

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.073>

흡열연료를 이용한 연료분사 및 연소 특성 연구동향

최호진^{a,*} · 이형주^a · 황기영^a

Research Activities about Characteristics of Fuel Injection and Combustion Using Endothermic Fuel

Hojin Choi^{a,*} · Hyungju Lee^a · Kiyoung Hwang^a

^a4-Advanced Propulsion Technology center, Agency for Defence Development, Korea

*Corresponding author. E-mail: 5genie@hanmail.net

ABSTRACT

Endothermic fuel utilizing technology is considered as a unique practical method of hypersonic vehicle for long distance flight. Research activities about characteristics of fuel injection and combustion using cracked by endothermic reaction are reviewed. Studies on characterization of supercritical fuel injection and mixing within supersonic flow field are surveyed. Researches on combustion characteristics such as ignition delay time, laminar burning velocity and combustion efficiency at supersonic model combustor are reviewed. In addition, domestic research activities on endothermic fuel are surveyed.

초 록

장거리 극초음속 비행체에 적용 가능한 유일한 냉각방안으로 알려져 있는 흡열연료 적용기술을 개발하기 위하여 흡열반응에 의해 분해된 연료의 분사 및 연소특성에 대한 연구사례를 살펴보았다. 흡열반응을 거친 연료가 연소실에서 분사될 때 처해지는 초임계 상태의 분사 특성, 초임계 연료가 초음속 유동장에 분사될 때의 공기혼합 특성 등에 관한 연구사례를 살펴보았고, 연소특성으로서 점화지연시간 및 화염전파 속도에 미치는 영향, 초음속 연소실에서 연소될 때의 연소효율 상승 연구사례 등을 살펴보았다. 국내에서 수행된 흡열연료 관련 연구동향을 살펴보았다.

Key Words: Endothermic Fuel(흡열연료), Hypersonic Propulsion(극초음속 추진), Supercritical Injection(초임계 연료분사), Combustion Characteristics(연소 특성)

Received 30 November 2012 / Revised 1 April 2013 / Accepted 11 April 2013
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>
[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

비행체 추진기관의 연료로 사용되는 탄화수소 계열 연료는 액체상태의 연료가 지닌 열용량을

이용하여 기체 내부의 전자장비나 유회계통 부품 등을 냉각하는데 널리 사용되어왔다. 추진기관의 성능이 향상되면서 소형화된 추진기관에서 큰 추력을 발생시키기 위하여 고온에서 운용이 가능하도록 설계가 진행됨에 따라 추진기관에서의 발열량은 지속적으로 상승하는 추세이며, 비행속도가 증가함에 따라 공력가열로 인한 기체 온도 상승 문제는 고속 비행체 설계에 있어 가장 큰 기술적 난관이 되고 있다[1].

시스템의 경량화가 매우 중요한 비행체에서 액체연료를 이용하여 기체와 추진기관을 냉각하는 방식은 가장 널리 사용되는 방식이나 비행마하수가 5 이상 도달하면 더 이상 연료가 가진 열용량만으로 냉각을 해결할 수 없는 상태에 도달한다[2]. 이에, 추가적인 냉각을 위해 고분자 연료가 저분자로 분해되면서 주위의 열을 흡수하는 흡열반응을 이용하는 기술이 제시되었고 다양한 분야의 연구가 이루어지고 있다.

흡열연료를 사용하기 위해서는 연료물성 및 연료분해 반응에 관한 연구, 흡열반응을 통해 흡수되는 열량을 이용한 효율적인 냉각기법 또는 시스템 연구, 그리고 흡열반응이 진행된 이후의 연료를 이용한 분사 특성 및 연소반응에 관한 연구 등이 이루어져야 한다[1,3]. 미국에서의 JP-8+100 또는 JP-900 프로젝트와 같은 기존 연료의 열안정성을 향상시켜 더 많은 열용량을 이용하기 위한 연구, 다양한 연료가 열 분해(thermal cracking) 또는 촉매 분해(Catalytic cracking)되는 과정 및 조건, 반응 생성물 특성과 발생하는 냉각용량 및 이의 효과적 이용방안 등 다양한 연구들이 이루어졌고 현재도 진행되고 있다.

본 연구에서는 흡열반응을 통해 이미 분해가

Table 1. Critical properties of hydrocarbon fuels[1,4].

	JP-4	JP-5	JP-7	JP-8	JP-10
T _c (°C)	288~ 365	382~ 415	400	370~ 405	425
P _c (bar)	34.0~ 27.2	20.4~ 19.0	18.4	23.8~ 18.7	36.8

진행된 연료가 연소실로 분사되어 연소되는 과정과 관련하여 기존 액체연료의 분사와 연소 특성과 차별화되는 특성에 관한 연구동향을 살펴보고, 국내에서 흡열연료를 이용한 연소기 설계 기술을 개발하기 위한 연구방향을 제시하고자 한다.

2. 연구동향 분석

2.1 흡열연료의 분사특성 연구

흡열연료의 분사특성이 일반적인 연료의 분사특성과 차별화되는 것은 분사가 이루어지는 조건이 초임계(super critical) 상태라는 점이다. 앞서 언급된 바와 같이 흡열연료는 극초음속 비행체의 냉각을 위해 주로 사용되기 때문에 400 °C 이상의 고온조건에 노출되고 동시에 복잡한 연료공급 시스템을 통해 고유량을 공급하기 위해 고압 조건에 노출됨에 따라 자연스럽게 초임계 상태로 연소실에 공급되게 된다. Table 1에 일반적으로 사용되는 항공유의 임계온도와 임계압력을 표시하였다[1,4].

초임계상태의 연료는 아임계(subcritical) 상태의 연료와 물리/화학적 물성이 완전히 달라짐에 따라 분사특성 또한 급격하게 변화하게 된다. 추진기관에서 연료의 분무상태가 달라지면 공기와 혼합 및 이에 따른 연소특성이 변화하게 되므로, 연소실에 화염이 머무르는 시간이 급격하게 짧아지는 극초음속 추진기관에서는 초임계상태 연료의 분무특성 연구가 더욱 중요하게 된다. 이에, 본 논문에서는 흡열연료를 포함한 초임계 연료분사 연구를 폭넓게 언급하고자 한다.

90년대에는 비교적 접근 및 취급이 용이한 에틸렌[5], 질소 또는 헬륨[6]과 같은 단일 가스의 초임계 상태 분사특성 위주로 연구가 이루어지다가 2000년대 이후에는 상용연료인 케로신을 이용한 초임계상태 분사특성 연구들이 활발하게 수행되고 있다.

초임계 상태 에틸렌의 분사상태를 분사 공간의 질소 압력을 변화시키면서 새도우그래프(shadow graph) 기법으로 가시화한 결과를 Fig.

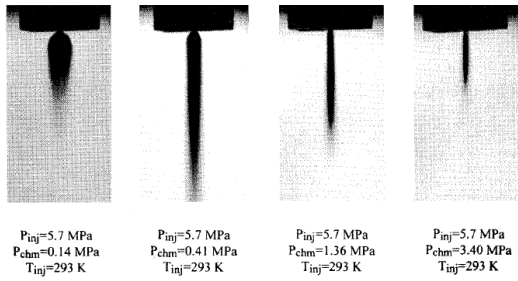


Fig. 1 Shadowgraph images of supercritical ethylene injection into various chamber pressure[5].

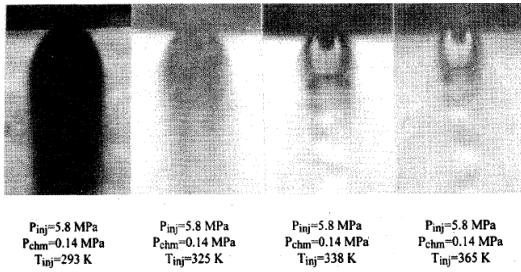


Fig. 2 Schlieren images of supercritical ethylene injection at various injection temperature[5].

1에 나타내었는데[5], 분사공간 압력이 낮으면 분사기 출구에서 급격한 팽창에 의한 돔 형태의 경계면을 보이다가 압력이 높아지면서 점차 일반적인 가스분사와 유사한 형태로 변경되는 것을 볼 수 있다.

새도우 그래프에서 이미지가 검게 표시되는 것은 초임계 상태에서 아임계 상태로 변화되는 과정에 응축이 발생하기 때문으로 예상할 수 있는데, 분사압력과 분사공간의 압력을 고정하고 분사온도를 상승시키면서 쉘리엔(schlieren) 이미지를 관찰한 Fig. 2에서 분사온도가 상승함에 따라 분사 후의 상태가 기체-액체 혼합물 상태가 아닌 기체상태가 됨에 따라 검게 표시되는 영역이 사라지면서 내부 구조를 명확히 확인할 수 있는 상태로 변화되는 것을 보여주고 있다. 고온 분사 결과를 살펴보면 과소팽창된(underexpand) 유동이 하류에 음속판(Mach disk)을 형성하는 전형적인 초음속 유동장 구조를 확인할 수 있다.

에틸렌의 상태도에 분사온도 별로 분사과정을 등엔트로피 과정으로 가정하여 표시하면 Fig. 3

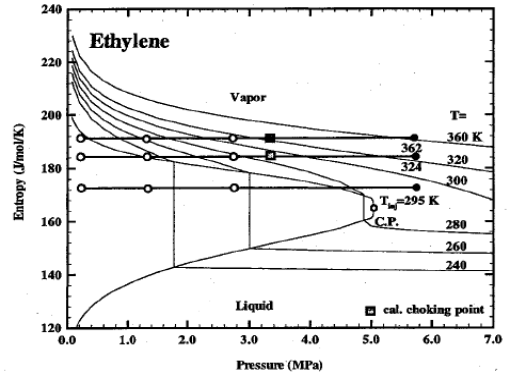


Fig. 3 Thermodynamic paths of injected ethylene with different injection temperature[5].

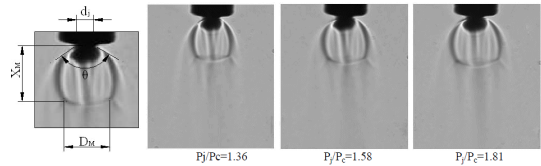


Fig. 4 Schlieren images of kerosene jets at various injection pressure[7].

과 같이 각 온도조건의 이동경로를 나타낼 수 있다. 이를 통해 고온 조건에서는 액체-기체 혼합물 상태를 거치지 않으므로 전술한 검은색 이미지가 사라지는 이유를 이해 할 수 있다.

Gao 등[7]은 에틸렌 분사특성 연구와 유사한 방식으로 중국의 케로신 연료인 RP-3를 이용하여 초임계 상태의 분사특성 연구를 수행하였다. Fig. 4의 좌측과 같이 쉘리엔 가시화 결과를 통해 분사각, 음속판의 위치 및 크기 (X_M , D_M) 등이 분사조건에 따라 변화하는 것을 관찰하였는데, 동일한 분사온도에서 분사압력을 증가시키면 Fig. 4의 우측 3개 그림과 같이 분사상태가 변화한다.

쉘리엔 이미지의 분석을 통해 분사압력에 따른 음속판의 위치를 살펴본 결과를 Fig. 5에 분석결과의 한 예로 나타내었는데, 기존의 이상기체에 대한 연구결과와 비교할 때 잘 일치한다는 것을 보여주고 있다. 이는 초임계 상태의 연료분사가 기체분사와 유사한 특징을 가짐을 말해준다. 하지만, 초임계상태는 밀도, 비열, 점성 및

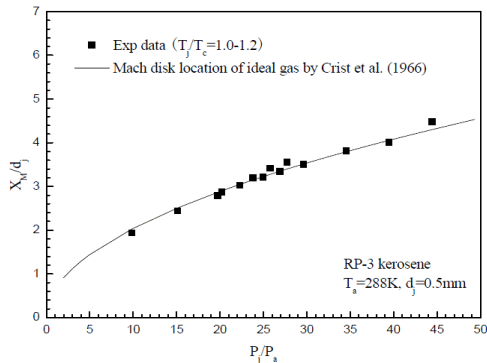


Fig. 5 Variation of mach disk location with injection pressure[7].

열전달 특성 등이 매우 급격하게 비선형적으로 변화하는 구간이므로 가스분사특성과 구별되는 다양한 특성들에 대한 더 많은 연구가 필요하다.

또한, 액체로켓이나 디젤엔진의 경우를 고려하여 액체연료를 초임계상태 환경에 분사하는 경우[8], 초임계상태 유체를 초임계상태 환경에 분사하는 경우[6]의 연구사례도 찾아볼 수 있다.

초임계 연료분사의 마지막 단계는 실제 비행 환경과 유사한 초음속 유동장 내에 초임계 연료를 분사시켜 그 특성을 연구하는 것이다. 초음속 연소기에서의 연료분사 및 혼합 특성에 관한 방대한 연구결과들 가운데 초임계 상태의 연료분사를 적용한 소수의 연구결과를 찾아볼 수 있다.

미국 UTRC의 Hermanson 등[9]은 질소를 이용한 Ma 2.0 속도의 비가열식 풍동에 열 분해된 연료를 모사하기 위하여 초임계 상태의 질소를 분사하여 시험을 수행하였고 비교 대상으로 액체상태의 에탄올을 분사하였다. 새도우그래프 이미지를 분석하여 노즐직경의 30배 하류에서 침투거리를 비교하면 Fig. 6과 같이 초임계 상태의 질소가 액체 에탄올에 비해 유동내부로의 침투가 작게 이루어져 결과적으로 공기와의 혼합이 불리할 것이라는 결과를 보여주었다. 액체보다 기체에 가까운 초임계상태의 밀도는 분사된 유체의 운동량(momentum)을 감소시켜 침투거리가 짧아지는 것으로 해석할 수 있다.

중국과학원의 Fan 등은 중국 케로신 RP-3의 열분해 및 촉매분해 특성, 흡열 특성에 관한 여

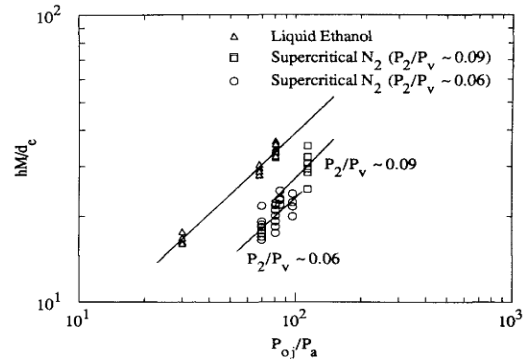


Fig. 6 Normalized jet penetration of supercritical nitrogen and liquid ethanol at supersonic flow[9].

러 편의 연속된 연구결과를 발표하였고, 그 중 하나로 초임계 상태의 케로신을 Ma 2.5 모델 연소기에 분사하여 혼합특성과 함께 연소특성까지 살펴보았다[10]. Fig. 7과 같이 동일한 분사압력에서 케로신 온도를 상승시키면서 쉘리렌 이미지를 통해 공기와의 혼합특성을 관찰하였다. 맨 위의 액체 케로신을 분사한 경우, 액체 분무입자들로 인해 검게 보이던 영역이 아래로 가면서 케로신 온도가 상승함에 따라 점차 사라지는 것을 볼 수 있다. 즉, 고온조건에서 기화가 훨씬 빨리 진행됨에 따라 고속연소에 유리할 것이라는 예상을 해볼 수 있다. 반면, 침투거리는 특별한 차이를 발견하기 어려워 보이며, 고온에서의 운동량 감소로 하부 벽면까지 연료가 분산되는 것을 확인할 수 있다.

2.2 흡열연료의 연소특성 연구

연료의 연소특성과 관련된 연구로는 점화특성, 연소속도, 가연한계, 발열특성, 연소생성물 등을 생각할 수 있는데, 흡열연료의 연소특성과 관련하여 점화특성, 연소속도 그리고 모델 연소기를 이용한 연소시험에서의 연소효율 특성에 관한 연구사례를 살펴보고자 한다.

극초음속 추진기관에서는 운용조건에 의해 자연스럽게 자발화 조건이 만족되기 때문에 별도의 점화장치가 일반적으로 필요하지 않다. 이러한 특성을 고려하여 충격파관(Shock tube)를 이용하여 실제 비행조건에서 도달하는 온도와 압

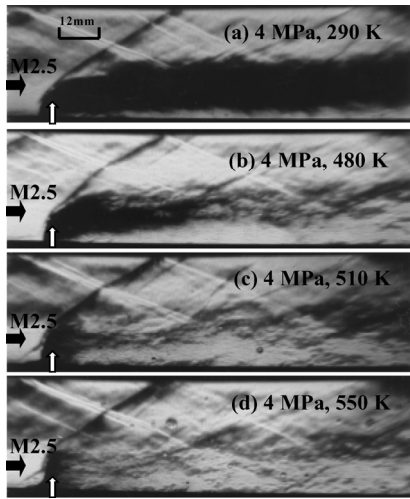


Fig. 7 Schlieren images of kerosene jet injected into Ma 2.5 crossflow[10].

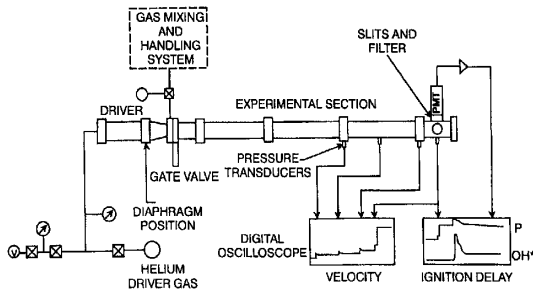


Fig. 8 Experimental setup for ignition delay measurement using shock-tube[11].

력을 조사하여 점화지연시간을 측정 한 사례들을 찾아볼 수 있다.

Colket 등[11]은 Fig. 8에 표시한 것과 같은 시험장치를 이용하여 예혼합된 연료가 충격파 도달 기준으로 압력상승과 OH* 자발광(chemiluminescence) 신호검출 시간을 측정하여 점화지연 시간을 산출하였다.

사용된 연료는 순수연료로서 에틸렌, 헵탄 그리고 항공유 JP-10을 사용하였으며, 기존 문헌을 통해 알려진 메탄과 수소의 시험결과와 비교하였다. Fig. 9와 같이 실제 항공용 연료인 JP-10 연료의 점화지연시간이 헵탄과 유사한 경향을 가짐을 보였고, 흡열반응에 의한 연료의 분해진행이 점화지연시간에 미치는 영향을 살펴보기 위

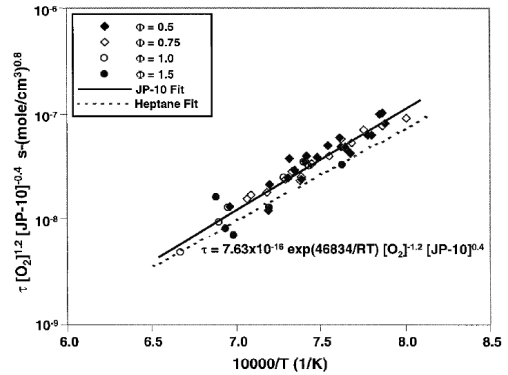


Fig. 9 Ignition delay of JP-10 with temperature[11].

Table 2. Ignition delay time for various fuel[11].

Fuel	Relative ignition delay times			
	Φ = 0.5		Φ = 1.0	
	1300 K	1400 K	1300 K	1400 K
Methane	16.8	14.6	15.1	13.1
JP-10	1.33	1.20	1.33	1.20
Heptane	1	1	1	1
80% heptane/20% baseline ^a	0.96	0.72	0.86	0.73
Baseline fuel ^a	0.64	0.60	0.77	0.70
10% H ₂ /90% baseline ^a	0.58	0.49	0.66	0.51
Ethylene	0.33	0.39	0.33	0.39
Hydrogen	0.04	0.07	0.03	0.06

^a(0.3CH₄/0.6C₂H₂/0.1H₂).

해 대리(surrogate)연료로서 메탄, 에틸렌, 헵탄의 혼합물을 구성하였고, 이 연료의 열분해를 조사하는 별도의 혼합연료를 제작하여 각각에 대해 점화지연 시간을 측정하였다.

Table 2에 각 연료의 조건별 점화지연시간 측정결과를 나타내었는데, 수소와 에틸렌의 뒤를 이어 흡열반응에 의해 분해가 일어난 연료의 점화지연시간이 짧은 것을 확인할 수 있다. 이는 흡열반응에 의한 고분자 연료의 저분자 탄화수소의 분해가 점화 및 연소에 긍정적인 영향을 미침을 확인시켜주는 결과이다.

점화지연시간과 유사하게 연료분해가 화염전파속도(laminar burning velocity)에 미치는 영향을 연구한 사례도 찾아볼 수 있다. Ji 등[12]은 도데칸, JP-7, JP-8 등의 액체연료의 화염전파속도와 소화한계를 전통적인 동축류(co-flow) 버너 시험법을 이용하여 연구하였다. 케로신과 유사한

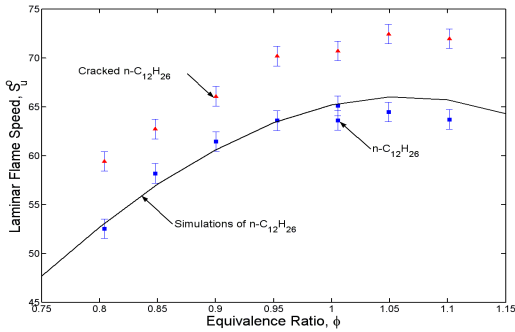


Fig. 10 Laminar flame speed of uncracked and cracked *n*-dodecane/air mixture[12].

탄소수의 고분자 물질인 도데칸 연료가 당량비 변화에 따라 화염전파속도가 분해되지 않은 연료에 비해 분해된 연료에서 확실히 증가된다는 결과를 Fig. 10과 같이 제시하였는데, 이는 앞서 점화지연시간과 마찬가지로 연료분해가 연소속도 향상에 긍정적임을 재확인 시켜준다. 다만, 이 연구에서 실제 항공유인 JP-7 또는 JP-8의 분해 연료를 이용한 실험이 수행되지 못한 점이 아쉽다.

흡열연료 연소특성의 최대 관심사는 실제 연소기에서 나타나는 효과일 것이며, 이에 대해 초음속 연소기를 구성하여 지상연소 시험을 수행한 사례들을 찾아볼 수 있다.

프랑스 ONERA에서는 MPP (“Promethee Micro - Pilot”) 로 명명되어 흡열연료의 열분해 특성을 연구하기 위해 개발된 장비와 기존의 LAERTE 초음속 연소시험장비를 연동하여 지상연소시험을 수행하면서 흡열연료의 연소특성을 살펴보았다[13]. Fig. 11에 시험에 사용된 장비들을 나타내었는데, 이 연구에서는 자발화 연소여부와 그 현상에 중점을 두었고 흡열연료의 효과에 대한 분석은 언급되지 않았다.

초임계연료의 초음속 유동장 내 분사특성 연구사례에서 언급한 바 있는 Fan 등은 Fig. 12와 유사한 공동을 가진 Ma 2.5 초음속 연소기에 액체상태 케로신과 초임계상태 케로신을 분사시켜 연소실 압력을 비교하는 방법으로 연소효율 변화를 살펴보았다[10]. 당시 연구에서 연소효율이 초임계 케로신 분사에서 액체케로신 대비 10 ~

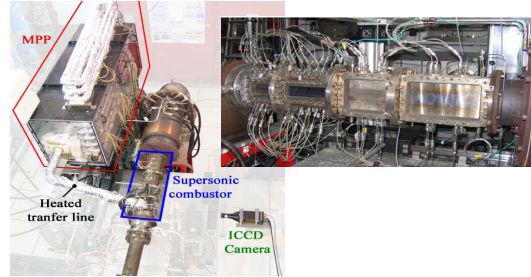


Fig. 11 Test facility of LAFRTE supersonic combustor linked with fuel cracking system[13].

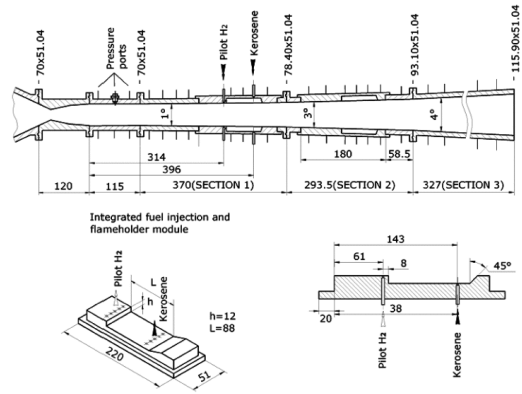


Fig. 12 Schematic of Ma 3.0 combustor with kerosene injector and flame holder[14].

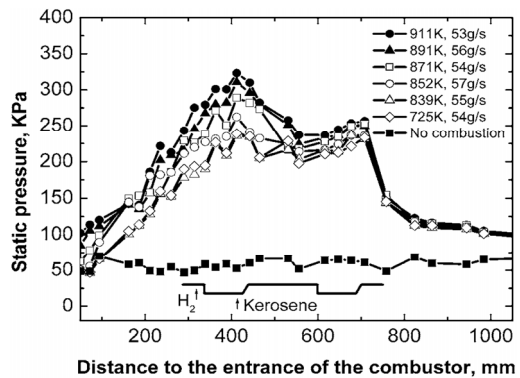


Fig. 13 Static pressure distribution in Ma 3.0 model combustor with different kerosene injection temperature[14].

15% 상승됨을 발표한 바 있고, 계속된 연구[14]를 통해 Fig. 12와 같은 Ma 3.0 모델 연소기에 더 높은 연료온도를 적용하여 Fig. 13과 같은 연구

결과를 제시하였다.

초임계상태의 연료량을 정확히 측정하기 위한 별도의 연구를 통해 케로신 온도가 725 K에서 911 K 까지 상승하는 동안 거의 일정한 연료공급량을 유지하여 시험을 수행하였고, Fig. 13과 같이 케로신 온도 상승에 따라 연소실 압력이 증가하는 것을 볼 수 있다. 이는 이전 연구와 동일하게 초임계 연료분사가 연소효율의 증가를 동반함을 의미한다.

3. 국내 연구 동향

흡열연료의 분사 및 연소특성에 관해 국내에서 연구를 수행한 사례는 찾아보기 힘들다. 한국항공우주연구원과 한국항공대학교 등에서 액체로켓 연소기 또는 예연소기 내부에서의 초임계 연소현상에 관한 연구가 수행되고 있으나, 이러한 액체로켓에 관한 연구는 자동차 분야에서 활발히 연구되고 있는 디젤엔진에서의 초임계 연소현상과 동일하게 연소가 진행되는 환경이 초임계 조건이므로 초임계 상태의 연료가 아임계 조건의 연소실에 공급되는 초음속 연소실과는 연구방향에 차이가 있으며, 연구방법에서도 수치해석적 연구가 중점적으로 수행되고 있다.

국방과학연구소 및 고려대학교에서는 2009년부터 진행되고 있는 기초연구 (액체연료의 흡열반응 기술) 과제를 통해 실제 항공유의 초임계상태 열분해 현상과 촉매분해 현상 및 흡열반응 활성화를 위한 촉매연구 등을 수행 중이다[15]. 본 연구를 통해 열분해 및 촉매분해를 거치면서 생성되는 생성물의 성분 분석, 촉매 종류 및 조건에 따른 연료의 분해특성 연구 등이 이루어지고 있다.

4. 결 론

극초음속 비행체의 유일한 냉각방안으로 알려져 있는 흡열연료 적용 기술을 개발하기 위한 다양한 연구분야 가운데 흡열반응에 의해 분해

된 연료의 분사 및 연소특성에 대한 연구사례를 살펴보았다.

흡열반응을 거친 연료가 연소실에 분사될 때 처해지는 초임계 상태의 연료분사가 아임계 연료분사와 달리 기체분사와 유사한 경향을 보이는 특성, 초임계 연료가 초음속 유동장에 분사될 때의 공기혼합 특성 등에 관한 연구사례를 살펴보았고, 연소특성으로서 점화지연시간 및 화염전파 속도에 미치는 초임계 연료의 긍정적인 특성, 궁극적으로 초음속 연소실에서 연소될 때의 연소효율 상승 연구사례 등을 살펴보았다. 아울러, 국내에서 수행된 흡열연료 관련 연구동향을 살펴보았다.

본 연구결과를 토대로 국방과학연구소에서 “초고속 공기흡입엔진 특화연구실” 사업의 일환으로 진행 중인 흡열연료의 연소특성 연구에서는 상용 항공유를 이용하여 열분해 및 촉매분해가 진행된 상태에서의 분사특성이 분해 전 연료와 달라지는 특성을 살펴보고, 화염전파속도 및 소화한계 등의 연소 특성에 관한 연구를 수행하여 흡열연료의 연료분사 및 연소특성을 살펴보고, 최종적으로 초음속 모델연소기의 지상연소시험을 통한 연소특성 연구를 수행함으로써 극초음속 추진체계 개발을 위한 흡열연료 적용 기술의 기반기술을 확보해 나가고자 한다.

References

1. Edwards, T., "UASF supercritical hydrocarbon fuels interests," *31st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, NV, U.S.A, AIAA-93-0807, 1993.
2. Ianovsky, L. S., Sosounov, V. A., and Shikhman, Y. M., "Endothermic Fuels for Hypersonic Aviation," AGARD CP-536, pp. 44-1, 44-8, 1993.
3. Edwards, T. and Maurice, L., "HYTECH fuels/fuel system research," *8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*,

- Norfolk,VA,U.S.A., AIAA-98-1562, 1998.
4. Crook, Loren C., Rachedi, Robert R. and Sojka, Paul E., "Development of a Real-Fuel Supercritical Injection Facility," *43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Cincinnati, OH, U.S.A, AIAA 2007-5683, 2007.
 5. Wu, P., Chen, T.H., Nejad, A.S., Carter, C.D., "Injection of Supercritical Ethylene in Nitrogen," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, No. 4, pp. 770-777, 1996.
 6. Chehroudi, B., Talley, D. and Coy, E., "Initial Growth Rate and Visual Characteristics of Round Jet into a Sub- to Supercritical Environment of Relevance to Rocket, Gas Turbine, and Diesel Engines," *37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, AIAA-99-0206, 1999.
 7. Gao, W. Liang, H.S., Xu, Q., Lin, Y.Z. and Sung, C.J., "Injection of Supercritical Aviation kerosene fuel into quiescent atmospheric environment," *45th AIAA/ASME /SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Colorado, U.S.A, AIAA2009-4927, 2009.
 8. Chen, L.D. and Sui, P.C., "Atomization During the Injection of Supercritical Fluid into High-Pressure Environment," *1994 IUTAM on Droplets and Sprays*, 1994.
 9. Hermanson, T.C., Papas, P. and Kay, I.W., "Structure and Penetration of a Transverse Fluid Jet Injected at Supercritical Pressure into Supersonic Flow," *28th Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Nashville,TN,U.S.A., AIAA 92-3652, 1992.
 10. Fan, X.J., Yu, G., Li, J.G., Zhang, X.Y. and Sung, C.J., "Injection and Combustion of Vaporized Kerosene in a Supersonic Model Combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 1, pp. 103-110, 2006.
 11. Colket, M.B., III, and Spadaccini, L.J., "Scramjet Fuels Autoignition Study," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 2, pp. 315-323, 2001.
 12. Ji, C., You, X., Holley, A.T., Wang, Y.L., Egolfopoulos, F.N. and Wang, H., "Propagation and Extinction of Mixtures of Air with n-Dodecane, JP-7, and JP-8 Jet Fuels," *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, U.S.A, AIAA 2008-974, 2008.
 13. Axel VINCENT-RANDONNIER, Bruno ROUXEL, et al, "Experimental investigations on the self-ignition of a thermally decomposed endothermic fuel in hot supersonic air flow in the MPP-LAERTE combustion test bench," *15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Dayton, Ohio, U.S.A, AIAA2008-2676, 2008.
 14. Fan, X.J., Yu, G., Li, J.G., Zhang, X.Y. and Sung, C.J., "Combustion and Ignition of thermally cracked kerosene in supersonic model combustors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, No. 2, pp. 317-324, 2007.