

## 액체로켓엔진 고주파 연소불안정의 예측

윤웅섭\* · 허환일\*\*

### Prediction of High Frequency Combustion Instabilities of a Liquid Rocket Engine.

Woong-sup Yoon\* · Hwanil Huh\*\*

#### I. 서 론

고주파 (음향) 연소불안정은 거의 모든 액체로켓엔진 개발 과정에서 흔히 겪게 되는 바람직하지 못한 (로켓엔진의 경우) 현상으로 성능, 호환과 더불어 극복하여야 할 중요한 엔진설계 항목이다. 일종의 공명연소 현상인 이 음향불안정이 문제가 되는 이유는 기계적 제어 범위 이상으로 신속하게 증폭되어 제어되기 어렵고 효과가 파국적이어서 작동 실패로 이어질 가능성이 매우 크기 때문이다. 따라서 엔진시스템의 개념, 예비설계과정으로부터 이에 대한 대비가 이루어져야 하는데, 현상의 직관적 이해는 용이한 반면 다분히 시스템적인 여러 복합적 요인들과 메커니즘에 의하여 발생하므로 이를 예측하거나 해석하기는 쉽지 않다. 더불어 고주파 연소불안정은 full scale의 엔진단위의 현상이므로 설계단계에서 이에 대한 고려가 충분하였다고 할지라도 정확히 예측, 반영되었는지는 엔진 개발의 거의 마지막 단계에서야 검증할 수 있게 된다. 이는 설계에서 feed back 과정이 결여되어 있음을 의미하며, 문제가 생겼을 경우, 시스템 전체에 대한

설계의 수정이 요구되므로 시간과 비용에 막대한 손실이 발생하게 된다. 대부분의 음향불안정의 제거가 passive device에 의해 이루어져 왔던 원인 중 하나도 여기에 있다.

고주파 연소불안정이란 어떤 현상인가? 내부 연소로 작동하는 모든 엔진들이 그러하듯이 액체로켓 엔진 연소실 내에서의 연소과정에도 음향진동현상이 상존한다. 연소실 내에서는 어느 정도의 압력변동이 존재하며 압력변동의 진폭이 정상연소 압력의  $\pm 5\%$ 이내에 있을 경우는 실제로는 거의 장애가 수반되지 않는다. 일반적으로 연소불안정 (combustion instability) 또는 불안정 연소 (unstable combustion) 라고 부르는 현상은 압력 변동의 진폭이 정상연속 압력의  $\pm 5\%$ 이상으로 그 변동이 주기성을 보이는 경우를 말한다. 압력 변동의 진폭이 어느 한계값 이상이 되면 그 변동이 불규칙하게 되어 주기성을 보이지 않는 경우는 불규칙연소 (rough combustion)라고 한다.

연소불안정은 주파수의 영역 또는 진동 메커니즘에 기초하여 저주파, 중주파 또는 고주파 연소불안정으로 분류된다. 여기서 압력 진동의 주파수가 1000 Hz를 넘는 연소불안정을 고주파 연소불안정이라고 한다.

\* 연세대학교 기계공학부 교수, 한국추진공학회 재무이사  
E-mail: wsyoon@yonsei.ac.kr

\*\* 충남대학교 항공우주공학과 교수, 한국추진공학회 편집이사  
E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

고주파 연소불안정은 공명연소 (resonant combustion), 또는 음향불안정 (acoustic instability)이라고 하는데 그 이유는 고주파 연소 불안정시에 나타나는 파동이 연소실의 음향학적 공명에 관계되기 때문이다. 종방향 (longitudinal) 및 횡방향 (transverse) 그리고 이들의 조합된 모드의 파동이 나타나며 그 주파수는 1000 Hz로부터 15000 Hz에 까지 이르기도 한다. 여기서 횡방향 모드는 다시 반경방향 (radial) 및 원주방향 (tangential) 파동 모드로 구분된다. 고주파 연소불안정은 screaming, screeching, squealing이라고도 하며 엔진에 부여되는 열적 장애가 아주 크고 또한 억제하는 것도 간단하지 않아서 연소불안정 중에서 가장 처리하기 어렵다. 저주파나 중간주파 연소불안정에서는 추진제 공급 시스템과 연소실 압력 진동의 커플링이 중요한 역할을 하지만 일반적인 고주파 연소불안정은 추진제의 공급시스템과 커플링이 완전히 배제된 상태에서 발생한다. 또한 고주파 연소불안정과 같은 형태의 연소불안정은 본질적 연소불안정 (intrinsic combustion instability)이라고 부르는데 그 이유는 연소실 내에서의 가스 진동과 연소의 직접적인 커플링에 의해 가진되기 때문이다. 액상으로 추진제가 분사되는 공급 시스템에서는 추진제의 밀도가 높아서 관성이 크므로 연소실 내에서 고주파 압력 진동이 존재하여도 그것에 대응하는 유량변동은 발생하지 않는다. 공명 연소와 추진제의 공급 시스템의 커플링된 연소불안정의 발생 가능성이 생기게 된다. 특히 연소실이 대형이어서 공명 음향주파수가 낮은 경우 이와 같은 공명진동 메커니즘에 의한 연소불안정도 발생할 수 있다. 여기서는 고주파 연소불안정에 한정하여 기술할 것이므로 이후로는 고주파 연소불안정을 연소불안정으로 줄여서 사용하기로 한다. 연소불안정은 그 주파수 영역 또는 가진 메커니즘에 의해 자발적 불안정 (spontaneous instability) 과 트리거 불안정 (triggered instability) 또는 펄스 불안정 (pulsed instability)으로 크게 구분된다. 자발적 불안정은 연소 시스템에 특별한 교란이 주어지지 않아도 연소불안정이 발생하는 경우로 이론적으로는 선

형 불안정이 이에 해당된다. 반면 트리거 불안정은 어떤 정도 크기 이상의 교란이 연소시스템에 주어져서 이것에 의해 연소불안정이 촉발되는 경우로 비선형 불안정이 이에 해당된다. 트리거 교란에는 엔진의 점화 시에 나타나는 연소실 압력 스파이크 또는 정상연소 중에 자발적으로 나타나는 연소실 과잉 압력, 포핑 (popping) 등이 있다. 엔진의 개발단계에서는 특히 동적 안정성 (dynamic stability)을 확보하기 위해 인위적으로 교란을 부여하여 시험을 수행하게 되는데 이것도 트리거 교란으로 볼 수 있다.

## 2. 연소불안정 발생 메커니즘

단속적으로 감쇠되지 않고, 연속적인 방법으로 열방출을 발생하여 압력과 운동량의 변화를 발생시키는 램젯이나 로켓엔진과 같은 추진시스템의 연소실에서는 언제나 고주파 연소불안정의 문제가 존재한다. 여기서 연소실 내에서 유동변수들의 섭동을 야기하거나 유지, 증폭시키는 연소불안정은 단일 메커니즘으로는 설명되지 못한다. 추력발생의 인위성에 의한 분사에서의 수력학적, 공기역학적 내재적 파동불안정, 와류에 의한 큰 스케일의 교란, 비선형 연소, 심지어 연소 유동장의 비대칭성에 의해서까지 다양하게 존재하는 요인들에 의해 교란된 연소실에서 파동수의 천이와, 이론적으로 무한히 존재하는 고유모드들 사이의 전달함수가 파동의 산란형으로 유지되면 고주파 연소불안정 파동의 가능성을 가지게 된다. 적절한 작동조건이 이루어지면 분사, 미립화, 기화 혹은 액적 연소와 같은 하나 이상의 물리적 과정들이 개별적 또는 복합적으로 작용하여 섭동을 증폭시키게 된다. 이들 과정들은 광범위한 길이 및 시간스케일에 걸쳐 상호 작용하므로 단속적이거나 무한수인 연소실 음향모드들과 커플되어 공명할 가능성이 커지게 된다. 여기서 시스템의 수력학적 특성과 연계되어야 하는 저, 중주파 불안정에 반하여 고주파 연소불안정은 음향에너지의 공급원인 추진제의 연소와 연

소가스 사이의 음향적 에너지 교환이라는 점에서 구분된다. 이들 복잡한 증폭과정은 Reyleigh의 불안정 한계 정의에서와 같이 음향장에 반응하는 연소로 요약할 수 있으며, 교란된 연소반응은 반드시 음향에너지로 변화되어 증폭되어야 하므로 섭동된 연소 열방출에 따른 열물리적 상태량들의 변화는 그 크기가 충분하여야 할 뿐만 아니라 음향적 가진에 대하여 동일한 위상범위(in-phase)내에 있어야 한다. 여기서 등엔트로피를 가정할 때, 열물리적 상태량은 압력 및 속도의 섭동을 의미한다.

이와 같은 파동에너지 증폭, 즉 가진 요인들에 대하여 유동 및 연소실의 기하학적 형상에 따른 파동 감쇠메커니즘도 존재한다. 고주파 연소불안정에 대한 감쇠요인으로는 열의 손실, 운동역학적인 가스의 확산 및 소산효과, 비선형 유동에 상대속도와 위상의 차이를 유발하는 입자, 액적 등과 기상의 연소가스와의 운동량 교환에 의한 파동감쇠, 분무 및 연소가스의 공간적 변화에 의한 상쇄, 또한 노즐에 의한 대류에 의한 파동의 방출 등, 다양한 내재적인 물리적 현상들에 의한 자발적인 감쇠와 배플, 음향공, 헬름홀츠 공명기와 같은 수동적 안정화 장치들에 의한 인위적 감쇠를 들 수 있다. 이 중 대표적인 자발적 감쇠요인으로는 open 노즐을 통한 대류효과와 점성 소산을 들 수 있는데, 연소실 내 유동의 레이놀즈수가 높고 수축비가 클 경우 노즐을 통한 파동의 대류 방출 효과도 감소되므로 내재적인 소산효과는 파동증폭의 공급원인 화학반응에 의한 열방출에 비하여 매우 작다. 이와 같은 소산구조가 결여된 액체로켓엔진 연소실은 연소불안정 발생에 매우 적절한 환경임을 알 수 있다.

결과적으로 연소불안정에서 감쇠는 기계적 에너지에서 열에너지로의 소산 또는 불안정 파동의 방출을, 반면에 증폭은 열에너지에서 기계적 파동 에너지로의 변환을 의미하게 되며 이 두 에너지가 동일할 때, 중립안정성(neutral stability)의 한계가 성립된다.

### 3. 연소불안정에 의한 장애

과도한 연소불안정이 발생하면 엔진 및 구조체에 강한 진동이 발생하므로 추력의 크기나 또는 때에 따라서는 그 방향도 진동한다. 불규칙 연소의 경우에는 이들의 진동은 불규칙하게 된다. 이와 같은 진동은 특히 민감한 제어 장치에 대해 결정적인 손상을 줌과 동시에 또한 페이로드에 대해서도 나쁜 영향을 주게 된다. 또한 진동이 장시간 동안 걸쳐 증폭되게 되면 구조체의 피로 문제도 발생하게 된다.

연소불안정에 의한 손상은 이와 같은 공진에 의한 것 이외에도 열적인 문제가 중요하다. 즉 고주파 연소불안정에 수반되는 가스의 진동은 분사면, 연소실 및 노즐 벽면으로의 대류 열전달량을 증가시킨다. 강한 고주파 연소불안정이 발생하면 1초 이내에 연소실이 강한 열부하에 의해 파손되는 경우도 있다. 노즐목 부분은 가장 열부하가 큰 위치이며 원주방향 모드의 진동이 존재하는 경우에는 이 위치의 열전달이 특히 촉진되게 된다. 또한 분사면 근방에서는 미 반응 산화제가 고농도로 존재하는 경우가 있으며 이때 연소불안정에 의한 열부하가 증가되어 벽면 온도가 상승되며 벽면자체의 산화 연소가 이루어지기도 한다. 일반적으로 저주파연소불안정은 열적으로는 거의 장애가 없으며 중간주파 연소불안정도 열적으로는 거의 문제를 일으키지 않으나 이들 낮은 주파수 불안정에 의하여 고주파 연소불안정이 트리거될 수 있다. 또한 특히 높은 주파수의 고주파연소불안정 (10000 Hz 정도이상)의 경우에는 고주파 파동의 감쇠효과에 의하여 일반적으로 그 진폭이 작으므로 발생한다고 하더라도 열적 영향이 별로 크지 않은 경우가 많다. 일반적으로 고주파연소불안정이 발생하였다 하더라도 그 정도가 그리 심하지 않고 분사면, 연소실 및 노즐 벽면에 적당히 냉각이 이루어지고 있을 때에는 문제가 되지 않는다.

### 4. 연소불안정 모델링

역사적으로 연소불안정의 제어는 부품의 설계나 작동조건의 변경을 통한 다분히 시행착오 적인

방법을 사용하여 수행해 왔다. 이러한 방법들은 위에 언급한 연소와 연관된 물리적 과정들에 대한 이해보다는 경험에 기초한 후처리의 형태이나 상당히 효과적으로 연소불안정 문제를 해결하여 왔던 것도 사실이다. 그러나 오늘날에도 연소불안정은 계속하여 발생하고 있으며 이는 이바람직하지 못한 현상에 대한 이해가 아직 충분하지 못함을 반증한다. 불안정한 연소가 엔진의 작동실패의 원인의 하나인 것이 밝혀진 1950년대의 액체로켓엔진 이래 불안정 파동의 수치적, 이론적 해석이 시도되어왔다. 그러나 이와 같은 고주파 연소불안정의 해석적, 또는 수치적 방법에 의한 예측은 방법적으로 매우 어렵거나 그 정확도에 문제가 있는 것으로 알려져 있다. 그 주된 원인으로는 연소불안정 과정에 관계되는 물리적 스케일에 매우 큰 차이가 있는 다양한 현상들에 대한 모델들이 아직 신뢰할 만큼 정제되지 않았으며, 더욱이 각 물리현상들 사이의 상호작용이 명확하지 않다는 점을 들 수 있다. 결과적으로 물리적 정당성이 불완전하거나 과도한 단순화 과정이 불가피하다. 이와 같은 시스템 성격의 물리현상에 대해서는 메카니즘에 대한 이해와 연관에 의한 것보다는, 불안정 주파수와 그에 해당되는 유동변수들, 특히 압력 증감에 대한 시간 변화를 실험에 의하여 구하는 방법이 효과적이며, 현재까지도 이 현상에 대한 여러 예측들은 이와 같은 실험적인 결과에 의해 그 신뢰성이 평가된다. 그러나 각 물리 현상들에 대한 이해 정도와, 다양한 알고리즘, 전산능력의 비약적 향상에 따라 이제 고주파 연소불안정의 해석적 예측은 필연적인 것으로 여겨지고 있다.

액체추진제 로켓엔진에서의 음향, 혹은 고주파 연소불안정을 나타내는 맥동현상의 복잡성은 적절한 모델의 구성을 어렵게 한다. 어떤 경우에는 엔진의 시동이나 연소실에서의 음향 파동에 기인하는 이러한 맥동이 스스로 성장하여 큰 진폭을 가지게 되고 연소실압력보다 높은 압력을 나타낼 수도 있다. 이러한 스스로의 맥동발생원인이 내재되지 않은 안정한 엔진의 경우에도 어떠한 형태와 크기의 교란이나 펄스를 가하면 유사

한 큰 진폭의 맥동을 발생하도록 자극된다. 이들 맥동의 시간에 대한 변화는 조화함수 형태와 유사하며 큰 진폭의 경우에는 steep fronted wave 형태를 보인다. 또한 연소시 형상이나, 분사기 설계, 사양을 결정하는 과정에서 가해지는 사소한 수정에 대해서도 안정성 경향이 민감하게 변화한다. 연소불안정 해석모델은 안정한 엔진을 설계하거나 데이터를 분석하기 위하여 요구되며 위와 같은 안정성의 특징이 모두 포함되어 해석되어야 한다.

일반적으로 어떤 특정한 맥동모드에서 불안정을 야기하려면 구동(driving)요인이 감쇠(damping)요인보다 커야한다. 그러므로 불안정해석 모델에는 이러한 구동 및 감쇠의 요인들이 모두 포함되어야 한다. 이 이외에도 이들 사이의 상호작용이 적절한 연속조건, 혹은 상태방정식들을 만족하여야 한다. 모든 엔진형상에 대해서 가장 중요한 구동요인은 연소이며, 감쇠는 유동, 상변화와 연소가 종료되는 노즐 등에 의한다. 또한 맥동장에서의 충격파와 같은 요소들 사이의 강력한 비선형 상호작용이 구동 혹은 감쇠의 요인이 될 수도 있다. 안정성의 향상을 위하여 엔진 설계에는 수동적 제어장치 (passive control device) 가 고려되는 경우가 많은데 이러한 별도의 장치 또한 연소불안정 해석에 포함되어야 한다.

안정성 모델링 문제에 대한 접근방법에는 크게 두 가지 방법이 있다. 그 중 하나는 로켓엔진 내부 유동장에 대한 편미분방정식과 경계조건을 사용하여 직접 해석적인 해를 구하는 방법이며 해석적 방법 (analytical solution) 이라고 한다. 여기서 직접적인 해가 불가능하면 시스템을 상미분 방정식이나 적분방정식으로 단순화시키고 수치적인 방법으로 계산한다. 다른 또 하나의 방법은 편미분방정식을 직접 수치적으로 적분하는 것으로 일반적으로 수치적 방법 (numerical analysis)이라고 한다. 해석적 방법과 수치적 방법을 조합하여 사용할 때도 역시 이점을 가지게 되는데, 이 조합방법을 통하여 수치적 방법에 의한 결과들을 검증할 수 있다는 것이다. 가정과

단순화가 배제된 수치적 방법이 궁극적인 연소 불안정 해석 방법이 되어야 한다고 할 수 있다. 여기서 이론적으로는 점화, 정상작동, 스톱플링 및 소화로 이어지는 엔진의 작동에서 시간과 위치에 따른 연소과정은 어느 정도 모사가 가능하다. 문제는 전산기억용량과 계산시간의 한계로 인하여 이와 같은 계산을 수행하는 것이 거의 불가능하다는 것이다. 컴퓨터의 성능이 비약적으로 향상된 현재까지도 파동 평형에 이른 유동변수의 주파수와 한정 진폭을 3차원적 공간과 시간에 대해 정확하게 계산하기는 매우 어렵다. 예를 들어 1000개의 요소를 사용하였을 때, 3차원 공간에서의 비선형 연소-음향 파동에서 한 주기의 파동을 계산하기 위해서는 1차원적 해석에 비해 기억용량과 계산시간에서 모두 배 정도가 필요하며, 실용성 면에서 효율성이 전혀 없어지게 된다. 따라서 대부분의 수치적 적분방법에 의한 연소불안정 해석은 1차원이나 2차원(환형) 공간을 대상으로 한다. 또한 초기 교란의 진폭이 증폭될 때는 불안정한 것으로, 반대로 감쇠될 때는 안정화되는 것으로 판단하는 경우도 있다. 이와 같이 취급할 때는 초기조건으로부터 몇 주기의 파동만 계산하면 되므로 매우 경제적이 되나, 이와 같이 하면 초기에는 증가되었다가 곧 감쇠되거나, 반대로 감쇠되었다가 매우 큰 진폭으로 증폭되는 실제엔진에서의 파동특성은 모사할 수 없게 된다.

지금까지의 로켓엔진 연소불안정 예측은 정성적인, 혹은 full-scale 시험에 의존하여 왔다. 연소불안정 현상의 물리적 복잡성과 신뢰할 만한 전산적인 방법이 없었으므로 시험에 의한 방법에 따른 정성적인 예측 이외의 다른 시도는 배제되어 왔다. 로켓엔진에서의 연소불안정의 이해, 예측, 조절 및 제거에는 거의 선형해석방법이 채용되었다. 이 해석방법들은 맥동의 크기가 적어야 한다는 가정과 더불어 단주파수맥동을 가정하고 있으나 이 조건에서 벗어나는 경우도 많다. 한정된 양의 교란은 불안정을 유발시키며 이에 따른 파동은 일반적으로 비선형 (steep fronted wave) 이다. 해석적인 방법도 2가지 그룹

으로 분리된다. 그 중 첫 번째는 맥동의 진폭이 작은 경우에 대한 해석이며, 비선형 편미분방정식은 모든 맥동의 곱으로 표현되는 양들이 아주 작아서 무시될 수 있다는 이러한 가정하에 단순화된다. 이 방법을 선형해석(linear analysis)라고 한다. 해석적인 방법에서의 또 하나는 선형해석과 상반되는 비선형해석 방법으로 편미분 지배방정식에서의 비선형항들을 무시하지 않고 유지하는 경우이며 비선형해석(nonlinear analysis)라고 부른다. 선형해석은 불안정현상에서 흔히 관찰되는 큰 진폭의 맥동현상이나 한정 진폭거동을 예측할 수 없다. 액체로켓 엔진에서의 비선형 연소불안정성에 대한 연구 보고는 그리 많지 않다.

## 5. 대표적 연소불안정 모델링

현재의 안정성 예측 코드는 설계자에게 연소실 설계에서 안정성측면에 얼마만한 여유를 가지고 있는지를 예측할 수 있는 해석수단으로 제공되며 연구되어 왔다. 연소불안정에 관계되는 많은 물리적 현상들의 복잡성은 해석적 연구를 어렵게 하며, 이로 인해 발생하는 수학적 난이성에 의해 불가피하게 많은 단순화를 통해서는 closed-form의 해를 얻을 수 있다. 그러나 이렇게 단순화한 해석적 모델들도 연소불안정에 관계되는 지배적인 물리적 과정들에 대한 유용한 정보들을 밝힐 수 있으며 전산모사적인 접근의 기초가 된다. 전체적으로 frequency domain에서의 해석모델들이 주류를 이루고 있으며 Fourier time expansion과 간단한 time-domain 코드들도 단순설계(simplified design)된 연소기에 대한 안정성 여유 계산과, 안정성설계의 보조수단으로 사용된다. 좀더 적극적인 time-domain 코드들은 적극설계 (rigorous design) 과정과 최종 설계의 결정에 응용된다. 아래의 표에 모델링 방법들을 구분하였으며 내용이 광범위 하므로 여기서는 대표적인 해석 방법들에 한정하여 요약한다. 예비설계의 타당성을 검증하기 위하여, 신속히 결과를 제시하는 음향 코드들이 현재까지도 자주

Table 1. 불안정성의 대표적 해석 방법들

구 분	Acoustics	Time-domain	Fourier time expansion
방 법	간단한 연소모델	CFD	"
특 징	<ul style="list-style-type: none"> <li>선형적인 진폭과 모드의 행렬전개</li> <li>질량, 운동량보존</li> <li>간단한 2-파라메타 연소모델</li> <li>Stability aid의 모델링</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>모든 파라메타의 시간적 변화추적</li> <li>질량, 운동량, 에너지 보존</li> <li>Mechanistic Combustion Model</li> <li>Stability aid의 모델링</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>시간에 의한 Fourier 급수전개</li> <li>질량, 운동량 보존</li> <li>Mechanistic Combustion Model</li> <li>Stability aid의 모델링</li> </ul>
장 점	<ul style="list-style-type: none"> <li>모드의 확인</li> <li>결과의 신속한 획득</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>모든 비선형효과를 포함</li> <li>안정성시험과 바로 비교</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>안정성여유를 결정</li> <li>맥동의 모사</li> </ul>
단 점	<ul style="list-style-type: none"> <li>연소모델의 부족</li> <li>불안정을 발생하는 원인규명이 어려움</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>계산시간이 오래 걸림</li> <li>교란의 형태와 수준에 따라 별도로 계산</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>Real time으로 전이하는 과정은 불가능</li> <li>모드와의 상호관계를 배제</li> </ul>

사용되고 있다. 이 모델은 연소불안정을 설명하기 위한 최초의 해석적 방법으로 제시되었으며, 여기서의 중요한 가정은 진동하는 환경에서 연소의 반응은 압력, 속도 및 온도의 교란에 대하여 시간지연 (time-lag) 이 있다는 것이다. 이러한 관계는 두 개의 포괄적인 변수로 함수에 의해 표현되었는데, 여기서 두개의 변수는 연소지연시간과 압력지수이다. 이 두 변수를 Rayleigh의 정의와 비교하면 연소지연시간은 가진과 응답 사이의 위상 (phase) 에 대응하며, 압력지수는 전달함수에 의한 이득(gain)에 대응한다. 이 두 파라메타에 의하여 복잡한 액상의 상호작용을 기상의 방정식에서 간단한 체적 생성항으로 표현한다. 실제의 연소과정에는 국부적인 현상들이 포함되며 여기에는 크게 유동변수들의 섭동, 혼합비, 액적의 분포 및 분사과정 등을 들 수 있다. 실험적 관찰에 기초하여 연소지연시간과 압력지수를 연관하고자 하는 많은 시도들이 있었으나, 이 실험적 연관성은 근본적인 이해에서 비롯된 것이 아니며 일반성을 가지지 못한다. 이 모델에서 가해진 과도한 단순화와 실험되지 않은 엔진의 경우 안정특성을 예측할 수 없다는 단점에도 불구하고 대부분의 엔진 설계 및 해석에서 선형, 비선형 불안정 예측에 흔히 사용되고 있다.

많은 연소불안정 모델들은 연소실내 특정 음

향모드의 해석에 중점을 두고 있으며 수치해석에서의 시간전진기법과 같은 시간 영역보다는 주파수 공간에서 지배방정식들을 효과적으로 구성하였다. 이전의 연구에서는 연소실내에 상존하는 각 작동모드들을 커플링되지 않게 분리하는 방법을 사용하며, 물리적 과정들을 조합함수로 모사한다. 음향모드사이의 커플링의 제거는 다중 모드 에너지 교환을 포함한 비선형 상호작용에 대한 모사를 배제한다. 이러한 접근방법을 사용하면 지배방정식이 간단하고 계산시간이 크게 짧아진다는 장점을 가지게 된다. 이러한 주파수 영역의 해석에서 일관되게 채택하고 있는 연소 불안정 수식에서는 2상 혼합물에 대한 질량평균된 방정식을 바탕으로 하여 각 유동변수들을 시간에 대해 평균된 양과, 섭동량의 합으로 표현하고, 생성항을 가지는 일종의 파동방정식으로 표현한다. 다음으로 섭동량을 종속변수로 하여 시간, 공간 평균된 보존방정식으로부터 진동하는 유동변수들의 시간에 따른 진폭의 변화에 대한 상미분방정식들을 구성한다. 이 방법은 연소불안정의 물리적 특성을 규명하기 위해 광범위하게 응용되었으며, 특히, 압력과 속도의 국부적 음향 진동과 에너지 부가사이에서의 상대적 위상각에 기초하여 Rayleigh의 정의를 증명하였다. 이와는 별도로 Fourier time expansion (FTE)방법이라고 하는 복합적인 접근방법이 제시되었다. 여기서는

주요 변수들은 Fourier series를 사용하여 전개되었고 지배방정식에 대입하여 연소실에 대한 동력학적 관계를 설명하는 방정식들을 구성한다. 이 방정식들은 수치적으로 계산되어 기상에서의 섭동을 구하며, 기화나 미립화와 같은 물리현상은 시간으로부터 Fourier 변환하여 복소수로 표현함으로써 해를 구할 수 있게 하였다. 이 방법의 중요한 한계는 모드들의 커플링이 제거되었다는 것이다. 따라서 연소실 내에서 다중 주파수의 진동을 동시에 구할 수는 없게 된다. 이 방법은 연소실에서의 연소반응에서의 여러 물리 현상들이 어느 정도 연소불안정에 영향을 주는지 그 상대적 기여도를 해석하는데 효과적으로 사용되었다.

고체추진제 로켓엔진 또는 램제트의 연소불안정의 모사에는 전산유체역학적 방법들이 광범위하게 사용되는 반면 액체추진제 로켓엔진에서는 그 적용이 많지 않다. 불안정 해석에서 주로 다루는 문제는 에너지의 부여과정과 천이적 유동 교란과의 상호작용에 대한 해석이며, 이 상호작용들이 정확히 계산되어야 엔진 내에 존재하는 교란의 감쇠 또는 증폭을 정확하게 예측할 수 있다. 고체추진제 로켓에서 열/질량의 부가와 천이적 교란사이의 상대적 위상은 주로 고체상의 열관성에 의해 지배되며, 이에 대한 전산모사는 실험에 의한 결과와 양호하게 일치하는 천이적 파형을 예측한다. 램제트에서 이 위상관계는 시스템 내에서의 큰 스케일의 유체역학적 과정에 의해 지배된다. 여기서는 난류 혼합의 해석이 불안정의 정확한 예측에 중요한 역할을 하며, 수치적인 방법으로 그 물리적 과정에 대한 해석이 가능하다. 이에 반하여 액체추진제 로켓엔진에서 연소불안정을 유발하는 물리적 과정들은 여러 원인으로부터 발생하므로 이에 대한 모델은 아직도 완전하지 못하다. 액체로켓에서의 연소불안정의 구체적 메커니즘은 상황에 따라 매번 달라질 수 있으며, 매우 복잡하다. 예를 들어, 액적의 열관성에 의해 야기되는 온도의 시간지연이 하나의 중요한 불안정 메커니즘 중 하나인 것으로 알려져 있는데, 이는 열관성에 의해 액적의 천이

적 기화율이 직접적으로 영향을 받기 때문이다. 유사하게 분사기에 의한 커플링도 액적의 크기에 주기적인 변화를 가져오게 되며, 이와 같은 진동은 미립화와 더불어 연소불안정의 구동요인이 될 수 있다. 연소불안정 메커니즘의 원인에는 난류혼합, 화학반응, 화염의 천이 같은 것들도 포함되며 이 외에도 많은 과정들이 연관된다. 액체추진제 로켓엔진에서의 특성시간은 광범위하게 분포되어 조건에 따라서는 이와 같은 메커니즘 중 어느 것에 의해서도 구동될 수 있다. 따라서 이에 대한 검증된 물리적 모델들을 사용하여 전산유체역학적으로 취급되어야 하는데 앞에서 언급한 대로 이에 대한 모델은 아직 완전히 이루어져 있지 않으며 설사 모델의 문제가 해결된다고 하더라도 계산시간의 비실용성 문제가 남아있어 당분간은 실용적인 예측방법이 되기는 어려울 것으로 예상된다.

## 6. 결 론

이제까지 연소불안정성의 개념, 연소불안정성의 분류, 해석방법에 따른 분류, 연소불안정성의 해결 방법에 대해 알아보았다. 연소불안정성은 액체로켓을 사용하려면 반드시 해결해야 할 과제이다. 위에서 보았듯이 해결 방법에 3가지가 있는데 각각 장점과 단점들을 가지고 있어서 확실히 하나의 정답이 나오기가 쉽지 않다. 3가지의 방법은 각각 독립적인 것 같지만 서로 연관되어 있다. 먼저 이론적 해결방법들이 정립되면 그 이론을 기초로 프로그램을 만들어 수치해석을 하는데 사용하게 된다. 이렇게 해서 검증이 끝나면 마지막으로 실험적 방법을 통해 최종 점검을 하게 된다. 국내에서는 아직까지 이러한 유기적인 단계가 원활하게 형성되어 있지 않다. 그리고 연소불안정성에 대한 연구를 하기에는 아직 기반이 부족하다는 것을 알 수 있다. 국내에서 이론적 접근 방법으로 연소불안정성을 해결하는 것은 국외에서 발표된 이론들을 가져다가 그대로 대입해서 확인하는 단계에 있는 것이 사실이다. 물론 미국에서는 이론들이 1940년대부터 정립되

기 시작하여 계속 발전해 왔지만 국내는 연소불안정성에 대한 연구를 시작 한 것이 1980년대 이후이기 때문에 이렇게 밖에는 할 수가 없었다. 수치해석의 방법으로는 국내에서 여러편의 논문들이 발표되고 계속 연구되어지고 있다. 외국의 경우처럼 많은 연구자들이 연소불안정성에 대하여 연구를 하는 것은 아니지만 각각의 접근들에 대한 문제점이 무엇인지 그것을 해결해야 하는 방법들을 고려해서 다시 새로운 방법을 개발하는 등의 일들은 이제 시작이라고 할 수 있는 국내 연구가 바람직한 방향으로 가고 있다고 생각된다.

### 참 고 문 헌

1. F. E. Culick & V. Yang, "Overview of combustion instability in liquid propellant rocket engine", AIAA progress in astronautics and aeronautics Vol. 169, 1995, pp.3-38
2. J. A. Muss, "Instability phenomena in Liquid Oxygen/hydrogen propellant rocket engine", AIAA progress in astronautics and aeronautics Vol. 169, 1995, pp. 73-78
3. J. Hulka & J. J. Hutt, "Instability phenomena in Liquid Oxygen/hydrogen propellant rocket engine", AIAA progress in astronautics and aeronautics Vol. 169, 1995, pp. 39-72
4. F. E. Culick & V. Yang, "Prediction of the stability of unsteady motions in solid propellant rocket motor," nonsteady burning and combustion stability of solid propellant, progress in astronautics and aeronautics, eds. L. Deluca, E. Price and M. Summerfield, 1992
5. Harrje, D. T. and reardon, F. H, "Liquid propellant rocket combustion instability," NASA SP-194, 1972
6. Wicker, J. M. & Yoon, M. W. & Yang, V., "Linear and non-linear pressure oscillations in baffled combustion chamber," Journal of sound and Vibration, Vol.184, 1995, pp. 141-147
7. 이광진, 고영성, 김홍집, 박성진, 정용갑, 문일윤 "Hub and blade 배플이 장착된 연소실의 상온 음향 특성 연구" 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2002