

75톤급 채널냉각 연소기 저압연소시험

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

Low Pressure Firing Tests of 75-tonf-Class Channel Cooling Thrust Chamber

Byoungjik Lim* · Yeoung-Min Han* · Jong-Gyu Kim* · Seonghyeon Seo* · Kyubok Ahn*
· Munki Kim* · Kwang-Jin Lee* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Using the technology demonstration model of 75-tonf-class combustor which is expected to be used to the rocket engine of a korean space launch vehicle, 2 times of firing tests were carried out. Firing tests were done at 50% of the nominal flow rate because of incapability of the test facility and limit of the test bed strength. Through the low pressure firing tests of 75-tonf-class channel cooling thrust chamber, reliability and stability at the ignition and combustion phases were confirmed. Additionally it was foreseen that the 75-tonf-class thrust chamber would satisfy the performance requirements.

초 록

한국형발사체 엔진에 사용될 것으로 예상되는 75톤급 연소기의 기술검증시제를 이용하여 2회 연소시험을 수행하였다. 설비 공급 능력과 구조물 강도 제한으로 정상 유량의 50% 수준에서 시험이 수행되었다. 채널냉각 연소기를 이용한 저압연소시험을 통해 점화구간과 연소구간에서의 신뢰도와 안정성이 확인되었다. 더불어 75톤 연소기가 성능요구조건을 만족시킬 수 있을 것으로 추정할 수 있었다.

Key Words: Technology Demonstration Model(기술검증시제, TDM), Kerosene(케로신), Regenerative Cooling(재생냉각), Firing Test(연소시험), Thrust Chamber(연소기), Cyclogram(사이클로그래프), Characteristic Velocity(특성속도)

1. 서 론

한국형발사체에 사용될 액체로켓엔진 구성품인

연소기는 현재 75톤급으로 개발 중이며 그 출발 단계로서 기술검증시제(TDM)에 대한 기본 시험이 진행되고 있다. 75톤급 연소기는 30톤급 연소기 개발과정에서 검증되었던 많은 부분(와류형 분사기, 재생냉각, 막냉각, 분사기형 베플, 점화제 공급방식)을 적용하여 개발 중인 연소기이다[1].

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

현재는 30톤급 연소기에서 적용되었던 부분들이 75톤급 연소기에도 안정적으로 적용 가능한지 확인하기 위해 기술검증시제를 제작하고 연소시험을 수행하고 있는 과정이다[1-6]. 본 논문에서는 그 과정에서 이루어진 채널냉각 연소실을 이용한 2회 연소시험 결과를 제시하였다.

2. 연소기 구성과 시험조건

2.1 기술검증시제

연소시험에 사용된 75톤급 연소기에 대한 규격 및 개발목표에 대해서는 타 참고문헌에 상세히 기술[1-6]되어 있으며 연소기 형상은 Fig. 1에서 확인할 수 있다. Figure 1의 채널냉각 연소실은 일체형 재생냉각 연소기 제작 전 헤드부와 연소실 부를 분리형으로 구성하고 낮은 확대비에서 연소실을 통한 열전달, 막냉각, 점화특성 등을 파악하기 위해 제작되었다.

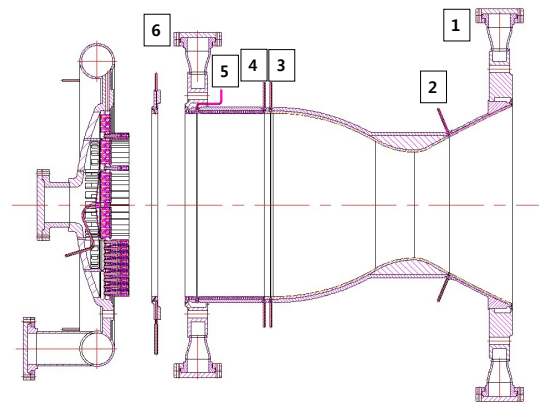


Fig. 1 Sectioned Drawing of 75-ton-Class Channel Cooling Thrust Chamber

2.2 시험조건

기술검증 목표인 75톤급 연소기는 정상추력과 유량[1]으로 시험을 수행할 수 있는 설비가 아직은 갖춰지지 않은 상황이고 설비를 구축하기 위한 예비 설계가 진행되고 있는 중이다[7]. 시험설비의 부재로 인해 현재 활용이 가능하며 30톤급 연소기 개발이 주로 이루어졌던 한국항공우

주연구원내 지상연소시험장을 활용하게 되었다. 따라서 지상연소시험장에서 운용 가능한 최대 유량과 추력을 기준으로 연소시험의 목표를 설정하고 조건을 결정하였다(Table 1).

Table 1. Firing Test Conditions

연소압력 (bar)	추력 (tonf)	유량(kg/s)		O/F
		추진제	냉각연료	
30	~30	121.8	~35	2.45

3. 시험결과

채널냉각 연소실을 이용한 저압연소시험에서는 헤드부로 공급되는 추진제와 연소실 채널냉각을 위해 공급되는 냉각 케로신이 독립적으로 운용된다. 냉각 케로신은 Fig. 1의 노즐 끝에 장착된 플랜지(1)를 통해 공급되어 연소실 내벽을 냉각하고 연소실 입구에 장착된 플랜지(6)를 통해 외부로 보내지게 된다. 냉각 케로신 중 일부는 내벽에 가공된 막냉각 구멍을 통해 연소실 내부로 분사된다.

제작 단계에서 크게 3개 부분으로 나뉘어 기계가공되고 용접을 통해 연결된 연소실은 각 접합부(2, 4)와 막냉각 위치(3, 5)에서 온도와 압력 측정이 가능하며, 채널냉각 케로신의 입구와 출구 조건을 확인하기 위해 연소실과 연결되는 플랜지 부분에서도 온도와 압력을 측정한다.

연소시험을 위한 사이클로그램은 냉각채널의 수력학적 특성과 막냉각 케로신을 포함한 점화 특성을 파악하기 위해 사전에 수행된 수류시험과 점화시험[5]을 통해 확정되었다.

3.1 유량과 압력

연소시험을 통해 예측하는 유량과 압력은 연소기의 성능을 확인할 수 있는 가장 기본적인 값이며 헤드부의 성능은 내열재 연소실을 이용한 저압연소시험에서 충분히 파악된 상태이다[6]. Figure 2가 두 번째 연소시험을 통해 얻은 압력과 냉각 케로신의 유량에 대한 그래프로서

초기 냉각 케로신의 유량이 급격히 상승하는 것은 공급밸브가 개방된 이후에 냉각채널과 연결 배관의 압력조절 오리피스까지 채우는 시간동안 배압이 충분히 형성되지 않았기 때문이다[5].

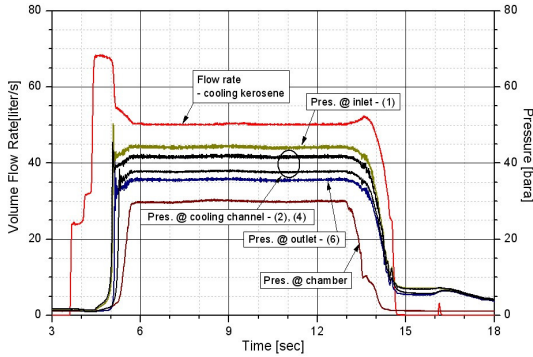


Fig. 2 Test Results - Pressures and Flow Rate

냉각채널을 통해서 연소실로 공급되는 막냉각 유량은 연소실 구조상의 이유로 인하여 센서를 통해 계측이 불가능하기 때문에 측정된 압력 (Fig. 1의 3번 위치)과 막냉각력에 대해 수행한 수류시험의 유량계수 값을 이용하여 계산한다. 2회 연소시험에서 확보된 압력과 유량 결과를 Table 2에 제시하였다.

Table 2. Test Results - Pressures and Flow rate

Test #	P_c (bar)	\dot{m}_{tot} (kg/s)	\dot{m}_{cool} (kg/s)	O/F	Tc (tonf)	C^* (m/s)
1	29.5	122.9	39.6	2.33	28.9	1746
2	30.0	124.1	39.9	2.35	29.3	1758

- P_c : chamber pressure, Tc : Thrust, C^* : characteristic velocity
- \dot{m}_{tot} : total flow rate of propellants
- \dot{m}_{cool} : flow rate of cooling kerosene

냉각 케로신 유량은 목표와 비교하여 10% 이상 초과 공급되었지만 연소실의 냉각성능 확인에 문제가 되지 않아 수류시험 이후에 오리피스를 조절하지 않고 연소시험을 진행하였다. 냉각채널 연소실을 이용한 저압 연소시험 결과에서도 내열재를 이용한 연소시험 결과[6]와 마찬가지로

특성속도(C^*)가 연소기 개발 목표인 1730 m/s보다 높은 상태이기 때문에 시험설비 완공 이후에 수행될 설계 확대비의 정상 작동조건에서도 충분히 만족할 것으로 예상된다.

3.2 온도

채널냉각 연소실의 작동성, 냉각성능, 연소실에서 전달되는 열유속 특성 등을 파악하기 위해 연소실 냉각채널 5 개소에서 온도를 측정하였으며 그 결과는 Fig. 3과 같다. 그래프에 표시된 각 숫자는 Fig. 1의 각 위치를 나타낸다.

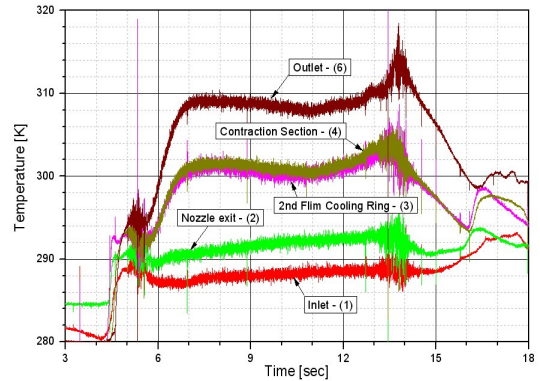


Fig. 3 Test Results - Temperatures

시험설비 용량 부족으로 인해 75톤 연소기의 정상 작동조건 연소시험이 불가능한 상황에서 수행된 저압 연소시험이기 때문에 8초 정도의 짧은 시간동안만 연소시험이 진행되었다. 이로 인해 측정된 온도가 평형에 도달하지 않은 상태에서 연소시험이 종료되었다. 하지만 온도의 변화 양상이 30톤급 연소기를 이용한 저압연소시험[8]의 초기와 유사하기 때문에 온도의 지속적인 상승이 나타나지는 않을 것으로 판단된다. 또한 본 연소시험 조건이 실제 연소기 작동에서는 짧은 시간에 지나가는 구간이기 때문에 온도의 평형상태 유지는 중요한 부분이 아니다.

30톤급 연소기 저압연소시험에서 유사한 O/F 비에 대한 결과를 참고하면 75톤급 연소기의 정상 작동조건에서 나타날 수 있는 추가적인 온도 상승은 10 K를 넘지 않을 것으로 판단된다.

3.3 압력섭동

일반적으로 연소기에서의 압력섭동은 연소기 헤드부의 특성이다. 본 연소시험에 사용한 연소기 헤드부는 동일한 시험조건에서 내열재 연소실을 이용하여 연소안정성이 검증된 상태이다 [6]. Figure 4는 연소시험에서 측정된 압력섭동으로서 나타난 바와 같이 RMS기준으로 0.5 bar(연소압력의 1.7%) 미만의 안정적인 연소특성을 보여주고 있다. 30톤급 연소기 개발 경우와 마찬가지로 내열재 연소실과 냉각형 연소실에서 압력섭동의 크기가 차이를 나타내지만 연소현상보다는 측정센서의 장착방식 차이에 의한 영향이 더 크게 나타나는 것으로 판단된다.

또한 30톤 연소기 경험을 바탕으로 정상연소 조건에서 압력섭동의 절대값은 증가하겠지만 연소압력에 대한 비율은 증가하지 않을 것으로 예상 가능하다.

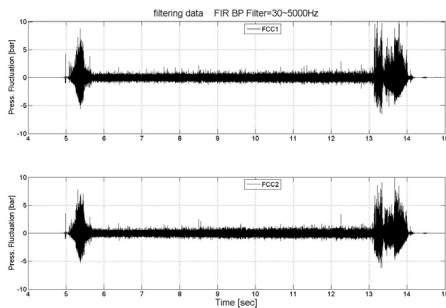


Fig. 4 Test Results - Pressure Fluctuations

4. 결 론

75톤급 실물형 연소기 헤드와 채널냉각 연소실을 이용하여 2회의 저압연소시험을 수행하였다. 75톤급 연소기의 정상 작동조건 시험이 불가능한 상황에서 수행된 저압연소시험에서 연소기

의 작동성과 연소안정성에 대한 부분적인 검증이 이루어졌고 성능적인 측면에서 설계요구조건을 만족할 것으로 예측할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 김성구, 유철성, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.125-129
2. 이광진, 김종규, 임병직, 서성현, 한영민, 유철성, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증 시제 제작,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.608-612
3. 최환석, 한영민, 김영목 “75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증 계획 및 현황,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.15-18
4. 김문기, 한영민, 김종규, 안규복, 이광진, 최환석 “75톤급 연소기의 기술검증 시제 수류시험 및 점화시험,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.97-100
5. 강동혁, 임병직, 안규복, 서성현, 한영민, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 채널냉각 연소실 수류시험 및 점화시험,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010. 5
6. 김종규, 안규복, 임병직, 김문기, 한영민, 최환석 “75톤급 액체로켓엔진 연소기 저압연소시험,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010. 5
7. 임병직 외 8인 “75톤급 액체로켓엔진 연소기 시험설비 기본설계,” 한국추진공학회 추계학술대회, 2009. 11, pp.353-358
8. 한영민 외 7인 “30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 저압 연소시험 결과,” 한국추진공학회 춘계학술대회, 2009. 5, pp.71-74