

초음속 연소기 내의 연소 불안정 메커니즘

최정열

Mechanism of Combustion Instability in Supersonic Combustor

Jeong-Yeol Choi*

ABSTRACT

A series of computational simulations have been carried out for non-reacting and reacting flows in a supersonic combustor configuration with and without a cavity. Transverse injection of hydrogen, a simplest form of fuel supply, is considered in the present study with the injection pressure of 0.5 and 1.0 MPa. The corresponding equivalence ratios are 0.17 and 0.33. The work features detailed resolution of the flow and flame dynamics in the combustor, which was not typically available in most of the previous studies. In particular, oscillatory flow characteristics are captured at a scale sufficient to identify the underlying physical mechanisms. Much of the flow unsteadiness is related not only to the cavity, but also to the intrinsic unsteadiness in the flowfield. The interactions between the unsteady flow and flame evolution may cause a large excursion of flow oscillation. The role of the cavity, injection pressure, and amount of heat addition are examined systematically

1. Introduction

장차 고속 항공 운송의 성공 여부는 초초음속 공기흡입추진기관의 개발에 달려있다고 할 수 있다. 여기에는 많은 기초적인 문제들이 많이 있지만 초음속 연소기는 극초음속 추진기관의 개발에 있어 핵심 기술이라고 할 수 있다. 극초음속 비행 속도에서 과도한 과열과 공기의 해리를 피하기 위해서는 연소기 내부로 들어오는 유속은 초음속을 유지하여야 한다. 초음속 유동이 연소기 내부에 머무는 시간은 대표적인 비행조

건에서 1 ms 정도이므로, 이 시간 안에 연료가 분사되고 공기와 혼합되어 연소가 완전히 이루어져야 한다.

매우 작은 유동 체류 시간에 의하여 발생하는 문제점을 극복하기 위하여 세계 각지의 여러 연구 기관에서 연료 분사기의 형태와 분사 방법, 혼합 방법 등에 대한 다양한 연구가 있었으나, 가장 기초적이고 간단한 형상은 채널 형태의 연소기에 수직으로 연료를 분사하는 것이며, 호주 Queensland 대학에서 주관하고 있는 Hyshot 프로그램의 스크램제트 엔진이 이와 같은 형태를 가지고 있다.[1] 한편 연료/공기의 혼합과 보열을

* 부산대학교 항공우주공학과

위해서는 초음속 연소기 내에 공동(cavity)을 설치하는 방법이 가장 대표적으로 생각되며, 러시아의 CIAM[2] 이나 미공군의[3] 초음속 연소기 실험에서 이용되고 있다.

유체역학적인 관점에서 초음속 주 유동에 수직으로 연료를 분사하는 방법과, 공동에 의한 비정상 유동은 많은 공학적 문제에서 발생하기 때문에 그동안 많은 연구자들에 의하여 연구되어 왔다. 그러나 초음속 연소기 내부의 연소 유동의 동적 특성에 대한 연구는 찾아보기 힘들며, 이는 동적 특성에 내재된 시간과 길이 척도를 포착할 만큼 신뢰할 수 있는 실험이나 수치적 연구를 수행하기가 어려웠기 때문이다. 본 연구는 실제 형상과 조건에 가까운 초음속 연소기 형상에 대하여 고해상도의 이차원 수치해석을 수행함으로써, 이전에 충분히 알려지지 않았던 수직 분사 초음속 연소 유동의 동적 특성을 살펴보고자 한다.

2 수치적 공식화 및 해법

제한된 전산처리 능력에서 고해상도의 해석을 위하여 연소기의 형상은 2차원으로 가정하였다. 초음속 연소 유동의 해석을 위하여 다원 성분에 대한 보존 방정식과 유동 방정식 및 난류 전달 방정식을 이용하였으며, 보존형의 지배 방정식은 결합된 벡터 형태로 식(1)에 정리 하였다.

$$\frac{Q}{t} + \frac{F}{x} + \frac{G}{y} = \frac{F_v}{x} + \frac{G_v}{y} + W \quad (1)$$

여기서 Q 는 보존변수 벡터, F 와 G 는 대류플럭스 벡터, Fv 와 Gv, 는 점성 플럭스 벡터 W 는 생성 항 벡터를 나타낸다. 지배방정식의 더 자세한 사항 및 전달 물성 치에 대한 사항은 참고문헌 [4]에 기술되어 있다.

본 연구에는 GRI-Mech 3.0의 수소/공기 반응 기구를 이용하였다.[5] 난류 모델은 k- ω 2방정식 모델에 기초한 Mentor의 SST (Shear Stress Transport)을 이용하였다.[6]

난류 연소 유동의 해석에서 중요한 또 하나의 중요한 문제는 난류/연소 상호작용의 모델이다.

초음속 유동 조건에서 난류/연소 상호작용 대한 연구는 극히 최근에 시작 되었으며, LES 방법이나 PDF 등을 도입하여 연구가 이루어지고 있으나, Mobus[7] 나 Norris[8] 등의 최근 결과를 보면 실험 결과와 비교하여 모델링을 도입한 결과가 특별히 뛰어나지 않음을 알 수 있으며, 모델링 보다는 격자 분해능에 더 많이 의존함을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 편의상 난류/연소 상호 작용 모델을 도입하지 않았다.

지배 방정식의 해석은 유한 체적법에 기초하여 Roe의 근사 리만 해법과 MUSCL-TVD기법을 이용하여 해석 하였다. 시간적분에는 2차의 정확도의 내재적 기법을 Newton 해법과 함께 이용하였다. 해석 방법에 대한 자세한 내용 및 검증은 참고 문헌에 정리 되었었다.[9-11]

3 초음속 연소기의 형상 및 작동 조건

본 연구에서 고려한 초음속 연소기의 형상은 그림 1과 같다. 이 모델은 Hyshot 시험 모델과 유사한 형상이며[1] 공동의 영향을 보기 위하여 종횡비 4 의 공동을 분사공 20cm 후방에 설치 하였다.

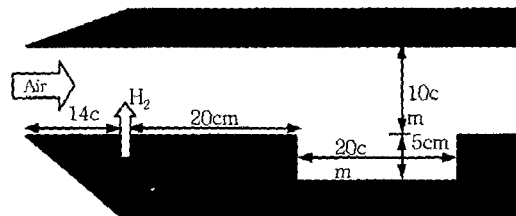


Fig. 1 Frontal part of the scramjet combustor

연소기 입구 유동은 마하수 3.0, 600K, 0.1MPa 로 가정하였다. 이 조건은 흡입구에 따라 다르지만 대략 고공 20km에서 비행 마하수 5-6의 조건에 해당한다. 연료는 0.1cm 의 슬롯을 통하여 151K 의 기체 수소가 음속으로 수직 분사 되는 것을 가정하였다. 분사 압력은 0.5, 와 1.0 MPa 의 경우에 대한 해석을 수행하였으며 이는 당량비 0.17 및 0.33의 조건에 해당한다.

연소기에는 총 936×160 의 격자를 이용하였으며, 공동에는 159×161 의 격자를 이용하였다. 격자는 분사구와 벽면에 밀집되었으며, 분사구 내에는 54개의 격자를 포함 시켰다. 벽면은 접촉 단열 조건을 이용하였으며 출구에서는 의삽하였다. 시간 간격은 최소격자를 기본으로 CFL 수 2.0에 해당하는 6.0ns를 이용하였으며 각 시간 단계에서 4번의 반복 계산을 수행하였다.

4. 결과 분석의 요약

해석은 공동이 없는 경우의 비반응 유동 및 반응 유동, 공동이 있는 경우의 비반응 유동 및 반응 유동에 대하여 수행하였다. 모든 계산은 초기조건으로부터 6ms 동안 수행되었으며 이는 일반적인 지상 실험의 시험 시간 보다 길다. 그림 2와 3은 분사압 0.5, 1.0MPa 에 대한 각 경우의 온도 분포 결과를 5ms 순간에서 포착하여 정리한 그림이며, 그림 4와 5는 각 분사압 조건에서 아래 벽면의 입구로부터 59cm 지점에서 시간에 따라 변화하는 압력 데이터를 주파수 영역으로 FFT 변환한 결과이다. 본 해석의 결과는 분사유동, 충격파, 전단 혼합층 및 진동하는 공동 유동이 상호 작용하여 발생하는 넓은 영역의 현상을 보여주고 있으며, 본 연구에서 새로이 얻어진 결과를 요약 정리하면 다음과 같다.

- 1) 높은 격자 분해능을 가지는 해석을 수행한 결과 이전의 해석 연구에서는 볼 수 없었던 초음속 연소기 내에서 강한 비정상 유동의 특징이 발견되었으며, 이는 초음속 연소기에서의 연소 불안정 현상을 이해 할 수 있게 되었다.
- 2) 경사 충격파와 전단 혼합층의 상호 작용으로 인하여 전단 혼합층에 강한 섭동이 발생함을 알 수 있었으며, 이는 연료/공기의 혼합 및 연소를 촉진 시킨다.
- 3) 본 연구에서 고려한 모든 경우에서 공동에 의한 섭동은 전단층과 충격파의 상호 작용에 의한 불안정보다 크게 나타났으며, 연료/공기의 혼합 및 연소에 전단층의 불안정보다 큰 효과를 보였다.

4) 분사 유동은 섭동이 없는 경우에 안정할 수 있지만, 전단층 불안정성이나 공동 유동에 의한 섭동으로 쉽게 불안정하여 진다. 불안정한 분사 유동은 안정한 분사 유동에 비하여 큰 침투 거리와 혼합 및 연소 효과를 가지는 것으로 보인다.

5) 분사 유동 및 전단 혼합층의 교란 요인으로 서의 공동의 역할과 반응기의 저장소로써 보임기 역할을 하는 공동의 역할이 확인 되었다.

6) 연소기에 압력 증가가 현저 하지 않은 경우에는 반응 유동의 특징은 비반응 유동과 유사하였으며 연소는 전단 층에 중첩되어 나타났다.

7) 연소기의 전 영역에서 연소가 활발히 일어나는 경우, 유동의 분사 유동의 뒷면에서 마하 반사가 형성되었으며, 불안정한 분사 유동의 특징에 따라 마하반사는 매우 불안정한 특징을 보이며 연소기의 위쪽 벽면에 강한 압력 섭동을 발생 하였다.

8) 마하반사가 형성 된 경우, 뒷면에는 아음속 유동장이 형성되므로 분사 유동은 아음속 유동에 분사되는 제트유동의 특징을 가지며 주 유동이 초음속인 경우에 비하여 큰 침투 거리 및 연소 효율을 보인다.

9) 연소기 압력 상승이 매우 큰 경우, 연소기 내의 열적 질식에 의하여 충격파가 연소기 입구로 전파하며 연소기의 'unstart'를 초래하였다.

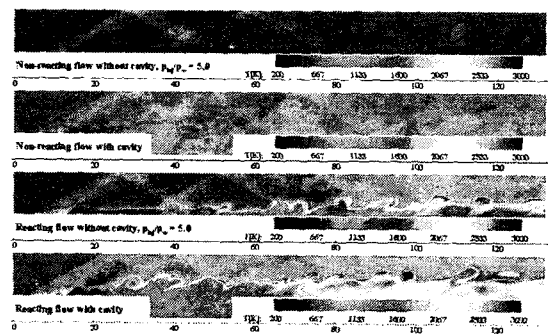


Fig. 2 Instantaneous temperature fields at 5 ms for the injection pressure 0.5 MPa

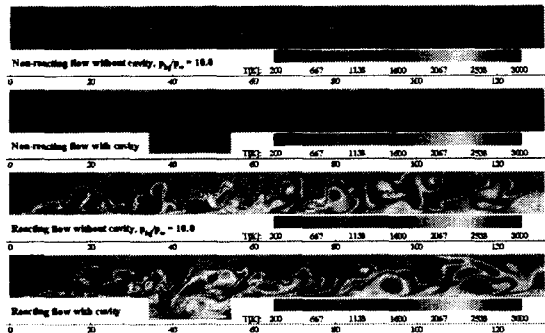


Fig. 3 Instantaneous temperature fields at 5 ms for the injection pressure 1.0 MPa

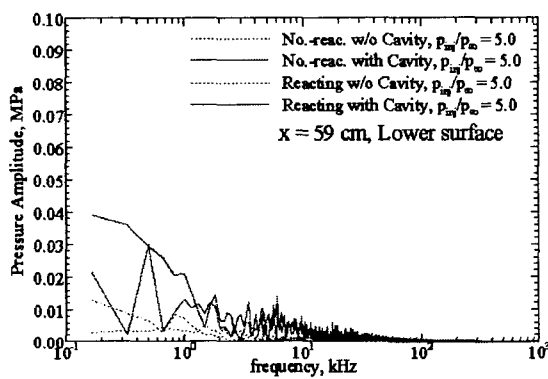


Fig. 4 Pressure Frequency spectrum for the injection pressure 0.5 MPa

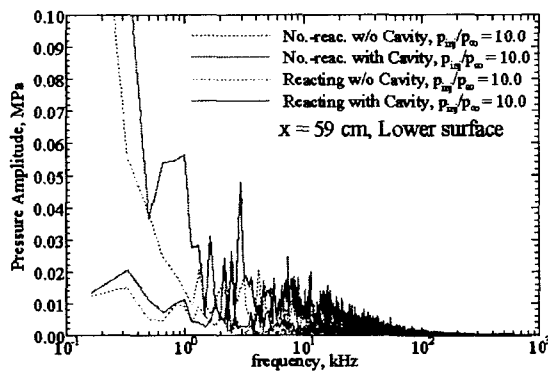


Fig. 5 Pressure Frequency spectrum for the injection pressure 1.0 MPa

References

[1] Centre for Hypersonics - HyShot Scramjet Test Programme,

<http://www.mech.uq.edu.au/hyper/hyshot/>

[2] McClinton, C., Roudakov, A., Semenov, V. and V. Kopehenov, "Comparative flow path analysis and design assessment of an axisymmetric hydrogen fueled scramjet flight test engine at a Mach number of 6.5," AIAA Paper 96-4571, VA, Nov. 1996

[3] Mathur, T., Gruber, M. Jackson, K., Donbar, J., Donaldson, W., Jackson, T and Billig, F., "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector, Journal of Propulsion and Power, Vol.17 No.6, 2001, pp.1305-1312.

[4] Choi, J. Y., Jeung, I. S. and Yoon, Y., "Numerical Study of SCRam-Accelerator Starting Characteristics," AIAA Journal, Vol. 36, No. 6, 1998, pp. 1029-1038.

[5] Smith, G. P., Golden, D. M., Frenklach, M., Moriarty, N. W., Eiteneer, B., Goldenberg, M., Bowman, C.T., Hanson, R.K., Song, S., Gardiner Jr., W.C., Lissianski, V.V., and Qin, Z., GRI-Mech, http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/

[6] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.

[7] Mobus, M., Gerlinger, P. and Brggermann, "Scalar and Joint Scalar-Velocity-Frequency Monte Carlo PDF simulation of Supersonic Combustion," Combustion and Flame, Vol. 132, 2003, pp.3-24.

[8] Norris, J. W. and Edwards, J. R., "Large-Eddy Simulation of High-Speed Turbulent Diffusion Flames with Detailed Chemistry," AIAA Paper 97-0370, 1997.

[9] Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion, Part 1: Validation," AIAA Journal, Vol. 38, No. 7, July 2000, pp.1179-1187.