

액체로켓엔진을 이용한 Graphite 노즐의 삭마 거동 연구

조남춘* · 박희호** · 김영탁***

A Study on Ablation Behavior of Graphite Nozzle using Liquid Rocket Engine

Nam Choon Cho* · Hee Ho Park** · Young Tag Keum***

ABSTRACT

Ablation phenomena is very complicated because it includes momentum, energy and mass transfer, chemical reactions as well as phase change. In this paper, ablation at the rocket nozzle throat is modeled as unsteady one dimensional axi-symmetric with proper boundary conditions and field equation is solved numerically. Analytical results are compared with measured ablation data from firing experimental liquid rocket engine. Test variables are combustion pressure and mixture ratio. For low combustion pressure and low mixture ratio, the discrepancy between analysis and experiments are large but for the normal rocket operation range, two results show a simliar trend with maximum discrepancy of 100 %.

초 록

고온과 고속의 열악한 환경 속에서 발생하는 비행체의 삭마현상은 일반적으로 상변화를 수반하는 유체의 유동, 에너지 전달, 질량전달, 화학반응이 수반되기 때문에 해석과정이 복잡하다. 본 연구에서는 액체로켓엔진의 흑연노즐에 대하여 1차원적으로 삭마현상을 수치해석하고, 실험을 통하여 이를 비교 검토하였다. 낮은 연소압력과 산화제/연료비에서는 삭마가 거의 이루어지지 않았으며, 연소압력과 혼합비가 낮은 경우에는 해석결과의 신뢰도는 낮고 정상작동 구간에서의 해석결과와 실험결과가 차이가 많은 것으로 보아 화학적 삭마 외에 기계적 삭마도 상당하다.

Key Words: Ablation(삭마), Graphite Nozzle(흑연노즐), FDM(유한차분법)

1. 서 론

고온과 고속의 열악한 환경 속에서 비행체를 보호해야 하는 경우 일반적으로 삭마재료를 사용한다. 삭마는 보호하고자 하는 모재에 부착하여 자신의 몸체가 깎여 나가면서 모재를 열 환경으로부터 보호하는 방법으로 로켓의 노즐에

* 한양대학교 대학원

** 충남대학교 대학원

*** 한양대학교 기계공학부

연락처, E-mail: nccho1@korea.com

대표적으로 사용되고 있다.

삭마현상은 상변화를 수반하는 유체의 유동, 에너지 전달, 질량전달 및 화학반응이 수반되는 복잡한 과정을 거치기 때문에, 이를 정확히 해석하는 것은 어렵다. 삭마는 화학적인 것 이외에도 열 및 화학반응으로 약해진 재료가 유속에 의해 분리되는 기계적인 삭마도 동반한다.

본 연구에서는 액체로켓의 graphite 노즐에 대하여, 노즐 목에서의 화학반응에 의한 삭마현상을 1차원으로 모사하여 해석하고, 실제의 연소실험을 통하여 해석결과를 비교, 검토하였다.

2 이론 해석

로켓의 노즐 내에서의 열전달 현상은 다음과 같이 일차원 비정상 상태로 나타낼 수 있다.

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \left(\frac{\partial}{\partial r} k r \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right) \right) \quad (1)$$

여기서 k 는 열전도도, ρ 는 밀도, c 는 비열이다.

경계조건은 연소가스가 접촉하는 부분과 노즐 외부는 각각 다음과 같다.

$$h(T_r - T_w) = -k \left(\frac{\partial T}{\partial r} \right) \Big|_w + m \Delta H_r \quad (2)$$

$$k \frac{\partial T}{\partial r} \Big|_w = \epsilon \sigma T^4 \quad (3)$$

여기서 h 는 열전달계수, m 은 삭마 질량, ΔH_r 은 탄소 산화반응의 총 엔탈피(kJ/kg)이며, T_r 은 유동가스의 회복온도(K), T_w 는 노즐 내의 벽면온도(K)이다. ϵ 은 표면재질의 복사 방사율, σ 은 Stephan-Boltzman's Constant이다.

따라서 기본 방정식 (1)은 두개의 경계조건과 노즐 벽의 온도가 초기 상온이라는 조건으로 해석이 가능하나, h , m 그리고 재료와 연소가스의 산화포텐셜, 엔탈피에 대한 정보가 필요하다. 이들은 실험 및 경험식[1]을 이용한다.

2.1 생성엔탈피

$\chi_{CO_2} \ll \chi_{H_2O}$ 인 경우 다음의 관계가 성립한다.

$$\Delta H_r = p_1 + p_2^* T_w \quad (4)$$

여기서 $p_1=12364[\text{kJ}/\text{kg}]$, $p_2^*=-0.6793[\text{kJ}/(\text{kg}^*\text{K})]$ 이다.

2.2 대류열전달 계수

벽면에서 열유량은

$$q_w = St \rho_o v_o C_p \Delta T \quad (5)$$

$$h = St \rho_o r_o C_p \quad (6)$$

여기서 St 는 Stanton이며, St 는 경험식[2,3]에서

$$St = St_o \Psi_s \quad (7)$$

이며, 여기서 St_o 는 표준상태의 열 경계층에서

$$St_o = 0.0256 / (2 Re_r^{**0.25} Pr^{0.75}) \quad (8)$$

이다. 또한 벽면 온도에 대한 보정계수는

$$\Psi_s = \left[\frac{2}{\sqrt{\frac{T_w}{T_o}}} + 1 \right] \quad (9)$$

여기서 T_o 는 표준벽면에서의 회복온도이다.

유동장에 blow, 혹은 sink가 없는 경우에 다음의 열 경계층 방정식이 성립한다.

$$\frac{dRe_r^{**}}{dx} = St Re_r \quad (10)$$

따라서 식 (10)에 (7)식과 (8)식을 대입하여 Lung-Kutta 방법으로 일차 상미분방정식을 Re_r^{**} 에 대하여 풀고, 이것을 식 (12)에 대입하여 대류 열전달 계수를 구한다.

2.3 재료의 삭마속도

화학반응에 의한 삭마는 물체의 표면온도에 따라 다르기 때문에, 재질 표면 온도에 따라 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$m = h B_c / C_p, \quad T_w > 700 \text{ K} \quad (11)$$

$$m = 0, \quad T_w < 700 \text{ K} \quad (12)$$

이며, 여기서 B_c 는 삭마재료가 탄소계열인 경우

$$B_c = f(\Omega, B_m) \quad (13)$$

$$\Omega = \frac{\frac{h}{C_p} \exp\left(-\frac{E}{RT_w}\right)}{k \cdot (1 - k^2 \left(\frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{P_0}{P_s}\right) \left(\frac{T_0}{T_s}\right))} \quad (14)$$

$$B_m = (M_c/M_e) * \Sigma \chi_i \quad (15)$$

여기서 Bm은 산화포텐셜이다.

노즐 내부에서의 온도 분포를 구하였기 때문에 삭마속도 V_w 는 다음 식으로 구한다.

$$V_w = \frac{m}{\rho} \quad (16)$$

따라서 총 삭마량 δ 는 식(17)과 같다.

$$\delta = \Sigma V_{wi} \Delta T_i \quad (17)$$

3. 연소실험

연소실험은 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 실험용 액체로켓을 사용하였다.

실험변수는 연소압력, 산화제/연료의 혼합비이며, 삭마량은 연소실험 전후에 측정된 노즐 반경의 차이로 구하였다.

Table1은 실험에 액체로켓의 제원이다.

Table 1 Design Requirements and Design Values of 35kg Uni-element Liquid Rocket Engine

Propellants	Oxidizer	LOX	
	Fuel	Kerosene	
Injector	Type	Double Swirl	
	Orifice Diameter	Oxidizer	2.5mm
		Fuel	4.3mm
	Mass Flow Rate	Oxidizer	70.5g/s
Fuel		29.5g/s	
Chamber	Dia.*Length	60*200mm	
Nozzle (Conical)	EHA.	15 Degree	
	CHA	30 Degree	
	Throat Dia.	10.5mm	
	Exit Diameter	24.55mm	

4. 결과 및 고찰

4.1 해석결과

4.1.1 연소압력에 따른 삭마량

해석은 산화제/연료 비 2.2 그리고 연소시간은 9초인 경우의 압력에 대한 삭마량이다. Fig. 1 에

서 연소압력 350 psi까지는 삭마가 거의 이루어지지 않고 있으며, 그 이상의 압력에서는 삭마량이 지수함수 형태로 급격히 증가한다. 이는 기존의 연구결과[4]와도 그 경향이 일치한다.

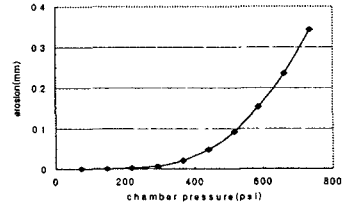


Fig. 1 Erosion vs. chamber pressure during 9sec at o/f=2.2

4.2.2 산화제/연료 비에 따른 삭마량

연소압력 500 psi, 연소시간은 9초로 고정하고 산화제/연료의 비를 변화시켰다. Fig. 2에서 산화제/연료의 비가 1.6 이하에서는 거의 삭마가 이루어지지 않다가 그 이후 급격히 증가한다. 그러나 산화제/연료의 비가 일정 치를 초과하면 삭마량의 증가는 둔화되어 일정한 값을 유지한다. 이러한 현상은 혼합비가 낮은 부분에서는 연소가스의 온도도 비교적 낮고 산화성 가스인 H₂O, CO₂, O₂의 몰 분율도 비교적 작아 삭마가 이루어지지 않는 것으로 사료된다.

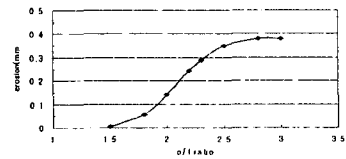


Fig. 2 Erosion vs. o/f ratio during 9 sec at 500psi.

4.2 실험결과

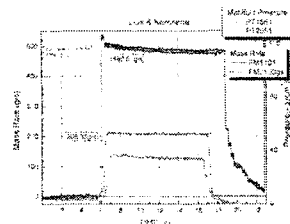


Fig. 3 Typical mass flow rate of fuel and oxygen

연소실험을 통하여 측정된 대표적인 추진제 공급선도를 Fig. 3에 나타내었으며, Table 2에 연소 실험을 통해 측정된 삭마량을 실험조건과 함께 나타내었다.

4.3 해석과 실험결과의 비교

4.3.1 압력 423과 432 psi의 저압 부분.

해석 결과는 실측한 삭마량 보다 크게 나타났다. 그러나 실제 삭마량은 0.05 mm 정도로 삭마가 발생하지 않았다는 것을 의미하는 것이다. 해석 결과에 의하면 연소압력이 350 psi 이하이면 삭마가 거의 없는 것으로 나타나고 있는데, 실제의 연소에서는 이러한 최소 연소압력이 약간 상승된 것으로 판단된다. 따라서 연소압력이 낮은 경우에는 해석 결과의 신빙성은 떨어진다.

Table 2 Results of analysis and experiments

시편 번호	압력	혼합 비	삭마량(mm)		오차
			측정	해석	
1	423	2.074	0.040	0.1005	0.59
2	432	2.087	0.049	0.1725	0.71
3	447	2.08	0.432	0.1845	1.34
4	472	2.1	0.485	0.2385	1.03
5	473.5	2.2	0.451	0.2325	0.94
6	474	2.19	0.513	0.3105	0.65
7	477.8	2.2	0.480	0.2295	1.09
8	480.4	2.188	0.476	0.216	1.2
9	484.4	2.5	0.545	0.3165	0.72
10	484.1	2.275	0.420	0.3855	0.08
11	498.6	1.58	0.053	0.0105	4.07
12	496.5	2.5	0.617	0.3525	0.75
13	497.3	2.14	0.418	0.222	0.88
14	500	1.72	0.047	0.033	0.44
15	503.2	1.648	0.053	0.0195	1.76
16	504.1	1.6	0.053	0.012	3.46
17	513	2.15	0.605	0.365	0.67
18	517.9	2.22	0.685	0.45	0.52
19	526.8	2.29	0.609	0.36	0.69
20	533	2.2	0.507	0.309	0.64
21	539.34	1.71	0.043	0.0405	0.07
22	545	2.25	0.915	0.4545	1.07
23	566	1.6	0.059	0.0225	1.6
24	721	2.5	1.512	1.329	0.13

4.3.2 혼합비가 낮은 부분

산화제/연료의 비가 1.7 이하의 낮은 부분에서는 측정된 삭마량은 0.05mm 정도이다. 그러나 해석결과는 측정치보다 대단히 낮으며, #11 번의 경우 오차는 400 % 정도이다. 반면 #21의 경우에는 해석치와 측정치는 7 % 정도의 오차만 발생하였으나, #21은 #14 보다 실험조건에 의하면 삭마량이 커야 하는데도 실측치는 작게 나타

났다. 따라서 이것은 해석의 정확도 보다는 실험 오차에 의한 것이며, 삭마량이 매우 적은 혼합비 부분에서는 해석결과의 신빙성은 떨어진다.

4.3.3 정상 작동 구간

실험용 로켓은 연소압력 500 psi, 산화제/연료 비 2.2에서 최적의 성능이 될 수 있도록 설계, 제작한 것이며, 따라서 연소압력 450 psi 이상, 그리고 혼합비 2.0-2.4 정도의 범위가 정상 작동 구간이라 할 수 있다. 이 구간에서 해석결과는 실험치에 비해 대략 100% 정도 낮게 삭마량을 예측하고 있어 화학적 삭마 이외에 기계적 삭마도 큰 것으로 판단된다.

5. 결론

액체로켓엔진의 후연노즐에 대하여 1차원적으로 화학적 삭마현상을 수치해석하고, 실험을 통하여 이를 비교 검토하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 연소압력 350 psi까지는 삭마가 거의 이루어지지 않고 있으며, 그 이상의 압력에서는 삭마량이 지수함수 형태로 급격히 증가함을 알 수 있다.
2. 산화제/연료의 비가 1.6이하에서는 거의 삭마가 이루어지지 않는다.
3. 연소압력과 혼합비가 낮은 경우에는 해석 결과의 신뢰도는 낮으며 정상작동 구간에서의 해석결과와 실험결과가 차이가 많은 것으로 보아 화학적 삭마 외에 기계적 삭마도 상당하다.

참고문헌

1. Corn G., Corn T. M. Science, 1968
2. Lees L. Moscow., publishing house IL, 1962
3. Kytatlaze, S.S and Leontiev, A I., Energotomizdat, Moscow, 1985
4. S. T. Keswani, etal. AIAA/SAE/ASME 19th Joint Propulsion Con., June 27-29, 1983.