

박 태 선 경북대학교 기계공학부 교수 | e-mail : tsparkjp@knu.ac.kr

액체로켓엔진은 연소실의 온도가 약 3,600K로서 냉각시스템은 필수적이다. 지금까지 대표적으로 사용되어온 냉각방법은 재생냉각과 막냉각으로 아임계압력에서 다양한 실험연구에 의해서 설계가 진행되어 왔다. 아임계압력에서 얻어진 유동구조 이해 및 설계경험식은 초임계 압력에서는 물성치가 급격히 변하기 때문에 재정립될 필요가 있다. 특히 열전달 성능을 좌우하는 난류유동구조가 크게 바뀌기 때문에 초임계 유체에 대한 난류유동 및 열전달연구가 진행될 필요가 있다. 이 글에서는 초임계 압력조건에서 난류열전달 연구동향을 소개하고자 한다.

액체로켓엔진에서 난류연소(turbulent combustion)에 의한 연소가스의 온도는 약 3,600K 정도로 매우 높기 때문에 연소실 및 노즐을 설계할 때 벽면

냉각의 문제가 매우 중요해진다. 이러한 조건에서 발생하는 열유속은 연소실 압력에 거의 선형적으로 비례한다. 우주왕복선(SSME) 주엔진의 경우 약

100MW/m²이다. 또한 연소실 벽면은 마하수 (Mach Number) 0.1 이하의 비교적 낮은 속도에서 난류유동의 대류열전달과 복사열전달이 발생하고 압축부를 지나 노즐부에서는 3,000K 정도이고 수천 m/s의 초음속유동에 의한 대류열전달이 발생한다. 이러한 작동조건에서 손상이 나타나지 않는 재료는 현재 없기 때문에(Stainless steel의 경우 약 1,500도이지만 구조적인 문

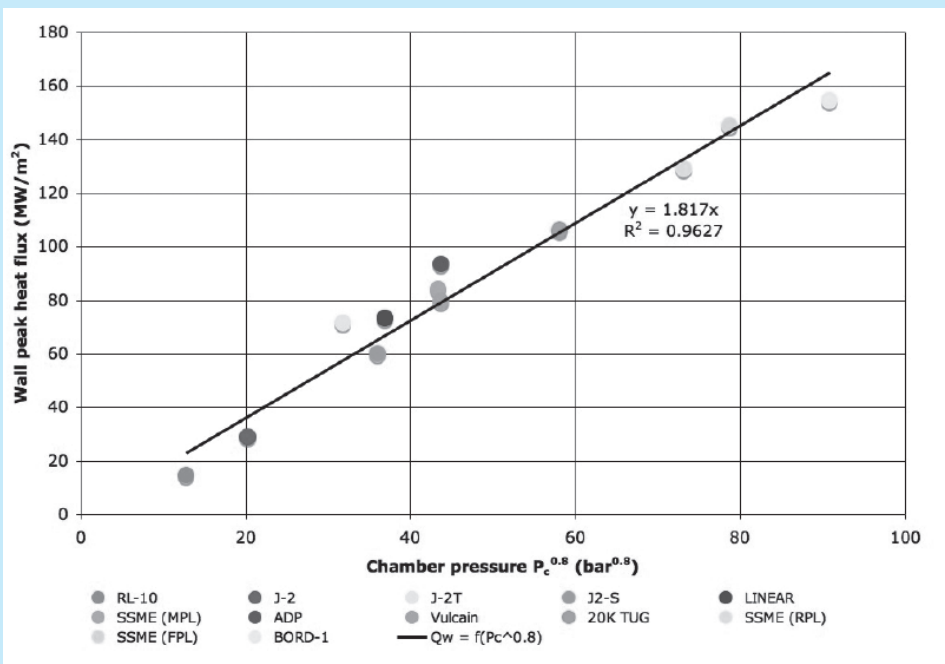


그림 1 수소-산소 액체로켓 노즐벽 열유속

표 1 엔진종류에 따른 냉각시스템

	엔진 종류				
	RS-27	S-4	RCS	LE-7(Japan)	AJ-10-118I
적용	Delta II Space Launch booster	Atlas SLV sustainer	Attitude control	Booster stage H-II launcher	Delta II Second stage
추력 (lb)	207,700	60,900	18	242,500	9,850
비추력	288	308.7	290	445.6	320
혼합비 (산화제/연료)	2.27	2.27	2.0	6.0	1.90
연료	Kerosene	Kerosene	MMH	Liquid H ₂	0.5N ₂ H ₄ /0.5UDMH
산화제	Liquid O ₂	Liquid O ₂	N ₂ O ₄	Liquid O ₂	N ₂ O ₄
연소실직경 (in)	21	11.93	1.09	15.75	11.7
노즐목직경 (in)	16.2	9.25	0.427	9.25	7.5
냉각방법	재생냉각 Regenerative cooling	재생냉각 Regenerative cooling	복사냉각 Radiation cooling	재생냉각 Regenerative cooling	용제냉각 Ablative cooling
튜브의 개수	292	240(Primary) 480(Secondary)	0	288	

(복사냉각: 내열금속, 탄소섬유로 구성된 노즐 벽으로부터 주위공간으로 복사
용제냉각: 노즐벽면이 흡열분해되는 물질로 구성)

제점은 훨씬 낮은 온도에서 발생) 냉각시스템은 필수적으로 고려되어야 한다. 추진제의 종류와 작동시간 등에 따라 냉각시스템은 다양한 형태로 적용되어 왔다.

큰 엔진에 적합한 냉각방법은 연료를 냉각제로 이용하여 연소실을 냉각시키고 내부에너지가 높아진 상태에서 연소에 사용되는 대류열전달의 평형관계에 근거한 재생냉각(regenerative cooling)이다. 연소실 벽에 연료를 직접 분사하는 막냉각(film cooling)의 경우 추력성능을 저하시킬 수 있는 단점이 있다. 이러한 각각의 방법들은 적용성의 한계와 특징이 있기 때문에 일반적으로 열하중이 집중되는 연소실과 노즐벽면의 주된 냉각방법은 전열성능이 큰 재생냉각을 이용하고 보조적으로 막냉각을 이용하는 방법이 일반적이다.

재생냉각은 연료를 연소실에 보내기 전에 연소기

벽면을 냉각하는 데 사용하고 온도가 높아진 상태에서 연소가 이루어지는 형태이다. 연소실에 발생하는 열을 연소반응에 참여하는 연료의 내부에너지를 높이고 벽면냉각에 활용하기 때문에 연소효율이 높은 시스템이 구성된다. 그렇지만 연소실 벽면을 냉각할 때 연료의 온도는 기체가 되지 않는 조건으로 설계되어야 벽면냉각이 원활하게 이루어질 수 있다.

재생냉각 채널은 그림 2에서 보는 바와 같이 Convex 및 Concave 곡률에 의해서 발생하는 원심력으로 인해 냉각채널 단면에서 주유동속도가 비대칭적인 분포를 가지고 단면에 압력차이가 존재하게 되어 2차 유동이 발생하게 된다. 이러한 유동구조는 수력직경 1mm인 내부에서 발생되기 때문에 실험적인 방법으로 채널 내부의 난류유동 구조를 측정하는 것은 매우 어렵다. 따라서 많은 경우 채널외부에서 얻어지는 물리량으로 내부상황을 추측하고 있는 실정이다. 요

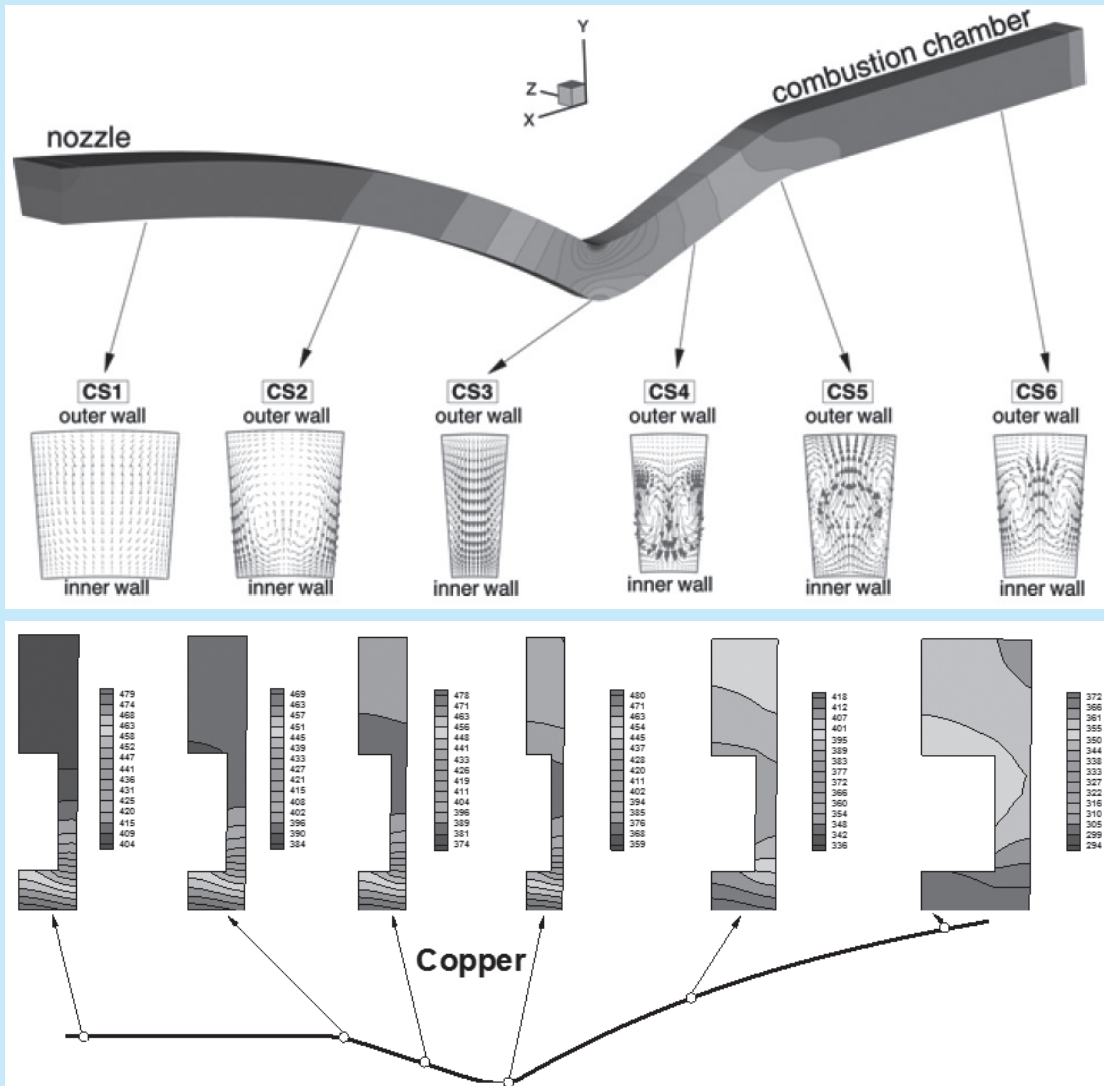


그림 2 냉각채널 내부의 유동 및 노즐벽면 온도분포(Park, 2013)

즈음에는 난류유동 해석도구의 발달로 매우 정확한 해석이 이루어지고 있고 열전달과 관련된 분석이 이루어지지만 직경이 1mm이고 곡률변화를 가지면서 수 m에 달하는 해석이나 실험영역에 대하여 LES/DNS를 이용한 자세한 해석이나 실험연구는 비효율적이기 때문에 설계단계에서 적용되어지지 않고 있다.

재냉각채널에 대한 설계는 그림 3과 같이 열저항 (Thermal Resistance) 개념과 난류모델(RANS)에 의

해서 대부분의 설계작업이 이루어지고 시험제작을 통해 설계검증이 수행된다. 이러한 냉각성능시험은 축소형 연소기에서 대부분 이루어지고 특정조건에 대한 상세유동구조를 파악하기 위하여 LES해석이 병행되기도 한다. 축소형 시험평가결과와 해석결과를 토대로 실물형 로켓엔진의 냉각설계가 최종결정되게 된다. 실제 로켓시스템에서 탄화수소 계열의 연료를 대부분 이용하기 때문에 Coking현상에 의한 탄소가 냉

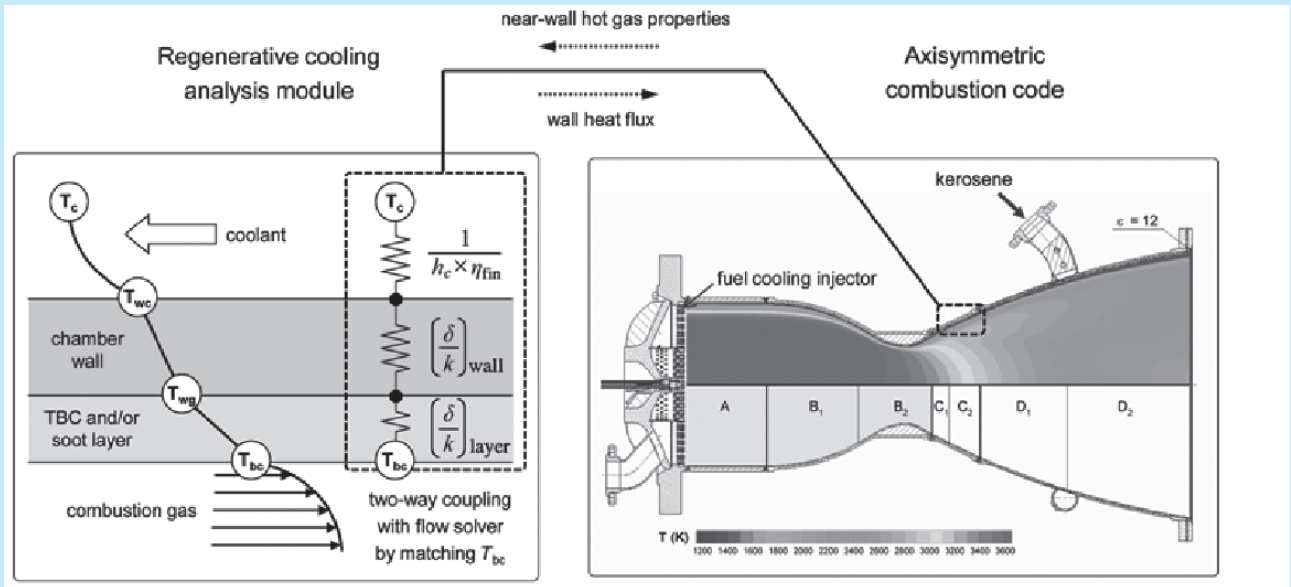


그림 3 재생냉각채널 해석 및 설계 개념(Kim et al., 2014)

각채널 벽면에 침착되는 현상으로 난류열전달이 약화되는 문제점이 있다.

막냉각은 1950년~1960년대에 기체와 액체 막냉각 실험을 통하여 연구되어져 왔다. 1952년 Crocco는 발열반응의 막냉각 유체가 막냉각효율을 감소시킨다는 것을 이론적으로 보여주었다. 그는 벽면 근처의 액체 막은 연소가스쪽으로 증발확산하고 기체가 층류 점성저층에 갇히게 되어 열차폐층을 형성하는 것으로 생각했다. 이러한 접근방법은 그 후 막냉각 열전달구조 연구에서 폭넓게 수용되었다. 한편, 저추력, 낮은 압력 로켓노즐에서 열전달계수를 결정하기 위해 Schoenman and Block(1967)은 노즐을 층류와 난류 영역으로 나누어서 1차원적인 난류 Bartz방정식을 사용하였다. 이러한 방식의 연구에 의해서 막냉각효율이 고온가스유량에 대한 냉각유량의 비, 분사위치로부터의 거리, 분사속도 등에 관계함을 간단한 형상에 대해서 보여주었고 경험식을 구축하여 왔다. 막냉각 유체가 액체일 경우 주로 실험적인 연구가 진행되어져 왔는데 고온가스온도, 연소실 압력, 고온가스유량

에 대한 냉각유량의 비가 비선형적인 관계를 가지고 있고 증발효과에 의해 film instability 현상이 존재하는 것으로 알려져 있다.

막냉각 열전달현상에 대한 해석은 연소실 압력조건에 따라 해석방법이 크게 변하게 된다. 우선, 아임계조건의 막냉각에서 냉각유체가 기체일 경우 연소 및 열전달만 해석되어지면 막냉각 해석이 충분이 이루어 지지만 냉각유체가 액체일 경우 상변화가 고려되어야 하는 어려움이 존재하게 된다. 보통의 경우 Eulerian 방법 보다는 Lagrangian방법이 많이 적용되었지만 분사기 형태에 따른 분무패턴과 액적 간의 간섭을 고려한 증발모델, 난류모델과 연소모델 등의 부정확성으로 인해 해석모형의 확립에 많은 어려움이 존재하여 왔다. 그림 4는 아임계조건의 KSR-III 로켓엔진에 대한 분무 연소해석 및 막냉각 해석 연구를 보여준다. 이 연구에서 실제조건 로켓엔진의 분무형태와는 많은 차이가 있지만 분사면에서 액적의 분포를 가정함으로써 충돌형 분사기가 해석에 구현되었고, 벽면으로 연료 액적을 분사시키는 방법으로 막냉각 효과를 해석하여

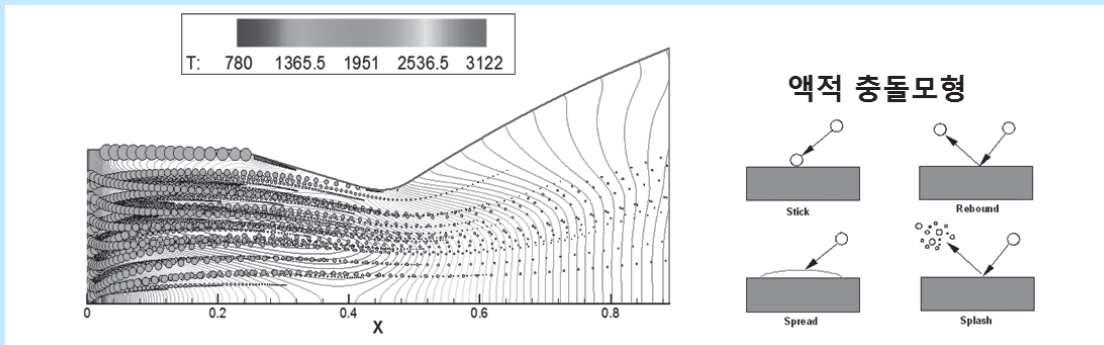


그림 4 아임계조건 막냉각 및 분무연소(Park & Ryu, 2002)

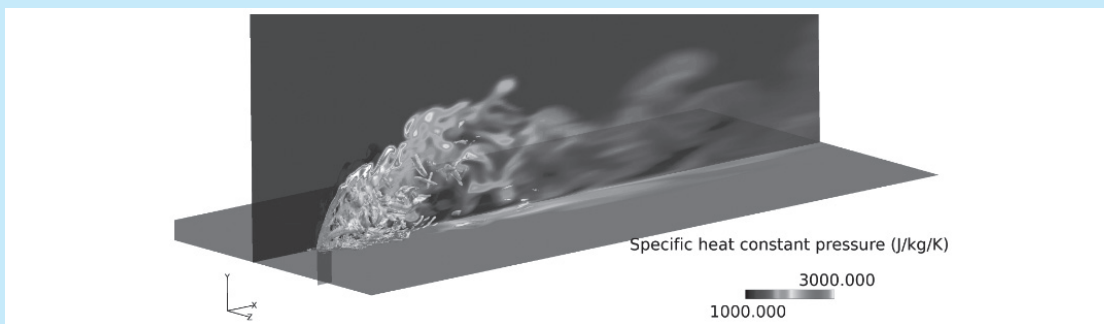


그림 5 초임계조건 막냉각 해석 예(Masquelet, 2013)

냉각유량의 변화에 의한 열전달 효과의 상관성을 조사하였다. KSR-III와 같이 아임계 압력조건에서 작동하는 연소기의 연소특성은 액체연료의 미립화과정과 연료액적의 증발과정에 의해서 지배된다.

그렇지만 초임계 상태에서는 표면장력과 증발잠열이 없기 때문에 기상과 액상의 명확한 구분이 사라지게 되므로 추진제의 미립화, 혼합에 대한 불확실성이 상당히 제거되어 해석이 용이해지는 장점이 있다. 따라서 초임계 압력조건인 연소특성은 밀도가 큰 저온 산소유동층과 밀도가 상대적으로 낮은 고온의 혼합기

체와의 난류혼합과정에 의해 주로 영향을 받는다(그림 5). 이 경우 난류혼합에 의한 질량전달과정은 고밀도 산소유동층과 저밀도 혼합기체 유동층 간의 접촉면적과 접촉면에서 국부적인 변형률에 의해 주로 결정되는 특징이 있다. 초임계 조건의 막냉각은 재생냉각 채널을 지나온 연료의 일정부분이 벽면에 분사되기 때문에 액체상태의 케로신이 액막을 형성하고 연소실 내부의 연소가스와 혼합되는 난류혼합과정이 적절하게 해석되어야 한다.