論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1195

액체로켓엔진 연소기를 이용한 고고도 환경 모사용 디퓨저 시동특성 연구

이양석*, 전준수*, 고영성*, 김유**, 김선진***

An Experimental Study of a Diffuser Starting Characteristics for Simulating High-Altitude Environment by using a Liquid Rocket

Yang-Suk Lee*, Jun-Su Jeon*, Young-Sung Ko*, Yoo Kim** and Sun-Jin Kim***

ABSTRACT

Performance tests of a supersonic exhaust diffuser were conducted by using a liquid rocket engine for simulating high-altitude environment. The experimental setup consisted of a combustion chamber, a vacuum chamber and a diffuser. The combustion tests for simulating high-altitude environment were carried out at three cases by chamber pressure variation(26, 29, 32barg). The test results showed that the diffuser was started at all case and vacuum chamber pressures were approximately 140torr. The starting pressure using combustion gas was similar with that of cold gas, but the vacuum chamber pressure was relatively high because of high temperature in the vacuum chamber. The results of this test can be used as an essential database for the design of real-scale high-altitude simulation test facility in the future.

초 록

본 연구에서는 액체 로켓 엔진의 고온 연소 가스를 이용하여 축소형 고고도 환경 모사용 초음속 디퓨저 성능 실험을 수행하였다. 실험 장치는 연소실, 진공 챔버, 디퓨저로 구성되어 있다. 고고도 환경 모사 시험은 연소실 압력이 약 26, 29, 32barg 세 조건으로 수행하였고, 세가지 조건에서 모두 디퓨저는 성공적으로 시동되었으며 진공 챔버 압력이 약 140torr로 형성하였다. 이전의 상온 고압 가스를 이용한 디퓨저의 시동 특성과 비교하였을 때 시동 압력과 압력 분포 등의 시동 특성의 경향성은 유사하였으나, 고온 환경으로 인하여 진공 챔버에 형성되는 압력은 2배 정도 높은 것을 확인하였다. 본 연구 결과는 향후 실물형 고고도 환경 모사 시험 설비를 구축하는데 기초 자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

Key Words : High-Altitude(고고도 환경), Diffuser(디퓨저), Starting Characteristic(시동 특성), Vacuum Chamber(진공 챔버), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

† 2010년 7월 6일 접수 ~ 2010년 11월 19일 심사완료

* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자 E-mail : ysko5@cnu.ac.kr
대전시 유성구 궁동 220번지

** 정회원, 충남대학교 기계공학과

*** 정회원, 청양대학 소방안전관리학과

고고도 환경에서 작동하는 상단 로켓 엔진이나 항공 추진용 가스터빈 엔진은 실제 작동하는 환경 조건이 지상 조건과는 매우 다르기 때문에 작동 환경 조건에서의 설계 목표 성능을 만족하는지 반드시 확인하여야 한다. 그러나 실제 비행

시험에 따른 비용이 매우 많이 소요되며 지상에서의 대기 조건하에서 실험만으로는 고고도 환경하에서의 설계 대비 성능 특성을 파악할 수가 없기 때문에, 비행 시험에 앞서 실제 작동 고도의 저온/저압 고고도 환경 조건을 지상에서 인위적으로 조성하여 목표 성능 특성을 예측하여 실험 비용과 개발 기간을 최소화 것이 일반적이다^(1~4). 따라서 개발하고자하는 추진 기관 엔진의 고고도 환경 성능을 입증하기 위해서는 고고도 환경 모사용 연소 실험 설비가 반드시 필요하다.

일반적으로 지상에서 고고도 환경을 모사하는 가장 간단한 방법은 고온의 연소 가스의 모멘텀을 이용하여 노즐의 배압을 낮추어 진공 환경을 만드는 방식이며, 이를 위해 흔히 디퓨저형 모사 장치가 사용된다^(1~4). 고체로켓모터와 같이 주로 고고도 환경 하에서의 추력 검증이 주목적인 경우는, 노즐 후단의 압력을 해당 고고도 환경 하에서의 저압 조건으로 형성할 수 있는 디퓨저형 모사 시험 설비가 일반적으로 사용된다. 국내에서는 아직까지 축소형 모델에 대한 수치해석과 상온 가스를 이용한 디퓨저 시동 특성만이 주로 수행되었으며, 실제 연소 환경에서의 고압/고온 연소 실험은 거의 수행되지 못한 실정이다^(5~8).

따라서 본 연구에서는 향후 개발될 실물형 고체로켓모터나 대형 고고도 환경 모사용 실험 설비 설계의 데이터베이스를 확보하기 위하여, 고체로켓모터를 대신하여 케로신과 액체 산소를 추진제로 사용하는 액체 로켓 엔진을 이용하여 디퓨저 시동 특성을 연구하고자 하였다. 따라서 실물형 로켓 모터의 팽창비 등을 고려한 액체 로켓 엔진의 노즐부와 디퓨저를 설계/제작하였으며, 디퓨저 시동을 위한 액체 로켓 엔진의 연소 압력 변화에 따른 디퓨저의 시동 특성과 디퓨저 길이 방향으로의 내부 압력 분포 특성 등을 살펴보고자 하였다. 또한 기존에 본 연구진이 수행한 상온 고압 가스를 이용한 디퓨저 시동 특성과의 비교를 수행하였다⁽⁸⁾.

II. 실험 장치 및 방법

2.1 실험장치

본 연구에서 사용된 액체 로켓 엔진의 실험 장치는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 크게 연소실, 진공 챔버, 디퓨저로 구성되어 있다. 또한 액체 로켓 엔진의 연소 실험을 위한 실험 장치는 크게 추진제 가압부, 추진제 공급부, test section 그리고 자료 획득 및 제어 계측부로 구성되어 있다.

Fig. 1. Schematic of a test rig

추진제 가압부는 고압 질소 탱크(200bar, 850liter)와 돔 형태(dome loaded type)의 레귤레이터를 통하여 각각의 추진제 탱크를 설정된 압력으로 안정하고 일정하게 가압을 할 수 있다.

추진제 공급부는 설정된 압력으로 가압된 상태에서 각각의 추진제를 안정적으로 저장할 수 있는 추진제 탱크가 있으며, 각각의 추진제 탱크에서 연소실까지 추진제를 공급할 수 있는 공급 배관으로 구성되어 있다. 탱크와 공급 배관에는 실험 중 추진제의 역류 방지를 위한 체크 밸브(check valve)와 배관 내에 이상 압력 발생시 안전을 위한 안전밸브(safety valve)가 장착되어 있다. 설계 압력으로 각각 가압된 추진제를 일정하고 안정적으로 연소실에 공급하기 위해서 캐비테이션 벤츄리(cavitation venturi)를 사용하였으며 추진제의 유량을 측정하기 위하여 질량/터빈 유량계를 장착하였다.

본 실험에서 주요 관심 대상은 다양한 연소압에 따른 진공 챔버 내의 압력 강하율과 디퓨저 내의 길이 방향에 따른 압력 분포이다. 이에 전기식 진공 압력 센서를 진공 챔버 및 디퓨저의 길이 방향으로 장착하였다. 측정된 압력 데이터와 각각의 추진제의 유량 데이터는 실시간으로 A/D 변환기(DT-3003, DBK84)를 통하여 획득되며 개인용 컴퓨터(DASYLAB 6.0)를 통하여 저장하였다. 본 실험에 임하기 전 모든 센서는 보정기를 이용하여 센서 보정을 수행한 후 연소 실험을 수행하여 데이터의 신뢰도를 확보하였다.

2.2 액체 로켓 엔진

고온의 연소 가스를 발생시키기 위하여 고공 환경 모사 실험에서 사용된 분사기는 Fig. 2와 같은 이중 스윙 동축형(swirl-coaxial) 분사기이다. 총 유량은 400g/s까지 공급할 수 있으며, O/F ratio는 2.3으로 설계/제작되었다. 사용된 분사기는 Fig. 2와 같이 산화제 부분만 스윙 챔버가 존재하고 연료 부분에는 스윙 챔버가 존재하지 않은 mixed type의 분사기이며, 리세스(recess) 길이는 2mm이다. 연소 실험에 사용된 분사기와 연소실 및 노즐의 사양은 Table 1에 나

Fig. 2. Mixed type injector

Fig. 3. Installed engine for hot flow test

Table 1. Specification of injector, combustion chamber and nozzle

Material		SUS-316
Injector	Shape	swirl, mixed type
	Shape	cylindrical type
Chamber (graphite)	Diameter	81mm
	Length	200mm
Nozzle (graphite)	Shape	conical type
	Throat diameter	15mm
	Length	204mm
	Convergent angle	30°
	Divergent angle	14°
	Expansion ratio	34.4

타내었으며, Fig. 3은 디퓨저를 제외한 연소실과 노즐 부분이 시험 스탠드에 장착된 사진이다.

2.3 디퓨저 설계/제작

고온의 연소 가스를 이용하는 축소형 디퓨저는 실물형 디퓨저의 설계 데이터와 국내·외의 기술적인 자료를 바탕으로 기본적으로 적용되는 이론식과 추천치를 활용하여 설계/제작하였다^(1~4). 항공우주연구원의 실물형 디퓨저의 사양은 디퓨저 내부 직경(D_d)이 634mm, 길이(L_1)는 6340mm, 확장부 길이(L_2)는 1530mm이다. 디퓨저 구동용 연소실의 노즐 형상을 고려한 디퓨저 설계의 주요 변수를 정리하면, A_d/A_e 는 1.28, A_d/A_t 는 44.5, L/D_d 는 12.4이다. 여기서 A_d 는 디퓨저 입구 내부 면적, A_e 와 A_t 는 각각 모사 엔진의 노즐 출구 면적과 노즐목 면적을 의미한다. 따라서 본 연구에

Table 2. Specification of scaled down diffuser

Parameter	Diffuser
Diffuser inlet diameter	98mm
Diffuser length	1035mm
Diffuser divergence length	200mm
Diffuser divergence angle	6°
A_e/A_t	34.4
A_d/A_t	42.7
A_d/A_e	1.24
L/D	12.6

Fig. 4. Location of pressure transducers

서는 디퓨저의 작동 특성을 결정하는 주요 변수인 A_d/A_e , A_d/A_t , L/D_d 를 최대한 동일하게 맞추기 위하여, 축소형 디퓨저의 사양을 다음 Table 2와 같이 설계/제작하였다. 이는 항우연의 실물형 디퓨저와 비교했을 때 약 1/6 scale에 해당되며, 디퓨저의 확산부는 길이는 200mm, 확산 반각은 6°로 설계/제작되었다. 그러나 항공우주연구원의 디퓨저 구동 엔진은 고체 로켓모터로서 정압형 연소가 아니며, 본 연구에서는 액체 로켓 엔진을 이용하기 때문에 정압형 연소가 일어난다. 즉 디퓨저 구동용 연소실 노즐 출구의 마하수는 동일하지 않지만 시동 압력 이상에서는 진공 특성이 크게 변하지 않으며⁽³⁾, 본 연구에서는 디퓨저의 시동 특성에 주요 관점을 두고 연구를 수행하였다. Fig. 4는 설계된 디퓨저의 형상을 나타내며, 디퓨저의 길이 방향으로 디퓨저 내부의 압력을 측정할 수 있는 압력 포트가 14개 있으며 진공 챔버와 결합하였을 경우 진공 챔버 및 디퓨저 내 유체의 누설을 막기 위한 O-ring을 장착할 수 있다. 또한 진공 챔버와 결합시 기밀실험을 할 수 있도록 디퓨저 끝단에 기밀판을 결합할 수 있도록 설계/제작되었다.

2.4 기밀 실험 장치

Figure 5는 고공 환경 모사 디퓨저 연소실험에 앞서 전체 시험부의 고압/진공 기밀실험을 위한 실험 장치 전체 개략도를 나타낸 것이며, 고압 기밀 실험을 위한 고압 질소 공급 시스템과 진공 기밀 확인을 위한 진공 펌프가 연결되어 있다.

Fig. 5. Schematic of the leak test apparatus

Fig. 6. Installed diffuser for hot flow test

Fig. 6은 기밀실험을 마친 후 고공환경 모사 실험을 위해 액체로켓 연소실, 진공 챔버 및 디퓨저 전체 실험 장치가 연소 실험대에 장착된 사진을 나타낸 것이다.

2.5 실험 방법 및 실험변수

고고도 환경 모사용 디퓨저의 시동특성을 파악하기 위하여, Table 3과 같이 O/F ratio는 2.0으로 고정된 상태에서 연소실로 공급되는 추진제 총 유량($\dot{m}_{total}$)을 조절하여 연소실 압력(P_c)의 변화에 따른 디퓨저의 시동 특성 및 디퓨저 내부 압력 분포 특성을 살펴보았다. O/F ratio를 2.0으로 설정한 이유는 연소가스의 온도를 분사기 설계치(O/F 2.3)보다는 조금 낮게 운영하여, 디퓨저 냉각 측면의 부담을 다소 완화하기 위함이다. 기존의 상온 고압 가스에 의한 디퓨저 예상 시동 압력인 29barg 근처의 압력으로 설정하였으며⁽⁸⁾, 재현성 검증을 위해 추진제 총 유량 340g/s에서 두 번의 반복 연소실험을 수행하였다.

Table 3. Hot flow test conditions

Case	$\dot{m}_{total}$ (g/s)	P_c (barg)
A	300	26
B-1	340	29
B-2	340	29
C	380	32

III. 실험 결과

3.1 예비 연소 실험 결과

축소형 디퓨저를 장착하여 고공 환경 모사 실험을 수행하기에 앞서, 디퓨저 작동에 요구되는 연소 압력의 생성을 확인하기 위하여 디퓨저를 장착하지 않은 상태에서 액체로켓엔진만 장착하여 Fig. 7과 같은 연소 실험 절차(cyclogram)로 3초간의 연소가 일어날 수 있도록 예비 연소 실험을 수행하였다. Fig. 8은 이때의 연소 실험 결과로서, 연소압은 액체 산소와 케로신이 공급된 시점으로부터 1초 이내에 안정적으로 형성됨을 확인하였다. 이전 상온 고압 가스를 이용한 디퓨저 시동 특성 연구에서 살펴보았듯이 고압 가스가 공급되면 디퓨저가 매우 짧은 시간 안에 시동되기 때문에, 축소형 디퓨저를 장착한 고고도 환경 모사 실험을 위한 연소 시간은 3초로 충분한 것으로 판단되어 디퓨저 작동을 위한 연소 시간은 Table 3의 조건에서 3초로 설정하였다⁽⁸⁾.

Fig. 7. Cyclogram for hot flow test (sec)

Fig. 8. Chamber pressure - time curve

3.2 기밀 실험 결과

고고도 환경 모사용 디퓨저를 시동시키기 위한 연소 실험에 앞서 액체로켓엔진과 디퓨저를

Fig. 9. Leak test at high/vacuum pressure

장착한 상태에서, 전체 시험부의 누설 여부 판단을 위한 고압/진공 기밀 실험을 수행하였다. 고압 기밀 실험은 연소 실험시 연소압 수준인 약 30barg, 진공 기밀 실험은 디퓨저 시동 시 진공 챔버의 진공 압력보다 낮은 약 10torr에서 각각 형성시킨 후 10분 정도 관찰하면서 압력 변화를 살펴보았다. Fig. 9는 고압/진공 기밀 실험의 결과를 나타낸 것으로 약 600초 동안 연소실의 압력 및 진공 챔버와 디퓨저의 진공압의 변화는 거의 없었으며, 본 실험에서 연소 시간이 3초임을 감안한다면 고고도 환경 모사용 디퓨저 실험 장치의 누설은 없다고 판단된다.

3.3 연소실 압력에 따른 시동 특성

예비 연소 실험과 기밀 실험을 통해서 액체로켓엔진을 이용한 디퓨저 시동 특성 실험 준비를 마치고, Table 3의 조건으로 연소실 압력 변화에 따른 디퓨저 시동 특성 파악을 위한 연소 실험을 수행하였다.

Figure 10은 Case A에서의 연소실 압력과 디퓨저 내부의 진공 챔버의 압력을 나타낸 것으로서, 예상 시동 압력보다 다소 낮은 압력에서도 디퓨저가 정상적으로 시동되며 진공 챔버의 압력은 약 132torr로 안정적으로 유지되는 것을 확인하였다. Fig. 11은 디퓨저 내부 압력의 시간에 따른 변화를 나타낸 것으로서 연소압이 형성됨과 동시에 디퓨저 내부의 압력도 하강함을 보여주고 있으나, 디퓨저 입구(PT103)를 제외하면 매우 불안정한 압력 특성을 보여주고 있다. 이는 연소실 압력이 디퓨저를 시동시킬 수 있는 압력에 비해 충분한 여유(margin)를 가지고 있지 않기 때문에, 디퓨저 내부에서 완벽한 충격파가 형성되지 못하여 불안정한 시동 특성을 보인 것으로 판단된다.

Fig. 10. Vacuum chamber/combustion chamber pressure - time curve (Case A)

Fig. 11. Pressure variation along the location of diffuser (Case A)

액체로켓엔진의 연소실 압력을 상승시킨 Case B, C의 경우에서도 Fig. 12와 같이 진공 챔버의 압력은 비슷한 경향성을 보이는 것을 확인하였으며, Table 4는 모든 경우의 진공 챔버 압력을 정리한 것이다. Case B-1, B-2의 경우는 실험 설정 조건은 동일하였으나 실제 연소실험에서는 다소 연소실 압력이 변경될 수 있기 때문에, 약간 다른 값을 보였으나 거의 동일한 경향성을 나타내었다. 세 가지 조건에서 형성된 진공 챔버 압력을 살펴보면 연소실 압력이 증가할수록 진공 챔버 압력이 다소 증가하는 경향을 보이나, 거의 동일한 압력이라고 보아도 큰 무리는 없는 것으로 판단된다. 또한 이전의 상온 고압 가스를 이용한 디퓨저 시동 특성에서 획득된 진공 챔버의 시동 압력과 비교했을 때 연소가스의 비열비가 상온 가스보다 작기 때문에 시동 압력은 다소 작게 나타나지만, 시동된 진공 챔버의 압력은 상온 가스의 경우보다 다소 크게 나타남을 확인하였다^(3,8). 이는 연소실 끝단의 고온 연소 가스 환경에

Fig. 12. Vacuum chamber/combustion chamber pressure - time curve (Case B-2)

Table 4. Vacuum chamber pressure

Case	Case A	Case B-1	Case B-2	Case C
Pressure (torr)	132	141	133	148

의해 진공 챔버내의 온도가 다소 상승하기 때문인 것으로 예측되며, 이로부터 상온 고압 가스를 이용하여 디퓨저의 대략적인 시동 특성을 살펴볼 수는 있으나 정확한 시동 특성을 살펴보기 위해서는 실제 연소 환경에서의 실험이 필요하다는 것을 알 수 있다.

Figure 13은 Case B-2의 경우에서 디퓨저 내부 압력의 시간에 따른 변화를 나타낸 것으로서, 디퓨저 입구를 포함한 여러 지점에서 낮은 압력을 형성하고 있으며 Case A에 비해 상당히 안정적인 압력을 보여주고 있다. 즉 Case A에 비해 디퓨저가 안정적으로 시동되었음을 의미하며, Case C 또한 거의 비슷한 경향을 나타내었다. Fig. 14

Fig. 13. Pressure variation along the location of diffuser (Case B-2)

Fig. 14. Pressure distribution along the location of diffuser with respect to combustion chamber pressure

Fig. 15. Comparison of pressure distribution along the location of diffuser at cold flow test vs hot flow test

는 모든 경우에 대해서 디퓨저 축방향 거리(x)에 따른 디퓨저 내부의 압력 특성을 x/D_d 의 무차원수에 대해 나타낸 것이다. 모든 경우에서 디퓨저가 시동되는 특성을 보이고 있으나, Case A의 경우에는 디퓨저 중간 이후에는 급격히 대기압 수준까지 회복되고 있음을 알 수 있다. 이로 인하여 디퓨저 내부의 압력 진동이 상대적으로 심한 것으로 판단되며, Case A의 운영 조건인 약 26barg가 O/F ratio 2.0으로 운영되는 고온 연소 가스를 이용한 시동 한계 부근으로 사료된다.

Figure 15는 선행연구 결과인 상온의 고압 가스질소를 이용한 디퓨저 내부 압력 분포와 본 연구에서 수행된 고온 연소 가스를 이용한 디퓨저 내부 압력 분포를 비교한 것이다⁽⁶⁾. 상온 가스와 고온 가스를 이용했을 때 시동 압력 이상에서는 디퓨저 내부 압력 분포는 유사한 경향성을 나타내기는 하지만, 연소 조건에서의 압력 회복이 조금 더 후류에서 발생하여 시동 특성이 양호해지

는 것을 볼 수 있다. 또한 시동 압력은 고온의 가스에서 다소 낮게 나타났으며, 이는 고온 연소 가스의 비열비가 상온 질소가스보다 낮기 때문으로 판단된다^(3,4). 그러나 본 실험에서 사용된 진공 챔버의 부피가 매우 작기 때문에 고온의 연소 가스와 디퓨저 입구 및 연소실 챔버와의 열전달에 의해 진공 챔버 내부의 온도가 다소 상승하였으며, 이로 인해 일반적인 경우 보다는 진공 챔버의 압력이 다소 높게 나타난 것으로 판단된다. 따라서 향후 실제 실물형 엔진의 진공 챔버 압력과 디퓨저 내부 압력을 예측하기 위해서는 본 연구와 같이 연소 조건에서 실험을 수행하고 진공 챔버의 부피도 다소 증가시켜 실험을 수행하는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구는 고고도에서 작동하는 항공우주추진기관의 신뢰도의 확보와 특성을 확인하기 위한 고공환경 모사 시험 기법에 대한 연구로서, 축소형 초음속 디퓨저와 액체로켓엔진을 이용하여 고온 연소 제트에 의한 진공챔버와 디퓨저의 내부 압력 특성을 확인하는 실험을 수행하였다. 액체로켓엔진 연소실 압력변화에 따른 디퓨저 시동특성을 파악하였으며, 약 26barg 이상에서 진공챔버 압력이 약 140torr로 디퓨저가 정상적으로 작동함을 확인하였다. 또한 시동압력 이상의 액체로켓엔진 작동 압력에서는 진공챔버의 압력이 거의 일정함을 확인하였으며, 이전의 상온 고압 가스를 이용한 경우보다는 진공 챔버의 압력이 다소 높게 형성되는 것을 확인하였다.

본 연구를 통하여 액체로켓엔진을 이용한 고공 환경 모사를 위한 디퓨저 시동 특성 실험 기법을 확보하였으며, 기존의 상온 고압 가스 연구 결과와 본 연구에서 확보된 고온 연소 가스를 이용한 디퓨저 시동 특성에 대한 연구 결과는 향후 실물형 고공 연소실험 설비의 설계 시 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 소형위성발사체(KSLV-I)개발사업의 위탁과제 및 한국연구재단을 통해 교육과학기술부의 우주기초원천기술개발 사업(NSL, National Space Lab)으로 지원받아 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Sivo, J. N., Meyer, C. L. and Peters, D. J., "Experimental Evaluation of Rocket Exhaust Diffusers for Altitude Simulation", NASA-TN-D-298, 1960.
- 2) William, L. J. Harold, G. P. and Car F. L., "Experimental study of zero-flow ejectors using gaseous nitrogen", NASA-TN-D-203, 1960.
- 3) Annamalai, K., Visvanathan, K., Sriramulu, V. and Bhaskaran, K.A. "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down model", Experimental Thermal and Fluid Science, 17, 1998, pp. 271~229.
- 4) Annamalai, K., Satyanarayana, T., Sriramulu, V. and Bhaskaran, K. A., "Development of design methods for short cylindrical supersonic exhaust diffuser", Experiment in Fluids, Vol. 29, 2000, pp. 305~308.
- 5) 이지형, 오종윤, 박익수, "고고도 모사용 소형시험장치 연구", 한국군사과학기술학회지, 제7권 제4호, 2004, pp. 133~137.
- 6) 이지형, 오종윤, 변종렬, "소형 초음속 디퓨저를 이용한 고고도환경 모사에 대한 시험적 연구", 한국군사과학기술학회지, 제7권 제4호, 2004, pp. 138~145.
- 7) 박병훈, 박성현, 윤용섭, "고도 모사용 초음속 디퓨저의 진공 성능 및 전이작동 특성", 대한기계학회 추계학술대회, 2007, pp. 7~12.
- 8) 이양석, 전준수, 고영성, 양재준, "고고도 환경 모사용 축소형 디퓨저 설계 및 시동 특성 연구", 한국추진공학학회지, 제13권, 제5호, 2009, pp. 21~28.