

75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계

한영민* · 김종규* · 이광진* · 서성현* · 김성구* · 유철성* · 최환석*

Basic Design of Combustion Chamber for 75 ton Liquid Rocket Engine

Yeoung-Min Han* · Jong-Gyu Kim* · Kwang-Jin Lee* · Seonghyeon Seo*
Seong-Ku Kim* · Chul-Sung Ryu* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

The basic design of liquid rocket engine combustion chamber for a large space launch vehicle was described. It has vacuum thrust of 74.8 ton, vacuum specific impulse of 306.9 sec, chamber pressure of 60 bar, mass flow rate of 243.6 kg/s and combustion characteristic velocity of 1730 m/sec. The details of combustion performance and geometrical parameter were also given. The 75 ton combustion chamber consists of the combustor head with injector and the chamber/nozzle with regenerative cooling channels.

초 록

본 논문에서는 대형 우주 발사체에 적용 가능한 추력 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기본설계에 대해 기술하였다. 이 연소기는 진공추력 74.8 ton, 진공비추력 306.9 sec, 연소실 압력 60 bar, 추진제 유량 243.6 kg/s, 연소특성속도 1730 m/sec을 갖는다. 연소기의 성능에 미치는 연소특성속도, 추력계수 그리고 비추력에 대해 알아보았고, 연소기의 기하학적인 형상에 대해서도 기술하였다. 75톤급 액체로켓 엔진 연소기는 분사기를 장착한 연소기 헤드, 재생냉각 채널을 가지고 있는 연소실로 구성되어 있다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Characteristic Velocity(연소특성속도), Specific Impulse(비추력)

1. 서 론

우주발사체 나로호의 발사로 인하여 위성 발사체뿐만 아니라 발사체를 구성하고 있는 액체

로켓엔진에 대한 관심이 커지고 있다. 더불어 액체로켓엔진의 국내 개발에 대한 염원이 크고 액체로켓엔진 기술 자립에 대한 요구가 많이 대두되고 있다.

한국항공우주연구원(이하 항우연)은 가압식 액체로켓엔진을 장착한 KSR-III 개발 및 발사로 얻은 경험과 기술을 바탕으로 2003년부터 시작한

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: ymhan@kari.re.kr

소형위성발사체 개발사업 안에서 선행개발로 고성능 30톤급 개방 사이클(open cycle) 방식의 액체로켓엔진 개발을 수행하였다[1]. 30톤급 액체로켓엔진은 액체산소/케로신 추진제를 터보펌프로 공급하고 케로신 재생냉각 연소기를 사용하며 연소압력이 60 bar, 추진제 유량이 약 92 kg/sec, 엔진의 혼합비(O/F ratio)가 2.2인 엔진이다[2]. 30톤급 액체로켓엔진의 핵심부품인 연소기, 터보펌프, 가스발생기, 추력제어밸브 등이 설계/제작된 후 부품 시험 등이 수행되어 기술적인 검증이 많이 이루어진 상태이고 터보펌프와 가스발생기를 연결한 power pack 개념의 엔진시스템 시험까지 이루어진 상태이다[3].

본 논문에서는 향후 한국형 발사체와 같이 대형 액체로켓엔진이 요구되는 시점에서 이러한 엔진의 후보가 될 수 있는 75톤급 액체로켓엔진의 연소기에 대한 기본설계 내용을 기술하였다. 실용위성 및 달 탐사선 등을 우주 궤도에 올리기 위해서는 대형 우주발사체가 요구되는데 이를 발사하기 위해서는 대형 액체로켓엔진이 필수적이다. 이에 항우연은 선행개발로 이루어진 30톤급 액체로켓엔진의 기술 개발 경험과 국내의 기술 수준을 고려하여 75톤급 액체로켓엔진을 선택하여 기본설계 등을 수행하였다[4]. 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 성능인자, 기본형상, 연소기 헤드부, 분사기, 연소실, 노즐부 등에 대한 기본적인 개념을 본문에 제시하였으며 이는 향후 한국형 발사체에서와 같이 대형 액체로켓엔진이 필요한 시점에 활용될 수 있을 것이다.

2. 본 론

2.1 연소기 성능 요구조건

한국형 발사체의 엔진 후보가 될 수 있는 75톤급 액체로켓엔진의 주요 요구 성능 중 지상추력은 약 65 ton 이상 그리고 진공비추력은 약 293초이다. 이러한 액체로켓엔진의 성능을 만족하기 위한 연소기 성능 요구조건 중에서 연소기의 진공 비추력은 약 307초, 진공추력은 74.5 ton, 혼합비는 2.45, 연소압력은 60 bar로 주어졌다. 또한 재생냉각 연소실 냉각 채널에서 압력차

압은 23 bar이하여야 하고 분사기 차압은 산화제 및 연료 모두 11 bar 이하여야 한다.

2.2 연소기 성능 인자

액체로켓엔진의 연소기 성능인자는 전체 엔진 성능에 큰 영향을 주기 때문에, 이는 매우 신중하게 고려되어야 한다. 75톤급 연소기의 경우 항우연에서 기존에 선행개발로 진행하였던 30톤급 연소기 개발의 경험과 기술을 토대로 하였기에 30톤급 연소기에서 사용한 성능인자를 많이 참조하여 기본 설계를 진행하였다.

가스발생기 개방 사이클 형태의 액체로켓 엔진시스템, 국내 재생냉각 연소기 제작기술, 국내 터보펌프 개발 기술, 액체산소 및 케로신을 추진제로 사용하고 해외에서 개발한 개방 사이클 엔진의 사례 및 30톤급 액체로켓엔진의 개발 등을 검토하여 연소실 압력은 연소실 헤드 기준 60 bar로 선정되었다. 연소기의 혼합비는 비추력 최대가 되는 지점이 약 2.5~2.6정도이지만 연소실 냉각을 위해서 30톤급 연소기와 같이 2.45로 결정되었다. 연소실의 크기 및 연소안정성에 매우 큰 영향을 미치는 것이 노즐목 크기 대비 연소실 직경의 비 즉 수축비인데, 30톤급 연소기에서 사용한 수축비 4를 그대로 사용하면 연소실 직경이 너무 커지는 경향이 발생하였다. 이에 기존 개방 사이클 엔진 연소기들의 수축비를 참조하여 75톤급 연소기의 경우 수축비를 3으로 결정하였다.

위와 같이 연소기에 대한 압력, 혼합비, 수축비가 결정된 상태에서 연소기의 연소가스에 대한 물성치를 알기 위해서 CEA 코드를 이용하였다. CEA를 통해 구한 연소가스 물성치로 노즐 입구에서의 정체압력을 구하였고, 비열비, 분사량, 가스온도로부터 이론적인 연소특성속도 값을 구하였다. 실제 설계 연소특성속도는 기존의 30톤급 연소기 개발의 경험과 연소기의 요구 비추력을 만족시키기 위해서 1730 m/s로 선정하였다. 추진제의 연소 효율 및 연소실 길이를 결정하는 연소가스의 연소실 안에서의 잔류시간은 기존의 30톤급 연소기와 동일하게 2.2 msec로 결정하였는데 이는 향후 연소 효율 및 연소기의

무게 등을 고려하여 개발 중에 조정되어야 한다.

75톤급 액체로켓엔진 연소기의 노즐 팽창비는 1단 발사체의 임무에 따른 최적화에 의해 결정되는데 본 연소기의 노즐 팽창비는 12로 결정되었다. 노즐 출구에서의 압력은 약 0.69 bar 지상에서 유동박리는 일어나지 않는다. 노즐출구의 확대각에 따른 속도분산, 노즐벽의 마찰, 팽창의 비단열 등에 의한 손실로 인해 노즐의 추력 보정 계수는 0.96로 선정하였으며 이에 따른 지상 추력계수는 1.54이다. 연소기의 진공비추력은 306.9 sec, 지상 비추력은 270.8 sec, 진공추력은 74.8 ton, 지상 추력은 65.9 ton으로 계산되었다. 이러한 추력을 만족하기 위한 추진제의 연소기로의 전체 유량은 243.6 kg/sec 이다.

Table 1. Design Specifications of 75 ton LRE Combustion Chamber

Parameter	Value	Parameter	Value
연소압력(bar)	60	노즐목 직경(mm)	302.5
노즐목 입구 정체 압력(bar)	58.6	연소실 직경(mm)	524
추진제 유량(kg/s)	243.6	연소실 길이(mm)	688
산화제유량(kg/s)	173.0	연소실 수축각(deg)	30
연료유량(kg/s)	70.6	노즐출구직경(mm)	1048
연소기 혼합비	2.45	추력계수(진공)	1.74
연소특성속도(m/s)	1730	추력계수(지상)	1.54
연소실 수축비	3	진공비추력(sec)	306.9
잔류시간(msec)	2.2	지상비추력(sec)	270.8
노즐팽창비	12	진공추력(ton)	74.8
추력보정계수	0.96	지상추력(ton)	66.0

2.3 연소기 형상

본 75톤급 연소기의 노즐 목 크기는 연소실로 공급되는 유량 및 노즐입구 정체압력 그리고 연소특성속도에서 구해진 값으로 302.5 mm이다. 노즐 출구 직경은 노즐 팽창비 12을 적용하여 1048 mm이다. 연소기의 연소실 직경은 타 엔진 연소기의 수축비 및 추진제유량을 연소실 단면적과 연소실 압력을 고려하여 524 mm로 설정하였다.

원통형 연소실에서 노즐목으로 축소되는 부분의 축소각은 30°로 하였다.

노즐의 형태는 벨(Bell) 노즐 형태로 15° 반각을 갖는 원추형(conical) 노즐의 80% 비율 노즐 길이이다. Table 1에 연소기의 기본 설계 규격 및 연소기 형상에 대한 값을 나타내었으며 Fig. 1에 연소기 전체 형상을 나타내었다.

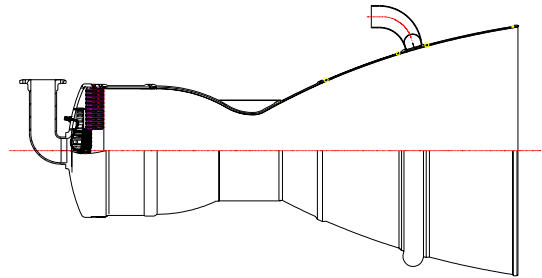


Fig. 1. Overall Geometry of 75 ton LRE Combustion Chamber

2.4 연소기의 분사기 헤드부

75톤급 연소기의 분사기 헤드부는 기존의 30톤급 엔진 연소기와 비슷하게 크게 산화제 dome과 manifold, 연료 manifold, 중앙 및 주변 점화기, 주 분사기, 배플 분사기, face plate, 산화제입구배관 등으로 구성되어 있다. Figure 2는 재생냉각 방식의 연소기 분사기 헤드에 대한 3차원 모델링이다. 분사기 face plate는 열적 보호를 위해 ZrO2 열차폐 코팅을 적용하였다.

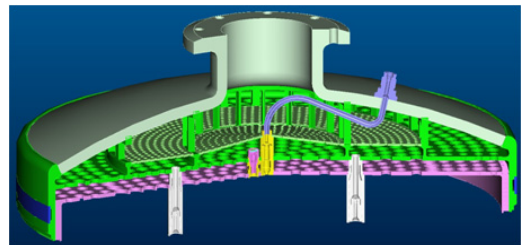


Fig. 2. Injector Head of 75 ton Combustor

75톤급 연소기의 분사기는 30톤급 연소기에서 사용한 분사기를 그대로 사용하였으며 유량증가에 따라 721개 분사기를 분사기 헤드부 face plate에 15열로 배치하였다.

대형 액체로켓엔진 연소기의 경우 연소불안정

에 대한 고려가 중요하다. 이러한 연소안정성을 위해서 150개의 배플분사기를 이용한 허브와 블레이드 형태의 배플을 구성하였다. 분사기 배열 중 6열에 1차 허브 및 11열에 2차 허브를 구성하였고 각각 6개의 블레이드를 두어 접선 및 반경방향의 연소불안정을 방지하고자 하였다. 설계된 분사기 배열을 Fig. 3에 나타내었다. 최종적인 분사기의 개수와 배열은 연소기 개발 과정에서 연소효율 및 안정성 평가를 걸쳐 결정되어야 한다.

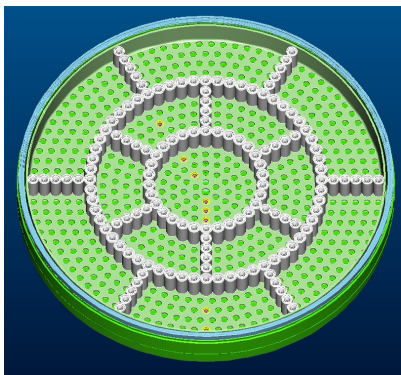


Fig. 3. Injector Arrangement at Face Plate

본 연소기에 사용된 분사기는 30톤급에서 사용한 동축 와류형 분사기로써 안쪽에 산화제 바깥쪽에 연료를 공급하여 노즐 외부나 내부에서 혼합이 이루어지는 것이다. 배플을 구성하고 있는 배플분사기는 안쪽에 와류형 챔버를 가지고 있어 산화제를 분무시키는 구조와 극심한 열환경에 견디도록 분사기 외부벽을 선회형 재생냉각 채널로 만들어 연료 냉각한 후 분사되는 구조로 이루어졌다. 액체산소와 케로신의 점화는 TEA+TEB 점화제가 헤드부의 중앙 점화기 1개와 분사기 헤드부와 접하는 연소실 외벽에 있는 주변 점화기 6개로 공급되어 이루어진다.

2.5 연소기의 연소실

75톤급 엔진 연소기의 연소실은 케로신 재생냉각 방식으로 30톤급 연소기와 같이 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부, 2차 노즐부, 연료링으로 구성되었다. 고온의 연소가스로부터 연소실을 보

호하기 케로신 재생냉각 뿐만아니라 두 곳의 연료 막냉각 벨트를 통한 연료공급에 따른 연소실 내벽 냉각, 연소실 내벽의 ZrO₂ 열차폐코팅을 통한 열 차단을 하였다. 연소실 벽면의 막냉각 링으로 전체 연료 유량 중 약 10%의 연료를 공급하여 벽면 가스의 온도가 약 2000K를 넘지 않도록 하였다.

재생냉각 채널의 경우 사각형 채널을 갖도록 하였으며 연소실 내피 두께는 약 0.8~1.4 mm, 냉각 채널의 높이는 약 4~7 mm, 채널 폭은 1.2~3.5 mm를 유지하도록 설계하였다. 실린더부는 450개의 채널이 나선형으로 이루어져있고 노즐목에서는 300개의 채널이 각도가 변하는 나선형으로 이루어져 있다. 1차 노즐부에는 600개 그리고 2차 노즐부에는 760개의 채널이 직선형으로 이루어져 있다. Table 2에 연소기 각 지점에서 재생냉각 채널의 개수와 채널 각도를 나타내었다.

Table 2. Details of 75 ton LRE Combustion Chamber

	연소실 실린더부	노즐목부	1차 노즐부	2차 노즐부
No# of channel	450	300	600	760
Angle of channel, deg.	30	15	0	0

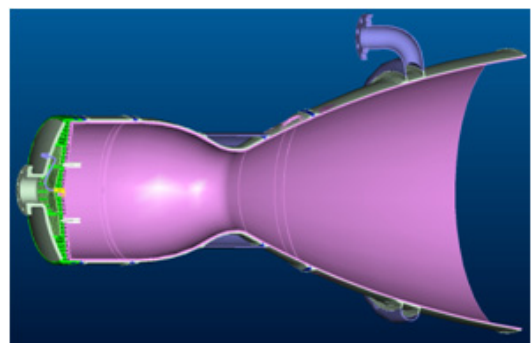


Fig. 4. Overall of 75 ton LRE Combustion Chamber

연소실을 구성하는 실린더부, 노즐목부, 1차 및 2차 노즐부는 따로 가공 및 브레이징된 후 내피는 전자빔 용접, 외피는 커버 링의 용접을 통해

연결된다. 또한 분사기 헤드부와 연소실도 내피는 전자빔 용접, 외피는 용접으로 연결되어 전체 재생냉각 연소기가 완성된다. Fig. 4에 우주발사체의 1단에 적용 가능한 75톤급 액체로켓엔진 연소기 형상을 제시하였다.

3. 결 론

향후 대형 액체로켓엔진의 필요성을 대비하여 진공 추력 74.8 ton, 진공 비추력 306.9 sec, 연소실 압력 60 bar, 추진제 유량 243.6 kg/s, 연소특성속도 1730 m/sec 등을 갖는 액체로켓엔진 연소기에 대한 기본 설계를 수행하였다. 연소기의 성능에 미치는 연소특성속도, 추력계수 그리고 비추력 등을 제시하였고, 노즐 및 연소실 직경, 노즐 형상, 연소기 헤드 및 분사기, 연소실의 재생냉각 채널 등에 대한 정보를 제시하였다. 본 75톤급 액체로켓엔진 연소기는 이전 항우연에서 수행한 30톤급 액체로켓엔진 연소기와 기술적으로 매우 유사한 설계 특성을 가지고 있다.

75톤급 액체로켓엔진 연소기에서 요구되는 비추력과 연소특성속도는 기존 30톤급 연소기 선행개발에서 얻은 시험 데이터와 기술로 볼 때 달성 가능하다고 판단된다. 현재 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술적인 검증을 위해 시제를 제작[5]하여 이에 대한 검증을 수행하고 있다[6].

75톤급 액체로켓엔진 연소기에 대한 기본설계는 향후 한국형 발사체에서와 같이 대형 액체로켓엔진 연소기가 필요한 개발에 기초가 될 것이

다. 또한 액체로켓엔진 연소기의 경우 연소시험을 통한 검증이 필수적이므로 이러한 대형 액체로켓엔진 연소기에 대한 시험을 수행할 수 있는 대형 추진기관 설비의 구축이 매우 필요하다고 볼 수 있다.

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. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, “지상연소시험용 실물형 고압연소기의 설계,” 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2005.
3. 김승한, 남창호, 김철용, 문윤완, 설우석, “터보펌프+가스발생기 폐회로 연계시험,” 한국추진공학회 2008년도 추계학술대회논문집, 2008.11, pp.129-132
4. 조광래 등, “소형위성 발사체 개발사업(V),” 한국항공우주연구원 보고서, 2007.
5. 이광진 등, “75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증 시제 제작,” 한국추진공학회 2009년도 추계학술대회논문집, 2009
6. 최환석, 한영민, 김영목, “75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증 계획 및 현황,” 한국추진공학회 2009년도 추계학술대회논문집, 2009