

## 技術論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.11.1144

## 아리랑 위성 2호와 5호의 우주과편에 대한 충돌확률 및 임무환경 분석

성재동\*, 민찬오\*, 이대우\*\*, 조겸래\*\*, 김해동\*\*\*

Analysis of the Collision Probability and Mission Environment  
for Space debris

Jae-Dong Seong\*, Chan-Oh Min\*, Dae-Woo Lee\*\*, Kyeum-Rae Cho\*\* and Hae-Dong Kim\*\*\*

## ABSTRACT

The increasing number of orbital debris objects is a risk for satellites because of past 50 years space activities. The LEO (low earth orbit) where KOMPSAT-2 and KOMPSAT-5 are operated is including about 84% of the total space debris. Thus, the space missions need to consider the space debris. In this paper, we analysis the orbit characteristics and spatial density of space debris about KOMPSAT-2 that is in activity and KOMPSAT-5 that will be launched in 2010. Analyzed probability damage and collision with space debris are also performed. ESA MASTER2005 and of NASA DAS2.0 are used to analysis KOMPSAT mission environment. As a result, it is noted that KOMPSAT-2's collision probability was far more than KOMPSAT-5 because KOMPSAT-2's orbit has high density composed space debris.

## 초 록

지난 50여년의 우주개발로 인해 현재 지구궤도 상에는 수많은 우주과편이 인공위성이 나 우주선을 위협하고 있다. 현재 아리랑 위성 2호와 5호의 임무궤도가 포함된 LEO에 전체 우주과편의 84%가 존재함에 따라 우주과편을 고려한 우주임무설계가 요구된다. 본 논문에서는 ESA의 MASTER2005와 NASA의 DAS2.0을 이용하여 현재 활동 중인 아리랑 위성 2호와 발사예정인 아리랑 위성 5호의 임무궤도에 존재하는 우주과편의 종류, 궤도특성, 우주과편이 차지하는 공간밀도를 비교분석하였고, 임무 중에 우주과편과 충돌하거나 손상을 입을 확률을 계산하였다. 분석 결과 아리랑 위성 2호의 우주과편 충돌확률이 아리랑 위성 5호에 비해 약 5배정도 높은 것으로 나타났다.

**Key Words** : Space Debris(우주 과편), Collision Probability(충돌 확률), Spatial Density (공간밀도)

## 1. 서 론

인류 최초의 인공위성 스푸트니크(Sputnik)가 발사된 이후 현재 위성이 제공하는 다양한 기능은 우리 생활에 없어서는 안 될 존재가 되었다. 위성 개발 초기의 목적인 군사적 목적이 아닌 현재는 장거리 통신과 방송, 대기관측을 통한 일기예보, 위성항법장치(GPS)등 실생활에서 사용되고

† 2010년 8월 13일 접수 ~ 2010년 10월 5일 심사완료

\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : baenggi@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산30 부산대학교

\*\*\* 정희원, 한국항공우주연구원 우주과학팀

있으며, 앞으로 인공위성의 운용범위는 더욱 증가할 전망이다.

하지만 지난 50여년의 우주개발로 인해 지구 주위의 궤도상에는 우주파편(Space Debris)들이 축적되었고, 1mm이하부터 1m이상의 크기까지 수많은 우주파편이 생성되었다. 주로 폐기 위성, 발사잔여물, 폭발로 인해 생긴 파편 조각 등으로 구성된 우주파편 중 추적 가능한 10cm이상의 파편이 약 19,000여개, 추적이 불가능한 1cm이하의 물체는 수억 개로 추정된다[1].

우주파편은 저궤도의 경우 7.2~7.9km/s의 속도로 궤도를 돌고 있고, 충돌 각도에 따라 상대속도가 14~15km/s에 달하기 때문에 운용중인 위성과 충돌할 경우 폭발이나 심각한 손상을 야기할 수 있다. 우주파편은 운용중인 위성이나 우주파편끼리 부딪혀 추가적인 우주파편을 생성하는데, 실제 2007년 중국의 자국 위성 요격 실험으로 인해 약 2,317개의 파편이 발생하였으며, 2009년에는 미국의 통신위성 Iridium과 러시아의 통신위성인 Cosmos2251의 충돌로 1,275개의 새로운 우주파편이 발생하였다[2].

우주파편 완화정책을 실행하지 않는다면 위와 같은 일이 자주 발생할 것이고, 차후 우주개발계획에 심각한 영향을 끼칠 것이다. 이러한 우주파편의 심각성이 알려지면서 현재 NASA, ESA를 비롯한 각국의 여러 연구기관에서 우주파편을 제거하고 생성을 억제하는 정책들을 시행하였고, 대표적으로 IADC(Inter Agency Space Debris Coordination Committee)에서 2,000km 이하 저궤도 위성에 대해 임무 중 발생하는 모든 물체의 수명을 25년으로 제한하는 규정을 제정하기도 하였다.

우리나라에도 과학기술위성, 다목적실용위성, 무궁화위성 등을 운용하고 있고, 다수의 인공위성이 LEO(Low Earth Orbit)에서 운용되고 있다. 지구 주위의 모든 우주파편의 약 84%가 LEO에 집중되어 있기 때문에 우주파편에 대한 고려가 반드시 필요한 상황이다.

국내에서는 우주파편에 대한 연구가 활발하게 진행되고 있지 않은 실정이지만 미국이나 러시아, 유럽 등에서는 우주파편 완화정책을 수립하고, 우주파편 환경모델, 충돌확률 분석 툴을 개발하고 있다. 뿐만 아니라 실제 우주에 투입되어 크기가 큰 파편을 로봇 암이나 스페이스셔틀을 이용하여 제거하는 등 우주파편 완화에 많은 노력을 하고 있는 추세이다[3,4].

본 연구에서는 NASA의 DAS2.0과 ESA의 MASTER2005를 이용하여 현재 운용되고 있는

아리랑 위성 2호와 2010년 발사 예정인 아리랑 위성 5호의 궤도에 존재하는 우주파편 궤도 특성을 파악하고, 차지하는 비중이 큰 물체에 대해 분석하였다. 마지막으로 우주파편과 아리랑 위성과의 충돌확률 및 손상확률을 분석하였다.

## II. 위성 제원과 우주파편 환경모델

### 2.1 아리랑 위성의 제원

아리랑 2호와 5호의 궤도는 LEO에 포함되어 있는 원 궤도로 제원은 아래 표 1과 같다.

PMD는 Post Mission Disposal로써, 폐기기동 여부를 의미한다. 아리랑 2호의 경우 임무 종료 시점을 초과하여 현재까지 계속 임무를 수행하고 있는데, 본 연구에서는 원래 임무수행기간인 3년으로 해석을 수행하였다.

표 1. 아리랑 위성 2호와 5호의 제원

	아리랑 2호	아리랑 5호
임무수행기간	3년	5년
발사일	2006.7	2010.12
근지점 고도	685km	550km
원지점 고도	685km	550km
경사각	98.13°	97.59°
근교점 경도 (RAAN)	51.825°	339.862°
근지점 인수 (Arg. of perigee)	0°	0°
평균근지점 이각 (Mean anomaly)	0°	0°
PMD 여부	x	x
임무 시작 초기질량	800kg	1200kg
임무 종료 최종질량	780kg	1170kg

### 2.2 우주파편 환경모델

본 논문에서는 충돌확률계산을 위해 NASA에서 개발한 DAS2.0을 사용하였다. DAS (Debris Assessment Software)는 우주파편생성을 억제하기 위해 NASA에서 규정한 NASA Technical Standard 8719.14에 근거하여 우주파편의 생성을 억제하기 위한 항목을 설정하고, 해석하고자 하는 임무가 이 항목의 기준을 준수하는지 알아보기 위한 용도로 개발되었다[5,6].

즉 설계한 우주미션에 대한 제원을 DAS에 입력하면 충돌확률이나 손상확률 등을 계산할 수 있고, 계산된 수치가 NSS(NASA Safety Standard)을 만족하면 Compliant, 만족하지 못하면 Noncompliant를 출력하여 수정하게 하는 형식이다.

DAS2.0은 해석할 위성의 초기 발사과정부터 폐기순간까지 모든 과정에서 우주파편이 생길 가능성에 대한 분석이 가능하다. 임무편집기(Mission Editor)를 통해 해석할 위성의 제원과 발사체의 제원, 발사 과정 중 발생하는 우주파편의 제원을 입력하면 DAS의 8가지 항목에 대한 분석이 진행되어 항목에 대한 기준을 만족하는지 알 수 있다.

DAS는 NASA에서 개발한 여러 우주파편 모델과 대기모델, 재진입 계산 툴 등이 포함되어 있는데, 사용된 궤도전파기(Orbit propagator)로는 PRO3D와 GEOPROP를 사용하였고, 우주파편 환경모델로 ORDEM2000을 사용하였다[6].

DAS의 입력변수로는 위성의 임무궤도(근지점의 고도, 원지점의 고도, 궤도 경사각)와 위성의 정보(임무 기간, 폐기기동 여부, 초기 질량, 최종 질량)가 있다.

본 연구에서 분석한 항목은 10cm이상의 물체와 충돌확률(Probability of Collision With Large Objects), 10cm미만의 물체에 의한 손상확률(Probability of Damage from Small Object)이다.

DAS와 함께 아리랑 2호와 5호의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 종류와 궤도특성을 분석하기 위해 MASTER2005를 사용하였다.

MASTER2005는 ESA(European Space Agency)에서 개발한 우주파편모델로 원하는 궤도나 공간을 지정하여 그 공간을 차지하는 우주파편의 밀도, 우주파편의 플럭스(Flux)를 분석할 수 있다. 플럭스는 1년 동안 1m<sup>2</sup>의 면적을 통과하는 물체의 수로 정의될 수 있다[7].

1 $\mu$ m크기의 우주파편까지 해석 범위에 포함되어 있고, 해석할 수 있는 기간은 1957년부터 2055년까지이며, 36,786km의 고도까지 해석할 수 있다. 또한 폭발파편, 폐기물체, Nak-Draplet, SRM-Slag, SRM-Dust 등 우주파편의 종류에 따라 독립적인 출력 값을 나타내기 때문에 목표궤도의 우주파편의 구성비도 분석할 수 있다.

MASTER2005의 입력변수는 3가지 시나리오에 따라 달라지는데, 이에 따라 목표궤도에 대한 제원이 들어갈 수 있고, 정지궤도에서의 위치, 해석하고자 하는 공간의 고도와 고각, 방위각 등이 입력변수로 들어갈 수 있다.

MASTER2005는 3가지 시나리오를 선택하여 해석을 할 수 있는데, 첫 번째, 목표궤도 시나리오(Target Orbit Scenario)는 해석하고자 하는 궤도의 정보를 입력하면 그 궤도에 존재하는 우주파편의 플럭스를 분석할 수 있는 시나리오이고, 두 번째, 관성 부피 시나리오(Inertial Volume Scenario)는 지구 정지궤도에서 임무를 수행할 때 위성이 정지했다고 생각하고 위성의 주위에 존재하는 우주파편 환경을 분석할 수 있는 시나리오이다. 마지막으로 공간 밀도 시나리오(Spatial Density Scenario)는 해석하고자 하는 고도와 각도를 설정하여 해당 공간에서 우주파편이 차지하는 밀도를 분석하는 시나리오이다[8,9].

본 논문에서는 DAS2.0을 이용하여 우주파편과 아리랑 2호, 5호의 충돌확률과 손상확률을 계산하였고, MASTER2005를 이용하여 아리랑 2호, 5호의 궤도에 존재하는 우주파편의 종류와 궤도특성을 분석하였다.

### 2.3 충돌확률계산

위성과 우주파편이 충돌할 확률을 계산하는 방법은 크게 확률적 방법(Stochastic method)과 결정론적 방법(Deterministic method)으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 확률적 방법 중 포아송 분포를 이용하여 충돌확률을 계산하였다.

기체운동론에 근거한 포아송 분포는 위성과 파편이 충돌할 확률을 계산하는 간단하고 자주 사용되는 방법으로, 충돌확률을 계산할 DAS2.0의 구성요소인 ORDEM에 사용되었다.

$$P(c) = 1 - e^{-N_{enc}} \quad (1)$$

$$N_{enc} = \int_0^{t_f} \rho v_r A_c dt \quad (2)$$

위성의 단면면적을  $A_c$ , 위성과 우주파편의 상대속도를  $v_r$ 라 하면,  $\Delta t$ 동안 지나간 부피는  $V = v_r A_c \Delta t$ 가 된다. 이 부피에서 파편의 밀도를  $\rho$ 라고 하면, 파편의 플럭스는  $\rho v_r$ 가 된다.

$\rho v_r \ll 1$ 일 때, 충돌확률은

$$P(c) \approx \rho v_r A_c \Delta t \quad (3)$$

와 같이 나타낼 수 있다[10].

## III. 분석 결과

### 3.1 충돌확률분석

DAS2.0을 통해 표 2와 같이 아리랑 2호와 5호의 임무 중 10cm이상 크기의 우주파편과 충돌확

표 2. 10 cm 이상의 우주파편과 충돌확률

이름	아리랑2호	로켓 동체	아리랑 5호	로켓 동체
임무기간	2006.7 ~ 2009.7 (3년)		2010.12 ~ 2015.12 (5년)	
임무고도	685km	685km	550km	550km
충돌확률	0.00765	0.00018	0.00186	0.00001

률을 계산하였다.

로켓 동체는 위성을 임무 궤도로 올리기 위해 사용된 로켓을 의미하고, 분리되는 고도는 각각 아리랑 2호와 5호의 고도와 동일하다고 가정하였다.

충돌확률 계산 결과 아리랑 5호의 충돌확률보다 아리랑 2호의 충돌확률이 약 4배 높은 것으로 나타났고, NASA의 TECHNICAL STANDARD 4.5-1에 명시된 10cm 이상의 물체와 충돌확률이 0.001(0.1%)보다 작아야 한다는 규정을 두 위성 모두 초과하였다[5].

아리랑 2호의 로켓 동체는 분리 후 약 79일 후 재진입하여 소각되고, 분리 후 79일 동안의 충돌확률이 0.00018이다. 아리랑 5호의 로켓 동체는 24시간 내에 재진입하여 소각되며, 그 동안의 우주파편과의 충돌확률이 0.00001로 매우 작을 것이다.

표 3은 10cm 이하 크기의 우주파편과 가스탱크, 별 추적기 등 중요한 부품과의 충돌로 인해 위성이 손상될 수 있는 확률을 계산하였다.

손상확률 계산 결과 상대적으로 아리랑 2호의 확률이 높았지만, 거의 0에 가까운 확률이다. 이는 NASA의 TECHNICAL STANDARD 4.5-2에 명시된 10cm 이하의 작은 파편에 의한 손상확률이 0.01(1%)보다 작아야 한다는 규정을 모두 만족하였다. 손상확률은 위성을 구성하는 부품 중 우주파편이 부딪혔을 때 폭발이나 위성의 기능 상실을 유발할 수 있는 부분에 대한 것을 의미한다[5].

표 3. 10 cm 이하의 우주파편에 의한 손상확률

이름	아리랑2호	아리랑 5호
임무기간	2006.7 ~ 2009.7(3년)	2010.12 ~ 2015.12(5년)
임무고도	685km	550km
Gas Tank	0.000174	0.000020
Star Tracker	0.000403	0.000049

본 논문에서는 아리랑 2호와 5호의 세밀한 부품정보를 반영하는 대신 유사 궤도상의 위성인 Indigo67을 고려하여 시뮬레이션 하였다.

Indigo67 위성의 제원을 참고하여 계산하였기 때문에 오차가 있으나 상대적인 수치를 비교했을 때 충돌확률과 마찬가지로 아리랑 2호의 손상확률이 높음을 알 수 있다.

### 3.2 위성임무궤도 상의 우주파편 분석

3.1에서 아리랑 2호와 5호의 충돌확률 및 손상확률을 계산한 결과 아리랑 2호의 충돌확률과 손상확률이 아리랑 5호에 비해 높게 나타났다.

그림 1은 아리랑 2호와 5호의 임무궤도 주위에 존재하는 우주파편의 밀도를 적위에 따라 나타낸 그래프로써 아리랑 2호는 임무기간이 3년이 되기 때문에 3년간의 밀도이고, 아리랑 5호는 5년간의 밀도를 나타내었다. 그림 1에서 볼 수 있듯이 아리랑 2호의 궤도에 존재하는 우주파편의 수가 더 많기 때문에 앞의 계산 결과가 타당함을 확인할 수 있다.

또한 적위가 0도에서 90도 혹은 -90도로 갈수록 그 차이가 더 커지는데 특히 아리랑 2호와 5호가 임무를 수행하는 98.13도, 97.57도에서의 차이는 0도나 20도에서의 밀도차이보다 훨씬 더 크다.

그림 2는 NORAD(North American Aerospace Defence Command)에서 제공하는 TLE 데이터를 이용하여, LEO 주위의 추적 가능한 우주파편들을 고도에 따른 그래프로 나타낸 것이다. 위의 우주파편의 공간밀도와 마찬가지로 아리랑 2호의 임무고도에서 더 많은 우주파편이 존재함을 알 수 있다.

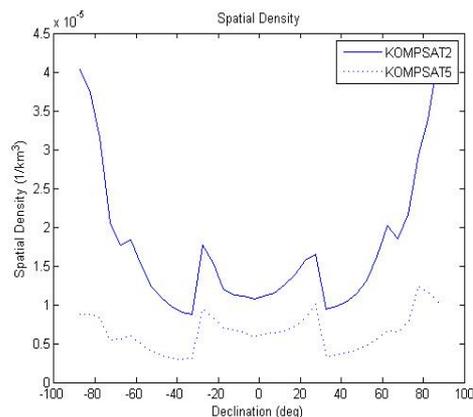


그림 1. 아리랑 2호와 5호의 임무궤도 상에 존재하는 우주파편의 공간밀도

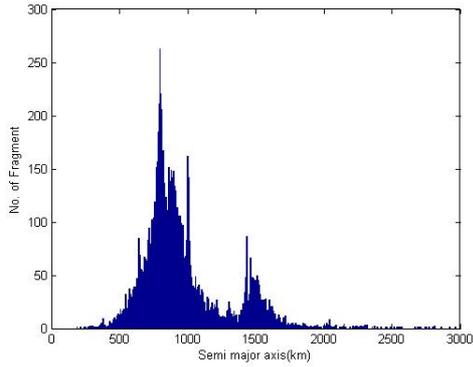


그림 2. LEO 주위의 고도에 따른 우주파편의 분포

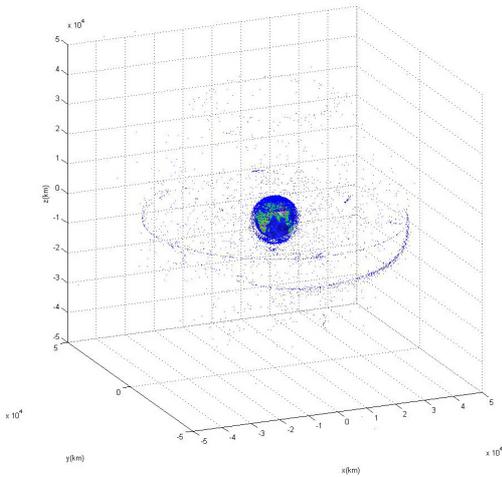


그림 3. 지구 주위의 파편분포

그림 3은 그림 2에서 사용하였던 우주파편의 궤도정보를 이용하여 TLE 데이터를 직교 좌표계로 전환하고, 지구중력장 섭동(Geopotential perturbation)과 대기 저항(Atmospheric Drag)을 적용하여 MATLAB에서 지원하는 지구 모델에 점으로 표현한 것이다[11,12,13].

2010년 8월 4일 12:00을 기준으로 총 14,111개의 위치를 나타낸 결과이다.

앞의 공간 밀도는 고도와 경사각을 지정하여 공간에서 우주파편이 차지하는 밀도를 계산하는 것이기 때문에 임무를 수행하는 궤도에 대한 대략적 정보를 제공한다. 따라서 정밀한 분석이 어렵기 때문에 우주파편 플럭스를 이용한다.

그림 4부터 그림 11은 아리랑 2호와 5호의 궤도에 존재하는 우주파편들을 궤도 특성에 따른 플럭스 형태로 나타낸 것으로 파편이 어떤 궤도 특성이 있는지, 그 비율은 어떤지를 분석할 수 있는 그래프이다.

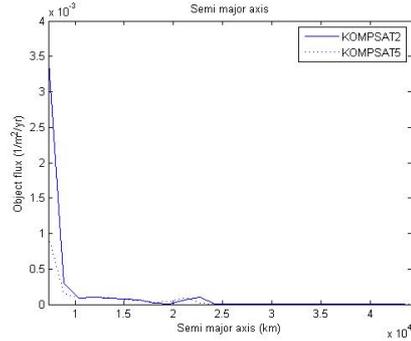


그림 4. 장반경에 대한 우주파편 플럭스

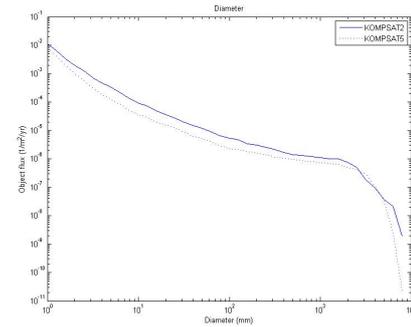


그림 5. 크기에 대한 우주파편 플럭스

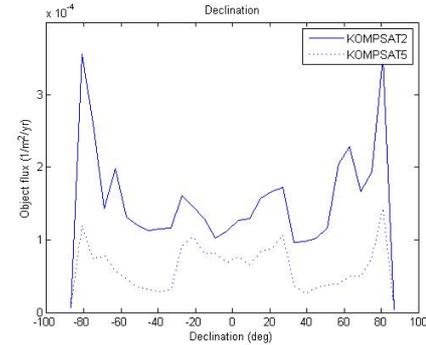


그림 6. 지구적위(Declination)에 대한 우주파편 플럭스

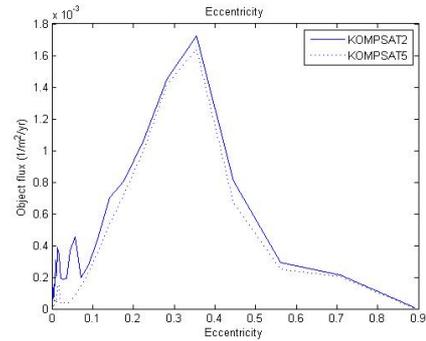


그림 7. 이심률에 대한 우주파편 플럭스

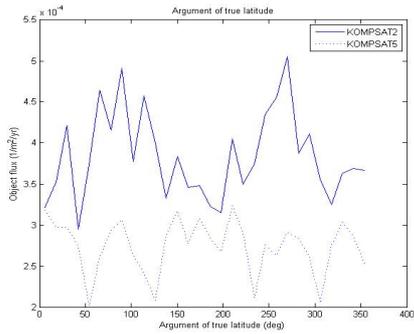


그림 8. 위도인수(Argument of Latitude)에 대한 우주파편 플럭스

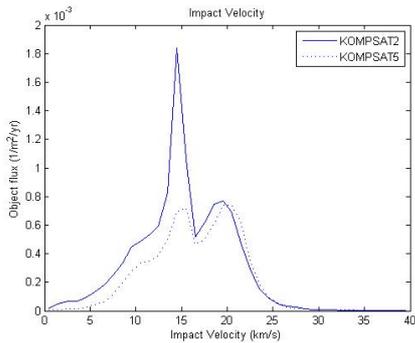


그림 9. 충돌 속도에 대한 우주파편 플럭스

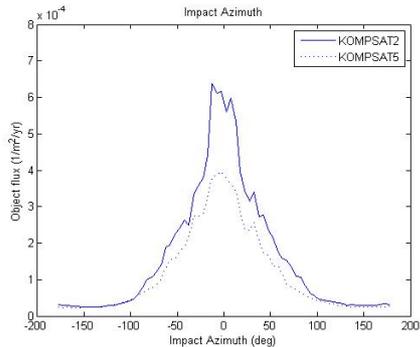


그림 10. 충돌 방위각에 대한 우주파편 플럭스

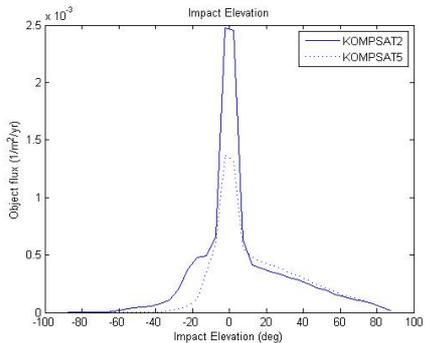


그림 11. 충돌 고각에 대한 우주파편 플럭스

그림 4는 아리랑 2호와 5호의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 분포를 장반경의 고도에 따라 보여주는 것으로 대부분의 파편이 LEO에 존재하고 있고, 일부 23,000km 근방에서도 우주파편이 존재하는 모습이다.

그림 5는 우주파편의 직경에 따른 우주파편의 플럭스를 보여주며, 1cm가 넘는 파편은 우주파편의 플럭스가 거의 0에 가까운 매우 작은 값을 가진다.

그림 6은 지구적위에 대한 우주파편 플럭스를 나타내고, 그림 7은 이심률에 따른 우주파편 플럭스를 나타낸다.

그림 8은 위도인수에 대한 우주파편의 플럭스는 나타내고, 그림 9는 충돌속도에 대한 플럭스는 나타내는데, 특히 15km/s 부근에서 가장 높은 플럭스는 보여준다.

그림 10과 11은 인공위성에 충돌하는 파편의 방위각과 고각에 대한 우주파편 플럭스를 나타내는 것으로 주로 정면에서 부딪히는 경우가 많다. 그리고 전반적으로 아리랑 5호에 비해 아리랑 2호의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 개체플럭스(object flux)가 높고, 이는 앞의 spatial density와 같은 결과이다.

### 3.3 임무궤도 상의 우주파편의 종류

우주파편은 생성 원인에 따라 다양하게 발생한다. 폐기 물체는 임무를 다한 위성이나 우주선이 스스로 폐기기동을 하지 못하여 궤도에 계속 떠돌고 있는 물체를 의미하고, 폭발파편은 위성이나 우주선의 폭발로 인해 발생된 파편이다. Nak-Droplet은 RORSAT과 같이 핵 반응기를 사용하는 위성에서 발생하는 액체 잔여물이다.

SRM-slag는 그림 12와 같이 고체 로켓 모터에서 연소와 함께 생성되는 찌꺼기로 산화알루미늄과 같은 물질이다.

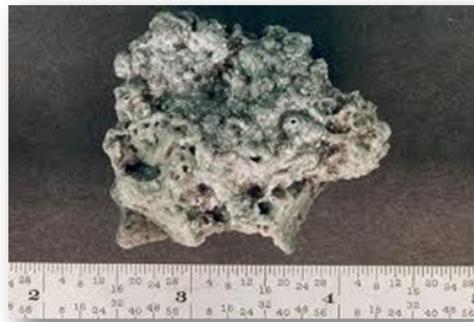


그림 12. SRM Slag(Aluminum oxide slag) [14]

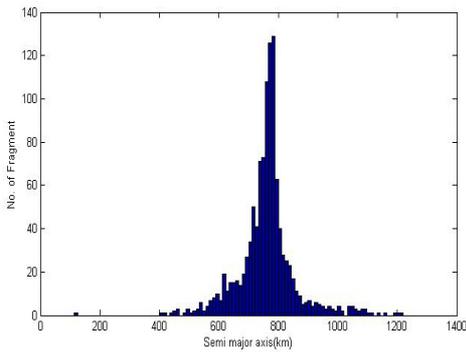
**표 4. 아리랑 2호와 5호의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 비율**

종류	아리랑 2호	아리랑 5호
폭발 파편	54.8247%	33.1935%
폐기 물체	8.0611%	10.1473%
발사 중 발생한 파편	0.0325%	0.0489%
Nak-Droplet	0.43%	0.1458%
SRM-Slag	36.6563%	56.4611%

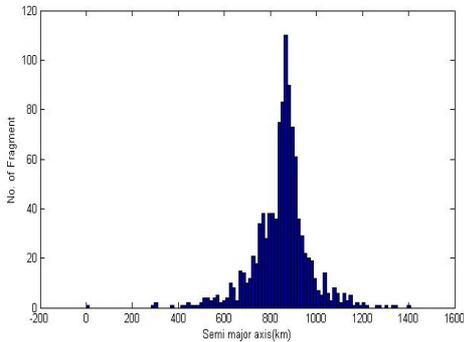
아리랑 2호와 5호의 궤도에 존재하는 우주파편의 종류는 표 4와 같다.

분석 결과는 아리랑 2호의 임무궤도상에는 위성이나 우주선의 폭발로 인해 발생한 파편이 가장 많았고, 아리랑 5호의 임무궤도상에는 SRM-Slag가 가장 많았다.

아리랑 2호의 임무궤도가 685km이고 이 고도는 2009년 발생한 Iridium 33과 Cosmos2251의 충돌고도인 780km와 2007년에 발생한 중국의 자국위성 요격실험 고도인 865km와 상대적으로 가깝기 때문에 임무궤도에 존재하는 우주파편 중 폭발파편의 비중이 높은 것으로 추측된다.



**그림 13. Iridium33과 Cosmos2251의 충돌 파편의 분포**



**그림 14. Fengyun 1c의 폭발 파편의 분포**

그림 13과 14는 Iridium33과 Cosmos2251의 충돌 파편과 Fengyun 1c의 폭발 파편의 고도에 따른 분포를 보여준다. NORAD에서 생성한 TLE 데이터를 이용하여, 2010년 8월 4일 12:00을 기준으로 궤도에 존재하는 파편들의 고도를 나타낸 그래프이다.

그래프를 보면 아리랑 5호의 고도인 550km에 비해 아리랑 2호의 고도인 685km에서 많은 수의 폭발 파편이 존재한다.

그에 비해 아리랑 5호의 임무궤도에 가장 많이 존재하는 SRM-Slag는 고체 로켓 모터에서 연소와 함께 발생하는 찌꺼기로 아리랑 5호의 임무궤도의 고도가 550km로 비교적 낮기 때문에 아리랑 5호의 궤도 주변을 지나고 고체 로켓의 수가 아리랑 2호보다 많고, 이로 인해 SRM-Slag의 비율도 아리랑 5호가 더 높은 것으로 추측된다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 최근 문제가 되고 있는 우주파편에 대한 문제와 관련하여 현재 운용중인 아리랑 2호와 5호의 임무궤도에 존재하는 우주파편에 대한 분석과 우주파편과 임무 수행 기간 중 충돌하거나 손상을 입을 확률을 분석하였다.

충돌확률과 손상확률 분석 결과 아리랑 2호의 충돌확률이 아리랑 5호보다 약 4배, 손상확률이 약 9배 높게 나타났다.

MASTER2005를 통해 아리랑 2호와 5호의 공간 밀도와 궤도의 우주파편 플럭스를 분석한 결과 아리랑 2호의 고도에서 우주파편의 공간밀도와 우주파편 플럭스가 높았다. 이는 아리랑 2호의 고도가 685km로 아리랑 5호의 고도인 550km보다 높기 때문에 우주파편이 받는 대기저항과 지구의 중력이 작기 때문에 더 오래 궤도에 머무를 수 있기 때문으로 분석되고, 그에 비해 아리랑 5호의 고도는 대기저항과 지구의 중력이 상대적으로 크기 때문에 우주파편이 궤도에 머무르는 시간이 작기 때문에 우주파편의 공간밀도도 영향을 받는 것으로 추측된다.

아리랑 2호의 궤도에는 Iridium33과 Cosmos 2251의 충돌파편과 Fengyun 1c의 폭발파편의 영향으로 폭발파편의 비율이 약 54%로 가장 컸으며, 아리랑 5호의 궤도에는 SRM-Slag의 비율이 약 56%로 가장 컸다. 이는 아리랑 5호의 고도인 550km를 지나고 고체 로켓의 발사 빈도가 높기 때문으로 사료된다.

현재 아리랑 2호는 지구궤도상에서 우주파편들과의 큰 충돌 없이 임무를 정상적으로 수행하

고 있지만, 향후 우주과편에 대한 우주환경이 악화될 수 있으므로 곧 발사 예정인 아리랑 5호 등 여러 위성의 임무궤도 환경 특성을 분석하고, 적절하게 임무궤도를 설정함으로써 우주과편의 피해를 최소화하고 안정적으로 임무를 수행할 수 있을 것으로 기대된다.

그리고 추후에 기존 사용한 포아송 분포를 이용한 충돌확률이 아닌 근접 점을 이용한 충돌확률(Closest Point of Approach)로 아리랑 2호와 5호에 적용하여 연구할 계획이다.

### 후 기

본 논문은 한국항공우주연구원 “우주과편 충돌위험분석 시스템 핵심기술 연구” 과제의 지원으로 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

### 참고문헌

- 1) <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/faqs.html>
- 2) <http://celestrak.com>
- 3) 김해동, 정옥철, 김은규, 김학정, “아리랑위성과 저궤도 우주과편 충돌위험 분석”, 한국항공우주학회, p. 609~612, 2007.
- 4) 이재은, 신민, 김영록, 박상영, 최규홍, 김응현, 김규선, “지구 저궤도에서 유성체/궤도과편에 의한 충돌확률 및 손상예측 모델 개발”, 한국

우주과학회, 15권 2호, 2006.

- 5) Bryan O'Connor., "NASA TECHNICAL STANDARD", 2007.
- 6) John N.Opiela., Eric Hillary., David O. Whitlock., Marsha Hennigan., "Debris Assessment Software Version 2.0 User's Guide", 2007.
- 7) [http://en.wikipedia.org/wiki/Space\\_debris](http://en.wikipedia.org/wiki/Space_debris).
- 8) H. Klinkrad., H. Sdunnus., "CONCEPTS AND APPLICATIONS OF THE MASTER SPACE DEBRIS ENVIRONMENT MODEL", ESA/ESOC, 1997.
- 9) Sebastian Stabroth., Peter Wegener., "MASTER-2005 Software User Manual", 2006.
- 10) Nickolay N. Smirnov., "Space Debris Hazard Evaluation and Mitigation", Taylor & Francis, 2002.
- 11) Hoots, F. R., Roehrich, R. L., "SPACETRACK REPORT NO.3: Models for Propagation of NORAD Element Sets", 1980.
- 12) Hoots, F. R., "Theory of the Motion of an Artificial Earth Satellite", Celestial Mechanics.
- 13) Felix R. H., "THEORY OF THE MOTION OF AN ARTIFICIAL EARTH SATELLITE", Colorado Springs Co, 1979.
- 14) <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/photogallery/photogallery.html>