

## 액체로켓엔진의 연소불안정 현상

길태옥\* · 임지혁\* · 윤영빈\*\*

### Review of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines

Taeock Khil\* · Ji-Hyuk Im\* · Youngbin Yoon\*\*

#### ABSTRACT

The review of the liquid propellant rocket engine is presented. The combustion instabilities which were discovered on solid and liquid propellant rocket engines in 1930, have occurred on propulsion devices, such as gas turbine, ramjet, scramjet and rocket, and thus a study on the combustion instability became necessary. However, this problem has not been solved yet. Therefore, we investigated causes and mechanisms of the combustion instability and surveyed the efforts of solving combustion instability in various countries for developing stable liquid propellant rocket engines.

#### 초 록

액체추진제 로켓 엔진에서 발생하는 연소불안정 현상에 대해 논의하였다. 지난 1930년대에 고체 및 액체 로켓에서 발견되었던 연소불안정 현상은 연소현상을 이용하는 가스터빈, 램 및 스크램젯, 로켓 등 모든 기관에서 문제가 대두되었고, 이러한 기관들의 안정적인 운용을 위해서는 연소 불안정성에 대한 연구가 필요하게 되었다. 그러나 엔진을 파괴하는 심각한 현상을 초래하는 이 현상을 아직까지 완전히 제어하고 있지 못하다. 따라서 연소불안정 현상이 발생하는 원인과 메커니즘을 알아보고, 액체추진제 로켓에 대한 각국의 개발사를 알아보았다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Liquid Propellant Rocket Engine(액체추진제 로켓 엔진)

#### 1. 서 론

연소불안정 현상은 고체와 액체 로켓 모두 같은 시대인 1930년대에 발견되었다. Fig. 1은 주요 사건에 대한 연대기를 보여준다. 액체 로켓에 대한 연소불안정 현상을 제어하기 위한 연구는

1940년대 초부터 시작되었지만, ICBM의 개발을 고무시킨 제 2차 대전 후까지 주목할만한 연구 결과는 얻지 못하였다. 1960년대 Apollo 프로그램은 인간을 로켓엔진 추진기관에 태우기 위한 목적으로 인하여 연소불안정 현상 연구에 커다란 모티브를 주었다. 이 때 얻어진 경험은 SSME의 개발에 큰 영향을 끼쳤다. 1970년대 초부터 1980년대 중반까지 미국에서는 더 이상의 연구 진전이 없었지만, 그 후 ALS(Advanced Launch System) 개발 프로젝트에 의해 이에 대한 관심

\* 학생회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

\*\* 종신회원, 서울대학교 기계항공공학부  
연락처, E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

이 다시 대두되었다[1]. 프랑스에서는 1981년 이래로 Ariane 프로그램으로 인하여 연소불안정 현상 연구의 진전을 이어갔다[2]. 러시아에서는 소유즈 우주선에 사용된 RD-0110 엔진에서 고주파 연소불안정 현상이 발생되었는데, 연료와 산화제간의 미립화 작용에 의해 안정성이 결정된다는 이론에 입각하여 인젝터의 형상을 변화시켰고, baffle과 같은 역할을 하는 챔버 내부에 짧은 길이의 축방향 rib을 설치하여 이를 해결하였다. 이후 K.S. Kolosnikov, V. Bazarov, M.S. Natanzon 등에 의해서 이론적으로 체계적인 연소불안정에 대한 연구를 수행하였고, 각기 다른 고주파 연소불안정을 제어할 수 있는 다른 종류의 인젝터를 동시에 사용하여 고주파 연소불안정 문제를 해결하였다[3-6].

제트 엔진의 애프터버너에서 발생하는 연소불안정 현상은 1940년대 말에 발생되었는데, 액체 로켓에서 발생하는 고주파 transverse 모드가 주요 현안이었다. 액체 추진 램젯엔진은 주로 고주파 영역에서 연소불안정 문제가 시작되었지만, 1970년대 말 간결한 디자인으로 옮겨가면서 축방향 진동에 의한 저주파 연소불안정 문제가 대두되었다. 이를 제어하기 위한 노력으로 1980년대에 큰 이슈로서 다루어졌고, 원인과 제어방법에 대한 이해가 선행되었다. 고체로켓은 저주파로부터 고주파까지 넓은 범위에서 연소불안정 현상이 발생한다. 이에 대한 연구는 1950년대부터 현재까지 이루어지고 있는데, 액체로켓과는 근본적으로 발생원인이 다르기는 하지만 고체로켓에서 연구된 결과의 많은 부분이 액체로켓에

도 적용되었다[1,7].

## 2 각국의 연소불안정 연구 개발사

### 2.1 미국의 개발사

액체로켓 연소불안정 현상은 액체로켓 자체만큼 오래된 역사를 지니고 있다. 미국의 경우 1950년대 초부터 1970년대 초까지 엔진개발에 있어서 이론적, 실험적 연소불안정에 대한 수많은 기술보고서와 논문들이 발표되었다. 이에 대한 포괄적인 내용은 Harrje&Reardon에 의해 집필된 NASA SP-194 "liquid rocket combustion instability"에 자세히 언급되어 있다[7]. 그러나, 이후 1970~1980년대에는 SSME의 성공적인 개발로 인하여 이에 대한 관심이 급속도로 감소되어 관련 문헌이 거의 발표되지 않았고, 1980년대 말부터 다시 연구가 시작되었지만, 대부분 분석 및 수치적 접근으로 제한되었다.

1950년대는 이론적 발전 및 실험적 연구에 가장 중요한 진보가 있었던 시대였지만, 실제 로켓 구조물과 직접적인 연관을 시키기에는 무리가 있었다. 1960년대에는 100~200k 파운드의 추력을 갖는 엔진부터 1000k 파운드 이상의 매우 큰 추력을 갖는 엔진(M-1, F-1)까지 개발되었다. 이 시기에 공급라인에 의해 발생하는 연소불안정은 해결하였고, 고주파 연소불안정을 피하기 위해 starting 현상을 제어하거나, LOX/H<sub>2</sub>로 구성된 추진제는 자발적인 공명 연소에 매우 민감한 충돌형 인젝터를 채택하지 않는 방법 등에 의한 추진제와 인젝터와의 상관관계로 접근하기 시작하였다. 그러나 이러한 접근 방법은 Atlas program에 의해 위험성이 나타났다. Atlas 부스터 및 엔진 부품과 시스템은 넓은 범위에서 테스트되어 연소불안정이 발생할 확률은 1%로 되지 않았지만, 결국 실패로 끝났다. 이로 인해 수많은 시간과 천문학적인 액수의 비용이 추가로 발생되었는데, 동적 안정성을 가진 baffle이 장착된 인젝터가 14개월만에 제작되었다. 이 인젝터를 통해 Atlas 부스터는 동적으로 안정되었고, 수백번의 연소 시험 및 비행에 연소 불안정을

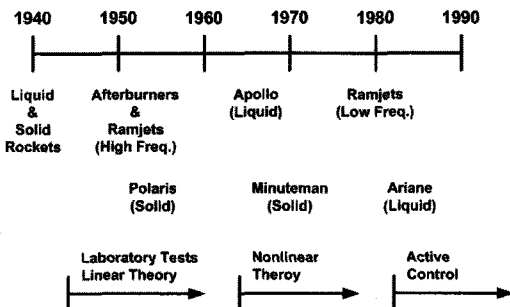


Fig. 1 Chronology of combustion instability

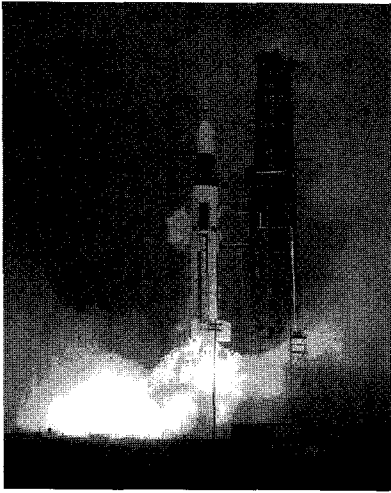


Fig. 2 Saturn V Launch Vehicle in Apollo Project (1969)

동반시키지 않았다.

이처럼 1961년 Atlas 부스터는 자발적이나 유발적으로 공명연소가 발생하는 것을 피하기 위해 baffle이 사용되었다. 하지만 최초의 baffle은 1954년 NASA Lewis에서 처음으로 사용되었고, 이후 Aerojet, Rocketdyne, Princeton 등에서 baffle의 효과와 한계를 확인하기 위해 수많은 연구를 수행하였지만, 고주파 연소불안정을 baffle 및 acoustic liner에 의해 제어한 Altas 부스터에 개발 이후 연소불안정에 대한 더 이상의 연구는 진행되지 않았다.

그러나, Apollo 프로그램에 의해 엄청난 추력을 자랑하는 Rocketdyne의 F-1 엔진개발이 시작된 후 다시 연소불안정 현상이 발생하였고, 이로 인해 NASA Marshall의 Apollo 프로그램에 제동이 걸렸다(Fig.2-3). 이로 인해 인간이 최초로 탑승할 미션을 성공적으로 수행하기 위해 Rocketdyne에서는 1962~1966년 동안 수많은 연구를 수행하였다. 이 때 발생한 다른 형태의 불안정 현상은 1st tangential spinning mode(baffle 장착 및 미장착 모두 발생), resurging mode(저주파, steep-fronted, 고진폭 진동), buzzing-type phenomenon (저진폭, 사인파, 500 Hz) 등이다[8] (Fig. 4).

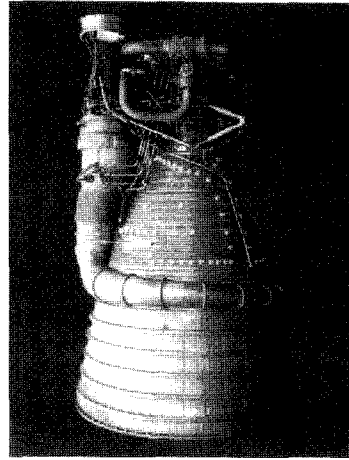


Fig. 3 F-1 Engine Description

Saturn-Apollo 기간 동안 연소불안정 현상과 관련되어 coaxial 인젝터를 사용한 극저온 엔진에 대한 개발도 수행되었는데 Pratt & Whitney의 RL-10, Rocketdyne의 J-2, Aerojet의 M-1 엔진 등이 대표적인 예이다.

1960년대에 감쇠장치(damping device)의 개발이 주된 주제였는데 Rocketdyne은 baffle이 장착된 인젝터면에 홈을 가공하였고(Fig. 5), Bell Aerosystems는 인젝터와 챔버 접착면에 챔버쪽으로 연장된 틈(apertures)을 가진 toroidal cavity 공명기를 개발하였다. 그러나, 모든 로켓 엔진에 감쇠장치가 필요한 것은 아니다. 이러한 감쇠장치가 없더라도 LM ascent engine의 경우 연소불안정 현상이 전혀 발생하지 않았기 때문이다.

NASA SP-194의 출판 이후 더 이상 미국 발사체에서는 연소불안정이 발생되지 않았고, 특히

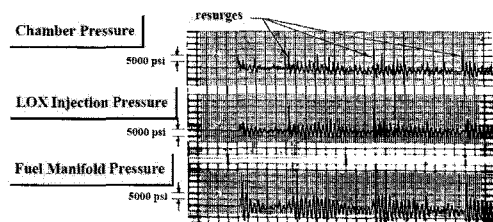


Fig. 4 Typical Pressure Oscillations Observed in Early F-1 Engines

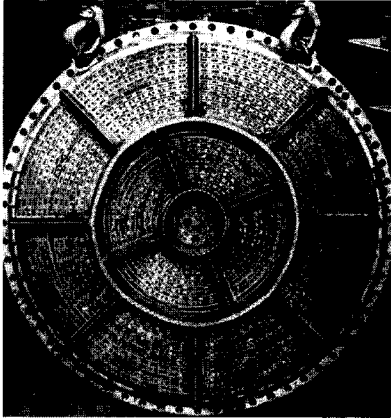


Fig. 5 Baffle Configurations Investigated for F-1 Engine

Rocketdyne의 SSME는 baffle의 유무와 상관없이 연소불안정이 발생하지 않았다. 따라서 1970년 초부터 1980년대 말까지 연소불안정에 대한 문제는 SSME에서의 더 이상의 연소불안정 문제가 발생하지 않았고, 그 이상 큰 추력을 갖는 새로운 엔진의 개발이 없었기 때문에 관심에서 떨어져 있었다. 그러나 baffle의 부착에도 불구하고 최근 Challenger 사고 이후 baffle만으로 연소불안정을 제어할 수 없다는 문제가 제기되었다.

이에 따라, SSME를 대체하고자 하는 시각으로 최근 다시 연소불안정에 대한 재관심으로, 1988년 미 육군, 해군, 공군, NASA의 합동 액체 로켓 연소불안정 위원회가 결성되어 안정되고 효과적인 엔진을 설계하기 위해 충분한 데이터 뿐만 아니라 분석능력을 얻기 위해 미 공군의 O100 테스트(1980년대 후반~1990년대 초), Rocketdyne/NASA Lewis 40 K LOX/methane 테스트(1980년대 후반), Aerojet/NASA Lewis ROCCID LOX/RP-1 테스트(1990년대 초), NASA Lewis Single Shear Element 테스트(1992) 등의 노력하고 있다.

현재 SSME의 대체 엔진으로서 STME(Space Transportation Main Engine)의 개발을 체계적인 접근을 통해 수행되고 있고, Pratter & Whitney, Aerojet, Rocketdyne 3사의 공동개발에 의해 subscale의 LOX/H<sub>2</sub> coaxial 인젝터가 개발되었

다. 머지않아 새로운 엔진의 성공적인 개발이 기대된다.

## 2.2 유럽의 개발사

액체 추진제 연소불안정에 대한 이론적 실험적 연구는 1950년대초 프랑스에서 시작되었다. 그러나, 실제 로켓 엔진에서의 불안정 현상의 첫 번째 증거는 Diamant B 발사체의 1단 엔진인 Valois 엔진개발에서 고주파 연소불안정에 의해 인젝터 돔(dome)과 하단의 연료 분사 홀이 과도한 열에 의해 인젝터가 녹고 파괴되는 현상으로 발생되었는데, 분사유량을 감소시키고 추진제의 분무속도를 조절함으로써 제어할 수 있었다.

1980년 Ariane 발사체의 테스트 비행체인 LO2에서 연소불안정이 발생되었다. 이를 제어하기 위해 엔진설계를 변화시켰는데, 인젝터 설계 및 위치 변경, 추진제 성분 조정 등에 의해 이를 보완하였고, 1981년 테스트 비행체 LO3의 성공적인 발사 이후 현재까지 연소불안정 현상을 발생되지 않고 있다.

Ariane5의 극저온 1단 엔진인 Vulcain 엔진은 baffle을 장착한 인젝터와 Helmholtz 공명기를 장착한 연소 챔버를 사용하여 수백번 이상의 테스트를 거쳤지만, 고주파 연소불안정 현상은 발생되지 않았고, Vulcain의 가스발생기는 baffle과 acoustic cavity를 장착하였는데, 현재까지 고주파 연소불안정 현상은 발생하지 않고 있다[7].

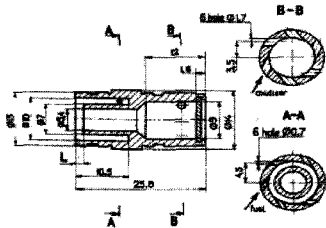
## 2.3 러시아의 개발사

Soyuz 발사체는 4개로 이루어진 LOX/Kerosene 추진제의 RD-0110 엔진을 사용하는데 (Fig. 6), 엔진 개발동안 고주파 연소불안정을 겪었다. 이 엔진은 gas generator 구동방식으로 gas generator에 의해 발생된 LOX/Kerosene 연소물이 turbine을 구동시키고, turbine에 의해 추진제가 연소 챔버로 공급된다. 이 고주파 연소불안정을 억제하기 위해 인젝터 설계 변경에 의해 추진제의 유량과 미립화 특성을 변경하거나, 인

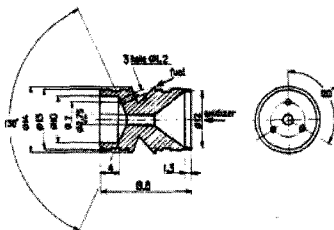


Fig. 6 Liquid Rocket Engine RD-0110

젝터면에 진동억제 격막(baffle)을 부착하는 방법 모두를 고려하였다. 추진제간의 상호작용과 인젝터 근처에서 연소하는 추진제의 동특성의 영향을 고려하여 고주파 연소불안정 현상이 인젝터에 의해 결정된다는 이론을 확립하고, 이원추진제 스월 인젝터에 대한 연구를 통해 3가지 타입의 이원추진제 스월 인젝터를 개발하여 실험을 수행하였다(Fig. 7). 그 연구 결과에 의해 단일추진제 충돌형 인젝터와 이원추진제 스월 인젝터



(a) Centrifugal-Spray Injector  
(Swirl-Coaxial)



(b) Spray Injector  
(Impinging)

Fig. 7 Two Types of Injector Design

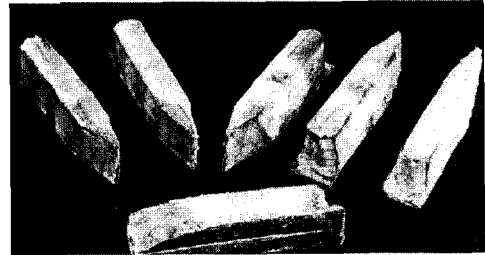


Fig. 8 Set of Ribs

를 혼합한 인젝터 모듈에 의해 이 연소불안정을 제어할 수 있었고, 인젝터 내부에 recess를 두어 내부와 외부의 추진제 노즐간의 길이차를 통한 효과를 고려하였다. 이를 통해 고주파 연소불안정 현상을 극복할 수 있었으나, 매우 드물게 엔진 starting 동안 또다시 연소불안정이 발생되었으나, 이는 연소가능한 물질로 이루어진 짧은 길이의 세로방향 rib 6개를 챔버 내부 벽면에 부착하여 제어할 수 있었다(Fig. 8). 이러한 개발과정을 통해 10000개 이상의 연소챔버와 2500개 이상의 RD-0110 엔진의 연소시험에서 고주파 연소불안정 현상은 전혀 발생되지 않았고, 1000개 이상의 RD-0110 엔진이 부착된 Soyuz 발사체가 성공적으로 발사되었다[3].

### 3. 연소불안정의 일반적인 특성

#### 3.1 연소불안정의 정의

액체 추진제 로켓 엔진의 작동 동안 연소 챔버로 분무된 추진제는 수많은 물리적, 화학적 과정을 통해 연소된 가스로 전환되고, 노즐을 통해 가속된다(Fig. 9). 정상상태에서 챔버 내부에서 발생하는 현상을 묘사하는 물리적인 변수(압력, 온도 등)는 오직 공간변수에 의해 특정한 값을 갖는데, 이상적인 정상상태는 발생될 수 없기 때문에, 실제 연소과정에서는 평균값 이상의 변동(fluctuation)이 나타나고, 연소 소음이 동반된다. 이러한 현상은 변동이 임의적으로 발생하는 경우와 그렇지 않은 경우로 나뉜다. 전자의 경우는 공간적으로 변동간에 상호작용이 발생되지 않는

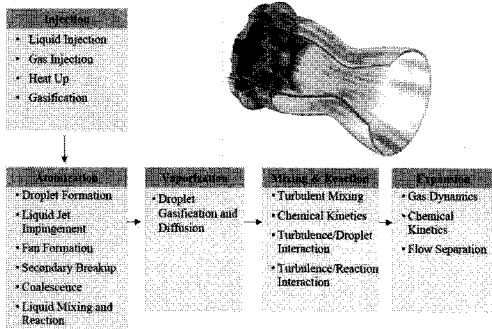


Fig. 9 Rocket Engine Operation Involves Many Processes

데, 물리적 변수의 변동 진폭은 평균값과 비교하여 1% 정도의 매우 작은 값을 갖고 "rough combustion"으로 불린다. 후자의 경우는 변동간에 시간적, 공간적으로 상호작용이 발생하는데 진동(vibration)이 발생하고 진폭은 매우 크게 된다. 이러한 경우 "unstable combustion"이라 불린다.

연소 과정은 일반적으로 안정적이다. 그러나, 연소불안정은 연소 과정과 가스 동특성의 커플링에 의해 발생한다(Fig. 10). 이러한 커플링을 통해 진동하는 에너지는 연소과정에 의해 유지되는데, 만일 압력 교란에 반응하는 에너지의 진동이 초기의 교란과 동조하여 압력의 또 다른 변화를 야기한다면 그것이 연소 불안정을 의미한다. 그 때, 시스템 내부에 존재하는 감쇠 과정(damping process)이 진동하는 에너지의 공급보다 더 빨리 소산시킬 정도로 충분히 크다면 진동은 감쇠된다. 이처럼, 연소불안정은 감쇠를 증가시키거나 구동력과 커플링을 감소시키는 것에 의해 제어할 수 있다.

연소불안정을 발생시키는 두 가지 근본적인 원인은 에너지의 매우 작은 부분도 불안정한 움직임을 발생시키는데 충분하고, 연소챔버 자체가 closed loop로서 불안정한 움직임을 감쇠하는 동작이 취약하다는 것이다. 이 두 가지 이유는 모든 연소 시스템에서 공통적이고, 새로운 시스템을 개발하는 동안에 언제라도 발생할 수 있다. 따라서, 연소불안정을 다루는 것은 고성능 화학

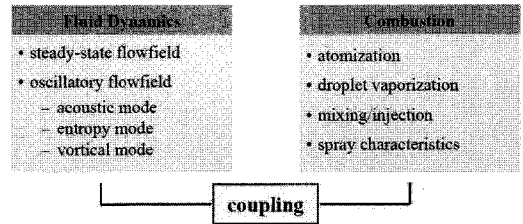


Fig. 10 Coupling of Fluid Dynamics and Combustion

추진 시스템을 얻기 위해 반드시 필요한 부분이다[8].

### 3.2 연소불안정의 효과

연소불안정은 많은 방법에 의해 예측할 수 있다. 주로 사용하는 방법으로는 연소 챔버의 압력을 측정하는 것이다. 그러나 항상 연소챔버에서의 측정이 쉽거나 가능한 것이 아니기 때문에 유사한 변동을 보이는 공급라인에서의 압력 측정을 통해 이를 예측할 수 있다. 온도와 열전달 측정에 의해서도 연소 불안정의 시작을 알 수 있다. 그러나, 일반적으로 응답시간 때문에 제한적인 정보를 준다. 비록 항상 압력 진동에 연관되지는 않지만 진동 측정도 유용한 방법 중 하나이다. 이외에도 유량과 추력의 변화나 Mach diamond의 축방향 위치, 화염의 광도 변화 등에 의해서도 가능하다.

연소불안정은 파괴적인 진동, 추력 크기와 방향의 진동뿐만 아니라 연소 챔버와 인젝터 자체를 파괴하기도 하지만, 항상 이러한 현상이 발생하는 것은 아니다. 저, 중주파 불안정의 경우 일반적으로 직접적으로 엔진 자체를 파괴하지 않지만 추력의 크기와 벡터 방향의 진동, 발사체나 위성 구조물에 손상을 주는 진동을 발생시킨다. 이렇듯 저, 중주파 연소불안정은 열적 장애는 없으나 고주파 연소불안정을 유발할 가능성을 지니고 있다. 고주파 불안정의 경우조차 짧은 시간 내에 발생한다면 손상을 주지 않을 수 있다. 그러나 일반적으로 연소챔버 벽면의 열전달률을 증가시켜 챔버 벽면이 녹거나 부식되어 파괴시

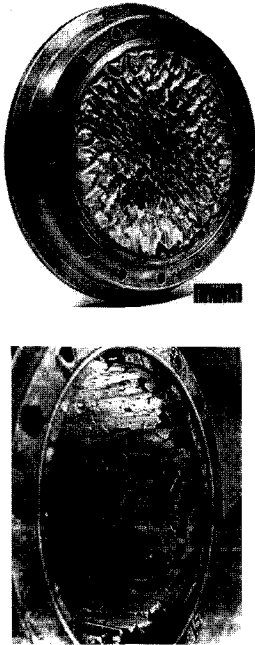


Fig. 11 Damage of Combustion Instability

키는 효과를 주는데, 특히 tangential 모드의 진동이 존재하는 경우, 노즐 목에서 강한 열전달이 발생한다(Fig.11).

엔진 성능에 대한 연소불안정의 효과는 연소불안정이 발생하는 동안 특정한 엔진 시스템이 명백하게 증가되거나 감소된다고 구분할 수 없다. 그러나, 일반적으로 고주파 불안정은 추진제가 더 빨리 증발하여 더 작은 액적들로 미립화되고, 발생된 추가적인 대류효과로 인해 액적의 증발을 강화시켜 연소 효율을 증가시키는 경향이 있는 반면에 저주파 불안정은 높고 낮은 혼합율이 전 챔버에 걸쳐 넓게 나타나기 때문에 연소 성능을 감소시키는 경향이 있다.

### 3.3 연소불안정의 분류

연소불안정은 그들의 주파수 범위에 따라 저, 중, 고주파 연소불안정으로 분류하지만, 주파수 분류에 의한 명백한 기준점은 없다. 따라서 현재 그 명칭은 그대로 유지하지만, 주파수에 의한 분류가 아닌 가장 중요한 커플링 메커니즘에 의해

구분한다.

저주파 연소불안정(Low Frequency Instability)은 "chugging"이라 불리는데, 연소챔버와 공급라인의 커플링에 의해 발생한다. 즉, 연소실의 압력 변화에 의해 추진제 유량 섭동이 발생되어 일어난다. 통상 주파수 범위는 수백 Hz 이하이다. 연소챔버 내에서 음향파 전달효과는 무시되지만, 공급라인에서의 파동효과는 고려된다. 연소실내의 파동 전파시간에 비하여 진동 주기가 매우 길어 연소실 내의 압력은 진동하나 공간적으로는 일정하다고 간주하는 것이다. 저주파 불안정은 저진폭, 사인파 형상으로 시작하여 더 높은 진폭으로 선형적으로 성장하는데, 주로 추진제 분사압력이 챔버 압력과 비교하여 크게 나타나는 starting이나 shut-down 순간에 주로 발생한다.

고주파 연소 불안정(High Frequency Instability)은 주로 "screeching"이나 "screaming"으로 불리는데 연소실 가스의 음향진동과 연소반응의 직접적인 커플링에 의해 발생한다. 상대적으로 적은 손실을 갖는 부피내에서 고밀도의 에너지 방출이 발생함으로써 진동을 자극하고 에너지를 공급하는데, 진동에너지를 공급할보다 음향에너지의 소산율이 커지면 진동은 감소된다. 연소실의 음향학적 공명현상과 관련하여 음향 불안정이나 공명 연소로 언급되는데, 챔버 압력 진동의 주파수와 위상이 챔버의 음향 공명과 일치한다. 저주파 연소불안정과 달리 축방향(longitudinal)과 횡방향(radial & tangential) 모드를 포함한다(Fig. 12). 전형적인 주파수 범위는 1000 Hz 이상이지만 연소 챔버의 크기에 따라 다르게 구분된다. 예를 들면, F-1 엔진에서의 1st tangential 모드는 약 500 Hz인데 반해 위성 엔진 등에 사용되는 작은 연소 챔버의 경우 10000 Hz 이상이다. 이처럼 매우 큰 엔진을 제외하고는 비교적 완만한 공급라인과의 커플링을 무시할 만큼 주파수가 너무 높기 때문에 일반적으로 공급라인에서의 효과는 중요하게 간주하지 않는다. 또한, 액체-액체 추진제 조합에서는 공급계와의 커플링을 완전히 배제하는데 반해, 기체-액체

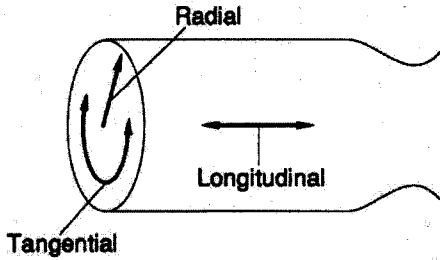


Fig. 12 Formulation of Nonlinear Acoustic Oscillations

추진제 조합에서는 공급계와의 커플링을 고려하기도 한다.

중주파 연소불안정(Intermediate Frequency Instability)은 "buzzing"이라 불리는데, 명백하게 저주파도 고주파도 아닌 불안정으로 언급된다. 일반적으로 저주파 불안정보다 더 높은 주파수를 가진다. 저주파와 중주파를 구분하는 메커니즘으로는 저주파와 중주파 모두 공급라인에서의 파동효과는 고려하지만, 저주파의 경우 연소챔버에서의 파동효과는 고려하지 않는데 반해 중주파의 경우는 고려한다. 이 때, 연소실 내에서 파동의 존재가 확인되나 그 주파수와 위상은 연소실의 음향 공명과 완전히 일치하지는 않는다. 압력파의 형상은 사인파에 매우 가깝고, 하나 또는 두 추진제의 공급라인과 커플링된다. 중주파 불안정은 넓은 추력 범위를 갖는 스로틀이 장착된 엔진에서 많이 발견되는데 만일 진폭의 크기가 작다면 특별한 손상을 주지 않지만, 연소 성능과 총추력을 격하시킨다.

축방향의 유동에 구배가 발생하면 노즐 수축부에서 압력파를 발생시키는데, 이 압력파는 음속의 속도로 상류로 전파되어 분사면에 도달하면 유동 구배에 영향을 주고 엔트로피가 변화되어 유동의 속도로 하류로 이동한다. 이러한 엔트로피 파동(entropy fluctuation)의 전파는 유동의 속도이므로 주파수가 낮다[7,15].

### 3.4 기타 연소불안정과 관련된 문제들

연소불안정은 연소 과정과 가스 동특성의 커

플링에 의해 발생하는 것으로서 정의된다. 그러나 연소불안정을 야기시키기는 하지만 정의에 따른 커플링에 의해 발생되지 않는, 연소불안정으로 분류되지 않는 몇 가지의 현상이 존재한다. 그 중의 하나로써, 공급라인과의 커플링이 없지만 저주파 영역에 존재하는 "intrinsic combustion instability"가 존재한다.

이와 비슷하게 "spike"와 "pop"이 있는데, 이 또한 가스 동특성과의 커플링이 없기 때문에 연소불안정으로 간주하지 않는다. spiking은 starting 순간동안 발생하는 압력 교란을 의미하고, popping은 정상상태 작동하의 압력 교란을 의미하는데 둘 다 연소 챔버에 부분적으로 존재하는 연소되지 않은 추진제의 폭발에 의해 발생한다. 그러나 연소 챔버가 동적으로 안정되지 않았을 때 고주파 연소불안정을 유발하기 때문에 연소 안정성 문제로서 종종 고려된다.

또 다른 문제로서 저주파 불안정의 일반화로써 간주되지만 연소 불안정으로 고려되지 않는 pogo 효과를 들 수 있다. pogo 불안정은 추진기관과 발사체 구조물에서 발생하는 현상을 의미한다. 주파수 범위는 일반적으로 5~50 Hz로서 매우 낮고 진폭 또한 매우 작고 거의 안정적으로 유지된다. 비행중 발사체가 축방향 진동을 겪게 되면 내부의 추진제 탱크의 추진제 또한 진동을 겪게 되고 이러한 진동은 공급라인 내의 유체에 진동을 주게 된다. 유체의 진동은 엔진 추력의 진동을 유발하고, 유발된 엔진 추력의 진동은 또다시 공급라인의 압력진동을 유발하게 된다. 이러한 pogo 불안정은 미국의 경우 Thor, Atlas, Titan, Saturn V, Space Shuttle, 유럽의 경우 Europa II, Diamant B, 일본의 경우 H-I, H-II 등 많은 발사체에서 발생되었다.

### 4. 연소불안정의 메커니즘

일반적으로 연소불안정은 "excitation", "coupling", "damping"의 3개의 메커니즘으로 구성된다. excitation 메커니즘은 연소 챔버에서 기체의 진동으로 발생되는데 저주파와 음향모드의



고주파 등이 있다. coupling 메커니즘은 진동을 유지하거나 증폭시키고, damping 메커니즘은 진동을 감소시킨다.

연소불안정은 화학반응이 발생하는 가스 유동장에서 자발적으로 발달되거나 이 유동장에서 외부 교란에 의해 시작된다. 전자의 경우, 압력 교란은 연소과정내에서 소음으로 성장하는데, 연소챔버의 평균압력의 1%의 진폭을 갖는다. 사인파의 형상을 가지며 10 % 이내의 크기로 진폭이 선형적인 증가를 하는데, 만일 진폭이 여전히 증가하여 10 % 이상으로 성장하게 되면 파동의 형상은 왜곡되고, 비선형으로 변형된다. 두 번째의 경우, 교란의 진폭은 엔진의 구조적인 진동, 추진제 유량의 변동, spike & pop 등에 의해 불안정을 유발하기 위한 한계값으로 진행하게 된다.

자발적이든 인공적인 교란에 의해 유발되었든간에 연소 불안정을 유도하는 특정한 메커니즘을 알아내는 것이 중요하다. 널리 사용되는 접근 방법으로는 불안정이 발생하는 동안 액체 제트 미립화, 액적 기화, 화학 반응 등 연소챔버 내에서 발생하는 전달 메커니즘의 완화 시간을 비교하는 것이 있다.

시스템이 실제로 안정한지 아닌지를 예측하기 위해 Rayleigh's Criterion이 종종 인용된다. 실린더와 피스톤으로 구성된 시스템을 고려하자. 이 시스템에 열이 주기적으로 전달되거나 제거된다면 그 효과는 열전달이 발생한 곳의 진동의 위상에 의존할 것이다. 만일 피스톤에 의해 실린더 내부의 공기가 가장 응축된 순간 이 곳에 열이 가해지거나, 가장 희박한 순간 열을 제거한다면, 공기의 진동은 촉진된다. 반대로, 공기가 가장 희박한 순간 열이 가해지거나, 가장 응축된 순간 열을 제거한다면, 공기의 진동은 억제된다. 이 기준에 로켓 연소를 적용한다면 연소 챔버의 압력이 평균값보다 더 큰 순간에 과도한 열이 전달된다면, 즉 압력과 에너지의 위상이 동조한다면 불안정이 발생하는 것을 의미한다[9].

damping 효과는 자연적이거나 인공적이다. 자연적 감쇄는 액적과 주변의 가스간의 상대 속도차에 의한 액적 저항력과 축방향 고주파 모

드를 안정시키는 팽창노즐에서의 초킹된 유동에 의해 발생한다. 인공적 감쇄는 acoustic liner나 baffle 등의 장치에 의한 것이다. acoustic liner는 압력 진동과 동조하는 요소를 가진 챔버 벽면에 정상상태의 속도를 갖게 만드는 장치이고, baffle은 연소챔버의 음향 공명 특성을 변경하거나 인젝터면 주변의 진동하는 유동의 패턴을 바꾸는 장치이다.

### 5. 정적 안정성(Statistical Stability)과 동적 안정성(Dynamic Stability)

정적 안정성은 일반적이거나 극도의 작동환경 하에서 자발적인 진동이 발생하는지를 나타내는데, 수많은 테스트와 비행시험에 의해 확인한다. 실제 작동조건하에서 불안정이 발생하는지를 알아보는 것이기 때문에 이 작동조건의 범위를 벗어나는 상태가 된다면 정적 안정성을 보장할 수 없게 된다. 또한, 기계적인 작은 변화도 안정성의 근본적인 변화를 야기하기 때문에 앞서 획득된 모든 데이터를 무효로 만들 수가 있다. 하지만, 정적 안정성이 보장된다하더라도 불안정이 발생되지 않는 것은 아니다. 따라서 동적 안정성이 매우 중요하게 부각된다.

동적 안정성은 인공적인 교란이 유발되었을 때 강제 진동이 발생하는지를 나타낸다(Fig. 13). 이는 특별한 테스트를 통해 이루어지는데, 연소 챔버에 인공적인 교란을 주어 그 후의 반응을 관측하는 방법이다. 즉, 동적 안정성은 작동 순간 이후의 반응으로서 인공적인 교란이 발생했을 때, 파괴적인 진동을 유발하는 고진폭이 발생되지 않고, 정상상태의 작동환경으로 유지되는 것을 의미한다. 동적 안정성을 측정하기 위해 일반적으로 음향학적 모드를 발생시킬 수 있도록 충분한 진폭을 갖고 매우 짧은 시간 발생시킬 수 있는 펄스건이나 무지향성 폭탄을 사용한다. 정적 안정성과 비교하여 동적 안정성 접근방법의 가장 큰 장점은 정적 안정성의 경우 모든 엔진 개발이 완료된 이후 실제 운용 테스트에 의해 수행될 수 있는 반면에 정적 안정성의 경우

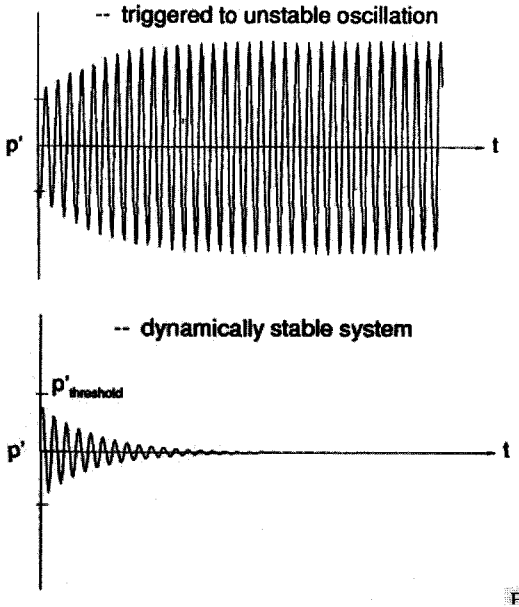


Fig. 13 Dynamic Stability

엔진 개발의 초기부터 수행할 수 있다는 것이다.

## 6. 각국의 연소불안정 연구 동향

### 6.1 미국의 연구 현황

우주 추진에 대한 연구와 교육에 관련된 대학들이 모여 NASA와 관련 산업체에 지식을 제공하고, 학생들의 교육과 훈련을 목적으로 NASA의 후원아래 컨소시엄을 세워, 연소불안정과 연소 챔버 냉각에 대한 두 가지 주제로 Rocket Engine Advancement Program(2004)을 시작하였다[11]. 핵심 구성 대학으로는 Auburn University (Prof. W. Foster), Penn State University (Prof. R. Santoro), Purdue University (Prof. S. Heister), Tuskegee University (Prof. E. Ibrahim), University of Tennessee (Prof. C. Merkle), University of Alabama in Huntsville (Prof. M. Moser) 등으로 액체추진제 로켓 엔진의 연구에 앞장서는 주요 대학들로 구성되어 있다. 연소불안정과 연소챔버 냉각에 관한 연구는 수치, 진단, 실험 분야로 나뉘어 진행 중에 있다.

연소불안정에 관련하여 알아보면, 로켓 엔진의 수명과 신뢰도를 강화시키기 위한 목적으로 연소불안정의 이해도를 향상시키기 위한 수치와 실험 분야로 나뉜다. 수치적인 방법은 연소 불안정을 유발하는 불안정한 열해리율에 초점을 두었는데, 이를 실험을 통해 그 유효성을 확인한다. 세부적인 내용으로 실제 크기의 연소챔버/음향은 K. Frendi(UAH), 연소불안정을 유발하는 인젝터 부근의 추진제 분포의 효과에 대한 연구는 C. Merkle(Univ. of Tenn), 인젝터들 간의 에너지 해리의 동적 커플링의 평가는 S. Heister(Purdue), 인젝터의 미립화와 혼합과정에 대한 연구는 E. Ibrahim(Tuskegee) 이 담당하고 있다. 실험적인 방법으로는 실제 크기의 챔버에서 챔버 음향 모델과 passive control의 유효성 확인은 M. Moser(UAH), 연소반응에 영향을 주는 액적크기의 효과에 대한 연구는 M. Moser(UAH), 고압환경에서 스웰 인젝터로 이루어진 과잉산소 프리버너에서 에너지 해리(energy release)와 미립화 특성에 대한 연구는 R. Santoro(PSU)가 담당하여 각각의 수치적 모델에 대한 보충적인 실험으로 유효성을 알아보고 있다[12-20].

이와 독립적으로 UAH(University of Alabama in Huntsville)에서는 LOX/Hydrocarbon 엔진에서 발생하는 연소불안정 문제를 해결하기 위한 연구를 수행 중에 있다. LOX/Hydrocarbon 엔진에서 발생하는 연소불안정 문제는 Hydrocarbon 연료에 Hydrogen을 첨가하는 방법에 의해 제어할 수 있다. 또한, 연소불안정은 연소 챔버에서의 열해리와 음향 공명의 커플링에 의해 발생되는데 이때, 두 현상의 characteristic time scale은 같은 크기를 갖기 때문에, ignition delay time scale을 acoustic time scale보다 더 빨리 발생시켜 커플링을 방해하는 방법에 의해 이러한 문제점을 제어할 수 있다. 그러나 Hydrocarbon을 사용하는 엔진에서는 ignition delay time scale과 acoustic time scale의 크기가 같기 때문에 이러한 점을 모두 고려하여 LOX/RP-1 연소기에서 hydrocarbon이 어

떻게 연소를 안정하게 만들 수 있는지에 대한 연구를 수행하고 있다. 또한, 최근 러시아 MAI의 인젝터 전문가인 V. Bazarov를 초청하여 스월 인젝터의 동특성에 대한 연구도 진행 중에 있다[21].

Purdue에서는 W. Anderson 교수를 주축으로 NASA에서 지원을 받아 스월 동축 인젝터를 사용하여 연소챔버로 분무되는 연료와 산화제의 상호작용이 연소불안정에 미치는 영향에 대한 연구를 진행하고 있다[22-23].

6.2 유럽의 연구 현황

1999년 국립우주연구소(CNES)는 로켓엔진에서 고주파 연소불안정의 물리적 메커니즘을 위한 기초적 연구를 수행하기 위해 French-German Research and Technology Program을 시작하기로 결정하였다. 2000년에 효과적으로 프로그램이 시작되었는데, 프랑스의 CNRS와 ONERA와 독일의 DLR, SNECMA와 ASTRIM 등의 산업체에서 이 프로그램에 동참하였다[24-26].

6.3 러시아의 연구 현황

베일에 가려졌던 러시아의 연구 내용이 알려지기 시작한 것은 얼마 되지 않았다.

로켓 엔진에 사용되는 인젝터는 미국의 총돌형 인젝터와는 다른 형태인 스월형 인젝터를 사용하였다. 스월형 인젝터는 미립화율이 좋은 총돌형 인젝터와는 달리 고른 혼합분포를 보인다. 이를 통해 Soyuz에서 발생되었던 고주파 연소불안정을 제어할 수 있었기 때문에 연소불안정이 발생되지 않는 인젝터로 인식되고 있다[3].

이러한 스월형 인젝터를 사용하여 연소불안정 현상이 발생하는 압력섭동을 직접적으로 제어하고자 하는 노력이 V. Bazarov에 의해 1970년대부터 시작되어 인젝터 자체의 동특성을 이론 및 실험에 의해 분석되었다[5,21,26-29]. 그러나 Swirl-coaxial 인젝터의 경우 고주파 연소불안정을 유발할 수 있는 self-oscillation 현상이 발견되었고, 아직까지 이러한 현상이 발생하는 원인은

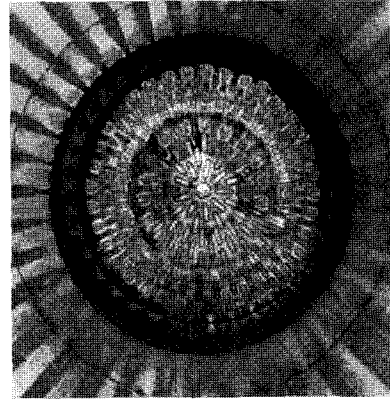


Fig. 14 Injector head damage by combustion instability

알고 있지 못하다[5,21,26-29]. 또한, M. Natanzon에 의해 연소불안정 현상을 음향학적인 이론으로 해석하려는 시도가 진행되었다[6].

스월인젝터의 성능을 알고 이를 적용하기 위한 노력이 미국에서 시작되었고, 현재 미국의 여러 대학 및 연구기관에서 스월형 인젝터에 대한 연구가 진행중이다. RD-170 엔진의 경우, 미국과의 협력을 통해 미국 발사체에 장착되어 사용되고 있는 실정이다.

7. 국내의 연소불안정 연구 현황

국내 최초의 액체로켓 KSR-III가 한국항공우주 연구원에 의해 성공적으로 발사되었다(2002.11).

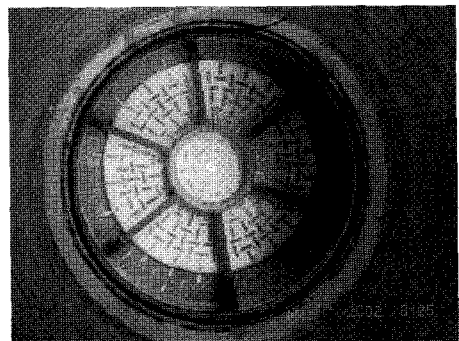


Fig. 15 Injector head equipped baffle to attenuate both tangential and radial mode, KARI

한국 항공우주연구원이 체계설계, 국내 업체 제작, 발사 시험으로 실용위성 발사체 자력개발에 필수적인 액체추진 기반기술을 구축하였다. 그러나 국내에서 액체로켓 분사시스템에 대한 연구는 KSR-III(1997~2002) 사업이 수행됨과 동시에 국내 우주산업분야에서의 기초연구의 활성화와 기반 확대를 목적으로 연구소나 산업체, 학계를 중심으로 수행되어 왔으나, 분사시스템 설계의 국내 수준은 많이 미흡하다. 특히 이에 관련한 연소 불안정성 제어의 수준은 매우 초보적이며, KSR-III 엔진에서 Baffle이나 Acoustic Cavity 등 기계적인 제어방식이 적용되는 단계에 있다. 실제로 KSR-III 엔진은 연소불안정 문제 때문에 수차례에 걸쳐 연소실 헤드 부분을 설계 변경하였으며(Fig. 14), 지상시험 과정에서 40여기의 엔진이 소모되어 발사시점 또한 계획보다 7개월이나 늦어지게 되었고, 결국 Baffle에 의해 이를 해결하였다(Fig.15).

현재는 100kg급 위성을 지구저궤도(300~1500km)에 진입시킬 수 있는 발사체를 개발하여 국내 발사장에서 발사시키는 것을 목적으로 한국항공우주연구원이 주관기관이 되어 5,098억원을 투자하여 2007년을 목표로 진행 중에 있다. 이에 따라 실용위성 발사체 자력개발의 기반기술을 확보하는 것이 시급하다. 그러나 추력이 KSR-III의 10배에 해당하는 KSLV-I에서 연소불안정 문제는 더욱 심각한 문제로 부각될 것이다. KSLV-I 은 2단형 발사체로서 1단은 액체추진으로 2단은 고체모터로 구성되어 있다. 한국항공우주연구원에서는 고압용 대형 액체로켓엔진 개발기간이 촉박하여 소형위성체용 KSLV-I의 1단엔진 개발을 러시아 주도하에 우리나라가 참여하는 방식으로 진행하고 있다. 이러한 1단 엔진에서 사용될 인젝터는 Baffle injector가 달린 인젝터 헤드를 적용함으로써(러시아) 연소불안정 현상을 제어하는 것을 고려하고 있다.

또한, 2015년 1.5톤급 위성을 고도 700km의 태양동기궤도에 올리기 위한 실용위성 발사체(KSLV-II) 개발을 추진 중에 있다. 자력개발 방식과 해외 협력 방식을 모두 고려하고 있지만,

KSLV-II를 자력개발하기 위해서는 1단 추진기관의 국내 개발은 필수사항이다. KSLV-II 개발을 위한 핵심 요소기술 중 미확보 기술이 가장 많은 분야는 추진기관 및 엔진/서비스시스템 기술분야로서 이 분야의 기술 확보를 위해 부분적 해외 기술협력 또는 기술 도입이 필요한 것으로 보인다. 이 중 연소불안정과 관련된 기술로서 엔진시스템 동특성 예측분석 기술과 연소기 연소안정성 제어기구 설계 기술은 현재 기술을 상당부분 확보하고 있으나 완벽하지는 않은 단계로 파악하고 있으나, 기술확보를 위해서는 근본적인 발생원인을 파악하는 것이 선조건이라 판단된다 [27].

한국항공우주연구원 이외의 연구기관으로 서울대, 연세대, 충남대 등에서 연소불안정 및 제어방법에 관한 연구가 진행되고 있다. 서울대에서는 인젝터 입구쪽에 cavity를 두어 tangential mode를 제어하기 위한 연구가 진행중이며, 연세대는 및 순천대에서는 고주파 연소불안정에 대한 수치적 접근을 진행중에 있다. 국내 대학 중 유일한 연소시험이 가능한 충남대에서는 연소시험에 의한 연소특성 연구를 진행중에 있으며, 위의 대학들에서 나온 기초 연구결과는 한국항공우주연구원에서 KSR-III 및 KSLV-I/II 개발에 있어서 기본자료로 사용되고 있다.

## 8. 결 론

연소불안정 현상은 안정적인 에너지 공급을 방해하고, 불완전한 연소를 발생시키며, 더 나아가 연소기관의 파괴를 유도한다. 이러한 불안정 현상을 제어하기 위해 각국에서는 인적, 물적, 시간적 투자를 아낌없이 쏟아 붓고 있다. 앞에서 언급된 것처럼 연소불안정은 매우 복잡한 현상이며, 이를 제어하는 방법 또한 수십 년 동안의 연구를 통해서도 아직 완전히 해결하지 못하였기에 현재도 전 세계적으로 많은 연구가 진행되고 있으며, 우리나라에서도 성공적인 발사체 및 고속추진기관의 개발이 위하여 이 분야의 많은 연구가 선행되어야 할 것이다.

## 참 고 문 헌

1. F.E.C. Culick and V. Yang, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid-Propellant Rocket Engine," AIAA Rppgresses in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp 3-38, 1995
2. H.F.R. Schoyer, "Combustion Instability in Liquid Rocket Engine," ESA WPP-062, 1993
3. V.R. Rubinsky, "Combustion Instability in the RD-0110 Engine," AIAA Rppgresses in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp 89-112, 1995
4. K.S. Kolesnikov, "Low Frequency Instability of the Nominal Regime of a Liquid Engine," Zhurnal Prikladnoy Mekhaniki Tekhnicheskoy Fizike(Russian), No. 2, pp. 119-130, 1965
5. V. Bazarov, "Liquid Injector Dynamics," Mashinostroenie, Moscow, 1979
6. M.S. Natanzon, "Combustible Process Instability," Mashinostroenie, Moscow, 1986
7. D.T. Harje and F. H. Reardon, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972
8. J.C. Oefelein and V. Yang, "A comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines," Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 5, pp. 657-677, 1993
9. F.E.C. Culick, "Combustion Instabilities in Liquid-Fueled Propulsion System - An Overview," 72th AGARD P.E.P. on Combustion Instabilities on Liquid Fueled Propulsion Systems, 1988
10. L. Rayleigh, "The Theory of Sound," Vol.2, Dover Publication, New-York, 1945
11. C. Hawk, "The Rocket Engine Advancement Program2," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
12. K. Miller, W. Anderson and S. Heister, "Investigation of Liquid Rocket Injector Element Stability Margins," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
13. E. Driscoll and D. Landrum, "Uncertainty Analysis on Heat Transfer Correlations for RP-1 Fuel in Copper Tubing," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
14. L. Ellison and M Moser, "Combustion Instability Analysis and the effects of Drop Size on Acoustic Driving Rocket Flow," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
15. E. Ibrahim and T. Mckinny, "Injection Characteristics of Non-swirling and Swirling Annular Liquid Sheets," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
16. C. Merkle, V. Sankaran and M. Ellis, "Computational Simulation of Acoustic Modes in Rocket Combustors", JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
17. S. Pal, D. Kalitan, R. Woodward and R. Santoro, "Performance and Stability Characteristics of a Uni-Element Swirl Injector for Oxygen-Rich Stage Combustion Cycles," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
18. J. Canino, S. Heister and L. Garrison, "Hydrodynamic Modeling of Oxidizer-rich Staged Combustion Injector Flow," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
19. K. Keiser, S. Tanner, D. Hatcher and S. Graves, "Building a Propulsion

- Experiment Project Management Environment," JANNAF Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, May 10-13, 2004
20. D. Kalitan, D. Salgues, A. Mouis, S. Lee, S. Pal and R. Santoro, "Experimental Liquid Rocket Swirl Coaxial Injector Study Using Non-intrusive Optical Techniques," 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005
  21. V. Bazarov, "Design of Injectors for Self-Sustaining of Combustion Chambers Stability," 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, California, July 9-12, 2006
  22. K. Miler, J. Sisco, N. Nugent and W. Anderson, "Experimental Study of Combustion Instabilities in a Single-Element Coaxial Swirl Injector," 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Tucson, Arizona, July 10-13, 2005
  23. Anderson, W. E., and Santoro, R. J., "Combustion Instability in Liquid-Fueled Primary Stage Propulsion Systems," Third International Symposium on Liquid Rocket Propulsion, Beijing, CHINA, August 11 - 13, 1997
  24. G. Searby, "The French-German High Frequency Combustion Instability Program," 4th international conference on Launcher Technology, Liege, Belgium, Dec. 3-6, 2002
  25. G. Searby, O. Haidn, M. Habiballah, E. Boronine, J. Thomas and P. Durand, "Present Status of the High Frequency Combustion Instability Program," 6th French-German Colloquium on Research in Liquid Rocket Propulsion, 2000
  26. V. Bazarov, "Liquid Flow Pulsations Damping in Feed Lines and Injectors of Liquid Propellant Rocket Engines." IAF-93-S.2.468, 1993
  27. V. Bazarov, "Self-Pulsations in Coaxial Injectors with Central Swirl Liquid Stage," AIAA 95-2358, 31st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, San Diego, CA, July 10-12, 1995
  28. V. Bazarov, "Influence of Propellant Injectors Stationary and Dynamic Parameters on High Frequency Combustion Stability," 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Buena Vista, FL, July 1-3, 1996
  29. V. Bazarov and V. Yang, "Liquid-Propellant Rocket Engine Injector Dynamics," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, 1998
  30. C. Rey, S. Ducruix, P. Scoufflaire, L. Vingert and S. Candel, "Collective Interactions in High Frequency Combustion Instability," 19th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, July 27-Aug 1, 2003
  31. "실용위성 발사체(KSLV-II) 개발 사업을 위한 조사 분석 연구", 한국과학기술원, 2006