

75톤 1단 액체로켓엔진 지상시험에서 중앙 물분사가 후류에 미치는 영향 고찰

문윤완*, 설우석**

A Study of Core Water Injection Effect Influencing Plume in 75 tf 1st Stage Liquid Propellant Rocket Engine Ground Test

Yoonwan Moon*, Woo-Seok Seol**

Abstract

A study of efficient plume cooling by core water injection type was performed by computational fluid dynamics. A side injection type is well known, on the contrary, a core injection type is not well known. In order to figure out the characteristics of core injection type, several calculations were performed by computational fluid dynamics along various mass flow rates and locations of water injection. On the basis of analysis it was the adequate cooling condition that water mass flow rate to total mass flow rate was two times at least and location of water injections was $L/De=1.2$.

초 록

본 연구는 중앙 물분사 방식을 채택한 액체로켓엔진 후류의 냉각에 대해 전산유체역학을 통한 특성을 고찰하였다. 중앙 물분사 방식의 냉각은 측면 물분사 방식과는 달리, 잘 알려져 있지 않기 때문에 다양한 물분사량과 유량을 통해 효율적으로 후류를 냉각시킬 수 있는 조건을 찾았으며, 해석을 통해 후류의 변화 특성을 살펴보았다. 이로부터 물분사 유량이 총추진제 유량의 2배 이상, 위치는 $L/De=1.2$ 일 때가 적당함을 알 수 있었다.

키워드 : 액체로켓엔진(liquid rocket engine), 후류(plume), 냉각(cooling), 물분사(water injection), 중앙 분사(core injection), 전온도(total temperature)

1. 서 론

로켓엔진을 지상에서 시험하기 위해서는 1단 엔진의 경우 대기조건 또는 대기 중에서 연소시험을 수행하고 2단 이상부터는 엔진이 작동하는 환경을 모사하기 위해 고공환경을 모사할 수 있

는 초음속 디퓨저(diffuser)와 이젝터(ejector) 등의 설비를 사용하여 고공시험을 수행한다. 1단 엔진의 경우는 대기로 후류를 내보내나, 엔진과 시험설비의 보호 및 주변에 미치는 영향을 최소화하기 위해 후류처리시스템을 설치한다. 이때 채택하는 후류시스템으로는 다양하지만, 간소화

접수일(2010년 12월 21일), 수정일(1차 : 2011년 5월 4일, 2차 : 2011년 6월 15일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 발사체엔진팀/ywmoon@kari.re.kr *** 발사체엔진팀/wsseol@kari.re.kr

하면 유도로(deflector), 물분사 장치 등이 있을 수 있다. 유도로(deflector)의 경우 밀폐형과 개방형으로 나눌 수 있고 또한 물분사 장치도 측면분사방식(side injection type)과 중앙분사방식(core injection type)으로 나눌 수 있다. 서방국가(미국, ESA 등)에서는 주로 측면분사방식을 사용하고 러시아에서는 중앙분사방식을 사용한다. 측면분사방식의 경우 다양한 논문으로부터 자료를 획득할 수 있고 대부분 물분사로부터 발생하는 소음 저감을 중심으로 결과를 발표하였다. 하지만 중앙분사방식은 거의 알려진 자료가 없으며 나로호 발사 시 적용된 것을 볼 수 있을 뿐이다.

본 연구에서는 특성이 잘 알려져 있지 않은 중앙분사 후류 냉각 방식에 대해 유량 및 위치를 변경하면서 전산유체역학을 사용하여 후류 냉각 효과를 계산하였고 각각에 대해 분석을 통해 특성을 고찰하였다.

2. 본 론

2.1 75톤급 1단 엔진 제원

75톤 1단 액체로켓엔진은 가스발생기 사이클 엔진으로서 엔진의 제원은 다음과 같다.

표 1. 75톤급 액체로켓엔진 제원

지상 추력 (tonf)	66.7
진공 추력 (tonf)	76.1
지상 비추력 (s)	260.3
진공 비추력 (s)	296.9
엔진 혼합비 (-)	2.2
연소기 혼합비 (-)	2.45
연소압 (bar)	60.0
확대비 (-)	12.0

표 1에서 보면 엔진 혼합비와 연소기 혼합비가 다르다. 이는 75톤 엔진이 가스발생기 사이클을 사용하기 때문에 가스발생기에서 발생한 고온 가스는 터빈을 구동한 후 대기로 배출되기 때문이며, 이때 사용되는 유량은 전체 유량의 약 4.7%이다. 후류 계산 시에는 이러한 터빈 배기의

영향까지 고려하여 계산하는 것이 보다 정확한 결과를 얻을 수 있을 것이라 생각되지만, 대기로 방출되는 유량이 앞서 언급하였듯이 전체 유량의 약 4.7% 정도이므로 엔진 노즐 후류에 크게 영향을 미치지 않을 것으로 생각되며, 또한 본 계산에서는 2차원 축대칭으로 계산을 하였으므로 가스발생기에서 생성된 터빈 배기가스는 무시하였다.

연소기의 혼합비만을 고려하였으므로 그때의 연소가스 조성은 CEA[1]로부터 구할 수 있다. 이때는 shifting equilibrium을 사용하고 확대비 12.0에서의 조성을 다음 표와 같이 계산하였다. CFD 계산에서는 확대비 12.0에서 구한 연소가스 조성을 연소기입구에 질량분율로 입력하였으며, 연소기 내에서 조성변화는 없다고 가정하였다.

표 2. 노즐출구에서 연소가스 조성

Species	Mass fraction
CO	0.34935
CO ₂	0.36602
H	0.00005
H ₂	0.00933
H ₂ O	0.27483
OH	0.00040
O ₂	0.00001
Total	≈ 1.00000

CFD 계산을 위해서는 75톤 1단 엔진의 연소기 형상 제원이 필요하다. 주요 형상 제원은 다음 표와 같다.

표 3. 연소기 및 노즐 주요 제원

연소실 직경 (m)	0.524
목직경 (m)	0.3025
노즐 출구 직경 (m)	1.048
축소비 (-)	3.0
확대비 (-)	12.0

2.2 계산 algorithm 및 계산조건

75톤급 1단 엔진의 후류 계산을 위해

Fluent[2]를 사용하였다. 또한 solver로서 pressure based algorithm인 SIMPLEC를 사용하였다. 초음속 유동에서는 density based algorithm이 적합하다고 알려져 있으나, 물분사의 효과를 고려하여 계산을 수행할 경우 density based algorithm은 제약을 받는다. 이러한 다양한 물리현상이 포함된 계산일 경우 pressure based algorithm이 보다 적절한 결과를 내주고 있다[3]. 후류의 연소물질을 정확히 예측하기 위해서는 유한화학반응이 포함되어야 하나 본 연구에서는 포함시키지 않았다. 추후 후류의 유한화학반응을 추가할 계획이다[3]. 물분사의 분무 효과를 고려하기 위해 Reitz[4]의 wave instability model을 적용하였다. 후류를 예측하기 위해 계산에 사용된 영역은 그림 1과 같다.

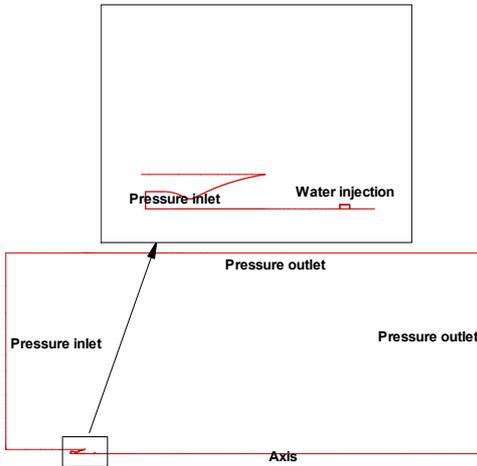


그림 1. 계산 영역 및 경계조건

그림에서 보듯이 2차원 축대칭으로 계산을 수행하였으며 좌측의 대기영역은 표준대기조건으로 1bar, 300K으로 경계조건을 주었고, 노즐의 연소실은 정체압 60bar, 3615K로 경계조건을 주었다. 또한 물분사를 모사하기 위해 대략적인 물분사 분사기를 모사하여 그림과 같이 모사하였다.

후류에 대한 물분사 효과를 고찰하기 위해 물분사 양과 물분사 위치를 조정하면서 계산을 수행하였다. 물분사의 위치는 첫 번째 shock cell의

끝부분에 위치하였고 이를 기본으로 30 cm 씩 하류로 이동하면서 각 물분사 유량에 대해 계산을 수행하였다. 계산 조건에 대해 요약하면 표 4와 같다.

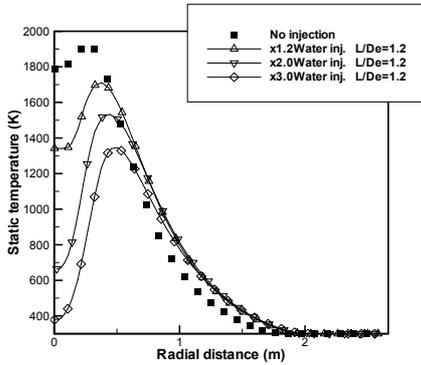
표 4. 물분사 위치와 유량에 따른 계산 조건

		L/De		
		1.2	1.5	1.8
MFR ratio (water/prop.)	1.2	314.2kg/s, 1.28m	314.2kg/s, 1.58m	314.2kg/s, 1.88m
	2.0	512.1kg/s, 1.28m	512.1kg/s, 1.58m	512.2kg/s, 1.88m
	3.0	768.0kg/s, 1.28m	768.0kg/s, 1.58m	768.0kg/s, 1.88m

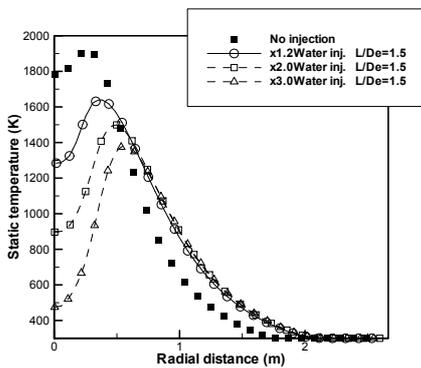
3. 결 과

표 4에 정리되어 있는 조건으로부터 각 조건에 대해 후류에 대한 냉각 성능과 원인을 파악하기 위해 정온도, 전온도 등 각 변수별 변화를 도하였다. 또한 각 위치에 물분사가 장착되었을 경우, 물분사가 없을 때와 물분사가 존재할 때를 비교하기 위해 물분사가 없을 때의 3가지 경우에 대해 선행 계산을 수행하였다.

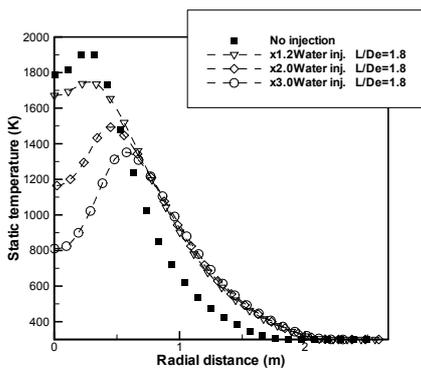
그림 2는 각 물분사 위치에서 분사량에 따른 정온도 변화를 도시한 것이다. 그림에서 보면 각 위치에서 물분사량이 증가할 때 물의 증발량이 많아져 연소가스의 냉각 효과는 좋아지는 것으로 나타났다. 중앙에서의 온도는 L/De = 1.2에서 추진제의 3배를 분사하였을 때가 가장 좋게 나타났다. 하지만 최대온도 측면에서 보면 3배의 물분사 시 각 위치에서의 온도는 최대 약 100 K 정도 차이가 남을 볼 수 있었다. 또한 최대값 이후의 온도는 물분사의 영향으로 인해 후류 유동 구조가 변화하여 물분사가 없을 때보다 보다 넓게 퍼져 온도가 증가하는 것으로 보인다. 이것은 다음의 물분사가 없고 물분사만 설치되어 있을 때의 그림 3을 보면 명확해 진다.



(a) L/De = 1.2 (출구에서 하류 1.28m)



(b) L/De = 1.5 (출구에서 하류 1.58m)



(c) L/De = 1.8 (출구에서 하류 1.88m)

그림 2. 각 물분사 위치에서 분사량에 따른 온도 변화 (노즐출구 하류 10m 측정)

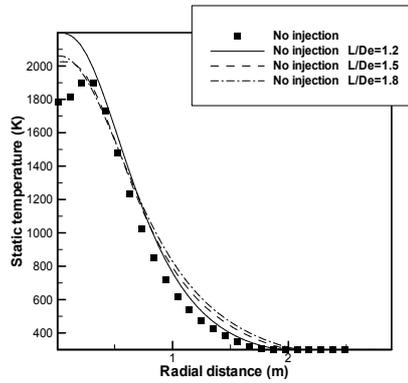
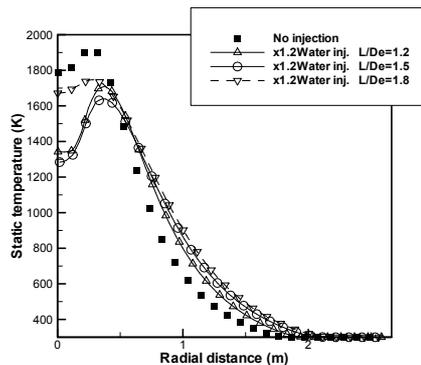
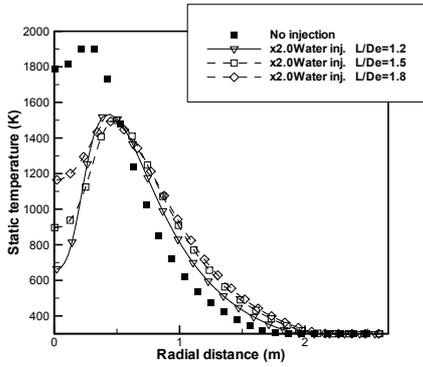


그림 3. 물분사가 없을 때 분사기 위치에 따른 온도변화 (하류 10m)

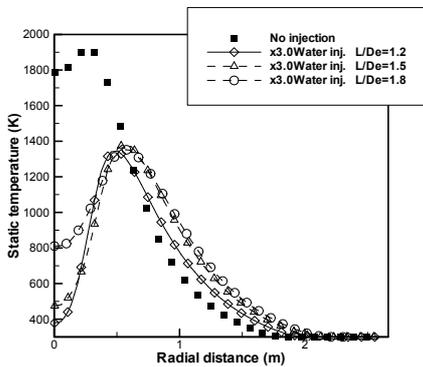
그림 4는 물분사량을 고정하고 물분사 위치를 변화하였을 때의 온도분포를 나타낸 것이다. 그림에서 보면 공동적으로 물분사 위치가 가장 멀 때 온도감소 효과가 적은 것으로 나타났다. 그림 4의 (a)에서 보면 물분사량이 적기 때문에 큰 효과를 나타내지 못하고 있다. 하지만 물분사량이 추진제의 2, 3배로 증가하면 그림 4의 (b)와 (c)에서처럼 중심에서 큰 폭으로 감소하는 것을 볼 수 있다. 이는 물분사량이 증가할수록 그에 상응하는 증발량이 증가되어 기체의 온도를 낮추는 것을 알 수 있다. 하지만 물분사의 영향이 미치지 않는 부분 즉, 최대 온도의 경우 물분사량이 동일하면 분사 위치에 관계없이 거의 동일한 값을 보여주고 있음을 알 수 있다.



(a) $\dot{m}_{B_2O} / \dot{m}_{prop} = 1.2$



(b) $m_{H_2O}/m_{prop} = 2.0$

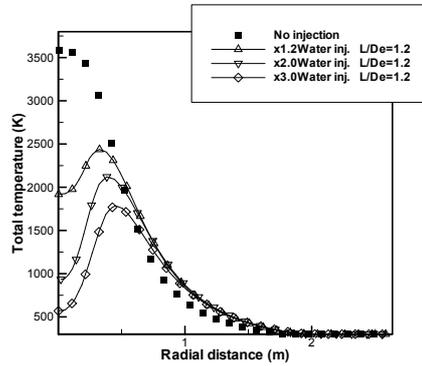


(c) $m_{H_2O}/m_{prop} = 3.0$

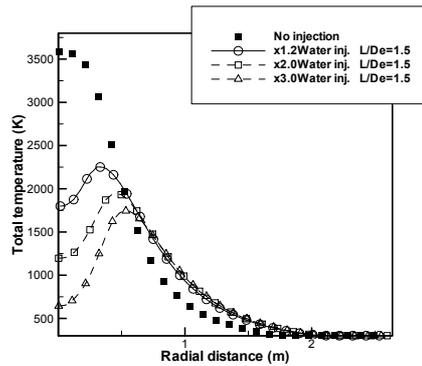
그림 4. 각 물분사 유량에서 분사위치에 따른 온도 변화 (노즐출구 하류 10m 측정)

물분사 시 분사되는 물의 증발로 인해 그 주변의 기체 물성치를 바꿔 유동장에 영향을 미친다. 이를 분석하기 위해 그림 5와 같이 전온도 (total temperature)를 도시하였다. 그림에서 보면 물분사가 없을 때 노즐 출구 하류 10m에서의 전온도 변화는 각 물분사 분사기 위치에 따라 크게 변하지 않음을 알 수 있다. 하지만 물이 분사될 때 유량이 증가함에 따라 중심의 온도 및 최대 온도가 감소하고 저온 영역이 넓게 퍼지는 것을 알 수 있다. 또한 L/De가 증가할수록 중심에서의 전온도의 감소폭은 작아짐을 볼 수 있다. 물이 분사되어 증발할 때 증발잠열로 인해 기체장

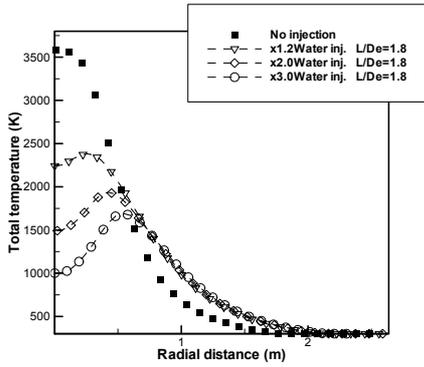
의 온도를 감소시킨다. 또한 기화된 물로 인해 수증기가 발생하고 그때 하류에서는 밀도가 증가한다. 하지만 물분사 시의 분사 속도는 매우 낮고 이것이 대량으로 증발하면 모멘텀을 잃어 속도가 현저히 감소되어 기체장의 축방향 속도를 감소시키는 영향을 미친다. 그러므로 이러한 일련의 과정을 통해 전압(total pressure)은 감소한다. 이때 만약 deflector가 있어 기체장 축중심에서의 전압으로 바뀐다고 하더라도 크게 증가하지는 않을 것으로 예측된다. 밀도 증가를 보기위해 그림 6에 수증기의 질량분율과 전압을 도시하였다. 축방향 속도 변화와 동압 변화, 직접적인 밀도 변화는 참고문헌 [5]에 나와 있다.



(a) L/De = 1.2 (출구에서 하류 1.28m)

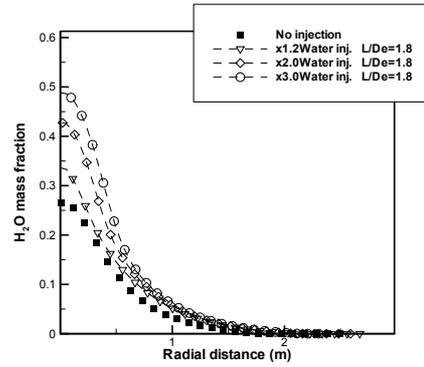


(b) L/De = 1.5 (출구에서 하류 1.58m)



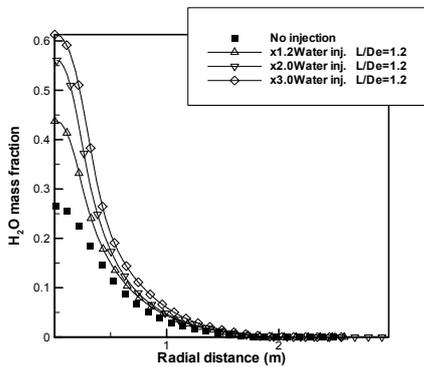
(c) $L/De = 1.8$ (출구에서 하류 1.88m)

그림 5. 각 물분사 위치에서 분사량에 따른 전온도 변화 (노즐출구 하류 10m 측정)

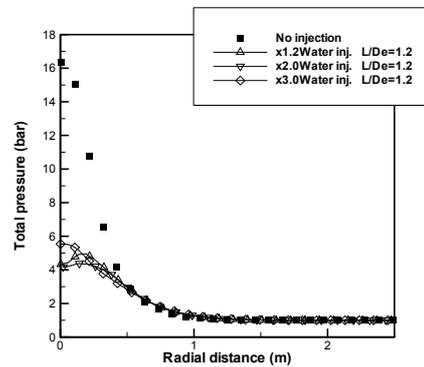


(c) $L/De = 1.2$ (출구에서 하류 1.88m)

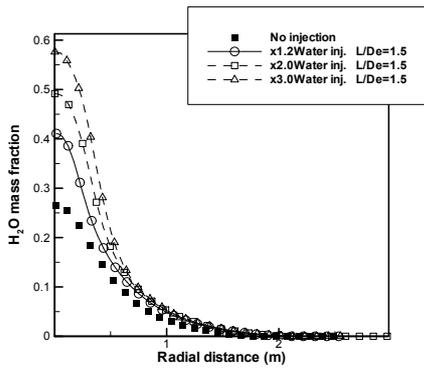
그림 6. 각 물분사 위치에서 분사량에 따른 수증기 질량분율 변화 (노즐출구 하류 10m 측정)



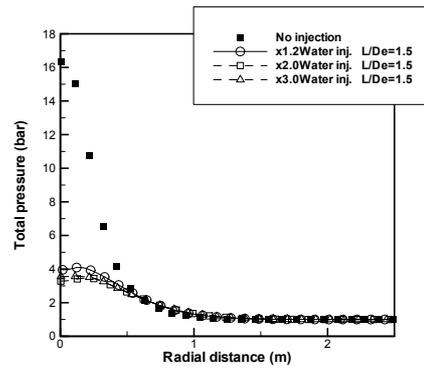
(a) $L/De = 1.2$ (출구에서 하류 1.28m)



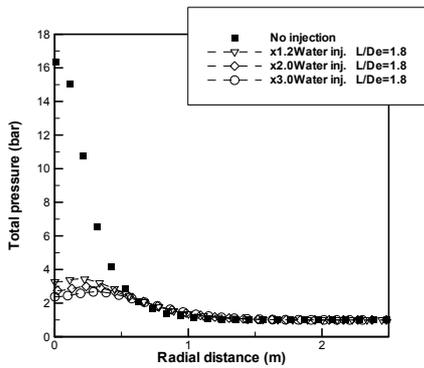
(a) $L/De = 1.2$ (출구에서 하류 1.28m)



(b) $L/De = 1.5$ (출구에서 하류 1.58m)



(b) $L/De = 1.5$ (출구에서 하류 1.58m)



(c) L/De = 1.8 (출구에서 하류 1.88m)

그림 7. 각 물분사 위치에서 분사량에 따른 전압 변화 (노즐출구 하류 10m 측정)

후류에 대해 물분사를 하는 이유는 위에서 언급한 후류 냉각을 하여 시설을 보호하는 목적과 연소 시 발생하는 소음을 저감시키기 위한 목적이 있다. 후류에 의한 소음은 보통 난류 혼합 경계층에 의해 발생하는 것, 음속과 복사 및 충격파 소음으로 나눌 수 있다. 실제로 이 세 가지는 혼재되어 나타나므로 정확히 구분하는 것은 매우 어려운 일이다. 또한 음향장은 방향성을 갖고 있고 시간에 대한 함수이므로 본 연구에서와 같이 2차원 축대칭 정상상태 계산에서는 후처리를 통해 소음 수준만을 볼 수 있을 뿐이다. 소음의 분포와 크기를 정확히 예측하는 것은 또 다른 주제가 되므로 추후 연구할 예정이다.

4. 결 론

본 연구에서는 다양한 물분사량과 분사위치에 대해 중앙 물분사가 후류에 미치는 영향에 대해 해석을 수행하였고 각 변수별 변화를 분석하였다.

중앙에서 물분사 시 후류의 온도 감소는 유량이 약 2배 이상, 위치가 첫 shock cell의 끝부분에 위치할 때 효과적으로 냉각시킴을 알 수 있었다. 이는 유입되는 물이 대량으로 증발하여 후류의 밀도를 변화시키고 이것이 후류 속도 감소, 전압 감소 등으로 이어져 발생하는 결과로 생각

된다.

후류에 물분사하는 목적은 후류 냉각과 소음 저감에 있으나 본 연구에서는 소음해석을 수행하지 않았고, 추후 보완된 모델과 기법으로 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Gordan, S. and McBride, B.J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I. Analysis, NASA RP-1311, 1994.
2. Fluent Inc., User Manual for Fluent, V6.3.
3. Wang, T.S., Warsi, S. and Chen, Y.S., "Computational Pollutant Environment Assessment from Propulsion-System Testing," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol. 33, No. 3, 1996, pp.386~392
4. Reitz, R.D., "Modeling Atomization Processes in High-Pressure Vaporizing Sprays," Atomization and Spray Technology, Vol. 3, 1987, pp.309~337,
5. 문윤완, 설우석, 75톤 1단 액체로켓엔진 지상 시험에서 물분사가 후류에 미치는 영향 고찰: 중앙 물분사 방식, KARI-RET-TM-2010-003, 2010, pp.1-19.