

항공기용 지상 GPS 시스템의 송신안테나 최적배치 방법

임중수*, 채규수* 정회원

An Adoptable Deployment Method to the Transmitting Antennas of a Ground based GPS System for Aircraft

Joong-Soo Lim*, Gyoo-Soo Chae* Regular Member

요 약

본 논문에서는 공항에서 항공기를 위해서 사용하는 지상용 GPS 시스템의 송신안테나 최적배치 방법에 대해서 기술하였다. 항공기는 정확한 위치정보를 획득하기 위해서 위성 GPS 신호를 주로 사용하지만 기상변화나 재밍신호 등으로 인하여 위성으로부터 GPS 신호를 수신하지 못하는 경우에는 지상 GPS 시스템을 사용한다. 지상 GPS 시스템은 송신안테나의 위치에 따라서 위치정확도가 크게 달라진다. 본 연구에서는 지상 GPS 시스템의 송신안테나 배치에 따른 측위정확도(DOP)를 예측할 수 있는 알고리즘을 개발했으며, 12개의 안테나를 사용하여 지상에서 고도 10km까지 3차원 영역에 적용하여 DOP 2.5인 영역을 정확하게 도출하였다.

Key Words : dilution of precision(DOP), range error, satellite, navigation, transmitter, antenna, receiver

ABSTRACT

In this paper, we developed an adoptable deployment method to the transmitting antennas of a ground based GPS system for aircraft. Aircraft generally uses satellite providing GPS signals for accurate position information, but transfers to ground based GPS signals time to time due to jamming signals or bad weather. The position accuracy of the ground based GPS system is highly dependent on the number and position of the GPS transmitting antennas. In this research, we found an algorithm to predict the DOP due to the location of the GPS transmitting antennas and had an accurate DOP 2.5 area into 3-dimension from 0 to 10 km by 12 transmitting antennas.

I. 서 론

2000년 5월 미국 정부가 상업용 GPS(Global Positioning System) 위성의 정확도 감소 코드를 해제한 후에 항공산업에서 GPS 활용은 급속도로 증가하였다. 위성을 활용한 항법시스템 GNSS(Global Satellite Navigation System)은 미국의 GPS, 유럽의 GALILEO, 러시아의 GLONASS(GLObal'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema), 중국은 베이더우(北斗)와 같은 GNSS 시스템과 국가별 또는 지역별로 소수의 위성을 활용하여 구축한 정밀항법시스템인 WAAS(Wide Area Augmentation System)가 있다[1].

GPS 위성항법시스템은 지상으로부터 약 20,000km 높이에 있는 위성으로부터 송출 되는 신호를 사용하기 때문에 지상에 도달하는 신호세기는 매우 약하고 사용주파수와 변조방법 등의 신호체계가 공개되어 있기 때문에 전파방해에 매우 취약하

다. 따라서 최근에는 GPS 위성항법과 병행해서 위성항법시스템보다 재밍에 강한 새로운 항법 환경을 구축 할 필요성이 제기되고 있다[2].

위성에서 전파신호를 송신하는 것과 유사하게 지상에서 전파신호를 송신하는 항법시스템을 GBAS(Ground Based Navigation System)라고 한다. GBAS는 GPS위성에서 사용하는 주파수를 사용할 수도 있지만 GPS 재밍 등에 대비하기 위해서 별도의 주파수를 사용할 수도 있다. GBAS는 공항이나 항만, 주요 시설 보호지역에 설치한다[3].

미국의 연방항공청 (FAA: Federal Aviation Administration)에서 기상환경이나 지형환경이 나빠서 GPS 신호 수신이 어려운 알래스카 공항과 같은 6개 지역에 LAAS(Local Area Augmentation System)로 명명된 반경 30-40 km 영역에서 사용할 수 있는 GBAS 항법시스템을 건설 중에 있다[4]. 본 논문에서는 공항이나 항구에 LASS와 같은 지상 GPS 시스템을 설치하

*백석대학교 정보통신학부 초고주파연구실 (jslim@bu.ac.kr).

*교신저자 : 임중수(jslim@bu.ac.kr).

접수일자 : 2012년 11월 26일, 수정완료일자 : 2012년 11월 29일, 최종 게재확정일자 : 2012년 12월 3일

는 경우 요구되는 측위정확도(DOP: Dilution of Precision)를 만족하도록 송신안테나를 최적으로 배치하는 방법을 연구하였다.

그림 1은 공항에서 항공기가 위성 GPS 시스템과 지상 GPS 시스템을 병행해서 사용하는 개념도이다. 평소에는 항공기가 공항의 3차원 공간에서 GPS위성으로부터 신호를 받아서 자신의 위치 정보를 얻는다. 그러나 위성 GPS 신호가 자연재해 또는 전파방해(jamming)로 인해 수신이 안 될 경우에는 지상 GPS 신호를 수신하여 자신의 위치를 정보를 얻는다. 이 경우 지상에 설치하는 송신 안테나는 최소 4개 이상이 되어야하며 항공기의 비행영역, 지형고도, 요구 DOP 등을 고려하여 지상 안테나 수와 배치위치를 결정 한다.

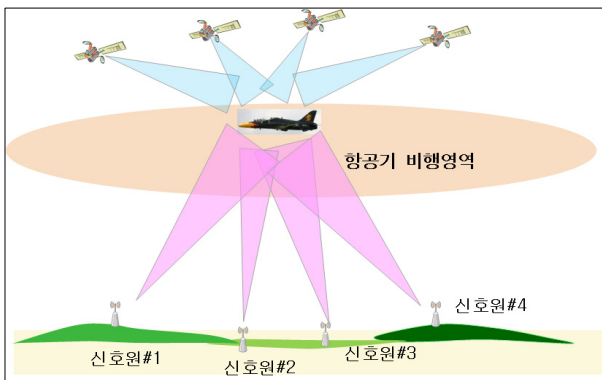


그림 1. 지상 GPS 시스템의 운용 개념도

II. 송신안테나 위치에 따른 DOP 계산

그림 2는 3차원 직각좌표계에 항공기와 신호원 송신안테나의 위치정보와 거리정보를 나타내고 있다.

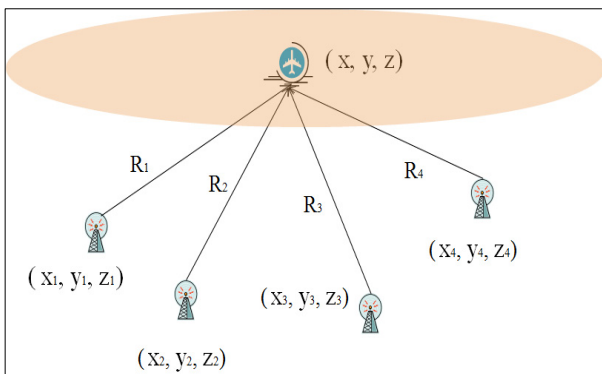


그림 2. 지상 GPS 시스템의 3차원 좌표계

그림 2에서 (x, y, z) 는 항공기의 실제 위치이며, (x_1, y_1, z_1) 는 1번 안테나의 위치, (x_2, y_2, z_2) 는 2번 안테나의 위치, (x_i, y_i, z_i) 는 i 번째 안테나의 위치이다. 따라서 항공기로부터 i 번째 안테나로 향하는 단위 벡터는 $(\frac{x_i-x}{R_i}, \frac{y_i-y}{R_i}, \frac{z_i-z}{R_i})$ 로 표시되며, 항공기에서 i 번째 안테나까

지의 거리 R_i 는 식 (1)과 같이 표시할 수 있다[4].

$$R_i = \sqrt{(x_i-x)^2 + (y_i-y)^2 + (z_i-z)^2}. \quad (1)$$

GPS 시스템에서는 항공기의 정확한 3차원 위치를 구하기 위해서는 최소 4개의 위성에서 송신하는 신호를 사용하여 항공기 위치 (x, y, z) 와 수신오차시간을 계산해야 한다. 지금까지 GPS 시스템에서 많이 사용하는 계산방법으로는 (1) closed-form solution (2) iterative techniques (3) Kalman filtering 등이 있으며, 현재는 두 번째 방법이 가장 많이 사용되고 있다.

그림 3은 지상 GPS 시스템에서 항공기의 정확한 위치를 계산하는 알고리즘을 보여주고 있다. 그림에서 항공기의 가상위치(pseudorange)를 (x_0, y_0, z_0) , 항공기의 실제위치를 (x, y, z) , 실제위치에 대한 가상위치까지의 거리오차를 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$ 라고 하면 항공기의 실제위치 (x, y, z) 는 $(x_0 + \Delta x, y_0 + \Delta y, z_0 + \Delta z)$ 로 표시할 수 있다.

그리고 i 번째 신호원(또는 송신안테나)로부터 항공기의 가상위치까지의 기하학적 거리를 D_i 라 하면 이는 식 (2)와 같이 표시할 수 있다. 또한 항공기에 설치된 수신기의 수신시간오차 δ_i 를 고려한 신호원으로부터 항공기까지의 거리를 ρ_o^i 라고하면 이것은 식 (3)과 같이 표시할 수 있다[4-5].

$$D_i = \sqrt{(x_i-x_0)^2 + (y_i-y_0)^2 + (z_i-z_0)^2}. \quad (2)$$

$$\rho_o^i = \sqrt{(x_i-x_0)^2 + (y_i-y_0)^2 + (z_i-z_0)^2} + c\delta_i. \quad (3)$$

따라서 i 번째 신호원으로부터 항공기의 실제위치까지의 거리 $R_i(t)$ 는 식 (1)과 (3)에 Taylor series를 적용하여 계산하면 다음과 같이 된다.

$$R_i(t) = \rho_o^i(t) - \frac{x_i(t)-x_0}{D_o^i(t)} \Delta x - \frac{y_i(t)-y_0}{D_o^i(t)} \Delta y - \frac{z_i(t)-z_0}{D_o^i(t)} \Delta z + c\delta_i(t) - c\delta(t). \quad (4)$$

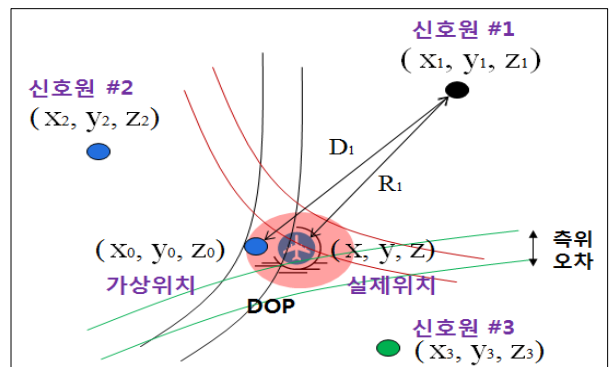


그림 3. 지상 GPS 시스템에서 항공기의 위치

식 (4)를 각 신호원에 대하여 정리하여 행렬식으로 나타내면 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{pmatrix} R_1(t) - \rho_o^1(t) - c\delta_1(t) \\ R_2(t) - \rho_o^2(t) - c\delta_2(t) \\ \vdots \\ R_n(t) - \rho_o^n(t) - c\delta_n(t) \end{pmatrix} = H \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ -c\delta(t) \end{pmatrix} \quad (5)$$

여기서, 4개의 신호원을 사용하는 경우에 대한 H 행렬은 식 (6)과 같이 표현되며, 식 (6)을 사용하여 측위 정확도를 구하면 식 (7)과 같다.

$$H = \begin{pmatrix} \frac{(x_1 - x_o)}{D_o^1(t)} & \frac{(y_1 - y_o)}{D_o^1(t)} & \frac{(z_1 - z_o)}{D_o^1(t)} \\ \frac{(x_2 - x_o)}{D_o^2(t)} & \frac{(y_2 - y_o)}{D_o^2(t)} & \frac{(z_2 - z_o)}{D_o^2(t)} \\ \frac{(x_3 - x_o)}{D_o^3(t)} & \frac{(y_3 - y_o)}{D_o^3(t)} & \frac{(z_3 - z_o)}{D_o^3(t)} \\ \frac{(x_4 - x_o)}{D_o^4(t)} & \frac{(y_4 - y_o)}{D_o^4(t)} & \frac{(z_4 - z_o)}{D_o^4(t)} \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$Q = (H^T H)^{-1} = \begin{pmatrix} d_{xx}^2 & d_{xy}^2 & d_{xz}^2 & d_{xt}^2 \\ d_{xy}^2 & d_{yy}^2 & d_{yz}^2 & d_{yt}^2 \\ d_{xz}^2 & d_{yz}^2 & d_{zz}^2 & d_{zt}^2 \\ d_{xt}^2 & d_{yt}^2 & d_{zt}^2 & d_{tt}^2 \end{pmatrix} \quad (7)$$

GPS의 측위정확도는 수평측위정확도 (HDOP: Horizontal DOP), 수직측위정확도(VDOP: Vertical DOP), 위치측위정확도(PDOP: Position DOP)로 구분하며 식 (7)의 측정값을 이용해서 다음 식과 같이 표시할 수 있다. 일반적으로 GPS 수신기는 4 개 이상의 GPS 신호가 수신되면 DOP가 최소화되는 신호조합을 선택하여 DOP를 계산하도록 설계되어 있다.

$$HDOP = \sqrt{d_x^2 + d_y^2} \quad (8)$$

$$VDOP = \sqrt{d_z^2} \quad (9)$$

$$PDOP = \sqrt{d_x^2 + d_y^2 + d_z^2} \quad (10)$$

III. 송신안테나 배치 구조 분석

GPS 시스템은 DOP를 계산할 때 도착시간차(TDOA: Time Difference of Arrival) 방식을 사용한다[6]. TDOA 방식을 사용하여 표적위치나 방향을 계측하는 경우 송수신 안테나의 배치모양에 따라 DOP가 달라진다. 안테나 배치형태에는 오목형, 볼록형, 지그재그형, 평형배열형 등이 있으며, 오목형 배치나 볼록형 배치는 특정지점의 DOP를 높이는 경우에 유리하고, 넓은 영역에 DOP를 높이기 위해서는 평형배열형이나 지그재그형 배치가 유리하다.

본 연구에서는 공항 주변의 넓은 비행영역에서 높은 DOP를 확보하기위해서 평형배열형 안테나 배치방식을 선택하였다. 그림 4는 3차원 직각좌표계에 안테나를 평형배열형으로 배치한 모양이다. x-축 방향으로 인접한 안테나 사이의 거리를 Δx로 y-축 방향으로 인접한 안테나 사이의 거리를 Δy로 정의하였다. 이 경우에는 x-축 방향으로 넓은 영역에 높은 HDOP가 형성되나 y-축 방향으로 좁은 영역에만 높은 HDOP가 형성된다. 평형배열형 배치에서 y-축 방향으로 넓은 범위에 높은 HDOP를 얻기 위해서는 Δx와 Δy의 변화에 대한 y-축 방향의 HDOP를 도출하는 관계식을 찾아야 한다.

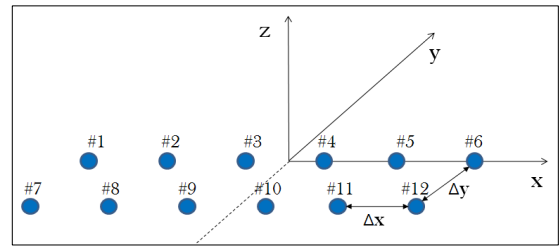


그림 4. GPS 시스템의 3차원 좌표계

그림 5는 그림 4의 안테나 배치에서 인접한 4개의 안테나 (#1, #4, #8, #9)를 선택하고 Δx를 28 km, Δy를 12 km로 하여서 측위오차를 계산하고, HDOP가 2.5이하가 되는 영역을 도시하였다. HDOP 2.5이하인 영역을 4개 안테나의 중심에서 고도 4~10 km 구간(10 km 고도를 기준으로 0 ~ -6 km)에서 도시한 결과 좌우가 대칭이고 고도가 높아지면 HDOP 영역은 좁아지는 원뿔 모양이 되는 것을 알 수 있다.

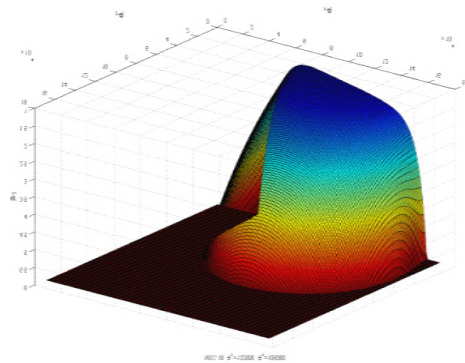


그림 5. 4개 안테나 사용시 HDOP 2.5 영역

Δx와 Δy의 변화에 대한 y-축 방향의 HDOP를 도출하는 관계식을 찾기 위해서 그림 4에서 12개의 안테나를 사용하여 여러 가지 모사를 실시하였다. 특히 공항에서 요구되는 항공기의 고도가 10 km 이하이므로 고도 10 km에서 x-y 평면상의 HDOP 영역을 분석한다.

그림 6은 Δx=20 km, Δy=20 km로 배치했을 때, 고도 10 km에서 x-y 단면의 HDOP≤2.5인 영역이다. 최외각선은 HDOP=2.5이며, 0.2도 간격으로 등고선이 그려져 있다. 이 때 HDOP≤2.5 인 가로영역은 99.2 km, 세로영역은 99.4 km이다. 특히 1열 안테나 배열선의 중앙에서 안테나 외부로 세로영역

최대거리를 D_y 로 정의하면 그 크기는 39.7 km이다.

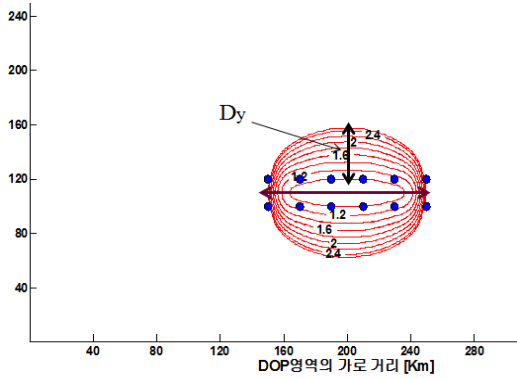


그림 6. 12개 안테나의 HDOP 2.5 영역($\Delta x=20$ km, $\Delta y=20$ km)
 HDOP ≤ 2.5 가로영역 : 99.2 km
 HDOP ≤ 2.5 Dy 영역 : 39.7 km

그림 7은 $\Delta x=20$ km, $\Delta y=40$ km로 했을 때, 고도 10 km 에서 x-y 단면의 HDOP ≤ 2.5 인 영역을 나타낸다. 이 때 HDOP ≤ 2.5 인 가로영역은 100.8 km, Dy 영역은 41.2 km 이다.

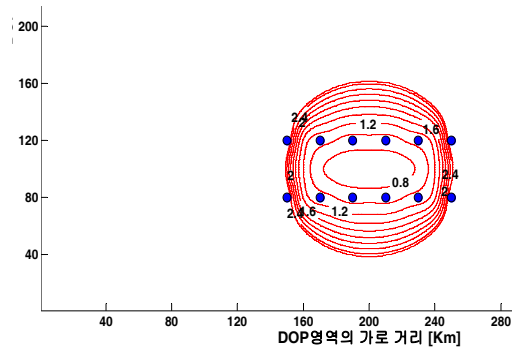


그림 7. 12개 안테나의 HDOP 2.5 영역($\Delta x=20$ km, $\Delta y=40$ km)
 HDOP ≤ 2.5 가로영역 : 100.8 km
 HDOP ≤ 2.5 Dy 영역 : 41.2 km

그림 8은 $\Delta x=20$ km, $\Delta y=60$ km로 했을 때, 고도 10 km에서 x-y 단면의 HDOP ≤ 2.5 인 영역을 나타낸다. 이 때 HDOP ≤ 2.5 인 가로영역은 100.8 km, Dy 영역은 41.2 km 이다.

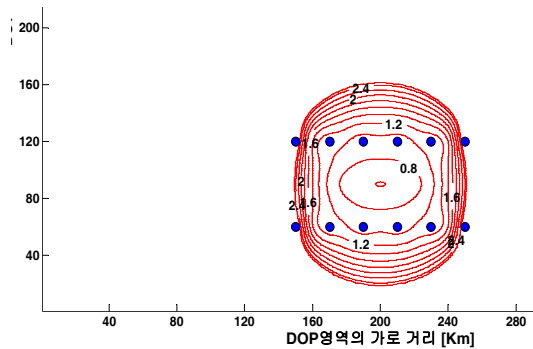


그림 8. 12개 안테나의 HDOP 2.5 영역($\Delta x=20$ km, $\Delta y=60$ km)
 HDOP ≤ 2.5 가로영역 : 100.8 km
 HDOP ≤ 2.5 Dy 영역 : 41.2 km

그림 6, 7, 8을 분석해보면 Δx 가 20 km인 경우, Δy 가 20, 40, 60 km로 변화하여도 D_y 영역은 거의 일정한 것을 알 수 있다. 따라서 $\Delta x \leq \Delta y$ 인 영역에서는 D_y 가 포화함수 형태로 되는 것을 알 수 있다.

IV. HDOP 분석 결과

그림 9는 그림 6, 7, 8의 결과를 바탕으로 $\Delta x=20$ km인 경우 Δy 를 0-60 km로 변화시키면서 1열 안테나 배열선 중앙에서 최대 HDOP 2.5 위치까지의 거리 D_y 의 변화를 분석하였다. $\Delta x > \Delta y$ 인 경우에는 $D_y \approx 2.0\Delta x$ 형태로 Δy 값이 증가하다가 $\Delta x \leq \Delta y$ 인 경우에 D_y 의 최대치에 가까워져서 포화함수 형태로 되는 것을 볼 수 있다.

그림 10은 그림 9의 경우를 일반화한 것으로 Δx 를 20, 30, 40, 50, 60 km로 일정하게 설정한 경우에 대해서 Δy 를 0-60 km로 변화시키면서 Δy 와 D_y 의 관계를 분석하였다. 여기에서도 $\Delta x > \Delta y$ 인 경우에는 $D_y \approx 2.0\Delta x$ 형태로 Δy 값이 증가하다가 $\Delta x \leq \Delta y$ 인 경우에는 D_y 의 최대치에 가까워져서 포화함수 형태로 되는 것을 볼 수 있다.

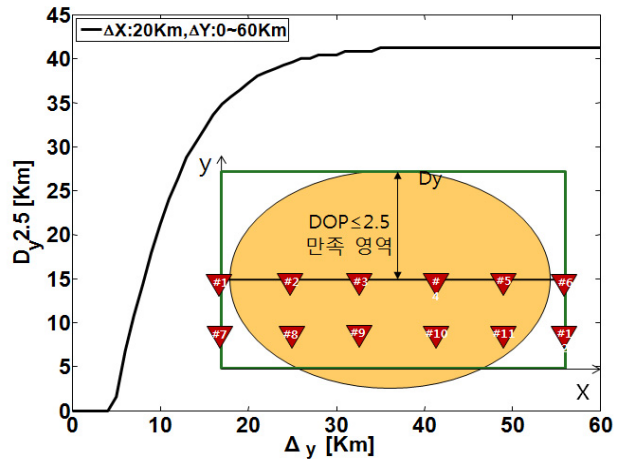


그림 9. Dy 크기($\Delta x=20$ km, $\Delta y=0\sim 60$ km)

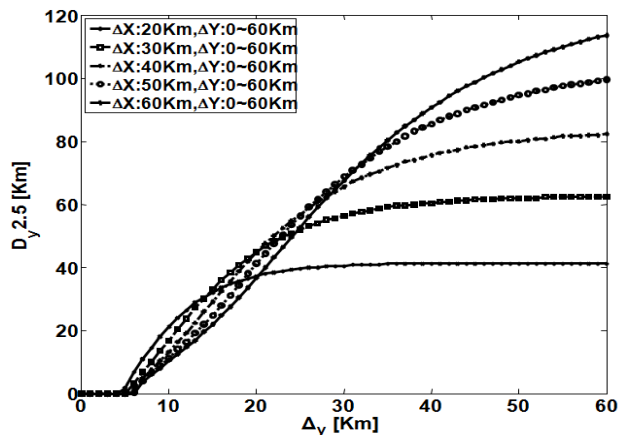


그림 10. Dy 크기($\Delta x=20\sim 60$ km, $\Delta y=0\sim 60$ km)

V. 결론

본 논문에서는 지상 GPS 시스템의 안테나 배치형태에 따른 HDOP을 분석하였으며 특히 공항과 같은 지역에서 높은 HDOP를 얻을 수 있는 안테나 배치 방법을 발견하였다. 공항 주변에 2선 평행배열 형태로 안테나를 배치할 때, $\Delta x > \Delta y$ 인 경우에는 $Dy \cong 2.0\Delta x$ 형태로 Dy 값이 증가하고 $\Delta x \leq \Delta y$ 인 경우에는 Dy 의 최대치에 가까워져서 포화함수 형태로 되는 것을 확인하였다. 이러한 결과는 지상 GPS 시스템에서 일정고도에서 높은 HDOP 영역을 확보할 수 있는 중요한 기준이 되며, 효과적으로 안테나를 배치할 수 있게 되었다.

특히 본 논문에서는 고도 10 km에서 HDOP 2.5인 영역을 계산하는 알고리즘을 완료했으며, Δx 가 20 km인 경우에 Δy 를 20 km로 하면 Dy 를 기준으로 약 40 km의 HDOP 2.5 영역이 확보되는 것을 확인하였으며 이러한 연구결과는 다양한 항법 시스템의 안테나 배치에 매우 유용하게 사용될 것으로 판단된다.

참고 문헌

- [1] Shau-Shiun Jan, G. Demoz, and Per Enge, "Improving GPS-Based Landing System Performance using an Empirical Barometric Altimeter Confidence Bound," IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, vol. 44, no. 1, pp. 127-130, 2008.
- [2] Yakup Ozkazanc, "Jamming of GPS Receiver," Proceeding of the 12th Signal Processing and Communications Applications Conference, pp. 747-750, 2004.
- [3] D. Odijk and F. Kleijer, "Can GPS be used for Location Based Services at Schiphol Airport, the Netherland?," Proceeding of the 5th Workshop on Positioning, Navigation and Communication, pp. 143-150, 2008.
- [4] R. P. M. Ruggieri, Applied Satellite Navigation using GPS, Galileo, and Augmentation Systems, Artech House, 2005, pp. 30-34.
- [5] R. O. Nielsen, "Relationship between dilution of precision for point positioning and for relative positioning with GPS," IEEE Trans. on Aerospace and Electronics Systems, vol. 33, no. 1, pp. 333-338, Jan., 1997.
- [6] Ju-Yong Do, M. Rabinwitz, and Per Enge, "Performance of Hybrid Positioning System Combining GPS and Television Signals," 2006 IEEE Position, Location, And Navigation Symposium, pp. 556-564, April, 2006.

저자

임 중 수(Joong-Soo Lim)



- 1978년 2월 : 경북대학교 전자공학과 졸업 (공학사)
 - 1994년 3월 : 미국 Auburn 대학교 E.E 대학원졸업(공학박사)
 - 1994년 3월 ~ 03년 2월 : 국방과학연구소 책임연구원/전파기술팀장
 - 2003년 3월 ~ 현재 : 백석대학교 정보통신학부 교수
 - 2007년 1월 ~ 현재 : 한국군사과학기술학회 평의원
 - 2011년 1월 ~ 현재 : 통신위성우주산업연구회 이사
- <관심분야> : 위성통신, 전파전파, 전자파 이론, 전자전

정희원

채 규 수(Gyoo-Soo Chae)



- 1993년 2월 : 경북대학교 전자공학과 졸업 (공학사)
 - 1995년 2월 : 경북대학교 전자공학과 대학원졸업 (공학석사)
 - 2000년 12월 : Virginia Tech. E.E 대학원졸업(공학박사)
 - 2003년 3월 ~ 현재 : 백석대학교 정보통신학부 교수
- <관심분야> : 위성통신, 전파전파, 안테나 설계.