

스크램제트 엔진의 난류 연소 및 탄화수소 연료 연구 및 방향

최정열* · Bernard Parent* · 원수희** · 신재렬***

Research Activities and Directions of Turbulent Combustion and Hydrocarbon Fuels in Scramjet Engine

J.-Y. Choi* · B. Parent* · S.-H. Won** · S.-H. Lee***

ABSTRACT

Present paper introduces the research activities on fuel-air mixing and combustion of supersonic turbulent flows in scramjet combustor carried out in Aerospace Combustion and Propulsion Laboratory of the department of Aerospace Engineering of the Pusan national University. Also, an introduction will be given to the characteristics of the supercritical hydrocarbon fuel combustion in a practical scramjet engine and its numerical modeling approaches.

초 록

본 논문에서는 그동안 부산대학교 연소추진연구실에서 진행되어 온 스크램제트 엔진 내의 초음속 연료 공기 혼합 및 난류 연소 연구 결과에 대한 소개가 이루어질 것이다. 아울러 실용 스크램제트 엔진에서 이용되는 초임계 탄화 수소 연료 연소의 특징과 수치적 모델링 기법에 대하여 소개가 있을 것이다.

Key Words: scramjet engine, supersonic turbulent flows, supercritical hydrocarbon fuel

1. 초음속 난류 연소

스크램제트 엔진의 연소기 내부에서 유동 체류 시간은 수 ms 정도로써 이 시간 동안 연료-공기 혼합과 보열이 초음속 연소기 설계의 관건이다. 초음속 연소기 내부 연료-공기 혼합 유동의 특징은 명확히 규명되고 있지 않았지만, 최근 나노 초 수준의 고속 가시화 기법에 의한 실험 결과들은 초음속 연소기에서 발생하는 연료 공기의 혼합 및 연소 유동이 비정상 난류 유동에

지배받고 있음을 보여 준다. 그러나 초음속 난류 및 연소 유동에 대한 가시화 및 계측이 쉽지 않은 관계로 해석적 모델링에도 많은 한계를 보여 왔다. 기존의 RANS 해석 모델 가운데에는 초음속 난류유동에 적용이 가능하도록 압축성 수정 등이 반영되어 확장된 모델 들이 많이 있지만 실제 초음속 연소기에서 나타나는 현상을 모사 하기에는 한계가 있었다.

특히 난류와 연소가 상호 작용하는 초음속 난류 연소 유동 해석에는 그 한계가 두드러졌는데, 연소가 없는 초음속 유동장에서 대체로 좋은 결과를 도출하는 RANS 모델의 경우에도, 연소가 포함된 경우에는 전혀 신뢰할 수 없는 결과를 보여주는 것이 보통 있었다. 이는 기본적으로 초음속 난류 연소 유동에 대한 적절한 모델링 기

* 부산대학교 항공우주공학과

** 서울대학교 대학원 기계항공공학부

*** 부산대학교 대학원 항공우주공학과

연락처, E-mail: aechoi@pusan.ac.kr

법이 존재하지 않았기 때문이다. 일반적으로 난류 연소 유동을 해석하기 위해서는 운동량 방정식의 난류 확산 항 이외에도, 성분 보존 방정식의 확산항, 그리고 화학 반응을 항에 대한 closure 가 이루어져야 하며, 이에 대한 이론적 연구를 난류-연소 모델이라 한다. 난류 연소 모델에는 대수적 모델에서부터 다양한 수준의 모델이 연구되어 왔는데, 확률 밀도 함수 (PDF)를 이용한 보틀 들이 난류 연소에서 좋은 결과를 보여 주고 있다. 그러나 최근 PDF 모델을 초음속 연소 유동에 적용한 결과들을 보면 보다 단순한 모델에 비하여 특별히 향상된 결과들을 보여주지 못하는데, 이는 기존의 난류 연소 모델 대부분이 비압축성 가정에서부터 출발한 것들이 대부분이어서 압축성 유동에서는 기본적인 한계를 가질 수밖에 없기 때문이다. 그러나 초음속 난류 연소 모델에 대한 연구는 많은 진척을 보이지는 못하고 있는 상황이다.

한편 전산 처리능력의 향상과 함께 최근 난류 해석을 위한 전산 유체 해석 기법에서는 대 와류의 운동을 격자계에서 직접 포착하는 Large Eddy Simulation (LES) 기반의 난류 해석이 많이 이용되고 있는데, 이 방법은 기존에 실험적 이론적 해석이 쉽지 않았던 압축성 난류 해석의 분야에서 기여하는 바가 크다. 그러나 일반적인 LES 해석 기법은 높은 Reynolds 수 영역에서 와류의 크기가 상대적으로 작아지면서 필요한 격자수가 급격히 증가하여 실용적 적용이 어려운 단점이 있었다. 이러한 단점을 극복하기 위하여 Reynolds 수의 효과가 크게 나타나는 벽면 부근의 난류 유동에서는 RANS 기법을 이용하고 박리된 난류 영역에서는 LES 기법을 적용하는 Hybrid RANS/LES 또는 Deatched Eddy Simulation (DES) 기법이 개발되어 초음속 연소기와 같은 높은 레이놀즈 수의 실용적 초음속 난류 연소 유동의 해석에도 적용할 수 있게 되었다. 한편 초음속 난류 연소 유동의 가시화 사진을 살펴보면 공기와 연료가 혼합되는 대 와류가 영역에서 연소가 진행되는 모습을 볼 수 있는데, 이러한 이유로 LES 수준의 해석을 하는 경우에 기존 RANS 기반 난류 연소 해석을 위하여 개발되었던 PDF 모델과 같은 복잡한 난류 연소 모델을 이용하지 않고도 별다른 closure 없이 또는 간단한 대수적 난류 연소 모델만으로도 좋은 결과를 보여주는 것으로 여겨진다. 특히 LES 기반의 연소 해석 결과들은 난류 연소 모델에 대한 의존도 보다는 격자 해상도에 따라 대 와동을 포착하는 정도와 층류 연소 속도 모델에 더 영향을 받는 것으로 보고되고 있다.

따라서 본 연구실에서는 초음속 연소 유동 해

석을 위하여 대규모 병렬 처리 기법을 이영하여 LES/DES 기반의 압축성 난류 연소 해석 코드를 개발하여 왔으며, 최근의 결과들은 개발된 코드가 초음속 연소기 등의 해석에 유용하게 이용될 수 있음을 보여준다.

2. 초음속 난류 연소 해석 예

Figure 1은 이차원 모델 초음속 연소기 내에서 연료 분사와 혼합에 의하여 연소가 진행되는 결과를 보여 주는 해석 예이다. 기존의 RANS 기반 해석에서는 연소 영역을 제대로 포착하지 못하여 실제 작동하는 초음속 연소기 내의 연소 현상을 규명하지 못하였던 반면, 본 해석 결과에서는 대 와동을 포착함에 의하여 활발한 연소 현상을 포착하고 이에 따라 열적 질식 등의 특징적 거동을 예측할 수 있음을 보여 주며, 불안정성의 발생원인 등을 규명하고 이를 적극적으로 활용할 수 있는 방법을 제시할 수 있었다.

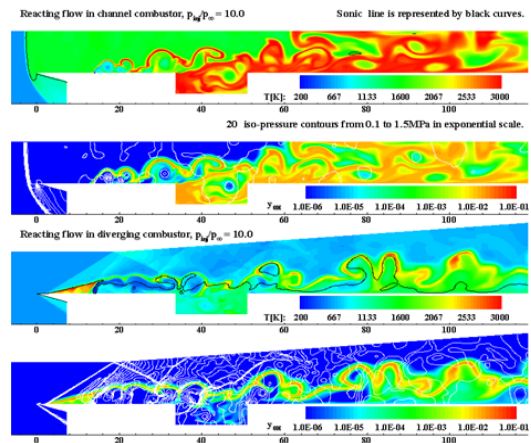


Fig. 1 Turbulent combustion in a 2D Scramjet Model

그러나 위 해석은 이차원 해석 결과로써, 실제 초음속 연소기 내의 연료 분사 형태는 삼차원 해석을 고려하여야 하는 경우가 대부분이다. 따라서 기존의 해석 코드를 확장하여 삼차원 해석 코드를 개발하였다. 다음 결과는 초음속 주 유동 내 연료의 수직분사에 의한 비정상 반응 유동장에 대한 3차원 수치해석 결과로써, DES 난류 모델과 상세 화학반응 모델을 이용하여 수행되었다. 난류 반응 유동의 물리적 현상을 이해하기 위하여 해석 및 실험 결과를 비교하였다. 해석에 의하여 얻어진 OH 분포는 실험에서 구해진 OH-PLIF 결과를 잘 모사하고 있다. 연료 제트의 전단층을 따라 연속적이고 가는 선형으로

존재하는 OH 분포는 자발 점화가 주로 분사기 근방의 급격한 공형 충격과 후방에서 발생하여 제트 전단층을 따라 동적 에디와 함께 후방으로 흘러감을 보여준다. 본 연구의 결과는 실험적으로 관찰된 현상을 대체로 잘 묘사하여 주고 있으며, 연소 현상의 메커니즘을 이해하는데 많은 기여를 하였다. 한편 실험 결과와 정밀하게 비교할 때, 일부 결과는 다소 차이를 보이는데, 이는 실험 및 해석에 존재하는 여러 가지 불확실한 요인들을 고려할 때 크게 문제가 되지 않는 정도로 보인다.

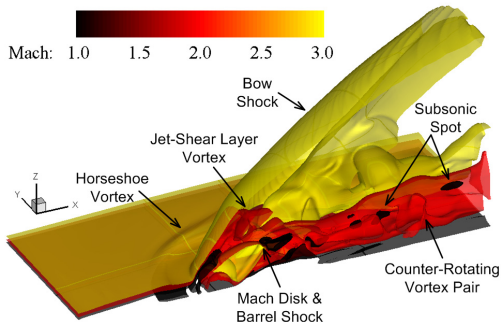


Fig. 2 Iso-Mach contours from 3D DES simulation

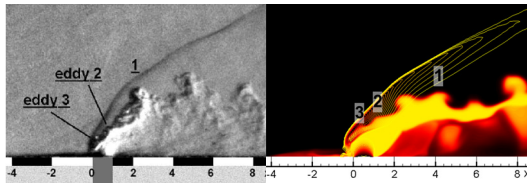


Fig. 3 Comparison of experimental and CFD results

한편 보다 정교한 고해상도 해석 연구를 위하여 공간적으로 4차 또는 5차의 정확도를 가지는 고차 정확도 해석 기법과 높은 신뢰성을 가지는 DES 해법 개발에 대한 연구를 수행하였다. 이 연구에서는 많은 연구자들에 대하여 공통적으로 비교 연구가 수행되고 있는 기저 유동에 대하여 수행하였다. 기저 유동은 동축 또는 수평 연료 분사기, 공동 유동 등과 관련하여 초음속 연소기에서 매우 중요한 유동의 형태이다. Fig. 4는 기저 유동을 5차 정확도 해법 및 DES 모델을 이용한 해석 결과로써, 박리된 와류에 의하여 기저 부위에 형성된 후류 영역의 특징을 잘 보여준다. DES 해석에 의하여 얻은 기저부 압력 분포는 이전에 RANS 해석에서는 전혀 묘사할 수 없었던 균일한 압력 분포를 잘 재현하여 주고 있어 향후 연소기 내의 화염 안정화 연구에 많은

도움을 줄 것으로 기대한다.

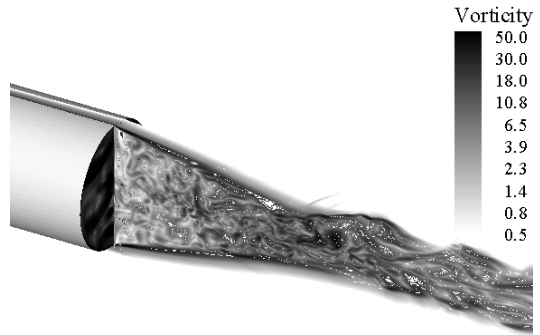


Fig. 4 Instantaneous Vorticity Magnitude Contour.

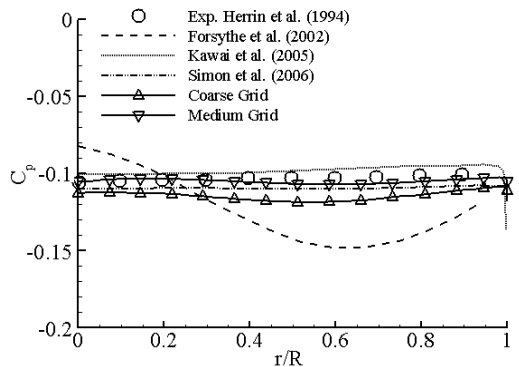


Fig. 5 Averaged Pressure Coefficient on Base. (Forsythe et al.: RANS S-A Compressible Correction, Kawai et al.: RANS-LES, Simon et al.: RANS-MILES, Coarse Grid, Medium Grid: CDES=1.3)

3. 탄화수소 연료 스크램제트 엔진

현재 가장 발전된 형태의 스크램제트 엔진은 미공군의 HyTech 프로그램에 의하여 개발되었고 내년 비행 시험 예정인 X-51A SED-WR의 스크램제트 엔진이다. X-51A의 엔진의 가장 큰 특징은 탄화수소 연료를 이용하는 스크램제트 엔진이라는 점이다. 수소를 이용한 X-43A가 10초간 동력 비행하였던 것에 비하여, X-51A는 SR-71에 이용되는 램제트 연료로 개발된 JP-7 액체 탄화수소 연료를 이용하여 실용화에 해당하는 240초의 비행시간을 계획하고 있다. 미공군은 2001년부터 HyTech 스크램제트 엔진 개발 프로그램을 통하여 요소기술, 개발 및 PTE (Performance Test Engine), GDE (Ground Demonstration Engine)-1,2 을 개발하였고 현재

는 지상 시험 엔진 (Ground Test Engine, SJX61-1 or X-1)과 비행 허용 엔진 (Flight Clearance Engine, SJX61-2 or X-2)의 시험이 2008년 9월까지 완료되었으며, 첫 비행용 엔진 SJY61-4부터 4대의 엔진이 2009년 11월 까지 보잉사에 인도되어 내년에 비행 시험 예정인 4대의 X-51A 비행체에 장착될 것이다.

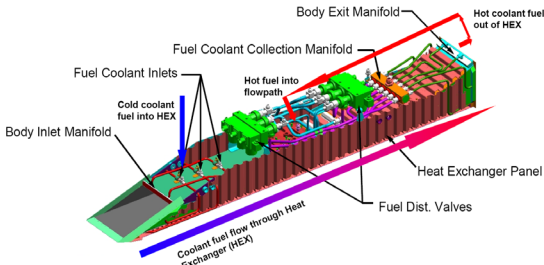


Fig. 6 X-1 fuel-cooled ground test engine configuration

HyTech 엔진의 또 다른 특징은 실용화에 필요한 긴 작동시간의 추진기관 가열의 문제를 연료를 이용한 재생 냉각을 이용하여 해결한다는 점이다. 연료 탱크에서 공급되는 차가운 연료는 공기 흡입구 쪽부터 노즐까지 엔진의 내벽을 따라 흐르며 엔진을 냉각한 후 가열되어 연소실로 공급되는 폐쇄형 재생냉각 시스템을 구성한다. 이때 충분한 압력으로 공급되는 액체 연료를 초임계 상태로 과열시켜 연소실로 공급하여 공급함으로써, 액체 탄화수소 연료를 이용하는 초음속 연소의 가장 큰 문제점인 연료 증발 시간 긴 점화 지연 시간을 현격히 단축하는 효과를 가진다. 이 과정에서 액체 연료는 가벼운 탄화수소 연료로 열분해(thermal cracking) 과정을 거치는데, 이 과정은 흡열(endothermic) 과정으로 엔진의 냉각에 도움을 주며, 분해된 탄화수소는 점화 지연 시간이 짧아 보염(flame holding)에도 긍정적으로 작용한다.

4. 초임계 탄화수소 연료 연소 모델링

초임계 유동의 특징은 물질의 상이 액체에 기체 까지 연속적으로 상태가 변한다는 것이다. 이 경우, 밀도, 압력, 온도 등과 같은 기본 상태 변수들의 관계가 비선형적으로 변하며 이상기체 (Ideal Gas) 상태 방정식을 적용하기가 곤란하다는 것이다. 따라서 이 경우에는 비선형 방정식인 실제기체 방정식을 이용하여야 하는데, 실제 기체 방정식은 최초의 Van der Waals 방정식으로

부터 시작하여 다항식 형태의 Virial 방정식까지 다양한 모델이 제시되어 왔다. 그러나 Van der Waals 방정식과 같은 Cubic 형의 상태 방정식이 CFD 해석과 연계되어 이용이 편리하기 때문에, SRW(Soave-Redlich-Kwong) 이나 PR(Peng-Robinson) 상태 방정식이 액체 로켓 연소 해석 등에 이용되어 왔다.

한편 실제기체 관계식을 이용하는 경우 기본적으로는 비열 등, 열역학적 특성 값에 대한 수정이 이루어져야 한다. 실제 기체에 대하여 엔탈피와 에너지는 이상기체의 값에 실제 기체 수정을 더한 형태의 이론적 모델들이 알려져 있다. 또한 유동의 전달 특성을 결정하는 점성 계수, 기화 과정을 결정짓는 열전도 계수, 여러 성분의 혼합 특성을 결정짓는 확산 계수 등, 기존에 알려진 전달 물성치는 이상 기체 조건을 만족하는 희박 기체 한계에서 Enskog 이론에 의하여 얻어진 것들인데, 이상 기체 조건이 적용되지 않으므로 실제 기체 방정식에 기초한 수정이 필요하다. 여기에는 ECS (Extended Corresponding State) 이론을 적용하여 얻어진 모델링 방법이 알려져 있다. 한편 실제 기체의 확산 계수에 대해서는 몇 가지 수정방법이 시도되었으나 아직 완벽치 않은 상태이고 좀 더 연구가 필요한 상황이다.

아울러 기존의 수치 기법들도 선형 관계식인 이상기체 방정식에 기초하여 보존식을 만족하도록 구성한 방법이므로, 수치적 해법 역시 수정되고 검증되어야 한다. Choi 등은 음속 및 압축성 인자의 미분 계수 등 압축성 실제 기체 해법의 수정 방법에 대하여 제시한 바가 있다.

고압에서의 탄화수소 연료의 연소 모델에 대해서는 많이 알려지지는 않았으나 상세 반응 모델 및 실험을 기초로 한 등유 연료의 일단계 모델이 제시된 것들이 있으며, 비교적 단순한 연료 성분의 조합으로써, 반응식을 구성하는 방법을 적용할 수 있다.

참고 문헌

1. Yang, V., "Modeling of supercritical vaporization, mixing, and combustion processes in liquid-fueled propulsion systems," Invited Topical Review, Symposium (International) on Combustion, Vol. 28/1, 2000, pp. 925-942.
2. Hank, J. M., Murphy, J. S. and Mutzman, R., "The X-51A Scramjet Engine Flight Demonstration Program," AIAA-2008-2540, 2005.