論文

무궁화위성 추적 안테나 바이어스 추정 연구

박봉규*, 탁민제**, 안태성***

A Study on KOREASAT Tracking Antenna Bias Estimation

Bongkyu Park*, Min-Jea Tahk** and Taesung Ahn***

ABSTRACT

This paper discusses the practical issue of the bias estimation of the KOREASAT ground tracking data. First, a batch filter based orbit determination algorithm including the turn around range measurement in addition to the range, azimuth and elevation measurement is presented. Then the estimation performance is analyzed through simulation studies. Additionally, this paper proposes a tracking antenna bias estimation strategies using accurately tuned secondary ground tracking station. Finally the relationship between antenna biases are analyzed to give comprehensive tool for estimation results evaluation.

초 록

본 논문에서는 무궁화위성을 대상으로 추적 안테나의 바이어스를 추정하기 위한 방안들을 제시하고 있다. 먼저 거리, 방위각, 앙각에 이어 선회시선거리를 포함하는 배치필터를 구성하였으며 시뮬레이션을 통하여 바이어스 추정성능 변화를 분석하였다. 또한 결과를 보완하기 위하여 정밀하게 보정된 타 추적 안테나의 정보를 이용하여 대상 안테나의 바이어스를 정확하게 예측하기 위한 방안을 제시하였다. 마지막으로 안테나 바이어스 추정 결과를 분석하고 평가할 수 있도록 안테나 바이어스간의 상관관계에 대한 분석을 수행하였다.

Key Words : Orbit Determination(궤도결정), Antenna Bias(안테나 바이어스), Koreasat(무궁화위성)

1. 서 론

인공위성의 위치 및 속도의 추정은 인공위성의 궤도관련 임무계획을 위하여 필수적인 작업으로서 위성운용의 신뢰성과 직결된다. 정밀한 궤도결정은 정밀한 임무계획을 가능하게 하고 이것은 인공위성에 탑재된 연료의 효율적인 사용을 가능케 한다.

대부분의 위성에 적용되고 있는 궤도결정 알고리즘은 일괄처리기법에 기반을 둔 비교적 간단하면서 신뢰성 있는 알고리즘이다. 실시간으로 대략적인 위성의 위치 등을 파악하기 위하여 칼만필터를 사용하는 경우도 있으나 주로 보조적으로 사용된다.

무궁화위성은 용인과 대전에 위치한 추적 안테나를 이용하여 위성의 거리(Range), 방위각(Azimuth), 앙각(Elevation)을 측정된 다음 일괄처리기법(Batch Process)을 이용하여 궤도를 추정한다. 저궤도 위성의 경우 거리의 시간 변환율이나 GPS등의 정보를 이용하여 정확한 궤도결정을 하는 경우도 있으나 정지위성의 경우는 비교적 느린 궤도운동을 하기 때문에 거리변화율을 제외

† 2002년 7월 15일 접수 ~ 2002년 9월 9일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 통신위성연구그룹
연락처자, E-mail : pbk@kari.re.kr
대전시 유성구 어은동 45번지

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

*** 한국통신 용인위성관제소

한 거리, 방위각, 양각데이터를 이용하여 궤도결정을 수행한다.

무궁화위성의 경우 임무해석 소프트웨어를 이용하여 궤도결정을 수행하고 있지만 운용자의 판단에 많은 부분을 의존하고 있기 때문에 이론적으로는 대단히 간단하고 명료하지만 실제 적용상의 문제점들이 발생하곤 한다. 이러한 이유에서 국내에서도 정지궤도 위성의 궤도결정에 대한 연구가 활발히 진행되었는데 참고문헌[1]에서는 배치필터를 이용한 기본적인 형태의 궤도결정 알고리즘을 구성하고 실제 추적데이터를 이용하여 특성을 파악하였다. 참고문헌[2]에서는 ΔV 추정기능을 포함하여 임무계획 및 평가가 가능하도록 하였고 무궁화위성 1호기의 궤도재배치 계획을 위한 추력기 효율추정에 효과적으로 사용되었다. 참고문헌[3]에서는 칼만필터를 이용하여 실시간으로 궤도를 추정하는 문제 및 그 특성에 대하여 분석하였다.

이러한 내용에 이어 무궁화위성 궤도결정에 있어 가장 큰 문제점 중의 하나는 추적데이터의 바이어스를 추정하는 문제이다. 무궁화위성의 경우 추적데이터의 바이어스를 추정하는 기능을 포함하고 있지만 사용하는 공분산 등의 입력값에 따라서 그 결과가 큰 폭으로 바뀌기 때문에 위성 운용에 있어 확신을 갖는데 어려움으로 작용하고 있다. 특히 이러한 바이어스 오차는 위성의 운용 경도를 잘못 예측하게 하는 원인이 된다[1]. Fig. 1에서는 바이어스의 추정오차에 의한 위성경도의 추정오차의 한 단적인 예를 보여주고 있다. 그림에서는 동일한 추적 데이터를 이용한 궤도결정 결과를 보여주고 있는데 추정된 위성의 경도에 약 0.04도 정도의 차이가 나타남을 알 수 있다. 이러한 차이는 무궁화위성의 동서위치유지 할당범위 ± 0.05 도의 절반 정도를 차지하는 것으로서 상당히 큰 오차이다. 이러한 오차는 경우에 따라서 위성을 허용된 영역 밖으로 유도하는 부작용을 유발하는 원인이 된다. 이러한 오차가 위성서비스의 품질에 큰 영향을 미치는 것은 아니지만 계획된 내용대로 위성운용이 적절히 되지 않는다는 사실은 분명 긍정적인 사실은 아니다.

따라서 본 논문에서는 궁극적으로 위성의 정확한 위치유지를 위하여 무궁화위성을 대상으로 배치필터를 이용하여 측정치의 바이어스를 추정하고 분석하기 위한 문제를 다루었다. 먼저 안테나 바이어스의 추정성능을 향상시키기 위하여 참고문헌[1]의 알고리즘을 확장하여 선회시선거리(Turn Around Range) 측정을 포함하도록 구성하였고 시뮬레이션을 통하여 바이어스의 추정성

Fig. 1. Longitude Position Estimation Error caused from Inaccurate Antenna Bias Estimation

능 변화를 분석하였다. 또한 결과를 보완하기 위하여 정밀하게 바이어스 보정된 타 관제소의 추적 데이터를 이용하여 대상 안테나의 바이어스를 추정하는 방안에 대한 연구를 수행하였다.

그리고 마지막으로 궤도결정 후 얻어지는 결과를 이해하고 분석하기 위하여 안테나 바이어스 간의 상관 관계를 분석하였다. 안테나 바이어스의 상관관계에 대한 분석은 그 동안 무궁화위성의 궤도결정에 있어서 나타난 바이어스 추정오차를 종합적으로 이해하는데 많은 도움이 될 것으로 기대된다.

II. 궤도결정 알고리즘

참고문헌[1]에서는 하나의 지상국의 안테나를 통해 얻어진 거리, 방위각, 양각 데이터를 이용하여 위성의 궤도 및 안테나의 바이어스를 추정하도록 하였다. 본 연구에서는 알고리즘을 확장하여 두 개의 지상국 안테나를 통하여 얻어진 거리, 방위각, 양각 그리고 선회시선거리를 이용하여 위성의 궤도 및 안테나의 바이어스를 추정하도록 구성하였다. 선회시선거리를 고려하도록 한 것은 안테나의 바이어스 추정성능의 향상에 어떠한 영향을 미치는지를 확인하기 위함이다.

2.1 궤도결정 알고리즘

본 연구에서 궤도결정에 사용된 알고리즘은 일반적으로 널리 알려진 최소 자승 추정법(Least Square Estimation)으로서 측정 데이터를 가장 정확히 내삽(Interpolation)하는 궤도를 구하는 것이다[5]. 궤도의 운동 모델은 비교적 정확하게 알려져 있으므로 특정 시점에서의 궤도요소를 알면 전체 궤도를 아는 것과 같다. 무궁화위성 임무해석 소프트웨어의 경우는 궤도결정을 통하여 첫 측정 데이터와 동일한 시점에서의 궤도요소를 얻

Fig. 2. Definition of the KOREASAT Tracking Data

Fig. 3. Definition of Turn Around Range

도록 구성되어 있는데 본 논문에서는 먼저 궤도 요소 및 한 개 혹은 두 개의 지상국 안테나를 통해 얻어진 거리, 방위각, 양각 그리고 선회시선거리를 이용하여 궤도요소 및 안테나 바이어스를 추정할 수 있도록 알고리즘을 구성하였다.

사용되는 측정 데이터의 정의는 Fig. 1 과 Fig. 2 와 같이 정의된다. Fig. 1 은 거리 (γ_m), 방위각 (α_m) 양각 (η_m)의 정의를 나타내고 있으며 Fig. 2 는 선회시선거리(μ_m)를 정의하고 있다. 선회시선거리는 하나의 지상국 안테나에서 위성을 경유하여 멀리 떨어진 또 하나의 지상국 안테나에 이르는 총 거리를 의미한다[4].

임의의 시간 τ 에서의 궤도요소를 e_τ , j -번째 안테나의 측정 데이터의 바이어스를 b_j 라고 가정하자. 즉

$$e_\tau = [a, e, i, \Omega, \omega, M]^T \quad (1)$$

$$b_j = [b_{\gamma_m}, b_{\alpha_m}, b_{\eta_m}]_j^T \quad (j=1,2) \quad (2)$$

본 논문에서는 다중 지상관제소의 안테나를 고려 하도록 하였는데 프로그래밍의 편의성을 위해 지상국의 개수를 최대 2개로 제한하였다. 이 경우 추정되어질 상태 변수, 즉 추정변수 x 는 다음과 같이 확장된다.

$$x = \begin{bmatrix} e_\tau \\ b_1 \\ b_2 \\ b_{tar} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \in R^n \quad (3)$$

위에서 b_{tar} 는 선회시선거리의 바이어스 값을 의미한다. 지상국의 개수를 s , 그리고 측정하는 선회시선거리의 개수 μ 라고 할 때 최대 $n=6+3s+\mu$ 개의 추정변수를 가진다. 본 연구에서는 최대 $s=2$, $\mu=1$ 인 경우에 대하여 다루고자 한다. 이 경우 전체 13 개의 추정변수를 가진다. 단일 지상국을 이용하는 경우에는 고려되지 않는 지상국 안테나의 바이어스 추정을 수행하지 않는다. 즉 4개의 바이어스 값에 대해서는 추정을 수행하지 않고 초기 값을 그대로 유지한다.

시간 $t_k, k=1, \dots, m(m \gg n)$ 에서의 측정 데이터 y_k 로 구성되는 y 를 다음과 같이 정의한다.

$$y = \begin{bmatrix} y_1 \\ \vdots \\ \vdots \\ \vdots \\ y_m \end{bmatrix} \in R^m \quad (4)$$

여기서 m 은 측정 데이터의 개수를 의미하며 n 은 앞에서 정의한 바와 같이 추정변수의 개수를 의미한다. 측정 데이터의 개수는 측정의 빈도 및 시간에 따라서 변하는 값이다.

최소 자승 추정법은 다음의 가격함수(Cost Function)를 최소화하는 x , 즉 $\hat{x}$ 를 구한다[1].

$$J(x) = [x - x_o]^T P_o^{-1} [x - x_o] + [y - f(x)]^T W^{-1} [y - f(x)] \quad (5)$$

여기서 $P_o(n \times n)$ 는 x 의 초기 추정치(A Priori Estimate)인, x_o 의 정확도를 나타내는 공분산 행렬이며, $W(m \times m)$ 는 측정 데이터의 공분산 행렬을 나타낸다. 본 연구에서 고려하는 경우와 같이 거리, 방위각 그리고 양각의 측정치를 가지는 경우에는 측정 오차 $\sigma_{\gamma_m}, \sigma_{\alpha_m}, \sigma_{\eta_m}, \sigma_{tar}$ 의 조합으로 W 가 구성된다. 즉 거리, 방위각, 양각, 선회시선거리를 차례대로 측정한다고 했을 때 행렬 $W(m \times m)$ 는 다음과 같이 표현된다.

$$W = \begin{bmatrix} \sigma_{\gamma_m}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\alpha_m}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{\eta_m}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{tar}^2 \\ & & & & \sigma_{\gamma_m}^2 \end{bmatrix}$$

그리고 $f(x)$ 는 궤도적분과 측정방정식으로부터 얻어지는 측정모델로서 비선형 모델을 갖는다. 본 논문에서는 별도의 비선형 측정모델을 구성하지 않고 수치적인 방법으로 계산하였다. 가격함수의 최소화는 다음 식으로부터 얻어진다.

$$\frac{\partial J(x)}{\partial x} = 0 \quad (6)$$

위 식의 해를 구하기 위해서 x_0 가 참값에 충분히 가깝다는 가정을 통하여 테일러 급수전개(Taylor Series Expansion)를 적용하며 측정모델 $f(x)$ 을 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$y = y^* + y_\varepsilon = f(x^* + \xi) = f(x^*) + F(x^*)\xi + \varepsilon \quad (7)$$

$$F(x) = \frac{\partial f}{\partial x}(x)$$

여기서 y^* 및 x^* 는 추정된 측정 데이터 및 추정된 상태 변수를 나타낸다. $F(x)$ 는 측정 데이터의 민감도(Sensitivity)로서 거리, 방위각, 양각 그리고 선회시선거리의 경우 다음의 성분들로 조합되어진다.

· 거리 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \gamma_{im}}{\partial x} = \left[\frac{\partial \gamma_{im}}{\partial r_x}, \frac{\partial \gamma_{im}}{\partial r_y}, \frac{\partial \gamma_{im}}{\partial r_z}, \frac{\partial \gamma_{im}}{\partial v_x}, \frac{\partial \gamma_{im}}{\partial v_y}, \frac{\partial \gamma_{im}}{\partial v_z}, \delta_{i1}, 0, 0, \delta_{i2}, 0, 0 \right], \quad i=1, 2 \quad (8)$$

$$\text{여기서 } \delta_{ij} = 1 \text{ when } i=j \text{ and } \delta_{ij} = 0 \text{ when } i \neq j$$

· 방위각 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \alpha_{im}}{\partial x} = \left[\frac{\partial \alpha_{im}}{\partial a}, \frac{\partial \alpha_{im}}{\partial e}, \frac{\partial \alpha_{im}}{\partial i}, \frac{\partial \alpha_{im}}{\partial \Omega}, \frac{\partial \alpha_{im}}{\partial \omega}, \frac{\partial \alpha_{im}}{\partial M}, 0, \delta_{i1}, 0, 0, \delta_{i2}, 0 \right], \quad i=1, 2 \quad (9)$$

· 양각 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \eta_{im}}{\partial x} = \left[\frac{\partial \eta_{im}}{\partial r_x}, \frac{\partial \eta_{im}}{\partial r_y}, \frac{\partial \eta_{im}}{\partial r_z}, \frac{\partial \eta_{im}}{\partial v_x}, \frac{\partial \eta_{im}}{\partial v_y}, \frac{\partial \eta_{im}}{\partial v_z}, 0, 0, \delta_{i1}, 0, 0, \delta_{i2} \right], \quad i=1, 2 \quad (10)$$

· 선회시선거리 데이터의 민감도:

$$\frac{\partial \mu_{12m}}{\partial x} = \left[\frac{\partial \mu_{12m}}{\partial r_x}, \frac{\partial \mu_{12m}}{\partial r_y}, \frac{\partial \mu_{12m}}{\partial r_z}, \frac{\partial \mu_{12m}}{\partial v_x}, \frac{\partial \mu_{12m}}{\partial v_y}, \frac{\partial \mu_{12m}}{\partial v_z}, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 1 \right] \quad (11)$$

위에서 각 편미분 값들은 다음과 같이 수치적인 방법을 사용하여 계산된다.

$$\frac{\partial f}{\partial x}(x) \approx \frac{\Delta f}{\Delta x}(x) \quad (12)$$

편미분을 계산하기 위하여 1+6 개의 궤도를 동시에 적분한다. 여기서 1은 정상궤도를 의미하고 6은 각 궤도요소에 대하여 변이(Variation)시킨 궤도를 의미한다. 바이어스에 대한 내용은 편미분 값이 항상 1로 고정되어 있으므로 이를 계산하기 위하여 별도의 궤도적분을 요하지 않는다. 식 (7)을 간단히 표현하면 다음과 같다.

$$y_\varepsilon = F(x^*)\xi + \varepsilon \quad (13)$$

여기서 y_ε 는 잔여값(Residual)이므로 원하는 상태변수를 얻기 위해서는 위 수식의 ε 을 최소화하는 ξ 를 구한 다음 x^* 을 수정한다. 즉 $k+1$ 번째 반복계산에 대하여 다음을 계산한다.

$$x^*_{k+1} = x^*_k + \hat{\xi} \quad (14)$$

$\hat{\xi}$ 를 구하기 위하여 먼저 다음의 가격 함수를 정의한다.

$$J(\xi) = [s - \xi]^T P_o^{-1} [s - \xi] + [y_\varepsilon - F\xi]^T W^{-1} [y_\varepsilon - F\xi] \quad (15)$$

$$s = x_o - x^* \quad (16)$$

$$y_\varepsilon = y - y^* \quad (17)$$

위의 가격함수를 최소화하는 $\hat{\xi}$ 는 식 (6)을 적용하며 결과적으로 다음과 같이 구해진다.

$$Q^{-1}A\hat{\xi} = Q^{-1}\rho \quad (18)$$

$$A = \begin{bmatrix} I \\ F \end{bmatrix}, Q^{-1} = \begin{bmatrix} P_o^{-1} & O \\ O & W^{-1} \end{bmatrix}, \rho = \begin{bmatrix} s \\ y_\varepsilon \end{bmatrix} \quad (19)$$

위의 해는 다음과 같이 Pseudo-Inverse 방법을 이용하여 구할 수 있지만

$$\hat{\xi} = (A^T Q^{-1} A)^{-1} A^T Q^{-1} \rho \quad (20)$$

수렴성에 좋지 않으므로 SVD (Singular Value Decomposition) 방법을 이용하여 구해진다[6]. $\hat{\xi}$ 가 구해지면 식 (14)와 같이 x^* 를 갱신한다. 측정모델이 순수하게 선형인 경우에는 단 한번의 계산으로 해를 얻을 수 있지만 궤도의 경우는 비선형 특성이 강하므로 일련의 과정을 수 번에서 수십 번 반복한 다음 원하는 해를 얻을 수 있다. 본 연구에서는 7~8회에 걸쳐 계산을 반복하여 다음과 같이 표현되는 x^2 을 최소로 하는 추정치를 최종적으로 선택하게 하였다.

$$x^2 = \frac{\rho^T Q^{-1} \rho}{m - n} \quad (21)$$

여기서 m, n 은 측정치 및 추정 변수의 개수를 나타낸다. 임의 시점에 대한 궤도요소는 e_r 를 궤도적분하여 구할 수 있다.

선형 일괄 최소자승 추정법은 참값에 가까운 초기 값을 사용했을 때 수렴성이 보장된다. Lockheed Martin MAS의 경우에는 이전 궤도결정의 결과로부터 초기 궤도요소를 계산하여 사용하게 되어있다. 본 연구에서는 초기 궤도요소를 임의로 설정하도록 하였다. 가장 쉽게 생각할 수 있는 것이 박스 중심점 궤도일 것이다. 정지궤도의 경우는 작은 값의 이심률과 궤도 경사각을 지니고 경도의 변화율도 비교적 적으므로 이와 같은 선택은 적절하다고 보여진다. 단 이 경우 초기 궤도요소의 정밀도가 떨어지기 때문에 적절하게 공분산 P_0 를 적절하게 조절하여야 한다.

2.2 측정 데이터 및 측정방정식

본 논문에서 사용하는 측정 변수는 앞에서도 언급했듯이 지상국에서 위성까지의 시선거리, 선회 시선거리, 위성의 양각 그리고 방위각으로 구성되어진다. 측정 모델은 추정된 상태변수로부터 측정값의 추정치를 얻기 위하여 필요하며 이것은 최소자승 추정 알고리즘에서 잔여값을 계산하는데 필수적이다. 본 연구에서는 궤도적분을 통하여 계산된 위성의 위치와 GHA(Greenwich Hour Angle) 그리고 지상국의 위치 정보를 이용해 수치적으로 ECI 좌표상에서의 위성과 안테나의 위치를 계산한 다음 시선거리, 선회시선거리, 방위각, 양각을 계산하였다. 그리고 각각의 측정치는 바이어스 값을 가지는 것으로 했다.

측정 데이터는 시뮬레이션을 통하여 생성하였고 Fig. 4와 같이 시간, 지상국 안테나의 ID, 위성의 ID, 측정의 종류, 측정 데이터, 단위로 되어 있는데 측정의 종류가 선회시선거리(TAR)인 경우는 ID를 "TAR"로 표현하였다. 본 논문에서 실제 측정데이터 대신에 시뮬레이션된 데이터를 사용한 이유는 실제 데이터의 경우 실제 안테나의 바이어스를 정확하게 알지 못하므로 추정 결과를

평가하는데 어려움이 있기 때문이다. 시뮬레이션된 측정 데이터를 사용하는 경우에는 실제 고려한 바이어스 값을 정확하게 알고 있으므로 결과의 직접적인 비교가 가능하다는 장점이 있다. 실제 비행데이터를 이용한 궤도결정에 대해서는 참고문헌 [1]과 [2]에 나타나 있다.

III. 안테나 바이어스 추정성능 분석

앞에서 언급된 궤도 추정알고리즘을 이용하여 안테나 바이어스 추정성능에 대한 분석을 수행하였다. 먼저 선회시선거리를 이용할 경우 바이어스 추정에 미치는 긍정적인 효과를 분석하였으며 둘째로 안테나 바이어스를 추정하기 위하여 타 관제소의 협조를 얻는 방안에 대하여 추가적으로 고려해 보았다. 타 관제소의 협조를 얻는 방법으로 첫 번째는 정밀하게 바이어스 추정된 외국의 안테나로부터 얻어진 추적 데이터를 활용하여 무궁화위성 추적 안테나의 바이어스를 추정하는 방법이고 두 번째는 고성능 장비나 정밀하게 바이어스 추정된 추적 안테나를 이용하여 비교적 정밀하게 추정된 무궁화위성의 궤도요소로부터 안테나의 바이어스를 추정하는 방법이다.

3.1 선회시선거리를 이용하는 경우

선회시선거리를 포함할 경우 안테나의 바이어스 추정 성능 변화를 분석하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 무궁화위성과 관련이 있는 지상관제소의 위치는 Table 1과 같다. 무궁화위성 1호기의 운용을 위해서 사용되고 있는 TCR2를 이용해 동경 113도와 116도에 위치한 무궁화위성 2호기와 3호기를 추적하는 것은 사실상 불가능하지만 해석적인 용도로 사용하였다. Table 2는 가상의 추적데이터를 생성하기 위하여 사용된 궤도요소 및 안테나 바이어스의 초기값을 나타내고 있다.

추적데이터의 생성을 위해 사용된 가우시언 잡음의 분산값은 참고문헌[3]의 내용에 따라 Table 3과 같이 선택하였다. 그리고 실제 추적데이터의 특성을 반영하기 위하여 소수점 아래 둘째 자리까지만 데이터가 주어지는 것으로 가정하였다. 그리고 검증에 사용된 추적데이터는 시뮬레이션을 통하여 가상적으로 생성된 3일간의 데이터이다. 생성된 추적데이터는 용인 관제소(YONG1)에서 측정한 거리, 방위각, 양각 외에 Table 2에 나타난 주요 지상국과의 선회시선거리를 포함한다. 추적 데이터는 무궁화위성과 동일하게 매 2시간마다 50초 간격으로 10개의 블록을

FILE_TYPE:PROCESSED_TRACKING_DATA					
1997/07/02-00/00/00.00	TAR	KT01	TAR	37322.38587	km
1997/07/02-00/00/04.00	TAEJ1	KT01	azimuth	198.69	deg
1997/07/02-00/00/04.00	TAEJ1	KT01	elevation	46.14	deg
1997/07/02-00/00/50.00	TAR	KT01	TAR	37322.35997	km
1997/07/02-00/00/54.00	YONG1	KT01	azimuth	198.69	deg
1997/07/02-00/00/54.00	YONG1	KT01	elevation	46.14	deg
1997/07/02-00/01/40.00	TAR	KT01	TAR	37322.33414	km
1997/07/02-00/01/44.00	YONG1	KT01	azimuth	198.69	deg
1997/07/02-00/01/44.00	YONG1	KT01	elevation	46.14	deg

Fig. 4. Generated Tracking Data(Sample)

Table 1. Tracking Station Parameters

Tracking Station ID	위도 (Deg.)	경도 (Deg.E)	고도 (Km)	비고
YONG1	37.204	127.249	0.1000	용인
TAEJ1	36.381	127.365	0.0629	대전
GTSA	13.615	144.856	0.2169	GUAM
TCR2	48.549	1.783	0.1590	프랑스

Table 2. Initial Orbit Elements for Simulation

Parameters	True Value	Initial Value For Estimation
Epoch Time	2000/10/07 21:03:47.00	
a (km)	42165.5335	42164.5335
e	0.000198	0.000198
i (deg.)	0.030000	0.030000
Ω (deg.)	94.1106	94.1106
ω (deg.)	145.6705	145.6705
M (deg.)	205.9885	205.9885
Longitude(deg.E)	113.000	113.000
b_{r_m} (km)	0.6000	0.0
b_{a_m} (deg.)	0.0250	0.0
b_{η_m} (deg.)	0.0125	0.0
b_{tar} (km)	0.2000	0.0

Table 3. σ -value of The Tracking Data

거리의 분산값(Km)	0.00614
방위각의 분산값(degree)	0.00499
앙각의 분산값(degree)	0.00480

생성하였다. 여기서 한 블록은 한 셋의 추적데이터 즉 거리, 방위각, 앙각로 구성된다.

Table 2에 나타난 궤도결정 초기궤도요소는 궤도장반경에 약 1km의 오차를 가정하였다. 정지궤도 위성에 있어서 1km 장반경 오차는 상당히 큰 오차이며 위성의 표류에 많은 영향을 미친다.

Table 4는 선회시선거리를 포함하여 수행한 궤도결정의 결과를 보여주고 있다. 추정결과 거리 바이어스는 약 0.03km, 방위각 바이어스는 약 0.02도의 추정 오차가 존재함을 알 수 있다. 선회시선거리를 이용하지 않고 YONG1에서 측정된 데이터만을 이용한 경우와 비교해 바이어스 추정 결과가 별다른 차이를 보이지 않고 있음을 알 수 있다. 이러한 결과는 조건을 달리해도 변화가 없음을 알 수 있었는데 이를 통하여 선회시선거리 데이터를 활용하더라도 안테나 바이어스를 추정하는 데는 큰 이점이 없는 것을 알 수 있다. 다만

Table 4-a. OD results(TAR is Applied)

	TRUE	YONG1	YONG1-GTSA
a (km)	42165.5335	42165.4687	42165.5070
e	0.000198	0.000199	0.000199
i (deg.)	0.030000	0.03091	0.03077
Ω (deg.)	94.1106	91.7817	91.9917
ω (deg.)	145.6705	148.7089	148.2227
M (deg.)	205.9885	205.2639	205.5406
Longitude(deg.E)	113.000	112.9851	112.9855
b_{r_m} (km)	0.6000	0.3126	0.27552
b_{a_m} (deg.)	0.0250	0.00382	0.00385
b_{η_m} (deg.)	0.0125	0.01654	0.01654
b_{tar} (km)	0.2000	-	-1.0273

Table 4-b. OD results(TAR is Applied)

	TRUE	YONG1-TAEJ1	YONG1-TCR2
a (km)	42165.5335	42165.4885	42165.4853
e	0.000198	0.000199	0.000199
i (deg.)	0.030000	0.0309	0.0309
Ω (deg.)	94.1106	91.7521	91.7867
ω (deg.)	145.6705	148.7240	148.7652
M (deg.)	205.9885	205.2785	205.2028
Longitude(deg.E)	113.000	112.9853	112.9853
b_{r_m} (km)	0.6000	0.2924	0.2950
b_{a_m} (deg.)	0.0250	0.00380	0.00375
b_{η_m} (deg.)	0.0125	0.01654	0.01653
b_{tar} (km)	0.2000	-0.4225	0.8861

선회시선거리 데이터를 이용할 경우 Table 4에서 볼 수 있는 바와 같이 궤도의 장반경을 좀더 정확히 추정할 수 있음을 알 수 있다. Table 4에서 선회시선거리를 활용할 경우 약 20m 정도 더 나은 궤도 장반경의 추정 정밀도를 보여주고 있다.

3.2 타 지상국의 측정치를 이용하는 경우

정밀하게 바이어스 값이 추정된 타 관제소의 안테나를 이용하여 측정된 동일 위성에 대한 거리, 방위각, 앙각 데이터를 이용하여 대상 안테나의 바이어스를 추정할 수 있다. 이를 살펴보기 위하여 YONG1의 3일치의 측정데이터 중에서 중간 하루치 측정데이터를 바이어스 값을 정확하게 알고 있는 것으로 가정한 GTSA의 거리, 방위각 혹은 앙각의 측정 데이터로 대체해서 사용하였다. Table 5는 추정 결과를 보여주고 있는데 거리, 방위각, 앙각 어떤 추적 데이터를 사용하더

Table 5. OD Results with Accurately Tuned Secondary Antenna

	TRUE	GTSA-RANGE	GTSA-AZIMUTH	GTSA-ELEVATION
$a(\text{km})$	42165.534	42165.485	42165.496	42165.498
e	0.000198	0.000200	0.000200	0.000202
$i(\text{deg.})$	0.030000	0.02868	0.02957	0.02852
$\Omega(\text{deg.})$	94.1106	90.9755	91.3454	90.2767
$\omega(\text{deg.})$	145.6705	148.5492	148.5148	149.2587
$M(\text{deg.})$	205.9885	206.2429	205.9077	206.2325
Longitude	113.000	112.9978	112.9982	112.9980
$b_{\gamma_m}(\text{km})$	0.6000	0.6242	0.6154	0.6090
$b_{\alpha_m}(\text{deg.})$	0.0250	0.0237	0.0239	0.0238
$b_{\eta_m}(\text{deg.})$	0.0125	0.0135	0.0134	0.0135

라도 적절하게 안테나의 바이어스를 추정할 수 있음을 볼 수 있다.

하지만 실제적인 면에서 방위각이나 양각을 사용하는 것이 더욱 적절한 것으로 보인다. 거리 바이어스의 경우는 위성체 내부 회로에 의한 지연 효과를 포함하므로 잘 보정된 안테나를 사용한다 하더라도 대상 위성이 바뀌면 동일 바이어스 값을 적용할 수가 없다. 이에 비해 방위각과 양각의 경우는 대상 위성이 바뀌더라도 위성의 위치에 큰 변화가 없다면 동일한 바이어스 값의 적용이 가능하다. 특히 방위각 측정의 경우는 계절 및 하루주기의 바이어스 변화가 미미하므로 가장 좋은 선택이 될 것이다.

3.3 비교적 정확한 궤도요소를 적용하는 방법

안테나의 측정 바이어스를 추정하는 방법으로 생각해 볼 수 있는 또 한가지의 방법은 타 관측소를 통해서 비교적 정밀하게 추정된 궤도요소를 활용하는 방법이다. 여기서 말하는 정밀도는 위성의 경도 바이어스 값이 비교적 작은 경우를 의미한다. 정밀하게 추정된 궤도요소를 배치필터의 초기궤도 요소로 설정하고 초기궤도요소의 해당 공분산 값을 아주 작은 값으로 선택해서 고정시킴으로서 안테나 바이어스를 추정하는 방법이다. 물론 이 경우 바이어스 추정을 위한 공분산 값을 비교적 큰 값으로 설정하여야 한다.

Table 6은 그 결과를 보여주고 있다. 여기서는 정밀한 6개의 궤도요소를 모두 사용하지 않고 장반경, 이심율, 궤도 경사각을 각기 따로 사용하였다. 또한 정밀한 장반경과 이심율 데이터를 동시에 사용하는 경우도 고려하였다. 표에서 정밀한 장반경과 이심율 데이터를 따로 사용하는 경우에

Table 6-a. Bias Estimation Results (Accurate Initial Orbit Elements)

	TRUE	Semimajor Axis	Eccentricity
$a(\text{km})$	42165.5335	42165.5175	42165.4962
e	0.000198	0.000200	0.000202
$i(\text{deg.})$	0.030000	0.02958	0.02955
$\Omega(\text{deg.})$	94.1106	91.1567	90.3351
$\omega(\text{deg.})$	145.6705	148.8282	149.7862
$M(\text{deg.})$	205.9885	205.7847	205.6456
Longitude	113.000	113.000	112.9973
$b_{\gamma_m}(\text{km})$	0.6000	0.6251	0.5448
$b_{\alpha_m}(\text{deg.})$	0.0250	0.0253	0.0211
$b_{\eta_m}(\text{deg.})$	0.0125	0.0125	0.0135

Table 6-b. Bias Estimation Results (Accurate Initial Orbit Elements)

	TRUE	Inclination	Semimajor Axis+ Eccentricity
$a(\text{km})$	42165.5335	42165.4963	42165.5005
e	0.000198	0.000198	0.000199
$i(\text{deg.})$	0.030000	0.02968	0.02959
$\Omega(\text{deg.})$	94.1106	94.1867	92.1486
$\omega(\text{deg.})$	145.6705	145.4109	147.6508
$M(\text{deg.})$	205.9885	206.1577	205.9700
Longitude	113.000	112.9857	112.9998
$b_{\gamma_m}(\text{km})$	0.6000	0.2989	0.6440
$b_{\alpha_m}(\text{deg.})$	0.0250	0.0044	0.0254
$b_{\eta_m}(\text{deg.})$	0.0125	0.0174	0.0125

도 적절한 바이어스 추정성능을 보임을 알 수 있다. 특히 장반경의 경우는 실제 바이어스와 거의 동일한 추정결과를 나타냄을 알 수 있다. 이에 비하여 정밀한 이심율 초기값을 사용하는 경우는 성능이 약간 저하됨을 알 수 있고 정밀한 궤도 경사각을 이용하는 경우는 거의 안테나 바이어스를 추정하지 못하고 있음을 알 수 있다.

추가적으로 정밀한 장반경과 이심율 초기값을 동시에 사용하는 경우를 고려해 보았는데 Table 6에서 볼 수 있는 바와 같이 정밀한 장반경 데이터를 사용하는 경우와 매우 유사한 결과를 보임을 알 수 있다. 표에서 나타내지는 않지만 정밀한 승교점 적경과 근지점 적경, 평균 근점 이각 데이터를 이용하는 경우 오히려 성능의 저하나 발산하는 결과가 나타남을 확인할 수 있었다. 이러한 결과는 정지궤도의 경우 이들 궤도요소가 특이점에 가까워 민감도가 매우 크기 때문인 것

으로 분석된다. 즉 민감한 적경값들을 정밀하게 만족하면서 측정치를 내삽하는 초기 궤도요소를 찾기가 매우 어렵다는 의미이다.

이를 통하여 정밀한 궤도요소를 활용하는 경우는 장반경이나 이심률 혹은 이 둘을 모두 사용하는 경우가 가장 적절한 추정성능을 나타냄을 확인할 수 있었다.

3.4 추적 데이터의 바이어스 값들의 관계 분석

정지궤도를 추정할 경우 궤도요소의 각 성분과 안테나 바이어스의 모든 성분을 정확하게 추정하기보다는 위성의 경도 변화 경향을 일치시키기 위하여 궤도 장반경을 가급적 정확하게 추정하려는 경향이 있다. 즉 위성의 절대적인 위치보다는 그 변화 혹은 변화율에 관점을 둔다는 의미이다. 이것은 필터의 문제가 아니라 정지궤도와 측정데이터가 가지는 특성중의 하나로 볼 수 있다. 즉 Fig. 5와 같이 경도의 변화율을 결정하는 장반경을 동일하게 만족하는 안테나 바이어스 조합은 여러 가지가 있을 수 있다.

Fig. 5. Tracking Data Bias Error Ambiguity

Fig. 6. Measurement Change w.r.t Longitude (YONG1-113 deg. E)

Fig. 7. Measurement Change w.r.t Longitude (YONG1-116 deg. E)

즉 거리 바이어스가 잘못 추정될 경우 방위각 바이어스 오차를 발생시켜 경도의 변화율을 동일 혹은 유사하게 만족시킬 수 있다는 의미이다. 여기서는 이러한 성질을 안테나 바이어스 모호성 (Ambiguity) 이라고 정의 하고자 한다. 이러한 모호성을 해결하기 위하여 앞에서 정밀하게 보정된 타 지상국의 안테나를 활용하는 방안을 제안 하였던 것이다. 이러한 모호성이 존재할 경우 경도의 변화 혹은 시간 변화를 등은 어느 정도 추정이 가능하지만 절대적인 위치의 판단에는 어려움이 발생하게 된다.

안테나 바이어스간의 모호성의 관계를 살펴보기 위하여 궤도 장반경을 42,164 Km로 동일하게 유지시키고 경도를 변화 시켰을 경우의 거리, 방위각 그리고 양각의 변화를 살펴보았다. 즉 궤도 결정시 동일한 경도변화 혹은 변화율을 나타내는 안테나 바이어스 셋의 변화를 살펴보기 위한 것이다. 지상 안테나는 용인에 위치한 YONG1을 이용하고 동경 113도에 위치한 무궁화위성 2호와 116도에 위치한 무궁화위성 3호를 고려하였다. 그 결과 Fig. 6과 Fig. 7에서 볼 수 있는 바와 같이 기준점에 대하여 ± 0.2 도 범위 내에서는 거의 선형적인 변화를 나타내고 있음을 알 수 있다. 그림에서 나타난 모든 바이어스 셋은 동일한 장반경 42,164Km를 나타내는 값들로서 다만 위성이 위치한 경도만이 다를 뿐이다. 양각의 경우는 큰 변화를 나타내지 않고 있음을 알 수 있는데 양각의 경우는 바이어스 모호성이 거의 없음을 의미한다. 즉 앞에서 살펴본 바와 같이 양각의 바이어스는 YONG1의 데이터만 이용하더라도 적절한 추정결과를 얻을 수 있음을 의미한다.

다음은 위의 그림을 거리와 방위각 바이어스의 관계 그림으로 표현하였다.

Fig. 8과 Fig. 9로부터 113도에 위치한 무궁화위성 2호의 경우는 기울기가 0.06083인 선형함수

Fig. 8. Azimuth Bias Error compensating Range Bias Error(YONG1-113 deg. E)

Fig. 9. Azimuth Bias Error compensating Range Bias Error(YONG1-116 deg. E)

$$\delta Az_b = 0.06083 \delta r_b \text{ for } F2 \quad (22)$$

$$\delta Az_b = 0.07849 \delta r_b \text{ for } F3 \quad (23)$$

로 그리고 116도에 위치한 무궁화위성 3호기는 기울기가 0.078488인 선형함수로 표현됨을 알 수 있다. 즉 무궁화위성 2호기의 경우 1km의 거리 바이어스 추정 오차가 존재할 경우 0.06083도의 방위각 바이어스 추정오차가 발생한다는 의미이다. 앞에서 살펴본 궤도결정의 예를 살펴보면 YONG1을 이용한 경우는 거리와 방위각 바이어스가 각각 0.3126Km 과 0.00382도 이며 GTSA의 거리 데이터를 사용한 경우는 거리와 방위각의 바이어스가 각각 0.6251도와 0.0253도 임을 알 수 있는데 이 경우

$$\delta Az_b / \delta r_b = 0.02148 / 0.3125 = 0.0687 \quad (24)$$

로서 식(22)의 관계를 근접하게 만족을 하고 있음을 알 수 있다. 이를 통하여 무궁화위성 추적 시스템을 이용하여 정밀하게 바이어스를 추정하기 위해서는 거리 바이어스나 방위각 바이어스들 중 하나에 대하여 정확한 값을 알아야 하고 그렇지 못할 경우 위성의 전체적인 궤도 경향을

예측할 수 있지만 위성의 실제 경도를 잘못 예측하는 결과를 나올 수 있음을 알 수 있다.

IV. 결 론

안테나 바이어스의 정밀한 추정을 위하여 선회시선거리 측정을 고려한 배치필터를 이용한 궤도 결정 알고리즘을 구성하였으며 시뮬레이션을 통하여 그 성능을 분석하였다. 시뮬레이션 결과 궤도 결정시 선회시선거리 측정을 이용할 경우에도 바이어스 추정 정밀도를 향상시키는데는 큰 이점이 없음을 알 수 있었다. 다만 장반경의 추정 정밀도를 높이는 데는 긍정적인 결과를 나타내었다.

안테나 바이어스를 추정하기 위해서는 거리 바이어스와 방위각 바이어스 사이의 모호성을 제거하기 위한 추가적인 데이터가 필요하며 이는 정밀하게 보정된 지상 관제장비를 통하여 얻은 위성의 거리, 방위각 측정데이터 혹은 이들의 조합이나 정밀하게 추정된 궤도 요소 등이 될 수 있음을 시뮬레이션을 통하여 알 수 있었다. 또한 타 관제소에서 측정된 양각을 포함시키는 경우는 측정치의 바이어스를 추정하는데 있어 큰 효과가 없음을 알 수 있었다. 본 논문에서 분석한 추적 데이터 바이어스간의 모호성 관계는 무궁화위성 궤도결정의 결과에 대한 의미를 파악하는데 많은 도움이 되리라 판단된다.

후 기

본 연구는 한국통신에서 지원으로 수행되었음을 밝히며 감사를 드립니다.

참고문헌

1. 박봉규, 안태성, "비행데이터를 이용한 무궁화위성 1,2호의 궤도결정 분석 및 성능향상 연구", 한국항공우주학회지, 제 27권 제 8 호, 1999. pp126-136
2. 박봉규, 박응식, 문성철, "추적데이터를 이용한 무궁화위성 1,2호기 추력기 성능추정", 한국우주과학회지, 제 18권 제 2호, 2001. pp137-134
3. 박봉규, 안태성, "칼만필터를 이용한 무궁화위성 궤도결정 성능분석 연구", 한국항공우주학회지, 제 28권 제 8호, 2000. pp98-108
4. Soop, E.M., *Handbook of geostationary orbits*, Kluwer Academic Publishers, 1994
5. Lewis, F.L., *Optimal Estimation*, John Wiley & Sons, 1986.
6. William, H.p. et.al, *Numerical Recipies*, Cambridge University Press, 1994.