

우주물체 추적용 레이더 시스템 개발을 위한 커버리지 및 체계 분석

김해동*, 성재동**, 문병진*, 송하룡*

Coverage and System Analysis of Ground based Radar System for Space Debris Tracking

Hae-Dong Kim*, Jae-Dong Seong**, Byoung-Jin Moon*, and Ha-Ryong Song*

Abstract

This paper analyzes the conjunction events of Korea satellites by year or kind of satellite using CSM, which is provided by JSpOC. If multiple CSM for single conjunction event are available, consistency analysis is performed using minimum range of CSM. And this paper presents the contact analysis results with space objects if there is a radar system in Korea. The effectiveness of Korea's radar system is analyzed by calculating the access time or frequency with space objects. Furthermore, we investigate the radar systems of other space agencies and find the specific parameter depending on the operating environment. Using this information, we define the requirements of radar system, which is appropriate the Korea.

초 록

본 논문에서는 JSpOC에서 제공하는 CSM을 이용하여 아리랑 위성과 천리안 위성의 접근상황을 연도별, 위성별로 분석하였으며, 동일한 접근상황에서 다수의 CSM이 존재할 경우 최소근접거리를 기준으로 CSM의 일관성을 분석하였다. 그리고 한반도에 가상의 레이더 시스템이 존재할 경우 CSM에 포함된 물체에 대한 관측시간과 빈도를 계산하였으며, 이를 통해 한반도의 우주과편 관측을 위한 레이더 시스템의 효용성을 분석하였다. 나아가 해외 레이더 시스템의 운용 현황과 상세 규격을 파악하여 우리나라에서 필요한 적절한 수준의 레이더 시스템의 요구조건을 수립하고, 이를 만족하기 위한 레이더 파라미터를 설계하였다.

키워드 : 우주과편(space debris), 교신 분석(contact analysis), 레이더 시스템(radar system), 파라미터 설계(parameter design), CSM(Conjunction Summary Message)

접수일(2014년 5월 2일), 수정일(1차 : 6월 20일), 게재 확정일(2014년 7월 1일)

* 교신저자, IT융합기술팀 /haedkim@kari.re.kr

* IT융합기술팀 /bjmoon@kari.re.kr

* IT융합기술팀 /hrsong@kari.re.kr

** 과학기술연합대학원대학교/skyiover77@naver.com

1. 서론

우주파편은 인류에 의해 생성된 인공적인 물체로써 노후한 페이로드부터 임무를 위한 렌즈 캡, 폭발로 발생한 잔해나 고체로켓 모터의 부산물 등 매우 다양한 종류가 존재하며, 현재 수행되고 있는 유인 혹은 무인 임무를 위협하고 있다.

이러한 상황은 우리나라에서 운영 중인 위성들에게도 예외가 될 수 없다. JSpOC(Joint Space Operation Center)에서 제공하는 TLE(Two-Line Element)를 이용하여 아리랑 위성들과 천리안 위성들에 대해 2km 혹은 5km 이내로 접근분석을 수행하면 하루에 최소 5개 이상의 물체가 근접한 것으로 나타나며, 2012년부터 제공된 CSM(Conjunction Summary Message)의 경우 지금까지 약 240개 이상이 전달된 것을 미루어 볼 때 우리나라도 우주파편에 대한 고려가 충분히 이루어져야 함을 알 수 있다.

하지만 현재 우리나라에서는 우주파편의 접근 여부를 파악하고 접근분석을 수행하는데 TLE와 CSM에 대부분 의존하고 있는 상황이다. 따라서 위 두 데이터가 가용하지 않는 경우 우리나라의 위성에 근접하는 상황을 인지할 수 없으며, 만약 위 데이터가 가용하여 접근상황을 인지하였을 경우 회피기동을 수행하기에는 데이터의 정밀도가 낮아 기동을 결정하기 어려운 문제점이 있다. 이와 같은 이유로 미국이나 유럽, 일본은 자국의 위성에 근접하는 물체를 직접 레이더 시스템으로 관측하여 위성 운영에 반영하고 있는 상황이다.

위와 같은 상황에서 본 논문에서는 우선 아리랑 위성과 천리안 위성의 CSM을 이용하여 연도별, 위성별 접근경향을 수치적으로 분석하였으며, 실제 제공되는 CSM의 일관성을 분석하여 오차 수준을 파악하였다. 그리고 한반도에 가상의 레이더 시스템이 존재할 경우 위 CSM에 포함된 우주물체를 얼마나 잘 관측할 수 있는지와 관련한 효용성을 분석하였다. 마지막으로 해외 레이더 시스템의 특성을 고찰하고, 이를 바탕으로 우리나라의 우주파편 관측을 위한 레이더 시스템의

요구조건을 수립하고 이에 대한 레이더 파라미터를 설계하였다.

2장에서는 우리나라 저궤도 및 정지궤도 위성에 접근하는 물체를 상황별로 나누어 분석하였으며, 특정 상황에 대해 다수의 CSM이 존재하는 경우 CSM의 일관성을 분석하였다. 그리고 한반도에 가상의 레이더가 있다고 가정했을 경우 우리나라 위성들에 근접하는 물체들을 가상의 레이더가 얼마만큼 관측할 수 있는지에 대한 분석을 수행하였다. 3장에서는 국외 우주파편 관측을 위한 레이더 시스템을 조사하여 이를 기반으로 우리나라에 적합한 레이더 시스템의 설계 파라미터를 도출하였다.

2. 접근물체 분석 및 레이더 커버리지 분석

2.1 접근물체 및 CSM 일관성 분석

본 절에서는 CSM을 이용하여 우리나라 저궤도 위성인 아리랑 1호, 2호, 3호, 5호와 정지궤도 위성인 천리안 위성의 총 5개에 위성에 대한 실제 접근 이벤트를 접근 상황의 연도별, 위성별로 분석하였고, 각 위성에 가장 근접한 이벤트를 찾아 실제 우리나라 위성에 나타나는 접근 상황에 대해 분석하였다. 이때 사용한 데이터는 JSpOC에서 CSM을 제공하기 시작한 2010년 6월부터 2014년 3월까지의 총 284개 CSM을 분석하였다.

또한 동일 접근 상황에 대한 다수의 CSM이 존재하는 경우 이에 대한 일관성(Consistency)을 분석하여 개략적인 CSM의 오차정도를 분석하였다.

2.1.1 접근 물체 분석

하나의 접근 상황에 다수의 CSM이 포함된 경우 각각의 CSM을 모두 개별적으로 고려한 경우 연도별, 위성별 CSM의 수는 표 1과 2와 같다.

표 1. 연도별 CSM의 횟수

연도	2010	2011	2012	2013	2014
CSM	67	46	98	54	19

표 2. 위성별 CSM의 횟수

위성	K1	K2	K3	K5	COMS
CSM	24	82	47	2	129

연도별로 CSM의 수를 분석한 결과 2012년에 가장 많은 CSM이 왔으며, 위성별 수를 보면 COMS의 CSM이 가장 많은 것으로 나타났다. 아리랑 5호의 경우 가장 최근에 발사된 위성이며, 상대적으로 낮은 고도에서 임무를 수행하기 때문에 충돌위험 이벤트가 가장 작은 것으로 나타났다.

아래 표 3은 각 위성에 가장 근접한 이벤트를 각각 나타낸다.

표 3. 위성별 가장 근접한 이벤트

	K1	K2	K3	K5	COMS
CSM ID	2173	14170	135714	686042	40260
Object Name	SL-8 DEB	COSMO S 2251 DEB	METEO R 2-5 DEB	COSM OS 1842	JCSAT-1 2
Miss Distance (m)	97.2	154.4	82.5	773	1227.3
Relative Speed (km/s)	14.98	14.90	15.01	15.17	0
Radial Distance (km)	0.094	-0.025	-0.078	0.122	-0.005
In-Track Distance (km)	-0.002	-0.021	-0.002	0.1	1.219
Cross-Track Distance (km)	-0.027	0.151	0.028	0.763	0.144
Max Probability	7.33E-5	7.03E-5	7.09E-5	2.46E-5	1.41E-8

저궤도 위성의 경우 다가오는 물체는 대부분 RCS가 $0.1m^2$ 보다 작은 물체로 분류되는 것이지만 상대속도가 15km/s에 달하는 매우 빠른 속도로 접근하기 때문에 충돌 시 임무수행이 불가능할 확률이 매우 높다. 반면 정지궤도의 경우 저궤도와 반대로 접근속도는 거의 0에 가까우나 접근하는 물체의 대부분이 RCS가 $1m^2$ 보다 큰 페이로드이기 때문에 저궤도 위성보다 마찬가지로 지속적인 모니터링과 추가적인 위험분석이 필요한 경우이다.

위의 총 243개의 CSM 중 하나의 접근 상황에 대해 중복되는 CSM을 제외하면 총 131개의 접근상황으로 구분할 수 있으며, 저궤도 위성들의 경우 모든 접근 상황에서 Radial Distance가 200m 이하로 나타났다. Radial Distance는 RIC 3개 방향 중 가장 위치정밀도가 좋은 방향으로써 모든 접근 상황에서 Radial Distance가 낮을수록 상대적으로 높은 위험성이 존재함을 의미한다.

위 결과를 통해 우리나라 위성 또한 우주파편과의 접근상황이 지속적으로 발생하고 있으며, 이를 위해 접근 물체의 보다 정밀한 궤도정보가 필요함을 알 수 있다.

2.1.2 CSM 일관성 분석

접근 상황에 대한 CSM 생성 수를 분석한 결과 총 131개의 접근상황에 대해 평균 1.79개의 CSM이 발생하였고, 한 이벤트에 대해 최대 12개의 CSM이 존재하는 것으로 나타났다. CSM이 가장 많이 발생한 이벤트는 2010년 7월 27일에 발생한 아리랑 2호와 Fengyun 1-c deb와의 접근 이벤트이다.

그림 1은 동일한 접근상황에 대해 4개 이상의 CSM이 누적된 경우 각각의 CSM에 대한 일관성을 분석한 결과이다. 이때 평가의 기준은 최소 근접거리이다.

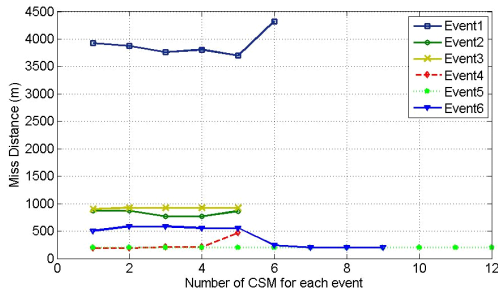


그림 1. CSM 일관성 분석

Event 1은 정지궤도 위성의 경우이며, 나머지는 모두 저궤도 위성의 접근 상황이다. Event 2, 4, 6에서 볼 수 있듯이 CSM이 갱신되면서 최소 근접거리가 가까워지거나 멀어지는 경향이 두드러지게 나타나며, 자세한 수치적 차이를 표 4과 같이 CSM의 최소근접거리의 표준편차 형태로 계산하였다.

표 3. 동일한 CSM의 최소근접거리에 대한 표준편차

이벤트	표준편차
1	224.12m
2	55.14m
3	10.29m
4	120.72m
5	0m
6	186.15m

정지궤도의 경우 약 200m 정도의 표준편차를 가지는 분포를 나타내었고, 저궤도의 경우 작게는 10m, 많게는 186m의 표준편차를 나타내었다.

정지궤도의 경우 200m의 분포 즉 잠재적 오차 범위는 충돌위험계산에서 큰 비중을 차지하지 않지만 저궤도의 경우 100m의 차이는 위치불확실성에 따라 충돌확률이 수배이상으로 차이가 날 수 있는 수준으로 판단되기 때문에 CSM의 신뢰성 분석 또한 필요할 것으로 판단된다.

2.2 레이더 커버리지 분석

본 절에서는 한반도에 가상의 레이더가 설치

된다고 가정했을 때 2.1절에서 사용된 CSM의 접근물체들과의 교신시간을 분석하여 설치된 가상의 레이더의 효용성을 분석하였다. 또한 DLR의 TIRA 레이더 시스템과 함께 관측했을 때 교신시간이나 교신히트의 증가 또한 분석하였다. 분석에 앞서 레이더는 Mono-static radar로 설정하였으며, 관측데이터를 얻을 수 있는 시간은 교신시간에 비례한다고 가정하였다.

레이더 시스템을 통해 추적이 가능한 경우는 저궤도에 국한되기 때문에 천리안 위성을 제외한 아리랑 1호, 2호, 3호에 대해 총 47개의 접근상황에서 접근물체와의 평균추적 가능패스, 1회 평균 교신시간, 1일 총 교신시간을 분석하였고, 분석기간은 최소 근접시간(TCA)으로부터 24시간 전까지로 설정하였다.

분석을 위해 AGI社 STK/Access 모듈을 사용하였으며, 한반도에 설치된 가상의 레이더와 DLR의 TIRA 레이더 시스템의 위도와 경도는 아래 표 4와 같다.

표 4. 레이더 시스템의 위치정보

	KGS	TIRA
위도 (deg)	36.2244	50.3659
경도 (deg)	127.212	7.07465

두 레이더 시스템의 교신가능 고각은 5도로 설정하였고, KGS만을 이용했을 때의 결과와 KGS와 TIRA를 모두 이용했을 때의 결과를 아래 표 5, 6에 나타내었다.

표 5. KGS와 우주물체의 교신분석 결과

	평균 추적 가능 패스	1회 평균 교신시간 (sec)	1일 총 교신시간 (sec)
K1	4.63	570.64	2599.14
K2	4.38	582.03	2535.72
K3	4.27	546.64	2328.02

표 6. KGS, TIRA와 우주물체의 교신분석 결과

	평균 추적 가능 패스	1회 평균 교신 시간 (sec)	1일 총 교신시간 (sec)
K1	11.13	1114.48	6131.78
K2	10.27	1097.27	5717.66
K3	10.45	1085.79	5645.98

분석 결과 1일 평균 약 4.2회 이상의 교신횟수를 가지며, 한 번의 교신에 약 9분정도로 하루에 약 40분 이상의 교신이 가능함을 알 수 있다. 이는 레이더의 성능에 따라 다소 차이가 있을 수 있으나 유사 연구사례와 비교했을 때 정밀한 궤도결정을 위한 데이터를 확보하는데 충분한 시간으로 판단된다[1].

또한 TIRA와 함께 저궤도 상 물체를 추적한다면 하루 평균 10회 이상의 교신이 가능하고, 접근물체의 한 궤도 당 18분 이상의 교신시간 확보가 가능한 것으로 나타났다.

3. 해외 우주급 추적 레이더 현황

3.1 해외 추적레이더 현황

해외에서 운용중인 우주물체 추적용 레이더 시스템은 우주물체의 위치 추적 및 영상 정보 획득을 통하여 우주물체의 정확한 궤도를 확인하고, 운동 특성을 분석하며, 우주물체 분포 모델을 검증하고 있다. 또한 우주물체의 대기권 재진입에 따른 위험도를 분석함으로써 피해를 최소화하는 방향으로 활용되고 있다.

추적 레이더는 우주물체의 추적 정확도와 표적 분해능을 높이는 방향으로 개선되고 있으며, 대체로 높은 주파수를 사용하고 있는 추세이다.

3.1.1 미국

미국은 미 국방부에 소속되어 우주환경을 조사하는 시스템으로 우주감시망 (SSN, Space

Surveillance Network)을 운영하고 있다. 우주 감시망은 지구상 25곳의 레이더 및 광학 감시체계와 상호 연동하여 우주물체에 대한 감시 및 추적 임무를 수행하고 있으며, 인류에 의한 우주 구조물의 궤도 정보를 지속적으로 감시하여 지구 대기로의 재진입 시기를 조사한다. 지구 저궤도 (LEO) 상에서는 5cm 이상의 물체까지 탐지 및 추적이 가능하고, 지구 정지궤도 (GEO) 에 대해서는 1m 이상의 물체까지 가능하다.

지상배치 레이더는 1950년대 후반부터 탄도미사일 조기경보 역할을 담당해 왔으며, 1990년대 이후 일반 상업 및 군사 위성의 추적 임무를 동시에 수행하고 있다. 우주감시망은 군 우주관련 조직, 항공우주청(NASA, National Aeronautics and Space Administration), 해양대기관리청 (NOAA, National Oceanic and Atmospheric Administration), 미국 지질조사소 (USGS, United States Geological Survey) 등 연구단체에 필요한 자료를 제공하고 있다.

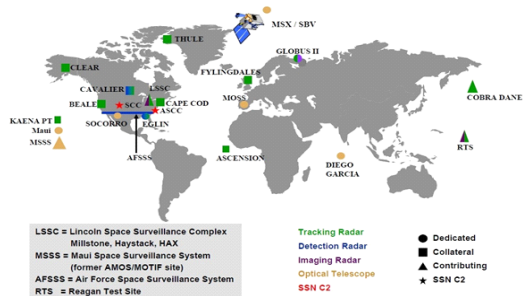


그림 2. Space Surveillance Network

추적 레이더는 주로 Parabolic Dish 안테나를 사용하고 있으며, 추적용으로는 L 또는 X-band 주파수를 사용하고, 이미징용으로는 Ku 또는 W-band 주파수를 사용하는 추세이다.

표 7에는 지구동기궤도까지 감시가 가능한 대표적인 추적레이더인 MHR(Millstone Hill RADAR) 및 ALTAIR(ARPA Long-Range Tracking and Instrumentation RADAR), Globus II(AN/FPS-129, HAVE STARE)의 상세 규격을 비교 정리하였고, 그림 3, 그림 4 및 그림

5 은 추적레이더 사진이다[2,3].

표 7. 미국의 추적 레이더 시스템

레이더규격	MHR	ALTAIR	Globus II
주파수 (GHz)	L-band (1.295)	UHF (0.422)	X-band (9.5-10.5)
최대출력	3MW	5MW	200kW
PRF(Hz)	40	300	-
Pulse Width (usec)	1,000	80	-
추적거리(km)	40,000	113,100	> 40,000
안테나형태	Parabolic Dish	Parabolic Dish	Parabolic Dish
안테나직경(m)	25.6	45.7	27
빔폭(°)	0.6	1.1	< 0.1
SNR	50dB@ 1,000km	38dB@ 1,000km	-
거리분해능(m)	5	20	-
각도정확도(°)	0.01	0.03	-

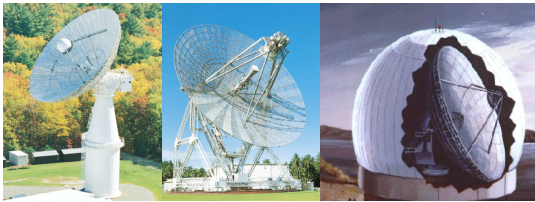


그림 3. MHR 그림 4. ALTAIR 그림 5. Globus II

3.1.2 유럽

유럽은 ESA(European Space Agency)의 SSTC(Space Surveillance and Tracking Centre)에서 우주 감시를 수행하고 있으며, SSA(Space Situational Awareness) 프로그램을 통하여 기존 감시체계를 보완하고, 독립적인 정보 습득 능력 확보를 위하여 작업을 진행하고 있다.

ESA는 미국과 오랜 협력관계를 유지하고 있으며, 주로 미국의 SSN으로부터 정보를 획득하였으나, 2010년 ACE(Advanced Composition Explorer) 임무에 지상 관제소의 임무를 제공하기도 하였다.

TIRA(Tracking and Imaging RADAR)는 추적

및 이미지 기능을 모두 보유하고 있고, 안테나 직경 34m에 레이돔 직경이 49m인 세계에서 가장 큰 레이돔으로 구성된 독일의 시스템이다. TIRA 레이더는 1,000km 고도에서 2cm 이하의 우주물체를 추적할 수 있으며, Effelsberg 전파 망원경과 공동으로 운영될 경우에는 1cm의 물체까지 탐지할 수 있다[4].

EISCAT(European Incoherent SCATter) RADAR는 지구 주위의 전리층과 자기장에 대하여 태양과 지구의 운동에 의한 영향을 연구하기 위한 시스템으로 연구 과정에서 지구 저궤도(LEO) 상의 2cm 이하 우주물체의 정보도 얻을 수 있다. EISCAT 시스템은 3개의 레이더 시스템으로 구성되어 있으며, VHF(224MHz), UHF(931MHz) 레이더가 북 스칸디나비아 노르웨이의 Tromso에 있고, UHF(500MHz) 레이더가 Svalbard에 있다.

UHF 레이더는 지향형 32m parabolic dish 안테나로 송신기는 노르웨이 Tromso에 있고, 수신기는 노르웨이 Tromso, Finland Sondankyla, Sweden Kiruna에 각각 1대씩 3대의 Tri-static 방식으로 구성되어 있으며, VHF 레이더는 Tromso에서 monostatic으로 구동하고, Svalbard에 있는 UHF 레이더는 지향형 32m dish 안테나와 고정형 42m dish 안테나로 구성되어 있다.

CAMRa(Chilbolton Advanced Meteorological RaDAR)는 영국에서 강수량 측정 및 대기 전리층 연구, 전파 통신 연구를 위해 사용되고 있으며, 약간의 미세 조정을 거쳐 SSA 우주물체 추적 임무에 참여하고 있다.

GRAVES(Grand Réseau Adapté à la Veille Spatiale)는 프랑스의 우주탐색을 위한 레이더 시스템이며, 1990년부터 15년 동안 개발되어 2005년부터 운영되었다. 미국의 SSN과 별도로 운영되는 유럽의 유일한 탐색 레이더 시스템이며, 탐지된 위성의 궤도를 도출하기 위하여 도플러 및 방향 정보를 사용하는 Bistatic 레이더이다.

표 8에 ESA 추적레이더의 상세 규격을 비교 정리하였고, 그림 6, 그림 7 및 그림 8은 추적레이더 사진이다[4,5,6].

표 8. 유럽우주국의 추적 레이더 시스템

레이더규격	TIRA	ESR	CAMRa
주파수 (GHz)	L-band (1.33)	UHF (0.500)	S-band (3.0765)
최대출력	1.5MW	1MW	700kW
PRF(Hz)	< 40	266	71.428
Pulse Width (usec)	1,000	1~2,000	0.5
추적거리(km)	2cm@ 1,000km	2.5cm@ 1,000km	10cm@ 600km
안테나형태	Parabolic Dish	Parabolic Dish	Parabolic Dish
안테나직경(m)	34	32, 42	25
안테나이득	49.7dB	42.5dBi 44.8dBi	53.5dBi
빔폭(°)	0.49	0.41,0.55	0.28



그림 6. TIRA



그림 7. CAMRa

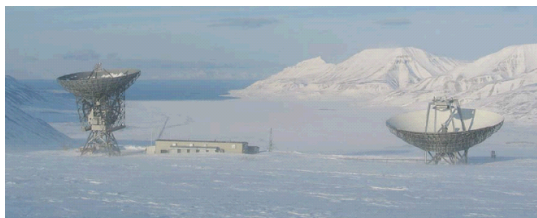


그림 8. ESR (EISCAT Svalbard RADAR)

3.1.3 일본

일본은 1998년부터 6년 계획으로 오카야마 현에 레이더 및 광학관측을 위한 우주감시체계 구축사업을 진행하였으며, 광학 망원경을 사용하는 비세이 스페이스가드 센터(BSGC, Bisei SpaceGuard Center)와 레이더를 사용하는 가미

사이바라 스페이스가드 센터(KSGC, Kamisaibara SpaceGuard Center)를 건설하였다.

가미사이바라 스페이스가드 센터는 2004년부터 운영되었으며, 레이더는 고도 1,350km 이하의 위성 및 우주파편을 탐지하고, 577km 이하의 직경 1m 우주물체를 추적할 수 있다.

표 9는 가미사이바라 스페이스가드 센터의 레이더에 대한 상세 규격을 정리하였고, 그림 9 은 레이더의 시설 구성도를 표시하였다.



그림 9. 가미사이바라 추적 레이더 시스템

표 9. 일본의 추적 레이더 시스템

레이더규격	상세 규격
주파수	S-band (3.265 GHz)
최대출력	96kW
Pulse Width	200 or 300us
탐지거리	1,350km
추적거리	1m@577km
안테나형태	Phased-Array
안테나편파	Vertical
안테나직경	2.8m×2.8m
안테나이득	38.4dB
빔폭	1.9°
거리분해능	225m
각도분해능	< 2.8°
추적능력	10개 표적 동시 관측 및 자동추적

4. 우주급 추적 레이더 설계

4.1 추적레이더 시스템 개발을 위한 파라미터 설계

우리가 쏘아올린 대한민국 소유 위성의 안전을 해외의 추적 레이더 장비에 의존하지 않고 자력으로 보호하기 위해서는 반드시 우주 물체 감시 및 추적용 레이더 시스템이 필요하다. 향후 한국항공우주연구원에서 개발하려고 하는 우주물체 추적용 레이더 시스템은 최대 1,000km에서 RCS $1m^2$ 크기의 물체를 추적 가능하여야 하고, JSpOC의 TLE 또는 CSM를 이용하여 추적을 시작하고, 우주물체에 대한 상세한 추적 정보를 우주과편 충돌위험 종합관리 시스템 (KARISMA, KARI Space Debris Collision Risk Management System)의 입력으로 전송 가능하여야 한다. 이의 요구조건은 아래 표 10과 같다.

표 10. 우주 추적 레이더 요구 사양

항목	요구 사양
최대 추적 거리(직선거리)	1000km
최대 추적 거리(고도)	700km
거리 분해능	3 m
각도 분해능	0.1deg
이동 속도	8km/s
요구표적(기준표적)	RCS $1m^2$

본 절에서는 앞서 해외의 사례를 참고로 우리나라에 적합한 레이더 규격을 도출하고, 파라미터를 설계하였다.

4.1.1 레이더 방정식을 통한 파라미터 설계

레이더 시스템의 성능은 크게 송수신기, 안테나, 신호처리기의 파라미터에 의해서 결정된다. 레이더 파라미터는 레이더 형식, 송신 주파수, 탐색거리, PRF, 안테나 빔 폭, 안테나 이득, 편파특성, 안테나 부엽레벨, 안테나 탐색 속도, 송신기

형식, 송신 파워, 펄스폭, 송신 대역폭, 수신기 중간 주파수, 중간 주파수 대역폭, 수신기 잡음 지수 등으로 기술된다. 이러한 레이더의 다양한 파라미터들이 결합되어 레이더 방정식을 이룬다. 레이더 방정식의 최대 탐색 거리는 송신 출력과 안테나 이득, 송신 파장에 비례하며, 특히 표적의 반사 단면적의 크기에 비례하며 송신 펄스폭과 반복 주기에 비례하는 특성을 갖으며, 특히, 펄스 압축 레이더의 레이더 방정식은 다음과 같이 표현된다[7].

$$R_{max} = \left(\frac{P_t \tau f_r T_i G_t G_r \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 k T_0 FL (SNR)_{O_{min}}} \right)^{\frac{1}{4}},$$

$$\text{or } (SNR)_{O_{min}} = \frac{P_t \tau f_r T_i G_t G_r \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 k T_0 FL R_{max}^4}.$$

(1)

위 식에서 P_t 는 최대 출력, τ 는 펄스폭, f_r 은 PRF, T_i 는 dwell time, G_t , G_r 는 각각 송수신 안테나 이득, λ 는 파장, σ 는 RCS, k 는 Boltzman 상수, T_0 는 270 kelvin, F 는 시스템 잡음, L 은 전체 시스템 손실, $(SNR)_{O_{min}}$ 은 표적 탐지에 필요한 최소 신호 대 잡음비 값이다.

표 10에 기술된 추적레이더의 요구 사양에 적합한 레이더의 파라미터는 송수신기의 주파수 특성 및 펄스 압축비, 거리 분해능 등을 고려하여 선정할 수 있다. 표 10의 파라미터를 바탕으로 수식 (1)을 이용하여 최대 탐지 거리 및 최소 측정 가능 SNR을 그래프로 나타내면 그림 11과 같다. 그림 10에 의하면 거리 1500km에서 약 15dB의 SNR을 얻을 수 있다. 이때 목표물 오 탐지 확률을 $1e-6$ 이라 하고 최소 탐지 SNR에 따른 목표물 탐지 확률을 Marcum's Q function에 의해 계산하면 그림 11과 같은 결과를 얻는다[9]. 이는 탐지 확률 90%를 확보하려면 13.5dB의 SNR이 필요함을 보여주며, 그림 11에서 최소 탐지 SNR이 13.5dB인 경우 최대 1500km 이상 까지 탐지 가능한 레이더를 설계하였음을 확인할 수 있다.

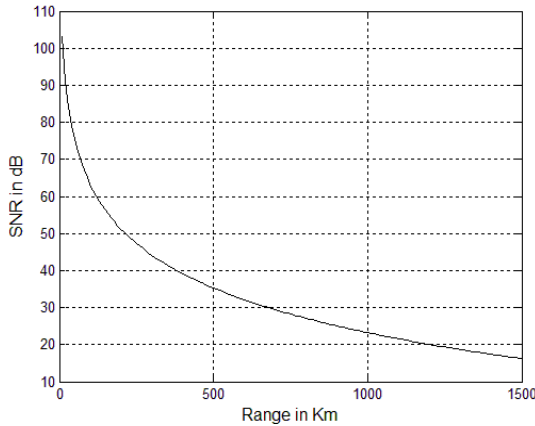


그림 10. SNR vs Range from Radar equation

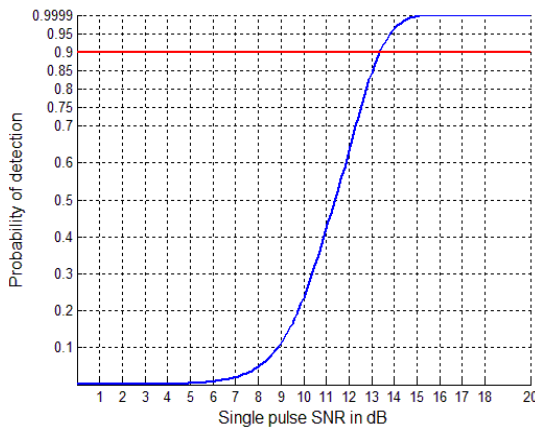


그림 11. Detection probability of single pulse

4.1.2 펄스 압축 레이더의 거리 분해능 분석

일반적으로 펄스 레이더에서 송신 펄스가 상대적으로 넓으면 큰 출력을 얻을 수 있지만, 거리 분해능이 낮아지는 단점이 있다. 일반적으로 추적레이더에서는 높은 거리 분해능을 유지 하면서 큰 출력을 얻을 수 있는 펄스를 송신하기 위해 펄스 압축 기술을 사용한다. 펄스 압축은 정합필터를 통해 구현된다. 표 10에 제시된 요구사항을 바탕으로 송신기 신호 $s(t)$ 및 거리 R_1 에 있는 물체에 반사되어 돌아오는 수신 신호 $s_r(t)$ 는 각각 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$s(t) = \exp\left(j2\pi\left(f_0 t + \frac{\mu}{2} t^2\right)\right),$$

$$s_r(t) = a_1 \exp\left(j2\pi\left(f_0(t-t_1) + \frac{\mu}{2}(t-t_1)^2\right)\right),$$

$$0 \leq t \leq \tau. \tag{2}$$

위 수식에서 f_0 는 carrier 주파수, $\mu = B/\tau$ 이고 B 는 대역폭이다. a_1 은 RCS, 안테나 이득 및 거리 감쇠에 비례한다. 시간 지연 $t_1 = 2R_1/c$ 이다. 그림 13은 대역폭이 각각 50, 100, 150MHz 인 송신 신호에 대한 3m 간격으로 떨어져 있는 RCS $1m^2$ 인 두 물체에 대한 반송파를 정합필터를 거친 후 상대적인 위치를 도시한 것이다. 펄스 압축 레이더의 거리 해상도 ΔR 은 대역폭에 반비례하여 $\Delta R = c/2B$ 로 표현 된다. 이론적으로 대역폭 50Mhz는 3m의 거리 해상도를 갖지만, 표 5에 제시된 값을 통하여 송신 신호를 모사하여 반송파를 확인한 그림 12를 통해 50Mhz의 대역폭으로는 3m 떨어진 두 개의 물체를 완벽하게 구분할 수 없음을 볼 수 있다. 이는 정합필터에서 송신 신호와 수신 신호를 컨볼루션(convolution)하는 과정 중에 생기는 모호성에 의해 발생하는데, Windowing이나 펄스폭을 줄이는 방법[8]을 사용하여 모호성을 줄일 수 있지만 Windowing은 그 결과가 미미하고, 펄스폭을 줄이면 그에 따른 에너지가 줄어들어 거리 요구사항을 만족하지 못하게 되어 최대 출력 파워를 높여줘야 한다. 그러므로 거리 해상도 3m 급의 우주 물체 추적 레이더를 설계하기 위해서는 50Mhz보다는 더 큰 대역폭이 필요하다. 향후 성능 개선을 위해 Phase coding [9]등과 같은 방법을 고려해 볼 것이다.

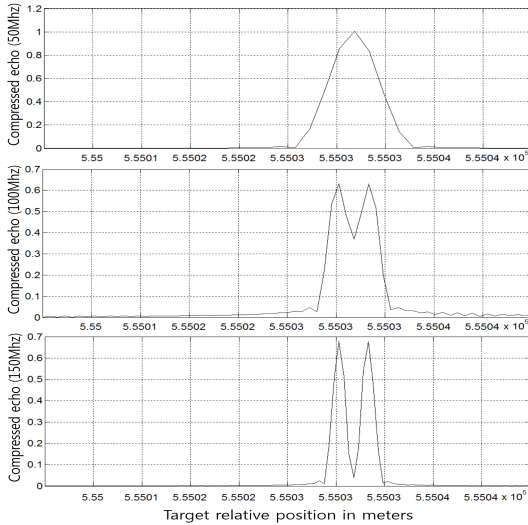


그림 12. Compressed echo signal of two targets (relative range difference 3m)

4.1.3 레이더 파라미터 설계 결과

L, S-band 주파수의 경우에는 대기 감쇄 및 탐지 성능은 우수하나 고해상도 추적 정보 획득에는 어려움이 있으며, 해외 레이더의 경우에도 X, Ku-band를 이용하여 정밀 추적을 수행하는 추세이다. 또한 X-band 주파수는 저주파 대역에 비해 안테나 크기 및 무게가 감소하는 효과도 있으므로 X-band 주파수를 사용하는 것이 효율적으로 판단된다.

안테나는 높은 안테나 이득을 갖도록 하기 위하여 지향성이 큰 접시형 안테나를 사용하고, 추적 속도를 고려하여 초당 최대 20°까지 구동 가능하도록 설계하였다.

개발 예정인 레이더 시스템은 우주물체를 정밀 추적 하여 정확한 궤도 정보 획득을 우선적인 목표로 진행할 예정이며, 향후 ISAR (Inverse Synthetic Aperture RADAR) 기능을 포함하여 우주물체의 자세 및 운동 특성에 대한 상세 분석도 가능하도록 하는 것이 필요하겠다.

이상의 내용을 정리하여 표 10에서 나타난 요구조건을 만족하는 우주과편 추적용 레이더 시스템의 파라미터를 표 11과 같이 설계하였다.

표 11. KARI 추적 레이더 시스템 파라미터

레이더규격	요구 조건
주파수	X-band (9.5~10.5 GHz)
최대출력	1MW
Duty Factor	5.0%
PRF	100hz
Pulse Width	500 usec
추적거리	1,000 km
안테나형태	Parabolic Dish
안테나방식	Cassegrain
안테나직경	15m
안테나이득	61dBi
안테나편파	다중편파
안테나운용속도	20°/s
빔폭	0.18°
SNR	24dB@1,000km
거리분해능	3m
각도분해능	0.01°
순시대역폭	50MHz 이상
운용각도	방위각 : 360° 고각 : -5~+85°

5. 결 론

본 논문에서는 CSM을 이용하여 우리나라에서 운영하는 아리랑 위성과 천리안 위성에 접근하는 물체의 경향을 분석하고, 동일한 접근 이벤트에 다수의 CSM이 존재할 경우 최소근접거리를 기준으로 일관성을 분석하였다. CSM의 연도별 분포에서는 2012년에 가장 많은 접근상황이 발생하였으며, 위성에 따른 분포는 천리안 위성에 가장 많은 접근상황이 발생한 것으로 나타났다. 특히 저궤도 위성에 대한 CSM의 경우 모든 이벤트에서 Radial 방향의 거리가 200m 이내로 나타나 잠재적인 충돌위험이 충분히 존재함을 알 수 있었다. 그리고 CSM의 일관성을 분석한 결과 저궤도의 경우 100m 이내의 표준편차를 보여줌에 따라 전적으로 CSM을 통해 회피기동을 결정하기에는 다소 정밀도가 낮을 수 있음을 보여주었다.

또한 본 논문에서는 국외 우주과편 관측을 위한 레이더 시스템을 조사하여 이를 기반으로 우리나라에 적합한 레이더 시스템의 설계 파라미터를 도출하였다.

본 연구를 통해 우리나라에 우주과편 관측을 위한 레이더 시스템이 필요하며 만약 한반도에 레이더 시스템이 존재할 경우 우리나라 위성에 근접하는 물체를 충분히 관측할 수 있음을 나타내었으며, 주어진 요구조건에 대한 적합한 레이더 설계 파라미터를 도출하는데 그 의의가 있다고 판단된다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회 ‘NAP 우주물체 전 자광학 감시체계 기술개발’의 협동연구과제(우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주과편 제거시스템 연구)의 일부로 수행되었으며, 이에 기초기술연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. Walsh, D. W., "Effect of Radar Measurement Errors on Small Debris Orbit Prediction", 2011.
2. Melvin, F. S. and Gerald, P. B., "Radars for the Detection and Tracking of Ballistic Missiles, Satellites, and Planets", Lincoln Laboratory Journal, Vol. 12, No. 2, 2000, pp.217~244.
3. "A GLOBUS II / HAVE STARE SOURCEBOOK", available at : <http://www.fas.org/spp.military/program/track/globusII.pdf>
4. Krag, H., Llinkrad, H., Jehn, R., Markkanen, J., Leushacke, L., "Detection of Small-Size Space Debris with the FGAN and EISCAT RADARs", 7th US/Russian Space

- Surveillance Workshop, Oct. 2007.
5. "Space Situational Awareness : Specifications of the upgraded (CAMRa radar)", available at : <http://www.stfc.ac.uk/Chilbolton/research/37858.aspx>
6. Ruiz, G., Patzelt, T., Leushacke, L., Loffeld, O., "Autonomous Tracking of Space Objects with the FGAN Tracking and Imaging Radar", GI Jahrestagung(1), Vol. 93, 2006, pp.349~353.
7. Mahafza. B, Radar Signal Analysis and Processing using MATLAB, CRC Press, 2008.
8. Parl, S, " A New Method of Calculating the Generalized Q Function" IEEE trans. Information Theory, Vol. IT-26, 1980, pp.121~124.