技術論文 DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.7.674

지구정지궤도위성 충돌확률 및 임무궤도 환경 분석

성재동*, 이대우**, 조겸래**, 김해동***, 김학정***

Analysis of the Collision Probability and Mission Environment for GEO

Jae-dong Seong*, Dae-woo Lee**, Kyeum-rae Cho**, Hae-dong Kim*** and Hak-jung Kim***

ABSTRACT

The increasing number of orbital debris objects is a risk for satellite operations due to space activities over past 50 years since launched Sputnik. The GEO (Geostationary Earth Orbit), where COMS-1 is being operated since last June 2010, has more and more risks that collide with space debris or another satellites. In this paper, as a preliminary study about GEO satellite collision probability and operations environment, collision probability between COMS-1 and RADUGA 1-7 that is one of Russian military communication satellites is investigated and analyzed. Indeed, the space environment including space debris of COMS-1 is presented. As a result, it is noted that collision probability between two satellites using NORAD TLEs on 14th Jan. 2011 was 2.8753E-07 in case that position uncertainty was assumed 10km. Particularly, the largest proportion of space debris around COMS-1's mission orbit is meteoroids.

초 록

인류 최초의 인공위성 스푸트니크가 발사된 이후 50여년의 기간 동안 인류의 지속적인 우주개발로 인해 저궤도는 물론 지구 정지궤도까지 상당수의 우주파편들이 생겨나 임무를 수행하는 유인 우주활동이나 인공위성을 위협하고 있다. 우리나라에서도 지난 2010년 6월 성공적으로 발사되어 현재 임무를 수행하고 있는 천리안 위성 또한 우주파편으로부터 자유로울 수 없기 때문에 적절한 우주임무설계가 요구된다. 본 연구에서는 지구정지궤도 위성의 충돌확률 및 임무궤도 환경 분석의 선행연구로써 천리안 위성에 대해 분석한 내용을 기술하였다. NORAD TLE를 이용하여 분석한 결과 지난 1월 14일 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 충돌확률은 정지궤도위성의 위치추정오차가 10km라고 가정했을 때 2.8753E-07로 나타났으며, 지구정지궤도 우주환경 특성에 따라 임무 궤도에 머무르는 우주파편의 상당 부분이 유성이나 유성우로 분석되었다.

Key Words : Space Debris(우주파편), Collision Probability(충돌확률), GEO(지구정지궤도)

Ⅰ. 서 론

2010년 6월 27일 우리나라 첫 정지궤도 인공위성인 천리안 위성이 발사되었다. 유럽우주국의 아리안 5호 로켓을 이용하여 약 35,780km 상공으로 올라가서 약 7년간 기상 측정, 해상 관측,

† 2011년 4월 4일 접수 ~ 2011년 5월 31일 심사완료
* 정회원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원
** 정회원, 부산대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : krcho@pusan.ac.kr
부산시 금정구 장전동 산30
*** 정회원, 한국항공우주연구원 우주과학팀

통신 임무를 수행하게 될 천리안 위성은 더 정밀하고 신속한 기상정보와 해상정보를 제공할 것으로 기대된다.

천리안 위성이 7년간의 임무 기간 동안 안정적으로 임무를 수행하기 위해서는 우주파편이나 유성과 같은 우주환경으로부터의 위협을 최소화해야 한다. 저궤도환경에 비해 우주파편의 밀도가 상대적으로 낮지만 우주파편에 대한 위협으로부터 완전히 자유로워질 수 없다. 실제로 NORAD DB의 1월 14일에 생성된 TLE(Two Line Element) 데이터 이용하여 천리안 위성의 우주환경을 분석한 결과, 지난 2011년 1월 14일 12시 52분경에 러시아의 군사용 통신위성인 RADUGA 1-7 위성과 불과 3.2km 정도의 거리에 근접한 것을 알 수 있었다. 따라서 천리안 위성과 같은 지구정지궤도상의 우주파편이나 근접한 다른 위성과의 충돌확률에 대한 연구가 필요하다.

이미 NASA와 ESA를 비롯한 해외의 우주연구기관에서는 우주파편과 운용중인 위성의 충돌확률에 대한 연구가 진행되었으며, 대표적인 충돌확률계산 프로그램으로 CelesTrak의 SOCRATES (Satellite Orbital Conjunction Reports Assessing Threatening Encounters in Space)나 STK® (Satellite Tool Kit) / CAT(Conjunction Analysis Tools)등이 있다. 위의 프로그램들은 위치추정오차를 고려하여 가우시안분포를 이용하여 충돌확률을 계산하며, 효율적이고 정확한 계산을 위해 다양한 방법이 현재 연구 중이다[1].

국내에서도 아리랑 위성과 우주파편과의 충돌확률을 포아송(Poisson) 확률분포를 이용하여 분석하는 연구나 DAS(Debris Assessment Software)를 통해 임무기간 중 우주파편과의 충돌확률을 분석하는 내용의 연구가 진행되었다[2,3].

위의 포아송 확률분포를 이용한 연구와 달리 불특정다수의 우주파편에 대한 충돌확률이 아닌 다른 위성체나 추적이 가능한 10cm 이상의 우주파편과의 충돌확률에 대한 분석 또한 중요하다.

따라서 본 연구에서는 정지궤도 위성의 우주환경을 본격적으로 분석하기에 앞서 우선 우리나라가 운용중인 천리안 위성을 대상으로 근접위성과의 충돌위험확률 및 임무궤도 우주환경을 분석한 내용을 기술하였다. 예제로써, 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성과의 충돌확률을 최근접점(Closest Point of Approach)을 이용하여 계산하고, 천리안 위성이 7년간 임무를 수행할 임무 궤도에 존재하는 우주파편의 종류나 특징에 대해 MASTER-2005를 이용하여 분석하였다[4].

II. 충돌확률계산

천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 최근접점을 이용한 충돌확률을 계산하기 위해서는 먼저 두 위성이 가장 근접했을 때의 거리를 구해야한다. 이 거리를 보다 정밀하게 계산하기 위해서는 계산간격이 가능한 작아야하는데, 계산 간격이 작아지면 컴퓨터의 연산능력 제한으로 인해 분석 가능기간이 줄어들게 된다. 따라서 두 물체가 가장 근접했던 2011년 1월 14일 12시 52분을 포함하여 1월 14일 8시부터 7일간 두 물체가 가장 근접한 거리를 탐색하여 충돌확률을 구하였다. 이러한 방법은 SOCRATES와 유사한 방법으로 7일간 0.001초 간격으로 두 물체간 거리를 계산하여 충돌확률을 계산한다[5].

충돌확률은 최근접점을 이용한 충돌확률 계산방법 중 일반식의 이중 적분 형태의 식을 보다 간단한 형태로 나타냄으로써 계산시간을 효율적으로 줄일 수 있고, 수식을 직접 알고리즘에 적용함에 있어 용이한 Alfano's method와 Chan's method를 사용하였다[6,7,8].

2.1 해석 대상의 궤도 제원

정지궤도에 진입한 천리안 위성은 전체 무게가 1,520kg이고, 탑재장비로는 기상 측정 장비, 해상 관측 장비, 통신 장비 등의 탑재체를 가지고 있다. RADUGA 1-7 위성은 2007년 12월 9일 프로톤-K 로켓을 이용하여 Baikour에서 발사된 위성으로 전체 무게는 2,000kg인 군사용 통신위성이다. 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 궤도제원은 아래 표 1과 같다.

표 1. 해석 대상의 궤도 제원

	COMS1	RADUGA 1-7
위성고유번호	36744	28194
궤도 장반경	42164km	42163.169km
이심률	0.000111	0.000094
근지점 고도	35781.539km	35781.078km
원지점 고도	35790.933km	35788.988km
궤도 경사각	0.007°	5.237°
승교점 경도	55.529°	74.776°
근지점 인수	246.223°	226.496°
평균근지점 이각	219.448°	58.729°
크기	5.3×8.7×3.7m	5.5×2.5×9.5m

2.2 두 위성간의 최소거리계산

천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 충돌확률을 구하기 위해 최근접거리를 구해야 한다. SOCRATES의 경우 일주일의 계산 기간 동안 0.001초 단위로 거리를 계산하는데 이의 경우 연산량이 매우 크기 때문에 시간과 자원의 소모가 비효율적이다. 따라서 본 연구에서는 평균주기를 이용하여 두 위성의 최근접거리를 계산하였다. 두 위성은 일정한 주기를 가지고 서로 가까워지거나 멀어지기를 반복하는데 계산 초기 5,000분간 1분단위로 두 물체의 거리를 그림 1과 같이 계산하여 주기를 파악하였다.

이때 두 위성의 위치와 속도정보는 SGP4 궤도전파기를 이용하여 계산하였다[9]. 그리고 계산에 사용된 천리안 위성의 TLE 데이터는 1월 14일 17시경에 생성된 것을 사용하였고, RADUGA 1-7의 TLE 데이터는 1월 14일 4시 23분경 생성된 것을 사용하였다. 이는 궤도전파오차를 줄이기 위해 해석시간의 가장 근접한 시간에 생성된 TLE 데이터를 사용해야 위성의 기동으로 인해 생기는 TLE 데이터의 오차를 줄일 수 있기 때문이다. 정지궤도의 물체에 대한 TLE 데이터의 오차는 약 10~30km 정도이지만 RADUGA 1-7 위성의 위치정보를 알 수 있는 데이터가 TLE 데이터 밖에 없기 때문에 평균값을 참값으로 가정하여 최근접거리를 계산하였다.

저궤도 위성의 경우 대략 1,000분의 시간으로도 충분한 데이터를 얻을 수 있으나 위의 경우 두 위성이 정지궤도 위성이기 때문에 5,000분간 두 물체사이의 거리를 계산하였다. 계산 결과 극소값 사이의 주기가 718분으로 일정한 값을 나타내었다.

이 주기를 이용하여 그림 2와 같이 일주일의 기간, 총 11,340분 동안 0.5초 간격으로 두 위성 사이의 거리를 계산하였다. 처음부터 계산을 진행하다가 극소 값을 발견하면 앞서 구한 주기의 0.94배 뒤로 이동하여 다시 극소 값을 탐색하는

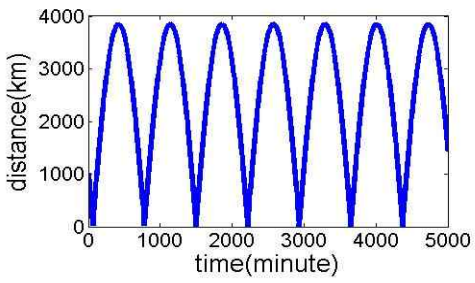

그림 1. 초기 5000분간 두 물체 사이의 거리

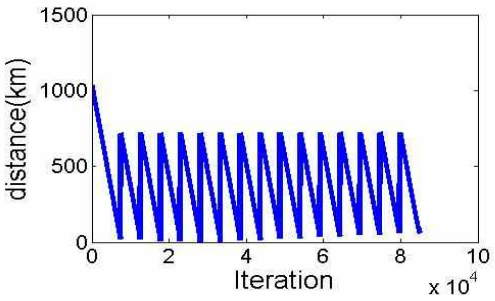

그림 2. 11,340분 간 주기를 고려한 두 위성 사이의 거리

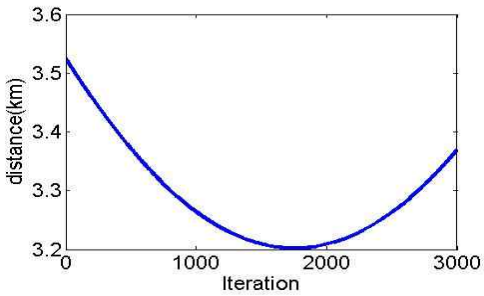

그림 3. 최종 최근접거리 계산

방법으로 계산시간은 약 30초정도 소요되었다.

앞서 사용한 0.94라는 수치는 여러 번의 실험을 통해 설정한 값으로, 1에 가까울수록 연산 속도는 빨라지나 극소값을 탐색하지 못하는 경우가 발생한다. 특히 저궤도 위성을 분석할 경우 위와 같이 주기가 일정하지 않은 경우가 더 많기 때문에 안정적으로 극소값을 탐색할 수 있으면서 최대한 빠른 연산을 위해 0.94를 사용하였다.

계산이 끝나면 저장된 극소 값들 중 가장 최소의 값을 찾아 그 시간의 주변을 다시 0.00005초 간격으로 계산하여 그림 3과 같이 최종적인 최소거리를 계산한다. 그 결과 2011년 1월 14일 12시 52분 27.261초에서 두 위성의 최근접거리는 3.2020km로 STK®의 결과 3.202023km와 거의 유사한 값이다.

2.3 충돌확률 계산방법

충돌확률 계산을 위해 두 가지 방법을 이용하여 계산하였고, 이를 위해 몇 가지 가정이 필요하다. 첫 번째, 우주파편이나 위성은 원형으로 가정한다. 두 번째, 두 물체의 상대적인 움직임은 선형으로 가정한다. 세 번째, 가속도의 상대적인 변화는 매우 작다고 가정한다. 네 번째, 각각의 물체에 대한 위치오차는 일정하다고 가정한다.

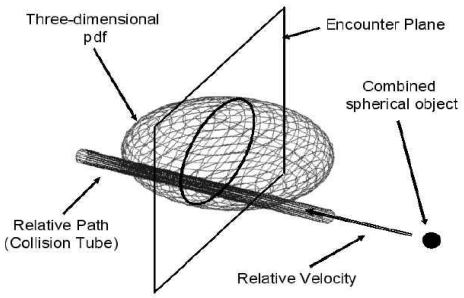

그림 4. 3차원 충돌 공분산 타원체[5]

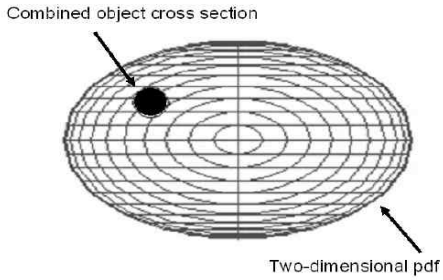

그림 5. 2차원 공분산 충돌평면[5]

위치나 속도를 알고자하는 물체의 TLE데이터를 받아서 임의의 시간에 위치를 구하게 되면 실제 이 물체의 위치와 오차가 발생한다. 오차는 궤도전파과정에서 생기거나 TLE데이터 생성과정에서 발생할 수 있다. 이러한 위치의 불확실성(Position Uncertainty) 때문에 공분산 행렬을 사용하는데, 그림 4와 같이 공분산 타원체의 중심에 위성이 있다고 가정하면, 우주파편이 위의 공분산 타원체를 통과함으로써 튜브 형태의 길이 만들어지는데 이를 충돌 튜브라고 한다.

위의 3차원 확률밀도함수를 계산이 용이하도록 간략화 하기 위해 우주파편이 위성과 가장 근접했을 때 상대속도와 수직한 면을 잘라서 그림 5와 같이 2차원 확률 밀도 함수로 나타낼 수 있다.

주어진 평면에서의 2차원 확률 밀도 함수는 아래의 식(1)과 같다[6].

$$P_c = \frac{1}{2\pi\sigma x\sigma y}\int_{-OBJ}^{OBJ}\int_{-\sqrt{OBJ^2-x^2}}^{\sqrt{OBJ^2-x^2}} \exp[\frac{-1}{2} \quad (1)$$

$$[(\frac{x-xm}{\sigma x})^2+(\frac{y-ym}{\sigma y})^2]]dydx$$

OBJ는 위성과 우주파편의 반경의 합이고, xm, ym은 두 물체사이의 거리로써 그림 5의 충돌평면의 x, y축 성분을 의미한다. x축은 충돌평면의 장축방향, y축은 단축방향을 의미하고, $\sigma x,\sigma y$는 각 축의 위성의 위치오차에 따른 표준편차를 의미한다.

위의 일반식을 수치 해석적으로 푸는 방법과 분석적 근사화를 통해 푸는 방법이 있다. 본 연구에서는 수치 해석적으로 푸는 방법으로 Alfano's method와 분석적 근사화를 통해 푸는 방법으로 Chan's method를 사용하여 천리안 위성의 충돌확률을 분석하였다.

Alfano's method는 식(1)을 지수 항과 오차함수를 결합하여 급수형태로 만들어 계산하는 방법으로 식(2)과 같이 나타낼 수 있다[6].

$$P_c = \frac{OBJ\cdot 2}{\sqrt{8\pi}\cdot\sigma x\cdot n}\sum_{i=0}^{n}[erf[\frac{[ym+\frac{2OBJ}{n}\sqrt{(n-i)i}]}{(\sigma y\sqrt{2})}]+ \quad (2)$$

$$erf[\frac{[-ym+\frac{2OBJ}{n}\sqrt{(n-i)i}]}{(\sigma y\sqrt{2})}]\cdot\exp[\frac{-[\frac{OBJ(2i-n)+xm}{n}]^2}{(2\sigma x^2)}]$$

Chan's method는 식(1)을 분석적 근사화를 통해 급수형태로 나타내어 2차원의 가우시안 확률밀도 함수를 1차원 Rician 확률 밀도 함수로 바꾸어 계산하는 방법으로 식(3)과 같이 나타낼 수 있다[6].

$$P_c = \exp(\frac{-v}{2})\sum_{m=0}^{\infty}[\frac{v^m}{2^m m!}(1-\exp(\frac{-u}{2})\sum_{k=0}^{m}\frac{u^k}{2^k k!})] \quad (3)$$

$$u = \frac{OBJ^2}{\sigma x\sigma y} \qquad v = \frac{xm^2}{\sigma x^2}+\frac{ym^2}{\sigma y^2}$$

2.4 충돌확률 계산

Alfano's method와 Chan's method를 이용하여 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 충돌확률을 계산하기 위해 OBJ값은 표 1의 크기정보를 이용하여 두 위성이 구형이라 가정하고 두 구의 반지름의 합인 0.0110484km를 계산에 사용하였다.

최근접거리는 2.2절에서 구한 값인 2011년 1월 14일 12시 52분 27.261초에서의 3.2020km를 사용하였다.

정지궤도위성의 TLE 데이터 위치오차는 대략 10~30km으로 알려져 있으므로 이를 고려하여 위치추정오차를 1km, 10km, 30km, 50km의 경우로 나누어 계산하였고, 각각의 경우 STK/CAT®의 계산결과와 비교하였다. STK/CAT®은 충돌확률 계산을 위해 Chan's method를 포함하여 Patera's method, Maha method등 여러 가지 방법을 사용하며 결과데이터에서는 모두 같은 확률 결과값을 보여주었다.

표 2. 충돌확률 계산결과

COMS1 (PU)	STK/CAT	P_c	
1km	2.3514E-06	A	2.2732E-06
		C	2.3514E-06
10km	2.9742E-07	A	2.8753E-07
		C	2.9742E-07
30km	3.3809E-08	A	3.2684E-08
		C	3.3809E-08
50km	1.2193E-08	A	1.1788E-08
		C	1.2193E-08

* PU : Position Uncertainty error

표 3. 아리랑 2호 위성과 천리안 위성의 충돌확률 결과비교

K2 (PU)	P_c		COMS (PU)	P_c	
1km	A	4.2108E-07	1km	A	2.2732E-06
	C	4.3357E-07		C	2.3514E-06
2km	A	7.1976E-07	2km	A	3.8856E-06
	C	7.4453E-07		C	4.0196E-06
5km	A	1.9728E-07	10km	A	2.8753E-07
	C	2.0407E-07		C	2.9742E-07
10km	A	5.3261E-08	30km	A	3.2684E-08
	C	5.5095E-08		C	3.3809E-08
30km	A	6.0543E-09	50km	A	1.1788E-08
	C	6.2627E-09		C	1.2193E-08

표 2의 결과에서 A는 Alfano's method를 사용하여 계산한 결과이며, C는 Chan's method를 사용하여 계산한 결과로, 두 결과 모두 STK/CAT®의 결과와 거의 유사한 결과를 보여주었으며, Chan's method를 사용하였을 때 같은 방법을 사용한 STK/CAT®의 결과와 일치함을 볼 수 있었다.

표 3은 저궤도 위성인 아리랑 2호 위성의 경우와 비교한 결과로써 같은 최근접거리를 가진다고 가정했을 때, 아리랑 2호 위성의 결과와 비교하여 천리안 위성의 특성을 분석하고자 하였다.

저궤도위성의 TLE 위치오차는 대략 1~2km 임을 감안하여 위치추정오차를 몇 가지 경우로 나누어 비교해보았고, 아리랑 2호 위성과 우주파편의 *OBJ*는 0.004755km로 계산하였다.

표 3을 보면 위치추정오차가 같을 경우는 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성간의 충돌확률이 아리랑 2호 위성과 우주파편의 충돌확률보다 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있는데, 이는 아리랑 위성의 경우 위성의 크기에 대한 변수인 *OBJ*가 작기 때문에 전체적인 확률이 낮게 나타나는 것으로 보인다.

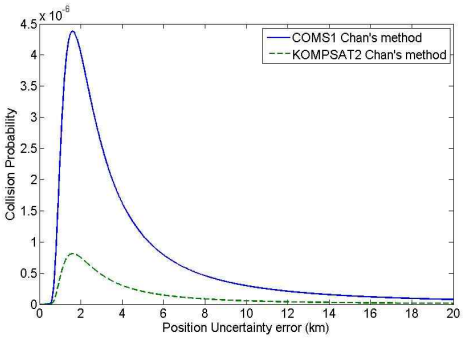

그림 6. 위치추정오차에 따른 충돌확률의 변화

표 3의 결과를 보면 아리랑 위성과 천리안 위성의 두 가지 경우 모두 위치추정오차가 2km일 때 가장 큰 충돌확률을 보이는데, 이는 두 물체 각각의 위치추정오차의 합과 최근접거리가 같아지는 시점에서 충돌확률이 가장 크게 나타나기 때문이다.

그림 6은 최근접거리가 3.2020km일 때, 아리랑 위성과 우주파편, 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 충돌확률을 위치추정오차의 변화에 따라 나타낸 그래프이다. 그림 6에서도 각각 위치추정오차가 1.601km인 경우 충돌확률이 가장 큰 것을 알 수 있는데, 이는 최근접거리의 절반에 해당하는 수치로 위치추정오차가 그 수치보다 작아지거나 커지면 충돌확률은 급격히 떨어진다.

2.5 충돌회피기동을 위한 최근접거리 계산

ESA(European Space Agency), CNES(Centre National d'Etudes Spatiales)와 같은 국외 우주기관에서는 일정한 값 이상의 충돌확률 결과가 나타나면 더 정밀한 계산을 수행하거나 회피기동을 고려하고, 이 수치는 일반적으로 1.0E-03에서 1.0E-04이다[10,11].

따라서 회피를 위한 충돌확률을 1.0E-03과 1.0E-04 라고 가정하고 이에 위치추정오차가 변함에 따른 최근접거리를 역으로 계산하여 얼마나 상대 물체가 해석 대상에 접근할 때 회피기동이 필요한지 계산하였다. 천리안 위성의 경우 상대 물체를 RADUGA 1-7 위성으로 하고, 아리랑 2호 위성의 경우 임의의 우주파편을 상대 물체로

표 4. 충돌확률을 1.0E-03으로 계산한 결과

PU (km)	해석 대상	P_c		최소거리 (km)
0.1	COMS	A	1.0E-03	0.1880
		C	1.0E-03	
	K2	A	1.0E-03	0.0420
		C	1.0E-03	
0.2	COMS	A	1.0E-03	0.1710
		C	1.0E-03	
	K2	A	2.7106E-04	Nan (0.001)
		C	2.8039E-04	
0.5	COMS	A	2.3596E-04	Nan (0.001)
		C	2.4409E-04	
	K2	A	4.3714E-05	Nan (0.001)
		C	4.5219E-05	
1.0	COMS	A	5.8996E-05	Nan (0.001)
		C	6.1027E-05	
	K2	A	1.0929E-05	Nan (0.001)
		C	1.1305E-05	

표 5. 충돌확률을 1.0E-04로 계산한 결과

PU (km)	해석 대상	P_c		최소거리 (km)
0.1	COMS	A	9.6873E-05	0.2870
		C	1.0023E-04	
	K2	A	9.7256E-05	0.2200
		C	1.0061E-04	
0.2	COMS	A	9.7827E-05	0.4660
		C	1.0120E-04	
	K2	A	9.6881E-05	0.2880
		C	1.0022E-04	
0.5	COMS	A	9.6674E-05	0.6680
		C	1.0E-04	
	K2	A	4.3714E-05	Nan (0.001)
		C	4.2521E-05	
1.0	COMS	A	5.8996E-05	Nan (0.001)
		C	6.1027E-05	
	K2	A	1.0929E-05	Nan (0.001)
		C	1.1305E-05	

가정하여 계산에 필요한 OBJ 값은 앞서 2.4절에서 가정한 값을 그대로 사용하였다.

이때 계산에 사용된 위치추정오차는 0.1km, 0.2km, 0.5km, 1km이며, 위치추정오차가 이보다 커지면 충돌회피를 위해 설정한 1.0E-03 또는 1.0E-04를 만족하는 최근접거리를 구할 수 없기 때문에 제공되는 데이터의 오차가 매우 작다고 가정하고, 아래와 같이 위치추정오차를 사용하였다.

회피기동이 필요한 충돌확률을 1.0E-03이라 가정하여 계산한 결과 표 4와 같으며, 위치추정오차가 0.2km일 때 아리랑 2호 위성부터 위치추정오차가 커질수록 최대 충돌확률이 낮아지기 때문에 1.0E-03을 만족하는 거리를 구할 수 없었다. 하지만 위치추정오차가 0.1km일 경우 천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성이 188m 접근했을 때, 아리랑 2호와 임의의 우주파편의 경우 두 물체 사이의 거리가 42m일 때 회피기동이 필요하다고 나타났다.

회피기동을 위한 충돌확률 기준이 1.0E-04라 가정했을 때 각 위치추정오차에 따른 최근접거리는 표 5와 같이 나타났다. 두 가지 충돌확률을 계산하는 방법 중 2.4절의 결과에서도 확인할 수 있듯이 STK/CAT 결과와 가장 유사했던 Chan's method에 초점을 맞추어 최근접거리를 계산하였다. 위치추정오차가 0.1일 경우 천리안 위성의 경우 287m, 아리랑 위성의 경우 220m 접근하였을 때, 회피기동이 필요하다고 나타났다.

아래의 그림 7, 8, 9, 10은 위치추정오차가 각각 다를 때 최근접거리에 따른 충돌확률을 보여주고 있다. 충돌확률은 위치추정오차가 커질수록 작아지는 경향을 보였으며, 최근접거리가 0에 가까워질수록 커지는 것을 확인할 수 있었다.

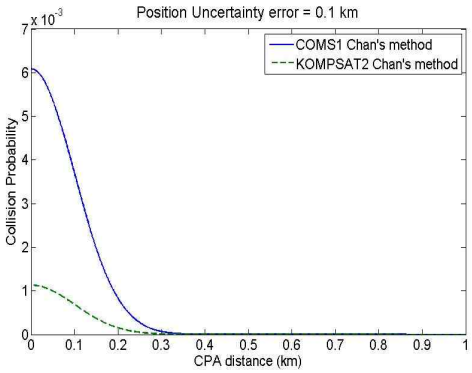

그림 7. 위치추정오차가 0.1km 일 때 최근접거리에 따른 충돌확률

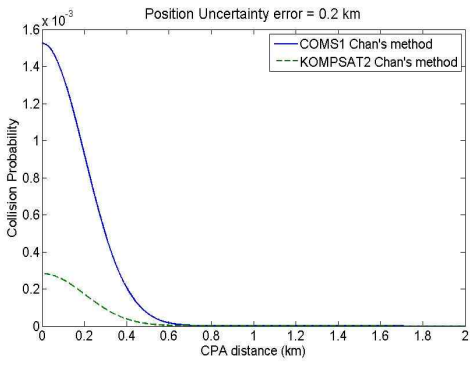

그림 8. 위치추정오차가 0.2km 일 때 최근접거리에 따른 충돌확률

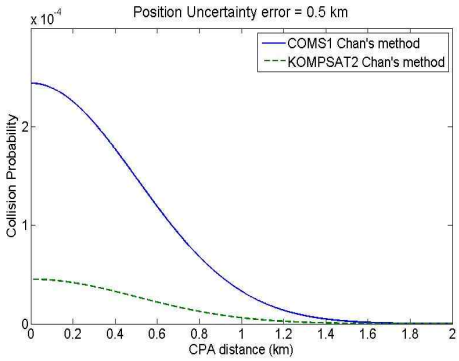

그림 9. 위치추정오차가 0.5km 일 때 최근접거리에 따른 충돌확률

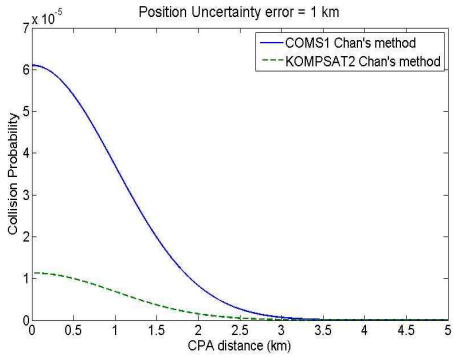

그림 10. 위치추정오차가 1km 일 때 최근접거리에 따른 충돌확률

III. 천리안 위성의 임무궤도 분석

천리안 위성의 임무궤도상에 존재하는 우주파편과 위성들의 플럭스를 계산하기 위해 MASTER-2005를 사용하여 분석해보았다. MASTER-2005는 유럽우주국(ESA)에서 개발된 우주파편 환경모델로써 정밀하고 광범위한 해석이 가능한 모델이다.

그림 11과 12는 7년간 천리안 위성의 임무궤도를 지나는 우주파편들의 이심률과 충돌속도를 나타내는 그래프이다. 일반적으로 정지궤도 위성들은 이심률이 거의 0에 가깝다. 이는 천리안 위성이나 RADUGA 1-7 위성의 이심률이 0.000111, 0.000094임 통해서도 알 수 있다. 하지만 그림 10에서 보는 바와 같이 정지궤도상의 파편들은 대부분이 0.6-0.7사이의 이심률을 가지고 있는 것을 볼 수 있다.

우주파편과 지구정지궤도 위성들 간의 상대충돌속도 분포는 그림 12에서 보는 바와 같이 10-15km/s 부근에서 가장 많이 몰려있으며, 따라서 저궤도의 환경과 거의 차이가 없음을 보여준다. 이는 정지궤도위성의 속도가 3km/s 부근임을 감안하면 특이하다고 볼 수 있으나, 지구정지궤도 주변의 우주파편들은 앞서 언급한 바와 같이 이심률이 0에 가까운 궤도상에 선회하거나 근접한 정지위성들이 아닌, 이심률이 큰 고타원 궤도상의 우주파편들 사이의 충돌상대속도를 나타내기 때문이다.

MASTER2005를 통해 천리안 위성의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 구성비를 표 6과 같이 분석하였다.

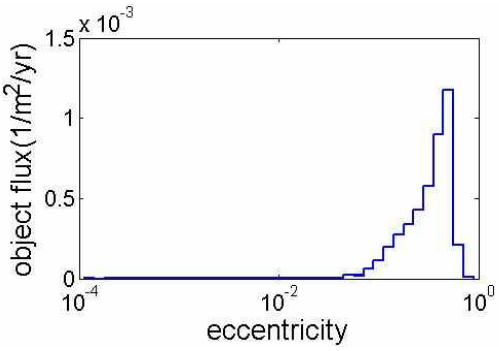

그림 11. 이심률에 대한 플럭스

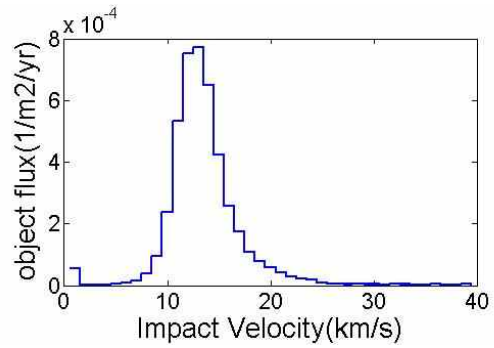

그림 12. 충돌 속도에 대한 플럭스

표 6. 천리안 위성의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 구성비

Explosion Fragment	6.9115%
Collsion Fragment	0.3661%
LMRO	0.9909%
SRM-slag	11.2020%
Meteroid	**75.2035%**
Stream	5.3261%

Ⅳ. 결 론

천리안 위성과 RADUGA 1-7 위성의 충돌확률을 계산한 결과 위치추정오차가 10km 일 때 2.9742E-07으로 STK/CAT®의 충돌확률 계산결과와 거의 동일하게 나타났다. 같은 위치추정오차와 최근접거리를 가진다고 가정했을 때 저궤도 위성인 아리랑 2호 위성과 우주파편 사이의 충돌확률과 비교하면 위성의 크기를 반영하는 OBJ 값의 차이로 인해 천리안 위성의 충돌확률이 더 높게 나타냈으며, 최대충돌확률은 최근접거리가 두 물체의 위치추정오차의 합과 같을 때 나타났다.

또한 회피기동의 기준이 되는 충돌확률을 1.0E-03, 위치추정오차를 0.1km이라 가정했을 때, 최근접거리가 천리안위성의 경우 188m, 아리랑 위성의 경우 42m 이하가 되면 회피기동을 고려할 필요가 있다는 결과를 얻었다.

그리고 천리안 위성의 임무궤도에 존재하는 우주파편의 구성비를 분석한 결과 저궤도의 우주파편 환경과 달리 인공적인 우주파편에 비해 유성이나 유성우이 비중이 상당히 높음을 알 수 있다.

따라서 저궤도에 비해 상대적으로 우주파편의 개체 수는 적으나 천리안 위성은 아리랑 2호 위성보다 크기가 크고, 임무궤도 상 유성의 비율이 높기 때문에 이러한 외부물체로부터 운영중인 위성을 보호하기 위해 충돌확률 및 회피기동에 대한 추가적인 연구가 필요하며 나아가 지구궤도에 존재하는 우주파편을 제거하는 방법에 대한 연구도 필요하다고 사료된다.

본 연구에서 사용된 최근접거리를 이용한 Alfano's method, Chan's method는 이미 국외에서 개발된 방법이지만 최근접거리를 주기를 이용하여 효율적으로 계산하고, 이를 직접 천리안 위성에 적용하여 분석하였기 때문에 의미가 있다고 판단된다.

후 기

이 논문은 부산대학교 자유과제 학술연구비 (2년)에 의하여 연구되었음.

참고문헌

1) S. Alfano., "Accommodating Rectangular Objects in Probability Calculations", AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2004.

2) 이재은, 박상영, 김영록, 최규홍, 김응현, 김규선, "우주파편에 의한 저궤도 위성의 손상확률 분석", 한국우주과학학회지, 24권, 2호, pp. 135-144, 2007.

3) 성재동, 민찬오, 이대우, 조겸래, 김해동, "아리랑 위성 2호와 5호의 우주파편에 대한 충돌확률 및 임무환경 분석", 한국항공우주학회지, 38권 11호, pp. 1144-1151, 2010.

4) S. Stabroth., P. Wegener., "MASTER-2005 Software User Manual", 2006.

5) http://celestrak.com

6) S. Alfano., "Review of Conjunction Probability Methods for Short-term Encounter", AIAA Space Flight Mechanic Meeting, 2007.

7) T. S. Kelso., "Satellite Orbital Conjunction Reports Assessing Threatening Encounter in Space(SOCRATES)", 15th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference, 2005.

8) N. Berend., "ESTIMATION OF THE PROBABILITY OF COLLISION BETWEEN TWO CATALOGUED ORBITING OBJECTS", Adv. Space Res. Vol. 23, pp. 243-247, 1999.

9) F. R. Hoots., R, L, Roehrich., "SPACETRACK REPORT NO.3: MODELS for Propagation of NORAD Element STES", 1980.

10) J. R. Alarcon-Rodrigues., F. M. Maritinez-Fadrique., H. Klinkrad., A. Rudolph., F. Bosquillon de Frescheville., "Conjuction Event Predictions for Operational ESA Satellites", Proceedings of the eighth International Conference on Space Operations, 2004.

11) F. Laporte., E. Sasot., "Operational management of collision risks for LEO satellites at CNES", Space OPS 08, 2008.