽면의 압력 분포와 2차목 길이와 1차 노즐 전단 압력 변화에 따른 진공챔버 압력을 각각 보여준다. Fig. 4에서 확산부의 유무에 따라 압력 회복하는 위치가 달라지는 것을 확인 할 수 있었다. 나머지 0.5, 1 Ld의 경우는 동일한 경향을 보이는 것으로 보아 두 경우 모두 과 설계점인 것으로 판단된다. Fig. 5에서 볼 수 있듯이 확산부의 직경이 작을 수록 시동압력이 높아지는 것을 확인 하였고, 디퓨저 벽면의 압력 분포와 마찬가지로 0.5, 1 Ld의 경우는 비슷한 경향을 보였다.

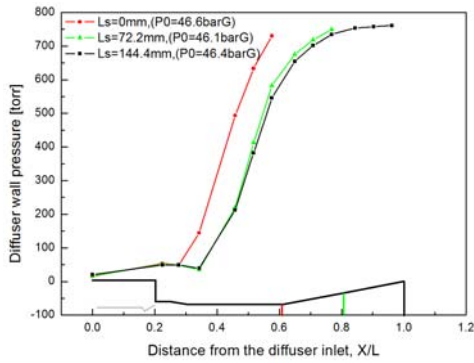


Fig. 5 Pressure distribution at wall

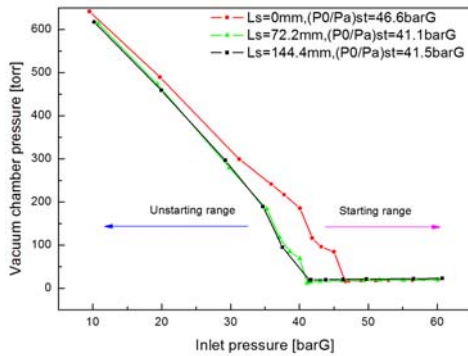


Fig. 6 Vacuum chamber pressure

#### 4. 결 론

본 연구는 고고도 환경 모사시험 기법에 대한 기초 연구로서, 상온의 고압 질소 가스를 이용하여 축소형 2차목 초음속 디퓨저의 주요 설계 변수에 대한 디퓨저 내부와 진공 챔버 내부의 압력 특성 및 압력 분포를 파악하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 디퓨저 입구길이(Ld)에 따라 1차 노즐을 지난 유동이 디퓨저 벽면까지 팽창하는 면적 변화가 수반되어 진공도에 영향을 주지만, 그 영향이 크지는 않다.
- 2) 2차목 길이(Lst)가 점점 길어질수록 압력회복이 되는 지점이 후방으로 밀려났으며, 이차

목 길이가 짧을수록 1차 노즐의 전단 시동 압력이 점점 커져야 한다는 것을 알 수 있었고, (Lst/Dst)가 8이상에서는 거의 변화가 없는 것으로 확인 되었다.

- 3) 디퓨저 확산부 길이(Ld)에 따라 시동압력은 변화하게 되며, 확산부 직경이 작을수록 시동압력은 높아졌다.
- 4) 1차 노즐의 전단압력이 디퓨저의 시동압력 보다 클 경우 디퓨저 내부의 특정 지점에서 압력 구배 현상이 확인 되었고, 이것이 경사 충격파에 의한 것으로 판단되어진다.
- 5) 경사 충격파 이후로 디퓨저 길이 방향으로 선형적인 압력 회복을 보였으며, 1차 노즐의 전단압력이 높을수록 압력 회복 시점이 다소 지연되는 경향을 보였다.

#### 후 기

본 연구는 교육과학기술부의 인재양성형 학연 협력강화사업의 기술 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

1. 문윤완, 김승한, 설우석, "로켓엔진 고공환경 모사 설비에서 디퓨저 형태에 따른 작동 압력비 고찰", 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2009
2. E.J.Roschke, P.F.Massier, H.L.Gier, 1962, "Experimental Investigation of Exhaust Diffuser for Rocket Engines," Technical Report No.32-210.
3. 박진호, 이양석, 김중일, 고영성, 김선진, 김유, 김승한, "2차목 초음속 디퓨저 설계에 관한 연구", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2011