

일렬형 다중 인젝터를 가진 분리형 헤드 제작 및 검증시험

유이상* · 최지선* · 신동해* · 박진수* · 고영성* · 김선진**

Design and Verification of a Injector-Head with Multiple Injectors Arranged in a Row

Isang Yu* · Donghae Shin* · Jiseon Choi* · Jinsoo Park* · Youngsung Ko*[†] · Seonjin Kim**

ABSTRACT

This study was conducted to develop a test facility that simulates the combustion instability that occurs in a real-scale liquid rocket combustor. A separate engine head with 3 injectors arranged in a row was designed/manufactured and verified through preliminary tests. The flow rate and spray pattern of the head were confirmed by the cold flow test. Next, propellant spray test and combustion test were carried out. A preliminary combustion test was carried out at 10 bar and the combustion chamber pressure was measured to be significantly lower than the target pressure. This is because it was a low pressure test, and it is expected to be resolved in the high pressure test in the future.

초 록

본 연구는 실물형 발사체 연소실에서 발생하는 연소불안정을 모사하여 검증하는 시험 설비의 개발을 위해 진행됐다. 연소불안정 모사시험설비 개발을 위해 3개의 인젝터를 일렬로 배치한 분리형 헤드 엔진을 설계/제작했으며, 예비운영을 통해 검증했다. 분리형 헤드에 대한 수류시험을 통해 차압에 따른 유량과 분무형태를 확인했으며, 실추진제 분무시험과 연소시험이 진행됐다. 10bar에서 예비운용시험을 진행하였으며, 연소 시험 결과 연소실 압력이 목표 압력에 비해 상당히 낮게 측정되었다. 이는 저압 시험이었기 때문에 판단되며, 향후 고압 시험에서 해결될 것으로 예상된다.

Key Words: Cold Flow Test(수류시험), Combustion Test(연소시험), Kerosene(케로신), LOx(액체산소), Combustion Instability(연소 불안정)

1. 서 론

우주 발사체의 가장 중요한 핵심 부품인 액체 로켓엔진 개발 과정에서 가장 크게 나타나는 장애적 요인으로 연소불안정(high frequency combustion instability) 현상이 있다. 연소불안정 현상은 액체로켓엔진 개발 과정에서 거의 예외 없이 발생되었으며, 음향장과 밀접한

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남도립대학교 소방안전관리과

† 교신저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

관계가 있다. 또한, 주로 고주파의 공진 특성을 가지므로 고주파 연소불안정이라 불리며, 이는 분사기 면과 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 이로 인한 열적 손상, 극심한 구조물의 진동 등을 초래하게 되어 결국엔 엔진의 폭발로 이어질 수 있다[1]. 국내 최초의 액체로켓엔진인 KSR-III 개발 과정 중에도 연소 불안정 현상의 발생으로 인하여 인젝터 표면 손상을 경험하였으며, 이를 방지하기 위해 음향공과 배플을 통한 수정 설계와 수십 차례의 시행착오를 거쳐 배플을 도입함으로써 우여곡절 끝에 연소불안정 현상을 해결할 수 있었다[2].

연소불안정은 압력 진동이 정상적인 연소 상태의 압력에 비하여 5% 이상으로 지속되거나 증폭되는 현상이며, 증폭 요인으로는 압력변동, 연소속도 변동, 연소장 불균일, 연소가스 유동 방향 변환, 연소실의 형상 등이 여러 가지가 있으나 모든 액체로켓엔진 연소기에 일반화된 요인은 알려져 있지 않다. 따라서 새로운 액체로켓엔진을 개발할 때마다 반드시 해결해야 하는 문제이므로, 시기적절한 연소 불안정 현상 해결을 위해서 선행 연구를 통한 연소 불안정 억제 기술의 자체 확보와 관련 데이터를 축적해놓는 것이 무엇보다 중요하다.

해외 우주발사체 선진국에서는 이미 1950년대부터 연소불안정에 대한 연구가 지속적으로 수행되어 왔으며, 배플과 음향공 등을 이용한 연소불안정 제어 기술이 거의 정착되었으나 핵심 기술은 공개되지 않고 있다. 국내에서도 연소불안정에 대한 연구가 2000년대 초부터 수행되어 음향공 및 배플 등의 수동제어 기구에 대한 연구와 상압 기상 연소 시험 등이 수행되어 왔으나, 실추진체를 사용하여 임계압력 이상의 고압에서의 연소안정성 평가 연구는 매우 제한적으로 수행되어 왔다. 따라서 현재로서는 연소불안정 현상의 발생 유무는 실물형 액체로켓엔진의 연소 성능을 평가하는 연소시험 단계에서만 확인할 수 있으며, 이전 개발 경험에서 유효했던 연소안정화 설계가 동일하게 작동하리라는 보장이 없다.

액체로켓엔진 개발에 있어서 연소불안정 현상은 연소기에 국한된 문제가 아닌 발사체 임무의 성패를 좌우하는 요소이므로, 연소 불안정 현상의 해소는 우주발사체 개발의 필수 요소라 할 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 우주발사체용 대형 액체로켓엔진 연소기의 실물형 연소기와 동일한 연소 및 음향 공진 조건을 가질 수 있는 축소형 모델 연소기에 장착되는 분리형 헤드를 설계 제작하였으며, 분리형 헤드에 대한 검증 시험을 수행하였다.

2. 분리형 헤드 설계 및 수류시험

2.1 분리형 헤드 및 인젝터 설계

Table 1 Design specifications of Engine Head

Chamber Pressure		최대 60 bar(a)
Mass Flow Rate	Kerosene (nui-injector)	0.087 kg/s
	LOx (nui-injector)	0.240 kg/s
	Total (tri-injector)	0.981 kg/s
O/F		2.76

분리형 헤드의 설계목표는 Table 1과 같다. 선정된 O/F 및 단위 인젝터당 추진제 유량은 한국형발사체와 같은 사양이다. CEA를 이용해 추진제 조립에 따른 이론 화염온도를 예측하였으며, 연소압력이 60 bar일 때 연소실의 온도는 약 3700 K 이다. 또한, 분리형 헤드에 사용된 인젝터는 한국형발사체와 동일한 단일 인젝터를 사용하였다. 설계된 인젝터에 대한 정보는 Table 2와 같다[3].

Table 2 Design Objective of Single Injector

	Fuel	Oxidizer
Type	Co-Axial Swirl	
Location	Outer	Inner
Mass Flow Rate	0.087 kg/s	0.24 kg/s
Differential Pressure	11 bar	
Spray angle	120°	60°

2.2 인젝터 수류시험

수류시험에서는 분리형 헤드 매니폴드 압력에 따른 유량 값을 측정하였다. 수류시험 결과를 바탕으로 얻은 데이터 피팅을 통해 설계유량이 공급되는 차압을 확인할 수 있으며, 이를 Table 3에 나타냈다.

Fig. 1는 분사각과 동시 분사패턴을 보이고 있으며, 이를 통해 설계 목표에 근사하게 설계/제작되었음을 확인하였다.

2.3 분리형 엔진 헤드 수류시험

앞서 확인한 데로 성능이 검증된 인젝터를 가지고 분리형 엔진 헤드를 Fig. 2와 같이 제작했으며, 수류시험을 통해 분리형 엔진 헤드의 설계 차압에 분무 상태를 Fig. 3와 같이 확인하였다. 설계 유량이 공급되는 압력에서 연료와 산화제 매니폴드간의 압력차이가 약 0.8 bar로 구조적으로 문제없는 수준이다.

Table 3 Results of Cold Flow Test

	Fuel	Oxidizer
Pressure	8.758 barg	9.48 barg
Mass Flow	0.259 kg/s	0.722 kg/s

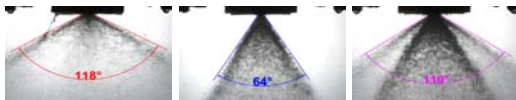


Fig. 1 Spray Angle of Single Injector



Fig. 2 Manufactured Engine-Head



Fig. 3 Cold-Flow Spray Test for Engine-Head

2.4 연소실 및 노즐 설계 및 제작

제작된 분리형 헤드 엔진의 성능 및 안정성을 파악하기 위하여 예비 연소시험을 수행해야한다. 이를 위해 추진제 유량만으로 운용압력인 10 bar에서 검증을 위한 연소실과 노즐을 설계/제작했다. 본 시험은 냉각채널이 없는 헤비타입 연소시험으로서 열적 부하에 강한 그래파이트 재질을 내열재로 선정했다. 따라서 연소실과 노즐은 스테인리스 하우징 내부에 그래파이트가 결합된 형태이다. Fig. 4는 연소실과 노즐을 포함한 헤드 검증용 연소시험 파트구성 단면도이며, Table 4는 그래파이트 노즐의 형상정보를 나타낸다.

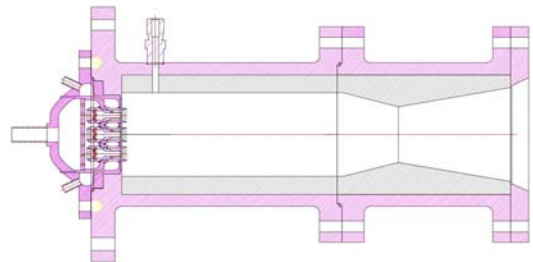


Fig. 4 Section View of Assembled Part for Validation Combustion Test

Table 4 Designed Value of Graphite Nozzle

Mass Flow Rate	0.981 kg/s
Chamber Pressure	10 bara
Back Pressure	1 bara
Nozzle Throat Dia.	45.68 mm
Nozzle Exit Dia.	78.5 mm
Expansion Ratio	2.84

3. 실유체 분무시험 및 연소시험

3.1 실유체 분무시험

앞서 설계된 인젝터의 차압과 분무형상을 모의 추진제인 물을 통하여 확인했으며, 이를 바탕으로 실유체인 케로신과 액체산소를 이용해 실유체 분무시험을 수행했다. 실유체 분무시험을 진행하기 위해서 연소실 압력, 엔진 헤드의 차압 그리고 가압설비를 고려해 벤츄리를 설계 및 제작하여 장착하였다.

실유체 분무시험은 구성된 설비 및 엔진의 분무 성능을 직접적으로 검증하고, 추진제가 매니폴드를 채우고 정상적으로 유량이 공급되는 시간을 확인하여 최종 연소시험 시퀀스 선정에 반영하는 것이 주 목적이다. Fig. 5는 실유체 분무시험에서 추진제가 정상적으로 분사되고 있는 모습을 보여준다.

3.2 헤드 검증을 위한 최종연소시험

실유체 분무 시험 과정을 통해서 유량이 정상 공급되는 시간을 확인하여 최종 시퀀스가 결정되었으며, 5초 연소시험을 통해 연소 시험 설비와 개발한 분리형 헤드 엔진에 대한 검증을 진행했다. 본 시험에서는 추진제의 공급유량, 연소 압력, 노즐의 삭마여부를 확인하여 연소 효율을 확인하였다. Fig. 6은 5초 연소시험에서의 추진제의 유량과 압력을 보여준다. 연료와 산화제의 유량은 각각 0.18%, 1.37%의 오차수준으로 공급되어 O/F 2.805로 설계보다 조금 높은 수준에서 연소가 진행됐다. 연소실의 압력은 5.88 bara로 형성됐다.

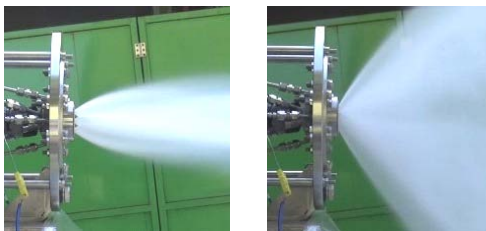


Fig. 5 Propellant Spray Test (From above LOx, Kerosene)

Figure 7은 연소시험이 진행되는 사진이다. Fig. 8은 각 시험의 O/F에 따른 연소 효율과 압력 섭동 정도를 나타내며, 이를 통해 연소 압력이 약 1% 미만의 섭동을 가지는 매우 안정적인 연소가 이뤄졌음을 확인하였다.

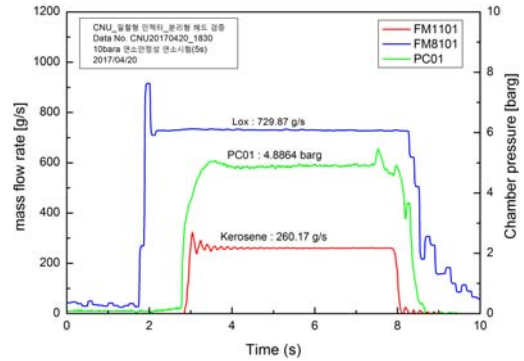


Fig. 6 Mass Flow Rate and Chamber Pressure on 5s Combustion Test



Fig. 7 Validation Combustion Test of Engine-Head

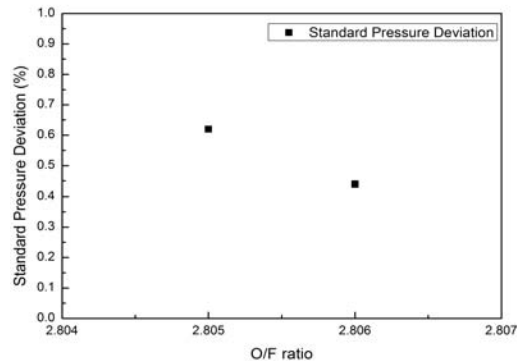


Fig. 8 Standard Pressure Deviation of Test

4. 결 론

Table 5 Results of Combustion Test

Test Duration		5 sec	5 sec (재현성)
\dot{m} [g/s]	Fuel	260.17	260.42
	Oxidizer	729.87	730.8
O/F		2.805	2.806
Chamber Pressure [bara]		5.8863	5.9
C* [m/s]	Theory	1718.3	1718.3
	Test	1012	1013.2
	Efficiency [%]	58.897	58.964

Table 6 Combustion characteristic length according to combustion pressure

연소압력 (bara)	노즐목 (mm)	연소실 길이(mm) (추천치 1 ~ 1.2 m)	
10	46.58	602.69	723.23
40	23.49	153.27	183.93
50	21.04	122.97	147.56
60	19.23	102.72	123.26

연소 시험 결과, 5초 연소시험에서는 목표로 하는 연소압이 형성되지 못하였으며 Table 5에 연소 시험 결과를 정리하였다. 시험이 진행된 유량을 바탕으로 이론적 특성속도를 CEA를 통해 계산했으며, 계측한 압력을 바탕으로 실제 특성속도를 계산하여 효율을 계산했다. 연소효율은 약 59%부근으로 형성됐는데, 일반적인 동축 스윙형식의 인젝터에 비해 상당히 낮다. 이와 같이 연소 효율이 떨어진 이유는, Table 6과 같이 시험이 수행된 10bar 는 예비 단계로 수행된 조건으로 충분한 연소실 길이를 확보하지 못한 점에 있다.

하지만 본 연소 시험은 60 bar의 고압 연소 시험 이전에 분리형 헤드의 연소 시험 시퀀스 확인 및 시험 설비 검증하는 것을 목적으로 하기에, 향후 고압 시험 시 분리형 헤드의 연소 효율은 충분히 올라갈 것으로 예상된다.

본 연구에서는 우주발사체용 액체로켓엔진 실물형 연소기와 동일한 연소 및 음향 공진 조건을 가질 수 있는 축소형 모델 연소기에 장착되는 분리형 헤드를 설계 제작하였으며, 분리형 헤드에 대한 검증 시험을 수행하였다. 수류시험과 실유체 분무시험, 그리고 연소시험을 통해 구축된 설비와 엔진의 안정성을 검증했다. 연소시험을 통해 특성 속도 효율을 확인했으며, 일반적인 동축 스윙 형식의 인젝터 대비 많이 낮은 수준인 약 59%로 확인되었다. 이와 같이 낮게 형성된 이유로는 연소 압력 10 bar 맞게 충분한 연소 길이(L^*)를 확보하지 못하였기 때문에 연소 효율이 낮게 나타났다. 추후에 수행될 고압 연소 시험에서 연소효율이 충분히 향상될 것으로 예상되며 이를 통해 분리형 엔진의 최종 검증을 마무리할 예정이다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업으로 지원받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (No. NRF-2016M1A3A3A02017562)

참 고 문 헌

1. Vigor Yang., Liquid Rocket Engine Combustion Instability
2. 한상엽, "전 세계 발사체 액체로켓엔진 기술 개발 현황," 항공우주산업기술동향, 10권 1호, 2012, pp.132-144
3. 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 김성구, 유철성, 최환석, "75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp.125-129