

로켓연소기는 수백 개의 분사기로 구성된 연소실에서 연소반응이 발생하게 된다. 이때 구조적인 특성으로 난류유동, 밀도, 온도 등의 변화가 매우 불균일한 3차원적인 분포를 가지게 된다. 이러한 불균일한 분포에 의해 발생하는 압력의 시간변화가 연소기의 고유진동수와 일치될 경우 공진이 발생하게 되어 폭발이 발생하게 된다. 이러한 현상을 연소불안정이라 하고 이 글에서는 관련된 연구의 동향을 소개하고자 한다.

로켓엔진 내부는 그림 1에서 보는 바와 같이 다양한 길이 척도의 유동구조를 가지고 있다. 이러한 복잡한 난류유동구조는 연소기에 다양한 특성 주파수가 나타나게 한다. 이러한 특성주파수와 연소과정에서 발생하는 주파수가 일치할 경우 공진현상이 발생되

어 연소불안정화 엔진이 파괴되는 현상이 발생할 수 있다.

연소불안정 발생은 그림 2에서 볼 수 있듯이 연소실의 음압변화와 연소압변화가 결합되어 나타나는 현상으로 연소불안정이 발생하는 조건에서 로켓엔진

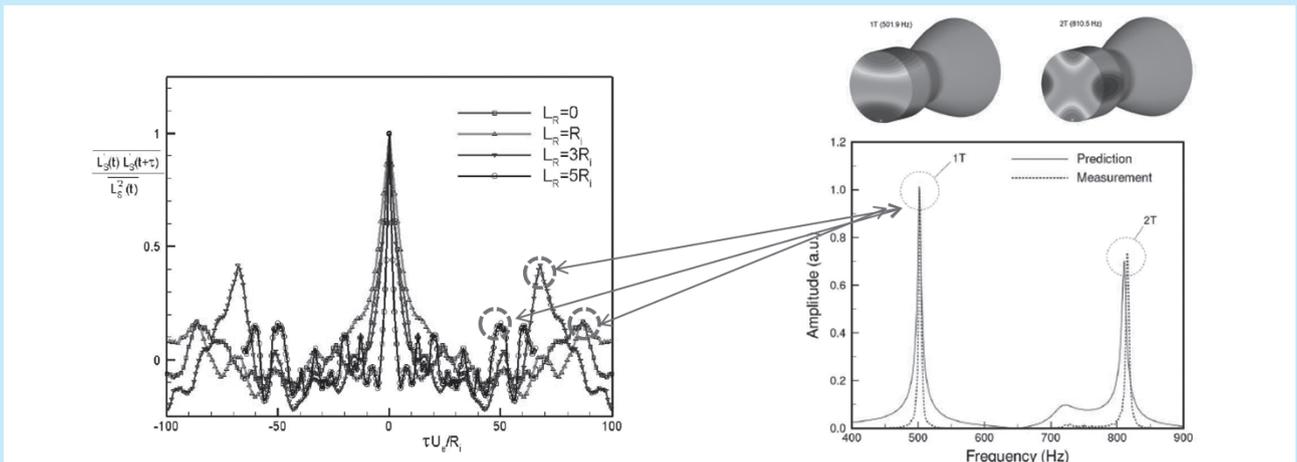
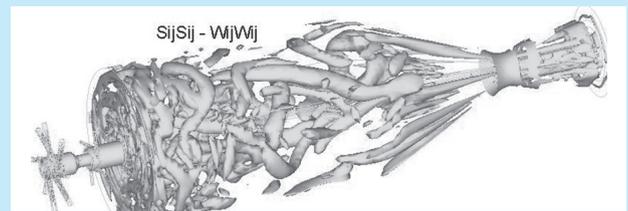
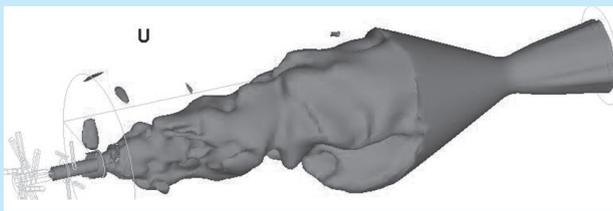


그림 1 로켓연소기의 순간적인 유동구조 및 2점 상관관계(Park, 2014)

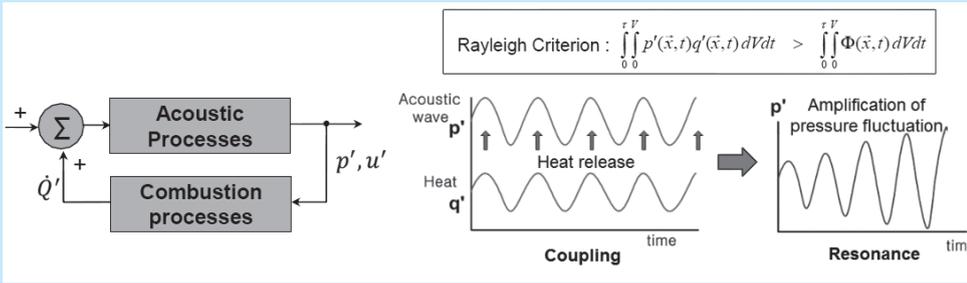


그림 2 연소불안정 발생과정

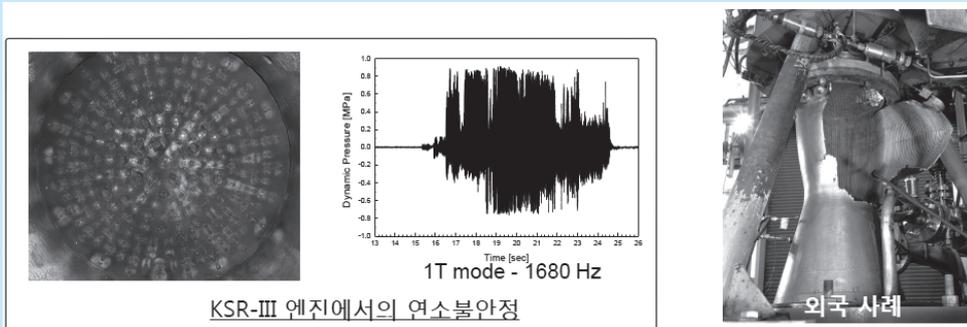


그림 3 연소불안정 발생 예

의 내부에서 진동, 열전달의 증가, 화염의 역화, 소염, 압력의 급격한 증가 등이 제어되지 않은 상태에서 발생하게 된다. 이러한 현상은 1초 이내에 발생되고 그림 3과 같이 시스템을 파괴하게 된다. 따라서 지금까지 이러한 현상을 제어하기 위한 1950~1960년대의 활발한 연구를 토대로 많은 연구가 진행되어 왔다. 대부분의 액체로켓 엔진은 연소불안정 문제를 가지고 설계단계에서 불안정 요인을 제거하거나 안정화 장치를 도입하게 된다. 달탐사 목적을 달성하기 위해 개발된 F1엔진에서 연소불안정 문제는 매우 심각하게 대두되었다. 1962년부터 1965년까지 2,000회의 비행용엔진(full-scale engine)의 시험이 이루어졌고 개발기간이 4년 지연되었다. 과거 이러한 연구는 실험에 의한 문제분석과 해결방안에 대한 연구가 주를 이루었다.

그렇지만 시험연구는 엄청난 개발비용이 요구된다. 예를 들어 F1엔진이 연소불안정 문제와 관련하여 2000회 실물형 엔진시험이 수행되었는데 엔진 1기당

수억 원의 비용을 생각할 때 천문학적 비용이 요구됨을 알 수 있다. 따라서 최근에는 컴퓨터 자원의 발달로 해석적인 연구가 매우 빠르게 연구되고 있다. 이러한 해석적인 연구 또한 많은 어려움이 존재한다. 첫 번째는 초임계 압력에서 작동하는 극저온유체를 다루어야 한다는 것이다. 아임계(subcritical) 조건에 비해서 밀도의 변화가 매우 크고 그것

에 의해서 속도변화(velocity scale)의 크기가 매우 크게 나타난다. 대부분 초임계 압력의 연소실은 6~20 MPa의 압력에서 발생하는 연소반응에 의해서 약 3,500K의 고온이 된다. 따라서 이러한 극심한 조건에서는 유동구조의 측정이 거의 이루어질 수 없다. 결국 자세한 해석연구가 이루어진다고 하여도 검증하기 위한 자료가 매우 부족해진다. 따라서 해석연구 결과는 다양한 형태의 간접적인 방법으로 검증되는 것이 일반적이다. 또 다른 문제는 난류와 연소현상에 관계된다. 연소불안정은 본질적으로 비정상유동에 관점을 둔 LES(large eddy simulation) 혹은 hybrid RANS/LES에 의해서 해석되어야 한다. 연소반응은 상세화학반응에 의해서 분석되어야 한다. 그렇지만 탄화수소(hydrocarbon)계열의 연료는 수백개 이상의 화학반응에 의해서 연소가 발생되고 메탄보다 분자량이 큰 연료에 대해서는 아직도 화학반응이 규명되어 있지 않다.

또한 난류유동의 혼합과 관계된 시간과 화학반응

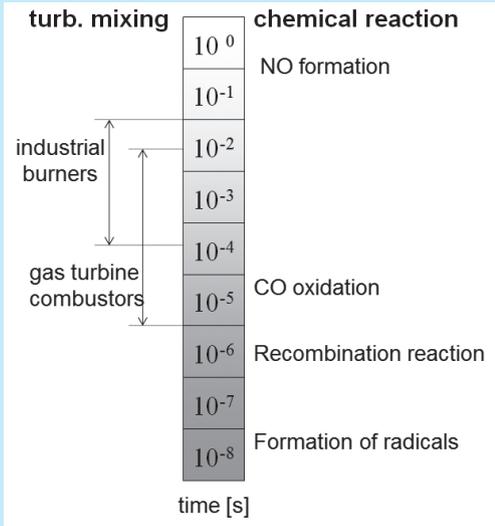


그림 4 난류유동 혼합과 연소반응에 대한 시간척도 비교

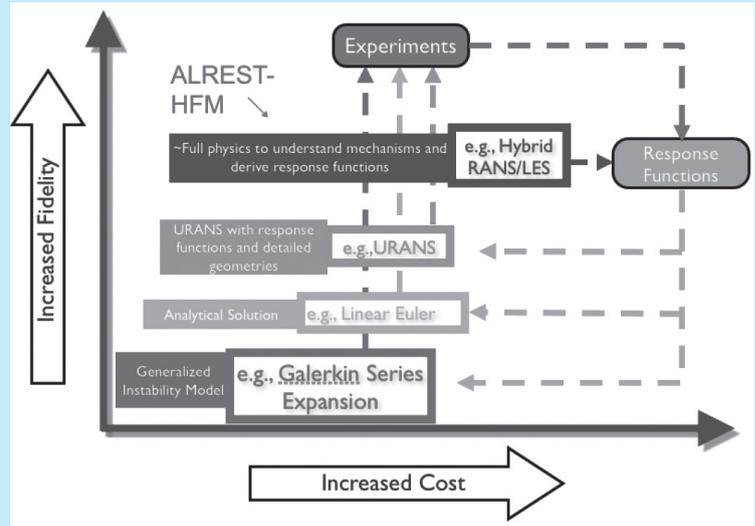


그림 5 연소불안정에 적용되는 방법들(Sankarran, 2012)

에 대한 시간척도가 그림 4에서 보는 바와 같이 크게 차이가 난다는 것이다. 유동장의 혼합시간이 화학반응이 종료되는데 필요한 시간에 비해서 약 100배 정도 크게 나타난다. 이것은 안정적인 비정상 해석을 수행하기 위한 시간증분을 설정하더라도 화학반응은 많은 반응이 이루어진 상태이기 때문에 적절한 모델이 적용되어야 한다. 특히 LES의 경우 Sub-grid scale에서 적절한 난류연소모델이 필요하게 된다.

연소불안정에 적용되는 방법들을 요약하면 그림 5와 같다. 그렇지만 실제 발사체 로켓엔진에 대하여 정교하게 유동해석 방법을 적용하는 것은 아직 비현실적이다. Purdue대학에서는 연소불안정 모드 중에 길이방향의 특성에 대해 실험(그림 6)과 해석(그림 7)연구를 수행하였다.

특정 음향학적 모드의 주기에 대하여 열방출을 보면 매우 불규칙적으로 변하고 있고 매우 짧은 시간 내에 열방출이 커졌다 작아졌다 하고 있다. 또한 한 주

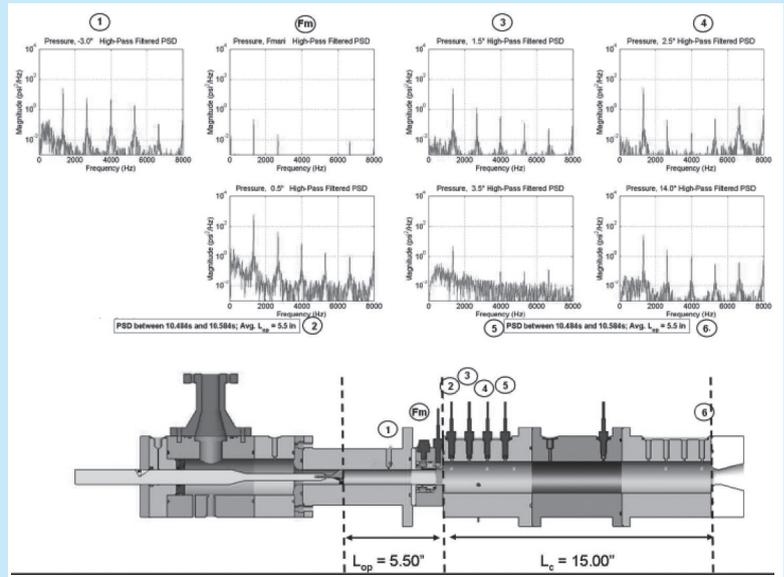


그림 6 Purdue대학 실험연구(Yu, 2009)

기 내에서 소멸(extinction)과 재점화(re-ignition)가 발생하고 있다. 즉 화염이 매우 불안정하게 나타나고 있고 특정주기성을 가지고 있음을 알 수 있다. 이러한 주기성은 분사기의 설계에 의존하고 유동장의 주기성과 음향학적인 모드가 공진되면 불안정성이



그림 7 특정주기에 대한 열방출 변화(Harvazinski, 2012)

발생하게 된다. 연소과정에서 방출되는 열에너지 섭동이 연소실 내부에 형성되는 특정 주파수의 음향과 결합하여 급격하게 압력 진동을 증폭시키고 이때 과도한 압력 진동과 벽면 열유속의 증가로 인해 시스템에 심각한 손상을 가져올 수 있다. 액체로켓엔진은 매우 높은 에너지 밀도에 비해 에너지 소산은 적은 특징을 갖기 때문에 연소불안정에 훨씬 취약한 특징을 가지고 있다.

현재까지 LES/DNS가 난류유동 및 열전달에 매우 보편적으로 사용되고 있고 또한 난류연소에 대하여 활발하게 적용되고 있다. 그렇지만 연소불안정 현상

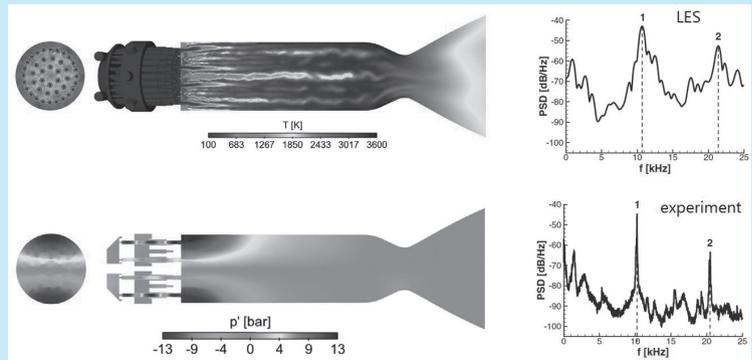


그림 8 H₂/O₂ 로켓엔진 LES(Urbano et al., 2016)

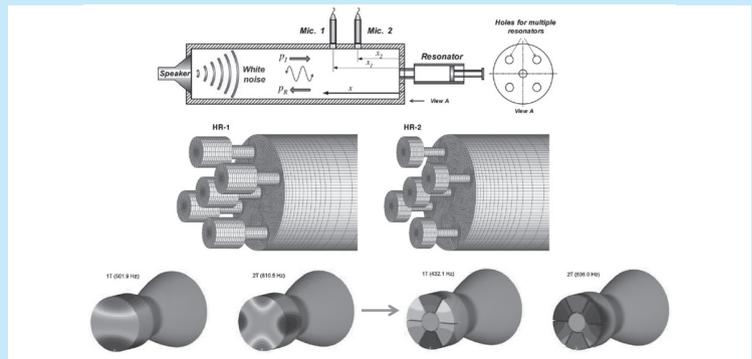


그림 9 배플 및 resonator 설계 해석

에 대한 해석은 아직 앞서 설명한 문제점으로 인해 해석연구가 보편적이지 않은 실정이다. Candel 교수를 비롯한 프랑스 연구팀은 단일 분사기로부터 시작하여 자체적으로 액체로켓의 천이임계 화염을 해석할 수 있는 LES 코드를 개발하여 소형 로켓엔진의 화염장과 연소불안정 특성에 대한 연구를 수행하였다.

설계현장에서는 해석연구의 시도와 함께 음향학적인 특징을 고려하여 연소실내부에 안정화 장치(baffle, cavity)를 도입하여 연소불안정 모드를 피해가는 방법으로 설계가 진행되고 있다.