

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.2.001>

소형 이원추진제 추력기를 위한 재생냉각 유로형상 설계에 대한 선행연구

장동욱* · 조성권* · 조황래** · 방정석** · 권세진***†

Preliminary Research of Regenerative Cooling Channel Design for Small Scale Bipropellant Thruster

Dongwook Jang* · Sungkwon Jo* · Hwangrae Cho** · Jeongseok Bang** · Sejin Kwon***†

ABSTRACT

Applicability of regenerative cooling in 2,500 N-class bipropellant thruster using hydrogen peroxide and kerosene was considered for improvement of performance and application in various missions. Calculation was performed by one dimensional approach using hydrogen peroxide as a coolant. The heat flux of thruster at nozzle throat was estimated at 18 ~ 20 MW/m². Designed cooling channel width and height were 2.5 mm and 0.5 mm, respectively. Based on designed cooling channel configuration, flat plate model was manufactured and tested for estimation of pressure drop in cooling channel, and CFD analysis was compared with the test result. The maximum error between CFD analysis and experimental result was approximately 13% and average error was approximately 5%.

초 록

2,500 N급 과산화수소/케로신 이원 추력기의 성능 향상 및 다양한 미션에 적용하기 위하여 재생냉각의 적용가능성을 검토하였다. 1-D 계산을 통해 과산화수소를 냉각제로 하는 경우에 대한 계산을 수행하였다. 설계된 재생냉각 연소기의 노즐 목에서의 열 유속은 18~20 MW/m² 로 예측되었으며, 그에 따른 유로의 너비는 2.5 mm 높이는 0.45 mm로 설계 되었다. 설계된 유로형상을 바탕으로 냉각 유로 내에서의 압력강하를 예측하기 위한 평판형 모델을 제작하여 실험을 진행하였고, 수치해석 결과와 비교를 수행하였다. 그 결과, 수치해석과 실험결과와의 최대 오차는 약 13%, 그리고 평균 오차는 약 5%로 계산되었다.

Key Words: Regenerative Cooling(재생냉각), Bipropellant Thruster(이원추진제 추력기), Hydrogen Peroxide(과산화수소), Pressure Drop(압력 강하), Cooling Channel(냉각 유로)

접수일 2011. 11. 28, 수정완료일 2012. 3. 9, 게재확정일 2012. 3. 16

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

** 정회원, (주)비츠로테크 특수사업부

*** 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: trumpet@kaist.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체 이원추진제 추력기는 고온 및 고압조건에서 운용되는 것이 일반적이다. 이런 조건은 재료에 있어서 매우 가혹한 조건이기 때문에 연소

실 내벽을 고온, 고압의 가스로부터 보호할 수 있는 여러 가지 방법이 적용되고 있다. 일반적으로 냉각에 사용되는 방식은 유체냉각(fluid cooling)과 비 유체냉각(non-fluid cooling)으로 나뉘어진다. 유체냉각의 대표적인 예로는 재생냉각, 막냉각, 침투냉각 그리고 배출냉각 등이 있다. 이들 냉각 방식은 비 유체냉각에 비해 냉각 효율이 좋기 때문에 높은 열유속 환경에서 주로 사용한다[1-3]. 특히 재생냉각의 경우 연료의 낭비가 없을 뿐만 아니라, 예열효과로 인한 성능향상이 보고되고 있다[4]. 따라서 이원추력기의 효율을 증대시키고 연소실의 보호를 위해서 재생냉각 방식의 적용이 필수적이다.

본 연구에서 재생냉각을 적용할 연소기는 2,500 N 급 과산화수소/케로신 조합의 이원추진제 추력기이다. 과산화수소는 최근 들어 친환경 추진제에 대한 관심으로 인하여, 연구가 활발히 이루어지고 있으며, 단일추진제 추력기와 이원추진제 추력기에 사용되고 있다[5, 6]. 과산화수소를 산화제로 사용하는 이원추진제 추력기의 국내 연구사례로는 조 등[7, 8]에 의한 1,200 N급 과산화수소/케로신 이원추진제 추력기 연구를 들 수 있다. 따라서 본 연구에서는 기존에 1,200 N급 추력기의 설계를 기반으로 하여 2,500 N급 추력기의 성능 향상 및 향후 다양한 미션을 수행하기 위해 재생냉각 방식을 적용하려 한다.

Table 1. Specification of the designed thruster

Parameter	Value
Chamber pressure	20 bar
Thrust at vacuum	2,500 N
Oxidizer	90 wt.% H ₂ O ₂
Fuel	Kerosene
O/F ratio	7.4
Mass flow rate	0.84 kg/s
Nozzle throat diameter	29.3 mm
Area ratio	3.79 (at sea level)
Contraction ratio	7.45
Chamber length	192 mm
Chamber diameter	80 mm
Characteristic length	1.6 m

소형 연소기에 재생냉각을 적용하기 위해서는 열 해석, 구조해석 그리고 수력학적 해석 등이 수반되어야 한다. 이중 수력학적 연구는 연료의 공급시스템의 한계가 있기 때문에 유로 내 압력강하를 예측하기 위해 진행되며, 김 등[9]은 개념설계 단계에서 유로 내 압력강하를 빠르게 예측하기 위해 수력해석 방법을 시도하였고 CFD 결과와 비교하여 타당성을 검증하였다. 본 연구에서는 선행연구 단계로서 소형 과산화수소/케로신 연소기의 재생냉각 적용가능성을 판단하고, 냉각 유로 내에 압력강하 예측을 위한 수력학적 실험과 수치해석을 진행하였다.

2. 재생냉각 연소기의 설계

2.1 2,500 N 급 연소기 설계

재생냉각 유로의 형상 설계를 위해서는 이원추진제 추력기의 설계가 먼저 수반되어야 한다. 설계의 목표는 2,500 N급 과산화수소/케로신 이원추진제 로켓으로 설정하였다. 연소기의 가설계는 CEA[10]의 화학평형을 기준으로 하여 I_{sp} , c^* , 노즐 면적비 등의 값을 구한 후 노즐목, 유량, 노즐 출구면적 등을 결정하였다. 그 후, 연소실의 크기를 결정하는데 중요한 특성길이는 NASA에서 권장하고 있는 과산화수소/케로신 이원추진제 로켓엔진의 값을 기준으로 하여 설정하였다[1]. 노즐은 Conical type의 노즐을 사용하여, 면적비 3.79가 되도록 설계를 하였다. 설계된 로켓엔진의 제원은 Table 1에 제시하였다.

2.2 1-D 열 유속 기반 재생냉각 유로 설계 방법

재생냉각의 유로 형상을 결정하기 위해서 1차원 재생냉각 해석을 진행하였다. 일반적인 재생냉각 연소기는 냉각제의 유속이 냉각성능을 결정하는 중요한 변수로 작용한다. 유량이 정해진 상황에서 유속을 확보하기 위하여 유로의 형상을 작게 설계하는 것이 일반적이지만, 소형연소기의 경우 냉각유체의 유량이 작기 때문에 유로 가공 시 가공한계점을 넘어설 가능성이 있다. 따라서 가설계 계산의 주목적은 설계된 연소기의

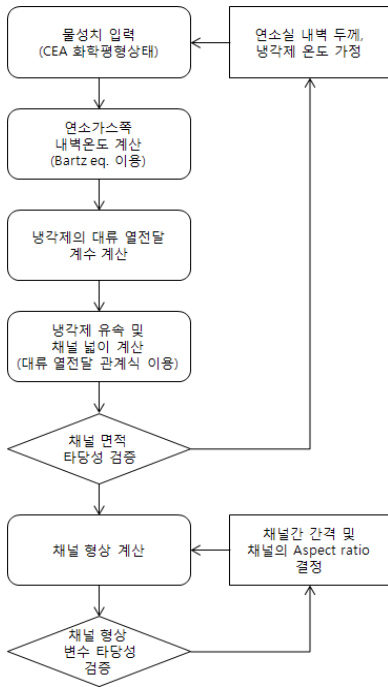


Fig. 1 Calculation flow chart

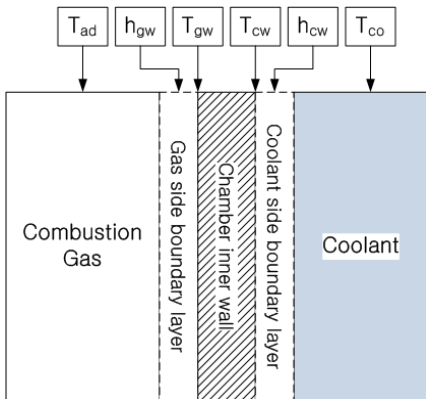


Fig. 2 Temperature and heat transfer coefficient position in 1-D calculation

- T_{ad} - Adiabatic temperature of combustion gas
- T_{gw} - Hot gas side wall temperature
- h_{gw} - combustion gas convection heat transfer coefficient
- h_{cw} - Coolant convection heat transfer coefficient
- T_{cw} - Coolant side wall temperature
- T_{co} - Coolant bulk temperature

재생냉각 적용 가능성을 판별하는 것이다. 이를 위해서 1-D 모델 계산을 통해 열 유속을 확인하였으며, 열유속이 가장 높은 노즐목의 결과를 기준으로, 설계된 유로의 타당성을 검증하였다.

재생냉각 유로 가설계 계산의 흐름도를 Fig. 1에 보였으며, 계산을 통해 산출되는 온도 및 열전달 계수 값의 위치를 Fig. 2에 보였다. 프로그램의 큰 흐름은 다음과 같다. 먼저, CEA의 화학평형을 이용하여 특성속도, Prandtl 수, 점성그리고 비열에 대한 물성치를 예측할 수 있다. 그 후, 연소실 벽으로 부터의 열유속을 예측하기 위해 연소가스의 대류 열전달 계수(h_g)를 Bartz[1]가 제시한 Eq. 1을 통해 계산한다.

$$h_{gw} = \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_{ns} \left(\frac{p_c}{c^*} \right)_{ns}^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (1)$$

- D_t : Nozzle throat diameter
- μ : Viscosity of combustion gas
- c_p : Specific heat of combustion gas
- Pr : Prandtl number of combustion gas
- P_c : Chamber pressure
- c^* : Characteristic velocity
- R : Radius of curvature of nozzle throat
- A_t : Nozzle throat area
- A : Area under consideration along chamber axis
- σ : Correction factor for property variations across the boundary layer

Equation 1을 기반으로 연소실 내벽 두께의 설정 값을 이용해 연소실 내벽의 온도를 계산한 후, 냉각제에 요구되는 대류열전달 계수(h_c)를 아래의 Eq. 2로 산출한다.

$$\frac{k}{t} (T_{gw} - T_{cw}) = h_{cw} (T_{cw} - T_{co}) \quad (2)$$

- k - Inner metal conductivity
- t - Inner metal thickness

산출된 대류 열전달 계수를 기반으로 90% 과산화수소 용액에 대한 대류 열전달 관계식인

Eq. 3을 사용하여 유로의 면적과 냉각제의 유속을 계산하였다. Eq. 3은 약 10.2%의 표준편차를 갖는 것으로 보고되어있다[11].

$$Nu = 0.0287 Re^{0.8} Pr^{1/3} \quad (3)$$

마지막으로 유로의 너비, 높이 그리고 유로 간격을 비율화 하여 형상을 결정하는 변수로서 대입한다. 위 계산을 통해 나온 결과를 토대로 타당성을 판단하여 적합지 않을 경우 일차적으로 유로의 형상에 관한 비율을 조정하여 반복계산을 수행한다. 비율조정에 의해서 적합한 값이 산출되지 않을 경우, 연소실 내벽의 두께를 재설정 하고 반복계산을 통해 적절한 값을 산출한다.

2.3 유로의 형상설정 및 타당성 검증

연소가스, 냉각제 및 계산에 필요한 물성치를 Table 2에 나타내었다. 연소가스에 대한 물성치는 앞서 설명하였듯이 CEA에 의한 계산치를 근거로 설정하였다. 연소실 내벽은 열 전도성이 일반 금속보다 뛰어난 Cr-Cu 합금을 사용하는 것으로 가정하였다. 냉각제는 과산화수소/케로신 추력기의 경우 과산화수소의 유량이 케로신의 유량에 대략 7.4배 많다. 따라서 본 연구에서는 과산화수소를 냉각제로 사용하였다.

열적으로 정상상태를 가정했을 때 유로 내벽의 두께에 따른 노즐 목에서 연소실 내벽의 온도와 열 유속 예측 결과는 Fig. 3과 같다. 연소기 내벽의 두께가 증가할 때마다 연소실에서 내벽으로 전달되는 열 유속은 감소하고, 내벽의 온도는 상승하게 된다. 소형 연소기의 경우 사용되는 냉각제의 양은 매우 한정적이기 때문에 가능한 열 유속을 줄이는 방향으로 설계가 이루어져야 한다. 따라서 노즐 목에서의 내벽 온도를 크롬동합금의 용융점인 1343 K보다 조금 낮은 1000 ~ 1100 K 수준의 조건으로 고려하였다. 이때, 내벽의 두께는 약 5 ~ 6 mm이며, 열유속은 약 18 ~ 20 MW/m²로 예측된다. 하지만 위 수준의 온도에서는 크롬 동합금의 항복강도가 상온 값의 1/3이하로 떨어지게 되므로 내벽두께에 대한 추가적인 고찰이 요구된다. 또한 연소실과

Table 2. Constant of input parameter[10-12]

Parameter	Value
Inside chamber section	
Characteristic velocity	1,603.7 m/s
Specific heat of gas	3,559.7 J/kg-K
Prandtl number of gas	0.71
Viscosity of gas	9.76×10 ⁻⁵ Pas
Radius of curvature	43.9 mm
Inner wall section	
Coolant side wall temp.	530 K
Inner metal conductivity	300 W/m-K
Coolant section	
Coolant	H ₂ O ₂
Coolant bulk temp.	298 K
Coolant mass flow rate	0.74 kg/s
Coolant viscosity	1.15 cP
Coolant conductivity	0.59 W/m-K
Coolant heat capacity	2,775.8 J/kg-K

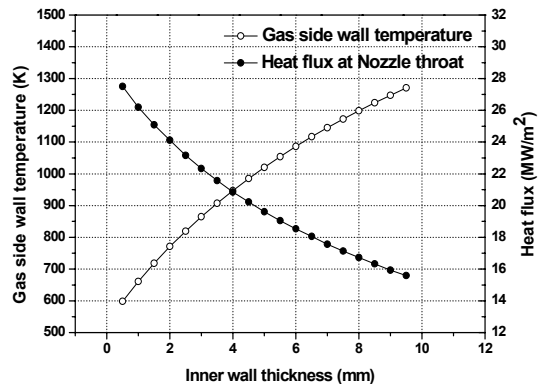


Fig. 3 Gas side wall temperature and heat flux at nozzle throat with various inner wall thickness

유로와의 압력차 및 온도차에 의한 구조적인 문제도 반드시 고려해야 하지만 현재 단계에서는 선행연구 단계로서 재생냉각의 적용 가능성을 판단하는 부분이므로 냉각측면에만 초점을 맞추었다.

유로의 형상에 따라서 정확한 열유속과 내벽의 온도가 결정되기 때문에, 예측치를 기준으로 유로의 형상에 변화를 주면서 설계 값을 결정했다. 유로의 형상을 결정하기 위해서 동일한 노즐 목의 내벽 온도에 대해서 aspect ratio를 변경시켜가면서 해석을 진행하였다. 대표적인 aspect

Table 3. Channel dimensions at nozzle throat with various aspect ratio(AR)

항 목	AR 0.25	AR 0.5	AR 1	AR 2
유로 너비 (mm)	1.84	0.95	0.51	0.27
유로 높이 (mm)	0.46	0.48	0.51	0.55
리브(rib)의 폭 (mm)	1.29	0.69	0.35	0.19
유로 개수	40	76	144	265

Table 4. Specification of designed cooling channel at nozzle throat

Parameter	Value
연소실 내벽 두께	5 mm
노즐 목 유로 너비	2.5 mm
노즐 목 유로 높이	0.45 mm
노즐 목 리브(rib)의 폭	1.7 mm
유로 개수	28 개

ratio 4가지에 대한 노즐 목에서의 유로 형상 결과를 Table 3에 보였다. 일반적으로 재생냉각 유로는 aspect ratio가 높을수록 fin effect에 의해 냉각효율이 좋아진다[13]. 하지만, 설계된 연소기의 경우 노즐 목 직경이 상대적으로 작기 때문에 aspect ratio를 증가시키게 되면, Table 3에서 볼 수 있듯이, 유로의 형상이 작아지게 되어 가공의 어려움이 크다. 따라서 aspect ratio를 작게 설정하여 가공이 용이한 형상으로 설계하였다.

최종적으로 결정된 유로의 형상을 Table 4에 나타내었다. 연소실 영역의 유로의 설계는 설계된 노즐 목에서 유로의 개수를 기준으로 유로의 너비만을 변화시켜서 유로를 설계하였고, 그 결과 유로의 너비가 8 mm 로 도출되었다. 설계된 연소실 벽면의 유로에 대한 타당성을 검증하기 위해, 연소실에 벽면온도에 대한 일차원 해석을 진행하였으며, 그 결과 연소실 내벽온도가 545 K로 도출되었고 이는 크롬동합금의 용융점인 1,343 K보다 낮은 온도로서 유로 설계의 적합성을 확인하였다.

설계된 유로를 이용해 동일 조건으로 케로신을 사용해 냉각을 할 경우, 1.75 kg/s의 유량이

요구된다. 이는 설계된 연소기의 케로신 유량이 0.10 kg/s인 것을 감안할 때, 케로신을 냉각제로 사용한다면, 현재 유로의 설계보다 1/10 이상 작은 유로가 필요하다는 것을 의미한다. 이는 가공이 거의 불가능한 영역으로서, 설계된 연소기의 냉각제로서 케로신은 부적절하다고 판단된다.

3. 재생냉각유로 평판형 모델 제작 및 수류시험

3.1 재생냉각유로 평판형 모델 제작

설계된 냉각 유로의 압력강하 정도를 예측하고 수치해석의 타당성을 검증하기 위해 냉각유로를 모사한 수류시험 평판 모델을 제작하였다. 제작된 수류시험 모델의 제원과 형상을 각각 Table 5와 Fig. 4에 나타내었다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 20개의 압력 측정 지점을 행렬의 형태로 나타내었다.

평판형 모델 제작 시 기존의 1-D 계산을 통한 유로 설계 값과의 차이점은 유로의 높이가 0.45 mm에서 1 mm로 변경된 것이다. 평판형 모델의 높이를 바꾸게 되면 기존 설계된 유로 형상의 단면적과 달라지지만, 압력강하는 레이놀즈수에 영향을 받기 때문에 실험조건을 동일 레이놀즈수에 대해 진행하게 된다면 압력강하예측을 위한 실험 데이터로서의 활용될 수 있다. 또한, 0.45 mm까지 가공하게 될 경우 가공 공차가 0.05 mm이기 때문에 측정값의 신뢰도가 하락하게 되고, 제작비용 또한 매우 커지기 때문에 변경을 하였다.

3.2 실험 조건

냉각유로의 압력강하는 마찰에 의하여 발생하게 되는데, 이때 마찰의 정도는 레이놀즈수, 표면 조도 그리고 수로의 형상에 의해 결정된다. 따라서 설계 조건의 레이놀즈수 부근에서 가압압력을 변경하여 실험을 진행하였다. 실험 조건은 Table 6에 보였다.

3.3 실험 결과 및 분석

설계 유량에 대한 결과를 분석하기 위해, Eq.

Table 5. Specification of water flow test model for estimating pressure drop

Parameter	Value
유로 높이	1 mm
연소실 유로 너비	8 mm
노즐 목 유로 너비	2.5 mm
노즐 출구 유로 너비	5.5 mm
유로 개수	4 개
유로 당 압력 측정 개수	5 개

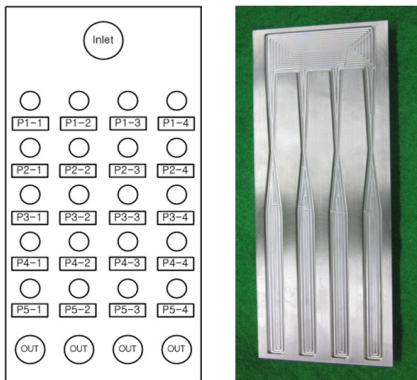


Fig. 4 Picture of designed water flow test model for measuring pressure drop

4와 같이 유량계수가 동일하다고 가정한 뒤 질량유량의 비로 보정하였다.

$$\dot{m} = k \sqrt{2\rho\Delta P} \quad (4)$$

Equation 4에서 ΔP 는 가압압력과 각 압력 측정위치와의 압력 차이를 의미하며, k 값은 가압압력 측정 위치부터 각 압력 측정위치까지의 유량계수를 의미한다. k 값은 각 가압압력에 대한 데이터들을 이용해 선형근사를 하여 계산하였으며, k 값의 최대 오차는 3.48% 이다. 도출된 k 값을 이용해 설계 유량에서의 유로별 전압력 계산 결과를 Table 7과 Fig. 5에 보였다. 설계 유량에서의 평판형 모델의 압력강하는 0.5 bar 정도로 측정되었다. 3행부터 5행까지의 경우, 유로 4개 모두 비슷한 수준의 전압력을 보여주지만, 1행과 2행의 경우 유로간의 전압력이 상당한 차이를

Table 6. Experiment condition

Parameter	Value
작동 유체	물
설계 레이놀즈수	17276.9
설계 유량(유로 1개 기준)	0.030 kg/s
가압 압력	12~ 26 bar

Table 7. Test results of total pressure drop of each channel at designed mass flow rate

Total pressure, ΔP	ΔP (bar)
ΔP of column 1 (Channel 1)	0.55
ΔP of column 2 (Channel 2)	0.50
ΔP of column 3 (Channel 3)	0.54
ΔP of column 4 (Channel 4)	0.52

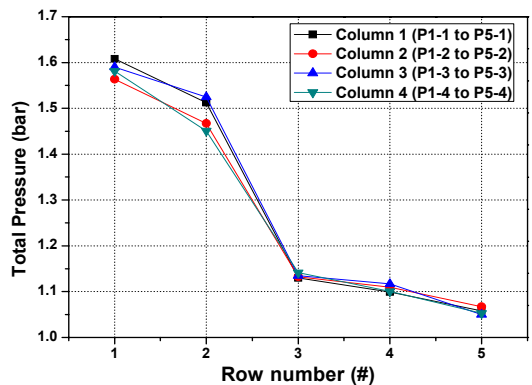


Fig. 5 Total pressure results of flat plate model at designed mass flow rate

보임을 확인 할 수 있다. 가장 차이가 큰 2행은 노즐 목을 모사한 부분으로서, 유로의 크기가 작고 유로의 형상이 변하는 부분이기 때문에, 제작 공차에 영향을 크게 받는다.

좀 더 정확한 분석을 위해, 불확실성 범위를 Fig. 6에 보였다. 불확실성의 산출은 전압력을 구할 때 들어가는 제작 공차, 압력센서 측정오차, 그리고 유량 측정오차를 포함하여 계산하였으며 실제 전압력 값의 범위를 나타낸다. 계산결과 측정값 모두가 불확실성 범위 안에 들어온 것을 확인하였으며 불확실성 범위가 약 10%정도

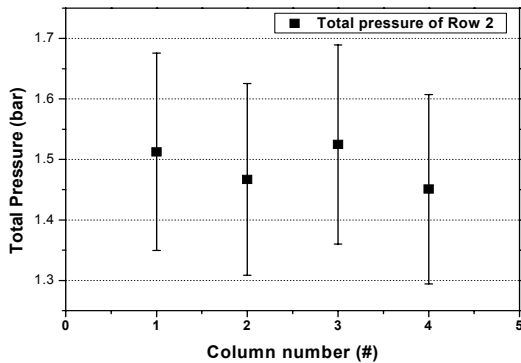


Fig. 6 Uncertainty analysis of row 2

로서, 유로 설계 시 유량의 불균일성을 10%정도 감안해야 할 것으로 보인다.

4. 압력강하 예측을 위한 수치해석

4.1 수치해석 조건 설정

본 연구에서는 평판실험과 수치해석간의 비교를 통해 해석의 정확성을 검증하였다. 수치해석 영역은 평판형 모델의 유로와 동일한 형태로서, 1개의 입구와 4개의 출구가 있는 형태이며, Fig. 7에 형상을 보였다. 생성된 모델의 격자는 594,970개의 셀과 676,884개의 노드로 구성되어 있다. 난류 해석 모델로는 Fluent에서 제공하는 realizable k-ε 난류모델을 사용하였고, 벽면 경계조건은 enhanced wall treatment를 사용하였다. 입·출구 경계조건으로는 입구에서 mass flow inlet 조건을 주었고, 4개의 출구에서는 pressure

Table 8. Comparison of CFD analysis and experiment result at design point

		Column number			
		#1	#2	#3	#4
Row number	#1	9.2%	10.5%	8.4%	11.4%
	#2	-4.9%	-3.1%	-7.5%	-0.4%
	#3	7.3%	6.4%	6.0%	6.2%
	#4	5.0%	3.6%	2.5%	4.9%
	#5	4.7%	3.6%	4.9%	5.2%

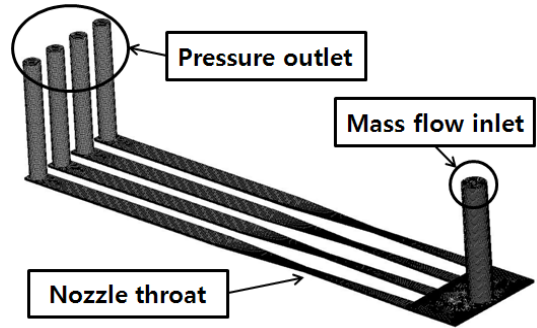


Fig. 7 Grid and geometric configuration for CFD analysis

outlet 조건을 주었다[14].

4.2 수치해석결과 분석

수치해석결과를 분석하기 위해 실제 실험 결과 중 4가지 케이스를 선정하여 비교를 진행하였다. 먼저 설계유량인 0.030 kg/s에 대해서 모든 압력 측정 지점에서의 실험결과와의 오차를 Table 8에 보였다. 전체적으로 실험결과와 수치해석 결과간의 오차가 10% 이내로 들어오는 것을 확인 할 수 있다. 또한 노즐 목 부분(row number 2)을 제외하고는 나머지 구역에서는 수치해석 결과가 실험결과보다 과하게 예측하는 경향성을 보였다. 한편, 노즐 목 부분(row number 2)의 경우 한 가지 특징이 확인되는데, 이는 4개의 유로간의 오차율의 차이가 다른 부분에 비해 크다는 점이다. 이는 Fig. 5의 실험결과에서 볼 수 있듯이 노즐 목에서 유량의 불균일성에서 기인한 것으로 판단된다.

Table 9. Comparison of CFD analysis and experiment result in 4 cases

	평균오차	최대오차
Case #1 ($\dot{m} = 0.028 \text{ kg/s}$)	5.8%	11.6%
Case #2 ($\dot{m} = 0.033 \text{ kg/s}$)	5.8%	11.4%
Case #3 ($\dot{m} = 0.038 \text{ kg/s}$)	5.7%	11.6%
Case #4 ($\dot{m} = 0.043 \text{ kg/s}$)	5.8%	13.7%

4가지 유량조건에 대해서 실험결과와 수치해석 결과간의 평균오차와 최대 오차를 Table 9에 보였다. 4가지 조건 모두 비슷한 경향성을 보였으며, 평균적으로 5% 그리고 최대 13% 정도의 오차율을 보이는 것으로 확인하였다.

5. 결 론

과산화수소/케로신을 사용하는 2,500 N급 이원추진제 추력기의 재생냉각 적용을 위해 선행 연구를 진행하였다. 선행연구 단계에서는 재생냉각의 적용가능성을 확인하기 위해 냉각 유로의 설계를 진행하였다. 또한 설계된 유로의 압력강하 예측을 위해 평판 시제를 이용한 실험과 수치해석을 진행하였다.

설계는 노즐 목에서 1-D 계산을 통해 이루어졌다. 일차원 계산에서 사용된 경계층 열전달은 실험식을 사용하였고, 유로의 aspect ratio, 간격, 그리고 벽의 두께를 바꾸면서 설계를 진행하였다. 설계 결과 노즐 목에서의 유로의 너비는 2.5 mm 그리고 높이는 0.45 mm가 타당할 것으로 계산되었다. 이때, 노즐목에서 열 유속은 19.6 MW/m²로 예측되었다.

재생냉각 유로를 모사한 평판형 모델을 이용한 실험에서는 유로의 크기가 가장 작은 노즐목 부분에서 오차가 가장 크게 나타났으며, 분석결과 약 10% 정도의 유량 비대칭성을 확인하였다. 마지막으로 수치해석을 이용하여 실험결과와 해석결과를 비교했을 경우, 평균 약 5%, 최대 약 13% 정도의 오차가 발생함을 확인하였으며, 이는 향후 재생냉각 유로 설계 시 예측 값의 범위로 사용될 수 있다.

후 기

이 논문은 2007년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사에 뜻을 전합니다(No. R0A-207-000-20065-0).

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K., and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, AIAA, 1992, pp.84-104
2. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
3. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972
4. 장행수, 한풍규, 조용호, "재생냉각이 액체로켓성능에 미치는 영향," 한국항공우주학회 2002년도 추계학술발표회, 2002, pp.986-990
5. 조성권, 안성용, 권세진, "발사체 자세제어를 위한 100 N 급 과산화수소 추력기," 제10회 우주발사체기술 심포지움, 한국과학기술원, 2009, pp.175-179
6. Sisco, J., Austin, B. L., Mok, J. S., and Anderson, W. E., "Autoignition of Kerosene by Decomposed Hydrogen Peroxide in Dump-Combustor Configuration," Journal of Propulsion and Power, Vol. 21, No. 3, 2005, pp.450-459
7. 조성권, 안성용, 김종학, 윤호성, 권세진, "분해된 과산화수소와 케로신을 이용한 1,200 N급 이원추진제 로켓엔진의 연구," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.69-78
8. 조성권, 장동욱, 김종학, 윤호성, 권세진, "특성길이 변화에 따른 H₂O₂/Kerosene 이원추진제 로켓 엔진의 성능평가," 한국추진공학회지, 제15권, 제3호, 2011, pp.1-8
9. 김홍집, 김성구, 최환석, "채널의 분기 및 병합이 있는 액체로켓 연소기 재생냉각 유로에서의 수력학적 특징," 한국항공우주학회지, 제36권, 제11호, 2008, pp.1087-1093
10. Gordon, S., and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311, 1994

11. Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Hydrogen Peroxide Handbook, AFRPL-TR-67-144, USA, 1967
12. Sanborn, C. E., H. J. Baumgartner, G. C. Hood, and J. M. Monger, "Convective Heat Transfer to Liquid 90% Hydrogen Peroxide at High Heat Flux," Presented at the 6th National Heat Transfer Conference, Boston, Massachusetts, August 1963
13. Wadel, M., F., "Comparison of High Aspect Ratio Cooling Channel Designs for a Rocket Combustion Chamber with Development of an Optimized Design," NASA/TM-1998-206313, 1998
14. Fluent User's Manual, Version 6