

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(12), 1103-1111(2016)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.12.1103

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

고반복율 인공위성 레이저추적을 위한 운영 소프트웨어 개발

성기평*, 최은정**, 임형철**, 정찬규***, 김인영***, 최재승***

Development of Operation Software for High Repetition rate Satellite Laser Ranging

Ki-Pyoung Sung*, Eun-Jung Choi**, Hyung-Chul Lim**

Chan-Gyu Jung***, In-Yeong Kim*** and Jae-Seung Choi***

Korea Astronomy and Space Science Institute*·**, Satrec Initiative***

ABSTRACT

Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) has been operating SLR (Satellite Laser Ranging) system with 2kHz repetition rate for satellite precise orbit and spin determination as well as space geodesy. But the SLR system was improved to be capable of laser ranging with high repetition rate, up to 10kHz by developing new operation software and novel range gate generator, called HSLR-10. The HSLR-10 will contribute to the accurate spin rate determination of geodetic satellites and geodetic research due to its largest repetition rate in the world. In this study, the development methodology and configuration of operation software are addressed, and its validation results are also presented.

초 록

한국천문연구원은 인공위성 정밀궤도 결정, 우주측지 및 인공위성 자세역학 연구를 위해서 2kHz 반복율을 가지는 SLR 시스템을 운영하고 있다. 그러나 측지위성의 회전속도를 보다 정밀히 결정하고 거리 측정 정밀도 향상을 위해서 고반복율의 SLR 관측 데이터가 요구된다. 따라서 고반복율 시스템 구현을 위해 운영 소프트웨어 및 레인지 게이트 생성기를 개발하여 최대 10kHz 반복율로 레이저추적이 가능한 HSLR-10(High repetition-rate Satellite Laser Ranging-10kHz) 시스템으로 개선하였다. 본 연구에서는 10kHz 반복율을 가지는 HSLR-10 시스템의 운영 소프트웨어 개발 방법, 구성 및 검증 결과를 제시한다.

Key Words : Satellite Laser Ranging(인공위성 레이저추적), High Repetition-rate Satellite Laser Ranging-10kHz(고반복율 인공위성 레이저 추적), Range Gate Generator (레이저 게이트 생성기), SLR Operation Software(SLR 운영 소프트웨어)

1. 서 론

SLR(Satellite Laser Ranging) 시스템은 인공

위성의 거리를 측정하는 시스템으로 반사경이 장착된 인공위성에 미리 계산된 궤도정보를 바탕으로 매우 짧은 펄스폭을 갖는 레이저를 발사한다.

† Received : September 27, 2016 Revised : November 28, 2016 Accepted : November 30, 2016

* Corresponding author, E-mail : kpsung@kasi.re.kr

출발시간과 인공위성의 반사경에서 반사된 레이저의 도착시간을 바탕으로 비행시간(TOF, Time of Flight)과 거리를 계산하는 원리이다.

SLR 시스템은 mm 수준의 거리 정밀도로 현존하는 인공위성 궤도결정 시스템 중 가장 정밀하다. 이러한 시스템을 이용한 거리 측정 데이터는 측지, 지구환경, 인공위성 자세역학 분야 등에 활용되고 있다[1].

SLR 기술의 최근 연구 추세는 운영비용 절감, 거리 측정 정밀도 향상, 자동화 기술, 시력보호 레이저 사용이다. 그 중 많은 관측소에서 거리 측정 정밀도 향상을 위한 시스템을 개발 중이며 고반복율 레이저, 시간 측정기, 레인지 게이트 생성기, 시스템을 제어하는 운영 소프트웨어는 고반복율 추적 시스템의 거리 측정 정밀도를 좌우하는 중요한 요소이다[2].

20세기까지 SLR 관측소의 시스템은 Nd:YAG 10~110 Hz의 반복율, 20~120 mJ 펄스 당 에너지, 50~200 ps 펄스폭을 갖는 레이저를 사용했다. 2003년 오스트리아 Graz SLR 관측소는 Nd:YVO 2kHz의 반복율, 0.4 mJ 펄스 당 에너지, 10 ps 펄스폭을 갖는 고반복율 레이저를 이용하여 대량의 데이터 획득 및 거리 측정 정밀도가 향상되는 효과를 가져왔다[2,3]. 이후 점차 많은 관측소들이 고반복율 인공위성 레이저 추적 시스템을 개발하는 추세이다[2,4].

한국천문연구원은 2012년 2kHz 레이저를 이용한 SLR 시스템을 개발하여 운영하고 있다. SLR 관측 데이터는 인공위성 궤도 결정 및 회전 연구 등에 사용되고 있다. 하지만 측지 위성의 회전속도를 연구하는데 있어서 보다 정밀한 데이터와 거리 측정 정밀도 향상을 위한 고반복율 SLR 관측 데이터가 요구된다.

이에 따라 개발된 고반복율 인공위성 레이저 추적 시스템(HSLR-10, High Repetition-rate Satellite Laser Ranging-10kHz)은 Fig. 1과 같이 구성되어 있다. Nd:YAG 10kHz의 반복율, 2.5 mJ 펄스 당 에너지, 50 ps 펄스폭을 갖는 레이저를 이용하여 최대 10kHz 인공위성 레이저 추적이 가능한 시스템이다. 고반복율 인공위성 레이저 추적을 위해 초당 천개의 레이저 신호 검출 및 데이터 처리가 중요하다. 따라서 최대 10kHz 수신 검출 신호를 생성하는 레인지 게이트 생성기(A-RGG, ARGO Range Gate Generator)를 개발하였다. A-RGG는 레이저의 출발시간을 바탕으로 예측 도착시간을 계산하여 레인지 게이트(range gate) 신호를 발생하는 장치이다[5]. 또한 레인지 게이트 신호란 발사된 레이저가 반사되어

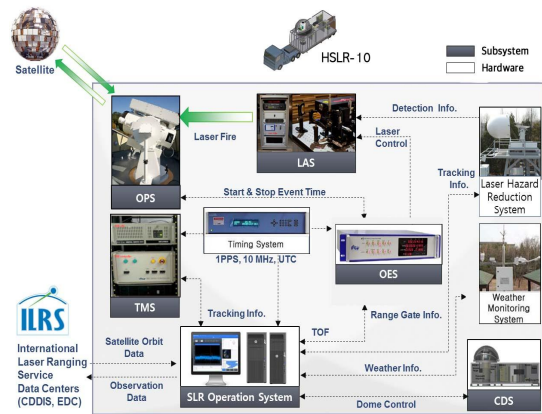


Fig. 1. System configuration of HSLR-10

되돌아오는 예측 도착시간에 검출기를 동작시키는 신호이며 8차 라그랑지 보간법(8th lagrange interpolation)을 이용하여 예측한다. A-RGG를 비롯한 하드웨어 시스템을 제어하고 고반복율 데이터 처리를 위한 고반복율 운영 소프트웨어가 요구된다.

한국천문연구원에서 개발한 고반복율 운영 소프트웨어는 인공위성 레이저추적 절차에 따른 알고리즘, 관측 데이터 분석, 하드웨어와 서브시스템 데이터 수집 및 제어 역할을 수행한다. 운영 소프트웨어의 관측 단계는 총 3단계로 구성되어 있다[6,7]. 첫째 Preparation 단계, 둘째 Laser Ranging, 셋째 Post-Processing 단계이다. Preparation 단계는 WMS(Weather Management System) 정보를 이용하여 Rain 여부를 판단 후 CDS(Container Dome System)에 의해 돔을 개방한다. 그 후 ILRS(International Laser Ranging Service) 국제 데이터 센터 CDDIS(Crustal Dynamics Data Information System) 또는 EDC(Eurolas Data Center)에 FTP(File Transfer Protocol) 접속하여 미리 계산되어 공개된 좌표 정보 CPF(Consolidated Prediction Format)을 이용한 인공위성 위치를 예측한다. 예측된 좌표 정보는 TMS(Tacking Mount System)로 전송하여 인공위성을 추적하게 된다. 또한 서브시스템과의 인터페이스, 스케줄 생성, 시스템 초기화 등이 포함된다. Laser Ranging 단계는 LHRS(Laser Hazard Reduction System)에 의해 비행체 여부를 파악 후 OES(Opto-Electronic System)에 의해 레이저 발사 명령이 LAS(Laser System)으로 전달되어 발진하며, 인공위성 반사경에 의해 반사된 레이저는 OPS(Optical System)에 의해 검출된다. 이러한 레이저 출발시간 및 도착시간을 이용

하여 유효한 데이터로 처리하는 단계이다. Post-Processing 단계는 관측된 결과 데이터를 이용하여 원하지 않는 배경잡음을 제거하는 신호처리 단계이다.

운영 소프트웨어는 각 서브시스템을 연결하여 10kHz 관측 데이터를 처리하는 것이 가장 중요하다. 시간 정보와 거리 정보가 각각 8Byte 경우 64비트 CPU 3.0GHz 환경에서는 1 Cycle 당 약 3.3ns가 소요된다. 따라서 10kHz 성능을 달성하기 위해서 1 Cycle 당 최소 100us 이하의 시간이 소요되어야 한다. 또한 최적화된 GUI, A-RGG와의 연동 검증, 데이터베이스 구현이 요구된다. 이러한 요구사항을 기반으로 운영 소프트웨어 모듈 성능 검증과 개발된 A-RGG와 인터페이스 및 예측 위치 계산을 위한 보간법 검증, GUI 개발 방법 및 소개, 데이터베이스 구현 결과, 고반복율 인공위성 레이저 추적시스템의 성능 검증 결과를 제시한다.

II. 본 론

2.1 운영 소프트웨어 개발방법

소프트웨어 개발 방법론은 폭포수, 프로토타이핑, 정보공학, 나선형, 객체지향, 컴포넌트 등 여러 방법론이 있다. HSLR-10 시스템의 운영 소프트웨어는 많은 프로젝트에 적용한 방법론인 컴포넌트 기반 CBD(Component Based Development) 방법론으로 개발하였다. 컴포넌트 기반 방법론의 특징은 각 컴포넌트를 기능별로 개발하고 컴포넌트를 바탕으로 사용자와 개발자간 의사소통의 기회가 늘어나는 장점이 있다. 또한 기존 2kHz 시스템을 재사용하여 개발 시간을 단축하여 개발하였다.

운영 소프트웨어는 4개 컴포넌트로 구성되는데 중복 코드를 방지하고 효율적으로 사용하기 위한 공용 컴포넌트, 데이터 분석과 데이터 관리를 위한 데이터 접근 컴포넌트, 관측 절차와 관측 알고리즘이 구현된 비즈니스 컴포넌트, GUI로 구성된 사용자 인터페이스 컴포넌트 컴포넌트로 구성하였다. 그 중 사용자 인터페이스는 애자일(agile) 방법론을 바탕으로 개발하였다. GUI는 요구사항이 명확하지 않고 요구사항이 빈번하게 발생된다. 따라서 프로토타입을 이용하여 설계와 검토 시간을 단축하고 변화에 바로 수용할 수 있도록 하였다. 따라서 요구사항, 설계, 디자인, 구현, 테스트 단계가 하나의 수명 주기로 구성되어 이를 반복적으로 개발하였다.

2.2 운영시스템 관측 절차

운영 소프트웨어는 CPF를 바탕으로 인공위성을 추적하고 지상관측소와 인공위성 사이의 거리를 계산한다. 관측 전 현재 시간을 기준으로 A-RGG로 전송하기 위한 Lookup Table을 생성한다. Lookup Table이란 ILRS에서 배포한 CPF 좌표 x, y, z 를 바탕으로 시간에 따른 인공위성의 예측 거리로 구성된 Table이다. 이는 지상에서 레이저를 발사하고 인공위성에서 반사된 레이저의 예측 도착시간을 계산하여 Range Gate 신호를 발생하기 위해 사용된다. Range Gate 신호란 검출기를 동작시키는 신호이다.

운영 소프트웨어 명령에 따라 레이저가 발사되면 SPD(Start Pulse Detector)에서 레이저를 감지하고 감지된 레이저신호는 전기신호로 변환되어 시간 측정기, 즉 이벤트 타이머(Event Timer)로 전달된다. 이벤트 타이머는 레이저가 광학 장치로부터 감지된 시점에 피코초 단위로 시간을 측정하는 장비이다. 운영 소프트웨어는 이벤트 타이머 버퍼에 접근하여 레이저 출발시간을 20Hz 주기로 읽어 Start Buffer에 저장한다. 발사된 출발시간을 바탕으로 예측 도착시간을 계산하여 A-RGG는 Range Gate 신호를 발생시킨다. 인공위성에서 반사된 레이저는 수신 검출기(C-SPAD, Compensated - Single Photon Avalanche Diode)를 통해 검출되고 SPD와 동일한 방식으로 이벤트 타이머에 전달된다. 운영 소프트웨어는 이벤트 타이머의 출발시간과 도착시간을 Flag에 의해 구분된다. 도착시간이 운영 소프트웨어 Stop Buffer에 저장되면 Start Buffer에 저장된 시간을 기준으로 도착시간을 찾는 과정인 Range Combine을 진행한다. Range Combine 과정은 CPF 바탕으로 실제 출발시간에 8차 라그랑주 보간법(8th Lagrange Interpolation)으로 예측 도착시간을 계산한다. 예측된 도착시간과 관측 도착시간의 차이가 500ns 이내면 출발시간에 대한 도착시간으로 TOF와 인공위성의 거리를 계산한다. 500ns는 HSLR-10 시스템의 케이블 지연과 검출기 및 레이저 동작 지연 시간을 고려한 것이다. 실제 TOF와 예측 TOF의 Residual 결과는 Graph Buffer에 저장하여 출력한다.

운영 소프트웨어는 인공위성 레이저 추적 뿐만 아니라 지상 보정을 포함한다. 지상 보정은 관측소 기준점에서 정확한 인공위성의 거리 측정하기 위해 사용된다. 하지만 실제 기준점에 모든 시스템을 구축하기가 불가능하다. 따라서 정확한 레이저의 비행시간을 측정하기 위해 거리를 정확히 알고 있는 지상 표적을 이용한다. 관측소 기

Table 1. Interface of Operation Software

	전송 방식	전송 속도	송신 Packet Size	수신 Packet Size
이벤트 타이머	IRIG-B	NULL	NULL	12Byte
기상 장비	TCP/IP	NULL	NULL	16Byte ~32Byte
레이더	RS-232	57600bps	7Byte	19Byte
레이저	RS-232	19200bps	6Byte	12Byte
광학	TCP/IP	NULL	10Byte	6Byte
추적마운트	TCP/IP	NULL	42Byte	42Byte
돔	UDP/IP	NULL	12Byte	12Byte
광전자	RS-232	38400bps	18Byte	18Byte

준점 기준으로 지상 표적까지 정밀한 거리 측정 후 관측된 지상 보정의 거리 데이터를 제거하면 실제 광학계, 전기적 장비 및 케이블에서 발생하는 시스템 지연계산이 가능하다.

2.3 운영 소프트웨어 인터페이스

운영 소프트웨어는 서브시스템 및 하드웨어와 데이터 송수신, 제어 패킷을 주기적 또는 비주기적으로 통신한다. 프로토콜은 TCP/IP, RS-232, IRIG로 구성되는데 이는 시스템 속도, 기능, 운영 여건 바탕으로 구성하였다. 인터페이스는 레이저의 출발시간과 도착시간을 측정할 수 있는 이벤트 타이머, 기상측정 장비, 항공기를 감시하는 레이더, 레이저, 수신 광학계와 송신 광학계로 구성된 광학 시스템, 실시간 궤도정보에 따라 위성을 추적하는 추적마운트, 외부환경으로부터 시스템을 보호하는 돔 시스템, A-RGG, 검출기를 포함한 광전자 시스템으로 구성되어 Table 1과 같이 최소 6바이트에서 최대 42바이트의 크기로 통신한다[8].

2.4 A-RGG 기능 및 인터페이스

수신 검출기는 인공위성에서 반사된 미약한 레이저 신호까지 수신이 가능하다. 따라서 원하는 잡음을 수신하지 않기 위해 A-RGG의 Range Gate 신호에 의해서만 동작되어야 한다 [5]. Range Gate 신호는 인공위성 거리 측정에 중요한 신호이다. 만약 Range Gate 신호가 예측 도착시간 보다 늦게 발생되면 반사된 신호를 수신하지 못한다. 따라서 사전에 계산된 Lookup Table을 바탕으로 Range Gate 신호를 발생하고 운영시스템과 통신해야 한다.

Table 2. Interface of A-RGG

SYN [2Byte]	SOH [2Byte]	GroupID [1Byte]	AppID [1Byte]
16'h5aa5	16'h01fe	8'h10	8'h02
ProID [1Byte]	Data [nByte]	CHK [2Byte]	EOT [1Byte]
8'hxx	n'hxx	16'hxxxx	8'h04

Table 3. ProID and Data of Interface

Packet Name	ProID (Send/Return)	Data Size (Byte)
A-RGG register read/command	'h00/'hnn	2
A-RGG Control	'h01/'h81	2
Lagrange Control	'h02/'h82	2
Output Control	'h03/'h83	2
Status	'h04/'h84	2
Display Control	'h05/'h82	2
FIRE period[15:0]	'h11/'h91	2
FIRE period[23:16]	'h12/'h92	2
FIRE pulse width	'h13/'h93	2
OUT1 set position	'h14/'h94	2
OUT1 pulse width	'h15/'h95	2
OUT2 set position	'h16/'h96	2
OUT2 pulse width	'h17/'h97	2
OUT3 set position	'h18/'h98	2
OUT3 pulse width	'h19/'h99	2
Calibration set	'h1a/'h9a	2
Calibration fine	'h1b/'h9b	2
RGG pulse width	'h1c/'h9c	2
Avoided set	'h1d/'h9d	2
pulse width	'h1e/'h1e	2
FIRE set read	'h21/'ha1	2
FIRE shot read	'h22/'ha2	2
Range Value	'h41/'hc1	9
Time bias	'h51/'hd1	8
Range bias	'h52/'hd2	8
Range shift	'h53/'hd3	8
Input delay	'h54/'hd4	8
Output delay	'h55/'hd5	8
UTC	'h56/'hd6	8
Simulation data	'h61/'he1	8
Start info	'h62/'he2	8

운영 소프트웨어는 RS-232 프로토콜을 이용하여 A-RGG와 통신한다. Table 2와 같이 A-RGG 인터페이스는 고정된 패킷 10 바이트와 Command Data 9 바이트를 포함하여 최대 19

SOS				A-RGG		Diff	
TIME (SOY)	SOY to SOD	RANGE(Km)	TOF(Sec)	TIME (SOD)	TOF (Sec)	관측모드 SOY to SOD vs ARGG SOD	관측모드 TOF vs ARGG TOF
2787240	22440	3124.964316493630	0.020847517895	22440	0.020847517895	0.000000000000	0.000000000000
2787252	22452	3062.089003110460	0.020428058955	22452	0.020428058955	0.000000000000	0.000000000000
2787264	22464	2999.559435989040	0.020010906585	22464	0.020010906585	0.000000000000	0.000000000000
2787276	22476	2937.404683914600	0.019596254712	22476	0.019596254712	0.000000000000	0.000000000000
2787288	22488	2875.655999117830	0.019184311829	22488	0.019184311829	0.000000000000	0.000000000000
2787300	22500	2814.347014129970	0.018775302307	22500	0.018775302307	0.000000000000	0.000000000000
2787312	22512	2753.513956114220	0.018369467828	22512	0.018369467828	0.000000000000	0.000000000000
2787324	22524	2693.195879675770	0.017967068936	22524	0.017967068936	0.000000000000	0.000000000000
2787336	22536	2633.434918996650	0.017568386720	22536	0.017568386720	0.000000000000	0.000000000000
2787348	22548	2574.276559892160	0.017173724630	22548	0.017173724630	0.000000000000	0.000000000000
2787360	22560	2515.769932016190	0.016783410422	22560	0.016783410422	0.000000000000	0.000000000000
2787372	22572	2457.968115476620	0.016397798209	22572	0.016397798209	0.000000000000	0.000000000000
2787384	22584	2400.928487642730	0.016017270772	22584	0.016017270772	0.000000000000	0.000000000000
2787396	22596	2344.713055384100	0.015642241776	22596	0.015642241776	0.000000000000	0.000000000000

Fig. 2. Test result of interpolation of SOS and A-RGG

바이트까지 전송 가능하다. 패킷 구성은 패킷의 시작점을 찾을 수 있도록 동기화 코드 SYN(Synchronous, 2 바이트)를 시작으로 패킷의 시작을 알리는 SOH(Start Of Heading, 2 바이트), 전송하는 장치의 그룹을 나타내는 GroupID(1 바이트), 소프트웨어 버전을 나타내는 AppID(1 바이트), 레지스터 또는 메모리마다 부여된 ProgID(1 바이트), 전송되는 기능을 나타내는 Data(1 바이트~9 바이트), 신뢰성을 판단하기 위한 Checksum(2 바이트), 데이터의 끝을 알리는 EOT(End of Transmission, 1바이트)로 구성되어 있다. Table 2 구성을 바탕으로 고정된 패킷을 A-RGG로 전송하면 A-RGG 내부 메모리에서는 운영 소프트웨어로부터 전송 받은 패킷을 레지스터에 저장하고 레지스터마다 미리 정의한 ProgID로 응답하여 정상적으로 명령이 수행하였는지 판단한다. Table 3은 ProgID와 Data가 정의되어 운영시스템에서 전송한 데이터와 응답하는 패킷이 정의되어 있다[9]. 이를 이용하여 운영 소프트웨어가 전송한 데이터와 A-RGG로 부터 받은 데이터가 같은 것을 확인하였다. 또한 Command Data에 따라 사전에 정의한 PID를 확인하였다. 이 절차는 PID Data 만큼 반복하여 검증하였다.

2.4.1 A-RGG 보간법 검증

A-RGG는 운영 소프트웨어에서 전송된 Lookup Table을 이용하여 출발시간에 대한 예측 도착시간을 계산한다. 운영 소프트웨어와 A-RGG가 동일한 계산결과가 나타나지 않으면 인공위성에서 반사된 레이저를 수신 못하는 문제와 Range Combine 과정에서 문제가 발생한다. Range Combine은 레이저 출발시간과 인공위성

반사경에 반사되어 되돌아온 도착시간을 바탕으로 쌍을 찾는 과정을 말한다.

이에 따라 시험환경은 다음과 같이 구성하였다. 운영 소프트웨어가 설치된 PC와 A-RGG는 D-SUB 9 케이블과 RS-232 프로토콜을 통해 동일한 스케줄 파일, 보간법 시작 시각정보, 보간 간격(Interpolation interval)을 A-RGG로 전달한다. 동일한 시간의 거리로부터 8차 라그랑주 보간법을 이용한 결과를 비교하였다. Fig. 2는 운영 소프트웨어와 A-RGG의 Ajsai 인공위성의 8차 라그랑주 보간법의 결과로 시간에 따른 예측 거리 및 TOF가 동일한 결과 값으로 확인하였다.

2.5 데이터베이스 구성

HSLR-10 운영 소프트웨어가 설치되어 있는 컴퓨터에 데이터베이스가 설치되어 3.5TB의 저장 용량을 확보하였다. 만약 하루에 20개 인공위성 관측 데이터를 저장 한다면 약 200MB(2kHz), 1G(10kHz)의 데이터가 저장되어 약 10년 저장 가능한 용량으로 구성하였다.

DBMS(Database Management System)은 상용 데이터베이스인 MS SQL Server 2012 Express 버전을 사용하였다. 데이터베이스를 구현하기 위한 데이터베이스 관계(Relation), 데이터베이스 할 대상, 테이블 관계, 사용목적을 고려하여 설계해야 한다. 또한 데이터의 공유 및 일관성, 무결성을 위해 계정에 대한 접근제어도 포함해야 한다. 데이터베이스 모델은 크게 계층형과, 네트워크형, 객체형, 관계형 등 다양한 모델을 가지고 있다. HSLR-10의 데이터베이스는 관계형 데이터베이스 모델을 사용하여 설계하였다. 관계형 데이터베이스는 관계(Relation)을 조합하여 다양한

Table 4. Database Table of HSLR-10

No.	Table Name	Description
1	User	사용자 정보
2	CPF	ILRS로부터 다운로드 되어 관측 스케줄이 생성된 CPF 정보
3	Schedule	위성/별의 관측 계획
4	Observation	위성 관측 정보
5	CRD	관측 데이터로 부터 생성된 CRD 파일
6	TransferCRD	CRD 파일 외부 기관(ILRS) 전송 정보
7	AircraftDetect	관측중 LHRs에 의해 감지된 비행 물체 정보
8	Weather	WMS에서 전달되는 Weather정보
9	StarCatalog	별 카탈로그 목록을 담고 있는 Table
10	Satellites	관측 대상의 위성 정보
11	StarCalibration	Star 관측 이력 및 결과 정보
12	GroundCalibration	GroundCalibration 이력 및 결과 정보
13	LoginHistory	Login 시도 및 Login/Out 정보
14	SubsystemFault	Sub시스템 장애 발생
15	DataCenter	CPF를 생성한 DataCenter의 우선순위

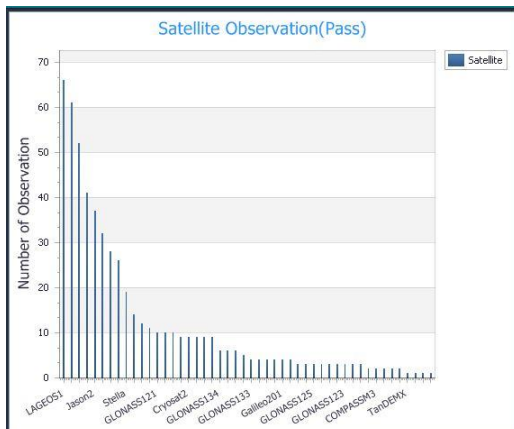


Fig. 3. Data Analysis using a Database

결과를 얻을 수 있고, 확장성, 무결성, 독립성, 중복 최소화 등 데이터를 효과적으로 사용할 수 있는 특징을 가지고 있다.

HSLR-10 데이터베이스는 데이터 분석과 통계

를 위해 사용되는 데이터가 저장 대상이다. 따라서 HSLR-10 시스템의 저장 데이터는 Table 4이며, Relation 사이의 관계성은 관측 기능 기준으로 주 키(PK : Primary key)를 지정하고 다른 Relation을 참조하도록 저장 데이터에 ID를 지정한 외부키(FK : Foreign key)로 구성하였다.

HSLR-10 데이터베이스는 인공위성 추적을 위한 데이터 및 관측 데이터가 저장되며 이러한 데이터를 바탕으로 통계와 분석 기능을 제공한다. Fig. 3은 데이터베이스에 저장된 데이터를 바탕으로 일정기간의 관측된 위성의 합계를 표출한 그래프이다. 또한 월별 데이터 관측 횟수, 인공위성별 관측 횟수, Radar 검출 횟수, 시간에 따른 정밀도(RMS) 분석, 시스템 Error 횟수, 시간에 따른 날씨 변화 등 검색과 분석 결과를 그래프로 표출하여 데이터 분석이 가능하다. 데이터베이스 접근은 각 Relation 별로 저장된 시간을 기준으로 필요한 속성(Attribute)에 데이터베이스 명령어인 쿼리(Query)를 이용하여 접근한다.

2.6 10kHz 성능 모듈 검증 및 비교

레이저가 최대 10kHz로 주기로 발사하고 이벤트 타이머의 검출한 시간을 바탕으로 운영 소프트웨어는 예측 및 관측 TOF 계산, 인공위성 예측 위치정보 추정, Range Combine, 결과 데이터 출력이 병행되어야 한다. 이러한 작업은 순차 또는 비순차적으로 동작되며 처리물에 문제가 발생되지 않아야 한다. 10kHz 성능 모듈은 운영 소프트웨어 설계를 바탕으로 모듈별 동작 및 결과를 산출할 수 있다. 따라서 10kHz 데이터를 처리하는 검증은 가능하다. 성능 검증은 컴퓨터의 사양 및 프로그램 알고리즘에 따라 결정된다. 검증에 사용된 컴퓨터 사양은 i7-2600@3.4GHz CPU, 8GB Memory, NVIDIA Quadro K600 Video Card을 이용하였다.

운영 소프트웨어 성능모듈 시험은 다음과 같이 구성하였다. Multi Thread로 총 5개의 Thread와 3개의 Queue로 Generate Prediction Time Thread(예측 TOF 산출), Generate Observation Time Thread(관측 TOF 산출), Calculate TMS Position Thread(위치 정보 계산), Match Times & Calculate Residual Thread(Range Combine), Display Residual Thread(Display)로 구성하였다. CPF를 바탕으로 10kHz 주기로 발사된 레이저에 따라 8차 라그랑주 보간법 계산식에 의해 예측 TOF를 계산하고 Start Time Queue 개수만큼 데이터를 생성한다. 인공위성 추정 위치 계산과 출발시간에 따른 도착시

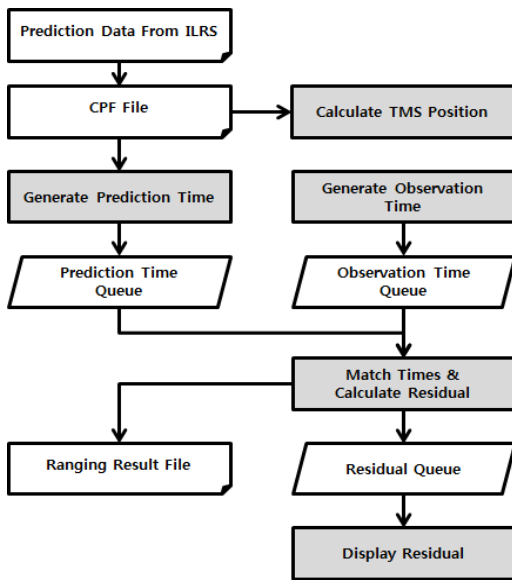


Fig. 4. Performance test algorithm

Table 5. Test result of 10kHz Module

테스트 설명	처리 시간(초)
60초 관측 & 10kHz 데이터 - 예측/관측시각 동기	단위 처리 시간 약 1.6452us
60초 관측 & 10kHz 데이터 - 예측/관측시각 비동기	단위 처리 시간 약 1.7215us

Table 6. Result of System Performance

분석 정보	2kHz	5kHz
기간	2014. Q4	2016.03
Lageos	11.90mm	11.03mm
Starlette	9.30mm	8.20mm

간을 찾는 Range Combine, 실제 TOF와 예측 TOF의 Residual과 그 결과를 윈도우 좌표계로 변환하여 포인트로 출력하는 과정이 한 동작이며, Fig. 4가 이에 대한 알고리즘이다. 이를 60초 동안 연속적으로 테스트한 결과가 Table 5이다. 10kHz 출발시간과 도착시간을 동기화와 비동기 형태로 테스트하였다.

이번 성능 모듈 검증은 인공위성의 관측에 따른 소프트웨어 처리 로직이 포함된 검증 결과이다. 최대 10kHz 데이터를 처리하기 위해선 처리 로직이 최소 100us 이하 소요 되어야 한다. 테스트 결과 약 1.6us와 1.7us 결과로 요구 사항을 만족하였다.

HSLR-10 운영시스템을 바탕으로 관측 데이터 결과를 2kHz 시스템과 비교하였다. 정밀도 분석

에 사용된 위성은 측지전용 위성이며 비교 결과 Table 6과 같이 Lageos 위성은 8%, Starlette 위성은 13% RMS가 향상된 것을 확인하였다. 레이저의 특성상 5kHz 이상 발진할 경우 펄스 당 에너지가 급격히 적어지면서 수신율이 낮아지기 때문에 5kHz 반복율로 진행하였다.

2.7 GUI 구성

운영 소프트웨어 GUI는 C# 언어와 상용 프로그램 DevExpress 라이브러리를 사용하여 개발하였다. DevExpress는 다양한 디자인 컨트롤이 제공되어 사용자 관점에서 유용하다.

HSLR-10 운영 소프트웨어는 계산 및 알고리즘에 사용되는 C++ 언어와 GUI에 사용되는 C# 언어로 개발하였다. GUI 개발에 C# 언어를 사용하 이유는 C++ 언어에 비해 코딩(Coding) 및 유지보수의 용이하고 다양한 라이브러리(Library)가 제공되기 때문이다. 하지만 Native C++ 언어로 구현된 소스코드는 C# 언어에서 직접 사용이 불가능하다. 또한 라이브러리 사용, 함수 호출, 구조체(Structure) 전달, 전역변수 사용 등 다양한 문제가 발생된다. 따라서 서로 다른 언어의 라이브러리를 사용하기 위해 래퍼(Wrapper)가 사용되었다. C++ 언어로 구현된 소스 코드를 컴파일(Compile)과 링크(Link) 가능한 오브젝트(Object) 또는 클래스 형태의 정적 라이브러리(Static Library) 생성 후 공통 언어 기반(CLI, Common Language Infrastructure)을 이용한 Wrapper 클래스에 C++ 언어 라이브러리를 링크하여 작성한다. 작성된 래퍼 클래스는 C#에 참조 추가(Add Reference) 방식으로 사용한다. 그리고 함수 호출을 위해 델리게이트(delegate)가 사용되는데 C# delegate를 C++ 언어에 전달하고 C++ 함수 포인터(Function pointer)에 C# Delegate를 저장한다. C++ 언어는 함수 포인터를 이용하여 C# 언어의 함수를 사용한다. 또 다른 문제는 2개 이상의 코드에서 공통적으로 사용되는 상수 또는 변수에 대한 무결성(integrity) 문제가 발생할 수 있다. 따라서 동일한 상수와 변수를 선언하고 생성, 수정, 삭제는 C++ 모듈에서만 가능하도록 개발하여 해결하였다.

GUI는 Fig. 5~7로 구성되며, 인공위성 레이저 추적을 위한 Main control, Monitoring, Schedule 화면으로 구성하였다. 인공위성 제어 화면은 메인 탭과 서브 탭으로 구성하여 계층적으로 접근할 수 있다. 또한 관측 데이터를 실시간 처리 과정을 통한 Residual 결과 그래프를 중앙에 배치하여 필요한 파라미터(Parameter)와 바이어스

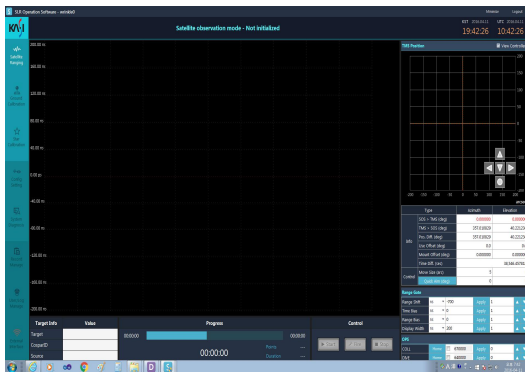


Fig. 5. Main control of HSLR-10

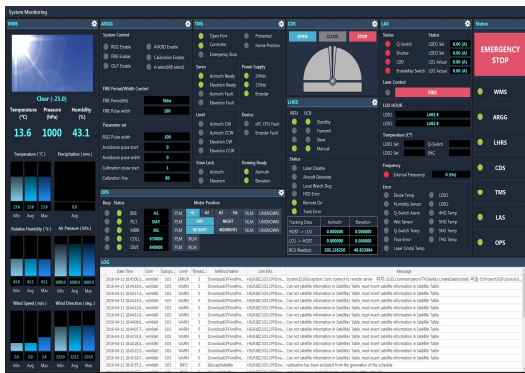


Fig. 6. Monitoring of HSLR-10

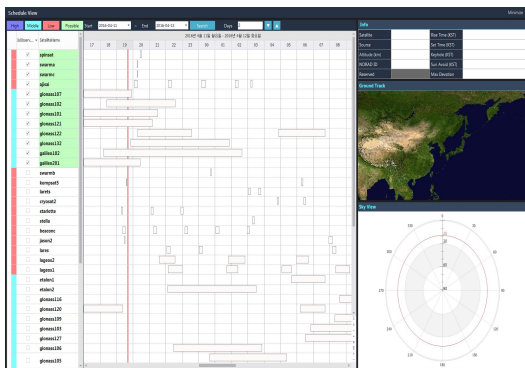


Fig. 7. Schedule of HSLR-10

(Bias)를 관측자 판단에 의해 실시간 입력할 수 있도록 구성하였다.

현재 운영 중인 2kHz 시스템에서는 Residual 표출을 위해 GDI(Graphic Device Interface) Engine을 사용해 도시 하였다. HSLR-10 운영 소프트웨어는 그래픽 출력의 성능을 향상을 위해 OpenGL(Open Graphics Library)를 사용하였다. GDI는 OpenGL에 비해 구현이 간단하지만 처리

Table 7. Result of Graphic Performance

시험	데이터	그래프 출력시간	Frame Per Second
GDI	초당	약 100ms	10
OpenGL	60hz	약 16ms	60

속도는 OpenGL이 빠르다. Table 7은 GDI와 OpenGL Residual 그래프 출력 성능을 비교한 결과이며 OpenGL Engine이 GDI Engine 대비 약 6.25배 빠른 것으로 확인하였다.

III. 결론

본 논문에서는 운영 중인 2kHz SLR 시스템의 성능 향상을 위해 개발 된 고반복율 인공위성 레이저추적 시스템의 운영 소프트웨어 개발 방법, GUI 구성, 데이터베이스 구현 결과를 기술 하였다. 그리고 10kHz A-RGG가 개발되어 인터페이스 테스트 및 보간법 결과를 확인하였다.

운영 소프트웨어는 서브시스템 및 하드웨어와 통신, 제어를 포함한 인공위성 레이저 관측을 실시간 처리해야 한다. 따라서 소프트웨어 처리 속도가 최대 10kHz 처리 할 수 있는 성능을 만족 하는 것이 중요하다. 이번 10kHz 성능 모듈 검증을 통한 HSLR-10의 운영 소프트웨어는 10kHz 데이터 처리를 만족함을 확인하였다.

HSLR-10 시스템은 세종 관측소로 이전 설치 되어 운영 중이며 레이저 에너지를 고려하여 5kHz 반복율을 이용한 인공위성 레이저추적 중이다. 개발된 HSLR-10 시스템의 운영 소프트웨어를 이용하여 정밀도 향상과 인공위성 궤도결정, 자세 및 회전역학 연구에 보다 정밀한 데이터가 사용될 것이다.

후 기

본 연구개발은 한국천문연구원 주관으로 미래 창조과학부의 “우주측지용 레이저 추적 시스템 개발” 사업의 일환으로 수행된 연구개발이며 이에 감사드립니다.

References

1) Park, J. U., et al, “Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy, KASI, 2009

- 2) Choi, E. J., Bang, S. C., Sung, K. P., Lim H. C., Jang, C. G., Kim I. Y., Choi, C. S., "Design and Development of High-Repetition Rate Satellite Laser Ranging System" JASA, Vol. 32, No.3, Sep. 2015, pp.209~219
- 3) Farhat I., "Investigations and Design Solutions of a High Repetition Rate Satellite Laser Ranging(SLR) System", Graz University of Technology, 2011
- 4) International Laser Ranging Service, Status of ILRS Stations Engineering/Testing(WebSite) http://ilrs.gsfc.nasa.gov/network/site_procedures/station_upgrade_status.html
- 5) Bang, S. C., Ka, N. H., Choi, E. J., Yu, S. Y., Lim, H. C., "Range Gate Generator Development for 10kHz Laser Ranging of Daedeok Station", in Proceedings of 19th International Workshop on Laser Ranging, Annapolis, USA, Oct, 2014
- 6) Park, J. U., et al, "Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy, KASI, 2010
- 7) Lim, H. C., et al, "Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy, KASI, 2011
- 8) Sung, K. P., Bang, S. C., Choi, E. J., Ga N. H., Lim, H. C., "Interface Design and Test for High-repetition-rate Satellite Laser Ranging Operation Software", KSAS Fall Conference, 2015
- 9) Lim, H. C., et al, "Development of Satellite Laser Ranging System for Space Geodesy, KASI, 2014