

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(5), 447-454(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.5.447

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

레이더를 이용한 국제우주정거장 추적 및 궤도결정

유기영*, 정대원*·**

Tracking and Orbit Determination of International Space Station
using Radar

Ki-Young Yu* and Dae-Won Chung*·**

Department of Aerospace Engineering, Korea University of Science and Technology*

Ground System Development Team, Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

Increase of space debris makes low earth orbit(LEO) environment more complex day by day and space situation Awareness(SSA) is becoming more important. As an essential part of SSA, space object surveillance and tracking is studied by many countries including America and Europe. And radar system forms the backbone of an space surveillance and tracking. Currently, Korea operates many LEO satellites like KOMPSAT but does not have dedicated radar systems which provide collision surveillance between satellite and space debris. Korea Aerospace Research Institute(KARI) NARO space center operates launch-vehicle tracking radar system in GOHEUNG and JEJU, respectively. In this paper, we describe developing operation concept to track International Space Station(ISS) using NARO radar and results of tracking. Then, we describe ISS orbit determination using radar tracking data. Lastly, orbit determination result is compares with TLE for analyzing effectiveness of orbit determination.

초 록

우주파편의 증가는 지구궤도 환경을 날이 갈수록 복잡하게 만들고 있고 우주상황인식(SSA)의 중요성은 날로 높아지고 있다. 우주상황인식의 필수적인 분야인 우주물체 감시 및 추적은 미국과 유럽을 비롯한 세계 각국에서 활발히 연구가 진행되고 있으며, 레이더는 우주물체 감시 및 추적에 중추적인 역할을 하는 센서이다. 한국은 현재 다목적실용위성 등 다수의 저궤도위성을 운영 중이지만, 위성과 우주물체간의 충돌 감시를 위한 전용레이더는 보유하고 있지 않다. 하지만 한국항공우주연구원 나로우주센터는 발사체 궤적을 추적하기 위한 레이더를 고흥과 제주에 각각 운영하고 있다. 본 논문에서는 나로호 발사체 추적레이더를 국제우주정거장 추적에 사용하기 위해 운용개념을 개발한 내용과 국제우주정거장을 추적한 내용을 기술한다. 또한 추적결과 획득한 레이더 데이터를 이용하여 국제우주정거장을 궤도결정한 내용을 기술하고 TLE와 비교하여 궤도결정의 유효성을 분석하였다.

Key Words : Tracking Radar(추적 레이더), International Space Station(국제우주정거장), Orbit Determination(궤도 결정), Space Surveillance(우주 감시)

† Received : November 24, 2015 Revised : April 25, 2016 Accepted : April 28, 2016

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

I. 서 론

우주파편의 급격한 증가는 지구저궤도 환경을 날이 갈수록 복잡하게 만들고 있고 자국의 우주자산을 보호하고 원활한 서비스를 진행하기 위한 우주상황인식(Space Situation Awareness, SSA)의 중요성은 날이 갈수록 커지고 있다. 이에 미국, 유럽 등 세계 각국에서는 우주상황인식의 가장 기본적인 분야인 우주물체 감시 및 추적(Space Surveillance and Tracking)연구를 활발히 진행하고 있다. 우주물체 감시 및 추적은 지구궤도를 돌고 있는 활동 중이거나 활동 중이 아닌 위성과 폐기된 발사체, 우주파편 등을 감시하는 분야이다. 우주물체 감시 및 추적에 사용되는 센서는 관측위치에 따라 지상기반(Ground-Based) 및 우주기반(Space-Based)으로 나눌 수 있으며, 센서의 종류는 크게 레이더와 광학시스템(Optical Telescope)이 있다. 이 중 지상기반 레이더는 지상에서 전파를 송신하여 탐지대상에서 반사되어 오는 전파를 수신하여 레이더와 물체간의 거리 및 각도 정보를 획득하는 시스템으로, 날씨와 시간에 구애받지 않고 전천후 관측이 가능하며, 정확도가 높은 장점이 있다. 레이더를 사용하여 우주물체를 감시하고 추적하는 연구는 세계 각국에서 활발히 진행되고 있으며 가장 큰 예로 미국과 유럽을 들 수 있다.

미국은 합동우주운영센터(JSpOC, Joint Space Operation Center)에서 가장 광범위하고 정기적인 우주물체 카탈로그인 TLE(Two Line Element)를 배포하고 있으며 우주물체를 탐지 및 식별하고 카탈로그를 유지하기 위해 다수의 레이더와 광학시스템으로 이루어진 SSN(Space Surveillance Network)을 운영하고 있다. SSN의 레이더 중 가장 많은 우주물체를 탐지해온 AFSSS(AirForce Space Surveillance System)는 미국의 Sequestration 여파로 2013년에 운영을 중단하였으며, 이를 대체하는 시스템인 Space Fence를 현재 2018년 IOC(Initial Operation Capability)를 목표로 개발 중에 있다. Space Fence는 S-Band를 사용하는 Phased-Array 레이더로 약 200,000개의 우주물체를 탐지할 수 있을 것으로 예상하고 있다[1]. AFSSS와 Space Fence의 주요 제원을 Table 1에 비교하였다. 대체 시스템이 개발중인 현재는 AFSSS의 중단공백을 메꾸기 위해 FPS-85 Phased-Array 레이더의 모드를 변경하여 사용하고 있으며, 이 외에도 다수의 Phased-Array 군용레이더와 MIT Lincoln Lab의 Haystack, HAX 레이더 등 다수의 레이더가 우

Table 1. Comparison of AFSSS and Space Fence

항목	AFSSS	Space Fence
주파수	VHF Band	S-Band
최대탐지거리	22,000km	40,000km
레이더 방식	CW (continuous wave)	Pulse Radar, Phased Array
설치위치	미국 내 송신기(3), 수신기(6) 설치	호주 서부, 미국 Kwajalein Atolls에 각각 1식 설치
탐지가능개수	20,000개 이하	200,000개 이상

Table 2. American Space Surveillance Radar

항목	AN/FPS-85	HAYSTACK LPIR	HAYSTACK AUX
주파수	UHF (442Mhz)	X band (10GHz)	Ku Band (16.7KHz)
최대출력	32000kW	400kW	40kW
빔폭	1.3°	0.05°	0.1°
대역폭	1MHz	1024MHz	2000MHz
안테나	Phased Array	Parabolic (36.6m)	Parabolic (12.2m)
안테나 이득	-	67.2dBi	63.6dBi

주물체 감시 및 추적에 사용되고 있으며[2], 주요 제원은 Table 2에 정리하였다.

유럽은 유럽우주국(ESA)를 중심으로 여러 가지 우주물체 감시 및 추적연구를 진행하고 있다. 대표적인 우주물체 감시 및 추적 레이더는 독일의 TIRA(Tracking and Imaging Radar)와 영국의 Fylingdales, CAMRA(Chilbolton Advanced Meteorological Radar), 프랑스의 GRAVES, 노르웨이, 핀란드, 스웨덴에 설치되어 있는 EISCAT(European Incoherent SCATter) 등이 있다. 그 중 TIRA는 34m Parabolic 안테나를 사용하고, L-Band와 Ku-Band를 각각 우주물체를 추적과 레이더 이미지를 생성에 사용하는 대표적인 우주물체 추적레이더이다. TIRA는 1993년부터 지속적으로 우주물체 감시 연구를 통해 우주물체의 특성을 연구하고 우주물체 분포를 모사한 모델의 검증을 하고 있다. 또한 미국, 유럽의 다른

Table 3. European Space Tracking Radar

항목	TIRA	ESR	CAMRA
주파수	L-Band (1.33GHz) Ku-Band (16.7GHz)	UHF (500MHz)	S-Band (3GHz)
최대출력	1.5MW(L) 13kW(Ku)	1MW	700kW
빔폭	0.49°(L) 0.031°(Ku)	0.41°	0.28°
대역폭	250KHz(L) 2.1GHz(Ku)	-	-
안테나	Parabolic (34m)	Parabolic (32m)	Parabolic (25m)
안테나이득	49.7dBi(L) 73.2dBi(Ku)	42.5dBi	53.5dBi
추적거리	1,000km (2cm)	1,000km (2.5cm)	600km (10cm)

레이더 및 전파망원경과 합동연구를 진행하고 있으며 지속적인 레이더 개량과 새로운 필터를 개발/적용하여 다양한 연구를 진행하고 있다[3]. TIRA와 EISCAT Svalbard Radar, CAMRA의 주요 제원은 Table 3에 정리하였다.

한국은 이러한 우주물체 감시 및 추적용의 레이더를 보유하고 있지 않지만, 한국항공우주연구원(이하 “항우연”) 나로우주센터는 나로호 발사 시 발사체의 궤적을 정밀추적하기 위한 레이더를 고히과 제주에 각각 설치, 운영하고 있다. 본 논문에서는 나로우주센터의 추적레이더를 국제우주정거장 추적에 사용하기 위해 레이더 탐지기법과 운영개념을 개발한 내용을 기술한다. 또한 나로우주센터의 우주물체 추적 능력을 연구하고 추적대상을 선정하여 국제우주정거장을 추적한 내용을 기술한다. 또한 국제우주정거장 추적 결과 획득한 레이더 추적데이터를 이용하여 국제우주정거장의 궤도를 결정한 내용을 기술하고, 궤도결정 결과를 TLE와 비교하여 궤도결정의 유효성을 분석하였다.

II. 본 론

2.1 국제우주정거장 추적을 위한 운영개념 개발 및 추적시험

2.1.1 나로우주센터 추적레이더

나로우주센터 추적레이더의 주목적은 발사체

Table 4. Tracking Radar Major Specification

항목	규격
주파수	• C-Band : 5.3 ~ 5.8 GHz
송신기	• 최대출력: 250kW • 펄스폭: 0.5, 1, 4usec • PRF: 300 ~ 3,000Hz
수신기	• 중간주파수: 1,750MHz, 70MHz
안테나	• 형태 및 이득: 4m, 43dBi
페데스탈	• 동작범위: 방위각(360° 연속) 고도각(-5° ~ +85°)

정밀추적이다. 안정적이고 연속적으로 발사체의 정밀궤적을 추적하기 위해 고히과 제주에 같은 제원의 레이더가 각각 설치되어 있다. 추적모드는 레이더에서 송신한 신호가 대상에 반사되어 오는 신호를 수신해서 추적하는 Skin Tracking 모드와 레이더에서 송신한 신호에 대해 발사체의 Transponder에서 송신하는 응답신호를 수신하여 추적하는 Beacon Tracking 모드로 운영된다. 각 모드별 최대 추적거리는 Skin Tracking과 Beacon Tracking 시에 레이더 단면적(RCS, Radar Cross Section)이 1m²인 표적을 대상으로 각각 300km와 3,000km 이상이다. 고히과 나로우주센터와 제주추적소에 설치되어 있는 두 레이더 간에는 별도의 데이터 링크를 구성하여 추적레이더 간 동기 및 데이터 Slaving이 가능하도록 구성하였다. 추적레이더의 주요 성능은 Table 4와 같다[4].

2.1.2 추적대상 선정

레이더의 최대 탐지거리는 최대출력 및 주파수, 안테나이득 등을 통해 정해진다. 레이더를 통해 추적하고자 하는 우주물체의 일반적인 고도범위는 지구로부터 약 2,000km까지의 물체이다. 하지만 나로추적 레이더는 레이더 주요특성에 따라 최대탐지거리가 제한되기 때문에, 추적시험에 적절한 대상을 선정해야 했다. 기본적인 레이더 공식에서 최대탐지거리를 나타내면 식 (1)과 같이 나타낼 수 있다.

$$R_{max} = \sqrt[4]{\frac{P_t G^2 \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 (P_r)_{min} L}} \quad (1)$$

분자항의 P_t는 레이더의 최대출력, G는 안테나의 이득, λ는 전파의 파장, σ는 레이더 단면적(Radar Cross Section, RCS)을 나타낸다. 그리고

Table 5. Satellite RCS and Perigee Altitude

위성	다목적실용위성 2호	국제 우주정거장
레이더 단면적(m ²)	2.12	400
근지점 고도(km)	674	398

분모항의 $P_{r_{MIN}}$ 은 레이더 수신감도, L 은 레이더 시스템의 손실을 의미한다. 이 중 레이더 단면적을 제외한 파라미터는 레이더 설계 단계에서 고정되기 때문에 정해진 레이더의 성능 안에서 탐지거리를 늘리기 위해서는 레이더 단면적이 큰 추적대상을 선정해야 한다. 이를 위해 항우연에서 운영 중인 다목적실용위성 2호와 지구궤도를 도는 우주물체 중 가장 큰 레이더 단면적을 가지는 국제우주정거장(ISS, International Space Station)을 대상으로 추적가능 여부를 연구하였다. 각 위성의 레이더 단면적은 민간에 배포되는 우주물체 카탈로그를 참조하였으며[5] 각 위성별 레이더 단면적과 근지점 고도는 Table 5에 나타내었다.

위에서 언급한 바와 같이 나로 추적레이더의 Skin Tracking 최대 탐지거리는 레이더 단면적이 1m²인 표적 기준으로 약 300km이나 식(1)에 따라 레이더 단면적이 커질수록 증가한다. 다목적실용위성 2호와 국제우주정거장의 레이더 단면적을 기준으로 할 때, 나로 레이더의 최대탐지거리는 각각 371km와 1,374km이다. 이 거리를 각 위성의 근지점과 비교할 때 다목적 실용위성 2호는 추적이 불가능할 것으로 판단했고 국제우주정거장은 추적이 가능할 것으로 판단했다. 레이더 단면적에 따른 최대탐지거리는 Fig. 1에 나타내었다.

2.1.3 국제우주정거장 추적을 위한 운영개념 개발

국제우주정거장 추적에 사용한 나로 추적레이더는 나로호를 Beacon Tracking으로 추적하였고, 국내에서는 국제우주정거장 같은 우주물체를 레이더 추적한 사례가 없었기 때문에 국제우주정거장을 추적하기 위한 운영개념을 새로이 개발할 필요가 있다. 미국과 유럽 등 해외에서 사용하는 우주물체 탐지 기법은 크게 두 가지로 볼 수 있다. 첫 번째는 유럽에서는 Beam-park이라고 불리며 미국에서는 Staring 모드라고 불리는 공간(Volume) 지향 관측기법이다[6]. 공간지향 관측개념은 레이더 위치를 기준으로 일정한 공간에

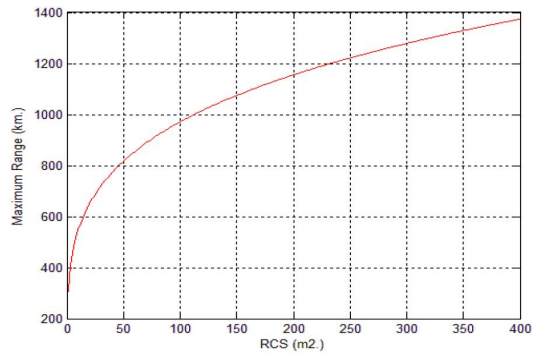


Fig. 1. NARO Radar Maximum Tracking Range Varying RCS

Beam을 고정적으로 방사하여 그 Beam을 지나가는 물체를 관측하는 방식이다. 주로 우주물체의 Flux를 탐지하여 우주물체 혹은 우주파편의 궤도 특성을 연구하거나 우주물체 Population을 예측한 모델을 검증하는 목적으로 많이 사용한다. 두 번째는 추적대상의 대략적인 궤도를 레이더에 입력하고 레이더는 입력된 추적대상의 위치로 빔을 지향하여 대상을 추적하는 추적대상(Target) 지향 관측기법이다. 주로 추적 대상의 대략적인 궤도를 알고 있는 상태에서 충돌회피 등을 위해 더욱 정밀한 궤도를 얻고자 할 때 사용한다.

두 가지 방법을 각각 적용하여 추적시험을 수행하고 결과를 분석하여 우주물체 추적을 위한 운영개념을 개발하였다. 첫 번째로 시도한 방식은 공간지향 모드와 동일하게 추적 대상의 진행 예상위치에 빔을 고정하여 방사하는 개념이다. 하지만 빔을 움직이지 않는 Beam-Park 방식과 다르게 표적획득(Target Aquisition)이 되고 추적대상으로부터 신호가 검출되면 추적을 시작하는 방법이다. 하지만 추적레이더의 빔폭 및 추적범위는 좁게 한정되기 때문에 빔을 고정하여 한 곳으로 방사하는 방식은 표적획득이 용이하지 않았다. 이 운영개념으로 국제우주정거장을 추적한 총 5회의 시험에서 1번의 시험만 추적에 성공하였고, 국제우주정거장을 추적하기에 적합하지 않다고 판단하였다.

표적획득의 기회가 1번으로 제한되는 공간지향 추적기법의 단점을 보완하고 표적획득을 용이하게 하기 위해서 추적대상의 예상궤도를 미리 레이더에 입력하고 Table Tracking으로 추적하여 표적획득이 되면 자동추적을 하는 운영개념을 개발하였다.

이러한 운영개념을 위해 필요한 예상궤도정보는 미 합동우주 운영센터(JSpOC, Joint Space Operation Center)에서 주기적으로 배포하는

TLE(Two Line Element)를 AGI社의 상용 소프트웨어인 STK(System Tool Kit)로 궤도전파(propagation)하여 생성하였다. 그리고 생성된 예상궤도 정보를 레이더 위치 기준의 거리 및 방위각, 고각으로 변환하여 레이더에 입력하였다. 이렇게 입력된 예상궤도를 바탕으로 추적대상을 Table Tracking으로 추적함으로써 모든 패스 구간에서 표적획득을 할 수 있는 기회를 갖게 되었고 총 5회의 추적시험 결과 5번 모두 추적에 성공하였다.

이와 같이 두 가지 레이더 운영개념을 적용하여 추적실험을 수행한 결과, 나로 추적레이더를 이용한 국제우주정거장 추적에 추적대상 지향탐지 기법이 효과적인 것으로 분석되었고 이를 위한 사전궤도 정보로 TLE를 사용하는 것이 적절한 것으로 분석되었다.

2.1.4 국제우주정거장 추적 결과분석

Figure 2는 국제우주정거장이 레이더로부터 약 1,180km 떨어진 거리부터 추적되기 시작하여 595km까지 가까워진 후 다시 떨어져 1,260km 떨어진 거리까지 추적되는 것을 보여준다. Fig. 2를 보면 추적구간 동안 자동추적과 추적실패가 반복적으로 발생하였다. 식 (1)에서 볼 수 있듯이 추적여부를 결정하는 파라미터 중 고정변수가 아닌 것은 대상까지의 거리와 대상의 레이더 단면적이고 자동추적이 되지 않은 구간보다 더 먼 구간에서 추적이 된 구간이 있는 것을 볼 때, 추적실패의 가장 큰 원인을 레이더 단면적의 변동으로 볼 수 있다. 일반적으로 레이더 단면적의 변동 원인은 레이더가 대상을 바라보는 각도(Asspect)와 주파수의 변화 등이 있다. 본 실험에서는 주파수의 변화보다는 레이더가 국제우주정거장을 바라보는 각도가 변화함에 따라 추적실패가 발생한 것으로 분석된다. 추적시험의 정확도

를 판단하기 위해 측정데이터와 TLE 데이터를 비교하였으며, 측정오차는 거리오차의 경우 최대 2,700m로 나타난 반면 각도 오차는 모든 구간에서 대체로 0.5도 이내로 나타났다[4].

2.1.5 국제우주정거장 궤도결정

일반적으로 레이더와 저궤도 위성과의 가시거리(LOS, Line of Sight)가 확보되는 시간은 10분 내외지만, 앞에서 기술한 바와 같이 레이더의 최대 추적 능력과 레이더단면적 변동 등의 이유로 레이더 추적시험 별로 각각 2 ~ 5분의 추적 데이터를 확보할 수 있었으며 확보한 추적 데이터는 레이더 위치 기준의 국제우주정거장까지 거리, 방위각, 고각과 수신신호 레벨, 국제우주정거장의 고도였다. 이러한 데이터 중 궤도결정에 사용할 수 있는 데이터는 거리, 방위각, 고각이다. 일반적으로 궤도결정 시 정확하지 않은 방위각, 고각 관측치가 포함된 관측치를 사용하면 궤도결정결과에 나쁜 영향을 미치는 것으로 알려져 있다. 하지만 거리 데이터의 불확실성이 증가할 경우에는 방위각, 고각 관측치가 좋은 보완요소가 될 수 있기 때문에 본 논문에서는 서로의 관측치 오차를 보완하기 위해서 거리, 방위각, 고각 데이터를 모두 사용하여 궤도결정을 실시하였다.

궤도결정에 사용한 Tool은 앞에서 언급한 STK와 마찬가지로 AGI에서 개발한 사용 궤도결정 프로그램인 ODTK(Orbit Determination Tool Kit)이다. ODTK는 Wright가 제안한 궤도결정방식을 사용하고 있으며, 초기궤도 정보(Initial Orbit)를 바탕으로 순차적으로 들어오는 관측데이터에 순차필터(Sequential Filter)를 적용하여 궤도를 결정한다. 이러한 방식은 시간이 지날수록 추정오차가 누적되므로, 궤도오차를 줄이기 위해 Smoother를 이용하여 궤도를 보정해준다. 선행연구 사례로 국내에서 레이더 추적 시뮬레이션 데이터와 ODTK를 사용하여 궤도결정을 한 사례가 있으며, 해당 연구에서 궤도결정 결과의 정확도가 위성 운영에 충분한 수준임을 보인 바가 있다[7],[8].

ODTK는 다양한 관측치 Format을 지원하고 있으며 레이더 데이터는 다수의 상용프로그램에서 사용되고 있는 GEOSC 포맷을 지원하고 있다. 나로 추적레이더로부터 획득한 데이터를 ODTK에 관측치로 입력하기 위해서는 먼저 GEOSC 포맷으로의 변환이 필요하다. 이를 위해서 추적대상과 추적레이더의 ID, 시간, 거리 및 각도 정보와 센서의 정확도 등을 정의된 포맷으로 변환하였다.

궤도결정과정에서 초기궤도 정보를 바탕으로

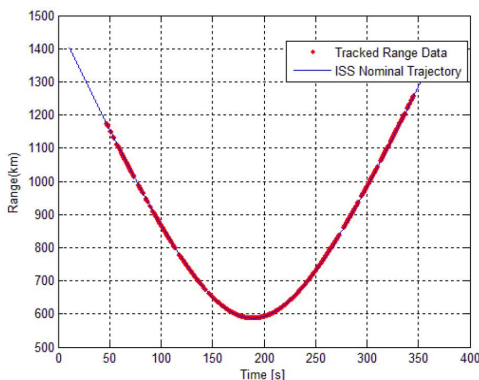


Fig. 2. ISS Range Measurement

순차적으로 들어오는 관측치를 처리하여 궤도를 결정하지만 관측치가 없는 구간에서는 궤도역학 모델에 의존하여 궤도를 결정한다. 따라서 이번 추적실험 결과와 같이 관측치가 충분하지 않은 경우에는 궤도역학 모델을 정확하게 설정하는 것이 중요하다. 특히 국제우주정거장은 비교적 저궤도에서 궤도 운동을 하기 때문에 대기저항(Atmospheric drag)에 의한 영향이 매우 크고 그와 관련된 모델링을 정확히 하는 것이 중요하다. 이와 같은 대기저항에 의한 섭동력(Perturbation)은 식(2)로 나타낼 수 있다.

$$F_D = -\frac{1}{2}\rho A C_d V^2 \quad (2)$$

ρ 는 해당 고도의 대기밀도이고, A 는 대기의 영향을 받는 단면적(Sectional Area)이며, C_d 는 항력계수(Coefficient of Drag)이고 V 는 위성의 속도를 나타낸다. 이러한 대기저항으로 발생하는 가속도는 다음의 식(3)으로 나타낼 수 있다.

$$A_D = \frac{F_D}{m} = \frac{\rho C_d A V^2}{2m} \quad (3)$$

m 은 위성의 질량을 나타내며 국제우주정거장의 질량은 NASA가 운영하는 국제우주정거장 홈페이지에서 확인할 수 있다[9].

식(2)와 식(3)의 대기저항과 관련된 변수 중 정확한 수치를 공개하는 변수는 그 값을 사용하였으나, 그렇지 않은 변수들에 대해서는 추가적인 연구가 필요했다.

먼저 항력계수는 NASA 홈페이지에 공개된 수치인 2를 적용하였다[9]. 질량 역시 NASA 홈페이지에 공개되는 수치를 참고하였으나 소유즈(SOYUZ) 우주선의 Docking과 Undocking과 연료 사용 등으로 인해 수시로 변동되는 것을 감안하여 400,000Kg로 가정하였다.

하지만 대기저항에 영향을 받는 단면적에 대한 정확한 값은 공개되어 있지 않아 이에 대한 추가적인 연구가 필요했으며, 이를 위해 앞서 언급한 TLE의 B*를 사용했다. B*는 SGP4 위성 궤도전파 모델의 대기저항을 모델링하는 변수로 식(4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$B^* = \frac{\rho_0 B}{2} = \frac{\rho_0 C_d A}{2m} \quad (4)$$

위의 식(4)를 이용하여 단면적을 추정했으며, ρ_0 는 근지점의 대기밀도를 의미하고 이 값은 CIRA(COSPAR International Reference Atmosphere)

Table 6. Tracking Radar Major Specification

Parameter	Value
Satellite Mass	• 400,000kg
Sectional Area	• 548m ²
Gravity Model	• JGM3
Drag Model	• Jacchia 1971

Table 7. Measurement Information

Date	Time(UTC)	Duration(s)
'14.6.17.	06:56:29 ~ 07:01:18	291
'14.6.18.	06:09:03 ~ 06:13:27	264

-2012의 데이터를 사용하였다[10]. 궤도결정 기간인 2014년 6월 17일부터 6월 18일까지 배포된 모든 TLE의 B*로부터 단면적을 추정한 결과, 최소값은 544m²였고 최대값은 552m²로 각각의 TLE에서 추정한 단면적의 편차가 크지 않았다. 궤도결정에는 평균값인 544m²를 사용하였다.

위와 같은 변수에 중력장 모델은 JGM의 70차항까지 사용하였으며, 지구 대기 모델은 Jacchia 1971 모델을 사용하였다. 궤도결정에 사용된 궤도역학 모델은 Table 6에 나타내었다.

궤도결정에 사용되는 초기궤도(Initial Orbit Determination)는 앞서 레이더 추적을 위해 사용하였던 TLE를 궤도전파(propagation)하여 Cartesian 형태의 거리와 속도 Vector로 변환하여 사용하였다. 궤도결정에 사용한 레이더 관측치의 정보는 Table 7에 나타내었으며 궤도결정 구간은 이 데이터를 모두 포함하는 2014년 6월 18일 06:00에서 2014년 6월 19일 07:00까지로 설정하였다.

위에서 설정한 궤도역학 모델과 관측치에 순차필터와 스무더를 적용하여 얻은 오차 공분산으로부터 궤도결정 결과의 위치 불확실성(Uncertainty)을 확인할 수 있다. Fig. 3은 궤도결정 결과의 위치 불확실성(Position Uncertainty)을 나타낸다.

Figure 3에서 각 방향의 위치 불확실성을 비교할 때 위성의 속도 방향인 In-track 성분이 Radial-Track성분이나 Cross-Track성분에 매우 높은 것을 알 수 있다. 그리고 In-track 성분의 경우 데이터가 존재하는 궤도결정 구간의 양 끝에서 낮은 불확실성을 보이고 관측데이터가 없는

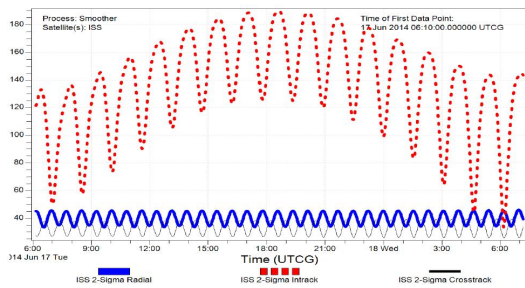


Fig. 3. Position Uncertainty

구간에서는 높은 불확실성을 보이고 있다.

높은 위치 불확실성의 가장 큰 이유는 관측치 사이의 공백이 큰 것이라고 분석된다. 실제 환경과 설정한 궤도역학 모델의 차이로 인해 오차가 발생하는데, 그 오차가 관측치의 공백이 길어짐에 따라 커지고 있는 것으로 분석된다.

또한 궤도결정에 사용된 각 패스의 관측치가 5분이 안 되는 짧은 구간이기 때문에, 역학모델의 예상치에 관측치를 갱신하는 기간이 짧아 불확실성이 높아진 것으로 분석된다.

마지막으로 유럽의 EISCAT 레이더 데이터를 이용한 궤도결정 연구결과에 따르면 정확한 궤도결정에 필요한 최소 패스를 3번이라고 기술하고 있는데[11] 비해 본 시험에서는 2개의 패스에서 획득한 데이터만을 가지고 궤도를 결정한 것도 불확실성을 높인 이유로 분석된다.

궤도결정결과의 유효성을 판단하는 방법은 정밀궤도결정 결과와의 비교, 중첩법(Overlapping), 타기관에서 수행한 궤도결정결과와의 비교 등이 있다. 본 논문에서는 TLE를 이용하였다. 기존 연구결과에 따르면 다목적실용위성 2호를 한 시점의 TLE와 SGP4 궤도전파기로 궤도전파할 경우 일주일에 약 4km 정도의 궤도예측 오차를 가지지만, 해당 구간의 TLE를 모두 사용하여 순차적으로 궤도를 전파할 시 1~2km 수준의 궤도예측 오차를 가진다[12]. 따라서 궤도오차를 최소화하기 위해 궤도결정 기간 내의 모든 TLE를 SGP4 궤도전파기로 전파하여 기준 궤도를 생성하고 궤도결정결과와 RIC(Radial-track, In-track, Cross-track) 방향 및 거리에 대해 비교하였다. Fig. 4에 분석결과를 나타내었다.

위치 불확실성에서 보인 경향과 마찬가지로 In-track 성분에서 가장 큰 차이를 보이며 구간 내에서 1.5km 이내의 차이를 갖는 것을 확인할 수 있었다. Cross-track과 Radial-track은 In-track 방향에 비해 상대적으로 작은 차이를 보이며, 각

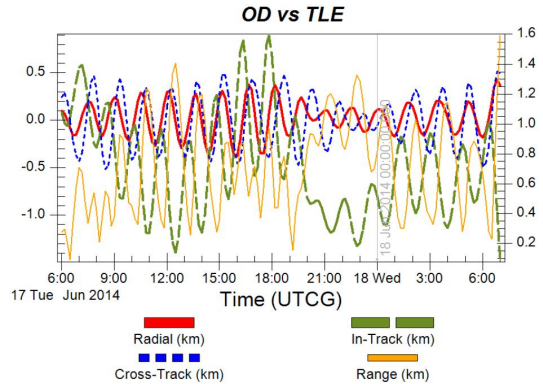


Fig. 4. TLE vs Orbit Determination

각 1km, 0.5km이내의 차이를 갖는 것을 확인할 수 있었다.

이를 통해 레이더 추적 데이터를 이용하여 궤도결정한 결과를 TLE를 궤도 전파한 궤도와 비교하여 TLE의 1~2km 오차범위 안에서 신뢰할 수 있는 결과를 보이는 것으로 분석되었다. 이러한 결과는 충돌예상시점에 임박하지 않은 운영위성과 우주물체의 충돌관리에 사용할 수 있을 것으로 분석된다. 또한 본 연구결과를 발전시켜 향후에 계속 될 레이더를 이용한 우주물체 추적 및 궤도결정 연구에 활용할 수 있다고 판단한다.

III. 결 론

우주과편이 지속적으로 증가되는 우주환경에서 우주상황인식과 그 기초가 되는 우주물체 감시 및 추적에 대한 중요성은 날로 커지고 있다. 아직 한국에는 우주물체 감시 및 추적 목적의 레이더가 없지만 본 논문에서는 항공우주연구원 나로우주센터에서 보유하고 있는 나로호 발사체용 추적레이더를 이용하여 국제우주정거장을 추적할 수 있는 운영개념을 개발하고, 국제우주정거장을 추적하였다.

5회 레이더 추적 시도 중 5회 모두 추적에 성공하여 개발한 추적대상 지향기법이 국제우주정거장 추적에 효과적인 것으로 분석되었다. 그리고 추적결과 획득한 레이더 데이터를 이용하여 궤도를 결정하였다. 궤도결정 결과를 TLE를 궤도 전파한 궤도와 비교하여 TLE의 1~2km 오차범위 안에서 신뢰할 수 있는 결과를 보이는 것으로 분석되었다. 이러한 결과는 충돌예상시점에 임박하지 않은 운영위성과 우주물체의 충돌관리에 사용할 수 있을 것으로 분석된다. 또한 본 연구결과를 발전시켜 향후에 계속 될 레이더를 이

용한 우주물체 추적 및 궤도결정 연구에 활용할 수 있다고 판단한다.

또한 향후 연구에는 제주 추적소 기준으로 하루 동안 국제우주정거장의 가시거리가 확보되는 패스는 4~5패스이다. 하지만 이 중 레이더로 관측이 용이한 최대고각이 20도 이상이고 최소 탐지거리가 1,000km 이하인 패스는 2~3패스이다. 따라서 최소 2일 이상동안 연속된 패스를 관측할 경우 4~5패스 이상의 데이터를 확보할 수 있고, 궤도결정 구간 내의 많은 패스의 데이터를 사용하여 더욱 정밀한 궤도결정 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다. 마지막으로 본 논문에서 추적 시험에 사용한 나로 추적레이더는 레이더 성능면에서 추적할 수 있는 우주물체가 제한되었기 때문에 국제우주정거장을 추적하였다. 추후 연구에서 일반적인 우주파편을 추적하기 위해서는 최대 출력, 안테나 이득 등이 더 높은 레이더가 필요하며 X-Band를 사용하는 고출력의 레이더를 사용할 경우 1,500km에서 직경 30cm급의 원형물체를 추적할 수 있을 것으로 기대된다.

Reference

- 1) Haines, Linda, and Phillip Phu. "Space Fence PDR Concept Development Phase." Proc. Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, Maui, HI. 2011.
- 2) Colarco, Richard F. "Space Surveillance Network Sensor Development, Modification, and Sustainment Programs." Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. Vol. 1. 2009.
- 3) Krag, H., Klinkrad, H., Flohrer, T., & Fletcher, E. (2010). The European Surveillance and Tracking System Services and Design Drivers. In Proc. of SpaceOps 2010 Conference, Huntsville (US) AIAA-2010-1927.
- 4) Han-Seop Shin, Jee-Hwan Choi, Dae-Oh Kim, Tae-Hyung Kim, "The Analysis for the ISS Tracking of the Tracking Radar in NARO Space Center," Proceeding of the 2014 KSAS Fall Conference, pp. 1303~1306.
- 5) www.celestrack.com
- 6) Mehrholz, D., L. Leushacke, and R. Jehn. "The COBEAM-1/96 experiment." Advances in Space Research 23.1 (1999): 23-32.
- 7) Dong-Hyun Cho, Hae-Dong Kim, 2013, "Precise Orbit Determination for the KOMPSAT-2 Using Radar Tracking Data," Proceeding of the 2013 KSAS Spring Conference, pp. 748~751.
- 8) Dong-Hyun Cho, Hae-Dong Kim, 2015, "Analysis of Orbit Determination of the KARISMA Using Radar Tracking Data of a LEO Satellite"
- 9) <http://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/orbit/ISS/SVPOST.html>
- 10) COSPAR International Reference Atmosphere-2012
- 11) Baig, J., Martinerie, F., Sutter, M., Martinot, V., Fletcher, E., "Radar Tracking Campaigns for ESA CO-VI," European Space Surveillance Conference, 2011
- 12) Dong-Hyun Cho, Sang-Hyeok Han, Hae-Dong Kim, 2014, "Compensation method for the SGP4 propagator based on the past TLEs," Proceeding of the 2014 KSAS Fall Conference, pp. 624~629.