

30톤급 액체로켓엔진 연소기의 연소안정성 평가

임병직* · 이광진* · 김문기* · 강동혁* · 양승호* · 서성현* · 한영민* · 최환석*

Combustion Stability Evaluation of 30 ton-f Class Liquid Rocket Engine Combustor

Byoungjik Lim* · Kwang-Jin Lee* · Munki Kim* · Dong-Hyuk Kang* · Seung-Ho Yang*
Seonghyeon Seo* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

This paper presents pressure fluctuation characteristics of a 30 ton-f class liquid rocket engine combustor. Combustion stability of the combustor was evaluated using the results 46 firing tests performed with a varying O/F ratio and chamber pressure. The RMS value of pressure fluctuation during the steady state combustion was less than 2.6% of the static chamber pressure, demonstrating static stability of the combustion phenomenon. The decay time of pressure fluctuation caused by forced disturbance of a pulse gun was found to be less than 3.5 msec verifying dynamic stability of the combustor.

초 록

30톤급 액체로켓엔진 연소기 연소시험을 통해 측정된 압력섭동 특성에 대한 결과를 제시하였다. 연소실 압력과 O/F비를 변화시키면서 수행된 46회의 연소시험의 결과를 바탕으로 30톤급 연소기의 연소안정성을 대해 평가하였다. 정상 연소과정에서 발생하는 압력섭동 RMS 값이 연소실 압력의 2.6% 이내로서 정상상태에서 연소현상이 안정적임을 보여주었다. 또한 펄스건 강제교란을 통한 압력섭동의 감쇠시간 계산결과가 3.5 msec 이내라는 것을 통해 동적으로 안정적인 연소기임을 확인하였다.

Key Words: Combustor(연소기), Pressure Fluctuation(압력섭동), Decay Time(감쇠시간), Combustion Stability(연소안정성), Forced Disturbance(강제교란)

1. 서 론

로켓엔진 연소기는 로켓의 추력을 발생하는

장치로서 로켓의 임무 설계에 맞도록 추력, 비추력, 무게 등의 규격을 만족시켜야 한다. 하지만 연소기 내부에서 발생하는 높은 에너지 밀도는 압력섭동 발생가능성을 크게 하고 내부구조의 단순함으로 인하여 발생된 압력섭동을 감쇠시킬 수 있는 능력이 떨어진다[1]. 따라서 로켓엔진의

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

안정적인 작동을 위해서는 연소과정에서 발생하는 압력섭동이 일정한 조건을 만족하는 연소안정성도 확보되어야 한다[2].

Klem[2]이 제시한 압력섭동 제한조건이 개발되는 모든 연소기에 동일하게 적용될 수는 없지만, 로켓 및 엔진 개발 시작단계인 국내에서는 설계 기준으로 잡을 수 있을 것이다. 수행된 시험결과 역시 이 기준에 준하여 정상상태의 압력섭동과 강제교란에 의한 감소시간을 이용하여 연소안정성을 평가하였다.

2. 시험에 사용된 연소기 특성

2.1 조립형 연소기

연소기의 개발초기에는 분사기를 포함하는 헤드와 연소실이 조립형으로 제작되어 시험에 사용되었다. 이러한 제작방법은 초기에 헤드와 연소실을 교환하면서 시험을 수행할 수 있기 때문에 개발 비용과 일정에 큰 이득이 된다.

헤드에는 연소안정화 기구인 배플이 적용되며 배플의 냉각과 연소성능 향상을 위해 최종적으로 배플이 분사기 기능을 수행할 수 있도록 하였다. 최종 설계에서 배플 배치 해석을 통해 확정되었고[3], 그 길이는 스테인레스 스틸(STS)로 제작한 임시 배플의 길이를 변화시키면서 수행한 시험을 통해 확정되었으며[4], 확정된 배치와 길이에 따라 제작된 분사기형 배플을 장착한 헤드에 대한 시험이 수행되었다[5].

Figure 1은 STS 배플과 분사기형 배플이 장착된 연소기 헤드의 연소시험 전후 사진이다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 STS 배플을 이용하는 경우에는 연소과정에서 배플이 열에 녹아서 심하게 손상되는 반면 추진제 분사가 분사되면서 냉각이 이루어지는 분사기형 배플은 손상없이 원형을 유지하고 있다.

연소실은 내열재를 이용하여 제작한 연소실부터 시작하여 실린더와 노즐부가 분리되는 냉각 연소실과 실린더와 노즐이 일체로 된 냉각 연소실이 각각 확대비 3.5로 상태로 제작되어 시험에 활용되었다[6-8]. Figure 2는 시험에 사용된 내열

재 연소실과 냉각 연소실 2종을 보여주고 있다.

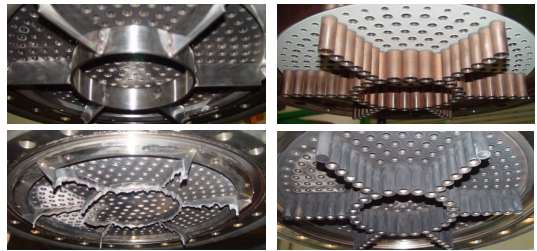


Fig. 1 Combustor heads with STS baffle and baffled injectors before and after firing test

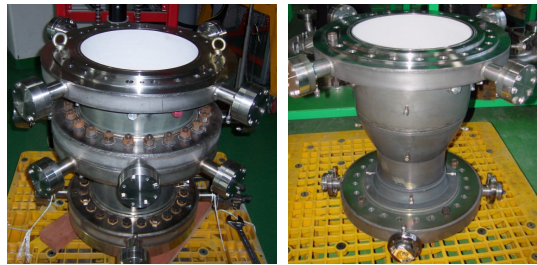
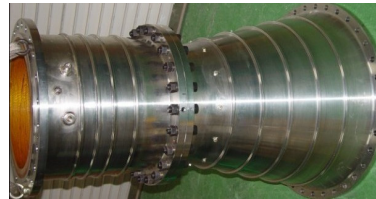


Fig. 2 Combustion chamber used for detachable combustor

2.2 일체형 연소기

분리형 연소기를 이용한 시험 결과에 따라 일체형 재생냉각 연소기가 제작되었으며 그에 대한 연소시험 역시 성공적으로 진행되었다[9-11]. 분리형 연소기에서는 추진제 중 연료가 직접 헤드로 공급되었던 반면 일체형 연소기에서는 연소기 노즐 측면에서 공급된 연료가 연소실에 형성된 냉각채널을 통해 헤드로 이동하면서 냉각제 역할을 수행하게 된다. 재생냉각 연소기는 팽창비 3.5의 짧은 노즐에 대한 시험이 먼저 수행되었고, 최종 설계 목표였던 팽창비 12의 연소기에 대한 시험이 이후에 수행되었다. Figure 3에 나타난 것이 일체형으로 제작된 2종류의 연소기

로서 동일한 헤드를 사용하여 제작되었다. 그림에서 좌측에 위치한 팽창비 3.5의 연소기는 이전 분리형 연소기와 비슷한 개념으로 연료가 노즐 끝부분의 4개 플랜지 중 2개를 통해 공급되는 반면에 팽창비 12의 연소기에서는 노즐 중앙부분에 있는 1개의 공급 부를 통해서 연료가 공급되는 차이점이 있다. 또한 노즐 중앙부로 공급된 연료는 노즐 출구 방향으로 흐르는 것과 노즐목 방향으로 흐르는 것으로 나뉘지는 특징이 있다.



Fig. 3 Welded single body combustor

3. 시험결과

연소시험과정에서 측정되는 압력섭동은 압전 소자 방식의 고주파센서를 통해 25.6 kHz로 계측된다(Fig. 4). 측정된 압력섭동에서 시험초기에 2개의 peak가 발생하는 것은 산화제와 연료가 공급되면서 순차적으로 2단 점화가 이루어지기 때문이며 정상상태에 이르면 큰 압력변화가 없기 때문에 고주파센서 특성에 의해 0에 가까운 신호를 나타낸다. 연소 후반부에 짧은 시간동안 peak가 발생하는 것은 강제교란 장치를 이용하여 연소실에 압력섭동을 발생시키면서 나타나는 결과이다. 강제교란 이후에 측정값이 급격히 떨어지는 현상은 연소가 종료되면서 연소실 압력이 감소하면서 발생하는 현상이기 때문에 정상 상태의 연소과정과는 연관이 없는 데이터이다.

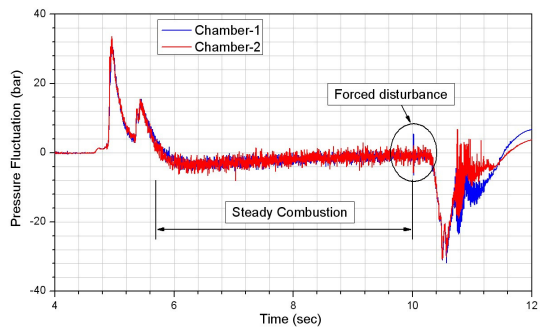


Fig. 4 Typical pressure fluctuation measured by pulsating pressure sensors

3.1 정상상태 압력섭동

앞 장에서 나열한 연소기들을 이용하여 수행한 46회의 연소시험에서 측정된 압력섭동의 결과를 Fig. 5에 나타내었다. Figure 5의 가로축은 연소실 압력이며 세로축은 연소실 압력에 대한 압력섭동 RMS의 비율이다. 연소기의 안정성을 평가하는 방식 중에서 연소과정에서 발생하는 압력섭동이 자발적인 불안정 현상 발생 없이 일정한 범위를 유지하는 경우에 대하여 'stable with no spontaneous instability'로 정의하며 연소기의 요구조건에 따라 기준 값이 3%, 5% 등으로 다를 수 있지만 일반적으로 연소실 압력 대비 10%를 기준으로 한다[2].

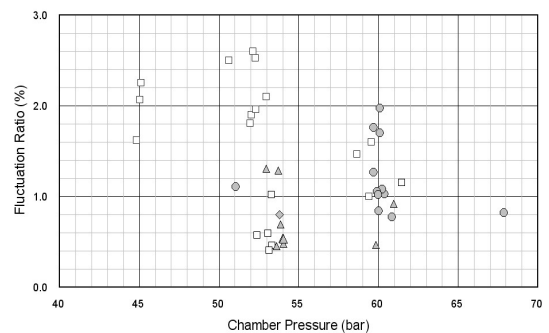


Fig. 5 Normalized pressure fluctuation with varying chamber pressure

앞서 기술한 연소기에 대하여 수행된 46회 연소시험에 대해 이와 같은 기준을 적용하여 평가하면 다양한 연소실 압력 조건에서 RMS 기준

3% 이내의 섭동량을 나타내고 있기 때문에 충분히 안정적인 연소기임을 확인할 수 있다. 또한 섭동을 측정된 결과에서 2% 이상의 값을 나타내는 경우인 사각형 기호의 시험은 STS 배플을 장착한 연소기 시험결과로써 연소과정에서 용융되어 떨어지는 STS 배플에 의해 발생한 섭동이 포함된 것으로 예상할 수 있다. 따라서 분사기형 배플을 장착한 시험 결과만을 고려한다면 연소실 내 압력섭동이 2% 이내인 것으로 결론 내릴 수 있다.

3.2 강제교란에 의한 감쇠시간

연소기의 안정성을 평가하는 또 다른 방법으로 Fig. 4에서 나타난 것과 같이 강제교란을 발생시키고 그 감쇠시간을 확인하는 것이 있다. 이와 같은 방법을 수행하는 것은 앞 절의 방법을 통해 연소기의 안정성을 평가하기 위해서는 상당한 수의 시험이 수행되어야 하기 때문에 개발과정의 시간과 비용이 과도해지기 때문이다. 이에 따라 앞 절의 방법에 의한 안정성평가는 강제교란을 발생시키기 불가능한 경우에만 적용되는 것이 좋다. 강제교란을 발생시키는 장치는 일정량의 화약을 장전한 펄스건으로 장전된 화약에 전기에너지를 가해 기폭시키고, 유도관을 따라 연소기로 압력파가 전달되어 연소장을 교란시킨다[12].

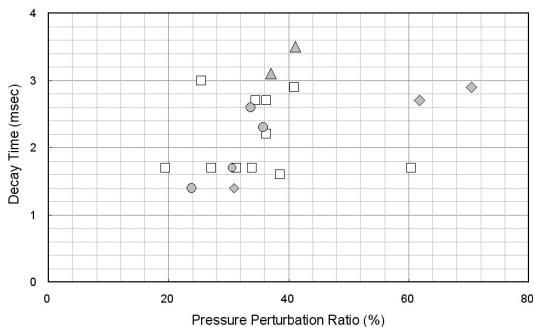


Fig. 6 Decay times with varying normalized pressure perturbation

Figure 6은 이와 같은 과정을 통해 강제교란된 압력섭동이 감쇠되는 시간을 측정된 압력섭동을

이용하여 계산한 결과이다. 강제교란된 압력섭동에 대해서 안정성을 평가하는 방법 중 하나는 발생된 압력섭동이 정상상태로 돌아가는 시간, 즉 감쇠시간을 계산하는 것이다. 만약 그 시간이 주파수의 함수로 나타나는 기준 시간(Eq. 1)보다 작다면 그 연소기는 ‘dynamically stably by damping’으로 규정한다[2]. 연소기에서 발생하는 불안정 모드 중에서 가장 유해한 모드로 인식되는 1T, 2T 모드의 경우에 대해서 본 연소기에 적용하면 20 ~ 30 msec의 기준 시간이 계산된다.

$$t_{damp} \leq 1250/\sqrt{f} \quad \text{Eq. 1}$$

따라서 Fig. 6에 나타난 시험결과는 감쇠시간이 4 msec이내로서 일반적으로 고려되는 로켓엔진 연소기의 안정성 조건을 만족하고 있다.

4. 결 론

30톤급 연소기 개발과정에서 수행된 46회의 연소시험과 그 중 22회의 강제교란에 의한 연소안정성 평가시험을 통해 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 분사기형 배플을 장착한 30톤급 연소기는 정상연소과정에서 연소실 압력 대비 2% 이내의 압력섭동이 발생하여 정적으로 안정한 것으로 평가되었다.
2. 정상연소과정 중에 강제교란을 통해 발생한 압력섭동은 연소실 압력의 20 ~ 70%의 크기이며, 교란된 압력 섭동은 최대 3.6 msec 이내 감쇠되어 정상 연소상태로 회귀하였으므로 이 연소기는 동적으로 안정한 것으로 평가되었다.

상기 두 가지의 사실을 통해 현재 개발된 30톤급 연소기가 연소안정성이 정적, 동적으로 모두 뛰어난 하드웨어임을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Culick, Fred E. C. and Yang, V., "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engine," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995, pp.3-37
2. Klem, Mark D. and Fry, Ronald S., "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines," CPIA publication 665, 1997
3. 김홍집, 김성구, 설우석, "액체로켓엔진에서 음향해석을 통한 허브-블레이드 배플 형상의 최적화," 대한기계학회논문집 B권, 제28호, 2004, pp.945-952
4. 이광진, 서성현, 한영민, 문일윤, 김종규, 임병직, 최환석, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주기술, 제5권 제1호, 2006, pp.122-131
5. 임병직, 이광진, 김성구, 김홍집, 한영민, "분사기형 배플을 장착한 액체로켓엔진 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.1003-1006
6. 서성현, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, 이수용, 조광래, "실물형 액체로켓 연소기 지상 연소 성능 결과," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2005, pp.235-239
7. 한영민, 김종규, 문일윤, 이광진, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기 물냉각 연소시험 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.187-192
8. 한영민, 김종규, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기 케로신 냉각 연소시험 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.1358-1361
9. 양승호, 김희태, 강동혁, 안규복, 서성현, 한영민, 최환석, "실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기(확대비3.5) 연소시험," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2007, pp.
10. 임병직, 이광진, 김종규, 안규복, 김홍집, 서성현, 최환석, "30톤급 재생냉각 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주학회 추계학술대회, 2008, pp.826-829
11. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 연소성능시험," 항공우주학회 추계학술대회, 2008, pp.735-738
12. 이광진, 김홍집, 서성현, 문일윤, 김형모, 이수용, 고영성, "연소안정성 평가시험 기법을 위한 펄스건 압력과 유도장치 개발실험," 한국항공우주학회지, Vol.33, No.3, 2005, pp.99-106