

정밀궤도결정 자동화 시스템 개발 및 응용

김해동*, 정옥철**

Development and Application of the Automated Precise Orbit
Determination System

Hae-Dong Kim*, Ok-Chul Jung**

Abstract

This paper describes the development of an autonomous system for the precise orbit determination (POD) using GPS raw data. Orbit processing requiring the orbit determination (OD) accuracy of 1m (1σ) or sub-meter is relatively complicated comparing to that of more than several meters. The architecture of the developed system for processing POD automatically and the test results of it were presented. The implemented system is able to be used to the flight dynamics system of the satellite mission control system and moreover can be applied to the multi-satellite POD system by means of incorporating with the automated operational orbit processing system (i.e., Kgs automated Operational Orbit Processing System, KOOPS), which was already developed by the authors.

초 록

본 논문에서는 자동으로 GPS 원시데이터를 이용한 정밀궤도를 결정하는 시스템의 개발에 대해 기술하였다. 수 m 이상의 궤도결정 정밀도를 요구하는 일상적인 궤도데이터 처리 과정에 비해 1m (1σ) 혹은 서브미터 이하의 정밀한 궤도를 요구하는 궤도데이터 처리에는 보다 복잡한 처리과정을 요구한다. 본 논문에서는 정밀궤도결정을 자동으로 처리하기 위한 시스템 구성 및 시험결과에 대해 기술하였다. 구현된 정밀궤도결정 자동화 시스템은 위성 관제를 위한 비행역학시스템의 일부로써 활용할 수 있으며, 저자에 의해 기존에 개발된 궤도운동 자동처리 시스템과 연계하여 다중 위성 정밀궤도결정 시스템으로 응용이 가능하다.

키워드 : 정밀궤도결정(precise orbit determination), 자동화 시스템 (automated system)

1. 서 론

한국항공우주연구원은 우리나라 최초의 다목적실용위성인 아리랑 1호부터 2호 임무운용을 수

접수일(2010년 12월 21일), 수정일(1차 : 2011년 5월 4일, 2차 : 2011년 6월 15일, 게재 확정일 : 2011년 7월 1일)

* 우주과학팀/haedkim@kari.re.kr ** 저궤도위성관제팀 /ocjung@kari.re.kr

행해오고 있으며, 향후 아리랑 3호, 5호 그리고 통신해양기상위성 임무운용을 준비 중에 있다. 또한, 한국항공우주연구원 위성관제국은 지난 9년 동안 저궤도 실용위성 임무운용의 안정성과 효율성을 증대시키기 위해 지속적으로 노력해오고 있다. 예로써, 아리랑 1호의 임무계획 및 명령 시스템의 자동 변환 및 궤도운용시스템의 자동화를 통해 기존 임무운용시스템의 성능을 개량, 보완함으로써 위성운용비용을 절감하고 있다 [1,2].

특히, 다수의 위성을 동시에 운영하기 위해서는 임무운용 시스템의 자동화를 통해 효율성과 안정성을 높이는 노력이 절실한데, 해외 우주개발 선진국의 경우 이미 상당 부분 임무운용의 자동화 혹은 다중화를 시도하거나 실제 적용하여 운용하고 있는 추세이다[3,4,5].

한편, 임무운용 시스템은 일반적으로 임무계획 시스템, 비행역학시스템, 명령시스템, 시뮬레이터로 구성되는데, 이들 중 위성의 임무특성에 상대적으로 덜 영향을 받는 비행역학시스템에 대한 자동화 및 다중화가 많이 시도되고 있다[6,7,8]. 이는 위성의 궤도특성에 따라 요구되는 동역학적인 모델링 및 관측모델링 등을 부분적으로 수정 혹은 추가함으로써 여러 위성들의 궤도운용이 가능하기 때문이다. 앞서 언급한 한국항공우주연구원의 자동 궤도운용시스템은 이러한 비행역학시스템의 특성을 반영한 것으로, 일상적인 임무계획 및 위성추적 등의 궤도운용에 필요한 수 m 정밀도를 만족하는 궤도결정, 궤도예측, 지상궤적 디스플레이 및 궤도데이터 생성 등 일련의 작업들을 자동화함과 동시에 유사한 궤도특성을 가진 다수 위성들의 궤도데이터를 동시에 처리할 수 있다.

이에 반해, 1m (1 σ) 혹은 서브미터 이하의 정밀한 궤도를 요구하는 GPS 원시데이터 (Raw data) 궤도데이터 처리에는 상대적으로 복잡한 처리과정을 요구한다. 즉, 정밀궤도결정 작업은 관측데이터의 전처리 과정, GPS 시계오차 보정 과정, 이온층지연오차 보정과정, 모호성 보정과정, 차분과정과 같은 여러 단계를 수행해야 하며, 각 단계에서 오류를 확인하고 결과를 검증하는 등의 비교적 복잡한 과정을 포함한다. 이는 앞서

언급한 일상적인 궤도운용에 필요한 정밀도를 만족하는 자동궤도운용 시스템에서는 수행되지 않는 작업들이다.

본 논문에서는 저궤도위성인 아리랑위성의 정밀궤도결정을 자동으로 처리하기 위한 시스템 (KASPOD, Kompsat Autonomous System for Precise Orbit Determination) 개발 내용에 대해 기술하였다. 구현된 KASPOD 시스템은 위성 관제를 위한 비행역학시스템의 일부로써 활용할 수 있으며, 기존에 개발된 궤도운용 자동처리 시스템과 연계하여 다중 위성 정밀궤도결정 시스템으로 응용이 가능하다.

또한, 개발된 시스템을 임무운용에 적용할 경우 정밀궤도 데이터 처리, 결정 및 제공에 필요한 비행역학시스템의 운용비용을 크게 절감할 수 있으며, 운영자에 의한 데이터 처리 및 검증이 불필요하므로 고해상도 영상처리 및 생산에 소요되는 시간을 크게 단축할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 시스템 개발

2.1 궤도결정 프로그램

궤도결정은 일반적으로 준실시간 (Near Real-time) 궤도결정이 가능한 연속추정기법 (Sequential filter processing)과 후처리 (Post processing) 방식의 일괄추정기법 (Batch filter processing)으로 나눌 수 있는데, 저궤도 위성인 아리랑 위성의 경우 현재 후처리 방식의 일괄추정기법을 사용하고 있다[2].

임무계획 및 위성추적을 위해 10m 이하의 정밀도를 요구하는 일상적인 궤도데이터의 경우 아리랑 위성에 탑재한 GPS 항행해를 관측데이터로 사용하고 있으며, 1m(1 σ) 정밀도를 요구하는 정밀궤도결정은 코드 (Code) 및 반송파 (Carrier Phase) 와 같은 GPS 원시데이터를 관측데이터로 사용하여 DGPS (Differential GPS) 방식으로 궤도결정을 수행하고 있다. 개발된 KASPOD 시스템에서는 아리랑 위성의 일상적인 궤도운용을 위한 자동처리 시스템 (KOOPS, KGS automated Operational Orbit Processing System) [2]에서 궤

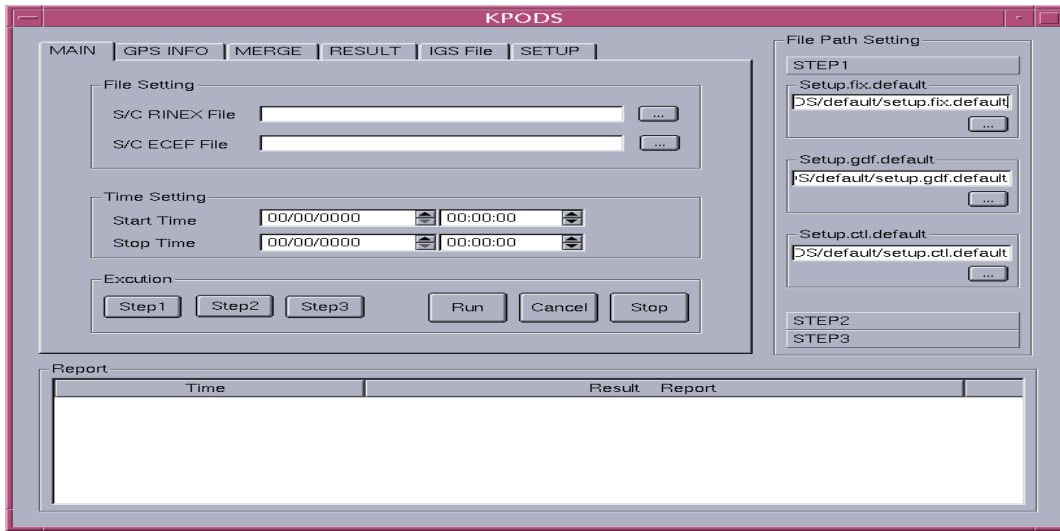


그림 1. 정밀궤도결정 자동화 시스템 메인 화면

도결정 소프트웨어로 사용 중인 MicroCosm[®] [9]을 이용하였다. 이 소프트웨어는 처리하고자 하는 궤도데이터의 종류에 따라 수십 m에서 수 cm 수준의 궤도결정이 가능하다. 아리랑 2호의 단일주파수 (Single Frequency) GPS 원시데이터를 사용하기 위해서는 앞서 설명한바와 같이 DGPS 방식을 이용하게 된다. DGPS 방식으로 데이터를 처리하기 위해서는 IGS (International GPS Station)로부터 GPS 위성으로부터 획득한 원시데이터를 입수해야하며, 선택하는 IGS의 개수에 따라 정밀도가 다소 달라질 수 있다.

2.2 프로그램 구성

DGPS 방식의 궤도결정 수행을 위해서는 원시데이터의 시각보정, 전리층 지연 및 사이클 슬립 (Cycle slip) 등과 같은 전처리 과정이 필요하다. MicroCosm[®]은 각 단계별로 필요한 기준파일 (Setup file)을 사전에 설정해야 하는데, 본 시스템에서는 적용하고자 하는 기준파일들을 사전에 지정해두면 향후 자동 처리과정마다 동일하게 사용되도록 하였다(그림 1의 오른쪽 'File Path Setting' 참고). 만일 처리환경을 변경하고자 할 경우에는 이들 기준파일들을 사전에 수정한 후

재지정하면 된다. 따라서, 본 시스템에서는 궤도 결정에 사용할 위성의 원시 GPS 데이터 (저궤도 위성 S/C RINEX File)와 위성의 GPS 항행해 (S/C ECEF File)를 지정하는 것만으로 정밀궤도 결정을 위한 모든 초기셋팅 작업이 종료되도록 구성하였다 (그림 1에서 'File Setting' 메뉴 참고).

그림 1은 개발된 시스템의 메인 화면이다. 그림에서 보는 바와 같이 시스템의 주 메뉴는 왼쪽 상단의 'Main', 'GPS INFO', 'MERGE', 'RESULT', 'IGS FILE', 그리고 'SETUP'으로 구성되어 있다. 정밀궤도결정 수행은 'Main' 화면에서 처리하고자 하는 데이터를 선택한 후 'Run' 수행을 통해 모든 과정이 자동으로 수행된다.

지정된 파일내의 궤도데이터의 시작 및 종료 시각은 'Time Setting' 메뉴에서 자동으로 보이며, 운영자에 의해 임의로 조절할 수도 있다. 만일, GPS 위성궤도처리를 위한 1단계 (Step 1), 위성의 GPS 항행해를 처리하기 위한 2단계 (Step 2), 그리고 차분을 통한 위성의 정밀궤도를 최종 계산하는 3단계 (Step 3)를 각각 별도로 처리하고자 할 경우에는 그림 왼쪽 하단의 'Execution'에서 각 단계별 수행 버튼을 통해 처리가 가능하

다. 각 단계별 궤도데이터의 처리과정은 다음 그림 2를 참조하고, 상세한 내용은 참고문헌 [2]를 참고한다. 프로그램 상단 메인 메뉴에서 그림 3에서 보는 바와 같이 'GPS INFO'에서는 처리하고자 하는 IGS (International GPS Station)들의 GPS 원시데이터에 포함된 GPS위성들의 정보를 확인할 수 있으며, 만일 특정 GPS 위성 정보가 유효하지 않을 경우 자동 처리과정에서 해당 GPS 위성의 궤도를 계산하거나 차분하지 않도록 프로그램 되어있다.

그림 4에서 보는 바와 같이 'Merge' 메뉴는 장기간 궤도데이터를 처리하고자 할 때 필요한 데이터들을 일정기간 모아서 하나의 파일로 만들어 주는 기능을 갖고 있다. 각 스텝마다 필요한 IGS GPS 원시데이터, GPS 위성 궤도데이터 (Broadcast GPS Ephemeris), 그리고 GPS 항행해 파일들의 취합이 가능하다.

그림 5에서 보는 바와 같이 'IGS File' 메뉴에서는 차분에 사용하기 위한 IGS를 데이터베이스화 하거나 추가, 삭제할 수 있는 기능을 가지고 있다.

그림 6에서 보는 바와 같이 'RESULT' 메뉴에서는 결정된 궤도데이터의 정밀도를 중첩법 (Overlapping method)으로 평가하기 위한 기능을 갖고 있다.

마지막으로 'SETUP' 메뉴에서는 사용자 등록 및 궤도정밀도 판단을 위한 중첩기간 (Overlapping duration)을 설정하거나, 정밀궤도 처리를 일정주기 혹은 일정시간에 수행되도록 타이머 설정을 하는 기능을 가지고 있다. 이 기능에 의해 특정 디렉토리에 당일 데이터들이 저장되면 특정 시각에 정밀궤도작업이 운영자의 작업 없이 자동적으로 수행되도록 구현하였다.

2.3 개발 환경

KASPOD 시스템은 SUN 워크스테이션 상의 SOLARIS 5.8 버전 OS에서 개발되었다. 워크스테이션 모델명은 Blade 1000으로 CPU 성능은 2xUSPARC III Cu 900MHz/8MB이고, 메모리는 광학메모리 4GBx2개를 장착한 워크스테이션이다. KASPOD 시스템의 사용자 인터페이스(GUI,

Graphical User Interface)는 설치 플랫폼인 SUN 워크스테이션에서 구현하기 위해 QT로 구현하였으며, 프로그램 제어 및 인터페이스는 C++로 구현하였다.

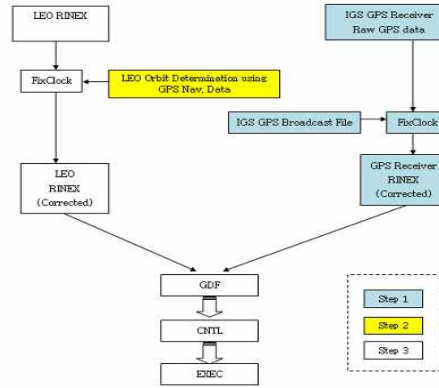


그림 2. 정밀궤도결정 흐름도

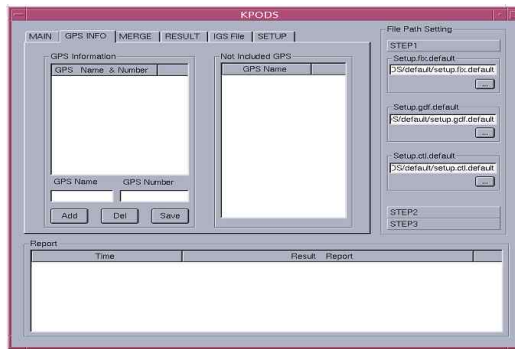


그림 3. GPS INFO 화면

2.4 시스템 시험 결과

개발된 시스템의 시험을 위해 2007년 1월 10일 획득한 24시간 아리랑 2호의 GPS 원시데이터와 GPS 항행해를 사용하였다. DGPS 차분을 위한 IGS는 총 20곳을 선택했다. 프로그램 수행소요시간은 총 75분으로, 이는 운용자가 처리하고자 하는 GPS 원시데이터 및 IGS 파일에 따라 단계마다 소요되는 기준파일들을 수정하면서 수

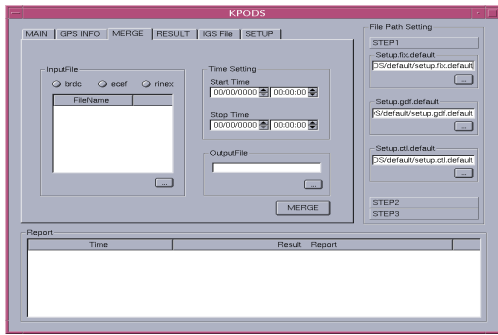


그림 4. Merge 화면

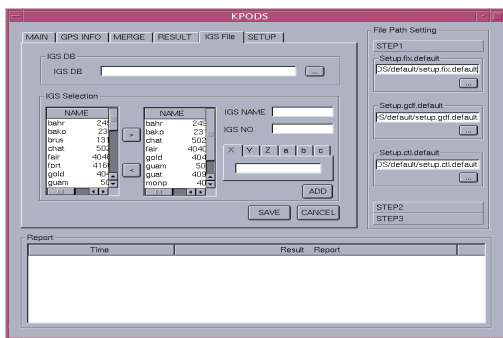


그림 5. IGS 설정 화면

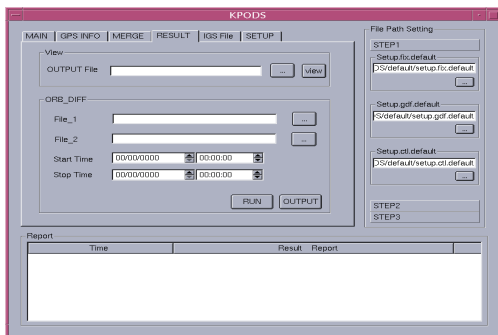


그림 6. Result 화면

동적으로 처리하는 경우 소요되는 작업 총 시간인 약 4시간에 비하면 매우 효율적임을 알 수 있다. 처리에 소요되는 시간은 플랫폼의 성능에 따라 더욱 향상될 수 있을 것으로 사료된다. 현재 아리랑 2호 임무계획 및 분석시스템에 구현된 정

밀궤도결정 모듈의 경우에는 전처리 등의 각 단계 종료 시까지 사용자가 모니터링하고, 정상 종료 여부를 확인한 후 다음 단계를 수행하기 위한 기본적인 셋팅작업들이 필요한데, 이러한 과정상에 소요되는 상당량의 인적 작업시간 역시 약 2시간 정도 소요된다. 결론적으로, 정밀궤도결정 작업의 자동화를 통해 전문적인 비행역학 엔지니어의 일일 수동작업 소요시간을 크게 줄일 수 있음을 보였다. 최종 수행 결과 얻은 정밀궤도의 정밀도를 판단하기 위해 GPS 항행해만을 이용한 궤도결정 결과와 비교해보았다. 아리랑 위성의 탑재 GPS 수신기로부터 획득한 GPS 항행해를 이용한 지상 궤도결정의 정밀도는 약 5m 수준임을 감안할 때 상호간의 위치 차이가 약 3m 수준이므로 [10,11] 상호간의 정밀도 차이가 기대한 바와 일치함을 알 수 있었으며, 간접적으로 정밀궤도결정 작업이 정상적으로 이루어졌음을 확인하였다.

3. 다중 비행역학시스템으로의 응용

3.1 다중 비행역학시스템

다중 비행역학시스템은 단일 위성이 아닌 다수의 위성을 대상으로 위성의 궤도결정, 예측, 궤도조정, 연료계산, 안테나추적데이터 생성 등의 작업을 하나의 플랫폼에서 동시에 수행하거나 동일 환경에서 개별적으로 수행할 수 있는 시스템을 의미한다.

현재까지 개발되어 사용되어진 다목적실용위성 아리랑 1호, 2호의 비행역학시스템은 임무계획 및 분석시스템의 일환으로써 각각의 위성에만 적용이 가능하도록 되어있다. 즉, 궤도모델링 및 처리 가능한 관측데이터 종류가 제한되어 있거나 각 위성에만 적용 가능하도록 되어있다. 따라서, 아리랑 1호 및 2호 이외의 다른 위성에 대한 궤도역학 분석 및 시뮬레이션이 제한적이다.

최근 많은 사용자를 보유하고 있는 상용 비행역학시스템은 특정 위성에 국한되는 것이 아니라 여러 위성에 공통으로 활용이 가능하다. 즉, 위성에 무관하게 활용할 수 있는 모듈과 특정 위성에

만 적용 가능한 모듈을 서로 연결하여 사용할 수 있는 개방형 구조를 가지고 있다. 또한, 자동화 개념을 적극적으로 도입하여 운영자 편의 측면을 강화하고 있다.

3.2 다중 비행역학시스템으로의 응용

앞서 기술한 바와 같이 비행역학시스템의 자동화 시도는 궁극적으로 다수의 위성들을 대상으로 하는 다중 비행역학시스템을 지향하기 위함이다. 이를 위해 한국항공우주연구원에서 국내 처음으로 개발한 자동 궤도운용시스템[2]은 아리랑 1호와 2호를 대상으로 그 가능성과 타당성을 함께 보여주었다. 참고문헌 [2]에서 소개한 바와 같이 개발된 시스템의 주요 특징은 그림 7에서 보는 바와 같이 '프로세스 설정부'의 구현이며 [12], 이를 통해 궤도운용에 필요한 모든 응용 프로그램 혹은 프로세스를 별도의 소스 수정이나 컴파일 없이 Add-On 방식으로 시스템과 연동하여 구동함으로써 매우 가변적이고 범용적인 시스템으로 구현되었다. 따라서, 본 논문에서 소개하는 정밀궤도결정 자동화 시스템을 일종의 응용 프로그램으로 연동함으로써 다중 비행역학시스템의 궤도데이터 처리 및 획득 가능한 궤도정밀도의 범위를 대폭 확장시킬 수 있다.

개발된 정밀궤도결정 자동화 프로그램은 2.2절에서 기술한 바와 같이 처리하고자 하는 저궤도 위성의 GPS 원시데이터와 GPS 항행해 데이터만을 지정하면 되므로, 특정 디렉토리에 해당 데이터들이 위성과의 교신을 통해 다운로드 되었는지를 확인하는 프로세스 A, IGS로부터 해당 GPS 위성의 원시데이터를 일정 시각에서 다운로드 받는 프로세스 B, 정밀궤도결정 각 Step 마다 처리상의 오류 발생 시 이를 수정하거나 오류를 제거하는 프로세스 C, 처리하고자 하는 궤도데이터의 문제 혹은 위성과의 교신이 불가하거나 수신이상으로 정상적인 궤도데이터를 입수하지 못하는 경우 이전 결정된 궤도에 의해 궤도를 예측하여 제공하기로 한 각종 궤도정보를 생성하는 프로세스 D, 그리고 마지막으로 정밀궤도결정이 최종 수행된 후 중첩법(Overlapping method)의 간접적인 방법으로 궤도정밀도를 평가한 후 현재 궤도를

갱신할지 여부를 판단하는 프로세스 E를 추가적으로 구현한 다음 그림 7과 같이 기존 자동화 시스템의 프로세스에 별도의 응용 유틸리티 (Other Utilities)로 등록하기만 하면 그림 8에서 보는 바와 같이 외부연동을 통해 정밀궤도결정 시스템을 충분히 자동화된 다중 비행역학시스템의 일환으로 응용 및 활용할 수 있다.

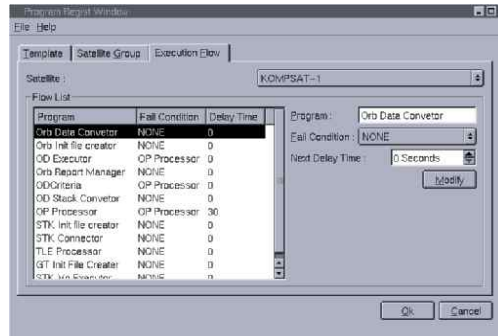


그림 7. 자동 궤도운용시스템 프로세스 설정부

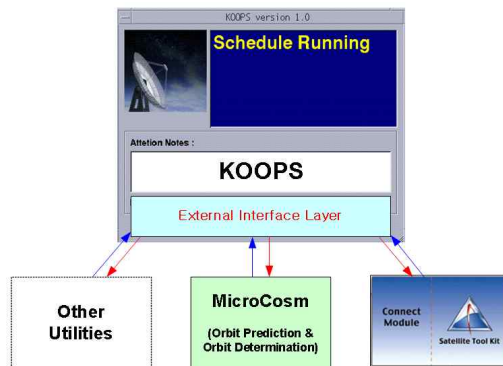


그림 8. 외부 프로그램과의 연동 구조

3.3 운용 결과

정밀궤도결정 자동화 시스템을 이용하여 아리랑 2호의 정밀궤도결정을 수행하였다. 정밀궤도결정은 2009년 8월 15일부터 2009년 8월 19일까지 5일간의 데이터를 이용하였고, IGS 데이터는 약 20여개의 지상국을 이용하였다. 그림 9에 사

용된 IGS 데이터의 지상국 분포를 나타내었다.

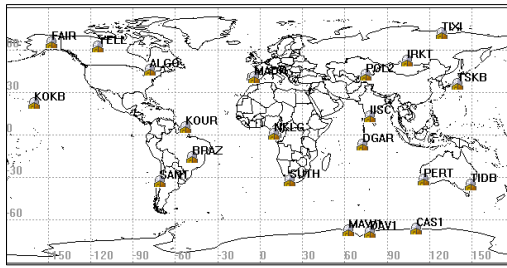


그림 9. 사용된 IGS 데이터 지상국 분포

정밀궤도결정 자동화 시스템의 결과를 검증하기 위해 GPS 항행해를 이용한 OOD(Operational Orbit Determination)결과와 POD 결과를 상호 비교하였다. 그림 10은 2009년 8월 15일부터 2009년 8월 19일까지 5일 동안 각 날짜에 대하여 OOD한 결과와 POD한 결과의 각 방향(x, y, z) 차이를 도시한 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 각 방향으로 오차가 최대 약 5미터 수준임을 확인할 수 있으며, 이 결과는 운영자에 의한 수동 처리 결과와 동일함을 확인하였다.

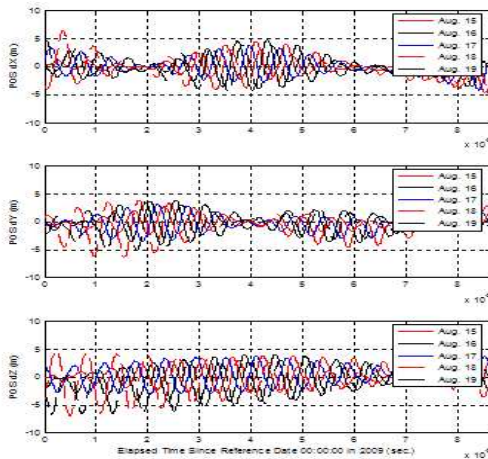


그림 10. OOD와 POD의 결과 차이 비교

4. 결 론

본 기술논문에서는 정밀궤도결정 자동화 시스

템 (KASPOD) 개발 내용 및 시험결과에 대해 기술하였다. 개발된 시스템은 일상적인 정밀도를 요구하는 궤도데이터를 처리하기 위한 궤도결정 프로세스보다 상대적으로 복잡한 정밀궤도결정 작업들을 자동으로 처리하고, 정밀도 평가를 통해 안정적인 정밀궤도데이터 생성 및 제공이 가능함을 확인하였다. 개발된 시스템은 향후 기 개발되어 사용 중인 자동 궤도운용시스템 (KOOPS)에 연계하는데 어려움이 없을 것으로 사료되며, 두 시스템을 연계할 경우 위성 임무운용 중 운용비용과 숙련된 엔지니어를 필요로 하는 비행역학시스템 운용비용을 크게 절감함과 동시에 운영안정성을 높일 수 있을 것으로 사료된다. 또한, 향후 아리랑 3호, 5호 및 통해기 등 여러 기의 위성들을 운용함에 있어 다중 비행역학시스템으로서 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

참 고 문 헌

1. 김해동, 최해진, 김은규, "다목적실용위성 1호 임무계획 및 자동명령계획표 생성기 개발", 한국항공우주학회지, 제30권, 제1호, 2002, pp.139-146.
2. 김해동, 정옥철, 김은규, 방효충, "자동 궤도운용 시스템 개발", 한국항공우주학회지, 제35권, 제9호, 2007, pp.836-842.
3. Hartley, J. B., Hughes, P. M., "Automation of satellite operations: Experiences and future directions at NASA GSFC", *Proceedings of SpaceOps 96*, Germany, 1996.
4. Heinen, W., Blake, R., Fortuno, J., Camino, O., "SMART-1 Ground operations automation", *Proceedings of SpaceOps 06*, Italy, 2006.
5. Cerone, M., Pietro, M., D'Amico, F., "Improvements of automation for agile satellite operations", *Proceedings of SpaceOps 06*, Italy, 2006.
6. Dreger, F., "INTEGRAL-Fully automatic flight dynamics real-time support during the

- routine science phase", Proceedings of 17th International Symposium on Space Flight Dynamics, Russia, 2003.
7. Venkateswarlu, S., Ramalingam, G., Soma, P., "Automation of orbit and attitude determination functions of indian remote sensing satellite (IRS) missions", Proceedings of SpaceOps 98, 1998.
 8. Bellido, E., Molina, M. A., "Flight Dynamics operations automation: Experience on a large fleet of heterogeneous GEO satellites", Proceedings of SpaceOps 06, Italy, 2006.
 9. Martin, T., *MicroCosm Software Manuals*, Ver. 2005, Vol. 3, Van Martin Systems, Inc., Rockville, 2005.
 10. 김해동, 최해진, 김은규, "GPS 항행해를 이용한 아리랑 1호의 궤도결정 성능분석 연구", 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, 2004, pp.43-52.
 11. 다목적 실용위성 2호 초기운용보고서, 한국항공우주연구원, 2006.
 12. 김해동, 김은규, "오류방지기능이 구비된 인공위성의 궤도결정 자동화 시스템", 국내 특허등록 제 10-0720725호, 등록일자 2007.5.15.