

극초음속 스크램제트 엔진의 연소특성

원수희* · 정은주* · 정인석* · 최정열**

Combustion Characteristics of Hypersonic SCRamjet Engine

Su-Hee Won*, Eunju Jeong*, In-Seuck Jeung* and Jeong-Yeol Choi**

ABSTRACT

This paper describes numerical efforts to characterize the flame-holding and air-fuel mixing process of model SCRamjet engine combustor, where a hydrogen jet injected into a supersonic cross flow and in a cavity. Combustion phenomena in a model SCRamjet engine, which has been experimentally studied at University of Queensland and Australian National University using a free-piston shock tunnel, was observed around separation region of upstream of the normal injector and inside of cavity. The results show that the separation region and cavity generates several recirculation zones, which increase the fuel-air mixing. Self ignition occurs in the separation-freestream and cavity-freestream interface.

Key Words : Injection, Cavity, Flame Holding, Mixing, Combustion

1. 서 론

마하 6 이상의 높은 비행 속도를 가지는 차세대 비행체가 성공하기 위해서는 초음속 공기흡입 추진기관의 개발이 필수적이며 대표적인 추진기관으로 스크램제트 엔진이 알려져 있다. 극초음속 비행 속도영역에서 운용되는 스크램제트 엔진은 과도한 과열과 공기의 해리를 피하기 위해서 연소기 내부로 들어오는 유속이 초음속으로 유지되어야 한다. 또한 초음속 유동이 연소기 내부에 머무는 시간은 대표적인 비행조건에서 1ms 정도이므로, 이 시간 내에 효율적으로 연료가 분사되고 공기와 혼합되어 연소가 완전히 이루어져야 한다.

짧은 유동 체류 시간에 의하여 발생하는 문제점을 극복하기 위하여 연료 분사기의 형태와 분사 방법, 혼합방법 등에 대한 다양한 연구가 수행되어왔다. 가장 기초적이고 간단한 형상은 채

널 형태의 연소기에 수직으로 연료를 분사하는 것이며, 호주 UQ (University of Queensland)에서 주관하고 있는 HyShot 프로그램의 스크램제트 엔진이 이와 같은 형태를 가지고 있다[1]. 한편 연료-공기의 혼합과 화염지지(flame holding)를 위해서는 초음속 연소기 내에 공동(cavity)을 설치하는 방법이 대표적이며, ANU (Australian National University)의 스크램제트 엔진이 이와 같은 형태를 가지고 있다.

스크램제트 엔진의 반응 유동의 관점에서 살펴볼 때 점화 및 화염지지와 연료-공기 혼합은 분사 시스템의 설계에 있어서 고려되어야 할 중요한 두 가지 요소이다[6]. 연소기 내에서 일단 점화가 이루어지면 연소효율은 혼합효율과 직접적인 상관관계에 있으며, 자발 점화를 위해서는 적절한 정온도, 정압력, 연료-공기 혼합 및 유동 잔류시간이 필요하다. 자발 점화가 존재할 때, 연소기의 길이는 점화지연 시간과 유동의 속도에 비례해서 증가하게 되나 스크램제트 엔진의 추력 대 항력의 비는 연소기의 직경과 길이 사이의 비에 개략적으로 비례하므로 가능한 짧은 연소기의 길이가 요구된다. 따라서 초음속 연소기에서 화염지지기구는 점화지연시간의 감소 및 가능한 짧

* 서울대학교 항공우주공학과

† 연락처자, bulgome1@snu.ac.kr, (02-880-7390)

** 부산대학교 항공우주공학과

은 거리 내에서 화학반응을 위해 지속적인 활성기(radical)의 공급이 이루어져야 한다.

일반적으로 화염지지 기구는 다음과 같은 세가지 방법에 의해 이루어진다[7]. 첫째, 저속에서 연료-공기가 혼합될 수 있는 재순환 영역의 존재, 둘째, 국부적 또는 전체적으로 혼합된 연료-공기와 충격파 사이의 상호작용, 셋째, 혼합되지 않은 연료와 공기를 포함하고 있는 간섭구조(coherent structure)의 형성이 그것이다.

본 연구에서는 점화 및 화염지지와 연료-공기 혼합 기구의 관점에서 대표적인 두 가지 형태인 UQ의 수직분사 모델과 ANU의 공동을 가진 연소기 모델을 택하여 그 특성을 살펴보고자 한다.

2. 초음속 연소기 모델 및 수치해법

2.1 초음속 연소기 모델

2.1.1 UQ의 수직분사 연소기

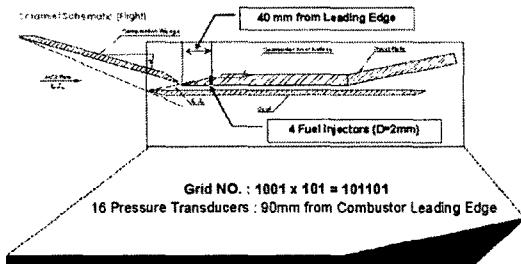


Fig. 1 UQ Normal Injection Model

UQ의 T4 충격파 공동을 이용한 지상실험은 $M_\infty = 6.5$, $p_\infty = 0.9 - 5.8 \text{ kPa}$, $T_\infty = 285 - 291 \text{ K}$ 의 자유유동에서 전엔탈피 3.0 MJkg^{-1} 의 조건에서 수행된다[3].

실험에 사용될 스크램제트 엔진은 크게 공기흡입구, 연소기, 추력면으로 구성되어 있다. 공기흡입구는 17° 기울어진 압축뿔을 이용하여 유동을 압축시킨다. 압축뿔 및 연소기 앞전의 카울(cowl)을 통하여 압축된 유동은 연소기 내에서 수소연료와 혼합/연소하며 추력면을 지나면서 팽창하여 추력을 얻게 된다. 실험에서 사용된 모델 및 계산을 위한 연소기 격자를 Fig. 1에 나타내었다.

연소기는 사각형 형태의 일정한 단면적을 가지는 2차원 연소기이며, 연소기 내부면(combustor inner surface)의 앞전 90mm 지점으로부터 13mm 간격으로 16개의 압력측정 장치가 설치되어 있고 추력면은 12°기울어져 있으며 연소기 출구 11mm 지점으로부터 13mm 간격으로 11개의 압력측정 장치가 설치되어 있다. 지름 2mm 인 4개의 연료분사기가 연소기 앞전의 40 mm 지점

에 존재하며 이 연료분사기로부터 수소가 유동장에 수직으로 분사된다. 본 연구에서는 2차원 해석을 위하여 4개의 연료분사기를 동일한 면적을 가지는 하나의 슬릿 형태(75mm x 0.168mm)로 변환 하였으며, 자유유동 조건, 연소기 입구 조건 및 연료분사기 출구조건은 아래의 Table 1에 나타내었다. 공기흡입구의 압축뿔, 연소기, 추력면의 크기는 각각 305mm x 100mm, 300mm x 75mm x 9.8mm, 200mm x 75mm 이다.

Table 1. Experimental Condition of UQ

	자유유동	연소기입구	연료분사기
P[kPa]	2.216	83.48	307.14
T[K]	311	1256	250
Mach	6.750	2.74	1.0

($\Phi=0.426$)

2.1.2 ANU의 공동을 가진 연소기

ANU의 공동을 가진 연소기 모델은 T3 충격파 공동을 이용하여 실험이 수행되었으며 실험 조건으로는 연소기 입구에서의 마하수가 3.8이 되도록 하였는데, 이는 비행 마하수가 대략 9에서 작동하는 스크램제트 엔진을 모사하기 위함이다. 또한, 연소기 공기 흡입구에서의 압력은 110kPa, 온도는 1100K, 속도는 2390m/sec 이다. 연료는 상온의 수소를 사용하며, 마하수 1로 공동의 후경사면에서 수직으로 분사되며 당량비는 연료의 분사 압력에 의해 조절된다. 실험조건을 아래의 Table 2에 나타내었다.

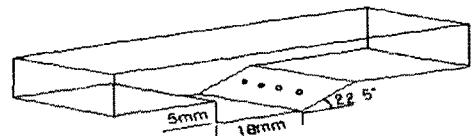


Fig. 2 ANU Cavity Injection Model

Fig. 2에 공동이 있는 연소기의 개략도를 나타내었다. 공기 흡입구는 높이 25mm, 폭 50mm으로 이루어져 있고, 연소기 입구로부터 152.5mm 지점에 깊이 5mm, 폭 30mm의 공동이 있다. 공동의 경사면에는 4개의 연료 분사기가 존재한다. 벽면 압력을 측정하기 위해 모델의 바닥부분에 PCB 타입 113M65인 압력 센서를 설치하였고, 옆 벽면 부분에 가시화창을 설치하여 가시화를 가능케 하였다.

Table 2. Experimental Condition of ANU

	연소기입구	연료분사기
P[kPa]	110	317
T[K]	1100	253
Mach	3.8	1.0

($\Phi=0.15$)

2.2 수치해법

2.2.1 지배방정식

비평형 화학 반응을 수반하는 초음속 점성 유동장을 해석하기 위하여 유동과 화학반응이 완전히 결합된 형태의 화학종 보존 방정식과 Navier-Stokes 방정식 및 에너지 보존 방정식을 축 대칭 좌표계에서 보존형의 벡터식으로 표현하면 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \alpha \mathbf{H} = \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \alpha \mathbf{H}_v + \mathbf{W}$$

2차원 직교 좌표계에서는 $\alpha=0$ 이고, 축대칭 좌표계에서는 $\alpha=1$ 이다. 각 벡터의 구체적인 표현식은 다음과 같다.

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \vdots \\ \rho_N \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho k \\ \rho w \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho_1 u \\ \rho_2 u \\ \vdots \\ \rho_N u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \\ \rho uk \\ \rho uw \end{bmatrix}, \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \rho_2 v \\ \vdots \\ \rho_N v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \\ \rho vk \\ \rho vw \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \rho_2 v \\ \vdots \\ \rho_N v \\ \rho uv \\ \rho v^2 \\ (e+p)v \\ \rho vk \\ \rho vw \end{bmatrix}, \mathbf{W} = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_N \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ s_1 \\ s_2 \end{bmatrix}, \mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} -\rho_1 u_1^d \\ -\rho_2 u_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N u_N^d \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \beta_x \\ \mu_k \partial k / \partial x \\ \mu_w \partial w / \partial x \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_v = \begin{bmatrix} -\rho_1 v_1^d \\ -\rho_2 v_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N v_N^d \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \beta_y \\ \mu_k \partial k / \partial y \\ \mu_w \partial w / \partial y \end{bmatrix}, \mathbf{H}_v = \frac{1}{y} \begin{bmatrix} -\rho_1 v_1^d \\ -\rho_2 v_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N v_N^d \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} - \tau_{\theta\theta} \\ \beta_y \\ \mu_k \partial k / \partial y \\ \mu_w \partial w / \partial y \end{bmatrix}$$

난류 모델은 일반적으로 자유 전단 경계층 문제에 많이 쓰이는 일반 $k-\epsilon$ 모델과 벽면 경계층 문제에 유리한 Wilcox의 $k-\omega$ 모델을 혼합한 Menter의 SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다.

2.2.2 수치해법

수치적인 해석을 위하여 지배 방정식을 유한 체적법을 이용하여 이산화 하였다. 대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 Roe의 FDS 기법을 사용하여 차분하였으며, MUSCL 기법을 이용하여 고차의 공간차분 정확도를 유지하였고, TVD 성질을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 점성항의 차분에는 중심 차분법을 이용하였다. 또한 LU-SGS 기법을 이용하여 완전 내제적인 시간적분을 수행하였다[13-14].

3. 계산 결과

3.1 수직분사 계산결과

3.1.1 연소유지기구

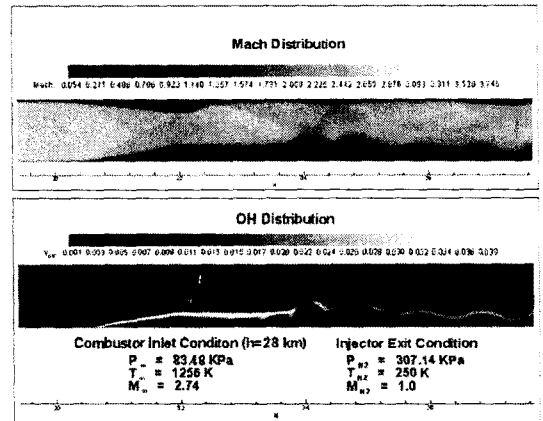


Fig. 3 Ignition and Combustion Regions of Jet-in-Cross-Flow

UQ의 수직분사 모델에 대하여 반응유동에 대한 해석을 수행하였다. 연소기 입구 조건을 구하기 위하여 Table 1 에 나타난 실험조건을 이용하여 공기흡입구 유동을 계산하였으며, 이를 연소기 내부유동을 풀기위한 입구조건으로 사용하였다. 공기흡입구 유동에 대한 자세한 내용 및 방법은 참고 문헌에 정리되어 있다.[9]

Fig. 3은 연료분사기 주변의 마하수 및 OH 활성기 분포를 나타낸 그림이다. 마하수 분포를 통해 연료분사기 앞전과 뒷전이 아음속 영역임을 알 수 있고, 화염면에서 발생하는 OH분포는 점화 과정의 전개 및 구조를 나타내고 있다. 초음속 유동장으로 분사되는 수소 연료로 인해 연소기 앞전에는 강한 궁형 충격파가 발생하며 이는 연료분사기 앞전유동의 박리를 야기한다. 박리 영역 내에서 경계층과 연료는 아음속으로 혼합되며, 충분히 높은 온도와 풍부한 반응기로 인해 자발 점화가 발생한다. 그림의 OH 활성기 분포로부터 화염면은 초음속 유동장과 박리 영역이

만나는 경계면에서 존재하는 것을 알 수 있다. 또한 연료분사기 앞전의 박리영역에서 발생한 화염은 연료-공기 혼합층을 따라 물결모양의 화염면을 형성하고 있으며, 연료분사기 뒷전의 재순환 영역은 화염의 존재 없이 연료-공기 유동의 혼합만을 촉진 시킨다. 이에 대한 설명은 다음 단락에서 이루어 질 것이다. 따라서 초음속 유동장으로의 연료의 수직분사에서 연료분사기 앞전의 박리영역은 자발 점화 및 화염지지기구의 역할을 함을 알 수 있었다.

3.1.2 연료-공기 혼합 및 연소현상

수직 연료분사 모델에 대한 연료-공기 혼합 및 물결모양의 화염면이 존재하는 연소현상 해석을 위해 비반응 유동 및 반응유동에 대해 수소 연료 분포를 비교해 보았다. 반응 및 비반응 유동의 수소 연료 분포 형상의 차이는 연소기 내에 존재하는 복잡한 충격과 구조 및 재순환 영역과 박리 기포의 결합에 기인한 것으로 생각된다.

Fig. 4 와 Fig. 5은 시간의 경과에 따른 비반응 및 반응 유동에서의 수소 연료의 분포를 나타낸 그림이다. Fig. 4에 나타난 비반응 유동의 수소 분포는 시간의 경과에 관계없이 비교적 안정된 형태의 보이고 있으나 이 때문에 연료-공기의 혼합이 활발하지 못하고 대부분의 연료가 연소기 바닥면에 존재하는 것을 볼 수 있다. 그러나 Fig. 5에 나타난 반응 유동에서의 수소 분포는 시간이 경과함에 따라 처음의 안정된 상태에서 벗어나 반복된 형태의 물결형상으로 전이되었으며, 시간이 더 경과하게 되면 물결형상의 반복 주기는 늘어나는 것을 볼 수 있다. 이러한 반복된 형태의 물결형상은 연료-공기의 접촉 경계면을 증가시켜 혼합을 증진 시키는 역할을 한다. 증가된 연료-공기의 혼합 경계면을 따라 화염면이 존재하고 있다.

Fig. 6와 Fig. 7은 각각 Fig. 4와 Fig. 5에 대하여 같은 시간에서의 충격과 구조를 보여주고 있다. 처음 두 단계에서는 비교적 비슷한 형상의 충격과 구조를 보여주고 있으나, 나머지 두 단계에서는 확연히 다른 형태를 보여주고 있다. 첫 단계의 그림에서는 공통적으로 연료분사기 앞전의 박리영역에 의해 강한 충격파가 발생하며, 이 충격파는 연소기 윗면에 충돌하면서 박리기포를 형성한다. 연소기 윗면의 박리기포는 다시 충격파를 야기하며 이 충격파는 연소기 바닥에 반사되면서 연소기 바닥에 박리기포를 형성시킨다. 둘째 단계의 그림에서는 연소기 윗면의 박리기포가 성장하면서 박리기포 후방에서 강한 재부착 충격파가 발생하며 이 충격파가 연소기 바닥에 충돌하면서 연소기 바닥의 박리기포를 성장시킨다. 이렇게 형성된 연소기 바닥의 박리기포는 연

료분사기 뒷전의 재순환 영역과 결합하여 물결형상의 화염면을 형성시키는 원인이 된다. 여기서 반응 유동과 비반응 유동사이의 차이점은 반응 유동의 경우 이미 연료분사기 후류에서 연소현상이 발생하고 있기 때문에 배압이 상대적으로 높아 비반응 유동에 비해 강한 충격과 구조를 야기시키고 이는 박리기포의 성장을 더욱 촉진시킨다. 또한 같은 시간에서 추출한 그림임에도 불구하고 반응유동의 충격과 구조가 비반응 유동에 비해 앞으로 더 많이 밀려나 있는 것을 볼 수 있다. Fig. 6와 Fig. 7의 나머지 두 단계에서는 충격과 구조가 확연히 다른데 이는 반응유동에서 발생한 연소로 인해 후류 압력의 영향으로 충격과 구조가 변형되기 때문으로 사료된다.

Fig. 8과 Fig. 9는 상술된 과정을 통해 발생한 연료분사기 뒷전의 재순환 영역과 박리기포의 결합과정을 유선을 이용하여 나타낸 그림이다. 연료의 분사와 충격파의 충돌로 인해 각각 발생된 재순환 영역과 박리기포는 박리기포가 앞으로 전진하여 결합한다. 재순환 영역과 박리기포 사이에는 재순환 영역에 의한 팽창파의 영향으로 주위보다 압력이 낮으며 또한 박리기포 후류는 여러충격파를 지닌 유동 및 연소가 존재하므로 상대적으로 압력이 높다. 따라서 이러한 압력차로 인하여 박리기포는 앞으로 전진하게 되며 종국에는 재순환 영역과 결합하여 하나가 된다. 위에서 언급한 바와 같이 비반응 유동에 비해 반응 유동에서는 강한 충격파와 연소현상에 의해 생성된 강한 재순환 영역과 박리기포가 존재하므로 결합된 형태의 재순환 영역도 비반응 유동보다 훨씬 강하다. 이렇게 형성된 강한 하나의 재순환 영역은 연료분사기 뒷전에서 수소연료에 강한 섭동을 가하게 되며 이러한 섭동에 의해 수소의 연료분포는 물결모양을 이루게 되며 연료-혼합의 증진에 의해 활발한 연소가 발생하게 된다.

이상에서 살펴본 바와 같이 연료분사와 충격과 구조는 재순환 영역과 박리기포를 형성시키며, 재순환 영역과 박리기포의 결합을 통하여 연료-공기의 접촉 경계면의 증가를 통한 혼합이 촉진되고, 이는 초음속 연소기 내에서 연소현상을 유지 시켜준다.

3.2 공동을 가진 연소기 계산결과

공동은 화염지지를 위해 사용될 수 있다. 효율적인 초음속 연소를 위해 필요한 연소기의 길이를 줄이고자하는 노력이 이루어져 왔고 이를 위해 초음속 연소기 벽면에 공동을 설치하게 되었다. 주된 아이디어는 공동내의 유도시간(induction time)을 줄이기 위해 충분한 온도와 풍부한 반응기를 가두어 두는 재순환 영역을 생성하고 이것으로 연료와 공기의 혼합에 의한 자발점화가 이루어

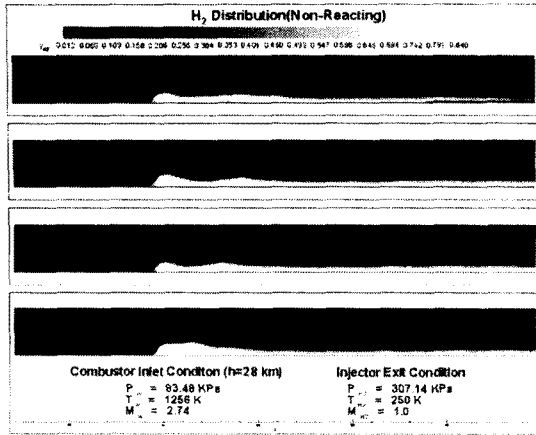


Fig. 4 H₂ Distribution around Injector in Non-Reacting Flow

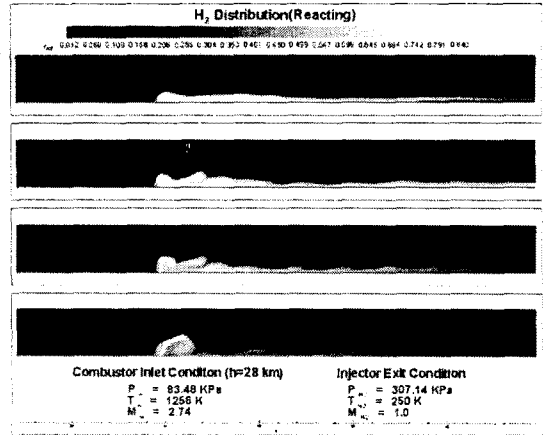


Fig. 5 H₂ Distribution around Injector in Reacting Flow

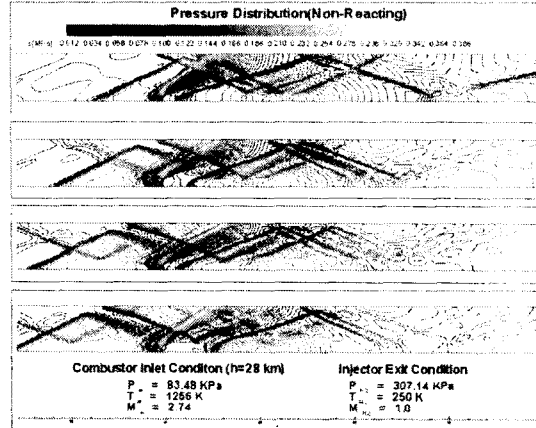


그림 6 Shock Structures around Injector in Non-Reacting Flow

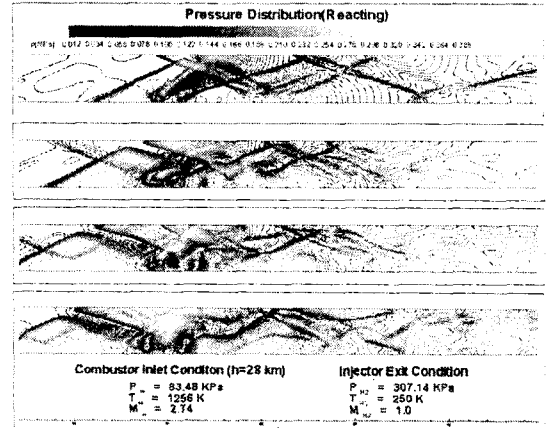


그림 7 Shock Structures around Injector in Reacting Flow

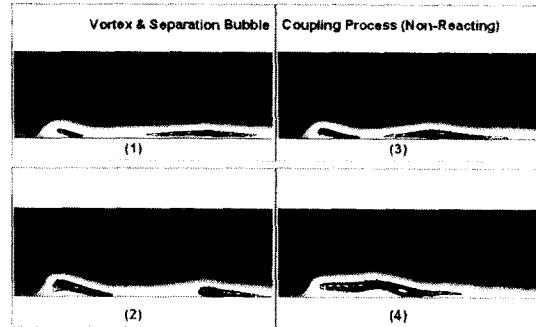


Fig. 8 Vortex & Separation Bubble Coupling Process in Non-Reacting Flow

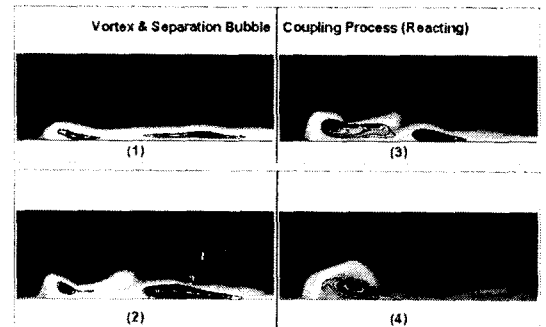


Fig. 9 Vortex & Separation Bubble Coupling Process in Reacting Flow

어 질 수 있도록 하는 것이다. 하지만 안정적인 연소 과정에 있어서 공동의 재순환 영역은 연속적인 접화의 근원이 되기에 안정적이어야 한다.

이러한 공동에 대한 아이디어 가운데 하나로서

공동의 후경사면에서 연료를 수직으로 분사하는 ANU 연소기 모델에 대한 연료-공기 혼합 및 연소현상 해석을 위해 반응유동에 대해 계산을 수행하였다.

Fig. 10은 공동은 가진 ANU 연소기의 반응

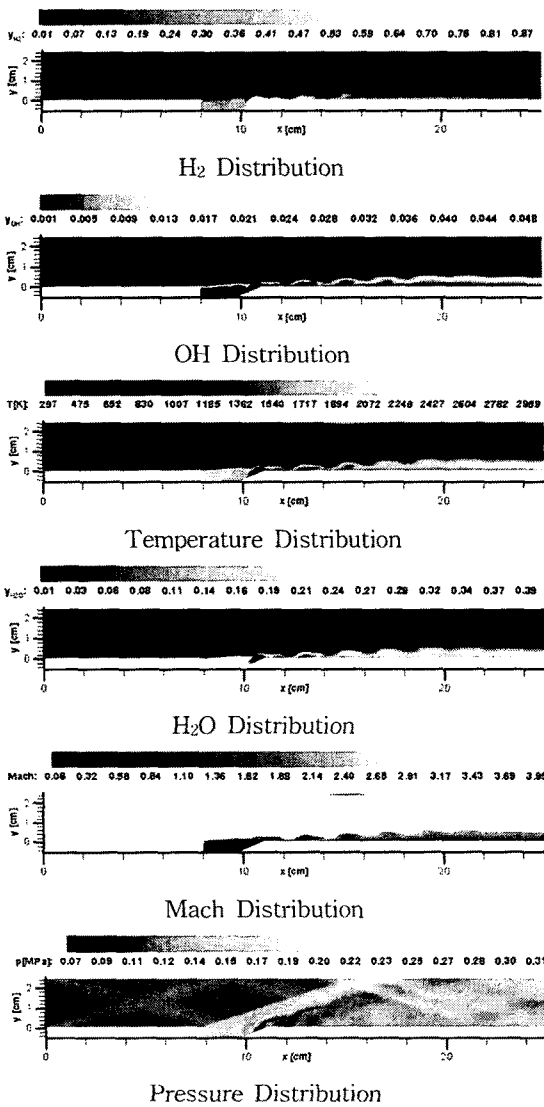


Fig. 10 Reacting Flow Property Distributions in Supersonic Combustor with Cavity

유동의 결과를 도시한 그림이다. 먼저 공동 주변의 수소 연료분포를 살펴보면, 공동 내부에 비교적 균일한 형태로 분포되어 있음을 알 수 있다. 빠른 속도의 자유류와 공동 내의 느린 유동에 의해 발생하는 재순환 영역 뿐만 아니라 경사면에서 분사되는 연료에 의해 형성된 강한 재순환 영역이 존재하여 연료-공기의 혼합이 활발히 일어난다. 따라서 공동 내에 존재하는 충분한 반응기는 전단 혼합층과의 상호작용으로 인해 점화되며 연소를 촉진시킨다. 공동의 외부와 자유유동의 경계면에 나타나는 OH 활성기의 분포가 이를 보여주고 있다. 공동 내부의 온도분포 및 H₂O에서 공동내부에서 비교적 균일한 연소가 발생함을 보

여주고 있으며 따라서 공동은 화염지지기구로서 역할을 하고 있음을 알 수 있었다. 마하수 분포 및 OH 활성기 분포에서 연료-공기 경계층을 따라 초음속 연소가 일어남을 볼 수 있다. 또한 경사면을 가진 공동은 경사충격파와 전단 혼합층의 상호 작용으로 인한 전단 혼합층의 섭동에 의한 영향이 비교적 작으며 이는 공동 후면에 경사가 있을 경우 공동의 진동이 감소하는 유체역학적 특징 외에도 경사면에서 분사하는 연료로 인해 전단층이 성장하여 물리적 특성이 바뀐 것으로 생각된다.

4. 결론

화염안정 및 연료-공기 혼합을 위한 기법은 여러 다른 방법들을 통해서 초음속 연소에 적용이 될 수가 있는데, 그 중에서 가장 간단한 방법 중의 하나는 벽면으로부터의 수직 분사이며, 다른 대표적인 방법으로 초음속 연소기 내에 공동을 설치하는 방법이 있다. 본 연구는 수직분사 모델로서 UQ의 HyShot 프로그램의 스크램제트 엔진을 이용하였고, 연소기 내에 공동을 가진 모델로서 ANU의 스크램제트 엔진을 통하여 비반응 및 반응유동의 계산을 수행하고 해석하였다.

수직 분사의 경우, 연료 분사기 앞전에 발생하는 박리영역에서 연료-공기 혼합 및 점화가 발생하며 이 박리영역이 화염지지기구 역할을 함을 알 수 있었다. 또한 연료분사기 후방에 존재하는 재순환 영역과 충격파에 의해 야기된 박리영역이 결합함으로써 연료분사기 하류의 연료-공기 혼합을 증진시키고 물결형상의 화염면을 유지하는 것을 볼 수 있었다.

공동의 후경사면에서 수직으로 연료를 분사하는 경우, 공동 내부에 충분한 온도와 풍부한 반응기기 집중된 재순환 영역이 형성되며 전단 혼합층과의 상호작용으로 인해 자발점화 및 화염지지기로서의 공동의 역할을 확인 할 수 있었다. 그러나 공동을 가진 연소기는 공동의 형상 및 가로세로비 등에 따른 공동 자체가 가지는 복잡한 유체역학적인 특징으로 인해 보다 심도 깊은 연구가 수행되어야 할 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 서울대학교 BK21 기계 분야 사업의 일환으로 University of Queensland 및 호주국방

대학(ADFA) 호주국립대학(ANU)과의 국제 공동 연구의 일부이며, 이에 감사드립니다.

참고문헌

- [1] R.R. Boyce, A. Paull, "Scramjet Intake and Exhaust CFD Studies for HyShot Scramjet Flight Experiment," AIAA/NAL/NASDA/ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 24-27 April 2001, Japan
- [2] S. Mölder, R.J. McGregor, T.W. Paisley, "Performance of Three Hypersonic Air Inlets", 1531-1536, 22nd International Symposium on Shock Waves, Imperial College, London, UK, July 18-23, 1999
- [3] R. R. Boyce, M. Frost, A. Paull, "Combustor and Nozzle CFD Calculations for the HyShot Scramjet Flight Experiment," AIAA-2002-5268
- [4] J. Odam, A. Paull, "Internal Combustor Scramjet Pressure Measurements in the T4 Shock Tunnel," AIAA Joint Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Orleans, France, Sept. 29 - Oct. 4, 2002
- [5] A. Ben-Yakar, and R. K. Hanson, "Characterization of Expansion Tube Flows for Hypervelocity Combustion Studies," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 4, July-August 2002
- [6] A. Ben-Yakar, and R. K. Hanson, "Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 4, July-August 2001
- [7] A. Ben-Yakar, and R. K. Hanson, "Experimental Investigation of Flame-Holding Capability of Hydrogen Transverse Jet in Supersonic Cross-Flow," *Proceedings of the Twenty-Seventh International Symposium on Combustion*, Combustion Inst., Pittsburgh, PA, 1998, pp. 2173-2180
- [8] M. R. Gruber and A. S. Nejad, "Mixing and Penetration Studies of Sonic Jets in a Mach 2 Freestream," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 11, No. 2, March-April 1995
- [9] 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 HyShot 스크램제트 엔진의 연소특성에 대한 연구," 한국항공우주학회, 2003년 추계학술발표회 논문집(II), pp. 1087-1090
- [10] K. H. Yu, K. J. Wilson, K. C. Schadow, "Effect of Flame-Holding Cavities on Supersonic-Combustion Performance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol 17, No. 6, 2001, pp. 1287-1295
- [11] W. C. Gardiner, Jr., "Combustion Chemistry," Springer-Verlag, New York, 1984.
- [12] P.L. Roe, "Approximation Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp. 357-372
- [13] C. Hirsch, "Numerical Computation of Internal and External Flows," Vol. 2, John Wiley & Sons, New York, 1990
- [14] S. Shuen, and S. Yoon, "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, 1989, pp. 1752-1760