

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(4), 300-309(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.4.300

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

MMH-NTO 이원추진제 추력기의 배기가스 거동 해석 연구

김현아*, 이균호**

Exhaust Plume Behavior Study of MMH-NTO Bipropellant Thruster

Hyeonah Kim* and Kyun Ho Lee**

Department of Aerospace Engineering, Sejong University, Korea* ,**

ABSTRACT

A spacecraft obtains a reaction momentum required for an orbit correction and an attitude control by exhausting a combustion gas through a small thruster in space. If the exhaust plume collides with spacecraft surfaces, it is very important to predict the exhaust plume behavior of the thruster when designing a satellite, because a generated disturbance force/torque, a heat load and a surface contamination can yield a life shortening and a reduction of the spacecraft function. The purpose of the present study is to ensure the core technology required for the spacecraft design by analyzing numerically the exhaust gas behavior of the 10 N class bipropellant thruster for an attitude control of the spacecraft. To do this, calculation results of chemical equilibrium reaction between a MMH for fuel and a NTO for oxidizer, and continuum region of the nozzle inside are implemented as inlet conditions of the DSMC method for the exhaust plume analysis. From these results, it is possible to predict a nonequilibrium expansion such as a species separation and a backflow in the vicinity of the bipropellant thruster nozzle.

초 록

우주비행체는 우주공간에서 소형 추력기를 통해 연소가스를 노즐 외부로 배출시킴으로써 궤도보정 및 자세제어에 필요한 반작용 모멘텀을 발생시킨다. 이때 배출된 배기가스가 우주비행체의 표면과 충돌하면서 발생된 교란 힘 및 교란토크, 열 부하, 표면 오염 등은 우주비행체의 수명 단축 및 기능저하를 유발시킬 수 있으므로 추력기 배기가스 거동에 관한 예측은 우주비행체 설계시 매우 중요한 절차라고 할 수 있다. 본 연구에서는 우주비행체의 자세제어용 추력기로 사용되는 10 N급 이원추진제 추력기의 배기가스 거동을 수치적으로 해석함으로써 우주비행체 설계에 필요한 핵심기술을 확보하는 것이 목적이다. 이를 위해 모노메틸하이드라진(MMH) 연료와 사산화이질소(NTO) 산화제의 화학평형반응과 추력기 노즐 내부 연속체 영역 계산을 수행한 후 배기가스 해석을 위한 직접모사법(DSMC)의 유입조건으로 적용하였다. 해석 결과, 이원추진제 추력기 노즐 부근에서 배기가스의 화학종 박리와 같은 비평형 팽창과 후방유동의 특성들을 예측할 수 있었다.

Key Words : MMH(모노메틸하이드라진), NTO(사산화이질소), Bipropellant Thruster(이원추진제 추력기), Exhaust Plume(배기가스), Direct Simulation Monte Carlo(직접모사법)

† Received : August 29, 2016 Revised : February 7, 2017 Accepted : February 7, 2017

** Corresponding author, E-mail : khlee0406@sejong.ac.kr

1. 서론

일반적으로 인공위성을 포함한 우주비행체의 추진시스템은 발사체 분리 후 임무궤도로 전이하기 위한 궤도투입기능과 임무궤도 상에서 자세제어를 포함한 궤도유지기능을 수행해야 한다. 따라서, 정지궤도위성 또는 무인화물선과 같이 수톤 이상의 중량을 가지는 대형 우주비행체의 경우 연료 소모를 절감하고 중량을 최소화하기 위해 비추력이 상대적으로 높은 모노메틸하이드라진(Monomethylhydrazine, MMH, CH_6N_2)과 사산화이질소(Dinitrogen Tetroxide, NTO, N_2O_4)를 연료와 산화제로 조합한 이원추진제 시스템을 대표적으로 사용한다[1]. 임무궤도에 도달한 우주비행체는 연료와 산화제의 연소반응으로 발생시킨 고온 및 고압의 연소가스를 소형 추력기 노즐을 통해 외부로 배출시킴으로써 자세제어 및 궤도보정에 필요한 반작용 모멘텀을 얻게 된다. 이때, 고진공의 우주환경으로 배출된 배기가스는 대기압 조건에서와 달리 Prandtl-Meyer 각의 한계를 초과하여 과도하게 팽창하게 된다. 그 결과 Fig. 1과 같이 우주비행체로 역류하는 후방유동(Back-flow)에 의해 비행체 표면과 배기가스 간의 충돌이 증가하면서 교란 힘 및 교란토크로 인한 자세제어 외란, 고온의 배기가스로 인한 열 부하, 탐재체와 태양전지판의 표면 오염 등과 같이 우주비행체의 수명 단축 및 기능저하를 유발시킬 수 있다[2,3]. 따라서 추력기 배기가스 거동에 관한 예측은 우주비행체 설계시 매우 중요한 절차라고 할 수 있다[4].

모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 사용하는 이원추진제 추력기의 배기가스 연구 동향을 살펴보면, 해외 우주선진국들에서는 독자 기술로 해석 프로그램을 개발하여 인공위성 설계 단계에 적용하여 왔다[5-7]. 대표적으로 유럽의 Airbus Defence & Space 사에서는 1990년대부터 SYSTE-MA/PLUME이라는 해석 소프트웨어를 개발하

여 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 사용하는 자세제어 추력기 배기가스와 정지궤도위성체 간의 상호작용을 지속적으로 모델링해왔다[5]. 이를 통해 해석 모델과 결과를 체계적으로 데이터베이스화하여 정지궤도위성 설계에 반영함으로써 비용 절감과 기간 단축을 통해 위성체 개발과정을 최적화하는데 활용하고 있다[5].

한편, 국내 연구동향을 살펴보면 저궤도위성인 다목적실용위성 개발과 더불어 위성 기술자립화를 지속적으로 추구한 결과 하이드라진을 사용하는 단일추진제 소형 자세제어 추력기에 대한 배기가스 연구는 국내 기술로 상당부분 진행되었다 [4, 8-10]. 반면에 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 이원추진시스템 경우 2010년 발사된 천리안 위성에 처음으로 국내에 도입된 이래 현재 개발 중인 2기의 정지궤도복합위성에도 사용될 예정이지만 해외 우주선진국으로부터 기술이전이 극도로 제한되는 분야일 뿐만 아니라, 이원추진제의 연소현상 연구 부족 및 복잡한 시스템 구성과 운영 등으로 인해 아직까지는 해외로부터 전체 시스템을 구매하여 도입하고 있다. 특히 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 사용하는 이원추진제 추력기 배기가스의 경우 단일추진제 하이드라진에 비해 가스성분의 종류가 다양하고 상당히 고온이기 때문에 저궤도위성에 비해 우주비행체에 미치는 영향이 클 것으로 예상된다. 그럼에도 불구하고, 그 중요도에 비해 국내에서는 아직까지 배기가스 거동에 대한 핵심연구가 본격적으로 진행되지 않고 있다. 따라서 향후 차세대 정지궤도위성 뿐만 아니라 달착륙선과 같은 우주비행체를 개발하는데 필요한 이원추진시스템 핵심 설계 기술을 국내에서 자체적으로 확보함으로써 국가 우주개발 능력의 자립도를 높이기 위한 일환으로 본 논문에서는 우주비행체의 자세제어용 추력기로 사용되는 10 N급 모노메틸하이드라진-사산화이질소 이원추진제 추력기의 배기가스 거동을 본격적으로 연구하는 것이 목적이다. 이때, 배기가스의 거동 예측시 배기가스의 상태에 따라 전체 계산과정을 연료와 산화제의 화학평형반응을 이용한 추력기 연소실에서의 연소가스 해석, Navier-Stokes 방정식을 이용한 추력기 내부 연속체 영역의 유동해석, 직접모사법을 이용한 추력기 외부 희박영역에서의 배기가스 거동해석의 3 단계로 나누었으며, 각 단계에서 얻은 결과를 후속단계의 입력조건으로 활용함으로써 전체 계산과정의 효율성을 증대할 수 있도록 하였다. 이렇게 서로 다른 수치기법들로부터 얻은 결과들을 입력조건으로 결합함으로써 연속체와 희박영역을 동시에 고

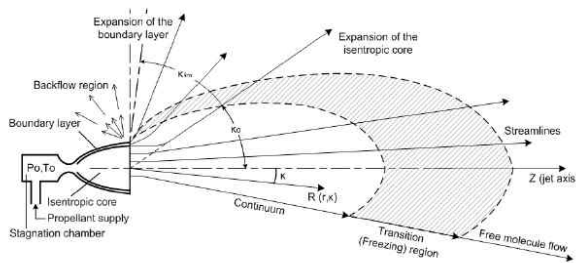


Fig. 1. Thruster plume flow regimes in vacuum[4]

려하였을 뿐만 아니라 비평형성 및 후방유동 등과 같이 진공의 우주공간에서 배기가스가 가지는 고유의 특성들을 예측할 수 있었다.

II. 이원추진제 추력기 내부유동 해석

2.1 10 N급 이원추진제 추력기

본 연구에서는 배기가스 해석결과의 유용성을 높이기 위해 실제 정지궤도위성 및 무인화물선의 자세제어용 추력기로 사용되고 있는 10 N급 이원추진제 추력기를 해석모델로 고려하였다. 본 추력기는 유럽 Airbus Defence & Space사에서 개발하였으며, 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 이원추진제로 사용한다. 1974년부터 사용된 이래 현재까지 다양한 인공위성 및 우주비행체의 자세제어용 추력기로 130회 이상 사용되면서 안정적인 성능을 보장하고 있다. 해당 추력기의 자세한 성능규격을 Table 1에 정리하였다[1,11].

2.2 이원추진제 화학평형반응 계산

첫 번째 단계로서 이원추진제 추력기 노즐 내부유동을 해석하기 위한 입력조건을 구하기 위해 식 (1)에 제시한 모노메틸하이드라진과 사산화이질소의 화학평형반응식을 이용해 연소실 내에서 이원추진제 연소가스의 상태량을 계산하였다. 이때 액체 연료와 액체 산화제는 화학반응 후에 기체 생성물로 모두 변환되었다고 가정했으며, 생성물

Table 1. Specification of 10 N bipropellant thruster[11]


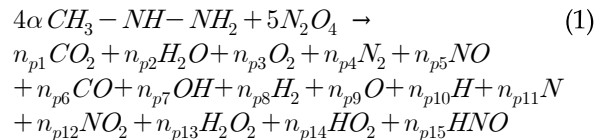
Specification	Data
Thrust	10 N
Specific Impulse	291 s
Flow Rate	3.50 g/s
Mixture Ratio	1.65
Chamber Pressure (gauge pressure)	9 bar
Inlet Pressure	10 ~ 23 bar
Fuel	MMH
Oxidizer	N ₂ O ₄
Configuration	

Table 2. Elementary equilibrium reactions[12]

No.	Elementary Equilibrium Reactions
1	$2CO_2 \rightleftharpoons 2CO + O_2$
2	$2H_2O \rightleftharpoons 2OH + H_2$
3	$2H_2O \rightleftharpoons 2H_2 + O_2$
4	$H_2 \rightleftharpoons 2H$
5	$O_2 \rightleftharpoons 2O$
6	$N_2 \rightleftharpoons 2N$
7	$N_2 + O_2 \rightleftharpoons 2NO$
8	$N_2 + 2O_2 \rightleftharpoons 2NO_2$
9	$H_2 + O_2 \rightleftharpoons H_2O_2$
10	$H_2 + 2O_2 \rightleftharpoons 2HO_2$
11	$N_2 + H_2 + O_2 \rightleftharpoons 2HNO$

을 이상기체로 모델링함으로써 표준엔탈피와 엔트로피가 온도만의 함수가 되도록 단순화하였다[12].



여기서 n_{pi} 는 각 생성물들의 몰수를, α 는 1몰의 연료에 대해 반응에 참여하는 산화제의 몰수인 이론반응계수(Stoichiometric Coefficient)를 나타낸다[12].

식 (1)의 반응식에 따라 본 연구에서는 총 15가지의 화학종 가스성분을 고려했으며, 각 생성물들의 몰수 n_{pi} 는 반응 전후 C, O, H, N 원자들의 질량 보존방정식과 Table 2의 각 생성물들의 개별 요소평형반응에 대한 평형상수 K_{pi} ($i=1\sim 11$)로 구성된 식 (2)의 비선형 연립방정식들을 계산함으로써 얻을 수 있다[12].

$$n_{p1} + n_{p6} - 4\alpha = 0 \quad (2)$$

$$2n_{p2} + n_{p7} + 2n_{p8} + n_{p10} - 24\alpha = 0$$

$$2n_{p1} + n_{p2} + 2n_{p3} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p9} + 2n_{p12} + 2n_{p13} + 2n_{p14} + n_{p15} - 20 = 0$$

$$2n_{p4} + n_{p5} + n_{p11} + n_{p12} + n_{p15} - 8\alpha - 10 = 0$$

$$n_{p5}^2 - K_{p7}n_{p4}n_{p3} = 0$$

$$n_{p6}^2n_{p3}P_r - K_{p1}n_{p1}^2n_t = 0$$

$$n_{p7}^2n_{p8}P_r - K_{p2}n_{p2}^2n_t = 0$$

$$n_{p8}^2n_{p3}P_r - K_{p3}n_{p2}^2n_t = 0$$

$$n_{p9}^2P_r - K_{p5}n_{p3}n_t = 0$$

$$n_{p10}^2P_r - K_{p4}n_{p8}n_t = 0$$

$$n_{p11}^2P_r - K_{p6}n_{p4}n_t = 0$$

$$n_{p12}^2n_t - K_{p8}n_{p4}n_{p3}^2P_r = 0$$

$$\begin{aligned}
 n_{p13}n_t - K_{p9}n_{p8}n_{p3}P_r &= 0 \\
 n_{p14}^2n_t - K_{p10}n_{p8}^2n_{p3}P_r &= 0 \\
 n_{p15}^2n_t - K_{p11}n_{p4}n_{p8}n_{p3}P_r &= 0 \\
 n_{p1} + n_{p2} + n_{p3} + n_{p4} + n_{p5} + n_{p6} + n_{p7} + n_{p8} + n_{p9} \\
 + n_{p10} + n_{p11} + n_{p12} + n_{p13} + n_{p14} + n_{p15} - n_t &= 0
 \end{aligned}$$

이때, n_t 는 생성물들 몰수의 총 합을, P_r 은 기준 압력(=1.013 bar)에 대한 연소실 압력의 비를 의미한다[12]. Table 2의 개별 요소평형반응에 대한 평형상수들은 Gibbs의 자유에너지를 이용하여 식 (3)과 같이 정의될 수 있으며, Gibbs의 자유에너지를 식 (4)와 같이 특정 온도에서의 엔탈피와 엔트로피 그리고 온도의 대수적 관계식으로 정의될 수 있다[12].

$$K_p = \exp\left(-\frac{\Delta G^\circ}{RT}\right) \quad (3)$$

$$\Delta G^\circ = \Delta H^\circ - T\Delta S^\circ \quad (4)$$

본 연구에서는 연소실의 연소가스 생성물을 이상 기체로 가정하였으므로 정압비열, 표준 엔탈피 그리고 엔트로피를 식 (5)~(7)과 같이 온도에 대한 다항식 형태로서 정의할 수 있다[12].

$$\frac{C_p^\circ}{R} = a_1 + a_2T + a_3T^2 + a_4T^3 + a_5T^4 \quad (5)$$

$$\frac{H^\circ}{RT} = a_1 + \frac{a_2}{2}T + \frac{a_3}{3}T^2 + \frac{a_4}{4}T^3 + \frac{a_5}{5}T^4 + \frac{a_6}{T} \quad (6)$$

$$\frac{S^\circ}{R} = a_1 \ln T + a_2T + \frac{a_3}{2}T^2 + \frac{a_4}{3}T^3 + \frac{a_5}{4}T^4 + a_7 \quad (7)$$

이때, 각 식의 다항식 계수 $a_1 \sim a_7$ 은 NASA에서 제공하고 있는 데이터를 이용하였다[12].

종합하면 우선 주어진 연소가스의 온도를 이용해 엔탈피, 엔트로피, Gibbs 자유에너지와 Table 2의 개별 요소평형반응에 대한 평형상수 값을 순차적으로 계산한다. 이 값들을 식 (2)의 16개 연립방정식 계수로 대입한 후 비선형 연립방정식의 수치해석 기법인 뉴턴법(Newton method)을 사용하여 해를 구함으로써, 최종적으로 각 연소가스 생성물들의 몰수(몰분율)와 더불어 식 (8)로부터 연소가스의 단열화염온도를 예측할 수 있다.

$$\begin{aligned}
 \Delta H_r^0 + \sum_i n_{pi,reactants} \int_{298}^{T_{int}} C_{pi} dT \\
 = \sum_i n_{pi,products} \int_{298}^{T_{ad}} C_{pi} dT
 \end{aligned} \quad (8)$$

이때, T_{int} 는 반응물의 초기 온도, T_{ad} 는 생성물의 단열화염온도를 나타낸다[12].

Table 3. Major mole fraction result of MMH-NTO gas products for 10 N thruster

Gas Product	Mole Fraction		
	Present Result	CEA Result	Relative Error (%)
CO_2	0.0362	0.0361	0.28
H_2O	0.3242	0.3236	0.19
N_2	0.3041	0.3041	0.00
CO	0.1310	0.1311	0.08
H_2	0.1561	0.1564	0.19

Table 4. Adiabatic flame temperature results for 10 N thruster

Present Result	3056.1 K
CEA Result	3051.4 K
Relative Error (%)	0.15

상기의 절차를 통해 계산한 10 N 이원추진제 추력기의 주요 연소가스 생성물 몰분율과 단열화염온도 결과를 Table 3과 4에 제시하였다. 결과의 신뢰성을 검증하기 위해 NASA의 CEA (Chemical Equilibrium with Applications) 프로그램과 비교한 결과 몰분율의 경우 최대 0.28% 이내의 오차를, 단열화염온도는 불과 0.15%의 오차를 가지는 비교적 정확도가 높은 결과가 도출된 것으로 확인되었다.

2.3 10 N 추력기 내부유동 해석

진공의 우주공간으로 추력기 내부유동이 배출 되면 벽면의 경계층 영향으로 인해 노즐 출구 부근에서 급격한 후방유동(backflow)으로 확산하기 때문에 배기가스 해석시 추력기 내부 경계층 유동의 영향을 반영하는 것이 매우 중요한 것으로 알려져 있다[4]. 일반적으로 추력기 내부 유동영역은 분자 수가 충분히 많은 연속체 영역에 해당되므로 기체운동론에 기반을 둔 직접모사법을 사용할 경우 계산시간과 저장메모리의 크기가 비약적으로 증가하는 단점이 존재한다[4]. 따라서 두 번째 단계로서 본 연구에서는 추력기 노즐 내부 유동 해석시 계산의 효율성을 높일 수 있도록 연속체 방정식인 Navier-Stokes 방정식을 기반으로 한 상용 소프트웨어 FLUENT를 이용하였다. 이때, 정상상태로 가정하였으며, 난류모델은 $k-w$ SST(Shear Stress Transport) 모델을 사용하였다.

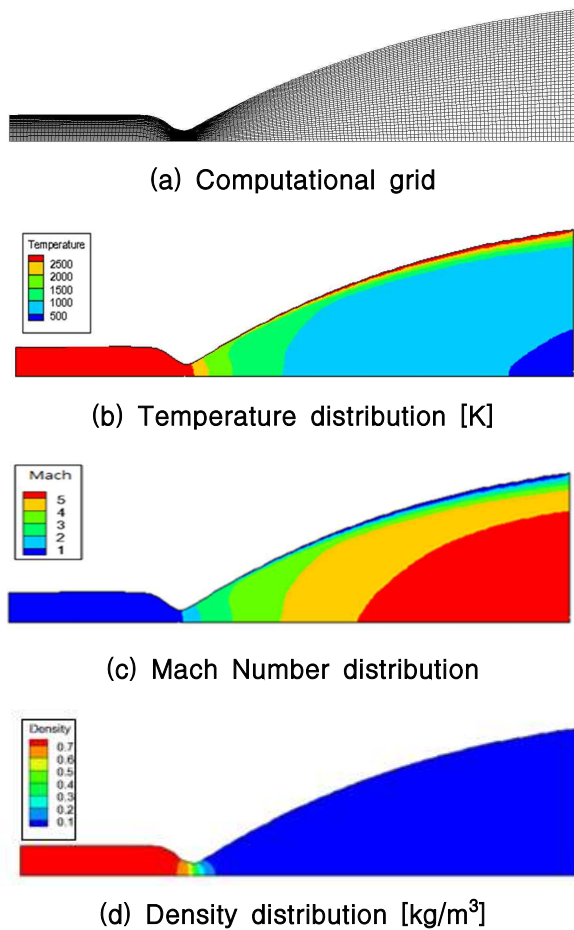


Fig. 2. Internal flow results of 10 N thruster

한편 모노메틸하이드라진과 사산화이질소 이원추진제 화학반응으로 인한 연소실에서의 연소가스 상태량을 초기조건으로 입력하기 위해 2.2 절의 첫 번째 단계에서 구한 단일화염온도와 이원추진제 연소가스 생성물들의 몰분율 값들을 동결조건으로 적용하였으며, 이때 식 (1)의 15종 화학종 가스성분 중에서 물분율의 값이 비교적 높은 비중을 차지하는 11종(CO_2 , H_2O , O_2 , N_2 , NO , CO , OH , H_2 , O , H , N)을 계산에 포함하였다. 또한 연소실 초기 정체점 압력은 Table 1에 명시된 추력기 설계규격인 연소실 압력 9 bar를 적용하였다. 한편, 추력기 노즐 내부 연속체 유동 해석을 위한 계산영역은 Fig. 2(a)와 같이 축방향 150개와 반경방향 41개로 구성된 총 6,150개의 2차원 축대칭 정렬격자계로 모델링하였으며, 격자수에 따른 계산결과 변화는 크지 않은 것을 확인하였다. 최종 해석 결과 중에서 대표적으로 온도, 마하수, 밀도 분포를 Fig. 2(b)~(d)에 제시하였으며, 특히 온도의 경우 단일추진제 하이드라진은 추력기 노즐 중심영역에서 약 130 K 정도인 반면에[4], 모노메틸하이드라진-사산화이질소

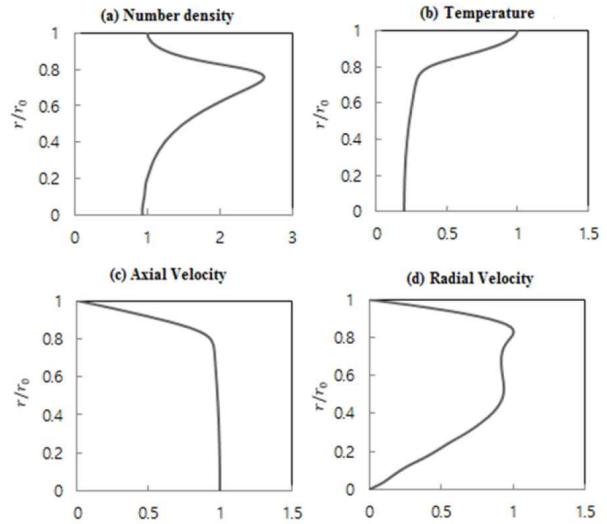


Fig. 3. Nozzle exit properties of thruster

이원추진제의 경우 이보다 높은 약 515 K으로 예측되었다. 한편, 마하수는 단일추진제와 이원추진제 추력기 모두 노즐 출구에서 5 이상의 초음속 유동을 배출하는 것으로 확인되었다[4]. 최종적으로 배기가스 해석시 직접모사법의 입력조건으로 필요한 추력기 노즐 출구에서의 수밀도, 온도, 축방향 및 반경방향 속도 분포들을 연속체 방정식 계산결과로부터 도출하여 Fig. 3과 같이 반경방향에 대해 무차원 형태로 정리하였다.

노즐 벽면에 근접할수록 벽면 부근에 존재하는 경계층 영역으로 인해 각 물성치들이 급격하게 변화하는 것을 확인하였으며, 그 결과 경계층 유동의 영향을 고려하는 것이 배기가스의 거동을 정확하게 해석하는데 중요한 인자라고 판단된다.

III. 이원추진제 추력기 배기가스 해석

3.1 직접모사법

일반적으로 유동영역의 특성에 따른 계산방법은 유동을 이루는 분자들의 평균 자유이동거리, λ (mean free path)와 특성길이, L (characteristic length)의 비로 정의되는 식 (9)의 Knudsen 수의 크기에 따라 Fig. 4와 같이 구분할 수 있다[13].

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \tag{9}$$

본 연구에서 고려하는 진공의 우주공간은 분자들 간의 평균 자유이동거리가 매우 크기 때문에 희박영역에 해당되므로 Navier-Stokes 방정식과 같이 연속체 영역의 유동 해석에 적용되는 방법

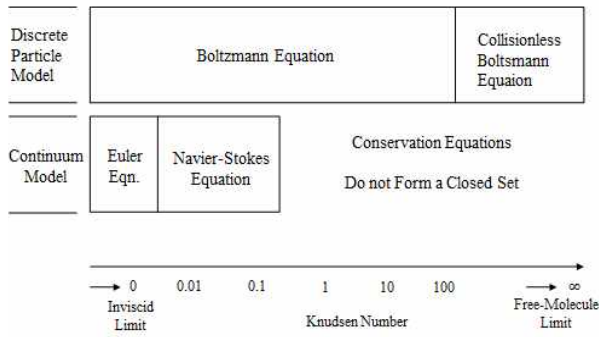


Fig. 4. Knudsen number of flow regimes[13]

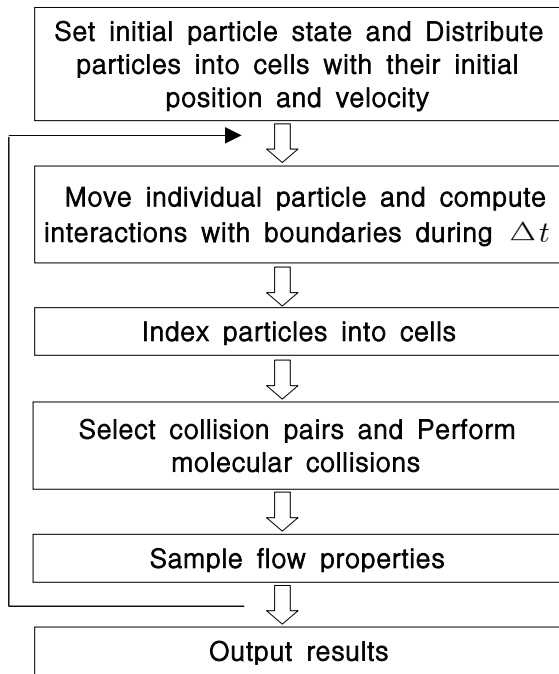


Fig. 5. Flow chart of DSMC method

은 더 이상 적합하지 않게 된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + c_j \frac{\partial}{\partial c_j}(nf) + \frac{\partial}{\partial c_j}(F_j nf) \quad (10)$$

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

따라서 개별 분자들의 거동을 모델링할 수 있도록 식 (10)과 같이 정의된 볼츠만 방정식 (Boltzmann Equation)의 사용이 필요하다[13]. 볼츠만 방정식은 Fig. 4에서 보듯이 모든 Knudsen 수의 영역에서 사용할 수 있다는 장점이 있는 반면에 미분 항과 이종적분 항을 동시에 포함하고 있어 비선형성이 크기 때문에 직접적으로 방정식을 풀어 해를 구하기에는 한계가 크다. 따라서

통계적인 기법을 통해 개별 분자들의 유동을 거시적으로 시뮬레이션할 수 있는 직접모사법 (Direct Simulation Monte Carlo)을 사용해 근사해를 구하는 방법이 많이 선호되고 있다[13].

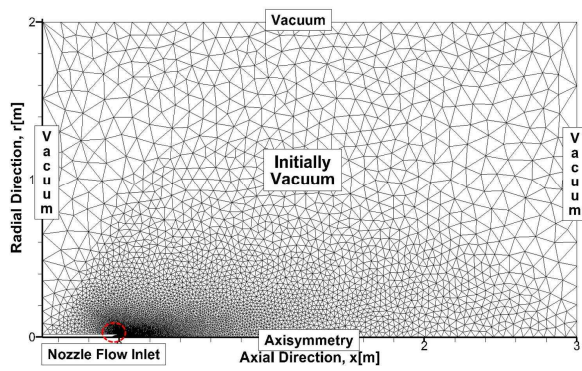
직접모사법은 유동장을 구성하는 다수의 실제 분자들을 일정 개수의 모사입자로 대표한 뒤, 기체운동론에 기반하여 이들의 거동을 개별적으로 추적한다. 이때, 시간에 따른 입자의 이동, 입자간의 충돌 및 에너지 교환, 경계면에서 발생하는 상호 작용 등 유체분자들의 미시적인 거동을 통계적 기법으로 처리함으로써 온도, 밀도, 압력 등과 같은 전체 유동장의 거시적 특성을 도출한다 [4]. 일반적인 직접모사법의 계산 알고리즘은 Fig. 5와 같으며 충분한 반복계산을 수행함으로써 볼츠만 방정식의 근사해를 구하게 된다[13].

3.2 10 N 추력기 배기가스 해석

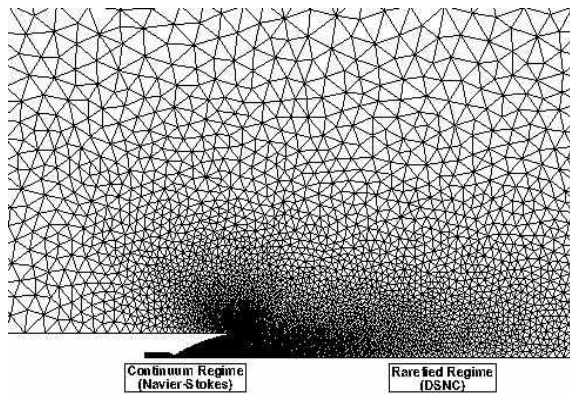
Figure 1에 나타냈듯이 추력기 노즐 출구 부근에서 연속체 유동상태로 배출된 배기가스가 노즐 출구로부터 점점 가속되면서 급격한 팽창에 의해 최종적으로는 분자간의 충돌이 극히 희박해지는 자유분자 영역으로 유동의 특성이 바뀌게 된다. 이와 동시에 노즐 내부 경계층 유동의 영향으로 인해 배출된 배기가스와는 반대인 상류 쪽으로 역류하는 후방유동이 발생하게 되는데, 기존의 연속체 방정식을 적용하여 해석할 경우 준평형 상태 가정의 오류로 인해 후방유동 현상을 정확하게 예측하기에는 물리적 한계가 큰 것으로 알려져 있다[4].

따라서 본 연구에서는 노즐 출구를 기준으로 추력기 내부와 외부 영역으로 나누어서 각 유동 특성에 적합한 계산방법을 적용한 후 노즐 출구에서의 배기가스 물성치 결과를 공유함으로써 계산의 효율성을 높이고자 하였다. 이를 위해 두 번째 단계인 추력기 내부 유동영역에는 2.3절과 같이 연속체 방정식을 적용하였고, 세 번째 단계에 해당하는 외부 진공영역에서 확산하는 추력기 배기가스의 거동해석에는 삼각형 셀을 이용하여 비정렬 격자계를 구성한 2차원 축대칭 직접모사법을 사용하였다[4].

이때, 추력기 내부 경계층 영역의 영향을 반영함으로써 배기가스의 거동을 보다 정확하게 해석하기 위해 연속체 방정식으로부터 계산된 Fig. 3의 노즐 출구에서의 물성치 결과들을 직접모사법의 유입조건으로 적용하였다. 또한, 직접모사법 계산시 입자들의 충돌쌍은 Bird의 비시계수법 (No Time Counter)을 사용하여 샘플링하였으며, 입자들의 충돌 모델은 총 충돌단면이 각 충돌입



(a) Boundary Condition



(b) Grid near nozzle exit

Fig. 6. Boundary condition and grid

자의 병진 에너지에 비례하는 가변강구모델 (Variable Hard Sphere Model, VHS)을 적용하였다. 또한, 입자들 간의 충돌로 인해 교환된 병진 에너지와 내부에너지의 재분배는 Larsen-Borgnakke 모델을 사용하였으며, 모사입자와 고체표면과의 상호작용은 확산반사(Diffuse Reflection) 모델을 적용하였다[4]. 본 연구에서 고려한 직접모사법의 계산영역과 경계조건을 Fig. 6에 제시하였다. 희박영역에서 배기가스의 팽창과 확산으로 인한 거동을 관찰하기 위해 노즐 전방의 축방향으로 3 m, 반경방향으로 2 m로 계산영역을 설정했으며, 노즐 상류 쪽으로 0.5 m의 영역을 추가로 고려함으로써 후방유동도 고려할 수 있도록 하였다. 이때, 노즐 출구 부근의 배기가스 유동은 아직 준연속체 영역에 해당되므로 직접모사법 계산 시 분자간의 충분한 충돌을 통해 평균적으로 더욱 정확한 샘플링 결과를 얻을 수 있도록 노즐 출구 부근의 격자를 조밀하게 배치하였다. 또한 $r = 0$ 은 축대칭 축이며, 그 밖의 외부 경계영역은 모두 진공으로 가정했으며, 계산영역은 전체 7,077 개의 노드와 13,837개의 셀로 구성하였다. 총

10,000번의 직접모사법 계산을 수행하는 동안 30 번 반복계산 후 샘플링했으며, 정상상태에 도달했을 때 입자수는 약 26만개 정도이다.

직접모사법을 이용해 진공의 우주공간에서 배기가스 거동을 해석한 주요 결과들을 Fig. 7에 제시하였다. 우선 Fig. 7(a)의 유속결과를 살펴보면 배기가스가 진공의 우주공간으로 배출됨과 동시에 속도가 낮은 경계층 유동이 노즐 끝단(lip)을 중심으로 급격하게 회전하는 것을 알 수 있다. 그 결과 Prandtl-Meyer의 한계각 이상으로 후방유동이 발생하면서 추력기 상류방향을 포함한 전체 공간으로 배기가스가 확산되는 것으로 분석되었다. 이러한 후방유동에 의해 배기가스 분자들이 우주비행체 표면 및 부품들과 충돌함으로써 오염, 교란 힘/토크, 열 부하 등의 부정적인 영향들을 발생시킬 수 있기 때문에 우주비행체 설계 시 배기가스 거동 해석을 통한 위성체 형상과 핵심부품 위치의 최적화 필요성이 있다는 점을 본 연구결과를 통해 재차 확인하였다.

Figure 7(b)의 밀도분포 결과를 통해 배기가스가 노즐 출구로부터 멀어지면서 팽창되기 때문에 밀도가 점차 감소하였으며, 후방유동에 의해 노즐 상류영역에서도 주 유동에 비해 미약하지만 일정 수준이상의 배기가스가 존재하는 것으로 예측되었다. 이때, 대기압 조건에서 과팽창된 초음속의 배기가스 밀도가 감소하다가 국소적으로 갑자기 증가하는 유동 압축현상은 관측되지 않았는데, 이는 사출된 배기가스의 압력이 진공의 우주공간보다 항상 높기 때문인 것으로 판단되었다. 또한 후방유동 밀도가 기존연구[4]의 단일추진제 하이드라진 보다 다소 높은 수준으로 분포하였으며, 따라서 위성체와 이원추진제 배기가스 간의 충돌 영향이 상대적으로 클 수 있을 것으로 예상된다. 한편, 배기가스의 총 온도(overall temperature), 병진(translational) 및 회전(rotational) 온도분포들을 Fig. 7(c)~(e)에 나타내었다. 단열조건 하에서 총 온도의 경우 경계층 내부의 국부적인 가열로 인해 단일추진제 하이드라진은 추력기 노즐 벽면 끝단에서 약 600 K 정도로 계산되었으나[4], 모노메틸하이드라진-사산화이질소 이원추진제의 경우 이보다 높은 2,000 K 정도로 예측되었다. 이는 노즐을 통해 단일추진제와 이원추진제 모두 유사한 수준의 마하 수로 배기가스를 팽창시키더라도 연소실에서 하이드라진의 단열화염온도가 약 1,700 K 정도임에 반해 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 경우 3,000 K 이상이므로 노즐 출구에서의 배기가스 온도 역시 이원추진제가 상대적으로 높은 것으로

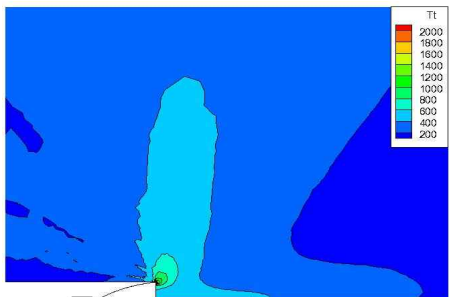
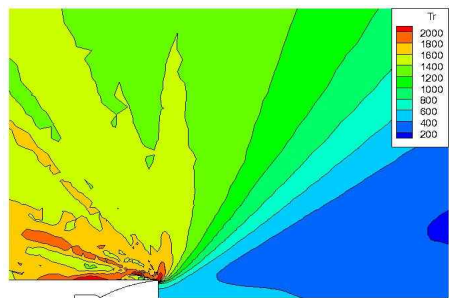
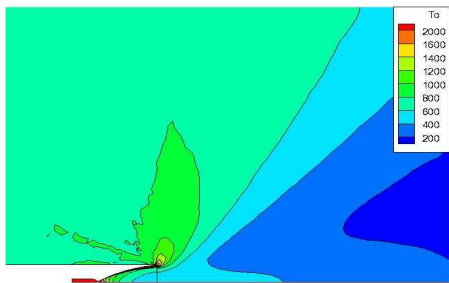
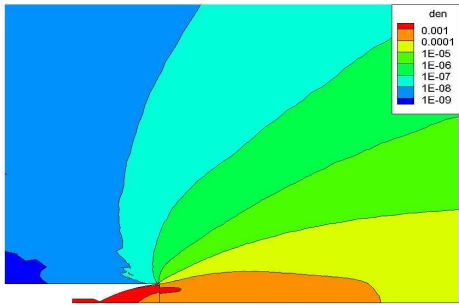
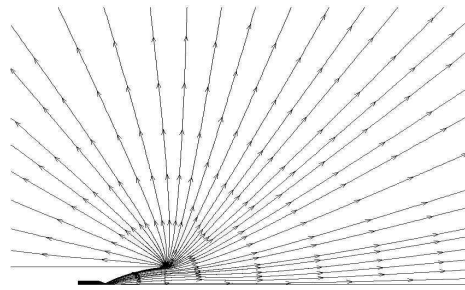


Fig. 7. DSMC Results of MMH-NTO Plume

판단되었다. 그 결과, 단일추진제 하이드라진 배기가스의 경우 노즐 출구에서 멀어질수록 주유동 하류영역에서는 100 K 이하[4]로 감소하는 반면에 이원추진제의 경우 400 K 이하로 점차 팽창해 가는 것을 확인하였다. 또한 후방유동의 경우 이원추진제 배기가스는 단일추진제의 130 K[4]보다 높은 약 900 K 이하일 것으로 계산되었다. 따라서 우주비행체와 이원추진제 배기가스 입자들의 충돌로 인해 비행체 표면에 미치는 열하중의 강도가 단일추진제보다 증가할 수 있으므로 이원추진제 추력기 부근에 열적으로 민감한 부품들을 배치할 경우 배기가스의 거동을 고려해서 최적화할 필요가 있다고 사료된다. 그 밖에 병진 및 회전 온도의 편차로부터 배기가스가 희박한 우주공간에서 급격하게 팽창하는 동안 입자들의 충돌에 의한 병진-회전 에너지 간의 에너지 교환이 대기압과 달리 충분치 않아 발생하는 열적 비평형 현상도 확인할 수 있었다.

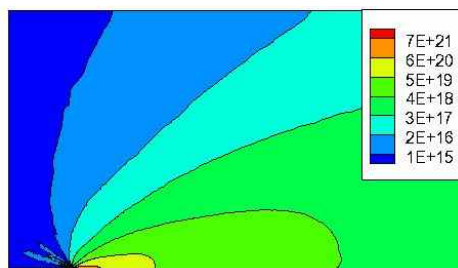
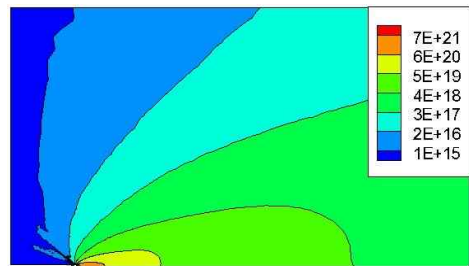
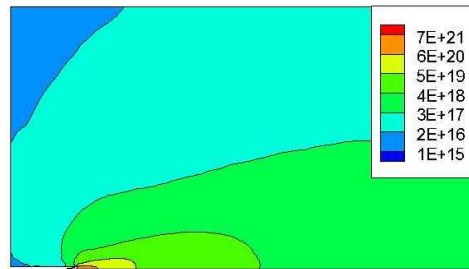


Fig. 8. Number Density of Plume Species

최종적으로 주요 배기가스 성분들의 화학종 박리(species separation) 예측결과를 Fig. 8에 제시하였다. 이를 위해 Table 3으로부터 11가지의 화학종 중에서 대표적으로 물분율이 가장 높은 세 성분 H_2O , N_2 , H_2 를 선정해 수밀도 분포를 비교하였다. 그 결과, 제일 분자량이 가벼운 H_2 입자가 다른 입자들과의 질량 차에 의해 배기가스의 주 유동에서 박리되면서 다른 두 성분보다 후방유동에 의해 추력기 상류영역에 넓게 확산 및 분포하는 것을 Fig. 8(a)로부터 알 수 있다. 기존 연구[4]를 통해 단일추진제 하이드라진 배기가스에서도 이와 유사한 현상이 예측되었으나, 촉매와의 열분해 반응으로 생성된 H_2 의 물분율이 이원추진제의 연소반응 결과보다 4배 이상 크기 때문에 후방유동 영역에서의 절대적인 H_2 수밀도 분포 값은 하이드라진 배기가스에 비해 상대적으로 낮게 예측되는 것으로 판단된다. 한편, 물분율이 비슷한 H_2O 와 N_2 는 H_2 보다 분자량이 크므로 추력기 상류영역으로의 확산보다는 노즐 하류의 주 유동영역에 주로 분포되는 것으로 예측되었다.

결론적으로 진공의 우주공간에서 배기가스 성분들의 화학종 박리가 발생할 경우 추력기 노즐 출구로부터의 위치와 방향에 따라 우주비행체에 영향을 미치는 배기가스의 성분이 다를 수 있을 것으로 판단된다.

IV. 결 론

일반적으로 이원추진제 시스템은 단일추진제 시스템에 비해 비추력 값이 크기 때문에 적은 추진제 소모량과 더불어 다양한 크기의 추력을 발생시킬 수 있다는 장점이 있다. 따라서, 해외 우주선진국에서는 수십 년 전부터 모노메틸하이드라진과 사산화이질소를 사용하는 이원추진제 시스템을 발사체, 인공위성, 무인화물선 등과 같은 다양한 우주비행체의 궤도 진입 및 자세제어용으로 광범위하게 사용 중이다. 근래에는 국내에서도 현재 정지궤도 복합위성, 달탐사선 및 달착륙선 개발이 진행되면서 모노메틸하이드라진-사산화이질소를 사용하는 추진시스템의 필요성이 점차 확산되고 있는 추세이다. 하지만 국내에서는 아직까지 이원추진제의 배기가스 거동에 대한 핵심연구가 본격적으로 진행되지 않고 있으므로, 본 연구에서는 이원추진제 시스템 핵심 설계기술을 국내에서 자체적으로 확보함으로써 국가 우주개발 능력의 자립도를 높이기 위한 일환으로 우주

비행체의 자세제어용 추력기로 사용되는 10 N급 모노메틸하이드라진-사산화이질소 이원추진제 추력기의 배기가스 거동을 본격적으로 연구하는 것이 목적이다. 이때, 배기가스의 상태에 따라 전체 계산과정을 연료와 산화제의 화학평형반응을 이용한 추력기 연소실에서의 연소가스 해석, Navier-Stokes 방정식을 이용한 추력기 내부 연속체 영역의 유동해석, 직접모사법을 이용한 추력기 외부 희박영역에서의 배기가스 거동해석의 3 단계로 나누었으며, 각 단계에서 얻은 결과를 후속단계의 입력조건으로 활용함으로써 전체 계산과정의 효율성을 증대할 수 있도록 하였다. 이렇게 서로 다른 수치기법들로부터 얻은 결과들을 입력조건으로 결합함으로써 연속체와 희박영역을 동시에 고려하였으며, 그 결과 기존의 단일추진제 하이드라진 배기가스 결과와 비교를 통해 이원추진제 배기가스에 대한 비평형성 및 후방유동, 화학종 박리 등과 같은 고유의 특성들을 예측할 수 있었다. 본 연구결과를 통해 진공의 우주공간에서 추력기 노즐 출구로부터의 위치와 방향에 따라 우주비행체에 영향을 미치는 배기가스의 성분, 온도, 수밀도 등의 영향이 다를 수 있기 때문에 최적화된 우주비행체 설계를 위해서는 추력기 배기가스의 주요 성분과 거동에 대한 검토 과정이 필요할 것으로 사료된다.

현재 본 연구 결과를 토대로 모노메틸하이드라진-사산화이질소의 다단계 화학반응 및 3차원 위상체 형상에 대해 추력기 배기가스가 미치는 영향을 연구하였으며, 후속 논문에서 상세하게 소개할 예정이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 한국연구재단의 우주핵심기술개발사업의 일환으로 수행되었습니다 (과제번호 : NRF-2013M1A3A3A02042426).

References

- 1) Jang, Y. H., and Lee, K. H., "A Development Trend Study of Bipropellant Rocket Engine for Orbit Transfer and Attitude Control of Satellite," *KSPE Journal*, Vol. 19, 2015, pp.50~60.
- 2) Li, Y., and Li, X., "Analyses and Simulations of Exhaust Plume Effects on Satellite Appendages," *The International*

Conference on Computer Science & Education, Vol. 5, 2010, pp.184~188.

3) Sutton, G. P., and Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," John Wiley & Sons Inc., 8th ed, 2010.

4) Lee, K. H., and Lee, S. N., "Study on Small Thruster Plume Using Preconditioned Continuum Scheme and DSMC Method in Vacuum Area," *KSAS Journal*, Vol. 37, No. 9, 2009, pp.906~915.

5) Theroude, C., Scremin, G., and Wartelski, M., "Astium Approach for Plume Flow and Impingement of 10 N Bipropellant Thruster," *Proceedings of the 7th European Symposium on Aerothermodynamics*, 2011, pp.141.

6) Woronowicz, M., "Development of a Novel Free Molecule Rocket Plume Model," *AIP conference*, 2001.

7) Stewart, B. D., and Lumpkin III, F. E., "Axisymmetric Plume Simulations with NASA's DSMC Analysis Code," *33rd Exhaust Plume and Signatures (EPSS)*, 2012.

8) Park, J. H., Kang, S. J., Kim, J. S., Baek,

S. W., and Yu, M. J., "DSMC Analysis of Satellite Thruster Plume," *KSAS Journal*, Vol. 29, No. 8, 2001, pp.111~118.

9) Kim, J. G., Kwon, O. J., Lee, K. H., Kim, S. K., and Yu, M. J., "Detailed Analysis of Thrust Plume and Satellite Base Region Interaction," *KSAS Journal*, Vol. 36, No. 11, 2008, pp.1056~1062.

10) Lee, K. H., and Choi, S. W., "Interaction Effect Analysis of Thruster Plume on LEO Satellite Surface Using Parallel DSMC Method," *Computers & Fluids Journal*, Vol. 80, 2013, pp. 333~341.

11) Airbus Defence & Space, "Bipropellant Thruster," World Wide Web location <http://csastrium.eads.net/sp/>, 2014.

12) Jang, Y. H., and Lee, K. H., "Numerical Study of Chemical Reaction for Liquid Rocket Propellant Using Equilibrium Constant," *KSAS Journal*, Vol. 44, No. 4, 2016, pp.333~342.

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