

편대비행위성의 항법 및 궤도제어를 위한 실시간 Hardware-In-the-Loop 시뮬레이션 테스트베드 초기 설계

박재익, 박한얼, 심선화, 박상영[†], 최규홍
연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

A Preliminary Development of Real-Time Hardware-in-the-Loop Simulation Testbed for the Satellite Formation Flying Navigation and Orbit Control

Jae-Ik Park, Han-Earl Park, Sun-Hwa Shim, Sang-Young Park[†], and Kyu-Hong Choi
Astrodynamics & Control Lab., Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749 Korea
E-mail: spark@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received February 12, 2009; Accepted February 17, 2009)

요 약

이 연구의 목적은 편대비행위성의 항법 및 궤도제어를 위한 실시간 Hardware-In-the-Loop(HIL) 시뮬레이션 테스트베드를 개발하는데 있다. HIL 시뮬레이션 테스트베드는 실제와 비슷한 하드웨어 환경을 구성하여 주어진 편대비행임무 요구조건에 따른 새로운 개념의 알고리즘을 테스트할 수 있는 시뮬레이터이다. HIL시뮬레이션 테스트베드는 실제의 인공위성 시스템 인터페이스와 최대한 유사하게 설계되었으며 환경 컴퓨터, GPS 시뮬레이터, GPS 수신기, 비행제어 컴퓨터, 시각화 컴퓨터등 총 5개의 독립적인 시스템으로 구성되어 있다. Spirent Communication사의 GSS6560 다중채널 RF 시뮬레이터와, (주)세트렉아이에서 제작한 우주용 GPS 수신기를 사용하여 실제와 유사한 GPS 관측데이터를 사용한다. GPS 수신기로부터 획득한 관측데이터는 비행제어 컴퓨터 시스템으로 전송되고 이를 통해 편대비행위성의 절대위치 및 상대위치결정을 수행하였다. 또한 이 결과를 바탕으로 비행제어 컴퓨터 시스템은 궤도조정에 필요한 제어값을 계산하여 환경 컴퓨터 시스템으로 전송한다. 이렇게 5개의 독립적인 시스템을 유기적으로 통합하여 폐순환반복(closed-loop) HIL 시뮬레이션 테스트베드를 설계하였다. 이 논문에서는 편대비행위성의 항법 및 제어 알고리즘 테스트를 위한 실시간 HIL 시뮬레이션 테스트베드의 전반적인 구성방법과 세부적인 구성요소에 대해 설명하였다. 저궤도 편대비행위성의 편대유지 임무에 대한 가상의 시나리오를 설정하여 위성 편대비행의 항법 및 궤도제어 알고리즘을 실험적으로 검증하였다.

Abstract

The main purpose of the current research is to develop a real-time Hardware-In-the-Loop (HIL) simulation testbed for the satellite formation flying navigation and orbit control. The HIL simulation testbed is integrated for demonstrations and evaluations of navigation and orbit control algorithms. The HIL simulation testbed is composed of Environment computer, GPS simulator, Flight computer and Visualization computer system. GPS measurements are generated by a SPIRENT GSS6560

[†]corresponding author

multi-channel RF simulator to produce pseudorange, carrier phase measurements. The measurement data are transferred to Satrec Initiative spaceborne GPS receiver and exchanged by the flight computer system and subsequently processed in a navigation filter to generate relative or absolute state estimates. These results are fed into control algorithm to generate orbit controls required to maintain the formation. These maneuvers are informed to environment computer system to build a close simulation loop. In this paper, the overall design of the HIL simulation testbed for the satellite formation flying navigation and control is presented. Each component of the testbed is then described. Finally, a LEO formation navigation and control simulation is demonstrated by using virtual scenario.

Keywords: formation-flying, navigation, control, hardware-in-the-loop (HIL) simulation, testbed

1. 서 론

인공위성의 편대비행은 다수의 위성이 하나의 군을 이루어 지구궤도나 우주공간상에서 임무를 수행하도록 하는 기술을 의미한다. 하나의 대형위성이 수행할 임무를 여러 대의 인공위성에 분산 시킴으로써 임무비용을 절감하는 효과를 가져 올 수 있으며, 한대의 인공위성에 이상이 생기더라도 다른 인공위성으로 그 기능을 분산시킴으로써 임무 실패의 위험도 줄일 수 있다는 장점을 가진다. 최근에는 이러한 장점을 바탕으로 편대비행기술을 이용한 분산형 위성시스템 기술을 도입하여 입체영상(stereographic imaging), 합성개구면레이더(synthetic aperture radar), 우주관측레이더와 같은 지구관측과 우주탐사를 목적으로 하는 간섭계(interferometry) 구성 기술에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다(장영근 외 2003). 편대비행기술을 통해 미국 및 유럽 주요나라에서 많은 우주 임무가 진행되고 있다. 미항공우주국(NASA)에서는 MAXIM(Micro-Arcsecond Xray Image Mission), SI(Stellar-Imager), TPF(Terrestrial Planet Finder), SPECS(Submillimeter Probe of the Evolution of Cosmic Structure), Constellation-X, MMM(Magnetospheric Multiscale Mission)와 같은 다양한 편대비행 임무가 계획되어 있으며(Leitner 2001), 유럽의 경우 독일항공우주국(DLR)을 주축으로 TSX(TerraSAR-X), TDX(TanDEM-X)와 같은 지구 관측을 목적으로 한 간섭계 구현기술에 대한 편대비행임무가 계획되어 많은 연구가 진행되고 있다(Rupp et al. 2007). 하나의 거대한 간섭계 대신에 다수의 인공위성을 이용해 간섭계를 구현하면 그 해상도는 위성간의 기선거리, 상대거리와 직결되기 때문에 기선거리를 유지하기 위한 정밀한 상대거리 유지와 제어 기술은 간섭계의 해상도를 높이는 핵심기술이 된다. 그렇기 때문에 핵심적인 간섭계 구성에 대한 기술의 확보를 위해 편대비행 기술 개발이 선행되어 연구되어야 한다. 지난 수년간 편대비행위성의 상대거리 유지와 제어를 위해 새롭게 다양한 개념의 알고리즘들이 연구되었다(Leung & Montenbruck 2005). 연구된 다양한 개념의 알고리즘을 실제의 편대비행위성에 활용하는 것은 우주 임무와 연관된 높은 비용과 새로운 개념을 적용시키는 위험부담으로 인한 제한이 따른다. 이러한 제한을 극복하기 위해 실제의 임무에 활용하기 전 지상에서 시뮬레이션을 통해 알고리즘을 검증 할 수 있다면 계획된 편대비행임무의 신뢰성을 극대화 할 수 있을 것이다. 최근에는 기존에 연구되어 왔던 편대비행임무에 대한 기술들을 하드웨어

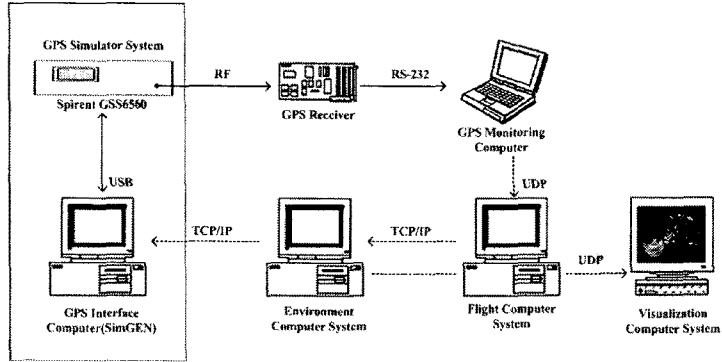


그림 1. 편대비행 시뮬레이션 테스트베드 전체 구성도.

여기반의 시뮬레이터를 통해 검증하려는 다양한 노력들이 시도되고 있다(Kowalchuk & Hall 2007). 과거의 시뮬레이션 환경은 대부분 소프트웨어기반 구조로 설계되었다. 소프트웨어기반 구조의 시뮬레이션 환경과 비교하여 실제적인 하드웨어기반구조를 가진 시뮬레이션 환경은 편대비행위성의 항법 및 제어 알고리즘의 예상되는 성능을 보다 현실적으로 검증할 수 있다(Ebinuma et al. 2001). 또한 하드웨어와 소프트웨어 인터페이스에 대한 검증을 할 수 있으며 하드웨어 문제에 대한 조기발견 그리고 실제의 하드웨어 특성으로부터 발생하는 오차 환경에서 알고리즘의 실제 성능을 평가할 수 있다는 장점을 가진다(Burns et al. 2004). 과거의 연구는 Ebinuma et al.(2001), Burns et al.(2004), Kowalchuk(2007)에 의해 AR&C(Autonomous Rendezvous and Capture)와 편대비행위성의 항법, 궤도, 자세제어 알고리즘 테스트를 위한 Hardware-In-the-Loop(HIL) 기반의 테스트베드와 시뮬레이터 개발이 수행되었다. 이렇듯 소형위성을 기반으로 한 편대비행기술은 미래의 위성기술 추세 중 하나이다. 하지만 이러한 우주기술은 국가간 기술이전의 어려움이 존재하기 때문에 국내 독자적인 기술 개발을 통해 고유의 기술 확보가 필요하다. 이 연구는 실제와 유사한 하드웨어 환경을 구성하여 다양한 개념의 항법 및 제어 알고리즘을 실시간으로 테스트할 수 있는 환경을 제공하는 HIL 기반의 시뮬레이션 테스트베드 개발에 그 목적이 있다. 이 논문의 2장에서는 HIL 시뮬레이션 테스트베드 시스템의 전반적인 구성과 각 시스템의 세부적인 구성요소에 대해 설명하였고 3장에서는 테스트베드 하드웨어 시스템 환경 구성에 대한 설명과 저궤도 편대비행위성의 편대유지 임무에 대한 가상의 시나리오를 설정을 통해 항법 및 궤도제어 알고리즘 적용 테스트를 수행한 내용에 대해 다루었다.

2. 편대비행 시뮬레이션 테스트베드 구성

그림 1은 편대비행 시뮬레이션 테스트베드 시스템의 전체적인 구성을 보여준다. 이 연구에서 설계된 테스트베드는 실제의 인공위성 시스템 인터페이스와 최대한 유사하게 설계되었다. 환경 컴퓨터(Environment Computer), GPS 시뮬레이터, GPS 수신기, 비행제어 컴퓨터(Flight Computer), 시각화 컴퓨터(Visualization Computer) 등 총 5개의 독립적인 시스템으로 구성되어 있으며 각 시스템이 맡은 절차를 실시간으로 폐순환반복(closed-loop)되며 처리하는 시스템을 구성하였다. 환경 컴퓨터는 궤도전과기를 통해 수치적인 방법으로 각 편대비행위성의 실제 궤적과 추력기를 모델링 하는 구

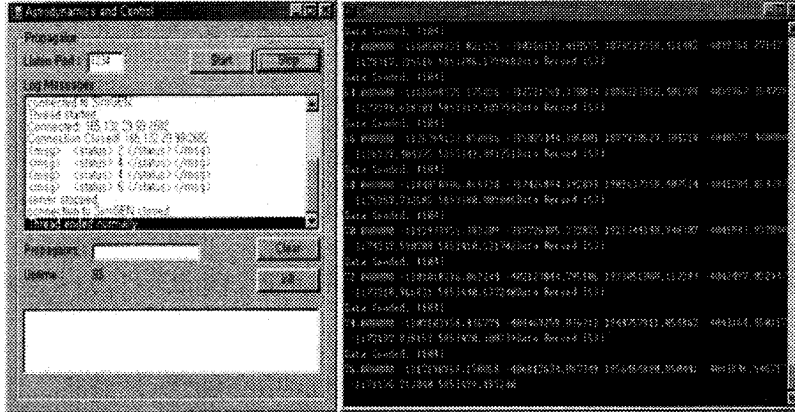


그림 2. 환경 컴퓨터 시스템 구동 모습.

조를 갖는다. GPS 시뮬레이터는 GPS 위성군으로부터 전송되는 RF(Radio Frequency) 신호를 시뮬레이션 한다. GPS 수신기는 GPS 시뮬레이터로부터 송출된 RF 신호를 수신 받고 GPS 모니터링 컴퓨터가 이를 실시간 모니터링 한다. 비행제어 컴퓨터는 원시관측데이터(raw measurement) 및 항법 데이터를 이용해 편대비행위성의 실시간 궤도결정을 수행하고 제어기를 통해 제어값을 결정하는 구조를 갖는다. 시각화 컴퓨터는 비행제어 컴퓨터와 환경 컴퓨터로부터 제공되는 정보를 STK(Satellite Tool Kit) 소프트웨어를 통해 현재의 편대비행위성의 궤적을 준-실시간으로 2/3차원 애니메이션 시각화한다. 이번 장에서는 편대비행 시뮬레이션 테스트베드를 구성하고 있는 각 시스템에 대한 자세한 내용을 살펴보기로 한다.

2.1 환경 컴퓨터 시스템

그림 2의 환경 컴퓨터 시스템은 Windows 운영시스템 환경에서 작동되며 궤도전파기를 통해 수치적인 방법으로 인공위성의 실제 궤적을 모델링 한다. 궤도전파기는 정해진 시간 간격으로 시간, 위치, 속도와 같은 인공위성의 궤적 정보를 계산한다. 인공위성의 정밀한 궤적을 모델링하기 위해 지구 비대칭 중력장, 지구 대기항력, 태양 복사압, 태양과 달의 중력과 같은 다양한 궤도 섭동을 포함한다. 환경 컴퓨터 시스템으로부터 실시간으로 모델링된 편대위성의 궤적정보는 GPS 시뮬레이션 시스템의 GPS 인터페이스 컴퓨터로 TCP/IP(Transmission Control Protocol/Internet Protocol) 데이터통신 방식을 이용해 전송하고 비행제어 컴퓨터 시스템으로부터 계산되어 나오는 제어값을 UDP(User Datagram Protocol) 데이터통신 방식으로 전송 받아 모델링된 편대위성의 추력기 모델을 통하여 0.5Hz 주기로 새로운 궤적 정보를 갱신 한다. 비행제어 컴퓨터 시스템으로부터 전송 받는 제어값은 반경(Radial)방향, 진행방향(Along-track), 교차방향(Cross-track)에 대한 속도 변화량인 값으로 계산이 되며 궤도전파기 내에서 적분간격에 대해 일정한 가속도 성분으로 바뀌어 적용 된다. 제어된 궤적에 대한 정보를 시각화 컴퓨터 시스템으로 TCP/IP 통신 방식으로 데이터를 전송하며 실시간으로 제어되고 있는 인공위성의 실시간 궤적을 시각화 하는데 이용된다. 환경 컴퓨터 시스템과 각 시스템 사이의 데이터통신 프로그램은 C/C# 코드로 작성되었다.

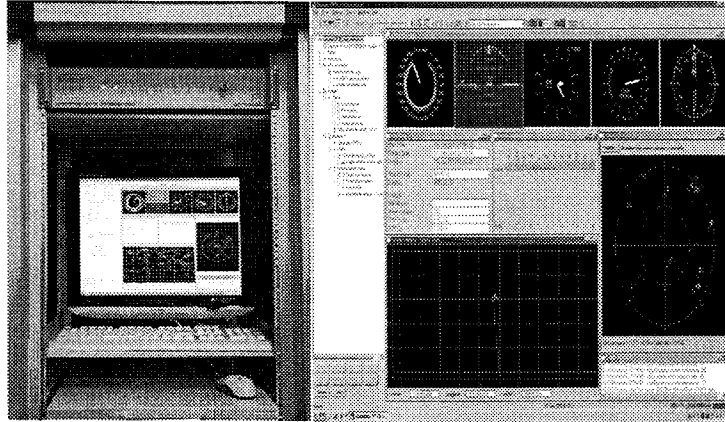


그림 3. SPIRENT사의 GSS6560 다중채널 하드웨어 GPS RF시뮬레이터와 SimGEN μ klra 소프트웨어.

2.2 GPS 시뮬레이션 시스템

우주환경에서 GPS 위성군으로부터 송출되는 GPS RF신호를 시뮬레이션하는 기능을 담당하는 시스템이다. 그림 3은 영국의 Spirent Communication사가 개발한 GSS6560 다중채널 하드웨어 RF 시뮬레이터로, RF 신호생성장치와 운용 프로그램인 SimGEN 소프트웨어로 구성되어 있다(그림 3). GSS6560 하드웨어 RF 시뮬레이터는 GPS 위성의 L1(1575.42MHz) 주파수와 C/A코드를 12개의 독립적인 채널로 시뮬레이션 할 수 있고 시뮬레이션된 정보를 RF 신호로 송출할 수 있는 1개의 RF 출력단을 가지고 있다. SimGEN 소프트웨어는 GUI(Graphical User Interface) 방식의 소프트웨어로 RF 신호생성장치와 USB(Universal Serial Bus) 방식으로 연결이 되며 RF 신호생성장치가 요구하는 시나리오 정보를 설정할 수 있는 기능을 가지고 있다.

각각의 GPS 위성군 환경설정, 항공기, 자동차, 우주비행체에 대한 운동 모델, 안테나 패턴 모델, 주파수 신호 강도 모델, 이온층 및 대류층 오차 모델, 위성 시계 오차 모델 등을 사용한 시나리오 작성이 가능하다.¹ 또한 사용자로부터 작성된 운동모델 정보를 원격지 컴퓨터로부터 최대 100Hz 속도로 이더넷(Ethernet) 등과 같은 통신 인터페이스를 통해 실시간 전송 받아 HIL 기반으로 폐순환반복 테스트와 같은 원격제어 환경의 구성이 가능하다.²

2.3 GPS 수신기 시스템

GPS 수신기 시스템은 우주용 GPS 수신기 하드웨어와 관측데이터를 실시간 모니터링 하는 모니터링 컴퓨터로 구성되어 있다. 우주용 GPS 수신기는 지상용 GPS 수신기와 달리 높은 고도와 빠른 속도의 제한을 가지고 있기 때문에 이러한 제한이 해제되어 있다. GPS 수신기는 GPS RF 시뮬레이터에서 송출된 RF 신호를 수신 받아 항법해를 구하고 이 값과 원시관측데이터를 1Hz 주기로 RS-232 시리얼통신방식을 통해 GPS 모니터링 컴퓨터로 실시간 전송한다. GPS 모니터링 컴퓨터는 수신기로부터 전송되는 시간, 위치, 속도, 위도, 경도, 고도, 방향, PDOP(Position Dilution of Precision),

¹Spirent Communication 2007, SimGEN User Manual DGP00686AAA 참조

²Spirent Communication 2007, SimREMOTE User Manual DGP00792AAA 참조

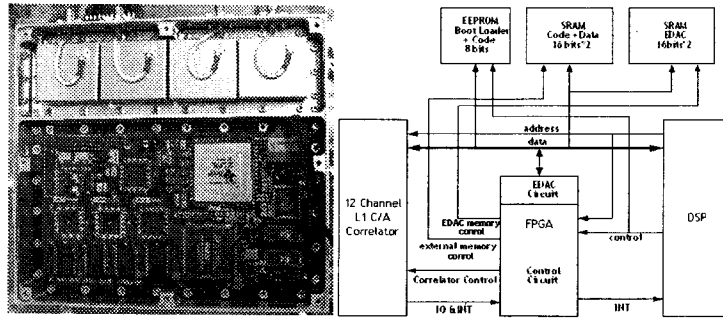


그림 4. 우주용 GPS 수신기 하드웨어와 하드웨어 블록 다이어그램(Choi et al. 2008).

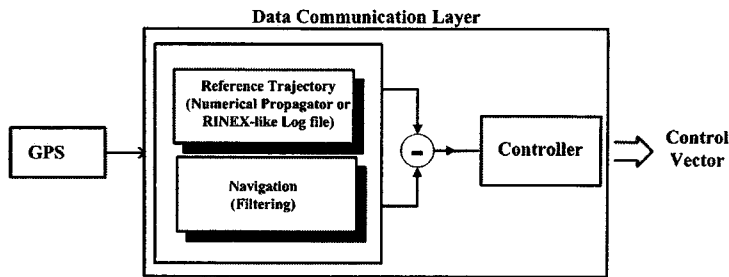


그림 5. 비행제어 컴퓨터 시스템 내부 구성도.

HDOP(Horizontal Dilution of Precision), VDOP(Vertical Dilution of Precision), TDOP(Time Dilution of Precision) 등과 의사거리, 반송파위상과 같은 원시관측데이터 정보를 GUI 방식의 프로그램으로 모니터링 하여 사용자가 실시간으로 확인 할 수 있으며, 그 값들은 바이너리(Binary) 파일로 저장이 된다.

또한 의사거리와 반송파위상 데이터는 UDP 데이터통신 방식을 이용해 비행제어 컴퓨터로 전송한다. GPS 수신기는 (주)세트랙아이에서 제작한 DSP(Digital Signal Processor) 기반의 우주용 GPS 수신기를 사용하였다. 최대 4개의 안테나를 사용할 수 있고, 기본대역을 가진 상관기(correlator)를 최대 4개로 연장할 수 있다. 12대의 GPS 위성을 동시에 검색할 수 있는 상관기 한 개와 안테나 한 개를 사용한다. 그림 4는 GPS 수신기 하드웨어와 하드웨어 내부의 디지털보드의 블록 구성을 보여준다. GPS하드웨어 내부는 RF 보드와 디지털 보드로 구성되었다. RF 보드는 GPS 신호를 변환하는 변화기(down-converting) 영역과 중간복합신호(Intermediate Frequency, IF)로 디지털화하는 영역으로 나누어져 있다. 디지털 보드는 12채널 C/A코드 기본대역폭의 상관기와 32bit 부동소수점 DSP 마이크로프로세서로 구성되어있다(Choi et al. 2008).

2.4 비행제어 컴퓨터 시스템

비행제어 컴퓨터 시스템은 편대비행위성의 항법 및 궤도제어를 담당하는 시스템이다. 비행제어 컴퓨터 시스템의 내부구성은 그림 5와 같다. 편대비행위성의 항법을 위한 추정 알고리즘과 제어기



그림 6. AGI(Analytical Graphics Inc.)사의 STK 소프트웨어를 이용한 2/3차원 시각화.

알고리즘으로 구성된다. GPS 수신기로부터 제공되는 원시관측데이터인 의사거리(pseudorange)와 반송파위상(carrier phase) 데이터를 확장칼만필터를 사용하여 0.5Hz 주기로 실시간 편대비행위성간 위치를 결정한다. 항법 알고리즘으로부터 처리된 결과가 제어기에 적용되어 제어값 계산을 수행한다. 항법과 제어기 알고리즘은 MATLAB 스크립트로 작성되었으며 GPS 수신기, 환경 컴퓨터, 시각화 컴퓨터와의 TCP/IP 데이터통신 프로그램은 C/C# 코드로 작성되었다.

2.5 시각화 컴퓨터 시스템

시각화 컴퓨터 시스템은 환경 컴퓨터 시스템과, 비행제어 컴퓨터 시스템으로부터 편대비행을 하는 주 위성의 궤적 정보와 제어하고자 하는 부 위성의 궤적 정보를 UDP 데이터통신 방식으로 전송 받아 그림 6과 같은 AGI(Analytical Graphics Inc.)사의 STK 소프트웨어를 통해 2/3차원 애니메이션을 준 실시간으로 시각화한다. 환경 컴퓨터 시스템과 시각화 컴퓨터 시스템과의 데이터통신은 STK 소프트웨어의 STK/Connect 모듈이 제공하는 DLL(Dynamics Linker Library) 파일을 이용하여 C/C++ 코드로 작성되었다.³

3. 하드웨어 시스템 환경 구성 및 테스트

3.1 하드웨어 시스템 환경 구성

편대비행위성의 항법과 궤도제어 알고리즘 적용 테스트를 위하여 그림 7과 같은 하드웨어 시스템 환경을 구성하였다. 편대비행위성 중 주 위성의 궤도는 환경 컴퓨터 시스템의 궤도전파기를 통해 수치적인 방법으로 0.5Hz 주기로 그 위치와 속도를 계산하였으며, 주 위성의 궤도 유지를 위한 제어는 하지 않기로 가정하였다. 주 위성에 대한 부 위성의 위치를 결정하기 위해 GPS 수신기로부터 1Hz 주기로 관측데이터를 획득하여 실시간 확장칼만필터를 사용하여 0.5Hz 주기로 실시간 위치를

³Grabowski III 2004, STK/Connect Visual Basic Library Quick Reference 참조

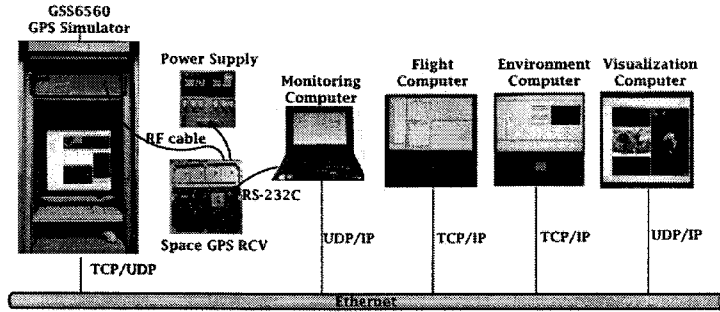


그림 7. 편대비행 시뮬레이션 테스트베드 하드웨어 시스템 환경 구성.

표 1. 편대비행 시뮬레이션 초기값으로 사용된 궤도 정보(Epoch: 01-Jun-2010 00:00:00UTC, GPS Week: 493, Tow(sec): 172800).

Elements	Chief Satellite	Deputy Satellite
Semi-major axis (km)	6928.1	6928.1
Eccentricity	0.001	0.001
Inclination (deg)	97.6	97.6
Ascend. node (deg)	0	0
Arg. of perigee (deg)	90	90
Mean anomaly (deg)	270	270.008

결정하였다(Shim et al. 2009). 상대위치결정을 위해 GPS 수신기로부터 관측된 C/A 코드를 이용하여 처리된 의사거리를 사용하였다. 관측데이터의 선정은 GPS 위성의 Mask angle을 5도로 제한하여 DOP와 신호의 세기를 고려하여 선정된 6대의 GPS 위성을 고정적으로 사용하였다. 지구 비대칭 중력장 등과 같은 각종 섭동들의 영향 때문에 편대위성들이 대형이 흩어지게 되는데, 원하는 대형을 유지 할 수 있도록 LQR(Linear Quadratic Regulator) 제어기법을 사용한 제어 알고리즘을 적용하여 0.5Hz주기로 부 위성의 궤도 제어값을 계산하였다(Park et al. 2008). 추력기 모델은 저추력기(Low thrust)라 가정하였다. 시뮬레이션은 2010년 6월 1일 0시 0분 0초를 기준으로 하여 1시간 동안 이루어 졌으며, 이때 GPS 위성의 궤도 정보는 2009년 2월 2일(GPS Week: 1517)의 YUMA Almanac 정보를 사용하였다. 이 논문에서는 편대를 이루는 두 위성 사이의 기저선(Baseline)이 짧은 경우에 대하여 테스트 하였다. 초기 두 위성 사이의 거리는 약 1km 떨어져 있으며 시뮬레이션 기간 동안 편대 위성 사이의 거리를 진행방향으로 3km의 거리를 유지시키고자 하였다. 두 위성은 같은 질량과 모양을 갖는다고 가정하였으며, 초기값으로 사용한 두 위성의 초기궤도요소는 표 1과 같다. 두 위성은 약 550km 고도를 갖는 저궤도 위성이며 궤도 이심률은 0.001을 갖는 준원궤도, 궤도 경사각은 97.6°, 승교점 적경은 0°, 근지점 이각은 90°, 두 위성은 같은 궤도평면상에 위치하며 평균 근점이각이 270°와 270.008°라 가정하였다.

3.2 시뮬레이션 테스트

저궤도 편대비행위성의 편대유지 임무에 대한 가상의 시나리오를 설정하여 HIL 시스템 검증을

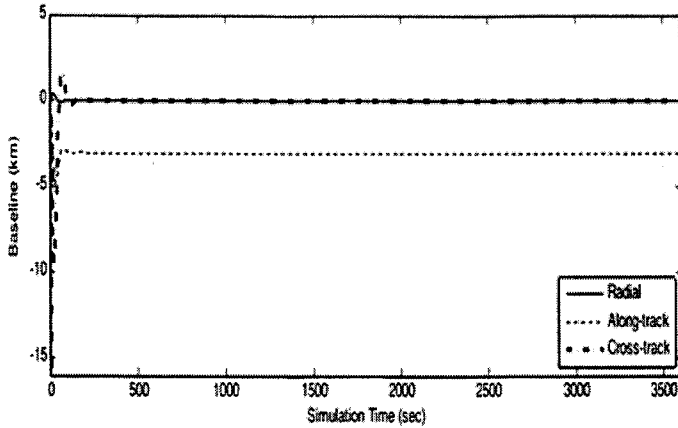


그림 8. 기저선 벡터를 통한 두 위성간 거리 변화.

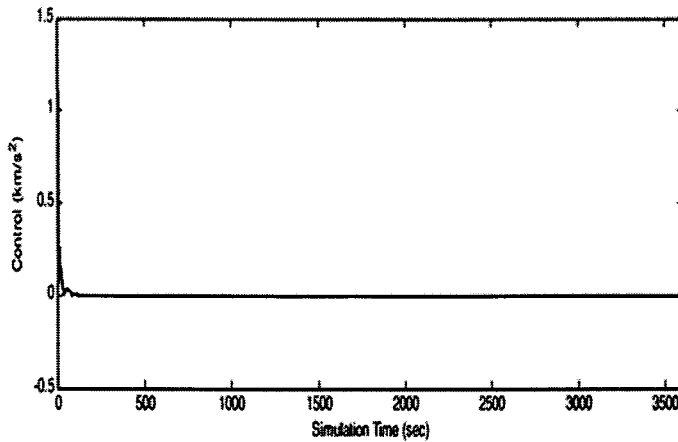


그림 9. 시간에 따른 제어값의 변화.

위해 시뮬레이션을 수행 하였다. 간단한 편대 대형인 Leader/Follower 대형 유지를 위하여, 주 위성 에 대한 부 위성 위치를 정밀하게 결정하고 제어값을 계산하여 피드백 제어를 적용함으로써 두 위성 간의 거리 변화가 정해진 거리로 일정하게 유지됨을 확인하고자 하였다. 주 위성에 대한 부 위성의 위치를 나타내는 기저선 벡터를 통하여 두 위성간 거리 변화양상을 살펴보면 그림 8과 같다. 제어가 시작되기 전 8초까지는 부정확한 에러 데이터로 인해 두 위성의 상대 거리가 10km까지 벌어 졌으나, 데이터 전송이 안정화 되는 8초 이후부터 제어가 시작 되면서 50초에는 부 위성이 4km까지 근접하 였고 80초가 되면서 처음으로 위성간 거리가 3km까지 좁혀졌다. 두 위성의 진행방향에 대한 거리가 3km 이내로 2m 이내의 오차를 가지고 수렴할 때까지의 시간은 처음 제어를 시작한 8초부터 150초 까지 총 142초가 소요 되었으며 그 이후에는 m 수준 이하의 오차를 유지하며 두 위성간의 위치가 진

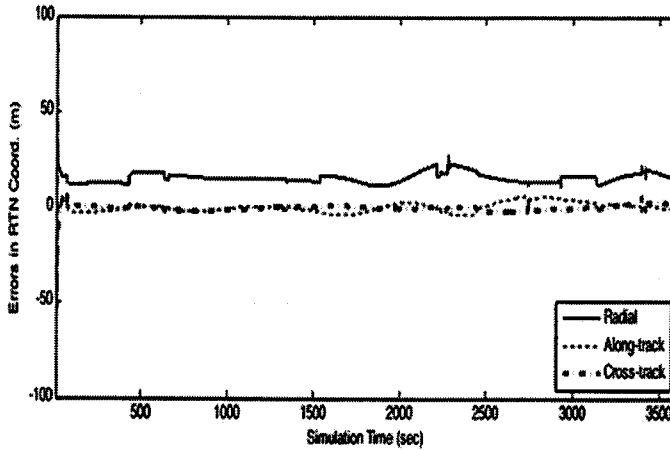


그림 10. 실시간 확장칼만필터를 사용하여 부 위성의 위치결정 수행 결과.

행방향으로 약 3km로 유지되고 있음을 확인 할 수 있었다. 이와 같은 대형 유지는 2초 마다 가해지는 제어값에 의해 가능하며 그림 9는 시간에 따라 계산된 제어값 정보를 보여준다. 제어를 시작한 8초 이후, 위성간 상대 위치가 진행방향으로 3km를 유지시키기 위하여 필요한 총 속도 변화값은 반경방향으로 1.852km/s, 진행 방향으로 0.816km/s, 교차 방향으로 0.355km/s로 총 3.023km/s이었다.

유지하고자 하는 진행방향의 거리 유지를 위하여 제어가 시작된 8초에는 0.0862km/s^2 의 큰 제어 가속도값이 요구되었으나 효과적으로 제어가 이루어지는 86초 이후로는 안정적으로 0.1m/s^2 이하의 작은 제어 가속도값이 요구되면서 두 위성 사이의 거리를 원하는 값으로 안정적으로 유지시킬 수 있음을 확인하였다. 다음으로, 그림 10은 위성간 상대위치결정을 위해 실시간 확장칼만필터를 사용하여 부 위성의 위치를 결정한 결과를 나타낸다. 1시간 동안의 시뮬레이션 결과, 부 위성의 위치오차는 관측데이터 에러에 민감한 반경방향에서 두드러졌고 궤도 평면에 수직방향인 교차방향과 진행방향으로는 위치오차가 m 수준 이하로 매우 작음을 알 수 있다. 이 때, 위치오차는 궤도전파기로부터 수신된 참값(true)을 기준으로 하여 추정된 위치 성분과의 차이인 표준편차 값을 사용하였다. 먼저, 반경방향으로는 위성의 시계 오차, 이온층 오차 혹은 대류층 오차와 같은 관측 에러들이 포함되어 위치 오차가 10m 정도 양의 방향으로 치우쳐 있음을 알 수 있고, 제어를 하고자 하는 진행방향과 교차 방향의 위치오차는 제어를 시작 한 72초 이후부터 10cm 수준을 유지하는 실시간 궤도결정이 가능하였다. 위치 오차의 변화 폭 또한 반경방향에서의 값이 가장 컸으며, GPS 위성의 가시성(visibility)의 변화에 따라 갑자기 위치 오차가 상승하는 양상을 볼 수 있다. 위성의 고도가 550km로 상대적으로 낮아 사용자 위성의 속도가 매우 빠르고, Mask angle이 5도로 제한되어 GPS 위성의 가시성이 1시간의 시뮬레이션 동안 자주 바뀌므로 위치 결정 오차 그래프의 양상이 매끄럽지 못하다고 볼 수 있다. 그러나 진행방향에서는 위치 오차가 72초 이후로 매우 잘 수렴하였으며, 교차 방향의 경우, 궤도 평면에 수직인 방향이므로 상대적으로 위치오차가 작을 것이라는 예상에 부합하는 결과를 얻을 수 있었다. 결과적으로, 효과적인 제어가 적용되어 72초 이후 주 위성에 대한 부위성의 위치 결정이 정밀

하게 이루어지고, 그에 따른 제어 값이 적절히 계산되어 편대위성의 대형이 유지됨을 확인 할 수 있었다.

4. 결 론

이 연구는 실제의 인공위성 시스템 인터페이스와 유사한 하드웨어기반의 시뮬레이션환경을 구성하여 다양한 개념의 항법 및 궤도제어 알고리즘을 테스트할 수 있는 테스트베드의 초기 설계에 관한 연구이다. 이러한 환경을 통해 편대비행임무와 관련된 기술의 예상되는 성능을 보다 현실적으로 검증할 수 있으며 관련된 기술의 신뢰성을 극대화 할 수 있을 것이다. 테스트베드의 구성은 환경 컴퓨터, GPS 시뮬레이터, GPS 수신기, 비행제어 컴퓨터, 시각화 컴퓨터 등 총 5개의 독립적인 시스템으로 구성되었다. 각 시스템은 맡은 임무를 실시간으로 처리하여 그 결과를 원하는 시스템으로 전송하는 절차를 폐순환 반복하는 구조를 갖는다. 저궤도 편대비행위성의 편대유지 임무에 대한 가상의 시나리오를 설정하여 전체적인 시스템 인터페이스의 구성과 동작 그리고 항법 및 궤도제어 알고리즘 적용에 대한 테스트를 수행하였다. 테스트 결과 초기 설계된 폐순환반복 HIL 시뮬레이션 시스템의 인터페이스 구성이 성공적으로 이루어져 항법 및 궤도제어 알고리즘이 효과적으로 적용되었음을 확인 할 수 있었다. 향후, 각 시스템의 데이터 처리속도 향상과 GPS 시뮬레이터와 환경 컴퓨터 시스템 인터페이스간의 시동 동기화 문제의 해결, 항법 및 궤도제어 알고리즘의 정밀한 조정을 통해 보다 향상된 HIL 시뮬레이션 테스트베드 개발이 이루어질 예정이다. 향상된 테스트베드는 편대비행기술의 테스트에만 국한되지 않고, 단일 위성시스템에도 활용할 수 있는 기술의 개발 연구에도 활용할 수 있을 것이다. 최첨단 우주기술은 국가간 기술이전의 어려움이 존재하기 때문에 새롭게 개발되는 다양한 개념의 우주기술들을 HIL 기반의 시뮬레이션 테스트베드와 같은 보다 현실적인 시스템을 이용하여 검증한다면 비용 절감 효과, 임무의 신뢰성 향상, 국내 우주기술 수준 향상과 같은 다양한 효과를 기대할 수 있을 것이다.

감사의 글: 이 연구는 한국과학재단의 국가지정연구실사업(No. M10600000282-06J0000-28210) 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 장영근, 박문식, 유성문, 박상영, 최규홍 2003, 항공우주학회지, 31, 136
- Burns, R., Naasz, B., Gaylo, D., & Higinbotham, J. 2004, in AIAA/AAS Astrodynamics Special Conference (Virginia: AIAA), p.20
- Choi, E. J., Park, J. Y., Lee, H. G., Park, S. Y., & Choi, K. H. 2008, in KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering (Seoul: The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences), p.603
- Ebinuma, T., Bishop, R. H., & Lightsey, E. G. 2001, in ION GPS (Utah: Institute of Navigation), p.2286
- Kowalchuk, S. A. 2007, PhD Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University
- Kowalchuk, S. A. & Hall, C. D. 2007, in Space Flight Mechanics, ed. M. R. Akella (California: American Astronautical Society), p.1455

Leitner, J. 2001, IEEE Aerospace Conference, 2, 615

Leung, S. & Montenbruck, O. 2005, JGCD, 28, 226

Park, H. E., Park, S. Y., & Choi, K. H. 2008, in Space Flight Mechanics, ed. J. H. Seago (California: American Astronautical Society), p.1695

Rupp, T., D'Amico, S., Montenbruck, O., & Gill, E. 2007, in 58th International Astronautical Congress (Paris: International Astronautical Federation), p.6090

Shim, S. H., Park, S. Y., & Choi, K. H. 2009, JA&SS, 26, 59