

스크램제트 연소기의 비정상 연소현상

최정열*

Unsteady Combustion Phenomena in Scramjet Combustor

Jeong-Yeol Choi*

ABSTRACT

A series of computational simulations have been carried out for non-reacting and reacting flows in channel-type and divergent scramjet combustor configurations with and without a cavity. Transverse injection of hydrogen is considered with the injection pressure varying from 0.5 to 1.5 MPa. The detailed resolution of the oscillatory flow and flame dynamics are captured at sufficient scale to identify the underlying physical mechanisms, and the role of combustor configuration, cavity and amount of heat addition could be understood.

초 록

공동이 있거나 없는 일정 단면적 및 확장형 스크램제트 연소기 내에 수소 연료가 0.5~1.5 MPa 로 수직 분사되는 것을 고려하여 연소 및 동결 유동에 대한 일련의 수치해석을 수행 하였다. 내재된 물리 과정을 규명하기에 충분한 정확도로 진동하는 유동 및 화염의 동적 특성을 포착하였으며, 이로부터 연소기의 형상과, 공동 및 발열량의 영향을 이해할 수 있었다.

Key Words: Scramjet(스크램제트), Unsteady Combustion(비정상 연소), Combustion Instability(연소 불안정), CFD(전산 유체 역학)

1. 서 론

장차 고속 항공 운송의 성공 여부는 극초음속 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 비행조건에서 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,

* 부산대학교 항공우주공학과
연락처자, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

가장 기초적이고 간단한 형상은 채널 형태의 연소기에 수직으로 연료를 분사하는 것이다. 유체 역학적인 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 이용하였다. 보존형의 지배 방정식과 물성치에 대해서는 문헌에 더 자세히 기술되어 있다[1].

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 되어있다.[2]

본 연구에는 GRI-Mech 3.0의 수소/공기 반응 기구를 이용하였다.[3] 난류 모델은 $k-\omega$ 2방정식 모델에 기초한 Mentor의 SST (Shear Stress Transport)을 이용하였다. Baridna 등은 SST 모델이 혼합 층과 제트 유동 문제의 예측에서 우수하며, 초기 값에 덜 민감함을 보인바 있다[4]. 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[5] 나 Norris[6] 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.

3. 연소기 형상 및 계산 조건

본 연구에서 고려한 초음속 연소기의 기본 형상은 Fig. 1과 같이 일정 단면적의 channel 형과 연소기 면적 증가의 영향을 살펴기 위하여 연료 분사기의 위치에서부터 4° 각도로 팽창하는 두 가지를 살펴보았다. 아울러 연소기 입구에서의 거동을 살펴기 위하여 날카로운 모서리를 가지는 흡입구 전방을 계산 영역에 포함시켰으며, 공동의 영향을 보기 위하여 종횡비 4의 공동을 분사구 20cm 후방에 설치하였다.

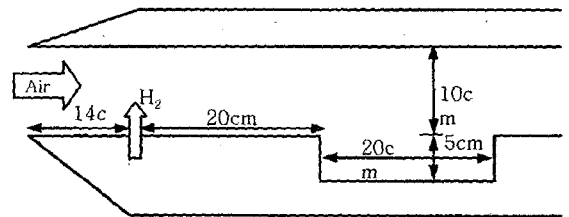


Fig. 1 Frontal part of the scramjet combustor

연소기 입구 유동은 마하수 3.0, 600K, 0.1MPa로 가정하였다. 이 조건은 흡입구에 따라 다르지만 대략 고공 20km에서 비행 마하수 5-6의 조건에 해당한다. 연료는 0.1cm의 슬롯을 통하여 151K의 기체 수소가 음속으로 수직 분사 되는 것을 가정하였다. 분사 압력은 0.5, 0.75, 1.0 및 1.5MPa의 경우에 대한 해석을 수행하였으며 이는 당량비 0.17부터 0.5의 조건에 해당한다.

연소기에는 총 800×160의 격자를 이용하였으며, 공동에는 159×161의 격자를 이용하였다. 격

자는 분사구와 벽면에 밀집되었으며, 분사구 내에는 54개의 격자를 포함 시켰다. 벽면은 점착 단열 조건을 이용하였으며 출구에서는 외삽하였다. 시간 간격은 최소 격자를 기본으로 CFL 수 2.0에 해당하는 60 ns를 이용하고, 각 시간 단계에서 최대 4번의 반복 계산을 수행하여, 총 12 ms의 물리적 시간에 해당하는 200,000번의 시간 간격에 대한 반복 연산을 수행하였다.

본 연구에서 고려한 연소기 형상은 확장각의 유무와 공동의 유무에 따라 총 4가지이며, 각 형상에 대하여 4가지 분사 압력에 대한 연소 및 동결 유동 등, 총 32가지의 경우에 대한 case study를 수행하였다. 해석은 부산 대학교의 AMD Athlon XP 3000 클러스터에서 32개의 프로세서를 이용하여 개별적으로 수행하였으며, 조건에 따라 각각 20에서 50일의 계산 시간이 소요되었다.

4. 해석 결과 요약

모든 경우에 대한 해석의 결과를 비교할 수 있도록 각 경우에서 계산 종료시(12 ms) 온도 분포를 Fig.2에 정리하였다. 본 연구에서 높은 격자 분해능을 가지는 해석을 수행한 결과 이전의 해석 연구에서는 볼 수 없었던 초음속 연소기 내에서 강한 비정상 유동의 특징이 발견되었으며, 이로부터 초음속 연소기에서의 연소 불안정 현상을 이해 할 수 있게 되었다.

스크램제트 엔진에서 초음속 연소 현상에 의하여 유발되는 불안정성은 10kHz 내외의 고주파 불안정이 주를 이루며, 이는 공동과 같은 강제적인 유동 불안정 장치에 의해서도 유발되지만, 초음속 연소기에서 실질적으로 불가피하게 존재하는 경사 충격파와 전단 혼합층의 상호 작용으로 인하여 Richtmyer - Meshkov 불안정과 같은 유동 내재적 불안정에 의해서도 기인함을 알 수 있었다. 초음속 연소기의 연소 불안정은 연소기 내벽에 강한 압력 진동을 가져오기도 하지만, 연료/공기 혼합에 의하여 연소를 촉진 시

키는 주된 메커니즘이기도 하다.

아울러 연료 분사가 많은 경우 일전 단면적의 연소기에서는 열적 질식이 발생하고 과도한 압력 증가가 나타나 유동이 입구로 토출되는 결과가 관찰되기도 하여, 초음속 연소기의 확산각은 필수적인 설계요소임을 확인 할 수 있었다.

참고 문헌

1. Choi, J.-Y., Yang, V. and Ma., F., "Combustion Oscillations in a Scramjet Engine Combustor with Transverse Fuel Injection," Proceedings of the Combustion Institute, Vol. 30/2, Dec. 2004, pp. 2851-2858
2. 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
3. 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/
4. Bardina, J. E., Huang, P. G., and Coakly, T. J., "Turbulence Modeling Validation," AIAA 97-2121, 1997
5. Möbus, M., Gerlinger, P. and Brüggermann, "Scalar and Joint scalar-Velocity-Frequency Monte Carlo PDF simulation of Supersonic Combustion," Combustion and Flame, Vol. 132, 2003, pp.3-24
6. Norris, J. W. and Edwards, J. R., "Large-Eddy Simulation of High-Speed Turbulent Diffusion Flames with Detailed Chemistry," AIAA Paper 97-0370, 1997

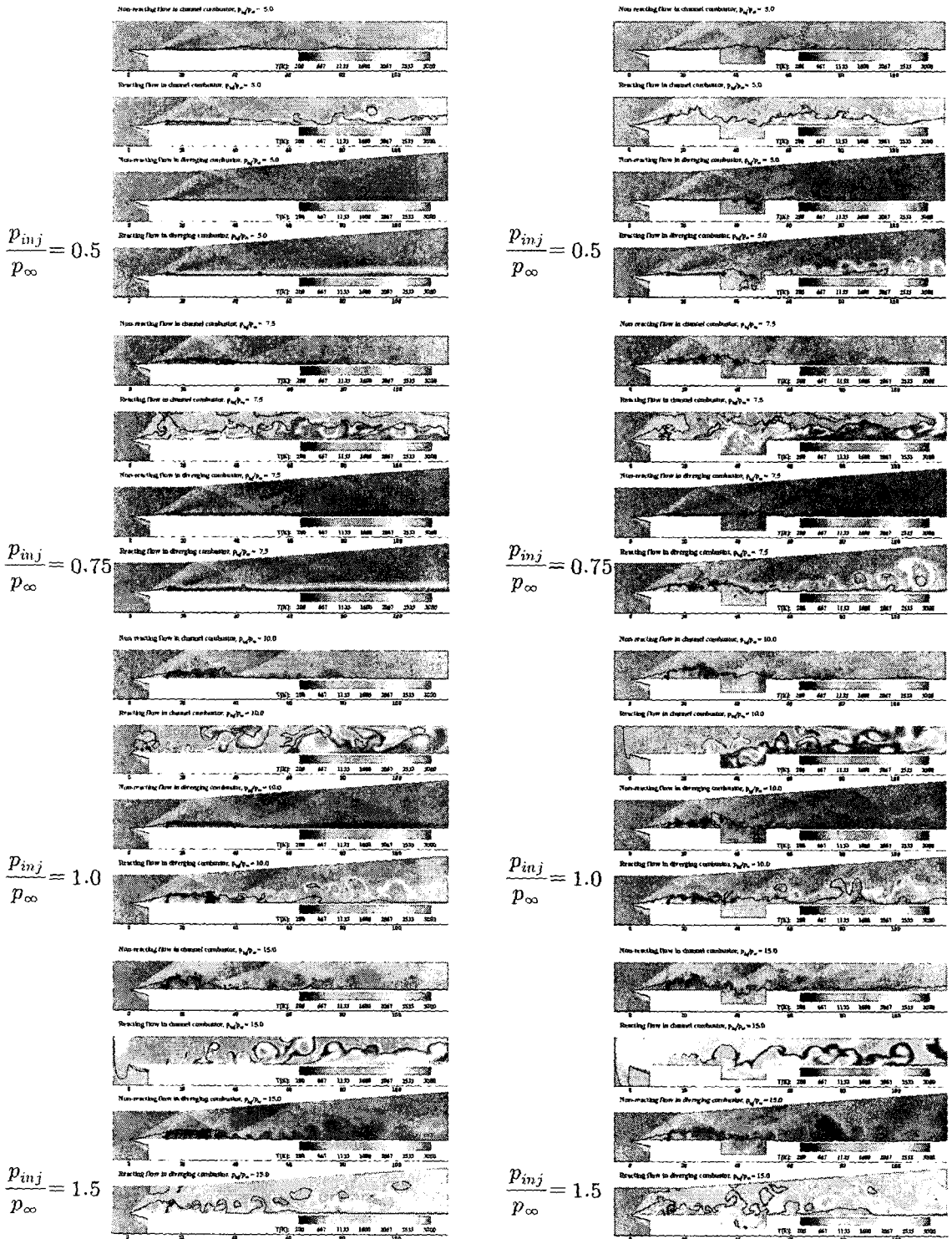


Fig. 2 Iso-temperature contours at 12 ms for every computational cases. Subsonic regions is marked by solid black curves.