

액체로켓엔진 연소기 열차폐코팅 내구성 시험 기술동향

이금오* · 유철성* · 임병직* · 최환석*

Thermal Barrier Coating Durability Testing Trends for Thrust Chamber of Liquid-propellant Rocket Engine

Keum-Oh Lee* · Chul-Sung Ryu* · Byoung-Jik Lim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Durability testing method trends of the thermal barrier coating(TBC) for the combustion chamber of the liquid-propellant rocket engine has been investigated. Many types of the durability testing method such as the mechanical tests to measure surface cohesion force, the thermal fatigue tests with laser, furnace, burner or plasma, the small scale combustion tests using injectors, and the thermo-mechanical fatigue tests were observed. The TBC with sufficient durability can be selected for the use of combustion chamber through such specimen-level tests and the durability can be verified by the tests using the real scale combustion chambers.

초 록

액체로켓 연소기에 사용되는 열차폐코팅(TBC)의 내구성 시험 기술동향을 조사하였다. 표면 접합력 측정을 위한 기계적 시험, 레이저나 가열로, 버너나 플라즈마 등을 이용한 열피로 시험, 분사기를 이용한 소형 연소시험, 열적 기계적 피로시험 등의 많은 내구성 시험들이 있었다. 연소기에 사용하기 위해 이러한 시험 수준의 시험을 통해 내구성이 확보된 TBC를 결정할 수 있으며, 실제 연소시험을 통해 내구성을 검증할 수 있다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Thermal Barrier Coating(열차폐코팅), Bending Test(굽힘 시험), Durability(내구성), Thermal Fatigue(열피로), Combustion Test(연소시험)

1. 서 론

액체추진엔진의 재생냉각형 연소기 챔버에서 냉각유체로 사용하는 연료가 어느 일정 온도 이

상으로 가열되었을 때 냉각채널 내부 벽면에서 냉각채널의 냉각성을 저하시킬 수 있는 코킹 현상이 발생할 수 있으며, 이로 인하여 연소실 외벽의 온도가 올라가 파손될 수 있다. 이때 연소실 내부에 열차폐코팅(Thermal Barrier Coating, TBC)을 사용하면 냉각채널 내부의 연료 온도가 낮아져 코킹이 발생되지 않는 온도로

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kol@kari.re.kr

구조물을 유지시킬 수 있다.

열차폐코팅을 사용한 연소기는 연소기 냉각 채널 내부벽면 온도를 많이 낮출 수 있으나 세라믹 계열을 사용하는 열차폐코팅의 특성상 취성이 강하여 균열이 발생하기 쉬우며, 모재인 연소실 내피(inner jacket)와 결합력이 약할 때 코팅이 벗겨질 수 있는 문제가 있다. 따라서 신뢰성 있는 연소기의 설계를 위해 TBC가 연소기 챔버 내부에서 생성된 고온, 고압의 연소가스에 의해 발생하는 이종재료의 서로 다른 열팽창률 차이에 의한 박리가 발생되지 않는 접합강도를 가져야하며, 이를 검증하기 위해서 TBC 결합력에 대한 내구성 시험이 필요하다. 본 연구는 해외 선도 개발국에서 수행했던 TBC의 결합력 및 내구성을 검증하는 시편 단위 열적 시험 방법들을 조사하였으며, 이를 바탕으로 열차폐코팅을 검증할 수 있는 시험들을 구상하는데 활용될 수 있다.

2. 기계적 하중에 의한 TBC 결합력 검증 시험

2.1 TBC 4점 굽힘시험

NASA에서는 연소실에 사용될 수 있는 TBC의 개발을 위해 Fig. 1과 같은 4점 굽힘시험을 수행하였다[1]. 시편은 구리 기저부(substrate)에 0.03 mm의 NiCrAlY 접합 코팅(bond coating)과 지르코니아(zirconia) 세라믹 TBC를 사용하여 제작하였다. NASA에서는 TBC를 0.02 mm에서 0.15

mm의 두께로 변화시키면서 4점 굽힘 시험을 수행하여 코팅의 결합력을 측정하였다. 하중 속도는 0.08 mm/sec로 가하였으며, 이 때 코팅면은 위쪽 가압 하중 면이나 아래 지지대 면을 보게 되는데, 코팅에 인장 하중을 가할 때는 코팅면이 지지대 면으로 향해 있으며, 압축 하중을 가할 때는 가압 하중 면으로 향해 있는 상태에서 시험을 수행하였다[1].

변형률 속도를 일정하게 유지했을 때 갑작스러운 하중 변화가 있는 시점을 코팅 파손으로 정의하였으며, 당시에는 측정 장비가 발달하지 않아 변형률 측정 시 초기 변형률은 다이얼 게이지를 시편의 중심에 설치하여 측정하였으며, 변형이 많이 되어 게이지 측정 범위를 넘어선 변형률은 시험기의 크로스헤드(crosshead)의 변화를 이용하여 측정하였다.

Zhou 등은 TBC에 대해서 파괴시까지 결합력을 측정하기 위해서 Fig. 2와 같은 굽힘 시험편을 제작했고, Fig. 3과 같이 굽힘 시험을 수행하였다[2]. 시험 시편은 플라즈마-스프레이 공법으로 제작된 사각 시편으로서 코팅층은 이트리아안정화 지르코니아(yttria-stabilized zirconia, YSZ)에 접합 코팅으로 NiCrAlY를 사용하고, 함수구배재료(functionally gradient material, FGM)를 사용하여 5개 층으로서 제작하였다. 기저(substrate) 재료로서는 스테인리스강(SUS 304)과 탄소강(S45C)이 사용되었다.

4점 굽힘 시험은 코팅 자체의 접착에서의 파손이 일어나는 것이 아니라 하중이 가해지는 접

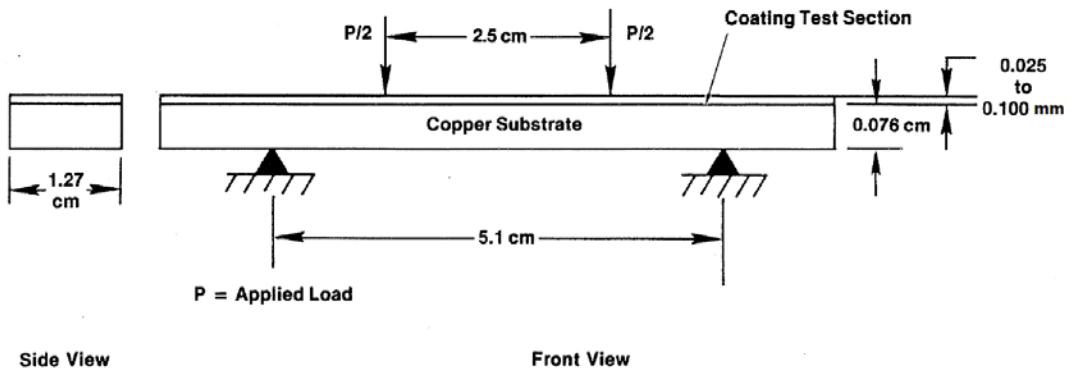


Fig. 1 NASA에서 수행한 TBC 코팅을 위한 4점 굽힘 시험[1]

접에서 파손이 일어날 수 있기 때문에 이러한 파손에 대한 보완이 필요하다. Yamazaki등[3]은 Fig. 4와 같이 상부 코팅(Top coating)과 접합부 코팅(Bond coating) 사이의 접촉면(interface)의 파괴 강도를 측정하기 위해서 진행했던 4점 굽힘 시험에서 그림과 같이 굽힘 하중이 가해지는 부분의 응력 집중을 통한 상부 코팅(Top coating)의 파손을 막기 위해 Fig. 4와 같이 보강판(Stiffener)을 대고 4점 굽힘시험을 진행하였다.

TBC의 4점 굽힘 시험에서 미세하게 파손될 수 있는 작은 균열들을 측정하기 위해 Ma 등[4]은 Fig. 5와 같이 TBC 제작된 시편에 6개의 공명(resonant) 타입의 센서를 부착하여, 음향 발산(Acoustic emission)을 모니터링하여 파괴되는 시점을 측정하였다.

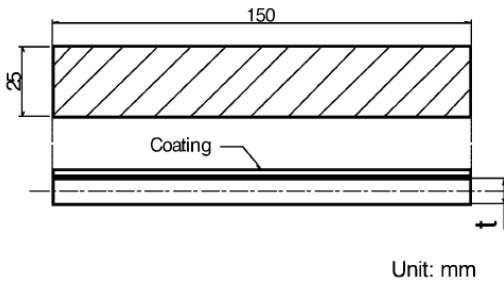


Fig. 2 4점 굽힘 시험 시편[2]

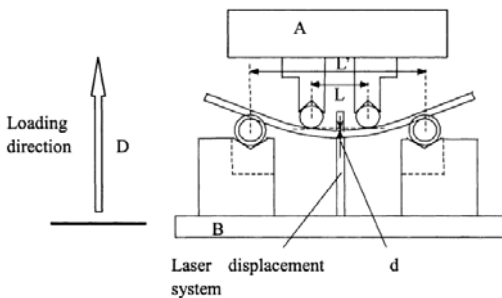


Fig. 3 4점 굽힘 시험 과정, $L' = 90$ mm 하부 하중 지지대간 거리, $L = 30$ mm 상부 하중점 거리, d 는 B 부분에서 시편의 중심점간의 상대 거리로서 레이저 빔으로 측정, D 는 LVDT (linear variable differential transducer)로 측정 한 B의 이동거리[2]

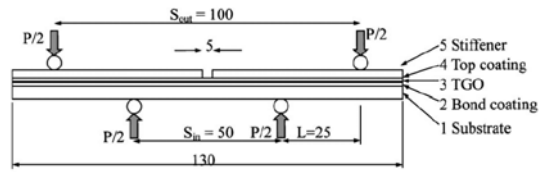


Fig. 4 4점 굽힘 시험에서 사용된 보강판[3]

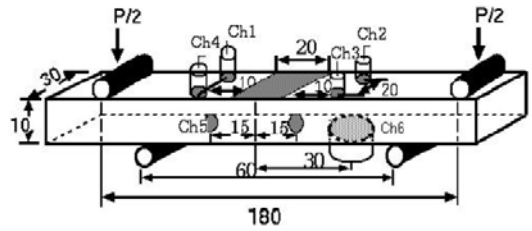


Fig. 5 6개 공명 타입의 센서를 부착하여 측정한 4점 굽힘 시험[4]

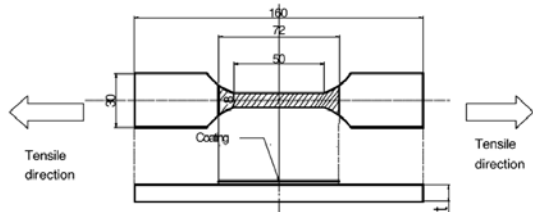


Fig. 6 TBC 인장시험 시편 [2]

2.2 TBC 인장시험

2.1에서 나타난 것과 같이 TBC의 결합력에 대한 기계적인 하중을 적용한 일반적인 측정법은 4점 굽힘 시험이 대부분이지만, 일부 연구자들은 TBC의 파괴시까지 결합력을 측정하기 위해서 Fig. 6과 같은 인장 시험을 수행하여 측정하였다 [2]. 시편은 인장시편의 그림부분을 제외한 중심부에 플라즈마-스프레이 공법으로 YSZ 코팅층에 NiCrAlY 본드 코팅을 사용하였고, FGM을 사용하여 제작되었다.

2.3 Barb pullout method

4점 굽힘 시험이나 인장시험은 기저(substrate) 재료의 영향을 많이 받는 시험이며, 기저부가 굽

격히 항복에 이르게 되거나 파괴에 이르면 결합되어 있는 TBC도 쉽게 파손에 이를 수 있게 된다. 따라서 TBC의 결합력에 대해서 보다 직접적으로 테스트하기 위해 Guo 등은 Barb pullout 시험[5]을 새롭게 제안하였다. 시험 시편은 $40\text{ mm} \times 6\text{ mm} \times 3\text{ mm}$ 의 사각 바(bar) 형태의 시편을 자르고 커팅 면을 잘 연마한다. 이 때, 연마의 목적은 (1) 최종 두께가 기대했던 대로 제작될 수 있도록, (2) 표면이 평행이 될 수 있도록, (3) 커팅 과정에서 발생될 수 있는 기계적인 결합들에 대해서 제거할 수 있도록 하는 것이다.

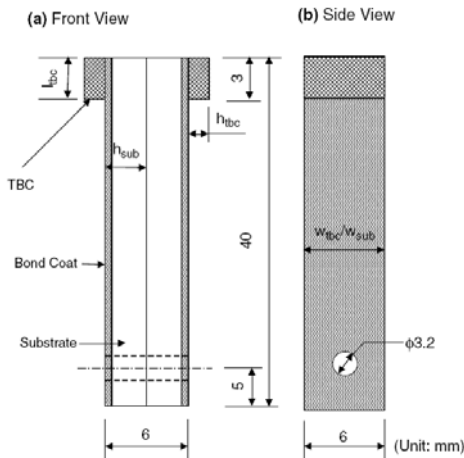


Fig. 7 Barb pullout testing 시편 형상

TBC는 Fig. 7과 같이 시편 끝단의 3 mm 부분에 적용한다. 끝단에 남아있는 TBC는 연마 장비로 깨끗하게 제거하여 실험의 정밀성을 높인다. Figure 7에 나타난 최종 시편의 형상은 두 개의 TBC 시편(크기: $40\text{ mm} \times 6\text{ mm} \times 3\text{ mm}$)을 좌우 대칭으로 접착제로 붙여서 $40\text{ mm} \times 6\text{ mm} \times 6\text{ mm}$ 로 만든 형태이다. 따라서 TBC는 그림에서 나타난 것처럼 바깥 좌우면에 배치되게 된다. 완전히 대칭이 잘 될 수 있도록 정렬(alignment)을 하고 접착제로 붙여서 최종 시편을 제작한다.

제작된 시편은 Fig. 8과 같은 시험 형태로 최종 시편을 당기는 힘을 통해서 TBC 결합력 측

정 테스트를 수행하게 되는데, 주어진 세라믹 코팅은 매우 얇기 때문에($200\mu\text{m}$ 이하) 이 코팅층에 장착할 수 있는 구조를 적절히 배치하는 것이 테스트의 성공률을 높일 수 있다.

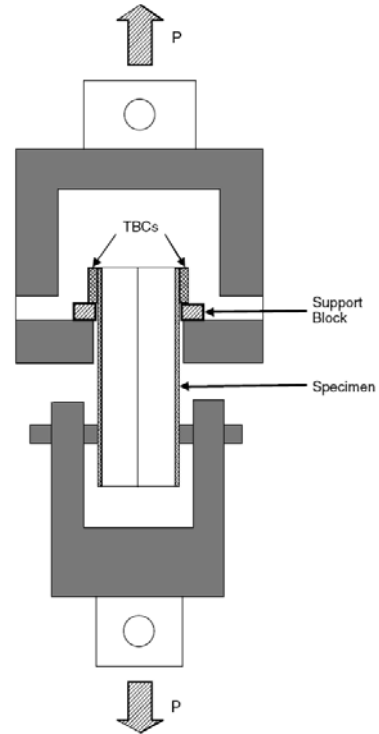


Fig. 8 Barb pullout testing 시편의 하중 조건 및 시험 과정 간략도

Figure 8에서 코팅면을 지지하는 받침 블록(support block)은 높은 하중을 견딜 수 있도록, 사파이어 판으로 제작되었으며, 이것이 얇은 코팅층을 지지할 수 있도록 매우 정밀한 나사산으로 제어가 가능한 핀을 설치하여 블록을 적절한 위치에 이동시켰다. 코팅층이 얇으므로 TBC를 지지하면서 시험장비의 축이 틀어지거나 시편과 장비 사이에 평면부 마찰이 생기지 않도록 주의해야 시험을 성공적으로 수행할 수 있다.

2.4 노치(notch)형 균열 진전 시험

Thum 등[6]은 산화 지르코늄 TBC의 접착코팅(bond coating) 강도를 측정하기 위해서 Fig. 9와

같이 TBC를 두껍게 제작하여 노치를 가공한 후에 3점 굽힘 시험으로 TBC와 접착코팅면에 직접 하중을 가해 균열 진전 정도를 측정하는 방법을 사용하였다.

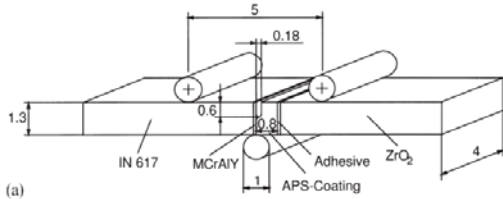


Fig. 9 TBC에 노치를 뚫은 후에 3점 굽힘 시험으로 직접 TBC에 하중을 가한 경우[6]

3. 레이저를 이용한 열피로 시험

실제로 사용되는 TBC는 고온의 환경에서 열 전달률을 낮추는 효과가 있기 때문에 단순 기계적 시험으로 높은 온도 환경에 있는 TBC의 접합강도를 구하는 것은 어려운 일이다. 따라서 TBC가 겪는 열사이클과 비슷한 환경에서 급격한 온도 변화에 따른 TBC의 결합력을 검증하는 것이 필요하다. TBC에 열을 가하는 형태로 다양한 방법들을 사용할 수 있는데, 몇몇 연구자들은 레이저를 통하여 TBC에 열을 가하여 내구성을 시험하였다.

3.1 레이저를 이용한 고정형 시편 열피로 시험

Hashida 등은 가스터빈 블레이드에 사용되는 TBC의 수명을 알기 위해 Fig. 10과 같은 환봉 형태의 SUS 304 스테인리스강에 TBC를 입히고, Fig. 11과 같이 CO₂ 레이저로 가열한 후, 강제대류방식의 공기를 주입하여 냉각시키는 방법으로 열피로 시험을 수행하였다[7,8]. 이 시험의 최대 표면 온도는 1250℃이며(파이로미터 측정), 이때의 관의 내부면의 온도(열전대 측정)는 450℃로 측정되었다. 냉각은 내부면의 온도가 상온으로 떨어질 때까지 수행하였으며 컴퓨터로 온도를 제어하여 자동으로 가열과 냉각을 시킬 수 있도록 하였다.

시편 옆에 장착된 음향 발산(acoustic emission, AE) 측정기를 통하여 미세파괴(microfracture)를 모니터링 하였으며, 이 때 AE 신호는 1 MHz에 가까운 압전식 변환기(piezoelectric transducer)를 사용하여 측정하였다.

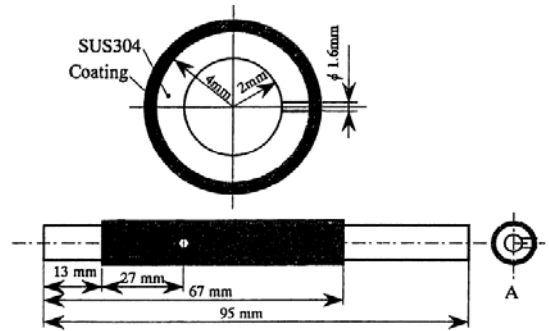


Fig. 10 TBC 시험 시편 형상 [7]

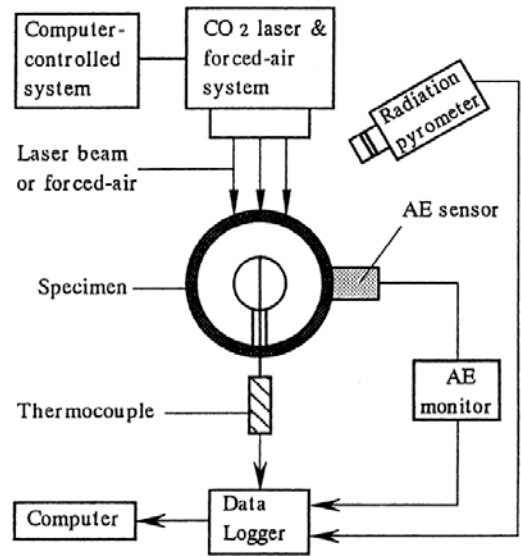


Fig. 11 CO₂ 레이저를 이용한 열피로 시스템 [8]

NASA의 Zhu와 Miller는 TBC의 열피로를 위해서 다양한 시험을 진행하였다[9-14]. 이 중 초창기에 진행했던 열피로 시험은 4140과 1020 강을 기저부(substrate)로 하여 ZrO₂-8wt%Y₂O₃의 세라믹 코팅을 플라즈마-스프레이 기법으로 제작

하였다. 여기서 세라믹 코팅의 두께는 1.5~1.6 mm이며, 본드 코팅은 0.28~0.5 mm이다. 1.5 kW 용량의 CO₂ 레이저를 사용해서 피로 시험까지 진행하였다.

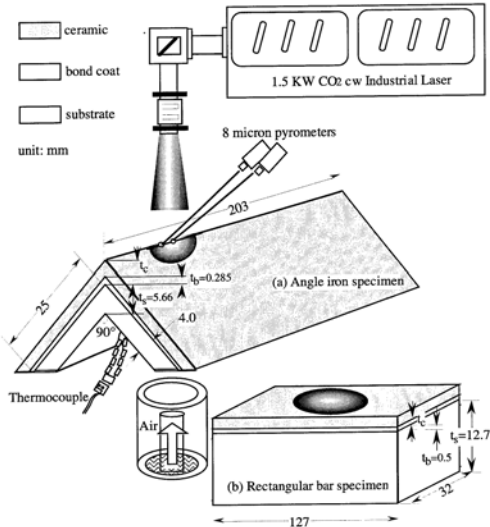


Fig. 12 NASA에서 시험한 2개의 열피로 시험편[9]

고 사이클 피로(High cycle fatigue)는 주기 92 ms에서 9 ms의 가열 시간을 갖는 레이저 펄스(laser pulse)로 시뮬레이션 하였고, 시험동안 TBC의 표면 온도는 적외선 피로미터로 측정하고, 시험편의 안쪽은 R-타입 열전대로 측정하였다. 최대 표면 측정 온도는 850°C이며, 내측면의 금속 온도는 250°C가 유지되도록 냉각 공기를 제어하여 흘려주었다(Fig. 12).

3.2 레이저를 이용한 회전형 시험 열피로 시험

Zhu와 Miller는 이후에 Fig. 13과 같이 시험편을 회전시키면서 레이저를 사용하여 온도 구배를 주는 사이클 형태의 시험을 수행하였다[10-12]. 이 때, 3 kW 용량의 CO₂ 레이저를 사용하였고 ZnSe 렌즈를 통해 회전하는 동안 레이저 에너지 분배가 균일하게 일어날 수 있도록 하였다. 이 시험은 10분이나 20분의 시간동안 가열 및 냉각을 하여 사이클이 진행되었으며, 일정한 열유속(heat flux)을 가하면서, 열전도율(conductivity)을

실시간으로 측정하여 열전도율이 크게 변하는 시점을 표면 박리(delamination)가 발생한 시점으로 측정하였다[11,12].

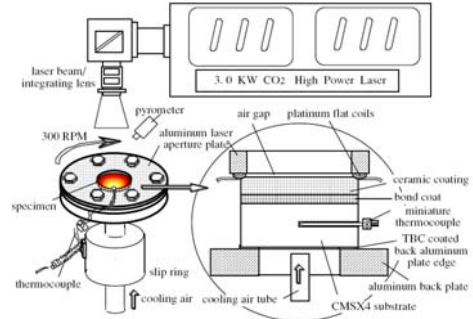


Fig. 13 회전형 시험편 시험 테스트[10]

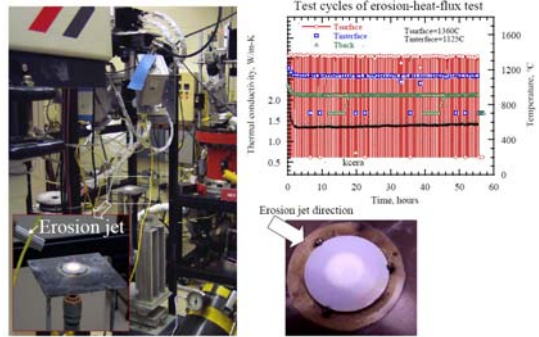


Fig. 14 고속 유체를 모사하기 위해 삭마형 제트를 레이저와 함께 사용한 시험[13]

3.3 삭마형 제트(erosion jet)를 사용한 레이저 시험[13-14]

Zhu와 Miller는 이전에 시험한[9-12] 레이저 시험에 더 진보한 시험 장치를 고안하였는데, 이는 Fig. 14와 같이 시험편에 레이저와 함께 삭마형 제트를 사용하여 고속 유체를 모사하여 TBC의 열피로 시험을 수행하는 것이었다. 이 시험장치는 외부에 피로미터를 사용하고 내부에 열전대를 사용하여 열전도율을 측정하였으며, 이 열전도율이 크게 변하는 시점을 파괴 시점으로 보았다.

4. 플라즈마(plasma) 또는 버너(burner) 형태의 시험

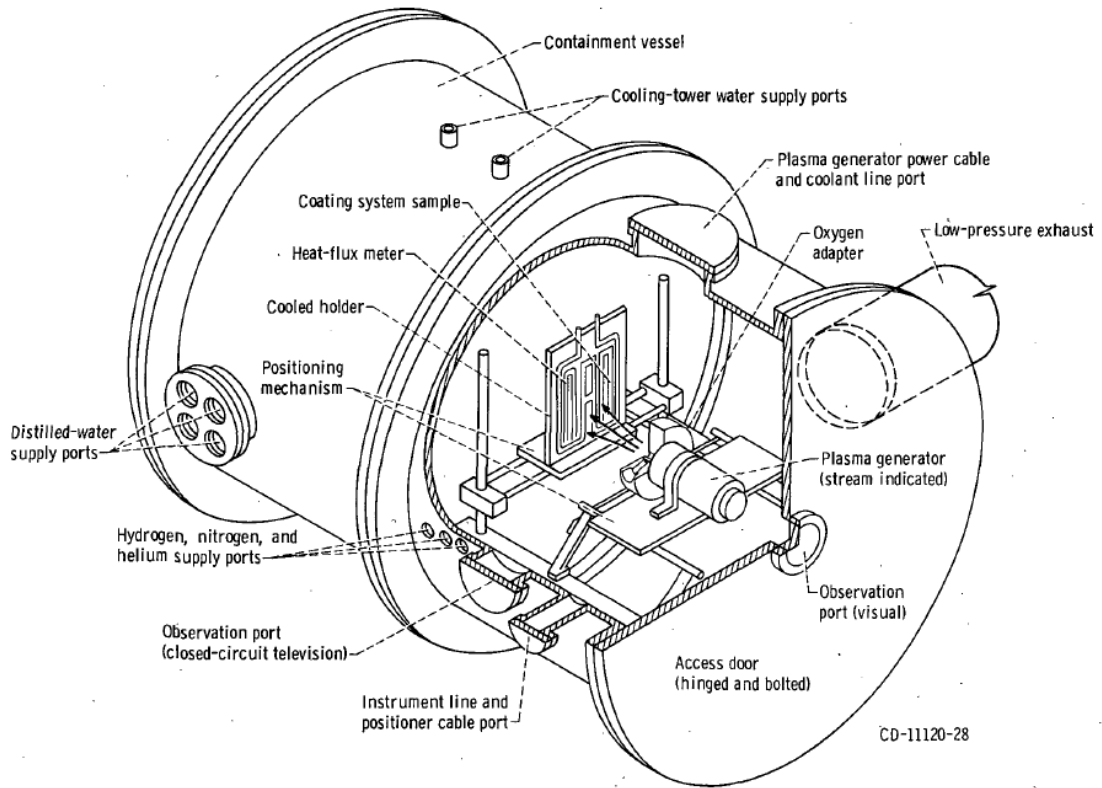


Fig. 15 플라즈마 발생기를 이용한 TBC 시험 개략도[15]



Fig. 16 Mach 0.3-1.0의 버너를 사용한 TBC의 내구성 시험[13]

4.1 NASA의 플라즈마 시험[15]

NASA에서는 SSME(Space Shuttle Main Engine)와 같은 수소엔진의 챔버 벽면에 적용된 코팅의 수명 검증을 위해 플라즈마를 이용한 시

험을 수행하였다. 시편은 SUS 304 스테인리스강 위에 재생냉각을 모사하기 위해 3개의 튜브형 SUS 347 스테인리스강을 브레이징하여 실제 재생냉각 연소실과 비슷한 형태로 제작되었다. 이 튜브표면에 TBC를 코팅하고 내부에는 냉각 유체를 흐르게 하며, 열전대를 통해 온도를 측정할 수 있게 되어 있다. 시험은 Fig. 15와 같이 플라즈마를 발생할 수 있는 챔버에 넣고 플라즈마 발생기를 사용해서 코팅 시편에 열을 가하여 코팅의 내구성 시험을 수행하였다.

4.2 고속 삭마형 버너(burner erosion)를 이용한 시험

NASA에서는 레이저에 삭마형 제트를 사용한 시험(Fig. 14) 외에 Fig. 16과 같이 버너를 사용하여 TBC 내구성 시험을 수행하였다[13,14,16]. 버너 장치는 제트 연료(jet fuel)와 가열된 공기를 사용하여 연소시켰으며, 시편이 상하로 움직

이면서 가열과 냉각이 가능하였다. 삭마를 위한 입자(erodent particle)를 파우더 형태로 챔버에 주입하여 고온에서 삭마효과를 발생시킬 수 있도록 하는 가혹 조건을 주었다(Fig. 17). 이 시험 장치는 Fig. 16에서 보이는 노즐 장치를 이용하여 Mach 0.3 - 1.0의 속도를 가질 수 있도록 설계가 되어 있으며, 가스온도는 1640 K 이른다. 시편의 온도는 파이로미터 및 열전대로 측정하였다.

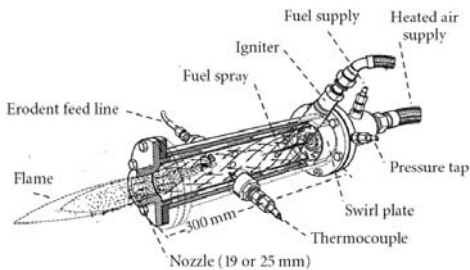


Fig. 17 고속 삭마형 버너 장치의 개략도[16]

4.3 NASA의 고속 가스 시험

NASA에서는 가스터빈 블레이드에 사용된 TBC의 내구성을 검증하기 위해 고속의 연소 가스를 사용한 시험을 수행하였다[17]. 이 시험은 가스터빈에 사용하는 Jet A를 연소시켜 Mach 0.3 정도의 속도를 가진 고온의 가스를 코팅 시편에 가하여 내구성을 검증하는 방식으로 수행되었으며, 이 시험에는 삭마 입자를 주입하지 않았다. 또한 고속 유체의 영향을 알기 위해서 천연 가스를 연소시킨 버너로 Mach 1.0의 속도로 코팅 시편에 가하는 시험을 동시에 수행하였다. 냉각 사이클은 냉각 공기를 사용하여 가열 및 냉각 시험을 진행하였다.

4.4 일반 버너를 사용한 시험

Hejwowski는 디젤엔진용 연소 챔버에서 TBC와 관련된 시험을 수행하였는데, 고온 가스와 가열로에서의 시험을 동시에 수행하여 비교하였다[18]. 고온 가스로는 oxy-acetylene 토치를 사용하고 공기로 냉각시키면서 사이클을 진행하였다.

가열과 냉각을 자동화시킬 수 있도록 회전용 디스크 형태의 원판에 한쪽은 토치로 가열시키고 인접부근에 공기로 냉각시켜서 5초 가열 후 5초 냉각시키는 과정을 회전체가 돌아가면서 가능하게 하는 형태로 실험을 수행하였다.

Nguyen은 천연가스를 이용한 버너를 사용하여 TBC 내구성 시험을 수행하였는데, 시편을 버너에 대해서 수직으로 세운 후(Fig. 18), 가열하여 시험을 수행하였다. 온도는 1400 ~ 1900℃의 화염으로 약 30분 동안 가열하여 내구성 시험을 진행하는 단순한 형태의 실험이다.

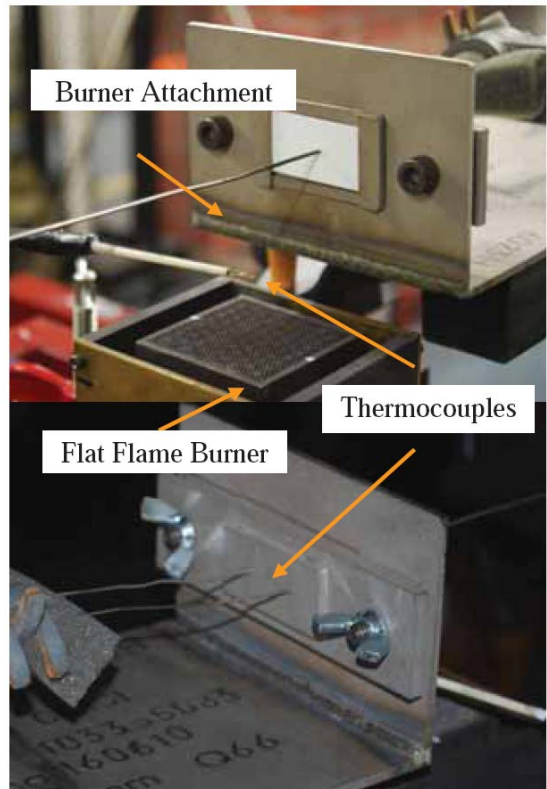


Fig. 18 평판형 버너를 사용한 TBC 가열 시험[19]

5. 분사기를 사용한 연소실 형태의 시험

5.1 NASA에서 진행한 반복 연소시험

SSME 엔진은 재사용이 가능해야 하므로 반복

연소시험을 통한 내구성 검증이 필수적이다. NASA에서는 SSME 재생냉각 연소기에 TBC 코팅의 수명 검증에 대한 연구를 수행하였다[20]. 수명 검증을 위해 확대비 1.79, 연소압 41.4 bar, 추력 0.53 톤급의 소형 연소기를 제작하였다(Fig. 19). 이 소형 연소기는 그림과 같이 수소를 통해 냉각하는 외부 실린더와 물을 통해 냉각하는 내부 축 실린더가 따로 있는 형태를 가지고 있다. 분사기(injector)는 이 두 실린더 사이에 2줄의 원형 배열을 하고 있으며, 내측열에 36개, 외측열에 34개로 총 70개의 분사기가 배치되어 있다. 내부 축 실린더는 축단면의 직경이 4.06 cm에서 5.33 cm로 증가하였다가 줄어드는 형태로 연소실의 노즐을 구현하였다. 외부 실린더 내면과 내부 축 실린더 외면은 지르코늄 산화 코팅(두께 0.203 mm)이 되어 있다.

이 연소기는 한번 액체 수소 탱크에 충전 후 70~90회의 사이클 진행이 가능하며, 한 사이클은 점화 후 연소 가스가 연소기 후단까지 도달하는 시간(1.7초), 3.5초의 연소 지속시간(duration)과 연소 후 외부 실린더가 냉각되어 액체 수소의 온도로 돌아오는 시간(1.8초)으로 구성된다. 반복 시험 후 측정을 통해 파손 관찰하였으며, 문헌 [20]에 나타난 시험 결과로 볼 때 10 사이클마다 파손 정도를 측정한 것으로 판단된다.

5.2 독일 DLR(Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt)의 연소시험

DLR에서는 Vulcain 2 메인 수소 엔진에 사용된 TBC의 내구성 시험을 수행하였다[21]. 이 엔진 연소실은 재생냉각에 사용되는 액체 수소로 인해 형성될 수 있는 극저온 환경과 연소시 발생할 수 있는 고온의 환경으로 발생하는 열 영향에 의해 TBC가 파손될 수 있다. 이 시험을 위해서 DLR에서는 Fig. 20과 같이 실린더와 노즐부가 여러 조각으로 나뉘어서 냉각이 되는 분리형 소형 연소기를 제작하였으며, 여기에서 TBC를 EB-PVD(electron-beam physical vapor deposition) 기술을 이용하여 연소실 내부 벽면에 코팅하여 시험을 수행하였다.

5.3 실험실 수준의 연소시험

미국 퍼듀(Purdue) 대학에서는 실험실 수준의 단일 분사기 형태의 연소기를 사용하여 연소시험을 수행하였다[22]. 이 연소기는 과산화수소(90% H_2O_2 + 10% H_2O)를 산화제로 사용하였다[22]. 본 시험은 TBC의 수명을 알기 보다는 연소기 전체의 수명을 알기 위해서 반복 연소 시험을 수행하였고, 연소가스의 고온 환경이 노즐부에 미치는 영향을 줄이기 위해 TBC를 코팅하여 사용하였다.

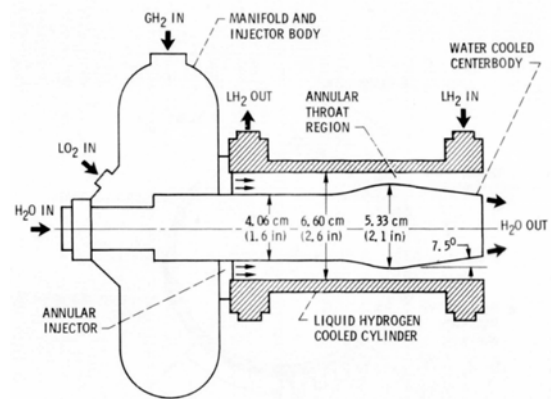


Fig. 19 TBC 내구성 측정용 연소 시험을 위한 소형 연소기[20]

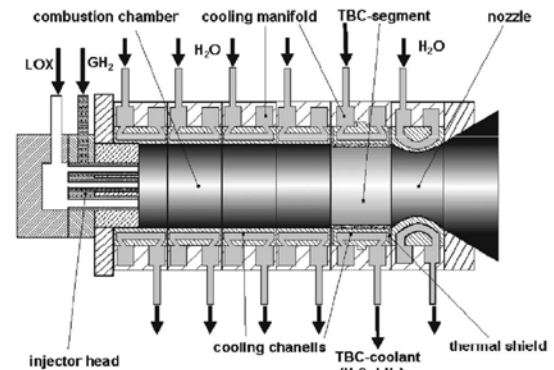


Fig. 20 액체 수소 엔진을 위해서 개발된 소형 연소기 모델과 TBC 연소실 부분 사진[21]

6. 가열로(furnace)를 사용한 형태의 열피로 시험

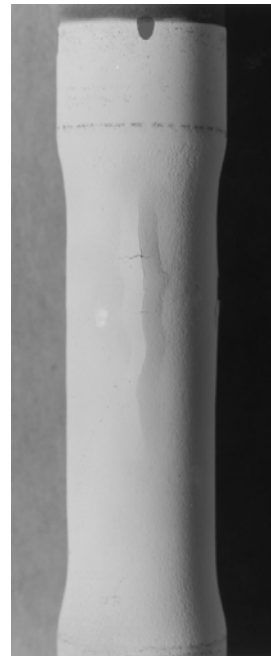
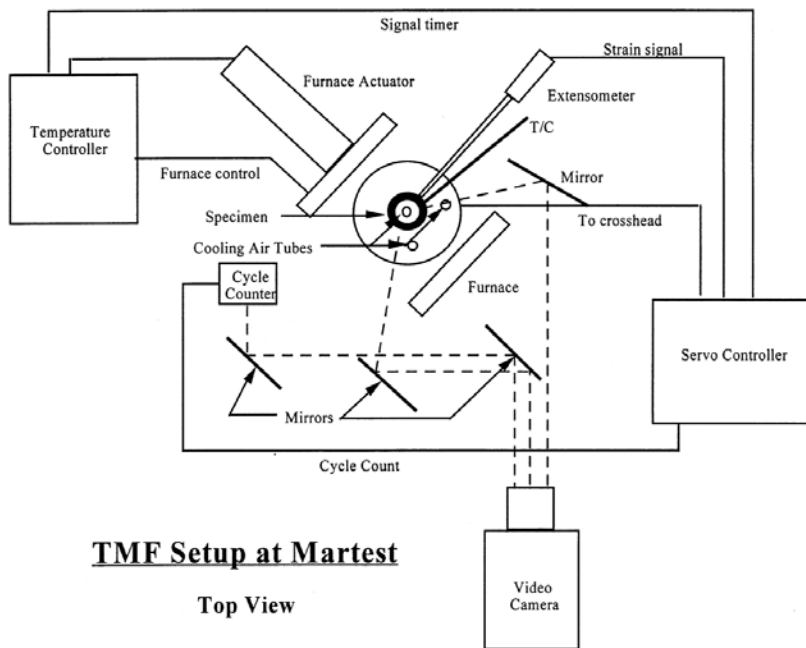


Fig. 21 가열로(furnace)를 사용한 TMF 시험과 TBC의 파손 형태[24]

가열로를 사용한 시험은 고전적인 열피로 시험으로서 이미 다른 시험들과 병행하여 많이 수행되었다. NASA에서는 가스터빈 블레이드의 TBC 시험을 위하여 연소가스 및 버너를 사용한 시험 외에 가열로도 사용하여 시험하였다[17]. 이 시험은 TBC 평판형 시편을 1248 K의 가열로에서 1시간동안 가열한 후에, 553 K으로 역시 가열로에서 그대로 1시간동안 냉각시키는 형태로 시험을 진행하여 열피로 사이클을 주었다.

Hejwowski는 앞 절의 4.4에서 나타난 것과 같이 디젤엔진용 연소 챔버의 TBC와 관련된 시험을 위해 고온 가스와 가열로에서의 시험을 동시에 수행하여 비교하였다[18]. 여기에서 사용된 TBC 평판형 시편(10 × 10 × 8 mm)을 가열로에서 803 K으로 5분 동안 가열한 후 물에서 10초 동안 냉각하는 형태로 진행하였으며, 100 사이클을 진행하고 10 사이클마다 코팅의 상태를 확인하여 평가하였다.

중국의 Central South Univ.에서는 가스터빈의 블레이드나 연소기에서 사용하는 지르코니아 TBC에 대해서 열충격 시험을 수행하였다[23]. 이

것은 역시 대학 실험실 수준의 시험으로서 비교적 간단한 형태를 가지고 있다. 고온 환경을 위해서 1150, 1200, 1250℃의 가열로에서 30분 동안 가열한 후 상온의 물에서 10분 동안 냉각하여 열충격을 주는 형태로 시험을 진행하였으며, 가열과 냉각을 반복하여 열피로를 주었다. 이 시험은 매 사이클마다 측정하여 파손 상태를 확인하였다.

7. 열적-기계적 피로(Thermomechanical Fatigue, TMF) 수명 측정을 위한 시편 형태의 시험

7.1 가열로(furnace)를 사용한 TMF 시험

열적-기계적 피로는 단위 시편을 사용하였을 때 가장 고난위도의 실험으로서 온도와 하중을 동시에 주기 때문에 열피로에 비해서 짧은 시간에 시험을 수행할 수 있으나 온도와 하중 제어가 매우 어렵다. Wright는 가열로를 사용하여 TMF 시험을 수행하였는데[24], 온도 사이클은 2분 동안 약 70℃에서 1135℃까지 온도를 올리고,

2분 동안 고온에서 유지한 다음, 3분 동안 냉각을 시키는 형태로 진행시켰다.

Figure 21에서 보이는 것과 같이 여러 거울을 사용해서 균열을 측정하였으며, 각각의 표면측정 데이터들은 비디오 녹화를 통해 기록하였다. 변형률은 신장계(extensometer)로 측정 및 제어하였으며, 하중과 열팽창의 방향이 같은 동위상(in-phase) 시험과 방향이 반대인 반위상(out-of-phase) 시험을 둘 다 수행하였다.

7.2 유도 가열기(induction heater)를 사용한 TMF 시험

열적-기계적 피로는 시편의 온도를 쉽게 제어할 수 있도록 유도 가열기를 사용한 시험이 일반적으로 사용된다. Figure 22에서는 이러한 유도 가열기를 사용한 열적-기계적 피로 시험과 온도에 따른 기계적 변형률의 제어 곡선을 나타내고 있는데[25], 온도 사이클은 1100초 동안 약 120°C에서 950°C까지 온도를 올리고, 600초 동안 고온에서 유지한 다음, 1000초 동안 120°C로 다시 떨어뜨리는 방법으로 시험을 수행하였다. 온도는 N-타입 열전대를 사용하여 제어하였으며, 시편은 외경 10mm에 내경 6mm의 튜브형태(hollow) 시편을 사용하여 시험을 수행하였다.

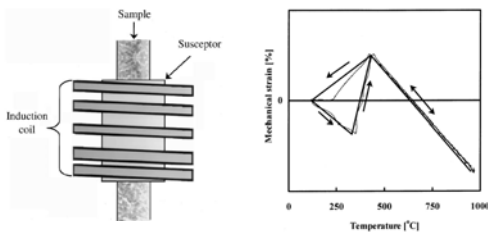


Fig. 22 유도 코일을 사용한 TMF 시험과 온도에 따른 기계적 변형률 제어 곡선[25]

8. 결론

TBC의 내구성을 검증하기 위하여 다양한 형태의 시험이 제시되었으며, 열 영향을 없애고 표면 접합력 측정을 위한 기계적 시험부터 실제와 유사한 연소시험에 이르기까지 다양한 형태의

시험이 존재하고 있음을 알 수 있다. TBC의 내구성을 측정하기 위해서 많은 비용 및 시간이 필요한 연소기 제작보다는 주로 시편 형태의 시험이 많이 사용되었으며, NASA에서도 다양한 형태의 시편시험을 사용하여 TBC의 결합력을 검증했던 것들을 알 수 있었다. 액체로켓엔진 연소기의 연소실 내벽에 사용되는 TBC는 이러한 결합력 검증에 대한 연구 등을 이용하여 다양한 시편형태의 시험을 고안할 수 있을 것이며, 내구성이 검증된 TBC 공정을 결정할 수 있을 것이다. 시편 수준의 시험을 통하여 결정된 TBC는 실제 연소기의 연소시험을 통해 내구성을 검증할 수 있다.

참고 문헌

1. Batakis, A. P. and Vogan, J. W., "Rocket Thrust Chamber Thermal Barrier Coatings", Final Report, NASA CR-175022, 1986
2. Zhou, Y. C., Tonomori, T., Yoshida, A., Liu, L., Bignall, G. and Hashida T., "Fracture Characteristics of Thermal Barrier Coatings after Tensile and Bending Tests", Surface and Coatings Technology, Vol. 157, 2002, pp. 118-127
3. Yamazaki, Y., Schmidt, A. and Scholz, A., "The Determination of the Delamination Resistance in Thermal Barrier Coating System by Four-point Bending Tests", Surface & Coatings Technology, Vol. 201, 2006, pp. 744-754
4. Ma, X.Q., Cho, S. and Takemoto, M., "Acoustic Emission Source Analysis of Plasma Sprayed Thermal Barrier Coatings during Four-point Bend Tests", Surface & Coatings Technology Vol. 139, 2001, pp. 55-62
5. Guo, S. Q., Mumm, D. R., Karlsson, A. M. and Kagawa, Y., "Measurement of Interfacial Shear Mechanical Properties in Thermal

- Barrier Coating Systems by a Barb Pullout Method", *Scripta Materialia* Vol. 53, 2005, pp. 1043-1048.
6. Thurn, G., Schneider, G. A., Bahr, H. A. and Aldinger, F., "Toughness Anisotropy and Damage Behavior of Plasma Sprayed ZrO₂ Thermal Barrier Coatings", *Surface & Coatings Tech.* Vol. 123, 2000, 147-158
 7. Jian, C. Y., Hashida, T., Tahakashi, H. and Saito, M., "Thermal Shock and Fatigue Resistance Evaluation of Functionally Graded Coating for Gas Turbine Blades by Laser Heating Method", *Composition Engineering* Vol. 5, No. 7., 1995, pp. 879-889
 8. Zhou, Y. C. and Hashida, T., "Thermal Fatigue Failure Induced by Delamination in Thermal Barrier Coating", *International Journal of Fatigue*, Vol. 24, 2002, pp. 407-417
 9. Zhu, D. and Miller, R. A., "Influence of High Cycle Thermal Loads on Thermal Fatigue Behavior of Thick Thermal Barrier Coatings", *NASA Technical Paper* 3676, 1997
 10. Zhu, D. and Miller, R. A., "Thermophysical and Thermomechanical Properties of Thermal Barrier Coating Systems", *NASA TM-2000-210237*, 2000
 11. Zhu, D., Choi, S. R. and Miller, R. A., "Thermal Fatigue and Fracture Behavior of Ceramic Thermal Barrier Coatings", *NASA TM-2001-210816*, 2001
 12. Zhu, D., Choi, S. R., and Miller, R. A., "Development and Thermal Fatigue Testing of Ceramic Thermal Barrier Coatings", *Surface & Coatings Tech.*, 2004, pp. 146-152
 13. Zhu, D. and Miller, R. A., "The Development of Erosion and Impact Resistance Turbine Airfoil Thermal Barrier Coatings", *ECI-Thermal and Environmental Barrier Coatings*, Irsee, Germany, 2007
 14. Zhu, D. and Miller, R. A., "Advanced Low Conductivity Thermal Barrier Coatings: Performance and Future Directions", 35th International Conf. on Metallurgical Coatings and Thin Films, San Diego, California, 2008.
 15. Curren, A. N. and Love, W. K., "Plasma Tests of Sprayed Coatings for Rocket Thrust Chamber", *NASA TM X-3072*, 1974
 16. Kuczmarski, M. A., Miller, R. A. and Zhu, D., "CFD-guided Development of Test Rigs for Studying Erosion and Large-particle Damage of Thermal Barrier Coatings", *Modeling and Simulation in Engg.*, Hindawi Publishing Corp., ID 837921, 2011
 17. Stepka, F. S., "NASA Thermal Barrier Coatings - Summary and Update", *NASA TM 79053*, 1978
 18. Hejwowski, T. "Comparative Study of Thermal Barrier Coatings for Internal Combustion Engine", *Vacuum*, Vol. 85, 2010, pp. 610-618.
 19. Nguyen, P., "Slurry Sprayed Thermal Barrier Coatings for Aerospace Application", *Doctoral Theses*, U. of Adelaide, 2010
 20. Quentmeyer, R. J., Kasper, H. J. and Kazaroff, J. M., "Investigation of the Effect of Ceramic Coatings on Rocket Thrust Chamber Life", *NASA TM-78892*, 1978
 21. Schulz, U., Fritscher, K., Peters, M., Greuel, D. and Haidn, O., "Fabrication of TBC-armored Rocket Combustion Chambers by EB-PVD Methods and TLP Assembling", *Science and Technology of Advanced Materials*, Vol. 6, 2005, pp. 103-110.
 22. Sung, I. K. and Anderson, W., "Test and Evaluation of Rocket Combustor Life Prediction Methodologies," *European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS)*, July 4-7, 2005, Moscow,

RUSSIA.

23. Liu, C., Zhang, Z., Jiang, X., Liu, M. and Zhu, Z., "Comparison of thermal shock behaviors between plasma-sprayed nanostructured and conventional zirconia thermal barrier coatings", *Trans. Nonferrous Met. Soc. China*, Vol. 19, 2009, pp. 99-107.
24. Wright, P. K., "Influence of cyclic strain on life of a PVD TBC", *Mat. Sci. and Engg.*, A245, 1998, pp. 191-200.
25. Baufeld, B., Tziman, E., Mullejans, H., Peteves, S., Bressers, J. and Stamm, W., "Thermal-mechanical fatigue of MAR-M 509 with a thermal barrier coating", *Mat. Sci. and Engg.* A315, 2001, pp. 231-239.