

소형 액체로켓용 산화제과잉 예연소기 제작

강진모* · 방정석* · 이병호** · 유재한*** · 문인상*** · 이수용****

Manufacture of Oxygen Rich Preburner for Small Liquid Rocket

Jin-Mo kang* · Jeong-Suk Bang* · Byung-Ho Rhee** · Jae-Han Yoo*** · In-Sang Moon*** · Soo-Yong Lee****

ABSTRACT

It has been manufactured the a prototype of the oxygen rich preburner which can be used for a small high performance liquid rocket engine. Based on the model designed and analyzed by KARI a series of the work was made. First, the layout was drawn and then two kinds of the test specimen were devised and manufactured for the hydraulic and pressure test respectively. It was confirmed that the details in designing and manufacturing the preburners. All of them efforts may help establish the bases to develop high performance liquid rocket engine.

초 록

고성능 소형 액체로켓에 적용되는 산화제 과잉 예연소기의 시제품 제작을 수행하였다. 항공우주연구원에서 해석, 설계한 모델을 바탕으로 예연소기의 레이아웃을 설계하고 시제품 설계와 제작을 위해 수류시험용 평판 브레이징 시제품 제작 및 시험, 구조강도 시험용 헤드 시제품 제작 및 시험, 구조강도 시험용 채널 시제품 제작 및 시험 등을 진행하였다. 이러한 일련의 시험을 통해 예연소기 시제품을 설계하고 제작을 위한 세부사항을 확인하였으며, 이러한 노력을 통해 향후 고성능 액체로켓 개발을 위한 기술기반을 확립할 수 있으리라 사료된다.

Key Words: Liquid Rocket(액체로켓), Oxygen(산화제), Preburner(예연소기), Brazing(브레이징)

1. 서 론

액체로켓 엔진을 분류하는 방법에는 여러 가지가 있지만 그 가운데 대표적인 것 하나가 엔진사이클을 개방형과 폐쇄형으로 구분하는 것이다. Fig. 1과 같이 개방형 엔진은 가스발생기에서 생성된 가스를 사용하여 터빈을 구동시키고 터빈을 구동시킨 가스는 별도의 배기 노즐을 통해 엔진 밖으로 배출된다. 반면에 폐쇄형 엔진은

* (주) 비즈로테크 특수사업부 우주항공팀

** (주) 비즈로테크 대표이사

*** 한국항공우주연구원 발사체 미래기술팀

**** 한국항공우주연구원 발사체 미래기술팀장

연락처, E-mail: jinmokang@vitzrotech.com

가스발생기에서 터빈 구동용 가스를 생성한다는 것은 개방형과 동일하지만 터빈을 통과한 가스를 연소실에서 재연소 시키므로 낭비되는 추진제가 없다는 것을 그 특징으로 한다. 이와 같은 다단연소 사이클을 가지는 폐쇄형 엔진은 개방형 엔진에 비해 비추력이 높고 비교적 높은 연소실 압력으로 인하여 연소효율을 높일 수 있다. 실제로 지금까지 개발된 대부분의 고성능 로켓 엔진은 다단연소 사이클을 가지는 폐쇄형 엔진을 채택하고 있다[1][2][3].

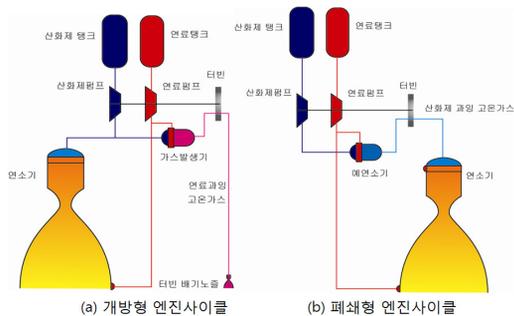


Fig. 1 개방형 및 폐쇄형 엔진 사이클

이러한 폐쇄형 엔진에 사용되는 가스발생기를 개방형 가스발생기와 구분하기 위해 예연소기라고 부른다. 예연소기에서 발생된 가스는 연소기의 분사기를 지나 연소실로 분사되어야 한다. 따라서 케로신을 연료로 사용하는 엔진일 경우 터빈 구동을 위해 보다 다루기가 쉬운 연료과잉 가스를 사용하지 못하고 산화제 과잉가스를 사용하게 된다. 또한 가스발생기가 연소기와 연결되어 있기 때문에 예연소기는 개방형 엔진의 가스발생기에 비해 훨씬 더 큰 연소압을 가지게 된다. 또한 예연소기로 유입되는 산화제의 양과 연소기로 유입되는 산화제의 양이 같아야 하므로 유량이 대단히 많아지게 된다. 그러므로 예연소기는 가스발생기에 비해 산화제가 과잉된 가스를 생성하며, 연소압과 유량이 높고, 냉각매질로 산화제를 사용하여 냉각시킨다.

이러한 고압의 산화제를 사용하는 예연소기의 제작을 위해서는 기존의 액체로켓 연소기 제작을 통해 축적된 기술기반을 활용하고, 설계 해석

검증을 위한 수리학 시험 등의 수행을 통해 보다 안정적인 제작 기술의 확립이 필요하다. 당사는 각각의 검증 시편의 제작과 시험, 이를 통해 입증된 데이터를 바탕으로한 상세 설계 및 시제품 제작을 수행하여 고성능 엔진개발을 위한 기반 기술을 확립하였다.

2. 예연소기의 제작

예연소기 제작을 수행하기 위해서 Fig. 2와 같은 개발/제작공정을 진행하였다.

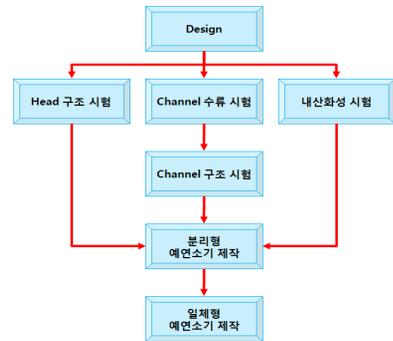


Fig. 2 예연소기 개발/제작 공정

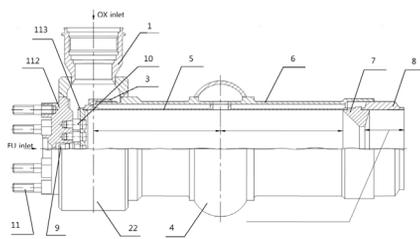


Fig. 3 예연소기 개략도

초기의 예연소기 구조는 우크라이나의 RD-8에 적용된 예연소기의 모델을 기초로 하였다. 그 모델은 Fig.3과 같으며, 이와 같은 레이아웃을 바탕으로 항공우주연구원에서 해석설계를 수행하고 당사에서 각각의 시험검증 시제품을 제작하여 시험하여 예연소기 제작을 진행하였다.

2.1 Channel의 수류 시험

예연소기 연소실의 냉각은 액체산소를 사용

하여 냉각하게 된다. 또한 산화제 과잉을 만족시키기 위해 채널을 통과한 액체산소를 재 분사시켜 비율을 맞추게 된다. 따라서 채널의 유량과 차압을 맞추는 설계는 매우 중요하며, 당 제작에서는 연소실 챔버를 모사한 수류시험용 시편을 제작하여 수류시험을 수행하고 이를 통해 채널의 설계를 결정하였다.

Figure 4와 같은 해석을 통하여 유량을 만족하는 채널의 설계값을 제공받아 수류시험 시제품의 설계 및 제작을 수행하였다[3].

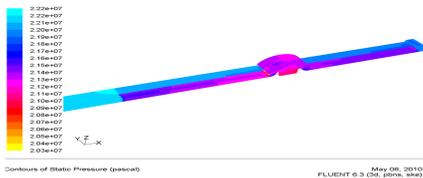


Fig. 4 Pressure loss of along the individual channels

수류시험 시제품은 실제 예연소기의 제작과 동일한 채널 가공방식을 적용하였으며, 진공 Brazing을 수행하여 예연소기 본품과 유사한 채널환경을 구현하였다. Fig. 5와 같이 상세 설계된 도면을 바탕으로 수류시험 시제품을 제작하였으며, 시험은 항공우주연구원에서 수행하였다.

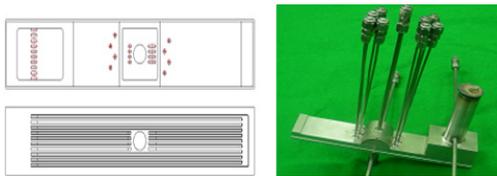


Fig. 5 예연소기 수류시험 시제품 설계 및 제품

2.2 헤드 및 Channel의 구조 시험

예연소기는 고압의 액체산소가 헤드 및 연소실에 공급되며, 이로 인해 높은 구조적 안정성을 요구한다. 따라서 예연소기 개발 과정에서 헤드부, 냉각 채널로 구성된 연소실부 및 전체 예연소기 구조물의 강도시험이 수행된다. 전체 구조물은 미리 정해진 증명 내압 조건에서 수행되며 헤드부 및 연소실부의 강도 시험 압력은 구조

해석을 통하여 항복이 발생하지 않도록 결정된다.

Figure 6과 같이 구조시험용 헤드를 설계하고 항공우주연구원에서 구조해석을 진행하였다. 그러나 브레이징 접합부의 강도는 해석만으로는 예측하기 어려운 면이 있어 접합부에 대한 시편 시험을 수행할 필요가 있다.

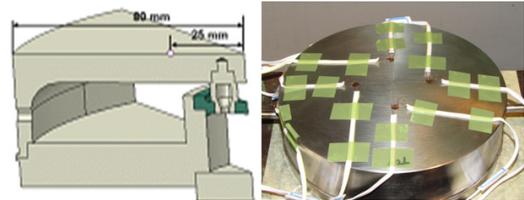


Fig. 6 Head 구조시험 시제품 설계 및 제품

이러한 구조해석을 바탕으로 구조시험용 헤드를 제작하여 수압 시험을 수행하였다. Fig. 6과 같이 정해진 위치에 Strain Gauge를 부착하고 압력을 단계적으로 상승시켜 최대 압력 159 bar에서 외부 누설 없이 압력이 급격히 130 bar 수준으로 감소하여 시험을 중단하였다. 이 때, 커버의 변형율은 급감하였으며 옆면의 변형율은 급증하였다.

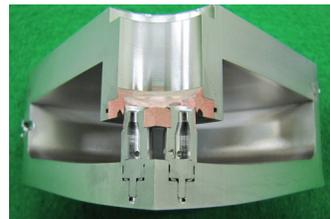


Fig. 7 Head시편 Wire Cutting

절단분석 결과 Fig. 7과 같이 Brazing 접합부가 아닌 크롬동 소재의 파단이 발생하였으며, 이는 접합부위중 Filler Metal이 구조적으로 확산하기 어려운 부위가 존재하기 때문으로 판단되며, 본품 설계에서는 이를 배제하기로 하였다.

Channel 구조 시험은 예연소기의 구조적 특성 검증뿐만 아니라, 기존 재생냉각 연소기와 다른 재료의 적용에 따른 Brazing 특성검증을 위해서도

반드시 필요하다. 시편은 Fig. 8과 같이 항공우주연구원의 구조해석을 토대로 결정된 설계값을 바탕으로 설계를 진행하고, 회전 Brazing으로 시편을 제작한 뒤, 파괴시험을 실시하였다(Fig. 9).

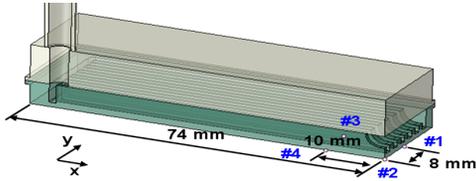


Fig. 8 Cooling Channel Specimen

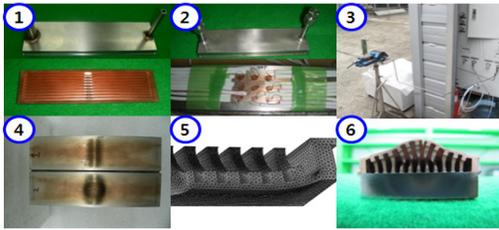


Fig. 9 Channel 구조시험 시편 제작 및 시험
(1)가공 (2)Brazing (3)시험 (4)시험결과
(5)구조해석결과 (6)제품 단면 절단

실험결과 해석적으로 높은 응력이 발생하는 부위에서 제품의 파괴가 발생하였으며, 이와 같은 실험을 통해 해석에 대한 신뢰도를 향상시킬 수 있었다. 시험 상에서 파단이 발생한 라운드 노치 부분에서 해석적으로 최대 응력이 발생하는 것을 알 수 있으며 파단이 발생한 부분의 응력은 260 MPa 부근, 주 변형율은 약 15% 이었다. 또한 500bar까지 내부 파단이 발생되지 않았으므로 예연소기의 연소압력 210bar 및 최대운용압력(MEOP) 315bar를 충분히 만족하는 것으로 판단되었다.

2.3 실물형 예연소기의 제작

이와 같은 구조해석 및 각각의 검증 시험 결과를 바탕으로 실물형 예연소기를 설계하고 제작 하였다. 현재 Injector, Channel 등을 설계변수로 적용하여 시험이 가능하도록 헤드와 챔버 분리형 예연소기를 Fig. 10의 설계로 제작 완료

하여 항공우주연구원에서 연소시험을 수행하고 있으며, 이러한 시험 결과를 바탕으로 헤드와 챔버가 한 몸으로 이루어진 일체형 예연소기를 개발진행하고 있다.

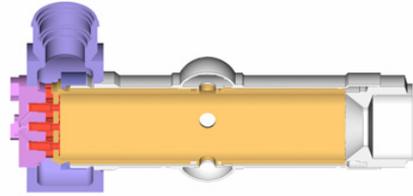


Fig. 10 실물형 예연소기 Modeling

4. 맺 음 말

고성능 폐쇄형 사이클 엔진에 적용되는 예연소기를 개발하기 해석된 데이터를 검증하기 위한 각각의 시험편을 제작하고 시험하여 데이터를 검증, 보완하고 이를 바탕으로 설계를 진행하여 실물형 예연소기를 제작하였다. 금번에 제작한 예연소기는 당사에서 지난 10여년간 개발, 제작해온 로켓 연소기 중 가장 높은 작동압력을 요구하고 있다. 따라서 이러한 시제품의 제작과 시험, 그리고 그 결과값을 토대로한 해석의 검증과 실물형 제품의 안정화 설계는 향후 대형 예연소기의 개발을 추진하고 있는 항공우주연구원과 당사에게 중요한 기술기반이 될 것이다.

참 고 문 헌

1. Katorgin, B. I., Chelkis F. J., and Limirick, C. D., AIAA 93-2415, 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit Monterey CA June 1993.
2. Biggs, R. E., Space Shuttle Main Engine, The First Ten Years, AAS, 1992, pp.69-122
3. 문인상, 신강창, “소형 액체로켓엔진용 예연소기 냉각채널 유동해석”, 한국추진공학회 춘계학술대회논문집, 2010, pp.21-24.