

액체로켓엔진 추력실의 재생냉각에 관한 실험적 연구 (I)

박계승*, 김 유**, 김태한***

Experimental Investigation of the LRE Thrust Chamber Regenerative Cooling.

Kye-seung Park*, Yoo-Kim** and Tae-han Kim***

ABSTRACT

This paper describes a general design procedure of regenerative cooling system for liquid rocket engine(LRE). From this design logic, cooling channels are designed and fabricated. The measured heat flux from firing test is similar to the heat flux predicted by design logic. Therefore, proposed design procedure of cooling channel can be applied to real LRE system. Also the result of firing test indicates that soot from combustion products have strong influence on the cooling characteristics of LRE.

초 록

본 연구에서는 액체로켓에서 널리 사용되는 재생냉각시스템이 장치된 실험용 액체로켓 엔진을 설계하고 제작하여 연소실험을 수행한 내용을 다루었다. 설계 프로그램을 이용하여 엔진을 설계하였고 이를 바탕으로 엔진을 제작하였다. 연소실험을 통해 측정된 열유속이 계산에 의한 해석결과와 유사하므로 실제로켓엔진의 설계 및 제작에 설계 프로그램을 이용할 수 있음을 확인하였다. 또한 연소 시 생성된 탄소층이 냉각성능에 미치는 영향을 간단히 고찰하였다.

Key Words : LRE(Liquid Rocket Engine)(액체로켓엔진), Regenerative Cooling(재생냉각), Heat Flux(열유속)

1. 서 론

액체로켓엔진의 열전달해석은 추력실의 설계에 있어서 필수적이다. 불충분한 냉각은 노즐이 고온, 고압의 열하중을 받게 하여 용융 및 산화되어 파손되게 한다. 그렇다고 실제 열하중에 비해 과도한 냉각장치가 설치된다면 이것은 곧 엔진의 크기와 무게를 증가시키는 요인이 되고, 결과적으로 더 큰 추력을 필요로 하게 되므로 비효율적

†2003년 2월 3일 접수 ~2003년 3월 21일 심사완료

* 학생회원, 충남대학교 기계공학과

** 중신회원, 충남대학교 기계공학과

*** 비회원, 충남대학교 기계공학과

연락처, E-mail : urim@hananet.net

대전광역시 유성구 궁동 충남대학교 기계공학과

액체로켓실험실

기호설명

A_g	Emission of chamber wall at $T_{w,g}$	q_{conv}	Convective heat flux [W/m^2]
δ_w	Thickness of wall	q_r	Radiative heat flux [W/m^2]
ϵ_g	Emission of combustios gas	T_g	Temperature of combustion gas [K]
$\epsilon_{w,ef}$	Effective emission of wall	$T_{w,g}$	Temperature of gas side wall [K]
λ_w	Heat conductivity of wall [W/mK]	$T_{w,i}$	Temperature of coolant side wall [K]
h_g	Convective heat transfer coefficient of gas [W/m^2K]	T_i	Temperature of coolant [K]
h_ℓ	Convective heat transfer coefficient of coolant [W/m^2K]	T_{sat}	Saturation temperature of coolant [K]

이다. 열설계의 부정확성에 의하여 야기되는 이와 같은 엔진 성능의 낭비는 열전달 해석을 통하여 미연에 방지할 수 있으며 실험에 소요되는 시간적, 경제적 부담을 줄일 수 있다.

본 연구에서는 액체로켓에서 널리 사용되는 재생냉각 시스템의 냉각성능을 연구하고자하며 먼저 냉각제로 추진제가 아닌 물을 사용하여 재생냉각의 특성을 파악하고 이 결과를 실추진제를 사용한 재생냉각설계에 반영하고자한다. 또한 측정된 열유속(Heat flux)을 기존의 실험식과 설계 Logic에 의한 결과와 비교함으로써 설계 Logic의 타당성을 검증하고자한다.

2. 본 론

2.1 재생냉각시스템의 열전달

재생 냉각시 열전달 과정의 전형적인 흐름도는 Fig. 1과 같다. 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.

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

여기서 대류 열전달량은 다음 식과 같고

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

복사열전달량은 식 (2-3)과 같다.^[4]

$$q_r = \epsilon_{w,ef}\epsilon_g C_0 \left(\frac{T_g}{100}\right)^4 - \epsilon_{w,ef}\epsilon_g A_g C_0 \left(\frac{T_{w,g}}{100}\right)^4 \quad (3)$$

여기서 C_0 는 흑체의 복사 열전달 상수로 $5.67W/m^2 \cdot K^4$ 이다. 식의 첫째항은 가스로부터 벽으로의 복사, 둘째항은 벽으로부터 가스로의 복사를 정의하고 있다. 또한 열은 전도에 의해 연소실 벽을 따라 전달되어 식 (2-4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$q_\Sigma = \frac{\lambda_w}{\delta_w} (T_{w,g} - T_{w,i}) \quad (4)$$

다시 총 열전달량은 연소실 벽면에서 냉각제로의 대류 열전달에 의하여 식 (2-5)과 같은 관계식이 성립된다.

$$q_\Sigma = h_i (T_{w,i} - T_i) \quad (5)$$

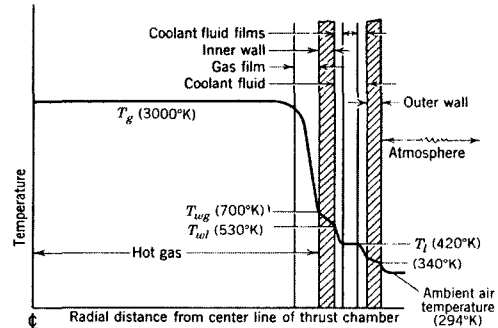


Fig. 1 Temperature gradients in cooled rocket thrust chamber. Given temperature values are typical.

2.2 재생냉각시스템의 설계

엔진작동 초기에 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.

냉각제는 순수 재생냉각을 위해 추진제를 사용 하여야 하나 본 연구에서는 예비단계로서 물을 사용하여 연소실과 노즐을 냉각하도록 하였다. 본 연구에서 사용할 실험용 액체로켓엔진의 설계를 위한 조건은 Table 1.과 같으며 연소실 내부의 직경은 70 mm, 노즐 목의 직경은 28 mm이며 추력실 전체의 길이는 300 mm로 설정하였다. 설계를 위한 해석적 접근은 integral method를 사용하였고 Fig. 2는 냉각채널을 설계하는 logic을 나타낸 것이다. 설계과정은 한국추진공학회지 제6권 제4호에 김지훈이 “액체로켓엔진 추력실의 재생냉각기관 설계”로 게재한 논문에 자세한 내용이 다루어져 있으므로 본 논문에서는 생략하겠다.

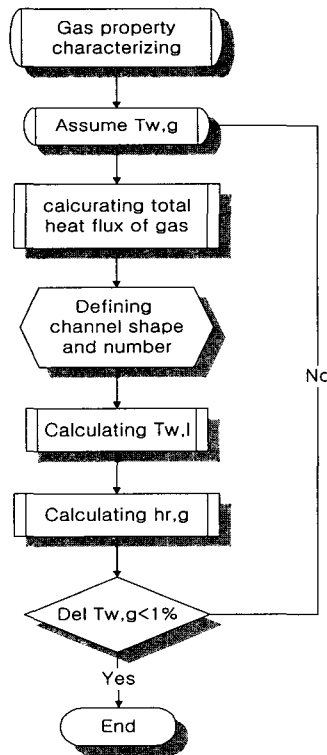


Fig. 2 Design flow of cooling system

Table 1. Design conditions of LRE

Thrust	250 kgf
Chamber pressure	300 psia
Fuel	kerosene
Oxidizer	liquid oxygen
Coolant	water
Propellant mass flow rate	700 g/s
Mixture ratio	2.385
Pressure drop across the injector	10 kgf/cm ²

2.3 실험용액체로켓 엔진 제작

설계결과를 가지고 Table 2.와 같은 제원의 실험용 액체로켓엔진을 제작하였다.

Table 2. Specifications of the model LRE

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

분사기는 coaxial swirl injector를 사용했으며 안쪽에서 산화제, 바깥쪽에서 연료가 분사되도록 하였고 안쪽 오리피스의 Recess길이는 2mm 이다. Fig. 3과 같이 7개의 분사기를 배치하였다. 동축형 스윙 분사기의 경우, 추진제가 연소실로 유입되기 전에 내부에서 혼합이 이루어진다. 따라서 연소 시 화염이 분사기 면 가까운 위치에서 형성되기 때문에 분사기 면으로 상당량의 열이 전달된다. 고온의 열로 인한 분사기 면을 보호할 수 있도록 두께 1.5mm의 냉각장치를 분사기 면에 설치하였다. Fig. 4에 나타나있듯이 coolant manifold에서 분사기 면으로 냉각수가 공급되도록 제작하였다.

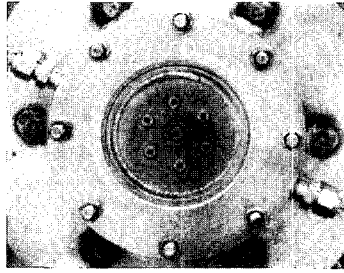


Fig. 3 Arrangement of 7 injectors.

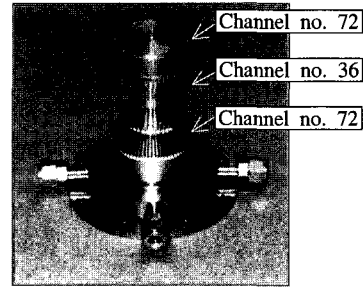


Fig. 6 Nozzle with channel

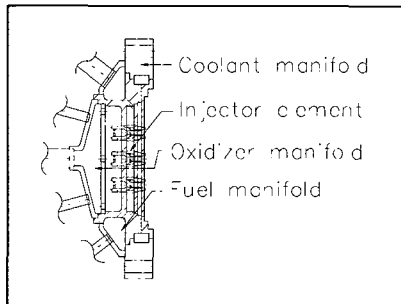


Fig. 4 Schematic of injector head

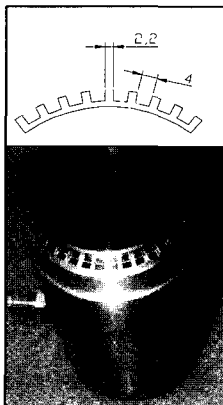


Fig. 5 Chamber with cooling channel

연소실은 40개의 채널을 Fig. 5와 같이 채널 폭을 4mm, 리브(rib) 폭을 2.2mm로 하여 제작하였다. 냉각제가 네 개의 포트에서 메니폴드로 공급되고 채널을 통과하여 출구 메니폴드에서 다시 네 개의 포트로 흘러 나가도록 하였다. 이것은 한 개의 포트에 공급되는 것 보다 원주방향으로 보다 균일한 공급을 가능하게 한다. 노즐도 연소실과 같은 방식으로 냉각제가 공급되도록 하였다. 노즐은 단면적이 변하기 때문에 채널의 폭을 2mm로 일정하게 유지하기 위해서 채널의 수를 변화시켰다. Fig. 6과 같이 연소실과 연결되는 부분에서는 72개의 채널, 노즐 목 부분에서는 36개의 채널, 노즐 출구 부분에서는 다시 72개의 채널로 제작하였다.

2.4 실험장치 및 계측

2.4.1 공급장치

추진제와 냉각제의 공급은 질소가스를 사용한 가압시스템을 이용하여 엔진에 공급한다. 추진제의 공급라인에 venturi를 설치하여 설계유량이 정확하게 공급될 수 있도록 하였다. 분사기 면과 연소실, 노즐로 공급되는 냉각제는 각각 다른 저장탱크에 저장되어 질소가스로 가압하여 공급되도록 하였다. 또한 냉각제가 설계한 유량에 맞게 공급될 수 있도록 그리고 채널에서의 압력강하를 고려하여 공급라인에 orifice를 설치하였다.

2.4.2 제어 및 계측시스템

실험을 위한 시퀀스 제어는 PLC (Programmable Logic Controller) 시스템을 사용하였고 계측은 온도와 유량, 압력 데이터를 측정하였다. 온도는 Daqbook 120과 DBK84보드를 사용하였고 압력은 DT3003보드, 유량은 Micro motion사의 mass flow meter와 Hoffer flow controls의 turbine flow meter를 함께 사용하였다.

2.4.3 실험 계측

실험은 Fig. 7과 같이 연소실, 노즐에서의 입·출구 온도와 압력을 측정하여 추력실에서 생성된 열유속을 계산할 수 있도록 하였다. 열전대는 T type을 사용하였고, 연소실과 노즐을 분리하여 측정하므로 각 부분의 열전달 특성을 파악할 수 있다. 연소실과 노즐의 입구 각각에 열전대를 장치하여 초기 온도를 측정하였고 출구에서는 각각 4개씩 열전대를 설치하여 정확한 냉

각제의 온도를 측정할 수 있도록 하였다. Fig. 8 은 실험을 위해 조립된 엔진의 모습이다

압력변환기는 입구와 출구에 각각 한 개씩 장치하여 6개의 압력변환기를 통해 냉각제의 압력을 측정하였다.

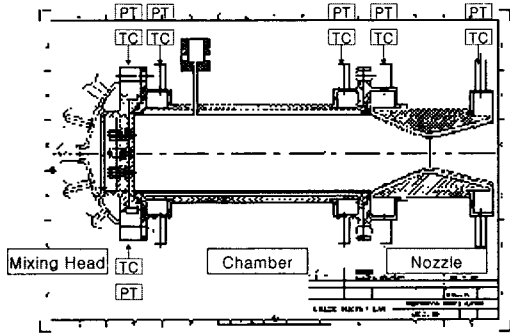


Fig. 7 Sensor location

2.5 실험결과

2.5.1 냉각채널 내 유동특성 (압력 강하량)

연소시험에 의한 엔진의 냉각성능을 확인하기에 앞서 비연소시험을 통해 채널 내에 흐르는 냉각제의 유동의 균일성을 확인하고, 냉각제의 공급유량과 채널 내 압력을 설정해야 한다.

연소실과 노즐의 냉각채널 각각에 대한 유량시험을 통해서 결정된 냉각제 유량(연소실 1.97kg/s, 노즐 2.58kg/s)을 공급할 수 있도록 하였고, 냉각제 출구에 오리피스를 설치하여 채널 내부압력이 연소가스의 정체압력보다 높은 압력을 유지할 수 있도록 하여, 사고 발생 시 냉각제가 연소가스 쪽으로 분사될 수 있도록 하였다. Fig. 8과 9는 연소실 및 노즐의 냉각제 입 출구에서의 압력 강하량을 나타낸 것이다. 연소실의 경우, 압력손실이 거의 없이 23bar를 유지하였으며, 노즐의 경우는 6.5 kgf/cm² 정도의 압력손실을 보이며, 노즐 출구에서 10 kgf/cm²를 유지하였다. Table 3.은 연소실과 노즐에 대한 수류시험 결과를 나타낸 것으로, 연소시험에 맞는 냉각제의 유동조건을 만족하였다.

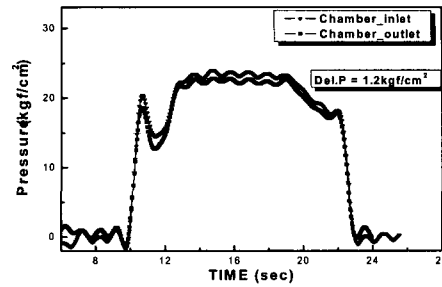


Fig. 8 Pressure loss of cooling passage in chamber

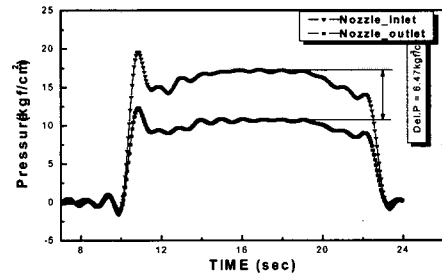


Fig. 9 Pressure loss of cooling passage in nozzle

Table 3. Condition of cooling channel

	Pressure Drop (kgf/cm ²)	Mass Flow Rate (kg/s)
Chamber	1	1.97
Nozzle	6.5	2.58

2.5.2 연소시험

모든 연소시험은 앞에서 설정한 냉각제의 유동 조건으로 수행하였다. 연소시험 결과 절대압력으로서 연소압이 17.1 kgf/cm², 혼합비가 2.875, 추진제의 총 유량이 620 g/s이며, Fig. 10은 연소시험 결과를 그래프로 나타낸 것이다.

(1) 연소시험결과와 해석결과 비교

연소실은 분사, 미립화, 혼합, 기화, 화학반응의 복잡한 연소과정이 이루어지는 곳이다. 연소실 내 연소가스의 온도는 매우 높아(1900~3700K) 적절한 냉각이 없이는 엔진을 보호하는 것이 불

가능하다. 연소시험 결과를 통해 추력실에 대한 예측결과와 정확성과 재생냉각 방식을 이용한 추력실 냉각의 가능성을 확인하였다.

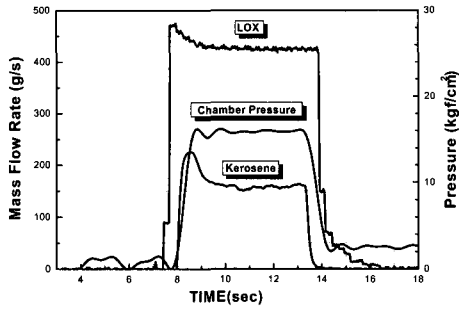


Fig. 10 Test result of hot firing test

Fig. 11은 연소압 17.1kgf/cm²에서의 연소실 냉각제의 온도변화를 나타낸 것이다. 시간이 8초인 부분에서 온도가 하강하는 것은 산화제가 연료보다 먼저 엔진에 분사되어 나오므로 생기는 현상이다. 이러한 현상은 노즐을 냉각하는 냉각제의 온도추정 결과에서도 마찬가지로 나타난다. Fig. 11를 보면 연소구간 내에서 냉각제의 출구온도가 일정한 온도를 유지하고 있음을 알 수 있다. 냉각제의 출구온도가 일정하다는 것은 연소가스에서 연소실 벽면, 연소실 벽면에서 냉각유로의 벽면, 그리고 냉각유로의 벽면에서 냉각제로 전달되는 열량이 변하지 않는다, 즉 정상상태를 유지한다는 것을 의미한다. 따라서 연소가스 쪽의 벽면 온도가 거의 일정한 값을 유지한다고 볼 수 있다.

Fig. 12는 냉각제 입·출구 온도차를 예측 결과와 비교하여 나타낸 것으로, 5℃ 이내의 유사한 온도차를 보이고 있다. 따라서 예측 결과에 대한 신뢰성을 토대로 측정 불가능한 위치의 온도 $T_{w,g}$ 와 $T_{w,i}$ 를 계산하였고, Fig. 13은 각각에 대하여 위치별 온도분포를 나타낸 것이다. 분사기면으로부터 길이방향으로 100mm의 위치에서 $T_{w,g}$ 는 740K로 최고치를 보였고, 그 위치에서 $T_{w,i}$ 은 440K를 나타내고 있다. 냉각제의 출구압력에 대한 포화온도가 500K이므로 연소실의 경우, 안

전하게 냉각이 이루어짐을 알 수 있다.

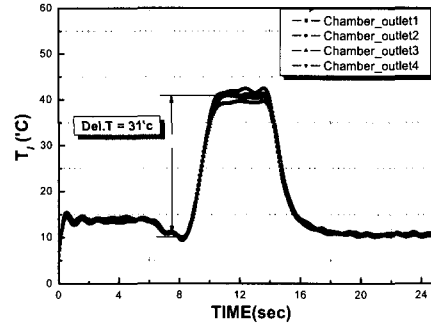


Fig. 11 Outlet temperature distribution of coolant in chamber

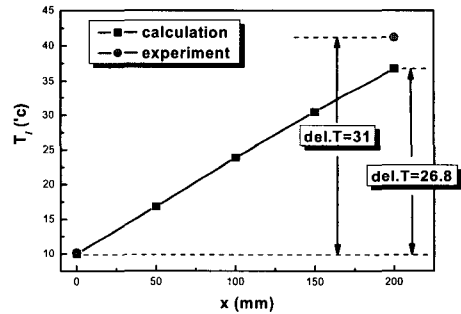


Fig. 12 Temperature comparison of measured value with prediction in chamber

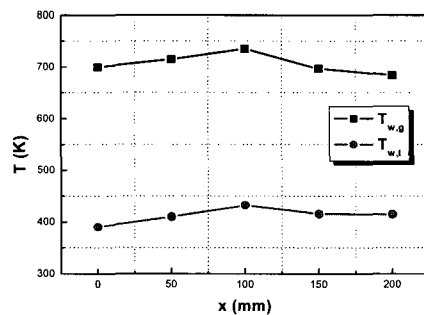


Fig. 13 The wall temperature of gas side and coolant temperature in chamber

엔진의 각 부위 중에서 노즐 목이 가장 높은 열유속을 가지므로 그 곳에서의 냉각은 특히 중요하다. Fig. 14는 연소실 압력 15.5 kgf/cm²에 대한 노즐에서의 냉각제 온도변화를 나타낸 것으로 연소실에서의 결과와 마찬가지로 일정한 온도를 유지하였다. Fig. 15는 냉각제 입·출구 온도차를 예측결과와 비교하여 나타낸 것으로, 거의 유사한 온도차를 보이고 있다. 따라서 본 연구에 사용된 계산방법의 경우, 연소실에서 예측한 결과보다 노즐에서의 계산결과가 더욱 정확하게 계산됨을 알 수 있다. Fig. 16은 예측 결과에 대한 신뢰성을 토대로 계산된 $T_{w,g}$ 와 $T_{w,l}$ 를 나타낸 것이다. 노즐 목에서 $T_{w,g}$ 는 1200K이고, 그 위치에서 $T_{w,l}$ 은 533K를 나타내고 있다.

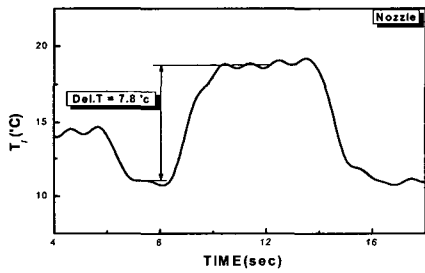


Fig. 14 Outlet temperature distribution of coolant in nozzle

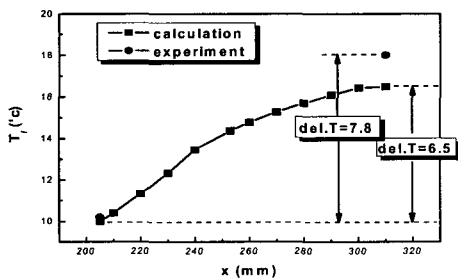


Fig. 15 Temperature comparison of measured value with prediction in nozzle

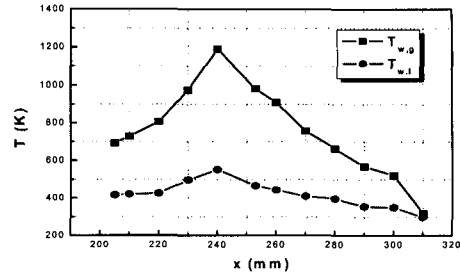


Fig. 16 The wall temperature of gas side and coolant temperature in nozzle

노즐 목에서 $T_{w,l}$ 이 T_{sat} 보다 40°C 정도 높기 때문에 냉각제의 끓음이 발생할 수 있으며, 그 차이가 50°C 이상일 경우, 벽면의 파괴를 가져올 수 있다. 따라서 노즐 부위의 안전을 위해서 냉각제 압력 강하량을 줄여줌으로써 T_{sat} 를 높여주어야 한다.

(2) 탄소층의 영향

탄화수소 계열의 연료를 사용하는 액체로켓의 경우, 엔진의 내부 벽면에 탄소층이 만들어진다. 이 탄소층은 연소가스로부터 냉각제로의 열전달을 가로막는 열저항 역할을 하기 때문에 탄소층이 두꺼워짐에 따라서 연소가스측 벽면 온도를 연소가스 온도에 가까워지게 한다.

탄소층이 냉각에 미치는 영향을 알아보기 위해서 혼합비(Oxidizer/Fuel)의 차이가 다소 있지만 연소압이 유사한 연소조건(Table 4.)에서 탄소층이 없을 때와 있을 때에 연소실험을 수행하여 그 차이를 비교해 보았다.

Table 4. Hot test result of LRE

	Chamber pressure (kgf/cm ²)	Mixture Ratio (O/F)	Propellant Mass Flow Rate (g/s)
No Soot	17.1	2.875	620
Soot	17.2	2.03	728

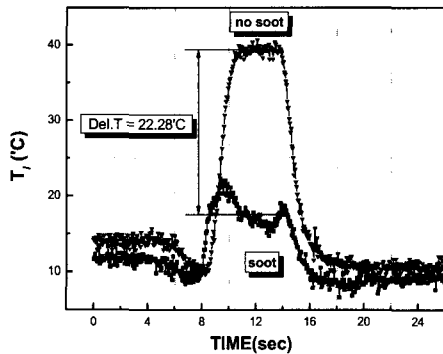


Fig. 17 Outlet temperature distribution of coolant in chamber

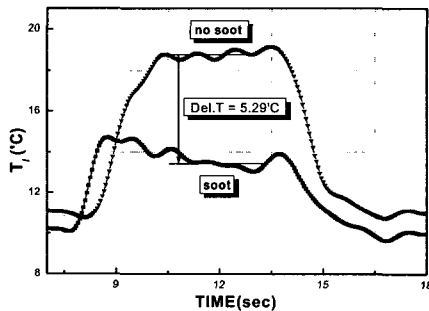


Fig. 18 Outlet temperature distribution of coolant in nozzle

Fig. 17, Fig 18은 탄소층이 없는 상태와 탄소층이 있는 상태에서의 연소시험 결과를 나타낸 것이다. 연소실과 노즐 모두에서 탄소층이 냉각시스템의 열전달에 영향을 준다는 것을 확인할 수 있었으며, 특히 연소실에서의 탄소층 영향은 상당히 크다는 것을 알 수 있다. 만일 장시간의 연소시험이 수행될 경우, 탄소층으로 인한 엔진 벽면의 손상이 예상되기 때문에 이에 대한 다양한 실험적 연구는 필수적이다.

3. 결론

본 연구에서는 재생냉각 시스템 설계결과를 통

해 액체로켓엔진을 제작하였으며 제작된 엔진으로 연소실험을 수행하였다. 연소실험을 통하여 측정된 냉각수의 온도변화와 설계 프로그램에 의해 계산된 냉각수의 온도변화를 비교하여 현 설계기법을 검증하였고 연소시 생성되는 탄소층이 냉각성능에 부정적인 영향을 미치는 것을 실험을 통해 확인하였다. 추후 이를 바탕으로 충분한 실험을 하여서 탄소층의 영향이 고려된 설계 프로그램으로 보완하고 또한 액체로켓엔진의 성능변수에 따른 재생냉각 방식 엔진의 냉각성능 연구를 진행할 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학기술기획평가원의 핵심우주 기술개발사업으로 지원된 “액체로켓엔진 연소실 냉각시스템 설계 기술 개발”과제에 의해 수행된 연구입니다. 연구를 지원해주신 한국과학기술기획평가원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 김지훈, “액체로켓엔진 추력실의 재생냉각 시스템 설계” 석사학위논문, 충남대학교 대학원, 2002.
2. А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев и др. “Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей”, Книга 2, Высшая школа. Москва, 1993.
3. 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.
4. 홍 용 식, “우주추진공학”, 청문각, 1994.
5. 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.