

과학기술위성 1호 탑재 컴퓨터와 탑재체 FIMS의 시간 동기화 기법

곽성우^{1†}, 박홍영²

¹계명대학교 전자공학과

²한국과학기술원 인공위성연구센터

TIME SYNCHRONIZATION STRATEGY BETWEEN ON-BOARD COMPUTER AND FIMS ON STSAT-1

Seong Woo Kwak^{1†} and Hong Young Park²

¹Department of Electronic Engineering, Keimyung University, Daegu 704-701, Korea

²Satellite Technology Research Center(SatReC), KAIST, Daejeon 305-701, Korea

E-mail: ksw@kmu.ac.kr

(Received January 15, 2004; Accepted May 17, 2004)

요 약

2003년 9월 발사된 과학기술위성 1호의 탑재체 원자외선 분광기(FIMS)기는 우주 및 오로라 관측을 주 임무로 하고있다. 본 논문에서는 원자외선 분광기의 성공적인 천문 관측을 지원하기 위해, 탑재 컴퓨터와 원자외선 분광기와의 간단하고 신뢰성 있는 시간 동기화 기법을 소개한다. 이것은 과학기술위성 1호라는 특별한 환경 하에서 위성의 신뢰성을 줄이지않으면서 시간 동기화를 이루도록 고안된 방법이다. 정확도가 서로 다른 두 가지 방법이 제시 되었으며, 주된 방법을 사용할 수 없을 때 정확도가 낮은 방법을 사용함으로써 고장에 대처할 수 있도록 하였다. 이 기법들은 위성 시스템의 변경을 최소화하고 간단한 회로를 사용함으로써 구현에 따른 비용을 절감하고 고도의 신뢰성을 유지하도록 설계되었다.

ABSTRACT

STSAT-1 was launched on sep. 2003 with the main payload of Far Ultra-violet Imaging Spectrograph(FIMS). The mission of FIMS is to observe universe and aurora. In this paper, we suggest a simple and reliable strategy adopted in STSAT-1 to synchronize time between On-board Computer(OBC) and FIMS. For the characteristics of STSAT-1, this strategy is devised to maintain reliability of satellite system and to reduce implementation cost by using minimized electronic circuits. We suggested two methods with different synchronization resolutions to cope with unexpected faults in space. The backup method with low resolution can be activated when the main has some problems.

Keywords: STSAT-1, FIMS, on-board computer, time synchronization

[†]corresponding author

1. 서 론

국내 위성의 역사는 1992, 1993년에 발사된 우리별 1, 2호와 함께 시작되었고, 뒤이어 1999년 중반과 말에 우리별 3호와 다목적 실용위성 1호가 각각 발사되었다. 지금까지 국내에서 발사된 위성의 대부분은 지구 관측용이거나, 무궁화 위성과 같은 방송 통신 위성이다. 반면, 2003년 9월 러시아의 플레체스크에서 발사된 과학기술위성 1호는 국내 최초의 천문 관측 위성으로 주 탑재체인 원자외선 분광기(Far Ultra-violet Imaging Spectrograph: FIMS)는 우주 및 오로라 관측을 주 임무로 하고 있다(Chang 1999a,b). 기존의 국내에서 개발된 우리별 위성들과 천문 관측 위성인 과학기술위성 1호 탑재체 요구사항의 큰 차이점은 기존 지구관측위성의 경우 탑재체는 광학 카메라였기 때문에 관측 지점의 정확한 위성 자세 및 위치정보는 요구하지 않았으나, FIMS의 천문 관측은 관측지점에서의 정확한 위성 자세 및 위치정보를 필요로 한다는 것이다.

위성에 사용되는 탑재 컴퓨터(On-board Computer: OBC)는 위성의 원격 명령, 원격 검침 정보 처리 등 다양한 기능을 수행하는 위성의 두뇌에 해당하는 중요한 시스템이다. 특히 과학기술위성과 같은 소형위성의 경우 탑재 컴퓨터는 명령 및 자료 처리 뿐 아니라 자세 제어, 전력제어, 탑재체 제어에 이르기까지 다양한 기능을 수행하고 있다(김기형 외 1996, 김형신 외 1996, Kwak et al. 2003, Kwak & Park 2004). 과학기술위성 1호 주 탑재체 FIMS의 우주 및 오로라 관측은 관측지점의 정확한 자세와 위치정보를 요구하고 있고, 위성의 모든 위치, 자세 정보 및 내부 상태는 탑재 컴퓨터에 따로 저장되기 때문에 위성의 자세 및 위치정보와 대용량 메모리 시스템(Mass Memory System: MMS)에 저장되는 FIMS의 실험 자료를 지상에서 수신하여 서로 연결시키기 위해서는 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이에 매 실험마다 시간을 동기화하는 과정이 필요하다(곽성우 2001). 이 과정에서 FIMS에서 요구하는 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이의 최대 시간 동기화 에러는 0.4sec 이내이며(Chang 1999a), 이 값은 작을수록 좋다.

위성이 사람이 손길이 닿지않는 우주에서 고장 없이 오랜 시간 동안 운용되어야 하는 특성상 시간 동기화를 지원하기 위한 전자 회로 및 알고리즘은 간단하면서도 신뢰성이 높은 방법이 요구되며, 경우에 따라서는 동기화 정확도를 어느 정도 희생하더라도 신뢰성이 더 중요해질 수 있다. 따라서 위성 버스의 수정을 최소화하도록 전자 회로를 추가하고 간단한 알고리즘을 도입하여 시간 동기화를 실현하는 것이 신뢰도를 높이는 중요한 관건이 된다. 본 논문에서는 과학기술위성 1호의 탑재 컴퓨터에서 수행하는 여러 임무 중 FIMS의 천문관측을 보조하기 위하여 탑재 컴퓨터에서 제공하는 FIMS와의 시간 동기화 기법에 대하여 소개한다. 이 기법은 위성 버스에서의 전자 회로 수정을 최소화 하면서 안정된 과학기술위성 1호의 위성 네트워크를 이용하여 자료를 주고받음으로써 시간을 동기화 하는 간단하면서도 신뢰성을 높일도록 설계된 방법이다. 특히 이와 같은 위성에 적용된 기술적 사항들은 국내에서는 위성 개발의 사례가 많지 않기 때문에 논문으로 발표된 것은 거의 없으며, 국외의 경우도 기술 유출 등의 부담 때문에 그 세부적인 내용들이 발표된 사례가 많지 않다. 시간 동기화와 관련된 기존의 많은 기법들(Gianluigi & Augusto 1997, Augusto 1994, Dolev, Dwark & Stockmeyer 1987)은 주로 EtherNet과 같은 비실시간 네트워크상에서 여러 대의 시스템이 서로 시간을 주고 받음으로써 동기화 하는 방법으로 확률적 계산을 요구하는 복잡한 알고리즘에 기반을 두고 있다. 반면, 본 논문에서 소개하는 방법은 실시간 네트워크를 사용하는 과학기술위성 1호라는 특별한 환경 하에서 위성 전체의 신뢰성을 해치지않으면서 간단하게 구현하여 FIMS의 관측실험을 성공적으로 보조

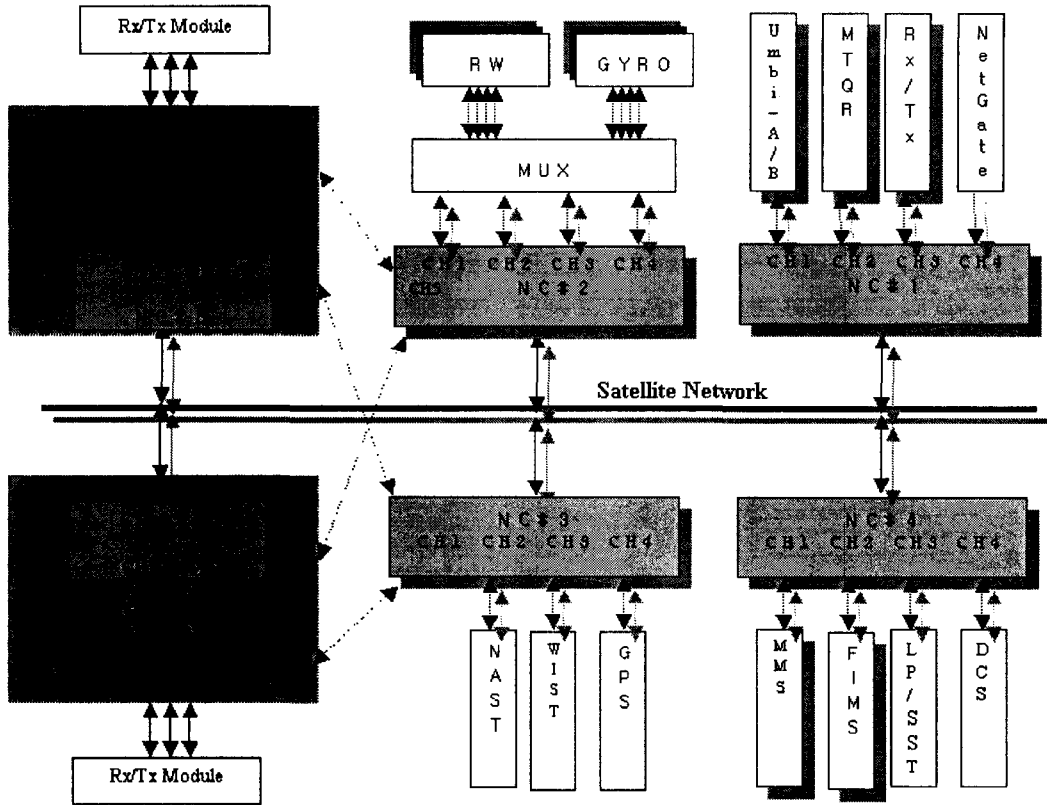


그림 1. 과학기술위성 1호 시스템 구조.

하도록 고안된 기법이다.

2. 과학기술위성 1호 시스템 구조

과학기술위성 1호는 그림 1에서와 같이 2개의 위성 네트워크와 여기에 연결된 다수의 모듈들로 구성되어 있다. 위성 네트워크는 우리별 3호에서 검증된 것으로 과학기술위성 1호에서는 신뢰성을 보다 향상 시켰다. 위성의 각 서브 시스템(subsystem)들은 노드 컨트롤러(Node Controller: NC)라 불리는 기능 모듈에 연결되어 위성 네트워크에 접속하도록 구성되어 있다. 노드 컨트롤러는 위성 탑재 컴퓨터 또는 지상국으로부터의 명령을 받아 자신에 연결된 각 서브 시스템에 대하여 전원 공급 및 차단, 명령 실행 및 전달, 원격검침 정보 수집등의 임무를 담당한다. 뿐만 아니라 각 노드 컨트롤러는 자신에 연결된 여러 서브 시스템으로부터 자료를 받아 자료의 최종 주소(destination address)에 따라 위성 네트워크 또는 다른 서브 시스템으로 자료를 전송하거나, 위성 네트워크로부터 자료를 받아 자신에 연결된 서브 시스템으로 전송하는 역할을 독립적으로 수행한다. 과학기술위성 1호는 6개의 노드 컨트롤러(NC)를 가지고 있으며, 그림 1에 보이듯이 NC1~NC4는 독립적으로 존재하고 NC5와

NC6는 탑재 컴퓨터에 내장되어 탑재 컴퓨터가 위성 네트워크에 접속되도록 한다. 과학기술위성 1호의 2개 위성 네트워크는 각각 독립적으로 운용되며 하나의 네트워크가 고장인 경우에도 다른 네트워크를 사용하여 위성의 거의 모든 기능을 완전히 수행할 수 있도록 구현 되었으며 각각의 노드 컨트롤러들은 중복구조로 설계되어 네트워크가 신뢰성을 유지하도록 하였다.

과학기술위성 1호의 네트워크는 토큰버스(token bus) 방식으로 운용되며, 이 방식의 특징은 각 서버 시스템에서 보낸 자료가 최종 목적지까지 전달될 때까지의 최대 전송 시간을 사용자가 예측할 수 있는 실시간 네트워크라는 것이다. 따라서 위성 네트워크는 하드웨어적인 이중화 방식을 채택하고 있고, 실시간 네트워크를 지원할 수 있는 소프트웨어적인 운용방식을 가지고 있어 위성 네트워크를 이용한 위성의 각 서버 시스템들간의 통신은 상당한 신뢰성을 가지고 있다. 그러므로 탑재 컴퓨터(OBC)와 NC4에 연결된 탑재체 FIMS와의 시간 동기화를 위해 위성 네트워크를 이용하는 것이 위성 버스의 설계 변경을 줄이고 신뢰성을 유지할 수 있는 좋은 방안이 될 수 있다.

3. 원자외선 분광기(FIMS)와의 시간 동기화

과학기술위성 1호에서는 탑재 컴퓨터와 탑재체 FIMS와의 시간 동기화를 위해 두 가지 방법을 고안하였다. 첫째는 위성 네트워크를 바탕으로 동기화 패킷(packet)을 주고 받는 것과 함께 하드웨어적인 PPS(Pulse Per Second) 신호를 이용하여 시간을 정확히 동기화 하는 하드웨어적 동기화 기법이고, 두 번째는 위성 네트워크만을 통한 패킷 통신을 이용하여 시간을 동기화 하는 소프트웨어적 동기화 기법이다. 소프트웨어적 동기화 기법은 하드웨어적 동기화 기법에 비해 시간 동기화 정확도를 줄이는 대신 간단하게 구현하도록 한 것이다. 반면 하드웨어적 동기화 기법의 경우 정확한 시간 동기화를 얻을 수 있지만 탑재 컴퓨터의 시간과 일치된 PPS 신호 발생기와 PPS 신호를 주고 받을 별도의 하드웨어 라인(line)을 필요로 한다. 즉 하드웨어적 동기화 기법기법은 시간 동기화 정확도를 높인 방법이며, 소프트웨어적 동기화 기법은 신뢰성을 좀더 고려한 방법이라고 할 수 있다. 탑재 컴퓨터와 FIMS와의 주된 시간 동기화 방법은 하드웨어적 동기화 기법이며, 고장등의 이유로 하드웨어적인 PPS 신호를 사용할 수 없는 경우 신뢰성에 중점을 둔 소프트웨어적 동기화 기법을 사용하도록 고안되었다.

3.1 하드웨어적 동기화 기법

3.1.1 동기화 알고리즘

하드웨어적 동기화 기법은 위성 네트워크를 이용한 통신과 함께 탑재 컴퓨터에서 제공하는 PPS 신호를 이용하여 서로 시간을 동기화하는 방법이다. FIMS가 탑재 컴퓨터의 내부 시간과 일치하는 펄스(PPS)에 맞춰 탑재 컴퓨터에 시간 동기화를 요구하는 패킷을 전송하면 탑재 컴퓨터에서는 동기화 시간을 응답한다. FIMS에서는 PPS 펄스와 동기화 시간을 이용하여 정확히 탑재 컴퓨터와 시간을 일치시킨다. 그림 2는 하드웨어적 동기화 기법에서의 시간 동기화 과정을 나타내며, 구체적인 알고리즘은 다음과 같다.

탑재 컴퓨터는 FIMS의 운용을 제어하기 위한 모든 명령들을 발생시키는 곳으로 FIMS에 천문 관측 실험의 시작을 알리는 명령(Observation Start CMD)을 발생시킴과 동시에 PPS 발생기를 이용하여 탑재 컴퓨터의 내부 시간과 동기화된 펄스 신호를 내보낸다(①). FIMS에서는 탑재 컴퓨터로부

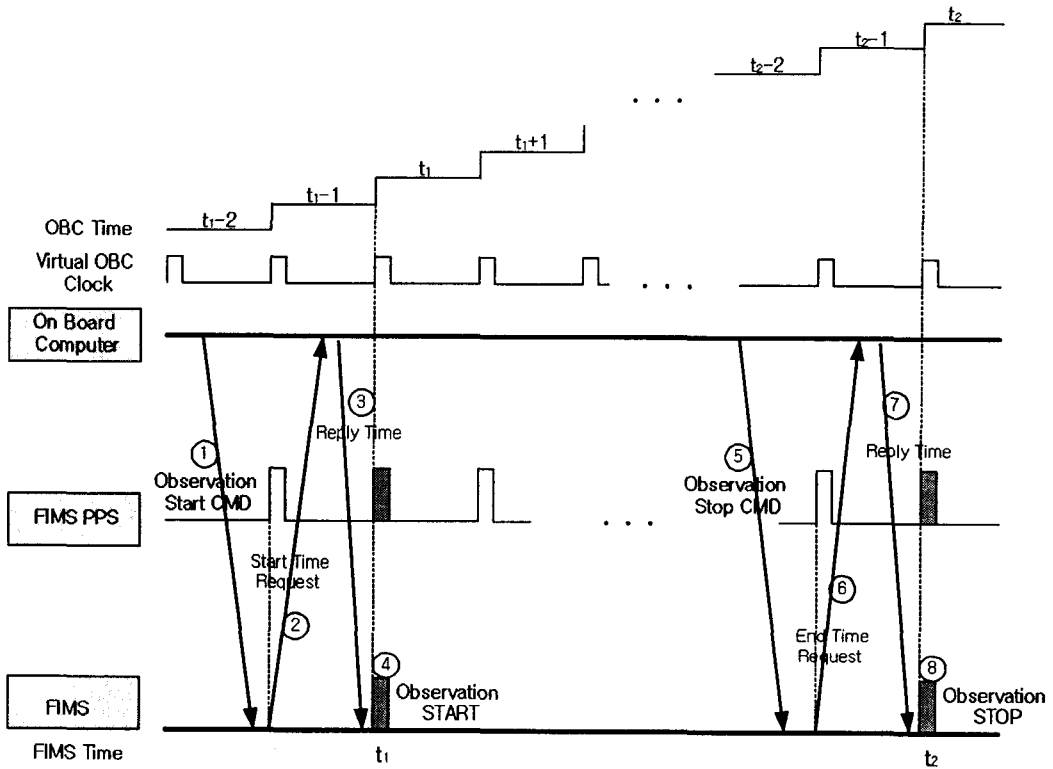


그림 2. PPS 신호를 이용한 시간 동기화 알고리즘.

터의 실험 시작 명령을 수신한 후 실험 시작을 위한 일련의 준비과정을 거친 다음 탑재 컴퓨터로부터 제공한 PPS 신호의 상승 에지(rising edge)가 지난 후 바로 탑재 컴퓨터로 시작 시간 동기화 요구 패킷(Start Time Request)을 위성 네트워크를 통해 전송한다(②). 탑재 컴퓨터는 시작 시간 동기화 요구 패킷을 수신하는 즉시 현재 시간(t_{i-1})에 1초를 더한 시간(t_i)을 FIMS로 전송하고, 일정 시간 간격으로 자세 제어 정보 저장을 시작한다(③). FIMS는 탑재 컴퓨터로부터 전송된 동기화 시간(t_i)을 수신하여 PPS 신호의 상승 에지에서 FIMS 내부 시간을 t_i 으로 설정하고 천문 관측 실험을 시작한다(④). 위성 네트워크는 신뢰성이 보장된 실시간 네트워크이므로 특별한 상황(ex. network failure 등)을 제외하고는 네트워크를 통하여 동기화 패킷을 주고 받는 ②~③의 과정은 항상 1초 이내이다. 특히 위의 알고리즘은 FIMS가 PPS 신호의 상승 에지 시점에 위성 네트워크로 시작 시간 동기화 패킷을 전송(②)함으로써 전송 시간 지연에 의한 효과를 최소화하도록 하고 있다. 탑재 컴퓨터에서의 내부 시간은 1초 단위로 증가되므로 ①~④의 과정을 거친 t_1 시각에는 탑재 컴퓨터와 FIMS는 시간이 정확히 동기화 된다.

관측 실험 후 종료 명령(Observation Stop CMD) 역시 탑재 컴퓨터에서 네트워크를 통하여 FIMS로 전송된다(⑤). FIMS는 이 명령을 수신한 후 첫 PPS 신호의 상승 에지에 맞춰 탑재 컴퓨터로 종료 시간 동기화 요구 패킷(End Time Request)을 전송하며(⑥), 탑재 컴퓨터는 종료 시

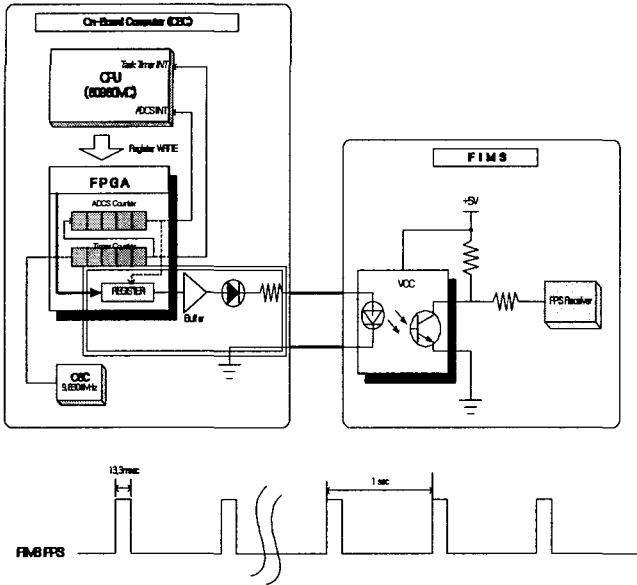


그림 3. 탑재 컴퓨터의 PPS 발생기.

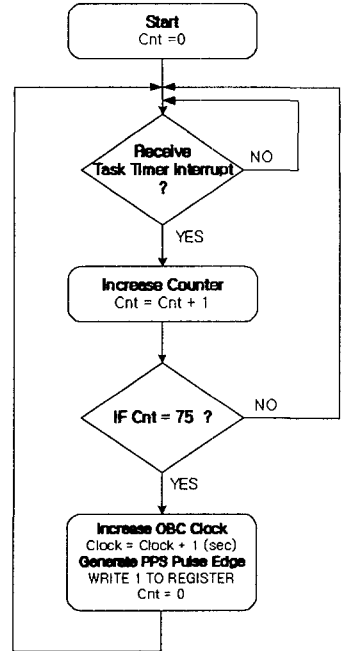


그림 4. PPS 신호 발생 알고리즘.

간 동기화 요구 패킷을 수신하는 즉시 현재 시간(t_{2-1})에 1초를 더한 시간(t_2)을 FIMS로 전송하고 자체 제어 정보 저장을 중지한다(㉗). FIMS는 탑재 컴퓨터로부터 전송된 동기화 시간(t_2)을 수신하여 PPS 신호의 상승 에지에서 FIMS 내부 시간을 t_2 로 설정하고 종료 시간을 기록한 후 천문 관측 실험을 중지한다(㉘). 이것은 FIMS 실험 중 뜻하지 않은 상황에 의해 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이의 시간이 틀려질 수 있는 상황에 대처하기 위한 것으로 실험이 끝나는 시점에 다시 한번 시간을 동기화 함으로써 관측 실험의 시작과 끝 시간이 항상 동기화 되도록 한다.

3.1.2 탑재 컴퓨터 PPS 발생기

앞 절의 하드웨어적 동기화 기법에서 요구하는 PPS 발생기는 정확히 1초 간격의 펄스 신호를 발생시켜야 하고, 이들 펄스의 상승 에지가 탑재 컴퓨터의 초 단위 시간과 정확히 일치해야 한다. 이와 같은 요구사항을 만족시키기 위한 탑재 컴퓨터의 PPS 발생기는 가능한 기존 탑재 컴퓨터가 가지고 있던 하드웨어 구조 변경을 최소화하도록 설계되었다. 이를 위해 탑재 컴퓨터에 이미 존재하는 여러 하드웨어 신호를 이용하고, CPU에서 실행되는 소프트웨어 일부를 수정하여 PPS 발생기를 구현하였다.

탑재 컴퓨터에는 9.8304MHz로 동작하고 있는 수정 진동자(oscillator)의 펄스를 카운터하여 정확히 1/75sec마다 발생하는 인터럽트(Interrupt: INT)가 존재한다. 이 인터럽트는 Task Timer Interrupt로 불리며 탑재 컴퓨터의 OS(Operating System)에 의해 인식되어 멀티 태스크(multi-task)의 수행을 제어하기 위한 태스크 전환(task switching)용으로 사용된다. 뿐만 아니라 OS는 이 인터럽트를

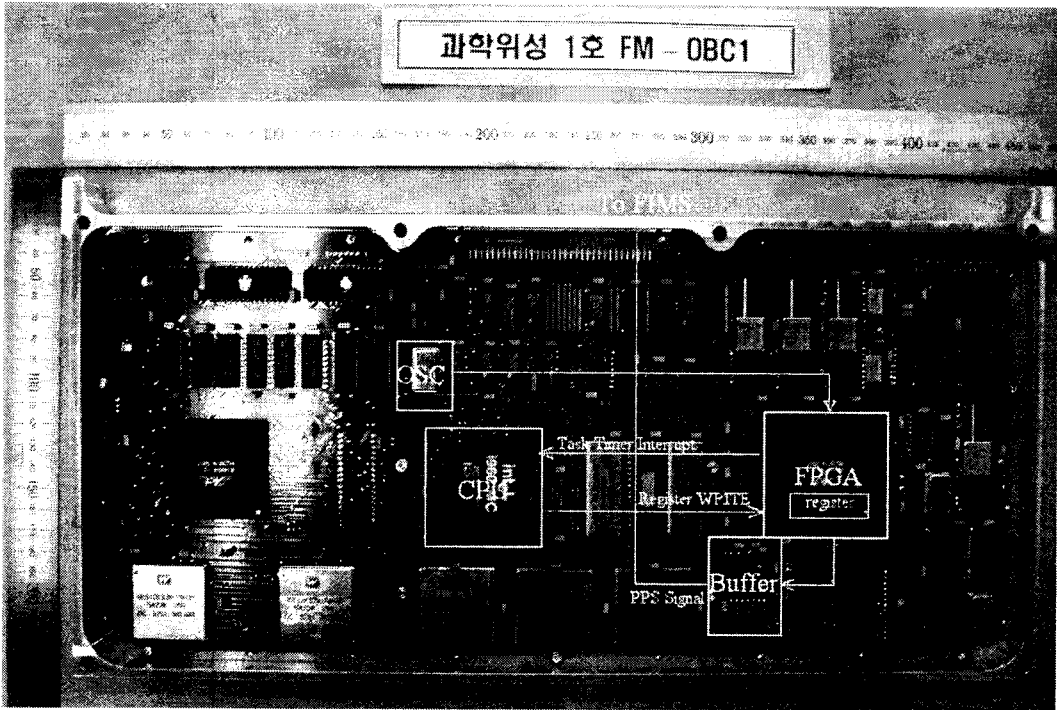


그림 5. 과학기술위성 1호 탑재 컴퓨터 비행 모델의 FIMS PPS 발생기.

카운터하여 탑재 컴퓨터의 내부 Clock으로 사용하고 있다. 따라서 탑재 컴퓨터의 내부 Clock과 정확히 동기화된 PPS 신호를 만들기 위해서는 OS가 Task Timer Interrupt를 카운터하여 탑재 컴퓨터 내부 Clock의 초(sec) 단위를 증가시키는 시점에 PPS 신호의 상승 에지(rising edge)를 만들어 펄스를 발생시켜야 한다. 이들 PPS 발생 과정을 하드웨어를 추가하여 구현할 수 있으나 그것은 상당한 회로의 추가 또는 변경을 의미하며 탑재 컴퓨터 시스템의 신뢰성을 떨어뜨릴 수 있다. 따라서 회로 변경을 줄이기 위해 그림 3의 좌측 점선 박스로 표시된 간단한 회로를 탑재 컴퓨터에 추가하고, 그림 4의 알고리즘을 소프트웨어로 첨가하여 PPS 발생기를 구현하였다. PPS 신호를 수신하기 위한 FIMS 쪽 회로는 그림 3의 우측 부분이다.

PPS 발생기의 알고리즘은 다음과 같다. 그림 4에서 볼 수 있듯이 1/75sec 간격으로 발생하는 Task Timer Interrupt ISR (Interrupt Service Routine)에 의해 탑재 컴퓨터 내부 Clock의 초(sec) 단위가 증가되는 시점에 CPU에서 실행되는 소프트웨어가 FPGA 내부에 있는 그림 3의 PPS 발생 레지스터(register)에 펄스의 에지(edge) 값 "1" 을 WRITE 하여 내부 Clock과 정확히 동기화된 펄스의 상승 에지를 만든다. 펄스의 하강(falling)은 FPGA 내부에 있는 또 다른 카운터(자세제어 태스크용 Interrupt 발생기: ADCS Counter)를 이용하여 펄스 폭을 일정 시간 유지한 후 원래의 상태("0")로 하드웨어에 의해 자동적으로 되돌아 가도록 한다. 이때 만들어지는 펄스 폭은 대략 13.3msec이다. 이 방식은 펄스 발생 대부분의 과정이 소프트웨어로 제어되므로 추후 소프트웨어의 변경으로 PPS 신

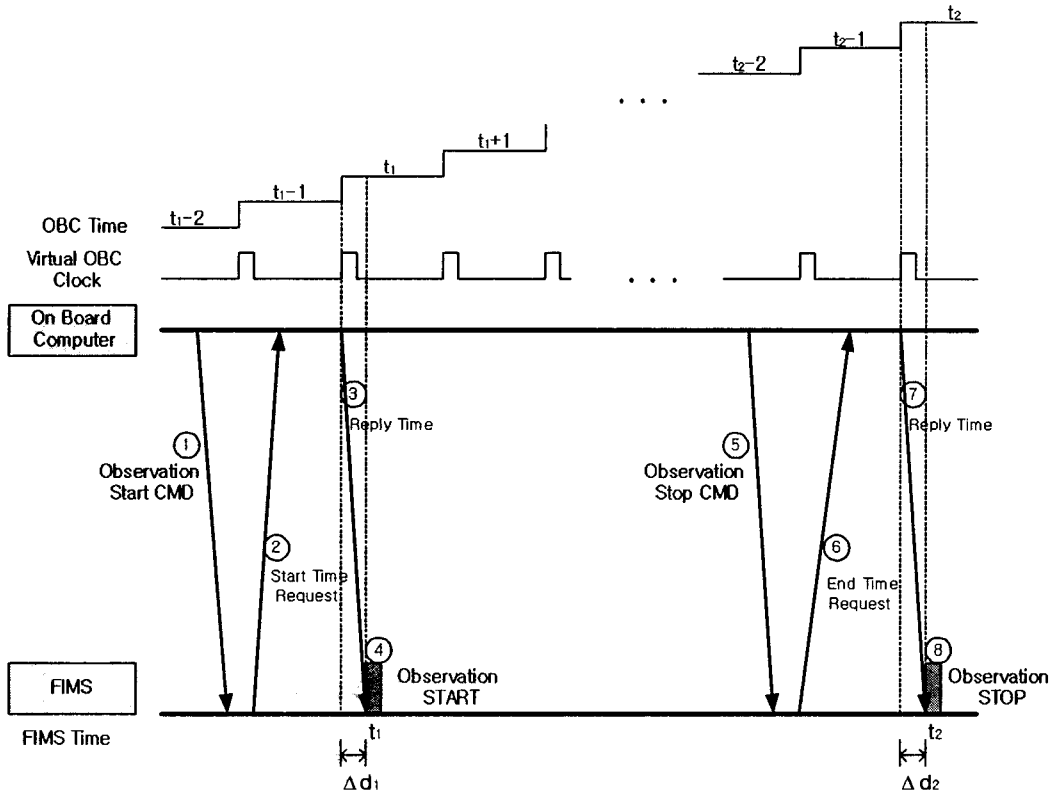


그림 6. 위성 네트워크만을 이용한 시간 동기화 알고리즘.

호 라인을 다른 용도로 사용할 수 있어 위성의 자유도(degree of freedom)를 높일 수 있는 장점도 있다. 그림 5는 실제 우주로 발사된 과학기술위성 1호 탑재 컴퓨터에서 PPS 발생기 부분을 나타낸다.

3.2 소프트웨어적 동기화 기법

3.2.1 동기화 알고리즘

소프트웨어적 동기화 기법은 위성 네트워크를 통한 패킷 통신만을 이용하여 탑재 컴퓨터와 FIMS가 서로 시간을 동기화 하는 방법이다. 이 방법은 탑재 컴퓨터에서 위성 네트워크를 통하여 FIMS로의 패킷 전송 시간에 해당하는 만큼의 동기화 에러(error)를 가지고 있으나 알고리즘이 간단하고 신뢰성이 높다. 그림 6은 위성 네트워크만을 이용하여 탑재 컴퓨터와 FIMS가 시간을 동기화 하는 과정을 나타내며, 구체적인 내용은 다음과 같다.

탑재 컴퓨터는 FIMS에 천문 관측 실험의 시작을 알리는 명령(Observation Start CMD)을 발생시킨다(①). FIMS에서는 실험 시작 명령을 수신한 후 실험 시작을 위한 일련의 준비과정을 거친 다음 탑재 컴퓨터로 시작 시간 동기화 요구 패킷(Start Time Request)을 위성 네트워크를 통해 전송한

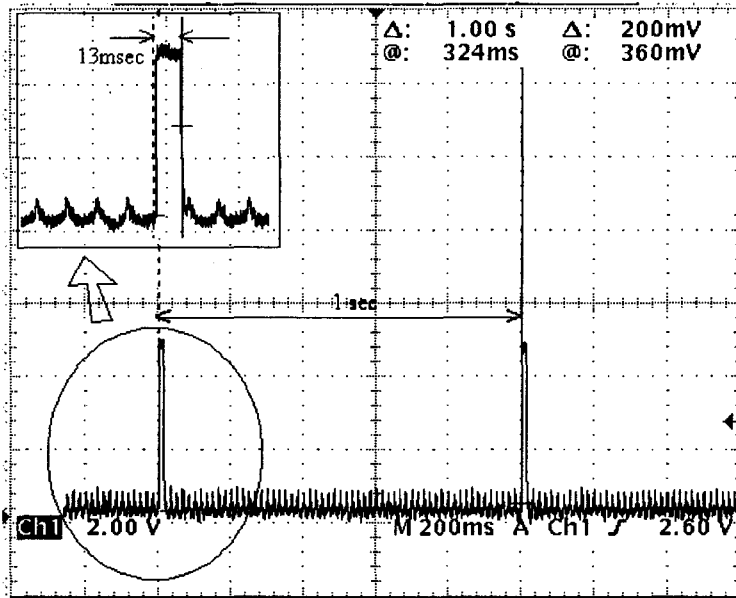


그림 7. 탑재 컴퓨터에서 발생하는 PPS 신호.

다(②). 탑재 컴퓨터는 시작 시간 동기화 요구 패킷을 수신한 후 탑재 컴퓨터의 내부 Clock의 초(sec) 단위가 증가되는 시점에 현재 시간(t_1)을 FIMS로 전송하고, 일정 시간 간격으로 자세 제어 정보 저장을 시작한다(③). FIMS는 탑재 컴퓨터로부터 전송된 동기화 시간(t_1)을 수신하는 즉시 내부 시간을 t_1 으로 설정하고 천문 관측 실험을 시작한다(④). ③~④의 과정은 필연적으로 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이에 패킷 전송시간(Δd_1)에 해당하는 만큼의 동기화 에러를 발생시킨다. 하지만 위성 네트워크는 신뢰성이 보장된 실시간 네트워크이고 자료의 크기가 비교적 적은 시간 동기화 패킷을 전송하는 시간은 매우 짧아 동기화 에러는 그렇게 크지 않다. 뿐만 아니라 패킷의 전송시간 지연에 의한 효과를 최소화하기 위하여 ③에서와 같이 탑재 컴퓨터에서는 FIMS로부터 시간 동기화 요구 패킷(Start/End Time Request)을 수신한 후 첫 번째 내부 Clock의 변화 시점에 시간 정보를 FIMS로 전송한다.

관측 실험 후 종료를 나타내는 명령(Observation Stop CMD)이 FIMS로 전송되면(⑤), FIMS는 이 명령을 수신한 후 탑재 컴퓨터로 종료 시간 동기화 요구 패킷(End Time Request)을 전송한다(⑥). 탑재 컴퓨터는 종료 시간 동기화 요구 패킷을 수신한 후 탑재 컴퓨터의 내부 Clock의 초(sec) 단위가 증가되는 시점에 현재 시간(t_2)을 FIMS로 전송하고 자세 제어 정보 저장을 중지한다(⑦). FIMS는 탑재 컴퓨터로부터 전송된 동기화 시간(t_2)을 수신하는 즉시 내부 시간을 t_2 로 설정하고 종료 시간을 기록한 후 관측 실험을 중지한다(⑧).

이 방식은 비교적 간단하게 구현되고 별도의 하드웨어 라인을 필요치 않아 신뢰성이 높지만 전송 시간 지연에 의한 동기화 에러 때문에 PPS 신호를 이용한 동기화를 할 수 없을 때 보완용으로 사용하도록 하고 있다.

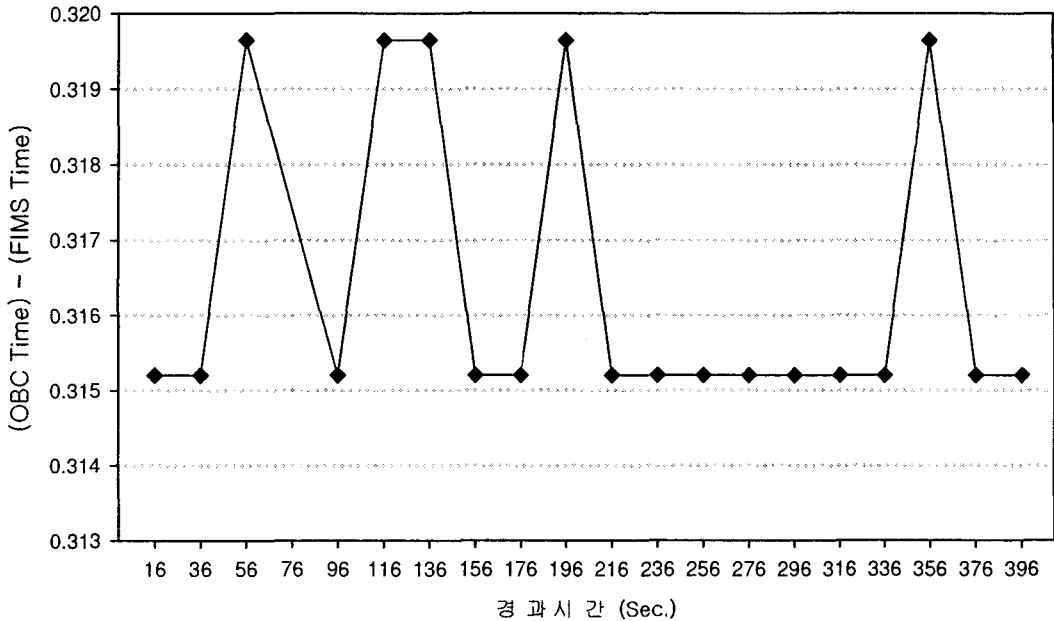


그림 8. 로그 파일에 기록된 탑재 컴퓨터와 FIMS의 시간차.

4. 실험 결과

그림 7은 탑재 컴퓨터의 PPS 발생기에서 발생하는 PPS 신호를 측정하는 것이다. 각 펄스 사이의 간격은 정확히 1sec이며 이것은 탑재 컴퓨터의 내부 Clock과 동기화 되어있다. 펄스 폭은 3.1.2절에서 예측되었듯이 대략 13msec이다. 현재 운용중인 과학기술 위성 1호에는 직접적으로 탑재 컴퓨터와 FIMS의 시간 동기화를 측정할 수 있는 소프트웨어나 하드웨어가 별도로 장착되어 있지 않기 때문에 동기화 정확도를 지상에서 검증하기란 쉽지않다. 하지만 FIMS로부터 일정한 주기로 탑재 컴퓨터로 전송되는 Life-sign에는 FIMS의 시간정보가 포함되어 있고, 탑재 컴퓨터에서는 Life-sign을 수신했을 때 시간과 함께 이를 자동적으로 로그(log) 파일에 저장하도록 하고 있기 때문에 이를 토대로 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이에 시간동기화가 이루어졌는지를 간접적으로 확인할 수 있다. 그림 8은 2004-03-24 12:35:49초에 FIMS 실험 시작 명령을 수행하여 FIMS와 시각을 동기화 한 직후 로그 파일에 저장된 탑재 컴퓨터 시간과 Life-sign에 저장된 FIMS 시간과의 차를 나타낸 것이다. 시간차는 대략 0.3sec 정도로 나타나는데 이것은 위성 네트워크를 통한 Life-sign 패킷의 전송 시간과 동기화 에러를 합한 값에 해당한다. 그림의 시간차가 일정하지 않는 것은 패킷 전송시간이 매번 조금씩 다르기 때문이다. 앞 절의 하드웨어적 동기화 알고리즘이 정상적으로 동작한 경우 시간 동기화 에러는 거의 "0"이어야 한다. 따라서 그림 8의 결과로부터 유추할 수 있는 사실은 탑재컴퓨터와 FIMS사이의 시간차가 작은 값(<1sec)을 유지하며 거의 일정하므로 이것은 둘 사이에 시간동기화가 이루어 졌다는 것을 의미한다. 이것은 하드웨어적 동기화 알고리즘이 잘 동작하고 있다고 해석할 수 있고, 이때의 시간 동기화 에러는 거의 "0"이어야 한다. 따라서 그림 8에 나타난 0.3sec의 시간차는 Life-sign의 전송

시간이라고 추정할 수 있다. 과학기술위성 1호에서 네트워크를 통한 탑재 컴퓨터로의 패킷 전송시간은 위성이 정상 운용 중일 경우 네트워크의 트래픽(traffic)을 감안할 때 실제로 대략 0.2~0.4sec(이론상 ~0.23sec) 정도이므로 0.3sec의 시간차는 전송 시간의 범주에 해당된다. 반면, 소프트웨어적 동기화 알고리즘의 경우는 네트워크에 의한 시간 지연에 해당하는 만큼의 동기화 에러를 가진다. 이 경우에도 네트워크를 통한 시간 지연은 대략 0.3sec 근처일 것이므로 이것은 FIMS에서 요구한 동기화 정밀도(<0.4sec)를 만족한다.

5. 결 론

본 논문에서는 2002년 9월 발사된 과학기술위성 1호 탑재 컴퓨터와 주 탑재체인 원자외선 분광기(FIMS)와의 시간 동기화 방법에 대하여 소개하였다. 여기서 소개한 알고리즘은 탑재 컴퓨터와 FIMS의 EEPROM(Electrically Erasable and Programmable Read Only Memory)에 소프트웨어로 구현되어 과학기술위성 1호의 발사 전 탑재 되었다. 하지만 이들 소프트웨어는 발사 후 언제든지 새로운 알고리즘으로 수정 및 저장이 가능하므로, 추후 이들 알고리즘보다 좋은 방법으로 대체 될 수 있다.

실험 결과에서 탑재컴퓨터와 FIMS와의 시간 동기화 알고리즘은 성공적으로 동작한다는 것을 유추할 수 있었다. 하지만 FIMS 관측 자료의 정확한 분석하기 위해서는 본 논문에서 다룬 탑재컴퓨터와 FIMS와의 시간 동기화 뿐만 아니라, 탑재컴퓨터와 UTC(Universal Time Coordinated)시간과의 동기화, 탑재 컴퓨터 내부의 시간 Drift 극복, 오류 없는 자세제어 정보 저장, 오류 없는 FIMS 시각의 저장등이 완벽하게 이루어져야 한다. 현재 이들 나머지 부분들에 문제가 발견되어 FIMS 자료 보정에 어려움을 겪고 있는 것이 사실이다. 한 예로 탑재 컴퓨터와 UTC 시간과의 동기화를 위해 GPS(Global Positioning System)를 사용할 예정이었으나 몇 가지 문제 때문에 매 위성 패스(pass) 때마다 지상에서 탑재 컴퓨터의 시간을 설정하여 운용하고 있고, 탑재 컴퓨터 내부 시계의 시간 Drift 현상이 예상보다 큰 것이 발견되었으며, 자세제어 정보 저장에서도 문제점이 파악되었다. 본 논문에서는 탑재 컴퓨터와 FIMS 사이의 시간 동기화 부분을 중점으로 다루었으나, 앞으로 FIMS 자료의 원활한 분석을 위해서는 이들 나머지 문제들에 대한 원인을 파악하고 그 대처 방법을 강구할 필요가 있다.

참고문헌

- 곽성우 2001, 기술 보고서 (대전: 인공위성연구센터)
- 김기형, 김형신, 박재현, 박규호, 최순달 1996, 한국우주과학회지, 13, S52
- 김형신, 이홍규, 최순달 1996, 한국우주과학회지, 13, S41
- Augusto, C. 1994, Proc. 14th IEEE International Conference on Distributed Computing Systems, 14, 484
- Chang, H. S. 1999a, FIMS Interface Control Document (Daejeon: SaTReC)
- Chang, H. S. 1999b, STSAT-1 General System Specification (Daejeon: SaTReC)
- Dolev, D., Dwork, C., & Stockmeyer, L. 1987, Journal of ACM, 34, 77
- Gianluigi, A., & Augusto, C. 1997, Real-Time Systems, 13, 25

Kwak, S. W., & Park, H. Y. 2004, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 32, 98

Kwak, S. W., Ryu, S. M, Park, H. Y, Oh, D. S., Choi, B. J., You, K. H. & Kim, B. K. 2003, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, 31, 105