

研究論文

냉각 파일런 분사를 이용한 스크램제트 연소기 내 혼합증대

이상현\*

Mixing Augmentation with Cooled Pylon Injection in Scramjet Combustor

Sang-Hyeon Lee<sup>\*†</sup>

ABSTRACT

The mixing characteristics of pylon injection in a Scramjet combustor and effects of film cooling to protect pylon from air-heating were investigated. Three-dimensional Navier-Stokes equations with  $k-\omega$  SST turbulence model were used. Fuel hydrogen and air were considered as coolants. There were remarkable improvements of penetration and mixing rate with the pylon injection. There was also over-heating on the front surface of the pylon without film cooling. The coolant injected parallel to the front surface of the pylon protects the pylon from over-heating.

초 록

스크램제트 연소기 내 파일런 분사기의 연료-공기 혼합특성을 살펴보았으며, 공력가열로부터 파일런을 보호하기 위한 막냉각의 효과를 조사하였다. 수치연구를 위하여 3차원 Navier-Stokes 방정식과  $k-\omega$  SST 난류 모델을 이용하였다. 연료인 수소와 공기를 냉각 유체로 고려하였다. 파일런 분사기를 이용하는 경우 침투거리가 증대되고, 혼합률도 주목할 만큼 증대되었으나, 공력가열에 의한 파일런의 전방 표면 과열을 확인하였다. 파일런 전방에 파일런 표면에 평행한 냉각 제트를 분사하는 막냉각을 이용하면 파일런 표면의 과열을 막을 수 있음을 확인하였다.

Key Words: Scramjet Combustor(스크램제트 연소기), Mixing characteristics(혼합특성), Pylon Injection(파일런 분사), Air-heating(공력가열), Film Cooling(막냉각)

1. 서 론

스크램제트(Scramjet, Supersonic Combustion

접수일 2009. 11. 26, 수정완료일 2010. 1. 18, 게재확정일 2010. 1. 27

\* 정희원, 울산대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: lsh@mail.ulsan.ac.kr

Ramjet)에서 과도한 공력저항 없이 연소 가능한 연료-공기 혼합기를 효율적으로 생성시킬 수 있는 연료 분사 시스템은 스크램제트 엔진의 설계에서 가장 중요한 문제 중의 하나이다. 현재까지 가장 활발하게 연구되어온 연료분사 방법은 연료를 연소기 벽면에서 유입공기에 수직으로 연

료를 분사하는 방법인데, 연료-공기 혼합 및 연소 특성이 우수하고 안정된 방법이지만, 연료 분사를 추력으로 이용할 수 없고, 연료 분사구 전방에 형성되는 강한 충격파에 의한 정체압력 손실이 추력의 손실을 야기할 수 있다는 단점을 가지고 있다. 따라서 연료의 수직분사에서 혼합률과 연소율을 증대하면서 정체압력의 손실을 최소화하는 방안에 대한 모색이 활발히 이루어지고 있다[1-5].

Figure 1은 단일 수직분사 모델의 분사기 근처에서의 유동형태를 나타내고 있다[6]. 수직분사된 연료는 연소기 내로 유입되는 공기 유동과의 상호작용으로 인하여 분사기 상류 쪽에서 3차원 궁형충격파(bow shock)가 형성되고, 경계층과 궁형충격파의 상호작용으로 분리충격파가 형성된다. 분사구 후방으로는 말발굽와류(Horse shoe vortex)가 형성되며, 분사류 후방에 흐름방향의 와류쌍(vortex pair)이 형성되는 등 복잡한 유동형태를 보인다.

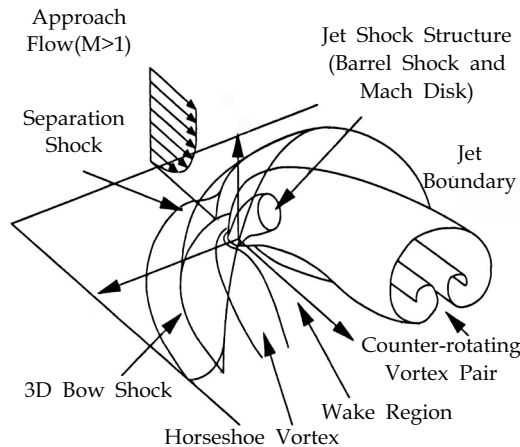


Fig. 1 Perspective View of mean transverse injection flow-field[6]

수직분사의 혼합률에 영향을 미치는 요소는 분사구 배압(back pressure)의 상대적인 크기와 분포, 공기 유동과 분사 유동 사이의 운동량 플럭스 비(Momentum Flux Ratio), 흐름방향의 와류 등인 것으로 알려져 있다. 특히, 분사류 후방

의 대향 와류쌍(Counter-rotating vortex pair)은 흐름방향에 수직한 단면에서 큰 대류를 형성시켜 연료와 공기의 혼합에 상당히 큰 영향을 미치는 것으로 알려져 있다[2,4,5].

연료 수직분사에 대한 연구는 주로 단일분사의 분사, 혼합 및 연소 특성에 대한 연구가 주를 이루고 있는데, 혼합특성을 증대하기 위한 분사 방법론에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다 [7-11]. 침투거리를 증대하기 위한 방법론으로 파일런을 이용한 분사[2]가 제안된 바 있으나, 공력가열에 의한 파일런의 과열문제가 제기되고 있다. 이에 본 연구에서는 파일런의 냉각을 위해 파일런 전방면에 막냉각 제트를 분사함으로써 공력가열에 의한 재료손상을 방지할 수 있는 방법을 제시하고, 이를 수치계산을 통해 검증하고자 한다.

본 연구에서는 막냉각용 제트로 연료를 분사하는 방법과 공기를 분사하는 방법을 고려하였다. 연료를 분사하는 경우 부가적인 분사시스템을 장착하지 않아도 되는 장점이 있지만, 연료의 침투거리가 줄어들고, 연료가 연소기 바닥에 잔류하는 문제가 발생할 수 있다. 공기를 막냉각 제트로 이용하는 경우에는 연료의 침투거리를 증대하는데 유리하고, 연소기 바닥 근처에 연료가 잔류하는 문제를 해결할 수 있지만 공기분사를 위한 추가적인 분사시스템을 갖추어야 하는 문제가 발생한다. 본 연구에서는 이러한 두 가지 막냉각 방법을 적용하였을 때 냉각특성과 혼합특성을 수치적으로 파악하고자 한다.

## 2. 수치 방법론

### 2.1 지배방정식 및 수치기법

일반좌표계에서 표현된 3차원 Navier-Stokes 방정식과  $k-\omega$  SST 난류 모델[12]의 벡터형태는 다음과 같다.

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

$$Q = [\rho_s, \rho u_j, \rho e_o, \rho k, \rho \omega]^T \quad (2)$$

$$E_i = [\rho_s u_i, \rho u_i u_j + \delta_{ij} p, \rho h_o u_i, \rho k u_i, \rho \omega u_i]^T \quad (3)$$

$$E_{vi} = [\rho_s u_i^s, \tau_{ij}, \tau_{ik} u_k - q_i, \mu^k k_{,i}, \mu^\omega \omega_{,i}]^T \quad (4)$$

$$S = [0, 0, 0, P^k, P^\omega]^T \quad (5)$$

$$\mu^k = \mu_L + \sigma^* \mu_T, \quad \mu^\omega = \mu_L + \sigma \mu_T \quad (6)$$

$$P^k = \tau_{ik} u_{,k} - \beta \rho \omega k \quad (7)$$

$$P^\omega = \frac{\alpha}{\nu_T} \tau_{ik} u_{,k} - \beta^* \rho \omega \omega + 2 \sigma_{\omega 2} \rho / \omega k_{,k} \omega_{,k} \quad (8)$$

벡터  $Q$ ,  $E_i$ ,  $E_{vi}$ ,  $S$ 는 각각 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  $k-\omega$  SST 난류모델의 계수들인데, Menter[12]가 제안한 계수들을 수정 없이 사용하였다.

화확종의 확산속도는 Fick 법칙을 적용하였다. 순수기체의 점성계수는 Chapman-Enskog 식을 사용하였고, 혼합기체의 점성계수는 Wilke 식을 이용하였다. 순수기체의 열전달 계수는 Eucken 식을 이용하였고, 혼합기체의 열전달계수는 Wassiljewa 식을 이용하였다. 이성분 기체의 확산계수는 Chapman-Enskog 식을 이용하였고, 혼합기체 중 한 성분의 확산계수는 Blancs 식을 이용하였다. 위에서 언급한 모든 식들은 참고문헌 [13]의 식을 이용하였다. 난류 열전도 계수와 난류 확산계수는 난류 점성계수와와의 관계로 구하였는데, 난류 Prandtl 수와 난류 Schmidt 수는 0.9로 가정하였다.

지배방정식을 차분화하기 위해서 유한체적법을 이용하였다. 공간차분을 위해서는 Edwards의 LDFS(Low Diffusion Flux Splitting) 풍상차분기법[14]을 3차 정확도로 적용하였고, 고차 정확도로 인한 수치진동을 억제하기 위하여 Koren 제한자를 사용하였다. 시간적분을 위해서는 LU-SGS 기법[15]을 사용하였다.

단일 분사기의 직경(D)은 Gruber[6]의 조건 (6.35mm)이며, 계산에 사용된 연소기는 길이 48D, 폭 10D, 높이가 12D이다. 연료 분사 유동의 중심은 기준점(x=0)에 위치한다. Fig. 2는 수치계산에 사용된 격자구성을 나타내고 있다. 계산 시간을 단축하기 위하여 대칭 경계조건을 이용하여 분사면과 연소기의 절반을 계산 영역으로 사용하였다. 수치 계산을 위한 총 격자수는  $190 \times 75 \times 100 (=1,425,000)$ 개이다.

Figure 3은 분사기 모델을 도시하고 있다. 모델 A는 연소기 바닥에서 수직분사하는 기본 모

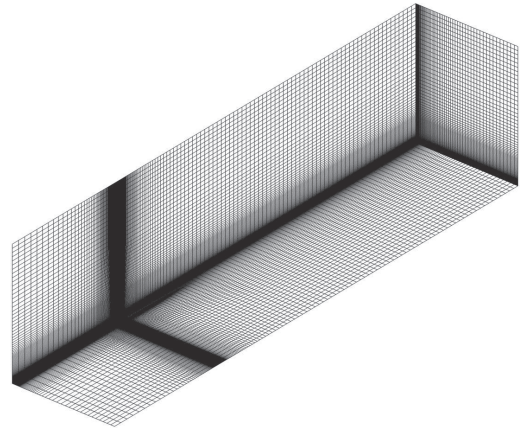


Fig. 2 Grid system

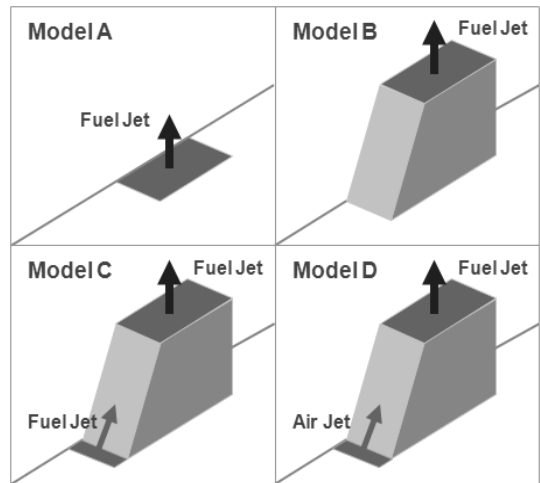


Fig. 3 Injection Model

델 이다. 계산의 편의를 위해 사각 제트를 선택하였다. 모델 B는 막냉각 없는 파일런 분사 모델이고, 모델 C는 막냉각을 위하여 연료인 수소를 파일런 전방에서 분사하는 모델이고, 모델 D는 막냉각을 위하여 공기를 파일런 전방에서 분사하는 모델이다.

계산 조건은 고도 35km에서 비행 마하수가 6인 공기 유동이 등엔트로피 과정을 통하여 마하 2로 감속되어 연소기 입구로 유입되는 조건으로 하였으며 그 때의 흡입공기, 냉각용 공기와 연료의 유동 조건은 Table 1에 나타나 있다.

Table 1. Flow conditions of air and fuel

	Air Inflow	Air Coolant	Fuel
Pressure (kPa)	145	576	561
Temperature (K)	1081	766	754
Mach Number	2.0	1.0	1.0
Momentum Flux Ratio	1.0		

연료 제트와 초음속 공기유동 사이의 운동량 플럭스비( $J$ )는 수직분사의 혼합특성을 결정하는 조건 중에 하나인데, 다음과 같이 정의된다.

$$J = \frac{(\rho u^2)_j}{(\rho u^2)_a} = \frac{(\gamma p M^2)_j}{(\gamma p M^2)_a} \quad (9)$$

이때, 첨자  $a$ 는 입구 공기를, 첨자  $j$ 는 분사류를 나타낸다. 연료를 냉각류로 사용하는 경우 연료와 동일한 분사조건을 사용하였다.

### 3. 결과 및 분석

#### 3.1 전체적인 혼합과정

Figure 4는 분사 유동의 혼합특성을 비교하여 나타내고 있다. 짙은 부분이 연료 질량분율이 높은 부분이다. 기본 분사인 모델 A를 살펴보면, 연료는 대향와류에 의해 공기와 혼합되며 공기 유동 속으로 침투하는 것을 볼 수 있다. 분사기

주위의 바닥면 근처에 연료가 잔류하는 것이 확인되는데, 이는 공형충격파에 의해 유도되는 박리충격파로 인해 연료 유동의 역류가 발생하기 때문인 것으로 판단된다.

모델 A와 B를 비교하면, 모델 B에서 연료의 침투거리가 증대되고, 연소기 바닥면에 연료의 잔류량이 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 이는 파일런을 통해 분사함으로써 연료의 분사 위치

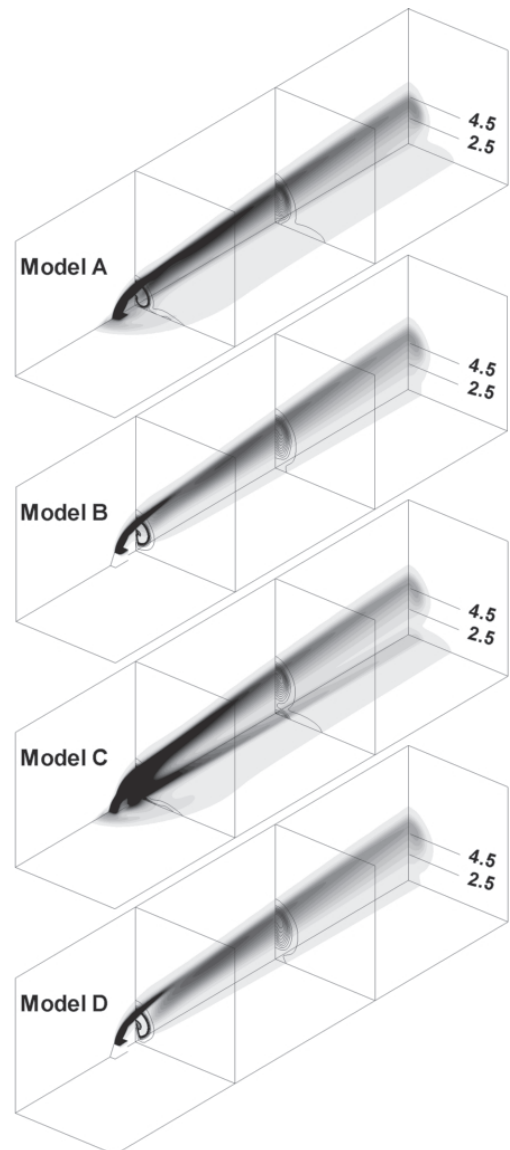


Fig. 4 Distribution of hydrogen mass-fraction

가 연소기 바닥으로부터 분리되기 때문이다.

모델 C는 연료를 냉각류로 사용한 경우인데, 기본 모델에 비해 연료의 침투거리는 어느 정도 증대되지만, 연료를 파일런 전방에서 분사함으로써 모델 A와 같이 분사연료의 역류로 인해 연소기 바닥에 연료가 잔류하는 문제가 존재하는 것을 확인할 수 있다.

모델 D는 공기를 냉각류로 사용한 경우인데, 모델 B와 거의 유사한 혼합 양상을 보이고 있는데, 이는 냉각류 분사가 전체 혼합과정에 미치는 영향이 적은 것을 의미한다.

### 3.2 혼합 특성

#### 침투거리

침투거리는 분사된 수소 연료의 질량 중심이 연소기 바닥으로부터 공기유동 속으로 침투 정도를 나타내는 지표로, 표현식은 다음과 같다. 침투거리는 분사면 직경으로 무차원화된 값을 사용하였다.

$$Z_{H_2} = \frac{\int_{yz} \rho_{H_2} z \, dydz}{\int_{yz} \rho_{H_2} \, dydz} \quad (10)$$

Figure 5는 각 모델의 침투거리 경향을 나타내고 있다. 분사면 근처에서의 침투거리를 살펴보면, 모든 모델에서 분사 직후 급격하게 증가하다가 약간 감소하는 현상이 나타난다. 이는 분사면 후방의 낮은 압력 때문에 연소기 바닥 쪽으로 유입되는 연료유동이 발생하기 때문이다. 이 구간을 지나면 연료유동은 대향 와류에 의해 말려 올라가면서 일정한 기울기로 침투거리가 증가하는 것을 확인할 수 있다.

파일런을 통한 분사(모델 B, C, D)는 연소기 바닥에서 분사되는 모델 A에 비해 모두 침투거리가 큰 것으로 나타났다. 모델 C가 모델 B 및 D보다 작은 침투거리를 나타내는 것은 막냉각을 위하여 약 25%의 연료를 파일런 전방의 바닥에서 분사하기 때문인 것으로 판단된다. 모델 B와 D는 거의 비슷한 침투거리를 나타내는데, 이는

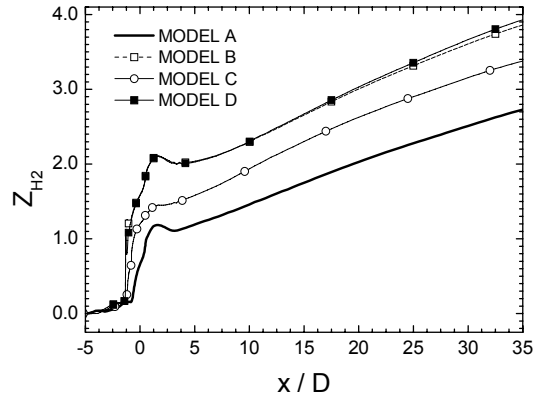


Fig. 5 Variation of Penetration distance

막냉각을 위한 공기 분사가 침투거리에 거의 영향을 미치지 못하는 것을 의미한다.

분사 직후( $x/D=5$ )에서 모델 A와 모델 C 및 D를 비교해보면 분사 위치의 증가만큼 침투거리 차이가 발생함을 확인할 수 있다. 하지만 이후의 침투거리 증가율이 모델 C와 D에서 더 크게 나타나는데, 이는 유동방향의 대향 와류의 강도가 더 크기 때문인 것으로 판단된다. 모델 D의 침투거리가 모델 B에 비해 약간 크게 나타나는 것은 바닥면에 잔류하는 연료가 약간 적기 때문인 것으로 보인다.

침투거리의 경향을 미루어 볼 때, 파일런을 이용한 연료 분사가 침투거리 증가에 크게 기여하는 것을 알 수 있으며, 파일런의 과열을 막기 위한 막냉각 유동으로 연료를 사용하는 것보다 공기를 사용하는 것이 더 유리함을 알 수 있다.

#### 선회율 및 혼합률

흐름 방향의 와류가 연료의 혼합률에 미치는 영향을 파악하기 위해  $y$ - $z$ 단면에서의 선회율을 비교 분석하였다. 선회율은 입구 공기속도와 분사면의 직경( $D$ )으로 무차원화하여 표현하였으며, 표현식은 다음과 같다.

$$\Gamma = \int_{y,z} \left| \frac{\partial v}{\partial z} - \frac{\partial w}{\partial y} \right| dy dz \quad (11)$$

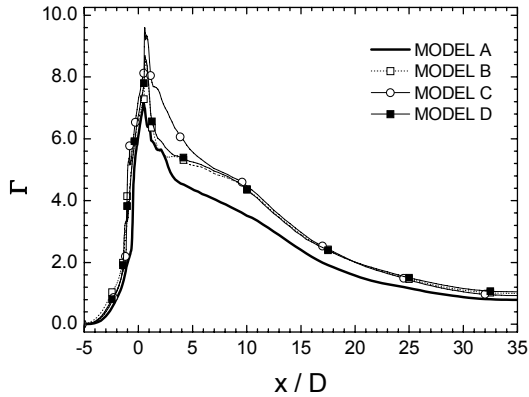


Fig. 6 Variation of circulation

Figure 6은 각 모델에 대한 선회율 변화를 보여주고 있다. 연소기 바닥에서 분사하는 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, 특이한 것은 분사기 후방 ( $2 < x/D < 7$ )에서 모델 C의 선회율의 가장 크게 나타난다는 점이다. 이는 혼합률 증가에 영향을 미치게 될 가능성이 큰 것으로 보인다.

Figure 7은 수소 연료의 최대 질량분율이 감소하는 정도를 log-log 스케일로 표시된 것이다. 혼합률은 수소 연료의 최대 질량분율이 감소하는 정도로 표현될 수 있는데, 감소율이 클수록 혼합률이 큰 것으로 파악될 수 있다. 모든 경우에 수소의 최대 질량분율이 감소하는 정도가 서서히 증가(혼합률이 증가)하다가,  $10 < x/D < 15$  구간을 지나면 수소 연료의 최대 질량분율이 log-log 스케일에서 거의 선형적으로 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 바로클리닉 토크(Baroclinic Torque)를 생성시키는 원인(밀도구배와 압력구배의 직교 성분)의 소멸로 인하여 대류보다는 확산에 의한 혼합이 이루어지는 것으로 판단된다[16].

파일런 분사의 경우 모델 A에 비해 큰 혼합률을 나타내는데, 이는 선회율의 크기와 관련이 깊은 것으로 판단된다. 높은 선회율은 대향 와류의 강도가 크다는 것을 의미하는 것이고, 이러한 강한 대향 와류는 공기를 연료 쪽으로 유입시키는

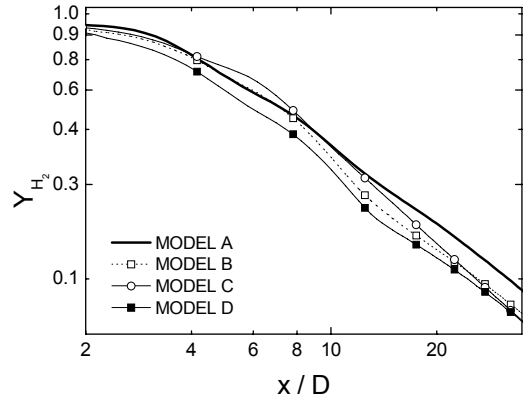


Fig. 7 Variation of mixing rate: decay rate of maximum mass fraction of fuel

효과를 만들어 연료-공기 혼합을 향상시키며 침투거리를 증가시키는 것으로 판단된다.

#### 정체압력손실

연료-공기의 혼합 과정에서 정체 압력 손실이 발생하며, 정체 압력의 손실은 추력의 손실을 초래하기 때문에 그 경향성을 살펴볼 필요가 있다. 평균 정체압력은 다음의 식으로 정의된다.

$$P_o = \frac{\int_{y,z} p_o \rho u \, dy dz}{\int_{y,z} \rho u \, dy dz} \quad (12)$$

Figure 8은 각 모델에 대한 정체압력의 변화를 도시하고 있다. 표시된 값은 입구유동의 정체압력으로 무차원화된 것이다. 분사기 직전까지는 정체압력 손실이 서서히 일어나다가 분사구 직후부터 정체압력 손실이 급격하게 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이는 분사기 전방에 발생하는 공형충격파와 대향 와류에 의한 연료-공기 혼합 때문인 것으로 판단된다.

분사구 직후부터 충격파 및 대향 와류에 의한 영향이 약해지면서 정체압력 감소율이 줄어들며,  $x/D=15$  지점 이후부터는 정체압력이 거의 선형적으로 감소하는 경향을 확인할 수 있다.

$x/D=35$  지점을 기준으로 볼 때, 정체 압력이

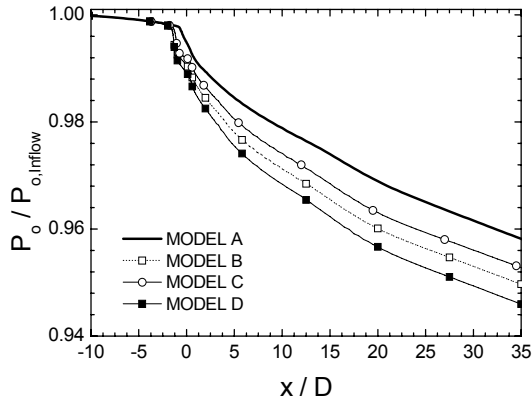


Fig. 8 Losses of stagnation pressure

약 4~5% 정도 감소하는데, 모델 A에 비해 파일런 분사 모델의 정체압력 손실이 더 크게 나타나는 것을 알 수 있고, 파일런 분사 모델 중에서도 침투거리가 크고 혼합물이 클수록 정체압력 손실이 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 하지만 정체압력 손실의 증가폭이 최대 약 1.5% 정도인 것으로 나타나는데, 혼합특성의 증대를 고려해 볼 때 정체압력 손실 증가가 그렇게 크지 않는 것으로 판단된다.

### 3.3 막냉각 효과

Figure 9는 분사기 주위의 온도분포를 도시하고 있다. 짙은 부분이 온도가 높은 부분이다. 막냉각이 없는 모델 B의 경우 공력가열에 의해 파일런 전방면의 온도가 상당히 높은 것을 확인할 수 있다. 파일런 분사기 전방면의 최고 온도는 약 1745K 정도이고, 측면의 최고온도는 1540K 정도이다. 이는 금속재료를 이용한 파일런 분사기를 사용하는데 문제가 발생할 수 있으며 냉각이 필요함을 시사하는 것이다.

모델 C와 D의 경우, 막냉각 제트에 의해 파일런 전방의 충격파가 파일런에서 전방 쪽으로 밀려나고 파일런 전방 벽면이 냉각되어 온도가 상당히 낮아지는 것을 볼 수 있다. 모델 C와 D의 파일런 전방표면의 최고온도는 각각 890K, 906K이다. 그리고 파일런의 측면의 온도도 상당히 낮아진 것을 확인할 수 있는데, 이는 막냉각이 파

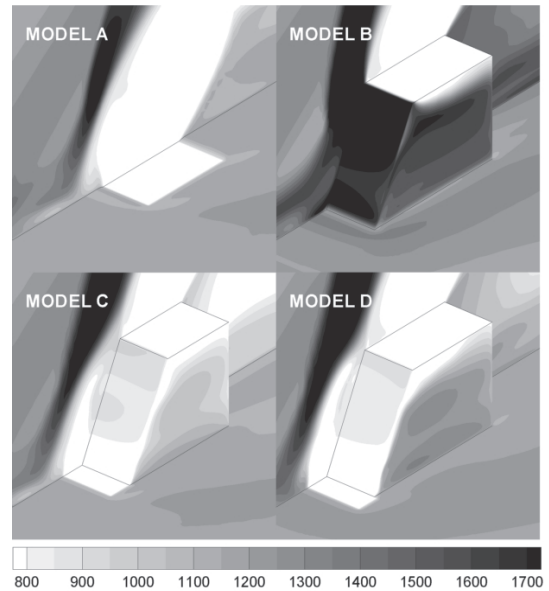


Fig. 9 Temperature Distributions near Injectors

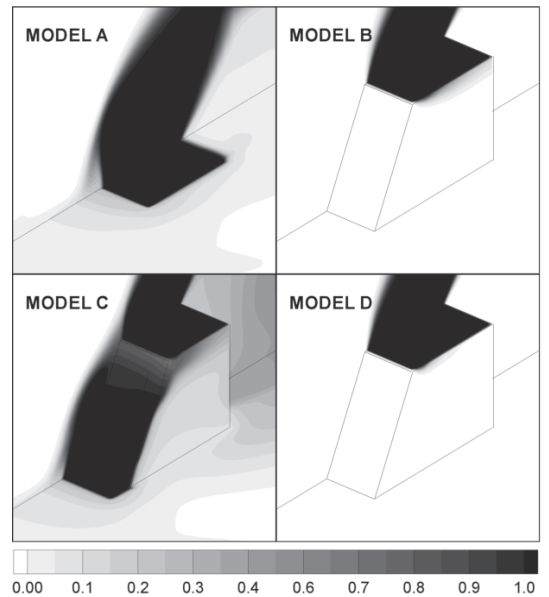


Fig. 10 Fuel Distributions near Injectors

일런 전방면뿐만 아니라 분사기 측면의 냉각에도 상당한 효과가 있음을 의미하는 것이다.

Figure 10은 분사기 주위의 연료 질량분율 분포를 도시한 것인데, 짙은 부분이 질량분율이 큰

부분이다. 모델 B와 D의 경우 연소기 벽면에 연료가 거의 잔류하지 않은 것을 볼 수 있으나, 연료를 냉각류로 사용하는 경우인 모델 C에서는 오히려 모델 A보다 더 많은 연료가 연소기 바닥면에 분포하는 것을 볼 수 있다. 이는 냉각류로 사용된 연료가 후류 쪽으로 유입되는 발생하는 현상으로, 연료를 냉각류로 사용함에 따른 부작용으로 판단된다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 스크램제트 연소기 내의 연료-공기 혼합증대를 위한 파일런 분사의 혼합특성과 파일런 표면과열을 방지하기 위한 막냉각의 효과를 살펴보았으며 다음과 같은 결론을 도출할 수 있을 것으로 사료된다.

연료 파일런 분사는 연소기 바닥면에서 연료를 분사하는 방식에 비해 침투거리, 혼합율 등의 혼합특성을 증대하는 것으로 나타났다. 침투거리의 증대는 파일런 사용을 통한 분사위치의 증대와 대향 와류의 증대가 원인이며, 혼합률의 증대는 대향와류의 증대가 원인인 것으로 판단된다. 파일런 분사에 의해 정제압력 손실이 증가되는 것을 확인하였는데, 혼합특성의 증대를 고려하면 손실의 증가는 크지 않은 것으로 판단된다.

파일런 분사에서는 공력가열에 의한 파일런 표면의 과열 현상이 확인되었으며, 이 문제를 해결하기 위해 파일런 전방에서 연료 또는 공기를 막냉각 제트로 분사하는 방안을 제시하였는데 상당히 효과가 있는 것으로 확인되었다. 연료를 냉각류로 사용하는 경우, 부가장치 없이 뛰어난 냉각효과를 나타내지만, 연료의 침투거리의 감소하고 연소기 바닥면에 연료가 잔류하는 문제가 발생함을 확인하였다.

#### 참 고 문 헌

1. E. T. Curran and S. N. B. Murthy.,

"Scramjet Propulsion," AIAA, Volume 189 Progress in Astronautics and Aeronautics, 2001, pp.539-564

2. Bogdanoff, D. W., "Advanced Injection and Mixing Techniques for Scramjet Combustors," Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, No. 2, 1994, pp.183-190
3. Kumar, A., Bushnell, D. M., and Hussaini, M. Y., "Mixing Augmentation Technique for Hypervelocity Scramjets," Journal of Propulsion and Power, Vol. 5, No. 5, 1989, pp.514-522
4. 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
5. Lee, S-H, "Characteristics of Dual Transverse Injection, Part 1: Mixing," Journal of Propulsion and Power, Vol. 22, No. 5, Oct. 2006, pp.1012-1019
6. Gruber, M. R., Nejad, A. S., and Goss, L. P., "Surface Pressure Measurements in Supersonic Transverse Injection Flowfield," AIAA Paper 97-3254
7. 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
8. Everett, D. E, Woodmansee, M. A., Dutton, J. C., and Morris, M. J., "Wall pressure Measurements for a Sonic Jet Injected Transversely into a Supersonic Crossflow," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 6, 1998, pp.861-868
9. 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



10. 이상현, "초음속 유동장 내 수직분사의 혼합 특성 개선 연구," 한국항공우주학회지, 제29권, 제5호, 2001, pp.99-107
11. 김경무, 백승욱, 김윤곤, "초음속 공기유동으로의 연료분사노즐 종횡비 변화에 대한 연소 특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, 2004, pp.44-53
12. Menter, F. R., "Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
13. Reid, C. R., Prausnitz, J. M., and Poling, B. E., The properties of Gases and Liquids, 4th ed., McGraw-Hill, New York, 1988
14. Edwards, J. R., Liou, M-S., "Low-Diffusion Flux-Splitting Methods for at All Speeds" AIAA Journal, Vol. 36, No. 9, 1998
15. 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
16. Lee, S-H., Jeung, I-S., Yoon, Y., "Computational Investigation of Shock-Enhanced Mixing and Combustion," AIAA Journal, Vol. 35, No. 12, 1997, pp. 1813-1820