

일체형 로켓-램제트 모드 천이 및 불안정 연소 유동장 해석

고 현* · 박병훈** · 윤웅섭***

Numerical Analysis on the Mode Transition of Integrated Rocket-Ramjet and Unstable Combusting Flow-Field

Hyun Ko* · Byung-Hoon Park** · Woong-Sup Yoon***

ABSTRACT

A numerical analysis is performed using two dimensional axisymmetric RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) equations system on the transition sequence of the Integrated Rocket Ramjet and the unsteady reacting flow-field in a ramjet combustor during unstable combustion. The mode transition of an axisymmetric ramjet is numerically simulated starting from the initial condition of the boost end phase of the entire ramjet. The unsteady reacting flow-field within combustor is computed for varying injection area. In calculation results of the transition, the terminal normal shock is occurred at the downstream of diffuser throat section and no notable combustor pressure oscillation is observed after certain time of the inlet port cover open. For the case of a small injection area at the same equivalence ratio, periodic pressure oscillation in the combustor leads to the terminal shock expulsion from the inlet and hence the buzz instability occurred.

Key Words: Integrated Rocket-Ramjet, Transition, Longitudinal Combustion Instability, Buzz, Unsteady Calculation, Vortex Shedding

1. 서 론

1960년대 중반에 일체형 로켓-램제트(Integral Rocket Ramjet, IRR) 개념이 도입된 이후, 미사일에 적용하기 위한 공기흡입 추진기관은 새로운 전기를 맞이하게 되었다. 일체형 로켓-램제트

에서는 로켓 부스터와 램제트 엔진이 통합된 환경에서 구동되고 연소실을 공유한다. 일체형 램제트는 작고 가벼운 구조로 램제트 엔진을 설계할 수 있어 집약된 구조로 연료의 소모를 줄이면서 장거리 비행이 가능하다. 하지만, 일체형 램제트는 천이과정(transition)을 통해 부스터 모드에서 램제트 모드로 전환되는 복잡한 과정을 통해 작동한다. 비행 초기단계인 부스터모드에서는 고체연료를 이용한 로켓엔진을 이용하여 램제트로의 전환에 필요한 비행속도를 얻고, 고압

* 연세대학교 대학원 기계공학과

** 연세대학교 대학원 기계공학과

*** 연세대학교 기계공학과

연락처, E-mail: wizzard@yonsei.ac.kr

의 로켓 연소실을 저압의 램제트 연소실로 재구성하는 천이과정을 거쳐 램제트 모드로 작동한다. IRR은 기존의 로켓 모터와 달리 산화제를 탑재하지 않고 공기 중에서 공급받기 때문에, 높은 비추력(specific impulse)을 갖고 장거리 비행이 가능하며, 액체연료를 이용하는 경우에는 연료의 양을 쉽게 조절할 수 있다는 장점이 있다. 그리고 IRR은 별도의 부스터 로켓이나 보조로켓을 필요로 하지 않기 때문에 미사일의 크기와 무게를 상당히 줄일 수 있어서, 램제트 추진을 이용하는 air-launched 와 surface-launched 미사일에 많이 이용되고 있다[1,2].

부스터 모드에서 램제트 모드로의 전환 시, 흡입구와 연소실 사이의 포트커버 개방 후 공기 흡입구를 통한 초음속 유동이 연소실에서 아음속 유동으로 전환되는 과정은 상당히 복잡한 현상을 수반한다. 포트커버의 개방 후 흡입구의 확산부분에서 초음속 유동이 형성되기 때문에, 연소실 내부에서 아음속 연소환경이 형성되기 어렵다. 그렇기 때문에 연소에 의한 압력상승을 통해 흡입구의 확산부분에 종단충격파(terminal shock)를 발생시켜 연소실로 아음속 유동이 유입되게 하여, 연소실에서 아음속 연소환경이 형성되게 하는 과정이 램제트 모드 천이과정에서 아주 중요한 부분이다. 천이과정에서 또 하나의 문제는 흡입구와 연소실내에서 압력과의 비정상적인 상호작용으로, 연소실 압력의 비정상 교란에 의해 흡입구의 충격파 구조가 변경되고, 충격파/경계층의 상호작용에 의해 연소실로 유입되는 공기 유량의 변화를 야기할 수 있다. 유입 유량의 변화에 의해 반응율이 변화하고, 이에 따른 연소실 내부 압력 변동이 야기되며, 종단충격파 후방의 아음속 유동장을 통해 연소실의 압력변화가 전달되어 흡입구의 충격파 형태가 카울 앞으로 분리되는 현상이 발생하여 램제트 엔진이 작동 불능 상태에 이를 수 있다[3,4].

램제트에서는 축방향 음향파와 관련된 저주파 연소불안정 현상이 작동에 큰 영향을 미치며 설계 시 반드시 고려되어야 하는 요소이다. 연소실의 압력진동은 종단충격파 후방이 아음속 유동

이므로 상류로 전파될 수 있고, 종단충격파와 경계층 사이의 충격파/경계층 상호작용(shock/boundary layer interaction)에 의한 유동 박리영역으로 전파되어, 종단충격파는 진동하게 된다. 저주파 압력 진동의 진폭이 특정 한계에 다다르면, 흡입구의 종단충격파는 더 이상 흡입구 목의 하류에 위치할 수 없어, 궁형 충격파 형태로 카울 전방으로 전진하고 연소실의 압력이 하강하면 다시 궁형 충격파가 흡입구로 유입되는 현상이 반복된다. 더불어 충격파의 움직임에 의해 연소실로 유입되는 산화제인 공기 질량 유량의 변동이 발생하여 연소실에서 화염의 교란, 압력파의 진동 등이 야기된다. 또한 불안정한 연소과정에서 발생하는 큰 폭의 압력파 진동에 의해 흡입구 충격파 구조가 변경되고, 그 영향이 다시 연소실로 되먹임 되는 현상이 반복적으로 나타나게 된다. 이와 같은 저주파 연소불안정 현상을 버즈(buzz)라 부르며, 버즈 불안정시 흡입구에서는 충격파의 심한 진동이 관찰되고, 연소실에서는 화염의 심한 요동이 관찰된다. 아직까지 버즈 불안정 현상이 발생하는 원인은 확실치 않지만, 연소불안정 과정에서 덤프 연소기의 급확대면 후방에 큰 와류 구조가 발생되고, 갈고리 모양의 화염이 나타나 전파되는 현상이 많은 연구자에 의해서 관찰되었다[3,4].

램제트 엔진의 반응 유동장 해석 시, 흡입구에서는 충격파/경계층 상호작용, 충격파 열(shock train)등의 초음속 유동장이 지배적이고, 연소실에서는 아음속 연소 환경 내에서 보엽기 후방의 재순환 유동장, 연료와 산화제의 혼합, 연료의 퍼짐 등의 현상이 주요하기 때문에, 흡입구와 연소실에 대한 독립적인 해석이 많이 수행되어왔지만, 천이과정이나 버즈 불안정과 같은 흡입구와 연소실 사이에서 물리량의 불규칙적이고 급격한 변화가 발생하거나 연소실 내부에서 발생한 압력의 비정상적인 교란이 흡입구 유동장을 교란하고, 교란된 유동장에 의해 연소환경의 심각한 변화가 야기되는 현상의 해석을 위해서는 흡입구와 연소실을 연계하여 해석하여야 한다.

본 논문에서는 일체형 로켓-램제트의 천이과정

을 RANS 방정식에 대한 수치해석 코드를 작성/적용하여 전산모사 하였다. 예조건화 기법과, 2 방정식 $k-\epsilon$ 난류모델, 유한반응률 화학반응 모델과 이중시간전진기법을 적용하여 해석하였으며, 부스터 말기의 유동장에서 시작하여 천이과정을 모사하였고, 동일한 당량비에 대해 분사 방법이 변경되었을 경우에 발생하는 불안정 연소 현상을 전산모사 하였다.

2. 수치 해석 기법

본 연구에서 고려한 램제트 엔진은 축대칭 형상이기 때문에 다조성 불질에 대한 축대칭 Navier-Stokes 방정식을 적용하였다. 난류모델로는 Yang & Shih [5]에 의해 제안된 저 레이놀즈수 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였다. 낮은 마하수에서 시간전진기법의 수렴가속을 위해 예조건화 기법을 적용하였다[6]. 시간적분을 위해 LU 근사 인자분해 기법을 적용하여 대수 방정식을 블록-대각 행렬로 변환하여 시간적분을 수행하는 LU-SSOR (Lower-Upper Symmetric Successive Over Relaxation) 기법을 적용하였다. 이때, 유속자코비안은 예조건화 행렬을 고려하여 분할하였다[7,8]. 공간에 대한 차분을 위해 유속차이분할(FDS) 기법을 이용하였고, 충격파와 같은 강한 불연속면에서 해의 진동을 억제하기 위해 Chakravarthy 과 Osher에 의해 제안된 TVD를 적용하여 고차의 공간정확도를 구현하였다. 예조건화된 지배방정식에 대한 수치 플럭스의 정확한 계산을 위해, Hsieh[7]이 제안한 수정 방법을 적용하였고, 점성항은 일반적인 중심차분법을 적용하였다. 이중시간전진기법(Dual-time stepping method)을 적용하여, 내부 반복계산에서는 예조건화 기법을 통해 계산하고, 물리적 시간에 대하여 시간전진하도록 하였다. 이때, 물리적 시간항은 2차 정확도를 갖도록 차분하였다.

3. 연구 결과

3.1 포트커버가 닫힌 상태에서 흡입구 유동장

IRR에서 흡입구와 연소실의 상호작용은 포트커버의 개방과 함께 시작되므로, IRR의 천이과정의 해석을 위해서는 포트커버가 닫혀 있는 상태에서 흡입구 및 연소실 유동장에 대한 초기 정보가 있어야 한다.

본 논문에서 고려한 램제트는 Fig. 1과 같다. 작동조건은 고도 2.5km에서 마하수 2.1로 비행하는 조건이다. 포트커버가 닫혀 있는 경우, 포트커버에서 반사된 압축파와 팽창파가 카울 앞에 생성된 궁형충격파와 상호작용하여, 궁형충격파가 진동하는 비정상 상태의 유동장이 나타난다. 출구가 포트커버에 의해 막혀 있으므로, 궁형충격파는 카울 전방으로 이동하고 하류쪽으로 팽창파가 전파된다. 출구에서 반사된 팽창파는 다시 상류로 이동하여 궁형충격파를 간섭하고, 그 결과 궁형충격파는 하류로 이동하고, 또한 압축파도 하류로 전파된다. 하류에서 반사된 압축파는 다시 궁형충격파와 간섭하여 궁형충격파를 상류로 밀어내고, 이러한 궁형충격파의 진동 현상이 주기적으로 발생한다[9,10].

Fig. 2는 중심체의 벽면에서 압력의 시간변화를 보여준다. A점과 B점에서는 궁형충격파의 이동에 의해 급격한 압력 증감이 확연히 나타난다. C, D점에서는 궁형충격파의 이동에 의한 압축파/팽창파의 영향이 혼합되어 나타나고, 디퓨저의 하류인 E점에서는 sine형태의 압력 진동이 나타난다. Fig. 3은 압력진동의 주파수 특성을 보여준다. 모든 위치에서 195Hz의 주파수로 진동하고 있음을 알 수 있다.

3.2 IRR의 천이과정

앞 절의 포트커버가 닫힌 상태에 대한 디퓨저의 비정상 상태 해를 초기조건으로 하여, 포트커버 개방 후 흡입구와 연소실에 대한 반응 유동장을 계산하여, 일체형 로켓 램제트의 천이과정을 수치모사 하였다. 연소실 내부의 초기조건을 구하기 위해, 정체온도 2500K, 정체압력 10atm의 정상상태 연소실 유동장을 우선 계산하고, 이 결과를 연소실 입구가 닫힌 경우로 입구 경계조건을 변경하여 노즐을 통한 배출유동에 대해 비

정상 상태 계산을 수행하였다. 비정상 상태의 계산은 연소실 압력이 2.5atm에 이를 때까지 수행하였으며, 이때의 연소실 온도는 1700K이었다. 디퓨저의 초기조건은 디퓨저 후방의 압력이 7.5기압이 되는 시점으로 하였다. 포트커버 개방과 동시에 연소실 전방 4cm에서 흡입구의 초입계 작동 상태에서 공기 유량(2.347kg/s)을 기준으로 당량비 0.8(0.12kg/s)의 propane(C₃H₈)을 분사하였고, 이 경우 연소실의 초기온도가 1700K의 고온이기 때문에 특별한 점화과정 없이, 연소실의 초기 고온 영역에서 점화될 수 있다. 화학반응 모델로는 1단계의 광역 화학반응 모델[11]을 이용하였다.

Fig. 4는 본 연구의 해석 대상인 축대칭 램페트를 보여준다. 연소실의 반경은 7.786cm이고, 노즐을 포함한 연소실의 길이는 47.09cm, 노즐 목의 반경은 4cm로 하였다. 흡입구의 형상 및 치수는 Fig. 2와 동일하다.

Fig. 5는 포트 커버 개방 직전의 흡입구와 연소실의 유동장으로 이를 초기조건으로 하여 천이과정 해석을 수행하였다.

Fig. 6는 천이과정동안 연소실 평균 압력의 시간 변화를 보여준다. 부스터 말기에 연소실 압력은 부스터 내부의 잔류가스의 방출로 인해 급격하게 하강하여, 연소실 압력이 2.5기압 이하로 내려가면 포트커버를 개방한다(0.0ms). 포트 커버 개방 이후 연소실 내부의 고온 영역은 유입 공기에 의해 차가워지고, 연소실 압력은 하강한다. 연소실의 개방과 동시에 분사된 연료는 2.0ms 이후에 연소실의 급확대면 후방의 고온의 재순환 영역에서 점화되고 연소실 내부의 압력은 급격히 상승하고, 흡입구 유동과 연소실 압력 교란의 상호작용 과정을 거쳐, 15ms 이후에는 일정한 연소실 압력을 유지하는 것을 볼 수 있다.

Fig. 7은 포트커버 개방 이후의 흡입구 유동장의 변화를 보여준다. 흡입구와 연소실 사이의 큰 압력 차이에 의해 차가운 압축공기가 연소실로 빠르게 유입된다. 공기 유입 동안, 공형충격파는 상류로 계속 전진하다가 하류의 압력이 낮아지

면서 흡입구로 유입된다. 공형충격파가 하류로 이동하면서, 공기는 흡입구로 유입되고 이때, 1.3ms에서 볼 수 있는 바와 같이 디퓨저 영역에서 공기의 유량이 상대적으로 적은 곳이 발생한다. 이는 초기의 램압축 공기의 유입이 완료된 후, 공형충격파가 흡입구를 통해 유입되면서 초기에 spill-over 되었던 공기가 유입되어 나타나는 것이다. 초기에 spill-over 되었던 공기가 유입되면서 공기/연료 혼합가스의 연소실로의 2차 유입이 발생하고, 2차 유입은 고온의 영역인 재순환 유동 영역으로 유입되어 점화가 시작된다.

Fig. 8은 Fig. 7에서 도시한 시간 이후의 흡입구 유동장 변화를 보여준다. 이 시간 동안, 공형충격파는 흡입구에 완전히 유입되어 더 이상의 spill-over는 발생하지 않는다. 흡입구 하류에서 유동은 상벽과 하벽을 따라 박리되고, 연소실 압력이 상승하면서 박리영역은 더욱 성장한다. 5.0ms 이후에 박리영역은 약화되고 안정화 되며, 연소실 압력 또한 안정화 된다.

Fig. 9는 연소실에서의 유동장 변화를 보여준다. 포트커버 개방 이후에 강한 와류가 발생하고, 연소실 전체 영역으로 퍼져나간다. 유입된 차가운 공기는 고온의 잔류가스를 노즐을 통해 배출 시키지만, 덤프면 후방의 재순환 유동 영역은 고온으로 남아있다. 비록 연료가 포트커버 개방과 동시에 분사되었지만, 유동 속도가 화염 속도에 비해 매우 빠르고, 고온의 가스가 노즐을 통해 배출되기 때문에 공기/연료 혼합물이 점화되기 열악한 상황이다. 앞에서 설명한 공기/연료 혼합물의 2차유입이 덤프면 후방의 저속의 재순환 유동장에 유입되어, 1.9ms에서 점화되기 시작한다.

Fig. 10은 Fig. 9에서 보여준 시간 이후에, 연소실 내부의 유동장 변화를 보여준다. 이때 점화영역이 연소실 전역에 걸쳐 퍼지고 상당히 심한 변화가 나타난다. 천이과정동안 연소실 입구면에서 유동 속도의 교란이 발생하고, 연료 분사 유량이 고정되어 있기 때문에 공기 유량 변화에 따라 국부적인 당량비의 변화가 발생한다. 국부적인 당량비 변화에 의해 화염면의 심한 진동이

나타난 후, 안정화된다.

Fig. 11은 25ms에서 흡입구의 상벽과 하벽의 중심선을 따른 압력과 마하수 분포를 보여준다. 종단충격파는 $x=0.09m$ 위치에서 발생하고 연소실 압력은 5.2 기압으로 상승하였고, 연소실 입구면의 마하수는 0.35 정도이다. 천이과정 이후, 흡입구로 유입되는 초음속 유동이 종단충격파를 지나 아음속으로 감속되어 연소실 내부로 유입되는 것을 알 수 있다.

3.3 연소실 내부의 불안정 연소

앞 절에서는 천이과정 이후, 안정적이고 정상상태의 연소과정이 나타나는 것을 보여주었다. 하지만, 램제트 작동 조건의 변화에 의해 연소불안정 현상이 발생 될 수 있다. 연소불안정은 압력 섭동과 열방출률의 섭동 사이의 밀접한 관련에 의해 발생한다. 연소실에서 발생하는 압력섭동의 원인으로는 연소기의 음향학적 특성 혹은 수력학적 특성을 들 수 있다. 그리고 국부적인 공기/연료 혼합비, 질량 유량의 변화는 열방출률의 섭동의 원인이 될 수 있다. 기상의 화염의 경우, 화염면의 변화, 당량비의 섭동, 질량 유량의 섭동, 수력학적 불안정에 의한 vortex shedding에 의해 열방출률의 섭동이 발생 할 수 있다 [3,4].

본 논문에서는 국부적인 당량비 변화에 의한 연소불안정 현상의 발생 유무를 알아보기 위해 동일한 전체 당량비에 대해, 연료 분사 단면적을 변화시켰을 경우에 대해 비정상 해석을 수행하였다.

Fig. 12는 연소실 평균압력과 흡입구의 카울 위치 중심체 벽면에서 압력 변화를 보여준다. 천이과정 이후, 연소실 압력은 주기적으로 진동하고 종단충격파는 더 이상 흡입구 내부에 위치하고 않고 카울 밖으로 배출되어 궁형충격파를 형성한다. 궁형충격파가 상류로 이동하면서 연소실 압력은 하강하고, 그 영향에 의해 궁형충격파는 다시 흡입구로 유입된다. 연소실 압력은 다시 상승하고 종단충격파의 배출과 유입이 반복되어 나타난다.

Fig. 13은 연소실 입구면에서 압력과 축방향 속도의 변화 그리고 한주기의 진동 과정에서 나타나는 램제트 전체 유동장의 변화를 보여준다. 연소실 압력이 최대일 때, 화염의 형상은 수직형태로 나타나고 화염면은 상류로 이동한다. 그리고 종단충격파는 흡입구의 상류로 이동한다. 연소실 압력이 하강하면서 종단충격파는 궁형충격파 형태로 카울 밖으로 배출되고 화염은 하류로 향하게 된다. 흡입구를 통해 공기가 충분히 유입되지 못하므로 연소실 압력은 더 하강하고, 궁형충격파는 이제 하류로 향하여 흡입구로 완전 유입되고, 그 영향에 의해 다시 연소실 압력은 상승하며, 이러한 과정이 주기적으로 반복된다.

Fig. 14는 연소불안정 과정에서 나타나는 vortex shedding 현상을 보여준다. Fig. 13의 압력변화와 연계하여 보면, 연소실 압력이 하강하면서 덤프면에서 vortex shedding이 발생하고, 그 결과 덤프면 후방의 재순환 유동구조가 변화된다. vortex shedding에 의해 저온의 공기/연료 혼합물이 고온의 연소가스 영역으로 활발히 유입되고, 그 결과 열방출률이 국부적으로 증가하는 영역이 발생한다. 열방출률과 압력진동 사이에서 되먹임(feedback) 과정이 발생하여 압력이 다시 상승하며, 연소불안정이 발생한다.

Fig. 15는 연소실 중심선에서 압력의 변화를 보여준다. 모든 영역에서 동일한 양상의 압력 진동이 나타남을 볼 수 있다. Fig. 16는 압력 진동의 주파수 분석 결과를 보여준다. 진동 주파수는 모든 위치에서 117.2Hz이고, 램제트 엔진에서 나타나는 전형적인 축방향 모드 연소불안정 현상인 버즈 불안정의 주파수 영역이다.

연소불안정과 열방출률 그리고 압력 진동 사이의 관계는 Rayleigh 조건으로 설명할 수 있다. Rayleigh 조건은 열방출률이 압력 진동과 동일 위상일 때 음향 에너지가 증폭되고, 반대 위상일 때 음향 에너지가 약화되는 것을 설명한다. Fig. 17은 압력진동과 열방출률의 시간변화를 보여준다. 거의 모든 시간동안 동일한 위상을 가지고 변화함을 알 수 있다. Fig. 18은 Rayleigh 파라미터의 체적 적분 결과를 보여준다. Fig. 17에서

알 수 있듯이, Rayleigh 파라미터는 모든 시간동안 양수로 나타난다.

4. 결 론

일체형 로켓-램제트의 천이과정 및 램제트 연소실 내부에서 발생하는 연소불안정 현상에 대한 수치해석을 통해, 포트커버가 닫혀있는 상태에서 흡입구 유동장은 궁형충격파의 진동이 발생하는 비정상 유동장임을 알 수 있었다. 포트커버 개방이후, 연소실로 유입되는 고속의 램압축 공기 때문에 연료가 연소실 전역으로 퍼지고 혼합되는 것이 어렵게 되지만, 급확대면 후방에 생성되는 재순환 유동 영역과 궁형충격파의 후퇴에 의해 발생하는 공기/연료 혼합물의 2차 유입에 의해 연료의 퍼짐이 활발해지고, 점화되며, 연소실 전역으로 화염이 전파된다. 약간의 점화 지연시간을 거쳐 연소실은 램제트 연소실로 안정적으로 작동한다.

동일한 작동 조건하에서 국부적인 당량비 변화에 의해 연소불안정 현상이 발생하였다. 동일한 연료 분사 유량일 때 서로 다른 분사 단면적에 대한 연구 결과, 연료가 덤프면의 고온 영역인 기저부 근처로 집중되어 국부적인 당량비의 변동 폭이 큰 경우 연소에 의한 열방출이 특정 영역으로 집중되어 반응 유동장의 변화가 야기되고, 덤프면에서 발생하는 vortex shedding에 의해 그 영향이 하류로 전파되고 압력파의 진동이 유발되며, 열방출이 압력파의 진동과 동일한 위상을 갖는 경우 연소불안정 현상은 지속적으로 유지된다.

참 고 문 헌

1. R. S. Fry, "A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," Journal of propulsion and power, vol. 20, no. 1, 2004
2. Myers, T.D. (1984),"Integral Boost, Heat Protection, Port Covers and Transition," AGARD-LS-136, pp. 4-1~20
3. Menon, S. and Jou, W. H. (1990), "Numerical Simulations of Oscillatory Cold Flows in an Axisymmetric Ramjet Combustor," Journal of Propulsion and Power, Vol. 6, No. 5
4. Smith, D. A. and Zukoski, E. E. (1985), "Combustion Instability Sustained by Unsteady Vortex Combustion," AIAA-85-1248
5. Yang, Z. and Shih, T. H. (1993), "New Time Scale Based Model for Near Wall Turbulence," AIAA Journal, Vol. 31, pp. 1191~1197
6. Venkateswaran, S., Li, D. and Merkle, C. L. (2003), "Influence of Stagnation Regions on Preconditioned Solutions at Low Speeds," AIAA 2003-435
7. Hsieh, S. Y (1997), "An Integrated Internal Flow Analysis for Ramjet Propulsion System," Ph.D. Thesis, Pennsylvania State University, University park, PA.
8. Sung, H. G (1999), "Unsteady Flowfield in an Integrated Rocket Ramjet Engine and Combustion Dynamics of a Gas Turbine Swirl Stabilized Injector," Ph.D. Thesis, Pennsylvania State University, University park, PA.
9. Dailey, C. L. (1955), "Supersonic Diffuser Instability," Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 22, No. 11
10. Newsome, R. W. (1984), "Numerical Simulation of Near-Critical and Unsteady, Subcritical Inlet Flow," AIAA Journal, Vol. 22, No. 10
11. Westbrook, C.K. and Dryer, F.L. (1981), "Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames," Combustion Science and Technology, Vol. 27, pp. 31-43

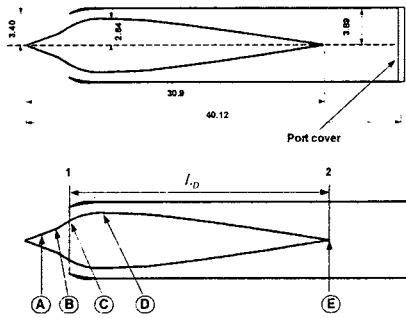


Fig. 1 Ramjet inlet configuration

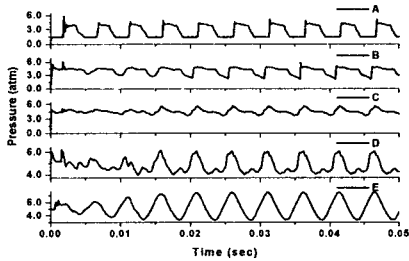


Fig. 2 Time trace of wall pressure at A,B,C,D,E

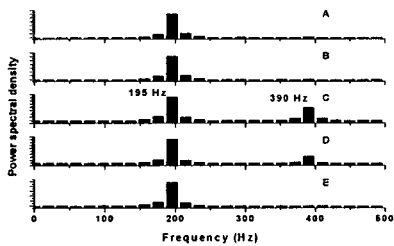


Fig. 3 Power spectral density at A,B,C,D,E

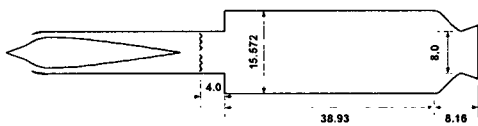


Fig. 4 Configuration of a ramjet inlet and combustor (unit:cm)

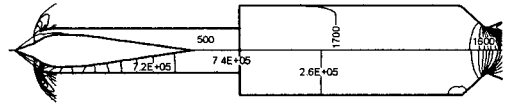


Fig. 5 Temperature (top) and pressure (bottom) contour

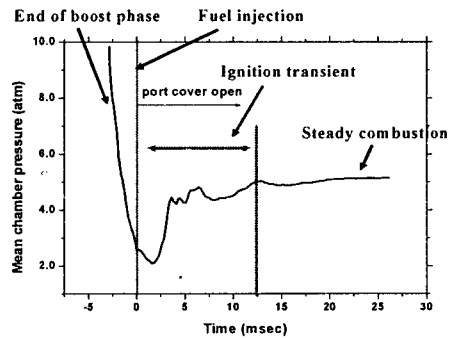


Fig. 6 Time trace of the mean chamber pressure during transition sequence

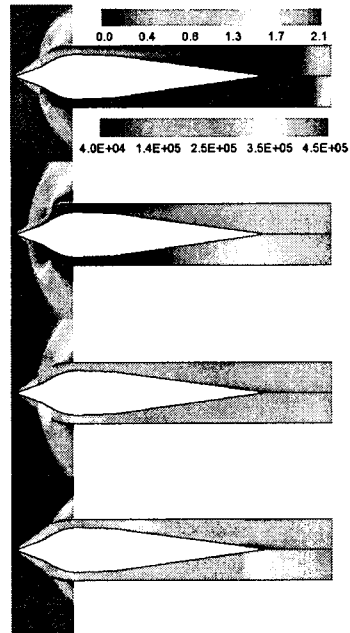


Fig. 7 Inlet flow structure after port cover open at time 0.1, 0.7, 1.3, 1.9 ms (top: Mach number, bottom: pressure)

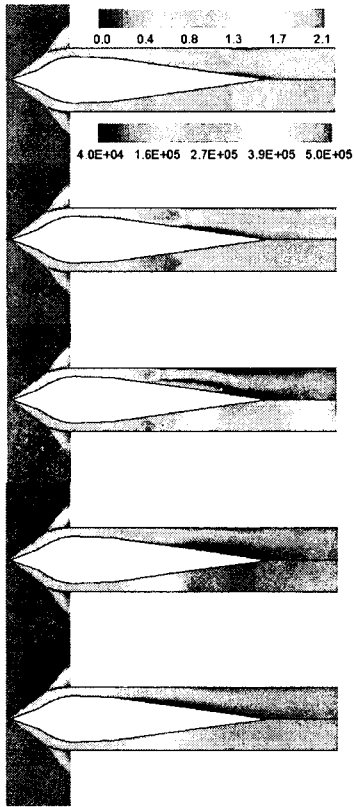


Fig. 8 Inlet flow structure after port cover open at time 2.0, 3.0, 4.0, 6.0, 10.0ms (top: Mach number, bottom: pressure)

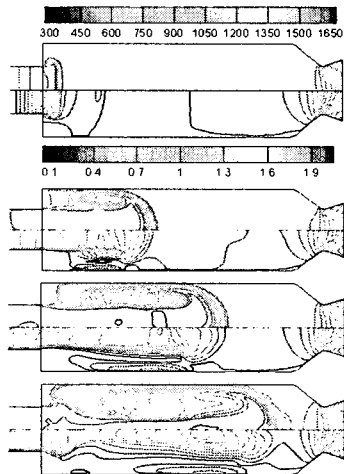


Fig. 9 Combustor flow structure after port cover open at time 0.1, 0.7, 1.3, 1.9 ms (top: temperature, bottom: Mach number)

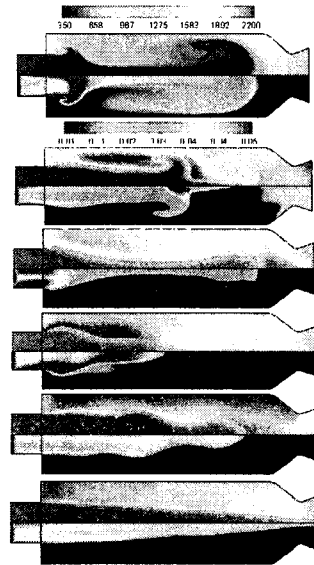


Fig. 10 Inlet flow structure after port cover open at time 2.0, 3.0, 4.0, 5.0, 8.0, 10.0ms (top: temperature, bottom: fuel mass fraction)

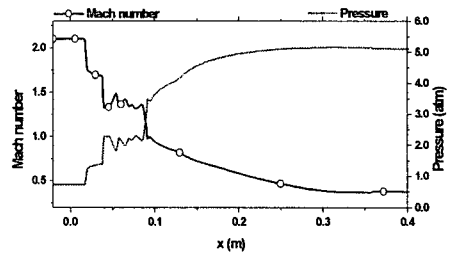


Fig. 11 Distributions of the Mach number and the pressure distribution along the midline of top and bottom wall of the inlet.

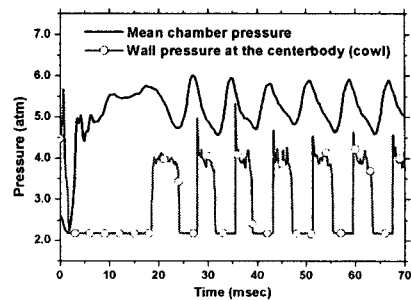
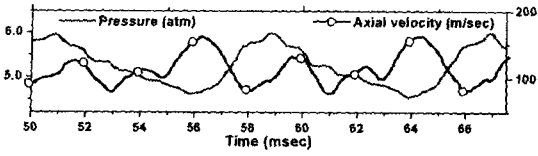
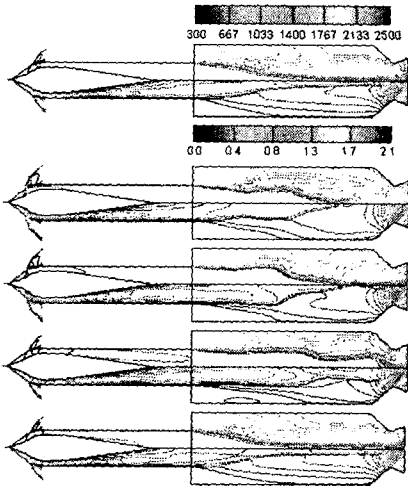


Fig. 12 Time traces of the mean chamber pressure and the center body wall pressure at the cowl during the unstable combustion.



(a) Time traces of pressure and axial velocity at combustor inlet



(b) Temperature and Mach number variation in one-cycle of oscillation (51, 53, 55, 57ms)

Fig. 13 Oscillating flow structure during unstable combustion

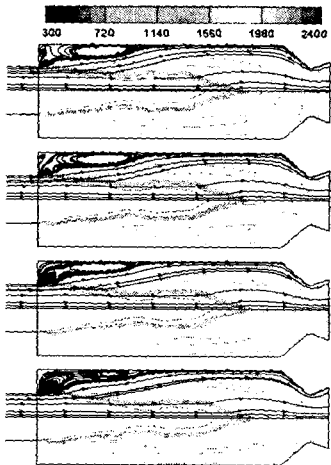


Fig. 14 Vortex shedding during the unstable combustion (53.2ms, 53.3ms, 53.4ms, 53.5ms)

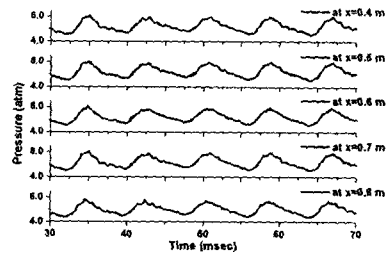


Fig. 15 Time traces of the pressure during the unstable combustion

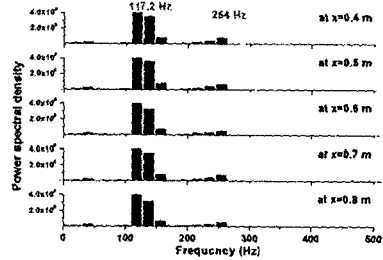


Fig. 16 Spectrum analysis of the pressure oscillation in the combustor

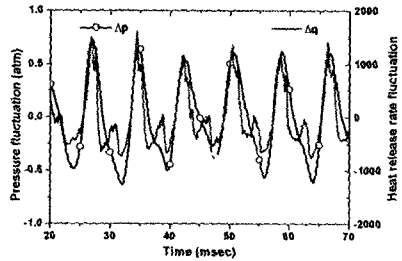


Fig. 17 Time traces of the pressure fluctuation and the heat release rate fluctuation

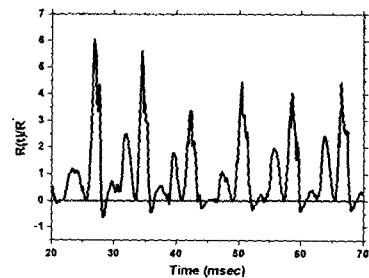


Fig. 18 Time trace of the Rayleigh's parameter during unstable combustion