

## 중양 분사 방식 냉각수 투입에 의한 로켓 연소 후류 냉각에 관한 연구

강선일\*, 남중원\*\*, 허환일\*\*\*

## A Study for Rocket Exhaust Flow Cooling due to the Central Spray Type Water Injection

Sun-Il Kang\*, Jung-Won Nam\*\*, Hwan-Il Huh\*\*\*

## Abstract

In this study, the cooling of rocket exhaust plume by sprayed water inside plume were investigated as varying of sprayed water mass, location, and method using computational fluid analysis. For Analyze rocket exhaust plume, a single species unreacted analysis model based on the chemically frozen analysis was used and the discrete particle model which was a kind of Euler-Lagrangian analysis model was used for simulate sprayed water inside plume. It was confirmed that the temperature of plume was reduced without cooling when water mass was two times of plume mass through analysis results.

## 초 록

본 논문에서는 전산유동해석 기법을 활용하여 액체 로켓 연소 후류에 냉각수가 분사됨에 따라 발생하는 냉각 효과를 냉각수 분사량, 분사 위치, 분사 방식의 변화에 따른 영향을 고찰하였다. 연소 후류의 모사를 위해서는 동결 유동해석 기법에 기반한 단일화학종 비반응 해석 모델을 이용하였고, 연소 후류에 분사된 냉각수의 모사를 위해서는 Euler-Lagrangian 해석법에 따르는 이산 상 모델(Discrete Particle Model)을 사용하였다. 해석 결과 연소 후류의 약 2배 정도 냉각수가 투입되었을 때 연소 후류 중심부에서는 연소 후류의 온도가 상대적으로 감소하는 것을 확인할 수 있었다.

키워드 : 연소 후류(rocket exhaust flow or plume), 냉각수 분사(water injection), 이상 유동(two-phase flow)

## 1. 서 론

액체 로켓의 연소 후류는 고온 고속의 유동이

므로 지상시험 또는 발사 시 주변 설비에 손상을 줄 수 있다. 이에 대비하여 연소 후류 냉각을 위해 냉각수를 분사하는 방식이 일반적으로 사용되

접수일(2013년 4월 30일), 수정일(1차 : 2013년 6월 18일, 게재 확정일 : 2013년 7월 1일)

\* 발사체추진기관팀/aerodol@kari.re.kr,

\*\* 체계관리팀(한국형발사체)/trainman@kari.re.kr,

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과/hwanil@cnu.ac.kr

고 있다. 냉각수 분사가 포함된 연소 후류는 전형적인 이상 유동(Two Phase Flow)에 속한다.

본 논문에서는 전산유동해석 기법을 활용하여 액체 로켓 연소 후류에 냉각수가 분사됨에 따라 발생하는 냉각 효과를 냉각수 분사량, 분사 위치, 분사 방식의 변화에 따른 영향을 고찰하였다. 해석 tool로는 상용 CFD 코드로 널리 사용되고 있는 FLUENT 6.3을 사용하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 연소 후류 해석 모델

연소 후류를 모사하기 위해 동결유동해석기법에 기반을 둔 단일화학종 비반응 해석 모델을 사용하였다. 단일화학종 비반응 해석 모델은 노즐 출구에서 재 연소 영역까지의 연소 후류의 화학 조성은 별다른 변화가 없다는 연구 결과에 착안한 해석 모델이다. 이 모델은 일반적인 동결 유동 해석의 단점인 노즐에서 팽창을 통한 에너지 회복을 고려하지 못하여 노즐 출구 온도가 낮게 예측되는 것을, 비열을 화학 평형 해석을 통해 유추한 온도의 함수로 정의함으로써 실제와 유사한 노즐 출구 온도를 예측할 수 있다는 특징이 있다<sup>[1][2][3]</sup>.

### 2.2 연소 후류 해석

#### 2.2.1 해석 조건

본 논문의 목표인 연소 후류 내 냉각수 분사 효과 확인을 위해 먼저 냉각수 분사를 포함하지 않는 로켓 연소 후류(플룸)에 대한 유동해석을 실시하였다. 플룸은 레이놀즈 평균 Navier-stokes 방정식을 이용한 압축성 난류 유동장으로 해석하였고, 난류 영향 해석을 위해서 SST k- $\omega$  난류 모델을 적용하였다. 사용된 지배방정식은 다음과 같다<sup>[1][10]</sup>.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

$$\frac{\partial (\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x$$

$$\frac{\partial (\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y$$

$$\frac{\partial (\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[ \rho \left( e + \frac{V^2}{2} \right) \vec{V} \right] = \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left( k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \frac{\partial (up)}{\partial x} - \frac{\partial (vp)}{\partial y} - \frac{\partial (wp)}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial (u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial (u\tau_{zx})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial (v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v\tau_{zy})}{\partial z}$$

$$+ \frac{\partial (w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{V}$$

해석에 사용된 격자계는 다음 Fig. 1과 같은 3차원 축대칭 격자계이며, 해석 조건은 아래와 같다.

- 노즐 입구 입력(pressure-inlet) 조건 적용
- 초기 압력 250 bar, 초기 온도 3890 K
- 외기 경계 출구 조건(pressure-far-field)

초음속 유동의 해석에 사용된 엔진은 KSLV-1 1단 로켓의 주 엔진인 RD-191의 설계 조건을 바탕으로 한 가상 엔진을 사용하였다<sup>[4][5]</sup>.

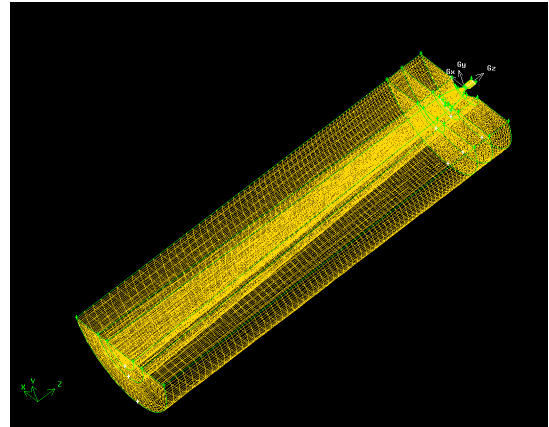


Fig. 1. 3D axis-symmetric meshes<sup>[1]</sup>

#### 2.2.2 자유류 유동 해석 결과

해석결과는 다음 Fig. 2, Fig. 3과 같다.

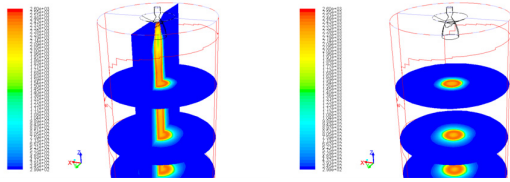


Fig. 2. Static temperature contours of plume

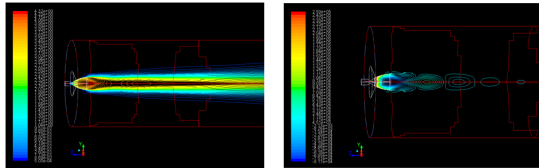


Fig. 3. Mach No. and static pressures contour of plume

Fig. 2의 반경방향 정온도 분포를 보면, 플룸 중심부에서 2,300K 근방이었던 온도가 중심부에서 노즐 직경만큼 떨어진 위치에서 2,500K 정도로 가장 높은 값을 갖는다는 것을 알 수 있다. 반경방향의 온도 차이는 유속의 차이에서 기인하는데, 이는 Fig. 4 및 Fig. 5의 전온도 분포와 축방향 속도 분포를 보면 알 수 있다. 즉, 중심부에서는 노즐에서 빠져나온 연소후류가 이동하며 상대적으로 많이 팽창하여 유속(운동에너지)이 빠른 대신 온도(내부에너지)가 낮아졌고, 외곽부에서는 유속이 느려지며 온도가 회복된 것이다. 중심에서 일정부분(노즐 직경의 약 1/2) 떨어진 곳에서는 외기와외 열교환 및 마찰 등으로 인해 전온도가 떨어지기 시작하고, 대략 노즐 직경의 2 배 정도 되는 위치(노즐 출구에서 9.5m 떨어진 위치 기준)에서부터는 거의 외기와 구분이 없어 짐을 알 수 있다.

통상 연소 후류 냉각을 위해서 물을 분사해주는 것은 외곽에서 분사하여 침투시키는 방식과 연소 후류 내부에 직접 분사하는 방식이 있다<sup>[6][7][8]</sup>. Fig. 4, Fig. 5의 결과에서 알 수 있듯이 연소 후류 중심부에서는 온도 및 속도가 높기 때문에 물 분사로 인한 냉각 효과가 클 것으로 예상되며, 외곽에서 분사되는 냉각수는 연소 후류의 속도가 워낙 크기 때문에 중심부 온도를 낮추기

는 어려울 것으로 예상된다. 본 논문에서는 KSLV-1 발사대에 적용 되었으며, 해석 결과에서도 높은 냉각효과가 기대되는 연소 후류 중심부에 냉각수를 분사하는 방식에 대해 해석을 수행하였다.

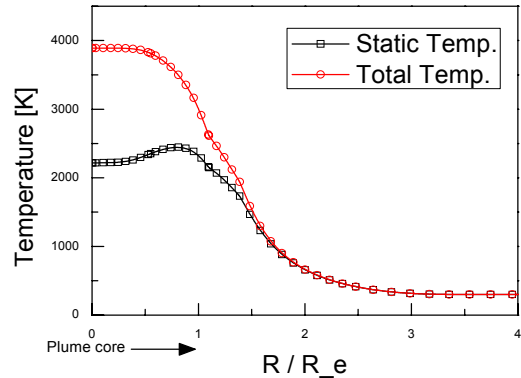


Fig. 4 Radial distribution of static temperature in 9.5m downstream of nozzle exit (plume only)

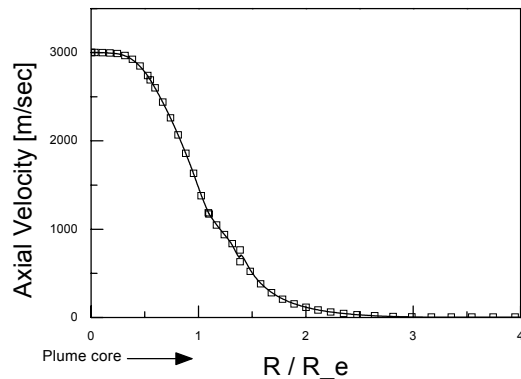


Fig. 5 Radial distribution of axial velocity in 9.5m downstream of nozzle exit (plume only)

### 2.3 물분사 포함 연소후류 유동해석

발사대 또는 로켓 엔진의 지상 연소시험설비는 연소 후류를 안전하게 배출하기 위해서 연소 후류를 편향하고 유도하는 구조물을 가지고 있다. 그런데 로켓 엔진 연소 후류가 워낙 고온 고

속의 유동이므로, 수십 또는 수백차례 시험을 반복하여야 하는 설비 특성 상 구조물을 보호하기 위해 냉각수 등을 분사하고 있다.

본 연구에서는 KSLV-1 발사대에 적용된 것과 동일한 연소 후류 내부에 직접 냉각수를 분사해주는 방식의 연소 후류 냉각 효과에 대한 유동해석을 실시하였다. 이러한 방식의 냉각수 분사는 기화열 흡수로 인한 연소 후류의 직접적 온도 감소 효과, 냉각수와 후류의 혼합에 의한 운동에너지 감소 및 밀도 증가 효과 등을 가져온다.

### 2.3.1 초음속 유동 내 냉각수 거동 해석

본 논문과 같이 초음속 유동에 냉각수가 분사되는 경우는 기상(플룸)과 액상(냉각수)이 동시에 존재하는 전형적인 이상 유동(two phase flow)이다. 이상 유동에 대한 해석을 위해 본 논문에서는 Euler-Lagrangian 해석법에 따르는 solver인 이산 상 모델(Discrete Phase Model, DPM)을 사용하였다. 이는 플룸은 연속체로 보고 시간 평균(time-averaged) Navier-stokes 방정식의 해를 구함으로써 해석하고, 투입된 냉각수는 입자화 되어 불연속체로 간주하여 유동 내에서의 각각의 particle(또는 droplet, bubble)을 '추적(tracking)'함으로써 해를 구하는 방식이다<sup>[11][9]</sup>.

냉각수의 분할 및 확산의 예측에는 스프레이 모델의 일종인 이차 분할 모델(secondary breakup model)을 사용하였다.

이차 분할 모델을 통해 입자화 된 냉각수 입자의 거동은 다음 운동방정식을 통해 계산할 수 있다.

$$\frac{du_p}{dt} = F_D(u - u_p) + \frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p} + F_x$$

윗 식에서  $F_D(u - u_p)$ 는 입자의 단위 질량 당 저항이며,  $\frac{g_x(\rho_p - \rho)}{\rho_p}$ 는 단위 질량당 중력,  $F_x$ 는 원심력, 부력, 온도구배에 따른 힘 등 입자에 작용하는 기타 힘이다. 기타 힘은 저항 및 중력에 비해 작으므로 계산에서 제외하였다. 윗 식을 적분하여 각 냉각수 입자의 위치 및 속도를 구하면 다음과 같이 표현된다.

$$u_p^{n+1} = \frac{u_p^n \left(1 - \frac{1}{2} \frac{\Delta t}{\tau_p}\right) + \frac{\Delta t}{\tau_p} \left(u^n + \frac{1}{2} \Delta t u_p^n \cdot \nabla u^n\right) + \Delta t a}{1 + \frac{1}{2} \frac{\Delta t}{\tau_p}}$$

$$x_p^{n+1} = x_p^n + \frac{1}{2} \Delta t (u_p^n + u_p^{n+1})$$

이와 같이 계산된 이산 상과 연속상의 운동량, 질량, 에너지는 상호간 영향을 미치게 되는데, DPM에서는 특정 particle의 경로를 계산한 후 이동 경로 상에서 연속 상의 영향으로 인한 particle의 열, 질량, 모멘텀의 변화(gain or loss)를 추적(tracking)하고 이는 다음 연속 상 계산 단계에 반영하는 형태로 결합(coupling)한다. 결합은 두 가지 상 모두 변화가 없을 때까지 계속된다<sup>[11][9]</sup>.

### 2.3.2 해석 모델 형상

해석은 Fig. 6의 형상을 갖는 해석 공간에서 수행되었다. 연소 후류의 질유량을  $\dot{m}_p$  분사되는 냉각수 질유량을  $\dot{m}_{c,w}$ 로 정의하였고, 노즐의 중심축 및 노즐 출구를 위치 기준으로 정의하였다. 노즐 출구에서 축방향 이격거리를  $l_x$ , 반경방향 거리를  $r$ 로 정의하였다.

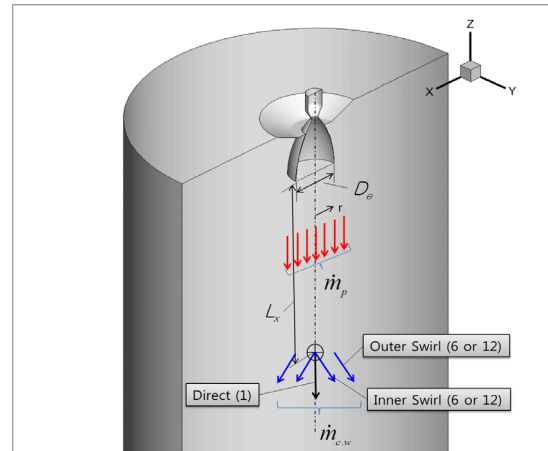


Fig. 6 Schematic of freestream analysis<sup>[11]</sup>

연소 후류의 물리적 변화를 발생시키는 요소

는 여러 가지가 있으나, 본 연구에서는 분사된 냉각수 유량비,  $m_{w/p}(\dot{m}_{c.w}/\dot{m}_p)$ , 연소 후류 구조에 따른 냉각수 분사 위치,  $L_x/D_e$ , 냉각수 분사 방식 변화 등을 바꾸어 가며 각각이 연소 후류 냉각에 미치는 효과를 확인하였다.

### 2.3.3 냉각수 유량변화에 따른 유동 해석

로켓 연소 후류 내부에 분사되는 냉각수는 연소 후류와 혼합 및 증발되며 연소 후류를 냉각하게 된다. 하지만 분사되는 냉각수의 운동량과 연소 후류의 운동량 차이가 워낙 크기 때문에 냉각 효과가 어떠한 영역에 영향을 주는 지, 분사할 냉각수 유량의 적정 수치는 얼마인지 등은 밝혀진 바가 없다. KSLV-1 발사대의 경우 추진제 유량의 약 1.5배의 냉각수가 분사되었다. 본 연구에서는 향후 한국형 발사체의 시험시설 등 장시간 연소 후류에 노출되는 경우 등을 고려하여 비교적 적은 냉각수 유량에서 많은 냉각수 유량까지 넓은 범위에서 냉각 효과를 확인하였다(Table 1).

Table. 1 Calculating conditions through cooling water mass

| 유량계수<br>$m_{w/p}$ | 추진제 유량<br>$\dot{m}_p$ , kg/sec | 냉각수 유량<br>$\dot{m}_{c.w}$ ,<br>kg/sec | 분사위치<br>$L_x/D_e$ |
|-------------------|--------------------------------|---------------------------------------|-------------------|
| 0.3               | 600                            | 180                                   | 1.80              |
| 0.6               |                                | 360                                   |                   |
| 0.75              |                                | 450                                   |                   |
| 1.0               |                                | 600                                   |                   |
| 1.25              |                                | 750                                   |                   |
| 1.5               |                                | 900                                   |                   |
| 2.0               |                                | 1200                                  |                   |
| 3.0               |                                | 1800                                  |                   |

해석 결과는 KSLV-1 발사대 화염유도로의 충돌점 위치( $L_x = 9.5 \text{ m}$ )<sup>[1]</sup>에서의 정온도 및 전온도 분포, 질량 분율 분포에 대한 그래프로 나타내었다.

먼저 정온도 분포인 Fig. 7에서는 냉각수 증가에 따라 연소 후류의 중심부( $R/Re < 0.5$ ) 온도가

감소하는 것을 확인할 수 있다. 이는 분사된 냉각수가 증발하며 기화열 흡수하였기 때문이며, 기존 연구결과와도 유사한 경향이다<sup>[7]</sup>.

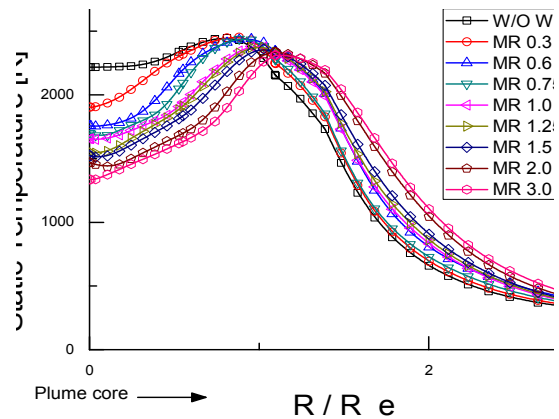


Fig. 7 Static temperature distribution through cooling water mass (overall)

하지만 Fig. 7의 결과는 대략 노즐 출구직경의 1.0배 위치( $R/Re \approx 1.0$ )에 존재하는 정온도 최고치 영역( $T \approx 2200 \sim 2300 \text{ K}$ )은 냉각수 유량 증가에 따라 그리 큰 변화를 보지 않고 있다. 이는 냉각수가 연소 후류의 중심부에 분사되었기 때문으로 볼 수 있다. 분사된 냉각수가 연소 후류의 높은 운동량으로 인해 일정 지점 이상 침투하지 못함을 의미한다.

해석 결과에서 주목할 만한 점은 Fig. 8의 전온도 분포이다. 냉각수가 분사된 중심부의 전온도는  $3800 \text{ K}$ 인 연소 후류의 전온도에 비해  $1/2$  이하로 떨어지고 있으며, 특히 유량 계수 3.0에서는  $1500 \text{ K}$  이하로 떨어지고 있다. 실제 화염유도로에서는 화염유도로 표면에서의 열전달 등이 발생하므로 전온도는 더 떨어질 것으로 예상되므로 화염유도로 표면을 철판으로 덮을 경우 별다른 손상 없이 유지될 수 있을 것으로 보인다. 다만, 반경비 1.0 부근에서는 여전히 높은 전온도 분포를 나타내는 것으로 해석되었는데, 이것이 실제로 화염유도로에 어떠한 영향을 미칠 것인지는 화염유도로 형상을 고려한 3차원 해석을 통해 확인되어야 할 것이다. 또한 이러한 온도 분포는 중심점에서만 냉각수를 분사하였기 때문으로, 냉각수

분사가 연소 후류 전반에 이루어 질 수 있도록 분사 방식을 변경할 경우 온도 감소 효과가 폭 넓게 분포할 것으로 기대 된다.

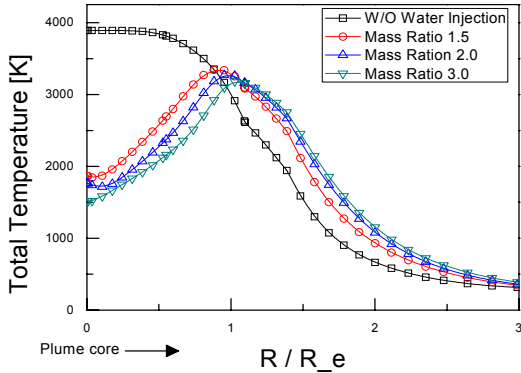


Fig. 8 Total temperature distribution through cooling water mass

온도 분포를 통해 분사된 냉각수가 연소 후류에 깊이 침투되지 못하고 중심부의 냉각 효과만 가져옴이 확인 되었는데, 이는 다음 Fig. 9의 냉각수 분포에서 확인할 수 있다. Fig. 9의 냉각수 분포 해석 결과에 따르면 분사된 냉각수의 90% 이상이 반경비 0.5 미만의 영역에 존재하며, 이후에는 분사된 냉각수가 연소 후류로 침투되는 양이 현저히 줄어들고, 0.7 이후에는 거의 침투하지 못했음을 알 수 있다.

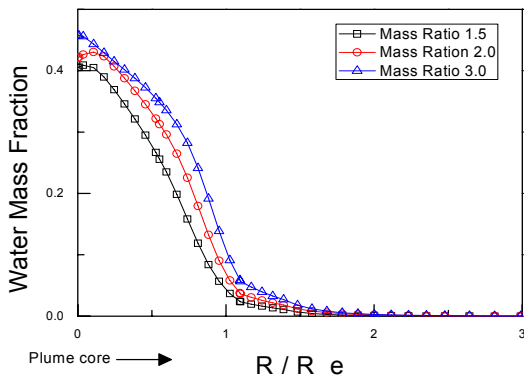


Fig. 9 Water mass fraction distribution through cooling water mass

### 2.3.2 냉각수 분사위치 변화에 따른 유동 해석

본 절에서는 냉각수 분사위치를 노즐 출구 기점으로 축 방향으로 이동시키며 연소 후류의 냉각 효과를 해석하였다. 냉각수 분사 위치에 대한 무차원 변수로 노즐 직경( $D_e$ ) 대비 축 방향 거리 ( $L_x$ )인  $L_x/D_e$ 를 채용하였다. 세 곳의 분사 위치를 대상( $L_x/D_e=2.4, 3.0, 3.3$ )으로 하였으며, KSLV-1 발사대의 냉각수 분사 위치( $L_x/D_e=3.25$ )의 결과와 비교하였다.

해석 결과는 2.3.1절과 마찬가지로 정온도 분포, 전온도 분포 및 냉각수 질량 분율로 나타내었다.

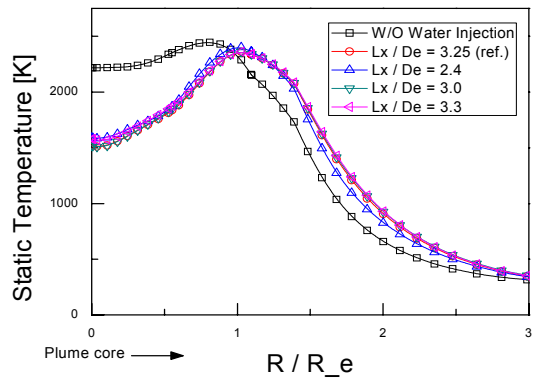


Fig. 10 Static temperature distribution through cooling water spray location

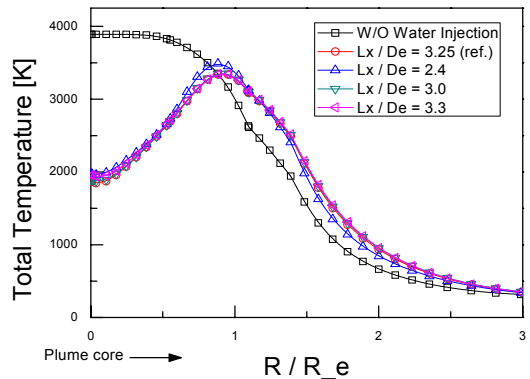


Fig. 11 Total temperature distribution through cooling water spray location

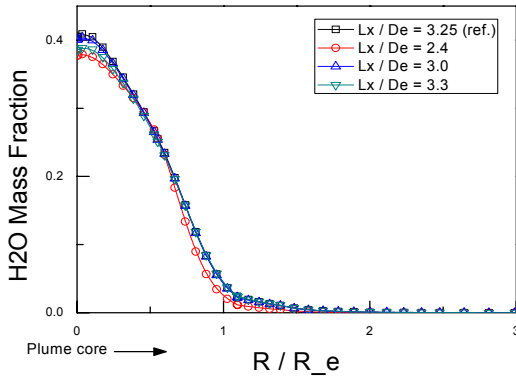


Fig. 12 Water mass fraction distribution through cooling water spray location

먼저 정온도 분포 그래프인 Fig. 10의 결과에서 보면, 냉각수 분사 위치의 변화는 정온도 분포에 별다른 영향을 주지 않고 있음을 알 수 있다. 이는 기존 연구<sup>[6][7][8]</sup>의 해석 결과에서도 확인하였던 결과인데, 연소 후류와 냉각수의 모멘텀 차이가 워낙 크기 때문에(Table 2 참조) 정압력 분포 차이에 의한 침투 깊이의 차이는 미미하기 때문이다.

Table 2 Momentum between plume and cooling water(mass ratio 1.5)

|        | 유량<br>(kg/sec) | 유속<br>(m/sec) | Momentum<br>(kg · m/sec <sup>2</sup> ) |
|--------|----------------|---------------|--|
| 연소 후류  | 600            | 3,000         | 1.8×10 <sup>6</sup>                    |
| 냉각수 분사 | 600            | 10.43         | 6.3×10 <sup>3</sup>                    |

Fig. 11과 Fig. 12의 진온도분포 및 냉각수 분포에서도 분사 위치 변화에 따른 차이는 확인되지 않았다.

### 2.3.3 냉각수 분사 방식 변화에 따른 유동 해석

2.3.1절에 따르면 중심부에 냉각수를 분사하게 되면 모멘텀 차이로 냉각수 침투 깊이가 제한되고, 반경비 1.0 근방의 고온부에 대한 냉각이 어렵다는 것을 확인하였다. 화염유도로의 경우 충돌점이 존재하는 후류 중심부의 냉각이 가장 중

요하기는 하나, 반경비 1.0 부근의 고온부는 화염 유도로 양 측벽의 구조물 손상을 야기할 수 있어 이 영역에 대한 냉각 역시 필요하다. 본 연구에서는 중심부 분사를 유지한 상태에서 반경비 1.0 부근에 추가로 냉각수를 투입하는 형태에 대해 해석을 통한 냉각 효과 확인을 수행하였다.

먼저 분사 방식에 따른 냉각수 분사 형태를 다음 Fig. 13과 Fig. 14에 나타내었다.

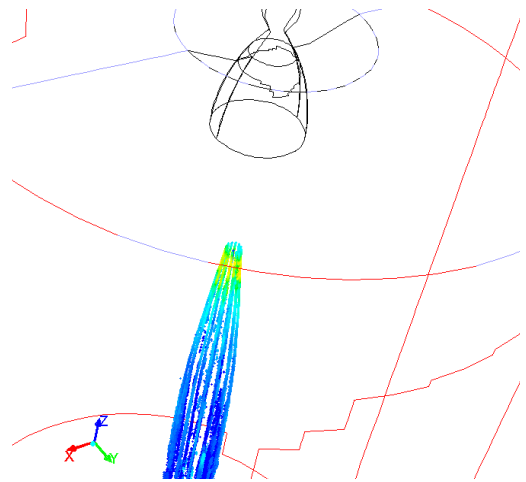


Fig. 13 Cooling water spray configuration in basic injection at M.R. 1.5<sup>[1]</sup>

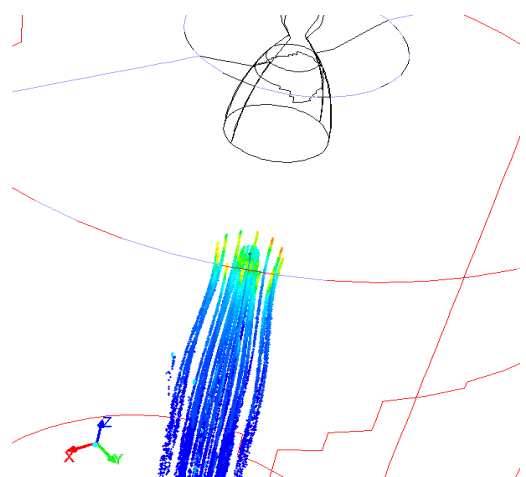


Fig. 14 Cooling water spray configuration in mixed swirl injection at M.R. 1.<sup>5[1]</sup>



Fig. 13은 연소후류 중심에만 냉각수를 분사하는 경우를 나타내며, fig. 14는 연소 후류 중심부의 냉각수 분사는 유지한 채 반경비 0.5 위치에 추가적으로 냉각수를 투입하는 경우를 나타내고 있다. 냉각수 추가 투입 위치는 중심부 냉각수 투입 시 냉각수 분포가 최고 유량의 1/2이 되는 위치이며 냉각 효과가 급감하기 시작하는 위치로 정하였다.

먼저 냉각수 분사 방식 변화에 따른 정온도 분포 해석 결과를 Fig. 15에 나타내었다. 각각의 냉각수 분사 위치 및 분사유량은 Table 3과 같다.

Table. 3 Analysis conditions of water mass through mixed injection type<sup>[1]</sup>

| 해석 조건                     |             | 분사 유량   |                |
|---------------------------|-------------|---------|----------------|
|                           |             | $m_w/p$ |                |
| Plume Only                |             | N. A.   |                |
| Mixed Swirl,<br>M. R. 1.5 | Direct      | 0.5     | 1.5<br>(total) |
|                           | Inner Swirl | 0.5     |                |
|                           | Outer Swirl | 0.5     |                |
| Mixed Swirl,<br>M. R. 2.0 | Direct      | 0.5     | 2.0<br>(total) |
|                           | Inner Swirl | 0.7     |                |
|                           | Outer Swirl | 0.8     |                |
| Mixed Swirl,<br>M. R. 3.0 | Direct      | 0.5     | 3.0<br>(total) |
|                           | Inner Swirl | 1.0     |                |
|                           | Outer Swirl | 1.5     |                |

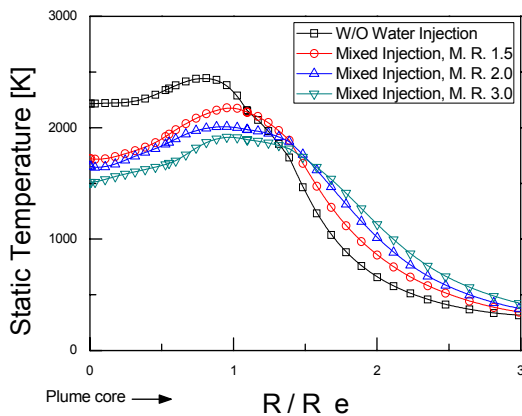


Fig. 15 Static temperature distribution through cooling water mass in mixed injections

Fig. 15의 결과에 따르면 중심부 분사량(direct + inner swirl)의 변화에 따라 중심부에서는 약간의 온도 상승이 발생하나 전체적인 온도 감소량에 비해 크지 않은 대신 반경비 1.0 부근의 최고 온도는 추가 분사 냉각수(Outer swirl)에 의해 큰 폭으로 감소하는 것을 알 수 있다. 특히 냉각수 유량비가 3.0일 경우 최고온도가 1800K 이하로 줄어드는 것을 알 수 있다. 냉각수 유량비 3.0에서 분사방식에 따른 정온도 분포를 다음 fig. 16에서 나타내고 있다.

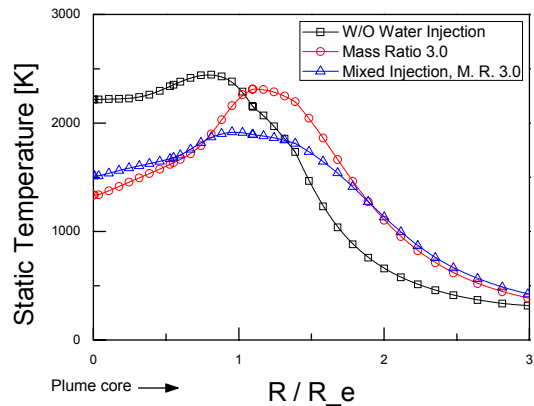


Fig.16 Static temperature comparison between Basic injection and mixed injection at M.R. 3.0

Fig. 16의 정온도 분포에서 알 수 있듯이 중심부 분사 유량을 유지한 채 추진제 유량의 1.5배의 냉각수를 반경비 0.5 위치에 추가 투입할 경우 온도 저감 효과가 뛰어난 것을 알 수 있다. 다만, 냉각수 유량이 너무 커짐으로 인해 냉각수를 공급하기 위한 설비 규모가 커지는 문제가 예상된다.

분사 방식의 차이에 따른 전온도분포 및 냉각수 분포를 다음 Fig. 17, Fig. 18에 나타내었다.

전온도 분포 역시 비교적 균일해지고 있으며, 특히 냉각수 분포의 경우 반경비 1.0 부근에서도 중심부의 1/2 정도 냉각수가 존재하여 연소후류 냉각에 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.



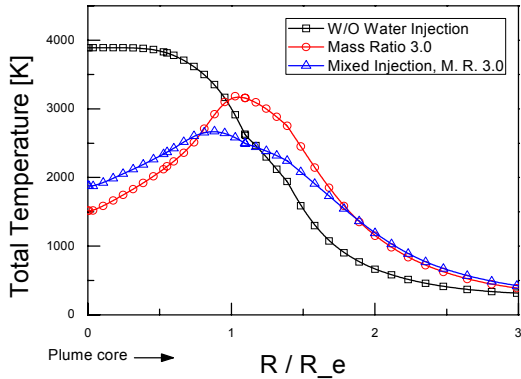


Fig. 17 Total temperature comparison between basic injection and mixed injection at M.R. 3.0

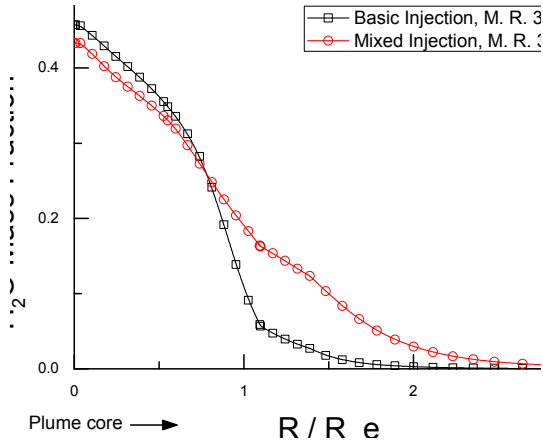


Fig. 18 Water Mass fraction comparison between basic injection and mixed injection at M.R. 3.0

### 3. 결 론

로켓 연소후류로 인한 지상설비 손상을 막기 위한 방법으로 연소후류 내부 중심에서 냉각수를 분사하는 방식에 대한 유동해석을 실시하였다. 이 방식은 KSLV-1 발사대에 적용되어 실효성이 입증되었으나, 러시아 설계를 도입한 관계로 유동 특성이나, 구체적인 냉각 메커니즘 등을 파악하지 못하였는데 금번 연구를 통해서 대략적인 메커니즘을 확인할 수 있었다.

또한 물 분사에 대한 몇 가지 파라미터를 바

꾸어가며 냉각효과를 살펴봄으로써 추후 한국형 발사체 발사대 및 시험설비에 적용하기 위한 기초 자료를 축적할 수 있었다.

먼저 냉각수 유량을 증감시키며 냉각 효과를 확인하였는데, 냉각수가 분사되는 중심부에서는 냉각수 유량이 증가함에 따라 냉각 효과 역시 증가하지만, 냉각수 모멘텀이 연소 후류 모멘텀에 비해 작기 때문에 분사된 냉각수가 연소 후류 전체에 영향을 미치지 못하고 분사 위치 주변에만 영향을 주는 것을 확인하였다.

다음으로 냉각수 분사 위치를 노즐 중심축을 따라 이격시켜가며 분사 위치 변화에 따른 냉각 효과를 확인하였다. 이것은 연소 후류가 shock-cell 구조를 가짐에 따라 중심부의 온도 및 압력이 차이가 냉각수 분사에 영향을 줄 것으로 생각한 것인데, 해석 결과 유의미한 차이를 확인하지 못하였다. 이는 shock-cell에 따른 압력 분포 차이가 분사압력에 비해 작기 때문인 것으로 생각되며, 이 결과에 따르면 냉각수 분사 위치와 노즐 간 이격 거리는 엔진에 관계없이 설비에 맞추어 적절히 선택 가능할 것으로 예측된다.

마지막으로 중심부 냉각수 분사 시 냉각수 투입의 영향이 한정적인 것을 개선하기 위해 외곽에 방사형으로 냉각수를 추가 투입하는 분사 방식 변화를 모사하였다. 이 방식의 경우 문제가 되었던 외곽부 최고온도를 낮추어 주는 효과와 냉각수가 비교적 균일하게 분사되는 효과가 있음을 확인하였다. 다만, 추가 투입되는 냉각수 유량만큼 전체 냉각수 유량이 증가하기 때문에 냉각수를 공급하기 위한 지상설비의 부하가 커질 수 있으며, 외곽 냉각수 분사를 위한 분사 노즐의 구조 및 형상을 적절히 가져갈 수 있느냐 하는 문제가 있을 수 있다.

본 논문을 통하여 연소후류 중심부에 냉각수를 분사함으로써 발생하는 연소후류 냉각효과를 냉각수 유량, 냉각수 분사 위치, 냉각수 분사 방식으로 나누어 그 효과를 고찰하였다. 중심부 냉각수 분사는 연소후류에 직접적인 냉각 효과 및 운동량 감소에 따른 냉각효과를 가져오나, 연소 후류와의 운동량 차이로 인해 냉각 효과가 미치는 영역이 제한적임을 알 수 있었고, 이를 극복

하기 위해 복합적 물분사 방식을 제안하였다. 냉각수 분사위치 변동은 큰 영향을 미치지 않는 것으로 확인되었다. 그리고 본 논문에서는 자유류에 대한 연구이므로 구조물 형상을 고려한 추가 연구가 요구된다.

Propulsion Elements, 7th Edition", John Wiley & Sons, Inc., 2001

## 참 고 문 헌

1. 강선일, "물 분사가 로켓 연소후류 유동장에 미치는 영향에 관한 연구", 충남대학교 대학원 박사학위 논문, 2012
2. 김성룡 외, "발사대 화염유도로 분석을 위한 KSLV-I 플룸 해석 (I)", 한국항공우주학회 2010년 춘계학술발표회 논문집, 2010
3. 강선일, 허환일, "단일화학종 비반응 해석 모델을 사용한 로켓 연소후류 유동해석 연구", 항공우주기술 제 11권 제 1호, 2012
4. 라승호, 강선일 외, "KSLV-1 비행시험 데이터를 활용한 발사대 화염유도로 개발을 위한 선행연구", 한국항공우주연구원, 2010
5. "Design Data for Gas Deflector Cooling System for KSLV-1", Critical Design Package for KSLS, 한국항공우주연구원
6. 문윤완, 김승한, 설우석, "1단용 액체로켓엔진 후류의 측면 물분사 방식 냉각 성능 해석", 대한기계학회 2010년도 추계학술대회 강연 및 논문 초록집, 2010
7. 문윤완, "75톤 1단 액체로켓엔진 지상시험에서 물분사가 후류에 미치는 영향 고찰 : 중앙 물분사 방식", KARI-RET-TM-2010-003, 한국항공우주연구원, 2010
8. 문윤완, "75톤 1단 액체로켓엔진 지상시험에서 물분사가 후류에 미치는 영향 고찰 : 측면 물분사 방식", KARI-RET-TM-2010-004, 한국항공우주연구원, 2010
9. FLUENT User Guide
10. J. D. Anderson, "Computational Fluid Dynamics : the basics with applications", McGraw-Hill, 1995
11. George P. Sutton, Oscar Biblarz, "Rocket