

액체로켓엔진 추력실의 재생냉각 기관 설계

김지훈* · 박희호* · 김유* · 황수권**

A Study on the LRE Thrust Chamber Regenerative Cooling Design

Ji-hoon Kim* · Hee-ho Park* · Yoo Kim* · Soo-kwon Hwang**

ABSTRACT

A calculation procedure for designing LRE regenerative cooling system is introduced. In LRE thrust chamber, heat is transferred from the hot gas to the wall by convection and radiation, then conduction through the wall and finally convection to the liquid coolant. A cooling channel is designed on the basis of heat transfer rate calculated by using criterial method and integral method. The result is compared with existing Russian cooling channel design code. Also a design logic and quantitative effect of various parameters were introduced to help better understanding for those who is not familiar to LRE system.

초 록

본 연구에서는 액체로켓의 엔진조건에 부합하는 재생냉각 시스템을 설계하는 방법을 다루었다. 정상상태에서 로켓 추력실에서의 열전달 과정은 연소가스로부터 벽면으로 대류와 복사가 이루어지고, 다시 연소실 벽을 통해 전도된 후 마지막으로 냉각제로 대류열전달 된다. criterial method와 integral method를 이용하여 열전달량을 구하고, 이를 이용하여 냉각채널을 설계하였으며, 러시아 냉각 시스템 설계 코드의 결과와 비교하였다. 복잡한 설계과정을 정형화된 logic을 구현하여 냉각 시스템 설계를 용이하게 하였으며, 설계변수를 변화시켜 얻어진 계산결과를 통하여 각 인자의 영향을 정성적으로 살펴보았다.

Key Words : LRE, Regenerative cooling, Heat transfer rate, Cooling channel

* 충남대학교 기계공학과(Chungnam National University)

** 국방과학연구소

1. 서 론

액체로켓엔진은 고체로켓과는 달리 장시간의 연소기간 중 고온, 고압 고속의 연소가스에 노출되기 때문에 연소가스로부터 엔진을 보호하는 작업이 반드시 뒤따라야 한다. 본 논문에서는 250kgf의 실험용 액체로켓엔진의 제작과정에서 재생냉각에 관한 설계를 집중적으로 다루었다. 재생냉각을 위해서는 열전달해석 및 냉각채널 설계에 상당히 복잡한 계산 과정을 거쳐야 하므로 모든 과정을 정형화된 logic을 구현하고 냉각 변수를 변화하여 보다 신중하게 고려해야 할 인자들을 도출하였다.

2. 본 론

2.1 로켓엔진에서의 일반적인 열전달 및 냉각

2.1.1 액체로켓 연소실과 노즐 내부의 열전달 특성

연소실과 노즐 내부에서 연소가스는 고온, 고압, 고속으로 유동한다. 연소가스로부터 벽으로의 열전달은 많은 부분이 대류에 의한 것이고 복사에 의한 열전달량도 연소가스의 온도가 매우 높기 때문에 전체 열전달량의 5~35% 정도로 상당하다. 단 복사 열전달량은 노즐의 후방부로 진행할수록 가스의 온도가 낮아지기 때문에 상대적인 비율이 감소하게 된다. 가스에서 벽으로의 열전도는 거의 일어나지 않으므로 무시할 수 있다.

2.1.2 액체로켓엔진의 냉각방법

가. 재생 냉각(Regenerative Cooling)

가장 널리 사용되는 재생냉각은 추진제의 한 가지 혹은 두 가지 모두를 추력실 벽 내의 유로를 지나가도록 공급함으로써 추력실 벽을 냉각하는 방법이다.

나. 내부 냉각(Internal Cooling)

고온의 연소가스에 노출된 연소실 벽 표면에 추진제를 분사시켜서 막(film)을 형성하여 냉각을 하는 방법이다.

다. 복사 냉각(Radiation Cooling)

이 방법은 열이 추력실 외벽의 표면으로부터 방출되는 것으로 주로 노즐 출구 부분에서 사용된다.

라. 삭마 냉각(Ablative Cooling)

삭마 냉각은 고체로켓엔진에서 보편적으로 사용되고 있으며, 벽의 온도 상승으로부터 벽을 보호하기 위해 내부 표면에 코팅제를 도포하기도 한다. 이 방법은 상단 엔진의 연소실 혹은 팽창노즐을 열로부터 보호하는데 대단히 효과적이므로 널리 사용되고 있다.

마. 기타의 냉각법

이 외에도 내열코팅 방법, 내열 코팅 층 혹은 유동식 재생 냉각법을 조합한 조합 냉각법 등이 있다.

2.2 재생냉각시 추력실에서의 열전달 현상

재생 냉각시 열전달 과정의 전형적인 흐름도를 Fig. 1에 나타내었다.

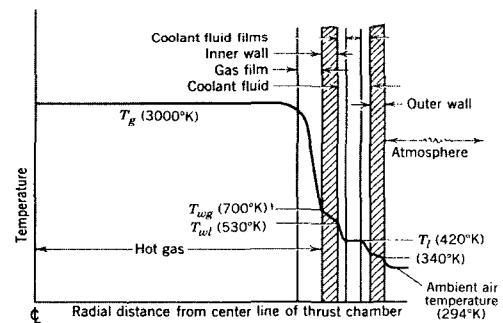


Fig. 1 Temperature gradients in cooled rocket thrust chamber. Given temperature values are typical.

- * T_g - 연소가스의 온도
- * $T_{w,g}$ - 가스 쪽의 벽 온도
- * $T_{w,l}$ - 냉각제 쪽의 벽 온도
- * T_l - 냉각제 온도

연소가스에서 발생한 열의 전달 방식은 연소실 벽으로의 대류 및 복사 열전달, 연소실 벽의 전도 열전달, 벽으로부터 냉각제로의 대류 열전달로 이루어진다. 이와 같이, 엔진 연소실 벽의

뜨거운 가스로부터의 총 열전달량(q_{Σ})은 대류($q_{conv.}$)와 복사(q_r), 2개의 열전달량으로 이루어지므로 식 (2-1)이 성립한다.

$$q_{\Sigma} = q_{conv.} + q_r \quad (2-1)$$

여기서,

$$q_{conv.} = h_g(T_g - T_{w,g}) \quad (2-2)$$

열은 진도에 의해 연소실 벽을 따라 전달되어 식 (2-3)과 같이 나타낼 수 있다.

$$q_s = \frac{\lambda_w}{\delta_w}(T_{w,g} - T_{w,l}) \quad (2-3)$$

다시 총 열전달량은 냉각제로의 대류 열전달에 의하여 식 (2-4)과 같은 관계식이 성립된다.

$$q_s = h_l(T_{w,l} - T_l) \quad (2-4)$$

엔진작동 초기에 일부 열전달량은 엔진 연소실 벽을 데우기 위해 쓰인다. 연소실이나 노즐 벽이 아직은 상온인 이 작동상태에서는 벽 온도와 냉각제 쪽 열전달량이 시간이 경과함에 따라 변화하게 되는데 이를 냉각의 비정상 상태(Unsteady Operating Condition)이라 한다. 시간이 경과함에 따라 열평형을 이루고 뜨거운 연소가스로부터 엔진 연소실 벽으로 유입되는 열전달량이 냉각에 의해 감소하게 된다. 이 순간부터 엔진 연소실의 가스 쪽 벽 온도와 벽으로의 열전달량은 일정하게 유지되며 이러한 작동 상태를 냉각의 정상 상태(Steady Operating Condition)라 한다.

본 논문에서는 냉각의 정상 상태에 대해서만 다루었다.

2.3 열전달 해석 방법

가. Criterial Method

연소가스로부터 벽으로의 열전달의 계산에서, criterial method는 예비 계산을 위해 사용되며 일반적으로 Bartz식, Cinjarew식 등 기타 실험식을 통하여 열전달계수를 구하여 heat flux를 예측하는 것이다.

나. Integral Method

이 방법은 연소가스의 열 경계층과 냉각제의 경계층 유동을 해석하여 좀더 정확한 열전달량을 계산하기 위한 방법이다. 경계층 방정식을 세우고 특별히 선택된 경계층을 특징짓는 적분

변수에 대해 해석하는 것이다. 즉, 연소가스 및 냉각제의 Re수, Nu수, Pr수 등을 계산하여 정확한 유동의 특성과 경계층 특성을 해석하는 것으로 본 연구에서 최종적으로 설계를 할 때 이 방법을 사용하였다.

다. CFD Method

이 방법은 수치해석으로 경계층 방정식이나 가스의 난류 유동을 푸는 것으로 근래에 들어 상용 code를 사용하여 많이 사용되고 있는 방법이다.

2.4 액체로켓엔진 추력실에서의 열전달량 계산 및 냉각채널 설계 Logic

2.4.1 설계 조건 및 가정

설계하고자 하는 액체로켓 엔진의 조건은 Table. 1과 같다. 냉각제는 원래의 재생냉각에서는 추진제 중의 하나를 사용하여야 하지만 본 설계는 실험용의 예비단계로서 물을 사용하여 연소실과 노즐을 냉각하도록 하였다.

연소실 내부의 직경은 70 mm, 노즐 목의 직경은 28 mm이며 추력실 전체의 길이는 300 mm로 설정하였다.

Table 1 Design conditions of LRE

Design Conditions	
Thrust	250 kgf
Chamber pressure	300 psi
fuel	kerosene
oxygen	liquid oxygen
coolant	water
propellant mass flow rate	$\dot{m}_{\Sigma} = 0.70 \text{ kg/s}$
mixture ratio	$K_m = 2.385$
fuel mass flow rate	$\dot{m}_f = 0.2068 \text{ kg/s}$
oxydizer mass flow rate	$\dot{m}_o = 0.4932 \text{ kg/s}$
fuel density	$\rho_f = 0.803 \text{ g/cm}^3$
oxygen density	$\rho_o = 1.135 \text{ g/cm}^3$
pressure drop across the injector	$\Delta P \approx 10 \text{ kgf/cm}^2$
inner diameter of combustion chamber	$D_{ch} = 70 \text{ mm}$

2.4.2 설계과정

냉각채널을 설계하는 과정은 상당히 복잡하다. 우선 가스로부터의 열전달량 계산을 해야 하고 계산된 열량에 대해 열교환을 할 수 있는 냉각채널을 설계해야 한다. 냉각채널을 설계하는 logic을 Fig. 2에 간략하게 나타내었다.

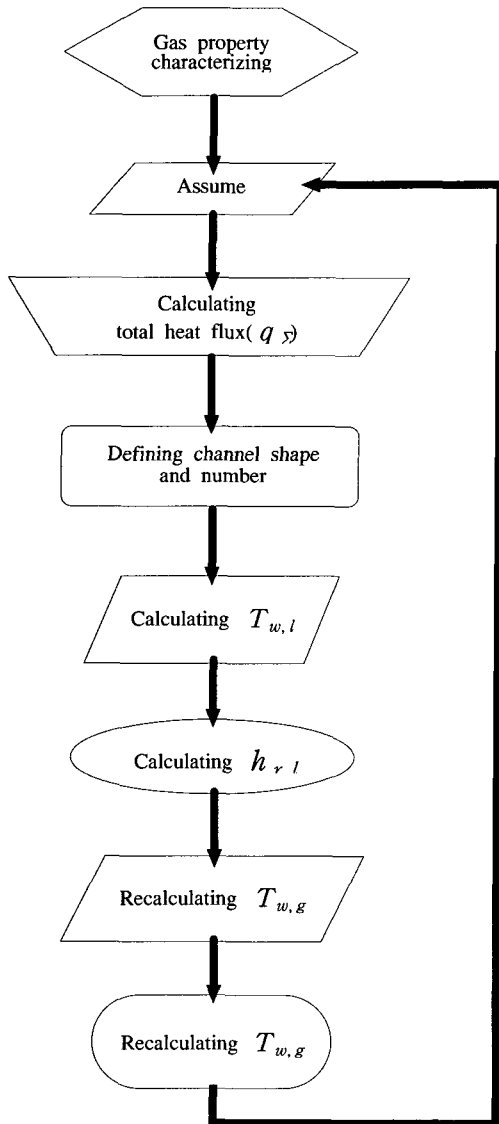


Fig. 2 Flow chart of cooling system design

1) 연소가스의 성질 조사

연소가스로부터의 정확한 열전달량을 알기 위해서는 가스의 정확한 물성치가 필요하다. 본 연구에서는 가스의 물성치를 CEC code를 이용하여 구하였다. CEC code는 설계 연소압, 추진제 화학식 및 물성치, O/F ratio(추진제 혼합비) 등을 입력하면 각종 가스 생성물 및 물성치들이 출력된다.

2) 계산 영역의 분할

연소실과 노즐을 길이방향으로 몇 개의 영역으로 나누는데, 보통 형태에 따라 노즐 부분은 12~20개, 연소실 부분은 1~4개로 나눈다. 정확한 데이터를 얻고자 하는 경우에는 용접한 부분(주름형 칸막이, Rib 등)이나 모든 냉각채널 및 다른 특별한 형태를 가진 부분도 별도의 영역으로 나누도록 한다.

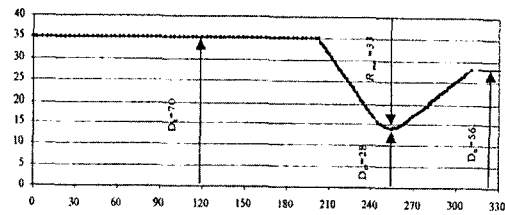


Fig. 3 Distribution of thrust chamber for calculation

3) 가스 쪽 벽온도 $T_{w,g}$ 의 가정

가스 쪽의 벽온도는 초기에는 모르는 상태이므로 가정을 해야 한다. 계산을 간단하게 하기 위해 초기에는 연소실과 노즐의 길이를 따라 $T_{w,g}$ 가 일정하다고 가정한다. 이때, $T_{w,g}$ 의 값은 벽 소재에서 최대 허용되는 $T_{w,g}$ 값과 연소실이나 노즐 끝에서 예상되는 $T_{w,g}$ 값의 평균으로 잡는 것이 바람직하다.

4) 연소가스의 총 열전달량(q_s) 계산

가. 복사 열전달량

엔진의 연소실에서는 연소가스의 복사가 일어

난다. 수증기와 이산화탄소가 최대 복사 및 흡수방법을 가지고 있다. 주어진 온도에서 가스의 분자수는 복사경로의 길이를 특징지어 주는 가스의 압력과 가스의 체적에 비례한다.

가스의 복사를 기본적으로 간단히 하기 위해 Stefan-Boltzmann 법칙을 이용한다. 이때 가스가 차지하는 체적면의 단위와 관계있는 가스의 복사와 흡수는 절대온도의 4제곱에 비례한다. 일반적인 경우에 연소가스로부터 벽으로의 최대 복사 열전달량을 식 (2-5)으로부터 계산한다.

$$q_{r, \max} = \epsilon_{ef} \epsilon_g 5.67 \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 - \epsilon_{ef} A_g 5.67 \left(\frac{T_{w,g(ave.)}}{100} \right)^4 \quad (2-5)$$

* $T_g, T_{w,g(ave.)}$ - 연소실 온도 및 연소가스벽의 평균온도(K)

* $\epsilon_{ef, w}$ - 벽의 유효 방사율

* ϵ_g - 연소가스의 유효 방사율

* A_g

- $T_{w,g}$ 와 동일한 온도일 때의 가스 흡수력 즉, 식 (2-5)의 첫째 항은 가스로부터 벽으로의 복사, 둘째 항은 벽으로부터 가스로의 복사이다.

복사 열전달량의 값은 노즐 길이방향으로 급격히 감소한다. 헤드 근처에서 $q_r = 0.8q_{r, \max}$, 연소실 입구에서 50~100mm 까지의 $q_r \approx q_{r, \max}$, 노즐목 전까지는 일정하다. 노즐목에서 $q_r = 0.5q_{r, \max}$, 노즐목 후방에서 $q_r = 0.1q_{r, \max}$, $D = 2.5D_{th}$ 인 곳에서는 $q_r = 0.02q_{r, \max}$ 이다. 이렇게 하여 추력실에서의 복사 열전달량 분포를 정의한다.^[2]

나. 대류 열전달량

추력실에서의 대류 열전달량은,

Leontiev-Kutateladze와 Ievlev의 방법에 의한 난류 경계층 방정식의 해를 토대로 식 (2-6)과 같이 정의된다.

$$q_{conv.} = St \rho_x W_\infty C_{p, ef, ave.} (T_{g, ef} - T_{w, g}) \quad (2-6)$$

* St - Stanton number

* ρ_x - 연소가스의 영역별 밀도(kg/m^3)

* W_∞ - 연소가스의 영역별 속도(m/s)

* $C_{p, ef, ave.}$ - $T_{g, ef}$ 와 $T_{w, g}$ 사이의 연소가스의 평균 유효 열용량($J/kg K$)

따라서 연소가스의 대류 열전달량을 구하기 위해서는 식 (2-6)에서의 St 을 구하는 것이 가장 중요하다. St 는 다음 식에 의해서 정의된다.

$$St = \frac{\left(\frac{z}{z_T} \right)^{0.089 Pr^{-0.95}}}{[307.8 + 54.8 \lg^2 (Pr/19.5)] Pr^{0.45} z^{0.08} - 650} \cdot \left[1 - 0.21 \frac{1 - Pr}{Pr^{1.333}} \frac{\beta^2}{1 - T_{w, g}} \right]^{0.9225} \quad (2-7)$$

* Pr - Prandtl 수

* β - 연소가스의 상대속도비

* z, z_T - 경계층에서의 열전달량을 구하기 위한 함수($z_T = f(A_n, Re, D, \beta, T)$)

또한, 연소가스의 영역별 밀도 ρ_x 는 연소실 분압을 이용하여 구할 수 있다.

다. 총 열전달량

식 (2-5)에서 구한 q_r 과 식 (2-6)에서 구한 $q_{conv.}$ 을 더하여 다음과 같이 연소가스의 총 열전달량을 구할 수 있다.

$$q_\Sigma = q_{conv.} + q_r \quad (2-8)$$

이 값은 결국 추력실 내부에서 외부로 진행되는 열전달량이므로 가스 벽에서 이루어지는 전도 열전달량이나 냉각제의 대류 열전달량과 같은 것이다.

5) 냉각채널 형상 및 개수 결정

앞에서 구한 열전달량에 대해 열교환을 하여 냉각효과를 얻을 수 있는 냉각채널의 형상과 개수를 결정해야 한다. 본 연구에서는 Fig. 4와 같

이 Rib를 가진 냉각 채널을 선택하여 다루었다. 냉각채널의 개수는 형상 결정과 연계되어 이루어져야 한다. 추력실의 형상과 크기는 고정되어 있으므로 결국 채널 개수와 형상은 함께 고려되어야 한다.

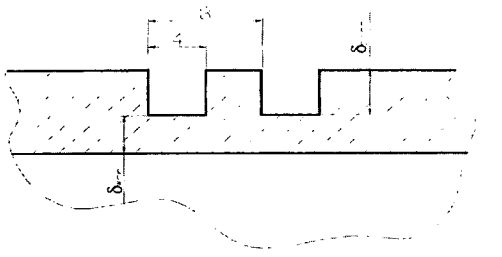


Fig. 4 Cooling channel of chamber

6) 냉각제의 열교환 과정 계산

연소가스로부터 전달된 열전달량이 냉각제와 열교환 하는 과정을 계산한다.

가. 냉각채널에서의 압력강하 정의

냉각제와 냉각유로 사이에서의 열교환을 계산할 때 모든 계산구간에서의 냉각제의 끓는점을 반드시 알아야 한다. 따라서 다음과 같이 냉각유로에서의 압력분포를 계산한다.

$$\Delta P_{pas} = \zeta_{fr} \frac{\rho_w W_w^2}{2} \frac{\Delta x}{d_g} + \zeta_{loc} \frac{\rho_l W_w^2}{2} \quad (2-9)$$

- * ζ_{fr} - 실제 관에서의 난류유동에 대한 경험적인 관계에 의해 정의된 마찰계수
- * ζ_{loc} - 구조물의 기준 데이터에 의해 정의된 국부 손실계수
- * ρ_w - 냉각제 밀도
- * W_w - 냉각제 속도

이 압력에 따른 냉각제의 포화온도를 조사한다.

나. 냉각제의 온도 변화량 정의

냉각제는 유입되면서 배출될 때까지 연소가스로부터 많은 열량을 흡수하기 때문에 배출될 때의 냉각제의 온도는 유입될 때보다 상승된다.

따라서 구간별 열전달량과 냉각제의 열용량을 이용하여 구간별 온도변화량을 계산한다.

다. 냉각제의 대류 열전달계수 정의

냉각제 쪽 벽에도 가스의 열 경계층처럼 경계층이 형성된다. 따라서 정확한 냉각제의 열교환을 계산하려면 경계층의 성질을 알아야만 한다. 우선, 가스 벽으로부터 냉각제 벽으로 전도에 의해 열이 전달되므로 식 (2-10)과 같은 전도 방정식에 의해 냉각제쪽 벽온도를 정의한다.

$$T_{w,l} = T_{w,g} - \frac{\delta_w q_{\Sigma}}{\lambda_w} \quad (2-10)$$

* δ_w - 벽두께 (m)

* λ_w - 벽의 열전도율 (W/m K)

다음, 식 (2-11)을 통해 냉각제의 대류 열전달계수를 구하기 위해서 경계층의 Nu수를 계산한다.

$$N = 0.021 Re_l^{0.8} Pr_l^{0.43} \left(\frac{Pr_l}{Pr_{w,l}} \right)^{0.25} \quad (2-11)$$

* Re_l - 온도 T_l 에서의 냉각제의 Re수

* Pr_l - 온도 T_l 에서의 냉각제의 Pr수

* $Pr_{w,l}$ - 온도 $T_{w,l}$ 에서의 냉각제의 Pr수

이렇게 구한 Nu수를 이용하여 냉각제의 대류 열전달계수를 계산할 수 있다. 우선, Rib를 고려하지 않은 냉각제의 대류 열전달계수를 구하고 Rib계수를 곱하여 최종적으로 Rib를 고려한 $h_{l,r}$ 값을 구하는 것이다. (식 (2-12))

$$h_{l,r} = \eta_r h_l \quad [W/m^2 K] \quad (2-12)$$

7) 냉각제 쪽 벽 온도 ($T_{w,l}$) 정의

냉각제 쪽의 벽 온도는 다시 대류 방정식에 냉각제 온도 T_l , 총 열전달량 q_{Σ} 과 냉각제의 대류 열전달계수 $h_{l,r}$ 을 대입하여 구할 수 있다.

$$T_{w,l}^{k+1} = T_l + \frac{q_{\Sigma}}{h_{l,r}} \quad (2-13)$$

여기서 k 는 계산 단계를 나타내는 것이다. 즉, $k+1$ 은 수정된 $T_{w,g}$ 을 가리키는 것이다.

8) 가스 쪽 벽온도 ($T_{w,g}$) 정의

위의 과정대로 계산을 진행하여 마지막 최종적으로 얻고자 하는 연소가스 쪽의 벽 온도인 $T_{w,g}$ 을 전도 방정식 식 (2-14)에 의해 구할 수 있다.

$$T_{w,g}^{k+1} = T_{w,l}^{k+1} + \frac{\delta_w q \Sigma}{\lambda_w} \quad (2-14)$$

여기서도 역시 k 는 계산 단계를 나타내어 처음에 가정한 벽온도가 $T_{w,g}^0$ 이면 한 계산 과정을 거쳐 얻어진 벽온도 값은 $T_{w,g}^1$ 이 된다.

9) 계산과정의 반복

식 (2-14)을 통해 구한 벽온도를 처음에 가정한 부분에 입력을 다시 하고 계산의 전 과정을 반복한다. 그리고 계속해서 얻은 가스 쪽의 벽온도 $T_{w,g}$ 를 재입력하여 수렴할 때까지 과정을 반복하여 최종 결과를 얻게 된다.

2.5 설계 및 계산 결과

2.5.1 해석방법에 따른 계산결과

Fig. 5, Fig. 6과 같이 세 가지 방법으로 계산한 열유속과 온도분포에 의하면, 열유속의 경우 가장 높게 계산된 것은 러시아 냉각설계 코드를 사용한 것이었고, 온도 분포는 러시아 냉각설계 코드와 integral method를 사용한 결과가 높게 계산되었다. 러시아 코드가 안전계수를 충분히 설정하였기 때문에 계산결과가 다소 높게 나온 것으로 볼 수 있겠다.

계산한 결과 critical method로도 어느 정도의 열유속 및 온도 분포를 예측할 수 있고 integral method를 사용한 결과가 좀 더 신뢰성이 있다고 사료된다. 따라서 다음 절의 설계를 위한 성능변수를 변화한 계산은 integral

method를 사용하여 진행하였다.

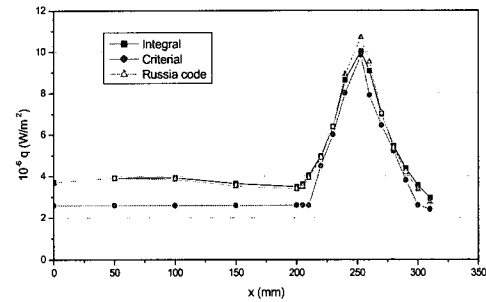


Fig. 5 Heat flux calculated by three method

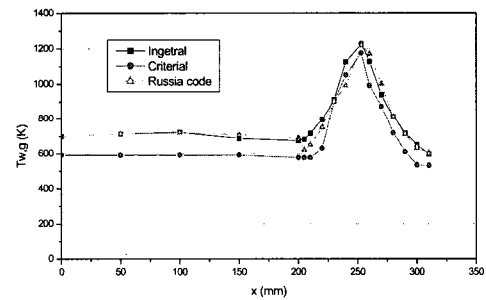


Fig. 6 Gas side wall temperature profile with three methods

2.5.2 성능변수 변화 계산 결과

1) 냉각제 유입구가 한 개인 경우

냉각제를 연소실로 유입하여 노즐 끝단으로 배출하도록 하고 벽두께를 1.5 mm, 재질은 steel을 사용하였을 때, 냉각제의 유량을 변화시켜 얻어진 결과는 Table. 2와 같다. "O/X"의 표시는 $T_{w,l} < T_{sat}$ 을 판단 기준으로 하여 해당 조건을 사용 가능한가를 나타내는 것이다. Table. 2의 경우 냉각제 유량을 2 kg/s로 하였을 때가 가장 안전하게 계산되었다. 이는 유량이 증가할수록 압력강하가 커지므로 T_{sat} 가 낮아져 $T_{w,l}$ 이 낮아짐에도 $T_{w,l} > T_{sat}$ 가 되기 때문이다. 그러나 유량 2 kg/s의 조건도 $T_{w,g}$

Table 2 Temperature data varying with coolant mass flow rate (Coolant inlet number is one.)

Given data									
δ_{wch}		δ_{wn}		λ_{wch}		λ_{wn}			
1.5 mm		1.5 mm		20 W/m K		20 W/m K			
Temperature data (unit : K)									
Condition : $T_{w,l} < T_{sat}$									
T	$T_{w,g}$		$T_{w,l}$		T_l		T_{sat}		O/X
	kg/s	chamber	nozzle	chamber	nozzle	chamber	nozzle	chamber	
1	777	1272	498	562	303		504	498	X
2	720	1209	435	462	304		495	473	O
2.5	707	1194	420	439	304		487	443	△

가 높으므로 다른 변수 변화를 고려해야 한다.

보였다.

2) 냉각제 유입구가 두 개인 경우

냉각제를 연소실과 노즐 부분을 따로 유입 · 배출하고 벽두께는 1.5 mm, 재질은 steel을 사용하였을 때 냉각제 유량을 변화하여 온도를 계산한 결과가 Table. 3과 같다. 두 가지 조건 모두 사용이 가능하였고 유량을 증가했을 때 $T_{w,g}$ $T_{w,l}$ 모두 낮아져 냉각성능이 향상됨을

3) 노즐의 재질을 변화시킨 경우

냉각제의 유입은 연소실과 노즐 부분을 구분해서 하고 노즐을 열전도도 $\lambda_{wn} = 200 W/mK$ 인 청동합금으로 하였을 때, 열전도도가 일 때 $T_{w,g}$ 는 약 499 K이었다. $T_{w,g}$ 가 많이 낮아진 것을 알 수 있었고, Fig. 7 온도분포 그래프에서도 $T_{w,g}$ 가 확연하게 감소하는 경향을 나타내었

Table 3 Temperature data varying with coolant mass flow rate (Coolant inlet number are two.)

Given data										
δ_{wch}		δ_{wn}		λ_{wch}		λ_{wn}				
1.5 mm		1.5 mm		20 W/m K		20 W/m K				
Temperature data (unit : K)										
Condition : $T_{w,l} < T_{sat}$										
G_w	T	$T_{w,g}$		$T_{w,l}$		T_l		T_{sat}		O/X
		chamber	nozzle	chamber	nozzle	chamber	nozzle	chamber	nozzle	
2	2.5	699	1227	411	476	290		489	506	O
3	3	695	1165	405	401	290		475	505	O

다. 그러나 청동계열은 얇게 가공했을 때 강도가 매우 약해지는 단점이 있다.

4) 벽두께를 변화시킨 경우

냉각제의 유입은 연소실과 노즐을 구분하여 하고 재질은 steel을 사용하여 벽 두께를 변화시켰을 때 계산한 결과, 벽 두께를 1.5 mm로 계산했을 때 $T_{w,g}$ 는 1227 K, 1 mm일 때 $T_{w,g}$ 는 1025 K로 감소하여 냉각성능이 향상됨을 보였다. Fig. 9에서도 Fig. 8에 비해 $T_{w,g}$ 가 상당히 낮아졌음을 알 수 있다.

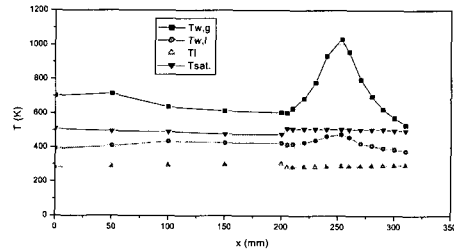


Fig. 9 Temperature profile with 1 mm wall thickness

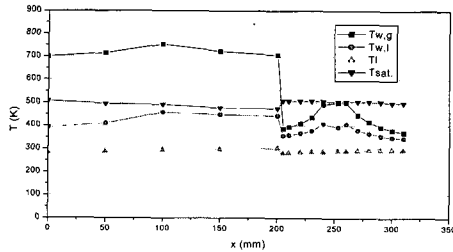


Fig. 7 Temperature profile with tentatively bronze at nozzle wall ($\lambda_{wn} = 200 \text{ W/mK}$)

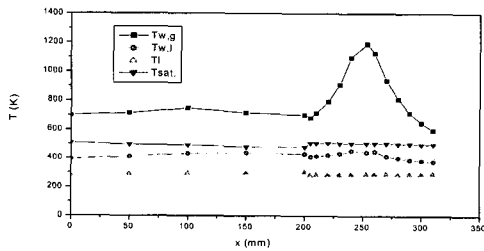
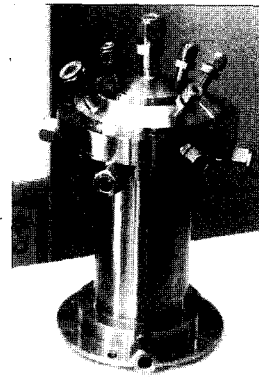


Fig. 8 Temperature profile with 1.5 mm wall thickness

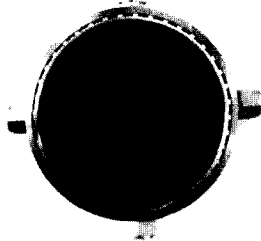
2.6 최종 설계

계산한 결과를 토대로 Fig. 10과 같은 연소실을 제작하였다. 연소실의 재료는 chrome-nickel steel을 사용하였고, 냉각제 유량은 $G_{uch} = 2 \text{ kg/s}$, $G_{un} = 2.5 \text{ kg/s}$ 로, 벽두께는 $\delta_w = 1 \text{ mm}$ 로 결정하였다. 현재는 노즐을 제외한 연소실만 제작된 상태이며, 앞으로 노즐 부분도 제작할 계획이다.

또한 본 연구에서 구현한 Logic으로 계산한 data를 실제 연소실험으로 얻은 data와 비교하여 본 논문에서 다른 설계 logic을 검증하고 보완하도록 할 것이다.



(a) LRE chamber



(b) Shape of cooling chamber

Fig. 10 Regenerative cooling 250kgf LRE combustion chamber

3. 결론

1. Criterial method, Integral method, 러시아 냉각설계 코드를 이용한 계산결과가 열유속과 온도분포 모두 유사한 경향을 보였으며, 러시아 냉각설계 코드에 의한 계산결과가 다소 높았으나 이는 안전계수의 설정에 의한 것으로 보여 이에 대한 연구도 필요하겠다.
2. 냉각제의 유입을 첫 번째는 연소실로 유입하여 노즐 끝단으로 배출하고, 두 번째는 연소실 부분과 노즐 부분을 분리하여 유입·배출한 경우로 계산한 결과 분리해서 유입·배출한 경우에 냉각이 가능하였다.
3. 추력실의 벽 두께를 변화시킨 결과, 1.5mm로 설계하였을 때보다 1mm로 설계하였을 때 냉각성능이 보다 향상되었다. 따라서 안전한 범위 내에서 최대한 벽 두께를 줄이는 것이 냉각성능을 높이는 데 효과적이라 할 수 있겠다.
4. 열부하가 많은 노즐 부분의 재질을 변화시킨 결과 steel보다 청동합금 계열을 사용할 때가 냉각효과가 높았다. 그러나 재료의 강도를 고려하여 선택하는 것이 좋다.
5. 본 논문에서 정립한 냉각설계 logic은 앞으로 진행될 수회의 연소실험 수행으로 계산

결과와 실험결과와의 비교를 통해 검증/수정 및 보완을 하여 보다 정형화하고 코드화 하도록 할 것이다.

참고 문헌

1. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Element", 6th ed., Jhon Wiley & Sons, Inc. 1992
2. А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев и др. "Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей", Книга 2, Высшая школа. Москва, 1993
3. Dieter K. Huzel, David H. Huang "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines" AIAA Publ., Vol.147, Prog. in Astronautics & Aeronautics, Washington DC, 1992.
4. G. P. Sutton, W. R. Wagner, J. D. Seader, "Advanced Cooling Techniques for Rocket Engines" Astronautics & Aeronautics, January 1966.
5. 홍 용 식, "우주추진공학", 청문각, 1994.
6. David E. Glass, Arthur D. Dilley, H. Neale Kelly, "Numerical Analysis of Convection/Transpiration Cooling", NASA TM-209828, December 1999.
7. Mary F. Wadel, "Comparison of High Aspect Ratio Cooling Channel Designs for a Rocket Combustion Chamber", NASA TM-107423, June 1997.
8. M. Popp, G. Schmidt, D. Thelemann "Heat Transfer Characteristics of H₂/O₂ - Combustion Chambers" 29th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, June 28-30.
9. L.H. Back, P.F. Massier, H.L. Gier, "Convective Heat Transfer in a Convergent-divergent Nozzle", Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 7, pp. 549-568,

- Pergamon Press, 1964.
10. Tarit K. Bose "Comparision of Rocket Nozzle Heat Transfer Calculation Methods" *Journal of Spacecraft and Rocket*. Vol. 15, No. 4.
 11. S.C. Fisher, M. Popp, R.J. Quentmeyer, "Thrust Chamber Cooling and Heat Transfer", 2nd Int. Symposium on Liquid Rocket Propulsion, ONERA, June 19-21, 1995.
 13. Ernest Mayer, "Analysis of Convective Heat Transfer in Rocket Nozzles", ARS 15th Annual Meeting, Washington D.C., December 5-8. 1960.