

7톤급 액체로켓엔진 연소기 개념설계

김종규* · 안규복* · 조미옥* · 최환석*

Conceptual Design of Thrust Chamber for 7 tonf-class Liquid Rocket Engine

Jonggyu Kim* · Kyubok Ahn* · Miok Joh* · Hwanseok Choi*

ABSTRACT

Conceptual design results of a thrust chamber for a 7 tonf-class liquid rocket engine of KSLV-II 3rd stage were described. The engine system for KSLV-II 3rd stage is pump-fed system, the thrust chamber has vacuum thrust of 6.9 tonf, vacuum specific impulse of 336.9 sec, chamber pressure of 70 bar, nozzle expansion ratio of 94.5, total propellant mass flow rate of 20.5 kg/s, mixture ratio(O/F) of 2.45. The thrust chamber consists of mixing head with 90 coaxial swirl injectors and regeneratively combustion chamber cooled by kerosene.

초 록

한국형발사체(KSLV-II) 3단용 7톤급 액체로켓엔진 연소기 개념설계에 대한 내용을 기술하였다. 3단용 엔진은 TP 방식 엔진이며, 연소기의 진공추력은 6.9 tonf, 진공 비추력 336.9 sec, 연소압력 70 bar, 노즐 팽창비 94.5, 총 추진제 유량 20.5 kg/s, 혼합비 2.45 이다. 7톤급 연소기의 헤드부는 90개의 동축 와류형 분사기로 구성되고, 연소실은 케로신 재생냉각 일체형 연소기이다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thurst Chamber(연소기), Conceptual Design(개념설계), Injector(분사기)

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 30톤급 액체로켓엔진의 기술 개발 경험을 통해 75톤급 액체로켓엔진을 개발 중에 있으며, 동시에 3단용 7톤급 엔진을 개발 중에 있다[1-2]. 한국형발사체

(KSLV-II) 3단용 엔진은 TP방식의 엔진이며, 진공추력 7톤, 진공비추력 325초를 요구하는 엔진이다. 이러한 엔진 요구조건을 만족하기 위한 연소기의 개념설계가 진행되었고, 본 논문은 개념설계 결과를 간략하게 제시하고자 한다.

2. 본 론

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: bellstar@kari.re.kr

21 연소기 성능 요구조건

3단용 엔진 요구조건을 만족하기 위한 연소기의 성능은 진공추력 6.9톤, 진공비추력 336.9초이다. 7톤 엔진용 연소기의 연소압력은 분사기면 기준 70 bar로 결정하였고, 추진제 유량은 20.5 kg/s, 노즐 팽창비는 94.5, 혼합비는 2.45로 결정하였다. Table 1에 7톤급 엔진용 연소기의 성능 및 형상 데이터를 나타내었다. 사용 추진제는 산화제로 액체산소를 연료로 케로신(Jet A-1)을 사용한다.

22 연소기 개념설계

추력 7톤급 엔진용 연소기는 연소기 헤드와 연소실이 용접되어 있어 연소실 벽면을 냉각한 연료가 연소기 헤드로 들어가 연소실에서 분무되어 연소되는 케로신 재생냉각 일체형 연소기이다. 국내에서 수급 가능한 동합금 소재, 고강도 Stainless Steel, S31603, S31803 등을 사용하는 것으로 설계하였다. 연소기의 연소압력은 분사기 헤드면 기준 70 bar로 기존의 국내 개발 경험, 국내 제작, 시험 기술 수준 그리고 터보펌프의 토출 압력 등을 고려하여 결정하였다. 연소기의 혼합비는 2.45로 기존의 30톤급 및 75톤급 연소기에서 사용한 값과 비슷한 값으로 비추력과 연소실 벽면 냉각 등을 고려해 선택하였다. 연소기의 노즐 팽창비는 94.5로 결정하였고, 전체를 재생냉각 방식으로 설계하였다.

Table 1. Conceptual Design Results of 7tonf Thrust Chamber

항목	
연소압 [bar]	70
추진제 유량 [kg/s]	20.5
연료유량 [kg/s]	5.9
산화제 유량 [kg/s]	14.6
혼합비	2.45
진공추력 [tonf]	6.9
진공비추력 [sec]	336.9
노즐 팽창비	94.5
연소실 직경 [mm]	171.2
노즐목 직경 [mm]	80.7
노즐출구 직경 [mm]	784.7

연소실 냉각은 케로신 재생냉각, 막냉각, 내벽의 코팅(TBC 등)에 의해 이루어진다. 막냉각 유량은 전체 연료량의 약 12 %이며, 연소실 두 곳에 막냉각 벨트를 두었다. 재생냉각 채널 설계에 있어서 열/수력학적 측면 제한 조건은 재생냉각 차압과 연료측 벽면 온도이다. 현재 설계 기준은 재생냉각 차압은 약 22 bar, 연료측 벽면 온도의 상한치는 약 650 K이다. 이러한 두 조건을 만족하는 채널 설계를 수행하였으며, 수행결과 최대 연료측 벽면 온도는 약 533 K를 보였고, 전체 압력 손실은 약 20 bar를 보여 요구된 조건을 만족할 수 있을 것으로 판단된다.

본 연소기의 분사기 및 배열수는 중앙에 점화 분사기가 위치하고, 분사기당 유량을 약 220 g/s으로 하여 90개, 5열로 배치하는 것으로 설계하였다. 분사기는 동축 와류형 분사기를 적용하였으며, 기존 30톤급 및 75톤 연소기에 적용하였던 분사기와 유사한 형상이다.

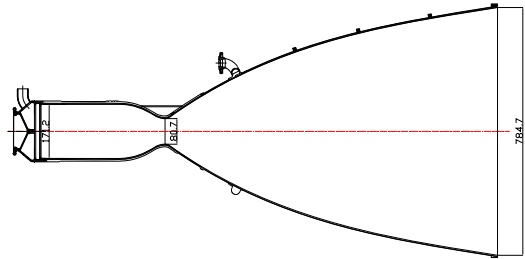


Fig. 1 Schematic of 7tonf Combustion Chamber

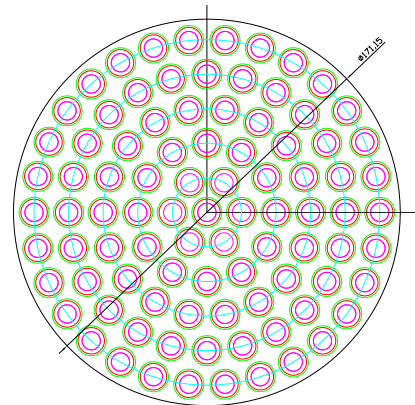


Fig 2. Injector Arrangement at Face Plate

현재 연소안정성 수동제어 기구인 배플형 분사기는 고려하지 않았으며, 이는 향후 SRT 등을 통한 연소안정성 평가를 통해 적용 여부를 결정하고자 한다. 분사기면의 재질은 동합금이며, 열적 보호를 위해 ZrO_2 코팅을 하는 것으로 설계하였다. Figure 1과 2에 7톤급 연소기 전체 형상 및 분사기 배열 형상을 제시하였다.

3. 결 론

한국형발사체(KSLV-II) 3단용 엔진 요구조건을 만족하기 위한 연소기의 개념설계를 수행하였다. 이러한 개념설계는 기존의 개발 경험과 기술 등

을 바탕으로 수행되었고, 분사기 검증을 시작으로 본격적인 개발업무가 진행될 예정이다.

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