

액체로켓 엔진용 고압 연소기의 연소시험

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

Combustion Experiments of a High Pressure Liquid Propellant Thrust Chamber

Seonghyeon Seo* · Yeoung-Min Han** · Il-Yoon Moon* · Kwang-Jin Lee* · Jong-Kyu Kim*
· Byung-Jik Lim** · Kyu-Bok Ahn* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

A 30-tonf-class fullscale thrust chamber for the application to a Low-Earth-Orbit Space Launch Vehicle has been combustion tested over the wide ranges of a mixture ratio and a chamber pressure. The thrust chamber designed for a pump-fed open cycle engine was tested with an ablative chamber instead of a regenerative one for the initial evaluation of its performance and function. The test results revealed stable combustion characteristics. The hardware survived the harsh environment and showed very sound functional characteristics. The measured combustion efficiency turned out to be 95% and a specific impulse at sea level was estimated as 254sec, which are comparable to or above the predetermined design values.

초 록

저궤도 위성 발사체에 적용 가능한 추력 30 tonf급의 연소기가 설계/제작되어 전반적인 연소 시험이 이루어졌다. 터보 펌프식 개방형 사이클에 적용 가능한 재생냉각형으로 제작된 본 연소기는 초기 연소 성능 및 기능 검증을 위해 내열재 방식의 연소실을 이용하여 연소 시험을 수행하였다. 설계 조건을 중심으로 넓은 작동 구간에서 본 연소기는 안정된 연소 특성을 보였다. 연소기의 물리적 손상 또한 발생하지 않았으며, 만족할 만한 기능적 특성을 나타내었다. 연소기의 성능은 연소 효율이 95%, 그리고 지상 비추력이 254초로 초기 설계 대비 초과 내지는 동등 수준의 결과를 보였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thrust Chamber(연소기), Ground Combustion Test(지상연소시험), Coaxial Injector(동축형 분사기)

1. 서 론

† 2006년 8월 16일 접수 ~ 2006년 12월 4일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

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

액체 로켓 엔진 연소기의 개발 목표는 최소량의 추진제를 이용하여 최대의 추력을 얻는 것이

라 할 수 있다. 이를 위해선 연소기의 연소 효율 증대 및 구조의 최적화가 요구되며, 이와 더불어 일회의 발사에 막대한 비용이 소요되는 우주 개발 사업 특성 상 매우 높은 운용 신뢰도가 기본적으로 요구된다. 액체 로켓 엔진 구성품 중 추력을 발생시키는 연소기의 연소 효율 및 기능 안정성은 전체 엔진의 성능 및 기능에 절대적인 영향을 미친다. 따라서 연소기 개발에 있어서 실추진제를 이용한 연소 시험은 필수적인 것이라 할 수 있다. 현시대에서 엔진 개발은 이전의 냉전 시대와는 달리 경제적인 요소가 매우 중요하기 때문에 시제품의 제작 및 시험에 있어서 그 횟수의 최소화 및 시험 결과를 통해 획득하는 정보의 범위가 최대화될 수 있도록 해야 한다[1,2].

종전의 KSR-III 과학로켓이 가압식 추진제 공급 방식을 통한 10 tonf 급의 삭마냉각방식 소형 연소기였다면 본 연구에서 시험한 연소기는 추력 30 tonf 급에 해당하는 것으로 재생냉각형 연소실 적용으로 터보 펌프식 개방형 사이클에 적용될 수 있는 본격적인 실용형 연소기라 할 수 있다. 본 연구에서는 이와 같은 일련의 개발 과정을 통해 국내 최초로 추력 30 tonf에 해당하는 연소기의 실추진제를 이용한 연소 시험의 수행 과정 및 그 결과에 대해 논의하였다.

2. 시 험

본 시험에서 사용한 연소기의 대표 규격 및 설계 운영 조건은 Table 1에서와 같이 연소실 압력이 52.5 bara이며, 이중 와류 동축형 분사기를 사용한 고압 연소기이다[3]. 안전한 시험 운용을 위하여 첫 번째 실추진제 공급 연소 시험은 설계 운영 조건에 대비하여 유량이 60%에 해당하는 저 연소압 조건에서 수행되었다. 일회의 저압 시험 후 설계 조건에서의 연소 시험이 계속적으로 수행되었다. 점화원으로는 점촉발화 물질인 TEAL을 사용하였으며[4], 연소압의 급격한 상승으로 인한 연소기의 열적, 기계적 충격을 완

화시키기 위해 각 추진제 공급라인을 이중으로 구성하여 점화 후 약 0.5초간의 저압 연소 단계를 걸쳐 설계 압력이 연소실내에서 형성되도록 하였다[5]. 이에 반해 연소기로의 추진제 공급 중단은 일시에 이루어지도록 하였다. 연소기 각 부위에는 정압 및 동압을 측정할 수 있도록 스트레인게이지 및 압전 방식의 압력 트랜스듀서가 장착되었으며 연소기 및 관련 설비의 진동을 측정하기위해 가속도계가 장착되었다. 모든 계측 신호는 실시간으로 측정 및 저장되었으며 정압 및 온도 신호는 1 kHz, 동압 및 가속도 신호는 25.6 kHz의 샘플링 주기로 측정되었다. 좀 더 구체적인 설비에 관한 내용은 이전 문헌에서 찾아 볼 수 있다[5].

연소기 헤드(injector head)는 언급한 것과 같이 재생냉각형 연소기에 사용할 목적으로 제작되었으나, 초기 연소기 헤드 자체의 연소 성능 및 기능 검증 그리고 재생냉각 챔버의 작동 위험 요소 제거를 통해 순차적으로 시험 난이도를 높여 나가고자 본 시험에서는 silica/phenolic으로 제작된 내열재를 장착한 연소실을 적용하였다.

Table 1. Major Specifications of a Fullscale Thrust Chamber

Condition	Value	Unit
Chamber pressure	52.5	bara
O/F ratio	2.44	-
Predicted c* Velocity	1651	m/s
Thrust at Sea Level	22.8	tonf
Isp at Sea Level	256	sec
Fuel	Jet A-1	-
Oxidizer	Liquid Oxygen	-

3. 결 과 및 토 론

3.1 저압 시험

첫 번째 연소 시험은 시제품 연소기의 기능성 검증이 우선이 되며, 설계 작동 조건보다 유량 및 압력 조건이 낮은 초기 시험을 거쳐 실제

설계 연소 조건에서 발생할 수 있는 문제점들을 미리 파악하는데 있다. 저압/저유량 시험 조건에서 형성된 연소기 매니폴드 및 연소실 내 압력의 시간에 따른 형성 결과는 Fig. 1에서 보이는 바와 같다. 본 그림에서와 같이 초기 냉각 부족으로 인한 기체 산소 형성으로 산화제 매니폴드의 급격한 압력 상승이 발생하나, 와류실이 있는 동축형 분사기의 특성상 연소실로 공급되는 추진제 유량 조절은 안정적으로 이루어져 연소압은 완만한 상승 곡선이 형성되었다[6]. 저압 시험의 안정 연소 구간에서 후류 화염 모습은 Fig. 2와 같이 유량 부족으로 인해 노즐이 과대 팽창된 상태의 모습을 보여 주고 있다.

3.2 설계 조건 시험

저압 시험에서 점화 절차 및 연소기의 정상적인 작동 상태가 확인된 후 설계 조건에서의 연소 시험이 Fig. 3에서의 압력 결과와 같이 이루어졌다. 유량 제어는 판형 오리피스를 사용한 관계로 초기 연소압 형성 직전에는 과도한 압력차 형성으로 인해 원하는 것보다 많은 양의 추진제가 연소실로 공급되게 된다. 이는 초기에 공급되는 추진제의 과도한 유량 공급을 막기 위해 저압단계를 거치는 이유이기도 하다. 저압단계로 연소압 상승 구간에서 초기 냉각 부족에 의한 순간적인 압력 치솟음이 발생하지만 설계 압력 조건으로 압력 상승에서는 압력 초과가 발생하지 않는다. 연료 매니폴드의 압력이 압력 상승 및 하강 구간에서 산화제에 비해 높게 형성되는데 이는 전체적인 혼합비가 저 혼합비에서 형성되게 해주어 과도 구간에서의 불필요한 연소실 온도 상승을 피하도록 한다. 저압 시험과 달리 설계 조건 연소 시험에서 보이는 후류의 모습은 적절한 노즐 확대비를 갖는 것으로 Fig. 4와 같이 직선의 모습을 보이고 있다.

추력 변화 또한 연소압 변화와 동일한 형태로 발생하고 있음을 Fig. 5에서 볼 수 있으며 연소기 헤드에 장착된 가속도계에서 나타나는 연소기 축 방향의 가속도는 점화 및 소화 시점을 제외한 연소 구간에서 큰 진폭 변화 없이 ± 50 g의

일정한 값을 보이고 있음을 알 수 있다.

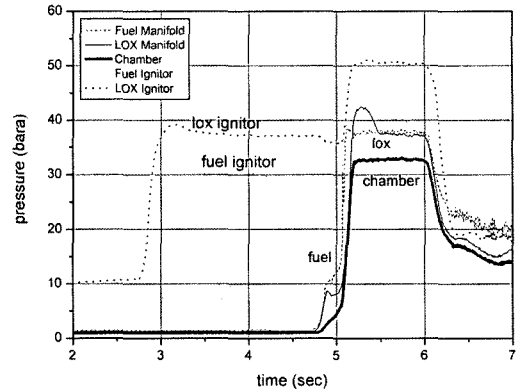


Fig. 1 Time Traces of Manifold and Chamber Pressures for a Low Pressure Combustion Test

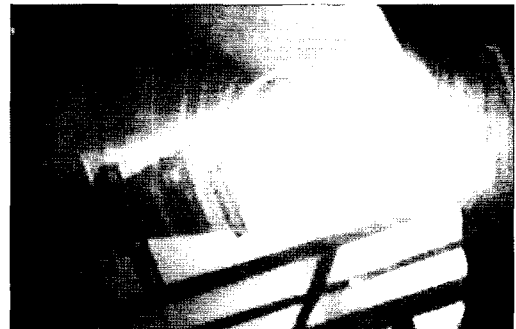


Fig. 2 Photographic View of Plume under a Low Pressure Combustion Condition

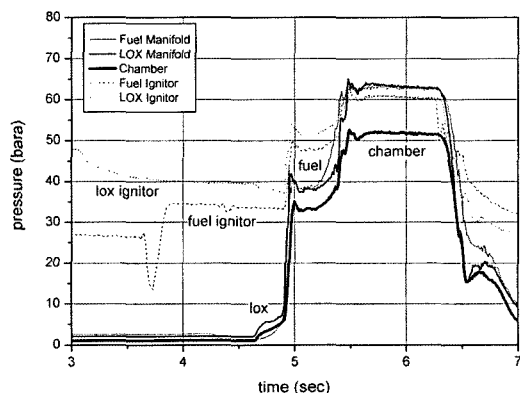


Fig. 3 Time Traces of Manifold and Chamber Pressures at a Design Operating Condition

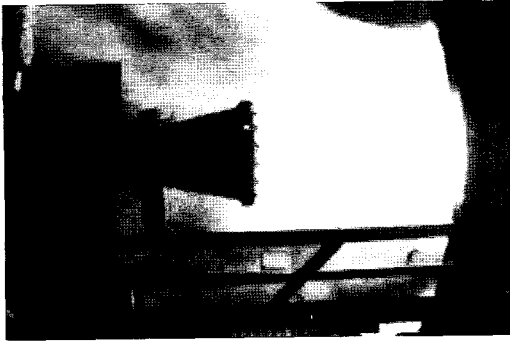


Fig. 4 Typical Photographic View of Plume for a Design Condition Combustion Test

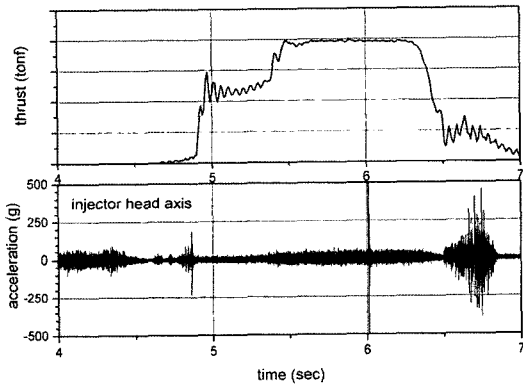


Fig. 5 Time Traces of Thrust and Acceleration Mounted on a Head in the Axial Direction

고압의 연소 조건을 형성하기 위해 연소기로 공급되는 추진제의 혼합비(mixture ratio)가 고온의 조건으로 형성되지 못하도록 연료 측 밸브를 먼저 개방하여 순간 혼합비가 설계조건보다 낮은 값에서 형성되며 연소 환경이 변화하도록 유도하였다. 이와 같은 결과는 혼합비와 연소압으로 구성되는 Fig. 6 그래프에서 그 결과를 확인할 수 있다. 본 그림에서 설계조건에 이르기 위해 연소압은 증가하면서 혼합비는 감소하며, 다시 동일 연소압에서 혼합비가 증가하였으며, 설계조건에서 연소기 작동 중단이 되기까지 혼합비는 일정하면서 연소압이 감소하는 경로를 밟았다. 이와 같이 급격한 추진제 공급 변화에 노출된 연소기에서 안정적으로 연소가 이루어졌

며 이는 본 연소기가 설계 운영 영역뿐만 아니라 더 넓은 운전 영역 구간에서 안정적인 작동이 가능할 수 있다는 긍정적인 암시가 된다.

3.3 연소 성능

연소기는 실제 발사체 시스템에서 공급되는 추진제 공급량 변동을 감안하여 Fig. 7에서와 같이 연소압 대비 최대 15%인 점선으로 표시된 구역 내에서 작동할 것을 예상한다. 연소 시험은 총 13회가 수행되었으며 실제 시험 조건은 Fig. 7에서와 같이 예상 작동 범위에서 압력 및 혼합비로 구성되는 극단 조건에서 모두 수행되었다.

연소 효율을 나타내는 특성속도(c^* , Characteristic Velocity)는 설계 조건에서 1671 m/sec의 평균값을 가지는 것으로 측정되었으며 이는 이상적인 값 대비 94.9%의 효율을 보이며 Table 1의 예상 값보다 상회하는 결과를 보이고 있다. Figure 8은 시험 조건에 따른 비추력(Specific Impulse)값의 변화를 보여주고 있으며, Table 1 예상 치와의 차이가 근소함을 알 수 있다. 데이터 부족으로 재연성이 검증되지 않았지만 본 그래프에서 볼 수 있듯이 혼합비에 의한 비추력 변화는 거의 없으며, 연소실 압력 변화에 의한 비추력 변화가 상대적으로 큼을 알 수 있다.

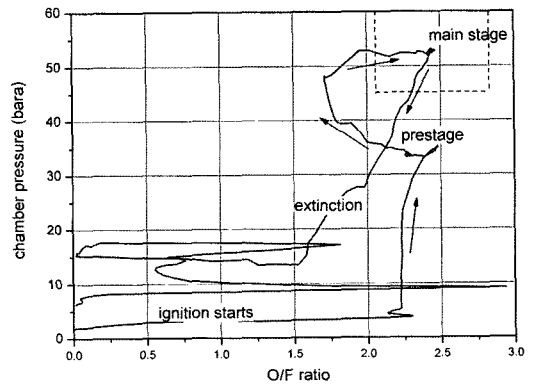


Fig. 6 Variations of an Operating Condition in the Chamber Pressure and Mixture Ratio Space

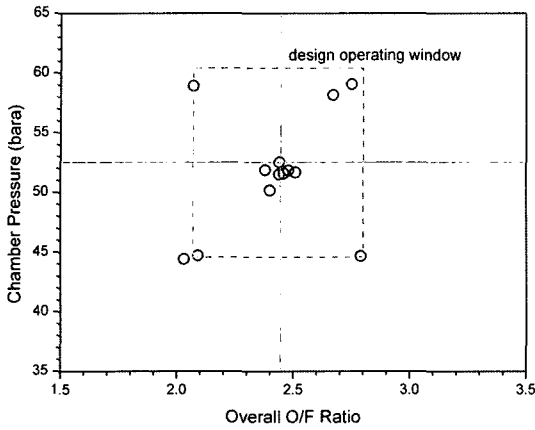


Fig. 7 Overall Actual Test Conditions on the Domain of a Pressure and a Mixture Ratio

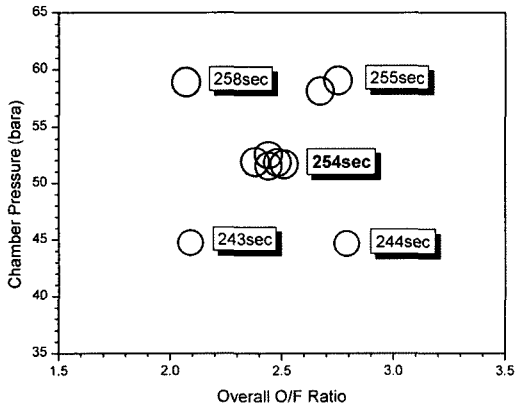


Fig. 8 Specific Impulse with Respect to a Chamber Pressure and a Mixture Ratio

3.4 동적 특성

시험 연소기에는 연소 안정성을 증대하고자 스테인레스 강관으로 제작한 임시 배플을 적용하였다. 또한 급격한 연소 조건 변화에 따른 예상하지 못하는 연소실 내의 동적 불안정을 억제하기 위해서라도 배플은 본 시험에 있어서 필수 요소가 되었다. Figure 9에서는 설계 연소 조건에서 발생하는 매니폴드와 연소실 내의 동압의 주파수 특성이 어느 특정 주파수에 결합되지 않고 넓은 대역을 갖는 국부적인 최고점을 여러

개 보이고 있음을 나타내고 있다. 외부 혼합형의 분사기를 채택한 본 연소기의 이러한 동적특성은 단일 분사기 및 축소형 연소기의 연소 시험 결과에서 예상할 수 있었던 것이다[6]. 연소실 내의 동압의 세기를 나타내는 rms intensity의 경우 연소압 대비 2% 내외를 나타내고 있으며, 이는 연소가 매우 안정적으로 이루어졌음을 보여주는 결과가 된다[7].

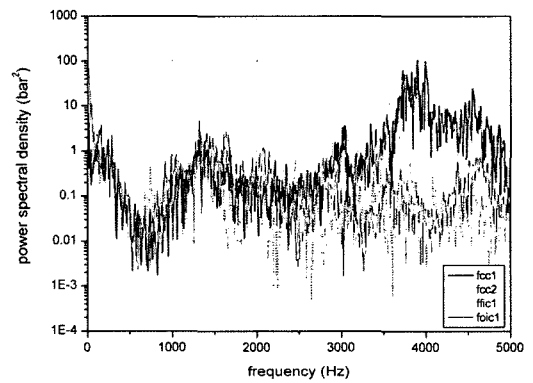


Fig. 9 Power Spectral Density Plots of Manifold and Chamber Dynamic Pressures at Steady Combustion

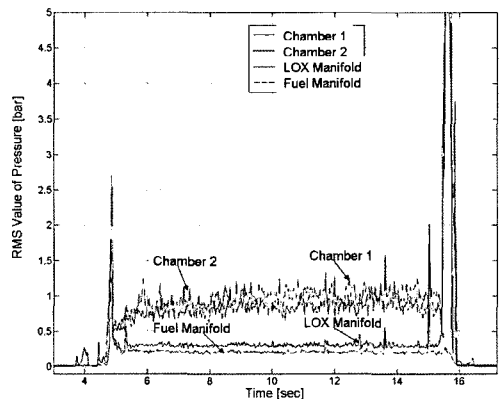


Fig. 10 Variations of a Root-Mean-Square Value of Dynamic Pressures in Manifolds and a Chamber

Figure 10에서는 정상 연소 시간이 10초에 이르는 설계 조건 시험에서 발생하는 매니폴드와 연소실 내의 동압의 Root-Mean-Square (RMS)값의 변화를 보여주고 있다. 동압의 세기는 연소실에서 가장 강하며 연료와 산화제 매니폴드 내의 동압 세기는 거의 비슷한 수준을 보인다.

Figure 11에서는 각 시험 조건에 따른 연소실 내의 압력 섭동 세기를 원형 심벌의 직경 크기에 비례하여 나타내었다. 연소실 내 RMS intensity의 경우 2% 내외를 나타내고 있으며, 이는 전 작동 구간에 걸쳐 연소가 매우 안정적으로 이루어졌음을 보여주는 결과가 된다.

무엇보다도 중요한 것은 본 연소시험에서 연소압이 설계조건인 52 bara 수준에서 매우 안정적인 연소 특성을 보여주고 있다는 것이며, 연소시험 후 분사기 헤드의 물리적 손상도 발생하지 않았다는 것이다. 이것은 초기 개발품 수준의 본 연소기의 성능 및 기능이 설계 예상치를 충분히 만족시키고 있다는 사실을 말해준다.

4. 맺음말

저궤도 위성 발사체의 액체 로켓에 사용가능한 수준의 실험용 연소기의 실제 추진제를 이용한 연소 시험을 수행하였다. 국내 최초로 연소압 52.5 bara, 그리고 추력이 30 tonf 급에 해당하는 액체 로켓 엔진 연소기의 지상 연소 시험이 성공적으로 이루어졌다. 일련의 개발 과정을 거쳐 시제작된 연소기는 우선 실제 의도된 설계 작동 조건보다 낮은 압력/유량 조건에서 연소 시험이 수행되었다. 본 시험을 통해 안정적인 성능 및 기능을 입증한 연소기는 단일 연소 시험에서 저압 조건을 거쳐 설계조건 연소 압력/유량 조건에 이르는 연소 시험을 성공적으로 마쳤으며, 본문에서 밝힌 초기 시험 결과를 통해 나타난 연소기의 연소 효율 및 동적 안정성은 만족할만한 수준으로 향후 예정된 연소 안정성 평가 및 내구 시험을 통해 그 성능 및 기능을 좀 더 개선

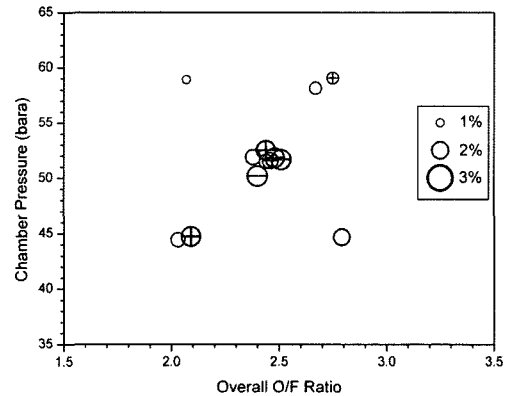


Fig. 11 Variations of Chamber Dynamic Pressure RMS Intensities on the Domain of a Pressure and a Mixture Ratio

해 나갈 계획이다. 내열재 챔버를 이용한 연소기의 연소 성능은 이상적인 연소결과 대비 95%의 높은 효율을 보이며 추력 측정 결과 역시 예상치와 매우 근사한 값인 지상 비추력 254초를 보였다. 연소 안정성 또한 압력과 혼합비로 표현되는 설계 작동 영역에서 연소실 압력대비 압력 섭동 세기가 2% 내외로 매우 안정적인 연소를 보이고 있는 것으로 파악되었다.

후 기

본 연구는 과학기술부가 주관하는 소형위성발사체개발사업의 일환으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1. Sutton, G. P. and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," Seventh ed. Wiley-Interscience, 2001
2. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant

- Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992
3. 한영민, 김승한, 서성현, 조원국, 최환석, 설우석, 이수용, "지상연소시험용 실물형 고압 연소기의 설계," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
 4. 문일윤, 김승한, 김종규, 임병직, 이광진, 김인태, "실물형 연소기의 점화시험," 한국추진공학회 춘계 학술대회 논문집, 2005
 5. 이광진, 서성현, 임병직, 문일윤, 한영민, 최환석, "30톤급 연소기의 연소 시험을 위한 설비 개량," 2005년 춘계 한국추진공학회 학술대회 논문집, 2005
 6. 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 설우석, "이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, pp. 54-60, 2004
 7. Reardon, F. H., "Guideline for Combustion Stability Specifications and Verification Procedures", CPIA Publication 247, 1973