

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.39.3.254

3차원 안테나 패턴을 사용한 동적 원격측정링크의 다중경로 전파손실 분석

김군회*, 신석현*, 고광렬*, 윤정국*

The multipath propagation loss analysis of dynamic telemetry link using the 3D antenna pattern

Kyun-Hoi Kim*, Seok-Hyun Shin*, Kwang-Ryul Koh* and Jung-Kug Yun*

ABSTRACT

Telemetry link is dynamic communication link that antenna gain and polarization are varying with the movement of the airplane. In this paper we calculated the antenna gain, polarization mismatch using the flight trajectory, motion of the airplane and 3D antenna pattern. And we modeled the multipath environment to the 2-Ray spherical earth reflection geometry, estimated the received signal strength when the narrow beam antenna received the RF signal transmitted from the airplane. Also we performed the flight test and after comparing measured value with the estimated value, we confirmed to almost coincide with each other.

초 록

원격측정링크는 항공기의 움직임에 따라 안테나 이득과 편파가 실시간으로 변화하는 동적 통신링크이다. 본 논문에서는 항공기의 비행 궤적, 자세, 3차원 안테나 패턴을 사용하여 실시간 탑재안테나 이득과 송수신 안테나의 편파 부정합을 계산하였다. 그리고 다중경로 환경을 2-Ray 등근지구 반사지형으로 모델링하고, 항공기에서 수신한 RF 신호를 빔폭이 좁은 안테나로 수신할 때 수신신호세기를 예측하였다. 또한 비행시험을 실시하고 측정값과 예측값을 비교하여 잘 일치함을 확인하였다.

Key Words : telemetry(원격측정), propagation loss(전파손실), polarization(편파)

1. 서 론

원격측정을 위한 항공기 다운링크 시스템에서 전파손실에 영향을 주는 요인은 크게 두 가지로서 하나는 안테나 패턴이고, 다른 하나는 해수면 반사파에 의한 페이딩 현상이다^[1]. 항공기의 탑재 안테나 패턴은 안테나의 종류, 항공기의 형상, 탑재 위치 및 개수에 따라서 크게 변화하는데, 이와 같이 탑재체를 모두 포함한 3차원 안테나 패

턴은 지향 방향에 따라 이득이 크게 변화한다. 특히 항공기의 비행 궤적에 따라 안테나의 이득 뿐만 아니라 편파도 실시간으로 변화하므로 원격측정링크는 동적링크(dynamic link)로 모델링된다^[1].

원격측정링크의 지상국에서는 빔폭이 좁은 추적 안테나를 사용하므로 고각이 큰 경우 대부분의 해수면 반사파 신호를 차단한다^[2]. 이때 지상국에서 원편파 안테나를 사용하여 수신하면 가시선으로 전달되는 RF 신호의 편파손실은 고정되고 송신 방향의 안테나 이득에만 영향을 받는다. 그러므로 대부분의 경우 원격측정링크에서는 항공기의 위치, 자세자료에서 얻은 지상국 지향각

† 2010년 11월 18일 접수 ~ 2011년 3월 4일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

교신저자, E-mail : kyunee@korea.com

대전광역시 유성구 유성우체국 사서함35호

으로 송신안테나 이득을 반영하여 수신신호세기를 예측하고 있다^[2,12]. 이때 지상국의 수신 안테나 고각이 낮아지면 반사파가 수신되어 페이딩 현상이 발생하는데, 대부분의 논문에서는 항공기의 자세를 고정시키고 위치만 변화하는 조건에서 페이딩의 세기를 예측하고 있다^[4]. 그러나 항공기의 자세가 변하면 반사파 신호의 편파별 크기와 위상이 변화하므로 항공기의 지향각이 같은 경우에도 송수신 안테나의 편파손실을 고려해야 한다^[17]. 따라서 본 논문에서는 항공기의 위치, 자세가 모두 변하는 동적 통신링크 상황에서 페이딩을 포함한 수신신호세기를 예측하였다.

편파손실은 송수신안테나의 편파부정합에 의해 발생하는데, 본 논문에서는 비행시험에서 측정한 항공기의 위치, 자세 자료를 사용하여 항공기의 지상국 지향각과 편파부정합각도를 계산하였다. 그리고 2-Ray 등근지구 반사지형에 적용하여 직접파와 반사파의 편파별 수신신호세기를 계산하고 원편파로 수신하였을 때 수신신호세기를 예측하였다. 그리고 비행시험에서 지상국의 수신 시스템에서 측정한 측정값과 예측값을 비교하여 유사한 결과를 얻을 수 있었다.

II. 본 론

2.1 원격측정 통신링크

원격측정링크와 같이 통신선로 상에 장애물인 거의 존재하지 않는 지상-항공기 통신환경에서 송신기와 수신기 사이의 전파경로는 직접경로와 해수면 반사 경로로 구성된다^[3]. 이때 항공기에서 송신한 전자파가 직접 경로와 반사 경로를 거쳐 지상국의 안테나에 수신되므로 두 신호의 전파 경로차에 의해 다중경로 페이딩이 발생한다. 그리고 통신거리가 멀어지면 전자파의 대기 굴절과

지구 곡률을 무시할 수 없으므로, 등가지구 반지름을 갖는 등근지구 반사지형을 사용하여 수신신호세기를 예측한다^[5].

Fig. 1은 원격측정링크의 통신환경을 해석하기 위해 사용된 등근지구 반사지형을 보여준다. 여기서 a_e 는 고도에 따른 대기굴절율의 변화가 일정한 표준대기조건을 사용하여 계산한 등가지구 반지름이다. 그리고 h_1 은 지상국의 수신 안테나 높이, h_2 는 항공기의 비행고도, R_1 은 직접파의 전파거리, R_2 는 반사파의 전파거리이고, θ_{ele} 는 수신 안테나의 고각, θ_{ref} 는 주빔을 기준으로 수신 안테나에 유입되는 반사파의 각도, ψ 는 반사파의 해수면 입사각이다.

항공기의 직접파 송신 안테나 이득이 $G_t(\theta_t, \phi_t)$, 반사파 송신 안테나 이득이 $G_t(\theta_{tref}, \phi_{tref})$ 이고, 지상국의 직접파 수신 안테나 이득이 $G_r(\theta_r, \phi_r)$, 반사파 수신 안테나 이득이 $G_r(\theta_{rref}, \phi_{rref})$ 이며, 송수신 안테나 사이의 편파손실을 $PM(\gamma)$ 라고 할 때, 전자파의 수신신호세기는 식 (1)과 같다.

$$P_r = \frac{P_t G_t(\theta_t, \phi_t) G_r(\theta_r, \phi_r) PM(\gamma) \lambda^2}{(4\pi R_1)^2} \cdot \left| 1 + \frac{f_t(\theta_{tref}, \phi_{tref})}{f_t(\theta_t, \phi_t)} \frac{f_r(\theta_{rref}, \phi_{rref})}{f_r(\theta_r, \phi_r)} D \rho_s \rho_0 e^{j\phi - jk_0(R_2 - R_1)} \right|^2 \quad (1)$$

여기서 D 는 발산계수, ρ_s 는 산란손실계수, $\rho_0 e^{j\phi}$ 는 프레넬 반사계수, k_0 는 파수, γ 는 편파부정합 각도이다. 그리고 $G(\theta, \phi) = Gf(\theta, \phi)^2$ 이고, 여기서 $f(\theta, \phi)$ 는 안테나의 방사세기 패턴이다^[9]. 이때 원격측정링크의 지상국 수신 안테나는 빔폭이 매우 좁고 이득이 큰 추적 안테나를 사용하는데, 추적 안테나는 항상 항공기를 지향하기 때문에 추적이 유지되는 동안 $f(\theta_r, \phi_r) = 1$ 이 되어, 직접파의 수신 안테나 이득은 G_r 로 고정된다. 그리고 반사파의 경우 추적 안테나의 주빔이 항공기를 지향하고 있기 때문에 항상 $\phi_{rref} = \phi_r$ 이므로, 주빔에 반사파가 수신되는 각도인 θ_{ref} 에만 영향을 받아서 수신 안테나 이득은 $G_r(\theta_{ref})$ 가 된다. 따라서 추적 안테나로 항공기가 송신하는 원격측정신호를 수신하는 경우 식 (1)의 $f_r(\theta_{rref}, \phi_{rref})/f_r(\theta_r, \phi_r) = f_r(\theta_{ref}, 0)$ 이 된다.

한편 항공기의 탑재 송신 안테나는 빔폭이 넓은 안테나를 사용하여 3차원 공간을 커버하므로 지향각(θ_t, ϕ_t)를 모두 고려해야 한다. 이때 통신거리가 멀어지면 직접파의 송신 안테나 지향방향과 반사파의 송신 안테나 지향방향이 거의 같게 되

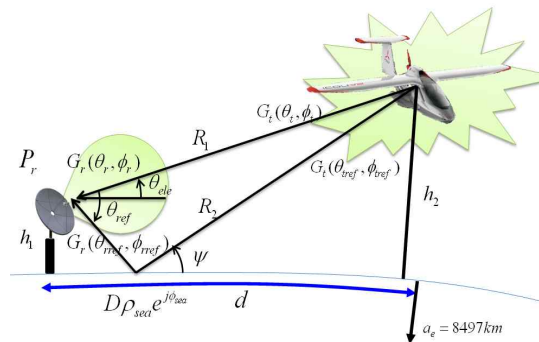


Fig. 1. Spherical earth reflection geometry

어 $f_t(\theta_{ref}, \phi_{ref}) \approx f_t(\theta_t, \phi_t)$ 이 되므로^[3], 지상국의 추적 안테나에 입력되는 수신신호세기는 식 (2)와 같다.

$$P_r = \frac{P_t G_t(\theta_t, \phi_t) G_r PML(\gamma) \lambda^2}{(4\pi R_1)^2} \cdot \left| 1 + f_r(\theta_{ref}) D \rho_s \rho_0 e^{j\phi - jk_0(R_2 - R_1)} \right|^2 \quad (2)$$

한편 프레넬 반사계수 $\rho_0 e^{j\phi}$ 는 식 (3-1)의 수직 편파와 식 (3-2)의 수평편파로 구분하여 정의된다^[2].

$$\rho_V e^{j\phi_V} = \frac{\sin\psi - \sqrt{\epsilon_c - \cos^2\psi}}{\sin\psi + \sqrt{\epsilon_c - \cos^2\psi}} \quad (3-1)$$

$$\rho_H e^{j\phi_H} = \frac{\epsilon_c \sin\psi - \sqrt{\epsilon_c - \cos^2\psi}}{\epsilon_c \sin\psi + \sqrt{\epsilon_c - \cos^2\psi}} \quad (3-2)$$

여기서 복소유전상수 ϵ_c 는 상대유전율 ϵ_r , 전도도 σ 및 파장 λ 에 대하여 $\epsilon_c = \epsilon_r - j \cdot 60\sigma \cdot \lambda$ 로 정의된다.

항공기의 경우, 항상 자세변화가 발생하므로 안테나 측정실에서 측정된 탑재 안테나 패턴의 편파 기준은 무의미하다고 할 수 있다. 따라서 본 논문에서는 탑재 안테나 패턴을 사용하여 지상국 수신 안테나의 편파를 기준으로 이득 탑재 안테나 송신 이득 $G_{tV}(\theta, \phi)$, $G_{tH}(\theta, \phi)$ 를 계산하였다.

2.2 탑재 송신안테나 패턴 측정

항공기에 탑재되는 안테나는 주로 blade형 또는 low profile형 안테나를 사용하는데 하나의 안테나로는 전 방향을 커버할 수 없다. 그래서 송신기에 다수의 안테나를 연결하여 RF 신호를 송신하는데 본 논문에서는 항공기의 동체 좌우에 2개의 안테나를 장착하여 운용하는 조건을 고려하였다. 이때 2개의 안테나에 동일한 신호를 송신하게 되면 안테나의 동체 장착 위치 및 케이블의 길이에 따라서 전체 안테나 패턴이 변화하게 된다. 그러므로 본 논문에서는 전후방 안테나 패턴이 양호하도록 만들기 위해 역-F 안테나를 동체의 좌우에 1개씩 장착한 상황에서 RF 케이블의 길이차를 $\lambda/2$ 로 고정하였다^[2].

Fig. 2는 탑재안테나가 장착되는 항공기의 후방 동체부분을 단순화시킨 측정용 치구를 사용하여 무반향측정실에서 항공기의 탑재 안테나 패턴을 측정하는 모습을 그린 그림이다. Fig. 2에서 송신기의 송신신호는 전력분배기와 연결되어 좌우에 장착된 안테나로 송신되는데, 치구에서 안테나 좌표계의 ϕ_t 각도를 2도 간격으로 조정하

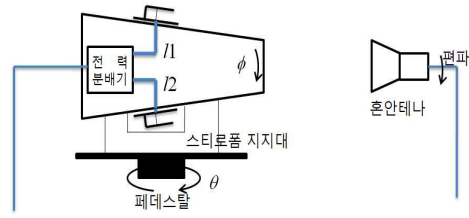


Fig. 2. The measurement of the payload antenna pattern

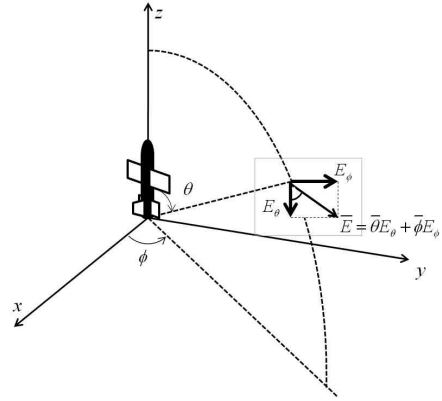


Fig. 3. Payload antenna coordinate system

고, 페데스탈을 회전(θ_t)시키며 측정용 표준 혼안테나로 $G_{t\theta}(\theta_t, \phi_t)$, $G_{t\phi}(\theta_t, \phi_t)$ 를 측정하였다. 두 방향으로 나누어 측정된 안테나 이득을 하나로 합치면 식 (4)와 같이 $G_t(\theta_t, \phi_t)$ 가 된다^[7].

$$G_t(\theta_t, \phi_t) = G_{t\theta}(\theta_t, \phi_t) + G_{t\phi}(\theta_t, \phi_t) \quad (4)$$

2.3 수신안테나 이득 계산

2.3.1 반사파의 수신안테나 이득

지상국의 수신안테나는 반치각이 5도이고 이득이 30dBi인 파라볼라 안테나로서 식 (5)와 같이 안테나 패턴을 나타낼 수 있다^[1]. Fig. 1의 등근지구 반사지형에서 지상국 안테나의 주빔이 정확하게 항공기를 지향하고 있다고 가정할 때, 반사파는 주빔에서 θ_{ref} 만큼 벗어나서 수신되므로 지상국 안테나가 수신하는 반사파의 수신이득은 식 (5)와 같다^[4].

$$G(\theta_{ref}) = G_r \left(\frac{2J_1(u)}{u} \right)^2 \quad (5)$$

여기서 $J_1(\cdot)$ 는 1차 베셀함수이고, $u = \frac{\pi D \sin \theta_{ref}}{\lambda}$, $G_r = \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \eta$ 이다.

2.3.2 원편파 수신안테나 이득

지상국 수신안테나는 좌원편파와 우원편파로 구분하여 RF 신호를 수신한다. 수신된 RF 신호를 수직편파와 수평편파로 구분하여 수평편파 신호의 전계강도를 $A\cos(\omega_c t + \theta_A)$ 라 하고, 수직편파 신호의 전계강도를 $B\cos(\omega_c t + \theta_B)$ 라고 할 때, 원편파 안테나는 한쪽 신호를 90도 위상차 만큼 지연시키고 더하여 수신하므로 식 (6)과 같이 우원편파 안테나의 수신전계강도를 계산할 수 있다^[2].

$$E_c(t) = A\cos(\omega_c t + \theta_A) + B\cos(\omega_c t + \theta_B - 90) \quad (6)$$

$$= R(t)\cos(\omega_c t + \theta_t)$$

여기서 $R(t) = \sqrt{A^2 + B^2 - 2AB\sin(\theta_A - \theta_B)}$ 이고,
 $\theta_t = \tan^{-1}\left(\frac{A\sin\theta_A - B\cos\theta_B}{A\cos\theta_A + B\sin\theta_B}\right)$ 이다.

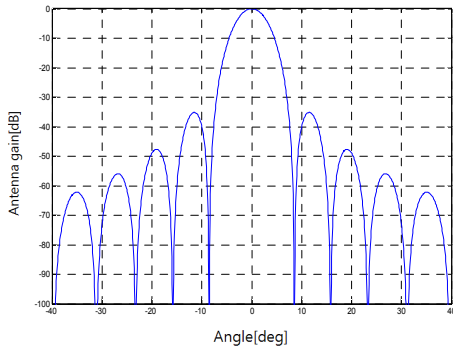


Fig. 4. Receiving antenna pattern

2.4 탑재안테나 이득 계산

2.4.1 지상국 지향각

항공기의 비행경로와 자세가 WGS84 경도, 위도, 고도(ϵ, λ, h)와 롤, 피치, 요오각(ψ, θ, ϕ)으로 기록되면 이 데이터로부터 항공기와 지상국 사이의 가시선 방향을 항공기의 동체좌표계에서 계산할 수 있다. 그리고 가시선 지향각을 사용하여 3차원 안테나 패턴을 검색하면 지상국 방향의 송신이득을 알 수 있다.

우선 항공기의 비행경로 및 지상국의 위치 데이터는 경위도좌표계에서 지구중심좌표계로 변환시킨다^[3]. 그리고 지상국 좌표값을 항공기의 위치에서 항법좌표계로 변환한다. 식 (7)은 항법좌표계로 변환시키는 변환행렬이다^[2].

$$T_1 = \begin{bmatrix} -\sin\epsilon \cos\lambda & -\sin\epsilon \sin\lambda & \cos\epsilon \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ -\cos\epsilon \cos\lambda & -\cos\epsilon \sin\lambda & -\sin\epsilon \end{bmatrix} \quad (7)$$

항법좌표계로 변환된 지상국의 좌표값은 식

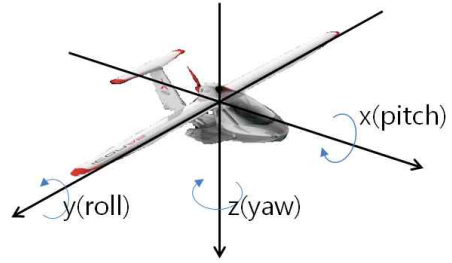


Fig. 5. The rotation axis of the airplane

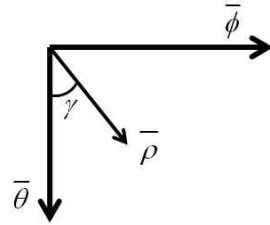


Fig. 6. The polarization vector between transmitting and receiving antenna

(8)의 회전행렬로 회전시켜 동체좌표계에서의 지상국 좌표값으로 변환시킨다^[2].

$$T_2 = \begin{bmatrix} \cos\theta \cos\psi & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi \sin\theta \cos\psi & \sin\phi \sin\theta \sin\psi & \sin\phi \cos\theta \\ -\cos\phi \sin\psi & +\cos\phi \cos\psi & \cos\phi \cos\theta \\ \cos\phi \sin\theta \cos\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi & \cos\phi \cos\theta \\ +\sin\phi \sin\psi & -\sin\phi \cos\psi & \sin\phi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (8)$$

변환된 지상국 좌표값을 안테나좌표계와 일치시키고 구좌표계로 바꾸면, 지상국 좌표값(r, θ, ϕ)은 통신거리 R , 탑재안테나 지향각 (θ_t, ϕ_t)을 의미한다.

2.4.2 편파 부정합 각도

항공기는 비행 중 자세가 지속적으로 바뀌게 되어 편파 부정합이 계속 발생하므로, 탑재 안테나와 지상 안테나의 편파 부정합을 필수적으로 고려해야 한다.

Fig. 6은 지상국의 수신 안테나가 지향각 (θ_{ele}, ϕ_{az}) 방향으로 탑재 안테나를 지향한 상태에서 지향방향에 수직으로 분포하는 송수신 안테나의 편파벡터를 그린 그림이다. 편파 부정합은 탑재 안테나 좌표계에서 정의된 $\bar{\theta}$ 단위벡터와 지상국의 안테나의 수직편파 방향을 나타내는 $\bar{\rho}$ 단위벡터 사이의 각도 γ 에 따라 편파손실로 표현된다.

지상국 추적안테나가 탑재 안테나를 (θ_{ele}, ϕ_{az}) 방향으로 지향할 때 수직편파벡터 ρ_V 는 지상국

기준의 z 축 단위벡터를 $\mathbf{u} = [\sin \phi_{az} \ -\cos \phi_{az} \ 0]^T$ 를 중심으로 θ_{ele} 만큼 회전한 벡터이므로^[6], $\bar{\mathbf{r}}$ 방향으로 진행하는 전자파의 수직편파벡터 $\rho_V = [-\cos \phi_{az} \sin \theta_{ele} \ -\sin \phi_{az} \sin \theta_{ele} \ \cos \theta_{ele}]^T$ 가 된다. 지상국 안테나의 수직편파벡터는 식 (9)의 변환행렬을 통하여 안테나 좌표계로 변환한다. 그리고 안테나 좌표계의 x 축 방향과 $\bar{\theta}$, y 축 방향과 $\bar{\phi}$ 를 일치되도록 식 (9)의 변환행렬을 사용하여 ρ_V 를 회전시키면 $\cos \gamma$, $\sin \gamma$ 가 계산된다. 식 (9)에서 θ_t , ϕ_t 는 지상국 지향각을 의미한다.

$$\begin{bmatrix} \cos \gamma \\ \sin \gamma \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \phi_t & \cos \phi_t & 0 \\ \sin \theta_t & \sin \theta_t \sin \phi_t \cos \theta_t \\ \sin \theta_t \cos \phi_t & \sin \theta_t \sin \phi_t \cos \theta_t \end{bmatrix} \mathbf{T}_2 \rho_V \quad (9)$$

2.4.3 편파별 송신안테나 이득계산

반사계수는 수직편파와 수평편파로 구분되는 데, 항공기는 비행하는 동안 다양한 자세를 갖기 때문에 항공기의 자세에 따른 편파손실을 반영하여 편파별 송신 안테나 이득을 계산해야 한다. 앞에서 계산한 편파 부정합 각도 γ 에 따른 편파손실을 고려한 편파별 송신안테나 이득 $G_{tV}(\theta_t, \phi_t)$ 와 $G_{tH}(\theta_t, \phi_t)$ 는 식 (10)과 같다.

$$G_{tV}(\theta_t, \phi_t) = G_t(\theta_t, \phi_t) PML(\gamma_V) \quad (10-1)$$

$$G_{tH}(\theta_t, \phi_t) = G_t(\theta_t, \phi_t) PML(\gamma_H) \quad (10-2)$$

$$\text{여기서 } PML(\gamma) = \frac{(f_\theta(\theta_t, \phi_t) \cos \gamma + f_\phi(\theta_t, \phi_t) \sin \gamma)^2}{G_\theta(\theta_t, \phi_t) + G_\phi(\theta_t, \phi_t)}$$

으로서, 송신 전계 벡터 $f_{t\theta}(\theta_t, \phi_t)\bar{\theta} + f_{t\phi}(\theta_t, \phi_t)\bar{\phi}$ 와 편파 벡터 $\cos \gamma \bar{\theta} + \sin \gamma \bar{\phi}$ 로부터 계산된다.

3.3 비행시험결과 분석

항공기의 좌우에 2개의 역-F 안테나를 장착하고, 반파장의 길이차를 갖는 RF 케이블과 전력분배기를 사용하여 송신기와 탑재 안테나를 연결하였다. 송신기는 평균 5W 전력으로 S-band 초고주파 신호를 발생시키므로 각각의 안테나에는 2.5W가 전달된다. 지상국의 안테나는 이득이 30dBi이고, 빔폭이 5도인 모노펄스 추적 안테나이다. 서해상에서 실시된 비행시험에서, 항공기는 최대 100km 이내의 통신거리를 유지하며 Fig. 7과 같이 경로 1부터 경로 3의 비행구간을 1.5바퀴 비행하며 위치, 자세값을 송신하였고, 지상국에서는 우원편파 안테나로 원격측정신호를 수신하고, RF 신호의 수신신호세기를 기록하였다. Fig. 8의 수신신호세기 측정값을 보면 SNR이 감소, 증가, 감소하는데, 이것은 Fig. 7의 항공기가 지상국 근처에서 출발하여 지상국과 항공기의 거

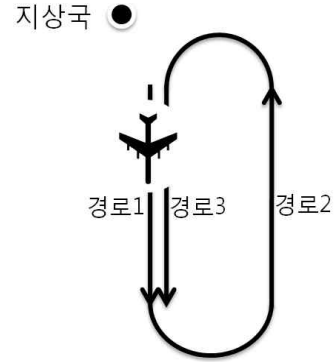


Fig. 7. Test flight trajectory

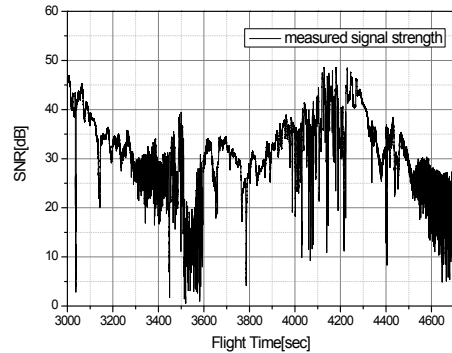
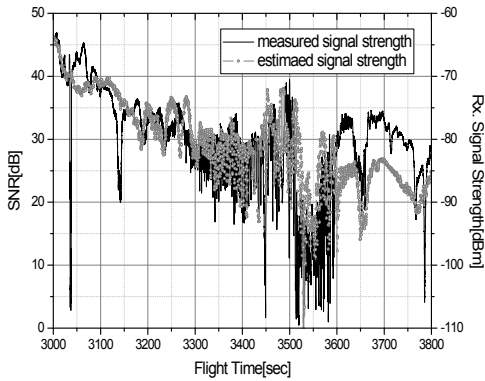


Fig. 8. Measured signal strength

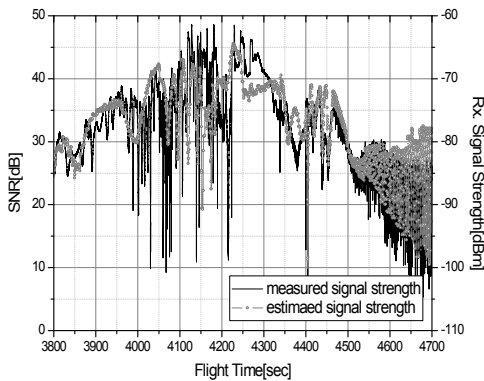
리가 멀어지면서(경로1) SNR이 감소하고, 회전하여 지상국 방향으로 돌아올 때는(경로2) 통신거리가 감소하여 SNR이 증가하였다. 그리고 다시 경로3에서 통신거리가 멀어지면서 SNR이 감소하였다. Fig. 8의 3500~3600초, 3750~3800초 구간에서는 수신 SNR이 급격히 감소하는데 이것은 원거리에서 항공기가 회전할 때 항공기의 날개가 탑재 안테나를 가려 지상국의 수신안테나가 RF 신호를 수신하지 못했기 때문이다.

Fig. 9는 비행시험 중 저장된 항공기의 위치, 자세데이터를 사용하여 편파별 송신이득 $G_{tV}(\theta_t, \phi_t)$, $G_{tH}(\theta_t, \phi_t)$ 와 반사파 수신이득 $G_r(\theta_r)$ 을 계산하고 우원편파로 수신할 때 수신신호세기를 예측하여 지상국에서 수신한 측정값과 비교한 그래프이다. 이때 2-Ray 등근지구 반사지형에서 항공기의 후방 동체 모형으로 측정된 3차원 안테나 패턴을 사용하여 수신신호세기를 예측하였다. 그리고 해상통신 조건을 고려하여 S-band 신호의 해수면 상대유전율은 70, 전도도는 5.5를 적용하였고 해수면 산란손실 계수 ρ_s 는 0.95로 설정하였다^[9]. 특히 항공기의 후방 동체만을 고려한 3차

원 안테나 패턴을 고려하였기 때문에, 항공기가 아래쪽으로 비행하여 지상국에서 항공기의 뒤쪽을 바라보는 비행경로에서 기록한 3000~3500초 구간과 4200~4700초 구간의 측정값은 예측값과 매우 유사하였다.



(a) Period 1



(b) Period 2

Fig. 9. The comparison of the measured value with the estimated value

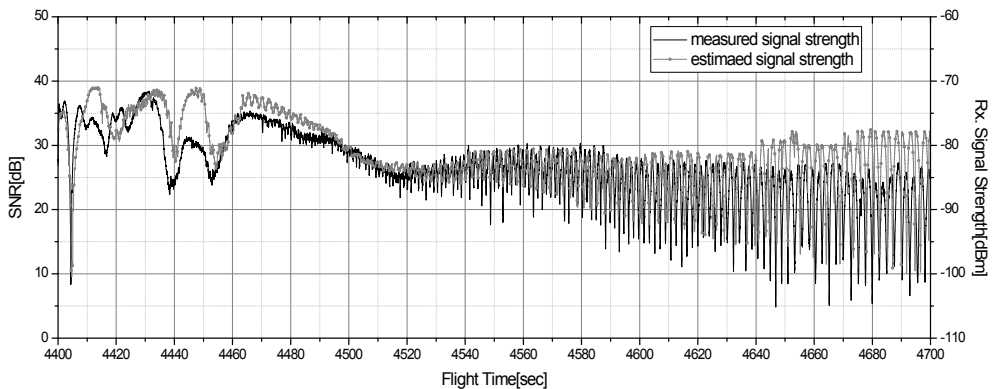


Fig. 11. Fading estimation

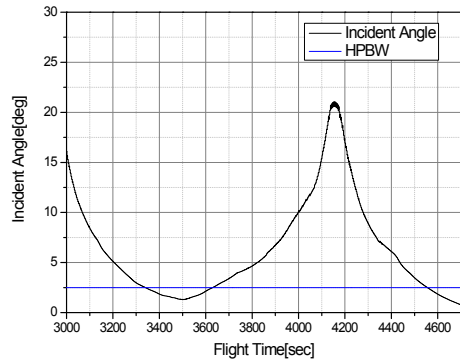


Fig. 10. The θ_{ref} of the receiving antenna

반면에 3500~3800초 부분의 회전구간에서는 항공기 날개에 안테나가 가리게 되어 수신신호세기가 크게 감소하였고, 측정값과 예측값 사이에 10dB 차이가 발생하였다. 이것은 안테나 패턴 측정에 사용한 치구에서는 항공기 날개를 포함하지 않기 때문이다.

Fig. 8에서 보면 3300초, 4600초 부근의 원거리에서 페이딩이 심각하게 발생하였다. Fig. 10은 주빔의 빔폭(half power beam width)이 5도인 수신 안테나의 빔중심이 항공기를 지향했을 때, 중심을 벗어나서 반사파가 수신되는 각도 θ_{ref} (angle off boresight)를 계산한 그래프이다. Fig. 10에서 θ_{ref} 를 보면, 3dB 빔폭 2.5도 이내의 주빔으로 반사파가 수신되는 조건이 2차례 발생하는 것을 알 수 있고 Fig. 8에서 페이딩이 발생한 시점과 거의 동일하다.

Fig. 11은 통신거리가 멀고, 항공기의 고도가 낮은 4400~4700초 구간에서 페이딩의 세기 예측값을 확대한 그림으로서 페이딩이 발생하는 시점과 크기를 측정값과 매우 유사하게 예측하였다.

III. 결 론

원격측정을 위한 항공기 다운링크 시스템은 항공기의 비행 궤적 및 자세에 따라 안테나의 이득과 편파가 동시에 변화하는 동적 통신링크로서, 정확한 수신신호세기를 예측하기 위해서는 탑재 안테나 패턴과 해수면 반사 페이딩을 모두 고려해야 한다. 그러나 대부분의 논문에서는 계산의 편리함 때문에 동적 통신링크에서는 페이딩에 의한 영향을 무시한 채 전파손실을 예측하여 왔다. 하지만 항공기의 움직임으로 인해 발생하는 편파부정합은 RF 신호의 편파별 크기와 위상을 동시에 변화시키므로 페이딩의 세기를 해석하기 위해서는 반드시 고려되어야 한다.

따라서 본 논문에서는 비행시험에서 측정된 항공기의 위치, 자세자료를 좌표 변환하여 항공기의 지상국 지향각과 편파부정합각도를 계산하였다. 그리고 편파별 송신 안테나 이득을 결정하고 2-Ray 등근지구 반사지형에서 직접파와 반사파의 편파별 수신신호세기를 계산하였다. 또한 지상국에서는 원편파로 RF 신호를 수신하므로, 우원편파 신호의 수신신호세기를 다시 계산하고 측정값과 비교하여 페이딩 현상을 포함한 수신신호세기의 변화를 잘 예측할 수 있음을 확인하였다.

향후 항공기와 동일한 모형으로 측정된 3차원 탑재 안테나 패턴을 사용하여 전파손실 예측에 적용하면 예측의 정확도를 높일 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) Frank Carden, Russel Jedlicka, Robert Henry, *Telemetry Systems Engineering*, Artech House, 2002.
- 2) 김근희, 고광렬, 신석현, 이상범, "3차원 안테나 패턴을 이용한 원격측정링크의 전파손실 예측", 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2010, pp. 1468~1471.
- 3) 김근희, 탁윤도, 신석현, "장거리 해상 통신 환경에서의 UHF 대역 전파 손실 측정", 한국전자과학회논문지, 제17권 제5호, 2006, pp. 490-499.
- 4) Michael Rice, Daniel H.Friend, "Antenna Gain Pattern Effects on Multipath Interference in Aeronautical Telemetry", *ITC*, 1997.
- 5) Lamont V.Blake, *Radar Range-Performance Analysis*, Artech House, 1986.
- 6) Howard Anton, *Elementary Linear Algebra*, 8th ed., Wiley, 2000.
- 7) Warren L. Stutzman, Gary A. Thiele, *Antenna Theory and Design*, 2nd ed., Wiley, 1998.
- 8) Theodore S.Rappaport, *Wireless communications principles and practice*, Prentice-Hall, 2002.
- 9) Constantine A. Balanis, *Antenna Theory : analysis and design*, 2nd ed., Wiley, 1997.
- 10) 박필호, 박종욱, 조정호, "WGS84와 Bessel1841간의 좌표변환", 시험평가기술 심포지엄, 1999, pp. 263-268.
- 11) 박동철, 김태현, 서창용, 안경표, "원격측정 시스템의 통신링크 기법 연구", 국방과학연구소, 2004.
- 12) 김성완, 황수설, 이재득, "텔레메트리 로켓 탑재 안테나의 회선 분석에 관한 연구", 한국전자과학회 논문지, 제15권 제3호, 2004.3, pp. 311~317.
- 13) Robert E0.Collin, *Antennas and radiowave propagation*, McGraw-Hill, 1985.