

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(11), 1016-1027(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.11.1016

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

저궤도위성의 레이더 관측데이터를 이용한 KARISMA의 궤도결정 결과 분석

조동현*, 김해동

Analysis of Orbit Determination of the KARISMA Using Radar Tracking Data of a LEO Satellite

Dong-Hyun Cho* and Hae-Dong Kim

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

In this paper, a orbit determination process was carried out based on KARISMA(KARI Collision Risk Management System) developed by KARI(Korea Aerospace Research Institute) to verify the orbit determination performance of this system, in which radar tracking data of a space debris was used. The real radar tracking data were obtained from TIRA(Tracking & Imaging Radar) system operated by GSOC(German Space Operation Center) for the KITSAT-3 finished satellite. And orbit determination error was approximately 60m compared to that of the GSOC's orbit determination result from the same radar tracking data. However, those results were influenced due to the insufficient information on the radar tracking data, such as error correction. To verify and confirm it, the error analysis was demonstrated and first observation data arc which has huge observation error was rejected. In this result, the orbit determination error was reduced such as approximately 25m. Therefore, if there are some observation data information such as error correction data, it is expected to improve the orbit determination accuracy.

초 록

본 논문에서는 한국항공우주연구원에서 개발한 우주과편 충돌위험 종합관리 시스템(KARISMA, KARI Collision Risk Management System)의 궤도결정 성능에 대한 검증을 위해 저궤도 우주물체에 대한 레이더 관측데이터를 이용한 궤도결정을 수행하였다. 레이더 관측데이터로는 운영 종료된 우리별 3호(KITSAT-3)에 대해 독일 우주운영센터(GSOC, German Space Operations Center)의 협조로 얻은 TIRA(Tracking & Imaging Radar) 시스템의 실제 레이더 관측데이터를 사용하였다. 궤도결정 결과의 비교를 위해서 동일한 관측데이터에 대한 독일 우주운영센터의 정밀궤도결정 결과와 비교를 하였으며, 그 결과 약 60m 정도의 평균 위치오차가 있음을 확인할 수 있었다. 하지만 해당 결과는 관측데이터에 대한 오차보정 정보 등의 누락으로 인해 영향을 받았다. 이를 확인하기 위해 관측데이터에 대한 오차분석 및 관측오차가 큰 첫 관측데이터 아크를 배제하였다. 이 결과에서는 약 25m 정도의 평균 위치오차로 줄어듦을 확인할 수 있었다. 따라서 최종적으로 관측데이터에 대한 오차보정 정보를 적용할 경우 궤도결정 정밀도를 향상시킬 수 있을 것으로 기대된다.

† Received : July 28, 2015 Revised : October 2, 2015 Accepted : October 23, 2015

* Corresponding author, E-mail : dhcho99@kari.re.kr

Key Words : Space Debris(우주파편), Radar Tracking Data(레이더 관측데이터), Orbit Determination(궤도결정), KARISMA(우주파편 충돌위험 종합관리 시스템)

1. 서 론

지난 2014년 9월 13일에 우리나라의 저궤도 소형위성인 과학기술위성 3호가 옛 소련의 기상 위성인 METEOR 1-10의 파편과 충돌할 뻔한 사건이 있었다⁽¹⁾. 다행히 충돌사건이 발생하지는 않았으나 이 사건으로 운영 10개월만에 자국의 위성이 우주파편에 의해 운영 종료될 뻔하였다. 또한, 유사한 상황이 2015년 1월 4일 과학기술위성 3호와 미국·러시아 통신위성의 충돌 파편에 대해 또다시 발생하였으나, 다행히 이 역시 충돌사건으로 발생하지는 않았다⁽²⁾. 이러한 우주파편에 대한 충돌위험은 인공위성의 증가에 따라 높아졌으며, 최근에는 우주물체간의 충돌사건에 의해 우주물체의 수가 Fig. 1과 같이 기하급수적으로 높아짐에 따라 점점 더 증가되고 있다⁽³⁾.

따라서 최근 많은 이슈가 되고 있는 우주파편으로부터 자국의 위성을 보호하기 위해 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 2010년부터 우주파편에 대한 충돌위험 연구를 수행해왔으며⁽⁴⁻⁶⁾, 최근에는 우주파편 충돌위험 종합관리 시스템(KARISMA, KARI Collision Risk Management System)을 Fig. 2와 같이 개발하였다⁽⁷⁻¹²⁾. 항우연에서 개발한 KARISMA는 2013년 1차 완성이 된 후 2014년 1월 1일부터 6개월동안 항우연 지상관제소에서 시험운동을 거쳐 2014년 8월부터 정식적으로 운영되고 있으며, 현재는 상업화 과정을 통해 상업화 버전인 CHARISMA(Conjunction Handling, Assessment and RiSk Management Application)를 완성하였다⁽¹²⁾.

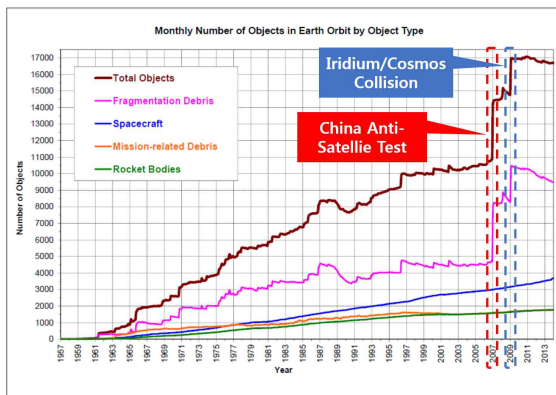


Fig. 1. Monthly number of objects in earth orbit by object type⁽³⁾

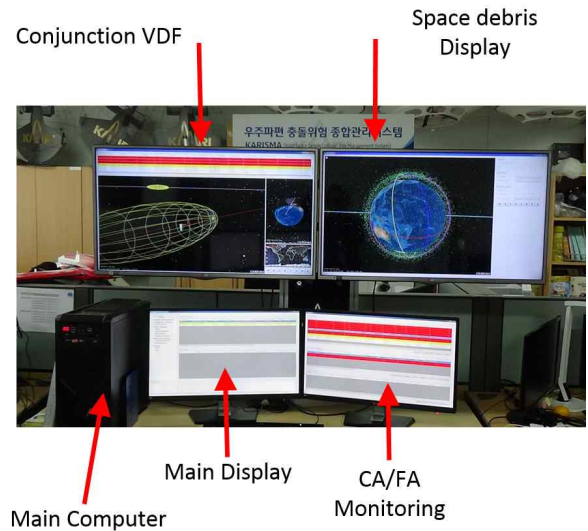


Fig. 2. KARISMA System

일반적으로 우주파편에 의한 충돌위험 분석을 위해서는 각각의 우주물체에 대한 정밀한 궤도정보가 필요하다. 자국의 위성에 대해서는 해당 위성의 지상 관제소에서 정밀한 궤도정보를 얻을 수 있지만, 충돌위험을 가지고 접근해오는 우주물체에 대한 궤도정보는 대부분 미국의 합동우주전략센터(JSpOc, Joint Space Operations Center)에서 제공해주고 있는 TLE(Two Line Elements) 혹은 CDM(Conjunction Data Message)에 의존하고 있다. 하지만 이러한 TLE 정보 및 CDM 정보는 미국 합동우주전략센터에서 세계 각국에 위치한 우주감시 네트워크(Space Surveillance Network)를 통해 얻은 관측데이터를 바탕으로 궤도결정을 수행한 결과를 전세계에 배포하기 위해 가공한 제한된 데이터이다. 특히 TLE 데이터는 해당 정밀 궤도력(Ephemeris) 정보를 SGP4 (Simplified General Perturbations-4)를 기반으로 평균궤도(Mean Orbit) 개념의 데이터로 변환하기 때문에 저궤도 우주물체에 대해서는 평균 2km 수준의 정밀도를 갖는다⁽¹³⁾. 이와 달리 CDM 데이터는 해당 충돌위험 상황에 대해 두 물체에 대한 보다 정밀한 궤도정보 제공을 위한 접촉궤도(Osculating Orbit) 개념의 데이터이기 때문에 TLE 데이터에 비해 상대적으로 높은 정밀도를 제공하고 있지만 이 데이터 역시 3일정도의 궤도전파의 경우 약 1km 내외의 위치오차를 발생한다⁽¹⁴⁾.

따라서 보다 정밀한 충돌확률 분석 및 충돌회피 기동 설계를 위해서는 보다 정밀한 궤도정보

를 바탕으로 해야되며, 이러한 정밀 궤도정보를 얻기 위해서는 외부 관측소에 해당 접근 물체에 대한 추적을 의뢰하고 해당 데이터를 얻어 사용하여야 한다. 이러한 외부 추적데이터로는 크게 레이더 관측 데이터, 광학 관측데이터 등이 있으며, KARISMA에서는 이들 외부 추적데이터에 대한 궤도결정 기능을 갖추고 있다. 이러한 KARISMA의 궤도결정 성능에 대한 검증을 위해서 아리랑 2호 위성에 대한 가상의 레이더 관측 데이터를 처리하였으며, 그 결과 약 5m의 평균 오차를 가짐을 보였다⁽¹⁰⁾. 또한, 광학 관측데이터 처리 성능에 대한 검증을 위해 정지궤도 위성인 ARTEMIS 위성에 대한 실제 광학 관측데이터를 이용하여 궤도결정을 수행하였으며, 그 결과 타 기관의 궤도결정 결과와 비교하여 약 40m의 평균오차를 가짐을 보였다⁽¹¹⁾.

이에 본 논문에서는 KARISMA의 궤도결정 성능에 대한 검증을 위해 가상의 레이더 관측데이터가 아닌 실제 레이더 관측데이터를 이용하여 궤도결정을 수행해보고 이를 분석해보고자 한다. 이를 위해서 독일 우주운영센터(GSOC, German Space Operations Center)의 협조로 얻은 우리별 3호(KITSAT-3) 위성에 대한 TIRA(Tracking & Imaging Radar) 시스템의 실제 레이더 관측데이터를 이용해서 궤도결정을 수행한 후 해당 결과를 독일 우주운영센터에서 같이 제공해준 궤도결정 결과와 비교하여 보았다.

이를 위해서 본 논문의 2장에서는 KARISMA에서 궤도결정을 수행하기 위한 설정내용에 대해 기술한 후, 3장에서 해당 궤도결정 결과에 대해 독일 우주운영센터의 궤도결정 결과와 비교·분석하였다.

II. 정밀궤도결정

2.1 KARISMA 정밀궤도결정 모듈

앞서 여러 참고문헌⁽⁷⁻¹¹⁾에서 언급한 바와 같이 KARISMA는 개발자원 및 개발기간 감축을 위해 COTS(Commercial Off-The-Shell) 기반으로 설계·개발 되었으며, KARISMA의 정밀궤도결정 모듈은 AGI사에서 개발한 궤도결정 소프트웨어인 ODTK(Orbit Determination Tool Kit)를 사용하고 있다. 이는 자사 소프트웨어인 STK(System Tool Kit)와 같은 궤도역학 모델과 적분기(integrator)를 사용함으로써 높은 신뢰도를 가지고 여러 분야에서 사용되고 있다⁽¹⁵⁻¹⁹⁾. ODTK는 초기궤도 정보를 바탕으로 순차적으로 들어오는

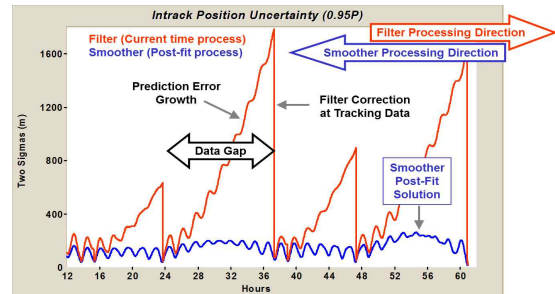


Fig. 3. Characteristic of sequential filter and smoother⁽¹⁸⁾

관측데이터를 순차필터(Sequential Filter)기법을 이용하여 궤도결정을 수행하기 때문에 여타의 배치필터의 결과와는 다소 상이한 특성을 가진다⁽⁹⁾. 일반적으로 최소자승법과 같은 일괄필터(Batch Filter)에서는 상태오차에 대한 적분과정의 프로세스 잡음(Process noise)을 백색잡음으로 가정하지만, 실제 궤도결정에서의 프로세스 잡음은 동역학 모델링 오차 및 관측 데이터 특성에 따라서 시간에 따른 연관관계(Correlation)를 가지게 된다. 따라서 ODTK에서는 순차필터를 적용함에 따라 이러한 프로세스 잡음에 의한 실질적 공분산(Realistic Covariance)을 계산해 준다^(11,19).

순차필터를 이용하여 순차적 궤도결정을 수행할 경우 시간이 지남에 따라 추정오차의 누적으로 인해 궤도오차가 증가하게 되며, 이러한 궤도오차를 줄이기 위해서 Fig. 3과 같이 스무더(Smoother)를 이용하여 보정을 해주는 과정을 병행하게 된다. 일반적으로 후처리 궤도결정을 위해 순차필터를 통해 전체 관측데이터를 처리한 후 고정시간 스무더(Fixed Interval Smoother)를 통해 역방향으로 궤도전파(Backward Propagation)를 하면서 오차 공분산(Error Covariance)을 줄여가는 과정을 거치게 된다. 또한, 실시간(Real time) 궤도결정을 위해 순차필터와 같이 관측데이터를 처리할 때마다 가변시간 스무더(Variable Lag Smoother)를 통해 오차 공분산을 줄여가는 기법을 제공하고 있으나, KARISMA에서는 실시간 궤도결정을 수행하지 않기 때문에 해당 기능을 사용하지는 않는다. 고정시간 스무더에 대해서는 참고문헌 [11]과 [19]에 자세히 기술되어 있다.

KARISMA의 정밀궤도결정 모듈은 이러한 ODTK를 바탕으로 사용자의 입력을 최소화하면서 활용도를 높일 수 있도록 GUI(Graphic User Interface) 기반으로 개발되었고, 이를 통해 다양한 관측데이터를 처리하고 있다. 저궤도 위성에서 가장 많이 사용하고 있는 GPS 항행해(GPS Navigation Solution)를 이용한 궤도결정을 수행하였

으며⁽⁹⁾, 우주물체에 대한 외부 관측소 데이터를 처리하기 위해서 가상의 레이더 데이터를 이용한 궤도결정을 수행하였으며⁽¹⁰⁾, 정지궤도위성에 대한 광학 관측데이터를 이용한 정밀 궤도결정을 수행함으로써⁽¹¹⁾ KARISMA의 궤도결정 기능 및 성능을 확인한 바 있다.

2.2 레이더 관측데이터

독일 우주운영센터로부터 제공받은 레이더 관측데이터는 독일의 TIRA 시스템을 이용하여 얻은 실제 관측데이터를 사용하였다. TIRA 시스템은 Fig. 4와 같이 직경 34m의 파라볼릭(parabolic) 안테나를 갖는 레이더 시스템으로 L밴드 추적(tracking) 레이더와 Ku밴드 이미지(imaging) 레이더 기능을 갖추고 있다⁽²⁰⁾. 본 논문에서 사용하고 있는 TIRA 데이터로는 우리별 3호 위성 대해 2010년 10월 5일 19시 52분 37.809초부터 2010년 10월 7일 06시 26분 08.976초까지의 4개의 아크(Arc)에 대한 레이더 관측데이터를 사용하고 있으며, 이 데이터에는 거리(Range), 도플러(Doppler) 속도, 방위각(Azimuth), 고도각(Elevation) 정보를 포함하고 있다. 관측대상인 우리별 3호 위성은 태양동기궤도의 특성으로 하나의 관측소에서 관측 가능한 관측시간이 제한적이며, 이로

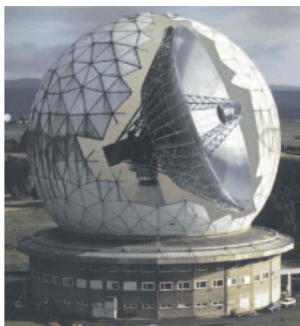


Fig. 4. The TIRA facility⁽²⁰⁾

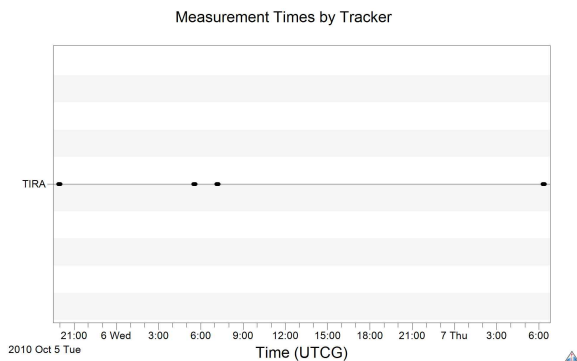


Fig. 5. Radar tracking measurement time for KITSAT-3 satellite from TIRA

Table 1. Radar tracking data for KITSAT-3

Arc #	Observation Time (UTCG)		Observation Data #
1	2010/10/05	19:52:37.80936 ~ 20:04:20.75290	510
2	2010/10/06	05:28:04.18637 ~ 05:38:42.53359	447
3	2010/10/06	07:05:54.69081 ~ 07:17:00.06963	469
4	2010/10/07	06:14:32.65342 ~ 06:26:08.97641	435

Table 2. TIRA location information

Categories	Values
Latitude	N 50.61657 deg
Longitude	E 7.12961 deg
Altitude	340.325m

인해 Fig. 5와 같이 불연속적인 데이터를 제공해주고 있다. 해당 기간 동안의 전체 획득 데이터는 총 1,861쌍이며, 이들 데이터에 대한 세부적인 내용은 Table 1에 정리하였다.

독일 우주운영센터로부터 전달받은 관측데이터는 독일 우주운영센터의 내부 데이터 형식으로 작성되어 있기 때문에 이를 KARISMA에서 처리하기 위해 표준 포맷으로 변환해주어야 한다. 이를 위해서 거리, 도플러 속도, 방위각, 고도각 정보를 입력하기 위해 표준 포맷인 GEOSC 파일 포맷으로 변환하는 과정이 추가적으로 필요하였다.

또한, 레이더 관측데이터를 이용한 궤도결정을 수행하기 위해서는 관측데이터를 획득한 지상국의 정확한 위치정보가 필요하다. 이를 위해서 독일 우주운영센터에서 제공받은 TIRA 시스템의 위치정보는 다음의 Table 2와 같다.

2.3 우리별 3호 위성정보

독일 우주운영센터에서 제공해준 레이더 관측데이터는 1999년 발사한 우리별 3호 위성에 대한 관측데이터이다. 우리별 3호 위성은 우리별 1호와 2호의 개발경험을 바탕으로 독자설계를 통해 개발된 최초의 국내 고유 위성모델로 100kg급의 소형위성이다⁽²¹⁾. 우리별 3호는 1999년 발사 이후 전 세계 곳곳의 컬러영상 획득 및 고에너지 입자 검출, 전자온도 측정실험 등 다양한 임무를 수행한 후 현재 운영종료된 위성으로 해당 위성에 대한 정보는 참고문헌 [21]을 통해 다음과 같이

Table 3. Information of KITSAT-3

Categories	Values
Satellite ID	25756
S/C Mass	110 kg
S/C Size	495x604x852 mm
Max. S/C Area	1.028612 m ²

정리할 수 있었다.

이 때 최대 면적은 양쪽 태양전지판을 모두 펼쳤을 때 (495 + 604 + 604 mm)를 가정하여서 계산하였으며, 역학모델에서는 태양복사압에 대한 외란력 및 지구 대기항력을 계산하기 위한 위성 단면적 정보로 활용하기 위해서 최대 면적의 절반정도인 0.5m²의 값을 이용하였다.

2.4 역학모델 설정

정밀궤도결정 결과는 역학모델의 설정에 따라 다소 차이를 보일 수 있으므로 해당 역학모델의 설정이 중요하다. 본 논문에서 사용하고자 하는 레이다 관측데이터는 독일 우주운영센터에서 제공받았으며, 이를 이용한 정밀궤도결정 성능을 비교하기 위해서 동일 기관에서 수행한 궤도결정 결과를 활용하였다. 하지만 독일 우주운영센터에서는 자체 정밀궤도결정 시스템에서 사용한 역학모델에 대한 별도의 정보를 제공해주고 있지 않았기 때문에 Table 4와 같이 역학모델을 설정하여 궤도결정을 수행하였다.

먼저 중력장 모델로는 기존의 저궤도 위성인 아리랑 위성의 궤도결정^(14,22)에 주로 사용되는 JGM3 모델⁽²³⁾의 30차 항까지 사용하였으며, 지구 대기항력에 대한 모델 역시 저궤도 위성인 아리랑 위성의 궤도결정에 주로 사용되는 Jacchia 1971 모델⁽²⁴⁾을 사용하였다. 이에 대한 대기항력 상수 및 태양복사압 상수의 값도 아리랑 위성에서 주로 사용하는 값을 사용하였다. 3체에 의한 영

Table 4. Force model for orbit determination of KITSAT-3

Categories	Values
Gravity Model	JGM3 (30x30)
Drag Model	Jacchia 1971
Drag Coefficient	2.2
Solar Radiational Pressure Coefficient	1.5
S/C Area	0.5 m ²
Third Body Attraction	Sun, Moon (DE421)

향은 주요 질량체인 태양과 달만을 고려하였으며, 이들 천체에 대한 천문력(ephemeris)은 JPL의 천문력 중에서 DE421 행성 천문력⁽²⁵⁾을 사용하였다. 이와 같은 역학모델을 이용한 적분은 RK(Runge-Kutta-Fehlberg) 7(8) 적분기를 사용하였으며, 적분간격은 30초로 설정하였다.

2.5 초기궤도 설정

일반적으로 궤도결정 과정은 사용자가 입력한 초기궤도 정보를 바탕으로 관측데이터와 비교하여 얻은 관측잔차(Measurement Residual)의 값을 계산한 후 이러한 관측잔차를 줄여가기 위해 초기궤도 정보를 지속적으로 수정하는 과정이다. 이러한 초기궤도 조건의 업데이트 방식은 궤도결정 방식에 따라 다르지만, 사용자가 입력하는 초기궤도 정보가 실제 궤도와 유사할수록 궤도결정 과정이 원활히 진행된다. 만약 실제 궤도와 차이가 큰 초기궤도를 사용하게 될 경우 궤도결정 결과의 정확도에 영향을 주며, 경우에 따라서는 궤도결정 결과가 수렴하지 못하기도 한다.

이러한 초기궤도 정보는 처음 관측되는 물체에 대해서는 초기궤도결정(IOD, Initial Orbit Determination) 및 최소자승법(LS, Least Square method) 등의 방법을 통해 초기궤도 정보를 계산하기도 하지만, 기존의 궤도결정 정보가 존재할 경우 이를 바탕으로 입력하는 것이 일반적이다.

KARISMA도 초기궤도결정 및 최소자승법을 통해 초기궤도 조건을 계산하는 것이 가능하지만, 이는 궤도결정의 정확도에 영향을 준다. 본 논문에서는 KARISMA의 정상적인 궤도결정 성능을 분석하고자하기 때문에, 기준 결과데이터로 사용하는 독일 우주운영센터에서 제공한 궤도결

Table 5. Initial orbit conditions of the KARISMA orbit determination for the GSOC radar tracking data

Categories	Values
CoordFrame	TEMEOfDate ¹⁾
Epoch	5 Oct 2010 00:00:00.000 UTCG
X Position	1506.821274 km
Y Position	-148.216440 km
Z Position	6920.021503 km
X Velocity	4.674891511 km/s
Y Velocity	-5.752904749 km/s
Z Velocity	-1.148907995 km/s

1) True Equator Mean Equinox coordinate system evaluated at the requested time

정 데이터에서 원시시간(Epoch Time)에서의 궤도정보를 추출하여 Table 5와 같이 초기궤도 조건을 설정하였다.

III. 궤도결정 결과 분석

앞에서 설정한 지상국, 위성모델, 역학모델, 초기궤도 정보를 바탕으로 KARISMA를 통해 독일 우주운영센터의 레이더 관측데이터에 대한 정밀 궤도결정을 수행하였으며, 본 절에서는 KARISMA의 정밀궤도결정 결과에 대해 기술토록 하겠다.

먼저 앞에서 설정한 궤도결정 정보를 바탕으로 KARISMA의 궤도결정을 수행한 후 해당 궤도결정 결과 얻은 우리별 3호 위성의 궤도력을 독일 우주운영센터에서 제공해준 정밀 궤도력과 비교하였다. 그 결과 Fig. 6과 같이 독일 우주운영센터의 정밀 궤도력을 기준으로 KARISMA의 정밀 궤도력에 대한 오차를 RIC (Radial, In-track, Cross-track) 방향에 대한 그래프 및

거리(Range) 오차에 대한 그래프로 표현할 수 있었다. 이 그래프에서 보는 것과 같이 대다수의 오차 특성이 속도방향(In-track)에서 나타나며, 전체 비교구간에 대해 대략적으로 100m 이내의 수준임을 확인할 수 있다. 이와 같은 오차는 궤도결정을 위한 역학모델의 차이 및 궤도결정 방식에 따라 발생할 수 있으며, 관측데이터의 특성 등의 영향으로 발생한다.

이러한 궤도결정 결과에 대한 차이를 정량적으로 분석하기 위해, 해당 위치오차에 대한 평균과 RMS 오차 및 표준편차를 독일 우주운영센터의 궤도결정 결과를 기준으로 RIC 방향에 대해 계산한 결과를 Table 6에 정리하였다. 이 표에서 확인할 수 있듯이 전체적인 위치오차는 주로 접선방향(In-track)에서 발생하며, 오차 거리에 대한 평균 오차 및 RMS 오차가 약 60m, 표준편차가 25m 정도이다. 이러한 오차는 앞에서 설명한 바와 같이 정밀궤도결정 방식, 역학모델 및 초기궤도 설정 등의 차이로 인해 발생하게 되며, 저궤

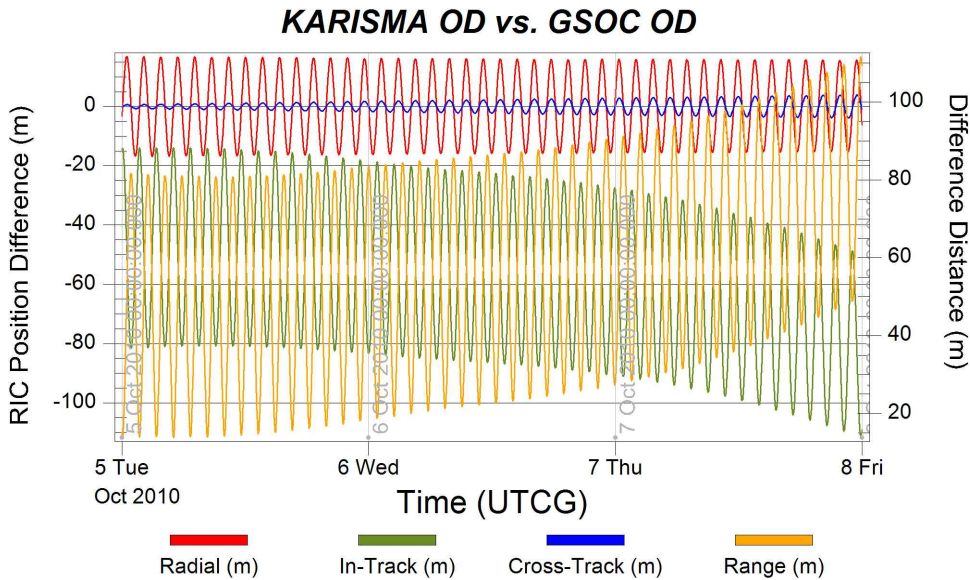


Fig. 6. Position difference between GSOC OD result and KARISMA OD result

Table 6. Position difference summary report between GSOC OD(Orbit Determination) result and KARISMA OD result for KITSAT-3 radar tracking data

	Mean $(\mu = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N R_j)$	RMS $(RMS_0 = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N R_j^2})$	RMS about Mean $(RMS_\mu = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (R_j - \mu)^2})$
Radial (m)	0.164	11.378	11.377
In-Track (m)	-57.242	62.347	24.709
Cross-Track (m)	0.005	1.755	1.755
Range (m)	58.420	63.401	24.347

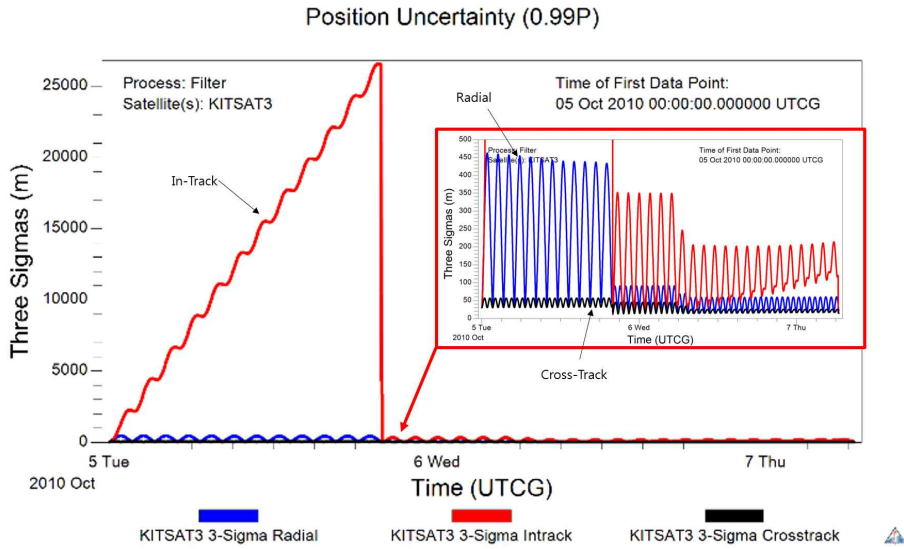


Fig. 7. Position uncertainty of filter result from KARISMA

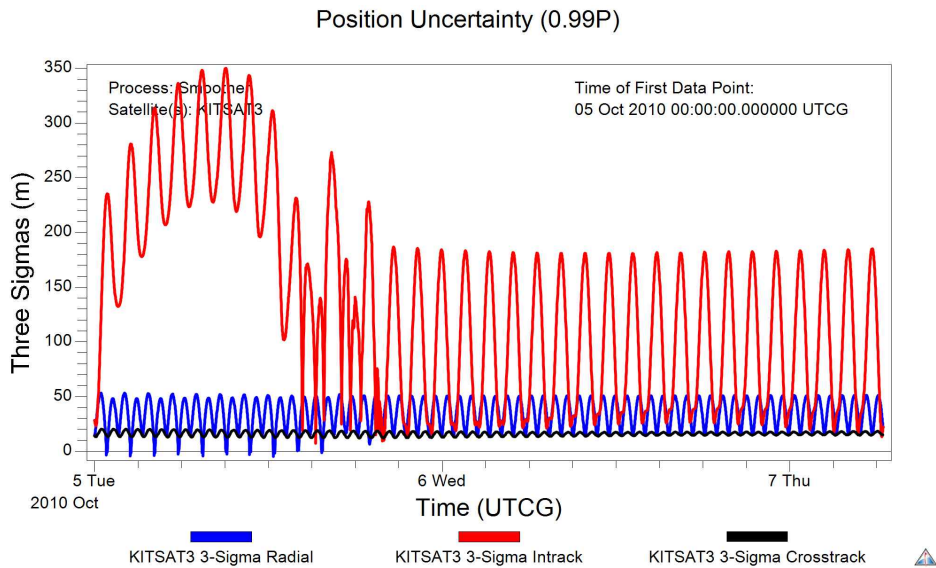


Fig. 8. Position uncertainty of smoother result from KARISMA

도 우주물체에 대한 TLE 오차가 대략 1~2 km 수준⁽²⁶⁾임을 감안하면 우주물체 충돌위험 분석에 유용하게 쓰일 수 있는 수준이다.

비교적 정밀한 레이더 관측데이터를 이용한 궤도결정에 대한 오차원인 분석을 위해서 필터 및 스무더의 처리 결과에 대한 위치 불확실성 (Position Uncertainty)을 Fig. 7~8과 같이 그래프로 확인하여 보았다. 해당 그래프의 결과는 궤도 전과과정에서 같이 계산하게 되는 공분산 (covariance) 정보를 표시한 값으로 표준편차에 대한 3σ(3-sigma) 값을 그래프로 표시하였다. Fig. 7에서 확인할 수 있듯이 초기의 궤도정보로부터 첫 관측데이터가 있는 2010년 10월 5일 19

시 52분경까지는 역학모델의 오차 및 관측데이터의 부재로 인해 공분산 값이 증가하다가 첫 관측데이터를 처리한 이후 해당 관측데이터에 대한 반영을 통해 공분산 값이 의미있는 수준으로 줄어들게 된다. 이후 관측데이터의 부재에 따라 소폭 증가하는 양상을 보이다가 관측데이터를 반영하여 공분산 값을 줄이는 과정을 반복하게 된다. 따라서 최종적으로 200m(3σ) 수준의 속도방향 (In-track)에 대한 공분산 값을 계산할 수 있게 된다. 이와 같은 순차필터의 결과를 보정하기 위해 스무더를 이용하여 보정한 궤도결정 결과에 대한 공분산 정보는 Fig. 8과 같다. 이 그래프에서 초기의 증가, 감소 구간은 초기 궤도정보의

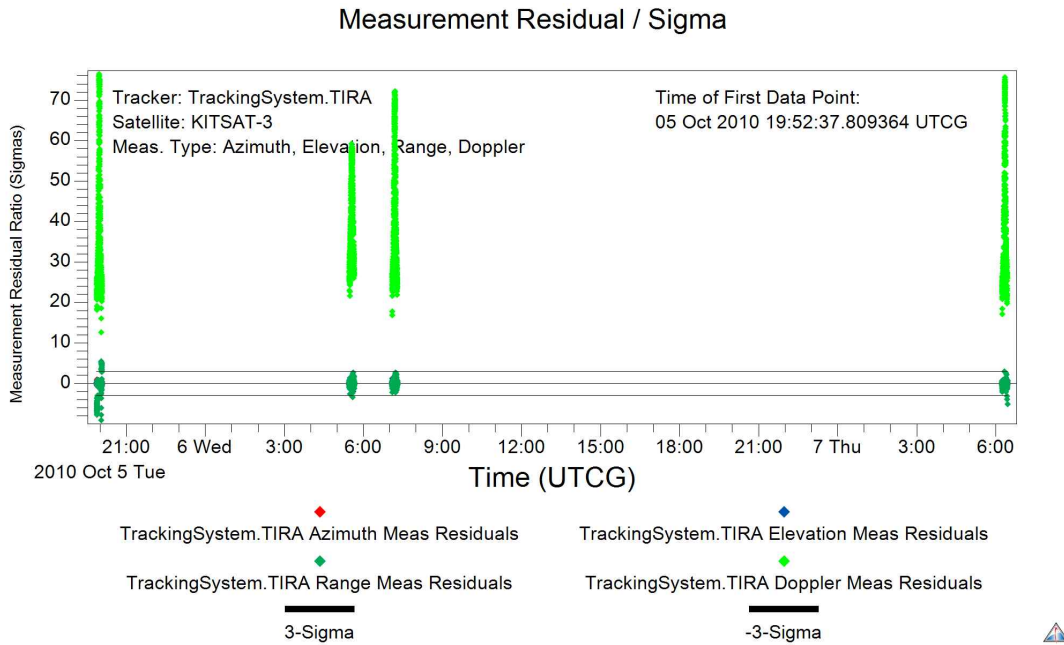


Fig. 9. Measurement residual ratio of orbit determination result in sigma scale from KARISMA

원시(epoch) 시간부터 첫 관측데이터 획득시점까지의 데이터이며, 이후 약 180m(3σ) 수준의 속도 방향(In-track)에 대한 공분산 값을 계산할 수 있음을 확인하였다. 따라서 해당 결과가 필터의 결과를 잘 보상하고 있음을 확인할 수 있었다.

다음으로 관측데이터에 대한 처리결과를 확인하기 위해서 관측잔차에 대한 분석결과를 Fig. 9와 같이 그래프로 정리하였다. 이 그래프에서 살펴볼 수 있듯이 도플러 속도의 관측데이터가 모두 배제(Reject)되어서 처리되었음을 확인할 수 있다. 이는 관측데이터에 대한 바이어스(bias) 정보를 같이 제공받지 못함으로 인해 이를 보정할 수 없으므로 발생하는 현상으로 이로 인해 궤도 결정 결과의 오차수준이 상당수 증가한 것으로 사료된다. 따라서 해당 관측데이터에 대한 추가적인 정보가 존재한다면 궤도결정 결과는 보다 정밀해질 수 있다.

또한, 첫 관측데이터의 경우 일부 관측데이터에 대한 관측잔차가 3σ를 벗어나는 것을 확인할 수 있다. 이를 좀 더 확대해보면 Fig. 10과 같이 해당 아크의 시작시점과 종료시점 부근에서의 거리 정보의 오차가 크게 나타나는데, 이는 해당 관측데이터의 관측잡음 및 관측데이터의 특성으로 인해 발생한 것으로 사료된다. 특히 레이더 관측데이터의 경우 고도각에 따른 관측데이터의 영향이 존재하게 되며^(27,28), 낮은 고도각에서는 관측거리의 증가 및 대기에 의한 굴절효과, 대지에 의한 반사효과 등의 영향으로 상대적으로 낮

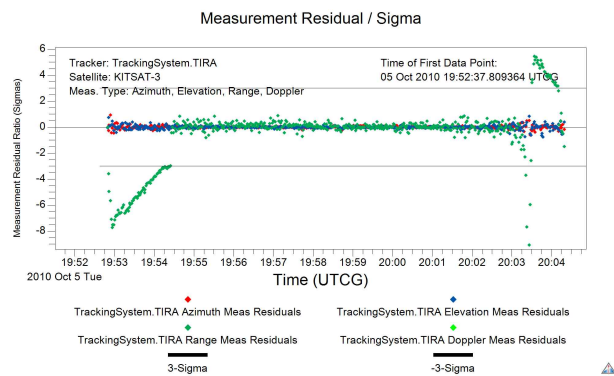


Fig. 10. Measurement residual ratio of orbit determination result in sigma scale from KARISMA for the first measurement data

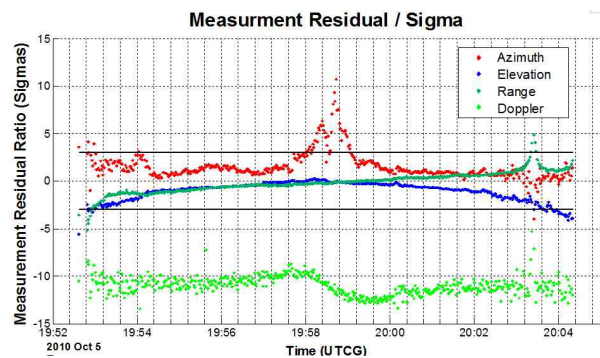


Fig. 11. Measurement residual ratio of orbit determination result in sigma scale from GSOC for the first measurement data

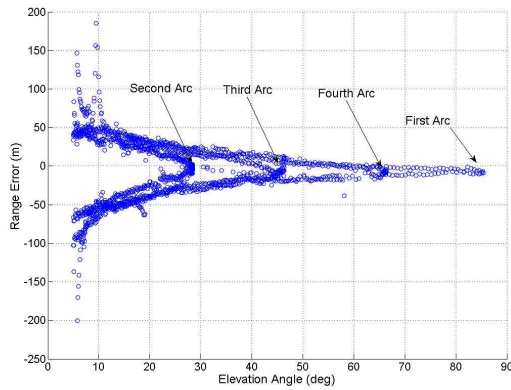


Fig. 12. Range error for the elevation angle from GSOC orbit determination result

Table 7. Initial orbit conditions of second simulation

Categories	Values
CoordFrame	TEMEOfDate
Epoch	6 Oct 2010 00:00:00.000 UT CG
X Position	-4265.988072 km
Y Position	5238.535174 km
Z Position	2195.924782 km
X Velocity	2.368679814 km/s
Y Velocity	-1.038959515 km/s
Z Velocity	7.027745328 km/s

은 관측데이터의 정밀도가 낮아지게 된다. 이러한 현상을 확인하기 위해서 독일 우주운영센터에서 같이 제공해준 정밀 궤도력을 바탕으로 STK를 활용해서 TIRA 시스템을 기준으로 한 관측데이터 (AER, Azimuth-Elevation-Range)를 역산하였다. 이렇게 역산한 데이터와 독일 우주운영센터에서 제공해준 관측데이터에 대한 차이를 계산한 후, 이에 대한 첫 번째 아크에 대한 관측간차 정보를 재구성하여 Fig. 11과 같은 그래프를 얻을 수 있었다. 이 그래프에서 확인할 수 있듯이 해당 관측데이터를 바탕으로 궤도결정을 수행한 결과와 관측데이터 사이의 차이가 발생하는 것을 확인할 수 있으며, 이는 관측데이터에 대한 관측 잡음 및 관측특성 등을 적용하여 독일 우주운영센터에서 궤도결정을 수행하였음을 의미한다. 특히 도플러 정보의 경우 모든 데이터들의 정보가 크게 차이를 보이고 있는 것으로 보아 해당 데이터에 대한 보정과정이 별도로 적용된 것으로 사료된다. 또한, 이와 같은 역산 데이터들에 대해서 고도각에 대한 그래프로 표시한 것이 Fig. 12이다. 이 그래프에서 확인할 수 있듯이 각각의 아크에 대해서 최대 고도각에서의 거리정보 오차가 가장 적으며, 이를 기준으로 고도각이 낮아질수록 거리오차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이는 레이더 관측데이터의 특성에 따른 결과이며, 이를 이용한 정밀 궤도결정을 수행하기 위해서는 이에 대한 보정정보 역시 필요하다. 하지만 본 논문에서 제공받은 데이터에는 해당 정보가 없기 때문에 이로 인한 궤도결정 정밀도의 차이 역시 존재하게 된다.

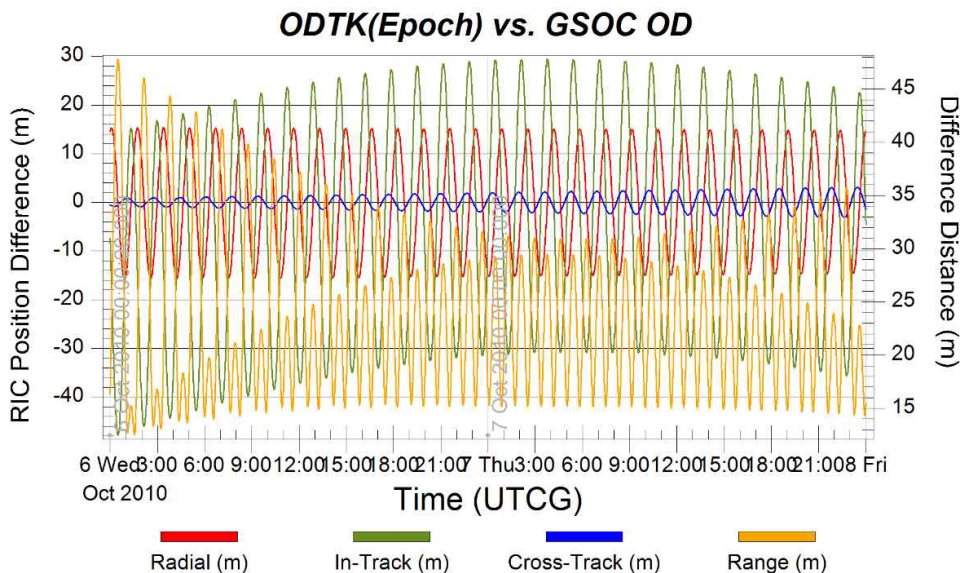


Fig. 13. Position difference between GSOC OD result and KARISMA OD result for different initial orbital information

Table 8. Position difference summary report between GSOC OD(Orbit Determination) result and KARISMA OD result for KITSAT-3 radar tracking data

	Mean ($\mu = \frac{1}{N} \sum_{j=1}^N R_j$)	RMS ($RMS_0 = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N R_j^2}$)	RMS about Mean ($RMS_\mu = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{j=1}^N (R_j - \mu)^2}$)
Radial (m)	0.002	10.632	10.632
In-Track (m)	-4.843	22.293	21.761
Cross-Track (m)	0.001	1.477	1.477
Range (m)	23.669	24.743	7.211

마지막으로 첫 관측데이터에 대한 비교적 많은 오차를 줄이기 위해서 첫 관측데이터를 배제할 경우에 대한 궤도결정을 추가로 수행해보았다. 이를 위해서 초기궤도 정보를 첫 관측데이터와 두 번째 관측데이터 사이인 2010년 10월 6일 0시 0분 0초에 대한 독일 우주운영센터의 궤도력 정보를 활용하여 Table 7과 같이 설정한 후 2010년 10월 6일부터 8일까지 궤도결정을 수행하였다. 그 결과 Fig. 13과 같이 독일 우주운영센터의 정밀 궤도력을 기준으로 KARISMA의 정밀 궤도력에 대한 오차를 RIC 방향에 대한 그래프로 얻을 수 있었으며, Fig. 6과 비교했을 때 궤도결정 오차가 상당부분 감소한 것을 확인할 수 있다. 이는 관측데이터에 대한 오차보정 정보의 부재에 따라 첫 관측데이터의 영향이 크게 작용했던 것을 의미하고, 그 이유는 Fig. 12와 같이 첫 관측데이터에 대한 최대 고도각이 크기 때문에 오차보정 정보의 비중이 커지기 때문이다.

이러한 궤도결정 결과에 대한 차이의 정량적 분석 결과를 Table 8과 같이 정리하였다. 앞의 Table 6과 비교했을 때 정량적으로 약 절반정도로 오차가 줄어들은 것을 확인할 수 있었으며, 최종적으로 약 25m 정도의 평균 궤도결정 정밀도를 나타내고 있다. 이와 같은 궤도결정 정밀도는 관측 데이터에 대한 오차보정 정보가 같이 적용될 경우 좀 더 줄어들 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 논문에서는 우주과편에 의한 충돌위험 분석을 위해 충돌위험을 갖고 접근해오는 우주물체에 대한 정밀궤도 정보 생성을 위해 실제 레이더 관측데이터를 이용한 궤도결정을 수행하였다. 이를 위해서 독일 우주운영센터의 협조로 얻은 우리별 3호 위성에 대한 3일간의 실제 레이더 관측데이터를 바탕으로 항우연에서 개발한 우주과편 충돌위험 종합관리 시스템(KARISMA)을 활용하여 궤도결정을 수행하였으며, 그 결과 독일 우주

운영센터의 궤도결정 결과와 비교했을 때 대략 60m 정도의 평균오차를 보였다. 이러한 결과는 역학모델의 수정 및 초기궤도 정보의 수정을 통해 개선이 가능할 것으로 사료되지만, 해당 궤도결정 수준이 충돌위험 분석에 충분히 효과적으로 작용할 수 있는 수준이다. 또한, 레이더 관측데이터의 낮은 고도각에 대한 거리정보의 오차보정 정보의 부재로 인해 정밀 궤도결정 결과가 영향을 받을 수 있음을 확인하였으며, 이를 위해 오차보정 정보가 많은 초기 관측데이터를 배제한 궤도결정 결과로 약 25m 수준의 평균오차를 갖는 것을 확인하였다. 따라서 레이더 관측데이터에 대한 오차보정 정보가 주어질 경우 보다 나은 수준의 궤도결정 결과를 얻을 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 국가과학기술연구회 'NAP 우주물체 전자광학 감시체계'의 협동연구과제(우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주과편 제거 시스템 연구)의 일부로 수행되었으며, 이에 국가과학기술연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Internet Article in Korean (<http://www.okje.co.kr/news2011/asp/newsbody.asp?code=0800&key=20140915.22019190129>)
- 2) Internet Article in Korean (<http://www.yonhapnews.co.kr/bulletin/2015/01/04/0200000000AKR20150104031851017.HTML?input=1195m>)
- 3) Orbit Debris Quarterly News, NASA, Jan. 2014, Vol.18, Issue 1 (<http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNv18i1.pdf>)
- 4) Kim, H.-D., Jung, O.-C., Kim, E.-K., Kim, H.-J. and Bang, H.-C., "A conjunction analysis b

etween KOMPSAT spacecraft and LEO debris," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences(in Korean)*, Apr. 2007, pp. 609-612.

5) Kim, E. H., Kim, H. D. and Kim, H. J., "A Study on the Collision Avoidance Maneuver Optimization with Multiple Space Debris," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, Vol. 29, No. 1, 2009, pp. 11~21.

6) Kim, E.-H., Kim, H.-D., Kim, E.-G. and Kim, H.-J., "Analysis of collision avoidance maneuver frequency for the KOMPSAT-2 and KOMPSAT-5," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences(in Korean)*, Vol. 39, No. 11, Nov. 2011, pp. 1033-1041.

7) Kim, H.-D., Kim, E.-H., Eom, W.-S., Kim E.-K. and Kim, H.-J., "Conceptual design of a space debris collision risk management system," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences(in Korean)*, Nov. 2011, pp. 543-546.

8) Kim, H.-D., Lee, S.-C., Cho, D.-H. and Seong, J.-D., "Development of KARI Space Debris Collision Risk Management System," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (in Korean)*, Apr. 2013, pp. 773-776.

9) Cho, D.-H. and Kim, H.-D., "A Comparison of Orbit Determination Performance for the KOMPSAT-2 using Batch Filter and Sequential Filter," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 11, No. 2, 2012, pp. 149~157.

10) Cho, D.-H., Kim, H.-D. and Lee, S.-C., "Analysis of the KARISMA Orbit Determination Performance for the Radar Tracking Data," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 12, No. 2, 2013, pp. 123~130.

11) Cho, D.-H., Kim, H.-D. and Lee, S.-C., "Analysis of Precise Orbit Determination of the KARISMA Using Optical Tracking Data of a Geostationary Satellite," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences(in Korean)*, Vol. 42, No. 8, 2014, pp. 173-180.

12) Kim, H.-D., Lee, S.-C., Cho, D.-H. and Seong, J.-D., "Improvement of the KARISMA for the Commercialization," *Proc. of 1st International CA Workshop*, May. 2014.

13) Fruh, C. and Schildknecht, T., "Accuracy of Two-Line-Element Data for Geostationary and High-Eccentricity Orbits," *Journal of Guidance*

Control, and Dynamics, Vol. 35, No. 5, 2012, pp. 1483-1491.

14) Choi, S.-J., Kim, H.-D. and Jung, O.-C., "An Analysis of CSM orbit for Conjunction Assessment of Space Debris," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences(in Korean)*, Vol. 41, No. 2, 2013, pp. 164-171.

15) *ODTK Training Material*, AGI.

16) *ODTK-A Technical Summary*, AGI, 2007

17) Vallado, D. A., Hujsak, R. S., Johnson, T. M., Seago, J. H. and Woodburn, J. W., "Orbit Determination using ODTK Version 6," European Space Astronomy Center, 2010.

18) Wright, J. R. et al, *Orbit Determination Tool Kit*, AGI, 2013.

19) Vallado, D. A. and Agapov, V., "Orbit Determination Results from Optical Measurements," *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*, 2010, AIAA 2010-7525.

20) Mehrholz, D., Leushacke, L., Flury, W., Jehn, R., Klinkrad, H. and Landgraf, M., "Detecting, Tracking and Imaging Space Debris," *ESA Bulletin 109*, Feb. 2002, pp.128-134.

21) *SaTReC*(Satellite Technology Research Center) Web-site (satrec.kaist.ac.kr)

22) Yim, H., Jung, O.-C. and Chung, D.-W., "A Study on Enhancement of Orbit Prediction Precision for Space Objects Using TLE," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences(in Korean)*, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 270-278.

23) Tapley, B. D., Watkins, M. M., Ries, J. C., Davis, G. W., Eanes, R. J., Poole, S. R., Rim, H. J., Schutz, B. E., Shum, C. K., Nerem R. S., Lerch F. J., Marshall J. A., Kiosko S. M., Pavlis N. K. and Williamson R. G., "The Joint Gravity Model 3," *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, Vol. 101, Issue B12, 1996, pp. 28029~28049.

24) Jacchia, L. G. "Revised static models of the thermosphere and exosphere with empirical profiles," *Smithsonian Astrophysical Observatory*, 1971.

25) Folkner, W. M., Williams, J. G. and Boggs, D. H., "The Planetary and Lunar Ephemeris DE 421" *IPN Progress Report* Vol. 42, Issue 178, 2009. pp.1-34.

26) Kim, H.-D., Kim, E.-K., Kim, H.-J. and Kim, E.-H., "NORAD TLE Based Ground Orbit

Determination for Mitigating Space Debris Collisions," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (in Korean)*, 2010, pp. 993-996.

27) Curry, G. R., *Radar Essentials : A Concise Handbook for Radar Design and Performance*

Analysis, Scitech publishing, 2011, pp.69-76.

28) Weil, T.A., "Atmospheric lens effect, another loss for the radar range equation," *IEEE Trans. Aerospace and Electronic Systems*, Vol. AES-9, Jan. 1973, pp.51-54.