

고공환경 모사를 위한 초음속 디퓨저의 시동 특성 분석

김용욱*, 이정호**, 김상헌***, 오승협****

Starting Characteristics of Supersonic Exhaust Diffuser for Altitude Simulation Testing

Yong-Wook Kim*, Jung-Ho Lee**, Sang-Heon Kim***, Seung-Hyub Oh****

Abstract

Upper stage propulsion system designed for operation in the upper atmosphere should be tested under nozzle full flow conditions to verify its performance on the ground. KARI has carried out high altitude simulation test of KSLV-I kick motor using cylindrical supersonic exhaust diffuser. Also cold and hot flow test for the sub-scaled diffuser have been conducted to verify the design of real scale diffuser and to study its operating characteristics. This paper deals with the results obtained from these high altitude simulation tests.

초 록

고공 환경 하에서 작동하는 우주발사체 상단 추진기관의 경우 지상에서 실제 작동 환경에 가까운 조건에서 연소시험을 수행하여 그 성능을 검증하게 된다. KSLV-I 상단 추진기관의 경우 원통형 디퓨저를 이용하여 고공환경 모사시험을 수행하였으며, 디퓨저의 설계 검증 및 시동특성을 확인하기 위해 축소형 디퓨저에 대한 비반응 유동시험 및 연소시험을 수행하였다. 본 논문에서는 축소형과 실물형 디퓨저에 대한 시험 결과를 제시하고 시동특성에 대해 분석하였다.

키워드 : 나로호 (KSLV-I), 킥모터 (kick motor), 고공 모사 시험 (high altitude simulation test), 초음속 디퓨저 (supersonic diffuser)

1. 서 론

고공 환경에서 작동하는 우주발사체 상단 추진기관의 경우 개발 및 제작 비용이 매우 높기

때문에, 요구 신뢰도를 확보하기 위해서는 지상에서 실제 작동환경과 유사한 조건을 인위적으로 조성하여 시험을 수행함으로써 비용과 개발기간을 최소화하는 것이 보통이다. 상단 추진기관 엔진의 경우, 일반적으로 팽창비가 큰 노즐을 갖기

접수일(2012년 8월 23일), 수정일(1차 : 2012년 10월 17일, 게재 확정일 : 2012년 11월 1일)

* 발사체추진기관팀/kyw421@kari.re.kr

** 발사체추진기관팀/leejh28@kari.re.kr

*** 발사체추진기관팀/sangheon@kari.re.kr

**** 발사체추진기관팀/shoh@kari.re.kr

때문에 표준 대기압 하에서 시험을 수행하면 노즐 내에서 유동박리가 발생하여 정확한 추력측정과 설계목표의 신뢰도 확인이 불가능하다. 따라서 추진기관에 진공에 가까운 대기압 환경을 인위적으로 제공하여 성능을 최종적으로 검증하는 시험이 필수적이다[1].

지상에서 고고도의 낮은 대기압을 조성하기 위해 사용되는 장치로는 초음속 디퓨저, 이젝터 등이 있는데, 그 중 가장 간단하면서 경제적인 방법은 추진기관의 후단에 초음속 디퓨저를 배치하는 것이다. 초음속 디퓨저는 복잡한 추가 장치 없이 비교적 간단하게 구현할 수 있으며, 추진기관에서 발생하는 고압 연소가스의 모멘텀을 이용하여 노즐의 배압을 대기압 이하로 낮추게 되며, 디퓨저 내에 적절한 위치에 충격과 구조를 발생시켜 안정된 고고도 환경을 모사할 수 있게 한다. 이러한 방법만으로도 약 20km(40torr)의 고도에 해당하는 압력 환경 조성이 가능한 것으로 알려져 있다[2][3].

나로호(KSLV-I) 상단에 사용되는 키크모터의 경우 노즐 목 마개를 갖추고 있으므로 고공에서의 점화가 보장되며, 그 점화특성 또한 일반적인 지상연소 시험을 통해서도 파악할 수 있다. 따라서 키크모터의 고공성능을 확인하기 위해 초음속 디퓨저만을 이용한 시험설비를 구축하여 연소시험을 수행하였다. 또한 초음속 디퓨저의 작동특성을 확인하고 실물형 디퓨저의 설계를 검증하기 위해 축소형 디퓨저에 대한 연소시험 및 비반응 유동 시험을 수행하였다. 본 논문에서는 이러한 시험의 결과를 제시하고 디퓨저의 시동특성을 분석하였다.

2. 본 론

2.1 축소형 디퓨저 비반응 유동 시험

초음속 디퓨저의 성능에 영향을 주는 주요 변수로는 그림 1에서 보는 바와 같은 연소실과 디퓨저의 각 치수와 배기가스의 비열비(γ), 추진기관의 노즐출구 마하수(M_e), 연소실 압력(P_0) 등이 있으며, 특히 노즐 목과 디퓨저 입구의 면적비

(A_d/A_t), 노즐의 팽창비(A_e/A_t), 노즐 출구와 디퓨저 입구의 면적비(A_d/A_e), 디퓨저 직경과 길이비(L/D)는 디퓨저 설계 시 가장 중요한 변수로 알려져 있다. 노즐을 통과한 유동이 모멘텀에 의한 효과로 챔버 내에 연행 유동을 발생시키고, 압력(P_0)이 증가함에 따라 노즐에서 나온 과소 팽창된 초음속 제트가 디퓨저 벽면과 충돌하게 되며 덕트 내에 복잡한 충격과 시스템이 형성되어 디퓨저도 완전한 유동을 이루게 된다. 이러한 유동에 의해 챔버 내에 진공압이 형성되게 되며, 배기가스의 압력회복은 디퓨저 덕트 내부에 발생된 충격과 시스템을 통해 이루어지게 된다[4].

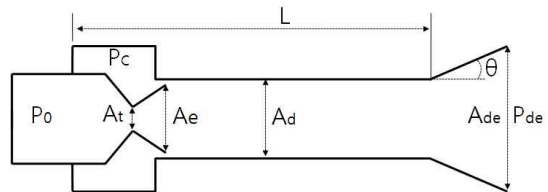


그림 1. 디퓨저의 주요 설계 변수

표 1. 비반응 시험용 디퓨저의 치수

변수	축소형		
D_t [mm]	4.34	3.2	2.8
D_e [mm]	16.57		
A_e/A_t	14.57	26.81	35.02
A_d/A_t	21.41	43.06	56.25
A_d/A_e	1.6		
L/D	12.38		

실물형 키크모터 및 디퓨저의 설계 자료와 국외의 기술적 자료를 바탕으로 설계된 축소형 디퓨저를 이용하여 비반응 유동시험을 수행하였으며, 노즐의 형상 변화, 작동유체의 종류 및 연소실 모사 압력에 따른 디퓨저의 작동특성을 파악하였다. 노즐의 팽창비(A_e/A_t)와 디퓨저 직경대 길이비(L/D)는 실물형과 유사한 값으로 고정하고 노즐목 직경을 달리하는 세 가지 경우에 대해 시험

을 수행하였으며, 표 1은 비반응 유동시험에 사용한 디퓨저의 치수를 나타낸다[5].

그림 2는 질소 및 공기를 이용하여 연소실 압력(P_0)을 상승시키면서 진공챔버 내의 압력변화를 측정한 결과 그래프로, 이로부터 노즐목 면적 변화에 따른 축소형 디퓨저의 작동 압력을 파악할 수 있다. 디퓨저의 시동압력($P_{0,st}$)은 공급 압력이 증가하여도 진공챔버 내의 압력이 거의 일정하게 유지되는 압력을 말하며, 디퓨저의 노즐목 직경이 2.8, 3.2, 4.3mm로 변화함에 따라서 시동압력은 각각 40, 30, 20barg로 점점 낮아짐을 확인할 수 있다. 공급압력이 동일한 경우, 진공챔버 압력은 작동유체와는 무관하게 거의 일치하는 것으로 나타났다.

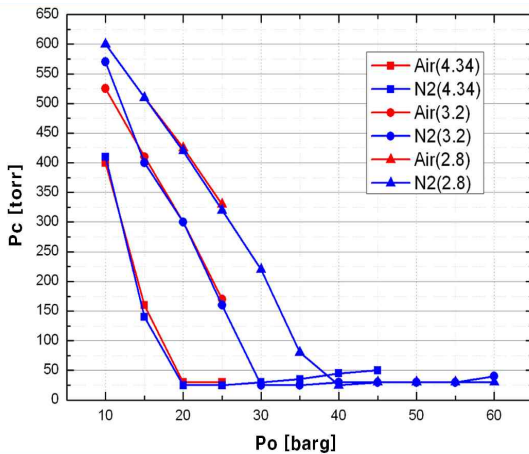


그림 2. 공급압력에 따른 진공챔버 압력

주어진 조건으로부터 초음속 디퓨저의 시동 가능 압력을 계산할 수 있는 디퓨저 특성 예측 모델로는 수직 충격파 모델과 모멘텀 이론 모델이 알려져 있다[4,6]. 그림 3은 해석적으로 예측한 디퓨저의 시동특성과 비반응 유동시험 결과를 비교한 그림이다. 면적비(A_d/A_t)가 커질수록 시동 압력비는 선형적으로 증가하며, 주어진 면적비에서 시동압력은 비열비가 커질수록 증가하는 것으로 나타난다. 로켓 모터 배기가스의 비열비는 약 1.2로 냉가스의 비열비보다 낮기 때문에 실제 시험에서의 시동 압력비는 동일한 면적비에

서의 축소형 비반응 유동시험보다 작은 값을 가지게 된다. 따라서 비반응 시험 조건에서 작동하는 디퓨저는 면적비(A_d/A_t)를 일정하게 유지하면 실제 연소시험에서도 작동함을 의미하게 된다. 또한 동일한 면적비 조건에서 시동압력 이상으로 공급압력을 증가시켜도 진공도에는 큰 변화가 없는 것을 알 수 있다.

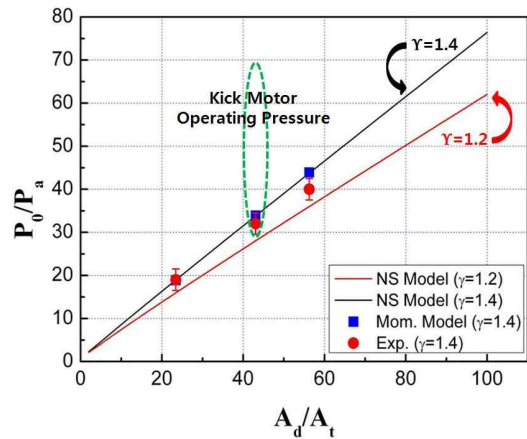


그림 3. 면적비(A_d/A_t)에 따른 시동 압력비

2.2 축소형 디퓨저 연소 시험

디퓨저 내벽면을 보호하기 위해 분사되는 냉각수가 디퓨저의 작동 성능에 미치는 영향을 파악하고 실물형 디퓨저의 설계를 최종적으로 검증하기 위해 축소형 디퓨저에 대한 연소시험을 수행하였다. 시험에 사용한 가스발생기는 실물형 모터와 조성이 유사한 고체 추진제를 사용하였으며, 실물형을 모사하기 위해 연소실 압력이 연소 초기에 급격히 상승한 후 점진적으로 감소하도록 설계되었다. 실물형 디퓨저에 대한 시험용 디퓨저의 축소비는 4.2:1이다[7,8].

축소형 연소시험의 주요 결과는 표 2와 같다. 디퓨저 내부로 냉각수를 분사할 경우, 냉각이 없는 경우에 비해 시동압력이 높아지는 경향을 보이나, 냉각수 유량증가가 시동압력에 미치는 영향은 작은 것으로 판단된다. 진공챔버 압력은 전체적으로 0.2bar 이하로 나타났으며, 이를 통해

냉각수 유량조건과는 무관하게 실물형 디퓨저가 성공적으로 작동할 것임을 확인할 수 있었다.

표 2 축소형 디퓨저 연소시험 결과

변수	시험 번호			
	#1	#3	#5	#6
연소실 최대압력[MPa]	5.51	5.81	5.75	4.30
냉각수 유량[kg/s]	0	0.25	0.35	0.40
시동압력[MPa]	3.28	4.56	4.41	4.02
챔버압력[bar]	0.08 ~0.1	0.08 ~0.2	0.08 ~0.2	0.08 ~0.2

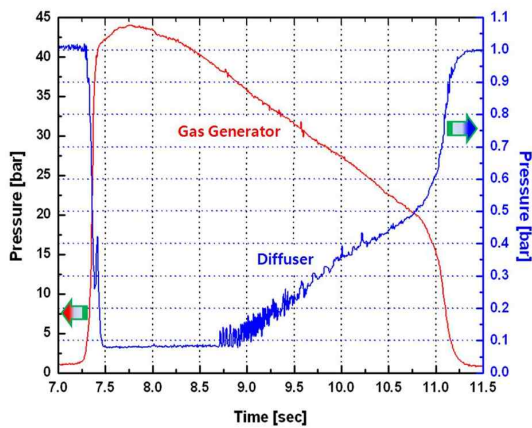


그림 4. 연소실 및 진공챔버 압력(시험번호 #6)

그림 4는 디퓨저 내부로 분사되는 냉각수 유량이 0.4kg/s인 경우의 시험에서 측정된 연소실과 진공챔버의 압력을 나타낸다. 점화 후 급격한 연소실 압력 증가에 따라 디퓨저는 작동하게 되며, 진공챔버 압력은 대기압에서 0.1bar 이하로 감소하게 된다. 이후 연소실 압력이 약 35bar까지 낮아져도 진공챔버 압력은 비교적 큰 변동 없이 유지되다가, 이후 급격한 상승과 함께 디퓨저의 작동이 정지하게 된다. 냉각수의 유량이 가장 많은 경우의 시험에서도 디퓨저가 정상 작동됨을 확인할 수 있었다.

2.3 실물형 디퓨저 연소시험

축소형 디퓨저를 활용한 비반응 유동시험 및 연소시험의 결과를 바탕으로 설계/제작된 초음속 디퓨저를 이용하여 실물형 키크모터의 고공모사 시험설비를 구축하였다. 5회의 연소시험을 통해 설비의 성능과 안정성을 검증하였으며, 이후 KSLV-I 상단 키크모터의 고공환경모사 시험을 2회 수행하였다[9,10].

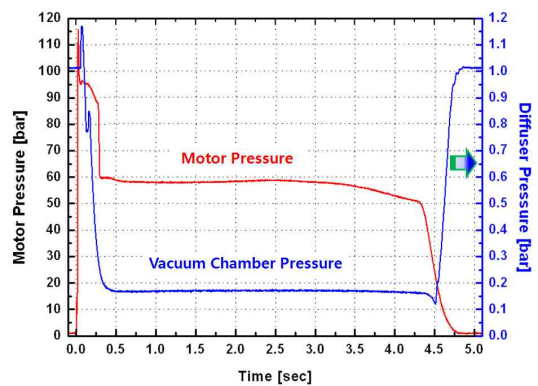


그림 5. 연소실 및 진공챔버 압력(5차 검증시험)

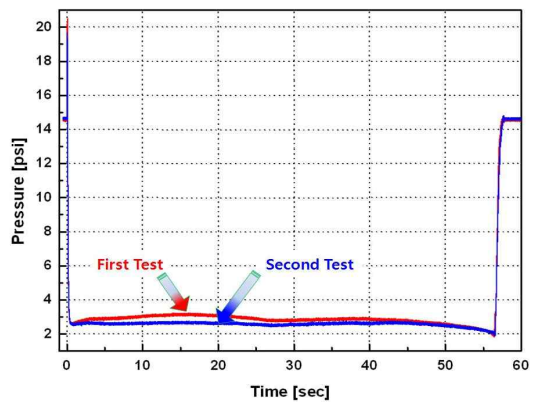


그림 6. 진공챔버 압력(키크모터 연소시험)

그림 5는 5차 설비 검증시험에서 측정된 연소실 압력과 진공챔버 압력을 비교한 것이다. 점화 명령 후 0.5초 이내에 디퓨저가 시동되었으며, 디퓨저가 정상 작동하는 구간에서의 진공챔버 압력

평균값은 0.17bar이다. 시험 결과로부터 디퓨저가 정상적으로 작동하였음을 알 수 있으며, 4.5초경 연소실 압력 30bar 이하에서 디퓨저의 작동이 정지되었다.

그림 6은 2회 수행된 키크모터 연소시험에서 측정된 진공챔버 압력을 도시하고 있다. 시동 압력에는 큰 차이를 보이지 않으나 디퓨저가 작동하는 정상상태에서의 진공챔버 압력 평균값은 2차 시험의 경우가 더 낮게 나타났다. 축소형 연소시험의 경우에 비해 실물형 시험의 경우 연소가스에 대한 냉각수 유량의 비가 큰 것으로 미루어볼 때, 냉각수 유량이 큰 경우에는 증발된 수증기가 디퓨저 내부 유동에 영향을 미쳐 진공챔버의 압력이 다소 상승하는 것으로 판단된다.

3. 결 론

축소형 디퓨저에 대한 비반응 유동시험 및 연소시험 결과를 바탕으로 실물형 디퓨저를 이용한 고공환경모사 시험설비를 구축하였으며, KSLV-I 상단 키크모터에 대한 고공모사 연소시험을 성공적으로 수행하였다. 이로부터 면적비(A_d/A_t) 조건이 동일한 경우, 작동유체의 비열비가 작을수록 시동압력이 낮아지며 시동압력 이상으로 연소실 압력이 증가하여도 진공챔버 압력에는 큰 변화가 없음을 확인하였다. 또한 디퓨저 벽면 보호를 위해 냉각제를 분사할 경우, 냉각제의 유량과 무관하게 거의 동일한 시동 특성을 보였으며 냉각제 유량 증가에 따라 진공챔버의 압력도 다소 상승함을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. C. R. Bartlett, "Why Test Rocket Motors at Simulated Altitude?", Sverdrup Technology, Inc. AEDC Group.
2. B. H. Goethert, "High Altitude and Space Simulation Testing", ARS Journal, vol. 32, 1962, pp.872-882
3. R. H. Thanawala, K. Annamalai and M. A.

- Ramaswamy, "A Computational Method for Supersonic Exhaust Diffuser Performance Analysis", 17th International Symposium on Space Technology and Science, Tokyo, Japan, 1990, pp.837-842
4. K. Annamalai, K. Visvanathan, V. Sriramulu and K. A. Bhaskaran, "Evaluation of the Performance of Supersonic Exhaust Diffuser Using Scaled Down Models", Experiment in Fluids, Vol. 29, 2000, pp.305-308
5. 김유, 고영성, 성홍계, 김선진, "고공환경모사용 디퓨저 설계에 관한 실험적 연구", 충남대학교, 2008
6. R. C. German, R. C. Bauer and J. H. Panesci, "Methods for Determining the Performance of Ejector-Diffuser Systems," J. Spacecraft, Vol. 3, No. 2, 1966, pp.193-200
7. V. V. Mironov, V. N. Sivenkov, I. N. Gurina, N. A. Davydenko, "Development of Exhaust Diffuser and Its Auxiliary Systems for Testing of SRM Developed by KARI for KSLV," Keldysh Research Center, 2006
8. 김용욱, 이정호, 유병일, 조상연, 오승협, "고체추진제 가스발생기를 이용한 축소형 고공환경모사 시험", 항공우주기술, 제7권, 제1호, 2008, pp.8-13
9. 김용욱, 이정호, 유병일, 김상현, 오승협, "KSLV-I 키크모터용 고공환경모사 시험설비 구축을 위한 기본설계", 항공우주기술, 제6권, 제2호, 2007, pp.180-187
10. 김용욱, "KSLV-I 키크모터 고공환경모사 시험설비 구축", 한국추진공학회지, 제12권, 제1호, 2008, pp.37-43