

초음속 노즐의 열구조 안전성에 관한 실험적 연구

김성진* · 한혁섭* · 임재혁* · 박의용* · 백기봉**

The Experimental Study of Thermal Stress at Supersonic Nozzle

Seongjin Kim* · Hyeokseop Han* · Jaehyock Lim* · Euiyong Park* · Ki Bong Baek**

ABSTRACT

The experimental study of thermal stress in the solid rocket engine nozzle with two different materials, SCM-440 and STS-630, was evaluated. SCM-440 has larger temperature increasing rate and higher temperature at the nozzle expansion region than STS-630. Thermal barrier efficiency and endurance of Zirconia coating were evaluated after making two more nozzles coated by Zirconia. Both coated materials showed about 70 percent higher thermal barrier efficiency than uncoated nozzles. Therefore, Zirconia coating using plasma spray method was useful in thermal safety at supersonic nozzle.

초 록

고체 추진기관의 노즐 소재로 사용하기 위하여 Zirconia로 코팅된 SCM-440과 STS-630 적용 노즐의 열구조 안전성에 관한 시험 평가를 수행하였다. 각 노즐에 플라즈마 스프레이 기법으로 0.15 mm 코팅하였으며, Zirconia 코팅 노즐의 열차폐 효율과 열적 내구성 평가를 수행하였다. 두 소재의 노즐목에서 Zirconia 코팅한 노즐은 코팅하지 않은 노즐 보다 70% 높은 열차폐 효율을 갖는 결과를 나타냈다. SCM-440이 STS-630보다 온도 상승률이 더 높으며, 노즐 확장부에서 더 높은 온도를 가지는 것을 확인하였다. 따라서 플라즈마 기법의 Zirconia 코팅이 초음속 노즐의 열구조 안전성에 유용함을 알 수 있었다.

Key Words: Solid Rocket Engine Nozzle(고체로켓엔진 노즐), Thermal barrier coating(열차폐 코팅), Zirconia(지르코니아), Thermal Stress(열응력)

1. 서 론

현재 추진기관 연소가스의 배출 방향을 조절하여 고속으로 로켓을 기동할 수 있는 추진기관의 개발이 진행되고 있다. 고체 추진기관에 사용

* (주) 한화 대전사업장 개발부
** (주) 한화 구미사업장 개발부
† 교신저자, E-mail: arojin84@hanwha.co.kr

하는 일반적인 구조물은 고온, 고압의 연소가스에 노출되면 열적 안전성이 저하된다. 따라서 열적 안전성을 확보하기 위한 방법 중의 하나로 구조물에 열적 안전성을 향상시키고, 고온 산화 및 고온 부식을 방지할 수 있는 열차폐 역할을 하는 코팅기술을 적용하고 있다. 현재 열차폐 코팅기술은 액체로켓 연소기 또는 가스터빈 엔진 블레이드에 널리 사용되고 있으며, 액체로켓 연소기 또는 가스터빈 블레이드 코팅 기술로는 낮은 열전도도를 가지는 Zirconia를 이용한 플라즈마 스프레이 코팅기술이 널리 사용되고 있다 [1,2]. 본 연구에서는 위와 같은 코팅기법 및 구조물 소재의 차이가 고체 추진기관에 사용하는 일반적인 구조물의 열구조 안전성에 미치는 영향을 판단하기 위하여 고온의 연소가스가 고속으로 배출되어 열적 안전성에 취약한 노즐의 소재 변경 및 Zirconia코팅을 하여 열구조 안전성에 관한 연구를 수행하였다.

2. 시험방법

2.1 소형 고체추진기관 형상

초음속 노즐의 열적 특성평가를 하기 위해서 고체 추진제를 사용한 내경 102.3 mm 소형 추진기관을 제작하였다. 연구에 사용한 소형 추진기관 형상은 Fig. 1과 같이 크게 고체 추진제가 들어있는 연소관과 노즐부로 구성되며, 재료에 따른 열구조 안전성을 평가하기 위해 SCM-440과 STS-630으로 제작한 노즐을 각각 2개 제작하였다. 각 1기는 Zirconia를 이용하여 노즐목과 확장부를 0.15 mm의 두께로 코팅하였으며, 노즐의 형상은 Fig. 2와 같다.

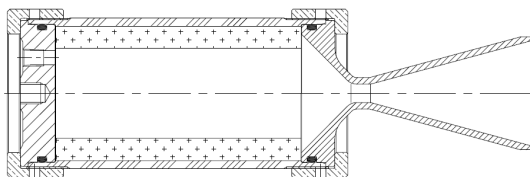
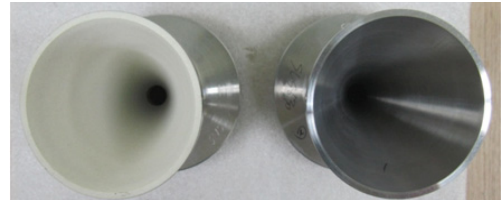
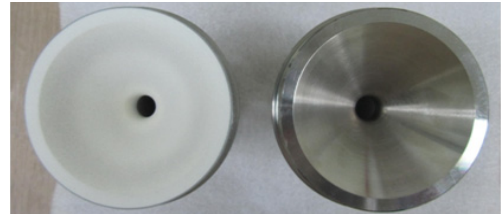


Fig. 1 Schematic of Small Solid Rocket Motor



(a) STS-630



(b) SCM-440

Fig. 2 Nozzle Specimen

2.2 시험조건 및 시험방법

시험조건은 Table 1과 같으며, Fig. 3과 같이 노즐목과 노즐 확장부의 중간 지점에서 온도를 측정하였다.

Table. 1 Test Conditions

구분	단위	값
연소온도	K	2297.43
연소압력	MPa	7.99
노즐목 직경	mm	14.0
연소시간	sec	1.52
질량유량	kg/s	0.89

온도는 노즐목과 확장부의 외면에 열전대를 부착하여 측정하였으며, K-type 열전대를 사용하였다.

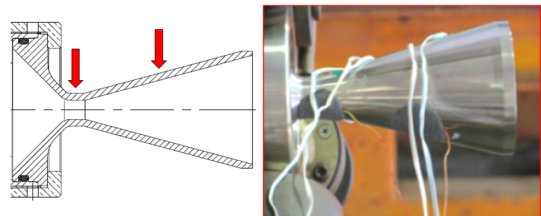


Fig. 3 The Temperature Measurement Points

3. 시험 결과

3.1 시험 결과

Fig.4와 5는 SCM-440 소재를 사용한 노즐의 노즐목과 노즐 확장부에서 온도변화이다. Fig.4는 노즐목을 Zirconia를 이용하여 코팅한 노즐과 코팅하지 않은 노즐을 비교한 결과이다. 이 그래프에서 Zirconia로 코팅한 노즐에서의 시간에 따른 온도 변화율이 코팅하지 않은 노즐의 온도 변화율보다 낮은 것을 알 수 있었으며, 시간에 따른 온도 변화율도 코팅하지 않은 노즐에 비해 17.25 K/sec 낮다.

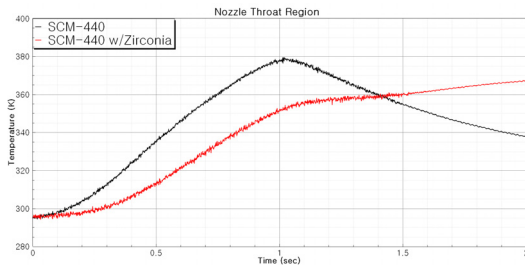


Fig. 4 Time vs. Temperature Curve at Nozzle Throat (SCM-440)

Figure 5는 노즐 확장부에서의 온도를 비교한 결과이다. 노즐 확장부에서는 노즐목에 비하여 Zirconia 코팅의 효과를 크게 얻지 못한 결과를 보였다. 이 실험결과를 통하여 노즐 확장부의 온도 변화는 연소가스의 직접적인 영향이 아닌 노즐목에서 시작된 전도에 의한 온도상승으로 판단된다.

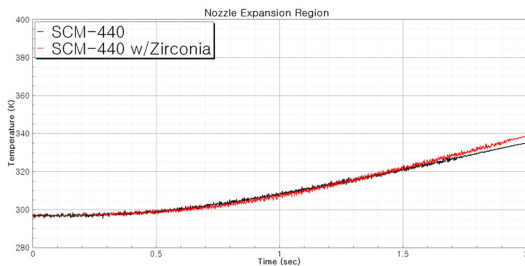


Fig. 5 Time vs. Temperature Graph at Nozzle Expansion Region (SCM-440)

Figure 6은 STS-630 소재를 사용한 노즐의 노즐목에서 온도변화이다. 이 결과 역시 SCM-440 결과와 같이 Zirconia 코팅한 노즐이 그렇지 않은 노즐보다 연소 초기에 시간에 따른 온도 변화율이 낮은 결과를 보인다. 두 재료의 열적특성이 다르기 때문에 Fig.4와 Fig.6에 나타난 온도 변화율 차이는 Zirconia 코팅의 영향이라고 판단된다. STS-630의 온도 상승률은 Zirconia 코팅을 적용하였을 경우 온도 상승 초기에 15.33 K/sec이며, 그 후에는 95.075 K/sec으로 편차가 크게 발생한다. 이 결과는 Zirconia 코팅이 오랫동안 지속되지 않고 박리되어 열구조 안전성을 갖지 못한 것을 의미한다[1].

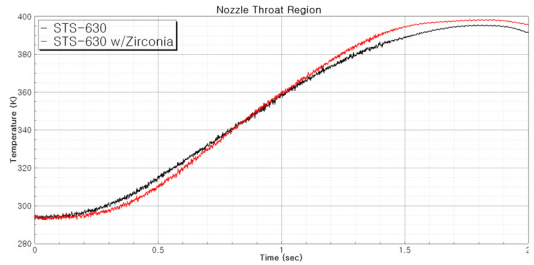


Fig. 6 Time vs. Temperature Graph at Nozzle Throat (STS-630)

Table 2는 두 가지 재질에 따른 온도 상승률과 Zirconia 코팅 여부에 따른 온도 상승률을 나타낸 결과이다. 초기 온도 상승률은 총 연소시간의 20%인 온도 상승시점부터 0.3 sec 동안 온도 상승구간을 이용하여 계산하였다.

Table. 2 Rate of Temperature Increase

재질	초기 온도상승률	Max. 온도상승률
SCM-440	55.88 (K/sec)	115.935 (K/sec)
SCM-440 (Zirconia)	14.85 (K/sec)	71.035 (K/sec)
STS-630	25.46 (K/sec)	85.618 (K/sec)
STS-630 (Zirconia)	15.33 (K/sec)	97.075 (K/sec)

Table 2에서 Zirconia 코팅을 한 경우 초기 온도상승률은 두 가지 재료에서 약 30% 감소한 결과를 보이고 있으며, SCM-440이 STS-630에 비해 약 30% 높은 온도상승률을 보인다.

열차폐 효율은 식 (1)로 계산할 수 있다[4].

$$\eta = 1 - \frac{\dot{Q}_{TBC}}{\dot{Q}_{ref}} \quad (1)$$

동일한 추진제를 사용하였으며 동일한 그레인 형상을 갖기 때문에 4가지 소형 추진기관의 열량은 동일하다고 가정하고 계산하였다. 기준 값으로 가장 높은 온도 상승률을 값을 갖는 Zirconia 코팅이 적용되지 않은 SCM-440 소재를 사용하였다.

Table. 3 Thermal Barrier Efficiency

재질	초기 Thermal Barrier Efficiency	Max. Thermal Barrier Efficiency
SCM-440	0.0%	0.0%
SCM-440 (Zirconia)	73.43%	38.73%
STS-630	54.44%	26.15%
STS-630 (Zirconia)	72.57%	16.27%

Table 3의 결과에서 STS-630소재가 SCM-440 소재보다 높은 열차폐 효율을 가지며, Zirconia 코팅 한 노즐은 온도 상승 초기에 기준값과 비교했을 때 약 70%이상의 우수한 열차폐 효율을 갖는다. 플라즈마 스프레이 기법을 적용한 Zirconia 코팅은 초음속 유동영역에서 코팅이 박리되기 때문에 온도 상승 초반에만 높은 열차폐 효율을 보인 것으로 판단된다.

4. 결 론

소형 추진기관의 노즐에 SCM-440과 STS-630 두 가지 소재 및 Zirconia 코팅을 적용하여 열구조 안전성에 관한 시험 평가를 수행하였다. 시험 결과 열구조 안전성 측면에서 STS-630이 SCM-440보다 높으며, Zirconia 코팅을 적용하면 온도상승 초기에 70% 이상 높은 열차폐 효율을 갖는다. 연소 초기 온도상승 구간에서만 높은 열차폐 효율을 갖는 원인은 초음속 영역에서 Zirconia 코팅이 노즐 벽면으로부터 박리되어 시간이 지날수록 열차폐 효율이 떨어지기 때문이다. 이러한 경향은 SCM-440보다 STS-630의 경우 더 두드러지게 나타난다. 본 연구결과에서 Zirconia를 이용한 플라즈마 스프레이 코팅 기법이 적용된 재료는 높은 열구조 안전성을 나타내는 것을 확인하였으며, 초음속 영역에서 Zirconia 코팅이 박리되기 때문에 bonding layer로 사용하고 있는 코팅 기재의 접착력을 향상시켜야 함을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 정규익, 김태우, 백운규, 이기성, "열차폐 코팅을 위한 지르코니아계 세라믹 소재의 기계적 특성," Journal of the Korean Ceramic Society, Vol. 43, No. 8, pp.498-503, 2006
2. 이광진, 임병직, 김종규, 한영민, 최환석, "액체로켓엔진 연소기에 적용된 니켈-크롬 코팅의 열차폐 효율과 내구성," 항공우주기술, 제 8권, 제1호, 2009
3. 정철영, 김한준, "소형 추진기관을 이용한 고체 추진제의 연소속도 측정," 한국 추진공학회 춘계학술대회 논문집, pp., 2011
4. D. Greuel, D. Suslov, O. Haidn and K. Fritscher, "Thermal Barrier Coatings for Cryogenic Rocket Engines," AIAA-2002-4145, 38th Joint Prop. Conf., Indianapolis, Indiana, July, 7-10, 2002.