

HyShot 스크램제트 연소기내의 난류 연소 유동해석

원수희* · 정인석** · 최정열***

Numerical Analysis of Turbulent Combustion Flow in HyShot Scramjet Combustor

Su-Hee Won* · In-Seuck Jeung** · Jeong-Yeol Choi***

ABSTRACT

This paper describes numerical efforts to investigate combustion characteristics of HyShot scramjet engine. The corresponding altitude, angle of attack, and equivalence ratio are 28 km, 0°, and 0.426 respectively. H₂ and OH mass fraction show that the upstream recirculation zone of injector has flame-holding effects and main combustion begins at 15 cm downstream from cowl. Two-dimensional simulation reasonably predicts combustor inner pressure and also reveals periodic combustion characteristics of HyShot scramjet engine.

초 록

HyShot 스크램제트 엔진의 연소 특성을 살펴보기 위해 수치해석을 수행하였다. 고도, 받음각, 당량비는 각각 28 km, 0°, 0.426으로 주어졌다. H₂ 및 OH 질량 분율로부터 분사기 상류 재순환 영역의 화염지지기구 역할 및 주된 연소가 카울로부터 15 cm 후방에서 시작됨을 알 수 있었다. 2차원 해석은 HyShot 스크램제트 엔진의 연소기 내부 압력을 비교적 잘 모사하고 있으며, 또한 주기적 연소 특성을 보여준다.

Key Words: Scramjet(스크램제트), Flame-Holding(화염지지), Combustion Characteristics(연소 특성), Flow Instability(유동 불안정)

1. 서 론

미래의 고속 비행체는 공기를 주 추진제로 하고 공기 중의 산소를 산화제로 이용하는 극초음

속 공기흡입 추진기관의 형태로 발전할 것으로 예상되며, 대표적인 추진기관으로 스크램제트 엔진이 알려져 있다. 극초음속 비행 속도영역에서 운용되는 스크램제트 엔진은 연소기에 유입되는 유동은 감속으로 인한 과도한 열과 공기의 해리를 피하기 위해 초음속으로 유지되어야 한다. 따라서 초음속 유동의 연소기내 잔류시간은 일반적인 극초음속 비행조건에서 1 ms 정도이며, 이

* 서울대학교 대학원 항공우주공학과

** 서울대학교 항공우주공학과

*** 부산대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: aérochoi@pusan.ac.kr

러한 짧은 시간 내에 효율적인 연료 분사, 연료-공기 혼합, 연소가 이루어져야 한다. 짧은 연소기내 유동 잔류시간에 의해 발생하는 문제점들을 극복하기 위해서 분사기의 형태, 분사방법, 혼합방법 등에 대한 다양한 연구가 수행되어 왔다. 연소기 내부에서 연료를 수직으로 분사하는 방법은 가장 기초적이며 간단한 형태로, 호주 UQ(University of Queensland)에서 주관하고 있는 HyShot 비행 프로그램의 스크램제트 엔진이 이와 같은 형태를 가지고 있다[1]. 한편, 연료-공기 혼합과 화염유지를 향상시키기 위해 초음속 연소기 내에 공동을 설치하는 방법이 이용되고 있으며, 러시아 CIAM(Central Institute of Aviation Motors) 및 미 공군 등이 수행한 초음속 연소실험이 좋은 예이다[2-3].

한편, 초음속 연소 유동장과 관련된 유동의 비정상성(unsteadiness)은 스크램제트 연소기와 같은 공학 장치로의 응용가능성 때문에 중요한 관심사가 되어 왔으며, 현상을 이해하기 위해 광범위한 연구가 수행되었다. Papamoschou 등은 분사기 유동의 유체역학적 불안정성(instability)을 관찰하였으며[4], BenYaker 등은 초음속 연소 실험에서 초음속 연소가 불안정한 분사 제트의 큰 에디(eddy) 운동과 중첩됨을 보였다[5]. 그러나 현재까지 초음속 연소기의 동적 특성에 대한 포괄적인 연구는 찾아보기 어려우며, 이는 근본적인 메커니즘을 이해할 수 있을 정도의 시·공간적 분해능을 가진 고성능 실험 또는 계산을 통해 유동의 과도현상을 포착하기 어렵기 때문이다. 본 연구에서는 HyShot 프로그램의 일환으로 UQ의 T4 충격파 풍동을 이용하여 실험이 수행된 모델 스크램제트 실험 결과를 바탕으로 실질적인 스크램제트 연소기에 대해 비정상 유동과 화염의 동적 특성에 대해 살펴보고자 한다.

2. 수치적 접근 방법

2.1 지배방정식과 수치기법

비평형 화학반응을 수반하는 초음속 점성 유동장을 해석하기 위해 유동과 화학반응이 결합

된 형태의 화학종 보존 방정식과 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 보존 방정식을 직교 좌표계에서 보존형 벡터식으로 표현하면 다음과 같다.

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

위의 식 (1)에서 Q 는 보존 변수 벡터를 의미하며, F 와 G 및 F_v 와 G_v 는 각각 비점성 유동 벡터와 점성 유동 벡터이며, W 는 반응 및 난류에 의한 생성항을 의미한다. 수치적 해석을 위해서 지배방정식을 유한체적법을 이용하여 이산화하였다. 대류 플럭스항은 일반 좌표계에서 Roe의 FDS 기법을 사용하여 차분하였으며, MUSCL 기법을 이용하여 고차의 공간차분 정확도를 유지하였고, TVD 성질을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 점성항의 차분에는 중심차분법을 이용하였다. 차분된 방정식은 2차 정확도의 완전 내재적 시간적분을 수행하였으며, 시간 정확도와 해의 안정성을 위해 Newton 반복 계산이 부차적으로 사용되었다. 수소-공기 연소에 대한 화학반응은 25단계 8화학종(H, H₂, O, O₂, H₂O, OH, H₂O₂, HO₂)의 GRI-Mech 3.0 화학반응 모델을 사용하였으며[6], 질소의 해리에 의한 산화물의 생성은 연소기 내부 유동장에 거의 영향을 미치지 않는 것으로 알려져 있으므로 질소를 비활성 기체로 가정하였다. 난류 모델은 일반적으로 자유전단 경계층 문제에 많이 쓰이는 k-ε 모델과 벽면 경계층 문제에 유리한 k-ω 모델을 혼합한 Menter의 SST 모델을 사용하였다[7]. SST k-ω 모델의 혼합층과 제트 유동에 대한 예측이 우수하며, 초기값에 덜 민감한 것으로 알려져 있다.

2.2 초음속 연소기 모델 및 계산 조건

UQ의 T4 충격파 풍동을 이용한 지상실험은 $M_\infty = 6.5$, $p_\infty = 0.9 - 5.8$ kPa, $T_\infty = 285 - 291$ K의 자유유동에서 전엔탈피 3 MJ/kg의 조건에서 수행된다. 실험에 사용될 스크램제트 엔진은 크게 공기흡입구, 연소기, 추력면으로 구성되어 있다. 공기흡입구는 17° 기울어진 압축쌍기를 이용하

여 유동을 압축시킨다. 압축재기 및 연소기 앞전의 카울(cowl)을 통하여 압축된 공기 유동은 연소기 내에서 수소연료와 혼합/연소하며 추력면을 지나면서 팽창하여 추력을 얻게 된다. 실험에서 사용된 모델을 Fig. 1에 나타내었다.

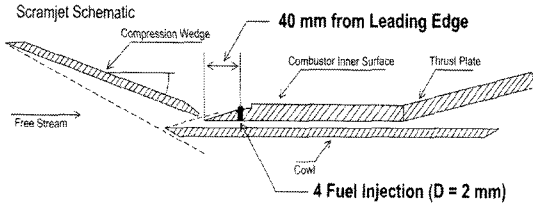


Fig. 1 HyShot model scramjet for ground test

연소기는 사각형 형태의 일정 단면적을 가지는 2차원 연소기이다. 연소기 내부면(combustor inner surface)에는 앞전 90 mm 지점으로부터 13 mm 간격으로 16개의 압력공(pressure hole)이 설치되어있고, 추력면은 12°기울어져 있다. 지름 2 mm 인 4개의 연료분사기가 연소기 앞전의 40 mm 지점에 존재하며 이 연료분사기로부터 수소가 유동장에 수직으로 분사된다. 본 연구에서는 2차원 해석을 위하여 4개의 연료 분사기를 동일한 면적을 가지는 하나의 슬릿 형태(75 mm × 0.168 mm)로 변환 하였으며, 자유류 조건, 연소기 입구 조건 및 연료분사기 출구조건은 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Experimental/Simulation conditions

	자유류	연소기입구	연료분사기
p [kPa]	2.22	82.11	307
T [K]	311	1229	250
Mach	6.75	2.79	1

(당량비 = 0.426)

한편, HyShot 프로그램은 로켓을 이용하여 스크램제트 엔진 구조물을 고도 350 km까지 쏘아 올린 후 자유낙하 하는 스크램제트 엔진이 고도

35 km - 23 km 사이에 약 5초간 실험이 수행된다. 실험고도를 비행하는 동안 스크램제트 엔진은 고도의 변화뿐만 아니라 회전운동, 세차운동, 받음각, 당량비 등이 변화한다. 이 가운데 UQ의 T4 충격과 풍동을 이용한 지상실험에서는 고도, 받음각, 당량비 등을 변화시켜 가면서 실험을 수행하였으며, 본 연구에서는 설계조건에 가장 근접한 고도 28 km, 받음각 0°, 당량비 0.426의 조건에 대한 해석을 수행하였다. 또한 지상실험에서는 연소기 전반에 걸쳐 유동장이 형성된 이후 1.2 ms가 지난 시점에서 데이터의 취득이 이루어졌으며, 본 연구에서도 이 기준을 따라 데이터를 취득하여 실험과 비교하였다.

3. 계산 결과 및 고찰

3.1 화염지지 기구 및 연소 특성

초음속 주 유동에 수직으로 분사되는 제트 유동은 과소팽창 상태로, 분사기 출구를 떠나 급격히 팽창하면서 난류 경계층을 통과하여 자유류와 충돌하게 된다. 분사기 상류의 비점성 영역에서는 수직 분사 제트에 의해 궁형 충격파가 발생하며, 이는 다시 분사기 앞전에서 경계층의 박리를 야기 한다. 박리된 경계층 내부에는 두 개의 서로 반대 방향의 재순환 영역이 존재하며, 이 아음속 재순환 영역이 초음속 연소의 화염지지기구 역할을 하는 것으로 알려져 있다.

Figure 2는 초음속 수직분사 연소 유동장에서 H₂ 및 OH의 분포와 거리에 따른 질량 분율을 나타낸 그림이다. H₂ 질량 분율의 경우, 분사기 이후에 존재하는 재순환 영역에 집중되어 있으며, 연소기 후방으로 가면서 점차 감소하는 경향을 보인다. 한편, OH 질량 분율은 분사기 상류의 재순환 영역에 비교적 큰 값을 가지며, 분사기 하류의 재순환 영역에서 거의 존재하지 않다가 연소기 후방으로 가면서 다시 증가하는 경향을 보인다. 즉, 분사기 상류 재순환 영역에서 H₂의 분포가 상대적으로 작음에도 OH의 분포가 크며, 이는 분사기 상류 재순환 영역이 화염지지기구의 역할을 하고 있음을 확인할 수 있다.

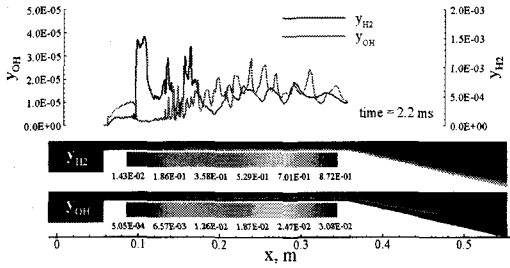


Fig.2 y_{H_2} and y_{OH} distribution in model scramjet combustor

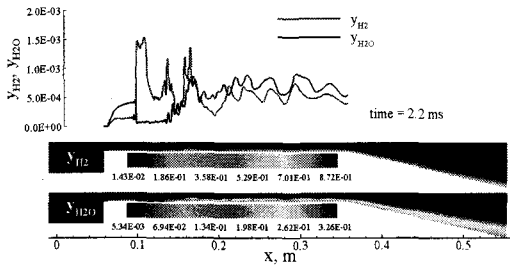


Fig.3 y_{H_2} and y_{H_2O} distribution in model scramjet combustor

Figure 3은 초음속 수직분사 연소 유동장에서 H_2 및 H_2O 의 분포와 거리에 따른 질량 분율을 나타낸 그림이다. 경사 충격파와 전단 혼합층의 상호작용으로 인해 전단 혼합층에 섭동이 발생하며, 이로 인한 연료-공기의 접촉 경계면 증가로 연료-공기의 혼합 및 연소가 촉진된다. 카울로부터 대략 15 cm 이후부터 활발한 연소 현상이 발생하며, 연소기 후방으로 갈수록 H_2 질량 분율이 점차 감소하고, H_2O 질량 분율이 증가하는 추세가 이를 뒷받침 한다. 이 경우에 있어 연소 효율 $\eta_c = 62\%$ 이며, 다소 낮은 편이다. 이는 3차원 수직분사 유동장에 나타나는 와류쌍 (vortex pair) 및 말발굽 와류(horseshoe vortex) 등의 유동구조가 2차원 해석에서는 고려되지 못하기 때문에 연료-공기의 혼합이 다소 감소하기 때문인 것으로 생각된다.

3.2 표면 압력 및 유동 불안정

앞서 언급된 바와 같이 HyShot 모델 스크램제트의 연소기 내부에는 앞전으로부터 90 mm 지

점에서 16개의 압력공이 설치되어 있으며, 연소기 전반에 걸쳐 유동장이 형성된 이후 1.2 ms가 지난 시점에서 데이터의 취득이 이루어졌다. 이 절에서는 같은 방법으로 수행된 계산결과와 실험결과를 비교함으로써 해석의 신뢰성을 검토하고자 한다.

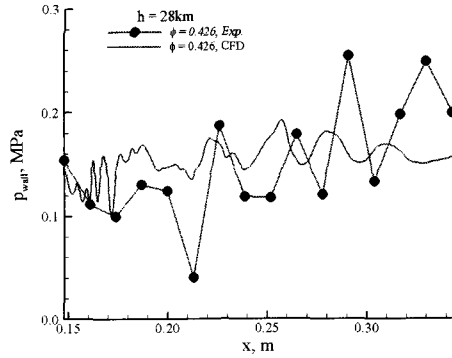


Fig.4 Surface static pressure comparison between experimental and computational results

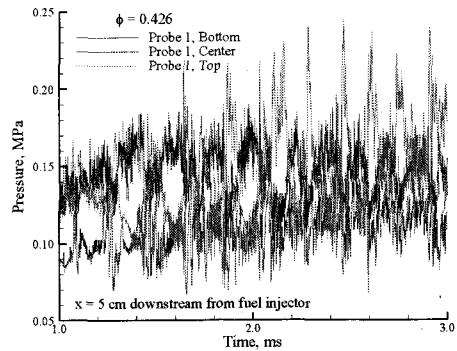


Fig.5 Pressure-time history at $x=5$ cm downstream from fuel injector

Figure 4는 고도 28 km, 받음각 0° , 당량비 0.426의 조건에 대한 지상실험 및 계산결과에서 연소기 바닥에서의 압력을 비교한 그래프이다. 실험결과에서 연소기 후방으로 갈수록 압력이 상승하고 있다. 즉, 연소기 후방으로 갈수록 연소가 활발하게 일어나고 있음을 알 수 있다. 계산결과에서도 연소기 후방으로 가면서 압력이

완만하게 상승하고 있으나, 그 상승폭이 실험에 비해서 낮은 편이다. 이는 앞서 언급한 3차원 유동구조의 부재 때문인 것으로 생각된다. 그러나 연소기 전반에 걸쳐 2차원 해석결과와 실험결과가 비교적 잘 일치하고 있다. Fig. 5는 연료 분사기 후방 5 cm 지점에서 연소기 바닥, 중앙, 윗벽에서의 시간에 대한 압력기록을 나타낸 그림이다. 초음속 유동에 내재된 유체역학적 불안정성과 관련된 고주파와 열·유체역학적 불안정성과 관련된 저주파가 혼재된 형태로 나타나고 있으며, 이는 연소기 내부 유동의 비정상성을 잘 보여주고 있다. 또한 유동의 주기적 특성 나타나고 있음을 볼 수 있다. 주요한 저주파의 주기는 대략 6 kHz 이다.

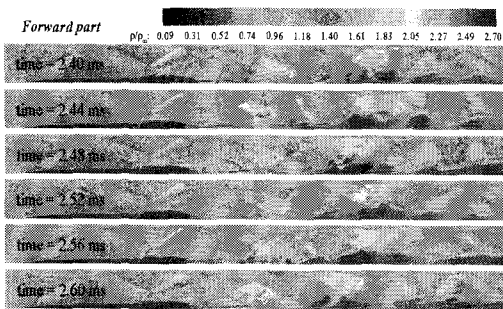


Fig. 6 Temporal variation of density contours

유동의 주기적 특성을 보다 자세히 살펴보기 위해 시간에 따른 밀도 분포를 Fig. 6에 나타내었다. 그림은 연료분사기를 포함하는 연소기 상부를 0.04 ms 간격으로 표시하였다. 이 그림으로부터 다음과 같은 사실을 알 수 있다. 초음속 주 유동에 수직으로 분사되는 연료 제트에 의해 발생한 궁형 충격파는 연소기 윗벽에 반사되어 경사 충격파의 형태로 연료-공기의 전단 혼합층과 상호작용하여 Richtmyer-Meshkov 섭동을 발생시킨다. 이 섭동은 연소기 바닥의 아음속 경계층을 따라 상류로 전파되며, 분사기 주변 유동장을 교란시킨 후 하류로 흘러간다. 이 과정에서 연료-공기의 접촉 경계면의 증가로 혼합 및 연소가 증대되며, 이러한 과정의 주기적 반복현상이 연소기 내부의 시간에 대한 압력기록에 나타나고 있다.

4. 결 론

HyShot 모델 스크램제트의 연소 유동장에 대한 비정상 해석을 수행하였다. 설계조건에 가장 근접한 고도 28 km, 받음각 0°, 당량비 0.426의 경우에 대한 해석 및 실험 결과와의 비교를 통해 아래와 같은 사실을 알 수 있었다.

- 1) 연소기 내부의 H₂ 및 OH 질량 분율 분포로부터 연료 분사기 상류 재순환 영역이 화염 지지구의 역할을 하고 있음을 확인 하였다.
- 2) 연소기 카울에서 약 15 cm 이후부터 활발한 연소가 발생하며, 연소 효율은 62% 이다.
- 3) 실험과 계산에서 얻어진 연소기 바닥에서의 압력을 비교를 통해, 연소기 전반에 걸쳐 2차원 해석이 실험을 비교적 잘 모사하고 있음을 확인 하였다.
- 4) 연료 분사기 후방 5 cm 지점에서 측정된 시간에 대한 압력기록을 통해, 유동의 주기적 특성을 및 원인을 분석하였다.

현재까지 수행된 결과를 바탕으로 고도, 받음각, 당량비의 영향에 대한 추가적 해석을 통해 HyShot 스크램제트 연소기의 초음속 연소 매커니즘을 이해하는데 도움이 될 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 고에너지물질 특화 연구센터의 HM-22 과제 및 과학기술부 NRL(과제번호: M10500000072-05J000007210) 사업의 지원을 받아 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

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. Kopenchenov, "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. Papamoschou, D., and Hubbard, D.G., "Visual Observations of Supersonic Transverse Jets," *Experiments in Fluids*, Vol. 14, May 1993, pp. 468-471.,
<http://supersonic.eng.uci.edu/scramjet.htm>
 5. Ben-Yakar, A., Kamel, M .R., Morris, C. I. and Hanson, R. K., "Experimental Investigation of H₂ Transverse Jet Combustion in Hypervelocity Flows," AIAA Paper 97-3019, 1997.
 6. 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/
 7. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy- Viscosity Turbulence Models for Engineering Application," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605.