

고도모사용 초음속디퓨저의 정상 및 천이작동특성

박병훈* · 기완도* · 임지환* · 윤웅섭*

Steady and Unsteady Operating Characteristics of Supersonic Exhaust Diffuser for Altitude Simulation

Byung Hoon, Park* · Wan Do, Ki* · Ji Hwan, Lim* · Woongsup, Yoon*

ABSTRACT

Evacuation performance, starting transient, and plume blowback at diffuser breakdown of a straight cylindrical supersonic exhaust diffuser with no externally supplied secondary flow are investigated. Pressure records in the transitional periods are measured by a small-scale cold-gas simulator. Flow-fields evolving in the diffuser-type ejector are solved by preconditioned Favre-averaged Navier-Stokes equations with a low-Reynolds number $k-\epsilon$ turbulence model edited for turbulence compressibility effects. The present RANS method is properly validated with measured static wall pressure distributions and evacuation level at steady operation as well as the pressure records during the transition regime.

Key Words: Ejector, Supersonic Exhaust Diffuser, Altitude Simulation

1. 서 론

이젝터는 1차 노즐을 통해 고속의 유체를 분사하고, 인트레인먼트효과(entrainment effects)를 사용하여 2차 유동의 모멘텀 및 압력의 변화를 유도하는 장치를 통칭한다. 주유동과 2차유동의 모멘텀 차이로 인해 유발되는 하류 혼합관내 주유동의 운동에너지 손실로 인해 이젝터는 일반적으로 효율이 낮은 장치이다. 그럼에도 불구하고, 이젝터 장비는 회전운동부가 없는 단순한 형상을 갖기 때문에 고압의 유동이 이미 존재하는 시스템에서는 목적에 따라 그 활용가치가 매우 높다. 이러한 이유로 인해, 여러 타입의 이젝터 중에서 그림1과 같이 일정한 단면적의 초음속 디퓨저를 사용하고 외부에서 2차유동을 별도로

공급하지 않는 zero-secondary flow ejector는 테스트 챔버 내의 낮은 압력이 요구되는 고도모사 시험에 적합하다. 고 팽창비 노즐을 사용하는 로켓 모터의 고도모사기술은, 지상시험에서 발생하는 노즐 끝단의 유동박리를 제거하고 낮은 대기압 조건을 모사하여 고공 작동 추진체의 지상성능을 입증하기 위한 기술로서, 인트레인먼트 효과를 사용하여 노즐 배압인 진공챔버압력(P_c)을 낮추는 것이 그 일차적인 목적이다.

이러한 목적을 갖는 고고모사장비의 시험, 설계기법, 그리고 내부유동구조에 대한 연구는 고공 추진체의 개발에 필요한 연구의 일환으로 1950년대 중반부터 선진 각국의 연구소, 산업체 그리고 학계를 중심으로 진행되어 왔으며, 현재 미국의 경우는, AEDC(Arnold Engineering Development Center)와 같이 정부차원의 지원 하에 로켓과 램제트를 포함한 다양한 추진체에 대

* 연세대학교 기계공학부
연락처, E-mail: engineer@yonsei.ac.kr

해 80,000~100,000ft 정도의 고고도 환경에 대한 지상시험장비를 활용 중인 단계까지 도달하였다.

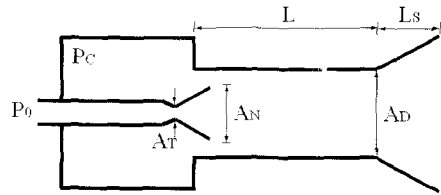
인도의 경우, ISRO(Indian Space Research Organization)를 중심으로 1990년대 후반부터 고공환경모사에 대한 연구가 본격적으로 진행되었다. ISRO에서 발표한 연구결과에 따르면 일정 단면적을 갖는 초음속디퓨저에 대한 공압 및 연소시험이 수행되었으며, 다양한 성능설계인자에 대한 시험을 토대로 디퓨저 설계의 기초 기술이 확보된 것으로 판단된다. 개발된 기술은 Polar Satellite Launch Vehicle의 3단 로켓 성능 평가를 위한 소형 초음속디퓨저장치에 적용되었다. 2000년대에 들어서 발표된 결과에 따르면, 2차 목을 가진 초음속디퓨저 장비를 새롭게 구축하여 기존 연구결과를 개선시켰으며 CFD 해석을 토대로 고공환경모사를 위한 설계기반기술을 확보하였다.

관련 기반기술에 대한 연구로서 1960~70년에는 대부분 이젝터 내부유동을 풀기 위한 이론적 연구와 일정 단면적의 공기이젝터에 대한 실험이 주로 수행되었는데 초기 연구는 대부분 디퓨저 내부 충격파구조보다는 이젝터 성능을 위한 각종의 설계인자에 대해서 수행되었다. 1980년대에 들어서면서 이젝터가 각종의 산업분야에서 그 활용 범위가 넓어짐에 따라 냉각장치 및 레이저 발진 등을 위한 목적으로 다양한 응용연구가 이루어졌다. 1990대 중반 이후에 접어들면서 전산기기의 발달에 따라 기존에 연구되지 못했던 이젝터 내부의 복잡한 유동구조에 대한 수치적 연구가 학계 차원에서 활발히 진행되었는데, 대부분의 수치적 연구는 2방정식 난류 모델을 사용하여 이루어졌으며 최근에는 국부적인 압력 분포도 실험 결과와 비교되고 있다. 그러나 아직 디퓨저 천이 작동 특성 및 히스테리시스와 같은 몇몇 현상은 구체적으로 연구된 바 없으며 고고도모사장비를 설계, 실험, 그리고 해석의 구체적인 대상으로 설정하여 연구·발표된 사례는 매우 제한적이다.

고도모사에 관한 국내의 연구는 국방과학연구소에서 소형장비를 설계·제작하여 시험한 최초의 사례가 있으나 설계 변수에 따른 디퓨저 시

동 압력비와 디퓨저 끝단 벽면압력데이터만을 획득하여 국부적인 유동구조를 파악할 수 있는 실험데이터를 확보하지 못한 측면이 있으며, 디퓨저 시동 및 종료 시의 비정상 작동특성에 대한 연구는 진행되지 않았다.

따라서 본 연구에서는 초기진공도에 따른 디퓨저시동특성[3] 및 길이대직경비에 따른 디퓨저시동특성[4]에 대한 저자의 최근 연구에 이어, 고도모사용 초음속 디퓨저의 작동모드별 진공성능과 디퓨저 시동 및 종료시의 천이작동특성에 관한 수치해석 및 실험을 수행하였다.



$$L_s = 1.56D, \text{ where } D = \text{diameter of supersonic diffuser}$$

그림1. 고도모사용 초음속디퓨저의 주요설계변수

2. 시험 장비

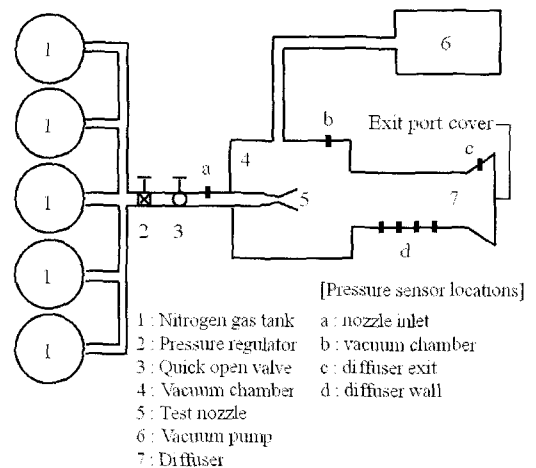


그림2. 소형공압시험장비 개략도

시험 장비는 가압장치, 진공챔버, 초음속노즐, 그리고 디퓨저로 구성되며, 실험 데이터를 획득하는 위치는 그림2에 표기된 것처럼 a부터 d의

위치이다. 위치 a에서 측정된 노즐입구전압력 신호는 수치해석상 요구되는 노즐입구 압력경계조건에 사용되며, 위치 b에서 획득된 진공챔버압력(P_c)과 위치 d에서 획득된 디퓨저벽면압력(P_E)은 수치해석결과의 검증용 목적으로 사용된다. 위치 c는 난류압축성효과에 대한 모델검증을 목적으로 선택되었다.

3. 지배방정식 및 수치기법

디퓨저 내부유동의 수치해석은 Axisymmetric Favre-Averaged Navier-Stokes 방정식에 기반하여 작성한 코드를 사용하여 수행되었다.

낮은 마하수에서의 시간 전진 기법의 수렴가속을 위해 예조건화 기법을 사용하였으며, 시간적분은 LU 근사인자분해 기법을 적용하였다. 이산화된 방정식의 보존 특성을 만족시키기 위해서 FVM(Finite Volume Method)을 사용하였다.

충격파와 같은 공간적인 불연속면에서의 해의 진동을 억제하기 위해서, Chakravarthy와 Osher의 TVD 기법을 예조건화 지배방정식에 맞게 수정한 Hsieh와 Yang의 방법을 사용하여 비점성 플럭스를 계산하였다. carbuncle이나 expansion shock과 같은 비 물리적인 현상을 방지하기 위해 entropy fix 방법을 사용하였으며 Sanders 등이 제안한 H-correction 방법을 사용하였다. 점성 플럭스는 점성 연산자를 도입하여 중심 차분법을 적용하여 계산하였다.

난류 문제를 close시키기 위해서 난류의 모든 스케일을 모델을 통해 구하는 2-방정식 k- ϵ 모델을 사용하였다. 표준 k- ϵ 방정식은 높은 레이놀즈수 난류유동에 대해 제안된 모델이므로 벽면 근처와 같이 분자점성이 상대적으로 지배적인 영역에서는 적용이 곤란한 점이 있다. 따라서 복잡한 형상과 박리가 발생하는 현상에서의 난류 문제를 close시키기 위해서 벽 근처에서 난류의 점근 특성을 이용하여 난류 수송 방정식에 경계조건을 부여하는 저레이놀즈 모델을 사용하였다. 본 연구에서 사용한 난류 모델은 벽 근처 난류 거동을 Kolmogorov 시간 스케일을 도입하여 난

류의 시간 스케일을 조정한 Yang과 Shih의 저레이놀즈 k- ϵ 모델이다.

난류 유동장의 압축성효과는 대개 고속유동장의 혼합층이 형성되는 경우에 중요해지는데, 본 연구에서 디퓨저입구부 초음속제트의 경계면 근방과 디퓨저출구부 유동박리점 근방 및 하류 유동장이 이에 해당한다. 여러 압축성 모델의 결과를 비교한 W.Shyy와 V.S. Krishnamurthy의 연구에 의하면 개발된 여러 압축성모델 중 모든 상황에서 가장 좋은 결과를 보이는 모델은 없지만 압축성 효과가 중요한 경우에 압축성모델을 사용한 경우와 압축성모델을 사용하지 않은 경우는 큰 차이가 있다는 것을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 pressure dilatation의 효과를 난류 생성항에 포함시키고 dilatation dissipation을 난류 마하수의 함수로 하여 비교적 적용이 단순한 Sarkar의 모델을 선택하여 적용하였다.

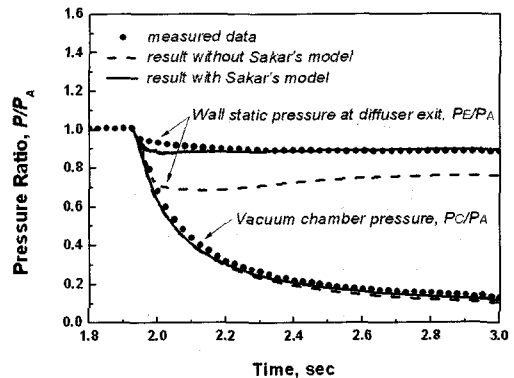


그림3. 디퓨저 진공성능과 디퓨저 하류의 혼합층에 대한 난류압축성효과

그림3는 디퓨저시동과정에서 진공챔버압력(P_c)과 디퓨저출구 벽면압력(P_E , P_E 의 측정위치는 그림1의 아음속디퓨저 L_s 의 중간위치)의 시간에 따른 변화를 나타내고 있다. 디퓨저 입구유동은 점성의 효과가 크지 않은 비점성 유동영역으로서 이러한 유동영역에 의해서 결정되는 P_c 값은 난류압축성 모델의 영향이 크지 않다는 것을 알 수 있다. 그러나 유동이 박리되어 고속의 혼합층이 넓은 영역에 걸쳐서 존재하는 디퓨저 출구에

서는 난류의 압축성 효과가 매우 극명하게 나타남을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구에서 수행된 모든 수치해석은 유동박리점과 하류유동구조의 정확한 예측을 위해 압축성모델을 포함한다.

4. 본 론

4.1 디퓨저 작동모드별 진공성능 및 시동특성

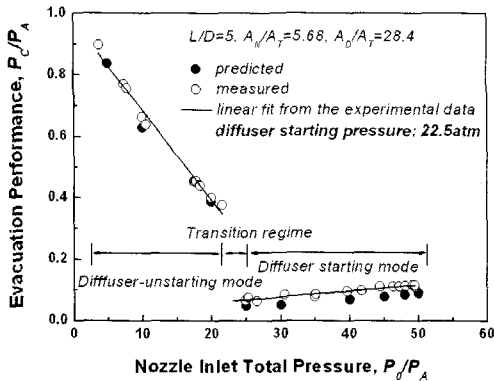


그림4. 작동모드별 디퓨저 진공성능, P_A :대기압

그림4는 디퓨저 길이대직경비(L/D) 5, 노즐팽창비(A_N/A_T) 5.68, 그리고 노즐목면적대 디퓨저면적비(A_D/A_T)가 28.4인 경우에 정상상태에서 디퓨저 타입의 고도모사장비를 사용하여 얻을 수 있는 진공챔버압력의 범위를 나타내고 있다. 디퓨저와 노즐의 기하학적 형상에 따라서 차이는 있으나 일반적으로 노즐입구전압력(P_0)의 변화에 따라 디퓨저의 진공성능(P_c)은 그림4와 같이 크게 두 영역으로 구별되며 이러한 곡선을 디퓨저 특성곡선이라고 한다.

그림4에서 P_c 는 P_0 가 22.5기압일 때 불연속적으로 감소한다. 이것은 P_0 가 22.5기압 이상이 될 때 노즐출구의 초음속제트가 디퓨저벽면에 부착되어 디퓨저 상류와 하류간의 압력과의 전달이 제한됨에 따라 P_c 값이 노즐출구에서 분사되는 제트의 압력에 의해서만 결정되기 때문이다. 이러한 P_c 값의 불연속성으로부터 디퓨저 미시동모드와 디퓨저 시동모드가 정의되며, 고도모사시험은 디퓨저 시동모드에서 수행된다.

본 연구과정에서 P_0 가 디퓨저의 시동을 위해 요구되는 최소노즐입구전압력($P_{0,OPT}$, 그림4의 경우에는 22.5기압) 보다 조금 큰 경우의 디퓨저 시동과정은 디퓨저 미시동모드와 디퓨저 시동모드에서의 디퓨저의 시동과정과 차이가 있다는 것이 확인되었다. 따라서 그림4에서 구분한 것처럼 디퓨저 진공성능의 불연속성이 나타나는 좁은 구간을 디퓨저 천이시동모드로 정의한다.

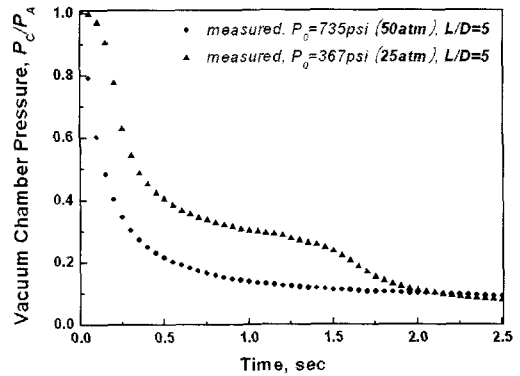


그림5. 동일한 디퓨저 길이대직경비(L/D)에서 노즐입구전압(P_0)에 따른 시동과정의 차이

이와 같은 천이시동모드에서는, 그림5에서 P_0 가 25기압인 실험결과에서 확인할 수 있듯이, 노즐출구에서 분사되는 초음속제트가 디퓨저 벽면에 부착되는 시간이 지연된다. 따라서 P_0 값이 25기압(천이시동모드)인 경우는 P_0 값이 50기압(시동모드)인 경우에 비해, 진공압력이 정상상태의 값인 약 0.1기압에 도달하는데 걸리는 시간이 2배 이상 증가된다.

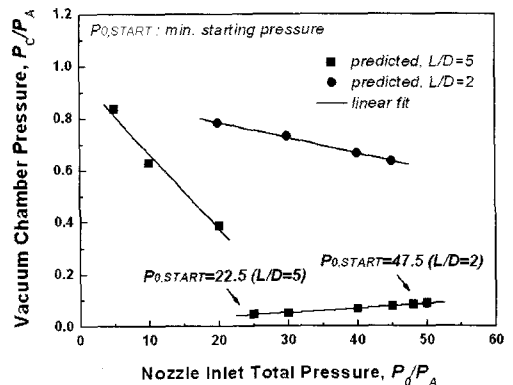


그림6. 디퓨저 길이대직경비(L/D)에 따른 디퓨저 진공성능의 변화

그림6은 L/D 가 P_c 에 미치는 영향을 보이고 있다. K. Annamalai 등은 동일한 노즐작동조건에 대하여 디퓨저 시동을 위한 최적의 L/D 가 존재하며, 최적의 L/D 보다 짧은 디퓨저의 경우에는 디퓨저 시동을 위한 최소노즐입구전압($P_{0,OPT}$) 값이 최적의 L/D 에서의 값보다 크다는 것을 실험적으로 확인한 바 있다[6]. 그림6의 해석결과는 이러한 사실을 재확인하고 있으며, 짧은 디퓨저의 경우에도 일단 디퓨저가 시동되면 긴 디퓨저와 동일한 진공도를 확보할 수 있다는 점이 주목된다.

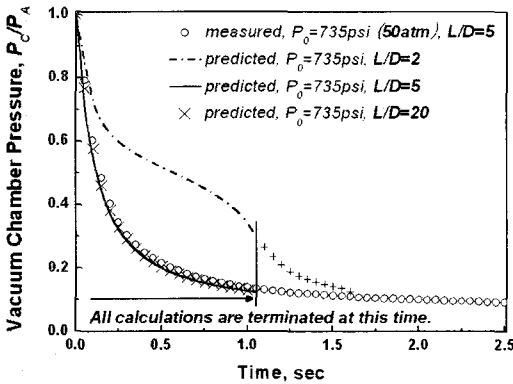


그림7. 동일한 노즐입구전압(P_0)에서 디퓨저 길이 대직경비(L/D)에 따른 시동과정의 차이

그림7는 동일한 노즐입구전압(50기압)에 대해서 $L/D=2$ 인 디퓨저의 시동과정과 $L/D=5$ 인 디퓨저의 시동과정에 차이가 있음을 보이고 있다. 이는 동일한 노즐입구전압이라도 전자의 경우는 디퓨저 천이시동모드에 해당하며 후자의 경우는 디퓨저 시동모드에 해당하기 때문이다. 그림5에서 실험적으로 확인된 것처럼 전자의 경우는 노즐 출구에서 분사되는 초음속제트가 디퓨저벽면에 부착되는 시간이 지연된다.

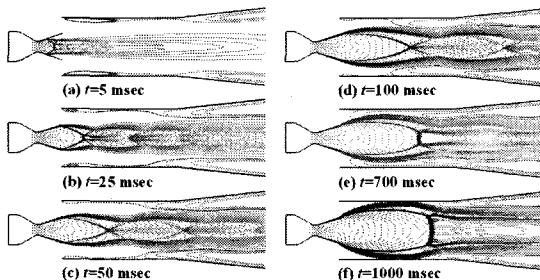
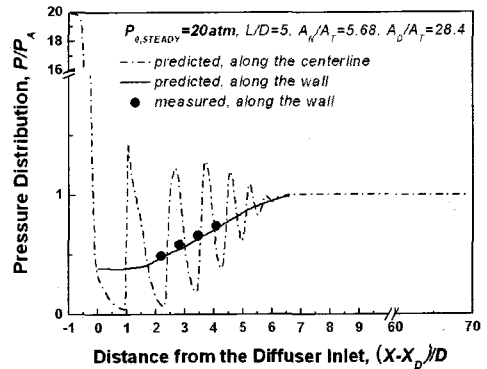


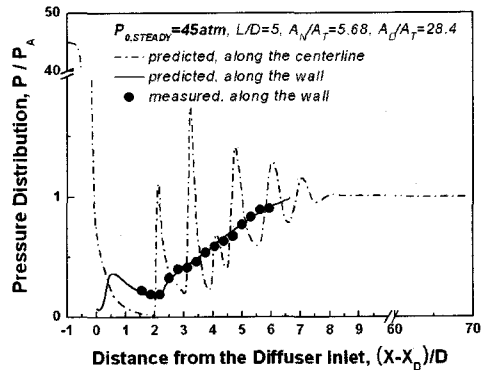
그림8. 유동의 발달과정 (마하수, 유선), $L/D=2$

그림8은 $L/D=2$ 인 경우, 디퓨저 유동의 발달과정을 보여준다. 그림7의 P_c 값과 비교하면, 약 0.9sec에서 노즐출구의 초음속 제트가 디퓨저 입구부 벽면에 부착됨에 따라 진공챔버의 압력이 급격히 떨어짐을 알 수 있다. 이와 함께, 그림6에서 확인된 짧은 디퓨저의 $P_{0,OPT}$ 가 긴 디퓨저의 그것보다 큰 값을 갖는 이유는 디퓨저 출구로부터의 역류된 유동이 디퓨저 입구부까지 영향을 미치기 때문이다.

흥미로운 점은, D. Taylor에 의해서 실험적으로 확인되었듯이 디퓨저의 길이가 짧아짐에 따라 나타나는 이러한 디퓨저 특성곡선의 변화는 최적의 L/D 이상의 디퓨저 길이에서는 보이지 않는다는 점이다[8]. 그림7에서도 확인할 수 있듯이 L/D 값을 5에서 20까지 증가시켜도 디퓨저 시동특성 및 정상상태 진공도는 동일하다.



(a) 미시동모드에서의 압력분포



(b) 시동모드에서의 압력분포

그림9. 정상상태에서의 디퓨저 압력분포

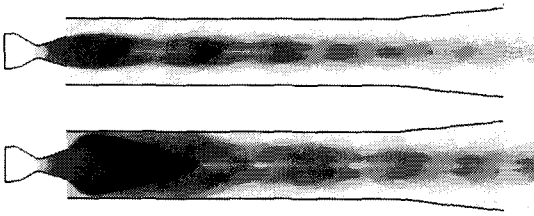


그림10. 디퓨저 미시동모드(상단, 노즐입구압력: 20기압)와 시동모드(하단, 노즐입구압력: 45기압)에서의 온도장, $L/D=5$

디퓨저 유동구조에 대한 수치해석 결과를 검증하기 위한 목적으로 그림9에 제시한바와 같이 디퓨저 벽면을 따른 정상상태 압력분포를 측정하였다. P_0 가 20기압인 경우(디퓨저 미시동모드)의 디퓨저 벽면압력은 단조적인 복원을 보이는 반면에, 그림10에 제시된 것처럼 노즐출구제트가 디퓨저 벽면에 충돌하는 디퓨저 시동모드에서의 벽면압력은 디퓨저 입구의 충격파반사와 하류의 유동박리로 인하여 비단조적인 복원을 보인다.

4.2 초음속디퓨저의 천이작동특성

일반적으로 디퓨저 타입의 고도모사장비를 사용하여 노즐의 성능평가를 수행하는 경우, 디퓨저의 시동과 작동 종료 시 모터의 추력은 실제 고도 환경의 추력과 다르게 된다. 이는 작동천이시의 P_c 값이 정상상태에서의 값보다 높기 때문이며, 특별히 디퓨저 면적과 노즐 출구 면적의 비율(A_D/A_N)이나 디퓨저 길이대 직경비(L/D)를 잘못 설계한 경우에 오차는 더욱 증폭된다.

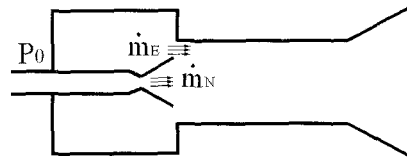
예를 들어, 전술한 그림7의 경우처럼 L/D 를 잘못 설계하여 해당 모터의 입구압력이 천이시동모드에 걸리는 경우에는 디퓨저가 정상작동상태에 도달하는데 걸리는 시간이 증가되어 P_c 값이 정상상태의 값보다 높게 유지되는 디퓨저 작동시간이 증가된다.

그 외에도 디퓨저면적대 노즐출구면적(A_D/A_N)을 지나치게 작게 설계하는 경우, 텃 간극을 통과하는 질유량이 감소하여 디퓨저 시동 및 작동 종료 시에 P_0 의 변화에 따라 P_c 의 적응속도가 매우 느려질 수 있다.

이로부터 디퓨저 작동초기에는 천이시동모드

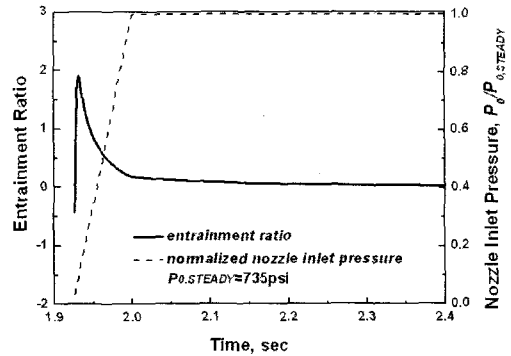
에서와 같이 디퓨저 정상작동까지의 도달시간을 증가시킬 수 있으며, 디퓨저 작동 종료 시에는 실제 모터의 연소가 종료되어도 진공챔버압력은 여전히 낮은 상태를 유지하여 추력선도를 심하게 왜곡시킬 수 있다.

따라서 디퓨저의 시동과 작동종료 과정을 수치 모사하여 작동천이시의 디퓨저 내부의 유동 패턴을 파악하는 것은 고도모사장비의 설계단계에서 반드시 요구된다고 할 수 있다.

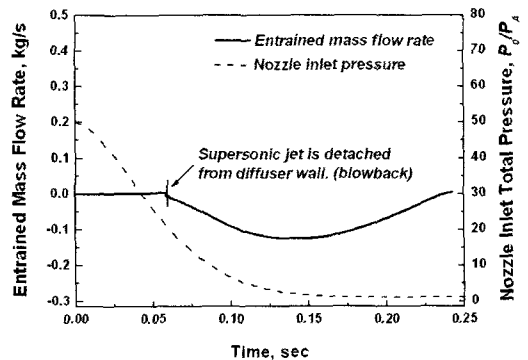


$$\text{Entrainment ratio} = \frac{\dot{m}_E}{\dot{m}_N} = \frac{\text{entrained mass flow rate}}{\text{mass flow rate at throat}}$$

(a) Definition of entrainment ratio (ER)



(b) ER at starting transient



(c) ER at terminating transient

그림11. 천이작동과정에서의 인트레인먼트 효과

그림11(b)와 그림11(c)는 디퓨저 시동 및 작동 종료 시에 대한 수치해석결과로부터 그림11(a)에 정의된 노즐출구와 디퓨저 벽면사이의 간극을 통과하는 질유량(ER)을 나타내고 있다.

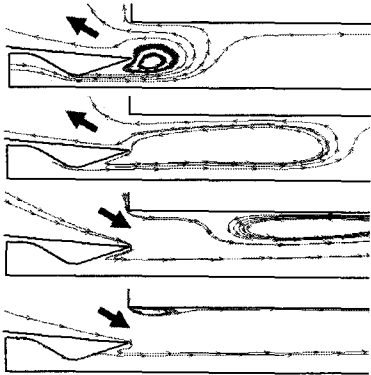


그림12. 디퓨저 시동과정에서의 유동발달구조

그림11(b)의 entrainment ratio는 그림12와 같은 유동의 발달 과정으로 인하여 그 부호가 바뀌며 초기에 급격히 변화한다. 노즐입구전압력이 정상치에 도달하기 이전에 발생하는 이러한 급격한 변화를 정확히 모사하기 위해서는 노즐입구전압력에 대한 실험데이터가 확보되어야 하며, 이러한 점은 디퓨저 작동 종료 시에 대한 수치 모사에도 마찬가지이다.

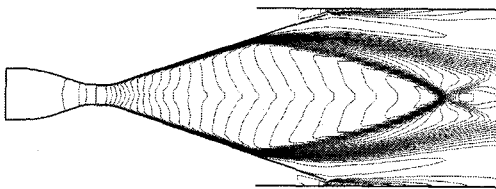


그림13. 디퓨저 시동과정에서 노즐출구와 디퓨저 벽면사이에서 유동의 초킹이 발생하는 경우의 등마하수선도 (고팽창비노즐, 노즐출구면적대 디퓨저면적비 작은 경우)

그림13은 그림11(b)와 동일한 노즐입구전압력 변화에 대해 노즐팽창비(A_N/A_T)를 증가시키고 디퓨저 면적대 노즐출구면적(A_D/A_N)을 감소시킨 경우에 대한 비정상 수치해석 결과 중 노즐 입

구 밸브 개방 이후 0.12초에서의 등마하수선도이다. 노즐 끝단과 디퓨저 벽 사이의 간극에서 유동의 초킹을 확인할 수 있으며, 전술한 바와 같이 틱 간극을 통과하는 질유량이 줄어들어 디퓨저 시동 및 작동 종료 시에 P_0 의 변화에 따라 P_C 의 적응속도가 매우 느려진다.

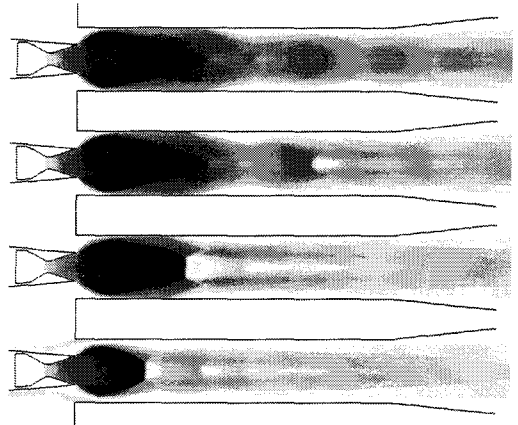


그림14. 블로우백 전후, 유동구조 (마하수)

그림11(c)의 entrained mass flow rate는 노즐 입구 밸브를 닫아 디퓨저가 작동을 종료하는 시간구간에서의 변화를 나타내고 있다. 주목할 점은, 그림14와 같이 P_0 의 감소에 따라 내부충격파 구조는 상류방향으로 수축하지만, P_0 가 약 20기압 이상까지 entrained mass flow의 변화는 없다는 점이다. 약 20기압 이하로 P_0 가 낮아지면 노즐 출구의 초음속 제트는 디퓨저 벽면에서 떨어지고 이로 인해서 진공챔버 내부와 디퓨저 하류 사이의 압력과 전달로 인해서 디퓨저 하류에서 진공챔버 내부로 유동이 급격히 유입된다. 이때, 일시적으로 디퓨저 하류와 진공챔버 내부의 급격한 압력차이로 인해 진공챔버 입구부근에서 초음속 유동영역이 형성된다.

그림11(c)와 그림14에서 보여지는 이러한 현상을 블로우백(plume blowback at diffuser breakdown) 이라고 한다. 일반적으로 이러한 상황에서 '디퓨저가 깨졌다(diffuser breakdown)'고 표현되며, 디퓨저가 깨지면 시험 모터의 추력 선도는 급격히 왜곡되며, 이 문제에 대한 해결책 중의 하나로 스팀이젝터시스템 (steam ejector

system with continuous pumping)을 사용하는 방법이 있다.

그러나 디퓨저 타입의 고도모사장비를 사용하는 경우 로켓모터의 연소종료(motor tail-off)시에 노즐입구압력이 감소되어 초음속노즐출구의 분사제트가 디퓨저 벽면에서 떨어지면서 블로우백 현상은 반드시 수반된다. 그림4를 예로하면, 블로우백은 노즐입구압력이 디퓨저 시동모드의 압력에서 디퓨저 미시동모드의 압력으로 낮아질 때 발생한다.

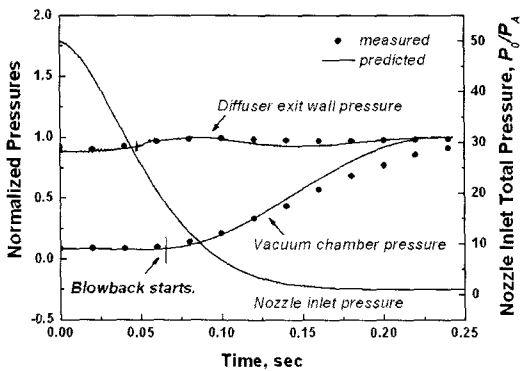


그림15. 블로우백 전후, 진공챔버압력(P_C)와 디퓨저출구 벽면압력(P_E)의 복원과정

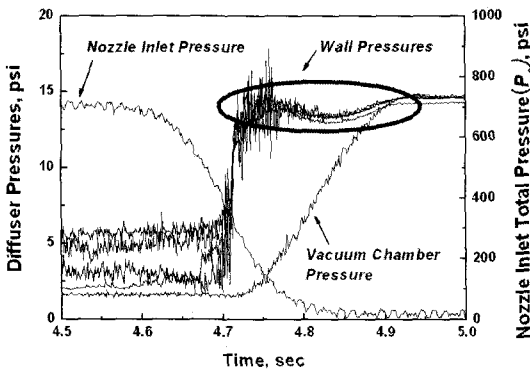


그림16. 블로우백 발생 이후, 디퓨저 벽면압력 복원과정의 비 단조성

그림15는 블로우백이 발생한 이후에 진공챔버압력(P_C)와 디퓨저출구 벽면압력(P_E)이 복원되는 과정을 나타내고 있다. 특이할 점은, 그림16에 제시된 실험결과에서도 볼 수 있듯이, 블로우백

이 발생한 이후의 디퓨저 내부 압력의 복원과정은 진공챔버압력의 복원과정과 달리 단조적인 증가를 보이지 않는다는 점이다.

이와 같은 디퓨저 내부압력 복원과정의 비 단조성은 그림17에서 보여지는 것처럼 블로우백이 발생한 이후에 디퓨저 내부 유동의 발달과정을 통해서 그 원인을 파악할 수 있다. 노즐입구압력의 감소에 따라 노즐 출구에서 배출되는 제트는 디퓨저 출구를 빠져나가지 못하고 진공챔버 내부로 역류하게 된다. 따라서 연소시험의 경우에, 고온의 노즐배기가스는 이러한 역류점의 하류에 존재할 수 없을 것이라고 예측할 수 있다. 실제로 실기형 모터에서 블로우백이 발생하면, 고온의 노즐배기가스가 전방으로 역류하여 상류의 계측장비 및 시험모터에 열부하를 가중시켜 손상을 입히게 된다. 따라서 일반적으로는 water spray 혹은 nitrogen purging이 열차폐를 목적으로 사용되기도 한다.

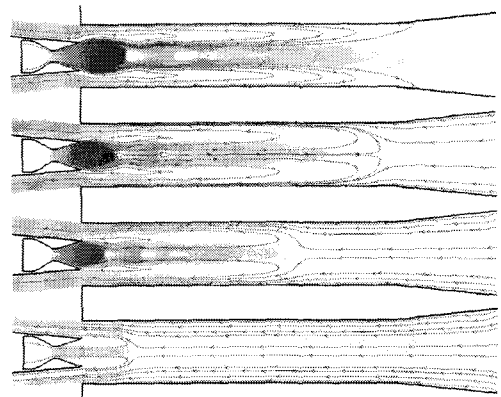


그림17. 블로우백 발생 이후, 디퓨저 내부 유동의 발달구조 (마하수, 유선)

4. 결 론

본 연구에서는 초기진공도에 따른 디퓨저시동 특성 및 길이대직경비에 따른 디퓨저 시동특성에 대한 저자의 최근의 연구에 이어, 고도모사용 초음속 디퓨저의 작동모드별 진공성능과 디퓨저 시동 및 종료시의 천이작동특성에 관한 수치해석 및 실험을 수행하였다.

노즐입구전압력의 변화에 따라 디퓨저의 진공 성능은 크게 디퓨저 시동모드와 디퓨저 미시동 모드로 나누어진다. 최적의 디퓨저 시동압력 근방에서 정의되는 디퓨저 천이시동모드에서는 노즐출구에서 분사되는 초음속제트가 디퓨저벽면에 부착되는 시간이 지연되어 전술한 두 모드와는 시동특성이 달라짐을 확인하였다.

디퓨저 길이대직경비의 변화에 따라 디퓨저 시동을 위한 최적의 길이대직경비가 존재함을 수치적으로 증명하였으며, 정상상태에서의 디퓨저 벽면에서의 압력분포에 대한 비교를 통해 난류압축성모델을 사용하는 경우에 디퓨저 유동박리점에 대한 예측의 정확도를 높일 수 있음을 확인하였다.

디퓨저타입의 고도모사장비를 사용할 때, 추력 선도의 왜곡을 야기하는 디퓨저의 시동과 작동 종료과정을 수치 모사하여 작동 천이 시의 유동 패턴을 수치적으로 가시화하였다.

디퓨저 시동 시, 노즐입구전압력이 정상치에 도달하기 이전에 entrainment ratio의 급격한 변화가 예측되었으며, 이는 작동천이시의 변화를 정확하게 모사하기 위해서는 노즐입구전압력에 대한 실험데이터가 사전에 확보되어야 함을 의미한다.

디퓨저 작동종료 시, 블로우백이 발생하기 이전에는 entrainment ratio의 변화가 없지만, 블로우백이 발생한 직후 디퓨저 하류에서 진공챔버 내부로의 급격한 유동의 유입이 관찰되었다.

노즐 끝단과 디퓨저 벽 사이의 간극이 작은 경우에는 디퓨저 시동 혹은 작동 종료 시에 간극을 통과하는 유동이 장시간 초킹 될 수 있다는 점이 예측되었으며, 이는 디퓨저 시동 및 작동 종료 시에 노즐입구압력의 변화에 따라 진공 챔버압력의 적응속도가 매우 느릴 수 있음을 의미한다.

블로우백이 발생한 이후, 노즐출구제트는 디퓨저 하류에서 역류하여 디퓨저 출구를 빠져나가지 못하며, 연소시험의 경우 고온의 노즐배기가스는 이러한 역류점의 하류에 존재할 수 없을 것으로 예측된다.

5. 참고 문헌

1. 이지형, 오종윤, 변종렬 "소형 초음속 디퓨저를 이용한 고고도 환경 모사에 대한 시험적 연구," 한국군사과학기술학회지, 제 7권, 제 4호, 2004, pp 138-145
2. 이지형, 오종윤, 박익수 "고고도 모사용 소형 시험 장치 연구," 한국군사과학기술학회지, 제 7권, 제 4호, 2004, pp 133-137
3. 박병훈, 임지환, 윤용섭, "초음속 디퓨저 시동과정에 대한 수치모사; 초기 진공도에 따른 디퓨저 내부 충격과 구조의 발달 과정," 제 24회 추계 추진공학회, 2005, pp. 46-55
4. 박병훈, 임지환, 기완도, 윤용섭, "디퓨저 길이대 직경비 변화에 따른 일정단면적 초음속 디퓨저 시동특성에 관한 연구," 춘계 항공우주학회, 2006, pp. 403-410
5. B.H.Park, J.H.Lim, W.Yoon, "Parametric Investigation of Controlling Factors for Deceleration and Evacuation Qualities by Supersonic Exhaust Diffuser," 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2006
6. 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
7. 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
8. Delbert Taylor, "Ejector Design for a Variet of Applications," von Karman Short Course on Ejectors, March 17-22, 1969