

75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증 계획 및 현황

최환석* · 한영민* · 김영목**

Technology Demonstration Plan and Status of a 75-Ton_f LRE Thrust Chamber

Hwan-Seok Choi* · Young-Min Han* · Young-Mog Kim**

ABSTRACT

Technology demonstration for the development of a 75-tonf liquid rocket engine(LRE) thrust chamber for a space launch vehicle has been started on the basis of the previously acquired 30-tonf LRE technologies. For this purpose, a technology demonstration plan was established upon considering the currently available firing test facility in Korea and performance evaluation firing tests were performed on technology demonstration model thrust chambers under a restricted test condition. This paper describes the plan and current status of technology demonstration for a 75-tonf LRE thrust chamber.

초 록

우주발사체 개발을 위한 75톤급 액체로켓엔진 개발에 앞서 선행개발을 통해 습득한 30톤급 액체로켓엔진 기술을 토대로 75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술 검증에 착수하였다. 이를 위하여 국내 연소시험 설비 여건을 고려한 기술검증 계획을 수립하고 기술검증시제를 제작하여 제한된 조건에서 성능평가시험을 수행하였다. 본 논문은 75톤급 액체로켓 연소기 기술검증을 위한 계획과 현황에 대하여 소개한다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), 75-Tonf(75톤급), Thrust Chamber(연소기), Technology Demonstration Model(기술검증시제)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 소형 위성발사체(KSLV-I) 개발사업을 수행하는 과정에서 우주발사체용 액체로켓엔진 기술 선행개발을 목적으로 추력 30톤급 액체로켓엔진 기술개발을

진행하여 왔다. 그 결과로 추력 30톤급 액체로켓엔진 연소기 엔지니어링 모델을 개발하여 단품 개발시험을 성공적으로 완료하였다[1]. 이를 통하여 습득된 액체로켓엔진 기술을 바탕으로 향후 한국형발사체와 같은 보다 대형의 액체로켓엔진 개발 필요성에 대비하여 이를 위한 기술검증 차원에서 75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증시제(Technology Demonstration Model) 개발에 착수하였다.

* 한국항공우주연구원 발사체추진기관개발실 연소기팀 연락저자, E-mail: hschoi@kari.re.kr

** 한국항공우주연구원 발사체추진기관개발실

기술검증 대상 엔진은 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 추진제로 사용하는 추력 75톤급 가스발생기 사이클 엔진으로서, 이전 선행 연구로 수행되었던 30톤급 엔진과 많은 부분에서 유사한 특성을 가진다.

본 논문에서는 75톤급 액체로켓엔진 개발을 위한 기술검증 계획의 일환으로 이루어지고 있는 75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증시제 개발 계획 및 현황에 대하여 소개한다.

2. 75톤급 액체로켓엔진 연소기

2.1 설계 규격

75톤급 액체로켓엔진은 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하며, 진공추력 75톤, 진공비추력 292.6초 이상을 목표로 한다. 엔진시스템 요구사항에 따라 연소기 개념설계를 수행하여 주요 설계인자를 도출하였다. 연소기 연소압력은 목표 연소성능 및 터보펌프 토출압력 대비 재생냉각 및 엔진시스템 소요 차압을 고려하여 30톤 선행 개발엔진 연소기와 동일한 6.0 MPa로 선정하고 혼합비 및 노즐팽창비도 30톤급 엔진 연소기와 동일하게 결정하였다. 기타 설계 규격은 Table 1에 나타내었다.

2.2 연소기 설계

Table 1. 75-tonf LRE Thrust Chamber Design Specifications

Parameter	Value	Parameter	Value
연소압(MPa)	6.00	노즐목 직경(mm)	302.5
정체압력(MPa)	5.86	노즐 팽창비	12
추진제 유량(kg/s)	243.6	노즐출구 직경(mm)	1048
연료 유량(kg/s)	70.6	노즐출구 압력(MPa)	0.069
산화제 유량(kg/s)	173.0	연소실 직경 (mm)	524
혼합비	2.45	연소실 수축비	3
연소특성속도(m/s)	1730	연소실 수축각(deg)	30
추력 계수(진공)	1.740	추력계수(지상)	1.536
진공 추력(ton)	74.77	지상 추력(ton)	65.98
진공 비추력(sec)	306.9	지상 비추력(sec)	270.8

75톤급 액체로켓엔진 연소기는 추력실 내벽에

연료 냉각유로를 갖는 재생냉각 방식이며, 연소실의 추가적인 냉각을 위한 막냉각 벨트(film cooling belt)를 갖는다. 연소기 헤드는 이중추진제 동축 와류형 분사기가 동심원 형태로 배열되며, 연소불안정 억제제를 위한 1 hub - 6 blade 형태의 베플분사기가 반경 방향으로 이중으로 배치된다. 연소기 점화는 산소와 접촉하여 자발 점화되는 triethylaluminum(TEA)과 triethylboron(TEB)의 혼합물을 사용하며, 연소기 헤드 중앙에 위치한 와류형 점화분사기와 분사기면에 가까운 연소실 외벽에 설치된 6개의 제트형 점화분사기를 통해 점화가 이루어진다. Figure 1은 75톤 연소기 헤드의 형상을 보여준다.

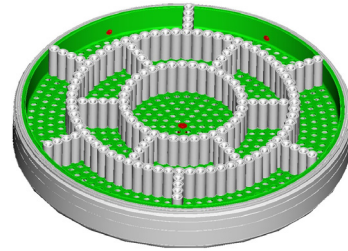


Fig. 1. 75-tonf Thrust Chamber Mixing Head

3. 75톤급 연소기 기술검증 계획

75톤급 엔진 연소기 기술검증의 주된 관심은 연소기의 대형화에 따라 다양한 모드로 나타날 수 있는 연소불안정 현상의 억제와 목표 비추력 달성여부, 그리고 대형 연소기의 제작성 검증에 있다. 이러한 사항들을 검증하기 위해서 시제품에 대한 연소시험이 필수적으로 요구되지만 현재 국내에는 항우연 내의 30톤급 액체로켓엔진 연소기 시험설비가 유일한 관계로 75톤급 연소기에 대한 본격적인 성능평가지험은 해외시험설비를 활용하거나 국내 대형시험설비의 신규 구축 이후에나 가능하다. 따라서 이러한 여건을 고려하여 국내 시험설비를 최대한 활용하는 방향으로 75톤급 연소기에 대한 초기 기술검증 계획을 수립하였다. 현재 항우연이 보유한 지상연소 시험설비는 30톤급 액체로켓 연소기를 약 60초

간 시험할 수 있는 설비로서, 75톤급 연소기의 경우 설계점 추진제 공급유량 243.6 kg/s의 약 50%까지 추진제 공급이 가능하여 설계 작동압력 6 MPa의 50%인 약 3 MPa의 저압 조건에서 연소시험이 가능하다. 이러한 상황을 고려하여 국내에서 시험 가능한 추력 30톤 규모로 75톤급 연소기의 축소형 연소기를 우선 제작하여 성능 평가를 실시하고 그 결과를 통해 75톤급 실물형 연소기의 설계 타당성을 검증함과 동시에 75톤급 연소기의 성능을 유추하는데 활용하기로 하였다. 이를 위하여 75톤급 연소기의 저압 연소시험 결과로 설계점 조건에서의 성능을 예측하는데 필요한 상관관계를 파악하기 위해 30톤급 축소형 연소기에 대해 설계점/탈설계점 연소시험과 더불어 연소압 3 MPa의 저압조건 연소시험을 추가로 실시하였다[2].

75톤급 연소기의 기술검증을 위해 총 3기의 기술검증시제(TDM)를 계획하였으며, 선행연구로 수행된 30톤급 연소기 개발 과정에 적용한 개발로직을 유사하게 적용하였다. 즉, 초기 시제인 TDM1, 2호기는 연소안정성 및 연소성능 평가를 주목적으로 헤드부/추력실부 분리형으로 제작하고, TDM3호기는 75톤급 대형 재생냉각 연소기의 제작성 평가를 주목적으로 헤드부/추력실부 일체형으로 하였다. 연소실부는 TDM1호기는 내열재 방식, TDM2호기는 연료냉각 방식, 그리고 TDM3호기는 비행용과 동일하게 완전한 재생냉각 방식으로 하였다.

3.1 75톤 40% 축소형 연소기

앞서 언급된 바와 같이 국내 시험설비를 사용한 75톤급 연소기 기술검증을 위해 75톤 연소기의 40% 축소형 시제를 개발하였다. 이 축소형 연소기는 추력 30톤급으로서 75톤급 실물형 연소기의 모든 설계 사항을 반영하고 있으며, 기존 선행연구에서 개발된 30톤급 연소기[1]와 비교할 때 연소기 헤드부의 구조와 점화용 분사기, 막냉각 설계 등에서 차이가 있다. 특히 75톤급 연소기 와 축소형 30톤급 연소기는 산화제 선공급 점화방식으로 설계되어 선행연구 30톤급 엔진 연소기와는 점화 시퀀스에 차이가 있다. 75톤급 실물형 연소기 기술검증시제 1호기와 30톤급 연소기를 비



Fig. 2. Comparison of 75-tonf full-scale and 40% subscale thrust chamber

교하여 Fig. 2에 나타내었다.

3.2 실물형 기술검증시제

75톤급 실물형 연소기 기술검증시제 3기의 주요 설계 규격 차이를 Table 1에 나타내었다.

분사기 단위유량 변화에 따른 비추력 변화를 평가하기 위해 분사기 단위유량을 변화시켰고, 배플분사기 길이에 따른 연소불안정 억제 능력을 평가하기 위하여 배플분사기의 길이를 변화시켰다. 75톤급 실물형 연소기 기술검증시제 형상을 Fig. 3에 나타내었다. 이들은 기술적으로 30톤급 엔진 연소기 개발시제 DM1, 3, 5호기에 해당한다. 노즐팽창비 3.5를 갖는 TDM1, 2호기의 연소시험에서는 보다 정확한 추력 측정을 통해 올바른 비추력 평가가 가능하도록 팽창비 12까지 조립식 추력측정용 노즐확장부[3]를 설치하여 시험하였다.

Table 1. Comparison of 75-tonf full-scale thrust chamber TDM design features

구분	TDM#1	TDM#2	TDM#3
헤드/추력실 구성	조립형	조립형	일체형
연소실 냉각	내열재	유로냉각	재생냉각
막냉각 벨트	조립형	일체형	일체형
분사기	15열/721	14열/631	15열/721
배플분사기 길이(mm)	69	52.4	62.9
노즐팽창비	3.5	3.5	12

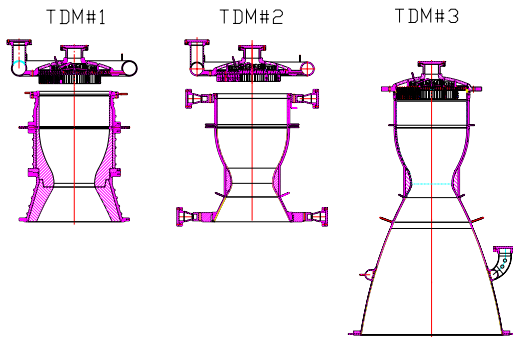


Fig. 3. 75-tonf Thrust Chamber TDM lineup

4. 75톤급 연소기 기술검증 현황

75톤급 연소기 기술검증시체는 현재 TDM1, 2호기는 제작이 완료되어 저압연소시험을 실시하였다. 연소시험에서 연소실부는 TDM1호기 내열재 연소실을 사용하였고, TDM1호기 헤드는 점화시험과 저압연소시험 3회를 실시하였고 TDM2호기 헤드는 저압연소시험 2회를 실시하였다. TDM2호기에 추력측정용 노즐확장부를 장착한 연소시험 장면을 Fig. 4에 나타내었다. 저압연소시험은 최장 5초까지 실시하였다.

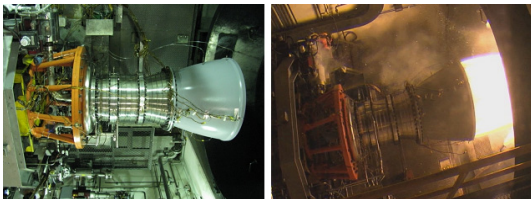


Fig. 4. 75-tonf TDM#2 Fire Test with Extended Nozzle

75톤 연소기의 저압연소시험 결과 연소특성속도는 TDM1, 2호기에서 각각 1755 m/s와 1744 m/s로 30톤급 축소형 재생냉각 연소기 저압시험에서 얻은 1730 m/s에 비하여 높은 값을 나타내었다. 75톤급 액체로켓엔진 연소기 기술검증시체는 내열재 연소실을 사용한 저압시험 조건에서 목표 연소특성속도 1730 m/s를 이미 만족시키고 있으므로 설계 연소압 조건 및 재생냉각에서는 더 높은 성능을 보일 것으로 예측된다. TDM2호기 저압연소시험에서는 1T1L 음향모드

에 해당하는 약한 연소불안정 현상이 발생하였으나 그 압력 진폭의 강도가 연소압의 3.5~4%로 미약하였다. 실제 설계 연소압 조건에서도 이러한 연소불안정이 나타날지는 연소시험을 통한 평가가 필요하다.

75톤급 연소기 기술검증을 위한 TDM3호기는 재생냉각 일체형 연소기로 연소실부는 현재 제작 완료를 앞두고 있다.

4. 결 론

75톤급 액체로켓엔진 연소기 개발을 위한 기술검증 계획을 수립하고 기술검증시체 개발을 진행하였다. 현재 국내에서 가용한 연소시험설비를 최대한 활용하여 75톤급 기술검증시체에 대한 저압연소시험을 실시하고, 그 결과를 75톤급 연소기 40% 축소형 시체에 대한 설계점 및 저압 조건 연소시험 결과와 비교하여 75톤급 연소기 설계점 조건에서의 성능을 유추하고자 하였다.

75톤급 연소기 기술검증시체에 대한 저압 연소시험 결과 설계 목표 연소특성속도를 만족시킬 수 있음을 확인하였다.

75톤급 연소기에 대한 보다 엄격한 성능평가를 위해서는 실제 운영 조건에서의 연소시험이 반드시 필요하며, 이를 위해서는 해외시험설비를 이용한 시험용역 또는 국내설비의 조속한 구축이 필요하다.

참 고 문 헌

1. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래 “추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기,” 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027~1037
2. 한영민 외 7인, “30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 저압 연소시험 결과”, 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009
3. 김홍집, 최환석, “실물형 연소기의 추력측정용 노즐확장부에 대한 열/구조적 건전성 평가”, 한국추진공학회지 논문 게재 심사 중