

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.3.067>

산화제 과잉 예연소기 냉각 성능 수치 해석

이선미*[†] · 하성업** · 이수용**

Numerical Analysis on Cooling Characteristics of Oxidizer-Rich Preburner

Seon-mi Lee*[†] · Seong-up Ha** · Soo Yong Lee**

ABSTRACT

The numerical analysis for the verification of preburner's cooling characteristics applying to kerosene-LOx rocket engine has been fulfilled. The distribution of combustion gas properties in primary combustion zone was calculated by the mixture ratio based on head injector arrangement, the properties of oxygen flowing in wall channels as coolant were applied under real-gas conditions, and multi-phase mixing model was employed to calculate the mixing process of primary combustion zone with liquid oxygen which was used for wall cooling. The results of numerical analysis were compared with the experimental results, hence thermo-physical properties in cooling channels and a combustor could be quantitatively identified.

초 록

케로신-액체산소 로켓 엔진에 적용되는 산화제 과잉 예연소기의 냉각 성능 확인을 위한 수치 해석을 수행하였다. 예연소기 1차 연소구역을 상사하기 위하여 분사기 배열에 따른 혼합비를 바탕으로 연소가스 물성치를 계산하였고, 냉각제로서 채널을 흐르는 산소의 물성치는 실제기체 조건에 대하여 적용하였으며, 1차 연소구역과 냉각제로 쓰인 액체산소의 혼합과정은 다상혼합모델을 적용하였다. 수치 해석으로 계산된 결과를 연소시험과 비교하였으며, 이를 통하여 재생냉각 채널과 연소실에서의 물성 등을 정량적으로 파악할 수 있었다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), Kerosene(케로신), LOx(액체산소), Preburner(예연소기), Gas Generator(가스 발생기), Oxidizer-rich(산화제 과잉), Cooling(냉각), Mixture Model(혼합 모델)

접수일 2012. 11. 27, 수정완료일 2013. 5. 7, 게재확정일 2013. 5. 13

* 정회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

† 교신저자, E-mail: lsm@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

액체로켓엔진의 연소실에 추진제를 공급하는 방식은 크게 가압식과 펌프공급 방식으로 나눌

수 있다. 엔진이 대형화 될수록 터보펌프를 많이 채택하게 되는데, 그 중에서도 개방형 사이클(open cycle)에 비해 효율이 높은 다단연소사이클(staged combustion cycle)에서는 예연소기를 이용하여 터빈을 구동시키기 위한 연소가스를 생성한다. 이 때 예연소기에서 생성된 가스 온도는 터빈 블레이드 재질의 제한온도를 넘지 않아야 한다는 조건을 가진다. 이러한 특성 때문에 예연소기 혹은 가스발생기에서는 낮은 출구온도를 가지면서 연소를 안정적으로 유지하기 위한 다양한 방법이 이용되고 있다.

본 연구에서는 두 개의 연소 구역을 가지는 산화제 과잉 예연소기를 대상으로 하였다. 1차 연소 구역에서는 연소가 유지될 수 있는 수준의 추진제 혼합비를 가지며, 2차 연소 구역에서는 터빈을 구동하기에 적합한 가스 온도가 되는 혼합비를 가지도록 추가의 홀을 통해 다량의 추진제가 벽면으로부터 분사되어 혼합된다. 이때, 1, 2차 구역의 주된 열역학적 프로세스는 각각 '연소'와 '혼합'으로 대표할 수 있다.

예연소기는 개방형 사이클의 가스 발생기에 비하여 높은 압력에서 연소가 일어나는 것이 특징이라 할 수 있다. 특히 산화제 과잉 예연소기는 내벽 재질과 고온/고압 상태인 산소와의 반응성 때문에 벽면의 설계 제한 온도가 더 낮아지게 되며, 설계 및 실험 시 많은 주의를 요한다. 산화제 과잉 예연소기에 대해서는 과거 서방에서도 연구가 이루어진 바 있으나[1] 미국과 유럽 등의 국가에서는 실제로 발사체에 적용된 사례는 없고 (SSME는 다단연소 사이클이긴 하나 추진제가 액체산소/액체수소이면서 연료과잉으로 구동되는 예연소기이다), 구 소련권에서는 제니트의 RD-170, 앙가라의 RD-191, 프로톤의 RD-275M, 그리고 우크라이나의 RD-8 등 매우 광범위하게 응용되어 왔다. 특히 최근에는 중국에서 차세대 우주발사체인 장정5호를 위한 케로신/액체산소 다단연소방식의 로켓엔진이 개발 완료되었음을 발표한 바도 있다.

예연소기 설계는 연소기 설계와 비슷한 방법으로 접근할 수 있다. 연소기의 재생냉각 해석[2, 3], 막냉각 효과 연구[4], 재생냉각과 막냉각을

고려한 연소기의 화학반응 해석[5], 터빈 입구로 공급되는 연소가스의 온도 분포를 균일하게 하기 위한 터블런스 링에 관련된 해석[6] 등 최근 까지도 상세한 연구들이 진행되고 있다. 하지만 예연소기 연소실의 냉각 성능 분석을 목표로 하는 통합적인 관점에서의 해석 사례는 찾아보기가 어렵다.

본 연구는 케로신-액체산소 로켓엔진에 적용될 수 있는 산화제 과잉 예연소기 연소실의 냉각 특성 파악을 위한 통합적인 열유동 분석을 목표로 하였다. 예연소기 안에서 일어나는 상세한 메커니즘을 직접 해석하는 대신 1, 2차 연소 구역의 열역학적 프로세스를 비교적 단순화된 가정을 통하여 모델링 하였다. 열유동 해석 결과를 실험 결과와 비교해 보았고, 이를 통해 실험적으로 직접 측정하기 어려웠던 내벽의 온도, 압력 분포 등을 추정해 보았다.

2. 해석 방법

2.1 해석 대상

해석 대상인 예연소기의 형상은 Fig. 1과 같다. Fig. 1의 A~E는 온도 및 정압 측정 단면 지점을 뜻하며, 온도와 정압은 각각 T, P로 명명한다. 예를 들어, A 지점에서의 온도는 'TA'라고 표시하였다. Fig. 1의 1차 구역에서는 헤드부의 분사구를 통해 케로신과 산소가 연소실 내부로 공급되고, 점화, 연소된다. 연소실 벽에 위치한 분사구(Fig. 1의 C 단면과 Fig. 2의 (6))는 총 6개이고, 하나의 분사구를 통해 10 개의 재생냉각 채널을 순환한 냉각제(액체산소)가 연소실 내부로 분사되는 구조를 가진다. Fig. 2 상단에 총 60 개의 채널 중 분사구의 중앙을 대칭면으로 한 5개 채널을 나타내었는데, 이 중 2개 채널은 입구에서 중앙 분사구로 바로 연결되어 있으며, 3개 채널은 후단 매니폴드를 순환한 후 분사구로 연결되는 구조를 가진다. 1, 2차 구역에서 연소, 혼합된 추진제는 Fig. 1의 터블런스 링과 이후 연결된 배관을 통과하여 터보펌프의 터빈으로 공급된다.

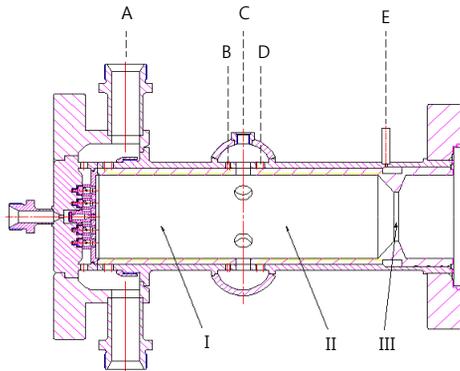


Fig. 1 Schematic of Preburner
(I) 1st Zone (II) 2nd Zone (III) Turbulence Ring

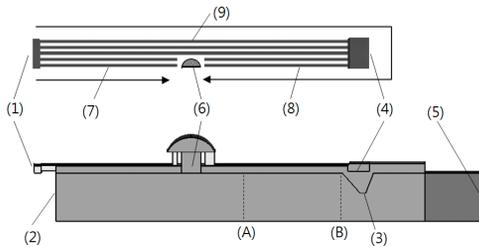


Fig. 2 Numerical Analysis Model
(1) Inlet of Coolant (2) Inlet of Combustion Gas
(3) Turbulence Ring (4) Rear Manifold (5) Outlet
(6) Side Injection Hole (7) Channel-1a
(8) Channel-1b (9) Channel-5
(A) Cross Section A (B) Cross Section B

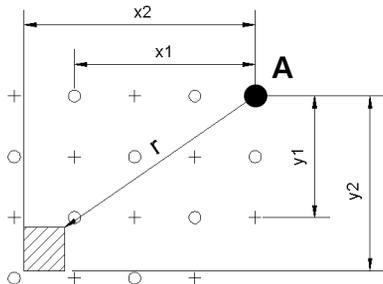


Fig. 3 Definition of Distance from Injector 'A' [3]

1, 2차 연소 구간의 평균 O/F 비에 따른 온도를 예연소기 연소압 21 MPa인 경우에 대해 화학평형 계산프로그램인 ASTRA[7]로 계산하여 Table 1에 제시하였다. 헤드부 분사기에서 1차 구간으로 분사되는 산소와 케로신의 O/F 비는

Table 1. Temperature vs O/F Ratio

	I Zone	II Zone
O/F ratio	15	60
Temperature (K)	2160	611

15 이고, 이 때 연소온도는 2160 K 이며, 재생냉각 채널을 순환한 냉각제 산소 분사로 인하여 2차 구역에서 형성된 총 O/F 비는 60, 온도는 611 K 으로 계산되었다.

2.2 연소기 헤드부 모델링

분사기 배열에 따른 헤드부에서의 혼합비 분포는 헤드면에 가까운 거리에서 추진제의 분사, 혼합, 연소가 일어나고, 이 연소가스가 연소실 내부로 유입된다고 가정하였다. 이를 위해 각 분사기들로부터 임의의 거리에 위치한 임의의 면적으로 분사되는 산화제와 연료의 유량 \dot{m}_{ox} , \dot{m}_f 을 다음과 같은 확률 분포 식을 이용하여 계산하였다[8, 9].

$$\dot{m}_{ox} = \frac{1}{4} \sum_{n_{ox}} \dot{m}_{in_{j_{ox}}} [\Phi(\phi_{x_2}) - \Phi(\phi_{x_1})] [\Phi(\phi_{y_2}) - \Phi(\phi_{y_1})]; \quad (1a)$$

$$\dot{m}_f = \frac{1}{4} \sum_{n_f} \dot{m}_{in_{j_f}} [\Phi(\phi_{x_2}) - \Phi(\phi_{x_1})] [\Phi(\phi_{y_2}) - \Phi(\phi_{y_1})]; \quad (1b)$$

이 때, 첨자 ox, f는 각각 산화제와 연료를 나타내며, n_{ox} , n_f 은 각각 산화제와 연료 분사기의 개수를 나타낸다. $\dot{m}_{in_{j_{ox}}}$, $\dot{m}_{in_{j_f}}$ 는 각각 산화제, 연료 인벡터의 유량을 뜻하며, 산화제와 연료 인벡터는 추진제 별로 동일한 유량을 가지는 같은 종의 인벡터가 적용되었다. x_1 , x_2 , y_1 , y_2 는 각 분사기들로부터 임의의 해석 면적까지의 거리를 나타내는 값으로 Fig. 3의 정의를 따른다. $\Phi(\phi)$ 는, 벽면에서 멀리 떨어진 분사기의 경우 중심축으로부터의 추진제 분포는 가우스 분포를 따른다는 가정으로부터 유도된 함수로 다음과 같이 정의 된다.

$$\Phi(\phi) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^\phi e^{-z^2} dz \quad (1c)$$

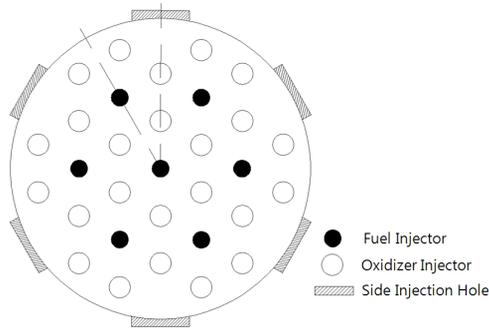


Fig. 4 Injector Array

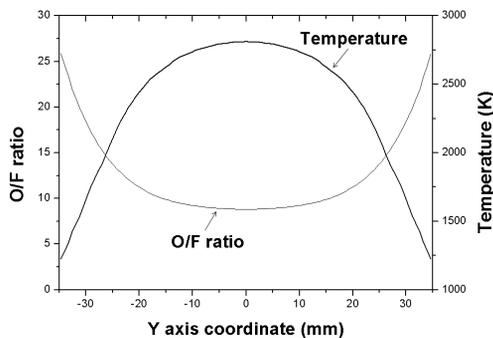


Fig. 5 O/F ratio and Temperature at Head

위 관계식을 사용하여 Fig. 4와 같이 배치된 헤드부로부터의 O/F 비 분포를 구하고, 이를 바탕으로 온도를 계산한 결과를 Fig. 5에 나타내었다. Table 1에서 구한 헤드부의 평균 온도는 2160 K 이었으나, 이 계산을 통해 얻어진 헤드부의 중앙 온도는 약 2810 K, 벽면 부근의 온도는 1220 K 수준이었다. 이는 헤드부 분사기의 적절한 배치와 유량 분배를 통해 벽면 냉각을 위한 낮은 온도를 유지하고 있음을 뜻한다.

2.3 물성치

1차 구역의 연소가스 물성치는 연소압 21 MPa에서 O/F 비 변화에 따른 값을 ASTRA로 계산하였으며, 이 물성치를 온도의 함수로 회기 분석하여 사용하였다.

냉각제로 공급되는 산소는 액체상태, 정확히는 천이임계상태(transcritical condition) 혹은 압축성액체상태(compressible liquid condition)라고

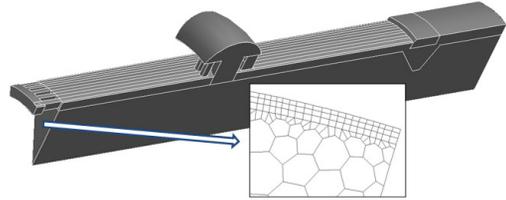


Fig. 6 Solid Model and Grid

부르는 조건에서 공급되며, 채널과 연소실에서 온도가 상승하면서 초임계조건에 이르게 된다. 이 때 물성변화는 급격한 상변화가 없이 연속적으로 변하게 된다. 따라서, 본 계산에 사용한 산소의 물성치는 압력 21 MPa, 온도 90~1000 K에서의 값을 NIST[10]의 데이터베이스로부터 추출하여 온도의 함수로 적용하였다.

2.4 계산 방법

위와 같은 구조를 가지는 예연소기의 냉각 특성을 파악하기 위해 상용 열유동 해석 프로그램인 Fluent[11, 12]를 이용하였다. 수치 해석 시 형상의 주기성을 고려하여 Fig. 2, 4, 6에서처럼 분사구의 중앙을 단면으로 하는 전체 형상의 1/12을 모델링하였고, 그 단면은 각각 대칭면으로 지정하였다.

본 해석 모델은 두 개의 입구부와 하나의 출구부를 가진다. 냉각제 매니폴드의 실제 형상 대신 동일한 차압을 갖는 형상으로 단순화된 냉각 채널 입구부(Fig. 2(1)), 헤드부의 연소 가스 입구부(Fig. 2(2)), 그리고 터블런스 링 후단의 출구부(Fig. 2(5))가 그것이다. 이 때 경계조건으로, 각 입구부에서는 유량 조건을, 출구부에서는 압력 조건을 이용하였다. 냉각 채널 입구부의 온도는 실험시 산소의 공급 온도로 측정된 온도를 적용하였고, 연소 가스 입구부의 온도는 Fig. 5의 온도를 다항식으로 변환하여 적용하였으며, 출구부 온도는 ASTRA 계산을 통해 얻은 위 Table 1에 기술한 2차 구역의 평균 온도를 이용하였다. 유동영역의 해석에서는 복사를 제외한 전도와 대류 열전달이 고려되었고, 벽면에서는 전도에 의한 열전달을 계산하였으며, 이 때 최외곽 벽면에는 단열 조건을 적용하였다.

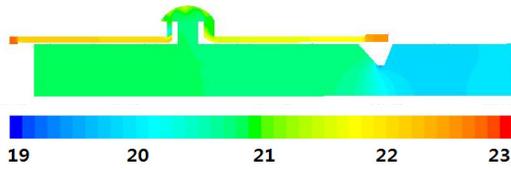


Fig. 7 Static Pressure (MPa)

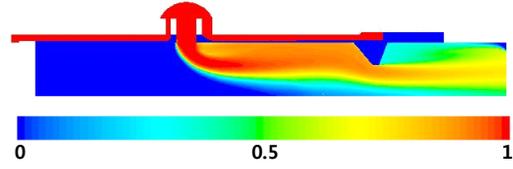


Fig. 10 Volume Fraction of Side-injected Oxygen

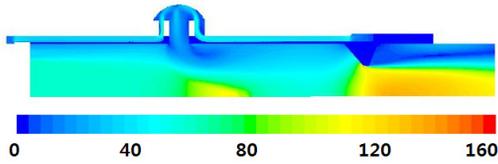


Fig. 8 Velocity (m/s)

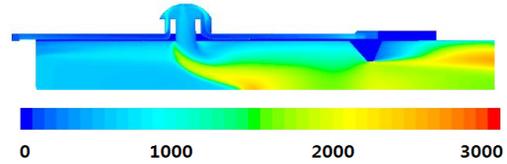


Fig. 11 Turbulence Intensity (%)

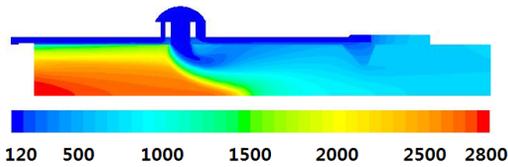


Fig. 9 Temperature (K)

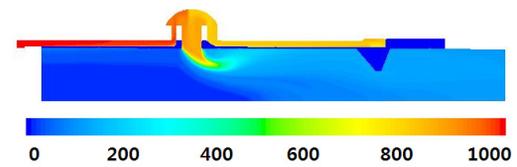


Fig. 12 Density (kg/m³)

본 연구의 관점 중 하나는 중앙 분사구에서 분사된 산소의 유동 양상과, 이를 통해 냉각 성능을 어느 정도 근사하게 예측할 수 있는가 하는 점이다. RANS 방정식을 풀기 위한 난류 모델로 realizable k-ε 난류모델을 이용하였고, 벽 근처 유동 모델링을 위해 표준벽함수(standard wall function)[12]를 적용하였다. 벽면 근처 난류 유동은 벽 층(점성 층), 외부 층(완전 발달 난류 층), 두 층 사이의 오버랩 층의 각기 다른 특성을 가지는 세 영역으로 나눌 수 있으며, 무차원화된 벽함수(law of the wall) y^+ 는 마찰 속도 u^* 를 이용하여 다음과 같이 정의된다.

$$y^+ = \frac{yu^*}{\nu} \quad (2a)$$

$$u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (2b)$$

이 때, y 는 벽면으로부터의 수직 거리, ν 는 운

동 점성계수, τ_w 는 벽면 전단응력이다.

y^+ 값은 점성층에서 약 5 이하, 오버랩층에서 약 5~60, 외부 층은 약 60 이상의 값을 가지게 된다. 이 중 점성이 작용하는 층의 유동을 모사하기 위해 fluent에서는 다양한 벽 함수를 제공하며, 각 벽 함수를 이용함에 있어 적절한 수준의 y^+ 값 범위를 만족 시켜야 한다. 격자는 Fig. 6에 보이는 것처럼 벽면에는 프리즘(prism) 격자, 그리고 그 외의 공간에서는 다면체(polyhedral) 격자로 구성하였으며, 총 320만개의 격자로 이루어졌다. 이 때 표준벽함수의 조건을 만족시키기 위하여 대체로 y^+ 가 50~500 사이의 값을 가지도록 구성하였다.

예연소기 벽면에서 분사된 다량의 산소는 1차 구역의 연소가스와 만나면서 고온의 연소가스 온도를 낮추는 역할을 한다. 이미 1차 구역에서 산화제 과잉 조건으로 연소가 되었기 때문에 추가적인 화학반응은 거의 이루어지지 않는다고 볼 수 있으며, 화학반응 속도 또한 현저히 감소된 상태다. 따라서 이 과정은 단순한 혼합과정으

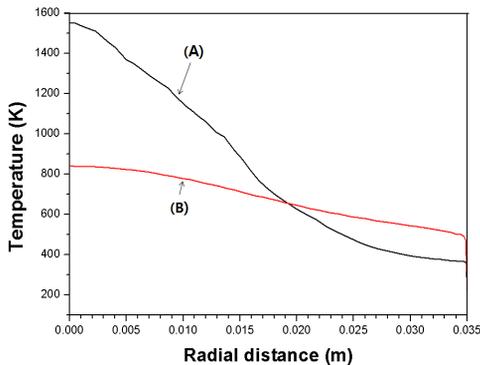


Fig. 13 Temperature at Symmetry surface of Cross Sections (A) and (B)

로 가정할 수 있다[13].

이러한 혼합 과정을 모사하기 위해 다상유동(multiphase) 모델[11] 중, 다른 종류의 상을 침투 가능한 상태로 간주하는 혼합 모델(mixture model)을 적용하여 계산하였다. 이 모델에서는 연속 방정식, 운동량 방정식들에 이용되는 물성치 등을 국부적인 농도에 따른 혼합비에 따라 평균하여 적용하는 방식을 사용하고 있다.

계산에는 pressure-based coupled solver를 사용하였으며, pseudo-transient 알고리즘을 적용하였고, 공간차분법으로는 2차 정확도를 적용하였다.

3. 해석 결과 및 실험 결과와의 비교

3.1 해석 결과 개요

위 조건들을 이용하여 해석한 결과를 분사구 중앙에 근접한 채널(Fig. 2의 (7), (8))을 지나는 단면에 대하여 Fig. 7에서 12에 제시하였다.

Figure 7에는 이 단면에서의 정압 분포를 나타내고 있다. 압력 강하가 크게 발생하는 곳은 주로 유로의 면적과 방향이 변하는 냉각채널 입구 매니폴드, 후단 매니폴드 및 냉각채널이 중앙 분사구와 연결되는 부분, 터블런스 링 등이다.

Figure 8에는 속도분포를 나타내고 있다. 연소실 중앙에서는 분사구를 통해 벽면에서 유입되는 다량의 산소가 급격히 팽창하면서 국부적으로

로 유속이 빨라지는 부분이 생겨났다가 혼합에 의해 다시 속도가 감소하는 형태가 있음을 관찰할 수 있었다. 터블런스 링에서의 좁은 유로로 인하여 속도가 증가하였다가 감소하는 부분도 뚜렷이 볼 수 있었으며, 특히 이 부분에서 예연소기의 최대 유속을 나타내었다. 그러나 이 때 속도 역시 약 160 m/s 이하로 주연소기와 비교한다면 그리 빠른 유속은 아니다.

온도분포를 나타낸 Fig. 9를 보면 1차 구역에서의 중심부 온도는 축방향으로 진행하면서 급격히 감소하나, 외곽, 즉 연소실 내벽에 인접한 유동은 상대적으로 양이 많기 때문에 온도의 증가 정도는 미미하였다. 이후 분사구에서 공급된 액체산소와 혼합되면서 온도가 급격히 감소하는 모습을 볼 수 있다.

Figure 10에는 벽을 냉각하고 연소실로 공급되는 액체산소의 부피분율을 나타내었다. Fig. 9를 보면 중심부의 온도는 분사구 단면 직후부터 급격히 떨어져 있지만, 2차로 공급된 산소유동의 확산 정도는 이에 미치지 못한다. 낮은 혼합에도 불구하고 중심부의 온도가 급격히 감소하는 것은 O/F 비에 따른 온도와 관련이 있다. 당량비 부근에서 최고점을 나타낸 연소온도는 산소가 증가하면서 급격하게 감소하는 양상을 보이다가, 극단적인 산화제 과잉영역에서는 그 감소기울기가 감소하여 완만하게 변하기 때문이다. 즉 이 예연소기에서도 2차로 공급된 산소와 1차 구역의 연소가스와의 유동혼합이 크게 되지는 않았지만, 작은 양의 산소혼합만으로도 급격한 온도 감소가 이루어 졌음을 알 수 있다.

부피분율에 비해 급격하게 나타나는 중심부의 온도감소는 난류분포를 통해서도 부가적으로 설명할 수 있다. Fig. 11에 표시된 난류에너지 분포를 보면 분사구 이후 단면의 중심부에서 급격한 반경방향 유동의 충돌과 축방향 유동의 속도 감소로 인하여 강한 난류영역이 생성된 것을 볼 수 있다. 이렇게 강한 난류에너지는 유동의 대류혼합을 촉진시켜 연소가스 온도를 감소시킨다. 또한 터블런스 링에 의해 링 후단으로 발달하는 난류의 존재도 이 그림에서 확인할 수 있었다.

Figure 12의 밀도분포를 보면 채널 냉각을 위

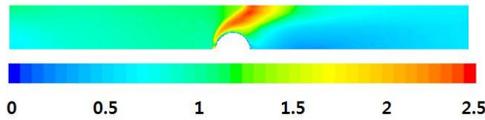


Fig. 14 Heat Flux of Inner Wall (MW/m²)

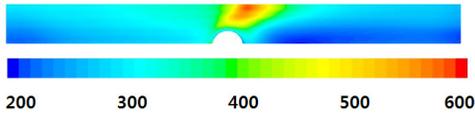


Fig. 15 Temperature of Inner Wall (K)

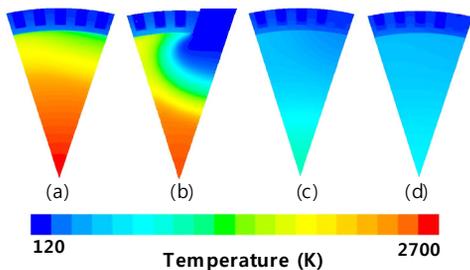
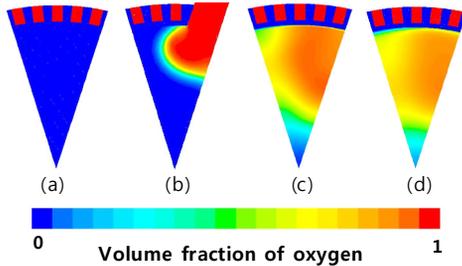
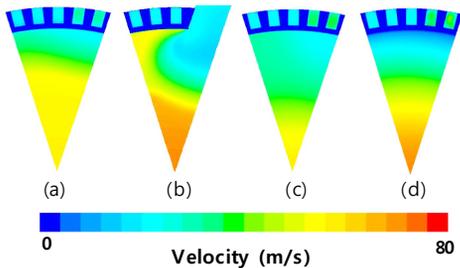
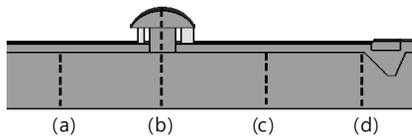


Fig. 16 Velocity, Volume Fraction of Secondary Injection Oxygen, Temperature at Axial Plane Cut

한 산소의 밀도가 분사구로 바로 가는 유동과 후단을 돌아온 유동사이엔 적지 않은 차이가 있음을 볼 수 있다. 즉, 긴 경로를 따라 돌면서 열을 흡수한 산소의 밀도가 분사구로 바로 나오는 유동에 비해 상대적으로 더 많이 떨어졌음을 확인할 수 있었다. 또한 연소실로 공급된 산소가 온도상승에 의해 급격히 팽창되는 모습을 볼 수 있다.

혼합에 의한 온도 변화를 정량적으로 보다 잘 나타내기 위하여 Fig. 2의 (A)와 (B) 단면에서의 연소실 내 온도를 Fig. 13에 표시하였다. 분사구 직후에 위치한 (A) 단면에서는 중심부와 벽면과의 큰 온도 차이를 볼 수 있지만, 불과 약 70 mm 후방에 위치한 (B) 단면에서는 이미 중심부와 벽면의 온도차이가 200 도 정도로 크게 줄어들었다. 이 유동은 터블런스 링과 터보펌프까지의 배관을 거치면서 더욱 균일해 질 것이다.

3.2 내벽의 열유속 및 온도

연소실 내벽에서의 열유속 분포를 Fig. 14에 나타내었다. 열유속은 전체적으로 약 1 MW/m² 전후를 보이고 있지만, 분사구 양 옆으로는 국부적으로 2 MW/m² 이상을 나타내는 영역을 보였다. 이는 온도분포를 나타낸 Fig. 15에서도 확인할 수 있으며, 이 영역에서의 최고온도는 약 590 K 정도였다.

분사구와 분사구 사이 약간 후방에서 상대적으로 높은 열전달이 이루어진 것은 분사구에서 분사되는 다량의 산화제 유동 영향으로 반경방향으로의 강한 재순환 유동이 유도되면서 1차 구역 중심부의 높은 온도를 가지는 유동을 벽으로 끌어올렸기 때문이다. 이 현상은 분사구 전후 단면에서의 온도, 속도, 2차유동 부피분율을 나타내는 Fig. 16에서도 분명하게 확인할 수 있다.

3.3 연소시험 결과와의 비교

지금까지 다양한 공급조건에 대하여 일련의 예연소기 연소시험이 이루어졌다. 이 중 연소압 21 MPa에 가장 근사한 조건에서 실시된 세 번의 실험을 각각 experiment-1, 2, 3 이라 명명하고 그 측정된 데이터를 해석 결과와 비교하였다.

냉각채널 내 냉각제의 온도에 대해 해석 결과와 실험 결과를 비교한 것을 Fig. 17에 나타내었으며, Table 2에 온도상승분을 보다 정량적으로 나타내었다. 온도분포 결과를 나타낸 앞의 Fig. 9에서는 그림의 큰 온도범위로 인해 채널에서의 온도 변화를 뚜렷이 보기 힘들었지만, 채널에서의 온도를 나타낸 Fig. 17에서는 온도상승을 뚜렷이 관찰할 수 있다. 여기서 TA는 산화제 공급 매니폴드, 즉 채널입구에서의 온도이며, TB는 분사구가 위치한 측면 매니폴드 중 상부 채널에서 빠져 들어오는 유동의 온도, 그리고 TD는 하부 채널에서 빠져 들어오는 유동의 온도를 나타낸다. 따라서 TB-TA는 TA와 TB의 차이로 냉각제인 산소가 채널입구에서 분사구로 바로 향하는 채널, 즉 Fig. 2의 (7)에서의 온도상승분을 의미하며, TD-TA는 채널입구에서 연소기 후단을 돌아 다시 분사구로 돌아온 유동, 즉 Fig. 2의 (9), (4), (8)을 지나온 유동의 온도상승분을 의미한다. Table 2에 제시된 비교한 결과를 보면 TB-TA는 다소 과소하게 예측되었으며, TD-TA는 비교적 유사한 결과를 보여주었다. 하지만 비교 시험의 수가 많지 않아 냉각채널 전후단의 온도 상승분 경향성과 초기 온도와의 상관관계를 하나의 대표 값으로 나타내는 데에는 어려움이 있어, 냉각채널 전체 온도 상승분인 TD-TA에 대해 각 실험들의 평균값과 해석값을 단순 비교해 본 결과 약 12%의 차이를 보였다. 이러한 차이는 특히 냉각 채널 전단의 온도 상승분 TB-TA의 시험결과와 해석결과가 다소 차이가 나기 때문으로 보여지며, 그 원인 중 하나는 1차 구역에서의 입구 유동 조건에 대한 가정이 다소 불충분했기 때문으로 판단된다. 향후 이 부분에 대한 모델링을 좀 더 개선 할 필요가 있어 보인다.

또한 Table 3에는 A와 C 지점에서 측정된 정압을 나타내었다. 이 양단의 압력차는 결국 냉각채널 전체에 대한 차압으로 볼 수 있으며, 세 번의 시험에서 얻어진 차압을 평균하여 해석결과와 비교한다면 약 5.6%의 차이를 보인다. 이 단순 비교를 통해서 해석결과는 시험결과에 상당히 근사한 값을 구했음을 알 수 있다. 하지만 각 실험과 일대일 비교를 해보면 시험번호 1, 3

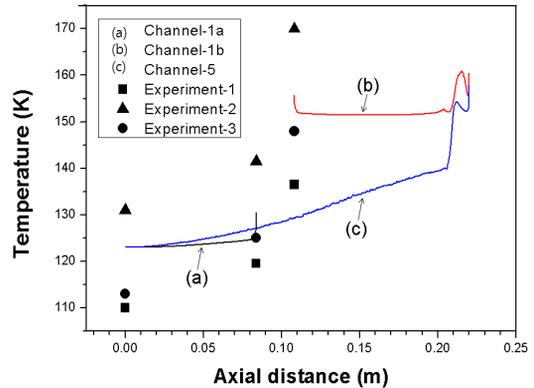


Fig. 17 Coolant Temperature of Cooling Channel

Table 2. Temperature in Cooling Channel

Index	Experiment(K)			CFD (K)
	1	2	3	
TA	110.0	131.0	113.0	123.0
TB	119.5	141.5	125.0	127.8
TD	136.5	170.0	148.0	152.9
TB-TA	9.5	10.5	12.0	4.8
TD-TA	26.5	39.0	35.0	29.9

Table 3. Static Pressure in Cooling Channel

Index	Experiment(MPa)			CFD (MPa)
	1	2	3	
PA	22.23	22.72	21.97	22.75
PC	20.91	21.07	20.68	21.25
ΔP	1.32	1.65	1.29	1.50

에서의 차압은 해석결과보다 낮고, 시험번호 2는 해석결과보다 다소 높게 측정되었는데, 이러한 차이는 산화제 공급온도 차이에 그 원인이 있다고 할 수 있다. 시험조건에 따라서 공급되는 산화제의 온도가 다소 영향을 받게 되는데, 공급되는 산소의 온도가 높을수록 밀도가 낮아지게 되고, 이로 인하여 채널에서의 차압은 증가한 것으로 판단된다.

연소시험과 비교하여 전술한 결과로 볼 때 해석에서 세운 가정과 모델적용은 실제 열환경을 비교적 잘 모사했다고 평가된다.

4. 결 론

헤드부 분사기 배치를 통한 냉각, 냉각 채널을 이용한 재생냉각, 연소실 벽면으로부터 2차 주입에 의한 냉각이 포함된 예연소기에 대하여 수치 해석적 방법으로 냉각특성을 파악하여 보았다. 해석 결과를 통해 냉각 채널 및 2차 주입을 통한 냉각 뿐 아니라, 헤드부 분사기 배치를 통한 최외곽 분사기의 냉각 효과 또한 적절한 내벽 온도 유지에 중요한 역할을 수행하고 있음을 확인할 수 있었다. 채널에서의 냉각제 온도상승과 압력강하 등을 연소시험 결과와 비교하여 보았으며, 해석결과가 예연소기의 열적 특성을 정량적으로 비교적 잘 분석하였음을 확인하였다.

이를 통하여 예연소기의 연소시험 중 정상상태 온도분포를 간접적으로 확인할 수 있었으며, 설계된 예연소기가 열적으로 문제가 없음을 확인하였다.

향후 터블런스 링과 터보펌프까지의 배관이 포함된 상태에서 터빈입구에서의 온도분포 균일성에 대한 연구 등을 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

- Schoenman, L., Fuel/Oxidizer - Rich High-Pressure Preburners, NASA, 1981
- 조원국, 설우석, "재생냉각 연소실 설계 프로그램 개발," 한국항공우주학회지 제32권 제3호, 2004, pp.102-110
- 조원국, 이수용, 조광래, "추력 30톤급 연소기의 냉각 성능," KARI 항공우주기술 제3권 제1호, 2004, pp.197-204
- 손채훈, 박이선, "액체 로켓엔진에서 선형 연소 안정한계에 미치는 유한화학반응 및 막냉각 효과," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2005, pp.189-193
- 김성구, 조미옥, 최환석, "막냉각 모델을 이용한 재생냉각 연소기 성능/냉각 해석," 한국추진공학회 추계학술대회, 2011, pp.636-640
- Yu, J. M. and Lee, C. J., "LES of Turbulent Mixing by Turbulence Ring in a Gas Generator," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008, pp.1-9
- Georgievichy, T. B., "Modeling of Chemical- Phase Balancing at High Temperature," Bauman Moscow State Technical University, 1995
- Dovrovolsky, M. B., "Liquid Rocket Engines," Bauman Moscow State Technical University, 2005
- 문일윤, 문인상, 이수용, "별집형 분사기 배열을 갖는 산화제 과잉 예연소기에서의 추진제 분포 예측," 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2010, pp.614-615
- NIST Chemistry Webbook, <http://webbook.nist.gov/chemistry/>
- Fluent User's Guide, ANSYS Fluent 13.0
- Fluent Theory Guide, ANSYS Fluent 13.0
- A. A. Dorofeev, Principle Theory of Thermal Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, 1999
- Moon, I. S. and Lee S. M., "Design of Cooling Channels of Preburners for Small Liquid Rocket Engines with Computational Flow and Heat Transfer Analysis," JASS Vol. 28 No. 3, 2011, pp.233-239