

재생냉각 연소기의 냉각기구에 따른 냉각 특성 파악

김홍집* · 최환석*

Regenerative Cooling Characteristics for Cooling Parameters of a Combustor in Liquid Rocket Combustors

Hong Jip Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Thermal analyses have been performed to study the effect of location of fuel ring and thermal barrier coatings in regenerative cooling channels in a full-scale combustor. For the effective cooling, the fuel ring has better be installed near axial location of the low expansion ratio and low heat flux, and branching of cooling channels is preferable. Also, the radiative cooled nozzle extension is thought to be reasonable for the cooling of combustion walls. Among the possible coatings, Y_2O_3 stabilized ZrO_2 coating and Ni/Cr coating have been adopted. Compared with Ni/Cr coating which has high oxidation resistance, Y_2O_3 stabilized ZrO_2 coating, one of ceramic coatings is found to be much effective to sustain the thermal survivability of combustion walls.

초 록

연료링의 위치 및 열차폐 코팅의 종류에 따른 연소기의 재생냉각 특성을 검토하였다. 연료링을 노즐의 중간 부분에 위치시키고 냉각채널을 분기시켜서 설계하는 방법이 열적으로 타당함을 확인하였다. 또한 복합재를 이용한 노즐확장부가 적용 가능한 기술적 상황이라면, 팽창비가 높고 열유속이 낮은 노즐 후류 부분은 이를 이용하는 것이 매우 적절하다고 판단된다. 적용 가능한 열차폐 코팅 중에서 30톤급 연소기 및 가스발생기 개발과정에서 사용했던 Y_2O_3 stabilized ZrO_2 과 내산화성이 우수한 Ni/Cr을 고려하였다. 내산화성이 우수한 Ni/Cr에 비해 세라믹 코팅(Y_2O_3 stabilized ZrO_2)이 열차폐 효과가 우수한 것으로 파악되었다.

Key Words: thermal analysis(열해석), regenerative cooling(재생냉각), fuel ring(연료링), thermal barrier coating(열차폐 코팅), ZrO_2 coating(ZrO_2 코팅), Ni/Cr coating(Ni/Cr 코팅)

1. 서 론

고성능의 액체로켓 엔진 개발을 위하여, 연소기는 고압화를 통해 보다 향상된 추력 및 비추력 특성을 얻게 된다. 이에 따라 연소기 벽면은 열적으로 매우 가혹한 조건에 놓이게 된다. 따라

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: khongjip@kari.re.kr

서 연소실 벽면을 연소가스로 부터 보호하기 위한 다양한 냉각 방법이 적용되고 있다. 이에 대한 예로서 내열재를 이용한 용융(ablative) 냉각, 배출(dump) 냉각, 막냉각, 침투(transpiration) 냉각, 복사냉각, 재생냉각(regenerative cooling) 등 [1-5]이 있으며, 이 방법은 연소실 벽의 보호를 위하여 단독 또는 복합적으로 적용된다.

대체로 연소실에서 벽면으로 전달되는 열유속은 연소압의 0.8 승에 비례하는 것으로 알려져 있다[1-6]. 따라서 연소기의 고성능화를 위해 연소압을 증가시키면, 열적 건전성을 확보하기 위해 보다 세밀한 재생냉각 시스템에 대한 설계 및 해석이 필요하다고 하겠다.

본 연구에서는 연료링의 위치, 연소실 내벽에 적용할 수 있는 열차폐 코팅 종류에 따른 열/수력 해석[7]을 통해, 이러한 인자들이 재생냉각에 미치는 영향을 검토하여, 향후 최적의 냉각 시스템을 도출할 수 있도록 그 특성을 정량화하고자 하였다. 이러한 과정을 통해 얻게 되는 정보들은 향후의 재생냉각 연소기 설계에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

2. 대상 연소기 및 해석 방법

연소기의 노즐목 면적 대비 노즐 출구 면적의 비로 정의되는 팽창비($\epsilon = A_c/A_{th}$)가 증가하면, 연소기의 길이가 길어지게 된다. 이에 따라 어디까지 재생냉각을 수행할 것인가와, 재생냉각의 범위가 결정된 경우에 연료링의 위치를 구체적

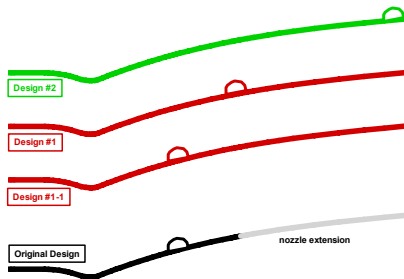


Fig. 1 Possible Regenerative Cooling Schemes

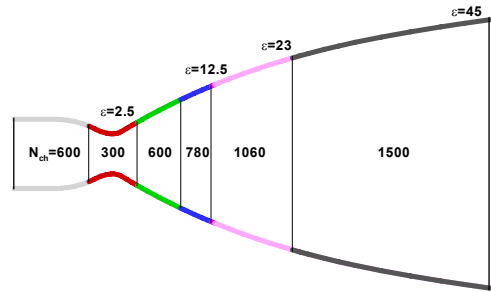


Fig. 2 Contour of Combustion Chamber and Number of Channels along Axial Location

으로 어디에 둘 것인가에 대한 결정이 필요하다.

대상 연소기는 Fig. 1의 "original design"에 보이는 바와 같이 팽창비 12.5에 연료링이 설치되고, 팽창비 23까지 재생냉각을 수행하여 연소기헤드에 연료를 공급하는 재생냉각 방식을 채택하여 설계되어 있다[6]. 여기서는 이러한 재생냉각 방식의 장단점을 파악하기 위하여, 이에 대응하는 다른 냉각방식의 안에 대해서도 동일한 방법으로 검토를 수행하였다.

축방향으로 팽창비에 따른 재생냉각 채널의 개수를 도식적으로 Fig. 2에 도시하였다. 여기서 팽창비 23에서 45사이에는 재생냉각을 적용할 경우에만 1500개의 채널을 가지게 된다. 냉각채널 rib의 두께는 냉각채널의 개수가 변함에 따라 0.8 mm에서 1.2 mm 사이, 채널의 높이는 4.5 m m에서 7 mm 사이의 값을 가진다.

또한 연소실 내부의 연소가스로부터의 열유속을 감소시키기 위하여 열차폐 코팅을 적용할 수 있다. 본 문서에서는 현재 항우연에서 보유하고 있는 열차폐코팅 재질에 따른 열적 건전성을 검토하였다. 고려하게 되는 열차폐코팅은 Ni/Cr 코팅과 Y_2O_3 stabilized ZrO_2 + NiCrAlY bonding layer 코팅이다. 이에 대한 baseline case로 코팅이 없는 경우도 함께 고려하였다.

3. 결 과

3.1 연료링의 위치에 따른 재생냉각 특성 파악

먼저 설계안에 따른 열유속 분포를 Fig. 3에

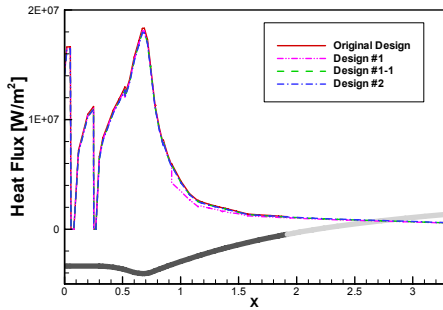


Fig. 3 Heat Fluxes for Various Designs

도시하였다. 분사기면 근처에 두개의 막냉각 영역이 존재하므로, 낮은 열유속 특성을 보인다. 전체적으로 열유속 측면에서는 4가지 경우 모두 거의 유사한 값을 가짐을 확인하였다. 하지만 끝부분에서부터 연료를 공급하는 Design #2가 비교적 열유속이 작았다. Fig. 4과 Fig. 5에는 냉각제와 접하는 벽면온도, T_{wc} 와 냉각유체의 온도 (T_{co})를 살펴보았다. 노즐목을 지나고 난 뒤의 노즐 끝단 영역에서는 상대적으로 열유속이 크지 않기 때문에 Design #2와 같이 100%의 연료를 모두 보낼 필요가 없을 것으로 여겨진다. 따라서 원래의 설계안(Original Design)이나 Design #1, Design #1-1과 같이 일부(50%)의 연료만을 보내는 방안이 열적으로 더 효율적이라고 하겠다. 또한 연료링 부근에서 다시 재생냉각을 거치지 않은 저온의 연료와 합쳐짐으로써 냉각제의 온도도 일정 부분 떨어뜨릴 수 있어 벽면의 온도도 많이 감소시킬 수 있다. 미미하기는 하지만, 이러한 특성은 Design #1과 #2를 비교함으로써도

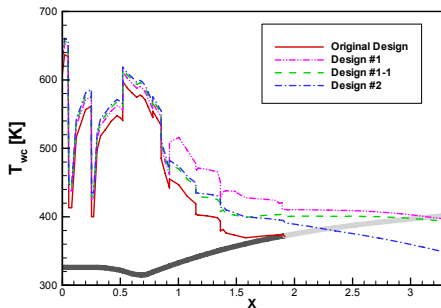


Fig. 4 Wall Temperature at Coolant Side for Various Designs

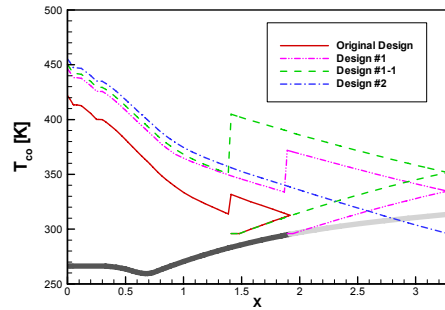


Fig. 5 Coolant Temperature for Various Designs

직접적으로 확인이 가능하다. Design #1과 Design #1-1를 비교해 볼 때, 연료링의 위치가 노즐목 쪽에 위치할수록 노즐목 근처에서의 T_{wc} 가 높아지기는 하지만 그 차이가 크지 않고, 또한 낮은 온도를 가지는 50%의 냉각유체 효과로 인해 벽면온도가 더 낮아지는 영역이 존재한다. 연료링을 출구 쪽으로 둘수록 연료링 전체의 무게가 증가하기 때문에 이런 면에서는 연료링의 위치를 팽창비가 작은 쪽으로 두는 것이 더 유리하다.

만약 노즐 확장부를 개발할 수 있는 기술적 단계이라면, 동일한 연료링의 위치에 대해(Design #1-1과 Original Design), 노즐 확장부를 두는 경우가 훨씬 더 효율적임을 Fig. 4과 5를 통해 확인할 수 있다. 전반적으로는 Original Design이 가장 작은 부분만을 냉각시키므로 냉각제와 접하는 벽면에서의 온도가 가장 낮게 예측되었다. 여기서는 고려되지 않았으나 또 다른 안으로서, 노즐 확장부를 가지면서 팽창비 23인 부분에 연료링을 위치시켜 분기없이 연소기 헤드 쪽으로 연료를 모두 공급하는, Design #2와 유사한 안을 생각할 수 있다. 이 경우도 Design #1과 #2에서의 경향으로부터 유추할 수 있다. 아마도 설계안에 비하여 열유속이 조금 낮고, 냉각제인 연료의 온도가 조금 상승된 결과를 얻을 것으로 예상된다. 이러한 결과로부터, 차압을 제외한 상태에서, 효율적인 냉각을 위해서는 노즐 확장부의 유무에 상관없이 원래의 설계안과 같이 연료를 나눠 공급하는 방식이 유리할 것으로 생각된다.

Table 1. Hydraulic Analyses for Various Designs

	압력손실 [kgf/cm ²]
Original Design	21.53
Design #1	21.63
Design #1-1	22.70
Design #2	21.30

이번에는 Table 1에 각각의 안에 대한 냉각채널에서의 차압을 고려하였다. 복잡하게 연료가 다시 합쳐지는 구조가 없는 Design #2가 차압이 가장 적게 나오며, 상대적으로 유동의 경로가 길어지는 Design #1-1이 가장 높게 나타났다. 하지만 그 값은 0.23~1.4 kgf/cm²로서, 차압에 대한 여분을 좀 여유 있게 가지고 간다면 심각한 문제를 야기할 것으로 보이지는 않는다.

3.2 열차폐 코팅의 효과

Fig. 1의 "original design" 연소기에서, 연소실 벽면에 적용하는 열차폐 코팅은 분사기 면으로부터 팽창비 3.5까지 적용된다. 현재 고려하고 있는 코팅은 Y₂O₃ stabilized ZrO₂ 코팅과 우주발사체 선진국에서 사용된 Ni/Cr 코팅이다. Y₂O₃ stabilized ZrO₂ + NiCrAlY bonding layer 코팅은 각각 250, 150 μm의 두께를 가지는 것으로 가정하였다. 또한 이 코팅의 물성치는 NASA의 자료에서 언급한 값을 사용하였다[8]. 이와 관련된 물성치를 정리하면 Table 2와 같다.

먼저 열차폐 코팅의 종류에 따라 열해석을 수행하였다. 앞서 언급한 대로, 코팅이 전혀 적용되지 않은 경우를 baseline case로 하고, 두 가지의 열차폐 코팅의 효과를 살펴보았다. 코팅이 없는 경우, 열유속은 노즐목에서 최대 20.1 MW/m²으로 예측되었다. 반면 Ni/Cr 코팅의 경우에는 최대 열유속이 약 18.3 MW/m²으로 줄어든다. 반면에 열차폐 효과가 가장 뛰어난 세라믹 코팅인 ZrO₂의 경우에는 노즐목에서의 최대 열유속이 약 4.8 MW/m²으로 급격하게 줄어든다.

이를 열차폐 효율의 측면에서 살펴보았다. 열차폐 효율은 이 구간까지의 열유속을 바탕으로 정량화하였다. 열유속은 단위면적당 열유속을 면적분하여 도출하였다. 자세한 과정은 아래의 식

Table 2. Thermal Conductivity of Various Coatings

layer	k [W/m·K]
Y ₂ O ₃ stabilized ZrO ₂	0.00022T[K]+1.09
NiCrAlY bonding layer	0.0083T[K]+6.7
Ni/Cr	50

(1)~(2)와 같다[9].

$$Q[W] = \int_{\epsilon} q \cdot dA = \sum_{head}^{\epsilon=3.5} q \cdot \pi D \cdot \Delta x \quad (1)$$

$$\eta = 1 - \frac{Q_{TBC}}{Q_{ref}} \quad (2)$$

여기서 Q_{ref}는 TBC를 적용하지 않은 경우에서의 열유속이며, Q_{TBC}는 TBC를 적용하였을 때의 코팅층으로의 열유속이다. Fig. 6은 열차폐 코팅의 종류에 따른 차폐 효율을 보여준다. 내구성이 뛰어난 Ni/Cr 코팅은 차폐 효율이 작게 예측되었으며, 상대적으로 내구성이 취약한 세라믹 코팅은 차폐 효율이 매우 높게 나왔다.

Fig. 7은 냉각제와 접하는 쪽에서의 냉각채널 벽면의 온도(T_{wc}) 분포다. 냉각채널 벽면의 온도 분포는 kerosene과 같은 고탄화수소계 연료를 사용하는 경우 coking 문제와 밀접한 관계가 있으므로 매우 중요한 인자이다[10]. 코팅이 없는 경우 냉각채널에서의 최대 온도는 약 612 K이며, Ni/Cr 코팅의 경우에는 약 598 K으로, 일반적으로 kerosene 계 연료를 사용할 때의 한계 온도인 560 K을 상회한다. 반면에 차폐 효과가 좋은 세라믹 코팅의 경우에는 약 455 K 정도로서 코킹 한계 온도보다 낮게 유지됨을 확인할 수 있다. 전반적으로 세라믹 코팅은 열차폐 효과

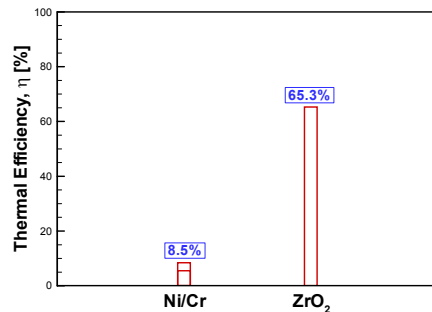


Fig. 6 Efficiency of Various Thermal Barrier Coatings

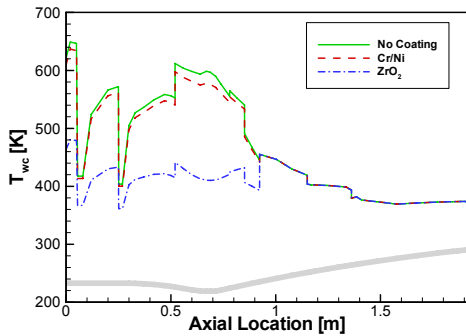


Fig. 7 Wall Temperature at Coolant Side

가 우수한 것으로 파악되었으며, 반면에 내산화성이 우수한 Ni/Cr 코팅을 적용한 경우에는 열차폐 효과가 크지 않았다. 따라서 Ni/Cr 코팅의 적용을 위해서는 coking과 같은 현상을 방지하기 위하여 벽면의 온도를 낮출 수 있는 추가적인 방안이 필요할 것으로 보인다.

4. 결 론

팽창비가 큰 연소기에 대하여 재생냉각 특성을 연료링의 위치 및 열차폐 코팅의 종류에 따라 검토하였다. 열유속이 낮은 노즐 후류 부분에는 많은 연료를 공급하지 않아도 열적인 건전성을 확보할 수 있는 방법으로서, 연료링을 노즐의 중간 부분에 위치시키고 냉각채널을 분기시켜서 설계하는 방법이 열적으로 타당함을 확인하였다. 또한 복합재를 이용한 노즐확장부가 적용 가능한 기술적 상황이라면, 팽창비가 높고 열유속이 낮은 노즐 후류 부분은 이를 이용하는 것이 매우 적절하다고 판단된다. 적용 가능한 열차폐 코팅 중에서 30톤급 연소기 및 가스발생기 개발과정에서 사용했던 Y₂O₃ stabilized ZrO₂과 내산화성이 우수한 Ni/Cr을 고려하였다. 내산화성이 우수한 Ni/Cr에 비해 세라믹 코팅(Y₂O₃ stabilized ZrO₂)이 열차폐 효과가 우수한 것으로 파악되었다. 본 연구에서 획득한 정보를 이용한다면 향후 개발될 연소기에 대해서도 효율적인 냉각

설계안을 도출함에 있어 도움이 될 것으로 여겨진다.

참 고 문 헌

1. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972.
2. G.P. Sutton and D.M. Ross, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons Inc; 5th edition, 1986.
3. D.K. Huzel and D. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA Inc., 1992.
4. G.P. Sutton, *History of Liquid Propellant Rocket Engines*, American Institute of Astronautics and Aeronautics, 2005.
5. 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발", 한국추진공학회지, vol. 8, no. 3, pp. 75-86, 2004.
6. 김홍집, 김성구, 최환석, "채널의 분기 및 병합이 있는 액체로켓 연소기 재생냉각 유로에서의 수력학적 특성," 한국항공우주학회지, v. 36, No. 11, pp.1087-1093, 2008.
7. 김홍집, "재생냉각 연소기의 열해석을 위한 Yuzhnoye Cooling 프로그램 매뉴얼," KARI-CCT-TM-2006-010, 2006.
8. Nils Carlson and Barry L. Stoner, Thermal barrier coating on high temperature industrial gas turbine engines, NASA CR-135147, pp. 54, February 1977.
9. 이광진, 임병직, 김종규, 한영민, 최환석, "액체로켓엔진 연소기에 적용된 니켈-크롬 코팅의 열차폐 효율과 내구성," 항공우주기술, 제 8권, 제1호, pp.138-143, 2009.
10. Keming Liang, Baoe Yang, and Zhongli Zhang, "Investigation of Heat Transfer and Coking Characteristics of Hydrocarbon Fuels," Journal of Propulsion and Power, Vol. 14, No. 5, pp.789-796, 1998.