

# 초음속 디퓨저 시동 과정에 관한 수치 모사; 초기 진공도에 따른 디퓨저 내부 충격파 구조의 발달 과정

박병훈\* · 임지환\*\* · 윤웅섭\*\*\*

## Numerical simulation on starting transients in supersonic exhaust diffuser; evolution of internal shock structures with different initial cell pressures

Byung-Hoon, Park\* · Ji-Hwan, Lim\*\* · Woong-Sup, Yoon\*\*\*

### ABSTRACT

For the sea-level performance test of rocket motor designed to operate in the upper atmosphere, ejectors with no induced secondary flow are generally used, which serves dual purposes of evacuating the test cell and performing as a supersonic exhaust diffuser (SED). The main concern of this research is to simulate starting transients in order to visualize evolution of internal shock structures in SED with different initial cell (vacuum chamber) pressures. RANS code with low Reynolds  $k-\epsilon$  turbulence model was employed for these computations. Numerical results were compared with the pressure measurements previously performed [Proceedings of 2004 Annual Conference, KIMST], and showed good agreements with pressure-time history of measured data. In the case of low vacuum chamber pressure, abrupt impingement of the under-expanded supersonic jet from the nozzle onto the diffuser wall was observed, whereas initial impingement point was located downstream and moved slowly upstream in the case of non-vacuum chamber pressure. In spite of initially dissimilar evolution of shock structures, iso-mach contour revealed that the steady shock structures had little difference except the location of flow separation and normal shock.

Key Words: Ejector, Supersonic Exhaust Diffuser, Vacuum Chamber Pressure

### 1. 서론

노즐 팽창비가 큰 추진체의 성능 시험을 지상

에서 수행하기 위해서는 노즐 확대 팽창부에서 충격파에 의한 박리 현상(shock-induced flow separation)이 발생하지 않는 낮은 대기압 조건을 모사할 수 있는 장치가 필요하다. 본 연구는 이차 유동의 부과 없이 제한된 작동 시간 내에 높은 진공도를 구현할 수 있는 이젝터의 시동 과정에 대한 수치 해석을 수행하였다. 이번 연구

\* 연세대학교 대학원 기계공학과

\*\* 연세대학교 대학원 기계공학과

\*\*\* 연세대학교 기계공학과

연락처, E-mail: engineer@yonsei.ac.k

는 디퓨저 벽면을 따라 이차유동을 부과하여 연소 말기 진공 챔버 내부의 낮은 진공도를 지속시키는 장비의 개발에 선행하여, 기존에 수행된 실험적 연구 결과와 2방정식  $k-\epsilon$  난류 모델을 사용한 계산 결과를 비교하고 초기 진공도에 따른 천이과정에서의 디퓨저 내부 충격파 구조의 발달과정의 차이를 파악하는데 있다. 이러한 연구를 통해 디퓨저 시동과정을 모사하기 위해 본 연구에서 사용한 모델 및 방법론의 타당성을 평가할 수 있으며, 차후 진행될 실기형 장비의 연소 말기에 해당하는 디퓨저 작동 종료 시점에서 시간에 따른 진공 챔버 압력 상승량을 본 연구에서 사용한 모델과 방법론을 가지고 어느 정도의 정확성을 갖는 예측이 가능한지 간접적으로 확인해 볼 수 있다. 동시에 이번 연구 결과는 초기에 낮은 진공도를 확보함에도 불구하고 정상 상태에서 진공 챔버 내부 압력이 높게 유지되는 주요 원인을 파악하여, 차후 보다 낮은 진공도를 유지시키기 위한 디퓨저 설계에 반영될 수 있다.

이차 유동을 부과하지 않는 초음속 디퓨저는 고진공도를 구현하기 위한 이젝터의 특별한 경우로, 일정한 단면적을 갖는 실린더 형상의 초음속 디퓨저에 대해선 일차원 충격파 이론을 사용한 이젝터 내부 압력 회복 예측에 대한 이론적 연구에서부터 이젝터의 형상, 작동유체 그리고 작동 조건의 변화에 따른 디퓨저 시동 조건 및 구현 가능한 진공도에 이르기까지 다양한 연구가 진행되어왔다. 문헌[1]에서는 이젝터 특성을 예측하는 두 가지의 이론적인 모델과 함께, 이젝터 작동 원리 및 관련 파라미터 간의 정성적인 관계를 요약하고 있다. 문헌[2-3]에서는 디퓨저의 특성 곡선을 제시하고 초음속 디퓨저의 주요 형상과 비열비 등의 변화에 대한 시동 압력비를 찾고 실험 결과를 1차원 이론과 비교하여 제시하고 있으며 디퓨저 시동을 위한 디퓨저 길이 대 직경비( $L/D$ )의 최적치를 제시하였으나 디퓨저 내부 유동 구조에 대한 상세한 고찰은 이루어지지 않았다. 문헌[4]에서는 이젝터 내부 벽면 압력 및 중심축 상에서의 압력 분포를 제시하고 있으나 천이 과정에서의 이젝터 내부의 유동의

발달 과정에 대해선 언급되지 않았다. 이젝터 내부 유동에 대한 수치적 연구로는 문헌[5-8]에 제시된 것처럼 대부분의 기존 연구는 이젝터 길이에 따른 압력 측정치와 계산 결과를 비교하고 내부 충격파 구조를 제시하여 설명하고 있다. 그러나 기존에 수행된 수치해석 연구에서는 주로 정상 상태에서의 실험 결과와 수치 해석 결과를 비교하여 정상 상태 유동 구조를 설명하고 있으며, 진공 챔버 내부 압력의 시간 변화를 수반하는 디퓨저 시동 과정 및 디퓨저 작동 종료 과정에 대한 연구 결과는 제한적이다. 디퓨저 작동 초기 및 작동 말기의 천이 과정에 대한 연구는 궁극적으로 디퓨저 시동 시점과 작동 말기에 낮은 진공도를 유지시키기 위해 부과되어야 할 이차유동의 유량 및 위치 등에 대한 연구에 선행되어야 한다. 동시에 낮은 초기 진공도를 확보한 실험에서도 정상상태 진공 챔버 내부 압력이 높게 유지되는 주요인을 파악하는 것은 낮은 진공 챔버 압력 유지를 위한 연구에 선행되어야 한다.

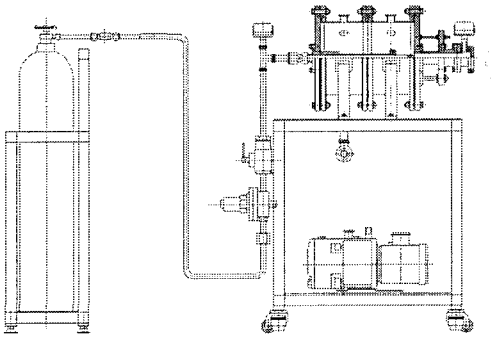
최근에 국내에서 진행된 초음속 디퓨저 연구는 문헌[9-10]에서 볼 수 있듯이 미국 AEDC사의 실험 기법을 도입하여 소규모 시험 장비를 설계하고 관련 주요 변수간의 상관관계를 실험적으로 확인한 것이 있다. 이 연구는 시동과정에서의 진공 챔버와 디퓨저 출구에서의 시간에 따른 압력 측정치를 제시하고 있으나 실험 결과로부터 디퓨저 내부 유동 구조를 파악하기에 부족한 점이 있다. 따라서 본 연구에서는 기존에 수행되었던[9-10] 실험적 연구 결과를 검증 데이터로 사용하고 초기 진공도에 따른 디퓨저 내부 유동 특성을 규명하는데 연구의 목적이 있다.

수치해석은 기존에 수행된 실험 중 두 가지 경우를 선택하여 수행되었다. 첫 번째는 초기에 디퓨저 출구 마개를 열어 초기 진공 챔버 압력이 대기압을 유지한 상황에서 모터 전압을 약 735psi까지 상승시켜 디퓨저를 시동시킨 경우이고, 두 번째는 초기에 디퓨저 출구 마개를 닫고 진공 펌프를 사용하여 초기 진공 챔버 압력을 0.04psi까지 하강 시킨 후 모터 전압을 약 675psi까지 상승시켜 디퓨저를 시동시킨 경우이다.

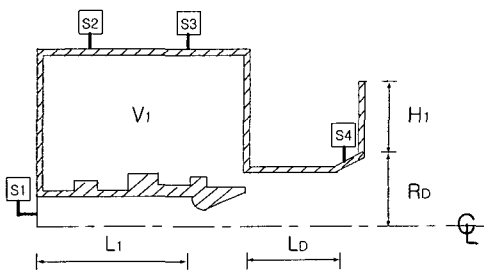
## 2. 본 론

### 2.1 실험 장비 및 실험 결과

기존 연구에서 사용한 시험 장비는 Fig. 1에 제시된 것처럼 가압 장치, 진공 챔버, 노즐 그리고 디퓨저로 구성되며, 본 연구를 수행하기 위하여 선행 연구에서 사용한 시험 장비를 사용해 실험을 재현하였다. 실험 데이터를 획득하는 위치는 기존 연구에서와 같은 S1에서 S4의 위치로 하였다. 실험 장비에 관한 자세한 설명은 문헌 [9-10]에 있으므로 본 논문에서는 생략한다.



(a) Experimental setup using cold nitrogen gas



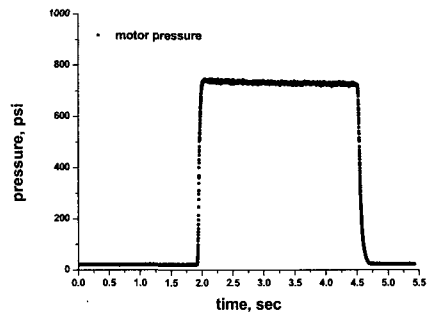
(b) Schematic illustration of supersonic diffuser

- S1 : motor inlet
- S2 : vacuum chamber
- S3 : vacuum chamber
- S4 : diffuser exit

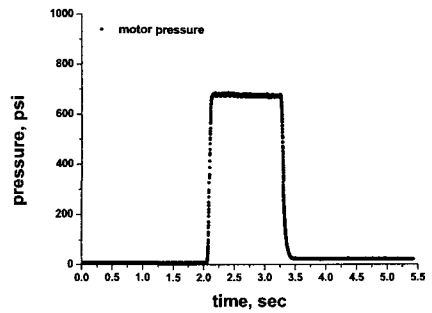
Fig. 1 Experimental apparatus

CASE 1은 디퓨저 출구 마개를 열어 진공 챔버, 로켓 모터 그리고 디퓨저 내부 압력이 초기에 1기압인 경우에 모터 입구 전압을 735psi까지 상승시켜 디퓨저를 시동하는 경우이다.

CASE 2는 디퓨저 출구 마개를 막고 진공 펌프를 작동 시켜서 진공 챔버, 로켓 모터 그리고 디퓨저 내부 압력이 초기에 0.04psi가 되도록 한 이후에 모터 입구 전압을 675psi까지 상승시켜 디퓨저를 시동하는 경우이다. 실험 결과는 Fig. 2와 Fig. 3에 제시하였다.

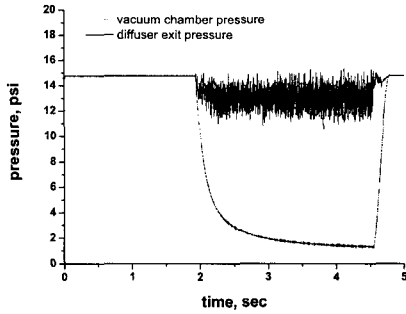


(a) CASE 1

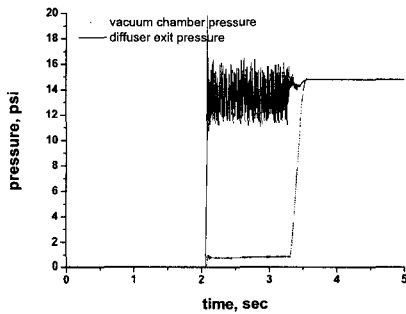


(b) CASE 2

Fig. 2 Stagnation pressure record at motor inlet



(a) CASE 1



(b) CASE 2

Fig. 3 Wall pressure record at different locations

## 2.2 수치 해석

### 2.2.1 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서 고려한 시스템은 축대칭 형상이므로 수치해석은 Axisymmetric Favre-Averaged Navier-Stokes 방정식에 기반하여 작성한 코드를 사용하였다.

난류 문제를 close시키기 위해서 난류의 모든 스케일을 모델에 통해 구하는 2-방정식  $k-\epsilon$  모델을 사용하였다. 표준  $k-\epsilon$  방정식은 높은 레이놀즈수 난류유동에 대해 제안된 모델이므로 벽면근처와 같이 분자점성이 상대적으로 지배적인 영역에서는 적용이 곤란한 점이 있다. 따라서 복잡한 형상과 박리가 발생하는 현상에서의 난류 문제를 close시키기 위해서 벽 근방에서의 난류의 점근 특성을 이용하여 난류 수송 방정식에

경계조건을 부여하는 저레이놀즈 모델을 사용하였다. 사용한 난류 모델은 벽근처 난류 거동을 Kolmogorov 시간 스케일을 도입하여 난류의 시간 스케일을 조정한 Yang과 Shih의 저레이놀즈  $k-\epsilon$  모델(1993)을 사용하였다.

난류의 압축성 효과는 pressure dilatation의 효과를 난류 생성항에 포함시키고 dilatation dissipation을 난류 마하수의 함수로 하는 Sarkar 등(1991,1992)이 제안한 방법을 사용하였다.

낮은 마하수에서의 시간 전진 기법의 수렴가속을 위해 예조건화 기법을 적용한 코드를 작성하였고 시간 적분은 LU 근사인자분해 기법을 적용하였으며 이산화된 방정식의 보존 특성을 만족시키기 위해서 지배방정식을 체적 적분한 FVM(Finite Volume Method)을 사용하였다.

유동장 내부에서 충격파와 같은 공간적인 불연속면에서의 해의 진동을 억제하기 위해서, Chakravarthy와 Osher(1985)의 TVD 기법을 예조건화 지배방정식에 맞게 수정한 Hsieh와 Yang(1997)의 방법을 사용하여 비점성 플럭스를 계산하였다. Roe FDS를 사용하는 경우에 발생하는 carbuncle이나 expansion shock과 같은 비물리적인 현상을 방지하기 위해 entropy fix 방법은 Sanders등이 제안한 H-correction 방법(1998)을 사용하였다. 점성 플럭스는 점성 연산자를 도입하여 중심 차분법을 적용하여 계산하였다.

### 2.2.2 수치해석을 위해 도입한 가정

수치해석의 용이성과 계산 시간의 감소를 목적으로 몇 가지의 가정을 도입하였다.

첫 번째 가정은 시스템의 형상에 대한 것으로, Fig.1에서 볼 수 있듯이 노즐 및 디퓨저와는 달리 진공 챔버의 경우, 내부에 존재하는 체결부로 인해 벽면 근방의 형상이 국부적인 복잡성을 갖지만 체적 오차가 5% 미만인 범위 ( $|V_2 - V_1|/V_1 < 5\%$ )에서 국부적으로 진공 챔버 형상을 조정하여 격자 생성이 용이하도록 하였다. 디퓨저 출구의 형상은 Fig.4에서 볼 수 있듯이 출구 위치에서 반경방향으로 무한대 위치 ( $H_2 = \infty$ )까지 벽면으로 가정하였다. 마지막으

로, 실험으로부터 획득한 모터 전압의 시간 변화 값을 적용한 위치는  $L_1$ 에서  $L_2$ 로 조정하였다.

두 번째 가정은 작동 유체에 대한 것으로, 모터에서 분사되는 고압의 가스는 질소 가스이므로 계산은 크게 질소와 산소로 구성된 2성분 화학종 계산을 필요로 하지만 계산 시간에 대한 고려와 질소와 산소의 분자량 및 물성치의 유사성으로부터 작동 유체는 질소(Dry Gas)만으로 가정하였으며 비열은 열량적으로 완전한 기체를 가정하고 점성계수와 열전도도는 표준상태에서의 일정한 값을 사용하였다. 비열과 물성치에 대한 이러한 가정은 10K~100K 범위의 저온에서의 신뢰성 있는 물성치 데이터를 사용하여 개선될 여지가 있다.

세 번째 가정은 벽면 열 유속 조건에 대한 것으로, 디퓨저 작동 시간에 따른 유동의 시간 스케일에 비해 열확산이 매우 느리다는 점으로부터 수치해석은 단열 벽 조건을 가정하였다.

네 번째 가정은 전온도에 대한 것으로, 모터 입구 부의 전온도와 함께 수치해석상 필요한 유동장 내부 초기 온도 분포는  $15^\circ\text{C}$ 로 일정한 것으로 가정하였다.

마지막으로, Fig. 5에서 볼 수 있듯이 초기 모터 입구 전압력에 대한 실험 데이터는 CASE 1의 경우는 선형식으로 근사하였고 CASE 2의 경우는 지수함수와 선형식을 조합하여 근사하였다. 이는 모터 입구에 설치된 전압력 측정을 위한 센서의 작동 범위가 0~1000psi로서 초기 디퓨저 내부 압력이 각각 1기압과 0.04psi인 조건에서 센서의 전압력 데이터를 각각 20psi와 8psi로 기록하여, 디퓨저 작동 초기 모터 입구 전압력을 정확히 얻을 수 없었기 때문에 고차 다항식을 사용한 곡선 맞춤식을 사용해도 높은 정확도의 계산 결과를 기대할 수 없었기 때문이다. 이러한 점은 차후 전압력 측정을 위한 센서의 추가 보정을 통한 개선의 여지가 있다.

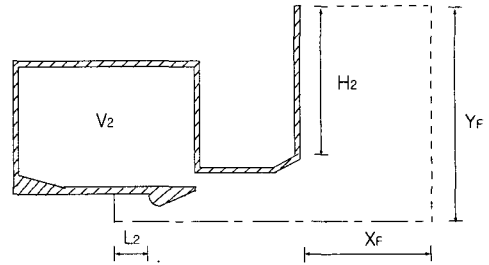
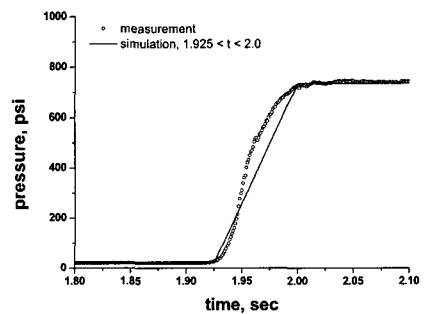
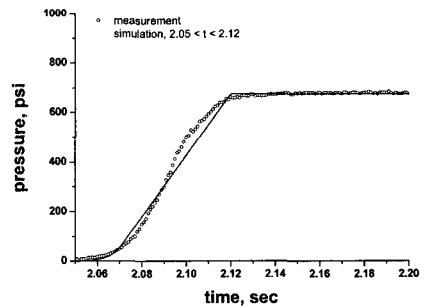


Fig. 4 Simplified configuration for computation



(a) CASE 1



(b) CASE 2

Fig. 5 Inlet stagnation pressure for computation

### 2.2.3 격자계

CASE 1에 대해서는 각각 두 가지의 격자계 (89,891, 48,909)에서 계산을 수행하였고 CASE 2에 대해서는 한 가지의 격자계(86,780)에서 계산을 수행하였다. 대부분의 격자는 시간에 따른 변화와 공간 구배가 큰 디퓨저 내부에 모여 있으

며 CASE 2의 경우는 디퓨저 출구 마개가 개방되기 전에 일시적으로 진공 챔버 내부에 초음속 유동이 형성되므로 진공 챔버 내부의 격자점은 CASE 1의 4,333개에 비해 CASE 2의 경우에 14,458로 충분히 형성하였다.

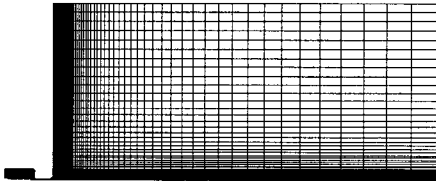


Fig. 6 Grid system

#### 2.2.4 경계조건 및 물리적 시간간격

모터 입구는 아음속 경계조건으로 전온도와 전압력은 반경방향으로 일정한 것으로 가정하였고 반경방향 속도는 0으로 축방향 속도는 내부 유동의 외삽으로 계산하였다. 벽면에서는 단열조건과 no-slip 조건을 사용하였고 수직방향의 압력구배는 없는 것으로 가정하였다. 대칭 경계에서는 반경방향 속도와 유동변수의 반경방향 구배를 0으로 계산하였다. 출구 경계조건은 fig. 4에서  $X_F/R_D \geq 250$  그리고  $Y_F/R_D \geq 125$  위치에서 대기압에 해당하는 일정한 정압을 가정하고 기타의 유동변수는 내부유동의 외삽으로 계산하였다.

이중 시간 전진 기법을 사용한 비정상 계산에서 가상적인 내부 반복 계산 횟수는 200번으로 하였으며, 5000번 이상의 결과와도 큰 차이가 없음을 확인하였다. 물리적 시간 간격은  $1.0 \times 10^{-4}$  sec 으로 하였으며 residual은  $1.0 \times 10^{-5}$  이하로 유지되었다.

### 3. 계산 결과

#### 3.1 CASE 1

Fig. 7은 진공 챔버와 디퓨저 출구에서의 벽면 압력의 시간에 따른 변화를 실험 결과와 비교한

것이며 Fig. 8은 밸브 개방이후 1.0sec이후 디퓨저 내부 유동장의 등마하수 선도이다. Fig. 9와 Fig. 10은 밸브 개방 시점을 기준으로 시간에 따른 디퓨저 상류와 하류에서의 유동 구조를 나타내고 있다.

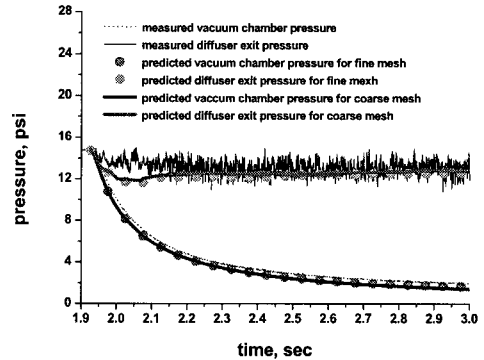


Fig. 7 Pressure-time history on the vacuum chamber and diffuser exit locations (experimental data reproduced from Ref. [9-10])

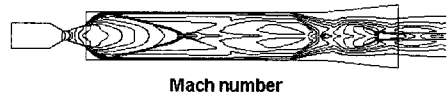


Fig. 8 Iso-mach contour at t = 1000 msec

Fig. 7로부터 시간에 따른 진공 챔버 내부의 압력 변화는 실험과 수치결과가 서로 정량적 정성적으로 잘 일치함을 알 수 있다. 그러나 디퓨저 출구에서의 계산 결과는 실험 결과와 달리 벽면 압력 섭동을 작게 예측하고 있음을 볼 수 있는데, Fig. 8에서 볼 수 있듯이 이는 디퓨저 출구부에서 길이 방향의 강한 역압력 구배로 인해 발생하는 유동 박리에 의한 섭동 현상을 본 연구에서 채택한 난류 모델로는 정확히 모사할 수 없다는 것을 보여준다.

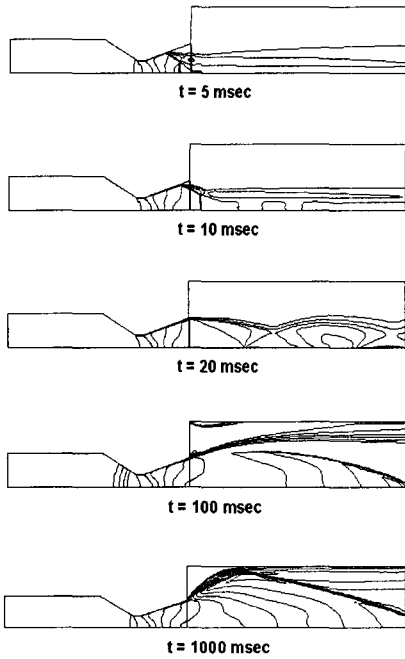


Fig. 9 Evolving iso-mach contours in the vicinity of nozzle exit

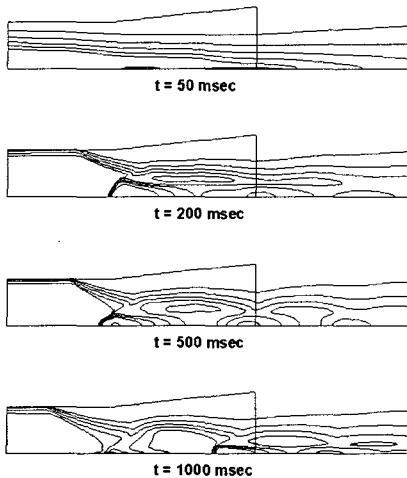


Fig. 10 Evolving iso-mach contours at the diffuser exit

밸브 개방 이후 1.0sec 경과 후 유동장의 마하 수 선도로부터 초음속 노즐 출구 유동은 부족팽

창 상태로 급격히 팽창하며, 제트 경계면에서 압축파로 반사하여 배럴형의 충격파를 형성하고 디퓨저 중심축에서 정규반사(regular reflection) 형태로 반사함을 볼 수 있으며 디퓨저 후방에서 재차 벽면에서 충격파가 반사하는 구조를 갖는 것을 알 수 있다. 본 연구에서 사용한 디퓨저는 디퓨저 길이대 직경비,  $L/D=5$ 이다. 따라서 디퓨저 출구에서 압력 회복에 따른 길이 방향의 강한 역압력 구배로 인해 유동이 박리되고 디퓨저 중심축 상에서는 수직 충격파 구조를 통해 압력이 회복되는 것을 볼 수 있다.

Fig. 9에서는 디퓨저 출구 마개를 열어 진공 챔버, 모터 그리고 디퓨저 내부의 초기 압력을 1기압으로 유지한 상황에서 모터 전압을 상승시켰을 때, 노즐 출구부 유동이 디퓨저 벽면에 충돌하는 위치의 시간에 따른 변화를 보여주고 있다. 노즐 출구 유동은 약 100msec이후에 디퓨저 벽면에 충돌하며 이후에 그 위치는 진공 챔버 내부 압력의 감소에 따른 노즐 출구 유동의 반경방향 모멘텀의 증가로 인해 상류로 이동하게 된다.

밸브 개방 이후 모터 압력이 시간에 따라 증가하면서 노즐 출구 유속이 증가하지만 진공 챔버의 압력 감소로 인해 노즐 출구 유속의 반경방향 성분 역시 증가하므로 노즐 출구 마하수는 시간에 따라서 증가하다가 다시 감소하게 된다. 이러한 이유로 Fig. 10의 계산 결과로부터 밸브 개방 이후 약 200msec정도에 디퓨저 출구 확대 팽창부의 중심축에서 형성된 수직 충격파는 시간이 지남에 따라 축방향 마하수의 길이 방향 감소에 따라 하류로 이동함을 볼 수 있다.

### 3.2 CASE 2

CASE 2는 초기에 디퓨저 출구 마개를 막고 진공 펌프를 이용해서 모터, 진공 챔버 그리고 디퓨저 내부의 압력을 0.04psi 낮게 유지한 상태에서 모터 전압을 상승시켜 디퓨저 출구 마개의 압력이 대기압 이상에 되면 마개가 제거되고 디퓨저가 시동되는 경우이다. 따라서 디퓨저 출구 마개가 열리는 시점 이전에는 디퓨저 출구 마개

가 존재한다는 가정 하에 디퓨저 내부에 대해서만 계산이 수행되었고, 이후 시점에는 디퓨저 출구 마개가 존재하지 않는다는 가정 하에 Farfield까지 고려하여 계산이 수행되었다. 디퓨저 출구 마개가 제거되는 시점은 디퓨저 출구에서의 면적 평균 압력이 1.0 atm 이상이 되는 시간으로 하였다.

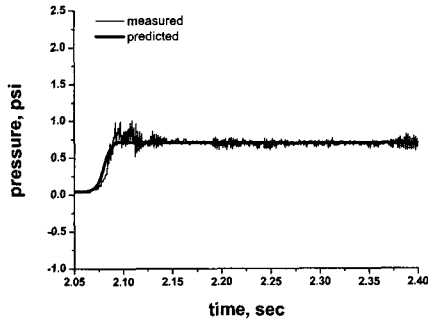


Fig. 11 Pressure-time history in the vacuum chamber (experimental data reproduced from Ref. [9-10])

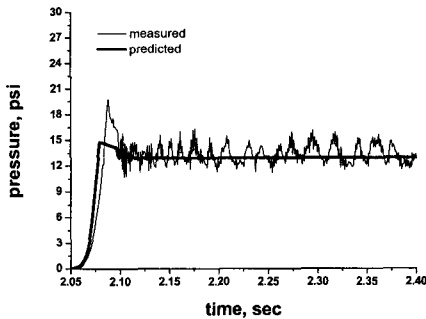


Fig. 12 Pressure-time history at the diffuser exit (experimental data reproduced from Ref. [9-10])

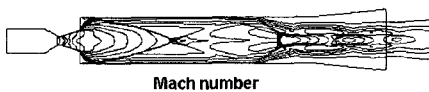


Fig. 13 Mach no. contour at  $t = 220\text{msec}$

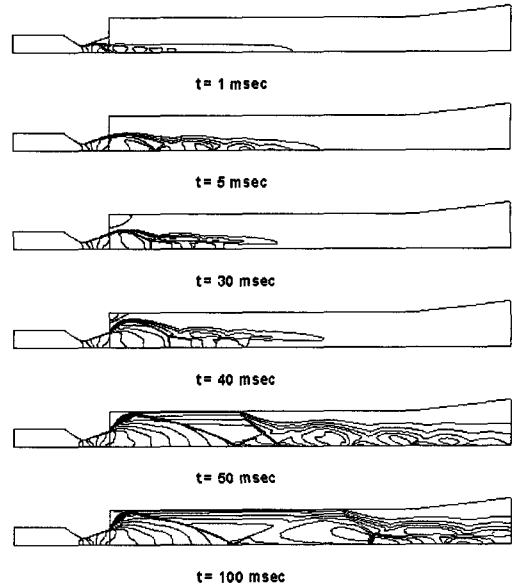


Fig. 14 Evolution of shock structures in the diffuser

Fig. 11은 CASE 2에 대한 디퓨저 시동 과정에서 시간에 따른 진공 챔버 내부의 압력 변화의 실험 및 계산 결과를 비교하고 있다. Fig. 12에서도 볼 수 있듯이 2.05sec에서 2.10sec의 구간에서 압력이 상승하는 기울기가 다소 차이를 보이고 디퓨저 출구에서의 유동 박리에 의한 섭동의 예측치는 실험 결과와 차이를 보이지만, 평균적인 거동은 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 초기 압력 상승 기울기의 차이는 실험 데이터로부터 획득한 모터 전압력 데이터를 수치해석을 위해 근사화하여 사용하였기 때문으로 생각된다. 약 2.10sec 이후에 디퓨저 출구의 압력 섭동은 CASE 1과 달리 다소 주기적인 거동을 보이는 것처럼 생각되는데, 이와 관련된 내용은 차후 자세한 연구가 필요할 것으로 생각된다.

Fig. 13는 모터 입구 밸브 개방 이후 0.22sec에서의 유동장에 대한 마하수 선도를 나타낸다. CASE 1에 비해 최종적으로 도달하는 진공 챔버 압력이 상대적으로 낮기 때문에 디퓨저 벽면에 노즐 출구 유동이 충돌하는 위치는 보다 상류에 위치하며 이로 인해서 디퓨저 하류 중심축 상에 형성된 수직 충격파의 위치와 유동박리가 생기는 위치 역시 CASE 1보다 상류에 위치함을 알



수 있다.

Fig. 14는 CASE 2의 경우에, 시간에 따른 디퓨저 내부유동의 등 마하수 선도를 나타낸다. 전술한 디퓨저 출구 마개 개방 조건에 의해서 약 29msec에서 디퓨저 하류의 마개가 열린다. 마개 개방 이전에 디퓨저 하류는 벽이므로 노즐 출구에서 배출된 유동은 디퓨저 하류에 위치한 마개에 도달한 후 벽 근방에서 선회하여 진공 챔버 내부로 유입되며 이로 인해서 초기에 진공 챔버 내부 압력은 급격히 상승하게 된다.

디퓨저 출구 마개가 열린 후 약 20msec 이내에 중심축 상에 형성된 수직 충격파는 하류로 이동하고 동시에 노즐 출구 유동은 급격히 벽에 충돌한다. Fig. 14의 50msec의 계산 결과에서 디퓨저 벽면에서 유동이 떨어져 경사충격파가 발생하는 것을 볼 수 있는데 이는 마개 개방 이후 노즐 출구 유동의 디퓨저 벽면으로의 급격한 충돌로 인해 마개 개방 이전에 벽 근방에서 진공 챔버 쪽으로 선회하던 유동이 노즐 출구에서 배출된 강한 축방향 모멘텀을 갖는 유동에 의해서 디퓨저 출구로 밀려 나가면서 발생한 현상이다. 약 1000msec 이후 유동장은 정상 상태 거동을 보이며, 디퓨저 중심축에 형성된 수직 충격파의 위치와 디퓨저 벽면에서의 유동 박리 위치가 다소 차이가 있는 것을 제외하고 유동의 구조는 CASE 1과 유사하다.

#### 4. 결론

이차 유동의 부과 없이 제한된 작동 시간 내에 높은 진공도를 구현할 수 있는 이젝터에 관한 기존의 실험적 연구 결과를 토대로 2방정식 k-ε 난류 모델을 사용하여 초기 진공도에 따른 천이과정에서의 디퓨저 내부의 충격파 구조의 발달 과정에 대한 연구를 수행하였다. 계산 결과는 기존 실험 결과와 비교하였으며, 디퓨저 출구에서의 유동 박리에 의한 섭동 현상을 제외하고 수치결과는 실험 결과에서 보이는 평균적인 거동을 잘 예측하였다.

이로부터 디퓨저 시동과정을 모사하기 위해

본 연구에서 사용한 모델 및 방법론의 타당성을 확인할 수 있었으며, 차후 진행될 디퓨저 작동 종료 시점에서 시간에 따른 진공 챔버 압력 상승을 본 연구에서 사용한 모델과 방법론을 가지고 예측하기 위한 일차적인 검증과정을 거쳤다.

디퓨저의 초기 시동 과정에 대한 계산 결과로부터 진공 챔버 초기 압력과 무관하게, 정상 상태에서 디퓨저 내부 유동은 노즐 출구 과소 팽창 상태의 유동이 급격히 팽창하며 배럴형의 충격파가 디퓨저 중심축에서 정규반사하며 하류에서 경사 충격파 구조가 반복되고 디퓨저 후방에서 유동박리가 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

그러나 초기 진공도를 구현하지 않은 경우, 천이 과정에서 노즐 출구 유동이 디퓨저 벽면에 충돌하는 위치가 하류에서 상류로 이동하며 충격파 구조가 형성되는 것과 달리 진공 펌프를 이용하여 초기 진공도를 확보한 경우에는 디퓨저 출구 마개의 개방 이후 노즐 출구 유동은 급격하게 디퓨저 벽면에 충돌하여 디퓨저 출구 마개 개방 이전에 디퓨저 출구에서 선회하여 진공 챔버로 유입되던 유동이 노즐 출구에서 배출된 강한 축방향 모멘텀을 갖는 유동에 의해서 하류로 밀려가면서 초기 진공도를 확보하지 않는 경우와는 다른 충격파 발달 과정을 보였다.

이러한 결과로부터, 낮은 초기 진공도를 확보하는 경우에도 정상 상태에서 진공 챔버 압력이 높게 유지되는 이유는 디퓨저 출구 마개 개방 이전에 출구 마개 벽 근방에서 선회하는 유동의 진공 챔버 내부로의 유입이 주요한 초기 압력 상승의 요인임을 확인할 수 있었다.

#### 참고문헌

1. Delbert Taylor, "Ejector Design for a Variety of Applications," von Karman Short Course on Ejectors, March 17-22, 1969
2. 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
3. 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
  4. Lloyd H. Back, Robert F. Cuffel, and Paul F. Massier, "Flow and Heat Measurements Along a Cooled Supersonic Diffuser," AIAA Journal, Vol. 22, No. 6, June, 1984, pp.777-780
  5. Y. Bartosiewicz, Zine Aidoun, P. Desevaux, Yves Mercadier, "Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors," Heat and Fluid Flow, 26, 2005, pp. 56-70
  6. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, H.D. Kim, "Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows," Progress in Aerospace Sciences, 35, 1999, pp. 33-100
  7. S. Sankaran, T. N. V. Satyanarayana, K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Babu, T. Sundararajan, "CFD Analysis for Simulated Altitude Testing of Rocket Motors," Canadian Aeronautics and Space Journal, Vol. 48, No. 2, June, 2002, pp.153-162
  8. P.Desevaux and F.Lanzetta, "Computational Fluid Dynamic Modeling of Pseudoshock Inside a Zero-Secondary Flow Ejector," AIAA Journal, Vol. 42, No. 7, July, 2004, pp.1480-1483
  9. 이지형, 오종윤, 변종렬 "소형 초음속 디퓨저를 이용한 고고도 환경 모사에 대한 시험적 연구," 한국군사과학기술학회지, 제 7권, 제 4호, 2004, pp 138-145
  10. 이지형, 오종윤, 박익수 "고고도 모사용 소형 시험 장치 연구," 한국군사과학기술학회지, 제 7권, 제 4호, 2004, pp 133-137