

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(7), 616-621(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.7.616>

## 직접모사법을 이용한 지구 저궤도 파라볼릭 안테나 탑재 위성의 항력 예측

신소민, 나경수, 이주영, 조기대\*

## Prediction of Parabolic Antenna Satellite Drag Force in Low Earth Orbit using Direct Simulation Monte Carlo Method

Somin Shin, Kyung-Su Na, Juyoung Lee and Ki-Dae Cho\*

Agency for Defense Development

## ABSTRACT

Consumption of the fuel on the satellite operating in low earth orbit, is increased due to the air resistance and the amount of increase makes the satellite lifetime decrease or the satellite mass risen. Therefore the prediction of drag force of the satellite is important. In the paper, drag force and drag coefficient analysis of the parabolic antenna satellite in low earth orbit using direct simulation monte carlo method (DSMC) is conducted according to the mission altitude and angle of attack. To verify the DSMC simulated rarefied air movement, Starshine satellite drag coefficient according to the altitude and gas-surface interaction are compared with the flight data. Finally, from the analysis results, it leads to appropriate satellite drag coefficient for orbit lifetime calculation.

## 초 록

저궤도에서 운용되는 위성은 대기 저항에 의한 연료소모가 크며, 연료소모는 임무수명 및 발사무기에 영향을 미치게 되어 위성 형상에 따른 항력의 예측이 중요하다. 본 논문에서는 직접모사법을 이용하여 파라볼릭 안테나를 탑재한 저궤도 위성의 임무고도의 변화와 받음각에 따른 항력 및 항력 계수의 변화를 살펴보았다. 저궤도의 희박 기체의 거동을 모사하는 직접모사법의 적용성을 검증하기 위해 스타샤인(Starshine) 위성의 비행데이터를 이용하여 고도, 대기와 표면의 상호작용에 따른 항력 계수를 비교하였다. 결론적으로 계산 결과로부터 저궤도 위성의 정밀한 궤도수명 계산에 적합한 항력 계수를 도출하였다.

**Key Words** : Direct Simulation Monte-Carlo(직접모사 몬테카를로), Drag Coefficient(항력계수), Drag Force(항력), Free Molecular Flow(자유분자류), Rarefied Gas(희박 기체)

## 1. 서 론

지구관측, 과학기술 등의 다양한 임무를 갖는 다수의 인공위성이 지구의 200km~2000km 고도

상공을 회전하면서 임무 수행 중에 있으며, 대략 4~10년 내의 임무수명을 갖고 운영된다. 최근 들어 지구 관측위성의 경우, 좀 더 높은 품질 영상에 대한 요구로 인해 낮은 고도에서의 운영이 요

† Received: April 27, 2014 Accepted: June 25, 2014

\* Corresponding author, E-mail : addckd@gmail.com

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

구되고 있으나 고도가 낮아질수록 대기 밀도가 증가하고, 이로 인해 대기 저항이 증가하게 된다. 대기 저항에 따른 고도 감소를 보상하기 위해서 추진시스템을 가동하게 되는데, 대기 저항이 증가할 경우 고도 감소를 보상하기 위해 소모되는 추진제의 양이 증가하게 된다. 대기 항력에 따른 수명 계산 방법에 대한 연구[1]가 실시된 바 있으며, 추진제량을 최소화하기 위해서 필요시에만 일시적으로 고도를 낮추거나 임무수명을 낮추어 운영하는 방법이 사용되기도 한다.

이로 인해 임무 시기 및 고도에 따라 분포하는 공기의 조성, 대기 밀도, 위성형상, 위성 표면과 대기와의 상호작용 등을 고려한 인공위성의 대기 항력을 예측하는 것이 매우 중요하다. 또한 대기 항력을 예측하기 위해 대기 밀도가 매우 희박한  $10^{-10} \text{kg/m}^3$  이하 수준인 지구 저궤도의 희박 기체 특성을 파악하는 일 역시 중요하다.

이를 위해서 150~325km 저궤도 영역에서 Sentman 해석적 방법을 이용하여, 평판, 실린더, 콘, 구의 간단한 형상의 저궤도 위성에 대해 항력 계수를 제시한 연구가 실시되었다[2]. 그러나 해석적 방법은 복잡한 형상을 도출하기에는 한계가 있고 오목한 형상의 경우 여러 번 대기 입자 반사의 영향성으로 인해 직접모사법에 비해 해석적 해가 항력을 정확하게 예측하기 어려움을 시사하였다[3].

지구 저궤도 영역은 밀도가 매우 희박하여 고전적인 메카니즘의 법칙에 따른다고 가정하기 때문에 적절한 초기값을 이용하여 볼츠만 방정식을 계산하면 시스템의 변화를 계산할 수 있다. 그러나 이를 유한차분법과 같은 수치해석기법을 통해서 해결하기에는 매우 어렵기 때문에 Bird는 대기를 분자 수준에서 모사한 직접모사 몬테카를로(Direct Simulation Monte Carlo, DSMC)기법을 제안하였으며 이는 컴퓨터 성능의 비약적인 발전과 함께 희박기체의 거동을 연구하는 데에 널리 사용되고 있다[4].

이러한 희박기체이론은 우주왕복선의 재진입, 인공위성 자세제어를 위한 노즐 주변의 유동장 연구, 진공공학 등의 분야에 활발히 연구되어왔으며, 국내에서는 원추형 노즐의 기체 유동장 해석, 평판주위 유동장 해석[5,6]에 관해 연구되기도 하였다.

본 논문에서는 직접모사법을 이용하여 파라볼릭 안테나를 탑재한 저궤도 위성의 대기 항력을 예측하고, 연료소모 계산을 위한 항력 계수를 도출하였다. Bird가 제안한 직접모사법을 구현한 3차원 코드의 적용성을 검증하기 위해 스타샤인

(Starshine) 위성의 비행 데이터를 이용하여 고도에 따라 달라지는 항력 계수의 변화를 비교/검증하였다. 파라볼릭 안테나 탑재 위성의 임무 고도에 따른 변화와 받음각에 따른 항력 계수의 변화를 고찰하였다.

## II. 본 론

### 2.1 희박 기체 이론

지구 저궤도 위성이 운용되는 영역은 일반적으로 고도 200~2000km인 열권(Thermosphere)에 해당되며, 대기밀도는  $10^{-10} \text{kg/m}^3$  이하로 매우 낮다. 이런 유동의 입자 운동 및 입자간의 충돌의 특성을 분류하기 위해 누센수(Knusen number)를 이용하며, 식 (1)과 같이 정의된다.

$$Kn = l/L \tag{1}$$

여기서  $l$ 은 분자 평균 자유경로(mean free path)를 의미하며,  $L$ 은 경계층의 두께와 같은 물체의 특성 길이를 의미한다. 위성 운용 고도에서는 대기의 입자가 서로 충돌하지 않고 평균적으로 갈수 있는 거리인 평균 자유경로가 경계층과 같은 특성길이의 비에 매우 크기 때문에  $Kn \gg 1$ 이 된다. 통상  $Kn \gg 1$ 인 경우의 입자를 자유분자류(Free Molecular Flow)로 분류한다.

자유 분자 유동 영역은 표면과 입자사이의 상호작용 현상을 특성화하는 변수로 열적응 계수(thermal accommodation coefficient)를 정의하며, 다음 식 (2)와 같다[7].

$$\alpha = \frac{dE_i - dE_r}{dE_i - dE_w} \tag{2}$$

위 식에서  $dE_i$ 와  $dE_r$ 는 상대적으로 단위시간당 표면에 입사한 에너지 플럭스와 반사된 에너지 플럭스이다.  $dE_w$ 는 모든 입사 분자가 표면온도  $T_w$ 에 상응하는 맥스웰 분포를 갖고 방사를 할 때 수반되는 에너지 플럭스이다. 열적응 계수는 표면에 충돌하는 입자에 의해 에너지를 잃는 평균비로, 1 이면 확산(Diffuse) 반사를 의미하고 반대로 0 이면 거울면(Specular) 반사로 입사-표면사이 에너지 교환이 없음을 뜻한다.

자유 분자 유동 영역에서 공기역학적 힘을 계산하기 위해서 입사 분자와 재반사(reemitted)되는 분자의 모멘텀을 이용하는데, 항력에 대한 결과를 편리하게 항력 계수를 이용하여 다음 식 (3)과 같이 표현할 수 있다[8].

$$Cd = \frac{2D}{\rho U^2 A} \quad (3)$$

여기서,  $D$ 는 항력,  $A$ 는 물체의 대표 단면적이다. 이 항력 계수는 물체의 형상뿐 아니라 물체 표면과 대기 상호작용, 위성 표면 오염도, 그리고 대기 구성비 등[9]에 영향성을 받는다.

## 2.2 직접모사 몬테카를로 기법

직접 모사 몬테카를로 기법은 대표적인 다중 스케일 해석법의 하나로 미시적 관점에서 실제 유동을 표현하기 위해서 많은 수의 공기 입자를 수천 개의 모사 입자(simulated particles)를 근사화하여 추적한다. 분자 수준에서 분자 각각의 거동을 기술하는 전통적인 분자 동역학(molecular dynamics)과 마찬가지로 시간에 따라 입자의 움직임, 충돌, 경계면과의 상호 작용을 고려하지만 실제 계산 시에는 이를 동시에 고려할 수 없는 차이점이 있다. 움직임과 충돌을 고려하기 위해서 우선 입자가 움직인 후 정지했다고 가정한 후 별도로 충돌 확률을 계산하여 충돌 여부를 판가름하거나, 경계면과의 상호 작용을 고려한다. 하지만, 수천 개의 모사 입자만 이용해서 연산을 수행하기 때문에 분자 동역학에 비해 계산시간이 적으며 좀 더 긴 시간 간격과 큰 공간에서 일어나는 물리현상을 모사할 수 있는 장점이 있다. 이러한 가정이 유효하기 위해서는 시간간격  $\Delta t$ 가 평균속도  $c$ 로 분자평균 자유경로까지 가는 시간보다 작아야 하며, 계산결과에 신뢰성을 위해서 이보다 더 작은 1/5 수준의 시간 간격을 사용한다[8].

직접모사법의 대략적인 계산 절차를 요약하면, Fig. 1과 같이 표현할 수 있다.

본 논문에서 적용한 3차원 직접모사법은 입자와 경계면과의 상호 작용을 전반사와 확산 경계조건으로 모두 적용하였고, 입자의 속도 분포는 맥스웰-볼츠만 분포를 고려하였다. 충돌 모델은

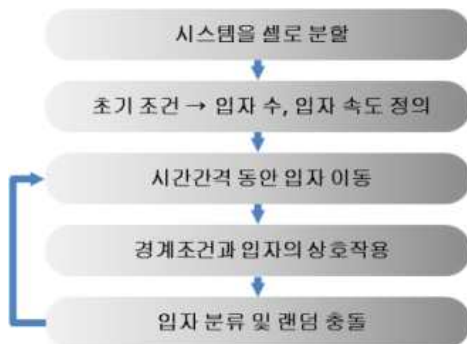


Fig. 1. Flow Chart of DSMC[4]

VHS(Variable Hard Sphere) 모델을 이용하고 비탄성 충돌을 고려하였다.

## 2.3 지구 저궤도 위성 항력 예측

### 2.3.1 스타샤인 항력 계수 검증

파라볼릭 안테나 탑재 위성의 항력 계수를 해석하기에 앞서 본 연구에서 사용한 3차원 직접 모사법의 타당성을 검증하기 위해 희박 기체 영역에서 교육 및 대기 연구를 위한 목적으로 운용된 스타샤인(Starshine) 위성의 비행 데이터와 직접 모사법을 이용한 항력 계수 결과를 비교하였다. 3차원 직접 모사법 해석을 위해 Bird의 직접 모사법 1차원 코드를 3차원으로 수정하여 사용하였다[4]. 스타샤인 위성은 NRL/NCST (Naval Research Laboratory/Naval Center for Space Technology)에서 설계 및 개발이 되었으며, 광학적으로 반사도가 높은 구 형태의 소형 위성이다. 스타샤인 위성 1은 878개의 알루미늄 미러로 덮힌 직경 47.5cm, 무게 39kg의 구 형태의 위성으로, Fig. 2는 스타샤인의 형상[10] 및 유동장 격자의 형상으로, 위성의 단면적은 0.193m<sup>2</sup>이다. 모델링을 위해 MSC PATRAN 프로그램을 이용하였고, 격자로 사면체 요소 9,965개를 사용하였다.

스타샤인 위성은 1999년 5월 27일에 발사되었으며, 궤도 감소비를 측정하여 대기 밀도를 계산하는데 이용되었다. 스타샤인 위성이 약 4개월에 걸친 궤적에 따라 371.6 ~ 218.7km의 데이터를

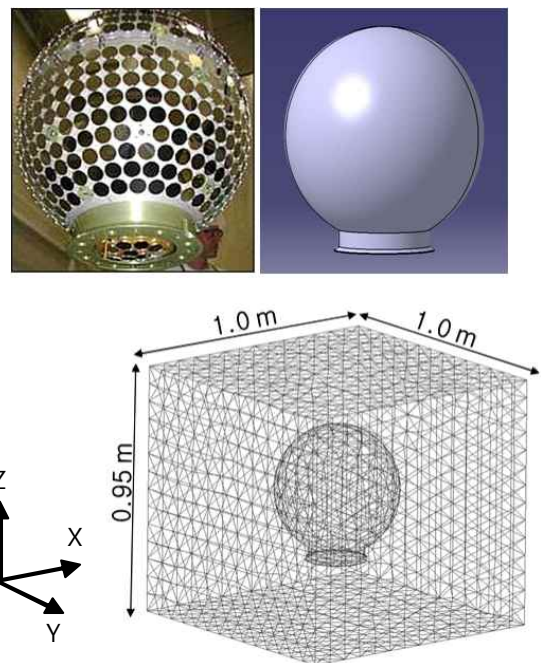


Fig. 2. Starshine Satellite

Table 1. Analysis Input Data for Starshine Satellite

Alt. [km]	V [m/s]	T <sub>atm</sub> [K]	n <sub>O</sub> [m <sup>-3</sup> ]	n <sub>N<sub>2</sub></sub> [m <sup>-3</sup> ]	α
371.6	7672.3	1037	1.91E14	2.15E13	0.924
346.5	7686.5	1095	4.57E14	5.89E13	0.953
321.6	7700.7	1079	6.09E14	1.10E14	0.974
294.9	7716.1	1019	7.68E14	1.90E14	0.976
270.8	7730.0	1025	1.21E15	3.91E14	0.982
246.4	7744.2	1055	2.02E15	9.03E14	0.991
218.7	7760.4	1029	3.56E15	2.28E15	0.994

이용하였으며, 각 고도에 따른 대기 정보는 Table 1과 같다[3]. n은 각 입자의 밀도수, α는 열적용 계수, 그리고 V는 위성의 속도, 즉 입자 속도를 나타낸다. 대기 조성은 대개 N<sub>2</sub>와 O로 구성되어, 조성비에 따라 입자의 무게를 고려하였고, 고도가 낮아질수록 산소 원자의 밀도가 증가하여 표면-입자의 상호 작용은 거의 확산 반사로 볼 수 있다. 스타샤인 위성의 표면 온도는 300K로 가정하였다.

직접 모사법으로 도출한 고도에 따른 스타샤인 위성의 항력 계수는 Fig. 3과 같이, 고도가 증가함에 따라 항력 계수 역시 증가함을 보였다. 참고문헌 [3] 논문의 해석적 해와 다원자 충돌 (Multi-impact collision)을 고려한 직접 모사법을 이용한 결과와 비교하였을 때, 해석적 해는 최대 3.6%, 수치 해석의 경우 최대 1.1% 차이를 보였다. 해석적 해의 경우 스타샤인의 어댑터부분을 고려할 수 없었기 때문에 항력 계수가 크게 계산되었고[3], 이원자 충돌을 고려하여도 결과에 크게 영향을 미치지 않음을 알 수 있었다.

고도에 따른 항력 계수의 변화는 열적용 계수의 차이 및 조성 입자에 따른 변화이다. 산소입자의 분포에 따라 산소원자가 위성 표면에 흡수되어, 입사한 분자가 위성 표면과 상호작용 대신

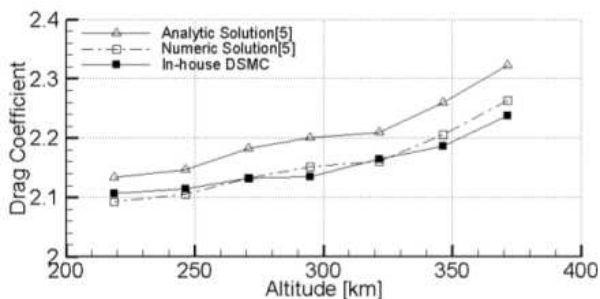


Fig. 3. Comparison of the Starshine Satellite Drag Coefficients

에 흡착된 산소와 충돌하여 비탄성 충돌을 가져오기 때문이다.

### 2.3.2 파라볼릭 안테나 탑재 위성의 항력 예측

파라볼릭 안테나를 탑재한 위성은 운용 고도에서의 해상도 및 영상 품질을 고려하여 안테나의 형상을 결정하게 된다. 특히 저궤도에서 운용되는 경우, 안테나의 직경이 커짐에 따라 대기에 의한 항력이 크게 발생하여 궤도를 유지하기 위한 연료 소모가 증가하게 된다. 따라서 파라볼릭 안테나를 탑재한 위성의 임무 고도, 대기와 표면의 상호 작용, 진행 방향에 따른 반음각의 영향성을 분석하고자 한다. Fig. 4와 같이 일반적인 육각 패널의 플랫폼 및 설계된 안테나 형상을 가진 위성에 대해서 고도 350~550km 영역에서 대기 항력을 분석하였다. 분석에 사용된 유동장의 크기는 9x9x6m<sup>3</sup>이고 시간 간격은 10<sup>-7</sup>초로 설정하였다. 모델링을 위해 MSC PATRAN 프로그램을 활용하였고, 격자는 사면체 요소 17,113개로 구성하였다. 위성의 자세는 임무에 따라 변경되며, 이미징 시 파라볼릭 안테나는 지구를 지향한다.

고도에 따른 항력을 계산하기 위해 대기 정보는 NRLMSISE-00 모델에서 추출하였으며, 태양 활동이 큰 2000년과 태양 활동이 적은 2006년도를 이용하였다. Table 2는 계산한 고도에 따른 대기정보이며, M은 분자량을 나타낸다. 이에 따르면 고도가 증가할수록 산소 원자의 비율은 감소하고 헬륨 원자의 비율이 증가하여, 고도가 증가할수록 가벼운 입자의 활동이 커짐을 알 수 있다. 또한 태양 활동이 활발해짐에 따라 대기 입자의 개수가 증가하고, 산소 원자 비율이 좀 더 커짐을 알 수 있다.

고도 및 태양의 활동에 따라 대기 중 산소 원자 밀도가 달라지게 되어 열적용 계수 역시 변화하게 되나, 열적용 계수는 확산 반사로 일정하게 계산하였고, 위성표면온도는 300K로 계산하였다.

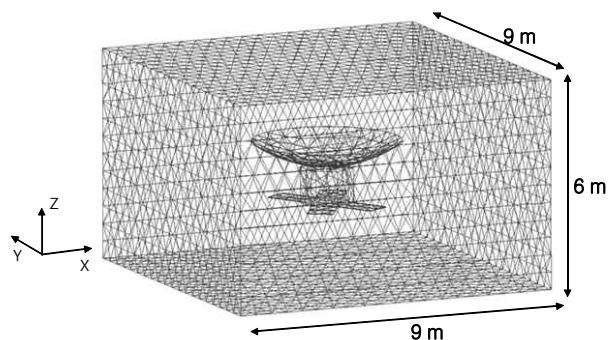


Fig. 4. SAR Satellite in wind stream

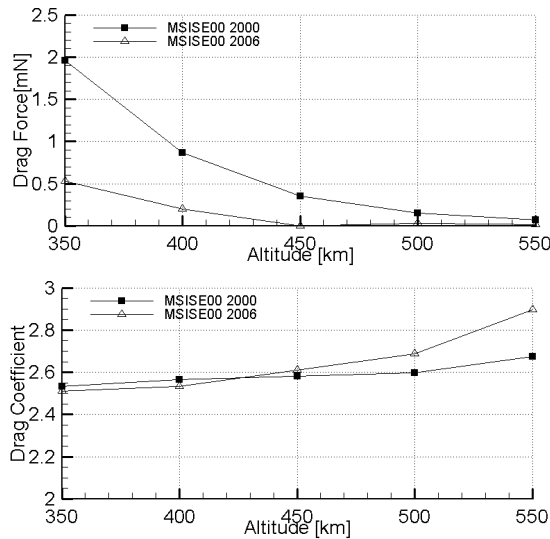
**Table 2. Analysis Input Data for Parabolic Antenna Satellite**

Alt. [km]	V [m/s]	T <sub>atm</sub> [K]	n <sub>O</sub> [m <sup>-3</sup> ]	n <sub>N<sub>2</sub></sub> [m <sup>-3</sup> ]	n <sub>He</sub> [m <sup>-3</sup> ]	M
550	7573.1	960	6.16E12	6.16E10	4.08E12	16.3
500	7600.5	960	1.84E13	2.68E11	5.04E12	15.8
450	7628.2	960	4.30E13	1.19E12	6.23E12	14.8
400	7656.2	960	1.02E14	5.39E12	7.74E12	13.5
350	7684.5	890	2.26E14	1.68E13	1.13E14	11.9

[2000Y]

Alt. [km]	V [m/s]	T <sub>atm</sub> [K]	n <sub>O</sub> [m <sup>-3</sup> ]	n <sub>N<sub>2</sub></sub> [m <sup>-3</sup> ]	n <sub>He</sub> [m <sup>-3</sup> ]	M
550	7573.1	708	7.60E11	8.02E08	3.80E12	14.1
500	7600.5	708	5.88E12	5.88E09	5.04E12	12.8
450	7628.2	708	7.53E12	4.44E10	6.73E12	10.2
400	7656.2	708	2.43E13	3.45E11	9.03E12	7.6
350	7684.5	658	6.41E13	1.53E12	1.35E13	5.7

[2006Y]

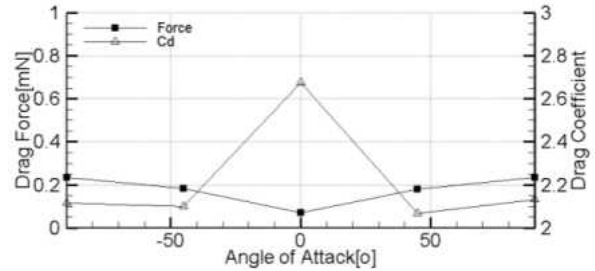


**Fig. 5. Parabolic Antenna Satellite Results**

위성이 Y축 방향으로 진행할 경우, 고도에 따른 항력 및 항력 계수는 Fig. 5와 같다. 태양 활동이 활발한 2000년도는 고도 350km에서 최고 약 2mN의 대기 저항을 받으며, 고도가 증가할수록 대기 저항이 줄어든다. 이는 고도가 증가할수록 대기 입자의 수 및 위성의 속도, 즉, 입자의 속도가 감소하기 때문이다. 태양 활동이 적은 2006년도는 2000년도에 비해 전체적으로 대기 입자의 수가 감소하였으며, 고도 350km에서 대기 저항이 약 1/4로 감소하였다. 또한 고도에 따라 대기 저항이 감소하고, 고도 550km에서 약

**Table 3. Cross-section Area according to the Angle of Attack**

Angle	0°	45°	90°
Area	3.8 m <sup>2</sup>	12.58 m <sup>2</sup>	15.90 m <sup>2</sup>



**Fig. 6. Results according to the Angle**

0.01mN으로 줄어들었다.

식 (3)을 통해 대기 저항을 단면적과 대기 밀도, 속도로 분해한 항력 계수는 고도에 따라 증가하는 경향을 보이는데, 고도가 증가함에 따라 위성의 속도 감소가 반영되었기 때문이다. 또한 고도가 증가함에 따라 대기 구성 입자가 무거워지고, 그에 따라 항력 계수가 증가하게 된다. 태양 활동이 적은 2006년도 고도 550km에서 항력 계수는 최대 2.90까지 증가하였다. 일반적으로 위성 연료 계산에서 항력 계수는 2.2를 가정하는데 [11], 연료 계산의 정확도가 약 30%까지 차이날 수 있어 저궤도의 고도, 위성 형상 및 대기 성분 에 따른 항력 계산이 중요하게 된다.

큰 직경의 파라볼릭 안테나를 탑재한 위성의 진행 방향에 따라 대기 저항의 영향성을 판단하기 위해 2000년 고도 550km에서 궤적의 받음각 (Angle of Attack)에 따른 항력 및 항력 계수를 알아보았다. 받음각에 따른 단면적은 Table 3과 같으며, 파라볼릭 안테나 방향으로 진행할 때 가장 큰 단면적을 갖는다.

받음각에 따른 항력 및 항력 계수는 Fig. 6과 같다. 받음각이 0°에서 90°로 변화할수록 대기 저항은 증가하였으며, 이는 직경이 큰 안테나의 방향으로 대기 입자와의 충돌이 증가하기 때문이다. 대기 저항의 관점에서 위성이 받음각이 0°로 진행되는 경우가 유리하나, 배터리 충전 및 임무를 수행할 경우 위성이 대기 저항이 증가하는 방향으로 진행 할 수 있다.

Figure 6으로부터 위성의 받음각이 항력에 미치는 영향이 작지 않음을 알 수 있으며, 이에 따라 위성의 평균 단면적 및 평균 항력 계수는 실제 임무 시나리오를 고려하여 도출되어야 한다고 결론지을 수 있다.

### III. 결 론

저궤도에서 운용되는 위성은 고도가 낮아질수록 대기 저항이 급격하게 증가하게 되어, 소모되는 추진제의 양이 증가하거나 임무 수명이 짧아지게 된다. 따라서 임무시기 및 고도에 따라 분포하는 대기의 조성, 대기 밀도, 위성 형상, 위성 표면과 대기와의 상호 작용 등을 고려한 인공 위성의 대기 항력을 예측하는 것이 매우 중요하다.

본 논문에서는 직접 모사법을 이용하여 파라볼릭 안테나를 탑재한 지구 저궤도 위성의 대기 항력을 예측하고, 연료 소모 계산을 위한 항력 계수를 도출하였다. 수정된 3차원 직접모사법 코드의 적용성을 검증하기 위해 스타샤인(Starshine) 위성의 비행 데이터를 이용하여 고도에 따라 달라지는 항력 계수의 변화를 비교하였으며, 결과적으로 최대 1.1%로 신뢰성을 검증하였다.

태양 활동이 클 때 파라볼릭 안테나를 탑재한 위성의 항력은 태양활동이 적을 때에 비해 고도 350km에서 약 4배 증가하였다. 또한 위성 궤도에 대한 받음각에 따른 항력을 계산하였고, 직경이 큰 안테나 방향으로 진행할 경우 약 3배 증가함을 알 수 있었다. 결론적으로 저궤도 위성의 연료 소모를 계산하기 위해 임무 시기, 임무 고도, 받음각뿐 아니라 임무 및 자세를 고려하여 적절한 항력 계수를 도출해야함을 알 수 있었다.

### References

1) Chang-Su Park, Sangbum Cho and Woong-Rae Roh, "Velocity Loss Due to Atmospheric Drag and Orbit Lifetime Estimation", Aerospace Engineering and Technology, Vol. 5, No. 2, 2006, pp.205~212.  
 2) Mildred M. M., Steven D. W., and Kenneth M., "Recommended Drag Coefficients

for Aeronomic Satellites", The Upper Mesosphere and Lower Thermosphere, 1995, pp.349~355.

3) Marcin D. Philinski, et al., "Drag Coefficients of Satellites with Concave Geometries: Comparing Models and Observations", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 48, No. 2, March-April 2011, pp.312-325.

4) G. A. Bird, "Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows", Oxford Science Publications, 1993.

5) Kyun-Ho Lee and Sung-Nam Lee, "Study on Small Thruster Plume using Preconditioned Continuum Scheme and DSMC Method in Vacuum Area", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 37, No. 9, 2009, pp.906~915.

6) Dong-Dae Lee, Hyung-Koo Park and Chan-Guk Park, "Analyses of 2-Dimensional Flowfield and Aerodynamic Characteristics Around a Flat Plate in Rarefied Gas Regime by Direct Simulation Monte Carlo Method", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 23, No. 5, 1995, pp.41~48.

7) Schaaf, S. A. and Chambre, P. L., "Flow of Rarefied Gases", Princeton Univ. Press, Princeton, NJ, 1961.

8) Kenneth M. and Mildred M., "Gas-Surface Interactions and Satellite Drag Coefficients", Planetary and Space Science, Vol. 53, No. 8, 2005, pp.793~801.

9) Michiru Y., Yoshiaki N., and Junichi T., "Monte Carlo Simulation of Flow into Channel with Sharp Leading Edge", AIAA Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 118, 1989, pp.583~596.

10) <https://directory.eopotal.org/web/eoport al/satellite-missions/s/starshine>

11) David A. V., "Fundamentals of Astrodynamics and Applications", Springer Verlag, 3<sup>rd</sup> edition, 2007.