

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.4.354>

저궤도 위성의 폐기경로 생성 및 폐기기동 중 충돌위험 분석

성재동*, 민찬오*, 정순우*, 이대우**, 조겸래**, 김해동***

Removal trajectory generation for LEO satellites and analysis
collision probability during removal maneuverJae-dong Seong*, Chan-oh Min*, Soon-woo Jeong*, Dae-woo Lee**, Kyeum-rae Cho**
and Hae-dong Kim***

ABSTRACT

Now there are a lot of expired satellites or space debris around the earth orbit and they threaten the operating satellites and manned space missions. KOMPSAT-2 that scheduled to operate the mission by July, 2013 also has to consider the space debris. This paper introduces the '25 years rules' that must be re-entered within 25 years after the space mission for LEO satellites and describes the removal trajectory design that satisfies the '25 years rules' and minimizes fuel consumption. And this paper suggests monte-carlo simulation for risk analysis that causes the approaching object to the removal trajectory. The result shows that the collision probability of worst case presents $6.0741E-07$ and it need to more analysis about precise satellite safety during removal maneuver because there is no information about the object size that approaching to the satellites.

초 록

현재 지구 주변의 궤도에는 폐기된 위성을 비롯한 많은 우주파편이 존재하고 있으며, 임무를 수행중인 인공위성이나 유인 우주활동을 위협하고 있다. 2013년 7월까지 임무를 수행할 예정인 아리랑 2호 위성 또한 우주파편에 대한 고려가 필요하다. 본 논문에서는 앞으로의 원활한 우주활동을 위해 제정된 25년 규정 중 저궤도의 경우 임무종료 후 25년 이내에 지구대기로 하강하여 소각되어야 하는 요구조건을 소개하고, 이를 준수하기 위해 연료소모를 최소화하는 폐기경로 설계에 대한 내용을 기술하고 있다. 그리고 생성한 폐기경로에 접근하는 물체로 인한 위험성을 분석하게 위해서 몬테칼로 시뮬레이션을 이용한 방법을 제안하였다. 분석 결과 가장 위험성이 높은 경로의 충돌확률은 $6.0741E-07$ 으로 나타났으며 접근한 상대 물체의 크기를 알 수 없으므로 보다 정밀한 분석이 필요함을 알 수 있었다.

Key Words : Space Debris(우주 파편), Satellite Removal Trajectory(위성 폐기 경로), Monte-Carlo Method(몬테 칼로 방법), Collision Probability(충돌 확률)

† 2012년 1월 20일 접수 ~ 2012년 3월 19일 심사완료

* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail: baenggj@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산30

*** 정회원, 한국항공우주연구원 비행역학제어팀

1. 서 론

현재 관제운영 6년차에 접어드는 아리랑 2호 위성은 임무고도 685km, 궤도경사각 98도의 태양동기궤도로 잔여연료가 충분히 남아있고, 전자장치의 상태가 양호한 것으로 나타났기 때문에

기존 설계 수명인 3년을 초과하여 2013년까지 임무기간을 연장하였다. 임무기간 이후 아리랑 2호 위성의 잔여연료가 임무를 수행하기에 부족하거나 임무 장비에 장애가 발생한다면 적절한 폐기경로를 통한 폐기가 이루어져야 할 것이다.

위성의 임무종료 후 폐기기동이 필요한 이유는 최근 점점 심각해지는 지구궤도환경과 밀접한 관계가 있다. 미국의 NORAD (North American Aerospace Defense Command) 카탈로그에 의하면 통제가 불가능한 10cm 크기 이상의 우주파편이 약 19,200여개에 달하며, 10cm 이하의 추적이 불가능한 파편은 3억 개 이상으로 추정되고 있다 [1]. 특히 아리랑 2호 위성의 임무고도인 2,000km 이하의 저궤도에 전체 우주파편의 70% 이상이 존재하기 때문에 우주파편의 생성을 억제하는 노력이 반드시 필요한 상황이다.

그림 1은 NASA의 우주파편 진화모델인 LEGEND(a LEO-to-GEO Environment Debris model)를 이용하여 2105년까지 우주파편의 개체수가 시간이 흐름에 따라 어떻게 증가하는지 보여주는 그림으로 적절한 폐기전략을 수립하지 못할 경우 차후 우주활동에 큰 제약을 받을 수 있음을 보여준다[2].

저궤도 위성의 폐기기동 선행사례로써 프랑스 우주국(CNES)은 지난 2003년 SPOT 1 위성의 폐기를 수행한 바 있다[3]. SPOT 1 위성은 1986년 SPOT 위성군 중 가장 처음으로 발사된 지구관측 위성으로 임무고도는 822km, 궤도경사각은 98도의 태양동기궤도 위성이다. 2001년 SPOT 1 위성의 태양집열판의 손상으로 10%의 전력공급량이 감소함에 따라 위성의 제어가 어려워지고, 이는 동일고도의 다른 위성까지 위협하므로 CNES는 SPOT 1 위성의 폐기를 결정하였다.

폐기기동을 수행하기 이전의 SPOT 1 위성의 자연폐기수명은 약 200년으로 25년 규정을 만족

하지 못했고, 잔여 연료량은 67kg으로 2,000km 고도로 상승시켜 폐기하기 어려운 상황이었기 때문에 궤도의 원지점에서 여러 번의 기동을 통해 근지점을 고도를 낮추는 방법을 선택했다.

근지점의 고도가 낮을수록 위성의 근지점을 통과하면서 받는 공기저항이 커지기 때문에 보다 효율적으로 폐기를 수행할 수 있다. 그리고 인공 위성이 낼 수 있는 추력의 양이 제한되어 있기 때문에 SPOT 1 위성의 경우 하루에 1,000초씩 총 8회의 기동 끝에 16.5년의 궤도수명을 가지는 최종궤도로 폐기를 종료하였다.

따라서 본 논문은 본격적인 저궤도 위성 폐기 전략의 선행연구로써 2013년 7월 28일에 아리랑 2호 위성이 폐기한다고 가정하고, '25년 규정'에 부합하는 폐기고도를 설정한 후 호만전이궤도를 통한 폐기경로를 생성하였다. 그 후 폐기경로를 통해 폐기가 진행되는 동안 NORAD 우주파편 카탈로그에 포함된 물체와의 최근접거리를 계산하여 일정거리 이내에 근접한 물체와 아리랑 2호 위성의 최대충돌확률을 Chan's method로 계산하였다.

폐기기동 시작점에서 아리랑 2호 위성의 위치나 우주파편의 위치는 TLE(Two Line Element) 데이터를 기반으로 한 SGP4(Simplified General Perturbations model) 궤도전파기를 통해 계산하였고, 계산 과정에서 발생하는 오차들을 고려하기 위해 몬테 칼로 방법을 사용하여 다수의 경로를 생성하고, 이를 통해 잠재적인 위험성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 해석대상의 제원과 폐기규정

아리랑 2호 위성의 무게는 766kg, 직경과 높이는 각각 2m, 2.8m이고 탑재 부품으로는 별 추적기, 다중대역 카메라, 송수신 안테나, 태양전지판 등이 있다. 아리랑 2호 위성의 궤도제원은 아래의 표 1과 같다.

위의 궤도제원은 NORAD의 TLE 데이터로부터 얻었고, 폐기시점에서의 궤도제원은 위와 동일하다고 가정하였다.

HEO 혹은 GEO에서 임무를 수행하는 위성은 임무종료 후 임무고도로부터 고도방향으로 200km 가량 이탈함으로써 폐기기동을 종료할 수 있으나 LEO의 경우 궤도에 존재하는 물체의 수가 다른 궤도에 비해 월등히 많기 때문에 아래와 같은 25년 규정을 적용하여 폐기해야 하며 이 규정은

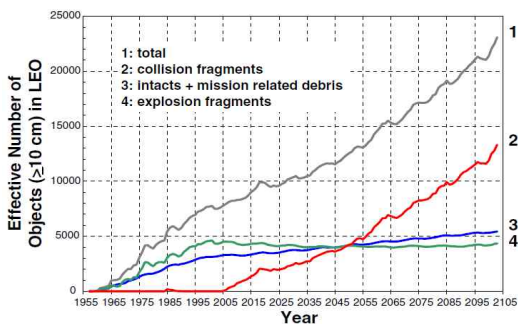


그림 1. 파편의 종류에 따른 저궤도 상의 우주파편의 개체수 예측

표 1. 아리랑 2호 위성의 임무궤도 제원

위성고유번호	29268
궤도 장반경	7068.268km
이심률	0.001656
근지점 고도	678.428km
원지점 고도	701.836km
궤도 경사각	98.308°
승교점 경도	29.706°
근지점 인수	115.250°
평균근지점 이각	245.042°
크기	2.8 × 2.0 × 6.9m
무게	766kg
유효표면적	7.932m ²

IADC(Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)에서 제안한 'IADC Space Debris Mitigation Guidelines'의 일부로써 NASA, ESA, CNES를 비롯하여 대다수의 우주국에서 준수하고 있다[4].

* 고도 2,000km 이하의 물체는 임무종료 후 고도를 2,000km 이상 올려 폐기하거나 25년 이내에 대기권으로 고도를 하강하여 소각을 통한 폐기가 이루어져야 한다.

* 페이로드의 예측하지 못한 상황을 미연에 방지하기 위해 폐기동기 종료된 시점에서 잔여 에너지 및 연료는 모두 소진되어야 한다.

폐기동을 위한 연료소모량에 있어서도 위의 25년 규정을 이용한다면 보다 효율적으로 폐기를 수행할 수 있다. 25년 규정을 만족할 수 있는 목표고도를 설정해준다면 굳이 소각이 시작되는 약 80km의 고도까지 하강해 줄 필요가 없기 때문에 임무에 사용할 수 있는 연료의 양이 많아짐으로 더 오래 임무를 수행할 수 있다.

따라서 본 논문에서는 25년 규정을 만족하는 원궤도를 설정하고, 폐기동기 시작시점에서 목표궤도까지의 호만전이궤도를 이용한 폐기경로를 생성하였다.

2.2 폐기고도 및 폐기경로 생성

아리랑 2호 위성의 폐기고도 계산에서 가장 중요한 것으로 공기저항에 의한 영향이다. 공기저항은 공기의 밀도에 대한 영향을 받으며, 공기 밀도는 태양활동, 지구의 지자기 활동과 밀접한 관련이 있다.

태양활동이 강해짐에 따라 지자기 폭풍이나 자외선으로 인해 지구의 상부층의 대기가 가열되

고 팽창함에 따라 저궤도 인공위성의 임무궤도 주위의 공기밀도가 상승하기 때문에 위성이 받는 저항이 커지므로 고도하강의 주된 원인이 된다.

따라서 위의 태양활동이나 지자기활동에 대한 영향을 포함할 수 있는 대기모델을 사용해야 한다. 본 논문에서는 아리랑 2호 위성의 25년 규정을 만족하는 폐기고도 산출을 위해 NASA의 DAS 2.0 (Debris Assessment Software)을 이용하였고, DAS 2.0의 궤도전파기 GEOPROP에는 태양활동 및 지자기활동을 모두 고려한 Jacchia atmosphere model을 사용하고 있다[5].

아리랑 2호 위성의 목표고도를 계산하기에 앞서 2013년 7월 28일에 폐기를 시작한다고 설정하고 위성의 궤도제원을 입력하여 임무궤도에 방치되었을 경우 지구 대기권에서 소각되기까지 얼마의 시간이 걸리는지 DAS 2.0을 이용하여 계산하였다.

계산결과 임무궤도에서 소각고도까지 하강하는데 걸리는 시간은 44.24년으로 25년 규정을 만족하지 못함을 알 수 있다. 그림 2는 그 기간 동안 원지점과 근지점 고도의 시간에 대한 변화를 보여주는 그래프로써 시작부터 약 2043년까지 원지점과 근지점의 고도가 진동하는데 이는 태양활동으로 인한 단주기 외란에 기인한 것이다[6].

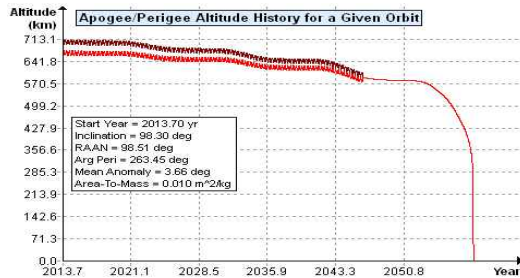


그림 2. 임무궤도에 방치된 경우 원지점과 근지점 고도의 시간에 대한 변화

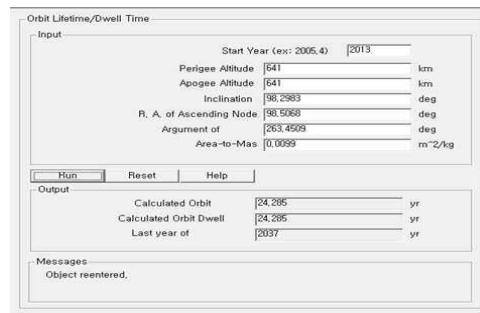


그림 3. DAS 2.0을 이용하여 계산한 폐기고도에서의 궤도수명

25년 규정을 만족하는 고도를 계산한 결과 그림 3과 같이 641km의 원궤도에 방치되었을 경우 궤도수명이 24.285년으로 프로그램의 오차를 감안했을 때 적절하다고 판단되어 목표궤도를 고도가 641km인 원궤도로 설정하고, 폐기경로를 생성하였다.

임무궤도에서 폐기궤도로 이동하기 위해 본 논문에서는 호만전이궤도를 사용하였다. 호만전이궤도를 사용한 이유는 연료소모를 최소화할 수 있는 방법으로 아리랑 2호 위성의 폐기기동을 위한 연료의 양이 줄어들수록 임무에 사용될 수 있는 양이 커질 수 있고, 폐기기동에 안정성이 확보된다면 빠른 시간 내에 폐기를 종료할 필요가 없기 때문이다.

2013년 7월 28일 12시 15분을 폐기시작 시간으로 설정하고, 이때 아리랑 2호 위성의 위치를 MATLAB 상의 SGP4 궤도전파기를 사용하여 지구중심 좌표계의 폐기기동 시작점으로 설정하였다. SGP4 궤도전파기는 Geopotential perturbation, Atmospheric Drag, Luni-solar Perturbation, Solar Radiation Pressure Perturbation을 섭동력으로 포함하며, 1988년 이후 지속적으로 개정되어왔고 STK (Satellite Tool Kit)를 비롯한 여러 응용프로그램에 사용되고 있다[7].

임무궤도가 폐기기동 시작점과 지구중심까지의 거리 R_i 인 원궤도라고 가정했을 때 목표궤도의 반지름 R_f 까지 연결하는 호만전이궤도의 장반경과 이심률은 식 (1), (2)와 같다.

$$a_H = \frac{R_i + R_f}{2} \tag{1}$$

$$e_H = \frac{(R_i - R_f)}{(R_i + R_f)} \tag{2}$$

위의 장반경과 이심률을 궤도방정식에 적용하면 식 (3)과 같이 진근점 이각(θ)에 대한 지구 중심에서의 거리를 2차원 상에 나타낼 수 있다.

$$r_H = \frac{a_H(1 - e_H^2)}{1 + e_H \cos \theta} \tag{3}$$

위 식에서 구한 2차원상의 x, y 좌표를 각각 p_x, p_y 라 하면 식 (4), (5)와 같다.

$$p_x = r_H \cos \theta \tag{4}$$

$$p_y = r_H \sin \theta \tag{5}$$

이 식을 행렬로 나타내고, 승교점 경도, 궤도 경사각, 근지점 인수의 오일러각 회전변환을 통

해 지구중심 좌표계 상의 위치를 식 (6)과 같이 구할 수 있다.

$$P = [p_x \ p_y \ 0] M_w M_i M_\Omega \tag{6}$$

$$M_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 \cos(i) - \sin(i) & & \\ 0 \sin(i) & \cos(i) & \end{bmatrix}, M_\Omega = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) - \sin(\Omega) & 0 \\ \sin(\Omega) & \cos(\Omega) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$M_w = \begin{bmatrix} \cos(w) - \sin(w) & 0 \\ \sin(w) & \cos(w) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

위에서 i 는 궤도 경사각, Ω 는 승교점 경도, w 는 근지점 인수를 의미한다. 그림 4는 아리랑 2호 위성의 폐기기동 경로를 나타낸다. 폐기경로는 1,800개의 점으로 구성되어 있으며 시간간격은 대략 1.6초이다.

위의 경로를 이용하여 목표궤도에 도달하기 위한 ΔV 는 식 (7), (8)과 같이 구할 수 있다.

$$\Delta v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left(\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right) \tag{7}$$

$$\Delta v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} \right) \tag{8}$$

r_1 은 초기궤도의 반지름, r_2 는 목표궤도의 반지름을 의미한다. 계산 결과 폐기기동 시작점에서 -13.5332 m/s, 폐기기동 종료점에서 -13.5576 m/s의 ΔV 가 요구되어 일반적인 추력기를 사용했을 때 약 7kg의 연료가 소모되며, 기동에 소요되는 시간은 49.0329분으로 나타났다.

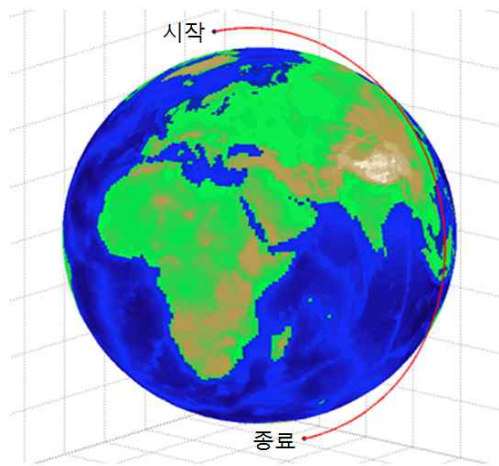


그림 4. 아리랑 2호 위성의 폐기경로

2.3 몬테 칼로 시뮬레이션

2.2절에서 아리랑 2호 위성의 폐기경로를 생성 하였으나 폐기기동 시작지점의 위치 계산에서 TLE 데이터를 이용하여 SGP4 궤도전파 한 결과를 사용한 점, 폐기기동 전후 궤도를 모두 원궤도로 가정한 점 그리고 사용한 TLE의 생성시간과 분석시간의 차이에서 발생하는 오차를 감안하기 위해 몬테 칼로 시뮬레이션을 수행하였다.

시뮬레이션 수행방법은 폐기기동 시작 위치의 RIC 좌표계 상의 각 축의 오차를 설정하고, 설정한 오차를 만족하기 위한 변수를 지정하여 앞서 설정한 폐기고도인 641km가 되는 지점을 잇는 폐기경로를 생성한다.

사용된 오차모델은 통계의 정규분포를 사용하였고, 그림 5의 지구중심 방향의 오차를 고려하기 위해 폐기시작 고도를 변수로 설정하였고, 위성의 진행방향에 대한 오차를 고려하기 위해 궤도전파 시간오차를 변수로 설정하였으며, 진행방향과 수직이 되는 방향의 오차를 고려하기 위해 궤도 경사각, 근지점 인수, 승교점 경도를 변수로 설정하였다.

그림 5의 RIC 좌표계 상에서 세 가지 방향 중 진행방향의 오차가 가장 크고, 지구 중심방향의 오차가 가장 작지만 TLE 데이터를 이용한 SGP4 궤도 전파의 결과가 정확히 얼마의 위치오차를 가지는지 파악하기 어렵고, 앞서 설정한 가정들로 인해 발생하는 오차를 정밀하게 계산하기 어렵기 때문에 몬테 칼로 시뮬레이션을 위한 표준편차를 두 가지 경우로 나누었다. 첫 번째 경우 상대적으로 오차가 작은 경우로 지구중심방향의 오차를 2km, 위성의 진행방향의 오차를 20km, 진행방향과 수직이 되는 방향의 오차를 6km로 설정하였고, 두 번째 경우 오차가 상대적으로 큰 경우로 지구중심방향의 오차가 10km, 위성의 진행

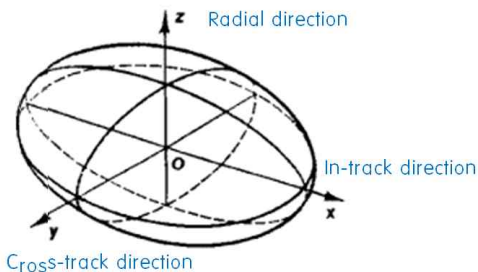


그림 5. 위치불확실성에 따른 공분산 타원체

방향의 오차가 50km, 진행방향과 수직이 되는 방향의 오차를 15km로 설정하고 두 경우에 대해 각각 1,000개씩 총 2,000개의 폐기경로를 생성하였다. 위의 표준편차는 RIC 좌표계 상의 위치 추정오차를 의미한다.

표 2는 두 경우의 몬테 칼로 시뮬레이션을 수행하기 위해 설정한 평균값에 대한 표준편차이다. 따라서 아래의 변수를 통해 앞서 설정한 그림 5의 RIC 좌표계상의 위치오차를 만족하는 임의의 폐기기동 시작점과 폐기경로를 지구중심 좌표계에서 생성할 수 있다.

2.2절의 폐기경로는 표 2에서 설정한 궤도요소를 바탕으로 지구중심좌표계 상의 위치를 나타내는 것으로 두 경우 각각 1,000개의 폐기경로를 생성하였다. 그림 6과 7은 표준편차가 다소 작은 경우 1에서 지구중심좌표계 상의 폐기기동 시작점의 XY, XZ축에 대한 분포를 보여준다.

표 2. 몬테 칼로 오차모델 변수 설정

변수	평균	표준편차	
		경우1	경우2
폐기시작 고도	691.74 km	2km	10km
궤도 경사각	98.29°	0.05°	0.1°
근지점 인수	263.45°	0.05°	0.1°
승교점 경도	98.51°	0.05°	0.1°
궤도전파 시간오차	0초	3초	7초

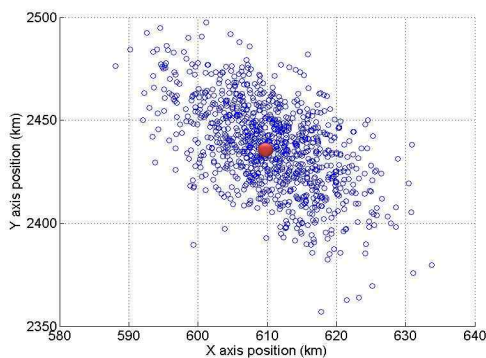


그림 6. 경우 1에서 폐기기동 시작점의 XY축에 대한 분포

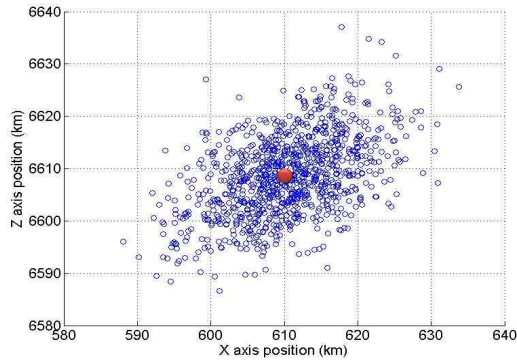


그림 7. 경우 1에서 폐기궤도 시작점의 XZ축에 대한 분포

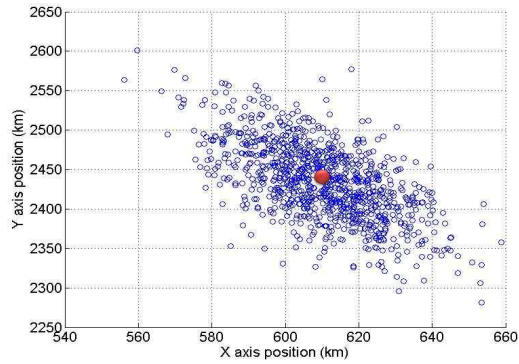


그림 10. 경우 2에서 폐기궤도 시작점의 XY축에 대한 분포

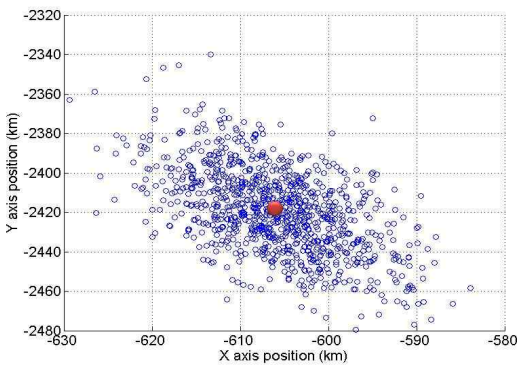


그림 8. 경우 1에서 폐기궤도 종료점의 XY축에 대한 분포

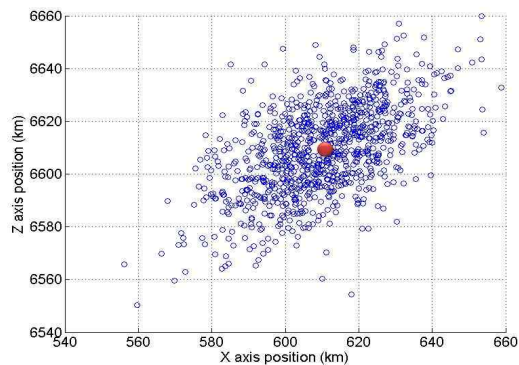


그림 11. 경우 2에서 폐기궤도 시작점의 XZ축에 대한 분포

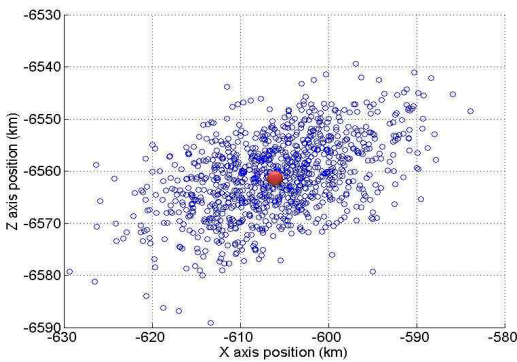


그림 9. 경우 1에서 폐기궤도 종료점의 XZ축에 대한 분포

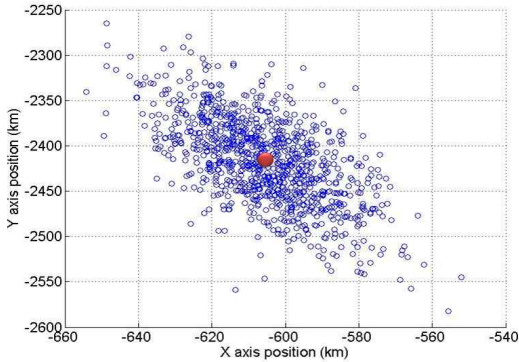


그림 12. 경우 2에서 폐기궤도 종료점의 XY축에 대한 분포

그림 8, 9는 경우 1에서 폐기궤도 종료점에 대한 XY, XZ축에 대한 분포를 나타낸다. 그림 10, 11은 경우 2에서 폐기궤도 시작점의

XY, XZ축에 대한 분포를 보여주며, 그림 12, 13은 폐기궤도 종료점의 XY, XZ축에 대한 분포를 보여준다.

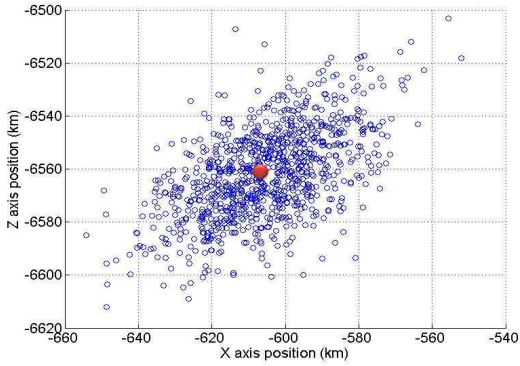


그림 13. 경우 2에서 폐기기동 종료점의 XZ축에 대한 분포

2.4 충돌확률 분석

앞서 생성한 두 경우의 폐기경로에 접근하는 물체와의 충돌확률을 분석하기 위해 최근접거리를 이용한 충돌확률 계산 방법을 사용하였다. 이를 위해서 NORAD 카탈로그의 총 14,529개의 파편과의 거리를 계산해야 한다. 하나의 폐기경로는 1,800개의 점으로 구성되므로 모든 파편과의 거리를 일일이 계산한다면 많은 시간과 노력이 필요하다.

따라서 연산시간을 줄이기 위해 표 2에서 사용한 평균값을 이용하여 계산한 폐기경로와 14,529개의 물체와 시간에 따른 거리를 계산하여 500km 이내에 접근하는 물체를 위험물체로 분류하였다. 그 결과 폐기경로에 가장 근접한 DELTA 4 DEB를 포함한 총 448개 물체가 위험물체로 선별되었다.

두 경우 각각 1,000개의 폐기경로에 100km 이내에 접근하는 물체에 대해 가장 근접한 거리를 탐색하여 최근접거리를 이용한 충돌확률 계산 방법 중 식 (7)과 같이 Chan's method로 충돌확률

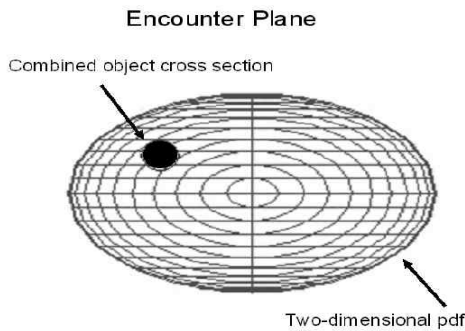


그림 14. 충돌평면상의 공분산

을 계산하였다[8]. 최근접거리를 이용한 충돌확률계산방법은 그림 14와 같이 3차원상의 확률밀도함수를 위성과 물체가 가장 근접했을 때의 2차원 충돌평면으로 간략화하여 계산하는 방법을 사용한다[9].

이중 Chan's method는 분석적 근사화를 통한 방법으로 σ_x 는 2차원상의 충돌평면에서 장축의 표준편차를 의미하고, σ_y 는 단축의 표준편차를 의미하고, 두 물체의 크기변수인 OBJ (Combined Object Radius)값은 아리랑 2호 위성의 크기제원을 바탕으로 0.004955km로 설정하였다.

$$P = \exp\left(\frac{-v}{2}\right) \sum_{m=0}^{\infty} \left[\frac{v^m}{2^m m!} \left(1 - \exp\left(\frac{-u}{2}\right) \sum_{k=0}^m \frac{u^k}{2^k k!}\right) \right]$$

$$u = \frac{OBJ^2}{\sigma_x \sigma_y} \quad v = \frac{xm^2}{\sigma_x^2} + \frac{ym^2}{\sigma_y^2} \quad (7)$$

그림 15는 경우 1에서 접근거리에 따른 히스토그램을 보여주며, 46km, 70~87km에서 높은 분포를 보여주며 10km 이내에 근접하는 물체도 다수 존재한다.

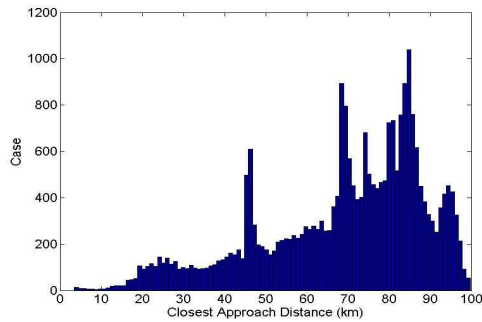


그림 15. 경우 1에서 최근접거리에 따른 히스토그램

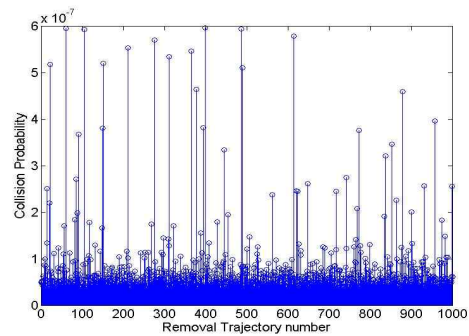


그림 16. 경우 1에서 각 폐기경로의 충돌확률

경우 1에서 1,000개의 폐기경로 각각의 누적된 충돌확률은 그림 16에 나타나있고 가장 높은 충돌확률이 약 6.0E-07으로 나타났다.

표 3은 경우 1에서 1,000개의 폐기경로에 자주 접근한 물체들을 나타낸 것으로 접근횟수가 1,000이 되면 1,000개의 모든 폐기경로에 100km 이내에 접근했음을 의미한다. 중복되는 파편과 접근횟수가 낮은 파편을 제외한 결과로 17개의 주요위험물체가 존재한다.

주요위험물체의 종류는 작은 폭발파편으로부터 운용중인 위성까지 다양하며, 궤도상에 존재한 순서를 토대로 만들어진 위성고유번호가 660에서 36796까지 다양함으로써 생성된 시간 또한 다양하다.

위와 동일한 방법으로 그림 17은 경우 2에서 최근접거리에 따른 히스토그램을 보여주고, 그림 18은 1,000개의 폐기경로 각각의 누적된 충돌확률을 나타낸다.

경우 2의 결과를 분석한 결과 최근접거리와 최대충돌확률 등의 결과가 경우 1과 유사한 경향을 보여주었다. 표 4는 경우 2에서 폐기경로에 접근하는 주요위험물체로 접근횟수의 차이가 있으나 경우 1의 주요위험물체와 대다수 동일한 물체로 나타났다.

표 5는 경우 1과 경우 2의 평균 충돌확률, 유효접근 수, 최대충돌확률, 최근접거리, 주요위험물체를 비교한 결과이다.

표 3. 경우 1에서 폐기경로에 접근하는 주요위험물체

Sat. num	접근 횟수	이름
660	983	THOR ABLESTAR DEB
1857	976	TITAN3C TRANSTAGE DEB
18681	1000	COSMOS1741 DEB
22829	943	POSAT(PO-28)
23255	1000	CZ-4 DEB
24102	1000	PEGASUS DEB
27286	985	PSLV DEB
28600	999	METEOR 2-7 DEB
28785	995	CZ-2D DEB
28952	1000	SL-18 DEB
29547	1000	DELTA 4 DEB
32786	1000	IMS-1
34504	984	IRIDIUM 33 DEB
35036	1000	COSMOS 2251 DEB
35355	965	SL-18 DEB
36732	1000	FENGYUN 1C DEB
36796	1000	STUDSAT

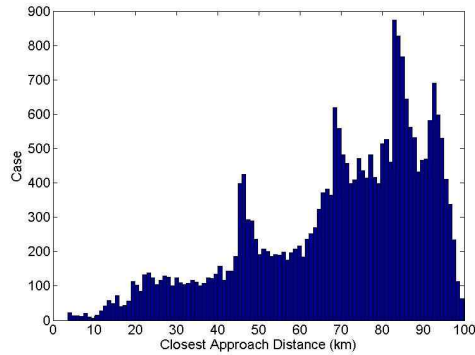


그림 17. 경우 2에서 최근접거리에 따른 히스토그램

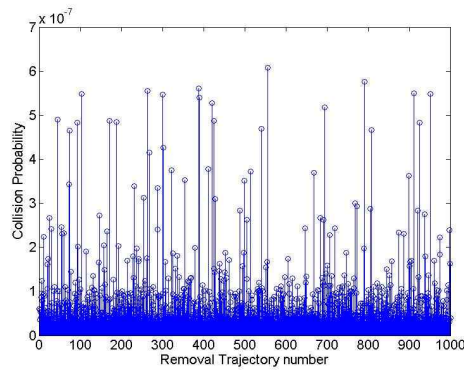


그림 18. 경우 2에서 각 폐기경로의 충돌확률

표 4. 경우 2에서 폐기경로에 접근하는 주요위험물체

Sat. num	접근 횟수	이름
660	836	THOR ABLESTAR DEB
1857	833	TITAN3C TRANSTAGE DEB
18681	938	COSMOS1741 DEB
23255	953	CZ-4 DEB
24102	1000	PEGASUS DEB
27286	852	PSLV DEB
28785	881	CZ-2D DEB
28853	419	PSLV DEB
28952	1000	SL-18 DEB
29547	1000	DELTA 4 DEB
30137	937	FENGYUN 1C DEB
32786	1000	IMS-1
34504	825	IRIDIUM 33 DEB
35036	995	COSMOS 2251 DEB
35355	797	SL-18 DEB
36796	994	STUDSAT

표 5. 경우 1과 경우 2의 결과 비교

	경우 1	경우 2
평균 충돌확률	7.1736E-08	8.4469E-08
유효접근 수	26601회	26157회
최대 충돌확률	5.9663E-07	6.0741E-07
최근접거리	3.5224km	3.5428km
주요위험 물체	29547, 32786, 34504	29547, 32786, 34504

각 경우 1,000개 폐기경로의 평균 충돌확률은 경우 2가 다소 높게 나타났고, 100km 이내에 접근하는 유효접근의 수는 경우 1에서 약 500회 많았다. 최근접거리는 약 3.5km로 유사하게 나타났고, 주요 위험물체는 DELTA 4 DEB, IRIDIUM 33 DEB, IMS-1 등이 있다.

주요위험물체는 두 경우 모두 유사하게 나타났고 그 중 하나인 IRIDIUM 33 DEB는 미국의 상용위성인 IRIDIUM 33 위성과 러시아의 COSMOS 2251 위성의 2009년 충돌로 인해 발생한 파편이며, 위험물체 중 가장 크기가 큰 IMS-1 위성은 인도의 지구관측위성으로 현재 임무고도 630km 지점의 태양동기궤도를 돌면서 임무를 수행중이다. 그리고 폐기경로에 가장 근접한 DELTA 4 DEB는 이미 상당수가 지구대기를 통해 소각되었으나 일부 잔해가 궤도상에 존재하는 것으로 나타났다.

경우 2의 위치추정오차가 경우 1보다 높으나 일정수치 이상의 충돌확률이 나타나기 위해서는 근접거리가 5km보다 작아야 하기 때문에 최대충돌확률이나 평균충돌확률은 위치추정오차에 대해 큰 영향을 받지 않는 것으로 분석되며, 위치추정 오차가 결과에 영향을 주기 위해서는 현재의 1,000번의 시뮬레이션보다 더 많이 수행되어야 할 것으로 판단된다.

III. 결 론

아리랑 2호 위성의 임무종료를 대비하고 지구 궤도환경을 개선하기 위해 적절한 폐기방법이 강구되어야 한다. 그 중 가장 실현가능성이 높은 폐기 방법으로는 연료를 사용한 직접적 고도하강이 있다. 본 논문에서는 IADC에서 제안한 25년 규정을 준수하기 위해 적합한 폐기고도와 폐기경로를 설계하고 이 경로의 안정성에 대한 분석을 수행하였다.

DAS 2.0 툴을 이용하여 25년 규정을 만족하는 폐기고도를 설정하였고, MATLAB에서 폐기기동 시작점과 폐기기동 종료점을 잇는 호만전이궤도를 이용하여 폐기경로를 생성하였다. 폐기경로를 통해 폐기기동을 수행하기 위해 필요한 연료의 양은 약 7kg으로 연간 임무를 위해 필요한 연료의 양이 대략 10kg~20kg 내외인 점을 감안할 때 충분히 작은 연료로 폐기를 수행할 수 있다고 판단된다.

그리고 폐기경로 설계에서 설정한 가정으로 인해 발생하는 여러 가지 오차를 고려하기 위해 몬테 칼로 시뮬레이션을 수행하였고, 표준편차를 설정에 따른 두 가지 경우에 대해 총 2,000개의 폐기경로를 생성하여 위험성을 분석하였다.

평균값에 대한 표준편차를 다르게 설정하여 몬테 칼로 시뮬레이션을 수행한 결과 표준편차를 작게 설정한 경우와 크게 설정한 경우의 최대충돌확률이나 최근접거리, 주요위험물체 등의 결과가 서로 유사하게 나타났다.

경우 1과 경우 2의 평균 충돌확률은 각각 7.1736E-08, 8.4469E-08로 나타났으며, 가장 높은 충돌확률은 5.9663E-07, 6.0741E-07로 위성의 운용에 있어 위협적인 수치인 1.0E-03이나 1.0E-04 보다 낮은 수치이다. 하지만 주요위험물체로 IMS-1 위성과 같은 크기가 큰 물체도 존재하기 때문에 5km 이내에 접근한 물체에 대한 추가적 분석이 필요할 것으로 사료된다. 이러한 분석은 TLE 데이터 외에 위성의 정밀궤도데이터를 이용하거나 계산간격을 보다 작게 설정함으로써 수행할 수 있다.

추후 보완될 사항으로 실제 위성의 폐기에는 위성의 추력가용시간 제한으로 인해 한 번의 기동으로 목표궤도로 이동하기 어렵기 때문에 여러 번의 기동을 통한 폐기에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 "우주파편 충돌위험종합관리 시스템 개발 및 우주파편 제거시스템 연구" 과제의 위탁과제 수행 결과의 일부로써 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) "Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris", NASA Standard(NS)

8719.14, NASA Office of Safety and Mission Assurance.

2) Liou, J. E, "Collision activities in the future orbital debris environment", *Advances in Space Research*, Vol. 38, 2006, pp.2102~2106.

3) Alby, F, "Spot 1 end of life disposition maneuvers", *Advances in Space Research*, Vol. 35, 2005, pp.1335~1342.

4) Walker, R., Martin, C., Stokes, H., Wilkinson, J., Sdunnus, H, Hauptmann, S, Beltrami, P., Klinkrad, H, "Update of the ESA Space Debris Mitigation Handbook", Executive summary, 2002.

5) "Debris Assessment Software User's Guide Version 2.0", *Astromaterials Research and Exploration Science Directorate Orbital Debris*

Program Office, 2007.

6) Aksnes, K, "SHORT-PERIOD AND LONG-PERIOD PERTURBATIONS OF A SPHERICAL SATELLITE DUE TO DIRECT SOLAR RADIATION", 1975.

7) Felix R., Ronald L, "Models for Propagation of NORAD Element Sets", *SPACETRACK REPORT NO. 3*, 1980.

8) Chan, K, "Collision Probability Analyses for Earth-Orbiting Satellites", *Proceedings of the 7th International Space Conference of Pacific Basin Societies*, 1997.

9) Alfano, S, "Review of Conjunction Probability Methods for Short-term Encounters", *AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, 2007.