

論文

GPS를 이용한 저궤도 위성 자세 결정의 미지정수 결정 성공확률 향상

이은성*, 천세범*, 이영재**, 강태삼*, 지규인**, 전향식***, 주정민***

Improvement of Success Rate on LEO Satellite Attitude Determination Using GPS Carrier Phase Measurements

Eunsung Lee*, Sebum Chun*, Young Jea Lee**, Teasam Kang*, Gyu-In Jee**

Hyang-Sig Jun*** and Jung-Min Joo***

ABSTRACT

To determine precise position GPS carrier phase measurements are used. In addition, the multi-antenna system consisting of 2 or more GPS antennas can make attitude determination effectively. When GPS carrier phase measurements are used the integer ambiguity must be fixed. The success rate is used to validate the integer ambiguity. For LEO satellite attitude determination the double difference carrier phase measurements are used, the success rate is calculated using the covariance matrix and the measurement matrix. The constraint that LEO satellite position vector and attitude vector is orthogonal is suggested for improving the success rate. The LEO satellite orbit model is KITSAT3. The results of the simulation are shown and analyzed.

초 록

GPS 반송파 측정값을 이용하게 되면 수 cm 이하의 정밀도로 위치 결정을 수행 할 수 있으며, 두 개 이상의 안테나를 움직이는 물체에 장착할 경우 정밀한 자세 결정을 수행할 수 있다. GPS 반송파 측정값을 사용하는 경우 항상 미지정수 결정의 어려움이 발생하게 되며, 미지정수 결정 과정에서 올바른 결정을 할 수 있는 적도로 성공확률을 확인한 필요가 있다. 본 논문에서 저궤도 위성의 자세 결정을 위하여 이중차분된 측정값을 사용하게 되며, 이때 만들어진 측정행렬과 측정값의 공분산을 이용하여 성공확률을 계산하게 된다. 성공확률을 향상시키기 위하여 저궤도 위성의 위치벡터와 자세벡터가 수직이라는 제한 조건을 사용하여 측정값을 증가시키는 방법을 제안하였다. 적용된 저궤도 위성의 궤도는 우리별 3호의 궤도 정보를 이용하여 만들었으며 시뮬레이션을 통하여 그 결과를 확인 하였다.

Key Words : GPS, Success Rate (성공확률), Attitude Determination (자세결정), LEO (저궤도 위성), Multi-Antenna (다중안테나)

1. 서 론

† 2004년 8월 4일 접수 ~ 2005년 5월 2일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 항공우주공학과

** 정회원, 건국대학교 차세대혁신기술연구원
연락처, E-mail : yonglee@konkuk.ac.kr
서울시 광진구 화양동 1번지

*** 정회원, 한국항공우주연구원 항행체계그룹

일반적으로 GPS (Global Positioning System) 측위에서 C/A 코드를 이용하는 경우 약 30m 위치 정확도를 나타내며, 향상된 위치 정확도를 획득하기 위하여 DGPS (Differential GPS) 기법을 사용한다[1]. GPS 반송파 위상을 이용하는 기법

을 이용하면 수 cm의 높은 정확도로 상대위치를 측정할 수 있다. 그러나 반송파 정보를 이용하기 위해서는 반송파 위상에 포함되어 있는 미지정수를 반드시 결정해줘야 한다[2]. 미지정수의 신뢰도를 검증하는 방법으로 성공확률 (Success Rate)을 사용하게 되는데, 성공확률은 실제 측정값과 무관하게 미지정수를 선택한 때의 관측환경으로 결정되는 특징이 있다. GPS 위성의 신호는 지표면뿐만 아니라 저궤도 위성에도 사용할 수 있다. 저궤도 위성에 GPS 수신기를 탑재하면, 지상 관측소의 개수와 지리적 조건에 구애하지 않고 위성 궤도를 연속적으로 추적한 결과를 얻을 수 있다. 또한 복수의 안테나를 위성에 탑재하여 위성의 자세결정을 수행할 수 있다[3]. 위성의 자세결정을 수행하는 경우에도 반송파 위상의 미지정수 결정은 필요하며, 이때 성공확률을 확인할 필요가 있다.

본 논문에서는 저궤도 위성의 자세결정에 반송파 측정값을 사용할 경우 미지정수의 성공확률을 분석하고, 그 향상 방법을 제시하였으며 향상된 결과를 수치적으로 나타내었다. 저궤도 위성으로 우리별 3호의 궤도를 사용하였다. 저궤도 위성에 GPS 안테나가 2개 탑재된 경우를 가정하였으며, 저궤도 위성의 위치벡터와 자세벡터가 서로 수직이라는 제한 조건을 사용하고, 이 조건을 이용하여 여분의 측정값을 만들었다. 제안된 방법은 측정값의 증가로 성공확률의 향상을 유도하는 것 이외에 제한 조건을 사용함으로써 추정된 미지정수의 공분산을 감소시키는 역할을 한다. 2절에는 측정방정식을 기술하였고, 오차 공분산의 연관성을 상호 제거하는 방법에 대한 설명을 하였으며, 3절에서는 성공확률에 대한 설명을 하였고, 4절에서는 측정값에 기저선 제한 조건을 추가한 경우에 대한 측정방정식을 설명하였다. 5절에서는 저궤도 위성의 궤도 생성 방법과 저궤도 위성에서 GPS 위성을 관측한 경우의 관측환경을 설명하였다. 6절에서는 성공확률을 계산하여 제안된 방법으로 성공확률이 증가함을 확인하고, 7절에 결론을 맺었다.

II. 측정 방정식

저궤도 위성에 두 개의 안테나를 장착하고, 두 안테나의 위치벡터의 차이를 자세벡터로 설정하면, 두 안테나에서의 선형화된 이중차분된 측정 방정식 (Observation Equation)은 식(1)과 같다.

$$y = Aa + Bb + e \quad (1)$$

여기서 y 는 실제 측정값과 계산된 측정값의 차 벡터로 $y \in R^n$ 이다. a 는 이중차분된 미지정수 벡터이고, b 는 3차원 자세벡터이다. A , B 는 계수 행렬이다. e 는 측정 오차벡터이다[4]. 미지정수를 결정하고 항법해를 구하기 위한 방법은 최소자승법 관점에서 목적함수를 최소화 하는 값을 찾는 것으로 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\min_{b,a} \|y - Bb - Aa\|_{Q_y}^2, b \in R^3, a \in Z^n \quad (2)$$

여기서 Q_y^{-1} 는 이중차분된 관측값의 공분산 행렬이다. 미지정수를 결정하는 과정은 실수미지정수 추정, 정수 미지정수 추정의 단계를 거친다. 일반적으로 최소자승법의 문제는 정규식으로 문제를 표현하여 해를 구하게 된다. 미지정수 추정의 문제를 정규식으로 표현하면 다음과 같이 된다.

$$\begin{bmatrix} B^T Q_y^{-1} B & B^T Q_y^{-1} A \\ A^T Q_y^{-1} B & A^T Q_y^{-1} A \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b \\ a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B^T Q_y^{-1} y \\ A^T Q_y^{-1} y \end{bmatrix} \quad (3)$$

식 (3)은 간단히 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{bmatrix} N_b & N_{ba} \\ N_{ab} & N_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b \\ a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_b \\ r_a \end{bmatrix} \quad (4)$$

미지정수를 실수로 가정하고 해를 구하면 추정된 미지정수 벡터와 자세벡터, 공분산은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\text{추정값} : \begin{bmatrix} \hat{b} \\ \hat{a} \end{bmatrix}, \text{공분산} : \begin{bmatrix} Q_b & Q_{ba} \\ Q_{ab} & Q_a \end{bmatrix} \quad (5)$$

성공확률을 계산하기 위하여, 실수 미지정수와 공분산을 LAMBDA 방법의 Z -변환을 통해서 비상관화된 공분산 행렬로 변환시킨다[4].

$$\hat{z} = Z^T \hat{a}, Q_z = Z^T Q_a Z \quad (6)$$

여기에서 Z -변환행렬은 정수를 요소로 갖는 행렬이 된다. 비상관화 과정을 통하여 변환된 영역에서의 검색공간은 다음과 같이 결정된다.

$$(\hat{z} - z)^T Q_z^{-1} (\hat{z} - z) \leq \chi^2 \quad (7)$$

여기서 검색영역의 설정은 χ^2 의 값을 변화시킴으로써 결정될 수 있다. 검색공간에서 목적함수를 최소화 하는 미지정수를 정수 최소자승법을 이용하여 결정하게 된다. 이렇게 결정된 미지정수는 Z 영역에서 결정된 값이기에 최초 영역으로 되돌리기 위하여 다음의 변환을 수행한다.

$$\tilde{a} = Z^{-T} \tilde{z} \quad (8)$$

이렇게 결정된 미지정수로부터 최종 자세벡터는 다음과 같이 결정된다.

$$\tilde{b} = \hat{b} - Q_{\hat{b}\hat{a}} Q_{\hat{a}}^{-1} (\hat{a} - \tilde{a}) \quad (9)$$

III. 성공확률

3.1 편향오차가 없는 경우 미지정수 성공확률

미지정수는 이산 정수영역에서 결정되기 때문에 성공확률의 분포는 확률질량함수 (Probability Mass Function)의 형태를 가지게 된다. 이러한 성공확률은 $P(\tilde{a} = z), z \in Z^n$ 와 같이 나타낼 수 있다. 이렇게 성공확률을 결정하기 위해서는 실수 미지정수의 확률분포를 결정하여야 한다. 일반적으로 실수미지정수의 확률분포는 평향 오차를 가지지 않고 정규분포를 가진다고 가정할 수 있다[5].

$$\hat{a} \sim N(a, Q_a) \quad (10)$$

여기서 Q_a 는 실수 미지정수의 공분산 행렬이 된다. 따라서 실수 미지정수의 확률분포는 다음과 같이 주어진다.

$$p_a(x) = (2\pi)^{-\frac{n}{2}} \sqrt{|Q_a|}^{-1} \exp(-\frac{1}{2} (x-a)^T Q_a^{-1} (x-a)) \quad (11)$$

여기서 a 는 참 미지정수 벡터이다. 따라서 정수영역에서 찾은 미지정수의 확률질량함수는 다음과 같이 된다.

$$P(\tilde{a} = z) = \int_S p_{\hat{a}}(x) dx, \forall z \in Z^n \quad (12)$$

여기서 $\tilde{a} = z$ 는 실수영역의 미지정수가 정수영역으로 고정된 값을 나타낸다. 확률질량함수 형태로 확률분포를 가지는 \tilde{a} 는 미지정수 추정기의 다양한 특성을 분석하는데 이용될 수 있으며, 특히 미지정수 성공확률 (Ambiguity Success Rate)을 분석하는데 유용하게 사용할 수 있다. 미지정수 해결의 성공확률은 결정한 미지정수의 확률적 신뢰도를 확인하는데 사용 된다[2].

3.2 편향오차가 있는 경우 미지정수 성공확률

추정된 실수 미지정수에 편향오차가 없다는 가정은 미지정수 성공확률을 계산하는데 있어서

기본적인 가정이 된다. 이러한 가정은 실수 미지정수가 편향오차가 없는 측정값 모델로부터 유도될 때 의미를 가지게 된다. 그러나 편향오차가 존재하는 측정값은 추정된 실수 미지정수에 편향오차를 가지게 한다. 편향오차에 의한 성공확률의 변화를 유도하기 위하여 추정된 실수 미지정수에 임의의 크기를 가지는 벡터만큼 편향되었다고 가정하면 이때 실수 미지정수의 확률분포는 다음과 같이 된다.

$$\hat{a} \sim N(a+d, Q_a) \quad (13)$$

여기서 d 는 편향된 바이어스 오차이다. 실수미지정수의 확률분포함수는 다음과 같이 된다.

$$p_a(x) = (2\pi)^{-\frac{n}{2}} \sqrt{|Q_a|}^{-1} \exp(-\frac{1}{2} (x-a-d)^T Q_a^{-1} (x-a-d)) \quad (14)$$

편향오차에 의한 미지정수 확률분포의 영향은 미지정수 결정에 영향을 끼치게 되기 때문에 미지정수 해결의 성공확률을 변화시키게 된다. 편향오차에 의한 미지정수 성공확률은 식 (13)의 분포를 사용하여 식 (14)를 이용하여 구하게 된다. 이때의 성공확률은 바이어스가 있는 경우임을 명시하기 위하여 $P_d(\tilde{a} = a)$ 로 나타낸다. 또한 편향오차는 미지정수 결정의 성공확률을 떨어뜨리기 때문에 편향오차가 없는 경우보다 낮은 성공확률을 나타내기 되기 때문에 다음과 같은 식 (15)를 얻을 수 있다.

$$P_{d \neq 0}(\tilde{a} = a) \leq P_{d=0}(\tilde{a} = a) \quad (15)$$

또한 편향오차에 의한 성공확률의 변화는 일반적으로 선형적으로 감소하기 보다는 편향오차가 변하여도 일정 범위 내에서의 확률밀도가 유지되기 때문에 큰 값의 변화를 나타내지 않는다. 그러나 참 미지정수를 결정하는 범위를 바이어스가 벗어나는 순간 급격히 줄어드는 특징을 가지게 된다.

IV. 측정 방정식의 확장

저궤도 위성에서 자세 결정을 위한 GPS 안테

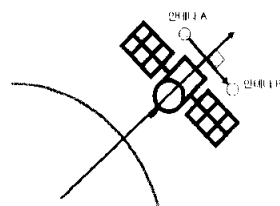


그림 1. GPS 안테나와 궤도의 수직 관계

나가 인공위성이 지구를 회전하는 동안 지구 반대편에 위치하도록 장착할 수 있다. 이러한 경우 그림 1에서 보는 바와 같이, 두 안테나가 이루는 벡터는 위성의 위치벡터와 서로 수직이 된다.

그림 1과 같은 기하학적 조건을 수식으로 표현하면 식 (16)이 된다.

$$0 = Cb \tag{16}$$

여기서 C 는 정규화된 저궤도 위성의 위치 벡터, b 는 3차원 자세벡터이다. 식 (1)과 식 (3)을 이용하여 성공확률을 구하면, 기존의 성공확률보다 더욱더 향상된 값을 얻을 수 있다. 이것은 측정값의 증가로 인한 성공확률의 증가와 정확한 정보를 측정식에 더해 주게 되어 추정값의 정확도를 향상시키는 두 가지 역할을 하게 된다.

기하학적 제한조건을 측정값으로 이용하는 경우 식 (16)의 우변에 측정값의 오차항 $e_C \sim N(0, Q_{y,C})$ 을 추가하여 측정방정식은 재구성할 수 있다.

이중 차분되고, 선형화된 GPS 반송파 측정식은 식 (17)과 같다[2]. GPS만 사용하는 경우를 강조하는 의미에서 아래 첨자 C 를 사용하였으며, 일반적인 선형 코드 측정식과 차이가 있는 것은 미지정수 항이 존재하는 것이다.

$$y_C = A_C a + B_C b + e_C, \quad e_C \sim N(0, Q_{y,C}) \tag{17}$$

여기서 y_C 는 실제 측정값과 계산된 측정값의 차 벡터이다. a 는 이중차분된 미지정수 벡터이고, b 는 3차원 자세벡터이다. A_C, B_C 는 계수 행렬이다. e_C 는 측정 오차 벡터이다. $Q_{y,C}$ 는 측정 오차의 공분산이다.

식 (16)과 식 (17)은 추정해야 할 b 를 공유하고 있으므로 확장식으로 구성하면, 다음과 같이 식 (18)과 같이 쓸 수 있다.

$$y = Aa + Bb + e, \quad e \sim N(0, Q_y) \tag{18}$$

$$\text{여기서 } y = \begin{bmatrix} y_C \\ 0 \end{bmatrix}, \quad A = \begin{bmatrix} A_C \\ 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_C \\ C \end{bmatrix},$$

$$e = \begin{bmatrix} e_C \\ e_C \end{bmatrix}, \quad Q_y = \begin{bmatrix} Q_{y,C} & 0 \\ 0 & Q_{y,C} \end{bmatrix}$$

식 (18)는 이중차분된 반송파 측정값과 기하학적 제한조건을 측정값으로 함께 사용하는 경우의 측정 방정식이다.

V. GPS 위성의 가시 환경

궤도의 생성 부분은 GPS위성의 궤도와 저궤도

위성의 궤도의 생성하기 위한 부분이며, GPS위성의 궤도와 저궤도 위성의 궤도는 다른 방법들을 통해 구해지게 된다. GPS위성의 경우는 IGS를 통해 얻어진 정보를 이용하게 되며, 저궤도 위성의 궤도는 초기 궤도 요소를 이용하여 만들게 된다. 실제 인공위성 운동에서는 2체 문제로 한정되는 것이 아니라 많은 외력이 존재하며 이를 섭동 (Perturbation)이라고 한다. 실제 위성의 운동에서는 많은 섭동을 고려해야 한다. 위성 작용하는 모든 힘을 고려해 표현하면 식 (19)와 같다[6].

$$\ddot{\vec{r}} + \frac{\mu}{r^3} \vec{r} = \sum^n \vec{F} \tag{19}$$

여기서, \vec{r} 는 위치 벡터, μ 는 지구 중력계수, \vec{F} 는 여러 가지 섭동력에 의해서 나타나는 가속도를 의미한다. 본 논문에서는 섭동력으로 70×70 의 비대칭 중력장과, 태양의 3체 운동, 달의 3체 운동, 대기의 공기 저항을 사용하였다. 생성된 GPS 위성과 저궤도 위성의 궤도를 나타내면 그림 2와 같다.

반송파를 이용한 자세 결정의 정확도를 향상시키기 위하여 저궤도 위성의 두 개의 안테나가 얻은 GPS 측정값을 이중차분하여 사용하게 된다. 저궤도 위성의 자세 결정을 위해서는 최소 5개의 위성이 필요하다. 본 논문에서는 3600초 동안

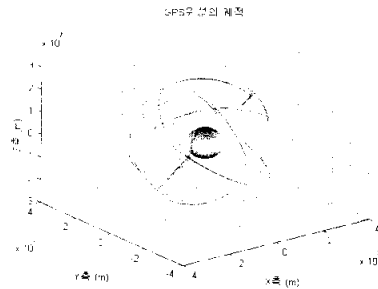


그림 2. GPS위성의 궤적

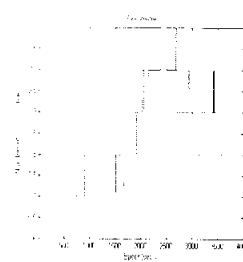


그림 3. 가시위성

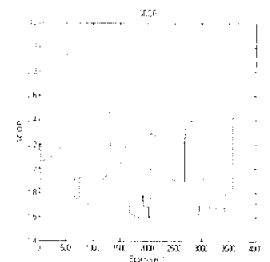
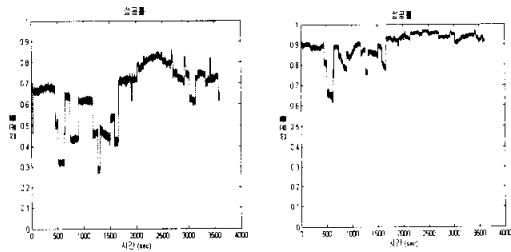


그림 4. GDOP

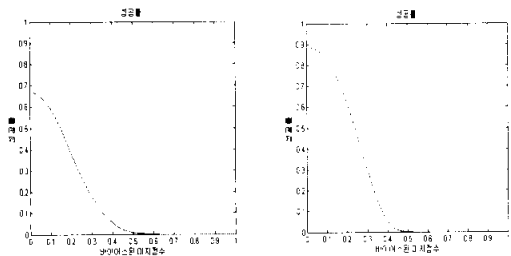
안의 측정값에 대하여 자세 결정을 수행하였다. 그림 3은 가시위성의 개수를 표현한 것이며, 그림 4는 GDOP을 나타낸 것이다.

VI. 성공확률 시뮬레이션

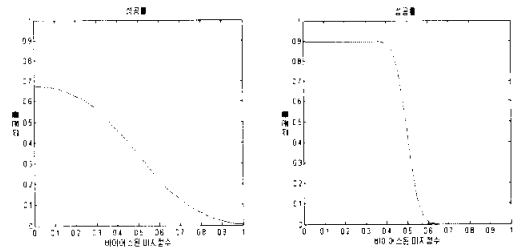
몬테카를로 시뮬레이션에 의하여 성공확률을 구하였다. 관측 환경 고찰을 통하여 실수 미지정수의 공분산을 구하고, 실수 미지정수의 공분산을 비상관화시킨다. 식 (6)의 비상관화된 공분산을 이용하여 랜덤 변수를 만들어 내고, 이것이 Pull-In 영역에 들어가는지에 대한 판단을 통해 성공확률을 계산하게 된다. 이것은 랜덤 변수의 값의 분포를 이용하여 성공확률을 계산하게 되는 것이다. 이때 랜덤 변수는 매 측정 시각마다 3000번의 생성과정을 거쳐 생성된다. 그림 5의 (a)는 제한 조건을 사용하지 않는 일반적인 경우의 성공확률을 나타낸 것이며, 그림 5의 (b)는 제한 조건을 사용한 경우의 성공확률을 나타낸 것이다. 제한 조건을 사용하지 않는 경우 GPS 측정값만을 사용하는 계수행렬이 사용되며, 제한 조건이 사용되는 경우 GPS 측정값과 기하학적 제한 조건이 함께 사용된 계수행렬을 사용하게 된다. 제한 조건을 사용한 경우의 성공확률이 제



(a) 제한 조건 없는 경우 (b) 제한 조건 있는 경우
그림 5. 성공확률 비교



(a) 제한 조건 없는 경우 (b) 제한 조건 있는 경우
그림 6. 바이어스된 추정값의 경우



(a) 제한 조건 없는 경우 (b) 제한 조건 있는 경우
그림 7. 바이어스된 측정값의 경우

한 조건을 사용하지 않은 경우보다 향상된 결과를 얻는 것을 확인할 수 있다.

미지정수에 바이어스가 존재하는 경우 그 바이어스로 인하여 잘못된 미지정수가 결정되며, 잘못된 자세 정보를 사용자에게 제공될 수 있다. 그림 6의 (a)와 (b)는 추정된 미지정수에 바이어스가 존재하는 경우에 대한 성공확률을 계산한 것이다. 그림 6의 가로 축은 미지정수에 존재하는 바이어스를 최소 0에서 최대 1로 변화시킨 것을 나타내며, 세로 축은 가로축의 변화에 따른 성공확률을 나타낸 것이다. 이 때 바이어스의 단위는 사이클(Cycle)로 최대 바이어스된 미지정수를 거리로 계산하면 L1 주파수의 한 파장 길이인 19cm이다. 미지정수에 바이어스가 존재하는 경우에도 제한 조건을 사용하지 않은 경우의 성공확률보다 제한 조건을 사용한 경우의 성공확률이 더욱 큰 것을 확인할 수 있다. 바이어스가 존재하는 경우에 있어서 제한 조건을 사용한 성공확률이 더 좋은 것을 확인할 수 있다. 바이어스가 미지정수에 존재하는 경우에 올바른 미지정수 결정이 어려워진다.

본 논문에서 제안된 제한 조건을 사용하는 방법이 잘못 적용되었을 경우 또한 올바른 미지정수 결정은 어렵게 된다. 따라서 잘못된 제한 조건이 사용되는 경우 미지정수 결정의 성공확률이 어떻게 달라지는 확인할 필요가 있다. 이러한 경향 파악을 위하여 임의의 위성에 대하여 성공확률을 계산하였다. 그림 7의 (a)는 제한 조건을 사용하지 않는 경우에 8번째 위성의 미지정수에 바이어스 성분이 존재하는 경우에 성공확률을 나타낸 것이다. 그림 7의 (b)는 제한 조건을 사용하는 경우 성공확률이 달라지는 것을 나타낸 것이다. 그림 7의 (a)와 (b)를 비교하면, 반파장 이하의 바이어스 성분에 대하여 성공확률을 계산하는 경우 제한 조건을 사용하는 것이 더욱 더 좋은 결과를 나타내는 것으로 확인할 수 있다.

Ⅶ. 결 론

반송파의 미지정수 결정에서 결정된 미지정수의 확률적 신뢰도를 나타내는 것이 성공확률이다. 본 논문에서는 반송파 측정값으로 저궤도 위성의 자세를 결정할 경우 보다 효과적인 성공확률을 얻기 위한 방법을 제시하였다. 제시된 방법의 효과를 나타내기 위하여 기존의 방법과 제안된 방법으로 성공확률을 계산하고 분석하였다. 저궤도 위성 GPS 안테나가 2개 탑재된 경우를 가정하여 저궤도 위성의 위치벡터와 자세벡터가 수직이라는 제한 조건을 사용하고, 이 조건이 용하여 여분의 측정값을 만들었다. 제안된 방법은 측정값의 증가로 성공확률의 향상을 유도하는 것 이외에 정확한 측정값을 사용함으로써 추정된 미지정수의 공분산을 감소시키는 역할을 하여 성공확률을 향상시키게 되는 것이다. 가시위성의 변화에 따라 성공확률이 변화함을 확인할 수 있었다. 가시위성이 많은 경우 성공확률은 높게 나타났으며, 가시위성이 적은 경우 성공확률은 낮게 나타났다. 제안된 방법이 잘못된 미지정수의 경우에 성공확률을 어떻게 변화 시키는지 알아보기 위하여 미지정수에 바이어스가 존재하는 경우, 기존의 방법과 제안된 방법으로 성공확률을 계산하였다. 제안된 방법의 성공확률이 기존의 방법보다 높음을 시뮬레이션을 통하여 확인할 수 있었다. 제한 조건에 잘못된 정보가 존재하는 경우 성공확률의 변화를 확인하기 위하여, 제한 조건에 바이어스 성분을 집어넣어 성공확률을 계산하고 기존의 측정값에 바이어스가 존재하는 경우와 비교하여 반파장 이하의 바이어스 성분에 대하여 향상된 결과를 얻는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 건설교통부 국가교통핵심기술개발사업 "항공용 위성항법시스템 기반기술 개발"에 의해 연구비 지원을 받았으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins., *Global Positioning System: Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien, 1997.
- 2) Alfred Leick, *GPS Satellite Surveying*, John Wiley & Sons, 1995.
- 3) 김병두, 이자성, "GPS를 이용한 다목적 실용위성의 자세결정에 관한 연구", 자동제어 학술회의 논문집, pp. 1675-1678, 1997.
- 4) Jong de P.J., C.C.J.M. Tiberius, *The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects*, Delft Geodetic Computing Centre LGR Series No. 12, 1996.
- 5) P.J.G. Teunissen, "Success probability of integer GPS ambiguity rounding and bootstrapping", *Journal of Geodesy*, Vol72, pp. 606-612, 1998.
- 6) 이은성, 천세범, 홍진석, 이영재, 지규인, 강태삼, "반송파 측정값을 이용한 우리별 3호 궤도 결정에서의 성공확률 분석", 2002 GNSS Workshop, pp. 430-441, 2002.