

# 소형로켓 노즐의 냉각에 관한 연구

고태식\* 심진호\*\*

## Research about the cooling of a small size rocket nozzle

Taesig Go\* Jinho Shim\*\*

### ABSTRACT

The solid rocket interacts circumscriptively in terms of is many more than liquid rocket. It is uncontrollable than liquid rocket because all part of combustion is decided such as Mixture ratio of propellant, burning time and area. However, production cost is cheap and because authoritiveness security can be easy and enlarge the early speed that follow thrust-to-weight ratio, it is used comprehensively by small size rocket. Considered about nozzle cooling to control phenomenon that burn by thermal conduction in interior wall of nozzle that follow in thrust increase of solid rocket and erosion phenomenon by combustion gas of high speed.

### 초 록

고체로켓은 액체로켓 보다 많은 점에서 제한적으로 작용된다. 추진제의 혼합비, 연소 시간과 면적 등 연소의 모든 부분이 결정되기 때문에 액체로켓보다 제어하기 어렵다. 하지만 제작비가 싸고 신뢰성 확보가 용이하고 추력/중량 비에 따른 초기 속도를 크게 할 수 있기 때문에 소형로켓으로 폭넓게 이용되고 있다. 고체로켓의 추력증가에 따른 노즐의 내부 벽에 열전도로 인해 타는 현상과 고속의 연소가스에 의한 침식현상을 제어하기 위해 노즐냉각에 대한 연구를 수행하였다.

Key Words: Liquid Rocket (액체로켓), Solid Rocket(고체로켓), Boundary Layer(경계층), A Cooling Effect Of Nozzle(노즐의 냉각효과), Heat Transfer(열전달)

### 1. 서 론

모형로켓의 설계 및 제작 방안은 매우 다양하여 설계자의 영향에 의해 외형이나 성능이 천차만별이기 마련이다. 1992년 1회 전국 대학교 로

켓대회를 시작으로 지난 14년간 대학생 로켓 연합을 통해 발사된 모든 로켓들은 관련 로켓 기술의 진보에 발맞추어 성능이 향상되어 왔다. 로켓은 초기에 각 나라의 무기로 사용되기도 하고 불꽃놀이처럼 평화적으로 이용되기도 하였다. 20C에 접어들면서 고고도에서의 임무 및 자세 제어 시스템 설계에 의해 많은 양의 추진제가 필요하게 되었다.

\* 조선대학교 항공우주공학부생

\*\* 조선대학교 항공우주공학부생

모형로켓에서의 로켓의 추진제의 양은 500g 이하로 한정되어 있다. 추진제의 양이 결정된 이상 노즐의 형상이나 탑재량 및 구조 중량을 감소를 통한 추력의 극대화를 꾀할 수 있을 것이다. 이 중에서 추진 부분의 설계를 통한 추력 극대화로 제한적인 조건에서 최적의 비행을 하려 한다.

실제 로켓에서는 연소가스의 온도는 2000℃~3500℃로 상당히 높고 열유속 때문에 벽면 냉각의 문제가 매우 중요하다. 그래서 추력실의 냉각은 온도 상승에 의한 재료강도의 감소와 고온 상태에서 일어나는 creep(크리프) 현상을 방지하기 위해 이용된다.

액체로켓은 재생냉각, 필름냉각이 사용되고 고체로켓은 삭마 냉각, heat sink 등의 방법을 사용하게 된다.

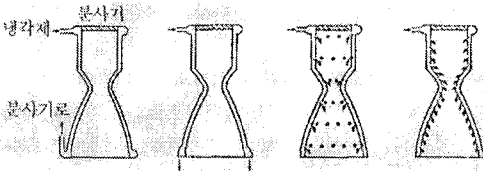


Fig 1.1 냉각용 유체를 사용하는 냉각방식

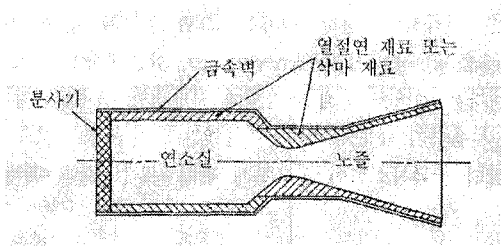


Fig 1.2 열절연 방식 또는 삭마 냉각방식

열전달의 형태로는 전도, 대류에 의한 열 전달, 열복사가 있다. 노즐 목에서 확산부에는 마하수가 0.6 이상이 되며 경계층내의 마찰에 의한 반열이 열전달에 영향을 주게 된다.

온도 회복 계수  $R = T_{aw} - T_{\infty} / T_{is} - T_{\infty}$ 를 이용하여

$$T_{aw} = T_{\infty} + R(u_{\infty}^2 / 2C_p)$$

R의 값은 이론 해석 및 시험 결과에 의해

$$R = Rr^{1/2} \text{ 난류 경계층의 경우}$$

$$R = Rr^{1/3} \text{ 층류 경계층의 경우}$$

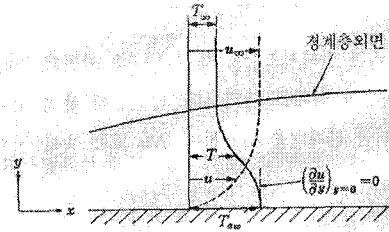


Fig 1.3 단열벽면을 따르는 경계층 내의 속도 및 온도 분포

열전달 계수 h는 이론적 예측은 어렵고 불규칙하기 때문에 경계층 이론에 근거를 두지만 실험치의 통계에 유도해서 사용한다.

$$Nu = CRe^m Pr^n$$

$$Nu = \frac{hD}{k}$$

$$Re = \frac{\rho u D}{\mu}$$

$$Pr = \frac{c_p \mu}{k}$$

$\mu$ : 점성계수,  $c_p$ : 정압비열,  $h$ : 대류 열전달 계수,  $D$ : 특성길이,  $k$ : 열전도 계수,  $u$ : 유속,  $\rho$ : 유체밀도

위의 식을 Bartz에 의해 유도하면

$$N = 0.026 Re^{0.8} Pr^{0.4} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1}$$

$$h = 0.026 \frac{c_p}{Pr^{0.6}} \frac{u^{0.2}}{D^{0.2}} (\overline{pu})^{0.8} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1}$$

( $c_p, Pr$ 은 변하지 않는다고 가정)

$$= \left[ \frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left( \frac{\mu_c^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right) \left( \frac{P_c}{c^*} \right)^{0.8} \left( \frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \left( \frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma$$

$T_w - T_{aw}$  와  $h$ 를 통해 열전달량

$$g_w = h (T_{aw} - T_w)$$

를 구한다. (는 Mach 수의 영향을 나타내는 것)

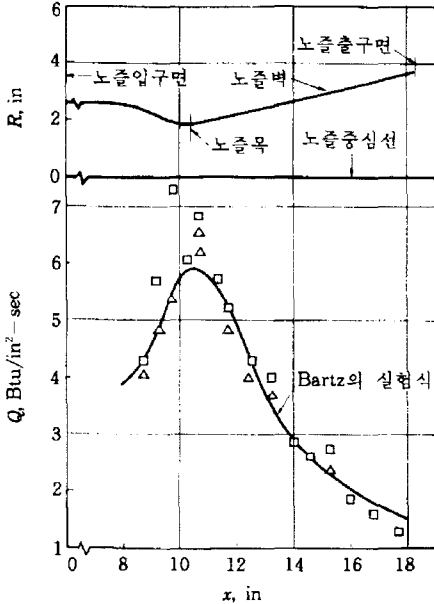


fig 2.1 Bartz의 예측치와 실험결과

위 그림에서처럼 노즐은 추진제 연소 중에 계속해서 연소가스에 직접 노출이 되는 부분이기 때문에 심한 열전달 문제가 발생한다. 또한 이 열전도에 의해 약해진 부분이 고속의 연소가스에 의해서 절삭되 나가는 침식현상을 일으키게 된다. 노즐의 침식 작용을 제어하기 위하여 열전도율이 낮은 재료를 사용하여 실험하였다

## 2. 노즐 설계 과정

### 2.1 설계전 가정 및 설계 방법

원추형 노즐의 대류 열전달 계수의 변화를 주어서 추력 및 압력분포를 비교해 보기로 한다. 특성을 비교 분석하기 위해 연소 추진제의 성분, 노즐 입구 직경, 출구 직경, 그레인의 두께, 연소실 면적 등을 원추형 노즐의 설계에 따른다.

## 2.2 원추형 노즐의 설계

### 1) 엔진성능

엔진추력 : 290N

총추력 : 875N/sec

연소실 압력 : 500psi = 3447378pa

이상기체 상수 : 8317

추진제의 성분과 비율 : Sorbitol &  $KNO_3$   
= 35 :65

연소 속도 :  $v = 0.007852$  m/s

비열비 :  $t = 2.5$  sec

### 2) 엔진 grid(격자) 형상



Fig 3.1 원추형 노즐 격자

## 2.3 노즐부분의 열전달 계수에 따른 노즐의 상태 변화

### 1) 노즐의 Cooling 전 상태

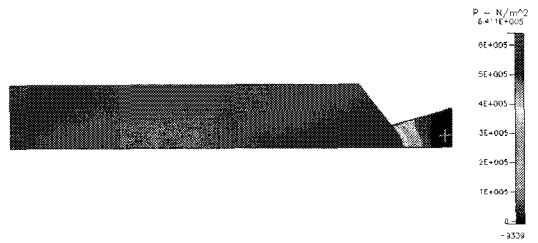


Fig 4.1 Cooling 전 압력 분포

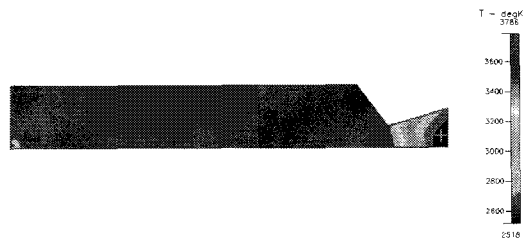


Fig 4.2 Cooling 전 온도 분포

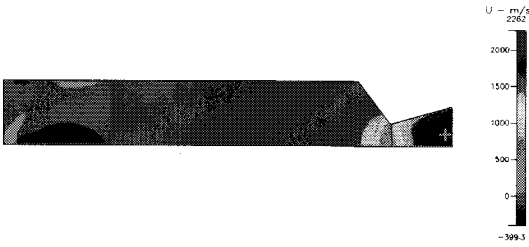


Fig 4.3 Cooling 전 유속 분포

$$\begin{aligned}
 u &= 2142 \text{ m/s} \\
 p &= 29302 \text{ m/s} \\
 \Delta s &= -807400 \text{ J/kg} \\
 g &= 1 \text{ w/m}^2
 \end{aligned}$$

유동의 속도가 높아지면서 점성유체와 벽과의 마찰 때문에 경계층내부에 커다란 속도 구배가 형성되어 유체에 의한 마찰열이 발생하면서 마지막 그래프에서 보면 온도가 벽면 전체적으로 올라가 있음을 보여준다.

2) 노즐의 Cooling 후 상태

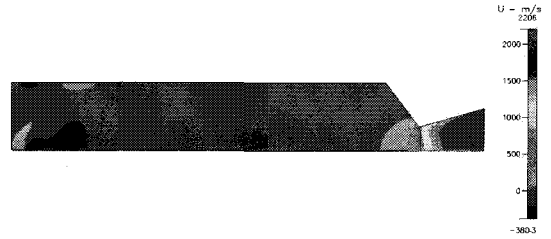


Fig 5.3 Cooling 후 유속 분포

$$\begin{aligned}
 u &= 2189 \text{ m/s} \\
 p &= 4512 \text{ pa} \\
 \Delta s &= -809000 \text{ J/kg} \\
 g &= 10 \text{ kw/m}^2
 \end{aligned}$$

노즐 전체적인 면적을 냉각 시키는 방법을 이용하여 열전달량을 줄임으로써 많은 양의 온도 감소를 보여 주지는 못하였다. 상대적으로 압력 감소가 두드러졌는데 이로 인해 추력이 감소하였다. 즉  $F = \dot{m}u_e + (P_e - P_a)A_e$  에 의하면 압력 감소로 인해 유효추력 감소로 총 추력이 감소하는 경향을 보게 되었다.

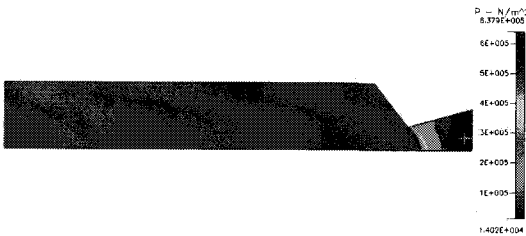


Fig 5.1 Cooling 후 압력 분포

3. 고찰 및 결론

로켓의 성능 향상을 위한 요소 중의 하나인 비추력 증가를 위해 로켓 설계자 에게는 구조가 허용 하는 한 높은 온도에 견딜 수 있는 연소실을 사용하여야 한다는 힘든 조건을 가지고 있다. 이런 힘든 설계 점을 열용력과 열전달 량의 영향이 많이 미치는 노즐에서 해결하려 한다. 일반적으로 고체로켓에서 흔히 쓰이는 삭마 냉각법을 착안하여 노즐의 냉각에 의한 변화를 실험해 보았다. 노즐의 크기가 작고 온도 분포 등의 반응을 보기에는 너무 짧은 연소 시간으로 인해 실험은 이론적인 결과지인 수치해석으로 결과를 유추하였다. 열전달량의 열전달 계수의 변화를 주어서 노즐에 냉각 작용을 주므로써 결과를 지

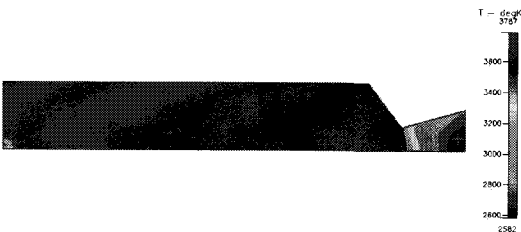


Fig 5.2 Cooling 후 온도 분포

켜보았다. 노즐의 냉각 작용으로 인해 29302Pa에서 4512Pa로 압력이 증가하는 하였다. 이로 인해 유효 추력 감소를 통한 총 추력이 감소함을 보였다. 노즐의 냉각을 위해서 노즐의 열발생을 억제 는 하였지만 추력이 감소라는 결과라는 결과 도 함께 가져오게 되었다.

### 참 고 문 헌

1. 홍용식, "우주추진공학", 전운당, 2003
2. 윤용섭, 김영수 "로켓공학", 경문각, 2004
3. 김민철, 박순호, 이귀환, 이충원, "추력극대화를 위한 벨형 노즐 설계", 2005
4. 혼용식, "우주추진공학", 경문사, 1990
5. Bartz, D.R., "Survey of Relationships between Theory and Experiment for Convective Heat Transfer in Rocket Combustion Gases," Advances in Rocket Propulsion, S.S. Penner, ed., AGARD, Technivision Services, Manchester, England, 1968.
6. Cornelisse, J.W., Schoyer H.F.R., and Vakker K.F., Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics, Pitman, London, 1979
7. Burmeister, L.C., Convective Heat Transfer, John Wiley & Sons, New York, 1983
8. Price, H.G., "Cooling of High-Pressure Rocket Thrust Chambers with Liquid Oxygen," J. Spacecraft Vol. 18. No.4, July-August 1981, pp. 338-343
9. "Aerospace Thermal Analyzer Program, ATAP," The Aerospace Corp.
10. Eckert, E.R.G., "Survey of Boundary Layer Heat Transfer at High Velocities and High Temperatures," Wright Air Development Center, TR 59-624, 1960.