액체로켓엔진 추력실의 재생냉각에 관한 실험적 연구(Ⅱ)

김정훈* · 정해승* ·박희호* · 정용갑** · 김선진***

Experimental Investigation of the LRE Thrust Chamber Regenerative Cooling(Ⅱ)

Jung-Hun Kim* · Hae-Seung Jeong* · Hee-Ho Park* · Yong-Gab Chung** · Sun-Jin Kim***

ABSTRACT

We conducted the firing test with the regenerative cooling LRE and calculated the heat flux from measured coolant temperature, that was compared with the heat flux predicted by previously developed numerical analysis method. The difference between the measured heat flux and the numerical calculation value was within nine percents. Therefore, developed numericcal analysis method can be applied to the design/fabrication of a real LRE system, and, it was investigated that combustion pressure and mixture ratio have an influence on the heat flux with a constant relation.

초 록

냉각장치가 있는 실험용액체로켓엔진으로 연소실험을 수행하였다. 냉각제의 온도변화를 측정하여 추력실에서 발생하는 열 유속을 계산하였고, 이 결과를 기 개발된 수치해석 방법에 의해 예측한 열 유속과 비교하였다. 그 결과 9%이내의 오차를 보이므로 개발된 수치해석 방법은 실제 로켓엔진의 설계 및 제작에 이용 가능하며, 연소압 및 혼합비가 열 유속에 일정한 비례관계를 가지고 영향을 미치고 있음을 고찰하였다.

Key Words: Regenerative Cooling(재생냉각), LRE(Liquid Rocket Engine : 액체로켓엔진), Numerical Analysis(수치해석), Heat Flux(열 유속)

1. 서 론

액체로켓엔진의 고성능화를 위해서는 비추력이 높은 추진제의 사용과 연소압의 증가가 반드시 필요하다. 하지만 비추력($I_{sp} = u_0/g_0$)의 증가는 연소가스의 속도($u_0 \propto \sqrt{T}$)를 증가시키고,

† 2004년 4월 12일 접수 ~ 2004년 9월 1일 심사완료
* 학생회원, 충남대학교 기계공학과
** 정회원, 항공우주연구원 추진제어그룹
*** 정회원, 청양대학교 소방안전관리과
연락저자, E-mail: szull@hanmail.net

Nomenclature

A_g	Emission of chamber wall at $T_{w,g}$	T_l	Temperature of coolant
h_g	Convective heat transfer coefficient of gas	$T_{sat.}$	Saturation temperature of coolant
h_l	Convective heat transfer coefficient of coolant	$T_{w,g}$	Temperature of gas side wall
P_c	Combustion chamber pressure	$T_{w,l}$	Temperature of coolant side wall
Pr	Prantle number	V_∞	Velocity of gas in given section
q_Σ	Total heat flux	**Greek Letters**	
$q_{conv.}$	Convective heat flux	δ_w	Thickness of wall
q_r	Radiative heat flux	ϵ_g	Emission of combustion gas
St	Stanton number	$\epsilon_{ef,w}$	Effective emission of wall
T_g	Temperature of combustion gas	λ_w	Heat conductivity of wall
$T_{g,ef}$	Effective temperature of combustion gas	ρ_x	Density of combustion gas in given section
$C_{p,ef,ave.}$	Effective average heat capacity of combustion product between $T_{g,ef}$ and $T_{w,g}$	O/F ratio	Oxidizer(Lox)/Fuel(Kerosene)

이는 연소가스의 온도를 상승시키게 된다[1]. 한편 연소압의 증가($P \propto h^{0.8}$)는 강제대류에 있어서 열전달계수를 증진시킨다[2]. 또한 복사에 의해 대량의 열전달이 발생하는데, 이는 연소실 벽에서의 총열전달량의 20~40%에 달한다[3]. 결국 높은 가스온도와 높은 열전달계수, 복사는 열전달량을 증가시키고, 이로 인해 로켓의 성능 향상은 심각한 열전달 문제를 수반하게 된다.

액체로켓엔진은 장시간에 걸쳐 연소실 벽으로의 이러한 고온, 고압의 열전달 결과 벽의 온도가 한계 초과값을 갖게 되어 엔진파괴의 원인이 된다. 따라서 내열강도성과 열전도도가 큰 재료를 사용해야 하며, 허용범위 내에서 연소실 벽 온도를 유지하기 위해 냉각은 필수적이다.

액체로켓엔진의 냉각방법 중 일반적으로 사용되는 것이 재생냉각이며, 이는 냉각 시 흡수한 에너지를 다시 연소실로 공급하는 방식으로 에너지의 손실이 없어 고효율 엔진에 적합하다. 또한 재생냉각 시스템을 설계하기 위해서는 연소실로부터의 전열량과 냉각 유로 내에서의 열전달 해석이 선행되어야 한다.

본 연구에서는 재생냉각 시스템 열전달 수치해석 방법으로 설계하여 제작한 실험용 액체로켓엔진과 추진제로 액체산소(Oxidizer)와 케로신(Fuel)을 사용하여 연소실험을 수행하였다. 실제 재생냉각은 추진제를 냉각제로 사용하지만 그에 대한 선행연구로서 추진제가 아닌 물을 냉각제로 사용하였다. 연소압은 10.7, 14.5, 16.5 kg_f/cm^2으로 변화시켜가며 실험하였고, 혼합비(O/F ratio) 1.86, 2.05, 2.48에서 연소실험을 수행하였다. 연소압은 노즐 목 크기가 고정된 상태에서 추진제의 유량을 변화시켜서 조절하였다.

실험결과 측정된 열유속과 수치해석으로 구한 열유속을 비교하여 수치해석 방법의 신뢰성을 검증하였고, 검증된 수치해석 결과를 통하여 연소압과 혼합비에 따른 냉각 특성을 고찰하였다.

2. 본 론

2.1 재생냉각 시스템의 설계[3,4]

재생냉각시스템의 설계를 위해서는 연소실 벽의 melting, 냉각유로 내에서의 boiling이나 coking과 같은 현상으로 인한 시스템의 파괴를 방지하기 위해 연소실로부터의 전열량과 냉각 유로 내에서의 열전달 해석이 선행되어야 한다.

엔진 연소실 벽의 뜨거운 가스로부터의 총 열전달량(q_Σ)은 대류(q_{conv})와 복사(q_r)에 의해 이루어지며, 식(2-1)이 성립한다.

$$q_\Sigma = q_{conv} + q_r \tag{2-1}$$

평판 및 파이프 내부를 흐르는 유체에 대한 경계층에서의 에너지 및 운동량 적분식으로부터 적분변수의 해를 구하여 경계층 내에서의 에너지 이동을 정의할 수 있다. 이 에너지의 이동은 대수방정식화 되어 엔진의 연소실과 노즐의 길이방향에 따른 대류 열전달량을 식(2-2)와 같이 정의할 수 있다. 본 연구의 냉각유로 설계과정에 이와 같은 적분형 방법을 통한 자체 개발한 재생냉각 시스템 열전달 수치해석 방법을 사용하였고, 포트란을 이용하여 코드화 하였다.

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

여기서, 무차원 열전달계수인 St. no.를 구하는 것이 중요하다[5].

또한, 식(2-2)에서는 해리의 영향을 고려한 열유속을 구하기 위해서 식(2-3)으로 정의되는 유효온도의 개념을 도입하였다.

$$T_{g,eff} = \frac{RT}{R_H} \tag{2-3}$$

여기서, T와 R은 해리된 가스의 온도 및 가스 상수이고 R_H는 최초의 성분과 동일한 추진제의 비해리된 연소가스의 가스 상수이다. 따라서 열유속을 계산할 때, 유효온도를 이용하게 되면 해리된 연소가스가 경계층에서 재결합 반응 과정을 거치면서 열교환이 강화되는 것을 고려한 결과가 된다[5].

복사 열전달량은 식(2-4)와 같이 정의되며, C_0는 흑체의 복사 열전달 상수로 $5.67\,W/m^2K^4$이다. 첫째항은 가스로부터 벽으로의 복사, 둘째항은 벽으로부터 가스로의 복사를 정의한다[5].

$$q_r = \epsilon_{w,ef}\epsilon_g C_0\left(\frac{T_g}{100}\right)^4 - \epsilon_{w,ef}\epsilon_g A_g C_0\left(\frac{T_{w,g}}{100}\right)^4 \tag{2-4}$$

이와 같이 전달된 열은 벽을 따라 전도되고, 식(2-5)로 나타낼 수 있다.

$$q_\Sigma = \frac{\lambda_w}{\delta_w}(T_{w,g} - T_{w,l}) \tag{2-5}$$

전도된 총 열유속량은 연소실 벽면에서 냉각제로 대류에 의해 전달되며, 식(2-6)과 같다.

$$q_\Sigma = h_l(T_{w,l} - T_l) \tag{2-6}$$

이러한 열 전달 과정을 통해 연소실에서 발생한 열 유속량과 냉각제가 흡수한 열 유속량과의 평형조건에 의해 연소가스 쪽 벽면온도($T_{w,g}$)와냉각제 쪽 벽면온도($T_{w,l}$)등을 계산해 나간다[5]. 본 연구에서는 복사에 의한 열전달은 고려하지 않았다.

2.2 실험용 재생냉각 엔진

본 연구에서는 추력 250kg_f, 연소압 20.3kg_f/cm^2, O/F ratio 2.385, 추진제의 총유량 700g/sec의 설계조건을 바탕으로 추진제로는 케로신과 액체산소를 사용하는 추력실을 냉각할 수 있는 재생냉각 장치를 장착한 실험용액체로켓엔진을 제작하였다. 그 제원은 Table 1과 같다.

Table 1. Specifications of the model LRE

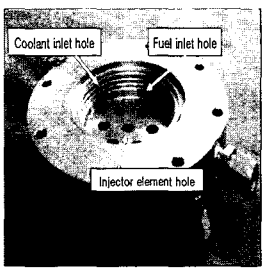
Material			SUS-316
Injector	Shape		Coaxial swirl type
	Number		7 ea
Chamber	Shape		Cylindrical type
	Diameter		70 mm
	Length		200 mm
	Number of cooling channel		40 ea
	Wall thickness		1.5mm
Nozzle	Shape		Conical type
	Diameter		28 mm
	Convergent angle		50°
	Divergent angle		30°
	Wall thickness		1.5mm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

2.2.1 분사기

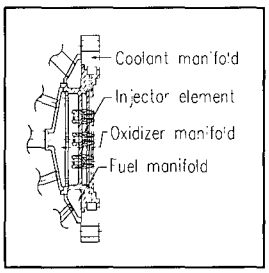
동축형 스월 분사기의 경우, Fig. 1(a)에서와 같이 추진제가 연소실로 유입되기 전에 혼합이 이루어진다. 따라서 연소 시 화염이 분사기 면 가까운 위치에서 형성되기 때문에 고온의 열로부터 분사기 면을 보호하기 위해서 Fig. 1(b)에서 나타나듯이 coolant manifold에서 분사기 면으로 냉각수가 흐를 수 있게 제작하였다.

2.2.2 연소실

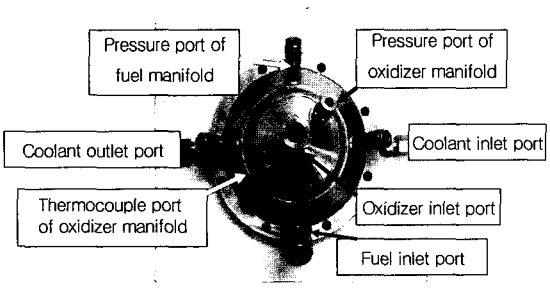
Figure 2에서 보듯이 연소실은 40개의 채널을 폭 4 mm, 리브(rib)의 폭과 두께가 각각 2.2 mm, 3 mm로 하여 제작하였다. 또한, 냉각제를 원주방



(a) Manifold of the mixing head



(b) Schematics of the injector head



(c) Injector head

Fig. 1 Composition of the injector head

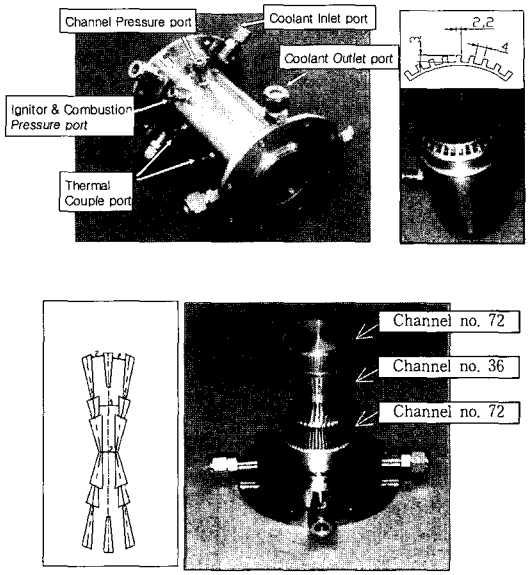


Fig. 2 Cooling chamber

향으로 채널내에 균일하게 공급하기 위해서 90° 간격으로 냉각제 입,출구 포트를 설치하였다. 이로 인하여, 불균일한 냉각으로 인한 열부하의 영향을 최대한 방지케 하여 엔진의 안정성을 확보하였다.

2.2.3 노즐

노즐도 연소실과 같은 방식으로 냉각제가 공급되도록 하였다. 다만, 노즐은 단면적이 변하기 때문에 채널의 폭을 2 mm로 일정하게 유지하기 위해서 Fig. 3과 같이 채널 수를 변화시켰다. 채널 수가 변화하는 부분에서는 마찰에 의한 냉각수 유동 손실을 줄이기 위해서 축 방향으로 7.8 mm 길이만큼 채널 폭을 3 mm로 제작하였다. 왼쪽 그림은 채널의 한 부분을 상세화한 것으로 채널 폭을 4 mm, 3 mm, 2 mm로 순차적으로 줄어들어 가능한 마찰에 의한 손실을 줄일 수 있도록 하였다.

2.3 실험장치 및 방법

2.3.1 추진제 및 냉각제 공급장치

추진제와 냉각제는 질소가스를 이용한 가압방식으로 엔진에 공급된다. 추진제를 일정하게 설계된 유량대로 공급하기 위해서 Cavitation venturi를 사용하였다. 냉각제의 경우에는 채널내의 압력강하를 고려하여 냉각제 출구에 오리피스를 설치하여 채널 내부압력이 연소가스의 정체압력보다 높은 압력을 유지할 수 있도록 하여, 사고 발생 시 냉각제가 연소가스 쪽으로 분사될 수 있도록 하였다. 또한, 설계 프로그램에 의해 결정된 설계유량(연소실 1.88 kg/sec, 노즐 2.53 kg/sec)을 일정하게 공급할 수 있도록 가압라인에 오리피스가 장착된 bypass를 설치하여 1차압에 직접 노출되게 하였다. 비연소실험 결과, 연소실에서는 입, 출구 압력강하량이 13 kg_f/cm^2이며 채널 내의 압력이 21 kg_f/cm^2을 유지하였으며, 노즐에서는 7 kg_f/cm^2의 압력손실을 보이며, 출구에서 14 kg_f/cm^2의 압력을 유지하였다.

2.3.2 실험 계측

연소시험 중 냉각수의 온도를 측정하기 위해서 Fig. 4와 같이 T-type 열전대를 설치하였다. 연소실과 노즐의 메니폴드 입구에는 각각 한 개씩, 출구에는 원주방향으로 90° 간격으로 네 개를 설치하여 원주방향으로의 균일한열 전달을 확인고자 하였다. 또한, 연소실 채널 내의 길이 방향으로의 온도측정을 위해 분사기 면으로부터 76 mm, 135 mm 위치에 열전대를 설치하였다. 압력변환기는 입, 출구에 각각 한 개씩 설치하여 채널 내의 압력 강하량을 측정하였다.

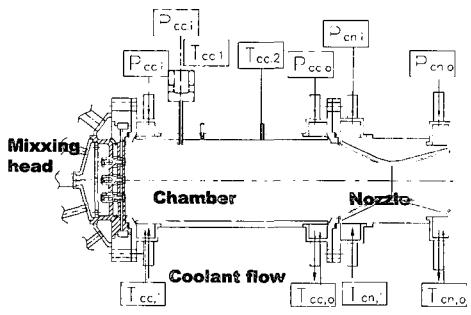
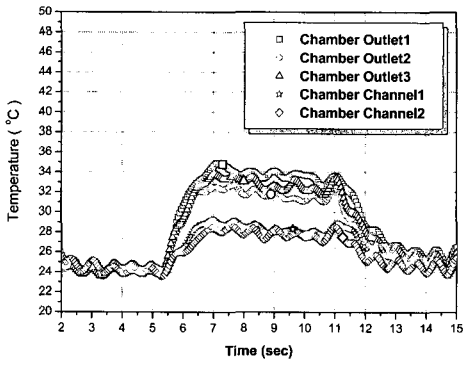


Fig. 4 Sensor location

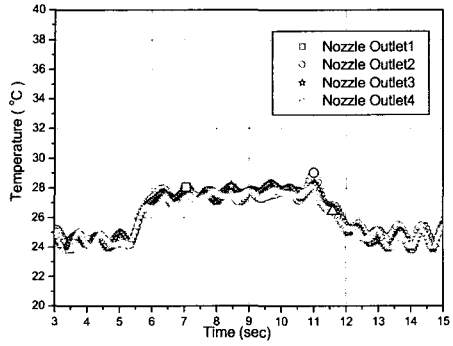
3. 실험 결과

로켓의 성능과 안전에 큰 영향을 미치는 연소압(P_c)과 혼합비(O/F)가 열유속에 미치는 영향을 알아보기 위하여 연소압은 10.7, 14.5, 16.5 kg_f/cm^2으로 변화시켜가며 실험하였고, 혼합비(O/F ratio) 1.86, 2.05, 2.48에서 연소실험을 수행하였다. 그리고 각각의 결과를 수치해석으로 예측한 결과와 비교하여 해석방법의 신뢰성을 검증하였다. 또한, 모든 연소실험은 앞서 설명한 냉각제의 유동조건으로 수행하였고, Fig. 5는 연소실과 노즐출구에서 냉각제의 온도분포를 나타낸 것이다.

그래프에서 보는 바와 같이, 원주방향에 따라 온도가 균일하게 분포함을 알 수 있다. 또한 연소구간 내에서 냉각제의 출구온도가 거의 일정한 온도를 유지하고 있으므로 추력실 내에서 열전달이 정상상태에 있음을 알 수 있다.



(a) Temperature in chamber



(b) Temperature in nozzle

Fig. 5 Temperature profile of coolant (Pc : 10.7kg_f/cm^2, O/F : 2.058)

3.1 재생냉각 수치해석의 신뢰성 평가

수치해석 결과와 실험결과의 차이를 Table 2에 나타내었다. 이론적으로 열 유속은 연소압에 비례하여 증가한다[2]. 또한, 일정한 수준까지의 혼합비 증가는 특성속도(Charateristic Velocity : c^*)를 증가시키고, 비추력을 높이는 원인이 된다. 이는 연소가스의 온도를 상승시켜 열 유속의 증가를 가져온다[1]. Test 3과 5의 연소실을 제외한 다른 조건에서는 연소압과 혼합비의 증가에 따른 정량적인 열 유속의 증가를 보임에 반해, 이 두 조건에서의 측정결과는 정량적인 변화에서 제외되고 있다. 따라서, 해석결과와 측정결과 사이에 큰 오차를 보이며, 이 부분에 대한 추가실험이 필요하다. 이 경우를 제외하면 연소실에서는 7% 이내, 노즐에서는 9%이내의 오차를 유지하였다. 이러한 결과를 통해서 수치해석 방법의 신뢰성을 검증할 수 있었다.

Table 2. Comparision Heat flux of analytical method and experimental test effect. (P_c : kg_f/cm^2, *Heat flux* : MW/m^2)

No.	P_c (O/F)	Part	Heat flux		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	16.5 (2.875)	Chamber	4.397	2.824	-35.8
		Nozzle	3.895	4.036	3.6
Test 4	14.6 (1.861)	Chamber	1.340	1.320	-1.5
		Nozzle	2.280	2.084	-8.6
Test 5	14.2 (2.479)	Chamber	1.894	2.377	25.5
		Nozzle	3.152	3.435	9.0

3.2 수치해석 방법을 사용한 추력실의 안정성 평가

수치해석 방법[4]을 이용하여 추력실 벽 쪽 연소가스 온도($T_{w,g}$)와 냉각제 온도(T_l)를 구하

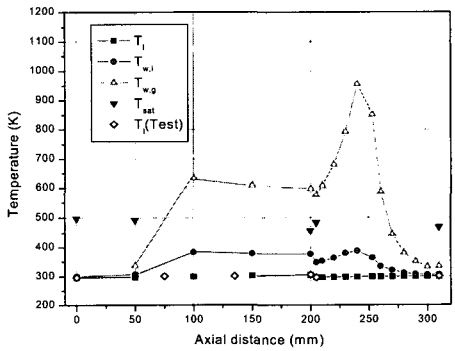


Fig. 6 Temperature distribution over the axial distance (Pc : 14.5 kg_f/cm^2, O/F : 2.052)

여, 이를 실험을 통해 측정된 냉각제 온도와비교하였다. Fig. 6은 추력실 길이방향에 따른 온도분포 결과이며, 해석에 의한 냉각제 온도와 측정된 냉각제 온도가 거의 차이가 나지 않으므로 수치해석 결과 온도를 사용하여 안정성을 평가하였다. 노즐 목 부분에서 $T_{w,g}$는 955K, $T_{w,l}$은 388K를 나타내고 있다.

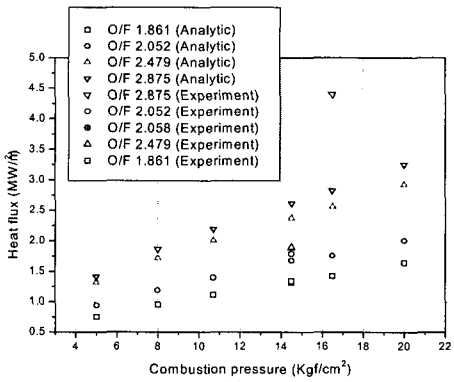
또한 추력실의 전 길이방향에서 $T_{w,l}$이 $T_{sat.}$보다 낮으므로 냉각제가 끓지 않고 안정적인 냉각이 이루어졌다고 할 수 있다. 따라서 개발된 수치해석 방법을 사용하여 액체로켓엔진의 냉각특성을 예측할 수 있다.

3.3 연소압에 따른 냉각특성

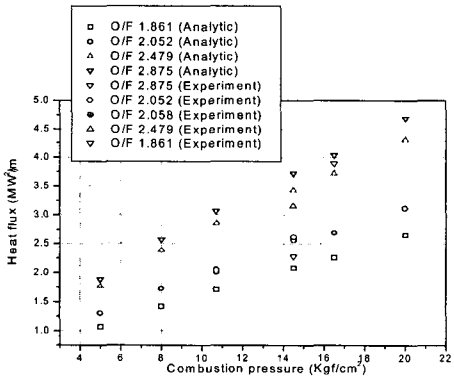
연소압의 변화에 따른 열 유속의 특성을 알아보기 위해 혼합비를 일정(O/F=2.05)하게 유지한 상태로 연소압을 10.7, 14.5, 16.5 kg_f/cm^2로 변화시켜 연소실험을 수행하였다. 각각의 혼합비에 해당하는 연소압과 열유속의 관계를 실험결과와 수치해석 결과를 비교하여 Fig. 7에 나타내었다.

실험결과에서 혼합비 2.052, 연소압 14.5 kg_f/cm^2인 경우와 2.058, 10.7 kg_f/cm^2인 경우를 비교해 보면 연소압이 큰 경우 열유속이 커지는 것을 알 수 있다. 같은 조건에서 수치해석 결과와 실험결과 열 유속이 거의 일치하므로 실험하지 못한 다른 연소압 조건에서도 계산된 결과처럼 연소압과 열유속이 비례관계에 있음을 예측할 수 있다. 그리고 혼합비 2.875, 연소압 16.5 kg_f/cm^2의 실험결과에서도 Fig. 7 (b)에 나타나 있듯이 같은 조건으로 계산한 열 유속 결과와 거의 일치하므로 혼합비 2.875에서의 연소압과 열유속이 비례관계임을 알 수 있다. 따라서 연소실험결과와 검증된 수치해석 방법으로 구한 결과에 의하여 연소압과 열유속이 비례관계임을 알 수 있다.

추력실에서 대류에 의한 열유속은 수치해석 방법으로 식(2-2)을 사용하여 구할 수 있으며, 여기서 대류열전달계수(h_g)를 유도한다. Fig. 8은 실험조건들에 대해서 노즐목에서의 열전달계수



(a) Heat flux with respect to combustion pressure and mixture ratio (chamber)



(b) Heat flux with respect to combustion pressure and mixture ratio (nozzle)

Fig. 7 Hot test results

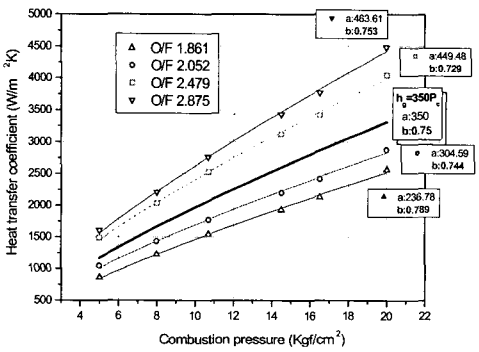


Fig. 8 Heat transfer coefficient in nozzle throat

를 나타낸 것이다. 그리고 연소압과 열전달계수와의 관계를 비선형 함수인 $y=ax^{b}$ 형태의 함수로 curve fitting함으로써 연소압의 변화가 열전달계수에 미치는 영향을 다음의 관계식으로 나타내었다.

$$h_g \propto P_c^{0.75} \tag{3-1}$$

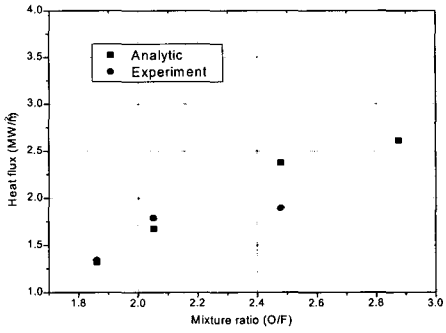
3.4 혼합비에 따른 냉각특성

연소실험은 연소압을 14.5 kg_f/cm^2로 고정하고 혼합비를 1.861, 2.052, 2.479로 하여 수행하였고, 각각의 혼합비와 추가적으로 2.85에 대하여 수치해석 방법으로 열유속을 계산하였다. 이에 대한 결과를 Fig. 9에 나타내었다. 연소실과 노즐 모두에서 혼합비에 비례하여 열유속이 증가함을 알 수 있다. 혼합비 2.479의 경우는 수치해석 결과와 상대적으로 차이가 크므로 추가실험을 통해 정확한 검증이 필요하다.

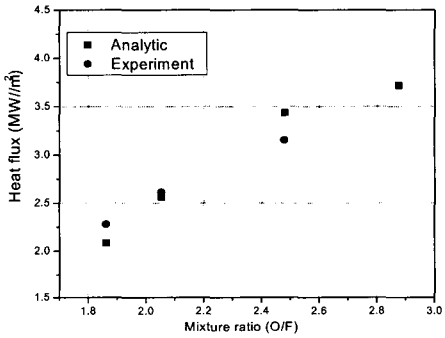
위에서 설명했듯이 추력실에서 대류에 의한 열유속은 식(2-2)의 식으로 나타내며, 여기서 열유속은 열전달계수(h_g)와 연소가스의 유효온도($T_{g,eff}$), 연소실 벽 쪽 가스($T_{w,g}$)의 온도차이(ΔT)에 비례한다. 혼합비의 변화에 따른 열전달계수와 온도차이를 Fig. 1에 나타내었으며, 이 결과는 수치해석 방법으로 구하였다. 혼합비가 커지면 연소가스의 온도가 증가하게 되어 유효온도도 증가하지만, 열전달계수 또한 커지므로 결국 $T_{w,g}$도 증가하게 되어 ΔT의 증가율이 줄어든다.

연소가스 온도와 열전달계수의 관계를 알아보기 위해서 무차원수($T_{g,eff}/T_{w,g}$)를 정의하였다. Fig. 7에서 나타낸 수치해석 결과들에 대해 무차원수를 계산하여 Fig. 11과 같이 나타내었다. 그 결과, 혼합비에 따라서 변화하는 무차원수에 대하여 열전달계수는 반비례하며 둘 사이의 관계는 다음과 같다.

$$h_g \propto \left(\frac{T_{g,eff}}{T_{w,g}}\right)^{-2.2} \tag{3-2}$$



(a) chamber



(b) nozzle

Fig. 9 Heat flux from analytical method and experimental test for various mixture ratio

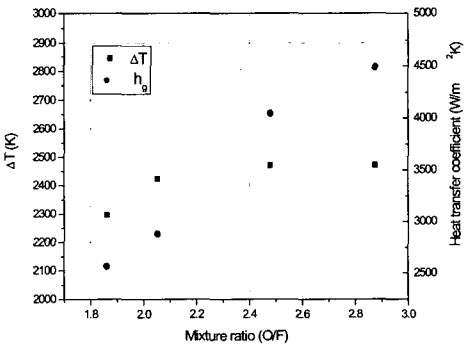


Fig. 10 Heat transfer coefficient and temperature variation for mixture ratio

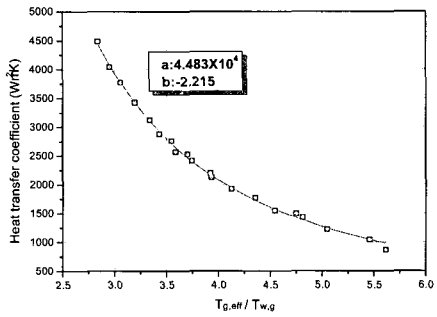


Fig. 11 Heat transfer coefficient for Tg,eff / Tw,g

4. 결 론

냉각장치가 있는 실험용액체로켓엔진으로 연소실험을 수행하여 냉각제의 온도변화를 측정함으로써 추력실에서 발생하는 열유속을 계산하였다. 이 결과를 개발된 수치해석 방법으로 계산한 열유속과 비교하여 다음과 같은 결과를 얻었다.

1. 기 개발된 수치해석 방법으로 계산한 열유속은 실험결과와 노즐에서 7%, 연소실에서는 Test 3과 5를 제외하고 9%이내의 오차를 보이므로 본 연구를 통해, 개발된 수치해석 방법의 신뢰성을 검증하였다. 단, 실험을 통해 측정된 열유속 결과가 다른 조건에서의 결과에 비해 오차가 큰 부분에 대해서는 추가실험이 필요하다.

2. 실험 범위 내에서 연소압과 혼합비는 열유속과 비선형적인 비례관계에 있으며, 대류열전달계수와 연소압 및 연소가스의 온도와의 관계를 다음과 같이 도출하였다.

$$h_g \propto P_c^{0.75}, \quad h_g \propto \left(\frac{T_{g,eff}}{T_{w,g}}\right)^{-2.2}$$

추후에 실제 추진제를 냉각제로 사용하는 연소시험을 통해서 수치해석 방법을 보완한다면 실제 액체로켓엔진의 재생냉각 시스템 설계에 적용될 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 한국과학기술기획평가원의 핵심우주개발사업으로 지원된 "액체로켓엔진 연소실 냉각시스템 설계 기술 개발" 과제에 의해 수행된 연구이며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1994
2. Bartz, D.R., "A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients," Jet Propulsion, 1957
3. 김지훈, 박희호, 김유, 황수권, "액체로켓엔진 추력실의 재생냉각 시스템 설계," 한국추진공학회지, 제6권, 제4호, 2002
4. 박희호, "액체로켓엔진의 재생냉각 시스템 설계에 관한 연구", 충남대학교 대학원 기계공학과 열·유체 박사학위논문, 2003년 8월
5. Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др., "Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей," М.Высшая школа, 1967
(Vacileb A.P, Kydryachv B.M., Kyznechov B.A. et al., "Main theory and liquid rocket engine calculation," M. high school, 1967)
6. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. "Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое." М.Энергоатомиздат, 1985
(Kytatelaze S.S., Leontiev A.I., "Heat and momentum transfer in turbulent boundary layer," M.Energoatomizdat, 1985)