

고고도 모사용 소형시험장치 연구

A Study of Simplified Test Rig for High Altitude Simulation

이지형* **오종윤*** **박익수***
 Lee, Ji-Hyung Oh, Jong-Yun Park, Ik-Soo

ABSTRACT

A simplified test rig to simulate high-altitude environments was designed by analyzing the AEDC (Arnolds Engineering Development Center) report regarding simulated altitude testing. The test rig consists of a vacuum chamber, a supersonic nozzle connected to a cold-gas supplier and a diffuser. The preliminary tests were conducted to validate the AEDC design concepts. The test results showed that sub-atmospheric pressure(1.0psia) environments were realized inside the vacuum chamber and the design concepts were confirmed.

주요기술용어(주제어) : High Altitude Simulation(고 고도 모사), Vacuum Chamber(진공챔버), Supersonic Nozzle(초음속 노즐), Diffuser(디퓨저), Sub-atmospheric Pressure(진공압력)

1. 서론

추진기관의 설계는 운용되는 조건에 따라 설계 점 (design point)이 선정되고 설계 점에서 요구되는 추력성능을 만족하도록 노즐 내부형상을 설계한다. 즉, 노즐 출구압력과 매질의 배압에 따른 추력성능을 예측하고 지상시험을 통하여 평가함으로써 운용조건에서의 추진기관 성능을 입증하게 된다. 따라서 지상시험 시 신뢰성 있는 추진기관의 성능입증을 위해서는 운용조건에 부합되는 환경조건의 모사는 필수적인 시험조건이다.

고 고도에서 운용되는 추진기관은 설계 점의 배압

이 진공 압력의 범위에 해당하므로 비추력의 증가와 함께 추력 성능의 증가를 가져온다. 추력은 운동량에 의한 추력(momentum thrust)과 압력에 의한 추력 (pressure thrust)의 합으로 이루어지는데 배압이 진공 영역에 있는 경우 압력에 의한 추력의 증가가 고도에 따라 총 추력의 10~30% 정도 증가하게 된다. 고 고도에서의 추진기관 성능을 지상에서 시험을 통해 입증하기 위해서는 배압 환경을 고 고도와 동일하게 실현시켜야 하는데, 여기에는 많은 제약조건이 따르게 된다. 일반적으로 지상에서의 고 고도 성능 입증을 위해 수행되어 온 몇 가지 시험 방법은 크게 세 가지로 구분 할 수 있다. 첫째는 모타의 총 연소시간 동안 고 고도 배압 환경을 완전하게 모사하는 시험방법(ejector type)이고, 둘째는 허용 가능한 범위의 정확도로 고고도 성능을 예측할 수 있는 고도의 배압 환경을 모사하는 시험방법(diffuser type), 그리고 세 번째는 배압의 모사를 수행하지 않고 지상시험을 수

† 2004년 11월 15일 접수~2004년 12월 13일 심사완료

* 국방과학연구소(Agency for Defense Development) 기술연구본부

주저자 이메일 : im_ljh@hanmail.net

행하는 방법으로 구분된다.

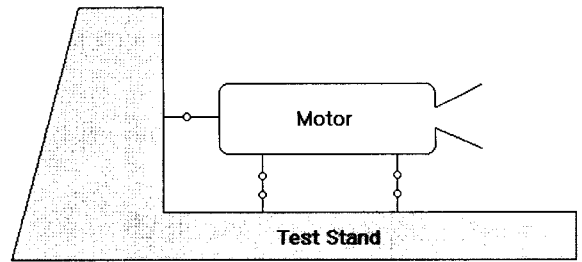
본 연구는 진공 압력 범위의 배압에서 작동하는 모터의 추력 성능을 예측하기 위하여 선택한 디퓨저형의 고고도 환경 모사 시험장치의 개발에 앞서, 노즐과 디퓨저 변수의 상관관계, 시험장치 구성품의 크기 영향 및 유동장의 거동 등에 대한 보다 깊은 이해를 위해 수행된 축소형 진공 모사 시험장치에 대한 연구 결과로 연구의 주요 목적은 디퓨저형 시험장치로 구현 가능한 고도의 확인으로서 연구결과 배압 약 0.5~1.0psia(고도 약 23~18km)의 저 진공 영역에 대한 진공도를 실현하였으며, 이러한 배압환경에서 추력성능의 오차 범위는 약 $\pm 3\%$ 이내로서 고고도 성능 예측을 위한 디퓨저형 시험장치의 유용성을 확인하였다.

2. 진공 시험장치 개념

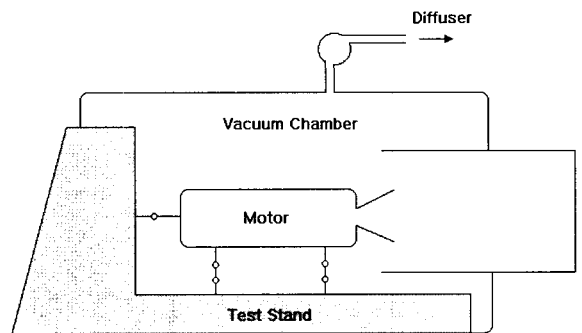
다양한 고 고도 환경시험용 시험설비(facility)를 이용하여 시험을 수행하고 있는 미국 AEDC(Arnolds Engineering Development Center)사의 진공 시험장치 분석을 통해 본 진공 시험장치 개념은 다음과 같다.

가. 시험개념

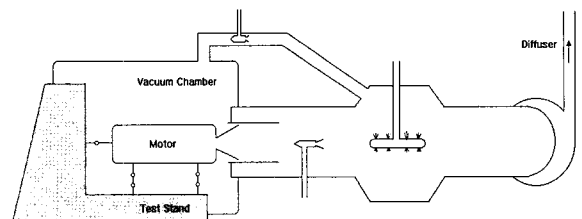
미국의 AEDC사는 7가지 형태의 시험시설을 보유하고 있으나 크게 3가지로 구분된다. 그림 1은 일반적인 지상시험용 시험장치인(sea level test stand (Type A))로 대기압 하 시험이므로 고도의 모사는 불가능하고, 고 고도용 추진기관을 지상에서 시험 할 경우 발생하는 노즐 내부의 유동 박리에 의하여 팽창비가 감소함에 따라 진공추력의 약 82% 추력이 측정되게 된다. 그림 2는 디퓨저형 시험장치(diffuser형 test stand (Type B))로 추진기관을 진공 챔버 내에 위치시키고 노즐 끝단에 디퓨저를 부가하여 시험 중 디퓨저 효과로 진공 챔버 내의 진공을 유지시키는 시험 장치이며 최대 연소실 압력에서 약 97%의 진공 추력을 측정할 수 있으나 디퓨저의 효과가 없어지는 연소말기에 대기압의 역 유동(blowback)에 의하여 추력 성능이 심하게 왜곡되므로 이후의 측정된 성능은 신뢰할 수 없게 된다. 그림 3은 디퓨저 내부에



[그림 1] Sea Level Test Stand (Type A)



[그림 2] Test Cell With Diffuser (Type B)

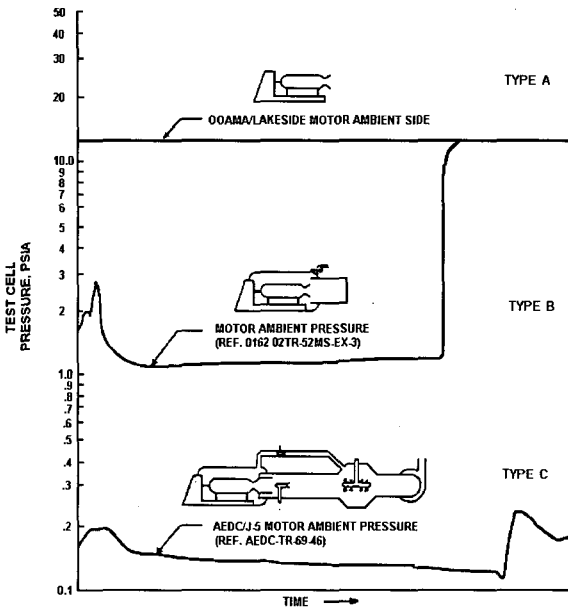


[그림 3] Auxiliary Pumping System (Type C)

증기 분출기(steam sector)를 겸비한 시험장치(test stand (Type C))의 개략도를 보여준다. 이 개념은 요구되는 진공도에 따른 최소 증기(Steam) 소모율의 정확한 예측을 통해 시험 중 진공 챔버 내부의 지속적인 진공유지가 가능하여 연소말기에도 진공도가 유지되므로 완전한 고 고도 모사가 가능하다. 진공 추력의 99.1%이상의 추력이 측정되므로 높은 신뢰도를 갖고 있으나 고 비용의 대형 시험장치라는 제약 조건이 따른다.

나. AEDC 시험결과

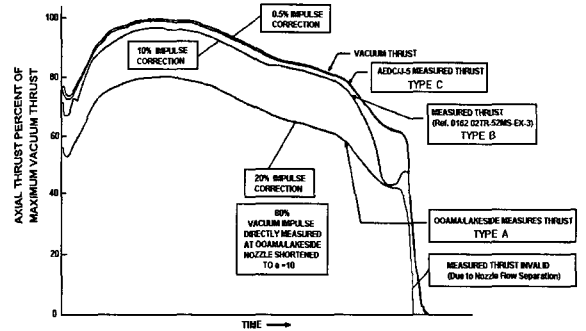
그림 4는 AEDC사에서 수행한 시험결과로 위에서



[그림 4] AEDC 시험자료-1(진공챔버 내부압력 변화)

언급한 세 가지 시험방법에 대한 추진기관 주변의 압력변화를 보여준다. 디퓨저형 시험장치인 Type B의 경우 연소 초기 약 3.0psi까지 진공 챔버의 내부 압력이 상승한 후 정상상태에서 1.0psi로 유지되다가 연소 말기에 급격히 대기압으로 상승하는 경향을 알 수 있다. Type C의 경우 연소 중의 시간에 따른 챔버 압력변화 양상은 Type B와 유사한 형태이나 전반적으로 챔버 압력이 0.1psi로 유지되며 연소 말기에 발생하는 챔버 내부 압력변화가 미미함을 알 수 있다.

그림 5는 3가지 방법에 대한 AEDC 시험결과로 진공에서의 추력대비 측정된 추력을 백분율로 환산한 값을 보여준다. Type A의 경우 연소 시 노즐내부에서 발생하는 유동박리(flow separation)를 제거하기 위하여 시험 전 노즐의 길이를 짧게 한 후 시험한 결과이며 진공추력 대비 약 80%의 추력이 측정되었다. 전반적인 추력선도의 경향은 진공에서의 추력선도와 정성적으로 비슷한 경향을 보여 주고 있으나 연소말기에 진공에서의 추력선도와 약간의 차이가 있음을 알 수 있다. 또한, 노즐의 형상이 실제현상의 노즐과 다르기 때문에 시험된 결과로 진공에서의 추력을 확실하게 예측하기는 어렵다. Type B의 경우 축 추력

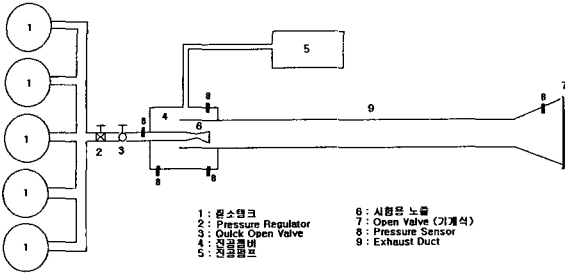


[그림 5] AEDC 시험자료-2(추력 비교 선도)

이 최대 진공추력의 약 65%까지는 진공 추력대비 97%의 추력으로 측정되었으나 연소말기에 발생하는 압력구배에 따른 역 유동현상(blowback현상)에 의하여 노즐내부에서 유동박리가 일어나 추력선도가 왜곡되는 현상이 발생되며 이 현상에 의하여 측정된 총 역적은 진공에서의 실제 총 역적 대비 약 90%로서 약 10%의 보정이 요구된다. Type C의 경우는 100,000ft 고도를 모사한 시험으로 진공추력 대비 약 0.5%의 추력손실이 발생되었으며 연소기간 전반에 걸쳐 진공에서의 추력선도와 동일한 경향의 추력이 측정되었고 또한, 저 배압 환경이 지속적으로 유지됨에 따라 연소말기에 추력선도가 왜곡되는 현상도 발생되지 않음을 알 수 있다.

3. 시험장치의 설계/제작

소형 모의시험은 최소의 비용으로 AEDC 시험기법을 검증하며 중요한 설계변수를 파악하기 위한 목적으로 설계를 수행하였으며 그림 6은 소형시험장치의 개념도이고 그림 7은 제작된 시험장치를 보여준다. 시험장치는 진공 챔버의 초기 진공도는 진공펌프를 이용하여 설정하며, 연소관 압력은 충전 질소탱크(5개)를 이용하여 고압을 모사하고, 질소탱크의 출구에 압력조절기와 밸브를 두어 노즐로 공급되는 압력을 조절한다. 또한 배기 덕트의 출구에 기계식 밸브를 두어 노즐의 출구에서 분사되는 유동에 의하여 순간적으로 배기 덕트의 출구가 대기에 노출되도록 하였다. 측정용 센서는 공급되는 공압의 압력을 측정하기



[그림 6] 소형시험장치 개념도



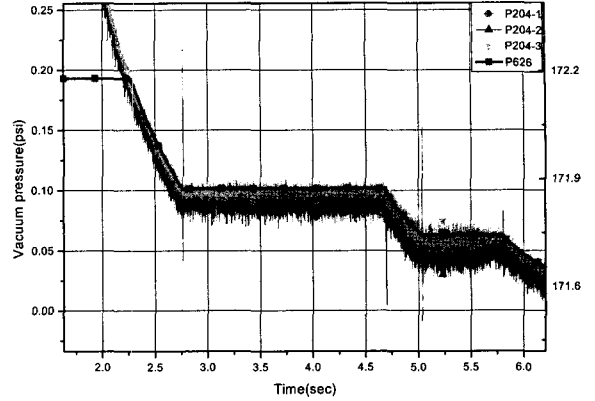
[그림 7] 시험장치 제작사진

위한 고압 측정용 센서와 진공 챔버 내부의 압력을 측정하기 위한 진공센서 및 배기 덕트의 열림을 감지할 수 있는 절대압 센서로 구성하였다.

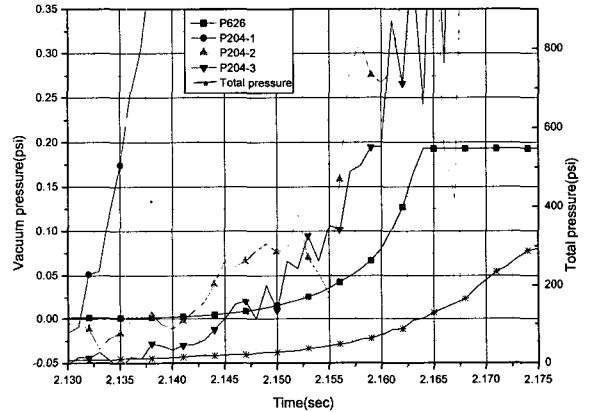
4. 기능 및 성능평가

가. 센서 보증시험

시험장치에 장착된 진공용 센서는 저 진공용 센서 (Setra사, P204, 절대압 센서(0~14.7psia))와 초 진공용 센서(MKS사, P626, 최대 10.0 torr-용(0~0.19 psia))로 구성됨에 따라 작동영역에 있어 저 진공용 센서의 초 진공 영역에서의 센서 응답 특성 및 신뢰도를 평가하기 위하여 진공 챔버에 초 진공용 센서 (MKS사, P626)와 저 진공용 센서들(Setra사, P204-1, P204-2, P204-3)을 설치하고 진공도를 높여가며 챔버 내부의 압력변화를 동시에 측정을 하였다. 시험



[그림 8] 각 센서의 정적 응답특성

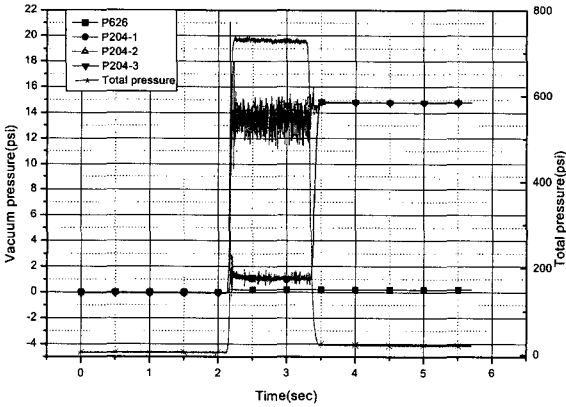


[그림 9] 각 센서의 동적 응답특성

결과 챔버 내부의 압력변화에 따른 각 센서의 측정압력 차는 약 0.01psi이하로 유지 되었고 압력 변화 기울기는 모든 센서가 동일한 경향을 나타내고 있음을 알 수 있었으며, 진공압에 대한 민감도는 저 진공용 센서가 더 우수하나 신호의 진폭은 초 진공용 센서가 낮음을 알 수 있다. 이러한 경향은 초 진공용 센서와 진공용 센서의 샘플링 속도(sampling rate)차로 인하여 발생하는 현상이며(초진공용 센서 : 30ms, 저진공용 센서 : 1ms) 또한, 초 진공용 센서의 경우 신호의 외란이 저 진공용 센서보다 상대적으로 작음을 알 수 있다.(그림 8, 그림 9 참조)

나. 진공모사 시험

그림 10은 설계/제작된 소형진공 시험장치에서 수



[그림 10] 진공모사 시험결과

행한 예비 진공모사 시험 결과이다. 질소탱크에서 공급되는 고압의 가스가 압력 조절기를 지나면서 노즐 입구에서 약 720psi로 공급됨을 알 수 있으며 공급된 압축 질소가 챔버 내부에 위치하는 노즐을 지나면서 디퓨저 내부 벽면까지 확산되기 전 까지 약간의 압력 상승이 있는 후 노즐 후류가 충분히 확산됨에 따라 설계된 이상적인 노즐 팽창압인 1.0psi로 챔버 내부의 진공도가 유지되다가 시험이 종료되는 순간(고압 질소공기의 공급이 중단 되는 시점) 대기압이 디퓨저 내부로 역류하여(blowback현상) 진공 챔버 내부의 압력은 다시 대기압으로 변화함을 알 수 있다. 챔버 내부에서 측정된 챔버 내부의 진공도는 샘플링 속도(sampling rate)가 빠른 저 진공용 센서(Setra사)의 경우 신호의 진폭이 크게 나타나며 초 진공용 센서(MKS사)의 경우 신호의 진폭이 낮게 나타나며 평균적인 진공도는 약 1.0psi로 동일함을 알 수 있다.

또한, 디퓨저 끝단에 위치한 저 진공용 센서(P204-1)의 경우 노즐을 지난 질소가스의 유동에 의하여 기계적 밸브가 열릴 때 순간적인 정압의 증가값(peak

치)을 보이며 시험 중 약 13.0~15.0psi 범위에서 심하게 흔들리고 있음을 알 수 있다.

5. 결론

본 연구에서 기 운용되고 있는 진공 시험장치의 설계 및 시험을 통해 설계변수를 도출하고 구현 가능한 진공도를 확인한 결과는 다음과 같다.

- (1) 디퓨저형 진공시험장치의 설계/제작/시험기술의 확보로 저 진공 영역에서의 노즐성능 시험이 가능하게 되었다.
- (2) 예비시험 결과 디퓨저형 진공 시험장치를 이용하여 진공 챔버의 진공도를 약 1.0psi의 정상 상태로 실현이 가능함을 알 수 있었으며 이러한 결과는 동일한 개념의 AEDC 시험결과와 잘 일치한다.
- (3) 챔버의 초기 진공도, 진공챔버 부피, 디퓨저 길이, 노즐의 형상, 노즐과 디퓨저간의 상호거리 등의 설계변수 상호간의 관계에 대한 추가연구가 실기형 설계에 앞서 요구된다.

참 고 문 헌

- [1] C. R. Bartlett Engine Test Facility "Why Test Rocket Motors at Simulated Altitude?" Sverdrup Technology, Inc. AEDC Group.
- [2] Antony Barber, Pneumatic Handbook 7th Ed. 19895.