

가스터빈에서의 연소불안정 현상

오정석* · 윤영빈**

Combustion Instability in Gas Turbine Engines

Jeongseog Oh* · Youngbin Yoon**

ABSTRACT

This paper described the general concept of combustion instability and its mechanism in gas turbine engines. The approaching method to study this phenomenon was introduced including the up-to-date research activity in the world. Combustion instability is one of critical problems, still now, affecting engine performance, durability and operation. In addition it is known that this problem is caused by coupling between fuel or air flow fluctuation and heat release rate in gas turbine engines, which is related with NOx reduction strategies. Therefore, in order to understand the current status of combustion instability we reviewed the combustion instability phenomenon in gas turbine engines.

초 록

본 논문에서는 가스터빈에서의 연소불안정 현상과 그 메커니즘에 대해 살펴보았다. 연소불안정 연구를 위한 접근 방법이 논의되었고 전 세계 연소불안정 관련 연구그룹들의 최신 연구동향이 소개되었다. 현재까지도 연소불안정현상은 기관의 성능, 내구성, 작동 등에 영향을 미치는 중요한 문제 중의 하나이다. 덧붙여 가스터빈기관에서 연소불안정 현상은 공기 또는 연료의 섭동과 열방출율 사이의 상호 중첩된 결과로 알려져 있으며, 이는 NOx 감소 전략과도 관련이 있다. 따라서 연소불안정 연구에 대한 현황을 이해하기 위하여 가스터빈에서의 연소불안정 현상에 대하여 정리하여 보았다.

Key Words : 가스터빈(gas turbine), 연소불안정(combustion instability), 질소산화물(NOx emission)

1. 가스터빈 개요

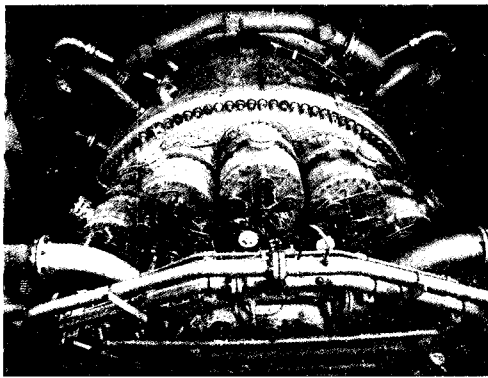
가스터빈은 크게 압축기(compressor)와 연소기(burner), 그리고 터빈(turbine)으로 구성되어 있

으며, 압축기에서 압축된 공기는 연료와 혼합되어 연소기에서 연소된다. 이때 화학에너지는 열에너지를 거쳐 운동에너지로 에너지 변환이 이루어지고, 생성된 가스는 터빈을 구동시키게 된다 [1]. 가스터빈은 발생하는 운동에너지의 사용 목적에 따라 생성된 가스를 추진용으로 쓰는 추진기관과 터빈구동에 주안을 두는 발전용으로 나눌 수 있다. 기관을 작동유체의 위치에 따라

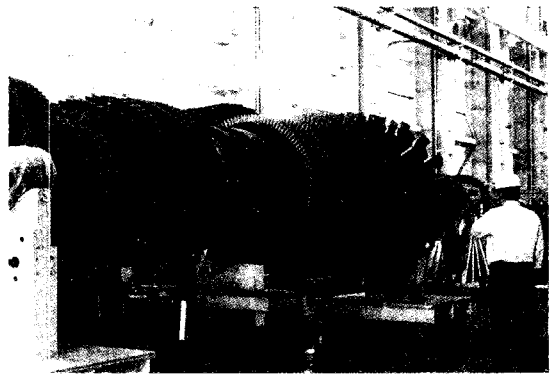
† 2008년 6월 30일 접수 ~ 2008년 8월 2일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

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



(1)



(2)

Fig. 1 한국서부발전(주) 산하 서인천 복합 화력발전소 발전용 가스터빈 GE 7FA+e; (1) DLN-2.6 연소기 정비 모습, (2) 압축기와 터빈의 블레이드

내연기관(internal engine)과 외연기관(external engine)으로 나눈다면, 가스터빈은 작동유체가 기관의 내부와 외부에서 에너지를 변환시키므로 내연기관과 외연기관의 특성을 모두 지닌다고 할 수 있다. 오늘날 가스터빈은 기본적인 구성을 바탕으로 용도별로 다양한 기관들로 세분되었다. 추진용 가스터빈은 터보프롭(turbo prop), 터보팬(turbo fan), 터보젯(turbo jet) 등으로 구분할 수 있고, 발전 용도로서의 가스터빈은 열효율 향상을 위해 재생기관(regeneration engine), 재열기관(reheat engine) 그리고 스팀터빈을 활용한 복합기관(cogeneration engine)으로 발전하게 된다 (Fig. 1 참조). 근래에는 다른 기관과의 접목이 활발히 진행되고 있다. 추진분야에서는 터보램젯기관(turbo-ramjet engine) 등이, 발전분야에서 대체에너지 개발용으로 인한 태양열 또는 연료전지와와의 혼합된 형태의 기관들이 연구되고 있으며, 방재 및 제철분야에서도 널리 쓰이고 있다. 또한 재료와 크기에 있어서도 상당한 변화를 가져왔다. 전자산업과 더불어 발전된 나노크기(nano-scale)의 미세제작기법의 발달로 Power-MEMS의 한 분야로서 마이크로 가스터빈(micro gas turbine)이 분산발전(distributed power generation)을 위한 대안으로 개발되고 있다.

2. 가스터빈 역사

원시적인 형태의 가스터빈은 1500년 경, 레오나르도 다빈치(Leonardo da Vinci)가 고기를 굽기 위해 회전하는 석쇠에 사용된 chimney jack에서 그 원형을 찾을 수 있다. 그 후 유럽 과학자들에 의해 산발적으로 연구되었으며, 1872년 스톨즈(Dr F. Stolze)는 압축기, 연소기, 터빈으로 구성된 최초의 가스터빈을 설계하였다. 20세기에 들어 GE에 의해 최초의 현대적인 가스터빈이 제작되었으며, 이는 오늘날까지 지속적인 발전을 이루게 된다 [2].

20세기 초, 가스터빈 개발초기에는 기관의 작동유무와 기계적인 완성에 중점을 두었다. 이 당시에는 출력이 중요시되어, 연소의 형태 역시 탄화수소계열 연료를 이용한 확산화염이 주로 사용되었고, 그을음(soot)이 다량 발생되어서, 이를 정량·정성적으로 측정하기 위해 soot point라는 개념이 도입되기도 하였다. 1970년대 오일파동을 겪으면서 에너지 절약의 중요성이 강조됨에 따라 연소의 형태가 확산화염에서 예혼합화염의 형태로 변화되었다. 그러나 이론공연비 근처에서의 연소는 열적 NOx(thermal NOx)에 의한 배기배출물의 증가라는 부작용을 낳았다. 1980년대 전후로 생활수준의 향상과 더불어 환경문제에

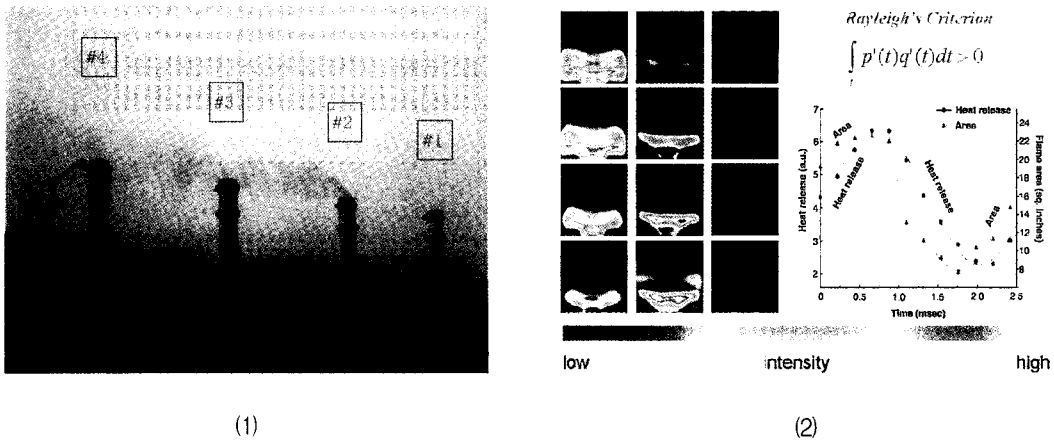


Fig. 2 가스터빈에서의 NOx 발생과 연소불안정 현상; (1) 서인천 복합 화력발전소의 GE 7FA+e 가스터빈에서 NO₂ 배출 (yellow plume), (2) 연소불안정 발생시 주기적인 화염의 변화 그리고 열방출과 압력과의 상호중첩; 레일리지수

대한 관심이 고조되면서 배기배출규제가 강화되기 시작하였고, 이를 줄이기 위한 노력의 일환으로 희박연소(lean premixed flame)의 개념이 중요시되었다. 그러나 희박연한계(lean-limit) 근처에서의 연소는 화염이 불안정해지는 단점을 가지고 있었다. 1990년대 이후 계측기법 발달과 컴퓨터 성능증가로 인하여, 실험적 및 수치적인 접근방법으로 연소불안정(combustion instability) 연구가 활발히 진행되었으며, 이를 제어하기 위한 다양한 기법들이 제안되었다. 최근에는 배기 배출물을 최소화하여 친환경적이면서도 연소불안정을 억제하고 높은 에너지효율을 가지는, 최적화된 기관의 개발이 중점적으로 진행되고 있다 (Fig. 2 참조).

3. 가스터빈에서의 불안정 개요

가스터빈 운전시 기기의 불안정을 일으키는 유형은 크게 기계적인 진동(mechanical vibration), 공력학적인 불안정(aerodynamic instability), 연소불안정(combustion instability) 이렇게 세 가지로 나눌 수 있다 [3].

먼저 기계적인 진동은 압축기와 터빈을 연결

한 주축이 회전할 때, 질량 배분의 불균형이나 운동요소들의 진동 또는 이들의 상호중첩으로 인해 떨림이 발생하는 것을 말한다. 기동초기의 스타팅 모터로 시작하는 수십 rpm(revolution per minute; 회전수)부터 정상적인 운영시의 수천 rpm까지 넓은 운전범위(operating range)를 가지게 되는데, 이때 발생하는 떨림이 기관의 공진 주파수(resonant frequency)와 일치하게 되면 진동의 증폭으로 급격한 떨림이 발생하게 되고, 이는 곧 기관의 손상을 불러일으키게 된다. 이를 줄이기 위해 가스터빈 회전요소들의 질량분포를 고르게 하거나, 회전부인 주축의 지지부에 진동을 흡수하는 장치를 덧붙이기도 한다.

다음으로 공력학적인 불안정은 가스터빈 흡입구(IGV; inlet guide vane) 또는 그 이전에서의 불안정하고 비정상적인 유동에 의해 유입되는 유체의 흐름의 변화나 압축기 후단에서의 출력 변화로 인한 급격한 압력변동 등으로 압축기 단면에서의 유체가 부분적 혹은 전체적으로 불균일하게 분포되는 현상이다. 이는 다시 강도의 크기에 따라 로테이팅 스톨(rotating stall)과 서지(surge)로 나뉘게 된다. 이러한 압축기에서의 공력학적 불안정은 압축효율과 성능감소 뿐만 아니라 연소기에서의 소멸(extinction)을 일으키

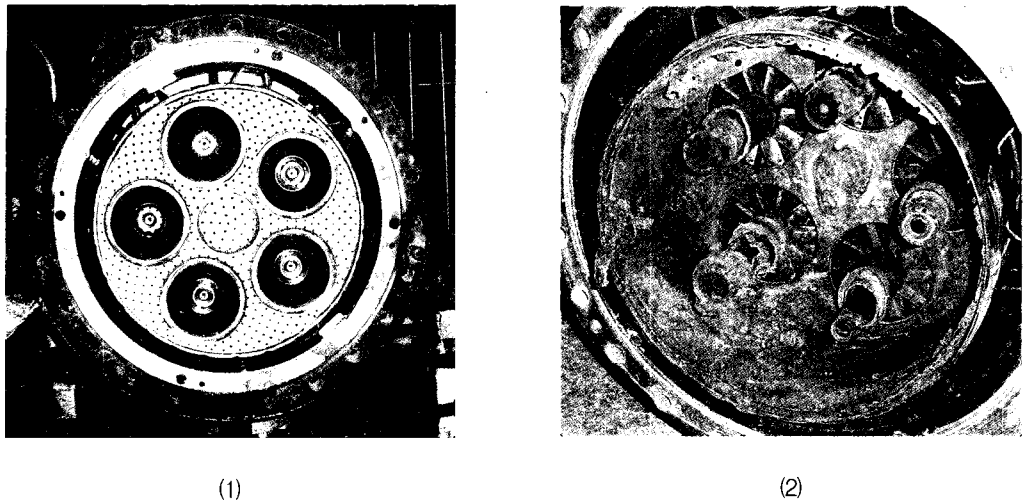


Fig. 3 GE 7FA 가스터빈 DLN-2.0 연소기 시스템 노즐부분의 연소불안정 전후의 형상변화; (1) 연소불안정 전 새 노즐 마운트, (2) 연소불안정 후 손상된 노즐 마운트

기도 한다. 마지막으로 연소불안정은 연료공급라인에서의 떨림이나 연소기에서의 화염면의 상호작용 등으로 연소가 비정상적으로 이뤄지게 되고, 이로 인해 발생하는 열방출파(entropy wave)와 압력파(acoustic wave)의 진동 주파수가 서로 중첩되면, 증폭되어 주기적인 진동이 발생하는 현상이다.

이 세 가지 불안정 요소 중 어느 한 가지라도 일어나게 되면, 기관의 작동에 서로 악영향을 주게 되고, 궁극적으로 치명적인 손상을 불러일으키게 된다 (Fig. 3 참조).

4. 연소불안정 연구

연소는 연료와 산화제가 화학반응을 통해 열과 빛 그리고 부수적으로 배기배출물을 생성하는 현상을 의미한다. 이러한 에너지 변환과정을 통해 인간에게 유용한 자원을 얻게 되는데, 연소가 불안정해지면 안정적인 에너지 공급을 보장받기 어려워진다. 그러므로 연소현상을 이용하는 기관인 가스터빈, 램 및 스크램젯, 로켓 등에서의 안정적인 운용을 위하여, 연소불안정성에 대한 연구가 필요하다 (Fig. 4 참조).

4.1 연소불안정 역사

화염의 떨림(combustion oscillation)에 대한 최초의 발견은 1777년 히긴스(Higgins)의 노래하는 화염(singing flame)이었다. 1878년 레일리(Rayleigh)는 이러한 열의 주기적인 방출은 연소기로 주입되는 혼합기 유동의 위상에 의해 영향을 받는다는 사실을 밝혀내었다. 이를 수식으로 정리한 표현식이 레일리 지수(Rayleigh criterion)이다. 이후 유사한 현상이 패러데이(Faraday, 1918년)와 콩뜨(Le Conte, 1958년)에 의해 춤추는 화염(dancing flame)으로 보고되었다. 화염의 불안정을 일으키는 원인에는 연소기의 기하학적인 형상도 관계한다는 연구결과가 리케(Riike, 1959년)에 의해 처음으로 밝혀졌다. 그는 형상에 따른 음향의 공명 주파수 식을 유도하였고, 이후 음파의 방향과 분포에 따른 모드를 축방향(longitudinal) 모드, 종방향(transverse radial 또는 azimuthal) 모드 그리고 이의 혼합 형태인 조화(harmonic 또는 combination) 모드로 세분하여 표현하였다. 최근에는 연소기에서의 열방출률과 음파로 표현되는 압력진동의 상호작용(thermo-acoustic instability)이 연소기에서의 연소불안정을 일으키는 주원인으로 밝혀졌으며, 이를 바탕으로 연소불안정을 제어하는 기법들이

“ Rapid oxidation generating light and heat ”



Chemical Reaction

Fuel + Oxidant

(1)

Heat-release Oscillation

Equivalence Ratio
Fluctuations

Acoustic Oscillation in
Fuel and Air line

(2)

Fig. 4 연소현상 및 연소불안정 연구; (1) 연소의 정의(연료와 산화물의 상호작용으로 인한 에너지 및 배기배출물 배출), (2) 연소불안정 메커니즘(열방출율, 압력섭동, 연료 및 공기의 질량유량 섭동)

개발되었다.

4.2 연소불안정 메커니즘

화염을 불안정하게 하는 근본적인 원인은 지금까지 크게 내재적 불안정(intrinsic instability)과 기하학적 형상에 따른 불안정(chamber instability), 시스템 불안정(system instability)으로 알려져 있다 [4]. 먼저 내재적 불안정이란 중력장내에서의 연소현상이 본질적으로 지니는 성질에 따른 불안정성을 의미한다. 이는 다시 chemical kinetic instability, hydrodynamic instability, preferential instability로 나눌 수 있다. 연소는 기본적으로 화학물질들의 산화작용이다. 그러므로 필연적으로 화학반응을 수반하고 반응시 많은 물질들이 다양한 경로를 통해 분해되고 생성되는 과정을 거치게 된다. 여기서 에너지 이동이 뒤따르는데, 이 때 에너지 상태, 중간 반응 및 생성물의 유무 등, 조건에 따라 여러 형태의 경로가 선택된다(oscillation and chaotic behavior). 이를 chemical kinetic instability이라고 한다 [5]. 두 번째로 hydrodynamic instability는 국소부분에서의 혼합기 밀도차로 인해 발생하는 연소불안정 현상이다. 이와 유사한 현상으로서 body-force instability가 있는데, 전자와의 가장 큰 차이점은 부력에 의한 영향의 유무이다. 즉 body-force instability는 반응에 의한 열로 부력이 달라져 속도차가 생기고, 이로 인해 화염전파 속도가 달라지는 현상이다. 세 번째로

preferential instability는 화염면에서의 열에너지 전파속도 또는 물질의 확산속도가 다르기 때문에 일어난다. 여기에는 두 가지 종류(diffusive-diffusive instability, diffusive-thermal instability)가 있으며 특히 연소열의 전파속도와 물질 확산속도의 차이로 인해 국소적인 소멸(extinction)이나 화염면이 왜곡(distortion)되는 현상을 diffusive-thermal instability라고 하고, 이를 루이스 수(Le number)로 정량화하여 표현한다 (Fig. 5 참조).

다음으로 연소기의 기하학적인 형상에 의한 불안정성으로, 이는 acoustic instability, shock instability, fluid-dynamic instability로 나뉘어진다. Acoustic instability는 연소기 형상에 따라 공명주파수가 달라지고, 연소기내에서의 위치 즉 node point에 따라 작용성분과 강도가 달라짐으로써 일어나는 현상이다. 이는 (앞서 4-1에서 언급한 바와 같이) 종방향 모드와 횡방향 모드로 구분된다. Shock instability는 국소적으로 높은 열방출율이 발생하는 부분에서 detonation wave가 형성되고, 이러한 화염전파나 반사로 인해 concentrated heat pulse와 self-sustaining oscillation이 생성되는 불안정이다. 유체역학적인 유동의 불안정으로 발생하는 fluid-dynamics instability는 (연소기 형상변화 등으로) 유체의 흐름이 전단면에서의 압력차에 의해 영향을 받아 유동이 불안정해지는 현상이다. 대표적으로 Kevin-Helmholtz instability (또는 shear layer

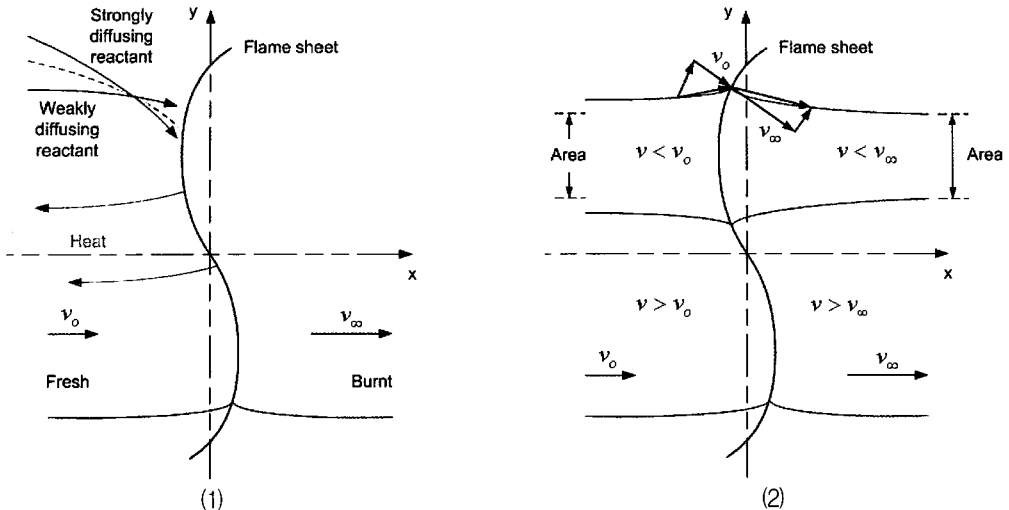


Fig. 5 연소불안정의 한 종류인 내재적 불안정(intrinsic instability); (1) diffusive-thermal instability, (b) hydrodynamic instability

instability)가 있다.

마지막으로 연소시스템 전체의 비정상적인 유체의 흐름으로 인하여 발생하는 불안정을 system instability라고 하며, 이에는 feed system instability와 exhaust system instability가 있다. Feed system instability는 연소기로 들어가는 연료나 산화제의 공급라인 또는 분사노즐에서 기관의 진동 등에 의한 저주파에 의해 발생하는 연소불안정 현상을 말한다. Exhaust system instability는 연소후 기연가스(burned gas)가 배출구로 빠져 나가면서 배기단에서의 압력변화 또는 음향학적 특성이 연소장에 영향을 주어서 연소불안정을 일으키는 것을 의미한다.

연소불안정은 최초 열방출과 압력파의 상호작용(중첩)으로 선형적으로 증가하게 되고, 연소기에서의 서로 다른 여러 섭동인자들의 영향으로 인해 비선형적인 증가를 지속하다가, 포화상태에 이르게 되어, 결국 감쇠(damping)하는 과정을 거치게 된다(연소불안정의 판단기준은 평균압력의 5% 압력섭동이며, 발전용 가스터빈에서는 안전을 고려하여 약 2% 내외로 정하고 있다). 이러한 감쇠인자(damping factor)에는 음파에너지가 와류나 열에너지로 이동하는 경우와 주기적으로 방출되는 열에너지가 연소실 벽면으로 전

도나 복사되는 경우, 음파의 모드가 다른 모드나 주파수로 전이되는 경우 등이 있다.

4.3 가스터빈에서의 연소불안정 현상

가스터빈에서의 연소불안정은 열효율을 높이고 배기배출물을 줄이기 위해 희박연소를 이용하면서부터 문제시 되었다. 가스터빈에서 연소불안정이 발생하면 고가의 연소기 및 터빈 블레이드의 손상을 가져올 뿐만 아니라 추진기관의 경우 심지어 비행체 추락을 일으키기도 하므로 심각한 위협이 된다. 또한 복합발전용 가스터빈 역시, 스팀터빈의 예열을 위해 기동 초기 저출력 구간에서 혹은 연소모드 변환시 연소불안정 영역을 지나게 되고 이때 기관의 손상을 불러일으키기도 한다. 가스터빈에서 연소불안정의 원인으로서는 연료공기의 불안정한 공급, 액체연료의 경우 무화 및 기화의 불안정, 노즐출구에서 혼합기의 불균일한 분포, 연소기 내부유동에 의한 화염면끼리의 상호작용, 화염면과 연소실벽면과의 상호작용, 연소실내의 열·음향학적인 상호작용 등이 알려져 있다 (Fig. 6 참조).

이는 발생하는 주파수 영역에 따라 저주파(100Hz 이내), 중주파(100~1000Hz), 고주파(1000Hz 이상)의 경우로 나뉘인다 [6].

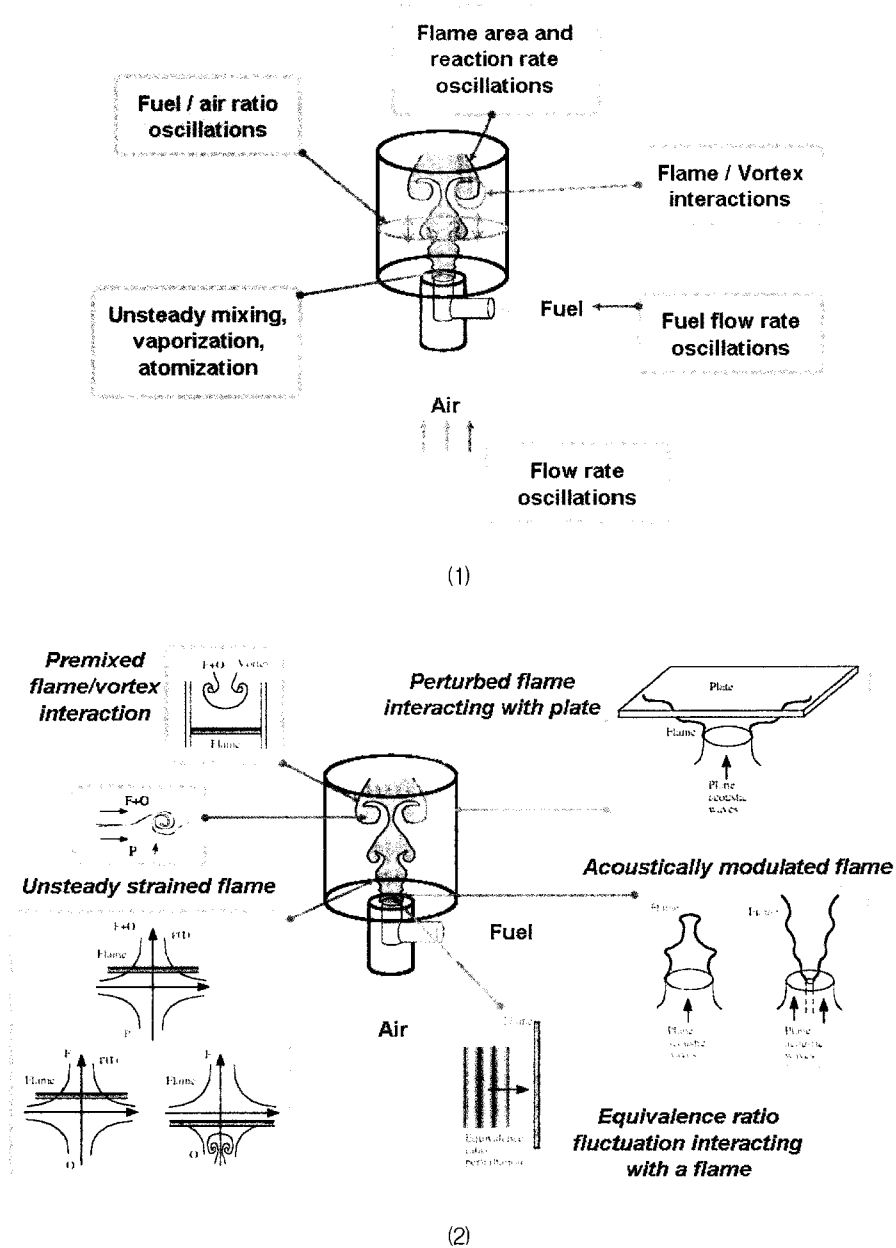


Fig. 6 모형 덤프 연소기에서의 연소불안정에 관한 기초연구; (1) 덤프연소기에서 연소불안정 발생원인, (2) 연소불안정에 대한 여러 가지 연구관점 및 주제

저주파 불안정의 경우, 주로 연료·공기 공급계통에서의 유체의 진동(fluctuation)이 노즐에서의 혼합기에 영향을 미치고, 연소시 국소적인 소염현상과 함께 열방출율의 불균일한 분포로 나타

난다. 이는 공급라인에서의 pogo 시스템이나, 인젝터의 최적화된 설계 등으로 예방할 수 있다.

중주파 불안정의 경우, 노즐 주변에서 압력변화나 혼합기의 국소적인 당량비 변화 등으로 인

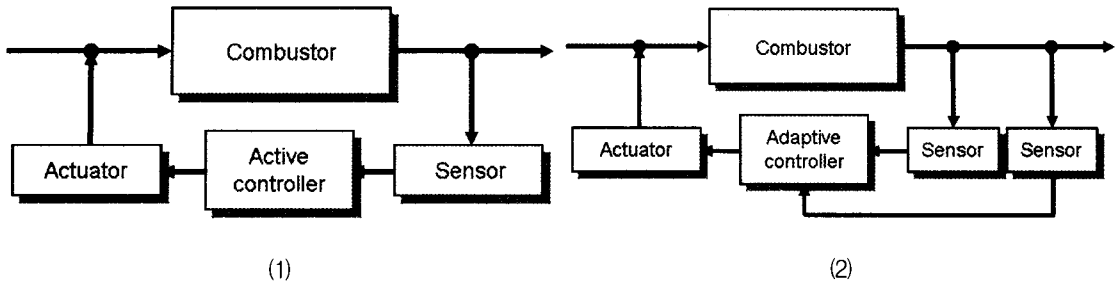


Fig. 7 연소불안정 제어기법 중 대표적인 두 가지 기법; (1) 능동제어, (2) 적극능동제어

해 발생된다. 특히 액체연료의 기화특성시간(vaporization characteristic time)은 액주의 분열, 액적의 무화, 혼합기의 연소시간에 비하여 상대적으로 길기 때문에 연소기에서의 음향 및 압력 변동의 영향을 가장 크게 받게 되어 연소불안정의 주원인이 된다. 노즐주변에서의 연소장의 불균일한 분포를 이차연료분사 등을 통해 보완하여, 전체 연소장에서 균일한 열적 분포를 이룸으로써 연소불안정을 제어하기도 한다. 로켓 연소기에서는 하드웨어적으로 배플(baffle)이나 라이너(acoustic liner), 공동(acoustic cavity) 등을 사용하여 음파의 이동을 차단하기도 한다 [7].

고주파 불안정의 경우, 화염면의 상호작용 등으로 일어나는 열방출률의 주기적인 진동(entropy wave)과 압력변화의 음향학적 특성에 의한 진동(acoustic wave)의 중첩으로 발생되며 가장 큰 파괴력을 가진다.

이러한 고유주파수(natural frequency)는 음파의 진행방향에 따라 축방향 모드와 횡방향 모드로 분류된다. 주파수는 시간의 역수($f=1/t$)로써 연소기 형상에 크게 의존한다. 즉, 주파수의 크기는 특성 파장이 축방향이나 반경방향으로 진행하여 연소기 벽면, 화염면 등에 반사되어 돌아오는 시간($t=L/u+L/c$)에 반비례하므로 $f_n=nc/2L$ ($n=1,2,\dots$)로 표현할 수 있다(여기서 t : 섭동시간, L : 연소실 길이, u : 평균유속, $c=(\gamma RT)^{1/2}$: 음속, γ : 비열비, R : 가스상수, T : 온도). 대체로 연소실의 길이가 지름보다 길기 때문에 축방향 모드보다 횡방향 모드가 고주파이다. 주파수는 압력과 온도, 유동 조건 등의 함수이므로 연소상태에 따라

달라지며 발생된 주파수가 연소기의 공진주파수와 일치할 때 중첩되어 음파의 크기가 증폭된다.

4.4 연소불안정 제어방법

연소불안정을 일으키는 주원인은 혼합기의 불균일한 분포에 의한 불완전한 연소이다. 주요 인자로는 전체 혼합기의 당량비, 연료·공기의 속도 및 속도변화, 이로 인한 압력변동 등이 있다. 제어회로 구성에 따라 입력값만 주어지는 개루프(open loop) 방식과 피드백(feed back)이 이루어지는 폐루프(closed loop) 방식이 있다.[8-12] 폐루프 방식에는 제어방법에 따라 피드백이 하나의 루프를 가지는 능동제어(active control) 방식과 여기에 하나 이상의 검출값이 제어에 다시 반영되는 적극능동제어(adaptive control) 방식이 있다. 능동제어에 비해 적극능동제어의 장점은 제어체적내의 변화에 보다 정확하고 신속한 제어가 가능하다는 것이고, 단점은 기기 구성이 복잡해진다는 것이다 (Fig. 7 참조).

4.5 연소불안정현상 연구를 위한 접근방법

연소불안정에 대한 이해와 근본적인 원인을 밝혀내기 위한 연구에는 이론적, 수치적, 실험적 접근방법이 있다.

이론적인 접근에는 질량·운동량·에너지보존방정식과 상태방정식, 화학반응식을 사용하여 자기상사해(self similarity solution) 등과 같이 연소현상을 수식을 사용하여 전개하거나 물리적으로 설명하는 방법이 있다 [6].

수치적인 접근 방법은 구조물을 격자들로 구

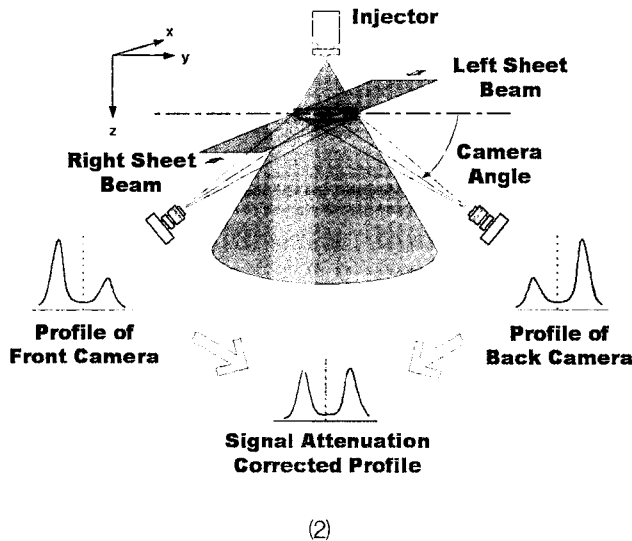
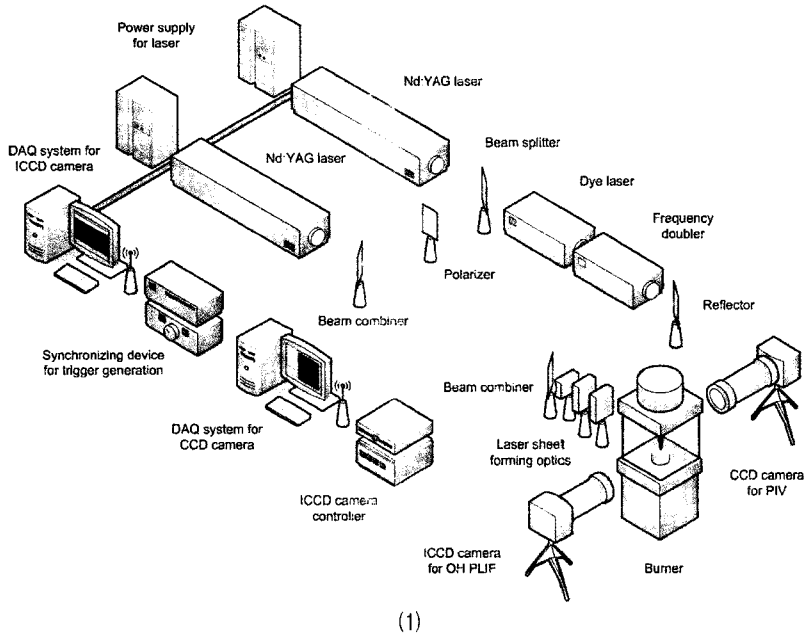


Fig. 8 연소 및 분무현상의 실험적 연구에서 사용되는 계측기법; (1) PIV/OH PLIF 동시측정 장치도, (2) optical patternator

성하고, 여기서 유동장내의 연소현상을 설명하는 방정식들과 발생인자, 가정(subphysical model, jump condition), 연소불안정 요소들(instability triggering methods, damping device) 등을 프로

그램화하여 컴퓨터를 이용해 해(압력, 온도, 밀도, 속도, 화학종)를 구하는 것이다. 유동장 해석에는 다음의 세 가지 방법들이 있다. 격자에서 모든 해를 직접 구하는 DNS(Direct Numerical

Simulation) 방법과 난류생성을 turbulent-viscosity model이나 Reynolds-stress model, PDF(Probability Density Function) method 등을 이용하여 구하는 RANS(Reynolds- averaged Navier-Stokes) 방법, 그리고 유동장내에서의 큰 와류들의 움직임을 중시한 LES(Large Eddy Simulation) 등이 있다 [13].

실험적인 접근에는 접촉식과 비접촉식으로 레이저계측기법을 이용한 방법들이 있다[14,15]. 온도측정에는 CARS(Coherent Anti-stokes Raman Spectroscopy), 열전대, TFT(Thin Filament Thermometry) 등의 방법이 있다. CARS는 1차원 점측정 방식으로 4000K에서 5K이하의 오차범위를 가지고 있으며, 두 개의 펄핑광과 하나의 Stokes 광이 위상정합조건에 맞추어 특정분자(N₂, H₂, O₂, CO, Acetylene 등)에 조사되면, 분자의 상태에 의존하는 비공명 CARS 신호는 3차 비선형 감수율에 의해 결정되는데, 이때 CARS 스펙트럼의 세기가 온도에 따라 달라진다. 이 측정신호를 이론적으로 계산한 CARS 스펙트럼과 비교하여 온도를 구한다. 농도측정에는 레이저 흡수법(laser absorption method), 레일리 산란(Rayleigh scattering), 라만 산란(Raman scattering), 레이저유도형광(LIF; Laser Induced Fluorescence) 등의 방법이 있다. 또한 속도측정에는 LDV(Laser Doppler Velocimetry), PIV(Particle Image Velocimetry) 등이, 액적의 분포 및 크기측정에는 PDPA (Phase Doppler Particle Analyser), malvern, optical patternator 등을 이용하는 방법이 있다. 여기서 optical patternator는 액적들에 레이저를 조사하였을 때, 액적 표면적에 비례하는 산란신호와 액적의 부피에 비례하는 형광신호를 측정하여 액적의 크기(D₃₂: sauter mean diameter)와 분포를 구하는 방법이다 (Fig. 8 참조).

압력 및 음파 측정(dynamic pressure measurement)에는 마이크 또는 피에조효과(Piezo effect)를 이용한 압력센서(pressure transducer)가 주로 사용된다. 측정위치는 파장의 배(node point)를 피하여야하고 최대한 마디(anti

node point)에 가까울수록 좋다. 최적의 위치는 발생하는 파장에 따라 달라지므로 실험적인 방법으로 결정된다. 대부분의 경우 덤프표면이나 노즐에 가까운 벽면 또는 배기단 주변에 설치한다. 센서는 온도에 민감하므로 프로브를 사용하여 연결하는데 프로브의 길이는 내경(d)의 20배로 정해지고 음파의 반사에 의한 Helmholtz 효과를 방지하기 위하여 같은 직경(d)의 충분히 긴 관(damping line)을 연결한다(GE 7FA+e DLN-2.6 연소기의 경우 약 280d).

4.6 각국의 연구동향

가스터빈 제작에는 재료, 가공, 제어 등 산업 전반에 걸친 다양하고 높은 수준의 기술이 요구되므로 완성업체 역시 선진국 중심의 몇몇 나라로 한정되어 분포하고 있다 (Fig. 9 참조). 현재 GE, ABB, Rolls-Royce, Pratt & Whitney 등이 전 세계의 항공 및 발전용 가스터빈 시장을 차지하고 있다. 기초연구 및 인력양성은 대학이, 선행 및 응용연구는 정부출연 연구소 중심으로 이루어지고 있고 생산 및 기술개발은 기업이 담당하고 있다.

미국의 경우 상업용 가스터빈 연구의 선두주자는 GE이다. Pratt & Whitney의 연구소인 UTRC(United Technology Research Center) 등에서도 추진용 및 발전용 가스터빈 연구를 수행하고 있다. 일례로 Barooah 등은 spinning valve actuator를 사용한 active control에 대한 연구를 university of california, Santa Barbara와 공동으로 수행하고 있다 [16].

국가연구기관으로는 NASA와 Sandia 연구소, 미공군연구소(AFRL) 등이 대표적이며, 대학 연구소로는 펜실베니아 주립 대학교(Pennsylvania state university)의 추진공학연구센터(PERC)에서 Vigor Yang과 Santavicca 교수 등이 수치적 및 실험적인 방법으로 가스터빈내의 연소불안정 현상과 분무 메커니즘 등을 연구하고 있다 [17,18] (Fig. 10 참조). 이외에도 조지아 공대(Georgia institute of technology)의 Zinn과 Lieuwen 교수 등은 연소불안정 제어기법을 주로 연구하고 있

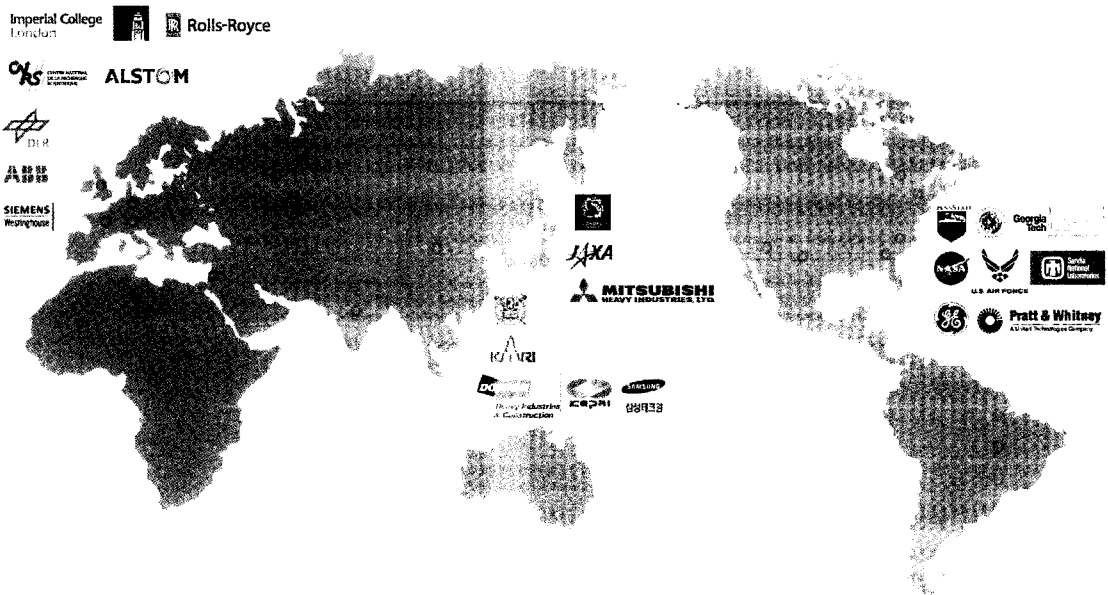


Fig. 9 세계 각국의 가스터빈에서의 연소불안정 연구그룹

으며 [19], 최근에는 연소기의 전달함수 입력 없이도 연소불안정 현상을 제어할 수 있는 새로운 개념의 능동제어 기법인 observer-based adaptive control 등이 연구되고 있다 [20]. 매릴랜드 대학교(Maryland university)의 Yu 교수 등은 액체연료를 이용한 이차분무 등에 대해 활발히 연구하고 있다 [21]. 또한 각 대학 연구 그룹의 인적자원을 활용한 공동연구도 활발히 이루어지고 있다. 미국 MIT 대학의 Annaswamy 그룹은 능동제어기법의 하나인 model-based adaptive control에 대하여 영국 Cambridge 대학의 Dowling 그룹과 공동 개발하고 있다 [22].

프랑스의 경우 국립과학연구센터(CNRS; Centre National de la Recherche Scientifique)의 Candel 박사팀 등이 기초적인 메커니즘 규명부터 센서, 능동제어 등의 응용분야까지 다양한 연구를 수행하고 있다 [23,24].

영국의 경우 롤스-로이스(Rolls-Royce) 등에서 상업용 가스터빈 연구가 활발히 진행되고 있으며, 대학에서는 Imperial college의 Whitelaw 교수와 리드 대학교(University of Leeds)의 Bradley 교수 등이 제어기법 및 배기배출물, 레

이지 계측기법 등에 대해 연구하고 있다 [25,26]. 또한 Cambridge 대학의 Dowling 그룹은 adaptive, model-based self-tuning regulator를 사용하여 제어하는 수행 중에 있다 [27].

독일에서는 technical university Berlin의 Paschereit 그룹이 모형 가스터빈 각 부분의 모델링을 통한 연소불안정 제어를 연구하고 있으며 특히 digital closed-loop phase-shift control 과 음향과 이차분사에 의한 제어를 동시 실험하고 있다 [28]. 일본의 경우 산업체로 Mitsubishi 중공업과 Kawasaki 중공업 등이 발전용 가스터빈을 생산하고 있으며, 연소불안정 제어와 관련하여 Aoyama gakuin university 대학의 Hayashi 교수팀이 thermoacoustic control approach와 fluid mechanical control approach 에 의한 능동제어 기법을 연구하고 있다 [29].

우리나라에서는 서울대학교 윤영빈 교수 연구진이 연소불안정의 연구의 한 분야인 flame-vortex interaction 등을 실험적인 방법으로 접근하고 있으며 [30,31], 서인천 화력발전소의 GE 7FA+e DLN-2.6 가스터빈에서의 연소불안정 저감 기법을 개발 중에 있다 [32,33]. 한국전력연구

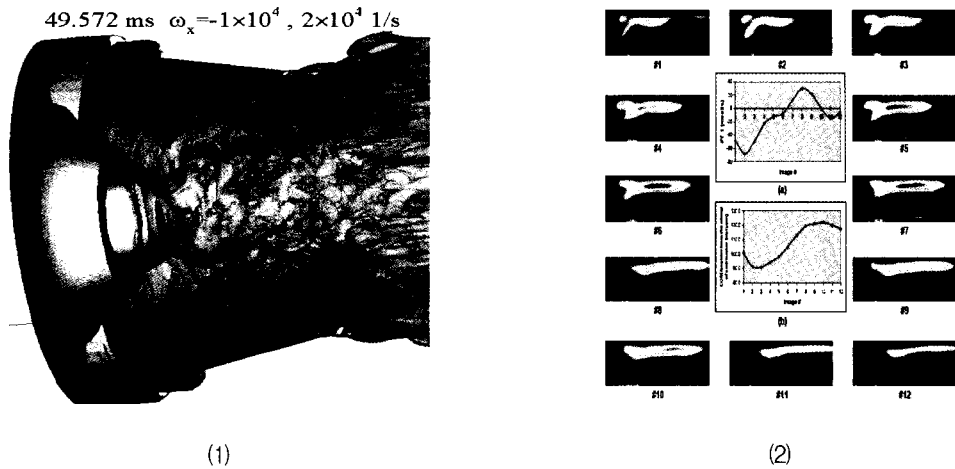


Fig. 10 연소불안정 연구결과; (1) 가스터빈에의 유동을 모사한 수치해석결과 (3-D vorticity evolution), (2) 모형 덤프연소기에서 주기적인 열방출율을 측정된 실험결과 (CH 라디칼의 자발광 측정)

소의 안달홍 박사 연구팀은 발전용 가스터빈에서의 연소진동저감에 관한 연구를 수행하였다 [34]. 또한 과학기술부산하 정부출연연구기관인 기계연구원(KIMM)과 항공우주연구소(KARI) 그리고 제조업체인 삼성테크윈과 두산중공업에서도 자체적인 연구를 수행하고 있다.

4.7 앞으로 풀어야할 과제들

지금까지의 가스터빈 기술개발은 고출력(비추력), 저소음, 저공해, 넓은 운전영역, 높은 신뢰성과 안정성 확보를 목표로 수행되었다. 앞으로도 이러한 경향은 지속될 것으로 보인다.

발전용 가스터빈의 성능 향상에 대한 전 세계적인 추세는 터빈축의 고회전과 적은 연소실압력, 복합발전으로 효율증대 등이 있으며, 기존의 연료들을 대체하거나 새로운 관점으로 해석해 사용함으로써 안정적인 에너지 공급 및 에너지 생산 단가를 줄이려는 노력들이 있다. 대표적으로 바이오메스 연료사용, 가스복합화 화력발전(IGCC, Integrated Gasification Combined Cycle) 등을 예로 들 수 있다.

저공해 분야에서는 배기배출물(NO_x , CO_2 등)을 줄이기 위하여 다양한 방법들이 시도되었다. 대표적으로 연소실에 물을 분사하여 온도를 낮추어 열적 NO_x 를 줄이는 방법, 단계적으로 연

료와 산화제를 공급하여 완전 연소시키는 다단 연소 등이 있으며, 물을 사용하지 않는 dry low NO_x 의 방법으로 액체연료를 연소실 도달 이전에 기화시켜 균일한 혼합기로 만들어주는 LPP(Lean Premixed Prevaporize), 연료와 산화제를 예혼합시켜 불완전연소를 예방하는 FAP(Fuel Air Premixing), 예혼합기 연소로 안정적인 연소를 일으킨 후 곧 회박 예혼합 연소로 배기배출물을 줄이는 RQL(Rich burn, Quick quench, Lean burn)방법 그리고 촉매연소 등이 있다. 근래에는 LPP 방법대신에 회박연소영역에 연료를 직접 분사하는 LDI(Lean Direct Injection)등이 사용되기도 한다 [2]. 배기배출물을 제거하기 위한 후처리기술로 촉매를 사용하는 SCR(Selective Catalytic Reaction)과 촉매를 사용하지 않는 SNCR(Selective Non-Catalytic Reaction) 등의 방법이 있다.

앞으로는 무엇보다도 이러한 다양한 방법들을 최적의 조건으로 제어하는 기술들이 제시되어야 할 것으로 본다. 즉 보다 효율적이고 상황에 즉각 대처할 수 있는 지능적인 제어기술, 그리고 이에 부합하는 부가요소들(센서 및 액추에이터)의 성능향상이 요구된다 [35].

또한 연소불안정 메커니즘 분야에서도 원인규명에 대한 연구가 계속될 것으로 보인다. 연소불

안정 현상은 다양한 원인들에 의한 복합적인 작용이므로 열방출율과 압력의 중첩이라는 경험적 지식만으로는 완벽한 해결에 한계가 있다. 그러므로 (앞서 4-3에서 언급한) 가스터빈 연소기에서의 세분화된 연소현상에 대한 이해가 필요하다.

5. 결 론

본 논문에서는 가스터빈의 기본적인 구성에서부터 역사, 공력학적 및 기계적인 불안정 그리고 연소불안정 메커니즘 등의 불안정 현상과 관련하여 개괄적으로 서술하였으며, 세계 여러 그룹들의 연구동향 및 앞으로 풀어야 할 과제들에 대해서 살펴보았다. 연소불안정 현상은 아직도 그 메커니즘이 명확히 밝혀지지 않은 분야로써 원인규명 및 제어를 위한 많은 부분들이 실험에 의존하고 있다. 덤프형 연소기에서의 연소불안정 연구는 가스터빈 분야뿐만 아니라 로켓이나 램젯 및 스크램젯 등의 기관에도 공통적으로 적용 가능하므로 그 파급효과가 크다. 따라서 추후 국내의 독자적인 연구개발능력 확보를 위하여 지속적인 관심과 투자가 필요할 것으로 생각된다.

참 고 문 헌

1. Willams Z. B. and James G. H., "Thermodynamics," Third edition, Harper Collins College Publishers, 1995
2. Lefevre, A. H., "Gas Turbine Combustion," Second edition, Taylor & Francis, 1998
3. Cohen, H., Rogers, G. F. C. and Saravanamutto, H. I. H., "Gas Turbine Theory," Third edition, Longman Scientific & Technical, 1987
4. Williams, F. A., "Combustion Theory," Second edition, Benjamin/Cummings Publishing Company, 1985
5. Gray, P., "Instabilities and oscillations in chemical reactions in closed and open systems," Proc. R. Soc. Lond, A 415, 1988, pp.1-34
6. Lieuwen, T. C., and Yang, V., "Combustion Instabilities in Gas Turbine Engines: Operational Experience, Fundamental Mechanisms, and Modeling," Volume 210, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2005
7. Yang, V., and Anderson, W. E., "Liquid locket engine combustion instability," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, 1995
8. Paschereit, C. O., and Gutmark, E., "Passive Combustion Control applied to Premixed Burners," 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2002-1007, 2002
9. McDonell, V. G. and Samuelson, G. S., "Measurement of fuel mixing and transport processes in gas turbine combustion," Meas. Sci. Technol., Vol. 11, 2000, pp.870-886
10. Zinn, B. T. and Neumeier, Y., "An Overview of Active Control of Combustion Instabilities," AIAA 97-0461, 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 1997
11. Padmanabhan, K. T., Bowman, C. T., and Powell, J. D., "An adaptive Optimal Combustion Control Strategy," Combustion and Flame, Vol.100, 1995, pp.101-110
12. Gutmark, E. and Schadow, K. C., "Combustion Instability related to Vortex Shedding in Dump Combustors and Their Passive Control," Prog. Energy Combust. Sci., Vol. 18, 1992, pp.117-132
13. Pope, S. B., "Turbulent Flows," Cambridge university press, 2000
14. Echbreth, A. C., "Laser Diagnostics for Combustion Temperature and Species,"

- Abacus press, 1988
15. Kohse-Höinghaus, L. and Jay B. J., "Applied Combustion Diagnostics," Taylor & Francis, 2002
 16. Barooah, P., Anderson, T. J., and Cohen, J. M., "Active Combustion Instability Control With Spinning Valve Actuator." *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 125(4), 2003, pp.925-932
 17. Ving H. and Yang, V., "Large-eddy simulation of combustion dynamics of lean-premixed swirl-stabilized combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 5, 2003
 18. Kim, K. W., Lee, J. G. and Santavicca, A., "Spatial and temporal distribution of secondary fuel for suppression of combustion dynamics," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, 2006
 19. Candel, S., "Combustion dynamics and control: progress and challenges," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 29, 2002, pp.1-18
 20. Johnson, C. E., "Adaptive Control of Combustion Instabilities Using Real-Time Modes Observation," Ph. D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 2006
 21. Yu, K. H., Parr, T. P., Wilson, K. J., Schadow, K. C., and Gutmark, E. J., "Active control of liquid-fueled combustion using periodic vortex-droplet interaction," 26th Symposium (international) on Combustion, 1996, pp.2843-2850
 22. Annaswamy, A. M. and A. F. Ghoniem, "Active control of combustion instability: Theory and practice." *Ieee Control Systems Magazine*, Vol. 22(6), 2002, pp.37-54
 23. Renard, P. H., Thevenin, D., Rolon, J. C., and Candel, S., "Dynamics of Flame/Vortex Interactions," *Prog. Energy Combust. Sci.*, Vol. 26, 2000, pp.225-282
 24. Nicolas Docquier and Sebastien Candel, "Combustion control and sensor: a review," *Prog. Energy Combust. Sci.*, Vol. 28, 2002, pp.107-150
 25. Emiris, I., and Whitelaw, J. H., "Control of combustion oscillations," *Combust. Sci. and Tech.*, Vol. 175, 2003, pp. 157-184
 26. Bradley, D., Gaskell, P. H., Gu, X. J., Lawes, M., and Scott, M. J., "Premixed turbulent flame instability and NO formation in a lean-burn swirl burner," *Combustion and Flame*, Vol. 115, 1998, pp. 515-538
 27. Riley, A. J., Park, S., Dowling, A. P., Evesque, S., and Annaswamy, A. M., "Advanced closed-loop control on an atmospheric gaseous lean-premixed combustor." *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power-Transactions of the Asme*, Vol. 126(4), 2004, pp.708-716
 28. Moeck, J. P., Bothien, M. R., Guyot, D., and Paschereit, D. O., "Phase-Shift Control of Combustion Instability Using (Combined) Secondary Fuel Injection and Acoustic Forcing," *Active Flow Control*, 2007, pp.408-421
 29. Sato, H., Ikame, M., Harumi, K., Kishi, T., Hiraoka, K., Oka, H., Hayashi, A. K., and Ogawa, S., "Active instability control of thermoacoustic oscillation in premixed gas turbine combustors." *Jsmc International Journal Series B-Fluids and Thermal Engineering*, Vol. 48(2), 2005, pp.328-333
 30. Kim, M., "Local flow properties and flame-vortex interactions in turbulent hydrogen nonpremixed flames," Ph.D thesis, Seoul national university, 2007
 31. Ahn, K., "Turbulent mixing and combustion control in dump combustors,"

- Ph.D thesis, Seoul national university, 2005
32. 허필원, 오정석, 윤영빈, "GE 7FA+e DLN-2.6 가스터빈 연소기에서의 on-line 동압 측정 시스템," 제36회 한국연소학회 춘계 학술대회 논문집, 2008, pp.257-260
33. 오정석, 허필원, 윤영빈, "발전용 가스터빈 연소기 GE 7FA+e DLN 2.6의 운전조건 최적화," 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2008, pp.759-762
34. 정재모, 안달훈, 박정규, "발전용 저 NOx 가스터빈의 연소불안정 안정화에 관한 연구," 한국에너지공학회지, 제13권, 제2호, 2004, pp.144-151
35. Arun, K. Sehra and Woodrow Whitlow Jr., "Propulsion and power for 21st century aviation," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 40, 2004, pp.199-235