

論文

연소실 보호를 위한 재생냉각 방식 연구

박희호*, 김정훈*, 최영환*, 김 유*

A Study on Regenerative Cooling System
for Thrust Chamber Protection

Hee-ho Park*, Jung-Hun Kim*, Young-Hwan Choe* and Yoo Kim*

ABSTRACT

The purpose of the study was to establish the design procedure and develop the program for designing regenerative cooling system. To obtain the design parameter necessary for the realization of regenerative cooling system, water-cooled regenerative cooling system was designed from suggested procedure. To compare experimental results with a present method of analytically predicting the heat transfer loads, 250kgf experimental LRE with water-cooled regenerative cooling system was investigated. Based on the investigation, the good correction between the predicted and measured data was verified. Developed design program can be used to designing Kerosene-cooled regenerative cooling system. The basic experimental data and correlations obtained in this study for 250kgf experimental LRE with water-cooled regenerative cooling system can be directly applicable to the real LRE.

초 록

본 연구는 재생냉각 시스템 설계를 위한 설계절차를 확립하고, 프로그램을 개발하는 것이다. 재생냉각 시스템 개발을 위한 설계변수를 도출하기 위해서 물을 냉각제로 하는 냉각 시스템을 설계절차에 맞추어 설계하였다. 물을 냉각제로 하는 250kgf급 엔진을 이용한 연소시험을 통해서 제안된 예측결과와 실험결과를 비교하였고, 비교적 일치함을 보였다. 이와 같이 검증된 설계 프로그램이 케로신을 냉각제로 하는 재생냉각 시스템에 적용 가능함을 확인하였다. 본 연구를 통해 얻은 기초 자료와 관계식은 실제 액체로켓엔진 설계에 직접 사용 가능할 것이다.

Key Words : LRE(Liquid Rocket Engine : 액체로켓엔진), regenerative cooling system (재생냉각 시스템), design program(설계 프로그램)

1. 서 론

액체로켓엔진은 고체로켓과는 달리 장시간에 걸쳐 고온, 고압, 고속의 연소가스에 노출된다.

따라서 시간이 지날수록 엔진은 엄청난 양의 열 유속(heat flux)에 견디지 못하여 결국엔 파괴를 가져올 수 있다. 로켓의 제작 관점인 높은 성능을 얻기 위해서는 이러한 연소가스로부터 엔진을 보호하는 작업이 반드시 뒤따라야 한다.

또한 액체로켓엔진의 연소실과 노즐로 전달되는 열량은 추진제의 종류, 엔진의 형상 및 작동 조건, 냉각채널의 구조, 냉각방식 등의 여러 조건에 영향을 받기 때문에 개발 대상의 엔진에 대한

† 2004년 5월 3일 접수 ~ 2004년 9월 14일 심사완료

* 정희원, 충남대학교 기계공학과
연락저자, E-mail: hohee@cnu.ac.kr
대전시 유성구 궁동 220번지

기 호

A_g	Emission of chamber wall at $T_{w,g}$
M_0	Mach Number
h_g	Convective heat transfer coefficient of gas
h_c	Convective heat transfer coefficient of coolant
P_c	Combustion chamber pressure
Pr	Prantle number
q_Σ	Total heat flux
$q_{conv.}$	Convective heat flux
q_r	Radiative heat flux
St	Stanton number
T_g	Temperature of combustion gas
$C_{p,ef,ave.}$	Effective average heat capacity of combustion product between $T_{g,ef}$ and $T_{w,g}$

$T_{g,ef}$	Effective temperature of combustion gas
T_i	Temperature of coolant
$T_{sat.}$	Saturation temperature of coolant
$T_{w,g}$	Temperature of gas side wall
$T_{w,l}$	Temperature of coolant side wall
V_∞	Velocity of gas in a given section
Greek Letters	
δ_w	Thickness of wall
ϵ_g	Emission of combustion gas
$\epsilon_{ef,w}$	Effective emission of wall
λ_w	Heat conductivity of wall
ρ_x	Density of combustion gas in a given section
μ_0	viscosity

열전달 특성을 파악하는 것이 상당히 중요하다.^[1] 따라서 본 연구에서는 고온의 연소가스로부터 연소실과 노즐을 보호하기 위하여 고성능 액체로켓 엔진에 적합한 냉각방식인 재생냉각을 채택하였다.

재생냉각 방식에 의한 엔진 보호를 위해서는 정확한 열전달 해석이 이루어져야 한다. 이를 위해서는 정확한 열전달 모델을 구상하고 연소실에서의 벽온도 및 열유속을 추정하여 이에 대한 고온 구역을 최대한 냉각할 수 있는 냉각채널을 형상화 할 수 있도록 해야 한다.

따라서 본 연구에서는 재생냉각 방식에 의한 엔진 보호를 위하여 복잡한 열전달 과정을 경계층 이론에 근거한 열전달 모델과 경험치로부터 얻어진 냉각채널에서의 표준식을 이용하여 재생냉각 시스템 설계를 위한 프로그램을 개발하고, 시험을 통해서 합리적인 설계절차를 확립하는 것이다. 이를 위하여 개발된 프로그램을 토대로 물을 냉각제로 하는 냉각시스템을 설계하였고, 250kg급 엔진을 이용한 연소시험을 통해서 설계방법을 검증하였다. 그리고 검증된 설계방법을 통해 실제 추진체를 냉각제로 하는 재생냉각 시스템의 적용 가능성을 확인하였다.

II. 본 론

2.1 재생냉각 시스템 설계

냉각시스템 설계를 위한 계산은 연소가스, 냉각유체, 그리고 연소실 소재의 열전달 특성을 파악하는 일이 선행되어야 한다. 이에 본 연구에서

는 문헌이 공개된 열전달 특성에 관한 관계식과 물성이 잘 알려져 있는 물을 냉각유체로 하여 계산하였다.^[1-6]

다음은 설계코드의 구성에 필수적인 해석방법을 나타낸 것으로, 연소가스 측면에서 발생하는 열유속량^{[7][8]}과 냉각채널에서의 냉각제에 의해 흡수되는 열량의 평형조건을 이용하여 벽면온도와 냉각제 온도를 계산하게 된다.

2.1.1 계산방법

액체로켓엔진의 냉각시스템에 대한 열전달 해석은 연소실에서 냉각제로 전달되는 열유속량을 에너지 적분식을 차분화하여 구하는 방법을 이용하였다. 연소실과 노즐의 길이방향에 따른 1차원 열전달 해석 방법을 사용하고 있으며, 엔진의 대류 열전달량을 식(1)과 같이 정의할 수 있다.

$$q_{conv} = St\rho_x V_\infty C_{p,ef,ave} (T_{g,ef} - T_{w,g}) \quad [W/mm^2] \quad (1)$$

여기서, 무차원 열전달계수인 St. no.를 구하는 것이 중요하다.^{[1][2]} 또한, 식(1)에서는 해리의 영향을 고려한 열유속을 구하기 위해서 식(2)로 정의되는 유효온도의 개념을 도입하였다.

$$T_{g,ef} = \frac{RT}{R_i} \quad (2)$$

여기서, T와 R은 해리된 가스의 온도 및 가스 상수이고, R_i 는 최초의 성분과 동일한 추진체의 비해리된 연소가스의 가스 상수이다. 따라서 열유속을 계산할 때, 유효온도를 이용하게 되면 해리된 연소가스가 경계층에서 재결합 반응 과정을 거치면서 열교환이 강화되는 것을 고려한 결과가

된다.^[1]

엔진 연소실 벽의 뜨거운 가스로부터의 총 열전달량(q_{Σ})은 대류(q_{conv})와 복사(q_r)에 의해 이루어지며, 식(3)이 성립한다.

$$q_{\Sigma} = q_{conv} + q_r \quad (3)$$

복사 열전달량은 식(4)와 같이 정의되며, C_0 는 흑체의 복사 열전달 상수로 $5.67 W/m^2 K^4$ 이다. 첫째항은 가스로부터 벽으로의 복사, 둘째항은 벽으로부터 가스로의 복사를 정의한다.^{[1][2]}

$$q_r = \epsilon_{w,ef} \epsilon_g C_0 \left(\frac{T_g}{100} \right)^4 - \epsilon_{w,ef} \epsilon_g A_g C_0 \left(\frac{T_{w,g}}{100} \right)^4 \quad (4)$$

이와 같이 전달된 열은 벽을 따라 전도되고, 식(5)로 나타낼 수 있다.

$$q_{\Sigma} = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{w,g} - T_{w,l}) \quad (5)$$

전도된 총 열유속량은 연소실 벽면에서 냉각제로 대류에 의해 전달되며, 식(6)과 같다.

$$q_{\Sigma} = h_q (T_{w,l} - T_l) \quad (6)$$

이러한 열전달 과정을 통해 연소실에서 발생하는 열유속량과 냉각제가 흡수한 열유속량과의 평형 조건에 의해 연소가스 쪽 벽면온도($T_{w,g}$)와 냉각제 쪽 벽면온도($T_{w,l}$)등을 계산해 나간다.^{[1][2]}

2.1.2 Integral Boundary Layer Method에 의한 대류 열전달 계수 계산

열전달 계수의 이론적 예측은 난류 경계층의 열적구조와 압축성 유동장에 대한 상세한 정보가 요구되나 해석적인 방법으로 이를 구하기는 매우 어려울 뿐만 아니라, 실험 결과와도 상당한 차이가 있다. 따라서 연소실과 노즐 벽면으로의 열전달에 대한 정확한 예측은 적절한 대류 열전달계수의 선택에 달려있다.

Fig. 1은 노즐 목에서의 대류 열전달계수를 나타낸 것으로, 설계에 앞서 연소실 압력 변화에 따른 대류 열전달계수를 살펴보고, 표준식으로 사용되고 있는 "improved" Bartz 식으로부터 계산된 결과와 비교하였다. Bartz 식으로부터 계산된 대류 열전달계수의 경우, 설계프로그램에 사용된 결과와 비교하여 두 배 이상의 과도한 값을 가진다. 이러한 경향은 실험적으로 확인된 바 있으며^[6], 문헌에 의하면 Bartz 식에 의한 열유속은 실험결과보다 약 50% 과대평가하는 것으로 보고되고 있다.

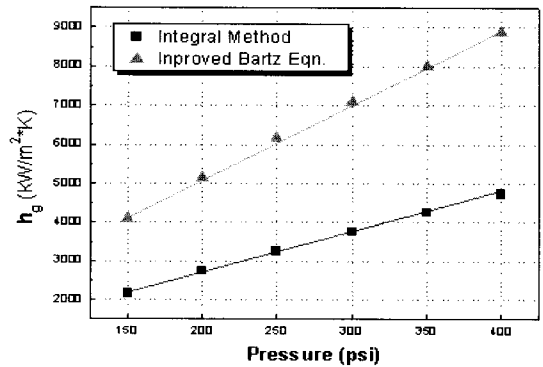


Fig. 1. Comparisons of convective heat transfer coefficient

2.1.3 계산결과

냉각 시스템의 운용, 가공성, 그리고 비용을 고려하여 연소실과 노즐에 각각 2와 2.5kg/s의 냉각제를 공급하고, 재질은 스틸을 사용하고, 벽 두께를 1.5mm로 하여 계산하였다. Fig. 2와 Table 1은 냉각 시스템 설계를 위한 채널형상 변수와 치수를 나타낸 것이고, Fig. 3은 계산결과를 나타낸 그래프이다. 연소실에서는 전 구간에 걸쳐 냉각제 벽 온도와 포화온도의 차가 70K 이상으로 안전함을 보이고 있고, 노즐 목에서도 냉각제 벽 온도가 476K로, 포화온도는 506K보다 낮은 온도

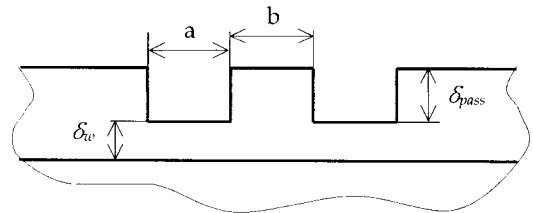


Fig. 2. Cooling channel schematic

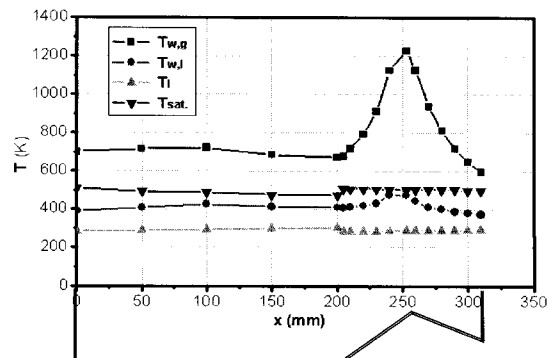


Fig. 3. Temperature profile

를 보였다. 따라서 계산을 통해서 안전이 입증된 채널형상 변수를 토대로 냉각채널을 설계, 제작하였다.

Table 1. Cooling channel geometry

	water (kg/s)	δ_w (mm)	a (mm)	b (mm)	δ_{pass} (mm)
Chamber	2	1.5	4	2.2	3
Nozzle	2.5	1.5	4-3-2	1	3

2.2 실험 장치 및 방법

2.2.1 실험용 재생냉각 엔진^[9]

본 연구에서는 추력 250kgf, 연소압 20.3kgf/cm², O/F ratio 2.385, 추진제의 총유량 700g/s의 설계조건을 바탕으로 케로신과 액체산소를 사용하는 실험용 액체로켓엔진을 제작하였다. Table 2는 앞서 설명한 계산결과를 토대로 제작된 엔진의 기본 제원 및 설계값이다.

Table 2. Specifications of the model LRE

Material		SUS-316	
Injector	Shape	Coaxial swirl type	
	Number	7 ea	
Chamber	Shape	Cylindrical type	
	Diameter	70 mm	
	Length	200 mm	
	Number of cooling channel	40 ea	
	Wall thickness	1.5mm	
Nozzle	Shape	Conical type	
	Diameter	28 mm	
	Convergent angle	50°	
	Divergent angle	30°	
	Wall thickness	1.5mm	
	Number of cooling channel	Convergent	72 ea
		Throat	36 ea
Divergent		72 ea	

연소 시 발생하는 고온의 가스로부터 분사기면을 보호하기 위해 연소실과 가장 가까운 위치에 냉각 유로를 설치하여 냉각제를 통과할 수 있도록 하였다. 연료와 산화제는 각각 반경방향으로 설치된 12개의 구멍을 통하여 균일하게 매니폴드로 들어갈 수 있도록 설계하였다. 그리고 추

진제의 공급압력을 측정할 수 있도록 추진제 매니폴드 각각에 지름 2mm 구멍을 제작하여 압력 변환기를 설치할 수 있도록 하였다. Fig. 4는 제작된 250kgf 엔진의 분사기 모습이다.

Fig. 5와 같은 형상의 냉각채널을 가진 연소실은 냉각을 위해서 공급되는 냉각제가 40개의 채널로 고르게 공급될 수 있도록 90° 방향으로 1/2 인치 관 4개를 설치하였고, 반지모양의 오리피스 가 매니폴드에 설치되어 있다. 냉각제 출구도 같은 모양을 하고 있다. 노즐은 연소실과는 달리 축소와 확대의 형상을 갖고 있기 때문에 해석결과와 일치하는 채널을 제작하는 것은 상당히 어려운 작업이다. 노즐의 채널 제작은 몇 차례의 시행착오를 통해서 완성되었으며, Fig. 6과 같이 채널의 폭을 일정하게 유지하기 위해서 채널의 수를 변화시켜 제작하였다.

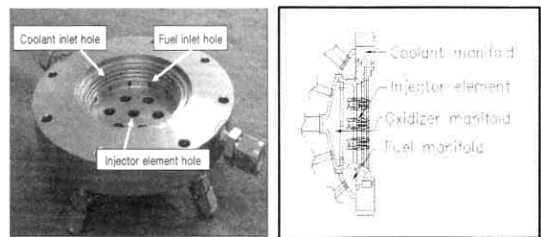


Fig. 4. Injector head

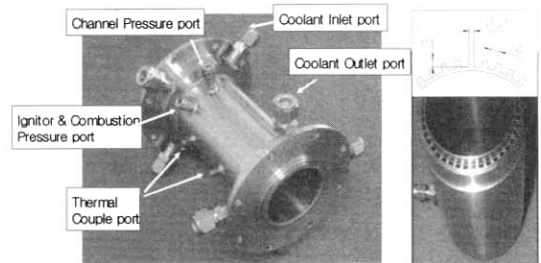


Fig. 5. Cooling chamber

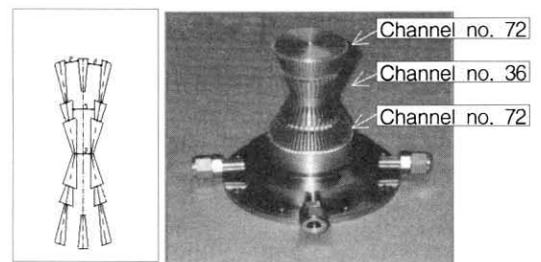


Fig. 6. Cooling nozzle

2.2.2 실험 방법

본 연구는 물을 냉각제로 하는 냉각시스템을 설계하고, 250kg급 엔진을 이용한 연소시험을 통해서 설계방법을 검증하는 것이다. 냉각시스템의 최종적인 설계 검증은 실험에 의하여 이루어질 수밖에 없다. 그러나 연소시험을 수행하더라도 계산을 통해서 구한 열전달 특성에 관한 상세한 자료는 얻을 수 없으며 연소실 냉각성능에 관한 총괄적인 파라미터(냉각제의 입, 출구간의 온도차)를 비교함으로써 설계검증을 이룰 수 있다.

수류 및 단일요소 분사기의 연소시험에 의해 수정·보완된 설계를 바탕으로 250kg급 로켓엔진을 제작하고 연소시험을 수행하였다. 냉각제의 공급방향은 실제 재생냉각 엔진에서와 달리 노즐 출구방향으로 하였고, 채널 내의 압력을 연소실과 노즐의 위치별 압력보다 다소 높게 설정하여 사고 시 안정성을 확보할 수 있도록 하였다. 이를 위하여 연소실과 노즐의 냉각제 출구 끝단에 오리피스를 장착하여 채널 내에서 냉각제의 압력을 20bar 이상 유지시켰다.

Table 3은 250kg급 로켓엔진을 이용한 냉각성능을 파악하기 위한 시험조건을 나타낸 것이다. 연소시간은 5초로 하였으며, 연소시험 중 연소실과 노즐의 채널 내 냉각제의 압력 강하량을 측정하여 냉각제의 비등점을 확인하였고, 냉각제의 입·출구 온도차를 측정하여 냉각계산법의 타당성을 검사할 수 있도록 하였다.

Table 3. Experimental conditions for hot firing test using 250kg LRE

Chamber pressure(bar)		20	
Propellant mass flow rate(kg/s)		0.7	
Mass flow rate(kg/s)	Fuel	0.2068	
	Oxidizer	0.4932	
	Coolant	Injector face	0.6
Chamber		2	
Nozzle		2.5	
Mixture ratio		2.385	
Pressure (kg/cm ²)	Inlet	Injector face	24
		Chamber	24
		Nozzle	17
	Outlet	Injector face	19
		Chamber	22
		Nozzle	10.5

연소시험 중 냉각수의 온도를 측정하기 위해서 Fig. 7과 같이 T-type 열전대를 설치하였다.

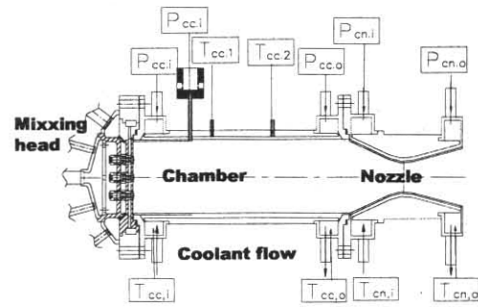


Fig. 7. Sensor location

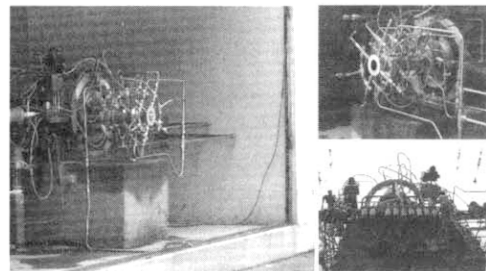


Fig. 8. Rocket engine setup

연소실과 노즐의 메니폴드 입구에는 각각 한 개씩, 출구에는 원주방향으로 90° 간격으로 네 개를 설치하여 원주방향으로의 균일한 열전달을 확인하고자 하였다.

또한, 연소실 채널 내의 길이방향으로의 온도 측정을 위해 분사기 면으로부터 76mm, 135mm 위치에 열전대를 설치하였다. 압력변환기는 입, 출구에 각각 한 개씩 설치하여 채널 내의 압력 강하량을 측정하였다. Fig. 8은 연소시험 직전의 조립된 엔진과 센서들의 모습을 나타낸 것이다.

III. 실험 결과

3.1 추력실 냉각시스템 성능시험

재생냉각 시스템의 설계방법에 대한 타당성 검증은 냉각제의 압력 강하량과 출구온도를 측정하여 계산결과와 비교하는 것이 유일한 방법이다. 따라서 물을 냉각제로 하는 250kg급 엔진에 대한 연소시험을 통해 연소실과 노즐에서의 계산 결과에 대한 정확성을 확인하였다. 연소실과 노즐의 평균 열유속은 측정 물리량으로부터 다음의 열량 보존식에서 구한다. 이에 대한 결과를 Table 4에 나타내었다.

$$q'' = \frac{\dot{m} c_p \Delta T}{A} \quad (7)$$

여기서 ΔT 는 냉각제의 입출구 온도차이며, A 는 열전달이 발생하는 벽면 면적이다.

연소실, 노즐 모두에서 10% 이내의 오차를 유지하였다. 이러한 결과를 통해서 설계방법에 대한 신뢰성을 검증할 수 있었다.

Table 4. Heat flux of analytical method and experimental test

No.	P_c (kgf/cm ²) (O/F)	Part	Heat flux, q'' (MW/m ²)		Error (%)
			Exp.	Cal.	
Test 1	10.7 (2.058)	Chamber	1.394	1.387	-0.5
		Nozzle	2.012	2.059	2.4
Test 2	14.5 (2.052)	Chamber	1.787	1.675	-6.3
		Nozzle	2.615	2.562	-2.0
Test 3	14.6 (1.861)	Chamber	1.340	1.320	-1.5
		Nozzle	2.280	2.084	-8.6

3.2 케로신을 냉각제로 하는 재생냉각 시스템 설계

검증된 재생냉각 시스템의 설계방법을 이용하여 실제 추진제를 냉각제로 하는 재생냉각 시스템을 설계하였다.

3.2.1 분사기당 전달되는 열량을 이용한 총 열전달량 예측

Table 5는 단일요소 분사기^[6]와 250kgf 엔진의 연소실과 노즐에서의 총 열전달량을 나타낸 것이다. 냉각채널에서의 냉각제 거동을 Bulk 시스템으로 가정하여, 냉각수 유량과 입출구 온도차를 이용하여 총 열전달량(식(7))을 계산하였다.

Table 5. Comparison of heat flux between single and multi element

	Multi-element injector		Uni-element injector	
	chamber	nozzle	chamber	nozzle
Heat transfer (kW)	256.8	98.1	-	-
Heat flux (W/mm ²)	5.84	6.36	-	-
Heat flux per 1 element (W/mm ²)	0.834	0.91	0.79	0.9

250kgf 엔진에 대한 연소실과 노즐 부위로 전달되는 총 열전달량을 이용하여 분사기 당 전달되는 열량을 계산하면 각각 0.83 W/mm²와 0.91

W/mm²이다. 이 결과는 단일요소 분사기의 연소실과 노즐에서의 총 열전달량과 큰 차이가 없음을 알 수 있다. 따라서 연소조건, 엔진의 기하학적 형상(수축비)등이 크게 변하지 않는다면, 단일요소 분사기를 통해서 얻은 총 열전달량을 이용하여 추력 증가에 따른 열유속의 증가분을 예측할 수 있다.

재생냉각 시스템 설계에서 설계사양의 엔진에 대하여 연소실과 노즐로 전달되는 열량을 미리 예측할 수 있다며, 설계과정에서 상당히 유용하게 사용될 수 있다.

3.2.2 냉각 가능 여부에 대한 판단

250kgf급 엔진에 대한 연소시험 결과를 통해서 얻은 총 열전달량을 이용하여 유사 엔진의 재생냉각 시스템 설계를 위한 자료로 활용할 수 있다.

식(8)은 열 평형식을 나타낸 것으로, 연소실과 노즐로 전달되는 총열량과 냉각제의 유량을 대입하여 출구에서의 냉각제 온도를 예측한다. 냉각제로 사용될 추진제의 유량이 충분하다면, $T_{outlet} \leq T_{sat}$ 를 만족하겠지만, 그렇지 못할 경우 두개의 추진제에 의해 냉각을 시키거나, 내부냉각 방식을 사용하여 벽으로 전달되는 열량을 줄여주어야 한다.^[1]

$$T_{outlet} = \frac{Q}{\dot{m} c_p} + T_{inlet} \tag{8}$$

연소시험을 통해서 얻은 총 열전달량을 이용하여 250kgf급 엔진 냉각시스템의 냉각제로 물 대신 케로신을 사용하였을 경우에 대한 냉각가능 여부를 판단할 수 있다. 케로신 0.2kg/s, 연소실과 노즐로 전달되는 총열량 355kW에 대하여 출구에서의 케로신 온도는 860K에 이른다. T_{sat} (30bar)가 700K이므로 케로신을 이용한 재생냉각은 불가능하다는 것을 간단한 계산으로 알 수 있다.

따라서 재생냉각 시스템에 대한 상세 설계에 앞서 설계사양의 엔진에 대하여 연소실과 노즐로 전달되는 열량을 예측할 수 있다면, 냉각제로 사용될 추진제의 공급유량이 연소실과 노즐의 벽에서 유입되는 열을 제거하기에 충분한지를 검사할 수 있다.

3.2.3 케로신을 냉각제로 하는 시스템의 계산 결과

Fig. 9는 물을 냉각제로 하는 250kgf급 엔진에 대하여 케로신 0.2kg/s를 냉각제로 사용하였을 경우에 대한 연소실과 노즐에서의 위치별 온도분

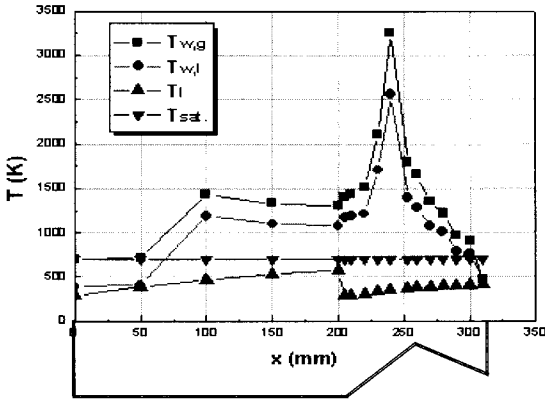


Fig. 9. Temperature profile with $\dot{m}_{l,k}=0.227\text{kg/s}$ ($\delta_w=1.5\text{mm}$)

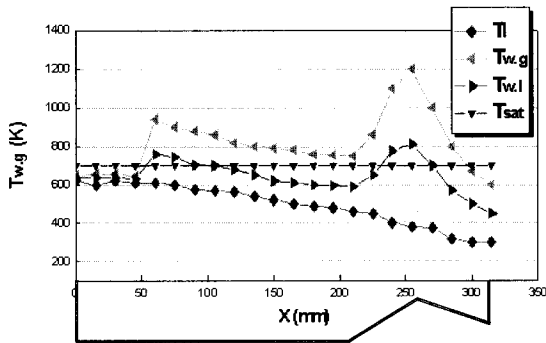


Fig. 10. Temperature profile with $\dot{m}_{l,k}=0.227\text{kg/s}$ ($\delta_w=1.0\text{mm}$)

포를 나타낸 것이다.

노즐 목에서의 $T_{w,g}$ 는 3,200K 이상이며, 연소실에서도 재료의 용융점 이상인 것을 알 수 있다. 그러나 냉각제의 온도 상승 폭은 그리 높지 않은 것을 알 수 있다. 이는 냉각채널을 흐르는 냉각제가 연소가스로부터 전달되는 열량을 제대로 흡수하지 못하기 때문이다. 따라서 물보다 낮은 비열을 갖고 있는 케로신을 이용하여 엔진을 냉각하기 위해서는 냉각채널의 구조를 변경하여 냉각재료의 열전달율을 높여주어야 한다. Table 6은 냉각재료의 열전달율을 높여주기 위하여 250kgf급 엔진 냉각채널의 형상변화를 나타낸 것이다.

Table 6. Changes of cooling channel geometry

Coolant	a (mm)	b (mm)	δ_w (mm)	δ_{pass} (mm)
water	4	2.2	1.5	3
kerosene	2	1	1	1

Fig. 10은 변경된 채널 형상을 이용하여 계산

된 결과를 나타낸 것으로, 변경 전의 계산결과에 비해 상당히 향상된 냉각성능을 보임을 알 수 있다. 그러나 노즐 목 부근에서 $T_{w,g}$ 이 T_{sat} 에 비해서 100K 정도 높기 때문에 변경된 채널만으로는 안전한 재생냉각 시스템을 만들 수는 없다. 따라서 250kgf급 엔진의 재생냉각 시스템의 경우, 혼합 냉각방식을 이용하는 것이 바람직하다.

재생냉각만으로는 냉각이 불가능할 경우, 내부 냉각 방식을 적용하여 열적으로 취약한 부위를 보호할 수 있다. 식(9)는 내부 냉각에 의한 연소실과 노즐의 벽면을 따라 흐르는 가스층의 특성을 나타낸 필름(film)계수이다.^[4]

$$\Theta = \frac{i_0 - i_w^*}{i_0 - i_w} = \left[1 + \frac{B}{2Pr^{0.75}} (1+m)\beta_{max}^{m+1} \frac{Re_0}{(Re_0^{**})^{m+1}} \int_{x_1}^x \Psi \beta (1-\beta^2)^{n-1} \left(\frac{\mu_w}{\mu_0} \right)^m dx \right]^{\frac{1}{m+1}} \quad (9)$$

여기서, i_0 는 유동 중심부의 총엔탈피, i_w^* 는 내열재 벽의 엔탈피, 그리고 i_w 는 시작되는 부분에서의 벽의 엔탈피이다. B , m , n 은 경계층 모델에 의해 결정되는 상수이고, Re_{Tl}^{**} 와 β 는 각각 가스층이 시작되는 위치에서의 레이놀즈수와 연소가스에 대한 상대속도이다.

$$\text{그리고, } \Psi = \left[\frac{2 \arctg M_0 \sqrt{0.5r(k-1)}}{(\sqrt{\phi} + 1) M_0 \sqrt{0.5r(k-1)}} \right]^2$$

$$\bar{\phi} = i_w/i_w^* = T_w/T_w^{**}$$

이며, r 과 k 는 각각 교정계수(=0.9)와 비열비이다.

Fig. 11은 필름계수 Θ 를 적용한 계산결과로서, 채널 내에서의 압력손실이 없다고 가정하고, 연소실 끝단에서 0.03kg/s의 케로신을 분사시킨 경

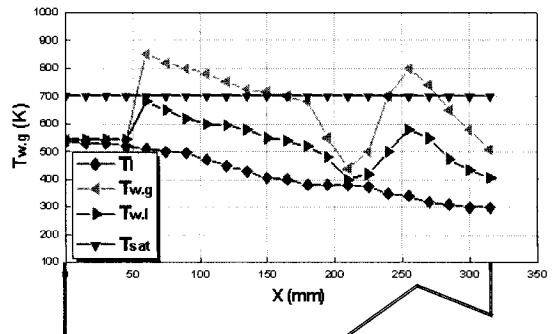


Fig. 11. Temperature profile with

$\dot{m}_{l,k}=0.227\text{kg/s}$; $\dot{m}_{film}=0.02\text{kg/s}$ ($\delta_w=1.0\text{mm}$)

우를 나타낸 것이다. 연소실과 노즐의 모든 위치에서 $T_{w,i}$ 이 T_{sat} 보다 낮은 온도를 유지하고 있음을 알 수 있다. 따라서 케로신 공급유량을 0.2kg/s의 냉각제로 하는 재생냉각 시스템(steel)을 설계하기 위해서는 적절한 채널 설계와 추가 냉각방식을 도입하여야 한다.

IV. 결 론

본 연구는 재생냉각 시스템 설계 프로그램을 통해 냉각채널을 설계·제작하고, 연소시험을 통해 열전달 모델을 검증·수정 및 보완하였다. 이와 같은 과정을 통해 실제 추진제를 냉각제로 하는 재생냉각 시스템의 냉각 가능성을 판단하였다.

1. 냉각채널 설계를 위해 개발된 프로그램을 이용한 해석결과와 시험결과가 비교적 일치하므로 실제 로켓엔진의 설계 및 제작에 이용 가능하다.

2. 단일요소 분사기로부터 연소실과 노즐로 전달된 각각의 열 유속(W/mm^2)은 250kg급 엔진의 단일요소 당 전달된 열량과 상당히 일치하였다. 따라서 연소조건, 엔진의 기하학적 형상(수축비)등이 크게 변하지 않는다면, 요소(분사기)의 증가에 따른 분사기 면, 연소실, 그리고 노즐로 전달되는 열 유속을 예측할 수 있다.

3. 설계 프로그램을 통한 계산결과, 케로신을 냉각제로 사용하는 250kg급 재생냉각 시스템의 경우, 재생냉각만으로는 냉각이 불가능하며, 따라서 내부냉각 방식을 적용하여 열적으로 취약한 부위를 보호할 수 있다.

250kg급 액체로켓엔진의 연소시험을 통해서 연소실과 노즐에서의 계산결과에 대한 정확성을 확인하였으며, 이렇게 검증된 재생냉각 시스템의

설계방법을 이용하여 실제 추진제를 냉각제로 하는 재생냉각 시스템을 설계할 수 있을 것이다.

참고문헌

1) Dobrovolski, M.B., "Liquid Rocket Engines", 1968.

2) Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др. "Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей", М.Высшая школа, 1967.

3) 김지훈, 박희호, 김유, 황수권, "액체로켓엔진 추력실의 재생냉각 기관 설계", 한국 추진공학회지, 제6권, 제4호, 25-35, 2002.

4) Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. "Тепломасс обмен и трение в турбулентном пограничном слое". М.Энергоатомиздат, 1985.

5) А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев и др. "Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей", Книга 2, Высшая школа. Москва, 1993.

6) 김병훈, 박희호, 황수권, 김 유, "액체로켓 추력실에서 Heat Flux에 관한 calorimetric chamber의 연구", 한국항공우주학회지, 제 31권, 제4호, p. 76-81, 2003.

7) 안원근, 박희호, 황수권, 김 유, "액체로켓 추력실에서 발생하는 Heat Flux에 관한 실험적 연구", 한국항공우주학회지, 제 31권, 제3호, p. 65-71, 2003.

8) A. Kumakawa, M. Sasaki, K. Sato, H. Tamura, F. Ono, H. Sakamoto and N. Yatsuyanagi, "Hot gas side heat transfer characteristics of LOX/H₂ and LOX/HC type propellants", NAL-TR-1062T, 1990.

9) H. Tamura, F. Ono, H. Gomi, "High Pressure LOX/Heavy Hydrocarbon Fuel Rocket Combustor Investigation", 16th ISTS, 1988.