

지상 장거리레이다의 위성 탐지 및 추적 기법

김지훈*, 홍성용**

Satellite Detection and Tracking Method of the Ground based Long Range Radar

Jihoon Kim*, SungYong Hong**

요 약

군사용으로 개발된 지상 장거리 다기능레이다는 본래 표적을 탐지/추적하고 요격탄과 교신을 목적으로 개발되었다. 최근에 개발되는 레이다는 군 요구사항에 따라 장거리 표적 교전을 위한 송신출력의 증가가 요구되고 있으며, 송신출력 증가에 따라서 본래 임무가 아닌 부수 임무 중 하나로 다양한 위성을 탐지/추적하기 위한 효율적인 방안이 요구되고 있다. 레이다의 송신출력 증가뿐만 아니라, 하드웨어 성능이 향상되면서 레이다 자원을 효율적으로 사용하기 위한 위성 탐지/추적 운용방안 역시 신규로 개발되고 있다. 본 논문에서는 지상용 다기능 레이다를 이용하여 효율적으로 위성을 탐지/추적하기 위한 큐잉 정보 생성 및 파형 운용방안을 제안하였고 개발된 레이다를 운용하여 타당성을 검증하였으며 그 시험 결과를 기술하였다.

Abstract

This paper discusses about the operational method of ground-based long-range multi-function radar for satellite detection/tracking and shows the verification results by satellites measurement. Ground-based multifunction radars were originally developed for the purpose of detecting/tracking targets and communicating with missiles. Recently, there has been a demand for increase transmission power for long-range target detecting/tracking, and a method to efficiently detect/track various satellites as a secondary mission rather than the original mission has been required. In addition to the increase in transmission power, satellite detection/tracking operation methods are being developed to efficiently use radar resources as hardware performance improves. In this paper, we propose a method for generating cueing information and operating method of waveforms to efficiently detection/tracking satellites using ground-based multifunction radars, and verify its validity through radar operation.

Keywords

multi-function radar, satellite tracking, cueing, radar resource management

* 국방과학연구소 미사일연구원
- ORCID: <https://orcid.org/0009-0003-6714-3735>
** 충남대학교 전파공학과 교수(교신저자)
- ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-6505-7663>

· Received: Nov. 27, 2024, Revised: Dec. 12, 2024, Accepted: Dec. 15, 2024
· Corresponding Author: SungYong Hong
Dept. of Radio and information Comm.Eng Chungnam National Univeristy,
Daejeon, Korea
Tel.: +82-42-821-6885, Email: syhong@cnu.ac.kr

1. 서 론

장거리 다기능 레이다는 다수의 탄도탄과 항공기를 탐지/추적하고, 요격탄을 유도하는 최첨단 센서 장비이다. 최근 송신출력이 크게 높아지면서 위성을 탐지/추적하기 위한 연구가 진행되고 있다[1][2].

지상 레이다를 이용해 우주 방향의 전 영역을 빠르게 탐색하기 위해서는 매우 높은 송신 전력의 다수 레이다로 탐색 영역을 커버해야 하는 어려움이 있다. 특히 배치된 다기능 레이다는 자원을 주어진 임무에 주로 사용하고, 여유 자원을 위성을 탐지/추적에 활용하는 것이 일반적이다[3]. 이러한 운용의 제한사항을 고려할 경우, 우주의 일부 영역을 탐색하는 것보다 알려진 큐잉(Cueing) 정보에 의해서 레이다 위성추적을 위한 초기 정보를 생성하는 것이 바람직하다.

큐잉 정보 생성은 사전에 알려진 위성 궤적 정보를 레이다가 사용할 수 있는 레이다 좌표계로 변환하고, 레이다에 정보를 장입하여, 위성이 지나갈 시간을 고려하여 추적 초기 위치를 예측하는 방법이다. 레이다는 예측된 위치에 레이다 추적 빔을 방사하여 추적 초기화를 달성한다.

그림 1은 인공위성 추적을 위한 레이다 운용 개념도이다.

파형 운용방안과 관련하여, 레이다와 위성 간의 거리가 매우 멀기 때문에 거리 모호성을 고려한 펄스반복간격(PRI, Pulse Repetition Interval)을 설정하면 추적 주기가 길어진다.

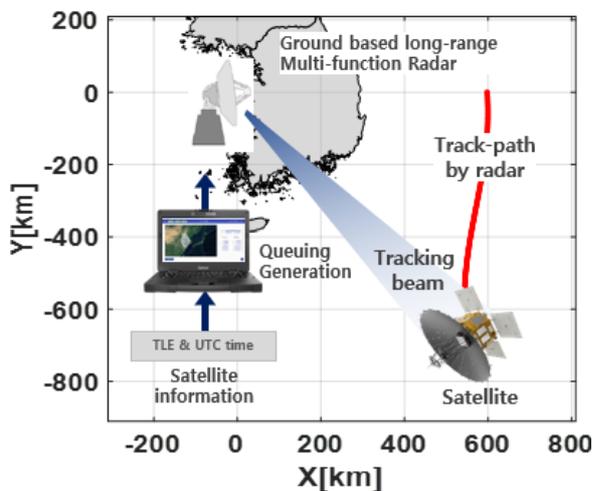


그림 1. 인공위성 추적을 위한 레이다 운용 개념도
Fig. 1. Radar operation concept for satellite tracking

이는 추적 관측 업데이트 주기에 악영향을 미친다. 또한 과도하게 추적에 많은 시간 자원이 사용되는 문제가 발생한다. 따라서 큐잉 정보에 의해 예상되는 거리 정보를 활용해 거리 폴딩(Range folding) 방식을 고려한 PRI 설정이 필요하다[4]. 또한 원거리 표적에 대한 신호대잡음비(SNR)를 개선하기 위한 적절한 펄스반복주기를 갖는 N개의 연속펄스를 송신 및 시간지연 처리 방법을 적용해야 한다.

본 논문에서는 지상 장거리 다기능레이다를 활용하여 위성을 탐지/추적하기 위한 큐잉 정보 생성 및 파형 운용 기법을 제안하고 타당성을 검증하고자 한다[5].

II. 큐잉 정보 생성

2.1 위성 궤적 정보

위성 궤적 정보를 기술하는 데이터 포맷으로는 TLE(Two Line Element)가 있으며 이를 이용하여 궤적을 생성할 수 있다. TLE는 지구를 선회하는 위성 에 대한 궤도 정보를 포함하며 2줄의 식으로 표현된다. 이 데이터는 NORAD(North American Aerospace Defense Command)에서 측정하고 업데이트된다. TLE 정보의 업데이트 주기는 위성의 궤적 변화 및 파편 등에 의한 위협으로부터 위성을 보호하기 위한 회피 기동 등의 요인에 의해 결정된다. TLE 정확도는 궤적의 종류, 모양, 위성 계측에 사용된 센서, 우주 환경에 따라 다르다. 일반적으로 TLE 정보는 계측 시점으로부터 수 일에서 수 주 동안만 사용하는 것을 권장한다.

대부분 TLE 데이터는 SGP(Simplified General Perturbations)4 모델을 적용하여 과거의 궤적을 토대로 예상 궤적을 생성한다. 따라서 기동성이 적은 위성 에 이들 전 TLE 데이터를 사용하는 경우 신뢰성이 높다.

2.2 인공위성 좌표계

TLE 데이터를 이용하여 위성 궤적을 생성하는 경우 TEME(True Equator, Mean Equinox) 좌표계로 표현된다.

궤적을 이용하기 위해서는 표준적으로 사용되고 있는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계로의 변환이 필요하다.

TEME 좌표계는 위성 궤적 정보를 기술하는 좌표계로 TLE 데이터 포맷에서 사용되는 관성 좌표계이고, ECEF 좌표계는 지구 중심이 원점이며 X축은 Prime Meridian과 적도 면의 교선, Y축은 Prime Meridian 기준 동 방향으로 90도 회전한 면과 적도 면의 교선, Z축의 북극 방향 지구 회전축으로 정의된다. TEME 좌표계는 관성 좌표계이지만 ECEF는 시간에 따라 회전하는 좌표계이다. 그러므로 TEME에서 ECEF로의 변환을 위해 기준(현재) 시간 정보가 반영되어야 한다.

2.3 기준(현재) 시간 정보

태양시를 측정할 수 있는 표준으로는 UT(Universal Time)이 있다. UT는 그리니치 천문대를 지나는 자오선 기준으로 계산되는 태양시이며, UT0과 UT1으로 세분화할 수 있다. UT0는 자전축이 고정된 이상적인 자전 지구만 고려한 시간이고, 반면에 UT1은 지구의 자전축 이동 현상이 반영된 더 정교한 시간이다. 우주 역학을 고려할 때는 UT1이 주로 사용된다.

한편, 우주 역학을 다룰 때는 JD(Julian Date) 시간이 사용되며 IAU(International Astronomical Union)에서 권장하는 MJD(Modified Julian Date)가 주로 사용된다. JD와 MJD의 관계는 식 (1)과 같다.

$$MJD_X = JD_X - 2,400,000.5 \quad (1)$$

위 식에서 MJD_X 및 JD_X 의 아래 첨자 X는 사용된 기준 시간 (UTC, UT1 등)을 나타낸다. MJD와 UTC 시간 사이에는 식 (2)~(4)와 같은 관계식이 성립한다.

$$JD_{UTC} = \text{INT} [356.25 \cdot (Y + 4716)] + \text{INT} [30.6001 \cdot (M + 1)] + D + B - 1524.5 + C \quad (2)$$

$$B = 2 - \text{INT} \left[\frac{Y}{100} \right] + \text{INT} \left[\frac{\text{INT} \left[\frac{Y}{100} \right]}{4} \right] \quad (3)$$

$$C = \frac{\frac{S}{60} + \text{Min}}{60} + H \quad (4)$$

위 식에서 UTC 시간은 Year(Y), Month(M), Day(D), Hour(H), Minute(Min), Sec(S)와 같다. 우주 역학 분석에는 UT1 시간이 더 용이하므로 식 (5)를 사용하여 MJD_{UT1} 를 최종적으로 얻을 수 있다.

$$MJD_{UT1} = MJD_{UTC} + \Delta UT1 \quad (5)$$

위 식에서 $\Delta UT1$ 는 EOP(Earth Orientation Parameters)에서 제공되는 값 중에 하나로 천문 관측 기관에서 제공한다.

Julian 시간을 표현하는 다른 방법으로 Julian Centuries가 있다. Julian Centuries는 특정 기준으로부터의 Centuries를 나타내며 가장 보편적인 J2000 기준으로 Julian Centuries는 식 (6)과 같이 정의된다.

$$T_X = \frac{JD_X - 2,451,545}{365.25 \cdot 100} \quad (6)$$

다양한 관측 결과에 의하면 상대론적 효과(Relativistic effect)에 의해서도 시간이 영향을 받는다. 상대론적 효과를 반영한 이론적 시간으로는 지구시(TT, Terrestrial Time)가 있으며 이는 이론적으로 추정된 시간이다. 지구시는 지구 표면에서 천문 관측 시의 시각 측정에 사용된다. TT, TAI 및 UTC 사이의 관계는 식 (7)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} TAI &= UTC + \Delta AT \\ TT &= TAI + 32.184[s] \end{aligned} \quad (7)$$

위 식에서 ΔAT 는 EOP(Earth Orientation Parameters)에서 제공되는 값 중의 하나이다.

항성시(Sidereal time)로 사용되는 기준 시간에는 GMST(Greenwich Mean Sidereal Time)이 있다. GMST는 춘분점 기준으로 그리니치 자오선이 회전한 각도로 시간을 측정한다. GMST 시간과 UT1 시간 사이에는 식 (8)과 같은 관계식이 성립한다.

$$\theta_{GMST}[s] = 67310.5484 + \left(\begin{matrix} 876600.0 \cdot 3600.0 \\ + 8640184.812866 \end{matrix} \right) \cdot T_{UT1} + 0.093104 \cdot T_{UT1}^2 - 6.2 \cdot 10^{-6} \cdot T_{UT1}^3 \quad (8)$$

식 (8)에서 T_{UT1} 는 J2000으로부터 Julian Centuries 를 나타낸다. GMST 시간을 각도 Radian으로 환산하면 식 (9)와 같이 표현할 수 있다[6].

$$\theta_{GMST}[rad] = \frac{\theta_{GMST}[s]}{3600 \cdot 24} \cdot 2\pi \quad (9)$$

2.4 좌표 변환 (TEME -> ECEF) 및 큐잉 생성

2.3절에서 기술한 시간 정보를 사용해 TEME 좌표계에서 ECEF로의 변환 과정은 식 (10)~(12)와 같다.

$$\mathbf{p}_{ECEF} = [\mathbf{W}(t, x_p, y_p)] \cdot [\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})] \cdot \mathbf{p}_{TEME} \quad (10)$$

$$[\mathbf{W}(t, x_p, y_p)] = \begin{pmatrix} \cos(x_p) \sin(x_p) \sin(y_p) \sin(x_p) \cos(y_p) \\ 0 \cos(y_p) -\sin(y_p) \\ -\sin(x_p) \cos(x_p) \sin(y_p) \cos(x_p) \cos(y_p) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos(x_p) & 0 & \sin(x_p) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(x_p) & 0 & \cos(x_p) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(y_p) & -\sin(y_p) \\ 0 & \sin(y_p) & \cos(y_p) \end{pmatrix} \quad (11)$$

$$[\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})] = \begin{pmatrix} \cos(\theta_{GMST}) & \sin(\theta_{GMST}) & 0 \\ -\sin(\theta_{GMST}) & \cos(\theta_{GMST}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (12)$$

위 식에서 \mathbf{p}_{ECEF} , \mathbf{p}_{TEME} 는 위치 벡터, $[\mathbf{W}(t, x_p, y_p)]$ 는 극이동에 대한 좌표변환 행렬, $[\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})]$ 는 항성시에 대한 좌표변환 행렬을 나타낸다. 세부 좌표변환 과정은 그림 2와 같다.

또한 레이다로 탐지거리 이상의 물체를 탐지/추적하기 위해서는 외부에서 표적의 위치를 알려주는 큐잉이 필수적이다. 큐잉 정보는 외부로부터 제공되는 TLE 데이터를 기반으로 생성한다.

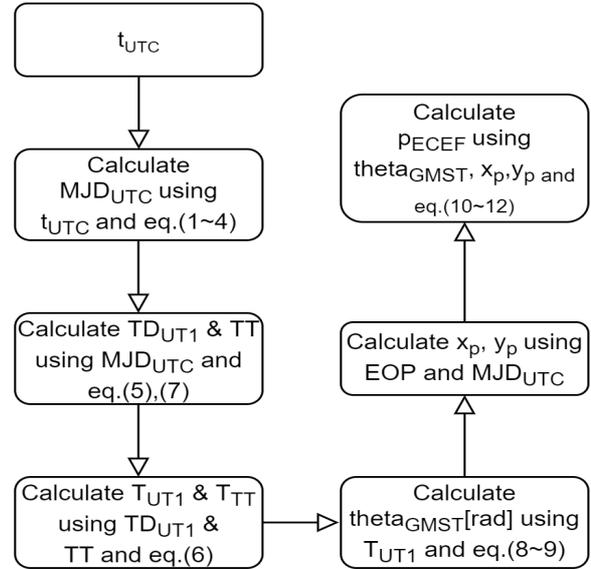


그림 2. 좌표변환 플로우 차트
Fig. 2. Flow chart of coordinate transformation

2.1 및 2.2 절에서 설명한 바와 같이, TLE 데이터는 SGP 모델에 의해 생성되며, TEME 좌표계적 정보를 획득한다. 레이다가 이를 사용하기 위해서는 TEME 좌표계에서 ECEF 좌표계로 변환하고, 다시 ECEF에서 레이다 기준의 직교 좌표계인 ENU 좌표계로 변환한다.

그림 3은 ECEF 좌표계를 보여주며, 이는 Reference ellipsoid의 중심으로부터 떨어진 상대적인 위치를 직교 좌표계 Cartesian coordinates (X,Y,Z)로 도시한 것이다. 한편, ENU 좌표계는 레이다가 배치된 로컬(Local)을 기준으로 하는 직교 좌표계로 그림 4에서 좌표계 형태를 확인할 수 있다. ENU 또는 NUE로 변환된 좌표와 시간 정보를 활용해 생성된 초기 위치를 기준으로 레이다 추적 필터가 초기화되며, 이를 통해 다음 시각에 예상되는 예측 지점에 추적 빔을 방사한다.

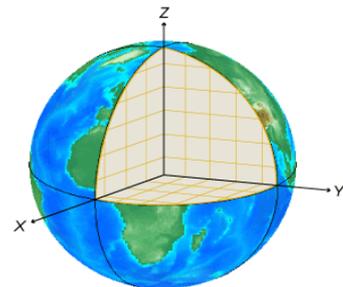


그림 3. ECEF 좌표계[7]
Fig. 3. ECEF coordinates[7]

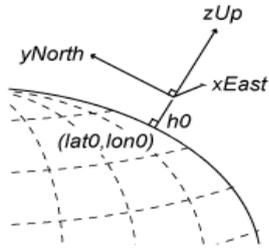


그림 4. ENU 좌표계[7]
Fig. 4. ENU Coordinates[7]

본 논문에서는 1초 주기로 위성 위치를 생성하여 레이더에 외부 표적지정을 위한 큐잉 신호를 생성/전달하였다. 이때 시각 정보 동기화는 2.3절에 기술된 방안을 활용하였다.

III. 위성 표적에 대한 파형 운용 방안

1200km 떨어진 위성에 대해 왕복 지연시간을 계산하면 8ms이다. 마진을 고려해, 12ms 펄스반복주기를 가정한다. 원거리 표적에 대한 SNR을 높이기 위해 8개의 펄스 누적을 적용하면, 관측 샘플 1개 당 약 100ms (0.1초)가 요구된다.

그러나 이런 방법으로 PRI를 설정하는 경우 다음과 같은 문제점이 있다. 첫째, 전체 레이더 프레임 시간을 고려하면 1개 위성을 추적하는데 필요한 시간 점유율이 상대적으로 높다는 점이다. 레이더는 지상에서 탐색 임무 및 다중표적에 대한 추적 임무를 수행한다. 지상 임무 대비 위성추적에 사용되는 자원이 과도하게 높다. 만약 다수의 위성을 추적하는 경우 지상의 임무를 원활하게 수행하지 못하는 문제가 발생한다. 레이더 자원의 배분은 운용 환경 및 임무에 따라 달라지나, 지상에서의 임무가 주 임무인 지상 레이더는 위성추적의 점유율은 최소화하는 것이 바람직하다. 둘째, 약 8km/s의 위성 속도를 고려할 시, 펄스 누적을 위한 펄스의 송수신 처리에 있어서, 펄스와 펄스 사이에 위성 위치 변동 폭이 크다는 점이다. 이를 개선하기 위해 첫 번째 펄스를 기준으로 시간에 따른 위상 변화를 신호처리로 보상하는데, 이 과정에서 오차가 증가한다.

이러한 문제를 해결하기 위해 2장에서 기술한 큐잉 생성을 통해 레이더와 위성 간의 거리 정보를 활용하고자 한다. 예를 들어 1200km 지점에 떨어진 위성으로부터 수신신호는 8ms 후에 도달하므로, 연

속펄스 8개를 보낸 후 8ms 후에 처리하는 방식을 적용한다. 이때 연속적으로 보내는 송신 펄스와 8ms 후에 도달하는 수신 펄스가 상호 겹치지 않도록 PRI를 설정한다. 이를 그림 5에 나타내었다.

위성과 레이더 간 거리가 멀기 때문에 첫 펄스가 송신된 후에 일정 시간 동안 수신 펄스가 없는 Fill pulse 영역이 존재한다. 위성 탐지를 위한 유효 신호대잡음비를 확보하기 위해 N개의 펄스를 송신하고, 지연시간을 고려하여 수신신호 게이트를 열어 수신신호를 처리한다.

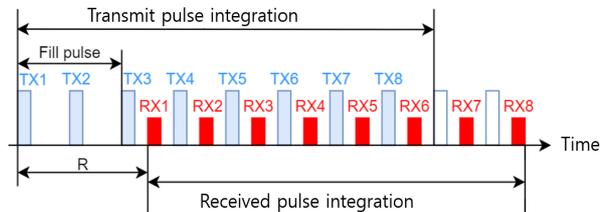


그림 5. 위성추적을 위한 파형 운용개념
Fig. 5. Waveform operation concept for tracking a satellite

수신된 신호를 지연처리하기 위해 송신용 국부발전기와 수신용 국부발전기가 분리되어야 하며, 간략한 송수신구조를 그림 6에 나타내었다.

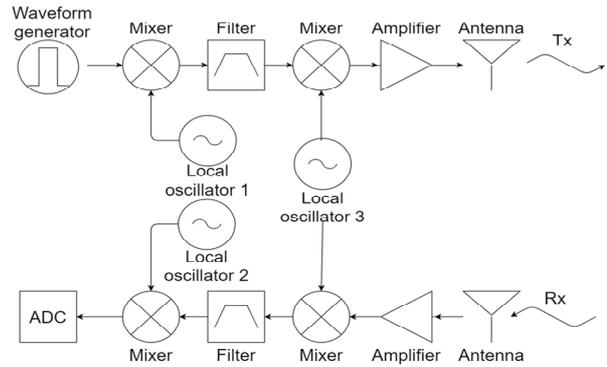


그림 6. 연속펄스 지연처리를 위한 송수신구조 개념
Fig. 6. Transmit and receive architecture concept for Sequential N-pulse delay processing

IV. 기법 검증 결과

4.1 실험 대상 인공위성 설정

인공위성의 종류는 지구로부터 떨어진 거리, 즉 위성의 배치/운용 고도에 따라 구분된다.

위성의 고도가 높을수록 위성의 공전 주기가 길어지고, 고도가 낮을수록 공전 주기가 짧아진다. 고도에 따른 위성의 분류는 표 1과 같다. 표에서 Geostationary Orbit은 정지 궤도 위성을 나타내며 적도 근방에 위치한다. Geosynchronous Orbit은 지구의 태양시와 일반적인 지상 레이다가 탐지 및 추적할 수 있는 위성은 저고도(LEO) 및 중고도(MEO) 위성이다. 본 논문에서 언급되는 레이다의 출력을 고려할 때 탐지 가능한 위성은 저고도(LEO) 위성이며, 안정적인 탐지/추적을 위해서는 RCS≥5를 갖는 위성으로 실험을 수행한다. 선정된 위성의 주요 특징은 표 2와 같다. 주기가 같은 궤적 위성을 나타낸다.

표 1. 고도에 따른 위성 분류
Table 1. Satellite classification by orbit height

	Orbit height	Orbit period
Low Earth Orbit(LEO)	< 2,000km	< 2hour
Medium Earth Orbit(MEO)	2,000 ~ 35,786km	2~24hour
Geostationary Orbit(GO)	35,786km	24hour
Geosynchronous Orbit(GO)	35,786km	24hour
High Earth Orbit(HEO)	35,786km <	24hour <

표 2. 실험 대상 위성의 특징[8]-[11]
Table 2. Characteristics of satellites track-tested in this paper[8]-[11]

Satellite type	Characteristics	Figure
NOAA-19	<ul style="list-style-type: none"> National oceanic and atmospheric administration Elevation ≃ 850km RCS = 5.346m² 	
YAOGAN-30	<ul style="list-style-type: none"> Chinese military satellite Elevation 약 580km RCS = 3.7059m² 	
ISS (Zayra)	<ul style="list-style-type: none"> The International space station Elevation ≃ 408km RCS = 399m² 	
LANSDAT-7	<ul style="list-style-type: none"> Earth observation satellite Elevation ≃ 705km RCS = 4.7002m² 	

일반적인 지상 레이다가 탐지 및 추적할 수 있는 위성은 저고도(LEO) 및 중고도(MEO) 위성이다. 본 논문에서 언급되는 레이다의 출력을 고려할 때 탐지 가능한 위성은 저고도(LEO) 위성이며, 안정적인 탐지/추적을 위해서는 RCS≥5를 갖는 위성으로 실험을 수행한다. 선정된 위성의 주요 특징은 표 2와 같다.

4.2 위성추적 시험 결과

그림 7은 NOAA-19에 대한 위성 탐지/추적 실험 결과를 보인다. 거리 855km 지점에서 추적을 시작하여 1037.9km 지점까지 추적하였다. 추적 소실은 레이다 거리 처리 범위를 벗어났기 때문이다.

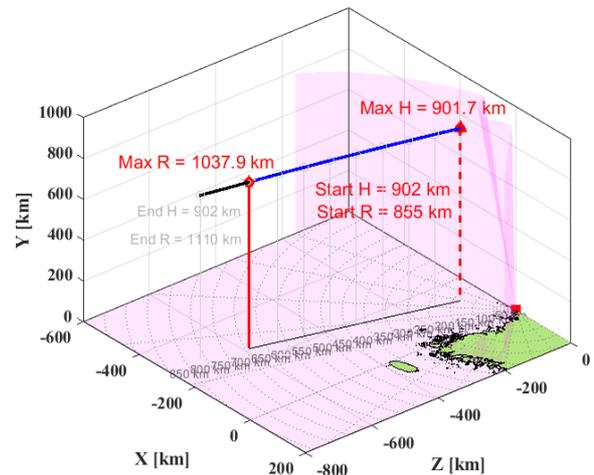


그림 7. 레이다 NOAA-19 위성 탐지/추적 검증 결과
Fig. 7. Radar tracking experimental test result of NOAA-19 satellite

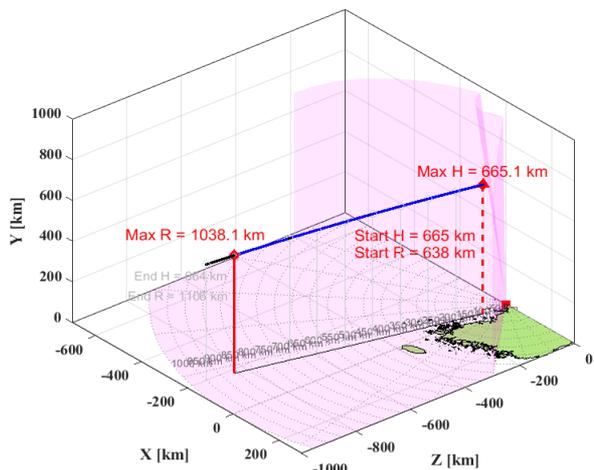


그림 8. 레이다 YAOGAN-30 위성 탐지/추적 검증 결과
Fig. 8. Radar tracking experimental test result of YAOGAN-30 satellite

그림 8은 YAOGAN-30에 대한 위성 탐지/추적 실험 결과를 보인다. 거리 638km 지점에서 추적을 시작하여 1038.1km 지점까지 추적하였다. 추적 소실은 레이다 거리 처리 범위를 벗어났기 때문이다.

그림 9는 ISS(Zayra)에 대한 위성 탐지/추적 실험 결과를 보인다. 거리 886km 지점에서 추적을 시작하여 1038.4km 지점까지 추적하였다. 추적 소실은 레이다 거리 처리 범위를 벗어났기 때문이다.

그림 10은 LANDSAT-7에 대한 위성 탐지/추적 실험 결과를 보인다. 거리 728km 지점에서 추적을 시작하여 1038.0km 지점까지 추적하였다. 추적 소실은 레이다 거리 처리 범위를 벗어났기 때문이다.

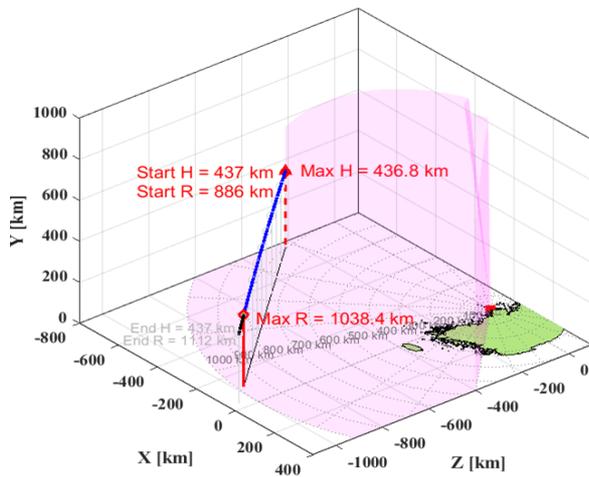


그림 9. 레이다 ISS(Zayra) 위성 탐지/추적 검증 결과
Fig. 9. Radar tracking experimental test result of ISS(Zayra) satellite

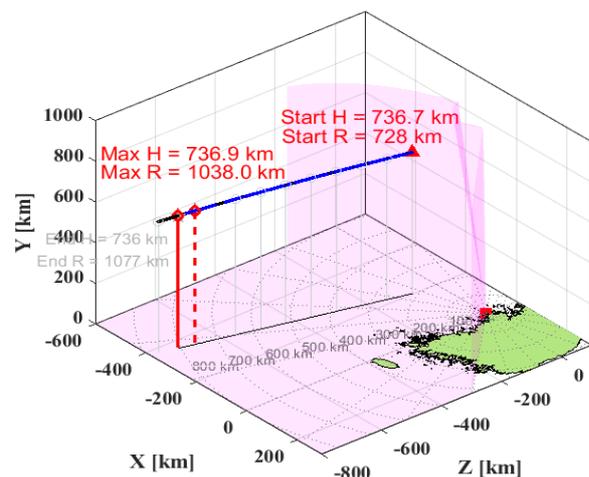


그림 10. 지상 레이다 LANDSAT-7 위성 탐지/추적 검증 결과
Fig. 10. Radar tracking experimental test result of LANDSAT-7 satellite

V. 결 론

지상에 배치된 다기능 레이다에 큐잉을 이용하여 원거리 위성을 탐지/추적하는 방법을 제안하고 탐지/추적 결과를 통하여 검증하였다.

위성추적을 위해 위성의 궤적 정보로부터 레이다에 장입 가능한 큐잉 정보 좌표변환을 통하여 생성하여 위성을 기존 방법과는 다르게 자원분배를 효과적 수행하고 추적하였다. 위성을 탐지하기 위한 파형 운용 기법을 제안하였으며, 연속펄스 지연처리를 통해 자원 사용을 최소화하였다. 또한 신호대잡음비를 개선하는 방안을 활용하여 측정하였다.

본 논문에 활용된 지상 장거리 다기능 레이다는 인접국의 위협에 대응하기 위해 수백km 이내로 탐지/추적을 수행하게 설계되었으나, 제안한 방안을 적용하여 4개의 위성에 대한 탐지/추적 시험수행 결과, 최대 거리 1000km가 넘는 위성을 탐지/추적하였다.

위성을 탐지/추적하기 위해서는 타 체계에서 제공하는 위성의 궤도 정보를 통해 큐잉을 생성해 탐지/추적하는 것이 바람직하다. 향후 위성의 추적 정보를 활용해 레이다의 추적 성능을 점검하는 연구를 진행할 예정이다. 국내 산악환경에서는 원거리 기준 표적을 설정해 시험하는 데 한계가 있으므로, 잘 알려진 위성을 적용하는 방안은 효과적인 수단 이 될 것으로 기대한다.

References

- [1] D. Cataldo, L. Gentile, S. Ghio, E. Giusti, S. Tomei, and M. Martorella, "Multibistatic Radar for Space Surveillance and Tracking", IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, Vol. 35, No. 8, pp. 14-30, Aug. 2020. <https://doi.org/10.1109/MAES.2020.2978955>.
- [2] M. L. Stone and G. P. Banner, "Radars for the Detection and Tracking of Ballistic Missiles, Satellites, and Planets", Lincoln Laboratory Journal, Vol. 12, No. 2, pp. 217-244, Jan. 2000.
- [3] T. A. Bonin and W. A. Brewer, "Detection of

Range-Folded Returns in Doppler Lidar Observations", IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters, Vol. 14, No. 4, pp. 514-518, Apr. 2017. <https://doi.org/10.1109/LGRS.2017.2652360>.

[4] J. Kim and S. Hong, "Satellite tracking method using ground-based multi function radar", KIEES Summer conference, Pyeongchang, Korea, Aug. 2024.

[5] S. Cha, S. Park, J. Jung, W. Kim, and I. Choi, "Efficient Dwell Time Allocation Method for Multi-Function Radar Resource Management", Journal of KIIT, Vol. 21, No. 5, PP 91-100, May 2023. <https://doi.org/10.14801/jkiit.2023.21.5.91>.

[6] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, "Global Positioning System : Theory and Practice", Springer Science & Business Media, Dec. 2012.

[7] MATLAB Help Center, <https://www.mathworks.com/help/map/ref/enu2cecf.html> [accessed: Nov. 15, 2024]

[8] <https://landsat.gsfc.nasa.gov> [accessed: Nov. 15, 2024]

[9] <https://nasa.gov/international-space-station> [accessed: Nov. 15, 2024]

[10] <http://www.n2yo.com/satellite> [accessed: Nov. 15, 2024]

[11] <https://en.wikipedia.org/wiki/NOAA-19> [accessed: Nov. 15, 2024]

저자소개

김 지 훈 (Jihoon Kim)



2009년 2월 : 충남대학교
전파공학과(공학사)
2011년 2월 : 광주과학기술원
기전공학과(공학석사)
2011년 1월 ~ 2014년 10월 :
국방기술품질원 연구원
2014년 10월 ~ 현재 :

국방과학연구소 연구원
2021년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 전파공학과 박사과정
관심분야 : RF 시스템, 레이더 시스템

홍 성 용 (SungYong Hong)



1985년 2월 : 충남대학교 전자
공학과(공학사)
1988년 2월 : 한국과학기술원
초고주파공학(공학석사)
1994년 2월 : 한국과학기술원
초고주파공학(공학박사)
1996년 9월 ~ 현재 : 충남대학교

전파정보통신공학과 교수
관심분야 : 초고주파공학, RF 시스템