

액체로켓과 공기흡입식 추진기관을 위한 분출냉각의 연구동향

황기영*[†] · 김유일* · 송인혁**

Research Activities of Transpiration Cooling for Liquid Rocket and Air-breathing Propulsions

Ki-Young Hwang*[†] · You-Il Kim* · In-Hyuck Song**

ABSTRACT

Transpiration cooling is the most effective cooling technique for liquid rocket and air-breathing engines operating in aggressive environments with higher pressures and temperatures. Combustor liners and turbine vanes are cooled by the coolant(air or fuel) passing through their porous walls and also the exit coolant acting as an insulating film. However, its practical implementation has been hampered by the limitations of available porous materials. The search for more practical methods of increasing the internal heat transfer within the walls has led to the development of multi-laminate porous structures, such as Lamilloy[®] and Transply[®]. This paper reviews recent research activities of transpiration cooling for the propulsions of liquid rocket, gas turbine, and scramjet.

초 록

분출냉각은 높은 압력과 온도의 가혹한 환경에서 운용되는 액체로켓과 공기흡입식 엔진을 위한 가장 효과적인 냉각방법이다. 연소기 라이너와 터빈 베인은 다공질 벽면을 통과하는 냉각재(공기 또는 연료) 뿐만 아니라 차단막으로 작용하는 공기에 의해 냉각된다. 그러나 이의 실용화는 유용한 다공질 재료의 제한에 의해 방해로 받아왔다. 벽면 내에서 내부 열전달을 증가시키는 보다 현실적인 방법을 찾는 노력을 통해 Lamilloy[®] 및 Transply[®]와 같은 다층 기공 구조물을 개발하게 되었다. 본 논문은 액체로켓, 가스터빈 및 스크램제트의 추진기관 적용을 위한 분출냉각의 최근 연구동향을 고찰하였다.

Key Words: Transpiration Cooling(분출냉각), Lamilloy[®], Transply[®], Porous Ceramics(다공질 세라믹스), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Air-breathing Engine(공기흡입식 엔진)

1. 서 론

* 국방과학연구소 1본부 5부

** 재료연구소 엔지니어링세라믹연구그룹

† 교신저자, E-mail: kiyhwang@naver.com

액체로켓과 공기흡입식 추진기관의 고성능화와 더불어 수반되는 압력(열유속)과 온도 상승으

로 인해, 대류냉각(Convection Cooling), 막냉각(Film Cooling), 충돌냉각(Impingement Cooling) 등의 단일 냉각방법으로는 불충분하여 2개 이상의 냉각방법을 조합한 복합 냉각방법이 액체로켓의 연소실/노즐 냉각 및 가스터빈 엔진의 터빈 냉각에 적용되고 있다[1,2]. 그러나 2개 이상의 냉각방법을 동시에 적용함으로써 인해 냉각시스템이 복잡해지는 단점과 근래에 내열금속과 세라믹 복합재료의 제조 기술 발전으로, 냉각효율이 가장 우수하고 벽면전면에 걸쳐 냉각효과가 확보되는 분출냉각(Transpiration Cooling)에 대한 관심이 미국, 영국, 독일 등에서 점차 확대되고 있다.

분출냉각 방식은 벽면을 그물과 같이 작은 구멍이 많이 뚫린 다공질 재료로 만들어 냉각재(공기 또는 연료)를 이 다공질 벽을 통과하게 하여 벽면 자체를 냉각시킴과 동시에 연소가스와 접하는 다공질 표면에 형성된 막으로 열유입을 차단시킨다. 이로 인해 막냉각보다 적은 량의 냉각재로 벽면온도를 낮게 유지할 수 있다. 그러나 냉각재를 다공질 벽을 통해 공급하는 경우 큰 압력차를 필요로 하게 되어 그 압력차를 견디는 재료의 선택과 구조설계에 주의가 요구되며 또한 연소가스내의 입자(dirt)들이 다공질 벽면의 작은 구멍을 막거나 벽면 산화반응으로 인해 구멍이 작아지는 문제가 발생할 수 있다[3].

이러한 문제를 현실적으로 해결하는 대안으로 준분출냉각(Quasi-Transpiration Cooling)이 제시되었다. 이는 2개 층 이상의 기공 내열금속 판재(Haynes 188, ODS alloy 등)를 이용하여 분출냉각보다 냉각재의 토출 구멍 및 구멍간의 간격을 크게 함으로써 냉각효율은 상대적으로 떨어지지만 제작성과 내구성 측면에서 유리하다. 준분출냉각의 경우 냉각공기는 균등한 간격의 구멍을 통해 한쪽 면으로 들어간 후, 작은 유로로 인접한 금속 층 내의 구멍까지 지나가면서 대류냉각에 기여하며 그 후 냉각공기는 연소가스와 접하는 벽면 구멍을 통해 나가서 벽 표면에 열유입 차단막을 형성한다. 이의 적용 예로는, 미국의 Allison Engine (현재 Rolls-Royce North American Tech. Inc.) 및 General Motors 사가

Lamilloy[®]를 1968년에 특허등록한 후 1970년대에 시험개발을 통해 1980년대부터 고성능 가스터빈 엔진(T800/ATE109, F119, F136, YJ102R, GE90-115B 등)의 연소기와 터빈 냉각에 적용되었다. 그리고 영국 Rolls-Royce사는 자체기술로 Transply[®]를 1970년대에 개발하여 BA 1-11 항공기용 RR Spey 512 엔진과 Gulfstream 항공기용 Tay 651 엔진 연소기 냉각에 적용하였다[4].

본 논문에서는 가스터빈 엔진, 액체로켓 엔진, 스크램제트 엔진을 위한 분출냉각의 연구동향 및 적용사례를 고찰하였다. 또한 분출냉각에 적용되는 내열금속, 다공질 세라믹 및 탄소 복합재료의 국내·외 개발동향에 대해서도 살펴보았다.

2. 분출냉각의 추진기관 적용사례 및 연구동향

2.1 가스터빈 엔진

터빈입구온도(Turbine Inlet Temperature)가 높아질수록 비연료 소모율이 증가하나 비추력 또한 증가하므로 높은 비추력을 요구하는 현대의 가스터빈 엔진들은 수명요구조건을 만족시키는 범위 내에서 최대한 터빈입구 운용온도를 높이고 노력하고 있다. 이러한 터빈입구온도를 상승시키기 위한 노력은 내열재료 개발과 냉각기술 향상 측면에서 이루어졌다. Fig. 1에서 보듯이 냉각기술은 1960년대에 터빈에 적용되기 시작한 이래 상당한 발전을 가져왔다. 대류냉각, 충돌냉각 및 막냉각을 동시에 적용하는 복합냉각 또는 Lamilloy[®]와 같은 준분출냉각 기술의 적용으로 근래에 터빈입구온도는 2000K에 근접하고 있다[5,6]. 그러나 더 이상의 온도상승은 세라믹 복합재료 적용 및 완전한 분출냉각 적용을 통한 냉각효율 향상이 요구된다.

Figure 2는 Lamilloy[®] 및 Transply[®] 구조물의 형상을, Fig. 3은 Lamilloy[®] 구조물이 적용된 TF41 터보팬 엔진 연소기를 보여준다[4,7]. TF41 엔진 연소기의 Lamilloy[®] 적용 내구성시험(1000시간 운용수명을 모사하는 526시간 Accelerated Mission Testing) 결과를 보면, 시험 후 열적 피로 크랙이나 재료 산화현상은 발견되지 않았고,

냉각공기유량은 막냉각에 비해 60% 감소되어 냉각효율 측면에서 상당히 우수함을 확인하였다 [7,8].

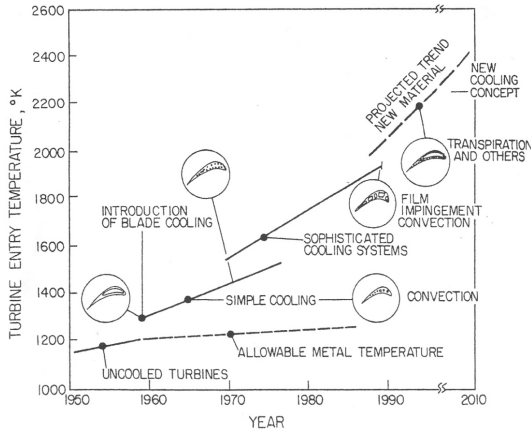


Fig. 1 Historical Trends of Turbine Inlet Temp.[5]

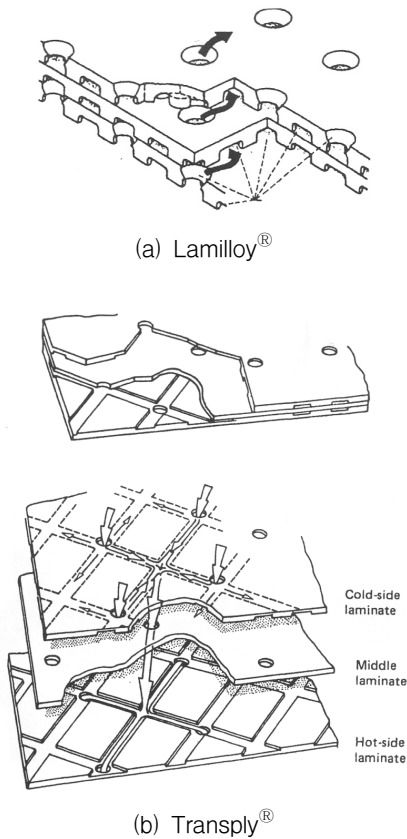


Fig. 2 Configurations of Lamilloy[®] 및 Transply[®][4]

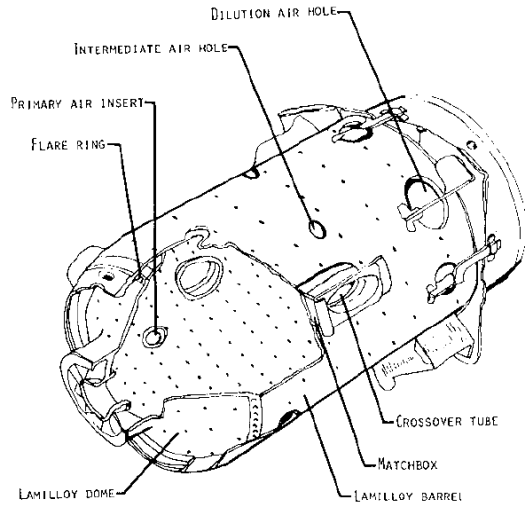


Fig. 3 TF41 Lamilloy[®] Combustor[7]

2.2 액체로켓 엔진

독일우주센터(DRL)에서는 연소실 압력이 높은 고성능 엔진의 냉각에 대비하기 위해 1994년 이래 “고압 로켓 추진기관(High Pressure Rocket Propulsion)”이라는 프로그램을 통해 다공질 매체로 저밀도 2D-fabric C/C(밀도 $1.3 \sim 1.4 \text{g/cm}^3$, 기공도 15-25%) 복합재료를 적용한 분출냉각(일부 논문에서는 유출냉각[Effusion Cooling]이라고도 함) 연구를 진행하고 있다[9,10]. Fig. 4에서는 탄소/탄소 복합재를 적용한 분출냉각 연소실 형상 및 소형 액체로켓 연소시험 장면을 각각 보여준다.

미국공군연구소(AFRL)에서는 Integrated High-Payoff Rocket Propulsion Technology Program (IHRPT)의 일환으로 기존에 널리 적용되는 재생냉각 구조물의 대체를 통한 엔진 무게감소를 위해, Ultramet 및 Boeing-Rocketdyne 회사와 협력하여 액체로켓 연소실에 세라믹 재료를 적용한 분출냉각 연구를 수행하고 있다[11,12]. Fig. 5에서는 Ultramet사에서 제작된 실리콘 카바이드와 몰리브덴 폼코어를 보여주며, 그림에서 보듯이 2개의 다공질 매체 즉, 다공성 내부 라이너(기공도 25%)와 중간층의 경량 다공성 폼코어(기공도 50%)가 사용되었다. Boeing-Rocketdyne사에서는 다공질 세라믹 폼의 투과성(permeability)

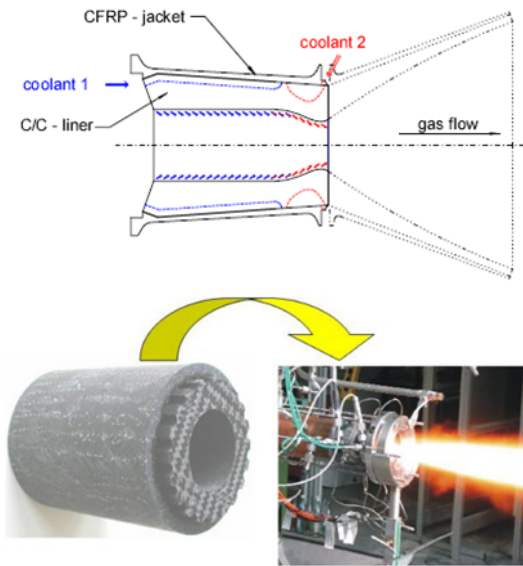


Fig. 4 Transpiration Cooled C/C Liner in a Liquid Rocket Engine Combustor[9,10]



Silicon Carbide (right) ; Molybdenum (left)

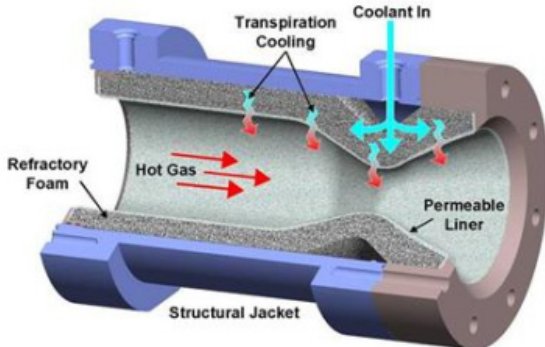


Fig. 5 Ceramic Form Cores and Transpiration Cooling Chamber[11,12]

시험과 bubble film을 이용한 냉각공기 유동 가시화 시험을, NASA Glenn Research Center에서는 액체로켓설비로 연소시험을 수행하였다.

2.3 스크램제트 엔진

마하 6 이상의 극초음속 비행 시 스크램제트 엔진은 높은 열유속($120\text{--}2344\text{W/cm}^2$)을 받게 되므로 엔진냉각은 상당히 중요한 요소가 된다. NASA의 지원 하에 미국 Norfolk 대학에서는 Fig. 6과 같은 분출냉각 실험에서 3종류의 입자 ($1.5\mu\text{m}$, $3\mu\text{m}$ 및 $5\mu\text{m}$)를 함유한 다공질 원형 튜브 및 Lamilloy[®] 형상을 가진 사각형 튜브를 사용하였고, 튜브 외부에서 열원을 가하면서 유로 내부 온도측정을 통해 냉각효율을 비교하였다 [13].

프랑스 MBDA사와 Orléans 대학에서는 스크램제트 엔진용 유출냉각 1차원 비정상 해석코드 (RESPIRE)를 개발하여, 벽면과 공기 온도에 대해 CFD-ACE 코드의 2차원 해석결과와 비교하였다[14]. 이 코드에서 사용된 해석모델은 Fig. 7와 같으며, 다공질 벽면(3D-C/C)은 수많은 pin fin으로 모사하였고 냉각제로는 흡열연료가 사용되었다.

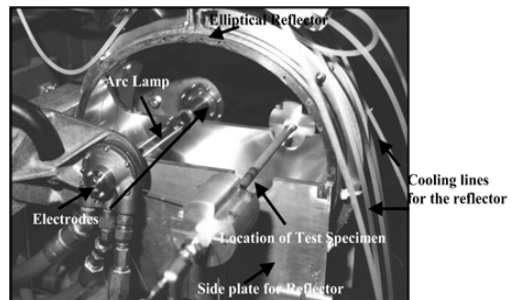
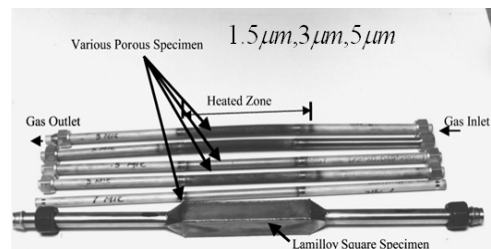


Fig. 6 Test Specimen and Experimental Setup for Transpiration Cooling[13]

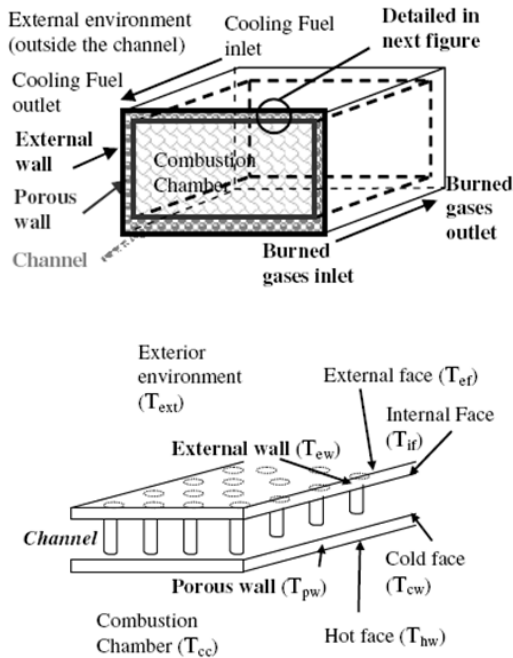


Fig. 7 Cooling Channels of a Scramjet Engine[14]

3. 분출냉각용 소재의 국내·외 동향

3.1 내열금속

고온에서 뛰어난 기계적 성질, 내산화성, 내부식성을 가진 니켈계 합금(Nimonic 263, Hastelloy X 등) 또는 코발트계 합금(Haynes 188 등)이 가스터빈 연소기/터빈의 내열합금으로 주로 사용되고 있다. 종래의 분말 야금법을 사용하여 미세한 산화물(Y_2O_3)을 균일하게 분포시키는 기계적 합금(Mechanical Alloying, MA)으로 제조된 산화물 분산강화 합금(Oxide Dispersion-Strengthened Alloy, ODS 합금)은 일반 내열합금보다도 내산화성과 내열성이 우수하다. ODS 초내열 합금은 '70년대에 INCONEL alloy MA 754, MA 758, MA 956, MA6000 등이 개발되었으며, 국내에서도 '90년대 이후 ODS MA 합금에 관한 연구를 일부 수행한 바 있다 [15.] Lamilloy[®]와 Transply[®] 판재 소재로는 Haynes 188, Haynes 230, INCONEL alloy MA 754 등이 사용되고 있다.

3.2 다공질 세라믹스 및 탄소 복합재료

다공질 세라믹스는 최근 환경오염 방지 및 에너지 절약과 관련하여 응용범위를 넓려가는 소재 중의 하나이다. 고온·고압 집진 필터는 미국과 독일을 중심으로 '80년대부터 다양한 재질과 형상의 필터로 개발되었다. 국내에서는 폴리실록센 등의 고분자 세라믹 전구체를 원료로 사용하여 다공질 탄화규소(SiC), 지르코니아(ZrO_2), 알루미나(Al_2O_3) 등의 세라믹 제조공정을 개발하였으며, Fig. 8은 한국에너지기술연구원에서 제조한 탄화규소 세라믹 필터를 보여준다[16].

탄소 복합재료의 경우 국내에서 '90년대에 F16 항공기용 탄소/탄소 브레이크와 로켓노즐 내열재료를 생산할 수 있는 제조공정 기술(함침, 탄화, 흑연화, 내산화 등) 및 관련 시설을 확보하였다. 탄소섬유와 기지재료(matrix)도 산업체에서 일부 국산화됐으며, 내열·고강도와 가격 경쟁력을 위한 소재 연구들이 근래 수행되고 있다[17].

다공질 세라믹 또는 탄소 복합재료를 분출냉각에 적용하기 위해서는, 적절한 기공도를 가지면서 열·구조성능을 만족하여야 하며 또한 엔진 연소실 정도의 큰 직경 구조물을 만들 수 있는 기술을 확보하여야 한다.



Fig. 8 Ceramic Candle Filter of 1.0 meter[16]

4. 결 론

분출냉각의 최근 연구동향 분석을 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

1) 추진기관 고성능화로 야기되는 높은 열유속과 온도에 대응하기 위해 분출냉각에 대한 관심이 점차 확대되고 있다. 가스터빈 엔진의 경우 Lamilloy[®] 구조물이 '80년대 이후 고성능 엔진 냉각에 적용되고 있으며, 액체로켓과 스크램제트

엔진의 경우 C/C, C/SiC 복합체와 다공질 세라믹을 적용한 연구를 미국, 독일 등에서 최근에 활발히 수행되고 있으며, 소형액체로켓을 이용하여 연소시험을 수행한 바 있다.

2) 분출냉각은 공기흡입식 엔진에 널리 적용되고 있는 막냉각에 비해 제작비용은 상대적으로 높지만 적은 량의 냉각공기 소요로 냉각 효율측면에서 상당히 유리하다. 따라서 국내에서도 향후 고성능 엔진 개발에 대비하여 분출냉각과 관련된 열·구조 설계/해석 및 관련 소재(초내열합금, 다공질 세라믹 등) 개발에 대한 연구가 요구된다.

참 고 문 헌

1. Suslov, D. I., Arnold, R., and Haidn, O. J., "Convective and Film Cooled Nozzle Extension for a High Pressure Rocket Subscale Combustion Chamber, AIAA-2010-1150, 2010.
2. Han, J. C., Dutta, S., and Ekkad, S., "Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology", Taylor & Francis, 1999.
3. Wear, J. D., Trout, A. M., Smith, J. M., and Jones, R. E., "Design and Preliminary Results of a Semi-Transpiration Cooled (Lamilloy) Liner for a High-Pressure, High-Temperature Combustor", AIAA-78-997, 1978.
4. Lefebvre, A.H., "Gas Turbine Combustion", 2nd ed., Taylor & Francis, 1999.
5. Clifford, R. J., "Rotating Heat Transfer Investigations on a Multipass Cooling Geometry", AGARD CP 390, 1985.
6. Cerri, G., Giovannelli, A., Battisti L., and Fedrizzi, R., "Advances in Effusive Cooling Techniques of Gas Turbines", Applied Thermal Engineering, Vol.27, 2007, pp.692-698.
7. Essman, D. J., Vogel, R. E., Tomlinson, J. G., and Novick, A. S., "TF41/Lamilloy Accelerated Mission Test", AIAA-81-1349, 1981.
8. Nealy, Davis A., "Combustor Cooling - Old Problems and New Approaches", in *Gas Turbine Combustor Design Problems*, by Lefebvre, A. H., Hemisphere Publishing Corp., 1980, pp.151-185.
9. Hald, H., Ortelt, M., Fischer, I., Greuel, D., and Haidn, O. J., "Effusion Cooled CMC Rocket Combustion Chamber", AIAA-2005-3229, 2005.
10. Greuel, D., Herbertz, A., Haidn, O. J., Ortelt, M., and Hald, H., "Transpiration Cooling Applied to C/C Liners of Cryogenic Liquid Rocket Engines", AIAA-2004-3682, 2004.
11. Steel, S., "Ceramic Materials for Reusable Liquid Fueled Rocket Engine Combustion Devices" The AMPTIAC Quarterly, Vol.8, No.1, 2004. pp.39-43.
12. Sözen, M. and Davis, P. A., "Transpiration Cooling of a Liquid Rocket Thrust Chamber Wall, AIAA-2008-4559, 2008.
13. Song, K. D., Choi, S. H., and Scotti, S. J., "Transpiration Cooling Experiment for Scramjet Engine Combustion Chamber by High Heat Fluxes", Journal of propulsion and Power, Vol.22, No.1, 2006, pp.96-102.
14. Gascoin, N., Gillard, P., Dufour, E., and Touré, Y., "Validation of Transient Cooling Modeling for Hypersonic Application, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, Vol.21, No.1, 2007, pp.86-94.
15. 김영길, 홍순형, 백경욱 "초내열 ODS MA 합금 설계 및 응용," 과학기술처, 1995.
16. 우상국, 한인섭, "에너지용 다공질 소재의 동향 및 전망", 세라미스트, 제10권, 제6호, 2007, pp.22-30.
17. 김광수, "첨단 탄소 복합재료의 개발 및 응용에 관한 고찰", 요업기술, 제12권, 제2호, 1997, pp.91-100.