

研究論文

단일추진제 위성추력기에서 촉매 파손에 의한 영향

황창환* · 이성남** · 백승욱***† · 김수겸**** · 유명종*****

Effects of Catalyst Granule Failure
in Monopropellant Satellite ThrusterChang Hwan Hwang* · Sung Nam Lee** · Seung Wook Baek***† ·
Su Kyum Kim**** · Myoung Jong Yu*****

ABSTRACT

Various sizes of hydrazine monopropellant thruster have been used on satellite and space launcher vehicle. The test and handling procedure of hydrazine monopropellant thruster are usually difficult because of the toxicity of hydrazine and its decomposition product gases. Therefore, the numerical analysis can help understand the effects of various design parameters and can reduce the time as well as expenses. In this study, the numerical analysis is performed by modelling the catalyst bed as one dimensional porous medium. Thereby, resulting physical phenomena are examined by considering the variation of catalyst bed characteristics incurred by catalyst granule failure.

초 록

하이드라진을 단일추진제로 사용하는 추력기는 인공위성 및 발사체의 자세제어를 위한 용도로 다양한 크기로 제작되어 사용되어왔다. 하이드라진과 분해생성물인 암모니아의 독성으로 인해 취급과 시험이 매우 까다롭기 때문에 여러 설계 변수로 인한 영향을 수치해석을 이용하여 분석 한다면 시간과 비용을 절약할 수 있다. 본 연구에서는 촉매대를 1차원 다공성 매질로 모델링하여 수치해석을 수행하였다. 이를 통하여 촉매대 파손에 따른 특성변화를 고려하여 발생 가능한 물리현상을 수치해석을 통해 파악하였다.

Key Words: Monopropellant(단일추진제), Thruster(추력기), Hydrazine(하이드라진), Catalytic Combustion(촉매연소), Iridium Catalyst(이리듐 촉매)

접수일 2011. 8. 2, 수정완료일 2011. 9. 22, 게재확정일 2011. 9. 28

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 한국원자력연구원 수소생산원자로기술개발부

*** 종신회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

**** 정회원, 한국항공우주연구원 위성 열/추진 팀

***** 종신회원, 한국항공우주연구원 위성 열/추진 팀

† 교신저자, E-mail: swbaek@kaist.ac.kr

Nomenclature

Alphabets

a_p	Particle void fraction
a	Particle diameter
A_p	Specific surface area

C_p	Specific heat
D	Diffusion coefficient
G	Mass flow rate
H	Heat of reaction
L	Latent heat
M	Molecular weight
r_{het}	Heterogeneous reaction rate
R_u	Universal gas constant
T	Temperature
Y	Species mass fraction

Greeks

ε	Porosity of packed bed
η	Viscosity
ρ	Density
λ	Thermal conductivity

Subscript

s	Solid particle
g	Gas phase

1. 서 론

단일 추진제를 이용하는 추력기는 인공위성이나 로켓의 자세를 제어하는 용도로 쓰이고 있다. 하이드라진 (N_2H_4 , Hydrazine)을 단일 추진제로 사용하는 추력기는 지난 50여년 동안 여러 인공 위성 시스템에 쓰여 그 신뢰성을 인정받았다 [1, 2]. 이 시스템은 하이드라진을 이리듐 (Ir, Iridium) 촉매로 분해하여 생성되는 고온의 가스를 수축-확산 노즐을 통하여 팽창시켜 추력을 얻게 된다. 이 과정에서 추력기의 성능을 결정짓는 가장 중요한 부분이 촉매대에서 하이드라진의 분해성능이며, 이를 검증하기 위해 지상시험 및 진공시험 등 여러 단계의 시험 절차를 실시하게 된다 [3]. 이 과정에서 이리듐을 담지한 알루미늄 그레놀 (Granule)은 반복되는 시험과정을 통해 열응력 (Thermal stress)를 받게 되는데, 이에 따라 그레놀이 파손되어 미세 입자의 발생가능성이 존재한다. 이러한 현상은 이균호 등 [3]의 연구에서 개발된 촉매 그레놀의 촉매 안정성 테스트 결과를 통해 확인할 수 있다. 이처럼 촉매

그레놀이 파손되어 촉매의 손실이 발생하면 추력기의 성능에도 영향을 끼치므로 촉매 손실에 의한 성능변화 또한 촉매의 분해 성능을 평가하는 하나의 항목으로 다루고 있다 [4]. 국내에서 추력기의 촉매를 개발하여 실제 위성 추력기에 적용하여 개발한 사례는 한국항공우주연구원과 (주)한화 및 전남대학교 청정에너지기술 연구실의 공동연구사례가 유일하며, 이들의 연구에서는 주로 실험을 통한 촉매개발과 추력기 성능평가가 주목적이었다 [3, 4, 5]. 하이드라진은 매우 독성이 강한 물질로서 취급시 유의해야하며, 하이드라진의 분해 생성물인 암모니아 (NH_3 , Ammonia) 또한 독성이 강한 물질이므로 실험 수행에 있어 많은 비용과 시간이 소요된다. 따라서 국외에서는 다양한 조건에서 추력기의 성능을 모사하기 위한 수치해석 연구가 1960년대부터 이루어져왔으며, 최근까지 하이드라진을 이용한 추력기의 수치해석 연구가 이어지고 있다 [6, 7, 8]. 국내에서는 한조영 등 [9] 과 Han 등 [10]의 연구진에 의해 하이드라진의 해리도를 연소실의 온도에 따른 함수로 하여 수치해석이 시도되었으며, 이성남 등 [11]의 연구진에 의해 two-step 화학반응 모델을 적용한 수치해석 연구가 최초로 시도되었다. 이성남 등 [11]은 개발된 추력기 해석 코드를 이용하여 추진제 유량, 추진제 주입압력, 촉매 그레놀의 직경, 연소실 직경과 길이에 따른 성능변화와 연소실 내부 온도분포를 연구하였다. 본 연구에서는 개발된 코드를 개선, 발전시켜 촉매대 (Catalyst bed)가 다양한 형태로 파손되었을 때를 모델링하여, 이때에 나타나는 현상을 수치적으로 해석하여 실험으로 규명하기 힘든 추력기 연소실 내부에서의 물리현상과 성능변화를 확인하고자 한다.

2. 해 석

2.1 지배방정식

하이드라진과 암모니아의 촉매 반응을 two-step 화학반응으로 모델링[6]하였으며 이에 따른 반응 상수 [7, 8]를 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Catalytic reaction model and constants for hydrazine and ammonia

Reaction	A (1/sec)	E _a /R _u (K)
$2N_2H_4 \rightarrow 2NH_3 + N_2 + H_2$	1.5×10^4	2777
$2NH_3 \rightarrow N_2 + 3H_2$	2.53×10^{12}	27778

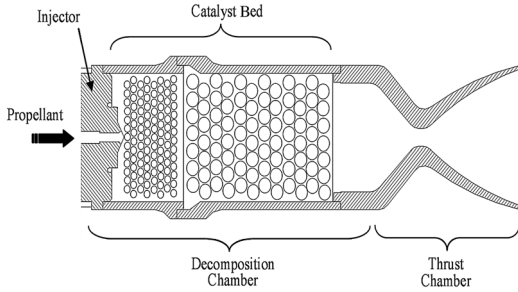


Fig. 1 Schematic of satellite thruster [10]

Figure 1에 나타난 추진기의 촉매대를 1차원 다공매질로 모델링하여 촉매 입자 표면과 기체가 분리된 지배방정식을 이용하였고 입자 표면에서의 방정식은 다음과 같다 [6, 7, 11].

$$\frac{dT_s}{dt} = -\frac{1}{\rho_s c_s} [(Hr_{het})^{N_2H_4} + (Hr_{het})^{NH_3}] + \frac{3h_c}{a\rho_s c_s} (T_g - T_s) \quad (1)$$

$$\frac{dY_{s,N_2H_4}}{dt} = -\frac{1}{\alpha_p} r_{het}^{N_2H_4} + \frac{3k_c^{N_2H_4}}{\alpha_p a} (Y_{N_2H_4} - Y_{s,N_2H_4}) \quad (2)$$

$$\frac{dY_{s,H_2}}{dt} = \frac{1}{\alpha_p} [r_{het}^{N_2H_4} \frac{M_{H_2}}{2M_{N_2H_4}} + r_{het}^{NH_3} \frac{3M_{H_2}}{2M_{NH_3}}] + \frac{3k_c^{H_2}}{\alpha_p a} (Y_{H_2} - Y_{s,H_2}) \quad (3)$$

$$\frac{dY_{s,NH_3}}{dt} = \frac{1}{\alpha_p} [r_{het}^{N_2H_4} \frac{M_{NH_3}}{2M_{N_2H_4}} - r_{het}^{NH_3}] + \frac{3k_c^{NH_3}}{\alpha_p a} (Y_{NH_3} - Y_{s,NH_3}) \quad (4)$$

$$\frac{dY_{s,N_2}}{dt} = \frac{1}{\alpha_p} [r_{het}^{N_2H_4} \frac{M_{N_2}}{2M_{N_2H_4}} + r_{het}^{NH_3} \frac{M_{N_2}}{2M_{NH_3}}] + \frac{3k_c^{N_2}}{\alpha_p a} (Y_{N_2} - Y_{s,N_2}) \quad (5)$$

연소실 벽면에서 자연대류에 의한 열손실이 고려된 기체상 지배방정식은 다음과 같다.

$$GC_{p,i} \frac{\partial T_g}{\partial Z} = -A_P h_c (T_g - T_p) - \frac{4h_c}{d_c} (T_g - T_{wall}) \quad (6)$$

$$\frac{G}{\rho} \frac{\partial Y_{N_2H_4}}{\partial Z} = -A_P k_c^{N_2H_4} (Y_{N_2H_4} - Y_{s,N_2H_4}) \quad (7)$$

$$\frac{G}{\rho} \frac{\partial Y_{H_2}}{\partial Z} = -A_P k_c^{H_2} (Y_{H_2} - Y_{s,H_2}) \quad (8)$$

$$\frac{G}{\rho} \frac{\partial Y_{NH_3}}{\partial Z} = -A_P k_c^{NH_3} (Y_{NH_3} - Y_{s,NH_3}) \quad (9)$$

$$\frac{G}{\rho} \frac{\partial Y_{N_2}}{\partial Z} = -A_P k_c^{N_2} (Y_{N_2} - Y_{s,N_2}) \quad (10)$$

촉매 입자 표면과 기체상의 열 및 화학종의 시간, 공간에 따른 구배는 촉매 입자표면의 값과 기체상의 값의 차이에 비례하며, 열전달계수 h_c 와 질량전달계수 k_c 가 비례상수로 다음과 같이 표현된다 [6, 7].

$$h_c = 0.74 [A_P \mu / G]^{0.41} C_p G \quad (11)$$

$$k_c^i = [A_P \mu / G]^{0.41} [0.61 G / \rho_g] \left[\frac{\rho_g D^i}{\mu} \right]^{0.667} \quad (12)$$

하이드라진은 액체 상태로 촉매대에 공급되는데 Shankar 등 [7]은 액체 하이드라진이 존재하는 구간을 입구 지역 (Induction region) 이라고 정의하였고, 다음의 식을 이용하여 온도과 입구지역 끝부분의 화학종 질량분율을 모델링 하였다.

$$\frac{dT_g}{dZ} = \frac{H^{N_2H_4} - L}{GC_p} A_P P_{vr} \frac{M^{N_2H_4}}{R_u T} \times \frac{1}{\sqrt{D^{N_2H_4} b} \exp\left[\frac{-L/R_u + T_A/2}{T}\right]} \quad (13)$$

$$Z_{induction} = \frac{1}{C} \frac{T_0^2}{L/R_u + T_A/2} \quad (14)$$

여기서, $C =$ 식(13)의 우항이 $T = T_0$ 일 때의 값

$$Y_g^{N_2H_4} = 0.87 - 0.0006 T_{induction} \quad (15)$$

$$Y_g^{NH_3} = (17/32)(1 - Y_i^{N_2H_4}) \quad (16)$$

$$Y_g^{N_2} = (14/32)(1 - Y_i^{N_2H_4}) \quad (17)$$

$$Y_g^{H_2} = (1/32)(1 - Y_i^{N_2H_4}) \quad (18)$$

2.2 압력강하 모델

본 연구에서 풀게 되는 지배방정식은 촉매 입자에 대해서만 모델링되어 있으므로 촉매대에서의 압력강하에 대한 정보는 알 수가 없다. 그렇기 때문에 촉매대에서의 레이놀즈 수에 따른 압력강하 모델을 다음과 같이 고려하였다 [12].

$$Re = 5.41 \times 10^5 \frac{G}{A_p} \tag{19}$$

$$\Delta P = \frac{2f_d G^2 A_p L}{\rho_g \epsilon^{1.7}}, \quad 10 < Re < 100 \tag{20}$$

$$f_d = \frac{2.6}{Re^{0.3}}$$

$$\Delta P = \frac{1260 G^{1.8} A_p^{1.2} L}{\epsilon^{1.7} P_c} \tag{21}$$

$$\Delta P = \frac{3900 G^2 A_p L}{\epsilon^{1.7} P_c} \tag{22}$$

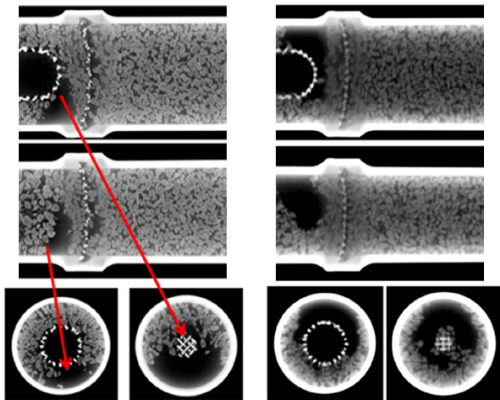


Fig. 2 Various catalyst failure

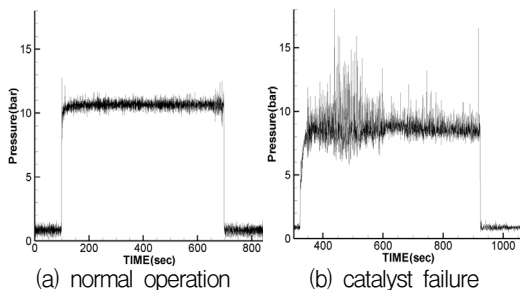


Fig. 3 Experimental data comparison of pressure

2.3 물성치

엔탈피와 비열은 온도의 함수로 나타내어지며, Zehe 등 [13]의 다항식 계수를 이용하여 계산한다.

$$h_i(T) = h_{ref} + \int_{T_{ref}}^T C_{p,i} dT \tag{23}$$

$$\frac{C_{p,i}(T)}{R_u} = a_{1,i} T^{-2} + a_{2,i} T^{-1} + a_{3,i} + a_{4,i} T + a_{5,i} T^2 + a_{6,i} T^3 + a_{7,i} T^4 \tag{24}$$

액체상태의 하이dra진의 물성치 및 기체상태 화학종들의 열전도도, 점성, 확산계수는 Daubert와 Danner [14]의 자료와 Kee 등 [15]의 방식을 이용하여 계산하였다.

3. 촉매대 파손에 따른 물리현상

3.1 촉매대 출구 압력변화

Figure 2는 추력기의 성능 시험 중에 촉매가 파손되어 촉매대 앞부분의 촉매가 유실된 모습을 시험 완료 후에 촬영한 사진이며, 이를 통해 촉매대의 앞부분이 주로 파손된다는 사실을 알 수 있다. Fig. 3은 촉매대 출구부분에서 압력을 실시간으로 측정된 값으로 (a)는 촉매가 파손되지 않은 상태, (b)는 촉매가 파손된 상태이다. (b)는 정상상태와 비교하였을 때, 압력이 안정되지 않고 크게 흔들리고 있으며 평균적으로 형성하고 있는 압력이 더 작은 값을 가짐을 알 수 있다.

촉매대에서의 압력강하가 커져서 결과적으로 출구압력이 감소하였으므로 이는 곧 추력의 감소로 이어지게 된다.

3.2 촉매대 특성 변화

Figure 2와 같이 촉매입자가 파손될 경우 촉매대의 특성에도 변화가 오게 되는데 다음의 두 가지로 분류해 볼 수 있다.

- ① 촉매대의 공극률 (Porosity) 변화
- ② 촉매입자의 크기 (Diameter) 변화

촉매대의 앞부분에서 촉매입자가 파손되면 원래의 크기보다 작아진 상태로 그 위치에 존재할 가능성이 있다. 이 경우에 촉매대의 공극률에는 변화가 없으며 촉매입자의 크기에는 변화가 있게 된다. 또는 이와는 다르게 파손된 촉매입자가 촉매입자 사이의 공간을 통해 이동하여 더 작은 촉매입자로 채워져 있는 촉매대 하단에 걸려있는 경우를 생각해 볼 수 있다. 이때에는 상류지역의 공극률은 증가하고, 하류지역의 공극률은 감소하게 된다. 본 논문의 연구에서는 앞서 언급한 촉매대 앞부분의 촉매입자의 크기가 작아지는 상황과 상류지역의 공극률이 증가하고 하류지역의 공극률이 감소하는 두 개의 상황을 가정하여 모델링 하였다.

4. 해석 결과

4.1 해석 프로그램 검증

개발된 해석코드의 검증을 위하여 Fig. 4에 나타난 측정위치에서 시간에 따른 온도변화와 해석 결과를 Fig. 5에서 비교하였다. 실험에 사용된 추력기의 하이dra진 주입압력은 26.7 bar, 유량은 2.06 g/s 이다.

해석결과 정상상태가 유지되는 구간에서는 실험 결과와 해석 결과의 값이 거의 같은 값을 가지므로 촉매대 내부의 연소현상을 잘 나타내고 있음을 확인하였다. 하지만 초기의 온도상승구간에서 해석 결과의 값이 더 빠른 온도상승을 보이고 있는데, 이는 열전대의 응답시간과 연소기의 열손실, 측정위치 등으로 인한 실험오차와 촉

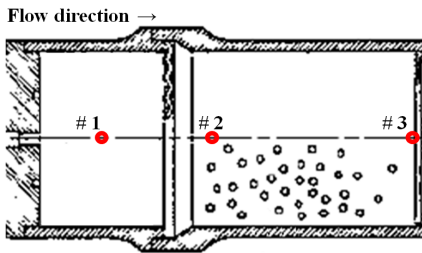


Fig. 4 Temperature probe location in the catalyst bed

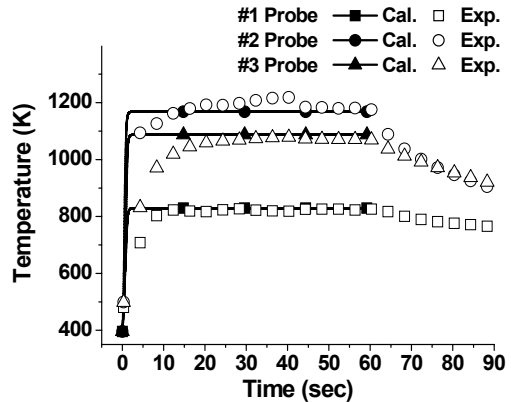


Fig. 5 Code validation results

매연소반응의 수치해석 오차가 복합되어 나타난 현상으로 생각된다.

4.2 촉매대 파손에 따른 연소현상

4.2.1 촉매 입자크기 감소

3절에서 언급한 첫 번째 상황인 촉매대 앞부분의 촉매입자의 크기가 작아지는 상황을 가정하여 해석을 수행하였다. 촉매대의 상류지역부터 촉매대 전체길이의 10, 20, 30% 에 해당되는 촉매입자의 지름을 1 mm에서 0.6 mm로 감소시켰다. 해석한 추력기의 작동시간은 총 60초로 설정하였고, 작동 중에 30초가 경과한 시점에 촉매가 파손된 것으로 가정하였다. Fig. 6에 촉매대의 출구에서 시간에 따른 압력과 추력을 비교하였다.

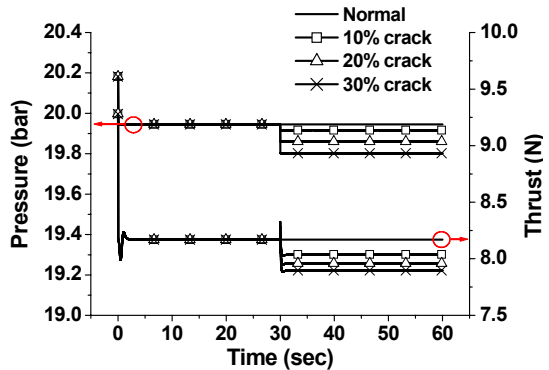


Fig. 6 Comparison of pressure and thrust at the catalyst bed exit

계산결과 촉매의 파손정도가 심할수록 출구압력이 감소하였으며 이에 비례하여 추력 또한 감소하였다. 이는 파손되기 이전의 원래의 촉매대보다 더 작은 입자로 이루어진 부분을 통과할 때 더 높은 압력강하가 발생하였기 때문이다. 이와 같은 경향을 Fig. 7에 나타낸 정상상태 (Steady state)에서 촉매대의 축 방향에 따른 압력강하 경향을 통해 확인해 볼 수 있다.

Figure 7에 점선으로 나타낸 지점이 각각의 조건에서 촉매대 파손이 끝난 지점을 의미하는데, 이 지점을 지나서는 압력강하의 기울기가 정상상태 (Normal status)와 같음을 확인할 수 있다. 이는 촉매가 파손되어 입자의 크기가 작아진 곳을 통과할 때는 압력강하가 크지만, 다시 파손되지 않은 지역을 유체가 통과할 때는 원래 크기의 촉매입자로 인한 압력강하가 나타나고 있기 때문이다.

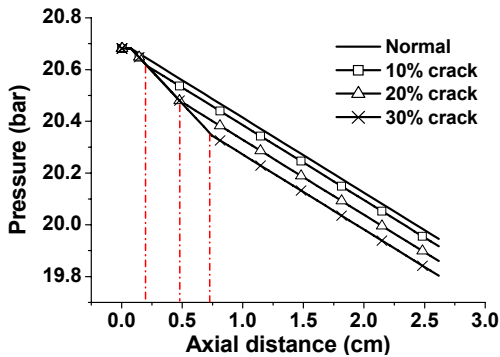


Fig. 7 Comparison of pressure along the catalyst bed axis

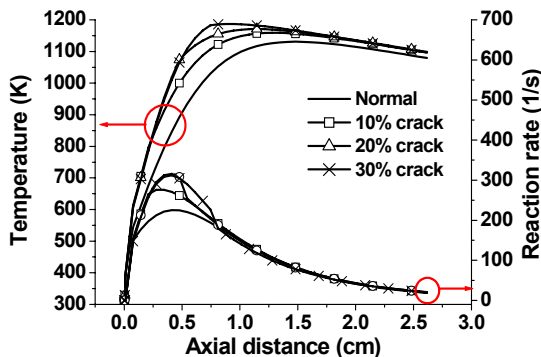


Fig. 8 Comparison of temperature and reaction rate along the catalyst bed axis

Figure 8에는 정상상태 (Steady state)에서 촉매대의 축 방향에 따른 온도와 하이드라진이 분해되는 반응율을 각기 나타내었다. 촉매대의 파손정도가 클수록 촉매대 내부의 최고온도 도달 위치가 상류지역으로 이동하고 있다. 촉매입자가 깨진다고 하여도 그 입자 하나가 가지고 있던 기공률에는 변화가 없지만, 촉매입자가 깨지게 되어 입자의 크기가 줄어들게 되면 하이드라진이 더 쉽게 촉매와 접촉할 수 있게 되므로 정상상태 (Normal status) 보다 반응율이 크게 나타나게 된다. 그렇기 때문에 촉매대가 파손이 되지 않은 경우보다 파손되었을 때 촉매대 상류지역의 온도상승률이 더 크게 나타나게 되었다.

4.2.2 공극률의 변화

촉매대의 파손율을 달리하여 해석했던 앞의 경우와는 다르게 공극률의 변화는 Fig. 4에 나타난 상류 촉매대 (Upper chamber)와 하류 촉매대 (Lower chamber)로 구분하여 촉매대의 특성을 변화시켰다. 앞의 경우와 동일하게 60초 동안의 작동시간 중에서 30초가 되면 상류의 촉매입자 직경을 1 mm에서 0.8 mm로 감소시키고 공극률을 0.4에서 0.5로 증가시켰다. 하류지역의 촉매입자의 크기는 1 mm로 변화가 없으며 공극률을 0.4에서 0.3으로 감소시켜서 해석을 하였다.

해석결과 Fig. 9의 압력과 추력변화는 4.2.1절에서의 결과와 유사한 경향을 보였다. 하지만 촉매대의 축 방향에 따른 압력강하 경향과 온도, 하이드라진의 촉매반응율은 4.2.1절에서의 결과와 다른 경향을 보였다.

Figure 10에서 촉매가 파손된 상류지역에서는 압력강하가 촉매가 파손되지 않은 경우보다 압력강하가 작게 나타나다가 촉매대의 하류지역에 들어서서는 기울기가 증가하여 결과적으로는 더 작은 출구 압력 값을 보였다. 이것은 촉매가 파손된 상류지역의 공극률이 감소하여 유체가 흐르는데 저항이 덜했기 때문이고, 하류지역에서는 공극률이 증가하였으므로 상류와는 반대로 유체가 흐르는데 대한 저항이 증가하였기 때문에 각기 다른 압력강하 기울기를 보이게 되었다.

온도상승도 4.2.1절의 결과와 반대의 결과가

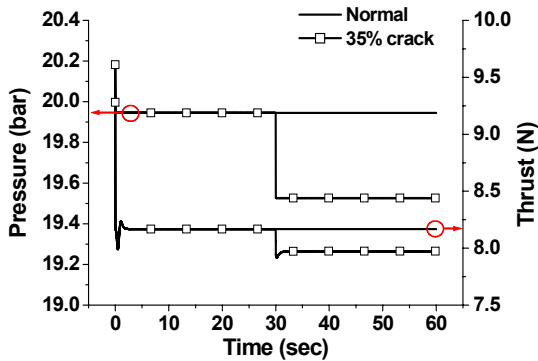


Fig. 9 Comparison of pressure and thrust at the catalyst bed exit

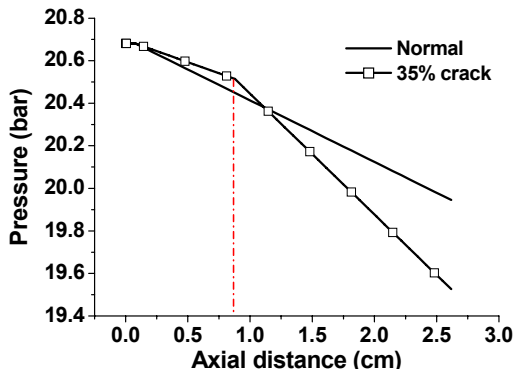


Fig. 10 Comparison of pressure along the catalyst bed axis

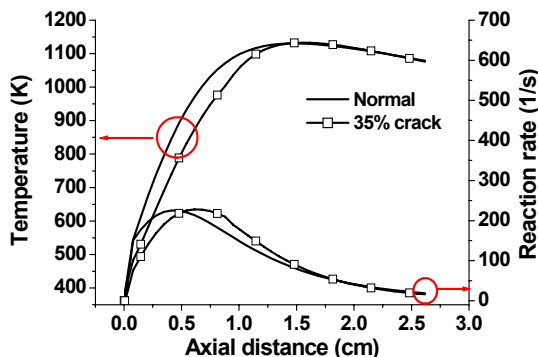


Fig. 11 Comparison of temperature and reaction rate along the catalyst bed axis

나타났는데, 촉매대 상류에서 공극률이 증가했다는 것은 곧 하이드라진과 촉매가 원래의 상태보다 접촉이 적기 때문에 상류지역에서 반응율이

작게 나타났고 결과적으로 온도상승이 느리게 나타났다. 하지만 공극률이 감소한 하류지역에서는 하이드라진과 촉매의 접촉이 늘어나서 하류에서 반응이 활발하게 이루어졌기 때문에 촉매대 출구에서 온도 차이는 크지 않았다.

5. 결 론

본 논문의 연구는 하이드라진을 추진제로 사용하는 인공위성 추력기의 촉매대를 1차원 다공성 매질로 모델링하였다. 실제 실험값과 비교하여 검증된 해석코드를 이용하여 촉매대가 파손되어 변하게 되는 촉매대의 특성변화를 가정, 해석하였으나 추후의 연구에서는 촉매의 파손으로 인한 질량 손실이 고려된 상세한 모델링이 필요하다고 생각된다. 본 논문의 연구 결과는 다음과 같이 요약할 수 있다.

- (1) 촉매입자의 크기가 감소하고 공극률에 변화가 없는 경우와 촉매입자의 크기와 공극률이 변화하는 경우에 대하여 해석한 결과 공통적으로 촉매대가 파손됨에 따라 압력강하가 더 크게 나타났으며 추력이 더 낮게 나타났다.
- (2) 첫 번째 경우에는 촉매와 하이드라진의 접촉이 증가하여 초기에 빠른 온도상승을 보였지만, 두 번째 경우에는 공극률의 증가로 인해 하이드라진과 촉매의 접촉이 감소하여 온도상승이 느리게 나타났다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원 “학연협력강화사업”의 지원을 받았으며 이에 감사의 뜻을 표합니다.

참 고 문 헌

1. 이성택, 이상희, 최영중, 류정호, “단일 하이

- 드라진 추력기 개발에 관한 고찰," 한국추진공학회지, 제3권, 제1호, 1999, pp.72-77
2. 김인태, 이재원, 장기원, 유명종, "우주분야에서의 Hydrazine 적용현황 및 발전방향," 한국추진공학회 2006년도 춘계학술대회 논문집, pp.17-22
 3. 이균호, 유명종, 김수겸, 장기원, 조성준, "단일추진제용 이리듐촉매의 연소성능 측정 및 국내개발 현황," 한국추진공학회지, 제10권, 제3호, 2006, pp.109-117
 4. 김수겸, 유명종, 이균호, 김인태, 이해현, 이재원, 조성준, "단일추진제 추력기용 하이드라진 분해촉매 성능시험," 한국항공우주학회 2007년도 춘계학술발표회 논문집, 2007, pp.960-963
 5. 김수겸, 이균호, 유명종, 조성준, 김인태, 이재원, "단일추진제 추력기용 하이드라진 분해촉매 수명검증 및 품질보증 시험," 한국항공우주학회 2009년도 춘계학술발표회 논문집, 2009, pp.521-524
 6. Kesten A. S., "Analytical Study of Catalytic Reactors for Hydrazine Decomposition," Quarterly Progress Report, UARL, 1966
 7. Shankar V., Ram K. A. and Bhaskaran K. A., "Prediction of the Concentration of Hydrazine Decomposition Products along a Granular Catalytic Bed," Acta Astronautica, Vol. 11, No. 6, 1984, pp.287-299
 8. Makled A. E., Belal H., "Modeling of Hydrazine Decomposition for Monopropellant Thrusters," 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, 2009, ASAT-13-PP-22
 9. 한조영, 박태선, 이균호, 유명종, "인공위성 단일추진제 하이드라진 추력기 성능 해석," 한국전산유체공학회 2004년도 춘계학술대회 논문집, 2004, pp.137-139
 10. D. I. Han, C. Y. Han and H. D. Shin, "Empirical and Computational Performance Prediction for Monopropellant Hydrazine Thruster Employed for Satellite," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 6, November-December 2009
 11. 이성남, 백승욱, 김수겸, 유명종, "단일추진제 위성추력기 내 연소기 및 노즐 유동 해석," 한국연소학회지, 제15권, 제2호, 2010, pp.12-18
 12. Schmitz B. W. and Smith W. W., "Development of Design and Scaling Criteria for Monopropellant Hydrazine Reactors Employing Shell 405 Spontaneous Catalyst," Final Report NAS 7-372, NASA, 1967
 13. Zehe M. J., Gordon S. and McBride B. J., "CAP : A Computer Code for Generating Tabular Thermodynamic Functions from NASA Lewis Coefficient", NASA, TP-2001-210959, 2002
 14. Daubert T. E. and Danner R. P., "Physical and Thermodynamic Properties of Pure Chemicals: Data Compilation," Hemisphere Press, 1989
 15. Kee R. J., Lewis G. D., Warantz J., Coltrin M. E., Miller J. A. and Moffat H. K., "A Fortran Computer Code Package for the Evaluation of Gas-Phase, Multicomponent Transport Properties," Sandia Report, SAND86-8246B, 1998