

75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증 시제 제작

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

Manufacturing of Technology Demonstration Models of a 75-ton_f LRE Thrust Chamber

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

ABSTRACT

Technology demonstration models(TDM) of a 75-ton_f liquid rocket engine(LRE) thrust chamber were manufactured on the basis of development technologies of 30-ton_f LRE. It was confirmed that some machining and welding technologies which were aimed to be verified through the manufacturing of demonstration models could be applied to the thrust chamber 75-ton_f-class. New designed mixing head part was manufactured by means of new process. The manufacturing process and technologies established through TDM's will improve the reliability of manufacturing process of large LRE thrust chamber.

초 록

30톤급 액체로켓엔진 연소기 개발 기술을 바탕으로 75톤급 기술검증용 연소기 시제품을 제작하였다. 시제품 제작에서 검증하고자 하였던 일부 기계가공 공정 및 접합 기술들은 75톤급 연소기에서도 동일하게 적용할 수 있음을 확인하였다. 새롭게 설계된 연소기 헤드부는 새로운 공정을 적용하여 제작하였다. 기술검증용 시제품을 통해 확립된 공정 및 기술들은 대형 액체로켓엔진 연소기 제작 기술의 신뢰성을 향상 시킬 것이다.

Key Words: Technology Demonstration Model (기술검증시제), Mixing Head Part(헤드부), Liquid Rocket Engine (액체로켓엔진), Thrust chamber(연소기)

1. 서 론

2009년 8월 KSLV-I 나로호 발사는 우주발사체에 대한 국민적 관심을 한층 고조 시켰으며 자력 엔진 개발의 필요성에 대해 느끼게 되는 계기가 되었다. 그동안 한국항공우주연구원(이하

항우연)에서는 KSR-III의 개발 이후 30톤급 액체로켓엔진 개발을 진행하였으며 이 엔진의 연소장치인 연소기는 연소성능과 연소안정성 측면에서 비행용 모델로 사용 할 수 있는 결과를 보여주었다[1~2]. 현재는 한국형발사체급의 주 엔진 연소기로 사용할 수 있는 75톤급 연소기에 대한 기술검증시제를 설계, 제작하여 75톤급 액체로켓엔진 개발에 필요한 기반 기술을 검증하고 있다.

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

추력이 30톤급에서 75톤급으로 증가하는 과정에서 검증해야 하는 설계방식 및 제작공정들이 많이 있지만 사용할 액체추진제와 엔진 사이클, 연소압력의 변경 사항이 없기 때문에 검증해야 하는 기술 항목들이 액체로켓엔진 연소기를 처음 설계, 제작하는 단계에서 겪었던 것처럼 난해하지는 않다. 우주발사체 선진국의 액체로켓엔진 연소기 설계, 제작 사례[3~4]처럼 75톤급 연소기를 개발하기 위해서는 연소기 헤드 형상, 냉각 채널 및 분사기 설계 등에 대한 기술검증이 수행되어야 하며, 동시에 30톤급 연소기에 적용하였던 기계가공, 접합 그리고 코팅방식 등에 제작검증이 필요하다[5~6]. 추가적으로 새롭게 설계된 요소에는 경계면에 대한 설계, 제작의 신뢰성 검증까지도 포함되어야 한다. 이렇게 설계, 제작 방식에 대한 기술 검증이 완료된 후에는 본품의 개발이 진행되고 이후 단독시험과 성능시험을 거치면서 비행용 모델의 구조가 정해진다.

본 논문에서는 위와 같은 사항들을 검증하기 위한 TDM#1, #2의 제작을 다루고 있으며 시제품의 제작을 통해 얻은 기술검증 사항들은 한국형 발사체급의 대형 액체로켓엔진 연소기 제작 기술의 신뢰성을 향상 시킬 것이다.

2. 기술검증용 연소기 시제품의 구성

비행용 액체로켓엔진 연소기를 설계, 제작하기까지는 단계별 검증과정을 거쳐 최종 모델을 결정하게 되는데 본 논문의 대상이 되는 연소기는 초기 기술검증용으로 연소기의 추력과 연소안정성에 커다란 영향을 미치는 분사기 선정 단계에 해당하는 시제품이다. 이 단계에서 설계 제작되는 연소기는 외부 형상에 있어서 비행용 모델과는 많은 차이점이 있으나 연소가 이루어지는 연소실 내부형상은 동일하다. 75톤급 연소기는 30톤급에 비해 사용하는 추진제의 유량 증가가 필수적이며 이로 인해 연소실에 추진제를 분사하는 분사기의 특성 검증이 중요한 과제가 된다. 75톤급 기술검증용 시제품에 사용된 분사기는 두 종류로 그 기본 형상은 이중 동축 와류 형상을

가지며 분사기당 보내는 추진제 유량에서 차이가 있다. 전체 추진제 유량 243.64 kg/s가 정해진 상태에서 각각의 분사기를 가지고 연소기 헤드를 구성한 경우 TDM#1에 사용된 분사기 수는 총 721개가 되며, TDM#2에 사용된 분사기 수는 총 631개가 된다. 분사기 설계 및 기능에 대한 추가 사항은 참고문헌[7~8]을 참조바라며 본 논문에서는 이들 분사기를 가지고 구성된 헤드 형상에 대해서만 언급하고자 한다. TDM#1와 TDM#2 헤드부는 분사기 개수의 차이로 인해 분사기간 배열 간격 차가 발생하지만 연소실 내경 524 mm에 맞도록 설계가 이루어 졌다. 분사기 선정 단계에서 사용하는 실린더부와 노즐부로 구성된 연소실은 연소기의 점화특성, 연소안정성, 연소성능 그리고 시험시퀀스 확립을 위한 내열재 타입의 TDM#1 연소실과 냉각채널 및 내구성 확인하기 위한 TDM#2 연소실로 제작되었다. 위와 같은 기술검증용 연소기 헤드와 연소실 구성도를 Fig. 1에 제시하였다.

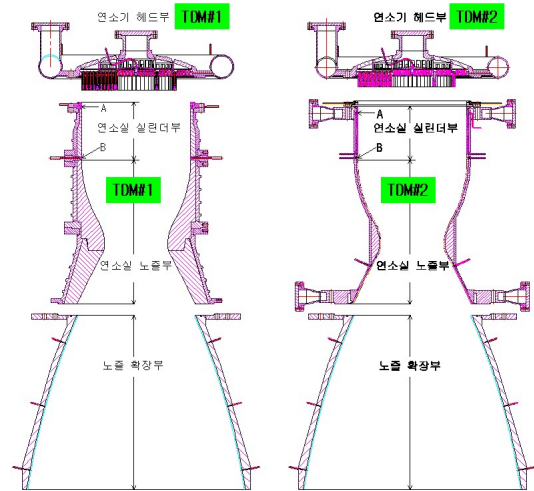


Fig. 1. Schematic of 75-ton_F TDM

2.1 연소기 헤드부

연소기 헤드부에 있어서 비행용 모델과 기술검증용 모델의 가장 큰 차이점은 연료 유입구의 형상이다. 비행용 모델에서는 재생냉각 방식을 이용하기 때문에 연소실을 냉각한 연료가 헤드부로 유입되지만 TDM에서는 점화구동특성과 연

소안정성 및 연소성능에 관련한 분사기의 성능 점검과 헤드부 형상에 따른 유량 균일성 분포 검증이 주된 목적이기 때문에 연소실 냉각 없이 연료가 헤드부로 바로 유입되도록 설계, 제작되었다. 제작된 헤드부와 분사기 형상은 Fig. 2와 같으며 헤드면에 장착된 분사기는 동심형 배열 구조로 TDM#1은 15열, TDM#2는 14열로 구성된다. 고주파 연소불안정 방지를 위해 2개의 허브와 12개의 블레이드로 구성된 배플 분사기를 길이가 다른 두 종류로 제작하여 TDM#1 헤드부에는 69 mm를 TDM#2 헤드부에는 52.4 mm를 설치하였다. 이들 분사기들은 수류시험을 통해 등급별로 구분되어 일정 패턴을 가지고 배열된다. 헤드부를 구성하는 산화제 매니폴드와 연료 매니폴드는 STS316L과 동합금 소재를 사용하였으며 각 부품들은 밀링 가공, 선반 가공, MCT 가공 등의 기계가공과 전해 연마 및 코팅 등의 표면처리 과정을 거쳐 TIG(tungsten inert gas) 용접, EBW(electron beam welding) 및 브레이징 등의 방법으로 접합하였다. 특히 헤드부 돔(dome) 접합은 이전에 사용하였던 TIG 용접에서 EBW로 변경하여 용접 변형은 줄이고 용입 깊이는 증가시키는 방향으로 보다 정밀한 접합이 가능하도록 하였다. 산화제 매니폴드에는 구조 안정성을 위한 수직 보강재와 유량 균일 분포를 위한 수평 분배기를 설치하였으며 그 형상은 Fig. 3과 같다. 연료 매니폴드 입구에는 재생냉각 과정에서 연소실을 냉각한 연료가 균일하게 연료 매니폴드로 들어가는 현상을 모사하기

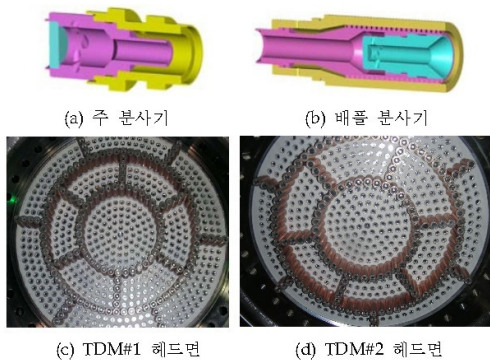


Fig. 2. Injector faceplate of 75-ton_r TDM

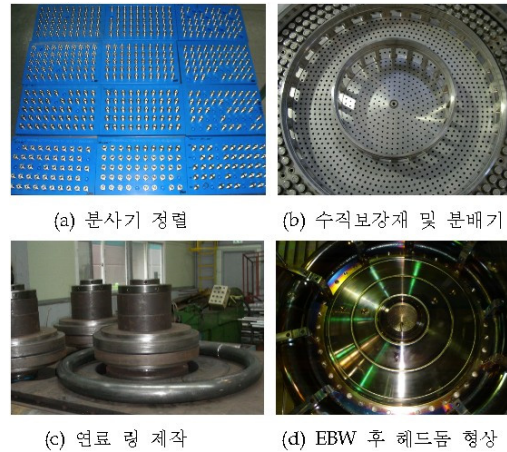


Fig. 3 Components of Mixing head part

위해 연료 링을 설치하고 연소실과 접하는 헤드면은 동합금 소재로 제작한 후 ZrO_2 열차폐 코팅을 수행하였다.

2.2 연소기 연소실

연소기의 연소실은 연소에 의해 고온 고압의 환경이 만들어지는 실린더부와 이 압력에너지를 속도에너지로 변환해 주는 노즐부로 구성된다. 노즐부는 최적의 비추력 성능을 발휘할 수 있도록 정해진 팽창비에 따라 일체형 형상으로 설계, 제작 되는데 본 기술검증용 모델에서는 그 목적상 팽창비 3.5까지만 만들고 팽창비 12까지는 SS400 소재를 이용하여 체결식 노즐 확대부를 설계, 제작하였다. Figure 1의 TDM#1 연소실을 제작함에 있어 내열재와 STS304 소재를 이용하여 설계, 제작한 것은 그 고유 목적 외에 제작 비용 절감도 포함된다. Figure 4는 TDM#1 연소실 부분품들의 모습을 보여 주는 것으로 재생냉각 연소실의 막냉각부를 모사하기 위해 별도의 1차, 2차 막냉각링을 제작하여 설치하였다. 이 막냉각링은 동합금 소재와 STS316L 소재를 이용하여 브레이징으로 접합되며, 1차 막냉각링에는 6개의 제트형 점화 오리피스가 막냉각 홀 앞쪽에 위치하여 헤드부에 장착된 중앙 점화기와 함께 안정적인 점화를 할 수 있게 해준다. TDM#2 연소실은 나선형 냉각채널 구조로 설계, 제작되어 75톤급에서 발생할 수 있는 가공 특성을 사

전에 검증하였다. 이 연소실의 내피는 동합금을 사용하였고 외피는 S31803 duplex 소재를 이용하였다. 제작된 연소실은 물 또는 케로신을 이용하여 연소실 내벽을 냉각할 수 있고 실린더부와 노즐부(노즐목부+1차노즐부)로 구분하여 제작한 후 EBW로 집합하였다. TDM#2 연소실은 TDM#1 연소실과 달리 별도의 막냉각링이 없으며 비행용 모델처럼 연소실의 특정 위치에 1차, 2차 막냉각부를 선정하여 한 몸체에 제작하였다. Figure 1에서 제시한 A, B 지점이 막냉각이 시작되는 위치로 막냉각 유량은 전체 케로신양의 8~10%로 설계되었다. TDM#2는 막냉각링을 사용하지 않기 때문에 별도의 점화용 링을 만들어 헤드부와 연소실부 사이에 삽입할 수 있도록 제작하였으며 점화용 링에는 TDM#1에 사용하였던 것과 동일한 방식의 제트형 점화 오리피스를 이용하여 안정적인 점화를 할 수 있도록 하였다. Figure 5는 TDM#2의 부분품들의 모습을 보여주는 것으로 6개의 jet type 분사기가 장착된 점화용 링, 냉각채널 가공이 완료된 실린더부의 내피, 노즐목부와 1차 노즐부가 접합된 노즐부, 노즐부와 실린더부의 EBW를 위해 접합 치구에 설치된 모습 그리고 ZrO_2 를 이용한 열차폐 코팅이 수행된 연소실 벽면을 나타내었다. 연소실 벽면에서 열차폐 코팅이 수행되지 않은 부분은 막냉각이 시작되는 곳으로 1차, 2차 막냉각부를 나타낸다. Figure 1의 노즐 확대부와 달리 실제 비행용 모델의 노즐 확대부는 팽창비 12까지 재생냉각 방식으로 설계, 제작될 계획이며 이에 대한 기술검증은 TDM#3 연소실을 제작하여 수행할 예정이다. Figure 6은 노즐 확대부의 모습으로 평판 70 mm의 소재를 롤링(rolling)하여 용접한 단계와 기계가공 후 표면처리를 완료한 상태를 보여준다. 모든 가공이 완료된 후 연소시험을 수행하기 위해 test stand에 설치된 TDM#1과 TDM#2의 모습을 Fig. 7에 나타내었다. TDM#1과 TDM#2 헤드는 TDM#1 연소실을 이용하여 초기 기술검증시험을 수행하고 이후 TDM#2 연소실을 사용하여 냉각성능 및 내구성에 대한 검증시험을 수행하게 된다. 현재 항우연 내 시험설비의 제한된 조건으로 인해 정상 추력 조건인

연소압 60 bar의 시험은 수행하지 못하고 30 bar의 저압 조건에서 수차례의 시험이 수행되었다.

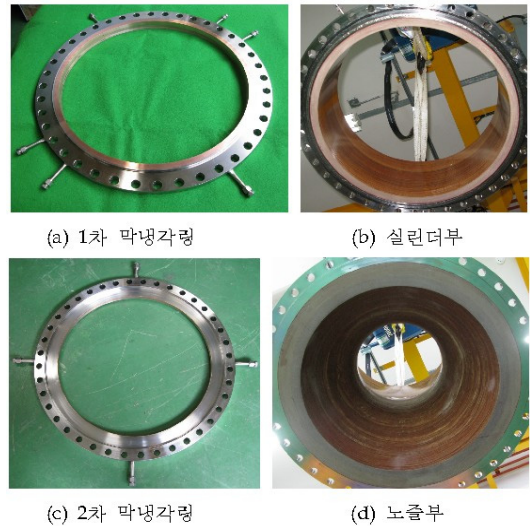


Fig. 4. Components of TDM#1

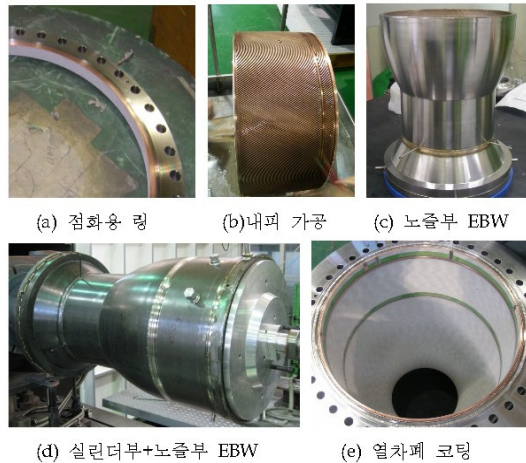


Fig. 5. Components of TDM#2

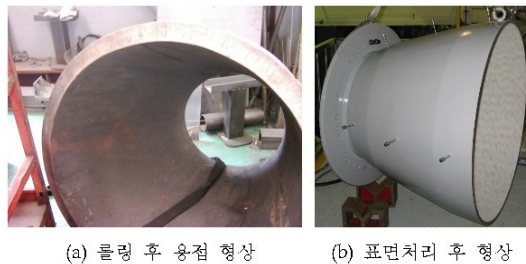
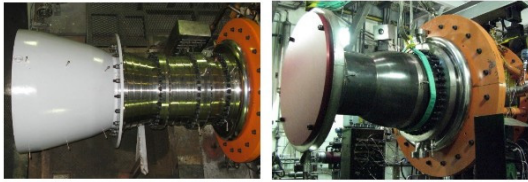


Fig. 6. Nozzle extension part



(a) TDM#1 장착 (b) TDM#2 장착

Fig. 7. TDM installed in test stand

4. 맺 음 말

30톤급 액체로켓엔진 연소기 개발 기술을 바탕으로 75톤급 기술검증용 연소기 시제품을 제작하였다. 시제품 제작에서 검증하고자 하였던 일부 기계가공 공정 및 접합 기술들은 75톤 액체로켓엔진 연소기에 동일하게 적용할 수 있음을 확인하였다. 특히 30톤급 연소기 헤드부 구조와 달리 75톤급 기술검증시제에서 설계, 제작한 헤드부는 EBW의 변화된 공정이 적용되었고 이에 대한 검증시험이 성공적으로 수행되었다. 이렇게 제작된 TDM#1, #2의 기술검증시험은 그 목적상 비행용 모델과 내부형상은 같으나 소재 및 제작 공정이 다른 TDM#1, TDM#2 연소실과 노즐 확장부를 사용하여 수행하였다. 현재 비행용 모델과 유사한 노즐 확장부에 대한 기술검증시제(TDM#3)를 제작 중에 있으며 재생냉각 방식의 TDM#3의 기술검증 절차를 마치면 향후 한국형 발사체급의 대형 액체로켓엔진 연소기 개발에 필요한 기반 기술들을 확보하게 될 것이다.

참 고 문 헌

1. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기 재생냉각 연소시험 결과", 한국추진공학회 춘계학술대회, 2008, pp.133-137
2. 임병직, 이광진, 김문기, 강동혁, 양승호, 서성현, 한영민, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기의 연소안정성 평가," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2008, pp.163-167
3. V. Fedorove와 6인, "The chamber cooling system of RD-170 Engine family," AIAA-2006-4363, 42nd JPCE, CA, July, 2006
4. Gunter Langel와 3인, "Test Verification of the cryogenic VINCI Thrust Chamber," AIAA-2006-4903, 42nd JPCE, CA, July, 2006
5. 김종규, 한영민, 서성현, 이광진, 최환석, "지상연소시험용 실물형 재생냉각 연소기의 설계 및 제작," 한국추진공학회 추계학술대회, 2007
6. 김종규, 한영민, 이광진, 임병직, 안규복, 최환석, "산화제 선공급 액체로켓엔진 연소기의 설계 및 제작," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2008
7. 임병직, 서성현, 최환석, 최영환, 이석진, 김유, "동축 스윙 분사기에서 와류실 유류 및 노즐길이에 따른 연소특성 변화", 한국추진공학회 추계학술대회, 2005
8. 이광진, 서성현, 김홍집, 한영민, 최환석, "이중 와류 동축형 분사기의 연소안정성 평가에 관한 연구", 한국항공우주학회지 제34권 제12호, 2006. 12