

# 액체 로켓 추진기관의 연소불안정 현상

윤 명 원(국방과학연구소), 윤 재 건(한성대학교)

## 요 약

액체 로켓 추진기관의 개발에 가장 큰 장애요인은 연소불안정 현상이다. 연소불안정이 생기는 원인과 연소실내 음향효과에 따른 분류를 행하고 액체 로켓 추진기관 개발에서 발생하였던 연소불안정 현상을 추진제 종류와 특성에 따라 살펴보았다. 또한 추진기관의 연소 안정성을 보장하기 위한 성능확인 시험과 연소 불안정을 억제하는 능동적, 수동적 방법에 관하여 기술하였다.

### 1. 연소불안정의 개요

액체 로켓 추진기관 개발에 큰 장애요소중 하나인 연소불안정(combustion instability) 현상은 1930년대 말 처음 발견된 이래 거의 모든 개발 엔진에서 관측되어 왔다. 이 문제의 근본적인 원인은 연소로 인한 급격한 열 방출에 기인하며 연소과정에서 생기는 아주 작은 소음이 연소실의 음향모드와 상(phase)이 일치하면서 연소실내의 압력이 급격히 높아져 최악의 경우 엔진의 파손까지도 가져오게 된다. 불안정 현상은 전적으로 시스템의 내부로부터 생겨남으로 외부 관측자는 단지 넓은 주파수 범위에 걸친 진동과 그에 따른 동적 거동의 유지로 그 결과를 인지하게 된다. Figure 1은 지난 50년간 이 분야에 있었던 주요사건 및 특징에 대한 간단한 연대기(chronology)를 보여주고 있으며 Table 1은 특정 액체 로켓 엔진개발 프로그램에서 실제 발생했던 연소불안정 현상의 예를 보여주고 있다.[1] 이 그림에서 알 수 있듯이 연소불안정 관련 연구는 기간 내내 수행되어 왔다.

연소실의 세가지 근본적 특성이 불안정 현상을 일으키는 이상적인 조건을 제공해 주고 있다. 첫째로 연소실이 거의 막혀있어 광범위한 주파수에 걸쳐 불안정 운동이 일어나기 쉽고, 둘째로 불안정 운동을 감쇄시키는 내부과정이 불안정 운동을 구동시키는 에너지에 비해 약하고, 셋째 불안정 운동을 일으키는데 필요한 에너지는 연소에 의해 방출되는 에너지의 아주 작은

부분이면 충분하기 때문이다. 실제로 방출열의 약 0.1%정도면 연소실내의 심각한 압력진동을 유발하고 유지시키는데 충분하다.

### 2. 연소불안정의 분류

연소불안정은 여러 모드의 진동이 관측되는 특별히 복잡한 현상으로 일반적으로 공간적 구조와 구동 메카니즘에 따라 저, 중, 고주파 불안정으로 나눈다.

저주파 불안정 현상은 'chugging' 혹은 POGO 불안정이라고도 부르며 Jupiter, Thor, Atlas, Titan 발사체등에서 큰 문제를 야기시켜 주목을 받았으며, 이는 연소실내의 유체역학과 추진제 공급 시스템의 상호작용에 기인하며 추진제 펌프의 cavitation등과 같은 효과도 POGO 불안정을 일으키는 원인이 되기도 한다. 일반적으로 이 모드는 Helmholtz 공명기의 진동에 해당하며 주파수 범위는 수백 Hertz 이하이고 이 현상을 억제하는 방법은 이미 정립되어 'chugging'은 더 이상 심각한 설계상의 문제는 아니다.[2]

중주파수 불안정은 일명 'buzz'라 불리우고 주로 중간크기의 엔진(25,000~250,000 N thrust)에 잘 나타나며 두가지 요인에 의해 생기는데, 첫째 연소실내의 불안정 운동과 추진제 공급 시스템간의 상호작용이며, 둘째 엔트로피파와 연소실내 음향운동 사이의 상호작용에 기인한다. 일반적으로 'buzz' 불안정은 위험하기 보다는 시끄러운 정도로 평균 연소실압력의 5%를 넘는 경우는 거의 없다.[3]

고주파 불안정은 가장 흔히 관측되며 심각한 문제를 야기하는데 이는 연소실내의 연소과정과 음향진동 사이의 상호작용으로 특징 지을 수 있다. 연소실의 진동에 대한 연소 과정의 반응(response)에 따라 에너지가 음향파에 공급되기도 하여 압력 진폭 커지게 된다. 커진 압력진폭은 연소실벽과 분사기면에 과도한 열전달을 일으켜 단 몇초 사이에 완전히 녹여 최악의 경우 엔진의 파괴현상을 일으키기도 한다. 고주파 불안정은 연소실의 표준 음향모드에 해당하는 모드형태와 주파수로 특징 지을 수 있으며, 연소실내의 불안정 운동의 공간적인 특성에 따라 축방향, 단면방향 모드의 불안정으로 분류한다.

축방향 모드는 진동이 연소실의 축방향으로 진행되며 일반적으로 큰 중횡비의 연소실에서 관측되나 단면방향 모드의 경우는 연소실축에 수직인 반경방향과 접선방향으로 진동이 진행된다. 현대의 액체 로켓엔진은 연소실 중횡비와 노즐 수축비가 일반적으로 작아 축방향 모드 진동은 노즐에 의해 효과적으로 감쇄되므로 순수한 횡모드 불안정이 주류를 이룬다. 단면방향 모드는 세가지 [반경방향, 정지(standing) 접선방향, 회전(spinning) 접선방향] 모드형태로 존재하는데 그중 회전 접선 모드는 일반적으로 가스분자를 접선방향으로 동요시켜 연소실벽으로 열전달을 효과적으로 만들기 때문에 더 위험하다. 보통 이러한 단면방향 모드는 수동 제어장치(baffle, acoustic cavity)를 사용하여 억제한다.

### 3. 액체 로켓추진기관의 연소불안정 현상

사용되는 추진제에 기초를 두어 연소불안정에 관하여 많은 관측이 이루어져 왔으므로 여기서는 추진제 종류에 따라 세경우로 나누어 각 경우에 대한 실험 데이터를 정리하여 서술하기로 한다: 장기 저장가능 추진제 (hypergolic 추진제), 액체산소(LOX)-탄화수소 계열 추진제, 액체 산소(LOX)-액체 수소(LH<sub>2</sub>) 추진제(일반적으로 cryogenic 추진제).

#### 3.1 장기 저장가능 이원추진제 (earth storable

bi-propellant)

장기저장이 가능한 이원추진제는 취급이 용이하고 자연 점화되는 특성(hypergolicity) 때문에 액체 로켓엔진의 개발 태동기부터 널리 사용되어 왔다.[4] 산화제는 NTO(nitrogen tetroxide, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>)가 주로 사용되고, 연료로는 hydrazine (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>), MMH (mono methyl hydrazine), UDMH (unsymmetrical dimethyl hydrazine) 또는 이것들의 혼합물이 사용된다. 저장가능 추진제란 상온 상압에서 액체이고, 수년간 저장해도 문제가 발생하지 않는 것을 의미한다. Table 2는 이러한 추진제의 열역학적 및 물리적 특성치를 보여주고 있다. 최대 이론 성능치는 산화제로는 NTO를 사용하며 최적 혼합비를 갖고 노즐목과 출구 면적비가 60:1인 경우의 산출값이다. 주로 1960년대의 Apollo program에서 달에 인간을 착륙시킬 때 또 인간을 귀환시키는 LMDE (Lunar Module Descent Engine)에 저장가능 이원추진제가 사용되었고 현재는 우주발사체의 고단(upper stage)엔진에 사용되고 있다. Apollo program에서 저장가능 이원추진제 엔진의 동적 안정연소를 얻기 위하여 분사기의 배열패턴과 연소안정화 기구(baffle, acoustic cavity)에 대한 많은 시험이 수행되었다. 저장가능 추진제의 장점은 장기저장 가능성, 고밀도의 성능(high bulk density performance) 및 자연 점화성 등으로 이러한 특성이 우주선을 단순하고, 경제적이고, 신뢰도 높게 만들 수 있다. 이 추진제의 가장 큰 단점은 맹독성으로 시험하거나 발사시에 사람의 접촉을 엄격히 차단하여야 한다. 이와 같은 특성 이외에 popping, resurging, 반응성흐름의 분리(reactive stream separation)와 같은 고유의 특성을 갖고 있으며 연소불안정의 발생은 이들과 관련이 있다. 점화되기 전에 형성된 혼합물은 점화압력 스파이크를 발생시키고 이것은 연소를 교란하여 연소불안정성을 촉발시킬 수 있다. 이러한 혼합물의 폭발은 폭발( detonation)이며 혼합물의 TNT당량(equivalence)이 139%라는 실험결과가 있다. 연소 중에 발생하는 '핑'하는 현상(popping) 또한 자연점화성 추진제의 특성이다. 이 현상은 중간 생성물의 축적과 그에 따른 폭발에 기인한다. 압력 이송방식으로 추진

제를 공급할 경우 추진제에 용해된 가스가 연소불안정에 영향을 줄 수 있다. 연료와 산화제의 충돌흐름은 관통(penetration), 혼합(mixing), 분리(separation)의 정도로 표현할 수 있다. 관통은 하나의 흐름이 다른 것을 통과하는 형태로 혼합이 좋을 수 없다. 혼합은 추진제가 균일하게 섞여서 안정한 연소를 이루는 경우이고, 반응성흐름의 분리(Reactive Stream Separation) 또는 blowpart는 충돌지역에서 가스층이 생성되어 혼합을 방해하는 현상이다. 연소실내의 압력을 증가시키거나 연료의 분출속도를 증가시키면 이와 같은 분리현상이 촉진된다는 연구결과가 있다. 이와 같은 반응성 흐름의 분리현상은 엔진의 운전조건에서 피해야 한다.

### 3.2 LOX/RP-1 추진제

최초 로켓엔진은 액체산소(LOX)를 산화제로 여러 계열의 탄화수소(HC)를 연료로 사용했으며 Saturn, Delta, Atlas 발사체들은 석유 증류 계열 연료인 RP-1 추진제를 고추력 1단 부스터 엔진에 사용하였다.[5] LOX/RP-1 엔진의 개발은 Apollo project의 취소와 70년대 LOX/LH<sub>2</sub>를 사용하는 SSME(Space Shuttle Main Engine)의 개발로 인해 중단되었으나 Delta 발사체에 사용하는 H-1 엔진은 예외로 LOX/RP-1을 택하고 있다. LOX/RP-1 엔진 시스템의 개발과정은 고연소 성능을 유지하며 안정된 연소를 얻는데 많은 고전을 했으며, 때때로 개발과정에서 안정된 성능을 보이던 엔진이 실제 비행 상황에서 심하게 불안정 현상을 나타낸 예도 있어 시행착오를 거쳐 최종 설계에 이르곤 하였다. 이런 문제점에도 불구하고 LOX/RP-1은 아직도 부스터 응용 프로그램에 매력적인 추진제 조합으로 여겨지는데 이는 장기저장 추진제에 비해 높은 비추력을 갖고 고밀도(bulk density)의 성능을 갖기 때문으로 알려져 있다. LOX/RP-1 엔진의 대표격인 F-1, H-1 엔진의 개발에서는 연소불안정, 성능, 추력 연소실 냉각등의 여러 심각한 문제가 있었는데 이와 관련한 실험 데이터를 정리하여 분사기 orifice 직경과 연료분사 속도의 비( $D_j/V_j$ )에 대한 관계를 LOL 분사기 요소(injector element)에 대하여 Figure 2에

나타내었다. 이 그림에서 불안정 점들은 연소실에서 관측되는 가장 큰 주파수의 연소불안정에 해당하고 안정점은 연소에 의해 자극(excite)되지 않은 가장 낮은 음향모드에 해당되는 주파수이다.

### 3.3 LOX/LH<sub>2</sub> 추진제

액체산소와 액체수소(LOX/LH<sub>2</sub>) 추진제 조합은 환경오염을 유발하지 않을 뿐 아니라 다른 추진제 조합에 비하여 상대적으로 연소불안정의 발생이 덜한 장점으로 인하여 현대의 많은 엔진에 사용되며 SSME와 SSME(Space Shuttle Transportation Engine)등을 대표적인 엔진으로 꼽을 수 있다.[6] 이 엔진의 연소불안정은 크게 분사기 요소 종류 (concentric 혹은 coaxial orifice)과 고주파 음향 불안정을 일으키는 특정조건 (낮은 수소 분사온도)으로 표현할 수 있다. Concentric orifice 분사기요소가 모든 비행 엔진 분사기에 사용되었는데 높은 수소 분사온도로 설계되어 충분히 낮은 분사온도로 운전할 때는 일정하게 고주파 연소불안정을 일으키게 된다. 일정 흐름율에서는 수소의 분사온도를 낮추면 유체흐름의 밀도가 증가되어 수소의 분사속도가 감소되므로 수소와 산소의 분사속도비 또한 주요한 엔진 안정화요소가 된다. 높은 분사 속도비에서 운전하게 되면 concentric orifice 분사기 요소에서 연소불안정을 안정화시키는 가장 효과적인 수단이 된다. 또 다른 엔진 안정화요소는 수소 분사 압력강하로서 충분히 낮은 압력강하에서 orifice는 연소진동에 민감하게 되어 분사과정과 couple되어 불안정에 이르게 된다. 그러나 높은 수소 압력강하가 반드시 안정화에 효과적인 것은 아닌데, 이는 다른 불안정 메커니즘과 상호작용을 일으킬 수 있기 때문이다. 이와 같은 엔진요소들은 분사기 요소 종류에 영향을 받으므로 요소 종류에 따라 나누어 조사해 보기로 한다.

#### (1) Concentric Orifice Element Injector

Table 3에서 보는바와 같이 J-2, SSME 등은 concentric orifice 분사기를 사용하며 실험결과 높은 수소온도, 높은 운동량비, 높은 속도비 등이 안정화 효과가 있으며, 이러한 인자들을

종합한 결과가 Figure 3에 나와 있다. 또한 분사 속도비와 혼합율과의 안정화도 (stability mapping)가 평행 shear coaxial 분사기와 충돌 제트 타입에 대하여 Figure 4와 Figure 5에 각각 나타나 있다. 또한 RL10A3 엔진이 사용한 swirl coax type에 대한 안정화도가 Figure 6에 나타나 있는데 Figure 5보다 낮은 속도 영역에서 불안정이 일어나 좀 더 큰 안정영역이 있음을 보여준다.

## (2) Plain Orifice Element Injector

Figure 7에서는 showhead LOX jet 분사기에 대한 안정화도를 보여주는데 확연히 낮은 혼합율과 낮은 속도비에 불안정 현상이 집중됨을 볼 수 있고 O-F-O triplet 요소에 대한 안정화도 Figure 8에서는 높은 혼합비, 높은 분사 온도, 높은 분사 속도비에서 불안정현상이 나타남을 보여주어 앞선 요소들과 전혀 다른 불안정 메카니즘을 보여주고 있다.

## 4. 연소안정성의 확인 및 불안정 제어

### 4.1 안정성 확인시험(stability rating)

엔진의 개발과정중의 일부로써 안정성 확인 시험을 수행하고 있다. 안정성 확인시험이란 안정된 연소를 보여 주는 엔진에 인위적인 외란 (disturbance)을 가하여 이 외란에 대한 엔진의 반응(response)을 살펴보는 것이다. 즉 외란에 의한 압력변동의 증가나 감쇄율을 측정한다. 이러한 연유로 인하여 동적 안정성 확인시험 (dynamic stability rating)이라고도 한다. 연소 중인 엔진에 외란을 가하는 방법에는 여러 가지가 있으나 현재 사용되고 있는 두 가지의 방법을 소개하면 다음과 같다. 1950년대부터 실행되고 있는 방법은 화약을 폭발(detonation)시켜 연소실에 충격파(impulse wave)를 주는 것이다. 엔진을 기동시켜 정상추력에 도달한 후 보통 1 초 이내에 폭발을 발생시킨다. Figure 9에 엔진 연소실에 장착되는 detonator의 충격파 전파양상을 보여주고 있다. 폭발에 의한 압력변동의 크기 감쇄율은 측정된 선형 안정성상수(linear stability factor,  $\alpha$ )이다.

외란을 주는 또다른 방법은 연료와 산화제의

온도를 시간에 대하여 점진적으로 증가시키는 것이다. 일반적으로 연료의 온도를 증가시키는 방법(temperature ramping)을 사용한다. 온도의 증가는 비정상적인 운동이 발생할 때까지 계속 된다. 보통 작은 폭발에 이은 압력변동이 지속 된다. 이 압력변동의 시간에 따른 변화를 측정한다.

외란의 크기가 충분히 클 경우에 발생하는 연소불안정이 있다면 그것은 비선형(nonlinear) 연소불안정이다. 비선형 안정성을 평가할 수 있는 유일한 방법은 화약폭발에 의해 외란을 주는 방법이다. 장약의 양을 증가시키거나 또는 여러 개의 장약을 설치하고 순차적으로 작동시키는 방법으로 엔진의 비선형 안정성을 살펴 볼 수 있다. 이러한 방법에 의한 엔진의 안정성 평가는 다분히 경험적인 법칙에 의존할 수밖에 없다.

### 4.2 연소불안정의 수동적 제어(passive control)

연소불안정의 수동적 제어란 연소실내에 음향파를 억제하는 장치를 설치하여 엔진의 안정된 연소를 구현하는 방법이다. 음향파를 수동적으로 억제하는 장치는 크게 두 가지로 baffle과 acoustic cavity의 사용이다.

Figure 10과 같은 배플(baffle)의 연소불안정 억제효과는 세 가지로 설명된다.[7] 첫째는 배플을 사용함으로써 연소실내의 자연주파수를 변화시켜 음향/연소 상호작용을 제한하여 연소불안정을 억제하고 둘째로 단면방향 모드를 길이방향 모드로 변환시켜 단면방향 음향파의 전파를 억제하는 것이다. 따라서 길이방향 모드의 연소불안정에는 효과가 없다. 두 번째는 연소불안정 에너지의 가장 큰 원천인 분사유동장을 외란으로부터 보호해 주는 역할이다. 배플은 반경방향의 블레이드(blade)와 접선방향의 허브(hub)로 구성된다. 배플의 구성에 대한 간단한 원칙이 있다. n차 접선방향 모드에 대하여는 2n+1의 블레이드가 필요하고, n차 반경방향 모드에 대해서는 n개의 허브가 요구된다. 그러나 실제적으로는 많은 시험을 통하여 배플 형상이 결정된다. Figure 10은 최종적으로 확정된 F-1엔진의 배플의 형상으로 이러한 최종 형상의 결정까지는 2000회 이상의 연소시험이 수행된 기록이

있다.[8]

음향파를 억제하는 또다른 방법은 Figure 11과 같은 인위적인 공간을 연소실 주변에 설치하는 공명기(resonator) 또는 acoustic cavity의 사용이다. 이러한 방법은 강제적으로 공명이 발생하도록 하여 비정상운동의 기계적인 에너지를 감소시키는 것이다. 이 방법은 공기흡입엔진인 터보제트 등에서 소음(combustion and turbomachinery noise)제거에 사용되어 왔다. 이러한 방법의 문제점은 공명이 발생하는 유효한 주파수 영역이 매우 좁다는 것이다.

#### 4.3 연소불안정의 능동적 제어(active control)

연소불안정의 능동적 제어는 1952년 Tsien[9]이 처음 제안하였다. Figure 12와 같이 로켓엔진에서의 연료공급 계통을 feed-back 제어하여 'chugging' instability를 제거하는 개념이다. 그 당시에는 계측기나 제어기의 성능이 불충분하여 이러한 개념이 실현되기에는 어려웠고 실제 문제는 수동적 제어로 해결되었다. 연소불안정의 능동적 제어가 다시 관심을 끈 것은 최근 10년간이었는데 이는 소음제어(noise control)분야의 성장에 힘입은 것이다. 소음제거 분야에서 괄목할 성장이란 원하지 않는 소음과 인위적으로 발생시킨 antisound를 서로 간섭시켜 상쇄시키는 방법이다. 음향파의 간섭에 의한 소멸이 연소불안정의 능동적 제어의 기본 개념이다. 이러한 방법은 제트엔진 분야의 연소 소음제거에도 응용되고 있다. 시스템이 선형으로 적절히 모델링 되었다면 현대의 제어이론 중에서 가장 적합한 방법을 도입할 수 있으나, 비선형까지 고려한다면 보다 복잡해질 것이다. 실제 적용에 있어서 가장 큰 장애요인은 구동(actuation)관련 부분이다. 만약 능동제어가 실제 엔진에 도입된다면 가능한 구동부는 연료공급 계통이라고 인정되고 있다. 아직 실험실 수준의 장치에서 능동적 제어가 시도되고 있다.

#### 5. 결론

F-1 엔진의 개발에서 연소불안정의 발생으로 인하여 2000회 가까운 실험이 필요했던 예에서 볼 수 있듯이 액체 로켓 추진기관 개발에

가장 큰 장애 요인은 연소불안정 현상으로 향후 국내에서의 대형 로켓엔진 개발을 위해서는 이에 대한 근본적인 연구가 필요하다. 또한 추진제와 관련하여 대략적으로 저장가능 추진제, LOX/RP-1, LOX/LH<sub>2</sub>의 순으로 연소불안정 현상의 발생빈도가 낮아짐을 확인할 수 있고 개발 엔진의 연소안정성을 보장하기 위해서 현재로서는 연소안정성 확인시험(stability rating test)이 최선의 선택수단이라 할 수 있다.

#### 참고문헌

1. F. E. C. Culick & V. Yang, "Overview of Combustion Instabilities in Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp. 3-38, 1995.
2. S. Rubin, "Longitudinal Instability of Liquid Rockets due to Propellant Feedback (POGO)", Journal of Spacecraft, Vol. 3, 1966, pp. 1188-1195.
3. R. M. Reardon, "Analytical Models of Low and Intermediate Frequency Instability", NASA SP-194, Chapter 5, 1972
4. E. A. Hurlbert, J. L. Sun & B. Jhang, "Instability Phenomena in Earth Storable Bipropellant Rocket Engines", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp. 113-144, 1995
5. J. A. Muss, "Instability Phenomena in Liquid Oxygen/Hydrocarbon Rocket Engines", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp. 73-88, 1995
6. J. Hulka & J. J. Hutt, "Instability Phenomena in Liquid Oxygen/Hydrogen Propellant Rocket Engines", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 169, pp. 39-72, 1995
7. J. M. Wicker, M. W. Yoon & V. Yang, "Linear and Nonlinear Pressure Oscillations in Baffled Combustion Chambers", Journal of Sound and Vibration, Vol. 184, pp. 141-171, 1995

8. J. C. Oefelein & V. Yang, "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. H. S. Tsien, "Servo-Stabilization of Combustion in Rocket Motors," *ARS Journal*, Vol. 22, pp.256-263, 1952

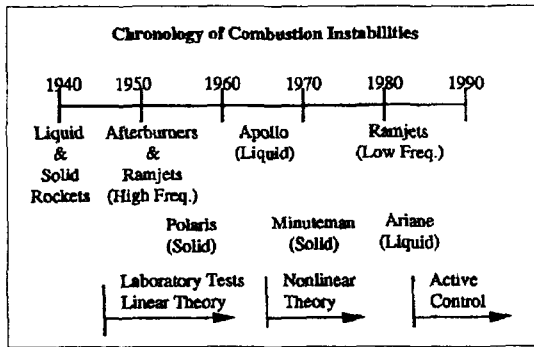


Figure 1. Chronology of combustion instabilities

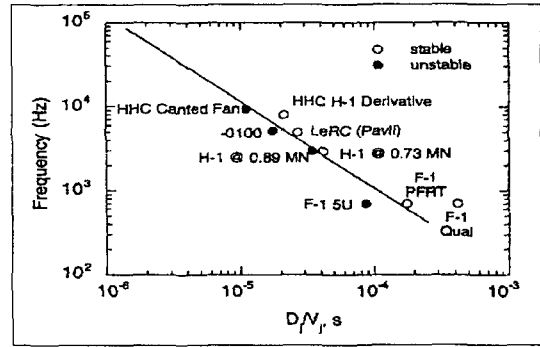


Figure 2. Empirical correlation of LOL injector element for LOX/RP-1 propellant

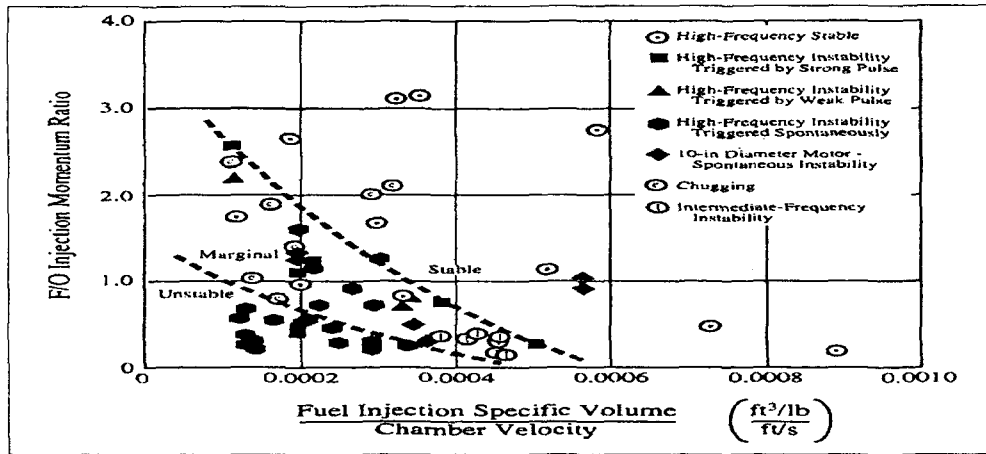


Figure 3. Combined effects correlation for shear coaxial elements

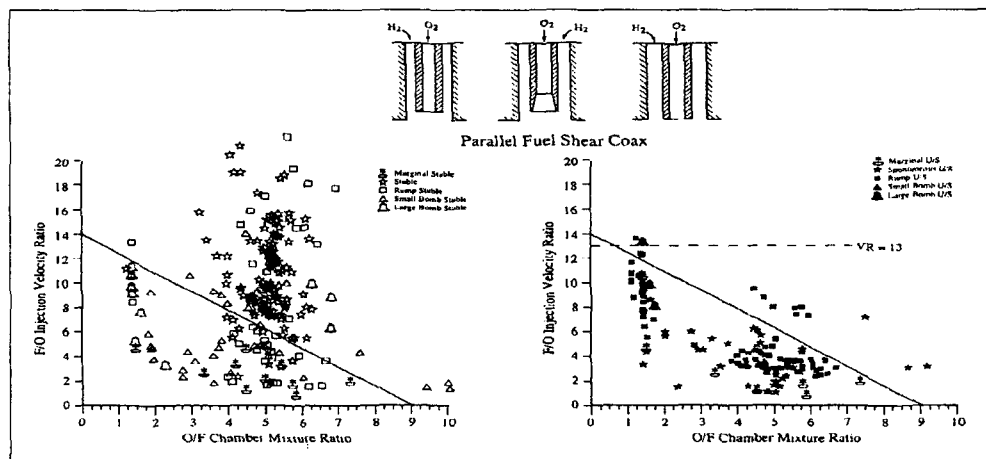


Figure 4. Stability mapping for shear coaxial elements with parallel fuel

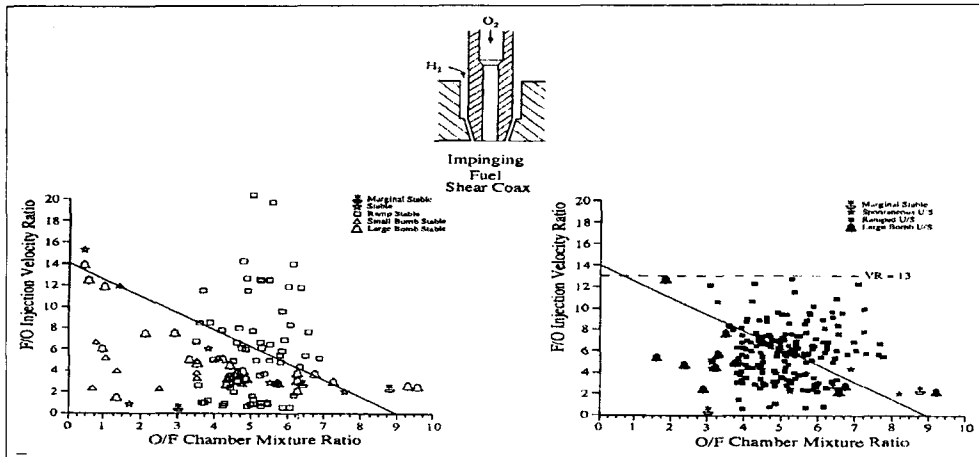


Figure 5. Stability mapping for shear coaxial elements with impinging fuel

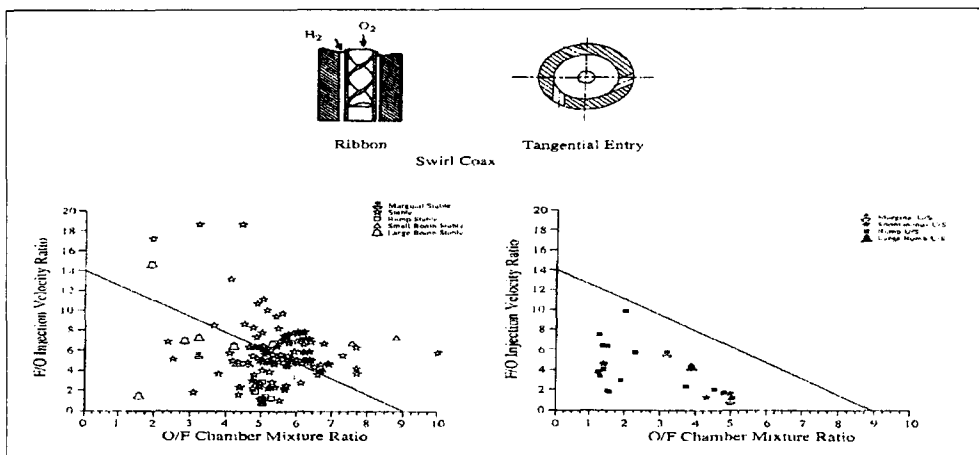


Figure 6. Stability mapping for swirl coaxial elements with parallel fuel

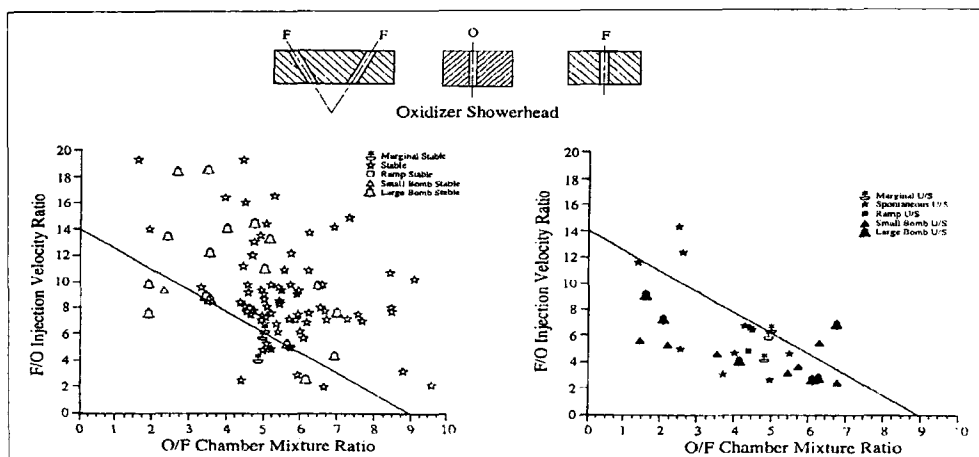


Figure 7. Stability mapping for showerhead oxydizer jet elements



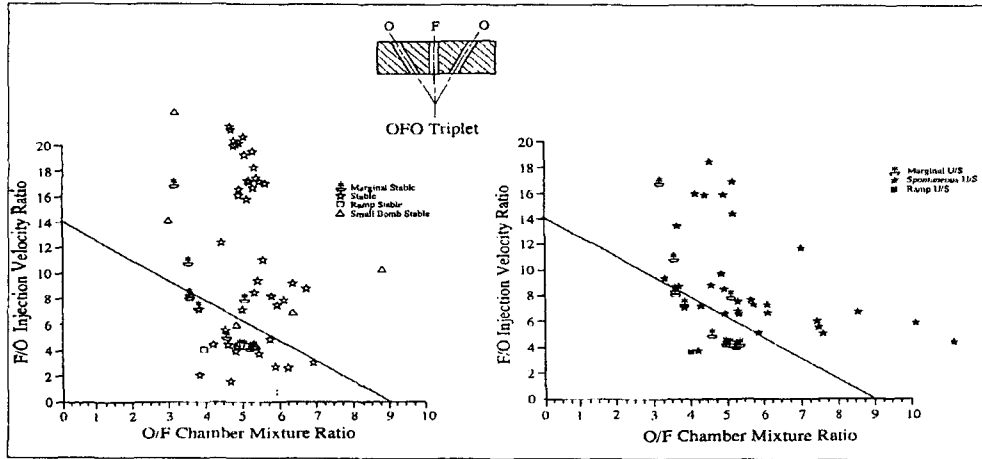


Figure 8. Stability mapping for O-F-O triplet elements

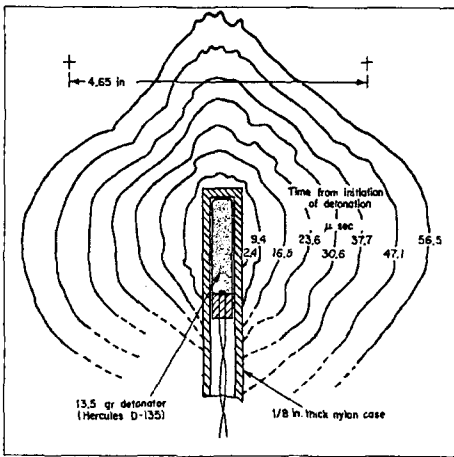


Figure 9. Shock front propagation from detonator

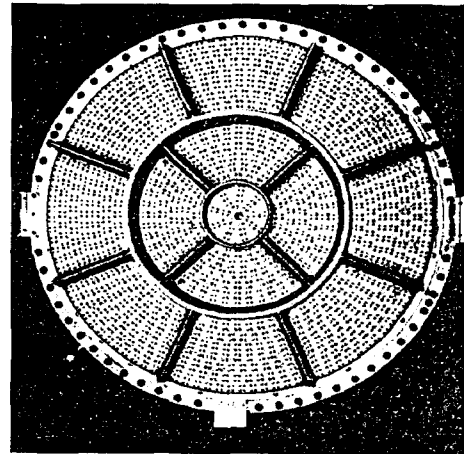


Figure 10. Baffle configuration of F-1 engine

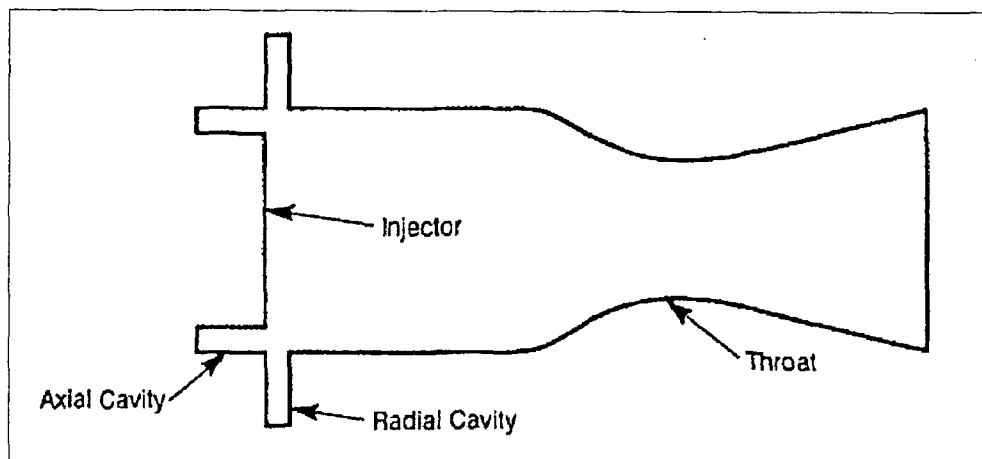


Figure 11. Combustion chamber acoustic cavity

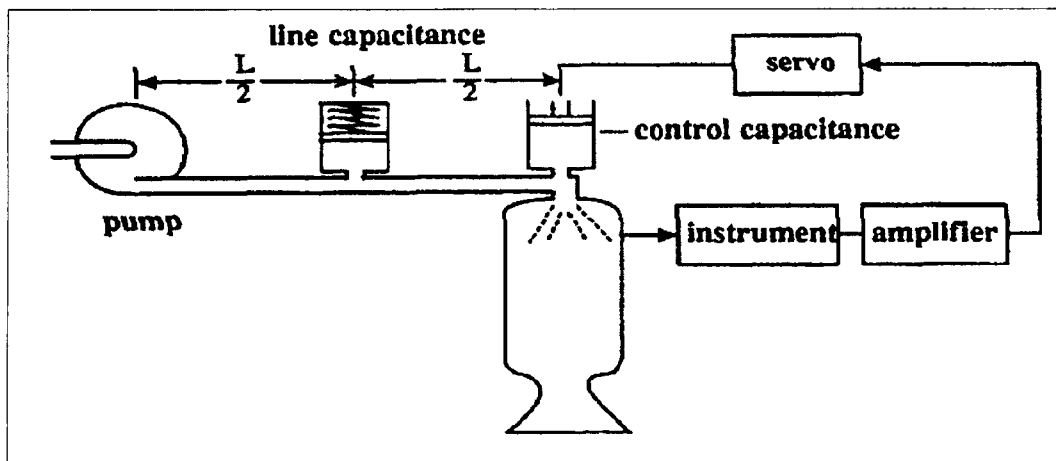


Figure 12. Feedback control of chugging instability

PROJECT	MOTOR	ORGANIZATION CONTRACTOR	PROPELLANTS	THRUST (lbf)	PERFORMANCE (%)	CHAMBER PRESSURE (psia)	INSTABILITY ENCOUNTERED	STABILIZATION DERIVES	INJECTOR TYPE
Mercury	Redstone A-7	NASA/USAF Rocketdyne	Alcohol LOX	78,000	95.0	315.0	-	-	Like doublet
Mercury	Atlas MA-5	NASA/USAF/Rocketdyne	RP-1 LOX	165,000	95.5	577.0	Not with baffles	7 compartment copper baffles	Like doublet and triplet
Gemini	Titan II 1st Stage	USAF/NASA Aerojet	50% N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> 50% UDMH N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	ASO 236,400	97.2	783.0	POGO Mode ±2.5g	Standpipe inserted into N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> feedlines	Like doublet
Gemini	Titan II 2nd Stage	USAF/NASA Aerojet	50% N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> 50% UDMH N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	ASO 100,000	97.4	827.0	Longitudinal mode	7 compartment copper baffles	Quadlet
Apollo Saturn IB S-1B stage	H-1	NASA Rocketdyne	RP-1 LOX	204,300	97.3	705.0	Instability present during bomb tests	7 compartment copper baffles	Like doublet and triplet
Apollo Saturn IB S-1VB Saturn V S-1I, 1VB	J-2	NASA Rocketdyne	LH <sub>2</sub> LOX	230,000	98.6	686.0	1800 Hz First Tangential Mode	3 compartment aluminum baffles	Coaxial
Apollo Saturn V S-1C	F-1	NASA/Rocketdyne	RP-1 LOX	1,552,000	93.8	1128.0	500 Hz First Tangential Mode	13 compartment copper baffles	Like doublet
Apollo/Lunar module ascent	LMAE	NASA Bell	50% N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> 50% UDMH N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	ASO 3,500	97.1	120.0	First Radial Third Tangential modes	3 compartment baffles	Unlike doublet
Apollo Lunar descent VTR-10	LMDE	NASA TRW	50% N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> 50% UDMH N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	ASO 9,850	96.2	104.0	-	3 compartment aluminum baffles	Coaxial pintle
Space Shuttle	SSME	NASA Rocketdyne	LH <sub>2</sub> LOX	408,750	99.6	3,277	-	7 compartment baffles	Coaxial

Table 1. History of combustion instabilities in liquid propellant rocket engine

		Freez.	Boil.	Crit.	Crit.	Specific	Viscos.	Therm.	Surf.		
	Density,	temp.,	temp.,	temp.,	press.,	heat,	centipoise,	cond.,	tens.,	$I_{sp}$	Opt.
	kg/m <sup>3</sup> /s	K	K	K	MPa	J/gK	g/m-s	cal/ cm-s-K	dynes /cm <sup>2</sup>	s	max, mix. ratio
NTO	1454	262	294	431	10.1	1.57	0.396	3.13e-4	25		
N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	1014	275	387	653	14.7	3.09	0.910	7.86e-5	66	348	1.4
MMH	872	221	361	593	8.24	2.93	0.680	5.92e-4	34	344	2.3
UDMH	785	215	336	523	5.42	2.73	0.509	3.76e-4	24	342	2.7
A50	897	265	343	608	11.7	2.91	0.817	6.83e-4	29	345	2.1

Table 2. Thermodynamic and physical properties and maximum performance with NTO

Parameter	SSME preburners				
	RL10A-3	J-2	Fuel pump	Oxidizer pump	SSME main chamber
Vacuum thrust, kN	67	1000	N/A	N/A	2090
Chamber pressure, KPa	2082	5309	34120	34090	20770
O/F chamber mixture ratio	5.01	5.71	0.893	0.653	6.01
Chamber diameter, cm	26.06	47.27	26.49	18.87	45.06
Contraction ratio	2.97	1.58	N/A	N/A	2.96
Chamber length, cm	33.0	45.7	15/33.0 <sup>a</sup>	14.8/31.2 <sup>a</sup>	35.6
Number of elements	216	614	264	120	600
Oxidizer jet type	Rbbn swr	Plain	Plain	Plain	Plain
Oxidizer jet exit diameter, cm	0.201	0.462	0.226	0.196	0.478
Oxidizer flow rate/element, kg/s	0.064	0.331	0.117	0.091	0.594 <sup>b</sup>
Fuel injection temperature, K	161	108	154	154	841 <sup>c</sup>
Fuel inlet pressure drop					
Oxidizer, % of chamber pressure	20.0	23.5	22.7	19.1	17.6
Fuel, % of chamber pressure	15.0	12.9	7.4	7.5	6.1
F/O injection velocity ratio	15.4	9.7	12.6	13.0	11.3
Combustor stabilization devices	none	none	3 radial baffles	3 radial baffles	5 radial/1 hub baffles + Helmholtz resonators

<sup>a</sup>Distance to top hat/first stage turbine nozzle.  
<sup>b</sup>Oxidizer orifice flow rate (not total oxidizer flow rate).  
<sup>c</sup>Hot gas mixture ratio = 0.756.

Table 3. Flight production hardware parameters