

GPS 반송파 위상을 이용한 정밀 자세 측정

Precise Attitude Determination using GPS Carrier Phase Measurements

박 찬 식, 이 장 규, 지 규 인, 이 영 재
(Chansik Park, Jang Gyu Lee, Gyu-In Jee, Young Jae Lee)

Abstracts : With GPS carrier phase measurements from more than two antenna which attached to the vehicle, precise attitude can be easily obtained if the integer ambiguity included in carrier phase measurement is resolved. Recently some special products which use dual frequencies or has one receiver engine with multiple antenna are announced. But there are still strong requirements for the conventional single frequency off-the-shelf receiver. To meet these requirements, an efficient integer ambiguity resolution technique is indispensable. In this paper, a new technique to resolve integer ambiguity with single frequency receivers is proposed. The proposed method utilize the known baseline length as a constraint of independent elements of integer ambiguities. With this constraint, the size of search volume can be greatly reduced. Thus the true integer ambiguity can be easily determined with less computational burden and number of measurements. The proposed method is applied to real data to show its effectiveness.

Keywords : GPS, carrier phase, relative positioning, attitude determination, integer ambiguity resolution

1. 서론

GPS 반송파 위상을 사용하면 수 mm~cm의 정확도로 상대위치를 구할 수 있음이 측지분야의 많은 연구에서 알려져 있으며 [3][6][7][8][11][13], 이 결과는 두개 이상의 안테나를 항체에 부착하여 자세를 구하는 응용에 쉽게 사용될 수 있다[2][4][10]. 반송파 위상은 그 속에 포함된 미지정수(integer ambiguity)를 결정해야 사용할 수 있으며 이를 빠르게 구하기 위하여 이중(dual) 주파수를 사용하는 수신기나 한개의 수신기에 여러개의 안테나를 장착하는 자세측정용 수신기가 발표되기도 하였다[1][2]. 그러나 이들 수신기는 아직 민간이 사용하기에는 고가이며 범용의 단일 주파수 수신기를 이용한 실시간 자세측정에 대한 요구가 많은 실정이다.

미지정수 결정문제는 측지에서 시작되었으며, 초기에는 정지한 상태에서 측정치를 수집하여 후처리로 미지정수와 위치를 결정하는 방법이 주류를 이루었다. 이후에 움직이는 상태에서 현장에서 미지정수와 위치를 구하고자 하는 많은 연구가 이루어졌으며 OTF(On-the-Fly) 혹은 RTK(Real Time Kinematics)가 대표적이다. 측지에서의 미지정수 결정은 여러 epoch의 측정치를 모아서 실수 영역에서의 미지정수와 위치를 구하고, 공분산 정보를 이용하여 정해진 범위를 검색하는 정수 최소자승법(integer least squares method)에 근거를 둔 기법이 주로 사용된다. 이 과정에서 공분산 정보를 이용하여 검색 범위를 줄이는 FARA(Fast Ambiguity Resolution Approach)[7]와 공분산 행렬을 대각행렬로 변환하여 계산량을 줄이는 LAMBDA(Least squares AMBiguity Decorrelation Adjustment)[13], Cholesky 분해를 이용하여 계산량을 줄이는 Euler와 Landau[6]의 방법등이 사용된다. 정수 최소자승법에 근거한 이들 방법들은 수학적으로 잘 정리되어있고 여러 epoch의 측정치를 사용하

므로 통계적인 검정기법인 분포검사, 가설검정등의 방법을 통하여 신뢰도가 높은 해를 구할 수 있는 장점이 있다. 그러나 이 방법들은 여러 epoch의 측정치를 모아서 사용하므로 실시간 위치와 자세를 요구하는 항법에 적용하기는 어려운 구조이며, 측정시간이 짧은 경우에는 검색해야 할 범위가 커진다. 또한 코드 측정치의 정보를 전혀 사용하지 않으므로 측정치의 사용면에서 최적의 방법이 아니며, 최근의 수신기의 발전으로 향상되고 있는 코드 측정치의 정확도를 이용할 수 없다. 추가로 각 미지정수 항들이 서로 독립이라는 가정에서 미지정수를 수행하지만 최근의 연구[11]에 의하면 미지정수의 항들중 3개만이 독립이므로 불필요한 영역에 대해서도 검색을 수행하는 단점이 있다.

코드 측정치와 반송파 위상 측정치를 동시에 사용하는 미지정수 결정기법으로는 AFM(Ambiguity Function Method)[3]와 LSAST(Least Squares Ambiguity Search Technique)[8]가 대표적인 방법이다. AFM은 어떤 위치에서 구해진 실수 영역에서의 미지정수가 정수에 가까운 정도를 나타내는 척도인 AF(Ambiguity Function)를 이용하는 방법이며, 코드 측정치에 의하여 위치와 공분산을 구하고 이로부터 검색범위를 결정한 다음 격자검색(grid search) 등을 이용하여 위치를 검색하는 기법이다. AFM은 개념적으로 명쾌하지만 위치를 검색해야 하는 단점으로 최근에는 많이 사용되지 않는다. LSAST는 현재 가장 널리 사용되는 방법이며, 미지정수 항들 중 3개만 독립이라는 사실을 활용하여 검색범위를 줄이는 방법을 사용한다. 즉 보이는 위성중 4개를 주 위성(primary satellites)으로 두고 나머지를 부 위성(secondary satellites)로 분리한 다음 주 위성에 해당하는 미지정수만을 검색하는 기법이다. 그러나 LSAST에서 부 위성의 미지정수 항을 결정하기 위하여 주 위성으로 위치를 구하고 구해진 위치와 부 위성의 미지정수 항을 이용하여 유수의 제곱의 합으로 정의되는 목적함수를 계산해야 하므로 실시간으로 처리하기에는 계산량이 많으며 주 위성과 부 위성의 분리에 대한 구체적인 기준이 없다. AFM과 LSAST는 한번의 측정치로도 미지정수를 결정할 수 있는 구조이지만 측정잡음의 영향을 고려하면 한번의 측정치로

접수일자 : 1997. 1. 20., 수정완료 : 1997. 9. 30.

박찬식 : 충북대학교 제어계측공학과

이장규 : 서울대학교 자동차어 특화연구센터, 전기공학부

지규인 : 건국대학교 전자공학과

이영재 : 건국대학교 항공우주공학과

미지정수를 결정하는데는 위험이 따른다. 따라서 추가의 제약조건이 없는 측지에 사용되는 경우 여러 epoch 동안의 측정치를 계속 사용하며 한개의 미지정수 후보만 남으면 이를 참 미지정수로 결정한다. 미지정수의 결정을 빠르게 하기 위하여 비율검사(ratio test)를 수행하기도 한다[5]. AFM과 LSAST에서는 계산량을 감소하기 위하여 임계치를 사용한다. 즉 어떤 미지정수 후보에 대하여 계산된 목적함수 값이 미리 정해진 임계치를 벗어나는 경우 이를 제거함으로써 불필요한 검색을 줄여 계산량을 줄일 수 있다. 그러나 임계치의 결정에 대한 체계적인 연구가 없으며 실험적으로 결정된 상수 값을 주로 사용하므로 측정잡음의 영향으로 참 미지정수가 초기에 제거될 위험이 있다. 본 논문에서는 이러한 단점들을 보완할 수 있는 미지정수 검색기법을 제시하고 이를 이용하여 범용의 단일 주파수 수신기를 이용하여 항체의 자세를 구하는 기법을 소개한다. 제시된 미지정수 결정 기법은 제한조건식을 이용한 미지정수 검색기법에 기초를 두고 있으며[15], 이로부터 기저선 길이를 알고 있다는 추가 조건을 이용하여 실시간 구현이 가능한 자세측정에서의 미지정수 결정기법을 제시한다. 본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장에서는 미지정수가 결정된 반송파 위상을 이용하여 자세를 구하는 방법을 소개하고 반송파 위상의 측정잡음과 기저선의 배치가 자세오차에 미치는 영향을 분석한다. 3장에서는 실시간 자세결정을 위한 미지정수 검색기법을 설명하고, 4장에서는 실제 측정치를 이용한 실험결과를 나타낸다. 마지막 5장에 결론을 나타낸다.

II. 벡터 측정치로부터 자세를 구하는 방법

2.1 좌표계의 정의

GPS에서는 기준 좌표계로 ECEF(Earth Centered Earth Fixed)좌표계인 WGS-84좌표계를 사용하며 GPS를 이용한 위치는 이 좌표계에서 표현된다. 그림 1에 WGS-84 좌표계와 항법좌표계의 관계를 나타내었으며, 그림에서 좌표계의 원점은 지구중심에 위치하며 북극을 지나는 Z^w 축을 중심으로 회전하며, X^w 축은 Greenwich 천문대를 지나가는 자오선과 적도면이 만나는 교점으로 정의된다.

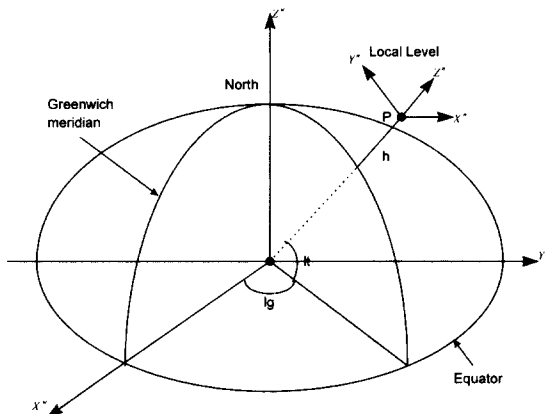


그림 1. WGS-84좌표계와 항법좌표계의 관계.
Fig. 1. WGS-84 and navigation frames.

항법좌표계는 항법을 위하여 정의되는 좌표로 여기서는 ENU(East-North-Up) 좌표계를 사용하였다. 즉 여러개의 안테나 중 한개를 기준 안테나로 두고 이 기준 안테나의 위치를 원점으로 정의하고 동쪽을 Xⁿ 축, 북쪽을 Yⁿ 축, 위쪽을 Zⁿ 축으로 정의한다. 그림에서 P는 항법좌표계의 원점을 나타내며 lg, lt, h는 각각 원점의 경도, 위도, 고도를 나

타낸다. 원점 P는 코드를 사용한 절대위치 결정기법으로 구하며 자세측정에서 상대위치 결정기법을 사용하므로 원점 위치의 정확도가 결정된 상대 위치의 정확도에 미치는 영향은 무시할 수 있다. 즉 위치결정에서 기준군에 해당하는 원점에 오차가 있어도 상대위치 측정기법을 사용하여 구해지는 기저선벡터의 정확도에는 영향을 미치지 않는다. 그림에서 WGS-84좌표계에서 구해진 벡터를 항법좌표계로의 변환은 다음의 (1)을 이용하여 이루어진다[12].

$$r^n = C_e^n r^e \tag{1}$$

여기서

$r^n = [x^n \ y^n \ z^n]^T$: 항법 좌표계에서의 벡터

$r^e = [x^e \ y^e \ z^e]^T$: WGS-84좌표계에서의 벡터(원점 P)

$$C_e^n = \begin{bmatrix} -\sin lg & \cos lg & 0 \\ -\sin lt \cos lg & -\sin lt \sin lg & \cos lt \\ \cos lt \cos lg & \cos lt \sin lg & \sin lt \end{bmatrix}$$

항체에서 정의되는 동체좌표계와 안테나가 설치된 좌표계를 일치시키기 쉽지는 않으므로 엄밀한 의미에서 안테나 좌표계와 동체좌표계는 구분되어야 하지만 강체라는 가정으로 안테나 좌표계와 동체좌표계 사이의 비정렬(misalignment) 각도는 항상 일정하며, 자세를 구할 때 이를 고려할 수 있으므로 여기서는 안테나 좌표계와 동체좌표계를 일치한다고 가정하며 동체의 앞쪽 방향을 Y^b 축, 동체의 오른쪽 방향을 X^b 축, X^b-Y^b 평면에 수직이며 위쪽 방향을 Z^b 축으로 정의한다. 동체좌표계의 원점은 항법좌표계의 원점과 일치시키며 이는 계산량을 감소시키기 위함이다.

항체의 자세는 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 각으로 정의되며 그림 2에 동체좌표계와 자세각의 정의를 나타내었다.

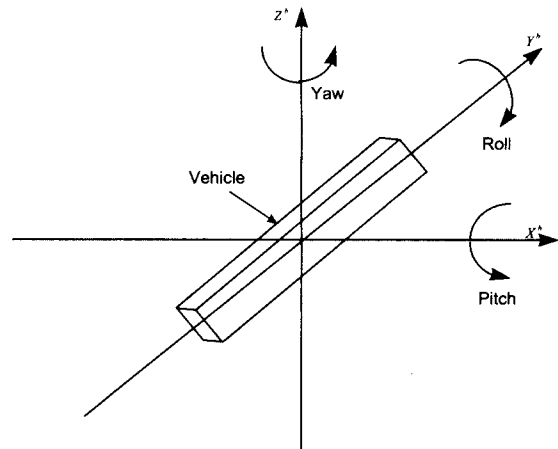


그림 2. 동체좌표계와 자세각의 정의.
Fig. 2. Body frame and attitude.

그림에서 화살표는 롤(phi), 피치(theta), 요(psi)의 양의 방향을 나타낸다. 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 좌표 변환행렬은 롤, 피치, 요에 의하여 (2)로 표현된다[12]. 롤, 피치, 요는 (3)에 의하여 구할 수 있다.

$$C_n^b \equiv \{C_{ij}\} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos \phi \cos \psi - \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \cos \psi & -\sin \phi \cos \theta \\ -\cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi & \sin \theta \\ \sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \psi - \cos \phi \sin \theta \cos \psi & \cos \theta \cos \theta \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$\phi = -\tan^{-1}\left(\frac{C_{13}}{C_{33}}\right), \theta = -\sin^{-1}(C_{23}), \psi = -\tan^{-1}\left(\frac{C_{21}}{C_{22}}\right) \tag{3}$$

2.2 기저선 벡터를 이용한 자세결정 방법

GPS를 이용하면 기저선 벡터는 WGS-84좌표계에서 구

해지며 (1)을 이용하여 항법좌표계에서 측정치로 변환할 수 있다. 또한 안테나의 장착시 동체좌표계에서의 기저선 벡터를 알고 있으므로 이 벡터와 항법좌표계에서의 벡터 사이의 좌표 변환행렬을 (2)로 구할 수 있으며 좌표 변환행렬로부터 자세각을 결정할 수 있다. 따라서 a개의 안테나에 의하여 만들어지는 (a-1)개의 기저선 벡터를 이용한 자세결정 문제는 동체좌표계에서의 측정된 기저선벡터 r_i^b 와 항법좌표계에서 측정된 기저선벡터 r_i^n 로부터 다음을 만족하는 C_n^b 을 찾는 문제로 정의된다.

$$r_i^b = C_n^b r_i^n, \quad i=1, \dots, (a-1) \quad (4)$$

(4)로 주어지는 자세결정 문제에서 좌표변환 행렬 C_n^b 을 구하는 방법에 대하여 많은 연구가 이루어졌으며 직접 자세각을 구하는 방법(direct computation)[10], 최소자승법(least squares method)을 이용하여 구하는 방법[4] 및 최적화 기법을 사용하는 방법(Wahba's Problem)[14]이 대표적이다. 최소자승법 혹은 최적화 기법을 사용하면 좌표변환 행렬을 구할 수 있으며 이로부터 (3)을 이용하여 자세각을 구할 수 있다. 본 논문에서 두개의 안테나를 사용하는 경우에도 적용할 수 있는 방법인 직접 자세각을 구하는 방법을 사용하였으며 그 과정을 정리하면 다음과 같다.

동체좌표계에 설치된 3개의 안테나 A, B, C를 생각하자. 여기서 안테나 A를 기준 안테나로 두고 이를 동체좌표계의 원점으로 정의한다. 안테나 A, B, C가 존재하는 평면과 수직인 방향으로 z축을 정의하고 안테나 B의 방향을 x축 방향으로 정의한다. x축과 수직인 방향으로 y축을 정의하고 이를 그림 3에 나타내었다.

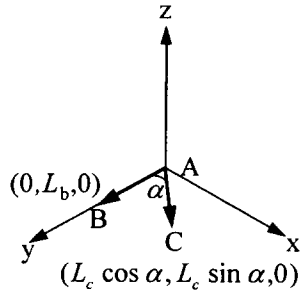


그림 3. 동체 좌표계에서 안테나의 배치.
Fig. 3. Configuration of antennas.

그림에서 안테나 A와 B 사이의 기저선 길이를 L_b , 안테나 A와 C 사이의 기저선 길이를 L_c 로 두면 안테나 B와 C는 동체좌표계에서 $(0, L_b, 0)$ 와 $(L_c \cos \alpha, L_c \sin \alpha, 0)$ 로 나타낼 수 있다. GPS를 이용하여 측정된 항법좌표계에서의 기저선 벡터를 다음의 (5)로 나타내면 정의로부터 요와 피치를 (6)에 의하여 구할 수 있다.

$$r_B = [x_B \ y_B \ z_B]^T, \quad r_C = [x_C \ y_C \ z_C]^T \quad (5)$$

$$\psi = -\tan^{-1}(x_B/y_B), \quad \theta = \tan^{-1}(z_B/\sqrt{x_B^2 + y_B^2}) \quad (6)$$

항법좌표계에서 측정된 (x_C, y_C, z_C) 을 요, 피치, 롤의 순서로 z_C, x_C, y_C 축에 대하여 회전하면 동체좌표계와 일치하며 요와 피치는 (6)에서 결정되어 있으므로 롤은 다음의 (8)로 결정할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} L_c \cos \alpha \\ L_c \sin \alpha \\ 0 \end{bmatrix} = C(\phi)C(\theta)C(\psi) \begin{bmatrix} x_C \\ y_C \\ z_C \end{bmatrix} = C(\phi)C(\theta) \begin{bmatrix} x_C \\ y_C \\ z_C \end{bmatrix} = C(\phi) \begin{bmatrix} x_C \\ y_C \\ z_C \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서

$$C(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad C(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$

$$C(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix}$$

$$\phi = -\tan^{-1}(z_C/x_C). \quad (8)$$

이상의 과정으로 자세각을 직접 구할 수 있으며 항법좌표계에서의 기저선 벡터 측정치만으로 자세를 결정할 수 있다. 즉 안테나 사이의 기저선 길이와 각 α 만 사전에 알고 있으면 동체좌표계에 대한 다른 정보는 필요 없으며, 이런 성질로 동체좌표계에서의 안테나의 좌표값이 정확하게 알려져 있지 않은 경우에도 사용될 수 있다. 2개의 안테나를 사용하는 응용에서는 (6)을 이용하여 방위각(요)과 양각(피치)만을 구할 수 있다.

2.3 자세 오차의 해석

미지정수가 결정된 이중차분된 반송파를 기준안테나를 중심으로 선형화하면 다음과 같이 나타낼 수 있다[9].

$$l - \lambda N = H r_i^e + w \quad (9)$$

- l : 이중차분된 반송파 위상 측정치(단위 m)
- λ : 반송파 신호의 파장(L1 반송파의 경우 19.03 cm)
- N : 미지정수
- H : 시스템 행렬(두 안테나 A, B에서의 시선 차분으로 정의)
- r_i^e : WGS-84 좌표계에서 i번째 기저선 벡터
- $w \sim N(0, Q_{D\phi}) = N(0, DD \cdot Q_\phi \cdot DD^T)$: 측정잡음
- DD : 이중 차분 연산자
- Q_ϕ : 차분되지 않은 반송파 위상 측정치의 공분산

최소자승법을 이용하여 \hat{r}_i^e 와 공분산을 구하면 다음과 같다.

$$\hat{r}_i^e = (H^T Q_{D\phi}^{-1} H)^{-1} H^T Q_{D\phi}^{-1} (l - \lambda N) \quad (10)$$

$$\text{cov}(\hat{r}_i^e) = (H^T Q_{D\phi}^{-1} H)^{-1} \quad (11)$$

WGS-84 좌표계와 항법좌표계와의 관계에서 다음 (12)가 성립하며 공분산은 (13)이 된다. 여기서 $\sigma_E, \sigma_N, \sigma_U$ 는 각각 동서방향의 오차, 남북방향의 오차, 고도오차를 나타낸다.

$$\hat{r}_i^n = C_e^n \hat{r}_i^e \quad (12)$$

$$\text{cov}(\hat{r}_i^n) = \begin{bmatrix} \sigma_E^2 & \sigma_{EN} & \sigma_{EU} \\ \sigma_{NE} & \sigma_N^2 & \sigma_N \\ \sigma_{UE} & \sigma_{UN} & \sigma_U^2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

여기서 직교좌표계에서의 r_i^n 를 극좌표계로 변형하면 다음과 같다. 한개의 기저선, 즉 두개의 안테나만을 사용하는 경우 롤(roll)각은 측정할 수 없으며, (14)와 같이 방위각, 양각 및 기저선의 길이만의 함수로 나타낸다.

$$r_i^n = \begin{bmatrix} x_i^n \\ y_i^n \\ z_i^n \end{bmatrix} = b \begin{bmatrix} -\sin \psi \cos \theta \\ \cos \psi \cos \theta \\ \sin \theta \end{bmatrix} \quad (14)$$

여기서 b, ψ, θ 는 각각 기저선벡터의 길이, 방위각, 양각이다. 선형화 기준점(nominal point) b_0, ψ_0, θ_0 에서 (14)를 선형화하면 다음의 관계를 얻는다.

$$\begin{bmatrix} \delta \psi \\ \delta \theta \\ \delta b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-\cos \psi_0}{b_0 \cos \theta_0} & \frac{\sin \psi_0}{b_0 \cos \theta_0} & 0 \\ -\sin \psi_0 \sin \theta_0 & -\cos \psi_0 \sin \theta_0 & \cos \theta_0 \\ b_0 & b_0 & b_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x_i^n \\ \delta y_i^n \\ \delta z_i^n \end{bmatrix} \quad (15)$$

(13)의 공분산 행렬에서 비대각항이 무시할 수 없는 값을 갖는다. 특히 위성배치의 영향으로 고도와 연관된 항들이 큰 값을 갖는 경향이 있다. 그러나 본 논문에서는 해석의 편의를 위하여 비대각항을 무시하였으며, 기저선이 수평 혹은 수직을 유지하면서 정확히 동, 서, 남 혹은 북쪽을 향하는 경우에는 해석에 큰 차이를 주지 않는다. 따라서 (15)로부터 다음의 분산을 얻는다.

$$\sigma_{\delta\phi}^2 = \frac{(\sigma_E \cos \phi_0)^2 + (\sigma_N \sin \phi_0)^2}{(b_0 \cos \theta_0)^2} \quad (16)$$

$$\sigma_{\delta\theta}^2 = \frac{(\sigma_E \sin \phi_0 \sin \theta_0)^2 + (\sigma_N \cos \phi_0 \sin \theta_0)^2 + (\sigma_U \cos \theta_0)^2}{b_0^2} \quad (17)$$

$$\sigma_{\delta b}^2 = (\sigma_E \sin \phi_0 \cos \theta_0)^2 + (\sigma_N \cos \phi_0 \cos \theta_0)^2 + (\sigma_U \sin \theta_0)^2 \quad (18)$$

이상에서 방위각오차는 고도오차에는 무관하며 기저선 길이가 길어질수록 감소함을 알 수 있다. 반면에 양각오차는 위도, 경도, 고도오차에 모두 영향을 받으며 기저선 길이가 길어질수록 감소한다. 기저선 길이의 오차는 위도, 경도, 고도오차에 모두 영향을 받으나 기저선 길이에 무관함을 알 수 있다. 또한 이들 오차는 $b_0=1$ 로 두면 ϕ_0, θ_0 의 값에 대하여 표 1과 같이 나타난다.

표 1. 선형화 기준점 ϕ_0, θ_0 에 따른 자세오차 ($b_0=1$).
Table 1. Attitude errors according to nominal point.

| ϕ_0 | θ_0 | $\sigma_{\delta\phi}^2$ | $\sigma_{\delta\theta}^2$ | $\sigma_{\delta b}^2$ |
|----------|------------|-------------------------|---------------------------|-----------------------|
| 0, ±180 | 0, ±180 | σ_E^2 | σ_U^2 | σ_N^2 |
| ±90 | 0, ±180 | σ_N^2 | σ_U^2 | σ_E^2 |
| 0, ±180 | ±90 | ∞ | σ_N^2 | σ_U^2 |
| ±90 | ±90 | ∞ | σ_E^2 | σ_U^2 |

표 1에서 기저선이 수직 방향이 되면 방위각 오차가 발산함을 알 수 있으며 방위각만이 중요한 응용에서는 기저선을 수평으로 유지함으로써 오차가 분리되며 고도오차를 포함하지 않으므로 heading 오차를 줄일 수 있다. 일반적으로 위성 배치의 영향으로 고도오차가 수평면 오차에 비하여 크게 나타나며, 우리나라가 포함된 중위도 지역에서는 남북방향의 오차가 동서방향의 오차에 비하여 크게 나타난다[16]. 따라서 고도오차의 영향을 받지 않는 방위각 오차가 고도오차의 영향을 받는 양각 오차에 비하여 작게 나타나며, 방위각 오차는 기저선이 수평을 유지하면서 정북 혹은 정남 방향을 향하는 것이 정동 혹은 정서를 향하는 것에 비하여 작아진다. 반면 양각은 기저선을 수직으로 유지하면서 정동 혹은 정서 방향으로 향하는 것이 정남 혹은 정북을 향하는 것보다 유리하며, 정확한 기저선의 길이를 구하기 위해서는 기저선이 수평을 유지하면서 정동 혹은 정서 방향을 향해야 한다. (13)의 공분산 행렬에서 수신기의 각 채널이 독립이고 특성이 같다면 $Q_\theta = \sigma^2 I$ 로 둘 수 있으며 (19)로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{cov}(\hat{r}_i^n) &= C_n^T (H^T (DD \cdot \sigma^2 I \cdot DD^T)^{-1} H)^{-1} C_n \\ &= \sigma^2 \begin{bmatrix} q_E^2 & q_{EN} & q_{EU} \\ q_{NE} & q_N^2 & q_N \\ q_{UE} & q_{UN} & q_U^2 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (19)$$

(13)과 (19)로부터 자세 오차는 다음과 같이 나타난다.

$$\sigma_{\delta\phi} \equiv Hd_DOP \cdot \sigma = \frac{\sqrt{(q_E \cos \phi_0)^2 + (q_N \sin \phi_0)^2}}{b_0 \cos \theta_0} \cdot \sigma \quad (20)$$

$$\sigma_{\delta\theta} \equiv El_DOP \cdot \sigma \quad (21)$$

$$\begin{aligned} &= \frac{\sqrt{(q_E \sin \phi_0 \sin \theta_0)^2 + (q_N \cos \phi_0 \sin \theta_0)^2 + (q_U \cos \theta_0)^2}}{b_0} \cdot \sigma \\ \sigma_{\delta b} &\equiv Bl_DOP \cdot \sigma \end{aligned} \quad (22)$$

$\sigma_{\delta b} = \sqrt{(q_E \sin \phi_0 \cos \theta_0)^2 + (q_N \cos \phi_0 \cos \theta_0)^2 + (q_U \sin \theta_0)^2} \cdot \sigma$
위에서 정의된 각 DOP는 위성의 배치와 선형화 기준점에 따라 측정잡음의 증폭을 나타낸다. 즉 Hd_DOP는 구해진 방위각의 정확도를 나타내는 척도가 되며, El_DOP는 피치의 정확도를 나타내는 척도가 되며, Bl_DOP는 기저선 길이의 정확도를 나타내는 척도가 된다. 만약 기저선이 수평을 유지한다면, 다음의 식을 얻으며, 여기서 수직방향 오차는 피치에만 영향을 미치고 방위각과 기저선 길이는 수평면에서의 오차에 영향을 받음을 알 수 있다.

$$Hd_DOP |_{\theta_0=0} = \frac{\sqrt{(q_E \cos \phi_0)^2 + (q_N \sin \phi_0)^2}}{b_0} \quad (23)$$

$$El_DOP |_{\theta_0=0} = \frac{q_U}{b_0} \quad (24)$$

$$Bl_DOP |_{\theta_0=0} = \sqrt{(q_E \sin \phi_0)^2 + (q_N \cos \phi_0)^2} \quad (25)$$

III. 미지정수의 결정

본 논문에서는 미지정수 결정을 위하여 제한조건식을 이용한 미지정수 결정기법(ARCE : Ambiguity Resolution with Constraint Equation) [11][15]을 사용하였다. ARCE를 실시간의 자세결정에서 사용하기 위해서는 기저선의 길이를 알고 있다는 조건을 추가해야 하며, 이 조건을 이용하면 검색범위를 더 줄일 수 있으며, 한번의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있는 가능성이 높아진다. 이 장에서는 먼저 ARCE의 특성을 살펴보고 이를 이용한 자세결정에서의 미지정수 결정기법을 소개한다.

3.1 ARCE

5개 이상의 위성을 기준국과 사용자가 동시에 관측되면 (9)의 이중차분된 반송파 위상으로부터 다음의 제한조건식을 얻을 수 있다.

$$l_E = \lambda E^T N + w_E \quad (26)$$

여기서

$$E = \text{null}(H^T), \quad l_E \equiv E^T l, \quad w_E \equiv E^T w$$

$$w_E(t) \sim \mathcal{N}(0, E^T Q_{\text{Dop}} E) \equiv \mathcal{N}(0, Q_E).$$

제한조건식은 위치에 상관없이 성립되며 m 개의 위성이 관측되면 E^T 는 $(m-3-1) \times (m-1)$ 의 크기를 갖는 행렬이 된다. 모든 미지정수는 매 epoch마다 구해지는 제한조건식을 사용자의 위치에 무관하게 만족하여야 한다. 따라서 이를 이용하면 사용자의 위치를 구하지 않고서도 미지정수 검색이 가능해지므로 OTF 미지정수 검색기법의 구현이 용이해진다.

미지정수 결정문제에서는 해석적인 해가 존재하지 않으므로 주어진 범위 내의 모든 가능한 미지정수 후보를 대입하여 목적함수 값을 구하고, 구해진 값 중 최소값을 주는 미지정수를 찾아야 한다. 따라서 m 개의 위성에 대한 $(m-1)$ 개의 미지정수에 대하여 각 미지정수의 검색범위가 W 라면 $W^{(m-1)}$ 개의 미지정수 후보를 검색해야 하므로 계산량의 감소와 저장에 필요한 메모리의 감소를 위하여 검색대상 미지정수 후보의 축소가 필요하다.

제한조건식에서 어떤 미지정수 후보를 다음과 같이 임의의 3항과 나머지로 나누면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$l_E = [E_I^T : E_D^T] \begin{bmatrix} \lambda \tilde{N}_I \\ \dots \\ \lambda \tilde{N}_D \end{bmatrix} + w_E = E_I^T \lambda \tilde{N}_I + E_D^T \lambda \tilde{N}_D + w_E \quad (27)$$

여기서

N_I : 미지정수 중 임의의 3 개항

\tilde{N}_D : 나머지 $(m-3)$ -개항

E_I^T : N_I 의 정의에 따라 나누어진 E 의 부분

E_D^T : \tilde{N}_D 의 정의에 따라 나누어진 E 의 부분

여기서 E_D 는 정방행렬이므로 (28)을 이용하여 실수영역에서의 $(m-3)$ -1개의 나머지 미지정수항을 구할 수 있다. 정수영역에서의 미지정수는 (29)로 구해진다.

$$\lambda \tilde{N}_D = E_D^{-T} (I_E - E_I^T \lambda N_I) \quad (28)$$

$$N_D = \text{round}(\tilde{N}_D) \quad (29)$$

이상에서 $(m-1)$ 개의 미지정수항중 3개만이 독립임을 알 수 있으며, 이를 이용하면 독립인 미지정수 항만을 검색하면 되므로 W^3 (W : 독립미지정수 항의 검색범위)개의 미지정수 후보만을 검색하면 된다. 따라서 검색대상 미지정수 후보의 수를 현격히 감소시킬 수 있으며 이로 인하여 계산량 및 저장 메모리의 감소를 얻을 수 있다.

(28)과 (29)에서 유도된 실수영역과 정수영역에서의 종속 미지정수항을 이용하면 미지정수 결정문제를 다음과 같이 나타낼 수 있다. 즉 m 개의 위성에 대한 n epoch까지의 이중차분된 반송파 위상에서 다음의 목적함수를 최소화하는 독립 미지정수 $N_I \in Z^3$ 을 찾는 문제가 된다. (30)에서 N_D 는 모든 미지정수 후보에 대하여 계산되어야 하지만 $E_D Q_E^{-1} E_D^T$ 는 매 epoch에 한번만 계산하면 된다. 따라서 목적함수의 계산에 소요되는 시간의 감소를 얻을 수 있다.

$$\Omega_{SE} = \sum_{i=1}^n \Omega_E = \lambda^2 \sum_{i=1}^n \delta N_D^T [E_D Q_E^{-1} E_D^T] \delta N_D \quad (30)$$

$$N_D = \tilde{N}_D + \delta N_D$$

(30)에서 미지정수 결정을 위한 목적함수 Ω_E 는 실수영역에서 추정된 종속 미지정수항과 정수영역에서 추정된 종속 미지정수항 간의 차이를 나타내는 척도가 됨을 알 수 있으며 이를 이용하여 (31)으로 임계치를 정의할 수 있다. 즉 (30)에 의하여 계산된 목적함수의 값 Ω_E 이 (31)의 임계치를 벗어나면 검색대상에서 제외함으로써 계산과 메모리 사용상의 이점을 얻을 수 있다. 여기서 (31)의 임계치는 위성의 배치를 고려하며 매 epoch 변경되므로 고정된 임계치를 사용하는 기존의 방법에 비하여 측정잡음에 강인해진다.

$$x(t) = \alpha^2 \lambda^2 e^T [E_D Q_E^{-1} E_D^T] e \quad (31)$$

$$e = [1 \dots 1]^T$$

ARCE에서 미지정수 결정의 성능과 계산량은 독립 미지정수 항을 결정하는 위성의 순서에 영향을 받는다. 즉 보이는 위성중 어떤 위성을 사용하여 독립 미지정수 항을 결정하는가에 따라 전체적인 성능이 달라질 수 있다. 위성의 양각이 작을수록 측정잡음이 증가하고, 항체의 움직임에 의하여 위성이 계속 관측되어야 하므로 일반적으로 사용자와 위성사이의 양각에 의하여 위성의 순서를 결정한다. 그러나 이 경우 양각이 큰 4개의 위성이 한곳에 몰려있으면 큰 GDOP 값을 갖게되어 측정잡음에 민감해지므로 본 논문에서는 (32)의 NDOP을 최소화하는 위성의 조합을 구한다. NDOP는 (28)로 추정되는 종속 미지정수 항의 분산을 나타내며, NDOP이 줄어들면 (31)의 임계치가 증가함을 알 수 있다. 따라서 NDOP을 사용함으로써 양각만으로 위성의 순서를 결정하는 것에 비하여 안정적으로 미지정수를 결정할 수 있게 된다.

$$NDOP = \text{trace} [E_D Q_E^{-1} E_D^T]^{-1} \quad (32)$$

추가로 ARCE를 사용하면 위성 신호의 단절에도 영향을 덜 받는다. 즉 3개의 미지정수 항만이 독립이므로 미지정수 검색과정에서 독립 미지정수 항에 해당하는 위성의 변화가 없으면 계속 미지정수 검색을 수행할 수 있다. 또한 미지정수가 결정된 후에는 4개 이상의 위성만 계속 관측되면 3개의 독립 미지정수 항을 유지할 수 있으므로 나머지의 종속 미지정수 항은 검색에 의하지 않고 결정할 수 있다. 위성의 개수가 3개 이하가 되는 경우에도 남아있는 미지정수를 이용할 수 있으므로 검색 속도가 빨라진다. 즉 3개의 위성이 관측되는 동안에도 2개의 미지정수 값을 알 수 있으므로, 위성이 추가되는 경우 1개의 미지정수 항만을 구하면 된다. 3.2 자세결정에서의 미지정수 결정

ARCE를 실시간 자세결정에 사용하기 위하여 (30)의 미지정수 결정문제의 정의에 기저선의 길이가 일정하다는 조건이 추가되어야 한다. ARCE는 위치에 무관하게 미지정수를 결정하므로, 이 조건을 사용하기 위해서는 거리영역에서의 조건을 미지정수 영역에서의 조건으로 변경하여야 한다. 미지정수 영역에서의 조건을 이용하면 독립 미지정수 항의 검색범위를 구진체에서 구의 표면만으로 변경할 수 있다. 이 과정을 설명하기 전에 먼저 코드의 공분산으로부터 검색범위를 결정하는 과정을 살펴보자. 독립 미지정수 항만을 포함하는 이중차분된 코드와 반송파 위상은 (33)과 (34)로 나타낼 수 있으며 미지정수 추정치는 (35)가 된다. 이때 선형화 기준점은 기준 안테나의 위치가 된다.

$$\rho_I = H_I r_I + \nu_I, \nu_I \sim (0, Q_{D\psi}) \quad (33)$$

여기서

ρ_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중차분된 코드 측정치

H_I : 독립 미지정수 항에 의하여 나누어진 H 의 부분

ν_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중차분된 측정잡음.

$$l_I = H_I r_I + \lambda N_I + w_I, w_I \sim N(0, Q_{D\phi}) \quad (34)$$

$$\tilde{N}_I = \frac{l_I - \rho_I}{\lambda} \quad (35)$$

여기서 코드와 반송파 위상에 상관 관계가 없고, 수신기 채널별 특성이 같다면, $Q_{D\psi} = \sigma_\psi^2 (DD \cdot DD^T)$, $Q_{D\phi} = \sigma_\phi^2 (DD \cdot DD^T)$ 가 되며 추정된 미지정수의 공분산은 (36)이 된다.

$$\text{cov}(\tilde{N}_I) = \frac{\text{cov}(l_I - \rho_I)}{\lambda^2} = \frac{(\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2)}{\lambda^2} (DD \cdot DD^T) \quad (36)$$

(36)을 항별로 정리하면 (37)이 되며 검색범위는 (38)으로 나타난다.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{n_1}^2 & \sigma_{n_1} \sigma_{n_2} & \sigma_{n_1} \sigma_{n_3} \\ \sigma_{n_1} \sigma_{n_2} & \sigma_{n_2}^2 & \sigma_{n_2} \sigma_{n_3} \\ \sigma_{n_1} \sigma_{n_3} & \sigma_{n_2} \sigma_{n_3} & \sigma_{n_3}^2 \end{bmatrix} = \frac{\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2}{\lambda^2} \begin{bmatrix} 4 & -2 & 0 \\ -2 & 4 & -2 \\ 0 & -2 & 4 \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$\hat{n}_i - \delta n_i \leq \hat{n}_i \leq \hat{n}_i + \delta n_i, i=1, 2, 3 \quad (38)$$

여기서 $\delta n_i = \beta \frac{\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2}{\lambda}$, β 는 significant level이다.

한편 (34)를 이용하여 기저선 벡터를 구하면 (39)가 되며, 안테나 사이의 거리를 알고 있다는 조건으로부터 (40)이 성립한다.

$$\hat{r}_I = H_I^{-1} (l_I - \lambda N_I) \quad (39)$$

$$b^2 = \hat{r}_I^T \hat{r}_I = (l_I - \lambda N_I)^T H_I^{-T} H_I^{-1} (l_I - \lambda N_I) \quad (40)$$

Cholesky 분해에 의하여 $H_I H_I^T = LL^T$ 로 나타낼 수 있으므로 (40)을 (41)으로 나타낼 수 있다.

$$b^2 = [L^{-1} (l_I - \lambda N_I)]^T [L^{-1} (l_I - \lambda N_I)] \quad (41)$$

여기서 L^{-1} 를 (42)로 정의하고, $N_I = [n_1 \ n_2 \ n_3]^T$ 으로 두

면 (43)이 성립한다. 따라서 길이의 제약은 (43)으로 나타난다.

$$L^{-1} = \begin{bmatrix} k_{11} & 0 & 0 \\ k_{21} & k_{22} & 0 \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$L^{-1}(l - \lambda N) = \quad (43)$$

$$\begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11}(l_1 - \lambda n_1) \\ k_{21}(l_1 - \lambda n_1) + k_{22}(l_2 - \lambda n_2) \\ k_{31}(l_1 - \lambda n_1) + k_{32}(l_2 - \lambda n_2) + k_{33}(l_3 - \lambda n_3) \end{bmatrix} \quad (44)$$

$$b^2 = d_1^2 + d_2^2 + d_3^2 \quad (44)$$

(44)로부터 $-b \leq d_1 \leq b$, $-\sqrt{b^2 - d_1^2} \leq d_2 \leq \sqrt{b^2 - d_1^2}$ 가 성립하며 이를 미지정수에 대하여 나타내면 다음과 같다.

$$-\frac{b}{\lambda k_{11}} + \frac{l_1}{\lambda} \leq n_1 \leq \frac{b}{\lambda k_{11}} + \frac{l_1}{\lambda} \quad (45)$$

$$\frac{-\sqrt{b^2 - d_1^2}}{\lambda k_{22}} + \zeta_1 \leq n_2 \leq \frac{\sqrt{b^2 - d_1^2}}{\lambda k_{22}} + \zeta_1 \quad (46)$$

$$\zeta_1 = \frac{k_{21}(l_1 - \lambda n_1) + k_{22}l_2}{\lambda k_{22}}$$

(38)과 (45)는 서로 다른 원점에서 다른 범위를 검색함을 알 수 있다. 즉 (38)은 코드정보를 이용하여 구해진 위치를 중심으로 측정잡음의 공분산에 의하여 구해진 범위를 검색하고, (45)는 기준 안테나의 위치를 중심으로 기하학적인 조건에 의하여 구해진 범위를 검색함을 알 수 있다. 두 방법의 원점이 일치하는 경우 기저선의 길이가 (47)을 만족하면 두 방법의 검색범위가 일치한다. 즉 기저선의 길이가 (46)에서 구한 길이보다 작으면 (45)를 사용하는 것이 유리하다. 그러나 원점이 일치하는 경우라도 (38)에서 δn_1 은 사용하는 수신기의 성능과 위성의 배치에 따라 변하며, (45)에서 k_{11} 는 위성의 배치에 따라 변화하므로 미리 정해진 기저선의 길이를 사용하기는 쉽지 않다.

$$b = \lambda k_{11} \delta n_1 \quad (47)$$

두 방법의 원점이 일치하는 경우, (47)에서 수신기의 측정잡음이 σ_ψ, σ_ϕ 이고, $k_{11} = 1$ 이 $b = 2\beta\sqrt{\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2} \approx 2\beta\sigma_\psi$ 가 된다. 즉 $\sigma_\psi = 1m$ 이고 99% ($\beta=3$) 이상의 신뢰도를 요구한다면 6m 이내의 기저선에 대해서는 (45)를 이용하고 그 이상의 기저선에 대해서는 (38)을 이용함으로써 검색 범위를 줄일 수 있다. 그러나 (21), (22)에서 본바와 같이 기저선이 길수록 자세오차가 줄어들므로 항체가 허용하는 한 긴 기저선을 사용하여야 한다. 원점이 일치하지 않고, (38)과 (45)와 같이 서로 다른 검색범위를 갖는 일반적인 경우 (48)으로 n_1 의 검색범위를 나타낼 수 있다.

$$\max\left(-\delta n_1, \frac{-b}{\lambda k_{11}}\right) \leq n_1 \leq \min\left(\delta n_1, \frac{b}{\lambda k_{11}}\right) \quad (48)$$

자세결정에서의 미지정수의 검색 과정은 다음과 같다. 먼저 (48)을 만족하는 범위내의 미지정수 항 n_1 에 대하여 n_2 의 범위를 구한다. n_2 의 범위도 (38)과 (46)을 이용하여 n_1 와 같은 방법으로 구할 수 있다. 미지정수 후보 (n_1, n_2)에 대하여 n_3 는 다음과 같이 구해진다.

$$n_3 = \frac{\pm\sqrt{b^2 - d_1^2 - d_2^2}}{\lambda k_{33}} + \zeta_2 \quad (49)$$

$$\zeta_2 = \frac{k_{31}(l_1 - \lambda n_1) + k_{32}(l_2 - \lambda n_2) + k_{33}l_3}{\lambda k_{33}}$$

검색범위내의 미지정수 후보에 대하여 (30)의 목적함수를 최소화하는 미지정수 후보를 결정한다. 이때 여러개의 후보가 남은 경우에는 비율검사를 통하여 참 값을 결정한다. 만

약 기저선 길이에 오차가 포함되는 경우에는 $b' = b + b_e$ 으로 둘 수 있으며, 2장에서 정의한 BI_DOP을 이용하면 기저선 길이의 오차범위를 위성의 배치에 따라 변경할 수도 있다.

이상의 과정으로 기저선 길이의 제약을 이용함으로써 기저선이 긴 경우에도 $2W^2$ (W : (38)에 의하여 구해진 n_1, n_2 의 검색범위)의 범위만을 검색하고, 기저선이 짧은 경우에는 $2\omega^2$ (ω : (45)와 (46)에 의하여 구해진 n_1, n_2 의 검색범위)의 범위만을 검색하면 되므로 계산량을 현격히 감소시킬 수 있다. 그러나 일반적으로 (49)에 의하여 구해진 n_3 는 정수의 조건을 만족하지 못하므로 구해진 n_3 의 주위의 정수를 검색함으로써 안정한 해를 구할 수 있다.

IV. 실험 및 분석

제안된 방법의 효용성을 실제 측정치를 이용하여 검증하였다. 먼저 2개의 안테나를 86m의 길이를 갖는 기저선에 설치하고 정지한 상태에서 시험을 수행하고, 두번째는 40cm의 기저선을 스텝 모터에 의하여 움직이는 시험을 수행하였다. 캐나다 NovAtel사의 3010R 수신기를 사용하였으며 2대의 컴퓨터를 이용하여 코드와 반송파 위상 측정치를 저장한 후 Matlab으로 처리하였다.

4.1 86m 기저선 실험

총 1000개의 측정치를 1초 주기로 수집하였으며 관측되는 위성의 수는 처음 7개에서 약 140초 이후에 8개가 되었다. 그림 4에 위성의 배치를 나타내었으며 PRN 5의 위성이 도중에 관측되기 시작했다.

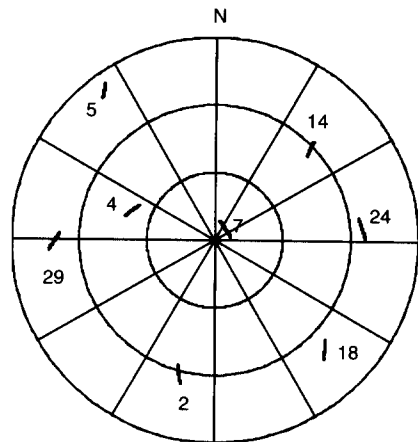


그림 4. 위성의 배치(86m 기저선 실험).
Fig. 4. Configuration of satellites(86m baseline test).

독립 미지정수 항을 위한 위성은 PRN 7, 4, 18, 24가 사용되었으며 처음 59epoch만에 미지정수를 결정할 수 있었다. 이는 기저선의 길이가 길므로 (38)에 의하여 검색범위가 결정되기 때문이며, 이런 경우 한번의 측정치로 미지정수를 결정할 수 없음을 보여준다. 전체 측정치에 대하여 미지정수 검색을 계속 수행한 경우 평균 54.7epoch만에 미지정수를 결정할 수 있었다. 반면 위성의 양각만으로 위성의 순서를 결정한 경우에 16epoch만에 미지정수를 결정할 수 있었으나 계속 미지정수 검색을 수행하는 경우 잘못된 미지정수를 결정하거나, 참 미지정수까지 제거되는 현상이 계속 발생하였다. 이는 NDOP은 위성의 배치와 측정잡음을 고려한 위성선택방법으로 미지정수 후보의 제거 속도가 늦은 반면 참 미지정수가 제거될 위험이 감소함을 보여준다. 참고로 $\beta=3$, $\sigma_\psi=0.7m$, $\sigma_\phi=0.003m$ 으로 두었으며 이때 n_1 의 검색범위 W 는 $(1+2 \times 21)$ 가 된다. 그림 5에 미지정수가 결

정될 때 까지의 남은 미지정수 후보의 수를 나타내었으며, 그림 6에 계산량을 나타내었다.

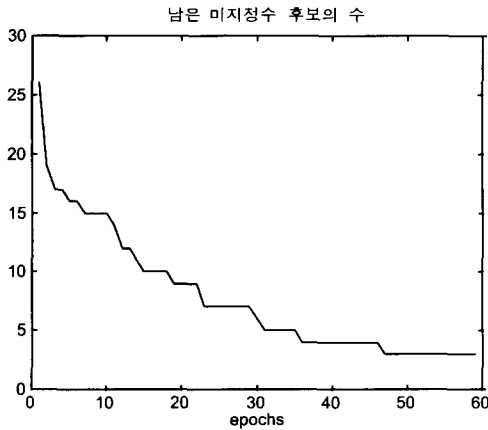


그림 5. 남은 미지정수 후보의 수.
Fig. 5. Number of remained candidates of integer ambiguity.

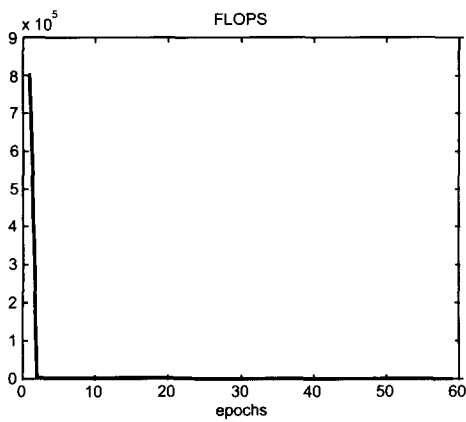


그림 6. 계산량(86m 기저선).
Fig. 6. Required FLOPS to resolve integer ambiguity.

처음 미지정수 후보의 수는 약 $2 \times (43)^2$ 개였으나 임계치에 의하여 그림 5에 나타난 것과 같이 수 십개의 미지정수 후보만이 남으며 다음 epoch부터는 남은 미지정수 후보만을 검색하면 되므로 그림 6과 같이 계산량이 줄어들을 볼 수 있다. 그림 6에서의 계산량은 보통의 PC를 사용해도 처리가 가능함을 알 수 있다. 결정된 미지정수를 이용하여 연속적으로 자세를 구할 수 있으며, 특히 미지정수 결정 이후에 발생하는 위성의 추가에 대해서는 (29)에 의하여 직접 미지정수를 결정할 수 있으므로 추가의 미지정수 검색과정은 필요하지 않다.

그림 7에 결정된 미지정수에 대한 목적함수 값과 0.05인 경우의 임계치를 나타내었다. 그림에서 제시한 임계치가 위성의 변화에 따라 잘 동작함을 확인할 수 있다. 그림 8, 9, 10에 결정된 미지정수를 사용하여 구한 기저선의 길이, 방위각 및 양각을 나타내었다.

그림 11에 각 DOP를 나타내었으며 기저선의 길이가 길므로 Hd_DOP과 EL_DOP의 값이 BL_DOP에 비하여 작게 나타남을 알 수 있으며 구해진 자세와 부합함을 볼 수 있다. 방위각과 양각의 표준편차는 각각 2.3mdeg (0.04mrad)와 3.9mdeg(0.07mrad)으로 나타나며 양각 오차가 방위각 오차에 비하여 크게 나타남을 확인할 수 있다.

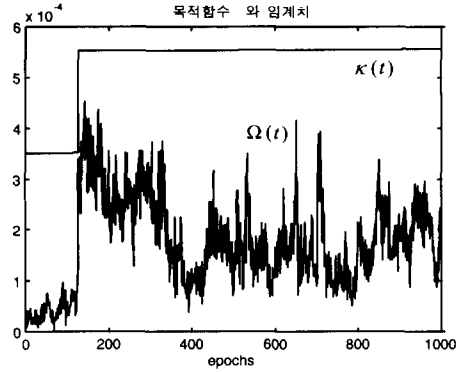


그림 7. 목적함수와 임계치(86m 기저선 실험).
Fig. 7. Cost function and threshold(86m baseline test).

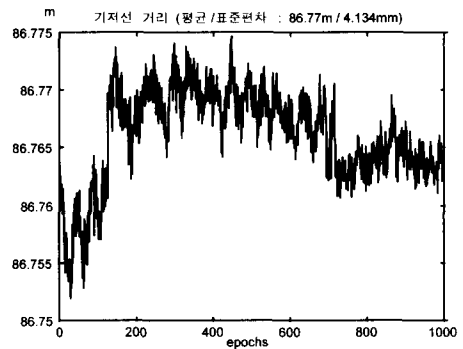


그림 8. 구해진 기저선 거리.
Fig. 8. Calculated baseline length.

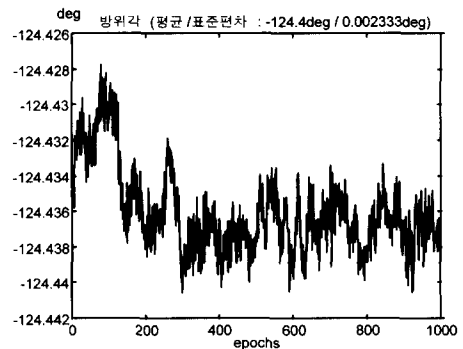


그림 9. 구해진 방위각.
Fig. 9. Calculated heading.

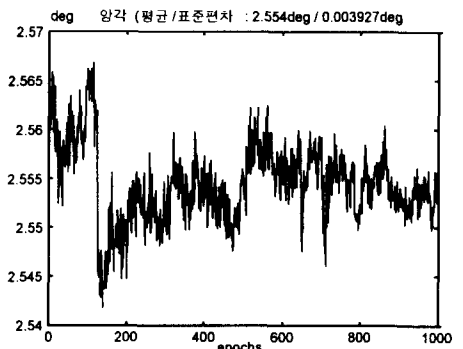


그림 10. 구해진 양각.
Fig. 10. Calculated elevation angle.

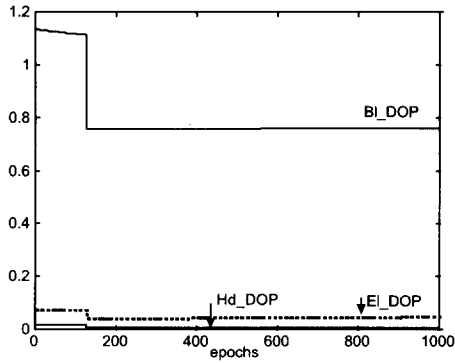


그림 11. 각 DOP.
Fig. 11. Angular DOPs.

4.2 40cm 기저선 실험

총 878개의 측정치를 1초 주기로 수집하였으며 관측되는 위성의 수는 그림 12에 나타내었으며 그림 13에 위성의 배치를 나타내었다.

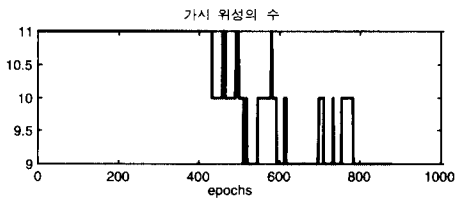


그림 12. 관측된 위성의 수(40cm 기저선 실험).
Fig. 12. Number of visible satellites(40cm baseline test).

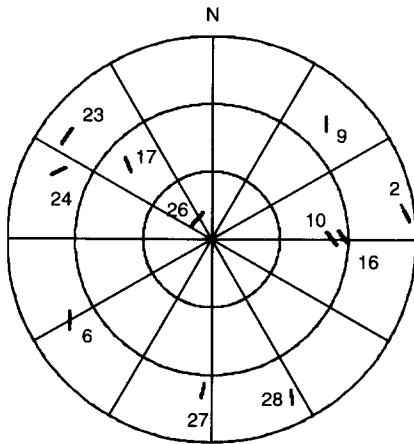


그림 13. 위성의 배치(40cm 기저선 실험).
Fig. 13. Configuration of satellites(40cm baseline test).

독립 미지정수 향을 위한 위성은 NDOP을 이용하여 PRN 26, 17, 27, 6이 사용되었다. PRN 16은 PRN 10과 거의 같은 위치에 있으므로 이들을 동시에 사용하면 위성의 배치가 나빠짐을 알 수 있다. 340초 이후부터 스텝모터를 이용하여 기저선을 회전하였다.

이 실험에서는 기저선의 길이가 짧으므로 (47)에 의하여 검색범위가 결정되며 검색범위가 작으므로 한번의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있었다. 이때 검색범위는 4×5×2가 되었으며, 계산량은 24,461FLOPS가 소요되어 앞의 86m 기저선 실험에 비하여 계산량이 현격히 줄어든다. 참고로 전

체 측정치에 대하여 계속 미지정수 검색을 수행한 결과를 표 2에 나타내었다. 표에서 성공과 실패는 한번의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있었는지를 나타낸다.

표 2. 전체 측정치에 대한 미지정수 검색 결과.
Table 2. Results of ambiguity resolution.

| | 성공 회수 | 실패 회수 | 성공률(%) |
|-------|-------|-------|--------|
| NDOP | 854 | 24 | 97.27 |
| 위성 양각 | 106 | 772 | 12.07 |
| PRN순서 | 728 | 150 | 82.92 |

PRN 10과 16의 배치가 나빠 위성의 양각으로 위성의 순서를 결정하는 경우 측정잡음의 증폭으로 참 미지정수가 제거됨으로써 성공률이 낮아진다. PRN의 순서로 위성의 순서를 결정하면 위성의 양각을 사용한 경우보다 나은 결과를 주지만 일반적으로 항상 이러한 결과가 보장되지 않는다. NDOP을 사용하면 이러한 문제를 해결할 수 있음을 볼 수 있으며 실패한 24번의 경우에도 참 미지정수가 제거되지 않았으며 2epoch의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있었다. 따라서 NDOP을 사용하는 경우에는 평균 1.0273epoch만에 참 미지정수를 결정할 수 있었다. 그림 14에 결정된 미지정수에 대한 목적함수 값과 α 가 0.05인 경우의 임계치를 나타내었다. 그림 15, 16, 17에 결정된 미지정수를 사용하여 구한 기저선의 길이, 방위각 및 양각을 나타내었다.

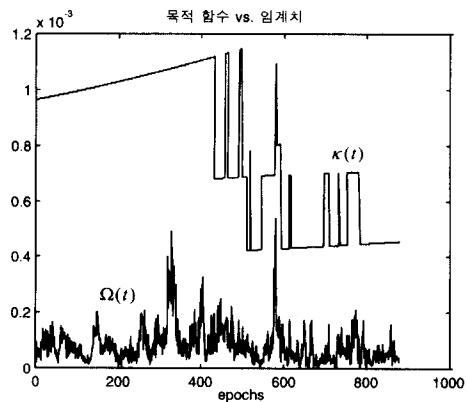


그림 14. 목적함수와 임계치(40cm 기저선 실험).
Fig. 14. Cost function and threshold(40cm baseline test).

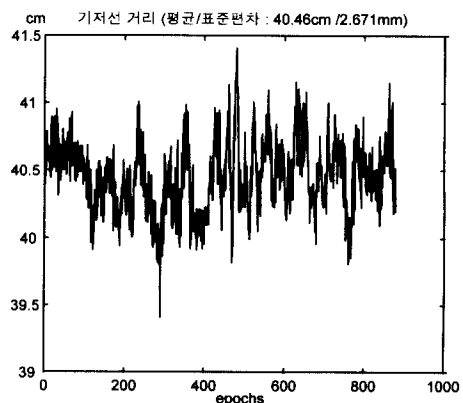


그림 15. 구해진 기저선 거리.
Fig. 15. Calculated baseline length.

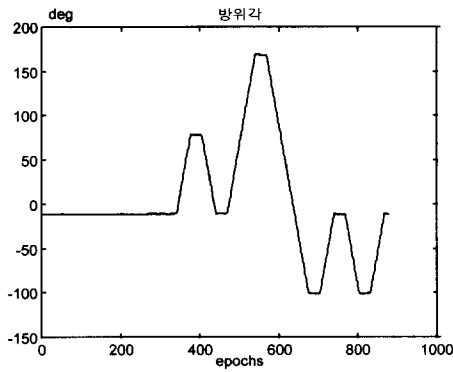


그림 16. 구해진 방위각.
Fig. 16. Calculated heading.

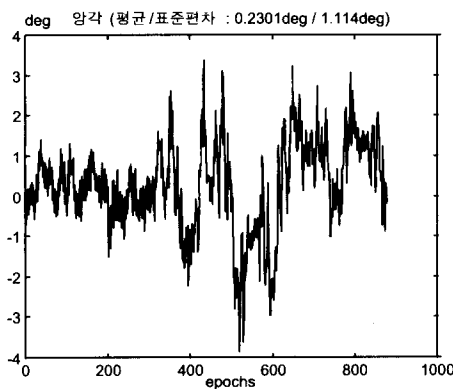


그림 17. 구해진 양각.
Fig. 17. Calculated elevation angle.

그림 18에 각 DOP를 나타내었으며 기저선의 길이가 짧아 Hd_DOP과 EL_DOP의 값이 BL_DOP에 비하여 크게 나타남을 알 수 있다. 회전하는 동안 양각 오차가 크게 나타나는 것은 기저선에 약간의 기울어짐이 있기 때문이다. 정지한 340epoch 동안의 방위각과 피치의 표준편차는 각각 229mdeg (4.0mrad)과 530mdeg (9.25mrad)으로 나타나며 이때도 양각 오차가 방위각 오차에 비하여 크게 나타남을 확인할 수 있다.

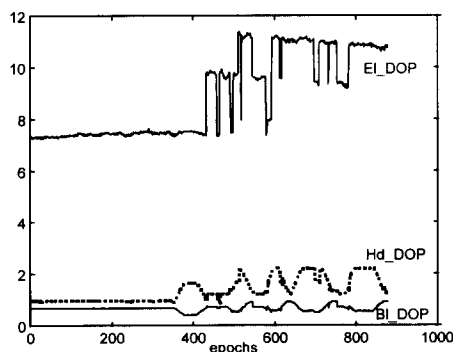


그림 18. 각 DOP.
Fig. 18. Angular DOPs.

이상의 결과를 종합하여 기저선 길이에 따른 오차의 크기를 그림 19에 나타내었다. 본 논문에서 설명은 생략하였지만, 4m의 기저선을 사용하여 실험을 수행한 결과, 방위각은 19.2mdeg, 양각은 89mdeg, 기저선의 길이는 2.5mm의

표준편차를 나타내었다. 그림에서 수신기 측정잡음의 크기를 3mm로 두고 예측치를 구했다. 오차의 예측치는 항체가 방위각 0도, 양각 0도로 자세한 경우에 대하여 구했으며, 공분산을 구하기 위하여 q_E, q_N, q_U 를 서울에서의 평균 값인 0.6, 0.7, 1.5로 각각 두었다[16]. 그림에서 실측된 오차가 예측치와 잘 일치함을 볼 수 있으며 기저선이 길어질수록 방위각 및 양각 오차가 급격히 줄어들음을 확인할 수 있다. 그림에서 방위각 오차가 1acmin 이하가 되기 위해서는 기저선의 길이가 7.5m 이상이 되어야 함을 예측할 수 있다.

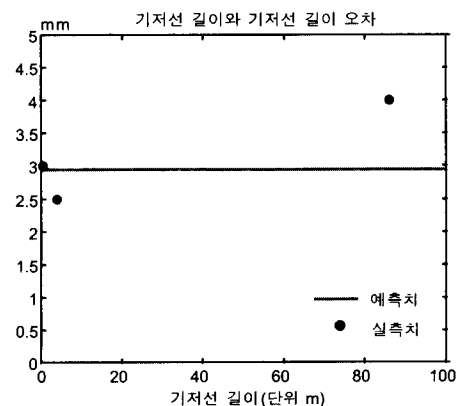
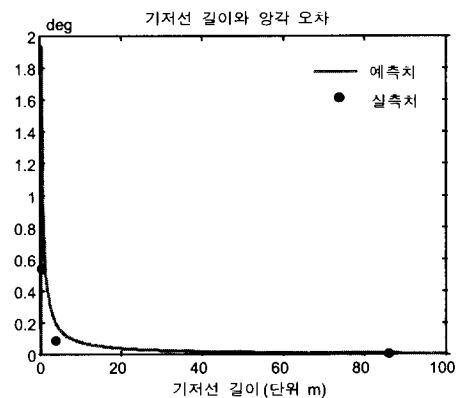
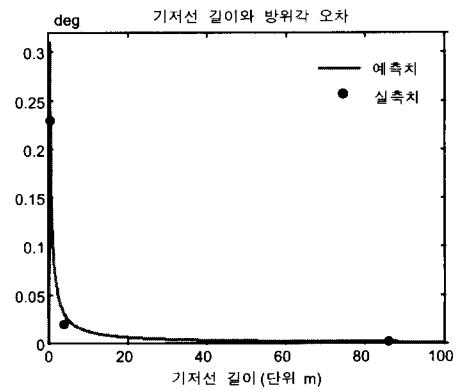


그림 19. 기저선 길이에 따른 방위각 오차, 양각 오차 및 기저선 길이오차.
Fig. 19. Heading, elevation angle and baseline length errors according to baseline

V. 결론

본 논문에서는 GPS의 반송파와 위상신호를 이용하여 자세를 구하는 과정을 소개하고 자세오차를 해석하였다. 또한 반송파 위상신호에 포함된 미지정수를 기저선의 길이를 추

가의 제약조건으로 사용하여 효율적으로 구할 수 있는 방법을 제시하고 실험을 통하여 제안한 방법의 효율성을 검증하였다. 실험 결과 기저선이 짧은 경우에는 한번의 측정치로도 미지정수를 결정할 수 있으며, 기저선이 긴 경우에도 수십초 이내의 측정치로 미지정수를 결정할 수 있음을 확인했다. 또한 오차의 해석과 실험으로 기저선이 길수록 자세오차가 줄어들음을 알 수 있으며, 기저선이 수평을 유지하면 방위각오차가 양각오차에 비하여 작게 나타남을 보였다.

본 논문의 결과는 비행기, 배, 차량의 항법에 쉽게 적용될 수 있으며, 특히 저가의 범용 GPS수신기만으로 실시간으로 항체의 위치, 속도, 시각뿐 아니라 자세까지 측정할 수 있으므로 항법시스템의 구축에 사용될 수 있다. 또한 관성항법장치와의 결합으로 군용 항법시스템의 성능과 신뢰도를 향상시킬 수 있을 것으로 기대된다.

참고문헌

[1] Ashtech, "Three-dimensional attitude determination with the ashtech 3DF 24-channel GPS measurement system," Company Publication. 1991.
 [2] C. E. Cohen and B. W. Parkinson, "Expanding the performance envelope of GPS-based attitude determination," *Proceedings of ION GPS-91*. 1991.
 [3] Counselman, C. C, III and S. A. Gourevitch, "Miniature interferometer terminals for earth surveying: ambiguity and multipath with global positioning system," *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, vol. GE-19, no. 4, Oct., 1981.
 [4] A. El-Mowafy, *Kinematic Attitude Determination From GPS*. UCGE Reports #20074, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, Dec., 1994.
 [5] C. Erickson, "An analysis of ambiguity resolution techniques for rapid static GPS surveys using single frequency data," *Proceedings of ION GPS-92*. 1992.
 [6] H. Euler, and H. Landau, "Fast ambiguity resolution on-the-fly for real-time applications," *Proceedings*

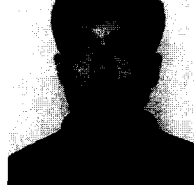
of the 6th International Symposium on Satellite Positioning, Columbus, Ohio, pp. 650-659. 1992.
 [7] E. Frei and G. Beutler, "Rapid static positioning based on the fast ambiguity resolution approach 'FARA' theory and first results," *Manuscripta Geodaetica*, vol. 15, pp. 325-356. 1990.
 [8] R. Hatch, "Instantaneous ambiguity resolution," *Proceedings of KIS Symposium*, Banff, Canada. 1990.
 [9] B. H. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger and J. Collins, *Global Positioning System Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien. 1993.
 [10] G. Lu, *Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination*, UCGE Reports #20073, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, Jan., 1995.
 [11] C. Park, I. Kim, J. G. Lee and G. I. Jee, "Efficient ambiguity resolution with constraints equation," *Proceedings of IEEE PLANS'96*, Atlanta, Georgia. 1996.
 [12] G. M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems- A Modern Synthesis*, Academic Press, San Diego. 1993.
 [13] P. J. G. Teunissen, "A new method for fast carrier phase ambiguity estimation," *Proceedings of IEEE Position, Location and Navigation Symposium*, Las Vegas, Nevada, pp. 562-573. 1994.
 [14] G. Wahba, "A least square estimate of spacecraft attitude," *SIAM Review*, vol. 7, no. 3, 1965.
 [15] 박찬식, 김일선, 이장규, 지규인, 김춘식, "GPS 반송파 위상을 이용한 정밀위치 측정실험," 제2회 GPS 워크샵논문집, 대전. 1995.
 [16] 지규인, 박찬식, 김일선, 이장규, "한국지역에서 측정된 GPS의 위치오차 분석," 국방과학연구소 제4차 유도무기 학술대회 논문집, 대전, pp. 233-239. 1994.

박 찬 식

1961년 10월 1일생. 1984년 서울대 공대 제어계측공학과 졸업. 1986년 동 대학원 제어계측공학과 석사. 1997년 동 대학원 제어계측공학과 박사. 1984년 3월~1997년 8월 삼성전자 수석연구원. 1997년 8월~현재 충북대학교 제어계측공학과

전임강사.

지 규 인



1959년 11월 24일생. 1982년 서울대 공대 제어계측공학과 학사. 1984년 서울대 대학원 제어계측공학과 석사. 1989년 Case Western Reserve University 시스템공학과 박사. 1990년 Rensselaer Polytechnic Institute 연구원. 1990년 9월~1992년 2월 강원대학교 제어계측공학과 전임강사. 1992년 3월~현재 건국대학교 전자공학과 부교수.

**이 장 규**

1946년 3월 28일생. 1971년 서울대 공대 전기공학과 졸업. 1974년 Univ. of Pittsburgh 전기공학과 졸업(석사). 1977년 Univ. of Pittsburgh 전기공학과 졸업(공학). 1977년 4월~1981년 6월 The Analytic Sciences Corporation 연구원 (Technical Staff). 1981년 6월~1982년 7월 Charles Stark Draper Laboratory 연구원(Technical Staff). 1982년 9월~현재 서울대 공대 제어계측공학과 교수. 1994년 12월~현재 서울대 자동제어특화연구센터 소장.

**이 영 재**

1958년 8월 31일생. 1982년 서울대 공대 항공우주공학과 학사. 1985년 서울대 대학원 항공우주공학과 석사. 1990년 University of Texas, Austin 항공우주공학과 박사. 1990년~1992년 University of Texas, Austin 항공우주공학과 연구원. 1992년 3월~현재 건국대학교 항공우주공학과 부교수.