

# 이차목 디퓨저와 이젝터를 사용한 고공환경모사장치 예비설계

김중일\* · 전준수\* · 김태완\* · 고영성\* · 김선진\*\* · 김 유\*\*\* · 한영민\*\*\*\*

## Preliminary Design of a High Altitude Test Facility using a Secondary Throat Exhaust Diffuser and an Ejector

Joongil Kim\* · Junsu Jeon\* · Taewan Kim\* · Youngsung Ko\* · Sunjin Kim\*\* · Yoo Kim\*\*\* · Yeoungmin Han\*\*\*\*

### ABSTRACT

In this study, preliminary design of a high-altitude test facility (HATF) was performed to simulate the high-altitude environment using a rocket engine that liquid oxygen and kerosene were used as the propellant. Experimental facility consists of vacuum chamber, supersonic exhaust diffuser, heat exchanger, ejector and gas generator. The vacuum chamber was simulated and maintained high-altitude environmental pressure by supersonic exhaust diffuser. Combustion gas of the rocket engine was cooled by water at heat exchanger after that the mixed gas was emitted to the air by ejector. The ejector which was operated by the steam generator using 75% ethanol and liquid oxygen as propellants and water for steam maintains a vacuum condition.

### 초 록

케로신과 액체산소를 추진제로 하는 로켓엔진의 고공환경모사를 위한 실험 장치의 예비 설계를 수행하였다. 고공환경모사를 위한 장치는 진공챔버, 초음속디퓨저, 열교환기, 이젝터, 증기 발생기로 구성된다. 로켓엔진을 장착한 진공챔버는 이차목 초음속 디퓨저에 의해 고공환경의 압력이 모사되고 이를 유지한다. 로켓엔진의 메인 연소가스는 열교환기에서 물로 냉각되며 이로 인한 혼합물은 이젝터로 인해 대기 중으로 배출된다. 이젝터는 75% 에탄올과 액체산소, 물로 작동하는 증기 발생기에 의해 작동되며 초기 진공도를 유지하는 역할을 한다.

Key Words: High Altitude Environment(고공환경), Second Throat Exhaust Diffuser(이차목 디퓨저) Ejector(이젝터), Steam Generator(증기 발생기)

\* 충남대학교 항공우주공학과

\*\* 충남도립 청양대학 소방안전관리과

\*\*\* 충남대학교 기계공학과

\*\*\*\* 한국항공우주연구원 추진시험팀

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

### 1. 서 론

우주 발사체의 핵심 주요 요소인 추진기관의

모든 부품들은 대기권과 우주 공간에 걸친 여러 가지 환경 하에서 작동하기 때문에, 각 부품의 작동 환경 하에서의 성능 및 작동 신뢰도를 확인하는 것이 필수적이다. 그러나 실제로 개발 과정 중에 실제 비행 상태에서의 실험이 거의 불가능하기 때문에 지상에서 실비행 환경에 가까운 조건을 조성하여 실험하는 것이 보편적이다. 우주발사체에 사용되는 로켓엔진의 경우도 액체 추진 로켓엔진(LRE)이나 고체추진 로켓모터(SRM)의 종류에 무관하게 비행 고도 상에서의 추력 및 점화 특성 등의 성능을 반드시 검증하여야 한다.

본 연구에서는 고공 환경의 낮은 대기압을 조성하는 여러 가지가 방법 중 이차목 초음속 디퓨저와 이젝터를 사용하여 이젝터로 초기 진공도를 유지하고 이차목 초음속 디퓨저로 로켓엔진이 정상 작동하는 동안 설계요구조건에 맞는 진공도를 구현할 수 있는 고공환경모사장치 예비 설계하였다. 본 연구에서 구현하고자하는 설비는 다음과 같으며, Fig. 1은 전체적인 개략도를 나타낸다.

- Vacuum chamber
- Test Engine(LOx/kerosene 축소형 엔진)
- Supersonic diffuser
- Cooling system
- Steam generator  
(Ethyl alcohol/LOx 엔진 + water)
- Ejector

## 2. 고공환경모사장치

### 2.1. 고공환경모사장치 설계요구조건

로켓엔진의 연소실 및 노즐의 설계가 결정되면 지상에서 이를 시험하기위한 고공환경모사장치의 예비설계가 가능해진다. 본 연구실에서 향후 고공환경모사장치에 사용할 로켓엔진의 기본 조건은 Table 1과 같다. Table 1에 명시된 바와 같이 목표 고도 25km의 대기 조건인 0.003MPa의 고고도 환경을 모사하는 것이 최종 목표이며, 전술한 바와 같이 이젝터와 초음속 디퓨저를 각각 이용하여 초기 점화 특성과 정상 상태 화염 특성 및 추력 특성을 확인 할 예정이다. 또한, 최대 작동 시간은 30초를 목표로 하고 있다.

Table 1. 설계요구조건

추진제	연료	케로신
	산화제	액체산소
O/F		2.2
유량	연료	48.96 g/s
	산화제	107.7 g/s
총 유량		156 g/s
추력		500 N
연소압		3.0 MPa
연소 시간		최대 30초
모사 고도		25km (P=0.003MPa)

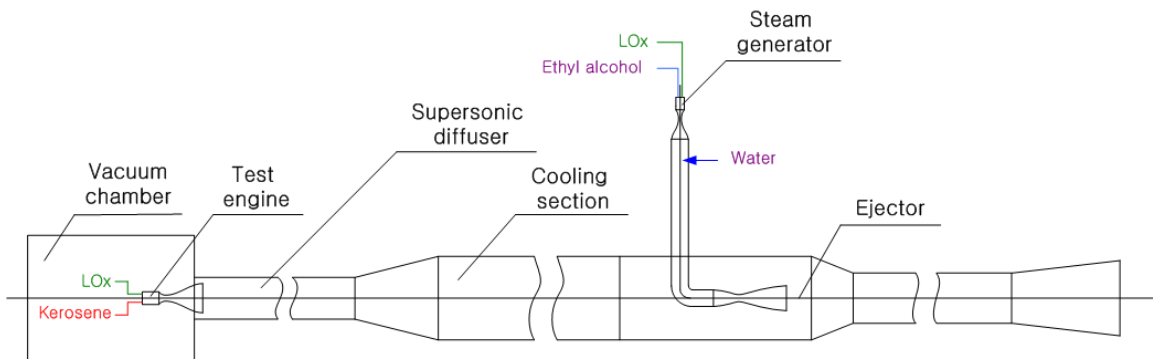


Fig. 1 축소형 고공 시험 설비 개략도

## 2.2. 고공환경모사장치 구성

### 2.2.1 진공챔버

진공챔버는 목표 고도인 25km의 고공환경이 모사되는 곳이다. 초기 점화 환경은 이젝터에 의하여 모사되며, 로켓엔진이 정상 작동하는 동안은 초음속 디퓨저에 의하여 고공환경이 모사된다. 또한, 진공챔버는 로켓엔진의 비정상적인 상황에 대비해 safety relief valve 또는 burst disc로 보호되며, 비상시 진공챔버 내에 불활성 기체인 질소로 purging 할 수 있는 장치를 설치할 예정이다[1]. Fig. 2는 진공 챔버의 개략도를 보여준다.

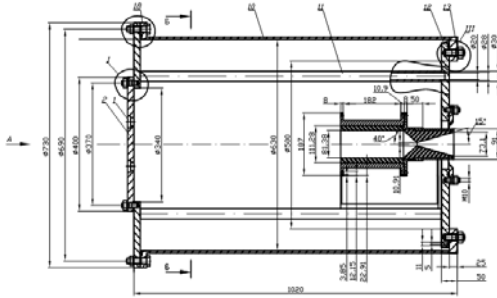


Fig. 2 진공챔버 개략도

### 2.2.2 초음속 디퓨저

초음속 디퓨저는 고공환경을 모사하는 가장 간단한 방법으로, 로켓 엔진의 배기가스 모멘텀을 이용하여 저압의 환경을 구현하는 것이다. 본 연구에서는 선행 연구에서 상온 실험을 통하여 검증된 이차목 디퓨저를 사용할 예정으로, 이차목 디퓨저는 디퓨저 전체의 길이가 짧아지고 동일한 입구 면적을 가질 때, 낮은 구동 압력을 가지는 특징을 가진다[2,3].

초음속 디퓨저는 실린더 입구부, 수축부, 이차목부, 확산부로 구성되어 있으며 고온의 연소가스로부터 디퓨저의 벽면을 보호하기 위해서 냉각채널을 장착하여 물을 이용하여 냉각시킬 예정이다. Fig. 3, 4는 이차목 디퓨저의 주요 형상에 대한 개략도이다.

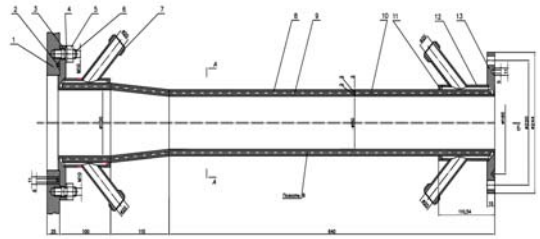


Fig. 3 실린더 입구부, 수축부, 이차목부 개략도

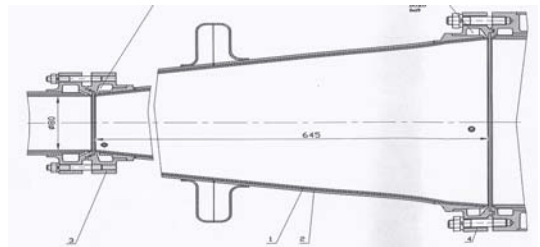


Fig. 4 확산부 개략도

### 2.2.3 열교환기

열교환기 후단에 장착되는 이젝터의 원활한 작동 및 고온의 연소가스에 의한 파손을 막기 위해 필요한 열교환기는 로켓엔진의 메인 연소가스에 물을 공급하여 혼합시켜 온도를 낮춰 이젝터로 보내는 역할을 한다. 연소가스 냉각용 물은 고온의 연소가스와 균일하게 섞일 수 있도록 인젝터의 분사각을 조절하여 열교환기 내부에 고루 분사될 수 있도록 설계 할 예정이다. Fig. 5는 열교환기 개략도를 나타내는 것으로, 초음속 디퓨저와 마찬가지로 벽면에 물을 이용한 냉각 시스템을 구축하여 고온의 연소가스로부터 보호할 예정이다.

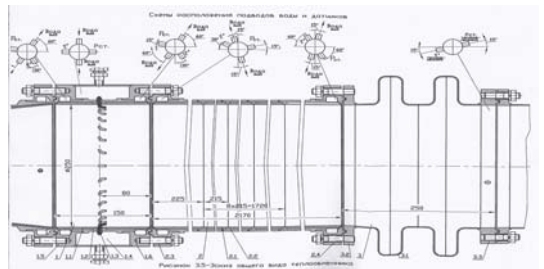


Fig. 5 열교환기 개략도

### 2.2.4 증기발생기

증기발생기는 이젝터를 작동시키기 위한 고압/고유량의 증기를 만들어주는 장치로 분사기 헤드, 연소부, 혼합부, 노즐로 구성되어 있다. 증기발생기는 추진제가 분사기 헤드로 공급되어 연소부에서 연소가 일어나며, 혼합부에서 이젝터의 필요 유량에 맞도록 물을 공급하여 연소가스와 혼합시켜 다량의 증기를 발생시킨다. 증기발생기의 추진제로는 75% 에탄올과 액체산소를 사용할 예정이다. Fig. 6은 증기발생기와 이젝터의 흡입 챔버 형상의 개략도를 보여준다.

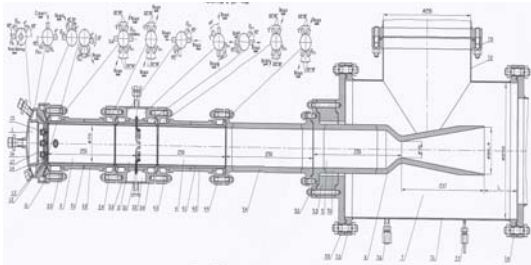


Fig. 6 증기 발생기 개략도

### 2.2.5 이젝터

이젝터는 증기발생기에 의한 혼합물(연소가스와 증기)을 주유동으로 하여 초기 진공도를 유지시키며, 열교환기로부터 공급된 연소가스와 증기의 혼합물인 부유동을 대기중으로 배출해 줌으로써 정상 작동 시에는 연소가스를 원활하게 배출시키는 역할을 한다. 이젝터는 크게 증기발생기, 흡입챔버, 혼합챔버, 실린더부, 확산부로 구성된다. Fig. 7은 Fig. 6의 흡입챔버 부분에 연결되는 것으로, 이젝터의 전체적인 개략도를 보여주고 있다.

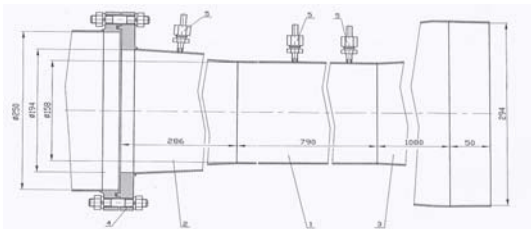


Fig. 7 이젝터 개략도

## 3. 결론

본 논문에서는 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 로켓엔진의 고공환경에서의 추력/점화 및 연소 특성을 예측할 수 있는 고공환경모사장치의 개략적인 예비 설계 결과를 제시하였다. 초기 점화 특성을 확인할 수 있도록 이젝터를 사용하였고, 정상상태의 엔진 작동은 이차목을 가지는 초음속 디퓨저를 이용하여 확인하였다. 이러한 개념을 바탕으로 향후 열해석, 유동 해석 등을 통하여 상세설계를 단계적으로 진행할 예정이다. 해석 및 설계 결과에 따라 증기발생기의 추진제 유량 및 각종 냉각수 유량 등을 결정할 예정이며, 효율적인 냉각수 공급을 위한 냉각 포트 형상을 결정할 예정이다. 단계별 검증이 완료된 전체 실험 장치를 통하여 고공환경모사 실험을 수행하고 실험장치가 검증될 경우, 향후 진행될 실물형 액체로켓엔진의 고공환경모사 시험설비 구축 시 참고자료로 활용될 수 있을 것으로 사료된다.

## 후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 인재양성형 학연협력강화사업의 기술 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. Правила устройства и безопасной эксплуатации сосудов, работающих под давлением. М.: Омега-Л, 2006.
2. 박진호, 이양석, 김중일, 고영성, 김선진, 김유, 김승한, "2차목 초음속 디퓨저 설계에 관한 연구", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2011
3. 박진호, 전준수, 유이상, 고영성, 김선진, 김유, 한영민, "2차목 초음속 디퓨저의 주요 설계 변수에 따른 성능 특성", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2011