

# 가스터빈 연소기내의 고온공기 분무연소 해석

조상필\* · 김호영\*\* · 박심수\*\*

## Spray combustion with high temperature air in a Gas Turbine Combustor

Sang Pil Jo, Ho Young Kim and Simsoo Park

### ABSTRACT

A numerical study was conducted to determine the effects of high temperature air, including equivalent ratio on flow field, temperature, evaporation, and overall temperature distribution in gas turbine combustor. A sector model of a typical wall jet can combustor, featuring introduction of primary air and dilution air via wall jet, was used in calculations. Flow field and temperature distribution were analyzed. Operating conditions such as inlet temperature and overall equivalent ratio were varied from 373 to 1300 K, and from 0.3 to 0.6, respectively, while any other operating conditions were fixed. The RNG  $k-\epsilon$  model and eddy breakup model were used for turbulence and combustion model respectively. It was found that the increase with the inlet air temperature, velocity in the combustor is accelerated and evaporation of liquid fuel is not affected in primary zone, high temperature inlet air enhances the evaporation and improves overall temperature distribution factor.

**Key Words** : droplet evaporation, high temperature air, pattern factor

### 기 호 설 명

$d$  : diameter of liquid fuel droplet  
 $Y_i$  : mass fraction of species  $i$   
 $M_i$  : molecular weight of  $i$   
 $D$  : binary diffusivity

하첨자  
 $d$  : dispersed phase  
 $fu$  : fuel

### 1. 서 론

가스터빈 연소기에서의 분무연소는 액체 연료의 증발, 오염물질의 생성 및 복사열전달 등 물리·화학적 현상들이 복합적으로 나타나게 된다. 현재의 많은 연소기에서 사용되는 선회유동이 연료와 공기의 혼합을 촉진시키고 연소의 안정성을

향상시키는 역할을 하게 된다. 이밖에도 다른 운전조건들 즉, 분무특성과 압력조건들이 연소기의 성능을 결정하는 중요한 요인들이 되는데, 이러한 요인들이 연소기내의 유동상태와 연료액적의 증발을 비롯한 온도분포에 영향을 미치게 된다. 연소조건들은 연소효율의 향상과 오염물질의 저감 및 제어를 위해 고온 고압화 되어가는 추세이고 따라서 많은 연구자들의 연구가 이러한 분야에서 이루어지고 있다. 가스터빈 연소기내의 압력과 입구 선회유동이 연소특성 및 배기 특성에 미치는 영향에 대한 수치적 연구에서[1] 선회수의 증가가 모든 압력범위에 대하여 NOx 배출을

\* 고려대학교 대학원 기계공학과

† blueguy@korea.ac.kr

\*\* 고려대학교 기계공학과

감소시키고 pattern factor를 향상시키는 효과를 보였으나, 저압에서는 연소효율을 저해하는 효과를 보였고, 연소기 압력이 증가할 수록 pattern factor를 향상시키는 반면 NOx배출을 증가시키는 결과를 보였다. Cameron 등[2,3]은 모델연소기의 벽면 분류(jet)와 액체연료의 혼합에 대한 연구에서 반응이 있을 때와 없을 때의 차이를 확인하였다. Richard 등[4]은 primary jet가 가스 터빈연소기 성능에 미치는 영향에 대한 실험에서 jet의 위치에 따라서 연소효율, 연료와 공기의 혼합특성이 크게 달라진다고 하였다. McGuirk과 Palma[5,6]는  $k-\epsilon$ 모델을 이용하여 가스 터빈 연소기내의 유동장을 계산하였다. 주연소영역에서 실험치와 예상치의 차이가 크게 나타남을 보였다. 본 연구의 목적은 연소기에서의 입구공기 온도를 변화시켜 고온공기가 선회유동특성, 액체연료의 증발, 온도분포, 그리고 연소기 성능에 미치는 영향을 알아보는 것이다.

## 2. 이론해석

해석에 사용된 연소기는 Fig.1에서 보는 바와 같이 can type으로 벽면에서 분류(jet)가 나오는 형태이다.[2,3,4] 연소기에 주입되는 공기는 연결된 예열기를 통하여 선회기, 주연소공기공(primary hole)과 희석공기공(dilution hole)으로 나뉘어져서 공급되도록 되어있고 연소기의 길이는 320mm, 직경이 80mm이고 재질은 스테인레스 스틸이다. 주연소공기공의 직경은 7mm이고 희석공기공의 직경은 9.5mm이다. 연소기 벽면은 물을 이용하여 냉각시키게 되므로 계산시 벽면온도는 373.15K로 고정하였다.

### 2.1 지배방정식

#### 2.1.1 가스상

정상상태에서 변수  $\phi$ 에 대한 전달방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(\rho u \phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r}(\rho r v \phi) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta}(\rho w \phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial x} \left( \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial r} \right) \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial \theta} \left( \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi}{\partial \theta} \right) + S_{\phi} + S_{d,\phi} \end{aligned} \quad (1)$$

$S_{\phi}$ 와  $S_{d,\phi}$ 은 각각 가스상과 분산상의 생성량을 나타낸다. 각각의 지배방정식에 대한 자세한 사항은 Table 1에 나타내었다.

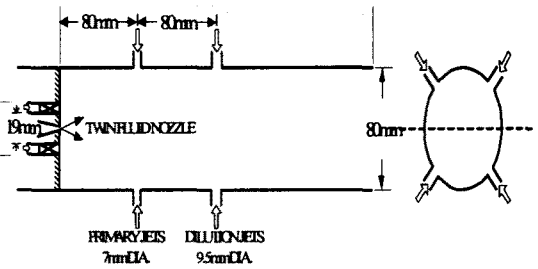


Fig. 1 Configuration of model combustor

#### 2.1.2 분산상

분무된 액적의 속도와 위치는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{d\bar{u}_{di}}{dt} = \frac{3C_D \mu Re}{4\rho_d d_d^2} (\bar{u}_i - \bar{u}_{di}) \quad (2)$$

$$\frac{dx_{di}}{dt} = \bar{u}_{di} \quad (3)$$

여기서 Reynolds 수는 다음과 같이 정의된다.

$$Re = \frac{\rho d_d |\bar{u}_i - \bar{u}_{di}|}{\mu} \quad (4)$$

항력계수는 Yuen과 Chen이 제안한 다음식을 사용하였다.[12]

$$C_D(1+B) = \begin{cases} \frac{24}{Re} (1 + 0.15 Re^{0.687}), & Re \leq 1000 \\ 0.44, & Re > 1000 \end{cases} \quad (5)$$

단일액적의 열 및 물질전달은 아래식으로 계산한다.

$$\frac{dm_d}{dt} = -\pi d_d \rho D N_s \ln(1+B) \quad (6)$$

$$m_d C_{Pd} \frac{dT_d}{dt} = \pi d_d \lambda N_s (T - T_d) + \left( \frac{dm_d}{dt} \right) Q_L \quad (7)$$

$$N_s(1+B) = 2 + \frac{0.555 Re^{1/2} (Pr)^{1/3}}{[1 + 1.232 Re^{-1} (Pr)^{-4/3}]^{1/2}} \quad (8)$$

$$B = \frac{(Y_{fu,s} - Y_{fu})}{(1 - Y_{fu})} \quad (9)$$

Table 1. Definition of exchange coefficient and source term of gas phase

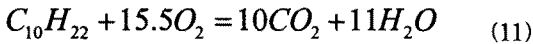
$\phi$	$\Gamma_\phi$	$S_\phi/\Delta V$
1	0	0
$u$	$\mu + \mu_i$	$-\frac{\partial}{\partial x} \left( \bar{p} + \frac{2}{3} \bar{p} k + (\mu + \mu_i) \frac{\partial \bar{u}_k}{\partial x_k} \right) + S_u$
$k$	$\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_k}$	$G_k - \bar{p} \epsilon$
$\epsilon$	$\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_\epsilon}$	$C_{\epsilon 1} G_k \frac{\epsilon}{k} - \frac{\bar{p} C_\mu \eta^2 (1 - \eta/\eta_0) \epsilon^2}{1 + \beta \eta^3} - C_{\epsilon 2} \bar{p} \frac{\epsilon^2}{k}$
$Y_i$	$\frac{\lambda}{C_p} + \frac{\mu_i}{\sigma_Y}$	$S_i$

액적표면에서의 연료증기의 질량분율은 Clausius-Clapeyron 방정식을 이용하여 아래식으로부터 얻어낸다.

$$Y_{fu,s} = 1 / \left[ 1 + \left( P/P_{fu,s} - 1 \right) \left( W_a/W_{fu} \right) \right] \quad (10)$$

2.1.3 연소모델

화학반응은 1-단계 반응으로 가정하였다.



반응율은 다음과 같은 식으로 구하였다.

$$R_{EBU} = \text{Min} \begin{bmatrix} C_R \bar{\rho} \tilde{Y}_{fu} \frac{\epsilon}{k}, \\ C_R \bar{\rho} \frac{\tilde{Y}_{ox}}{s} \frac{\epsilon}{k}, \\ C_R \bar{\rho} \frac{\tilde{Y}_{PR}}{1+s} \frac{\epsilon}{k} \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$R_{fu} = \text{Min} [R_{EBU}, R_{ARR}] \quad (13)$$

2.1.4 Pattern factor

Pattern factor는 다음 식으로 구하였다.

$$PF = \frac{T_{exit,max} - T_{exit,mean}}{T_{exit,mean} - T_{in}} \quad (14)$$

$T_{exit,max}$ 는 출구에서의 최대온도,  $T_{exit,mean}$ 는 출구에서의 평균온도, 그리고  $T_{in}$ 는 공급되는 공기의 온도이다.

2.2 수치해석

기체상의 지배방정식은 Eulerian 방법, 분산상은 Lagrangian 방법을 이용하였고 격자는 65×24×27 ( $x, r, \theta$  방향)의 비균일격자를 생성하였고 이산화방법은 유한체적법이고 대류항 계산은 power law scheme과 second-order upwind scheme을 사용하였으며 압력-속도 조합은 SIMPLEC를 이용하여 계산하였다. 계산에 사용된 운전조건은 Table 2와 같다.

Table 2. Operating conditions

Air flow rate(Kg/h)	163	
Fuel flow rate (Kg/h)	3.27, 6.54	
Overall equivalent ratio	0.3, 0.6	
Fuel	n-Decane	
Flow splits(%)	Dome swirl	0.31
	Primary jet	0.30
	Dilution jet	0.39
Spray angle(degree)	50	
Swirl number	0.8	
SMD( $\mu m$ )	35	
Inlet air temperature	373-1000K	

3. 결과 및 고찰

연소기 중심에서의 축방향 속도를 나타낸 Fig.2를 보면 primary jet가 연소기 중앙으로 깊숙이 침투하여 속도가 크게 나타나는 것을 볼 수 있고 주연소 영역에서의 재순환유동이 primary jet부근까지 존재하는 것을 알 수 있다. 회석공기의

침투는 약간 크게 예측되는 것으로 나타났다. Fig.3은 축방향 평균속도의 분포를 연소기 여러 위치에 대하여 나타낸 것으로 연소기 상류에서 측정치와 차이를 보이는 이유는 노즐에서 나오는 공기를 고려하지 않아 중앙부근에서 축방향 속도가 작게 계산되었기 때문이다. 원래 Cameron 등 [2,3]의 실험에서는 선회기를 통해 공급되는 공기의 비율이 전체의 26%이고 노즐을 통하여 공급되는 비율이 5%였는데 본 연구에서는 노즐에서 나오는 공기는 선회기에 그 양을 포함시켜 31%로 모델링하였다. 이로 인한 오차로 연소기 상류에서의 축방향속도의 계산에 차이가 나타났다고 할 수 있다.

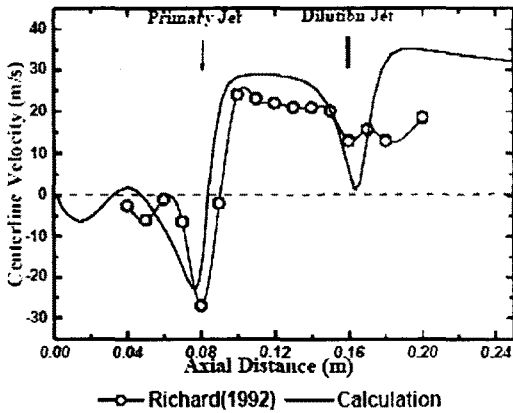


Fig. 2 Axial velocity along the centerline

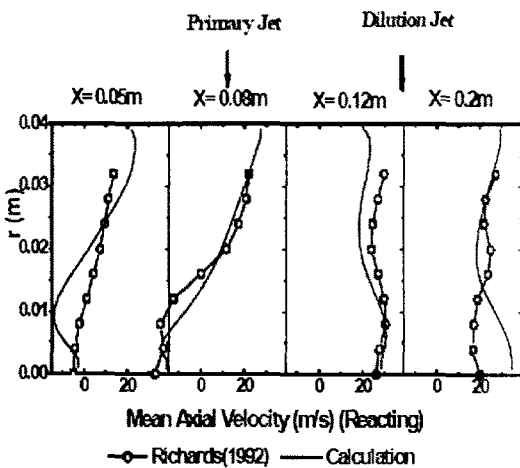


Fig. 3 Radial profile of mean axial velocity

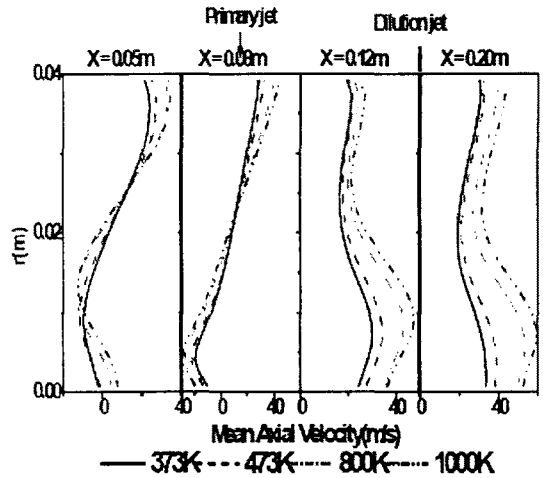


Fig. 4 Radial profile of mean axial velocity at various axial position

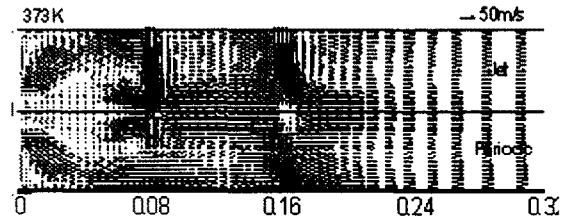


Fig. 5 Velocity vector for 373K in jet and periodic plane

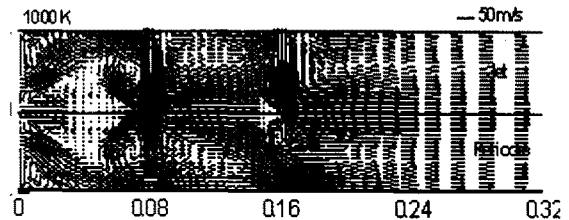


Fig. 6 Velocity vector for 1000K in jet and periodic plane

연소기 여러 위치에서 계산된 축방향 평균속도 분포를 나타낸 Fig.4를 보면 주연소영역에서 벽면에서의 속도가 연소기 중앙보다 크게 나타나고 primary jet이후에는 중앙에서의 속도가 더 크게 예측되는데 primary jet와 dilution jet의 침투가 연소기 중앙에서 연소기 앞뒤방향으로 유동을 밀어내기 때문이다. 주연소 영역에서 형성되는 재순환유동은 안정된 연소를 위해 필요한 유동으로 primary jet나 선회공기에 의해서 형성되는데  $x=0.05m$ 와  $x=0.08m$ 의 위치에서 보면 연소기 중앙부근의 속도가 음수를 나타내며 재순환영역을 형성하고 있는 것을 볼 수 있다. Fig.5와 Fig.6은 연소기에서 공기공의 중앙인 jet평면과 그와 90°

를 이루는 반복되는 평면(periodic plane)에서의 속도 백터를 나타낸 것으로 공기의 온도가 373K의 경우에는 선회공기에 의하여 하나의 재순환유동이 형성되지만 공기의 온도를 1000K까지 상승시키면 재순환영역이 두 개로 나뉘어 지는데 앞의 것은 선회유동, 뒤의 것은 primary jet에 의한 것이다. 일정한 당량비를 갖는 운전조건에서 공기의 온도를 상승시키게 되면 공기밀도가 작아지게 되어 그만큼 빠른 속도로 공기를 공급해주어야 한다. 이로 인해 연소기내 속도분포가 전반적으로 빠르게 나타나고 벽면 분류의 침투도 깊어지게 된다. 1000K 공기의 경우 dilution jet 중앙부근에서도 작은 재순환유동을 형성하는 것도 이러한 이유이며 연소기 중앙에서 축방향속도가 매우 커져서 연소기 출구에서 반경방향 속도분포가 불균일해지는 원인이 된다.

Figure 7은 평균온도의 반경방향 분포를 나타낸 것이다. 모든 경우에 대하여 벽면에서의 온도가 연소기 중앙에서 보다 높게 나타났는데 연소된 뜨거운 가스가 주유동을 따라 연소기벽면을 타고 이동하였기 때문이다.

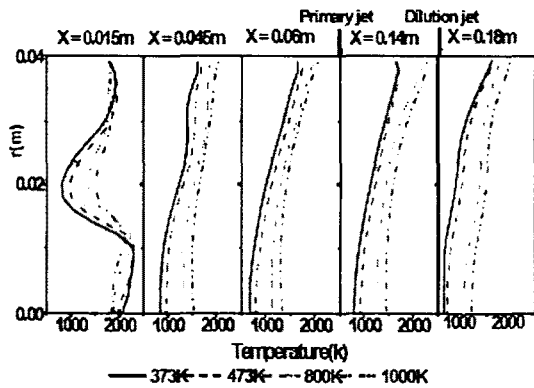


Fig. 7 Radial profile of mean temperature at various axial positions

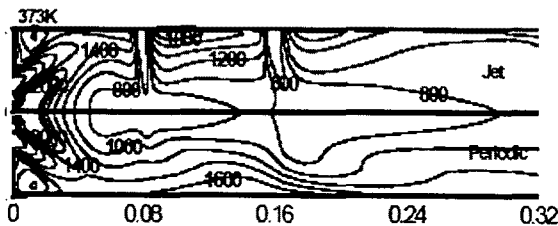


Fig. 8 Isotherms for 373K in jet and periodic plane

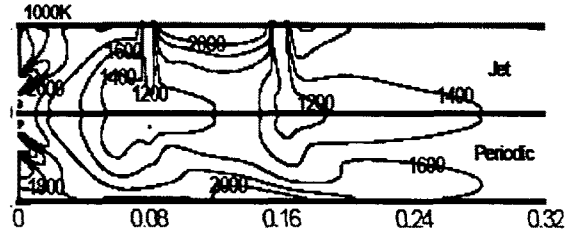


Fig. 9 Isotherms for 1000K in jet and periodic plane

연소기 최상류인  $x=0.015m$ 인 지점에서는 373K와 473K인 조건에서 고온의 공기가 주입된 경우보다 더 높은 온도를 보이는데 이는 고온공기의 빠른 유동이 연소기 상류방향으로 고온 가스를 밀어내기 때문인 것으로 사료된다. 공기공이 있는 평면과 반복되는 평면에서의 등온선 분포를 나타낸 Fig.8과 Fig.9를 보면 회석공기가 주입된 후 연소기 하류에서 뜨거운 가스가 회석되어 온도가 하강하고 반경방향 온도분포가 균일해 지는 것을 볼 수 있다. 고온 공기의 경우 그 균일도가 더 좋은 것을 볼 수 있다.

Figure 10은 분무된 액체연료의 질량유량을 당량비가 0.3인 경우와 0.6인 경우에 대하여 각 단면에 대하여 적분하여 초기 질량유량으로 무차원화시켜 도시한 것이다. 주연소영역에서는 모든 온도와 당량비에 대하여 같은 경향을 보이는 것으로 나타났다. primary jet가 주입된 뒤에는 고온공기의 경우 회석공기가 주입되는 부근에서 증발이 완료되는 것으로 나타났고 373K의 경우에는 작은 양이 남아 있다가 연소기출구 부근에서 증발이 완료되는 것으로 나타났다. 고온 공기의 경우 연료액적의 증발을 촉진시켜 공기와의 혼합을 잘 이루게 하여 연소를 도움으로써 이러한 현상을 나타나게 한다.

공기의 온도와 당량비가 pattern factor에 미치는 영향을 Fig.11에 나타내었다. 공기의 온도가 상승함에 따라 연소기 출구에서의 온도분포가 균일하게 형성되어 공기온도가 낮을 때 보다 pattern factor가 작아져 향상되는 것을 볼 수 있다. 연소기에서 연료액적이 증발하고 연료증기가 공기와 반응하여 열을 발산하고 뜨거운 가스는 회석영역에서 새로 주입된 회석공기에 의하여 온도가 하강하고 연소기 출구에서 균일한 온도분포를 갖게 되는데, 연료가 증발하고 연소가 이루어 지는데 저온공기의 경우에는 고온공기의 경우보다 시간이 더 오래 걸리고 더 많은 연료액적이 연소영역에서 증발이 이루어지지 않는다. 증발이 이루어지지 않은 연료액적이 연소기 하류지역인 회석영역으로 이동하여 증발 후 연소하여 국부적인 뜨거운 영역을 형성하기 때문에 pattern factor를 커지게 하여 연소기 출구의 온도균일도를 저해하는 효과를 나타낸다. 공기 온도가 낮을

Table 3. Exit mean and max temperature for inlet air temperature variation

Equivalent ratio	Inlet temp	373K	473K	800K	1000K
0.3	Te,max(K)	1332.5	1441.3	1428.8	1587.3
	Te,mean(K)	1041.6	1113.4	1345.9	1503.1
0.6	Te,max(K)	2075.6	2092.0	2089.5	2300.0
	Te,mean(K)	1626.7	1667.3	1871.5	2082.0

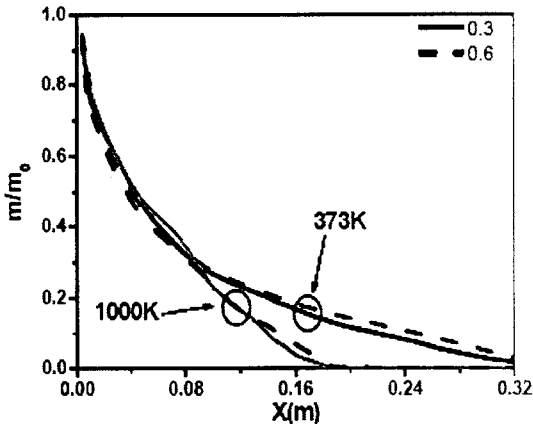


Fig. 10 Normalized liquid fuel mass flow rate

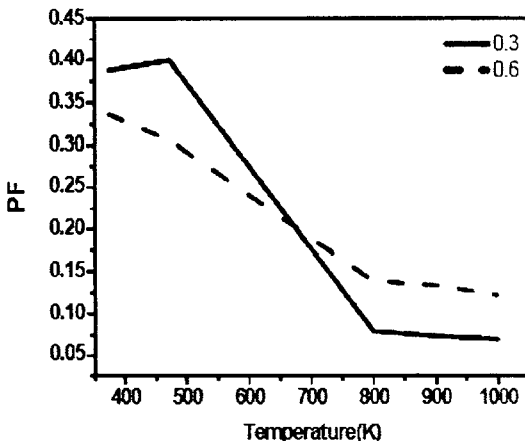


Fig. 11 Pattern factor

때, 당량비가 0.3일 경우보다 0.6일 경우 pattern factor가 더 작아지는데 연소기 더 많은 연료의 공급으로 인해 연소기 내 온도가 상승하여 연소기 출구에서의 평균온도를 상승시켰고 출구의 평균온도와 최고온도의 차이는 비슷하기 때문이다. 이와는 달리 고온공기의 경우 당량비가 0.6인 경우 연소기 출구에서의 평균온도와 최고온도의 차이가 커지고 더불어 평균온도가 상승하여 당량비 0.3인 경우보다 pattern factor가 커지는 것을 확인할 수 있다. 이에 대한 연소기 출구에서의 평균 및 최고 온도를 Table 3에 도시하였다.

#### 4. 결론

벽면에서의 분류가 있는 모델연소기에 대하여 입구 공기의 온도에 대한 영향을 알아보기 위하여 3차원 수치해석을 하였다.

일정한 당량비 조건하에서 고온으로 공기를 예열하여 주입시킴으로써 유동을 가속시키는 결과를 보였고 연소기 중앙 깊숙이 침투한 primary jet의 영향으로 재순환유동이 두개로 나누어지는 결과를 보였다. 또한 연소기 출구에서의 온도분포를 균일하게 하는 효과를 나타내어 pattern factor를 향상시켰다. 주연소 영역에서는 연료액적의 증발에 큰 영향을 주지는 않았으나 그 이후에 연소기내에서 연료증발을 촉진시키는 결과를 나타내었다.

#### 후 기

본 연구는 연소기술연구센터(CREC)의 지원에 의하여 수행하였으며, 이에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- [1] N.Y.Sharma, A.Datta, S.K.Som, Influences of spray and operating parameters on penetration of vaporizing fuel droplets in a gas turbine combustor, Appl. Thermal Engng., 21, 2001, pp. 1755-1768
- [2] C.D. Cameron, J. Brouwer, C.P. Wood, and G.S. Samuelsen, A Detailed Characterization of the Velocity and Thermal Fields in a Model Can Combustor with Wall Jet Injection, ASME J.Engng.Gas Turbine Power, Vol.111, 1989, pp. 31-35.
- [3] C.D. Cameron, J. Brouwer and G.S. Samuelsen, A Model Gas Turbine Combustor with Wall Jets and Optical Access for Turbulent mixing, Fuel Effects, and Spray Studies, Twenty-Second Symposium

- (international) on Combustion. The Combustion Institute.1988. pp.465-474.
- [4] C.D. Richards, and G.S. Samuelsen. The Role of Primary Jets in the Dome Region Aerodynamics of a Model Can Combustor. ASME J.Engng.Gas Turbine Power. 114. 1992. pp.20-26.
- [5] J.J. McGuirk, and J.M.L.M. Palma. Experimental Investigation of the Flow inside a Water Model of a Gas Turbine Combustor: Part 1 - Mean and Turbulent Flow field. Journal of Fluids engineering. 117. 1995. pp.450-458.
- [6] J.J. McGuirk, and J.M.L.M. Palma. The Flow Inside a Model Gas Turbine Combustor: Calculations. ASME J.Engng.Gas Turbine Power. 115. 1993. pp.594-602.
- [7]A.K.Gupta, M.J.Lewis, M.Daurer. Swirl Effects on Combustion Characteristics of Premixed Flames. ASME J.Engng.Gas Turbine Power. 123. 2001. pp619-626
- [8]A.Datta, S.K.Som. Combustion and emission characteristics in a gas turbine combustor at different pressure and swirl conditions. . Appl. Thermal Engng.. 19.1999. pp949-967
- [9] A.Datta, S.K.Som. Effects of spray characteristics on combustion performance of a liquid fuel spray in a gas turbine combustor. Int. J. Energy Res.. 23. 1999. pp217-228
- [10] E.M. Amin, G.E. Andrews, M. Pourkashnian, A. Williams, and R.A. Yetter. A Computational Study of Pressure Effects on Pollutant Generation in Gas Turbine Combustors. ASME J.Engng.Gas Turbine Power. 119. 1997. pp.76-83.
- [11] A.K.Tolpadi. Calculation of Two-Phase Flow in Gas Turbine Combustors. ASME J. Engng. Gas Turbine Power. 117. 1995. pp695-703
- [12] Yuen. M.C. and Chen. L.W.. On Drag of Evaporating liquid droplets. Comb. Sci. and Tech.. 14. 1976. pp.147-154.
- [13] Nahm Roh Joo, Ho Young Kim, Jin Taek Chung and Simsoo Park. Comparison of Turbulence models on the Simulation of Evaporating and Burning Sprays. Proc. The Third Asia-Pacific Conference on Combustion. 2001 pp117-120.