Proceedings of
The 5th National Congress on Fluids Engineering
March 26-28. 2008, Jeju, Korea

Kick Motor용 고공환경 모사 시험 설비 개발

김상헌*·Bershadskiy.V.A**·유병일***·김용욱****·오승협*****·박정주******

Develop Test Facility of High Altitude Environment for Kick Motor

Sang Heon Kim,* Bershadskiy V.A,** Byung Il Yu,*** Yong Wook Kim,****
Seung Hyub Oh,***** Jeong Joo Park,******

Key Words : *Kick Motor, Diffuser, High Altitude Environment,*

Abstract

The method suggested in this thesis is the safe and economic method when testing rocket engine because ground test facility copies high altitude. We have decided to use the schematic of testing facility based on already known design method and test result, and we have decided the test condition for ground firing test of solid fuel. In addition the pressure of nozzle exit area is 0.1bar, we have designed the testing facility structure to test in this condition. Moreover, we have designed to reduce the accident probability.

1. 서 론

발사체 상단용 엔진은 고공환경 및 우주환경에서 작동 하도록 설계 하고, 지상에서는 인위적으로 고공환경을 모사하여 시험을 수행하면서 개발하게 된다.[1,2] 공기가 희박한 고공환경에서의 엔진 추력 및 작동성 여부를 검증하기 위해서는, 고공환경에서의 엔진 연소상태, 엔진제작에 사용한 소재의 물성치 변화등 많은 변수를 예측 하여야 하지만, 현재의 기술로는 완벽하게 예측할 수 없기 때문에 지상에서 고공환경과 최대 유사한 조건을 인공적으로 조성 하여 시험을 수행 하게 된다. 이러한 지상 고공환경 모사시험을 통하여, 개발한 엔진의 추력을 측정하며, 연소시작과 연소종료 시점에서의 엔진특성을 파악하게 된다.

지상 고공환경 모사시험설비의 설치와 운용에는 많은 비용과 인력이 소모 되고, 그에 따라 발사체 상단용 엔진의 전반적인 개발 비용도 상승하게 된다. 설비 구조의 복잡함과 개발된 엔진의 독창성 때문에 고공환경 모사시험 설비는 공용으로 사용이 불가능 하므로, 그 설계 및 설치비용에 소요되는 개발비용은 막대 하다고 할 수 있다. 따라서 새로운 엔진을 개발 할 때마다 고공환경 모사시험 설비의 설계와 관련하여 아래와 같은 문제점들이 발생한다.

* 한국항공우주연구원, sangheon@hanmail.net
** 한국항공우주연구원, vabersh@yahoo.com
*** 한국항공우주연구원, biyoo@kari.re.kr
**** 한국항공우주연구원, kyw421@kari.re.kr
***** 한국항공우주연구원, shoh@kari.re.kr
****** 한국항공우주연구원, jjpark@kari.re.kr

- 시험설비의 Schematic 결정, 개발된 엔진에 적합한 Diffuser의 설계
- 부가 시험설비 설계, 제작 기술 확립 및 시험설비 운영 기술 개발
- 적절한 계측장비 선정 및 고신뢰성을 요하는 시험결과의 분석 방법 개발
- 시험설비 내구성 평가

본 논문에서는 새로이 고체연료를 사용하는 발사체 상단용 엔진의 고공환경 모사 시험설비를 개발하기 위한 기본적인 lay-out 결정 방법 및 핵심부분인 디퓨저 형상의 선정 방법을 다루었다.

2. 본 론

2.1 디퓨저 형상 선정

로켓엔진의 점화 및 연소 종료 시, 또는 연소모드의 변화가 발생 할 때에는 노즐을 통하여 분사되는 고온의 연소가스는 연소실 압력(P_c)과 노즐출구압력(P_n)의 영향을 받게 된다. 발사체 상단에 사용되는 로켓엔진을 지상에서 연소시험을 할 경우에는 대기압력이 노즐출구에서의 압력보다 커서, $P_{atm}>P_n$의 관계식이 성립된다. 따라서 노즐 속으로 진입하는 수직 충격파는 정확한 엔진의 특성 파악을 힘들게 하며, 때에 따라서는 엔진의 비정상적 작동을 야기하여, 시험 시 사고의 원인이 되기도 한다.

지상에서 고공환경을 모사하는 시험설비의 구축 시 고공환경 조성 방법의 결정은, 일반적으로 노즐출구 후방에서의 압력을 어느 정도로 결정하느냐에 따라서 기존에 이미 알려진 방법을 적용하는 하는 것이 일반적이다.[2,3,4,5,6,7]

아래 Fig.1은 소형 Kick Motor의 고공환경모사시험설비에 주로 사용 되는 설비 유형이다. 특징으로는 진공챔버의 체적이 작으며, 그 중 C3 타입은 항우연의 KSLV-I 상단부 Kick Motor의 고공시험모사설비로 개발한 안이다. 이러한 시험설비들은 기존의 설비와 비교하여, 엔진 점화 후 디퓨저 작동까지 소요되는 시간이 상대적으로 짧으며, 추력측정을 위한 시험설비로의 자유로운 접근이 가능하고, 시험 후 측정된 추력측정의 정확한 평가가 가능 하다.

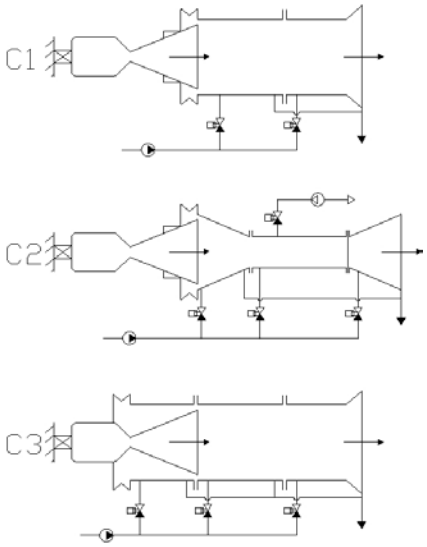

Fig1. Schematic of High Altitude Test Simulation Test Facility

C2 타입은 디퓨저를 축소-확산 형상으로 설계하여 다른 형상 디퓨저 대비하여, 엔진 연소실의 압력이 낮은 조건에서 디퓨저의 작동과 종료가 가능하다. 이러한 점은 엔진 작동 영역 변경에 있어 매우 중요한 부분이다. 낮은 압력에서 디퓨저가 작동 함 으로서 엔진 점화 후 압력상승구간에서의 고공환경 거동특성을 관측할 수 있기 때문이다. 그러나 C2 타입으로 설계 할 경우 C1 타입이나 C3 타입 대비하여 냉각설비가 보다 더 보완 되어야 하고, 일차원 설계 시 반드시 반영 하여야 한다. 디퓨저의 일차원 설계에는 아래의 관계식을 사용하고 디퓨저 내부 유동을 고려하여 디퓨저 내 전압손실을 계산하여 반영한다.

$$\varepsilon = P_N / P_{Ch} \ ,$$
$$\lambda_N = \left\{ [(k+1)/(K-1)] \left[\left(1-\varepsilon^{(k-1)/k}\right) \right] \right\}^{0.5} \ ,$$
$$\lambda_{su} = 1/\lambda_N \ ,$$
$$q_N = \lambda_N \left\{ 0.5(k+1) - 0.5(k-1)\lambda_N^2 \right\}^{1/(k-1)} \ ,$$
$$q_{su} = \lambda_{su} \left\{ 0.5(k+1) - 0.5(k-1)\lambda_{su}^2 \right\}^{1/(k-1)} \ ,$$
$$\sigma_N = q_N / q_{su} \ ,$$
$$\sigma_{su} = [1 - k/(k+1)] \left[0.2(\Psi_{su} - 1)\lambda_{su} \right]^2 \ ,$$
$$\sigma_{diff} = \sigma_N \sigma_g \left[0.51\Psi_N + 0.31 \right] \ ,$$
$$P_{sta.diff} = 1/\sigma_{diff} \ ,$$
$$P_{End.diff} = 1/1.2\sigma_{diff} \ ,$$

디퓨저 형상의 일차원 설계시 아래와 같은 사항을 파악하여, 설계에 반영한다.

-연소압력(P_{ch})과 노즐에서의 온도(T_n)를 고려하고, 노즐 출구 압력(P_n)과 디퓨저내의 압력(P_{diff}) 그리고 노즐 내 압력이 동일하도록($P_{diff}=P_{atm.}=P_n$) 한다. 노즐부분에 대한 기하학적 형상도 결정되어져야 한다.

-연소가스를 이루고 있는 성분에 대해서 파악하고, 성분에 대해서는 디퓨저 내부 이동에 따른 변화는 없는 것으로 가정한다.

-초음속 유동에 따라 디퓨저 내부에 발생 하여 전압손실을 가져 오는 충격파는 모두를 고려할 수 없으므로, 디퓨저 후단부에 발생하는 수직 충격파만을 설계 시 감안하고, 디퓨저 내벽면에서 발생하는 전압 손실은 무시 한다.

디퓨저 직경(Ψ_{su})에 따른 연소실 압력과의 관계, 디퓨저 실린더 파트의 직경이 각기 다를 때 디퓨저 작동과 종료시점에 관한 계산을 수행 하였다.

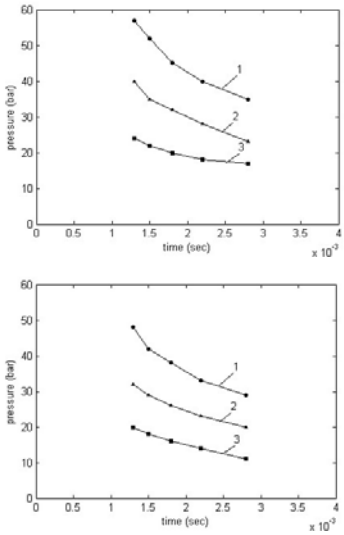

Fig. 2 The pressure relationship between dia. of diffuser and combustion chamber

디퓨저의 직경이 작아지면, 디퓨저가 작동을 시작하는 시점의 압력과 종료 시점의 압력이 현저히 떨어지는 것을 알 수 있다. 그러나, KSLV-1에 장착될 Kick Motor의 경우 점화 후 압력 상승 속도와 연소 종료 시점에서의 압력 하강 속도가 너무나 빠르기 때문에 초기 점화 후 압력 상승 특성을 관찰하는 것은 거의 불가능 하다. 일차원 설계결과와 같이 고체연료를 사용하는 로켓엔진 노즐 출구 절단면에서의 압력조건 $0.1^{+0.07}$bar를 형성 하려면 상기 디퓨저의 형상중 C3 타입을 설계안으로 채택하는 것이 타당하다. C3타입의 특징으로는 엔진노즐을 충분히 감싸면서도 진공챔버의 크기가 크지 않다는 점이고, 시험도중 대기압과 디퓨저내 압력차이로 발생할 수 있는 노즐 부분의 손상에 대해서도 구조적 강성을 높이기 위하여 별도의 장비나 파트가 필요 없다는 점이다. 시험도중 대기압과 디퓨저내 압력차이로 발생할 수 있는 추력측정 시스템에서의 오차도 시험 전 유압 실린더등을 이용하여 보정이 가능하다.

2.2 디퓨저 냉각 방식

디퓨저는 5개의 섹션으로 나누고 냉각채널을 만들어 냉각수를 강제적으로 공급하는 방식을 적용 하였다. 아울러 직접적으로 고온의 연소생성물과 접촉하는 디퓨저 내피의 구조강도를 높임

과 동시에 내피와 냉각수 사이의 열교환을 보다 효율적으로 하기 위하여 각각의 디퓨저 섹션에는 내피와 외피사이에 고강성의 살(Rib)을 디퓨저 길이 방향으로 설계 하였다. 시험설비의 설계 확증은 일차원 설계 후에 모델시험을 수행하여 검증하는 방법으로 진행 하였다.

냉각채널에 공급하는 냉각수 양의 산정은 디퓨저 내벽면에 영향을 미치는 연소가스의 평균온도를 근거로 산정 하였다.[9]

디퓨저 내부 연소가스의 대류 현상 및 디퓨저 내부에서 발생하는 연소생성물에 의한 연소가스로부터의 열유입도 고려하여 계산에 반영 하였다. 디퓨저 내부에 공급하는 냉각수의 압력은 디퓨저 냉각채널 표면에 미치는 온도를 파악하고, 공급하는 냉각수의 기화점을 예상하여 공급압력을 산정한다. 냉각채널 내부에서의 수력학 손실과 공급하는 냉각수의 압력(P_W)은 냉각채널의 형상과 공급하는 냉각수의 질유량에 의하여 결정한다. 냉각채널에 공급하는 냉각수의 압력(P_W)의 값은 8^{+2} bar정도로, 냉각수를 공급하는 펌프 시스템의 출력과 디퓨저의 구조적 강도를 고려하여 산정한 값이다.

냉각채널과는 별도로 직접적으로 고온의 연소가스가 닿는 디퓨저 첫번째 섹션에는 필름냉각 방식을 추가 적용 하였다. 필름냉각을 위한 냉각수 공급량은, 공급된 냉각수가 전량 기화 할 수 있는 양을 기준으로 한다. 필름냉각은 근본적으로 고온의 유동이 직접적으로 디퓨저 내벽면에 닿는 것을 방지하기 위하여 실시하며, 연소생성물중 고형물이 디퓨저 내벽면에 닿지 못하게 함으로써 열과 압력에 의한 디퓨저 내벽면의 손상을 줄이기 위하여 실시 한다.

디퓨저 설계검증을 위하여 4.26배로 축소한 축소형 디퓨저와 실KM과 압력변화 특성이 동일한 소형의 가스발생기를 사용하여 모델시험을 수행 하였다. 시험에 사용된 가스발생기는 실제 KM에서 발생하는 연소가스의 열역학적 파라미터를 모사 하였으며, 실제 KM 을 가지고 시험하는 것과 동일한 효과를 지니기 위하여, KM의 온도 및 압력, 그리고 실제 KM 연소시 발생하는 연소가스 성분도 모사 하였다.

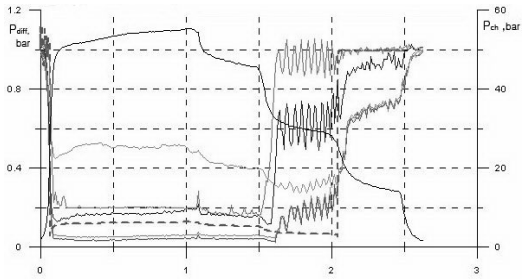

Fig.3 The result of model test

Fig.3 은 축소형 모델시험 시 측정한 가스발생기 및 디퓨저에서의 압력변화 특성이다. 이러한 모델시험을 여러 차례 수행 하였고, 그 결과들을 바탕으로 시험설비의 설계를 확정 하였으며, 또 일차원 계산을 통하여 알게 된 중요파라미터들(P_{diff}, $P_{sta.diff}$, $P_{End\ diff.}$,)을 검증 하였다. 중요 파라미터에 대한 일차원 설계데이터와 시험데이터의 비교는 Fig.4 에 도시 하였다.

Fig.4와 Fig.5를 통해서 알 수 있듯이, 필름냉각을 적용하지 않은 경우 디퓨저 작동 시작점에서의 압력($P_{sta.diff}$)과 디퓨저 작동 종료시점의 압력($P_{End\ diff.}$)은 디퓨저 내부 압력이 허용 가능한 범위내에서 변동할 경우에 일차원 계산 값이 시험 데이터와 거의 일치하고, 허용범위 안에 있음을 알 수 있다.

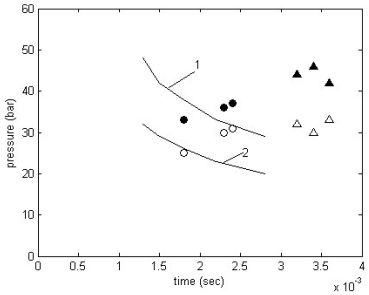

Fig.4 The comparison of design data to testing data

필름냉각 방식을 적용하게 되면, 디퓨저 내부 압력(P_{diff})의 상승으로 인하여, 노즐내 연소가스 팽창도(ε)의 증가를 불러 오게 되며, 그에 따라 연소가스 혼합물의 질유량 및 디퓨저내 냉각수 기화량도 늘어나게 된다. 그리고, 디퓨저가 작동을 시작하는 압력도 상대적으로 올라가게 된다.($P_{sta.diff}/P_{ch}$)

일차원 계산과 시험을 통해서 엔진의 작동 영역(Normal regime)에서 디퓨저 내부 및 노즐에서의 압력은 0.17 ~ 0.10bar 정도이고, 이 경우 디퓨저 작동시점 압력 및 종료시점의 압력과 엔진의 연소압력간 관계는 각각 0.75($P_{Enddiff.}/P_{ch}$)와 0.5($P_{sta.diff}/P_{ch}$)이다. 이 경우 디퓨저 냉각채널에 공급 하는 냉각수의 유량은 연소생성물인 연소가스 양의 2배 이상을 공급 해 주어야만 한다. 이 정도 냉각수 유량은 디퓨저 내벽면을 연소가스등으로부터 보호 하고. 적절한 냉각을 이루어 개발 프로그램을 소화 할 수 있는 만큼의 시험 회수를 보장 할 수 있다. Fig 5.는 축소 모델시 측정한 디퓨저 내벽면에서의 온도이다.

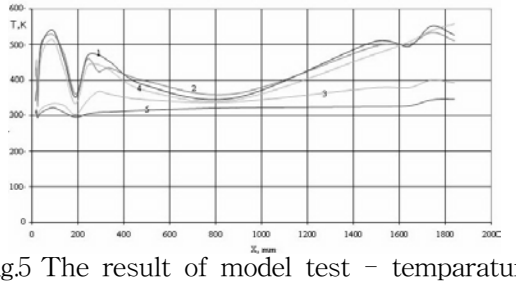

Fig.5 The result of model test - temparature variation of inside of the diffuser

2.3 시험설비

고체연료를 사용하는 로켓엔진을 지상에서 고공환경 모사 시험을 실시하는 가장 큰 이유는 고공환경 조건에서의 엔진 추력 파악과, 추진제 및 노즐의 성능검증이라 할 수 있다. 앞서 말한 이러한 문제점들을 계산과 시험을 통하여, 적절하게 해결 하였다. 시험설비의 개략도는 Fig.6 이다.

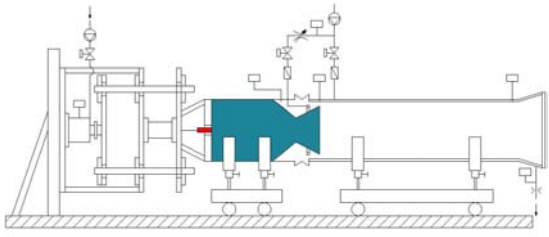
Fig 6. High Altitude Simulation Test Facility

엔진 점화 후 노즐 후방부에 저압 환경이 형성 되기 까지 소요되는 시간을 줄이기 위하여 수축이 가능한 형태의 진공챔버를 적용 하였고, 두 개의 파트로 설계 되어 있어 각각 디퓨저 첫 번째 섹션 및 KM의 후방 스커트에 장착 되어 진다. 또 두 개의 파트로 설계되어진 진공챔버는 유연성을 지닌 고무 Sleeve로 연결하는 구조 이다.

또 기존의 설비와 달리 추력측정장치로의 접근이 자유로우며, 추력측정장치의 보정이 수월하게 설계 되었다.

일차원 설계와 축소형 모델 시험을 수행 하였고, 시험설비의 형상 및 설계를 확정 하였다. 기존의 설비와 비교 하였을 때 본 설계의 장점으로는 진공챔버의 크기를 소형화 하였으며, 별도의 추가설비 없이 디퓨저내에 저압의 고공환경을 조성 하였다. 또 두가지 서로 다른 냉각 방식을 적용하여 디퓨저 내구성을 높였고, 추력측정부분에서는 측정오차를 최소화 하였다.

3. 결론

본 논문에서는 이미 알려진 시험 설비 설계 방법을 참고하고, 일차원 설계와 축소형 모델시험을 수행하여, 다음과 같은 설계안을 최종적으로 확정하였다.

(1)특수한 장비나 설비 없이 단순 노즐과 디퓨저간의 면적비로만 진공챔버와 노즐후단부의 압력을 고공환경과 유사한 조건으로 형성 하였다.(Ψ_N=0.77).

(2)시험 대상물인 엔진의 연소가 시작되면 연소생성물인 혼합가스가 디퓨저를 통하여 적절하게 빠져 나가면서, 노즐후방부와 디퓨저에서의 압력은 0.15bar를 유지 하도록 설계 하였다.

(3)고온의 열로부터 디퓨저를 보호하기 위하여 필름냉각과 채널냉각 두 가지 방법의 냉각방식을 채택 하였다. 결과적으로 디퓨저의 내부 온도를 550K이하로 유지 하였다. 필름냉각에 공급하는 냉각수량은 엔진 연소생설물의 25%를 넘지 않는 선에서 공급하는 것이 중요하다.

(4)이상의 연구결과로 지상 고공환경모사 시험설비의 저압 조성 방법 및 설계기술을 확보 하였으며, 향후 계획된 발사체제 적용할 엔진의 고공환경 시험설비의 설계 및 제작 기술 기반을 확보 하였다.

참고문헌

[1] Zhukovski A.E., Kondrusev V.S., Okorochkov V.V., “Test of Liquid rocket Engine" Russia, The book of publishing house Mechanical engineering, 1992

[2] Shishkov A.A., Silin V.S., “High-altitude tests of jet engines" Russia, The book of publishing house Mechanical engineering, 1985

[3] Michael L.Meyer, Kevin W.Dickens, Tony F.Skaff 외. “Performens of the spacecraft Propulsion Research Facility During Aititute Firing Test of the Data Ⅲ Upper Stage" NASA, Levis Research Center, 34th Joint Propulsion Conference, 1998

[4] Klaus Schafer, Herbert Zimmermann. “Simulation of Flight Conditions for Rocket Engine Qualification" DLR, German Aerospace Center. 2nd International Conference on Green Propallants for Space Propulsion, 2004

[5] Sankaran S., Satyanarayana T.N.N., Annamalai K.외. “CFD Analysis for Simulated Altitute Testing of Rocket Motors" India Aerospace Center. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002

[6] Jack A. Suddretb. National Altitute Rocket Test Facilities NASA. technical Memorandum X-969, 1964

[7] Bartlett C.R., “Engine Test Facility" Arnold Engineering Development Center

[8] Panichkin P.A., Ryahob A.B.,“Bases of gas dynamics and their appendix to calculation supersonic aerodynamic pipe" Ukraine, The book of publishing house of the Kiev university, 1965

[9] Dobrovolskij M.V.,“Liquid Rocket Engine" Russia, The book of publishing house Mechanical engineering, 1968