

## 論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.11.1033>

## 아리랑위성 2호, 5호의 우주파편 충돌회피기동 주기 분석

김은혁\*, 김해동\*\*, 김은규\*\*\*, 김학정\*\*\*

Analysis of Collision Avoidance Maneuver Frequency  
for the KOMPSAT-2 and the KOMPSAT-5

Eun-Hyuek Kim\*, Hae-Dong Kim\*\*, Eun-Kyou Kim\*\*\* and Hak-Jung Kim\*\*\*

## ABSTRACT

In this paper, a collision avoidance maneuver frequency for the KOMPSAT-2 and the KOMPSAT-5 is analyzed. For the statistical prediction of the avoidance maneuver frequency, mission orbits, responsive time, accepted collision probabilities, and positional uncertainties of primary and secondary objects are considered. In addition, the collision avoidance maneuver frequency of the KOMPSAT-2 is compared to the case that NORAD catalog during one year is used to calculate that of the KOMPSAT-2. As a result, the collision avoidance maneuver frequency is one per year on average and effective factors on the statistical prediction of the avoidance maneuver frequency are investigated. Efforts to improve its prediction accuracy are also discussed.

## 초 록

본 논문에서는 현재 운용 중인 아리랑위성 2호와 발사예정인 아리랑위성 5호의 우주파편 충돌 회피기동 주기를 분석하였다. 이때, 각 위성들의 임무궤도 특성, 충돌 회피 여유시간, 허용 충돌확률, 위치 불확실성 등의 인자들의 변화에 따라 분석을 수행하였다. 또한, 결과의 타당성을 검증하기 위해 실제 1년 동안 생성된 NORAD TLE 카탈로그(catalog) 상의 우주 물체들과 아리랑위성 2호와의 충돌 회피기동 주기를 계산하였다. 분석 결과, 두 위성 모두 연중 약 1회 충돌 회피기동이 요구됨을 확인할 수 있었으며, 계산 인자들의 변화에 따른 결과 분석을 통해 추후 발사 예정인 저궤도 위성들의 충돌 회피기동 주기 예측 정밀도를 향상시키기 위한 방안들을 제시하였다.

**Key Words** : Collision Avoidance Maneuver(충돌회피기동), Collision Probability(충돌확률), Position Uncertainty(위치 불확실성), Space Debris Flux(우주파편 유동)

## 1. 서 론

우주파편 혹은 우주쓰레기는 우주공간 상에 존재하는 인공적인 물체들 가운데 제어가 불가능한 물체들을 의미한다. 우주파편은 현재 지름 10 cm 이상이 약 22,000 여개, 지름 1 cm 이상은 약 60여만 개로 추정하고 있으며, 지름 1 cm 이하의 미세한 우주파편들을 포함하면 수백만 개 이상 존재하는 것으로 추정하고 있다[1]. 이 중

† 2011년 8월 31일 접수 ~ 2011년 11월 2일 심사완료

\* 정회원, 과학기술연합대학원대학교 위성시스템 및 활용공학전공

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원, 과학기술연합대학원대학교

교신저자, E-mail : [haedkim@kari.re.kr](mailto:haedkim@kari.re.kr)

대전광역시 유성구 과학로 115

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

10 cm 보다 큰 물체는 충돌 시 40kJ/kg 이상의 충돌량을 발생하고 위성의 성능저하 혹은 기능정지를 발생시킴으로 주요 관심 대상이 된다[2].

특히, 지난 2007년 1월 중국의 자국위성 FengYun 1C 요격실험과 2009년 2월 미국 IRIDIUM 33과 러시아 COSMOS 2251의 충돌로 인해 우주파편의 수는 최근 크게 증가하여 국제적인 관심이 고조되고 있는 상황이다. 우주개발 선진국인 미국과, 유럽우주국 등은 이미 오래전부터 우주파편 충돌위험분석 시스템을 개발하여 자국 위성들의 운용에 활용하고 있으며[3,4], 최근 들어, 일본, 독일, 중국 등에서도 우주파편 충돌위험분석 시스템을 개발하는 중이거나 개발하여 사용 중에 있다[5,6,7]. 이들 시스템들은 우주파편 충돌확률 (Probability of Collision)을 충돌 회피기동 수행 여부를 결정하는데 중요한 판단 근거 중의 하나로 삼고 있으며, 저궤도 위성의 경우 대부분 충돌확률 1/10,000 혹은 1/1,000을 충돌 회피기동 결정 기준으로 삼고 있다[8,9]. 이때, 충돌확률은 단위 공간상의 우주파편 유동 밀도로 표현되는 플럭스 (Flux), 위치 불확실성을 표현하는 공분산, 충돌위험 우주파편의 크기 등에 따라 달라진다[10,11,12].

한편, 현재의 우주파편 환경에 따라 임무 기간 동안 혹은 연간 충돌 회피기동 주기를 예측함으로써 임무 설계 및 임무 운용에 도움을 줄 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 우주파편의 개수가 최근 들어 급격하게 증가하고 있고 앞으로도 기하급수적으로 증가할 추세이므로 임무 설계 단계 혹은 운용 단계에서 충돌 회피기동 주기 및 이를 위한 연료량을 추정하는 작업은 중요해질 것으로 사료된다.

국외에서는 유럽우주국 (ESA)에서 임무궤도에 존재하는 우주파편 유동량을 대상으로 예상 충돌횟수, 회피기동 횟수 등을 계산하는 기법이 활발하게 연구되고 있다[10,11]. 관련 연구를 통해 개발된 DRAMA (Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis) 시스템의 결과는 위성의 임무설계 및 운용에 반영하도록 권고하고 있다. 미국의 경우 DAS (Debris Assessment Software) 시스템을 개발하여 운영하고 있고 이 시스템은 NASA Standard 8719.14에 근거한다.

반면, 국내에서는 참고문헌 [12,13,14,15]을 통해 우주파편 지름에 따른 연간 충돌확률 계산, 아리랑위성 1호 및 2호와 중국 FengYun 1C 파편 상호간의 충돌위험분석, 저궤도 위성과 정지궤도위성의 우주파편 충돌확률 특성 비교 등이 수행된 바 있으나, 아리랑위성의 연간 충돌 회피

기동 주기를 분석한 경우는 전무하다.

본 논문에서는 통계학적인 방법에 의해 인공위성과 우주파편 상호 간의 연간 충돌 회피기동 주기를 계산하는 방법[10,11]을 소개하고, 현재 운용 중인 아리랑위성 2호와 2011년도 발사 예정인 아리랑위성 5호의 연간 충돌 회피기동 주기를 분석하였다. 이때, 우주파편의 최소 지름은 10 cm 이상에 대해 고려하였으며, 각각의 임무궤도 특성, 충돌 회피 여유시간, 허용 충돌확률, 위치 불확실성 등의 인자들의 변화에 따른 분석을 수행하였다.

임무 궤도상의 우주파편 플럭스를 얻기 위해 ESA의 MASTER 모델[16]을 사용하였다. MASTER 모델은 궤도 정보를 입력받아 해당 궤도상의 우주파편의 정보를 크기, 무게, 속도 등에 따라 제공한다. 이를 이용하여 중국 위성요격과 미-러 위성 충돌 사건이 발생한 전,후에 갱신된 두 가지 버전(전 : MASTER 2005, 후 : MASTER 2009)의 결과도 비교, 분석하였다.

또한, 결과의 타당성을 검증하기 위해 실제 1년 동안 생성된 NORAD TLE 카탈로그(catalog)상의 우주물체들과 아리랑위성 2호와의 충돌 회피기동 주기를 계산하였다. 마지막으로, 계산 인자들의 변화에 따른 결과 분석 등을 통해 추후 발사 예정인 저궤도 위성들의 충돌 회피기동 주기 예측 정밀도를 향상시키기 위한 방안들을 제시하였다.

## II. 충돌확률 및 충돌 회피기동 주기

### 2.1 충돌확률

위성을 중심으로 표현한 B-plane상에서 우주파편은 수직으로 진입하게 되고 인공위성과 우주파편의 상대 위치와 위치 불확실성을 고려하여 계산된 충돌확률 중 동일한 값을 연결하면 다음 그림 1과 같이 타원의 형태로 나타내어진다.

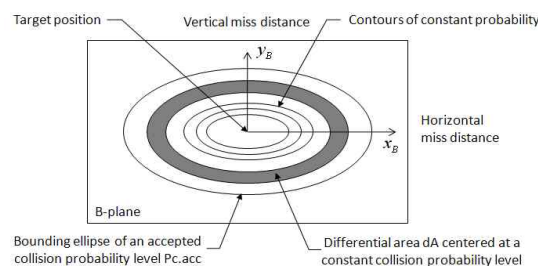


그림 6. B-plane에서의 충돌확률 밀도 함수 표현[10]

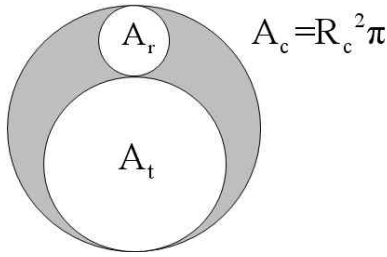


그림 2. Cross section [10]

충돌확률계산에 사용되는 공식은 최대 충돌확률공식을 활용하였고 그 형태는 다음과 같다[10].

$$P_{c,max} = \frac{R_c^2}{\exp(1)\sqrt{\det(C_B)}\Delta r_{tca}^T C_B^{-1} \Delta r_{tca}} \quad (1)$$

여기서  $R_c$ 는 Cross section의 반지름으로 두 물체의 면적을 합한 뒤 이 해당 면적을 원으로 가정하여 반지름을 구한다. 아래 그림 2에서  $C_B$ 는 B-plane에서 위성과 우주파편의 공분산행렬 (Covariance matrix)이고  $\Delta r_{tca}$ 는 두 물체 사이의 거리를 의미한다.

### 2.2 충돌 회피기동 주기

그림 1의  $P_{c,acc}$ 는 허용 충돌확률로 인공위성의 충돌 회피기동 여부를 결정하는 주요 인자이다. 허용 충돌확률보다 낮은 확률로 예측되는 경우 기동을 필요로 하지 않으며 이보다 높은 경우 기동을 필요로 한다. 그림 1에서  $P_{c,acc}$ 는 가장 바깥에 표현되고 있는데 이 선보다 안에 있는 물체는  $P_{c,acc}$ 보다 높은 확률을 갖고 있음을 의미한다. 허용 충돌확률이 주어지는 경우 요구되는 연간 충돌 회피기동 주기는 다음과 같은 식으로 표현된다[10].

$$\dot{N}_{c,man} = \sum_{j=1}^J \int_0^{A_j(P_{c,acc})} F_{j,cat} dA \quad (2)$$

식에서 표현된  $j$ 는 주어진 궤도상에 존재하는 우주파편을 크기별로 분류한 것을 지칭하고  $F_{j,cat}$ 은 각 크기별 우주파편의 연간 유동량을 의미한다. 본 논문에서는 NORAD 카탈로그에서 제공되는 지름 10 cm 이상의 우주파편들만 고려하였다. 우주파편의 크기에 따라 허용 충돌확률을 만족하는 영역( $A_j$ )이 변하게 되고 이 값을 바탕으로 적분이 수행된다. 적분을 우주파편의 크기에 따라 수행하고 이를 합하여 충돌 회피기동주기를 계산한다.

궤도상에 존재하는 우주파편과의 연간 총 충돌률 (total collision rate)은 다음과 같이 계산된다[10].

$$\dot{N}_{c,tot} = \sum_{j=1}^J \int_0^{\infty} P_{c,j} F_{j,cat} dA \quad (3)$$

B-plane상의 전체 영역을 대상으로 각 우주파편과 이의 충돌확률을 곱하여 충돌률을 구한다. 우주파편의 크기별로 적분을 수행한 뒤 합하여 결과를 계산한다.

연간 충돌률 (representing collision rate)은 허용 충돌확률보다 높은 확률의 물체와의 충돌횟수를 의미하며 반드시 줄여야 한다. 해당 횟수는 다음과 같이 계산된다.

$$\dot{N}_{c,red} = \sum_{j=1}^J \int_0^{A_j(P_{c,acc})} P_{c,j} F_{j,cat} dA \quad (4)$$

위 공식은 허용 충돌확률에 해당하는 영역을 찾고 이 영역 안에 들어오는 물체와 이의 충돌확률을 곱하여 충돌률을 구한다.

연간 총 충돌률과 연간 충돌률의 차이를 잉여 충돌률 (residual collision rate)이라고 부르며 이것은 낮은 확률로 충돌이 예상되는 연간 횟수이다. 잉여 충돌률은 다음과 같이 2가지 방식으로 계산된다.

$$\dot{N}_{c,res} = \dot{N}_{c,tot} - \dot{N}_{c,red} \quad (5)$$

$$\dot{N}_{c,res} = \sum_{j=1}^J \int_{A_j(P_{c,acc})}^{\infty} P_{c,j} F_{j,cat} dA \quad (6)$$

예상된 충돌이 발생하지 않을 확률을 경고 실패 확률이라고 하고 다음과 같이 계산된다.

$$P_{fa} = 1 - \frac{\dot{N}_{c,red}}{\dot{N}_{c,man}} \quad (7)$$

$\dot{N}_{c,man}$ 은 연간 충돌 회피기동 주기를 의미하는데  $P_{c,acc}$ 보다 높은 충돌확률의 경우에 경고가 발생하고 회피기동을 수행해야하므로  $\dot{N}_{c,man}$ 은 경고 횟수와 동일하다.

예상되는 연간 총 충돌률과 연간 충돌률의 비율을 충돌위험 경감비 (fractional risk reduction)라고 하고 잉여 충돌률과의 비율을 잉여 충돌위험비 (fractional residual risk)라고 한다. 이 두 가지는 다음과 같이 계산된다.

$$\eta_{c,red} = \frac{N_{c,red}}{N_{c,tot}} \tag{8}$$

$$\eta_{c,res} = \frac{N_{c,res}}{N_{c,tot}} \tag{9}$$

### III. 아리랑위성 2호,5호 적용 결과

#### 3.1 임무궤도 및 공분산

본 절에서는 앞서 소개한 계산방법을 현재 운용 중인 아리랑위성 2호와 2011년에 발사 예정인 아리랑위성 5호에 적용한 결과를 기술한다. 우선, 아리랑위성 2호와 아리랑위성 5호의 임무궤도(평균궤도)는 다음 표 1과 같다.

앞서 언급한 바와 같이 우주파편 유동량을 얻기 위해 사용한 MASTER 모델은 2007년, 2009년의 우주충돌 사건을 계기로 기존 2005년 버전에서 2009년 버전으로 갱신되었다. 두 번의 중요 우주충돌로 인한 우주파편 유동량의 변화에 따른 충돌 회피기동 주기를 분석하기 위한 아리랑위성 2호와 5호의 신, 구 버전에 따른 우주파편 플럭스는 다음 표 2와 같다.

표 2에서 확인할 수 있듯이 아리랑위성 2호와 5호 궤도 상의 우주파편 플럭스가 구 버전에 비해 신 버전에서 약 90% 가량 매우 크게 증가하였음을 알 수 있다. 플럭스의 크기는 평균고도 550.114 km인 아리랑위성 5호 보다 평균고도 685.267 km인 아리랑위성 2호의 임무궤도에서

표 1. 아리랑위성 2호, 5호의 궤도 정보

	아리랑위성 2호	아리랑위성 5호
Semi-major Axis	7063.267 km	6928.114 km
Eccentricity	0.001	0.00107
Inclination	98.13 deg	97.6 deg
RAAN	0 deg	339.73 deg
Argument of Perigee	90.0 deg	90.0 deg
Mean Anomaly	0 deg	270.0 deg

표 2. 아리랑위성 2호, 5호 궤도 상의 우주파편 플럭스

	아리랑위성 2호	아리랑위성 5호
MASTER-2005	0.4601E-05	0.3051E-05
MASTER-2009	0.8400E-05	0.5421E-05

상대적으로 많다. 이는 고도 2,000 km 이하의 저궤도 중에서도 고도 800 km ~ 1,000 km 사이를 중심으로 가장 많은 우주파편들이 몰려 있으며 고도가 낮을수록 우주파편의 수가 감소하기 때문이다.

한편, 앞서 소개한 바와 같이 충돌 회피기동 주기 계산을 위해서는 위치 불확실성을 나타내는 공분산 행렬이 필요하며, 공분산 행렬의 정밀도에 따라 충돌확률과 충돌 회피기동 주기의 결과가 크게 영향을 받게 된다. 하지만, GPS 데이터 등을 이용한 정밀 궤도결정과 이 과정에서 직접 공분산 산출이 가능한 사용자의 인공위성 아닌, 우주파편(정밀궤도 정보 등이 제공되지 않는 상대위성들 포함)들에 대한 정밀한 위치정보와 공분산을 추정하는 것은 별도의 추적센서를 이용하여 관측데이터를 얻지 않는 이상 불가능하다.

따라서, 현재 공개되는 NORAD 카탈로그 상의 우주물체들의 TLE 궤도정보를 활용하기 위해서는 TLE 궤도의 공분산을 간접적인 방법으로 추정하거나[11], 사용자 위성의 정밀궤도 데이터와의 비교를 통해 간접적으로 추정할 수밖에 없다.

본 논문에서는 관제국에서 아리랑위성 2호의 GPS 항행해를 이용한 궤도결정으로 얻은 위치 정밀도 3 m (1σ)[15] 수준의 궤도정보를 참값으로 가정하여, NORAD의 아리랑위성 2호 TLE 궤도정보를 동일한 시기에 대해 비교하여 예측기간에 따른 공분산 수준을 간접적으로 추정하였다. 아리랑위성 5호의 경우 발사 전이므로 아리랑위성 2호와 동일하게 가정하였다. 충돌 회피 여유시간( $\Delta t_{tea}$ )에 따른 공분산 행렬은 표 3과 같다.

간접적으로 추정한 공분산 행렬의 불확실성을 반영하기 위해 충돌 회피기동 주기를 계산할 때 다음 식 (10)의 조정인자 (Scale factor)  $k_{r}$ 을 이용할 수 있다.

표 3. 아리랑위성 2, 5호의  $\Delta t_{tea}$ 에 따른 공분산 행렬

$\Delta t_{tea}$	공분산
8h	$\begin{bmatrix} 0.121^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.597^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.181^2 (km^2) \end{bmatrix}$
24h	$\begin{bmatrix} 0.155^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.629^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.198^2 (km^2) \end{bmatrix}$
48h	$\begin{bmatrix} 0.172^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.631^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.211^2 (km^2) \end{bmatrix}$

$$\hat{C}_r = k_{\sigma,r}^2 C_r \tag{10}$$

$C_r$ 은 표 3에 있는 공분산이고 계산된  $\hat{C}_r$ 은 충돌확률 계산에서 쓰이게 된다.  $k_{\sigma,r}$ 와  $\Delta t_{icu}$ 를 통해 공분산을 다양하게 적용할 수 있다.

### 3.2 결과 분석

MASTER-2005, 2009 모델에서의 각 위성 임무 궤도상의 우주과편 플럭스와 표 3에서 제시된 공분산을 이용하여 식 (2) ~ (10)에 대입한 후 계산한 값들은 다음 표 4~7과 같다.

표 4, 5에서 보는 바와 같이 아리랑위성 2호의 2009년 전,후의 우주과편 플럭스에 따른 충돌 회피기동 횟수 ( $\dot{N}_{c,man}$ )는 각각 년 0.52751회, 년 0.8405회로 나타났으며, 2007년과 2009년의 중요 우주충돌로 인해 약 59%로 크게 증가하였음을 알 수 있다. 아리랑위성 5호의 경우도 각각 년 0.52211회에서 년 1.054회로 약 102%가 마찬가지로 증가하였음을 알 수 있다.

일반적으로 임무 궤도상의 우주과편 플럭스가 클수록 요구되는 충돌 회피기동 횟수는 증가하므로 아리랑위성 5호보다 아리랑위성 2호가 더 많은 충돌 회피기동이 요구되어야 할 것으로 예상할 수 있다. 그럼에도 불구하고, 2009년 이후 우주과편 플럭스를 반영 시 아리랑위성 5호가 2호보다 연중 충돌회피 기동 횟수가 약 25% 큰데, 이것은 아리랑위성 2호보다 5호의 위성의 단면적이 크기 때문이다.

한편, 표 4 ~ 표 7의 결과를 보면  $k_{\sigma,r}=1$ 에서  $P_{c,acc}=10^{-4}$ 에 비해  $P_{c,acc}=10^{-3}$ 의  $\dot{N}_{c,man}$ 가 큰 폭으로 하락하게 되는데 이는  $P_{c,acc}$ 에 해당하는  $A_j$ 가 존재하지 않거나 급격히 줄어들기 때문이다. 곧, 우주과편의 크기에 따라 계산된 충돌확률이 두 물체사이의 거리가 '0'인 경우에도  $P_{c,acc}$ 보다 작거나( $A_j=0$ ) 약간 상회하는( $A_j \approx 0$ ) 경우가 발생하기 때문이다. 다음 그림 3, 4를 통해 설명하면 다음과 같다.

그림 3에서 붉은 선은 허용 충돌확률이  $10^{-3}$ 인 경우를 의미한다.  $k_{\sigma,r}=0.1, k_{\sigma,r}=0.01$ 의 경우 공분산 값이 작아짐으로 인해 거리 값이 '0'에서 충돌확률이 커지고 그 결과 충돌확률이  $P_{c,acc}=10^{-3}$ 보다 큰 경우가 자주 발생하게 된다. 곧, 거리 값이 0에서 충돌확률의 상승으로 인해  $P_{c,acc}=10^{-3}, P_{c,acc}=10^{-4}$ 에 해당하는 영역( $A_j$ )의 차이가 작아지게 되어  $\dot{N}_{c,man}$ 는 허용 충돌확률에 따라 큰 변화를 보이지 않는다.

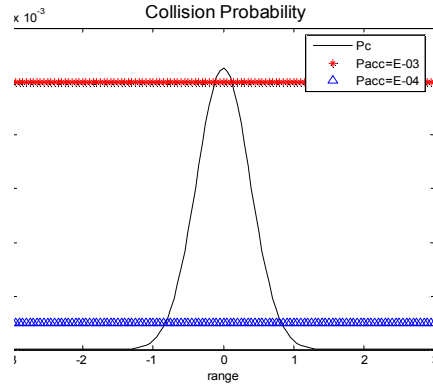


그림 3. 허용 충돌확률에 따른  $A_j$  변화.

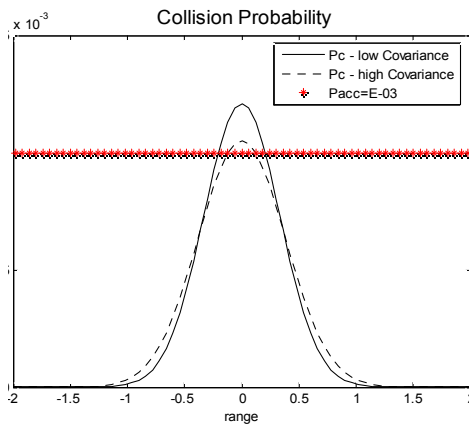


그림 4. 공분산에 따른 충돌확률그래프 변화

$\dot{N}_{c,man}, \dot{N}_{c,red}, \dot{N}_{c,res}$ 는 공분산에 따라 특정 경향을 보이지 않지만  $P_{fa}$ 와  $\eta_{c,red}$ 는 몇 가지 특징적인 경향이 있다.  $P_{fa}$ 는 충돌 예측실패 확률을 의미하는데, 식 (7)에서 볼 수 있듯이 연간 충돌 횟수( $\dot{N}_{c,red}$ )와 연간 충돌 회피기동횟수( $\dot{N}_{c,man}$ )의 함수로 표현된다. 식 (4)를 보면  $\dot{N}_{c,red}$ 은  $\dot{N}_{c,man}$ 의 우주과편 유동량에 충돌확률이 곱해져 있는 형식이다. 따라서, 그림 4와 같이 공분산 값이 클수록  $A_j$ 가 줄어들고  $A_j$ 영역의 충돌확률이 감소한다.  $\dot{N}_{c,man}$ 은  $A_j$ 의 감소에만 영향을 받지만  $\dot{N}_{c,red}$ 는 충돌확률과  $A_j$ 의 감소 모두에 영향을 받음으로  $\dot{N}_{c,man}$ 보다 크게 감소한다. 곧, 공분산 값이 커질수록  $P_{fa}$ 는 커지게 된다. 한편,  $\eta_{c,red}$ 은 충돌위험 경감비를 의미하고 식 (8)과 같이  $\dot{N}_{c,red}, \dot{N}_{c,tot}$ 의 함수로 표현된다.  $\dot{N}_{c,red}$ 은 식 (4)에서 확인할 수 있듯이 상대적으로 높은 확률 ( $P_{c,acc}$ )의 물체를

대상으로 하고 있고 공분산값이 클수록  $A_j$  영역 안의 물체의 충돌확률 ( $P_{c,j}$ )이 감소하게 된다. 하지만 그림 4에서 확인할 수 있듯이  $A_j$  이외의 영역은 충돌확률이 증가하는 영역도 존재함으로써 공분산 증가에 따른 변화는  $\dot{N}_{c,red}$  이  $\dot{N}_{c,tot}$  보다 크게 되며, 따라서  $\eta_{c,red}$  값은 공분산 값이 클수록 감소하게 된다.

**3.3 NORAD 카탈로그 적용 결과 분석**

앞서 언급한 MASTER 모델은 과거 시점의 관측결과를 반영하여 우주파편 플럭스를 계산하는데 반해, JSPOC (옛 NORAD의 역할을 인계받음)에서는 14,896(2011년 8월 22일 기준) 개의 우주물체들에 대한 궤도정보를 매일 평균 2회 정도 갱신하여 공개하고 있다[17].

따라서, 현재 시점에서의 지름 10 cm 이상의 우주파편 궤도정보는 NORAD 카탈로그가 상대적으로 가장 정확하다고 볼 수 있다.

본 절에서는 앞서 MASTER 모델의 우주파편 플럭스를 이용한 아리랑위성 2호의 충돌 회피기동주기 계산결과와 타당성을 검증하기 위해 2010년 7월부터 2011년 7월까지 1년 간 실제 공개된

**표 5. MASTER-2009 모델을 활용한 아리랑위성 2호의 회피기동주기 및 충돌횟수 변화**

$k_{\sigma,r}$	$P_{c,acc}$	$\Delta t_{tea}$	$\dot{N}_{c,man}$	$\dot{N}_{c,red}$	$\eta_{c,red}$	$\dot{N}_{c,res}$	$\eta_{c,res}$	$P_{fa}$
1	$10^{-4}$	8	0.84046	0.00010	0.56951	0.00008	0.43053	0.99987
		24	0.62939	0.00008	0.39292	0.00013	0.60711	0.99991
		48	0.42288	0.00006	0.28221	0.00016	0.71792	0.99994
	$10^{-3}$	8	0.00562	8.350E-6	0.04691	0.00017	0.95309	0.99846
		24	0.00484	7.790E-6	0.03738	0.00020	0.96261	0.99841
		48	0.00451	7.220E-6	0.03312	0.00021	0.96687	0.99839
0.1	$10^{-4}$	8	0.34909	0.00017	0.95702	7.700E-6	0.04297	0.99951
		24	0.43591	0.00019	0.93988	0.00001	0.06014	0.99958
		48	0.48339	0.00021	0.92869	0.00002	0.07128	0.99963
	$10^{-3}$	8	0.08405	0.00010	0.57121	0.00008	0.42878	0.99883
		24	0.06294	0.00008	0.39518	0.00013	0.60484	0.99874
		48	0.04229	0.00006	0.28397	0.00016	0.71602	0.99853
0.01	$10^{-4}$	8	0.06142	0.00018	0.99577	7.700E-7	0.00419	0.99702
		24	0.08089	0.00021	0.99399	1.280E-6	0.00596	0.99739
		48	0.09246	0.00022	0.99288	1.590E-6	0.00710	0.99762
	$10^{-3}$	8	0.03491	0.00018	0.95781	7.740E-6	0.04220	0.99502
		24	0.04359	0.00020	0.94007	0.00001	0.05986	0.99537
		48	0.04834	0.00021	0.93039	0.00002	0.06964	0.99571

**표 4. MASTER-2005 모델을 활용한 아리랑위성 2호의 회피기동주기 및 충돌횟수 변화**

$k_{\sigma,r}$	$P_{c,acc}$	$\Delta t_{tea}$	$\dot{N}_{c,man}$	$\dot{N}_{c,red}$	$\eta_{c,red}$	$\dot{N}_{c,res}$	$\eta_{c,res}$	$P_{fa}$
1	$10^{-4}$	8	0.52751	0.00015	0.60919	0.00009	0.39081	0.99972
		24	0.44376	0.00009	0.45002	0.00011	0.54998	0.99979
		48	0.35138	0.00007	0.35172	0.00013	0.64828	0.99981
	$10^{-3}$	8	0.00029	4.61E-07	0.00193	0.00024	0.99807	0.99842
		24	0.00005	8.22E-08	0.00041	0.00021	0.99963	0.99849
		48	0.00003	3.31E-08	0.00017	0.00019	0.99983	0.99874
0.1	$10^{-4}$	8	0.19577	0.00023	0.96169	9.17E-06	0.03831	0.99882
		24	0.24562	0.00019	0.94442	0.00001	0.05558	0.99921
		48	0.27315	0.00018	0.93332	0.00001	0.06668	0.99933
	$10^{-3}$	8	0.05275	0.00015	0.61622	0.00009	0.38378	0.99721
		24	0.04438	0.00009	0.45386	0.00011	0.54614	0.99791
		48	0.03514	0.00007	0.34797	0.00013	0.65203	0.99807
0.01	$10^{-4}$	8	0.03388	0.00024	0.99638	8.69E-07	0.00362	0.99294
		24	0.04469	0.00021	0.99429	1.17E-06	0.00569	0.99544
		48	0.05112	0.00019	0.99357	1.25E-06	0.00641	0.99621
	$10^{-3}$	8	0.01958	0.00023	0.95901	9.85E-06	0.04099	0.98823
		24	0.02456	0.00019	0.93831	0.00001	0.06166	0.99218
		48	0.02732	0.00018	0.93098	0.00001	0.06902	0.99334

**표 6. MASTER-2005 모델을 활용한 아리랑위성 5호의 회피기동주기 및 충돌횟수 변화**

$k_{\sigma,r}$	$P_{c,acc}$	$\Delta t_{tea}$	$\dot{N}_{c,man}$	$\dot{N}_{c,red}$	$\eta_{c,red}$	$\dot{N}_{c,res}$	$\eta_{c,res}$	$P_{fa}$
1	$10^{-4}$	8	0.52211	0.00021	0.78598	0.00005	0.21402	0.99962
		24	0.56241	0.00015	0.70234	0.00006	0.29766	0.99973
		48	0.56505	0.00013	0.64754	0.00007	0.35246	0.99976
	$10^{-3}$	8	0.00311	7.21E-06	0.02833	0.00025	0.97168	0.99768
		24	0.00216	3.48E-06	0.01601	0.00021	0.98399	0.99839
		48	0.00167	2.49E-06	0.01202	0.00021	0.98798	0.99851
0.1	$10^{-4}$	8	0.13475	0.00025	0.97966	5.18E-06	0.02034	0.99815
		24	0.17238	0.00021	0.97035	6.44E-06	0.02965	0.99878
		48	0.19386	0.00020	0.96442	7.38E-06	0.03558	0.99897
	$10^{-3}$	8	0.05221	0.00021	0.79058	0.00005	0.20942	0.99614
		24	0.05624	0.00015	0.70676	0.00006	0.29324	0.99727
		48	0.05651	0.00014	0.65135	0.00007	0.34865	0.99761
0.01	$10^{-4}$	8	0.02173	0.00026	0.99824	4.52E-07	0.00176	0.98822
		24	0.02885	0.00022	0.99708	6.33E-07	0.00291	0.99246
		48	0.03312	0.00021	0.99696	6.33E-07	0.00304	0.99373
	$10^{-3}$	8	0.01348	0.00025	0.97533	6.33E-06	0.02467	0.98143
		24	0.01724	0.00021	0.96903	6.76E-06	0.03097	0.98773
		48	0.01939	0.00020	0.96415	7.47E-06	0.03585	0.98964

**표 7. MASTER-2009 모델을 활용한 아리랑위성 5호의 회피기동주기 및 충돌횟수 변화**

$k_{\sigma,r}$	$P_{c,acc}$	$\Delta t_{tea}$	$N'_{c,man}$	$N'_{c,red}$	$\eta_{c,red}$	$N'_{c,res}$	$\eta_{c,res}$	$P_{fa}$
1	$10^{-4}$	8	1.05384	0.00017	0.77378	0.00005	0.22621	0.99978
		24	1.12719	0.00018	0.68206	0.00008	0.31788	0.99982
		48	1.12479	0.00017	0.62401	0.00010	0.37601	0.99988
	$10^{-3}$	8	0.00269	2.230E-6	0.01019	0.00022	0.98979	0.99924
		24	0.00036	5.010E-7	0.00195	0.00026	0.99812	0.99864
		48	0.00031	4.390E-7	0.00163	0.00027	0.99841	0.99858
0.1	$10^{-4}$	8	0.27651	0.00022	0.97759	4.940E-6	0.02241	0.99919
		24	0.35337	0.00025	0.96861	8.110E-6	0.03143	0.99931
		48	0.39719	0.00026	0.96232	0.00001	0.03769	0.99944
	$10^{-3}$	8	0.10537	0.00017	0.77531	0.00005	0.22465	0.99836
		24	0.11271	0.00018	0.68304	0.00008	0.31702	0.99841
		48	0.11248	0.00017	0.62511	0.00010	0.37491	0.99853
0.01	$10^{-4}$	8	0.04475	0.00023	0.99778	5.030E-7	0.00223	0.99503
		24	0.05940	0.00026	0.99681	8.430E-7	0.00320	0.99559
		48	0.06818	0.00028	0.99632	1.010E-6	0.00366	0.99601
	$10^{-3}$	8	0.02765	0.00022	0.97762	5.070E-6	0.02244	0.99202
		24	0.03533	0.00026	0.96871	8.250E-6	0.03128	0.99279
		48	0.03972	0.00027	0.96303	0.00001	0.03704	0.99334

NORAD 카탈로그를 이용하여 아리랑위성 2호의 충돌 회피기동 주기를 분석하였다. 즉, 해당 기간 동안 매일 NORAD 카탈로그 상의 우주물체들과 아리랑위성 2호와의 거리를 수치적으로 계산하여 충돌확률 및 근접 물체 개수를 파악하였다. 이때, 충돌확률은 STK의 AdvCAT<sup>®</sup>를 이용하여 계산하였으며, 사용된 공식은 최대 충돌확률로써 Alfano 공식[18]을 사용하였다.

$$P = \frac{R_c \cdot 2}{\sqrt{8} \cdot \pi \cdot \sigma_x \cdot n} \cdot A \quad (11)$$

$$\cdot \exp \left[ \frac{- \left[ \frac{R_c \cdot (2 \cdot i - n)}{n} + x_m \right]^2}{2 \cdot \sigma_x^2} \right]$$

$$A = \sum_{i=0}^n \operatorname{erf} \left[ \frac{\left( y_m + \frac{2 \cdot R_c}{n} \cdot \sqrt{(n-i) \cdot i} \right)}{(\sigma_y \cdot \sqrt{2})} \right]$$

$$+ \sum_{i=0}^n \operatorname{erf} \left[ \frac{\left( -y_m + \frac{2 \cdot R_c}{n} \cdot \sqrt{(n-i) \cdot i} \right)}{(\sigma_y \cdot \sqrt{2})} \right]$$

여기서  $\sigma_x, \sigma_y$ 은 각 축방향의 표준편차를 의미하고  $x_m, y_m$ 은 중심으로부터의 거리를 의미한다. 계산 시 적용한 아리랑위성 2호의 공분산 행

렬은 표 8과 같다.

Case 1에서 아리랑위성 2호와 카탈로그 상의 물체의 공분산은 표 3의 24h에 해당하는 공분산을 선택하였다. 표준편차는 0.155, 0.629, 0.198 km와 같다. 또한, 공분산 변화에 따른 결과 값의 변화를 살펴보기 위해 0.1, 0.5, 1 km의 표준편차의 공분산을 적용하여 비교해 보았다. 분석결과, Case 별로 충돌확률에 따라 접근하는 물체의 1년간 횟수는 다음 표 9와 같다.

표 9에서 볼 수 있듯이 충돌확률  $10^{-4}$  이상인 경우는 Case 1과 2에서 1년 동안 1회로써, 이는 Master-2009의 우주파편 플럭스를 이용하여 계산된 년 0.8405회와 유사함을 확인할 수 있었다. Case 3과 4의 경우는 충돌 회피기동 요구가 없었는데, 이는 NORAD 카탈로그 상의 궤도정보에 대한 공분산을 상대적으로 크게 부가하였기 때문이다. 즉, 공분산을 크게 가정함에 따라 위치 불확실성도 커지므로 충돌확률이 낮아지게 되어 충돌 회피기동 요구가 오히려 크게 줄어드는 것을 알 수 있다. 따라서, 정밀한 궤도정보와 공분산을 반영해야만 보다 실제적인 충돌 회피기동 주기를 계산할 수 있음을 확인할 수 있다.

한편, Case 1에서 충돌확률  $10^{-5}$  이상인 경우에 해당하는 3개의 우주물체들에 대한 정보는 다음 표 10과 같다. 해당 우주파편들은 2007년과

**표 8. NORAD 카탈로그 적용 공분산**

	공분산
Case 1	$\begin{bmatrix} 0.155^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.629^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.198^2 (km^2) \end{bmatrix}$
Case 2	$\begin{bmatrix} 0.1^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.1^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.1^2 (km^2) \end{bmatrix}$
Case 3	$\begin{bmatrix} 0.5^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0.5^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 0.5^2 (km^2) \end{bmatrix}$
Case 4	$\begin{bmatrix} 1^2 (km^2) & 0 & 0 \\ 0 & 1^2 (km^2) & 0 \\ 0 & 0 & 1^2 (km^2) \end{bmatrix}$

**표 9. 충돌확률에 따른 우주파편 접근 빈도**

충돌 확률	$10^{-1}$	$10^{-2}$	$10^{-3}$	$10^{-4}$	$10^{-5}$	$10^{-6}$	$10^{-7}$	$10^{-8}$
Case 1	0	0	0	1	2	13	201	322
Case 2	0	0	0	1	3	11	129	272
Case 3	0	0	0	0	9	37	271	455
Case 4	0	0	0	0	0	23	367	591

표 10.  $10^{-5}$  이상 충돌확률의 우주파편 정보

Allowance Collision Probability	Object No.	Collision Probability	Minimum Range(km)
$10^{-4}$	34292 (COSMOS 2251 DEB)	$5.621 \times 10^{-4}$	0.041463
	33634 (FENGYUN 1C DEB)		
$10^{-5}$	31741 (FENGYUN 1C DEB)	$2.498 \times 10^{-5}$	0.19315

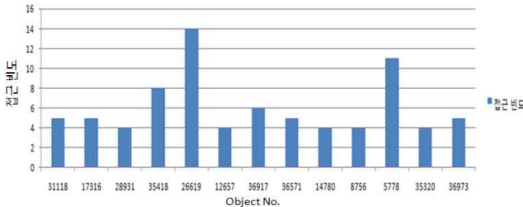


그림 5. 5 km 이내에 접근하는 물체의 접근 빈도

2009년의 우주충돌로 인해 발생한 것들로서 이들 우주파편들이 아리랑위성 2호에 대해서도 여전히 위협적인 우주물체인 것을 확인할 수 있다.

충돌확률과 달리, 아리랑위성 2호를 중심으로 5 km 이내에 접근하는 물체들의 빈도는 위의 그래프와 같다. 그림에서 확인할 수 있듯이 SSC 번호가 26619인 EO 1 위성이 지난 1년 동안 아리랑위성 2호의 반경 5 km 이내에 가장 많이 접근하는 것을 확인할 수 있다. 그럼에도 불구하고, 표 10과 그림 5를 통해 EO 1 위성은 충돌확률 측면에서는 위협적인 우주물체가 아님을 알 수 있으며, 충돌 회피기동을 고려함에 있어 근접거리 보다는 충돌확률 측면에서 접근하는 것이 효과적임을 알 수 있다.

3.4 정리 및 계산 정밀도 향상을 위한 방안

분석 결과를 정리하면 다음과 같다. 첫째, MASTER 모델을 이용한 아리랑위성 5호의 임무 궤도 상에 존재하는 우주파편 플럭스는 아리랑위성 2호 보다 작다. 이는 고도가 낮을수록 우주파편의 양이 작은 것에 기인한다. 둘째, 각각 우주파편 플럭스들은 2005년과 비교 시 주요 우주충돌 사건 직후인 2009년 이후에 약 90% 크게 증가한 것을 확인할 수 있었다. 셋째, 아리랑위성 2호의 경우 2009년 전,후 연간 충돌 회피기동횟수는 0.52751회에서 0.8405회로 크게 증가하였다. 이와 유사하게 발사 예정인 아리랑위성 5호의 경우에도 현재 운용 중이었다면, 연간 충돌 회피기동횟수는 0.52211회에서 1.0543회로 증가하였을 것으로 추정되었다. 넷째, 우주파편 플럭스 모델

에 의한 아리랑위성들의 통계학적인 충돌 회피기동 주기 결과의 타당성을 확인하기 위해 아리랑위성 2호의 2010년 7월 ~ 2011년 7월 사이의 NORAD 카탈로그를 분석하였다. 그 결과 연간 1회의 충돌 회피기동이 요구됨을 확인할 수 있었으며, 이는 동일 시기의 우주파편 유동량을 통해서 계산된 결과인 0.8405와 근접한 결과이다.

본 연구를 통해 알아 본 충돌 회피기동 주기 계산의 정밀도 향상을 위한 방안은 다음과 같다. 첫째, 충돌확률 계산 시 중요한 인자인 공분산 값의 정밀도를 향상 시켜야 한다. 이를 위해서는 사용자 위성의 궤도결정 시 정밀한 공분산 계산과 공분산 예측오차 모델에 대한 충분한 연구가 사전에 수행되어야 한다. 이때, 충돌위험 우주물체에 대한 위치정밀도 및 공분산 정밀도를 높이기 위해 별도의 추적센서를 통한 장기간에 걸친 관측데이터 확보가 필요하다. 둘째, 충돌 회피기동을 실행하기 위한 허용 충돌확률에 대한 명확한 기준 제시가 필요하다. 불필요하게 허용 충돌확률 기준을 낮추게 되면 오히려 충돌 회피기동 주기가 증가된다. 셋째, 충돌 여유시간에 대한 명확한 기준이 제시되어야 한다. 해당 위성의 운용 환경을 고려하여 충돌 회피기동 판단, 수립, 및 실행에 이르기까지 소요되는 최소 여유시간을 명확히 해야만 정밀한 충돌 회피기동 주기를 구할 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 인공위성의 임무 궤도상에 존재하는 우주파편들과 인공위성 상호간에 예상되는 연간 충돌횟수 및 충돌 회피기동 주기를 계산하는 기법을 소개하였다. 이를 바탕으로, 아리랑위성 2호, 아리랑위성 5호 임무궤도에 적용하였으며, 충돌 회피기동 주기에 영향을 미치는 주요 인자들의 변화에 따른 결과들을 분석하였다. 결과적으로, 저궤도에서 운영하는 아리랑위성 2호와 아리랑위성 5호의 경우 1년에 약 1회 충돌 회피기동이 요구됨을 확인할 수 있었으며, 이는 지난 1년간의 아리랑위성 2호의 NORAD 카탈로그를 이용한 수치적인 분석 결과와 유사함을 확인하였다. 또한, 연구 수행을 통해 각 위성들의 임무궤도 특성과 운용 특성에 따라 보다 정밀한 충돌 회피기동 주기를 얻기 위해 필요한 문제들에 대해 논의하였다.

아리랑위성 2호의 경우 설계 시 우주파편과의 충돌을 고려하지 않았기 때문에 충돌 회피기동을 수행한 전례는 없다. 본 연구를 통해 인공위성



설계과정에서 임무궤도 선택 시 우주파편과 예상되는 충돌 회피기동 주기와 총 충돌횟수 등을 고려한, 보다 안정된 임무궤도를 설계할 수 있을 것으로 사료되며, 우주파편 충돌위험을 경감하기 위해 소모되는 연료의 양을 사전에 분석하여 위성시스템 설계 및 운용 준비에 반영할 수 있을 것으로 사료된다.

향후 연구과제로는 공분산의 장기 예측오차 분석 및 정밀도 향상 방법을 연구함으로써 충돌 회피기동 주기 정밀도 증가를 이루고자 한다.

### 참고문헌

- 1) R. Liemer, Christopher F. Chyba, "A Verifiable Limited Test Ban for Anti-satellite Weapons", The Washington Quarterly, July 2010, pp. 149-163.
- 2) ESA Space Debris Mitigation Handbook. Release 1.0. 1999.
- 3) R. Morris, "Space Surveillance Contributions to the STS 107 Accident Investigation", A Presentation to the AAS/AAIA Space Flight Mechanics Conference, February 2004.
- 4) M. Graziano, "GMV Astrodynamics Tools and Techniques Overview", 3rd ESA Workshop on Astrodynamics tools and Techniques, October 2006.
- 5) S. Aida, M. Kirschner, M. Wermuth, R. Kiehling, "Collision Avoidance Operations for LEO Satellites Controlled by GSOC", Space Ops, 2010.
- 6) Jaxa, "Procedure for Risk Assessment & Identification of Best Practices to Support the WG for Sustainability", 14 February 2011.
- 7) C. Tao, L. Jing, WANG Ronglan, YU Youcheng, "Collision Probability Analysis and Application of Cataloged Space Debris", Chinese Journal of Space Science, Jun 2006.
- 8) T. Flohrer, H. Krag, H. Klinkrad, "ESAs process for the identification and assessment of

high-risk conjunction events", The Journal of Advances in Space Research 44, 2009, pp. 355-364.

9) G. BEAUMET, "CNES OPERATIONAL FEEDBACKS IN COLLISION AVOIDANCE FOR LEO SATELLITES", 21st ISSFD, Toulouse, France, 2009.

10) H. Klinkrad, "Space Debris Models and Risk Analysis", Published in association with Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK, Vol. 1, 2006, pp. 215-240.

11) J.R. Alarcon-Rodriguez, F.M. Martinez-Fadrique, H. Klinkrad, "Development of a collision risk assessment tool", The Journal of the Advances in Space Research 34, 2004, pp. 1120-1124.

12) 김해동, "아리랑위성과 저궤도 우주파편 충돌위험 분석", 한국항공우주학회, 춘계학술발표회, 2007, pp. 609~612.

13) 이재은, 박상영, 김영록, 최규홍, 김웅현, 김규선, "우주파편에 의한 저궤도 위성의 손상확률 분석", 한국우주과학회지, Vol. 24, No. 2, 2007, pp. 135~144.

14) 성재동, 민찬오, 이대우, 조겸래, 김해동, "아리랑 위성 2호와 5호의 우주파편에 대한 충돌 확률 및 임무환경 분석", 한국항공우주학회지, Vol 38, No. 11, 2010, pp. 1144~1151.

15) 김해동, 정옥철, 김은규, "아리랑위성 2호 초기운용 및 임무기간 중 궤도 분석", 한국항공우주학회지, Vol 38, No. 9, 2010, pp. 914~924.

16) <http://www.master-model.de/>

17) Brian C. Weeden, T. S. Kelso, "ANALYSIS OF THE TECHNICAL FEASIBILITY OF BUILDING AN INTERNATIONAL CIVIL SPACE SITUATIONAL AWARENESS SYSTEM", IAC-09.A6.5.2, 2009.

18) S. Alfano, "Review of Conjunction Probability Methods for Short-term Encounters", AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, Sedona, Arizona, 28 January-01 February 2007.