

우주감시를 위한 L-Band 위상배열레이다 시스템 설계

Design of L-Band-Phased Array Radar System for Space Situational Awareness

이종현 · 최은정* · 문현욱 · 박준태 · 조성기* · 박장현* · 조중현*

Jonghyun Lee · Eun Jung Choi* · Hyun-Wook Moon · Joontae Park · Sungki Cho* ·
Jang Hyun Park* · Jung Hyun Jo*

요 약

지속적인 우주개발은 인공위성의 지구 추락, 우주잔해물과 우주선 간의 충돌 등 우주위험의 발생 가능성을 크게 증가시킨다. 국내에서는 이러한 우주위험을 감시하기 위한 광학감시체계 구축은 진행하였으나, 독자적인 상시 우주감시 정보 획득 능력을 갖는 우주감시 레이더기술에 대해서는 확보가 필요한 실정이다. 본 논문에서는 재진입하는 우주물체의 추락 위험 및 저궤도 자국 위성의 충돌 위험에 대응하기 위한 우주감시 임무 분석 및 레이더 요구사항 도출을 통해, 우주물체의 탐지 및 추적을 위한 L-band 위상배열레이다 시스템을 제안한다. 우주감시 임무 분석 및 미국, 유럽 등 해외 선진 시스템의 사례 분석을 바탕으로 레이더 고려사항을 정의하고 레이더를 설계하였으며, 지름 10 cm 우주 파편에 대해 최대탐지거리 1,576 km를 가질 뿐, 아니라 탐지 범위 분석을 통해 국내 운용 중인 인공위성에 대해 우주감시 임무 수행이 가능함을 확인하였다.

Abstract

Continuous space development increases the occurrence probability of space hazards such as collapse of a satellite and collision between a satellite and space debris. In Korea, a space surveillance network with optical system has been developed; however, the radar technology for an independent space surveillance needs to be secured. Herein, an L-band phased array radar system for the detection and tracking of space objects is proposed to provide a number of services including collision avoidance and the prediction of re-entry events. With the mission analysis of space surveillance and the case analysis of foreign advanced radar systems, the radar parameters are defined and designed. The proposed radar system is able to detect a debris having a diameter of 10 cm at a maximum distance of 1,576 km. In addition, we confirmed the possibility of using the space surveillance mission for domestic satellites through the analysis of the detection area.

Key words: Space Surveillance Network(SSN), Phased Array Radar, Space Situational Awareness

I. 서 론

우주개발은 군사적, 경제적, 과학적 측면에서 갈수록

그 중요성이 높아지고 있어 선진국에서는 앞다퉀 우주개발을 진행 중에 있으며, 이러한 추세에 따라 전 세계적으로 약 3,000여 개의 인공위성이 우주공간에서 운용되고 있

「이 연구는 2017년 한국천문연구원 우주위험 대응기술 연구의 ‘우주감시레이다시스템 기초기술연구’의 지원으로 연구되었음.」

LIG 넥스원(주) 감시정찰연구센터(Intelligence, Surveillance and Reconnaissance(ISR) Lab., LIG Nex1)

*한국천문연구원 우주위험감시센터(Center for Space Situational Awareness, Korea Astronomy and Space Science Institute)

· Manuscript received January 23, 2018 ; Revised March 7, 2018 ; Accepted March 10, 2018. (ID No. 20180123-012)

· Corresponding Author: Jonghyun Lee (e-mail: jong-hyun.lee@lignex1.com)

다¹¹). 그러나 지속적인 우주개발과 더불어 우주 파편(debris)이 매년 급속도로 증가하고 있어 천문학적인 개발비용이 투입되는 인공위성의 안정적 운용을 위협하고 있을 뿐 아니라, 폐기된 인공위성 및 유성, 소행성 등 매년 총 80톤의 우주 잔해물이 지상으로 추락하고 있는 상황으로 우주물체의 충돌 및 추락에 대한 감시체계 구축 필요성이 날로 커지고 있다^{11,12}). 특히 국내에서도 1992년 우리별 1호를 시작으로 꾸준히 인공위성을 개발하여 발사하고 있는 상황으로 우주 자산 보호에 대한 필요성이 커지고 있으며, 2014년 3월 진주 운석 추락으로 인해 우주물체 추락에 대한 국민적 관심이 증가하고 있는 실정이다.

이러한 필요성에 따라 미국, 유럽 등의 선진국에서는 우주 자산의 보호와 자국민의 안전 확보를 위한 우주감시체계(Space Surveillance Network: SSN) 구축에 많은 노력을 기울이고 있다^{31,34}). 우주감시체계는 주로 광학 및 레이저 시스템과 레이더 시스템으로 구분되며, 감시시스템별 장단점이 있기 때문에 이를 복합적으로 구성하여 우주감시체계를 구축하고 효율적으로 운용할 필요가 있다. 광학 및 레이저 시스템의 경우 감시 거리가 길고 개발 비용이 상대적으로 저렴하며 정밀도가 높은 장점이 있는 반면, 감시영역이 협소하고 기상조건 등에 영향을 받아 상시감시가 불가능한 단점이 있다. 레이더는 감시영역이 넓고 상시 감시가 가능한 반면, 정밀도가 상대적으로 낮고 감시 거리가 짧으며 개발 비용이 고가인 단점이 있다. 국내에서는 제 1차 우주위협대비 기본계획('14~'23) 실행에 따라 2016년 OWL-Net(Optical Wide-Field Patrol Network)을 구축 완료하여 광학감시체계는 확보하였으나, 상시감시를 통한 독자적인 우주감시 정보 획득 능력을 갖는 우주감시레이더 기술에 대해서는 확보가 필요한 실정이다⁵).

본 논문에서는 재진입하는 우주물체의 추락 위험 및 저궤도 자국 위성의 충돌 위험에 대응하기 위한 임무 분석 및 레이더 요구사항, 그리고 해외 사례 분석을 통해 우주물체의 탐지 및 추적을 위한 L-band 우주감시레이더 시스템을 제안한다. 제안한 우주감시레이더는 위상배열레이더 타입으로 전자적 빔 조향을 통해 독자적인 상시감시가 가능하며, 탐지 영역 분석을 통해 국내 우주자산 기준으로 Catastrophic collision을 유발하는 우주 파편의 탐지/추적이 가능함을 확인하였다.

II. 우주감시 임무 분석 및 레이더 요구사항

2-1 우주감시 임무 분석

우주감시체계의 우주감시 임무는 사용자에 따라 그 요구사항이 달라진다. 유럽에서는 우주감시 체계를 구성하는 우주상황인식(Space Situational Awareness: SSA) 시스템에 대해 일반인, 과학인, 정부 등 사용자에 따라 크게 7가지의 우주감시 임무를 정의하고 있다⁶). 이 중 우주 자산의 보호 및 자국민의 안전 확보 차원의 우주감시 임무는 다음과 같이 정의할 수 있다.

1) 자연/인공우주물체의 목록화

우주감시를 통해 기존의 우주물체 목록에 대한 정보를 업데이트하고, 신규 우주물체에 대해 목록에 추가

2) 우주충돌 회피

충돌에 대한 사전 예측 및 지속적인 상세 분석을 통해 충돌 회피 기동 결정에 기여

3) 재진입 우주물체 예측

재진입 시 위험한 우주 물체를 식별하고 재진입 위치 및 시간에 대한 사전 예측 및 지속적인 분석결과 보고

위와 같은 우주감시 임무 수행을 위해서는 우주감시체계가 우주자산에 영향을 미치는 우주 파편까지도 탐지가 가능해야 하며, 그 정보를 지속적으로 유지/관리함으로써 위험 요소를 식별하고, 모니터링할 수 있어야 한다.

2-2 우주감시 임무에 따른 레이더 요구사항

우주감시 임무 수행에 있어 우주의 영역별 특성 및 레이더의 한계로 인해 주 대상 지역은 LEO(Low Earth Orbit)이며, 이는 고도 0~2,000 km의 영역이다. 이 때 레이더시스템의 주요 성능을 결정하는 우주감시 임무는 우주충돌 회피 임무이다. 즉, 우주충돌 회피를 위해서는 인공위성뿐 아니라 아주 작은 우주 파편까지도 탐지 및 추적이 가능해야 한다.

우주 파편에 의한 충돌은 인공위성의 기능 저하 및 파손을 발생시키며, 그림 1과 같이 우주 파편의 크기가 클수록 충돌 가능성이 낮아지지만 그 영향은 커진다⁷). 이 때 충돌에 의한 영향에 따라 크게 Lethal collision과 Catas-

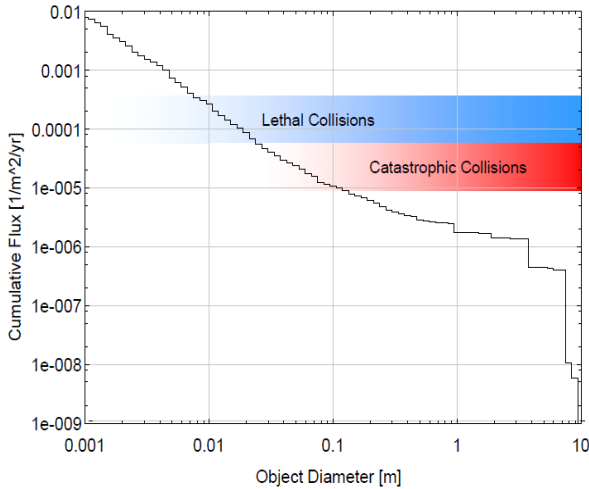


그림 1. 우주 파편 크기에 따른 누적 충돌 유동성^[7]
 Fig. 1. Cumulative flux according to diameter of space debris^[7].

trophic collision으로 구분하는데, Lethal collision은 일부 기능이 파손되는 충돌을 의미하며 Catastrophic collision은 인공위성의 임무수행에 큰 문제를 야기하는 충돌을 의미한다. 이러한 충돌을 정량적으로 구분하기 위해 운동에너지 관점에서 EMR(Energy-to-target Mass Ratio)를 정의하고 있으며, 40 J/g를 초과하면 Catastrophic collision으로 정의하고 있다^[6]. EMR에 대한 정의는 식 (1)과 같다.

$$EMR = \frac{0.5M_p v_{imp}^2}{M_t} \quad (1)$$

여기서 M_p 는 추격자(우주 파편)의 질량, M_t 는 표적(인공위성)의 질량, v_{imp} 는 충격 속도를 나타낸다. 유럽우주단체(European Space Agency: ESA)에서는 그림 2와 같이 보유 인공위성에 대해 우주 파편의 지름 및 우주 장반경에 따른 EMR이 40 J/s 이상인 Catastrophic collision의 충돌 유동성(collision flux)을 분석하였다^[6]. 이 결과를 보면, Catastrophic collision에 대해 10^{-8} 이상의 충돌확률을 갖는 최소 우주 파편 크기를 분석할 수 있다. 즉, 충돌확률 10^{-8} 을 나타내는 보라색을 기준으로 보면 고도 800 km에서 Catastrophic collision을 발생시키는 최소 우주 파편의 크기는 약 5 cm이며, 고도가 증가할수록 Catastrophic collision을 발생시키는 최소 우주 파편의 크기가 증가함을 확

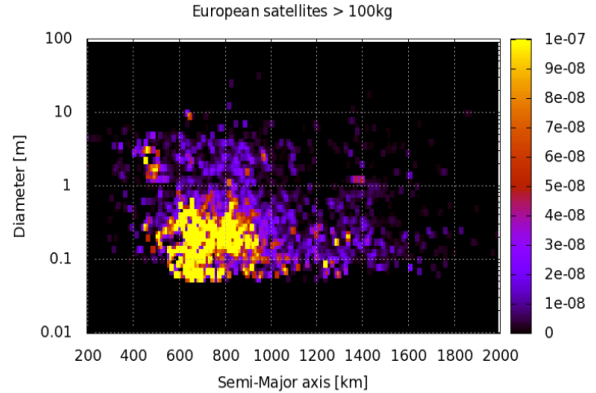


그림 2. Catastrophic collision 충돌 유동성 분포^[6]
 Fig. 2. Distribution of the catastrophic collision flux^[6].

인할 수 있다. 이는 고도가 증가할수록 원심력에 의한 위성 및 우주 파편의 속도가 감소하여 충격 속도가 감소하기 때문에 식 (1)에서 EMR 40 J/s 이상인 Catastrophic collision을 발생시키기 위해서는 우주 파편의 질량 및 크기가 증가해야 하기 때문이다. 따라서 이러한 결과로부터 LEO 영역에서 Catastrophic collision을 방지하기 위해 고도별 탐지되어야 할 우주 파편의 최소 크기를 식 (2)와 같이 유도하였다^[7].

$$d_{min} = \sqrt{\frac{h_p^4}{h_{ref}^4} d_{ref}^2} \quad (2)$$

여기서 h_p 는 탐지 대상 우주 파편의 근저점 고도[km]를 나타내며, h_{ref} 는 LEO 기준 고도로 2,000 km이며, d_{ref} 는 기준 고도에서의 우주 파편의 기준 크기로 32 cm이다. 위식에 따르면, 탐지 대상 우주 파편의 최소 지름은 고도 1,000 km에서 8 cm, 고도 800 km에서 5 cm이다. 따라서 우주감시레이다를 통해 Catastrophic collision을 방지하기 위해서는 고도별 우주 파편의 최소 크기를 기준으로 우주감시레이다를 설계해야 한다.

III. 해외동향 사례 분석 및 성능예측

3-1 해외 우주감시레이다 현황

미국, 일본, 유럽과 같은 우주 선진국에서는 우주감시레이다를 개발 및 운용 중에 있다. 우주감시레이다는 크

게 반사판 안테나 타입의 레이더와 위상배열레이더가 있다^{[14][2]}. 반사판 안테나 타입의 레이더는 상대적으로 정밀도가 높고 개발 비용이 저렴한 장점이 있지만 레이더 빔 방향을 바꾸기 위해서는 대형 구동장치가 기계적으로 움직여야 하므로 하나의 표적만 추적이 가능하여 탐지 및 동시추적이 불가능하고 JSoPC(Joint Space Operation Center)에서 TLE(Two-Line Element)나 CSM(Conjunction Summary Message)과 같이 외부 정보를 받아야만 추적이 가능한 단점이 있다. 따라서 외부 정보가 없을 경우 우주감시가 불가능하여 독자적인 우주감시 수단으로 부적합할뿐 아니라 우주물체 증가로 인해 동시추적이 필요한 경우에도 대응하지 못한다. 반면 위상배열레이더는 전자적 빔 조향을 통해 짧은 시간에 넓은 지역에 대한 감시가 가능하기 때문에 외부정보 없이 독자적으로 우주감시가 가능하다. 반면 해상도가 상대적으로 낮고 개발 비용이 고가인 단점이 있다. 그럼에도 불구하고 반사판 안테나 타입의 레이더는 독자적인 우주감시가 불가능하기 때문에 우주 선진국에서는 반사판 타입의 우주감시레이더를 확보하고 있는 상황에서도 위상배열레이더를 개발하고 있는 상황이다.

3-1-1 일본

1998년부터 레이더 및 광학 관측을 통한 ‘우주감시체계 구축사업 5개년 계획’을 추진하여 완료하고 높은 정밀도의 우주감시체계 구축을 위해 단계적인 연구를 진행 중인 일본은 2004년 KAMISAIBARA 우주감시레이더를 개발하여 운용 중에 있으며, 추적 데이터를 기반으로 우주물체 궤도 및 지구 재진입 예측을 수행하고 있다^{[8][9]}. 그러나 새로운 표적에 대한 탐지 성능은 미보유여서 OIG (Orbital Information Group)에 등록된 표적에 대해서만 추적이 가능한 상황이다. 그림 3은 KAMISAIBARA 우주감시레이더 형상을 나타낸다. 최근에는 일본 우주항공연구개발기구에서 10 cm 크기의 우주 파편을 감시할 수 있는 고성능 레이더 개발 계획을 발표하였으며, 2018년 제작에 착수하여 2023년 운용을 시작할 계획에 있다.

3-1-2 미국

우주위협 증가로 인해 미공군에서는 2005년 LEO의 소

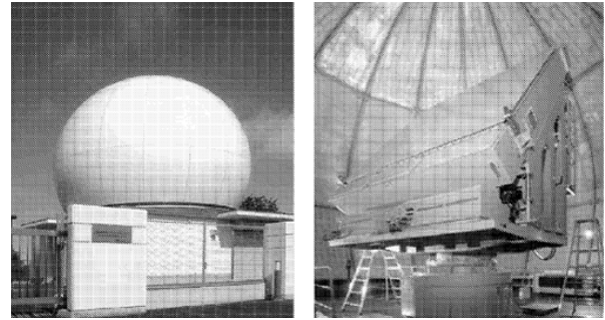


그림 3. KAMISAIBARA 우주감시레이더^[8]
Fig. 3. KAMISAIBARA space surveillance radar^[8].

형 우주물체를 큐잉(cueing)없이 상시 탐색 및 추적이 가능한 S-band 위상배열레이더를 개발하는 Sapce Fence Program을 시작하였으며 2018년 개발 완료 예정이다^[3]. Space Fence 레이더는 최초 설계 시 LEO 영역에서 $\pm 60^\circ$, MEO 영역에서 $\pm 30^\circ$ 커버리지 및 탐지거리를 만족하기 위해 78K Tx \times 300K Rx의 엄청난 수의 위상배열소자를 필요로 하였다. 따라서 개발 비용이 너무 커서 개발 중에 비용을 최소화시키기 위한 노력을 계속하였다. 그 결과 바이스테틱(bistatic) 형상을 통해 송수신 손실을 최소화하고, 소자 단위 디지털 빔포밍을 적용하여 여러 기능을 동시에 수행함은 물론 배열 소자 개수를 줄이는 노력을 하였다. 이외에도 MEO 영역의 경우 상시 감시없이 할당된 기능만 수행하는 것으로 요구사항을 변경하였다. 그러나 이러한 노력에도 불구하고 배열 소자의 개수 및 개발 비용이 엄청나 프로토타입을 우선적으로 개발하여 2011년부터 주요 레이더 기술을 테스트하고 커버리지 및 성능 최적화를 진행 중에 있다. 이를 통해 요구사항을 검증하고 성능을 최적화시켜 배열 소자 개수를 줄이는 노력을 하고 있으며, 커버리지 최적화를 통해 3개 사이트를 2개 사이트 개발로 줄였다. 그림 4는 미국의 우주감시레이더인 Space Fence 우주감시레이더를 보여준다.

3-1-3 유럽

유럽에서도 그림 5와 같이 우주 상시감시용 레이더인 GESTRA(German Experimental Surveillance and Tracking Radar)를 독일 Fraunhofer Institute 주관으로 약 25,000,000 유로를 들여 개발 중에 있다^[10].

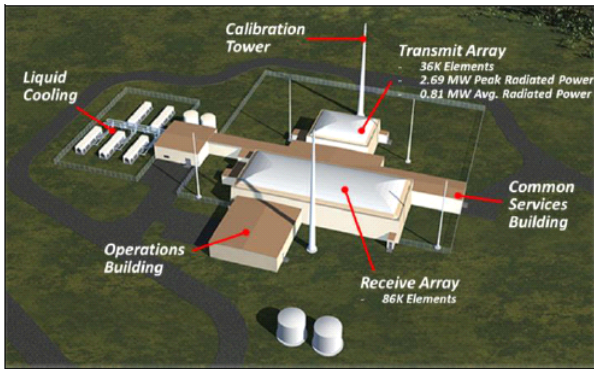


그림 4. Space Fence 우주감시레이다^[3]
 Fig. 4. Space Fence sensor site overview^[3].

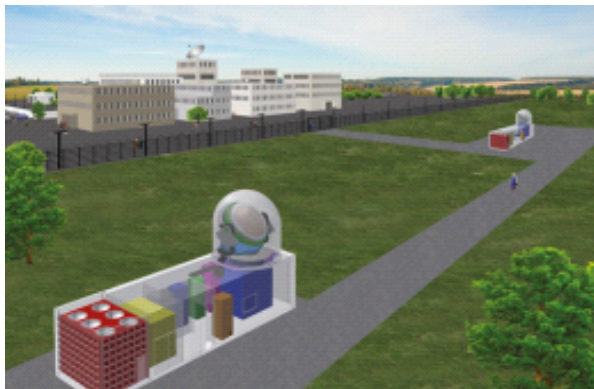


그림 5. GESTRA 우주감시레이다^[10]
 Fig. 5. GESTRA system^[10].

GESTRA는 L-band 레이더로 송수신기의 TRM(Transmitter-Receiver Module) 개수는 각각 256개이며, Space Fence 우주감시레이다에 비해서는 상당히 소형이다. 또한 레이더의 효율적인 개발을 위해 송수신기 손실을 저감시키도록 바이스태틱으로 개발되었으며, 디지털 빔포밍 기술을 적용하여 최대 16개의 동시 빔으로 동시추적이 가능하다. TRM은 1000 W 이상의 고풍력으로 구현하였으며, 수냉식을 적용하였다. 부족한 송신출력으로 인해 우주 파편을 탐지하기에는 부족한 제원을 가지고 있으나 위상배열레이다 특성상 향후 확장을 통해 성능 개량이 가능하다.

3-2 해외 우주감시레이다 성능 비교

레이더 성능은 레이더 방정식을 통해 예측이 가능하

며, 표적에 반사되어 돌아온 신호의 전력(P_s)과 잡음 신호 전력(P_n)의 비인 SNR(Signal to Noise Ratio)을 통해 계산된다. 식 (3)에서 식 (5)는 레이더 방정식을 통해 SNR을 계산하는 수식을 나타낸다^[11].

$$P_s = \frac{P_t G_t G_r G_f \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4 L_{sys} L_{atm}} \quad (3)$$

$$P_n = k T B F_n \quad (4)$$

$$SNR = P_s / P_n \quad (5)$$

P_s 는 표적에 반사되는 신호의 파워이며 이를 계산하기 위한 파라미터인 P_t 는 송신출력, G_t 및 G_r 은 안테나 송수신 이득, G_f 는 펄스압축/누적 이득, λ 는 파장, σ 는 레이더 반사면적(RCS)이다. R 은 레이더와 표적사이의 거리, L_{sys} 는 레이더 시스템의 손실 값으로서 신호처리손실을 포함한다. L_{atm} 은 레이더 전파전파 손실이다. 우주감시레이다의 경우 연직방향을 바라보기 때문에 전자파 대기 손실은 비교적 작다. P_n 은 잡음의 파워이며, k 는 볼츠만상수, T 는 절대온도, B 는 신호대역폭, F_n 은 수신기 잡음 지수이다.

해외 우주감시레이다의 성능 비교를 위해 탐지확률 80%, 오경보 확률 10^{-6} 에 대한 SNR 12.56 dB 및 1 m^2 RCS의 표적을 기준으로 최대탐지거리를 계산하여 성능을 비교하였다. 표 1은 레이더 성능 예측 및 비교를 위한 일본 KAMISAIBARA 우주감시레이다, 미국 Space Fence 레이더, 독일 GESTRA에 대한 규격과 성능을 나타낸다. 각 규격의 근거는 각 레이더 관련 참고문헌^{[3],[8],[9],[10]}에서 도출하였으며, 명시되지 않은 규격에 대해서는 레이더 설계시 통상적으로 고려하는 설계 값을 기반으로 계산하였다. 이 때 일본 KAMISAIBARA 레이더의 경우 다른 두 레이더와 달리 모노스테틱(mono-static)이기 때문에 잡음 손실을 4.5 dB로 설정하였다. 그 결과 미국 Space Fence 레이더를 제외하면 LEO 영역(0~2,000 km)을 감지하기에 성능이 부족하였다. 특히 표 1의 비교는 RCS 1 m^2 의 표적을 대상으로 계산한 결과로 RCS가 큰 인공위성의 감시는 가능하지만, RCS가 훨씬 작은 우주 파편의 경우 탐지/추적이 불가능함을 확인하였다. 실제 이런 이유로 일본 KAMISAIBARA

표 1. 해외 우주감시레이다 규격 및 성능 비교
Table 1. Comparison of specification and performance for abroad space surveillance radar.

항목	KAMISAIBARA 레이다	Space Fence 레이다	GESTRA
운용 주파수	3.27 GHz ^[8]	S-Band ^[3]	1.34 GHz ^[10]
송신출력	96 kW ^[8]	2.69 MW ^[3]	256 kW ^[10]
송신이득	38.4 dB ^[9]	50.4 dB	28.9 dB
수신이득	37.3 dB	53.0 dB	27.8 dB
펄스압축/누적	4000	4000	4000
시스템손실	6.70 dB	6.70 dB	6.70 dB
대기손실	0.13 dB	0.13 dB	0.13 dB
신호대역폭	1 MHz	2 MHz	2 MHz
잡음지수	4.5 dB	3 dB	3 dB
최대탐지거리	420 km	5,202 km	306 km

BARA 레이다는 독자적인 감시 능력 없이 RCS가 큰 위성의 추적에만 사용되고 있으며, GESTRA는 주로 연구용으로 파악되고 있다. 따라서 우주충돌 회피 임무를 포함한 우주감시 임무 수행을 위해서는 미국의 Space Fence 레이다 규격을 기반으로 국내 상황에 맞게 개발할 필요가 있다.

IV. 우주감시레이다 시스템 설계

4.1 우주감시레이다 설계 고려사항

우주감시레이다 시스템 설계를 위해서는 우선적으로 레이다 운용 개념에 대한 정의가 필요하다. 이를 위해 해외 사례 및 연구를 기반으로 레이다 형태, 운용 주파수, 빔 운용, 대상 표적에 대해 정의하였다.

4.1-1 레이다 형태

우주감시 임무 수행 시 독자적인 상시감시를 위해 레이다 형태는 위상배열레이다로 선택하였다. 앞서 설명한 바와 같이 반사판 안테나 타입의 레이다는 저비용 및 고출력에 있어 보다 유리하나 외부 정보를 받아야만 추적이 가능하기 때문에 독자적인 우주감시 능력 확보는 불가능한 측면이 있어 제외하였다.

또한, 안테나는 천정(zenith) 방향을 바라보도록 하여

배치함으로써 탐지거리를 최소화하여 손실을 최소화하고 효율적인 레이다 운용이 가능하도록 하였다. 그리고 송수신기를 분리함으로써 시스템 손실을 낮추고 단일 송수신기 사용 시 발생하는 Eclipse 현상에 따른 미탐지 구간을 방지하도록 하였다. 이러한 레이다 형태는 Space Fence 우주감시레이다(미국), GESTRA(독일)와 동일하다.

4.1-2 주파수

주파수가 높을 경우 레이다 크기를 감소시킬 수 있으며 고해상도에 보다 유리하나 최대탐지 측면에서 저주파수에 비해 불리한 단점이 있다. 따라서 레이다 크기 및 해상도에 큰 제약이 없다면 낮은 대역의 주파수를 사용하는 것이 유리하다. 현재 해외에서 개발 중인 위상배열레이다의 경우 L-band 혹은 S-band를 사용 중에 있으며, 본문에서는 탐지거리에 보다 유리한 L-band를 주파수로 선택하였다.

4.1-3 빔 운용

위상배열레이다의 장점은 레이다 빔 조향 방향을 다양하게 변경할 수 있다는 점으로 이를 최대한 활용하여 크게 2가지 레이다 빔 운용 모드를 설계하였다.

첫 번째는 영역탐색 및 표적 자동추적 운용모드이다. 사용자가 탐색할 공간을 지정하면 레이다는 해당 공간을 지속적으로 반복 탐색한다. 탐색하는 중 표적에서 반사되는 신호가 발견되는 경우 해당 표적을 추적한 후 궤적을 도출하여 우주물체의 궤적을 계산할 수 있도록 정보를 제공한다.

두 번째는 지정표적 추적 운용모드이다. 정밀 추적해야 할 표적에 대한 위치정보가 주어지는 경우, 해당 표적을 추적하는 모드이다. 표적에 대한 지속적인 추적을 통해 우주물체의 궤적을 세밀하게 추적할 수 있다.

4.1-4 대상 표적

우주감시레이다가 우주감시 임무 중 우주충돌 회피 임무를 수행하기 위해서는 인공위성과 같은 우주 자산뿐 아니라 우주 파편(debris)에 대한 탐지/추적이 필요하다. 현재 국내에서 운용 중인 우주자산은 표 2와 같다. 이 중 고궤도 정지 위성은 고도가 너무 높아 대상 표적이 아니

표 2. 국내 운용 중인 우주 인공위성 목록
Table 2. List of domestic space satellites.

국제식별 코드	고유명칭	원지점	근지점	RCS 면적	구분
1995-041A	KOREASAT 1 (Mugunghwa 1)	3,5973.0	3,5941.0	4.0951	고궤도 정지 위성
2006-034A	KOREASAT 5 (Mugunghwa 5)	3,5792.0	3,5782.0	25.1189	
2010-070B	KOREASAT 6	3,5794.0	3,5779.0	19.9526	
2010-032A	COMS 1 (CHOLLIAN)	3,5792.0	3,5781.0	17.3273	
2017-023A	KOREASAT 7	3,5793	3,5779		저궤도 중형 위성
1999-070A	KOMPSAT-1 (ARIRANG-1)	669.0	660.0	2.1795	
2006-031A	KOMPSAT-2 (ARIRANG-2)	698.0	674.0	2.0828	
2013-042A	KOMPSAT-5 (ARIRANG-5)	554.0	552.0	3.4969	
2012-025B	KOMPSAT-3 (ARIRANG-3)	695.0	682.0	5.2759	
2015-014A	KOMPSAT-3A (ARIRANG 3A)	537.0	524.0	5.4638	
1992-052B	KITSAT 1 (URIBYOL-1)	1,316.0	1,314.0	0.3489	소형 시험 위성
1993-061F	KAISTSAT 2 (URIBYOL-2)	798.0	782.0	0.2643	
1999-029A	KAISTSAT 3 (URIBYOL-3)	724.0	703.0	0.5274	
2003-042G	KAISTSAT 4 (STSAT-1)	688.0	668.0	0.4905	
2013-003A	STSAT-2C	828.0	276.0	0.744	
2013-066G	STSAT-3	617.0	583.0	0.4801	

며, 저궤도 중형 위성 및 소형 시험 위성이 대상 표적이 된다. 이러한 인공위성들은 RCS가 작은 우주 파편에 비해 크기 때문에 최대탐지거리 설계에 주로 영향을 미치는 대상 표적은 작은 우주 파편이 된다. 우주 파편과 인공 위성의 충돌 회피 임무 수행을 위해서는 인공위성 고도

에서 우주 파편이 동시에 탐지 가능해야 하므로 저궤도 중형 위성 및 소형 시험 위성 중 가장 높은 고도인 1,316 km에서 우주 파편에 대한 탐지/추적이 가능해야 한다. 이를 식 (2)에 대입하면, 지름 13.86 cm의 우주 파편이 대상 표적이 된다. 이 값은 천정 방향에 대한 기준 값으로 레이더 빔의 측면 조향 시 동일 고도에서 탐지 거리는 증가하게 되기 때문에 이를 감안하여 지름 10 cm의 우주 파편을 대상 표적으로 설정하였다.

4-2 우주감시레이다 설계

앞서 살펴본 레이더 고려사항 및 레이더 방정식을 통해 제안된 우주감시레이다의 설계 규격 및 탐지 성능은 표 3과 같다. 운용주파수는 L-band인 1.3 GHz이며, 대상 표적은 가장 RCS가 작은 지름 10 cm의 우주 파편(RCS 0.0078 m²)을 기준으로 설계하였다. 또한 빔 조향범위인 ±45° 및 국내에서 운용 중인 저궤도 인공위성 중 최고 고

표 3. 제안된 우주감시레이다 설계 규격 및 탐지 성능
Table 3. Specification and performance of designed space surveillance radar.

항목	적용
운용 주파수	1.3 GHz
TRM 갯수	송신: 16,000 개, 수신: 40,000 개
TRM 출력	150 W
최대 출력	2,400 kW
Ant. Tx. gain	46.8 dB
Ant. Rx. gain	49.7 dB (Tapering Loss 고려)
Pulse width	2 ms
Beam width	송신 0.91°, 수신 0.58°
손실	신호처리손실 4 dB, Beamshape 1.6 dB 레이돔 0.5 dB, 기타 0.5 dB
잡음지수	3 dB
빔 조향범위	±45°
탐지 거리 RCS 1.0m ²	5,301.65 km (기준 SNR 12.56 dB)
탐지 거리 (10 cm 구형표적)	1,576 km (기준 SNR 12.56 dB, RCS 0.0078 m ²)
탐지 거리 (1 m 구형표적)	4,982 km (기준 SNR 12.56 dB RCS 0.78 m ²)

도인 1,316 km를 커버하기 위한 최대탐지거리를 기준으로 설계하였다. 이 때 설계 기준 SNR은 탐지 확률(P_d) 80 % 및 오경보확률(P_{fa}) 10^{-6} 에 대한 12.56 dB로 설정하였다. 설계된 레이더의 경우 RCS 1 m^2 표적에 대해 최대탐지거리가 약 5,301 km로 Space Fence 레이더와 거의 동일한 성능을 가지며, 지름 10 cm의 우주 파편에 대해 1,576 km까지 탐지가 가능하기 때문에 국내 운용 중인 인공위성의 우주충돌 회피 임무 수행이 가능하다.

표 3에서 제안된 우주감시레이더의 안테나 형상은 그림 6과 같다. 송수신안테나가 천정을 향하게 되어 있으며, 분리된 형태로 설계되어 송수신기 손실을 최소화하도록 하였다. 또한 하나의 TRM 출력 150 W를 기준으로 송신안테나 개수에 따른 송신 출력과 송수신 배열 구조에 의한 안테나 이득을 조정하였다. 송신 출력을 높일 경우 공급 전력이 증가하며, 이를 줄일 경우 레이더 탐지 성능 확보를 위해서는 수신 배열안테나가 매우 커져야 하기 때문에 이에 대한 trade-off가 필요하다. 또한 각 송수신안테나의 빔폭은 1° 이하를 만족하도록 설계하였다. 이에 따라 송신 배열안테나는 16,000 개의 안테나 소자로 구성되어 46.8 dB의 안테나 이득 및 0.91° 의 빔폭을 갖도록 설계하였으며, 송신 최대 출력은 총 2400 kW로 설계되었다. 수신 배열안테나는 높은 해상도 및 레이더 탐지 성능 확보를 위해 40,000 개의 안테나 소자로 구성되어 Tapering loss 고려 시 49.7 dB의 안테나 이득 및 0.58° 의 빔폭을 갖도록 설계하였다. 이 때 안테나 소자는 직방으로 주 빔을

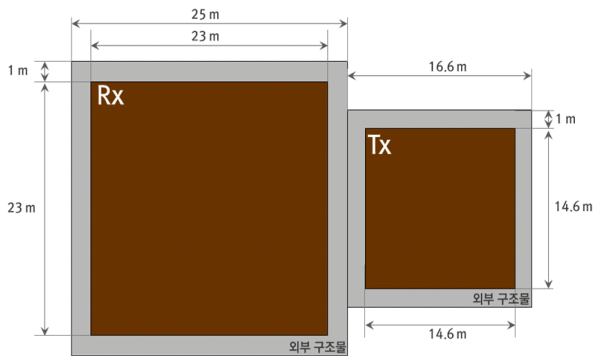


그림 6. 제안된 우주감시레이더의 안테나 형상
Fig. 6. Antenna configuration of proposed space surveillance radar.

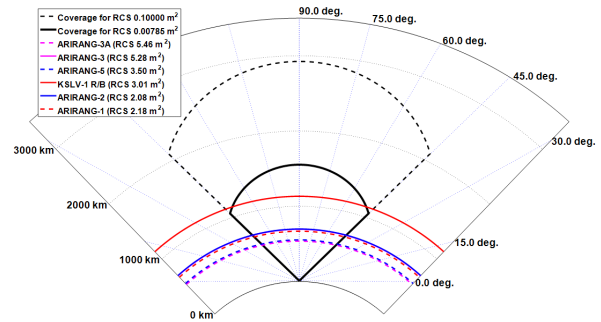


그림 7. 제안된 우주감시레이더의 탐지 범위 분석
Fig. 7. Coverage analysis of proposed space surveillance radar.

형성하도록 중심주파수 1.3 GHz에서 4.8 dBi의 이득을 갖는 패치 안테나를 고려하였다. 이렇게 설계된 송수신 배열안테나의 경우 면배열 및 중심주파수 1.3 GHz에서 안테나 소자 간 간격 0.5λ 를 적용 시 송신 배열안테나는 약 14.6 m, 수신 배열안테나는 약 23 m가 되며, 외부 구조물을 포함하면 각각 약 276 m^2 및 625 m^2 의 크기를 갖는다.

그림 7은 제안된 우주감시레이더의 10 cm 구형 표적 (RCS 0.0078 m^2)에 대한 탐지 범위를 나타내며, 국내 인공위성을 같이 도식하여 탐지 범위 내에 존재하는지 확인하였다. 그 결과 지름 10 cm의 우주 파편에 대한 탐지 범위 내에서 국내 운용 중인 저궤도 중형 위성 및 소형 시험 위성이 모두 탐지 가능함을 확인하였다.

4-3 대안설계 및 설계 최적화 방향

본 논문에서 제안된 레이더는 우주감시 임무 수행을 위한 레이더 요구사항을 만족하기 위해 그림 6과 같이 매우 큰 안테나 복사면적이 필요하다. 이는 레이더 개발 및 설치 시 매우 큰 공간을 요구할 뿐 아니라 개발 비용 측면에서 매우 고가인 단점이 있다. 따라서 이를 줄이기 위한 대안설계 검토가 필요하며, 다음과 같이 대안설계 방향을 제시하였다.

첫째, SNR 기준에 대한 검토가 필요하다. 본 논문에서 기준으로 하고 있는 탐지확률 80 % 및 오경보확률 10^{-6} 기준(SNR 12.56 dB)은 표적에 대한 사전 정보가 없는 경우를 가정한다. 우주물체의 탐지/추적의 경우에는 우주물체의 궤적에 대한 사전 예측이 가능하므로 이 기준을 완

화하여도 유사한 결과 도출이 가능하다. 그림 8은 지름 10 cm 우주 파편(RCS 0.0078 m²)에 대해 기준 SNR 12.56 dB 및 8.00 dB에 대한 최대탐지거리를 비교한 그림이다. 기준 SNR 12.56 dB에 대한 최대탐지거리는 1,576 km인 반면, 기준 SNR 8.00 dB에 대한 최대탐지거리는 약 2,000 km로 약 27 % 향상된다. 이는 반대로 설계 규격을 완화시킬 수 있음을 의미한다.

둘째, SNR 향상 방법 적용에 대한 검토가 필요하다. 우주물체의 경우 이동 속도가 매우 빠르기 때문에 단순한 신호누적 방법으로는 SNR 향상을 얻을 수 없다. 따라서 표적 이동을 고려한 신호누적 방법을 통해 레이다 성능을 향상시키고 크기를 줄일 수 있다. 단, 신호처리 계산량이 증가한다.

셋째, 주파수 및 송신출력 변경에 대한 검토가 필요하다. 주파수를 상향시킬 경우 동일한 안테나 이득 및 빔폭에 대해 안테나 복사면적을 줄일 수 있다. 또한 송신출력을 높이면 SNR 유지 시 안테나 복사면적을 줄일 수 있다. 그러나 이 방법은 하드웨어 구현과 밀접한 관계를 가지므로 신중한 접근이 요구된다.

위와 같은 방법들을 통해 우주감시 임무 수행을 위한 레이다 요구사항을 만족하면서 안테나 복사면적 감소와 비용 절감을 실현할 수 있다. 따라서 향후 국내 우주감시

레이다 개발 시에는 위와 같은 방법에 대한 검토를 수행하여 설계를 최적화하는 연구가 필요하다.

V. 결 론

본 논문에서는 재진입하는 우주물체의 추락 위험 및 저궤도 자국 위성의 충돌 위험에 대응하기 위한 우주감시 임무 분석 및 레이다 요구사항을 도출하고, 해외 우주감시레이다 동향 및 성능을 분석하였다. 또한 이를 바탕으로 레이다 설계 고려사항을 정의하고 우주감시레이다를 설계하였다. 이렇게 제안된 우주감시레이다는 위상배열레이다 타입으로 빠른 빔 조향각 변경으로 넓은 영역에 대한 독자적인 상시 감시가 가능하며, 지름 10 cm 우주 파편을 기준으로 1,576 km까지 탐지/추적이 가능하다. 뿐만 아니라 레이다 탐지 범위 분석을 통해 국내 운용 중인 인공위성과 같이 도식한 결과 레이다 빔 조향범위인 ±45°에서 모든 인공위성과 우주 파편을 탐지/추적할 수 있어 우주충돌 회피 임무 수행이 가능함을 확인하였다. 그러나 우주감시 요구사항 만족을 위해서는 레이다 안테나의 복사면적이 매우 큰 단점이 있기 때문에 향후 확장성을 고려한 단계별 개발, SNR 기준 및 향상 방법, 운용 주파수 검토 등을 통해 보다 최적화된 레이다를 개발하는 노력이 필요하다.

References

- [1] 김재혁, "우리나라 우주감시기술 중장기 발전방향 제언," 한국과학기술기획평가원(KISTEP), Issue Paper 2012-05, pp. 3-37, 2012년 5월.
- [2] 김해동, 성재동, 문병진, 송하룡, "우주물체 추적용 레이다 시스템 개발을 위한 커버리지 및 체계 분석," 항공우주기술, 13(1), pp. 142-152, 2014년 7월.
- [3] J. A. Haimerl, G. P. Fonder, "Space fence system overview," in *Proceedings of the Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technology Conference*, Redhook, NY, Sep. 2015.
- [4] J. Utzmann, A. Wagner, G. Blanchet, F. Assémat, S. Vial, and B. Dehecq, et al., "Architectural design for a European SST system," in *6th European Conference on*

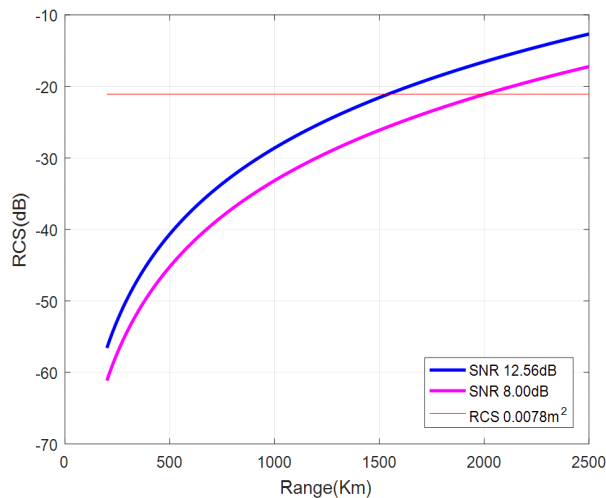


그림 8. SNR 기준에 따른 최대탐지거리 비교
Fig. 8. Comparison of max. detection range according to SNR.

- Space Debris*, Darmstadt, Apr. 2013.
- [5] E. J. Choi, S. Cho, J. H. Jo, J. H. Park, T. Chung, and J. Park, et al., "Performance analysis of sensor systems for space situational awareness," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 34, no. 4, pp. 303-313, Dec. 2017.
- [6] H. Krag, H. Klinkrad, T. Flohrer, E. Fletcher, and N. Bobrinsky, "The European space surveillance system - required performance and design concepts," in *Proceedings of the 8th US/Russian Space Surveillance Workshop, Space Surveillance Detecting and Tracking Innovation*, Maui, Hawaii, Apr. 2010.
- [7] H. Krag, T. Flohrer, K. Merz, B. B. Virgili, and H. Klinkrad, "Requirements for a LEO surveillance radar in response to collision avoidance user needs," in *Proceedings of 1st European Space Surveillance Conference*, Madrid, Jun. 2011.
- [8] Y. Taromaru, C. Hirose, S. Mori, M. Horii, Y. Yamamoto, and S. Aoki, et al., "Observation of space debris by the Kamisaibara radar system," in *Proceedings of the 4th European Conference on Space Debris*, Apr. 2005, pp. 18-20.
- [9] K. Isoda, T. Sakamoto, and T. Sato, "Effective echo detection and accurate orbit estimation algorithm for space debris radar," *IEICE Transactions on Communications*, vol. 91, no. 3, pp. 887-895, 2008.
- [10] H. Wilden, C. Kirchner, O. Peters, N. Ben Bekhti, A. Brenner, and T. Eversberg, "GESTRA - A phased-array based surveillance and tracking radar for space situational awareness," in *2016 IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology(PAST)*, Waltham, MA, 2016, pp. 1-5.
- [11] E. Byron, *Radar Principles, Technology, Application*, Prentice Hall, New Jersey, 1993.

이 중 현



1997년 2월: 부산대학교 전자공학과 (공학사)
 1999년 2월: 한국과학기술원 전자공학과 (공학석사)
 2005년 2월: 한국과학기술원 전자공학과 (공학박사)
 2005년 3월~현재: LIG넥스원 감시정찰연구센터 수석연구원

[주 관심분야] 레이더 시스템, 레이더 신호처리, 데이터 처리 등

최 은 정



1997년 2월: 연세대학교 천문대기과학과 (이학사)
 1999년 2월: 연세대학교 천문우주학과(이학석사)
 2010년 2월: 연세대학교 천문우주학과(이학박사)
 2000년2월~2005년 1월: 한국항공우주산업(주) 과장

2005년 4월~2012년 10월: 세트렉아이(주) 책임연구원
 2012년 11월~현재: 한국천문연구원 우주위험감시센터 선임연구원
 [주 관심분야] 우주물체궤도분석, 우주위협도분석, 우주감시체계, 우주감시레이다

문 현 옥



무선채널 모델링

2007년 2월: 연세대학교 전기전자공학과 (공학석사)
2016년 2월: 연세대학교 전기전자공학과 (공학박사)
2014년 3월~현재: LIG 넥스원 감시정찰 연구센터 선임연구원
[주 관심분야] 레이더 성능분석, 전파전파,

박 장 현



위험감시센터 책임연구원
[주 관심분야] 우주물체감시(광학, 레이더)

1986년 2월: 연세대학교 천문기상학과 (이학사)
1988년 2월: 연세대학교 천문대기과학과 (이학석사)
1993년 8월: 연세대학교 천문대기과학과 (이학박사)
1991년 9월~현재: 한국천문연구원 우주

박 준 태



2009년 2월: 연세대학교 전기전자공학과 (공학사)
2011년 2월: 서울대학교 전기전자공학과 (공학석사)
2011년 2월~현재: LIG 넥스원 감시정찰 연구센터 선임연구원
[주 관심분야] 레이더 성능분석/체계설계

조 중 현



위험감시센터 책임연구원
[주 관심분야] 궤도공학, GNSS, 우주감시, 우주감시레이더

1986년 2월: 연세대학교 천문기상학과 (이학사)
1988년 2월: 연세대학교 천문대기과학과 (이학석사)
2002년 8월: Auburn University 항공우주공학과 (공학박사)
2005년 11월~현재: 한국천문연구원 우주

조 성 기



2004년 10월~현재: 한국천문연구원 우주위험감시센터 책임연구원
[주 관심분야] 우주물체궤도결정, 우주위험도분석, 우주감시레이더, 우주감시체계

1990년 2월: 연세대학교 천문기상학과 (이학사)
1995년 6월: Auburn University 항공우주공학과 (공학석사)
1999년 6월: Auburn University 항공우주공학과 (공학박사)
2000년 5월~2004년 9월: 한국전자통신연구원 선임연구원