궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

安榮燮* · 金東一**

Position Fixing Method in Search and Rescue System with an Orbiting Satellite

Young-Sub Ahn · Dong-Il Kim

目 次

1. 서 론
2. EPIRB 위치결정법
 2.1 측위시스템의 구성과 위치계측의 원리
 2.2 EPIRB위치 계산법
  2.2.1 개략위치의 산출
  2.2.2 최확위치의 결정
3. 시뮬레이션
 3.1 송신주파수의 작성과 시뮬레이션 방법
 3.2 시뮬레이션의 결과
  3.2.1 송신주파수의 OFF-SET에 의한 측위오차
  3.2.2 송신주파수의 드리프트에 의한 측위오차
4. 검토 및 관찰
 4.1 측위오차의 평가
 4.2 본 시스템에 관한 관찰
5. 결 론
參考文獻
附 錄

Abstract

A satellite-aided search and rescue system is expected for its many advantages of global coverage, instantaneousness and low cost.

In this paper a calculation method is proposed, by which a position of distress can be determined with doppler frequency received through an orbital satellite.

First, an algorithm and program is developed for calculating the position of distress with the received

* 正會員, 木浦海洋專門大學

** 正會員, 韓國海洋大學

doppler frequency of EPIRB(Emergency Position Indicating Radio Beacon) with the least square method. Then, position error caused by the drift of the transmitting frequency is evaluated. The evaluation is made by the simulation using NNSS satellite orbital elements and varying position of EPIRB, numbers of Doppler data and magnitudes of various errors.

As the result, the availability of this program for a satellite－aided search and rescue system is confirmed and the bounds of expected positioning accuracy is clarified.

1. 序 論

현재 수색·구조를 위한 통보 및 측위 시스템은 중파대 및 VHF대의 전파를 사용하고 있으며, 이 시스템에서 사용되는 비상위치표시용 무선표지(EPIRB, Emergency Position Indicating Radio Beacon)에는 선박용의 2.182kHz 전파를 이용하는 조난신호자동발신기와 항공기용의 121.5/243MHz를 사용하는 비상위치송신기 (ELT, Emergency Location Transmitter)가 있다. 그러나, 이들의 신호도달거리는 전자가 약 50마일(약90km), 후자가 가시거리 이내로 모두 근거리이므로 시스템의 유효범위도 아주 제한되어 있다. 뿐만아니라 측위 정도도 전파가 도래하는 방향으로부터 위치를 구하기 때문에 상당히 떨어진다.

그러므로 이와같은 결점을 해결하기 위한 수단으로 인공위성을 이용한 수색·구조 시스템이 세계적으로 주목을 받아왔고, 또한 이 시스템은 유효범위를 전 세계로 하여 조난신호의 발신 위치를 수km의 오차로 구할 수 있어 신뢰성, 응답시간, 구조경비 등의 점에서 현재의 시스템보다 훨씬 우수할 것으로 기대된다.[1) 3)]

한편, 위성을 이용한 수색·구조 시스템용으로 406～406.1MHz의 100kHz폭이 국제적으로 할당되어 있고 송신출력 5W로 위성을 경유해서 조난신호를 지상국에 전송하도록 되어 있다[4)]. 또, 국제해사위성기구(INMARSAT, International Maritime Satellite Organization)에서는 위성을 이용한 초기의 EPIRB업무는 선박용으로 할당된 L band (1.6 GHz)로 공급하도록 결정했으며, 이와같이 해서 위성을 이용한 수색·구조 시스템의 개발이 각종 국제기구 및 많은 국가에서 검토되어 오고있다[1)].

위성을 이용한 수색·구조 시스템은 크게 나누어 정지위성 즉, 적도상에서 지구의 자전과 같은 방향으로 회전하는 원궤도의 위성을 띄워 그 고도를 적당히 하면 위성은 지구의 자전과 같은 속도, 즉 주기 24시간의 위성이 되고 적도상공의 한점에 정지하여 보이는데 이와같은 정지위성을 이용하는 것과[5)] 극 상공을 통과하는 궤도경사각이 큰 궤도위성을 이용하는 것을 생각할 수 있으나, 본 논문에서는 궤도위성을 이용하고 도플러효과를 이용하여 수색·구조 시스템의 측위계산법에 관하여 연구를 하였으며, EPIRB와 위성간의 거리변화율에 대해 최소자승법을 적용해 EPIBR의 최확치를 구하는 방법을 개발하고, 그 타당성을 검토하기 위해 NNSS위성 궤도정보를 이용하여 송신주파수가 random하게 변동하는 경우 등의 예를 시뮬레이션을 행하여 확인하였다.

2. EPIRB 위치결정법

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에서는 EPIRB로 부터의 조난신호 주파수의 도플러 효과를 이용하여 EPIRB위치를 계산에 의해 구하게 되며 다음 두가지 시스템이 있다.

첫째는, EPIRB로부터의 조난신호를 위성에서 수신할 때의 수신 주파수의 도플러 시프트(Doppler shift)를 이용하는 것으로, 위성에서 그 도플러 주파수를 측정해 그 결과를 부호화 해서 지상국에 송신하고 지상국에서 해독해 측위계산을 행하는 것과 위성에서 수신한 EPIRB로부터의 조난신호를 Base band(도플러 주파수 포함)로 떨어뜨려, 거기서 하향의 반송파를 변조하고 지상국에서 복조해 상향의 도플러 주파수를 구해 측위계산을 행하는 것이다.

둘째는, 위성은 단순한 중계기의 구실로 EPIRB로부터의 조난신호는 위성에서 단지 주파수 변환되어서 지상국에 송신되고, 따라서 EPIRB로부터의 조난신호는 EPIRB로부터 위성 및 위성으로부터 지상국에서의 2중의 도플러 효과를 받게 되는데 이것으로부터 계산에 의해 직접 EPIRB위치를 구한다.

계산방법은 양 시스템이 모두 같으나 본 연구에서는 둘째방법을 택해 측위 계산을 하였으며, 간단히 설명하면 최소자승법을 사용해 EPIRB의 최확치를 구하는 것이다.

2.1 측위시스템의 구성과 위치계측의 원리

본 측위 시스템의 구성을 Fig. 2.1에 표시한다.

우선 하나의 위성궤도를 설정하고 지구상에 있는 송신기로 부터 발사된 전파를 위성에서 수신하면 송신기와 위성간의 거리변화율에 따라서 수신 주파수는 시시각각 도플러 시프트를 받게되고, 이와 같이 해서 얻은 도플러 곡선은 송신기의 위치에 따라 다르게 되며, 이 송신기와 도플러 곡선의 대응은 1 : 1이 된다.

따라서 위성궤도가 결정되고 도플러 곡선이 얻어지면 대응한 송신기의 위치가 구해지는데 이것이 관측된 도플러 주파수로부터 EPIRB위치를 구하는 위치계측 원리가 된다.[2]

다음에 구체적으로 계산법에 대해 기술한다.

EPIRB와 위성간의 거리변화율 $\dot{R}_1$와 도플러 곡선과는 1 : 1로 대응하고 있으며 여기서 거리변화율 $\dot{R}$에 대하여 최소자승법을 적용하고 있다.

EPIRB 송신주파수 f_1과 위성에서 수신된 주파수 f_1'사이에는 EPIRB와 위성간의 거리변화율을 $\dot{R}_1(t_k)$, 광속을 c라 하면

$$f_1' = f_1\{1-\dot{R}_1(t_K)/c\} \qquad (2.1)$$

의 관계가 된다.

또, 같은 방법으로 위성에서 중계된 주파수 f_2와 지상국에서 수신한 주파수 f_2'사이에는 위성과 지상국과의 거리변화율을 $\dot{R}_2(t_k)$라 하면

$$f_2' = f_2\{1-\dot{R}_2(t_K)/c\} \qquad (2.2)$$

가 된다.

위성, 지상국에 있어서 주파수 변환은 다음 식으로 나타낸다.

$$f_2 = f_1' + f_{os} \qquad (2.3)$$

$$f_3(t_K) = f_2' + f_{oe} \qquad (2.4)$$

여기서, f_1, f_{os}, f_{oe}는 고정값이고, $\dot{R}_2(t_k)$는 위성위치가 결정되면 얻어지고, 따라서 (2.1)~(2.4)식으로 부터 EPIRB와 위성간의 거리변화율 $\dot{R}_1(t_k)$는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{R}_1^0(tk) = \frac{-c\{f_3(t_K)-f_{oe}-f_1-f_{os}\}-\dot{R}_2(t_K)(f_1+f_{os})}{f_1\{1-\dot{R}_2(t_K)/c\}} \qquad (2.5)$$

여기서 견문자 o 는 관측치로 부터 구해진 것을 나타낸다.

또, EPIRB의 추측위치가 어떤 방법(2. 2. 1에서 후술함)으로 얻어지면 수식적으로 EPIRB와 위성간의 거리변화율 $\dot{R}_1^c(t_k)$가 얻어진다. 견문자 c는 수식적으로 구해진 것을 나타내고, 이 $\dot{R}_1^c(t_k)$와 $\dot{R}_1^o(t_k)$로 부터 최소자승법에 의해 보정량이 결정될 수 있는 허용 범위로 수렴할 때까지 반복계산해서 EPIRB개략위치의 보정량($\triangle\varphi$, $\triangle\lambda$)을 구해 EPIRB의 최확치를 결정한다.

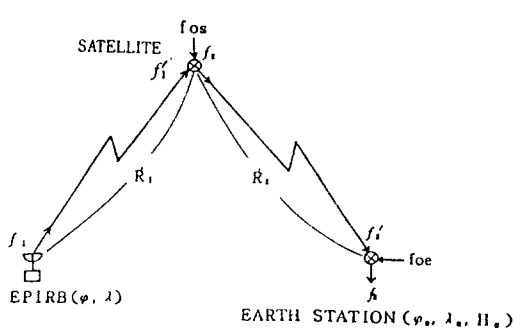


Fig. 2. 1 System of finding EPIRB position

2.2 EPIRB위치 계산법

먼저 측정 데이터 $f_3(t_k)$, 위성의 궤도요소 등의 데이터를 읽어서, 얻어진 측정 데이터 $f_3(t_k)$의 각 시각 t_k(K=1,2,……N)에 대해 위성의 위치, 속도를 궤도 요소 등의 데이터로 부터 구한다[3](부록1참조).

위성의 위치, 속도를 지구에 고정된 직교좌표계로 나타내면 위성과 지상국간의 거리변화율 $\dot{R}_2(t_k)$는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{R}_2(t_K) = \frac{(X_s(t_K)-X_e)\dot{X}_s(t_K)+(Y_s(t_K)-\dot{Y}_s(t_K)+(Z_s(t_K)-Z_e)\dot{Z}_s(t_K)}{R_2(t_K)} \quad (2.6)$$

$$R_2(t_K) = [\{X_s(t_K)-X_e\}^2 + \{Y_s(t_K)-Y_e\}^2 + \{Z_s(t_K)-Z_e\}^2]^{\frac{1}{2}} \quad (2.7)$$

여기서 $(X_2(t_k),Y_s(t_k),Z_s(t_k))$, $(\dot{X}_s(t_k),\dot{Y}_s(t_k),\dot{Z}_s(t_k))$ 및 (X_e, Y_e, Z_e)는 위성의 위치, 속도 및 지상국의 직교좌표 성분이다. 지상국의 위치는 위도, 경도, 고도로 주어지나 부록 2 에 따라 직교좌표계로 변환했다. 또한 EPIRB의 개략위치(φ_0, λ_0)를 어떤 방법(2. 2. 1에서 후술함)으로 얻을 수 있으면 위성의 위치, 속도는 이미 알 수 있으므로 EPIRB와 위성간의 수식에 의한 거리변화율 $\dot{R}_1^c(t_k)$는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\dot{R}_1^c(t_K) = \frac{\{X_s(t_K)-X\}\dot{X}_s(tk) + \{Y_s(t_K)-Y\}\dot{Y}_s(t_K) + \{Z_s(t_K)-Z\}\dot{Z}_s(t_K)}{R_1^c(t_K)} \quad (2.8)$$

$$R_1^c(t_K) = [\{X_s(t_K)-X\}^2 + \{Y_s(t_K)-Y\}^2 + \{Z_s(t_K)-Z\}^2]^{\frac{1}{2}} \quad (2.9)$$

여기서 (X, Y, Z)는 EPIRB의 개략위치(φ_0, λ_0)로 부록2에 따라 직교좌표로 변환한 값이다. 따라서 (2.5)식으로 구한 EPIRB와 위성간의 거리 변화율 $\dot{R}_1^c(t_k)$와 (2.8)식으로 구한 거리 변화율 $\dot{R}_1^c(t_k)$로부터 최소자승법에 의해 보정량이 결정될 수 있는 허용범위로 수렴할 때 까지 반복 계산해서 EPIRB개략위치의 보정량($\triangle\varphi$, $\triangle\lambda$)를 구해 EEPIRB의 최확치를 구한다. 그러나 이 경우에는 EPIRB의 개략위치를 전혀 알 수 없으므로, 최소자승법의 초기치로서 필요한 EPIRB의 개략위치를 구하지 않으면 아니된다.

2.2.1 개략위치의 산출

얻어진 도플러 곡선의 변곡점으로부터 위성이 EPIRB에 가장 접근한 시각을, 그리고 그 점에 대한 기울기로부터 그때 EPIRB와 위성간의 거리를 구하는 방법으로 이것은 도플러 곡선의 미분치를 측정하여 구할 수 있으나, 변곡점을 포함한 도플러 곡선을 얻어야 하는 등 문제점이 많다. 따라서 본 논문에서는 얻어진 데이터로부터 그럴듯한 도플러 곡선을 추정해서 이것으로부터 위성최접근시의 시각 t_c와 그때의 EPIRB와 위성간의 거리 D_c의 근사치를 구해 기하학적으로 EPIRB의 위치를 구하는 방법을 제안 한다.

EPIRB로 부터의 위성에의 상향 도플러 주파수 $\triangle f(t_k)$는 측정데이터로부터 다음 식으로 구해진다.

$$\triangle f(t_K) = \frac{\dot{R}_2(t_K)\ f_{os} + c\{f_3(t_K) - f_{oe} - f_{os}\}}{c - \dot{R}_2(t_K)} - f_1 \quad (2.10)$$

여기서, 편의상 위성은 남북방향, 즉 경선을 따라 운동하고 있다고 가정하면 도플러 주파수는 부록3에 따라 다음 식으로 표현된다.

$$F(t:a_1,a_2,a_3,a_4) = \frac{a_1 \sin\{n(t-a_3)\}}{[a_2-\cos\{n(t-a_3)\}]^{\frac{1}{2}}} + a_4 \qquad (2.11)$$

(2.11)식의 계수 a_1~a_4를 (2.10)식에서 얻어진 도플러 주파수에 가장 잘 합치하도록 결정하면 부록3에 표시한 것과 같이 위성최접근시의 시각t_c와 그때의 EPIRB와 위성간의 거리 D_c는

$$t_c = a_3 \qquad (2.12)$$

$$D_c = \left(\frac{(a_2-1)(r_s^2 + r_e^2)}{a_2}\right)^{\frac{1}{2}} \qquad (2.13)$$

이 된다.

계수 a_1~a_4를 결정하는 방법은 (2.11)식과 관측치로부터 구한 도플러 주파수 $\triangle f(t_k)$((2.10)식)와의 2승오차 E_r

$$E_r = \sum_{K=1}^{N} \{F(t_K;a_1,a_2,a_3,a_4) - \triangle f(t_K)\}^2 \qquad (2.14)$$

을 최소로 하는 최소자승 추정이 된다. 이것은 비선형 최적화 문제가 되고 이를 푸는 방법은 여러 가지가 있으나, 본 논문에서는 최대경사법(gradient method)을 이용하여 a_1~a_4의 최적치를 구하기로 한다.[5]

편미계수 $\partial E_r/\partial a_i$는 (2.14)식으로 부터 다음과 같다.

$$\partial E_r/\partial a_i = 2 \sum_{K=1}^{N} [\{F(t_K;a_1,a_2,a_3,a_4) - \triangle f(t_K)\}\,\partial F_k/\partial a_i] \quad (i = 1, \cdots 4)$$

여기서,

$$\frac{\partial F_K}{\partial a_1} = \frac{\sin\{n(t_K-a_3)\}}{[a_2-\cos\{n(t_K-a_3)\}]^{\frac{1}{2}}} \qquad (2.16)$$

$$\frac{\partial F_K}{\partial a_2} = \frac{-a_1 \sin\{n(t_K-a_3)\}}{2[a_2-\cos\{n(t_K-a_3)\}]^{3/2}} \qquad (2.17)$$

$$\frac{\partial F_K}{\partial a_3} = \frac{a_1 n([a_2-\cos\{n(t_K-a_3)\}]^2 + 1 - a_2^2)}{2[a_2-\cos\{n(t_K-a_3)\}]^{3/2}} \qquad (2.18)$$

$$\frac{\partial F_K}{\partial a_4} = 1 \qquad (2.19)$$

계수 a_1~a_4의 초기치 a_{10}, a_{20}, a_{30}, a_{40}는 본 프로 그램에서 다음과 같이 부여했다.

$$a_{10} = -\frac{f_1 n(r_{so}^2 + r_e^2 - D_{co}^2)^{1/2}}{2c} \qquad (2.20)$$

$$a_{20} = \frac{r_{so}^2 + r_e^2}{r_{so}^2 + r_e^2 - D_{co}^2} \tag{2.21}$$

$$a_{30} = \begin{cases} t_1 + \dfrac{\{a_{40} - \triangle f(t_1)\}(t_N - t_1)}{\triangle f(t_N) - \triangle f(t_1)} & \cdot \{\triangle f(t_1) - a_{40}\}\{\triangle f(t_N) - a_{40}\} < 0 \text{일때} \\ \dfrac{\triangle f^2(t_1)\, t_N - \triangle f^2(t_N) t_1}{\triangle f^2(t_1) - \triangle f^2(t_N)} & \cdot \{\triangle f(t_1) - a_{40}\}\{\triangle f(t_N) - a_{40}\} > 0 \text{일때} \end{cases}$$

$$a_{40} = 0 \tag{2.23}$$

단

$$\begin{cases} r_{so} = a \\ D_{co} = \dfrac{D_{c\,max} + D_{c\,min}}{2} \\ D_{c\,max} = (r_{so}^2 - r_e^2)^{1/2} \\ D_{c\,min} = r_{so} - r_e \end{cases} \tag{2.24}$$

우선 t_c에 있어서의 위성의 위치 〔$X_s(t_c)$, $Y_s(t_c)$, $Z_s(t_c)$〕를 궤도 요소 등으로 구하면 위성직하점의 위도 φ_s, 경도 λ_s는 대략 다음과 같다.

$$\varphi_s = \sin^{-1} \frac{Z_s(t_c)}{r_s} \tag{2.25}$$

$$\lambda_s = \begin{cases} \cos^{-1} \left\{ \dfrac{X_s(t_c)}{\sqrt{X_s^2(t_c) + Y_s^2(t_c)}} \right\}, & Y_s \geq 0 \\ 2\pi - \cos^{-1} \left\{ \dfrac{X_s(t_c)}{\sqrt{X_s^2(t_c) + Y_s^2(t_c)}} \right\}, & Y_s < 0 \end{cases} \tag{2.26}$$

여기서, $r_s = \{ X_s^2(t_c) + Y_s^2(t_c) + Z_s^2(t_c)\}^{1/2}$ (2.27)

Fig. 2.2에서 구면삼각형 ABC의 변 α, β를 radian으로 나타내면,

$$\alpha = \cos^{-1} \frac{r_s^2 + r_e^2 - D_c^2}{2 r_s r_e} \tag{2.28}$$

$$\beta = \frac{\pi}{2} - \varphi_s \tag{2.29}$$

또, 구면삼각형 ABC는 ∠ C가 직각이므로

$$\cos\gamma = \cos\alpha \cdot \cos\beta \tag{2.30}$$

따라서,

$$\gamma = \cos^{-1} \{ \frac{r_s^2 + r_e^2 - D_c^2}{2 r_s r_e} \cos(\frac{\pi}{2} - \varphi_s)\} \tag{2.31}$$

또, 정현법칙으로부터

$$\sin A = \frac{\sin\alpha}{\sin\gamma} \tag{2.32}$$

따라서,

$$A = \sin^{-1}\left(\frac{\sin\alpha}{\sin\gamma}\right) \qquad (2.33)$$

그러므로 Fig·22에서 EPIRB의 개략위치 (φ_0, λ_0)는

$$\varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \gamma \qquad (2.34)$$
$$\lambda_0 = \lambda_s + A$$

또는,

$$\varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \gamma \qquad (2.35)$$
$$\lambda_0 = \lambda_s - A$$

가 된다.[8]

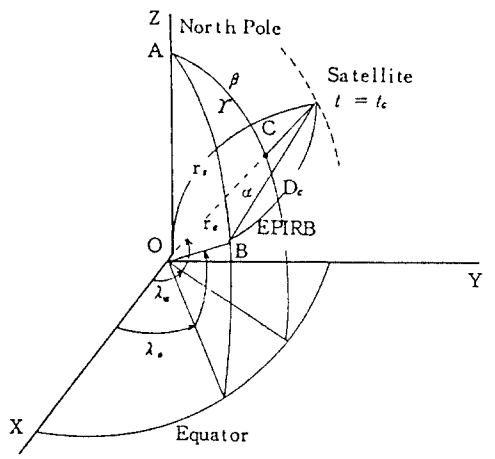


Fig. 2.2 Diagram between EPIRB & Satellite

2.2.2 최확위치의 결정

앞에서 EPIRB의 개략위치를 구하는 방법에 대해 서술했으나 근사에 의한 것이므로 대단히 거칠게 된다. 따라서 그 대략의 값을 초기치로 하여 보다 더 정확한 EPIRB의 추측위치를 구하는 방법에 대해 기술한다.

관측치로부터 구한 거리변화율 $\dot{R}_i^o(t_k)$와 EPIRB의 개략위치로부터 구한 거리변화율 $\dot{R}_i^c(t_k)$를 사용해 최소자승법으로 EPIRB 개략 위치의 보정량 $\triangle\varphi$, $\triangle\lambda$ 및 bias의 보정량 $\triangle B$를 구한다.

오차함수 $\triangle\dot{R}_1$를

$$\triangle\dot{R}_1 = \dot{R}_1^0 - \dot{R}_1^c - B \qquad (2.36)$$

로 나타내면 위도, 경도, bias의 추정치 φ_0, λ_0, B_0에 대해서

$$0 = \triangle\dot{R}_1(\varphi_0, \lambda_0, B_0) + \frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial\varphi}\triangle\varphi + \frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial\lambda}\triangle\lambda + \frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial B}\triangle B + \cdots\cdots \qquad (37)$$

(2·36)식에서

$$\frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial\varphi} = -\frac{\partial\dot{R}_1^c}{\partial\varphi} \qquad (2.38)$$

$$\frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial\lambda} = -\frac{\partial\dot{R}_1^c}{\partial\lambda} \qquad (2.39)$$

$$\frac{\partial(\triangle\dot{R}_1)}{\partial B} = -1 \qquad (3.40)$$

로 되기 때문에 평가함수 E는

$$E = \sum_{K=1}^{N}\left(\dot{R}_1^0 - \dot{R}_1^c - B - \frac{\partial\dot{R}_1^c}{\partial\varphi}\triangle\varphi - \frac{\partial\dot{R}_1^c}{\partial\lambda}\triangle\lambda - \triangle B\right)^2 i \qquad (2.41)$$

이 된다.
따라서

$$\frac{\partial E}{\partial(\triangle\varphi)} = 0$$

$$\frac{\partial E}{\partial(\triangle\lambda)} = 0 \qquad (42)$$

$$\frac{\partial E}{\partial(\triangle B)} = 0$$

로 놓으면 보정량 $\triangle\varphi$, $\triangle\lambda$, $\triangle B$는 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} \triangle\varphi \\ \triangle\lambda \\ \triangle B \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} P_{11} & P_{12} & P_{13} \\ P_{21} & P_{22} & P_{23} \\ P_{31} & P_{32} & P_{33} \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{pmatrix} \qquad (2.43)$$

여기서

$$P_{11} = \sum_{K=1}^{N} \left\{\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\varphi}\right\}^2 \qquad (2.44)$$

$$P_{12} = \sum_{K=1}^{N} \left\{\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\varphi} \cdot \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\lambda}\right\} \qquad (2.45)$$

$$P_{13} = \sum_{K=1}^{N} \left\{\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\varphi}\right\} \qquad (2.46)$$

$$P_{21} = P_{12} \qquad (2.47)$$

$$P_{22} = \sum_{K=1}^{N} \left\{\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\lambda}\right\}^2 \qquad (2.48)$$

$$P_{23} = \sum_{K=1}^{N} \left\{\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial\lambda}\right\} \qquad (2.49)$$

$$P_{31} = P_{13} \qquad (2.50)$$

$$P_{32} = P_{23} \qquad (2.51)$$

$$P_{33} = N \tag{2.52}$$

$$q_1 = \sum_{K=1}^{N} \left[\{ \dot{R}_i^0(t_K) - \dot{R}_i^c(t_K) - B \} \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial \varphi} \right] \tag{2.53}$$

$$q_2 = \sum_{K=1}^{N} \left[\{ \dot{R}_i^0(t_K) - \dot{R}_i^c(t_K) - B \} \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial \lambda} \right] \tag{2.54}$$

$$q_3 = \sum_{K=1}^{N} \left[\{ \dot{R}_i^0(t_K) - \dot{R}_i^c(t_K) - B \} \right] \tag{2.55}$$

또, 편미분은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial \varphi} = \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial \varphi} + \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Y} \frac{\partial Y}{\partial \varphi} + \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Z} \frac{\partial Z}{\partial \varphi} \tag{2.56}$$

$$\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial \lambda} = \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial \lambda} + \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Y} \frac{\partial Y}{\partial \lambda} + \frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Z} \frac{\partial Z}{\partial \lambda} \tag{2.57}$$

$$\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial X} = \frac{1}{R_i^c(t_K)} \left[-\dot{X}_s(t_K) + \frac{\dot{R}_i^c(t_K) \{ X_s(t_K) - X \}}{R_i^c(t_K)} \right] \tag{2.58}$$

$$\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Y} = \frac{1}{R_i^c(t_K)} \left[-Y_s(t_K) + \frac{\dot{R}_i^c(t_K) \{ X_s(t_K) - Y \}}{R_i^c(t_K)} \right] \tag{2.59}$$

$$\frac{\partial \dot{R}_i^c(t_K)}{\partial Z} = \frac{1}{R_i^c(t_K)} \left[-Z_s(t_K) + \frac{\dot{R}_i^c(t_K) \{ Z_s(t_K) - Z \}}{R_i^c(t_K)} \right] \tag{2.60}$$

$$\frac{\partial X}{\partial \varphi} = -\left\{ \frac{r_e(1-f)^2}{g^3} + H \right\} \sin\varphi_0 \cos\lambda_0 \tag{2.61}$$

$$\frac{\partial Y}{\partial \varphi} = -\left\{ \frac{r_e(1-f)^2}{g^3} + H \right\} \sin\varphi_0 \sin\lambda_0 \tag{2.62}$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \varphi} = -\left\{ \frac{r_e(1-f)^2}{g^3} + H \right\} \cos\varphi_0 \tag{2.63}$$

$$\frac{\partial X}{\partial \varphi} = -Y \tag{2.64}$$

$$\frac{\partial Y}{\partial \lambda} = X \tag{2.65}$$

$$\frac{\partial Z}{\partial \lambda} = 0 \tag{2.66}$$

$$g = \{1-(2f-f^2)\sin\varphi_0\}^{\frac{1}{2}} \tag{2.67}$$

여기서, X, Y, Z는 EPIRB위치의 위도 φ_0, 경도 λ_0의 직교좌표 성분이고 r_e, f는 지구적도반경 및 편평율이다.

따라서, (2·43) 식을 풀면 각 보정량 $\triangle\varphi$, $\triangle\lambda$, $\triangle$B가 얻어지고 EPIRB의 최확위치(φ, λ)는

$$\begin{aligned} \varphi &= \varphi_0 + \triangle\varphi \\ \lambda &= \lambda_0 + \triangle\lambda \end{aligned} \tag{2.68}$$

가 된다. 여기서 bias의 초기치는 0으로 놓았다.

3. 시뮬레이션

3.1 송신주파수의 작성과 시뮬레이션 방법

본 측위 시스템에 오차를 발생시키는 요인으로는 EPIRB 송신주파수의 변동, 위성의 위치 및 속도에 오차가 포함된 경우, 전리층의 영향, 위성 중계기 혹은 지상국의 국부발진기 변동 등으로 사료되나, 이들중 본 연구에서는 EPIRB 송신주파수가 변동하는 경우만을 off－set, drift 및 불규칙한 변동 등으로 나누어 해석을 하고 각 오차요인이 본 측위 시스템에 미칠 효과를 파악하여 허용할 수 있는 오차요인의 크기 정도를 결정하고자 한다.

측위오차의 평가는 EPIRB, 지상국의 배치 및 데이터를 여러가지로 조합해 측위계산을 행하고, 그것으로부터 하나의 오차요인에 대한 측위오차의 크기를 r.m.s 값으로 나타낸다.

실제의 시뮬레이션에 있어서 송신주파수는 다음과 같이 작성하여 사용하였다. 즉, EPIRB의 송신주파수 f_1은 대단히 복잡한 변화를 하므로, 간단한 식으로 표현하기는 곤란하지만, 본 시스템에서의 도플러 취득은 겨우 십수분간이고 그간의 송신주파수의 변화는 미세한 변동분을 무시하면 대체로 직선적이고 또, 측위계산을 행한 결과에 가장 큰 영향을 미치는 것은 균일한 드리프트라고 생각할 수 있으므로 EPIRB송신주파수의 변동을 균일한 드리프트를 기본으로 하여 약간의 불규칙한 변동분이 중첩되어 있는 것으로 가정하여 다음식으로 나타내었다.

$$f_1 = f_{10} + \delta f_{11} + \delta f_{12} + \delta f_{13} \tag{3.1}$$

여기서, f_{10}는 공칭의 송신주파수이며 406.05 MHz로 하였고, δf_{11}은 송신기에 의한 off－set 주파수로 －50～50KHZ 이하의 크기이다. 또, δf_{12}는 균일한 드리프트이고 f_{10}에 대한 10분의 1정도의 크기를 Md로 표시하면,

$$\delta f_{12} = f_{10} \cdot Md \cdot \frac{t - t_0}{10} \tag{3.2}$$

와 같다.

t, t_0는 임의의 시각 및 data 취득 개시시각으로 분으로 나타내었으며, δf_{13}는 불규칙한 변동분이고, 일반적으로 균일한 드리프트와 비교해서 대단히

작고, 겨우 균일한 드리프트의 10분의 1이하가 되므로 본 논문에서는 δf_{13}의 δf_{10}이하가 되므로 본 논문에서는 δf_{13}의 δf_{10}에 대한 크기에 범위 Mr은 Md의 10분의1로 하였다. 불규칙한 변동분은 Fig. 3.1에 표시한 패턴(pattern)과 같으며, 평균치가 0이고 표준편차가 0.3인 정규난수를 사용하여 시뮬레이션을 행하였다.

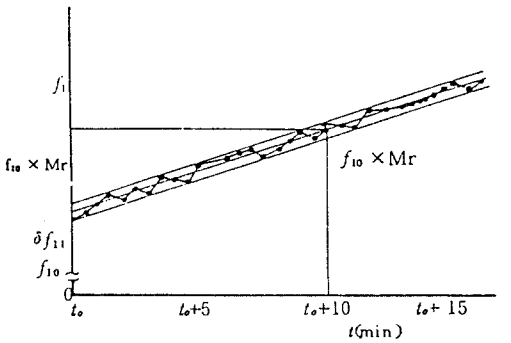


Fig. 3. 1 Random pattern of transmitted frequency f_1

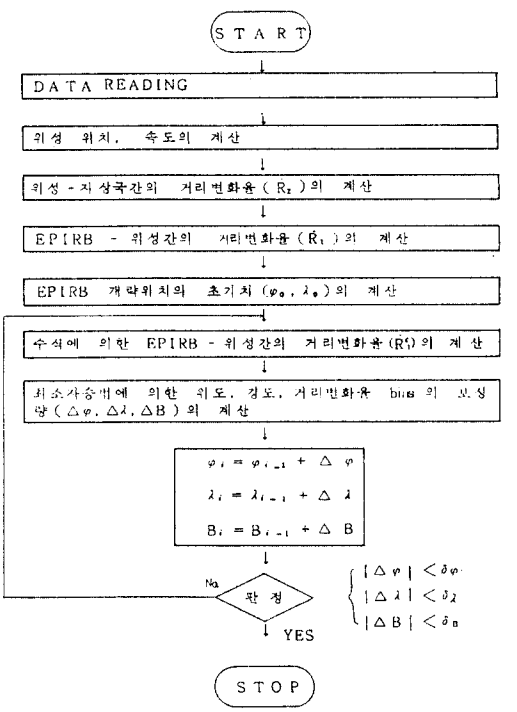


Fig. 3. 2 Program flow-chart for finding EPIRB Position

Fig. 3. 2는 실제의 시뮬레이션에서 EPIRB의 위치를 결정하는 계산법을 나타낸 흐름도이며, Fig. 3. 3은 계수 a_1~a_4의 값을 구하는 흐름도를 나타낸다. 또, NNSS 30140위성의 1980년 3월 3일의 궤도정보를 참고하여 表 3. 1에 표시한 궤도요소를 택하고, 근지점인수의 변화와 승교점 적경의 변화만을 표함시켜 경선을 따라 운동하는 위성을 가정하여 행했다. EPIRB위치는 Fig. 3. 4에 표시한 것처럼 수신점 부근 (35°N, 130°E)과 35°N, 110°E 그리고 34°N, 130°E 및 35°/N, 80°E 4곳으로 하였다.

〈表 3·1 위성의 궤도요소〉

궤도장반경	a	7452.2100km
이 심 율	ε	0.005929
근지정통과시간	t_p	1276.511 min
궤도경사각	i	89. °26628
근지점인수	w	65. °5810
승교점적경	Ω	209. °69420

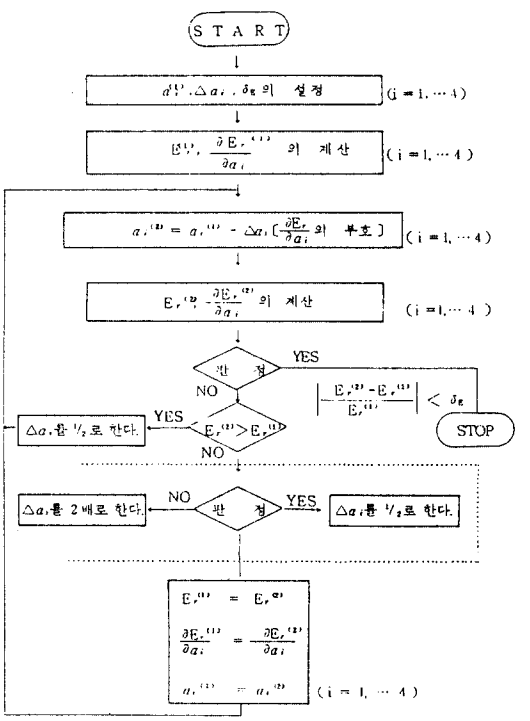


Fig. 3. 3 Flow-chart searching for coefficients a_1 to a_4

또 지상국의 위치는 35°N, 130°E로 하였으며 각 시뮬레이션마다 계산에 사용한 데이터분포, 갯수N, 시간간격 td 및 시간폭 Td에 대해서 表3.2에 표시한 17가지의 데이터를 택해서 각 시뮬레이션마다 r. m. s 값을 구했다.

表 3.2는 Fig. 3.5의 도플러 곡선상에서 전반, 중앙부, 후반으로 나누어 채용데이터조건을 나타내고 있으며, 본 시스템은 위성중계방식이므로 도플러 데이터를 취득할 수 있는 것은 겨우 십수분간이고, 따라서 시간폭은 십수분간으로 하였다.

〈表 3.2 채용 데이터 조건〉

조건 / 데이터번호	채용데이터 분포 위치(도플러곡선상)	데이터 시간폭 Td ($t_N - t_1$)分	데이터 갯수 N	각데이터 시간간격 ($t_i - t_{i-1}$)
1	전 반	2	5	30 초
2	〃	4	9	30 초
3	〃	4	5	1 분
4	〃	7	15	20 초
5	〃	8	9	1 분
6	중 앙 부	2	5	30 초
7	〃	4	9	30 초
8	〃	4	5	1 분
9	〃	8	9	1 분
10	〃	8	5	2 분
11	후 반	2	5	30 초
12	〃	4	9	30 초
13	〃	4	5	1 분
14	〃	7	15	30 초
15	〃	8	9	1 분
16	전 역	10	21	30 초
17	〃	14	15	1 분

〈表 3.3 시뮬레이션 케이스〉

simulation case 번호	EPIRB에 대한 위성궤도	EPIRB위치
1	서측을 북행	35°N,130°E
2	서측을 북행	35°N,110°E
3	동측을 북행	35°N, 80°E
4	서측을 북행	34°N,130°E

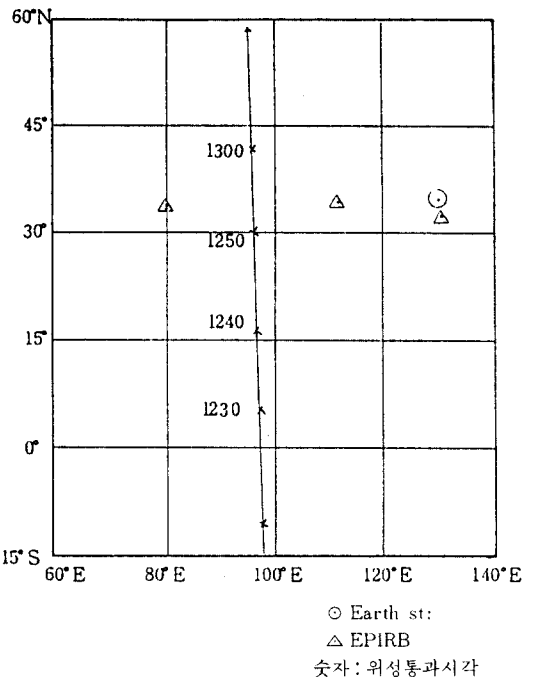


Fig. 3. 4 Orbital track under Satellite and EPIRB position

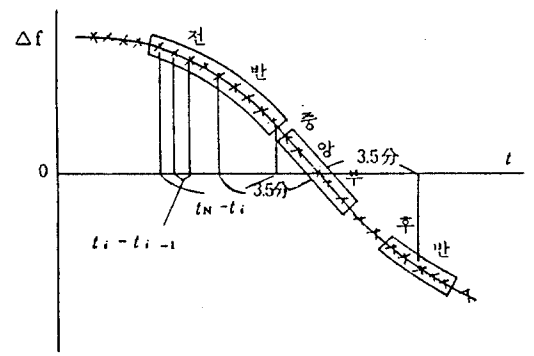


Fig. 3. 5 Doppler frequency curves

Fig. 3. 6에 표시한 것처럼 약간 형상의 차이가 있다. 따라서 얻어진 데이터로부터 도플러 곡선을 추정하여 EPIRB위치를 구하는 경우 off−set영향을 무시하면 약간의 오차가 발생하는데 본 연구에서는 균일한 drift를 $Md=10^{-9}$, $Md=10^{-10}$로 하였을 때 off−set가 없는 경우와 2KHz의 오차가 포함된 경우를 가정하여 시뮬레이션을 행하였다.

그 결과 측위오차의 차이는 40m정도가 되었으며 시뮬레이션 케이스 2와 4에 대한 경우를 表3.4에 표시하였다. 이 결과로부터 406MHz의 송신주파수에 대해 off−set주파수가 수kHz 이하의 경우에는 그 효과는 무시할 수 있는 것으로 생각된다.

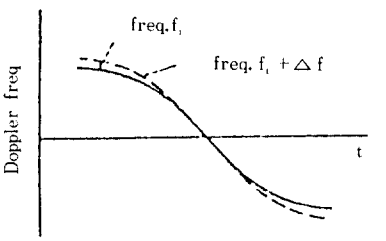


Fig. 3. 6 Doppler curves.

〈表 3. 4 송신주파수의 off-set에 의한 측위오차〉

Simulation 상태 \ δf_n(kHz)	0	2
시뮬레이션 케이스 2 $Md = 10^{-9}$	5. 658	5. 616
시뮬레이션 케이스 4 $Md = 10^{-10}$	0. 524	0. 566

3. 2 시뮬레이션의 결과

3. 2. 1 송신주파수의 OFF−SET에 의한 측위오차

EPIRB의 송신주파수가 △f만큼 off−set되었다면, 도플러 곡선은 송신주파수에 비례하기 때문에

3. 2. 2. 송신주파수의 드리프트에 의한 측위오차

위에서 고찰한 것과 같이 송신주파수의 off−set에 의한 영향은 대단히 작고, 무시할 수 있는

것으로 가정되므로 이하에서는 송신주파수의 off-set는 0으로 해서 시뮬레이션의 계산을 행했다.

Fig. 3. 7는 케이스4의 각 데이터例의 수렴위치를 드리프트의 크기 10^{-9}, 10^{-10}에 대해 측위오차의 크기를 r. m. s 값으로 나타냈다. 각 데이터 例의 수렴위치는 각각의 드리프트의 크기에 대해서 측위오차는 당연히 다르지만 상대적으로 같은 분포를 하고 있는 것을 알 수 있다. Fig. 3. 8에서 오차의 크기는 드리프트의 크기에 완전히 비례하는 것을

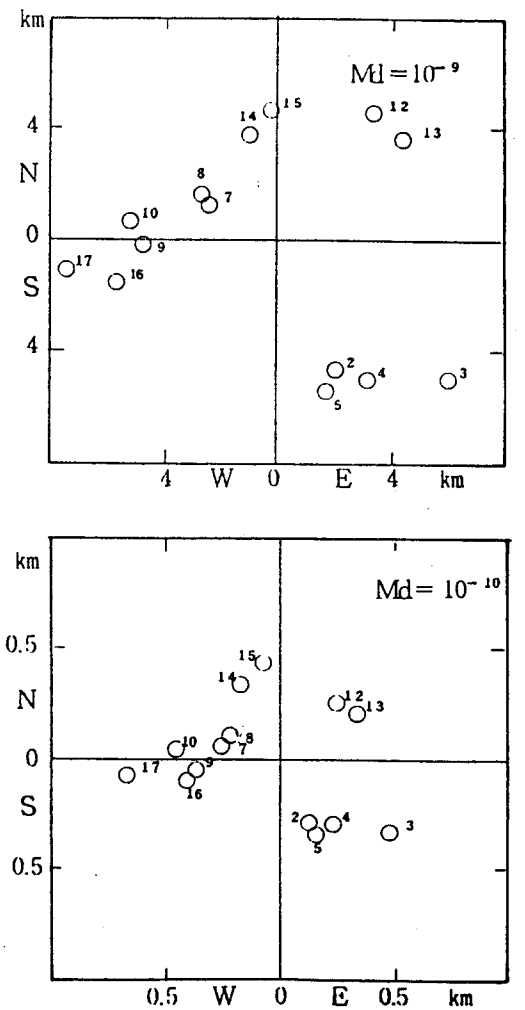


Fig. 3. 7 Position error in the case of simulation No. 4

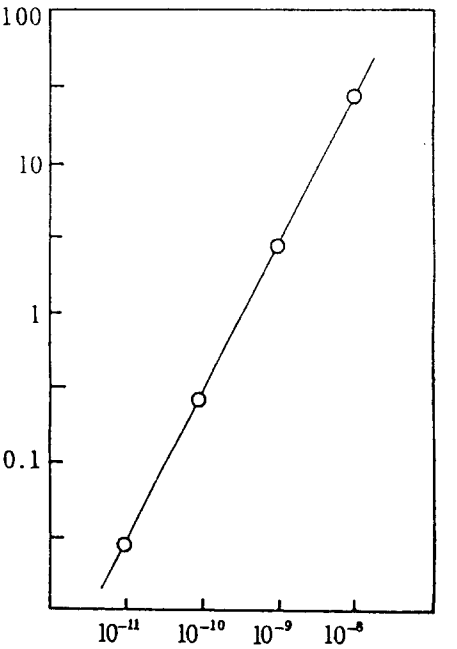
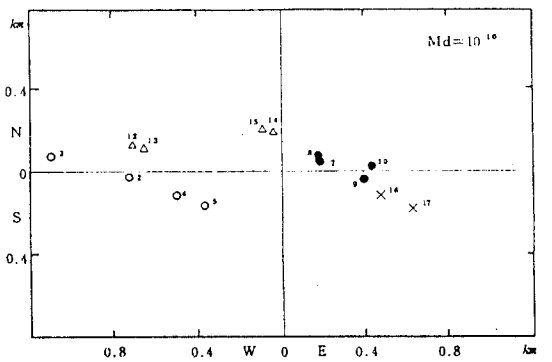


Fig. 3. 8 Position error caused by drift on transmitted freq.

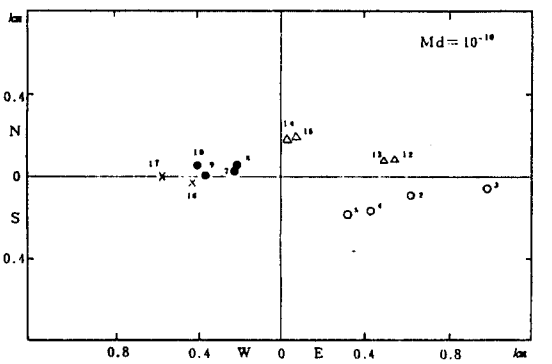
알 수 있으며, 예를들면 $Md=10^{-9}$인 경우 약4.5 km가 된다. 또 Fig. 3. 9는 드리프트의 크기 $Md=10^{-10}$인 경우의 시뮬레이션 케이스3 및 4에 대해 EPIRB가 위성직하점의 궤적에 대해 서로 반대측에 있는 경우의 측위오차를 각 데이터에 따라 표시한 것이다.

Fig. 3. 9에서 ○표는 드플러 곡선의 전반의 데이터를 채용한 경우이고, ◉는 중앙부를 그리고 △표는 후반의 데이터를 채용한 경우이고, ×는 전역에 걸친 데이터를 채용하고 있는 것을 나타낸다.

Fig. 3. 7에서 대응하는 각 데이터例의 수렴위치는 동서에 대칭하게 분포되어 있고, 채용한 도플러 곡선의 위치에 따라서 각 데이터例의 수렴위치에 어느정도 규칙성이 보여지는데 이는 송신주파수의 균일한 드리프트에 의한 효과라고 생각한다. 또 表3. 5에 데이터例의 종류에 의한 오차의 차이를 표시했다.



(a) In case on west side from orbital traxi



(b) In case on east side from orbital track

Fig. 3. 9 Error of EPIRB POSITION on west side(a) & east side(b) under orbital satellite.

表3. 5에서 도플러곡선의 중앙부를 포함한 데이터를 채용한 경우가 측위오차는 가장 작게 사용해서 측위계산을 행하면 오차가 비교적 적게 된다. 또 데이터의 갯수, 데이터의 간격은 그다지 특징이 보이지 않았다.

〈表 3. 5 데이터의 종류에 의한 오차의 차이〉

(a)데이터의 분포위치에 의한 차이

분포 위치	전반 (20)	중앙 (20)	후반 (20)	전역 (7)
오차	0.520	0.343	0.462	0.543

(b) 데이터의 시간폭에 의한 차이

Td (분)	4 (32)	7~8 (28)	10~14 (8)
오차	0.492	0.373	0.543

(c)데이터의 갯수에 의한 차이

N	5 (28)	9 (24)	15 (12)	21 (4)
오차	0.515	0.408	0.458	0.452

(d) 데이터의 시간간격에 의한 차이

td	30초 (36)	1분 (28)	2분 (4)
오차	0.422	0.491	0.435

단위 : km, $Md=10^{-10}$

※( )안의 숫자는 데이터 예의 수

〈表 3. 6 송신주파수의 불규칙한 변동의 영향〉

Mr / 시뮬레이션 케이스번호	0	10^{-10}	10^{-11}
2	0.462	0.468	0.047
4	0.459	0.464	0.043

$Md = 10^{-9}$, 단위 : km, $\delta f_{11}=0$

3. 2. 3 송파주파수에 불규칙한 변동분이 포함된 경우의 측위오차

앞에서의 균일한 드리프트에 그 1/10크기 정도의 고정된 불규칙한 변동이 중첩된 경우의 측위오차를 검토하였으며, 균일한 드리프트의 크기에 대한 불규칙한 변동의 범위비 Mr/Md를 0, 10^{-1}, 10^{-2}으로 변화시켰을 경우의 각 데이터 예의 수렴위치를 시뮬레이션 케이스4에 대해 행한 결과 데이터의 갯수가 적게되고 시간폭이 협소한 데이터 예에서는 Mr.Md를 변동하면 수렴위치는 상당히 변동하였으나 데이터의 갯수가 많고 시간폭이 충분히 넓은 경우 불규칙한 변동은 무시할 수 있을 것으로 생각된다.

表 3. 6은 $Md=10^{-9}$의 균일한 드리프트에 Mr=0, 10^{-10}, 10^{-11}의 불규칙한 변동이 중첩된 경우의 측위오차를 나타내고 있다. 불규칙한 변동이 중첩된 경우가 없는 경우보다 오차가 크게 되었다.

4. 검토 및 관찰

4.1 측위오차의 평가

시뮬레이션에 의한 측위오차 해석의 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 송신주파수의 변동을 균일한 드리프트에 그 1/10크기 정도의 불규칙한 변동이 중첩된 경우 오차의 크기는 드리프트의 크기에 거의 비례해서 변화하는 것을 알았다. 즉, 10^{-10}/mim크기의 드리프트 경우에 측위오차는 약5km가 되고, 드리프트 경우에 측위오차는 약 5km가 되며, 10^{-11}/min크기의 트리프트경우에는 약 0.5km가 되었다.

(2) 각각의 시뮬레이션 결과에 의하면 도플러 곡선의 중앙부를 포함한 약7～8분간의 데이터를 이용한 경우에 측위오차는 상대적으로 작게 나타났으며, 전반 또는 후반의 단시간의 데이터에서는 크게 나타났다.

4.2 본 시스템에 관한 관찰

본 논문은 궤도위성을 이용한 도플러효과에 의하여 EPIRB의 위치를 구하는 측위 알고리즘을 개발하여 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 EPIRB의 최확위치를 구하는 것으로, 관측된 도플러 주파수로 위성과 EPIRB의 개략위치가 구해지면 수식적으로 위성과 EPIRB사이의 거리변화율을 구할 수 있어서 이 양자로 부터 최소자승법으로 EPIRB의 최확위치를 결정하게 되는데 여기에 최소자승법의 초기치를 직접 구할 수 없는 문제점이 있었다. 따라서 얻어진 도플러 주파수를 이용하여 기하학적인 방법으로 초기치를 구하는 방법을 제안하였다.

그리고, 본 시스템의 타당성을 검토하기 위하여 NNSS위성의 궤도정보를 이용하여 하나의 위성궤도를 설정하고 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 전체 64개의 데이터예로서 여러가지 경우의 계산을 하였다. 따라서 이상의 시뮬레이션에 의한 측위오차 해석으로부터 본 시뮬레이션 계산의 범위에 대하여 고찰하면, 측위오차의 허용치를 10km로 하면 송신주파수의 변동은 균일한 드리프트를 중심으로 가장 나쁜 경우일지라도 10^{-9}/min의 크기 이하로 제안할 필요가 있다. 또, 채용한 데이터의 전체시간간격은 7～8분정도의 폭을 유지하는 것이 적당한 것으로 사료된다.

5. 결론

본 논문은 위성을 이용한 수색·구조 시스템중 궤도위성을 이용한 도플러 효과에 의하여 EPIRB의 위치를 결정하는 시스템을 제안하고, 컴퓨터 시뮬레이션을 행한 결과 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

(1) 본 논문에서 제안한 EPIRB위치 결정법의 유용성을 확인하였다.

(2) 도플러 곡선의 중앙부를 포함한 약 7～8분간의 데이터를 사용하는 것이 측위오차를 줄이는 것임을 확인하였다.

(3) 송신주파수의 변동을 균일한 드리프트에 그 1/10크기 정도의 불규칙한 변동이 중첩된 경우 오차의 크기는 드리프트의 크기에 거의 비례해서 변화하는 것을 알았다. 즉, 10^{-10}／min 크기의 드리프트 경우에 측위오차는 약 5km, 10^{-11}／min 크기의 드리프트 경우에 약 0.5km 가 되었으며 본방식을 종래의 구조방식과 조합하여 사용하면 더욱 효과적인 수색·구조가 가능할 것으로 사료된다.

앞으로의 과제는 위성의 위치, 속도에 오차가 포함되는 경우의 측위오차및 전리층에 의한 전파경로의 굴절로 인한 측위오차와 그 보정방법이 연구되어야 하며, 또 위성직하점의 궤적에 대해 양쪽으로 구해지는 2위치중 실제위치의 판별문제가 있으나 이들에 대해서는 계속 연구할 예정이다.

참 고 문 헌

1) "SARSAT SYSTEM SUMMARY", United State, France Canada Search and Rescue Satellite Aided Tracking, April 1980.

2) P. E Schmid, J. J. Lynn, and F. O. Vonbun : "Single Pass Doppler Positoining for Search and Rescue Satellite Missions", IEEE plans, 1976.

3) P. R. Escobal : "Method of Orbit Determination", John Wiley and Son Inc., 1965.
4) 木村小一著, 衛星航法, 海文當, 1977.
5) L. C. W Dickson 著, 松原正一譯 : "非線形最適化計算法", 倍風館,昭和49.
6) 손진현, 하주식, 이철영, 박명규 공저, "전자계산기의 원리와 응용", 태화출판사, 1985.
7) 정세모 저, 전파항법 및 수로측량, 아성출판사, 1987.
8) 김상윤 저, 구면삼각법, 한국해양대학 해사도서출판부, 1977.
9) J. M. McCormick and M. G Salvadori, 清水留三郎譯, "FORTRAN による 數値計算 プログラム" サイエンス社, 1982.

附　錄

(附錄 1)위성 위치·속도의 계산

본 프로그램에서는, 위성의 궤도정보를 근지점 통과시각에 대한 궤도 6 요소로 부여하고, 위성은 근지점인수의 변화와 승교점적경의 섭동만을 고려하여 원궤도를 운동한다고 가정해 필요한 시각에 대한 위성의 위치·속도를 계산하였으며 이용한 데이터는 다음과 같다.

궤도의 장반경　a(km)　승교점 적경　Ω(°)
궤도의 이심율　ε　그리니치 시각　AG(°)
근지점 통과시각 t_p(min)　지구의 적도반경 r_e(km)
궤도 경사각　i (°)　지구의 자전각 속도
근지점인수　ω(°)　ω_e(°／min)
지구의 편평율　f

또, 평균운동n, 근지점인수의 변화율 $\dot{\omega}$ 및 승교점적경의 변화율 $\dot{\Omega}$는 다음과 같다.[3),5)]

$$n = \frac{0.07436574}{(a/r_r)^{3/2}} \quad \frac{180}{\pi} \ (°/min) \tag{A1-1}$$

$$\dot{\omega} = \frac{10}{(1-\varepsilon^2)^2} \left(\frac{r_e}{a}\right)^{3.5} \left(\frac{5}{2}\cos^2 i - \frac{1}{2}\right) \ (°/day) \tag{A1-2}$$

$$\dot{\Omega} = -\frac{10}{(1-\varepsilon^2)^2} \left(\frac{r_e}{a}\right)^{3.5} \cdot \cos i \ (°/day) \tag{A1-3}$$

1) 위성위치의 계산

평균근점이각 $M(t_k)$는 $M(t_k)=n(t_k-t_p)$로 나타낼 수 있다. (A1－4)

따라서 이심근점이각 $E(t_k)$는
$E(t_k)=M(t_k)+\varepsilon \sin E(t_k)$로 놓아, 이 초월방정식의 초기치를 (A1－5)
$M(t_{k1})$로 하여 반복법으로 $E(t_k)$를 구한다.

즉,

$$E(t_K)_0 = M(t_K) \tag{A1-6}$$

$$E(t_K)i = M(t_K) + \varepsilon \ \sin \ E\ (t_K)_{i-1} \ (i = 1, 2, \cdots) \tag{A1-7}$$

여기서

$$\frac{E(t_K)i - E(t_K)_{i-1}}{E(t_K)_{i-1}} < \delta_E \tag{A1-8}$$

의 조건을 만족할 때까지 반복해서 이심근점이각 $E(t_k)$를 구한다.

그러면 궤도타원상의 위성의 위치$(X_w(t_k), Y_w(t_k))$는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$X_w(t_K) = a\{\cos E(t_K) - \varepsilon\}$$

$$Y_w(t_K) = a\sqrt{1-\varepsilon^2} \ \sin \ E\ (t_K) \tag{A1-9}$$

또, 시각 t_k에 대한 근지점인수 $\omega(t_k)$, 승교점적경 $\Omega(t_k)$은 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\omega(t_K) = \omega(t_P) + \dot{\omega}(t_K - t_P) \tag{A1-10}$$

$$\Omega(t_K) = \Omega(t_P) + \dot{\Omega}(t_K - t_P) \tag{A1-11}$$

따라서, 위성의 위치($X_s(t_k)$,$Y_s(t_k)$,$Z_s(t_k)$)를 지구 해 구할 수 있다.
고정좌표계로 나타내면 다음 3회의 좌표변환에 의

$$\begin{pmatrix} X_1(t_K) \\ Y_1(t_K) \\ Z_1(t_K) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\omega(t_K) & -\sin\omega(t_K) & 0 \\ \sin\omega(t_K) & \cos\omega(t_K) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_w(t_K) \\ Y_w(t_K) \\ 0 \end{pmatrix} \quad \text{(A1-12)}$$

$$\begin{pmatrix} X_2(t_K) \\ Y_2(t_K) \\ Z_2(t_K) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_1(t_K) \\ Y_1(t_K) \\ Z_1(t_K) \end{pmatrix} \quad \text{(A1-13)}$$

$$\begin{pmatrix} X_s(t_K) \\ Y_s(t_K) \\ Z_s(t_K) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\beta(t_K) & -\sin\beta(t_K) & 0 \\ \sin\beta(t_K) & \cos\beta(t_K) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_2(t_K) \\ Y_2(t_K) \\ Z_2(t_K) \end{pmatrix} \quad \text{(A1-14)}$$

단, $\beta(t_K) = \Omega(t_K) - AG - \omega_e(t_K - t_P)$ (A1-15)

2) 위성 속도의 계산

(A1-5)式으로 부터

$$\dot{E}(t_K) = \frac{n}{1-\cos E(t_K)} \quad \text{(A1-16)}$$

$$\dot{X}_w(t_K) = -a\sin E(t_K)\cdot \dot{E}(t_K)$$

$$\dot{Y}_w(t_K) = a\sqrt{1-\varepsilon^2}\cos E(t_K)\,\dot{E}(t_K) \quad \text{(A1-17)}$$

그러므로 (A1-9)式에서

따라서 위성의 속도 ($\dot{X}_s(t_k)$, $\dot{Y}(t_k)$, $\dot{Z}_s(t_k)$)는 다음과 같이 구한다.

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_2(t_K) \\ \dot{Y}_2(t_K) \\ \dot{Z}_2(t_K) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix} \left[W \begin{pmatrix} -\sin\omega(t_K) & -\cos\omega(t_K) & 0 \\ \cos\omega(t_K) & -\sin\omega(t_K) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_w(t_K) \\ Y_w(t_K) \\ Z_w(t_K) \end{pmatrix} + \right.$$

$$\left. \begin{pmatrix} \cos\omega'(t_K) & -\sin\omega'(t_K) & 0 \\ \sin\omega'(t_K) & \cos\omega'(t_K) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_w(t_K) \\ \dot{Y}_w(t_K) \\ \dot{Z}_w(t_K) \end{pmatrix} \right] \quad \text{(A1-18)}$$

$$\begin{pmatrix}\dot{X}_s(t_K)\\ \dot{Y}_s(t_K)\end{pmatrix} = (\dot{\Omega}-\omega_e)\begin{pmatrix}-\sin\beta(t_K) & -\cos\beta(t_K) & 0\\ \cos\beta(t_K) & -\sin\beta(t_K) & 0\\ 0 & 0 & 0\end{pmatrix}\begin{pmatrix}X_2(t_K)\\ Y_2(t_K)\\ Z_2(t_K)\end{pmatrix}+$$

$$\begin{pmatrix}\cos\beta(t_K) & -\sin\beta(t_K) & 0\\ \sin\beta(t_K) & \cos\beta(t_K) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{pmatrix}\begin{pmatrix}\dot{X}_2(t_K)\\ \dot{Y}_2(t_K)\\ \dot{Z}_2(t_K)\end{pmatrix} \quad (A1\text{-}19)$$

(附錄 2) 위도, 경도, 고도로 표시된 위치를 직교좌표로 변환하는 방식

위도, 경도, 고도를 (φ, λ, H)로 표시하면, 그 위치의 직교좌표계의 값(X, Y, Z)은 다음 식으로 나타낼 수 있다.[5)]

$$g = \{1-(2f-f^2)\sin^2\varphi\}^{1/2} \quad (A2\text{-}1)$$

$$X = \left(\frac{r_e}{g}+H\right)\cos\varphi,\ \cos\lambda \quad (A2\text{-}2)$$

$$Y = \left(\frac{r_e}{g}+H\right)\cos\varphi,\ \sin\lambda \quad (A2\text{-}3)$$

$$Z = \left(\frac{r_e(1-f)^2}{g}+H\right)\sin\varphi \quad (A2\text{-}4)$$

단, f는 지구의 편평율, r_e는 지구의 적도반경이다.

(附錄3)도플러 주파수를 나타낸 함수의 유도

편의상 위성은 남북방향 즉, 경선을 따라 원궤도상을 운동하고, 지구는 완전한 구라고 가정했다.

그림A－1의 구면삼각형 ABC에서 각변의 단위를 radian으로 나타내면

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{r_s^2+r_e^2-D_c^2}{2r_s r_e}\right) \quad (A3\text{-}1)$$

$$\beta = n(t-t_c) \quad (A3\text{-}2)$$

여기서, r_s는 위성과 지구중심과 거리

D_c는 위성이 EPIRB에 가장 접근한 시각 t_c에 대한 위성과 EPIRB간의 거리

또, ∠C는 직각이므로

$$\cos\gamma = \cos\alpha \cdot \cos\beta \quad (A3\text{-}3)$$

따라서, 임의의 시각t에 대한 위성과 EPIRB간의 거리 D는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$D = (r_s^2+r_e^2-2r_s r_e\cos r)^{\frac{1}{2}}$$
$$= [r_s^2+r_e^2-(r_s^2+r_e^2-D_c^2)\cdot\cos\{n(t-t_c)\}]^{\frac{1}{2}}$$

$$\frac{dD}{dt} = \frac{n(r_s^2+r_e^2-D_e^2)\sin\{n(t-t_c)\}}{2[r_s^2+r_e^2-(r_s^2+r_e^2-D_c^2)\cos\{n(t-t_c)\}]^{1/2}} \quad (A3\text{-}4)$$

이므로 도플러 주파수 $\triangle f(t_K)$는 송신주파수를 f_1 이라하면

$$\triangle f(t) = -\frac{f_1}{c}\frac{dD}{dt}$$

$$= - \frac{f_1 n \,(r_s^2 + r_e^2 - D_s^2)^{\frac{1}{2}} \sin\{\, n\,(t - t_c)\,\}}{2C\left[\dfrac{r_s^2 + r_e^2}{r_s^2 + r_c^2 - D_c^2} - \cos\{\, n\,(t - t_c)\,\}\right]^{\frac{1}{2}}} \qquad \text{(A3-5)}$$

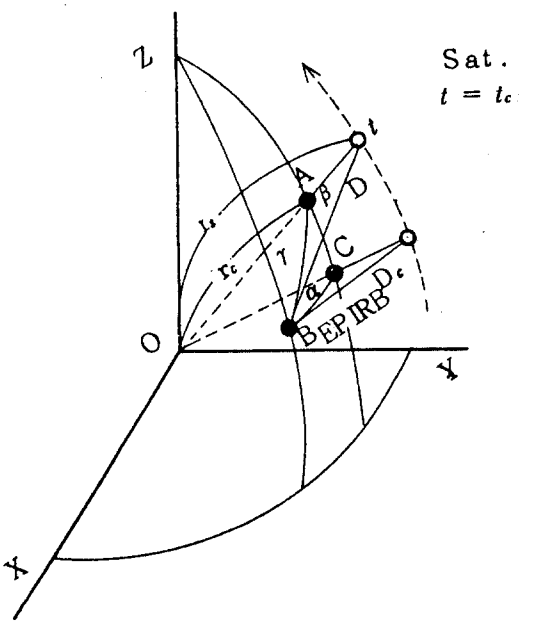
여기서,

$$a_1 = \frac{f_1 n\,(r_s^2 + r_e^2 - D_c^2)^{\frac{1}{2}}}{2\,c}$$

$$a_2 = \frac{r_s^2 + r_e^2}{r_s^2 + r_e^2 - D_c^2} \qquad \text{라 놓으면} \qquad \text{(A3-6)}$$

$$a_3 = t_c$$

$$\triangle f(t) = \frac{a_1 \sin\{\, n(t - a_3)\}}{[\, a^2 - \cos\{\, n\,(t - a_3)\,\}\,]^{\frac{1}{2}}}$$



<그림 A - 1>