

인공위성 추적을 통한 지상 장거리 레이더 성능 검증

김지훈*, 홍성용**

Radar Performance Verification Method using Satellite Tracking for Ground based Long Range Radar

Jihoon Kim*, SungYong Hong**

요 약

본 논문에서는 군사용으로 개발된 지상 장거리 레이더의 야전 환경에서 성능 검증 방안을 제안하고 검증한 결과를 기술한다. 최근에 개발되는 장거리 레이더의 경우 군 요구사항에 따라 장거리 표적의 탐지/추적 운용을 위해 과거의 레이더보다 송신출력이 증가하였다. 하지만 고출력의 능동위상배열 장거리 레이더의 경우 배치 지역에서 레이더의 송신출력 및 체계 정렬 정확도의 검증이나 점검을 수행하는 것이 매우 제한적이다. 본 논문에서는 고출력 능동위상배열 장거리 레이더의 성능을 야전에서 검증하기 위하여 인공위성을 추적하고, 인공위성 추적 결과를 분석하여 송신출력의 이상 유무를 판단하고, 고정밀 추적 정보를 제공하는 인공위성의 추적을 통하여 레이더의 체계 정렬 여부를 확인하고, 정렬 보상 값을 추정하여 정렬 정확도를 보상하는 방법을 선보인다.

Abstract

This paper proposes and describes the performance verification methods for ground long-range radar developed for military use in field environments. Recently developed long-range radars have increased transmission power compared to their predecessors in order to meet military requirements for detecting and tracking long-range targets. However, for high-power active phased array long-range radars, performance verification or checks on the radar's transmission power and radar system alignment accuracy in the deployment area is highly restricted. This paper introduces a method to validate the performance of high-power active phased array long-range radars in the field by tracking satellites, analyzing satellite tracking results to determine states in transmission power, confirming the system alignment through tracking high-precision satellite information, and estimating alignment compensation values to correct alignment accuracy.

Keywords

radar performance verification, satellite tracking, cueing, ground based long range radar, radar tracking, alignment

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

· Received: Jan. 22, 2025, Revised: Feb. 17, 2025, Accepted: Feb. 20, 2025
· 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

따라서 본 논문에서는 별도의 사이트에 지상 기준 표적을 설치/운용하는 방법이 아니라, 추적 및 예측을 할 수 있는 잘 알려진 위성 활용을 통해 출력 열화 등을 검증하는 방법을 기술한다. 그림 1은 위성의 사전 정보를 이용하여 위성의 예상 위치에 빔을 송신하여 포착한 후 추적을 통하여 위성으로부터 되돌아오는 수신신호를 모니터링하는 방안을 보인다[7].

레이다를 초기에 설치 배치한 후, 또는 검/교정 후에 특정한 위성에 대한 수신전력을 측정하고, 이를 레이다 방정식을 통해 분석을 수행한다. 수신한 SNR(신호대잡음비)로부터 RCS를 구하는 과정을 식 (1)부터 식 (5)에 보인다. 여기서 α 는 측정 가능한 레이다 지표를 통해 산출된다. 사용한 기호의 상세 설명은 표 1에 기술한다[8][9].

$$SNR = \frac{P_t G_t G_r \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 R^4 k T_s B L_t} \quad (1)$$

$$\sigma = \frac{(4\pi)^3 k L_t}{P_t G_t \frac{G_r}{T_s} \lambda^2} \frac{R^4}{\tau} SNR \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{(4\pi)^3 k L_t}{EIRP \times G/T \times \lambda^2} \frac{R^4}{\tau} SNR \quad (3)$$

$$\alpha = \frac{(4\pi)^3 k}{EIRP \times G/T \times \lambda^2} \frac{1}{\tau} \quad (4)$$

$$\sigma = \alpha \times L_t \times R^4 \times SNR \quad (5)$$

표 1. 식(1)~(2)에 사용된 기호
Table 1. Symbol of equation (1)~(2)

symbol	definition	unit
EIRP	• Effective Isotropic Radiated Power	W
P_t	• Transmit Power	W
G_t	• Transmit Gain	.
G_r/T_s	• Gain over Temperature	·/K
B	• Bandwidth	Hz
τ	• Pulse width	sec
R	• Slant range from radar to target	m
σ_{RCS}	• Radar Cross Section	m ²
λ	• Wavelength	m
K	• Boltzmann constant (1.38*10 ⁻²³)	J/K
L_t	• Total Loss of radar system	

위성을 사용할 시에 큰 장점은 지상 클러터의 영향을 거의 받지 않는 점이다. 따라서 Loss 부분에 복잡한 클러터의 영향을 고려하지 않아도 된다. 레이다가 위성을 탐지하면, 거리(R) 및 SNR을 얻을 수 있고, 이를 식 (5)에 대입하면, 손실을 제외한 값들을 결정할 수 있다. 손실 L_t 는 다양한 방식으로 정의되고 있으나, 본 실험에서는 다음 식 (6)과 같이 정의하여 사용한다.

$$L_t (dB) = L_a + L_{rsp} + L_{scan} + L_{offset} \quad (6)$$

여기서, L_a 는 대기 손실, L_{rsp} 는 신호처리 손실, L_{scan} 는 빔조향 손실, L_{offset} 오프셋 손실로 정의한다. 이들 값은 레이다 개발 시에 시험장치를 통해 측정 및 보정된 값이며, 맑은 날씨 환경에서 위성과 레이다 간의 빔 조향각을 계산하면, L_t 를 결정할 수 있다. 따라서 기결정된 값 α 및 L_t 를 식 (5)에 대입하고 레이다 측정치 거리(R)과 SNR로부터 위성의 RCS를 산출할 수 있다.

2.2 정렬 정확도 분석 및 보정 방안

2.2.1 위성 궤도 데이터

본 절에서는 위성을 이용하여 레이다의 정렬 정확도를 검증하기 위해서는 잘 알려진 위성의 정보를 활용해야 한다. 위성의 정보는 일반적으로 3가지 형태가 있다.

첫 번째 형태는 TLE(Two-Line Element, 예측 데이터)이다. TLE 데이터는 위성 위치, 속도 예측을 위한 2줄 형태 파라미터로 제공되며, 대부분 위성에 대해 제공한다[10]. 북미 항공우주 방위사령부(NOARD, North American Aerospace Command)에서 관리 및 제공하고, 과거 위성 궤적을 활용하여, SGP4 알고리즘을 통해 예측한다. 데이터 갱신 주기(1일 2~3회)가 길어, 시간에 따른 예측 정확도가 떨어진다. TLE 데이터의 오차범위는 본 논문에서 이용한 레이다의 오차범위보다 커서 정렬정확도 분석을 위한 정답지로 사용하기에 부적합하다. 하지만 매우 정확한 정렬 정확도를 요구하지 않는 레이다의 경우 TLE 데이터를 사용하여 검증할 수 있다.

두 번째는 CPF(Consolidated Prediction File, 예측 데이터)이다. CPF 데이터는 시간별 위성 위치 속도 예측값이며, NASA 데이터 센터(CDIS, Crustal Dynamic Data Information System)에서 관리 및 제공하고, 국제 레이저 거리 측정 서비스(ILRS, International Laser Ranging Service)에서 위성 궤적 고정밀 예측에 사용되며, 반사경이 부착된 위성만 제공된다[11]. CPF 데이터는 위성 거리 측정(SLR, Satellite Laser Ranging) 고정밀 관측 지원에 활용되고, 통합 생성 모델(지구 중력장, 태양복사 모델 등)을 통해 예측된다. 특정 시간(수분) 간격으로 생성, 시간에 따른 예측 정확도가 매우 높다.

마지막으로 SP3(Standard Product 3, 관측 데이터)이다. SP3 데이터는 GPS 및 GNSS 위성 좌표계와 시간 정보 형태로 제공되며, CDIS 에서 관리 및 제공한다[12]. 위성에서 수신된 신호 데이터를 사용하여 정밀궤도 계산 및 오차 보정 데이터 산출에 이용되며 데이터는 수십 초 간격으로 생성된다. 표 2는 잘 알려진 위성에 대한 RCS, 고도, 데이터 제공 형태를 보인다.

표 2. 위성별 특징 및 제공 데이터
Table 2. Characteristics of satellite and Provided data

Name	RCS[m ²]	Elevation [km]	Data type
LARETS	0.1347	679~698	TLE,CPF,SP3
STARLETTE	0.168	812~1114	TLE,CPF,SP3
STELLA	0.167	802~812	TLE,CPF,SP3
SWARM A	2.2407	462~467	TLE,CPF
SWARM B	2.5959	497~502	TLE,CPF
GRACE FO-1	≤1	470~486	TLE,CPF
GRACE FO-2	≤1	470~486	TLE,CPF
ISS	399	280~460	TLE

레이더의 정렬 정확도를 검증하기 위해서는 위성 정보의 정확도가 중요하다. 표 2에서 언급한 위성 중 가장 정밀한 데이터를 제공하는 LARETS와 STARLETTE 위성의 TLE, CPF, SP3 데이터의 신뢰도를 그림 2와 그림 3에 같이 비교하였다.

그림 2와 그림 3은 ‘24.11.06 일자 LARETS 및 STARLETTE 위성의 데이터를 비교한 것이다. 실제 위성의 궤적 데이터와 고정밀 예측궤적(CPF),

일반예측 궤적(TLE)를 RMSE(Root mean square error)로 비교해보면 그림 2에서 볼 수 있듯이 LARETS 위성의 실제 궤적(SP3)과 고정밀 예측궤적(CPF) 데이터의 차이는 방위각 (0.0002°), 고각 (0.0007°), 거리(11.4m)로 차이가 거의 없었고. CPF와 TLE 데이터의 차이는 방위각 (0.037°), 고각 (0.015°), 거리(209.24m)로 상대적으로 차이가 큼을 확인할 수 있다.

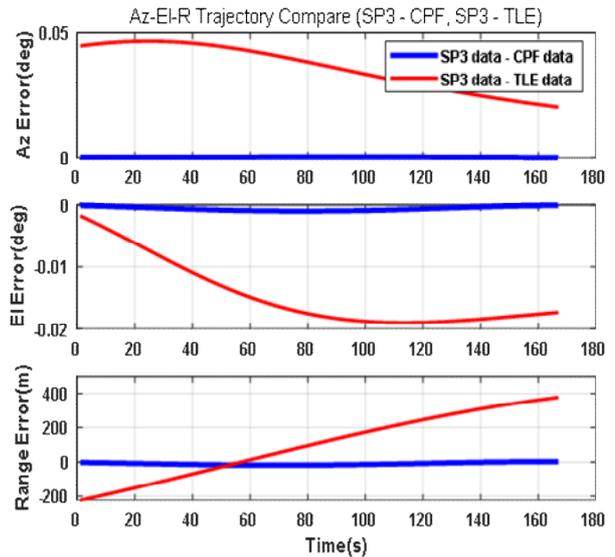


그림 2. LARETS 의 SP3와 CPF,TLE의 차이
Fig. 2. Difference between SP3 and CPF,TLE of LARETS satellite

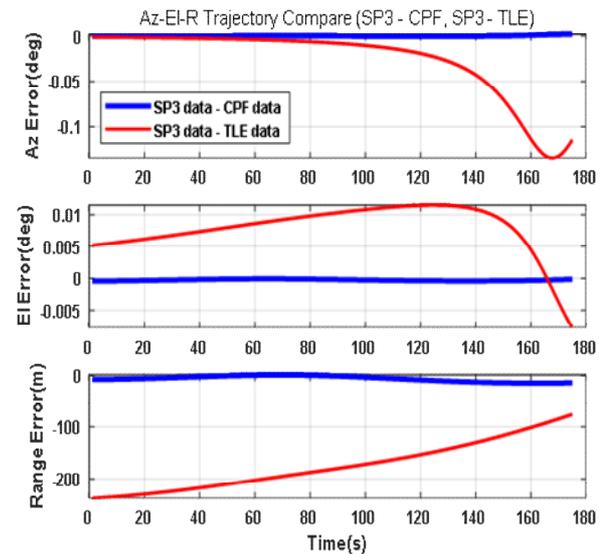


그림 3. STARLETTE 위성 SP3와 CPF,TLE의 차이
Fig. 3. Difference between SP3 and CPF,TLE of STARLETTE satellite

그림 3에서 STARLETTE 위성의 차이를 비교해보면 실제 궤적(SP3)과 고정밀 예측궤적(CPF) 데이터의 차이는 방위각 (0.0005°), 고각 (0.0003°), 거리 (8.16m)이고, CPF와 TLE 데이터의 차이는 방위각 (0.05°), 고각 (0.009°), 거리 (177.1m)로 위 LARETS 위성의 차이 특성과 유사하였다.

2.2.2 레이다 추적 정렬 정확도 분석

레이다 추적데이터와 위성에서 제공하는 데이터를 비교하기 위해서는 우선 좌표계를 일치시켜야 한다. 위성에서 제공하는 데이터는 TEME(True Equator, Mean Equinox) 좌표계로 표현되고, 이를 사용하기 위해서는 ECEF(Earth Centered Earth Fixed) 좌표계로 변환해야 한다[13]. 좌표계 변환을 위해서 기준(현재) 시간 정보가 반영되어야 하는데 기준 시간 정보는 그림 4와 같이 구할 수 있다.

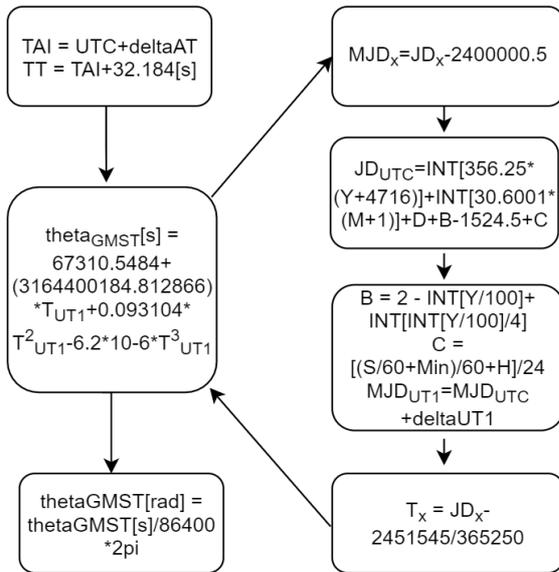


그림 4. 시간 변환 플로우 차트

Fig. 4. Flow chart of time transformation

그림 4의 플로우 차트에서 TAI(international Atomic time)은 국제원자시이고, UTC(coordinated Universal time)은 협정 세계시로 세계표준시이다[14]. ΔAT 는 EOP(Earth Orientation Parameters)에서 제공되는 값 중의 하나이며, TT(Terrestrial Time)은 상대론적 효과를 반영한 이론적 시간이다. 좌표변환을 위해서는 최종적으로 θ_{GMST} 을 구해야 한다.

GMST(Greenwich Mean Sidereal Time)는 춘분점 기준으로 그리니치 자오선이 회전한 각도로 시간을 측정한다. θ_{GMST} 을 구하기 위한 변수인 TUT 값은 차트 오른쪽에 도시된 방법을 통하여 구할 수 있다.

차트 오른쪽에서 MJD는 Modified Julian Date의 약자이고 JD는 Julian Date의 약자이다. 이들 약자 아래 첨자 X는 사용된 기준 시간(UTC, UT1 등)을 나타낸다. 또한 UTC 시간은 Year(Y), Month(M), Day(D), Hour(H), Minute(Min), Sec(S)와 같고, $\Delta UT1$ 는 ΔAT 와 같이 EOP(Earth Orientation Parameters)에서 제공되는 값이다[15].

위에서 구한 시간 정보를 바탕으로 TEME 좌표계에서 ECEF 좌표계로 변환과정은 식 (7) ~ 식 (9)와 같다.

$$\mathbf{p}_{ECEF} = [\mathbf{W}(t, x_p, y_p)] \cdot [\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})] \cdot \mathbf{p}_{TEME} \quad (7)$$

$$[\mathbf{W}(t, x_p, y_p)] = \begin{pmatrix} \cos(x_p) & \sin(x_p)\sin(y_p) & \sin(x_p)\cos(y_p) \\ 0 & \cos(y_p) & -\sin(y_p) \\ -\sin(x_p) & \cos(x_p)\sin(y_p) & \cos(x_p)\cos(y_p) \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} \cos(x_p) & 0 & \sin(x_p) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(x_p) & 0 & \cos(x_p) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(y_p) & -\sin(y_p) \\ 0 & \sin(y_p) & \cos(y_p) \end{pmatrix} \quad (8)$$

$$[\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})] = \begin{pmatrix} \cos(\theta_{GMST}) & \sin(\theta_{GMST}) & 0 \\ -\sin(\theta_{GMST}) & \cos(\theta_{GMST}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

위 식 (7)에서 \mathbf{p}_{ECEF} , \mathbf{p}_{TEME} 는 위치 벡터이고, 식 (8)에서 $[\mathbf{W}(t, x_p, y_p)]$ 는 극이동에 대한 좌표변환 행렬, 마지막으로 식 (9)에서 $[\mathbf{R}(t, \theta_{GMST})]$ 는 항성시에 대한 좌표변환 행렬을 나타낸다.

좌표계 및 시각이 일치화된 값을 이용하여 정렬 정확도를 구간에 대한 거리, 방위각, 고각의 차이를 다음 식 (10) ~ 식 (12)를 통해 같이 계산할 수 있으며, 값들을 통해 통계적 지표(구간평균, 표준편차 등)를 산출할 수 있다.

$$R_{diff} = R_{radar} - R_{satellite} \quad (10)$$

$$AZ_{diff} = AZ_{radar} - AZ_{satellite} \quad (11)$$

$$El_{diff} = El_{radar} - El_{satellite} \quad (12)$$

이렇게 측정된 값의 RMSE를 계산하면, 이는 레이더의 자세 틀어짐과 관련된 수치를 얻을 수 있다. 레이더 자세 틀어짐의 정도는 Heading, Roll, Pitch 값으로 파악할 수 있으며, Heading은 방위각과 관련된 자세, Pitch는 고각과 관련된 자세, Roll은 플랫폼의 뒤틀림으로 이해할 수 있다. 이 틀어진 정도를 보상함으로써, 레이더의 미세한 틀어짐을 보정한다. 레이더의 자세 틀어짐은 기구적 요인과 전기적 요인에 의해 발생한다. 기구적 오차는 레이더 자세를 측정하는 센서의 장착 오차와 관련한다. 전기적 오차는 자세 센서의 정확도, 레이더 빔 편향, 외부 환경적 요인에 의해서 발생한다. 본 레이더 장비는 INS(Inertial Navigation System)를 사용하였으며, 방위각 정확도는 0.1° 이하이다.

III. 검증용 위성 및 시험 시나리오

3.1 검증용 위성의 선택 및 특징

송신출력 검증의 경우 SNR이 높고, Fluctuation(변동)이 작은 위성이 유리하다. 따라서, 표 2에서 기술한 바와 같이 RCS가 399m²으로 알려진 ISS(International Space Station)를 선택하여 시험추적 및 분석을 수행한다. 추적정확도를 검증하기 위해서는 실제 궤적을 가장 정밀하게 확인할 수 있는 SP3 데이터 제공 위성인 LARETS, STARLETTE, STELLA가 적합하다. 후 순위로는 CPF 데이터를 제공하는 위성인 SWARM A, SWARM B, GRACE 등이 사용 가능할 것으로 판단된다.

3.2 시험 시나리오

그림 5는 송신출력 검증을 위한 위성 추적 시험 중 ‘24.11.25(월)’에 수행한 ISS를 추적한 시험 시나리오를 보인다.

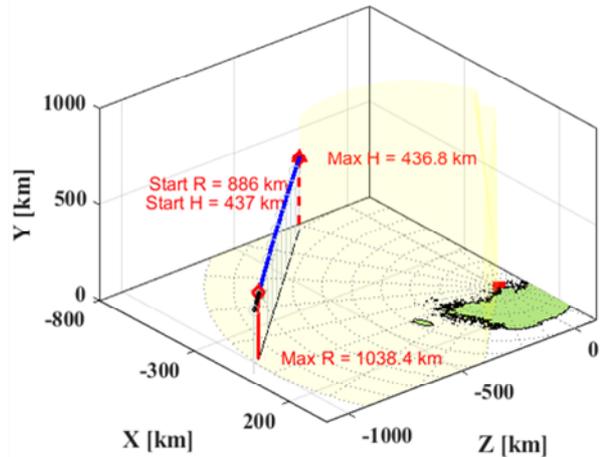


그림 5. 레이더 ISS(Zayra) 위성 탐지/추적 결과
Fig. 5. Radar tracking result of ISS(Zayra) satellite

그림 6은 레이더 정렬 검증을 위한 시험 중, 한반도 서남해 방향으로 지나가는 위성을 추적한 시험 시나리오의 결과이다.

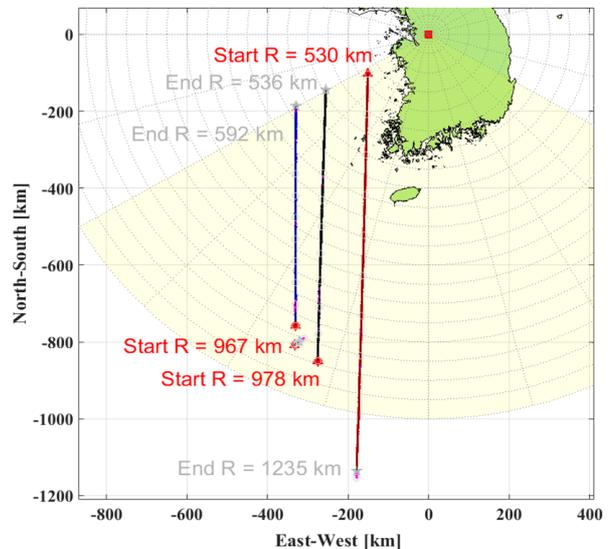


그림 6. 서남해 방향 위성 추적 결과
Fig. 6. Satellite tracking result of southwestern sea direction

그림 7은 레이더 정렬 검증을 위한 시험 중, 한반도 남동해 방향으로 지나가는 위성을 추적한 시험 시나리오의 결과이다.

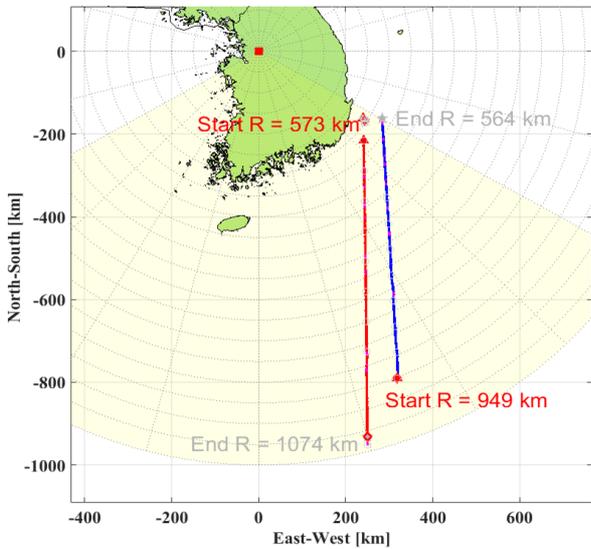


그림 7. 동남해 방향 위성 추적 결과
Fig. 7. Satellite tracking result of southeastern sea direction

IV. 측정 및 분석

4.1 송신 출력 측정 및 분석

3.2절에서 그림 5에서 보인 우주정거장(ISS)의 시험 측정 결과를 그림 8 및 그림 9에 보인다. 그림 8은 정상 출력에 대한 수치를 보여주며, 그림 9는 출력 저하를 측정하기 위해 일부 반도체 송수신기 모듈의 송신을 중지한(Off) 상태에서 측정한 결과이다.

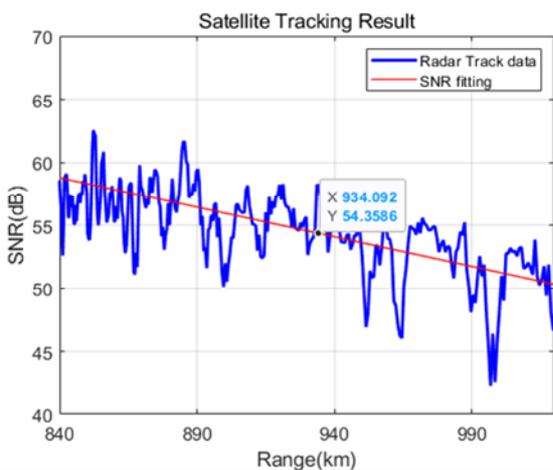


그림 8. ISS SNR 측정 시험 - 정상출력
Fig. 8. ISS SNR test - Normal operation

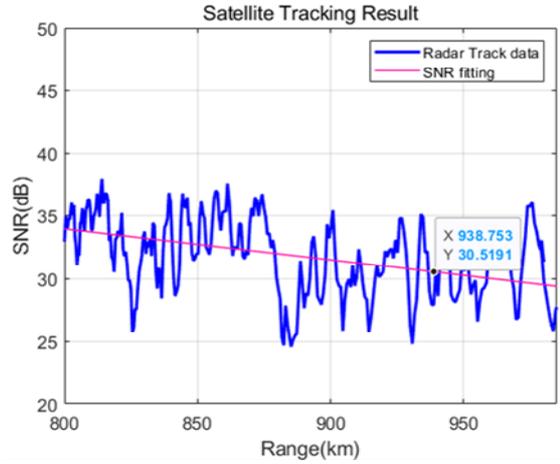


그림 9. ISS SNR 측정 시험 - 출력 저하 시험
Fig. 9. ISS SNR test - Output power degradation

앞의 2.1절에서 설명한 바와 식 (5)에 기결정된 값 α 및 L_i 를 대입하고 그림 8 및 그림 9에서 얻은 레이다 측정치 거리(R)와 SNR를 대입하면 위성의 RCS를 산출할 수 있다. 본 논문에 활용된 레이다는 군사용으로 개발된 레이다로 보안을 위해 직접적인 수치를 계산하지 않는다. 따라서 초기 배치된 이후에 정기적으로 동일 위성에 대한 RCS 값 변화를 측정 및 살펴봄으로써 장비 출력 성능의 열화 정도를 점검할 수 있다.

4.2 정렬 정확도 측정 및 분석

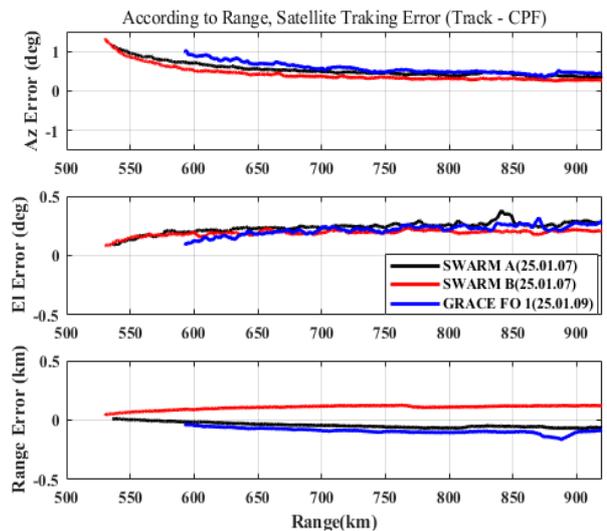


그림 10. 서남해 방향 위성 정렬 정확도 측정 결과
Fig. 10. Accuracy measurement results of satellite alignment in the southwestern direction

그림 6에서 보인 시나리오에 대한 정렬 정확도 측정 결과를 그림 10에 보이고, 그림 7에서 보인 시나리오에 대한 측정 결과를 그림 11에 보인다.

빔의 방사 각도가 양옆의 엣지(Edge)로 갈수록 빔 편향 오차가 크므로, 그림 10 및 그림 11에서 빔의 방사 각을 $\pm 45^\circ$ 이내의 데이터를 바탕으로 보정 오차 값을 산출한다. 3개의 위성의 데이터를 통합하여 보정하기 위해 개별 위성 측정 거리 및 빔 편향 오차를 고려하여 700km ~ 900km 구간의 데이터만 이용하여 보정 값을 구한다.

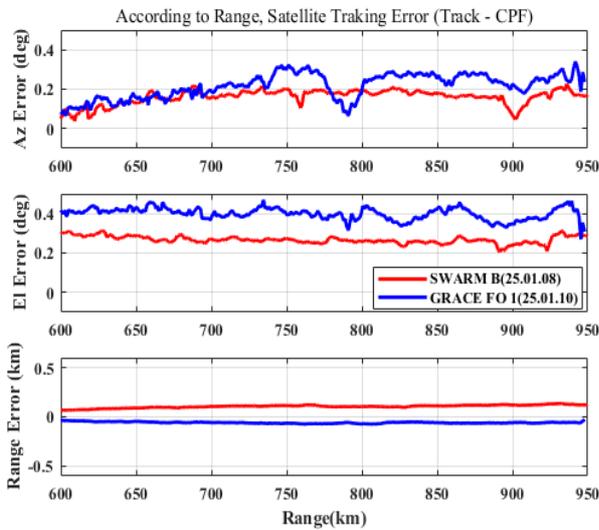


그림 11. 동남해 방향 위성 정렬 정확도 측정 결과
Fig. 11. Accuracy measurement results of satellite alignment in the southeastern direction

표 3. 위성/방향별 정렬 정확도 보정 전/후 결과
Table 3. Calibration results of satellite/direction-based alignment

	Satellite	Heading	Roll	Pitch
south western	SWARM A	-0.326	-0.442	-0.289
		-0.012	-0.051	-0.030
	SWARM B	-0.241	-0.294	-0.239
		0.072	0.096	0.019
GRACE FO	-0.374	-0.435	-0.248	
	-0.060	-0.044	0.010	
south eastern	SWARM B	-0.219	-0.166	-0.248
		0.057	0.045	0.051
	GRACE FO	-0.334	-0.256	-0.351
		-0.057	-0.045	-0.051

보상해야 할 정렬의 틀어짐은 서남해 방향 Heading -0.31367, Roll -0.39033, Pitch -0.25867, 거리 +40m로 추정하였고, 동남해 방향 Heading -0.2765, Roll -0.211, Pitch -0.2995, 거리 +40m로 추정하였다. 이를 반영하여, 레이더의 틀어짐을 추가 보정한 결과를 그림 12 및 그림 13에 보인다. 방향/위성별 틀어짐과 보정 전/후의 정확도 값은 표 3과 같다. 표 3에서 위의 값은 위성별 틀어짐의 정도이고, 아래 값은 추정된 보정 값을 적용한 후 틀어짐의 정도를 나타낸 값이다.

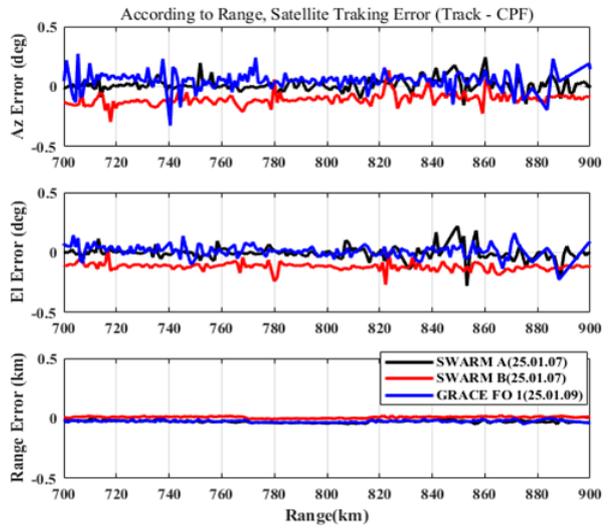


그림 12. 서남해 방향 위성 정렬 정확도 보정 결과
Fig. 12. Calibration results of satellite alignment in the southwestern direction

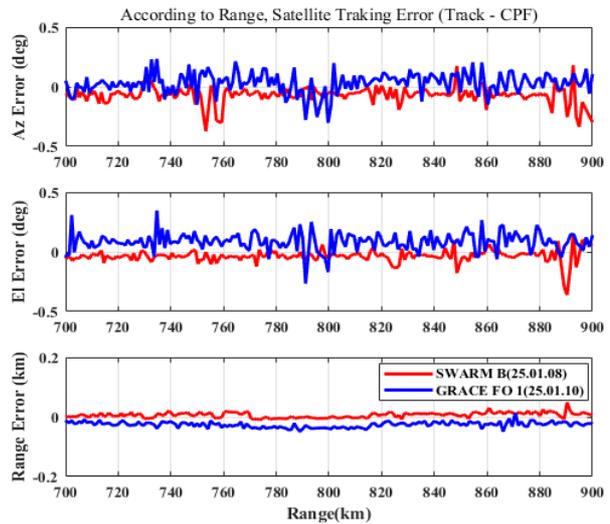


그림 13. 동남해 방향 위성 정렬 정확도 보정 결과
Fig. 13. Calibration results of satellite alignment in the southeastern direction

V. 결 론

본 논문에서는 군사용으로 개발된 지상 장거리 레이더의 출력 및 정렬을 검증하기 위해 위성을 활용하는 방법을 제시하고 시험을 진행하였다. 출력 검증은 RCS가 알려진 인공위성 추적을 통해 얻은 값을 주기적으로 모니터링함으로써 출력의 열화를 검증하는 방법을 제시 및 측정하였다. 측정 결과 동일 위성에 대해 출력이 일관성이 있게 유지됨을 확인하였고, 송신출력이 떨어지게 되면 결과치 역시 감소함을 확인하였다. 레이더의 정렬은 검증을 위해 가용한 위성을 선별하고, 다수의 시험을 통해 위성 추적시험을 통하여, 레이더 자세의 틀어짐을 확인하였다. 이 틀어짐을 추가 보상함으로써 더욱더 정확한 레이더 자세를 보정 하였다.

위성을 활용해 레이더 성능을 검증하는 방법은 장비의 유지 보수 측면에서 효과적인 대안이 될 수 있다. 향후 이 방법을 적용하기 위해서는 다음 사안이 추가로 논의 및 연구되어야 한다. 장비 운용을 중단하고 검/교정 수리를 진행하기 위한 출력 저하 및 자세 틀어짐에 대한 기준을 정해야 한다. 또한 자세 틀어짐과 관련하여, 더 정밀한 자세 측정장치를 레이더 장비에 탑재하고, 많은 수의 위성 측정 시험을 통해 확보한 통계적 지표를 바탕으로 레이더 자세를 정밀하게 보정 하는 추가 연구가 필요하다.

References

[1] T. Kinghorn, I. Scott, and E. Totten, "Recent advances in airborne phased array radar systems", Published in: 2016 IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology (PAST), Waltham, MA, USA, pp. 18-21, Oct. 2016. <https://doi.org/10.1109/ARRAY.2016.7832541>.

[2] Y. Mancuso, P. Gremillet, and P. Lacomme, "T/R- Modules Technological and Technical Trends for Phased Array Antennas", 2005 European Microwave Conference, Paris, France, pp. 11-16, Oct. 2005. <https://doi.org/10.1109/>

EUMC.2005.1610051.

- [3] A. Agrawal and A. Jablon "A calibration technique for active phased array antennas", 2003 IEEE International Symposium on Phased Array Systems and Technology, Boston, MA, USA, pp. 14-17, Oct. 2003. <https://doi.org/10.1109/PAST.2003.1256985>
- [4] C. Fulton, J. L. Salazar, Y. Zhang, G. Zhang, R. Kelly, and J. Meie, "Cylindrical polarimetric phased array radar: Beamforming and calibration for weather applications", IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. 55, No. 5, pp. 2827-2841, May 2017. <https://doi.org/10.1109/TGRS.2017.2655023>.
- [5] 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>.
- [6] 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, Jan. 2000.
- [7] J. Kim and S. Hong, "Satellite tracking method using ground-based multi function radar", Summer conference, KIEES, Pyeongchang, Korea, Aug. 2024.
- [8] B. R. Mahafza, "Radar Systems Analysis and Design Using MATLAB", Chapman & Hall/CRC, pp. 21-40, Apr. 2005.
- [9] J. Kwon, J. Kim, and S. Hong, "Experimental test of Long Range Radar RCS calibration and measurement", Summer conference, KIEES, Pyeongchang, Korea, Aug. 2024.
- [10] <https://www.space-track.org/#gp> [accessed: Jan. 17, 2025]
- [11] https://cdis.nasa.gov/archive/slr/cpf_predicts_v2/2024/ [accessed: Jan. 17, 2025]
- [12] <https://cdis.nasa.gov/archive/slr/products/orbits/>

[accessed: Jan. 17, 2025]

- [13] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger and J. Collins, "Global Positioning System : Theory and Practice", sigma press, pp. 33-49, 2009.
- [14] D. D. McCarthy, "The Definition of UTC", International Astronomical Union Colloquium, Towards Models and Constants for Sub - Microarcsecond Astrometry, Vol. 180, pp. 363-371, Mar. 2000. <https://doi.org/10.1017/S0252921100000506>.
- [15] M. Kalarus, et al., "Achievements of the Earth orientation parameters prediction comparison campaign", Journal of Geodesy, Vol. 84, pp. 587-596, Sep. 2010. <https://doi.org/10.1007/s00190-010-0387-1>.

저자소개

김 지 훈 (Jihoon Kim)



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

국방과학연구소 연구원

2021년 3월 ~ 현재 : 충남대학교 전자공학과 박사과정

관심분야 : RF 시스템, 레이더 시스템

홍 성 용 (SungYong Hong)



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

전자정보통신공학과 교수

관심분야 : 초고주파공학, RF 시스템