

AESA에서 지형 추종 모드를 위한 빔 조향 기법

황정훈*¹, 신혁수*², 임상호*³, 김형석*⁴, 조병래*⁵

Beam Steering Method of AESA for Terrain Following Mode

Jeonghun Hwang*¹, Hyuksoo Shin*², Sangho Lim*³, Hyung-Suk Kim*⁴, and Byunglae Cho*⁵

This work was supported by the Agency for Defense Development grant funded by the Korean government

요약

능동 전자식 위상 배열 안테나(AESA, Active Electronically Scanned Array) 레이더를 이용한 지형 추종 (TF, Terrain Following) 모드를 개발하고 있다. 지형 추종 모드는 항공기가 저고도로 지형을 따라 안전하게 비행할 수 있도록 레이더를 이용하여 비행체 진행 가능 방향의 지형 정보를 제공하는 것을 목표로 한다. 고속 기동을 하면서 운용하는 모드의 특성상 전방 지형 정보 획득 및 생성은 실시간으로 이루어져야 하며, 최적 설계를 통해 연산량을 감소시킬 수 있어야 한다. 본 논문에서는 AESA에서 조향 방향에 따라 달라지는 유효 3dB 빔 폭의 크기를 고려하여 TF 모드 스캔에 필요한 최소 빔 조향 수를 실시간으로 계산하는 설계 기법을 제시한다. 제시한 빔 조향 방향 설계 기법의 타당성 검증은 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 수행하였다.

Abstract

Terrain Following (TF) mode using Active Electronically Scanned Array (AESA) is currently under development. TF mode is designed to enable an aircraft to fly safely at low altitudes by using radar to provide terrain information in the possible flight path. Considering the characteristics of operations in high-speed maneuvers, terrain information data acquisition and generation must be performed in real-time, and computational load should be reduced through optimal design. In this paper, real-time beam steering method to compute minimum number of beams needed for TF mode scan is proposed by using the varying phenomena of effective 3 dB beam width depending on the beam steering direction. The feasibility verification of the proposed method was performed through computer simulation.

Keywords

terrain following, TF, active electronically scanned array, AESA, Radar, beam operation

* 국방과학연구소 제3기술연구원 4부 (*¹ 교신저자)
- ORCID¹: <https://orcid.org/0000-0003-4768-8642>
- ORCID²: <https://orcid.org/0009-0001-7105-0510>
- ORCID³: <https://orcid.org/0000-0001-8250-3784>
- ORCID⁴: <https://orcid.org/0000-0002-8193-1736>
- ORCID⁵: <https://orcid.org/0000-0002-9160-3362>

· Received: Aug. 12, 2025, Revised: Sep. 18, 2025, Accepted: Sep. 21, 2025
· Corresponding Author: Jeonghun Hwang
3rd R&D Institute 4th Directorate, Agency for Defense Development,
Yuseong P.O. Box 35, Daejeon, 34186 Korea
Tel.: +82-42-821-2868, Email: jhhwang@add.re.kr

1. 서론

적의 대공 레이더 망에 의한 항공기 피탐 확률을 낮추기 위해서 군용 항공기는 지형에 가깝게 비행할 수 있어야 한다. 그러나 이러한 저고도 비행은 지형 및 지형 위 장애물과의 충돌 위험을 높이므로 이를 회피하기 위한 지형 추종 시스템이 필요하다 [1]-[4]. 1960년대에 레이더 기반 지형 추종 기법 연구가 시작되었고, 1980년대에 LANTIRN(Low Altitude Navigation Targeting Infrared for Night)이 개발되었다. LANTIRN은 디지털 기술이 적용된 최초의 지형 추종 레이더로서 별도 파드(Pod) 형태의 항법 장비에 탑재되었다[5][6]. 이후 F-16 E/F에 LANTIRN과 같은 별도의 장비 장착 없이 지형 추종 레이더 모드를 탑재한 AN/APG-80 AESA 레이더가 장착되었다[7]. AESA 기술은 기계적인 빔 조향 기반 안테나와 달리 안테나 면의 보어 사이트 기준에서 빔 조향이 가능한 고각, 방위각 범위 내에 어느 방향으로든 실시간 빔 조향이 가능하다. 이로 인해 지형 스캔 속도(Scan rate)를 비약적으로 증가시킬 수 있게 되었다. 스캔 속도의 증가로 항공기 전방의 비행 가능 영역 지형 정보를 훨씬 빠르게 획득하고 갱신할 수 있게 되어 고속의 저고도 비행이 가능해지므로 비행체의 생존성 및 충돌 회피 안전성을 크게 높일 수 있다. 지형 추종 모드에서 한 스캔은 특정 방위 방향에서 일정 범위의 고각 범위를 수직 스캔(Vertical scan)하여 수신한 지형 정보로 구성한다. 즉 레이더는 항공기의 지형 추종 컴퓨터가 주기적으로 요구한 스캔 명령에 따라 고각 범위를 수직 스캔한다. 이 때 스캔 동안 유효 빔(3dB 빔)이 조사되지 않는 영역이 절대로 발생하지 않도록 유효 빔 폭 간 중첩을 반드시 고려하여 설계해야 한다. 중첩이 충분히 클 경우, 설계의 신뢰성은 높아 지나 한 스캔 별 수신 데이터가 많아져 신호처리 연산량 증가로 체계 요구 스캔 속도를 만족하지 못할 수 있다. 또 AESA 특성상 고각/방위각 조향 방향별로 유효 빔의 폭이 달라지는데 이를 고려하지 않은 빔 간 중첩 설계를 수행할 경우, 불필요하게 과한 중첩으로 인해 실시간 처리에 큰 부담을 주는 연산량 증가로 나타날 수 있다.

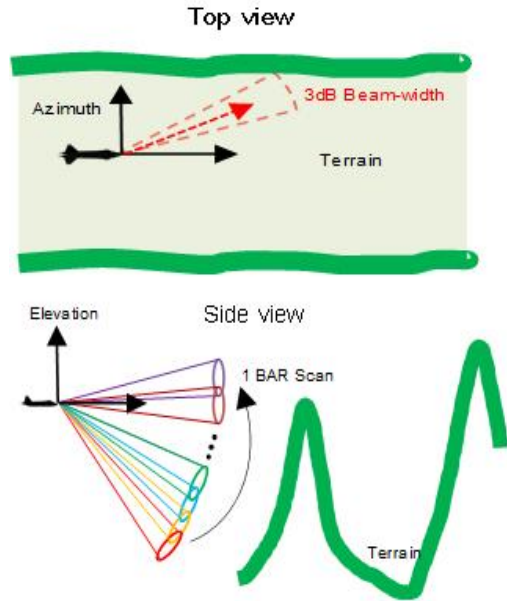


그림 1. 지형 추종 모드 운용 개념
Fig. 1. TF mode operational concept

본 논문에서는 한 스캔에 필요한 최적 빔 수를 계산하는 기법을 제안한다. 유효 빔 간 중첩률을 변수로 설정하고, 비행체가 기동하며 자세가 변하는 것을 고려한다. 즉 같은 스캔 범위라도 빔 조향 방향이 달라져 유효 빔 폭 크기가 달라지는 것을 고려한 최적 빔 개수 설계 방안을 제시한다. 시뮬레이션을 통해서 제안한 방식의 유효성을 확인하고, 마지막으로 결론 및 향후 수행 예정 업무를 기술한다.

II. 지형 추종 레이더 운용 개념

항공기 탑재 레이더의 수평 스캔(Horizontal scan)을 통해 비행체 전방의 지형 및 장애물을 탐지하여 조종사가 충돌을 회피할 수 있도록 지원하는 지형 회피(Terrain avoidance) 모드가 있다[9]. 이와 달리 지형 추종 모드에서는 비행체 전방의 빔 조향 가능 범위 내 특정 방위각 방향에 대해서 일정한 고각 범위를 수직 방향으로 아래에서 위(또는 반대 방향)로 스캔하게 되며 이를 1 BAR 스캔으로 정의하며 그림 1에 나타내었다.

항공기는 지형을 따라 기동하며 저고도 추종 비행을 수행하기에 비행체의 속도, 자세 RPY(Roll, Pitch Yaw)가 변하는 상황에서도 비행체 전방의 빔 조향 가능 영역의 지형을 스캔할 수 있어야 한다.

즉 비행체에서 수신한 스캔 명령은 비행체 자세에 상관없이 지형 기준의 수직 방향 스캔이 되도록 NED 좌표계(The North-East-Down coordinate) 기준으로 방위각 각도 및 고각 시작/종료 각도를 포함한 스캔 명령을 수신한다. 수신한 명령에 해당하는 범위를 AESA 레이더를 통해 스캔 시, 비행체의 실시간 기동, 즉 자세를 반드시 고려해서 안테나 좌표계 기준의 빔 조향 방향을 계산해야 한다. 이후 레이더는 해당 고각 범위에 대한 레이더 신호를 수신 데이터를 처리하여 비행체 전방 유효 경사 거리 영역에 대한 지형 정보를 구성한다. 지형 정보에는 레이더와 탐지된 지형 및 장애물까지의 거리 및 3차원 위치(위경도 및 고도) 정보 등을 포함한다. 스캔의 고각 운용 범위는 비행체 기준 하방(Look-down)부터 상방(Look-up)을 포함할 수 있으며, 한 스캔의 운용 범위와 유효 빔의 크기를 고려해서 최소 필요 빔 수를 계산하여야 한다. 앞서 설명한 것처럼 유효 빔 사이 일정 영역의 중첩을 고려해서 빔이 조사되지 않는 영역이 발생하지 않도록 한다.

III. AESA 기반 지형 추종 레이더 스캔 빔 설계

TF 모드 한 스캔의 고각 범위는 한 개의 유효 빔 폭보다 훨씬 크기에 빔 조향 방향을 이동하며 전체 범위에 대한 스캔을 수행한다[10]. 기계적 빔 조향 안테나 시스템에서는 김발(Gimbal) 등을 이용하여 안테나 보어 사이트를 원하는 방향으로 조향하기에 좌표계 및 고각/방위각 방향에 따라 유효 빔 폭이 달라지지 않는다. 그리고 유효 빔 폭의 크기가 고각/방위각 방향에 대해 다르지 않다고 가정했을 때, 비행체 기동으로 인해 자세가 달라져도, 유효 빔 폭 사이 일정 비율 거리 중첩을 고려한 균등 빔 조향 간격 시 최소 필요 빔 개수(N_B)는 그림 2처럼 나타낼 수 있으며, 식 (1)을 통해 구할 수 있다.

$$N_B = \left\lceil \frac{\theta_{scan_range} - \theta_{3dB_BW}}{\left(1 - \frac{R_L}{2 * 100}\right) \theta_{3dB_BW}} \right\rceil + 1 \quad (1)$$

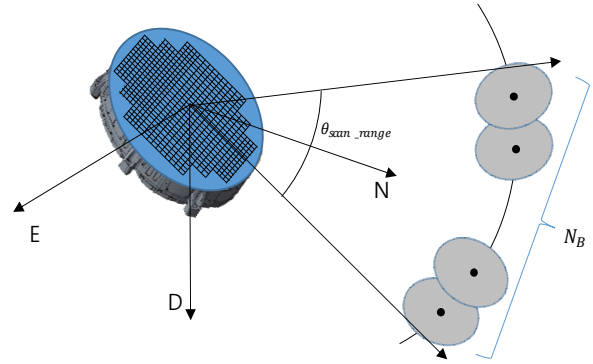


그림 2. 1 TF 스캔 필요 빔 수
Fig. 2. Required beam number in 1 TF scan

여기서 θ_{scan_range} 는 NED 좌표계 기준 1 스캔의 고각 범위, θ_{3dB_BW} 는 보어 사이트(안테나 면의 법선) 방향 3dB 빔 폭, R_L 는 3dB 빔 조향 점 사이 기준의 중첩 거리 비율(%)이며 0에서 100 사이 값을 갖는다. 즉 $R_L=0$ 은 두 빔 사이에서 3dB 빔 폭이 전혀 중첩되지 않았음을 의미하며, $R_L=100$ 은 두 빔 사이에서 3dB 빔 폭의 반지름 거리만큼 중첩되었음을 의미한다. 그러나 고각/방위각 방향 빔 폭이 같다는 가정이 유효하지 않다면, 예를 들어 비행체 Roll 기동 시 NED 좌표계 기준 고각 방향의 θ_{3dB_BW} 는 roll 각도에 따라 달라지므로, 식 (1)을 통해 최적의 N_B 를 계산했다고 할 수 없다. 더욱이 AESA는 항공기에 고정하여 장착하며, 송수신 모듈(TRM, Transmit Receive Module)들을 통해 전자적으로 빔의 방향을 제어한다. 기계식 시스템 대비 훨씬 빠르고 정확하게 빔의 방향을 제어할 수 있지만, 고각/방위각 빔 조향 방향에 따라 유효 빔 폭의 크기가 달라진다[11][12]. 따라서 AESA 기반 스캔 빔 설계 시 비행체 기동 및 고각/방위각 조향 방향에 따라 달라지는 유효 빔 폭의 크기를 반영해서 최적의 N_B 를 계산할 수 있어야 한다.

3.1 NED 기준 빔 조향 명령의 좌표 변환

AESA 안테나에서 방사된 빔은 전자빔 조향으로 인해 보어 사이트 방향에서 멀어질수록 3dB 빔 폭은 넓어지나, 이를 UV 2차원 좌표계에서 표현 시, 빔 폭은 항상 같게 나타난다[12]. 즉 UV 좌표계에서

서 3dB 빔 폭은 고각/방위각 각각 다른 크기의 빔 폭을 갖는 타원(Ellipse)으로 표현할 수 있으며, 빔 조향 방향에 따라 크기가 달라지지 않으므로, 빔 간 일정한 거리 중첩률을 고려한 설계에 가장 적합한 좌표계라고 할 수 있다. 이를 위해 스캔 범위 시작, 종료 지점을 해당 좌표계로 변환하는 것이 필요하다. 스캔 명령에서 수신한 방위각 각도, 고각 스캔 범위 시작/종료 각도, 최대 운용 경사 거리 정보를 통해 빔 조향 방향의 시작, 종료 위치를 비행체 위치 기준 NED 구형 좌표계(Spherical coordinate) 및 직교 좌표계(Cartesian coordinate)로 표현할 수 있다. 이를 비행체 실시간 자세 정보(RPY)를 반영하여 아래 식 (2)를 적용해 좌표계 변환[13]을 하고, 항공기 탑재 항법장치(EGI, Embedded GPS/INS)와 안테나 위상 중심점(APC, Antenna Phase Center)까지 3차원 거리 차이인 레버 암(Lever arm)값을 보상하면 최종 안테나 좌표계로 변환할 수 있다.

$$B_{RPY}^{NED} = \begin{bmatrix} \cos(\theta_y) - \sin(\theta_y) 0 \\ \sin(\theta_y) \cos(\theta_y) 0 \\ 0 0 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_p) 0 \sin(\theta_p) \\ 0 1 0 \\ -\sin(\theta_p) 0 \cos(\theta_p) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 0 0 \\ \cos(\theta_r) - \sin(\theta_r) \sin(\theta_r) \\ 0 \sin(\theta_r) \cos(\theta_r) \end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서 θ_r , θ_p , θ_y 는 각각 비행체의 roll, pitch, yaw 자세 각도이다. 식 (2)와 레버 암을 적용해서 NED 좌표계 기준 빔 조향 위치 $B_{Steering_NED}$ 를 식 (3)과 같이 Body 좌표계 기준 $B_{Steering_BODY}$ 로 변환 후, 식 (4)를 통해 안테나 좌표계 기준 $B_{Steering_ANT}$ 로 변환한다.

$$B_{Steering_BODY} = B_{RPY}^{NED} \cdot B_{Steering_NED} \quad (3)$$

$$B_{Steering_ANT} = B_{Steering_BODY} - Lever_arm \quad (4)$$

3.2 UV 좌표계에서의 3dB 빔 표현

그림 3에서처럼 안테나 좌표계에서 안테나 보어 사이트 기준 3dB 빔 폭을 타원의 형태로 나타낼 수 있으며 ϕ_{az_3dB} , θ_{el_3dB} 를 각각 3dB 빔 폭의 고각, 방위각을 나타낸다. 3dB 빔 폭을 UV 좌표계로 표현하면 식 (5)와 같다.

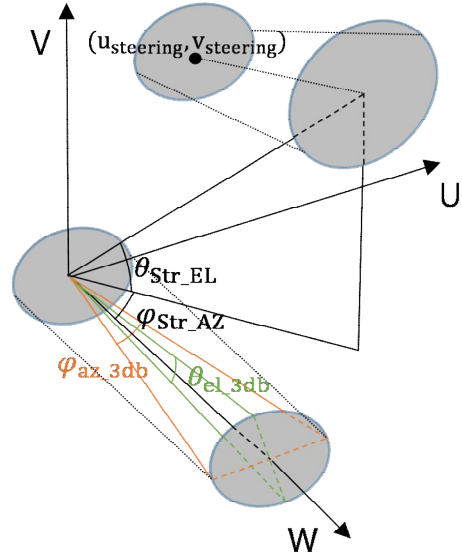


그림 3. UV 좌표계에서의 3dB 빔 표현
Fig. 3. 3dB beam representation in UV coordinate

$$\begin{aligned} u_{3dB} &= \cos(y_{bor}) \sin(x_{bor}) \\ v_{3dB} &= \sin(y_{bor}) \end{aligned} \quad (5)$$

where

$$\begin{aligned} x_{bor} &= \frac{1}{2} \phi_{az_3dB} \cos(i), i = t \frac{2\pi}{N}, t = 0, 1, \dots, N-1 \\ y_{bor} &= \frac{1}{2} \theta_{el_3dB} \sin(i) \end{aligned}$$

안테나 좌표계에서 $B_{Steering_ANT}$ 의 조향 방향 또한 UV 좌표계에서 표현하면 식 (6)과 같다.

$$\begin{aligned} u_{Steering} &= \cos(\theta_{Str_EL}) \sin(\phi_{Str_AZ}) \\ v_{Steering} &= \sin(\theta_{Str_EL}) \end{aligned} \quad (6)$$

여기서 θ_{Str_EL} , ϕ_{Str_AZ} 는 안테나 좌표계에서의 빔 조향 방향의 고각, 방위각을 나타낸다. 따라서 빔 조향 시작 위치 기준 3dB 빔 폭을 UV 좌표계에서 표현하면 식 (7)과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} U_{3dB_at_Start_Beam_Steering} &= u_{Str} + u_{3dB} \\ V_{3dB_at_Start_Beam_Steering} &= v_{Str} + v_{3dB} \end{aligned} \quad (7)$$

즉 빔 조향점 ($u_{Steering}, v_{Steering}$)이 원점인 타원으로 나타낼 수 있다.

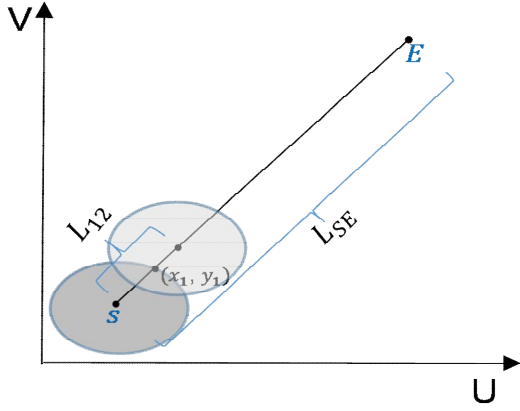


그림 4. UV 좌표계에서 3dB 간 중첩 설계
Fig. 4. 3dB beam overlapped design in UV coordinate

3.3 UV 좌표계에서의 최소 요구 빔 설계 기법

한 스캔에 필요한 최적 빔 수를 구한다는 것은 고각 방향 시작/종료 각도 사이에 유효 빔 간 거리 중첩률을 고려 시 필요한 최소 빔 수 계산을 의미한다. 즉 UV 좌표계에서 유효 빔 폭은 빔 조향점이 달라지더라도 같은 크기의 타원으로 나타나므로 타원 간에 중첩률을 반영하여 배치 시 요구 고각 범위를 충족하는 빔 수 계산을 할 수 있다. 다만 NED 좌표계 기준 수직으로 고정된 고각 범위를 언제나 좌표계에서의 빔 조향 방향 범위로 표현할 경우, 매 스캔 RPY 값을 반영해 계산해야 하므로 빔 중첩 시 이를 고려해야 한다.

스캔 명령 내 빔 조향 방위각, 고각 방향 스캔 범위 시작 및 종료 각도에 해당하는 위치를 앞서 설명한 수식들을 통해 UV 좌표계로 표현할 수 있으며 두 점 S, E 에 대한 예를 그림 4에 나타내었다. 엄밀히 말해서 NED 좌표계 기준 수직 스캔 시 빔 조향 위치들은 비행체 위치를 원점으로 하는 구면 위를 따라 움직이므로 이를 UV 좌표계로 표현 시 S, E 사이 조향 기준선은 직선이 아닌 곡선의 형태로 나타난다. 즉 비행체 기동 및 스캔 명령의 방위각, 고각 범위에 따라서 조향 기준선의 곡선 형태는 매 순간 달라지므로 곡선 위에서 거리 중첩률을 반영하여 필요한 최적 타원 수를 실시간 계산하기는 쉽지 않다. 본 논문에서는 직선 기준선 위에서 필요한 최소 빔 수 타원 수를 먼저 계산 후, 회전 변환 및 1차 내삽법을 이용해 곡선 형태 기준선에

최종적으로 빔을 배치하는 근사화 방법을 제안한다. 두 점 S, E 사이를 잇는 직선 \overline{SE} 와 S 를 원점으로 하는 타원과 만나는 교점 (x_1, y_1) 은 식 (8)을 통해 구할 수 있다.

$$x_1 = \frac{1}{\sqrt{\frac{(e_{slope} a_u)^2 + b_v^2}{(a_u)^2 (b_v)^2}}} \quad (8)$$

$$y_1 = e_{slope} x_1$$

where

$$a_u = \cos\left(\frac{1}{2}\phi_{az-3dB}\right)\sin\left(\frac{1}{2}\theta_{az-3dB}\right),$$

$$b_v = \sin\left(\frac{1}{2}\phi_{az-3dB}\right)$$

$$e_{slope} = \frac{v_e - v_s}{u_e - u_s}$$

타원 원점 S 에서 교점 (x_1, y_1) 까지 거리를 L_1 , 빔 간 중첩 거리 비율 L_O 를 고려 시 두 빔 원점 사이 거리 L_{12} 는 식 (9)와 같이 표현할 수 있다.

$$L_{12} = \left(2 - \frac{L_O}{100}\right)L_1 \quad (9)$$

두 점 S, E 사이 거리를 L_{SE} 라고 할 때, 직선 기준선 위에서 중첩 거리 비율을 고려한 최소 요구 빔 수 N_{RB} 는 식 (10)으로 구할 수 있다.

$$N_{RB} = \left\lceil \frac{L_{SE} - 2L_1}{L_{12}} \right\rceil + 1 \quad (10)$$

첫 번째 빔 조향점 (x_1, y_1) 기준으로 N_{RB} 개 빔을 L_{12} 간격으로 e_{slope} 방향으로 배치 시 L_{SE} 사이 빔 조향 벡터 $BS_{line_on_UV}$ 을 구할 수 있다. 이를 곡선 형태의 S, E 사이 조향 기준선 위로 근사화하는 것이 필요하다. 스캔 명령을 통해 빔 조향 방위각, 고각 방향 스캔 시작, 종료 각도 수신 후, 고각 방향 유효 빔 폭의 절반보다 작은 균등 간격 빔 조향점($BS_{ref_on_NED}$)을 UV 좌표계로 변환하면, 곡선 형태의 빔 조향점 벡터 $BS_{ref_on_UV}$ 을 얻을 수 있다.

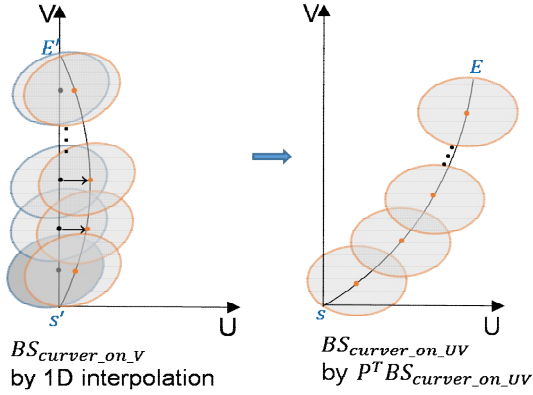


그림 5. 1차원 내삽 적용 빔 조향점 근사화
Fig. 5. Beam steering point approximation by 1D Interpolation

$BS_{line_on_UV}$ 을 $BS_{ref_on_UV}$ 위 빔 조향점들로 생성하기 위해서는 먼저 회전 변환을 통해 $BS_{line_on_UV}$, $BS_{ref_on_UV}$ 모두 V축 방향으로 나타낸다. 이를 식 (11)로 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} BS_{line_on_V} &= P \cdot BS_{line_on_UV} \\ BS_{ref_on_V} &= P \cdot BS_{ref_on_UV} \end{aligned} \quad (11)$$

where

$$P = \begin{bmatrix} \cos(\frac{\pi}{2} - \alpha_e) & -\sin(\frac{\pi}{2} - \alpha_e) \\ \sin(\frac{\pi}{2} - \alpha_e) & \cos(\frac{\pi}{2} - \alpha_e) \end{bmatrix}$$

$$\alpha_e = \tan^{-1}(e_{slope})$$

V축에서 $BS_{line_on_V}$, $BS_{ref_on_V}$ 에 대해서 1차원 내삽(Interpolation)을 적용하여 $BS_{line_on_V}$ 의 v값에 해당하는 $BS_{ref_on_V}$ 위의 (u, v) 위치를 찾고 이를 $BS_{curve_on_V}$ 라고 한다. 마지막으로 $BS_{curve_on_V}$ 에 대해 역회전 변환을 수행하여 UV 좌표계에서의 실제 최종 빔 방사 조향 점 벡터인 $BS_{curve_on_UV}$ 를 구할 수 있으며 이러한 예를 그림 5에 나타내었다.

$$BS_{curve_on_UV} = P^T BS_{curve_on_V} \quad (12)$$

본 논문에서 제안한 빔 조향 기법 전체 과정을 블록 다이어그램으로 표현하면 다음 그림 6과 같다.

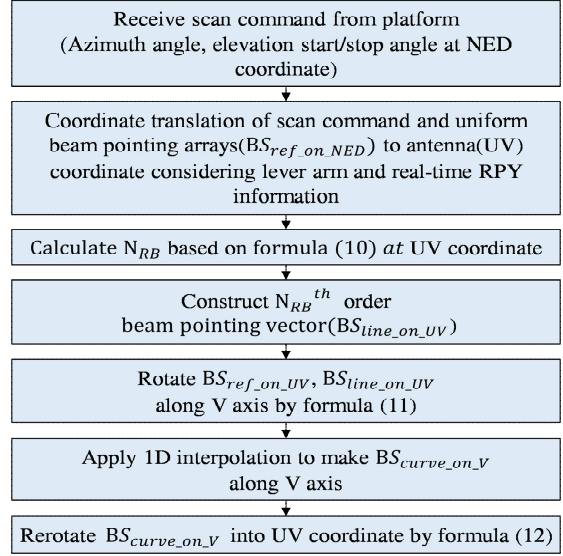


그림 6. 빔 조향 기법 블록 다이어그램
Fig. 6. Beam steering method block diagram

IV. 빔 조향 설계 시뮬레이션 및 분석

본 논문 제안 기법의 유효성을 확인하기 위해 시뮬레이션을 통해 검증 한다. 스캔 명령의 빔 조향 범위는 AESA 안테나의 최대 빔 조향 범위 이내로 제한된다. 특히 특정 방위각 방향에 대해서 일정 범위의 고각을 수직 스캔할 때 유효 빔 조향 범위 내에 항상 있어야 하므로 실제 운용 시에는 이를 고려해서 운용 범위를 설정한다. 시뮬레이션에서 고려한 운용 범위 및 설정 값을 표 1에 나타내었다.

표 1. 시뮬레이션 조건
Table 1. Simulation condition

Simulation condition	Value	
	Elevation	Azimuth
Beam operational range	< ±55°	< ±55°
Scan command operation range at NED coordinate	30° to -15°	≤ ±30°
3dB beamwidth at boresight	3.8°	4.2°
Lever arm (m) at body coordinate	(0.5, 0.2, 0.2) m	
Beam pointing interval for $BS_{ref_on_UV}$	1°	
Flight maneuvering conditions for RPY	<±45° for RPY	

보어 사이트 기준 고각 3dB 빔 폭과 방위각 3dB 빔 폭 중 작은 값의 절반을 기준으로 설정하여, 중첩률 10% 일 때부터 100% 중첩될 때까지 균등 빔 조향 간격으로 했을 때와 제안한 빔 조향 방향 설계에 따른 빔 개수 설계 결과를 비교 분석한다. 그리고 비행체 자세 및 조향 방향에 따라 제안 방식에 의한 설계 시 최소 요구 빔 개수가 어떻게 달라지는지 2가지 다른 사례 연구를 통해 분석한다. 먼저 균등 빔 조향에 의한 설계 시 식 (1)을 적용하고, θ_{3dB_BW} (위에서 언급한 것처럼 이때는 고각 방향 빔 폭)를 사용한다. 먼저 RPY = (0°, 0°, 0°), 방위각 조향 방향은 0°일 때, 기동이 전혀 없는 상황을 가정하여 전방에 대한 스캔 시 빔 개수 설계 결과를 표 2의 Case 1에 나타내었다. 그리고 안테나 빔 조향 범위, 스캔 고각 운용 범위를 고려 시 가능한 최대 롤, 피치 기동을 반영하여 RPY = (45°, 15°, 0°)로 설정하고, 방위각 조향 방향을 30°로 설정했을 때 결과를 표 2의 Case 2에 나타내었다. 균등 빔 조향 간격을 고려한 중첩 빔 개수는 비행체 자세, 빔 조향 방향에 따라 달라지지 않지만, 제안 설계 기법은 이를 모두 고려하게 되며, 중첩률에 따른 최적 빔 개수를 계산하게 된다.

표 2. 중첩률 별 빔 개수 설계 결과
Table 2. Number of beams according to overlap ratio

Overlap ratio (%)	The number of beams		
	Uniform steering interval	Proposed method	
		Case 1	Case 2
10	13	12	11
20	14	13	12
30	14	14	12
40	15	15	13
50	16	15	14
60	17	16	15
70	18	18	16
80	20	19	17
90	21	20	18
100	23	22	20

4.1 수식 기반 이론적 설계 결과 분석

표 2에서 Case 1의 결과를 분석해 보면 제안 방식 적용 시 중첩률에 따라 균등 빔 조향 설계 결과

대비 최대 1개 빔만큼만 차이가 나고 있음을 확인할 수 있다.

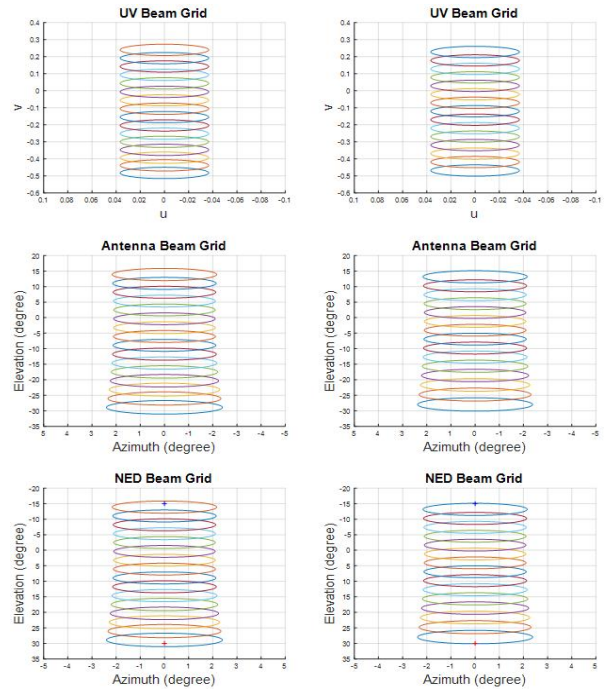


그림 7. 좌표계별 균등 빔 조향(좌) 및 제안 기법 설계 결과(우) (case 1, 중첩률 = 50%)

Fig. 7. Uniform beam steering(left) vs proposed method(right) (case 1, overlap ratio = 50%)

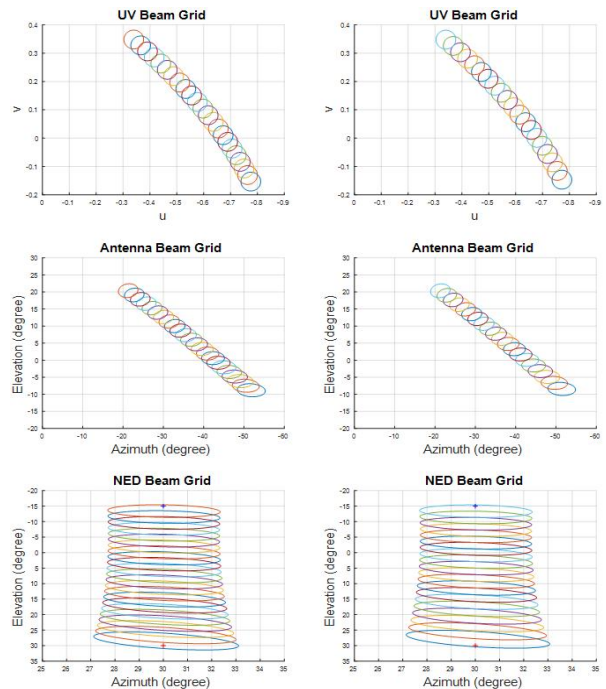


그림 8. 좌표계별 균등 빔 조향(좌) 및 제안 기법 설계 결과(우) (case 2, 중첩률 = 100%)

Fig. 8. Uniform beam steering(left) vs proposed method(right) (case 2, overlap ratio = 100%)

이는 보어 사이트에 가까울수록 NED 및 안테나 좌표계 기준 3dB 빔 폭 차이가 크지 않기에 제안 방식 적용 시 빔 개수 개선(감소) 효과가 제한적으로 나타난다고 할 수 있다. 한편 비행체 자세 변화가 크면서 방위 빔 조향각이 커지는 Case 2의 경우, 필요한 빔 개수가 균등 빔 조향 설계 기법 대비 중첩률에 따라 2개 또는 3개 빔을 항상 적게 사용하는 것을 확인할 수 있다. 그리고 UV 좌표계, 안테나 좌표계 및 최종 NED 좌표계에서의 균등 빔 조향 설계 결과와 제안 기법 설계 결과 예시를 그림 7, 8에 각각 나타내었다. 특히 Case 2의 NED 좌표계 기준 결과를 보면, 제안 기법에 의해서는 모든 빔에 대해서 3dB 빔 폭의 중첩이 인접 빔 사이에서만 이뤄지고 있다. 그러나 균등 빔 조향의 경우 고각 조향 값이 아래로 커질수록 빔 중첩률이 점점 커지다가 3개의 빔이 중첩되어 낭비되고 있음을 뚜렷하게 확인할 수 있다. 같은 경우에 대해서 고각 방향 빔별 조향각 차이를 분석한 경우를 그림 9에 나타내었다. 균등 빔 조향 설계의 경우 항상 1.9° 간격을 유지하지만, 제안 설계 기법에서는 모든 빔별 고각 방향 조향각 차이가 비 등간격으로 나타나고 있다. 즉 NED 좌표계 기준 조향각 별로 변하는 3dB 빔 폭을 반영하기에 조향각 차이가 균등하지 않게 나타나며, 이로 인해 요구 빔 수가 균등 간격일 때 대비 3개 적어졌음을 확인할 수 있다.

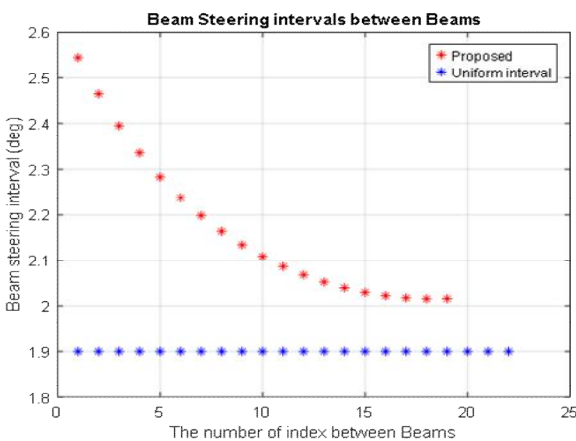


그림 9. 균등 빔 조향 및 제안 기법 사이 빔 조향 방향 간격 비교 (case 2, 중첩률 = 100%)

Fig. 9. Beam steering interval comparison between uniform beam steering vs proposed method (case 2, overlap ratio = 100%)

4.2 AESA 안테나 모의 빔 패턴 기반 설계 결과 분석

이론적 분석 결과를 뒷받침하기 위하여 개별 단 일소자들로 구성된 AESA 안테나 형상을 모델링하여 Taylor 가중치 (40, 7)를 적용한 안테나 빔 패턴을 형성하였고 이를 그림 10에 나타내었다. 모의한 안테나 빔 패턴에서 침묵값 대비 3dB가 되는 단면을 그림 11에 나타내었으며 이를 통해 모의한 안테나 빔 패턴 기반 빔 폭을 구할 수 있다. 안테나 보어 사이트 기준 고각 및 방위각 3dB 빔 폭은 각각 약 3.78°, 4.22°로, 동등한 비교 분석을 위해 이론적 설계 결과 분석 시 설정한 3dB 빔 폭과 유사한 값을 가지도록 소자 개수와 소자 간 간격을 설정하였다.

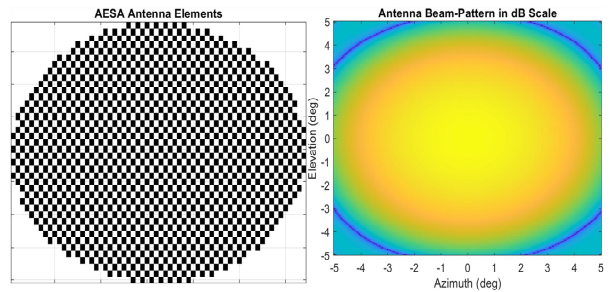


그림 10. 소자 기반 AESA 안테나 형상(좌) 및 모의 빔 패턴(우)

Fig. 10. Element based AESA antenna configuration(left) & simulated beam pattern(right)

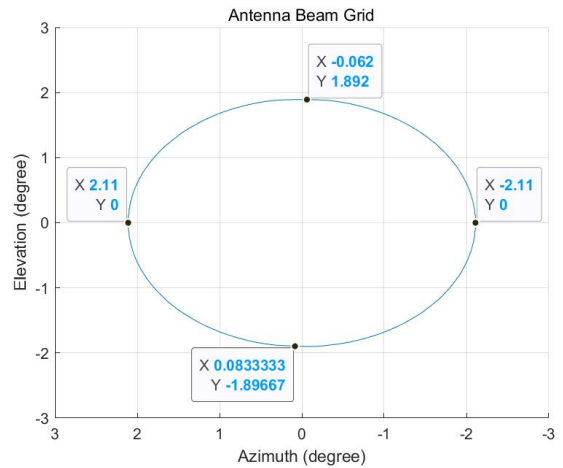


그림 11. 안테나 빔 패턴 3dB 단면

Fig. 11. Antenna beam-pattern 3dB cross-section

그림 12, 13에 UV 좌표계, 안테나 좌표계 및 최종 NED 좌표계에서의 Case 1, 2에 대한 모의 빔 패

턴 기반 균등 빔 조향 설계 결과와 제안 기법 설계 결과를 나타내었다. 빔 패턴 기반으로 확인한 결과 이론적으로 계산한 그림 7, 8의 설계 결과와 매우 유사한 결과를 획득하였다. 특히 Case 2의 NED 기준 결과에서 고각 조향 값이 아래로 커질 때 균등 빔 조향에서 나타나는 빔 중첩 낭비가 제안 기법에서 발생하지 않음을 확인할 수 있다. 이를 통해 실제 다수의 단일 소자 기반 AESA 안테나에서도 제안된 기법의 적용 시 성능 개선을 기대할 수 있다.

4.3 3dB 빔 폭 변화에 따른 SNR 영향성 분석

AESA 안테나의 이득은 안테나 보어 사이트 (0°) 기준에서 최대가 되며, 빔 조향각이 커질수록 스캔 손실 등으로 감소한다. 따라서 TF 모드 체계 설계 수행 시, 최악 상황 분석(Worst case analysis)을 통해 안테나 빔 조향 최대 각도에서 3dB 빔 폭 가장자리에서의 최대 이득 감소를 고려한다. 즉 기준이 되는 지형 반사 계수에 대해서 최소 요구 SNR 이상이 되도록 한다. 이를 통해 빔 운영 범위 내 3dB 빔 폭 이내로 유효하게 수신한 경우라면 중첩률이 달라지더라도 고각 정확도 등의 SNR 기반 성능 규격 만족에는 영향을 미치지 않게 된다. 다만 중첩률을 작게 할수록, 필요 빔 수가 적어지기에 한 스캔 내 연산량 감소 측면의 이득은 분명하다. 그러나 중첩 부위 3dB 방위 빔 폭 영역 또한 작아지기에 항공기의 지형 추종 컴퓨터에서 스캔 별 지형 정보를 방위 방향으로 중첩한다고 했을 때, 방위 빔 조향 간격 역시 작아지게 된다. 그래서 너무 작지도 크지도 않은 적정 중첩률을 설정해야 한다.

4.4 1차 내삽 근사화에 의한 중첩률 변화 분석

기동이 크고, 방위 빔 조향 방향이 보어 사이트에서 크게 떨어진 Case 2 경우에 대해서, UV 좌표계 1차 내삽 기반 빔 조향점 곡선 근사화 기법을 적용하지 않은 결과를 그림 14에 나타내었다. UV 좌표계에서 직선 기준선 위의 빔 조향 점들은 NED 좌표계에서 수직 방향의 직선 형태로 나타나지 않고 왜곡된 곡선 형태로 나타나게 된다.

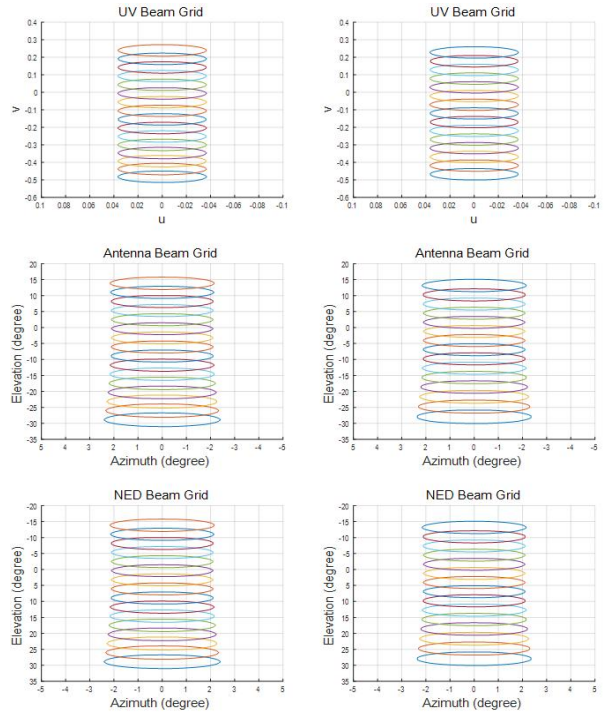


그림 12. 균등 빔 조향(좌) 및 제안 기법 설계 결과(우) (case 1, 중첩률 = 50%, 빔 패턴 기반)
 Fig. 12. Uniform beam steering(Left) vs proposed method(right) (case 1, overlap ratio = 50%)

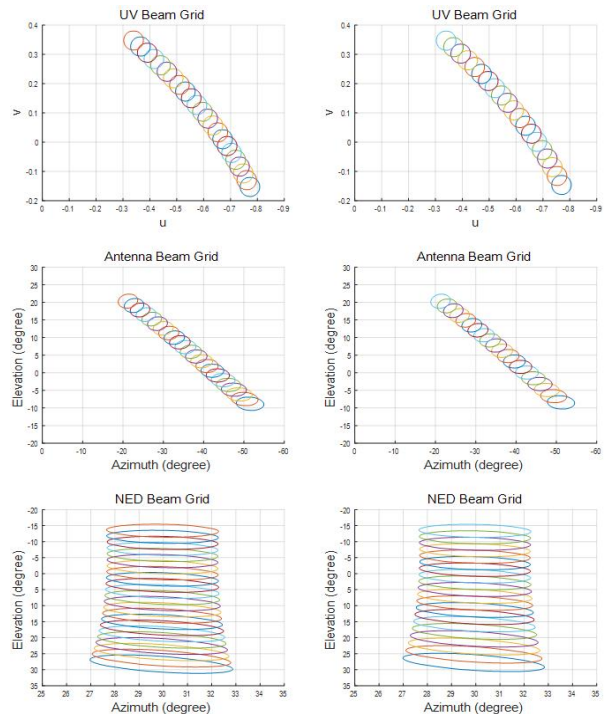


그림 13. 균등 빔 조향(좌) 및 제안 기법 설계 결과(우) (case 2, 중첩률 = 100%, 빔 패턴 기반)
 Fig. 13. Uniform beam steering(left) vs proposed method(right) (case 2, overlap ratio = 100%)

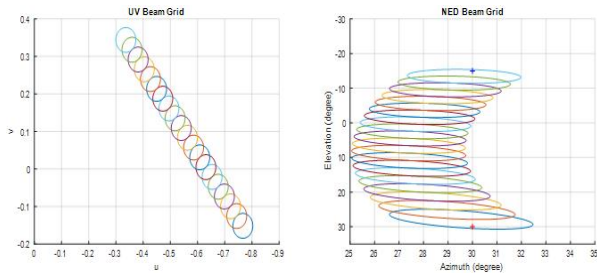


그림 14. 빔 조향점 근사화하지 않았을 경우 (case 2, 중첩률 = 100%)

Fig. 14. When beam steering approximation is NOT performed (case 2, overlap ratio = 100%)

예를 들어 아래에서부터 8번째 방위 빔 조향 방향은 27.28°로 스캔 명령의 방위 방향 30° 기준 대비 최대 2.72° 떨어진 왼쪽 방향을 조향하기에 수직 스캔 명령 방향에 대한 지형 정보 획득을 했다고 할 수 없다. 따라서 빔 조향점 곡선화는 꼭 필요하나 이로 인해 빔 간 중첩률이 달라질 수 있다. 이를 분석하기 위해 Case 2에 대해서 설정한 L_O 대비 1차 내삽에 의한 곡선 근사화 적용 전/후 중첩률이 얼마나 달라지는지를 표 3에 나타내었다.

표 3. 빔 조향 곡선 근사화 전/후 중첩 간격 변화
Table 3. Overlap ratio variation w/wo beam steering curved approximation

L_O (%)	Distance between beam pointing position in UV coordinate		Overlap ratio variation $\frac{B-A}{A} \times 100$ (%)
	Before 1D interpolation (A)	MAX diff after 1D interpolation (B)	
10	0.0655	0.0672	2.59
20	0.0621	0.0639	2.99
30	0.0586	0.0606	3.33
40	0.0552	0.0567	2.80
50	0.0517	0.0533	2.99
60	0.0483	0.0498	3.08
70	0.0448	0.0462	3.08
80	0.0414	0.0426	2.98
90	0.0379	0.0392	3.32
100	0.0345	0.0355	2.98

1차 내삽 근사화 전에는 빔 조향 점 사이 간격이 일정하게 나타난다. 하지만 근사화 이후에는 곡선이 되면서 간격이 일정하지 않게 되기에, 빔 조향 점 사이 간격이 최대가 될 때 중첩률 편차가 얼마나 발

생하는지 분석하였다. L_O 값이 달라지더라도, 빔 간 중첩률은 대략 2.59~3.33% 정도의 작은 차이로 등 간격 기준 대비 멀어지는 것으로 나타났다. 빔 조향 곡선 근사화 기법 적용으로 인한 이득 대비 중첩률 편차 발생 정도는 무시할만한 수준이라고 분석할 수 있다.

V. 결론 및 향후 과제

TF 모드는 비행 충돌 안전성 측면에서 매우 중요한 기능을 담당하기에 TF 스캔 명령에 해당하는 정보를 신뢰성 있게 제공할 수 있도록 설계해야 한다. 본 논문에서는 AESA 기반의 TF 모드 체계 설계 시 한 스캔에 필요한 최적 빔 수를 계산하는 기법을 제안하였다. 유효 빔 간 중첩률을 변수로 설정하고 AESA의 특성을 반영하여, 안테나 면에서의 빔 조향 방향이 달라져 유효 빔 폭 크기가 달라질 경우, 이를 고려한 최적 빔 개수 설계 방안을 제시한다. 실제 빔마다 필요한 버스트별 펄스 송수신 시간, 신호처리 시간 등을 고려 시 불필요한 빔 개수가 줄어들게 될 경우, 실시간 연산 측면에서 매우 유리할 수 있다. 제안 기법을 실제 AESA 레이더에서 구현하여 비행 시험[14]을 통해 최적의 빔 간 중첩률을 찾아가는 것은 향후 과제로 한다.

References

- [1] S. M. Sherman and D. K. Barton, "Monopulse Principles and Techniques", 2nd Ed, Artech House, Boston, 1985.
- [2] P. C. Oxley, "Terrain Following and Terrain Avoidance Algorithms", IEE Colloquium on Navigation, Guidance, and Control on Aerospace, London, UK, pp. 1-2, Nov. 1989.
- [3] C. Kim, I. Cho, D. Lee, and I. Kang, "Development of Low Altitude Terrain Following System based on TERain PROfile Matching", Journal of Institute of Control, Robotics and Systems, Vol. 21. No. 9. pp. 888-897, Sep. 2015. <https://doi.org/10.5302/J.ICROS.2015.14.0118>.

- [4] B. A. Kumar and D. Ghose, "Radar-Assisted Collision Avoidance/Guidance Strategy for Planar Flight", IEEE Transactions on Aerospace Electronic Systems, Vol. 37, No. 1, pp. 77-90, Jan. 2001. <https://doi.org/10.1109/7.913669>.
- [5] T. Penn, "A History of Terrain-Following Radar", A Master of Engineering Report, Oct. 2005.
- [6] K. L. Johnson and M. Wendl, "F15E Terrain Following System", AIAA Aerospace Design Conference, Irvine, CA, U.S.A., Feb. 1992.
- [7] B. Flynn, "F-16 E/F Automatic Terrain Following Development", Lockheed Martin Corporation, 2009
- [8] C. W. Chapoton, "Future Terrain Following Radars", Proc. of the IEEE National Radar Conference, Dallas, TX, USA, pp. 20-23, Mar. 1989. <https://doi.org/10.1109/NRC.1989.47609>.
- [9] "Terrain Avoidance Radar", Westinghouse Electric corporation, Air Arm Division, Jan. 1958.
- [10] W Jiang, Y Huang, J Wu, W Li, and J Yang, "A New approach for Terrain Following Radar Based on Radar Angular Superresolution", The Proceedings of the Third International Conference on Communications, Signal Processing, and Systems. Lecture Notes in Electrical Engineering, Vol. 322, 2015. https://doi.org/10.1007/978-3-319-08991-1_23.
- [11] B. R. Mahafza and A. Elsherbeni "Matlab Simulations for Radar Systems Design", Chapman & Hall/CRC, Dec. 2003. <https://doi.org/10.1201/9780203502556>.
- [12] R. S. Elliott, "Antenna Theory & Design, Revised Edition", Revised Ed, John Wiley & Sons, Jan. 2003.
- [13] M. S. Grewal, L. R. Weill, and A. P. Andrews, "Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration", John Wiley & Sons, Jun. 2006. <https://doi.org/10.1002/0470099720>.
- [14] T. Jeong, W. Lee, S. Park, D. Kwon, and B. Cho, "A Study on the Land and Island Target Rejection Method for Airborne Maritime

Surveillance Radar", The Journal of KIIT, Vol. 22. No. 10, pp. 97-104, Oct. 2024. <https://doi.org/10.14801/jkiit.2024.22.10.97>.

저자소개

황 정 훈 (Jeonghun Hwang)



2003년 2월 : 한양대학교
전자전기컴퓨터 공학부(공학사)
2005년 2월 : KAIST 전기 및
전자공학과(공학석사)
2020년 2월 : 충남대학교
전자공학과(공학박사)
2005년 2월 ~ 현재 :

국방과학연구소 책임연구원

관심분야 : 항공기 탐재 레이더/SAR 체계 설계 및
신호처리

신 혁 수 (Hyuksoo Shin)



2011년 2월 : 고려대학교
컴퓨터통신공학부(공학사)
2020년 2월 : 고려대학교
전파통신공학과(공학박사)
2019년 12월 ~ 현재 :

국방과학연구소 선임연구원

관심분야 : 항공기 탐재 레이더

체계 설계 / 신호처리

임 상 호 (Sangho Lim)



2006년 2월 : 중앙대학교
전자공학과(공학사)
2008년 2월 : KAIST 전기 및
전자공학과(공학석사)
2011년 2월 : KAIST 전기 및
전자공학과(공학박사)
2011년 2월 ~ 2016년 9월 :

삼성전자 선임 연구원

2016년 9월 ~ 현재 : 국방과학연구소 책임연구원

관심분야 : 우주 감시 레이더/SAR 시스템

김 형 석 (Hyung-Suk Kim)



1997년 2월 : 경북대학교
전자공학과(공학사)
1999년 2월 : 경북대학교
전자공학과(공학석사)
2006년 7월 ~ 현재 :
국방과학연구소 책임연구원
관심분야 : 항공기 탐제

레이다/SAR 시스템

조 병 래 (Byunglae Cho)



1999년 2월 : 경북대학교
전자전기공학부(공학사)
2001년 2월 : 포항공과대학교
전자전기공학과(공학석사)
2005년 2월 : 포항공과대학교
전자전기공학과(공학박사)
2005년 3월 ~ 2006년 1월 :

포항공과대학교 전자전기공학과 연구원

2006년 1월 ~ 현재 : 국방과학연구소 책임연구원

관심분야 : 레이더 체계 설계 / 신호처리