

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.6.027>

DSMC 방법을 이용한 키크모터 잔류추력 Plume Density 시뮬레이션

최영인^{a,*} · 김근택^a

Plume Density Simulation of KM Residual Thrust Using DSMC Method

Young-In Choi^{a,*} · Keun-Taek Kim^a

^aLaunch Vehicle Systems Management Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: choinkari@kari.re.kr

ABSTRACT

2nd stage of KSLV-I, NaRo-Ho, performs CCAM not to collide with Naro Science Satellite. At that moment, the satellite should pass through the Plume Density area which was generated by KSLV-I KM residual thrust. Therefore, it is necessary to predict Plume Density field of KM residual thrust and guarantee the safety of the trajectory of payload. In this paper, DSMC method was used to simulate Plume Density by KM residual thrust and the simulation showed that the trajectory of Naro Science Satellite was safe.

초 록

KSLV-I 나로호 2단은 회박영역에서 키크모터 연소 종료 후 탑재된 나로과학위성과 분리한다. 위성과 분리된 나로호 2단은 키크모터 잔류추력 플룸을 고려하여 위성에 대한 오염 및 충돌 회피 기동(CCAM)을 수행한다. 이때 위성 예상 궤도는 키크모터 잔류추력의 Plume Density가 충분히 낮은 영역을 통과해야만 위성의 성능 보증 및 오염을 피할 수 있다. 이를 확인하기 위해서는 CCAM을 수행하는 나로호 2단 키크모터 잔류추력 Plume Density에 대한 정확한 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 회박영역에서 널리 사용되는 DSMC 방법을 이용하여 고고도에서의 키크모터 노즐 내부를 해석하여 연속체방정식의 해와 비교하여 그 타당성을 검증한 후, 커플링 방법을 사용하여 계산 영역을 확장하여 키크모터 잔류추력의 Plume Density를 시뮬레이션 함으로써, 나로호 2단과 분리된 위성의 궤도가 키크모터 잔류추력의 Plume Density로부터 안전하다는 것을 확인하였다.

Key Words: KSLV-I(나로호), Kick Motor(키크모터), Residual Thrust(잔류추력), Plume Density(플룸밀도), DSMC Method(DSMC 방법), SMILE Code(SMILE 코드)

Received 3 June 2014 / Revised 6 November 2014 / Accepted 13 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

CBP : Continuum Breakdown Parameter

CCAM : Contamination and Collision Avoidance
Maneuver

DSMC : Direct Simulation Monte-Carlo

EPDM : Ethylene Propylene Diene Monomer

KSLV : Korea Space Launch Vehicle

KM : Kick Motor

RANS : Reynolds-Averaged Navier-Stokes

1. 서 론

2013년 1월 30일 대한민국 고흥군 나로우주센터에서 발사되어 나로과학위성을 지구저궤도에 성공적으로 투입한 KSLV-I 나로호는 러시아와 국제협력으로 개발된 우주발사체다. 나로호 1단은 러시아 흐루니체프사가 자국의 에네르그마쉬사의 RD-151 액체엔진을 사용하여 개발하였으며, 나로호 2단은 한국항공우주연구원에서 개발한 킥모터를 추진시스템으로 하여 개발을 완료하였다. 나로호 2단의 목적은 나로과학위성을 정해진 지구저궤도(300x500 km)에 초속 8 km/s 이상의 속도로 투입하는 것이다. 이 과정을 좀더 자세하게 설명하면, 나로호 2단 킥모터 연소 종료 수십 초 후, 나로과학위성은 나로호 2단과 분리되지만, 킥모터 연소실 내에는 고체연료들의 찌꺼기인 슬래그의 복사열이 킥모터 내부 단열재인 EPDM을 녹이면서 잔류추력이 발생, 이로 인한 충돌 및 오염의 가능성이 존재한다. 이러한 상황을 예방하기 위하여, 나로호 2단은 나로과학위성과 분리 후, CCAM을 수행하게 되는데, 이때 나로과학위성은 반드시 킥모터 잔류추력 Plume Density가 충분히 낮은 영역을 통과해야만 오염을 피할 수 있으며, 이를 확인하기 위해서는 킥모터 잔류추력 Plume Density에 대한 정확한 예측이 필수적이다.

일반적으로 엔진 노즐 내부 및 외부유동을 예측할 경우, 연속체방정식을 이용하는 경우가 대부분이다. 하지만 나로과학위성과 나로호 2단의 분리 고도가 280 km 가까이에 이르는 고고도 희박기체영역이고, 잔류 추력 구간에서의 킥모터 연소실 압력 및 밀도 역시 높지 않음을 생각하

면 Boltzmann방정식에 기초한 DSMC 방법을 사용할 필요가 있다[1]. 따라서 본 연구에서는 고고도 희박기체영역에서 나로호 2단 킥모터 연소실 내부 단열재인 EPDM이 열분해되면서 발생하는 잔류추력 플룸의 주요 화학기체가 Ethylene임을 확인하고, Ethylene을 기본 화학기체로 선택하여 DSMC 방법의 SMILE 코드를 이용하여 킥모터 잔류추력의 Plume Density를 킥모터 노즐목에서 X축으로 600미터, 노즐 센터라인으로부터 Y축으로 250미터까지 시뮬레이션을 수행하였다[2,3]. 또한 시뮬레이션 결과를 나로과학위성의 예상 궤도와 매핑을 하여, 나로과학위성의 궤도가 CCAM을 수행하는 나로호 2단으로부터 안전하다는 것을 증명하였다. 다만 EPDM 열분해 가스인 Ethylene이 SMILE 코드의 화학 DB에 없으므로, 새롭게 생성한 Ethylene 관련 파라미터들의 타당성을 검증하는 과정도 본 논문에 추가하였다.

2. 계산 방법

2.1 킥모터 단열재 EPDM 열분해가스 성분 조사

나로호 2단의 킥모터는 연소 종료 후 연소실 내 적층된 Slag의 복사열로 인해 단열재인 EPDM이 열분해되면서 화학기체를 발생시키면서 잔류추력을 생성한다(Fig. 1). 잔류추력 플룸의 주요 성분은 Methane, Ethane, 그리고 Ethylene으로 구성된다[4]. Fig. 2는 온도에 따른 EPDM 기체의 성분을 그래프로 표시한 것이다 [5]. 본 연구에서는 나로호 2단과 킥모터의 분리

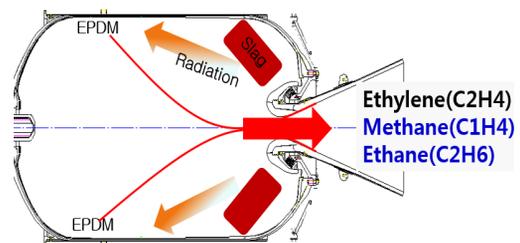


Fig. 1 Pyrolysis process of EPDM by slags inside KSLV-I KM.

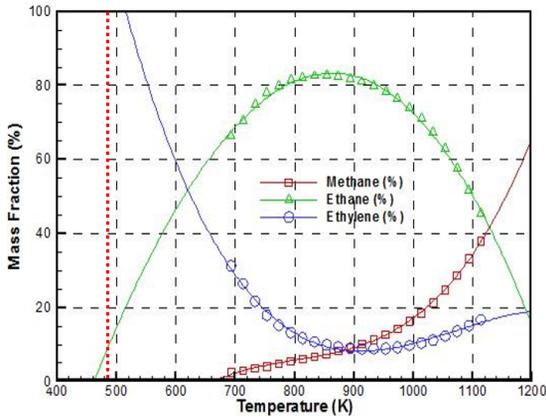


Fig. 2 Pyrolysis gas composition of EPDM according to temperature.

는 연소 종료 후 80초에 일어나는 것으로 가정 하였으며, 보수적인 계산을 위해 키크모터 연소실 내 적층된 Slag의 양을 최대인 10.2 kg으로 할 경우, 연소실 내 온도는 487.6 K, 압력은 275 Pa 로 예측이 되었다[4,5]. 하지만 700 K 이하에서의 EPDM 열분해가스 성분을 보여주는 자료를 찾을 수가 없었던 관계로, 주어진 자료를 외삽 (Extrapolation)하였다. 그 결과 연소실의 온도가 487.6 K일 경우 EPDM의 열분해로 인하여 발생 되는 기체는 Ethylene 뿐이라고 가정할 수 있다.

2.2 키크모터 노즐 내부 유동의 연속체방정식 적용 검증

나로호 2단 키크모터 잔류추력은 공기의 밀도가 낮은 희박기체영역에서 발생한다. 공기의 밀도가 높은 연속체영역과 달리 희박기체영역에서는 DSMC 방법으로 노즐의 플룸을 해석하는 것이 일반적이다.

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \vec{\xi} \Delta f = I(f) \tag{1}$$

DSMC 방법은 Boltzmann 방정식을 기초로 하여, 다수의 실제 화학기체 입자를 대표하는 하나의 모사입자가 정해진 미소시간 간격(dt) 동안 이동한 위치를 모사입자의 속도성분을 이용하여 하나하나 추적한 후 계산 셀 내의 모사입자의 미시적인 물성치를 샘플링하여 유동장의 거시적

인 물성치로 계산하는 확률통계적인 기법이다(여기서 f 는 속도분포함수, $\vec{\xi}$ 는 모사입자속도, $I(f)$ 는 충돌의 합)[6]. 따라서 DSMC 방법의 SMILE 코드에서 Ethylene을 화학기체로 설정하여 계산을 진행하면 되겠지만, SMILE 코드 내 화학기체 DB에는 Ethylene이 존재하지 않기 때문에 계산이 불가능하였다. 이를 해결하기 위하여 SMILE 코드 화학기체 DB에 Ethylene을 추가 하면서 계산에 필요한 파라미터들을 러시아 ITAM 연구소와 협업으로 조사하여 입력하였다 [5]. 하지만 새롭게 입력된 Ethylene 파라미터들이 과연 맞게 설정이 되었는지를 확인할 필요가 있다. 이를 위하여 Ethylene이 이미 화학기체 DB에 포함되어있는 FLUENT를 이용하여 동일한 조건 하에서 계산을 한 후, SMILE 코드의 결과와 비교를 하여 차이가 없음을 보이면, SMILE 코드에서 새롭게 생성한 Ethylene 관련 파라미터들의 검증을 완료할 수 있다. 그런데 여기서도 문제가 발생한다. 바로 연속체 유동장 해석에 사용되는 RANS 방정식 해석 기법의 FLUENT로 고고도에서 키크모터 잔류추력 플룸의 노즐 내부 유동장 해석을 했을 때 그 결과를 신뢰할 수 있는지의 여부다. 즉 고고도에서의 노즐 내부유동장 해석에 있어서 연속체 가정을 어느 영역까지 적용될 수 있는지 확인할 필요가 있는데, 이때 적용 가능한 것이 바로 Bird가 제안한 CBP다[1].

$$P = \frac{\sqrt{\pi}}{2} S \lambda \left| \frac{d\rho}{dx} \right| \tag{2}$$

위의 Eq. 2에서 S 는 speed ratio이고, λ 는 mean free path인데, 두 파라미터는 기체를 Hard Sphere로 가정했을 경우 아래의 Eq. 3으로 나타낼 수 있다(여기서 M 은 마하수이다).

$$P = 4.661 \times 10^{-8} \frac{M}{\rho^2} \left| \frac{d\rho}{dr} \right| \tag{3}$$

RANS 방정식 해석기법으로 FLUNET를 이용하여 예측한 나로호 2단 키크모터 노즐 내부 유동

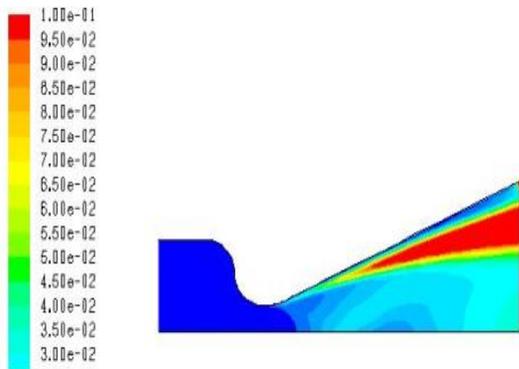


Fig. 3 Contour plot of continuum breakdown parameter for ethylene.

장을 Eq. 3을 이용하여 CBP로 전환한 결과가 Fig. 3이다. Bird의 이론에 따르면, CBP가 0.02보다 작은 영역에서는 RANS 해석을 적용할 수 있으며, 0.02보다 크면 연속체 가정을 적용하는 것이 불가능하다고 한다[1]. Fig. 3을 자세히 보면, 키크모터 노즐목 주위영역은 CBP가 0.02보다 낮은 것을 확인할 수 있으므로 연속체영역으로 가정하여도 크게 무리가 없다. 따라서 SMILE 코드를 이용하여 키크모터 노즐목 주위의 내부 유동장을 구한 후 FLUENT의 결과와 비교하여 그 차이가 없었다면, 새롭게 입력된 SMILE 코드 내 Ethylene 파라미터들은 그 유효성을 입증할 수 있다.

2.3 DSMC 방법으로 키크모터 노즐 내부유동 예측 및 검증

키크모터 연소종료 후 80초에서의 키크모터 노즐 내부유동을 DSMC 방법의 SMILE 코드를 이용하여 Ethylene을 화학기체로 선택하여 시뮬레이션한 밀도장을 FLUENT의 결과와 비교하였다 (Fig. 4). Fig. 4를 보면 키크모터 노즐목과 노즐목 인근의 영역에서는 RANS 방정식 해석기법 밀도값과 DSMC 방법으로 구한 밀도값이 거의 일치함을 알 수 있다. 하지만 노즐목으로부터 노즐출구쪽으로 이동할수록 밀도의 차이가 조금씩 발생함을 확인할 수 있는데, 이는 Fig. 3에서 확인을 했듯이 RANS 방정식을 적용할 수 있는 영역, 즉 CBP가 0.02 이하인 키크모터 영역이 노즐목과 노즐목부근의 영역이기 때문에 이러한 결과가 나타난 것이다. 따라서 DSMC 방법의

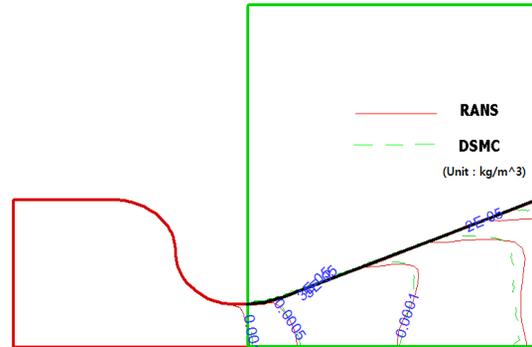


Fig. 4 Comparison of contour plot of density between RANS and DSMC.

SMILE 코드 화학DB에 새롭게 추가된 Ethylene 관련 파라미터들을 이용하여 시뮬레이션한 결과는 RANS 방정식 해석기법의 FLUENT의 결과와 거의 일치하는 것이 확인됨으로써 그 타당성을 입증하였다.

2.4 커플링 방법을 이용한 키크모터 외부 유동 예측

새롭게 추가한 Ethylene 관련 파라미터들에 대한 유효성 확인을 마쳤기 때문에, SMILE 코드를 이용하여 키크모터 노즐목에서부터 노즐출구 외부까지 시뮬레이션을 진행하였다. 다만 DSMC 방법의 최대 단점은 수렴된 결과를 얻기까지 계산 시간이 무척 오래 걸린다는 것이다. 이러한 단점을 해결하기 위하여 SMILE 코드에서는 병렬계산은 물론, 계산 중인 모사입자의 개수를 2배로 늘려주는 더블링, 계산 영역을 작은 영역들로 나누어 순차적으로 빨리 수렴하게 하는 커플링 등의 방법을 지원하고 있다. 본 연구에서는 커플링 기능을 이용하여 키크모터 노즐목을 Starting Surface로 설정하고 노즐 출구까지 계산을 진행하여 수렴된 결과를 얻은 후, 노즐 출구를 Starting Surface로 설정하여 계산에 필요한 파라미터들을 확보하여 계산영역을 키크모터 노즐 출구에서 X축 방향으로 10 m, Y축 방향으로 10 m 씩 동시에 넓히면서 순차적으로 계산을 진행하였다. 그 결과 계산하고자하는 영역 전체를 하나로 설정하여 계산할 때와는 비교할 수 없을 만큼 빠른 결과를 얻을 수 있었다.

3. 계산 결과

3.1 키포터 노즐목으로부터 X, Y축으로 100 m

우선 SMILE 코드를 이용하여 Ethylene을 화학기체로 하여 키포터 잔류추력 플룸의 노즐 내부 유동장을 노즐목부터 노즐출구 100 m까지의 밀도장을 시뮬레이션 하였다. 모사입자 하나가 대표하는 실제 Ethylene 기체의 수는 1×10^{14} 개로 설정하였다. 단위 계산 시간인 미소시간 간격(dt)은 1×10^{-7} 로 설정하였고, SMILE 코드의 커플링 방법을 이용하여 노즐출구에서부터 10 m, 10 m에서 50 m, 50 m에서 100 m까지 순차적으로 확장하면서 계산을 진행한 후, Post-processing에서 하나의 파일로 나타낸 것이 Fig. 5다. 하지만 CCAM으로 인한 위성의 오염을 예측하기 위해서는 잔류추력 플룸의 밀도(단위 : kg/m^3)가 아닌 Plume Density(단위 : $\text{kg/m}^2\text{s}$)를 계산하는 것이 일반적이다[6,7]. 왜냐하면 위성이 지나가는 잔류추력 플룸의 밀도보다는 단위시간당 단위면적에 얼마만큼 많은 질량(particle)이 지나가는가를 나타내는 Mass Flux값인 Plume Density가 위성의 오염도 예측에 더 중요하기 때문이다. 그래서 밀도장과 샘플링한 입자들의 속도(단위 : m/s)를 곱하여 키포터 잔류추력의 Plume Density를 Fig. 6으로 나타내었다. Fig. 5와 Fig. 6

을 비교해보면 결과 값이 많이 틀림을 알 수 있다. 먼저 X축부터 살펴보면 노즐 목으로부터 20 m 지점에서 Plume Density는 약 $7 \times 10^{-6} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 임에 반하여, 밀도는 $5 \times 10^{-9} \text{ kg/m}^3$ 임을 확인할 수 있으며, 60 m 지점에서는 Plume Density가 약 $8 \times 10^{-7} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 정도이며, 밀도는 약 $6 \times 10^{-10} \text{ kg/m}^3$ 라고 할 수 있다. 20 m 지점이나 60 m 지점 모두 Plume Density와 밀도의 차이가 약 $2 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 정도임을 확인할 수 있는데, 이는 노즐 출구 부근에서의 Ethylene 기체 입자들이 약 2000 m/s 이상의 속도를 가지고 있기 때문이다. Y축 방향으로 살펴보면, 약 40 m에서 Plume Density는 약 $1 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 정도이며, 밀도는 $1 \times 10^{-11} \text{ kg/m}^3$ 로 나타남을 알 수 있는데, 그 차이 역시 그곳에서의 Ethylene 입자의 속도가 약 1000 m/s 정도임을 쉽게 예측할 수 있다.

3.2 키포터 노즐 센터라인에서 Y축으로 250 m까지 확장

잔류추력 플룸에 의한 나로과학위성의 오염가능성을 확인하기 위하여 계산영역을 노즐목에서 X축으로 170 m, 노즐 센터라인에서 Y축으로 250 m까지 커플링 기능을 이용하여 순차적으로 3차에 걸쳐 나누어 확장하면서 계산한 후, 나로과학위성 예상 경로와 매핑하여 Fig. 7로 나타내

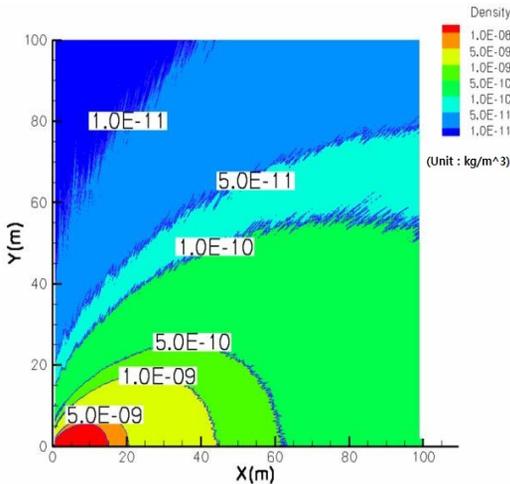


Fig. 5 Density field of KM nozzle plume by residual thrust.

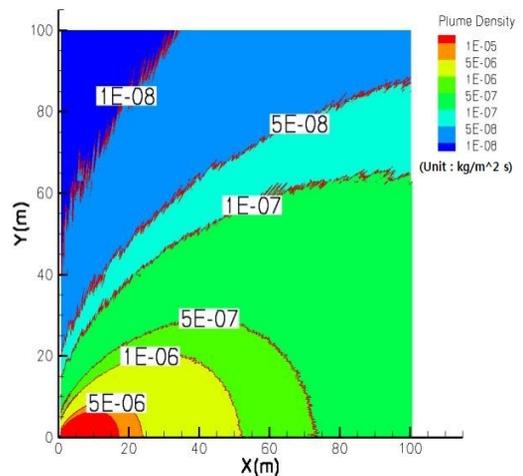


Fig. 6 Plume density field of KM nozzle plume by residual thrust.

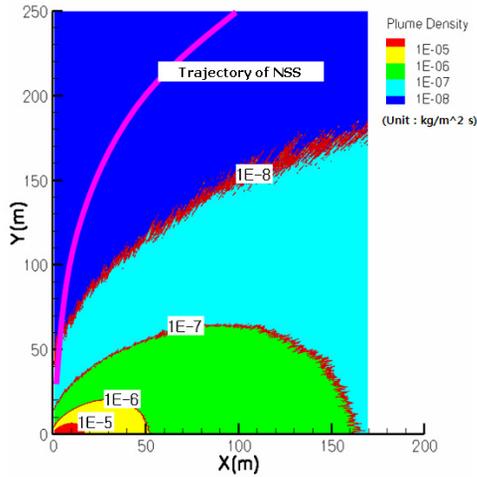


Fig. 7 Trajectory of nano science satellite passing through KM plume by residual thrust.

었다. Fig. 7을 보면 노즐 출구 센터라인에서 Y축으로 약 15 m 정도 지난 시점에서 잔류추력 플룸의 Plume Density가 $1 \times 10^7 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 이고, 약 40 m 지난 시점에서는 $1 \times 10^8 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 인데, CCAM을 수행하는 나로호 2단과 분리된 나로과학위성의 경로와 함께 살펴보면, 나로과학위성이 지나가는 경로상의 잔류추력 플룸의 Plume Density는 $1 \times 10^7 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 와 $1 \times 10^8 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 사이의 영역임을 알 수 있다.

잔류추력 Plume Density에 의한 위성의 오염도는 세계 각국의 발사체마다 다르지만, 나로호와 유사한 환경을 갖고 있는 미국의 Pegasus와 일본의 M-V 로켓의 경우 Plume Density 기준을 $1 \times 10^5 \text{ g/cm}^2\text{s}$ 로 제시하고 있기 때문에, 나로호 2단의 CCAM 설계 시 위성의 오염도 기준도 동일하게 적용을 할 수 있다[8,9]. 이를 바탕으로 판단하면, 나로과학위성이 통과할 예정인 나로호 2단 키포터 잔류추력 Plume Density 영역은 최대 $1 \times 10^7 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 이며, 단위를 $1 \times 10^7 \text{ g/cm}^2\text{s}$ 로 환산하여도 $1 \times 10^8 \text{ g/cm}^2\text{s}$ 를 넘지 않는다. 더욱이 현재의 계산은 키포터 내 적층된 Slag가 제일 많을 때를 가정하여 예측한 보수적인 결과임을 감안할 때, 나로과학위성의 예상궤도는 CCAM을 수행하는 나로호 2단 잔류추력 플룸으로부터 안전하다고 예측가능하다.

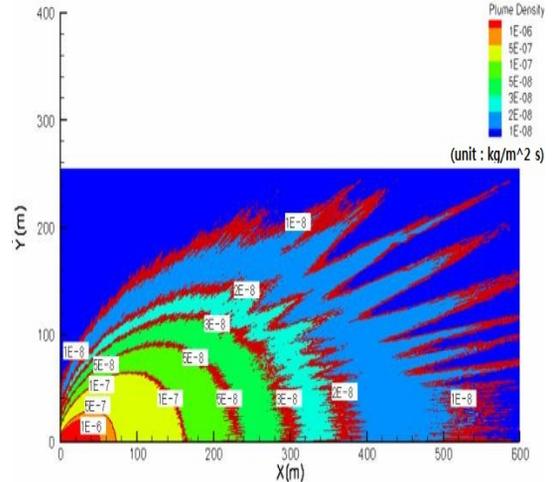


Fig. 8 Extended plume density field of KM nozzle plume by residual thrust.

3.3 키포터 노즐목에서 X축으로 600 m까지 확장

나로과학위성은 CCAM을 수행하는 나로호 상단 잔류추력 플룸의 영역을 2번 정도 지날 것으로 예측이 되었다[10]. 첫 번째는 Fig. 7에서 매핑한 경로이고, 두 번째는 상대각도 0도에서 상대거리 1200 m인 지점을 지날 것으로 예측이 되었다. 이때의 Plume Density를 예측하기 위하여 노즐목 기준으로 X축으로 600 m까지의 Plume Density를 시뮬레이션 하였다. 우선 X축 170 m 지점을 Starting Surface로 설정하여 커플링 기능을 이용하여 600까지 약 4개의 영역으로 나누어 순차적으로 계산을 진행하였으며, 총 계산시간은 약 10일 정도 소요되었다.

Fig. 8의 Plume Density를 노즐목에서 X축 방향으로 살펴보면, $1 \times 10^8 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 는 550 m까지 확산된다고 예상할 수 있다. 따라서 나로호 상단과 분리된 나로과학위성이 X축으로 1200 m 떨어진 지점을 통과할 예정이므로, 그 영역에서의 Plume Density는 $1 \times 10^8 \text{ kg/m}^2\text{s}$ 보다 훨씬 낮을 것으로 예상이 되며, 이는 잔류추력의 플룸 영역과 위성이 첫 번째 만나는 시점보다는 Plume Density가 약한 영역이라 할 수 있다.

4. 결 론

나로호 2단 키토터 연소 종료 후 발생하는 잔류추력 플룸 때문에 나로호 2단은 CCAM을 수행하면서 나로과학위성과의 충돌 및 오염 가능성을 줄이고자 하는데, 이를 예측하기 위하여 Ethylene을 화학기체로 선택하여 DSMC 방법으로 시뮬레이션을 수행하였다.

우선 키토터 단일재인 EPDM의 열분해가스 성분을 조사하여 열분해가스가 Ethylene임을 확인하였으며, DSMC 방법의 SMILE 코드의 화학기체 DB에 Ethylene 파라미터들을 설정하여 키토터 내부유동을 계산한 후, 그 결과를 FLUENT와 비교하여 타당성을 확인하였다. 검증을 완료한 SMILE 코드를 이용하여 나로호 2단과 분리된 위성이 키토터 잔류추력 플룸과 처음으로 만나는 지점으로 예상되는 노즐출구 센터라인에서 Y축 방향으로 250 m(X축으로 170 m)지점까지의 Plume Density를 시뮬레이션 한 후 CCAM 경로와 매핑한 결과, 위성은 최초로 Plume Density가 $1 \times 10^{-7} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 와 $1 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 사이의 영역에 진입한 후 점점 더 Plume Density가 낮은 방향(+ Y축)으로 이동함을 알 수 있었다. 또 위성은 노즐목으로부터 1200 m되는 지점을 한번 더 통과할 것으로 예측이 되는데, 이때의 Plume Density는 $1 \times 10^{-8} \text{ kg/m}^2\text{s}$ 보다 더 낮을 것으로 예상이 되었다.

결론적으로 나로과학위성이 CCAM을 수행하는 나로호 2단 키토터 잔류추력으로 인하여 오염될 확률은 거의 없음을 확인하였다.

References

1. Bird, G.A., *Molecular Gas Dynamics and Direct Simulation of Gas Flows*, Oxford University Press, U.K., 1994.
2. Ivanov, M.S., Markelov, S.F. and

- Gimelshein, S.F., "Statistical Simulation of Reactive Rarefied Flows : Numerical Approach and Application," *AIAA*, 98-2669, 1998.
3. Ivanov, M.S., *SMILE System USER MANUAL*, Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Russia, 2005.
4. Na, H.B., "Prediction of KSLV-I KM Residual Thrust," KARI, DR14520PA00000-0008, 2007.
5. Choi, Y.I., Ok, H.N. and Kim, Y.H., "Analysis of Plume Field by KM Residual Thrust," KARI, DR62531PA00000-0001, 2007.
6. Kogan, M.N., *Rarefied Gas Dynamics*, Springer, New York, NY, U.S.A., 1969.
7. Park, C.S., Cho, S.B., Song, E.J. and Roh, W.R., "Foreign Launch Vehicle Upper Stage Collision and Contamination Avoidance Maneuver Analysis," *Journal of Aerospace Technology*, KARI, Vol. 7, No. 1, pp. 194-201, 2008.
8. Kawaguchi, J., Morita, Y., Yamakawa, H., Obtska, H. and Uchida, H., "Collision Avoidance Maneuver and Contamination Reduction Maneuver in Case of the Satellite Separation which Used Side-Jet at the M-V Rocket," *Proceedings of the 11th Workshop on Astrodynamics and Flight Mechanics*, ISAS, pp. 72-76, Jul. 2001.
9. *Atlas Launch System Mission Planner's Guide*, Rev. 7, LOCKHEED MARTIN, Dec. 1998.
10. Park, C.S. and Roh, W.R., "Attitude Maneuver Design and Trajectory Contamination Analysis after Satellite Separation using 3rd Residual Thrust Model," KARI, DR62136PA00000-0021, 2007.