

75톤급 연소기 기술검증 시제 수류시험 및 점화시험

김문기* · 한영민* · 김종규* · 안규복* · 이광진* · 최환석*

Cold Flow and Ignition Tests for Technology Demonstration Model of 75-Ton Thrust Chamber

Munki Kim* · Yeoung-Min Han* · Jonggyu Kim* · Kyubok Ahn* · Kwang-Jin Lee* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Cold flow and ignition tests were performed for a technology demonstration model of a 75-tonf thrust chamber which is a candidate liquid rocket engine for a next Korea Space Launch Vehicle. The test facility was modified to support the new concepts of the thrust chamber such as ignition system, film cooling and LOx leading supply. The hydrodynamic characteristics of the supply pipelines, thrust chamber and igniter as well as the filling time of the propellants were obtained through the cold flow tests on the LOx and kerosene and the ignition cyclogram was determined using the results. The ignition test was successfully accomplished according to the cyclogram and therefore, a basic information was obtained for further hot firing tests.

초 록

한국형 발사체용 액체로켓엔진을 개발하기 위한 75톤급 연소기 기술검증 시제를 제작하여 수류시험 및 점화시험을 수행하였다. 기존의 연소기에 새롭게 도입된 기술인 점화, 막냉각, 산화제 선공급방식을 반영하기 위해 시험설비를 수정 및 개량하였다. 산화제 및 연료 수류시험을 통해 공급라인, 점화기 라인, 연소기의 수력학적 특성, 추진제 충전시간을 파악하여 점화순서를 결정하였다. 점화 cyclogram을 통해 점화기의 점화시험을 성공적으로 수행하였으며, 향후 연소시험을 위한 기초 자료를 습득하였다.

Key Words: 75-Tonf Thrust Chamber(75톤급 연소기), Cold Flow Test(수류시험), Ignition Test (점화시험), Cyclogram

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 KSR(Korea Sounding Rocket)-III 개발사업을 통해 한국 최초의 액체로켓엔진을 개발한 후[1], 추력 30톤급 액체로켓엔진 기술개발을 진행하여 현재 연소기의 경

* 한국항공우주연구원 발사체추진기관개발실 연소기팀
연락처, E-mail: kimun77@kari.re.kr

우 단품수준의 개발 및 성능검증을 완료하였다 [2]. 향후 한국형 발사체는 실용위성을 지구저궤도에 진입시킬 수 있는 발사체를 목표로 하기 때문에 보다 대형의 액체로켓엔진을 개발할 필요성이 대두되었으며, 이를 위해 추력 75톤급 액체로켓엔진이 고려되고 있다.

본격적인 액체로켓엔진 개발에 착수하기에 앞서 새로운 기술 개념이 도입된 추력 75톤급 연소기에 대한 기술검증을 위해 75톤급 연소기의 1/2.5 축소형 시제를 설계·제작하였으며, 산화제 선공급 연소특성, 다수의 점화기에 의한 점화 특성, 막냉각에 의한 냉각 특성 등 새롭게 도입된 기술에 대한 검증을 수행하였다[3]. 또한, 설계점 및 탈설계점 연소시험을 수행하여 연소기의 작동성, 연소 성능, 연소 안정성, 냉각 성능 등을 확인하였다[4].

본 논문에서는 지금까지 개발된 액체로켓엔진을 통해 축적된 기술을 바탕으로 설계·제작된 추력 75톤급 연소기 기술검증 시제에 대해 살펴보고, 연소시험에 앞서 수행한 수류시험 및 점화시험을 통해 파악된 수력학적 특성 및 점화특성에 대해 기술하고자 한다.

2. 75톤급 연소기 및 시험설비

2.1 75톤급 연소기 기술검증 시제

현재까지 도출된 추력 75톤급 연소기의 주요 규격을 Table 1에 간략히 제시하였다. 추진제는

Table 1. Specifications for 75-tonf Thrust Chamber

연소압력	6.0 MPa	
혼합비	2.45	
추진제 유량	산화제	173.0 kg/s
	연료	70.6 kg/s
특성속도(C*)	1730 m/s	
진공 비추력	306.9 s	
연소실 직경	524.0 mm	
노즐목 직경	302.5 mm	
노즐 출구 직경	1048.0 mm	

케로신과 액체산소를 사용하며, 추진제 유량은 243.6 kg/s, 혼합비는 2.45이다. 연소압력은 6.0 MPa, 노즐목 직경은 302.5 mm, 노즐 팽창비는 12이며, 연소특성속도는 1730 m/s를 목표로 설계되었다. 75톤급 연소기의 기술검증 시제 (Technology Demonstration Model, TDM)는 1호기, 2호기가 제작되었으며, 주분사기와 배플분사기로 구성된 연소기 헤드부와 연소실, 1차 노즐부, 2차 노즐부로 구성된 연소실부가 따로 제작되어 결합하는 분리형 연소기이다. TDM 1호기와 2호기는 분사기의 개수가 각각 721개, 631개로 분사기당 유량과 분사기열 간격의 차이를 제외하고 거의 유사한 연소기이다. Figure 1은 TDM 1호기의 전체 개략도이다.

점화방식은 기존의 1개의 중앙 충돌형 분사기 대신 중앙에 1개의 나선형(screw) 분사기와 분사기면에 가까운 연소실의 측면에 원주방향의 제트형 분사기 6개를 설치하여 헤드면 전체에서 점화가 이루어지도록 설계하였다. 기존의 점화기와는 달리 별도의 산화제 공급 없이 triethylaluminum(TEA)와 triethylboron(TEB)의 혼합물인 점화제만 분무된 후 연료가 공급되는 방식이다. 연소실 벽면 냉각을 위해 연소실 벽면의 두 군데 위치에 설치된 막냉각링을 통해 벽면을 냉각하며, 막냉각 유량은 전체 케로신 유량의 약 10%이다. 산화제 공급배관은 기존의 측면 공급에서 중앙 공급으로 변경하였다.

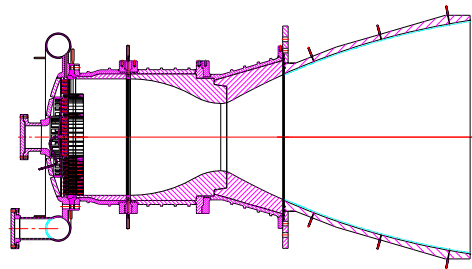


Fig. 1. TDM#1 of 75-tonf Thrust Chamber

2.2 기술검증 시제 장착 및 시험설비 수정

수류시험 및 점화시험을 위해 제작된 TDM 1호기를 시험설비의 시험대에 장착하였다. 2차 노

즐부는 추력측정용으로 제작되어 수류시험 및 점화시험에는 장착하지 않았다. 산화제 공급방식, 점화방식, 벽면 냉각방식의 변화로 인하여 기존의 시험설비를 수정 및 개량하였다. 점화제 유량의 증가로 인해 점화제 충전 앰플(Ampule)의 용량을 약 750 cc로 증가하여 설치하였다. 연소기 장착 및 배관 수정이 완료된 후 기밀시험을 수행하여 기밀이 유지됨을 확인하였다.

3. 시험 결과

3.1 수류시험

설비 및 연소기의 수력학적 특성 및 추진제 충전시간을 파악하기 위한 산화제 및 케로신에 대한 수류시험을 산화제는 총 6회, 케로신은 총 4회 수행하였다. 1회 시험시간은 각각 산화제 6초, 케로신 4초이다. 향후 예정된 저압 연소시험의 목적에 맞게 가압압력을 설정하였다.

산화제 수류시험 결과 Fig. 2와 같이 산화제 분사기 차압은 약 3.5 bar로 측정되며, 산화제 매니폴드(Manifold)의 충전은 밸브 열림 신호 인가 기준으로 약 0.3 초부터 시작되며 충전시간은 약 0.3 초로 측정되었다.

케로신 수류시험 결과 케로신 분사기 차압은 약 3.2 bar이며, 케로신 매니폴드 충전은 밸브 열림 신호 기준 약 0.3 초부터 시작되어 약 0.8 초 동안 매니폴드에 충전된다. 케로신 충전시간

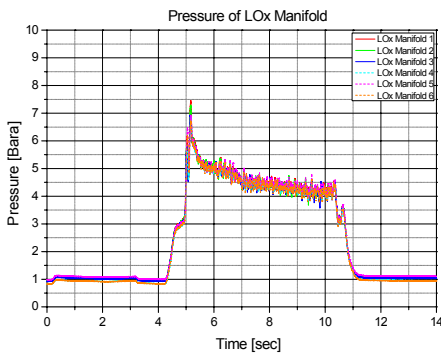


Fig. 2 LOx Manifold Pressures at Cold Flow Test

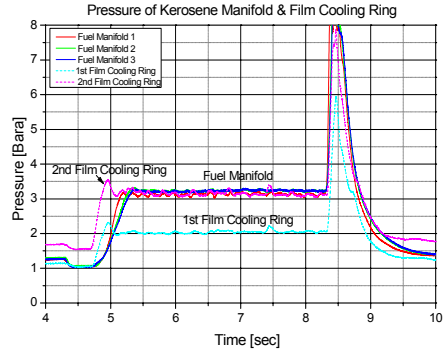


Fig. 3 Pressure of Kerosene Manifold and Film Cooling Ring at Cold Flow Test

이 0.8 초로 다소 긴 편인데, 이는 연소실로 유입되는 케로신의 공급시차를 발생시켜 점화 순서를 정하는데 어려움이 예상된다. 이에 대한 개선방향으로 헤드부 연료링을 기존의 4 인치에서 3 인치로 변경하여 케로신 수류시험을 총 4회 재수행하였다. 수류시험 결과 Fig. 3과 같이 케로신 매니폴드 충전시간은 약 0.5 초로 이전 수류시험보다 줄어들었으며, 이는 연료링 체적의 감소에 기인한다. 케로신이 연소실에 유입되는 시기는 밸브 신호 기준으로 0.5~0.85 초로 측정되며 점화제는 0.15~0.35 초 사이에 연소실로 공급되고 있음을 확인하였다.

3.2 점화시험

기술검증 시제에 대한 연소시험에 앞서 점화순서에 대한 초기 검증을 위한 2초 점화시험을 수행하였다. 먼저 주분사기로 산화제를 공급하고 점화분사기로 약 1 kg/sec의 점화제를 공급하였다. Figure 4는 점화시험 시 점화가 이루어지는 화염사진을 보여준다. 점화시험 결과 연소실 압력은 약 2.9 bar, 산화제 매니폴드 압력은 4.5 bar, 중앙 점화기 입구배관 압력은 11.5 bar, 연소실 측면 점화기 매니폴드 압력은 8 bar이다. 노즐출구에서 연소가스 온도는 약 600~800 K로 측정되었다. 연소실의 압력섭동은 Fig. 5와 같이 나타나는데, 제곱평균값(RMS) 기준으로 0.1 bar 이하로 측정되었으며 특정 주파수는 관측되지

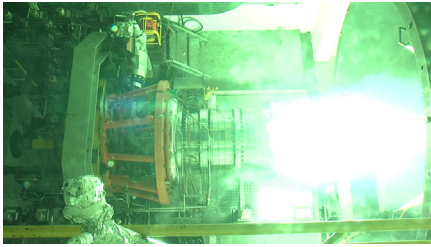


Fig. 4. View of Ignition Test

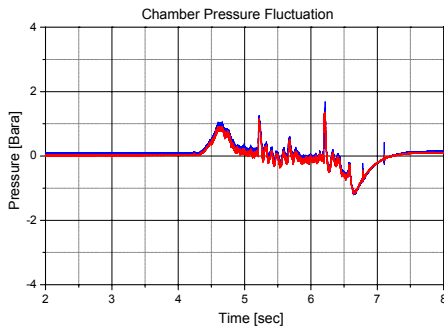


Fig. 5. Chamber Pressure Fluctuation

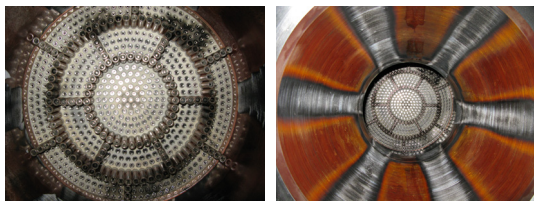


Fig. 6. Photos of Mixing Head(left) and Chamber (right) after Ignition Test

않았다. 다만 점화시작 1초 후부터 저주파 섭동이 발생하였지만 분사기 차압이 작고 혼합비가 높은 영역에서의 시험이므로 실제 연소시험에서는 크게 문제되지 않을 것으로 사료된다.

점화시험 후 연소기 헤드부 및 연소실을 살펴본 결과 Fig. 6과 같이 점화기, 주분사기, 배플분사기의 물리적 손상은 전혀 없으며 측면 점화분사기에서 나온 연료로 인해 일부 배플분사기에 약간의 검댕이(soot)가 발견되었다. 삭마냉각 내열재 연소실의 경우 측면 점화분사기 6곳에서 나온 연료가 산화제와 반응하며 높은 온도에 의

해 연소실 면을 따라 삭마가 되었다. 성공적인 점화시험을 통해 향후 연소시험을 위한 점화기의 작동성 및 점화 순서의 검증이라는 목적을 달성하였다.

4. 결 론

대형의 액체로켓엔진 개발을 위한 기술검증 차원에서 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증 시제를 설계·제작하였다. 본격적인 연소시험에 앞서 연소기 및 설비의 수력학적 특성과 점화기의 작동성 및 점화특성을 파악하기 위한 수류시험 및 점화시험을 수행하였다. 그 결과 추진체의 충전시간, 연소실 공급시간을 파악하여 점화순서를 정하였으며, 이를 바탕으로 성공적인 점화시험을 수행하여 점화기의 작동성 및 점화순서 검증이라는 소기의 목적을 달성하여 향후 연소시험의 기초자료로 활용될 것이다.

참 고 문 헌

1. 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발," 한국추진공학회지, 제8권, 제3호, 2004, pp.75-86
2. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기," 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027-1037
3. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "액체로켓엔진 연소기 산화제 선공급 Cyclogram에 의한 점화특성," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2008, pp.137-142
4. 한영민, 서성현, 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 산화제 선공급 연소시험," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009, pp.680-683