

로켓 노즐 재료의 열충격특성에 관한 연구

이장원[†]·이영신^{**}·김재훈^{**}·김승중^{*}

A Study on the Thermal Shock Characteristics of the Rocket Nozzle Material

Jang-Won Lee, Young-Shin Lee, Jae-Hoon Kim, Seung-Joong Kim,

Key Words: thermal shock(열충격), Rocket Nozzle Material(로켓노즐재료)

Abstract

Thermal shock is a physical phenomenon that occurs in the condition of the exposure of a rapidly large temperature and pressure change of in the quenching condition of material. The rocket nozzle is exposed to high temperature combustion gas, it may have failure and erosion deformation. So, it is important to select a suitable material having excellent thermal shock properties and evaluate these materials in rocket design.

In this study, the temperature gradient and crack initiation of rocket nozzle material is investigated using by FEM under thermal shock condition. This is very important information in the design process of thermal structure.

1. 서 론

열충격에 의한 구조물의 급격한 온도변화는 열응력, 피로, 침식변형과 열충격 손상의 위험들을 유발한다[1]. 로켓 노즐에서 고온의 연료 가스에 노출되므로, 피로와 침식변형이 발생된다. 따라서, 열충격 특성을 고려한 재료의 선정과 그 재료를 평가하는 일은 매우 중요하다[2]. 일반적으로, 연소 가스가 노즐 목을 지날때, 급격한 온도차이 때문에 열응력이 발생하고, 그에 따라 노즐 바깥부에서 인장하중이 작용하여 크랙이 시작된다. 그라파이트나 세라믹의 열충격 특성들은 전통적으로 급냉 기법에 의해 평가되어왔다. 그러나, 찬 액체안에 뜨거운 시편의 급냉 과정중 열

전달은 불안정하다. 레이저 가열의 새롭고 간단한 기술이 몇몇 세라믹과 탄소 재료에 제안되었다[3]. 본 연구에서는, 열충격 상황에서 로켓 노즐재료의 온도구배와 열응력 특성을 유한요소법을 이용하여 연구하였다. 이것은 로켓 노즐과 같은 열 구조 설계에 있어 매우 중요하다. 본 연구에서 고려된 재료는 로켓 노즐에서 보통 사용되는 ATJ 그라파이트이다. 로켓 노즐의 실제 열응력 조건을 알기위하여, 해석모델의 차원과 열하중 조건을 정의하였다. 좀더 정확한 해석을 위하여, 해석의 결과들을 같은 조건 하에서의 실험과 비교하였다.

2. 본 론

2.1 재료

본 연구에서 사용된 재료는 UCRA Carbon company에서 등압적 몰딩 가공한 ATJ 그라파이트이다. 이 재료는 높은 강도를 가지며, 매우 정밀한 공차의 표면처리로 가공될 수 있는 미립자

[†] 충남대학교 대학원

E-mail : jwlee-cnu@hanmail.net

TEL : (042)825-6531 FAX : (042)822-7366

^{*} 충남대학교 대학원

^{**} 충남대학교 기계설계공학과 교수

의 그래파이트이며, 내열성이 우수하고 열전도도와 열충격 저항성이 높은 우수한 기계적 성질과 낮은 탄성계수를 가지고 있다. ATJ그래파이트의 적용 분야로는 연속적인 구조용 형판과 주형, 다이아몬드 코아 비트, 로켓모터 노즐 및 트러스트 인서트의 주형 그리고 복합재를 성형하는 도구 등에 주로 사용된다[4]. 전형적인 구조재료와 비교해 보았을때 그래파이트는 강도와 파괴인성 모든 관점에서 상대적으로 취약하다. 그러나 그래파이트는 2700 ℃이상의 온도에서 구조적인 건전성을 유지할 수 있는 특성이 있어 고온 구조물에 많이 사용된다. ATJ 그래파이트의 기계적 특성은 Table1에 제시되었다.

Table 1. Mechanical properties for ATJ graphite

| Property | 25 | | 500 | | 1100 | |
|----------------------------|------|------|------|------|------|------|
| | WG | AG | WG | AG | WG | AG |
| Young's Modules [GPa] | 8.9 | 7.8 | 9.8 | 9.5 | 10.1 | 9.7 |
| Poisson's ratio | 0.1 | 0.1 | - | - | - | - |
| Tensile strength [MPa] | 27.4 | 24.1 | 32.0 | 28.3 | 35.1 | 30.1 |
| Compressive Strength [Mpa] | 63.7 | 70.1 | - | - | - | - |
| Flexural strength [MPa] | 32.8 | 27.8 | - | - | - | - |

본래, ATJ 그래파이트는 횡 등방성의 기계적 특성을 가진다. 등방성 평면에 평행한 방향을 "with grain"이라하고, 등방성 평면에 수직인 방향을 "across grain"이라 불린다. 하지만, 해석에서, ATJ 그래파이트는 across grain과 with grain방향의 차이가 작기 때문에 등방성 물질도 고려하였다. ATJ 그래파이트의 인장강도는 압축강도 보다 세배 더 크다. 따라서, ATJ 그래파이트의 강도는 열충격 조건 하에서 인장강도를 사용하여 평가 하였다.

2.2 유한요소해석

열충격 조건하에서의 그래파이트 유한요소해석은 MSC/MARC2001 상용프로그램을 사용하여 수행하였다. 디스크 형태의 해석적 모델은 반경 15mm 두께 3mm 실험시편을 모델링하였다. 로켓 노즐 목부를 이차원 적인 관점에서 보면, 열응력 때문에 중앙부에 압축응력이 존재하고, 바깥부분에 인장응력이 존재한다. 압축응력이 원주방향으로 완화되는 반면에 내부 연소 압력에 의해, 인장응력은 바깥면에 집중되고, 압축응력은 반경방향으로 안쪽면에 집중된다. 응력장의 정확한 시뮬레이션은 실제의 제트 연소시험을 제외하고 쉽지 않다. 하지만, Fig1과 같이 디스크 형태의 시편이 중앙에 열이 집중된다면, 중앙부에서 압축 응력이 존재하고, 디스크의 바깥영역에서 인장응력이 존재한다. 이것은 로켓 노즐부분과 유사한 경우이다. 따라서, 실제 로켓 노즐 목은 디스크 시편의 가열로 시뮬레이션될 수 있다. 상부 표면은 가열부의 열유속과, 단위계단 함수를 사용하여 1초동안 일정한 파워밀도 $Q=48W/mm^2$ 로 가열하였다.

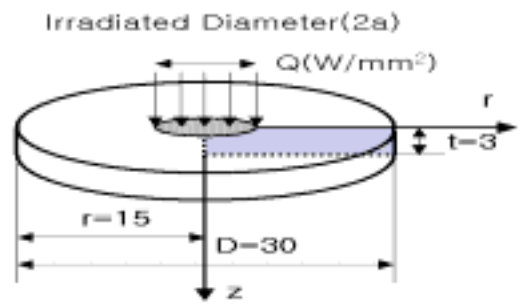


Fig. 1 the analysis model of graphite specimen

Fig1은 그래파이트 시편의 해석 모델을 보여준다. 실험에서, 레이저 빔은 단면이 타원형상으로 장축과 단축의 길이차는 1mm이하이다. 하지만, 유한요소 해석에 있어서, 이런 타원효과는 무시하였다. 그러나, 레이저의 에너지 손실이 실험에서 발생하므로, 실제 현상의 더 정확한 시뮬레이션을 위해 해석에서 손실을 본래의 27%로 가정하였다. 유한 요소 모델은 사각 요소로 구성되고, 총 요소와 노드 수는 각각 3400과 10421이다. 축-대칭 경계조건은 모든 해석에 대해 적용된다.

2.3 열충격실험

본 실험에서 사용된 열충격 시험기는 파워밀도

가 $Q=48W/mm^2$ 인 CO_2 레이저, 레이저의 파워를 구별하는 레이저 제어기, 가열 반경 가열시간, 데이터 수집장치(시스템5000) 로 구성된다. 시편은 파워밀도 $Q=48W/mm^2$ 의 CO_2 레이저로 가열된다. 레이저의 에너지 손실 때문에 실제 사용된 레이저 파워는 $Q=35.04W/mm^2$ 이다. 레이저 직경과 가열기간은 $9mm$ 와 $1초$ 로 고정하였다. K 와 C 형의 열전대는 그들의 온도를 탐지하기 위해 시편에 부착되어 있다. Nickel-3% Aluminum-1% Silicon-2% Manganese(-) 합금으로 이루어진 두 개의 와이어로 구성된 K형 열전대는 시편의 반경과 중심으로부터 원형 좌표로 각각 $r/R = 0.3, 0.5, 1.0$ 지점에 부착되어 있다. Tungsten-5%Rhenium(+) 합금과 Tungsten-26% Rhenium(-) 합금의 두 개의 와이어로 구성된 C 타입의 열전대는 디스크 시편의 배면의 $r/R = 0.0$ 즉 중심에 부착되었다.

3. 결과와 토론

유한 요소 해석의 타당성의 검증은 실험적 결과와의 비교를 통하여 수행하였다. Fig2는 시편의 배면 점과 전면 점에서 실험과 유한요소해석을 통해서 구한 온도분포이다. 배면의 온도는 단지 전도에 의해서만 영향을 받는다. 두 방법들 사이의 경향과 온도는 4%오차 범위에서 일치함을 보이고 있다. 따라서 본래식에서 적용된 유한요소 해석의 결과는 충분히 유용함을 알 수 있다. 열충격 효과에 의해서 유발된 열응력 해석이 또한 수행되었다. ATJ 그라파이트의 파단이 인장응력 때문에 발생하므로, 시편의 인장응력이 주요 관심대상이 된다.

Fig3에서 1초에 $a/r=0.3$ 반경비로 가열하는 경우 온도 구배를 보여준다. 최대온도는 시편의 상면 중심에서 발생하고, 온도는 $2480^{\circ}C$ 이다. 그리고 아래면 에서의 최대 온도는 $1400^{\circ}C$ 이다. 따라서, 상부와 하부의 최대 온도차이는 $1080^{\circ}C$ 이다. Fig4는 1초일때 $a/r=0.3$ 에서의 열충격 시편에서 hoop응력 분포를 보여준다. 인장 응력이 시편의 바깥부에서 발생하는 반면, 압축 응력장은 중앙부에서 형성된다. 이런 현상 때문에 시편에 크랙이 시작되었다고 사료된다. 최대 인장응력과

압축응력은 각각 $12.6MPa$ 와 $33.9MPa$ 이다. 최대 인장응력은 ATJ 그라파이트의 인장응력보다 낮기 때문에 시편의 크랙은 발생하지 않는다.

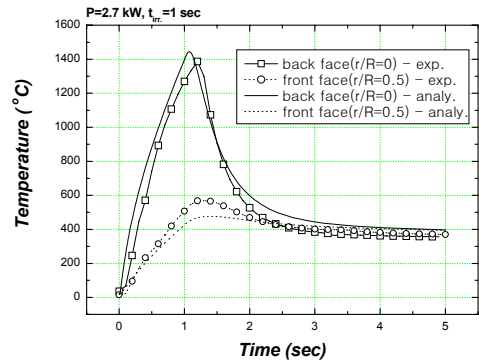


Fig. 2 Temperature characteristic curves on back face point by experiment and analysis results

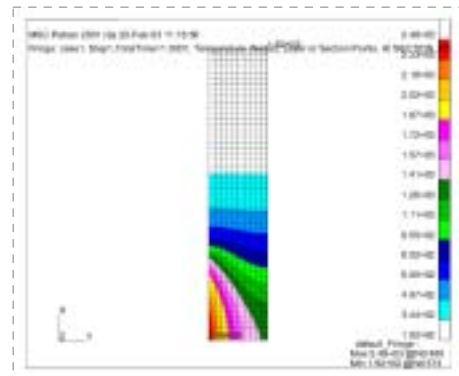


Fig. 3 Temperature distribution for the a/r=0.3 at 1.0sec

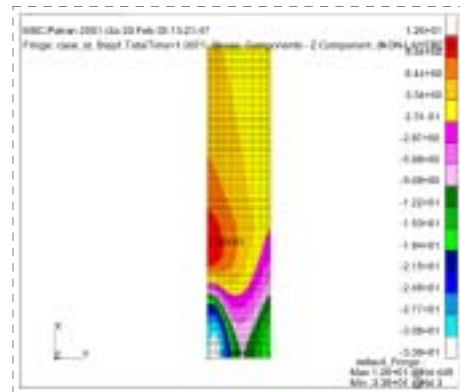


Fig. 4 Hoop stress distribution for the a/r=0.3 at 1.0sec

크랙 초기시간과 위치를 예측하기 위하여, Sato의 열 충격저항 공식은 다음과 같다[2].

열충격 저항 $\Delta = \sigma k / E a$ (1)

열충격 $\Delta_t = \sigma k / E a$ (2)

여기서, σ_t 는 인장강도이고, σ 는 열응력이다. E 는 탄성계수, k 는 열전도성, a 는 열팽창계수이다.

열충격이 열충격 저항과 일치한다면, 크랙이 시편에서 발생한다. Fig5는 $a/r=0.3$ 두께 3mm 시편에 대해 1초에서 열충격저항 분포를 나타낸다. 이 그림에서, 열충격은 열충격 저항을 초과하지 않는다. 그래서, 크랙은 이러한 조건에서는 생성되지 않는다.

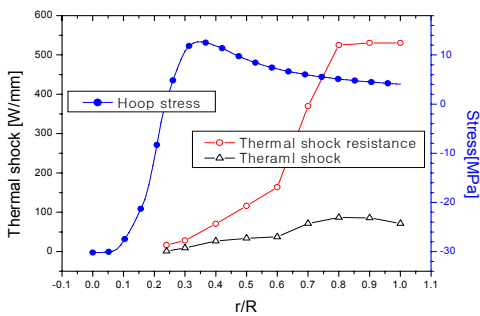


Fig. 5 Thermal shock resistance distribution for the $a/r=0.3$, thickness=3mm, $t=1\text{sec}$

Fig6은 $a/r=0.3$ 두께 1.5mm 시편에 대해 1초에서 열충격저항 분포를 나타낸다. 이 그림에서, 열충격은 열충격 저항을 초과한다. 따라서, 크랙이 이러한 조건에서 $r/R=0.35$ 지점에서 생성된다.

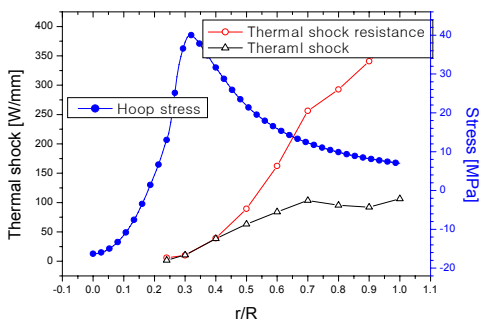


Fig. 6 Thermal shock resistance distribution for the $a/r=0.3$, thickness=1.5mm, $t=0.53\text{sec}$

Fig7은 2.6kW와 2.7kW 레이저 파워로 조사된 1.5mm 두께의 시편의 열충격 저항의 SEM 그림을 보여준다. 2.7kW로 조사된 시편에서 크랙이 발생함에 주목한다.

4. 결론

이번 연구에서, 로켓 노즐재료의 온도 구배와 열응력은 유한요소해석과 실험을 통해 구했다. 해석결과는 실험 결과와 비교한다.

이번 연구의 결론은 다음과 같다.

1) 열충격 시험과 해석의 결과는 시편의 중앙과 바깥면 사이에 큰 열변화가 있다는 것을 보여준다.

-중앙에서 압축응력장이 존재하고, 바깥부분에서 인장응력이 존재한다.

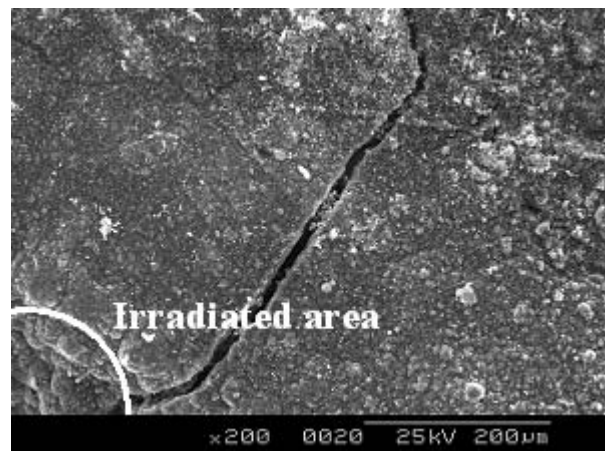
-실제 로켓 노즐과 열 barrier을 모사한 디스크 시편이 사용되었다.

2)레이저 파워 2.7kW로 조사된 $h=1.5\text{mm}$, $a/r=0.3$ 의 시편에서 크랙이 발생한다.

3)열충격저항 (Δ)은 로켓 노즐의 구조적인 건전성을 평가하기 위한 좋은 파라메타이다.



(a) 2.6kW



(b) 2.7kW

Fig. 7 SEM image of thermal shock resistance specimen of the thickness 1.5mm irradiated with laser power of (a) 2.6kW and (b) 2.7kW

감사의 글

본 연구는 국방과학연구소 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

1. M. Collin and D. Rowcliffe ,2000, "*J. Acta materialia*" ,Vol **48** , pp. 1655.
2. S. Sato, A. Kurumada, K. Shirota and N. Saito, 1984 , "*J. JSASS*", Vol**32**, pp. 651, .
3. S. Amada, W. Y. Nong, Z. M. Qi and S. Akiyama, 1999, "*J. Ceramics International*", Vol**25**, pp. 61 .
4. UCRA Carbon, The Industrial Graphite Engineering Handbook, UCRA Carbon Company Inc., USA.
5. H. S. Starrett, A. D. Cull and G. R. Irwin,1976 "*ASTM STP*" Vol 601, pp. 86.
6. S. H. Koo and Y. S. Lee,2003, "*5th International Congress on Thermal Stresses and Related Topics*", WM-3-2-1