

이중 연소 램제트 엔진에서 연소기 형상에 따른 초음속 난류 부상 화염의 안정성 연구

최정열*

Effects of Combustor Configuration on the Stability of Supersonic Turbulent Lifted Flame in a DCR Engine

Jeong-Yeol Choi*

ABSTRACT

Supersonic combustion phenomena in the main combustor of a dual combustion ramjet (DCR) engine are studied numerically. Since the supersonic combustion is affected significantly by the compressibility effects parametric studies have been carried out for the constant are length and the divergence angle. Numerical studies with fixed inflow condition for different geometric configurations reveals that the supersonic combustion in DCR combustor has the characteristics of lifting flame, where the lifting flame is maintained near the injector tip for the case of long combustor length with small divergence angle, but the lifting height is significantly increase for large divergence angle resulting flame blow-out of the combustor. Therefore, it is concluded that flame stability should be considered sufficiently in the design o DCR combustor.

초 록

이중 연소 램제트(DCR) 엔진의 주 연소기에서 초음속 연소 현상을 수치해석을 통하여 연구하였다. 초음속 연소 유동은 유동의 압축성 효과에 연소 안정성이 크게 영향 받으므로, 일정 단면적 부분의 길이 및 확산 각에 대한 영향을 살펴보았다. 동일한 입구 조건에서의 해석의 결과 이중 연소 램제트 엔진 연소기의 연소 유동은 기본적으로 난류 부상 화염의 특징을 가짐을 알 수 있었으며, 부상 화염의 높이는 초음속 확산각이 작고 일정 단면적 부분이 긴 경우, 분사기 가까이 유지되만, 확산각의 변화에 심하게 영향 받아 작은 변화에도 부상화염의 높이가 크게 증가하거나 연소기 밖으로 blow-out 되므로, DCR 연소기의 설계에는 화염의 안정성이 충분히 고려되어야 함을 알 수 있었다.

Key Words: Dual Combustion Ramjet(이중 연소 램제트), Lifted Flame(부상 화염), Flame Stability (화염 안정성), Compressibility Effect(압축성 효과)

* 부산대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

지난 수년간 극초음속 비행체 및 추진기관의 괄목할 발전을 이루어 최근 X-51 비행 시험은 극초음속 항공기 실용화가 매우 가까워 졌음을 보여주었다.[1] 미공군이 개발한 X-51에 이용된 이중모드 램제트/스크램제트 엔진은 무인/유인 항공기 적용 및 재사용을 염두에 둔 재생 냉각 방식의 복잡한 추진기관인 반면, 미 해군에서는 유도무기 적용을 염두에 둔 소모성 극초음속 추진기관인 이중연소 램제트(DCR, Dual Combustion Ramjet)[2] 추진기관을 개발하여 HyFly 비행시험 프로그램을 진행하였다.

극초음속 비행체는 높은 마하수의 큰 운동 에너지로 공기의 전온도(total temperature)가 단열화염보다 큰 작동 조건을 가진다. 따라서 연소에 의하여 유효한 열에너지를 얻기 위해서는 연소기에 유입되는 공기의 온도가 연소 온도보다 충분히 낮은 초음속 상태로 연소를 진행하여야 한다. 초음속 연소 유동은 큰 Reynolds 수에 따른 난류 유동임이 자명하지만, 극단적 조건으로 인하여 특징의 실험적 규명이 어려웠으며, 이에 따라 수학적 모델 연구도 제한이 있었다.

이중연소 램제트 엔진의 연소 메커니즘은 동축의 연료와 초음속 공기가 전단 혼합층에서 연소하는 전형적인 난류 확산화염의 형태를 가지며 별도의 안정화 메커니즘 없이 고온의 연료 및 공기 온도로 인하여 자발점화 하고 분사기 출구에 부착되는 안정화 기구를 가진다. 따라서 지난 연구에서 살펴 본 바와 같이 난류 부상화염의 특징을 가진다.

본 연구에서는 이중연소 램제트 추진기관의 전산 해석 기술 개발 연구의 일부로써 이중연소 램제트 엔진의 동축 분사 초음속 난류 연소 해석에 적용하여 난류 부상화염 안정성에 영향을 줄 수 있는 연소실의 기하학적 요소인 확산각과 일정 단면적 부분의 길이 부상화염의 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다.

2. 연소 유동 모델 및 해석 방법

2.1 연소 유동 모델

이중연소 램제트의 초음속 연소 유동 해석을

위한 지배 방정식으로는 축대칭 좌표계에서 각 성분에 대한 질량 보존 방정식, 운동량 방정식, 에너지 보존식을 이용하였다. LES 난류 해석 모델로는 벽면 경계층에서 작은 스케일의 와동 포착에 따른 문제를 회피하기 위하여 hybrid RANS/LES 기법 가운데 Menter의 SST 모델을 기반으로 확장된 DES 모델을 이용하였다. 난류 프란틀 수 및 슈미트 수는 각각 0.9 및 0.4를 이용하였다.

이중연소 램제트 엔진에서는 항공유가 연료 과농 상태로 예연소되어 일산화탄소와 수소 혼합물로 배출되어 고온의 공기와 혼합되어 연소하므로 CO/H₂/Air의 고온 연소 반응 기구를 이용하였다. 이 반응 기구는 CO, CO₂, H₂, H, OH, H₂O, O, O₂, N₂의 9개 성분과 9개 상세 반응으로 구성되어 있다.[3]

난류 연소 해석의 경우 격자보다 작은 스케일에서의 난류와 연소의 상호 작용에 의한 반응 생성항의 closure를 위하여 적절한 난류-연소 모델이 필요하다. 그러나 초음속 난류 연소에 대한 정보 및 적합한 수학적 모델의 부재로 그 동안의 대부분의 연구는 층류 반응 해석이 대부분이었다. 근래에 들어 초음속 난류연소 모델을 도입한 결과 들이 제시되고 있으나, 대체로 모델 보다 격자 해상도에 더욱 의존하는 경향을 보인다. 본 연구에 앞서 기존의 초음속 연소 연구 중 상당히 좋은 결과를 보인 PaSR(Partially Stirred Reactor) 모델을 층류 반응 모델과 비교하였으나 큰 차이를 보이지 않아 본 연구에서는 층류 반응 모델을 이용하였다.

유동방정식은 완전 연계된 형태로 유한체적법을 이용하여 이산화하였다. 대류 플럭스는 Roe의 플럭스 분할 기법을 이용하였으며 점성항에는 중심 차분을 이용하였다. 고차정확도 해법으로는 5차 정확도의 다차원 내삽을 이용한 o-MLP 기법을 이용하였다.[4,5] 시간 적분에는 2차 정확도 시간 차분 및 화학 반응 및 대류 플럭스를 연계하는 완전 음해법과 시간 반복 해법을 이용하였다. 기본 해석 코드는 이전의 초음속 연소 유동 연구들에 이용되어 검증된 바 있다.[4,6] 해석 코드는 멀티스레드 시스템을 위하

여 OpenMP를 이용하여 병렬화 되었으며, 24 스레드 시스템을 이용하여 해석하였다.

2.2 초음속 연소기 형상, 작동 및 해석 조건

이중 연소 램제트 엔진은 아음속까지 공기 압축, 연료 과농 상태로 반응하여 고온의 예연 기체 연료를 생성하는 예연소기 또는 가스발생기와, 예연 연료가 초음속 공기와 이차 연소하는 주 연소기로 구성되어 있다.[2] 아음속 연소기 유입 공기와 초음속 연소기 유입공기의 비율은 약 1:3 정도가 최적으로 알려져 있어, 주 연소실에서 당량비 1.0 이하의 조건을 충족하기 위하여 가스 발생기에서 연료/공기 비율은 당량비 3.0 이상이며 이 조건에서 반응 생성물은 같은 비율 정도의 일산화탄소와 수소가 대부분으로 구성되어 있다. 예연 가스는 주연소실과 압력비를 고려하여 음속 이상의 속도로 분사된다. 따라서 예연 분사 연료의 조건은 0.2 MPa, 1,200 K의 H₂+CO 가 M=1.0 으로 분사되는 것으로 설정하였으며, 초음속 유입공기는 0.1 MPa, 1,200 K의 O₂+3.76N₂ 가 M=2.0 으로 유입되는 것으로 설정하였다.

초음속 연소기의 유입부는 동축으로 구성된 반경 2.54 cm의 예연 연료 분사기, 두께 2.54 cm의 분리판, 폭 2.54 cm의 공기 유입구로 설정하였다. 주연소기는 반경 7.62 cm 길이 50 cm의 일정 반경 원통부 및 출구 반경 10.12 cm, 길이 50 cm의 확산부로 구성하였다. 해석 격자는 모든 벽면 방향으로 밀집하였으며 내부에서는 균일격자를 유지 하도록 하였으나 길이 방향으로 50 cm 이후 확장된 격자를 이용하였다. 계산 격자는 주 연소실에서 2410x221, 공기 흡입구 94x81, 연료 분사구 97x61의 격자를 이용하였다. 각 해석에서 CFL 수는 4.0, 최대 부 시간 반복횟수는 4를 이용하였다.

3. 결과 요약

DCR 연소기 내의 초음속 화염의 전반적인 유동의 특징은 Kelvin-Helmholtz(KH) 불안정성의 지배하에 난류 전단 경계층으로 진행하며 이

과정에서 연료와 공기가 혼합되는 특징을 보여준다. 연료와 공기는 모두 1,200 K의 고온이므로 혼합이 이루어지면 짧은 점화 지연 이후 자발 점화한다. 완전연소가 진행된 경우, 연소 영역은 분사기 하류의 마하디스크 후방에서 약 20 cm 정도의 부상 높이를 가지는 난류 부상화염으로 특징 지워지며, 화염 내부는 높은 온도에 따라 충격파 열이 존재하지 않는 아음속 영역임을 알 수 있었다.

본 연구에서는 연소기 확산각을 $\tan^{-1} = 0 \sim 9/1,000$ 의 범위에서 \tan^{-1} 를 1/1,000씩 미세하게 변화시키며 확산각이 초음속 부상 화염의 안정성에 미치는 영향을 살펴보았으며 Fig. 1에 일부 결과의 온도 분포를 정리하였다. 이 결과 확산각이 0 인 경우 99.2% 이상으로 완전 연소에 가까운 연소 효율을 얻을 수 있었다. 그러나 확산각이 증가할수록 급격히 화염 부상 높이가 증가하며 화염 길이가 길어지고 화염 두께가 얇아지고 스트레치되는 것을 볼 수 있다. 이는 확산각의 증가에 따라 압력 및 온도의 감소는 물론, 속도 증가에 따라 변형율이 급하게 증가한데 기인하는 것으로 여겨진다.

입출구 면적을 유지하고 일정 단면부의 길이, L_c 를 0~90 cm 까지 변화 시키며 그 영향을 살펴보고 일부 결과를 Fig. 2에 정리하였다. 이 확산 부가 시작되는 위치가 후방으로 갈수록 화염 안정성을 강화하는 경향을 보이는데, L_c 가 40 cm 이상인 경우에는 화염 부상 높이에 거의 영향을 미치지 않는 것을 알 수 있다. 이는 흐름 방향으로 충분한 연소가 진행되어 열 발생에 의한 배압이 형성된 경우에는 후방의 조건이 보염부에 영향을 미치지 않는다는 것을 의미한다. 따라서 초음속 연소기에서 추력 발생을 위한 연소시 후방 면적 증가 위치는 보염을 위한 적절한 길이의 일정 단면부 이후에 이루어져야 함을 알 수 있다.

후 기

본 논문은 방위사업청 및 국방과학연구소의 기초 연구 지원에 의하여 수행되었습니다.

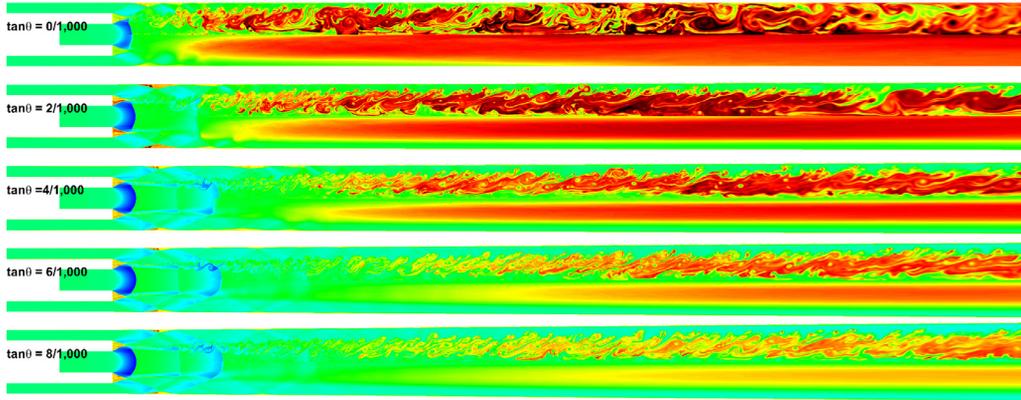


Fig. 1 확산각에 따른 DCR 주 연소기 화염구조 (위: 순간 온도 분포, 아래: 시간 평균 온도 분포)

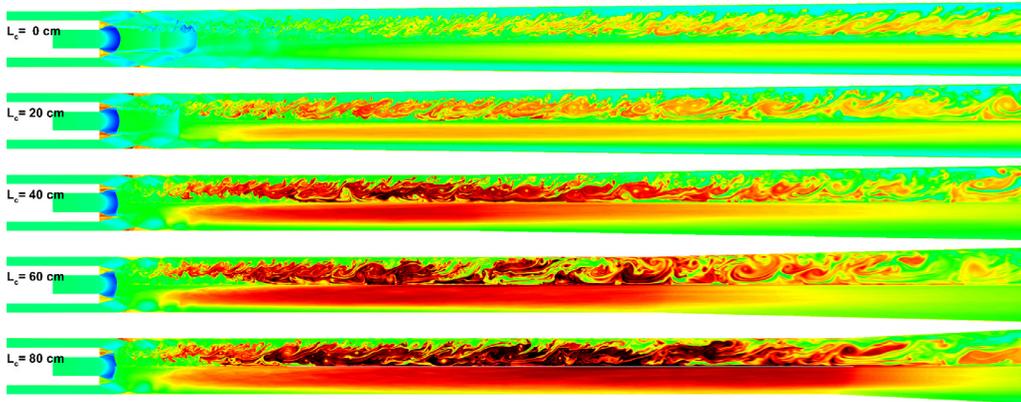


Fig. 2 일정 단면부 길이에 따른 DCR 주 연소기 화염구조 (위: 순간 온도 분포, 아래: 시간 평균 온도 분포)

참 고 문 헌

1. 노진현, 최정열, 변종렬, 김현용, 윤현걸, 임진식, "DARPA의 극초음속 항공기 및 TBCC 엔진 프로그램," 한국추진공학회지, 제 14권 1호, 2010년 2월, pp.65~78.
2. Billig, F. S., Waltrup, P. J., Stockbridge, R. D., "Integral-Rocket Dual-Combustion Ramjets: A New Propulsion Concept", *J. Spacecraft*, Vol. 17, No 5, Sept. 1980, pp. 416-424.
3. Singh, D.J. and Jachimowski, C.J., "Quasigolbal Reaction Model for Ethylene Combustion", *AIAA Journal*, Vol. 32, No.1, pp213-216.
4. 최정열, 김규홍, 한상훈, "MLP 기법을 이용한 H₂/CO/Air 초음속 동축 난류 화염 해석", 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 2011년 11월 16일, 영남대학교.
5. Kim, S. Kim, K.-H. and Lee, S., "Wavenumber-Extended High-Order Oscillation Control Finite Volume Schemes for Multi-dimensional Aeroacoustic Computations", *Journal of Computational Physics*, Vol. 227 No.8. pp. 4089-4122, March 2008.
6. 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, Jan. 2005, pp. 2851-2858.