

研究論文

연소실 압력 변화에 따른 연소기 압력 섭동 분석

안규복* · 임병직* · 김종규** · 한영민* · 최환석*

Analysis of Pressure Fluctuations in a Thrust Chamber
with Chamber Pressure Variation

Kyubok Ahn* · Byoungjik Lim* · Jong-Gyu Kim** · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

For the development of a liquid rocket engine, hot-firing tests of a regeneratively cooled thrust chamber were performed at chamber pressures of approximately 30 and 60 bars. In the paper, pressure fluctuation data, which were obtained from the dynamic pressure transducers installed in propellant manifolds and combustion chamber, were analyzed. Compared to the data at chamber pressure of 60 bar, the results at chamber pressure of 30 bar showed low-frequency oscillations around 150 Hz in the combustion chamber. The low-frequency waves in the combustion chamber were coupled with those in the manifolds. However, the RMS values of the chamber pressure fluctuations at chamber pressure of 30 bar were only 0.8% of the chamber pressures. Thus, it can be inferred that the thrust chamber operates in the stability boundary even at low chamber pressure.

초 록

액체로켓 엔진 개발을 위한 재생냉각 연소기의 연소시험이 연소실 압력 30 bar, 60 bar 조건에서 수행되었다. 본 논문에서는 추진제 매니폴드 및 연소실에 설치된 동압 센서에서 얻어진 압력 섭동 결과에 대해 분석하였다. 60 bar 연소시험과는 달리 30 bar 연소시험에서는 150 Hz 대역의 저주파 섭동이 지속적으로 관찰되었다. 이러한 저주파 섭동은 산화제/연료 매니폴드와 연동을 하고 있었다. 하지만 30 bar 연소시험에서도 연소실 내 압력 섭동의 RMS 값은 연소실 압력의 0.8 % 수준으로 연소 안정성 범위 안에서 연소기가 작동함을 알 수 있었다.

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

접수일 2010. 6. 18, 수정완료일 2010. 8. 17, 게재확정일 2010. 8. 23

* 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kbahn@kari.re.kr

1. 서 론

한국항공우주연구원에서는 터보펌프식 액체로

켓엔진 개발을 위해 엔진의 하부 시스템인 연소기, 가스발생기, 터보펌프 등의 연구가 진행되어 왔다[1]. 30톤급 연소기의 경우 실물형 헤드 기준으로 총 6대가 제작되었으며, 헤드와 연소실이 용접으로 결합된 일체형 모델로는 2대가 만들어져 60초 연소시험이 성공적으로 수행되었다[2, 3]. 최종 개발된 일체형 모델의 경우 설계점에서의 연소특성속도는 1754 m/s, 비추력은 266 sec를 기록하였다[2]. 연소시험 중 연소실 내에서의 압력 섭동은 연소실 압력 대비 2.5% 미만으로 매우 안정적이었으며, 또한 펄스건(pulse gun)을 이용한 SRT(stability rating test) 연소시험을 수차례 수행하여 안정성을 검증하였다[4].

추진제 런탱크(run tank)를 미리 가압하여 중단밸브를 개폐시킴으로써 매우 빨리 최종 연소 압력에 도달하는 가압식 연소시험과는 달리, 실제 터보펌프식 엔진에서의 연소기는 목표 압력에 도달하기 위한 시간이 필요하게 된다[5]. 이러한 시간 동안 분사기 전/후단 차압, 즉 추진제 매니폴드와 연소실의 압력 차이는 낮은 상태가 된다. 기존 문헌들에 따르면 분사기 차압이 작은 경우 저주파 연소불안정에 취약해지는 현상이 발생한다고 알려져 있다[6].

19개 동축 와류형 분사기를 장착한 축소형 연소기 연소시험에서 연소실 압력이 산화제의 임계압력 보다 낮은 경우 150 Hz 내외의 저주파 섭동이 발견되었다[7]. 또한 분사기의 리세스 수가 1 보다 증가하면, 즉 산화제와 연료가 분사기 내부에서 혼합이 이루어질 때 저주파 섭동의 강도는 매우 커진다는 것을 알 수 있었다[7].

30톤급 재생냉각 연소기에서 각 추진제 마다 두 개의 중단 밸브를 사용하여 유량을 조절함으로써 한 연소시험에서 목표 압력의 1/2 수준인 30 bar에서 연소가 이루어진 후, 최종적으로 60 bar로 올라가는 시험이 수행되었다. 이에 대한 작동성 및 연소성능에 대한 결과는 참고문헌[2, 8]에 정리되어 있으며, 본 논문에서는 연소실 압력 30 bar와 60 bar에서의 압력 섭동 특성을 비교, 분석하였다.

2. 재생냉각 연소기

Figure 1은 본 연구에 사용된 30톤급 액체로켓 엔진 연소기 및 연소기 헤드의 모습을 나타낸다. 본 연소기는 75톤급 연소기 개발을 목적으로 새로운 개념을 도입한 30톤급 축소형 모델이다. 추진제로는 액체산소와 케로신(Jet-A1)을 사용하며, 노즐목 직경은 180.5 mm, 노즐출구 직경은 625 mm이다. 설계점에서의 연소실 압력은 60 bar, 추진제중 연료 유량은 25.8 kg/s, 산화제 유량은 63.0 kg/s이며 이때 혼합비는 2.44이다. 연소기의 연소실부 직경과 길이는 각각 360, 181.3 mm이며, 노즐목부의 길이는 385.9 mm이다.

재생냉각 연소기는 중앙 점화기 1개 및 연소실 측면의 6개 점화기로 초기 점화가 이루어진다. 연소기 헤드에는 점화 분사기 1개, 배플 분사기 54개, 주분사기 216개의 총 271개 분사기가 Fig. 1에서와 같이 9열로 배열되어 있으며, 벽면 냉각을 위해 연소기 실린더부 벽면의 2곳에 막냉각 벨트가 설치되어 있다. 주분사기는 리세스 수 1.0으로 설계되었다. 연소기에 대한 보다 자세한 사항은 참고문헌[9]에 정리되어 있다.

압력 섭동 측정을 위해 산화제 매니폴드에는 PCB 102A11(1000 psi), 102A14(5000 psi) 동압 센서가 1개씩, 연료 매니폴드에는 PCB 101A04(1000 psi), 101A02(5000 psi) 동압 센서가 1개씩 사용되었다. 매니폴드 압력은 1000 psi 센서의 측정 범위 보다 약간 크기 때문에 5000 psi

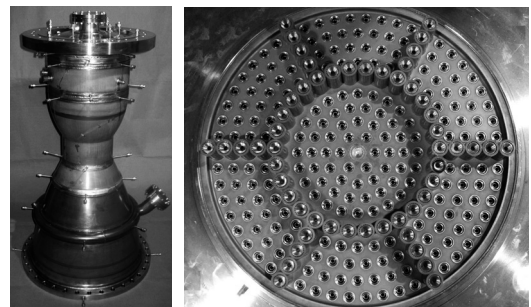


Fig. 1 Photos of the present regeneratively cooled thrust chamber

센서를 추가하여 데이터 획득의 실패를 방지하고자 하였다. 연소실 내부에는 고온 조건에서도 사용이 가능한 헬륨/물공급 방식의 PCB 123A24(1000 psi) 동압센서 2개가 내부 벽면에 거의 근접하여 설치되었다.

3. 연소시험 결과 및 검토

재생냉각 연소기 연소시험에서 얻어진 각 추진제 매니폴드 및 연소실 압력 결과를 Fig. 2에 도시하였다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 5초 정도에 예비밸브가 열림으로써 연소실 압력이 30 bar에서 6초 동안 유지된 후, 11초에 메인밸브가 열리면서 60 bar에서 8초 동안 압력이 유지되는 것을 확인할 수 있다. 연소실 압력이 30 bar인 상태에서 산화제 및 연료 분사기의 차압은 3.0, 4.5 bar이었으며, 연소압력 60 bar인 상태에서는 11.5, 14.0 bar로 연소시험 동안 일정하게 유지되었다.

세 번의 연소시험에서 얻어진 혼합비(O/F ratio)와 연소실 압력 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 화살표로 표시를 해 놓았듯이 세 번의 연소시험 모두 일차적으로 30 bar를 유지하다가 메인밸브가 열리면서 60 bar로 승압되었다. 설비의 한계로 인해 런탱크 압력을 일정하게 유지시키

면서 저압과 고압 조건에서 혼합비를 동일하게 맞추지는 못하였지만, 본 실험 목적의 달성에는 문제가 없었다. 연소실 압력 30 bar 조건에서 혼합비는 2.0~2.4를, 60 bar에서는 2.1~2.7 사이의 영역에서 시험이 이루어졌다.

Figure 4는 첫 번째 연소시험(Test#1)에서의 연소실 압력 섭동 데이터를 50~5,000 Hz band-pass filtering하여 얻은 시간에 따른 그래프이다. 5초 정도에 예비밸브를 통하여 추진제가

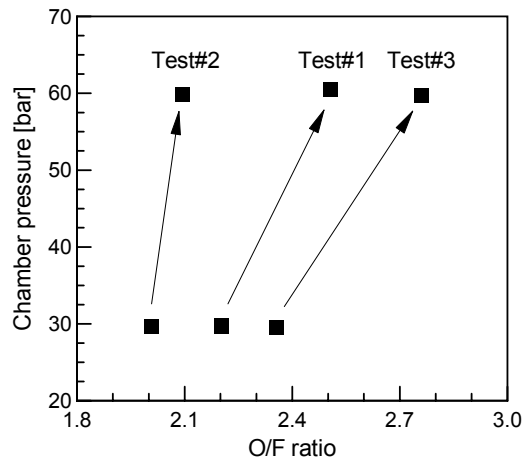


Fig. 3 Mixture ratio vs chamber pressure obtained from hot-firing tests

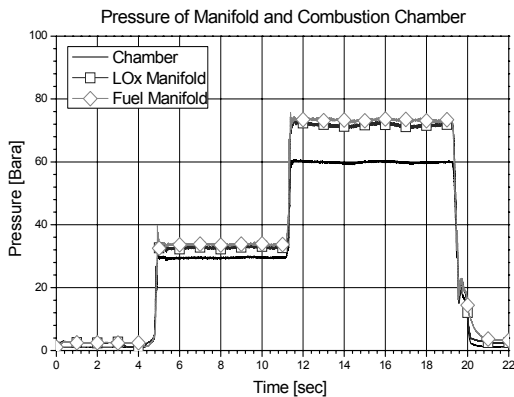


Fig. 2 Static pressures in manifolds and combustion chamber with time at Test#1

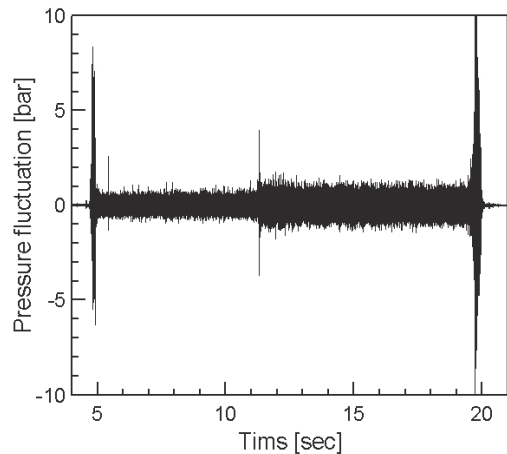


Fig. 4 Temporal evolution of filtered chamber pressure fluctuation at Test#1

공급되어 연소가 일어남에 따라 큰 섭동이, 11초 정도에서 메인밸브를 통하여 유량이 증가할 때 작은 섭동이, 20초 정도에서 종단밸브들이 close 될 때 큰 충격이 발생하는 것을 알 수 있다. 압력 섭동은 대략적으로 30 bar 연소실 압력에서 ± 1 bar 내를, 60 bar 연소실 압력에서는 ± 2 bar 내를 유지하고 있다.

Figure 4의 필터링 된 연소실 압력 섭동 데이터의 RMS 값을 Fig. 5에 제시하였다. 평균적으로 RMS 값은 30 bar 연소압에서 0.23 bar, 60 bar 연소압에서 0.36 bar의 매우 작은 값을 보이고 있다. RMS 값이 연소실 압력의 3% 미만일 때 안정하다고 정의한 참고문헌[10]에 따르면 30 bar, 60 bar 연소압력 모두에서 연소는 안정적이라 판단할 수 있다.

Figure 4에서의 압력 섭동 데이터 중 연소실 압력이 30 bar인 9~10초, 60 bar인 17~18초 사이의 데이터를 FFT(fast Fourier transform)하여 Fig. 6에 도시하였다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 압력 및 혼합비의 차이로 인한 온도장, 화염 영역의 변화로 파워스펙트럼 값이 변하기는 하지만 전반적인 경향은 크게 다르지 않음을 알 수 있다. 하지만 60 bar에서는 발견되지 않는 150 Hz 대역의 저주파 섭동이 30 bar 조건에서

는 발견되고 있다. 이는 다른 두 번의 연소시험에서도 동일하게 발견되었다.

Figure 7은 세 번의 연소시험에서 얻어진 30 bar, 60 bar 연소실 압력 조건에서 최대 파워스펙트럼의 주파수 값을 나타낸 그래프이다. 60 bar에서는 3T(tangential mode)에 해당하는 4500 Hz 대역에서 최대값이 나타나는 반면, 30 bar에서는 연소실 내 공진모드와는 상관없는 150 Hz 영역의 저주파에서 섭동이 가장 크게 나타나고

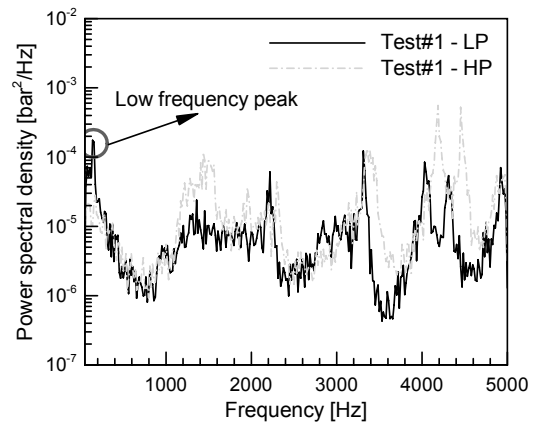


Fig. 6 Power spectral densities in case of chamber pressures of 30 bar and 60 bar at Test#1 (LP : 30 bar, HP : 60 bar)

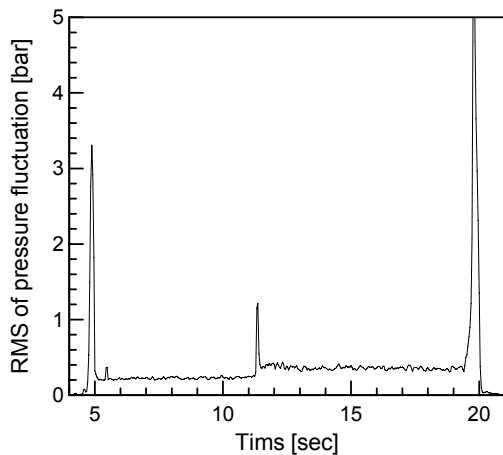


Fig. 5 RMS values corresponding to filtered chamber pressure fluctuation at Test#1

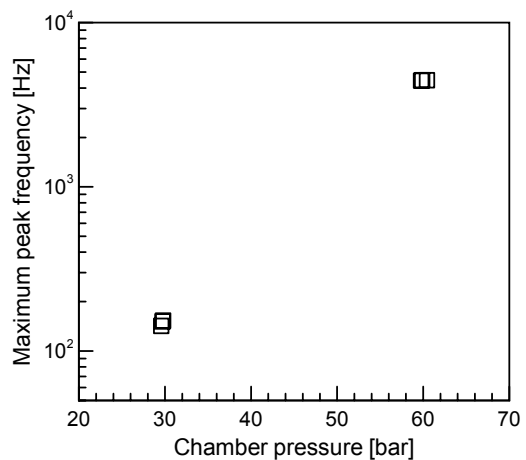


Fig. 7 Peak frequencies at maximum power spectral densities acquired from hot-firing tests

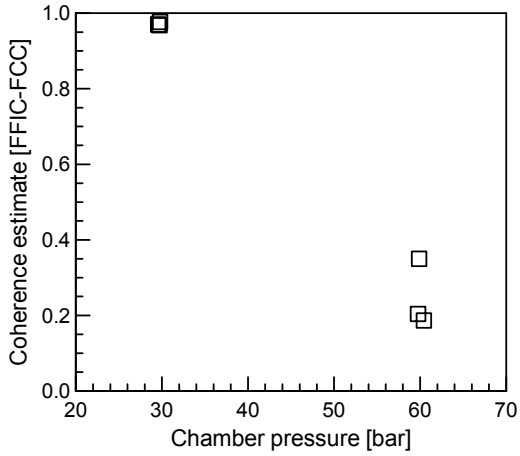


Fig. 8 Coherence estimate between the pressure fluctuations in the combustion chamber and the fuel manifold as a function of chamber pressure

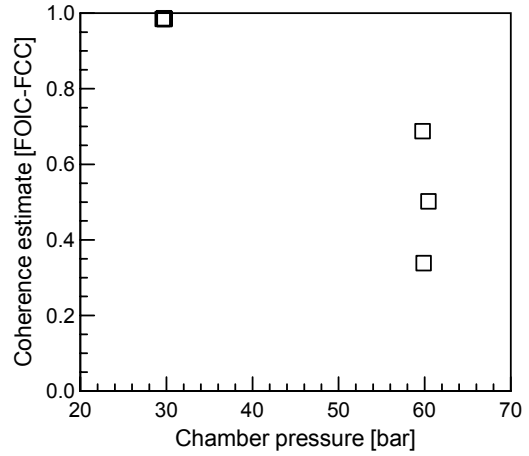


Fig. 9 Coherence estimate between the pressure fluctuations in the combustion chamber and the oxidizer manifold as a function of chamber pressure

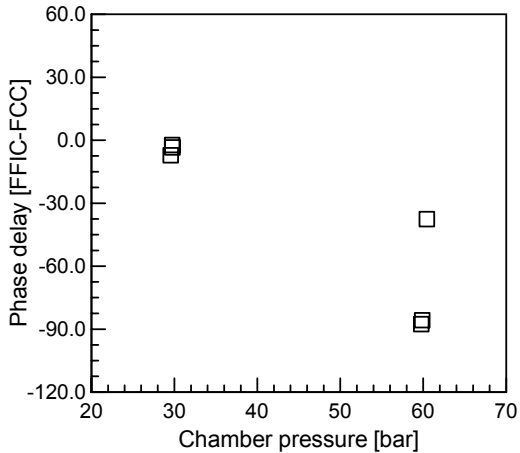


Fig. 10 Phase delay between the pressure fluctuations in the combustion chamber and the fuel manifold as a function of chamber pressure

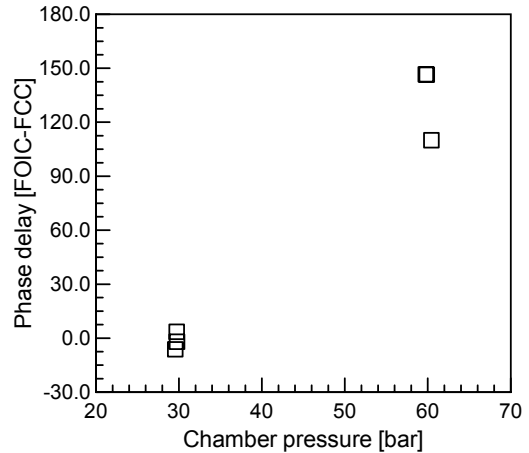


Fig. 11 Phase delay between the pressure fluctuations in the combustion chamber and the oxidizer manifold as a function of chamber pressure

있다. 일반적으로 추진제 공급 배관 및 낮은 분사기 차압과 연관되는 이러한 150 Hz 영역에서의 저주파 압력 섭동은 그동안 개발되었던 축소형 연소기 및 가스발생기의 저압 연소시험에서도 발견되었다[7, 11].

이러한 연소실 내 압력 섭동을 보다 심도 있

게 이해하기 위해 연소실 압력 변화에 따른 각 추진제 매니폴드 섭동과의 연관성을 살펴보았다. Fig. 8~11은 연소실 압력 섭동의 최대 파워스펙트럼 주파수에서 연소실 압력과와 연료 및 산화제 매니폴드 압력과의 coherence estimate 및 phase delay 결과를 나타낸 것이다. 연소실 압력

60 bar에서와는 달리, 연소실 압력 30 bar에서는 연소실의 압력파와 연료 및 산화제 매니폴드 압력파의 coherence 값이 거의 1에 가까운 것을 알 수 있다. 또한 phase delay의 경우도 60 bar에서와 달리 30 bar에서는 delay가 거의 없이 연소실과 매니폴드 압력파가 연동되는 것을 확인할 수 있었다. 즉, 연소실 압력 30 bar에서 발생하는 저주파는 추진제 매니폴드 및 그 전의 배관에서 발생하는 압력파가 분사기의 낮은 차압으로 인해 연소실과 연동된다고 이해할 수 있다.

세 번의 연소시험에서 얻어진 저압, 고압 조건에서의 압력 섭동 RMS 값을 연소실 압력으로 정규화하여 Fig. 12에 도시하였다. 연소실 압력 60 bar 조건에서의 0.6%에 비해 30 bar에서의 정규화된 RMS 값은 0.8%로 약간 증가하기는 하지만, 분사기 차압이 설계점에 비해 1/4 수준으로 낮은 상태에서도 연소 안정성 측면에서는 매우 만족스러운 결과를 얻을 수 있었다. 이는 19개 분사기를 장착한 축소형 연소기 저압 연소시험에서 저주파 섭동이 매우 컸던 것과 비교하여 차이를 보인다[7]. 본 시험에 사용된 재생냉각 연소기의 경우 축소형 연소기 연소시험에서 가장 작은 섭동을 보였던 리세스 수 1.0인 분사기가 사용되었던 것과, 수동 안정화 기구인 배플 분사기가 적용되었던 점 등이 연소 안정성에 중

요한 역할을 한 것으로 생각된다.

4. 결 론

30톤급 재생냉각 연소기의 연소실 압력 30 bar, 60 bar 연소시험에서의 압력 섭동에 대한 비교, 분석을 수행하였다. 연소실 압력 60 bar에서와는 달리 30 bar에서는 저주파 압력 섭동이 발생하는 것을 알 수 있었다. 하지만 30 bar 연소압력에서도 압력 섭동의 RMS 값은 연소실 압력 대비 0.8%로 매우 안정적이었다. 본 재생냉각 연소기에는 기존 축소형 연소기들(분사기 리세스 수 0.6, 1.0, 1.5, 2.0)의 연소시험에서 가장 작은 섭동을 나타내었던 리세스 수 1.0인 분사기가 사용되었던 점, 그리고 축소형 연소기에는 사용되지 않았던 배플 분사기가 적용되었던 점 등이 30톤급 재생냉각 연소기의 연소 안정성에 도움을 주었을 것으로 판단된다. 이러한 결과로부터 개발된 재생냉각 연소기는 엔진시동의 transient 구간에서도 연소 안정성에는 큰 문제가 없을 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. 조광래 등, “소형위성발사체(KSLV-1) 개발사업 5차년도 보고서,” 한국항공우주연구원, 2007
2. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, “30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 저압 연소시험 결과,” 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2009, pp. 71-74
3. 한영민, 서성현, 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 최환석, “30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 산화제 선공급 연소시험,” 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2009, pp.680-683
4. 안규복, 임병직, 이광진, 한영민, 최환석, “재

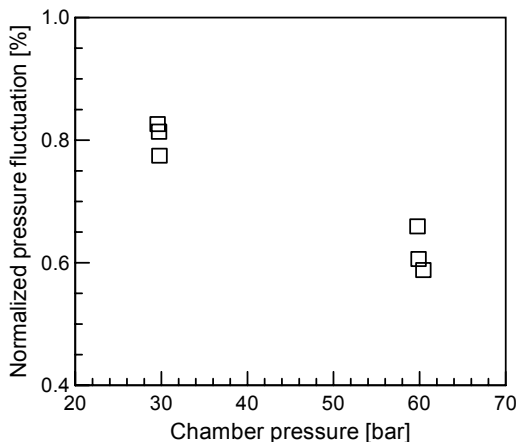


Fig. 12 RMS values in the combustion chamber normalized by chamber pressures

- 생냉각 연소기 연소시험의 연소안정성 분석," 한국추진공학회지, 제13권 제5호, 2009, pp.15-20
5. 문윤완, 조원국, 설우석, "다양한 구동가스를 사용한 액체로켓엔진의 시동특성 연구," 항공우주기술, 제6권 제1호, 2007, pp.8-13
 6. Harrje, D.T. and Reardon, F.H., "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972
 7. Ahn, K., Han, Y.M., Seo, S., and Choi, H.S., "Effects of Injector Recess and Chamber Pressure on Combustion Characteristics of Liquid-Liquid Swirl Coaxial Injectors," Accepted to Combustion Science and Technology, 2010
 8. 김종규, 한영민, 이광진, 임병직, 안규복, 김문기, 서성현, 최환석, "75톤급 액체로켓엔진 1/2.5-scale 연소기 연소시험 결과," 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2009, pp. 69-73
 9. 김종규, 한영민, 이광진, 임병직, 안규복, 최환석, "선화제 선공급 액체로켓엔진 연소기의 설계/제작," 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2008, pp.851-854
 10. 서성현, 이광진, 최환석, "액체로켓 엔진 연소장치의 연소 안정성 평가 기준에 대한 연구," 한국추진공학회지, 제13권 제6호, 2009, pp.33-39
 11. Seo, S., Kim, S.K., and Choi, H.S., "Combustion Dynamics and Stability of a Fuel-Rich Gas Generator," Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 2, 2010, pp.259-266