

# 고도모사용 2차목 디퓨저 시동을 위한 디퓨저 팽창비 설계기법에 관한 연구

박성현\* · 박병훈\* · 임지환\* · 윤웅섭\*\*

## Investigation concerning Design Method of the Diffuser Expansion Ratio Commanding a Starting of the Second Throat Exhaust Diffuser for High Altitude Simulation

Sunghyun Park\* · Byunghoon Park\* · Jihwan Lim\* · Woongsup Yoon\*\*

### ABSTRACT

Starting characteristics of the axi-symmetric second throat exhaust diffuser (STED) with zero-secondary flows are numerically investigated. Renolds-Average Navier-Stokes equations with a standard  $k-\epsilon$  turbulence model incorporated with enhanced wall treatment are solved to simulate the diffusing evolutions of the nozzle plume. Minimum (optimum) starting pressure difference of 20~25% between 1-D theory and the measured data validated from previous results[5] is also applied to predict the range of an effective diffuser expansion ratio ( $A_d/A_t$ ) in this system.

### 초 록

이차유동이 없는 초음속 디퓨저를 사용하는 고도모사용 지상시험장치의 주요 형상변수인 디퓨저 팽창비 최적설계를 위해 시동특성 측면에서 수치해석을 수행하였다. 기수행 연구에서 검증된 1차원 설계와 실험 결과와의 시동압력 차이 20~25%를 적용해, 본 연구에서는 최대추력노즐 사양에 대해 시동 가능한 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ ) 범위를 예측했다. 이 구간에서 팽창비 증가에 따른 진공챔버압력의 변화는 미미했으며, 실제 로켓모터의 시동여부 및 연소에 의한 유동정상화 시간을 고려해 팽창비가 결정되었다. 또한, 역설계를 통해 디퓨저 특성곡선을 그려본 결과, 최소(최적) 시동압력은 40기압으로 1차원 설계에 20%를 적용한 시동압력 39.6기압과 거의 일치하는 것으로 나타났다.

Key Words: High Altitude Test(고고도 시험), Second Throat Exhaust Diffuser(2차목 디퓨저) Vacuum Chamber Pressure(진공챔버압력), Diffuser Starting(디퓨저 시동)

\* 연세대학교 대학원 기계공학과  
\*\* 연세대학교 기계공학과  
연락처, E-mail: danjy80@yonsei.ac.kr

### 1. 서 론

고공 환경의 낮은 압력에서 최대성능을 발휘

하도록 설계된 고 팽창비 노즐 로켓모터는 지상 시험 시 설계 노즐출구압보다 높은 대기압에 의한 역압력 구배가 발생하는 동시에 질량유량의 연속과 대기압에 순응하기 위한 비선형 현상인 충격파를 수반하여 이에 따라 유동 박리가 발생한다. 이를 피하기 위해서는 고공에서의 저압환경을 모사할 수 있는 지상시험방법이 적용되어야 하는데, 여러 지상시험방법 중 초음속 디퓨저와 진공챔버를 결합한 형태의 이젝터-디퓨저가 널리 사용되고 있다. 이 장치는 저압구현을 위한 펌프나 2차 유체와 같은 별도의 흡입장치가 요구되지 않고 노즐 플럼의 운동량을 구동력으로 하므로 단순하며 신뢰성이 있는 것으로 보고되고 있다.

특히, 2차목 디퓨저(STED: Second-Throat Exhaust Diffuser)는 이전에 연구된 일정단면적 디퓨저(CAED: Constant-Area Exhaust Diffuser) 형태[4]에서 2차목을 사용해 단면적을 줄여줌으로써 이젝터-디퓨저의 시동성능을 향상시킬 수 있다[Fig. 1]. 이 때, 고정된 노즐 사양에 대해 이론적인 2차목 직경( $D_{st}$ )은 디퓨저 입구 직경( $D_d$ )과의 질유량 조건에 의해 결정되고, 2차목 팽창 조건을 만족시키면서 디퓨저는 시동된다.

따라서 본 연구에서는 고폽창비 최대추력노즐에 대한 2차목 이젝터-디퓨저를 구성하는 주요 설계변수 중의 하나인 디퓨저 입구 면적( $A_d$ ) 대 노즐목 면적( $A_t$ )의 비인 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ )가 시동성능 및 진공도 측면에서 어떻게 설계되며, 최종적으로 결정되는 과정에 대한 타당성을 확보하는 것이다.

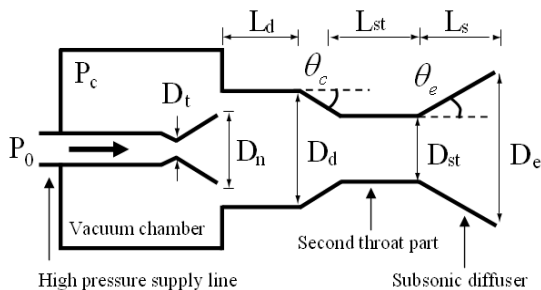


Fig. 1 A Schematic showing essential design parameters of a Second Throat Exhaust Diffuser (STED)

## 2. 지배방정식 및 수치기법

2차목 디퓨저 내 초음속 난류유동장 해석을 위하여 2차원 축대칭 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) Equation 을 기반으로 한 Fluent 6.3이 사용되었다. 이는 디퓨저 내부유동 현상에 대해서는 고정확도의 적극코드와 상용코드를 비교해도 거의 비슷한 정확도를 보인다[6].

수송방정식의 보존특성을 만족시키기 위해 FVM(Finite Volume Method)이 적용되었으며, 공간차분기법으로 Roe FDS를 사용했다. 난류모델은 표준  $k-\epsilon$  모델에 벽 근처 분자점성에 의한 복잡한 박리현상까지 고려된 enhanced wall treatment를 사용했다. 이는 경계층 내부 viscous sublayer까지 모사하면서 저 레이놀즈  $k-\epsilon$  모델과 유사한 역할을 하게 된다[4]. 또한, 작동유체는 고온의 연소 혼합가스로서 열량적 완전 기체인 공기로 가정하고 비열비는 일정하게 유지시켰다.

## 3. 1차원 이론을 이용한 STED 설계

고고도 환경 모사용 2차목 디퓨저 설계에 대한 연구는 1960-70년대에 걸쳐 1차원 이론과 주로 실험적인 방법을 통해서 형상을 결정해 왔으며, 이는 노즐팽창비가 작은 경우에 한해 조사되었다[1]-[2]. 1990년대 이후로 고폽창비 로켓노즐에 대한 다양한 해석이 가능해 지면서 진공성능 및 시동조건을 목적함수로 1차원 이론과 실험을 통해 설계를 수행하고 다차원 수치해석 결과와 실험데이터를 통하여 비교 검증하였다[3].

1차원 이론은 수직충격파 전후의 유동을 등엔트로피로 가정하고 충격파에 의한 열역학적인 변화량에 대한 관계를 가정한 것이다. 수직충격파 이론을 도입한 이유는 2차목 디퓨저 설계를 수행하기 이전에 성능달성을 위한 이상적인 디퓨저 입구 직경, 2차목 직경, 그리고 디퓨저 출구 직경을 결정하기 위해서이다. 이로부터 최소(최적) 시동압력을 예측하고, 주어진 노즐 조건에 적합한 디퓨저 직경을 이론적으로 구할 수

있다. 그리고 1차원 설계 방법의 정확성을 검토하기 위해 팽창비가 작은 공압시험용 축소형 노즐과 2차목 형태 디퓨저를 제작해 실험을 수행하였으며 1차원 예측결과와 비교 하였다[5].

Table 1 Test matrix for 2-D analysis and experiment

parameter	CASE A	CASE B	CASE C	CASE D
$A_d / A_t$	30	40	50	60
$A_n / A_t$	25	25	25	25
$P_0$	2-17	2-23	2-28	2-35

Table 1은 설계에 사용된 노즐 및 디퓨저의 면적 그리고 작동압력을 요약한 것이다. CASE A~D로 나누어 동일한 노즐 팽창비( $A_n/A_t=25$ )에 대해서 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ )를 30~60까지 10 간격으로 증가시키면서 설계, 시험하였다. 노즐 전압력( $P_0$ )의 범위가 다른 이유는 1차원 이론으로 최소 시동압력을 예측한 결과,  $A_d/A_t$ 가 30에서 60으로 증가함에 따라  $P_0$ 가 각각 12.7, 16.7, 20.6, 24.4기압으로 계산됨에 따라 시동 이후에 불필요한 계산을 피하기 위해 범위를 제한했다.

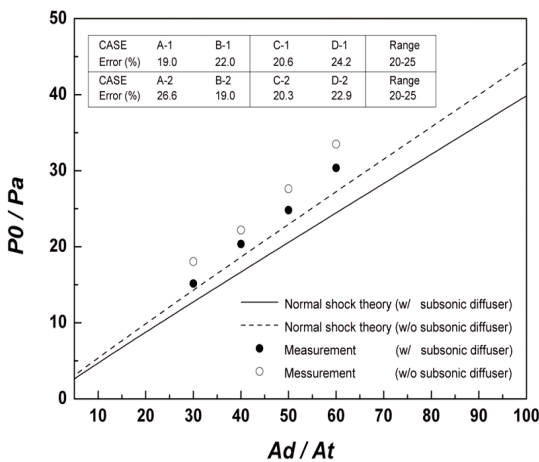


Fig. 2 Evacuation Optimum starting pressure predicted by 1-D theory and deviation from the measurement [5]

Figure 2에서는 1차원 설계에서 요구하는 최소 시동압력과 실제 공압시험에서의 결과를 비교해 보았다. 그래프 상단의 테이블에서 A-1~D-1은 아음속 디퓨저가 있는 경우이고, A-2~D-2는 아음속 디퓨저가 없는 경우이다. 전자의 경우가 디퓨저 팽창비에 따른 시동압력이 더 낮게 예측되는 것으로 알려져 있으며, 위의 공압시험 결과를 바탕으로 두 경우 모두 1차원 시동압력에 비해 대략 20~25% 정도 높다는 것이 실험적으로 확인되었다. 이러한 차이를 보이는 이유는 1차원 이론이 수직충격과 전후의 유동을 등엔트로피로 가정하고 있기 때문에 점성 및 경사충격파에 의한 운동량 손실을 고려하고 있지 않기 때문이다.

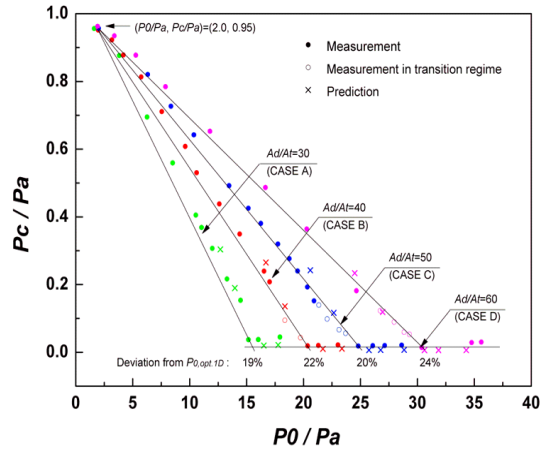


Fig. 3 Evacuation The comparison of starting pressure through characteristic curve of Case A, B, C, and D from Table 1 [5]

Figure 3은 Fig. 2에서 실험적으로 확인된 20~25% 시동압력 차이를 수반하는 설계방법의 타당성을 좀 더 구체화시키기 위해 노즐전압력 ( $P_0$ ) 전 구간에 걸쳐 2차원 수치해석 및 공압시험을 반복 수행한 이전의 결과를 나타낸다. 디퓨저가 시동되면서 세로축의 진공챔버압력( $P_c$ )은 급격히 감소하면서 진공상태로 유지되며, 이후 노즐 전압력의 증가에 따라 거의 일정하게 유지된다. 또한, 디퓨저의 단면적( $A_d/A_t$ )가 30, 40, 50, 60일 때 최초로 시동되는  $P_0$  는 각각 15.1,

20.4, 24.7, 30.3기압임을 알 수 있는데 이 값들이 최소(최적) 시동압력이 된다. Fig. 3의 실험데이터 역시 디퓨저 직경변화에 따라 최소 시동압력은 1차원 설계와 20~25%의 편차를 보이는 것을 알 수 있다[5].

이를 통해 1차원 가정을 통해 예측된 최소(최적) 시동압력보다 실제 수치해석에서 시동에 필요한 입력압력이 디퓨저 팽창비에 따라 다소 차이는 보이지만 최소 20% 정도 높게 되어야 함을 확인했다. 이러한 과정을 거쳐 최종 디퓨저 팽창비를 결정하기 위해 보정된 시동압력을 적용하였다.

#### 4. 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ ) 결정 과정

디퓨저 설계과정은 주어진 노즐 팽창비와 노즐전압력에 대해 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ ) 결정이 선행되어야 한다. 작동조건을 고려해 초음속 유동이 디퓨저 입구부 벽면에 충돌할 때 1차 수직 충격파에 의한 설계압력을 가정하고 노즐전압력과 압력 차이로 설계마하수가 정해진다. 그리고 설계마하수-면적비 공식을 이용해 디퓨저 팽창비가 정해지면 노즐에서 디퓨저 입구부까지 등엔트로피 가정에 의한 1차원이론을 적용할 수 있다.

본 연구에서 사용된 최대추력노즐은 노즐 팽창비( $A_n/A_t$ )가 91.5이고, 전압력( $P_0$ ) 및 전온도( $T_0$ )는 각각 47.6기압, 3533K이다. 또한, 연소가스를 열량적 완전기체로 가정하여 정압비열, 정적비열, 그리고 비열비는 일정하게 고정시켰다.

그리고 연소가스의 비열비를 가지고 아음속 디퓨저가 존재하는 2차목 디퓨저(STED)의 1차원 설계를 바탕으로 이론적으로 구한 디퓨저 팽창비에 따른 최소 시동압력과 20% 편차를 가정한 설계 시동압력을 Table 2에 정리하였다. 또한, Table 2의 1차원 설계를 통해 동일한 디퓨저 팽창비에서 2차목 디퓨저(STED)를 사용한 경우에 일정단면적 디퓨저(CAED)보다 시동압력이 대략 50~60% 정도로 현저히 낮아진다는 것을 확인할 수 있다.

Table 2 Optimum starting pressure range through 1-D prediction of STED and CAED

Type	Starting Pressure (atm)	Diffuser expansion ratio ( $A_d/A_t$ )				
		110	120	130	140	150
STED	1-D design	30.5	33	35.4	37.9	39.5
	Deviation 20%	36.6	39.6	42.5	45.5	47.4
CAED	1-D design	57.1	62.1	67	71.9	76.8

여기서 디퓨저 팽창비가 150일 때 20% 편차를 고려하면 시동압력은 47.4기압으로 Table 2에서 기준이 되는 노즐 설계 전압력 47.6기압에 근접했음을 알 수 있다. 이를 통해 시동 가능한 디퓨저 팽창비는 노즐 팽창비 91.5보다 크고 설계 전압력보다 작은 150 이내의 범위가 됨을 예상할 수 있었다. 이후 Table 2에 제시된 5개의 디퓨저 팽창비 110~150에 대해 2차원 수치해석을 수행하였으며, 그 결과 시동여부 및 시동되었을 때의 진공챔버압력( $P_c$ )은 Table 3을 통해 확인할 수 있다.

Table 3 The results of analysis for diffuser starting as diffuser expansion ratio

Type	Diffuser Starting	Diffuser expansion ratio ( $A_d/A_t$ )				
		110	120	130	140	150
STED	Starting Yes or No	Y	Y	Y	Y	N
	$P_c$ (psi)	0.41	0.3	0.26	0.23	-
CAED	Starting Yes or No	N	N	N	N	N

Figure 4는 각각에 대한 마하수 컨투어를 나타내며, 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ ) 110~140 범위에 대해서만 시동이 되었다. 여기서는 이들의 개략적인 비교 및  $A_d/A_t=150$ 에서 디퓨저 시동이 실패한 이유를 보이고 있다. 일정노즐 조건하에서 디퓨저 팽창비가 커지면 2차목 후방에서 발생하는 수직충격파 위치가 상부로 이동하게 된다.

$$A_d/A_t = 110 \rightarrow 120 \rightarrow 130 \rightarrow 140 \rightarrow 150$$

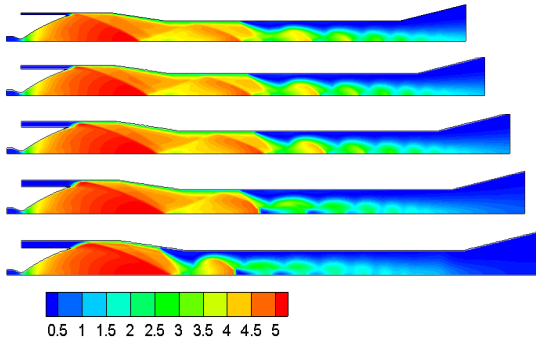


Fig. 4 Mach number contour as diffuser expansion ratio

디퓨저 팽창비 결정은 시동구간에서 유동의 불안정성이 없는 디퓨저의 소형화가 기준이 된다. 따라서 Fig. 4의 등마하수 선도의 비교를 통해 유동 박리점이 2차목 상부에 위치하고 마하 디스크가 발생하는  $A_d/A_t=150$ 을 제외한 시동 가능한 디퓨저 팽창비를 110~140으로 제한했다. 이 팽창비가 작을수록 고정된 노즐목 직경에 대해 디퓨저 입구 직경이 작다는 것을 의미하며, 이론적으로 결정되는 2차목 직경과 아음속 디퓨저 출구 직경도 동시에 줄어든다. 하지만 디퓨저 팽창비가 110인 경우처럼 노즐출구와 디퓨저 벽면 사이의 간극이 너무 작아지게 되면 진공챔버의 압력이 저압으로 정상화되기 까지 많은 시간이 소요되며, 이는 일정 연소시간의 로켓모터 시험에 불리하게 작용한다. 따라서 시동여부와 유동 정상화 시간을 고려하면 팽창비 120정도가 정상, 비정상 성능 면에서 적당할 것으로 판단되어 이를 기준으로 하여 다음의 형상변수를 검토하였다. Fig. 1의 형상변수를 가지고 이론적으로 구할 수 있는 단면에 대한 정보( $D_d$ ,  $D_{st}$ ,  $D_e$ )를 제외한 길이 정보( $L_d$ ,  $L_{st}$ )와 수축 및 팽창각( $\theta_c$ ,  $\theta_e$ )은 고폽창비 노즐에 대한 비슷한 조건의 노즐전압력 범위를 제시한 다른 논문에서의 결과를 참고하여 기준형상  $L_d/D_d=1$ ,  $L_{st}/D_{st}=8$ ,  $A_d/A_{st}=1.94$ ,  $\theta_c=6^\circ$ ,  $\theta_e=10^\circ$ 에 대해 디퓨저 성능을 계산하였다[1]-[2].

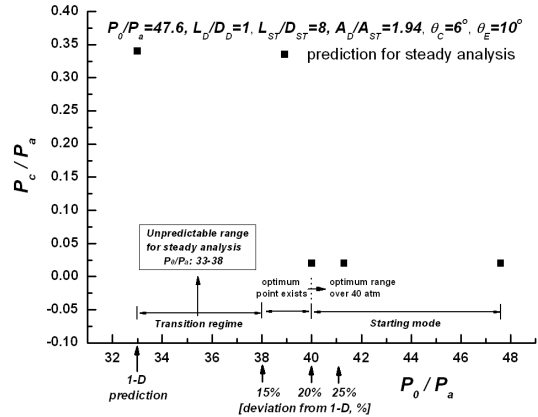


Fig. 5 Optimum starting pressure through 2-D analysis with reference design parameters at  $A_d/A_t=120$

Figure 5는 앞에서 결정된 기준형상을 가지고 디퓨저 정상해석으로부터 구한 노즐전압력에 따른 진공챔버압력 변화의 특성곡선이다. 1차원적으로 시동에 필요한 압력을 예측한 후 다차원 해석을 수행한 결과, 33기압에서는 디퓨저가 시동되지 않았고 40기압 이상에서 시동됨을 알 수 있다. 33~40기압 사이는 앞서 언급했던 디퓨저 천이구간으로써 수렴되지 않는 범위이다. 이를 통해 최소 시동압력은 40기압 이상이 됨을 알 수 있으며, Table 2에서 보인 디퓨저 팽창비 120에 대한 20%를 편차를 고려한 예상압력 39.6기압과 거의 차이가 없음을 확인했다.

## 5. 결 론

최대추력노즐에 대한 고도모사용 2차목 디퓨저 설계를 위해 고려해야 할 주요 성능 파라미터인 디퓨저 팽창비가 결정되는 과정을 수치적으로 분석하고 타당성을 검토하였다.

1) 수행된 2차원 수치해석이 1차원 이론으로 예측된 최소(최적) 시동압력보다 약 20% 높다는 기존의 연구결과를 바탕으로 주어진 노즐전압력 (46.7기압)에 대해 디퓨저 팽창비 범위를 예측하였다. 각 팽창비에 대해 마하수 컨투어 및 진공

챔버압력을 수치적으로 비교한 결과, 최적의 디퓨저 팽창비( $A_d/A_t$ )는 120으로 결정되었다.

2) 디퓨저 팽창비 120에 대한 타당성 검토를 위해 디퓨저 특성곡선을 그려 본 결과, 최소 시동 압력이 40기압으로 1차원 설계에 20%를 적용한 압력 39.6기압과 거의 일치함을 수치적으로 확인했다.

#### 참 고 문 헌

1. R. C. Bauer, R. C. German, "The effect of second throat geometry on the performance of ejectors without induced flow," AEDC-TN-61-133, 1961
2. Taylor, D., "Ejector design for a variety of application," AGARDograph #163, 1969
3. Annamalai, K., Visvanathan, K., Sriramulu. V. and Bhaskaran, K, A., "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models," Experimental Thermal and Fluid Science, 17, pp. 217~229, 1998
4. Park, B.H., Lim, J.H., Yoon, W.S., "Fluid dynamics in starting and terminating transients of zero-secondary flow ejector," Heat and Fluid Flow, Vol. 29, Issue 1, pp 327-339, 2008
5. Lim, J.H, Park, B.H., Yoon, W.S, "Parametric Investigation on the essential flow factors commanding steady operations of the second throat exhaust diffuser," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008
6. Park, S.H, Park, B.H., Lim, J.H, Yoon, W.S, "Improvement of starting performance in supersonic exhaust diffuser with second throat for high altitude simulation," 30th KSPE Spring Conference, 2008