

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.3.039>

화염유도로 냉각수 분사방식에 따른 로켓 플룸의 CO와 NO 반응의 수치해석

김성룡^{a,*} · 김승환^a · 한영민^a

Numerical Study on the CO and NO of Rocket Plume as the Type of Water Injection in the Flame Guiding Duct

Seong-Lyong Kim^{a,*} · Seung-Han Kim^a · Yeoungmin Han^a

^aPropulsion Test and Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: SaintL@kari.re.kr

ABSTRACT

A numerical study has been conducted on CO after burning and NO generation of the rocket plume as the cooling water injected to the rocket plume. The present study shows that the cooling water has a role of increasing the degree of CO after burning and reducing NO generation. However the effect varies as the injection configuration of the cooling water. When the cooling water is injected at the side of the plume, NO generation is dramatically reduced while the degree of CO after burning is relatively low. When the cooling water is injected at the side and the center of the plume, CO after burning is highly increased and NO generation is also dramatically reduced.

초 록

로켓 플룸에 냉각수 분사하여 일산화탄소 재연소와 질소산화물 생성 과정을 포함한 유동장의 변화를 전산 해석하였다. 연구 결과 플룸에 분사된 냉각수는 질소산화물 생성을 억제하고 CO 재연소를 촉진시켰다. 그러나 냉각수 분사 방식에 따라 그 효과는 달랐다. 냉각수를 플룸의 측면에서 분사할 경우 질소산화물 생성은 크게 억제하였지만, 일산화탄소 재연소는 약간 증가하였다. 반면에 냉각수를 플룸 중심과 측면에서 동시에 분사하는 경우 질소산화물 생성의 억제와 일산화탄소 재연소를 크게 촉진시켰다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), After burning(이차연소), Flame Guiding Duct(화염유도로), Discrete Phase Model(이산 상 모델)

1. 서 론

엔진 시험 시설은 엔진 플룸에 의한 소음과 고온 환경으로부터 설비를 보호하기 위해 화염 유도도와 함께 냉각수를 분사를 사용한다. 항우연에서 개발 중인 75톤급 엔진의 지상 시험시설은 Fig. 1과 같이 화염유도로(Flame Guiding

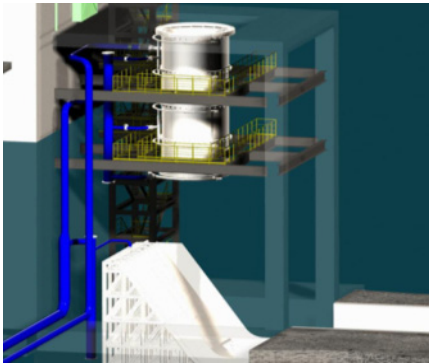


Fig. 1 Flame guiding duct and flame deflector.

Duct, F.G.D.)와 화염편향기(Flame Deflector)로 구성되며 화염유도로와 유도로 진입 전에 냉각수를 분출하는 장비가 구성된다[1].

화염유도로 내부는 상당한 양의 냉각수가 입구 부분에서 분출되어 플룸을 냉각시켜주며[2] 냉각수의 잠열과 낮은 온도로 인해 화염유도로 내부에서의 이차 반응에 상당한 영향을 줄 것으로 추측된다. 특히 미연소된 일산화탄소의 재연소와 질소 산화물 생성은 시험장 주변의 환경에 큰 영향을 미치기 때문에 정량적인 예측이 상당히 중요하다.

연소기 시험시설의 경우에는 재연소 처리 장치까지 포함된 일관 과정으로 구성되어 플룸 가스가 대기 중으로 분출될 때는 비교적 낮은 온도의 완전 연소 생성물로 나온다. 이에 반하여 엔진 지상 연소 시험 설비는 엔진 플룸 가스가 화염유도로 이외에는 별도의 처리장치가 없기 때문에 화염유도로 내부의 반응 과정이 상당히 중요하다. 이에 본 연구에서는 냉각수가 화염유도로 내부에서의 일산화탄소 재연소와 질소산화물 생성과정에 끼치는 영향을 해석하고자 한다.

2. 수치 모델링

2.1 형상 모델링

적용된 엔진은 한국형 발사체 1단에 사용될 75톤급 엔진이며 실제 구축중인 엔진 시험 설비의 형상을 화염유도로까지 반영하였다. 화염편향

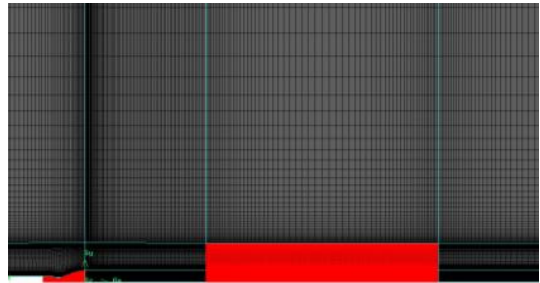


Fig. 2 Mesh of nozzle and flame guiding duct.

Table 1. Boundary condition at nozzle inlet.

Temperature	Pressure	Mass fraction			
		H2	H1	O1	O2
3627 K	6 MPa	0.0052	0.0009	0.0076	0.0314
		OH	H2O	CO	CO2
		0.0466	0.2563	0.3235	0.3286

기를 고려할 경우 3차원 해석을 고려해야 하지만, 본 연구는 화염유도로에 제한하여 분석하기 때문에 2차원 축대칭 가정으로 충분하다고 판단된다. 해석을 위한 격자는 Fig. 2와 같이 노즐 벽면에 충분히 밀집시켰고 Fluent V13[3]을 적용하였으며 SST k-w 난류모델을 적용하였다. 냉각수는 이산 상 모델(DPM, Discrete Phase Model)로 가정하였다.

2.2 해석 모델링

한국형발사체는 케로신 액체산소를 추진제로 사용하는데 연소실 조건은 Table 1과 화학평형 코드 CEA[4]로부터 구한 한국형발사체 엔진 조건을 적용하였다.

화학종과 화학반응은 Table 2와 같이 질소 반응까지 포함한 11 화학종 18 반응 모델을 적용하였다. 이 모델은 Wang과 McConnaughey[5]에 의해 로켓 후류의 질소산화물 생성 예측에 사용된 모델이다. Vu와 Oliveira의 반응 모델[6]도 있지만 Wang의 모델이 케로신 화학반응 모델[7]에도 사용되었기 때문에 적용성이 좋은 것으로 판단되었다. 화학 반응은 층류 비평형 모델로서 난류 연소의 영향은 별도로 고려하지 않았다. 혼합

Table 2. Reaction mechanism $k_f = AT^\beta e^{-E/RT}$.

	Reaction	A	β	E/R
1	$H_2+O_2 \rightleftharpoons OH+OH$	1.700E13	0.00	2.407E04
2	$OH+H_2 \rightleftharpoons H_2O+H$	2.190E13	0.00	2.590E03
3	$OH+OH \rightleftharpoons H_2O+O$	6.023E12	0.00	5.500E02
4	$O+H_2 \rightleftharpoons H+OH$	1.800E10	1.00	4.480E03
5	$H+O_2 \rightleftharpoons O+OH$	1.220E17	-0.91	8.369E03
6	$O+H+M \rightleftharpoons OH+M$	1.000E16	0.00	0.000E00
7	$O+O+M \rightleftharpoons O_2+M$	2.550E18	-1.00	5.939E04
8	$H+H+M \rightleftharpoons H_2+M$	5.000E15	0.00	0.000E00
9	$H+OH+M \rightleftharpoons H_2O+M$	8.400E21	-2.00	0.000E00
10	$CO+OH \rightleftharpoons H+CO_2$	4.000E12	0.00	4.030E03
11	$CO+O_2 \rightleftharpoons CO_2+O$	3.000E12	0.00	2.500E04
12	$CO+O+M \rightleftharpoons CO_2+M$	6.000E13	0.00	0.000E00
13	$O+N_2 \rightleftharpoons N+NO$	1.360E14	0.00	3.775E04
14	$N_2+O_2 \rightleftharpoons NO+NO$	9.100E24	-2.50	6.460E04
15	$NO+O \rightleftharpoons O_2+N$	1.550E09	1.00	1.945E04
16	$NO+M \rightleftharpoons O+N+M$	2.270E17	-0.50	7.490E04
17	$N+OH \rightleftharpoons NO+H$	4.000E13	0.00	0.000E00
18	$CO_2+N \rightleftharpoons CO+NO$	2.000E11	-0.50	4.000E03
	M is third body collision parameter			

기의 확산율, 열전도도, 점성 계수 등은 CEA[4]에서 기본으로 제공하는 NASA 다항식 값들을 적용하였다.

노즐 내부의 벽면 온도는 케로신 재생 냉각 채널과 막냉각 효과 때문에 온도 구배가 있으나 평균값인 1200 K로 취하였다. 화염유도로 벽면의 온도는 화염유도로 냉각 채널에 의한 냉각 때문에 온도가 높지 않으므로 상온인 300 K로 가정하였다. 화염유도로의 벽면이 플룸 가열로 300 K 이상 될 수 있으나 화염유도로의 냉각채널 때문에 플룸 온도에 비하여 충분히 낮아 결과에 큰 차이가 없을 것으로 판단한다.

23 냉각수 모델링

로켓 플룸에 대한 냉각수 분사는 발사 및 시험 과정에 적용되며, 해석적으로 이를 분석한 경우는 대부분 이산 상 모델로 가정한다[6]. 이산 상 모델은 고체나 액체를 하나의 입자로 가정하여 연속체인 기체와의 운동량과 에너지 교환을

고려하는 것으로 공간의 대부분을 기체가 차지하고 있다고 전제되어야 한다.

이산 상 모델을 로켓 플룸에 적용하면 냉각수 자체는 유량이 로켓 플룸에 비하여 매우 클 뿐만 아니라 하나의 입자로 가정하기엔 매우 큰 물줄기로 분출하기 때문에 물리적으로 적절치 않을 수 있다. 그러나 로켓 플룸과 같은 고마하 수 압축성에서 냉각수 분사에 대한 검증된 이산 (Two phase) 유동 모델이 없고 대부분의 로켓 플룸 냉각수 해석에 적용되는 방법이므로 이를 채택하였다. 최근에 VOF (Volume of Fluid) 다상 모델을 사용하여 발사체 냉각수를 해석한 경우 [8]가 있지만 아직 일반적이지 않다.

냉각수는 약 600 kg/s가 분출된다고 가정하였다. 냉각수 분출이 화염유도로 벽면에 인접한 곳에서 전부 분출되는 경우와 플룸 축 중심에서 약 400 kg/s, 화염유도로 벽면에서 약 200 kg/s가 분출된다고 가정하였다. 두 번째 경우는 실제 설치된 화염유도로 냉각수 유량과 유사하다. 이산 상 모델에 포함된 변수는 참고문헌[9]에서 도입하였다. 이산 상 모델에서 입자 분열 모델로는 웨이브 모델을 채택하였으며 사용된 변수 값 중 $B_0=0.61$, $B_1=60$ 으로 설정하였다. 이 값들은 초음속 유동에 분사되는 냉각수의 분산과정에 가장 잘 맞는 것으로 알려졌다[10].

이산 상 모델의 냉각수 분사 과정은 Fig. 3에서 측면 분사와 중심 분사 과정을 냉각수 입자와 함께 냉각수가 증발되어 발생하는 H₂O 질량 분율을 도시하였다. 냉각수는 플룸 중심과 화염유도로 벽면에서 각각 10 cm의 지름으로 30 m/s의 속도로 분출한다고 가정하였다. 분사각도는 실제 설치된 상황과 비슷하게 중심에서는 45°의 외각으로 화염유도로에서는 플룸 방향으로 약 70°로 분사되는 것을 고려하였다.

24 해석 케이스 분류

화염유도로가 CO 및 NO 생성에 미치는 영향을 보기 위해 네 가지 경우를 고려하였다. 첫째는 화염유도로 없이 대기로 분사하는 경우이고, 둘째는 로켓 플룸이 화염유도로를 통과하지만 냉각수 분사가 없는 경우, 셋째로 화염유도로 입

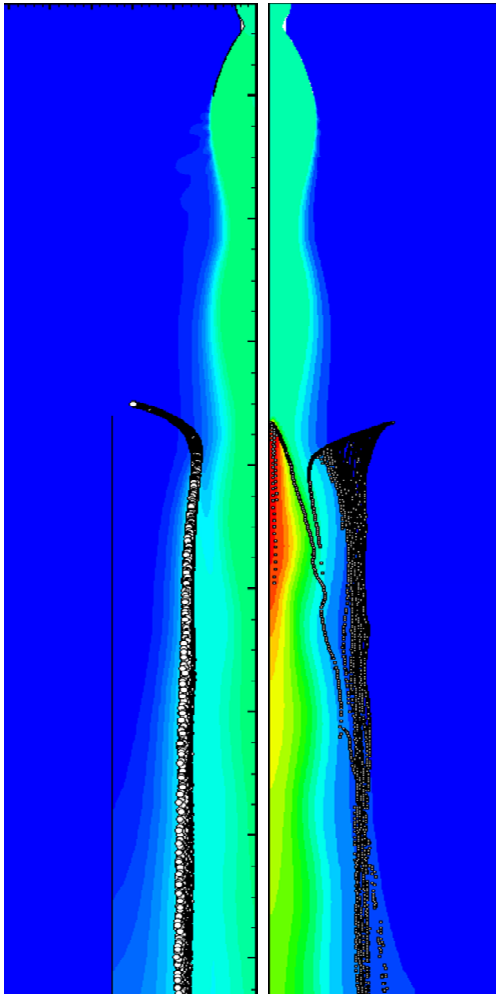


Fig. 3 H₂O fields and Injection of cooling water (Upper) side injection(Low) center and side injection.

구에서 플룸 방향으로 600 kg/s 냉각수 분사가 있는 경우, 마지막으로 화염유도로에서 200 kg/s의 측면 냉각수 분사와 플룸 중심에서 400 kg/s 냉각수 분사가 동시에 있는 경우이다. 참고적으로 화염유도로 벽에는 냉각 채널이 있어서 유도로 벽면의 과열을 방지한다.

대부분의 로켓 연소 시험은 화염유도로에 측면 냉각수만 있지만 러시아 시험시설이나 나로호 발사 사례와 같이 플룸 중심에서 냉각수가 분사되는 경우도 있다. 플룸 중심에서 분사된 냉각수는 효과적인 플룸 냉각 및 소음 저감 효과

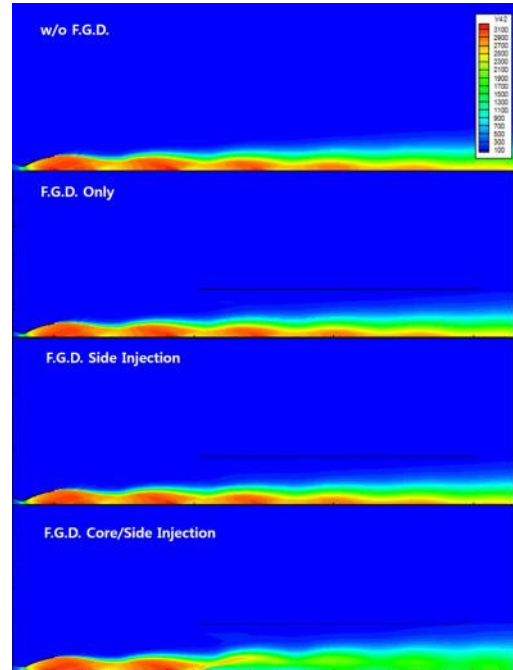


Fig. 4 Velocity magnitude of plume.

를 볼 수 있다. 단 이 경우에 있어서 분사 장치의 3차원 구조로 축대칭 가정이 성립되지 않으나 실제와는 다소 다를 수 있다.

3. 결과 분석

3.1 냉각수 분사 과정 분석

이산 상 모델을 적용한 냉각수 침투 과정을 수증기 분포와 함께 Fig. 3에 나타냈다. 측면에서 분사된 냉각수는 플룸 속으로 깊이 침투하지 못한다. 또한 냉각수의 기화가 충분하지 못하고 상당수는 플룸과 함께 후방으로 빠져 나간다. 이러한 결과는 다른 발사체 플룸 냉각수 해석과도 비슷한 결과이다. 그러나 중심에서 분사된 경우 대부분의 냉각수가 기화되고 수증기 농도가 확연히 증가한다.

측면 분사된 냉각수에서 기화율에 차이가 큰 것은 측면 분사만 있는 경우 냉각수의 양이 3배로 많기 때문에 냉각수 액적이 쉽게 분열되지 않은 결과이다.

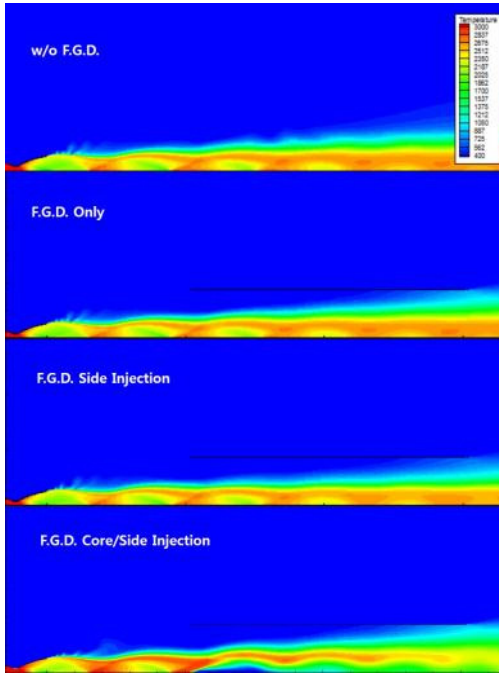


Fig. 5 Temperature of plume.

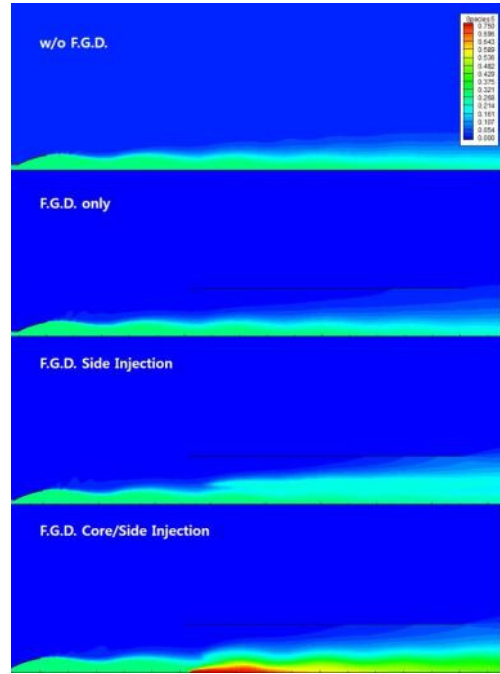


Fig. 6 H2O mass fraction of plume.

냉각수 분사에 따른 플룸 유동장의 속도 변화는 Fig. 4에서 나타냈다. 측면 분사의 경우 플룸 구조에 변화가 없으나 중심/측면 분사의 경우, 마하 디스크가 깨지고 플룸의 폭이 넓어진다. 또한 플룸 중심부의 속도가 큰 폭으로 감소한다.

온도를 나타낸 Fig. 5에서 보면 냉각수 분사가 없는 화염유도로의 경우 화염유도로가 없는 것과 비교하여 온도 차이가 없으나 냉각수가 측면 분사되면 온도가 약간 감소된다. 반면 중심/측면 분사의 경우 플룸 구조 자체가 크게 변하고 온도가 크게 변한다. 플룸 중심의 온도는 크게 감소하고 대신 플룸 반경이 팽창하여 외곽에서 온도가 상승한다. 이는 화염유도로 출구에서의 온도 분포를 나타낸 Fig. 7에서 다시 확인된다.

플룸 구조와 냉각수의 기화는 Fig. 6의 H2O 분포에서 확인된다. 중심에서 분사된 냉각수가 기화되어 H2O가 생성되며, 측면 분사된 냉각수보다 기화가 더 잘되는 것으로 나타난다. 이는 Fig. 3에서 보는 바와 같이 측면 분사된 냉각수가 플룸 중심으로 투입되지 못해 기화율이 낮기 때문이다.

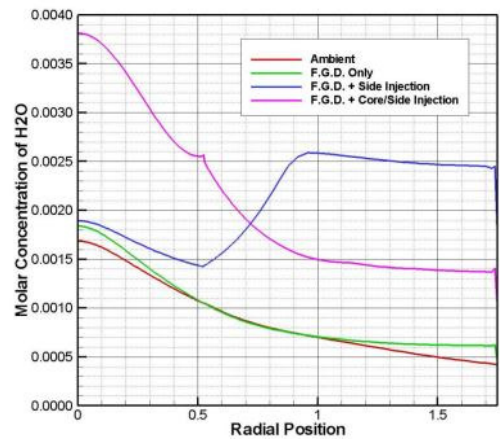


Fig. 7 H2O at exit of flame guiding duct.

냉각수 분사 방식이 유동장에 미치는 효과는 화염유도로 출구에서의 H2O와 온도를 나타낸 Fig. 7과 8에서 정량적으로 확인된다. 측면 분사만 되면 온도와 H2O는 플룸 중심에서 화염유도로만 있는 경우와 비슷하지만 화염유도로 벽면에 가까워질수록 온도가 더 떨어지고 H2O 농도가 약간 증가한다.

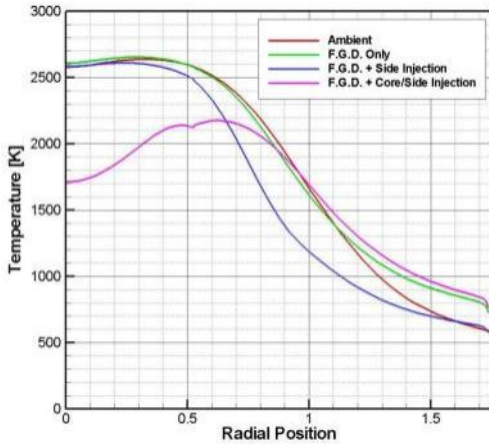


Fig. 8 Temperature at exit of flame guiding duct.

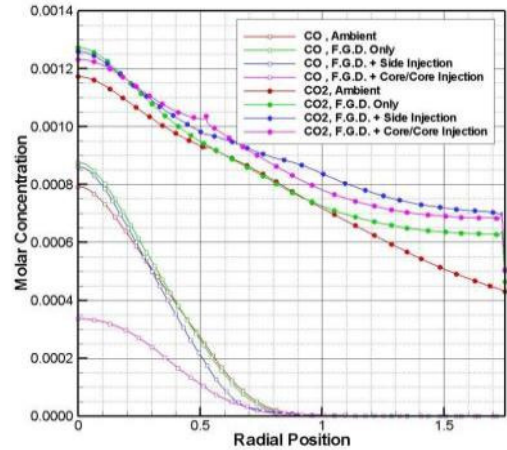


Fig. 9 CO, CO2 at exit of flame guiding duct.

반면 중심/측면 분사의 경우에는 플룸 중심에서 온도가 낮고 전체 영역에서 H₂O 농도가 증가한다. 다만 화염유도로 벽면에 가까울수록 측면 분사만 경우가 확연히 높는데 이는 냉각수가 측면만 분사될 경우 분사유량이 중심/측면보다 3배로 많기 때문이다.

3.2 이차 반응 분석

Fig. 9와 10에서는 화염유도로 출구의 일산화탄소의 이차 연소 효과와 질소 생성물의 분포를 비교하였다. 그리고 정량적인 비교를 위해 채널 출구의 생성물 농도와 증가율을 Table 3과 4에서 제시하였다. 냉각수가 분사되면 화염유도내의 플룸 질량이 증가하기 때문에 몰분율이나 질량 분율의 변화는 CO와 NO 변화의 지표가 될 수 없으므로 몰농도(molar concentration, kmol/m³)로 표시하였다.

Fig. 9에서 보면 화염유도로가 없는 경우 CO₂가 외부로 충분히 확산되기 때문에 반경방향으로 계속 감소한다. 화염유도로가 있는 경우에는, 중심/측면 분사된 냉각수의 경우가 측면만 분사하는 경우보다 약간 적은 CO₂ 발생을 보인다. 그러나 이는 분포만 그렇다는 것이고 실제로 발생하는 유량은 속도가 반영되어야 한다. Fig. 11에서 보는 바와 같이 플룸의 속도가 다르기 때문에 실제로는 중심/측면 분사된 경우가 더 많은 CO₂를 생성한다. 이는 Table 3에서 확인된

Table 3. Species flow rate through the flame guiding duct[kg/s].

	H ₂ O Vapor	CO	CO ₂	NO
Inlet of F.G.D.	73.7	48.1	131.5	1.2
Exit of F.G.D Only	77.5	25.3	168.4	3.5
Exit of F.G.D. with side injection	144.6	22.5	171.3	2.0
Exit of F.G.D. with core/side injection	180.2	9.6	194.3	1.5

Table 4. Rate of variation of species relative to the flame guiding duct only[%].

	H ₂ O Vapor Increment	CO Redu ction	CO ₂ Incre ment	NO Redu ction
Side injection	12	12.7	8.1	66.1
Core/Si de injection	18	89.8	73.7	89.7

다. CO의 경우에는 플룸 중심의 냉각수를 제외한 나머지 경우는 큰 차이를 볼 수 없다. 플룸 중심 냉각수 경우에는 H₂O가 CO 반응을 가속시키는 것으로 사료된다.

Fig. 10에서 NO도 냉각수가 분사되어 현저히 감소하는데, Fig. 8의 반경 방향 온도 분포와 특

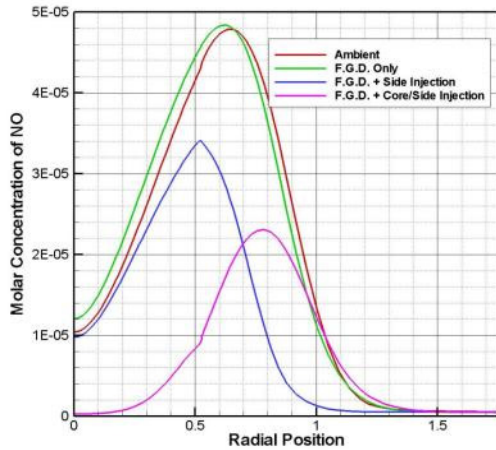


Fig. 10 NO at exit of flame guiding duct.

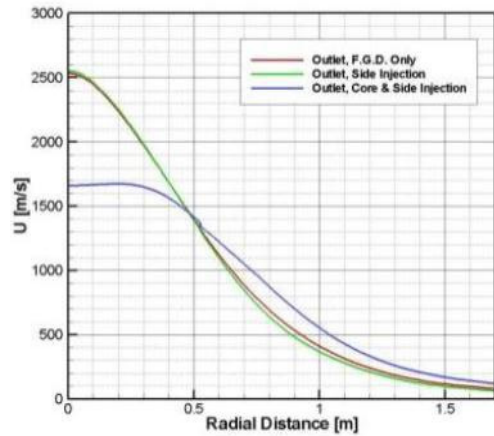


Fig. 11 Velocity at exit of flame guiding duct.

성이 비슷하다. NO는 외부에서 유입된 공기가 고온 플룸과 접촉하여 생성되는데, 온도가 낮으면 낮을수록 생성이 억제된다. 냉각수의 측면 분사만 있는 경우 공기와 접촉하는 플룸 경계면의 온도가 낮기 때문에 NO 생성이 억제된다. 반면 중심/측면 분사된 경우에는 플룸 중심의 온도가 다른 경우에 비하여 상당히 낮기 때문에 NO 생성이 감소한 경우이다.

정량적인 분석을 위해서 화염유도로 출구에서 H₂O, CO, CO₂, NO 유량을 적분하여 각 화학종의 유량을 계산하였다. Table 3에는 각각의 유량과 Table 4에는 화염유도로만 있는 경우에 대한 변화율을 제시하였다.

단순히 화염유도로만 있는 경우와 비교하면 측면 분사된 냉각수가 CO 감소율이 12.7%에 불과하여 반응에 큰 영향이 없다고 볼 수 있다. 그러나 NO에 대해서는 66%의 감소율을 보여 생성을 억제하고 있다. 반면 중심/측면에서 분사한 경우 CO 감소율은 89.8%에 CO₂ 증가율이 73.7%로 측면 분사된 경우에 비하면 확연한 증가를 나타낸다. 또한 NO의 경우에도 측면 분사보다 더 큰 89.7%의 감소율을 보인다. 따라서 중심/측면 분사된 냉각수가 CO 재연소 반응을 증가시키고 NO 생성에 매우 효과적임이 확인된다.

Table 3과 4에서 H₂O 변화율을 보면 어느 방식이든 기화율은 20%를 넘지 않는 것으로 보인다. 다만 이는 채널 출구까지이며, 플룸은 채널

을 지나 화염편향기에 닿기 때문에 실제로는 이보다 높을 것이다. 다만 본 연구에서 적용한 이산상 모델이 발사체 플룸 냉각수와 같이 고마하수 유동에 대한 대량의 물분사 경우에 얼마나 타당한지 검증된 경우가 없기 때문에 상대적인 값으로 판단하는 것이 좋을 것이다.

4. 결 론

로켓 플룸에 냉각수 분사하여 냉각수 분사 방식에 따른 일산화탄소 재연소와 질소산화물 생성을 중심으로 유동장의 변화를 전산 해석하였다. 냉각수를 측면에서 분사할 경우 플룸 온도를 감소시켜 질소산화물 생성을 크게 억제하였지만, 일산화탄소 재연소는 약간 증가하였다. 반면에 냉각수를 플룸 중심과 측면에서 동시에 분사하는 경우 질소산화물 생성을 더 강하게 억제할 뿐만 아니라 일산화탄소 재연소가 크게 촉진되었다.

References

1. Kim, S.H., Chung, Y.G. and Han, Y.M., "Development of Liquid Rocket Engine Test Facility," *Proceeding of the KSPE Spring*

- Conference, Gumi, Gyeongsangbuk-do, Republic of Korea, 2012.
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, pp. 3783-3786, 2010.
 3. Ansys Fluent V13.0 Manual, ANSYS, Inc., Canonsburg, PA, U.S.A., 2010.
 4. Michael, J.Z. "Chemical Equilibrium," World Wide Web location <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/>, Apr. 2014.
 5. Wang, T.S., McConnaughey, P. Chen, Y.S. and Warsi, S., "Computational Pollutant Environment Assessment from Propulsion System Testing," *Journal of Space and Rockets*, Vol. 33, No. 3, pp. 386-392, 1996.
 6. Canabal, F. and Frendi, A., "Study of the Ignition Overpressure Suppression Technique by Water Addition," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 4, pp. 853-865, 2006.
 7. Wang, T.S., "Thermophysics Characterization of Kerosene Combustion," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 15, No. 2, pp. 140-147, 2001.
 8. Moon, S.M., Cho, N.K., Kim, S.L., Jun, S.B., Lee, K.H. and Kim, D.H., "A Computational Study on Cooling Analysis of the Flame Deflector for the 75 tonf Class Propulsion Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 2, pp. 55-64, 2015.
 9. 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, pp. 1207-1210, 2010.
 10. 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, pp. 375-378, 2010.