

이동위성을 이용한 통신에 있어서 도플러 효과에 의한 위상오차의 검출 과 보상

°임 춘 원\*, 이 형 재\*\*

\*,\*\* 한국항공대학 전자공학과

Detection and Compensation of the Phase Error due to Doppler Effect  
in the Communications Using a Moving Satellite.

Chun Won Lim\*, Hyung Jae Lee\*\*

\*\*\* Dept. of Avionics Eng., Hankuk Aviation College.

ABSTRACT

In this paper, the Doppler phase error ( $\hat{\theta}$ ) is Calculated in terms of some parameters like these: height determining the velocity of moving satellite, eccentricity,  $f_0$  and  $f_b$ .

The result of simulation shows that maximum value of phase error is 48.375° at the perigee, 18.625° at the apogee and minimum value of that is 9.313° at the perigee, 1.625° at the apogee.

Because this phase error reduces the performance of communication system, we will propose a compensator for eliminating the influence of Doppler phase error.

1. 서 론

지금까지 위성통신에 관한 대다수의 논문들이 통신을 목적으로한 적도 정공에 정지해있는 위성에 대한 것들이 대부분이었다. 즉, 통신신로상에서 (정지위성과 지구국사이) 잡음, 페이딩, 간섭등을 고려해왔는데 본 논문을 삼원위성 통신 받을 목적으로한 위성이 아닌 정보 혹은 탐사를 목적으로 이용하는 위성에 대하여 고찰하기로 한다.

이러한 이동위성의 두드러진 특징은 종래의 통신위성과 비교해 보면 정지해 있는 것이 아니라 일정한 속도를 갖고 지구를 선회하고 있다는 사실이다. 그리고 위성의

고도가 통신위성과 비교해 매우 낮을 뿐만 아니라 적도 위의 기울기가 크고 궤도가 원이 아니라 타원이라는 점이다. 이러한 몇 가지 차이점을 하나 하나 비교해보면, 첫째, 일정한 속도를 갖고 있는 것은 하나의 위성이 빠른 속도로 움직임에 따라 지구 전지역을 Covering 할수 있고 빠른 시간내에 많은 정보 (군사적 정보, 농작물의 작황, 광산의 탐사, 유전지대 탐사, 환경오염 측정, 극한상황 하에 처한 선박 또는 비행체 추적 등)를 수집할 수 있게 한다. 둘째, 고도가 매우 낮다는 것은 촬영의 효율을 (해상도의

항상) 높게 할 뿐 아니라 역학적인 면에서 위성의 속도를 빠르게 할 수 있기 때문이다.

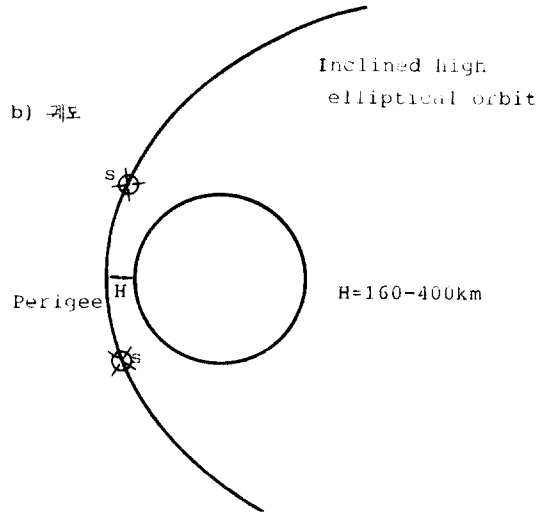
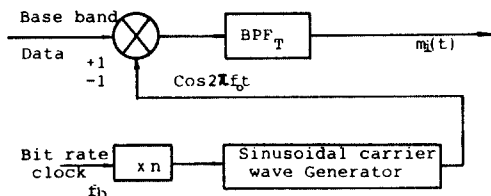
세제, 적도와의 기울기의 각도가 크고 궤도가 타원인 것은 Coverage Area를 크게 할 수 있기 때문이다. 이의 대표적인 예는 소련의 Molniya 위성 시스템이 있다.

이러한 이동체 위성을 논문의 주제로 할 경우 종래의 통신로상에서 발생하는 여러 제약 요인들과는 그 발생원인이 다른 새로운 또 하나의 Factor를 고려해야만 하는데 그것은 도플러효과(두 발음체 사이에서 상대적인 움직임에 따른 주파수의 변화 효과)에 의한 주파수의 변화이다.

본 논문에서 채택한 변주방식은 그 성능이 어느 디지털 변주방식과 비교해 뛰어난 Coherent Binary PSK 방식을 채택하기로 한다. 그러면 이때 주파수의 변화를 Phase에 어떻게 적응시키는 문제가 발생하는데 이는 Doppler factor( $\delta$ )의 도입에 의해 해결될 수 있으며 이에 의해 생긴 위상차를  $\hat{\theta}$ 라 표시하며 위상 에러(phase error)라 하는 것은 복조단에서 검출을 하고자할 때 CR(Carrier Recovery)를 이용하여 송신단에서의 동일한 반송주파수를 승전기(multiplier)에 입력시키게 되는데 이때 부정확한 반송주파수의 발생에 의한 위상 에러가 생겨날 수 있다. 그러나 본 연구에서는 이러한 에러는 발생하지 않는다고 가정하여 앞에서 언급한 에러를 부정확한 동기여 의해 발생하는 에러와 구별하여 도플러 위상 에러(Doppler phase error)라 부르겠다.

## 2. 시뮬레이션을 위한 모델

### a) BPSK 변조기



### c) 통신로 모델

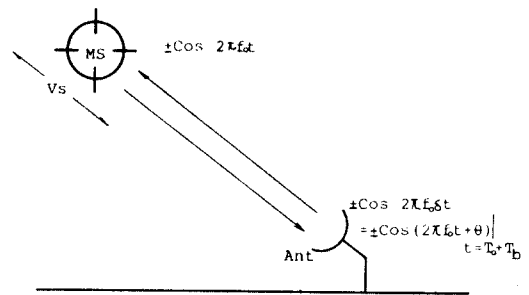


그림 1. 시뮬레이션 모델

지구국과 이동 위성간의 상대적인 속도에 따라 도플러 위상에러( $\hat{\theta}$ )는

$$\hat{\theta} = 2\pi \times f_c / f_b \times \delta \quad (2-1)$$

가 됨을 알았다.

그리고  $\hat{\theta}$ 의 구체적인 값을 구하기 위해서 그림 1과 같은 시뮬레이션 모델을 설정하였다. 이때  $\hat{\theta}$ 를 결정지어 주는 파라미터는 식 (2-1)에서와 같이 반송주파수와 기저대역 신호의 비트율 (Bit rate of base band data)의 비 그리고 위성의 속도에 의해 결정되는  $\delta$  (Doppler factor)가 있으며, 또 위성의 속도는 다음과 같은 몇가지 파라미터 즉, 위성의 고도, 궤도의 이심률에 의해 결정된다.

그리고 본 시뮬레이션에 사용된 파라미터 값들은 구체적

으로 나열하면, 우선  $f_b$ 는 6MHz로 잡고  $f_c$ 는 6GHz 에서 31.26GHz 의 범위별 사용하였으며 이산율은 0.74 (잡음과 변조의 비=1.5), 0.84, 0.94이며 고도는 160 KM 에서 400KM 로 하고 근지점과 원지점에서의 속도를 UP, VA 이에 따른  $\delta$  를  $\delta_A, \delta_P$  그리고 이 구간에서의 도플러 위상에러 (phase error)를  $\hat{\theta}_A, \hat{\theta}_P$  로 사용하기로 했다.

이 값들은 고도, 이산율,  $f_c/f_b$  의 비 값에 따라 여러값을 갖게 되는데 그 값중에서 적합한 때와 빈어질 때 근지점과 원지점에서의 최대값을 나열하면 표. 1, 표. 2 와 같다.

표. 1 접근할 때

$V_{AM} = 3,022 \text{ m/s}$	$V_{PM} = 7,822 \text{ m/s}$
$\delta_{AM} = 1.006010074$	$\delta_{PM} = 1.000026075$
$\hat{\theta}_{AM} = +18.625^\circ$	$\hat{\theta}_{PM} = +48.375^\circ$

표. 2 멀어질 때

$V_{AM} = 3,022 \text{ m/s}$	$V_{PM} = 7,822 \text{ m/s}$
$\delta_{AM} = 0.999989$	$\delta_{PM} = 0.9999744$
$\hat{\theta}_{AM} = -18.625^\circ$	$\hat{\theta}_{PM} = -48.375^\circ$

### 3. 페이저도와 오류분석

a) 잡음만이 존재할 때

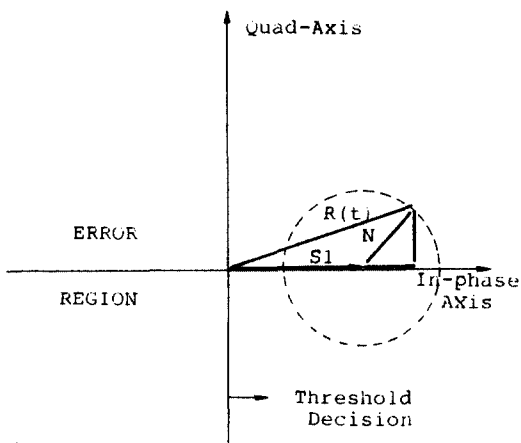


그림 3-1. 잡음만이 존재할 때의 페이저도

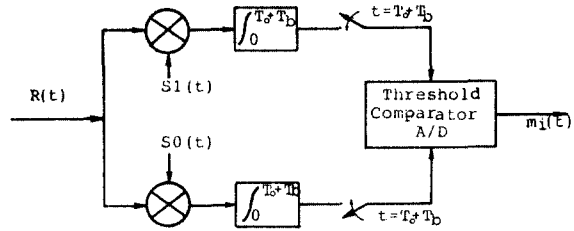


그림 3-2 Product Integrator

복조단에서 곱셈기인 Product Integrator 를 이용했을 때 BPSK 이득값이 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 PE | \text{Binary} &= Pr \left[ \int_0^{T_0+T_b} r(t) \cdot s_1(t) dt > \int_0^{T_0+T_b} r(t) \cdot s_0(t) dt \right] \\
 r(t) &= s_1(t) + n(t)
 \end{aligned}
 \tag{3-1}$$

$$= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\exp(-u^2/2)}{\sqrt{E_b/N_0} \cdot (1 - \cos \theta)} du
 \tag{3-2}$$

여기서  $\cos \theta$  값은 BPSK 경우  $s_1$  과  $s_0$  사이의 인공이 상관계수 (Correlation coefficient)로써  $\theta$  는  $180^\circ$  이다.

몇 시를 같이하면

$$\begin{aligned}
 \text{식 (3-2) 에서 } u/\sqrt{2} &= t \text{ 로 치환하면,} \\
 (3-2) &= \frac{1}{\sqrt{2}} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\exp(-t^2)}{\sqrt{E_b/N_0}} dt \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \frac{2}{\sqrt{2}} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\exp(-t^2)}{\sqrt{E_b/N_0}} dt \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \text{erfc} \left[ \sqrt{E_b/N_0} \right] \\
 * \text{erfc}(\alpha) &= \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_{\alpha}^{\infty} \exp(-t^2) dt
 \end{aligned}
 \tag{3-3}$$

b) 잡음과 위상에러가 동시에 존재할 때

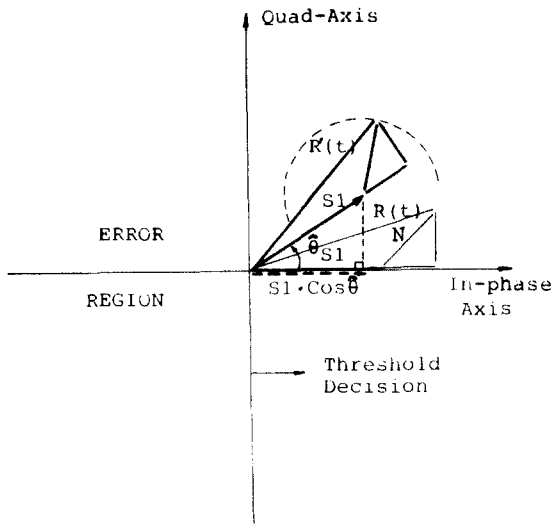


그림 3-3 잡음과 도플러 위상에러가 동시에 존재할 때의 페이저도

그림 3-3 에서 보이듯이 잡음과 도플러 위상에러가 동시에 존재할 때 에러가 발생할 여지가 더욱 증가함을 알 수 있고 신호  $S_1$ 이  $\cos \hat{\theta}$ 만큼의 감쇄가 일어나게 되므로 식 (3-2)를 수정하여 오류율을 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned}
 P_E | \text{Binary} &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{\sqrt{E_b/N_0}(1-\cos\theta)}^{\infty} \frac{\exp(-u^2/2)}{\sqrt{E_b/N_0}(1-\cos\theta) \cdot \cos\hat{\theta}} du \\
 \theta &= 180^\circ \quad \hat{\theta} : \text{Doppler phase error} \\
 &= \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{\sqrt{2E_b/N_0} \cdot \cos\hat{\theta}}^{\infty} \exp(-u^2/2) du \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_{\sqrt{E_b/N_0} \cdot \cos\hat{\theta}}^{\infty} \exp(-t^2) dt \\
 &= \frac{1}{2} \cdot \text{erfc} \left[ \sqrt{E_b/N_0} \cdot \cos\hat{\theta} \right] \quad (3-4)
 \end{aligned}$$

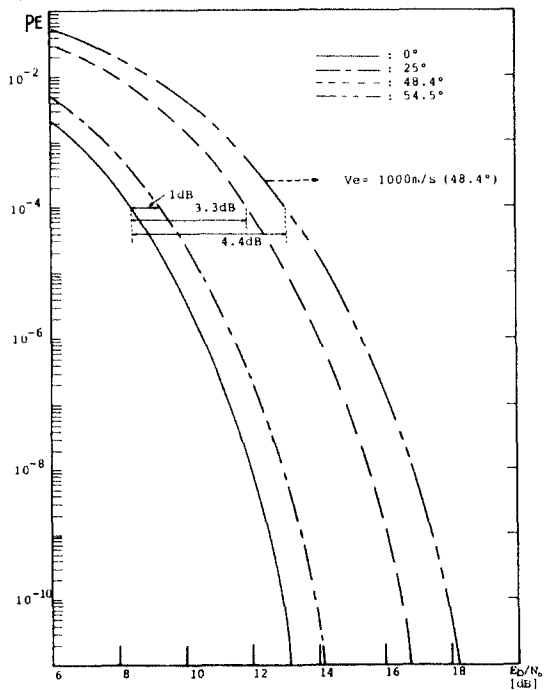
4. 수치계산 및 감도

본 연구에서 계산된 도플러 페이저에러는 궤차지구국 ( $V_E=0$ )에 대하여 계산된 값으로 지구국과 이동위성이

서로 멀어지거나 가까워질 때의 에러의 크기는 서로 같고, 부호만 반대 ( $\hat{\theta}$ 의 값이 양 또는 음)이므로 시스템의 오류특성은  $\cos \hat{\theta}$ 항에 의해 결정되므로 그 일확값은 서로 같아진다.

오류 그래프에서 보이듯이 시스템의 오류를 일정한 값 ( $10^{-4}$ )으로 유지하고자 할 때  $\hat{\theta}$ 이  $25^\circ$ 이면  $\hat{\theta}$ 이  $0^\circ$ 인 경우에 비해 약 1 dB,  $\hat{\theta}$ 이  $48.375^\circ$ 이면 약 3.3 dB의 시스템 일확값 가져오게 되며 이때 지구국이 궤차지구국이 아닌 빠른 이동체 (1000 m/sec)이면 그 일확값은 더욱 커져서 약 4.4 dB의 일확값 가져오게 된다. 그리고 이동위성의 자세분계로서 위성의 고도가 낮아져 이를 다시 본래의 궤도로 관입시키기 위해서는 본 시공래이션시에 생긴 이동위성의 최고속도 7822 m/sec 보다 다소 큰 19000 mile/hour (8.5KM/sec)의 속도를 갖게 되어 이때의  $\hat{\theta}$ 은  $52.7^\circ$ 로서 그 영향은 더욱 커지게 된다.

결론으로 본 연구에서 사용한 궤차대역 데이터는 NRZ 코드가 아닌 수정된 Polar Return-to-Zero 코드로서 이 코딩방식은 0 으로 유지되는 시간이  $T_b$ 에 비해 매우 짧은 시간이기 때문에 식 (3-4)에서  $E_b/N_0$  값 변화는 무시할 수 있다.



## 5. 보상기 설계

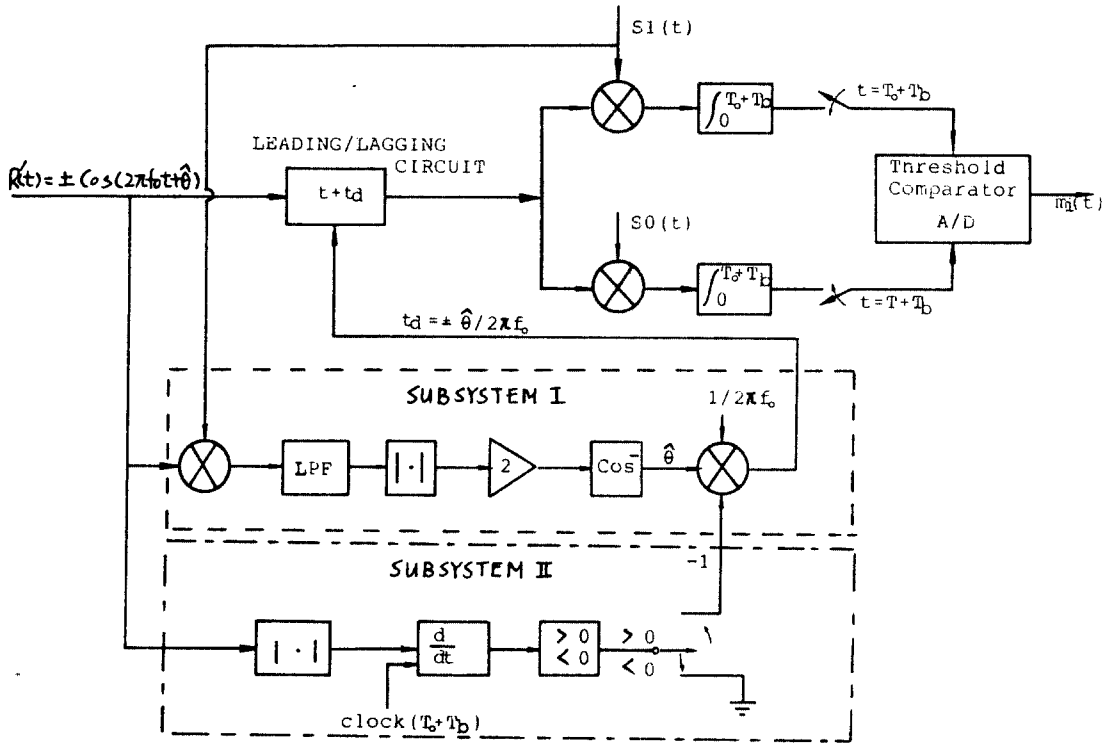


그림 5-1 보상기 모델

그림 5-1의 보상 시스템은 Product Integrator, Leading/Lagging 회로 그리고 두개의 Subsystem으로 구성되어 있는데, Subsystem I이 이동위상과 지구국이 서로 가까워질때 음(-)의  $\hat{\theta}$  값을 보상시켜 주기 때문에 양(+)의  $\hat{\theta}$ 을 보상시키기 위해 일종의 보조 시스템인 Subsystem II를 부가시켰다.

### 참 고 문 헌

- (1) K. Feher, Digital communications microwave applications, Prentice Hall: New York, pp. 63-75, 1981.
- (2) K. Feher, Digital communications satellite/earth station engineering, Prentice Hall, New York, pp. 128-184, 1983.
- (3) M. Schwartz, Information transmission, modulation and noise, McGraw-Hill: New York, pp. 345-359, 1980.
- (4) Stein and Jones, Modern communication principles, McGraw-Hill: New York, pp. 245-284, 1967.
- (5) B. Sklar, "A structured review of digital communications: a tutorial review - Part 1," IEEE Trans. on Commun. Tech., vol. 21, pp. 4-17, Aug. 1983.

- (6) R. E. G. Back, " Commercial satellite communication," Proc. IEE, IEE reviews, vol. 119, no. 8R, pp. 925-955, Aug. 1972.
- (7) C. R. Cahn, " Performance of digital phase modulation communication systems," IRE Trans. on Commun. Sys., CS-7, pp. 3-5, May, 1959.
- (8) C. R. Cahn, " Comparison of coherent and phase-comparison detection of a four phase digital signal," Proc. IRE, 47, pp. 1662, Sept. 1959.
- (9) C. S. Weaver, " A comparison of several types of modulation," IRE Trans. on Commun. Sys., pp. 96-101, Mar. 1959.
- (10) L. S. Lee, " A new formulation of spectrum orbit utilization efficiency for satellite communications in interference-limited situation," IEEE Trans. on Commun., vol. COM-32, no. 2, Feb. 1984.