

연소 불안정 현상의 비선형적 특성 고찰

서 성 현*

Note on Nonlinearity of Combustion Instability

Seonghyeon Seo*

ABSTRACT

Combustion instability phenomena have been observed in various different combustion systems. For each specific combustion system, pressure fluctuations measured during high frequency combustion instability presented many different characteristics. High frequency instability occurring in a lean premixed gas turbine combustor may be dominantly affected by a nonlinear relation between pressure oscillations and heat release rate fluctuations, and gas dynamics plays a crucial role in determining an amplitude of a limit cycle for a liquid rocket thrust chamber. Combustion instability phenomena manifest their inherent nonlinear characteristics. One is a limit cycle and the other bifurcation described by nonlinear time series analysis.

1. 서 론

연소 불안정(Combustion Instability)현상이란 연소기 내의 압력 교란이 화염에 의한 열 발생을 섭동과 결합하여, 특정한 주파수를 가지는 열 및 음향 에너지를 방출하는 현상으로 정의할 수 있다. 이러한 연소 불안정 현상에 관한 연구는 곧 에너지 형태의 변환, 즉 음향에너지와 열에너지가 어떠한 상관관계를 가지며 서로 에너지를 주고받는가를 파악하는데에 그 목적이 있다고 할 수 있겠다. 연소 화염에서 발생하는 열에너지가 소리 에너지로 변환한다는 것을 발견한 인류 최초의 기록된 사건은 1777년 히긴스(Byron Higgins)박사가 일명 “노래하는 불꽃”(Singing Flames)을 발견함으로써 이루어졌다고 전해지나 열에너지가 음향에너지로 발생하는 현상은 그 이전에 여러 가지 자연 현상을 통해서

관찰되었으리라 생각된다.

열에너지가 증가할 때 소리에너지도 증가해야 에너지 변환에 의한 증폭이 발생하며, 그 반대의 경우에는 오히려 에너지가 감소되어 더 이상 에너지 변환이 이루어지지 않는다는 것이다. 이러한 조건은 레일리(Rayleigh)경이 쓴 책(Theory of Sound)에 잘 표현되어 있어 레일리 조건(Rayleigh Criterion)이라고 불린다[1].

연소 불안정 현상은 다양한 연소 시스템에서 발생하고 있는데 예를 들면, 액체 및 고체 로켓 엔진, 램젯 엔진, 애프터버너, 산업용 버너 그리고 가스 터빈 연소기 등이 있다[2]. 이러한 연소 시스템들은 모두 연소 불안정 현상을 보이고 있는데, 경우에 따라서 연소 불안정 현상이 의도적이거나 원하지 않는 경우로 나눌 수 있다. 예를 들면, 소각로의 경우, 연소 불안정 현상이 발생할 경우, 열에너지가 급격하게 증가한다는 원리를 이용하여 쓰레기의 효율적인 연

*한국항공우주연구원 엔진그룹 (Rocket Engine Dept, Korea Aerospace Research Institute)

소를 위해 의도적으로 연소 불안정을 발생시키는 대표적인 예가 된다. 이러한 연소 방법을 Pulse combustion이라고 하며, 일반적으로 Flapping valve와 같은 밸브를 이용하여 연소실 내부로의 공기 유입을 조절하여 불안정 연소로 인한 열에너지 증가를 유도하고 있다. Pulse combustion은 소각로와 같은 산업용 연소기에서 이용되는 연소 기술이다. 이와 같이 연소 불안정의 기본 원리를 이용하여 연소 효율을 높이는 경우를 제외한 대부분의 연소 시스템 경우에 연소 불안정 현상은 피해야할 현상이 된다. 앞서서도 언급한 것과 마찬가지로 연소 불안정은 연소 효율을 높이기도 하지만, 연소 불안정 현상 발생 시 순식간에 증가하는 열에너지 및 소리에 의한 진동에너지는 연소 시스템 자체를 파괴할 수도 있는 엄청난 에너지를 가지고 있기 때문이다.

연소 불안정 현상은 1930년대 후반에 거의 동시에 액체 추진 로켓과 고체 추진 로켓에서 발견되었으며, 1950년대에 이르러서야 로켓 진동의 원인이 연소 불안정 현상에 의한 것으로 판명되었다. 로켓 엔진 개발 시작 초기부터 거의 모든 개발 엔진에서 발생하던 연소 불안정 현상은 1950년대 중반에 개시된 아폴로 계획(Apollo plan)이 착수되면서 더욱 큰 문제점으로 대두되었다. 기존의 로켓과는 달리 아폴로 계획을 통해 개발하는 Saturn V로켓은 우주인을 달까지 실어 나르는 유인 로켓이었기 때문에 로켓의 신뢰성이 무엇보다도 중시되었다. Saturn V로켓 주 엔진인 F-1(LOX/RP-1사용)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 전체 프로그램을 통해서는 3200번의 실 크기 엔진 연소 시험이 진행되었다. 이와 같이 방대한 양의 시험과 긴 개발 기간을 통해 F-1엔진의 연소 불안정 현상은 해결되었으나 여전히 기초적인 이해는 부족한 상태에서 프로그램이 종결되었다[3].

위의 한 사례에서와 같이 연소 불안정은 그 현상의 복잡함과 관련 Mechanism의 다양성으로 인해서 생성 원인과 예측이 매우 힘든 연구 과제중의 하나로 인식되어 왔다. 구체적으로

연소 불안정 현상이 이와 같이 이해하기 힘든 특성들을 갖는 이유는 본 물리적 현상이 갖고 있는 비선형적인 특성에서 기인한 것이라 할 수 있다. 연소 불안정성이 비선형 특성을 갖는 물리적 현상이라는 근거로써는 불안정으로 인한 압력 섭동 발생 시 압력 진폭이 어느 한도 내에서 포화되는 Limit cycle을 가진 다는 것이며, 같은 운전 조건(Operating parameter)에서도 여러 가지 다른 물리적 현상을 갖는 Bifurcation 특성을 보인다는 것이다. 이와 같이 연소 불안정의 비선형적인 특성을 다음 장에서 좀 더 구체적으로 알아보기로 한다.

2. 배경 이론

현재 연소 불안정 기구(Mechanism) 현상을 밝히는데 가장 어려움을 겪고 있는 부분은 어떠한 경로를 통해 연소실 또는 연소 시스템 내의 압력 교란과 열 발생률 섭동이 결합되는지를 파악하는 것이다. 또한 실제 연소 시스템 개발 시 가장 큰 주안점이 되는 것은 어떠한 형태의 에너지 소멸 경로가 존재하며 그 절대 값을 예측하는 일이 될 것이다. 연소기내에서의 에너지 교환 관계는 부등식으로 표현되는 레일리 조건과 일차원적인 운동량 및 에너지 보존 법칙을 이용하여 다음과 같은 등식으로 유도할 수 있다.

$$\Delta \tau \int_0^L e' dx = \frac{\gamma-1}{\rho c} \int_0^{\tau} \int_0^L \dot{p}'(x, t) \dot{q}'(x, t) dx dt - \Delta L \int_0^{\tau} E' dt - \int_0^{\tau} \int_0^L \Phi(x, t) dx dt \quad (1)$$

위 등식의 왼쪽 항은 길이 L 를 갖는 원통형의 조사 체적에서의 음향 에너지의 증감을 나타낸다. Eq(1)의 오른쪽 항에서 음향 에너지의 증감에 영향을 미치는 Mechanism은 크게 3개로 나눌 수 있다. 첫째는 레일리 조건에서 언급한 압력과 열 발생 섭동의 결합에 의한 음향 에너지 증가, 둘째로는 조사 체적 경계선을 통한 음향 에너지의 증감, 세 번째로는 조사 체적 내에서의 음향에너지의 소멸에 의한 것이다. 이 중에서 비선형적인 관계를 갖는 물리적 현상으로는 압력 섭동, \dot{p}' , 과 열 발생률 섭동, \dot{q}' , 과의 관계가 있고, 두 번째로는 Gas dynamics에 의한 비선형적인 음향 에너지 소멸, Φ , 가 있다.

연소실 내의 압력 섭동이 연소실내의 정압

대비 약 10%내의 범위 내에 존재할 경우에는 압력 섭동과 열 발생률간의 비선형적인 관계에 의해 유도되는 압력의 진폭이 결정되는 것으로 간주하며, 액체 로켓 엔진과 같은 경우, p'/P_c 의 크기가 100% 정도의 크기를 갖고 있기 때문에 Gas dynamics에 의한 영향을 크게 받아 p' 의 진폭이 결정되는 것으로 보고 있다. 다음 장에서는 이와 관련된 시험결과들을 살펴보도록 한다.

3. 시험 결과

3.1 동압 변화

그림1에서는 예혼합 모델 가스 터빈 연소기 내에서 고주파 연소 불안정 발생 시 연소기의 축방향으로 다른 두 곳에서 측정한 동압 신호 결과이다. 본 시험 결과는 연소실내로 천연가스와 공기가 유입되기 전에 완전히 혼합되어 불안정 혼합에 의한 국부적인 Equivalence ratio 변화가 없는 상태에서 측정한 것이다. 모델 가스 터빈 내에서 발생하는 불안정성은 p'/P_c 의 크기가 10%이내의 값을 가지고 있으며, 그 진폭이 어느 한도 내의 값을 가지는 Limit cycle의 특성을 지니게 된다.

상대적으로 큰 에너지 밀도를 갖는 액체 로켓 엔진 연소실 내부에서 발생하는 연소 불안정에 의한 압력 섭동은 가스 터빈 내에서 발생하는 압력 섭동에 비해 상대적으로 큰 값을 갖게 되는데 이러한 결과는 그림2에서 잘 나타나고 있다.

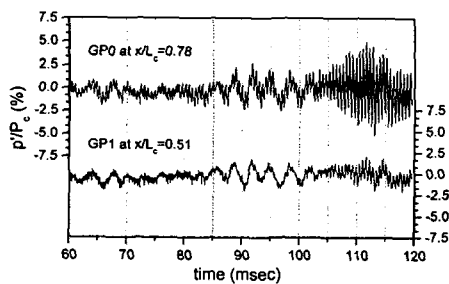


Fig. 1 Time traces of dynamic pressure in a lean premixed model gas turbine combustor.

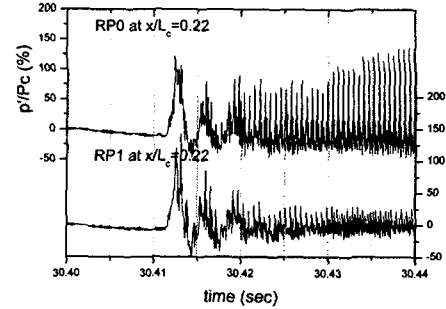


Fig. 2 Time traces of dynamic pressure in a full-scale liquid rocket thrust chamber.

그림2는 케로진과 액체 산소를 이용한 액체 로켓 엔진 연소실내에서 발생하는 고주파 연소 불안정 생성 시 측정한 동압 측정 결과이다. 초기 "pop"이라 불리는 Pressure spike가 발생하고 이어서 고주파 특성을 갖는 압력 섭동이 생성됨을 볼 수 있다. 본 경우에는 압력 섭동의 진폭의 크기가 연소실내의 정압 크기와 견줄 수 있을 정도로 매우 큼을 알 수 있는데 이는 에너지 밀도가 가스 터빈 연소기에 비해 상대적으로 큰 액체 로켓 엔진의 연소 불안정 특성이라 볼 수 있다.

3.2 비선형 분석

비선형적인 특성을 갖는 동압 신호를 분석하기 위해서는 비선형 시간 신호 처리(Nonlinear time series analysis)라는 분석 방법을 적용하여 볼 수 있는데, 이 방법은 데이터의 크기가 클 때 효과적으로 사용될 수 있다[5]. 이차원적인 평면상에서 Phase space construction이라는 개념을 사용하여 시간에 따른 동압 신호의 구조를 살펴보면 그림3에서 나타난 것과 같다.

그림3은 액체 로켓 엔진 내에서 고주파 불안정이 발생하여 진폭이 시간에 따라 일정한 Limit cycle을 가지는 구간에 대해 Phase orbit을 그린 그래프이다. 본 그림에서와 같이 Limit cycle의 경우, 동압 신호가 Phase space 상에서 Attractor라고 불리는 일정한 구조 이끄러져 존재하게 됨을 볼 수 있다.

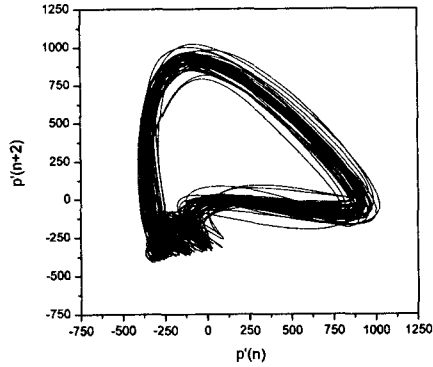


Fig. 3 Phase orbit representation of a limit cycle occurring in a liquid rocket thrust chamber.

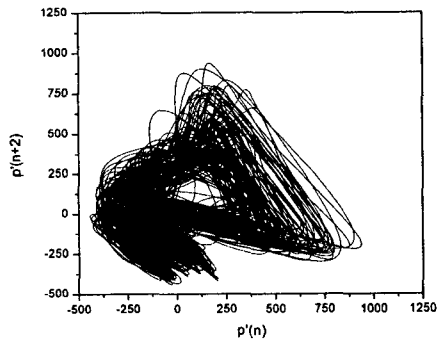


Fig.4 Phase orbit representation of quasi periodic behavior occurring in a liquid rocket thrust chamber operating at very similar conditions to Fig. 3.

그러나, 그림4에서와 같이 거의 동일한 운전 조건에서 발생한 고주파 동압 신호 결과를 보면 그림3과 같이 Phase space상에서 잘 정의된 구조를 보여주지 못하고 한 주기를 돌 때마다 또 다른 궤도를 생성하고 있음을 보여준다. 이와 같은 현상은 동압 신호의 진폭이 시간에 따라 변화하는 특성을 띄고 있는데 이를 Quasi periodic 현상이라 하며, 혼돈(Chaos)으로 이르는 단계중의 하나로 분류된다[6].

이와 같이 연소 불안정 현상은 운전 조건이 매우 비슷함에도 불구하고 여러 가지 다른 물리적 특징을 보이는데 이는 연소 불안정 현상이 가지고 있는 비선형적인 현상 중에 Bifurcation 특성을 보여주는 한 예라고 할 수 있다.

4. 결론

고주파 연소 불안정 발생 시 형성되는 동압의 상대적인 크기는 연소 시스템의 종류에 따라 매우 다르며 또한 이를 결정하는 물리적 비선형적 메커니즘도 서로 다를 수 있다고 여겨진다. 예혼합 가스 터빈 연소기의 경우, 압력 섭동에 의한 열 발생율의 비선형적 특성에 의해 연소 불안정에 의한 압력 섭동의 크기가 결정되며, 로켓 엔진의 경우, Gas dynamics에 의한 에너지 소멸로 Limit cycle이 형성된다고 볼 수 있다. 실 크기 액체 로켓 엔진에서 측정된 연소 불안정은 또한 비선형 현상 특성중의 하나인 Bifurcation 현상을 보이고 있음을 확인하였다.

후기

본 논문에서 인용된 가스 터빈 연소기 시험 결과는 Penn State, PERC에서 수행된 연구에 의한 것이며, 액체 로켓 엔진 시험 결과는 KSR-III 프로그램을 통해 획득한 결과임을 밝힙니다. 본 연구는 소형발사체 개발사업(N02107)의 지원을 받았습니다.

참고 문헌

- 1) Rayleigh J. W. S., "The Theory of Sound," vol. 2, Dover, New York, 1945.
- 2) Putnam A. A., "Combustion Driven Oscillations in Industry," American Elsevier Publishing Company, New York, 1971.
- 3) 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.
- 4) Hathout, J.-P., "Thermoacoustic Instability," Lecture note for a class "Fundamentals and Modelling in Combustion", MIT, April, 1999.
- 5) Abarbanel, H. D. I., *Analysis of Observed Chaotic Data*, Springer, 1996.
- 6) Hilborn, R. C., *Chaos and Nonlinear Dynamics*, 2nd ed., Oxford University Press, 2000.