# 연소기 적용 전해니켈/크롬도금 공정개발을 위한 시편시험

임병직* · 유철성 · 최환석

# Specimen Tests for a Process Development of the Electro-Nickel/Chrome Coating for a Thrust Chamber

Byoungjik Lim* · Chul-Sung Ryu · Hwan-Seok Choi


## ABSTRACT

A total of 9 coating specimens were fabricated through 3 different processes to evaluate the availability and performance of a nickel/chrome coating for the protection of the inner wall of a thrust chamber operating on a condition of high temperature and pressure. Thickness and thermal conductivity of the specimens were measured and thermal shock test was conducted.

## 초 록

고온, 고압의 조건에서 작동하는 연소기 내벽을 보호하기 위해 적용되는 니켈/크롬코팅에 대한 적용 가능성과 성능을 평가하기 위해 3가지 코팅 조건으로 9개의 평판형 시편을 제작하였다. 제작된 시편을 이용하여 코팅 층 두께 측정, 열전도율을 측정하고 열충격시험을 수행하고 있다.


Key Words: Thrust Chamber(연소기), Electroplating(전해코팅), Nickel Coating(니켈코팅), Chrome Coating(크롬코팅), Thermal Conductivity(열전도도), Thermal Shock Test(열충격시험)

## 1. 서 론

로켓엔진 연소기에서 발생하는 고온, 고압의 연소가스에 의해 연소기 내벽이 손상되지 않도록 하기 위해 연소실 내벽을 냉각하거나 열전달을 차단하는 코팅을 수행하는 등의 방법이 사용된다. 로켓엔진의 요구 성능이 증가함에 따라 재생냉각 형태의 연소실은 필수적이 되고 있으며 추가적인 안정성 확보를 위해 막냉각을 수행하기도 한다. 또한 전달되는 열을 근본적으로 감소시키기 위한 열차폐 코팅도 병행되고 있다[1, 2].

현재까지 국내 연소기 개발과정에서는 열차폐 성능이 탁월한 대기플라즈마 방식의 세라믹 코팅이 사용되고 있다. 하지만 뛰어난 열차폐성능에도 불구하고 본딩 레이어와 탑 레이어 사이에서 발생하는 열팽창 계수의 차이로 인한 균열 발생 가능성이 항상 내재되어 있고, 용사에 의한 기공 발생, 상대적으로 낮은 모재와의 접착력 등의 단점이 존재한다.

이와 같은 문제점을 해결하는 방안으로 러시아 연소기에서 많이 적용하고 있는 니켈/크롬코

* 한국항공우주연구원 연소기팀
교신저자, E-mail: tachyon@kari.re.kr

팅의 국내 적용 가능성 및 특성에 대해서 검토를 수행하고 있다[3, 4]. 본 논문에서는 니켈/크롬코팅을 이용한 연소기 내벽 코팅 기술개발의 과정과 그 결과 중 일부를 제시한다. 본 논문에 적용된 니켈/크롬코팅은 [3, 4]에서 논의된 방식과 달리 니켈코팅을 전해도금으로 수행하였고 해외 연소기에 적용된 코팅공정과 국내 산업체에서 적용하고 있는 2가지의 코팅공정으로 구성하여 3가지 조건으로 각 3개 시편에 대해 코팅을 수행하였다. 동일한 조건으로 수행된 3개의 코팅 시편 역시 동시에 작업하지 않고 별도로 진행하여 품질의 균일성도 확인하고자 하였다.

## 2. 코팅 시편제작

코팅시편은 각각 Fig. 1의 공정으로 제작이 진행되며 각 공정 단계에서 두께가 측정되는 위치와 절단(wire cutting)되는 시편 형상은 Fig. 2와 같다.

본 논문에서 수행한 니켈코팅은 러시아 연소기 제작과정에서 사용되고 있는 전해니켈코팅으로 무전해 니켈코팅으로 인(P) 함유량에 따라 코팅 성능을 평가하였던 [4]와 차별성을 가지고 크롬코팅은 이전[4]과 동일하게 전해크롬코팅을 수행하였다.

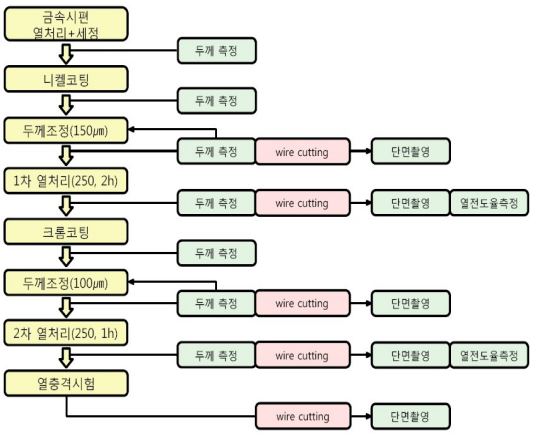


Fig. 1 Coating and post process procedures for the test specimens

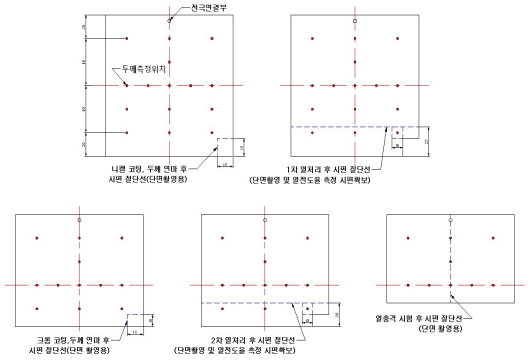


Fig. 2 Thickness measurement points and wire cutting planes of the coating test specimens at each step

3종 9개 시편에 대한 적용 코팅방법 차이를 나타나면 표 1과 같이 3종의 시편 TYPE에 서로 다른 전해니켈코팅을 수행한 이후에 TYPE I과 TYPE III은 동일한 전해크롬코팅(Cr-1), TYPE II는 차별화된 전해크롬코팅(Cr-2)를 적용하였다. Ni-1, Ni-3, Cr-1은 국내 산업체에서 적용하고 있는 전해코팅 공정이며 Ni-2, Cr-2는 해외에서 연소기 제작에 사용되고 있는 코팅 공정을 이용한 것이다.

Table 1 Categories of a coating method applied to the coating specimens

| | TYPE I | TYPE II | TYPE III |
|---|---|---|---|
| 시편번호 | 4-1, 2, 3 | 4-4, 5, 6 | 4-7, 8, 9 |
| 니켈코팅 | Ni-1 | Ni-2 | Ni-3 |
| 크롬코팅 | Cr-1 | Cr-2 | Cr-1 |

## 3. 코팅시편 시험

Figure 1과 2의 제작과정에서 확보된 중간단계의 시편을 이용하여 니켈코팅과 크롬코팅의 열전도도를 측정하기 위한 시험을 수행하였고, 코팅 두께에 대한 요구조건을 일치여부를 확인하기 위해 각 단계에서 마이크로미터를 이용하여 두께를 측정하고 전 단계 두께와의 차이로 코팅

층 두께를 계산하였다.

측정된 코팅 층의 두께에서 전해코팅의 특성으로 인하여 모서리 부분이 중심부에 비하여 더 두꺼워지는 특성을 나타내었는데 니켈코팅과 크롬코팅이 수행된 이후에 '두께조정' 단계를 두어 코팅 층을 연마하는 작업(Fig. 3)이 이루어졌다. 하지만 연마과정 역시 반대편 바닥의 평탄도가 완벽하다는 가정 하에 이루어지는 것이기 때문에 연마 후 측정 결과에서도 코팅 층의 두께가 완벽하게 균일하게 되지는 않았다.

니켈코팅에 대해서 연마 작업을 수행한 경우는 전체적으로 두께 편차가 1.7~4.2% 수준으로 나타났으며 일반적으로 두께가 균일하게 형성되지 않는 것으로 알려진 크롬코팅의 경우는 연마 이후에도 6.9~17.1%의 두께 편차를 나타내었다.

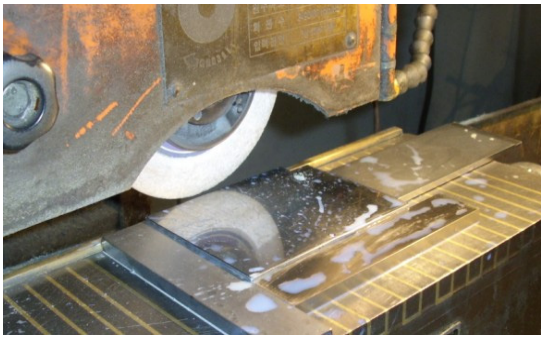

Fig. 3 Polishing process after a nickel or chrome coating for the thickness control

코팅 층의 열전달 특성을 파악하기 위해 모재와 니켈코팅 층 크롬코팅 층에 대한 열전도율 측정이 이루어졌다. 열전도율 측정은 KAIST 연구지원팀 열물성 시험실에서 LFA 457 장비를 이용하여 수행되었다.

Figure 1의 공정에서 '모재', '모재+니켈코팅', '모재+니켈코팅+크롬코팅'의 3종 시편을 Fig. 4와 같이 마련하여 차례대로 열전도율을 측정하고자 하였다. 금속모재에서 측정된 데이터를 활용하여 니켈코팅의 열전도율을 측정하고 마찬가지로 3층으로 구성된 시편에서 금속모재와 니켈코팅의 데이터를 활용하여 크롬코팅의 열전도율을 측정하는 방식이다.

하지만 측정과정에서 3층으로 구성된 크롬코팅 층의 열전도율 측정 결과가 수 만 W/mK로 나타나면서 제대로 측정치를 확보하지 못하였다. 현재는 크롬코팅 층의 열전도율 값을 확보하기 위해서 니켈코팅 없이 '모재+크롬코팅' 시편을 새롭게 제작하여 측정 작업을 수행하기로 하는 방안으로 진행 중이다.

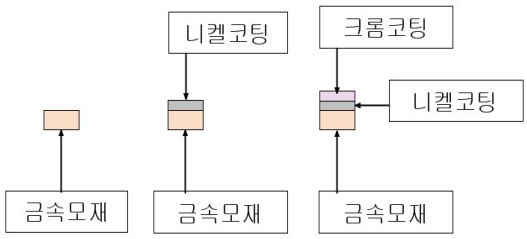


Fig. 4 Shapes of test pieces for measuring a thermal conductivity

열전도율 측정은 25℃에서 900℃까지의 범위에서 측정되었으며 금속모재(크롬동)의 경우에는 온도에 따라 230~350 W/mK 정도의 값 변화를 보이고 400~500℃ 부근에서 최댓값을 나타내었다. 니켈코팅 층의 경우는 동일한 온도범위에서 17~34 W/mK 정도의 값으로 온도가 증가할수록 감소하는 경향을 보였다. 열전도율이 측정된 TYPE I과 TYPE II의 Ni-1, Ni-2의 값을 비교하면 각 온도에서 열전도율 차이가 크게 나타나지 않았고 전체적인 경향도 동일하였다.

열충격시험은 크롬코팅 후 2차 열처리까지 완료된 시편을 고온으로 가열하면서 10분간 유지한 후 차가운 물에 급격히 냉각시키는 사이클을 반복하는 방식(Fig. 5)으로 이루어진다. 기존의 무전해니켈코팅에 대해서 수행한 열충격시험 결과[3]와 정성적인 비교를 목표로 하고 있으며 코팅 층의 갈라짐이나 떨어져나감을 육안으로 혹은 현미경을 통해서 확인한다.

열충격시험은 작업이 계속 진행 중인 상태로 현재까지 수행된 15회의 열충격시험 결과에서는 TYPE II에 해당하는 4-5, 4-6 시편 표면에 미세한 갈라짐이 발생하고 있는 것이 확인되었고 나머지 시편에서는 이전 결과[3]와 유사하게 시편

제작과정에서 와이어커팅이 이루어졌던 면에서 갈라짐이 조금 발생하는 한 것 이외에는 특이사항이 발견되지 않았으며 계속 진행된 작업과정에서 시편의 변화 양상을 지속적으로 파악할 예정이다.

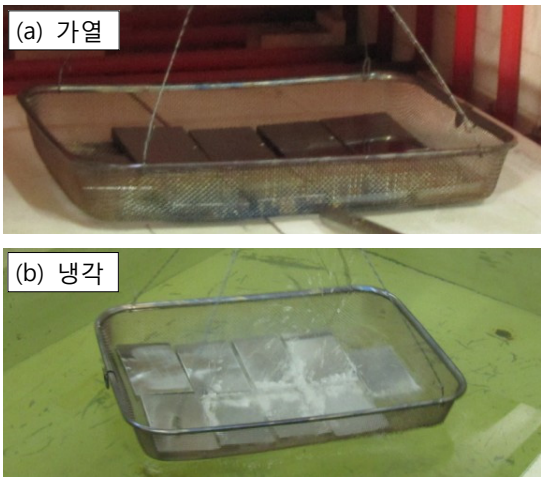


Fig. 5 Typical process of a thermal shock test cycle

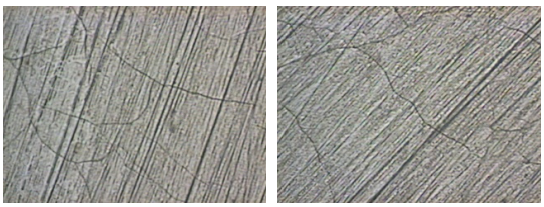

Fig. 6 Surface images of test specimen 4-6 after 6 thermal shock test cycles (50 magnifications)

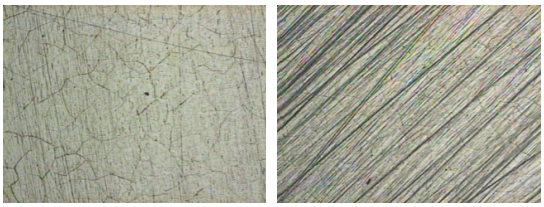

Fig. 7 Surface images of test specimen 4-5 after 10 thermal shock test cycles (50 magnifications)

## 4. 결 론

연소기 내벽 보호를 위한 니켈/크롬코팅의 적용 가능성과 성능을 확인하기 위해서 3종 9개의 코팅시편을 제작하면서 제작 공정을 확립할 수 있도록 하였고 코팅 완료된 시편을 이용하여 연소기 내벽 보호기능 중에서 가장 중요한 열전도율 측정과 열내구성 검증의 시험을 수행하고 있다.

열전도율 측정에서 논리적이지 못한 값을 나타낸 크롬코팅 층에 대해서는 추가적으로 시편을 제작하여 시험을 다시 수행할 예정이다. 니켈 코팅에 대해서 측정된 열전도율은 종류(Ni-1, Ni-2)에 상관없이 온도에 따라 비슷한 값을 나타내고 경향도 유사하게 나타났다.

코팅 완료된 시편에 대한 열충격시험에서 TYPE II에 해당하는 4-5, 4-6이 각각 6회, 10회 시험 후에 표면에서 갈라지는 현상이 발견되었다. 이러한 현상은 열충격시험이 누적되면서 더욱 선명해질 것으로 보이며 나머지 시편에 대해서도 비슷한 경향이 나타나는지 확인되어야 할 사항이다.

## 참 고 문 헌

1. D. K. Huzel and D. H. Huang, Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA, 1992.
2. G. P. Sutton, Rocket propulsion elements, Wiley-interscience, 7th edition, 2001.
3. 임병직, 이광진, 한영민, 최환석, “액체로켓엔진 연소기에 적용하기 위한 도금방법들의 반복 열충격 시험결과,” 제9회 우주발사체기술심포지움, 2008
4. 이광진, 김종규, 임병직, 서성현, 한영민, 최환석, “액체로켓엔진 연소기용 코팅의 열차폐 효율과 내구성 평가,” 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2008