

## 고온 항공유의 오리피스 인젝터 분사특성 수치해석

황성록\* · 이형주†

### Numerical Simulation of Orifice Injection Characteristics of High Temperature Aviation Fuel

Sung-rok Hwang and Hyung Ju Lee

**Key Words:** Hypersonic flight vehicle(극초음속 비행체), Scramjet engine(스크램제트 엔진), Regenerative cooling(재생 냉각), Critical Temperature(임계 온도)

#### Abstract

This study presents a numerical simulation investigating hydrodynamic characteristics of high-temperature hydrocarbon aviation fuel injected through a plain orifice injector. The analysis encompassed the temperature range up to the critical point, and the obtained results were compared with prior experimental observations. The analysis unveiled that the injector's exit pressure remains equivalent to the ambient pressure when the fuel injection temperature is below the boiling point. However, when the fuel temperature surpasses the boiling point, the exit pressure of the injector transitions to the saturated vapor pressure corresponding to the fuel injection temperature. Consequently, the exit pressure of the injector increases in tandem with the rapid increase of the saturation vapor pressure due to escalating fuel temperatures. This rise in the exit pressure necessitates a proportional increase in fuel injection pressure to ensure a fixed fuel mass flow rate. Furthermore, the investigation revealed that the discharge coefficient obtained by applying the exit pressure instead of the ambient pressure did exhibit no decrease, but rather was maintained at a nearly constant value, comparable to its level below the boiling point.

#### 기호설명

$A_o$  : 오리피스 단면적 (Cross-sectional area of orifice)  
 $C_d$  : 유량 계수 (Discharge coefficient)  
 $D$  : 오리피스 직경 (Diameter of orifice)  
 $\dot{m}_f$  : 연료 질량 유량 (Mass flow rate of fuel)  
 $L$  : 오리피스 길이 (Length of orifice)  
 $P$  : 압력 (Pressure)  
 $P_{amb}$  : 인젝터 외부 압력 (Ambient pressure)

$P_c$  : 임계 압력 (Critical pressure)  
 $P_{inj}$  : 연료 분사 압력 (Fuel injection pressure)  
 $P_{out}$  : 인젝터 출구 압력 (Injector exit pressure)  
 $P_{sat}$  : 포화 증기압 (Saturation vapor pressure)  
 $T$  : 온도 (Temperature)  
 $T_b$  : 비등점 (Boiling temperature)  
 $T_c$  : 임계 온도 (Critical temperature)  
 $T_{inj}$  : 연료 분사 온도 (Fuel injection temperature)  
 $\Delta P$  : 인젝터 차압 (Pressure difference of injector)  
 $\rho_l$  : 액체 밀도 (Liquid density)

(Received: 5 Jun 2023, Received in revised form: 19 Jun 2023, Accepted: 20 Jun 2023)

\*부경대학교 대학원 기계공학과

†책임저자, 부경대학교 기계공학전공

E-mail : hj.lee@pknu.ac.kr

TEL : (051)629-6138 FAX : (051)629-6126

#### 1. 서론

극초음속 순항비행체는 스크램제트 엔진을 추진기관

으로 이용하여 지구 대기권 내에서 마하 5 이상의 속도로 비행 가능한 비행체로서, 이러한 극초음속 비행을 위해서는 공력에 의한 동체와 엔진의 고온 가열 문제와 효율적인 초음속 연소 문제가 반드시 해결되어야 한다<sup>(1)</sup>. 그런데, 공간이 극도로 제한되는 극초음속 비행체에서는 탄화수소 액체 항공유를 냉매로 사용하여 동체와 엔진을 냉각함으로써 공력가열 문제를 해결할 뿐만 아니라, 냉각에 사용된 고온의 연료가 분사되면 초음속 연소기에서의 연소 성능도 크게 향상시킬 수 있다<sup>(1-3)</sup>. 따라서 실용적인 극초음속 순항비행체 및 스크램제트 엔진 개발을 위해서는 탄화수소 항공유를 이용한 능동재냉각시스템에 관한 연구와 함께<sup>(4,5)</sup> 고온 탄화수소 항공유의 분사 및 초음속 연소 특성에 관한 연구가 반드시 선행되어야 하며<sup>(6,7)</sup>, 현재 전세계적으로 이와 관련된 다양한 연구들이 수행되고 있다.

극초음속 비행체의 연료탱크에 탑재된 탄화수소 항공유는 동체의 공력가열과 엔진의 연료 소모에 의하여 온도가 상승할 뿐만 아니라<sup>(8)</sup>, 액체 상태의 연료가 재생냉각에 활용되면서 미세채널 내부에서 매우 높은 온도로 급격히 가열되고, 결국에는 임계점을 넘어 초임계 상태가 되거나 흡열반응에 의하여 수소를 포함한 다양한 저분자량 탄화수소로 분해된다<sup>(9,10)</sup>. 이와 같이 고온으로 가열되어 초임계 상태가 되거나 저분자량 탄화수소로 흡열분해된 연료가 다양한 형상과 크기의 인젝터를 통해 초음속 연소기로 분사되면 일반적인 액체연료의 분사 및 분무 특성과는 완전히 다른 양상을 보이게 되고, 이에 따라 초음속 공기 유동과 혼합/점화/연소되는 특성도 크게 변화되어 결국 스크램제트 엔진의 연소 성능에도 막대한 영향을 미치게 된다.

특히, 고온으로 가열된 탄화수소 항공유가 대기 중으로 분사되는 경우 인젝터 내부에서는 캐비테이션(cavitation)이, 외부에서는 플래시 비등(flash boiling)이 발생하며, 현재까지 이러한 현상들과 관련된 다양한 연구들이 수행되어 왔다<sup>(6,7,11-14)</sup>. 예를 들면 Lee et al.<sup>(6,11-13)</sup>과 Bae et al.<sup>(7)</sup>은 단순 오리피스 인젝터와 압력 스웰 인젝터를 이용하여 다양한 기하학적 변수들에 따른 고온 탄화수소 항공유의 분사 특성과 내부 유동 특성들을 실험적/수치적으로 연구하였다. 탄화수소 항공유를 약 250°C까지 가열 후 다양한 분사 압력에서 인젝터 출구 압력이 대기압인 조건으로 분사한 결과, 높은 연료 온도에 의하여 캐비테이션이 발생하고, 이러한 캐비테이션에 의하여 유량 질식(mass flow choking)이 유발되는데, 일정한 압력으로 가압된 연료가 고온으로 분사되어 유량 질식

이 발생하면 분사되는 질량 유량은 급격히 감소하며, 그에 따라 인젝터의 유량 계수(discharge coefficient,  $C_d$ )도 급격히 감소함을 확인하였다. 또한, Jin et al.<sup>(14)</sup>은 고온 탄화수소 액체 제트의 오리피스 인젝터 외부에서의 플래시 비등에 의한 분무 특성 변화를 실험적으로 관찰하였는데, 그 결과 액체 상태의 과열된 연료가 대기압 조건으로 분사되면 플래시 비등에 의해 급격하게 기화하게 되고 그에 따라 분무각이 증가함과 동시에 분무되는 액적의 크기는 감소함을 확인하였다. 뿐만 아니라, 최근 Kim et al.<sup>(15)</sup>은 위의 선행 연구와 유사한 형상의 오리피스 인젝터에 대해, 사용된 탄화수소 항공유의 임계 온도인 420°C까지 연료를 가열하여 일정한 질량 유량으로 분사하는 실험을 수행하였고, 그 결과 이전의 연구들과 유사하게 항공유의 비등점 이상의 온도 조건에서  $C_d$  (discharge coefficient)가 거의 선형적으로 감소하는 경향을 확인함과 동시에 인젝터 외부의 분무 특성은 비등점과 임계 온도 사이에서 급격하게 변화하는 것을 확인하였다.

이와 같은 연구 배경으로부터 본 연구에서는 Kim et al.<sup>(15)</sup>의 실험적 연구에서 사용된 단순 오리피스 인젝터에 대하여 연료의 임계 온도에 가까운 693K까지의 온도 조건에서 고온 탄화수소 항공유의 분사 특성에 대한 전산유체해석을 수행하고, 그 결과를 실험 결과와 비교하였다. 특히 항공유가 임계 온도까지 가열되어 분사되는 경우, 실험에서는 확인이 불가능한 인젝터 내부의 고온 연료 분사 특성을 분석하였다. 이를 위하여 2장에서는 전산유체해석에 사용된 기법, 해석 조건, 그리고 예측에 사용된 탄화수소 항공유에 대하여 기술하였다. 그리고 3장에서는 항공유의 비등점에서 임계 온도까지의 다양한 온도 조건에서의 인젝터 내부 유동 및 분사 특성에 관한 해석 결과를 정리하였고, 마지막으로 4장에서는 결론을 제시하였다.

## 2. 전산 해석 기법

### 2.1 인젝터 형상 및 격자 생성

본 연구에 사용한 인젝터는 Lee et al.<sup>(11)</sup>과 Kim et al.<sup>(15)</sup>의 선행 연구에서 사용한 것과 동일한 형상으로서, Fig. 1(a)에 보이는 바와 같이 직경 0.7 mm, 길이 4.3 mm의 단순 오리피스 인젝터이다. 한편, Fig. 1(b)에는 전산 해석을 위한 3차원 격자 생성 결과를 보여 주고 있으며, 격자 생성과 관련된 세부 내용은 Table 1과 같다.

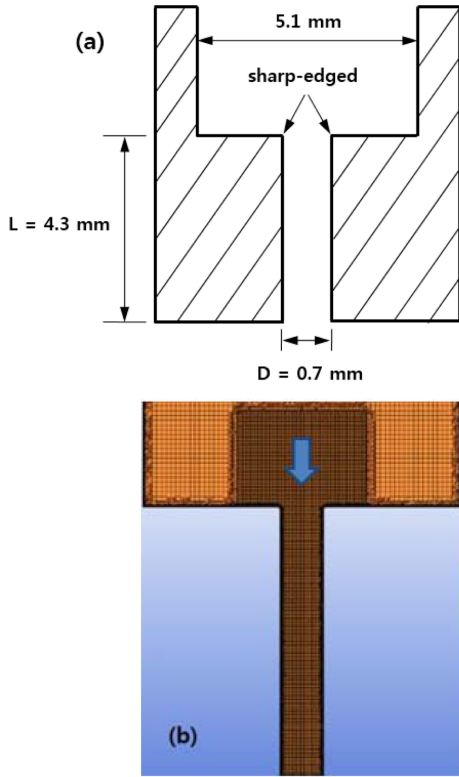


Fig. 1 (a) Schematic and (b) Mesh system of plain orifice injector<sup>(11)</sup>

2.2 해석 슬버 및 계산 모델

고온 탄화수소 항공유의 오리피스 인젝터 내부 유동 해석을 위하여 본 연구에서는 ANSYS FLUENT 2022R1

Table 1 Settings for mesh generation

Item	Description
Meshing S/W	ICEM CFD (ANSYS Inc.)
Grid Type	Unstructured mesh with hexa-core
Meshing technique	Robust octree method
Boundary layer	10 Prism layers with the first layer height of 1 $\mu\text{m}$
Maximum length	10 $\mu\text{m}$
Total number of cells	10,987,061

S/W를 사용하였으며, 해석 슬버 및 각 항목별 세팅 결과는 Table 2와 같다. 계산에 사용된 난류 모델은 Standard k- $\epsilon$  with enhanced wall treatment model이며, 캐비테이션 모델은 Singhal et al.'s full cavitation model을 사용하였다. 이는 Lee et al.<sup>(11)</sup>의 선행 연구와 동일한 모델들로서 본 연구와 비교하였을 때 상대적으로 낮은 온도 범위에서 실험 결과와 유사한 결과를 예측함으로써 그 정확도를 확인한 바 있다.

한편, 기본적으로 캐비테이션은 액체 속에 포함되어 있는 매우 작은 기체 입자들이 핵(nuclei)으로 작용하여 초기에 공동(cavity)이 생성되고 유동 조건에 따라 발달해 가는 현상이므로, 이러한 기체 입자들의 효과를 보다 정확하게 모사하기 위하여 Singhal et al.'s cavitation model에서는 입력 파라미터로서 non-condensable gas mass fraction이 필요하다. FLUENT S/W는  $5 \times 10^{-5}$ 의 값이 디폴트

Table 2 Solver settings for simulation

Type	Description	
Solver	3D, pressure-based, steady RANS	
Pressure-velocity coupling	SIMPLE	
Spatial Discretization	Gradient	Least square cell based
	Pressure	PRESTO!
	Density	First order upwind
	Momentum	
	Vapor	
	Turbulent kinetic energy	
	Turbulent dissipation rate	
Energy		
Under-relaxation factors	0.3	

Table 3 Simulation condition

Parameter	Values
Fuel mass flow rate ( $\dot{m}_f$ )	5.4 g/s
Fuel injection temperature ( $T_{inj}$ )	383 K~693 K ( $\Delta T = 10$ K)

로 지정되어 있으나, Lee et al.<sup>(11)</sup>의 선행 연구에서 다양한 범위의 값들을 적용하여 캐비테이션 해석을 수행한 결과  $2.5 \times 10^{-9}$ 이 입력되었을 때 가장 실험 결과와 유사하게 예측하는 것으로 확인되어 본 연구에서도 이 값을 적용하였다.

### 2.3 해석 조건 및 경계 조건

서론에서 언급한 바와 같이 본 연구에서는 Kim et al.<sup>(15)</sup>의 실험 연구와 거의 동일한 조건에 대한 해석을 수행하였으므로, 해석 조건은 다음 Table 3과 같이 설정하였다. 즉, 연료의 분사 유량을 5.4 g/s로 고정한 상태에서 연료의 온도를 383 K부터 10 K 단위로 693 K까지 증가시키면서 해석을 수행하였다. 이에 따라, 해석의 경계 조건은 인젝터 입구의 경우 유량 5.4 g/s의 Mass flow inlet, 출구는 대기압 상태의 Pressure outlet으로 설정하였다.

### 2.4 탄화수소 항공유 및 물성치 획득 기법

본 연구에서 사용한 탄화수소 항공유는 JP-10 항공유의 주성분인 exo-THDCPD ( $C_{10}H_{16}$ )로서, 전산 해석에 사용된 포화 증기압과 표면장력, 그리고 다른 열물리적 물성치들은 Table 4와 같이 획득하였다. 특히 밀도, 정압비열, 점도, 열전도도 등의 열물리적 물성치들은 상(phase)에 따라 다른 방법으로 획득하였는데, 액체 상은 선행 실험 연구와 동일한 방법인 NIST의 SUPERTRAPP을 이용하였으나<sup>(16)</sup>, 기체와 초임계 상은 NIST

database에서 제한적인 정보만 제공하는 것으로 확인되어 Hwang and Lee<sup>(17,18)</sup>의 연구 결과들로부터, 열역학적 물성치인 밀도와 정압비열은 RK-PR 상태방정식을 이용하였고<sup>(19,20)</sup>, 전달 물성치인 점도와 열전도도는 각각 Chung et al. method<sup>(21,22)</sup>와 Modified Propane-based TRAPP method<sup>(21,23-25)</sup>를 이용하여 획득하였다.

### 2.5 유체 물성치의 솔버 탑재 방법

2.4절의 방법으로 광범위한 온도/압력 범위에서 획득된 열물리적 물성치 데이터는 다음과 같은 방법으로 해석 솔버인 FLUENT에 탑재하였다. 즉, Saturation vapor pressure와 액체 상의 열물리적 물성치들은 압력에 따른 변화가 온도에 비해 크지 않으므로 온도만의 함수로 가정하여 온도에 대한 piecewise linear 방법으로 입력하였고, 기체 및 초임계 상의 열물리적 물성치는 온도 및 압력에 따라 크게 변화하므로 해석하는 온도/압력 범위보다 넓은 범위에서의 물성치를 획득한 후 FLUENT S/W에서 제공하는 RGP(Real Gas Property) Table의 형태로 입력하였다<sup>(27)</sup>. 이러한 RGP Table을 이용하는 방법은 해석 과정에서 유체의 온도 및 압력에 따라 솔버가 lookup table 형태로 미리 입력된 RGP Table을 검색하여 해당 조건에 부합하는 물성치를 찾아서 사용하게 된다.

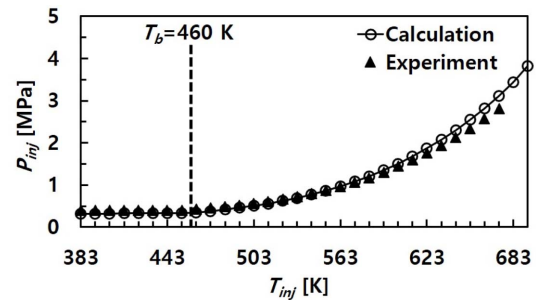


Fig. 2 Fuel injection pressure  $P_{inj}$  with respect to fuel injection temperature  $T_{inj}$

Table 4 Sources of properties of exo-THDCPD

Property		Source
Saturation vapor pressure		NIST SUPERTRAPP <sup>(16)</sup>
Surface tension		Coordinating Research Council <sup>(26)</sup>
Thermodynamic and transport properties in liquid state		NIST SUPERTRAPP <sup>(16)</sup>
Gaseous and supercritical states	Density, Constant pressure specific heat	RK-PR Equation of State <sup>(17,19,20)</sup>
	Viscosity	Chung et al. method <sup>(18,21,22)</sup>
	Thermal conductivity	Modified Propane-based TRAPP method <sup>(18,21,23-25)</sup>

따라서, FLUENT 솔버는 기체 및 초임계 상태의 열물리적 물성치를 획득하기 위한 추가적인 연산이 필요 없으므로 효율적인 계산을 수행할 수 있는 장점이 있다<sup>(27)</sup>.

### 3. 해석 결과

#### 3.1 실험 결과와의 비교

우선, 연료 온도에 따른 분사 압력 예측치와 실험치와의 비교 결과는 Fig. 2와 같다. 질량 유량이 5.4 g/s로 고정된 상태에서 연료 분사 온도가 상승함에 따라 분사 압력도 상승하며, 특히 선행 연구에서 획득한 실험 측정 결과에 의하면, exo-THDCPD의 비등점인 460 K 이하의 온도에서는 분사 압력이 거의 변화하지 않다가 460 K 이상으로 연료 온도가 상승하면 분사 압력도 가파르게 상승하는 경향을 보이고 있는데, 이러한 경향을 본 연구의 전산 해석 결과도 상당히 유사하게 예측함을 알 수 있다.

한편, 인젝터를 통한 유체의 분사 특성은 일반적으로  $C_d$  (discharge coefficient)를 이용하여 분석하는데,  $C_d$ 는 인젝터를 통해 분사되는 유체의 실제 유량 대 이론적인 유량의 비로서 다음 식 (1)과 같이 정의된다.

$$C_d = \frac{\dot{m}_f}{A_o \sqrt{2\rho_f \Delta P}} \quad (1)$$

여기에서  $\Delta P$ 는 인젝터 입출구에서의 차압이다. Fig. 3에는 선행 연구의 실험으로부터 획득된 분사 압력과 인젝터 외부의 대기 압력의 차이로부터 계산된  $C_d$ 와, 본 연구에서 해석된 분사 압력과 대기 압력의 차압으로 계산된  $C_d$ 를 연료 분사 온도에 따라 도시하였다. 결과를 살펴보면 실험과 해석 모두 비등점 이하의 분사 온도에서는  $C_d$ 가 거의 일정하게 유지되지만 비등점 이상으로

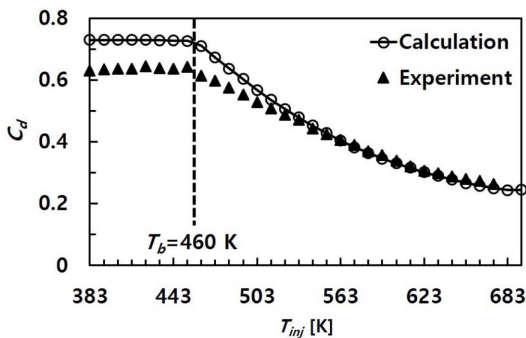


Fig. 3 Discharge coefficient  $C_d$  with respect to  $T_{inj}$

연료 온도가 상승하면  $C_d$ 는 온도 증가에 따라 급격하게 감소한다. 특히 해석 결과는 연료 온도가 상대적으로 낮은 영역에서는 실험 결과 대비 오차가 크지만 온도가 상승할수록 실험 결과로부터 획득된  $C_d$ 를 매우 정확하게 예측하는 특성이 있음을 알 수 있다. 이러한 특성의 원인은  $C_d$ 의 정의에서  $\Delta P = P_{inj} - P_{amb}$ 이므로 분사 온도가 상대적으로 낮은 범위에서는  $P_{inj}$ 와  $P_{amb}$ 의 차이가 그리 크지 않으므로 실험 결과로부터 얻어진  $P_{inj}$ 와 해석 결과로부터 얻어진  $P_{inj}$ 의 차이가 Fig. 2와 같이 매우 작더라도  $C_d$ 에 미치는 영향이 크게 작용하여 Fig. 3의 비등점 이하의 영역에서 실험과 해석의  $C_d$ 값에 차이가 크게 나타난다. 그러나 연료 온도가 상승할수록 Fig. 2에서와 같이  $P_{inj}$ 값 자체가 급격히 증가함에 따라  $P_{amb}$ 와의 차이인  $\Delta P$ 도 커지므로 실험과 해석의  $P_{inj}$  차이는 상대적으로 증가하여도 오히려  $C_d$ 에 미치는 영향은 작아져 실험과 해석의  $C_d$ 값은 거의 일치한다. 따라서 Fig. 2와 3의 결과로부터 본 연구의 전산 해석 결과는 실험 결과를 잘 예측하는 것으로 판단된다.

#### 3.2 인젝터 출구 압력 및 분사 차압 특성

Figure 4에는 실험에서는 확인할 수 없는 인젝터 출구 단면에서의 압력  $P_{out}$ 을 해석 결과로부터 획득하여 도시하였다. 또한  $P_{out}$ 과의 비교를 위하여 각 연료 분사 온도에서의 포화 증기압  $P_{sat}$ 도 함께 제시하였는데, 결과를 살펴보면 exo-THDCPD의 비등점인 460 K 이하의 온도에서는 해당 온도에서의  $P_{sat}$ 이  $P_{out}$ 보다 낮은 값을 가지고 따라서  $P_{out}$ 이 대기압으로 유지되고 있음을 알 수 있다. 그러나 460 K 이상으로 분사 온도가 상승하면 각 온도에서의 포화 증기압  $P_{sat}$ 은 대기압보다 높아지게 되고, 그에 따라서 인젝터 출구 압력  $P_{out}$ 도  $P_{sat}$ 과 동일한

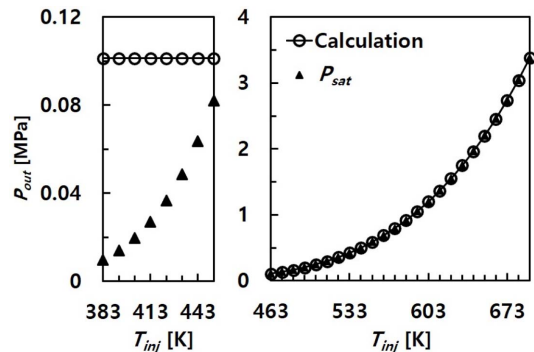


Fig. 4 Calculated injector outlet pressure  $P_{out}$  with respect to  $T_{inj}$

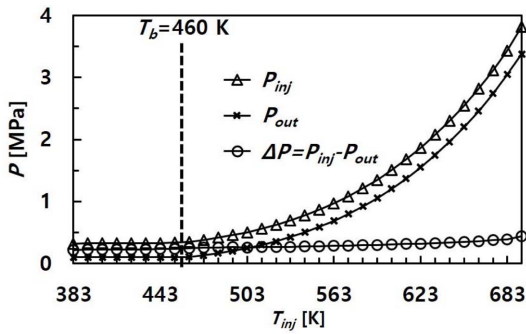


Fig. 5 Calculated fuel injection pressure  $P_{inj}$  and injector outlet pressure  $P_{out}$  with respect to  $T_{inj}$

값을 가지며 분사 온도가 상승함에 따라서 급격하게 증가함을 알 수 있다. 다시 말하면, 연료의 온도가 인젝터 외부 압력인 대기압에서의 포화 온도, 즉 비등점보다 높아지면 인젝터의 출구 압력은 대기압이 아닌 각 온도에서의 포화 증기압으로 유지된다는 사실을 해석 결과로부터 확인할 수 있다. 뿐만 아니라, 인젝터 출구 압력이 포화 증기압으로 유지되면 인젝터 외부의 대기압과의 급격한 압력 불연속이 존재하게 되고 이를 해결하기 위하여 고온으로 가열된 연료는 인젝터 출구를 빠져나오는 순간 flash boiling에 의해 급격하게 기화되면서 팽창하는데, 이러한 현상은 Kim et al.<sup>(15)</sup>의 실험적 연구에서 비등점보다 훨씬 높은 온도로 가열된 연료가 인젝터를 통해 분사되는 경우 인젝터 외부에서는 초음속 기체 유동에서 발생하는 팽창파와 유사한 충격파 구조가 관찰된 사실로부터 확인할 수 있다.

Figure 5에는 해석으로부터 획득된 분사 압력과 인젝터 출구 압력을 연료 분사 온도에 따라 도시하였다. 앞에서 살펴본 바와 같이 분사되는 연료의 질량 유량을 고정한 상태에서 연료의 온도를 상승시키면, 비등점 이하의 온도에서는  $P_{out}$ 이 대기압으로 유지되고 그에 따라 차압도 일정하게 유지되어야 하므로  $P_{inj}$ 도 거의 일정하게 유지되지만, 460 K 이상으로 온도를 상승시키면  $P_{out}$ 도  $P_{sat}$ 과 동일한 값을 가지면서 급격히 상승하므로 그에 따라서 동일한 유량을 분사하기 위하여  $P_{inj}$ 도 급격히 증가함을 알 수 있다.

Figure 5에서 확인된 바와 같이 460 K 이상의 연료 온도에서  $P_{inj}$ 와  $P_{out}$ 은 급격히 증가하지만, 그 차이인  $P_{inj} - P_{out}$ 은 거의 일정하게 유지되고 있다. 이러한 사실로부터 Fig. 6에서는 본 연구의 전산 해석 결과에 대하여, Fig. 3에서 도시하였던 기존의 방법으로 획득한  $C_d$

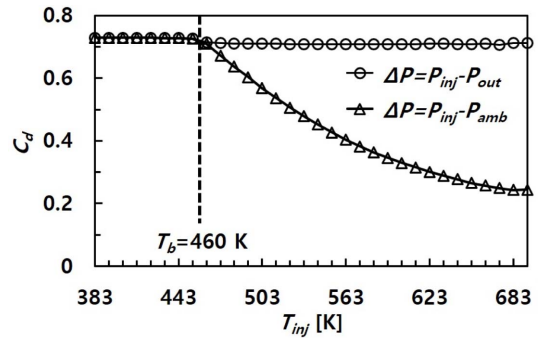


Fig. 6 Comparison of  $C_d$  obtained by setting  $\Delta P = P_{inj} - P_{out}$  and  $\Delta P = P_{inj} - P_{amb}$  with respect to  $T_{inj}$

와,  $\Delta P = P_{inj} - P_{out}$ 로 설정하고 다시 계산한  $C_d$ 를 비교하였다. 결과를 살펴보면 해석으로부터 얻어진  $P_{out}$ 을 적용하여 다시 계산한  $C_d$ 는 exo-THDCPD의 비등점인 460 K 이하에서는 기존의 방법으로 획득한  $C_d$ 와 동일하며 거의 일정하게 유지된다. 그런데 460 K 이상의 온도에서는 연료 온도가 상승함에 따라 기존의 방법, 즉  $\Delta P = P_{inj} - P_{amb}$ 를 적용한  $C_d$ 는 급격히 감소하지만  $\Delta P = P_{inj} - P_{out}$ 을 적용하여 다시 계산한  $C_d$ 는 460 K 이하에서와 마찬가지로 거의 일정한 값을 유지하고 있다.

### 3.3 해석 결과 검토 및 토의

Figures 4-6의 결과를 전체적으로 다시 정리하면 연료의 분사 온도가 인젝터의 외부 압력, 즉 대기압에서의 비등점보다 낮은 경우에는 인젝터의 출구 압력은 외부 압력과 동일한 대기압으로 유지되지만, 연료의 온도가 비등점 이상으로 상승하게 되면 인젝터의 출구 압력은 해당 연료 온도에서의 포화 증기압으로 바뀌게 된다. 따라서 인젝터의 출구 압력은 포화 증기압이 온도 상승에 따라 급격히 증가하는 대로 동일하게 증가하며, 인젝터는 질량 유량을 일정하게 공급해야 하므로 연료 분사 압력도 포화 증기압이 증가하는 만큼 따라서 증가하게 된다. 그리고  $C_d$ 를 획득함에 있어서  $\Delta P$ 를  $P_{inj} - P_{amb}$ 가 아닌  $P_{inj} - P_{out}$ 으로 적용하면, 이렇게 계산된  $C_d$ 는 연료 분사 온도가 비등점 이상으로 상승하더라도 감소하지 않고 비등점 이하에서의 값과 동일한 값으로 거의 일정하게 유지됨을 알 수 있다. 이러한 사실은 실험적 연구에서는 인젝터 출구 압력을 측정할 수 없었으므로 확인할 수 없었던 결과이며, 본 전산해석 연구를 통하여 고온 항공유가 인젝터 외부 압력에서의 비등점을 넘어

입계 온도까지 가열되어 분사되는 경우 정해진 질량 유량을 유지하기 위하여 인젝터 내부에서 어떠한 변화가 발생하는지를 새롭게 확인하게 된 매우 의미있는 결과이다.

본 해석 연구와 선행 연구인 Kim et al.<sup>(15)</sup>의 실험 연구에서는 인젝터를 통과하는 연료의 질량 유량을 일정하게 고정시킨 상태에서 연료의 온도를 입계 온도까지 상승시켰을 때 분사 특성을 확인하였는데, 이러한 연구 결과로부터 유추할 수 있는 한가지 중요한 사실은 다음과 같다. 만일 인젝터의 연료 분사 압력을 일정하게 유지한 상태에서 연료의 온도를 상승시킨다면 인젝터 외부의 압력에 해당하는 비등점을 기준으로 하여 분사되는 연료 온도가 비등점 이하인 경우에는 인젝터 출구 압력이 외부 압력과 동일하게 유지될 것이므로 분사 압력과 인젝터 외부 압력의 차이에 의하여 유량이 결정될 뿐만 아니라 온도 변화에 따른 유량의 변화도 거의 발생하지 않는다. 그러나 연료의 온도가 비등점 이상으로 상승하게 되면 인젝터의 출구 압력이 인젝터의 외부 압력이 아닌 해당 온도에서의 포화 증기압으로 유지되므로 인젝터를 통과하는 유량은 분사 압력과 해당 연료 온도에서의 포화 증기압의 차이에 의하여 결정되어 분사 온도가 상승할수록 질량 유량은 감소하게 된다. 따라서 탄화수소 항공유가 재생냉각시스템의 냉매로 사용된 후 스크램제트 엔진의 초음속 연소기로 분사되는 경우에 대하여 정밀한 연료량 제어를 수행하기 위해서는 인젝터 내부 압력 뿐만 아니라 인젝터의 외부 압력, 즉 연소실 압력, 그리고 해당 연료 온도에서의 포화 증기압 사이의 관계를 본 연구 결과로부터 도출된 사실들을 토대로 고려하여 연료공급시스템을 설계해야 한다는 사실을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 선행 실험 연구에서 사용된 단순 오리피스 인젝터에 대하여 연료의 입계 온도까지의 고온 탄화수소 항공유의 분사 특성에 대한 전산유체해석을 수행하고, 그 결과를 실험 결과와 비교하였다. 특히 항공유가 입계 온도까지 가열되어 분사되는 경우, 실험에서는 확인이 불가능한 인젝터 내부의 고온 연료 분사 특성을 분석하였다.

해석 결과 연료의 분사 온도가 인젝터의 외부 압력, 즉 대기압에서의 비등점보다 낮은 경우에는 인젝터의 출구 압력은 외부 압력과 동일한 대기압으로 유지되지

만, 연료의 온도가 비등점 이상으로 상승하게 되면 인젝터의 출구 압력은 해당 연료 온도에서의 포화 증기압으로 바뀌게 되고, 따라서 인젝터의 출구 압력도 온도 상승에 따라 포화 증기압이 급격히 증가하는 것과 동일하게 증가하며, 분사되는 연료의 질량 유량을 일정하게 공급하기 위하여 연료 분사 압력도 포화 증기압이 증가하는 만큼 따라서 증가함을 확인하였다. 그리고  $C_d$ 를 획득함에 있어서  $\Delta P$ 를  $P_{inj}-P_{amb}$ 가 아닌  $P_{inj}-P_{out}$ 으로 적용하면 연료 분사 온도가 비등점 이상으로 상승하더라도  $C_d$ 는 감소하지 않고 비등점 이하에서의 값과 동일한 값으로 거의 일정하게 유지됨을 확인하였다.

본 연구 결과로부터 탄화수소 항공유가 재생냉각시스템의 냉매로 사용된 후 스크램제트 엔진의 초음속 연소기로 분사되는 경우 정밀한 연료량 제어를 위해서는 인젝터 내부 압력 뿐만 아니라 인젝터의 외부 압력, 즉 연소실 압력, 그리고 해당 연료 온도에서의 포화 증기압을 고려하여 연료공급시스템을 설계해야 함을 확인하였다. 특히, 고도 20 km 이상의 고고도에서 극초음속으로 순항하는 스크램제트 엔진의 연소실은 초음속 연소 중에도 대기압에 비해 훨씬 낮은 압력으로 유지되므로, 이러한 스크램제트 엔진으로의 연료 분사 성능은 연료 온도에 따른 포화 증기압 상승에 더욱 민감해지는 특성이 있으며, 이에 따라 본 연구의 결과는 매우 중요한 의미를 가진다.

한편, 본 연구에서는 해석 영역을 오리피스 인젝터의 내부로만 한정하여 해석을 수행하였으므로 인젝터 외부의 분무 특성에 대한 정보는 획득할 수 없었으며, 따라서 연료 온도가 비등점을 넘어 입계 온도까지 가열되는 경우의 인젝터 외부 분무 특성에 대한 연구도 추가적으로 수행할 계획이다.

#### 후 기

본 연구는 부경대학교 자율창의학술연구비(2022년)에 의하여 수행되었습니다.

#### 참고문헌

- (1) S. Luo, D. Xu, J. Song and J. Liu, "A review of regenerative cooling technologies for scramjets," Applied Thermal Engineering, Vol. 190, 2021, 116754.

- (2) P. N. Rao and D. Kunzru, "Thermal cracking of JP-10: Kinetics and product distribution," *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*, Vol. 76, 2006, pp. 154-160.
- (3) D. Huang, Z. Wu, B. Sunden and W. Li, "A brief review on convection heat transfer of fluids at supercritical pressures in tubes and the recent progress," *Applied Energy*, Vol. 162, 2016, pp. 494-505.
- (4) T. Edwards, "USAF Supercritical hydrocarbon fuels interest," 1993, AIAA 93-0807.
- (5) D. R. Sobel and L. J. Spadaccini, "Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 119, 1997, pp. 344-351.
- (6) H. J. Lee, Y.-I. Jin, H. Choi and K.-Y. Hwang, "Hydraulic characterization of high temperature hydrocarbon liquid jets," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 65, 2017, pp. 166-176.
- (7) J. Bae, H. J. Lee, H. Choi and D.-C. Park, "Hydraulic and internal flow characteristics of swirling superheated hydrocarbon liquid jets," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 137, 2019, pp. 1014-1026.
- (8) X. F. Wang and A. H. Lefebvre, "Influence of fuel temperature on atomization performance of pressure-swirl atomizers," *Journal of Propulsion*, Vol. 4, No. 3, 1988, pp. 222-227.
- (9) J. A. Gasner, R. C. Foster and C. Fujimura, "Evaluation of thermal management for a Mach 5.5 hypersonic vehicle," 1992, AIAA 92-3721.
- (10) M. Cooper and J. E. Shepherd, "Thermal and catalytic cracking of JP-10 for pulse detonation engine applications," GALCIT Report FM 2002.002, Caltech, 2002.
- (11) H. J. Lee, H. Choi, K.-Y. Hwang, D.-C. Park and S. Min, "Numerical study of choked cavitation in high temperature hydrocarbon liquid jets," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 68, 2017, pp. 114-125.
- (12) H. J. Lee, H. Choi and D.-C. Park, "Hydraulic characteristics of high temperature hydrocarbon liquid jets with various orifice geometries," *Acta Astronautica*, Vol. 152, 2018, pp. 657-666.
- (13) H. J. Lee, H. Choi, K.-Y. Hwang, D.-C. Park and S. Min, "Effect of nozzle inlet geometry in high temperature hydrocarbon liquid jets," *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 74, 2018, pp. 1-14.
- (14) Y.-I. Jin, H. J. Lee, K.-Y. Hwang, D.-C. Park and S. Min, "Flashing injection of high temperature hydrocarbon liquid jets," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 90, 2018, pp. 200-211.
- (15) I. Kim, H. Choi and H. J. Lee, "Experimental study of hydrocarbon aviation fuel jets at high temperatures up to the critical point," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 206, 2023, 123952.
- (16) M. L. Huber, NIST thermophysical properties of hydrocarbon mixtures database (SUPERTRAPP) Version 3.2 User's Guide, NIST, 2007.
- (17) S. Hwang and H. J. Lee, "Investigation on a prediction methodology of thermodynamic properties of supercritical hydrocarbon aviation fuels," *Journal of ILASS-KOREA*, Vol. 26, No. 4, 2021, pp. 171-181.
- (18) S. Hwang and H. J. Lee, "Comparison and evaluation of transport property prediction performance of supercritical hydrocarbon aviation fuels and their pyrolyzed products via endothermic reactions," *Energies*, 2023, submitted and under review.
- (19) M. Cismondi and J. Mollerup, "Development and application of a three-parameter RK-PR equation of state," *Fluid Phase Equilibria*, Vol. 232, 2005, pp. 74-89.
- (20) S. K. Kim, H. S. Choi and Y. Kim, "Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/LOx rocket combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 159, 2012, pp. 1351-1365.
- (21) B. E. Polling, J. M. Prausnitz and J. P. O'Connell, *The Properties of Gases and Liquids*, 5th ed., McGraw-Hill Education Press, New York, U.S.A., 2001.
- (22) T.-H. Chung, M. Ajlan, L. L. Lee and K. E. Starling, "Generalized multiparameter correlation for nonpolar and polar fluid transport properties," *Industrial and Engineering Chemistry Research*, Vol. 27, 1988, pp. 671-679.
- (23) J. F. Ely, "A predictive, exact shape factor extended corresponding states model for mixtures," *Advances in Cryogenic Engineering*, Vol. 35, 1990, pp. 1511-1520.
- (24) J. Millat, J. H. Dymond and C. A. Nieto de Castro, *Transport Properties of Fluids, Their Correlation, Prediction and Estimation*, IUPAC, Cambridge University Press, 1996.
- (25) S. Hwang, H. J. Lee and W. Park, "Prediction of transport properties of hydrocarbon aviation fuels using TRAPP methods," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, 2023, in press.
- (26) Coordinating Research Council, *Handbook of Aviation Fuel Properties*, 3rd ed., CRC Report No. 635, 2004.
- (27) ANSYS Inc., *ANSYS FLUENT Customization Manual*, Canonsburg, PA, 2021.