

## 7톤급 연소기용 분사기 검증을 위한 연소기 설계 및 제작

김종규\*<sup>†</sup> · 안규복\* · 최환석\*

### Design and Fabrication of Thrust Chamber for Injector verification of 7 tonf-class Thrust Chamber

Jonggyu Kim\*<sup>†</sup> · Kyubok Ahn\* · Hwanseok Choi\*

#### ABSTRACT

Design and fabrication of a sub-scale thrust chamber for verification of 7 tonf-class thrust chamber injectors were described in this paper. The 7 tonf-class thrust chamber consists of mixing head with 90 coaxial swirl injectors and regeneratively combustion chamber cooled by kerosene. The coaxial swirl injectors with different pressure drop and recess number were designed for 7 tonf full-scale thrust chamber. By applying the designed injectors to the sub-scale thrust chamber before applying them to the full-scale thrust chamber, the injector performance and functioning were verified. The sub-scale thrust chamber consists of 19 injectors, has chamber pressure of 70 bar, total propellant mass flow rate of 4.3 kg/s, mixture ratio(O/F) of 2.45.

#### 초 록

본 연구는 7톤급 연소기용 분사기 검증을 위한 축소형 연소기의 설계 및 제작에 관한 것이다. 7톤급 연소기의 헤드부는 90개의 동축 와류형 분사기로 구성되며, 연소실은 케로신 재생냉각 일체형 연소기이다. 7톤급 연소기에 적용할 분사기로 차압 및 리세스 수를 달리한 분사기를 설계하였다. 설계된 분사기를 실물형 연소기에 적용하기 전 축소형 연소기에 먼저 적용하여 분사기 작동성 및 성능 검증을 하고자 한다. 축소형 연소기는 분사기 19개로 구성되며, 연소압력 70 bar, 총 추진제 유량은 4.3 kg/s, 혼합비는 2.45이다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thrust Chamber(연소기), Injector(분사기), Recess Number(리세스 수)

#### 1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 30톤급 액체로켓엔진의 개발 경험을 통해 1/2단용 75톤급 액체로켓엔진 및 3단용 7톤급 엔진을 개발 중에 있다 [1-2]. 한국형발사체(KSLV-II) 3단용 엔진은 TP방

\* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: bellstar@kari.re.kr

식의 엔진이며, 진공추력 7톤, 진공비추력 325초를 요구한다. 이러한 엔진 요구조건을 만족하기 위한 연소기의 개념설계가 진행되었다[3]. 실물형 연소기의 개발은 몇 단계의 과정을 통해 이루어지는데, 선행적으로 분사기의 개발이 이루어져야 한다. 분사기들의 특성을 결정짓는 여러 가지의 변수를 고려하여 몇 개의 후보 분사기들을 설계, 제작한다. 실물형 연소기를 제작함에 있어서 시간적, 비용적 문제 등이 만만치 않아 분사기들을 실물형 연소기에 바로 적용하는 것보다는 축소형 연소기에 우선 적용하여 검증하는 단계를 거치는 것이 순서이다. 본 논문은 7톤급 연소기에 적용할 후보 분사기들의 성능 및 작동성 검증 시험을 위한 축소형 연소기의 설계 및 제작에 관한 것이다.

## 2. 본 론

### 2.1 분사기 설계

3단 엔진용 연소기에 적용하는 분사기는 90개의 동축 와류형 분사기로 기존 30톤급 및 75톤급 연소기에 적용하였던 분사기를 기반으로 3단 엔진용 연소기에 맞게 새롭게 설계되었다. 분사기 차압 및 리세스 수에 따른 몇 가지의 분사기들을 설계, 제작하였다. 분사기 차압은 9.5 bar, 11 bar 로, 리세스 수는 0.6, 1.0 두 종류로 설계하여 총 4종류의 분사기를 설계하였다. Figure 1에 분사기의 개략적인 형상을 나타내었다.

### 2.2 축소형 연소기 설계

7톤급 축소형 연소기는 19개의 분사기(2열)로 구성하고, 연소압력 및 혼합비는 실물형 연소기와 동일하게 70 bar, 2.45로 각각 설계하였다. 본 축소형 연소기는 Table 1과 같은 기본 설계 규격을 따른다. 추진제 유량은 4.34 kg/s이며, 축소비 및 잔류시간, 노즐 팽창비는 실물형과 동일하게 유지하였다. Figure 2에 축소형 연소기의 전체 형상을 나타내었다. 헤드부, 막냉각링부, 실린더부, 노즐부, 임시 노즐 확장부로 구성된다. 모든 구성품은 탈착이 가능한 구조로 설계하였으

며 분사기 검증 시험 시는 노즐 팽창비가 10인 노즐부를 이용하여 시험을 수행하고, 전체 노즐부를 이용한 시험은 고공모사용 디퓨저를 장착한 후 시험을 수행할 예정이다.

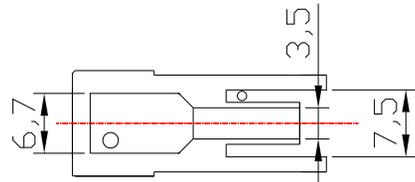


Fig. 1 Schematic of 7tonf Combustion Chamber's Injector

Table 1. Conceptual Design Results of 7tonf Combustion Chamber

항목	
연소압 [bar]	70
추진제 유량 [kg/s]	4.34
연료유량 [kg/s]	1.26
산화제 유량 [kg/s]	3.08
혼합비	2.45
노즐 팽창비	94.5
연소실 직경 [mm]	78.7
노즐목 직경 [mm]	37.1
노즐출구 직경[mm]	360.5

연소기 헤드부의 구성은 기존 30톤급 축소형 연소기 및 고압 축소형 연소기와 유사하게 산화제 매니폴드, 연료 매니폴드, 분사기, 분사기면, 추진제 유입 배관 등으로 구성된다. 분사기의 배열은 실물형 배열과 동일하게 유지하였다. 축소형 연소기의 분사기 배열을 Fig. 3에 나타내었다. 본 축소형 연소기에 적용하고자 하는 냉각 방식은 물을 이용한 채널 냉각과 막냉각 방식이다. 실린더부 및 노즐부(팽창비 10)는 물을 이용한 채널 냉각 방식으로 설계하였고, Fig. 2에 제시된 전체 형상에서와 같이 실린더부와 노즐부는 냉각수 유입/배출 포트가 각각 있어 실린더부와 노즐부의 냉각을 독립적으로 하도록 설계하였다. 냉각수 유량은 약 5 kg/s 기준으로 설

계하였으나 실제 연소시험 시 약 10 kg/s의 유량을 흘려보낼 예정이다. 축소형 연소기에 적용하는 막냉각은 삼입식 링 구조로 설계하였고, 막냉각 유량은 약 158 g/s로 작아 헤드부와 실린더 더부 사이에만 위치시켰다. 직경 0.7 mm 인 홀 12개를 통해 막냉각 유량이 유입되도록 하였다.

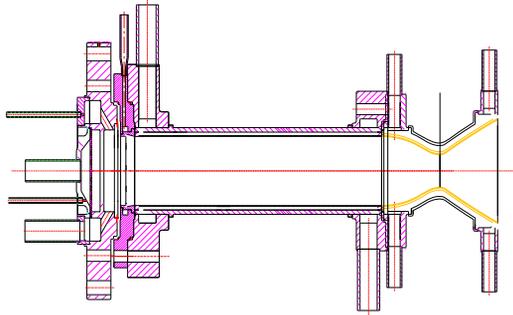


Fig. 2 Schematic of Sub-Scale Thrust Chamber

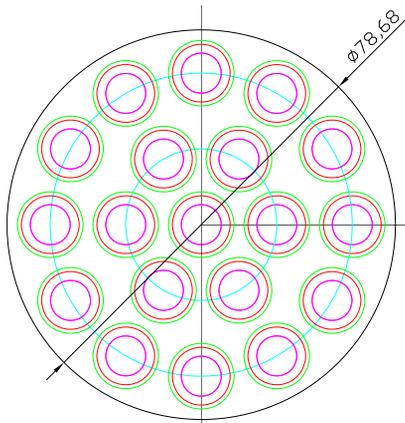


Fig. 3 Injector Arrangement at Face Plate

### 2.3 축소형 연소기 제작

축소형 연소기는 국내에서 수급 가능한 동합금 소재, 고강도 Stainless Steel, S31603, S31803 등을 사용하여 제작하였다. 헤드부 및 연소실부의 제작 공정은 기존 30톤급 및 75톤급 연소기 제작 공정과 유사하다[4-5]. Figure 4부터 7까지 실제 제작된 축소형 연소기의 구성품 사진을 나타내었다.



Fig. 4 Mixing Head of Sub-scale Thrust Chamber



Fig. 5 Cylinder and Nozzle ass'y



Fig. 6 Film Cooling Ring



Fig. 7 Sub-scale Thrust Chamber

## 3. 결 론

한국형발사체(KSLV-II) 3단 엔진용 연소기에

적용할 후보 분사기들을 설계하였고, 분사기 설계 검증에 위한 축소형 연소기를 설계/제작하였다. 향후 본 축소형 연소기를 이용하여 연소시험을 수행할 계획이며, 최종적으로 실물형 연소기에 적용할 분사기를 선정할 계획이다.

#### 참 고 문 헌

1. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 “추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기,” 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027~1037
2. 최환석, 한영민, 김영목, “75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증 계획 및 현황,” 한국추진공학회 2009년도 추계학술대회논문집, 2009.
3. 김종규, 안규복, 조미옥, 최환석, “7톤급 액체로켓엔진 연소기 개념설계, ” 한국추진공학회 2012년도 춘계학술대회논문집, 2012.
4. 김종규, 서성현, 김승한, 한영민, 유철성, 설우석, “실물형 고압 연소기의 연소시험 검증용 제작”, 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2005.
5. 김종규, 한영민, 유철성, 최환석, “지상연소시험용 실물형 재생냉각 연소기의 설계 및 제작”, 한국항공우주학회 추계학술대회논문집, 2007.