

## 액체로켓 엔진 연소장치의 연소 안정성 평가 기준에 대한 연구

서성현\* · 이광진\* · 최환석\*

### Study on Standards of Combustion Stability Assessment of Liquid Rocket Engine Combustion Devices

Seonghyeon Seo\* · Kwang-Jin Lee\* · Hwan-Seok Choi\*

#### ABSTRACT

The present study describes the methods and standards for the combustion stability assessment of a thrust chamber and a gas generator as parts of a liquid rocket engine. The first method uses a statistical approach through typical static combustion tests and the second one a dynamic assessment identifying decaying characteristics of pressure fluctuations excited by a pulse generating device. Based on accumulated test results, it is concluded that the maximal values for combustion stability are 3% of a chamber static pressure with a Root-Mean-Square value of pressure fluctuations, and 10 msec with a decay time.

#### 초 록

본 논문은 액체로켓엔진의 구성품인 연소기와 가스발생기의 연소 안정성 평가를 위한 평가 방법과 기준에 관해 서술하였다. 두 가지 평가 방법이 있는데, 첫 번째는 일반적인 정상 연소 시험을 통해 연소 안정성 여부를 판단하는 통계적인 접근 방식을 취하는 정적 평가와 두 번째로는 연소장에 압력 교란을 일으키는 장치를 이용, 생성된 펄스의 감쇠 특성을 파악하는 동적 평가가 있다. 누적된 실제 추진체 연소 시험 결과를 통해서 정적 평가의 안정성 여부는 Root-Mean-Square 값이 연소실 압력의 3%, 동적 안정성 여부는 가진된 압력 섭동의 감쇠시간이 10 msec로 기준을 설정하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thrust Chamber(연소기), Gas Generator(가스발생기), Combustion Stability Assessment(연소 안정성 평가), Standard(기준)

#### 1. 서 론

우주발사체용 액체로켓엔진을 성공적으로 개발하기 위해서 해결해야 할 기술적인 문제는 여러 가지가 있다. 그 중에서도 액체로켓엔진을 구성하는 핵심 부품인 연소기와 가스발생기 개발

† 2009년 6월 4일 접수 ~ 2009년 12월 5일 심사완료

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

에 있어 가장 큰 과제 중의 하나는 연소 안정성 확보에 관한 것이다. 액체로켓엔진 연소기와 가스발생기는 일반적인 연소 시스템과는 달리 열 에너지 밀도가 상대적으로 매우 높다. 이렇게 큰 에너지 밀도를 갖는 연소기와 가스발생기는 연소가 불안정해지는 경향을 보이기 쉽다. 연소기와 가스발생기는 외부 공기를 유입하여 연료를 태우는 기존의 연소 기구와는 달리 연소 시스템 자체적으로 산화제와 연료를 공급하여 밀폐된 공간에서 연소시켜 가스를 노즐로 배출하는 형상을 가지고 있다. 연소 열 에너지 감소 인자가 다른 연소 시스템에 비해 적기 때문에 연소실 내부 에너지 밀도가 상대적으로 매우 높게 된다. 이렇게 높은 연소 에너지 밀도는 발생 에너지가 여러 가지 다양한 형태의 에너지로 소멸되지 않고 연소실 내부 음향 특성과 연계되어 음향 에너지의 증가를 초래하는 가능성을 높이게 된다. 이렇듯 연소 불안정 현상은 높은 열 발생과 압력 섭동에 의한 연소 시스템의 강한 진동으로 특징이 구분될 수 있다. 연소 불안정 현상이 발생하였을 때 파생되는 급격한 열 및 진동 에너지 증가는 연소 시스템에 많은 문제점을 야기하게 된다[1].

역사적으로 연소 불안정은 로켓 엔진 개발 시작 시점부터 개발하는 거의 모든 엔진에서 발생하였으며 이 현상은 1950년대 중반에 개시된 아폴로 계획이 착수되면서 더욱 큰 문제점으로 다가왔다. 기존의 로켓과는 달리 아폴로 계획을 통해 개발하는 새턴 V(Saturn V)로켓은 우주인을 달까지 실어 나르는 유인 로켓이었기 때문에 로켓의 신뢰성이 무엇보다도 중시되었다. 새턴 V 로켓 주 엔진인 F-1(LOx/RP-1)에서 발생하는 연소 불안정 현상을 해소하고, 연소 안정성에 도움이 되는 설계 인자 파악을 위해 "Project First"라는 계획이 수립되었다. 이 프로젝트는 1962년 10월부터 1966년 9월까지 진행되었으며, 이 프로젝트를 통해 약 2000번의 실제 크기 엔진의 연소 시험과 전체적으로 3200번의 실크기 엔진 연소 시험이 진행되었다[2]. 이와 같이 방대한 양의 시험과 긴 개발 기간을 통해 F-1엔진에서는 연

소 불안정 현상이 해결되었으나 여전히 기초적인 이해는 부족한 상태에서 프로그램이 종결되었다.

이렇듯 성공적인 액체로켓엔진용 연소기와 가스발생기 개발을 위해서는 개발 하드웨어에 대한 연소 안정성 평가가 매우 중요하다. 연소 안정성에 대한 연구는 액체로켓엔진 개발이 본격적으로 시작된 1950년대부터 많은 연구자들에 의해 이루어졌으나 여전히 그 자체의 물리적인 현상의 복잡성으로 인해 해석적인 방법이나 경험에 의한 일반적인 연소 안정성 예측 평가 기법이 마련되어 있지 못하다. 이는 곧 신규 연소장치 개발에 있어서 궁극적인 연소 안정성 평가는 실제 추진체를 사용한 연소 시험을 통해서만 이루어질 수 있으며, 또한 그 평가의 정확도 향상을 위해서는 다수의 시험과 실제 연소 장치의 사용조건과 최대한 동일한 조건에서 시험을 수행해야 한다[1].

실제 연소 시험을 통한 연소 안정성 평가방법은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 첫 번째는 연소 불안정 현상이 내포하고 있는 혼돈(chaos) 특성을 통계적으로 판단하기 위한 수동적인 형태의 평가 방법이고, 두 번째는 연소 시험 횟수를 줄이기 위해 능동적으로 연소 장에 외부에서 압력 교란을 인가하여 이에 대한 반응을 평가하는 방법이 있다.

본 논문에서는 이와 같은 두 가지의 연소 안정성 평가 방법들에 대한 설명과 관련된 기존의 연구 결과를 기술하고 한국항공우주연구원에서 수행한 KSR-III 액체로켓엔진[3] 및 30톤급 액체로켓엔진 연소기[4], 가스발생기[5] 개발과정에서 습득한 연소시험 경험을 토대로 연소 안정성 평가와 관련한 자체 기준을 제시하였다.

## 2. 평가 기법의 종류

### 2.1 정적 평가 (static assessment)

연소가 불안정해졌을 시 발생하는 물리적 현상은 두 가지로 구분할 수 있다. 첫 번째, 급격

Table 1. Criteria for Static Combustion Stability Assessment

Symbol	Assessment value	Reference
$p'_{pp,max}$	$< 0.1p_c$	Klem and Fry(1997) [6]
$p'_{pp,max}$	$< 0.05p_c$	Priem and Breisacher (1993) [7]
$p'_{pp}$	$< 0.1p_c$	Sutton and Biblarz (2001) [8]

한 열 발생 변화에 의한 열 전달량 증가이며, 두 번째로는 진동을 수반한 연소 압력 섭동이다. 이 두 가지 현상이 에너지 결합을 이루어 연소 불안정이 발생하며, 연소 불안정에 의한 에너지가 발산하는 경우, 에너지 밀도가 높은 액체로켓엔진 연소기의 경우 하드웨어 파괴에 이른다. 실제 상황에서 연소 불안정의 발생 유무를 판단할 수 있는 기준은 주로 연소실 내부의 압력 섭동을 측정하는 동압 센서(dynamic pressure transducer)로부터 측정되는 신호이다.

일반적으로 연소 불안정이 발생하였을 시에 나타나는 동압 센서를 통한 압력 섭동의 변화는 Fig. 1과 같다. 그림에서와 같이 연소 불안정이 발생하면 연소기 내의 압력 섭동의 크기가 급격하게 증가하여 에너지 증가와 감소 부분이 평형을 이룬 후 새로운 크기의 압력 섭동이 유지된 상태에 머무르게 되는데 이를 limit cycle이라 한다.

수동적인 연소 안정성의 평가 방법은 이와 같이 실제 추진제를 이용하여 연소시험을 수행할 시에 측정한 측정 결과를 바탕으로 연소 안정성 여부와 정도를 판단하게 된다.

압력 섭동 측정 결과를 이용한 정적 연소 안정성 판단 기준에 대한 기존 문헌 내용은 Table 1에 제시된 것과 같다. 모두 미국에서 발간된 자료로 세 가지 문헌 결과가 있지만, 기본적으로 동일한 것으로 볼 수 있다. 압력 섭동 측정의 최고와 최저 차이 값이 연소실 내부의 정적 압력의 5~10%를 넘을 때 연소가 불안정하다고 볼 수 있다는 것이다. 표에서 차이점은 Fig. 2에서도 시한 것과 같이 최대 진폭을 갖는 단일 압력 파의 최대 최소 차이 값을 구한 경우를 표시하

거나( $p'_{pp,max}$ ), 단일 압력과 만을 고려한 것이 아닌 측정된 신호를 모두 포함한 경우( $p'_{pp}$ )가 있다.

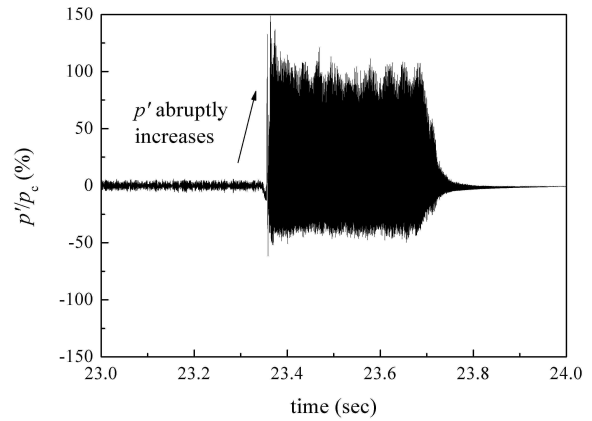


Fig. 1 Typical Example of Increase of Pressure Fluctuations upon Combustion Instability

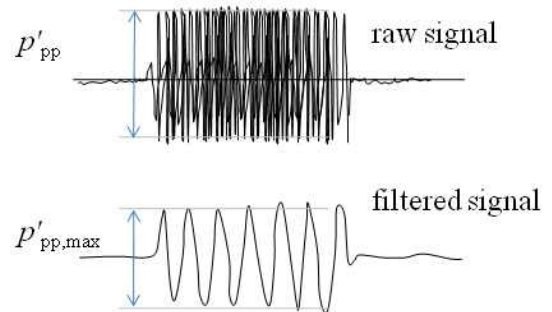


Fig. 2 Identifications of Peak to Peak Magnitudes of Raw and Filtered Signals



Fig. 3 Photographic View of a Pulse Gun

Table 2. Criteria for Dynamic Combustion Stability Assessment

Symbol	Assessment Value	Reference
$t_{damp}$	$< 1250/f^{1/2}$ ms	Klem and Fry(1997) [6]
$T_d$	$< 1600/f^{1/2}$ ms	Priem and Breisacher (1993) [7]
$t_{relax}$	$< 15$ ms	Dranovsky(2007) [10]

## 2.2 동적 평가 (dynamic assessment)

정적 평가의 경우, 통계적 방법으로 접근하기 때문에 평가가 정확하게 이루어지기 위해서는 연소 시험 회수를 늘여야 하는 제약이 있으며, 이는 곧 평가에 소요되는 비용과 시간의 증가를 야기한다. 이를 극복하고자 인위적인 압력 섭동을 연소 장치에 인가하여 반응 특성을 알아보고자 하는 방법이 곧 능동적인 동적 안정성 평가 기법이다. 그러나 동적 안정성 평가 기법은 실제 평가가 외부로부터 교란이 가해지기 전의 조건이 아닌 즉 교란에 의해 새로운 조건으로 변화된 조건에서 이루어진다는 또 다른 문제점을 지니고 있다. 연소안정성 평가가 실제로 이루어지는 조건은 교란 장치에 의해 연소장이 교란된 상태에서 이루어지므로 초기 평가를 계획하였던 교란 전의 연소 조건과 다르게 된다. 그럼에도 불구하고 연소 시험 회수 절감이라는 크나 큰 장점이 있기 때문에 적극적으로 수행되고 있다. 압력 교란을 발생시키기 위해서는 화약을 이용한 장치를 사용하는데, 압력 발생 시간을 전기적 신호로 제어할 수 있는 펄스건과 연소실 내부에 장착하여 일정 시간이 되면 스스로 폭발하는 밤(bomb)이 주로 사용된다[9]. 본 연구에서 사용된 펄스 건의 실제 모습을 Fig. 3에 나타내었다.

외부 압력 교란에 의한 동적 안정성 평가 기준은 Table 2에 나타난 것과 같다. 액체로켓엔진 개발 선진국인 미국과 러시아의 문헌에서 살펴본 바에 의하면 가진된 압력 peak이 감쇠될 때 소요되는 시간이 15 msec 이내 수준일 때 연소가 안정적이라고 판단하고 있다. Table 2에서 얻어지는 감쇠 시간은 참고 자료에 따라 달리 정의되는데 기본적인 의미는 동일하다. 즉 압력 교

란 장치에 의해 발생한 펄스가 가진 이전과 동일한 압력 섭동 상태로의 환원이 즉각적으로 이루어지는가를 판단하는 것이다. 다음 결과 부분에서는 한국항공우주연구원에서 수행한 시험결과 분석 방법과 그에 따른 평가 기준을 기술하였다.

## 3. 연소 안정성 평가 결과 및 기준

### 3.1 정적 평가 (static assessment)

앞에서 언급한 것과 같이 정적 연소 안정성 평가는 다수의 연소 시험에서 연소실 내부의 압력 섭동을 측정된 결과를 바탕으로 연소 안정성 여부를 판단한다. 실제 연소 시험에서 압력 섭동 측정을 위해 압전 현상을 이용한 동압 센서(PCB piezotronics, 123A24)를 사용하였다.

센서 계측 신호는 앰프를 거쳐 전압 신호로 출력되는데 이 신호를 데이터 계측 저장 장치를 이용하여 아날로그에서 디지털 신호로 변경하여 일정한 샘플링 주파수로 취득 및 저장한다. 안정성 여부 판단을 위한 데이터 처리는 다음과 같이 수행하였다. 본 시험에서는 샘플링 주파수 25.6 kHz에서 계측 저장한 동압 데이터를 사용하였다. 전자 파일로 저장된 계측 데이터를 상용 컴퓨터 소프트웨어인 MATLAB의 라이브러리 함수를 이용해서 노이즈 제거를 위한 디지털 필터링(30~10,000 Hz bandpass)을 실시한다. 가공된 데이터를 이용하여 Root-Mean-Square 값을 구하며, 시간에 따른 추이를 확인하기 위해서 평균값이나 시간대별 값을 나타낸다.

본 방식에 의해 정리된 기존의 압력 섭동 측정 결과는 Table 3과 같으며, 안정적인 연소가 이루어졌을 때 연소기는  $p'_{rms}$ 가 연소압 대비 3% 이하, 가스발생기는 연소 안정시  $p'_{rms}$ 가 3% 이하, 불안정시는 5% 이상이었다. 연소 불안정은 가스발생기에 장착한 동압 센서로 부터 계측한 신호에 특성 주파수를 갖는 압력 섭동 발생 여부로 판단한다. RMS값 계산은 동일한 아날로그 신호를 계측한다 하더라도 적용하는 샘플링 주

과수와 디지털 필터링방식 및 주파수 대역에 의해 값 차이가 발생할 수 있다. 압력 섭동 결과에 따른 연소 안정성 여부 판단은 아래의 Table 5에 기준 한다. 시험 결과가 Table 5의 판단 기준을 초과하였을 시 주파수 영역에서 좀 더 세심한 결과 분석이 요구된다.

Table 3. Test Results for Static Combustion Stability Assessment

Hardware	Symbol	Value (%)	Note
thrust chamber#1	$P'_{rms}/P_c$	1.0~2.6	bandpass (30~10,000 Hz) filtered signal
thrust chamber#2		0.77~1.97	
gas generator without combustion instability		1.87~2.59	
gas generator with combustion instability		4.9~6.32	

3.2 동적 평가 (dynamic assessment)

동적 연소 안정성 평가는 실제 추진제 연소 시험 중 펄스건(pulse gun)을 이용하여 연소실 내부로 인위적인 압력 섭동을 인가한 후 연소장을 통해 결과적으로 도출되는 압력 섭동을 측정하는 것이다. 펄스건은 전기 신호가 인가된 순간에 기폭되며, 압력 섭동은 정적 평가 시에 사용한 것과 동일한 동압 센서를 사용한다.

안정성 여부 판단을 위한 데이터 처리는 다음과 같다. 샘플링 주파수 25.6 kHz에서 계측 저장한 동압 데이터를 사용하여 계측 데이터를 MATLAB 라이브러리 함수를 이용해서 관심 주파수를 갖는 신호를 추출하기 위해 디지털 필터링(50~2,500 Hz bandpass)을 실시한다. 국부 최고점(local peak) 10개에 대한 곡선 맞춤(curve fitting)을 MATLAB 함수를 사용해서 2차 함수의 형태로 나타낸다. 디지털 필터링된 데이터가 펄스 기폭에 의해 최초의 양(positive)이나 음(negative)의 국부 최고점이 발생하기 전 평균값

과 동일한 값을 갖는 시점을 Fig. 4에서 도시한 것과 같이  $t_0$ 로 설정한다. 곡선 맞춤 함수의 진폭이 최댓값( $A_{max}$ )을 갖는 시점을  $t_1$ 로 설정한다. 곡선 맞춤 함수가  $A_{max}/e$  값(여기서 e는 자연 대수에 해당)을 갖는 시점을  $t_2$ 로 설정한다. 마지막으로 펄스건에 생성된 압력 섭동이 상쇄되는 감쇠시간(relaxation time),  $t_r$ 은 Eq. 1과 같이 결정한다.

$$t_r = t_2 - t_0 \tag{1}$$

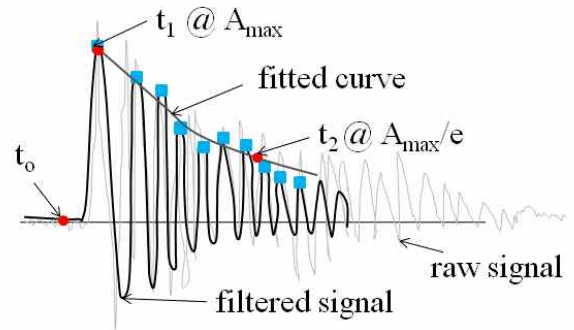


Fig. 4 Schematic of Estimation of a Decay Time

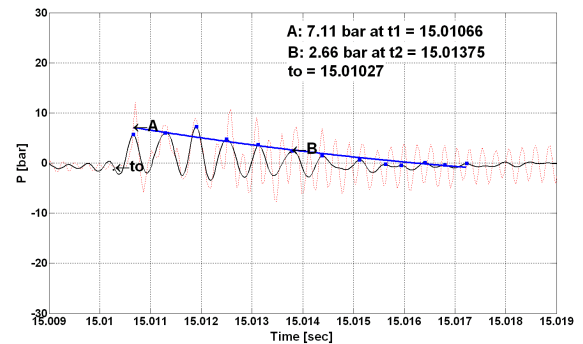


Fig. 5 Estimation of a Decay Time with a Powder Mass of 1400 mg and a Chamber Pressure of 51.9 bar

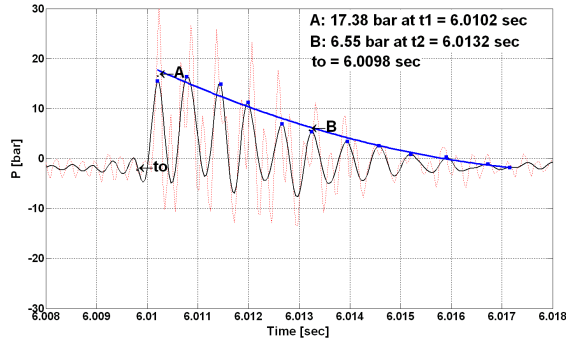


Fig. 6 Estimation of a Decay Time with a Powder Mass of 1800 mg and a Chamber Pressure of 51.4 bar

기존 시험 결과에서 실제 감쇠 시간을 산정하는 예를 Fig. 5와 6에서 나타내었다[11]. 시험 결과에 의하면 동적 안정성이 유지되는 경우, Table 4에서와 같이 감쇠 시간은 연소기와 가스발생기에서 모두 3.5 msec 이하이다. 압력 섭동이 시간에 따른 하향 감쇠 경향을 보이며, 감쇠 시간,  $t_r$ 이 Table 5에서와 같이 만족할 시 동적 안정성이 있는 것으로 간주한다.

Table 4. Test Results for Dynamic Combustion Stability Assessment

Hardware	Symbol	Value (msec)
thrust chamber#2	$t_r$	< 3.5
gas generator	$t_r$	< 2.6

Table 5. Criteria for Static and Dynamic Combustion Stability Assessments

Symbol	Name	Value
$p'_{rms}$	Root-Mean-Square of pressure fluctuations	3%
$t_r$	pulse decay time	10 msec

#### 4. 맺음말

본 연구에서는 기존의 문헌 결과와 한국항공우주연구원에서 수행한 시험결과를 활용하여 액체로켓엔진용 연소기와 가스발생기의 동압 측정과 외부 압력 교란에 의한 정적/동적 연소 안정성 평가를 위한 판단 기준을 마련하였다. 안정성 평가 기준은 정적 평가에 대해서는 압력 섭동의 Root-Mean-Square 값이 연소 압력의 3% 이내의 값을 보일 경우에 안정한 것으로 판단하며, 동적 평가는 외부 교란 장치에 의해 발생한 펄스의 감쇠 시간이 10 msec이하일 시에 안정한 것으로 판단한다. 본 기준은 해외 사례 대비 강화된 기준으로 설정되었으며 향후 개방형 로켓엔진 연소 장치 개발 시 사용될 예정이다.

#### 참고 문헌

- Harrje, D. J. and Reardon, F. H., "Liquid Propellant Rocket Instability," NASA SP-194, 1972
- Oefelein, J. C. and Yang V., "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 5, 1993, pp.657-677
- 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발," 한국추진공학회지, 제8권, 3호, 2004, pp.75-86
- 최환석, 한영민, 김영목, 조광래, "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기," 한국항공우주학회지, 제37권, 10호, 2009, pp.1027-1037
- 최환석, 서성현, 김영목, 조광래, "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-가스발생기," 한국항공우주학회지, 제37권, 10호, 2009, pp.1038-1047
- Klem and Fry, Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification

- Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines, CPIA Publication 655, 1997
7. Priem and Breisacher, Combustion Instability in Liquid Rocket Engines, chap 8, ESA WPP-062, 1993
  8. Sutton and Biblarz, Rocket Propulsion Elements, seventh ed, 2001
  9. 서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, “액체로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력교란 장치 특성 연구”, 한국항공우주학회지, 제31권, 7호, 2003, pp.94-99
  10. Dranovsky, Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol 221, 2007
  11. 서성현, 한영민, 문일윤, 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 최환석, “액체로켓 엔진용 고압 연소기의 연소시험”, 한국추진공학회지, 제10권, 4호, 2006, pp.40-46