

DSMC를 이용한 단일추진제 추력기 플룸의 영향 해석

이균호* · 유명종* · 김수점* · 유재호**

Analysis of Monopropellant Thruster Plume Effects by DSMC

Kyunho Lee* · Myoungjong Yu* · Sukyum Kim* · Jaeho You**

ABSTRACT

The new KOMPSAT in preliminary design phase will utilize 4.45 N monopropellant thrusters for attitude and orbit control. In this paper, a numerical plume analysis is performed to verify the effects of thruster plume on the satellite with a 3-D satellite base region model by DSMC. As a result, plume behaviors such as overall plume temperature, total density and thermal radiation to solar array are estimated.

초 록

현재 예비설계가 진행 중인 새로운 다목적실용위성은 자세 및 궤도조정을 위해 4.45 N의 단일추진제 추력기를 장착할 예정이다. 본 논문에서는 추력기 작동시 분출되는 플룸이 위성에 미치는 영향을 살펴보기 위해 직접모사법(Direct Simulation Monte-Carlo Method)을 이용해 3차원 위성체 기저부 형상에 대해 수치해석을 수행하였고, 이를 통해 플룸의 온도 및 밀도 분포와 태양 전지판으로의 복사열전달 양을 예측하였다.

Key Words: Monopropellant Thruster(단일추진제 추력기), Plume(플룸), KOMPSAT(다목적실용위성)
Direct Simulation Monte-Carlo Method(직접 모사법)

1. 서 론

일반적으로 우주공간에서 인공위성의 자세제어나 궤도천이 등을 위해서는 탑재된 추력기를 사용하여 연료의 화학 반응을 통해 생성한 고온,

고압의 플룸 가스를 진공으로 분사함으로써 추력을 발생시킨다. 이때 위성 주변의 우주공간은 고진공의 회박 기체영역이므로 추력기에서 사출된 플룸은 후방유동(Back Flow)을 형성할 만큼 과도하게 팽창하게 된다. 이로 인해 위성본체와의 충돌에 의한 오염(Contamination), 가열, 교란토크(Disturbance Torque) 등의 예기치 않은 영향을 위성체에 미칠 수 있으며, 결과적으로 위성체의 내구성에 치명적인 영향을 끼칠 수 있다.

* 한국항공우주연구원 위성기술실 위성 열/추진팀
연락처, E-mail: khlee@kari.re.kr

** 한국항공우주산업(주)

따라서 인공위성의 동역학적 거동을 정밀하게 제어하기 위해서는 플룸의 물리적인 거동을 정확히 예측하는 것이 필수적이다[1].

추력기 플룸을 해석하기 위해 다양한 방법들이 사용되었으며 이중 실험을 바탕으로 하는 방법은 고비용, 우주환경 모사의 기술적 어려움 등의 문제로 인해 아주 제한적인 조건에 대해서만 수행되고 있다. 따라서 수치적인 접근방법이 활발하게 이루어지고 있지만 해석하고자 하는 유동장이 노즐내부의 연속체영역뿐만 아니라 천이영역(Transition Region)과 진공환경의 자유 분자류(Free Molecular Flow Region)를 모두 포함하기 때문에 기존의 Navier-Stokes 방정식으로는 해석이 불가능하다. 대신 기체운동이론에 근거하여 분자의 운동을 난수를 사용해 모사한 직접모사법(Direct Simulation Monte-Carlo Method)을 사용한 연구가 중점적으로 이루어지고 있다 [2,3].

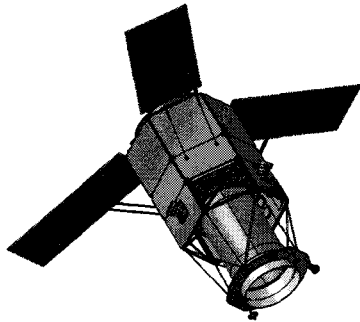


Fig. 1 Solar Array Configuration of New KOMPSAT

현재 예비설계가 수행 중인 다목적실용위성은 Fig. 1에서 보듯이 고해상도의 광학 카메라를 탑재하며, 임무요구조건에 의해 3개의 태양 전지판이 위성체 하부에 장착될 예정이다. 따라서 고온상태인 플룸으로부터 온도가 낮은 태양 전지판으로의 복사열전달에 의한 영향 분석이 요구되었다. 태양 전지판이 과도한 열전달에 의해 장시간 고온으로 유지될 경우 태양 전지판의 성능저하가 발생할 수 있으므로 플룸에 의한 복사열전달이 태양 전지판에 미치는 열적 영향을 살펴보기 위해 직접모사법을 이용해 3차원 위성체 기저부 형상에 미치는 플룸의 영향에 대해 예비

해석을 수행하였고, 이를 통해 플룸의 온도 및 밀도 분포와 태양 전지판으로의 복사열전달 양을 예측하였다.

2. 본 론

2.1 직접모사법

원래 희박류에 대한 지배방정식은 위상공간(Phase Space)에서 분자의 분포함수에 대한 분자들의 움직임과 충돌에 대한 균형을 고려하는 다음과 같은 볼츠만(Boltzmann) 방정식이다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(nf) + c_j \frac{\partial}{\partial c_j}(nf) + \frac{\partial}{\partial c_j}(F_j, nf) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{4\pi} n^2 (f^* f_1^* - ff_1) C_j \sigma d\Omega dc_1 \quad (1)$$

볼츠만 방정식을 수치해석적으로 해를 구하는 것은 매우 힘들기 때문에 분자이동현상론적인 접근으로 통계적 기법인 직접모사법이 희박기체 해석에 널리 적용되고 있다. 분자집단을 하나의 모사입자(Simulated Particle)로 가정하고, 그 모사입자들을 랜덤함수에 의해 움직여서, 입자들 사이의 충돌, 입자와 표면과의 충돌, 충돌 후 입자 하나에서의 내부에너지 재분포 등을 경험하게 하는 과정을 충분히 반복하게 한 뒤, 통계적학적 샘플링 기법을 통해 유동장 전체의 거시적인(Macroscopic) 물성치들을 구한다.

본 논문에서는 Bird[4]가 개발한 직접모사법을 3차원 위성체 기저부 형상에 대해 적용하였으며, 본 해석에 사용한 직접모사법의 특징에 대해 아래의 Table 1에 요약하였다.

Table 1. DSMC Method Summary

격자계	3차원 비정렬 격자계
입자샘플링기법	NTC법
내부에너지 모드	회전 모드
충돌모델	VHS 모델
표면반사	난반사 모델

2.2 해석 모델

3차원 비정렬 격자계를 이용해 위성체 기저부 형상을 Fig. 2와 같이 모델링하였으며, 추력기, S-band 안테나, 플랫폼, 아답터 및 Marmon Ring, 태양 전지판과 진공의 우주공간으로 구성하였다.

상세 해석을 위해 총 10,968개의 노드와 50,841개의 사면체(Tetrahedron) 셀을 이용함으로써 설계 형상에 근접한 3차원 형상모델을 완성하였다.

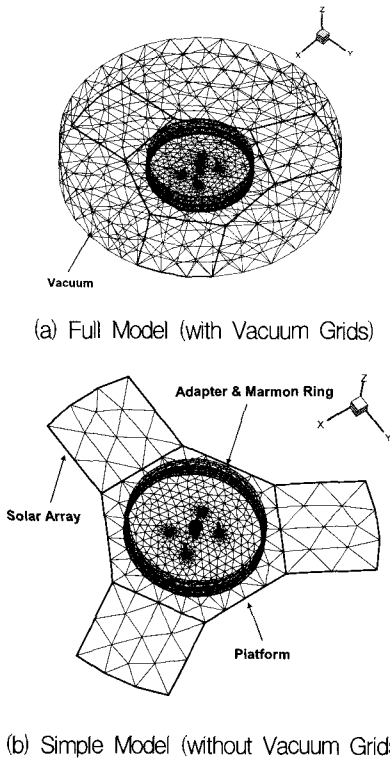
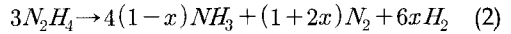


Fig. 2 DSMC Analysis Model of KOMPSAT

현재 개발 중인 다목적실용위성은 4.45N급의 단일추진제 추력기(Monopropellant Thruster)를 탑재할 예정이다. 본 추력기는 추진제인 하이드라진(Hydrazine, N_2H_4)을 촉매대로 분사하여 이리듐 촉매와 열분해 반응을 시킨 후 그 결과로 발생된 고온의 기체를 노즐을 통해 고속으로 배출시킴으로써 원하는 추력을 발생하게 한다. 이때 촉매대에서 일차적으로 촉매화학반응에 의해 Eq. 2와 같이 암모니아(NH_3)와 질소(N_2)로 분해

되며, 암모니아는 다시 수소(H_2)와 질소(N_2)로 분해된다.



여기서 x 는 암모니아의 분해율을 나타낸다. 실제 작동조건에서 이러한 화학반응을 특징으로 하는 본 추력기의 플룸 거동을 해석하기 위해 우선 연속체 식(Continuum Equation)으로부터 추력기 내부 유동장 및 화학반응을 해석하였다. 이 결과를 토대로 얻은 Fig. 3의 추력기 노즐 출구에서의 속도, 온도 및 밀도 결과를 직접모사법의 경계 조건으로 적용하였다[5].

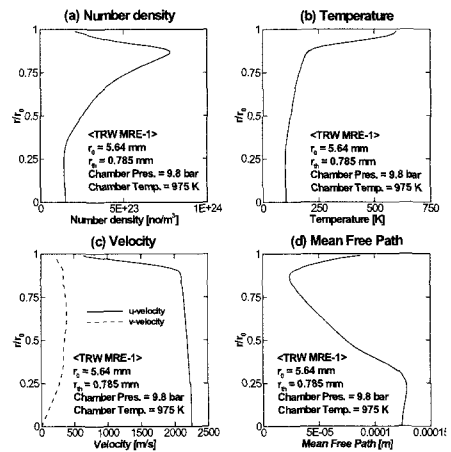
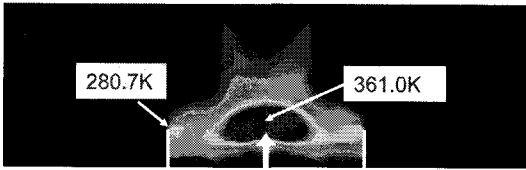


Fig. 3 Boundary Conditions at Thruster Nozzle Exit

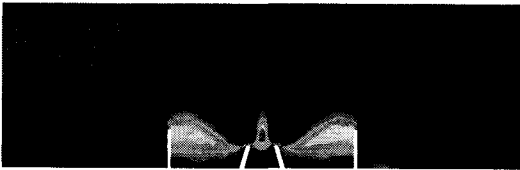
2.3 해석 결과

플룸의 영향을 최대화하기 위해 추력기 4개가 모두 작동하는 정상상태(Steady State)를 가정하여 해석을 수행한 결과 분출된 플룸은 Fig. 4(a)와 같이 서로 중첩되면서 S-band 안테나 부근에 약 360 K 이상의 고온상태로 분포하는 것으로 예측되었다. 또한 진공으로 분출되는 플룸은 Fig. 4(b)처럼 Marmon Ring 둘레를 따라 누적되며, 그 결과 Ring 부근의 플룸 온도는 약 290 K 정도로 나타났다. 한편 S-band 안테나 부근에 존재하는 고온의 플룸과 태양 전지판 사이의 보기 계수(View Factor)는 아답터와 Marmon Ring에 의해 아주 작아지므로 플룸으로부터 태양 전지판으로의 직접적인 복사열전달로 인한 온도증가

는 무시할 수 있으리라 예측되었다. 보기계수가 1이라고 가정해도, 즉 아답터와 Marmon Ring에 의한 차폐효과가 없더라도 플룸으로부터 태양전지판으로의 최대 복사열전달 양은 식(Eclipse)에서 태양전지판 온도가 최저 206 K일 때 868.4 W/m^2 로 계산되었으며, 이는 태양상수인 1367 W/m^2 보다 작기 때문에 플룸의 복사열로 인한 태양전지판의 성능 저하는 거의 무시할 수 있다. 또한 Fig. 5의 밀도 분포를 통해 플룸은 대부분의 외부 진공으로 빠져나가며, Marmon Ring에 의해 갇힘으로써 $1 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$ 미만의 극히 미세한 양만 태양 전지판 부근에 분포하는 것으로 예측되었다.

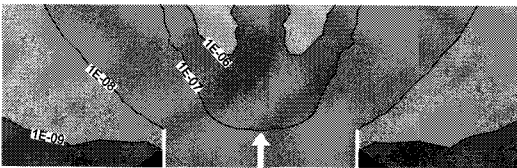


(a) At S-band Antenna

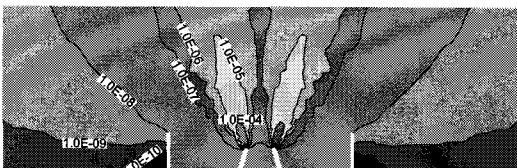


(b) At Thrusters

Fig. 4 Overall Temperature of Thruster Plume



(a) At S-band Antenna



(b) At Thrusters

Fig. 5 Total Density of Thruster Plume

4. 결 론

현재 개발 중인 새로운 다목적실용위성 태양 전지판의 설계 변경에 대해 플룸이 미치는 영향을 해석하기 위해 직접모사법을 이용해 3차원 위성체 기저부 형상에 대해 예비 해석을 수행함으로써 플룸의 온도 및 밀도 분포와 태양 전지판으로의 복사열전달 양을 예측할 수 있었다. 그 결과 태양전지판에 심각한 수명저하를 가져올 수 있는 큰 영향이 발생하지 않는 것을 확인할 수 있었으며, 이를 통해 태양 전지판의 설계 변경에 대한 타당성을 검증하였다.

차후에는 플룸 입자의 충돌에 의한 교란힘(Disturbance Force) 및 교란토크(Disturbance Torque), 국부적인 가열, 오염(Contamination) 등에 대해 상세 해석을 수행함으로써 플룸이 위성체에 미치는 영향을 종합적으로 예측할 예정이다.

참고문헌

1. Larson, W. J., Space Mission Analysis and Design, 3rd ed., Microcosm Press, 1999.
2. Ivanov, M. S. and Markelov, G. N., "Numerical Study of Thruster Nozzle Plume," AIAA 2000-0468, 2000.
3. Boyd, I. D, and Stark, P. W., "Modeling of a Small Hydrazine Thruster Plume in the Transition Flow Regime," J. Propulsion and Power, Vol. 6, No. 2., 1990, pp. 121-126.
4. Bird, G. A., Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows, Clarendon Press, Oxford, 1994.
5. Puyoo, O., Theroude, C., and Chèoux-Damas, P., "Plume Impingement Analysis on the KOMPSAT-2 Spacecraft," Astrium, MOS.NT.OP.3682752.01, December, 2001.