

무궁화 위성을 이용한 표준 시각/주파수 전송 시스템의 동기오차 보정 기술

정회원 이기훈*, 윤재철**, 신관호***, 진봉철***, 서종수*

A Study on Technique for Synchronization Error Calibration of Standard Frequency & Time Signal Dissemination System via KoreaSAT

Kee-Hoon Lee*, Jae-Cheol Yoon**, Kwan-Ho Shin***, Bong-Cheol Jin***, Jong-Soo Seo*

Regular Members

요 약

본 논문은 정지궤도위성을 이용한 표준 시각/주파수 전송 시스템의 동기오차 요인을 분석하고, 한국과 같이 영토가 작은 국가의 경우, 정지궤도 위성을 이용하는 방식의 이점을 지상망 또는 저궤도 위성을 이용하는 GPS 방식과 비교 분석한다. 또한, 본 논문은 현재 서비스를 제공 중이거나 연구가 진행중인 단방향 위성 시각 전송 시스템을 고찰하고, 특히, 무궁화 위성을 이용한 고정밀도의 표준 시각/주파수 전송 서비스를 제공하기 위해 요구되는 동기오차 보정 기술에 관하여 연구한다. 전국 통신망 동기를 위한 표준 시각/주파수의 정확도를 만족시킬 수 있는 효과적인 동기오차 보정 방식으로 차동보정 방식(differential mode)을 제안하고 그 성능을 분석하였으며 시각 정확도와 주파수 정확도의 관계를 분석하였다. 모의실험 결과, 정상적인 시스템 운영하에서 시각 정확도와 주파수 정확도는 각각 100 ns(95%)와 10^{-13} (7일이상) 보다 우수한 것으로 분석되었다. 또한, 본 논문에서 제시한 성능 개선 방안을 적용함으로써 보다 높은 정확도의 시각/주파수 동기가 가능함을 확인하였다.

ABSTRACT

In this paper we analyze the main resources of error in GEO-satellite STFS(Standard Time & Frequency Signal) dissemination system. For the case of small countries like Korea, we compare GEO-satellite STFS dissemination technique with the terrestrial network or with the GPS using LEO-satellites, and analyze its advantages over the forementioned systems. We also introduce the GEO-satellite STFS dissemination systems which are being developed or in service. Particularly, we put much efforts to develop the synchronization error calibration technique required to provide a highly accurate STFS service via KoreaSAT. We then propose the differential mode technique as the most effective and efficient calibration technique for mitigating errors in GEO-satellite STFS dissemination systems, and analyze its performance via computer simulation. We also analyze the relation between time accuracy and frequency accuracy. Our experimental results show that the time accuracy is better than 100 ns and the frequency accuracy is better than 10^{-13} over 7 days all around Korea peninsula. Finally, we propose methods to improve the performance of STFS dissemination system, and demonstrate that the proposed methods result in more accurate synchronization of GEO-satellite STFS.

* 연세대학교 전기전자공학과 디지털전송연구실 (powerlee@yonsei.ac.kr, jsseo@yonsei.ac.kr),

** 연세대학교 천문우주학과 (yjch@galaxy.yonsei.ac.kr),

*** 국방과학연구소

논문번호 : 010081-0426, 접수일자 : 2001년 4월 26일

I. 서론

시각/주파수 동기기술은 차세대 고속 광대역 유·무선 통합망 구현에 필수적이며 통신, 방송 및 위치 정보 서비스 분야의 기반 기술이다. 표준 시각/주파수 전송방식에는 정지궤도위성, GPS 위성과 같은 위성망 또는 지상망을 이용한 방식이 있다. 현재 국내 유선망의 동기는 지상망을 이용한 다중 중계방식이 이용되고 있으나, 하부 계위로 갈수록 정확도 및 안정도가 떨어지는 단점이 있으며, 이동통신망의 동기는 전적으로 미국의 GPS 시스템에 의존하고 있으므로 유사시 국가 기간망의 정상적 운용을 위하여 독자적인 시각/주파수 동기 시스템의 구현이 절실하다.

정지궤도위성을 이용한 방식은 유무선 통신망의 동기성능과 시스템 구현의 경제성 면에서 가장 적절한 방식으로 평가되고 있으나 이를 이용한 시각/주파수 동기 기술은 최근 유럽, 일본, 인도에서 연구 개발되고 있는 첨단 기술로서 이들 국가는 기술 공개를 엄격하게 제한하고 있다. 정지궤도위성을 이용하여 국내에서 목표로 하는 100 ns(95%)이내의 시각 정확도와 10^{-11} (7일 이상) 이내의 주파수 정확도를 가지는 시각/주파수 동기 시스템을 개발하기 위해서는 먼저 이들의 정확도를 결정하는 정지궤도위성의 궤도운동에 의한 오차발생 요인과 무선전송 그리고 송수신기에 의한 오차 등을 분석하고 요구되는 정확도를 만족할 수 있는 시각/주파수 동기오차 보정 기술의 개발이 요구된다.

인도의 NPL(National Physical Lab.)은 정지궤도(GEO) 위성인 INSAT을 이용한 단방향 방식의 STFS(Standard Time & Frequency Signal) 전송기술 연구를 통해 시각/주파수 전송기술을 확보하고 1990년대 초부터 인도 전역에 시각/주파수 전송 서비스를 제공하고 있다. NPL 시스템은 보정 데이터 사용시 1 μ s 이내의 시각 정확도를 얻을 수 있으며 주파수 정확도는 약 10^{-11} 정도가 된다. NPL은 현재 사용중인 FM 방식 대신 DS/SS 방식을 적용하는 등 1 μ s 이내의 시각 정확도를 위한 연구를 진행중이다^{[1][2][3]}. 유럽공동체는 1990년대에 들어와 INTELSAT을 이용한 양방향 방식의 시각/주파수 동기 기술연구를 진행중이며^[4], 프랑스는 CNES(우주국)가 TDF2 위성을 이용한 단방향 시각/주파수 전송시험에서 시각 정확도는 10 ns, 주파수 정확도는 10일 관측 평균 약 10^{-14} 정도로 측정한 것으로

보고되고 있다. TDF2 위성을 이용한 STFS 전송 시스템에서는, 네 개 이상의 보정된 관측국을 사용하는 trilateration 방식과 경도보정 방식을 적용하여 GEO 위성 궤도의 실시간 추적을 통한 시각/주파수 동기오차 최소화를 위한 연구와 실험이 진행되고 있다^[5]. 일본은 1970년대 초부터 정지궤도 위성을 이용한 시각/주파수 동기 기술 연구를 시작한 이후 정지궤도 위성을 이용한 양방향 전송 기술과 이를 적용한 positioning 기술 연구를 활발히 진행중이다^{[6][7][8]}. 국내의 경우, 1986년 표준과학연구원이 GPS 위성을 이용한 시각/주파수 동기 실험을 수행한 바 있으며, 한국통신은 1992년, 양방향 VSAT 시스템을 이용한 주파수 전송 기술 연구를 수행하였고, 1999년부터 무궁화 위성을 이용한 단방향 방식의 시각 전송 기술 연구개발을 시작하여 2001년 상용화 서비스를 목표로 진행 중이다.

II. 시각/주파수 동기오차 요인

시각/주파수 동기 성능은 동기 시스템에 적용된 주파수 대역폭, 변조방식, 보정방식 등에 영향을 받는다. 시각 동기 정확도는 직접적으로 주파수 보정 정확도에 영향을 주기 때문에 먼저 시각 동기 오차에 영향을 주는 요소를 모델링하고 오차의 크기를 분석하는 것이 효과적인 보정 알고리즘을 연구개발하기 위해 필수적이다. 위성을 이용한 STFS 전송은 주기적 궤도운동을 하는 위성까지의 전파지연 변화를 효과적으로 보상하는 기술을 요구한다. 위상잡음 변조로 표현되는 전파지연 변화는 아래 세 가지 요인들 중 하나 또는 하나 이상에 의해 발생된다^[9].

- 1) 수신 신호의 열화
- 2) 송·수신기간 기하학적 거리의 변화
- 3) 전송 매체의 특성 변화

본 연구에서는 정지궤도위성을 이용한 시각 주파수 동기 시스템의 동기 오차를 발생시키는 요인들을 위의 세가지 요인들로 구분하여 분석한다.

1. 수신 신호의 SNR 열화

시각 코드 포맷으로 시각정보를 전송하는 방식에서는 subframe을 구성하는 bit열중 하나의 bit가 1 pps(pulse per second) 정보를 갖게 되므로 비교적 대역폭 대 전송률이 낮아 BER 성능은 우수하지만 SNR의 열화로 인해 시각 오차가 증가함이 실험을 통해 입증되었다. 일본의 RRL(Radio Research Lab.)은 통신위성을 이용한 시각비교 실험에서

Main station과의 실험을 위해 설정된 SNR보다 4~6 dB 가량 낮은 SNR을 적용하였을 때, SSRA(Spread Spectrum Random Access)에서 위상 고정 상태의 안정성이 떨어짐으로 인해 시각동기 오차가 증가하였다. 또한 SSRA 시스템에서의 SNR 열화에 의한 시각 오차의 표준 편차는 최고 수 ns 으로서, 반송파 당 단일 채널을 채택하는 시스템과 비교할 때 시각 오차에의 영향이 매우 작은 값으로 개선됨을 확인하였다⁷⁾.

2. 송수신기간 기하학적 거리의 변화

1) 위성의 궤도운동에 의한 doppler shift

위성의 궤도운동에 의해 나타나는 doppler 효과는 사실상 송신국~위성~수신국에 이르는 전파경로의 거리 변화에 의한 1 pps 신호의 전파지연시간의 변화로 정의할 수 있다. 전파 경로 상에 대류권과 이온층이 존재하나 이들의 변화에 의한 영향은 위성궤도운동에 의한 영향에 비해 상대적으로 매우 작다. 실제 관측 데이터를 이용한 doppler shift를 시뮬레이션을 통해 구한 결과 궤도정보의 갱신일에서 멀어질수록 그 값이 증가하며 궤도정보 갱신 주기가 14일인 경우 제 14일에 관측된 doppler shift는 최고 15 Hz에 불과하다. 그림 1은 정지궤도 위성에 대한 도플러 천이를 나타낸 것으로서 STK (Satellite Tool Kit) 시뮬레이션을 통하여 얻은 정지 궤도위성의 위치 데이터로부터 정지궤도위성의 이동 각속도를 계산한 결과이다.

2) 위성궤도 예측 데이터(Ephemeris data)의 부정확성

대부분의 시각동기 오차는 GEO 위성의 궤도 오차에 기인하고 있다¹¹⁾³⁾. 무궁화 위성 시스템이 사용하는 MAS(Mission Analysis Software)는 약 200~300 미터의 초기 궤도 오차를 가지며 이를 초과하는 초기 오차가 시각/주파수 동기에 미치는 영향은 절대적이다. INSAT의 경우 24일 주기로 궤도정보를 갱신하고 있으며 제 24일의 최대 궤도 오차 범위는 각 축 방향으로 5 km이다³⁾. INSAT은 관제국으로부터 관측된 실제 궤도정보를 자체 궤도 예측 프로그램을 통해 시간별로 생성하고 생성된 시간별 궤도정보를 분 간격으로 보간하여 갱신하고 있다. 그러나 정상적인 GEO 위성의 궤도운동과는 달리, 약 4 시간이 소요되는 station-keeping 동안 실제 궤도정보는 예측된 궤도정보와의 차이가 상당히 커서 보정이 불가능하다(동서 : 80km/4Hours, 남북 :

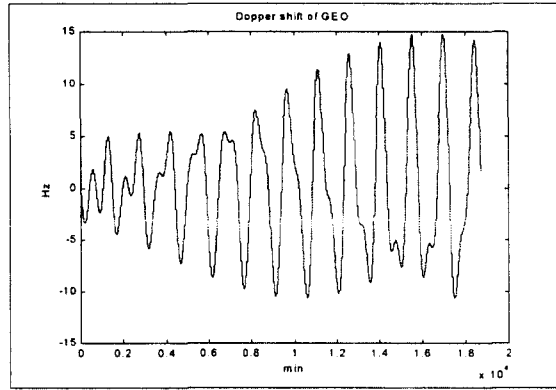


그림 1. 정지궤도위성의 도플러 주파수 천이(14일)

150km/4Hours). 또한 궤도정보가 오래된 것일수록 위성 위치의 바이어스 오차로 인해 위성 궤도정보의 정확도가 떨어지게 되는데, 무궁화 위성은 궤도 정보 갱신 주기가 10~14일이고, INSAT은 24일, GPS 위성은 수 분~수십 분으로 갱신 주기가 짧아 실시간에 가까울수록 높은 정확도를 가지게 된다.

3. 전송매체의 특성 변화

1) 대류권(Tropospheric layer) 지연변화에 의한 오차

대류권에 의한 지연은 주로 지구국과 위성이 이루는 각도에 따라 결정되며 10° 이하의 낮은 각도에서 대기 영향에 의해 발생하는 전파의 속도 변화는 10 ns이다. 전파의 지연시간에 영향을 미치는 다른 요소들은 지역적 대기 조건들로서 이들의 영향은 약한 편이다. 지연의 건조소(dry component)는 온도에 대해 비교적 일정하며, 대기 압력에 대해서는 영향을 덜 받는데, 극점에서는 7 ns이다. 지연의 습요소(wet component)는 극점에서 습도와 온도에 따라 0~2 ns 사이에서 변화한다. 극단의 조건 하에서, 대류권 지연은 14~20 ns 정도이며, 최고 6 ns의 differential effect를 유발한다.

2) 전리층(Ionospheric layer) 지연변화에 의한 오차

12/14 GHz 주파수 대역에서, 위성에서 적도상에 있는 지구국까지와 위성에서 극지에 있는 지구국까지의 차동 경로상에서 전리층에 의해 야기되는 차동 지연은, 전자적 농도가 가장 높은 점에 2 ns 이하로 나타난다. 주파수가 높아짐에 따라 시간지연 값은 작아지며, 위성에서 지구국까지의 전체 전자 함유량(TEC)은 전리층에 포함된 TEC 보다 상당히

많기 때문에 전체 신호 전송경로상의 시간지연 변화에는 큰 영향을 미치지 않게 된다. 수신지구국 위치에 따른 시간지연 값의 차이는 우리나라와 같이 작은 영토의 경우 고려가 불필요하다.

4. 기타 요인에 의한 오차

위에 언급된 오차 요인 이외의 시각동기 오차 발생 요인들로는 상하향 링크 반송파 주파수의 변환 지연, 송수신 시스템의 dispersion, 시간간격 계수기(TIC : Time Interval Counter)의 분해능 한계, 차동 보정(differential correction)의 분해능 한계, 위성 station-keeping에 의한 오차, Sagnac 효과에 의한 오차 등이 있다.

이상에서 언급된 정지궤도를 이용한 시각/주파수 전송 시스템의 전형적인 동기오차 요인과 각 오차별 크기를 표 1에 정리하였다.

표 1. 정지궤도 위성을 이용한 시각/주파수 전송 시스템의 전형적인 동기오차 요인과 크기

동기오차요인	오차 크기
위성궤도의 불확실성	3~6 μ s
전리층 지연	2 ns
대류권 지연	14~20 ns
수신 시스템의 dispersion	20 ns
지구국 안테나 좌표 / 1 미터	3 ns
Sagnac 효과 / 1° 경도 차이	3 ns

III. 시각 동기오차 보정

시각동기 오차에 대한 보정신호를 획득하기 위하여 특정 지구국과 송신 기준국에서 STFS 시각을 동시에 전송하고, 위성의 예측된 궤도 데이터와 실제 위성 위치간의 차이에 의해 발생하는 오차를 기록한다. 시각 전송에서 부정확성의 주요인은 수신신호의 랜덤한 지터가 아니라 주로 부정확한 위성궤도 모델링을 기초하여 계산된 전파 지연 값에 의해 발생하는 오차이다. 한국의 경우 송신기준국에서 지구국까지의 최대거리가 500 km인 것에 비해 지구국에서 위성까지의 거리는 약 36,000 km가 되므로 임의의 두 지구국과 위성간을 연결하는 경로는 매우 작은 각을 이루게 되어 대부분의 오차 요인들은 한국 전역에 대해 거의 동일한 값을 가지며 이를 공통 모드(common mode)라고 부른다. 특정 지구국

의 오차로부터 송신 기준국에서 기록된 오차를 뺄으로써 이러한 공통 모드의 오차 요인들 대부분이 제거될 수 있다. 이러한 보정 방식을 차동 보정(differential correction)이라고 하며, 시각/주파수 동기오차의 결정적인 요인들인 위성궤도 예측 오차와 대류권, 전리층의 영향을 최소화할 수 있다. 한국과 같이 송수신국간의 거리가 수백 km이내인 경우 하나의 보정국을 송신기준국과 동일 기지에 뒀으로써 시스템의 복잡도를 줄이고 시각 정확도를 향상시킬 수 있다. 송신기준국은 획득한 보정 데이터를 주기적으로 전송하며 수신국은 보정 데이터를 수신하여 시각 복호화기에서 이미 지연 정정된 시각정보를 다시 한번 보정하는 과정에 사용한다. 그림 2는 위성위치의 예측값과 실제값 사이의 차이에 의한 전파 지연 거리 x의 발생 과정을 보여준다.

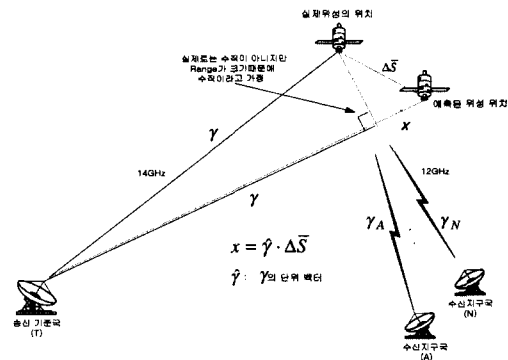


그림 2. 위성위치 예측 값과 실제 값간의 차이에 의한 전파 지연 거리

위성위치 오차 $\Delta \bar{S}$ 에 의한 전체 전파 지연 오차 ΔT_{PA} 를 구하기 위하여 송신지구국 T를 수신지구국 A와 결합할 경우, ΔT_{PA} 는 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta T_{PA} = \frac{1}{c} [\hat{\gamma}_T \cdot \Delta \bar{S} + \hat{\gamma}_A \cdot \Delta \bar{S}] \tag{3}$$

여기서 $\hat{\gamma}_T$ 와 $\hat{\gamma}_A$ 는 각각 송신지구국(T)~위성, 위성~수신지구국(A)까지의 단위 벡터이다. 송신지구국 T를 수신 지구국 N과 결합할 경우, 위성위치 오차 $\Delta \bar{S}$ 에 의한 전체 전파 지연 오차 ΔT_{PN} 는 다음과 같이 표현된다.

$$\Delta T_{PN} = \frac{1}{c} [\hat{\gamma}_T \cdot \Delta \bar{S} + \hat{\gamma}_N \cdot \Delta \bar{S}] \tag{4}$$

여기서 $\hat{\gamma}_N$ 은 위성~수신지구국(N)까지의 단위벡

터이다. 식(3)과 식(4)의 차, 즉 두 경로 송신지구국~위성~수신지구국A와 송신지구국~위성~수신지구국N 사이의 전파 지연차를 구하면 다음 식과 같다.

$$\Delta T_A = \Delta T_{PA} - \Delta T_{PN} = \frac{1}{c}(\hat{y}_A - \hat{y}_N) \cdot \Delta \bar{S} \quad (5)$$

여기서 수신지구국 A와 N간의 단위벡터 차는 지상측지를 통해 정밀하게 구할 수 있다. 식(5)는 차동 STFS(DSTFS) 오차 ΔT_A 는 송신지구국과 수신지구국간의 거리 벡터(range vector) 차이와 예측된 위성 위치와 실제 위성 위치간의 오차에 따라 결정됨을 보여준다. 즉, 송수신국간의 거리가 가까울수록 그리고 보다 정확한 위성궤도 예측 프로그램을 통해 위성 위치 오차를 최소화할수록 ΔT_A 는 작아진다. 그림 3은 차동보정 방식을 적용한 송신기준국의 동작 구성도를 보여주고 있으며, 그림 4는 3축에 대한 위성궤도 예측 오차가 각각 2 km인 경우 송신지구국과 수신지구국간 거리에 따른 차동보정 방식의 시각 동기 error contour를 보이며 약 13 ns까지의 지연 오차가 발생할 수 있음을 알 수 있다. 송신기준국은 먼저 부호화된 표준 시각/주파수 정보를 위성으로 상향링크 전송하고, 다시 하향링크된 표준 시각/주파수 신호를 수신하고 이로부터 차동보정 데이터를 생성한다.

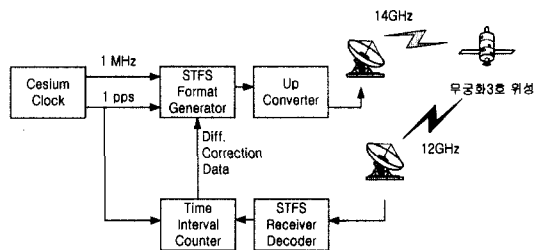


그림 3. 차동보정 방식을 적용한 송신기준국의 동작구성도

IV. 시각 방송을 통한 주파수 동기

주파수는 시각 간격(time interval)의 역이므로 시각 방송(time dissemination)으로부터 주파수 정보를 구할 수 있다. 시각 정확도와 주파수 안정도의 관계는 전형적 위상 분산과 dead time이 없는 2-샘플 분산(또는 Allan variance)간의 관계로 표현된다. Allan variance에 대한 N-point fractional frequency variance의 기대값 비율은 arbitrary law spectrum

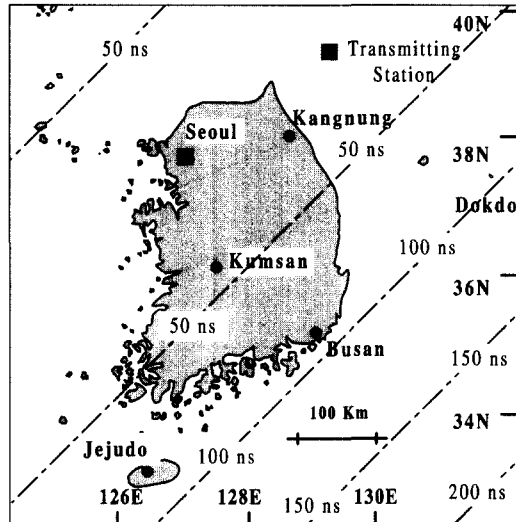


그림 4. 송신지구국(서울)~수신지구국간 이격에 따른 차동보정 방식의 시각 error contour(3축에 대한 예측 오차가 각각 2 km인 경우)

μ 에 대해 샘플 평균의 수 N , 연속적인 샘플 평균을 위한 반복 시간 T , 그리고 각각의 샘플 평균의 길이 τ 의 함수로서 유도되며, 샘플 fractional frequency variance의 기대값은 다음과 같이 표현한다.

$$\langle \sigma_y^2(N, T, \tau) \rangle \quad (9)$$

식 (9)는 주파수 안정에 대한 시간영역 측정의 일반적인 표현으로서, $N=2$ 이고 $T=\tau$ 인 경우 간단히 $\sigma_y^2(\tau)$ 로 쓸 수 있다. 일반적으로 이 값은 시스템의 잡음 대역폭에 따라 결정되며, 위상 지터의 평균에 대한 전형적 분산 $\sigma_x^2(\tau)$ 와의 관계는 식 (10)과 같고 이를 다시 식 (11)로 표현 할 수 있다^{[12][13]}.

$$\sigma_x^2(\tau) = \frac{\sigma_y^2(\tau) \cdot \tau^2}{3} \quad (10)$$

$$\sigma_y(\tau) = \frac{\sigma_x(\tau) \cdot \sqrt{3}}{\tau} \quad (11)$$

따라서 시각의 표준 편차 $\sigma_x(\tau)$ 의 관계식 식 (11)을 통해서 주파수 안정도가 시각 안정도에 비례함을 알 수 있다. 그림 5는 시각 정확도가 각각 1 μs 와 100 ns인 경우, 샘플 평균 시간 τ (7일)에 따른 주파수 안정도(Allan Deviation, $\sigma_y(\tau)$)를 도시한 결과이다. 시각 정확도와 주파수 안정도 관계에 관한 보다 자세한 내용은 참고 문헌^[14]를 참조하기 바란다.

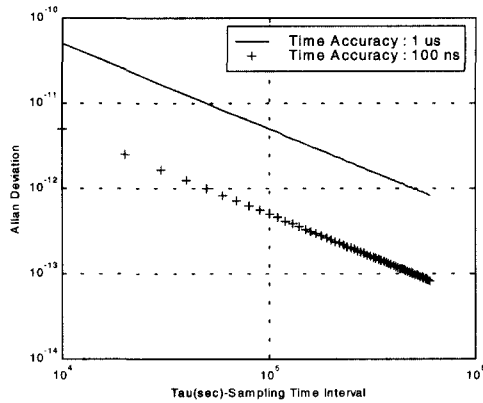


그림 5. 시각 정확도와 샘플 평균 시간에 따른 주파수 안정도(Allan Deviation)

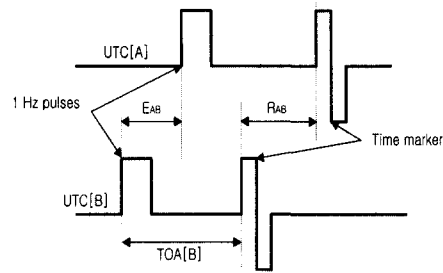
V. 무궁화 위성용 STFS 전송 시스템의 성능개선

1. Trilateration 기술

단방향 전송 방식의 시각 정확도를 개선할 수 있는 방법중의 하나는 실시간 위성 궤도 추적 기술을 적용하는 것이다¹¹. 프랑스 CNES가 TDF2 위성에 적용한 trilateration 기술은 DGPS의 정반대 개념을 적용한다. 즉 네 개의 지상 보정국을 이용하여 실시간으로 위성위치를 결정하는 기술이다¹⁵. Trilateration 기술을 적용하기 위해서는 먼저 충분히 넓게 분포된 보정 지구국들의 조합이 필요하며 적어도 하나의 보정국이 나머지 보정국들로부터 충분히 이격(TDF2의 경우 : 수천 km)되어야만 정확한 위성 위치 추적이 가능하다. 따라서 한국과 같이 작은 영토를 가진 국가가 trilateration 기술을 적용하기 위해서는 충분히 이격된 하나의 보정국을 국외에 위치시켜야 한다. 이러한 국외 보정국의 설정은 국가 간의 기술 협약 등을 통해 실현이 가능하지만, 본 논문에서는 이러한 과정을 통해 국외 보정국을 설정한 것으로 가정하였다.

그림 6은 trilateration 방식 적용을 위해 D2-MAC에 time marker를 추가한 시각전송의 원리를 설명해 준다¹⁵. 이러한 신호를 전송하여 실시간 데이터 전용망을 통해 계산된 값 R_{AB} 와 T_{AB} 를 식 (12)로 표현되는 쌍곡선 식에 대입하여 하나의 식을 얻고 C 지구국을 이용한 또 하나의 식을 풀어 위성 위치의 실시간 추적을 수행한다. 지연 R_{AB} 를 예측할 수 있다면 측정된 시간차 $TOA[A] - TOA[B]$ 를 사용하여 $UTC[A] - UTC[B]$ 값을 얻을 수 있다.

여기서 TOA는 time marker의 도착시간(Time of Arrival)을 의미하며 지연 R_{AB} 는 기하학적, 대기적, 그리고 상관 차등 지연 등을 포함한다.



$$UTC[A] - UTC[B] = E_{AB} = TOA[B] - TOA[A] + R_{AB}$$

그림 6. TDF2에 적용된 시각전송 원리

2. Trilateration 방식의 원리

Trilateration 방식은 세 개(또는 그 이상)의 보정된 지구국들에 의해 수집된 데이터를 사용하여 위성 위치를 결정한다. 보정된 지구국들의 clock들간의 윗셋 $UTC(A)-UTC(B)$ 은 독립적인 방법(예를 들어, GPS)에 의해 결정될 수 있다. 지구국들의 각 쌍에 의해 만들어진 T_{AB} 의 측정들은 다음의 쌍곡선 방정식으로 채택된 프레임내에 표현될 수 있는 위성 위치의 제한범위를 제공한다.

$$\left(\frac{X_s^2}{\left(\frac{d_{AB}^2 - c^2 T_{AB}^2}{4} \right)} \right) + \left(\frac{Y_s^2}{\left(\frac{d_{AB}^2 - c^2 T_{AB}^2}{4} \right)} \right) - \left(\frac{Z_s^2}{\left(\frac{c^2 T_{AB}^2}{4} \right)} \right) = -1 \quad (12)$$

여기서 d_{AB} 는 두 보정국간의 거리를 나타내며, T_{AB} 는 지구국 A와 B간에 측정된 차등 전파 지연, c 는 빛의 속도, (X_s, Y_s, Z_s) 는 채택된 프레임내에서의 위성의 좌표이다. 실제적으로, 두 쌍(AB, BC)에 의해 만들어진 위성좌표 결정을 위한 두 개의 방정식과 두 방정식의 선형 조합인 세 번째 방정식을 풀어 두 지점의 위치를 얻고, 세 개의 보정된 지구국들로부터 충분히 이격된 네번째 지구국의 추가를 통해서 정확한 위성 위치를 결정할 수 있다. 이 방식은 4개의 GPS 위성을 이용한 위치결정 방식과 정반대의 원리를 적용한 것으로 이해할 수 있다.

식 (12)를 기하학적으로 해석하면 다음과 같다. 먼저, $Y_s=0$ 로 설정하면 식 (12)는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{Z_s^2}{\left(\frac{c^2 T_{AB}^2}{4}\right)} - \frac{X_s^2}{\left(\frac{d_{AB}^2 - c^2 T_{AB}^2}{4}\right)} = 1 \quad (13)$$

식 (13)은 그림 7의 쌍곡선으로 나타낼 수 있다. C점에 위성이 있다고 가정하면, \overline{OC} 의 값은 $\frac{c \cdot T_{AB}}{2}$ 가 된다. 여기서 T_{AB} 는 보정된 지구국 A와 B간에 측정된 차등 전파지연이다. 식 (13)은 $\frac{Z_s^2}{a^2} - \frac{X_s^2}{b^2} = 1$ 의 형태로 나타낼 수 있으며, 이 때 $a = \frac{c \cdot T_{AB}}{2}$ 가 된다. 다음으로 b를 구해보면, 그림 7에서 \overline{OA} 는 다음과 같다.

$$\overline{OA} = ae = a \cdot \sqrt{\frac{a^2 + b^2}{a^2}} = \sqrt{\frac{(a^2 + b^2) \cdot a^2}{a^2}} = \sqrt{a^2 + b^2} \quad (14)$$

여기서 $\overline{OA} = \frac{d_{AB}}{2}$ 이기 때문에 식 (14)로부터 다음과 같은 관계를 얻는다.

$$\frac{d_{AB}}{2} = \sqrt{a^2 + b^2} \quad (15)$$

$$b^2 = \frac{d_{AB}^2}{4} - a^2 = \frac{d_{AB}^2}{4} - \frac{c^2 \cdot T_{AB}^2}{4} = \frac{d_{AB}^2 - c^2 \cdot T_{AB}^2}{4} \quad (16)$$

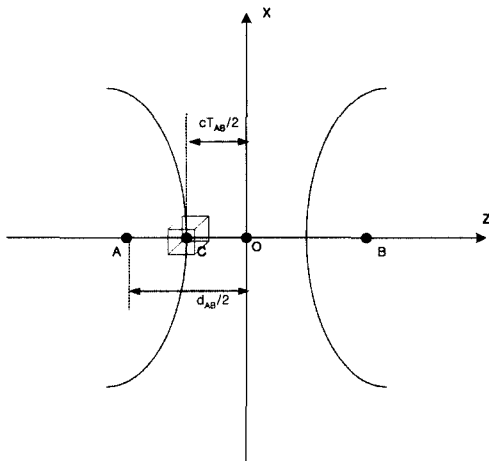


그림 7. Trilateration의 쌍곡선 방정식을 이용한 위성위치 결정

따라서, 식 (13)은 그림 7을 만족하게 되며, X축과 Z축에 직교하는 Y축을 추가하면 식 (12)가 성립하게 된다. 따라서, 정지위성이 식 (12)를 만족하는 3차원상에서의 쌍곡선 궤적(쌍곡선 궤적의 초점은 station A와 B)에 존재하면, 해를 구할 수 있는 조건이 성립된다. 결국, 미정계수 X_s, Y_s, Z_s 를 구하기 위해서는 식 (12)와 같은 식이 3개 이상 존재해야 하며, 이를 위해서는 4개 이상의 지구국이 필요하다 (보정된 지구국들간의 조합 : A와 B, B와 C, C와 D, D와 A, D와 B, C와 A).

3. Trilateration 실험 및 결과 분석

위 문제를 실제에 적용하기 위해서는 각각 4개의 지구국들간의 조합을 통해 생성된 식 (12)와 같은 3개의 방정식을 하나의 통일된 좌표계로 변환하여야 한다. 왜냐하면 두 지구국의 조합으로 생성된 방정식은 그 고유의 채택된 좌표계에서 성립되는 것이기 때문에, 서로 다른 지구국들의 조합에 의한 각각의 방정식들은 서로 좌표계가 통일되어 있지 않기 때문이다. 따라서, ECEF(Earth-Centered, Earth-Fixed)좌표계로 각각의 방정식을 회전변환 및 평행이동 시키는 것이 우선 선행되어야 한다. 이후 3개의 연립방정식을 풀어 최종적으로 ECEF 좌표계에서의 위성의 위치를 구할 수 있게 된다.

Trilateration 기술을 적용하여 무궁화 3호 위성의 위치 추적성능을 시뮬레이션 하기 위해서 다음 네 가지 사항을 설정하였으며, 시뮬레이션 결과를 STK (Satellite Tool Kit)를 통해 획득한 무궁화위성 3호의 위치와 비교하였다.

- 1) 강릉, 제주, 부산, 동경(또는 타이페이) 등 4개의 지구국을 trilateration을 위한 base로 설정한다.
- 2) 무궁화 3호의 궤도가 실제 운동과 동일한 특성을 가질 수 있도록 위성이 받은 섭동들을 고려한 시뮬레이션 궤도를 생성한다.
- 3) 시간에 따른 각 지구국과 위성간의 거리를 구한 다음, 이를 빛의 속도로 나누어 각 지구국 조합 사이의 차등 전파지연 시간을 구한다.
- 4) 지구국 조합 사이의 차등 전파지연 시간 관측 데이터에 오차(10 ms)를 추가한다.

보정국들간의 차등 전파지연 시간 관측을 통해 얻어지는 3개의 방정식에 회전변환 및 평행이동을 수행하여 ECEF(Earth-Centered Earth-Fixed) 좌표계로 통일한 다음 연립방정식을 풀어서 ECEF 좌표계에서의 위성 위치를 구했다. 시뮬레이션 결과 시간

관측데이터 오차를 고려하지 않을 경우 정확히 일치하는 한 점의 좌표를 얻을 수 있었으나, 시간 관측데이터의 오차가 10 ms인 경우 위성궤도 추적 오차(rms 값)가 x축으로는 3 km, y축으로는 4 km, 그리고 z축으로는 0.8 km까지 발생하였다. TDF2의 경우 위성이 12° E에 위치하고 있으므로 지구국들(1~7° E에 위치)과의 경도차이가 적어서 위성에서 지구국까지의 전파지연이 짧으므로 더욱 정확한 위성 추적이 가능할 것으로 판단된다. 반면 무궁화위성 3호(112° E)는 지구국들(127° E)과의 경도차이가 상대적으로 커서 위성추적의 부정확성을 증가시킨다. 충분히 이격된 하나의 보정국을 동경(138° E) 대신 타이페이(121° E)에 위치시킴으로써 위성궤도 추적 성능을 약 10배 정도 향상시킬 수 있음을 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 이는 최적의 국외 보정국 선정을 통해 더욱 정확한 위성궤도 추적이 가능함을 보여주는 결과이다.

표 2는 시뮬레이션을 위해 사용한 보정된 지구국들의 ECEF 좌표이며, 그림 8은 타이페이를 보정된 지구국으로 설정한 경우의 Z축에 대한 위치 추적 오차를 보여준다. 위성위치의 추적 성능을 더욱 향상시키기 위해서는 차동 전파지연 시간 관측데이터의 오차를 더욱 감소시킬 수 있는 기술을 적용하거나 또는 최적의 추적 성능을 제공할 수 있는 국외 보정국의 좌표를 찾아야 한다.

표 2. Trilateration 시뮬레이션을 위한 보정 지구국들의 좌표

지구국	ECEF 좌표		
	X	Y	Z
서울	-3044845.570	4044031.406	3867114.008
제주	-3168735.970	4278329.053	3500437.826
부산	-3290803.703	4056776.331	3647484.769
동경	-3960085.313	3350163.574	3698992.627
타이페이	-3021859.169	4929926.243	2682596.946

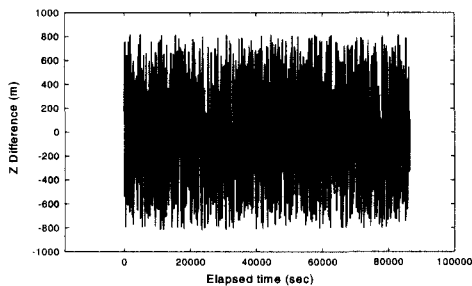


그림 8. 타이페이를 국외 보정된 지구국으로 사용한 경우의 위성궤도 추적 성능 (Z축 오차 : 최대 0.8 km)

4. 서비스 반경 축소

차동보정 방식을 적용하고, 서울 송신기준국과 수신국(사용자)간의 거리 이격에 따른 시각 동기 성능을 시뮬레이션을 통해 분석한 결과, 위성의 궤도오차가 3축 방향으로 각각 2 km이며 최대 서비스 반경이 송신기준국으로부터 420 km(서울~제주도 최남단)일 때, 독도를 포함한 한국 전역의 시각 동기 정확도가 60 ns이고 시각 동기 성능에 따른 주파수 안정도는 10^{-13} (7일이상)보다 우수한 것으로 분석되었다. 주파수 동기 정확도 또한 차동보정 방식 적용을 통해 장기간 측정은 물론 단기간 측정(1일)을 통해서도 동일한 성능 제공이 가능하다. 한국 전역의 시각 동기 성능을 더욱 향상시키기 위해서는 그림 9와 같이 STFS 전송을 위한 기준국으로 서울 대신에 대덕이나 금산을 설정함으로써 수신국까지의 최대 거리를 줄일 수 있다. 위성궤도가 3축으로 각각 2 km의 오차를 발생할 때 금산기지국(전국 수신반경 350 km) 또는 대덕기지국(전국 수신반경 420 km)을 기준국으로 사용하는 경우 시각 정확도는 각각 40 ns와 50 ns 이내로 개선된다. 또한 하나의 주 송신기준국과 함께 다수의 부 송신기준국을 설정함으로써 서비스 반경을 줄일 수 있으며 식 (5)와 같이 송신기준국과 수신국간 거리에 비례하여 증가하는 시각 정확도 열화를 감소시킬 수 있다. 이때 주 송신기준국과 부 송신기준국들은 실시간 전용망으로 연결되며, 주 송신기준국 클럭 정보를 이용한 주파수 보정을 통해 각각의 부 송신기준국들은 주 송신기준국과 동일한 정확도의 표준 시각 서비스를 해당 서비스 반경이내의 수신국들에 제공할 수 있다. 그림 9와 같은 시각/주파수 전송 시스템의 경우,

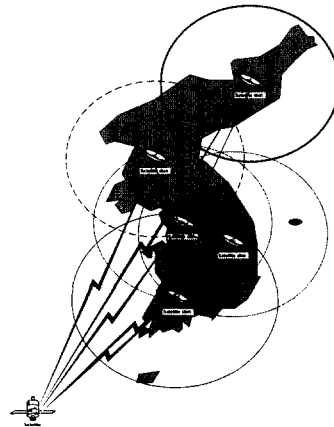


그림 9. 서비스 반경 축소를 통한 시각 동기 성능 개선

위성궤도가 3축으로 각각 2 km의 오차를 발생할 때, 한국 전역의 시각동기 정확도는 약 25 ns 이내로 유지할 수 있다.

VI. 결론

본 논문은 무궁화 위성을 이용한 표준 시각/주파수 신호 (STFS) 전송 시스템의 동기 성능을 개선하기 위해 차동보정 방식을 제안하고, 이를 적용시 국내 통신망 운용에서 요구되는 시각/주파수 동기 정확도를 획득할 수 있음을 확인하였다. 또한 GEO-위성을 이용한 STFS 전송 시스템의 시각/주파수 동기 오차 발생 요인에 대한 분석 결과로 나타난 가장 심각한 오차요인인 GEO 위성의 궤도운동과 대기의 특성변화에 의한 영향을 보상하기 위해 차동보정 방식을 제안하고 이를 시각동기오차 보정 및 주파수 윗셋 보정에 적용한 결과 시각 및 주파수 정확도가 각각 60 ns(95%)과 10^{-13} (7일이상) 보다 우수함을 확인하였다. 또한 무궁화 위성을 이용한 STFS 전송 시스템의 성능을 더욱 개선하기 위하여 trilateration을 적용하는 방안과 서비스 반경을 축소시키는 방안을 제시하였다. Trilateration 기술을 동경과 타이페이를 국외 보정국으로 두고 모의 실험을 수행한 결과, 국외 보정국 선정에 따라 위성 추적 정확도의 차이(X, Y, Z 축 rms 오차[km]; 동경 [20, 45, 5], 타이페이[3, 4, 0.8])가 상당히 크게 발생함을 확인하였다. 향후 trilateration 기술의 국내 적용을 위해서는 높은 정확도의 시간 관측 기술이 필요하며 최적의 국외 보정국 좌표를 역으로 추적함으로써 매우 높은 정확도의 시각 동기 확보가 가능할 것으로 판단된다. 송신기준국의 위치 변화 및 부 송신기준국 운용 등을 통해서 서비스 반경 축소에 따른 시각 정확도 개선이 가능함을 보였다.

참고 문헌

[1] A. Sen Gupta, Ashok K. Hanjura, and B. S. Mathur, "Satellite Broadcasting of Time and Frequency Signals," *Proc. IEEE*, vol. 79, No. 7, July 1991

[2] A. Sen Gupta, and B. S. Mathur, "Standard Time and Frequency Signal Broadcast Via INSAT-Accuracy Improvements Using Differential Mode," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, VOL. 46, No. 2, pp. 212-215, Apr. 1997

[3] P. Banerjee, Mithlesh Saxena, and B. S. Mathur, "Passive TV Technique for Time Transfer via Indian Satellite INSAT-1B," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. IM-36, No. 2, pp. 579-583, June 1987

[4] J. A. Davis, P. R. Pearce, D. Kirchner, "European Two-Way Satellite Time transfer Experiments using the INTELSAT (VA-F13) Satellite at 307E," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. 44, No. 2, pp. 90-93, Apr. 1995

[5] Francois Meyer, "One-Way Time Transfer Using Geostationary Satellite TDF2," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. 44, No. 2, pp. 103-106, Apr. 1995

[6] Y. Saburi, M. Yamamoto, and K. Harada, "High-Precision Time Comparison via Satellite and Observed Discrepancy of Synchronization," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. IM-25, pp. 473-477, 1976

[7] Michito Imae, "Time Comparison Experiments with Small K-Band Antenna and SSRA Equipment via a Domestic Geostationary Satellite," *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, vol. IM-32, pp. 119-203, 1983

[8] Ito, K.; Hoshinoo, K.; Ito, M. Differential positioning experiment using two geostationary satellites, *IEEE Trans., Aerospace and Electronic Systems*, vol. 35 3, pp. 866 878, July 1999

[9] Gernot M. R. Winkler, "Path delay, Its Variations, and Some Implications for the Field Use of Precise Frequency Standards," *Proc. IEEE*, vol. 60, No. 5, pp.522-529, May 1972

[10] Roger L. Easton et al., "Dissemination of Time and Frequency by Satellite," *Proc. IEEE*, vol. 64, pp. 1482-1493, Oct. 1976

[11] A. Sen Gupta, S. Das & B. S. Mathur, "Accurate on-line calibration of rubidium standard using INSAT STFS broadcast in differential mode," *Indian Journal of Radio & Space Physics*, vol. 26, pp. 228-236, Aug. 1997

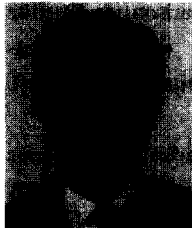
[12] D. W. Allan, "Time and Frequency (Time-Domain) Characteristic, Estimation, and

Prediction of Precision Clocks and Oscillators," IEEE Trans. On Ultrasonics, Ferroelectrics, and Freq. Control, vol. UFFC-34, No. 6, pp. 647-654, Nov. 1987

[13] Eduard A. Gerber and Arthur Ballato, "Precision Frequency Control - Volumn 2 Acoustic Resonators and Filters", Academic Press, Inc., 1985

[14] 이기훈, 최진욱, 서종수, "정지궤도위성을 이용한 표준 시각/주파수 전송 시스템의 동기오차 보정 기술," 한국통신학회지 vol. 17, No. 6, pp. 100-114, 2000년 6월

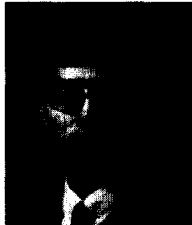
이 기 훈(Kee-Hoon Lee) 정회원



1987년 3월 : 공군사관학교
항공공학과 졸업
1996년 8월 : 미국 데이튼 대학교
전기공학과 석사
1999년 3월~현재 : 연세대학교
전기전자공학과 박사과정

1987년 3월~현재 : 공군 정보통신 장교
<주관심 분야> 위성통신시스템, 시각/주파수 동기 기술, 대역확산통신

윤 재 철(Jae-Cheol Yoon) 비회원



1995년 3월 : 연세대학교 천문대
기과학과 졸업
1997년 3월 : 연세대학교 천문대
기과학과 석사
1997년 3월~현재 : 연세대학교
천문우주학과 박사과정

<주관심 분야> 위성궤도예측기술

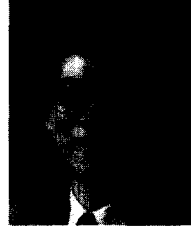
신 관 호(Kwan-Ho Shin) 정회원

1981년 2월 : 한양대학교 전자공학과 졸업
1991년 2월 : 충북대학교 정보통신공학과 석사
1991년 1월~현재 : 국방과학연구소 선임연구원
<주관심 분야> 위성통신 변복조 기술

진 봉 철(Bong-Cheol Jin) 정회원

1989년 2월 : 한양대학교 통신공학과 졸업
1991년 2월 : 한양대학교 통신공학과 석사
1991년 3월~현재 : 국방과학연구소 선임연구원
<주관심 분야> 위성통신 변복조 기술, 멀티미디어 전송 기술

서 종 수(Jong-Soo Seo) 정회원



1975년 2월 : 연세대학교
전자공학과 졸업
1983년 12월 : 캐나다 오타와
대학교 전기공학과 석사
1988년 6월 : 캐나다 오타와
대학교 전기공학과 박사
1975년 4월~1981년 12월 :
LG정밀 중앙연구소

1982년 1월~1987년 7월 : Univ. of Ottawa, 디지털 통신연구실

1987년 7월~1989년 12월 : IDC, Canada

1990년 1월~1992년 3월 : 삼성 종합기술원 정보시스템 연구소

1992년 4월~1995년 2월 : CAL, Canada

1995년 3월~현재 : 연세대학교 공과대학 전기전자공학과, 교수

<주관심 분야> 위성통신, 방송시스템, 디지털 전송 방식