

전파굴절에 의한 비행체 추적오차 분석

정회원 오창열*, 이효근*, 종신회원 오승엽**°

Analysis on Vehicle Tracking Error due to Radio Refraction

Chang-Yul Oh*, Hyo-Keun Lee** *Regular Members*, Seung-Hyeub Oh***° *Lifelong Member*

요약

신호 추적 및 데이터 획득을 위하여 사용되는 접시형 추적안테나시스템의 추적정확도는 시스템 내부 요인뿐만 아니라 외적인 요인에 의하여 영향을 받는다. 본 논문은 무선주파수를 사용한 비행체 추적 및 위치추정에 있어서 전파굴절에 의한 추적오차를 나로우주센터에서 운용중인 2 GHz 원격측정 안테나 및 5 GHz 추적레이더로 추적한 항공기 및 위성발사체 추적결과와 GPS 측정한 결과를 이용하여 분석한다. 분석을 위하여, 추적시스템의 추적오차 원인 및 원인별 오차범위, 추적시스템의 정확도 검증결과 및 굴절을 특성을 바탕으로 전파굴절과 추적오차의 연관성을 검토한다. 분석결과, 안테나 고각 10 도 이하에서 전파굴절에 의한 각도오차가 사용된 추적안테나시스템 및 GPS의 측정오차에 비하여 무시할 수 없을 정도로 큰 것을 확인하였다. 또한, 대류권내에 있는 비행체(신호원)에 대한 추적각도는 안테나 고각뿐만 아니라 비행체 고도에 의해 영향을 받으며, 정확한 비행체 위치 추정을 위해서는 이를 보정하여야 하는 것으로 분석되었다.

Key Words : Refractivity, Radio Refraction, Tracking Accuracy, Elevation Angle, Parabola Antenna

ABSTRACT

The tracking performance of a big parabola tracking antenna system for tracking and receiving of the signal from the vehicle is impacted by many factors of the internal and the external of the system. In this paper, we analyze the tracking error due to the radio refraction in the application of the tracking and positioning of the vehicle by using radio frequency. The real measurement data are used for the analysis which had been acquired by using GPS and the tracking systems of C- and S-band frequencies in NARO Space centre. To verify the correlation between the tracking errors measured and the radio refraction, we review the error factors and the accuracies of the tracking systems, and the characteristics of the refractivity. The analysis shows that there are angular errors which are due to the radio refraction and not to be neglected, compared to the accuracies of the tracking systems, in case of low elevation angle less than 10 degrees. Also, the tracking errors depend on the target altitude as well as the elevation angle for the case of the target in the troposphere. It is recommended to correct the tracking angle considering the target altitude and elevation angle for the precise target positioning.

1. 서론

안테나(전파)를 이용한 비행체 추적 및 위치추정에서 측정오차가 발생하는 요인으로는 안테나 시스템 내부요인과 전파전파과정에서 발생하는 현상 등

의 외부요인이 있다. 시스템 내부요인으로 반사판 평탄도, 안테나 수직성, 고각 및 방위각 축의 직교성, 베어링 불규칙성, 안테나 각도기 분해능 등 안테나 구성품 및 전체 시스템의 기계적 정렬 정확도와 전기적 특성이 오차로 작용한다. 또한 대형 추적

* 한국항공우주연구원 우주센터 기술관리팀 (hklee@kari.re.kr)

** 충남대학교 전자공학과 (ohseung@cnu.ac.kr) (°:교신저자)

논문번호 : KICS2010-08-429, 접수일자 : 2010년 8월 31일, 최종논문접수일자 : 2010년 11월 4일

안테나시스템의 경우 안테나 지향방향에 따라 안테나 각 부분에 도달하는 태양열 차이에 의한 열팽창 차이, 바람과 중력 등의 영향에 의해 기계적 정렬 특성이 변하게 되고, 이로 인해 오차가 발생한다. 한편, 전파전파과정에서 회절, 산란, 반사, 굴절 등에 의한 전파 경로 왜곡으로 오차가 발생하나, 위성 및 발사체 등과 같이 가시선이 확보되는 상태로 추적 및 통신하는 경우에는 반사와 굴절이 추적오차의 주요 요인이 된다.^[1]

Snell 법칙으로 잘 알려진 바와 같이 균일하지 않은 매질을 통과하는 전파는 매질의 상태에 따라 휘어져 진행하게 되며, 공기를 통과하는 전파도 대기의 밀도 및 상태가 균일하지 않기 때문에 직선을 따라 진행하기보다는 휘어져 진행한다. 일반적으로 대류권에서는 고도가 낮을수록 공기밀도가 높아지므로 전파는 아래로 휘어지게 된다. 전파 경로에 영향을 주는 굴절도(Refractivity)는 아래의 수식(1)과 같이 대기상태에 따라 일정하지 않다.^[2,3]

$$N = 77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \times 10^5 \frac{e}{T^2} \quad (1)$$

- P: 대기압력 (millibars)
- T: 온도 (Kelvin)
- e: 수증기압(millibars)

대기굴절에 의한 전파굴절각을 간단히 계산하기 위한 다양한 연구 및 수식이 발표되어 왔다. 예를 들어 Goddard space flight center의 H.E.Clark는 안테나 고각 및 지표굴절율에 따른 전파굴절각을 간단히 계산하기 위한 수식(2)을 발표하였으며, 국

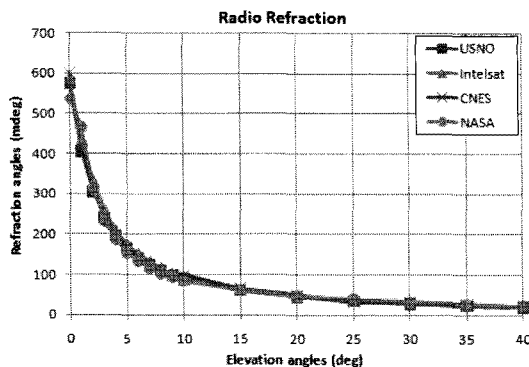


그림 1. 국제관측기관의 고각대비 전파굴절각도 보정계수
 Fig. 1. Radio refraction angle correction vs. elevation angle
 USNO: United State Navy Observatory
 NASA: National Aeronautics and Space Agency (Ns = 300 기준)
 CNES: Centre National d'Etudes Spatiales

제 우주관측기관에서는 우주신호원의 추적 및 위치 측정에 있어서 그림 1과 같은 전파굴절각을 오차 보정을 위한 기준으로 사용하고 있다.^[4,6]

본 논문은 나로우주센터에서 운용중인 추적시스템의 성능검증시험 및 위성발사체 발사과정에서 측정된 결과를 근거로 전파굴절에 의한 추적각도오차 특성을 분석한다. 2장에서는 분석방법 및 측정시스템 성능검증에 대하여 기술하며, 3장에서는 측정결과를 분석한다. 4장에서는 추적오차와 전파굴절의 연관성을 분석하고, 5장에서 결론을 기술한다.

$$\tau = \left[(N_s \times 10^{-6}) (\cot \epsilon) \right] \times \left[1.0358796 - \frac{1.072014 \times 10^{-2}}{\epsilon} + \frac{1.29119 \times 10^{-8}}{\epsilon^2} - \frac{1.227363 \times 10^{-8}}{\epsilon^3} \right], \text{ for } 2^\circ < \epsilon < 10^\circ$$

$$\tau = [(N_s \times 10^{-6}) (\cot \epsilon)], \text{ for } 10^\circ < \epsilon < 90^\circ \quad (2)$$

- τ : total refraction (radian)
- N_s : surface refractivity
- ϵ : Ground elevation

II. 분석방법 및 측정시스템 성능검증

2.1 추적오차 측정 및 분석방법

전파굴절에 의한 추적오차를 나로우주센터에서 운용하는 2 GHz 원격측정안테나(접시형 11 m)와 5 GHz 추적레이더(접시형 3 m)의 비행체(항공기 또는 위성발사체) 추적결과와 비행체에 탑재한 GPS로 측정된 결과를 비교하여 분석하였다.

항공기 추적시험 또는 위성발사체 발사 시에 나로우주센터의 지상 추적안테나시스템은 자동추적방식을 사용하여 비행체를 추적하여 추적결과(추적안테나 기준 거리, 방위각, 고각)를 기록한다. 이 추적 결과는 전파굴절을 포함한 외부요인에 의한 오차 및 추적안테나시스템 내부요인에 의한 오차를 포함하고 있다. 지상추적시스템의 추적과 동시에 비행체에 탑재한 GPS로 측정된 비행체 위치(경도, 위도, 고도)는 실시간으로 지상에 전송되고, 지상 추적안테나 위치 기준의 거리, 방위각 고각으로 변환된다. 변환된 비행체 위치자료를 지상추적시스템의 추적결과와 비교하여 전파굴절에 영향을 받는 각도오차를 분석하였다. 전파굴절에 의한 각도오차는 대기의 수직방향 특성이 일정하지 않아 발생하므로 지상 추적안테나의 추적고각과 GPS 측정 비행체 고각과의 차이를 분석하였으며, 분석에 있어서 비행체에 대한 기준위치는 GPS 측정결과로 하였다. 물론 이 방법으로 분석한 추적오차에는 추적시스템 내부오차,

GPS 측정오차와 기타 전파굴절 등의 외부 요인에 의한 오차가 포함되어 있다. 따라서 산출된 추적오차에 대하여 특성을 분석하고, 오차 원인 및 원인별 오차범위, 측정시스템의 성능검증 등을 통하여 추적오차의 주요 원인이 전파굴절을 분석하였다.

2.2 오차 요인 및 측정시스템 성능 검증

서론에 기술한 바와 같이 비행체 추적 및 위치측정에는 다양한 오차 요인이 있다. 2 GHz 원격측정 신호 추적 및 수신을 위해 사용하는 11 m 대형 접시형 안테나의 설계기준 및 요인별 오차범위는 표 1과 같다. 시스템 내부요인에 의한 추적오차는 최대 약 0.05 도이며, 전파굴절에 의한 오차가 가장 클 수 있음을 알 수 있다.

지상 추적안테나시스템의 추적성능은 저궤도 위성 및 지상 교정 장치를 이용하여 측정할 수 있다. 다양한 저궤도위성(ARIRANG, SPOT2, ENVISAT 등)을 이용하여 측정한 나로우주센터 원격측정용 11 m 접시형 안테나의 추적성능을 확인하였다. 그림 2는 EIRS-P6위성을 이용하여 2010년 3월 측정된 결과로서 추적정확도(Ch.2Err.Az, Ch.2Err.El)와 지향정확도(Do-Da)가 각각 0.02 도와 0.1 도 이내임을 보여준다. 추적레이더의 경우, boresight와 star calibration을 통하여 최대 10 millidegree 이내의 정확도를 확인하였다. GPS의 고도오차는 약 15 m이다. 이 오차에 의한 지상 추적시스템 기준의 고각오차는 비행체와의 거리에 따라 다르지만 100 km 이상의 거리에서 약 8.6 millidegree 이내이다. 원격측정 안테나를 포함하여 본 논문에서 사용한 추적레

표 1. 11 m 접시형 안테나 추적성능 영향요인 및 범위^{[2],[7]}
Table 1. Error factors and its ranges for 11 m antenna

오차요인	오차정도
페테스탈 수직성 ^[6]	10 mdeg
페테스탈 직교성 ^[6]	5 mdeg
각도기 (17 bits)	2.7 mdeg
각기속도 lag ^[6]	~수 mdeg
베어링 불규칙성 ^[6]	5 mdeg
열팽창 ^[6]	10 mdeg
중력 ^[6]	10 mdeg
바람 ^[6]	47 mdeg @ 64 km/h
측정거리 ^[5]	< 2 % (원역장의 1/2 이상)
위성궤도정보 ^[7]	수 ~ 40 mdeg (고도 800 km 이하 위성)
굴절 ^{[2],[4]}	수 ~ 600 mdeg

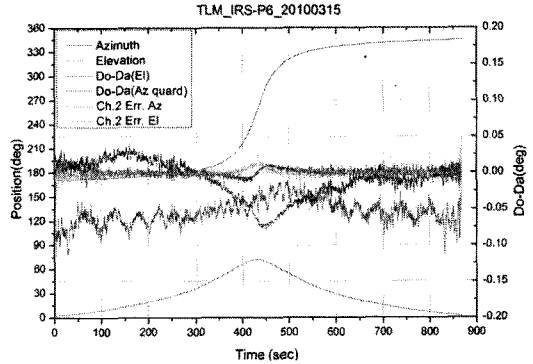


그림 2. 저궤도위성을 이용한 추적성능검증
Fig 2. Tracking accuracy measured using LEO for 11 m antenna

표 2. 추적시스템 및 GPS의 특성
Table 2. Characteristics of tracking systems and GPS

	원격측정 안테나	추적레이더	GPS
형태	Parabola, 2 axis	Parabola 2 axis	
크기	11 m	3 m	-
반치각	0.42 deg	0.5 deg	-
주파수	2.2 GHz	5 GHz	1.5 GHz
정확도	50 mdeg	10 mdeg	15 m

이더와 GPS 시스템의 성능은 표 2와 같다.

III. 추적결과 분석

3.1 항공기 추적결과 분석

그림 3은 항공기 추적시험을 통하여 원격측정 안테나 추적결과 및 추적레이더 추적결과와 GPS 측정결과(추적안테나 위치기준 변환한 비행체 고각)의 차이를 지상 추적안테나의 고각에 따라 분석한 것이다. 항공기 추적시험은 GPS 및 지상 추적안테나와의 통신을 위한 장비를 탑재한 소형 항공기가 고도 약 1.5~5 km 범위로 나로우주센터와 제주추적소 사이를 비행하면서 지상의 추적안테나시스템이 항공기를 추적하였고, 이때의 항공기와 지상 추적시스템간의 거리는 약 5~150 km 정도 이었다. 그림 3에서 알 수 있듯이 지상 추적안테나의 고각이 낮을수록 각도 오차가 증가하며, 특히 고각 2 도에서 각도 오차는 약 0.17 도로써 추적안테나의 추적정확도 0.05 도보다 훨씬 크다. 또한, 2 GHz 대역 원격측정 안테나(TLM)와 5 GHz 대역 추적레이더

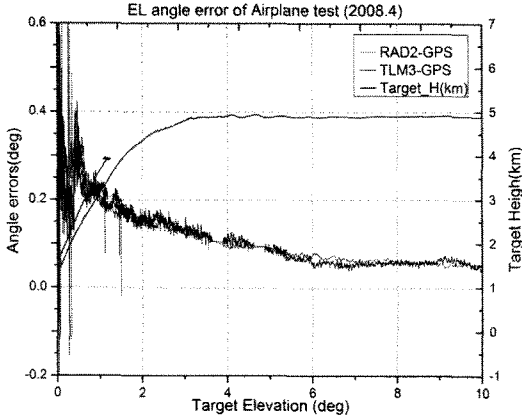


그림 3. 그림 6. 항공기 추적결과와 고각오차
Fig 3. Elevation error of Airplane tracking data

(RAD)의 각도오차 특성이 동일하게 나타났다.

3.2 위성발사체 추적결과 분석

그림 4는 나로호 1차 발사과정에 측정된 지상 추적안테나의 추적결과와 GPS 측정결과(추적안테나 위치기준 변환한 발사체 고각)의 차이를 추적안테나 고각 기준으로 분석한 것이다. 위성발사체는 GPS 및 지상 추적안테나와의 통신장비를 탑재하고 발사대를 이륙하여 고도 약 300 km까지 상승하였으며, 지상 추적안테나는 약 80~2000 km 거리까지 신호를 추적하였다.

위성발사체 추적결과와 추적오차도 항공기 추적결과와 유사하나, 발사체의 고도가 항공기 고도보다 높음에 따라서 오차가 크게 나타났다. 같은 고각 이더라도 고도가 증가할수록 추적오차는 항공기 추적결과보다 크게 나타났다. 추적시스템간 오차의 차

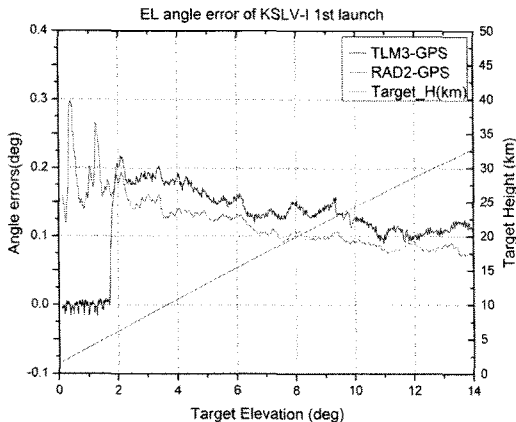


그림 4. 발사체 추적결과와 고각오차
Fig 4. Elevation error of KSLV-I tracking data

이가 약 0.05 도정도 발생하였으나, 이는 추적안테나 시스템의 추적정확도에 의한 것으로 상대적으로 송신부가 안정적인 위성이나 항공기에 비하여 위성 발사체의 경우 빠르게 비행하면서 자세변화 및 송신안테나 패턴의 불규칙성에 의해 추적오차가 증가하였으나, 앞에서 기술한 추적시스템의 추적성능 범위내의 오차이다.

3.3 각도오차 분석결과

항공기 및 위성발사체 추적결과와 GPS 측정결과와의 차이를 분석한 결과, 오차는 지상 추적시스템의 고각이 낮을수록 증가하며, 특히 고각 10도 이하에서 측정시스템의 정확도에 비하여 훨씬 크게 증가한다. 또한, 비행체 고도에 따라 오차의 크기가 달라진다. 그림 5는 측정결과로부터 얻은 추적안테나 고각별 추적오차 대표 값과 국제기구 사용 기준 및 앞의 수식(2)로 계산한 우주신호원에 대한 고각별 전파굴절각을 함께 나타낸다. 4 km이하 저고도로 비행한 항공기 추적의 경우(KARI, 5 km), 각도오차는 국제기구 전파굴절각도(NASA $N_s=340$, 또는 CNES)의 약 50 % 수준으로 나타났다. 고도 300 km까지 비행한 위성발사체 추적결과(KSLV-L, H)는 항공기 추적오차에 비하여 크게 나타났으며, 고각 약 4~5 도(발사체 고도 약 11~13 km)부터 국제기구의 전파굴절각도와 유사한 것으로 나타났다. 이는 각도오차가 신호원의 고도와 관련이 있으며, 고도에 따라 전파굴절각에 차이가 발생하여 추적오차에 차이가 발생하는 것으로 해석된다.

또한, 서로 다른 특성의 추적시스템인 2 GHz 추적안테나와 5 GHz 추적레이더의 각도 오차가 동일

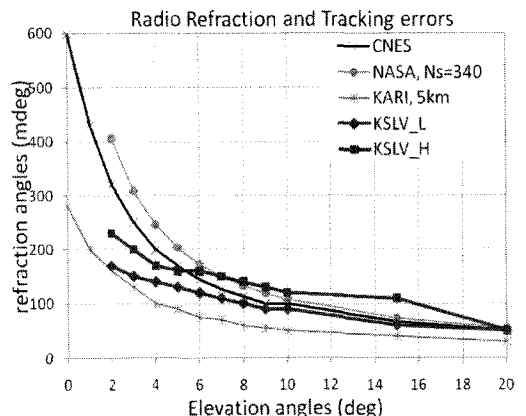


그림 5. 추적오차와 전파굴절각 비교
Fig 5. Comparing tracking error and refraction angle

한 특성을 보인다. 이러한 추적오차의 특성은 오차 원인이 측정시스템 내부 요인에 의한 것이 아니라 외부요인, 특히 전파전파과정의 대기굴절에 의한 전파굴절에 의한 것으로 해석된다.

IV. 추적오차와 전파굴절의 연관성

4.1 측정 당시 기상 상태

항공기 추적시험 및 위성발사체 발사 시 측정된 대기굴절율은 그림 6과 같다. 고도 4.5 km 이내에서 날짜별로 약간씩 차이가 있으나 대체적으로 고도가 증가함에 따라 수식(3)과 같이 지수함수로 감소한다.^[3] 여기서 k1은 지표굴절율 상수이고, k2는 굴절율 변화가 큰 대류권의 고도(km)이며, k3는 고도에 따른 감소 기울기로서, 본 논문에서는 측정당일의 고도별 굴절율을 표현하기 위하여 k1=340, k2=12, k3=1.5를 사용하였다. 지표면의 기상상태는 표 3과 같이 항공기 및 발사체 발사가 가능한 양호한 날씨가였다.

$$N = k1 * EXP(-h * k3 / k2) \quad (3)$$

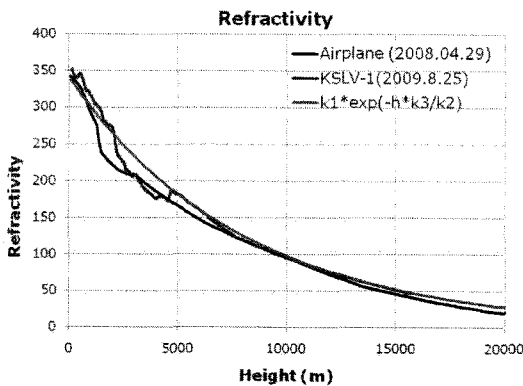


그림 6. 시험 당일 대기굴절율
Fig 6. Refractivity of the test date

표 3. 측정시 대기상태

측정명	지상 기상상태
항공기 추적 2008.4.29.11시	고흥: 22.5 도, 61 %, 1017.8 hpa 제주: 19.8 도, 82 %, 1017.9 hpa
발사체 발사 2009.8.2.17시	고흥: 26.1 도, 60 %, 1011.1 hpa 제주: 26.9 도, 65 %, 1010.7 hpa

4.2 추적오차와 대기굴절(전파굴절)의 연관성

앞의 추적결과 분석을 통하여 저고각에서 추적오차가 시스템 내부 및 다른 요인에 보다는 전파굴절에 의한 것이며, 전파굴절각에 영향을 주는 대기굴절율은 고도에 따라 지수함수로 변함을 확인하였다. 이를 근거로 추적오차와 전파굴절각의 연관성을 확인하기 위하여 고도 12 km 이내의 비행체에 대한 추적오차에 수식 (4)과 같이 고도보정(지수함수)을 적용하여 전파굴절각도와 비교하였다. 고도보정 결과, 그림 7과 8에서 볼 수 있듯이 측정된 추적오차가 전파굴절각과 잘 일치하였다. 따라서 대류권 내의 비행체 추적오차가 대기굴절율에 영향을 받으며, 고도에 따라 지수함수로 변하는 것으로 해석된다.

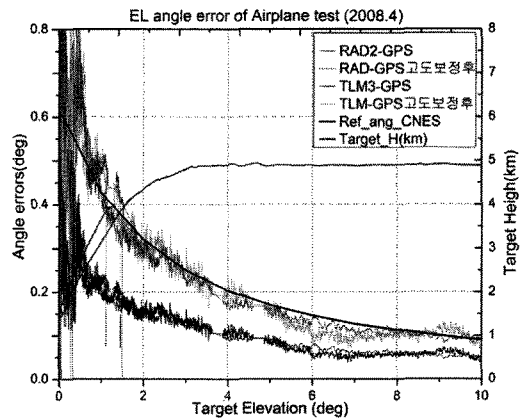


그림 7. 항공기 추적오차의 고도보정 결과 비교
Fig 7. Airplane tracking errors after correction with altitude factor

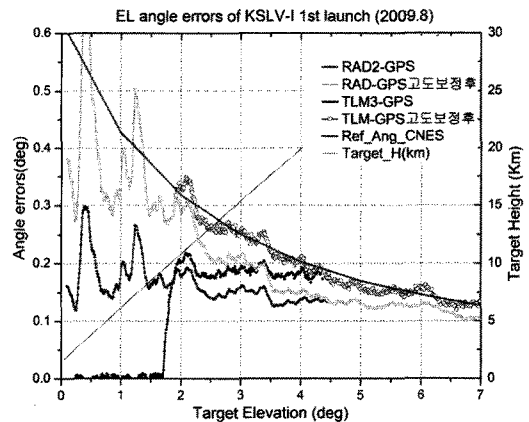


그림 8. 발사체 추적오차의 고도보정 결과 비교
Fig 8. KSLV tracking error after correction with altitude factor

$$Err_{total} = Err_{meas} * EXP(1 - h/k2)$$

Err_{total} : 우주신호원 ($h \geq 12 km$)에 대한 전파굴절각
 Err_{meas} : 고도 $h[km]$ 비행체에 대한 전파굴절각 (4)
 h : 신호원 고도 $[km]$
 $k2$: 대류권 고도 ($\sim 12 km$)

V. 결 론

본 논문에서는 나로우주센터에서 운용중인 2 GHz 원격측정 안테나와 5 GHz 추적레이더 및 GPS로 측정한 결과를 이용하여 안테나 고각 및 비행체 고도에 따른 추적오차를 분석하고, 저 고각에서의 추적오차가 아래의 이유로 전파굴절에 의한 것임을 확인하였다.

첫째, 지상 안테나 고각이 낮을수록 추적오차가 증가하며, 측정시스템의 정확도에 비하여 훨씬 크다.

둘째, 서로 다른 추적시스템의 추적오차 특성이 동일하다. 이는 추적오차가 시스템 내부요인보다는 전파 전파 현상 등의 외부요인에 의한 것이다.

셋째, 고도에 따른 대기굴절을 변화함수인 지수함수를 이용하여 비행체 고도 12 km까지의 추적오차를 보정한 결과 전파굴절각과 매우 근접한 결과를 확인할 수 있었다.

또한 신호원을 정확히 추적하고 위치를 측정하기 위해서는 전파굴절에 의한 각도오차를 보정해야 하며, 특히 약 12 km 이내의 대류권에 있는 비행체의 경우에는 지상안테나의 고각뿐만 아니라 비행체(신호원)의 고도를 고려하여 보정함으로써 정확도를 향상시킬 수 있음을 확인하였다. 본 연구에서는 표준 대기상태의 계수를 적용한 지수함수를 사용하여 검토하였다. 특정 대기상태 및 대기상태 변화에 따른 보정계수를 정량적으로 산출하기 위해서는 향후 많은 측정 자료의 축적 및 이를 근거로 추가적인 연구가 필요하다.

참 고 문 헌

[1] Electronic Trajectory Measurement Group RCC, "Error Sources Applicable to Precision Trajectory Radar Calibration", RCC Document 255-80.
 [2] NASA TN D-5966, March, 1971 "Refraction

Correction"

[3] B. R. Bean, G. D. Thayer, "Models of the Atmospheric Radio Refractive Index", *Proceeding of IRE*, May, 1959.
 [4] P. E. Schmid, Goddard Space Flight Center Greenbelt, Md, "Atmospheric Tracking Errors at S- and C-band Frequencies", NASA TND-3470, 1966.
 [5] 오창열, 이효근, 오승엽, "안테나 특성측정에서 거리의 영향에 대한 연구" *한국통신학회 학술대회*, 2004.
 [6] IN-SNEC, "Technical Analysis for KARI", DJD200045 Ed2. rev1, 2005.
 [7] Heiner Klinkrad, Ed., "Space Debris Models and Risk Analysis", Springer, 1989.

오 창 열 (Chang-Yul Oh)

정회원

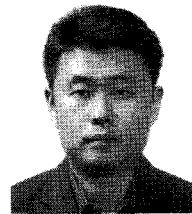
1990년 충남대학교 전자공학과 (공학사)

1992년 충남대학교 전자공학과 (공학석사)

1992년~2000년 국방과학연구소

2001년~현재 한국항공우주연구원 나로우주센터 선임연구원

<관심분야> 무선통신, 추적안테나, 원격측정



이 효 근 (Hyo-Keun Lee)

정회원

1981년 경북대학교 금속공학과 (공학사)

1990년 한국과학기술원 재료공학과 (공학박사)

1991년~1999년 한라중공업 우주항공연구소

2000년~현재 한국항공우주연구원 나로우주센터 기술관리팀장, 책임연구원

1993년~1996년 McDonnell Douglas사 (현 Boeing사) 파견근무

<관심분야> 추적/계측시스템, 발사통제/자료처리시스템 등



오 승 엽 (Seung-Hyeub Oh)

종신회원



1971년 연세대학교 전자공학과
(공학사)

1973년 연세대학교 전자공학과
(공학석사)

1982년 연세대학교 전자공학과
(공학박사)

1980년~1981년 Tohoku University,

Japan 재직

1985년~1986년 Pennsylvania State University, USA

초빙연구원 근무

1984년~현재 충남대학교 전자공학과 교수, KICS,
KIEES 그리고 IEEE 정회원

<관심분야> 안테나 및 디지털 통신, RF Sub-System
분야 설계 등