

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(2), 164-171(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.2.164>

## 우주과편 충돌분석을 위한 CSM 궤도데이터 분석

최수진\*, 김해동, 정옥철

## An Analysis of CSM orbit for Conjunction Assessment of Space Debris

Su-Jin Choi\*, Hae-Dong Kim and Ok-Chul Jung

Korea Aerospace Research Institute

## ABSTRACT

Since plenty of spacecrafts were launched in space after 1957, the number of space debris has been increased. According to the JSpOC, the number of space debris which diameter is bigger than 10 cm are more than 22,000. Recently there were two critical events. Which one is that China shot down their satellite using missile and the other is that two satellite, Iridium and Cosmos 2251, collided. Space environment in low-earth orbit has been severe. JSpOC analyzes the collision risk between 15,000 space debris and all operation satellites and then they send CSM to the satellite operator to utilize its orbital information if collision risk might be occurred. This paper analyzes the CSM orbit data by comparing with KOMPSAT-2 precise orbit data and shows conjunction assessment results.

## 초 록

우주과편은 1957년 인류가 우주에 위성을 보내기 시작하면서 그 숫자가 급격하게 증가하고 있으며, 현재 미합동우주전략사령부(JSpOC, Joint Space Operations Center)에 의하면 지름 10cm 이상의 우주과편이 22,000개 이상이라고 알려지고 있다. 최근에는 중국이 자국의 위성을 미사일로 요격시킨 사건과 Iridium 33 및 Cosmos 2251 위성이 우주상공에서 서로 충돌한 사건이 발생함에 따라 아리랑 2호가 운영 중인 저궤도의 우주환경이 급격히 악화되고 있다. 미합동우주전략사령부는 15,000개 이상의 우주과편의 궤도정보를 이용하여 운영위성과의 충돌분석을 수행하고 있으며, 충돌 위험이 발생할 경우 해당 위성의 운영자에게 CSM(Conjunction Summary Message)이란 형식의 메시지를 제공하여 충돌분석 시 활용할 수 있도록 지원하고 있다. 본 논문은 JSpOC에서 제공하는 CSM의 아리랑2호 궤도데이터와 항우연이 관리하는 아리랑 2호의 정밀궤도 데이터와 비교하였으며, 아리랑 2호와 우주과편과의 충돌분석 결과를 도시하였다.

**Key Words** : Space Debris(우주과편), Conjunction Summary Message(CSM, 충돌요약메시지), Two-Line Element(TLE), KOMPSAT-2(아리랑 2호)

† Received: November 29, 2012 Accepted: January 25, 2013

\* Corresponding author, E-mail : jin5864@kari.re.kr

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

## I. 서론

우주과편이란 우주공간 상에서 운동을 하는 물체 중 더 이상 유용한 목적으로 사용할 수 없는 물체를 말한다. 1957년 인류가 위성을 우주로 발사한 이래로 인류에 의해 발생한 우주과편의 숫자는 꾸준히 증가해왔고, 최근 중국의 미사일 요격사건과 두 위성간의 충돌로 인하여 그 숫자가 급격하게 증가하였다. 일찍이 NASA의 과학자 Donald J. Kessler는 1978년 우주과편의 밀도는 점점 증가하다가 한계치에 달하면 우주쓰레기들의 과편들이 서로 연쇄적인 충돌을 일으켜 지구를 뒤덮을 수 있다고 전망하기도 하였다[1]. 이에 따라 위성을 운영하는 우주개발 선진국들은 우주과편과 운영위성간의 충돌을 방지하기 위해 충돌분석 시스템을 개발하여 자국의 위성과 우주과편간의 충돌분석을 수행하고 있다[2, 3, 4]. 한국항공우주연구원(항우연)에서도 아리랑 2호와 우주과편간의 충돌분석을 수행하기 위해 충돌분석 자동화 시스템을 개발하였으며, 매일 주어진 시간에 미전략사령부에서 제공하는 15,000개의 우주물체의 궤도정보(TLE)를 이용하여 아리랑 2호와의 충돌분석을 수행하고 있다[5].

아리랑 2호는 항우연에서 운영 중인 지구관측 저궤도 위성으로 고도 685km, 경사각 98도에서 궤도운동을 하고 있으며, 다중분광카메라(Multi Spectral Camera)를 이용하여 지구를 관측하는 임무를 수행하고 있다. 아리랑 2호는 2006년 7월 28일에 발사된 이래로 3년의 임무를 완수하고, 현재 6년 동안 안정적으로 운영되고 있으며[6], 아리랑 3호는 2012년 5월 17일에 발사되어 초기 운영을 완료한 이후 정상운동을 수행 중에 있다.

CSM(충돌요약메시지)은 JSpOC에서 제공해주는 궤도정보로 충돌이 예상되는 운영위성 및 우주과편의 궤도정보, 궤도오차의 공분산 등 궤도 분석에 필요한 정보가 담겨져 있다. 따라서 본 논문에서는 아리랑 2호의 정밀궤도, 예측궤도 및 CSM의 궤도를 비교·분석함으로써 CSM 궤도데이터의 궤도예측 정밀도를 분석하였다. 또한 충돌분석을 위해 사용된 궤도데이터(POE, OP, TLE) 종류에 따른 충돌분석 결과와 CSM 궤도정보를 이용한 충돌분석 결과를 비교·분석하고자 한다.

## II. 본론

### 2.1 아리랑 2호 궤도결정

#### 2.1.1 궤도데이터의 종류 및 궤도결정 기법

아리랑 2호의 궤도를 결정하기 위해서는 위성

의 관측데이터를 이용해야 한다. 일반적으로 관측데이터의 종류에는 레이더(Radar) 추적 데이터, 레이저(Laser) 추적 데이터 그리고 GPS 위성 신호(pseudo-range)를 획득하여 최소자승해 기법으로 처리한 GPS 항법해(Navigation Solution) 등이 있다[7]. 아리랑 2호의 경우에는 GPS 수신기가 탑재되어 있어 GPS 항법해를 사용할 수 있으며, 위성의 궤도결정을 수행하기 위해 일괄처리 최소자승 추정기법(Batch Least Square Estimation, BLSE)을 적용한다.

#### 2.1.2 궤도결정 정밀도 판단기법 및 정밀도

실제 관측데이터를 이용한 궤도결정 정밀도를 판단하는 방법은 정밀한 관측데이터를 이용한 결과와의 비교, 서로 다른 궤도결정 소프트웨어 처리 결과와의 비교, 중첩법(Ovelapping Method)에 의한 비교, 그리고 서로 다른 기관에서 수행한 궤도결정 결과와의 비교 등이 있으나 모두 상대적인 정밀도를 판단하는 것이며, 절대적인 정밀도를 판단하는 것은 불가능하다. 아리랑 2호의 경우에는 서로 다른 기간 동안 획득한 데이터를 처리하여 궤도결정을 수행하나 일부 시간이 중복되도록 처리기간을 설정하여 이 중복된 시간 동안 서로 다른 궤도결정에 의해 추정된 궤적 차이를 비교하는 중첩법을 이용하여 지상궤도결정 정밀도를 분석하였고, 분석결과 궤도결정 정밀도 수준은 3m(1σ) 이내인 것으로 알려져 있다[8].

## 2.2 JSpOC CSM

### 2.2.1 JSpOC CSM 개요

JSpOC는 미전략사령부(USSTRATCOM, United States Strategic Command)의 임무를 할당받아 운영되는 기관으로써, SSA(Space Situational Awareness) 즉, 우주물체감시 및 충돌위험 분석을 수행하는 역할을 담당하고 있다. 미전략사령부는 우주가 향후에도 전 세계인이 함께 사용해야 할 자산으로 인식하고 우주물체와의 충돌로 인하여 우주자산을 활용하는데 문제가 발생하는 것을 예방하기 위하여 JSpOC를 통해 우주물체 충돌분석을 수행하고 있다. 만일 운영위성과 우주물체와의 충돌가능성이 있다고 예상될 경우 CSM 정보를 운영위성의 운영자/소유자에게 제공하여 적절하게 대응할 수 있도록 유도하고 있다. Space-track에서 제공하는 TLE는 일반 섭동력(General Perturbation)을 기반으로 하기 때문에 궤도데이터 정밀도가 비교적 낮다. 이에 반해, CSM의 궤도데이터는 평균궤도(Mean Orbit) 개념이 아닌 접촉궤도(Osculating Orbit)에서 복잡한 궤도운동 모델들을 이용하기 때문에 TLE보다 정밀도가 상대적으로

Table 1. CSM Data(Summary Message)

Item	Contents
Creation Date	2012-02-06 02:23:13
TCA	2012-02-08 21:34:10.912
Miss Distance(m)	993
Relative Speed(m/s)	12951
RIC Position(m)	-22.60/-497.40/859.7
RIC Velocity(m/s)	76.8/-11211.0/-6484.3

높다. 또한 CSM에는 궤도오차 공분산이 포함되어 있어 정밀한 충돌확률 계산에 도움을 준다.

2.2.2 CSM 데이터 내용(2012년 2월 6일)

□ 충돌분석 결과 항목

Table 1은 CSM 데이터 중에서 두 물체의 충돌분석 결과에 대한 주요 메시지를 나타낸다. 최소 근접거리 시간(TCA, Time of Closest Approach), 최소근접거리(Miss Distance), 상대속도(Relative Speed) 및 물체간의 상대거리(RIC, radial, in-track, cross-track) 및 상대속도 요소를 보여준다.

□ 물체별 궤도데이터 항목

Table 2는 CSM 데이터 중에서 아리랑 2호와 관련된 정보를 나타내고 있으며, CSM에는 충돌분석 결과에 관한 내용 이외에 운영위성과 그 위성과의 충돌이 예측된 우주물체의 궤도정보가 각각 기록되어 있다. 해당 데이터에는 관측 데이터의 관측시점 및 관측데이터 개수, 중력장 모델, 대기 모델, 위성의 위치 및 속도요소, 그리고 RIC 방향의 공분산값을 나타낸다.

Table 2에 기술된 항목 이외에도 Radar Cross Section, Atmospheric Drag Effect 공분산값 등도 CSM에 포함되어 있다[9].

2.2.3 CSM 수신 현황

CSM을 획득하기 위해서는 먼저 Space-track에 계정등록을 해야 한다. 그 후 운영하고 있는 위성들의 목록을 JSpOC에 제공하면, JSpOC은 제공된 목록의 위성들에 대한 CSM이 발생할 경우 이메일로 CSM의 생성을 알려준다(항우연의 경우 아리랑 1, 2, 3호 및 천리안 위성이 등록되어 있음). CSM을 획득하기 위해서는 Space-track 웹사이트에 접속한 후 그 페이지를 저장하는 방식을 사용해야 한다. CSM은 자동화된 툴을 활용하여 궤도정보를 사용하는 것을 용이하게 하기 위해 xml 형식으로 되어 있다. JSpOC가 CSM을 제공

하기 시작한 2011년부터 현재(2012년 8월)까지 아리랑 2호의 CSM을 총 26회 수신하였으며, 이중 연속 3번 이상 수신한 경우의 CSM 내용을 Table 3과 같이 정리하였다.

Table 2. CSM Data(Each Object Message)

Items	Contents		
Observation Num.	611		
Apogee(km)	720		
Ballistic Coefficient	0.025985		
Solar Rad Coeff.	0.015355		
Geopotential Model	EGM-96 36Z, 36T		
Drag Model	Jacchia 70DCA		
Lunar Solar Perturb.	On		
Solar Rad. Pressure	On		
EFG Position(m)	706362.004/-916831.016/ -6984214.650		
EFG Velocity(m/s)	-7427.46792/-1316.3008/- 568.03193		
Object Covariance( $m^2$ )	U	V	W
	99.46	-455.6	11.06
	-455.6	24390	34.9
	11.06	34.9	7.042

Table 3. CSM Lists of KOMPSTA-2

No	Creation Date	TCA	Radial/Miss Distance
1	2011-09-28 03:43:36	2011-10-01 19:45:06.210	62.5/247.9
	2011-09-29 01:29:44	2011-10-01 19:45:06.259	74.8/114.3
	2011-09-30 00:52:52	2011-10-01 19:45:06.243	84.4/165.8
	2011-10-01 02:02:39	2011-10-01 19:45:06.222	102.1/188.8
2	2011-12-12 21:45:05	2011-12-15 22:19:34.050	29.9/544.6
	2011-12-13 22:55:58	2011-12-15 22:19:34.055	51.8/642.3
	2011-12-14 20:02:34	2011-12-15 22:19:34.075	52.8/595.2
	2011-12-15 19:41:03	2011-12-15 22:19:34.083	51.9/627.9

CSM에는 최소근접시각 정보가 있는데, 이는 운영위성과 우주물체와의 거리가 최소가 되는 시각으로 궤도예측을 통하여 계산할 수 있다. Table 3에 의하면 CSM이 계속 갱신되는 상황에서도 최소 근접거리 시간뿐만 아니라 반경방향의 오차와 최소근접거리의 값이 크게 변하지 않음을 알 수 있다. 그 이유는 JSpOC이 관측한 궤도데이터를 이용하여 결정된 궤도가 정밀하기 때문인 것으로 판단된다. 일반적으로 궤도갱신 전·후의 궤도오차를 분석하면 대기항력이나 기타 외란에 의한 영향을 가장 적게 받는 오차성분은 반경방향이기 때문에 예측값을 이용한 충돌분석 결과에서도 반경방향(Radial)의 값이 가장 신뢰할 만하다. 따라서 진행방향(In-track) 및 측면방향(Cross-track)의 값보다 반경방향의 값에 의존하여 충돌회피기동의 여부를 판단해야 한다. 타 기관에서는 진행방향의 오차가 500m가 넘더라도 반경방향의 값이 미리 설정한 기준보다 작으면 충돌회피기동을 수행하기도 한다.

### 2.3 궤도예측을 위한 궤도전파모델

#### 2.3.1 아리랑 2호의 궤도전파모델

아리랑 2호의 궤도는 2.1에서 설명한 바와 같이 매일 24시간 분량의 GPS 항법해를 이용한 일괄처리 최소자승 처리기법을 적용하여 결정된다. 지상국에서는 아리랑 2호의 궤도결정을 수행하기 위해 궤도결정 소프트웨어인 MicroCosm<sup>®</sup>을 사용하였다[10]. 하지만 궤도결정은 관측 데이터가 존재할 경우에만 수행할 수 있으므로, 위성의 3~4일 이후의 궤도를 알기 위해서는 결정된 궤도의 기산일(Epoch Time) 및 궤도 6요소를 이용하여 궤도전파를 수행해야 한다.

궤도전파를 수행하기 위해 STK/HPOP<sup>®</sup>(High Precision Orbit Propagator)를 이용하였고, 궤도 섭동력은 지구 중력장, 대기항력, 태양과 달의 인력, 태양 복사압까지 고려하였으며, 이와 관련한 파라미터를 Table 4에 정리하였다. 그리고 우주 환경을 나타내는 Solar Flux/Geo Magnetic Index는 갱신한 최신의 데이터 파일을 이용하도록 설정하였다.

#### 2.3.2 CSM의 궤도전파모델

CSM에는 Table 2에서 나타난 바와 같이 최소 근접거리 시점에서의 궤도요소(지구고정좌표계의 값으로 제공)를 이용하여 궤도전파를 수행해야 한다.

궤도예측은 아리랑 2호와 마찬가지로 STK HPOP 모델을 이용하였으며, 궤도 섭동력은

Table 4. OP Model Parameters of KOMPSAT-2

Items	Model & Parameters
Gravity Model	JGM (70×70)
Atmosphere Model	Jacchia 1971
Drag Coefficient	$C_D = 2.2$
Solar Pressure Coe.	$C_r = 1.5$
Aera/Mass Ratio	A/M = 0.010229

Table 5. OP Model Parameters of CSM

Items	Model & Parameters
Gravity Model	EGM96
Atmosphere Model	Jacchia 1970
Drag Coefficient	$C_D = 2.2$
Solar Pressure Coe.	$C_r = 1.5$
Aera/Mass Ratio	A/M = B/C <sub>D</sub>

CSM에서 제공하는 모델을 사용하였고 그 파라미터들을 Table 5에 정리하였다. 단, CSM의 경우 대기밀도 모델은 Jacchia 70DCA를 사용하도록 되어 있지만, 이 모델은 Jacchia 1970 대기밀도 모델을 미공군이 자체적으로 개선한 모델로써 STK에서 제공하지 않는 모델이다. 따라서 CSM의 궤도전파를 수행하기 위해 대기밀도는 Jacchia 1970 모델이 적용되었다.

이런 모델 및 기타 파라미터들의 차이로 인하여 상호간의 궤도예측 오차가 발생할 수도 있다. 따라서 아리랑 2호의 궤도 초기값을 이용한 궤도예측 데이터와 CSM의 초기값을 이용한 궤도예측 데이터를 상호 비교함으로써 대기밀도모델 오차 및 기타 파라미터가 미치는 영향도 분석해야 한다.

### 2.4 궤도오차 분석결과

#### 2.4.1 궤도 데이터 정의

궤도오차를 분석하기 위해서는 분석하고자 하는 궤도에 대한 설명이 필요하다. 먼저 앞에서 기술한 바와 같이 GPS 항법해를 일괄처리 최소자승 처리기법을 이용하여 결정된 궤도를 본 논문에서는 정밀궤도(POE)라 부르며 이를 실제궤

도와 가까운 기준궤도(Reference Orbit)로 한다. 향후 3일간의 궤도예측을 수행한 궤도와의 오차를 분석하는 것이 적절할 것으로 판단하여 매일 결정된 정밀궤도 24시간 데이터 아크(Arc) 3개를 묶어 기준궤도로 삼았다.

한편, 최소 근접거리 시간 3일 이전에 항우연에서 결정한 아리랑 2호의 궤도요소를 이용하여 Table 4에 정의된 모델을 적용하여 3일간 전파한 궤도를 예측궤도(Orbit Predicted)로 한다.

세 번째는 CSM에서 제공하는 최소 근접거리 시간에서의 EFG 위치 및 속도를 이용하여 아리랑 2호의 궤도를 최소 근접거리 시간이 포함된 일로부터 3일간의 backward propagation을 수행한 궤도데이터를 CSM 궤도라 정의한다.

네 번째는 Space-track에서 제공하는 아리랑 2호의 Two-Line Element를 SGP4로 전파시킨 궤도를 TLE 궤도로 정의한다.

**2.4.2 궤도오차 분석 사례**

궤도의 오차를 분석하기 위해서 최소 근접거리 시간이 '2011-12-15 22:19:34.075'인 경우에 대한 궤도데이터들을 이용하였고, 궤도오차 분석을 위한 기간은 2011년 12월 13일 00시 ~ 16일 00시(총 3일)로 정하였다.

**2.4.3 정밀궤도 VS 예측궤도**

Figure 1은 아리랑 2호의 정밀궤도-예측궤도의 RIC(반경방향, 진행방향, 측면방향)오차를 나타낸다. 정밀궤도-예측궤도의 반경방향 오차는 거의 0으로 두 궤도데이터가 유사함을 알 수 있었고, 진행방향의 오차는 초기시각에서 멀어질수록 오차가 점점 커졌다. 반면 측면방향의 오차는 반복적으로 ±0.2km 이내의 값을 가졌다.

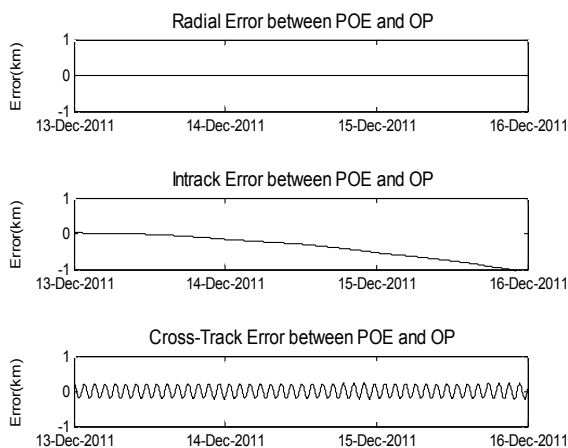


Fig. 1. RIC error between POE and OP

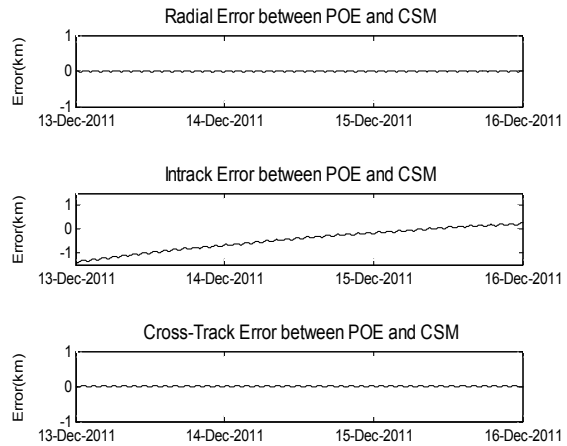


Fig. 2. RIC error between POE and CSM

**2.4.4 정밀궤도 VS CSM 궤도**

Figure 2는 아리랑 2호의 정밀궤도-CSM궤도의 RIC 오차를 나타낸다. 정밀궤도-CSM궤도의 반경방향 오차는 거의 0으로 정밀궤도-예측궤도의 반경방향 오차와 유사함을 알 수 있었다. 정밀궤도-CSM궤도의 측면방향 오차는 ±0.05km으로 정밀궤도-예측궤도의 측면방향 오차와 형태는 유사하지만 그 크기가 조금 작았다. 반면 정밀궤도-CSM궤도의 진행방향 오차는 처음에는 1km 이상의 오차가 존재하다가 최소근접거리 시간 부근(2011-12-15 22:19:34.050)에서 0이 되는 것을 볼 수 있다.

이처럼 초반 부분에 오차가 큰 이유는 먼저 Table 5에 정의된 Jacchia 1970 DCA 대신 Jacchia 1970 대기모델을 사용했기 때문인 것으로 판단된다. 또 다른 이유는 CSM 궤도의 경우에는 최소 근접거리 시간에서의 궤도를 초기조건으로 사용하기 때문에 이 시간의 앞뒤로 시간이 지날수록 오차가 커지는 것으로 판단된다.

**2.4.5 정밀궤도 VS TLE 궤도**

Figure 3은 아리랑 2호의 정밀궤도와 TLE 궤도의 RIC 오차분포를 나타낸다. Fig. 3에 나타난 정밀궤도-TLE의 RIC 오차는 위의 두 가지 오차분포와는 다르게 반경방향과 측면방향의 오차가 0을 중심으로 진동하는 형태를 보이며, 진행방향은 반경방향과 측면방향에 비해 진동폭도 큼을 알 수 있다.

**2.4.6 궤도오차 분석 결과표**

실제 궤도로 정의한 정밀궤도와의 궤도오차 경향성을 분석하기 위해서 총 3건의 CSM 데이터를 이용하여 오차분석을 수행 하였으며, 그 결

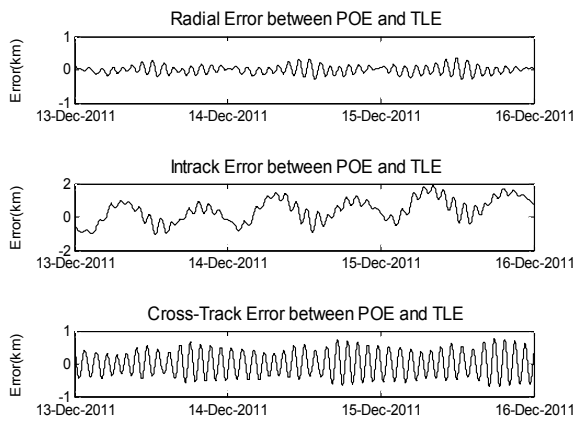


Fig. 3. RIC error between POE and TLE

과를 아래의 Table 6에 정리하였다.

각 궤도를 비교하고 각각의 RIC오차 및 거리 (Range)오차를 정량화하기 위해 RMS(Root Mean Square) 개념을 도입하였으며, RIC 오차의 RMS를 계산하기 위해 아래의 수식 (1~3)을 이용하였고, 거리오차를 계산하기 위해 수식(4)를 이용하였다.

$$RMS(R) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n R_i^2} \quad (1)$$

$$RMS(I) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n I_i^2} \quad (2)$$

$$RMS(C) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n C_i^2} \quad (3)$$

$$Range = \sqrt{R^2 + I^2 + C^2} \quad (4)$$

오차의 분석결과 정밀궤도-예측궤도 및 정밀궤도-CSM궤도의 반경방향 오차의 RMS는 모두 0.01km 내외였고, 정밀궤도-TLE의 반경방향 오차의 RMS는 0.2km 이내의 값을 보였다. 그리고 정밀궤도-예측궤도의 진행방향 오차의 RMS는 첫 번째 경우를 제외하고는 모두 0.1km 이내이고, 정밀궤도-CSM궤도는 세 번째 경우를 제외하고는 모두 0.1km 이내였다. 다만 정밀궤도-TLE의 진행방향 오차는 0.6~0.8km 내외의 분포를 보였다. 정밀궤도-예측궤도의 측면방향 오차의 RMS는 0.2km 이내이고, 정밀궤도-CSM궤도의 경우는 모두 0.1km 이내였다. 반면 정밀궤도-TLE의 측면방향 오차의 RMS는 0.4km내외의 값을 보였다.

## 2.5 우주파편 충돌분석 결과

### 2.5.1 최소 근접거리 시간결과

각 궤도를 이용하여 충돌분석을 수행한 결과를 Table 7에 정리하였다. 먼저 운영위성 (Primary)과 우주물체(Secondary)의 궤도 조합별로 최소 근접거리 시간을 분석한 결과, 우주물체의 궤도정보를 CSM을 사용할 때와 TLE를 사용할 때의 결과별로 유사한 최소 근접시간 결과가 도출됐다. Fig. 2에 나타난 바와 같이 정밀궤도와 CSM궤도는 반경방향 및 측면방향의 오차가 거의 없고 단지 진행방향의 오차만 시간에 따라 감소하는 경향을 보였는데 특히 최소 근접거리 시간 부근에서의 진행방향 오차가 거의 0에 가깝기 때문에 우주물체와의 충돌분석을 수행하는 입장에서 아리랑 2호의 궤도를 CSM궤도로 사용하는 것과 정밀궤도 또는 예측궤도를 사용하는 것이 거의 유사한 결과를 도출한다고 볼 수 있다.

Table 6. Results of Radial, In-Track, Cross-Track and Range RMS Error

No	TCA	Type	Radial(km)	In-Track(km)	Cr-Track(km)	Range(km)
1	2011-12-15 22:19:34	POE-OP	0.00321	0.49936	0.15071	0.52162
		POE-CSM	0.01321	0.65335	0.01077	0.65358
		POE-TLE	0.12162	0.81530	0.36464	0.90137
2	2012-01-07 22:01:23	POE-OP	0.00055	0.01709	0.15749	0.15842
		POE-CSM	0.00704	0.56797	0.03788	0.56928
		POE-TLE	0.15334	0.62127	0.42292	0.76704
3	2012-02-08 21:34:10	POE-OP	0.00037	0.04495	0.16726	0.17319
		POE-CSM	0.00214	0.03840	0.01860	0.04273
		POE-TLE	0.14155	0.67749	0.40025	0.79952

Table 7. Results of Conjunction Assessment

No	TCA Date	TCA Time	Primary-Secondary	Radial(m)	In-track (m)	Cross-Track(m)	Range(m)
1	2011-12-15	<b>22:19:34.072</b>	<b>POE-CSM</b>	<b>54.3</b>	<b>548.3</b>	<b>577.2</b>	<b>798.0</b>
		22:19:34.077	OP-CSM	54.0	1028.7	1083.5	1495.1
		22:19:34.050	CSM-CSM	51.2	441.2	465.1	643.3
		22:19:34.140	POE-TLE	-164.1	426.3	449.6	640.9
		22:19:34.145	OP-TLE	-164.5	906.9	955.7	1327.8
		22:19:34.123	CSM-TLE	-167.2	319.8	337.3	494.0
2	2012-01-07	<b>03:45:29.550</b>	<b>POE-CSM</b>	<b>-200.0</b>	<b>130.9</b>	<b>-860.4</b>	<b>893.0</b>
		03:45:29.553	OP-CSM	-200.8	-99.2	-652.8	690.1
		03:45:29.507	CSM-CSM	-187.1	107.8	-709.2	741.3
		03:45:29.624	POE-TLE	-381.6	170.7	-1123.8	1199.1
		03:45:29.627	OP-TLE	-382.3	139.2	-916.1	1002.4
		03:45:29.581	CSM-TLE	-368.6	147.8	-972.6	1050.5
3	2012-02-08	<b>21:34:10.905</b>	<b>POE-CSM</b>	<b>-19.8</b>	<b>-505.7</b>	<b>874.2</b>	<b>1010.1</b>
		21:34:10.907	OP-CSM	-20.3	-525.6	908.5	1049.8
		21:34:10.912	CSM-CSM	-23.3	-497.5	859.9	993.7
		21:34:11.205	POE-TLE	-517.1	-1546.3	2668.9	3127.6
		21:34:11.207	OP-TLE	-517.6	-1566.3	2703.1	3166.7
		21:34:11.212	CSM-TLE	-520.5	-1538.3	2654.5	3111.9

### 2.5.2 RIC 및 거리오차 결과

최소 근접거리 시간결과와 유사하게 우주물체의 궤도정보를 CSM을 사용할 때와 TLE를 사용할 때의 결과별로 유사한 RIC 및 Range 결과도 나왔다. 우주물체의 궤도를 CSM 데이터를 이용하여 충돌분석을 수행한 결과와 TLE를 사용하여 충돌분석을 수행한 결과의 RIC 성분 모두가 각각 큰 차이를 보였다. 특히 반경방향의 오차가 0.1km 이상의 차이를 보였는데, 이는 향후 충돌 회피기동을 수행하는데 있어서 Go/NoGo를 판단하는데 많은 영향을 미치는 수준이다. TLE 궤도의 사용여부에 의한 최소 근접거리 시간의 차이가 곧 RIC 및 거리오차 결과로 나타남을 알 수 있다.

### 2.5.3 CSM 데이터의 활용 가능성에 대한 결과

CSM궤도의 정밀도를 판단하기 위해 항우연에서 결정한 3일간의 정밀궤도와 비교한 결과, 두 궤도의 RIC 및 거리오차의 RMS값이 0.5km 이상이 되는 요소가 있음에도 두 궤도를 이용한 충돌 분석 결과가 상당히 유사함을 확인하였다. 따라서 CSM궤도가 상당히 정밀한 궤도데이터라고 판단할 수 있고, 우주물체의 궤도를 TLE를 사용

하면 충돌분석을 수행하는데 있어 False Alarm을 일으킬 가능성이 높음을 알 수 있었다. 따라서 향후 충돌회피 기동을 고려할 경우 충돌회피 기동 이전 단계인 상세분석 단계에서 CMS 궤도를 활용하는 것이 적절할 것으로 사료된다.

## III. 결 론

본 논문은 아리랑 2호의 정밀궤도와 예측궤도, CSM궤도 및 TLE의 오차를 분석하기 위해서 RIC 오차를 그래프로 도시하였고, RIC 요소별 오차값을 정량적으로 구하기 위해 RMS를 산출하였다. 또한 각 궤도의 조합을 이용한 충돌분석 결과를 정리하면 정밀궤도, CSM궤도 및 예측궤도와 조합으로 구성된 충돌분석 결과는 최소근접거리의 요소별로 상당히 유사한 결과를 보였다. 결과적으로 CSM궤도와 정밀궤도의 3일간의 오차가 상당히 작기 때문에 CSM궤도는 우주과편과의 충돌 분석을 수행하는데 있어서는 상당히 정밀한 결과를 제공하는 데이터라고 할 수 있다. 따라서 아리랑 2호의 예측궤도 및 CSM궤도가 정밀궤도 대비 요소별로 약간의 오차가 있지만 충돌분석을 수

행한 결과가 유사함에 따라 CSM에서 제공하는 아리랑 2호 및 우주물체의 궤도가 아리랑 2호의 정밀궤도 및 예측궤도와 유사한 정밀도를 갖는다고 판단할 수 있다. TLE가 포함된 궤도정보를 이용하여 충돌분석을 수행할 경우에는 그렇지 않은 경우에 비해 충돌회피기동에 영향을 줄 수 있을 정도의 오차가 포함되어 False Alarm을 일으킬 수 있으므로 정밀한 충돌분석을 수행하기 위해서는 CSM궤도를 활용하는 것이 필요하고, CSM이 가용하지 않을 경우에는 TLE를 사용하되 경향성 분석정도로 활용해야 할 것이다.

향후에는 CSM에 포함된 위치 및 속도 공분산 값을 이용하여 충돌확률을 계산함으로써, 충돌회피기동의 수행 여부를 판단하는 추가정보로 활용할 예정이다.

## References

- 1) Donald J. Kessler and Burton G. Cour-Palais, "Collision frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt". *Journal of Geophysical Research*, Vol. 83. No. A6, 1978, PP. 2637-2646.
- 2) T. Laporte, E. Sasot, "Operational management of collision risks for LEO satellites at CNES", *SpaceOps 2008 Conference*, Hidelberg, Germany, May 12-16, 2008.
- 3) L.K Newman, "The NASA robotic conjunction assessment process: overview and operational experiences", *59th International Astronautical Congress*, Glasgow, Scotland, Sep 29-Oct 3, 2008.
- 4) T. Flohrer, H. Krag, H. Klinkrad, "ESA's process for the identification and assessment of high risk conjunction events", *Advanced In Space Research*, 2009, pp. 355-363.
- 5) Choi S. J., Jung O. C., and Chung D. W., "Trend Analysis of Miss Distance between Space Debris from the Recent Events and KOMPSAT-2", *KSAS*, 2011
- 6) Choi, S. J., Jung, O. C., Park, S. J., Chung, D. W., Chun, Y. S., Kim, H. J., "Automated Conjunction Analysis System and Basic Concept of Contingency Operation for KOMPSAT-2", *60th International Astronautical Congress*, 2009.
- 7) Oliver Montenbruck and Eberhard Gill, *Satellite Orbits Model, Methods and Applications*, Springer, 2005, pp. 193-208.
- 8) Kim H. D, Jung O, C., Kim E, K., "Orbit Determination and Orbit Maneuver Performance for the KOMPSAT-2", *KSAS*, 2006.
- 9) [www.space-track.org/CSM\\_Guide\\_v5.pdf](http://www.space-track.org/CSM_Guide_v5.pdf)
- 10) Martin, T, *MicroCosm Software Manuals*, Ver. 2005, Vol. 3, 2005, Van Martin Systems, Inc., Rockville.