

액체로켓엔진 고공모사시험설비의 개념설계

김철웅* · 남창호* · 김승한* · 설우석*

Conceptual Design of High Altitude Test Facility for Testing Liquid Rocket Engine

Cheul-Woong Kim* · Chang-Ho Nam* · Seung-Han Kim* · Woo-Seok Seol*

ABSTRACT

To design a high altitude test facility for testing liquid rocket engine optimal technical solutions with general understanding about characteristics of engines and test stands, mission of a rocket and the financial aspects of tests are required. In this paper conditions and requirements needed at the stage of conceptual design of high altitude engine test facility were suggested, and preliminary calculations of the sizes of a supersonic diffuser and volume of cooling water were carried out.

초 록

고공모사시험설비의 구축에는 엔진과 설비의 특성, 로켓의 임무 그리고 시험의 경제적 측면 등에 대한 종합적인 이해를 가지고 최적의 기술적 결정을 하여야 한다. 본 논문에서는 상단 액체로켓엔진의 고공모사시험설비를 구축하고자 할 때 개념설계단계에서 요구되는 일반적인 조건 및 요구사항을 고찰하였고, 초음속 디퓨저와 냉각수 용량에 대한 예비적인 계산을 수행하였다.

Key Words: High Altitude Test Facility (고공모사시험설비), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Supersonic Diffuser(초음속디퓨저), Cooling System(냉각시스템) Vacuum Chamber(진공실)

1. 서 론

고고도에서 작동하는 상단 엔진의 작동성을 검증하기 위하여는 고공 환경의 낮은 대기압의 모사가 가능한 지상시험설비를 이용하여 엔진시험을 수행하여야 한다. 고공의 낮은 대기압은 엔

진의 시동시간, 시동 시 비추력, 배출가스의 온도, 엔진의 정상상태 시 추력 및 엔진 정지 시 잔류추력 등에 영향을 줄 수 있다. 따라서 고공 환경모사시험설비를 이용하여 2단 엔진의 추력, 점화지연시간, 연소기내 열조건 파라미터, 연소과정의 안정성, 엔진서브시스템의 작동수명 및 신뢰성을 평가하여야 한다.

* 한국항공우주연구원 엔진팀
연락처, E-mail: kimcw@kari.re.kr

2. 고공모사시험설비의 이해

2.1 고공모사시험설비 구축의 조건

엔진의 고공모사시험은 비행시험 전 지상에서 이루어지는 엔진시험의 마지막 단계이다. Table 1에는 엔진시험의 단계를 보여준다. 엔진시험은 단계적-수평적 원리로 이루어지는데, 이 원리에 따라서 보다 높은 단계의 시험은 낮은 단계의 시험이 끝나기 이전에 낮은 단계에서 이미 검증된 작동조건을 기반으로 시작된다. 개발기간의 일부에서는 낮은 단계와 그보다 높은 단계의 시험이 병행된다. 이때 낮은 단계일수록 파라미터 결정인자(시스템의 output parameter에 영향을 주는 인자)의 수는 적으나, 시험 수행조건은 더욱 가혹하다[1]. Table 1에서는 고공모사시험이 고공모사가 없는 hot test의 대략 2/3의 시점에서 시작됨을 보여주고 있는데, 이는 고공시험설비의 설계와 구축에 엔진의 hot test 결과가 요구되어지기 때문이다.

Table 1 Stages of LRE Development Test

시험 단계	시간 구간					
	1	2	3	4	5	6
부품/단품 시험	+	+				
엔진서브시스템 시험 (연소기, TPU 등)		+	+	+		
고공모사가 없는 hot test			+	+	+	
고공모사시험					+	+

고공모사시험에 있어서 주요 결정인자는 주변압(희박압력 수준)과 열환경이다. 주변압과 열환경에 의하여 엔진의 작동 파라미터들이 영향을 받으므로 열환경을 고려한 희박대기환경에서의 시험이 요구된다. 시험설비 구축에 앞서 상단 엔진에 부과된 목적, 성능요구, 엔진의 특성 및 작동환경을 명확히 하여야 하며, 이를 바탕으로 엔진의 시험항목 및 시험설비의 고공모사수준을 결정한다.

일반적인 고공모사 시험항목은 다음과 같다.

- 엔진의 고공 성능시험
- 엔진의 구조 안전성 및 노즐 시험
- 엔진의 점화/시동 및 정지 특성 시험

• 고고도 열 환경시험 및 기밀시험

이와 같은 항목의 시험 수행 결과가 신뢰성을 갖기 위해서는 고공모사시험설비에 아래와 같은 요구조건이 부여되어진다.

- 고공모사설비는 발사체에서 요구하는 엔진의 임무수행능력 및 성능을 정확히 검증하기 위하여 엔진이 작동되는 환경을 최대한 유사하게 모사 할 수 있어야 함.
- 설비의 공급계 시스템은 발사체의 공급계 시스템과 가능한 한 유사하여야 함.
- 고공환경모사 시험설비는 발사 시나리오를 만족할 수 있는 능력을 갖추어야 함.

그러나 고공환경을 최대한 유사하게 모사하기 위하여는 시험설비의 구축에 많은 비용이 소모될 뿐만 아니라 매 시험 수행에서도 막대한 자원이 필요하게 된다. 뿐만 아니라 설비의 설계 및 구축에 있어서 기술적 어려움이 있고, 시험 수행도 복잡하고 어려워진다.

따라서 상단 고공시험설비의 경우 로켓의 임무, 엔진의 목적 및 특성, 설비의 열-물리적 특성, 경제성 등에 대한 종합적인 이해를 가지고 최적의 기술적 결정을 해야 한다.

2.2 고공모사시험설비의 구축 단계

고공모사시험설비의 구축은 엔진에 대한 명확한 기술적 요구조건(technical requirement)의 확정으로부터 시작된다. 즉 설비 구축에 앞서 엔진의 임무와 성능에 대한 명확한 이해와 임무수행능력을 검증할 수 있는 요구조건 및 시험 프로그램의 작성이 선행되어야 한다. Figure 1에는 시험설비 구축단계가 제시되어 있다. 기술적 요구조건이 작성되면 요구조건에 맞는 수치해석모델을 만들어 설계·해석 작업을 수행하고 축소형 모델에서 시험을 하여 결과를 확인하며, 이들을 바탕으로 수정 및 보완 후에 실제 고공모사 시험설비의 제작에 들어간다.

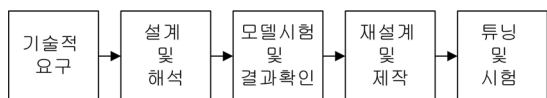


Fig. 1 Development of LRE Test Stand

2.3 고공모사시험설비의 주요설비

고공모사시험설비의 주요 구성이 Table 2에 제시되었다. 특정 엔진에 대하여 고공모사시험설비는 기술적 요구조건에 따라 제시된 설비들의 일부 조합으로 구성된다. 이들 중에 초음속 디퓨저와 디퓨저 냉각시스템은 고공모사시험설비에서 기본이 되는 구성요소이다.

Table 2 Components of High Altitude Test Facility

구분	설비	기능
초음속 디퓨저 부	초음속 디퓨저	엔진의 배기가스의 이젝팅 효과를 이용한 감압
	이젝터	고고도 실제 압력이나 요구되는 압력까지 감압. 엔진 시동 및 정지모사시 진공도 확보
	진공용 마개 또는 밸브	시동모사시 초음속 디퓨저의 기밀유지
진공실 부	진공실	노즐이 대기압과 직접적인 접촉하는 것을 방지하고 설비를 위치시킴.
	추력측정기	엔진의 추력 측정
	비상정지 시스템	비상 상황시 엔진 및 시험설비 보호
	열 모사설비	고공 열 복사 환경 모사
	공기 냉각기	고공 대기 온도 모사
	진공펌프	엔진 시동 모사시 초기 높은 진공도까지 감압
	이젝터	엔진 시동 모사시 천이조건 등에서 낮은 진공도까지 감압
보완 설비	분리밸브	엔진 정지시 초음속 디퓨저와 진공실의 분리로 연소가스에 의한 진공실의 오염 방지
	후연소기	환경보호 및 안전을 위한 완전 연소 수행
	냉각기	연소가스의 온도를 냉각하여 유체역학적 손실 감소
	분리기	냉각용 물을 연소가스와 분리하여 배출
	소음기	허용 환경조건까지 소음을 저감

3. 고공모사시험설비의 예비적인 설계

3.1 초음속 디퓨저의 예비적 설계

고공모사시험설비의 가장 특징적인 부분은 초음속 디퓨저이다. 초음속 디퓨저는 진공 챔버와

함께 분출되는 연소생성물의 이젝트(eject)효과를 이용하여 엔진 배압을 감압하는데 사용된다. 초음속 디퓨저의 예비적인 설계는 아래와 같은 가정 하에 이루어졌다.

- 연소가스의 성분은 초음속 디퓨저를 통하여 변화하지 않는다.
- 경사충격파에 의한 전압손실은 수직충격파에 의한 것과 동등하며, 초음속 디퓨저 벽에 의한 전압손실은 무시한다.
- 엔진의 연소압은 60 bar, 노즐후단압은 0.065 bar, 연소가스유량은 316 kg/s이다.

초음속 디퓨저의 예비적 설계에는 저서[2,3]에 제시한 아래의 식들을 이용하였다.

가스동역학함수

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \frac{|V|}{|V_{\max}|}}, \quad V_{\max} = \sqrt{2C_p T_o}$$

노즐출구에서의 비속도

$$\lambda_e = \left\{ \left[\frac{k+1}{k-1} \right] \left[1 - \left(P_e / P_{\infty} \right)^{(k-1)/k} \right] \right\}^{0.5}$$

노즐출구에서의 비유량

$$q(\lambda_e) = \lambda_e \left\{ \left[\frac{k+1}{2} \right] - \left[\frac{k-1}{2} \right] \lambda_e^2 \right\}^{0.5}$$

수직충격파 후방에서의 비속도

$$\lambda_{ns} = 1/\lambda_e$$

수직충격파 후방에서의 비유량

$$q(\lambda_{ns}) = \lambda_{ns} \left\{ \left[\frac{k+1}{2} \right] - \left[\frac{k-1}{2} \right] \lambda_{ns}^2 \right\}^{1/(k-1)}$$

수직충격파로 인한 전압비

$$\delta_{ns} = P_{ons} / P_{oe}$$

Figure 2에는 수평형 초음속 디퓨저의 예비적인 설계결과를 도시하였는데, 계산으로부터 초음속 디퓨저의 실린더부분의 직경은 2.007m, 총 길이는 20.458m를 얻었다.

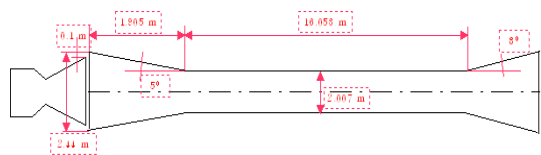


Fig. 2 Preliminary Design of a Supersonic Diffuser

3.2 냉각수 용량 산정

초음속 디퓨저는 엔진의 고온연소가스에 직접 노출이 되므로 이를 안전하고 지속적으로 사용하기 위하여 냉각을 해야 한다. 일반적으로 디퓨저의 냉각에는 냉각채널의 이용과 연소가스에 물을 직접 분사하는 방법이 사용된다. 냉각채널은 냉각의 효율을 높이기 위하여 Figure 3과 같이 여러 개의 독립적인 section으로 나뉜다. 냉각채널에 사용되는 냉각수 용량을 예비적으로 산정하기 위하여 다음과 같은 가정을 사용하였다.

- 초음속 디퓨저 벽면을 따른 heat flux는 $2MW/m^2$ 로 일정하고, 벽면에 연소물질의 퇴적은 없다.
- 복사열전달은 대류열전달의 30%에 해당한다.
- 냉각채널 벽면의 허용표면온도는 물의 끓는 온도보다 30도 낮다.
- 냉각채널은 7개의 section으로 나뉘었다.

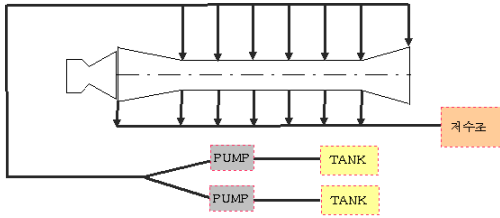


Fig. 3 Cooling System for a Supersonic Diffuser

계산은 연소가스의 열전달량과 물의 냉각용량을 동일하게 놓고 아래 제시된 식을 사용하여 수행하였다.

연소가스의 열전달량

$$\dot{Q}_{gas} = \dot{Q}_{conv} + \dot{Q}_{rad} = qA_{diff} \cdot 1.3$$

물의 냉각용량

$$\dot{Q}_{water} = \dot{m} C_p (T_{in} - T_{aver}),$$

$$\text{물의 평균온도 } T_{aver} = \frac{[(T_{saturation} - 30) + T_{in}]}{2}$$

냉각채널의 압력손실

$$\Delta P = f(L/d)(\rho u^2/2)$$

냉각수 공급펌프의 동력

$$PW_{pump} = \dot{m} \frac{\Delta P}{\rho}$$

계산결과 냉각수 용량은 1187 kg/s이며, 300초 연소기준으로 약 360톤의 물이 필요하다. 이 때 필요한 펌프의 총 동력은 1.07MWatt이다.

3.3 진공실

고공모사시험설비는 상단 엔진이 고공환경에서 작동 시 겪게 되는 상황을 지상에서 구현하는 것을 목적으로 하므로, 최대한 고고도와 유사 환경을 만들 수 있어야 한다. 그러나 고공모사시험설비의 구축은 금전적 혹은 기술적으로 제한받으므로, 고비용이 소요되는 진공실의 필요성 여부가 검토되어야 한다. Table 3에는 엔진의 고고도 모사시험 시 진공실의 역할이 제시되었다.

Table 3 Roles of Vacuum Chamber

항목	진공실의 역할
추력 측정	진공실이 없을 경우, 엔진의 일부나 노즐이 지상의 대기에 노출되므로 추력의 측정이 부정확하게 됨.
점화 모사	고공에서는 희박기체 상태에서 엔진이 점화를 하게 되는데, 점화를 위한 추진체성분이 뿜어져 나오는 순간 높은 진공도로 인하여 엔진 노즐 밖으로 신속히 배출됨. 진공실이 없는 경우 (비록 초음속 디퓨저 끝에 마개를 설치한다 하더라도) 점화초기 분사가 일어난 시점에서는 고공의 저압모사환경이 순간적으로 상실됨.
열조건 모사	펌프 및 연소기의 injector 등에서는 대류에 의한 열전달이 발생하는데 고공환경에서는 열환경 조건이 다름. 노즐의 재생냉각채널에서도 외부환경과의 열전달이 존재한다면 진공실을 이용하여 영향평가를 위한 열조건 모사가 필요함.
기밀 검사	엔진이 작동시에는 진동이 발생하고, 온도와 압력이 최고도로 증가하며, 일부 배관들은 냉각되어 엔진 구성품간의 연결부 등에서 누출이 일어날 수 있는 상태가 될 수 있으므로 진공실을 이용하여 엔진 작동시 기밀 검사를 수행할 수 있음. 진공실은 초음속디퓨저와 분리되어 엔진의 정적 기밀 시험에도 사용 가능함.
노즐의 내구성 검사	노즐은 고공환경에 적절한 내구성이 요구되는데, 내구성을 너무 높이면 무게가 증가하는 단점이 있음. 따라서 노즐은 진공실을 이용하여 고공작동환경에 맞게 적절히 제작되었는지 평가해야 함.

그러나 진공실 설치의 설비 구축비용과 고공 모사시험의 난이도를 증가시키고, 추력측정기, 배관 및 각종 선로의 설치에도 어려움이 생긴다. 또한 진공실이 견고하게 제작될 경우 사고발생 시 피해를 줄일 수 있으나, 반대의 경우는 사고 시 더 큰 손실을 줄 수 있다.

3.4 이젝터 장치

초음속 디퓨저는 구조가 비교적 간단하며 상대적으로 제작비가 저렴하지만, 엔진 노즐에 박리가 없는 유동을 보장하는 충분한 배압은 오직 엔진의 한정된 작동상태(design condition)에서만 얻어진다. 따라서 시동/정지 및 추력제어에 의한 변화된 작동영역에서 박리가 일어나지 않는 조건을 만족시키기 위하여 이젝터가 함께 사용되어야 한다. 그러나 이젝터를 시험에 사용 할 경우 시험수행에 있어서 준비기간이 증가하고 수행경비가 크게 증가하는 단점이 있다.

3.5 현대적 고공모사시험설비 구조

Vinci엔진의 고공모사시험설비인 P4.1 스탠드는 가장 혁신적인 기술이 사용된 현대적인 시험설비이다 [4]. P4.1 스탠드에는 초음속 디퓨저의 deflector 후방에 덕트가 설치되어 있어서 고공 모사시험 뿐만이 아니라 지상 sea level 시험이 가능하고, center body 및 Adapter를 채용하여 다양한 엔진의 노즐 형태 및 압력조건에서 시험을 가능하게 하였다. 또한 증기발생기의 가동없이 초기 진공상태에서 점화시험도 가능하다.

상단 액체로켓엔진의 시험을 위한 고공모사시험설비 구축의 선행단계로서 설비구축에 필요한 요구조건을 고찰하고 초음속 디퓨저와 냉각시스템에 대한 개념설계를 수행하였다.

고공모사시험설비를 구축할 때 상단 엔진에 부과된 목적, 성능요구, 엔진의 특성 및 작동환경을 명확히 한 상태에서 이를 바탕으로 엔진의 시험항목 및 시험설비의 고공모사수준을 결정된 후 설계 및 건설에 들어가야한다. 이때 설비구축에는 기술적인 결정뿐 아니라 설비 운영의 난이도와 시험비용 등을 포함한 종합적인 판단이 요구된다.

참 고 문 헌

1. Shishkov, A.A., Silin B.M., "Altitude Simulation Test of Reaction-Propulsion Engine", Mashinostroenie, 1985.
2. Panichikin P.A., Liakhov A.B., "Fundamental Gas Dynamics and Its Application for Design of Supersonic Aerodynamics Tunnel", Kiev University, 1965.
3. Zhukovskii A.E., Kondrusev V.S., Okorochkov V.V., "Test of Liquid Rocket Engine", Mashinostroenie, 1992.
4. Klaus Schafer, Herbert Zimmermann, "Development and Operational Conditions of VINCI Altitude Simulation Test Bench P4.1", 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint propulsion conference & Exhibit, 2006

4. 결 론