

재생냉각 연소기 연소시험의 연소안정성 분석

안규복* · 임병직* · 이광진* · 한영민* · 최환석*

Combustion Stability Analysis on Hot-firing Test Results of Regenerative Cooling Combustion Chamber

Kyubok Ahn* · Byoungjik Lim* · Kwang-Jin Lee* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Hot-firing tests were performed on two 30 tonf-class regenerative cooling combustion chambers, with different injector distribution and wall cooling method. In the paper, the combustion stability test results were analyzed and presented. The pressure fluctuation and stability rating test(SRT) results of the combustion chambers were examined to evaluate combustion stability. The combustion chambers exhibited satisfactory results on combustion stability. The RMS values of the chamber pressure fluctuation were less than 3% of the chamber pressure and the decay time of artificial pressure peaks was measured to be around 10% of the reference decay time. It is interesting that the RMS values of pressure fluctuation in the combustion chamber with film cooling are smaller than those in the chamber with cooling injectors at the periphery row.

초 록

분사기 배열 및 벽면 냉각 방식이 다르게 설계된 30톤급 재생냉각 두 연소기에 대한 연소시험이 수행되었다. 본 논문에서는 연소시험 결과 중 연소안정성에 대한 내용을 분석, 제시하였다. 연소안정성 평가를 위해 압력 섭동의 크기 및 SRT 결과를 검토하였으며, 두 연소기 모두 연소안정성 측면에서 매우 만족스러운 결과를 얻을 수 있었다. 압력 섭동의 RMS 값은 연소실 압력 대비 3% 미만의 값을 나타내었으며, SRT 결과에서도 외부 가진에 의한 압력 peak의 감쇠시간은 기준 감쇠시간의 10% 정도로 짧게 나타났다. 막냉각이 적용된 연소기의 경우 벽면 냉각용 분사기가 최외곽 열에 배치된 연소기에 비해 압력 섭동의 RMS 값이 감소하는 결과를 보였다.

Key Words: Combustion Stability(연소안정성), Combustion Chamber(연소기), Pressure Fluctuation(압력 섭동)

† 2009년 7월 2일 접수 ~ 2009년 9월 2일 심사완료

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

1. 서 론

연소불안정은 액체추진 로켓엔진 개발에 있어

서 가장 어려운 문제 중의 하나로 인식되고 있다. 1950년대 이래 많은 연구에도 불구하고 연소 불안정의 예측이나 명확한 물리적 메커니즘에 대한 근본적인 이해는 부족한 상황이다[1].

연소불안정은 국내 최초의 액체로켓엔진인 13톤급 KSR-III 개발 과정에서도 문제가 되었으며, 30톤급 엔진 연소기 개발에서는 이의 방지를 위해 초기부터 연소안정화 기구로서 배플을 사용하는 방법이 연구되었다[2]. 그리고 최종적으로는 배플 분사기가 적용되었다.

항공우주연구원에서는 30톤급 액체로켓엔진 연소기 개발을 위하여 많은 연구가 수행되었으며, 30톤급 재생냉각 연소기들에 대한 설계, 제작, 해석, 연소시험 결과들은 앞선 논문들에 발표되었다. 한영민 등[3-7]은 연소성능, 재생냉각 성능, 연소기 내구성, 점화 특성 등에 대한 내용을, 임병직 등[8, 9]은 SRT(stability rating test)와 같은 연소안정성 평가시험에 대한 내용을 발표하였다. 재생냉각 연소기들은 목표로 하였던 연소특성속도, 비추력, 냉각성능, 내구성 및 연소안정성 측면에서도 만족스러운 결과를 보여주었다.

본 논문에서는 분사기 배열 및 벽면 냉각 방식이 다르게 설계된 30톤급 재생냉각 두 연소기에 대한 연소시험 결과 중 압력 섭동, SRT 결과 등 연소안정성에 대한 내용을 비교, 분석하는데 초점을 맞추었다.

2. 재생냉각 연소기 및 시험조건

2.1 재생냉각 연소기 형상

Figure 1은 본 연구에 사용된 30톤급 액체로켓엔진 연소기 및 연소기 헤드의 모습을 나타낸다. CC#1 연소기는 30톤급 연소기 개발을 위해 최종 제작한 모델이며, CC#2는 75톤급 연소기 개발을 목적으로 새로운 개념을 도입한 30톤급 축소형 모델이다. 두 연소기 모두 추진제로는 액체 산소와 케로신(Jet-A1)을 사용하며, 노즐목 직경은 180.5 mm, 노즐출구 직경은 625 mm이다. 설계점에서의 연소 압력은 60 bar, 추진제중 연료



Fig. 1 Photographs of regenerative cooling combustion chambers: (a) CC#1 and (b) CC#2

유량은 25.8 kg/s, 산화제 유량은 63.0 kg/s이며 이때 혼합비(oxidizer/fuel ratio)는 2.44이다. CC#1, CC#2 연소기의 연소실부 직경/길이는 각각 380/189.4, 360/181.3 mm이며, 노즐목부의 길이는 392.4, 385.9 mm이다. 두 연소기의 1, 2차 노즐부 및 냉각채널은 동일한 형상을 갖는다.

벽면 냉각을 위해 CC#1은 최외곽 열에 연료 냉각 분사기가 설치되었지만, CC#2는 연소실 벽면의 2곳에 설치된 연료 막냉각을 이용하였다.

Table 1. Characteristics of injector numbers and film cooling installed at combustion chambers

연소기 모델	CC#1	CC#2
점화 분사기	1	1+6
주분사기	216	216
외곽 냉각분사기	48	X
배플 주분사기	54	54
배플 냉각분사기	6	X
막냉각	X	○
분사기 배열	10	9
총 분사기	325	277

CC#1의 경우 O-F-O 타입의 점화 분사기 1개가 설치되었고, CC#2의 경우는 중앙 점화기 1개, 연소실 측면 6개 분사기로 점화제 및 연료가 공급된다. 사용된 분사기 수 및 연소실 막냉각에 대한 정보를 Table 1에 표시하였으며, 연소기 설계에 대한 보다 자세한 사항은 참고문헌[10, 11]에 정리되어 있다.

2.2 시험조건

엔진 운영모드 변화에 따라 연소기는 대표적 작동 조건인 설계점(design point, DP) 기준 $\pm 15\%$ 범위 내의 혼합비 및 연소실 압력에 대한 연소성능, 연소안정성 등이 보장되어야 한다. 각 연소기는 설계점, 연소안정성이 취약한 탈설계점(off-design point, OD) OD1, 그리고 혼합비에 따른 연소특성속도 및 비추력을 파악하기 위해 OD6, OD8에 대한 연소시험이 수행되었다. Figure 2는 연소기 연소시험의 혼합비 대 연소실 압력 조건을 나타낸다. 그림에서 Circle은 목표로 하였던 설계점 및 탈설계점들을 표시하며, Square와 Diamond는 각각 CC#1, CC#2 연소시험이 수행된 시험 결과를 나타낸다. 저압 연소시험을 제외하고 각 연소기는 DP 4번, OD1, OD6, OD8 각 한번 등 총 7번의 연소시험이 수행되었다. 실제 연소시험 결과가 목표치에 거의 어긋남이 없음을 확인할 수 있다.

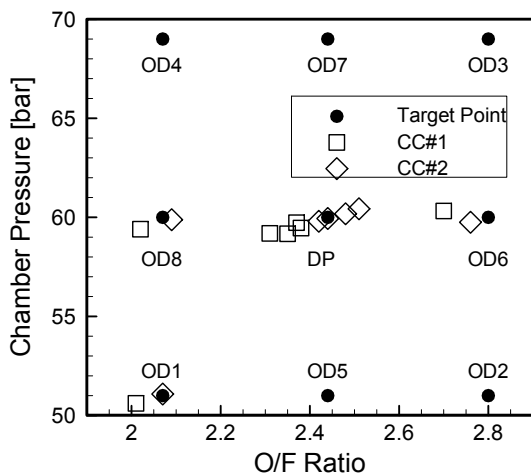


Fig. 2 Target points and hot-firing data of chamber pressure vs O/F ratio

3. 연소시험 결과 및 검토

3.1 연소시험 결과

CC#2 연소기의 설계점 60초 연소시험 시 연소실에서의 압력 섭동을 25,600 Hz로 획득하여 필터링 한 데이터를 Fig. 3에, 시간에 따른 필터링 데이터의 RMS(root mean square) 값을 Fig. 4에 나타내었다. FCC1, FCC2는 연소실 동압센서에서 측정된 값으로, 센서들은 연소실 길이 방향은 같지만 원주 방향은 135도의 차이를 두고 설치되어 있다. 동압센서 설치 및 필터링 방법에 대한 자세한 내용은 참고문헌[8, 9]에 정리되어 있다. 연소 시작시점과 종료시점의 충격을 제외하고 정상 연소구간 내에서의 압력 섭동은 ± 1.5 bar 이하를 보인다. 압력 섭동의 RMS 값은 FCC1, FCC2의 위치에 상관없이 동일하며 대략 0.4 bar 정도로 매우 안정적으로 유지되고 있음을 알 수 있다.

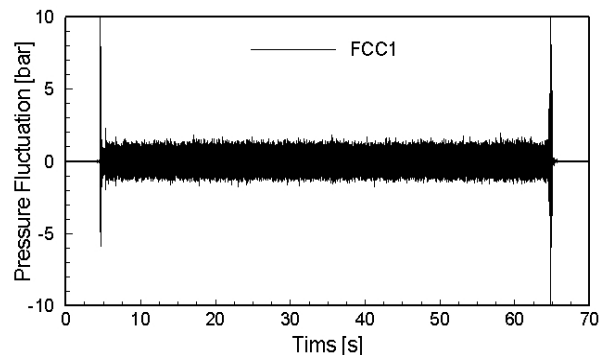


Fig. 3 Filtered pressure fluctuation data of CC#2 hot-firing at DP

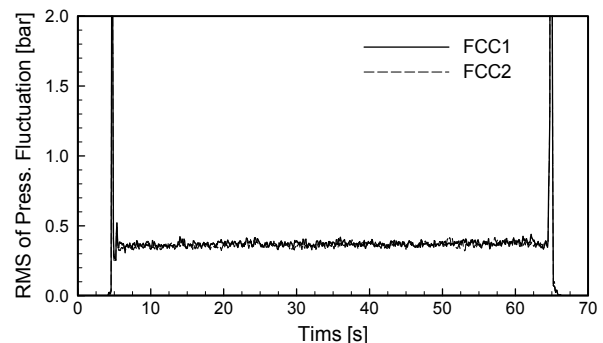


Fig. 4 RMS values of filtered pressure fluctuation data

두 연소기의 설계점에서 수행된 정상연소구간에서의 파워 스펙트럼 결과를 Fig. 5에 도시하였다. 연소실 내부 형상이 거의 동일하기 때문에 두 연소기의 음향 공진 모드는 유사할 것으로 예상할 수 있다. 그림에서 3000 Hz까지는 파워 스펙트럼 값과 peak의 주파수가 거의 같으며, 3000 Hz 이상에서는 주파수 특성이 조금씩 달라지는 것을 알 수 있다. 이는 두 연소기 실린더부의 내부 직경 및 길이가 5% 정도 다르며, 공진 모드가 커짐에 따라 주파수의 편차가 증가하기 때문으로 생각된다. 3000 Hz 이상에서 CC#2의 파워 스펙트럼 값이 CC#1 보다 작은 값을 나타내고 있다. 시험구간 내에서 같은 연소기 연소시험의 경우 파워 스펙트럼의 크기에는 차이가 있었지만 형상은 거의 동일하였다.

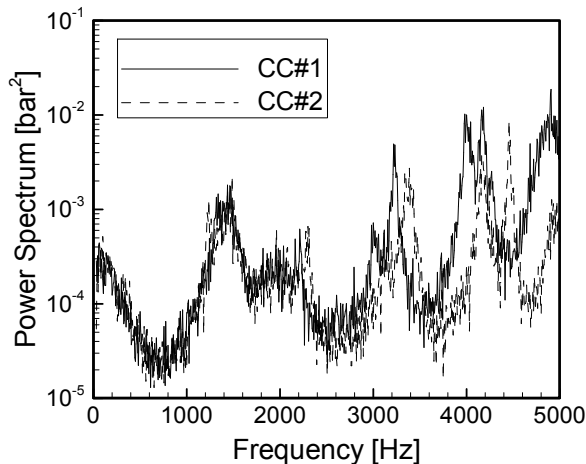


Fig. 5 Power spectrum of filtered pressure fluctuation data at DP

3.2 연소시험 결과 비교

CC#1, CC#2 연소기 연소시험 시 연소실에서 측정된 압력 섭동 결과를 연소실 압력으로 백분율한 데이터를 Fig. 6에 나타내었다. 모든 조건에서 압력 섭동의 RMS 값은 연소실 압력 대비 3% 미만의 값을 보이고 있다. 엔진 시스템의 손상이나 오작동을 방지하기 위해 특별한 경우 연소실 압력 대비 압력 섭동을 3%, 5% 등으로 제한하기도 한다. 하지만 일반적으로 연소과정에서 발생하는 압력 섭동이 자발적인 불안정 현상 없

이 일정한 범위를 유지하는 경우 연소안정성의 기준이 되는 압력 섭동은 연소실 압력의 10%를 기준으로 한다[12].

설계점이나 탈설계점, FCC1이나 FCC2의 위치에 상관없이 CC#2에서의 값이 CC#1에 비해 작다는 것을 알 수 있다. 연소실에서의 축방향이나 반경방향으로의 연소 지역(에너지 방출) 확대는 연소안정성을 증가시킨다고 알려져 있다[1]. 덤프 연소기에서도 이와 유사한 결과가 제시되었는데, Ghoniem[13] 등은 능동연소제어 연구에서 추가적인 연료의 공급에 따라 연소안정성이 향상될 수 있다는 결과를 발표하였다.

CC#2 연소기의 경우 분사기면에서 55 mm, 206.5 mm 떨어진 곳에서 막냉각 연료가 분사되어 위에 언급된 참고문헌 등에서와 유사한 결과를 얻는다고 생각된다. 연료, 산화제 매니폴드 압력 섭동의 RMS 값은 두 연소기에서 거의 차이가 없었다는 점에서 볼 때, 연소실에서 막냉각의 영향을 추측할 수 있다.

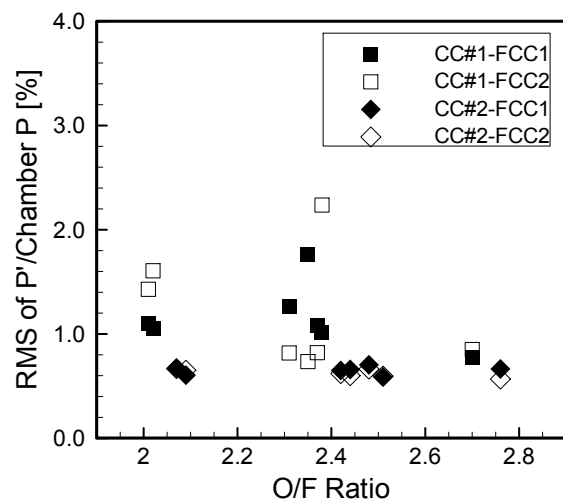


Fig. 6 Percentage of RMS valves of pressure fluctuation normalized by chamber pressure

3.3 SRT 연소시험 결과비교

SRT 시험에 대한 개념, 방법 및 CC#1 연소기에 대한 SRT 결과는 참고문헌[8, 9]에 정리되어 있다. 이번 장에서는 CC#2의 결과를 추가하여 비교, 분석하였다. 임병직 등[8]과 함께 first

tangential mode에 초점을 두어 50 ~ 2500 Hz band-pass 필터링 처리한 데이터의 최대값을 연결하는 추세선을 통해 추세선의 최대값과 비교하여 1/e이 되는 시간과 최대값 시간의 차이를 감쇠시간으로 정의하였다.

Figure 7은 CC#2 연소기의 설계점 연소시험에서 펄스건에 의해 유도된 충격파가 발생되어 소진되어 가는 모습과 감쇠시간 계산 결과를 나타낸다. 계산된 감쇠시간은 2.66 msec로 CC#1 연소기와 유사한 값을 얻었다.

Klem과 Fry[12]는 논문에서 아래의 식과 같은 주파수의 함수인 기준 감쇠시간을 제시하여, 이보다 작다면 연소기는 안정하다고 가정하였다.

$$t_{damp} [msec] \leq (1250/f^{1/2})$$

연소기에서 발생하는 불안정 모드 중에서 가장 유해한 모드로 인식되는 1T, 2T 모드의 경우에 대해서 본 연소기에 적용하면 20 ~ 30 msec의 기준 시간이 계산된다. 따라서 실제 측정된 감쇠시간이 위 식에 의해 계산된 기준 시간의 10% 정도로 매우 작다.

SRT 시험을 위한 교란의 크기는 연소실 압력의 10 ~ 20% 이상이 되어야 한다[12]. 필터링 후 교란의 최대 크기가 연소실 압력의 25% 정도이므로 시험의 유효성을 확보했다고 할 수 있다.

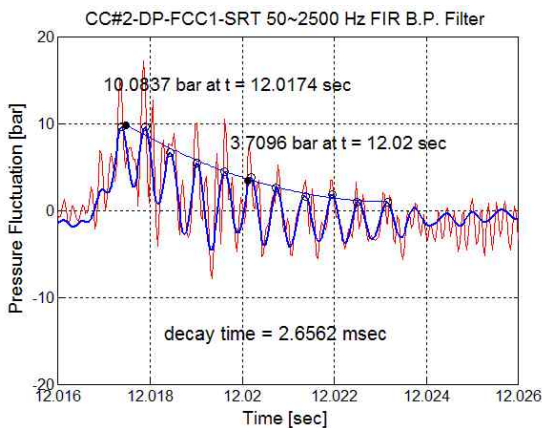


Fig. 7 Pressure fluctuation data of SRT in case of CC#2 and DP

SRT 시험은 CC#1의 경우 3번, CC#2의 경우 2번이 수행되었으며 5번의 시험 결과를 Fig. 8에 도시하였다. 모든 시험 결과에서 감쇠시간은 3 msec 이하의 값을 나타내었다. FCC1과 FCC2에서 측정되는 감쇠시간은 측정된 압력 섭동 차이에 의해 약간씩 차이를 나타내며, 연소실 내의 압력, 온도 그리고 펄스건 자체의 hysteresis에 의해 압력 섭동의 크기 및 감쇠시간은 영향을 받게 된다. 따라서 SRT 감쇠시간에서 1~2 msec 정도의 차이는 오차로 볼 수 있다. 이러한 오차에도 불구하고 CC#1, CC#2의 SRT 결과로부터 두 연소기 모두 기준 감쇠시간에 비해 10% 수준으로 매우 안정적임을 확인할 수 있었다.

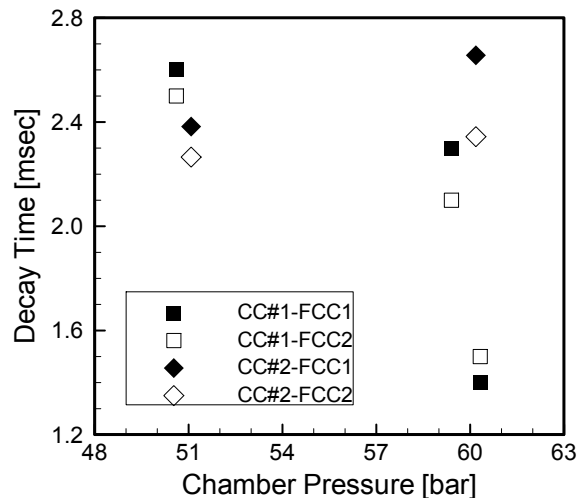


Fig. 8 Decay time of pressure fluctuation by SRT

4. 결 론

분사기 배열 및 벽면 냉각 방식이 다르게 설계된 30톤급 재생냉각 두 연소기에 대한 연소시험 결과 중 연소안정성에 대한 내용을 분석하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1) 두 연소기 모두 압력 섭동의 RMS 값은 연소실 압력 대비 3% 미만의 값을 나타내어 압력 섭동의 크기 측면에서 만족스러운 결과를 보였다.

2) SRT 결과에서 두 연소기 모두 감쇠시간은 연소안정성 기준 감쇠시간의 10% 수준으로 SRT 결과에서도 두 연소기의 안정성을 확인할 수 있었다.

3) 벽면 냉각용 분사기가 최외곽 열에 배치된 연소기에 비해 막냉각이 적용된 연소기의 경우 압력 섭동의 RMS 값이 감소하는 결과를 보이며, 이는 분사기 면에서 축방향으로 일정 거리 이격된 지점에서 분사되는 막냉각에 의한 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Yang, V. and Anderson, W. E., Liquid Rocket Engine Combustion Instability, Volume 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Inc., 1995
2. 이광진, 서성현, 한영민, 문일윤, 김종규, 임병직, 최환석, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주기술, 제5권 제1호, 2006, pp.122-131
3. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 연소성능시험," 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp. 735-738
4. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 연소기 재생냉각 연소시험 결과," 한국추진공학회 2008년도 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.133-137
5. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "액체로켓엔진 연소기 산화제 선공급 Cyclogram에 의한 점화특성," 한국추진공학회 2008년도 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.137-142
6. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, "산화제 선공급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 초기 연소시험 결과," 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.831-834
7. 한영민, 서성현, 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 산화제 선공급 연소시험," 한국항공우주학회 2009년도 춘계학술발표회 논문집, 2009, pp.680-683
8. 임병직, 이광진, 김종규, 안규복, 김홍집, 서성현, 최환석, "30톤급 재생냉각 연소기의 연소안정성 평가시험," 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp. 826-829
9. 임병직, 이광진, 김문기, 강동혁, 양승호, 서성현, 한영민, 최환석, "30톤급 연소기 연소안정성 평가," 한국추진공학회 2008년도 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.163-167
10. 김종규, 한영민, 서성현, 이광진, 최환석, "지상연소시험용 실물형 재생냉각 연소기(확대비 12)의 설계 및 제작," 한국추진공학회 2007년도 춘계학술대회 논문집, 2007, pp. 114-118
11. 김종규, 한영민, 이광진, 임병직, 안규복, 최환석, "산화제 선공급 액체로켓엔진 연소기의 설계/제작," 한국항공우주학회 2008년도 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.851-854
12. Klem, M. D. and Fry, R. S., "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines," CPIA publication 665, 1997
13. Ghoniem, A. F., Annaswamy, A., Park, S. and Sobhani, Z., "Stability and Emissions Control Using Air Injection and H₂ Addition in Premixed Combustion," Proceedings of the Combustion Institute, vol. 30, 2005, pp.1765-1773