

액체로켓엔진 연소기에 적용된 니켈-크롬 코팅의 열차폐 효율과 내구성

이광진*, 임병직**, 김종규***, 한영민****, 최환석*****

Thermal Barrier Efficiency and Endurance of Ni-Cr Coating in Liquid Rocket Engine Combustor

Kwang-Jin Lee*, ByoungJik Lim**, Jong-gyu Kim***, Yeoung-Min Han****, Hwan-Seok Choi*****

Abstract

Thermal barrier efficiency and endurance of coatings in liquid rocket engine combustor were evaluated for air plasma spray coating and electro/electroless plating. The result of firing tests has revealed occasional occurrence of local delamination of ZrO_2 , NiCrAlY coating obtained by the method of air plasma spray in the region of supersonic flow and it necessitated a new coating method as a substitution. It was found that Ni-Cr coating by means of electro/electroless plating can substitute ZrO_2 , NiCrAlY coatings of air plasma spray in terms of thermal barrier efficiency and endurance.

초 록

액체로켓엔진 연소기에 적용된 대기 플라즈마 코팅 및 전해/무전해 도금 코팅의 열차폐 효율과 내구성 평가를 수행하였다. 연소시험 결과 대기 플라즈마 방식의 ZrO_2 , NiCrAlY 코팅은 로켓엔진 연소기의 초음속 유동영역에서 코팅이 표면에서 박리되는 현상이 간헐적으로 발생하였으며 따라서 이러한 문제를 극복할 수 있는 대체 코팅 방식이 요구되었다. 시험 결과 열차폐 효율 및 내구성 관점에서 대기 플라즈마 방식의 ZrO_2 , NiCrAlY 코팅의 대안으로 무전해/전해 방식을 사용한 니켈-크롬 코팅을 사용할 수 있음을 알 수 있었다.

키워드 : 열차폐 코팅 (thermal barrier coating), 전해 도금(electro plating), 무전해 도금(electroless plating), 액체로켓엔진 연소기(liquid rocket engine combustor), 대기 플라즈마 스프레이 코팅(air plasma spray coating)

1. 서 론

열차폐 역할을 하는 액체로켓엔진 연소기의 연소실 내벽 코팅은 연소실의 열적 내구성을 향상시

킬 뿐만 아니라 고온산화 및 고온부식 방지의 기능까지 수행하기 때문에 가스터빈 엔진의 블레이드 및 베인 그리고 액체로켓엔진 연소기에 널리 사용되고 있다[1,2]. 현재 가장 널리 사용되고 있

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 6월 5일, 2차 : 2009년 6월 17일, 게재 확정일 : 2009년 7월 1일)

* 연소기팀/lkj@kari.re.kr

** 연소기팀/tachyon@kari.re.kr

*** 연소기팀/bellstar@kari.re.kr

**** 연소기팀/ymhan@kari.re.kr

***** 연소기팀/hschoi@kari.re.kr

는 열차폐 코팅방식은 플라즈마 스프레이 기술을 이용한 이중 코팅이다. 이 코팅방식은 세라믹 재료의 yttria stabilized zirconia를 top layer로 사용하고 $M\text{CrAlY}$ ($M=\text{Fe}, \text{Ni}, \text{Co}$) 또는 NiAl 을 bonding layer로 사용하는 금속간 화합물을 코팅하는 것이다. 이것은 zirconia의 낮은 열전도 특성으로 인해 우수한 열차폐 성능을 보이지만, 산소 이온의 확산계수가 zirconia 코팅 층 내에서 크게 나타나기 때문에 대기 중 산소 이온이 내부로 확산하여 기지 층을 산화시키는 것을 피할 수 없다. 일반적으로 bonding layer가 산소에 의해 내부로 확산되는 모재의 열화를 막아 주는 역할을 하기도 하지만 고온산화 및 고온부식에 대한 내구성을 개선하기 위한 노력이 필요하다. 또한 플라즈마 스프레이 기술을 이용한 코팅 방식은 적층 구조의 특성과 코팅 층간의 확산 정도가 약하기 때문에 열응력에 의한 코팅 층의 균열과 초음속 유동 영역에서 코팅 층의 박리가 발생하기도 한다[3].

일부 우주발사체 선진국의 경우 플라즈마 스프레이 방식과 다르게 전해(전기)도금 방식을 사용한 니켈-크롬 코팅을 재생냉각 연소기의 연소실에 사용하기도 하는데[4], 이것은 도금 방식의 특성상 균일한 두께를 얻을 수 없어 코팅 후 장시간에 걸친 polishing 작업을 수행하게 된다. 또한 전해 니켈 도금은 pin hole 및 기공 발생의 가능성이 높기 때문에 재생냉각 연소실 내벽에 코팅하기 위해서는 추가 장치의 설치가 필수적이다.

본 연구는 위와 같은 열차폐 코팅에 관한 것으로, 국내에서 가장 많이 사용되고 있는 대기 플라즈마 스프레이 방식에 의한 ZrO_2 와 NiCrAlY 층으로 구성된 TBC(Thermal Barrier Coating)와 무전해 및 전해 도금방식의 니켈-크롬 코팅을 축소형 액체로켓엔진 연소기의 노즐부에 적용하여 코팅 층의 열차폐 특성과 열 내구성에 관한 평가를 수행하였다.

2. 시험방법

2.1 축소형 연소기의 형상

코팅 층의 특성평가를 위해서 19개의 분사기로 구성된 축소형 연소기(EM#2, SSDM#1)를 제작하였다. 연구에 사용된 축소형 연소기의 형상은 그림 1과 같이 헤드부, 실린더부 그리고 노즐부로 구성되며 평가용 코팅이 적용된 부분은 노즐부이다.

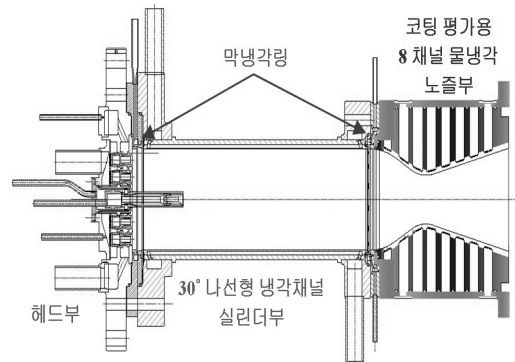


그림 1 축소형 연소기의 형상

2.2 축소형 연소기에 적용된 코팅 방식

본 연구에 적용된 코팅 방식은 표1, 2와 같으며 표에 제시한 case 1은 코팅 되지 않은 노즐부를 사용하였고 case 2와 case 3은 대기 플라즈마 스프레이 방식의 열차폐 코팅이 적용된 노즐부를 사용하였다. 그리고 case 4와 case 5는 무전해 및 전해도

표 1 노즐부의 코팅 적용 방식 (I)

		case 1	case 2	case 3
코팅 기술			plasma spray	plasma spray
bonding layer	재료	없음	NiCrAlY	NiCrAlY
	두께(μm)		150	300
top layer	재료		ZrO_2	없음
	두께(μm)		250	
기지 층		Cu-alloy	Cu-alloy	Cu-alloy

표 2 노즐부의 코팅 적용 방식 (II)

		case 4	case 5
코팅 기술		무전해도금 & 전해도금	무전해도금 & 전해도금
bonding layer	재료	Ni(저인)	Ni(중인)
	두께(μm)	150	150
top layer	재료	Cr	Cr
	두께(μm)	100	100
코팅 후 열처리		750°C, 6 hr	750°C, 6 hr
기지 층		Cu-alloy	Cu-alloy

금 방식의 니켈-크롬 코팅이 적용된 노즐부를 사용하였다. 무전해 및 전해도금 방식의 니켈-크롬 코팅 방법은 문헌[5]에 자세히 기술되어 있으며, 본 연구에서도 이와 유사한 방식의 코팅 기술을 사용하였다. 본 연구에 적용한 니켈-크롬 코팅 방법의 특징은 표 2에 제시한 바와 같이 코팅 후 열처리를 수행한 것으로 코팅 층의 물리적 특성을 향상시키기 위한 것이다.

3. 연소시험

3.1 시험조건

코팅의 열차폐 효과와 내구성을 검토하기 위해 수행한 축소형 연소기의 대표적인 연소시험 조건을 표 3과 4에 제시하였다. 연소시험에서 내열재 실린더부를 사용한 case 1을 제외하고 모든 시험은 물냉각 실린더부를 사용하였다. 막냉각 링의 적용과 분사기 리세스 수 및 배플분사기의 사용은 추가적인 시험 목적 하에 이루어졌다. 비교 대상의 시험들이 하드웨어 구성에 있어서 다소 차이가 있지만 위와 같은 조건들은 실물형 연소기에서 모두 적용할 수 있는 요소들이기 때문에 실물형 연소기에 사용가능한 코팅 방식을 선별하기 위해서는 위와 같은 하드웨어의 구성에 관계없이 살아남는 코팅만이 최적의 코팅 방식이라 할 수 있다.

표 3 연소시험 (I)

구 분	case 1	case 2	
연소시험 번호	m009	m026	m039
헤드 번호	EM#2		
분사기 리세스 수	1.0	1.0	1.0
배플분사기 사용	×	○	×
연소실 냉각방식	내열재	물냉각	물냉각
연소압력 (bara)	54.7	55.28	52.5
헤드부 막 냉각	있음	있음	있음
노즐부 막 냉각	없음	없음	없음
정상 연소시간(초)	8	40	4
시험 후 코팅상태	-	박리	양호

표 4 연소시험 (II)

구 분	case 3	case 4	case 5	
연소시험 번호	m132	m133	m137	m139
헤드 번호	SSDM#1			
분사기 리세스 수	1.0	1.0	1.0	1.5
배플분사기 사용	×	×	○	○
연소실 냉각방식	물냉각			
연소압력 (bara)	58.4	58.83	58.95	58.15
헤드부 막 냉각	있음	있음	있음	있음
노즐부 막 냉각	있음	있음	있음	있음
정상 연소시간(초)	4	20	40	40
시험 후 코팅상태	양호	박리	양호	양호

3.2 시험결과

연소시험 결과 측정된 열유속을 표 5와 6에 나타내었다. 시험에 사용된 노즐은 축소형 연소기 시제에 따라 노즐 표면적에 차이가 있으나 그 형상은 그림 1에 나타난 것과 동일한 방식으로 설계 제작되었다. 표 5에서 case 1은 내열재 실린더를 사용한 코팅되지 않은 물 냉각 노즐에서의 시험(m009, m011, m012, m017, m018, m019) 결과를 평균한 값이고, case 2는 m039 시험결과를, case 3은 m132 시험결과를 사용하였다. 그리고 case 4는

m137 시험을, case 5는 m139 시험결과를 사용하였다. 표 5와 6에 제시한 열유속을 이용하여 열차폐 효율을 계산한 결과를 표 7에 나타내었다. 계산식은 식(1)을 사용하였고[6], 이로부터 열차폐 효율은 case 2의 TBC가 가장 우수함을 알 수 있다. 이것은 표 8과 9에 제시한 열전도도를 통해서도 예측 가능하다. 그러나 시험결과 이 코팅 방식은 연소시간이 증가하는 경우 내구성에 문제가 있는 것으로 파악되었다. case 3의 NiCrAlY 코팅의 경우 열차폐 효율이 가장 낮으며 내구성 역시 문제가 있음을 보여주었다. 이와 같이 연소시간이 20초 이상인 연소시험에서 대기 플라즈마 스프레이 방식을 이용한 열차폐 코팅은 초음속 유동 영역에서 코팅이 박리되는 현상을 나타내었다. 그 이유는 기재와 NiCrAlY 층간의 밀착력이 약하기 때문으로 판단된다. 따라서 축소형 노즐의 대기 플라즈마 스프레이 코팅 시 공간상 제약으로 인해 발생하는 용사건(spray gun)과 기재와의 거리 및 각도를 최적의 상태로 개선하는 방법과 더 나아가서는 대기 플라즈마 스프레이 방식에 비해 코팅의 밀착력이 높은 HVOF(High Velocity Oxygen Fuel), LPPS(Low Pressure Plasma Spraying), EB-PVD(Electron Beam Physical Vapor Deposition) 방식을 이용한 세라믹 코팅 기술의 적용성을 검토해야 할 것으로 사료된다. 그림 2는 플라즈마 스프레이 코팅방식이 적용된 노즐부의 시험 전·후 모습을 나타낸 것으로 코팅 층이 박리된 부분을 확인할 수 있다. 무전해 및 전해 니켈-크롬 코팅을 사용한 case 4와 case 5의 경우 대기 플라즈마 스프레이 코팅을 이용한 NiCrAlY 코팅보다 열차폐 효과가 높게 나타남을 표 7로부터 알 수 있다. 이것은 니켈과 크롬 자체의 열전도도는 NiCrAlY 보다는 높지만 무전해 니켈 코팅 시 환원제로 사용되는 차아인산염에 포함된 인(phosphorous) 성분이 니켈과 함께 코팅되기 때문에 무전해 니켈 코팅 층의 열전도도는 낮아지며 또한 코팅 후 열처리과정에서 생성되는 Ni₃P 상 역시 니켈 코팅 층의 열전도에 영향을 주기 때문으로 사료된다. 이 Ni₃P 상은 재료의 열역학적 특성에 영향을 주기도 하지만 재료의 경도를 증가시키기 때문에 이 성분이 증가하는 경우 열충격에

표 5 축소형 연소기 노즐부에서의 열유속 (I)

냉각채널	case 1		case 2(m039)	
	Q	면적	Q	면적
1	13.92	0.0443 m ²	4.67	0.0443 m ²
2	19.92		7.22	
3	17.71		8.18	
4	17.94		7.66	
5	12.39		7.94	
6	9.99		6.62	
7	9.06		6.75	
8	10.25		7.04	
Total	111.18		56.08	

※Q=mass(냉각수 유량 kg/s)×ΔT(냉각수 온도차 K)

표 6 축소형 연소기 노즐부에서의 열유속 (II)

냉각채널	case 3 (m132)		case 4 (m137)		case 5 (m139)	
	Q	면적	Q	면적	Q	면적
1	9.63	0.0485 m ²	10.44	0.0485 m ²	7.79	0.0485 m ²
2	6.85		10.95		10.68	
3	11.99		12.61		13.87	
4	14.49		9.59		11.11	
5	12.75		8.02		8.95	
6	12.41		5.95		8.11	
7	11.13		6.58		6.50	
8	12.81		6.21		8.15	
Total	92.06		70.35		75.16	

※Q=mass(냉각수 유량 kg/s)×ΔT(냉각수 온도차 K)

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

대한 내구성이 감소하는 특성을 보인다[5]. 인과 열처리 과정에서 생성된 상이 열전도에 영향을

줄 경우 인이 많이 함유된 중인 노즐을 사용한 case 5의 경우가 저인 노즐을 사용한 case 4의 경우보다 열차폐 효율이 높아야 할 것으로 판단되나 표 7에서는 이와 다르게 나타나고 있다. 이것은 case 5에 사용된 주 분사기의 리세스 수가 1.0에서 1.5로 증가되었고 배플분사기의 혼합비도 변화되었기 때문으로 판단된다[7]. 그림 3과 같이 기계와의 접촉력에 있어서 무전해 니켈 코팅과 전해 크롬 코팅을 이용한 이중 코팅은 40초 동안의 정상 연소시험 후에도 코팅 층에서 균열과 박리 현상이 나타나지 않았다. 이것은 니켈-크롬 코팅이 향후 액체로켓엔진 연소기의 내벽 코팅으로 활용할 수 있음을 보여주는 결과라 할 수 있다.

표 7 코팅의 열차폐 효율

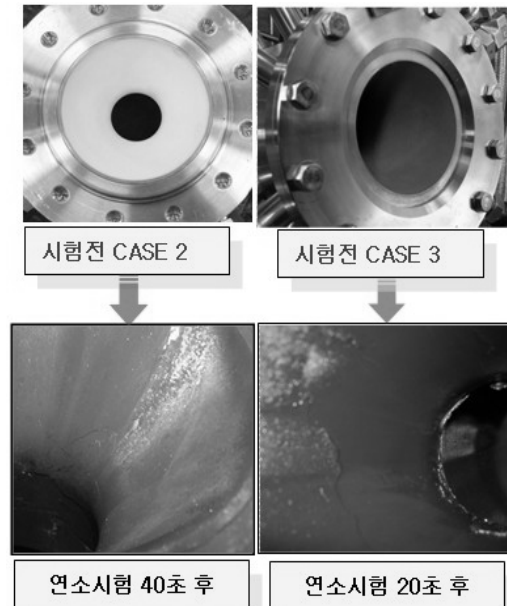
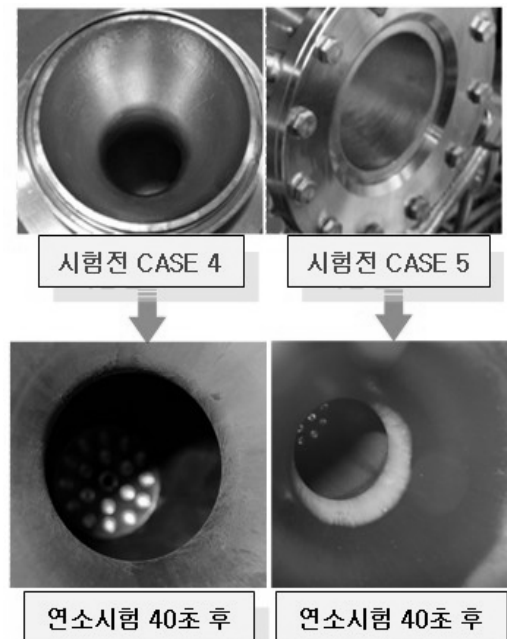
	연소시간(누적)	열차폐 효율
case 1	8초(59초)	0%
case 2	40초(60초)	49.5%
case 3	20초(24초)	24.4%
case 4	40초(50초)	42.2%
case 5	40초(50초)	38.3%

표 8 재료의 열전도도

	ZrO ₂ (Y ₂ O ₃ stb.)	NiCrAlY	Cu (annealed)
K(w/m · k)	2.2	14.2	385
	Ni	Cr	Al
K(w/m · k)	60.7	69.1	210

표 9 재료의 열팽창계수

	ZrO ₂ (Y ₂ O ₃ stb.)	NiCrAlY	Cu (annealed)
CTE (×10 ⁻⁶ /k)	9.5	15	20.2(500℃)
	Ni	Cr	Al
CTE (×10 ⁻⁶ /k)	13.1	6.2	24


그림 2 플라즈마 스프레이 코팅이 사용된 노즐부의 연소시험 전·후 코팅 상태 (I)

그림 3 무전해/전해 도금이 사용된 노즐부의 연소시험 전·후 코팅 상태 (II)

4. 결 론

축소형 액체로켓엔진 연소기를 이용한 연소시험을 통해 코팅 방식에 따른 열차폐 효율과 내구성을 비교 평가하였다. 그 결과 무전해 및 전해 도금을 이용한 니켈-크롬 코팅 방식이 현재 사용하고 있는 대기 플라즈마 스프레이 코팅을 이용한 TBC의 대안으로 사용 가능성을 확인하였다. ZrO_2 와 NiCrAlY 코팅을 이용한 열차폐 코팅을 지속적으로 사용하고자 하는 경우에는 bonding layer로 사용하고 있는 NiCrAlY 코팅의 기재에 대한 접착력을 향상시켜야 함을 확인하였다. 이를 위해 대기 플라즈마 스프레이 방식보다 접착력이 우수한 HVOF, LPPS, EB-PVD 방식의 적용도 검토해 볼 필요가 있다. 니켈-크롬 코팅의 경우에는 열차폐 효율과 내구성 모두 실물형 연소기에 사용 가능한 결과를 얻었다. 재생냉각 연소기에 대한 보다 정확한 냉각 설계를 위해서는 무전해 니켈 코팅 층과 전해 크롬 코팅 층에 대한 열전도 값의 database화가 이루어질 필요가 있다.

for Cryogenic Rocket Engines," AIAA-2002-4145, 38th Joint Prop. Conf., Indianapolis, Indiana, July, 7-10, 2002.

7. 이광진의 4인 "고압 축소형 연소기의 설계 및 연소효율 평가," 한국추진공학회 추계학술대회, 2006, pp169-174.

참 고 문 헌

1. 조원국의 2인, "추력 30톤급 연소기의 냉각성능", 항공우주기술 제3권 제1호, 2004.7
2. 이구현의 4인, "항공기부품의 용사코팅기술," 기계와 재료 15권 1호, 2003
3. 정규익의 3인, "열차폐 코팅을 위한 지르코니아계 세라믹 소재의 기계적 특성," 한국세라믹학회지 43권 8호, 2006
4. V. Fedorove의 6인 "The chamber cooling system of RD-170 Engine Family," AIAA-2006-4363, 42nd Joint Prop. Conf., Sacramento, CA, July, 9-12, 2006.
5. 임병직, 이광진, 한영민, 최환석 "액체로켓엔진 연소기에 적용하기 위한 도금방법들의 반복 열충격 시험결과," 제 9회 우주발사체기술 심포지움, 2008, pp107-111.
6. D. Greuel의 3인 "Thermal Barrier Coatings