

# 모델 스크램제트 연소기내의 열질식과정 수치해석

문귀원\* · 최정열\*\* · 정인석\*

## Numerical Analysis on the Thermal Choking Process In a Model SCRamjet Engine

G.-W. Moon, J.-Y. Choi, and I.-S. Jeung

**Key Words :** 스크램제트, 초음속연소, 열적질식

### Abstract

A numerical study was conducted for the investigation of thermal choking process in a model scramjet engine based on the experimental results at the Australian National University. The results of numerical simulation showed that thermal choking process could be related to the interaction between hypersonic flow and fuel-air mixing process. Especially, we could make sure that turbulent mixing was most important parameter to the thermal choking process.

### 1. 서론

극 초음속 여객기와 군사용 항공기에 대한 수요가 증가함에 따라 새로운 개념의 다양한 추진 기관에 대한 연구가 진행되어 왔다. 초음속 비행에서 쓰이는 램 제트 엔진은 초음속으로 유입되는 공기를 램 압축에 의해 아음속으로 감속시켜서 연소기에 공급한다. 즉, 엔진 입구에는 초음속 유동이 들어오지만 연소기에서는 아음속의 공기가 공급되어 연소가 이루어지고 노즐에서의 유동 팽창을 통해 추력을 얻게 된다. 그러나,

램 제트 엔진을 탑재한 비행체가 극 초음속으로 비행하게 되면, 흡입된 공기의 지나친 감속으로 인해 공력 저항이 발생하고 연소기에 공급되는 온도가 과도하게 높아져 흡열반응인 열 해리 현상이 생긴다. 열 해리 현상은 연소 과정을 통해서 얻은 화학 에너지의 일부를 소모하여 노즐에서의 추력손실을 일으킨다. 따라서 극 초음속 비행체에서는 연소기의 흡입구 유속을 온도가 과도하게 높아지지 않도록 마하수 2~3 까지만 감속시킴으로써, 초음속 유동장 내에서 연소 과정을 진행시키는 스크램제트(SCRamjet; Supersonic Combustion Ramjet) 엔진이 쓰이게 된다. 그러므로, 스크램 제트 엔진에서는 고속의 공기가 연소실 내를 통과하는 시간은 수 ms 정

---

\* 서울대학교 항공우주공학과

\*\* 부산대학교 항공우주공학과

도에 지나지 않으며, 이 과정동안 분사되는 연료와 급속한 혼합이 이루어져야만 효과적인 연소가 가능하다.

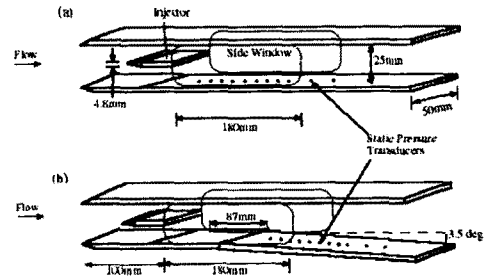
그런데 이러한 과정을 통하여 연소가 일어난 경우에 연소과정에 의한 열 방출이 어떤 임계값보다 크게 되면 연소실내에서의 마하수는 1로 떨어지게 되고, 유동은 열적으로 질식되게 된다[1]. 즉, 이러한 질식유동은 연소실입구에 수직 충격파를 형성하게 된다. ‘불발’이라고 알려진 이러한 과정은 결과적으로 큰 저항을 만들게 되어 극 초음속 비행시에 엔진의 성능을 급격히 떨어뜨리게 한다.

본 연구에서는 호주국립대학 (ANU; Australian National University)에서 수행된 스크램 제트 모델엔진에서의 열적질식에 대한 실험결과를 바탕으로, 연소기 내에서 연료와 공기의 혼합형태와 혼합정도가 열적질식 현상에 미치는 영향을 파악함으로써 연소기내에서의 연소메카니즘 규명을 위한 기초자료로 활용하고자 한다.

## 2. 초음속 연소기의 모델

본 연구에서 사용된 연소기는 호주국립대학의 O’Byrne 등의 실험[2,3]에 사용된 연소기와 같으며, 연소기 모델의 개략도는 Fig. 1에 나타내었다. 연소기는 중앙 연료분사 장치가 있는 사각형 덕트 형상으로, 단면은 25×50 mm 그리고 길이는 400 mm 이다. 인젝터의 두께는 4.8 mm 이며 평평한 뒤쪽면에서 Mach 2.5의 속도를 가진 공기 유동장으로 분사된다. 연료-공기의 당량비는 인젝터에서의 분사압력을 변화시킴으로써 조절된다.

Fig. 1 Schematic of the scramjet model.



(a) Constant-area duct (b) Duct with 3.5° diverging section to prevent choking

Table 1은 초음속 모델 연소기의 초기 조건을 보여준다. 온도 1200K, 압력 1.0atm의 공기가 Mach 2.5의 속도로 연소실내로 흡입된다. 이러한 공기 유동 조건은 반사충격파 모드로 작동되는 T3 자유피스톤 충격파 터널 장치를 이용하여 생성되었는데, 이는 비행마하수 약 6에 해당하는 높은 유동속도와 엔탈피를 가지는 유동이다.

	$H_0$ (MJ/kg)	$u$ (m/s)	$T$ (K)	$P$ (atm)
Res.	2.8	-	2500	95.0
Entrance	-	1710	1200	1.0

Table 1 Flow properties in shock tube and combustor inlet for scramjet tests. Res.=shock tunnel reservoir conditions, Entrance=conditions at combustor entrance

## 3. 지배방정식과 수치해법

### 3.1 지배방정식

연소기 내의 화학반응이 있는 초음속 점성 유동장을 해석하기 위하여, 다원 혼합기체에 관한 2차원 Navier-Stokes

방정식을 이용하였다. 유동장의 해석을 용이하게 하기 위하여 지배방정식을 무차원화하고 일반화된 곡선  $(\xi, \eta)$  좌표계로 변환을 하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{J} \frac{\partial Q}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta} = \frac{1}{J} W + \frac{\partial F}{\partial \xi} + \frac{\partial G}{\partial \eta}$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \rho_2 \\ \vdots \\ \rho_N \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix} \quad F = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 U \\ \rho_2 U \\ \vdots \\ \rho_N U \\ \rho u U + \xi_x p \\ \rho v U + \xi_y p \\ U(e + p) \end{bmatrix}$$

$$G = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho_1 V \\ \rho_2 V \\ \vdots \\ \rho_N V \\ \rho u V + \eta_x p \\ \rho v V + \eta_y p \\ V(e + p) \end{bmatrix} \quad W = \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \vdots \\ w_N \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$F_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 U_1^d \\ -\rho_2 U_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N U_N^d \\ \xi_x \tau_{xx} + \xi_y \tau_{xy} \\ \xi_x \tau_{xy} + \xi_y \tau_{yy} \\ \xi_x \beta_x + \xi_y \beta_y \end{bmatrix} \quad G_v = \frac{1}{JRa} \begin{bmatrix} -\rho_1 V_1^d \\ -\rho_2 V_2^d \\ \vdots \\ -\rho_N V_N^d \\ \eta_x \tau_{xx} + \eta_y \tau_{xy} \\ \eta_x \tau_{xy} + \eta_y \tau_{yy} \\ \eta_x \beta_x + \eta_y \beta_y \end{bmatrix}$$

$\rho$ 는 각 화학종의 밀도  $\rho_k$ 의 총합이고,  $u, v$ 는 직교 좌표계에서의 속도이다. 총 에너지  $e$ 는 내부에너지와 운동 에너지의 합으로 나타낸다.  $U$ 와  $V$ 는 곡선 좌표계에서의 반전 속도이다.  $\xi_x, \xi_y, \eta_x, \eta_y, J$  등은 좌표 변환에 쓰이는 값들이다. 압력은 다음과 같이 이상기체 상태방정식에 의해 구해진다.

$$p = \sum_{k=1}^N \frac{\rho_k}{M_k} RT$$

$M_k$ 는 화학종  $k$ 의 분자량이고  $R$ 은 일반기체 상수이다. 온도  $T$ 는 정의된 총에너지 양에서 Newton-Raphson 반복법을 이용하여 구했다. 각 화학종의 비열은 6000K까지 유효한 NASA 다항식을 이용하였다[4].

확산 속도  $U'_i, V'_i$  계산에는 다원 확산 방정식을 풀어야 하지만 편의상 Fick's law를 이용하였다. 이원 확산계수는 Chapman - Enskog theory를 이용하여 구하였다[5]. 각 화학종의 열전달 계수와 동점성 계수는 6000K까지 유효한 온도의 다항식 표현을 인용했다[6].

$Ra$ 는 음속을 기준으로 한 Reynolds 수이다.

### 3.2 화학반응 모델과 난류 모델

$N_r$ 개의 화학반응에서  $k$ 번째의 화학종 생성률  $w_k$ 는 다음과 같이 나타낸다.

$$w_k = M_k \sum_{r=1}^{N_r} (v_{k,r}' - v_{k,r}'') \left[ k_{f,r} \prod_{i=1}^N \left( \frac{\rho_i}{M_i} \right)^{\nu_{i,r}'} - k_{b,r} \prod_{i=1}^N \left( \frac{\rho_i}{M_i} \right)^{\nu_{i,r}''} \right]$$

$$k_r = A_r T^{B_r} \exp(-E_r^*/T)$$

$v_{k,r}', v_{k,r}''$ 는 각 화학반응의 stoichiometric 계수이다.  $k_{f,r}, k_{b,r}$ 는 Arrhenius의 식으로 나타내는 전방, 후방 반응률 상수이다.

수소-공기 혼합기체에 대한 화학 반응 모델은 GRI-Mech. 2.11 반응 모델에 기초하여 사용하였다. 여기서는 연소의 반응에 큰 영향을 미치지 않는  $N_2$ 의 해리 반응을 제외하여, H,  $H_2$ , O,  $O_2$ ,  $H_2O$ , OH,  $H_2O_2$  및  $HO_2$ 의 8개 반응성 화학종과  $N_2$ 를 비활성 기체로써 고려한 25단계 화학 반응을 이용하였다[7].

본 실험에 쓰인 모델에서는 유동장이 높은 레이놀즈수를 갖고 또 인젝터 뒤

에서 와류가 생기기 때문에 난류 모델을 도입할 필요성이 있다. 2 방정식 모델을 선택하여 화학종 보존 방정식, 모멘텀 보존 방정식, 에너지 방정식과 결합하여 해를 구하였다. 전단 경계층 문제에 많이 쓰이는 일반  $k-\varepsilon$  모델과 벽면 난류 현상 예측에 유리한 Wilcox의  $k-\omega$  모델 [8]을 혼합한 Menter의 SST (Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다[9].

$$\frac{D\rho k}{Dt} = \tau_{i,j} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta' \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma' \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right]$$

$$\frac{D\rho \omega}{Dt} = \frac{\alpha}{\nu_t} \tau_{i,j} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[ (\mu + \sigma \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right]$$

$$+ 2(1-F)\sigma \frac{\rho}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

여기서 Reynolds Stress Tensor  $\tau_{i,j}^*$ 는 다음과 같다.

$$\tau_{i,j}^* = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{i,j} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{i,j}$$

$k-\omega$  모델에서 쓰이는 값  $\alpha_1, \beta_1, \sigma_1, \sigma_1^*$ ,  $k-\varepsilon$  모델에서 쓰이는 값을  $\alpha_2, \beta_2, \sigma_2, \sigma_2^*$ 라 정의하면, 벽면에서의 거리에 따라 값이 정해지는 혼합 함수  $F$ 에 의해  $\alpha = \alpha_1 F + \alpha_2 (1-F)$ 와 같은 방법으로 위식에 쓰이는 계수들  $\alpha, \beta, \sigma, \sigma^*$ 의 값이 결정된다. Bardina 등[10]은 SST 모델이 혼합 경계층문제와 jet 유동 문제를 잘 예측하고 또한 초기 값들에 민감하지 않은 유용한 모델임을 보였다. 각 상수들과 함수  $F$ , 초기값과 경계값들은 참고 문헌을 따른다[9]. 난류가 전달 계수에 미치는 영향을 고려하면 혼합기의 점성 계수, 열전달 계수, 확산 계수 등은 다음과 같이 구한다.

$$\mu = \mu^{lam} + \mu^{turb}, \quad \mu^{turb} = \frac{\rho k}{\omega}$$

$$\mathbf{k} = \mathbf{k}^{lam} + \mathbf{k}^{turb}, \quad \mathbf{k}^{turb} = \frac{c_p \mu^{turb}}{Pr_t}, \quad c_p = \sum_{k=1}^n \frac{y_k C_{pk}}{\mu^{lam}}$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{D}_t^{lam} + \mathbf{D}_t^{turb}, \quad \mathbf{D}_t^{turb} = \frac{\mu^{turb}}{\rho Sc_t}$$

여기서 난류 Prandtl 수  $Pr_t$ 와 난류 Schmit 수  $Sc_t$ 는 상수로서 각각 0.9로 정했다[11].

### 3.3 수치해법

연소기 내부의 유동장을 수치적으로 해석하기 위하여 지배 방정식을 유한 체적법을 이용하여 이산화 하였다. 충격파 포착 특성을 위하여 차분화 된 대류 플럭스 항은 일반 좌표계에서 다원 혼합 기체에 대하여 유도된 Roe의 FDS(Flux difference Splitting) 기법을 사용하여 구하였으며, 3차의 공간 정확도를 가지는 MUSCL 기법과 함께 TVD 성질을 유지하기 위하여 미분형 제한자를 사용하였다. 점성항의 표현에는 중심 차분법을 이용하였다.

$$\left( \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} \right)_{i,j} = \mathbf{RES}_{i,j}$$

$$\mathbf{RES}_{i,j} = -\mathbf{J}_{i,j} (\tilde{\mathbf{F}}_{i+1/2,j} - \tilde{\mathbf{F}}_{i-1/2,j} + \tilde{\mathbf{G}}_{i,j+1/2} - \tilde{\mathbf{G}}_{i,j-1/2}) - \mathbf{H}_{i,j}$$

$$+ \mathbf{W}_{i,j} + \frac{\mathbf{J}_{i,j}}{2} (\mathbf{F}_{v,i+1,j} - \mathbf{F}_{v,i-1,j} + \mathbf{G}_{v,i,j+1} - \mathbf{G}_{v,i,j-1}) + \mathbf{H}_{v,i,j}$$

인공점성을 포함하고 있는 수치 플럭스  $\tilde{\mathbf{F}}, \tilde{\mathbf{G}}$ 에는 Roe의 FDS 방법을 사용하였다.

$$\tilde{\mathbf{F}}_{i+1/2,j} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{Q}_r) + \mathbf{F}(\mathbf{Q}_l) - |\mathbf{A}(\mathbf{Q}_r, \mathbf{Q}_l)| (\mathbf{Q}_r - \mathbf{Q}_l)]$$

이산화 된 지배 방정식을 시간에 대

하여 적분하여 해를 구하는데 있어, 정상 상태 가정을 적용하여 완전 내재적 시간 적분 기법을 이용하였다. 이 경우 플럭스 Jacobian 행렬은 근사 분할을 이용하여 표현하였으며 이산화 된 지배 방정식은 LU 분할 기법을 이용하여 해석하였다. 지배 방정식을 각 격자 점에 대해 완전 내재적으로 표현할 수 있다.

$$\left[ \frac{\mathbf{I}}{\Delta t} + J_{i,j} \left( \frac{\partial \mathbf{A}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial \eta} \right) - \mathbf{Z} \right]_{i,j} \Delta \mathbf{Q}_{i,j} = \mathbf{RES}_{i,j}''$$

$$\mathbf{D} = \mathbf{I} + \Delta t (\mathbf{A}^+ - \mathbf{A}^- + \mathbf{B}^+ - \mathbf{B}^- - \mathbf{Z})_{i,j}$$

$$\mathbf{L} = \mathbf{D} - \mathbf{A}_{i-1}^+ - \mathbf{B}_{j-1}^+$$

$$\mathbf{U} = \mathbf{D} + \mathbf{A}_{i+1}^- + \mathbf{B}_{j+1}^-$$

$$\mathbf{LD}^{-1} \mathbf{U} \Delta \mathbf{Q}_{i,j} = \mathbf{RES}_{i,j}$$

여기서,  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ ,  $\mathbf{Z}$  는 각각  $\mathbf{F}$ ,  $\mathbf{G}$ ,  $\mathbf{W}$  의 Jacobian 행렬이며,  $\mathbf{A}^+$ ,  $\mathbf{B}^+$ 는 분할한 플럭스 Jacobian 행렬이다.

본 연구에서 쓰인 수치 알고리즘은 blunt body 주위의 충격파 유도 연소 현상이나 충격파-경계층 간섭 문제에 대해서 수치 모사 결과와 실험값과의 비교를 통하여 검증되었다[12,13].

#### 4. 결과 및 고찰

##### 4.1 실험결과

Figure 1 의 2 차원 초음속 연소기 모델중 (a)의 일정면적을 가지는 덕트에서의 실험결과를 Fig. 2 에 나타내었다. 연소에 의한 효과를 공기-연료의 혼합효과와 분리하기 위하여 실험은 두 번 수행되었는데, Fig. 2 (a)는 연소가 없는 유동장으로 수소연료가 질소만의 흡입유동에 분사된 경우이다.

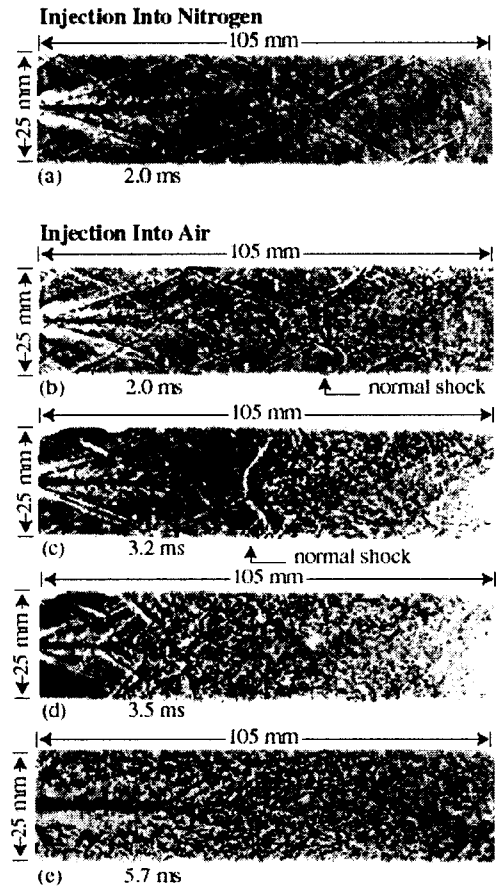


Fig. 2 Shadowgraph images of flow at Mach 2.5 combustor inlet condition. (a) injection into nitrogen, (b) - (e) injection into air

인젝터의 쉘기에서 발생된 충격파와 재 압축 충격파(recompression shock wave)가 덕트를 따라 전파되어 나가는 모습을 볼 수 있는데, 이러한 충격파들의 존재는 연소가 없는 경우에 유동의 전영역이 초음속임을 알 수 있게 한다. 인젝터 뒤의 밝은 영역은 인젝터면의 유동팽창에 의한 팽창파를 보여주고 있고, 어둡게 나타나는 연료제트가 인젝터에서 50 mm 지점까지 분사되는 모습

이 보여지는데 그 후에는 인젝터의 후류에 의해 가로막혀져 있다. 좀 덜 민감한 섀도우그래프 이미지(shadowgraph image)에서는 연료제트가 덕트 끝까지 보이는데, 이는 연소가 일어나지 않는 경우에 연료와 질소의 혼합이 잘 일어나지 않고 있음을 반증한다.

Fig. 2 (b)~(e)는 시간에 따라 연료가 흡입공기 유동으로 분사 되었을 때를 나타낸다. Fig. 2 (b)의 경우 전반부까지는 연료가 질소 흡입유동에 분사된 경우와 동일한 모습을 나타낸다. 재압축파가 만나는 지점에서는 덕트의 위, 아래벽에서 정사충격파가 그리고 제트/후류 영역에서는 거의 수직 충격파가 발생한다. 그리고 이러한 충격파 뒤에서는 매우 강한 난류유동이 형성되었음을 볼 수 있다. Fig. 2(b)에서의 유동형태는 그 후 약 수 msec 동안 역류하게 되는데, 충격파는 매우 강해지고 또한 인젝터쪽으로 전파되어 나아가기 시작한다.

즉, Fig. 2 (c)~(d) 에서는 충격파의 전파와 더불어 충격파뒤에서 매우 강한 난류 연소유동을 생성한다. Fig. 2 (e) 에서는 인젝터 뒤의 전유동이 난류의 형태를 띠고 있고 이전에서와 같은 충격파가 보이지 않게 된다. 이러한 실험결과들은 유동이 열적으로 질식되었음을 나타내며 더 높은 당량비에서는 곧바로 Fig. 2 (e)와 같은 유동형태를 보인다.

위에서의 실험결과는 공기와 연료의 혼합이 덕트내의 유동 및 이에 의한 충격파만으로는 부족하고, 연소에 의한 난류 및 내부 메카니즘에 의해 극대화되고 이로 인해 열적질식 현상으로 가계됨을 보여준다.

## 4.2 난류효과가 열적질식에 미치는 영향

앞에서의 실험결과를 바탕으로 흡입 유동의 난류강도에 따른 열적질식 현상을 파악하고자 Fig. 3 과 같은 수치계산 모델을 이용하여 수치모사를 수행하였다.

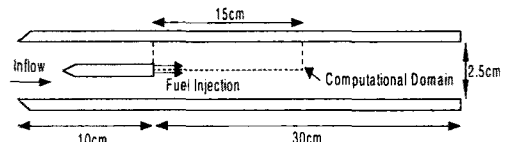


Fig. 3 2-Dimensional model scramjet combustor

### 4.2.1 난류강도가 층류의 $\times 1/100$ 인 경우

Fig. 4 는 난류의 점성계수를 층류의  $1/100$  로 설정 하였을때의 수치모사 결과이다. 연료제트가 인젝터에서 분사되어 하나의 띠를 이루며 계산영역의 끝까지 분사되고 띠 바깥의 공기와 반응하여 화염면을 형성하고 있다. 연료와 공기의 혼합이 미약하여 연소에 의한 열 방출이 한정된 영역에서만 일어남으로 인해 열적질식은 물론이고 미연지역으로의 확산도 일어나지 않는다.

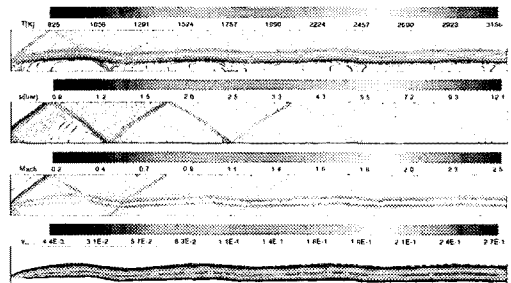
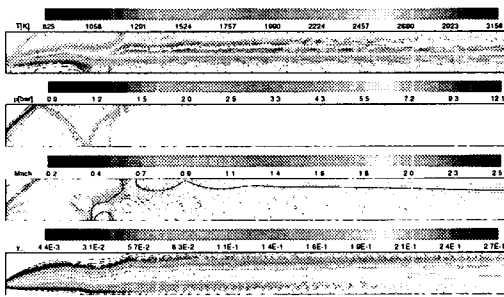


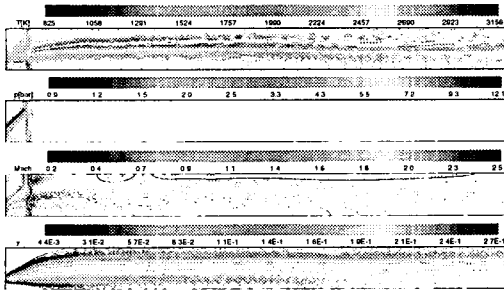
Fig. 4 Numerical Simulation Results with turbulence viscosity of  $1/100$  the laminar viscosity

#### 4.2 난류강도가 층류의 $\times 10,000$ 인 경우

Fig. 5는 난류의 점성계수가 층류의 10,000 배로 설정 하였을때의 비정상 수치모사 결과이다. 연료와 공기의 활발한 혼합으로 인한 연소로 인해서 하류의 윗 벽면에서 경사충격파가 발생하고 아래에는 유동방향에 거의 수직인 수직충격파가 발생한다.



(a)  $t=0.87$  ms



(b)  $t=1.18$  ms

Fig. 5 Numerical Simulation Results with turbulence viscosity of 10,000 times the laminar viscosity

마하수에 대한 결과에서는 질은 검은 실선(마하수 1)으로 경계지어 지는 뒤쪽 유동영역이 아음속 영역임을 보여주며 시간이 지날수록 이러한 아음속 영역은 인젝터쪽으로 진행된다. 즉, 연소에 의한 열 방출이 열적질식 현상을 일

으키고, 이 질식유동이 상류방향으로 나아가고 있음을 보여준다. 또한 강한 난류유동으로 인해 충격파가 하류에서는 보이지 않고 있다. 이러한 사실은 열적질식 현상으로 가계되는 중요한 요소가 공기와 연료의 높은 혼합 및 유동과정 그리고 연소에 의한 난류 유동임을 추측할 수 있다.

#### 4.3 완전 혼합을 가정한 예 혼합기 흡입유동이 열적질식에 미치는 영향

Fig. 6은 연료와 공기가 이상적으로 완전 혼합된 경우에 이 혼합유동과 연소과정이 열적질식에 미치는 영향을 알아보기 위하여 공기-연료 예혼합기를 흡입유동 조건으로 한 경우를 수치모사한 결과이다. 이때는 Fig. 3에서 전 영역을 계산영역으로 채택하여 수치계산을 수행하였다.

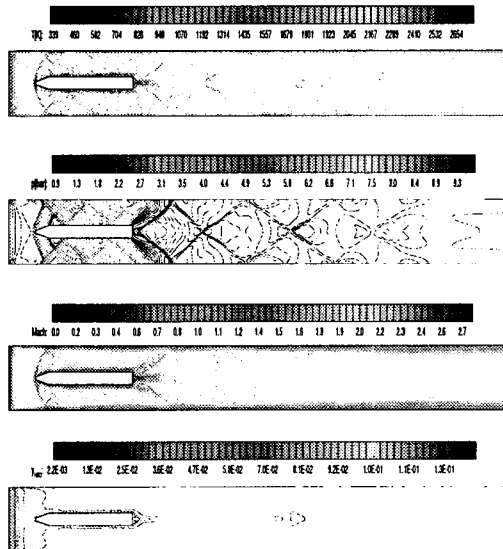


Fig. 6 Numerical Simulation Results with inlet flow of premixture

수치모사 결과, 완전한 공기와 연료의 혼합형태로 인해 흡입구 직후부터 전 영역에 걸쳐 연소가 일어난다. 그러나 임계값 이상의 열 방출에 의한 아음속 영역은 존재하지 않는다. 이러한 사실은 열적질식 현상이 연료와 공기의 이상적인 혼합에 의한 연소에서 아니고 혼합에 이르는 유동과정 그리고 이와 연계된 연소후의 난류유동에 좌우된다는 것을 알 수 있다.

## 5. 결과 요약

본 연구에서 수행된 수치계산의 결과로부터 다음과 같은 잠정적인 요약울 유추할 수 있다.

- (1) 스크램제트 엔진 연소기내의 열 질식현상은 초음속 유동과 연료-공기 혼합과정과의 상호작용이며, 특히 난류혼합이 가장 중요한 변수임을 확인하였다.
- (2) 차후에 난류혼합-연소화학반응의 상호작용에 의한 화학반응 증대에의 영향을 고려하여야 할 것이다.
- (3) 초음속유동의 충격파/경계층 상호작용, 충격파/제트전단류 상호작용, 마하스텝의 역할등에 대한 추가적인 고찰이 요청된다.

## 후 기

본 연구는 한국과학재단의 연구비 지원(98 특정연구, 과제번호 98-0200-04-01-3)으로 수행되었으며, 이에 관계자에게 감사 드립니다.

## 참고문헌

- [1] Curren, E.T., Heiser, W.H. and Pratt, D.T., "Fluid phenomena in scramjet combustion systems," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 28, 1996, pp. 323-360.
- [2] O'Byrne, S., Doolan, M., Olsen, S.R. and Houwing, A.F.P., "Measurement and imaging of supersonic combustion in a model scramjet engine." *Proceedings of the 21st International Symposium on Shock Waves*, Great Keppel Island, Australia, Panther Publishing and Printing, 1998, pp. 1119-1124.
- [3] McIntyre, T.J., Houwing, A.F.P., Palma, P.C., Rabbath, P.A.B. and Fox, J.S., "Optical and pressure measurements in shock tunnel testing of a model scramjet combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, 1996, pp. 388-394.
- [4] Gardiner, W.C.Jr., *Combustion Chemistry*, Springer-Verlag, New York, 1984.
- [5] Bird, R.B., *Transport Phenomena*, John Wiley & Sons, New York, 1960.
- [6] Shuen, S. and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, 1989, pp. 1752-1760.
- [7] Jachimowski, C.J., "An Analytical Study of the Hydrogen-Air Reaction Mechanism With Application to SCRamjet Combustion," *NASA TP-2791*, Feb. 1988.
- [8] Wilcox, D. C. *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, La Cañada, California, 1993



- [9] Menter, F.R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp. 1598-1605.
- [10] Bardina, J.E., Huang, P.G., Coakly, T.J., "Turbulence Modeling Validation," 28<sup>th</sup> *AIAA Fluid Dynamics Conference*, 1997.
- [11] White, F.M., *Viscous Fluid Flow*, McGraw-Hill, 1974
- [12] Choi, J.Y., Jeung, I.S., and Lee, S., "Dimensional Analysis of the Effect of Flow conditions on Shock-Induced combustion," *Proceedings of the combustion Institute*, Vol. 26, 1996, pp.2925-2932.
- [13] Choi, J.Y. and Jeung, I.S., "Transient Simulation of the Superdetonative Model Ignition Process in SCRam-Accelerator," *Proceedings of the combustion Institute*, Vol. 26, 1996, pp.2957-2964.