

위성추력기에서 촉매유실에 따른 암모니아 해리도 변화에 대한 연구

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

Investigation on the Change of Ammonia Dissociation for Satellite Thruster According to the Catalyst Loss

Chang Hwan Hwang* · Sung Nam Lee** · Seung Wook Baek***† ·
Su Kyum Kim**** · Myoung Jong Yu****

ABSTRACT

During the development of the iridium catalyst for domestic production, the catalyst failure, loss, sintering phenomena are observed by high pressure and temperature. By these abnormal failure of catalyst bed, the performance of thruster is degraded. To figure out the detail phenomena on the damaged catalyst bed, a numerical analysis code is developed by assuming the catalyst bed as an one dimensional porous media. The numerical analysis code is validated with experiment data. Thereby, resulting physical phenomena are examined by considering the variation of catalyst bed characteristics incurred by catalyst granule failure. Through these numerical analyses we figure out the effect of the catalyst loss on the decomposition of hydrazine and ammonia.

초 록

이리듐 촉매의 국산화 개발과정에서 고온/고압으로 인한 촉매파손, 유실, 소결현상 등이 관찰되었고, 이렇게 손상된 촉매대로 인하여 추력기의 성능이 저하된다고 보고되었다. 이에 본 논문의 연구에서는 촉매대를 1차원 다공질성 매질로 가정, 모델링하여 수치해석코드를 개발하였다. 개발된 수치해석코드는 실험데이터와 비교하여 검증하였으며, 촉매유실에 의해 변하게 되는 촉매대의 공극률을 변화시켜 다양한 경우의 촉매유실을 가정하여 해석을 수행하였다. 이를 통하여 촉매유실이 하이드라진과 암모니아의 분해반응에 끼치는 영향을 연구하였다.

Key Words: Hydrazine(하이드라진), Satellite Thruster(위성추력기), Catalyst Combustion(촉매연소)

* 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원
** 한국원자력연구원 수소생산원자로기술개발부
*** 한국과학기술원 항공우주공학과
**** 한국항공우주연구원 위성 열/추진 팀
† 연락처, E-mail: swbaek@kaist.ac.kr

1. 서 론

하이드라진 (N₂H₄, Hydrazine)을 단일추진제

로 이용하는 인공위성 추력기는 이리듐 (Ir, Iridium) 촉매를 이용하여 추진제를 분해하며, 이 과정을 통해서 얻어진 고온의 가스를 팽창시켜 추력을 얻게 된다. 이리듐을 담지한 알루미늄 그레놀 (Granule)은 반복되는 시험과정을 통해 열응력 (Thermal stress)를 받게 되는데, 이에 따라 그레놀이 파손되어 미세 입자의 발생가능성이 존재한다. 촉매의 손실은 곧바로 추력기의 성능에도 영향을 끼치므로, 이에 의한 성능변화 또한 촉매의 분해 성능을 평가하는 하나의 항목으로 다루고 있다[1]. 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 [1, 2]. 이들의 연구에서 추력기의 성능저하는 정상촉매와 촉매 부스러기들이 뭉쳐지는 촉매의 소결현상이 심각하게 발생하여 추력 및 챔버압력 감소로 이어진 것이 주된 원인으로 언급하였다[1]. 촉매유실은 김수겸 등[2]의 연구에서 최대 15.05 % 까지 관찰되었다고 보고되었다. 본 논문의 연구에서는 이와 같은 촉매유실에 의해 변화하게 되는 촉매대의 분해성능에 대하여 수치해석을 통하여 연구하고자 한다.

하이드라진은 Eq. 1의 반응을 통해 발열반응, 암모니아는 Eq. 2의 반응을 통해 흡열반응을 하게 되는데, 이에 대하여 Legge 와 Dettleff [3]는 암모니아 (NH₃, Ammonia)의 해리도에 따라서 방출되는 반응열량과 챔버온도에 대한 관계 Eq. 3, 4를 제시하였다.

$$N_2H_4 \rightarrow \frac{4}{3}NH_3 + \frac{1}{3}N_2 + 1.521 \times 10^5 J \quad (1)$$

$$NH_3 \rightarrow \frac{3}{2}H_2 + \frac{1}{2}N_2 - 0.835 \times 10^5 J \quad (2)$$

$$3N_2H_4 \rightarrow 4(1-f)NH_3 + (1+2f)N_2 + 6fH_2 + (3.35 - 1.84f) \times 10^5 J \quad (3)$$

$$f = \frac{[1649 - T_0(K)]}{782} \quad (4)$$

암모니아의 분해반응은 흡열반응이므로 암모니아의 해리도가 높을수록 챔버온도는 감소하게 되고, 동시에 노즐입구 온도 또한 감소하게 되므로 추력성능을 고려하여 적절한 해리도를 갖도록 해야 한다. 또한 촉매가 파손 및 유실되는 상황을 고려해주어야 하기 때문에 이러한 상황을 복합적으로 해석할 수 있는 수치해석 코드를 개발, 수행하여 암모니아의 해리도와 추력기의 성능변화를 예측하도록 한다. 본 논문에서는 촉매대에서 나타나게 되는 상세한 물리현상을 규명하기 위하여 챔버온도를 이용한 관계식을 이용하는 대신, 촉매대를 1차원 다공질성 매질 (Porous media)로 모델링하여 이에 따른 지배방정식을 수치해석방법을 이용하여 풀게 된다[4].

2. 해석

2.1 해석 방법

하이드라진과 암모니아의 촉매 반응을 two-step 화학반응으로 모델링 하였다. 추력기의 촉매대를 1차원 다공매질로 모델링하여 촉매 입자 표면과 기체가 분리된 지배방정식을 이용하였고, 해석방법은 이성남 등 [4]의 연구에서 이용한 방법과 동일하다.

2.2 촉매 유실

촉매대에 충전되어있는 촉매의 무게는 다음의 관계식을 이용하여 계산할 수 있다.

$$W_{catalyst} = \rho_{catalyst} (1 - \epsilon) V_{chamber} \quad (5)$$

실험에 의한 관찰결과 촉매 유실은 주로 촉매대의 상류지역 (Upper region)에서 발생하였다. 촉매대 전체길이의 35 %에 해당하는 위치에 금속망 (Mesh)로 상류지역으로 구분되어있으므로, 이를 기준으로 상류와 하류지역을 구분하여 촉매대의 공극률을 변화시켜서 촉매가 유실되는 상황을 모사하였다. 해석에 이용된 여러 경우에 대한 자세한 정보를 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Assumed catalyst pellet failure situation for simulation

Case	Upper region		Lower region		Catalyst mass loss rate
	Pellet diameter (mm)	Porosity	Pellet diameter (mm)	Porosity	
1	1.0	0.4	1.0	0.4	0 %
2-1	1.0	0.486	1.0	0.4	5 %
2-2	1.0	0.658	1.0	0.4	15 %
3-1	1.0	0.658	1.0	0.354	10 %
3-2	1.0	0.844	1.0	0.3	15 %

3. 결과 및 토의

3.1 상류지역의 촉매유실

촉매대가 정상상태인 case 1 과 촉매유실은 발생하였지만 하류의 촉매대 무게변화가 없는 case 2 의 해석 결과를 비교하였다. Fig. 1 에서 온도와 반응율을 살펴보면 촉매의 유실비율이 높아질수록 온도상승 구배가 작아지며, 하이드라진의 반응지역이 하류로 이동하였음을 확인할 수 있다. 반면에 촉매대 출구에서 온도는 거의 같은 값을 가지는데, 실제로 온도편차가 10 K 도 나지 않는 결과를 얻었다. 이것은 암모니아의 분해를 살펴봄으로써 설명이 가능하다.

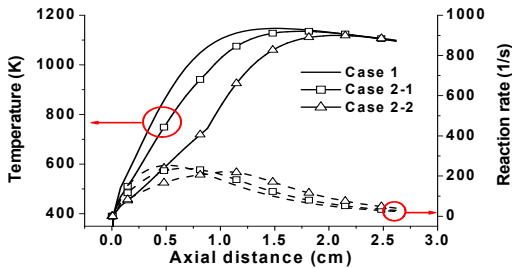


Fig. 1 Comparison of temperature and N₂H₄ reaction rate along the axis

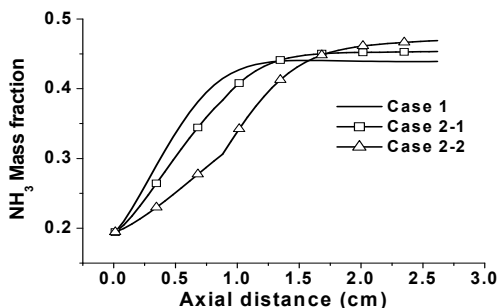


Fig. 2. Comparison of NH₃ mass fraction

Figure 2 case 1 의 결과는 암모니아의 질량분율이 증가하다가 더 이상 증가하지 않는 구간을 볼 수 있다. 이것은 하이드라진이 분해되어 생성된 암모니아도 촉매반응을 일으켜 질소와 수소로 분해반응이 일어나기 때문이다.

따라서 촉매유실로 인해 하이드라진의 발열반응이 늦게 일어났지만, 생성된 암모니아의 흡열반응 또한 촉매대가 정상(normal)인 경우보다 더 하류에서 그리고 덜 일어났기 때문에 촉매대 출구의 온도가 비슷한 수준으로 나타났다. Fig. 2 에서 암모니아의 해리도는 암모니아의 반응율을 살펴보고 그 경향을 해석할 수 있다. 암모니아의 반응율이 최대가 되는 위치에서 해리도곡선의 기울기가 최대가 되며, 촉매대 출구에서 case 1, 2-1, 2-2 의 해리도는 각각 0.434, 0.402, 0.363 으로 계산되었다.

3.2 상류지역의 촉매유실과 하류의 촉매유입

Case 3 에서는 상류지역에서 유실된 촉매가 하류지역의 촉매입자 사이의 공간에 걸리거나 하류지역의 촉매와 파손된 촉매부스러기들이 소결현상을 일으키는 상황을[1] 모사하였다.

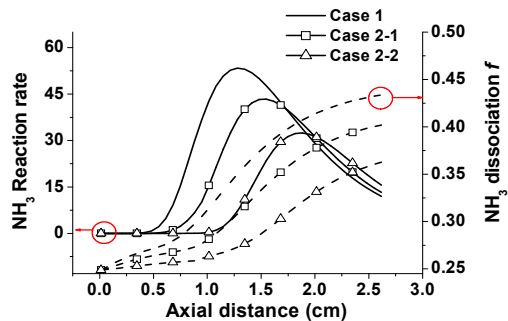


Fig. 3 Comparison of NH₃ reaction rate and NH₃ dissociation f

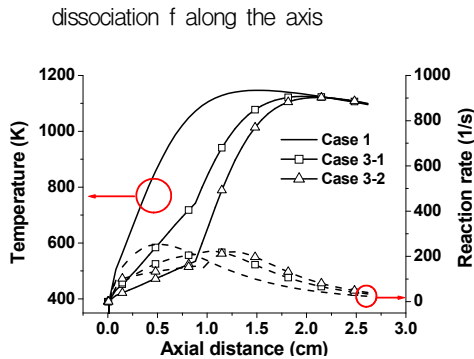


Fig. 4 Comparison of temperature and N₂H₄ reaction rate along the axis

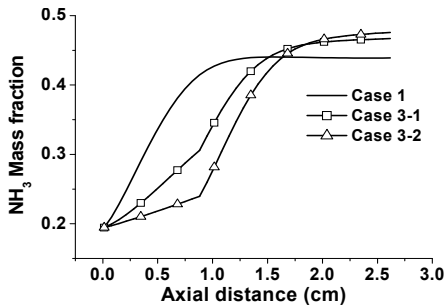


Fig. 5 Comparison of NH₃ mass fraction

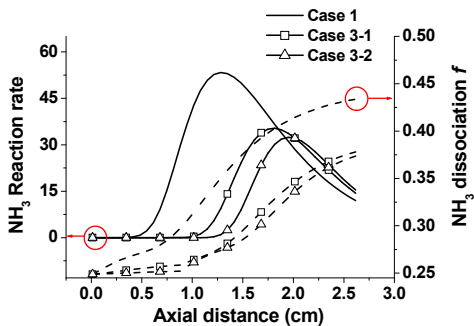


Fig. 6 Comparison of NH₃ reaction rate and NH₃ dissociation f along the axis

Case 3-1 에서는 case 2-2 와 동일하게 상류에서 전체 촉매질량의 15 %가 유실되지만 하류지역에서 질량이 증가하여 결과적으로 10 %의 촉매가 유실되는 경우이며, case 3-2 는 결과적으로 15 %의 촉매가 유실되는 경우이다.

계산결과 3.1 절에서 나타난 결과와 정도의 차

이가 있지만 촉매가 유실된 비율이 높아질수록 더 작은 암모니아 해리도 값을 가지는 것을 확인할 수 있었다. Case 1, 3-1, 3-2 의 암모니아 해리도는 각각 0.434, 0.378, 0.374 이다.

4. 결 론

본 연구에서는 인공위성 추력기에서 다양한 촉매유실상황에 대한 수치해석을 수행하였다. 물리적 타당성을 검토하여 촉매가 유실되는 상황을 가정하였다.

- 1) 촉매가 유실되어 하이드라진의 분해반응이 지연되었다고 온도의 상승기울기만 변화했을 뿐 촉매대 출구에서 온도는 큰 차이가 없었다.
- 2) 이는 하이드라진 분해반응이 지연되어 암모니아 생성이 지연되었기 때문이며, 이로 인해 흡열반응인 암모니아의 분해반응이 덜 일어났다.
- 3) 암모니아의 분해반응이 지연되어 결과적으로 암모니아의 해리도는 촉매유실이 증가할수록 작은 값을 가졌다.

후 기

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

1. 김수겸, 유명종, 이균호, 김인태, 이해현, 이재원, 조성준, “단일추진제 추력기용 하이드라진 분해촉매 개발 시험,” 한국항공우주학회 2007년도 춘계학술발표회 논문집, 2007, pp.1341-1344
2. 김수겸, 이균호, 유명종, 조성준, 김인태, 이재원, “단일추진제 추력기용 하이드라진 분해촉매 수명검증 및 품질보증 시험,” 한국항공우주학회 2009년도 추계학술발표회 논문

집, 2009, pp.521-524

3. Legge, H. and Dettleff, G., "Pitot Pressure and Heat-Transfer Measurements in Hydrazine Thruster Plumes," 1986, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 23, No. 4,

pp.357-362

4. 이성남, 백승욱, 김수겸, 유명중, "단일추진제 위성추력기 내 연소기 및 노즐 유동 해석," 한국연소학회지, 제15권, 제2호, 2010, pp.12-18