

고온고압 증기 발생장치의 설계 및 예비운용시험

박진수* · 유이상* · 오정화* · 고영성*[†] · 김경석** · 신동순**

Design and Validation Test of Rocket Engine Head Generating High Temperature and High Pressure Steam

Jinsoo Park* · Isang Yu* · Junghwa Oh* · Youngsung Ko*[†]
Kyungseok Kim** · Dongsun Shin**

ABSTRACT

In this study, cold flow and combustion tests are conducted and analyzed to validate designed rocket engine head generating high temperature/pressure steam. At first, uni-injector was designed and manufactured, and cold flow test was conducted. Through this, differential pressure that can supply designed flow rate was confirmed. Also, Each injector's spray pattern were confirmed by patternator. Based on cold flow test results, we selected injectors among the candidates and arranged them on engine head, and cold flow and propellant spray tests were conducted. Finally, combustion test was carried out to analyze the flow rate, pressure, combustion efficiency. As a result, validation of rocket engine head for the development of the high temperature and high pressure steam generator has been completed.

초 록

본 연구에서는 우주발사체의 터빈배기구 열교환기의 입구조건을 모사하는 고온고압 증기 발생장치의 개발을 위해 설계/제작한 엔진 헤드와 구축한 설비를 검증하는 내용을 담고 있다. 단일 분사기를 설계/제작하여 수류시험을 진행했으며, 이를 통해 각 단일 분사기당 설계유량이 공급되는 차압을 확인하고, 분무형태를 patternator를 통해 확인했다. 이를 바탕으로 선정된 분사기로 엔진 헤드를 제작했으며 수류시험과 실추진제 분무시험이 진행됐다. 연소시험을 통해 유량, 압력, 연소효율 등에 대해 분석했으며 이를 통해 고온고압 증기 발생장치 개발을 위한 엔진 헤드 검증을 마쳤다.

Key Words: Cold Flow Test(수류시험), Combustion Test(연소시험), Ethanol(에틸알코올), LOx(액체 산소), Patternator(패터네이터), Steam Generator(증기발생기)

1. 서 론

* 충남대학교 항공우주공학과

** 한국항공우주연구원 발사체추진제어팀

[†] 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

현재 우리나라에서 개발하고 있는 한국형발사체(KSLV-II)의 엔진은 터보펌프 구동방식으로 추진제 탱크를 가압하며, open cycle로 운용된다. 터보펌프는 가스발생기에 의해 구동되며, 추진제 탱크로부터 공급되는 저압의 추진제를 승압시켜 연소기가 요구하는 유량과 압력을 형성하는 역할을 한다[1].

터빈배기기로 불리는 가스발생기 연소가스의 배기구에는 열교환기가 위치하는데, 산화제 탱크 내부에 설치된 가압제 저장탱크로부터 토출되는 고압/극저온 헬륨가스를 고온으로 열팽창시키는 역할을 한다. 열교환기는 가스발생기에서 연소된 고압/고온의 연소가스가 터빈을 구동시키고 빠져나오는 배기가스를 이용해 열교환을 한다. 열팽창한 가압제는 추진제 탱크에서 터보펌프까지 추진제를 공급하는데 이용되며, 공압 구동 밸브 등에도 사용된다[2,3].

이처럼 터빈배기구의 열교환기는 가압제 헬륨을 극저온 상태로 보관할 수 있게 하여, 발사체 경량화와 고성능화에 기여할 수 있는 핵심기술이다. 따라서 열교환기 운용환경에서의 성능평가를 위한 실험은 필수적이다. 현재 운용조건을 모사하여 열교환기의 성능을 평가하는 것은 주로 해외 협력으로 진행되고 있으며, 국내에서도 다양한 운용조건에서 적용 가능한 관련 시험설비의 구축과 성능평가 기술의 확보가 필요하다. 따라서, 본 연구실에서는 한국형 발사체에 적용되는 터빈배기구 열교환기의 성능평가 설비와 기술 확보를 위해 관련연구를 진행하고 있다. 열교환기 성능 평가 설비의 구성방안에 대한 연구를 진행하였으며, 터빈 배기구의 온도와 압력을 모사할 수 있는 고온고압 증기 발생장치를 설계/제작했다[4].

본 연구에서는 열교환기 운용조건을 모사하는 고온고압 증기 발생장치의 설계 및 제작검증을 위해 진행한 검증시험에 대해 다루려고 한다. 검증시험과 분석은 수류시험을 통한 단일 분사기 검증부터 고온고압 증기 발생장치의 엔진 헤드에 대한 단독 연소시험까지를 포함한다.

2. 엔진 설계 및 수류시험

2.1 설계목표

Table 1 Inlet Conditions of Heat Exchanger

Mass flow rate	Pressure	Temperature
0.96 kg/s	2.2 bar(a)	773 K

Table 2 Design Objective for Engine Head of High Temperature-Pressure Generator

Chamber Pressure		20 bar(a)
Mass Flow Rate	Fuel	163 g/s
	Oxidizer	190.2 g/s
O/F		1.167
Chamber Temperature		2800 K

열교환기 운용조건을 모사하기 위해 증기발생기를 이용해 고온고압 증기 발생장치를 구성하며, 열교환기의 입구 운용조건은 Table 1과 같다. 해당 조건을 모사하기 위해 열교환기 시험설비 구성방안에 대한 연구가 이미 진행됐으며, 결국 20 bar 엔진을 이용해 Table 1의 입구조건을 모사하는 것이 목표이다[4]. 또한, 고온고압 증기 발생장치는 청정연료에 가깝고 취급이 비교적 용이한 에탄올(95%)과 액체산소를 추진제로 이용한다. CEA를 이용해 추진제 조합에 따른 이론 화염온도를 예측했으며, 장시간 운용이 예상되는 설비이므로 적용재료의 열적 한계를 고려해 이론 화염온도가 2800 K 부근으로 형성되도록 O/F를 선정했다. Table 2는 고온고압 증기 발생장치 엔진헤드의 설계목표이며, 증기발생을 위한 물 분사 유량은 제외된 사항이다.

2.2 인젝터 제작 및 수류시험

고온고압 증기 발생장치의 엔진헤드는 4개의 분사기가 장착된 멀티 인젝터 형식이다. 인젝터는 미립화, 연소효율, 화염안정화에 장점을 갖는 동축 스윙 형식을 채택했다. Table 3의 조건을 바탕으로 인젝터 설계했으며, 총 6개를 제작하여

수류시험을 수행했다. Fig. 1은 설계된 인젝터의 단면도와 제작품의 사진이다. 수류시험에서는 각 인젝터 별로 매니폴드 압력에 따른 유량을 측정했으며, 패턴네이터를 이용해 분무 균일도를 확인했다. 수류시험 결과를 바탕으로 얻은 데이터를 통해 설계유량이 공급되는 차압을 확인할 수 있으며, 이를 Table 4에 나타냈다. 여섯 개의 후보들 중 Injector No. #1의 연료 차압에서 평균대비 높은 차이를 보여 일차적으로 후보에서 제외했다.

Fig. 2-3은 분사각과 분사패턴을 보이고 있으며, Table 4의 수류시험 결과와 종합 분석하여 헤드에 배치될 인젝터 4개를 선정하고 엔진 헤드에 배열했다.

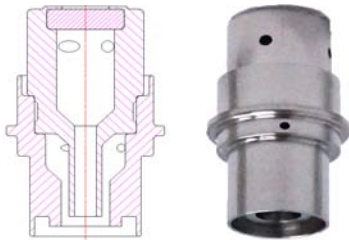
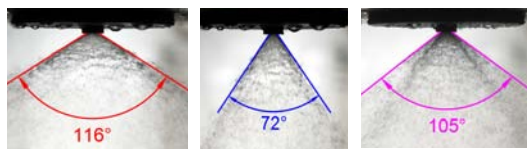


Fig. 1 Section View & Product of Designed Injector'

Table 3 Design Objective of Single Injector

	Fuel	Oxidizer
Type	Co-Axial Swirl	
Location	Outer	Inner
Mass Flow Rate	40.75 g/s	47.55 g/s
Differential Pressure	10 bar	
Spray angle	122°	78°



(a) Fuel (b) Oxidizer (c)Fuel+Oxidizer

Fig. 2 Spray angle of Single Injector

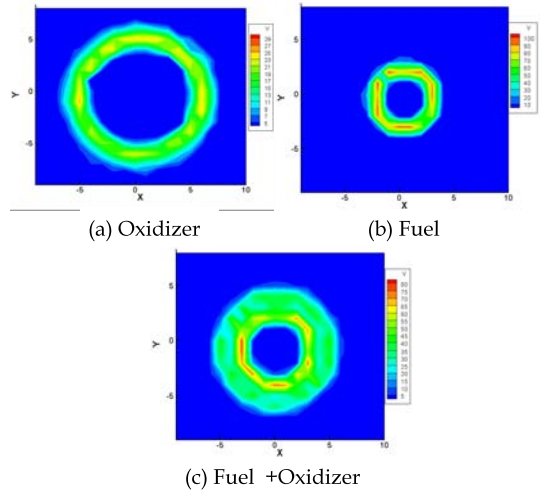


Fig. 3 Visualization of Spray Distribution by Patternator

Table 4 Results of Cold Test (Single Injector)

No. of Injector	Differential Pressure [bar]		
	Fuel	Oxidizer	Remarks
# 1	15.77	9.92	Fuel ΔP, High
# 2	11.25	9.90	최종선정 (#5 중앙배치)
# 3	11.14	10.11	
# 4	10.79	9.89	
# 5	10.74	9.71	
# 6	11.23	9.81	

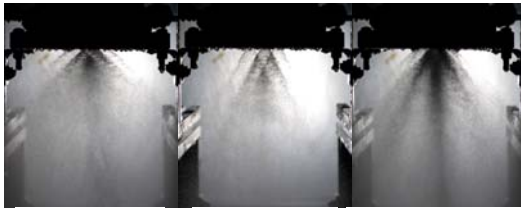
2.3 엔진 헤드 수류시험

선정한 인젝터로 엔진 헤드를 Fig. 4와 같이 제작했으며, 수류시험을 통해 엔진 헤드에서 설계유량이 공급되는 차압과 배치된 인젝터별 균일도를 확인했다. 이를 Fig. 6와 Table 5에 나타냈다. Fig. 5는 엔진 헤드의 수류시험 사진이다.

설계유량이 공급되는 압력에서 연료와 산화제 매니폴드간의 압력차이가 약 2 bar로 구조적으로 문제없는 수준이었으며, 인젝터별 균일도에서는 평균대비 오차가 2% 이내로 허용오차 범위임을 확인했다.



Fig. 4 Manufactured Engine-Head for High Temperature, Pressure Generator



(a) Fuel (b) Oxidizer (c) Fuel+Oxidizer

Fig. 5 Cold-Flow Spray Test for Engine-Head

Table 5 Results of Cold Test (Engine Head)

	Differential Pressure (ΔP)	
	Design	Test
Fuel	10 bar	11.9 bar
Oxidizer	10 bar	9.9 bar

2.4 검증용 연소실 및 노즐 설계 및 제작

전술한대로 열교환기 운용조건 모사를 위해서 증기발생기를 이용한다. 증기발생기의 운용 이전에 엔진 헤드의 검증을 위해 물 분사 없이 추진제만으로 검증시험을 진행해야한다. 이를 위해 추진제 유량만으로 운용압력인 20 bara에서 검증을 위한 연소실과 노즐을 설계/제작했다. 본 시험은 냉각채널이 없는 헤비타입 연소시험으로서 열적 부하에 강한 그라파이트 재질을 내열재로 선정했다. 따라서 연소실과 노즐은 스테인리스 하우징 내부에 그라파이트가 결합된 형태이다. Fig. 5는 연소실과 노즐을 포함한 헤드 검증용 연소시험 파트구성 단면도이며, Table 6는 그라파이트 노즐의 형상정보를 나타낸다.

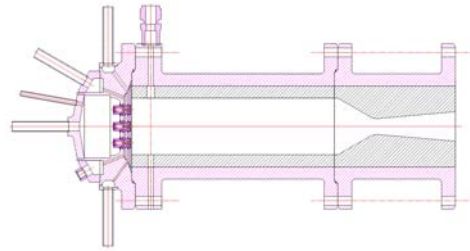


Fig. 6 Section View of Assembled Part for Validation Combustion Test

Table 6 Designed Value of Graphite Nozzle

Mass Flow Rate	353.2 g/s
Chamber Pressure	20 bara
Back Pressure	1 bara
Nozzle Throat Dia.	19.2 mm
Nozzle Exit Dia.	36.4 mm
Expansion Ratio	3.594

3. 실유체 분무시험 및 연소시험

3.1 실유체 분무시험

앞서 모의 추진제인 물을 통해 차압과 분무현상을 확인했으며, 이를 바탕으로 실유체인 95% 에탄올과 액체산소를 이용해 분무시험을 수행했다. 실유체 분무시험을 위해서 연소실 압력, 엔진 헤드의 차압 그리고 가압설비를 고려해 벤츄리를 설계 및 장착했다.

실유체 분무시험에서 구성된 설비 및 엔진을 검증하고, 추진제가 매니폴드를 채우고 정상적으로 유량이 공급되는 시간을 확인하여 최종 연소시험 시퀀스를 선정했다. Fig. 8는 실유체 분무시험에서 추진제가 정상적으로 분사되고 있는 모습을 보여준다.

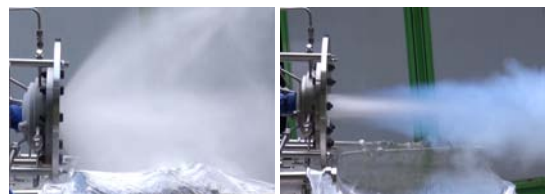


Fig. 7 Propellant Spray Test (Ethanol / LOX)

3.2 헤드 검증을 위한 최종연소시험

앞선 과정을 통해 최종 시퀀스가 결정되었으며, 5초 연소시험을 통해 설비와 개발한 엔진에 대한 1차 검증을 진행했다. 1차 검증에서는 추진제의 공급유량과 헤드 냉각부의 이상 유무, 연소압력, 노즐의 삭마여부를 확인한다. Fig. 9은 5초 연소시험에서의 추진제의 유량과 압력을 보여준다. 연료와 산화제의 유량은 각각 1.8, 0.7%의 오차수준으로 공급되어 O/F 1.196으로 설계보다 높은 수준에서 연소가 진행됐다. 연소실의 압력은 18.4 bara로 형성됐다. Fig. 10은 연소시험이 진행되는 사진이다. 5초 연소시험에서 1차적으로 안정성을 검증했으며, 동일 조건으로 10초 연소시험을 진행했다.

10초 연소시험도 약 5% 이내의 오차수준으로 유량이 공급됐으며, 냉각수 온도도 5초 연소와 동일한 수준으로 유지됨을 확인했다. Table 7은 5초, 10초 연소시험이 수행된 조건과 결과를 정리한 것이다. 시험이 진행된 유량을 바탕으로 이론적 특성속도를 CEA를 통해 계산했으며, 측정한 압력을 바탕으로 실제 특성속도를 계산하여 효율을 계산했다. 연소효율은 약 88~90% 부근의 양호한 수준으로 형성됐다. Fig. 10, 11은 각각 시험이 진행된 O/F에 따른 연소효율과 연소압력 평균대비 표준편차이다. 연소압력이 1% 미만의 섭동을 가지며 매우 안정적으로 연소가 이뤄졌음을 확인하였다.

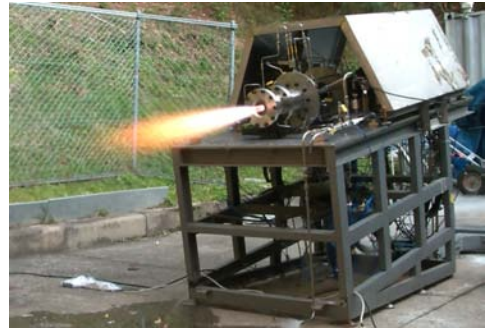


Fig. 9 Validation Combustion Test of Engine-Head

Table 7 Results of Combustion Test

Test Duration [sec]		5	10	10
\dot{m} [g/s]	Fuel	193.53	202.83	165.44
	Oxidizer	161.81	164.27	200.28
O/F		1.196	1.235	1.211
Chamber Pressure [bara]		18.44	18.80	18.94
C^* [m/s]	Theory	1666.5	1677.7	1676.2
	Test	1510.1	1490.5	1502.5
	η_c [%]	90.62	88.84	89.64

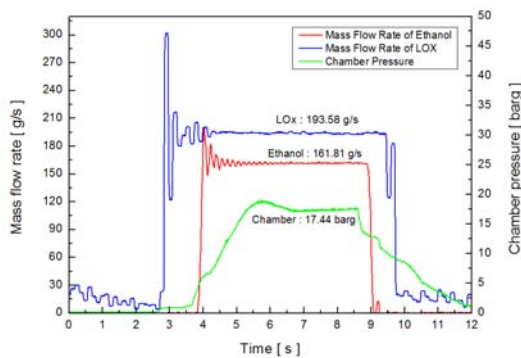


Fig. 8 Mass Flow Rate and Chamber Pressure on 5s Combustion Test

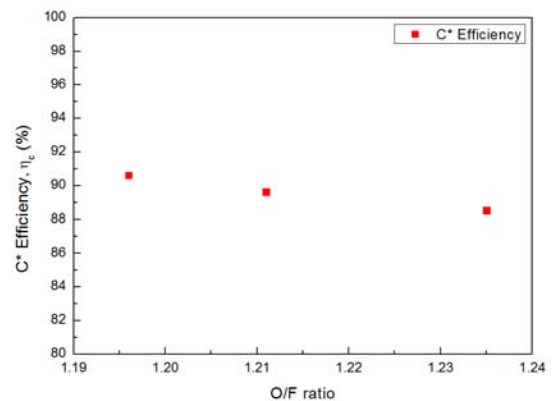


Fig. 10 C^* Efficiency according to O/F ratio

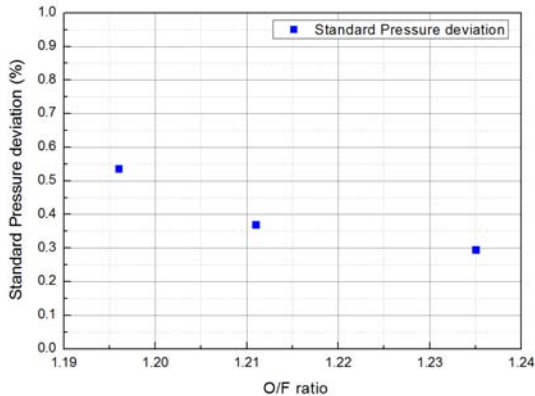


Fig. 11 Standard Pressure Deviation of Test

4. 결 론

우주발사체의 터빈배기구에 장착되는 열교환기의 성능평가 설비를 구축하기 위해 엔진을 개발하고 있으며, 본 연구에서는 엔진의 헤드에 대한 설계와 검증시험을 수행했다. 수류시험과 실유체 분무시험, 그리고 연소시험을 통해 구축된 설비와 엔진의 안정성을 검증했다. 연소시험을 통해 특성속도효율이 88~91%의 양호한 수준인 것으로 확인했다.

추후에는 본 연구에서 검증한 엔진의 후단에 증기발생을 위한 물 분사장치와 유동안정화 파트가 순차적으로 장착될 예정이다. 이에 따라 연소효율의 감소가 누적될 것이며, 최종적으로는 누적연소효율을 고려해 추진제와 분사하는 물의 유량비를 보정하여 열교환기 입구조건을 정확하게 모사할 예정이다.

본 연구에서 진행된 검증시험을 통해 향후 구축될 열교환기 성능평가 설비와 성능평가 방안

에 관한 연구에 도움이 될 것으로 기대한다.

후 기

본 연구는 한국형발사체개발사업의 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 김진선, 한영민, 고영성, "터보펌프 실매질 시험설비 구축 및 인증시험", 한국추진공학회 추진공학회지 Vol.19, No. 4, pp. 83-93, 2015.
2. 장제선, 신동순, 한상엽, "Helical-tube 타입의 발사체 열교환기 기본설계 방법 연구", 한국추진공학회 추계학술대회논문집, pp. 683-691, 2012.11.
3. 신동순, 김병훈, 한상엽, "발사체 추진기관 가압시스템 개발 사례 연구", 한국추진공학회 추계학술대회논문집, pp. 721-724, 2011.11.
4. 김선훈, 박진수, 류호빈, 고영성, 김경석, "열교환기 성능 평가를 위한 장치 구성 방안에 관한 연구", 한국추진공학회 추계학술대회논문집, pp. 1184-1187, 2016.12.
5. 김민상, 전준수, 김태완, 우희찬, 고영성, 김선진, 김승한, "액체산소/에탄올 엔진 연소시험 설비 구축 및 예비 운영 시험", 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2014.5, pp57-61