

Plasma 용사법을 이용한 ZrO_2 Thermal Barrier Coating 의 산화및
상변화가 Coating 층의 내구성에 미치는 영향.

충남대학교 재료공학과 김병희* , 서동수
한국기계연구소 이형근 , 황선효

1. 서론

항공기 엔진 산업분야에서 효과적인 재료이용 과 효율적인 에너지의
이용은 매우 중요하다 .

turbine blade 재료 는 고열의 연소가스에 대한 저항성과 원심력에 의
한 인장력에 견딜수있는 우수한 열피로특성이 요구되고 있으며, 지금까지
이러한 요구를 충족 시켜왔던것은 Ni-base superalloy 였다 .

항공기의 연료절감과 효율증대를 위해서는 작동온도를 상승시키는 것이
요구 되며, 따라서 기존의 Ni-base superalloy 만으로는 상승된 고온에서의
산화부식에 대한 저항성이 문제점으로 대두 되고있다. 이러한 Ni-base
superalloy 의 고온 산화 부식성을 개선하기 위한 방법으로 Al확산등의
표면 처리방법이 이용되었는데 이 방법은 coating 층의 내구성 측면에서
바람직하지 못한 것으로 알려져 있다.

1970년부터 NASA 를 중심으로 고효율 엔진 재료로써 ceramic coating
기술의 연구가 이루어져 엔진 부품의 고열부분을 plasma 용사법을 이용하
여 0.3mm ZrO_2 coating 으로 금속부위 온도를 300 °C 정도 낮출 수 있
게된 Thermal Barrier Coating 개발로 항공기의 gas turbine 부품인
combustor와 afterburner 등에 점차 실용화 되고 있다 .

이와같이 plasma 용사법을 이용하여 금속모재에 TBC coating을 하였을
경우에 금속부품의 온도를 낮춰 고온 산화부식성 분위기에서 발생하는
각종 문제점을 줄일 수 있어 제품의 수명증대의 기대효과가 있다 .

1980년대 부터 TBC의 단열효과를 응용한 adiabatic diesel engine의 개발이 진행되고 있어서 값싼 금속재료를 엔진 부품에 활용하여 제조단가를 줄일 수 있을 뿐만아니라 diesel엔진의 문제점인 대기오염등의 공해문제를 해결 할 수 있으리라 기대 된다.

본 연구에서는 plasma 용사법을 이용하여 AISI 316 stainless steel 금속모재(metallic substrate)에 0.15~0.2mm 두께의 Ni-Cr-Al-Co-Y₂O₃ bond coating과 0.3mm 두께의 ZrO₂-(8wt%Y₂O₃) ceramic coating층으로 구성된 two-layer thermal barrier coating 열처리에 따른 미세구조와 상변화를 조사 하였다. 또한 열처리에 따른 접합강도를 측정하여 coating 층의 내구성을 평가하고 파괴기구(failure mechanism)를 구명 하였다.

2. 실험 방법

본 연구에서는 최신 신기술로 각광받는 plasma 용사법을 이용하여 Fig.1 의 실험 공정도에 따라 AISI 316 금속모재에 Ni-Cr-Al-Co-Y₂O₃ 계 bond coating 층을 0.15~0.2 mm 두께로 coating 한 후, 그 위에 ZrO₂(Y₂O₃) ceramic coating 층을 0.3mm두께로 coating 한 two-layer thermal barrier coating 을 반복 열처리시험 (cyclic thermal test) 및 등온 열처리 시험(isothermal heat treatment) 을 900 ℃ 에서 1 시간, 5시간 10 시간 , 20시간 , 50시간 열처리 한 후 접합시험을 통해 coating 층의 내구성 (durability)을 평가 하였다.

또한 ceramic coating 층의 상변화 (phase transformation)와 bond coating 층의 산화가 TBC 의 내구성에 미치는 영향을 분석 하였다.

3. 시험결과 및 결론

- (1) ceramic coating 용 분말인 METCO 204 NS 와 bond coating 분말인 METCO 461 NS 의 특성을 분석하고 최적의 용사조건을 구하였다 .
- (2) as-sprayed 상태에서의 ZrO_2 ceramic coating 층은 용융상태 에서 직접 tetragonal phase로 상변화가 일어날 만큼 냉각속도가 빠르기 때문에 이때 생긴 tetragonal phase는 평형 안정상인 t- phase가 아닌 비평형 t'-phase가 생성 되었다 .
- (3) t'-phase는 tetragonal + cubic의 2상 영역에서 열처리하면 상분리가 일어나며 후속적인 냉각과정에서 tetragonal phase는 monoclinic으로 상변화가 일어난다.
900℃에서 열처리후 열처리시간이 증가할수록 m-phase가 증가 하였다.
- (4) 900℃ 열처리 후 TEM 에 의한 bond coating / ceramic coating 계면 관찰 및 XRD 분석결과 bond coating 산화에 의해 생성된 산화물은 NiO , Cr_2O_3 , Al_2O_3 그리고 spinel 형태의 $Ni(CrAl)_2O_4$ 임이 확인 되었다.
- (5) 900 ℃에서 등온열처리후 접합시험결과 접합강도는 as-sprayed상태에서는 39.4 MPa(4.42 kg/mm²)이었으며 열처리시간이 1시간, 10시간 20시간, 50시간 일때 각각 36.4 MPa, 34.9 MPa, 34.4 MPa 31.1 MPa 24.8 MPa로 열처리 시간이 증가 할 수록 접합강도는 감소 하였다.
파괴는 대부분 ceramic coating 층내에서 일어 났다.
- (6) 반복 열처리 시험후 접합시험결과에서 접합강도는 반복 횟수가 1회 5회 , 10회, 20회, 50회, 일때 각각 33.8 MPa, 33.1 MPa, 32.1 MPa 31.3 MPa, 25.8 MPa 이었다. 그리고 파괴는 대부분 bond coating 과

ceramic coating의 계면에서 일어 났으며 파단면의 XRD 분석결과 NiO, Cr₂O₃, Al₂O₃, Ni(Cr,Al)₂O₄ 등의 Oxide 가 확인 되었다.

이와같은 파괴는 bond coating 층의 산화에 의해 생성된 산화물과 bond coating 층과의 접합강도 감소, 그리고 ceramic coating 층과 산화물과의 열팽창계수 불일치에 의해 생기는 열응력에 기인한 것으로 생각된다.

Reference

- 1 . N . Calson and B .L .Stone, NASA CR - 135147 (1985).
- 2 . J .S .Crark , et.al., NASA TM - 73712 (1977).
- 3 . S .R .Levine and J .S . Clark , NASA TM - X - 73586 (1977).
- 4 . A . Benett , British Ceramic proceedings (The British Ceramic Society) No .34, 207. (1984).
- 5 . D .L . Ruckel , Thin Solid Films , Vol . 73, 455 . (1980).
- 6 . G .W .Meetham , J . Vac . Sci . Technol , Vol .3(A).2059. (1985).
- 7 . I . Kvernes , " Ceramic Coating as Thermal Barrier in Diesel and Gas Turbine Engine Components "., High Tech Ceramic , 38C Elsevier Science Publishers, (1987). pp . 2519 -2536 .
- 8 . R . Kamo , " Ceramic for Advanced Heat Engine " ., ibid .,2473-87.
- 9 . J . M . Guillemot , et al., " Diesel Engine Combustion Chamber Insulation by Ceramic Plasma Spraying " , Prov . 11th Int. Conf on Thermal Spraying , Montreal , (1986).

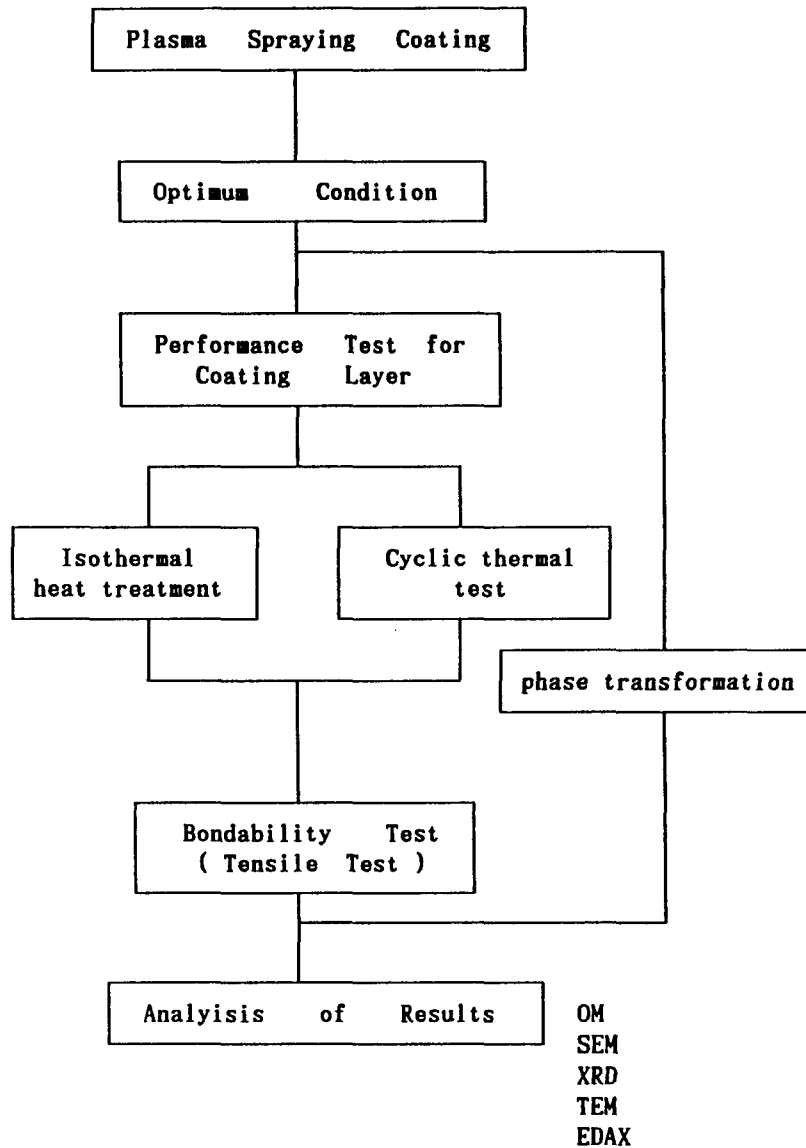


Fig. Schematic flow diagram for experimental procedures.