

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.5.037>

막냉각을 고려할 때 로켓엔진 연소실 벽면 온도변화에 대한 비정상 열해석

하성업* · 이선미** · 문일윤** · 이수용*

Transient Thermal Analysis on Wall Temperature Change of Rocket Engine Combustion Chamber Considering Film-Cooling

Seong-up Ha* · Seon-mi Lee** · Il-yoon Moon** · Soo-yong Lee*

ABSTRACT

The calculation model for heat transfer analysis of rocket engine combustion chamber considering film-cooling has been established. Convective, radiative heat transfers and film-cooling effect in combustion chamber were evaluated using empirical equations especially for rocket engine combustors, and for heat transfer outward from chamber wall general convective and radiative equations were applied. Structural grid has been generated inside chamber wall for FVM calculations, and transient thermal analyses were carried out by time-marching techniques. LOx/kerosene rocket engine with chamber pressure of 50 bar has been analysed, and it is shown that, in that case, the film-cooling less than 4% remarkably contributes to reduce wall temperature, but the effect of the effect of film-cooling more than about 4% is not significantly increased.

초 록

로켓엔진 연소실에서 막냉각을 고려한 열전달 해석을 위한 모델을 수립하였다. 연소실 내에서의 대류, 복사, 막냉각 효과는 로켓엔진을 위한 경험식을 사용하였으며, 벽 외부는 일반적인 대류, 복사 식을 적용하였다. 또한 벽 내부는 유한체적의 격자를 구성하여 시간전진법에 의해 비정상 열해석을 수행하였다. 연소압 50 기압의 액체산소/케로신 엔진을 예로 해석하였으며, 이 경우 4% 유량의 막냉각까지는 벽온도를 낮추는데 크게 기여하였으나, 그 이상의 공급은 막냉각 유량에 비해 효과가 미비함을 확인하였다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), Heat Transfer(열전달), Convection(대류), Radiation(복사), Film Cooling(막냉각), Transient(비정상)

접수일 2012. 5. 3, 수정완료일 2012. 9. 13, 게재확정일 2012. 9. 20

* 종신회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

† 교신저자, E-mail: haje@kari.re.kr

1. 서 론

액체추진제 로켓엔진에 있어 막냉각에 의한 연소실 벽냉각은 재생냉각과 더불어 전통적으로 가장 널리 사용되어 온 방법이다. 막냉각은 엔진의 제작과 적용에 용이하다는 장점이 있으나, 액막의 형성, 기화, 주변 유동과의 혼합 및 연소 등 그 물리/화학적인 복잡성으로 인하여 아직까지는 완전한 수치해석적인 접근이 쉽지 않을 뿐 아니라, 고온/고압이라는 특성상 연소시험의 방법과 횟수의 제약이 커 실험적으로도 그 상관관계를 논하기가 쉽지 않다. 이러한 어려움으로 인하여 그동안 막냉각 적용에 의한 연소실 벽냉각은 대부분의 경우 설계자의 경험과 반복적 실험을 통한 보정에 의존해 온 것이 현실이다.

한 때 막냉각은 재생냉각기법의 발달과 더불어 그 적용이 감소하는 추세였으나, 엔진이 고압화되면서 재생냉각만으로는 충분한 냉각효과를 기대할 수 없게 됨에 따라 현재는 많은 엔진들에서 재생냉각과 막냉각을 동시에 적용하고 있다.

로켓엔진 연소실 막냉각에 대한 국내 연구동향을 보면 막냉각의 위치와 유량비에 따른 열유속을 실험을 통해 검증하거나[1], 기체 상태의 막냉각을 가정하여 유동해석 프로그램이나 in-house code를 사용하여 해석을 시도하고 있다[2, 3]. 국외동향도 터빈블레이드 냉각 등 항공부분에서는 막냉각에 대한 연구가 많은 편이나 로켓엔진 연소실 내부 막냉각의 연구는 그리 활발한 편은 아니며, 그 방향 또한 국내 동향과 크게 다르지는 않다[4-6].

로켓엔진의 개발의 한 축을 담당하는 러시아의 경우 엔진설계에 관한 교과서적인 방법이 잘 알려져 있으며, 이를 바탕으로 엔진을 초기설계한다. 이 중 하나가 냉각용 연료과잉, 혹은 산화제과잉의 최외곽 분사기 적용과 막냉각을 사용할 때의 대류 및 복사 열전달 실험식이며, 이를 사용하여 연소실 벽면으로의 정상상태에 대한 열유속을 계산하는 절차를 참고문헌 등에서 제시하고 있다. 그러나 이러한 내용들은 언어적 장벽으로 인하여 국내에는 많이 알려져 있지 않다[7, 8].

본 논문은 정상상태 열해석에 대한 방법에 대하여 두께를 가지는 연소실 벽과 외부로 빠져나

가는 열량을 고려함으로써, 연소실 벽 온도변화에 대한 천이과정과 정상도달 온도를 예측하여 보고자하며, 특히 막냉각 유무와 그 양이 연소실 벽에 미치는 열적 특성을 파악하고자 한다.

2. 계산식

2.1 열전달의 구조

본 해석에서는 Fig. 1과 같이 임의의 두께를 가지는 재생냉각이 없는 연소실 벽을 가정하였다. 연소실 내부에서 발생한 연소가스의 열이 연소실 벽으로 대류와 복사에 의해 전달되며, 이 열은 벽 내부에서 전도에 의해 외벽으로 전달되거나, 혹은 벽 내부에 축적되어 연소실 벽 온도를 높이는데 기여하며, 연소실 외벽에서는 대류와 복사에 의해 열이 방출되는 구조를 가정하였다.

연소실 내벽에서의 대류 및 복사 열전달은 로켓엔진 연소실에 대한 경험식을 사용하였으며, 벽 내부의 전도 및 내부에너지 변화는 유한체적법으로 계산하였고, 벽 외부로의 대류 및 복사는 일반적인 열전달에 대한 경험식을 적용하였다.

로켓엔진의 내부 연소장은 소형엔진의 경우 통상 수십 밀리 초, 대형엔진도 약 1 초 정도에 거의 정상상태에 도달한다. 그러나 벽면의 온도 상승은 이보다는 훨씬 늦어 수 초 혹은 십한 경우 수십 초의 천이과정을 겪게 된다. 따라서 본 논문에서는 연소장이 이미 정상상태에 도달하여 있다고 보고, 벽면에 대하여만 비정상 해석을 수행하였다.

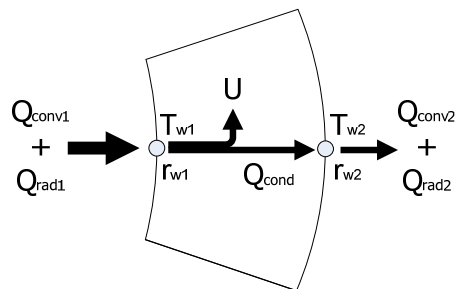


Fig. 1 Schematic Diagram of Heat Transfer

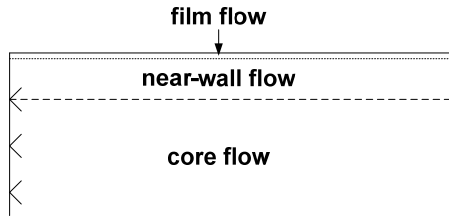


Fig. 2 Definition of Flow Layer

연소실 내의 유동영역은 Fig. 2와 같이 크게 3개의 영역을 가정하였다. ‘중심유동영역’은 산화제/연료 비율(이하 혼합비)이 최적의 비추력을 내기 위한 값을 가지는 곳으로, 일반적으로 당량비 부근에서 동작하며 높은 연소온도를 나타낸다. ‘벽인근 유동영역’은 최외곽 분사기와 벽과의 유동영역을 나타낸다. 최외곽 분사기는 중심 유동영역의 분사기와 같은 것을 사용할 수도 있으며, 벽면에서의 온도상승을 고려하여 산화제 과잉, 혹은 연료 과잉의 분사기가 적용되기도 한다. 이러한 분사기를 사용하면 내벽에서의 대류 열전달을 낮추는 효과를 기대할 수 있다. ‘막유동영역’은 벽에 바로 인접한 유동이며, 실제로 벽과 대류열전달이 직접 일어나는 영역이다.

2.2 계산의 절차

계산의 절차는 Fig. 3과 같다. 주어진 조건(추진제종류, 연소압, 분사기 배열 등)에 대해 우선 CEA를 사용하여 혼합비 변화에 대한 온도, 엔탈피, 분자량, 기체상수 등을, 그리고 막유동영역에서의 연소가스 엔탈피를 혼합비와 벽온도를 기준으로 사전에 계산하여 표를 만들어 둔다. 계산된 테이블은 이후 연소가스로부터 연소실 내벽으로의 대류열전달 계산에 이용된다. 그리고 액막이 존재하는 길이를 계산하고, 막유동영역과 벽인근 유동영역 사이의 연소실 길이방향에 따른 혼합정도를 계산한다.

이 계산을 바탕으로 연소가스로부터 연소실 내벽으로 전달되는 대류 및 복사 열유속을 계산하고, 벽 내에서의 전도열전달과 온도상승분을 계산한 뒤, 연소실 외벽에서 빠져나가는 열량을 대류 및 전도식을 이용해 계산한다.

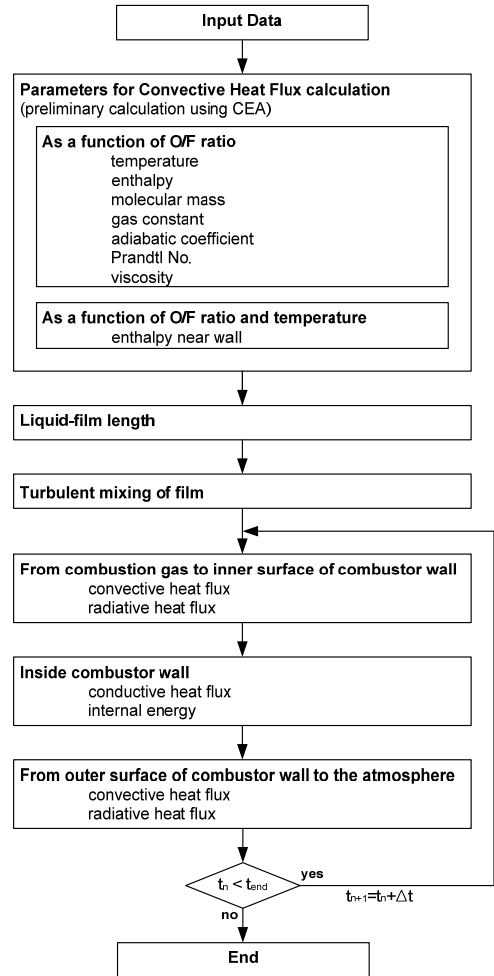


Fig. 3 Calculation Procedure

이후 열전달 과정을 시간전진법에 의해 반복 수행하여 비정상 온도변화를 계산한다. 각 단계별 상세한 과정은 다음과 같다.

2.3 연소실 내부 대류 열전달 [7, 8]

연소실과 벽 사이의 대류 열전달은 막 유동영역과 내벽과의 열교환으로, 참고문헌에 제시된 바와 같이 로켓엔진 연소실 대류열전달에 대한 경험식을 사용하였다. 이 식의 대표적 인자를 간략히 살펴보면 대류에 의한 열유속은 연소실 압력, 연소실벽과 막 유동영역과의 온도 차이, 유체점성 등에 비례하며, 연소실 직경비에 반비례하고, 연소실 노즐목 직경에도 미소하나 반비

레한다.

$$\dot{q}_{conv1} = B \frac{(1-\beta^2) P_t^{0.85} S}{\bar{D}^{1.82} D_{cr}^{0.15} Pr_f^{0.58}} \quad (1)$$

여기서,

$$B = (5.057 + 3.427k_f + 0.05867 \overline{T_{wall}} - 0.5k_f^2 + 1.492 \overline{T_{wall}}^2 - 0.4314k_f \overline{T_{wall}}) / 1000,$$

$$(1-\beta^2) = \left(\frac{p}{p_t} \right)^{\frac{k_f-1}{k_f}},$$

$$S = \frac{2.06538(H_f - H_{wall})\mu_{nw}^{0.15}}{(R_f T_{t,f})^{0.475} (1 + \overline{T_{wall}})^{0.595} (3 + \overline{T_{wall}})^{0.15}},$$

$$\bar{D} = \frac{D}{D_{cr}},$$

$$\overline{T_{wall}} = \frac{T_{wall}}{T_{t,f}}.$$

이 식에서 p/p_t 는 아래의 식을 사용하여 각 단면에 대한 면적비로부터 구한다.

$$\frac{A_x}{A_{cr}} = \frac{\left(\frac{2}{k_c+1} \right)^{\frac{1}{k_c-1}} \sqrt{\frac{k_c-1}{k_c+1}}}{\left(\frac{p}{p_t} \right)^{\frac{1}{k_c}} \sqrt{1 - \left(\frac{p}{p_t} \right)^{\frac{k_c-1}{k_c}}}}$$

여기서 T: 온도, P: 압력, R: 가스상수, D: 직경, k: 단열계수, H: 엔탈피를 나타내며, 하첨자는 t: 정체조건, f: 막유동영역, nw: 벽인근 유동영역, c: 중심유동영역, cr: 노즐목조건, wall: 벽조건을 각각 나타낸다.

$H_f, \mu_f, R_f, k_f, Pr_f$ 는 막 유동영역의 값으로 혼합비에 따른 물성변화를 CEA를 사용하여 미리 계산하여 참조표(look-up table)를 구성한 후, 본 계산 과정에서는 이를 불러 보간하여 사용하였으며, H_{wall} 역시 혼합비와 온도에 따른 물성변화를 위와 같은 방법으로 계산하였다.

24 연소실 내부 복사 열전달 [7, 8]

대류열전달이 벽과 인접한 막유동영역 사이에서

일어나는 것에 반하여, 복사열전달은 온도가 높은 중심 유동과 벽 사이에서 지배적으로 일어난다고 볼 수 있다. 복사 열전달 역시 참고문헌에 제시된 경험식을 사용하였다.

$$\dot{q}_{rad} = \phi_f \epsilon_{wall,eff} \epsilon_{gas} C_o \left(\left(\frac{T_c}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{wall}}{100} \right)^4 \right) \quad (2)$$

여기서

$$\phi_f = 0.6 \sim 1.0,$$

$$\epsilon_{wall,eff} = \frac{\epsilon_{wall} + 1}{2} = \frac{0.8 + 1}{2} = 0.9,$$

$$\epsilon_{gas} = 0.3624,$$

$$C_o = 5.67 \text{ W/m}^2 \text{ K}^4$$

$$T_c = T_{t,c} \left(\frac{p}{p_t} \right)^{\frac{k_c-1}{k_c}}$$

ϕ_f 는 막냉각계수로 막냉각이 없을 때에는 1.0, 막냉각 20%에 대해서는 0.6을 취한다. ϵ_{wall} 은 연소로 인한 그을음(soot)이 어느 정도 존재하는 벽에 대하여 0.8을 취한다. ϵ_{gas} 는 연소가스의 방사율로 참고문헌[7]에 정리되어 있는 계산법을 따른다. 이 문헌에는 추진제 종류, 추진제 비율, 연소실 압력, 연소실 형상에 대하여 연소가스 방사율을 계산하는 방법을 제시하고 있다.

25 연소실 외부 대류 및 복사 열전달[9]

연소실 외부로 빠져나가는 열전달은 주로 대류와 복사에 의해 이루어지는 것으로 볼 수 있다. 외벽에서의 대류와 복사는 외부 유동과 매우 밀접한 관계를 가지고 있으며, 본 계산에서는 강한 자연대류 혹은 약한 강제대류라고 할 수 있는 $h = 25 \text{ W/m}^2 \text{ K}$ 와 크롬강과 대기사이의 복사계수인 0.75를 가정하고 적용하였다.

26 연소실 벽에서의 전도 열전달

벽 내부에서의 열전달은 전도에 의한 열교환과 내부에너지의 변화로 나타낼 수 있다. 이를 이차원 축대칭으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} & \lambda \frac{d\theta dx}{\ln\left(\frac{r_i}{r_{i-1}}\right)} (T_{i-1,j} - T_{i,j}) dt + \lambda \frac{d\theta dx}{\ln\left(\frac{r_{i+1}}{r_i}\right)} (T_{i+1,j} - T_{i,j}) dt \\ & + \lambda \frac{r_i d\theta dr}{dx} (T_{i,j-1} - T_{i,j}) dt + \lambda \frac{r_i d\theta dr}{dx} (T_{i,j+1} - T_{i,j}) dt \\ & = Cpr_i d\theta dr dx dT_i \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 λ : 전도열전달계수, C: 비열, T: 온도, t: 시간을 나타내며, 하첨자 x, θ , r: 각각 축, 원주, 반경방향, i, j: 좌표인덱스를 말한다.

이 식을 정리하여 시간에 따른 온도 변화로 나타내면 다음과 같으며, 이 변화율을 사용하여 시간전진법(time marching method)에 의해 비정상 해석을 수행할 수 있다.

$$\frac{dT_i}{dt} = \frac{\lambda \left(\frac{(T_{i-1,j} - T_{i,j})}{\ln\left(\frac{r_i}{r_{i-1}}\right)} + \frac{(T_{i+1,j} - T_{i,j})}{\ln\left(\frac{r_i}{r_{i+1}}\right)} + \frac{r_i dr}{dx^2} (T_{i,j-1} - T_{i,j}) + \frac{r_i dr}{dx^2} (T_{i,j+1} - T_{i,j}) \right)}{Cpr_i dr} \quad (4)$$

$$T_{i,t+1} = T_{i,t} + \left(\frac{dT_i}{dt} \right) \Delta t \quad (5)$$

2.7 막냉각이 액체 상태로 존재하는 길이[7]

연소실 내벽에 인근한 유동의 온도를 감소시키는 방법 중 하나로 연소실 벽에 액체상태의 산화제, 혹은 연료를 공급하여 주는 방법이 있으며, 이를 막냉각이라고 부른다. 이 방법은 벽 인근에서 연료과잉 혹은 산화제과잉 상태로 연소가 일어나도록 하며 연소온도를 감소시킨다. 액막은 일정한 거리를 지난 후 증발하게 되는데 이 액막의 길이는 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$l_l = \eta \frac{\dot{m}}{\pi D} \left[\frac{c_l (T_s - T_i)}{\alpha_l (T_{t,c} - T_{ave})} + \frac{Q_s}{\alpha_l (T_{t,c} - T_s)} \right], \quad (6)$$

$$\eta = f(Re), \quad Re = \frac{\dot{m}}{\pi D \mu_l}, \quad T_{ave} = \frac{T_i + T_s}{2}, \quad \alpha_l = \frac{q_{conv}}{(T_{t,c} - T_{wall})}$$

여기서 T_i : 막냉각 유체의 공급온도(초기온도),

Table 1. Properties of Kerosene

Viscosity	Pa·s	0.00164
Specific Heat	J/kgK	2010
Latent Heat	J/kg	251000
Boiling Point	K	468

T_s : 기화온도, $T_{t,c}$: 막냉각이 없을 때의 유동 온도, T_{ave} : 평균온도, T_{wall} : 벽온도, c_l : 평균온도에서의 비열, α_l : 대류열전달계수, Q_s : 잠열, α_f : 대류열전달계수, q_{conv} : 막냉각이 없을 때의 대류열전달, η : 레이놀즈 수에 따른 막냉각 계수, \dot{m} : 막냉각 유량, D : 연소실 직경 등을 나타낸다. 막냉각에 사용된 연료의 물성치는 Table 1과 같다.

이 식에도 반영된 바와 같이 일반적으로 액체 막냉각 길이에 가장 큰 영향을 미치는 요인은 기화잠열이다. 그리고 액체 상태로 막이 형성된 길이까지는 연소실 벽의 온도가 액체의 기화온도를 넘지 않는 것으로 생각할 수 있다.

2.8 기화된 막냉각 유체에 의한 막 유동영역에서의 혼합비 변화[7]

연료 막냉각의 경우 액체연료가 기화하여 벽에 더 이상 액막이 형성되지 않는 부분에서의 혼합비는 연료만 존재하는 조건인 0으로 볼 수 있으며, 이후 인근 자유유동과 혼합이 일어나면서 혼합비는 점점 증가한다. 이 때 혼합은 최외곽 분사기의 혼합비와 벽과 최외곽 분사기간의 거리, 축방향 거리 등에 관련이 있으며, 유동 혼합에 의한 최종적인 혼합비는 최외곽 분사기와 막냉각을 혼합한 값으로 가정할 수 있다. 이를 바탕으로 아래와 같은 수식을 이용하여 혼합비 변화를 추정할 수 있다.

$$(O/F)_f = \frac{\dot{m}'_{O,f} + (\dot{m}'_{O,f} - \dot{m}^o_{O,f})\xi}{\dot{m}'_{F,f} + (\dot{m}'_{F,f} - \dot{m}^o_{F,f})\xi}, \quad (7)$$

$$\xi = 1 - e^{-Mx^2}, \quad M = K \frac{\bar{m}_{nw}}{m_f}, \quad \bar{x} = \frac{x}{H_{nw}}$$

여기서, $(O/F)_f$: 벽에 밀접한 유동의 추진제 비율, ξ : 난류혼합계수, H_{nw} : 벽과 최외곽 분사기

중심까지의 거리, x : 축방향 길이 등을 나타낸다. 이 때 계수 K 는 난류 강도에 따른 값으로 참고문헌에서는 이 범위가 0.0005에서 0.002 정도가 된다고 명기하고 있으며, 설계자는 초기 해석시 이 범위 내에서 K 값을 선택하여 해석을 시작할 수 있다. 이후 연소시험에서 측정된 연소실 벽면 온도결과를 가지고 정확한 값을 찾아낼 수 있다.

3. 해 석

3.1 해석 대상

본 연구에서 해석의 대상이 되는 모델 엔진은 액체산소/케로신을 사용하는 50 bar 급 엔진으로 선정하였으며, 자세한 제원은 Table 2에 제시했으며, 형태는 Fig. 4와 같다. 벽 내부 격자는 Fig. 5와 같이 축대칭 2차원(279×10)으로 구성했으며, 5 mm 두께를 가지는 STS316 재질의 벽면을 가정하였고, 단순히 벽온도의 정성적 변화를 살펴보는 차원에서 녹는점 등의 온도한계 등은 고려하지 않았다. 막냉각이 없을 때부터 10% 막냉각이 공급될 때 까지를 해석하였으며, 가혹한 열부하를 고려하기 위하여 최외곽 분사기에도

Table 2. Engine Specification

Propellants	LOx / Kerosene
O/F	2.73
Pressure	50 bar
Temperature	3640 K
ISP	331 sec. (vac)
Di	0.263 m
Dth	0.114 m
De	0.982 m
Wall	Stainless Steel (5 mm)

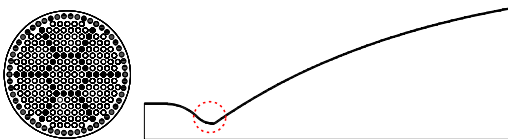


Fig. 4 Engine Profile

중심유동영역과 같은 수준의 혼합비를 가지는 것으로 가정하였다.

난류혼합계수 K 는 평균값인 0.00125를 선택하였으며, 벽 초기온도는 300 K을 주었고, 시간증분은 1/10 ~ 1/10000 초를 적용한 사전 해석을 통하여 1/1000 초로 결정하였다.

3.2 해석 결과

Figure 6에는 막냉각이 없을 때부터 10% 막냉각이 있을 때 0 에서 30초까지의 벽 내부 온도 변화를 나타내었다. 막냉각이 없는 경우 벽 온도는 중심유동의 정체온도까지 빠르게 상승하였으나, 막냉각이 있는 경우는 벽의 온도를 효과적으로 감소시키고 있었다. 특히 4% 유량 까지는 막냉각이 연소실 벽 온도를 낮추는 것에 크게 기여하였으나, 추가적인 막냉각은 그 양에 비해 냉각 성능의 향상이 그리 크지 않았다. 또한 막냉각이 없는 경우 노즐목 부근에서 가장 큰 열유속을 나타내었으나, 막냉각이 있는 경우 가장 높은 온도를 나타내는 지점, 즉 열전달이 가장 큰 지점은 막냉각과 난류혼합의 영향으로 인하여 노즐목이 아닌 더 하류 지점에서 나타났다.

Figure 7에는 막냉각이 없는 경우와 4% 연료 막냉각이 있는 경우에 대하여 연소실 내벽에서의 대류 및 복사 열전달계수를 나타내었다. 이 결과를 보면 연소실 벽 온도가 높지 않은 연소 초반의 경우 대류가 주된 열전달 인자로 작용하였으며, 그 크기 또한 노즐 목 근처에서 수십 MJ/m²K에 달할 정도로 매우 큰 값을 나타내었다. 그러나 벽온도가 상승하면서 정상상태에 가까워지면 벽과 막 유동 사이의 줄어드는 온도차로 인하여 대류 열전달은 크게 감소하여 중심유동과 벽 사이에 일어나는 복사 열전달이 주된 인

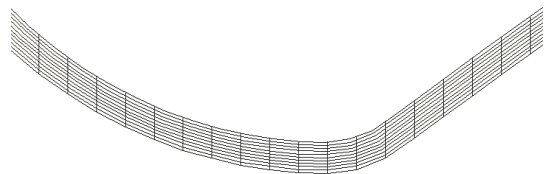


Fig. 5 Calculation Grid at Nozzle Throat (axisymmetric, 2D)

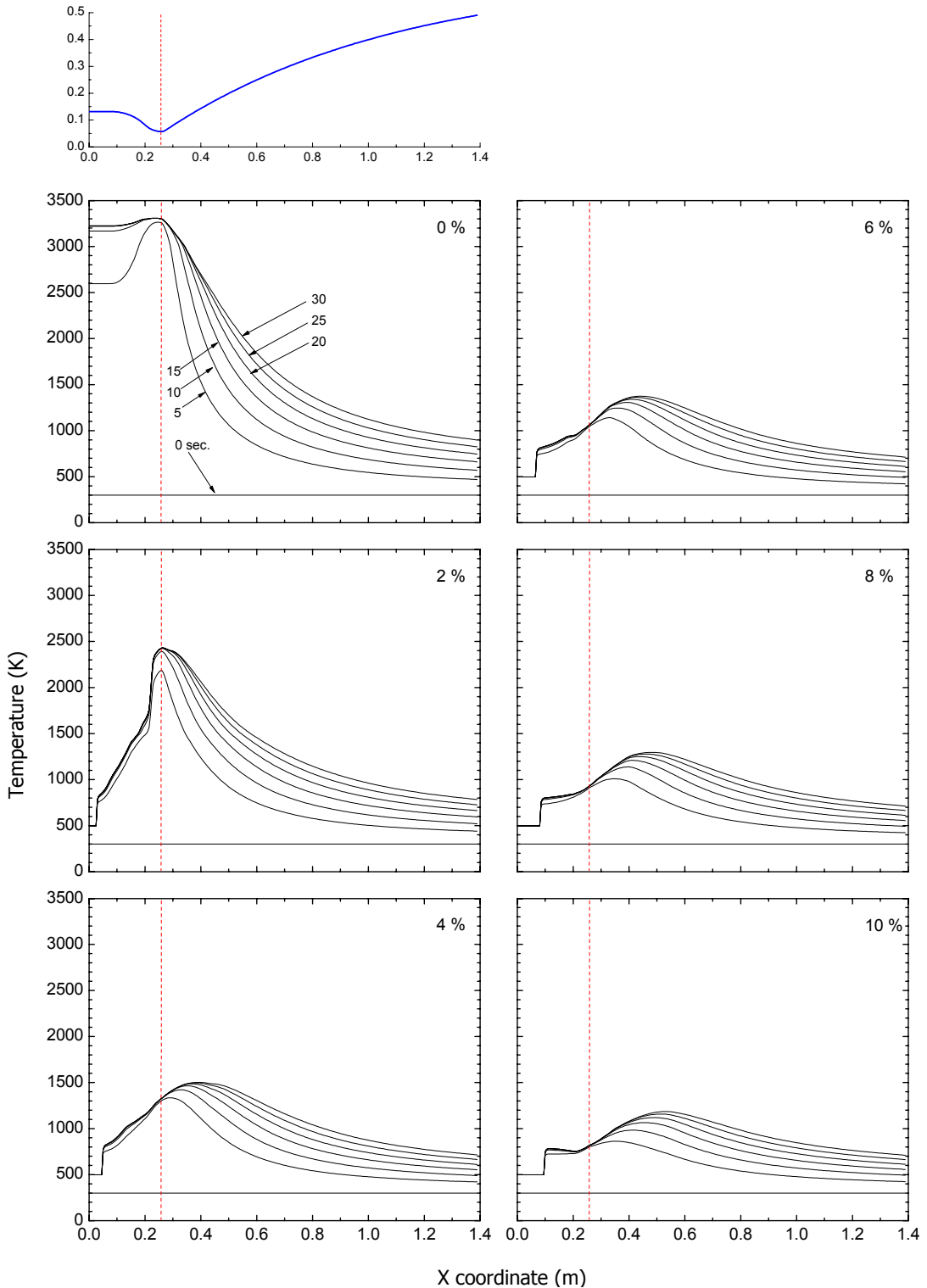


Fig. 6 Inner Wall Surface Temperature (0 to 30 sec.)

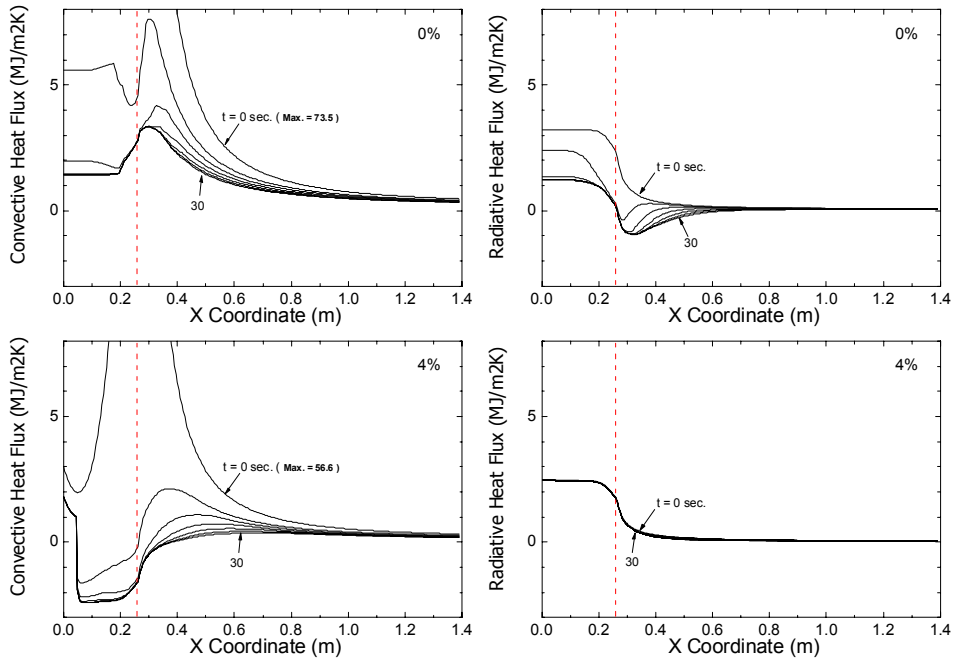


Fig. 7 In-Wall Temperature at Nozzle Throat (0 to 30 sec.)

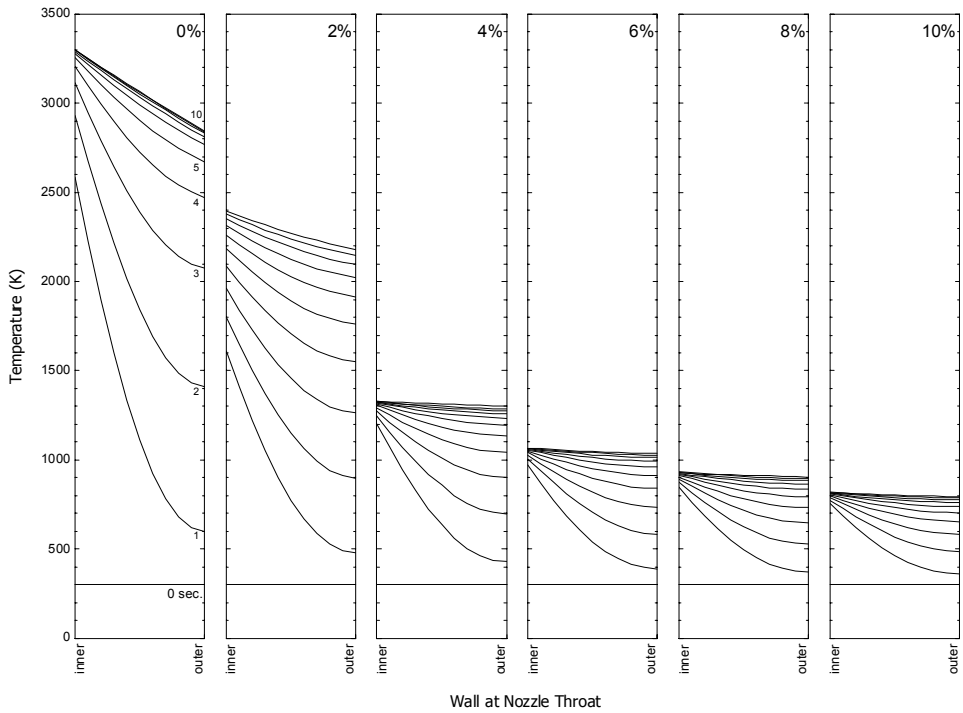


Fig. 8 In-Wall Temperature at Nozzle Throat (0 to 10 sec.)

자로 남게 되며, 이 때 대류 열전달은 막냉각의 정도에 따라 오히려 벽면의 온도를 내리는 역할을 하기도 하였다.

Figure 8은 0에서 10초 까지 노즐 목 벽 내부에서의 온도변화를 나타내었다. 막냉각이 없는 경우 큰 열유속으로 인한 빠른 온도상승, 내/외벽 간 큰 온도구배를 나타내었으며, 앞에서 언급한 결과와 마찬가지로 4% 막냉각까지는 큰 효과를 보이며 벽온도가 감소하였고, 이후 막냉각양의 상승에도 불구하고 벽온도 감소량은 크지 않음을 알 수 있다.

이는 혼합비에 따른 연소온도 분포와 관계가 있다고 할 수 있다. 엔진은 당량비보다 약간 낮은 혼합비 2.73에서 동작하며, 막유동영역에서는 연료 막냉각에 의해 혼합비는 더욱 낮아진다. Fig. 9에는 노즐목 막유동영역에서의 혼합비와 그 때의 연소온도를 보여주고 있다. 이 그림에서 보이는 바와 같이 연소온도가 감소하는 경향은 막냉각의 증가량에 대하여 선형적으로 변동하지는 않는다. 막냉각 4%까지는 급격한 혼합비와 연소온도의 감소를 볼 수 있지만, 그 이후는 증가하는 양에 비해 늘어난 막냉각이 혼합비와 연소온도에 미치는 효과가 그리 크지 않음을 뚜렷이 관찰할 수 있다. 이는 혼합비가 감소할수록 온도의 감소 기울기가 커 졌다가 다시 작아질 뿐 아니라, 막냉각 유량이 2배 증가하더라도, 혼합비 감소는 1/2 정도로 줄어드는 경향을 나타내기 때문이라 할 수 있다.

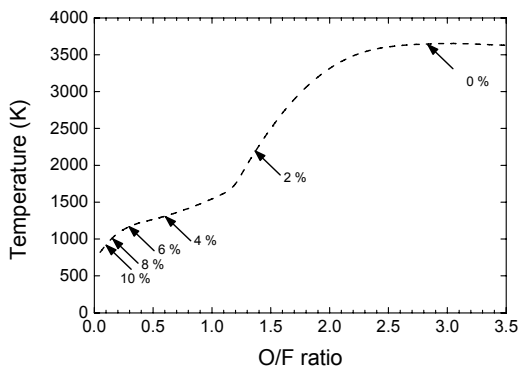


Fig. 9 O/F Ratio vs. Combustion Temperature near Wall at Nozzle Throat (CEA result)

또한 Fig. 9에서 혼합비 약 1.1 전후에 보이는 기울기의 변곡점은 낮은 혼합비 영역에서 흑연(graphite)이 발생하기 시작하면서, 이것이 평형 온도에 크게 영향을 미쳤다고 설명할 수 있다. 흑연은 일종의 검댕(soot)이라고도 말할 수 있는데, 실제 연료과잉의 연소과정에서는 흑연의 생성 속도가 매우 빠르지는 않기 때문에, 실제 연소시험 결과와 비교하여 보면 낮은 혼합비에서는 보통 평형계산의 결과를 주는 CEA의 결과보다는 약간 낮은 온도를 보여주는 경향이 있다 [10]. 그러나 이러한 경향성의 정도와 그에 따른 정량적 특성을 반영하기 쉽지 않기 때문에 본 해석에서는 이 부분은 고려하지 않고 평형계산의 결과를 그대로 이용하였다.

4. 결 론

로켓엔진 연소실에 있어 막냉각이 있는 경우와 없는 경우에 대한 열전달 모델을 세웠으며, 특히 벽 내부를 격자로 구성하여 시간에 따른 연소실 벽 온도변화를 추적하였다. 계산의 예로 연소압 50 기압급의 액체산소/케로신 엔진을 해석하였으며, 결과적으로 4% 유량의 막냉각까지는 효과적인 벽냉각을 할 수 있었으나, 추가적인 막냉각은 그 양에 비해 효과가 크지 않음을 확인하였다.

본 모델을 사용하여 연소실 벽 임의의 지점에서의 시작되는 단일 혹은 복수의 막냉각에 대한 해석 또한 가능하며, 특히 재생냉각이 적용되지 않는 추력기급의 엔진에서 연속운전 한계시간 해석 등에 활용될 수 있다.

연소실 벽면 열상태와 같은 열전달 해석의 결과는 아직까지 많이 발표된 것도 아니며, 사실상 워낙 다양한 요인으로 인하여 그 정량적으로 정확한 정상상태 값을 얻을 수 있는 것도 아니다. 본 논문에서 제시된 해석은 천이상태와 정상상태 온도 특성을 파악할 수 있는 하나의 방법론적 제시이며, 향후 이 방법을 통하여 연소실 벽면에서의 온도천이 특성을 사전에 보다 쉽게 파악해 볼 수 있을 것이다.

향후 본 모델을 적용하여 재생냉각을 포함한 모델의 개발과 상용해석프로그램의 외부 함수화를 위한 이식 등을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. 최영환, 정해승, 김유, 김선진, "액체로켓엔진의 막냉각에 관한 실험적 연구(I)," 한국항공우주학회지, 제33권, 제6호, 2005, pp.71-75
2. 김홍집, 조원국, 문일윤, "막냉각 모형을 이용한 액체로켓엔진 연소기의 열해석," 한국추진공학회지, 제10권, 제4호, 2006, pp.85-92
3. 김성구, 조미옥, 최환석, "막냉각 모형을 이용한 재생냉각 연소기 성능/냉각 해석," 한국추진공학회 제37회 추계학술대회, 2011, pp.636-640
4. Emanuele Martelli, Francesco Nasuti, Marcello Onofri and Barbara Betti, "Numerical Study of Heat Transfer in Film Cooled Thrust Chambers," 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion conference & Exhibit, Atlanta, Georgia, AIAA-2012-3097, 2012,
5. R. Anold, D. Suslov and O.J. Haidn, "Film Cooling of Accelerated Flow in a Subscale Combustion Chamber," Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 2, 2009, pp.443-451
6. A.W. Miranda and M. H. Naraghi, "Analysis of Film cooling and Heat Transfer in Rocket Thrust Chamber and Nozzle," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, AIAA-2011-0712, 2011
7. A. P. Vaciliev, V. M. Kudriachev, V. A. Kuznechov, B. D. Kurpatenkov, A. M. Ovelnichsky, V. M. Poliaev and V. I. Poluian, Basis of Theory and Calculation of Liquid Rocket Engines 4th ed., Publication office 'Higher School', Moscow, 1993
8. M. V. Dobrovolsky, Liquid Rocket Engines, Publication office of Moscow National Technical University in the name of N. E. Bauman, Moscow, 2005
9. Frank P. Incropera, David P. DeWitt, Ted Bergman and Adrienne Lavine, Fundamentals of Heat and Mass Transfer, 6th ed., John Wiley and Sons, 2006
10. 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제34권, 제10호, 2006, pp.56-60