

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.2.055>

75톤급 추진기관 시험설비 화염유도로 냉각해석에 관한 수치적 연구

문성목^{a,*} · 조남경^b · 김성룡^b · 전성복^a · 이경훈^a · 김동환^a

A Computational Study on Cooling Analysis of the Flame Deflector for the 75 tonf Class Propulsion Test Facility

Seong-Mok Moon^{a,*} · Nam-Kyung Cho^b · Seong-Lyong Kim^b · Sung-Bok Jun^a ·
Kyoung-Hoon Lee^a · Dong-Hwan Kim^a

^aAnalysis & Evaluation Team, R&D Center, Hyundai Rotem Company, Korea
^bPropulsion Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea
*Corresponding author. E-mail: seongmmoon@hyundai-rotem.co.kr

ABSTRACT

In this study, a 3-D flame cooling analysis is conducted to examine thermal safety for the flame deflector of the 75 tonf class propulsion test facility, and the safe discharge of the exhaust gas is assessed by using numerical results. The Mixture multiphase model is adopted for the simulation of heat transfer and phase exchange process between flame and cooling water, and the computational study using the single species unreacted model for the exhaust plume is carried out for the flame cooling. Numerical analysis predicts maximum temperature on the flame deflector wall for different water flow rates, and evaluates the safe minimum flow rate of water corresponding to the fire-resistant temperature for concrete.

초 록

본 연구에서는 75톤급 추진기관 시험설비 화염유도로 설계안에 대한 열적 안전성 및 연소가스의 안전한 배출을 평가하기 위하여 3차원 화염냉각해석을 수행하였다. 화염과 냉각수 간의 열전달 및 상변화 과정을 모사하기 위하여 Mixture 다상모델을 적용하였으며, 단일 화학종 비반응 플룸모델을 이용한 화염냉각해석을 수행하였다. 본 해석결과를 통하여 냉각수 유량에 따른 화염유도로 벽면에서의 최고 온도값을 예측하였으며, 또한 콘크리트 내화온도에 해당하는 최소 냉각수 유량을 도출하였다.

Key Words: Flame Deflector(화염유도로), Propulsion Test Facility(추진기관 시험설비), Multiphase Model(다상모델), Single Species Unreacted Model(단일 화학종 비반응모델)

Received 4 June 2014 / Revised 6 March 2015 / Accepted 12 March 2015
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

발사체 추진기관 시험설비는 엔진 노즐에서

배출된 연소가스를 안전하게 편향시키는 화염유도로를 포함하고 있으며, 이런 화염유도로는 고온/고속의 연소가스와 직접 맞닿기 때문에 열적 손상 방지를 위하여 내화/내열성을 만족해야 한다. 이와 같이 연소가스에 의한 열적 손상을 방지하기 위하여 열적 안전성을 지닌 최적의 화염유도로 형상과 연소후류 온도를 낮추기 위한 냉각수 분사장치가 요구된다[1]. 냉각수 분사장치는 측면 분사방식(side injection type)과 중앙 분사방식(core injection type)으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 화염후류 중앙에 직접 냉각수를 분사하는 중앙 분사방식을 적용하여 냉각시스템 냉각성능을 평가하였다[2].

최근 들어 화염유도로 냉각성능을 평가하기 위하여 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 활용하는 사례가 점점 증가하고 있는 추세이다. 김성룡 등[3-5]은 KSLV-I 비행시험 시 발생된 고온/고압의 연소가스에 대하여 Euler-Lagrange 해석기법을 이용한 냉각해석을 수행하였다. 계산시간의 단축을 위해 플룸 모델은 CEA(Chemical Equilibrium Analysis) 코드[6]를 통해 계산한 단일 화학종 비반응 모델로 가정하였다. 문운완 등[2,7,8]은 2차원 축대칭 해석을 통하여 액체로켓엔진 후류를 효과적으로 냉각시키기 위해 냉각수 분사방식에 따른 후류 냉각 성능을 검토하였다. 중앙 분사방식과 측면 분사방식에 대하여 냉각수 유량 및 위치에 따른 냉각성능을 비교하였으며, 중앙 분사방식이 측면 분사방식에 비해 동일한 냉각효과를 얻는데 적은 냉각수 유량이 소모되어 보다 효율적인 냉각성능을 보였다. 강선일 등[9]은 3차원 축대칭 해석을 이용하여 중앙 분사방식에 의한 연소후류 냉각해석을 수행하였으며, 냉각수 유량, 분사위치 및 분사 방식의 변화에 따른 영향을 고찰하였다. 또한 단일 화학종 비반응 플룸모델과 Euler-Lagrange 해석기법을 이용하여 냉각수 분사모사를 수행하였으나, 화염유도로 편향판을 포함한 냉각성능해석은 고려하지 않았다. 반면에 문성목 등[10]은 추진기관 화염유도로 형상을 포함한 3차원 화염냉각해석을 수행하였으며, 중앙 분사방식에 의한 열적 안전성 및 연소가스의 원

활한 배출에 대하여 평가하였다.

본 연구에서는 CEA 코드를 활용한 단일 화학종 비반응 플룸모델[11]을 적용하여 엔진 노즐출구로부터 분사된 연소가스의 유동분포를 예측하고, Mixture 다상모델을 이용한 냉각수 분사 모사를 통하여 화염냉각해석을 수행하였다. 또한 75톤급 추진기관 시험설비 화염유도로 기본 설계안에 대한 열적 안전성을 평가하기 위하여 냉각수 유량에 따른 화염냉각해석을 수행하였으며, 각 유량에서의 화염유도로 벽면 최고온도값을 도출하였다. 본 연구결과를 통하여 보다 최적화된 화염유도로 형상 및 화염유도로 냉각시스템 성능 개선안 도출에 활용가능할 것으로 기대된다.

2. 화염유도로 개념설계

고온/고속의 연소가스로부터 시험설비를 안전하게 보호하기 위해 발사체 개발 초기부터 화염유도로에 대한 연구가 다양하게 진행되었으며, 이러한 연구결과는 1980년 NASA에 의해 화염유도로 형상에 대한 설계기준으로 정리되었다[12]. 추진기관으로부터 분사된 연소가스로 인하여 발사체와 시험설비 주위 구조물에 대한 영향을 최소화하도록 화염유도로 형상설계가 이루어져야 하며, 연소 후류가스가 역류되지 않고 안전하게 배출될 수 있어야 한다. Table 1에서 보는 바와 같이 화염유도로 형상설계시 고려되는 설계변수는 충돌점에서 플룸과 화염유도로 벽면간의 각도, 노즐 출구에서 충돌점까지의 거리, 화염유도로 끝단 수평면과 플룸간의 각도, 화염유도로 폭 등이 있다. Fig. 1에서 보는 바와 같이 NASA의 설계기준에 의해 화염유도로 형상설계가 이루어졌으며, 전산유체역학을 활용하여 화염유도로에 대한 열적 안전성을 평가하였다. 화염유도로의 벽면재질을 콘크리트로 가정하였을 경우, 국토해양부 고시 기준으로 고강도 콘크리트 구조물의 내화온도는 649°C(922.15 K)이며, 본 해석결과를 통하여 최소 냉각수 분사유량을 평가하였다(국토해양부고시 제2008-334호).

Table 1. Design parameters of flame deflector.

Parameter	Range
Impingement Angle	<ul style="list-style-type: none"> Maximum of 30 degrees.
Impingement Point	<ul style="list-style-type: none"> At least 0.5 nozzle exit diameters upstream of the tangent point
Separation Distance	<ul style="list-style-type: none"> Minimum of 3 nozzle exit diameters
Exit Radius	<ul style="list-style-type: none"> Minimum of 1.7 nozzle exit diameters
Uplift Angle	<ul style="list-style-type: none"> 5~10degrees where the exhaust plume may damage surrounding facilities
Deflector Width	<ul style="list-style-type: none"> Minimum of 1.6 nozzle exit diameters

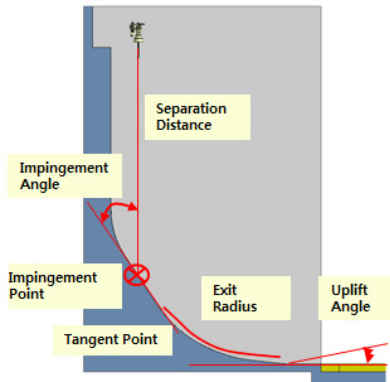


Fig. 1 Schematics of flame deflector.

3. 열유동 해석방법

3.1 지배방정식 및 해석기법

본 연구에서는 3차원 정상상태 압축성 레이놀즈 평균된 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 범용 유체해석코드인 FLUENT v14[13]를 이용하여 화염유도로 기본 설계안에 대한 화염냉각해석을 수행하였다. 초음속 유동해석에는 density based solver를 사용해야 하지만, 본 연구에서는 Mixture 다상모델과 연동이 가능한 pressure based solver를 이용하여 화염냉각해석을 수행하였다[13]. 그리고 FLUENT에서 제공하는 압축성 효과를 고려한 realizable $k-\epsilon$ 난류모델을 이용함으로써 초음속 노즐문제에서 화염의 spreading rate 예측 정확도를 높였다.

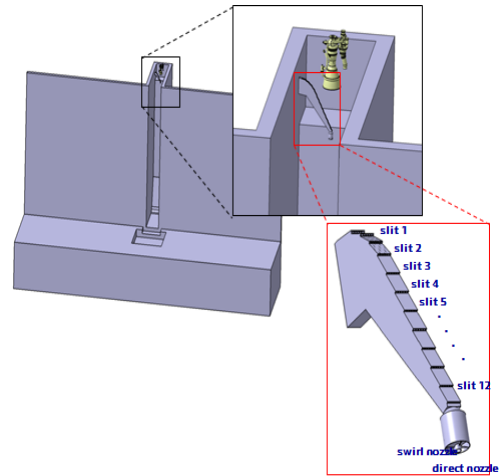


Fig. 2 Flame deflector model and core injector.

3.2 해석모델 및 경계조건

추진기관 시험설비 화염유도로의 냉각수 분사장치는 외부에서 500 kg/sec의 유량으로 공급되어 슬릿, 직분사 노즐 및 스웰 노즐로 분사된다 [4]. 그리고 VOF(Volume Of Fluid) 다상모델을 이용하여 냉각장치의 각 슬릿 별 분사유량을 도출하였다. Fig. 2는 화염유도로 화염냉각해석에 사용된 냉각수 분사장치와 화염유도로 전체 형상을 보여주고 있다. 화염냉각해석을 위해 사용된 해석영역은 노즐 출구직경을 기준으로 화염유도로 전방 및 후방으로 각각 71배 및 32배이며, 측면으로는 양쪽방향으로 43배 그리고 높이 방향으로 127배로 설정하였다. 이는 분사된 플룸 유동이 충분히 발달하여 시험설비를 빠져나갈 수 있도록 해석영역을 정하였다.

화염냉각해석을 위한 해석격자는 약 309만개의 사면체로 구성되어 있으며, 화염유도로 주위의 경계층을 모사하기 위하여 프리즘 격자를 사용하였다. 그리고 냉각수에 의한 화염냉각효과를 보다 정확하게 포착하기 위하여 화염후류영역에 많은 수의 격자를 분포시켰다.

전체 해석시간의 단축을 위하여 플룸은 유한 화학반응해석 대신에 CEA 코드[6]를 통해 계산한 단일 화학종 비반응 모델로 가정하였다[11]. 온도-비열 관계를 고려한 단일 화학종 비반응 플룸모델의 물성치 정의는 다음과 같다.

Table 2. Plume properties in the nozzle exit conditions predicted by the CEA code[11].

Material	Properties		
	Density [kg/m ³]	Specific Heat [J/kg-K]	Thermal Conductivity [W/m-K]
Plume Model	Ideal gas law (Molecular weight 24.54)	Cp(T) (1,842 at 1,850 K)	0.0454

수치해석에 사용된 플룸의 밀도는 이상기체방정식(Ideal gas law)을 이용하여 계산하였고, 점도 계산은 온도의 변화를 고려한 sutherland 법칙을 사용하였다. 연소실 온도는 3,900 K에 이르는 고온이며 팽창과정을 거쳐 노즐 출구에서는 다음과 같이 정의된다. 이와 같은 플룸 모델의 물성치와 노즐출구에서의 경계조건은 참고문헌 [10]에 제시된 값을 이용하여 화염냉각해석에 적용하였다.

- 노즐출구 마하수 : 3.24
- 노즐출구 압력 : 0.65 bar
- 노즐출구 온도 : 2,100 K
- 원방 경계조건 : 대기조건
- 벽면 경계조건 : 단열조건

전체적인 해석과정을 살펴보면, 우선 냉각장치 내에서의 유동해석을 통하여 냉각장치 토출구에서의 분사유량을 도출하였고, 화염냉각해석을 위한 냉각수 분사 경계조건으로 활용하였다. 그다음 단계에서는 화염유도로에서의 화염분사해석을 수행하여 화염냉각해석을 위한 초기조건으로 설정하였다. 마지막 단계에서는 Mixture 다상모델을 이용한 화염냉각해석을 수행함으로써, 화염과 냉각수 간의 열전달 및 상변화 과정을 모사하였다.

4. 해석 결과

4.1 VOF 다상모델을 이용한 냉각장치 내부유동해석결과
냉각수 분사 토출구에서의 슬릿별 유량을 도

Table 3. Mass flow rate from each slits predicted by VOF model[10].

	Mass Flow Rate[kg/sec]
Slit 1	35.95
Slit 2	24.60
Slit 3	26.78
Slit 4	26.83
Slit 5	30.22
Slit 6	32.11
Slit 7	32.18
Slit 8	32.12
Slit 9	31.86
Slit 10	32.02
Slit 11	32.12
Slit 12	21.06
Direct Nozzle	57.42
Swirl Nozzle	84.76

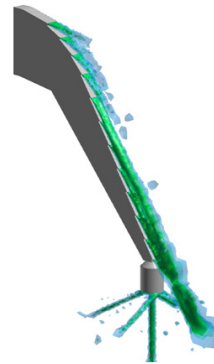
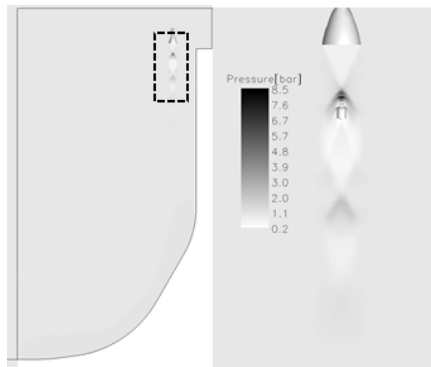
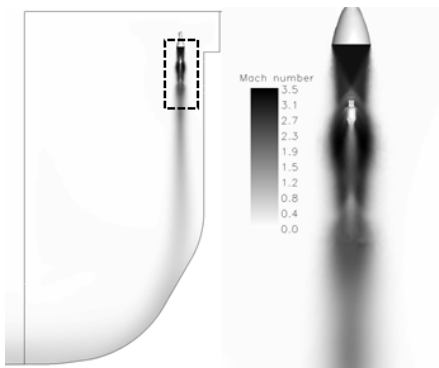


Fig. 3 Iso-surface distribution of cooling water from the core injector (mass fraction)[10].

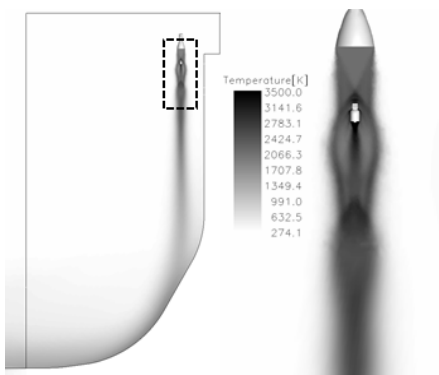
출하기 위하여 VOF 다상모델을 이용한 냉각장치 내에서의 유동해석을 수행하였다. 냉각수 500 kg/sec의 유량조건과 상온 온도조건으로 입구경계조건을 설정하였으며[10], 각 슬릿별 분사유량은 Table 3에 정리되어 있다. 냉각장치의 각 슬릿이 대기에 노출되어 있는 상황에서 냉각장치 내부 유동해석을 수행한 결과, 직분사 노즐에서 약 57 kg/sec, 스윙 노즐에서 약 85 kg/sec, 각 슬릿에서 대략 30 kg/sec의 분사유량을 도출하였다. 냉각장치 내부유동해석을 통하여 도출된



(a) Pressure contour



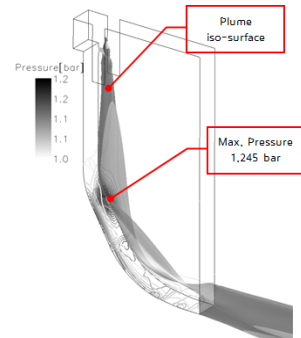
(b) Mach number contour



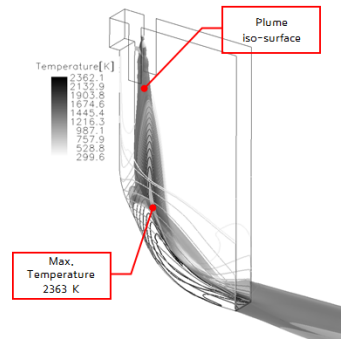
(c) Temperature contour

Fig. 4 Flow fields in the flame downstream w/o flame cooling.

분사유량은 화염유도로 화염냉각해석 시 경계조건으로 활용되었다.



(a) Pressure contour



(b) Temperature contour

Fig. 5 Iso-surface distribution of flame in the flame deflector(mass fraction).

4.2 화염분사 유동해석결과

냉각수 분사가 없는 상태에서 화염분사에 의한 화염유도로에서의 유동장 분포를 예측하고, 또한 화염냉각해석에서의 초기조건 설정을 위하여 화염분사유동해석을 수행하였다. Fig. 4는 측면에서 바라본 화염분사 후류영역 단면에서의 압력, 마하수, 온도분포를 나타내고 있다. Fig. 4(a)에 나타난 바와 같이 노즐에서 분사된 플룸이 냉각장치에 부딪히 8.7 bar 고압의 정체영역이 형성되고 있다. 그리고 노즐 출구 압력이 주위 대기압보다 더 낮게 팽창하였으므로 노즐유동이 과대팽창(over-expanded)되어 노즐 출구 부근에 경사충격파가 발생하였다. 그리고 노즐출구에서 발생한 경사충격파가 서로 교차되며, 끝이 어 급격한 압력 구배영역이 형성된다. Fig. 4(c)에 나타난 바와 같이 정체영역으로 인하여 냉각

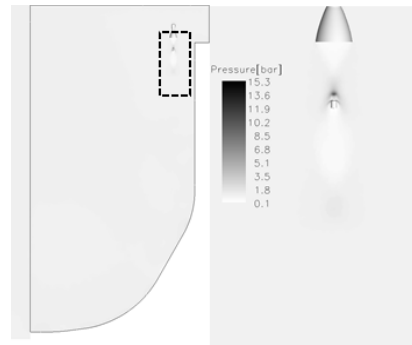
장치 상·하 부근에 3,500 K 이상의 고온영역이 발생하고 있다.

Fig. 5는 화염유도로의 표면압력분포와 표면온도분포를 나타내고 있으며, 또한 노즐출구에서 분사된 화염의 iso-surface 분포(mass fraction)도 보여주고 있다. 그림에서 보여주는 바와 같이 화염유도로 측면벽면에 최대압력 1.245 bar를 보여주고 있으며, 벽면 최고온도는 2,363 K인 것으로 나타났다. 그리고 엔진 출구에서 분사된 화염은 화염유도로에 의해 편향되어 외부로 안전하게 배출되는 것으로 확인되었다.

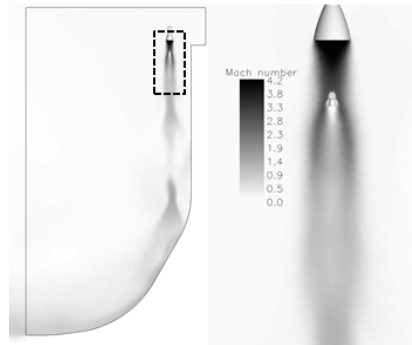
4.3 화염냉각 유동해석결과

냉각수 500 kg/sec 유량조건에서 냉각장치로부터의 냉각수 분사 효과를 고려한 화염냉각 해석을 수행하였다. Fig. 6은 측면에서 바라본 화염분사 후류영역 단면에서의 압력, 마하수, 온도 분포를 나타내고 있다. Fig. 6(a)에 나타난 바와 같이 노즐출구에서 배출된 화염이 냉각장치에 부딪혀 약 10 bar 정도 높은 압력의 정체영역을 형성하고 있다. 냉각장치의 토출구로부터 배출된 냉각수로 인하여 냉각수 분사 후류영역은 주위 압력보다 낮은 저압영역을 형성하고 있으며, Fig. 6(b)에서 보는 바와 같이 분사된 냉각수가 화염후류와 혼합되면서 모멘텀이 감소되어 낮은 속도영역을 형성하고 있다. Fig. 6(c)에 나타난 바와 같이 냉각장치의 직분사 노즐과 스윙 노즐로부터 분사된 냉각수로 인하여 냉각수 분사 후류영역에서 약 700 K 정도의 저온영역을 형성하고 있다.

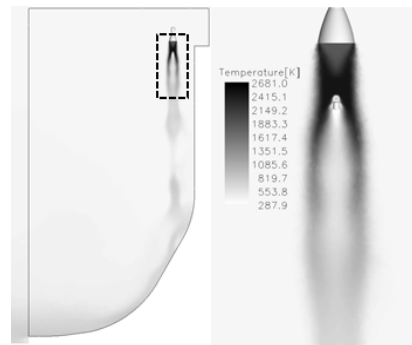
Fig. 7은 화염유도로 벽면에서의 표면온도분포를 나타내고 있으며, 화염에 의한 벽면 최고온도는 833 K로써 화염 충돌지점보다 약간 아래 위치에서 발생하는 것으로 확인되었다. 이것은 화염 제트경계와 화염의 벽면 충돌에 의해 형성된 벽면 충격파(plate shock)와의 상호작용으로 인하여 반사 충격파(reflected shock)가 발생하며, 위와 같은 반사 충격파가 화염유도로 벽면에 충돌함으로써 화염 충돌지점보다 약간 아래 위치에 벽면 최고온도가 나타나는 것으로 판단된다 [14].



(a) Pressure contour



(b) Mach number contour(gas phase)



(c) Temperature contour

Fig. 6 Flow fields in the flame downstream with flame cooling.

Fig. 8은 화염냉각해석 시 화염유도로 내에서의 화염 iso-surface 분포(mass fraction)를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와 같이 노즐 출구에서 분사된 화염은 화염유도로에 의해 편향되

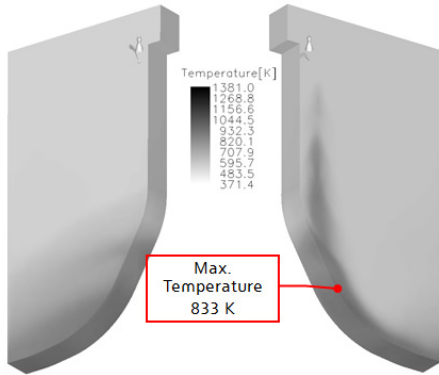


Fig. 7 Surface temperature contour on the flame deflector.

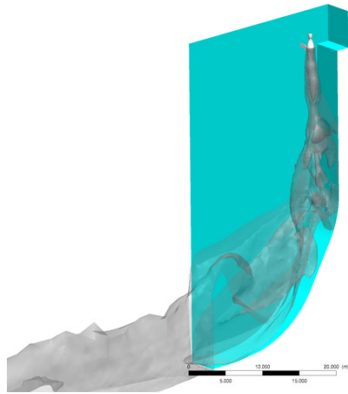
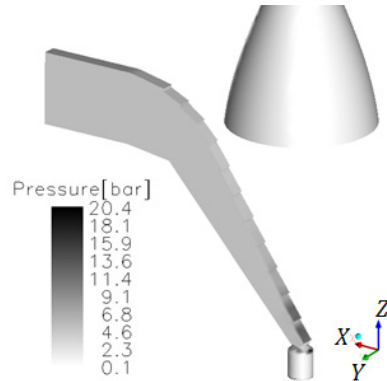


Fig. 8 Iso-surface distribution of flame in the flame deflector(mass fraction).

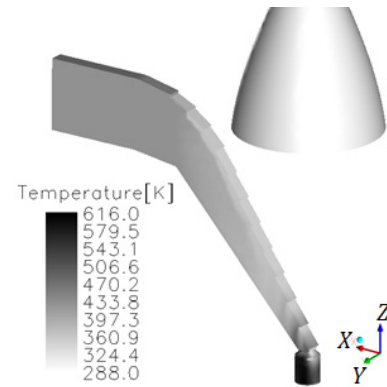
어 외부로 안전하게 배출되고 있음을 확인할 수 있다.

Fig. 9는 화염냉각해석 시 화염후류에 의한 냉각장치 표면에서의 압력분포와 온도분포를 보여주고 있다. 냉각장치 표면에서의 최대압력은 20.4 bar이며, 국부적으로 616 K의 최고온도가 발생하는 것으로 나타났다. 화염냉각해석에서 노즐 출구로부터 배출된 화염에 의해 냉각장치가 받는 힘은 다음과 같으며, 냉각장치의 열구조해석을 위한 기초자료로 활용 가능할 것으로 판단된다.

- x방향으로 작용하는 힘 : 40.8 kN
- z방향으로 작용하는 힘 : -38.9 kN



(a) Surface pressure contour



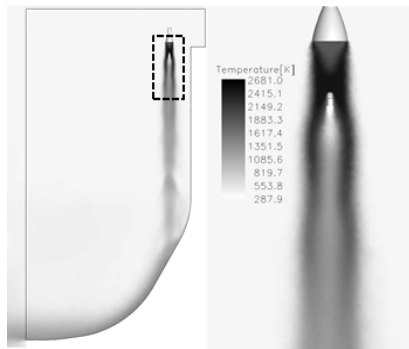
(b) Surface temperature contour

Fig. 9 Surface flow-fields distributions on the core injector.

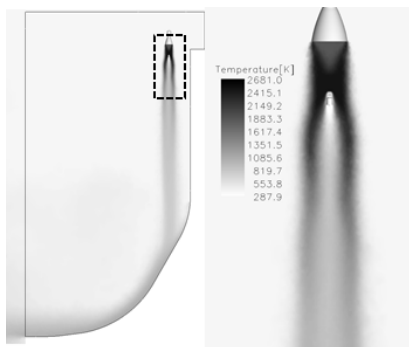
4.4 냉각수 유량에 따른 화염냉각 해석결과

냉각수 조건에 따른 화염유도로 냉각시스템 성능을 평가하기 위하여 냉각수 유량에 따른 화염냉각해석을 수행하였다. 기본 냉각수 유량조건인 500 kg/sec를 포함하여 100 kg/sec, 250 kg/sec 유량에 대해서도 화염냉각해석을 수행하였다.

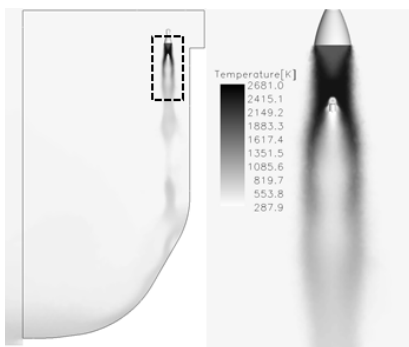
Fig. 10은 냉각수 유량에 따른 측면 방향에서의 화염분사 후류영역 단면 온도분포를 보여주고 있다. 냉각수 유량이 증가함에 따라 냉각수 분사 후류영역에서의 화염 고온부 영역이 감소하면서 유량 증가에 따른 냉각효과를 확인할 수 있다.



(a) Water 100 kg/sec



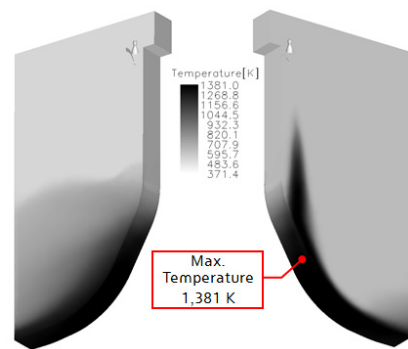
(b) Water 250 kg/sec



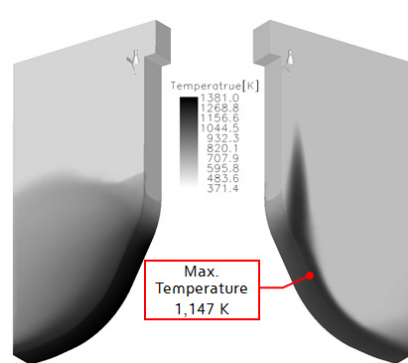
(c) Water 500 kg/sec

Fig. 10 Comparison of temperature contours in the flame downstream for different mass flow rates of the water.

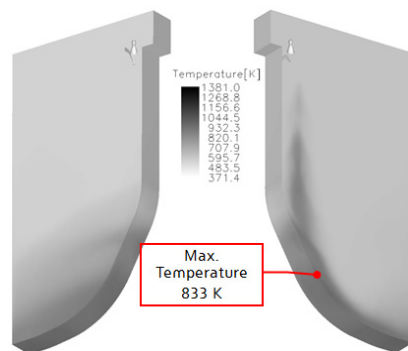
Fig. 11은 냉각수 유량에 따른 화염유도로 벽면 온도분포를 보여주고 있다. 냉각수 유량이 증가함에 따라 화염유도로 표면의 고온부 영역이



(a) Water 100 kg/sec



(b) Water 250 kg/sec



(c) Water 500 kg/sec

Fig. 11 Comparison of surface temperature contours for different mass flow rates of the water.

축소되고 있으며, 벽면 최고 온도 값은 감소하고 있다.

Table 4는 냉각수 유량에 따른 화염유도로 벽

Table 4. Maximum surface temperature for different mass flow rates of water.

Mass Flow Rate of Water [kg/sec]	100	250	500
Max. Wall Temperature [K]	1,381	1,147	833

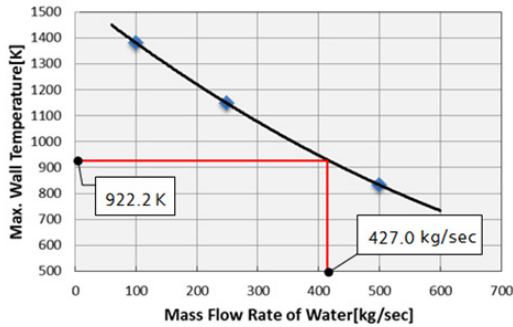


Fig. 12 Maximum surface temperature as function of water mass flow rate.

면 최고온도를 보여주고 있으며, Fig. 11에 나타난 바와 같이 냉각수 유량이 증가함에 따라 벽면 최고온도는 감소하고 있다. Fig. 12는 냉각수 유량에 따른 벽면 최고온도 분포를 보여주고 있으며, 콘크리트 내화온도(922.2 K)에 해당하는 최소 냉각수 유량값(427.0 kg/sec)을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 75톤급 발사체 추진기관 시험설비 화염유도로 기본 설계안에 대한 3차원 화염냉각해석을 수행함으로써 화염유도로에 충돌하는 연소가스의 유동분포를 예측하고 화염유도로 냉각시스템 성능을 평가하였다. 우선 VOF 다상모델을 이용한 화염유도로 냉각장치 내에서의 유동해석을 수행하여 슬릿별 분사유량을 도출하였다. 여기서 도출된 분사유량을 이용하여 화염유도로 화염냉각해석 시 냉각장치 슬릿별 유량경계조건으로 활용하였다. 그리고 CEA 코드를 활용한 단일 화학종 비반응 플룸 물성치를 적용

하여 화염분사해석을 수행함으로써 화염냉각해석을 위한 초기조건으로 설정하였다. 화염과 냉각수 간의 열전달 및 상변화 과정을 모사하기 위하여 Mixture 다상모델을 적용하였으며, 화염냉각해석에 의한 화염유도로의 열적 안전성을 평가하고 연소가스의 안전한 배출을 검토하였다. 또한, 냉각수 유량에 따른 화염냉각해석을 수행함으로써 각 유량에서의 화염유도로 벽면 최고온도값을 도출하였으며, 콘크리트 구조물의 내화온도에 필요한 최소 냉각수 분사유량을 평가하였다.

- 화염냉각 유동해석결과를 통하여 엔진노즐 출구에서 분사된 연소가스가 화염유도로에 의해 편향되어 외부로 안전하게 배출되고 있음을 확인하였다.

- 냉각수 500 kg/sec 유량조건에서 화염냉각해석 시 노즐 출구에서 분사된 화염에 의해 냉각장치에 작용하는 힘은 다음과 같으며, 냉각장치의 열구조해석을 위한 하중조건으로 적용 가능할 것으로 판단된다.

- x방향으로 작용하는 힘 : 40.8 kN
- z방향으로 작용하는 힘 : -38.9 kN

- 화염냉각해석에서 냉각수 유량이 증가함에 따라 벽면 최고온도는 감소하고 있으며, 콘크리트 내화온도(922.2 K)에 해당하는 최소 냉각수 유량값(427.0 kg/sec)을 확인할 수 있었다.

화염냉각 유동해석에서 검토한 연구결과를 토대로 보다 최적화된 화염유도로 형상 및 화염냉각장치 설계 개선안 도출에 활용가능할 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원과 계약된 “한국형발사체 추진기관시스템 시험설비(PSTC) 구

축사업”의 일환으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Kang, S.I., Kim, Y.H., Lee, J.H., Cho, S.Y. and Kim, Y.W., “Conceptual Design Analysis of Integrated Power Plant Test Facility for KSLV,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 3, No. 1, pp. 232-241, 2004.
2. Moon, Y.W., Kim, S.H. and Seol, W.S., “Numerical Analysis of Cooling Performance of Side Water Injection for 1st Stage Liquid Propellant Rocket Engine Plume,” *Proceedings of the KSME Fall Annual Conference*, Jeju, Republic of Korea, Dec. 2010.
3. Kim, S.L., Hwang, D.K., Kang, S.I., Nam, J.W., Kim, D.R. and Ra, S.H., “KSLV-I Plume Analysis Part I for the Launch Pad Flame Deflector Performance,” *Proceedings of the KSAS Spring Conference*, Pyeongchang, Kangwon-do, Republic of Korea, April 2010.
4. Kim, S.L., Hwang, D.K., Nam, J.W., Kang, S.I., Kim, D.R., Ra, S.H. and Kim, I.S., “KSLV-I Plume Analysis Part II for the Launch Pad Flame Deflector Performance,” *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, Jeju, Republic of Korea, Dec. 2010.
5. Hwang, D.K., Nam, J.W., Kim, S.L., Kang, S.I., Kim, D.R. and Ra, S.H., “KSLV-I Plume Analysis Part III for the Launch Pad Flame Deflector Performance,” *Proceedings of the KSAS Fall Conference*, Jeju, Republic of Korea, Dec. 2010.
6. Michael, J.Z., “Chemical Equilibrium,” World Wide Web location <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/>, 2010.
7. Moon, Y.W. and Seol, W.S., “A Study of Core Water Injection Effect Influencing Plume in 75 tf 1st Stage Liquid Propellant Rocket Engine Ground Test,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, No. 1, pp. 129-135, 2011.
8. Moon, Y.W., Kim, S.H. and Seol, W.S., “Numerical Evaluation of Cooling Performance of 1st Stage Liquid Rocket Engine Plume by Water Injection Types,” *Proceedings of the KSPE Fall Conference*, Jeju, Republic of Korea, Nov. 2010.
9. Kang, S.I., Nam, J.W. and Huh, H.I., “A Study for Rocket Exhaust Flow Cooling due to the Central Spray Type Water Injection,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 12, No. 1, pp. 163-172, 2013.
10. Moon, S.M., Lee, K.H., Kang, H.S., Kim, D.H., Cho, N.K. and Han, Y.M., “A Computational Study on Cooling System of the Flame Deflector for the Propulsion Test Facility,” *Proceedings of the KSPE Fall Conference*, Kyungjoo, Kyungsang-do, Republic of Korea, Dec. 2013.
11. Kang, S.I. and Huh, H.I., “A CFD Study for Rocket Exhaust Flow Using Single Species, Unreacted Flow Model,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 11, No. 1, pp. 126-134, 2012.
12. Phillips, J.D., “Flame Deflector Design, Standard For,” KSC-STD-Z-0012B, June 1990.
13. FLUENT User’s Guide, Canonsburg, PA, U.S.A., 2010.
14. Lamont, P.J. and Hunt, B.L., “The Impingement of Underexpanded, Axisymmetric Jets on Perpendicular and Inclined Flat Plates,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 100, Part 3, pp. 417-511, 1980.