

실물형 고압 연소기의 연소시험 검증용 제작

김종규* · 서성현* · 김승한** · 한영민* · 류철성* · 설우석**

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

Jonggyu Kim* · Seonghyeon Seo* · Seunghan Kim** · Yeoungmin Han* · Chulsung Ryu* · Wooseok Seol**

ABSTRACT

This paper presents a fabrication of a full-scale combustion chamber of a liquid rocket engine for a ground hot firing test. Engine drawings for manufacturing were prepared after conceptual and detail designs. The combustor is composed of a head and a chamber. SUS316L is used for materials of the head because of the good quality in low temperature. Inner materials of the ablative cooling chamber is silica/phenolic and outer case materials is the SUS316L. Materials of the regenerative cooling chamber are C18200 and SUS316L. After lathe, general milling and MCT machinings, components were finished by electrolytic polishing. A brazing method was applied for bonding the injectors and the injector plate, the regenerative cooling chamber because of structure configurations.

초 록

본 논문은 30ton급 액체로켓엔진 연소기의 연소시험 검증용 제작에 관한 것이다. 기본설계와 상세설계를 통해 도면을 작성하고, 이에 따라 제작하였다. 연소기는 크게 헤드부와 챔버부로 구성되며, 챔버는 KSR-III에 적용되었던 내열재 챔버와 재생 냉각 방식의 챔버를 제작하였다. 연소기 헤드는 저온 특성이 좋은 SUS316L 재료를 사용하였다. 내열재 챔버는 내부는 silica/phenolic 재료를 사용하였고, 외부 케이스는 SUS316L을 적용하였고, 재생 냉각 챔버는 C18200과 SUS316L 재료를 사용하였다. 선반 가공, 일반 밀링 가공, MCT 가공등의 기계적 가공을 한 후 전해 연마를 통해 이물질들을 제거 하였다. 분사기와 분사기 플레이트의 접합과 재생 냉각 챔버 등 일부 부품의 접합은 구조적인 특성으로 인해 브레이징 기법을 적용하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustor(연소기), Injector(분사기), Regenerative Cooling Chamber(재생 냉각 챔버), Ablative Cooling Chamber(내열재 챔버)

* 한국항공우주연구원 연소기그룹
** 한국항공우주연구원 엔진그룹
연락처, E-mail: bellstar@kari.re.kr

KSR-Ⅲ(Korea Sounding Rocket-Ⅲ)는 5년간에 걸쳐서 개발된 한국 최초의 액체 로켓 엔진을 장착하여 발사 성공한 관측 로켓이다. KSR-Ⅲ 엔진은 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 추진제로 사용하고, 가압식 추진제 공급방식과 내열재 삭마 냉각방식을 채택하여 순수 국내 기술로 개발한 지상 추력 13ton급 액체로켓 엔진이다.[1] 이러한 경험을 바탕으로 현재 재생냉각형 30ton급의 액체로켓엔진을 개발 중에 있다.

본 논문은 30ton급 액체로켓엔진 연소시험 검증용 연소기의 제작에 관한 것으로서 설계 및 시험에 관한 자세한 사항은 다른 문헌에 상세히 기술하였다.[2][3]

연소 시험 검증용 연소기는 크게 헤드부와 챔버부(노즐 포함)로 구분된다. 헤드부는 기존 KSR-Ⅲ와 유사한 구조로서 액체 산소와 케로신이 유입되어 분사기로 추진제들이 분사되는 방식이며, 챔버부는 KSR-Ⅲ에 적용되었던 내열재 삭마 냉각 방식이 아닌 재생냉각 방식을 취한다. 그러나 개발 초기 단계인 현 시점에서 재생 냉각 방식의 엔진에 대한 경험이 없어 이 방식을 곧바로 적용하기 어렵다. 따라서 KSR-Ⅲ에 적용되었던 내열재 삭마 냉각 방식의 챔버를 먼저 제작하여 연소 시험을 거쳐 헤드부에 대한 검증을 마친 후 재생 냉각 방식의 챔버를 적용할 예정이다. 또한 재생 냉각 방식의 챔버는 우선 연료를 통한 냉각이 아닌 물을 이용한 냉각 방식을 고려하였다. 제작 후 구조적 안정성과 기밀여부 확인을 위해 강도 시험과 기밀시험을 실시하여 제품을 검증하였다. 여기서 기술된 내용은 제작공정에 대한 자세한 설명 보다는 전체적인 제작공정을 통해 각 부품들의 형상과 내부 구조를 파악하기 위한 것이다. 이러한 기술은 향후 액체 로켓 엔진 개발에 응용될 것이다.

2. 연소기 헤드부

2.1 연소기 헤드

연소기 헤드는 기존 KSR-Ⅲ와 유사한 구조이

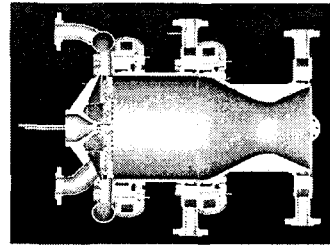


Fig. 1 Full-scale combustion chamber

며, 연소기 헤드부의 재질은 저온특성이 좋은 SUS316L을 사용하였다. Fig.1에 연소기 헤드부와 재생 냉각 방식의 챔버의 조립도를 나타내었다. 헤드부를 구성하는 부품은 다음과 같다.

2.1.1 Injector

분사기는 동축형 스월 분사기이며 216개의 주 분사기와 챔버의 벽면 냉각을 위한 최외곽에 위치하는 54개의 냉각용 분사기로 구성되어 있다. 선반가공과 밀링가공을 통한 기계가공을 거친 소재는 필러를 장착한 후, 브레이징을 통해 접합되며, 치수검사, 강도, 기밀시험을 거쳐 최종적으로 수류시험을 통해 설계조건에 만족하는 분사기를 선택한다. 분사기 제작 공정을 Fig. 2에 나타내었다.

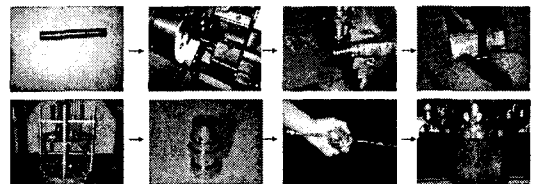


Fig. 2 Fabrication process of injector

2.1.2 Injector Dome & injector dome assembly

분사기 돔은 액체산소가 분사기를 통해 분사되기 전 매니폴드에 머무르게 되는데, 이를 구성하는 것으로 구조적인 안정을 위해 9개의 리브

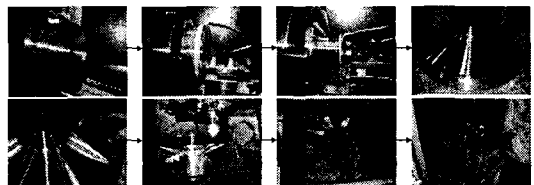


Fig. 3 Fabrication process of injector dome

를 용접하여 부착하였다.

2.1.3 Injector manifold

분사기 매니폴드는 액체산소와 케로신이 분사기를 통해 분사되기 전에 머무르는 곳으로서 분사기가 이곳에 위치해 브레이징 되는 곳이다. 또한 케로신이 유입 되는 홀이 위치해 있는 곳이기도 하다.



Fig. 4 Fabrication process of injector manifold

2.1.4 Injector face plate

분사기면은 분사기와 브레이징되며 화염에 노출되는 부분으로 최종 조립 후에 TBC(Thermal Barrier Coating)를 수행한다.

2.1.5 LOx distributor

LOx distributor는 LOx 매니폴드안에 조립되는 것으로 LOx feeding line을 통해 유입되는 액체산소가 매니폴드 전체로 균일하게 분포되게 하는 역할을 한다.

2.1.6 Ignitor

이그나이터는 헤드부의 중앙에 위치해 있는 것으로서, O-F-O의 충돌형 형태로 되어 있다.

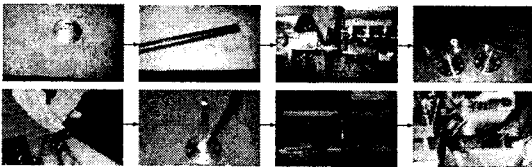


Fig. 5 Fabrication process of ignitor

2.1.7 Feeding line

Feeding line은 액체산소, 케로신이 각각의 매니폴드로 유입되는 관이며, 끝은 시험 설비와의 결합을 위해 플랜지 형태로 구성되어 있다.

2.1.8 Fuel ring

연료 링은 연료 매니폴드로서 기계가공과 밴딩, 용접을 통해 제작된다.



Fig. 6 Fabrication process of fuel ring

2.1.9 Head Assembly

위에서 제작된 각각의 부품을 최종적으로 조립하는 단계로 1, 2차 브레이징 및 용접을 통해 각 부품들이 조립된다. 최종 조립 후 강도 및 기밀시험이 수행되었다. 강도시험 조건은 수압 97bar, 기밀시험은 공압 78bar로 각각 5분씩 실시하였다.

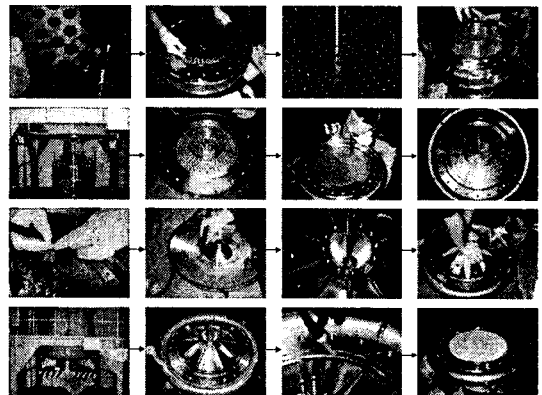


Fig. 7 Fabrication process of head assembly

3. 연소기 챔버부

3.1 내열재 삭마 방식 챔버

내열재 삭마 방식의 챔버는 KSR-III에 적용되었던 것으로 내부 내열재 재질은 Silica-Phenolic 복합재이며 외부 케이스 재질은 SUS316L 이다. 1st part와 2nd part는 플랜지 타입으로 볼트와 너트로 결합하게 되어 있다.

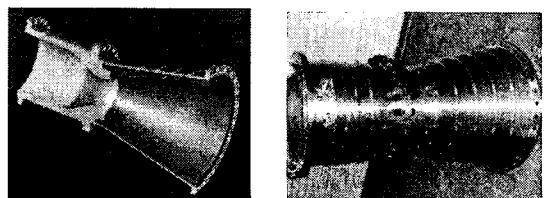


Fig. 8 Ablative cooling chamber

3.2 재생 냉각 챔버

재생 냉각 방식의 챔버는 크게 실린더 부분과 노즐 부분으로 나뉜다. 재생 냉각 방식의 챔버의 부품과 제작 공정은 다음과 같다.

3.2.1 Cylinder assembly

실린더는 inner jacket, outer jacket, ring assembly, flange assembly로 구성된다. inner jacket은 재질이 C18200이며 냉각유로인 채널이 가공되는 부분이고 outer jacket은 외피로 SUS316L의 재질이며 inner jacket과 브레이징 된다.

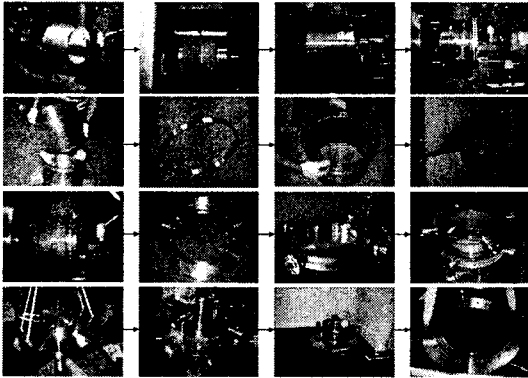


Fig. 9 Fabrication process of cylinder assembly

Figure 9에 실린더부의 제작 공정을 나타내었다. Ring assembly는 inner jacket과 outer jacket이 브레이징 되고 난 후 강도 및 기밀시험을 위한 부품으로 강도 및 기밀시험 후 후가공으로 제거 되는 부분이다. Flange assembly는 냉각수가 유입되어 각 채널로 들어가기 전에 머무르는 헤드부의 fuel ring과 같은 역할을 하는 부품이다. Flange assembly에는 입구 4개, 출구 4개 총 8개의 포트가 구성되어 있고 끝은 설비와의 결합을 위해 플랜지 타입으로 되어있다.

3.2.5 Nozzle assembly

노즐부는 실린더와 유사한 구조로 구성되어 있고, inner와 outer와의 조립 시 형상으로 인해 부시라는 부분이 추가된다. Figure 10에 노즐부의 제작 공정을 나타내었다. 이는 단면적이 감소 되는 부분에 적용된다. 최종 조립 후 강도 및 기밀시험이 실시되었다. 강도 시험 조건은 수압

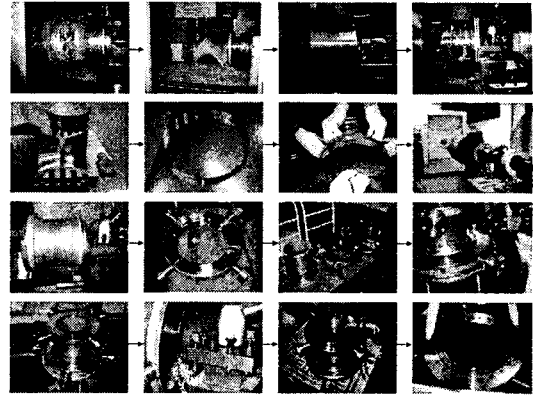


Fig. 10 Fabrication process of nozzle assembly
120bar, 기밀시험은 공압 96bar로 각각 5분씩 수행되었다.

4. 결론

30ton급 액체로켓엔진 연소시험 검증용 연소기의 제작에 관하여 알아보았다. 헤드부와 챔버부로 나뉘며, 챔버부는 실린더부와 노즐부로 나뉜다. 헤드부는 KSR-III와 유사한 구조이며, 재질은 저온특성이 좋은 SUS316L이다. 챔버는 KSR-III의 챔버와 같은 내열재 삭마 방식의 챔버와 재생 냉각 방식의 챔버를 각각 제작하였다. 재생 냉각 방식의 챔버 재질은 내피는 C18200, 외피는 SUS316L이며, 브레이징 기법이 적용되어 접합되었다.

후기

본 연구는 소형위성발사체 개발사업의 일환으로 진행되었으며, 이에 감사드립니다. 또한, 설계와 제작에 도움을 주신 (주)로템 분들에게도 감사드립니다.

참고 문헌

1. 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발," 한국추진공학회지, 제8권, 제3호, 2004, pp.75-86
2. 한영민 등, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학술대회, 2005.
3. 서성현 등, "고압 실물형 연소기의 저압 및 설계점 연소시험," 한국추진공학술대회, 2005.