



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 47(9), 649-657(2019)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.9.649>

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

직접모사법을 이용한 친환경 FLP-106 ADN 추력기의 배기가스 거동 연구

국중원¹, 이균호²

Plume Behavior Study of Green FLP-106 ADN Thruster Using DSMC Method

Jung Won Kuk¹ and Kyun Ho Lee²

Department of Aerospace Engineering, Sejong University

ABSTRACT

Hydrazine, which is used as a representative monopropellant, is an extremely poisonous substance and has a disadvantage that it is harmful to the human body and is very difficult to handle. In recent years, research on the development of non-toxic and environmentally friendly propellants has attracted much attention. Ammonium dinitramide(ADN) based propellant developed by Swedish Space Corporation has superior performance to hydrazine and has been commercialized through performance verification in space environment. On the other hand, the exhaust gas from a thruster nozzle collides with a satellite while it is spreading in the vacuum space, thermal load and surface contamination may occur and may reduce the performance and lifetime of the satellite. However, a study on the effect of the exhaust gas of the green propellant thruster on the satellite has not been conducted in earnest yet. Therefore, the exhaust gas behavior in space was analyzed in this study for the ADN based green monopropellant using Navier-Stokes equations and the DSMC method. As a result, it can be expected to be used as design validation data in the development of satellite when using the ADN based green monopropellant.

초 록

대표적인 단일추진제로 사용되는 하이드라진은 극독성의 물질이므로 인체에 유해할 뿐만 아니라 취급이 매우 어렵다는 단점을 가지고 있다. 이를 대체하고자 최근에는 무독성의 친환경 추진제 개발 연구가 많은 관심을 받고 있다. 그중에서 스웨덴 우주공사(Swedish Space Corporation)에서 개발한 ammonium dinitramide(ADN) 계열 추진제는 하이드라진보다 우수한 성능을 가질 뿐만 아니라 우주환경에서의 성능검증을 통해 현재 상용화 단계에 이르렀다. 한편, 추력기 노즐에서 배출된 배기가스는 고진공의 우주 공간에서 확산하는 동안 위성체와 충돌할 경우 열 하중 및 표면 오염 등을 발생시켜 위성체의 성능과 수명을 감소시킬 수 있다. 하지만 친환경 추진제 추력기의 배기가스가 위성체에 미치는 영향에 대한 연구는 아직까지 본격적으로 수행되지 않은 것으로 조사되었다. 따라서 본 연구에서는 Navier-Stokes 방정식과 직접모사법을 이용하여 ADN 계열 친환경 추진제에 대해 우주 공간에서의 배기가스 거동을 해석하고 하이드라진과 비교하였다. 이를 통해 향후 ADN 계열 친환경 추진제를 사용하는 위성체 개발 시 설계 검증자료로서 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

† Received : May 30, 2019 Revised : July 28, 2019 Accepted : August 20, 2019

¹ Master's Course Student, ² Associate Professor² Corresponding author, E-mail : khlee0406@sejong.ac.kr

© 2019 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Green Propellant(친환경 추진제), Amonium Dinitramide(암모늄 디니트라미드), Plume(배기가스), Direct Simulation Monte Carlo(직접모사법)

1. 서 론

단일추진제 추력기는 지구궤도 위성뿐만 아니라 우주탐사선의 궤도조정 및 자세제어를 위해 주로 사용된다. 현재 대표적으로 사용되는 단일추진제는 하이드라진(Hydrazine)으로 상온에서 액체 상태로 존재하고 별다른 점화장치 없이 촉매와의 접촉을 통해 고온, 고압의 열분해 가스를 발생한다. 또한 단순한 시스템 구성으로 인해 작동 신뢰성이 높기 때문에 전 세계적으로 광범위하게 사용된다[1]. 하지만 하이드라진은 발암성 매우 높은 물질로서 피부에 접촉 시 인체에 화상을 일으키며 흡입할 경우에도 호흡계 자극과 같은 악영향을 초래한다[2]. 따라서 하이드라진은 취급에 많은 주의가 필요하고 누설될 경우에는 해당 지역에 제독과정이 필요하게 된다. 실제로 2003년 미국 콜럼비아 우주 왕복선이 폭발 후 지상에 떨어진 우주선 파편으로 인한 하이드라진 오염이 발생하여 미국 정부는 민간인의 접근을 금지하였다. 또한 중국 우주정거장 텐궁의 추락 시 지상에 낙하하는 파편의 충돌뿐만 아니라 하이드라진의 오염으로 2차 피해를 우려하는 견해도 존재하였다[3].

한편, 21세기에 들어서면서부터 전 세계적으로 산업발전의 기초가 유해물질을 줄이고 친환경 공법과 제품으로 대체하는 추세로 강화되고 있다. 일례로 유럽연합의 REACH(Registration, Evaluation, Authorization and Restriction of Chemicals) 제도는 모든 산업에서 유해 물질사용을 제한하고 있다[1]. 이와 같은 흐름에 따라 미래의 우주산업에서도 하이드라진의 사용이 점차 감소될 것으로 예상된다. 따라서 우주추진용으로 광범위하게 사용되고 있는 하이드라진을 대체하기 위하여 근래에는 우주선진국들을 중심으로 인체에는 무해한 친환경 추진제 개발에 집중하고 있다. 대표적 친환경 추진제로서 V-2 로켓에도 사용된 과산화수소가 있다. 과산화수소는 여러 산업에서도 사용하는 물질로서 농도를 낮추면 소독용으로 사용되는 만큼 독성이 없다. 하지만 비추력 성능이 하이드라진보다 매우 낮다는 단점이 존재한다[4]. 낮은 성능으로 인해 한동안 사용되지 않다가 근래에 안정성의 향상과 저비용으로 고농도로 정제가 가능해짐에 따라 비추력 성능이 일부 향상되면서 다시금 관심을 받게 되었다. 일례로 유럽우주청(ESA)에서는 5N과 25N급의 과산화수소 단일추진제 추력기를 개발하고 있다[4]. 미항공우주국(NASA)에서는 이온성 추진제인 HAN(Hydroxylammonium Nitrate)을 연구하고 있다. 현재 NASA에서는 GPIM(Green Propellant Infusion Mission) 프로젝트를 통해 우주 검증

과제를 진행하고 있으며, 하이드라진보다 비추력이 높다는 장점을 가지고 있으므로 검증이 완료되면 하이드라진을 대체하는 추진제로 사용될 수 있을 것으로 예상된다[5]. 또 다른 이온성 추진제로 스웨덴 우주공사(Swedish Space Corporation, SSC)에서 개발한 ADN(Ammonium Dinitramide) 계열 추진제가 있다. 2000년대 중반에 ECAPS와 공동으로 개발한 1N급 ADN 추력기를 PRISMA 기술시험위성에 장착하여 운용해봄으로써 실제 우주환경에서 성능검증을 완료했다[6]. 현재 1N급 ADN 추력기의 경우 상용화가 완료되었으며, 다양한 소형위성의 궤도조정 및 자세제어용으로 사용 중이다. 이처럼 전 세계적으로 친환경 추진제에 대해 추력기 시제품을 만들어 우주환경에서 성능을 검증하거나 추력기 자체의 성능 개선에 집중하고 있다.

하지만 정작 친환경 추력기의 배기가스가 인공위성에 미치는 시스템 수준의 영향에 대한 연구는 아직까지 본격적으로 진행되지는 않은 것으로 조사되었다. 고 진공의 우주 환경에서 추력기로부터 배출된 배기가스는 대기압 조건과 달리 노즐 출구에서 급격한 팽창이 일어나고 그로 인해 Fig. 1과 같이 후방유동(Backflow)을 발생시킨다. 이 후방유동에 의해 배기가스와 위성체 사이의 충돌이 발생할 경우 교란힘과 교란토크로 인하여 자세제어 교란이 발생하고 높은 온도의 배기가스에 의한 열 하중 및 탑재체와 태양전지판 표면 등의 오염으로 인해 위성체의 기능저하 및 오작동을 유발하고 위성의 수명 단축을 발생시킬 수 있다[7]. 따라서 위성체 설계 시 추력기 배기가스 거동의 예측은 매우 중요한 개발과정이라고 할 수 있다. HAN, ADN과 같은 이온성 친환경 추진제는 하이드라진보다 배기가스 성분이 다양하고 높은 열분해 온도를 가지므로 위성체에 미치는 영향이 하이드라진과는 다를 것으로 예상된다.

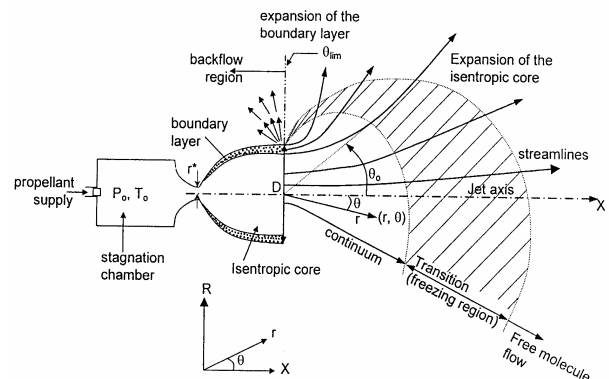


Fig. 1. Thruster plume regimes in vacuum [7]

따라서 본 연구에서는 현재 상용화가 완료된 ADN 계열 추진제의 배기가스 거동을 해석하고 이를 기존 하이드라진 추진제와 비교함으로써 친환경 추진제의 배기가스가 위성체에 미치는 영향을 예측 및 분석하는 것이 목적이다.

II. ADN 친환경 추진제

ADN은 상온에서 고체 염 상태로서 존재하므로 단일추진제로 사용하기 위해서는 물에 녹여 쓰는 이온성 추진제이다[8]. ADN은 물과의 혼합 및 첨가제의 추가에 따라 다양한 특성을 가지는 단일추진제의 개발이 가능한데 본 연구에서는 SSC에서 개발한 ADN 계열 시제품인 FLP-106 단일 추진제를 고려하였다. FLP-106 추진제는 물 23.9%, ADN 64.6% 그리고 MMF(Monomethylformamide) 11.5%의 혼합 비율로 구성된다[8]. 하이드라진과 비교해 FLP-106 추진제는 독성이 거의 없으므로 인체에 대한 유해성이 매우 낮다. 실제로 피부와 접촉 시 인체에 별다른 손상이 발생하지 않고 단순 세척만으로도 제거가 가능하다. 또한 FLP-106 추진제는 하이드라진보다 높은 밀도를 가지므로 밀도 비추력이 크다는 특성을 가지고 있다. 따라서 같은 용적의 연료탱크에 대해 하이드라진보다 더 많은 연료를 탑재할 수 있다[9]. FLP-106 추진제의 장점으로는 열분해 온도가 높기 때문에 하이드라진보다 상대적으로 우수한 성능을 가질 수 있으며, 안정성이 높아 상온에서도 액체 상태로 저장성이 우수하며, 과산화수소와 비교해 다른 물질들과의 반응성이 낮으므로 장기간 보관에도 용이하다[9]. 반면에 촉매와의 열분해 반응이 원활하게 발생하기 위해서는 하이드라진보다 더 높은 촉매의 예열 온도가 유지되어야 하고 연소온도가 매우 높아 촉매가 소실되는 속도가 하이드라진에 비해 빠르다는 단점이 있다[8].

III. 직접모사법

일반적으로 유동영역은 분자의 개수 및 분자의 충돌에 따라 크게 연속체와 희박영역으로 나눌 수 있다. 이에 대한 기준으로서 Knudsen number(Kn)의 크기에 따라 판단하며 식 (1)과 같이 정의한다. 각 기호는 특성길이 L (Characteristic Length)와 평균 자유이동거리, λ (Mean Free Path)를 의미한다.

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \quad (1)$$

각 유동영역에 대한 물리적 접근방식이 다르므로 각 영역 특성에 적합한 전산유체역학 방법을 사용해야 한다. 본 연구에서는 분자들 간의 평균 자유이동

거리가 매우 큰 고진공의 우주환경을 모사하여 희박 영역에 해당된다. 따라서 일반적으로 연속체 영역의 해석 방법으로 사용되는 Navier-Stokes 방정식은 고진공 환경에서 적합하지 않다. 한편, 희박영역에서는 각각의 분자들의 개별 운동을 고려해야 하므로 식(2)와 같은 볼츠만 방정식(Boltzmann Equation)의 사용이 필요하다[10]. 볼츠만 방정식은 Knudsen 수의 상관없이 유동의 지배방정식으로 사용이 가능한 장점이 있다. 하지만 단점으로는 비선형항인 이중적분과 미분 항을 가지고 있어 직접적으로 방정식의 해를 구하기에는 많은 어려움이 있다. 따라서 통계적인 방법을 사용하여 개별 분자들의 유동을 거시적으로 모사하는 직접모사법(Direct Simulation Monte Carlo, DSMC)과 같은 수치방법을 사용해 근사해를 구한다[11].

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + c_j \frac{\partial}{\partial c_j}(nf) + \frac{\partial}{\partial c_j}(F_j nf) \quad (2)$$

$$= \int_{-\infty}^{\infty} \int_{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - ff_1) C_j \sigma d\Omega dc_1$$

직접모사법은 실제 기체분자들의 거동을 해석하기 위해 실제보다는 적은 개수의 모사입자를 생성하고 이들 간의 운동, 충돌 및 에너지 교환 등을 계산함으로써 실제 기체분자들의 거동을 대표하는 방법이다. 본격적으로 계산을 시작하기 위해 우선 주어진 초기 조건을 가지는 일정개수의 모사입자들을 생성하는데 이때 모사입자들은 일정개수의 실제 입자들을 대표하게 된다. 그 후 계산 영역에서 움직이는 각각의 모사입자들의 거동을 개별적으로 추적하기 위해 시간에 따른 입자들의 이동, 입자간의 충돌 및 에너지 교환, 경계면에서 발생하는 상호 작용 등과 같은 기체분자들의 미시적인 거동을 통계적 기법을 이용해 충분한 반복계산을 수행함으로써 볼츠만 방정식의 근사해를 구하게 된다[12]. 아래의 Fig. 2에 직접모사법의 계산 순서도를 제시하였다.

직접모사법 계산 시 입자들의 충돌 쌍은 Bird의 비시계수법(No Time Counter)을 사용하였고, 입자들의 충돌 모델은 총 충돌단면이 각 충돌입자의 병진 에너지에 비례하는 가변강구모델(Variable Hard Sphere Model)을 적용하였고 또한, 입자들 간의 충돌로 인해 교환된 병진에너지와 내부에너지의 재분배는 Larsen-Borgnakke 모델을 사용하며, 모사입자와 고체표면과의 상호작용은 확산반사(Diffuse Reflection) 모델을 적용하였다[12]. 본 연구에서 사용된 직접모사법의 타당성을 검증하기 위해 기존의 희박유동 실험결과와 해석결과와의 비교를 수행하였으며, 그 결과 상당히 일치하는 결과를 얻을 수 있었다[14]. 이를 통해 본 직접모사법의 신뢰성이 있다고 판단된다.

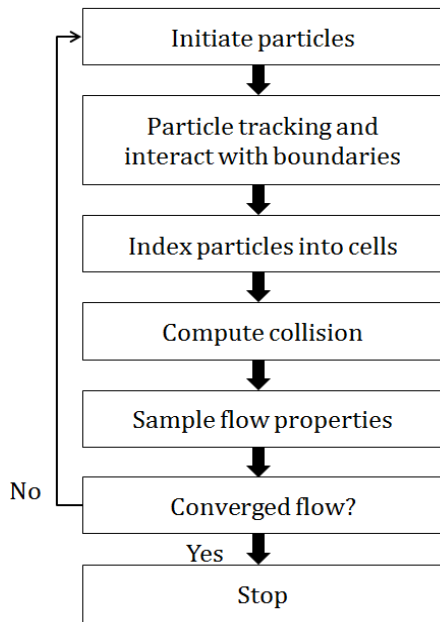


Fig. 2. Flow Chart of DSMC Calculation [13]

IV. 해석 및 결과

노즐 내부의 영역은 한정된 공간에서 많은 기체분자들이 충돌하는 연속체 영역이다. 하지만 Fig. 1에 보듯이 노즐 출구를 나온 배기가스는 고진공의 우주 환경에서는 모든 방향으로 가속하며 급격한 팽창을 한다. 이때, 분자간의 거리가 멀어지게 되므로 분자간의 충돌거리가 매우 큰 값을 가지게 되어 Kn 의 값은 커지게 되고 희박영역이 된다. 반면에 속도가 느린 경계층 유동은 노즐 중심부의 배기가스와는 다르게 반대방향으로 역류하는 후방유동을 발생시킨다. 따라서 본 연구에서는 친환경 추진제 배기가스 해석을 위해 연소실 내부에서의 추진제 화학평형반응, 추력기 노즐 내부의 열 유동 및 우주공간에서의 배기가스로 영역을 각각 분할한 후 각 유동특성에 최적화된 방법을 적용하였다.

4.1 화학평형반응 해석

배기가스 해석을 위해서는 추진제 가스의 연소실 내부 성분, 조성 및 온도 등이 필요하다. 이를 위해 NASA의 CEA(Chemical Equilibrium with Applications) 프로그램을 사용하여 추진제 가스의 화학 상태를 예측하였다. 연소실 압력은 22 bar로 설정하였고 계산은 동결 유동(Frozen Flow)으로 가정하였다. FLP-106과 하이드라진의 CEA 결과를 아래의 Table 1에 정리하였다. 계산결과 단열화염온도의 경우 하이드라진은 1340K인데 비해 FLP-106은 2180K로 매우 높은 것으로 예측되었다. 또한 하이드라진 가스 화학

Table 1. CEA result of hydrazine and FLP-106

Parameter	Hydrazine	FLP-106
Chamber temperature (K)	1342.8	2180.9
Molecular Weight (g/mol)	10.7	22.8
Specific heat ratio	1.34	1.20
Viscosity (mP)	0.107	0.216
Thermal conductivity (W/m·k)	0.060	0.037
N_2 (%)	33.3	25.9
H_2 (%)	66.6	0.5
NH_3 (%)	0.1	—
H_2O (%)	—	64.4
CO_2 (%)	—	8.4

종은 H_2 , N_2 , NH_3 3가지 화학종인데 비해 FLP-106의 화학종은 10가지 성분으로 예측되었다. 이 중 CO_2 , CO , OH , O_2 , NO , H 는 0.4% 미만의 조성비를 가지고 이온화를 위해 첨가하여 반응에 참여하지 않은 H_2O 가 65%로 가장 많은 조성비를 가지는 것으로 예측되었다. 따라서 하이드라진 배기가스의 경우 H_2 성분이 상대적으로 비중이 높은 반면에 FLP-106의 경우 H_2O 가 우세하기 때문에 비열비와 열전도 계수 값은 하이드라진이 높고 점성계수는 FLP-106 추진제가 높게 계산되었다.

4.2 노즐내부유동

본 연구에서는 FLP-106과 하이드라진 두 추진제의 배기가스 해석을 위해 1N급 추력기 노즐 형상을 설계하였다. 간단한 노즐 형상을 위해 추력기 노즐의 형태는 원추형 모양을 사용하였으며, 등엔트로피 이상노즐(Ideal Nozzle) 공식을 이용한 결과 Fig. 3에서 보듯이 노즐 목의 반경은 0.3mm, 출구 반경은 3mm, 추력기 노즐의 길이는 11mm로 설계되었다. 추력기 내부 공간은 축매를 통한 열분해반응으로 생성된 고온, 고압의 배기가스 분자들로 인하여 평균 자유이동거리가 짧기 때문에 기체분자들 간에 충돌이 매우 활발하게 이루어진다. 따라서 대표적인 연속체(Continuum) 유동영역이라고 할 수 있으므로 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 한 FLUENT 프로

그램을 이용하여 추력기 내부 추진제 가스의 열 유동 거동을 해석하였다. 그로부터 얻은 노즐 출구에서의 배기가스 물성치들은 직접모사법의 입력 값으로 사용하였다. 우주공간에서 발생하는 후방유동은 노즐내부 벽면 부근에서 속도가 상대적으로 느린 경계층 유동이 원인이므로 이를 정확하게 모델링할수록 직접모사법 해석시보다 정확한 후방유동을 예측할 수 있다. 따라서 노즐 벽 부근의 경계층 유동을 보다 정확하게 해석하기 위해 경계층 효과를 잘 모사하는 $k-w$ SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 사용하였고 벽면의 격자를 조밀하게 구성하였다[15]. 해석격자와 경계조건은 Fig. 3과 같이 구성된 2차원 축대칭 정렬 격자제와 조건을 사용하였다. 이때 4.1절의 화학평형 반응 계산으로부터 얻은 생성물 가스성분의 몰 분율,

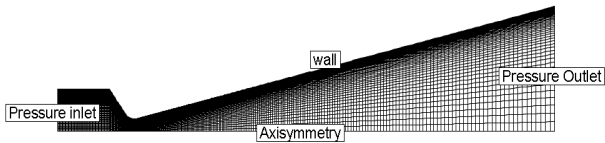


Fig. 3. Computational Grid of 1 N Thruster Nozzle

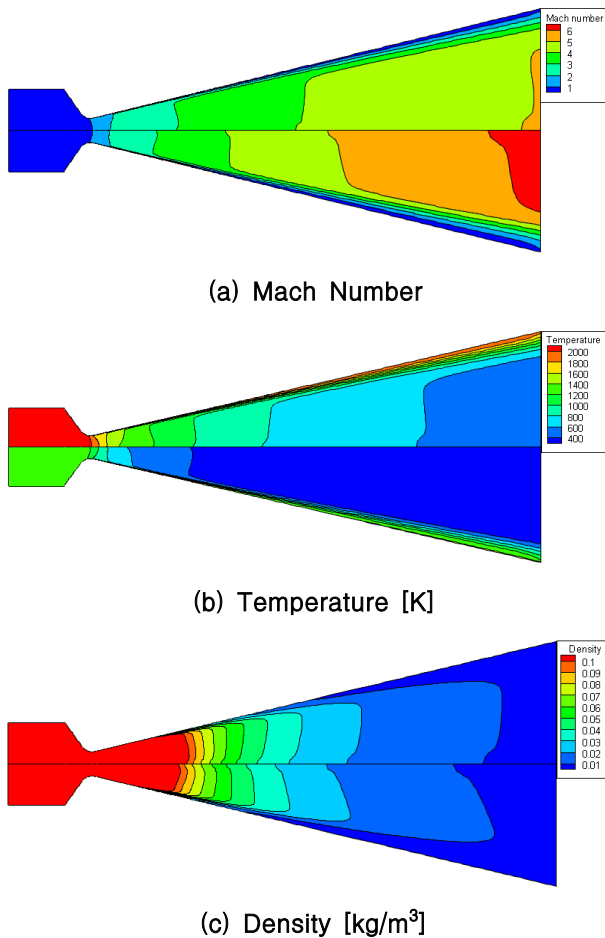


Fig. 4. Internal Nozzle Flow Results of FLP-106 (top) and Hydrazine (bottom)

단열화염온도 및 연소실 압력을 연소실 내부 초기조건으로 적용하였다. 출구는 고진공 환경을 모사하기 위해 0Pa를 사용하였다. 실제 소형 추력기는 자세제어를 위하여 펄스모드로 짧은 시간동안 수차례 작동을 하지만 배기가스의 거동을 확인하기 위하여 일정한 추력이 장시간 유지되는 정상상태로 해석을 하였다.

노즐 내부 열 유동 해석 결과 중에서 대표적으로 밀도, 온도, 마하수 분포도를 Fig. 4에 제시하였다. 노즐 연소실에서 열분해 반응으로 인해 발생한 고온, 고압의 가스가 노즐 목을 지나면서 급격히 팽창한다는 것을 밀도와 마하수 변화를 통하여 알 수 있다. 노즐 벽면에서 유동이 점착하기 때문에 마하수와 온도 분포를 확인해 보면 노즐 벽면에서 온도와 속도가 큰 구배를 가지는 것을 확인할 수 있다. 한편, 노즐 출구에서 두 추진제 배기가스의 물성치 결과를 Fig. 5에 제시하였다. 그래프의 x 축은 노즐 출구에서의 각각의 물성치들을, y 축은 노즐 출구 반경을 무차원화시킨 값이다. 4개의 그래프에 대하여 각각의 물성치 값은 두 추진제 노즐 반경 방향에 대하여 같은 위치일 경우 크기는 다르지만 모두 동일한 경향을 보이고 있는 것을 확인할 수 있다. 특히 축방향과 반경방향의 무차원화시킨 두 개의 속도그래프를 보면 두 추진제가 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다. 하이드라진의 배기가스 분자량이 상대적으로 가볍지만 노즐 출구 중심부의 배출 속도에서 큰 차이가 발생하지 않는 이유는 FLP-106 추진제가 열분해 온도가 더 높기 때문에 상대적으로 무거운 배기가스 분자에 충분한 운동에너지를 공급했기 때문인 것으로 판단되었다. 따라서 Fig. 4의 마하수 분포에서 하이드라진보다 FLP-106 추진제가 낮은 이유는 배기가스 온도가 높기 때문인 것으로 판단된다. 한편 축방향 속도 그래프를 통해 하이드라진의 점성계수가 작기 때문에 벽면으로부터의 경계층 효과가 FLP-106보다 상대적으로 약하다는 것을 알 수 있지만 그 차이는 미미한 것으로 판단된다. 다음으로 온도와 밀도 그래프를 확인하면 가장 두드러지게 차이가 나는 것을 알 수 있다. 노즐 중심에서의 온도 차이는 FLP-106이 하이드라진보다 3배가량 높은 고온 상태의 배기가스를 배출한다. 벽면에서의 온도도 FLP-106의 추진제가 열분해 온도가 높아 하이드라진보다 2배 높은 온도를 가진다. 노즐 출구에서의 온도와 속도의 그래프로부터 벽면 부근에서 급격한 구배구간을 가지는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해 노즐 벽면에서 점착이 발생하였다는 것을 알 수 있다. 한편 비열비, 점성계수, 열전도 계수 값을 두 추진제에 동일하게 설정하더라도 본 계산 결과와 큰 차이가 없는 것을 확인하였으며, 그 결과 연소실 온도와 혼합가스의 구성 및 특성이 배기가스 거동에 더 큰 영향을 주는 것으로 판단된다.

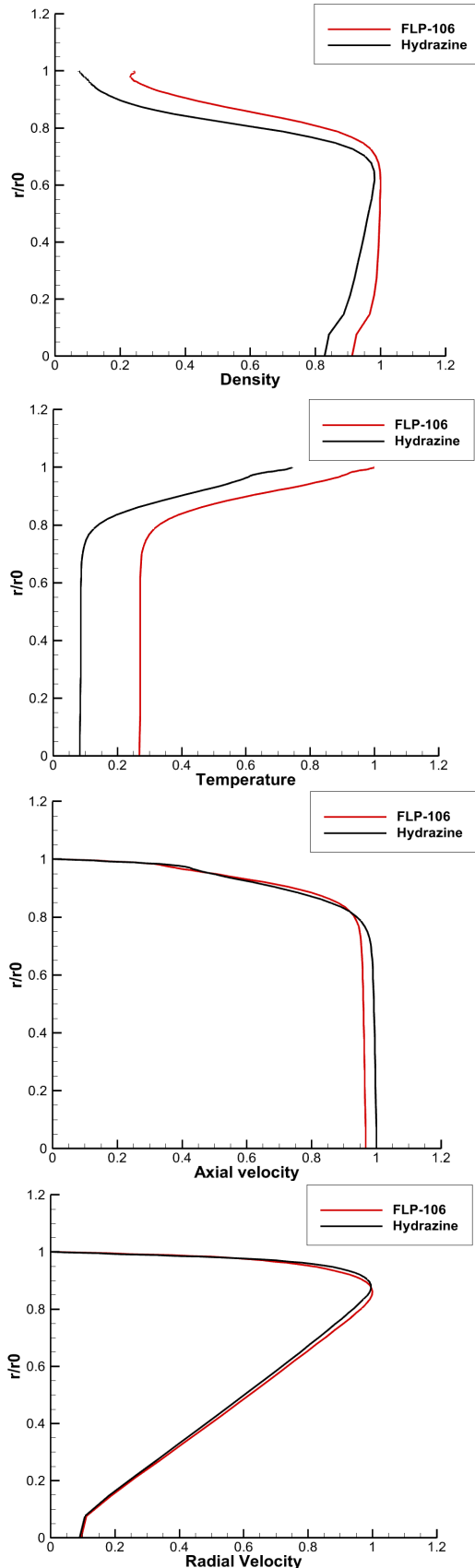


Fig. 5. Nozzle Exit Result of FLP-106 and Hydrazine

4.3 외부 배기가스 거동

고 진공환경에서 팽창하는 추력기 배기가스의 거동을 예측하기 위해 희박유동 해석에 적합한 직접모사법을 적용하였다. 계산영역은 Fig. 6과 같이 2차원 축대칭 비정렬 격자계로 구성했으며, 노즐 출구 상류 방향 쪽에 계산영역을 추가로 생성함으로써 후방유동의 거동도 관찰할 수 있도록 하였다. 이때 계산영역의 크기는 추력기 노즐 출구 길이를 기준으로 출구 방향으로 30배, 반경방향으로는 15배, 그리고 후방영역으로는 7배로 설정하였다. 배기가스가 본격적으로 팽창하기 직전인 노즐 출구 근처에서는 분자간 거리가 크지 않기 때문에 준 연속체 영역에 가깝다. 따라서 분자간의 충돌이 빈번하게 발생하므로 이를 고려해 노즐 출구 주변의 격자는 조밀하게 생성하였다. 경계조건은 Fig. 6과 같이 설정하였으며 Fig. 4에 제시된 내부유동의 노즐 출구에서의 배기가스 결과를 직접모사법 계산의 입력조건으로 사용하여 분자간의 충돌이 빈번한 노즐 내부 연속체 영역의 계산을 생략함으로써 계산의 효율성을 높임과 동시에 추력기 내부 경계층 유동영역의 영향을 정확하게 반영하고자 하였다. Fig. 7에 고 진공의 우주공간에서 직접모사법을 사용한 배기가스 거동 결과를 제시하였다. 우선 Fig. 7(a) 우선결과를 살펴보면 FLP-106과 하이드라진 두 추진제 배기가스 모두 고 진공의 우주공간에서 속도가 낮은 경계층 유동은 노즐 출구에서 배출되자마자 노즐 끝단을 중심으로 급격하게 유동 방향이 하류에서 상류로 전환되는 것을 알 수 있다. 따라서 Fig. 1과 같이 Prandtl-Meyer의

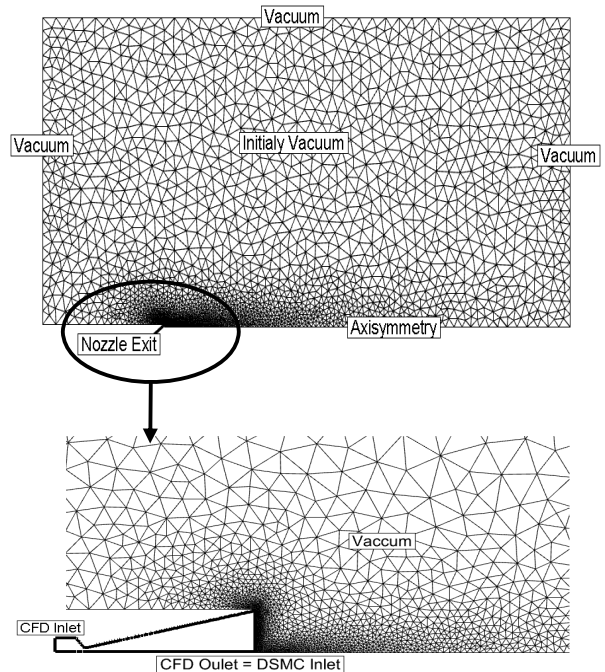


Fig. 6. Computational Grid for DSMC Method

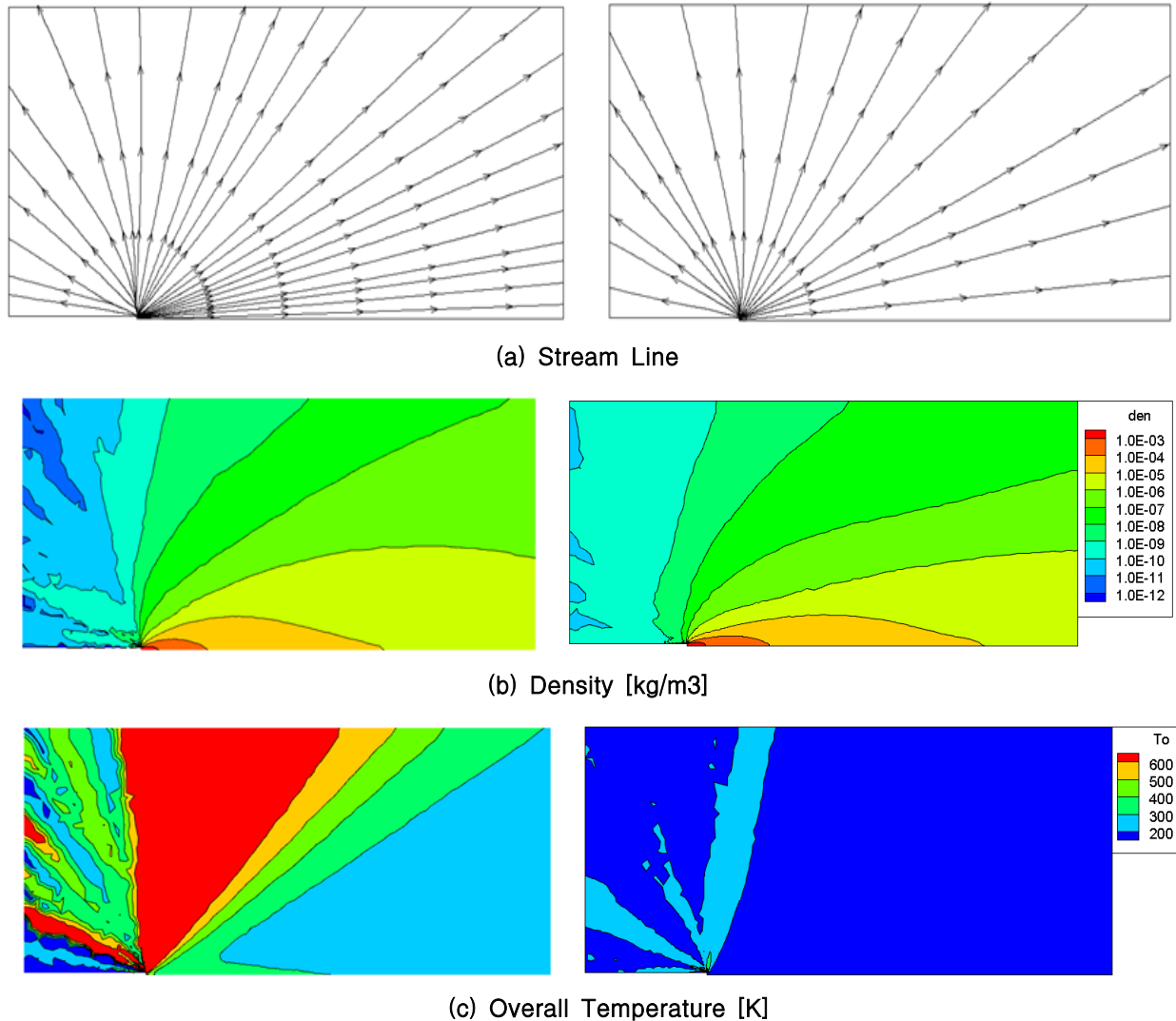


Fig. 7. DSMC Results of FLP-106(left) and Hydrazine(right)

한계각 이상으로 유동이 팽창하면서 우주공간 전체로 배기가스가 확산하는 모습을 확인할 수 있다. 이러한 후방유동에 의해 배기가스 분자들이 위성체 표면이나 주변 장치들과 충돌하게 되어 오염을 시키고 과도한 열 유속을 전달할 수 있다. 그 결과 이러한 경계층 유동분포는 고진공 우주공간에서 배기가스가 위성체로 향하는 후방유동의 원인으로 작용함을 알 수 있다. 따라서 위성체를 설계할 때에는 표면 오염과 열에 민감한 부품들은 충돌이 발생하지 않도록 설계를 최적화할 필요가 있다. 두 번째로 밀도결과인 Fig. 7(b)를 비교해보면 노즐 출구 부근에서 하류 방향으로 밀도 분포는 두드러진 차이를 가지지 않는다. 하지만 노즐 출구 상류의 후방유동 영역에서는 하이드라진의 밀도분포가 더 높게 분포하는 것으로 확인되었다. 이러한 차이를 보이는 주원인으로 두 추진제 배기가스 간의 분자량 차이에 기인한 것으로 분석된다. 즉, Table 1에서 보듯이 FLP-106 배기가

스 분자량은 하이드라진보다 2배 가량 무겁기 때문에 상대적으로 가벼운 하이드라진의 배기가스가 더 넓은 영역에 걸쳐 분포하게 되므로 그 결과 후방유동 영역에서 FLP-106보다 더 높은 밀도 분포를 가지게 된다. Fig. 7(c)에서는 두 추진제 배기가스 간 온도 분포 차이가 매우 두드러진 것으로 예측되었다. Table 1에서 보듯이 연소실에서 하이드라진의 단열 화염온도가 약 1,300K 정도임에 반해 FLP-106의 경우 2,100K 이상이므로 노즐을 통해 팽창된 배기가스 온도가 출구에서 FLP-106이 상대적으로 높다는 것을 앞서 Fig. 5의 온도 결과에서 확인할 수 있다. 그 결과, Fig. 7(c)에서 보여주듯이 하이드라진 배기가스의 경우 노즐 출구에서 멀어질수록 유동 하류영역에서는 200K 이하로 감소하며 팽창하지만 FLP-106 추진제는 동일한 지점에서 200K 이상의 분포를 가진다. 특히 후방유동에서 두드러지게 대비되는 것을 알 수 있는데 하이드라진과 비교해 FLP-106의 경우 300K

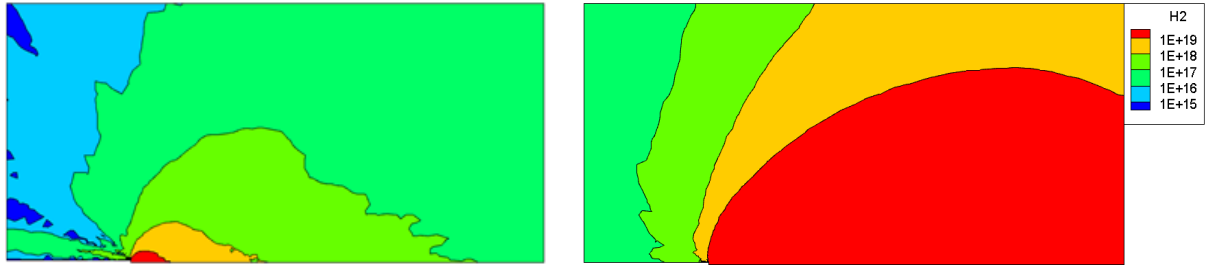


Fig. 8. Number density for H_2 of FLP-106 (left) and Hydrazine (right)

이상의 영역이 대부분이며, 최대 600K까지 온도가 분포하는 것으로 확인 가능하다. 따라서 FLP-106 추진제를 사용할 경우 후방유동으로 인하여 배기가스가 위성체 표면에 미치는 열하중의 강도가 하이드라진보다 상대적으로 매우 높을 것으로 예측되었다. 따라서 추력기 주변에 열적으로 민감한 부품들을 배치할 경우에는 하이드라진보다 FLP-106 추진제를 사용할 경우 더욱 주의하며 배기가스의 거동을 고려해서 위치를 선정해야 할 필요가 있다. 최종적으로 두 추진제 배기가스에 공통으로 포함되어 있는 H_2 의 수밀도 분포와 화학종 박리(species separation) 결과를 Fig. 8에 비교하였다. H_2 수밀도 결과를 살펴보면 하이드라진이 FLP-106보다 상류 및 하류영역에 넓은 범위에 분포하는 것으로 예측되었다. 분자량이 가벼운 H_2 입자는 다른 입자들과 달리 배기가스의 주 유동에서 박리되면서 후방유동에 의해 우주공간에 넓게 확산 및 분포하기 때문인 것으로 분석되었다. 따라서 특수한 극저온 환경에서 H_2 입자에 민감한 전자기기나 반도체 부품이 사용되었을 경우 H_2 입자의 흡착으로 인해 표면오염이 발생하게 되면 해당 부품의 성능에 큰 손상이 발생할 수 있을 수도 있다[16]. 이러한 점에서 H_2 가 적게 포함되는 FLP-106 추진제를 사용할 경우 하이드라진 대비 H_2 입자에 의한 배기가스의 영향이 적을 수도 있을 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 친환경 ADN 계열 추진제 배기가스의 영향을 연구하기 위해 FLP-106과 하이드라진 배기가스의 거동을 해석하여 비교하였다. 두 추진제는 모두 단일추진제로서 사용되지만 열분해 온도나 배기가스의 화학종이 크게 다르므로 기존에 주로 사용되는 유독성의 하이드라진 배기가스 거동과 큰 차이가 존재하는 것으로 확인할 수 있었다. 특히 온도와 H_2 입자의 분포 결과에서 두 추진제 간에 큰 차이가 존재하는 것으로 예측되었다. 온도분포 결과를 통해 FLP-106 추진제 배기가스는 하이드라진에 비해 추력기 연소실에서 열분해를 통해 발생된 단일화염온도가 높기 때문에 고온 영역이 추력기 상류 후방유동

영역에서 상대적으로 매우 넓게 분포하는 것으로 확인되었다. 따라서 FLP-106 추진제를 사용할 때에는 하이드라진보다 추력기 주변에 열적으로 민감한 센서나 장비를 장착하는 것에 대한 사전검증이 위성체 설계단계에서 반드시 필요할 것으로 판단된다. 반면에 H_2 입자는 FLP-106 추진제 배기가스에 적은 양으로 발생되기 때문에 하이드라진보다 후방유동으로 위성체와 충돌하는 양은 매우 적게 분포하는 것을 알 수 있다. 그 결과 FLP-106 추진제 배기가스가 위성체 표면에 충돌 시 H_2 에 의한 오염의 영향은 상대적으로 매우 적을 것으로 예측된다. 이러한 두 가지 큰 차이점의 관점에서 보았을 때 친환경 추진제를 선택할 경우에는 배기가스로 인한 표면오염과 열 하중의 영향을 결정하여 채택할 필요가 있다.

본 연구결과를 통해 하이드라진 추진제를 적용하던 기존의 위성체 설계와는 다른 관점에서 친환경 ADN 계열 추진제가 위성체에 직접적으로 미치는 영향에 대해 추가연구를 수행할 필요가 있다고 판단된다. 이를 위해 현재 친환경 ADN 계열 추진제의 배기가스가 3차원 위성체 형상에 미치는 영향에 대한 연구를 현재 수행하고 있는 중이다.

후 기

본 연구는 교육부 한국연구재단의 이공학개인지초 연구지원사업의 일환으로 수행되었습니다.

(과제번호: NRF-2017R1D1A1B03032602)

References

- 1) Negri, M., Wilhelm, M., and Hendrich, C., "Technology Development for ADN-based Green Monopropellant Thrusters an Overview of the Rheform Project," *7th EUCASS*, 2017.
- 2) Choudhary, G., Ilansen, H., Donkin, S., and Kirman, C., "Toxicological Profile for Hydrazines," *The Agency for Toxic Substances and Disease Registry*, 1997.
- 3) Garfield, L., "China's Out of Control Space

Station May Release a Toxic Chemical When It Crashes," *Business Insider*, 2018.

4) Cervone, A., Torre, L., and Agostino, L. D., "Development of Hydrogen Peroxide Monopropellant Rockets," *42nd AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.

5) Spores, R. A., Masse, R., and Kimbrel, S., "GPIM AF-M315E Propulsion System," *51th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2015.

6) Anflo, K., and Crowe, B., "In Space Demonstration of an ADN based Propulsion System," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011.

7) Kim, H., and Lee, K. H., "Exhaust Plume Behavior Study of MMH-NTO Bipropellant Thruster," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 45, No. 4, 2017, pp. 300~309.

8) Larsson, A., and Wingborg, N., "Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN)," *Advances in Spacecraft Technologies*, 2011, pp. 141~156.

9) Anflo, K., Moore, S., and King, P., "Expanding the ADN-based Monopropellant Thruster Family" *23rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite*, 2009.

10) Kim, M. G., Kwon, O. J., Chung, C. H., and

Yoon, S. J., "A DSMC Technique for Solving 2-D Rarefied Gas Flows on Unstructured Triangular Meshes," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 26, No. 8, 1998, pp. 20~30.

11) Jeon, W. J., Baek, S. W., Park, J. H., and Ha, D. S., "Rocket Plume Analysis with DSMC Method," *Journal of the Korean Society for Precision Engineering*, Vol. 18, No. 5, 2014, pp. 54~61.

12) BIRD, G. A., "Molecular Gas Dynamics and The Direct Simulation of Gas Flows," Oxford University Press Inc., 1994.

13) Akhlaghi, H., "Study of Convergence Time for Rarefied Gas Simulations Using an Unstructured DSMC Solver," *Numerical Heat Transfer Fundamentals*, Part B, 0: 1-17, 2015.

14) Lee, C. S., and Lee, K. H., "Analysis Study of Liquid Apogee Engine Plume for Geostationary Satellite," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 12, No. 5, 2018, pp. 8~15.

15) Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with The SST Turbulence Model," *Proceedings of the 4th International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer*, 2003, pp. 625~632.

16) Weiller, B. H., Barrie, J. D., Aitchison, K. A., and Chaffee, P. D., "Materials for Smart Systems," *Materials Research Society*, 1995, pp. 535~540.