

초임계 유체의 고유한 물리적 특성변화와 난류유동을 결합하여 성능을 높이는 데 활용하고 있는 가장 대표적인 시스템 중의 하나는 연소기이다. 이때 연료와 산화제의 연소반응은 저압조건과 다른 고유한 특성을 가지고 있어 기존의 연소모델에 의해서는 정확한 분석이 어렵게 된다. 따라서 초임계 압력조건에 대한 연소과정을 분석할 수 있는 연소모델이 필요하고 이러한 연소과정이 난류유동조건에서 발생하기 때문에 최근 많은 연구가 초임계 난류연소모델 개발에 집중되어 왔다. 이 글에서는 특히 액체로켓엔진 관련 초임계 연소모델 개발 분야의 연구동향을 살펴보고자 한다.

로켓엔진은 고속의 제트를 분출하여 반작용으로 비행체를 추진하는 분사추진기관의 일종이다. 항공기용 제트엔진과 달리 외부공기를 흡입하지 않고 그림 1에서 보는 것처럼 탑재되어 있는 추진제를 사용하여 제트유동을 발생시키는 특징이 있다. 이러한 추진기관은 제트유동의 에너지원과 발생 메커니즘 또

는 추진제의 종류에 따라 분류된다. 그 중 액체추진제를 연소시켜 고온가스를 생성하고 노즐을 통해 가속시켜 초음속의 제트유동을 만들어주는 화학로켓엔진이 가장 보편적으로 상용화된 형태이다.

연료와 산화제의 연소를 통해 얻어진 고온고압의 연소가스는 노즐부에서 팽창과정을 통해 에너지를

표 1 액체로켓의 추력변화 역사

Initial ground test	Thrust(lbf, sea level)	Engine	Developer
1923	40~100	Experimental	Goddard
Up to 1939	150~2000	Sounding rockets	Goddard
1936	3,000	A-3, A-5 test vehicle	German Army
1939	54,300	German V-2 engine and missile	German Army
1947	57,800	Soviet RD-100/R-1 SRBM	Energomash
1948	81,900	Soviet RD-101/R-2 SRBM	Energomash
1948	99,000	Soviet RD-103/R5-M MRBM	Energomash
1953	120,000	Navaho G-26/Boost-glide missile	Rocketdyne
1955	135,000	Early Atlas booster/ICBM	Rocketdyne
1955	184,000	Soviet RD-107/R-7 ICBM	Energomash
1960	320,000	Soviet RD-111/R-9A ICBM	Energomash
1963	1,520,000	U.S. F-1/Saturn V Booster	Rocketdyne
1977	1,640,000	Soviet RD-170/Energiya	Energomash



그림 1 로켓 중요부품 개념도

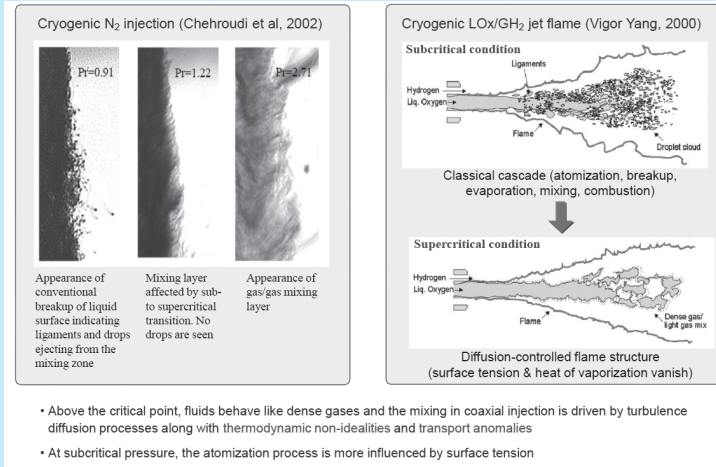


그림 2 초임계조건에서 제트유동 특성

연계 된다. 연소가 시작되는 위치에서 비압축성 (incompressible) 난류혼합(turbulent mixing)과 연소(combustion)가 발생되고 노즐부에 접근하면서 연소는 거의 종료되고 압축성 난류유동(compressible turbulent flow)에 의해서 지배되게 된다. 이러한 유동특징을 바탕으로 개발되어온 로켓엔진 및 추력의 변화를 표 1에 나타내었다. 고다트에 의해서 로켓엔진이 개발된 이래 제2차 세계대전 시기부터 달탐사가 이루어지는 시기까지 추력이 비약적으로 발전해 왔음을 알 수 있다. 이후 냉전시대가 종료되고 우주개발은 주춤하였지만 최근 우주공간에 대한 상업적 수요증가로 재도약하고 있는 실정이다.

위상발사수요의 증가에 따라 높은 추력성능의 액체로켓에 대한 요구로 다양한 형태로 로켓시스템의 성능을 높이기 위한 연구가 진행되고 있다. 역사적으로 펌프에 의해서 연소실 압력으로 높여왔다. 이런 방

법에 의해서 설계조건에 따라 다르겠지만 비추력(Specific Impulse)을 4~8% 증가시킬 수 있다. 고다트(1920s)의 엔진은 50~100 psi(3.4~6.8기압) 정도로 낮은 압력에서 작동되었지만 펌프공급시스템에 의해서 1939년 350psi(23.8기압)가 얻어졌다. 그 후 1950년대 1000psi(68기압), 1970년대 5000psi(340기압)가 달성되었다. 참고로 우주왕복선의 주엔진 SSME는 3319psi(225.8기압)이다. 압력을 높이거나 노즐면적 팽창비를 크게 설계하면 비추력을 높일 수 있다. 높은 연소실 압력은 높은 노즐면적 팽창비를 요구하지만 작동되는 고도가 낮을 경우 노즐내부에 유동박리(Flow Separation)가 발생된다. 이러한 유동현상은 설계의 큰 장애중 하나이다. 또 다른 어려운 점은 연소실에서 발생하는 난류열유속(turbulent heat flux)이 연소실 압력에 거의 선형적으로 증가한다는 것이다. 압력을 높이는 만큼 열유속이 증가하기

때문에 안정적인 엔진설계는 적절한 냉각시스템에 크게 의존하게 된다. 이외에도 압력을 높이기 위해 사용되는 펌프가 극저온에서 작동되고 완벽한 단열처리가 되지 않을 경우 이상유동조건에서 작동되어야 한다. 일반적으로 단열처리가 되었어도 유동 내에 압력이 증기압보다 작아질 수 있기 때문에 극저온유체를 다룰 경우 이상유동에 대한 고려는 자연스러운 것이라 할 수 있다.

최근에는 많은 어려움이 존재함에도 불구하고 로켓엔진의 성능을 좌우해왔던 연료의 미립화(Atomization), 연료/산화제 난류혼합(Turbulent Mixing), 액적의 증발(Vaporization)에 의한 손실이 감소되고 연소온도를 높여줌으로써 노즐팽창 에너지를 크게 얻을 수 있는 초임계 압력 연소반응에 대한 연구가 큰 주목을 받고 있다. 초임계조건에서는 그림 2에서 보는 바와 같이 표면장력이 사라지게 되어

표 2 추진제와 비추력

Propellant	Vacuum Isp (s)	Effective exhaust velocity (m/s)
liquid oxygen/liquid hydrogen	455	4462
liquid oxygen/kerosene (RP-1)	358	3510
nitrogen tetroxide/hydrazine	344	3369

액체와 기체의 구분이 모호해진다. 액체연료가 분사될 때 아임계(subcritical pressure)조건에서는 액체와 기체의 구분이 명확하여 연료의 액적생성에 의한 혼합유동이 연소기 성능을 크게 좌우하게 된다. 이 경우 연료/산화제의 난류혼합(turbulent mixing)은 분사기의 형상특징에 크게 의존한다. 초임계조건에서는 표면장력과 증발잠열이 사라지고 난류혼합특성은 밀도차이에 의한 확산성질에 크게 변하게 된다. 그렇지만 아임계조건에서 미립화, 증발, 혼합, 연소과정이 복잡하여 난류해석에 대한 일반성을 얻기 어려웠지만 초임계조건에서는 미립화와 증발과정이 없는 농도차이에 의한 확산과정이 지배되어 단상유체로 해석의 용이함이 존재하게 된다. 그렇지만 열역학/전달물성의 비이상성을 고려해야 하며, 밀도차이가 약 1,000배 나는 조건으로 일반적인 알고리즘을 적용하기 어려운 점이 있다. 이러한 난류연소과정은 선택되는 추진제에 따라 매우 다르게 나타난다. 추진제는 로켓의 목적에 따라 다른 연료/산화제가 사용되고 있고 다양한 요소들이 고려되어 연소기가 개발된다. 액체 로켓엔진에 보편적으로 적용되어져 온 초임계 수소-산소, 메탄-산소, 케로신-산소 연소에 대한 연구동향을 살펴보기로 한다.

초임계 수소-산소 연소

표 2에서 보는 바와 같이 수소-산소 추진제는 높은 비추력(추진제 무게당 추력)을 가지고 있고 연소생성물로 물이 발생되기 때문에 초창기 많은 로켓 이론가

들은 가장 깨끗하고 경이로운 추진제로 믿어왔다. 수소는 일반적인 조건에서 부피가 크다. 따라서 가벼운 비행체에서는 보통 극저온액체로 저장되어 사용된다. 이러한 저장기술은 1950년대 초에 수소폭탄 개발의 일환으로 완성되었다. 1950년대 말과 1960년대 초 Centaur와 Saturn의 상단엔진에 수소연료가 적용되어졌다. 액체로서 수소는 낮은 밀도를 가지고 있어서 큰 탱크와 펌프가 요구되는데 탱크단열에 매우 큰 어려움이 발생된다. 이러한 장치에 의한 무게부담은 로켓에 적재가능한 연료의 양이 적어지게 되거나 무게를 감소시키기 위하여 탱크를 가압화(pressurization)할 필요가 있다. 수소연료를 이용한 로켓엔진은 대부분 상단엔진에 사용되고 따라서 우주왕복선 Main engine, Ariane 5, Delta IV, Ares I, Saturn V, Saturn IB, Saturn I, Centaur, H-II, H-IIA, H-IIB, CE-7.5 등에 사용되어 왔다. 러시아의 경우 구소련에서 자체기술개발의 어려움으로 인해 1980년대 Energiya가 개발될 때까지 사용되지 않았다.

현대적인 고성능엔진(Ariane 5, Vulcain II)은 100 bar의 초임계 압력에서 작동되고 있다. 이러한 고압 조건에서 작동하는 엔진은 점화, 화염안정화, 벽면으로 열전달, 외부교란에 대한 안정성 및 연소불안정 등 많은 중요한 기술적 난제들을 가지고 있다. 이러한 문제들의 대부분은 화염구조의 이해를 요구한다. 그렇지만 로켓연소실에서 발생하는 평균적인 에너지는 원자력발전소의 에너지 크기와 비슷한 Gigawatt의 크기를 가지고 있다. 따라서 실험적 연구는 매우 제한적이라 할 수 있다.

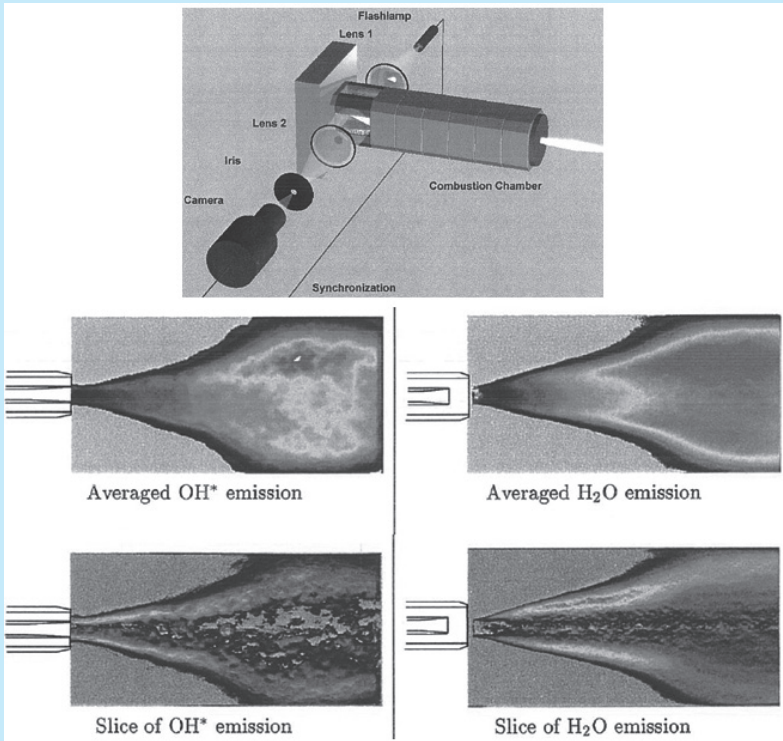


그림 3 카메라를 이용한 측정 및 OH와 H₂O 농도(Juniper, 2001)

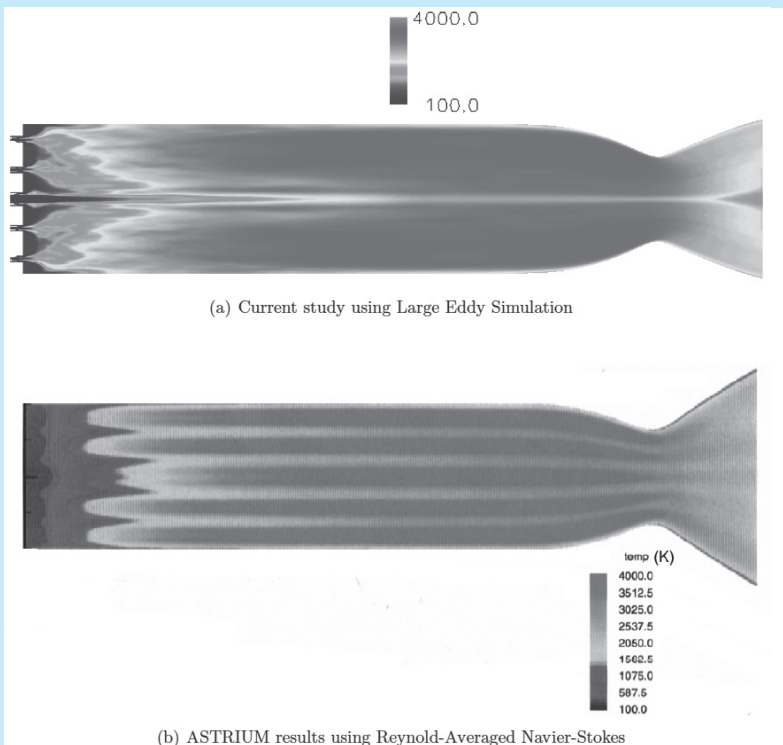
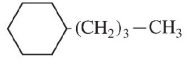



그림 4 초임계압력 수소-산소 연소해석(Masquelet, 2006)

프랑스의 Juniper는 수소와 산소의 화염에 대하여 해상도가 0.15nm 인 Spectroscopy를 이용하여 수소화염에 대한 기초적인 연구를 수행하였다. 이러한 실험연구는 100bar 이상의 압력과 3,600K 정도의 고온에서 직경이 수 m에 달하는 실제 로켓엔진을 대상으로 하기 어렵다. 따라서 실제 로켓엔진에 장착이 되는 500~600개의 분사기 중 1개에 대한 연구가 주로 이루어지고 있는 실정이다. 실험의 어려움을 극복하기 위하여 오히려 해석연구가 많은 주목을 받고 있다. 이 경우 유체의 상태를 나타내는 방정식을 새롭게 고안하여야 한다. 보통 실제유체상태방정식(Real-Fluid Equation of State)이라 한다. 실제유체 방정식은 Peng and Robinson, Soave-Redlich-Kwong 등의 방정식이 보편적으로 많이 적용되고는 있지만 가장 큰 문제점은 기존의 유동해석 알고리즘(SIMPLE, Fractional Step Method, PISO algorithm, dual-time approach 등)을 적용하여 안정적인 해를 얻을 수 없다. 기존의 유동해석과 매우 다른 특징을 보여주고 있다.

초임계 케로신-산소

2차 세계대전 당시 개발된 가솔린을 이용한 V2로켓 이후 1950년대 로켓연료로서 완성된 RP-1은 항공유처럼 고도로 정제된 등유를 말한다. 보통 액체산소와 함께 사용되고 독성

Typical classes of hydrocarbons in aviation fuels		
Compound class	Typical structure	Name
<i>n</i> -paraffin (<i>n</i> -alkane)	$\text{CH}_3-(\text{CH}_2)_{10}-\text{CH}_3$	<i>n</i> -dodecane
<i>iso</i> -paraffin	$\begin{array}{c} -\text{C}- \\ \\ -\text{C}-\text{C}-\text{C}-\text{C}- \\ \quad \\ -\text{C}- \quad -\text{C}- \\ \quad \end{array}$	iso-octane
		
Aromatic		toluene
Alkene	$\text{CH}_2=\text{CH}-\text{CH}_2-\text{CH}_2-\text{CH}_3$	1-pentene

Typical aviation fuel properties					
Property	JP-4	JP-5	JP-7	JP-8 (Jet A/A-1)	RP-1
Approx. formula	$\text{C}_{8.5}\text{H}_{17}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{22}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{25}$	$\text{C}_{11}\text{H}_{21}$	$\text{C}_{12}\text{H}_{24}$
H/C ratio	1.99	1.87	2.02	1.91	1.98
Boiling range, F	140-460	360-495	370-480	330-510	350-525
Freeze point, F	-80	-57	-47	-60 JP-8/Jet A-1; -50 Jet A	-55
Flash point, F	-10	147	140	127	134
Net heating value, BTU/lb	18,700	18,530	18,700	18,580	18,650
Specific gravity 60 F	0.76	0.81	0.79	0.81	0.81
Critical T, F	620	750	750	770	770
Critical P, psia	450	290	305	340	315
Avg composition					
Aromatics, vol%	10	19	3	18	3
Naphthenes	29	34	32	20	58
Paraffins	59	45	65	60	39
Olefins	2	2	—	2	—
Sulfur, ppm	370	470	60	490	20

그림 5 케로신 연료 특성(Edwards and Maurice, 2001)

이 없다. 미국로켓과 미사일 등에 가장 보편적으로 사용되고 있는 추진제이고 Saturn V, Zenit rocket, R-7, Soyuz, Saturn I, Atlas rocket, Falcon 1, Falcon 9 등에 채택되었다.

고탄화수소 연료인 케로신은 가솔린, 디젤 등 자동차 연료와 같이 단일 화학종이 아닌 혼합물로 구성되어 있기 때문에 화학반응특성을 유사하게 모사할 수 있는 Surrogate fuel chemistry를 사용하는 것이 타당하다. 주어진 반응과정을 잘 모사하는 탄화수소계 연료들의 적절한 조합을 찾고 이들의 핵심적인 화학반응 단계의 조합을 통해 케로신의 화학반응을 대체할 수 있는 모델을 확립하여야 한다. 예를 들면 *n*-decane, *n*-propylcyclohexane, *n*-propylbenzene으로 구성하여 케로신 대체 연료모델을 확립하고 초임계조건에서 상태방정식을 적용하여야 한다. 이러한 상태에서 유동해석 알고리즘이 적용되어야 하지만 물성치의 변화가 일반적이지 않기 때문에 해석의 안정성이 화학종의 변화에 매우 민감하게 나타난다.

초임계 메탄-산소

액체수소 엔진은 고성능화가 가능하기에 우주왕복선에 주로 사용되고 있으나, 그 물성 때문에 엄청난 크기의 저장탱크가 필요하다. 한편 케로신 엔진은 연소 때 생기는 검댕(soot)으로 인해 내부 관 유로의 막힘 현상 등이 생겨 재사용하기에 상당히 곤란하다. 이러한 관점에서 미국 등 선진국에서는 액체메탄(liquid methane, CH_4)을 미래의 로켓용 추진제로 판단하여 많은 연구를 시작하였다.

메탄 로켓엔진의 가장 큰 장점은 액체산소와 액체메탄의 특징에 기인한다. 즉, 산소와 메탄이 만나 연소하면 이산화탄소와 물이 생성된다. 기존의 로켓엔진이 매연을 발생시킨 것에 비해 소량의 이산화탄소와 물을 발생시키기 때문에 친환경적이라고 할 수 있고, 매연이 발생되지 않아 로켓엔진의 내부가 깨끗하므로 재사용에 따른 문제가 없다. 액체수소 엔진의 경우 산소와 수소 물성의 차이가 커서 크기가 큰 저장탱크가 필요했으나 액체메탄 엔진의 경우 산소와 메탄 물성이 유사하여 저장탱크를 소형화할 수 있다. 또한 메탄 연료는 현재 많이 사용되고 있는 케로신이나 액체수소보다 가격이 훨씬 저렴해 기존 엔진 비용의

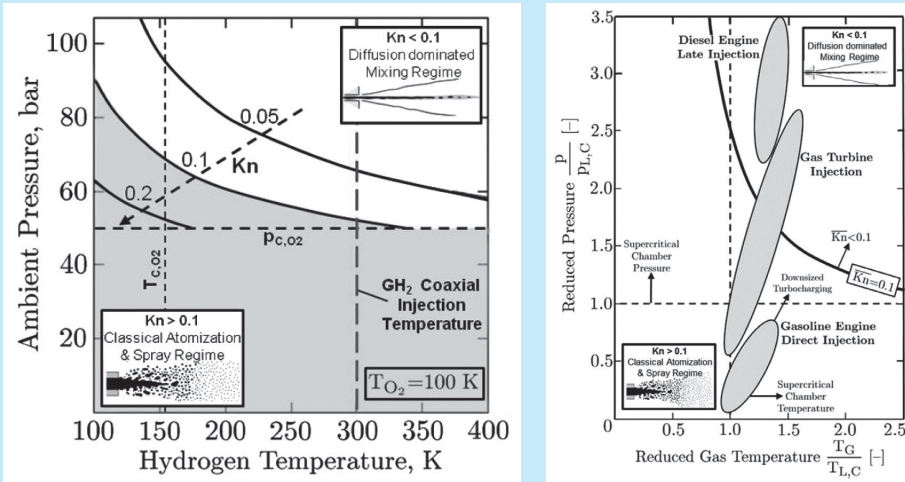


그림 6 액체로켓의 액체분사영역(Dahms, 2015)과 추력시스템(Dahms and Oefelein, 2015)에 대한 온도압력 선도

10% 정도로 운용이 가능하다.

초임계 조건 연소기 해석

아임계 조건에서 분사된 액체 분무는 명확한 기상/액상 경계면을 통해 일련의 미립화/액적분열/증발 과정을 거치게 된다. 반면 초임계 압력에서는 상의 경계

가 모호해지고 액체 미립화 과정을 난류확산이 지배적인 단상의 고밀도 유체 혼합층(single-phase dense-fluid mixing layer)이 대신하게 된다. 지난 10여 년간 초임계/천이임계 난류 화염에 대한 해석적 연구도 아임계 조건에서 확립된 이상 분무 모델(two-phase spray model)에서 벗어나 실제유체(real-fluid) 특성을 고려한 난류연소모델

을 기반으로 수행되고 있다. 최근 Sandia National Lab의 Dahms와 Oefelein은 이론적 연구를 통해 고전적 분무 구조에서 단상의 유체 혼합 구조로 천이되는 작동 영역을 도식화하였으며, 액체로켓엔진뿐만 아니라 디젤 엔진과 가스터빈 엔진에서도 난류확산이 지배적인 혼합 구조가 나타날 수 있음을 밝혔다.