

# 연료 과농 가스발생기의 연소 안정성 특성 연구

서성현\* · 한영민\* · 최환석\*

## Combustion Stability Characteristics of Fuel-Rich Gas Generators

Seonghyeon Seo\* · Yeoung-Min Han\* · Hwan-Seok Choi\*

### ABSTRACT

The present study employs experimental approach to identify combustion stability characteristics of fuel-rich gas generators. The gas generator of interest, fueled by LOx and Jet A-1, experienced combustion instability coupled to a longitudinal resonant mode of the combustion chamber at about 1200 Hz. The occurrence of instability is strongly associated with acoustic boundary condition at the exit and axial location of maximum heat release. As a result, stretching heat release zone in the axial direction by increase of the fuel nozzle diameter has dramatically stabilized combustion.

### 초 록

본 연구에서는 가스발생기의 연소 안정 특성을 파악하기 위해 실험적 방법을 적용하였다. 액체산소와 Jet A-1을 추진제로 사용하며 연료 과농 상태에서 작동하는 실험 가스발생기는 연소실 축 방향 공진 모드에 결합된 1200 Hz 대역의 고주파 연소불안정을 겪었다. 이 연소불안정의 발생 유무는 연소실 출구부의 음향 경계 조건과 화염의 열 발생 축 방향 위치에 매우 민감하게 반응하였다. 결과적으로 단일 분사기 노즐 크기 증가에 의한 화염의 축 방향 길이 증가는 연소안정성을 확연하게 향상시켰다.

Key Words: Combustion Stability(연소안정성), Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

### 1. 서 론

터보펌프식 액체로켓엔진은 터빈 구동을 위해 고압가스가 필요하다. 고압가스는 산화제대비 연

료가 과농한 상태나 희박한 상태의 연소를 통해 얻는 방법을 사용한다[1]. 가스발생기는 연소가 이루어지는 분사기 주위를 제외하고는 연소실 내부의 온도가 1000 K이하로 연소기와 비교해보았을 때 낮다. 이렇게 에너지 밀도가 상대적으로 낮음에도 불구하고 가스발생기 또한 연소기와 마찬가지로 음향 에너지 소산이 충분히 이루어

\* 한국항공우주연구원 연소기팀  
연락처, E-mail: sxs223@kari.re.kr

지지 않는 폐쇄된 연소실 형상을 지니고 있어서 연소 안정성이 취약한 특성을 지니게 된다[2]. 가스발생기에서 발생하는 연소불안정은 엔진 개발 초기부터 계속 잔존하는 난제로 분류되어 왔다. 가스발생기에서 형성되는 연소 불안정은 언급한 바와 같이 연소기 대비 에너지 밀도가 낮은 이유로 상대적으로 약한 압력 섭동 및 열 발생을 야기한다. 그러나 이러한 비정상적인 에너지 섭동은 여전히 가스발생기 내구성을 떨어뜨리고 가스발생기와 연결되어 있는 터빈 로터 블레이드의 급격한 피로를 야기해 내구수명을 단축시키는 역할을 한다[3]. 본 연구에서는 실험적 방법을 통해 설계 인자 및 작동 조건에 따른 연료 과농 가스발생기의 동적인 연소특성을 밝혀내고자 하였다.

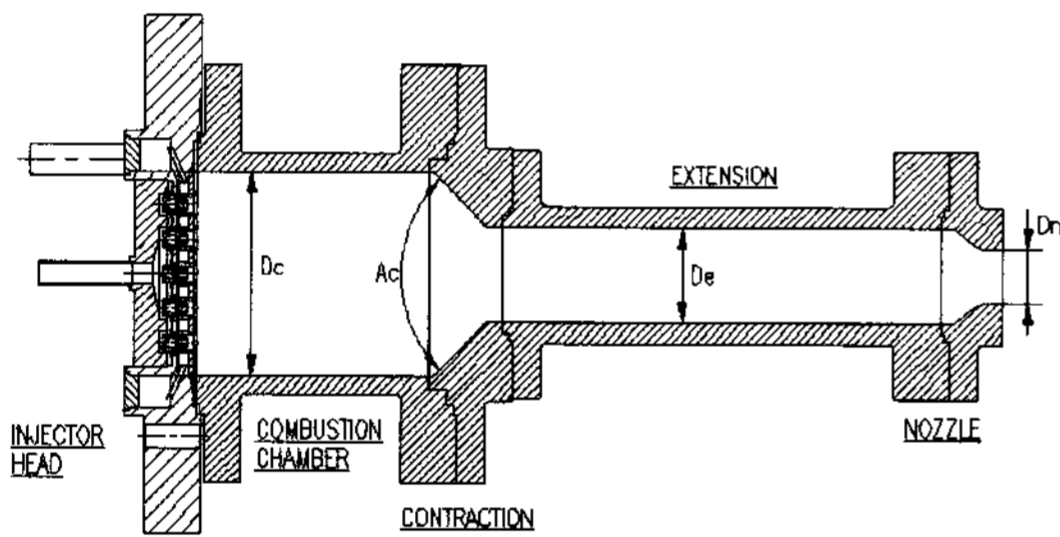


Fig. 1 Cross Sectional View of a Gas Generator

## 2. 실험

### 2.1 가스발생기

본 연구에서 사용한 가스발생기는 연료 과농 상태에서 작동하며, 연료는 Jet A-1, 산화제는 액체산소를 사용한다. 설계 작동 조건은 혼합비 0.32, 연소압 58 bar, 총 추진제 유량 4.4 kg/s이다. 가스발생기 설계 및 제작 관련한 자세한 사항은 이전 문헌을 참고하도록 한다[4]. 시험 가스발생기는 Fig. 1에서와 같이 모듈 형식으로 되어 각 부위를 교체하여 새로운 하드웨어 조합을 만들 수 있도록 하였다. 크게 분사기 헤드, 연소실, 축소부, 연장배관부, 노즐부로 나뉘어져 있다. 각 부위는 스테인리스 스틸로 제작되었으며,

점화는 연소실 측면에서 기체 메탄과 기체 산소를 이용한 토치 화염을 사용하여 연속적으로 복수의 시험이 가능하도록 하였다.

### 2.2 방법

하드웨어 조건에 따른 동적 특성 변화를 살펴보기 위해서 여러 가지 하드웨어 조합에서 추진제 유량 조건을 변화시켜가면서 연소시험을 수행하였으며, 총 64회의 연소시험을 이루어졌다. Figure 1에서 보이는 각 모듈의 규격은 Table 1에 나타낸 것과 같다. 가스발생기 내부 유동의 동적 특성을 파악하기 위해 각 매니폴드와 연소실에 압전방식의 동압 센서를 장착하였다. 동압 신호는 50 kHz의 샘플링레이트로 동시간대로 실시간 저장되었다.

Table 1. Specifications of Each Module and Its Abbreviations

H/W	Abbv.	Size/Spec
Injector Head	INJ A	Open, 37 injectors, RN=0.5
	INJ B	Closed, 37 injectors, RN=0.5
	INJ C	Open, 37 injectors, RN=1.5
	INJ D	Open, 19 injectors, RN=2.0
	INJ E	Open, 13 injectors, RN=1.6
Chamber	CBR A	$D_c = 95$ mm, $L_c = 180$ mm
	CBR B	$D_c = 107$ mm, $L_c = 126$ mm
	CBR C	Regenerative, $D_c = 107$ mm
Contraction	CTR A	$A_c = 76$ degrees
	CTR B	$A_c = 120$ degrees
	CTR C	$A_c = 90$ degrees
Nozzle	NOZ A	$D_n = 28.4$ mm
Extension	EXT A	$L_e = 225$ mm
	EXT B	$L_e = 272$ mm

## 3. 결 과

하드웨어의 형태의 변화에 따른 결과를 연소압력과 혼합비로 표현되는 이차원 공간에 연소실 내부 압력 섭동 세기를 Root-Mean-Square (RMS) 값으로 나타내었다. 터빈 연결부 모사 배

관의 유무에 따른 가스발생기의 연소 안정성 지도를 Fig. 2에 나타내었다. 그래프 상의 숫자는 RMS 값(단위:bar)을 의미한다. 분사기를 37개 갖는 기본 가스발생기는 모사 배관이 없을 때 1200 Hz의 축 방향 공진 주파수를 갖는 연소 불안정성을 작동 영역 전반에서 보였다. 연소 불안정 발생 시 압력 섭동 세기는 연소압 대비 10% 값을 갖으며 압력 섭동이 한계에 다다르는 Limit Cycle 특성을 보였다. 모사 배관에 의한 출구 음향 경계조건 변경 및 내부 공진 주파수 변화는 연소를 안정시키는 방향으로 작용하는 것으로 파악되었다. 그러나 모사 배관 장착 경우에도 여전히 초기 연소압 형성 시 0.2~0.4초 동안 고주파 연소 불안정이 발생하였다.

동일하게 모사 배관을 장착한 경우, Fig. 3에서 보는 것과 같이 분사기 연료 측 와류실의 유무에 따른 연소 불안정 발생 차이는 없었으나 균일한 분무특성이 전반적으로 좀 더 건전한 연소를 가능하게 하였다. 주목할 만한 것은 혼합비가 0.3 근처로 감소한 경우, 연소가 다시 불안정해졌는데 이는 상대적으로 적은 양의 산화제 분무가 연료 과농 조건에서 분사기 출구에서 바로 연소 반응을 일으킴으로 인해 열 발생 화염 영역이 좀 더 압력 노드(node)인 분사기 면으로 이동해서 결과적으로 강한 에너지 커플링을 유도한 것으로 보인다. 분사기 합몰길이 증가의 경우, Fig. 4에서 보듯이 가스발생기 설계조건 근처에서도 연소 불안정을 보였는데 이 또한 분사기 화염 발생 영역이 분사기 내부에서 발생한 결과로 파악된다.

이와 같은 결과로 가스발생기에서 발생하는 축 방향 연소불안정은 화염 발생 영역의 축 방향 위치변화와 연소실 축소부 즉 출구부의 음향 경계 조건에 의해 상당히 민감하게 반응하고 있음을 확인하였다. INJ D의 경우 (Fig. 5 참조) 분사기 개수를 줄여 상대적으로 분사기 면에서 화염에 의한 온도 분포를 불균일하게 유도하였고 분사기 노즐 내경의 증가로 인해 화염의 축 방향 길이가 INJ A, B, C의 경우보다 늘어나도록 의도하였다. 예상대로 연소 안정성은 효과적으로 증대되었으며 천이구간에서의 간헐적인 연소 불

안정도 발생하지 않았다. INJ D는 모사배관의 유무 또한 영향 받지 않았으며, 연소압이 증가함에 따라 압력 섭동 절대 값이 상승하지만, 연소압 대비 비율은 1.6%로 변동하지 않았다.

Figure 6에서 재생냉각 연소실 사용에 따른 연소실로 유입되는 연료의 엔탈피 증가는 연소 안정성 변화에 영향을 미치지 않는 것으로 보이며 분사기 개수를 19개에서 13개로 더 감소시킨 경우, 고주파 연소 안정성은 역시 발생하지 않았으나, 연소 자체는 오히려 거칠어지는 경향을 보이는 것으로 보인다.

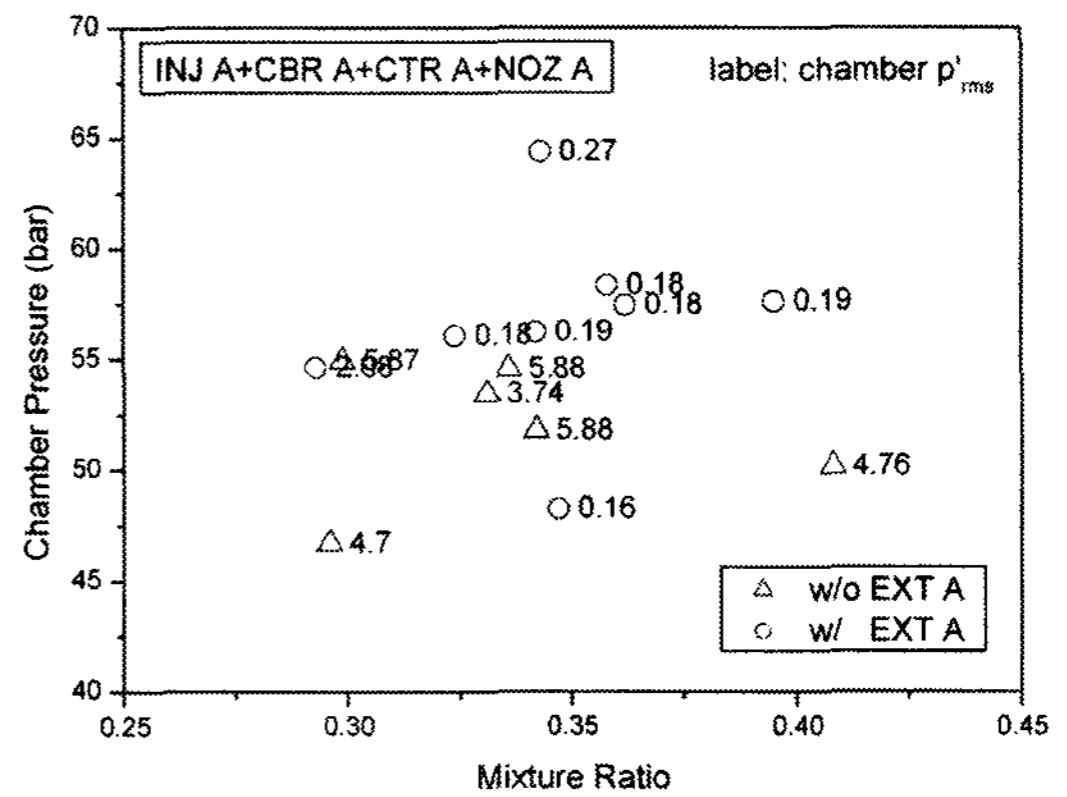


Fig. 2 Chamber Pressure Fluctuation Intensities with Respect to an Extension Pipe

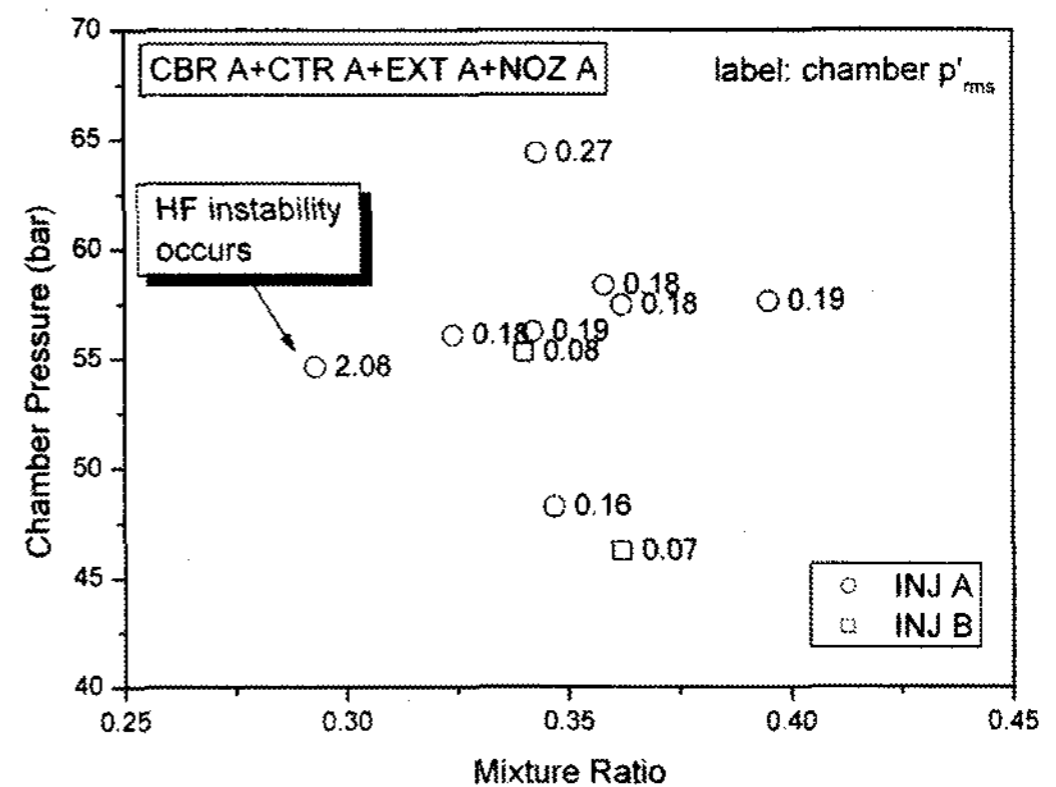


Fig. 3 Chamber Pressure Fluctuation Intensities with Respect to a Fuel Swirl Chamber

#### 4. 맺음말

본 연구에서 실험한 가스발생기는 연소실 축방향 공진 모드에 결합된 1200 Hz 대역의 고주파 연소불안정을 겪었다. 이 연소불안정은 연소실 출구의 음향 경계 조건과 분사기 화염의 열 발생 축 방향 위치에 매우 민감하게 반응하는 것으로 파악하였다. 실제 시스템 적용을 고려하였을 때 모사 배관 등에 의한 축소부에서의 음향 에너지 소산 또는 전체 연소 공간의 공진 음향 모드 변화는 연소 안정성 문제 해결에 궁극적인 답이 되지 못하였다. 분사기 개수 축소로 인한 화염의 축 방향 길이 증가는 연소안정성을 확연하게 향상시켰다. 고주파 연소불안정의에도 연료 과잉 환경에서 상대적으로 적은 산화제의 유량변화는 발생 연소 열의 급격한 변화를 가져오므로 산화제 배관에 의한 저주파 발생을 유도하는 것을 관찰하였다. 이와 같이 경우에 따른 동적 특성 변화는 추후 지속적인 분석을 통하여 원인 및 궁극적인 해결 방안을 도출할 예정이다.

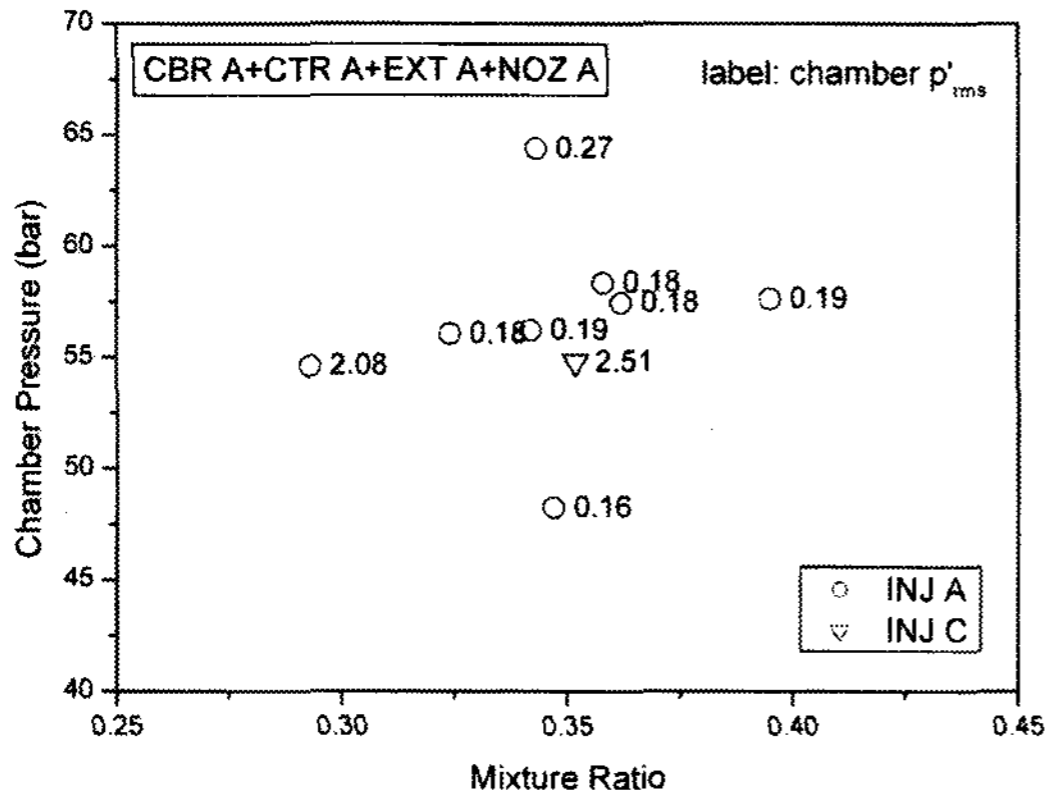


Fig. 4 Chamber Pressure Fluctuation Intensities as a Function of a Recess Length

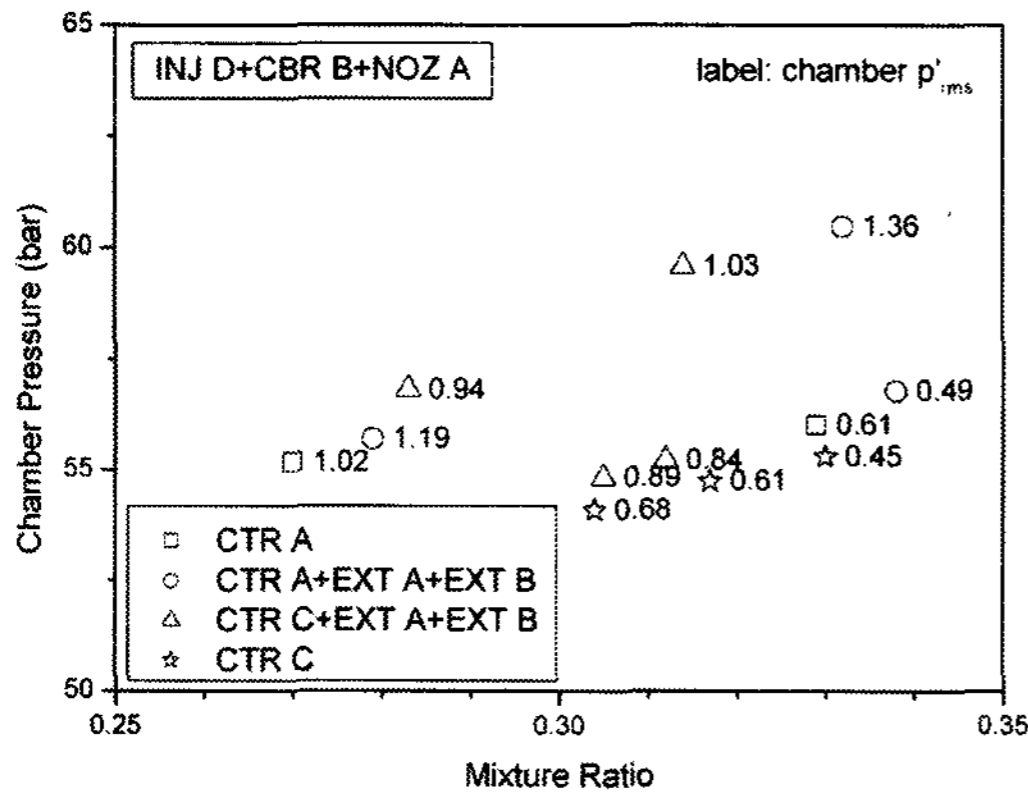


Fig. 5 Chamber Pressure Fluctuation Intensities with Variations of Exit Conditions

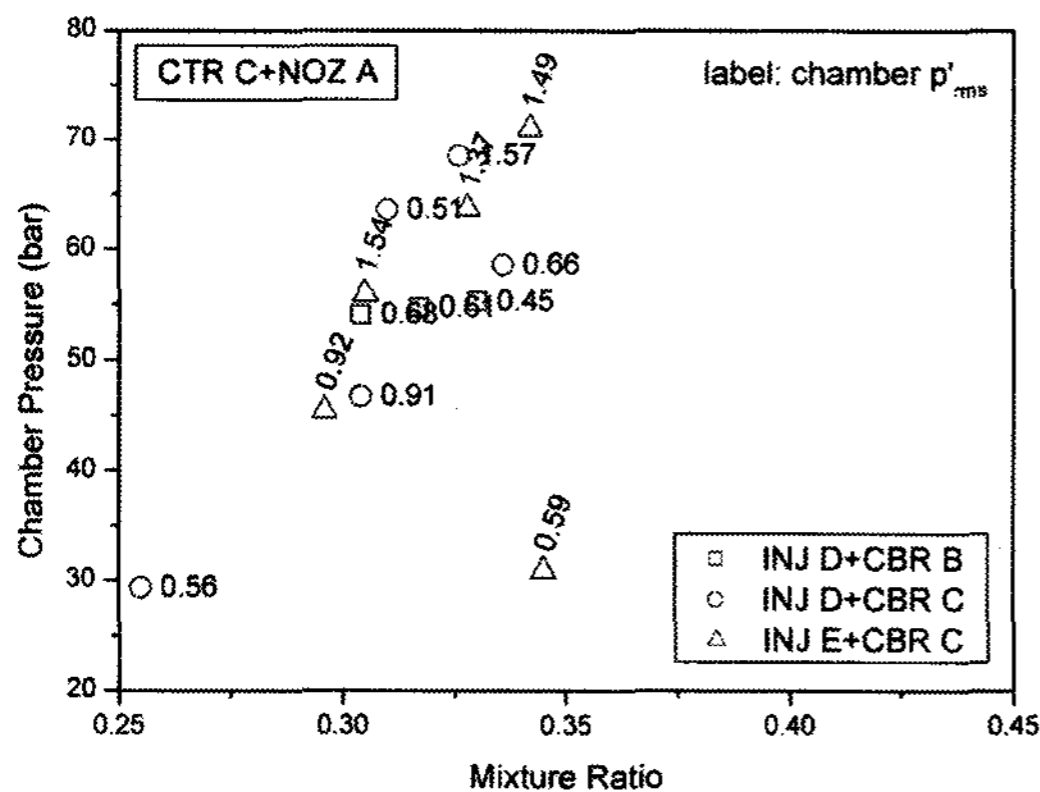


Fig. 6 Chamber Pressure Fluctuation Intensities with Variations of Injector Heads and Cooling Schemes

#### 참고문헌

1. Douglass, H. W., Schmidt, H. W. and Levinson, L., "Liquid Propellant Gas Generator," NASA SP-8081, 1972
2. Harrje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
3. Huzel, D. K. and Haung, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992, pp. 165-173
4. 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 문일윤, 한영민, 유철성, 김홍집, 최환석, "액체 로켓용 연료 과농 가스발생기 개발," 한국추진공학회 제27회 추계학술대회논문집, 2006, pp.181-185