技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.966>

고성능 비행체 엔진을 위한 분출냉각의 연구동향

황기영*, 김유일*

Research Activities of Transpiration Cooling for High-Performance Flight Engines

Ki-Young Hwang* and You-Il Kim*

ABSTRACT

Transpiration cooling is the most effective cooling technique for the high-performance liquid rockets and air-breathing engines operating in aggressive environments with higher pressures and temperatures. When applying transpiration cooling, combustor liners and turbine blades/vanes are cooled by the coolant(air or fuel) passing through their porous walls and also the exit coolant acting as an insulating film. Practical implementation of the cooling technique has been hampered by the limitations of available porous materials. But advances in metal-joining techniques have led to the development of multi-laminate porous structures such as Lamilloy[®] fabricated from several diffusion-bonded, etched metal thin sheets. And also with the availability of lightweight, ceramic matrix composites(CMC), transpiration cooling now seems to be a promising technique for high-performance engine cooling. This paper reviews recent research activities of transpiration cooling and its applications to gas turbines, liquid rockets, and the engines for hypersonic vehicles.

초 록

분출냉각은 높은 압력과 온도의 가혹한 환경에서 운용되는 고성능 액체로켓과 공기흡입 엔진을 위한 가장 효과적인 냉각방법이다. 분출냉각이 적용되는 경우, 연소기 라이너와 터빈 블레이드/베인은 다공질 벽면을 통과하는 냉각재(공기 또는 연료)뿐만 아니라 차단막으로 작용하는 벽면을 빠져나온 냉각재에 의해 냉각된다. 이러한 냉각기술의 실용화는 가용한 다공질 재료의 부재로 인해 제한을 받아왔다. 그러나 금속결합 기술의 발전으로 확산접합과 식각된 얇은 금속판으로 제작한 Lamilloy[®]와 같은 다층 기공 구조물이 개발되었다. 그리고 또한 경량 세라믹 매트릭스 복합재료가 개발됨에 따라 분출냉각은 근래 고성능 엔진 냉각을 위한 유망 기술로 여겨지고 있다. 본 논문에서는 분출냉각의 최근 연구동향 및 가스터빈, 액체로켓 및 극초음속 비행체 엔진에 이의 적용사례를 고찰하였다.

Key Words : Transpiration Cooling(분출냉각), Lamilloy[®], Porous Ceramics(다공질 세라믹스), Liquid Rocket(액체로켓), Air-Breathing Engine(공기흡입 엔진)

1. 서 론

† 2011년 7월 1일 접수 ~ 2011년 9월 22일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 1본부 5부
교신저자, E-mail, kiyhwang@naver.com
대전시 유성우체국 사서함 35-1호 1-5부

공기흡입 엔진(터보제트, 터보팬, 램제트, 스크램제트 등) 및 액체로켓 엔진의 고성능화와 더불어

어 수반되는 열유속과 온도 상승으로 인해, 대류 냉각(convection cooling), 막냉각(film cooling), 충돌냉각(impingement cooling) 등의 단일 냉각방법으로는 불충분하여 근래에는 2개 이상의 냉각방법을 조합한 복합 냉각방법이 액체로켓의 연소실/노즐 냉각 및 가스터빈 엔진의 연소기와 터빈 냉각에 적용되고 있다[1-3]. 그러나 2개 이상의 냉각방법을 동시에 적용함으로써 인해 냉각시스템이 복잡해지는 단점과 근래에 내열금속과 세라믹 복합재료의 제조 기술 발전으로, 냉각효율이 가장 우수하고 벽면 전면에 걸쳐 냉각효과가 확보되는 분출냉각(transpiration cooling)에 대한 관심이 미국, 영국, 독일, 중국 등에서 점차 확대되고 있다[4].

분출냉각은 Fig. 1(e)에서 보듯이 벽면을 그물과 같이 작은 구멍이 많이 뚫린 다공질 재료(porous material)로 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 벽면 온도를 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 다공질 재료의 산화반응으로 구멍이 작아져서 요구되는 냉각공기 유로를 형성하지 못하는 문제가 발생할 수 있다[5].

이러한 문제를 해결하면서 라이너 내부의 대류열전달을 증대시키기 위한 대안으로, Fig. 2와 같은 준 분출냉각(quasi-transpiration cooling)이 고안되었다[6,7]. 이는 내부에 유로 홈이 있는 3개 층 이상의 얇은(0.254~0.635mm) 내열금속

Fig. 1. Various Types of Wall Cooling for Air-Breathing Engines

(a) Lamilloy®

(b) Transply®

Fig. 2. Constructional Features of Lamilloy® and Transply®

(Haynes 188, Hastelloy X, ODS alloy 등) 구조물을 이용하며, 분출냉각보다 냉각재의 토출 구멍 및 구멍간의 간격을 크게 함으로 인해 냉각효율은 상대적으로 떨어지지만 제작성과 내구성 측면에서 유리하다. 준 분출냉각의 경우 냉각공기는 균등한 간격의 구멍을 통해 한쪽 면으로 들어간 후, 다층 구조물내의 좁은 유로를 통해 인접한 금속 층의 구멍으로 빠져 나가면서 대류냉각에 기여하며 그 후 냉각공기는 연소가스와 접하는 벽면 구멍을 통해 나가서 벽 표면에 열유입 차단막을 형성한다[8].

이의 적용 예로는, 미국의 Allison Engine(현재 Rolls-Royce North American Technologies Inc., LibertyWorks) 및 General Motors 회사가 1970년에 상표등록[9]하고 1970년대에 시험개발을 수행한 후 1980년대부터 고성능 가스터빈의 연소실, 노즐 또는 터빈 냉각에 적용한 준 분출냉각 구조물인 Lamilloy®가 대표적이다. Lamilloy®를 적용한 엔진으로는 T800/ATE109 터보프롭 엔진,

보잉 777 항공기용 GE90-115B 터보팬 엔진, F-22 전투기용 F119 후기연소(afterburning) 터보팬 엔진, F-35 전투기용 F136 후기연소 터보팬 엔진, RATTLS (Revolutionary Approach to Time-Critical Long Range Strike) 초음속 비행체를 위해 HiSTED (High Speed Turbine Engine Demonstration) 프로그램 하에서 개발 중인 YJ102R 터보제트 엔진 등이 있다. 참고로 RATTLS 초음속 비행체는 후기연소 없이(non-afterburning) 아음속에서 Mach 3.0까지 0.25g로 가속하고 최소 5분 이상 Mach 3.0 이상으로 순항하는 것을 목표로 '04년부터 미해군연구소(ONR) 주관 하에 Lockheed Martin 사에서 개발 중에 있으며, 이 비행체에 탑재될 엔진인 YJ102R 단축 터보제트 엔진의 최초 지상시험은 '09년 1 월초에 Rolls-Royce 엔진 개발업체의 미국 Indiana 시험시설에서 성공적으로 수행된 바 있다[10]. 그리고 영국 Rolls-Royce사는 자체기술로 Transply[®] 준 분출냉각 구조물을 1970년대에 개발하여 BA 1-11 항공기용 RR Spey MK 512 엔진 연소기, Gulfstream 항공기용 Tay 651 엔진 연소기 등의 냉각에 적용하였으며, Spey MK 512 연소기의 경우 기존 막냉각 연소기에 비해 냉각공기 소요량을 약 70% 감소시킬 수 있었다[7,11].

본 논문에서는 가스터빈, 액체로켓, 극초음속 비행체 엔진을 위한 분출냉각의 근래 연구동향 및 적용사례를 조사/분석하였다. 또한 분출냉각에 적용되는 내열금속, 다공질 세라믹스 및 탄소 복합재료의 국내·외 개발동향에 대해서도 살펴보고 있다.

II. 분출냉각의 연구동향 및 비행체 엔진 적용사례

2.1 가스터빈 엔진

터빈 입구에서 연소가스 온도가 높아질수록 비연료 소모율이 증가하나 비추력 또한 증가하므로 높은 비추력을 요구하는 최신의 가스터빈 엔진들은 수명요구조건을 만족시키는 범위 내에서 터빈입구온도(turbine inlet temperature)를 가능한 최대로 높이려고 노력하고 있다. 그러나 터빈은 고속으로 회전하면서 큰 응력을 받고 있으므로 온도가 높아지면 열응력으로 구조적으로 취약하여 터빈 수명을 단축시키게 된다. 그러므로 터빈입구 온도는 제한 받을 수밖에 없다. 그동안 터빈입구온도를 높이기 위한 노력은 내열재료 개

발과 냉각기술 향상 측면에서 이루어졌다. 내열 금속재료의 경우 새로운 내열합금 개발로 허용된 터빈입구 온도는 계속 증가되고 있지만 냉각을 하지 않은 경우 그 온도는 1200°K 정도로 제한되고 있으며, 세라믹은 그 이상의 온도에서도 적용이 가능하지만 취성으로 인해 아직 실용화되지 못하고 있다.

Fig. 3은 터빈입구온도의 연대별 변화추세를, Fig. 4는 각종 가스터빈 엔진의 터빈입구온도를 보여준다[12~15]. Fig. 3에서 보듯이 냉각기술은 1960년대 초에 터빈 블레이드에 적용되기 시작한 이래 상당한 발전을 가져왔으며, 대류냉각, 충돌

Fig. 3. Historial Trends of Turbine Inlet Temperature

냉각 및 막냉각을 동시에 적용한 복합냉각 기술로 인해 '90년대에는 터빈입구온도가 2000°K에 근접하였다. 그러나 더 이상의 온도 상승은 세라믹 내열표면처리(thermal barrier coating), 분출냉각 등의 적용을 통한 냉각효율 향상이 요구된다.

Fig. 4에서 현재 운용 중인 고성능 항공기의 터빈입구온도를 살펴보면, T50 고등훈련기용 GE F404-102 엔진은 1673°K, KF-16 전투기와 2차 도입 F-15K 전투기용 F100-229 엔진은 1863°K, F-22 전투기용 F119 엔진은 1918°K이다. 그림에서 IHPTET (Integrated High-Performance Turbine Engine Technology)는 AFRL, NASA 등의 미정부 연구기관 및 Pratt & Whitney(이하 P&W), General Electric(이하 GE) 등 가스터빈 제작업체가 참여하여 비추력은 기존 대비 100% 증가, 비연료소모율은 40% 감소를 목표로 '88년도에 착수하여 '05년도에 종료한 엔진 기술개발 프로그램이며, 연속하여 진보된 기술이 접목된 엔진의 획득 및 운용비용 절감을 위한 VAATE (Versatile Affordable Advanced Turbine Engine) 프로그램이 수행 중에 있다. 이들 개발 프로그램을 통해 미국 F-35 전투기용 P&W사의 F135 엔진이 개발되었으며 동 엔진의 터빈입구온도는 2273°K에 도달하였다.

Fig. 5는 F-35 전투기의 또 다른 엔진인 F136 터보팬 엔진을 보여주며, 연소기(combustor) 및 고압터빈 노즐(HPT nozzle)에 Lamilloy® 분출냉각 기술이 적용되었다[16]. F136 엔진은 Rolls-Royce사가 GE사와 협력하여 IHPTET 프로그램 하에서 Blisk Fan, Lamilloy®, Cast-Bond® 등의 여러 가지 최신킨술을 적용하여 개발한 고성능 경량 차세대

엔진이며, P&W 회사가 기 개발/운용중인 F135 엔진의 대체 엔진으로 개발하였다.

미국 NASA에서는 가스터빈 엔진에 널리 사용되는 Step-Louver 라이너를 적용한 막냉각과 냉각효율 측면에서 아주 우수한 것으로 알려진 Lamilloy® 적용 준 분출냉각에 대해, 냉각성능을 정량적으로 서로 비교하는 연구를 수행하였으며, 그 결과는 Figs. 6~9 및 Table 1과 같다[17,18].

(a) Step-Louver Liner

(b) Lamilloy

Fig. 6. High Pressure Combustor Sections with Step-Louver Liner or Lamilloy®

Table 1. Comparison of Liner Cooling Flow Rates

Liner Type	Inner Liner	Outer Liner	Total
Lamilloy®	4.7	7.5	12.2
Step-Louver	9.5	12.0	21.5

* Values as Percent of Total Combustor Air-Flow Rate

Fig. 5. GE F136 Turbofan Engine for F-35 Lightning II Joint Strike Fighter

Fig. 7. Axial Position of Thermocouples Installed on Lamilloy® Liner

Fig. 8. Lamilloy® and Step-Louver Liner Temperatures at Similar Operating Conditions

Fig. 6에서는 동일한 크기의 연소실내에 Step-Louver 라이너와 Lamilloy® 구조물을 각각 적용한 환상형(annular type) 연소실 형상을 보여준다. Fig. 6(a)에서 Step-Louver 라이너는 20mm

Fig. 9. Lamilloy® and Step-Louver Liner Performance Parameters

두께의 Hastelloy X를, Fig. 6(b)의 Lamilloy®는 0.508mm(0.02") 두께의 3개 층으로 된 Haynes 188이 사용되었다. 연소기 입구에서 공기 온도와 압력은 각각 895°K, 7.9atm., 연소기 평균 출구온도는 약 1700~2215°K이었다. 그리고 냉각공기량의 경우 Table 1에서 보듯이 Lamilloy®는 Step-Louver 라이너의 경우에 비해 약 40% 적게 공급되었다. 연소실 내·외부 라이너에 각각 3개의 열전대를 부착하여 연소시험 동안 온도를 측정하였으며 Lamilloy®의 경우 용접부위에 부착하였고 측정위치는 Fig. 7과 같다.

Fig. 8은 Lamilloy®와 Step-Louver의 내·외부 라이너에서 열전대로 측정한 온도를 보여준다. Step-Louver는 Lamilloy® 보다 냉각공기량(Table 1)이 60%(외부라이너), 100%(내부라이너) 많음에도 불구하고, 측정된 라이너 온도는 연소시험조건에 따라 차이는 있지만 전반적으로 Lamilloy®가 Step-Louver 보다 낮거나 유사하였다. 그리고 Fig. 8(b)에서 보듯이 연소기 출구온도가 높아질수록 Step-Louver는 Lamilloy® 보다 라이너 온도가 높은 비율로 증가하였다. 즉, 연료분사로부터 19cm와 20cm 위치에서 연소가스 출구온도가 1719°K에서 2215°K로 높아짐에 따라 Lamilloy® 외부 라이너 온도는 110°K 증가한 반면에, 연소가스 온도가 1699°K에서 2188°K로 높아진 Step-Louver의 경우 외부 라이너 온도는 220°K 증가하였다. 따라서 가혹한 열적 조건하에서 Lamilloy®의 냉각 성능이 우수함을 확인할 수 있었다. 그리고 Lamilloy®의 경우 엔진 연소시험 동안에 판재 층의 분리 또는 크랙이 발생하거나 연소가스내 산화물질이 냉각공기 유로를 막는 현

상 등의 특이한 결함은 발견되지 않았다. 이밖에 Lamilloy[®] 적용에 따른 연소효율 및 패턴팩터(pattern factor) 변화는 Fig. 9와 같은데, 연공비(fuel-air ratio) 변화에 대해 연소효율은 변화가 없으나 패턴팩터는 낮은 연공비 영역에서 Lamilloy[®]가 Step-Louver보다 낮게 측정되어 Lamilloy[®] 적용이 연소기 운용측면에서 유리하다는 것이 확인되었다.

Fig. 10은 Lamilloy[®] 구조물이 적용된 미국 Allison사의 TF41 터보팬 엔진용 통형(can type) 연소기 형상을 보여주며, 이는 기 개발된 막냉각 연소기에서 내부 막냉각 라이너를 Lamilloy[®] 구조물로 교체하여 제작한 것이다[19]. Lamilloy[®]를 적용한 연소기로 약 1000시간 엔진 운용수명(service life)을 모사하는 526시간 가속임무시험(Accelerated Mission Test, AMT)을 수행하였다. 여기서, 1회의 AMT는 15개 블록으로 구성되며 1개 블록은 20회 비행 사이클(43시간/사이클), 4회 엔진시동 사이클(10.5시간/사이클), 1회 지상 사이클(2시간/사이클)로 되어 있다. 본 시험은 전반적으로 성공리에 완료되었고 시험 후 Lamilloy[®] 구조물에서 크랙, 굽힘, 재료 산화(oxidation) 현상은 발견되지 않았다. 그리고 냉각공기 유량은 막냉각에 비해 60% 감소되어 냉각효율 측면에서도 우수함을 확인하였다.

2.2 액체로켓 엔진

NASA의 차세대 발사체용 탄화수소계 TR107 액체로켓 엔진 개발에 기존에 널리 사용되는 연소실 막냉각 대신에 분출냉각 적용을 통해 소요되는 냉각재를 줄임으로써 부스터 최대 추력을

Fig. 10. Lamilloy[®] Combustor of Allison TF41 Turbofan Engine

4000~5000lbf 증가, 엔진 Isp를 2~3% 증가시킬 수 있다는 결론을 내리고 Lamilloy[®] 준 분출냉각에 대한 연구를 AFRL, LibertyWorks 및 Northrop Grumman Space Technology(NGST) 공동으로 수행하였다[20]. 이는 고온 연소가스 환경에서 액체로켓을 이용하여 Lamilloy[®] 냉각기술을 평가하는 최초 연구로서, 연소실 압력 370~670 psig에서 4~15 Btu/in²/s의 열유속을 생성하는 Fig. 11과 같은 축소형 연소실을 이용하여 AFRL EC-1 시험시설에서 연소시험을 실시하였다. 엔진 추진제로는 기체 산소와 RP-1 케로신계 연료를, 분출냉각용 냉각재로는 3종류 즉, 기체 질소, 물 및 RP-1 연료를 각각 적용하여 냉각 성능을 비교하였다. 총 46회의 연소시험을 통해 고온 벽면온도가 연소실 하류방향으로 갈수록 급격히 떨어지는 것을 확인하였으며, Lamilloy[®] 구조물이 액체로켓 엔진용 분출냉각을 위한 유용한 재료가 될 수 있다는 가능성을 확인하였다.

Fig. 12는 탄소/탄소(C/C) 복합재료를 적용한 분출냉각 연소실 형상 및 소형 액체로켓 연소시험 장면을 보여준다. 독일우주센터(DRL)에서는 연소실 압력이 높은 고성능 극저온(LOX/LH₂) 액체로켓 엔진의 냉각에 대비하기 위해, 1994년 이래 “고압 로켓 추진기관(high pressure rocket

(a) Test section of Liquid Rocket Motor using Lamilloy Plates

(b) Lamilloy Plate Installed Thermocouples

Fig. 11. Sub-Scale Hot-Fire Chamber using Lamilloy[®] as the Transpirant Wall

Fig. 12. Transpiration-Cooled C/C Liner in a Liquid Rocket Combustor

propulsion)” 프로그램을 통해 다공질 매체로 C/C 및 C/SiC 복합재료를 적용한 분출냉각(일부 논문에서는 유출냉각[effusion cooling]이라고도 함) 연구를 수행하고 있다[21~23].

C/C 복합재료를 적용한 분출냉각 연소실의 건전성을 판단하기 위해 DRL에 보유한 P8 시험대에서 연소실 압력 6~8MPa, 질량유량 6kg/s, 연소시간 50~60초로 총 19회의 연소시험을 수행하여, 양호한 냉각특성을 가짐을 입증하였다. 이때 약 4%의 냉각유량으로 C/C 벽면온도는 1200°K를 초과하지 않았다. 그러나 C/C 복합재료와 산소와의 반응으로 인한 삭마현상이 일부 부위에서 발생되었으며, 삭마현상이 발생하지 않은 적절한 조건 선정에 대한 연구가 계속 진행되고 있다.

미공군연구소(AFRL)에서는 Integrated High-Payoff Rocket Propulsion Technology Program (IHPRT)의 일환으로 기존에 널리 적용되는 재생냉각 구조물의 대체를 통한 엔진 무게감소를 위해, Ultramet 및 Boeing-Rocketdyne 회사와 협력하여 액체로켓 연소실에 다공질 세라믹스 재료를 적용한 분출냉각 연구를 수행하였다[24,25]. Fig. 13에서 보듯이 다공질 벽면(porous wall)은 2개 층으로 된 다공질 세라믹스 재료 즉, 내부 라이너와 내열 경량 폼 코어로 구성되어 있으며, 내부 라이너는 25%의 기공도(porosity)를, 중간층

Fig. 13. Transpiration-Cooled Combustion Chamber

Fig. 14. Soap Bubbles showing Gas Flow Pattern

폼코어는 50%의 기공도를 유지하였다. 다공질 세라믹스 재료로는 폴리브덴 또는 실리콘 카바이드(Si-C)가 적용되었다. 그리고 연소실 내면 반경은 15cm, 다공질 벽면 두께는 6cm, 내부 라이너 두께는 다공질 벽면 총 두께의 20%이었다. 또한 냉각재로는 초임계 수소 (supercritical hydrogen)가 사용되었다.

Boeing-Rocketdyne사에서는 다공질 세라믹스 재료의 투과성(permeability) 시험뿐만 아니라 라이너 표면에 거품막(bubble film)을 도포한 후 Fig. 14에서 보듯이 토출되는 거품막을 이용한 냉각유량 가시화 시험을 수행하였다. 그리고 액체로켓 환경 하에서 다공질 세라믹스 연소실이 열응력을 지탱하는지 확인하기 위해 NASA Glenn Research Center의 Cell-22 액체로켓시험장에서 액체로켓 연소시험을 수행하였다.

2.3 극초음속 비행체 엔진

고속 비행에 따른 비행체 열 부하는 비행속도에 비례하므로, 비행 마하수 6 이상이 되면 비행체 주변 공기 전온도(total temperature)는 1800°K 이상, 연소실 내부는 3000°K 이상이 되고, Fig. 15

(a) Hypersonic Vehicle Aero/Thermal Environment

(b) Typical Heat Flux Distribution in Scramjet Engine

Fig. 15. Estimated Heat Fluxes on Various Locations of a Hypersonic Vehicle

에서 보듯이 마하수 15일 때 극초음속 비행체인 스크램제트(SCRAMJET: Supersonic Combustion Ramjet) 엔진은 큰 열유속($120 \sim 2344 \text{ W/cm}^2$)을 받게 되므로 엔진냉각은 상당히 중요한 요소가 된다[26,27].

이중모드/연소램제트(Dual-Mode/Combustion Ramjet, DMR/DCR) 및 스크램제트의 엔진 구조물 냉각을 위해, 약 500°C 이상의 고온에서 열분해 또는 촉매분해와 같은 흡열반응(endothermic reaction)을 통해 열을 흡수하는 탄화수소형 흡열 연료(JP-7 등)를 이용한 재생냉각(regenerative cooling)에 대한 연구가 프랑스, 미국, 중국 등에서 활발히 이루어지고 있다[28~30]. 그러나 2005년 이후에는 냉각효율 측면에서 우수한 분출냉각 또는 이를 재생냉각과 혼합한 복합 냉각에 대한 연구들이 미국, 프랑스 등에서 진행되고 있다[31,32].

NASA의 지원하에 미국 Norfolk 대학에서는 스크램제트 엔진의 연소실 냉각 기초연구 일환으로 Fig. 16과 같은 분출냉각 실험을 수행하였다[31]. 본 실험에서 사용된 분출냉각 재료로는 $1.5 \mu\text{m}$, $3 \mu\text{m}$ 및 $5 \mu\text{m}$ 기공을 지닌 3개의 다공질 원형 튜브(직경 19 mm) 및 Lamilloy[®] 형상을 가진

Fig. 16. Test Specimen for Transpiration Cooling Experiment

사각형 튜브이었다. 이들 튜브 속을 흐르는 냉각 재료는 극저온 액체수소(LH_2) 대신에 상온 헬륨 가스가 사용되었고, 튜브 외부에서 아르곤 아크 램프로 최대 60 kW 열원(튜브 외부면에서 복사 열유속 약 627 W/cm^2)을 가하면서 튜브 내·외부면의 온도, 헬륨의 압력과 유량 그리고 튜브 외부면에 가해지는 열유속을 측정하였다. 헬륨가스는 실험 초기에 튜브속에 채워져 있다가 외부에서 열원을 가하면 흐르도록 하였다. 아크 램프로 15 kW 를 가했을 때 튜브 외부면 온도는 헬륨(냉각재)이 흐르지 않는 경우 2분 내에 1373°K 까지 상승하였지만 헬륨이 튜브 내부를 흐르면서 유량이 증가할수록 온도는 급격히 떨어졌다. 본 실험에서는 아르곤 아크 램프의 열량과 헬륨가스의 유량을 변화시키면서 튜브 내·외부면의 온도와 냉각효율을 비교하였으며, 이를 통해 분출냉각이 극초음속 엔진과 같이 큰 열량을 받는 벽면을 냉각하는데 있어 효과적인 냉각방안임을 확인하였다.

프랑스 MBDA사와 Orléans 대학에서는 재생냉각과 분출냉각이 조합된 Fig. 17과 같은 스크램제트 엔진 벽면에 대해 1차원 비정상 냉각성능 해석코드(RESPIRE)를 개발하였다[32]. 다공질 벽면(porous wall)은 3D-C/C 복합재료이며 이는 수많은 pin fin으로 모사하였다. 그리고 냉각재료는 흡열연료를 사용하였고 냉각채널 내에서 연료의 열분해(pyrolysis) 및 열·물질전달이 고려되었다. 본 해석결과는 벽면과 냉각공기 온도에 대해

Fig. 17. Cooling Channels for a Cooled Scramjet Engine

CFD-ACE 상용코드의 2차원 해석결과와 비교하였으며, 또한 냉각채널 출구에서 혼합물의 성분에 대해 실험결과와 비교하였다. 이런 일련의 검증들을 통해 본 RESPIRE 해석코드는 극초음속 엔진 냉각채널 예비 설계용 도구로 적절함을 확인하였다.

독일(ITLR 및 DLR)과 네덜란드(ESA-ESTEC)에서는 스크램제트 엔진을 위한 분출냉각용 소재로 C/C(기공도 11%) 복합재료를 적용하여 초음속 유동장하에서 연소시험을 수행하였다[33]. 본 시험 조건은 전온도 1060°K, 마하수 2.1이고 냉각재로는 공기, 아르곤, 헬륨이 사용되었으며, 시험 결과는 1차원 열평형 모델로 계산된 수치해와 잘 일치하였다.

III. 분출냉각용 소재의 국내·외 개발 동향

3.1 내열금속

Fig. 18은 터빈 블레이드 소재에 대한 표면온도의 연도별 변화추세를 보여준다[34]. '80년대에 주조기술의 발전으로 인해 일방향 응고를 통한 단결정 니켈 합금 개발로 약 1300°K까지 표면온도를 올릴 수 있었다. 그 후 고온에서 야기되는 산화 부식을 방지하기 위한 알루미늄, 니켈, 코발트, 지르코니아 등의 코팅 기술 개발로 온도를 더 높일 수 있었다. 그러나 1600°K 이상으로 온

Fig. 18. Blade Material Temperature Trends in Gas Turbines

도를 상승하기 위해서는 세라믹 복합재료나 탄소/탄소 복합재료의 도입이 요구된다.

가스터빈 엔진용 내열재료로는 고온에서 뛰어난 기계적 물성, 내열성, 내산화성, 내부식성을 가진 니켈계 합금(Nimonic 263, Hastelloy X 등) 또는 코발트계 합금(Haynes 188 등)이 주로 사용된다. 종래의 분말야금법을 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 합금으로는 '70년대 미국에서 INCONEL alloy MA 754, MA 758, MA 956, MA6000 등이 개발되었으며, 국내에서도 '90년대 이후 ODS MA 합금에 관한 연구를 일부 수행한 바 있다[35]. Lamilloy[®]와 Transply[®] 구조물용 판재 소재로는 Haynes 188, Haynes 230, INCONEL alloy MA 754 등이 주로 사용되고 있다.

Fig. 19는 전기화학적 에칭(electrochemically etching)으로 금속판에 유로를 만든 후 이들을 확산접합(diffusion bonding)으로 서로 결합시킨 3층 Lamilloy[®] 구조물의 내부 형상을 보여준다[36]. 그림에서 보듯이 설계변수로는 구멍의 크기와 간격, 금속판의 두께와 수량 그리고 그리드의 깊이, 직경 및 간격 등이 있다. 일반적으로 열전달 표면적을 증가시키기 위해서는 구조물 내부를

Fig. 19. Typical Geometric Arrangement of Laminated Porous Wall Structure

수많은 망사(mesh)로 만들면 되지만, 이는 제작상의 어려움뿐만 아니라 연소가스내의 이물질로 인해 구멍이 막히는 문제가 발생할 수 있다. 따라서 Lamilloy[®] 구조물을 개발한 미국 등에서는 적절한 설계변수를 구하기 위해 여러 형상의 다공질 구조물에 대해 공압 실험과 열전달 실험으로 유로 저항 계수나 열전달 계수의 상관성에 대한 데이터를 확보하고 있다.

3.2 다공질 세라믹스 및 탄소복합재료

다공질 세라믹스는 일정한 분포의 기공을 갖는 세라믹으로써, 기공의 크기는 1 마이크로에서 1mm 전후이고 기공의 부피 비는 20~90%를 갖는다. 이러한 다공질 세라믹스는 그 재질 및 기공의 크기에 따라 여과용 필터, 흡음체, 열교환체, 단열재 등의 분야에 적용되며, 근래에는 기공 제어, 고온 안정성, 투과도, 경량화, 내열성 증진 등을 통해 환경오염 방지 및 에너지 절약과 관련하여 응용범위를 점차 늘려가는 소재 중의 하나이다.

Fig. 20은 미국 Ultramet사에서 제작한 실리콘 카바이드와 몰리브덴 폼 코어(외경 300mm)를 보여주며, 몰리브덴 폼코어는 NASA 시험장에서 액체로켓(수소/산소) 연소시험에 적용된 바 있다[24,37].

다공질 세라믹스와 관련하여 국내에서는 선진국에 비해 기술 격차는 있지만, 산학연 협력을 통해 폴리실록센 등의 고분자 세라믹 전구체를 원료

Fig. 20. Transpiration-Cooled Chamber Form Core: Silicon Carbide (right), Molybdenum (left)

로 사용하여 다공질 탄화규소(SiC), 지르코니아(ZrO_2), 알루미나(Al_2O_3) 등의 세라믹스 제조공정을 개발하였으며, 한국에너지기술연구원에서 길이 1000mm, 직경 약 60mm의 탄화규소 세라믹 캔들 필터를 개발한 바 있다[38,39]. 그러나 다공질 세라믹스를 분출냉각에 적용하기 위해서는 적절한 기공도를 가지면서 열·구조성능을 만족하여야 하며 또한 엔진 연소실 정도의 큰 직경 구조물을 만들 수 있는 기술을 확보하여야 한다.

Table 2에서 보듯이 C/C 복합재료는 액체로켓 연소실의 재생냉각(regenerative cooling)에 널리 적용되는 구리(copper)에 비해 밀도가 낮아 무게측면 뿐만 아니라 열팽창계수와 열전도도 또한 상대적으로 낮아 열구조 응력 측면에도 유리하여 근래에 다양한 제조공법의 개발과 더불어 적용분야를 넓혀 가고 있는 소재이다[40,41].

Figs. 21과 22는 액체로켓의 연소실 분출냉각을 위해 독일에서 개발된 C/C 복합재 라이너 및 C/C 미세 조직도를 각각 보여준다[27,42]. C/C 복합재료의 프리폼으로는 저밀도 2차원 직물(2D fabric)이 사용되었다. 복합재료의 기공도(porosity)는 사용되는 Precursor, Fiber 함량 등에 따라 조정되지만 개발 초기(2000~2005년)에는 15~25%의

Table 2. Thermal Properties of C/C and Cu-alloy

Material	Density (Kg/cm ³)	Thermal Expansion Coefficient (10 ⁻⁶ /K)	Thermal Conductivity (W/m·K)
C/C	1.3~1.4	≈ 1	1.0~1.2
Cu-alloy	8.9	18	330

Fig. 21. C/C Liner with Cooling Channel

Fig. 22. C/C Microstructure

기공도를 가지도록 하였으나, 다공질 소재내에서의 낮은 압력차로 인해 문제가 발생하여 그 후 폴리머 수지 재함침(re-infiltration) 및 재탄화(re-pyrolization) 공정 추가로 약 7.5%의 기공도를 가진 재료를 만들어 실험에 사용하였다[43].

탄소 복합재료의 경우 국내에서는 '90년대에 F16 항공기용 탄소/탄소 브레이크와 로켓노즐 내열재료를 생산할 수 있는 제조공정 기술(함침, 탄화, 흑연화, 내산화 등) 및 관련 시설을 확보하였다[44,45]. 탄소섬유와 기지재료(matrix)도 산업체에서 일부 국산화됐으며, 내열·고강도와 가격 경쟁력을 위한 소재 연구들이 근래 수행되고 있다. 그러나 분출냉각에 적용하기 위해서는 적절한 기공도뿐만 아니라 내열·구조성능을 지내야 하므로 이에 대한 복합재료 공정 연구가 요구된다.

IV. 결 론

본 논문에서 분출냉각의 최근 연구동향 분석을 통해 얻은 결론은 다음과 같다.

1) 추진기관 고성능화로 야기되는 큰 열유속과 온도에 대응하기 위해 분출냉각에 대한 관심이 점차 확대되고 있다. 가스터빈 엔진의 경우 Lamilloy® 준 분출냉각 구조물이 '80년대 이후 고성능 민항기 및 전투기용 엔진 냉각에 적용되고 있으며, 근래에는 초음속 터보제트 엔진 적용을 위한 연

구들이 수행되고 있다. 또한 액체로켓과 스크램 제트 엔진의 경우 탄소 복합재료와 다공질 세라믹스를 적용한 분출냉각 연구를 미국, 독일 등에서 최근에 활발히 수행되고 있으며, 소형액체로켓을 이용하여 연소시험을 수행한 바 있다.

2) 분출냉각은 공기흡입 엔진에 널리 적용되고 있는 막냉각에 비해 제작비용은 상대적으로 높지만 적은 양의 냉각공기 소요로 냉각 효율측면에서 상당히 유리하다. 따라서 국내에서도 향후 고성능 엔진 개발에 대비하여 분출냉각과 관련된 열·구조 설계/해석/시험 및 관련 소재(초내열 합금, 다공질 세라믹스 등)와 다층구조물의 제작공정 개발에 대한 연구가 요구된다.

참고문헌

- 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, pp.1~25.
- 3) <http://mpt-llc.com/Patents/tubineairfoil.pdf>, "Advances in Turbine Airfoil Cooling Designs Enabled by Improvements in Core Manufacture & Casting Capability".
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) Brown, S. F. "21st Century Hot Jet Engines," *Popular Science*, Vol.236, No.6, 1990, pp.83~89.
- 7) Lefebvre, A. H., *Gas Turbine Combustion*, 2nd Ed., Taylor & Francis, 1999, pp.275~310.
- 8) Wadia, A. R., "Advanced Combustor Liner Cooling Technology for Gas Turbine," *Defense Science Journal*, Vol.38, No.4, 1988, pp.363~380.
- 9) Allison Engine Company and General Motors Corporation, (Latest Owner: Rolls-Royce Corporation, Indianapolis, IN 46241), *Sheet*

Metal (Lamilloy), Registration No. 0889623, 1970.

10) http://www.domain-b.com/aero/mil_avi/miss_muni/20090112_supersonic_cruise_missile.html, Aviation & Aerospace News, "Rolls-Royce Completes Initial Test of Engine for Supersonic Cruise Missile Programme (2009.1.12)".

11) <http://www.euroairport.com>

12) Clifford, R. J., "Rotating Heat Transfer Investigations on a Multipass Cooling Geometry," AGARD-CP-390, 1985.

13) 吉田豊明: 冷却技術, 日本ガスタービン學會誌, 25-97, 1997, pp.29~34.

14) Younossi, O., Arena, M. V., Moore, R. M., Lorell, M., Mason, J., and Graser, J. C., "Military Jet Engine Acquisition : Technology Basics and Cost-Estimating Methodology," RAND, MR-1596-AF, 2002.

15) Langston, L. S., "Fahrenheit 3600, Everywhere You Look, the Great Turbine Industry is Running Hot," *Mechanical Engineering (The Magazine of ASME)*, Vol.129, No.4, 2007, pp.34~37.

16) Ruffles, P. C., "Aero Engines of the Future," *The Aeronautical Journal*, 2003, pp.307~321.

17) 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.

18) Wear, J. D., Trout, A. M. and Smith, J. M., "Performance of Semi-Transpiration-Cooled Liner in High-Temperature-Rise Combustor," NASA-TP-1806, 1981.

19) Essman, D. J., Vogel, R. E., Tomlinson, J. G., and Novick, A. S., "TF41/Lamilloy Accelerated Mission Test," AIAA-81-1349, 1981.

20) Auyeung, T. P., Cohn, R., Coy, E., Danczyk, S. A., Papesch, C., and Sweeney, P., "Experimental and Numerical Analysis of Transpiration Cooling of a Rocket Engine Using Lamilloy[®] Plates (POSTPRINT)," AFRL-PR-ED-TP-2005-450 (ADA 445014), 2005.

21) Serbest, E., Haidn, O., Hald, H., Korger, G., and Winkelmann, P., "Effusion Cooling in Rocket Combustors Applying Fiber Reinforced ceramics," AIAA-99-2911, 1999.

22) 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.

23) Hald, H., Ortelt, M., Fischer, I., Greuel, D., and Haidn, O. J., "Effusion Cooled CMC Rocket Combustion Chamber," AIAA-2005-3229, 2005.

24) Steel, S., "Ceramic Materials for Reusable Liquid Fueled Rocket Engine Combustion Devices," *The AMPTIAC Quarterly*, Vol.8, No.1, 2004, pp.39~43.

25) Sözen, M. and Davis, P. A., "Transpiration Cooling of a Liquid Rocket Thrust Chamber Wall," AIAA-2008-4559, 2008.

26) Kelly, H. N. and Blosser, M. L., "Active Cooling from the Sixties to NASP," NASA-TM-109079 (N93-12458), 1994.

27) Glass, D. E., "Ceramic Matric Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles," AIAA-2008-2682, 2008.

28) 김중연, 박선희, 전병희, 김성현, 정병훈, 한정식, "흡열연료를 이용한 고속비행체 냉각기술 동향," 한국추진공학회지, 제14권, 제2호, 2010, pp.71~79.

29) Bouchez, M., Dufour E., and Daniau, E., "Semi-Empirical and CFD Analysis of Actively Cooled Dual-Mode Ramjets: 2006 Status," AIAA-2006-9073, 2006.

30) Huang, H., Sobel, D. R., and Spadaccini, L. J., "Endothermic Heat-Sink of Hydrocarbon Fuels for Scramjet Cooling," AIAA-2002-3871, 2002.

31) 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.

32) 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.

33) T. Langener, J. V. Wolfersdorf, M. Kuhn, and J. Steelant, "Transpiration Cooling with Supersonic Flows and Foreign Gas Injection," AIAA-2010-6794, 2010.

34) Bennelt, A. I. and McPherson, D. J.,

"Materials for Large Land-Based Gas Turbines," NMAB-430, 1986,

35) 김영길, 홍순형, 백영욱 "초내열 ODS MA 합금 설계 및 응용(제3차년도 최종보고서)," 과학 기술처, 1995.

36) Nealy, D. A. and Reider, S.B., "Evaluation of Laminated Porous Wall Materials for Combustor Liner Cooling," ASME Paper 79-GT-100, 1979.

37) http://www.ultramet.com/propulsionsystem_components_liquid_rocket.html.

38) 이상국, 한인섭, "에너지용 다공질 소재의 동향 및 전망," 세라미스트, 제10권, 제6호, 2007, pp.22~30.

39) 엄정해, 채수호, 김영욱, "반응소결에 의한 다공질 세라믹스의 제조공정," 세라미스트, 제10권, 제6호, 2007, pp.14~21.

40) 전의진, 이우일, 윤광준, 김태욱, "최신 복합재료," (주)교학사, 1995.

41) Bouchez, M. and Beyer, S., "PTAH-SOCAR Fuel-Cooled Composite Materials Structure," AIAA-2008-2626, 2008.

42) Serbest, E., Haidn, O. J., Greuel, D., Hald, H., and Korger, G., "Effusion Cooling of Throat Region in Rocket Engines Applying Fiber Reinforced Ceramics," AIAA-2001-3410, 2001.

43) Ortelt, M., Herbertz, A., and Hald, H., "Investigation on Fiber Reinforced Combustion Chamber Structures under Effusion Cooled LOX/LH2 Operation," AIAA-2009-5475, 2009.

44) 김광수, "침탄 탄소 복합재료의 개발 및 응용에 관한 고찰," 요업기술, 제12권, 제2호, 1997, pp.91~100.

45) 김옥희, 이승윤, 윤병일, 박중욱, "다층코팅을 이용한 C/C 복합재료의 내산화성 및 내마모성 증진," 한국세라믹학회지, 제32권, 제9호, 1995, pp.1003~1008.