

지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계

한영민* · 김승한** · 서성현* · 조원국** · 최환석* · 설우석** · 이수용***

Design of Full-Scale Combustion Chamber of Liquid Rocket Engine for Ground Hot Firing Tests

Yeoungmin Han* · Seunghan Kim** · Seonghyeon Seo* · Wonkook Cho** · Hwanseok Choi*
· Wooseok Seol** · Sooyong Lee***

ABSTRACT

The design procedures of full-scale combustion chamber with chamber pressure of 53bara, mass flow rate of 90kg/s, combustion efficiency of 94% and specific impulse at ground of 253sec were described. The details of combustion performance and geometrical parameters were also given. Full-scale combustion chamber consists of the combustor head with injector/baffle and the chamber/nozzle with regenerative cooling channels. The design results of combustion chamber with ablative materials, detachable injector head with SUS baffle or baffle injector and chamber body for ground hot firing tests were given in this paper.

초 록

본 논문에서는 연소실 압력 53bara, 추진제 유량 90kg/s, 연소효율 94%, 지상 비추력 253sec을 갖는 액체로켓엔진 실물형 연소기의 설계 전반에 대해 기술하였다. 연소기의 성능에 미치는 연소가스의 물성치, 특성속도, 추력계수 그리고 비추력에 대해 알아보았고, 연소기의 기하학적인 형상에 대해서도 기술하였다. 연소기는 분사기를 장착한 연소기 헤드, 재생냉각 채널을 가지고 있는 연소실로 구성되어 있다. 지상연소시험을 위해 제작한 내열재 삭마 방식의 연소실, SUS 배플을 장착하고 실린더부와 노즐부가 분리된 연소기, 배플 분사기를 장착하고 재생냉각부가 일체형인 연소기에 대해 기술하였다.

Key Words: Full-scale Combustor(실물형 연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Performance(연소성능), Ground Hot Firing Test(지상연소시험)

1. 서 론

액체로켓엔진은 추진제를 연소시켜 추력을 발

생시키는 연소기, 탱크에 있는 추진제를 고압으로 연소기로 보내는 터보펌프나 공급 가압 시스템, 터빈 구동용 가스를 발생시키는 가스발생기나 예연소기(preburner), 추력이나 혼합비 조정을 위해 추진제 공급 유량 등을 제어하는 추진제 제어 시스템 그리고 추진제를 공급하고 중단하는 밸브, 파이프, 퍼지 라인 등을 포함하는 공

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 한국항공우주연구원 엔진그룹

*** 한국항공우주연구원 우주발사체 추진기관실
연락처자, E-mail: ymhan@kari.re.kr

급계 시스템 등으로 구성되어 있다. 액체로켓엔진의 연소기는 추진제를 균일하게 분포시켜 분사하고 혼합한 다음 점화하여 연소시키는 분사기 헤드, 연소되는 가스가 고온 고압을 유지하면서 궁극적으로 완전연소가 되게 하는 연소실, 연소가스를 높은 속도로 방출시켜 추력을 얻는 노즐, 점화시스템 및 추력전달 구조물 등으로 구성되어 있다. 연소기안에서 일어나는 연소현상은 예측하기 어려워 엔진개발시 이 부분에 대한 개발 노력이 많이 들어가며 연소기의 성능이 엔진 성능에 미치는 영향은 매우 크다[1].

2. 본 론

2.1 연소기 성능인자

액체로켓엔진에서 연소기의 성능인자는 전체 엔진성능에 큰 영향을 주기 때문에, 이는 매우 신중하게 고려되어야 한다. 먼저 연소기의 성능인자를 파악하기 위해서는 고압, 고온의 연소로 발생한 연소가스에 대한 이론적인 물성치에 대한 정확한 data가 있어야 한다.

국내 처음으로 시도되는 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 등을 검토하여 연소실 압력은 연소실 헤드 기준 약 52.5 bara로 선정되었다. 개방 사이클 엔진의 경우 연소압이 올라갈수록 비추력이 증가하고 추력당 엔진무게를 감소시켜 성능을 향상시킬 수 있지만, 압력증가에 따른 비추력 증가의 둔화 및 제작비용의 급격한 증가 등으로 최적의 연소압은 약 70~90 bara 사이에 값이 추천되고 있다. 또한 혼합비(O/F ratio)은 연소기의 최대 비추력이 되는 값과 기존 개방 사이클 엔진의 사례를 참조하여 연소기 기준 2.44로 결정되었다. 연소기에서 막냉각 등을 고려하지 않고 전체 연소기의 혼합비를 가지고 계산하면 연소기의 연소효율을 나타내는 C^* (특성속도, m/sec)가 최대가 되는 혼합비는 약 2.3~2.4정도, 연소기의 최대 비추력이

되는 점은 약 2.7~2.8정도이다. 연소기 성능인자 정의를 위해 연소기 노즐 입구의 정체압력, 마하수에 대한 정보가 필요로 하는데, 이는 노즐 직경과 연소실 직경의 비로 표시되는 축소비(Contraction Ratio)에서 알 수 있다. 고압 연소실의 경우 축소비가 3~6이 권고치인데, 본 연소기에서는 3.5로 선택하였다가 연소기의 연소효율 향상을 위해서 4로 증가시켰다.

위와 같이 연소기에 대한 압력, 혼합비, 축소비가 결정된 상태에서 연소기의 연소가스에 대한 물성치를 알기 위해서 CEA 코드를 이용하였다.(CEC86, Astra-M 검증) CEA 계산을 수행하여 연소기안에서의 연소가스 온도(3616K), 노즐 입구에서의 가스온도(3610K), 마하수(0.151), 가스의 분자량(23.0 kg/kmol), 비열비(1.2) 등에 대한 값을 구하였다. 본 연소기 설계에서는 비열비는 연소기안에서의 화학반응을 frozen과 평형(equilibrium) 상태로 나누어 구한 값의 평균을 취하였으며 기존의 경험을 바탕으로 약간 수정한 값을 사용하였다.

CEA을 통해 구한 가스물성치와 마하수를 가지고 노즐 입구에서의 정체압력(51.82 bara, 1.3% 손실)을 구하였고, 비열비, 분자량, 가스온도로부터 이론적인 특성속도 값(1761.5m/s)을 구하였다. 실제 설계 특성속도는 기존의 경험을 토대로 1650m/s로 선정하였는데, 이 때 연소효율은 약 93.7% 수준이다. 냉각에 사용되는 연료를 제외한 주 분사기에서 연소효율은 97.1%로 이때의 특성속도는 1710m/s가 되어야 한다.

본 연소기에서 사용된 노즐 확대비는 연소기 출구에서 연소가스의 박리(separation)가 일어나지 않는 조건에서 결정했는데, 이때의 확대비는 11 그리고 노즐출구압력은 약 0.57 bara이다. 노즐 출구 및 주변 압력과 비열비 그리고 노즐 입구 정체압력을 이용하여 이론 추력 계수값 C_f (1.54 지상기준)을 구한다. 노즐출구의 확대각에 따른 속도분산, 노즐벽의 마찰, 팽창의 비단열 등에 의한 손실로 인해 노즐의 추력 계수값을 보정해야 하는데 본 설계에서는 0.98정도를 선택하였다. 본 값은 해석이나 시험을 통해 수정되어

야 할 값이다. 연소기의 전체 성능을 보여주는 비추력(Isp)은 특성속도와 추력계수 및 중력가속도로 계산되는데, 본 설계의 이론적인 지상 비추력값은 약 276sec이다. 하지만 연소효율 및 노즐손실 등을 고려하면 설계 지상 비추력 값은 약 253sec로 전체 연소기의 비추력 효율은 연소효율(0.94)와 추력보정계수(0.98)를 곱한 0.92이다.

Table 1. Performance Parameters of Combustor

Chamber Pressure	5.25 MPa
Stagnation Pressure	5.18 MPa
Mach number at Nozzle Inl	0.15
Combustion Gas Temperature	3616.00 K
Combustion Gas Density(P)	4.02 kg/m ³
Total Flow Rate	88.80 kg/sec
Oxidizer Flow Rate	62.98 kg/sec
Fuel Flow Rate	25.82 kg/sec
O/F ratio	2.44
Molecular Weight	23.00
Specific Heat Ratio	1.20
Specific mass flow rate per	1.49 g/s/(bar*
Characteristic Velocity ideε	1761.43 m/sec
C* Efficiency	93.70 %
C* (design)	1650.46 m/sec
Thrust Coefficient, Cf(ideal)	1.54
Thrust Correction Coefficient	0.98
Thrust Coefficient, Cf(real ε	1.51
Isp (ideal, at SL)	276.32 sec
Isp (design, at SL)	253.73

2.2 연소기 형상

본 연소기의 노즐 목 크기는 연소실로 공급되는 유량 및 노즐입구 정체압력 그리고 특성속도에서 구해진 값으로 189.8mm이다. 노즐 출구 직경은 노즐 확대비 11을 적용하여 629.5mm이다.

연소실의 형태는 가장 많이 사용되는 원통형이며 연소실의 직경(380mm)은 노즐목과 연소실 단면적의 비인 축소비(4)와 추진제유량을 연소실 단면적과 연소실 압력의 비인 비단위 면적당 유량값(1.5g/(s*bar*cm²))을 고려하여 설정하였다. 비단위 면적당 유량값은 액체-액체 추진제를 사용하는 경우 0.8~2.5 정도의 값이다.

연소기의 전체 크기 및 추진제 잔류시간을 좌우하는 특성길이는 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 연소기의 추천값 1~2m 중에서 중간값인 1.5m을 선택하였다. 이 때 추진제 잔류시간은 약 2.2msec 정도(추천값 1~8 msec)이며,

연소실 체적은 노즐 입구까지 합쳐 약 49liters 정도이다. 본 설계에서는 특성길이보다 추진제 잔류시간에 대한 고려를 우선시 하였다.

원통형 연소실에서 노즐목으로 축소되는 부분의 축소각은 30⁰로 하였으며, 연소실 실린더 길이는 약 310mm 그리고 노즐입구에서 노즐목까지는 약 203mm 이다.

Table 2. Geometric Parameters of Combustor

Nozzle Throat Diameter	189.79 mm
Nozzle Expansion Ratio	11.00
Nozzle Exit Pressure	0.06 Mpa
Nozzle Exit Diameter	629.47 mm
Contraction Ratio	4.01
Chamber Diameter	380.00 mm
Chamber Volume	0.05 m ³
Contraction Angle	30.00 deg
Characteristics Length	1500.15 mm
Residence time	2.20 msec
Length of Cylindrical Part of Combustor	310.58 mm
Length of Contraction Part of Combustor	202.91 mm
Length from face plate to nozzle throat	513.49 mm

노즐의 형태는 벨(Bell) 노즐 형태로 15⁰ 반각을 갖는 원추형(conical) 노즐의 80% 비율 노즐 길이(Lf)를 갖는다. 위의 형상을 가지고 해석을 수행한 결과 노즐출구에서의 박리 등이 발생하지 않았고 만족한 성능을 보여 주었다[2].

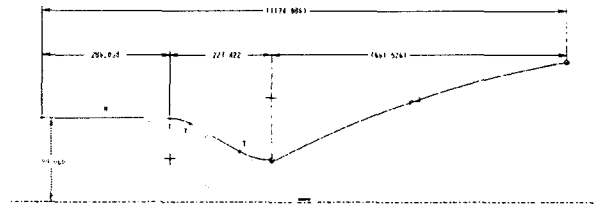


Fig. 1. Basic Geometry of Combustion Chamber

2.3 연소기 분사기 헤드

연소기 인젝터 헤드에 대한 설계는 기존의 엔진 연소기 형상을 유지하였고 크게 산화제 dome과 manifold, 연료 manifold, 점화분사기, 주 분사기, 냉각 분사기, 배플 분사기, face plate, 입구배관 등으로 구성되어 있다. 재생냉각 형태로 연소실을 구성하면서 연소실과 인젝터 헤드를 따로 제작하여 연결하도록 설계하였다. Figure 2는 재생냉각 방식의 연소기 인젝터 헤드

에 대한 3차원 모델링이다. 분사기 face plate는 열적 보호를 위해 TBC를 적용하였다.

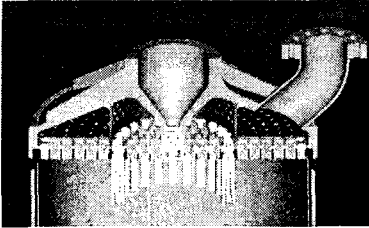


Fig. 2. Injector Head of Combustor

연소기 인젝터 face plate에 분사기의 배열은 연소효율 및 연소안정성 등 연소기 성능에 매우 큰 영향을 준다. 설계를 진행하면서 연소실 직경이 380mm으로 커지고 연소기의 효율이 증대되어야 하고 또한 재생냉각 벽면을 냉각하기 위한 냉각용 인젝터 배치도 고려해야 하는 여러 가지 이유가 대두되어, 분사기 배열을 9열로 증가시켜 인젝터 개수를 271로 확정하였다. 분사기 각각의 위치는 수류시험 후 유량 오차를 계산하여 9개 grade를 나누어 인젝터 face plate에서 유량오차가 최소화되게 배치하는 것으로 연소효율 및 연소안정성에 기여할 것으로 생각된다. 최외곽에는 연소실 벽면 냉각을 위해 동축 스윙 인젝터 54개를 배치하였다. 분사기의 최대 외부 직경은 약 14.5mm로 제한되며 분사기간의 거리는 17mm이다. 연소안정성을 위해서는 배플을 설치해야 하는데 연료로 냉각하는 배플 벽을 설치하거나 벽 역할을 하는 배플 인젝터를 장착하는 방안 중에서 냉각 및 연소효율에 좋은 성능을 나타낼 것으로 사료되는 배플 인젝터를 장착하기로 하였다. 전체 분사기 개수는 325개이고 배플형 분사기는 4열에 허브, 6개의 블레이드를 구성되게 배치하였다. 배플 분사기의 외부 직경은 분사기간의 간격을 무시하면 17mm, 20mm이다. 설계한 분사기 배열을 Fig. 3에 나타내었으며 Fig. 4에는 연소기 헤드 및 재생냉각 연소실을 포함한 전체 연소기 형상을 나타내었다.

본 연소기에 사용된 분사기는 동축 와류형 분사기로서 안쪽에 산화제 바깥쪽에 연료를 공급하여 노즐 외부나 내부에서 혼합이 이루어지는 것으로서 상세한 내용은 참고문헌[3]에 제시하였

다. 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[2,3].

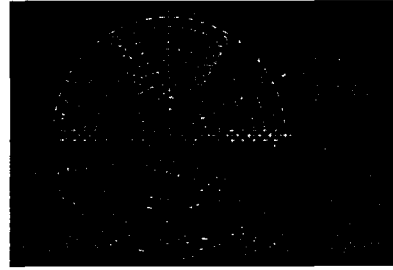


Fig. 3. Injector Arrangement at Face Plate

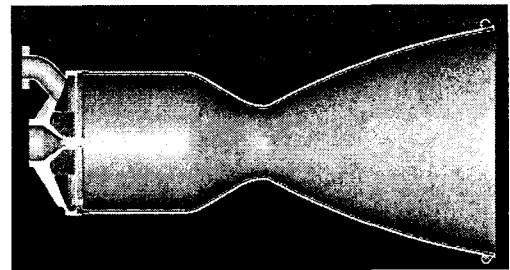


Fig. 4. Combustor Configuration for Engine System

24 연소기 냉각(연소실 노즐)

연소기 벽면 보호를 위해 두가지 냉각을 본 연소기에서 채용하였다. 하나는 연소기 벽면을 재생냉각 채널 형태로 만들어 연료를 흐르게 하여 내부 벽면을 보호하는 것과 고온의 가스가 바로 벽면에 접촉하지 못하도록 분사기 헤드 외곽열에 연료 분사기를 도입하여 벽면 근처 가스 온도를 낮춤과 동시에 벽면에 막냉각을 형성하도록 하는 것이다. Figure 3처럼 최외곽에 연료 분사기를 배열하여 전체 연료유량 중 약 12%의 연료를 공급하여 벽면 가스의 온도가 약 2000K를 넘지 않도록 하였다. 재생냉각 채널의 경우 Fig. 5와 같은 사각형 채널을 갖도록 하였으며 연소기 안쪽 벽면의 두께는 약 1.5mm, 냉각 채널의 높이는 약 4mm, 채널 폭은 1.5~2.5mm을 유지하도록 설계하였는데, 이에 대한 상세사항 및 해석결과는 참고문헌[2]에 제시하였다. Figure 6에는 연소기 각 지점에서 재생냉각 채널의 개

수를 나타내고 있다. 연소기 안쪽은 동합금 계열인 국내소재 C18200을 사용하였고 설계/해석시 본 재료의 물성치를 사용하였다.

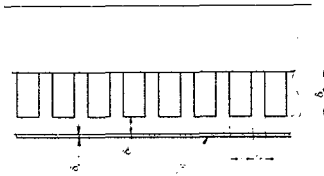


Fig. 5. Schematic of Regenerative Cooling Channels

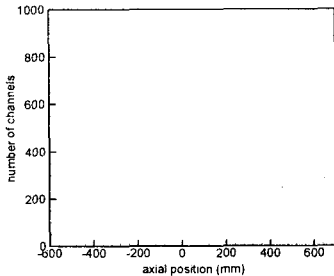


Fig. 6. Number of Regenerative Cooling Channels

2.5 지상시험용 내열재 연소실

기존 연소기의 개량이 아닌 새로운 연소기의 개발 초기에는 작동성 및 안정성이 상대적으로 낮아 연소시험의 부담이 크다. 본 연소기의 경우 연소압 53bara, 동축 와류형 인젝터, 추진제 유량 90kg/s 등 국내에서 처음으로 시도되는 사양으로 연소시험의 위험성이 매우 크다고 볼 수 있다. 또한 재생냉각 연소실의 경우 제작 단가가 매우 높고 복잡한 냉각수 공급시스템을 갖추어야 하며, 연소시험에서 파손시 복구가 거의 불가능하여 문제가 있는 경우 초기 개발비가 높게 소요된다. 또한 시동초기 및 연소시 연소불안정으로 인한 연소기의 손상이 발생할 수 있으며 이를 검증하기 위한 연소안정성 평가시험(SRT)이 수행되어야 하므로 재생냉각 연소실을 바로 적용하는 것보다 삭마방식의 내열재 연소실을 제작하여 시험을 수행하는 것이 유리하다. 내열재 및 SUS로 구성된 연소기는 취급, 기밀, 제작이 용이하고 저렴하며 국부 파손시 복구가 가능하며 연소불안정이 발생하더라도 짧은 시간에는 문제가 없는 것으로 사료된다. 또한 SUS 및 내

열재로 구성되어 있어 임시 배플의 장착이 용이하며, SRT를 위한 pulse gun 장착이 쉽고 연소기안의 연소현상 정보를 알기 위한 정압 및 동압 센서를 위한 포트의 개수 및 위치에 큰 제약을 받지 않는다. 연소기 내부 형상을 유지하면서 내열재 두께를 30mm으로 하여 여러 번의 시험에 사용하도록 하였으며 고압 기밀을 유지하기 위해 SUS 두께를 12mm정도로 한 내열재 연소기의 3차원 모델링을 Fig. 7에 나타내었다.

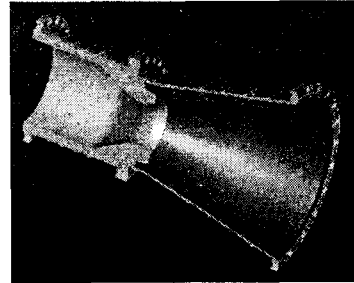


Fig. 7. Combustion Chamber with Ablative Materials

2.6 지상시험용 연소기

앞서 설명한 바와 같이 연소기 개발 초기에는 연소기의 작동성 및 안정성이 낮고, 연소기 부품의 성능을 확인해야 하는 개발 단계의 시험이 존재한다. 이를 위해 분사기를 장착한 연소기 헤드와 재생냉각으로 구성되는 연소실을 서로 분리/조립할 수 있도록 제작하였다. 또한 연소안정성 확보를 위해 배플분사기를 장착할 예정인데 배플 높이에 대한 연소안정성 시험을 위해 배플 분사기 대신 주분사기를 장착하고 SUS 배플을 장착한 EM#1 연소기를 Fig. 8처럼 설계하였다. 재생냉각 연소실은 파손에 따른 제작부담을 감소시키기 위해 EM#1는 Fig. 9처럼 실린더부와 노즐부를 분리 제작하였다.

EM#1에서 연소안정성 시험을 통해 배플의 높이를 결정하여 배플분사기를 장착한 연소기 헤드를 Fig. 10처럼 설계하였는데 분사기 배치는 앞의 Fig. 3과 같다. 재생냉각 연소실은 실린더부와 노즐부를 일체형으로 설계하였으며 노즐 입구의 축소부를 좀 더 길게 하여 유동의 박리 및 재생냉각 채널을 흐르는 냉각수 흐름을 원활히 하고자 Fig. 11처럼 설계하였다.

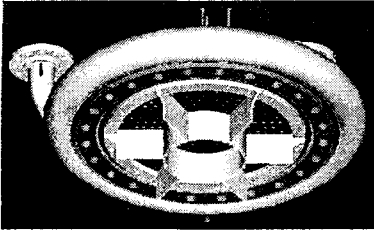


Fig. 8. Combustor Head(EM#1) with SUS Baffle

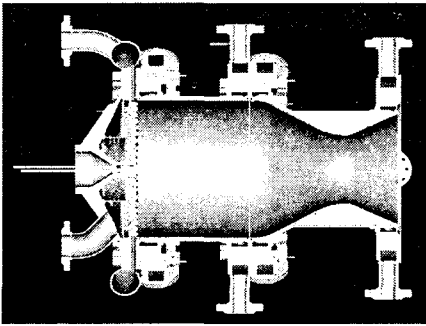


Fig. 9. Full-scale Combustor(EM#1)

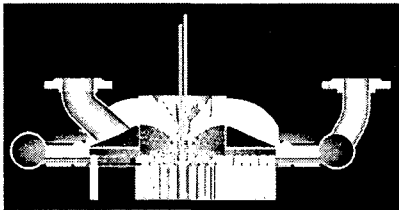


Fig. 10. Combustor Head(EM#2) with Baffle Injector

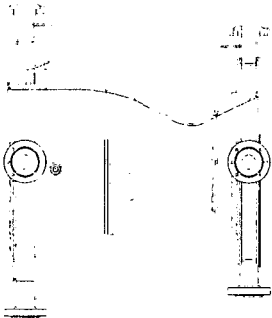


Fig. 11. Full-scale Combustion Chamber(EM#2)

27 실물형 연소기 설계점 및 탈설계점 사양

엔진 추력 $\pm 10\%$ 제어를 위해 연소기 압력 및 혼합비 $\pm 15\%$ 까지 가능토록 실물형 연소기의 운용영역을 설정하였으며 이에 대한 사양을 Table 3에 정리하였다.

Table 3. Operating Conditions of Combustor

item	DP	OD1	OD2	OD3	OD4
Pressure(MPa)	5.25	4.46	4.46	6.04	6.04
O/F ratio	2.44	2.07	2.80	2.80	2.07
Total Mass Flow(kg/s)	68.80	75.33	76.83	103.60	101.76
LOx(kg/s)	62.98	50.82	56.63	76.37	68.64
Kerosene(kg/s)	25.82	24.52	20.19	27.23	33.11
Molecular weight	23.00	21.29	24.14	24.24	21.34
Specific ratio (γ)	1.20	1.20	1.17	1.17	1.20
Momentum Ratio(O/F)	0.50	0.36	0.66	0.66	0.36
Pressure Drop					
LOx(MPa)	1.20	0.78	0.97	1.76	1.43
Kerosene(MPa)	1.20	1.08	0.73	1.33	1.97

3. 결론

연소실 압력 53bara, 추진제 유량 90kg/s, 연소 효율 94%, 지상 비추력 253sec을 갖는 액체로켓 엔진 실물형 연소기에 대한 설계를 수행하였다. 연소기의 성능에 미치는 연소가스의 물성치, 특성 속도, 추력계수 그리고 비추력에 대해 알아보았고, 노즐 및 연소실 직경, 노즐 형상, 연소기 헤드 및 분사기, 재생냉각 채널 등의 기하학적인 형상을 결정하였다. 연소기 헤드는 동축 와류형 주 분사기 및 배플 분사기 등으로 구성되었으며, 재생냉각 채널은 사각형 형태로 국내 동합금 재료를 내부에 사용하였다. 지상연소시험을 위해 내열재 삭마 방식의 연소실, SUS 배플을 장착하고 실린더부와 노즐부가 분리된 연소기, 배플 분사기를 장착하고 재생냉각부가 일체형인 연소기에 대한 설계를 마치고 제작을 완료한 일부 연소기에 대한 연소시험이 성공적으로 이루어졌다.

참고문헌

- Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, Vol. 174, AIAA, 1992
- 조광래 등, "소형위성 발사체 개발사업(II)," 한국항공우주연구원 보고서, 2004.
- 한영민, 김승한, 서성현, 문일윤, 설우석, 조광래, "다종의 축소형 고압연소기 연소성능 시험," 한국추진공학회 추계학술대회, 10, 2004, pp.259-264