

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2021.25.3.113>

## 탄화수소 항공유를 이용한 흡열재생냉각 기술분석

이형주<sup>a,\*</sup>

# Analysis of Endothermic Regenerative Cooling Technologies by Using Hydrocarbon Aviation Fuels

Hyung Ju Lee<sup>a,\*</sup>

<sup>a</sup>Department of Mechanical Engineering, Pukyong National University, Korea

\*Corresponding author. E-mail: [hj.lee@pknu.ac.kr](mailto:hj.lee@pknu.ac.kr)

### ABSTRACT

In order to develop active cooling systems for a hypersonic cruise vehicle, a series of studies need to be preceded on regenerative cooling technologies by using endothermic reaction of liquid hydrocarbon aviation fuels. Among them, it is essential to scrutinize fluid flow/heat transfer/endothermic pyrolysis characteristics of supercritical hydrocarbons in a micro-channel, as well as to acquire thermophysical properties of hydrocarbon fuels in a wide range of temperature and pressure conditions. This study, therefore, reviewed those technologies and analyzed major findings in related research areas which have been carried out worldwide for the development of efficient operational regenerative cooling systems of a hypersonic flight vehicle.

### 초 록

극초음속 순항 비행체에 탑재되어 운용 가능한 능동냉각시스템을 개발하기 위해서는 탄화수소 액체 연료의 흡열반응을 이용한 재생냉각 기술에 대한 일련의 연구가 선행되어야 하며, 그 중에서도 광범위한 온도/압력 조건에서의 탄화수소 항공유에 대한 열물리적 물성치 획득과 함께 재생냉각시스템용 미세채널 내에서의 초임계 탄화수소의 유동/열전달/흡열분해 특성 등에 대한 연구가 필수적이다. 이에 따라 본 연구에서는 최근 전세계적으로 수행되고 있는 효율적인 극초음속 비행체용 재생냉각시스템 개발을 위한 초임계 탄화수소 항공유의 냉각채널 내에서의 물성치/유동/열전달/흡열분해 특성에 관한 다양한 기술 및 그와 관련된 주요 연구 동향을 분석하였다.

Key Words: Hypersonic Vehicle(극초음속 비행체), Micro-channel Flow(미세채널 유동), Supercritical Hydrocarbon(초임계 탄화수소), Endothermic Reaction(흡열 반응), Pyrolysis(열분해)

Received 10 March 2021 / Revised 31 March 2021 / Accepted 7 April 2021

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

## 1. 서 론

지구 대기권 내에서 마하 5 이상의 속도로 순항이 가능한 극초음속 비행체는 실용화에 성공할 경우 민간용으로는 극초음속 여객기로, 군사용으로는 극초음속 유도무기로 사용 가능하다[1]. 또한 극초음속 순항 비행체의 추진기관은 TSTO(Two-Stage-to-Orbit) 개념의 우주발사체에 적용되어 대기권 내에서 작동하는 재사용 가능한 고효율 엔진으로 활용될 수 있다[2]. 이러한 극초음속 비행체용 추진기관으로는 스크램제트 엔진이 매우 효과적인 것으로 알려져 있는데, 이는 연료의 연소에 필요한 산화제를 대기중으로부터 초음속으로 흡입하고 연소실 내에서도 그 유동 속도를 초음속으로 유지한 상태에서 연료를 혼합/연소시키므로, 로켓 추진기관보다 높은 비추력 성능을 발휘할 뿐만 아니라 광범위한 속도 영역에서 운용 유연성을 가지는 장점이 있다[1,3]. 그런데 스크램제트 엔진을 이용한 극초음속 순항 비행이 가능하기 위해서는 동체의 공력가열과 엔진 연소실의 고온가열 문제를 해결해야 할 뿐만 아니라[4], 스크램제트 엔진의 초음속 연소실 내에서의 복잡하고 매우 빠른 공기 유동에서도 연료를 효과적으로 혼합하고 연소시킬 수 있어야 한다[1,5].

이러한 스크램제트 엔진의 연료로서는 수소(hydrogen,  $H_2$ )와 탄화수소(hydrocarbon,  $C_mH_n$ )가 적용 가능한데, 그 중에서도 수소는 매우 빠른 화염전파속도를 가지므로 초음속 유동에서의 연소에 유리할 뿐만 아니라 단위 질량당 에너지 밀도도 높은 장점이 있지만, 상온에서는 기체 상태로 존재하기 때문에 공간이 극도로 제약되는 극초음속 비행체에 액체 상태로 탑재하기 위해서는 복잡하고 무거운 극저온 저장 시스템이 요구되므로 실제 극초음속 비행체에 적용하기에는 실용성이 떨어진다[1,3,5]. 반면에 탄화수소는 화염전파속도가 수소에 비해 매우 낮으므로 초음속 연소에 불리한 단점이 있지만 대부분의 탄화수소 연료는 상온에서 밀도가 높고 안정적인 액체 상태로 존재하므로 취급이 용이하고 효율적인 저장이 가능하여 실용적인 극초음속 비행체

에 적용하기에 유리하다[3,6,7]. 뿐만 아니라 탄화수소 액체연료는 고온으로 가열시 많은 양의 열을 흡수하면서 저분자량 탄화수소로 열분해(thermal cracking or pyrolysis)되는 특성이 있고, 또한 적절한 촉매를 적용하면 열분해시보다 낮은 온도에서도 흡열반응을 일으키면서 촉매분해(catalytic cracking)되는 특성이 있다[8-10].

따라서 이러한 탄화수소의 흡열분해 반응을 이용하여 연료를 냉각이 필요한 곳에 냉매로서 순환시키는 능동재생냉각시스템을 적용하면, 극초음속 비행에 따른 동체와 엔진의 극심한 가열 문제를 해결함과 동시에 냉매로 순환하면서 고온으로 가열되거나 다양한 저분자량 탄화수소 성분들로 분해된 연료가 스크램제트 엔진의 초음속 연소실에 공급될 경우 연료가 액체 상태일 때보다 훨씬 빨리 공기와 혼합/연소되므로, 초음속 연소 효율이 크게 높아질 뿐만 아니라 추진기관 시스템의 전체적인 사이클 성능도 향상된다[1,7,11-14]. 그런데, 일반적으로 탄화수소 항공유를 이용한 재생냉각은 채널 내부에서의 상변화를 방지하고 열전달 특성을 증대시키기 위하여 임계 압력 이상에서 이루어지도록 설계하므로, Fig. 1에 보이는 바와 같이 연료가 냉각채널 내에서 냉매로 순환하면서 가열되면 초임계(supercritical) 상태까지 도달할 뿐만 아니라 흡열분해되기도 한다[15-18].

따라서, 실제로 운용 가능한 극초음속 비행체용 재생냉각시스템과 이와 연동된 스크램제트 엔진을 개발하기 위해서는 초임계 압력/온도 조건에서의 탄화수소 항공유에 대한 물성치를 획득하고, 이를 이용하여 재생냉각시스템용 미세채널 내에서의 초임계 탄화수소 연료의 유동/열전

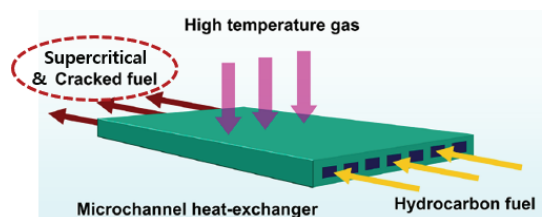


Fig. 1 Schematic representation of regenerative cooling technology for advanced aircraft[15].

달/흡열분해 특성을 파악하며, 재생냉각시스템을 통과하여 스크램제트 엔진의 연소실로 공급된 초임계 상태 또는 흡열 분해된 연료의 초음속 공기 유동으로의 분사/분무/혼합/연소 특성을 규명하기 위한 일련의 체계적이고 심층적인 연구가 수행되어야만 한다.

능동재생냉각시스템의 운용 특성을 결정하는 요소는 크게 탄화수소 흡열연료, 재생냉각 채널, 시스템 소재 및 구조로 구분할 수 있는데, 이전 연구들[19,20]에서는 우선 탄화수소 흡열연료와 관련된 기술적인 사항들을 정리한 바 있다. 특히, 탄화수소 항공유 자체의 흡열분해 특성을 나타내는 파라미터인 흡열량, 전환율, 분해 생성물, 그리고 탄소침적(coking) 경향에 대한 세부 내용은 참고문헌[19]에 수록하였고, 탄화수소 액체연료의 효과적인 흡열분해 특성 개선 및 성능 향상 방안으로서 다양하게 시도되고 있는 촉매 분해와 수증기 개질에 관한 연구 동향은 참고문헌[20]에 정리한 바 있다.

따라서 본 연구에서는, 이와 같은 탄화수소 항공유의 흡열 특성 및 성능 향상 연구 결과를 정리한 데 이어서[19,20], 탄화수소 연료를 냉매로 적용하는 효율적인 극초음속 순항 비행체용 재생냉각 채널 및 이와 관련된 흡열재생냉각 기술 전반에 대한 연구 동향을 분석하였다.

## 2. 능동재생냉각시스템의 운용 특성 및 소요 기술

전세계적으로 현재까지 수행된 재생냉각시스템에 관한 연구는 대부분 로켓엔진의 연소실 냉각에 관한 연구가 대부분이었으며[21], 스크램제트 엔진이 적용된 극초음속 순항 비행체의 능동냉각시스템에 관한 연구는 약 10여년 전부터 본격적으로 시작되었다. 극초음속 비행체와 스크램제트 엔진은 높은 열하중에 노출되면서도 냉매로 사용 가능한 연료 유량이 제한되므로 능동재생냉각시스템을 적용하여 동체 및 엔진 구조물의 국부적인 과열을 방지하고 균일하고도 충분한 냉각 성능을 유지하기 위해서는 한정된 연료량을 효과적으로 냉각 채널에 분포시킴으로써

연료의 흡열 성능을 극대화할 수 있는 냉각 채널의 최적설계가 필수적이다[16].

일반적으로 스크램제트 엔진의 재생냉각을 위한 열유속은  $2\sim 20 \text{ MW/m}^2$  수준이고[17], 이를 냉각하기 위해서는 탄화수소 연료의 유량 범위에서 연료 온도가 1000 K까지 상승하는데[16], 일반적인 탄화수소 연료는 800 K 이상이 되면 열분해되기 시작하여  $\text{CH}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_4$ ,  $\text{C}_2\text{H}_6$  등의 저분자량 탄화수소가 생성된다[17]. 이와 같이 연료가 임계점을 넘어 초임계 상태가 되거나 흡열분해 반응으로 인하여 유체의 구성성분이 바뀌면, Fig. 2와 같이 밀도, 비열, 점도, 열전도도 등의 열물리적 물성치(thermophysical properties)가 온도/압력에 따라 모두 급격하게 변화하는데, 특히 임계온도를 지나면서 밀도는 급격히 감소함과 동시에 비열은 급상승하므로, 그 결과로서 유체의 압축성 증가로 인한 유동 특성의 급격한 변화와 연료의 열용량 급증 현상이 발생한다[22-25]. 결국 이러한 초임계 상태에서의 탄화수소 항공유의 물성치 변화는 재생냉각시스템 내부에서 채널 유로의 크기, 구조, 배열, 중력에 대한 유동 방향 등과 연계되어 유동 불안정 현상이 발생하는데[26,27], 이는 능동냉각시스템의 채널 내에서 대류 열전달 특성을 급격하게 변화시키고[22,23,28,29], 이는 다시 체류 시간과 반응률을 변화시켜 열전달량 변화 및 열분해 반응에 큰 영향을 미치게 되므로[22,28,30,31], 그로 인한 연료의 흡열량 변화와 재생냉각시스템의 냉각 성능 변화로 이어지는 연쇄 효과가 발생하게 된다.

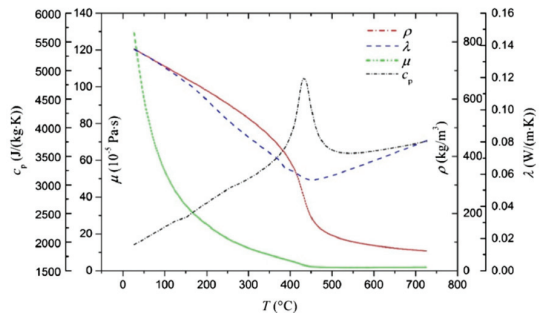


Fig. 2 Variation of RP-3 kerosene properties with temperature at  $P = 3.5 \text{ MPa}$ [22,23].

결과적으로 냉각 채널 내부에서는 유체의 물성치, 유동 특성, 대류 열전달, 열분해 반응 사이에 복잡한 상호 작용이 발생하며[16-18], 또한 재생냉각시스템을 순환하면서 매우 높은 온도로 가열되어 초임계 상태까지 도달하거나 흡열분해된 탄화수소 연료가 다양한 형상과 크기의 인젝터를 통하여 스크램제트 엔진의 초음속 연소기로 분사되면 일반적인 액체연료의 분사 특성과는 완전히 다른 양상을 보이게 되고[32], 그 결과 초음속 연소기 내에서 공기와 혼합/점화/연소되는 특성에 큰 영향을 미치므로, 결국 연료와 재생냉각시스템의 운용 특성은 극초음속 비행체의 냉각 성능 뿐만 아니라 스크램제트 엔진의 연소 성능까지도 결정하는 중요한 변수가 된다.

이상에서 살펴본 것과 같이, 효과적인 극초음속 비행체용 능동재생냉각시스템의 설계와 운용을 위해서는 재생냉각 채널 내부에서의 흡열 및 냉각 특성을 결정하는 초임계 탄화수소 항공유의 일련의 복잡한 물성치/유동/열전달/열분해 사이의 열유체역학적/화학적 상호작용의 메커니즘을 규명하고 그 특성을 정확하게 예측/분석할 수 있어야 한다. 이를 위하여 현재까지 수행된 주요 연구 결과들을 주제별로 정리하면 탄화수소 액체연료에 대한 아임계-초임계 상태의 열물리적 물성치를 획득하고 근사하는 기법, 미세유로에서 초임계 탄화수소의 유동 불안정 현상 및 그에 따른 열전달 급증/급감 특성, 탄화수소 액체연료의 흡열분해와 유동의 상호작용 등으로 구분되며, 따라서 제3~4장에서는 이에 대한 세부 연구 결과들을 분석하여 정리하였다.

### 3. 초임계 탄화수소의 열물리적 물성치

#### 3.1 열역학적 상태량(Thermodynamic properties)

임계점 부근 및 초임계 상태에서 유체의 급격한 열역학적 물성치 변화 거동을 정확하게 표현하기 위해서 다양한 실제기체 상태방정식(EoS)들이 개발되었다. 그 중에서도 Lee-Kesler의 corresponding states equation과 BWR(Benedict-Webb-Rubin) EoS가 현재까지 학계에서 가장 정

확한 상태방정식으로 알려져 있으나, 매우 복잡한 형태와 강력한 비선형성으로 인하여 계산에 막대한 시간이 소요되므로 공학적인 목적으로 사용하기에는 무리가 있다[25,33]. 따라서 대부분의 연구에서는 적절한 공학적 정확도를 가지면서도 수치적으로 다루기가 용이한 2-parameter cubic EoS인 SRK(Soave-Redlich-Kwong) 모델과 PR(Peng-Robinson) 모델을 적용하였는데, 특히 SRK EoS는 큰 임계압축성인자(critical compressibility factor,  $Z_c$ )를 가지는 저분자량 탄화수소의 상태방정식으로 적합한 반면 PR EoS는 작은  $Z_c$ 를 가지는 고분자량 탄화수소의 상태방정식으로 적합하다[17,25]. 그러나 이와 같이 적용 범위가 제한되는 SRK EoS와 PR EoS는 고분자량 탄화수소 항공유가 재생냉각채널 내부에서 초임계 상태로 가열되면서 다양한 저분자량 탄화수소들로 열분해되는 초임계 화학반응 혼합물의 상태량을 정확하게 예측하는 데에는 한계가 있다.

Cismondi and Mollerup[34]은 이러한 SRK EoS와 PR EoS의 한계를 극복하기 위해 두 모델을 통합하여 3-parameter cubic EoS인 RK-PR 모델을 제안하였는데, 이러한 RK-PR EoS의 일반화된 형태는 다음 Eq. 1과 같다.

$$P = \frac{\rho R_u T}{M_w - b\rho} - \frac{a\alpha(T)\rho^2}{(M_w + \delta_1 b\rho)(M_w + \delta_2 b\rho)} \quad (1)$$

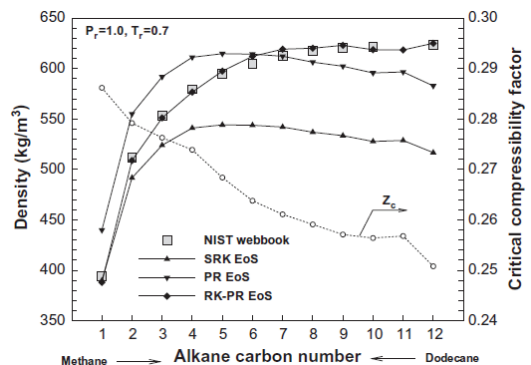


Fig. 3 Density versus alkane carbon number calculated by the three different cubic EoS [25].

위의 RK-PR EoS는 Extended corresponding states principle에 근거하여 각 순수 물질들의 고유 특성 파라미터인  $Z_c$ 와  $\omega$ (acentric factor)를 이용하여 각각의 계수들을 구함으로써  $P$ - $\rho$ - $T$  사이의 관계를 결정하게 된다. 이러한 RK-PR EoS는 Fig. 3에 보이는 것처럼 고분자량과 저분자량 탄화수소를 모두 포함하는 광범위한  $Z_c$  영역에서 일관성 있는 정확도를 가지며, 따라서 최근 초임계 유체의 유동, 열전달, 열분해 및 연소 연구에 많이 이용되고 있다[17,18,25].

한편, RK-PR EoS를 포함한 대부분의 상태방정식들은, 순수 물질에 대한 열역학적 물성치는 물론 임의의 성분을 가지는 혼합물에 대해서도 이를 가상의 순수 물질로 가정하고 일반적인 혼합 법칙(combination rules)을 적용하여, 이 혼합물을 대표하는 가상의 임계 압력과 임계 온도(pseudo-critical pressure and temperature,  $P_c$  &  $T_c$ ), 그리고 혼합물의  $Z_c$ 와  $\omega$ 를 구한 후 이를 이용하여 아임계-초임계 조건에서의 혼합물의 상태량과 다양한 열역학적 관계식들을 획득하는 데에 사용된다[17,25]. 예를 들면 Kim 등[25]은 케로신과 액체산소를 사용하는 로켓엔진의 연소 해석을 위해 RK-PR EoS를 도입하여 모사연료(surrogate fuel)로 가정한 케로신(kerosene)의 열역학적 물성치 근사기법을 개발하였고, Feng 등[17,18]은 Fig. 4에 보이는 바와 같이 RK-PR EoS를 적용하여 다양한 온도/압력 조건에서 케로신 모사연료와 열분해 생성물의 밀도와 비열을 획득하였으며 이를 이용하여 미세채널 내에서 초임계 상태 연료의 유동 및 열전달 특성과 그에 의한 탄화수소의 열분해 반응을 해석함으로써 비교적 실험 결과와 유사한 계산 결과를 획득하였다.

### 3.2 전달 물성치(Transport properties)

열역학적 물성치는 근본적으로 평형(equilibrium)에 도달해 있는 유체의 상태를 나타내는 물리량인데 반하여, 전달 물성치는 천이(transient) 상태에서의 열 또는 물질 전달의 비율을 정량적으로 표현하는 상태량이다[33]. 현재까지 전달 물성치들을 예측하기 위한 다양한 근사기법들이

개발되어 있는데, 이들은 대부분 표준 순수 물질에 대한 열역학적 상태량과 전달 물성치 데이터를 사상(mapping)해 놓고 extended corresponding states principle에 입각하여 각 물질(순수 물질 또는 혼합물)의 특성 파라미터( $P_c$ ,  $T_c$ ,  $Z_c$ ,  $\omega$ )를 이용하여 온도, 압력, 밀도 등의 열역학적 상태량을 환산(scaling)한 후 이로부터 사상되어 있는 전달 물성치를 예측하는 기법을 사용한다[33].

이러한 근사기법들 중에서 고압 조건에서 탄화수소의 점도 예측은 Brule and Starling이 제안한 경험식이 가장 적합한 것으로 알려져 있으며[35], 이전의 여러 연구들에서 케로신 모사연료의 초임계 영역의 점도를 예측하는데 이 방법을 사용하였다[17,18]. 그러나 Brule and Starling

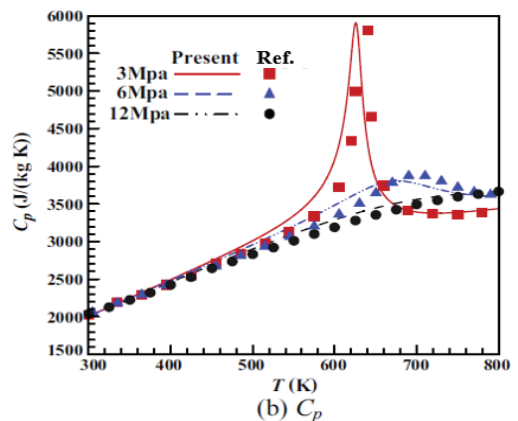
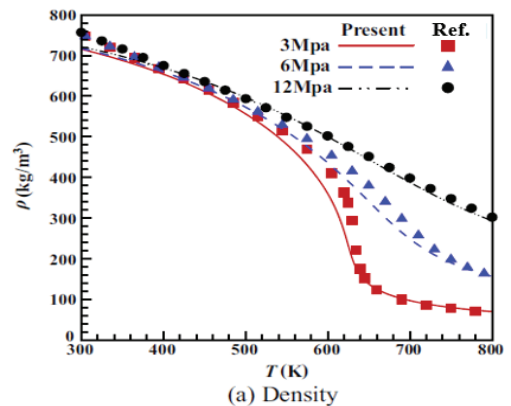


Fig. 4 Comparison of thermodynamic properties of kerosene surrogate under different pressures [18].

의 근사식을 포함한 대부분의 점도 예측 기법들은 임계점 부근이나 액체의 점도 예측에는 오차가 많이 발생하는 문제가 있는 것으로 지적되었고[35], 이를 개선하기 위하여 Fan 등[36]은 초임계 조건을 포함하는 광범위한 영역에서 다양한 탄화수소의 점도를 예측할 수 있는 모델로서 PR-EoS에 기반한  $PR_{\mu}$  점도 모델을 다음 Eq. 2와 같이 제안하였다.

$$T' = \frac{R'P}{\mu - b} - \frac{a}{\mu^2 + 2\mu b - b^2} \quad (2)$$

이 방법은 2-parameter cubic equation 형태인 PR-EoS의 온도-압력-밀도 사이의 관계식을 Eq. 2와 같이 온도-압력-점도 사이의 관계식으로 치환한 형태를 이용하는데, Fan 등[36]은 methane ( $CH_4$ )부터 n-dodecane ( $C_{12}H_{26}$ )에 이르는 다양한 분자량의 탄화수소 연료에 대하여 광범위한 온도/압력 조건에서의 점도 예측 성능이 이전에 개발된 다른 점도 예측 모델에 비해 상당히 개선되었음을 확인하였으며, Wu 등[37]은  $PR_{\mu}$  모델의 정확도를 더욱 향상시킨 개선 모델을 제시하였다. Fig. 5에는 Wu 등[37]의  $PR_{\mu}$  개선 모델을 이용한 propane ( $C_3H_8$ )의 점도 예측 결과와 실험 데이터와의 비교를 도시하였는데, 초임계 영역을 포함한 전체적인 예측 성능 뿐만 아니라 임계점 부근에서의 점도 예측 결과가 실험 데이

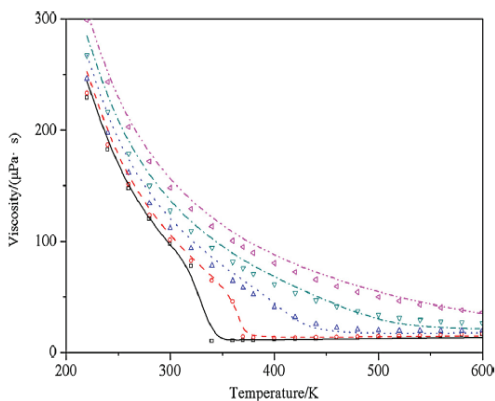


Fig. 5 Comparison of viscosities between calculated and experimental data of pure propane [37].

터와 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

다른 전달 물성치인 열전도도를 예측하는 기법들도 점도와 유사하게 extended corresponding states method를 이용하여, 표준 물질에 대한 실험 데이터로부터 상태방정식과 열전도도 사이의 상관관계를 미리 설정해 놓고 그로부터 특정 물질의 열역학적 상태량에 대응되는 열전도도를 추산하는데, 이때 특이한 점은 열역학적 상태를 표현하는 입력 파라미터로 온도와 압력 대신 Eq. 3에 보이는 것과 같이 온도와 밀도를 이용하여 열전도도를 계산한다는 사실이다[33,34,38].

$$\lambda(\rho, T) = \lambda^*(T) + \lambda^{(1)}(T)\rho + \Delta\lambda(\rho, T) \quad (3)$$

위의 열전도도 근사식은 Ely and Hanley[38]가 제안한 TRAPP(Transport Property Prediction) method에서 사용한 것으로서, 열전도도 예측의 기본 개념을 잘 나타내고 있다. 즉, 첫 번째 항은 저밀도(낮은 압력) 조건에서 온도만의 영향을 고려하고, 두 번째 항은 밀도(또는 압력)에 의한 영향을 1차적으로 고려하며, 세 번째 항은 고밀도 조건의 변화를 추가적으로 고려한다[38].

현재까지 개발된 여러 가지 열전도도 예측 기법들 중에서는, 비록 극성(polar) 분자를 포함한 일부 물질에 대해서는 오차가 크게 발생하는 한계가 있지만, TRAPP method와 Chung's method가 다양한 물질의 고밀도 영역에서의 열전도도를 계산하는데 가장 적합한 것으로 알려져 있다[17,35]. Fig. 6에는 Feng 등[18]이 임계점을 포함하는 다양한 온도/압력 조건에서 케로신 모사연료에 대한 열전도도를 구하여 NIST 데이터와 비교한 결과를 보여주는데, 오차가 다소 존재하기는 하지만 전체적으로 우수한 예측 성능을 나타내고 있다.

마지막으로 혼합물의 확산계수의 경우에, Feng 등[17]은 케로신 모사연료에 대하여 이중기체 계(binary gas systems)에서의 확산계수(diffusion coefficients)를 Fuller의 실험식으로부터 구하고, Takahashi가 제안한 corresponding

states method로 압력 변화의 효과를 보정한 후, 혼합물 내에서 특정 성분의 확산계수를 일반적인 혼합 법칙으로부터 다음 Eq. 4와 같이 계산하였다[17,35].

$$D_i = \left( \sum_{\substack{j=1 \\ j \neq i}}^n \frac{X_j}{D_{ij}} \right)^{-1} \quad (4)$$

이상에서 정리한 바와 같이 초임계 상태의 탄화수소 연료 뿐만 아니라 흡열분해로 생성된 혼합물의 열물리적 물성치를 다양한 온도/압력 조건에서 획득하는 기법은 여러 참고문헌에 상세히 기술되어 있으며, 그 중에서도 Feng 등[17,18]의 연구 결과에 가장 잘 정리되어 있다.

#### 4. 재생냉각 채널 내부유동

##### 4.1 유동 특성

제1장과 2장에서 언급한 바와 같이 탄화수소 항공유가 냉각채널 내에서 냉매로 순환하면서 가열되면 임계점을 넘어 초임계 상태가 되거나 흡열분해되어 유체의 구성성분이 변하게 되고, 그에 따라 유체의 물성치들도 온도/압력에 따라 급격하게 변화하면서, 재생냉각시스템의 채널 내부 유동은 매우 복잡한 양상을 보이게 된다. 그

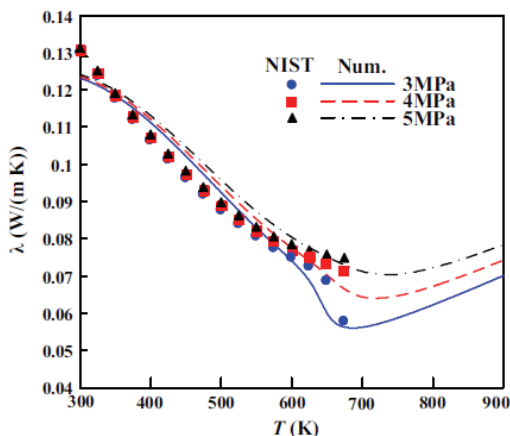


Fig. 6 Variation of RP-3 kerosene properties with temperature at 3.5 MPa[18].

중에서도 가장 대표적인 특이 현상은 2상유동불안정(two-phase flow instability)인데, 원래 이 현상은 발전용 보일러 내부에서 냉각에 사용되는 물이 비정상적인 운용 조건에 노출될 경우 비등에 의한 상변화가 발생하여 유동이 불안정해짐과 동시에 냉각 성능에도 큰 영향을 미친다는 사실이 밝혀지면서 본격적으로 연구되기 시작하였다[26,27].

이러한 2상유동불안정 현상은 발생 메커니즘에 따라 여러 가지 모드로 존재하는데, 그 중에서도 채널 내부유동과 밀접하게 관련되어 있는 모드는 dynamic instability mode로 분류되는 density-wave fluctuation 및 pressure drop oscillation과 static instability로 분류되는 flow excursion(또는 Ledinegg instability) 등이 있다[26,27]. 이 중에서 특히 Ledinegg instability는 다른 불안정 모드에 비해 상대적으로 연구가 덜 되어 있지만, 외부로부터 열전달이 있는 복수의 병렬 냉각채널(multiple parallel channel system) 내부의 초임계 유동과 가장 밀접하게 관련되어 있는 유동불안정 모드이다[27]. 이와 같은 Ledinegg instability는 이론적으로 Fig. 7에 보이는 바와 같이 가열되는 채널의 내부 유동에서 발생하는 열-수력학적 커플링(thermal-hydraulic coupling) 현상이며, 서로 다른 밀도의 2상유동이 존재함으로 인하여 동일한 압력손실에 대해 2개 이상의 유량 값을 가지게 되는 이른바 유동의 다가 특성(flow multi-valued characteristics)으로부터 발생하는 불안정 현상이다. 그런데, 일반적인 물의 경우에는 비등(boiling)에 의한 상변화만 존재하므로 Fig. 7(a)에 보이는 바와 같이 하나의 압력손실에 최대 3개의 유량 값이 대응되는 3차 곡선 형태를 가지는데 반해, 흡열분해가 수반되는 초임계 탄화수소 연료의 경우에는 pseudo-boiling과 pyrolysis에 의해 기체 상의 저분자량 탄화수소들이 발생하는 급격한 밀도변화 효과로 인하여 Fig. 7(b)와 같이 동일한 압력손실에 최대 5개의 유량 값이 대응되는 5차 곡선 형태를 가지는 것으로 알려져 있다[27]. 이를 실험적으로 증명하기 위하여 Guo 등[27]은 원형 단면을 가지는 단일 미세채널 내부에서 케로신을

유체로 사용하여 임계점을 포함하는 광범위한 온도/압력 조건에서의 Ledinegg instability에 대한 실험을 수행하였고, 그 결과 Fig. 8과 같이 실험 결과가 이론적으로 예측된 것과 유사한 경향을 따라가는 것을 확인하였다. 다만 Guo 등 [27]의 연구에서는 실험장치의 한계로 인하여 Fig. 7(b)에 5번으로 표기된 현상까지는 확인하지 못하였고, 따라서 Fig. 8에는 4차 곡선의 형태로 실험 결과가 제시되어 있다.

Fig. 7(b)로 예측되고 Fig. 8에서 확인된 유동 현상은 Ledinegg instability가 재생냉각 채널 내부에서 초임계 탄화수소의 복잡한 유동 특성을 지배하는 주요인일 뿐만 아니라 그로 인하여 대류 열전달 특성도 크게 바뀔 수 있음을 의미하는 중요한 결과이다. 특히 극초음속 비행체용 냉동냉각시스템에는 다수의 재생냉각 채널들이 병

렬로 배치되어 있으므로 각 채널에서의 이러한 유동불안정 현상은 곧 이웃하는 다른 채널의 유동 및 열전달 특성에도 밀접한 영향을 미치게 됨을 유의해야만 한다[27].

이외에도 재생냉각 채널 내부에서 발생하는 특이한 유동 현상들 중에는 채널 단면의 유동 불균일(flow non-uniformity)[39] 및 중력에 의한 부력 효과(buoyancy effect)[40] 등이 있으며, 이들은 모두 유로의 크기, 구조, 배열, 중력에 대한 유동 방향 등과 연계되어 유동 특성에 다각적으로 영향을 미치게 된다[26,27,39-43]. 따라서 이러한 냉각채널 내부의 다양한 유동 특성들은 재생냉각시스템 설계 단계에서 면밀히 검토되어야만 실제 운용시에도 안정적인 냉각 성능을 확보할 수 있다.

#### 4.2 대류열전달

초임계 유체의 열전달 특성에 대한 연구는 물과 CO<sub>2</sub>, 그리고 각종 냉매들에 대해서 오랫동안 연구되었으며, 근래에는 능동재생냉각시스템에서 냉매로 순환하는 탄화수소의 초임계 조건에서의 열전달 연구도 활발히 수행되고 있는데, 특히 초임계 압력에서 온도에 따른 열전달 증대(heat transfer enhancement, HTE)과 열전달 급감(heat transfer deterioration, HTD) 현상이 주요 연구 주제로서 지속적으로 연구되고 있다[23].

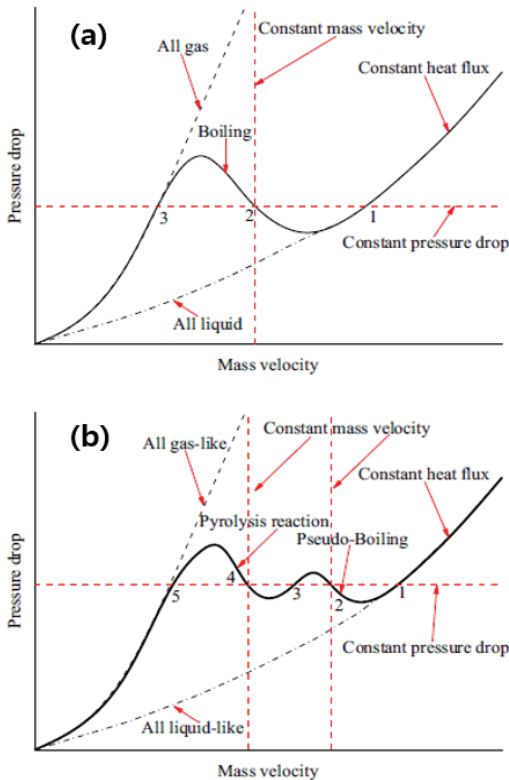


Fig. 7 The multi-valued thermal-hydraulic curve for (a) water and (b) endothermic hydrocarbon fuels[27].

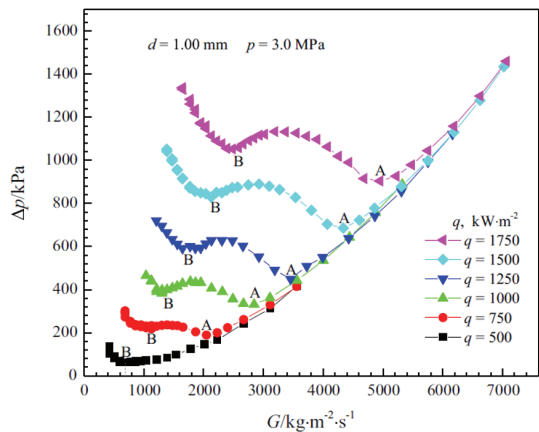


Fig. 8 Experimental results on flow multi-valued characteristics for 1.0 mm diameter channel at supercritical pressure of 3 MPa[27].



초임계 압력으로 유지되는 재생냉각 채널 내부에서는 탄화수소 항공유의 온도가 임계 온도에 접근하면서 비열이 급증하여 연료는 더 많은 열을 흡수하게 되고, 점도와 밀도는 급감하므로 유동 속도가 증가하여 대류열전달이 촉진되기 때문에 HTE가 발생하지만, 반면에 일반적인 탄화수소의 경우에는 Fig. 2에서 확인되는 바와 같이 열전도도가 임계점 근처에서 최소가 되는 특징이 있어 열전달을 방해받게 되므로 바로 이어서 HTD가 발생하기도 한다. Liu[28] 등은 Fig. 9에 보이는 바와 같이 케로신 계열의 탄화수소 항공유에 대한 초임계 채널 유동 실험을 통해 이러한 현상을 확인하였으며, 탄화수소 연료의 냉각채널 내부 유동은 임계점 근처를 지나면서 HTE와 HTD가 교대로 발생하는데, 이는 채널 유동과 관계된 다양한 열유체역학적 파라미터에 의해 결정되는 것으로 알려져 있다[23].

이들 중 대표적인 파라미터는 채널 벽면으로부터의 열유속(heat flux)과 유체 유동의 질량유속(mass flux)으로서 이들의 상대적인 관계에 따라서 내부 유동의 온도 및 흡열분해 정도, 그에 따른 물성치 변화, 유동 속도, 경계층 특성, 부력 효과 등이 결정되고 그 결과로서 HTE와 HTD가 발생하게 되는데, Huang[23] 등은 여러 가지 종류의 작동 유체, 채널 형상, 유동 조건 등에 따른 열전달 실험 결과를 종합하여 Fig. 10에 보이는 바와 같이 열유속  $q$ 와 질량유속  $G$ 에 따른

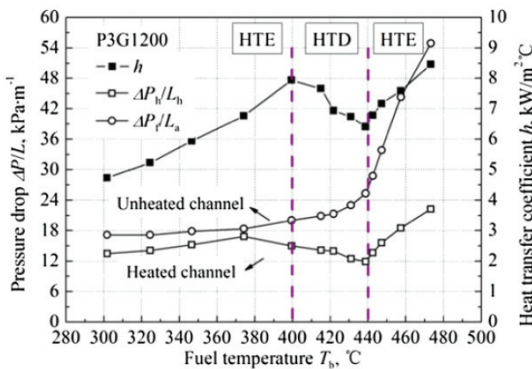


Fig. 9 The pressure drop and heat transfer behaviors in the critical region of a kind of kerosene fuel [28].

HTE/HTD 관계를 확인하였으며 이를 기반으로 한 근사식(correlation)을 제안하기도 하였다. 이러한 열전달 특성은 앞 절에서 정리한 바와 같이 초임계 유체의 유동불안정 특성과도 긴밀하게 연관되어 있으나, 초임계 유체의 채널 내부에서의 대류열전달 특성에 대한 보편적인 이론적/실험적 근거는 아직까지 부족한 상황이다. 특히, 탄화수소 항공유를 작동유체로 사용하는 경우에 대한 연구 결과는 현재까지도 극소수에 불과하므로 효율적인 극소음속 비행체용 능동냉각시스템의 설계와 운용을 위해서는 채널 내부에서 발생하는 복잡한 열전달과 유동불안정의 상호 작용에 대한 연구가 지속적으로 수행되어야 한다 [29].

### 4.3 흡열분해 화학반응

능동재생냉각시스템의 주 목적인 동체와 엔진의 효과적인 냉각을 위해서는 탄화수소 항공유가 냉각채널 내부를 냉매로서 순환하면서 흡열분해되어야 하므로, 연료와 반응 조건에 따른 흡열분해 화학반응 특성에 대한 연구도 필수적이다. 이러한 탄화수소 항공유의 열분해 특성에 대한 실험적인 연구들이 다양하게 수행되었고 [44-47], 그 결과 열분해 과정을 모사하기 위한 이론적인 모델들이 개발되었는데, 이들은 크게 detailed, lumped, global 메커니즘으로 구분된다 [17,45]. 현재까지 수행된 대부분의 연구에서

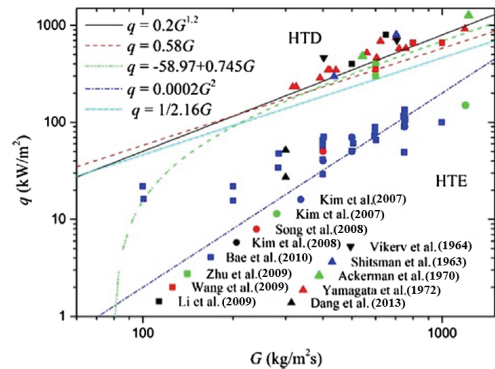
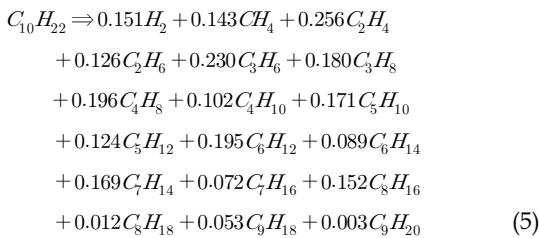


Fig. 10 Assessment of various HTE/HTD correlations against experimental data[23].

detailed 및 lumped 모델은 PFR(Plug Flow Reactor) 등과 같이 이상화된 1차원 유동 내에서의 상세 화학반응 해석에 주로 이용되었고, global 모델은 실용적인 다차원 유동해석에 일반적으로 사용되고 있다[17]. 따라서 앞 절에서 언급한 냉각 채널 내부에서의 유동 및 열전달과 연계하여 흡열분해 현상을 분석하기 위해서는 global 모델이 매우 유용하다.

특히, Ward 등[44]은 케로신 항공유의 주 성분인 n-decane( $C_{10}H_{22}$ )에 대하여 다양한 온도/압력 조건에서의 흡열분해반응 실험을 수행하여 Fig. 11과 같이 반응 조건이 변화하여도 분해생성물의 조성이 특정 범위 내에 존재함을 확인하였고, 이를 토대로 detailed product를 포함한 global 흡열분해반응 메커니즘으로서 PPD (Proportional Product Distribution) 모델을 다음과 같이 제안하였다.



이러한 PPD 모델은 여러 후속 연구자들에 의해 초임계 상태 n-decane의 채널 유동에서의 열

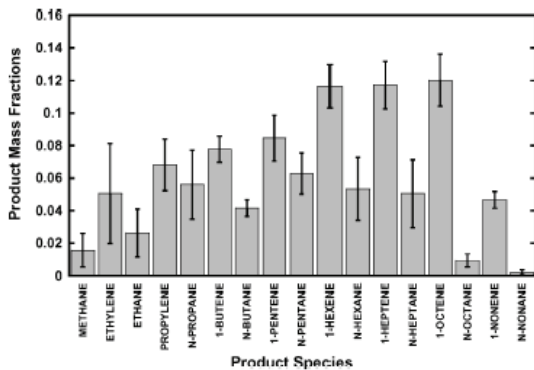


Fig. 11 Averaged proportional product distribution(PPD) over various pressure conditions[44].

전달 모델링 및 해석에 적용되었고, 다양한 조건에서의 실험 결과와의 비교를 통하여 그 정확성과 효용성이 입증되었다[17,18,44,47,48]. 따라서 재생냉각 채널 내부에서 연료의 정확한 흡열분해 특성을 예측하고 해석하기 위해서는 사용하고자 하는 특정 탄화수소 항공유에 대하여 다양한 온도/압력 조건에서의 열분해 실험을 수행하고 그 결과를 분석하여 그 연료에 적합한 PPD 모델과 같은 여러 가지 반응 모델을 개발하기 위한 연구를 반드시 수행해야만 한다.

## 5. 요약 및 결론

본 연구에서는 실제로 운용 가능한 극초음속 비행체용 능동냉각시스템 개발에 필요한 소요 기술과 그에 대한 광범위한 연구 동향을 분석하였다. 재생냉각 채널 내부를 냉매로서 순환하는 탄화수소 항공유의 흡열반응을 이용하여 동체와 엔진에서 발생하는 막대한 열을 냉각하기 위해서는 연료의 물성치/유동/열전달/흡열분해 화학반응 사이의 밀접한 상호작용에 대한 메커니즘을 파악해야만 하는데, 이러한 상호 관계를 개념적으로 도식화하면 Fig. 12와 같다. 이를 위해서 수행되어야 하는 세부 연구 분야로는 탄화수소 항공유의 초임계 물성치 데이터 획득기법, 냉각 채널 내부에서 초임계 탄화수소의 유동 및 열전달 특성, 탄화수소 액체연료의 흡열분해 특성 등이 있다.

그러나, 현재 국내에서는 탄화수소 항공유에 대한 초임계 상태의 물성치(property)가 제대로 확보되어 있지 않을 뿐만 아니라, 냉각채널을 지나면서 압력과 온도 모두 임계점 이상으로 가압되고 가열되는 연료의 유동 및 열전달 특성과 그에 따른 흡열분해 특성에 대한 연구결과도 전무한 실정이다. 따라서 향후 이러한 분야에 대한 체계적인 연구를 통하여 효율적인 능동재생냉각시스템 개발을 위한 핵심 기반 기술을 축적해야만 향후 한국형 극초음속 순항 비행체에 탑재할 수 있는 효율적이고 안정적인 능동재생냉각시스템 개발에 유용하게 활용할 수 있을 것이다.

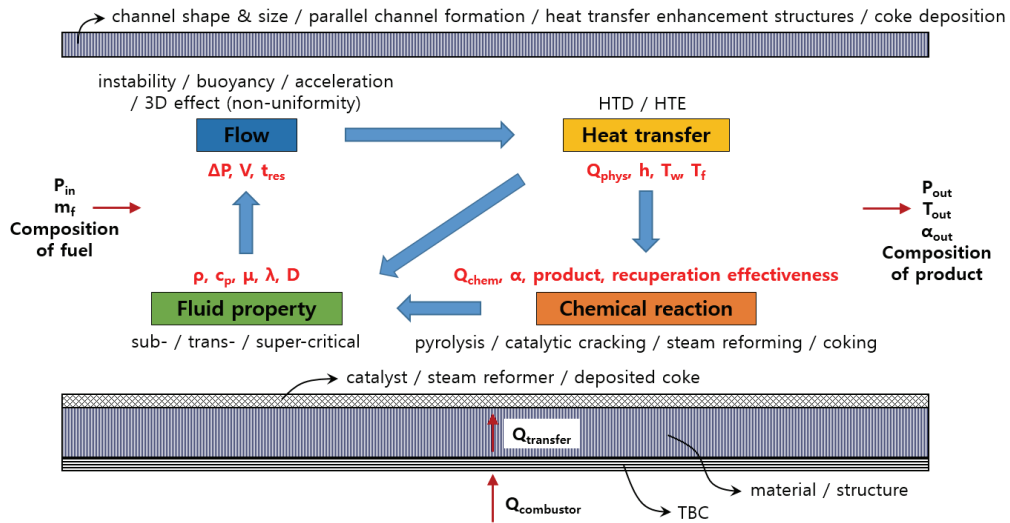


Fig. 12 Schematic diagram of complex interaction between thermophysical properties, fluid flow, heat transfer, and endothermic chemical reaction of supercritical hydrocarbons in a cooling channel of regenerative cooling systems of a hypersonic flight vehicle.

## 후 기

본 연구는 부경대학교 공과대학 2020학년도 신입교수 연구력 강화 지원사업에 의해 수행되었습니다.

## References

1. Van Wie, D.M., D'Alessio, S.M. and White M.E., "Hypersonic Air-breathing Propulsion," *Johns Hopkins APL Technology Digest*, Vol. 26, No. 4, pp. 430-437, 2005.
2. L. Jia, Y. Chen, Y. Gao and T. Tan, "Integrated design and optimization of high speed vehicle and turbine based propulsion system," *21<sup>st</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference*, Xiamen, China, AIAA 2017-2352, Mar. 2017.
3. Tang, M. and Chase, R.L., "The quest for hypersonic flight with air-breathing propulsion," *15<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Dayton, OH, USA, AIAA 2008-2546, May, 2008.
4. National Research Council, *Review and Evaluation of the Air Force Hypersonic Technology Program*, National Academy Press, Washington D.C., U.S.A., pp. 5-17, 1998.
5. Pace, D., "Scramjet Fuel Choices: Hydrogen versus Hydrocarbons," *Journal of University of New South Wales at ADFA*, Vol. 1, pp. 1-12, 2007.
6. Pike, J., "The Choice of Propellants: A Similarity Analysis of Scramjet Second Stages," *Philosophical Transactions: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 357, No. 1759, 1999.
7. Edwards, T., "Liquid fuels and propellants for aerospace propulsion: 1903-2003," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 6, pp. 1089-1107, 2003.
8. Cooper, M. and Shepherd, J.E., "Experiments studying thermal cracking,

- catalytic cracking, and pre-mixed partial oxidation of JP-10," 39<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Huntsville, AL, USA, AIAA 2003-4687, Jul. 2003.
9. Rao, P.N. and Kunzru, D., "Thermal cracking of JP-10: Kinetics and product distribution," *Journal of Analytical and Applied Pyrolysis*, Vol. 76, No. 1-2, pp. 154-160, 2006.
  10. Kim, J., Hyeon, D.H., Park, S.H., Chun, B.H., Jeong, B.H., Han, J.S. and Kim, S.H., "Catalytic endothermic reactions of exo-tetrahydrodicyclopentadiene with zeolites and improvement of heat of reactions," *Catalysis Today*, Vol. 232, pp. 63-68, 2014.
  11. Sobel, D.R. and Spadaccini, L.J., "Hydrocarbon fuel cooling technologies for advanced propulsion," *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 119, No. 2, pp. 344-351, 1997.
  12. Boudreau, A.H., "Hypersonic air-breathing propulsion efforts in the Air Force Research Laboratory," 13<sup>th</sup> AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Capua, Italy, AIAA 2005-3255, May, 2005.
  13. Choi, H., Lee, H.J. and Hwnag, K., "Research activities about characteristics of fuel injection and combustion using endothermic fuel," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 4, pp. 73-80, 2013.
  14. Zhong, Z., Wang, Z. and Sun, M., "Effects of fuel cracking on combustion characteristics of a supersonic model combustor," *Acta Astronautica*, Vol. 110, pp. 1-8, 2015.
  15. Jiang, R., Liu, G. and Zhang, X., "Thermal cracking of hydrocarbon aviation fuels in regenerative cooling microchannels," *Energy and Fuels*, Vol. 27, pp. 2563-2577, 2013.
  16. Feng, Y., Qin, J., Bao, W., Yang, Q., Huang, H. and Wang, Z., "Numerical analysis of convective heat transfer characteristics of supercritical hydrocarbon fuel in cooling panel with local flow blockage structure," *The Journal of Supercritical Fluids*, Vol. 88, pp. 8-16, 2014.
  17. Feng, Y., Qin, J., Zhang, S., Bao, W., Cao, Y. and Huang, H., "Modeling and analysis of heat and mass transfers of supercritical hydrocarbon fuel with pyrolysis in mini-channel," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 91, pp. 520-531, 2015.
  18. Feng, Y., Zhang, S., Cao, J., Qin, J., Cao, Y. and Huang, H., "Coupling relationship analysis between flow and pyrolysis reaction of endothermic hydrocarbon fuel in view of characteristic time correlation in mini-channel," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 102, pp. 661-671, 2016.
  19. Lee, H.J., "Technical analysis of thermal decomposition characteristics of liquid hydrocarbon fuels for a regenerative cooling system of hypersonic vehicles," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 14, No. 4, pp. 32-39, 2020.
  20. Lee, H.J., "Analysis of catalytic cracking and steam reforming technologies for improving endothermic reaction performance of hydrocarbon aviation fuels," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 2, pp. 98-109, 2021.
  21. Ulas, A. and Boysan, E., "Numerical analysis of regenerative cooling in liquid propellant rocket engines," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, pp. 187-197, 2013.
  22. Li, W., Huang, D., Xu, G., Tao, Z., Wu, Z. and Zhu, H., "Heat transfer to aviation kerosene flowing upward in smooth tubes

- at supercritical pressures," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 85, pp. 1084-1094, 2015.
23. Huang, D., Wu, Z., Sunden, B. and Li, W., "A brief review on convection heat transfer of fluids at supercritical pressures in tubes and the recent progress," *Applied Energy*, Vol. 162, pp. 494-505, 2016.
  24. Edwards, T., "USAF Supercritical hydrocarbon fuels interest," 31<sup>st</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, AIAA 93-0807, Jan. 1993.
  25. Kim, S.K., Choi, H.S. and Kim, Y., "Thermodynamic modeling based on a generalized cubic equation of state for kerosene/LOx rocket combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 159, pp. 1351-1365, 2012.
  26. Ruspini, L.C., Marcel, C.P. and Clause, A., "Two-phase flow instabilities: A review," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 71, pp. 521-548, 2014.
  27. Guo, Y., Bi, Q., Liu, Z., Yang, Z. and Jiang, L., "Experimental investigation of thermal-hydraulic characteristics of endothermic hydrocarbon fuel in 1mm and 2mm diameter mini-channels," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 122, pp. 420-428, 2017.
  28. Liu, Z., Bi, Q., Guo, Y., Yan, J. and Yang, Z., "Convective heat transfer and pressure drop characteristics of near-critical-pressure hydrocarbon fuel in a minichannel," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 51, pp. 1047-1054, 2013.
  29. Li, S., Wang, Y., Dong, M., Pu, H., Jiao, S. and Shang, Y., "Experimental investigation on flow and heat transfer instabilities of RP-3 aviation kerosene in a vertical miniature tube under supercritical pressures," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 149, pp. 73-84, 2019.
  30. Zhang, C., Xu, G., Gao, L., Tao, Z., Deng, H. and Zhu, K., "Experimental investigation on heat transfer of a specific fuel (RP-3) flows through downward tubes at supercritical pressure," *The Journal of Supercritical Fluids*, Vol. 72, pp. 90-99, 2012.
  31. Zhou, W., Jia, Z., Qin, J., Bao, W. and Yu, B., "Experimental study on effect of pressure on heat sink of n-decane," *Chemical Engineering Journal*, Vol. 243, pp. 127-136, 2014.
  32. Fan, X., Yu, G., Li, J., Zhang, X. and Sung, C.-J., "Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 1, pp. 103-110, 2006.
  33. Asael, M.J., Trusler, J.P.M. and Tsolakis, T.F., *Thermophysical Properties of Fluids: An Introduction to their Prediction*, Imperial College Press, London, U.K., 1996.
  34. Cismondi, M. and Mollerup, J., "Development and application of a three-parameter RK-PR equation of state," *Fluid Phase Equilibria*, Vol. 232, pp. 74-89, 2005.
  35. Poling, B.E., Prausnitz, J.M. and John, P.O., *The Properties of Gases and Liquids*, 5<sup>th</sup> ed., McGraw-Hill Education Press, New York, U.S.A., 2001.
  36. Fan, T.B. and Wang, L.S., "A viscosity model based on Peng-Robinson equation of state for light hydrocarbon liquids and gases," *Fluid Phase Equilibria*, Vol. 247, pp. 59-69, 2006.
  37. Wu, X., Li, C. and Jia, W., "An improved viscosity model based on Peng-Robinson equation of state for light hydrocarbon liquids and gases," *Fluid Phase Equilibria*, Vol. 380, pp. 147-151, 2014.
  38. Ely, J.F. and Hanley, H.J.M., "Prediction of transport properties. 2. Thermal conductivity

- of pure fluids and mixtures," *Industrial and Engineering Chemistry Fundamentals*, Vol. 22, pp. 90-97, 1983.
39. Bao, W., Zhang, S., Qin, J., Zhou, W. and Xie, Kaili, "Numerical analysis of flowing cracked hydrocarbon fuel inside cooling channels in view of thermal management," *Energy*, Vol. 67, pp. 149-161, 2014.
40. Pu, H., Li, S., Jiao, S., Dong, M. and Shang, Y., "Numerical investigation on convective heat transfer to aviation kerosene flowing in vertical tubes at supercritical pressures," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 118, pp. 857-871, 2018.
41. Zhang, S., Qin, J., Xie, K., Feng, Y. and Bao, W. "Thermal behavior inside scramjet cooling channels at different channel aspect ratios," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 1, pp. 57-70, 2016.
42. Li, Y., Sun, F., Xie, G. and Qin, J., "Improved thermal performance of cooling channels with truncated ribs for a scramjet combustor fueled by endothermic hydrocarbon," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 142, pp. 695-708, 2018.
43. Dario, E.R., Tadrist, L. and Passos, J.C., "Review on two-phase flow distribution in parallel channels with macro and micro hydraulic diameters: Main results, analyses, trends," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 59, pp. 316-335, 2013.
44. Ward, T.A., Ervin, J.S., Zabarnick, S. and Shafer, L., "Pressure effects on flowing mildly-cracked n-decane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 2, pp. 344-355, 2005.
45. Zhu, Y., Liu, B. and Jiang, P., "Experimental and numerical investigations on n-decane thermal cracking at supercritical pressures in a vertical tube," *Energy and Fuels*, Vol. 28, No. 1, pp. 466-474, 2014.
46. Vandewiele, N.M., Magoon, G.R., Van Geem, K.M., Reyniers, M.F., Green, W.H. and Marin, G.B., "Experimental and modeling study on the thermal decomposition of jet propellant-10," *Energy and Fuels*, Vol. 28, No. 8, pp. 4976-4985, 2014.
47. Hou, L., Zhang, D. and Zhang, X., "Interaction between thermal cracking and steam reforming reactions of aviation kerosene," *Fuel Processing Technology*, Vol. 167, pp. 655-662, 2017.
48. Ruan, B., Meng, H. and Yang, V., "Simplification of pyrolytic reaction mechanism and turbulent heat transfer of n-decane at supercritical pressures," *International Journal of Heat and Mass Transfer*, Vol. 69, pp. 455-463, 2014.