

## 물냉각 고압 축소형 연소기의 설계 및 연소시험

이광진\* · 김종규\*\* · 임병직\* · 안규복\* · 서성현\*\* · 한영민\* · 최환석\*

### The Design and Hot-firing tests of a Water-cooled High Pressure Sub-scale Combustor

Kwang-Jin Lee\* · Jong-Gyu Kim\*\* · ByoungJik Lim\* · Kyubok Ahn\* · Seonghyeon Seo\*\* ·  
Yeoung-Min Han\* · Hwan-Seok Choi\*

#### ABSTRACT

A 3-tonf-class high pressure sub-scale combustor was designed and manufactured to study the performance improvement of combustor. The combustor consists of a combustion chamber with film cooling, thermal barrier coating and water cooling channels to prevent thermal damage of the hardware and an injector head with 37 coaxial swirl injectors. Hot-firing tests were carried out at the design point with varying flow rate for film cooling. The test result revealed that the increase of film cooling flow rate decreases the combustion performance, but in the cases of similar film cooling flow rates, the combustion performance is dependent on the mixture ratio of main injector excluding the film cooling flow rate.

#### 초 록

연소기의 성능 향상 연구를 위해 3톤급 고압 축소형 연소기를 설계 제작하였다. 이 연소기는 하드웨어의 열적 손상을 방지하기 위해 막 냉각 및 열차폐 코팅 그리고 축방향 물냉각이 적용된 연소실과 37개의 동축 와류형 분사기를 갖는 연소기 헤드로 구성된다. 연소시험은 막 냉각 유량변화에 따라 설계점에서 수행되었고 시험결과 막 냉각 유량의 증가는 연소성능의 감소를 가져오지만 비슷한 막 냉각 유량이 적용된 시험의 경우 막 냉각 유량을 제외한 주 분사기의 혼합비에 따라 연소성능이 결정됨을 알 수 있었다.

Key Words: High Pressure Sub-scale Combustor(고압 축소형 연소기), Film Cooling(막 냉각), Coaxial Swirl Injector(동축 와류형 분사기), Thermal Barrier Coating(열차폐 코팅)

† 2007년 3월 29일 접수 ~ 2007년 6월 4일 심사완료

\* 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

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

를 개발하는 것은 긴 시간과 많은 비용을 수반한다. 대표적으로 연소안정성은 신뢰도 부문에, 연소효율은 성능 부문과 깊은 관계가 있으며 이것은 동전의 앞, 뒷면과 같이 떼어서 생각 할 수 없는 연소기 개발의 핵심 부문이라 할 수 있다 [1]. 현재 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 많은 시험결과 이 두 부문에 있어서 만족할 만한 성과를 얻었다[2-8]. 연소기 개발과정 중 이 두 부문과 더불어 고려해야 하는 사항이 바로 연소기의 내구성이다. 고온 고압의 열악한 연소 환경으로부터 연소기가 손상 없이 임무를 완수하기 위해서는 열적 내구성이 고려된 설계 및 제작이 이루어져야 한다. 이를 위해 우주 발사체 선진국에서는 재생냉각과 막 냉각 그리고 열차폐 코팅이 적용된 연소기를 사용하여 왔으며[9], 연소기가 고성능화 될수록 이러한 기술은 연소기 설계에 필수적인 요소가 된다.

본 연구에서는 이러한 기술을 개발하기 위해 필요한 열유속 측정과 막 냉각 특성에 대한 연구를 수행하였고, 동시에 문헌[2, 3]에서 수행한 분사기의 혼합특성에 따른 연소성능 변화를 확인할 수 있었다.

## 2. 기본설계

### 2.1 고압 축소형 연소기 설계 요소

연소기 성능 향상 연구를 위해 축소형 연소기의 설계는 연소압력 70 bar, 추력 3톤급으로 결

정하였고 추진제는 액체산소를 산화제로 케로신을 연료로 사용하였다. 연료를 이용한 막 냉각 유량은 전체 추진제 유량대비 3.5%를 기준으로 유량 조절이 가능하도록 설계하였고 막 냉각 유량을 포함한 연소기의 혼합비는 2.44이다. 노즐은 출구반각 15°의 원추형노즐로 제작하였으며 노즐 출구 직경은 123 mm이다. 이 밖의 연소기 설계요소들을 Table 1에 제시하였다.

### 2.2 물냉각 고압 축소형 연소기의 형상

재생냉각 연소기를 설계하기 위해서는 먼저 연소실에서 발생하는 열유속을 정확히 파악하여야 한다. 본 연구에서는 이 값을 측정하는 다양한 방법[10] 중에서 축 방향 물 냉각채널을 갖는 연소실을 사용하여 설계된 연소기가 발생하는 열유속을 측정하였다. 또한 벽면 냉각을 위해 사용된 막 냉각은 두 개의 링에서 연소실로 분무되어 연소실 벽면을 보호하게 되는데, 1차 막 냉각 링의 경우 직경 0.8 mm 막 냉각 분사구가 9개 뚫려 있고 2차 막 냉각 링의 경우 직경 0.8 mm 분사구가 16개 뚫려 있어 전체 유량의 3.5% ~ 5.2%에 해당하는 연료가 벽면냉각에 사용되도록 설계하였다. 이렇게 설계된 막 냉각 링의 형상을 Fig. 1에 제시하였다. Fig. 2는 37개의 동축 와류형 분사기를 갖는 연소기 헤드와 연소실 냉각채널의 형상을 보여준다. 리세스(recess) 수 0.6의 외부혼합형으로 제작된 이 분사기는 Test-A1~Test-A4까지 연소시험을 수행한 후 리세스

Table 1. Design parameters of the water-cooled sub-scale combustor

항목	값	단위
연소압력	7.00	MPa
혼합비(O/F)	2.44	
산화제유량	6.80	kg/s
연료유량	2.78	kg/s
막 냉각 유량(전체유량대비)	3.5~5.2	%
이론특성속도	1777	m/s
연소실 직경	128	mm
노즐목직경	55	mm
노즐출구압력	0.23	MPa
잔류시간	2.50	msec
노즐목까지의 연소실길이	384	mm

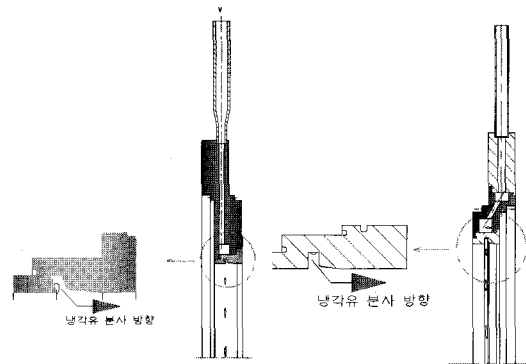


Fig. 1 Schematic of 1<sup>st</sup> film cooling ring (left side) and 2<sup>nd</sup> film cooling ring (right side)

수 1.25가 되도록 분사기의 산화제 포스트를 가공하여 내부혼합형 분사기로 변경하였다. 내부혼합형 분사기로 가공 후 Test-B1의 연소시험을 수행하였다. 실린더부의 경우 전체 냉각채널의 개수는 120개이고 1개의 냉각채널의 단면적은 8 mm<sup>2</sup> 정도로 30°의 나선(spiral) 유로를 냉각수가 지나게 된다. 노즐부의 경우 전체 냉각채널의 개수는 수축부, 노즐목, 확대부의 방향으로 120개→60개→120개로 변화되며 노즐목에서 단면적 8.4 mm<sup>2</sup> 정도를 유지하도록 하였다. 노즐부는 15°의 나선 각도를 가지며 노즐을 냉각한 냉각수는 실린

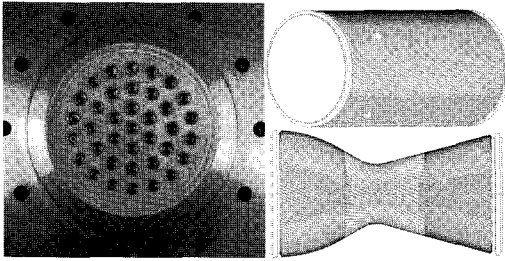


Fig. 2 Injector head and combustion chamber of the water-cooled sub-scale combustor

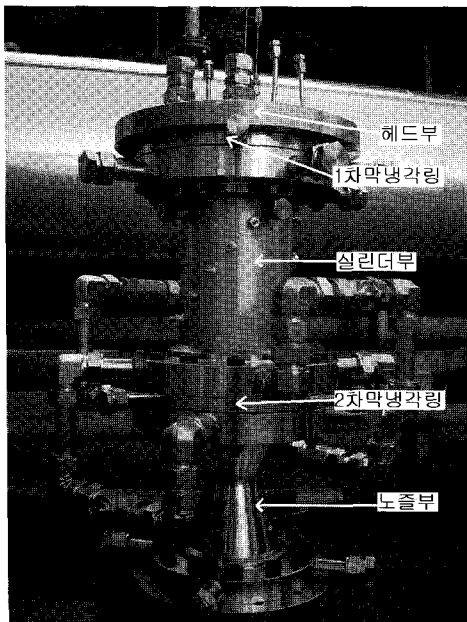


Fig. 3 Configuration of the water-cooled sub-scale combustor

더부로 유입되어 냉각한 후 외부로 보내지게 된다. Fig. 3은 본 연구에 사용된 물냉각 고압 축소형 연소기의 최종 형상을 보여주는 것으로 막 냉각 링이 삽입된 위치와 연소기의 결합방식을 보여주고 있다.

### 3. 연소시험 결과

#### 3.1 연소성능

물냉각 고압 축소형 연소기를 사용한 연소시험은 모두 설계조건에서 수행되었고 시험시간은 Test-A1이 정상연소 10초 시험을 수행한 것을 제외하고 모두 정상연소 4초 시험을 수행하였다. 정압측정을 위해 연소시험에 사용된 압력센서는 Valcom사의 VPRT-A3-200K-4C와 Sensotec사의 AP 122CR을 사용하였으며 계측장비는 National Instruments사 제품을 이용하여 1 kHz 샘플링 주기로 측정하였다. 유량 계측에 사용된 유량계는 Hoffer flow controls사의 turbine flowmeter를 사용하여 계측하였고 계측장비는 압력 측정에 사용한 것과 동일한 National Instruments사 제품을 이용하여 1 kHz 샘플링 주기로 측정하였다. 냉각수의 온도측정은 K-type 열전대를 사용하였고 이로부터 얻어진 값을 이용하여 단위면적당 열유속을 계산하였다. 시험별 연소압력을 살펴보면 Fig. 4에서 알 수 있듯이 Test-B1을 제외한 대부분의 시험이 설계 연소압력 70 bar에 미치지 못함을 알 수 있다. 연소시험에서 공급된 추진제의 유량이 Table 2와 같이 설계 조건을 초과하였음에도 불구하고 Test-A1~Test-A4 시험에서 설계 연소압력에 다다르지 못한 것은 외부혼합형 분사기의 낮은 혼합특성 때문으로

Table 2. Mass flow rates of propellant and coolant

	추진제 총 유량	냉각수 유량
Test-A1	10.1 kg/s	12.1 kg/s
Test-A2	9.9 kg/s	12.4 kg/s
Test-A3	10.0 kg/s	12.1 kg/s
Test-A4	9.9 kg/s	12.0 kg/s
Test-B1	9.7 kg/s	10.8 kg/s

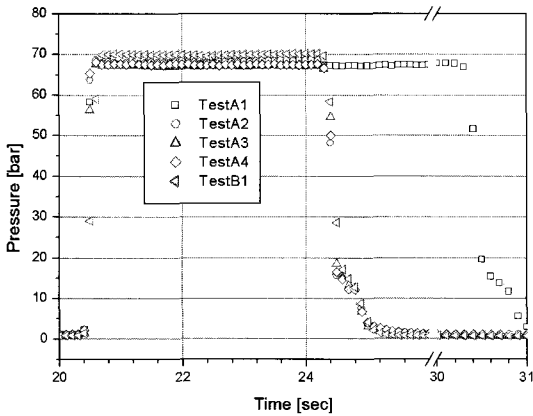


Fig. 4 Combustion chamber pressures in the hot-firing tests

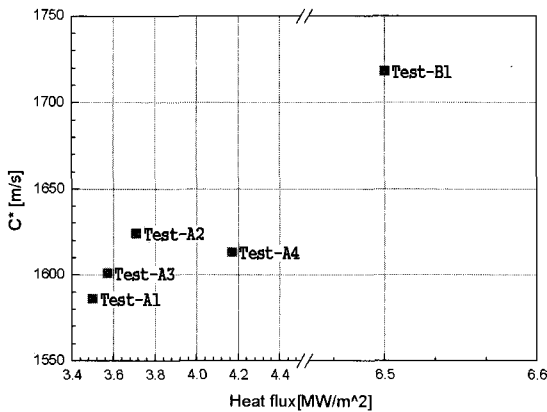


Fig. 5 Characteristic velocity to heat flux

사료된다. 연소실을 냉각하고 열유속을 측정하기 위해 공급된 냉각수의 유량은 Table 2와 같으며 Test-B1을 제외한 모든 시험에서 비슷한 유량이 공급되었다. 연소성능을 대표하는 특성속도 값을 계산해 보면 Fig. 5에서와 같이 Test-B1을 제외한 모든 시험에서 다소 작은 값을 보여주고 있다. 외부혼합형 분사기의 시험인 Test-A1~Test-A4의 경우 특성속도 효율은 89%, 91%, 90%, 90.8%인 반면에 내부혼합형 분사기를 사용한 Test-B1의 경우 특성속도 효율은 97%로 높은 연소성능을 보여 주었다. 이 결과로부터 연소성능은 추진제의 혼합특성에 따라 크게 변화됨을 알 수 있다. 또한 열유속과 특성속도( $C^*$ )와의 관계를 살펴보면 연소실에서 발생한 높은 열유속

과 연소기의 연소성능을 대표하는 특성속도가 비례관계에 있음을 알 수 있다. 따라서 높은 연소성능을 목표로 하는 연소기를 개발하기 위해서는 발생한 열유속을 충분히 생각할 수 있는 냉각기법의 설계가 중요하다고 할 수 있다.

### 3.2 막 냉각 유량과 열유속

삼입식 막 냉각 링을 사용해 막 냉각 유량의 증가에 따른 열유속과 특성속도의 변화를 관찰하였다. 막 냉각이 분무되는 시작점은 1차 및 2차 막 냉각 링이 설치된 곳으로 Test-A1, Test-A2, Test-A3에서 전체 막 냉각 유량 대비 1차 막 냉각 유량의 비율은 44%, 36%, 41%이다. Test-A4는 1차 막 냉각 유량이 없는 경우로 총 막 냉각 유량은 전체 유량대비 2.4%이다.

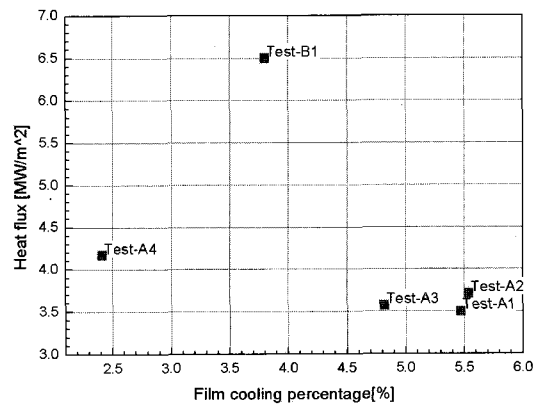


Fig. 6 Heat flux to variation of film cooling frow rate

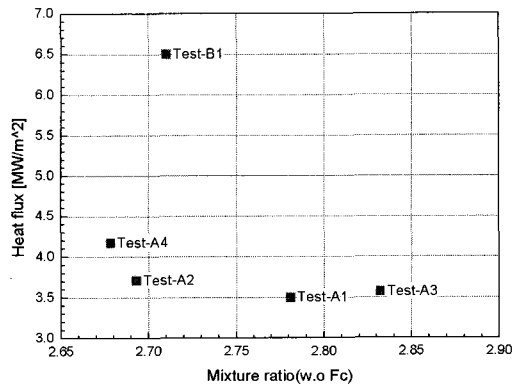


Fig. 7 Heat flux to mixture ratio with the exception of film cooling frow rate

Test-B1의 경우 막 냉각 유량은 전체 유량대비 3.8%이고 1차 막 냉각 유량은 전체 막 냉각 유량대비 31%이다. Fig. 6은 전체 막 냉각 유량 변화에 대한 열유속을 보여주는 것으로 막 냉각 유량이 증가할수록 열유속은 감소함을 알 수 있다. Fig. 6에서 열유속 계산은 Eq. 1을 사용하였다.

$$q'' = \frac{\dot{m} C_p \Delta T}{A} \quad (1)$$

여기서,  $q''$ 는 평균 열유속,  $\dot{m}$ 은 냉각수 유량,  $C_p$ 는 냉각수 비열,  $\Delta T$ 는 냉각수 온도상승분 그리고  $A$ 는 냉각수와 접하는 연소실 벽면 면적을 의미한다. 그러나 Test-A2 결과와 같이 일반적인 경향성에서 벗어나는 경우가 있는데, 그것은 비슷한 막 냉각 유량이 적용되었다 하더라도 주 분사기의 혼합비에 따라 열유속이 달라지기 때문이다. 이러한 결과는 열유속과 막 냉각 유량을 제외한 혼합비의 관계를 보여준 Fig. 7로부터 확인이 가능하다. Fig. 7에서 Test-A2의 혼합비는 Test-A1과 Test-A3에 비해 최대 특성속도를 나타내는 혼합비(2.2)에 가까이 존재하고 있음을 알 수 있다. Test-B1의 높은 열유속은 막 냉각 유량에 따른 영향보다는 분사기의 혼합특성에 기인한 것으로 내부혼합형 분사기가 외부혼합형 분사기에 비해 높은 열유속과 연소성능을 나타냄을 알 수 있다[2, 3].

### 3.3 동 특성

연소기의 dynamic stability를 판단하기 위해 필요한 연소안정성 평가 시험이 본 연구에서 수행되지 않았지만 연소시험에서 측정한 연소실 압력섭동을 이용하여 연소기의 동 특성을 분석할 수 있었다. 일반적으로 연소실 압력섭동의 peak-to-peak 크기가 연소실 평균 압력의 10% 내에서 존재하는 경우 연소안정성 측면에서 허용하고 있지만 일부 엔진이나 발사체 시스템에서는 3~5%로 제한을 두기도 한다[11]. 연소실 압력섭동을 분석하기 위해서는 무엇보다도 계측센서와 계측장비의 샘플링 주기가 중요하며 본 연

구의 경우 PCB사의 123A24 센서와 Nicolet사의 Odyssey장비를 사용하여 50 kHz 샘플링 주기로 압력섭동을 측정하였다. Fig. 8은 Test-B1의 연소실 압력섭동을 30~10000 Hz로 filtering한 후 root mean square(RMS)한 값을 보여주는 것으로 이 값은 연소실 압력섭동의 크기가 문헌에서 제시한 허용치를 만족하고 있음을 보여준다. Fig. 9는 Test-B1의 연소실 압력섭동에 대한 주파수 분석 결과로서 대역폭 (bandwidth)이 작고 에너지 밀도가 높은 주파수가 존재하지 않음을 보여준다. 이것으로 연소기는 설계 조건에서 안정적으로 작동하고 있음을 알 수 있다. 저주파 영역의 특성은 분사기와 추진제 종류 그리고 추진제 공급 배관의 커플링에 의한 것으로, 이에

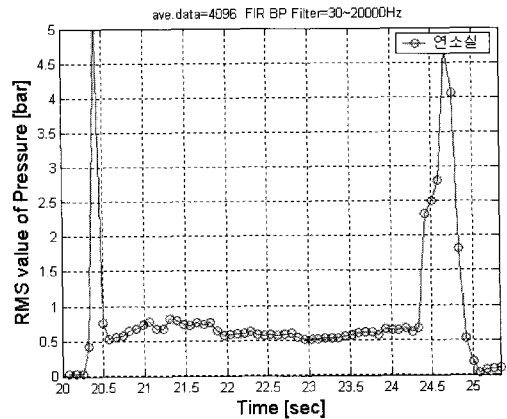


Fig. 8 Variation of RMS of pressure fluctuation in combustion chamber

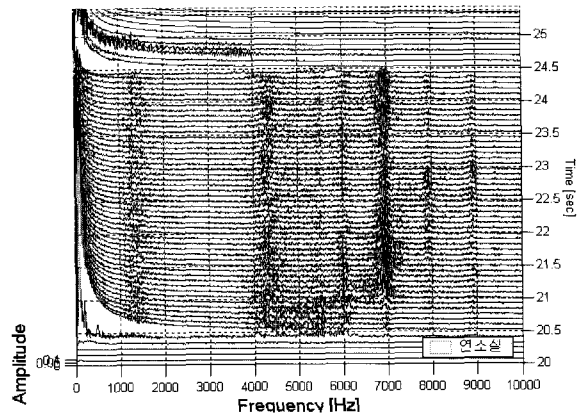


Fig. 9 FFT analysis of pressure fluctuation in combustion chamber

대한 연구가 현재 항우연에서 진행 중에 있다.

#### 4. 결 론

물냉각 고압 축소형 연소기를 설계, 제작하여 연소시험을 수행한 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 막 냉각 유량의 증감에 따른 연소시험결과 막 냉각 유량의 증가는 연소실에서 발생하는 열 유속의 감소를 가져오지만 비슷한 막 냉각 유량이 적용된 경우 막 냉각 유량을 제외한 주 분사기의 혼합비에 따라 연소성능이 결정된다.
- 2) 축방향 냉각 채널의 설계 및 제작방식의 실용성이 연소시험을 통해 검증되었고 향후 재생 냉각형 연소기 설계에 활용할 수 있으리라 사료된다.
- 3) 동축 와류형 분사기 37개를 갖는 축소형 연소기의 연소시험결과 리세스 수 0.6의 외부혼합형 분사기에 비해 리세스 수 1.25의 내부혼합형 분사기가 6% 정도 높은 연소성능을 나타내었고 연소실 압력섭동의 크기는 저주파 섭동을 제외하면 허용치를 만족하였다. 단, 이 분사기를 이용한 연소기의 사용은 연소시간 증가를 통한 내구성과 연소안정성 평가시험을 통한 dynamic stability의 추가적인 검증이 필요하다.

#### 참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147 Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992
2. 한영민, 김승한, 서성현, 이광진, 설우석, "외부혼합 와류분사기를 장착한 액체로켓엔진용

축소형 연소기 개발," 한국항공우주학회지, 제32권, 10호, 2004, pp.102-111

3. 한영민, 김승한, 서성현, 임병직, 송주영, 조원국, 설우석, "내부혼합 와류분사기를 장착한 액체로켓용 축소형 고압연소기 연소시험," 제3회 한국유체공학 학술대회, 2004
4. Lee, K., Seo, S., Song, J., Han, Y. and Seol, W., "Combustion Stability Assessment of Double Swirl Coaxial Injectors Using Simulant Propellants," AIAA-2005-4443, 41st AIAA/ASEM/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Exhibit, Tucson, AZ, Jul. 10-13, 2005
5. 한영민, 김종규, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, "실물형 액체로켓엔진 연소기 케로신 냉각 연소시험 성능결과," 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp.163-168
6. 서성현, 한영민, 문일윤, 이광진, 김종규, 임병직, 안규복, 최환석 "액체로켓 엔진용 고압 연소기의 연소시험," 한국추진공학회지, 제10권, 제4호, 2006, pp.40-46
7. 이광진, 서성현, 한영민, 문일윤, 김종규, 임병직, 최환석, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주기술, 제5권, 제1호, 2006, pp.122-131
8. 이광진, 김홍집, 류철성, 한영민, 최환석 "고압 축소형 연소기의 설계 및 연소효율 평가," 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp.169-174
9. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972.
10. 김병훈, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓 추력실에서 heat flux 측정을 위한 calorimetric chamber의 연구," 한국항공우주학회지, 제31권, 제4호, 2003, pp.76-81
11. Klem, M. D. and Fry, R. S., "Guidelines for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures for Liquid Propellant Rocket Engines," CPIA Publication 655, January, 1997