

## 우주파편 충돌위험 종합관리 시스템의 레이더 관측 데이터 처리 결과 비교 분석

조동현\*, 김해동\*\*, 이상철\*\*\*

### Analysis of the KARISMA Orbit Determination Performance for the Radar Tracking Data

Dong-Hyun Cho\*, Hae-Dong Kim\*\* and Sang-Cherl Lee\*\*\*

#### Abstract

Many countries tried to design the collision risk management system to protect their own satellites from collision probability due to the space debris. In this situation, KARI(Korea Aerospace Research Institute) is developing the KARISMA(KARI Conjunction Risk Management System) to protect our operating satellites from these space debris. The quality of this system is depending on the accuracy of orbit determination for the space debris which has collision risk. Therefore, this system must treat many kinds of measurement data types to estimate the orbit of space debris. In this paper, to handle the radar observation data widely used for these space debris, the orbit determination system was applied with simulated radar tracking data for the KOMSAT-2 which has precise orbit determination data

#### 초 록

우주파편의 지속적인 증가로 인해 우주파편으로부터 자국의 위성을 보호하기 위한 시스템이 등장하게 되었다. 이에 한국항공우주연구원에서도 자국의 운영위성의 보호를 위해 우주파편에 의한 충돌위험 종합관리시스템을 개발 중에 있다. 이러한 충돌위험 종합관리시스템은 자국의 위성에 대한 충돌위험을 가지고 접근해오는 우주파편에 대한 궤도정보의 정밀도에 의해 성능의 차이를 보일 수 있다. 따라서 이러한 충돌위험 종합관리시스템은 우주파편에 대한 여러 정밀 관측데이터의 처리기능을 가지고 있어야 한다. 본 논문에서는 우주파편에 대해 가장 널리 사용하고 있는 레이더 관측 데이터를 처리하기 위해 비교적 정밀한 궤도결정 정보를 가지고 있는 아리랑 2호 위성에 대한 가상 레이더 관측데이터를 이용하여 정밀 궤도결정을 수행해 봄으로써 개발 중인 충돌위험 종합관리시스템의 성능을 확인하고자 한다.

키워드 : 궤도결정 (orbit determination), 레이더 관측데이터(radar tracking data), 우주파편충돌위험 종합관리시스템(KARISMA)

접수일(2013년 9월 3일), 수정일(1차 2013년 10월 17일), 게재 확정일(2013년 11월 1일)

\* 융합기술연구팀/dhcho99@kari.re.kr \*\* 융합기술연구팀/haedkim@kari.re.kr \*\*\* 융합기술연구팀/sclee@kari.re.kr

## 1. 서 론

우주파편의 지속적인 증가로 인해 최근 자국 위성에 대한 충돌위험 관리를 위한 종합시스템을 구축하고자 하는 노력들이 있다. 이러한 충돌위험은 지난 2007년 중국의 자국위성 FengYun 1C의 요격실험 이후 전 세계적인 관심을 이끌었으며, 국내에서는 이 시기에 운영 중이던 아리랑 1호 및 2호에 대한 충돌위험 분석<sup>[1]</sup>을 시작으로 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서 우주파편 충돌위험 종합관리 시스템에 대한 본격적인 개발을 시작하게 되었다.<sup>[2-6]</sup>

이러한 충돌위험에 대한 종합적인 관리시스템의 구축을 위해서는 자국의 위성에 대한 정밀 궤도 정보뿐만 아니라 충돌위험을 가지고 접근해오는 우주파편에 대한 정밀 궤도정보를 요구하게 된다. 이러한 우주파편에 대한 궤도정보의 경우 대부분 미국의 합동우주관제센터(JSPOC, Joint Space Operation Center)에서 제공해주고 있는 TLE(Two Line Element) 데이터 혹은 CSM(Conjunction Summary Message)에 의존하고 있다. 하지만 이러한 궤도정보들의 경우 낮은 정밀도로 인해 충돌위험 분석 및 충돌회피 기동설계에 많은 영향을 주고 있기 때문에 상대 우주물체에 대한 보다 정밀한 궤도정보 획득을 위해서 외부 관측소에 해당 우주물체에 대한 추적의 의뢰하고 해당 데이터를 얻어 사용하여야 한다. 이를 위해서 우주파편에 대한 충돌위험 종합관리 시스템은 이러한 외부 추적소의 관측데이터에 대한 처리 기능을 갖추고 있어야 한다.

현재 항우연에서 개발 중인 우주파편 충돌위험 종합관리시스템(KARISMA, KARI Conjunction Risk Management System)의 경우 한정된 개발기간과 예산으로 개발효율성을 위해 COTS(Commercial Off The Shell, 상용 소프트웨어기반)으로 설계 되었다. 이 중에서 정밀 궤도 결정 시스템에 대한 성능검증을 위해 항우연에서 운영 중인 아리랑 2호의 GPS 항행해(GPS Navigation Solution) 데이터를 이용해서 정밀 궤도결정을 수행한 결과를 항우연의 지상국 시스템

의 결과와 비교해보았을 때 비슷한 성능을 보이는 것을 확인할 수 있었다.<sup>[6]</sup>

이러한 정밀궤도결정 시스템의 성능검증을 위해 본 논문에서는 우주물체 감시를 위해 많이 사용되고 있는 레이더 관측데이터에 대한 정밀 궤도결정을 수행하였다. 정밀궤도결정에 대한 정밀도 분석을 위한 기준 궤적데이터로 아리랑 2호 위성의 지상국 정밀궤도 데이터를 사용하였으며, 레이더 관측데이터는 독일의 GSOC(German Space Operations Center)의 협조를 통해 얻은 레이더 시뮬레이션 데이터를 사용하였다.

본 논문은 크게 4개의 절로 구성이 되며, 2절에서는 KARISMA 시스템 및 KARISMA 시스템의 궤도결정 및 분석 모듈에 대해 설명하고, 3절에서 레이더 관측데이터를 이용한 궤도결정 결과에 대해 다루고 있으며, 전체 논문의 결론을 4절에 기술하였다.

## 2. KARISMA 시스템

### 2.1 KARISMA 시스템 개요

항우연은 지난 2007년 중국의 자국위성 FengYun 1C의 요격실험 이후 당시 운영 중이던 아리랑 1호와 2호에 대한 우주파편 충돌위험 분석을 시작한 이후, 2010년 ‘우주파편 충돌위험분석 시스템 핵심기술 연구’를 항우연 기관 주요사업으로 시작하였으며, 2010년 기초기술연구회에서 공모한 국가현안문제해결형(NAP, National Agenda Project) 과제와의 연구개발 시너지 효과를 위해 기관 주요사업을 NAP 협동연구과제로 전환하여 현재까지 지속적으로 연구 수행 중에 있다.<sup>[7]</sup>

이러한 연구의 결과 2013년 현재 우주파편 충돌위험 종합관리시스템(KARISMA)의 시제품 제작중에 있다. KARISMA 시스템은 기능에 따라 시스템관리 모듈(SMM, System Mangement Module), 충돌위험분석 모듈(CAM, Conllision risk Analysis Module), 회피기동계획 모듈(AMM, Avoidance Maneuver Module), 궤도결정 및 분석 모듈(ODM, Orbit Determination &

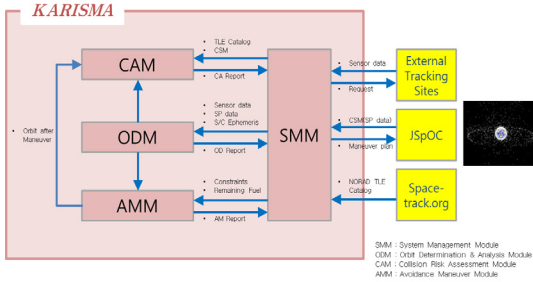


그림 1. K ARISMA 시스템 구성도

Analysis Module)로 구성되어있으며, 이들에 대한 시스템 구성은 그림 1과 같다. 각각의 모듈들에 대한 상세한 기능 및 구성은 참고문헌 [4]와 [7]에 기술되어 있으며, 본 논문에서는 궤도결정 및 분석 모듈에 대해서만 다루도록 하겠다.

## 2.2 궤도결정 및 분석 모듈

KARISMA 시스템의 궤도결정 및 분석 모듈은 제한된 개발시간, 예산, 인력으로 인해 상용제품을 이용하여 개발되었다. 현재 개발 중인 KARISMA 시제품에는 항공우주 소프트웨어분야에서 인지도가 높은 AGI(Analytical Graphics, Inc.)사에서 개발한 궤도결정 소프트웨어인 ODTK(Orbit Determination Toolkit)을 사용하고 있으며, 이 소프트웨어는 자사 소프트웨어인 STK(System Tool Kit)와 같은 궤도역학 모델 및 적분기(integrator)를 사용함으로써 높은 신뢰도를 가지고 있다. 기반 알고리즘은 1981년 Wright에 의해 처음 제안된 이후 General Electric Company의 위성운용에 활용된 순차적 궤도결정 방법(sequential orbit determination)을 사용하고 있다.

ODTK는 1999년 AGI사에서 궤도결정기법에 대한 자료를 모으면서 "Mach 10"이라는 프로젝트로 시작되었다. 이후 2003년 10월에 상용소프트웨어인 STK/OD로 개발되면서 본격적인 서비스를 시작하였으며, 4번째 버전이 발표되면서부터 이름을 ODTK로 변경하였다. 현재는 6.1버전까지 개발되었다. [9-10]



그림 2. KARISMA 시스템의 충돌확률 분석과정

ODTK는 Wright에 의해 제안된 궤도결정 방식을 기반으로 하고 있으며, 초기 궤도 정보를 바탕으로 순차적으로 들어오는 관측 데이터와 순차 필터(Sequential Filter)기법을 이용하여 궤도결정을 수행한다. 이와 같이 필터를 이용하여 실시간 궤도결정을 수행할 경우 시간이 지남에 따라 추정오차의 누적으로 인해 궤도오차가 증가하게 되며, 이러한 궤도오차를 줄이기 위해서 스무더(Smoother)를 이용하여 보정을 해주는 과정을 병행하게 된다.

## 3. 레이더 관측데이터 처리

우주과편에 대한 자국 위성의 충돌확률을 계산하기 위해서는 자국의 위성에 대한 정밀 궤도정보뿐만 아니라 상대 우주과편에 대한 정밀 궤도정보가 함께 필요하다. 자국의 위성의 경우 위성 탑재된 GPS 데이터 및 지상국의 전파추적 데이터를 이용하여 정밀 궤도결정 데이터를 얻을 수 있는 반면, 상대 우주과편에 대한 궤도정보는 외부의 관측소에 의존할 수밖에 없다. 현재 제작 중인 KARISMA 시스템의 경우 그림 2와 같은 과정을 통해 충돌확률을 구하고 있다. 먼저 NORAD<sup>1)</sup>(North American Air Defense

1) 2005년 위성식별업무를 JSpOC에 이관해주면서 TLE 데이터는 JSpOC에서 제공해주고 있다.

Command)에서 매일 업데이트되는 TLE(Two Line Elements) 카탈로그를 이용해서 우주공간상의 물체들과 자국의 관심위성 사이의 충돌위험을 1차적으로 분석한 후 충돌위험이 감지될 경우 보다 정밀한 궤도 데이터를 이용해서 보다 정밀한 충돌위험 분석을 수행하게 된다. 이 때 주로 사용되는 것이 JSpOC(Joint Space Operations Center)의 CSM(Conjunction Summary Message)로 JSpOC에서 충돌위험이 감지되는 위성의 운영국에 보내주는 리포트로 접근 물체에 대한 궤도 정보가 TLE에 비해 더 정밀하다. 따라서 이와 같은 CSM 데이터를 이용해서 보다 높은 정밀도의 충돌위험 분석을 수행하게 된다. 이와 같이 대부분의 충돌확률 계산은 JSpOC의 TLE 카탈로그 및 CSM에 의존하고 있다. 하지만 이러한 궤도결정 데이터의 경우 정밀도가 비교적 낮기 때문에 필요에 따라 외부의 추적소를 통한 별도의 관측데이터를 이용하여 충돌위험에 대한 보다 높은 신뢰도의 결과를 얻을 수 있을 것이다. 따라서 그림 2에서와 같이 CSM 데이터를 이용한 충돌위험 분석 후 충돌에 대한 위험성이 있을 경우 외부 추적소에 해당 우주물체에 대한 관측을 의뢰하고 해당 데이터를 이용해서 궤도 결정을 수행한다면 보다 높은 정밀도의 충돌 위험 분석이 가능할 것이다.

이를 위해 KARISMA 시스템의 우주물체에 대한 높은 정밀도를 가지고 있는 레이더 관측데이터의 처리능력에 대해 본 절에서 살펴보고자 한다.

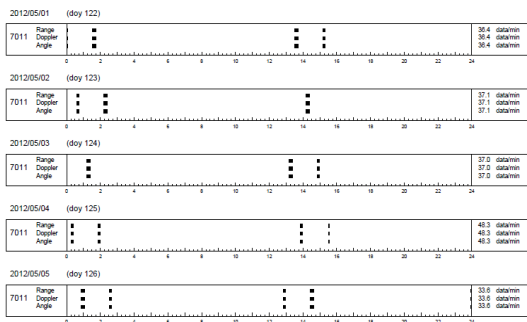


그림 3. 가상 레이더 관측데이터의 획득 정보

### 3.1 가상 레이더 관측데이터 생성

우주 물체에 대한 관측을 위해서 많이 사용되고 있는 장비가 바로 레이더이다. 국내에서도 레이더 장비를 이용한 우주 물체의 관측시도가 이루어지고 있는 상황이지만 현재는 활용할 수 있는 관련 데이터가 없는 실정이다. 따라서 이러한 레이더 관측데이터에 대한 정밀 궤도결정을 수행하기 위해서 해외의 협력이 필요했다. 이에 독일의 GSOC의 협조로 2012년5월 1일부터 5일까지의 항우연 지상국에서 계산한 아리랑2호의 정밀 궤도결정 데이터를 바탕으로 레이더 관측 시뮬레이션 데이터를 얻을 수 있었다. 해당 레이더 데이터의 경우 항우연 지상관제소에서 아리랑 2호 위성을 추적했을 때에 대한 가상 데이터로 해당 데이터의 획득 시간 정보는 그림 3에서 보는 바와 같이 하루 3~4회 정도 관측한 결과이다. 해당 데이터에 대한 관측잡음을 역으로 계산한 결과 그림 4~7과 같이 각각의 측정데이터에 대한 관측잡음을 계산할 수 있었다. 계산 결과에 대한 평균값과 표준편차 값을 계산한 결과는 표 1과 같다. 이 표에서 알 수 있듯이 본 논문에서 사용한 가상 레이더 관측데이터의 경우 도플러(Doppler) 정보를 제외하고는 상당히 정밀한 데이터임을 확인할 수 있었다. 따라서 본 논문에서는 이와 같은 레이더 관측데이터를 이용한 정밀 궤도결정을 KARISMA 시스템의 궤도결정 및 분석 모듈을 이용해서 수행해보도록 하겠다.

표 1. 레이더 관측데이터의 관측잡음

	Mean	Standard Deviation
Azimuth (deg)	0.000118	0.0279934
Elevation (deg)	0.050961	0.0367308
Range (m)	0.006933	0.0491274
Doppler (m/s)	-11.310364	7.898036

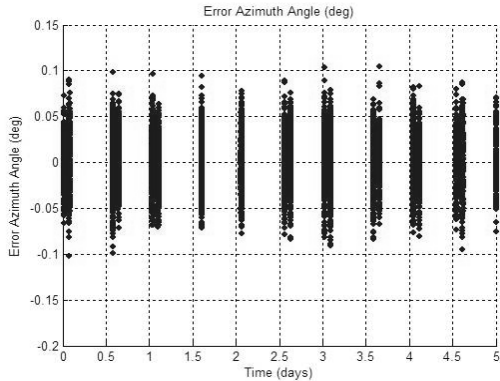


그림 4. 레이더 관측데이터의 방위각(Azimuth Angle) 관측잡음

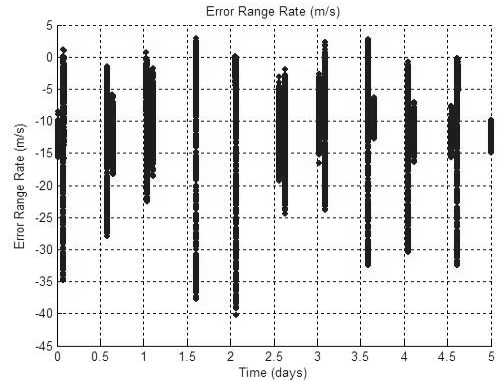


그림 7. 레이더 관측데이터의 도플러(Doppler) 관측잡음

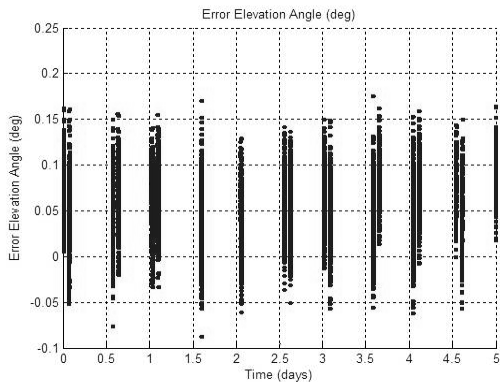


그림 5. 레이더 관측데이터의 고도각(Elevation Angle) 관측잡음

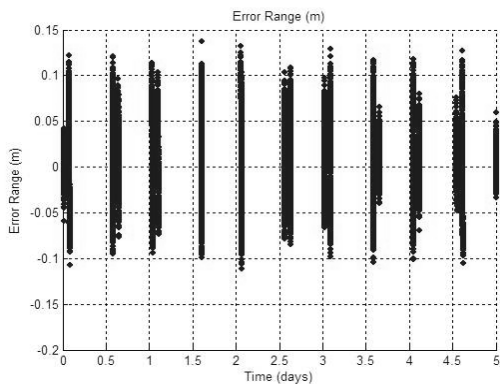


그림 6. 레이더 관측데이터의 거리(Range) 관측잡음

### 3.2 정밀 궤도결정 및 성능 분석

#### 3.2.1 궤도역학 모델

본 논문에서는 정밀 궤도결정 정보를 알 수 있는 자국의 아리랑 2호에 대한 레이더 관측 데이터 처리를 수행하고자 한다. 이를 위해 항우연 지상국에서 사용하고 있는 역학모델을 이용하여 정밀 궤도결정을 수행하고자 한다. 이를 위해서 사용된 파라미터들의 정보는 표 2와 같다. 중력장 모델로는 JGM3의 70차 항까지 사용하였으며, 지구 대기모델로는 Jacchia 1971 모델을 사용하였다. 3체에 의한 중력장 효과는 태양과 달만 고려하였으며, 이들 천체에 대한 천문력(ephemeris)은 JPL의 405 행성 천문력을 사용하였다.

아리랑 2호의 물성치로는 단면적과 질량을 표 2하였다.

표 2. 아리랑 2호의 궤도역학 모델

Gravity Model	JGM3 (70x70)
Drag Model	Jacchia 1971
Third Body Model	Sun, Moon (JPL Planetary Ephemeris 405)
S/C Area	7.93448 m <sup>2</sup>
S/C Mass	744.1804 kg

Position Uncertainty (0.99P)

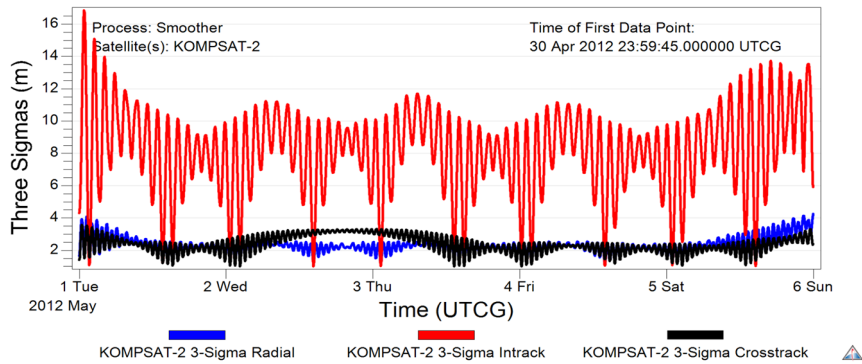


그림 8. 레이더 시뮬레이션 데이터를 이용한 아리랑 2호의 위치 불확실성(Position Uncertainty)

Measurement Residual / Sigma

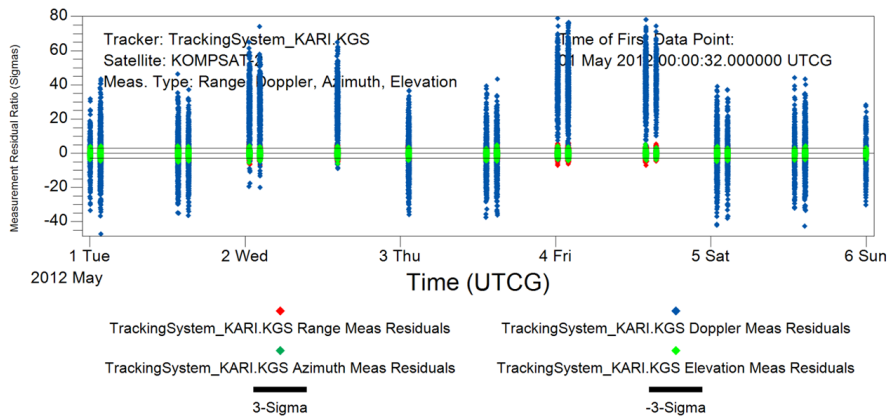


그림 9. 레이더 시뮬레이션 데이터를 이용한 아리랑 2호의 관측잔차(Measurement Residual)

ODTK vs. POD

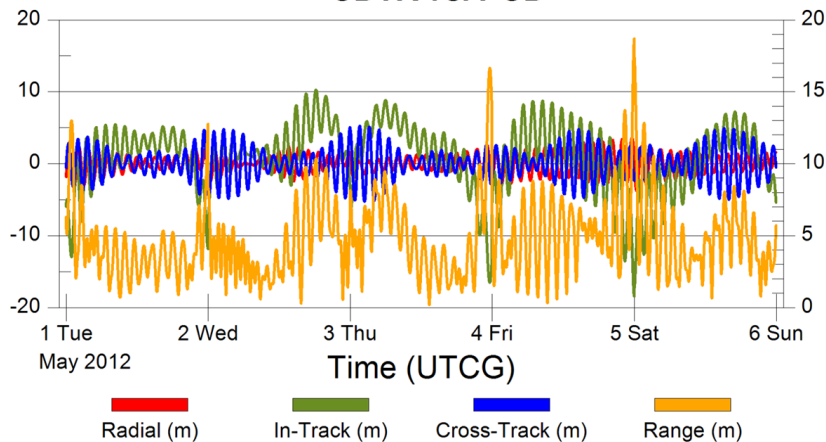


그림 10. 레이더 시뮬레이션 데이터를 이용한 KARISMA 궤도결정 결과와 지상국 궤도결정 결과의 비교

### 3.2.2 정밀 궤도결정 결과 분석

이러한 가상의 레이더 관측데이터를 처리하기 위해서 순차필터 방식의 ODTK를 이용하여 정밀 궤도결정을 수행해 보았다. 해당 데이터를 이용해서 ODTK를 통해 얻은 정밀 궤도결정 결과에 대한 위치 불확실성(Position Uncertainty)은 그림 10과 같이 In-track 방향으로 가장 크며, 그 값이 대략 15m(3 $\sigma$ ) 이하임을 확인할 수 있었다. 이러한 위치 불확실성은 관측데이터가 연속적이지 않기 때문에 관측데이터가 들어오지 않는 시간에 대해 증가하였다가 관측데이터가 입력이 되는 시간에 줄어드는 현상을 살펴볼 수 있으며, 이와 같이 불연속적인 관측데이터임에도 불구하고 높은 정밀도의 관측데이터인 레이더 데이터의 특성으로 인해 위치 불확실성이 크지 않음을 확인할 수 있었다. 이러한 위치 불확실성은 충돌위험 분석을 위한 공분산 값으로 사용되는 점을 감안하면 높은 신뢰도의 충돌확률을 구할 수 있는 밑거름이 된다.

해당 데이터를 이용해서 수행한 궤도결정 결과에 대해 관측잔차(Measurement Residual)를 계산해 보았을 때 그림 8와 같은 결과를 얻을 수 있었다. 앞에서 언급한 시뮬레이션 데이터의 관측잡음이 도플러의 경우 상대적으로 큰 것을 알 수 있었는데, 그 결과로 인해 궤도결정 후 관측잔차 역시 도플러 데이터에 대해 굉장히 크게 나타남을 확인할 수 있다. 이러한 도플러 데이터의 관측잔차가 대부분 3 $\sigma$ 를 넘어서면서 궤도결정 과정에서 배제(Reject)되게 된다. 따라서 실제 궤도결정에서 도플러 데이터가 거의 사용되지 않으므로 궤도결정시 나머지 3개의 데이터(방위각(Azimuth angle), 고도각(Elevation angle) 및 거리(Range) 정보만을 이용한 궤도결정과 유사한 결과를 가지게 된다.

마지막으로 가상의 레이더 관측데이터를 생성하기 위해서 사용하였던 항우연 지상국의 정밀 궤도결정 데이터를 기준으로 RIC(Radial, In-track, Cross-track) 방향에 대한 위치오차 그래프를 그림 9과 같이 얻을 수 있었다. 이 그래프에서 보는 바와 같이 관측데이터의 불연속성으

로 인해 정밀 궤도결정의 오차 수준이 증가하다가 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 이에 대한 정량적 분석을 위해 평균, 분산 및 RMS(Root Mean Square)값을 RIC 각각의 방향에 대해 계산한 결과 표 3과 같은 결과를 얻을 수 있었다. 이와 같이 본 데이터를 이용할 경우 항우연 지상국과 비슷한 수준의 결과를 얻을 수는 없었지만, 항우연 지상국의 정밀 궤도결정 데이터에 비해 5m 가량의 RMS 오차 및 전 구간에 대해 최대 15m 이내의 오차를 갖는 것을 확인할 수 있었다. 기존의 우주파편의 궤도결정의 경우 TLE 혹은 CSM 데이터를 이용할 경우 보통 수백m에서 수km의 궤도전파 오차를 갖는 경우와 비교했을 때 우주파편의 궤도결정 결과로 충분히 사용할 수 있음을 확인할 수 있었다.

표 3. 레이더 관측데이터에 대한 궤도결정 분석 결과

	Mean	Standard Deviation	RMS (Root Mean Square)
Raidal (m)	0.026674	1.3106	1.3109
In-Track (m)	0.79145	4.7618	4.8271
Cross-Track (m)	-0.0027145	2.1649	2.1649
Range (m)	4.737	2.6957	5.4503

## 4. 결 론

각국의 우주경쟁이 치열해지면서 우주환경은 점점 악화되어가 있는 상황에서 자국의 위성을 이러한 우주파편들로부터 보호하기 위한 종합적인 관리시스템의 필요성이 증가하고 있으며, 이를 위해 현재 항우연에서는 우주파편 충돌위험 종합관리시스템(KARISMA)을 개발 중에 있다. 우주파편 충돌위험 종합관리시스템의 성능을 향상시키기 위해서는 관심 우주물체에 대한 지상의 관측을 요구하고 있으며 처리 또한 가능해야 한다. 이러한 다양한 관측데이터의 한 종류로 레이더 관측데이터에 대한 자국의 위성인 아리랑 2호의 정밀 궤도결정을 수행해 봄으로써 항우연의

우주과편 충돌위험 종합관리시스템에서 처리가 가능함을 확인할 수 있었다. 앞으로 우주물체에 대한 다양한 관측 데이터를 획득할 수 있는 방안과 이를 활용할 수 있는 처리능력을 갖추기 위한 노력들이 필요하겠다.

## 후 기

본 연구는 기초기술연구회 'NAP 우주물체 전 자광학 감시체계'의 협동연구과제(우주과편 충돌 위험 종합관리시스템 개발 및 우주과편 제거시스템 연구)의 일부로 수행되었으며, 이에 기초기술 연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

## 참 고 문 헌

1. 김해동, 정옥철, 김은규, 김학정, 방효충, "아리랑위성과 저궤도 우주과편 충돌위험 분석", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2007, pp.609-612.
2. Kim. E. H, Kim. H. D, Kim H. J., "A Study on the Collision Avoidance Maneuver Optimization with Multiple Space Debris", Journal of Astronomy and Space Sciences, Vol. 29, 2012, pp.11-21.
3. 김은혁, 김해동, 김은규, 김학정, "아리랑위성 2호, 5호의 우주과편 충돌회피기동 주기 분석", 한국항공우주학회지, 제 39권, 11호, 2011, pp.1033-1041.
4. 김해동, 김은혁, 엄위섭, 김은규, 김학정, "우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개념설계", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2011, pp.543-546.
5. 김형진, 김해동, 성재동 "접근물체 선별 알고리즘 계산 효율성 향상 연구", 한국항공우주학회지, 제 40권, 9호, 2012, pp.818-826.
6. 조동현, 김해동, "아리랑위성 2호 데이터를 이용한 연속추정필터와 배치필터 처리 결과 비교", 항공우주기술 11권 2호, 2012,

- pp.149~157.
7. 김해동, 이상철, 조동현, 성재동, "우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개발", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2013, pp.773-776.
8. ODTK-ATechnical Summary, AGI, 2007
9. David A. Vallado, Richard S. Hujsak, Thomas M. Johnson, John H. seago and James W. Woodburn, "Orbit Determination using ODTK Version 6", European Space Astronomy Center, 2010.
10. ODTK Training Material, AGI