

# 산화제 과잉 삼중분사기 예연소기 개발 시험

하성업\* · 문일윤\* · 강상훈\* · 문인상\* · 이수용\*

## Design and Test of Oxidizer-Rich Triplex Injector Preburner

Seong-up Ha\* · Il-Yoon Moon\* · Sang-Hun Kang\* · Insang Moon\* · Soo-Yong Lee\*

### ABSTRACT

Uni-element preburners using a oxidizer-rich triplex injector have been designed and tested. During combustion tests 1L mode high-frequency instability of 1100 Hz and low-frequency instability of 100 Hz were observed. High-frequency instability has been suppressed by reducing chamber diameter and applying turbulent rings in combustion chamber. Recently, research to reduce low-frequency instability is in progress.

### 초 록

산화제 과잉 삼중분사기에 대한 설계와 제작이 이루어졌으며, 이를 사용한 단일분사기 예연소기가 제작되어 연소시험을 수행하였다. 1100Hz의 1L 모드 고주파 불안정과 100 Hz 저주파 불안정이 관찰되었으며, 연소실 직경 수정과 터블런트 링 적용에 의해 고주파 불안정은 억제되었다. 현재는 저주파 압력섭동 억제에 주안을 두고 연구가 진행중에 있다.

Key Words: Oxidizer-Rich(산화제과잉), Triplex Injector(삼중분사기), Preburner(예연소기), Gas Generator(가스발생기), High-frequency instability(고주파불안정), Low-frequency instability(저주파불안정)

### 1. 서 론

우주발사체를 운영함에 있어 발사체의 구조비를 낮추고, 추진효율을 높이기 위하여 터보펌프 공급방식의 로켓엔진이 널리 사용되어 왔으며, 이들 중 통상 1, 2단 등에 사용되는 고추력 엔진

에서는 주로 개방형과 폐쇄형이 주로 사용되었다.

개방형(open type)은 연료과잉의 가스발생기가 사용되고, 터빈 구동 후 배기가스가 외부로 그대로 배출되는 방식으로, 가스발생기와 연소실의 압력이 50~150 바 수준이며, 폐쇄형에 비해 상대적으로 낮은 압력과 터빈구동 후 바로 외부로 배출되는 가스 등으로 인하여 엔진효율 또한 상대적으로 낮다. 그러나 이 엔진은 구조가 간단하

\* 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

† 교신저자, E-mail: hajje@kari.re.kr

고 기술적 난이도가 상대적으로 낮아 엔진 개발 및 생산비용이 적고, 또한 동작신뢰도가 높다는 등의 장점으로 인하여 미국을 비롯한 서방권에서는 현재 가장 널리 적용되고 있는 방식이다.

폐쇄형(closed type) 혹은 다단연소형(staged combustion type)은 고압조건에서 산화제과잉의 가스발생기(예연소기)가 동작하며, 여기서 발생한 가스가 터빈을 구동한 후 다시 주연소실로 공급되고, 추가적인 연료와 혼합하여 모든 추진제가 손실 없이 최적의 산화제/연료 비율을 유지하며 연소함으로써 보다 높은 추진효율을 얻을 수 있는 방식이다. 이 엔진은 일반적으로 연소실의 압력이 100~300 바 정도이며, 예연소기는 이보다 훨씬 높은 200~600 바에서 동작한다. 높은 압력과 산화제 과잉 조건을 다루어야 한다는 기술적 어려움이 있으나, 로켓엔진 원천기술이 특히 발달되어 있는 러시아 등 구 소련연방권에서 대표적으로 널리 사용하는 방식이다.

국내에서는 한국형우주발사체 개발의 일환으로 이 두 방식 중 개방형 구조를 선택하여 개발에 주력하고 있으며, 이와는 별도로 엔진 고성능화를 위한 선행연구 차원에서 폐쇄형 로켓엔진의 구성품에 대한 기본연구도 일부 시작되었다. 이 중 연소기 분야에서는 단일스월분사기를 사용한 200 바 급 예연소기 개발을 진행중에 있으며, 이 예연소기를 사용한 연소시험을 성공리에 진행한 바 있다. 이에 더하여 그동안 국내에서 주로 연구되어 온 충돌형과 스월형 분사기와는 전혀 다른 개념인 산화제 과잉 삼중 분사기를 사용하는 연구를 시작하였으며, 이에 대한 설계와 연소시험이 진행중에 있다. 본 논문에서는 이 중 삼중분사기를 적용한 예연소기의 설계와 개발시험 과정을 소개하고자 한다.

## 2. 삼중분사기 설계

### 2.1 삼중분사기 개요

삼중분사기는 분사기 내 공간에서 연소와 혼합이 모두 이루어지는 특수한 형태의 분사기로, 연료와 1차산화제에 의해 산화제/연료비율이 약

12:1~15:1 정도로 연소되며, 2차산화제 공급에 의해 약 60:1의 혼합비로 희석된다. 주연소 영역은 연소실 내가 아닌 분사기 내에 존재하며 추진제가 선회 공급됨에 따라 화염은 고립된 와류 화염(trapped vortex combustion)의 형태로 분사기 내에서 유지된다. 그림 1은 삼중분사기의 형태를, 그림 2는 이를 바탕으로 제작된 단일분사기 헤드를 나타내고 있다. 통상 이 형태의 예연소기는 연소압이 500 바 정도이나 본 연구에서는 다른 개발 구성품과의 연계를 고려하여 연소압 200 바를 목표로 설계되었다.

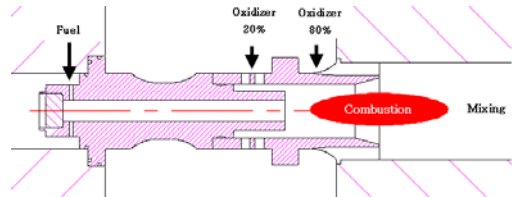


Fig. 1 Schematic diagram of triplex injector

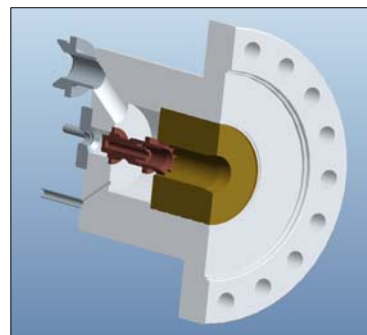


Fig. 2 3D model of Head

표 1과 그림 3에 나타낸 바와 같이 케로신과 산소의 공급은 비록 초임계온도보다는 낮은 온도에서 공급되나, 이미 초임계압력을 상회하는 조건에서 이루어진다. 이 영역에서는 액체가 더 이상 비압축성이 아니기 때문에 흔히 압축성액체(compressible liquid)영역이라고 부르며, 이미 초임계 유체와 같은 성질을 보인다 하여 천이임계(transcritical) 영역이라고도 부른다. 그림 3에 표시된 것처럼 공급된 추진제는 천이임계영역에서 시작하여 연소에 의해 가열됨에 따라 초임계

영역으로 넘어가게 된다. 이 과정에서 상변화, 다른 말로 말하면 액상에서 기상으로 변하는 것과 같은 밀도의 급격한 변화 과정을 겪지 않게 된다.

액체추진제 공급에 대한 전통적인 연소해석은 추진제의 공급, 파의 성장, 액주 혹은 액막의 분열, 미립화, 열전달에 의한 증발, 확산 및 난류에 의한 혼합, 연소라는 일련의 과정에 따라 이루어진다고 보았으나, 고압연소에서는 비록 액체추진제라 하더라도 상변화 과정이 없음에 따라 미립화 및 증발의 과정이 생략되어 마치 기체연료의 확산연소와 유사한 과정을 겪게 된다. 이것이 그림 1에서처럼 연소영역이 분사기 내에 고립될 수 있는 이유라 할 수 있다.

Table 1. Supercritical and supply conditions of propellant

	초임계조건		공급조건	
	T <sub>C</sub> (K)	P <sub>C</sub> (bar)	T (K)	P (bar)
RP-1	675	21.4	300	220
LOx	154.6	49.8	90	220

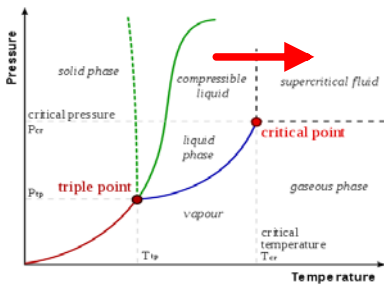


Fig. 3 Phase diagram

## 2.2 예연소기 연소시험

시험을 위해 2가지 형태의 단일분사기 헤드가 설계되었다. 1번 헤드는 총유량 5.6 kg/s이며, 2번 헤드는 1번헤드의 1/4 유량에 해당하는 1.4 kg/s로 설계되었다.

1번 엔진에 대한 연소시험에서는 약 1100 Hz와 약 100 Hz의 압력섭동이 복합적으로 발생하였다. 그림 5(a)는 연소실에서 측정된 정압센서의 신호로 100 Hz의 신호를 명확히 관찰할 수

있으며, 그림 5(b)는 산화제 매니폴드에서 측정된 동압신호로 100 Hz와 1100 Hz가 복합적으로 존재함을 볼 수 있다. (본 시험에서는 연소실에서 동압을 직접 측정하지 않았다.)

이 중 1100 Hz는 연소실의 1L 모드에 해당하는 음향적 불안정으로, 단일분사기 적용에 의해 분사기면에 큰 유효반사면이 생겼고, 고압에 따른 노즐 수축비 증가가 후방부에도 큰 음향반사면을 형성함으로써 L 모드에 취약한 구조가 되어 발생했음을 유추할 수 있다. 1100 Hz의 고주파 불안정은 분사기 내의 포스트를 손상시켰다.

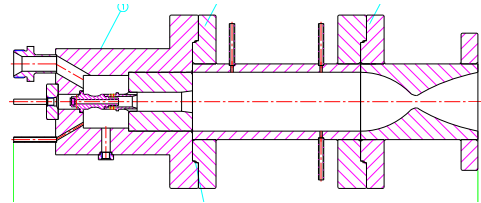
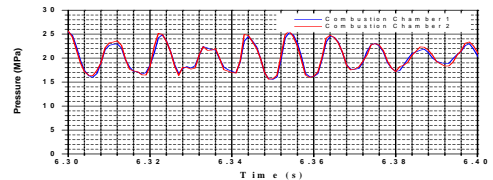
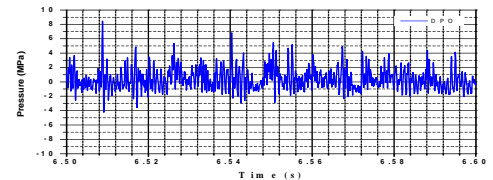


Fig. 4 Test Engine #1



(a) chamber pressure - static sensor



(b) oxidizer manifold pressure - dynamic sensor

Fig. 5 Pressure pulsation (Engine #1)

2번 엔진은 유효반사면적을 줄이기 위해 연소실의 직경을 줄였으며, 1L 및 2L 모드의 안티노드(antinode)에 해당하는 자리에 터블런트 링(turbulent ring)을 설치하였다. 터블런트 링은 난류성분을 증대시키면서 혼합을 증대시키는 효과 뿐 아니라 L 모드에 대하여 배플(baffle)과 같은 역할을 기대할 수 있기 때문이다. 그림 7의

연소시험 결과를 보면 고주파 성분은 거의 사라졌음을 볼 수 있으며, 국부적으로 발생한 작은 크기의 고주파에 대해서도 5 ms 내에 빠르게 소멸됨을 확인할 수 있었다. 그러나 100 Hz 전후의 저주파는 여전히 남아있었다. 큰 크기의 압력 섭동임에도 불구하고 저주파 섭동은 수차례의 연소시험 동안 분사기의 손상을 일으키지는 않았다.

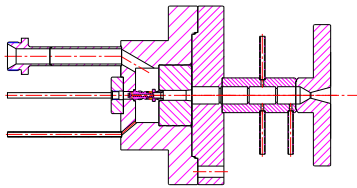
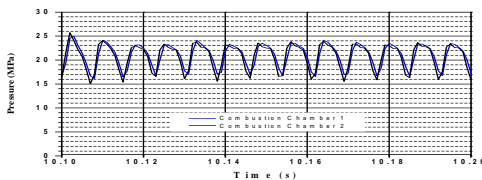
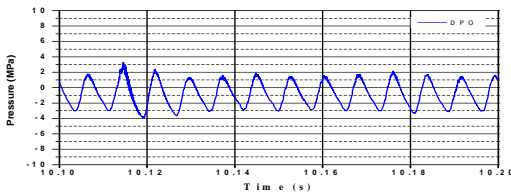


Fig. 6 Test Engine #2



(a) chamber pressure - static sensor



(b) oxidizer manifold pressure - dynamic sensor

Fig. 7 Pressure pulsation (Engine #2)

### 2.3 저주파섭동에 대한 고찰

저주파섭동은 그 원인이 매우 다양하여 원인을 정확히 파악하기는 쉽지 않다. 앞선 두 시험의 경우 분사기의 크기, 유량이 4배 정도 차이 가 남에도 불구하고 100 Hz 전후의 불안정이 유사하게 나타났다. 따라서 그 원인을 연소시간지연 (combustion time delay)에 의한 현상으로 추정하고 이에 대한 해석을 수행하였다.

연소시간지연효과는 추진제가 연소실에 들어와서 실제로 연소되어 고온의 기체가 될 때까지

의 시간을 말하는 것으로 케로신/액체산소 엔진의 경우 주연소실은 통상 1~2 ms 정도로 알려져 있으며, 예연소기의 경우는 연소온도가 높지 않기 때문에 이보다는 다소 늦은 2~3 ms 정도를 고려한다. 연소지연은 대표적인 비선형 요소로 연소실의 저주파 압력섭동을 야기하며, 이 값이 큰 경우 감쇠되지 않고 발산하는 현상을 나타내게 된다.

그림 8과 같은 선형모델에 1번엔진과 2번엔진의 조건을 각각 입력하고 해석한 결과 두 해석 감쇠되지 못하는 100 Hz 전후의 섭동이 발생하는 것을 확인할 수 있었으며, 이를 억제하기 위한 감쇠요소 증가로는 연소지연시간의 감소, 연소실 공간의 증가를 고려할 수 있었다. 연소시간을 줄이는 것은 분사기 자체를 재설계하거나 O/F를 줄이는 방법이 있으며, 연소실 공간을 늘리는 것은 연소실의 재제작을 통해 가능하다. 이에 현재 2번 헤드와 새로운 연소실을 사용한 시험을 계획 중이며 저주파 섭동의 소멸을 기대하고 있다.

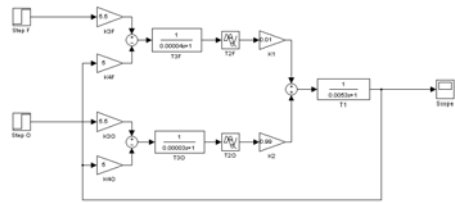


Fig. 8 Dynamic modeling of engine

### 3. 향후계획

현재는 저주파 섭동 제거에 주안점을 두고 설계와 시험이 진행중에 있으며, 추후 복수의 분사기를 장착한 실물형 제작 및 시험을 계획중이다.

### 참고문헌

1. 최성만, 윤영빈, "예연소기용 산화제 과잉 분사기의 설계인자 특성연구," 위탁과제보고서, 한국항공우주연구원, 2007
2. Б.И. Каторгин, В.К. Чванов, Ф.Ю. Чельк

ис, "ЖРД окислительной схемы с дожиганием - основа достижений отечественного двигателестроения," Исследования по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической науки и техники. Вып. 8-10.

3. Patent RU2159349 Модуль-газогенератор
4. Patent RU2159351 Газогенератор
5. 하성업, 정영석, 김희태, 한상엽, 조광래, "액체추진제 로켓엔진 연소기 저주파 동특성," 한국추진공학회지 제 8권 제 4호, 2004