

위성통신 안테나의 위성 지향각도 해석적 모델의 실증

조규한[†]

Proof of SATCOM Antenna Heading Angle's Analytical Model

Gyuhhan Cho[†]

ABSTRACT

A Satellite Communication (SATCOM), which is applied to various systems to communicate with other systems at the limited wired communication situation, is required to head at a stable point of the space, because this system uses a geostationary satellite. It is important to know satellite tracking heading angles such as elevation angle and azimuth angle for the immovable antenna's latitude, longitude, and altitude. Moreover, calculation of heading angle is critical for SATCOM antenna on a moving platform. In this study, a antenna heading angle calculation method is applied to compute elevation and azimuth angle for a SATCOM antenna and the heading angle simulation is executed for the Korea peninsula and surrounding areas. To verify this simulation, satellite tracking test is conducted using a SATCOM antenna which uses monopulse signal tracking method. The simulation is confirmed by comparing this test result with the simulation. And we make a suggestion for calculation of polarization angle of this antenna.

Key words : SATCOM, Geostationary Satellite, Parabolic Antenna, Satellite Tracking, Elevation & Azimuth

요 약

유선통신의 사용이 제한되는 상황에서의 통신방법으로 널리 활용되는 위성통신(SATCOM)은 정지궤도위성을 사용하여 통신하기 때문에, 우주 공간의 크게 변하지 않는 한 지점으로 통신용 안테나를 지향시킴으로써 통신할 수 있다. 지상에 설치되어 움직이지 않는 안테나를 위성에 지향시키기 위해서는 안테나가 위치한 위도, 경도, 고도에서 양각, 방위각과 같은 위성 지향각도를 아는 것이 중요하다. 더욱이 비행기와 같이 움직이는 물체위에 탑재된 안테나를 이용하여 위성을 지향 할 경우 지향각도의 계산은 필수적이다. 본 연구는 정지궤도 위성을 지향하기 위해 필요한 안테나 양각과 방위각의 계산방법을 제시하고 그 방법에 따라서 한반도 지표상의 위경도에 따라서 어떤 지향각도가 요구되는지 시뮬레이션을 수행하였다. 그리고 시뮬레이션 결과를 검증하기 위하여 모노펄스 신호(Monopulse Signal)를 이용하여 위성을 지향하는 위성통신 안테나를 비행기에 탑재하여 안테나의 위치에 따라서 지향각도가 어떻게 변하는지 실험적으로 확인하였다. 이 결과를 시뮬레이션과 비교해 봄으로써 위성통신 안테나의 지향에 필요한 양각과 방위각의 시뮬레이션의 정확도를 확인하였고, 추가적으로 필요한 안테나 편파각의 계산에 대한 방향을 제시하였다.

주요어 : 위성통신, 정지궤도 위성, 파라볼릭 안테나, 위성추적, 양각 & 방위각

1. 서론

비행기나 배와 같이 지상에 설치된 유선 통신시스템을

사용할 수 없는 곳을 이동하는 물체는 지상과의 통신을 위해서 주로 SATCOM(Satellite Communications)을 사용한다. SATCOM은 파라볼릭 안테나를 이용하여 정지궤도 위성을 이용한 통신방식이다. 지구의 한 지점에 고정되어 지구를 따라 돌고 있는 정지궤도위성(Geosynchronous Satellite)은 적도상의 한 지점으로부터 35,786km 상공에서 지구의 자전속도와 같은 속도로 지구주변을 공전하고 있다¹⁾. 이러한 특성 때문에 지구에서 이 위성은 마치 한

Received: 2 May 2019, **Revised:** 27 September 2019,

Accepted: 29 September 2019

[†] **Corresponding Author:** Gyuhhan Cho

E-mail: gyuhhan_cho@add.re.kr

Agency for Defense Development

지점에 정지된 상태로 공중에 떠 있는 것처럼 관측되고, 낮은 궤도에서 빠른 속도로 지구를 공전하는 저궤도 위성과 달리 정지궤도 위성은 위성의 영향권 안에 있는 지역에서는 항상 같은 방향에 위성이 존재하여 SATCOM을 이용한 안정적인 통신이 가능하다²⁾.

그래서 SATCOM용 파라볼릭 안테나는 지구에서 하늘에 있는 한 지점을 지향시키는 제어, 즉 안테나의 LOS (line of sight)를 일정하게 유지시키는 제어가 요구된다. 안테나의 직경은 요구되는 통신 성능에 따라서 결정되는데 직경이 커질수록 안테나의 Beam Pattern이 좁아져서 더욱 정밀한 LOS의 제어가 요구된다. 일반적으로 지상에 고정되어 있는 SATCOM용 안테나의 경우 한번 위성의 위치를 지향하게 되면 위성의 미세한 위치변화를 하면서 주기적으로 지향각도를 보정하여 사용하게 된다. 하지만 비행기, 선박과 같이 이동하는 물체에 장착되어 있는 안테나의 경우에는 안테나가 위치한 위도, 경도, 고도, 그리고 안테나가 설치된 모체의 기울기 roll, pitch, yaw 값에 따라서 LOS를 제어하기 위한 각도가 시시각각 변하게 된다³⁾. 이를 제어하기 위해서 ISP(Inertially Stabilized Platform) 방식을 이용하여 제어를 하게 된다. 이 방식은 제어대상의 Inertia를 일정하게 유지시키는 제어로써 대상물체에 가해지는 위치, 자세 변화를 측정하여 그 변화만큼을 반대방향으로 움직여줌으로써 제어대상이 움직이지 않는 것처럼 보이게 하는 제어방법이다. SATCOM용 안테나의 경우 위성을 지향하고 있는 상태에서 외란을 상쇄시켜서 항상 위성방향으로 안테나를 지향시키는 것이 ISP기술의 역할이다⁴⁾.

SATCOM안테나가 위성을 추적하는 방법으로는 Step Tracking과 Monopulse Tracking과 같은 방법이 많이 사용된다. 우선 Step Tracking은 안테나를 사각형 혹은 원을 그리며 신호의 세기를 측정한 후 신호의 세기가 가장 크게 측정된 위치로 이동하고 다시 그 지점을 기준으로 같은 측정을 반복하여 결과적으로 가장 강한 신호가 나오는 지점을 찾는 방법이다. 그리고 Monopulse Tracking은 위성에 설치되어 지상과의 통신을 수행하는 안테나에서 송신해주는 Monopulse Signal을 이용하는 방법으로써 위성의 중심에서 얼마나 멀리 떨어져 있는지, 위성의 중심으로부터 어느 방향에 지향점을 두고 있는지를 계산해낼 수 있다⁵⁾. 하지만 Step Tracking방법은 파라볼릭 안테나의 Beam Pattern에서 Main Lobe와 Second Lobe 사이에 Null이 존재하기 때문에 Main Lobe를 찾아가지 못하고 Second Lobe를 지향해버리는 문제가 발생할 수 있고, Monopulse Tracking의 지향방향이 위성의 중심에

서 멀어지면 지향방향 오차 계산값의 정확도가 떨어지기 문제점이 발생한다⁶⁾. 따라서 이 두가지 추적방법을 사용하기 위해서는 일정수준 이상으로 위성이 있는 방향으로 안테나를 지향시키는 과정이 선행되어야 하고 이를 위해서 위성의 위성지향각도 계산이 필수적이다.

본 연구에서는 SATCOM 안테나가 위성을 추적하는데 중요하게 사용되는 위성지향각도를 해석해를 이용하여 시뮬레이션 해보고 실제 시험을 통하여 시뮬레이션 결과와 비교하여 그 차이에 대하여 고찰한다. 제 2절에서는 안테나의 위성지향 각도를 계산하는 방법을 이해하는데 필요한 개념들에 대해서 설명한다. 제 3절에서는 안테나 지향 각도를 계산하는 해석해를 설명하고 이를 통한 시뮬레이션 결과를 제시한다. 제 4절에서는 시험을 통한 안테나 지향각도를 보이고 이를 시뮬레이션 결과와 비교 분석한다. 제 5절에서는 이전 내용에 대한 결론과 함께 향후의 연구로써 진행되어야 할 이슈들을 제시한다.

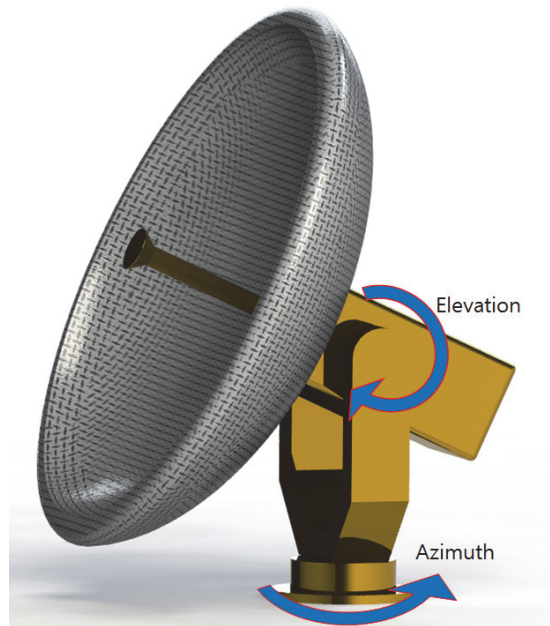


Fig. 1. SATCOM antenna driving system figure for this test (Elevation and Azimuth rotation axes)

2. 안테나의 지향각도와 좌표계

파라볼릭 안테나가 바라보는 방향을 지향각도라고 하는데 일반적으로 Fig. 1과 같이 양각(Elevation)과 방위각(Azimuth) 두 각도로 나타낼 수 있다. 양각은 지향방향의 높이에 해당되는 고각을 나타내는 각도이며, 방위각은

지향하는 방위를 나타내는 각도이다. $\pm 90^\circ$ 의 양각과 $\pm 180^\circ$ 의 방위각으로 모든 지향각을 나타낼 수 있다. 실제 SATCOM기술을 이용하여 통신을 할 때 방향성이 있는 신호로 통신을 하는 경우 추가적으로 편파각(Polarization)을 지향각도로 가지는 경우가 있지만 본 논문에서는 양각과 방위각만을 지향각도로 고려한다.

비행체에 탑재된 안테나의 지향좌표는 절대좌표계, 상대좌표계 두가지로 나타낼 수 있다. 절대좌표계는 지구에 고정된 좌표계로써 비행기의 자세에 상관없이 일정한 좌표계를 유지한다. 상대좌표계는 비행기에 고정된 좌표계로써 비행기의 움직임에 따라서 좌표계 역시 변하게 된다. 안테나를 구동시키지 않고 비행기에 고정되어 있다면 상대좌표계에서의 지향방향은 비행기의 움직임과 상관없이 일정하게 유지될 것이다. 반대로 절대좌표계상의 지향방향은 비행기의 움직임 roll, pitch, yaw에 따라서 변하게 된다.

$$\begin{bmatrix} x_{re} \\ y_{re} \\ z_{re} \end{bmatrix} = R_x(\theta)R_y(\phi)R_z(\psi) \begin{bmatrix} x_{abs} \\ y_{abs} \\ z_{abs} \end{bmatrix}$$

위의 식은 절대좌표계의 지향좌표 $x_{abs}, y_{abs}, z_{abs}$ 와 상대좌표계에서의 지향좌표 x_{re}, y_{re}, z_{re} 의 관계를 나타낸 수식이다. 여기서 $R_x(\theta), R_y(\phi), R_z(\psi)$ 는 비행기의 자세 x, y, z 축에 대한 회전을 나타내는 Euler angle을 의미한다.

그리고 비행체에 탑재된 안테나가 위성을 추적중일 경우 비행기의 움직임에 상관없이 절대좌표계의 지향각이 일정하게 유지된다. 그리고 상대좌표계의 지향각도는 절대좌표계를 일정하게 유지시키기 위한 꾸준한 움직임이 확인된다. 이때 안테나가 존재하는 위도, 경도, 고도에 따라서 절대좌표의 지향각도가 변하게 되는데 제 3절에서 이 절대각도를 계산하는 해석해와 그 시뮬레이션에 대해서 제시하려 한다.

3. 안테나 지향각도 해석해와 시뮬레이션

안테나가 위성을 지향하기 위해서 필요한 절대좌표계에서의 지향각도를 그 안테나가 위치한 위도, 경도, 고도를 이용하여 표현 할 수 있다. 본 논문에서는 지향각도를 x, y, z 대신 안테나의 양각과 방위각으로 나타내었다. 안테나의 구동은 벡터형식의 좌표가 아니라 roll, pitch, yaw에 해당하는 편파각, 양각, 방위각으로 나타내는 것

이 안테나구동에 적합하기 때문에 편파각을 제외한 양각과 방위각으로 안테나 지향각도를 표현하였다. 안테나 지향각도 양각, 방위각과 x, y, z 의 관계를 아래의 식과 같이 나타낼 수 있다⁷⁾.

$$\theta_{Elevation} = \cos^{-1} \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}$$

$$\theta_{Azimuth} = \cos^{-1} \frac{y}{x}$$

안테나의 지향각도를 양각과 방위각으로 표현하면 다음과 같은 해석해(Analytic Solution)로 나타낼 수 있다. 위성의 위도, 경도, 고도를 각각 $Lat_{sat}, Long_{sat}, r_{sat}$ 으로 표기하고 지상에 있는 안테나의 위도, 경도, 고도를 $Lat_{ant}, Long_{ant}, r_{earth}$ 로 표기한다.

$$w \simeq Long_{ant} - Long_{sat}$$

$$Range = \sqrt{(r_{sat} \cos(w) - r_{earth} \cos(Lat_{ant}))^2 + r_{sat}^2 \sin(w)^2 + r_{earth}^2 \sin(Lat_{ant})^2}$$

계산의 편의를 위하여 w 와 $Range$ 를 위와 같이 두면 안테나의 양각과 방위각을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$Elevation = \text{asin} \left(\frac{r_{sat} \cos(w) \cos(Lat_{ant}) - r_e}{Range} \right)$$

$$Azimuth = \text{atan2} \left(\frac{r_{sat} \sin(w)}{\frac{Range \cos(Elevation)}{r_{sat} \sin(Lat_{ant}) \cos(w)}}, \frac{r_{sat} \sin(Lat_{ant}) \cos(w)}{Range \cos(Elevation)} \right)$$

안테나가 위치한 위도, 경도, 고도에 따른 지향각도를 위와 같이 절대좌표계상의 양각과 방위각으로 나타낼 수 있다. 이를 이용하여 한반도상에서 특정 정지궤도 위성을 지향하기 위한 지향각도 시뮬레이션을 수행해보았다. 시뮬레이션에는 무궁화 6호(KOREASAT6)가 사용되었고, 그 결과로써 위성을 지향하기 위한 양각과 방위각을 각각 Fig. 2, Fig. 3과 같이 나타낼 수 있다. 무궁화 6호는 위도 0도, 경도는 116도에 고정되어 있고, 지향하는 안테나는 해수면 고도에 있다고 가정하고 계산하였다.

KOREASAT6가 위치한 동경 116도는 중국의 베이징을 지나가는 경도선이기 때문에 한반도에서 관측되는 이 위성을 지향 방위각은 Fig. 2와 같이 $-167^\circ \sim -157^\circ$ 에 걸쳐있다. 이때 방위각은 북쪽을 0° 로 하고 시계방향을 +방

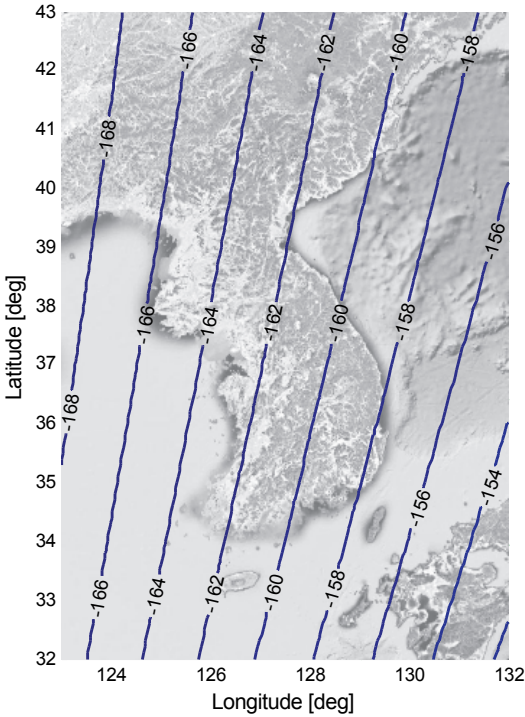


Fig. 2. Azimuth Absolute Angle for KOREASAT6

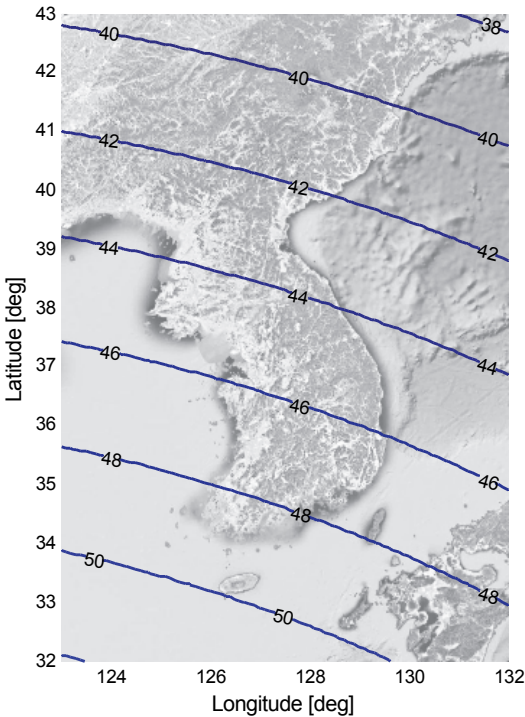


Fig. 3. Elevation Absolute angle for KOREASAT6

향 반시계방향을 -방향으로 나타냈다. 양각은 한반도상에서 Fig. 3과 같이 지향각이 40° ~ 50°에 걸쳐있다.

4. 안테나 지향각도의 실험적 증명

제 3절에서 해석해를 이용하여 위성지향각도를 시뮬레이션으로 나타냈다. 이 결과를 증명하기 위해서 비행기에 SATCOM안테나를 탑재하여 위성지향각도를 측정하는 시험을 실시하였다. 이때 위성추적은 Monopulse Tracking 방법을 이용했다. 이 방식은 SATCOM용 위성 안테나에서 송신하는 Monopulse Signal을 이용하여 위성 안테나의 지향방향 오차와 중심으로 부터의 이격거리를 계산하는 기술이다. 따라서 지향방향을 위성의 위치와 통신안테나의 위경을 이용하여 계산하는 해석해와는 다른 방법으로써 시뮬레이션의 결과를 실험적으로 검증할 수 있는 적절한 방법이라 할 수 있다.

실험에 사용된 SATCOM용 안테나는 Fig. 1과 같은 구조로 되어 있다. 이 안테나는 양각과 방위각 2개축의 Gimbaled pedestal로 구성되어 있다. 각각의 축은 모터로 구동되고 레졸버를 이용하여 각도를 측정하여 제어한다. 편파각을 위한 하나의 추가적인 구동부가 존재하지만 본 연구에서는 안테나의 지향각도에 대한 연구의 결과를 설명하고 있기 때문에 고려하지 않는다. 이외에 안테나의 원래의 목적인 통신을 위한 저잡음증폭기와 같은 RF장치들이 안테나 반사판 뒤쪽에 위치해있다. 안테나 반사판은 카본복합소재로 만들었고, 페데스탈은 스테인레스 스틸로 제작되었다⁸⁾. 안테나 구동은 기본적으로 ISP기술을 이용하기 때문에 1개의 축이 특정각도 이상으로 회전하여 페데스탈 구동부의 자유도가 줄어드는 Gimbal Lock과 같은 문제가 발생 할 수 있기 때문에 고각의 최대 높이를 설정하고 선회 중 비행기의 Roll각도를 제한하였다.

안테나의 제어에는 INS(Inertial Navigation System) 센서를 이용하였는데 이 센서는 3개의 가속도 센서와 3개의 자이로 센서를 이용하여 외부로부터의 기준값 없이 센서의 위치변화와 자세변화를 측정해준다. INS센서는 비행기에서 필수적인 센서이기 때문에 센서값은 비행체로부터 받아서 안테나를 제어하였다. 안테나의 절대좌표 지향각은 이 INS센서를 이용하여 계산된 값을 사용하였다. 먼저 안테나의 구동계에 연결되어 구동부의 각도를 측정해주는 레졸버의 값으로 안테나의 상대좌표계에서의 지향각도를 확인하고, 이 값에 INS센서에서 취득한 비행체의 기울기 값인 Roll, Pitch, Yaw를 Euler angle을 이용하여 계산하였다. 그리고 비행기가 위치한 위도와 경도

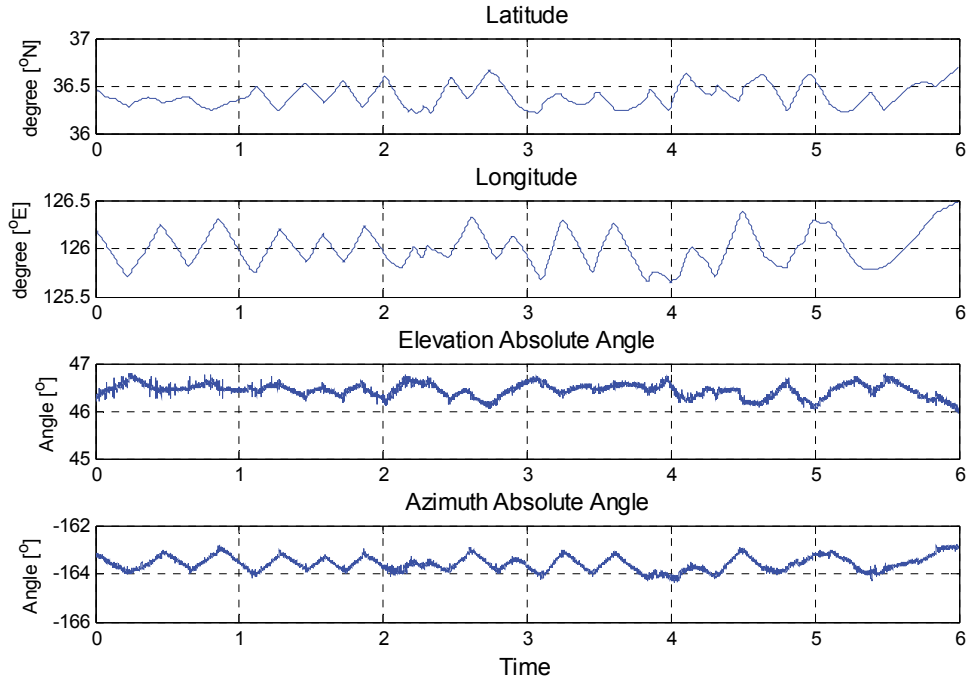


Fig. 4. SATCOM antenna tracking test result on a aircraft (latitude of the test location, longitude of the test location, elevation absolute angle of the antenna, azimuth absolute angle of the antenna)

를 측정하기 위해서는 GPS센서가 사용되었다. INS센서만으로 위치정보를 계산할 수 있지만 GPS를 이용하면 보다 정확한 값을 얻을 수 있다⁹⁾.

시험에서도 시뮬레이션에서 사용했던 KOREASAT 6 위성을 이용하여 SATCOM 통신을 실시하였는데 KT에서 관리하고 있는 위성은 contour가 충청도 지역을 중심으로 설정되어 있기 때문에 충청지역에서 가장 강한 신호의 송수신이 가능하여 그 주변인 위도 36.2°에서 36.7° 사이, 경도 125.6°에서 126.4°사이의 지역에서 진행되었다. 안테나는 개발중인 항공기에 탑재되었고 약 6시간동안 비행하면서 안테나 제어를 하면서 데이터를 획득하였다. 안테나의 지향 절대각도와 상대각도의 샘플을 2Hz의 주기로 취득하였다.

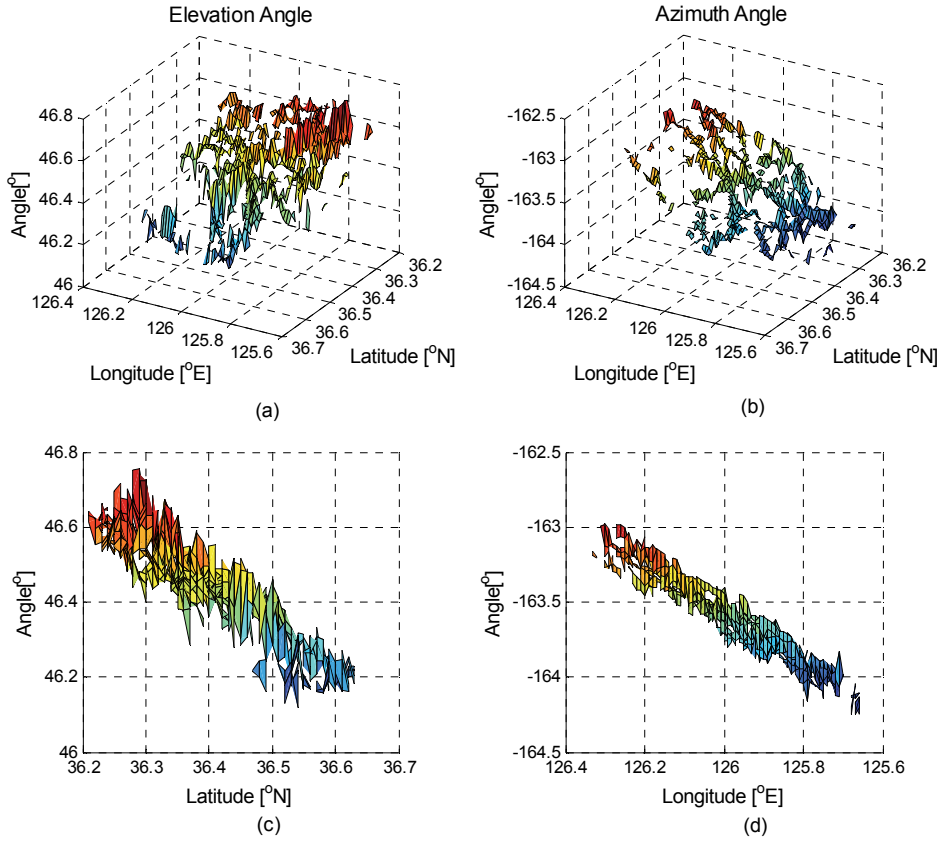
시험의 결과를 Fig. 4와 같이 나타냈다. 그래프는 위에서부터 비행기의 위도, 경도 그리고 안테나의 절대좌표 앙각과 방위각을 나타내고 있다. 제한된 구역에서 비행을 하면서 시험결과를 얻었기 때문에 그래프들이 특정 구간 사이를 맴돌고 있다. 그리고 이번 시험에 사용한 위성의 위치상의 특징으로 인하여 비행기의 위도와 안테나 지향각의 앙각이 연동되어 변하고 있고 비행기의 경도와 안테나 지향각의 방위각이 연동되어 변하고 있는 것을 알

수 있다. 비행중 추적오차는 0.0317 degreeRMS이고 최대 추적오차는 0.2335 degree이다.

시험에서 획득한 시험결과와 효과적인 비교를 위해서 Fig. 5와 같이 나타내었다. Fig. 5(a)와 Fig. 5(c)는 양각의 지향각도를 나타낸 것이고 Fig. 5(b)와 Fig. 5(d)는 방위각의 지향각도를 나타낸 결과이다. Fig. 5(a)와 Fig. 5(b)는 위도, 경도에 따라 지향각도가 어떻게 변하는지 3차원으로 보여주는 그래프로써 붉은색이 높은 각도 파란색이 낮은 각도를 의미한다. Fig. 5(c)와 Fig. 5(d)는 방위각 지향각을 경도에 따라서 나타낸 그래프와 양각의 지향각을 위도에 따라서 나타낸 그래프이다.

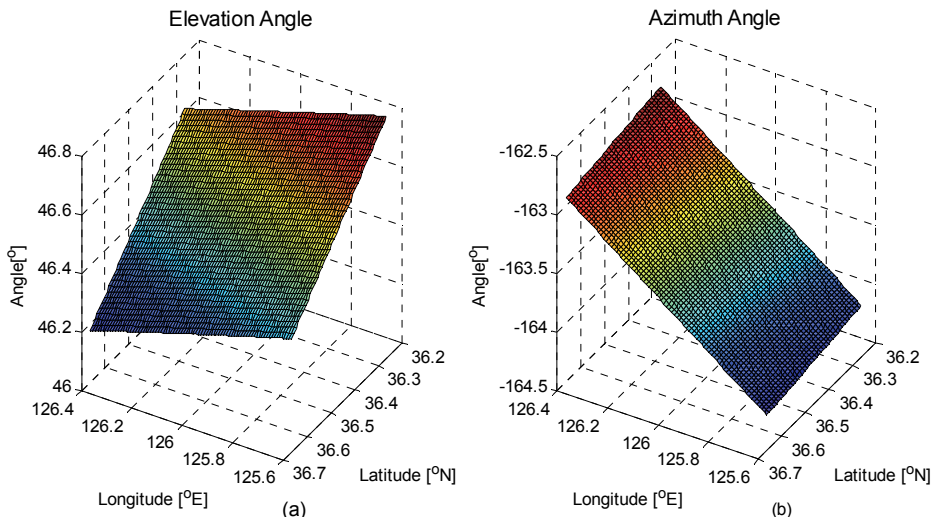
양각은 이 구간에서 최소 45.94°에서 최대 46.81°의 값을 보인다. 양각은 위도가 낮을수록, 경도가 높을수록 더 큰 값을 보였는데 이는 위성의 위치가 한반도 보다 남서쪽 상공에 위치하고 있기 때문에 위성에 가까워질수록 안테나의 양각 지향각도가 더 커지게 된다. 그 중에서 양각은 위도에 더욱 크게 값이 변하는 것을 알 수 있는데 이는 위성이 있는 경도가 한반도의 경도와 크게 차이가 나지 않기 때문에 양각의 크기가 경도보다 위도에 따라 더 크게 영향을 받는다.

그리고 방위각은 이 구간에서 최소 -164.34°, 최대 -



(a) elevation angle result on 3D location, (b) azimuth angle on 3D location, (c) azimuth angle for longitude, (d) elevation angle for latitude

Fig. 5. Absolute coordinate satellite heading angle test result



(a) elevation angle result on 3D location, (b) azimuth angle on 3D location

Fig. 6. Absolute coordinate satellite heading angle simulation result

162.77°의 값을 보인다. 방위각은 위도가 작아질수록, 경도가 커질수록 큰 값을 보인다. 이 역시 위성이 남서쪽에 위치하고 있기 때문에 나타나는 특징으로, 위성을 중심으로 시계방향으로 회전하면서 방위각이 증가하는 특징을 보인다. 방위각은 양각과 반대로 위도보다 경도에 변화에 따라서 더욱 큰 변화를 보이는데 이 또한 위성이 있는 위치와 한반도 사이에 경도 차이보다 위도 차이가 더 크기 때문에 방위각이 경도가 변함에 따라 더 크게 변한다.

Fig. 5(c)와 Fig. 5(d)를 보면 위도에 따른 양각의 변화가 경도에 따른 방위각의 변화보다 같은 위도, 경도 값에서 양각, 방위각이 더 넓은 범위의 값을 보이고 있는데 이것은 실제 비행할 구간이 경도가 위도보다 더 긴 구간 안에서 비행을 했고, 시뮬레이션 결과에서도 알 수 있듯이 위도의 변화에 따른 방위각의 변화보다 경도의 변화에 따른 양각의 변화가 더 크다.

시험 구간에서 시뮬레이션 결과는 Fig. 6과 같이 나타나는데 실험의 결과와 시뮬레이션 결과 값을 비교해 보면 양각의 경우 평균값이 0.3481°의 차이가 있었고 방위각은 평균 0.1723°의 차이가 있다 이때 양각이 더 큰 오차 값을 보였는데 이것은 비행기의 고도변화를 계산에 반영하지 못한 이유에서 발생한 결과라고 판단된다.

5. 결론

SATCOM 안테나를 이용하여 통신을 할 때 충분한 통신성을 내기 위해서는 안테나를 위성방향으로 지향시키는 정밀한 제어가 요구된다. 특히 비행기나 선박과 같이 움직이는 물체에 탑재되어 있는 안테나의 경우 더욱 고도의 제어 기술이 필요하다. 이러한 안테나 제어를 위해서는 통신위성을 지향하기 위한 절대좌표계 지향각 계산이 필수적인데 이 값은 지상에 안테나가 존재하는 위도, 경도, 고도에 따라서 변하게 된다.

본 연구에서는 이러한 요구에 의하여 SATCOM 안테나의 제어에 필요한 절대좌표 지향각인 양각과 방위각의 계산을 수행하였고 그 결과를 시뮬레이션하였다. 시뮬레이션에 사용된 위성은 KOREASAT6로써 동경 116도 적도상에서 지구를 공전하고 있는 정지궤도 위성이다. 시뮬레이션을 통하여 한반도상에서 어떤 절대좌표계 지향각도가 요구되는지 확인하였다. 시뮬레이션은 위도 북위 32도에서 43도, 경도 동경 123도에서 132도에 걸쳐져서 실시되었다.

시뮬레이션 결과를 확인하기 위하여 시험을 수행하였는데 SATCOM용 안테나를 비행기에 탑재하여 비행하면

서 위도와 경도를 변화에 따른 안테나 지향각도를 주기적으로 측정하였다. 지향각도 측정을 정확하게 하기 위해서 안테나는 Monopulse Signal을 이용하여 추적을 진행하였다. 그 결과 시뮬레이션 결과와 비교해서 양각은 0.3481° 방위각은 0.1723°의 오차가 있음을 확인하였다.

SATCOM안테나의 사용에 있어서 필수적인 안테나 지향각도 계산 시뮬레이션을 수행해봄으로써 안테나 개발하기에 앞서 그 안테나가 사용될 장소의 위도 경도를 고려하여 안테나의 양각과 방위각의 구동범위를 설정할 수 있는 장점이 기대된다. 특히 비행기와 선박 등 움직이는 물체에 탑재되는 안테나의 경우 모체의 움직임까지 고려하여 안테나구동 범위의 계산이 필요하기 때문에 본 연구가 안테나 개발에 참고가 될 것으로 기대된다.

본 연구에서 시험 장비의 기술적 한계로 시험당시의 안테나 고도에 대한 정보를 반영하지 못하여 오차가 커지는 문제점이 있었다. 추가적인 연구로써 고도정보를 반영한 시험을 한다면 더욱 정확한 값을 얻어낼 수 있을 것으로 판단된다. 그리고 많은 안테나들이 2축 구동 이외에 추가적으로 편파각을 사용하여 통신하기 때문에 편파각에 대한 시뮬레이션이 추가적으로 수행되면 안테나 개발에 크게 도움이 될 것으로 기대된다.

References

1. Cho, Gyuhan & Tae Kim, Gwang. (2017). Monopulse Tracking Performance of a Satcom Antenna on a Moving Platform. *Journal of Electromagnetic Engineering and Science*. 17. 120-125. 10.5515/JKIEES.2017.17.3.120.
2. 김광태, 조규한 (2017.11). 이동형 위성안테나 시스템의 위성추적 성능개선을 위한 스텝추적과 모노펄스추적의 혼합추적방법. 『한국정밀공학회지』, vol.34 no.11 745-753
3. M. K. Masten, Inertially Stabilized Platforms for Optical Imaging Systems, Tracking Dynamic Targets with Mobile Sensors, *IEEE Control Systems Magazine*, 2008 47-64
4. H. G. Wang, T. C. Williams, Strategic Inertial Navigation Systems, High-Accuracy Inertially Stabilized Platforms for Hostile Environments, *IEEE Control Systems Magazine*, February 2008 65-85
5. S. M. Sherman, D. K. Barton, *Monopulse Principles and Techniques*, second edition: Artech House, 2011

6. J. Debruin, Control Systems for Mobile Satcom Antennas, Establishing and Maintaining high-Bandwidth Satellite Links During Vehicle Motion, IEEE Control Systems Magazine, February 2008 86-101
7. J. M. Hilkert, Inertially Stabilized Platform Technology, Concepts and Principles, IEEE Control Systems Magazine, February 2008 26-46
8. D. J. Kozakoff, Analysis of Radome-Enclosed Antennas, second edition: Artech House, 2010
9. G. Burks and E. R. Graf, A high frequency analysis of radome-induced pointing error, IEEE Trans. Antennas Propagat., vol. 30, (1982) 947-955



조 규 한 (gyuhan_cho@add.re.kr)

2011 Tokyo Institute of Technology 제어시스템공학과 학사

2014 서울대학교 기계항공공학과 석사

2014~ 현재 국방과학연구소 연구원

관심분야 : 구동설계, M&S , 시스템제어, 최적화