

研究論文

스크램제트 연소기용 파일런 분사기 냉각성능 개선 연구

이상현\*

Improvement of Cooling Effects of Pylon Injector for Scramjet Combustor

Sang-Hyeon Lee\*

ABSTRACT

A new film cooling method to protect the pylon injector from aerodynamic heating for a scramjet combustor is proposed and verified with numerical methods. The conditions for the Mach 8 flight at an altitude of 35km are considered. Air is considered as a coolant. Three-dimensional Navier-Stokes equations with  $k-\omega$  SST turbulence model are used. A downward injection of coolant from the top of the pylon gives higher cooling effects with less mass flow rate of coolant than the upward coolant injection from bottom of the pylon. Also, the downward injection shows little flow separation due to the favorable pressure gradient and does not disturb the flowfields near pylon injector, which results in reduction of pressure losses.

초 록

스크램제트 연소기용 파일런 분사기를 공력가열로부터 보호하기 위한 새로운 냉각 방법을 제안하고, 이를 수치적으로 검증하였다. 비행 마하수가 8인 경우를 고려하였으며, 공기를 냉각 유체로 고려하였다. 수치연구를 위하여 3차원 Navier-Stokes 방정식과  $k-\omega$  SST 난류 모델을 이용하였다. 냉각류를 파일런 위쪽에서 하향 분사하는 방법은, 냉각류를 파일런 바닥 쪽에서 상향 분사하는 방법에 비해 적은 유량으로 더 나은 냉각효과를 나타내었다. 또한, 순압력 구배 상황에서 냉각류를 분사함으로써 분사유동의 박리가 줄어들고 파일런 분사기 앞쪽에 유동장 교란이 줄어들어, 압력손실 저감 효과가 있음을 확인하였다.

Key Words: Scramjet Combustor(스크램제트 연소기), Pylon Injection(파일런 분사), Aerodynamic Heating(공력가열), Film Cooling(막냉각), Mixing Characteristics(혼합특성)

1. 서 론

접수일 2010. 12. 6, 수정완료일 2011. 9. 9, 게재확정일 2011. 9. 16

\* 정회원, 울산대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: lsh@mail.ulsan.ac.kr

과도한 압력손실 없이 연료-공기를 혼합하기 위한 효율적인 연료 분사 시스템은 스크램제트

(Scramjet, Supersonic Combustion Ramjet) 엔진의 설계에서 가장 중요한 문제 중의 하나이다. 현재까지 가장 활발하게 연구된 연료분사 방법은 연료를 연소기 벽면에서 유입 공기에 수직으로 분사하는 방법인데, 연료-공기 혼합 및 연소 특성이 우수하고 안정성이 높은 방법이지만, 연료 분사를 추력으로 이용할 수 없고, 연료 분사구 전방에 형성되는 강한 충격파에 의한 압력 손실로 인해 추력의 손실을 야기할 수 있다는 단점을 가지고 있다. 따라서 연료의 수직분사에서 혼합률과 연소율을 증대하면서 압력손실을 최소화하는 방안에 대한 모색이 활발히 이루어지고 있다[1-6].

최근 연료의 침투거리를 증대하고, 혼합을 가속하기 위한 방법으로 파일런 분사가 주목받고 있으며, 그 효용성이 증명하기 위한 연구들이 진행되어 왔다[7-11]. 하지만 공력가열에 의한 파일런 과열문제를 심각하게 다루지는 않았다. 이에 본 연구의 선행연구[12]에서 막냉각 방법을 제안하고, 그 효용성을 증명한 바 있다.

Figure 1은 냉각하지 않은 파일런 분사기 근처에서의 유동형태를 나타내고 있다. Fig. 1에서 H2는 연료분포, P는 압력분포, M은 마하수 분포, T는 온도분포를 나타낸다. 파일런 전방에 파

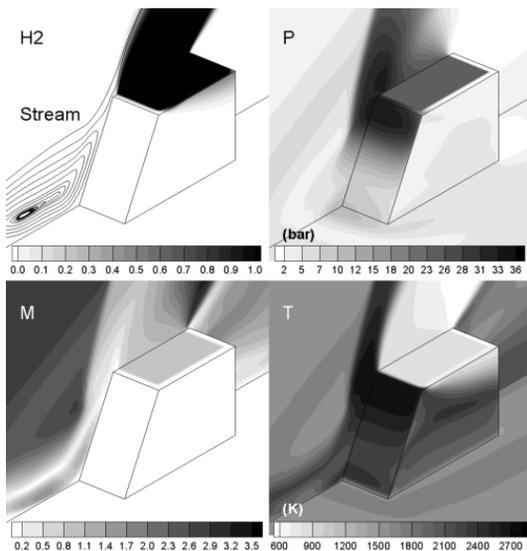


Fig. 1 Flowfields near pylon injector

일런 높이만큼의 큰 박리포가 형성되는 것을 확인할 수 있고, 파일런 전방 위쪽 면에 높은 압력과 온도가 분포되는 것을 볼 수 있다. 파일런 전방면의 최고 압력은 약 36기압, 최고 온도는 약 2750 K(정체온도의 약 95%)까지 상승한다. 이러한 온도는 분사기가 스크램제트 연소기 내에 버틸 수 있는 한계를 훨씬 벗어난 온도이다. 따라서 스크램제트 연소기에 파일런 분사를 적용한다면 냉각이 필수적임을 쉽게 짐작할 수 있다.

본 연구에서 고려한 분사기 모델이 Fig. 2에 나타나 있다. 냉각류로 공기를 고려하였다.

모델 A는 혼합특성 비교를 위한 모델로 연소기 바닥면에서 연료를 수직으로 분사하는 모델이다. 모델 B는 냉각하지 않은 파일런 분사기 모델이다. 모델 C는 본 연구의 선행연구[12]에서 제안하였던 막냉각 모델인데, 충분한 냉각효과를 얻을 수 있음을 확인한 바 있다. 하지만 Fig. 1에서 확인할 수 있듯이, 압력구배가 위쪽으로 형성되고, 박리 유동이 파일런 전방면 근처에서 아래쪽으로 형성되는 상황에서 냉각류를 위쪽으로 분사하면, 강한 역압력 구배와 반대방향의 박리 유동에 의해 분사유동이 쉽게 박리되어 냉각효과가 낮아지고, 분사기 전방 유동장을 교란하는 부작용이 발생할 우려가 있다. 이에 본 연구에서는 순압력 구배 하에서 박리 유동과 같은 방향으로 분사하는 새로운 방법(모델 D)을 제안하고,

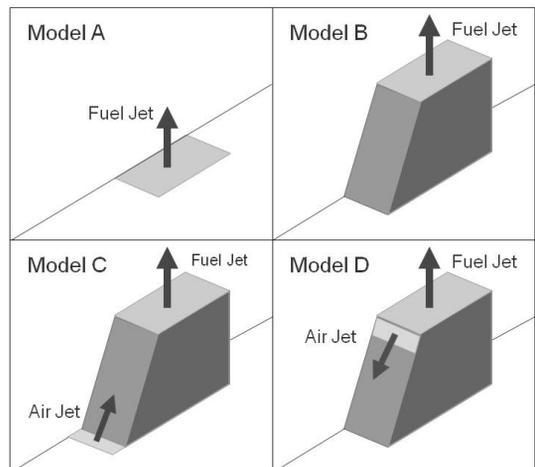


Fig. 2 Injection models

그 효율성을 검증하고자 한다.

최적의 냉각류 분사특성을 모색하기 위하여, 분사류의 마하수, 운동량 플럭스, 냉각류 유량의 변화에 따른 냉각효과의 변화를 살펴보았다. 혼합특성을 비교하기 위하여 칩투거리, 혼합률 및 압력손실의 변화를 살펴보았다.

## 2. 수치 방법론

### 2.1 지배방정식 및 수치기법

일반좌표계에서 표현된 3차원 Navier-Stokes 방정식과  $k-\omega$  SST 난류 모델[13]의 벡터형태는 다음과 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E_i}{\partial x_i} = \frac{\partial E_{vi}}{\partial x_i} + S \quad (1a)$$

$$Q = [\rho_s, \rho u_j, \rho e_o, \rho k, \rho \omega]^T,$$

$$E_i = [\rho_s u_i, \rho u_i u_j + \delta_{ij} p, \rho h_o u_i, \rho k u_i, \rho \omega u_i]^T,$$

$$E_{vi} = [\rho_s u_i^s, \tau_{ij}, \tau_{ik} u_k - q_i, \mu^k k_{,i}, \mu^\omega \omega_{,i}]^T,$$

$$S = [0, 0, 0, P^k, P^\omega]^T, \quad (1b)$$

$$\mu^k = \mu_L + \sigma^* \mu_T, \quad \mu^\omega = \mu_L + \sigma \mu_T,$$

$$P^k = \tau_{ik} u_{,k} - \beta \rho \omega k,$$

$$P^\omega = \frac{\alpha}{\nu_T} \tau_{ik} u_{,k} - \beta^* \rho \omega \omega + 2\sigma_{\omega 2} \rho / \omega k_{,k} \omega_{,k} \quad (1c)$$

벡터  $Q$ ,  $E_i$ ,  $E_{vi}$ ,  $S$ 는 각각  $i$ -방향의 해 벡터, 대류 항 벡터, 확산 항 벡터, 난류 생성 항 벡터를 의미한다. 첨자 L은 층류를, T는 난류를 의미한다. 난류 점성계수의 정의와 각 난류 계수들 ( $\alpha$ ,  $\sigma^*$ ,  $\beta^*$ ,  $\sigma_{\omega 2}$ ,  $\sigma$ ,  $\beta$ )은 난류모델의 계수들인데, Menter[13]의 계수들을 수정 없이 사용하였다.

화학종의 확산속도는 Fick 법칙을 적용하였다. 순수기체의 점성계수는 Chapman-Enskog 식을 사용하였고, 혼합기체의 점성계수는 Wilke 식을 이용하였다. 열전달 계수는 Eucken 식을 이용하였고, 열전달계수는 Wassiljewa 식을 이용하였다. 확산계수는 Chapman-Enskog 식을 이용하였고, 혼합기체 중 한 성분의 확산계수는 Blancs

식을 이용하였다. 위에서 언급한 모든 식들은 참고문헌[14]의 식을 이용하였다. 난류 열전도 계수와 난류 확산계수는 난류 점성계수와 관계로 구하는데, 난류 Prandtl 수와 난류 Schmidt 수는 0.9로 가정하였다.

지배방정식을 차분화하기 위해서 유한체적법을 이용하였다. 공간차분을 위해서는 Edwards의 LDFS(Low Diffusion Flux Splitting) 풍상차분 기법[15]을 3차 정확도로 적용하였고, 고차 정확도로 인한 수치진동을 억제하기 위하여 Koren 제한자를 사용하였다. 시간적분을 위해서는 LU-SGS 기법[16]을 사용하였다.

### 2.2 형상 및 계산격자

Figure 3은 수치계산에 사용된 격자구성을 나타내고 있다. 계산 시간을 단축하기 위해 대칭 경계조건을 이용하여 분사면과 연소기의 절반을 계산 영역으로 사용하였다.

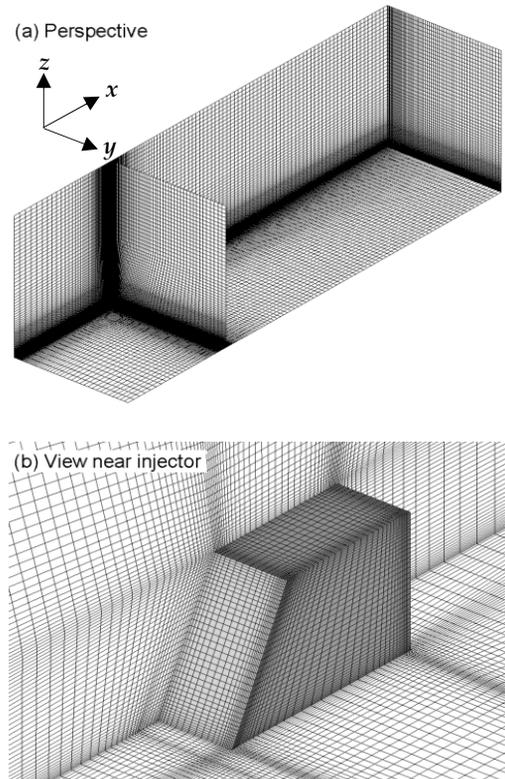


Fig. 3 Grid system

파일런이 없는 경우의 분사구 형상은 평판에 수직분사구는 장치한 Gruber[3] 조건과 동일하다. 은 분사면의 길이(L)는 Gruber의 실험에 사용한 조건인 6.35 mm이다. 계산에 사용된 연소기는 길이 48 L(분사기 전방 12 L, 분사기 L, 후방 35 L), 폭 12 L, 높이가 14 L이다. 연료 분사 유동의 중심은 기준점( $x=0$ )에 위치한다. 파일런 전방면은 저항 감소를 위해 30도의 경사를 두었다. 계산 격자 수는  $185 \times 80 \times 100 (=1,480,000)$ 개 이다.

계산 조건은 고도 35 km에서 비행 마하수가 8인 공기 유동이 등엔트로피 과정을 통하여 마하 2.67( $1/3 M_\infty$ )로 감속되어 연소기 입구로 유입되는 조건으로 결정하였다. 흡입공기의 속도, 압력, 온도는 각각 1924 m/s, 385.3 kPa, 1369 K 이다. 연료인 수소와 냉각용 공기의 정체온도는 700 K로 설정하였다. 연료와 공기유동 사이의 운동량 플럭스비( $J$ )와 냉각공기와 공기유동 사이의 운동량 플럭스 비( $J_c$ ) 다음과 같이 정의된다.

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_a} = \frac{(\gamma p M^2)_j}{(\gamma p M^2)_a} \quad (2a)$$

$$J_c = \frac{(\rho u^2)_c}{(\rho u^2)_a} = \frac{(\gamma p M^2)_c}{(\gamma p M^2)_a} \quad (2b)$$

이때, 첨자  $a$ ,  $j$ 는 각각 흡입공기와 연료를 나타낸다. 연료의  $J$ 값은 1.0으로 고정하였으며, 냉각류의  $J_c$  값은 1.0과 2.0인 경우를 고려하였다. 연료 마하수( $M_f$ )와 냉각류 마하수( $M_c$ )으로 1.0인 경우를 고려하였다. 연료와 냉각류의 속도, 온도 및 압력은 마하수와 운동량 플럭스비에 의해 결정된다. 냉각류 질량유량은 냉각류-연료 유량비( $f_c$ )에 의해 결정된다.

$$f_c = \frac{(\rho u A)_c}{(\rho u A)_f} = J_c \frac{u_c A_{nc}}{u_f A_f} \quad (3)$$

$A_{nc}$ 는 냉각류 분사각에 수직인 면적을 나타낸다. 냉각류 분사각이 달라지면 분사 면적이 달라지는데, 동일한 유량에 대해 냉각류 분사면적과 분사속도의 곱이 일정하도록 분사면이 결정된다.

### 3. 결과 및 분석

#### 3.1 막냉각 효과

##### 분사각의 영향

Figure 4는 모델 D 분사기에서, 분사각(수평면으로부터 아래쪽으로 향한 각도)의 변화에 따른 파일런 표면 온도분포의 변화를 도시하고 있다. Fig. 4(a)와 4(b)는 각각 냉각류의 운동량 플럭스비( $J_c$ )가 1.0 및 2.0인 경우를 나타내고 있다.

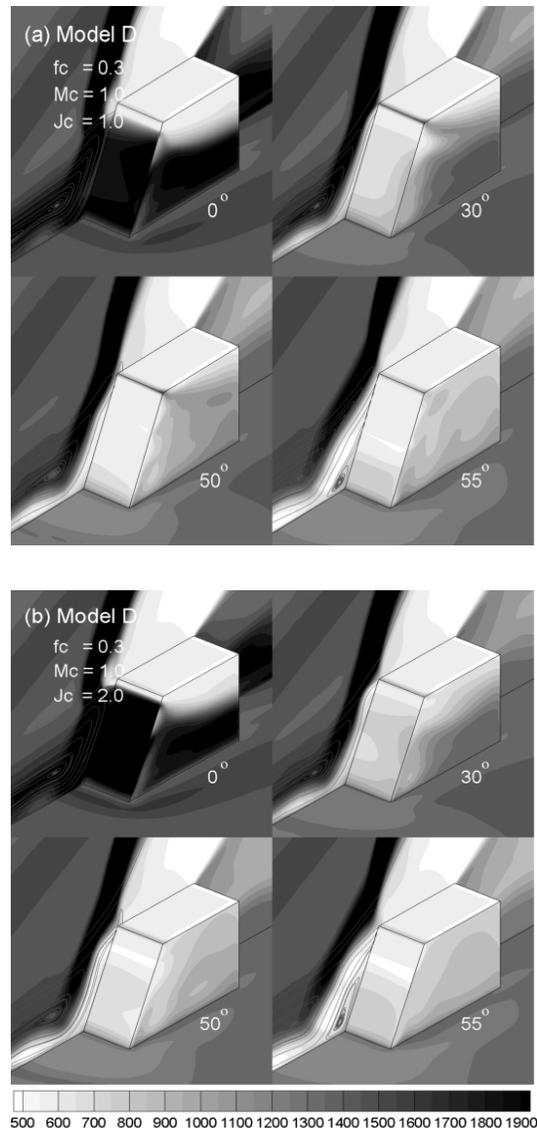


Fig. 4 Effects of coolant jet angle

분사각이 0°인 경우 운동량 플럭스비에 관계 없이 파일런이 거의 냉각되지 않은 것을 볼 수 있고, 분사각이 증가할수록 냉각효과가 증대되는 것을 볼 수 있다. 분사각이 50°일 때까지는 분사류가 파일런 전방에서 거의 박리가 일어나지 않지만, 55°일 때는 상당한 크기의 박리가 발생함을 알 수 있다. 이는 분사각이 증가하면 파일런 전방에 비해 압력이 높은 분사면의 면적이 넓어져 분사각이 임계각을 초과하면 냉각류의 박리가 발생하기 때문인 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서는 냉각류 분사각이 50°인 경우를 최적의 분사각으로 결정하였다.

냉각류 유량의 영향

Figure 5는 모델 D에서, 냉각류의 유량 변화에 따른 냉각효과의 변화를 도시하고 있다.

냉각류 운동량 플럭스비에 관계없이 냉각류-연료 유량비가 증가함에 따라서 파일런 표면의 냉각효과가 증대됨을 확인할 수 있다. 이때,  $J_c = 2.0$ ,  $f_c = 0.2$ 인 경우의 냉각효과가  $J_c = 1.0$ ,  $f_c = 0.3$ 인 경우와 거의 유사함을 볼 수 있다. 이는

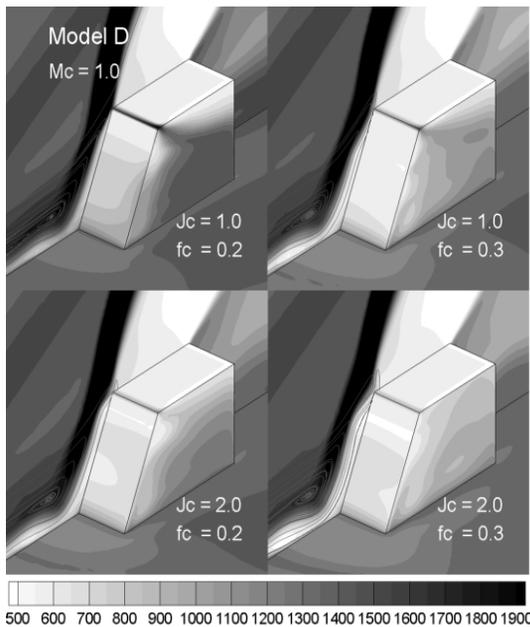


Fig. 5 Effects of mass flow rate

같은 유량이라고 하더라도 냉각류 분사압력을 높이면 냉각효과가 증가함을 의미하는 것이다. 분사압력을 높이면 냉각류 분사기 구동에 단위 유량 당 더 많은 동력이 필요하겠지만, 분사유량이 감소하고 냉각용 공기 포집과 냉각에 필요한 에너지를 고려하면 더 유리할 것으로 판단된다.

냉각효과 비교

Figure 6은 각 모델의 분사 특성 및 파일런 냉각효과를 비교하고 있다. 모델 A와 B에서 분사면 전방에 박리포가 형성되는 것을 확인할 수 있다. 모델 C에서는  $M_c = 2$ 인 경우를 고려하였는데,  $M_c = 1$ 인 경우보다 냉각효과가 더 우수하기 때문이다. 모델 C에서는 분사기 전방에 복잡한 유동장이 형성되는데, 파일런 전방에 형성되는 박리유동의 방향과 역방향으로 분사하기 때문에 박리포와 접한 지역에 작은 박리유동이 추가적으로 발생하고, 파일런 전방에 형성되는 역압력 구배 때문에 냉각류가 파일런 전방면으로부터 박리되는 것을 확인할 수 있다. 반면 모델 D에서는 냉각류 유동이 박리 없이 파일런 벽면을 따라 유동이 형성되는 것을 확인할 수 있다.

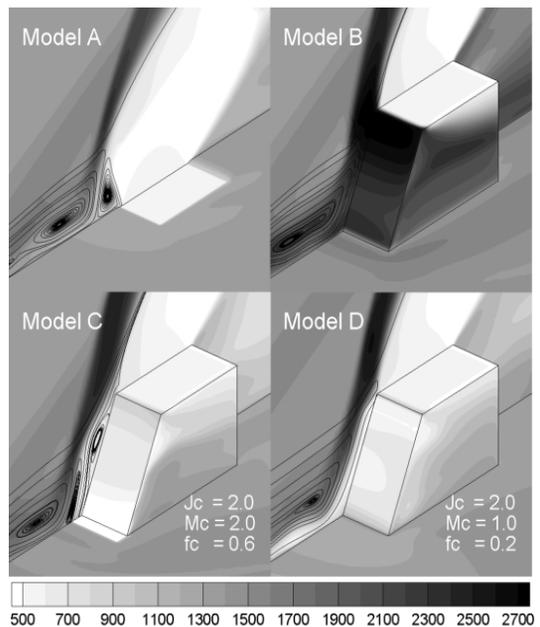


Fig. 6 Comparison of cooling effects

모델 C와 D는 파일런 전방면 및 측면의 온도를 1000 K 이하로 냉각하여 파일런이 과열되는 현상을 막을 수 있음을 알 수 있다. 모델 D는 모델 C에 비해 1/3의 적은 유량으로 비슷한 냉각효과를 나타내 것을 볼 수 있다. 그리고 파일런 주위의 유동장 교란이 적은 것을 고려하면, 냉각류를 하향분사 하는 방법이 상향 분사하는 방법보다 더 우수한 것으로 판단된다.

### 3.2 혼합 특성

#### 선회율

초음속 공기유동에 연료를 수직분사하면 직교하지 않는 밀도구배와 압력구배 때문에 분사류를 따라 대향와류가 발생한다. 이는 연료-공기 혼합을 가속하는 것으로 알려져 있다[1-3, 12, 17]. 혼합에 대향와류가 미치는 영향을 살펴보고자 y-z 단면의 선회율을 비교 분석하였다. 선회율의 정의는 다음과 같다.

$$\Gamma = \int_{y,z} \left| \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y} \right| dy dz \quad (4)$$

Figure 7은 선회율 변화를 나타내고 있다. 모델 A에 비해 파일런을 이용한 분사를 이용하는 모델 B, C 및 D의 선회율이 더 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 모델 B, C 및 D는 거의 비슷한 선회율의 변화를 보이는데, 모델 D의 선회율이 모델 B 및 C보다 약간 크게 나타나는 것

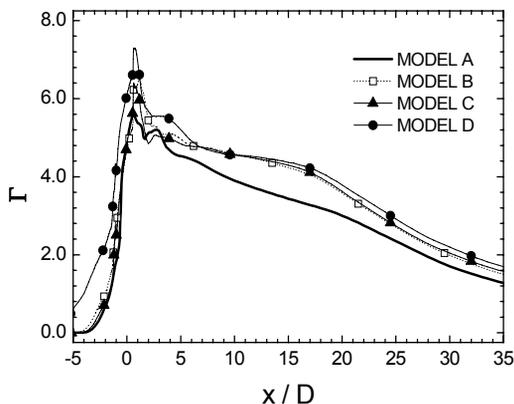


Fig. 7 Variation of streamwise vorticity

을 볼 수 있다. 이는 모델 D에서 냉각류를 하향 분사하는 과정에서 흐름방향 와류가 약간 증가하기 때문인 것으로 판단된다.

#### 침투거리

침투거리는 분사된 수소 연료의 질량 중심이 연소기 바닥으로부터 공기유동 속으로 침투 정도를 나타내는 지표로, 표현식은 다음과 같다.

$$Z_{H_2} = \frac{\int_{yz} \rho_{H_2} z dy dz}{\int_{yz} \rho_{H_2} dy dz} \quad (5)$$

Figure 8은 침투거리 경향을 나타내고 있다. 분사면 근처에서는 모든 모델에서 분사 직후 급격하게 침투거리가 증가하다가 약간 감소하는 현상이 나타나고, 이 구간을 지나면 연료유동은 대향 와류에 의해 말려 올라가면서 일정한 기울기로 침투거리가 증가하는 것을 확인할 수 있다.

파일런을 통한 분사는 모델 A에 비해 모두 침투거리가 큰 것으로 나타났다.  $x/D=35$ 를 기준으로 볼 때, 침투거리의 증가는 파일런 높이보다 큰 1.4 정도로 나타났는데, 이는 파일런이 흐름방향의 대향 와류의 강도를 증가시키기 때문인 것으로 판단된다. 모델 C의 침투거리는 모델 B의 침투거리와 거의 동일한 것으로 나타났지만, 모델 D는 약간 낮은 침투거리를 나타내는데, 이는 냉각류를 하향 분사하기 때문인 것으로 판단

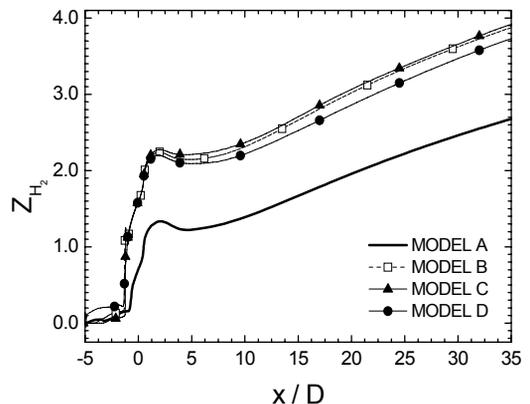


Fig. 8 Variation of Penetration distance

된다. 하지만 그 차이는 0.1 정도로 그렇게 크지 않은 것으로 판단된다.

**혼합률**

Figure 9는 수소 연료의 최대 질량분율의 감소 정도를 표시한 것이다. 혼합률은 연료의 최대 질량분율 감소 정도로 표현될 수 있는데[17], 감소율이 클수록 혼합률이 큰 것으로 파악될 수 있다. 파일런 분사의 경우 모델 A에 비해 큰 혼합률을 나타내는데, 이는 선회율과 관련이 깊은 것으로 판단된다. 높은 선회율은 대향 와류의 강도가 크다는 것을 의미하는 것이고, 이러한 강한 대향 와류는 공기를 연료 쪽으로 유입시키는 효과를 만들어 연료-공기 혼합을 향상시키며 침투 거리를 증가시키는 것으로 판단된다.

모델 D는 모델 B 및 C에 비해 약간 빠른 혼합을 나타내는데, 이는 대향와류의 강도 증대에 의한 것으로 판단된다.

**압력손실**

연료-공기의 혼합 과정에서 압력손실이 발생한다.  $y-z$  단면에 대한 평균 정체압력은 다음의 식으로 정의된다.

$$P_o = \frac{\int_{y,z} p_o \rho u \, dydz}{\int_{y,z} \rho u \, dydz} \quad (6)$$

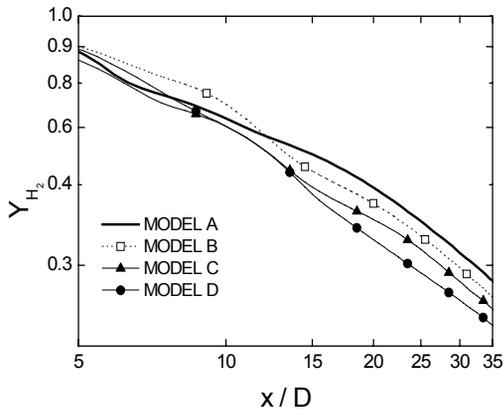


Fig. 9 Variation of mixing rate: decay rate of maximum mass fraction of fuel

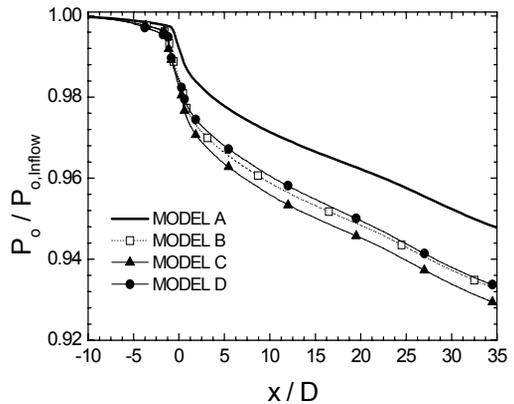


Fig. 10 Losses of stagnation pressure

Figure 10은 정체압력의 변화를 도시하고 있다. 모든 경우에 분사기 직전까지는 압력 손실이 서서히 일어나다가 분사기 직후부터 압력 손실이 급격하게 발생한다. 분사구 직후부터 충격파 및 대향 와류에 의한 영향이 약해지면서 정체압력 감소율이 줄어들며,  $x/D=10$  지점 이후부터는 정체압력이 거의 선형적으로 감소하는 경향을 보인다. 정체압력의 변화는 계산 영역의 단면 크기에 따라 달라질 수 있음을 미리 밝혀둔다.

모델 A에 비해 파일런 모델의 정체압력 손실이 더 크게 나타나는 것을 알 수 있는데, 이는 침투거리 증대에 의한 충격파의 강도 증가 및 선회율 증대 때문인 것으로 판단된다. 모델 C의 압력손실이 가장 크게 나타나는데, 이는 파일런 분사기 전방의 유동장을 크게 교란하기 때문인 것으로 판단된다. 모델 D의 경우 모델 B와 거의 동일하나 약간 낮은 압력손실을 나타내고 있다.

**4. 결 론**

본 연구에서는 스크램제트 연소기 내의 파일런 분사기의 표면과열을 방지하기 위한 막냉각 방법을 개선하기 위해 새로운 냉각류 분사방법을 제시하고, 수치적으로 냉각효과 및 혼합특성의 변화를 살펴보았다.

냉각류를 하향 분사하는 경우, 최적의 분사각이 존재함을 보였으며, 본 연구의 유동조건에서

는 분사각이  $50^\circ$ 인 경우에 최적인 것으로 나타났다. 냉각류의 분사량을 높이면 냉각효과가 개선되는 것을 나타냈는데, 같은 냉각류 분사량에 대해 냉각류의 운동량 플럭스가 큰 경우에 더 높은 냉각효과가 나타났다.

냉각류를 하향 분사하는 경우, 상향 분사하는 방법에 비해 동일한 냉각효과를 위한 필요한 유량이 현격히 줄어드는 것으로 나타났다. 연료의 침투거리는 약간 줄어들었으나, 혼합률이 증대되고, 특히 압력손실이 줄어드는 부수적인 효과가 있는 것으로 나타났다. 따라서 냉각류를 하향 분사가 상향 분사에 비해 더 적용 가능성이 높은 냉각방법이라고 판단된다.

#### 참 고 문 헌

1. Bogdanoff, D. W., "Advanced Injection and Mixing Techniques for Scramjet Combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 2, 1994, pp.183-190
2. Lee, S-H, and Mitani, T., "Mixing Augmentation of Transverse Injection in Scramjet Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 1, Jan. 2003, pp.115-124
3. Gruber, M. R., Nejad, A. S., and Goss, L. P., "Surface Pressure Measurements in Supersonic Transverse Injection Flowfield," AIAA 97-3254, 1997
4. Schetz, J. A., Weinraub, R. A., and Mahaffey, R. E., Jr., "Supersonic Transverse Injection into a Supersonic Stream," *AIAA Journal*, Vol. 6, No. 5, 1968, pp.933-934
5. Gruber, M. R., Nejad, A. S. Chen, T. H. and Dutton, J. C. "Bow Shock/Jet Interaction in Compressible Transverse Injection Flowfields," *Phys. Fluids*, Vol. 9, No. 5, 1997, pp.1448-1461
6. 김경무, 백승욱, 김윤곤, "초음속 공기유동으로의 연료분사노즐 중형비 변화에 대한 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, 2004, pp.44-53
7. Sislian, J. P., and Parent, B., "Hypervelocity Fuel/Air Mixing in a Scramjet Inlet," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, 2004, pp.263-272
8. Sislian, J. P. Martens, R. P., Schwartzentruber, T. E., and Parent, B., "Numerical Simulation of a Real Scramjet Flowfield," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 5, 2006, pp.1039-1048
9. Alexander, D. C., Sislian, J. P., and Parent, B., "Hypervelocity Fuel/Air Mixing in Mixed-Compression Inlets of Scramjets," *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 10, 2006, pp.2145-2155
10. Gruber, M. R., Carter, C. D., Montes, D. R., Haubelt, L. C., and King, P. I., Hsu, K-Y., "Experimental Studies of Pylon-Aided Fuel Injection into a supersonic Crossflow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 3, 2008, pp.460-470
11. Doster, J. C., King, P. I., Gruber, M. R., Carter, C. D., and Hsu, K-Y., "In-Stream Hypermixer Fueling Pylons in Supersonic Flow," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 4, 2009, pp.885-901
12. 이상현, "냉각 파일런 분사를 이용한 스크램제트 연소기 내 혼합증대," 한국추진공학회지, 제14권, 제1호, 2010, pp.20-28
13. Menter, F. R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
14. Reid, C. R., Prausnitz, J. M., and Poling, B. E., *The properties of Gases and Liquids*, 4th ed., McGraw-Hill, New York, 1988
15. Edwards, J. R., Liou, M-S., "Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for at All Speeds," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 9, 1998
16. Yoon, S., and Jameson, A., "Lower-Upper

- 
- Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equation," AIAA Journal, Vol. 26, No. 9, 1988, pp.1025-1026
17. Lee, S-H., Jeung, I-S. and Yoon, Y., "Computational Investigation of Shock-Enhanced Mixing and Combustion," AIAA Journal, Vol. 35, No. 12, 1997, pp.1813-1820