

**[VII-2-4] 태양 및 우주환경 모니터링 시스템 구축**

이청우, 김갑성

경희대학교 우주과학과

경희대학교 태양물리연구실에서는 태양 활동 극대기를 대비한 태양 및 우주환경 모니터링 시스템을 구축하였다. 이 시스템은 태양-지구간 우주환경을 실시간으로 감시하는 체계를 구축하고자 각국의 태양 및 우주환경관련 웹사이트를 자동으로 연결하여 최신의 태양-지구 우주환경을 모니터링할 수 있도록 한 것이다. 또한 자체적으로 개발한 우주환경 감시 프로그램인 SIDP(Solar Image Display Processing)와 메인 컴퓨터 그리고 LCD TV를 통해서 태양 및 우주환경에 대한 모니터링할 수 있도록 구성하였다. 특히 SIDP 프로그램은 FTP 기법을 이용하여 상대 호스트 컴퓨터에 접속하여 자료를 전송받게 하고 이를 근 실시간으로 디스플레이 가능하도록 한 것으로 Borland C++를 이용하여 구성하였다.

**[VII-2-5] A Multiple Type II Solar Radio Burst observed by E-CALLISTO at KASI on December 31 2007**Kyung-Suk Cho<sup>1</sup>, Su-Chan Bong<sup>1</sup>, Hee-Seon Roh<sup>1,2</sup>, Jung-Eun Hwangbo<sup>1,3</sup>, Yeon-Han Kim<sup>1</sup>, Yong-Jae Moon<sup>2</sup>, and Young-Deuk Park<sup>1</sup><sup>1</sup>Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea<sup>2</sup>Astronomy & Space Science, KyungHee University, Korea<sup>3</sup>Astronomy & Space Science, Chungbuk National University, Korea

Solar type II burst is regarded as a radio signature of coronal shock but its association with coronal mass ejections (CMEs) remains controversial. On December 31 2007, SOHO/LASCO and STEREO/COR observed a CME associated a C8.3 flare that occurred on the east limb of the Sun. Meanwhile, two type II bursts were observed by E-Callisto which was installed at KASI with collaboration of ETHZ for monitoring solar radio burst in the frequency range between 45 and 450 MHz. The multiple type II burst was also observed by Hiraiso and Culgoora radio observatories. In this study, we estimate kinematics of the two coronal shocks from dynamic spectrum of type II bursts and discuss on the origin of the multiple type II burst based on comparison of the coronal shock with the STEREO CME.

**■ SESSION II-2 : 궤도1/ 달탐사****4월 24일(목) 14:30 - 16:00 (회의실)****[II-2-1] Simple Analytic Solutions for Optimal Reconfigurations in General Relative Motions**

Hancheol Cho, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi

*Astrodynamics and Control Laboratory, Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea*

We present simple and general analytic solutions to the problem of minimum-fuel reconfiguration using power-limited propulsion, for multiple satellites governed by a variety of

linear dynamic equations. Unlike what has been determined from previous research, the inverse of the fundamental matrix associated with the give relative equations of motion is not required if a basic feature in state equations is met. This feature is very common due to the fact that most relative motion equations are represented in the LVLH frame. The results are generalized to include the possibility of different weights on the control effort for each axis (radial, along-track, and cross-track). The inclusion of the different weights allows for better tuning when two or more thrusters are exhausted, and one thruster is required to be used preferentially over the others. The method suggested not only reduces the amount of calculations required, but also allows predicting the form of optimal solutions in advance without having to solve the problem. It is illustrated that the optimal thrust vector is a function of the fundamental matrix of the given state equations, and other quantities such as the cost function and the state vector during the reconfiguration can be concisely represented in closed forms as well. The analytic solutions developed in the current study can be applied to most reconfiguration problems in linearized relative motions, and are also very useful to design optimal feedback controllers for reconfiguration or rendezvous maneuvers. Several numerical examples are analyzed to demonstrate the efficacy of the analytic solutions in the current study.

**[II-2-2] 인공위성 궤도결정을 위한 비선형 추정 방법의 적용과 비교**

박은서, 박상영, 최규홍

연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

인공위성 궤도결정 문제는 기본적으로 비선형 시스템에 대한 확률적 추정 이론을 통해 다뤄진다. 위성 운동의 비선형적 특성에 기인한 확률적 추정이론은 기본적으로 추정 변수의 확률적 전파와 실 관측 값에 대한 변수 값의 갱신으로 이뤄진다. 추정변수의 확률적 전파방법과 갱신 방법에 따라 여러 가지 추정 기법들이 존재한다. 선형화를 통해 추정변수의 확률적 전파를 수행하는 가중치 최소 자승법, 확장 칼만필터 기법과 비선형 방정식을 추정 변수 전파에 이용하는 unscented 변환 기반의 기법들로 분류할 수 있다. 또한, 관측 값에 대한 갱신 방법에 따라 실시간 혹은 후처리 추정기법으로 구분되며, 기술적 차이에 따라 반복적(iterative) 혹은 평탄화(smoothing) 추정으로 세분화 할 수 있다. 이 연구에서는 추정 변수의 확률적 전파와 관측 값 갱신 방법에 따른 추정기법들을 지상국과 인공위성 간의 거리, 고도각, 방위각 관측 값을 이용한 궤도결정시스템에 적용하고 비교한다. 이를 위해 unscented 변환 기반을 응용하여 새롭게 구성한 추정 방법과 기존 최소자승법, 반복법에 의한 smoothing 기법들을 궤도의 초기 오차별, 관측데이터 시간간격별로 비교하여 추정방법간의 특성과 장단점을 분석한다.

**[II-2-3] Relative Orbit Control of Formation-Flying Mission in Low Earth Orbit Using Eccentricity/Inclination Vector Separation**

Jae-Ik Park, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi  
*Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul*  
 120-749, Korea

This study presents a formation-flying concept for close low-Earth-Orbit (LEO) satellite(baseline < 1km) aiming to achieve the mission objective. The distributed satellite system requires tight control of the relative motion of the formation flying satellites. A formation control concept is based on a relative eccentricity/inclination (e/i) vector parameterization of the relative motion. This concept of eccentricity/ inclination-vector separation, originally developed for geostationary satellites, is here extended to LEO formations. It provides immediate insight into key aspects of the relative motion and is particularly useful for orbit control purposes and proximity analyses. The adopted linear model incorporates the Earth's oblateness effects up to the second-order zonal coefficient J2 and makes use of the theory of Brouwer and Lynddane for the computation of mean relative orbital elements. A deterministic impulsive orbit control strategy is shown to be a straightforward application of the Gauss's variation equations in combination with the adopted relative motion model. Impulsive maneuvers are easily planned to counteract non-Keplerian orbital perturbations in order to maintain the formation. The numerical simulation is applied to a specific LEO formation and simulations clearly show the simplicity and effectiveness of the formation-flying.

**[II-2-4] Current progress in bolometric performance measurement of breadboard AMON-RA energy channel instrument for deep space albedo measurement**

Yunjong Kim<sup>1,2</sup>, Hyun-Su Yi<sup>2</sup>, Dongok Ryu<sup>1</sup>, Kiljae Jung<sup>1</sup>, Ki-Beom Ahn<sup>1</sup>, Eun-Song Oh<sup>1</sup>, Jae-Min Lee<sup>1</sup>, Sun-Jung Ham<sup>1,3</sup>, Ji-Yeon Yoon<sup>4</sup>, Hoseop Yoon<sup>1,4</sup>, Jin-Seok Hong<sup>5</sup>, Ho-Soon Yang<sup>2</sup>, Hanshin Lee<sup>3,6</sup>, Sug-Whan Kim<sup>1</sup>, Mike Lockwood<sup>3,7</sup>

<sup>1</sup>*Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul, 120-749, Korea*

<sup>2</sup>*Korean Research Institute of Standards and Science, Daejeon, 305-340, Korea*

<sup>3</sup>*Rutherford Appleton Laboratory, UK*

<sup>4</sup>*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, 305-348, Korea*

<sup>5</sup>*ICRA Technology, Sungnam, 463-500, Korea*

<sup>6</sup>*Astronomy sub-dept. University of Oxford, UK*

<sup>7</sup>*Space Environment Physics Group, School of Physics and Astronomy, University of Southampton, UK*

The Albedo MONitor and RAdiometer (AMON-RA) instrument, as the primary payload of proposed EARTHSHINE mission, is to uncover the hidden connections between the solar activity and Earth climate change by measuring total solar irradiance (TSI) and Earth global albedo anomaly from

around L1 halo orbit. The instrument consists of two interconnecting optical systems i.e. a visible channel and an energy channel. Using a modified Winston cone and a pyro-electric detector, the energy channel instrument is to perform bolometric measurement of Sun and Earth shortwave irradiance between 0.3um and 4um. We report the design, fabrication and integration & test for the breadboard AMON-RA bolometer channel instrument. The trial laboratory measurement of the radiative power demonstrated successfully that the instrument performance falls well in the simulated performance prediction. We then discuss the current progress as well as the future plan for the AMON-RA instrument.

**[II-2-5] 달 탐사를 위한 국내 지상국 활용 가능성에 대한 연구**

김경희, 채장수, 오치욱, 박성옥, 박홍영, 전주환  
 한국과학기술원

달 탐사는 1958년 미국의 파이어니어(Pioneer) 위성 발사를 시작으로 주로 미국과 소련이 1970년대 중반까지 경쟁적인 개발을 시도하였다. 그러나 1970년 중반 이후에 달 탐사 프로그램은 소강 상태에 접어들었으나 1990년 접어들어 미국을 필두로 달 탐사에 대한 관심이 다시 증대되어 현재는 일본과 중국 등도 함께 달 탐사에 뛰어들고 있는 상황이다. 최근 달에 대한 선진 우주국의 관심이 다시 고조되고 있고 주변국의 달 탐사 프로그램 동향을 반영하여 정부는 우리나라의 달탐사 계획을 발표하였다. 이 계획에 따르면 2017년까지 300톤급 발사체를 자력을 발사하고 2020년 달 탐사 궤도위성을 개발할 예정이다. 또한 2025년에는 달 탐사 착륙선을 보내어 달 표면에 착륙하고 탐사 로봇을 이용하여 달 표면을 탐사한다는 계획이다. 아직까지 지구 궤도 임무만 수행한 우리나라 우주기술 수준을 고려할 때 이와 같은 달 탐사 계획을 주도적으로 추진하기 위해서는 사전 하여 선행 연구가 요구된다. 달 탐사 위성은 지구궤도가 아닌 높은 고도의 달 궤도까지 도달하게 되는데 그 과정에서 달 탐사위성의 임무 수행 상태를 모니터링하기 위해 지상국이 구성되어야 한다. 이와 같은 지상 인프라가 국내에 아직 완벽하게 구축되어 있지 않기 때문에 자체적으로 구축하거나 혹은 국제 협력 방안을 고려해야 한다. 이 논문에서는 달 탐사를 위해 개발되었거나 개발되고 있는 달 탐사선의 통신시스템의 사례를 조사하여 최근의 통신시스템 개발 현황을 수집하고 DSN 등의 지상통신시스템의 이용현황을 검토한다. 또한 검토 결과를 토대로 국내 지상국 시스템을 국내 달 탐사 개발에 활용할 수 있는지 가능성에 대해 살펴보고자 한다.

**[II-2-6] 달 탐사용 궤도선의 임무설계를 위한 제한조건**

김방엽  
 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단

2020년 발사를 목표로 추진 중인 우리나라의 달 탐사용 궤도선을 모델로 삼아 달 탐사 임무설계와 해석을 위한 제한 조건을 도출하고자 하였다. 우선 태양, 달, 지구의 천체역학적 상관관계를 살펴보고, 각 천체가 달 궤도선의 임무궤도에 미치는 영향을