

## 과산화수소-케로신 엔진을 이용한 지상 및 고고도 추력에 대한 실험적 연구

이양석<sup>1\*</sup>, 김종일<sup>2</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주산업(주), <sup>2</sup>한양ENG(주)

## An Experimental Study on Thrust of Ground and High Altitude by Hydrogen Peroxide/Kerosene Engine

Yang-Suk Lee<sup>1\*</sup>, Joong-il Kim<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Industries, LTD., <sup>2</sup>Hanyang ENG

**요약** 고농도 과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 액체 로켓 엔진을 이용하여 수직형 연소 실험대에 고고도 모사용 디퓨저와 기 검증된 추력 측정 장치를 장착하여 지상 및 고고도 모사 연소 실험 설비를 구축하였으며, 고도에 따른 추력 특성을 고찰하였다. 선행으로 고고도 모사용 디퓨저의 특성 및 시동압력을 검증하기 위하여 1:4.8 스케일로 축소한 디퓨저를 설계 및 제작하였다. 축소형 디퓨저는 질소 가스를 이용하여 cold flow test를 수행하여 성능 및 시동 특성을 확인하였으며, 그 결과 연소 실험용 디퓨저의 성능 안정성과 시동 특성을 확보하였다. 수직형 연소 실험대에 고고도 모사용 디퓨저와 추력 측정 장치를 장착하고, 시스템 저항에 대한 추력 보정식을 도출하였다. 추력 보정식은 실제 연소 실험 전에 수행한 추력 단계별 실험과 진공 단계별 실험을 통하여 도출하였다. 작동 고도가 10km인 노즐을 설계, 제작하여 지상 연소 실험 및 고고도 모사 연소 실험을 수행하여 작동 고도 변화에 따른 추력 특성을 분석하였다. 추력 측정 장치에서 계측한 추력값을 이용하여 실제 추력을 각각의 보정식을 이용하여 계산하였다.

**Abstract** Ground and high altitude simulated combustion experiments were conducted using a liquid rocket engine with hydrogen peroxide and kerosene as the propellant. A ground and high altitude simulated combustion test facility was constructed by installing a high altitude model diffuser and TMS (Thrust Measuring System) on a vertical combustion test bench. The thrust characteristics according to altitude were investigated using the combustion test equipment. The diffuser was designed on a 1:4.8 scale to verify the characteristics of the high diffusing diffuser and starting pressure. The cold flow tests were conducted using nitrogen gas, and the performance characteristics and starting characteristics of the scale down diffuser were verified. A diffuser and TMS were installed on the vertical combustion test bench, and the thrust correction equations for the system resistance were derived. The thrust correction equations were derived from the step test and vacuum step test before the actual hot firing test. Nozzles with an operating altitude of 10km were designed. Hot firing tests were conducted to analyze the thrust characteristics according to the operating altitude changes. The actual thrust was calculated using each correction equation with the thrust value measured by the TMS.

**Keywords** : High Altitude, Hydrogen Peroxide, Kerosene, Green Propellant, Engine

---

본 논문은 충남대학교 연구과제로 수행되었음

\*Corresponding Author : Yang-Suk Lee(Korea Aerospace Industries, LTD.)

email: icueyes@naver.com

Received July 4, 2019

Revised September 10, 2019

Accepted October 4, 2019

Published October 31, 2019

## 1. 서론

우주발사체의 경우 개발/제작 비용이 매우 고가이기 때문에 주요 부품들의 제작/조립 후 작동 환경 하에서 성능을 만족시키는지를 확인해야 한다. 특히 고고도에서 작동하는 상단 엔진의 경우 고고도 환경에서 정확한 성능을 예측하지 못한다면, 임무를 수행할 수 없다. 따라서 요구도를 만족하기 위해서 지상에서 고고도 환경을 인위적으로 형성하여, 성능을 예측하는 것이 보통이다.

고공환경 모사 설비 중 가장 간단한 방법은 디퓨저(Diffuser)를 이용하는 방법이다. 디퓨저의 작동원리는 노즐을 통과한 고온의 배기ガ스의 유동이 모멘텀 효과를 발생하고, 모멘텀 효과는 진공챔버내의 Entrained 유동을 발생시킨다. 이 유동에 의하여 진공챔버 내에 진공압이 형성하게 된다. 초음속 디퓨저는 시동을 시키기 위한 별도의 장치가 없으므로 구조가 간단하며 비교적 저렴하다는 장점을 가지고 있으나, 로켓 배기ガ스의 모멘텀만으로 진공 환경을 구현하므로 고도 모사에 한계가 있고 시동 특성이 모터 작동 환경에 영향을 많이 받는다는 단점이 있다.

고고도 환경 모사용 시험장비에 대한 연구는 1950년대 중반부터 선진 각국의 연구소, 산업체 그리고 학계를 중심으로 진행되었다. 미국은 정부차원의 지원 하에 고고도 환경에 대한 지상 시험 장비를 연구 개발하기 위해 다양한 성능인자들에 대해 실험과 이론적 해석이 수행되었다[1-3]. 인도는, Polar Satellite Launch Vehicle(PSLV)에서 수직 충격파 이론을 기초로 하여 시동조건을 살펴보았고, 다양한 성능설계인자에 대해 질소를 사용한 시험과 연소시험을 수행하였다. 학교의 경우에는 Purdue 대학에서 hybrid rocket motor의 운용을 위해 lab-scale 고고도 모사 시험 장치를 설계하였다.

본 논문에서는 고고도 환경을 모사하기 위한 연소시험용 디퓨저를 설계하였다. 연소 시험용 디퓨저의 안정성을 확인하기 위하여 Cold flow용 축소형 디퓨저를 제작하여 상온실험을 수행하였다. 또한 기 검증된 추력측정장치 [4]를 사용하여 수직형 고고도 환경모사 실험설비를 구축하였다. 작동 고도가 10km인 노즐을 설계/제작하여 작동 고도변화에 따른 추력특성을 고찰하였다.

## 2. 본론

### 2.1 추력측정장치

일반적으로 연소시험 설비는 추진제 공급장치, 측정 및 제어장치 등이 엔진 외부에 부착되어 있기 때문에 추력 측정시 이들의 영향을 반드시 고려해야 정확한 추력 측정이 가능하다. 특히 수직형 연소 시험설비에서의 추진제 배관뿐 만 아니라 엔진 및 추력측정장치 자체 무게에 의한 추력손실 부분까지 고려해야 한다. 연소시험대에 작용하는 힘은 Fig. 1과 같으며, 식 (1)을 이용하여 추력을 측정할 수 있다.

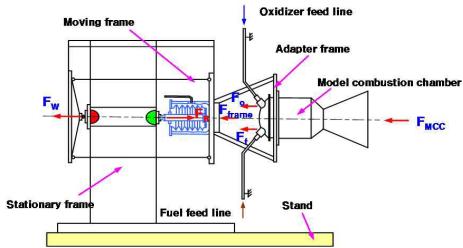


Fig. 1. TMS (Thrust Measurement System) diagram

$$F_{MCC} = F_R - (F_w + F_{frame} + F_O + F_F) \quad (1)$$

$F_{MCC}$  : 엔진의 추력

$F_R$  : 기준로드셀에서 측정된 힘

$F_w$  : 작동로드셀에서 측정된 힘

$F_{frame}$  : Adapter frame에 작용하는 총 힘

$F_O$  : 산화제 배관에 의한 힘

$F_F$  : 연료 배관에 의한 힘

고고도 환경 모사시 초음속 디퓨저를 이용하는 경우에 추력 측정시 엔진의 전/후방의 압력차에 의한 힘을 추가로 고려하여야 한다. 디퓨저가 정상 작동하면 Fig. 2와 같이 엔진의 전방에는 대기압이 작용하고 후방에는 대기압보다 낮은 진공압이 작용한다. 따라서 엔진 전/후방의 압력차에 의한 힘은 추력의 반대방향으로 작용하게 되므로 실제 엔진에 의한 추력을 구하기 위해서는 압력차에 의한 힘을 식 (2)와 같이 보정해야 한다.

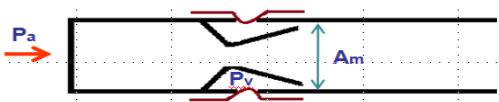


Fig. 2. Schematic Diagram of Engine & Diffuser

$$F = F_{measured} + A_m (P_a - P_v) \pm f \quad (2)$$

$F_{measured}$  : 로드셀에서 계측된 추력

$P_a$  : 엔진 전방 대기압(시험장 내부 평균 대기압)

$P_v$  : 엔진 후방 진공압

$A_m$  : 엔진 전/후방의 유효 단면적

$f$  : 조립면 저항력

## 2.2 엔진, 노즐 설계

이젝터를 작동시키는 엔진과 노즐은 Table 1에서 설정한 요구조건을 만족하도록 설계하였다.

Table 3. Requirement of Engine Development

| Parameters               | Description                                  |
|--------------------------|--|
| Propellant               | 95% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> + Kerosene |
| Thrust                   | 500N (83N × 6EA)                             |
| Chamber Pressure         | 1MPa (10bara)                                |
| Pressure Expansion Ratio | 1000   |

연소시험에 사용하는 엔진은 과산화수소와 케로신을 추진제로 사용하는 83N급 단일분사기 6개를 장착한 다중 분사기 엔진으로 기존 선행연구에서 연소성능 및 특성이 검증되었다. 엔진은 Fig. 3과 같이 추진제 공급판을 포함하여 분기판(Distribution Plate), 연료 공급판(Fuel Supply Plate), 산화제 공급판(Oxidizer Supply Plate)으로 총 4개의 판으로 구성되어 있다.

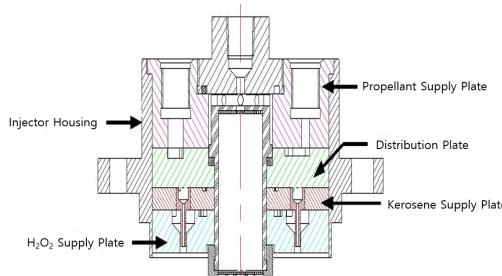


Fig. 3. Schematic of Multi Element Injector Engine

노즐은 압력팽창비가 1000이고, 고도 10km에서 이상팽창 하도록 설계하였으며 물리적 특성은 Table 2와 같다.

Table 4. Physical Characteristics of Nozzle

| Parameters                     | High Altitude |
|--------------------------------|---------------|
| Throat Diameter (mm)           | 18.33         |
| Exit Diameter (mm)             | 47.08         |
| Expansion Ratio                | 6.60          |
| Half Angle of Divergence (deg) | 15            |
| Thrust Coefficient             | 1.55          |

## 2.3 디퓨저 설계

연소시험 및 축소형 디퓨저는 Table 3의 고고도 환경 모사장치(HATF : High Altitude Test Facility)의 요구 사항을 만족하도록 설계하였으며, 축소형 디퓨저는 Full Scale 디퓨저의 약 1/4.8로 축소하여 제작하였으며 물리적 특성은 Table 4와 같다.

Table 5. Requirement of HATF

| Parameters        | Description   |
|-------------------|---------------|
| Vacuum Pressure   | Under 0.2bara |
| Starting Pressure | Under 10bara  |

Table 6. Physical Characteristics of Diffuser

| Parameters                     | Full  | 1/4.8 |
|--------------------------------|-------|-------|
| Inlet Diameter (mm)            | 65.5  | 13.5  |
| Exit Diameter (mm)             | 82.0  | 16.9  |
| Divergence Length (mm)         | 78.7  | 16.2  |
| Half angle of Divergence (deg) | 6     | 6     |
| Total Length (mm)              | 602.4 | 124.2 |
| L/D                            | 8     | 8     |

## 3. 실험결과

### 3.1 추력단계별 실험

추력단계별 실험의 목적은 수직형 연소실험설비의 시스템 저항을 보정하고 기준로드셀과 작동로드셀의 선행성을 확인하기 위함이다. 실험방법은 연소실험 직전에 수행하는 것을 원칙으로 하며, 추력측정장치의 공압실린더에 0~25barg까지 5barg씩 압력을 설정하여 기준로드셀과 작동로드셀에 작용하는 힘을 측정한다. Fig. 4는 공압실린더 압력에 따른 기준로드셀과 작동로드셀의 관계이다. 신뢰성과 재현성 확보를 위하여 여려번의 실험을 수행하였으며, 기준로드셀과 작동로드셀의 선행성을 확인하였다. 각각의 데이터를 기반으로 최소자승법을 이용하여 관계식을 Table 5와 도출하였다. 같다. 도출한 식은 앞서 언급한 식 (1)과 함께 실제추력을 보정할 수 있다[5].

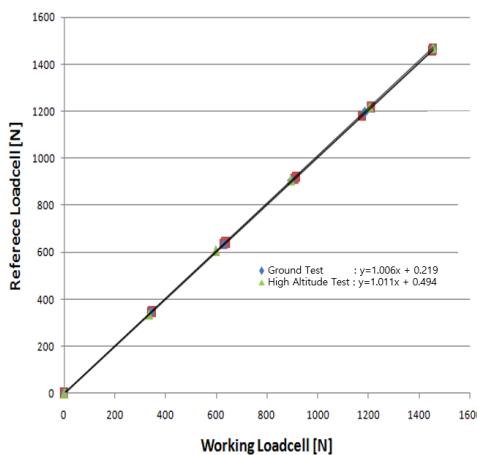


Fig. 4. Result of TMS Step Test

Table 7. Equation of TMS step test

|                    |                                  |
|--------------------|----------------------------------|
| Ground Test        | $F_{R,s} = 1.006F_{W,s} + 0.219$ |
| High Altitude Test | $F_{R,s} = 1.011F_{W,s} + 0.494$ |

### 3.2 진공단계별 실험

진공단계별 실험의 목적은 수직형 고고도 환경모사 설비에서의 연소실험 시 엔진 전/후방에서의 압력차이와 디퓨저 연결부에 작용하는 힘을 보정하기 위함이다. 실험 방법은 진공펌프를 이용하여 디퓨저 내의 압력을 1bara에서 0.05bara까지 단계별로 진공압력을 형성하여 기준로드셀에 작용하는 힘을 측정한다. Fig. 5는 디퓨저 내부 진공압력에 따른 기준로드셀에 작용하는 힘이며, 재현성

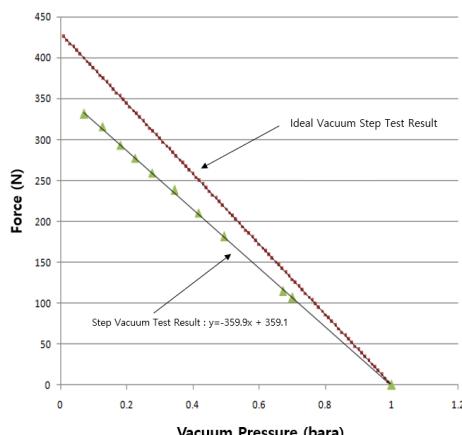


Fig. 5. Result of Vacuum Step Test

을 고려하여 총 두 번의 실험을 수행하였다. 추력단계별 실험과 동일하게 최소자승법을 이용하여 식 (3)과 같은 관계식을 도출하였다.

$$F_v = -359.9P_v + 359.1 \quad (3)$$

$F_v$  : 기준로드셀에서 측정된 추력

$P_v$  : 디퓨저(엔진 후방) 내부 진공압

### 3.3 축소형 디퓨저 실험

축소형 디퓨저 실험은 기체 질소를 사용하여 노즐 전단에서 연소압을 모사하고, 디퓨저를 작동시켜 성능을 파악할 수 있다. 디퓨저의 성능으로는 시동/작동 압력, 진공압력 등이 있으며, 각종 센서를 이용하여 측정한 계측값과 이론적으로 계산한 값을 비교하여 성능을 검증한다. Fig. 6은 노즐 전단압력에 변화에 따른 진공압력을 나타낸 그래프이다. 노즐 전단압력이 상승함에 따라 진공압력은 점점 낮아지며, 일정압력 이상에서는 진공압력의 변화가 거의 없음을 확인하였다. 축소형 디퓨저의 시동압력은 확산부를 장착한 경우에는 8.6 barg, 확산부를 제외하면 9.3 barg로 측정되었다. 이는 질소가스보다 비열비가 낮은 연소가스가 디퓨저의 작동유체라면, 예상한 시동압력에서 안정적으로 디퓨저가 작동할 것을 의미한다.

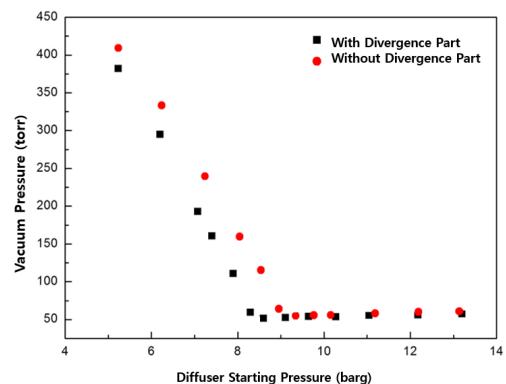


Fig. 6. Variation of Vacuum Pressure by Starting Pressure

### 3.4 연소실험

연소실험 설비는 Fig. 7과 같이 크게 질소 가압부, 과산화수소 공급부, 케로신 공급부, 연소실험대로 구성되어 있다. 연소실험 조건은 선행으로 수행한 다양한 과산화수소/케로신 연소실험을 바탕으로 Table 6과 같이 결정하였다.

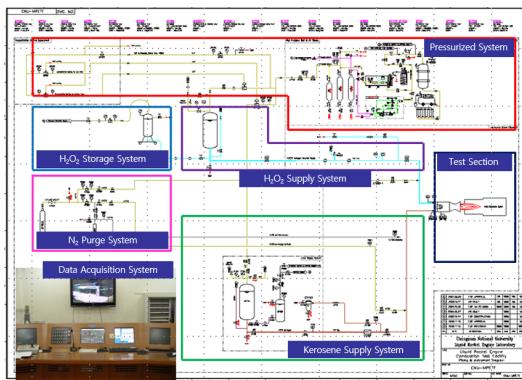


Fig. 7. P&amp;ID for H202/Kerosene Combustion Test Cell

Table 8. Combustion Test Conditions

|                      |          |                       |
|----------------------|----------|-----------------------|
| Propellant           | Fuel     | Kerosene              |
|                      | Oxidizer | 95% Hydrogen Peroxide |
| Ignition Type        |          | Torch                 |
| O/F Ratio            |          | 7.6                   |
| Mass Flow Rate       | Fuel     | 19g/s                 |
|                      | Oxidizer | 144g/s                |
| Total Mass Flow Rate |          | 163g/s                |
| Chamber Pressure     |          | 10bara                |
| Combustion Time      |          | 3sec                  |

### 3.4.1 고고도 모사 연소실험

앞서 설계/제작한 고고도 모사용 디퓨저, 추력측정장치와 고도 10km에서 이상 팽창하는 노즐을 수직형 연소실험대에 장착 후, Table 6의 조건으로 연소실험을 수행하였다. 연소 실험결과는 Table 7과 같으며, 안정적인 추진제 공급과 연소상태를 확인하였다.

Table 9. Results of Combustion Test

| Propellant | Mass Flow Rate | O/F  | Chamber Pressure |
|------------|----------------|------|------------------|
| H202       | 142.3g/s       | 7.04 | 8.5barg          |
| Kerosene   | 20.3g/s        |      |                  |

Fig. 8은 시간에 따른 기준로드셀과 작동로드셀에 계측된 힘이다. 기준로드셀에서 측정된 힘은 약 1437N이고, 작동로드셀에서 측정된 힘은 약 1399N이다. Fig. 9는 디퓨저가 정상작동 하였음을 보여주며, 디퓨저 작동시간에 따른 보정된 추력 곡선을 나타낸다. 배관, 디퓨저 등에 대한 힘과 디퓨저의 작동으로 압력구배에 의한 힘을 Table 5와 식 (3)을 이용하여 보정하면 진공압력이 안정화 된 구간에서의 실제 추력은 약 372N으로 계산된다.

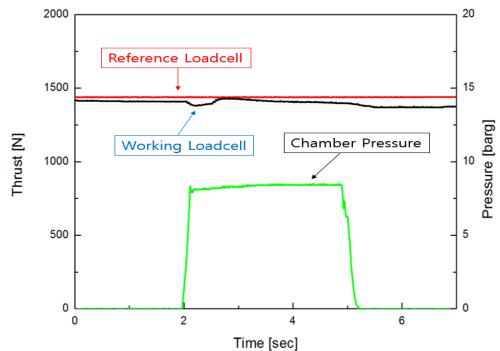


Fig. 8. Thrust, Chamber Pressure vs Time(High Altitude)

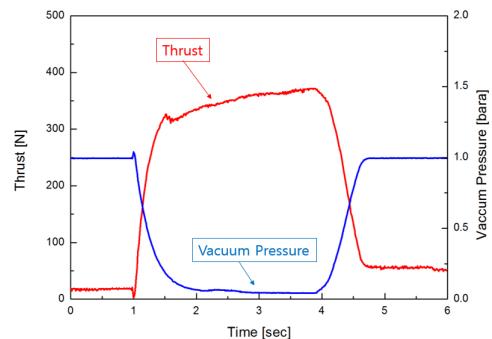


Fig. 9. Compensated Thrust vs Time(High Altitude)

### 3.4.2 지상 연소실험

고고도 모사 연소실험에서 사용한 디퓨저를 제외하고 고도 10km에서 이상 팽창하는 노즐을 장착한 지상 연소실험을 같은 조건으로 수행하였다. 연소실험결과는 Table 8과 같으며, 고고도 모사 연소실험과 같이 안정적인 추진제 공급과 연소상태를 확인하였다.

Table 10. Results of Combustion Test

| Propellant | Mass Flow Rate | O/F  | Chamber Pressure |
|------------|----------------|------|------------------|
| H202       | 144.1g/s       | 7.31 | 8.5barg          |
| Kerosene   | 19.7g/s        |      |                  |

Fig. 10은 시간에 따른 기준로드셀과 작동로드셀에 계측된 힘이다. Fig. 11은 디퓨저를 장착하지 않은 상태에서 시간에 따른 보정된 추력 곡선을 보여준다. 기준로드셀에서 측정된 힘은 약 1440N이고, 작동로드셀에서 측정된 힘은 1170N이다. 디퓨저가 없으므로 압력구배에 의한 힘을 제외하고 Table 5를 이용하여 보정하면 실제 추력을 261N으로 계산된다.

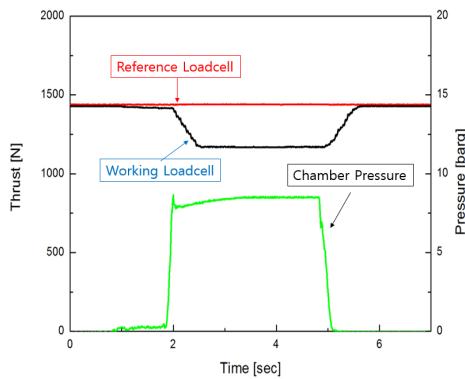


Fig. 10. Thrust, Chamber Pressure vs Time(Ground)

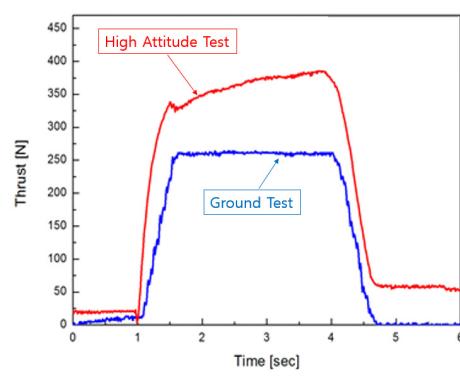


Fig. 12. Comparison of Thrust

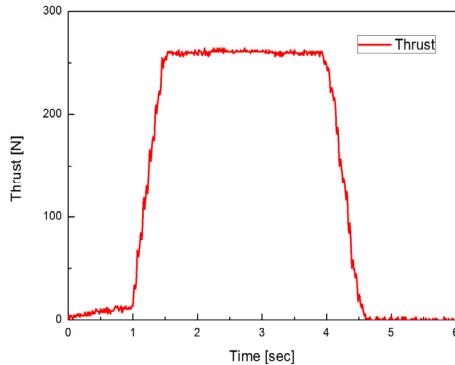


Fig. 11. Compensated Thrust vs Time(Ground)

### 3.4.3 실험결과 비교

Fig. 12는 고도 10km에서 작동하도록 설계한 노즐의 지상 및 고고도 모사 연소실험 후 보정된 추력 결과이다. 작동 환경이 다른 두 지점(지상, 고도 10km)에서 노즐에서 발생하는 추력의 차이가 있음을 실험적으로 확인하였다. 이는 고고도에서 작동하는 노즐은 노즐 후단의 대기 압이 작동고도의 대기압보다 높다면, 연소가스가 완전히 팽창하지 못하고 노즐 내부에서 유동 박리가 발생한다. 유동 박리의 결과로 경계층에 의한 손실을 유발하고 팽창부의 유효단면적을 감소하여 전반적인 추력의 감소가 발생한다. Fig. 11에서의 지상에서 보정된 추력은 실제 작동고도에서 추력에 대비해서 약 70% 수준이며, 이런 오차는 추진기관의 성능예측에 매우 중요하게 작용할 것으로 판단된다.

Fig. 13은 지상실험 후 노즐 내부의 유동 흔적 결과이다. 노즐 내부에서 배기가스가 팽창하면서 실제로 박리현상에 의한 유동 흔적을 확인하였다. 따라서 고고도 작동 추진기관은 실제 고고도 환경을 모사할 수 있는 고고도 환경 모사장치에서의 실험으로 정확한 추력예측이 필수적이다.

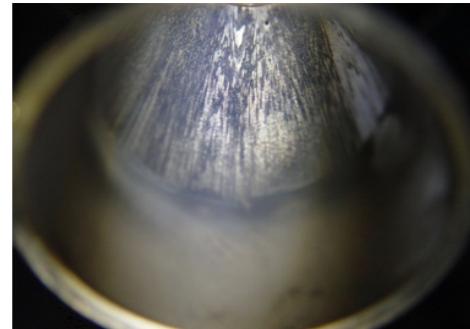


Fig. 13. Inside of Nozzle After Ground Hot Test

## 4. 결론

본 연구에서는 과산화수소와 케로신을 추진제로 하는 수직형 연소시험설비를 이용하여 고도에 따른 추력특성을 고찰하였다. 분사기는 선행연구로 성능이 입증된 500N급 다중 분사기를 사용하였으며, 추력측정장치도 선행연구에서 성능이 입증되었다. 수직형 연소시험설비에 장착할 수 있는 고고도 모사용 디퓨저를 설계하였으며, 성능을 확인하기 위해서 1:4.8로 축소한 디퓨저를 설계/제작하였다. 질소가스를 이용하여 축소형 디퓨저의 성능 및 시동압력을 확인하였다. 추력 측정에 영향을 미

치는 시스템 저항에 대한 보정을 위해서 추력 단계별 실험을 수행하였고, 압력구배에 대한 보정을 위해서 진공 단계별 실험을 수행하여 각각의 보정식을 도출하였다. 고도 10km에서 작동하는 노즐을 설계하여 고고도 및 지상 연소실험을 수행하였다. 고고도 노즐의 지상에서의 추력은 이상적으로 팽창할 경우의 추력에 비해 약 70% 수준임을 확인하였다. 따라서 고고도에서 작동하는 추진기관은 고고도 모사 환경에서 추력 성능 검증이 반드시 필요하다고 판단되며, 향후 수직형 연소실험설비에서의 고고도 추력을 연구하는데 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 판단된다.

이 양 석(Yang-Suk Lee)

[정회원]



- 2007년 3월 : 충남대학교 공과대학원 항공우주공학과 (공학석사)
- 2011년 8월 : 충남대학교 공과대학원 항공우주공학과 (공학박사)
- 2012년 2월 ~ 2018년 12월 : 대한항공 기술연구원 과장
- 2019년 12월 ~ 현재 : 한국항공우주산업 책임연구원

〈관심분야〉

항공추진, 로켓추진, 연소

## References

- [1] R.C.Bauer, "The Effect of Second Throat Geometry on the Performance of Ejectors without Induced Flow" Technical Report, R.C.German Rocket Test Facility, United States Air Force
- [2] R.C.Bauer, "Improved Methods for Determining Second-Throat Diffuser Performance of Zero-Secondary-Flow Ejector Systems" Technical Report, R.C.German Rocket Test Facility, United States Air Force
- [3] R.C.Bauer, "Effect of Diffuser Length on the Performance of Ejectors without Induced Flow" Technical Report, R.C.German Rocket Test Facility, United States Air Force
- [4] D.H Lee, Y.S Lee, Y.S Ko, Y. Kim, S.J Kim, "The Study on the Development of Thrust Measurement System and Reliability Appraisal Technique for Low-Thrust Liquid Rocket Engine" *KSPE*, Volume 13 No. 3, 2009, pp.9~19
- [5] J.I Kim, "Characteristics Study on Thrust of Ground and High Altitude by H202/Kerosene Engine" Master's thesis, Chungnam National University

김 종 일(Joong-Il Kim)

[정회원]



- 2013년 2월 : 충남대학교 공과대학원 항공우주공학과 (공학석사)
- 2013년 2월 ~ 현재 : 한양 ENG

〈관심분야〉

로켓추진