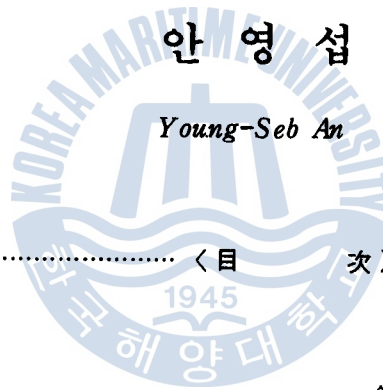


參 考 文 獻

1. 早瀬義暢, 碇泊中に磁氣 compass 自差修正は可能か, compass, Journal of the Japan Compass Adjuster's Association, No.16, 1979, pp. 47-52.
2. 李相鏞, 기본 항해기기, 아성출판사, 1982, pp.132-159, pp.188-196.
3. 김창석, 반영식 나침의 개발, 과학기술처, 한국표준연구소, 1987, pp.77-78.
4. 磁氣コンパス 整備指導書, 日本船舶品質管理協會, 1979, pp.60-73.
5. W. Denne, Magnetic Compass and Correction, Brown, Son & Ferguson Ltd., 1961, pp.121-126.
6. Hand Book of Magnetic Compass Adjustment, U.S Naval Oceanographic Office, 1969, pp.15-23.
7. G.A.A Grant & J. Klinkert ; The Ship's Compass, Routledge and Kegan Paul Ltd., 1970, pp.115-118.
8. 平井壽八, 磁氣 Compass 의 自差と 修正法, 成山堂, 1967, pp.18-21.
9. 高本二朗, 磁氣コンパスの理論と 自差修正, 海文堂, 1959, pp.90-95.
10. 伊藤新一, 山本耕策, 自差算法と修正, 海文堂, 1959, pp.1-4.
11. 奥田耕晴, 杉崎昭生, 自差の一考察, 日本航海學會誌, No.56, 1976, pp. 9 - 17.

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

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



〈目 次〉

記號說明	3.2 시뮬레이션의 결과
Abstract	第4章 검토 및 고찰
第1章 서 론	4.1 측위오차의 평가
第2章 EPIRB의 위치결정법	4.2 본 시스템에 관한 고찰
2.1 측위 시스템의 구성과 위치계 측의 원리	第5章 결 론
2.2 EPIRB 위치계 산법	參考文獻
第3章 시뮬레이션	附 錄
3.1 송신주파수의 작성과 시뮬레이션 방법	

N	:	북위
S	:	남위
E	:	동경
W	:	서경
Md	:	drift 의 크기
Mr	:	불규칙한 변동의 크기
t_k	:	임의의 시각
t_1	:	데이터취득 개시시각
t_N	:	데이터취득 종료시각
t_c	:	위성 최접근 시각
Dc	:	위성 최접근시 위성 - EPIRB 간 거리
(φ_0, λ_0)	:	EPIRB 개략위치의 위도, 경도
(φ_s, λ_s)	:	위성직하점의 위도, 경도
(φ, λ)	:	EPIRB 최확위치
(X_e, Y_e, Z_e)	:	지상국의 직교좌표 성분
(X, Y, Z)	:	EPIRB 개략위치의 직교좌표 성분
(X_s, Y_s, Z_s)	:	위성의 위치 성분
$(\dot{X}_s, \dot{Y}_s, \dot{Z}_s)$:	위성의 속도 성분

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, a program is developed for calculating the position of distress with the received 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 using program. 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.

第 1 章 序 論

현재 수색·구조를 위한 동보 및 측위 시스템은 중파대 및 VHF 대의 전파를 사용하고 있으며, 이 시스템에서 사용되는 비상위치 표시용 무선표지 (EPIRB, Emergency Position Indicating Radio Beacon)에는 선박용의 2.182 kHz 전파를 이용하는 조난신호자동발신기와 항공기용의 121.5/243 MHz를 사용하는 비상위치송신기 (ELT, Emergency Location Transmitter)가 있다. 그러나, 이들의 신호도 달거리는 전자가 약 50 마일 (약 90 km), 후자가 가시거리 이내로 모두 근거리이므로 시스템의 유효범위도 아주 제한되어 있다. 뿐만 아니라 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 세계적으로 하여 조난신호의 발신 위치를 수 km의 오차로 구할 수 있어 신뢰성, 응답시간, 구조경비 등의 점에서 현재의 시스템보다 훨씬 우수할 것으로 기대된다.^{1) 2)}

한편, 위성을 이용한 수색·구조 시스템용으로 406 ~ 406.1 MHz의 100 kHz 폭이 국제적으로 할당되어 있고 송신출력 5 W로 위성경유해서 조난신호를 지상국에 전송하도록 되어 있다.³⁾ 또, 국제해사위성기구 (INMARSAT, International Maritime Satellite Organization)에서는 위성을 이용한 초기의 EPIRB 업무는 선박용으로 할당된 L

제100호의 적용이 가능하도록 시스템의 일련성도 보완하고, 경쟁력 강화 방안으로 GPS와 GIS로 통합하도록 결정했으며 이와같이 해석, 위성용 적용한 위성구조 시스템의 개발이 각종 국제기구 및 많은 국가에서 접보되어 오고있다.

위성용 구조용 위성 구조 시스템은 크게 나누어 정지위성 즉, 궤도상에서 지구에 대한 같은 방향으로 회전하는 원궤도적 위성을 위쪽으로 조종할 수 있게 하면 위성용 구조의 발전과 궤도 상에서 조종할 수 있는 위성의 구조가 되고 궤도상에서의 정지하여 보일 때 위성같은 정지위성을 이용하는 것과 위공 상공을 통과하는 궤도중 위성이 원 궤도위성을 이용하는 것으로 생각된다. 본 안락에서는 위성의 구조를 적용하고 조종효과를 이용하여 위성 구조 시스템의 구조적수준에 대하여 연구를 하였으며, GPS와 위성간의 거리차이를 보정하는 GPS 위성용을 적용해 GPS의 정확도를 높이는 방법으로 개발하고 GPS 위성용을 조종하는 위성 NNS 위성 궤도정보를 이용하여 중진수파수가 random하게 변동하는 경우 등의 예를 적용하여 연구를 행하여 확인하였다.

第2章 EPIRB 위치결정법

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에서는 EPIRB로부터의 조난신호 주파수의 도플러 효과를 이용하여 EPIRB 위치를 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 EPIRB 위치를 구한다.

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

제 도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

2.1 측위시스템의 구성과 위치계측의 원리

본 측위 시스템의 구성을 Fig. 2.1에 표시했다.

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 EPIRB 위치를 구하는 위치계측 원리가 된다.²⁾

다음에 구체적으로 계산법에 대해 기술한다.

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

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

$$f'_1 = f_1 \{1 - \dot{R}_1(t_k)/c\} \quad (2.1)$$

의 관계가 된다.

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

$$f'_2 = f_2 \{1 - \dot{R}_2(t_k)/c\} \quad (2.2)$$

가 된다.

위성, 지상국에 있어서 주파수 변환은 다음 식으로 나타냈다.

$$f_2 = f_1' + f_{oe} \quad (2.3)$$

$$f_3(t_k) = f_2' + f_{oe}, \quad (2.4)$$

여기서, f_1, f_{oe}, 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.

$$\dot{R}_1(t_k) = \frac{-c\{f_3(t_k) - f_{oe} - f_1 - f_{os}\} - \dot{R}_2(t_k)(f_1 + f_{oe})}{f_1\{1 - \dot{R}_2(t_k)/c\}} \quad (2.5)$$

여기서 전문자 o 는 관측치로부터 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. 전문자 c 는 수식적으로 구해진 것을 나타내고, 이 $\dot{R}_1^c(t_k)$ 와 $\dot{R}_1(t_k)$ 로 부터 최소자승법에 의해 보정량이 결정될 수 있는 허용범위로 수렴할 때까지 반복계산해서 EPIRB 개략위치의 보정량 $(\Delta\phi, \Delta\lambda)$ 을 구해 EPIRB의 최확치를 결정한다.

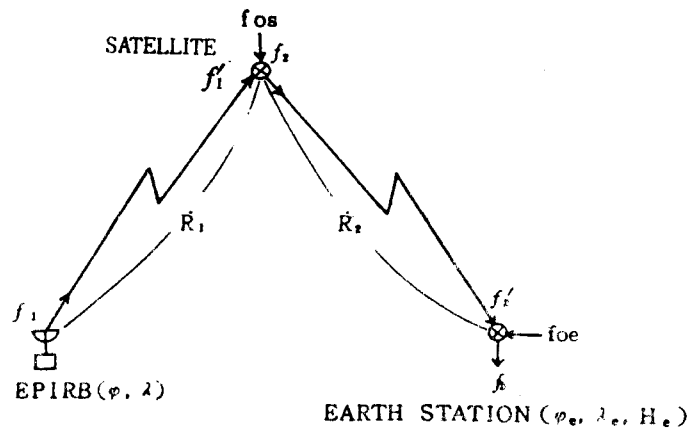


Fig. 2.1 System of finding EPIRB position

2.2 EPIRB 위치계산법

먼저 측정 데이터 $f_3(t_k)$, 위성의 궤도요소 등의 데이터를 읽어서, 얻어진 측정 데이터 $f_3(t_k)$ 의 각 시각 $t_k (k = 1, 2, \dots, N)$ 에 대해 위성의 위치, 속도, 궤도요소 등의 데이터로부터 구한다. ³⁾(부록 1 참조)

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

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

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

여기서 $(X_s(t_k), Y_s(t_k), Z_s(t_k)), (\dot{X}_s(t_k), \dot{Y}_s(t_k), \dot{Z}_s(t_k))$ 및 (X_e, Y_e, Z_e) 는 위성의 위치, 속도 및 지상국의 직교좌표 성분이다. 지상국의 위치는 위도, 경도, 고도로 주어지나 부록 2에 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.

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

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

여기서 (X, Y, Z) 는 EPIRB의 개략위치 (φ_0, λ_0) 로 부록 2에 따라 직교좌표로 변환한 값이다. 따라서 (2.5)식으로 구한 EPIRB와 위성간의 거리 변화율 $\dot{R}_1(t_k)$ 와 (2.8)식에서 구한 거리 변화율 $\dot{R}_2(t_k)$ 로부터 최소자승법에 의해 보정량이 결정될 수 있는 허용범위로 수렴할 때 까지 반복 계산해서 EPIRB 개략위치의 보정량 $(\Delta\varphi, \Delta\lambda)$ 를 구해 EPIRB의 최확치를 구한다. 그러나 이 경우에는 EPIRB의 개략위치를 전혀 알 수 없으므로, 최소자승법의 초기치로서 필요한 EPIRB의 개략위치를 구하지 않으면 안된다.

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_c 와 그때의 EPIRB와 위성간의 거리 D_c 의 근사치를 구해 기하학적으로 EPIRB의 위치를 구하는 방법을 고안했다.

EPIRB로부터의 위성에의 상향 도플러 주파수 $\Delta f(t_k)$ 는 측정 데이터로부터 다음 식으로 구해진다.

$$\Delta f(t_k) = \frac{\dot{R}_2(t_k)f_{0s} + c\{f_s(t_k) - f_{0e} - f_{0s}\}}{c - \dot{R}_2(t_k)} - f_i \quad (2.10)$$

여기서 편의상 위성은 남북방향, 즉 경선을 따라 운동하고 있다고 가정하면 도플러 주파수는 부록 3에 따라 다음 식으로 표현된다.

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

(2.11)식의 계수 $a_1 \sim a_4$ 를 (2.10)식에서 얻어진 도플러 주파수에 가장 잘 합치하도록 결정하면 부록 3에 표시한 것과 같이 위성최접근시의 시각 t_c 와 그때의 EPIRB와 위성간의 거리 D_c 는

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

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

이 된다.

계수 $a_1 \sim a_4$ 를 결정할 방법은 (2.11)식과 관측치로부터 구한 도플러 주파수 $\Delta f(t_k)$ ((2.10)식)와의 2승오차 E_r

$$E_r = \sum_{k=1}^N \{ F(t_k; a_1, a_2, a_3, a_4) - \Delta f(t_k) \}^2 \quad (2.14)$$

을 최소로 하는 최소자승 추정이 된다. 이것은 비선형 최적화 문제가 되고 이를 푸는 방법은 여러가지가 있으나, 본 논문에서는 최대경사법 (gradient method)을 이용하여 $a_1 \sim a_4$ 의 최적치를 구하기로 한다.”

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

$$\partial E_r / \partial a_i = 2 \sum_{k=1}^N \{ [F(t_k; a_1, a_2, a_3, a_4) - \Delta f(t_k)] \partial F_k / \partial a_i \} \quad (i=1, \dots, 4)$$

여기서,

$$\frac{\partial F_K}{\partial a_1} = \frac{\sin \{ n(t_K - a_3) \}}{[a_2 - \cos \{ n(t_K - a_3) \}]^{3/2}} \quad (2.16)$$

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

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

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

계수 $a_1 \sim a_4$ 의 초기치 $a_{10}, a_{20}, a_{30}, a_{40}$ 는 본 프로그램에서 다음과 같이 부여했다.

$$a_{10} = \frac{f_1 n (r_{i0}^2 + r_c^2 - D_{c0}^2)^{1/2}}{2c} \quad (2.20)$$

$$a_{20} = \frac{r_{i0}^2 + r_c^2}{r_{i0}^2 + r_c^2 - D_{c0}^2} \quad (2.21)$$

$$a_{30} = \begin{cases} t_1 + \frac{(a_{40} - \Delta f(t)) (t_N - t_1)}{\Delta f(t_N) - \Delta f(t_1)} & \cdot \{ \Delta f(t) - a_{40} \} \{ \Delta f(t_N) - a_{40} \} < 0 \text{ 일때} \\ \frac{\Delta f^2(t_1) \cdot t_N - \Delta f^2(t_N) \cdot t_1}{\Delta f^2(t_1) - \Delta f^2(t_N)} & \cdot \{ \Delta f(t_1) - a_{40} \} \{ \Delta f(t_N) - a_{40} \} > 0 \text{ 일때} \end{cases} \quad (2.22)$$

$$a_{40} = 0 \quad (2.23)$$

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

$$\text{단, } \begin{cases} r_{s0} = a \\ D_{c0} = \frac{D_{cmax} + D_{cmin}}{2} \\ D_{cmax} = (r_{s0}^2 - r_e^2)^{1/2} \\ D_{cmin} = r_{s0} - r_e \end{cases} \quad (2.24)$$

우선 t_c 에 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_s 는 대략 다음과 같다.

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

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

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

Fig. 2. 2 에서 구면삼각형 ABC 의 변 α, β 를 radian 으로 나타내면,

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

$$\beta = \frac{\pi}{2} - \varphi_s \quad (2.29)$$

또, 구면삼각형 ABC 는 $\angle C$ 가 직각이므로

$$\cos \gamma = \cos \alpha \cdot \cos \beta \quad (2.30)$$

따라서,

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

또, 정현법칙으로부터

$$\sin A = \frac{\sin \alpha}{\sin \gamma} \quad (2.32)$$

따라서,

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

그러므로 Fig. 2.2 에서 EPIRB 의

개략위치 (φ_0, λ_0) 는

$$\begin{cases} \varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \gamma \\ \lambda_0 = \lambda_s + A \end{cases} \quad (2.34)$$

또는,

$$\begin{cases} \varphi_0 = \frac{\pi}{2} - \gamma \\ \lambda_0 = \lambda_s - A \end{cases} \quad (2.35)$$

가 된다.

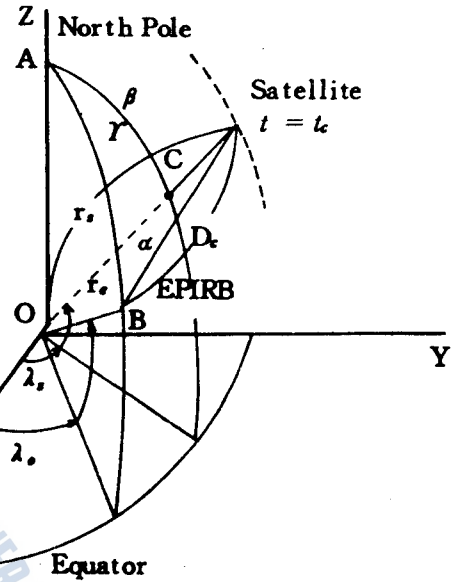


Fig. 2.2 Diagram between EPIRB & Satellite

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 개략위치의 보정량 $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$ 및 bias의 보정량 ΔB 를 구한다.

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구
오차함수 $\Delta \dot{R}_1$ 를

$$\Delta \dot{R}_1 = \dot{R}_1^0 - \dot{R}_1 - B \quad (2.36)$$

로 나타내면 위도, 경도, bias 의 추정치 $\varphi_0, \lambda_0, B_0$ 에 대해서

$$0 = \Delta \dot{R}_1(\varphi_0, \lambda_0, B_0) + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial \lambda} \Delta \lambda + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial B} \Delta B + \dots \quad (2.37)$$

(2.36) 식에서

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial \varphi} = - \frac{\partial \dot{R}_1}{\partial \varphi} \quad (2.38)$$

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial \lambda} = - \frac{\partial \dot{R}_1}{\partial \lambda} \quad (2.39)$$

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_1)}{\partial B} = -1 \quad (2.40)$$

로 되기 때문에 평가함수 E는

$$E = \sum_{i=1}^N (\dot{R}_1^0 - \dot{R}_1 - B - \frac{\partial \dot{R}_1}{\partial \varphi} \Delta \varphi - \frac{\partial \dot{R}_1}{\partial \lambda} \Delta \lambda - \Delta B)^2 \quad (2.41)$$

이 된다.

따라서,

$$\begin{aligned} \frac{\partial E}{\partial(\Delta \varphi)} &= 0 \\ \frac{\partial E}{\partial(\Delta \lambda)} &= 0 \\ \frac{\partial E}{\partial(\Delta B)} &= 0 \end{aligned} \quad (2.42)$$

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

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구
또, 편미분은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial \varphi} = \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial \varphi} + \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial Y} \frac{\partial Y}{\partial \varphi} + \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial Z} \frac{\partial Z}{\partial \varphi} \quad (2.56)$$

$$\frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial \lambda} = \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial X} \frac{\partial X}{\partial \lambda} + \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial Y} \frac{\partial Y}{\partial \lambda} + \frac{\partial \dot{R}_1(t_k)}{\partial Z} \frac{\partial Z}{\partial \lambda}$$

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

여기서,

$$P_{11} = \sum_{\kappa=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \varphi} \right)^2 \quad (2.44)$$

$$P_{12} = \sum_{\kappa=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \varphi} \cdot \frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \lambda} \right) \quad (2.45)$$

$$P_{13} = \sum_{\kappa=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \varphi} \right) \quad (2.46)$$

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

$$P_{22} = \sum_{\kappa=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \lambda} \right)^2 \quad (2.48)$$

$$P_{23} = \sum_{\kappa=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \lambda} \right) \quad (2.49)$$

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

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

$$P_{33} = N \quad (2.52)$$

$$q_1 = \sum_{\kappa=1}^N \left[\{ \dot{R}_i^0(t_\kappa) - \dot{R}_i(t_\kappa) - B \} \frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \varphi} \right] \quad (2.53)$$

$$q_2 = \sum_{\kappa=1}^N \left[\{ \dot{R}_i^0(t_\kappa) - \dot{R}_i(t_\kappa) - B \} \frac{\partial \dot{R}_i(t_\kappa)}{\partial \lambda} \right] \quad (2.54)$$

$$q_3 = \sum_{\kappa=1}^N \{ \dot{R}_i^0(t_\kappa) - \dot{R}_i(t_\kappa) - B \} \quad (2.55)$$

표 성분이고 r_e , f 는 지구적도반경 및 편평율이다.

따라서, (2.43)식을 풀면 각 보정량 $\Delta\varphi$, $\Delta\lambda$, ΔB 가 얻어지고

EPIRB의 최확위치 (φ , λ)는

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

오차함수 $\Delta \dot{R}_i$ 를

$$\Delta \dot{R}_i = \dot{R}_i^0 - \dot{R}_i - B \quad (2.36)$$

로 나타내면 위도, 경도, bias 의 추정치 $\varphi_0, \lambda_0, B_0$ 에 대해서

$$0 = \Delta \dot{R}_i(\varphi_0, \lambda_0, B_0) + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial \varphi} \Delta \varphi + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial \lambda} \Delta \lambda + \frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial B} \Delta B + \dots \quad (2.37)$$

(2.36) 식에서

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial \varphi} = - \frac{\partial \dot{R}_i}{\partial \varphi} \quad (2.38)$$

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial \lambda} = - \frac{\partial \dot{R}_i}{\partial \lambda} \quad (2.39)$$

$$\frac{\partial(\Delta \dot{R}_i)}{\partial B} = -1 \quad (2.40)$$

로 되기 때문에 평가함수 E는

$$E = \sum_{i=1}^n (\dot{R}_i^0 - \dot{R}_i - B - \frac{\partial \dot{R}_i}{\partial \varphi} \Delta \varphi - \frac{\partial \dot{R}_i}{\partial \lambda} \Delta \lambda - \Delta B)^2 \quad (2.41)$$

이 된다.

따라서,

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

$$\frac{\partial E}{\partial(\Delta \lambda)} = 0 \quad (2.42)$$

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

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

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

여기서,

$$P_{11} = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \varphi} \right)^2 \quad (2.44)$$

$$P_{12} = \sum_{k=1}^N \left\{ \frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \varphi} \cdot \frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \lambda} \right\} \quad (2.45)$$

$$P_{13} = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \varphi} \right) \quad (2.46)$$

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

$$P_{22} = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \lambda} \right)^2 \quad (2.48)$$

$$P_{23} = \sum_{k=1}^N \left(\frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \lambda} \right) \quad (2.49)$$

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

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

$$P_{33} = N \quad (2.52)$$

$$q_1 = \sum_{k=1}^N \left[\{ \dot{R}_f^0(t_k) - \dot{R}_f(t_k) - B \} \frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \varphi} \right] \quad (2.53)$$

$$q_2 = \sum_{k=1}^N \left[\{ \dot{R}_f^0(t_k) - \dot{R}_f(t_k) - B \} \frac{\partial \dot{R}_f(t_k)}{\partial \lambda} \right] \quad (2.54)$$

$$q_3 = \sum_{k=1}^N \{ \dot{R}_f^0(t_k) - \dot{R}_f(t_k) - B \} \quad (2.55)$$

第 3 章 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 중재기 혹은 지상국의 국부발진기 변동 등으로 사료되나, 이들중 본 연구에서는 EPIRB 송신주파수가 변동하는 경우만을 offset unit 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 조합한 측위계산을 행하고, 그것으로부터 하나의 오차요인에 대한 측위오차의 크기를 σ (m/s) 값으로 나타낸다.

실제의 시뮬레이션에 있어서 송신주파수는 다음과 같이 작성하여 사용하였다.

즉, EPIRB의 송신주파수 f_0 은 대단히 복잡한 변화를 차므로, 간단한 식으로 표현하기는 곤란하지만, 본 시스템에서의 도플러 효과는 매우 작을 수 있으므로, 그것의 송신주파수의 변화는 미세한 변동분일 무서하면 대체로 직선적이고 또, 측위계산을 행한 결과에 가장 큰 영향을 미치는 것은 균일한 드리프트라고 생각할 수 있으므로 EPIRB 송신주파수의 변동을 균일한 드리프트를 기본으로 하여 약간의 불규칙한 변동분이 중첩되어 있는 것으로 가정하여 다음식으로 나타내었다.

$$f_1 = f_{10} + \delta f_{11} + \delta f_{12} + \delta f_{13} \quad (3.1)$$

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

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

와 같이 나타낼 수 있다.

t , t_0 는 임의의 시각 및 data 취득 개시시각으로 분으로 나타내었으며, δf_{13} 는 불규칙한 변동분이고, 일반적으로 균일한 드리프트와 비교해서 대단히 작고, 겨우 균일한 드리프트의 10분의 1 이하가 되므로 본 논문에서는 δf_{13} 의 δf_{10} 에 대한 크기의 범위 Mr은 Md의 10분의 1로 하였다. 불규칙한 변동분은 Fig. 3.1에 표시한 패턴(pattern)과 같으며, 평균치가 0이고 표준편차가 0.3인 정규난수를 사용하여 시뮬레이션을 행하였다.

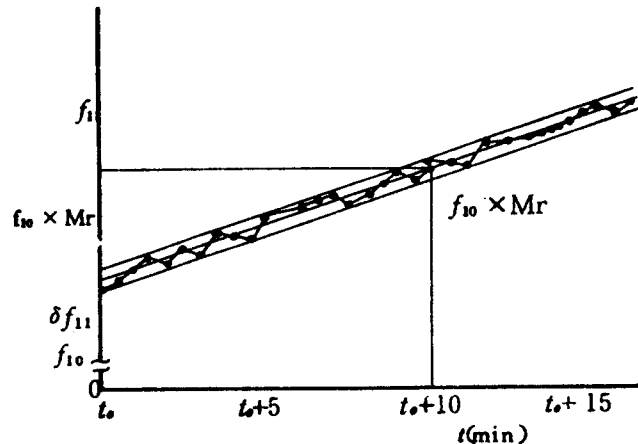


Fig. 3.1 Random pattern of transmitted frequency f_1

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한

Fig. 3.2는 실제의 시뮬레이션에서 EPIRB의 위치를 결정하는 계산법을 나타낸 흐름도이며, Fig. 3.3은 계수 $a_1 \sim a_4$ 의 값을 구하는 흐름도를 나타낸다. 또, NNS 30140 위성의 1980년 3월 3일의 궤도정보를 참고하여 表 3.1에 표시한 궤도요소를 택하고, 근지점인 수의 변화와 승교점 적경의 변화만을 포함시켜 경선을 따라 운동하는 위성을 가정하여 행했다. EPIRB 위치는 Fig. 3.4에 표시한 것처럼 수신점 부근 ($35^\circ\text{N}, 130^\circ\text{E}$)과 $35^\circ\text{N}, 110^\circ\text{E}$ 그리고 $34^\circ\text{N}, 130^\circ\text{E}$ 및 $35^\circ\text{N}, 80^\circ\text{E}$ 의 4곳으로 하였다.

또 지상국의 위치는 $35^\circ\text{N}, 130^\circ\text{E}$ 로 하였으며 각 시뮬레이션마다 계산에 사용한 데이터분포, 갯수 N , 시간간격 t_d 및 시간폭 T_d 에 대해서 表 3.2에 표시한 17가지의 데이터예를 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 3.1 위성의 궤도요소>

궤도정반경	a	7452.2100 km
이심률	e	0.005929
근지점종회시간	t_p	1276.511 min
궤도경사각	i	$89^\circ 26' 28''$
근지점일수	w	$65^\circ 58' 10''$
승교점적경	Ω	$209^\circ 69' 42''$

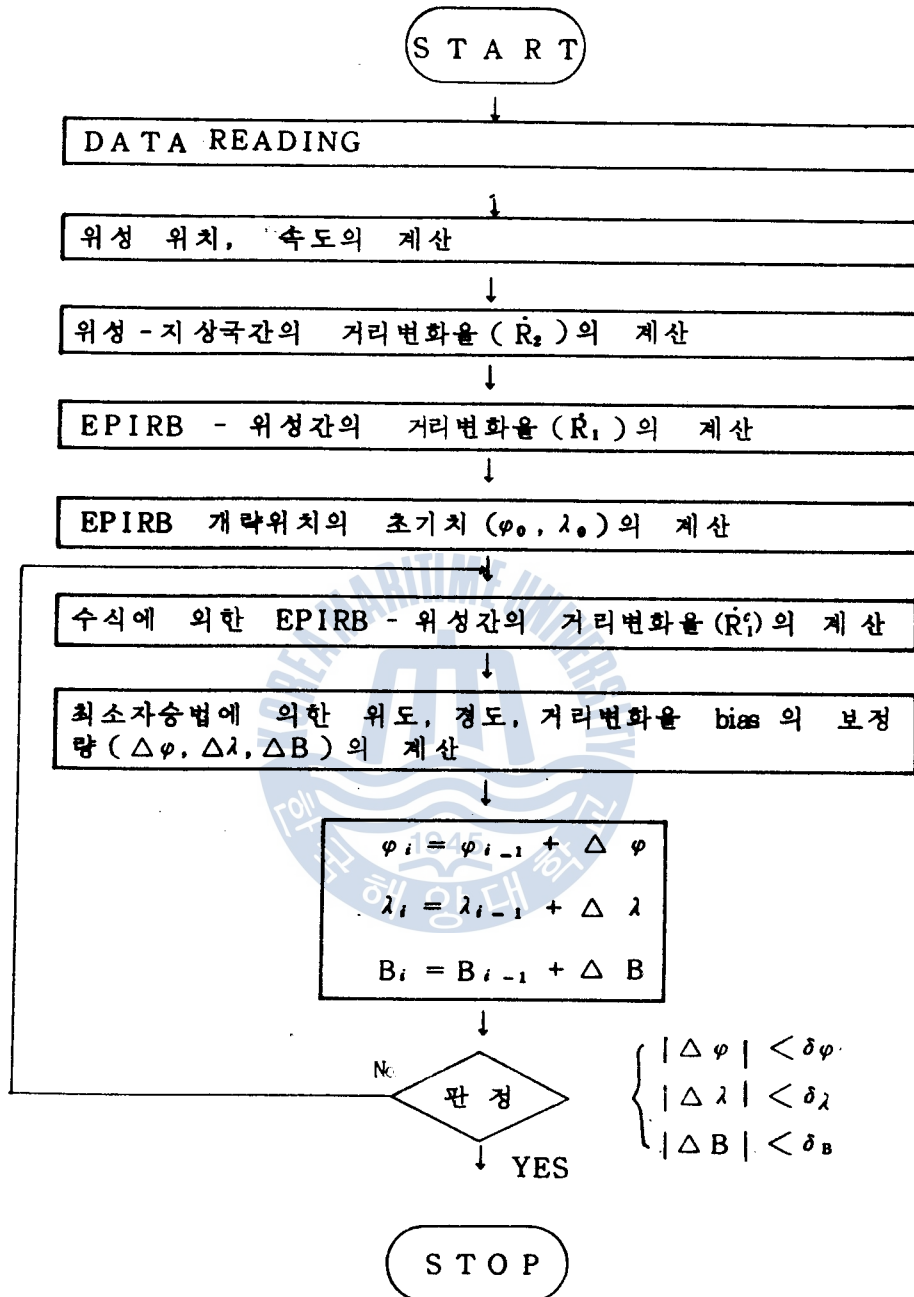


Fig. 3.2 Program flow-chart for finding EPIRB Position

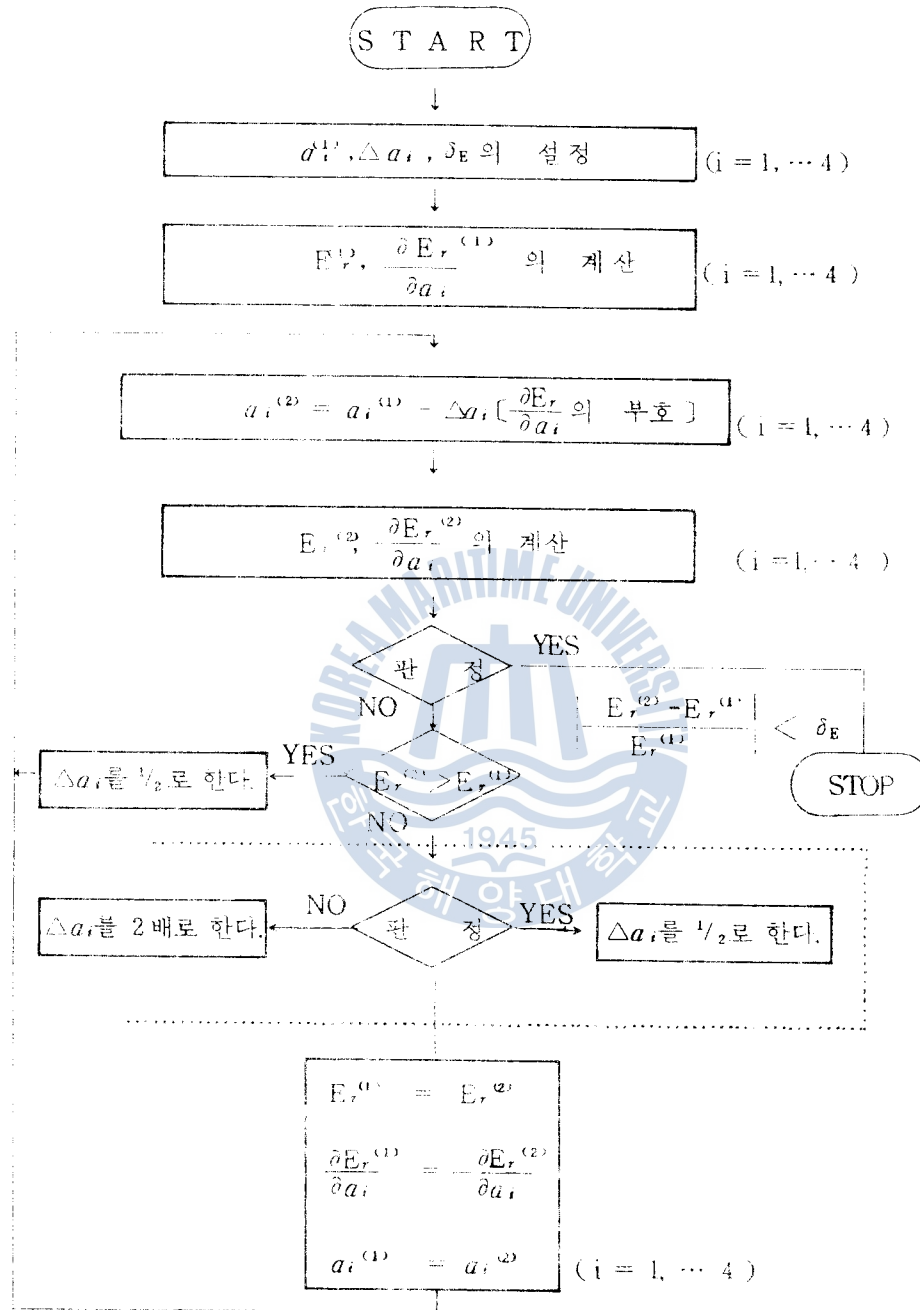


Fig.3.3 Flow-chart searching for coefficients a_1 to a_4

<表 3.2 채용 데이터 조건 >

조건 데이터번호	채용데이터 분포 위치 (도플러폭 선상)	데이터 시간폭 Td ($t_N - t_i$) 分	데이터 갯수 N	각데이터 시간 간격 ($t_i - t_{i-1}$)
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	중앙 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	EPIRB 에 대한 위성궤도	EPIRB 위치
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

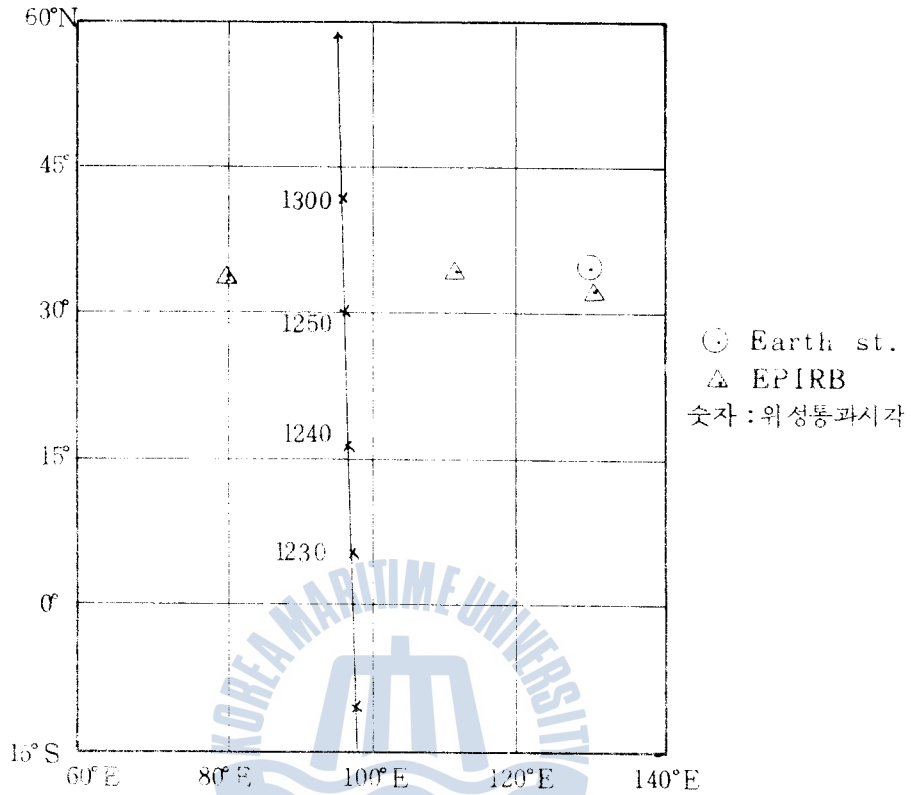


Fig. 3. 4 Orbital track under Satellite and EPIRB position

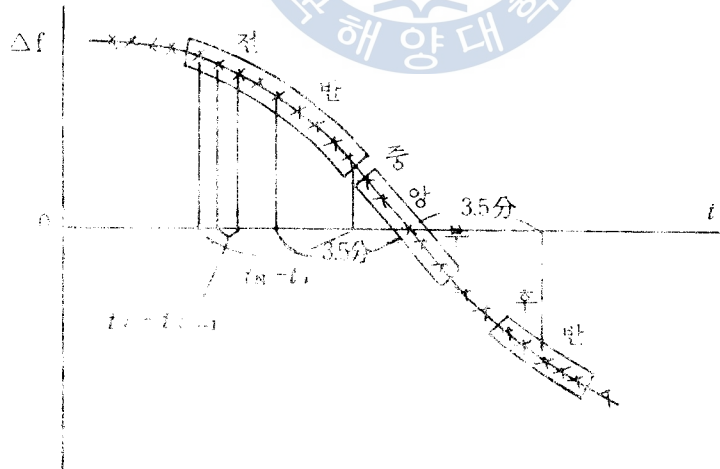


Fig. 3. 5 Doppler frequency curves

3. 2 시뮬레이션의 결과

3. 2. 1 송신주파수의 OFF-SET에 의한 측위오차

EPIRB의 송신주파수가 Δf 만큼 off-set 되었다면, 도플러 곡선은 송신주파수에 비례하기 때문에 Fig. 3. 6에 표시한 것처럼 약간 형상의 차이가 있다. 따라서 얻어진 데이터로부터 도플러 곡선을 추정하여 EPIRB 위치를 구하는 경우 off-set 영향을 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 40 m정도가 되었으며 시뮬레이션 케이스 2와 4에 대한 경우를 표 3. 4에 표시하였으며, 이 결과로부터 406 MHz의 송신주파수에 대해 off-set 주파수가 수 kHz 이하의 경우에는 그 효과는 무시할 수 있는 것으로 생각된다.

<表 3. 4 송신주파수의 off-set에 의한 측위오차>

Simulation 상태	$\delta f_H(\text{kHz})$	
	0	2
시뮬레이션 케이스 2 $Md = 10^9$	5.658	5.616
시뮬레이션 케이스 4 $Md = 10^{10}$	0.524	0.566

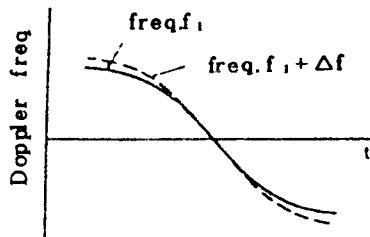


Fig.3. 6 Doppler curves

3. 2. 2 송신주파수의 드리프트에 의한 측위오차

위에서 고찰한 것과 같이 송신주파수의 off-set에 의한 영향은 대단히 작고, 무시할 수 있는 것으로 생각되므로 이하에서는 송신주파수의 off-set 는 0 으로 해서 시뮬레이션의 계산을 행했다.

Fig. 3. 7 는 시뮬레이션 케이스 4 의 각 데이터예의 수렴위치를 드리프트의 크기 10^{-9} , 10^{-10} 에 대해 측위오차의 크기를 r.m.s 값으로 나타냈다. 각 데이터 예의 수렴위치는 각각의 드리프트의 크기에 대해서 측위오차는 당연히 다르지만 상대적으로 같은 분포를 하고 있는 것을 알 수 있다. Fig. 3. 8 에 전 데이터의 r.m.s 값으로 각 드리프트의 크기에 대한 측위오차를 표시했다. Fig. 3. 8 에서 오차의 크기는 드리프트의 크기에 완전히 비례하는 것을 알 수 있으며, 예를들면 $Md = 10^{-9}$ 인 경우 약 4.5 km가 된다. 또 Fig. 3. 9 는 드리프트의 크기 $Md = 10^{-10}$ 인 경우의 시뮬레이션 케이스 3 및 4에 대해 EPIRB가 위성직하점의 궤적에 대해서로 반대측에 있는 경우의 측위오차를 각 데이터에 따라 표시한 것이다.

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

Fig. 3. 7 에서 대응하는 각 데이터예의 수렴위치는 동서에 대칭하게 분포되어 있고, 채용한 도플러 곡선의 위치에 따라서 각 데이터예의 수렴위치에 어느정도 규칙성이 보여지는데 이는 송신주파수의 균일한 드리프트에 의한 효과라고 생각된다.

또 表 3.5 에 데이터例의 종류에 의한 오차의 차이를 표시했다.

表 3.5 에서 도플러곡선의 중앙부를 포함한 데이터를 채용한 경우가 측위오차는 가장 작게 나타났으며, 또 데이터의 시간폭에는 7~8 분 정도의 데이터를 사용해서 측위계산을 행하면 오차가 비교적 적게 된다. 또 데이터의 갯수, 데이터의 간격은 그다지 특징이 보이지 않았다.

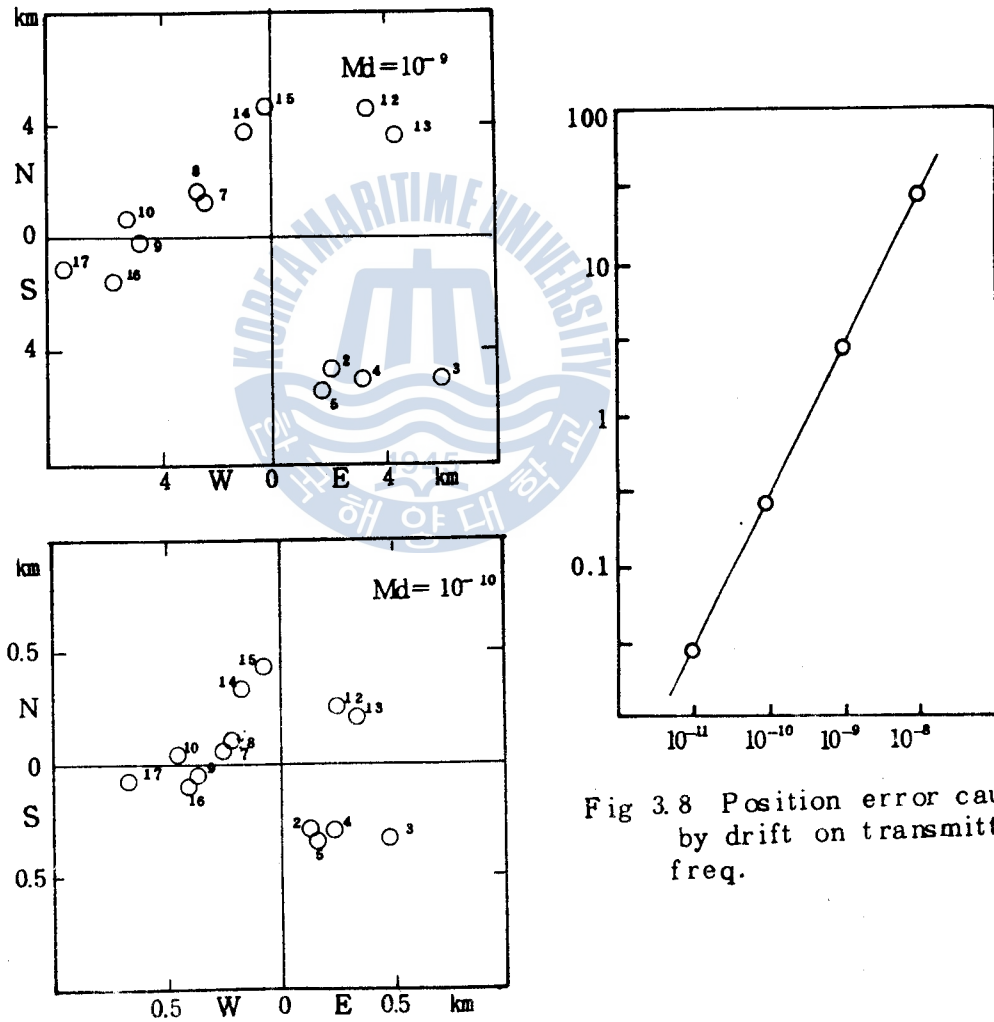
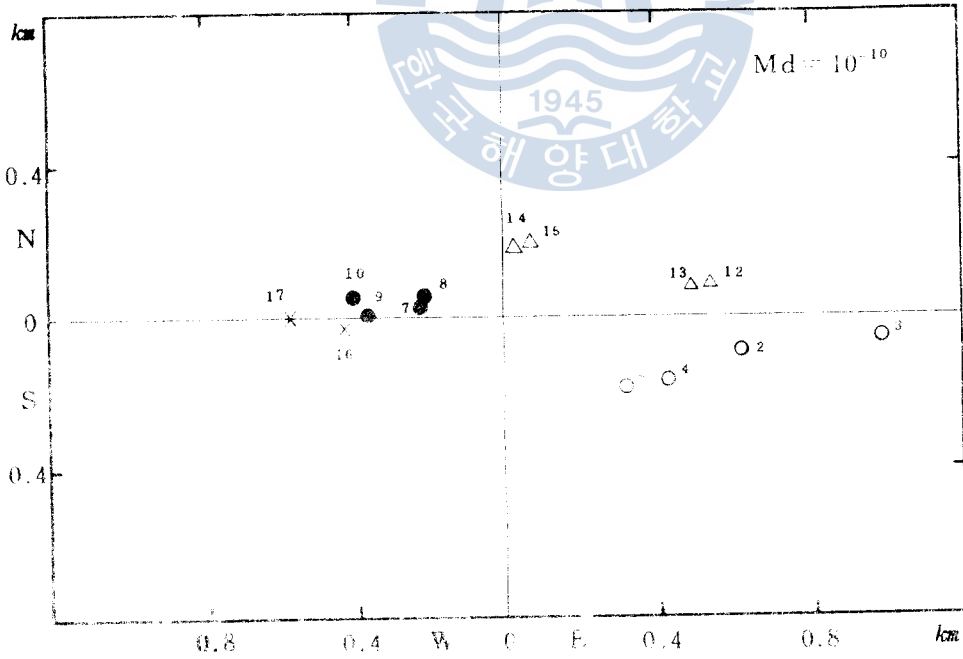
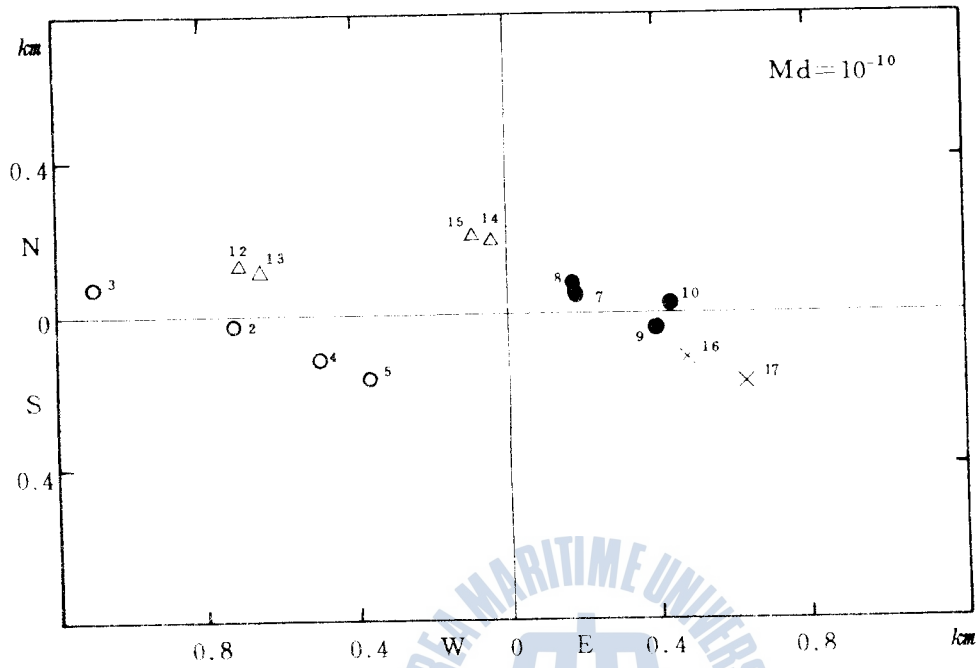


Fig. 3.7 Position error in the case of simulation No 4

Fig 3.8 Position error caused by drift on transmitted freq.

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구



(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 3.5 데이터의 종류에 의한 오차의 차이>

(a) 데이터의 분포위치에 의한 차이

분포 위치	전 반 (20)	중앙 (20)	후 반 (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

※ ()안의 숫자는 데이터에의 수 단위 : km, Md = 10⁻¹⁰

<表 3.6 송신주파수의 불규칙한 변동의 영향>

시물레이 션케이스번호	Mr	0.945	10 ⁻¹⁰	10 ⁻¹¹
2		0.462	0.468	0.047
4		0.459	0.464	0.043

Md = 10⁻⁹, 단위 : km, δf₁₁ = 0

3.2.3 송신주파수에 불규칙한 변동분이 포함된 경우의 측위오차
앞에서의 균일한 드리프트에 그 1/10 크기 정도의 고정된 불
규칙한 변동이 중첩된 경우의 측위오차를 검토하였으며, 균일한 드
리프트의 크기에 대한 불규칙한 변동의 범위비 Mr/Md를 0.10⁻¹

10^{-2} 으로 변화시켰을 경우의 각 데이터 예의 수렴위치를 시뮬레이션 케이스 4에 대해 행한 결과 데이터의 갯수가 적게 되고 시간폭이 협소한 데이터 예에서는 M_r/M_d 를 변동하면 수렴위치는 상당히 변동하였으나 데이터의 갯수가 많고 시간폭이 충분히 넓은 경우 불규칙한 변동은 무시할 수 있을 것으로 생각된다.

표 3.6은 $M_d=10^{-8}$ 의 동일한 드리프트에 $M_r = 0, 10^{-10}, 10^{-12}$ 의 불규칙한 변동이 중첩된 경우의 측위오차를 나타내고 있다. 불규칙한 변동이 중첩된 경우가 없는 경우보다 오차가 크게 되었다.



第4章 검토 및 고찰

4.1 측위오차의 평가

시뮬레이션에 의한 측위오차 해석의 결과를 요약하면 다음과 같다.

(1) 송신주파수의 변동을 균일한 드리프트에 그 1/10 크기 정도의 불규칙한 변동이 중첩된 경우 오차의 크기는 드리프트의 크기에 거의 비례해서 변화하는 것을 알았다. 즉, $10^{-10}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에 측위오차는 약 5 km가 되고 $10^{-11}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에는 약 0.5 km가 되었다.

(2) 각각의 시뮬레이션 결과에 의하면 도플러 폭선의 중앙부를 포함한 약 7~8 분간의 데이터를 이용한 경우에 측위오차는 상대적으로 작게 나타났으며, 전반 또는 후반의 단시간의 데이터에서는 크게 나타났다.

4.2 본 시스템에 관한 고찰

본 논문은 궤도위성을 이용한 도플러 효과에 의하여 EPIRB의 위치를 구하는 측위 알고리즘을 개발하여 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 EPIRB의 최확위치를 구하는 것으로, 관측된 도플러 주파수로 위성과 EPIRB의 개략위치가 구해지면 수식적으로 위성과 EPIRB 사이의 거리변화율을 구할 수 있어서 이 양자로 부터 최소자승법으로 EPIRB의 최확위치를 결정하게 되는데 여기에 최소자승법의 초

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구
 기치를 직접 구할 수 없는 문제점이 있었다. 따라서 얻어진 도플러 주파수를 이용하여 기하학적인 방법으로 초기치를 구하는 방법을 제안하였다.

그리고, 본 시스템의 타당성을 검토하기 위하여 NNSS 위성의 궤도정보를 이용하여 하나의 위성궤도를 설정하고 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 전체 64개의 데이터에로서 여러가지 경우의 계산을 하였다. 따라서 이상의 시뮬레이션에 의한 측위오차 해석으로부터 본 시뮬레이션 계산의 범위에 대하여 고찰하면, 측위오차의 허용치를 10 km로 하면 송신주파수의 변동은 균일한 드리프트를 중심으로 가장 나쁜 경우일지라도 $10^{-9}/\text{min}$ 의 크기 이하로 제한할 필요가 있다. 또, 채용한 데이터의 전체 시간간격은 7~8분 정도의 폭을 유지하는 것이 적당한 것으로 사료된다.



참 고 문 헌

1) "SARSAT SYSTEM SUMMARY", United State, France Canada

Search and Rescure Satellite Aided Tracking, April 1980.

2) "SARSAT SYSTEM SUMMARY", United State, France Canada, "Single Base, Dual Base, Positioning, and Search and Rescure Satellite Aided Tracking, April 1980.

第5章 結 論

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

(1) 본 논문에서 제안한 EPIRB 위치 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 크기 거의 비례해서 변화하는 것을 알았다. 즉, $10^{-10}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에 측위오차는 약 0.5km, $10^{-11}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에 약 0.5km가 되었으며 본방식을 종래의 구조방식과 조합하여 사용하면 더욱 효과적인 수색·구조가 가능할 것으로 사료된다.

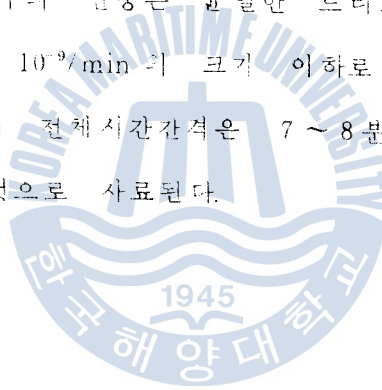
앞으로의 과제는 위성의 위치, 속도에 오차가 포함되는 경우의 측위오차 및 전리층에 의한 전파경로의 굴절로 인한 측위오차와 그 보정방법이 연구되어야 하며, 또 위성직하점의 궤적에 대해 양쪽으로 구해지는 2위치중 실제위치의 판별문제가 있으나 이들에 대해서는 계속 연구할 예정이다.

(附錄 1) 위성 위치·속도의 계산

본 프로그램에서는, 위성의 궤도정보를 근지점통과시각에 대한 궤도 6요소로 부여하고, 위성은 근지점인수의 변화와 승교점적경의 섭동만을 고려하여 원궤도를 운동한다고 가정해 필요한 시각에 대한

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구
 기치를 직접 구할 수 없는 문제점이 있었다. 따라서 얻어진 도플러 주파수를 이용하여 기하학적인 방법으로 초기치를 구하는 방법을 제안하였다.

그리고, 본 시스템의 타당성을 검토하기 위하여 NNSS 위성의 궤도정보를 이용하여 하나의 위성궤도를 설정하고 컴퓨터 시뮬레이션에 의해 전체 64개의 데이터에로서 여러가지 경우의 계산을 하였다. 따라서 이상의 시뮬레이션에 의한 측위오차 해석으로부터 본 시뮬레이션 계산의 범위에 대하여 고찰하면, 측위오차의 허용치를 10 km로 하면 송신주파수의 변동은 균일한 드리프트를 중심으로 가장 나쁜 경우일지라도 $10^{-9}/\text{min}$ 의 크기 이하로 제한할 필요가 있다. 또, 채용한 데이터의 전체 시간간격은 7~8분 정도의 폭을 유지하는 것이 적당한 것으로 사료된다.



第5章 結 論

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

(1) 본 논문에서 제안한 EPIRB 위치 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, $10^{-10}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에 측위오차는 약 0.5 km, $10^{-11}/\text{min}$ 크기의 드리프트 경우에 약 0.5 km 가 되었으며 본방식을 종래의 구조방식과 조합하여 사용하면 더욱 효과적인 수색·구조가 가능할 것으로 사료된다.

앞으로의 과제는 위성의 위치, 속도에 오차가 포함되는 경우의 측위오차 및 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.

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

$E(t_k) = M(t_k) + \varepsilon \sin E(t_k)$ 로 놓아, 이 초월방정식의 초기치를

(A1-5)

$M(t_k)$ 로 하여 반복법으로 $E(t_k)$ 를 구한다.

$$\text{즉, } E(t_k)_0 = M(t_k) \quad (\text{A1-6})$$

$$E(t_k)_i = M(t_k) + \varepsilon \sin E(t_k)_{i-1} \quad (i=1, 2, \dots) \quad (\text{A1-7})$$

여기서

$$\frac{E(t_k)_i - E(t_k)_{i-1}}{E(t_k)_{i-1}} < \delta_E \text{의 조건을} \quad (\text{A1-8})$$

만족할 때까지 반복해서 이 삼근점이각 $E(t_k)$ 를 구한다.

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

$$\left. \begin{aligned} X_w(t_k) &= a \{ \cos E(t_k) - \varepsilon \} \\ Y_w(t_k) &= a \sqrt{1 - \varepsilon^2} \sin E(t_k) \end{aligned} \right\} \quad (\text{A1-9})$$

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

$$\omega(t_k) = \omega(t_p) + \dot{\omega}(t_k - t_p) \quad (\text{A1-10})$$

$$\Omega(t_k) = \Omega(t_p) + \dot{\Omega}(t_k - t_p) \quad (\text{A1-11})$$

따라서, 위성의 위치 ($X_s(t_k), Y_s(t_k), Z_s(t_k)$)를 지구고정 좌표계로 나타내면 다음 3회의 좌표변환에 의해 구할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} X_1(t_k) \\ Y_1(t_k) \\ Z_1(t_k) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \omega(t_k) & -\sin \omega(t_k) & 0 \\ \sin \omega(t_k) & \cos \omega(t_k) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_w(t_k) \\ Y_w(t_k) \\ 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A1-12})$$

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

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

$$\text{단, } \beta(t_k) = \Omega(t_k) - AG - \omega_e(t_k - t_P) \quad (A1-15)$$

2 > 위성 속도의 계산

(A1-5) 式으로 부터

$$\dot{E}(t_k) = \frac{a}{1 - \cos E(t_k)} \quad (A1-16)$$

그러므로 (A1-9) 式에서

$$\dot{X}_w(t_k) = -a \sin E(t_k) \cdot \dot{E}(t_k) \quad (A1-17)$$

$$\dot{Y}_w(t_k) = a\sqrt{1-\epsilon^2} \cos E(t_k) \cdot \dot{E}(t_k)$$

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

베도리상을 이용한 수직·구조 시스템에 있어서의 조단위서 결정법에 관한 연구

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_2(t_k) \\ \dot{Y}_2(t_k) \\ \dot{Z}_2(t_k) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix} \left[W \begin{pmatrix} -\sin \omega(t_k) & -\cos \omega(t_k) & 0 \\ \cos \omega(t_k) & -\sin \omega(t_k) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_w(t_k) \\ Y_w(t_k) \\ Z_w(t_k) \end{pmatrix} + \right. \\ \left. \begin{pmatrix} \cos \omega(t_k) & -\sin \omega(t_k) & 0 \\ \sin \omega(t_k) & \cos \omega(t_k) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_w(t_k) \\ \dot{Y}_w(t_k) \\ \dot{Z}_w(t_k) \end{pmatrix} \right] \quad (A1-18)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{X}_s(t_k) \\ \dot{Y}_s(t_k) \end{pmatrix} = (\dot{\Omega} - \omega_e) \begin{pmatrix} -\sin \beta(t_k) & -\cos \beta(t_k) & 0 \\ \cos \beta(t_k) & -\sin \beta(t_k) & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_2(t_k) \\ Y_2(t_k) \\ Z_2(t_k) \end{pmatrix} + \\ \begin{pmatrix} \cos \beta(t_k) & -\sin \beta(t_k) & 0 \\ \sin \beta(t_k) & \cos \beta(t_k) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{X}_2(t_k) \\ \dot{Y}_2(t_k) \\ \dot{Z}_2(t_k) \end{pmatrix} \quad (A1-19)$$

(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⁾

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

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

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

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

단, f 는 지구의 편평율, r_e 는 지구의 적도반경이다.

(附錄 3) 도플러 주파수를 나타낸 함수의 유도

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

그림 A - 1의 구면삼각형 ABC에서 각변의 단위를 radian으로 나타내면,

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

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

여기서, r_s 는 위성과 지구중심과의 거리

케도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 초난위각 결정법에 관한 연구

D_c 는 임의의 EPIRB 에 가장 접근한 시각 t_c 에 대한 위성과 EPIRB 간의 거리

또, $\angle C$ 는 직각이므로

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

따라서, 임의의 시각 t 에 대한 위성과 EPIRB 간의 거리 D 는 다음 식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} D &= (r_s^2 + r_e^2 - 2 r_s r_e \cos \gamma)^{\frac{1}{2}} \\ &= [r_s^2 + r_e^2 - (r_s^2 + r_e^2 - D_c^2) \cdot \cos \{n(t-t_c)\}]^{\frac{1}{2}} \\ \frac{dD}{dt} &= \frac{n(r_s^2 + r_e^2 - D_c^2) \sin \{n(t-t_c)\}}{2[r_s^2 + r_e^2 - (r_s^2 + r_e^2 - D_c^2) \cos \{n(t-t_c)\}]^{1/2}} \quad (A3-4) \end{aligned}$$

이므로 도플러 주파수 $\Delta f(t)$ 는 송신주파수를 f_1 이라면

$$\begin{aligned} \Delta f(t) &= -\frac{f_1}{c} \frac{dD}{dt} \\ &= -\frac{f_1 n (r_s^2 + r_e^2 - D_c^2)^{\frac{1}{2}} \cdot \sin \{n(t-t_c)\}}{2c [r_s^2 + r_e^2 - (r_s^2 + r_e^2 - D_c^2) \cos \{n(t-t_c)\}]^{1/2}} \quad (A3-5) \end{aligned}$$

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

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

$$a_3 = r_c$$

MAIN PROGRAM FOR FINDING EPIRB POSITION

```

IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
DIMENSION A1(4),DA1(4),P(3,3),Q(3,1),B(3,3),DEL(3,1),
1 ELAT(2),ELON(2),BIAS(2),R1TK(85),R1DTK(85),R2TK(85),
1 R2DTK(85),R1CTK(85),R1CDTK(85),R1ODTK(85),F3TK(85),
1 RICDRP(85),RICDRL(85),TK(85),XNTK(85),YNTK(85),
1 ZNTK(85),DXSTK(85),DYSTK(85),DZSTK(85),V(500)
RAD(XX)=XX*3.1415926/180.0
DEG(YY)=YY*180.0/3.1415926
PAI=3.1315926
ALT=0.0
C=60.0*3.0D+05
FF=0.003352779
WRITE(6,1000)
1000  FORMAT(1H ,45X,'*****',/1H ,
1 45X,'*',2X,'FINDING EPIRB POSITION',2X,'*',/1H ,45X,
1  '*****')
C  EXPLANATION OF USED ITEM
C  AA      : SEMI-MAJOR AXIS OF SATELLITE(KM)
C  RE      : RADIUS OF EQUATOR(KM)
C  EPS      : ECCENTRICITY
C  WE      : ANGULAR VELOCITY OF EARTH(DEG/MIN)
C  OI      : INCLINATION ANGLE(DEG)
C  WTP     : ARGUMENT OF PERIGEE(DEG)
C  OMTP    : LONGITUDE OF ASCENDING NODE AT TP(DEG)
C  AG      : GREENWICH ANGLE(DEG)
C  TP      : TIME OF PERIGEE(MIN)

```

```

C  DLAT  :  LATITUDE OF EARTH STATION(DEG)
C  DLON  :  LONGITUDE OF EARTH STATION(DEG)
C  EPLAT :  TRUE LATITUDE OF EPIRB(DEG)
C  EPLON :  TRUE LONGITUDE OF EPIRB(DEG)
C  TOS   :  STARTING TIME OF OBSERVATION(MIN)
C  TI    :  TIME INTERVAL OF OBSERVATION(SEC)
C  N     :  NUMBER OF OBSERVED DATA

      READ(5,*) AA,RE,EPS,WE
      READ(5,*) OI,WTP,OMTP,AG
      READ(5,*) TP,DLAT,DLON
      READ(5,*) F10,FOE,FOS,DELP,DELL,DELB
      READ(5,*) EPLAT,EPLON
      SMM=0.07436574/DSQRT((AA/RE)**3)
      WRITE(6,1100) AA,RE,EPS,FF,WE,OI,WTP,OMTP,AG,TP,DLAT,
1  DLON,SMM
1100  FORMAT(/1H , 'SEMI-MAJOR AXIS OF SATELLITE(AA)',18X,
1  E15.8,3X, '(Km)',/1H , 'RADIUS OF EQUATOR(RE)',29X,E15.8
1  3X, '(Km)',/1H , 'ECCENTRICITY OF ELLIPTICAL ORBIT(EPS)',
1  13X,E15.8,/1H , 'FLATTENING OF EARTH(FF)',27X,E15.8,
1  /1H , 'ANGULAR VELOCITY OF EARTH REVOLUTION(WE)',10X,
1  E15.8,3X, '(DEG/MIN)',/1H , 'INCLINATION ANGLE(OI)',29X,
1  E15.8,3X, '(DEG)',/1H , 'AUGMENT OF PERIGEE AT TP(WTP)',
1  21X,E15.8,3X, '(DEG)',/1H , 'LONGITUDE OF ASCENDING',
1  ' NODE AT TP(OMTP)',12X,E15.8,3X, '(DEG)',/1H , 'GREEN',
1  ' WICH ANGLE(AG)',31X,E15.8,3X, '(DEG)',/1H , 'TIME OF',
1  ' PERIGEE(TP)',31X,E15.8,3X, '(MIN)',/1H , 'LATITUDE ',
1  ' OF EARTH STATION(DLAT)' 19X,E15.8,3X, '(DEG)',/1H ,

```

궤도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

```

1 'LONGITUDE OF EARTH STATION(DLON)',18X,E15.8,3X,',
1 '(DEG)',/1H,'MEAN MOTION OF SATELLITE(SMM)',21X,E15.8,
1 3X,'(RAD/MIN)')

WE=RAD(WE)

OI=RAD(OI)

WTP=RAD(WTP)

OMTP=RAD(OMTP)

AG=RAD(AG)

DLAT=RAD(DLAT)

DLON=RAD(DLON)

ETPLT=RAD(EPLAT)

ETPLN=RAD(EPLON)

C FINDING POSITION AND VELOCITY OF SATELLITE
C WD : DIFFERENTIAL OF AUGMENT OF PERIGEE
C OMD : DIFFERENTIAL OF LONGITUDE OF ASCENDING NODE
C WTK : AUGMENT OF PERIGEE
C OMTP : LONGITUDE OF ASCENDING NODE

ESS=1.0-EPS*EPS
REBA=(RE/AA)**3.5
COI=UCOS(OI)
SOI=DSIN(OI)
WB=(2.5*COI*COI-0.5)*REBA*10.0/(ESS*ESS)
WD=WB/(24.0*60.0)
OMD=-10.0*REBA*COI*(ESS*ESS)
OMD=OMD/(24.0*60.0)

WRITE(6,1200)

1200 FORMAT(1E,'.....',

```

```

1 '.....',
1 '.....',/1H ,12X,'EPIRB ',
1 'POSITION',12X,'IJK',1X,'CDF11',4X,'DM',7X,'RM',6X,
1 'TC',4X,'TOS',4X,'TI',4X,'N',5X,'RMS',6X,'DIR',/1H ,
1 3X,'TRUE',13X,'SIMULATION',13X,'(kHz)',2X,'(MHz)',4X,
1 '(MHz)',4X,'(min)',2X,'(min)',1X,'(sec)',7X,'(mile)',
1 3X,'(deg)',/1H ,'.....',
1 '.....',
1 '.....')

CALL TRANCO(FF,RE,DLAT,DLON,ALT,G,X,Y,Z)

10 READ(5,*) N,TOS,TI,CDF11,DM,RM
IF(N.EQ.0) GO TO 660
DO 50 I=1,N
TK(I)=TOS+TI*FLOAT(I-1)/60.0
TKK=TK(I)
WTK=WTP+WD*(TKK-TP)
OMTK=OMTP+OMD*(TKK-TP)

CALL SATPAV(TKK,AA,EPS,TP,WTK,OMTK,AG,WE,SMM,ESS,
1 REBA,COI,SOI,WD,OMD,XN,YN,ZN,DXS,DYS,DZS)

R2TK(I)=DSQRT((XN-X)*(XN-X)+(YN-Y)*(YN-Y)+(ZN-Z)*
1 (ZN-Z))

R2DTK(I)=((XN-X)*DXS+(YN-Y)*DYS+(ZN-Z)*DZS)/R2TK(I)

XNTK(I)=XN
YNTK(I)=YN
ZNTK(I)=ZN
DXSTK(I)=DXS
DYSTK(I)=DYS

```


케도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한

```

DZSTK(I)=DZS
50 CONTINUE
DO 69 I=1,N
  SLAT=DASIN(ZNTK(I)/DSQRT(XNTK(I)*(XNTK(I)+(YNTK(I)*
1 YNTK(I)+(XNTK(I)*(ZNTK(I))))
  SLT=DEG(SLAT)
  IF(YNTK(I).LT.0.0) GO TO 60
  SLON=DACOS(XNTK(I)/DSQRT(XNTK(I)* XNTK(I)+ YNTK(I)*
1 YNTK(I)))
  GO TO 65
60 SLON=2.0*PAI-DACOS(XNTK(I)/DSQRT(XNTK(I)*XNTK(I)+
1 YNTK(I)*YNTK(I)))
65 CONTINUE
  SLN=DEG(SLON)
69 CONTINUE
C GENERATING OBSERVED FREQUENCIES AND DISTANCE RATE
  CALL TRANCO(FF,RE,ETPLT,ETPLN,ALT,G,X,Y,Z)
  DO 100 I=1,N
    R1TK(I)=DSQRT((XNTK(I)-X)*(XNTK(I)-X)+(YNTK(I)-Y)*
1 (YNTK(I)-Y)+(ZNTK(I)-Z))
    R1DTK(I)=((XNTK(I)-X)*DXSTK(I)+(YNTK(I)-Y)*DYSTK(I)+
1 (ZNTK(I)-Z)*DZSTK(I))/R1TK(I)
    IX=450
    AMEAN=0.0
    S=0.3
    CALL GAUSS(IX,AMEAN,S,N,V)
    VV=V(I)

```

```

TKK=TK(I)
R1D=R1DTK(I)
R2D=R2DTK(I)
CALL SIM(N,CDF11,F10,DM,RM,TKK,TOS,R1D,R2D,C,FOE,FOS,
1 VV,F3)
F3TK(I)=F3
R1ODTK(I)=(-C*(F3TK(I)-FOE-F10-FOS)-R2DTK(I)*(F10+
1 FOS))/(F10*(1.0-R2DTK(I)/C))
100 CONTINUE
C SET INITIAL VALUES:
K1=1
KN=N
T1=TOS
TN=TOS+FLOAT(KN-1)*TI/60.0
CALL EPBPOS(K1,KN,T1,TN,TI,TK,AA,RE,F10,N,SMM,C,
1 R2DTK,FOS,F3TK,FOE,A1)
TC=A1(3)
CALL SATPAV(TC,AA,EPS,TP,WTK,OMTK,AG,WE,SMM,ESS,REBA,
1 COI,SOI,WD,OMD,XN,ZN,DXS,DYS,DZS)
RS=DSQRT(XN*XN+YN*YN+ZN*ZN)
ARE=(A1(2)-1.0)*(RS*RS+RE*RE)/A1(2)
DC=DSQRT(ARE)
C CLAT1 : LATITUDE(PHAI-S) UNDER SATELLITE(IN RAD)
C CLON1 : LONGITUDE(LAMBDA-s) UNDER SATELLITE(IN RAD)
CLAT1=DASIN(ZN/RS)
DIS=XN/DSQRT(XN*XN+YN*YN)
IF(YN.LT.0.0) GO TO 150

```

```

        CLON1=DACOS(DIS)

        GO TO 200

150    CLON1=2.0*PAI-DACOS(DIS)
200    CONTINUE

        ARG=(RS*RS+RE*RE-DC*DC)/(RS*RE)/2.0

        ALPHA=DACOS(ARG)

        BETA=PAI/2.0-CLAT1

        GAMMA=DACOS(ARG*DCOS(BETA))

        GIS=DSIN(ALPHA)/DSIN(GAMMA)

        A=DASIN(GIS)

C    ELAT(1) : APPROX. LATITUDE OF EPIRB(IN RAD)
C    ELON(1) : APPROX. LONGITUDE OF EPIRB(IN RAD)

        ELON(1)=CLON1+A
        ELONOR=CLON1-A

C    SEARCH FOR EPIRB POSITION
        DO 650 IJK=1,2
            ELAT(1)=PAI/2.0-GAMMA
            BIAS(1)=0.0
            NNN=0
            IF(IJK.EQ.1) GO TO 230
            ELON(1)=ELONOR
230    CONTINUE

            NNN=NNN+1
            TRLAT=ELAT(1)
            TRLON=ELON(1)
            CALL TRANCO(FF,RE,TRLAT,TRLON,ALT,G,X,Y,Z)
        DO 250 I=1,N
    
```

```

SXYZ=(XNTK(I)-X)*(XNTK(I)-X)+(YNTK(I)-Y)*(YNTK(I)-Y)
1 +(ZNTK(I)-Z)*(ZNTK(I)-Z)
R1CTK(I)=DSQRT(SXYZ)
R1CDTK(I)=((XNTK(I)-X)*DXSTK(I)+(YNTK(I)-Y)*DYSTK(I)
1 +(ZNTK(I)-Z)*DZSTK(I))/R1CTK(I)
250 CONTINUE

```

C FINDING DIFFERENTIAL COEFFICIENTS

```

XBRL=-Y
YBRL=X
ZBRL=0.0
EFG=RE*(1.0-FF)*(1.0-FF)/G**3+ALT
SRLT=DSIN(TRLAT)
CRLN=DCOS(TRLON)
SRLN=DSIN(TRLON)
CRLT=DCOS(TRLAT)
XBRP=-EFG*SRLT*CRLN
YBRP=-EFG*SRLT*SRLN
ZBRP=EFG*CRLT
DO 300 I=1,N
R1CDX=1.0/R1CTK(I)*(-DXSTK(I)+R1CDTK(I)*(XNTK(I)-X)
1 /R1CTK(I))
R1CDY=1.0/R1CTK(I)*(-DYSTK(I)+R1CDTK(I)*(YNTK(I)-Y)
1 /R1CTK(I))
R1CDZ=1.0/R1CTK(I)*(-DZSTK(I)+R1CDTK(I)*(ZNTK(I)-Z)
1 /R1CTK(I))
R1CDRP(I)=R1CDX*XBRP+R1CDY*YBRP+R1CDZ*ZBRP
R1CDRL(I)=R1CDX*XBRL+R1CDY*YBRL+R1CDZ*ZBRL

```

300 CONTINUE

C CALCULATION OF EACH ELEMENTS OF DETERMINATION MATRIX

BI=BIAS(1)

Q(1,1)=0.0

DO 310 K=1,N

310 Q(1,1)=Q(1,1)+(R1ODTK(K)-R1CDTK(K)-BI)*R1CDRP(K)

Q(2,1)=0.0

DO 320 K=1,N

320 Q(2,1)=Q(2,1)+(R1ODTK(K)-R1CDTK(K)-BI)*R1CDRL(K)

Q(3,1)=0.0

DO 330 K=1,N

330 Q(3,1)=Q(3,1)+(R1ODTK(K)-R1CDTK(K)-BI)

P(1,1)=0.0

DO 340 K=1,N

340 P(1,1)=P(1,1)+R1CDRP(K)R1CDRP(K)

P(1,2)=0.0

DO 350 K=1,N

350 P(1,2)=P(1,2)+R1CDRP(K)*R1CDRL(K)

P(1,3)=0.0

DO 360 K=1,N

360 P(1,3)=P(1,3)+R1CDRP(K)

P(2,1)=P(1,2)

P(2,2)=0.0

DO 370 K=1,N

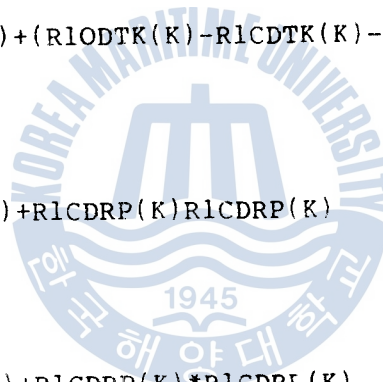
370 P(2,2)=P(2,2)+R1CDRL(K)*R1CDRL(K)

P(2,3)=0.0

DO 380 K=1,N

380 P(2,3)=P(2,3)+R1CDRL(K)

P(3,1)=P(1,3)



```

P(3,2)=P(2,3)
P(3,3)=N
EPSS=1.0D-08
CALL MINV(3,EPSS,P,B)
CALL RMULT(3,3,1,B,Q,DEL)
ELAT(2)=ELAT(1)+DEL(1,1)
ELON(2)=ELON(1)+DEL(2,1)
BIAS(2)=BIAS(1)+DEL(3,1)
IF(DABS(DEL(1,1)).LT.DELP) GO TO 400
GO TO 500
400 IF(DABS(DEL(2,1)).LT.DELL) GO TO 450
GO TO 500
450 IF(DABS(DEL(3,1)).LT.DELB) GO TO 550
500 CONTINUE
ELAT(1)=ELAT(2)
ELON(1)=ELON(2)
BIAS(1)=BIAS(2)
IF(NNN.GT.20) GO TO 550
GO TO 230
550 CONTINUE
SELT=ELAT(2)
SELN=ELON(2)
CALL RTODEG(SELT,SELN,JJ,EPLT,KK,EPLN)
RLT=SELT-ETPLT
RLN=SELN-ETPLN
RDLT=DEG(RLT)
RDLN=DEG(RLN)
RDLT1=RDLT*60.0

```

케도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

```

RDLN1=RDLN*60.0

RMS=DSQRT(RDLT1*RDLT1+RDLN1*RDLN1)

RMS=RMS/1.414214

DIR=DATAN(RDLT1/RDLN1)

DIR=DEG(DIR)

WRITE(6,1300) EPLAT,EPLON,JJ,EPLT,KK,EPLN,IJK,CDF11,
1 DM, RM, TC, TOS, TI, N, RMS, DIR
1300  FORMAT(1H ,F4.1,1X,F5.1,1X,I3,'-',E9.3,1X,I4,'-',
1 E9.3,1X,I2,1X,F5.2,1X,E8.2,1X,E8.2,1X,F6.1,1X,F6.1,
1 1X,F5.1,1X,I3,1X,E10.3,1X,F5.1)
650  CONTINUE
      GO TO 10
660  CONTINUE
      STOP
      END

SUBROUTINE SATPAV(TK,AA,EPS,TP,WT,OMT,AG,WE,SMM,ESS,
1 REBA,COI,SOI,WD,OMD,XS,YS,ZS,DXS,DYS,DZS)
      IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
      DIMENSION ETK(100),A(3,3),B(3,1),C(3,1),D(3,1)
      DELE=1.0D-08
      EM=SMM*(TK-TP)
      ETK(1)=EM
      I=2
30    ETK(I)=EOK(I)+EPS*DSIN(ETK(I-1))
      DIS=(ETK(I)-ETK(I-1))/ETK(I-1)
      IF(DABS(DIS).LT.DELE) GO TO 40

```



```

I=I+1
GO TO 30
40  ET=ETK(I)
    SET=DSIN(ET)
    CET=DCOS(ET)
    XW=AA*(CET-EPS)
    YW=AA*DSQRT(ESS)*SET
    BET=OMT-AG-WE*(TK-TP)
    CB=DCOS(BET)
    SB=DSIN(BET)
    CW=DCOS(WT)
    SW=DSIN(WT)
    X1=CW*XW-SW*YW
    Y1=SW*XW+CW*YW
    X2=X1
    Y2=COI*Y1
    Z2=SOI*Y1
    XS=CB*X2-SB*Y2
    YS=SB*X2+CB*Y2
    ZS=Z2

C
    ETKD=SMM/(1.0-EPS*CET)
    XWD=-AA*SET*ETKD
    YWD=AA*DSQRT(ESS)*CET*ETKD
    DO 50 I=1,3
    DO 50 J=1,3
50  A(I,J)=0.0

```



```

A(1,1)=-SW
A(1,2)=-CW
A(2,1)=CW
A(2,2)=-SW
B(1,1)=XW
B(2,1)=YW
B(3,1)=0.0
CALL RMULT(3,3,1,A,B,C)
DO 60 I=1,3
60 C(I,1)=C(I,1)*WD
D(1,1)=CW*XWD-SW*YWD
D(2,1)=SW*XWD+CW*YWD
D(3,1)=0.0
CALL RADD(3,1,C,D,E)
DO 65 I=1,3
DO 65 J=1,3
65 A(I,J)=0.0
A(1,1)=1.0
A(2,2)=COI
A(2,3)=-SOI
A(3,2)=SOI
A(3,3)=COI
CALL RMULT(3,3,1,A,B,C)
X2D=C(1,1)
Y2D=C(2,1)
Z2D=C(3,1)
DXS=(OMD-WE)*(-SB*X2-CB*Y2)+CB*X2D-SB*Y2D
    
```



```

DYS=(OMD-WE)*(CB*X2-SB*Y2)+SB*X2D+CB*Y2D
DZS=Z2D
RETURN
END

```

```

SUBROUTINE TRANCO(F,RE,DLAT,DLON,H,G,X,Y,Z)
IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
ST=DSIN(DLAT)
SN=DSIN(DLON)
CT=DCOS(DLAT)
CN=DCOS(DLON)
G=DSQRT(1.-(2.*F-F*F)*ST*ST)
X=(RE/G+H)*CT*CN
Y=(RE/G+H)*CT*SN
Z=(RE*(1.-F)*(1.-F)/G+H)*ST
RETURN
END

```

```

SUBROUTINE EPBENS(K1,KN,T1,TN,TI,TK,AA,RE,
1 F1,N,SMM,C,R2DTK,FOS,F3TK,FOE,A1)
IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
DIMENSION A1(4),A2(4),DA1(4),RFA1(4,85),
1 ER(2),RFA2(4,85),RERBA1(4),RERBA2(4),
1 SIGN(4),R2DTK(85),F3TK(85),DFTK(85),TK(85)
DELE=1.0D-04
RSO=AA
DCMX=DSQRT(RSO*RSO-RE*RE)

```

DCMN=RSO-RE

DCO=(DCMX+DCMN)/2.0

C CALCULATION OF INITIAL VALUE OF COEFFICIENTS

A1(1)=-F1*SMM*DSQRT(RSO*RSO+RE*RE-DCO*DCO)
1/(2.0*C)

A1(2)=(RSO*RSO+RE*RE)/(RSO*RSO+RE*RE-DCO*
1 DCO)

A1(4)=0.0

DO 30 I=1,N

30 DFTK(I)=(R2DTK(I)*FOS+C*(F3TK(I)-FOE-FOS))
1/(C-R2DTK(I))-F1

DFT1=DFTK(K1)

DFTN=DFTK(KN)

GIS=(DFT1-A1(4))*(DFTN-A1(4))

IF(GIS.GE.0.0) GO TO 45

A1(3)=T1+(A1(4)-DFT1)*(TN-T1)/(DFTN-DFT1)

GO TO 50

45 A1(3)=(DFT1*DFT1*TN-DFTN*DFTN*T1)/
(DFT1*DFT1-DFTN*DFTN)

50 CONTINUE

DO 60 I=1,4

60 DA1(I)=A1(I)*1.0D-07

C CALCULATION OF DERIVATIVES OF ER(1)

ER(1)=0.0

DO 80 I=1,N

ER(1)=ER(1)+(F(TOS, TI, I, SMM, A1)-DFTK(I))

1 **2

```

80      CONTINUE
C      CALCULATION OF DIFFERENTIAL COEFFICIENT OF
C      DOPPLER FREQUENCY
          DO 95 K=1,N
          ARG=SMM*(TK(K)-A1(3))
          SSTA=DSIN(ARG)
          CSTA=DCOS(ARG)
          SQAG=DSQRT(A1(2)-CSTA)
          RFA1(1,K)=SSTA/SQAG
          RFA1(2,K)=-A1(1)*SSTA/SQAG**3/2.0
          RFA1(3,K)=A1(1)*SMM*((A1(2)-CSTA)**2+1.0
1 -A1(2)*A1(2))/SQAG**3/2.0
          RFA1(4,K)=1.0
95      CONTINUE
C      CALCULATION OF DIFFERENTIAL COEFFICIENT OF ER(1)
          DO 100 I=1,4
100     RERBA1(I)=0.0
          DO 110 I=1,4
          DO 110 K=1,N
110     RERBA1(I)=RERBA1(I)+2.0*(F(TOS,TI,K,SMM,A1)
1 -DFTK(K))*RFA1(I,K)
113     CONTINUE
          DO 120 I=1,4
          IF(RERBA1(I).GT.0.0) GO TO 115
          SIGN(I)=-1.0
          GO TO 120
115     SIGN(I)=1.0

```

캐도위성을 이용한 수색·구조 시스템에 있어서의 조난위치 결정법에 관한 연구

120 CONTINUE

C CALCULATION OF DERIVATIVES OF ER(2)

DO 130 I=1,4

130 A2(I)=A1(I)-DA1(I)*SIGN(I)

ER(2)=0.0

DO 140 K=1,N

140 ER(2)=ER(2)+(F(TOS,TI,K,SMM,A2)-DFTK(K))**2

C CALCULATION OF DIFFERENTIAL COEFFICIENT OF

C DOPPLER FREQUENCY

DO 150 K=1,N

ARG=SMM*(TK(K)-A2(3))

SSTA=DSIN(ARG)

CSTA=DCOS(ARG)

SQAG=DSQRT(A2(2)-CSTA)

RFA2(1,K)=SSTA/SQAG

RFA2(2,K)=-A2(1)*SSTA/SQAG**3/2.0

RFA2(3,K)=A2(1)*SMM*((A2(2)-CSTA)**2+1.0

1 -A2(2)*A2(2))/SQAG**3/2.0

RFA2(4,K)=1.0

150 CONTINUE

C CALCULATION OF DIFFERENTIAL COEFFICIENT OF ER(2)

DO 160 I=1,4

RERBA2(I)=0.0

DO 160 K=1,N

160 RERBA2(I)=RERBA2(I)+2.0*(F(TOS,TI,K,SMM,A2)

1 -DFTK(K))*RFA2(I,K)

C JUDGMENT OF ER

```
DS=DABS((ER(2)-ER(1))/ER(1))
IF(DS.LT.DELE) GO TO 250
IF(ER(2).LE.ER(1)) GO TO 175
DO 170 I=1,4
DA1(I)=DA1(I)/2.0
170 CONTINUE
GO TO 113
175 CONTINUE
DO 180 I=1,4
DS=RERBA2(I)*RERBA2(I)
IF(DS.LT.0.0) GO TO 190
DA1(I)=DA1(I)*2.0
GO TO 180
190 DA1(I)=DA1(I)/2.0
180 CONTINUE
ER(1)=ER(2)
DO 240 I=1,4
RERBA1(I)=RERBA2(I)
240 A1(I)=A2(I)
GO TO 113
250 CONTINUE
C DETERMINATION OF COEFFICIENT A1-A4
DO 260 I=1,4
260 A1(I)=A2(I)
RETURN
END
```

```

FUNCTION F(TOS, TI, K, SMM, A)
  IMPLICIT REAL*8(A-H, O-Z)
  DIMENSION A(4)
C  CALLED BY EPBPOS
  T=TOS+TI*FLOAT(K-1)/60.0
  RST=SMM*(T-A(3))
  F=A(4)+A(1)*DSIN(RST)/DSQRT(A(2)-DCOS(RST))
  RETURN
END

SUBROUTINE RTODEG(SELT, SELN, JJ, EPLT, KK, EPLN)
  IMPLICIT REAL*8(A-H, O-Z)
  XX=SELT*180.0/3.1415926
  YY=SELN*180.0/3.1415926
  JJ=DINT(XX)
  KK=DINT(YY)
  EPLT=(XX-FLOAT(JJ))*60.0
  EPLN=(YY-FLOAT(KK))*60.0
  RETURN
END

SUBROUTINE MINV(N, EPS, A, B)
C  MATRIX INVERSION BY ELIMINATION WITH PARTIAL
C  PIVOTING ORIGINAL MATRIX=A INVERSE MATRIX=B
  IMPLICIT REAL*8(A-H, O-Z)
  DIMENSION A(N, N), B(N, N)
  DO 6 I=1, N

```

```

DO 5 J=1,N
  IF(I-J) 4,3,4
3   B(I,J)=1.0
    GO TO 5
4   B(I,J)=0.0
5   CONTINUE
6   CONTINUE
C   LOCATE MAXIMUM MAGNITUDE A(I,K) ON OR BELOW
C   MAIN DIAGONAL
    DEL=1.0
    DO 45 K=1,N
      IF(K-N) 12,30,30
12   IMAX=K
      AMAX=DABS(A(K,K))
      KP1=K+1
      DO 20 I=KP1,N
        IF(AMAX-DABS(A(I,K))) 15,20,20
15   IMAX=I
      AMAX=DABS(A(I,K))
20   CONTINUE
C   INTERCHANGE ROWS IMAX AND K IF IMAX NOT EQUAL
C   TO K
      IF(IMAX-K) 25,30,25
25   DO 29 J=1,N
      ATMP=A(IMAX,J)
      A(IMAX,J)=A(K,J)
      A(K,J)=ATMP

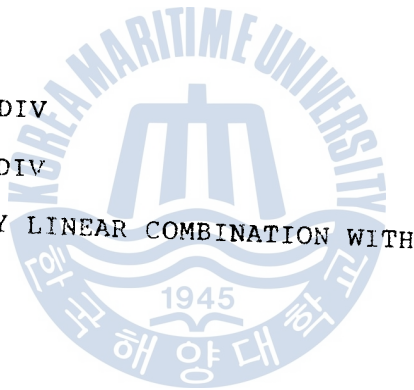
```



```

BTMP=B(IMAX,J)
B(IMAX,J)=B(K,J)
29 B(K,J)=BTMP
DEL=-DEL
30 CONTINUE
C TEST FOR SINGULAR MATRIX
IF(DABS(A(K,K))-EPS) 93,93,95
35 DEL=A(K,K)*DEL
C DIVIDE PIVOT ROW BY ITS MAIN DIAGONAL ELEMENT
DIV=A(K,K)
DO 38 J=1,N
A(K,J)=A(K,J)/DIV
38 B(K,J)=B(K,J)/DIV
C REPLACE EACH ROW BY LINEAR COMBINATION WITH
C ITS PIVOT ROW
DO 43 I=1,N
AMULT=A(I,K)
IF(I-K) 39,43,39
39 DO 42 J=1,N
A(I,J)=A(I,J)-AMULT*A(K,J)
42 B(I,J)=B(I,J)-PMULT*B(K,J)
43 CONTINUE
45 CONTINUE
GO TO 200
93 WRITE(6,113) K
113 FORMAT(25H,'SINGULAR MATRIX FOR K=',I2)
200 CONTINUE

```



RETURN

END

SUBROUTINE RMULT(IC,JC,KC,A,B,C)

IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)

DIMENSION A(IC,JC),B(JC,KC),C(IC,KC)

DO 15 I=1,IC

DO 13 K=1,KC

C(I,K)=0.0

DO 11 J=1,JC

11 C(I,K)=C(I,K)+A(I,J)*B(J,K)

13 CONTINUE

15 CONTINUE

RETURN

END

SUBROUTINE RADD(IC,JC,A,B,C)

IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)

DIMENSION A(IC,JC),B(IC,JC),C(IC,JC)

DO 5 I=1,IC

DO 2 J=1,IC

2 C(I,J)=A(I,J)+B(I,J)

5 CONTINUE

RETURN

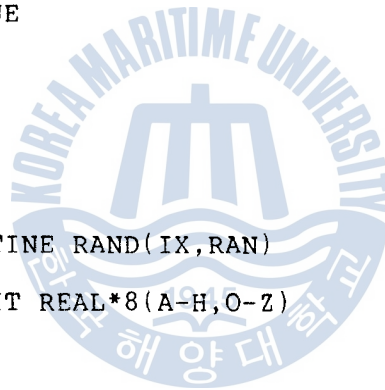
END

```

SUBROUTINE GAUSS(IX,AM,S,N,V)
  IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
  DIMENSION V(500)
  DO 20 I=1,N
    A=0.0
    DO 10 J=1,24
      CALL RAND(IX,Y)
10    A=A+Y
      V(I)=(A-12.0)/1.414214*S+AM
20    CONTINUE
    RETURN
  END

SUBROUTINE RAND(IX,RAN)
  IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)
  XU=IX
  ALAM=3125.0
  P=32768.0
  W=ALAM*XU
  IW=W/P
  XU=W-FLOAT(IW)*P
  RAN=XU/P
  RETURN
  END

```



```
SUBROUTINE SIM(N,CDF11,F10,DM,RM,TKK,TOS,  
1 R1D,R2D,C,FOE,FOS,VV,F3)  
  IMPLICIT REAL*8(A-H,O-Z)  
  DF11=CDF11*1.0D-03  
  DF12=F10*DM*(TKK-TOS)/10.0  
  DF13=F10*RM*VV  
  F1=F10+DF11+DF12+DF13  
  F1P=F1*(1.-R1D/C)  
  F2=F1P+FOS  
  F2P=F2*(1.-R2D/C)  
  F3=FOE+F2P  
  RETURN  
  END
```

