



J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 47(2), 122-129(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.2.122>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 연소실 냉각채널 설계를 위한 1차원 열 해석 기법 확립 및 검증

김완찬<sup>1</sup>, 유이상<sup>2</sup>, 신동해<sup>3</sup>, 고영성<sup>4</sup>

## Establishment and Verification of One-Dimensional Thermal Analysis Technique for Design of Combustion Chamber Cooling Channel

Wanchan Kim<sup>1</sup>, Isang Yu<sup>2</sup>, Donghae Shin<sup>3</sup> and Youngsung Ko<sup>4</sup>

Department of Aerospace Engineering, Chung-nam National University

## ABSTRACT

Predicting heat transfer from the inner wall of the combustion chamber of the liquid rocket is a very difficult task. Several complex processes, such as convection, radiation and conduction must be taken into consideration. Usually commercial programs are used for the analysis of this processes. However, commercial programs are not a perfect solution, because of the long calculation times and a burdening data-input work. In this study, we developed and implemented one - dimensional thermal analysis. This technique can be easily used on the initial stage. The design of the combustion chamber's cooling channel of the steam generator designed using developed technique. In order to compare experimental and theoretical data, the combustion test was performed. Obtained experimental data for the coolant temperature differ from the theoretical prediction by only 8.5%.

## 초 록

액체로켓 연소실 내부 벽면에서의 열전달은 대류, 복사 및 전도를 모두 고려해야 하기 때문에, 정확한 열전달량을 예측하기에는 어려움이 있다. 이에 현재 주로 상용 해석 프로그램을 사용할 경우가 많은데, 이 경우에는 복잡한 입력 작업과 상당한 계산 시간이 소요된다는 문제가 있다. 따라서 본 연구에서는 초기 기초 설계 단계에서 간편하게 사용할 수 있는 1차원 열 해석 기법을 정립하였으며, 정립된 1차원 열 해석기법을 통해 본 연구실에서 개발한 스팀제너레이터의 연소실 냉각채널을 설계하였다. 연소 실험 결과, 1차원 열 해석 기법을 통해 예측된 냉각수의 온도 증가는 실험 결과와 약 8.5%의 차이를 보임을 확인하였다.

**Key Words** : 1-D Thermal Analysis(1차원 열 해석), Complex Heat Transfer(복합 열전달), Conductive(전도), Convection(대류), Radiation(복사)

† Received : October 11, 2018    Revised : December 21, 2018    Accepted : January 15, 2019

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Graduate Student, <sup>4</sup> Professor

<sup>4</sup> Corresponding author, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0003-0900-1926

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## Nomenclature

$q$	: Heat Flux
$\epsilon$	: Emissivity
$r$	: Recovery Factor
$I$	: Enthalpy
$\mu$	: Kinetic Viscosity
$a$	: Sonic Velocity
$\gamma$	: Specific Heat Ratio
$k$	: Thermal Conductivity
$M$	: Molecular Weight
$T$	: Temperature
$\sigma$	: Stefan-Boltzmann coefficient
$P$	: Pressure
$\lambda$	: Thermal conductivity
$\alpha$	: Thermal convection coefficient

## Subscript

0	: at Combustion Product
w	: at Cooling Water
wall	: at Wall
conv	: Convection
rad	: Radiation

## I. 서 론

우리나라는 나로호(KSLV-1)의 발사경험을 통해서 우주 발사체 독자개발을 위한 기반을 확보했으며, 현재는 누리호(KSLV-2)의 개발이 진행 중이다. 우주 발사체의 개발이 진행됨에 따라 더욱 많은 payload를 들어 올릴 수 있는 고추력 로켓이 요구되고 있다. 이러한 고추력 로켓은 많은 유량의 연료와 산화제가 소모되며, 그에 따라 로켓 엔진 연소실에 가해지는 열적 부하는 더욱 커지게 된다. 이에 로켓 연소실의 벽면을 효율적으로 냉각하기 위한 최적의 냉각채널 설계가 요구되며, 이를 설계 단계에서 검증하기 위한 다양한 기법이 요구된다. 하지만 고온 고압에서 연소가 이루어지는 연소실의 냉각 채널 설계에 있어 연소실험을 통해 열적 부하에 대한 열 해석을 수행하기에는 그 방법 및 시간, 비용 등의 측면에서 어려움이 따른다[1]. 이러한 어려움에 따라 현재는 연소실에 대한 열적부하를 설계단계에서 다양한 1차원 기법 및 수치해석 방법을 동원하고 있다[2].

연소실의 열적 부하에 대한 국외 연구로 Alexander W. Miranda 등은 CFD를 활용한 연소실과 노즐에 대한 막냉각(film cooling)의 효과를 확인하였다[3]. Mary F.Wadel은 열 해석 기법(RTE, TDK)을 활용하

여 높은 가로세로비(aspect ratio)를 가지는 냉각 채널에 대한 설계 및 열적 부하에 대한 해석을 수행하였다[4]. A. Adami 등은 열 해석 기법을 바탕으로 연소실의 열 유속(heat flux)을 예측하는 방안을 확립하여 실제 실험과 비교 분석하였다[5].

국내 연구로는 진상욱은 1차원적 해석 기법과 CFD를 활용하여 디퓨저의 복합 열전달을 고려한 냉각 채널에 대한 열 해석을 수행하여 디퓨저 설계에 반영하였다[6]. 임경진 등은 CFD를 활용하여 디퓨저 벽면에 대한 열적부하 및 디퓨저의 유동과 열전달 특성을 확인하였다[7]. 문인상 등은 CFD를 활용하여 예연소기 채널에 대한 열전달 특성을 확인하였으며, 실험을 통해 검증하였다[8].

이와 같이 대부분의 열적 부하에 대한 열 해석은 CFD를 활용한 해석이 주를 이루고 있다. 하지만, 현재 많이 활용되고 있는 상용 프로그램을 사용할 경우, 해석 모델의 생성부터 다양한 해석 조건 설정 등의 복잡한 입력방법과 해석 모델의 구조적 크기와 용량 그리고 해석 모듈의 성능에 따라서 상당한 계산 시간이 소요된다. 이에 본 연구에서는 초기 기초 설계 단계에서 간편하게 열적 부하를 계산하여 설계에 반영할 수 있는 1차원 열 해석 기법을 참고문헌[9,10]을 바탕으로 정립하였다. 정립된 1차원 열 해석 기법은 연소실에서의 전도, 대류 및 복사 열전달을 고려한 연소실의 정상상태에 대한 해석을 수행할 수 있다.

## II. 1차원 열 해석 기법

### 2.1 해석기법 및 연소실 조건

본 논문에서 수행한 열전달 해석기법은 다음과 같다.

1. 먼저 추진제 정보를 이용해 연소실 연소가스에 대한 정보를 CEA를 이용하여 계산한다.
2. 구해진 연소가스 물성치 정보와 연소실 형상을 고려하여 연소실의 복사열유속( $\dot{q}_{rad}$ )을 계산한다.
3. 초기에 연소실 내벽온도( $T_{wall}$ )를 가정하고 냉각수에서의 대류열전달계수( $\alpha$ )를 계산한다.
4. 연소실에서의 대류열유속( $\dot{q}_{conv}$ )를 계산한다.
5. 앞서 계산된 열 유속( $\dot{q}_{rad} + \dot{q}_{conv}$ )을 이용하여 냉각수의 온도( $T_w$ )를 계산한다.
6. 내벽의 두께, 연소실 벽재료의 열전도도( $\lambda$ ), 앞서 계산된 열 유속( $\dot{q}_{rad} + \dot{q}_{conv}$ )을 이용해 연소실 내벽 온도( $T_{wall}$ )를 계산한다.
7. 이와 같은 과정을 길이방향으로 분할된 미소단위로 계산하고, 연소실 내벽온도( $T_{wall}$ )를 초기 값과 비교한다.
8. 초기 가정하는 연소실 내벽온도( $T_{wall}$ )값과 계산된 연소실 내벽( $T_{wall}$ )의 온도차이가 0.0001K 이하가 될 때까지 계산을 반복한다.

위와 같은 1차원 열 해석 기법에 대해서 보다 이해하기 쉽도록 하기 위해서 Fig. 1에 순서도로 나타내었다.

1차원 열 해석을 수행하기 위해서는 연소실 조건과 물성치에 대한 정보가 필요하다. 연소실험에 활용된 추진제 조합은 에탄올/액체산소로 운용 자세한 유량 및 O/F는 Table 1에 나타내었다. 또한, 연소실의 연소 가스에 대한 물성치는 사용 CEA 코드를 활용하여 계산하였으며 CEA 계산 결과는 Table 2와 같다.

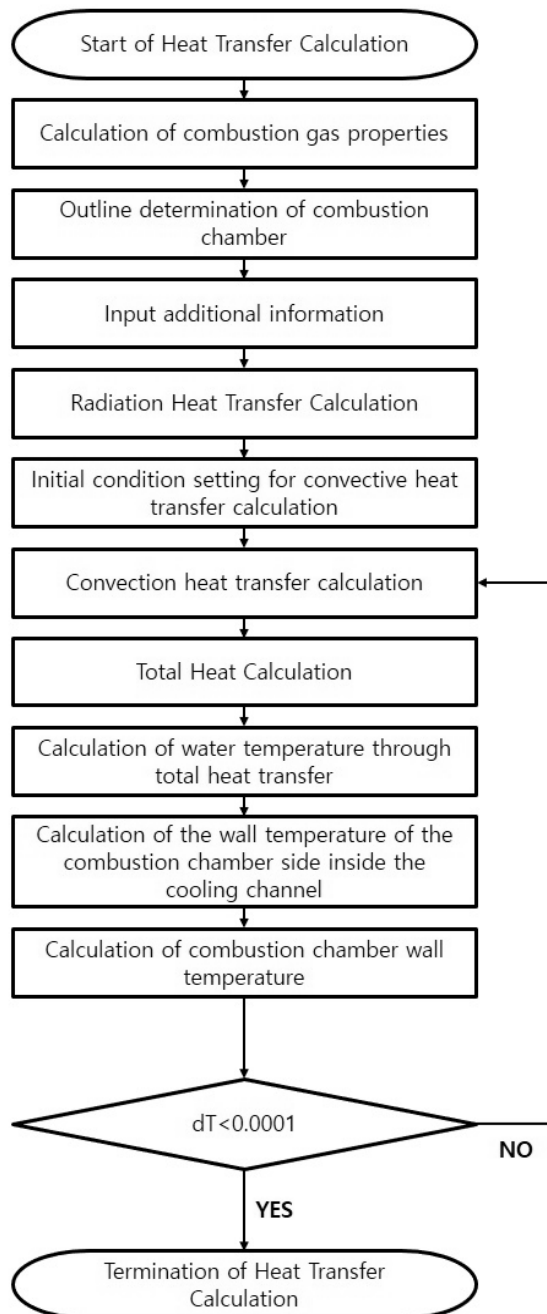


Fig. 1. Flow Chart of 1-D Thermal Analysis

Table 1. Propellant Quantity

	Fuel	Oxidizer
	Ethanol (95%)	Liquid Oxygen
Mass flow rate (kg/s)	0.196	0.254
O/F	1.3	

Table 2. Properties of Burnt Gas

Parameter	Value	Parameter	Value
$H_2O$ Partial pressure×Mean Beam Length ( $p_{H_2O}l$ )	0.8322	$C_p$ (kJ/kg·K)	2.2893
$CO_2$ Partial pressure×Mean Beam Length ( $p_{CO_2}l$ )	0.189	$R$ (J/kg·K)	398.38
T (K)	2981.22	$\gamma$	1.2107
P (bar)	20	$k$ (w/m·K)	0.530215
$\mu$ (kg/m·s)	0.0000778	$M$ (g/mol)	20.869
$a$ (m/s)	1199.2		

## 2.2 연소실 열전달 예측을 위한 1차원 열 해석

Figure 2는 열전달 경로를 모식화한 것으로 연소실 내부에서 연소 가스와 연소실 벽면 및 냉각 채널 간의 열전달 대하여 1차원적으로 열 해석 기법을 정립하려 한다. 본 논문에서 열 해석을 수행한 구간인 냉각수 입구, 냉각수 출구조건과 연소실 단면을 Fig. 3에 나타내었다.

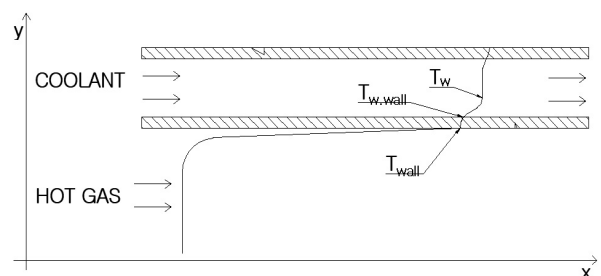


Fig. 2. 1-D Thermal Analysis Model

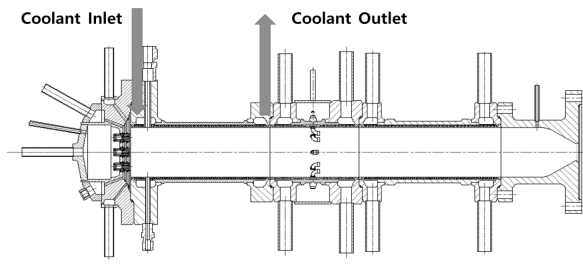


Fig. 3. Experimental Design Drawing

먼저, 연소실 연소 가스와 연소실 벽면 간 열전달은 식 (1)과 같고 냉각수가 흐르는 연소실 쪽 벽면과 냉각수 간의 열전달은 식 (2)와 같다.

$$(\dot{q}_{conv,gas} + \dot{q}_{rad,gas})A_{chamber} = \dot{q}_{cond,stainless}A_{stainless} \quad (1)$$

$$\dot{q}_{cond,stainless}A_{stainless} = \dot{q}_{conv,water}A_{cool} \quad (2)$$

대류(Convection)에 의한 열 유속은 다음 식 (3)과 같이 정의하며  $I_0$  ( $T_0$ 에서의 엔탈피),  $I_{wall}$  ( $T_{wall}$ 에서의 엔탈피)이다.

$$\dot{q}_{conv} = h(T_0 - T_{wall}) = \frac{h}{c_p}(I_0 - I_{wall}) = St\rho_0 u_0(I_0 - I_{wall}) \quad (3)$$

열전도(Conduction)에 의한 열 유속은 다음 식 (4)와 같이 정의한다.

$$\dot{q}_{cond} = \kappa \frac{\partial T}{\partial y} \quad (4)$$

복사(Radiation)에 의한 열 유속은 다음 식 (5)와 같이 정의한다.

$$\dot{q}_{rad} = \sigma \epsilon_{gas} T_0^4 \quad (5)$$

### 2.2.1 연소실에서의 복사 열전달 계산

연소실에서의 복사열전달을 계산하는데 크게 영향을 미치는 연소생성물은  $H_2O$ 와  $CO_2$ 가 지배적으로 알려져 있다[9]. 따라서 본 논문에서는 해석의 편의를 위해 두 가지 연소생성물에 대해서만 복사 열전달을 계산하였다.

Table 3. Emissivity of Various Metals[9]

Material	T (°C)	$\epsilon_{wall}$
Aluminum	200 ~ 600	0.11 ~ 0.19
Tungsten	600 ~ 1000	0.1 ~ 0.16
Molybdenum	600 ~ 1000	0.08 ~ 0.13
Steel alloy	500	0.35
Titanium	300 ~ 1400	0.3 ~ 0.44

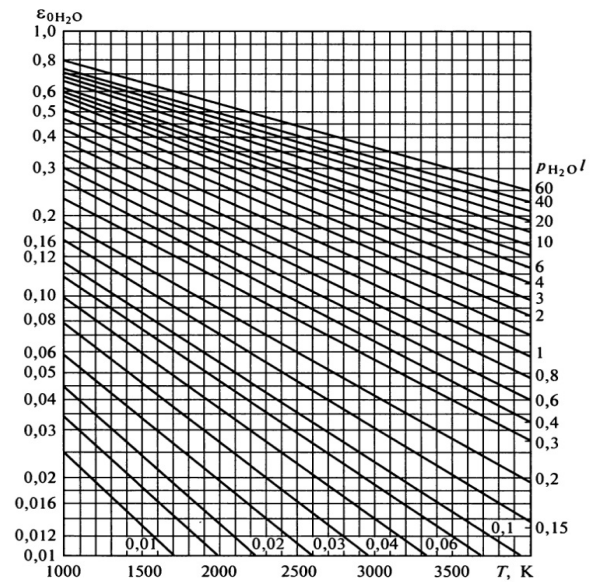
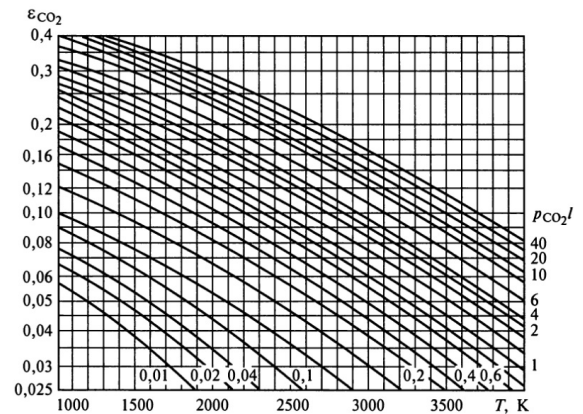
복사 열전달을 구하기 위해서는 연소가스의 온도와 연소가스 조성 물질의 변수( $p_{H_2O}l$ ,  $p_{CO_2}l$ )가 필요하며 이는 Table 2를 참고하였다. 식 (6)~(9)는 복사 열전달에 대한 수식으로  $\epsilon_{wall,ef}$ (벽의 방사효율)이며  $\epsilon_p$ (연소 생성물의 방사율),  $\epsilon_{H_2O}\epsilon_{CO_2}$ (각 생성물의 방사율),  $\epsilon_{wall}$ (벽면 물질에 따른 방사율)을 나타낸다[9].  $\epsilon_{H_2O}$ ,  $\epsilon_{CO_2}$ 은 각 생성물의 분압을 Figs. 4, 5의 Hottel's 선도를 통하여 구하며  $\epsilon_{wall}$ 은 Table 3을 통하여 연소실에 사용되는 재료에 따라 선택하여 사용한다.

$$\epsilon_p = \epsilon_{H_2O} + \epsilon_{CO_2} - \epsilon_{H_2O}\epsilon_{CO_2} \quad (6)$$

$$\epsilon_{H_2O} = 1 - (1 - \epsilon_{0,H_2O})^{1 + k_{H_2O} \cdot p_{H_2O}l} \quad (7)$$

$$\epsilon_{wall,ef} = \epsilon_{wall}(1 + (1 - \epsilon_{wall})(1 - \epsilon_p)) \quad (8)$$

$$\dot{q}_{rad} = \epsilon_{wall,ef} \epsilon_p \sigma T_0^4 \quad (9)$$

Fig. 4. Definition  $\epsilon_{H_2O} = f(T, p_{H_2O}l)$  [9]Fig. 5. Definition  $\epsilon_{CO_2} = f(T, p_{CO_2}l)$  [9]



### 2.2.2 연소실에서의 대류 열전달 계산

연소실에서의 대류 열전달을 계산하기 위해서는 연소실 길이를 미소단위  $d\bar{x}$ 로 나누어 각 미소단위의  $\dot{q}_{conv}$  값을 계산한다. 식 (10)~(15)는 참고문헌에서 사용되는 대류 열전달에 대한 수식을 나타내며 수식에서 사용되는 기호는  $M_0$ (연소실의 마하수),  $T_{wall}$ (연소실 벽면온도),  $T_0$ (연소가스 온도),  $\gamma$ (비열비),  $r$ (회복 계수),  $I_0$ ( $T_0$ 에서의 엔탈피),  $I_{wall}$ ( $T_{wall}$ 에서의 엔탈피),  $Pr$ (프란틀 수),  $Re_0$ (연소 가스의 레이놀즈수),  $\mu_{wall}$ ( $T_{wall}$ 에서의 점성계수),  $\mu_0$ ( $T_0$ 에서의 점성계수),  $\bar{D}$ (연소실 직경과 임계 연소실 직경의 비),  $Re_{T00}$ (경계층에서의 레이놀즈수),  $St$ (스텐톤수),  $\rho_0$ (연소가스 밀도),  $u_0$ (연소가스 유속)을 나타내며  $B$ ,  $m$ ,  $n$ 은 참고문헌에서 실험 데이터를 통한 지수함수에 계수이다[10].

여기서 초기 조건의 가정되는 값은  $T_{wall}$ ,  $\alpha$ ,  $n$ ,  $m$ ,  $B$ ,  $Pr$ 이며 이중  $n$ ,  $m$ 과  $B$ 는 참고문헌을 참고한다.  $I_{wall}$ ,  $\mu_{wall}$ 은 연소가스의 온도에 따른 값들을 CEA를 이용해 계산을 하고, 계산된 결과들을 온도의 함수로 다항식 회귀 분석을 하여 사용한다.

$$\Delta I = I_0 - I_{wall} \quad (10)$$

$$\bar{D} = \frac{D_{wall}}{D_{throat}} \quad (11)$$

$$\psi \approx \left[ \frac{2 \arctan \left( M_0 \sqrt{\frac{\gamma-1}{2}} \right)}{\left( \sqrt{\frac{T_{wall}}{T_0}} + 1 \right) \left( M_0 \sqrt{\frac{\gamma-1}{2}} \right)} \right]^2 \quad (12)$$

$$Re_{T0} = \frac{1}{\Delta I \bar{D}} \left\{ \frac{(1+m)BRe_0}{2Pr^n} \int_{x_1}^{\bar{x}} \psi \left( \frac{\mu_{wall}}{\mu_0} \right)^m \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} \times \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \bar{D}^{m+1} \Delta I^{1+m} d\bar{x} + \left( Re_{T0} \Delta I \bar{D} \right)_{\bar{x}=x_1}^{1+m} \right\}^{\frac{1}{m+1}} \quad (13)$$

$$St = \psi \frac{B}{2Re_{T0} Pr^n} \left( \frac{\mu_{wall}}{\mu_0} \right)^m \quad (14)$$

$$\dot{q}_{conv} = St \rho_0 \omega_0 \Delta I \quad (15)$$

### 2.2.3 냉각수의 온도 계산

연소실 냉각을 위해 공급되는 냉각수의 온도변화는 앞서 구한 복사 및 대류에 의한 총 열전달량을 통하여 식 (16)을 통하여 계산한다.

$$\dot{Q}_{conv+rad} = \dot{m}_w C_p (T_{wi} - T_{wi-1}) \quad (16)$$

여기서  $Q$ 는 앞서 구한 미소단위  $d\bar{x}$ 에 대한 미소면적에 작용하는 복사 및 대류에 의한 열전달량을

나타내며  $C_p$ 는 물의 정압비열로 물의 온도에 따른 다항식 회귀 분석을 하여 식에 적용한다.

### 2.2.4 냉각채널 내부 연소실 쪽 벽면 온도 계산

식 (17)~(20)은 참고문헌에서 사용되는 수식으로 냉각 채널에서의 미소단위  $d\bar{x}$ 에 대한 대류 열전달 계수를 계산하여 냉각채널 내부의 연소실 쪽 벽면 온도를 계산한다[9]. 수식에서 사용되는 기호는  $\alpha$ (대류 열전달 계수),  $\dot{m}_w$ (냉각수 유량),  $Pr_w$ (냉각수의 프란틀 수),  $Pr_{w,wall}$ (냉각채널 내부의 연소실 쪽 벽면의 프란틀 수),  $\lambda$ (소재의 열전도도),  $C_p$ (정압비열),  $\mu$ (점성계수),  $A_w$ (냉각 채널 단면적),  $d$ (수력학적 직경)을 나타내며,  $\lambda$ ,  $C_p$ ,  $\mu$ 는 온도에 의한 다항식 회귀 분석 수식을 활용하여 구한다.

$$Z = \lambda_w^{0.57} \frac{C_{p,w}^{0.43}}{\mu_w^{0.37}} \quad (17)$$

$$\Psi = \left( \frac{Pr_w}{Pr_{w,wall}} \right)^{0.25} = \left( \frac{\mu_w C_{p,w} / \lambda_w}{\mu_{w,wall} C_{p,w,wall} / \lambda_{w,wall}} \right)^{0.25} \quad (18)$$

$$\alpha = \frac{0.021}{d^{0.2}} \left( \frac{\dot{m}_w}{A_w} \right)^{0.8} Z \Psi \quad (19)$$

$$\dot{q}_{conv+rad} = \alpha (T_{w,wall} - T_w) \quad (20)$$

### 2.2.5 연소실 내벽 온도 계산

연소실 벽면의 온도 변화는 앞서 계산한 냉각채널 내부의 연소실 쪽 벽면 온도를 통하여 연소실 벽에 사용된 재료의 열전도도( $\lambda$ )를 정의하고, 이를 바탕으로 연소실 벽두께( $L$ )와 미소단위  $d\bar{x}$ 에 대한 미소면적에 작용하는 총 열전달량을 통하여 식 (21)을 활용하여 계산한다[9].

$$\dot{q}_{conv+rad} = \lambda \frac{T_{wall} - T_{w,wall}}{L} \quad (21)$$

## III. 1차원 열 해석 결과 및 최종 형상 선정

### 3.1 1차원 열 해석

#### 3.1.1 냉각 채널 형상 및 냉각수 유량 검토

해석을 진행하기에 앞서 해석이 수행될 연소실의 기하학적 형상 선정이 필요하다. 이는 앞서 선정된 추진제 조합의 특성을 고려하여 연소실 기본 설계 기법을 활용하여 선정하였다. 연소실에 대한 수치는 Table 4와 같다. 그리고 냉각 채널의 변수 설정의 경우 제작 및 구조 강성을 고려하여 Table 5와 같이 냉각채널 형상(벽두께, 채널 두께)을 경우 별로 선정하였으며 이후 공급되는 냉각수 유량에 따른 열 해석을 수행하였다.

Table 4. Combustor Geometry

	Value (mm)
Chamber diameter	70
Chamber length	300
Nozzle throat diameter	19.8

Table 5. The Comparison Group

	wall thickness (mm)	Channel thickness (mm)	Coolant flow rate (kg/s)
Case 1	2	2	1
Case 2	3	2	
Case 3	2	2	2
Case 4	3	2	

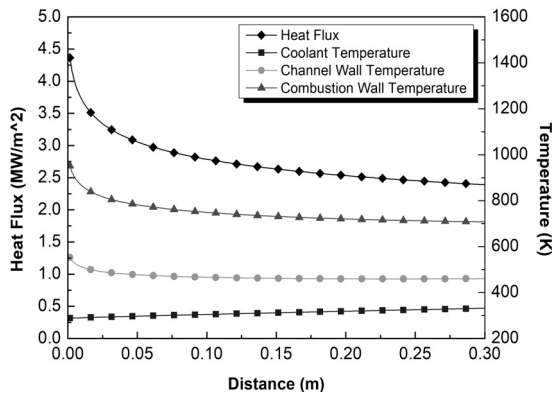
### 3.1.2 1차원 열 해석 결과

각 경우에 대하여 해석을 수행한 결과는 Fig. 6, Table 6과 같이 결과를 정리하였다. 1차원 열 해석 수행 결과 냉각채널 벽면 온도는 최고 553.2 K로 나왔으며 냉각수 출구 온도는 331.6 K로 계산되었다.

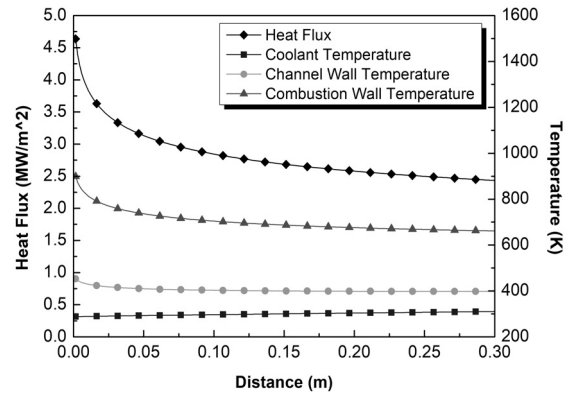
Table 6. Comparison of  $T_{wall}$ ,  $T_{w,wall}$  and  $T_w$ 

	Maximum Combustion Chamber Wall Temperature ( $T_{wall}$ , K)	Cooling Channel Wall Maximum Temperature ( $T_{w,wall}$ , K)	Cooling Water Outlet Temperature ( $T_w$ , K)
Case 1	951.5	553.2	331.6
Case 2	1043.1	524.9	329.1
Case 3	899.1	453.0	310.4
Case 4	1003.6	423.8	309.1

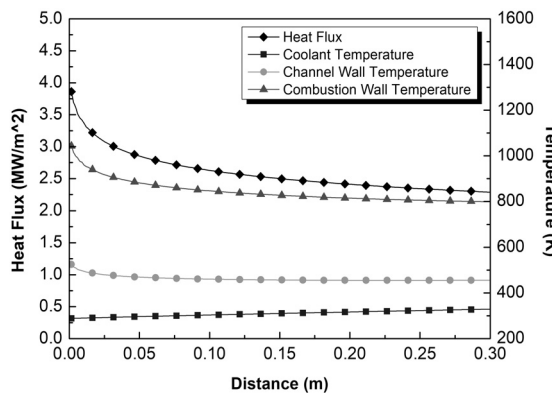
모든 경우에서 냉각수 온도는 냉각수 예상 공급압력 (약 25 bar)보다 현저히 낮은 1 bar 기준에서도 끓는 점 이하로 예측되었다. 그리고 연소실 벽면 두께가 3 mm일 경우 연소실 벽면 온도가 모두 1000 K을 넘었다. 1000 K가 스테인리스 스틸의 용융점은 아니나 상대적으로 높고 연소실 무게적인 측면을 고려하여 최종적으로 연소실 벽면 두께는 2 mm로 선정하고 냉각채널 두께는 2 mm로 선정하였다. 또한, 냉각수 유량이 1 kg/s일 때 충분한 냉각이 되므로, 비용적인 측면을 고려해 냉각수 유량을 1 kg/s로 선정하였다.



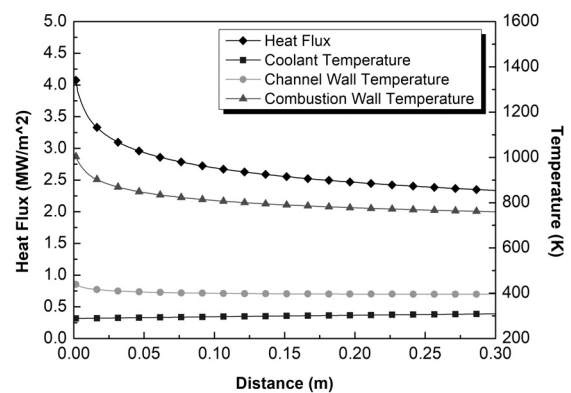
(A) Case 1



(C) Case 3



(B) Case 2



(D) Case 4

Fig. 6. Heat Flux and Temperature for Each Case

## IV. 1차원 열 해석 검증 실험

### 4.1 연소실험을 통한 1차원 열 해석 검증

앞서 선정된 냉각 채널 및 벽면 두께를 바탕으로 연소실을 설계에 반영하였으며, 해당 연소실을 가지고 Table 1과 같은 조건 하에서 연소 실험을 진행하였다. Fig. 7은 수행된 연소 실험데이터를 나타내며, 공급 유량과 연소 압력이 목표 값과 거의 동일하게 공급된 것을 확인할 수 있다. 또한 해당 연소 실험에서의 연소실 벽면 채널로 들어가는 입구의 냉각수 온도와 출구 냉각수 온도를 연소 실험 시간에 따라 Fig. 8에 나타냈었다. 냉각 채널 입구에서의 냉각수 온도는 약  $18.5^{\circ}\text{C}$  ( $291.7\text{ K}$ )이며 출구에서의 냉각수 온도는 실험 종료 시점 기준으로 약 최고  $58.5^{\circ}\text{C}$  ( $331.7\text{ K}$ )로 약  $\Delta T = 40^{\circ}\text{C}$ 의 변화를 확인하였다. 이는 1차원 해석 결과인 냉각수 입구 온도  $15^{\circ}\text{C}$  ( $288.2\text{ K}$ ), 출구 온도  $58.463^{\circ}\text{C}$  ( $331.6\text{ K}$ )으로 약  $\Delta T = 43.4^{\circ}\text{C}$ 으로 연소 실험과 1차원 해석 기법의 냉각수 온도의 상승률의 차이가 약 8.5%로 차이가 적음을 확인할 수 있었다.

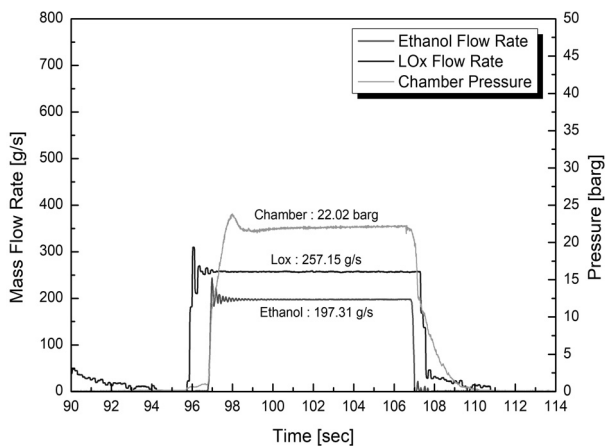


Fig. 7. Combustion test results

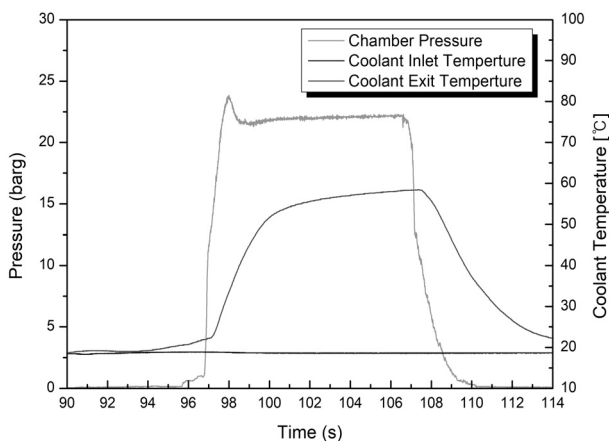


Fig. 8. Coolant Temperature

## V. 결 론

본 연구에서는 액체로켓 연소실에서 전도, 대류 및 복사 열전달을 고려한 실험식을 통하여, 초기 설계 과정에 반영 가능한 냉각 채널 설계 기법을 확립하였다. 이를 통해 실제 연소실 냉각 채널 설계에 반영하여 연소실 벽면 두께 2 mm, 냉각채널 두께 2 mm 인 연소실을 제작하였고 냉각수 유량 1 kg/s를 보내어 연소 실험을 통한 검증실험을 수행하였다.

연소 실험 결과, 냉각 채널에 흐르는 냉각수의 입구 온도와 출구 온도는 실험 종료 시점 기준으로 약  $\Delta T = 40^{\circ}\text{C}$ 가 상승함을 확인하였다. 이는 확립된 1차원 열 해석 기법의 결과인 냉각수 입구 온도와 출구 온도의 변화인 약  $\Delta T = 43.4^{\circ}\text{C}$ 와 비교 시 실제 연소 실험 냉각수의 온도 변화와 약 8.5% 수준의 차이로 유사한 온도 변화가 나타남을 확인하였다. 냉각수 출구 온도 변화에 있어서 1차원 해석 기법의 결과와 연소 실험을 통한 결과가 다소 차이를 보이는 이유는 1차원 해석 기법의 경우, 초반의 열 해석 구간에 있어 연소 효율을 반영한 정확한 열전달량을 도출하기에는 어려움이 있기 때문으로 판단된다. 하지만, 확립된 1차원 열 해석 기법은 앞선 연소 실험 결과와 비교 시 정확한 예측 값을 나타내고 있기에 빠른 시간 내에 냉각 채널 설계와 냉각수의 온도 변화를 확인할 수 있다는 측면에 있어 상당한 장점이 있다. 따라서 확립된 1차원 열 해석 기법을 통해 연소실 냉각 채널 기초 설계 단계에서 간편하게 열적 부하를 계산하여 설계에 반영할 수 있는 방안을 확보하였다고 할 수 있다. 이는 추후 다른 연소실의 냉각 채널을 설계하는데 있어 상당히 유효하게 활용될 것이라 생각한다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술개발사업으로 지원받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (No. NRF-2016M1A3A3A02017562)

## References

- 1) Kim, M. S., Yu, I. S., Kim, W. C., Shin, D. H., and Ko, Y. S., "Measurement of Heat Flux in Rocket Combustors Using Plug-Type Heat Flux Gauges," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 18, No. 4, 2017, pp. 788~796.
- 2) Cho, W. K., Seol, W. S., and Cho, G. R., "Cooling Performance Analysis of Regeneratively Cooled Combustion Chamber," *Journal of The*

*Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*  
Vol. 32, No. 4, May 2004, pp. 67~72.

3) Alexander, W. M., and Mohammad, H. N., "Analysis of Film Cooling and Heat Transfer in Rocket Thrust Chamber and Nozzle," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2011.

4) Wadel, M. F., "Comparison of High Aspect Ratio Cooling Channel Designs for a Rocket Combustion Chamber With Development of an Optimized Design," *NASA Lewis Research Center Report*, 1998.

5) Adami, A., Mortazavu, M., and Nosratollahi, M., "Heat Transfer Modeling of Bipropellant Thrusters for using in Multidisciplinary Design Optimization Algorithm," *Journal of Fluid Flow Heat and Mass Transfer*, Vol. 2, Dec. 2015, pp. 40~46.

6) Jin, S. W., "The Design and Verification of Conjugated Heat Transfer on Diffuser Cooling System Exposed to Hot Combustion Gas," 2013

*KSPE Spring Conference*, 2013, pp. 816~822.

7) Yim, K. J., Kim, H. J., and Kim, S. H., "A Numerical Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Supersonic Second Throat Exhaust Diffuser for High Altitude Simulation," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 5, 2014, pp. 70~78.

8) Moon, I. S., Lee, S. M., Moon, I. Y., Yoo, J. H., and Lee, S. Y., "Design of Cooling Channels of Preburners for Small Liquid Rocket Engines with Computational Flow and Heat Transfer Analysis," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, Vol. 28, No. 3, 2011, pp. 233~239.

9) Добровольский, М. В., "liquid rocket engines," *MOSCOW publishing house MGTU named after N.E. Bauman*, 2005.

10) Кутателадзе, С. С., and Леонтьев, А. И., "Heat and Combustion and Friction," *MOSCOW energetomizdat*, 1985.