

## 2차목에 의한 고고도 모사용 초음속 디퓨저 시동성능 향상

박성현\* · 박병훈\* · 임지환\* · 윤웅섭\*\*

### Improvement of Starting Performance in Supersonic Exhaust Diffuser with Second Throat for High Altitude Simulation

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

#### ABSTRACT

Performance characteristics of the axi-symmetric supersonic exhaust diffuser (SED) with a second throat are numerically investigated. Computational strategy repeats those for a straight exhaust diffuser with zero-secondary flows. Renolds-Average Navier-Stokes equations with a standard  $k-\varepsilon$  turbulence model incorporated with standard wall function are solved to simulate the diffusing evolutions of the nozzle plume. The methodology is validated with accuracy. To predict the improvement of starting performance by second throat diffuser, diffuser characteristic curve due to the SED equipped with the second throat is speculated with respect to that of a straight area type as a function of nozzle stagnation pressure. Principal physics caused by the of the second throst is also addressed in terms of a second throat area ratio.

#### 초 록

초음속 디퓨저를 사용하는 고도모사 장치에서 기존에 연구되었던 일정단면적 형태를 개선해 2차목 형태 디퓨저의 효과를 고찰하였다. 기 수행 된 일정단면적 디퓨저 정상상태 해석 결과 및 공압시험 데이터를 바탕으로 본 연구의 해석방법을 검증하고, 2차목에 의한 효과를 정량화시키기 위해 노즐전압력과 2차목 면적에 따른 시동성능과 진공챔버압력 변화에 관하여 해석하였다. 일정단면적 디퓨저 내부 벽면 및 중심축을 따른 압력데이터 비교에서 일치하는 거동을 확인했으며, 2차목의 사용에 의해 시동을 위한 노즐 전압력이 현저히 낮아짐을 알 수 있었다. 저팽창비 노즐 사용으로 인하여 2차목에 의한 진공챔버 내 압력 변화는 거의 없음을 관찰하였다.

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

\* 연세대학교 대학원 기계공학과

\*\* 연세대학교 기계공학과

연락처, E-mail: danjy80@yonsei.ac.kr

고고도 환경의 추진체 성능모사를 위한 지상 시험장치는 주로 진공챔버 내 이차유동 공급이 없는 이젝터 시스템을 이용한다. 일반적으로 고공 환경에서 사용되는 로켓 모터의 노즐을 지상 시험하는 경우, 노즐 내부에서 대기압에 의한 역압력 구배로 인해 유동 박리가 발생하고 정상 추력 성능을 왜곡하게 된다. 따라서 고고도에서의 낮은 외기압을 모사하기 위해 본 연구에서는 초음속 디퓨저를 사용한 이젝터-디퓨저 형태의 시험장치를 적용하였다. 이 형태는 노즐 후방에 디퓨저를 설치하여 노즐에서 분사되는 초음속 제트의 강한 모멘텀에 의한 엔트레인먼트 효과에 의해 챔버 내부로부터 2차 유동을 발생시키고, 그로 인해 챔버 내부가 진공 상태가 되게 함으로써 고공에서 작동하는 로켓 모터의 외부 환경을 구현하도록 한다.

이젝터-디퓨저 형태의 고공 환경 모사 장치에 대한 기존 연구는 주로 일정단면적 또는 2차목 형태의 디퓨저에 대한 진공성능 및 시동조건에 초점이 맞춰져있다[1-2]. 또한, K. Annamalai 등은 디퓨저 특성곡선을 통해 구동전압 조건에 따른 일정단면적 디퓨저의 시동모드를 구분하였고, 이후 연구에서는 디퓨저 벽면에 일정한 간격으로 radial shock generators를 설치함으로써 디퓨저 성능 개선을 도모하고, 1차원 디퓨저 설계 이론과 비교 검증하였다[3-4].

Figure 1과 같이 일정단면적 형태가 아닌 2차목 디퓨저를 사용할 경우, 일정단면적 디퓨저에 비해 얻을 수 있는 효과는 크게 두 가지로 요약된다. 첫 번째는 진공챔버 압력을 더 떨어뜨림으로써 더 높은 고도 환경을 모사할 수 있다는 것이다. 이러한 효과는 고펡창비 노즐일수록 크게 나타나는 것으로 알려져 있으며, 본 2차목 디퓨저 연구에 사용되는 노즐은 기연구 노즐과 동일한 것으로 팽창비가 크지 않기 때문에 일단 시동되면 진공챔버압력 차이가 거의 없을 것으로 예상된다. 두 번째는 시동 가능한 작동압력을 줄여 시동성능을 향상시킬 수 있다. 작동초기에 초음속 유동이 2차목에서 먼저 완전발달되고, 이후 빠르게 디퓨저 입구에서 시동되기 때문에 디퓨저 입구면적이 아닌 2차목 면적에 대한 질유량

조건만 만족시키면 더 낮은 작동압력에서 시동이 가능해진다.

따라서 이번 연구의 일차적인 목적은 고펡창비 노즐에 대한 2차목 디퓨저 성능해석 및 공압 시험을 통한 검증에 앞서 현재 2차목 설계기법 및 방법론이 적용된 해석결과를 바탕으로 기존의 일정단면적 연구 결과와 비교해 2차목에 의한 시동성능 향상을 정량화 시키는 것이다. 또한, 동일한 작동압력에서 2차목 면적비에 따른 진공성능이 어떤 차이를 보이는지 논의하고 추후 진행될 고펡창비 노즐연구에 대한 타당성을 제시하는 것이다.

본 연구에서 사용된 2차목 설계사양은 2차목 길이대 직경비( $L_{ST}/D_{ST}$ )가 5이고, 노즐팽창비( $A_N/A_T$ )와 디퓨저팽창비( $A_D/A_T$ )는 각각 5.68, 28.4 이다[Fig. 1].

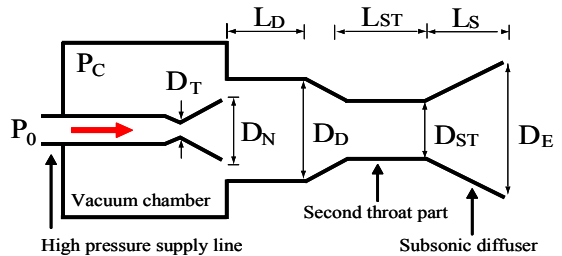


Fig. 1 A Schematic showing essential design parameters of a second throat exhaust diffuser

## 2. 지배방정식 및 수치기법

Reynolds-Averaged N.S equation(RANS)을 기반으로 한 Fluent v6.3을 가지고 수치해석을 수행하였다.

일반화된 수송방정식의 보존특성을 만족시키기 위해 FVM(Finite Volume Method)이 사용되었고, 가상시간적분은 완전 내재적(Fully Implicit)인 방법을 사용했다. 공간차분기법으로서 Roe FDS는 carbuncle이나 expansion shock과 같은 비물리적인 현상이 발생하기 때문에, 벽면에서 충격파를 보다 정확하게 예측하고 수렴

성이 개선된 AUSM(Advection Upstream Splitting Method) 기법을 사용했다.

난류모델은 일정단면적 형태의 이전의 연구에서 벽근처 분자점성에 의한 복잡한 박리현상을 고려한 저레이놀즈  $k-\epsilon$  모델이 사용되었으며 [6], 현재 Fluent v6.3에서는 표준  $k-\epsilon$  모델에 경계층 내부 fully turbulent region까지 예측 가능한 standard wall function으로 계산을 수행하였다. 그리고 2차목 디퓨저 수치해석을 위해 도입된 가정은 노즐전압력에 대한 실험데이터 및 작동유체를 제외하고 기수행 된 일정단면적 연구에서 사용된 것들과 동일하다[6]. 작동유체는 기연구에서 공압시험용 고압질소가스를 사용했으나, 현재 Fluent v6.3에서는 열량적 완전 기체인 공기로 가정하고, 점성계수와 열전도도는 표준상태에서 일정한 값을 사용하였다.

### 3. 해석코드의 적용성 검토

2차목 디퓨저 수치해석을 위한 상용코드 적용에 선행하여 기연구에서 사용된 일정단면적 디퓨저의 공압시험 데이터와 이를 통해 검증된 In-house code 해석결과를 가지고 본 연구의 방법론에 대한 타당성을 확보하였다[6]. Fig. 2는 디퓨저 길이대 면적비( $L/D$ )가 5인 경우, 디퓨저 입구부터 출구까지 벽면을 따라서 압력분포를 비교하고 있다.  $X/D$ 가 0.5인 지점에서 노즐에서 분사되는 초음속제트가 디퓨저 벽면에 충돌하면서 압력이 급격히 상승하고, 이후 충격파는 벽면에서 반사와 충돌을 반복하며 shock train에 의한 배럴형 유동구조를 만들게 된다. 그리고 일정 단면적 디퓨저 하류 아음속 영역에서의 유동은 벽면 모멘텀이 낮은 지역부터 벽과 분리되며 유동이 역류하고, 대기압의 영향으로 급격히 1기압으로 복원된다. 특히, 고속유동장의 혼합층이 형성되는 디퓨저 후방 벽 근처에서 난류 압축성 효과는 고려되어야 할 중요한 문제이며 Sakar의 모델을 적용한 이전의 연구결과를 잘 따르고 있음을 확인했다[Fig. 2].

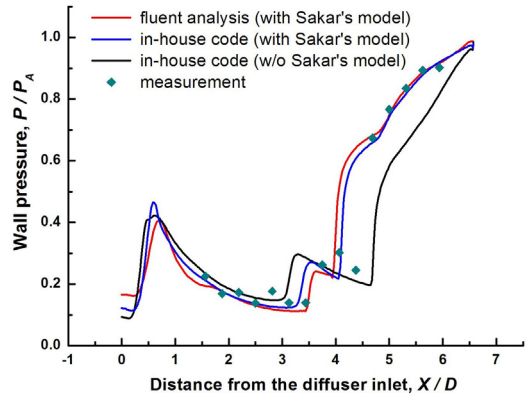
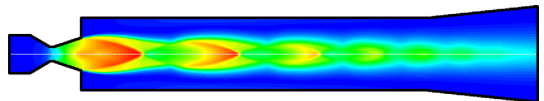
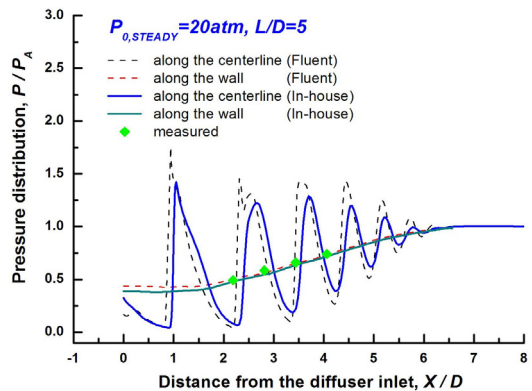


Fig. 2 Effect of turbulence compressibility model on downstream pressure distribution along the diffuser wall

Figure 3에서는 디퓨저 벽면 및 중심축을 따른 압력분포에 대해 2가지 모드(시동, 미시동 모드)로 나누어 디퓨저 유동구조가 다를 경우, 정상상태 수치해석 결과를 보여준다. 노즐전압력  $P_0$ 가 20기압인 경우에는 디퓨저 후방으로 갈수록 중심축을 따라 압력은 규칙적으로 복원되는데 반해, 45기압인 경우, 디퓨저 전방에서 초음속유동의 충돌과 반사가 발생하고 후방에서 팽창부에 의한 유동박리가 생기면서 압력이 불규칙적으로 회복된다.



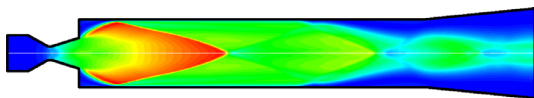
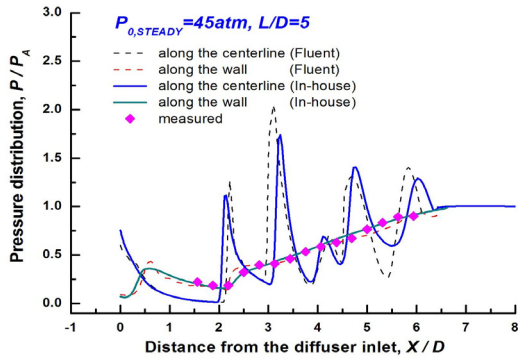


Fig. 3 Pressure distribution along the centerline and diffuser wall (upper), and mach number contour (lower) in different operating conditions,  $P_0=20, 45(\text{atm})$ ,  $L/D=5$

#### 4. 본 론

##### 4.1 시동성능에 대한 2차목의 영향

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. 따라서 팽창비를 알면 충격파 전후 압력비를 계산해 시동 가능한 노즐전압력 범위를 이론적으로 예측할 수 있고, 결국 진공챔버압력은 이것에 의해 결정된다.

2차목 형태의 경우, 디퓨저 입구부와 2차목에서 동일한 유량을 유지한다는 조건으로 2차목 면적비( $A_D/A_{ST}$ )는 디퓨저 팽창비( $A_D/A_T$ )의 함수로 정의되고, 이미 알고 있는 디퓨저 면적( $A_D$ )으로 2차목 면적( $A_{ST}$ )을 구하게 된다. 만약 디퓨저 후방에 Fig. 1과 같이 subsonic diffuser가 존

재한다면, 2차 충격파를 가정해 2차목 면적과 노즐 목의 팽창비로 마하수를 계산하고, 최종적으로 2차 충격파 이후 마하수와 디퓨저 출구 마하수 각각에 대한 등엔트로피 면적비의 비를 가지고 디퓨저 출구 면적을 구할 수 있다. 디퓨저 후방에 아음속 영역을 만들어 주는 이유는 이를 통해 대기압보다 약간 낮은 영역(0.8~0.9기압)을 형성함으로써 2차목 출구유동의 낮은 압력과의 상대적인 압력차를 줄여 수직충격파의 강도를 약하게 만들기 위해서이다. 이는 상부 노즐출구 유동에 영향을 줘서 아음속 영역이 없는 경우와 비교해, 국부적으로 주유동의 낮은 압력을 만족시키기 때문에 고도모사용 디퓨저의 주요 목적인 낮은 진공챔버압력을 구현하는데 필수적이다.

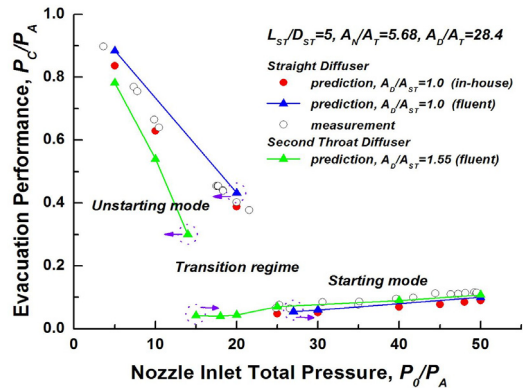


Fig. 4 Starting performance improvement of optimal designed second throat diffuser ( $A_D/A_{ST}=1.55$ )

Figure 4은 디퓨저 팽창비( $A_D/A_T$ )가 28.4에서 일정단면적( $A_D/A_{ST}=1.0$ ) 형태와 이론적으로 설계된 2차목 형태( $A_D/A_{ST}=1.55$ )를 각각 사용했을 경우 노즐전압력( $P_0$ ) 분포에 따른 진공성능( $P_C/P_A$ )에 대한 정상상태 해석결과를 나타낸다.

일반적으로  $P_0$ 의 변화에 따라  $P_C/P_A$ 는 불연속구간인 Transition regime(천이 영역)을 기준으로 왼쪽으로는 Unstarting mode(미시동 모드)와 오른쪽으로는 Starting mode(시동 모드)로 구별되며, 이러한 곡선을 디퓨저 특성곡선이라고 한다[6]. 기존의 일정단면적 연구에서  $P_C$ 는 이론적

시동압력인  $P_0/P_A$  가 22.5 근방에서 불연속적으로 감소되는 것을 확인했으며, 이는 노즐출구로 나온 초음속제트가 디퓨저 벽면에 충돌하면서 진공챔버는 노즐주유동에 의한 강한 축방향 모멘텀에 의해서만 영향을 받아 압력이 급격히 낮아지기 때문이다. 이러한 구간을 천이 시동영역으로 정의한다.

본 연구 목적인 시동성능 향상을 위한 2차목에 의한 효과를 비교하기 앞서 일정단면적 상용코드 해석결과를 비교해 본 결과, 시동되기 위한 최소노즐전압력은 26.5기압으로 나타났다. 이론적으로 예측된 22.5기압과 차이가 나타나는 이유는 1차원 이론이 충격과 전후 유동을 등엔트로피로 가정하면서 디퓨저 벽면에서 발생하는 마찰이나 점성에 의한 영향과 동시에 2차원에 의한 효과를 고려하지 않았기 때문이다. 이와 같이, 축대칭 디퓨저 해석에서는 시동시키는 데 더 높은 노즐전압력을 필요로 한다.

하지만, Fig. 4에서 이론적으로 설계된 2차목 면적비인  $A_D/A_{ST}=1.55$ 를 사용하였을 경우에는 시동에 필요한 노즐전압력이 15기압으로 일정단면적에서의 26.5에 비해 크게 감소된 것을 알 수 있다. 이유는 일정단면적 디퓨저는 노즐 출구 주유동이 직접 디퓨저 벽면에 충돌하면서 완전발달유동(fully developed flow)을 만드는 데 비해, 2차목 형태는 노즐 출구에서 박리현상 없이 나온 초음속 제트가 초기 유동발달과정 시 2차목에서 먼저 유동이 채워지기 때문이다. 일단 유동조건이 디퓨저 입구부 팽창비보다 2차목 팽창비를 만족시키면, 상부 주유동에 의해 노즐배압이 급격히 낮아지고 노즐출구에서 과소팽창이 발생하면서 유동이 빠르게 디퓨저 벽으로 채워진다. 또한, 이 과정에서 2차목 형상에 의한 충격과 구조도 디퓨저 입구부 노즐전압력 손실을 감소시켜 낮은 노즐전압력으로 시동되는 것으로 판단된다. 이것은 시동성능을 고려한 지상시험 수행 시, 초기 대기압 상태에서 작동압력을 서서히 증가시켜 종료시킬 때까지 작동구간을 증가시켜 더 넓은 범위에서의 유효 실험데이터를 확보할 수 있는 중요한 시스템적 장점을 지닌다.

이후 동일한 조건 하에 설계된  $A_{ST}$ 를 점점 줄이면서  $A_D/A_{ST}$ 가 1.55 이상으로 커지게 되면, Fig. 5에서 알 수 있듯이 작동압력에 따라 불규칙적인 진공성능을 보인다. 이런 이유로 더 이상 Fig. 4와 같이 불연속적인 구간을 중심으로 2개의 모드가 존재하는 디퓨저 특성곡선의 기능을 잃어버리게 된다. Fig. 5의  $A_D/A_{ST}$ 가 2.0 이상에서는 계산 부하 때문에 불연속이 시작되는 지점을 정확히 찾지 못했으며, 연속적으로 가정했다. 동일한 구간에서  $A_D/A_{ST}$ 가 증가하면서 노즐전압력비( $P_0/P_A$ )가 50인 위치에서 진공챔버압력이 급격히 회복되지만, 낮은 작동압력범위(10~15기압)에서 진공압력이 낮게 유지되는 구간을 확인했다. 이유는 2차목 면적이 줄어들면서, 노즐 주유동에서 나오는 유량조건을 2차목에서 만족시키면 디퓨저 입구에서 시동되지 않더라도 2차목을 통과하는 유동이 완전발달하면서 진공도가 형성되기 때문이다. 그리고  $A_D/A_{ST}$ 가 3.0에 근접하면서, 2차목 유량을 만족시키는 노즐전압력이 더욱 낮아지게 되고 노즐 내부에서 박리현상이 발생하기 시작한다. 상대적으로 낮은 모멘텀을 가진 주유동은 2차목에서 더 이상 유량조건을 충족시키지 못하고 전체적으로 진공압력이 높게 형성된다.

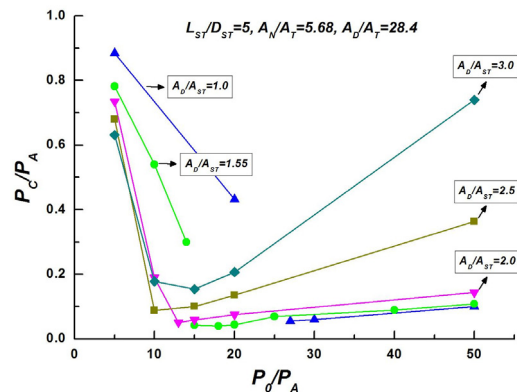


Fig. 5 Irregular evacuation performance ( $P_0/P_A$ ) as increasing the second throat area ratio ( $A_D/A_{ST}$ )

#### 4.2 2차목 면적비에 따른 진공챔버압력

일반적으로 동일한 고팽창비 노즐에 대해서 디퓨저 수축·팽창 파트 즉 2차목을 사용했을 경우, 일정단면적 디퓨저에 비해 고도모사장치의 주요 목적인 진공챔버압력을 더욱 낮게 만들어 원하는 고고도 환경을 구현할 수 있다. 이는 2차목 디퓨저 내부 관로가 디퓨저 입구로부터 일정 거리만큼 떨어진 지점을 기준으로 점차 수축함으로써 그 기하학적 형상으로 인해 다수의 경사 충격파가 발생되고, 2차목 관로 내부에 형성되는 충격파는 일정단면적 내부에 형성되는 충격파에 비해 약한 강도를 갖기 때문이다. 따라서 경사 충격파에 의한 압력 회복 구조를 통해 전압력 손실을 최소화하여 디퓨저 입구 벽면에서의 충격파 이전의 압력을 더욱 낮게 유지시켜준다. 결국 디퓨저가 시동될 때, 낮은 압력의 주유동이 가진 모멘텀이 진공챔버로 강하게 전달되면서 일정단면적 디퓨저를 사용했을 때보다 더 낮은 진공성능을 보이게 된다.

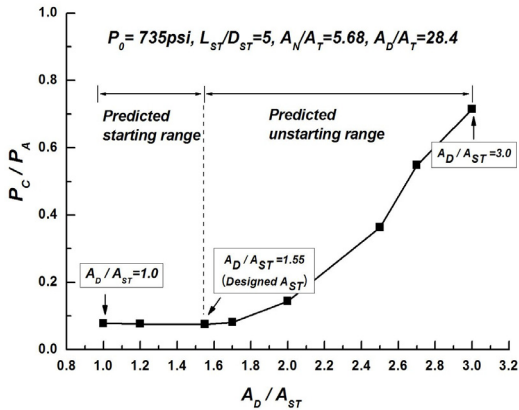


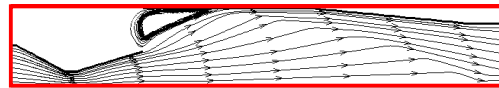
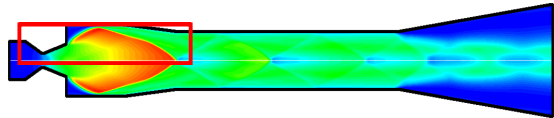
Fig. 6 Effect of second throat area ratio ( $A_D/A_{ST}$ ) on the pressure in the vacuum chamber ( $P_C/P_A$ )

Figure 6은 일정단면적 디퓨저에 2차목을 적용했을 때, 진공챔버압력의 변화를 나타낸다. 고정된 노즐전압력( $P_0$ )이 735psi(50기압)로 작동되었고, 디퓨저 입구부 설계진공도 1psi에 대한 디퓨저 팽창비( $A_D/A_T$ )는 28.4로 설계되었다.

초기 일정단면적( $A_D/A_{ST}=1.0$ )에서 시작해 X-

축을 따라서 고정된 디퓨저 면적( $A_D$ )에 대해 2차목 면적( $A_{ST}$ )을 점점 줄였을 때, 2차목 설계면적비  $A_D/A_{ST}=1.55$ 에서 챔버압력이 다소 감소하게 되고, 이후 설계면적비 이상이 되면서 진공챔버압력이 급격하게 대기압과 가깝게 회복되는 것을 알 수 있다. Fig. 6에서  $A_D/A_{ST}$ 가 1.0~1.55 범위에서 디퓨저가 시동되었다고 할 수 있으며, 이 구간에서 2차목 면적이 줄어들어도 불구하고 진공도에 거의 변화가 없는 이유는 본 연구에 사용된 노즐 팽창비( $A_N/A_T$ )가 5.68로 일반적으로 알려진 고고도용 노즐 팽창비 30~40에 비해 굉장히 작기 때문이다.

$$A_D/A_{ST}=1.55$$



$$A_D/A_{ST}=3.0$$

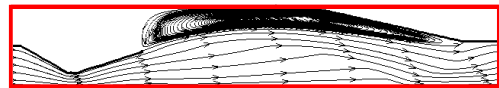
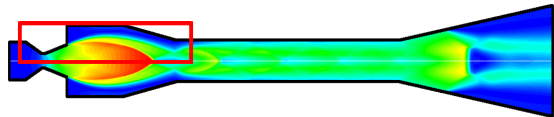


Fig. 7 Mach number contour (upper) and streamline (lower) in different second throat area ratios,  $A_D/A_{ST}=1.55, 3.0$

$A_D/A_{ST}$ 가 1.55 이상에서 압력선도에 급격한 구배가 생기는 이유는 Fig. 7에 제시된 마하수 컨투어 및 유선 비교하고 그 차이점을 통해 확인할 수 있다.

노즐목을 통과하는 최대 질유량은 노즐내부에서 충격파가 생기지 않는 등엔트로피 과정을 전제로 한다.  $A_D/A_{ST}=1.55$ 의 경우, 노즐출구에서 나온 초음속 유동이 디퓨저 입구에서 동일한 질

유량을 유지하며 2차목을 통과한다. 하지만  $A_D/A_{ST}$ 가 1.55 이상이 되면, 디퓨저가 과도하게 수축되면서 내부 유동이 2차목을 통과하지 못하고 역류하게 되고 점점 넓은 박리영역을 형성하여 결국 후방 유동이 진공챔버에 영향을 미치면서 압력이 상승한다[Fig. 7]. 이러한 원인은 충격과 전후에 전압력-면적비 관계식으로부터 설명된다. 디퓨저 입구부에서 1차원 수직충격과를 가정하고 디퓨저 팽창비에 의해 충격과 후방 전압력이 결정되면서 2차목 면적은 노즐목, 노즐전압력, 그리고 충격과 후방 손실된 전압력을 가지고 이론적으로 구할 수 있다. 이 때, 초음속 유동이 2차목을 통과할 수 있는 허용 질유량은 충격과 후방 전압력과 2차목 면적에 의해 결정된다. 따라서 2차목 면적이 작을 경우 즉  $A_D/A_{ST}$ 가 기준 이상이 되면 노즐 출구에서 계산된 질유량보다 적게 되어 일부는 2차목을 그대로 통과하지만, 나머지는 디퓨저의 수축부 벽면을 따라서 상부로 유동박리가 발생되면서 진공챔버압력은 높아지게 된다.

## 5. 결 론

노즐전압력과 2차목 면적비에 따른 디퓨저 성능해석을 수행하고, 해석의 적용성을 검토하기 위해 기수행된 일정단면적 디퓨저를 통해 그 차이를 비교했다.

1. 디퓨저 특성곡선을 가지고 시동성능에 대한 2차목 효과를 일정단면적과 비교했고, 2차목을 사용하면 더 낮은 작동압력에서 시동된다는 것을 수치적으로 정량화시켰다. 또한, 본 연구에 사용된 2차목 설계기법이 이론적으로 예측한 시동압력과 거의 일치하는 것을 확인했다.
2. 동일한 노즐조건에 대해 2차목 면적을 줄여가면서 진공챔버압력을 확인한 결과 노즐팽창비가 작아서 일반적으로 알려진 2차목에 의한 효과는 미약했다. 그리고 2차목 면적이 일정기준 이하가

되면 질유량이 통과하지 못해 오히려 진공챔버압력이 상승하는 것을 마하수 컨투어와 유선 비교를 통해 가시화시켰다.

## 참 고 문 헌

1. Delbert Taylor, "Ejector Design for a Variet of Applications," von Karman Short Course on Ejectors, March 17-22, 1969
2. Massier, P. and Roschke, E., "Experimental Investigation of Exhaust Diffusers for Rocket Engines," NASA-CR-51076, 1960
3. K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu, K. A. Bhaskaran, "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down models," Experimental Thermal and Fluid Science, Vol. 17, Issue 3, July, 1998, pp.217-229
4. K. Annamalai, T. N. V. Satyanarayana, V. Sriramulu, K. A. Bhaskaran, "Development of design methods for short cylindrical supersonic exhaust diffuser," Experiments in Fluid, 29, 2000, pp. 305-308
5. R. C. German, J. H. Panesci, "Improved method for determining second-throat diffuser performance of zero-secondary-flow ejector systems," AEDC-TR-65-124, 1965
6. Park, B.H., Lim, J.H., Yoon, W.S., "Parametric Investigation of Controlling Factors for Deceleration and Evacuation Qualities by Supersonic Diffuser," 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006
7. 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, February, 2008, pp.327-339