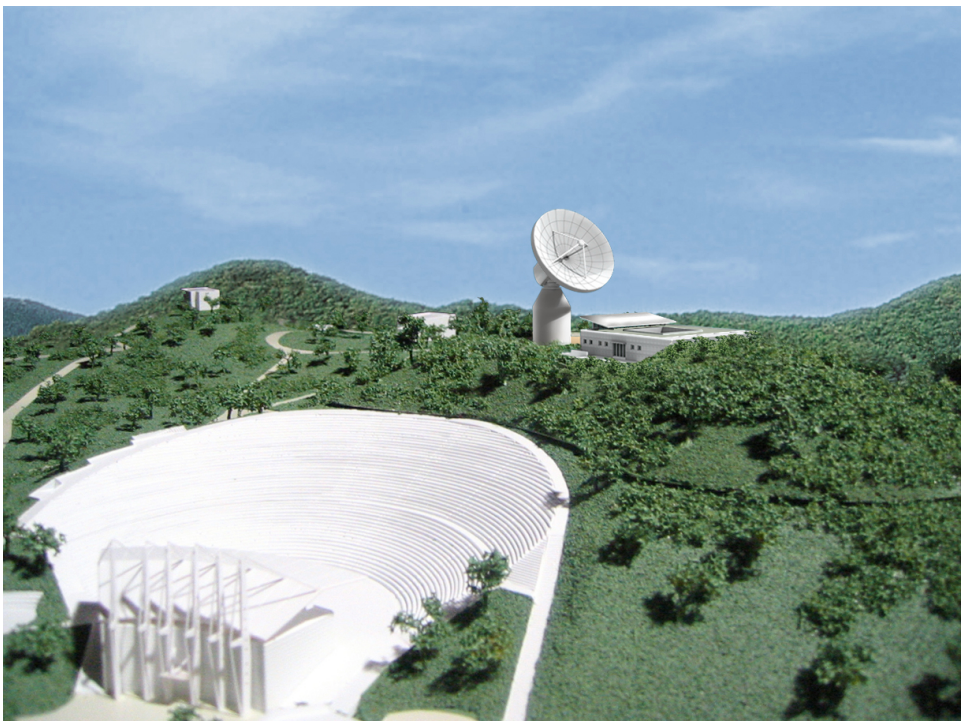
ISSN 1598-5601

한국우주과학회보

Bulletin of The Korean Space Science Society

제14권 2호 2005년 10월



사단법인 한 국 우 주 과 학 회
The Korean Space Science Society

한 국 우 주 과 학 회

임 원

회 장: 이용삼 (충북대, 043-261-2314, 011-286-0174, leeysam@hanmail.net)
부 회 장: 강영운 (세종대, 02-3408-3234, 019-368-1725, kangyw@sejong.ac.kr)
총무이사: 김호일 (천문연, 042-865-3254, 010-6426-7619, hikim@kasi.re.kr)
재무이사: 박필호 (천문연, 042-865-3232, 016-428-3231, phpark@kasi.re.kr)
학술이사: 김석환 (연세대, 02-2123-2688, 019-383-4247, skim@galaxy.yonsei.ac.kr)

이 사

민경욱 (과기대, 042-869-2525, 011-439-8617, kwmin@space.kaist.ac.kr)
심은섭 (항우연, 042-860-2470, 011-9823-7680, esim@kari.re.kr)
안병호 (경북대, 053-950-5920, bhahn@knu.ac.kr)
안영숙 (천문연, 042-865-3220, 011-9405-7741, ysahnn@kasi.re.kr)
이동훈 (경희대, 031-201-2449, 019-201-2449, dhlee@khu.ac.kr)
이영욱 (연세대, 02-2123-2689, 019-381-3620, ywlee@csa.yonsei.ac.kr)
이우백 (천문연, 042-865-3309, 011-9801-6919, wblee@kasi.re.kr)
이 유 (충남대, 042-821-5468, 010-9520-4950, euyiyu@cnu.ac.kr)
정장해 (충북대, 043-261-2313, 010-3003-3125, jeongjh@al-korea.org)
최규홍 (연세대, 02-2123-2686, 011-9733-2686, khchoi@galaxy.yonsei.ac.kr)
천문석 (연세대, 02-2123-2685, 011-9111-1947, mschun@galaxy.yonsei.ac.kr)
최용석 (전자통신연, 042-860-5263, 016-462-7036, yschoi@etri.re.kr)

감 사

양종만 (이화여대, 02-3277-2330, 019-662-2330, jyang@ewha.ac.kr)
이용복 (서울교대, 02-3475-2456, 017-204-3488, yblee@ns.snue.ac.kr)

편집위원

강영운 (세종대, 02-3408-3234)
김용기 (충북대, 043-261-3202)
민경욱 (과기대, 042-869-2525)
박장현 (천문연, 042-865-3222)
손영종 (연세대, 02-2123-5688)
이병선 (전자통신연, 042-860-4903)
정남해 (연세대, 02-2123-3439)
최기혁 (항우연, 042-860-2217)
김영수 (천문연, 042-865-3247)
김용철 (연세대, 02-2123-2682)
박상영 (연세대, 02-2123-5687)
변용익 (연세대, 02-2123-2693)
이대영 (충북대, 043-261-2316)
장민환 (경희대, 031-201-2472)
최규홍 (연세대, 02-2123-2686)

사 무 처

사무국장: 정남해 (연세대, 02-2123-3439, 016-220-3170, nhj@obs.yonsei.ac.kr)
사무간사: 신미자 (천문연, 042-865-3391, 017-673-5990, ses@kasi.re.kr)

학회 홈페이지 *http://ksss.or.kr*

이 학회보는 한국과학기술단체총연합회의 일부 재정지원에 의하여 발간되었습니다.

ISSN 1598-5601

한국우주과학회보

Bulletin of The Korean Space Science Society

제14권 2호 2005년 10월

사단법인 한 국 우 주 과 학 회
The Korean Space Science Society

차 례

2005년 가을학술발표회 일정표 ····· 11
차 례 ····· 23
발표 논문 초록 ····· 28
프로시딩 ····· 147
회원동정 ····· 153
사단법인 한국우주과학회 정관 및 규정 ····· 155
한국우주과학회 제23차 정기총회 ····· 167
회원주소록 ····· 177

〈사단법인 한국우주과학회 입회 안내〉

사단법인 한국우주과학회는 천문·우주과학 및 관련분야에 종사하는 여러분의 입회를 환영합니다. 본 학회에 입회를 희망하시는 분은 입회원서 양식에 인적사항을 기재하시어 학회로 보내 주시고 회비는 은행계좌를 이용하여 납부하시기 바랍니다.

▣ 보낼곳: 한국우주과학회
120-749 서울시 서대문구 신촌동 134
연세대학교 천문대 내
전화: 02-2123-3439
팩스: 02-313-5033

▣ 은행계좌
국민은행 012-01-0603-888
우리은행 126-435843-01-001
예 금 주 한국우주과학회

▣ 신용카드 납부 : 학회 홈페이지에서 납부

▣ 회비납부안내

회원구분	입회비	연회비
학생회원	-	10,000원
정회원	10,000원	20,000원
평의원	-	40,000원
이사,감사	-	100,000원
부회장	-	300,000원
회 장	-	500,000원
기관회원	-	50,000원

※ 회원의 구분은 정관 제6조에 의거하며, 변경된 연회비는 2000년 제18차 정기총회에서 개정된 사항입니다(2001회계년도부터 적용).

※ 양식은 학회 홈페이지 자료실에서 내려 받으시기 바랍니다.

(표지사진 설명)

연세전파천문대(Yonsei Radio Observatory Project)

지난 2001년 건설이 확정된 연세전파천문대의 기초공사가 시작되었다. 연세대학교와 울산, 제주 세 곳에 건설되는 직경 20미터의 대형 전파망원경은 커다란 네트워크를 형성하여 첨단전파간섭계로 활용될 것이다. 연세전파천문대와 이후 건설되는 KVN 연구센터는 이들 전국 시설을 총괄 관리하는 전파관측망 연구중심이 될 것이며, 이 사업을 주관하는 한국천문연구원과 여러 대학들의 우수한 연구인력들이 모여 21세기의 새로운 우주관측을 수행해 나갈 것이다.

입 회 원 서

성 명	한글	성 별	남 여	생 년 월 일	년 월 일
	영문			주민등록번호	-
자택주소		우편번호		전 화	
직장주소		우편번호		전 화	휴대전화
직장명/부서		직 위			
e-mail					
KSSS-NET	ID: PASSWD: ※ 패스워드는 처음 로그인 하실 때 꼭 변경하세요.				
학 력					
경 력					
연구 업적					

위 본인은 귀 학회의 설립 목적과 취지에 찬동하여 이에 회원 가입을 신청합니다.

년 월 일

신청인: (인)

위 사람을 귀 학회의 회원으로 추천합니다(참고: 정관 7조 1항에 의하면 추천인은 본 학회 정회원이면 누구나 가능합니다).

추천인1 : 직장 및 직위	성명	(인)
추천인2 : 직장 및 직위	성명	(인)

사단법인 한국우주과학회 귀중

사무처리 사항	이사회 상정일 및 처리결과:

한 국 우 주 과 학 회

2005년 가을학술발표회 일정표

일 시 : 2005년 10월 20일(목) 10:00 ~ 21일(금) 12:10
장 소 : 연세대학교 공학원 대강당
주 관 : 사단법인 한국우주과학회
후 원 : 한국과학기술단체총연합회, 연세대학교 천문대
발표논문 : 초청강연 2편, 구두발표 52편, 포스터발표 64편 총 118편
발표시간 : 초청강연(30분), 연구발표(15분), 2세션 동시 진행
포스터 발표 : 2005년 10월 20일(목) 10:30 ~ 21일(금) 12:00

등록 및 교통 안내

1. 등록

모든 회원의 등록비는 30,000원 입니다.

2. 회원 가입

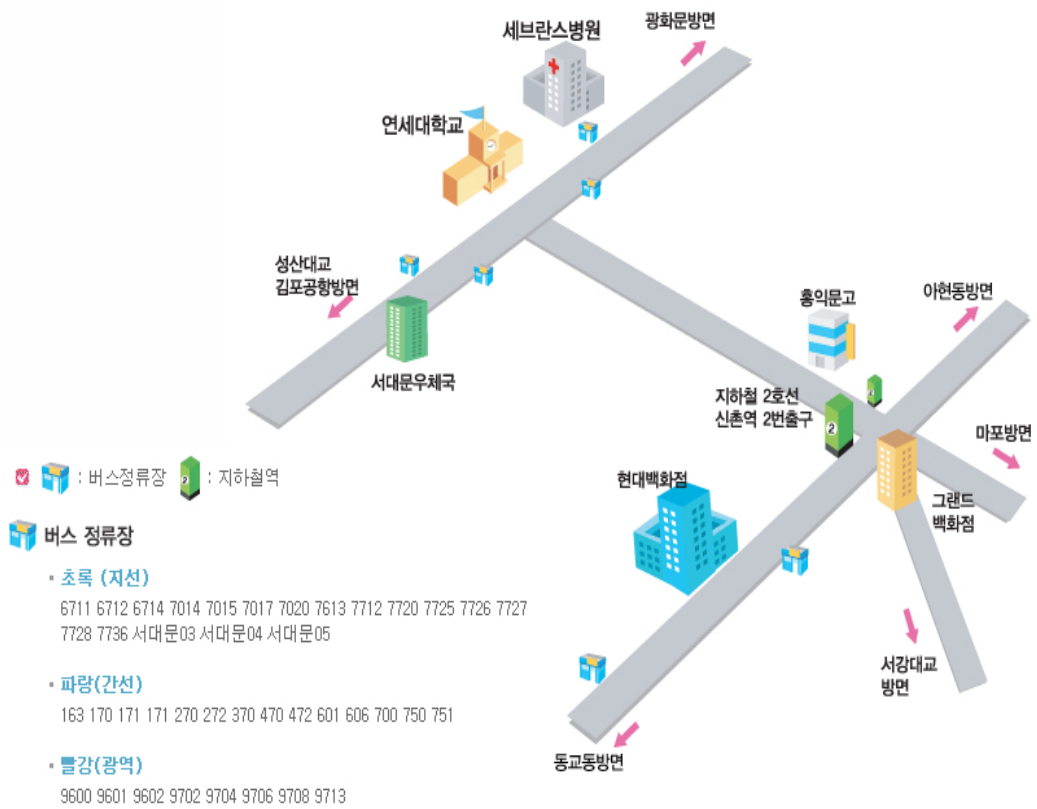
회원가입을 원하시는 분은 등록 장소에 비치되어 있는 입회 원서를 작성하셔서 입회비, 년회비와 함께 제출해 주시기 바랍니다.

※ 입회비: 10,000원, 년회비: 20,000원(학부학생회원은 입회비 없음 년회비: 10,000원)

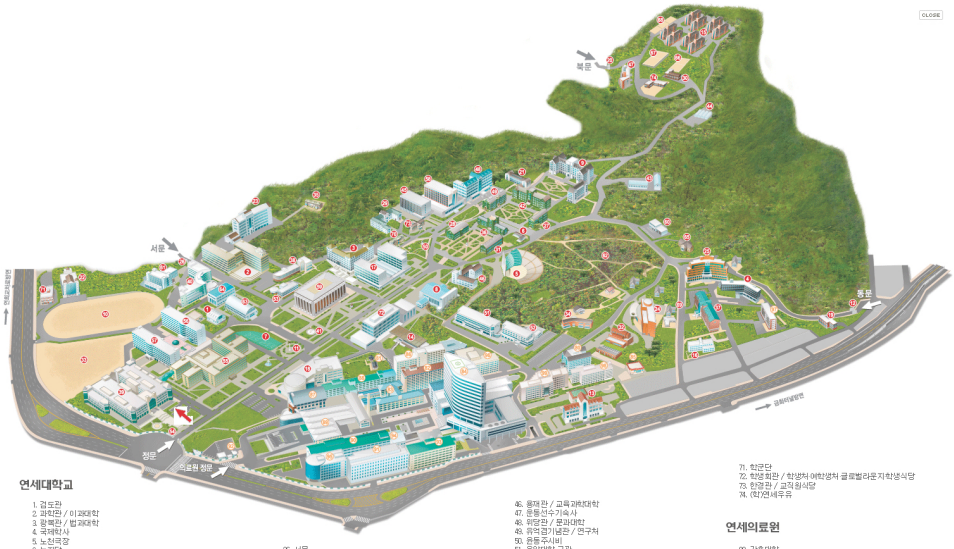
3. 교통

- 찾아오시는 길(학교주변 교통편)

지하철 2호선 신촌역 2번 출구로 나오시면 됩니다.



- 캠퍼스 약도



- 공학원

건물번호(39)이며 정문에서 왼쪽 첫 건물입니다.



학술발표 대회 진행 일정

2005년 10월 20일(목) 10:00 ~ 21일(금) 12:10
연세대학교 공학원

첫째날 10월 20일(목)

등록 (대강당) **담당: 학회 사무간사**

10:00 - 10:30 등록 접수, 프로그램 및 안내 자료 배부 ····· 회원 및 신입회원
학회장에 도착하시는 대로 안내 데스크에서 등록하여 주시기 바랍니다.
학회프로그램 및 안내 자료가 준비되어 있습니다.

개회식(대강당) **사회: 김호일(천문연)**

10:30 - 10:35 국민의례 ····· 다 같 이
10:35 - 10:40 개회사 ····· 회장 이용삼(충북대)
10:40 - 10:50 환영사 ····· 부총장 민경덕(연세대)

초청강연(대강당) **좌장: 김용기(충북대)**

10:50 - 11:20 Structure and Evolution of the Cataclysmic Variables
I. L. Andronov (Odessa National U. Ukreine)

11:20 - 11:30 분과 이동

▶ **첫째 날 11:30부터 우주환경(Ⅰ) / 천문우주(Ⅱ, Ⅲ) / 천문기기, 관측기법 (Ⅳ) 분과는 대강당으로, 인공위성체계(Ⅰ) / 위성궤도, GPS(Ⅲ) / SLR(Ⅳ) 분과는 세미나실에서 각각 진행되며, 둘째 날은 태양-지구(Ⅴ, Ⅵ) 분과는 대강당으로 / 인공위성(Ⅴ, Ⅵ) 분과는 세미나실에서 진행되오니 각 분과로 입장하여 주십시오.**

▶ **포스터 발표는 아트리움에서 개최됩니다.**

▶ **발표일정은 사정에 따라 변경될 수 있습니다.**

<식사와 음료에 관한 안내>

20일 점심은 공학원 식당에서 학회에서 지급하는 식권을 가지고 12시 30분부터 13시 30분까지 자유롭게 이용하시기 바랍니다. 20일 만찬(19:30-21:30)은 교직원 식당에 준비되어 있습니다. 전 회원께서는 총회가 끝나는 대로 만찬장소로 이동하여 주시기 바랍니다. 차와 음료 및 다과는 발표장 앞에 준비되어 있사오니 이용해 주시고 발표장 안으로는 음료반입을 금하여 주시기 바랍니다.

첫 째 날 10월 20일(목)
우주환경 / 천문우주 / 천문기기 / 관측기법 (대강당)

우주환경(Ⅰ-1) **좌장: 박영득(천문연)**

11:30 - 11:45 Heliospheric latitudinal and Solar Cycle Variations of Fractal Properties of the Interplanetary Magnetic Field

Jinyoung Park(CNU, KASI), Jin Sug Kim, Yu Yi(CNU), James A. Wanliss(ERAU)

11:45 - 12:00 Atmospheric drag effects on the KOMPSAT-1 during geomagnetic storms

Khan-Hyuk Kim(KASI), Hae-Dong Kim(KARI), Yong-Jae Moon, Kyung-Seok Cho(KASI), Jin-Young Park(CNU)

12:00 - 12:15 Ion acoustic solitary waves and double layers in the solar wind

Cheong-Rim Choi, D.-Y. Lee, Younggi Kim(CBNU), Chang-Mo Ryu(POSTECH)

12:15 - 12:30 Functional dependence of the local K indices on the planetary Kp index

Mungunshagai Terbish(CNU), Sukhbaatar Usnekh(MPU, ASM), Yu Yi(CNU), Mutaek Lim(KIGMR), Young-Deuk Park(KASI)

12:30 - 13:30 점심/ 이사회

천문우주(II-1) **좌장: 손영종(연세대)**

13:30 - 13:45 Impact of Extreme Horizontal Branch(EHB) stars on the integrated colors of simple stellar populations

Chul Chung, Young-Wook Lee(Yonsei U)

13:45 - 14:00 A New Perspective on the Color Distributions of Globular Cluster Systems in Early-type Galaxies

Sun-Jin Yoon, Sukyoung Ken Yi(Yonsei U, Oxford U), Young-Wook Lee(Yonsei U)

14:00 - 14:15 감마선 폭발체 생성 환경: 에너지 영역별 잔유휘광 거리 분포 비교와 소속 은하들의 특성 연구

김성은, 장헌영(경북대)

14:15 - 14:30 근접촉쌍성 AG Vir의 측광 및 분광학적 연구

손미림(충북대, 천문연), 김천휘(충북대), 김호일(천문연), 이재우(충북대), 이충욱(충북대, 천문연)

14:30 - 14:45 삼중성 CL Aur의 BVRI CCD 측광

김덕현, 김천휘(충북대)

14:45 - 15:00 휴식 및 포스터 발표

첫 째 날 10월 20일(목)
우주환경 / 천문우주 / 천문기기 / 관측기법 (대강당)

천문우주(Ⅲ-1) **좌장: 김천휘(충북대)**

15:00 - 15:15 Hydrodynamic interaction of a shock wave with an interstellar cloud

Seung-Hoon Cha(KASI), Dongsu Ryu(CNU)

15:15 - 15:30 Deep Impact 탐사선과 9P/Tempel 1의 충돌 전후 밝기 변화 모니터링 연구

김봉규, 김승리, 이충욱, 문홍규, 이동주, 구재림, 강용범(천문연)

15:30 - 15:45 FUV Sky Survey Observation of Hot ISM

Wonyong Han, Kwang-Il Seon, Jang-Hyun Park, In-Soo Yuk, Uk-Won Nam, Dae-Hee Lee(KASI), Kyung-Wook Min, Kwang-Sun Ryu, Jong-Ho Shinn(KAIST), Jerry Edelstein, Eric Korpela, Kaori Nishikida(UC Berkeley)

15:45 - 16:00 Bayesian Theory on the Background-Subtracted Intensity

Kwang-Il Seon(KASI)

16:00 - 16:15 Meteor outbursts in the last two millennia

Sang-Hyeon Ahn(KASI)

16:15 - 16:30 휴식 및 포스터 발표

천문기기/ 관측기법(Ⅳ-1) **좌장: 한원용(천문연)**

16:30 - 16:45 The First Flight Measurement with the CREAM Silicon Charge Detector

박일흥 외(이화여대)

16:45 - 17:00 The First dual frequency VLBI observation using VERA - Experiment 1
2. phase delay solutions at 22GHz & 43GHz

Bong Won Sohn, Hyun Soo Chung(KASI), Hideyuki Kobayashi(NAOJ), Tetsuo Sasao(KASI), Tomoya Hirota, Osamu Kameya, Yoon Kyung Choi(NAOJ)

17:00 - 17:15 태양전파 모니터링을 위한 2.8GHz 수신기 제작

박사라, 김용기(충북대), 한석태(천문연), 윤요나(충북대, 천문연), 이대영(충북대)

17:15 - 17:30 KASINICS 광학계의 제작과 시험

육인수, 이성호, 문봉곤, 진호, 남욱원, 박수종, 경재만, 한정렬, 차상목(천문연), 김건희, 양진석(기초과연)

17:30 - 17:45 전천 탐사를 위한 소형자동망원경 시스템 구축

윤요나(충북대, 천문연), 경재만, 육인수, 임홍서, 윤재혁, 문홍규, 한원용, 진호(천문연), 변용익, 강용우(연세대), 김천휘(충북대)

17:45 - 18:00 자리이동

18:00 - 19:30 정기총회/ 평의원회

19:30 - 21:30 만찬

첫 째 날 10월 20일(목)
인공위성체계 / 위성궤도 / GPS / SLR (세미나실)

인공위성체계(I -2) **좌장: 최용석(ETRI)**

11:30 - 11:45 우주 양성자에 의한 우주비행체 열 조절용 3mil ITO KAPTON의 내구성 변화 연구

김대원, 이호영(서울대), 김동일, 허용학(표준연),
양태건(원자력의학원), 김계령(원자연), 김용협(서울대)

11:45 - 12:00 위성의 태양 전지판 형상과 임무 모드에 따른 별 추적기 최적 개수 결정

임조령, 용기력, 김용복, 이승우(항우연)

12:00 - 12:15 태양전지판 전개방법에 따른 과학기술위성 2호의 전력량 분석

강경인, 임종태(과기원), 심은섭(항우연)

12:15 - 12:30 과학기술위성 2호 펄스형 플라즈마 전기추력기의 헤드 특성 분석

신구환, 조동현, 남명용, 차원호, 강경인, 임종태(과기원)

12:30 - 13:30 점심/ 이사회

위성궤도(II-2) **좌장: 박종욱(천문연)**

13:30 - 13:45 Performance Analysis of Perturbed Optimum Aperture Placement for a Space-Based Radar Interferometry

Hyeon-Seock Jeon, Sung-Moon Yoo, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi(Yonsei U)

13:45 - 14:00 Development of a Precise Orbit Determination System for GPS

Eun-Seo Park, Sung-Wook Jung, Sang-Young Park, Kyu-Hong Choi(Yonsei U),
Woo-Kyoung Lee, Sungki Cho, Jong-Uk Park, Pil-Ho Park(KASI)

14:00 - 14:15 Orbit Transfer Using a Laser-Sustained Solid Propellant Combustion Microthruster

EunJi Jun, Sang-Young Park, Woong-Sup Yoon, Kyu-Hong Choi(Yonsei U)

14:15 - 14:30 Unscented Kalman Filter를 이용한 정지궤도 위성의 실시간 궤도 결정 알고리즘 연구

김기태, 박상영, 노경민, 최규홍(연세대), 이병선(ETRI)

14:30 - 14:45 Optimal Trajectory Correction Maneuver Design using the B-plane Targeting Method for the Future Korean Mars Missions

Young-Joo Song, Eun-Seo Park, Sung-Moon Yoo, Sang-Young Park,
Kyu-Hong Choi(Yonsei U), Jea-Cheol Yoon, Jo Ryeong Yim,
Joon-Min Choi, Byung-Kyo Kim(KARI)

14:45 - 15:00 휴식 및 포스터 발표

첫 째 날 10월 20일(목)
인공위성체계 / 위성궤도 / GPS / SLR (세미나실)

위성궤도/ GPS(Ⅲ-2) **좌장: 박관동(국민대)**

15:00 - 15:15 Orbit Determination using Geomagnetic Field via the Unscented Kalman Filter

Kyoung-Min Roh, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi(Yonsei U)

15:15 - 15:30 Magnetic Torquer Attitude Control of a Satellite Via the Linear Quadratic Regulation and the State-Dependent Riccati Equation Technique

Jong-Hyun Oh, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi(Yonsei U)

15:30 - 15:45 A Study on the improvement of the Positioning Accuracy using New Regional Ionospheric Model for GNSS

Byung-Kyu Choi, Jong-Uk Park, Jeong-Ho Joh, Hyung-Chul Lim, and Sung-Ki Cho(KASI)

15:45 - 16:00 P3 시각비교 기법을 이용한 GPS 위성시계의 이상 신호 감지 시스템 구축

한지애, 허윤정(충북대, 표준연), 이창복, 양성훈(표준연), 김천휘(충북대)

16:00 - 16:15 GPS 반송파 위상 데이터를 이용한 준-실시간 시각정보 추출 연구

하지현, 박관동(국민대), 이창복(표준연)

16:15 - 16:30 휴식 및 포스터 발표

SLR(Ⅳ-2) **좌장: 박상영(연세대)**

16:30 - 16:45 인공위성 레이저 거리측정 시스템(SLR)의 개요 및 국내 개발 방안

임형철, 민병희, 박종욱, 장정균, 한정열(천문연), 김용기(원자연), 손영수(기계연), 이준호(공주대)

16:45 - 17:00 Preliminary design of optical and opto-mechanical part for receiving telescope of Satellite Laser Ranging system

Jeong-Yeol Han(UST, KASI), Jeong-Gyun Jang(KASI), Inwoo Han(UST, KASI), Byeong-Hee Mihn, Hyung-Chul Lim, and Jong-Uk Park(KASI)

17:00 - 17:15 A Study on the Timing Device for Satellite Laser Ranging

Jun Ho Lee(KNU, KAIST), Young Jo Lim, Sang Hyun Lee, Kyung Hee Kim(KAIST), Hyung-Chul Lim, and Jong-Uk Park(KASI)

17:15 - 17:30 A trade off study of lightweight primary mirror for spaceborne telescope

Haeng-Bok LEE and Se-Chol Choi(ADD)

17:30 - 17:45 SLR 레이저 발진기 설계

김용기, 차병헌(원자연), 임형철, 박종욱(천문연)

17:45 - 18:00 자리이동

18:00 - 19:30 정기총회/ 평의원회

19:30 - 21:30 만찬

둘 째 날 10월 21일(금)
태양-지구 (대강당)

초청강연(대강당) — **좌장: 김석환(연세대)**

09:00 - 09:30 Solar Influences on Earth's Climate

Mike Lockwood(Rutherford Appleton Lab. UK)

09:30 - 09:40 휴식 및 포스터 발표

태양-지구(V-1) — **좌장: 문용재(천문연)**

09:40- 09:55 EARTHSHINE - a mission to study solar influences on Earth's climate and space environment

Mike Lockwood(Rutherford Appleton Lab. UK), Sug-Whan Kim(Yonsei U)

09:55 - 10:10 Innovative computer aided alignment technique for deep space optical system for earth albedo monitoring

Seong-Hui Kim(Yonsei U), Hanshin Lee(Yonsei U, Rutherford Appleton Lab. UK), Sug-Whan Kim(Yonsei U), Mike Lockwood, Nigel Morris, Ian Tosh(Rutherford Appleton Lab. UK), Ho-Soon Yang, Yun-Woo Lee(Yonsei U)

10:10 - 10:25 Type II shock speed from coronal density measurements and its comparison with CME kinematics

Kyung-Seok Cho, Yong-Jae Moon, Su-Chan Bong, Yeon-Han Kim, and Young-Deuk Park(KASI)

10:25 - 10:40 The Fractal Dimensions and the Maximum Sunspot Numbers in the Solar Cycles

Rok-Soon Kim(CNU, KASI), Yu Yi(CNU), Soon-Wook Kim, Kyung-Seok Cho, Yong-Jae Moon(KASI)

10:40 - 11:00 휴식 및 포스터 발표

태양-지구(VI-1) — **좌장: 이유(충남대)**

11:00 - 11:15 End-to-end performance simulation techniques for deep space earth albedo monitor

Jae-Min Lee, Sug-Whan Kim(Yonsei U), Hanshin Lee(Yonsei U, Rutherford Appleton Lab.), Mike Lockwood, Nigel Morris, Ian Tosh(Rutherford Appleton Lab.)

11:15 - 11:30 What CME parameters control goemagnetic storms ?

Yong-Jae Moon, Kyung-Seok Cho, Rok-Soon Kim, Seoung-Mi Kang, Yeon-Han Kim, Su-Chan Bong, Khan-Hyuk Kim, Young-Deuk Park(KASI)

폐회식(대강당)

12:00 - 12:05 광 고 ····· 총무이사 김호일(천문연)

12:05 - 12:10 폐회사 ····· 회장 이용삼(충북대)

둘 째 날 10월 21일(금)
인공위성 (세미나실)

초청강연(대강당) **좌장: 김석환(연세대)**

09:00 - 09:30 Solar Influences on Earth's Climate

Mike Lockwood(Rutherford Appleton Lab. UK)

09:30 - 09:40 휴식 및 포스터 발표

인공위성(V-2) **좌장: 이병선(ETRI)**

09:40- 09:55 HAUSAT-2 에너지 평형 해석과 전력계 설계

김동운, 권순경, 장영근(항공대)

09:55 - 10:10 HAUSAT-2의 소형 탑재 컴퓨터 설계

류정환, 심창환, 장영근(항공대)

10:10 - 10:25 HAUSAT-2의 구조-열 모델 우주환경 모사 시험

이미현, 김동운, 황기룡, 장영근(항공대)

10:25 - 10:40 과학기술위성2호에 탑재되는 레이저 반사경의 엔지니어링 모델의 환경시험 결과

이상현(과기원), 이준호(과기원, 공주대), 임용조, 김경희, 임종태(과기원), 우성현(항우연)

10:40 - 11:00 휴식 및 포스터 발표

인공위성(VI-2) **좌장: 조성기(천문연)**

11:00 - 11:15 Flight Dynamics Subsystem for COMS Satellite Ground Control

Byoung-Sun Lee, Yoola Hwang, Hae-Yeon Kim, Jaehoon Kim(ETRI)

11:15 - 11:30 Development of a CCSDS Software Communication System for a small satellite

Eun-Jung Choi, Jun-Yong Park, Hun-Gu Lee(SIC))

11:30 - 11:45 남북방향 위치유지 조정을 고려한 통신해양기상위성의 Daily Wheel Off-loading 분석

김해연, 이병선, 황유라, 김재훈(ETRI)

11:45 - 12:00 행성간 탐사선의 궤도결정 알고리즘 개발

유성문, 박은서, 송영주, 박상영, 최규홍(연세대), 윤재철, 임조령, 최준민, 김병교(항우연)

폐회식(대강당)

12:00 - 12:05 광 고 ····· 총무이사 김호일(천문연)

12:05 - 12:10 폐회사 ····· 회장 이용삼(충북대)

포스터 발표 (아트리움)
2005. 10. 20.(목) 10:00 ~ 21.(금) 12:00

(P-1) JHK′ and gi Photometry of Asymptotic Giant Branch Stars In NGC 6822

Aram Kang, Young-Jong Sohn, Jonghwan Rhee, Min Shin, Mun-Suk Chun(Yonsei U),
Ho-Il Kim(KASI)

(P-2) New stellar isochrone construction with the effects of red giant branch bump and mass-loss

Do-Gyun Kim, Young-Wook Lee, Yong-Cheol Kim(Yonsei U)

(P-3) Multiple Time - Scales in the old Nova V603 Aql

Andronov I.L.(ONU, CAO), Baklanov A.V.(CAO), Chinarova L.L.(ONU),
Burwitz V.(MPIP, OAM), Kim Y.G.(CBNU, OAM), Kolesnikov S.V.(ONU, CAO),
Ostrova N.I.(ONU), Niarchos P.(UAP), Pavlenko E.P.(CAO),
Shakhovskoy N.M.(ONU), Yushchenko A.V.(Sejong U)

(P-4) Multi-color Photometry of The Newly Discovered Intermediate Polar RXS J062518+733433

Andronov I.L.(ONU, CAO), Antoniuk K.A.(CAO), Chinarova L.L.(ONU),
Jeon Y.B.(KASI), Kim Y.G.(CBNU), Kolesnikov S.V.(ONU, CAO),
Ostrova N.I., Shakhovskoy N.M.(ONU), Shin J.-H.(CBNU)

(P-5) FIMS observations of the Monogem Ring

Il-Joong Kim(KAIST), K.-I. Seon(KASI), K.-W. Min, K.-S. Ryu(KAIST), D.-H. Lee,
W. Han, W.-W. Nam, J.-H. Park(KASI), J. -H. Shinn, J.-W. Park, Y. M. Lim(KAIST),
J. Edelstein, E. Korpela(UC Berkeley)

(P-6) Coalsack nebula 주위를 둘러싼 hot gas와 cold gas의 상호작용

박재우, 민경욱, 신종호, 김일중(과기원), 이대희, 선광일, 박장현(천문연), 류광선, 임여명(과기원)

(P-7) FIMS Observation Results of the Taurus region

D. H. Lee, I. S. Yuk, H. Jin(KASI), K. W. Min, K. S. Ryu, J. H. Shinn(KAIST), J. Edelstein,
E. J. Korpela, J. Adolfo(UC Berkeley), E. F. van Dishoeck(SL)

(P-8) 송이영(宋以穎)의 혼천시계(渾天時計)의 시보(時報)와 천체운행 장치 복원

이용삼(충북대), 이용복(서울교대), 김상혁(중앙대), 윤명진(옛기술과문화)

(P-9) FIMS로 관측한 Large Magellanic Cloud (LMC)

임여명, 민경욱(과기원), 선광일(천문연), 유광선, 김일중(과기원),
이대희(천문연), 신종호, 박재우(과기원)

(P-10) KASI 질문상자에 나타난 과학탐구 유형 분석

임인성, 성현일, 손상모, 안영숙, 김봉규(천문연), 최승언(서울대)

(P-11) Multi-Wavelength Observations of the Giant HII Complexes in the Large Magellanic Cloud

Sungeun Kim, Heri Jung, Eunjoo Kwon, Kyungmin Lee,
Jaeryung Lee, Chiyoung Cho, Youngin Kim, & Yangchan Jung(Sejong U)
and the ATCA + Parkes Survey Team

포스터 발표 (아트리움)

2005. 10. 20.(목) 10:00 ~ 21.(금) 12:00

(P-12) 적외선 우주망원경 냉각시스템 복사열 측정

김동락, 양형석, 이병섭, 최연석, 신필권(기초과연)

(P-13 천문관측용 적외선 카메라 기계부 제작

진 호, 박수종, 육인수, 남욱원, 문봉곤, 차상목, 조승현(천문연), 김건희(기초과연), 양진석, 박장현, 한원용(천문연)

(P-14) 적외선카메라 KASINICS의 전자부 제작

공경남, 남욱원, 진 호, 차상목, 조승현, 박영식, 이대희, 박수종, 육인수, 한원용, 박장현(천문연)

(P-15) Wave Propagation in a Two Ion Plasma Around the Ion Cyclotron Range of Frequencies: Application of Invariant Imbedding Method

Kyung-Sub Kim(KHU), Eun-Hwa Kim(Ajou U), Dong-Hun Lee(KHU), Kihong Kim(Ajou U)

(P-16) Diurnal variation of geomanetic fields observed at Ichon station

Se-Yeol Yoon, Ho-Jang Pyun, Young-Suk Chung(KSA), Sun Mie Park(KAIST), Y. S. Pyo(RRA), Kyoung Wook Min(KAIST), Soo-Kyong Park(KSA)

(P-17) A Study of Spatial Structure of Alfven Speed in the Magnetail

Kyung-dong Lee(KHU), Kwan-hyuk Kim(KASI), Dong-hun Lee(KHU), Toshifumi Mukai(ISAS), Tsugunobu Nagai(TIT), Kazue Takahashi(JHU)

(P-18) STSAT-1에 탑재된 Langmuir Probe로 측정한 Data의 Electron Energy Distribution Function 분석

이호형, 민경욱, 김희준, 박재홍(KAIST),이재진(KU. C Berkeley)

(P-19) 전천 카메라(All-Sky Camera)를 이용한 대기 중량파(Gravity wave) 관측

조환성(교원대), 김정한(충남대), 정종균(NCAR), 김용하(충남대), 원영인(해양연)

(P-20) GPS 반송파 위상 시각비교에 대류층 모델이 미치는 영향

허윤정(충북대, 표준연), 이창복, 양성훈(표준연), 김천휘(충북대)

(P-21) 저궤도 관측위성 GPS 수신기 환경 시험

권기호, 김대영, 최승운, 이윤기, 이종인(항우연)

(P-22) 소형위성급 운용모드에서의 지구센서와 반작용휠의 관계 시험

권재욱, 김영윤, 조승원, 윤영수, 최종연(항우연)

(P-23) Comparison of Modeling Tools for Space Radiation Environment

Sung-Joon Kim(KAIST), Jongho Seon(SIC), Kyoung-Wook Min, Dai-Ho Ko(KAIST)

(P-24) 국제우주정거장용 3가지 형태의 소질량측정장비의 시험 결과 분석 및 비교

김연규, 김종우, 김광식, 이주희, 최기혁(항우연)

포스터 발표 (아트리움)
2005. 10. 20.(목) ~ 21.(금)

(P-25) Analysis of TAM to MTQ Test for KOMPSAT-II of AOCS CLOSED LOOP Test

Young-yun Kim, Young-su Youn, Seoung-won Cho, Jae-wook Kwon(KARI)

(P-26) 위성 동역학 시뮬레이터 개발

김용복, 이선호, 임조령, 최홍택, 이승우(항우연)

(P-27) Satellite Design Considering Rapid Maneuver and Image Quality

Hee Seob Kim, Eyunhyun Kim(KARI)

(P-28) 우주열환경모사용 액체질소 순환장치

문귀원, 우창욱, 조혁진, 이상훈, 서희준, 최석원(항우연)

(P-29) KOMPSAT-2 FM 우주환경 지상검증 시험에 대한 고찰

서희준, 조혁진, 우창욱, 이상훈, 문귀원, 조창래, 최석원(항우연)

(P-30) 과학기술위성 2호 전력계

신구환, 임철우, 신근수, 김진규, 박경화, 강경인, 임종태(과기원)

(P-31) The Analysis for Effects on The Spacecraft During Calibration Maneuver

Kilyuk Yong(KARI, KAIST), Hyochoong Bang(KAIST), Seonho Lee, Shihwan Oh, Joryeong Lim, Yongbok Kim, Hongtaek Choi, Seungwu Rhee(KARI)

(P-32) 다목적 실용위성 2호 비행모델 진동환경시험

우성현, 임종민, 문상무, 이동우(항우연)

(P-33) 다목적 실용위성 2호 비행모델 충격분리시험

우성현, 임종민, 문상무, 문남진(항우연)

(P-34) 다기능 소형진공챔버를 이용한 RFDU QM용 diplexer에 대한 MP 환경시험 장치 구성 및 결과

우창욱, 조혁진, 이상훈, 서희준, 문귀원, 최석원(항우연)

(P-35) 저궤도위성과 발사체 전기접속시험

윤영수, 최종연, 권재욱, 조승원, 김영윤(항우연)

(P-36) 다목적실용위성 2호 비행모델 열진공시험

이상훈, 우창욱, 조혁진, 서희준, 문귀원, 최석원(항우연)

(P-37) Experiment of High Momentum Magnetic Torquers for Small Satellites

Seon-Ho Lee(KARI), Hyun-Ho Seo(UST), Ki-Lyuk Yong(KARI), Yong-Bok Kim, Seung-Wu Rhee(UST)

(P-38) 인공위성의 해석적 열해석 기법의 검증

이장준, 김희경, 현범석, 최준민(항우연)

(P-39) 저궤도 관측 위성용 탑재소프트웨어 설계를 위한 ERC32의 기능에 대한 연구

이재승, 최종욱, 김대영, 이종인, 김학정(항우연)

포스터 발표 (아트리움)
2005. 10. 20.(목) ~ 21.(금)

(P-40) 유인 우주 프로그램 수행시 우주환경의 영향에 대한 분석

이주희, 김연규, 김종우, 최기혁(항우연)

(P-41) Safety Assessment of a Low-Earth Orbit Satellite

Jeong-Heum Im, Hong-Youl Moon, Sang-Ryool Lee(KARI)

(P-42) 광학 콜리메이터의 초점 조정장치 개발

임종민, 김홍배, 문상무, 김영기, 우성현(항우연)

(P-43) 아리랑위성 2호의 음향환경 시험

임종민, 김홍배, 문상무, 김영기, 우성현(항우연)

(P-44) SLR 추적마운트 개발을 위한 기술 분석 및 기본 설계

손영수, 이성휘, 김병인(기계연), 임형철, 박종욱(천문연)

(P-45) 다목적실용위성 2호기의 전력계 설계를 위한 에너지밸런스 분석

장성수, 장진백, 박성우, 박희성, 이종인, 김학정(항우연)

(P-46) Thermal Vacuum Optical Test Facility for Space Camera

Hong-Sul Jang, Dae-Jun Jeong, Seunghoon Lee(KARI)

(P-47) Test Method for Performance Evaluation of GPS Receiver for Low Earth Orbit

Dae-Won Chung, Sang-Jeong Lee(KARI)

(P-48) Assembly, Alignment and Test results of optical performance on the Ritchey-Chretien Type of Telescope

Dae-Jun Jung, Hong-Sul Jang and Seung-Hoon Lee(KARI)

(P-49) 다목적 위성 2호의 Thermal/Vacuum 환경에서의 RF 성능 검증 시험

조승원, 최종연, 권재욱, 윤영수, 김영윤(KARI)

(P-50) 위성의 열진공시험시 발생되는 탈기체 측정 및 분석

조혁진, 서희준, 이상훈, 우창욱, 문귀원, 최석원(항우연)

(P-51) VASI IP1553을 이용한 차세대 저궤도 위성의 MIL-STD-1553B 통신 설계

최종욱, 이재승, 이효영(항우연)

(P-52) Linear Momentum Comparison between KOMPSAT-1 Real Date and KOMPSAT-2 Estimation Data of AOCS Submode Using Thruster Controller

Hong-Taek Choi, Yong-Bok Kim, Seung-Wu Rhee(KARI)

(P-53) Thermal Simulation on High Power Dissipating Boxes during Thermal Vacuum Test for Low Earth Orbit Satellite

Bum-Seok Hyun, Hui-Hyung Kim, Jang-Joon Lee and Joon-Min Choi(KARI)

포스터 발표 (아트리움)
2005. 10. 20.(목) ~ 21.(금)

(P-54) Verification Strategy and Planning

Jae-Min Shin, Hee-Seob Kim, Jeong-Heum Im, Sang-Ryool Lee(KARI)

(P-55) Whistler chorus intensifications associated with convections and injections of low energy plasma sheet electrons evidenced by VELOX observations at Halley ground station

J. A. Hwang(KAIST), D.-Y. Lee(CBNU),
L. R. Lyons(UCLA), K. W. Min(KAIST), A. J. Smith(BAS)

(P-56) 초소형 추력기로서의 Micopropulsion System의 이용에 관한 탐색 연구

강선일(항우연), 허환일, 오화영(충남대), 문성환(유니슨)

(P-57) A Prediction of Solid Motor Plume Radiation at High Altitude Using Inverse Wavelength Method for Plume Emissivity

Ju-Yong Ko, Seong-Lyong Kim, InSun Kim(KARI)

(P-58) 소형위성급 자세유지모드에서의 지구센서와 추력기의 관계 시험

권재욱, 김영윤, 조승원, 윤영수, 최종연(항우연)

(P-59) Conceptual ESD Protection Design of Space Launch Vehicle System

Kwang-Soo Kim, Soo-Jin Lee, Eui-Seung Chung(KARI)

(P-60) 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시스템 설계 인자 비교

남창호, 박순영, 문윤완(항우연)

(P-61) Comparison Between Russian GOST and Jacchia-Roberts Atmosphere Model

Chang-Su Park, Sangbum Cho and Woong-Rae Roh(KARI)

(P-62) 우주발사체 비행안전 분석 방법

심형석, 고정환, 최규성, 노웅래(항우연)

(P-63) Feasibility Study of Active Control of Reaction Wheel Micro-Vibration

Shi-Hwan Oh, Yong-Bok Kim, Ki-Lyuk Yong, Hong-Taek Choi and Seung-Wu Rhee(KARI)

(P-64) Thermal Analysis of FLSC Assembly for Flight Termination System

Sang Ho Choi, Seong-Lyong Kim, Ju Yong Ko, Insun Kim(KARI)

발표 논문 초록

1. 구두발표

초청강연

Structure and Evolution of the Cataclysmic Variables ····· 28
Solar Influences on Earth's Climate ····· 29

우주환경(I-1)

Heliospheric latitudinal and Solar Cycle Variations of Fractal Properties
of the Interplanetary Magnetic Field ····· 30
Atmospheric drag effects on the KOMPSAT-1 during geomagnetic storms ····· 31
Ion acoustic solitary waves and double layers in the solar wind ····· 32
Functional dependence of the local K indices on the planetary Kp index ····· 33

천문(II-1)

Impact of Extreme Horizontal Branch(EHB) stars on the integrated colors
of simple stellar populations ····· 34
A New Perspective on the Color Distributions of Globular Cluster Systems
in Early-type Galaxies ····· 35
감마선 폭발체 생성 환경 : 에너지 영역별 잔유휘광 거리 분포 비교와 소속 은하들의 특성 연구 ····· 36
근접촉쌍성 AG Vir의 측광 및 분광학적 연구 ····· 37
삼중성 CL Aur의 BVRI CCD 측광 ····· 38

천문(III-1)

Hydrodynamic interaction of a shock wave with an interstellar cloud ····· 39
Deep Impact 탐사선과 9P/Tempel 1의 충돌 전후 밝기 변화 모니터링 연구 ····· 40
FUV Sky Survey Observation of Hot ISM ····· 41
Bayesian Theory on the Background-Subtracted Intensity ····· 42
Meteor outbursts in the last two millennia ····· 43

천문기기/관측기법(IV-1)

The First Flight Measurement with the CREAM Silicon Charge Detector ····· 44
The First dual frequency VLBI observation using VERA - Experiment 1
2. phase delay solutions at 22GHz & 43GHz ····· 45
태양전파 모니터링을 위한 2.8GHz 수신기 제작 ····· 46
KASINICS 광학계의 제작과 시험 ····· 47
전천 탐사를 위한 소형자동망원경 시스템 구축 ····· 48

태양-지구(V-1)

EARTHSHINE - a mission to study solar influences on Earth's climate and space environment ····· 49
Innovative computer aided alignment technique for deep space optical system
for earth albedo monitoring ····· 50

Type II shock speed from coronal density measurements and its comparison with CME kinematics ····· 51
The Fractal Dimensions and the Maximum Sunspot Numbers in the Solar Cycles ····· 52

태양-지구(Ⅵ-1)

End-to-end performance simulation techniques for deep space earth albedo monitor ····· 53
What CME parameters control goemagnetic storms ? ····· 54

인공위성체계(Ⅱ-2)

우주 양성자에 의한 우주비행체 열 조절용 3mil ITO KAPTON의 내구성 변화 연구 ····· 55
위성의 태양 전지판 형상과 임무 모드에 따른 별 추적기 최적 개수 결정 ····· 56
태양전지판 전개방법에 따른 과학기술위성 2호의 전력량 분석 ····· 57
과학기술위성 2호 펄스형 플라즈마 전기추력기의 헤드 특성 분석 ····· 58

위성궤도(Ⅲ-2)

Performance Analysis of Perturbed Optimum Aperture Placement for a Space-Based Radar Interferometry ····· 59
Development of a Precise Orbit Determination System for GPS ····· 60
ORBIT TRANSFER USING A LASER-SUSTAINED SOLID PROPELLANT COMBUSTION MICROTHRUSTER ····· 61
Unscented Kalman Filter를 이용한 정지궤도 위성의 실시간 궤도 결정 알고리즘 연구 ····· 62
Optimal Trajectory Correction Maneuver Design using the B-plane Targeting Method for the Future Korean Mars Missions ····· 63

위성궤도/GPS(Ⅲ-2)

Orbit Determination using Geomagnetic Field via the Unscented Kalman Filter ····· 64
Magnetic Torquer Attitude Control of a Satellite Via the Linear Quadratic Regulation and the State-Dependent Riccati Equation Technique ····· 65
A Study on the improvement of the Positioning Accuracy using New Regional Ionospheric Model for GNSS ····· 66
P3 시각비교 기법을 이용한 GPS 위성시계의 이상 신호 감지 시스템 구축 ····· 67
GPS 반송파 위상 데이터를 이용한 준-실시간 시각정보 추출 연구 ····· 68

SLR(Ⅳ-2)

인공위성 레이저 거리측정 시스템(SLR)의 개요 및 국내 개발 방안 ····· 69
Preliminary design of optical and opto-mechanical part for receiving telescope of Satellite Laser Ranging system ····· 70
A Study on the Timing Device for Satellite Laser Ranging ····· 71
A trade off study of lightweight primary mirror for spaceborne telescope ····· 72
SLR 레이저 발진기 설계 ····· 73

인공위성(Ⅴ-2)

HAUSAT-2 에너지 평형 해석과 전력계 설계 ····· 74
HAUSAT-2의 소형 탑재 컴퓨터 설계 ····· 75

HAUSAT-2의 구조-열 모델 우주환경 모사 시험 ····· 76
과학기술위성2호에 탑재되는 레이저 반사경의 엔지니어링 모델의 환경시험 결과 ····· 77

인공위성(Ⅵ-2)

Flight Dynamics Subsystem for COMS Satellite Ground Contro ····· 78
Development of a CCSDS Software Communication System for a small satellite ····· 79
남북방향 위치유지 조정을 고려한 통신해양기상위성의 Daily Wheel Off-loading 분석 ····· 80
행성간 탐사선의 궤도결정 알고리즘 개발 ····· 81

2. 포스터발표

천문우주

[P01] JHK′ and gi Photometry of Asymptotic Giant Branch Stars In NGC 6822 ····· 82
[P02] New stellar isochrone construction with the effects of red giant branch bump and mass-loss ····· 83
[P03] Multiple Time - Scales in the old Nova V603 Aql ····· 84
[P04] Multi-color Photometry of The Newly Discovered Intermediate Polar RXS J062518+733433 ···· 85
[P05] FIMS observations of the Monogem Ring ····· 86
[P06] Interaction between hot and cold gas surrounding coalsack nebula ····· 87
[P07] FIMS Observation Results of the Taurus region ····· 88
[P08] 송이영(宋以穎)의 혼천시계(渾天時計)의 시보(時報)와 천체운행 장치 복원 ····· 89
[P09] FIMS로 관측한 Large Magellanic Cloud (LMC) ····· 90
[P10] KASI 질문상자에 나타난 과학탐구 유형 분석 ····· 91
[P11] Multi-Wavelength Observations of the Giant HII Complexes in the Large Magellanic Cloud ·· 92

천문기기

[P12] 적외선 우주망원경 냉각시스템 복사열 측정 ····· 93
[P13] 천문관측용 적외선 카메라 기계부 제작 ····· 94
[P14] 적외선카메라 KASINICS의 전자부 제작 ····· 95

우주과학

[P15] Wave Propagation in a Two Ion Plasma Around the Ion Cyclotron Range of Frequencies: Application of Invariant Imbedding Method ····· 96
[P16] Diurnal variation of geomanetic fields observed at Ichon station ····· 97
[P17] A Study of Spatial Structure of Alfven Speed in the Magnetail ····· 98
[P18] STSAT-1에 탑재된 Langmuir Probe로 측정한 Data의 Electron Energy Distribution Function 분석 ····· 99
[P19] 전천 카메라(All-Sky Camera)를 이용한 대기 중량파(Gravity wave) 관측 ····· 100
[P20] GPS 반송파 위상 시각비교에 대류층 모델이 미치는 영향 ····· 101

인공위성

[P21] 저궤도 관측위성 GPS 수신기 환경 시험 ····· 102
[P22] 소형위성급 운용모드에서의 지구센서와 반작용휠의 관계 시험 ····· 103
[P23] Comparison of Modeling Tools for Space Radiation Environment ····· 104
[P24] 국제우주정거장용 3가지 형태의 소질량측정장비의 시험 결과 분석 및 비교 ····· 105
[P25] Analysis of TAM to MTQ Test for KOMPSAT-II of AOCS CLOSED LOOP Test ····· 106
[P26] 위성 동역학 시뮬레이터 개발 ····· 107
[P27] Satellite Design Considering Rapid Maneuver and Image Quality ····· 108
[P28] 우주열환경모사용 액체질소 순환장치 ····· 109
[P29] KOMPSAT-2 FM 우주환경 지상검증 시험에 대한 고찰 ····· 110
[P30] 과학기술위성 2호 전력계 ····· 111
[P31] The Analysis for Effects on The Spacecraft During Calibration Maneuver ····· 112
[P32] 다목적 실용위성 2호 비행모델 진동환경시험 ····· 113

[P33] 다목적 실용위성 2호 비행모델 충격분리시험 ····· 114
[P34] 다기능 소형진공챔버를 이용한 RFDU QM용 diplexer에 대한 MP 환경시험 장치 구성 및 결과 ····· 115
[P35] 저궤도위성과 발사체 전기접속시험 ····· 116
[P36] 다목적실용위성 2호 비행모델 열진공시험 ····· 117
[P37] Experiment of High Momentum Magnetic Torquers for Small Satellites ····· 118
[P38] 인공위성의 해석적 열해석 기법의 검증 ····· 119
[P39] 저궤도 관측 위성용 탑재소프트웨어 설계를 위한 ERC32의 기능에 대한 연구 ····· 120
[P40] 유인 우주 프로그램 수행시 우주환경의 영향에 대한 분석 ····· 121
[P41] Safety Assessment of a Low-Earth Orbit Satellite ····· 122
[P42] 광학 콜리메이터의 초점 조정장치 개발 ····· 123
[P43] 아리랑위성 2호의 음향환경 시험 ····· 124
[P44] SLR 추적마운트 개발을 위한 기술 분석 및 기본 설계 ····· 125
[P45] 다목적실용위성 2호기의 전력계 설계를 위한 에너지밸런스 분석 ····· 126
[P46] Thermal Vacuum Optical Test Facility for Space Camera ····· 127
[P47] Test Method for Performance Evaluation of GPS Receiver for Low Earth Orbit ····· 128
[P48] Assembly, Alignment and Test results of optical performance on the Ritchey-Chretien Type of Telescope ····· 129
[P49] 다목적 위성 2호의 Thermal/Vacuum 환경에서의 RF 성능 검증 시험 ····· 130
[P50] 위성의 열진공시험시 발생되는 탈기체 측정 및 분석 ····· 131
[P51] VASI IP1553을 이용한 차세대 저궤도 위성의 MIL-STD-1553B 통신 설계 ····· 132
[P52] Linear Momentum Comparison between KOMPSAT-1 Real Date and KOMPSAT-2 Estimation Data of AOCS Submode Using Thruster Controller ····· 133
[P53] Thermal Simulation on High Power Dissipating Boxes during Thermal Vacuum Test for Low Earth Orbit Satellite ····· 134
[P54] Verification Strategy and Planning ····· 135
[P55] Whistler Chorus Intensifications Associated with Convections and Injections of Low Energy Plasma Sheet Electrons Evidenced by VELOX Observations at Halley Ground Station ····· 136

발사체

[P56] 초소형 추력기로서의 Micopropulsion System의 이용에 관한 탐색 연구 ····· 137
[P57] A Prediction of Solid Motor Plume Radiation at High Altitude Using Inverse Wavelength Method for Plume Emissivity ····· 138
[P58] 소형위성급 자세유지모드에서의 지구센서와 추력기의 관계 시험 ····· 139
[P59] Conceptual ESD Protection Design of Space Launch Vehicle System ····· 140
[P60] 가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시스템 설계 인자 비교 ····· 141
[P61] Comparison Between Russian GOST and Jacchia-Roberts Atmosphere Model ····· 142
[P62] 우주발사체 비행안전 분석 방법 ····· 143
[P63] Feasibility Study of Active Control of Reaction Wheel Micro-Vibration ····· 144
[P64] Thermal Analysis of FLSC Assembly for Flight Termination System ····· 145

Structure and Evolution of Magnetic Cataclysmic Variables

I. L. Andronov
Department of Astronomy and Astronomical Observatory,
Odessa National University, T.G.Shevchenko Park,
UA-65014 Odessa, Ukraine; il-a@mail.ru
Crimean Astrophysical Observatory, 98409 Nauchny, Crimea, Ukraine

The theoretical models and observational results are reviewed. General picture of structure and evolution of cataclysmic variables (CV) is presented, with a brief discussion of mechanisms of angular momentum loss; mass-radius relations for a Roche lobe - filling secondary and for a white dwarf; classification of CVs; additional mechanisms of intrinsic variability of the components; magnetic activity of secondaries. Special attention is paid to the accretion structures - flow, disk, column - which are affected by the magnetic field of the white dwarf. The mass and angular momentum transfer in asynchronous MCV leads to a "propeller" stage of a rapid synchronization, after which the "idlings"of the white dwarf are altered to "swingings" with a characteristic time of century(ies). The disk- magnetic field interaction leads to a precession of the white dwarf, which causes quasi-periodic changes of the equilibrium rotational period. For non-magnetic cataclysmic variables, the outbursts and positive and negative superhumps are discussed.

Solar Influences on Earth's Climate

Mike Lockwood
Rutherford Appleton Lab., United Kingdom

Recent paleoclimate studies have revealed a persistent correlation between indicators of Earth's climate throughout the Holocene (the warm period since the last ice age) and the variation of cosmogenic isotopes. The cosmogenic isotopes are spallation products generated by galactic cosmic rays hitting the atmosphere and the similarity of results for different isotopes shows that the causal factor is the shielding of the cosmic rays which is dominated by the effect of the magnetic field in the heliosphere (generated by the Sun) on the timescales in question. These results raise two possibilities: (1) Earth's climate is directly influenced by cosmic rays or (2) cosmic rays are a proxy indictor of another factor which influences climate. In the first category is the controversial suggestion that cosmic rays facilitate cloud condensation, although other possibilities include modulation of the global thunderstorm electric circuit. The most likely candidate for the second possibility is that the total or UV solar irradiance varies in concert with the cosmic ray flux on timescales of 100-1000 years. Such an effect has been observed over recent solar cycles, but for it to apply on longer timescales raises some very interesting questions about the relationship between the magnetic flux leaving the solar corona (which modulates cosmic rays) and that threading the photosphere (which modulates irradiance). The implications and the need for further data are discussed.

Heliospheric latitudinal and Solar Cycle Variations of Fractal Properties of the Interplanetary Magnetic Field

Jinyoung Park[1,3], Jin Sug Kim[1], Yu Yi[1], and James A. Wanliss[2]

[1]Dept. of Astronomy and Space Science, Chungnam National University
[2]Dept. of Physical Sciences, Embry-Riddle Aeronautical University
[3]Korea Astronomy and Space Science Institute

Ulysses is the first and unique mission exploring over the polar region of the heliosphere. Thus, it is fortunate that we could analyze the Ulysses magnetometer data in order to figure out the fractal structure of the interplanetary magnetic field in the three dimensional heliosphere. We calculated the fractal dimensions of the time series of the interplanetary magnetic field (IMF) magnitude and components over the various heliospheric latitudes. Since Ulysses has encircled the Sun two times, one in the solar minimum and the other in the solar maximum, we could also investigated the solar cycle change of the fractal properties of the IMF in the different latitudes. The results of the deterministic and chaotic dynamics in the solar wind turbulence may hint us to dynamics of the solar wind driver on solar source surface in the three dimensional view and its solar cycle variation.

Atmospheric drag effects on the KOMPSAT-1 during geomagnetic storms

Khan-Hyuk Kim[1], Hae-Dong Kim[2], Yong-Jae Moon[1],
Kyung-Seok Cho[1], and Jin-Young Park[3]

[1]Korea Astronomy and Space Science Institute
[2]Korea Aerospace Research Institute
[3]Dept. of Astronomy and Space Science, Chungnam National University

A satellite traveling through the atmosphere experiences a drag force in the opposite direction of its orbital motion. The local atmospheric total mass density over the path traveled by a satellite is an important parameter for the drag force. It is well known that the atmospheric density is strongly driven by space weather effects from solar EUV radiation (i.e., solar radiation activity) and from local atmospheric heating associated with local geomagnetic current enhancements (i.e., geomagnetic activity). However, it has been rarely examined which activity plays a dominant role in atmospheric drag on a satellite under extreme geomagnetic conditions. In order to examine the relationship between satellite drag and solar radiation/geomagnetic activity, we used the daily drag data acquired by the Korea Multipurpose Satellite-1 (KOMPSAT-1) during a 3-month (October-December) period in 2003. This 3-month interval includes the October 29-30 and November 20 superstorms caused by Earthward coronal mass ejections (CMEs) as well as weak to moderate storms caused by high-speed streams and/or CMEs. We find that the daily KOMPSAT-1 drag rate transiently increases whenever magnetic storms occur. That is, the drag increase is well correlated with a main phase of geomagnetic storms. The drag increase depends on strength of geomagnetic storm characterized by Dst index. We also find that the solar index (F10.7) variations were not reflected in satellite drag variations during the superstorms. From these observations, we suggest that geomagnetic activity is more important parameter than solar radiation activity for daily drag effects during the period of strong geomagnetic storms and that large geomagnetic storms can cause large orbital perturbations.

Ion acoustic solitary waves and double layers in the solar wind

Cheong-Rim Choi[1], D.-Y. Lee[1], Younggi Kim[1], and Chang-Mo Ryu[2]

[1] Department of Astronomy and Space Science, College of Natural Sciences and Institute for Basic Science Research, CBNU

[2] Department of Physics, POSTECH

Ion acoustic solitary wave in a plasma consisting of electrons and ions with an external magnetic field is reinvestigated using Sagdeev's potential method. Although the Sagdeev potential has a singularity, we can obtain another solitary wave solutions and shock type solitary waves by expanding the Sagdeev potential up to  near  , where  is the ion number density. Since there coexist the kink type of solitary wave and the bell type ion acoustic solitary wave, the solitary wave solutions appear as linear combinations of their solutions in the solar wind observation. We compared our results with the observation of the Freja satellite obtained from Wu *et. al* [Phys. Plasmas **3**, 2879(1996)]. Also it is shown that these solitary waves propagate with a subsonic speed.

Functional dependence of the local K indices on the planetary Kp index

Mungunshagai Terbish[1], Sukhbaatar Usnekh[2,3], Yu Yi[1],
Mutaek Lim[4], and Young-Deuk Park[5]

[1]Dept of Astronomy and Space Science, Chungnam National University
[2]Dept. of Physics, Mongolian Pedagogical University
[3]Center of Astronomy and Geohysics, Academy of Sciences of Mongolia
[4]Korea Institute of Geosciences and Mineral Resources
[5]Korea Astronomy and Space Science Institute

Using the planetary Kp index and the local K indices of midlatitude magnetic observatories at Ulaanbaatar (UB), Mongolia and at Hurbanovo, Hungary for the period 1979-1980, we compared the local and the global characteristics of magnetic activity. To determine the relationship between the indices, we solved a regression equation $Kp=a+b*K$ and determined the coefficients a and b by McWard's method for a year, winter, summer and equinox seasons, respectively. The value of K-index at the Ulaanbaatar observatory was greater than the Kp index in the magnetically quiet day. However, the difference between K-index at the Hurbanovo observatory and the global Kp index was small. On the other hand, these coefficients of the regression equation had diurnal variation by the local time. Therefore, we made harmonic analyses for these coefficients using Fourier series by three harmonics. The result shows that only first harmonic dominates while two other harmonics were fallen into error range. Analysis of the diurnal behavior of K-index allowed us to draw conclusions that in the latitude of Ulaanbaatar an influence of ionospheric physical processes is rather significant than the polar magnetic activity in the local morning and noon sector and that the local K-index allows defining a condition of the magnetic activity not only in the vicinity of this observatory but also on the vast area where no observatory exists.

Impact of Extreme Horizontal Branch(EHB) stars on the integrated colors of simple stellar populations

Chul Chung & Young-Wook Lee
Department of Astronomy, Yonsei University

Recent studies show that the extreme horizontal branch stars observed in the color magnitude diagrams of globular clusters can be explained by helium enhanced populations. To investigate the effect of extreme horizontal branch stars on the integrated colors, we assumed enhanced helium abundance as an origin of extreme horizontal branch stars and measured the integrated color variation in the GALEX far-UV/near-UV passbands, the Johnson V, I bands and the Sloan g_{475}, z_{850} bands. Our models show that integrated colors of globular clusters become bluer when they contain extreme horizontal branch stars. This result implies that enhanced helium abundance can be a key to explain the unusual integrated colors of globular clusters.

A New Perspective on the Color Distributions of Globular Cluster Systems in Early-type Galaxies

Sun-Jin Yoon[1,2], Sukyoung Ken Yi[1,2], and Young-Wook Lee[1]

[1]Dept. of Astronomy & Center for Space Astrophysics, Yonsei University

[2]Astrophysics, Oxford University, Keble Road, Oxford, UK

One of the outstanding conundrums in extragalactic astronomy is the bimodality in color distribution of globular clusters in early-type galaxies. Here we find from the population synthesis technique that, along the relationship between intrinsic metallicity and its proxy, color, of old clusters, there is a critical point around which color becomes a factor of three more sensitive to metallicity. This causes a purely unimodal metallicity spread to be projected onto a color distribution with a deep concavity. Hence, an old cluster system with a metallicity spread is a sufficient condition for the curious color bimodality. The "projection effect" also explains the other relevant observations in a simple and cohesive way. The results firmly oppose the traditional view that ascribes the phenomenon to the presence of two discrete cluster sub-systems with distinct metallicity within individual galaxies.

감마선 폭발체 생성 환경: 에너지 영역별 잔유휘광 거리 분포 비교와 소속 은하들의 특성 연구

김성은, 장헌영
경북대학교 자연과학대학 천문대기과학과

감마선 폭발체는 1973년 처음으로 알려진 후 현재까지 많은 과학자들에 의해 연구되고 있다. 짧은 지속 기간을 가진 감마선 폭발체에 비해 비교적 긴 시간 척도를 가진 잔유휘광의 분광 분석 자료는 감마선 폭발체 생성 환경 연구에 중요한 정보를 제공한다. 관측된 모든 감마선 폭발체에서 모든 영역의 잔유휘광이 발견되는 것은 아니다. 특히 광학 잔유휘광이 모든 감마선 폭발체에서 관측되지 않는 요인으로 학자들은 광원내부 또는 소속 은하 내의 먼지 그리고 은하 간 물질에 의한 흡수를 지적하고 있다. 우리는 광학 관측으로 거리가 정해진 감마선 폭발체의 거리에 따른 에너지 영역별 잔유휘광 개수 분포를 비교 분석해 보았다. 그 결과 우리는 엑스선 잔유휘광이 관측된 감마선 폭발체들이나 광학 잔유휘광이 관측된 감마선 폭발체들의 거리 분포가 같음을 알 수 있었다. 이 같은 결과로 우리는 광학 잔유휘광 관측에 은하 간 물질에 의한 소광이 미치는 영향은 거의 없다는 결론을 주장해 본다. 또한 우리는 감마선 폭발체 생성 환경 연구에 중요한 소속 은하들의 특성을 조사해 보기로 하였다. 그 결과 우리는 소속 은하들의 특성으로부터 감마선 폭발체가 우주 별 생성 역사의 좋은 추적자가 될 뿐만 아니라, 그들의 거리 공간 분포로부터 은하 진화를 추정해 볼 수 있었다. 그들의 환경 연구로부터 우리는 감마선 폭발체 모체들이 우주의 거대 구조를 밝히는 훌륭한 추적가가 됨을 주장하고자 한다.

근접촉쌍성 AG Vir의 측광 및 분광학적 연구

손미림[1,2], 김천휘[1], 김호일[2], 이재우[1], 이충욱[1,2]
[1]충북대학교, [2]한국천문연구원

2004년 12월부터 2005년 5월까지 총 11일간 소백산천문대의 61cm 반사망원경과 2K CCD 카메라를 사용하여 근접촉쌍성 AG Vir의 *BVR* 광도곡선을 완성하고, 3개(주극심 1개, 부극심 2개)의 극심시각을 산출하였다. 2004년 3월 25일부터 4일간 보현산천문대의 1.8m 반사망원경과 BOES를 이용한 AG Vir의 고분산 분광관측을 수행하여 두 성분별의 시선속도곡선을 얻었다. 1998년에 개정된 Wilson-Devinney 쌍성모델을 이용하여 우리의 *BVR* 광도곡선과 시선속도곡선을 분석하였다. 우리의 측광 및 분광학적 해로부터 AG Vir의 절대 물리량을 새롭게 산출하였다.

삼중성 CL Aur의 BVRI CCD 측광

김덕현, 김천휘
충북대학교 천문우주학과

2003년 11월 30일부터 2005년 2월 21일까지 22일간 소백산 천문대의 61cm 망원경을 이용하여 ☒ Lyr형 식쌍성 CL Aur의 BVRI CCD 측광관측을 수행하였다. 이 연구에서 새롭게 완성한 4색 광도곡선은 이 쌍성계의 광전 및 CCD 관측 역사에서 최초로 얻은 것이다. 관측으로부터 총 8개(제1극심 6개, 제2극심 2개)의 극심시각을 새롭게 얻었다. 이 연구에서 결정한 극심 시각과 여러 문헌으로부터 수집한 모든 극심시각을 이용하여 CL Aur의 주기연구를 수행한 결과, 이 쌍성계의 공전 주기가 주기적인 변화와 함께 영년 주기 증가를 보이는 포물선 모양의 변화가 겹쳐 있음을 발견하였다. 주기적인 변화의 반진폭은 0.0135일이며, 그 주기는 21.6년이다. 이 변화를 보이지 않는 제3천체에 의한 광시간 효과로 해석하여 광시간 궤도의 궤도요소를 산출하였다. 또한, 영년 주기 증가의 원인을 로쉬 한계면을 채운 반성에서 주성으로의 질량이동으로 해석하였다. 이와 더불어 Wilson-Devinney 쌍성모형(98년 version)을 이용하여 새로운 광도곡선 해를 구하였다.

Hydrodynamic interaction of a shock wave with an interstellar cloud

Seung-Hoon Cha[1] and Dongsu Ryu[2]
[1]Korea Astronomy and Space Science Institute
[2]Dept. of Astronomy and Space Science, Chungnam National University

The interstellar medium (ISM) is inhomogeneous in general, with clouds of various density and temperature. Evidently, shock waves interact with clouds, and sweep up or capture them when they are propagating into the ISM. This is an effective dissipation mechanism of shock waves, and also a mass-loading process into rarefied ambient media. Furthermore, turbulence is generated behind clouds by the help of Rayleigh-Taylor and Kelvin-Helmholtz instabilities. To study the interaction of a shock wave with a dense cloud in details, numerical simulations have been performed using a Godunov-type Particle Hydrodynamics (GPH) code. The results are described, and compared with those of a Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) code.

Deep Impact 탐사선과 9P/Tempel 1의 충돌 전후 밝기 변화 모니터링 연구

김봉규, 김승리, 이충욱, 문홍규, 이동주, 구재림, 강용범
한국천문연구원

탐사선 Deep Impact의 발사체가 혜성 9P/Tempel 1과 충돌하기 하루 전부터 7일간 레몬산천문대 1m 망원경을 이용하여 혜성의 밝기 변화를 monitoring하였다. 특히 충돌 90분 전부터 충돌 후 1시간까지는 평균 2분 간격으로 관측하여 충돌 후 밝기 변화를 체계적으로 추적하였다. 혜성의 밝기는 충돌 직후부터 30분간 급격한 증가하였으며, 이후 30분간은 완만한 증가를 보였다. 특히 중심부 5.12"(직경 3,300km) 영역은 약 6 배 정도의 밝기 증가를 보였으나 그 외각 영역의 밝기 변화는 전혀 없었다. 이는 충돌 후 30분간 먼지가 급격히 방출되었으나 이후 충돌에 의한 먼지의 방출은 급격히 줄었다는 것을 의미하며, 또한 방출된 먼지가 적어도 1 시간 동안은 중심부 영역을 벗어나지 않았다는 것을 의미한다. 따라서 먼지의 방출 속도는 적어도 초속 460m/s 이하였음을 의미한다. 또한 충돌 22.5시간 후의 관측에서는 중심에서 6600km 이상 떨어진 영역에서도 충돌 전보다 밝아진 것을 확인할 수 있는데, 이로부터 먼지의 속도가 적어도 80m/s 이상임을 추정할 수 있다. 그러나 충돌 다음 날은 밝기는 급격히 떨어진 것을 확인할 수 이 결과는 한 동안 밝기 증가가 없었다가 천천히 어두워져 충돌 하루 후에는 충돌 전 밝기의 1.5배, 이틀 후에는 1.15배까지 떨어졌으며, 4일 후에는 충돌 전 밝기로 돌아갔다. 관측결과를 이용해 혜성의 먼지 방출율의 인자인 $Af\rho$를 결정하였고, 이를 토대로 충돌에 의한 총 먼지 방출량을 추정하였다.

FUV Sky Survey Observation of Hot ISM

Wonyong Han[1], Kwang-Il Seon[1], Jang-Hyun Park[1], In-Soo Yuk[1], Uk-Won Nam[1], Dae-Hee Lee[1], Kyung-Wook Min[2], Kwang-Sun Ryu[2], Jong-Ho Shinn[2], Jerry Edelstein[3], Eric Korpela[3], and Kaori Nishikida[3]

[1]Korea Astronomy and Space Science Institute
[2]Korea Advanced Institute of Science and Technology
[3]Space Sciences Lab., University of California, Berkeley

We present the first sky map of C IV emission line, observed with the FIMS (Far-ultraviolet IMaging Spectrograph) instrument, also known as SPEAR (the Spectroscopy of Plasma Evolution from Astrophysical Radiation), onboard the first Korean Science and Technology SATellite, STSAT-1. The emission line maps of C IV 1548, 1551A were made by fitting the spectra in each pixel with Gaussian line spread functions and a constant background. Discrete FUV sources have not been removed. The brightest source is the Vela Supernova remnant. We found many interesting diffuse features as well as many well-known sources.

Bayesian Theory on the Background-Subtracted Intensity

Kwang-Il Seon
International Center for Astrophysics, Korea Astronomy and Space Science Institute

We consider the measurement of a signal in the presence of a background rate that has been independently measured. The usual approach to this problem is to obtain an estimate of the background rate by observing an empty part of the sky, and an estimate of the signal plus background rate by observing the region where a signal is expected. The signal rate is then estimated by subtracting the background rate. This procedure is the correct one for analyzing data regarding a signal which can be either positive or negative when a Gaussian distribution is appropriate. Thus, it works well when the background and the signal rates are both large so that the Poisson distribution is well-approximated by a Gaussian. However, when the rates are small, the precedure fails. It can lead to negative estimates of the signal rate, even when it should be produce a positive value. This problems can be solved by using a Bayesian approach, which is now growing in popularity. We investigate the approach in detail.

Meteor outbursts in the last two millennia

Sang-Hyeon Ahn
Dept. of Optical Astronomy, KASI

Astronomical records written by professional royal astronomers in Korean history are very important to trace the long-term evolution of comets. We have been investigating the astronomical records of meteor outbursts in world histories. It was already reported the existence of major outbursts such as the Lyrids, the Perseids, the Leonids, the eta-Aquarids, and the Orionids. We find the existence of the minor meteor outbursts over the last two millennia. We obtain their nodal regression rates that can be compared with the theoretical calculations for the orbital evolution of their parent comets.

The First Flight Measurement with the CREAM Silicon Charge Detector

Il Hung Park (On behalf of the CREAM Collaboration)
Ewha Womans University

The Cosmic Ray Energetics And Mass (CREAM) payload had the first successful flightin December 2004 from McMurdo Station, Antarctica as a Long Duration Balloon mission. The goal of the experiment is to obtain the experimental data tounderstand the source and acceleration mechanisms of high energy cosmic-ray particles. The Silicon Charge Detector (SCD) was installed in the payload for charge identification of incident cosmic rays. The ongoing analysis of SCD flight data is discussed and the preliminary result is presented.

The First dual frequency VLBI observation using VERA - Experiment 1 2. phase delay solutions at 22GHz & 43GHz

Bong Won Sohn[1], Hyun Soo Chung[1], Hideyuki Kobayashi[2], Tetsuo Sasao[1], Tomoya Hirota[2], Osamu Kameya[2], Yoon Kyung Choi[2]

[1]KASI, Korea Astronomy & Space Science Institute
[2]NAOJ, National Astronomical Observatory of Japan

We report our first ever simultaneous dual frequency VLBI experiment using VERA. The purpose of this Korean-Japanese joint experiment is to examine the feasibility of the simultaneous multi-frequency phase referencing technique, an atmospheric phase delay correction method, which is suggested for KVN system. This method is based on the idea that the differential atmospheric phase delay is mainly caused by the differential water-vapor-induced excess path length in the troposphere. The technique takes advantage of the non-dispersive nature of the water-vapor-induced phase delay. Our VERA experiment was conducted on 15th April 2005 between 14:15 and 21:30 (UT). At 22GHz (Beam A), NRAO512 was scheduled, and at 43GHz (Beam B), a bright quasar 3C345, which is only 0.5 degree apart from NRAO512, was observed. 128MHz broadband continuum observation mode was taken and single LL circular polarization mode was used. Different from the previous multi-frequency phase referencing technique, we recorded signals from two quasars without apparent time delay. This simultaneous observation ensures that the phase delay solution interval problem, which could be severe in the previous one, does not exist in out case. In this talk, we will present our preliminary multi-frequency phase delay correction results based on the non-dispersive phase delay model. Short discussions about the instrumental calibration effects, the possible ionospheric effect, and future plans will be given.

태양전파 모니터링을 위한 2.8GHz 수신기 제작

박사라[1], 김용기[1], 한석태[2], 윤요나[1,2], 이대영[1]
[1]충북대학교 천문우주학과, [2]한국천문연구원

태양전파 모니터링을 하기 위하여 2.8GHz 수신기를 제작하였다. 2.8GHz 전파를 수신하기 위한 수신기를 설계하고, 구입한 부품들의 특성을 Network analyzer로 측정한 후, 수신기를 제작하였다. 이렇게 측정된 값을 이용하여 제작된 수신기의 성능을 이론적으로 예측하여 보았다. 중심주파수 2.8GHz, 대역폭 500MHz로 제작된 수신기로 2.55GHz~3.05GHz 영역에서 태양을 관측하였다. 관측 결과 DMB방송, 청주국제공항 관제탑의 잡음 전파로 인해 파워미터로는 태양에서 나오는 전파를 분리해 낼 수 없었다. 이 문제를 해결하기 위하여 80MHz 대역폭을 가진 대역통과여파기(Band pass filter)를 제작하고, 낮은 신호를 검출하기 위해 증폭기를 추가 장착 하여 수신기를 재구성하였다. 재구성한 수신기의 안정도 측정을 수행한 후 1.8m 안테나에 장착하여 태양 전파를 시험관측 하였다. 이 연구에서는 수신기 제작 과정 및 시험 관측 결과를 제시하였다.

KASINICS 광학계의 제작과 시험

육인수[1], 이성호[1], 문봉곤[1], 진호[1], 남욱원[1], 박수종[1],
경재만[1], 한정렬[1], 차상목[1], 김건희[2], 양진석[2]
[1]한국천문연구원, [2]한국기초과학지원연구원

한국천문연구원에서는 근적외선 카메라 시스템인 KASINICS (KASI Near Infrared Camera System)를 개발하고 있다. KASINICS는 소백산천문대의 60cm 광학망원경에 장착할 목적으로 설계되었다. 광학계는 cold stop를 설치하기 위하여 offner system을 사용하였고, 관측에 사용하는 필터는 J, H, Ks, L 밴드이다. 광학계를 구성하는 모든 부품은 동일한 재질을 사용하여 열수축에 따른 광학 성능의 저하가 없도록 하였다. 현재 offner system을 구성하는 두 개의 구면경과 광기계 부품은 제작이 완료되어 광학계 정렬을 위한 시험 중에 있다. 본 발표는 광학계 제작과 광기계 부품의 시험 및 정렬에 대하여 설명할 것이다.

전천 탐사를 위한 소형자동망원경 시스템 구축

윤요나[1,2], 경재만[2], 육인수[2], 임홍서[2], 윤재혁[2], 문홍규[2], 한원용[2], 진호[2], 변용익[3], 강용우[4], 김천휘[1]

[1]충북대학교 천문우주학과, [2]한국천문연구원, [3]연세대학교 천문우주학과, [4]연세대학교 천문대

전천탐사용 광시야 망원경 자동관측에 필요한 돔 컨트롤러, 필터 구동부, 초점조절 구동부, 부경렌즈 지지부, 자동 기상관측 시스템 등을 도입 또는 제작하여, 구경 60cm 소형자동망원경 시스템(이하 광시야 3호기)을 구축하였다. 이 연구에서 개발되어 한국천문연구원 본원에 설치된 광시야 3호기는 1, 2호기에서 나타난 여러 단점들을 보완, 개선한 것이다. 광시야 3호기의 성능을 시험하기 위해 미국 Spectral Instruments 사의 4k CCD를 부착하여 여러 천체들에 대해 시험 관측을 수행하였다. 대전에서 관측 가능한 총 515개의 인공위성의 추적 관측 및 W UMa형 식쌍성 CE Leo 측광 관측을 수행하여 얻은 시험 관측 결과에 대하여 논의한다.

EARTHSHINE - a mission to study solar influences on Earth's climate and space environment

Mike Lockwood[1] and Sug-Whan Kim[2]
[1]Rutherford Appleton Lab., United Kingdom
[2]SOL, ISST and Dept. of Astronomy, Yonsei Univ.

The EARTH-Sun-Heliosphere Interactions Experiment (EARTHSHINE) is a multidiciplinary and interdisciplinary mission aimed at studying how the Sun influences Earth's climate and the near-Earth space environment. The effect of clouds on Earth's albedo is a major uncertainty in climate modelling and different methods for estimating variations in Earth's albedo have generated widely different results. EARTHSHINE will add to this debate by viewing the Earth from the unique viewpoint of the L1 Lagrange point which enables it to sample the entire dayside without aliasing the temporal variability of clouds. From L1, EARTHSHINE will also monitor the interplanetary medium and transient p[plasma and field structures emitted by the Sun which influence Earth's space environment and upper atmosphere. These have a number of effects on Earth and on man-made systems, and the data from EARTHSHINE will be particularly valuable for the safe operation of spacecraft which suffer disruption and damage from the energetic particles generated.

Innovative computer aided alignment technique for deep space optical system for earth albedo monitoring

Seong-Hui Kim[1], Hanshin Lee[1,2], Sug-Whan Kim[1], Mike Lockwood[2], Nigel Morris[2], Ian Tosh[2], Ho-Soon Yang[3], and Yun-Woo Lee[3]

[1]SOL, Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University

[2]Rutherford Applton Laboratory, UK

[3]Korea Research Institute of Standards and Science

The AmonRa instrument is a multi-channel space optical system designed for earth albedo monitoring from the L1 halo orbit. We present the current progress in development of the AmonRa optical system. It starts with the visible channel optical system prescription that benefits from a wide field of view and conic optical surfaces for efficient part manufacturing. This is followed by the new concept of optical alignment technique using Zernike polynomial fitting to the wavefront error caused by the optical misalignment. This technique departs sharply from the conventional least square fitting algorithm using the inverse sensitivity table found in the popular optical analysis tools including CODE V. We report the simulated performance indicators of both algorithms when applied to the AmonRa optical system alignment as well as the computational details and its implications to other space optical instruments.

Type II shock speed from coronal density measurements and its comparison with CME kinematics

Kyung-Seok Cho, Yong-Jae Moon, Su-Chan Bong,
Yeon-Han Kim, and Young-Deuk Park
Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea

Solar type II burst is regarded as a radio signature of solar coronal shock associated with flare and/or coronal mass ejection (CME). In general, the type II shock speed has been estimated from the emission frequency drifts of the burst by using a coronal density model. In this study, we derive a type II shock speed estimated from coronal density measurements, instead of the model, and compare it with CME kinematics. For this, we consider a type II burst by Green Bank Solar Radio Spectrometer (GBSRBS) and its associated limb CME by MLSO MK4 coronameter (1.08 - 2.85 solar radii) at 17:44 UT on 2004 August 18. The coronal density measurements were made from the inversion of MLSO coronal polarization brightness data taken just before the event time. The type II shock speed was estimated from the drift rate of the burst and the derived coronal density distribution. The estimated shock speed is then compared with the kinematics of associated CME front and flank deduced from the MK4 images. We have found that: (1) the derived electron density distribution along the path of CME flank agrees with the distribution of the one fold Newkirk model; (2) the type II emission heights determined from the density distribution are consistent with the heights of CME flank; (3) the derived type II shock speeds are quite similar to the speeds of CME flank. These results imply that the type II burst be generated at the CME flank in the high density streamer rather than the CME front.

The Fractal Dimensions and the Maximum Sunspot Numbers in the Solar Cycles

Rok-Soon Kim[1,2], Yu Yi[1], Soon-Wook Kim[2], Kyung-Seok Cho[2], and Yong-Jae Moon[2]

[1]Dept. of Astronomy and Space Science, Chungnam National University
[2]Korea Astronomy and Space Sciences Institute

Fractal dimension is a parameter quantitatively describing the characteristics of an irregular time series. In this study, we used the fractal dimension to analyze the irregular aspects of the solar activity by examining the time series of daily sunspot number. For this, we considered the relative sunspot numbers since 1850 from SIDC (Solar Influences Data analysis Center) and then estimated the annual and the cycle variations of the sunspot number fractal dimension. We examined the relationship between the fractal dimension and the maximum sunspot number in each solar cycle. As results, we found that: (1) For the annual variation, there are two fractal dimensions with one bending point. The fractal dimension for short time scale ($\leq$ 11 day) is smaller than that for long time scale; (2) For the cycle variation, there are three fractal dimensions with two bending points. The fractal dimensions for the short time scale ($\leq$ 11 day) and for the long time scale ($>$ 100 day) are almost same and smaller than the fractal dimension of the intermediate time scale; (3) There is an inverse relationship between the fractal dimension and the maximum sunspot number in each solar cycle. Our results suggest that this relationship can be adopted to predict the coming maximum sunspot number by calculating the fractal dimension of the sunspot numbers in the increasing phase years in the solar cycle.

End-to-end performance simulation techniques for deep space earth albedo monitor

Jae-Min Lee[1], Sug-Whan Kim[1], Hanshin Lee[1,2], Mike Lockwood[2], Nigel Morris[2], and Ian Tosh[2]

[1]SOL, ISST and Dept. of Astronomy, Yonsei Univ.
[2]Rutherford Appleton Lab., United Kingdom

The Albedo MONitor and RAdiometer (Amon-Ra) instrument is the primary payload of the EARTH-Sun-Heliosphere INteractions Experiment (EARTHSHINE) satellite. It is to measure the Earth reflectance with 1% absolute accuracy and to study the intricate connections between the solar activity and Earth climate change. Using ASAP optical analysis tool, we are currently developing a wide range of computational techniques to confirm the feasibility of the primary science objectives of the mission. The example techniques may include, but not limited to, geometry re-scaling, solar apodization and iterative ray tracing. We report the current progress of the technical development, the computational details and their application to the science performance verification of the AmonRa visible channel optical system.

What CME parameters control goemagnetic storms ?

Yong-Jae Moon, Kyung-Seok Cho, Rok-Soon Kim, Seoung-Mi Kang, Yeon-Han Kim, Su-Chan Bong, Khan-Hyuk Kim, Young-Deuk Park
Korea Astronomy and Space Science Institute

Solar and Space Weather group in KASI is examining the physcial characteristics of geoeffective CMEs that produced geomagnetic storms. First, we have investigated the CME geoeffectiveness depending on its solar surface location and speed using front-side SOHO/LASCO halo CMEs from 1997 to 2003. Second, we have examined the relationship between several CME physical parameters (e.g., direction, density, mass) and geomagnetic activity for very fast halo CMEs. In particular, we suggest a new direction parameter that is directly observable from coronagraph observations. Third, we have examined the relationship between the field orientation in a CME source region and a geomagnetic storm using a coronal flux rope model as well as its dependence on ICME classification (magnetic cloud or ejecta). Major results are as follows. (1) The most probable areas whose geoeffectiveness fraction is larger than the mean probability (0.4), are $0°<L<30°$ for slower speed CMEs (<800km/s), and $-30°<L<60°$ for faster CMEs (>800 km/s). (2) The CME direction and its column density have much better correlations with the Dst index than other parameters for very fast halo CMEs. (3) The relationship between the field orientation and the geomagnetic storm for magnetic cloud is much better than that for ejecta, implying that the field orientation of the magnetic clouds is well conserved through the heliosphere.

우주 양성자에 의한 우주비행체 열 조절용 3mil ITO KAPTON의 내구성 변화 연구

김대원[1], 이호영[1], 김동일[2], 허용학[2], 양태건[3], 김계령[4], 김용협[1]

[1]기계항공학부, 항공우주신기술연구소, 서울대학교

[2]환경안전계측센터, 한국표준과학연구원

[3]가속기개발 및 RI 연구실, 한국원자력의학원

[4] 양성자기반공학기술개발사업단, 한국원자력연구소

ITO coated aluminized KAPTON®은 인공위성을 포함한 우주비행체의 전자장치 및 탑재장비를 태양 복사에 의한 외부 열로부터 보호하기 위하여 널리 사용되는 열 차단 및 열 조절용 유기재료이다. 본 연구에서는 우주환경에서 ITO KAPTON®이 우주방사선으로부터 받는 영향을 실험하였다. 우주환경에서는 다양한 우주방사선이 존재하지만, 그 중 우주비행체에 미치는 영향도가 가장 큰 것으로 알려진 양성자의 효과를 실험하였으며, 이를 위하여 한국원자력의학원내에 설치된 Scanditronix® MC-50 싸이클로트론을 이용하여 양성자를 조사하였다. 입자 우주방사선의 에너지 스펙트럼을 모사하기 위하여 고 에너지(30MeV)와 저 에너지(10MeV) 대역으로 설정하여 양성자를 조사하였다. 조사된 ITO KAPTON® 시편은 완전히 파단 될 때까지 응력을 측정함으로써 기계적 물성을 분석하였고, 조사시간에 따라 변화되는 파단응력을 기준으로 내구성 변화를 파악하였다. 실험결과, 저 에너지의 양성자를 조사한 시편의 파단응력보다 고 에너지의 양성자로 조사한 시편의 파단응력이 낮게 나타났다. 이 결과는 일반적으로 알려진 핵물리학적 측면에서의 양성자 충돌에 의한 에너지전달 이론과는 상반되는 현상이지만, 재료의 결정학적인 측면에서 보면, 유기재료의 고분자결정의 특성으로 설명될 수 있다. 고분자는 여러 형태의 분자 고리가 연결된 다중중합체이기 때문에 양성자 가속충돌에 의한 에너지 전달 크기에 따라 결정연결이 분리(scission)되더라도 가교반응(cross-linking)에 의하여 더욱 강한 연결이 동시에 이루어지면서, 전체적인 결정성장이 증가되는 현상이 발생하게 된다. 본 연구결과를 바탕으로 고 에너지와 저 에너지대역에서의 열 조절용 유기재료의 결정이 변화하는 과정을 확인하였고, 유기재료의 내구성 변화를 금속재료와 비교하였다. 일정기간 동안 입자 우주환경에 노출된 유기재료는 최종단계에서는 내구성이 감소하지만, 일정단계까지는 금속재료의 특성과는 달리 증가함을 확인하였고, 이는 우주비행체의 설계과정에서 감안할만한 중요한 결과로 사료된다.

위성의 태양 전지판 형상과 임무 모드에 따른 별 추적기 최적 개수 결정

임조령, 용기력, 김용복, 이승우
한국항공우주연구원

위성에 사용되는 센서 중 별 추적기 (Star Tracker)는 별을 대상으로 하는 센서이므로 가능한 한 태양이나 지구, 혹은 위성 자체의 몸체에 의해 별 빛이 방해 받지 않아야 한다. 이 때문에 위성에서 별 추적기를 사용하고자 할 때는 위성의 형상과 임무를 고려하여 가능한 한 사용 가능도를 높일 수 있도록 장착 위치를 최적화 하고, 임무수행에 필요한 최적의 별 추적기 개수를 결정하기 위한 해석이 무엇보다도 먼저 수행되어야 한다. 이러한 목적을 위한 분석으로는 통계적인 방법 보다는 Time simulation 방법이 더 적합하다. Time simulation 방법은 태양의 고도 변화를 고려하여 위성이 지구 주위를 한 번 공전하는 궤도 주기 동안 별 추적기의 이용 가능 확률을 계산하는 것이다. 이 연구에서는 IKONOS 위성과 OrbView-3 위성에 사용된 두 종류의 태양 전지판 형상을 가정하고, 각 경우에 대해, 위성이 한 궤도를 회전하는 동안 수행된 자세 변화를 고려하여 태양과 지구에 의한 근접 확률과 차폐시기를 계산하였다. 이를 바탕으로 위성의 성공적인 임무 수행을 위해 요구되는 별 추적기의 최적 개수를 결정하고, 시범적인 최적 장착 위치를 제안하였다. 이 연구 결과는 위성의 성공적인 임무수행과 위성 개발에 소요되는 비용의 절감을 이룰 수 있는 기초 자료로 사용될 수 있을 것이다.

태양전지판 전개방법에 따른 과학기술위성 2호의 전력량 분석

강경인[1], 임종태[1], 심은섭[2]
[1]한국과학기술원 인공위성연구센터, [2]항공우주연구원

2007년 말에 발사예정인 과학기술위성 2호의 주 관측기기가 초기 태양을 관측하는 임무를 띤 LIST에서 지구를 관측하는 DREAM으로 바뀜에 따라 위성의 임무 수행 시 태양전지판으로부터 획득할 수 있는 전력량과 소모되는 전력량이 달라졌다. 일반적인 관측위성의 경우는 궤도가 태양동기궤도로 태양과 일정한 각을 이루고 지구 주위를 회전하게 됨으로 태양관측 임무를 가진 위성이나, 지구를 관측하는 임무를 가진 위성의 Energy Balance 는 태양 전지판이 최대로 전개되어 운용하는 것이 효율적이 된다. 하지만, 과학기술위성 2호의 경우는 우리나라 최초의 위성발사체인 KSLV에 의해 궤도에 오르게 되는데, 궤도가 근지점 300km, 원지점 1500km 이면서 80도의 경사각을 가진 타원궤도를 갖게 된다. 이러한 경우, 위성은 지구그림자에 가려지는 궤도뿐만 아니라, 항상 태양빛을 보게 되는 궤도를 가지는 경우도 발생하게 된다. 이러한 궤도의 특성상 과학기술위성 2호와 같은 형태의 태양전지판이 모두 전개된 지구 관측 위성의 경우는 지구를 관측하는 임무수행기간동안 태양 전지판이 태양을 지향하지 못하는 상태가 발생하게 된다. 본 연구에서는 이러한 과학기술위성 2호의 운용여건을 향상시키기 위하여 태양전지판 전개방법을 바꾸어 가며 Energy Balance를 분석하였으며, 현재 위성의 개발 진행여건상 큰 변화를 주지 않으면서도 효율적인 운용이 되도록 하였다. 본 연구의 분석 자료로부터 위성의 궤도에 따라 태양으로부터 좀 더 많은 전력을 획득할 수 있도록 위성을 운용할 수 있게 되며, 위성의 각 서브시스템의 운용 시 전력에 대한 여유와 관측시간을 이전보다 많이 확보할 수 있게 됨을 알 수 있다.

과학기술위성 2호 펄스형 플라즈마 전기추력기의 헤드 특성 분석

신구환, 조동현, 남명용, 차원호, 강경인, 임종태
인공위성연구센터, 한국과학기술원

인공위성의 자세제어에 활용되는 토크 발생장치로는 휠, 마그네트 토커, 추력기 등이 있다. 현재 인공위성의 자세제어 토커 발생장치로는 휠이 가장 많이 사용되고 있으며 그만큼 많은 분야에서 이미 헤리티지를 갖고있다. 그러나 무게나 전력적인 측면에서 고려할 때 전기추력기에 비해 많은 부분 전력과 무게적인 측면에서 큰 수치를 요구하고 있다. 따라서, 현재 자세제어 토커 발생장치로서는 전기추력기가 많은 분야에 응용가능성이 타진되면서 연구분야로 각광받고 있다. 과학기술위성 2호에서는 이와 같이 많은 장점을 갖고있는 전기추력기를 탑재하여 기술시험을 수행할 에정이며 현재 비행모델을 개발 중에 있다. 본 논문에서는 과학기술위성 2호에 기술시험용으로 탑재되는 펄스형 플라즈마 전기추력기의 개발현황, 실험결과 및 성능에 중요한 요소를 제공하는 헤드의 특성에 대한 연구결과를 소개하고자 한다.

Performance Analysis of Perturbed Optimum Aperture Placement for a Space-Based Radar Interferometry

Hyeon-Seock Jeon, Sung-Moon Yoo, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi

CAST, Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University

The performance of the space-based radar interferometric satellite system was developed and analyzed. The space-based radar interferometric system can be applied to several multi-spacecraft missions for surveillance, active/passive radiometry, terrain mapping, navigation, communications, and ground moving target indication. In this study, the optimal aperture placement for surveillance was determined using the UV distribution and the point spread functions of radar to collect sufficient data from the signal returns. The system model for the performance of radar interferometric system is also presented. For US Air Force TechSat-21 Earth orbiting clusters in close formations with perturbations, the point spread functions of radar are analyzed so that the satellite formation can be held to provide the high resolution of image. A comprehensive analysis of radar performance for the image is proposed to provide an appropriate orbit control point for reconfiguration of the satellite formation.

Development of a Precise Orbit Determination System for GPS

Eun-Seo Park[1], Sung-Wook Jung[1], Sang-Young Park[1],
Kyu-Hong Choi[1], Woo-Kyoung Lee[2], Sungki Cho[2],
Jong-Uk Park[2], and Pil-Ho Park[2]

[1]CAST, Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul, Korea
[2]Space Geodesy Research Group, KASI, Daejeon, Korea

The main objective of this research is to develop a precise orbit determination system for the Global Positioning System(GPS). To use dual frequency double differenced carrier phase measurements, the functions, structures and algorithms of the precise orbit determination techniques were investigated. The precision orbit determination system consists of dynamic models for the satellites, GPS measurement models, and parameters estimation filter. The functional and performance tests of the software were performed using weighted least square batch filter technique with the real data of International GPS Service(IGS). The GPS orbit determination results shows that the sub-meter level position accuracy can be achieved with the dual frequency GPS measurements. A further study is encouraged for this orbit determination system to be improved for space geodesy research at GDC(Global Data Center) of Korea Astronomy and Space Science Institute.

This work was supported by KASI
(C-연구-2004-05-KAO)

ORBIT TRANSFER USING A LASER-SUSTAINED SOLID PROPELLANT COMBUSTION MICROTHRUSTER

EunJi Jun[1], Sang-Young Park[1], Woong-Sup Yoon[2], and Kyu-Hong Choi[1]
[1]Dep. Astronomy and Space Science, Yonsei University
[2]Dep. Mechanical Engineering, Yonsei University

In this research, laser sustained combustion was proposed in order to develop a high-efficiency micro-thruster. The proposed thruster has combustion controllable solid propellant called "non self combustible solid propellant (NSCSP)." A 1-20W class diode laser(LD) and HTPB/AP/Addictives (propellants) are used. NSCSP is controlled with the power of laser irradiation, mixture ratio and additives. In order to demonstrate the ignition characteristics, NSCSP is irradiated with laser in ambient pressure. Ignition characteristic is one of the most important parameters that requires establishment in solid propellant for the purposes of rocket motor design, propellant selection, and development because simulation for the prediction of ignition is not possible. Current researches analyze and provide the characteristics of the laser-assisted Ignition thruster for a small satellite. The orbit rising maneuver near the Earth is also simulated by using a laser thruster. If light, compact and high power laser is available, laser-sustained solid propellant combustion mictrothruster can be used in orbit control. The characteristics of NSCSP are applied to micro-thruster which is used for orbit rising maneuver and orbit transfer. Orbit rising maneuver is the process that maintains the satellite in a specific region of space during the lifetime of the satellite. The optimization for orbit rising maneuver is performed to maximize satellite's final mass (or minimize fuel expenditure). The mass fraction obtained with variable thrust is compared with that obtained with constant thrust. Drag and J2 perturbation are considered as the largest non-gravitational force that affect a spacecraft. The advantages of laser thruster for orbital control are also discussed.

Unscented Kalman Filter를 이용한 정지궤도 위성의 실시간 궤도 결정 알고리즘 연구

김기태[1], 박상영[1], 노경민[1], 최규홍[1], 이병선[2]
[1]연세대학교 천문우주학과
[2]한국전자통신연구원 위성관제기술연구팀

본 연구는 지금까지 널리 사용되고 있는 Extended Kalman Filter와 최근 개발되어 주목받기 시작한 Unscented Kalman Filter의 알고리즘을 연구하고 결과를 비교 분석하여 정지궤도 위성의 실시간 궤도 결정에 적합한 Filtering 기법을 결정하는데 목적이 있다. 이러한 결과는 정지궤도 위성의 궤도결정을 실시간으로 수행하는데 있어서 비행역학시스템의 중요한 기능인 지상관제 시스템을 구성하는데 이용될 수 있다. 상태 벡터는 직교 좌표계(J2000)에서의 위치와 속도, 태양복사압으로 구성되었다. 정지궤도 위성의 동역학 모델 중 섭동항은 태양과 달의 중력(JPL-DE405), 비대칭 지구 중력장(GEM10), 태양의 복사압, 그리고 대류층 지연오차를 고려하였으며, 궤도 적분기로는 Encke 방법, Adams-Cowell 방법, Runge-Kutta-Gill 방법을 선택적으로 사용할 수 있도록 하였다. 관측 모델은 지상에 3개의 지상국을 두고 방위각, 고도각, 거리, 거리 변화율 중 하나를 사용하였다. 본 연구의 결과를 통해 정밀궤도결정에서 Unscented Kalman Filter의 성능과 전반적인 특징을 분석할 수 있었다. Extended Kalman Filter의 경우 초기 궤도 추정치의 오차가 클 경우 결과 값이 발산하는 경우가 발생했으나, Unscented Kalman Filter에서는 초기 추정치의 오차에 민감하게 반응하지 않고 어느 정도 시간이 지나면 안정적으로 수렴을 하였다.

Optimal Trajectory Correction Maneuver Design using the B-plane Targeting Method for the Future Korean Mars Missions

Young-Joo Song[1], Eun-Seo Park[1], Sung-Moon Yoo[1],
Sang-Young Park[1], Kyu-Hong Choi[1], Jea-Cheol Yoon[2],
Jo Ryeong Yim[2], Joon-Min Choi[2], and Byung-Kyo Kim[2]
[1]CAST, Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University
[2]Korea Aerospace Research Institute

Optimal Trajectory Correction Maneuver (TCM) design algorithm has been developed using the B-plane targeting method for the future Korean Mars missions. TCMs are needed during the cruising phase of interplanetary missions, because of various uncertainties caused by many perturbations and unexpected errors while operating impulsive maneuvers. The design of these maneuver requires arrival targeting technique, which involves the B-plane. Developed optimal algorithm controls each component of TCM's velocity increments(delta-v) while minimizing the total amount of their magnitude. And also, executing time of maneuvers can be controlled for the user defined number of TCMs. Constraints to meet the optimal conditions are the final B-plane coordinate conditions at the Mars arrival. NPSOL, based on SQP algorithms, is used to solve these optimal control problems. For verifications, the results are compared to the results from STK's Astrogator module. Future Korean Mars missions can be designed and analysed by using this TCM design strategy.

Orbit Determination using Geomagnetic Field via the Unscented Kalman Filter

Kyoung-Min Roh, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi
Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University

Autonomous orbit determination of spacecraft using only magnetometers has been studied in several literatures and also verified using real flight data. The determined spacecraft position errors range from 4 km to hundreds of kilometers achieved by only the magnetometer data, and these coarse accuracies are still obstacles to more practical applications of the magnetometer-based orbit determination method. The main purpose of the current study is to improve the real-time position accuracy of the magnetometer-based orbit determination by adopting a new estimation technique - the Unscented Kalman Filter (UKF) and by modifying the dynamic model more properly to the geomagnetic field measurement. The developed algorithm is tested through the extensive numerical simulations and is also tested using actual flight data of Magnetic Field Satellite (MAGSAT). The results obtained from MAGSAT data demonstrate that the achieved position accuracy of spacecraft can be reach about 2 km using only geomagnetic field measurements. This advancement makes the magnetometer more robust and reliable sensor for the real-time orbit determination system of smaller explorer - the required position accuracies are coarse or the back up system of larger explorer.

Magnetic Torquer Attitude Control of a Satellite Via the Linear Quadratic Regulation and the State-Dependent Riccati Equation Technique

Jong-Hyun Oh, Sang-Young Park, and Kyu-Hong Choi
CAST, Department of Astronomy and Space Science, Yonsei University

An attitude control technique of a satellite with magnetic torquers has been developed. The aim of this control system is to achieve a stable attitude within 5 deg, maximizing the pointing accuracy and minimizing the control energy, under the limitation of the existing low-cost technology. Based on the characteristics of the magnetic control system, magnetic-torquer-based attitude control design process is studied. More detailed and precise linearized equation of motion for this system is also presented using the unit quaternion. This linearized equation of motion forms a Time-Invariant system. The Linear Quadratic Regulator method using the solution of the Steady-State Riccati Equation(SSRE) is applied to this linearized system. Simulation studies for this method were performed numerically on Matlab and Simulink. As a further study, a control method for the nonlinear system using the State-Dependent Riccati Equation(SDRE) technique is being developed.

A Study on the improvement of the Positioning Accuracy using New Regional Ionospheric Model for GNSS

Byung-Kyu Choi, Jong-Uk Park, Jeong-Ho Joh,
Hyung-Chul Lim, and Sung-Ki Cho
Space Geodesy Research Group, Korea Astronomy & Space Science Institute

Ionospheric effects on GPS signal propagation is one of the major source and it is easy to eliminate this error using a frequency combination technique. But the ionosphere errors should be estimated precisely for single receiver. We used 9 GPS Continuously Operating Reference Stations(CORS) which have been operated by Korea Astronomy and Space Science Institute(KASI) and also developed the new regional ionospheric model based on GPS network. In this paper, we propose the new regional ionospheric model to improve the positioning accuracy and performed the several tests for a variety of ionospheric environment. When applying the newly developed ionosphere model, it showed that the positioning accuracy is improved 40 percent compared with the broadcasting model.

P3 시각비교 기법을 이용한 GPS 위성시계의 이상 신호 감지 시스템 구축

한지애[1,2], 허윤정[1,2], 이창복[2], 양성훈[2], 김천휘[1]
[1]충북대학교 천문우주학과
[2]한국표준과학연구원

항상 정확한 정보를 제공할 것이라고 믿고 있는 GPS 위성이 비정상적인 동작으로 오류정보를 전송하는 사건이 발생하였을 경우, 관제국에서 일정시간 후 특정 위성의 정보가 이상이 있음을 공고하기 전까지 사용자는 그대로 오류정보를 사용 할 수밖에 없다. 이는 GPS 이용분야가 날로 확대되어 가고 있는 현 시점에서 산업과 생활전반에 큰 피해를 줄 수 있다. GPS의 오류정보에 의하여 발생할 수 있는 가능한 피해를 줄이기 위해 GPS의 오류정보를 실시간으로 파악하는 것이 절대적으로 필요하다. 이에 우리는 P3 시각비교 기법을 이용하여 GPS 위성시계를 감시하고, 위성 신호의 이상 현상을 감지하는 시스템을 구축하였다. UTC(KRISS)로 동기 된 Ashtech Z12T 측지용 수신기로부터 실시간으로 수신된 GPS 코드 자료 P1과 P2를 선형 조합하면, 이온층 오차가 제거된 P3 시각비교 결과를 얻는다. 이 시각비교 결과를 실시간으로 모니터링 함으로써 GPS 위성 시계를 항시 감시 할 수 있게 하였다. 또한 칼만 필터 기법을 이용하여 위성시계의 이상 신호를 감지 할 수 있도록 하였다.

GPS 반송파 위상 데이터를 이용한 준-실시간 시각정보 추출 연구

하지현[1], 박관동[1], 이창복[2]
[1]국민대학교 삼림과학대학 GPS 실험실
[2]표준과학연구원 시간주파수그룹

국제도량형국(BIPM, Bureau International de Poids et Mesures)에서는 국제 표준 시각 비교에 GPS를 활용하고 있으며, 세계 각국은 국제적으로 통일된 시각 동기 체계를 따르고 있다. 한편, 국제적으로 GPS 시각 비교에 사용되고 있는 프로그램으로는 RINEX-CCTF가 있으며, 이 프로그램은 코드 데이터와 방송궤도력(broadcast ephemerides)을 이용하여 시간정보를 산출한다. 또한 국내 GPS 기반 시각비교 연구도 코드 데이터와 방송궤도력을 사용하였을 때 산출된 시각정보의 정밀도를 높이는 방향으로 진행되었다. 그러나 방송궤도력은 GPS 궤도력 중 가장 정밀도가 낮으며 코드 데이터는 반송파위상(carrier phase) 데이터에 비해 오차가 많아, 이들을 이용한 GPS 시각정보에도 한계가 있다. 이 연구에서는 반송파 위상 데이터와 정밀궤도력(precise orbits), 신속궤도력(rapid orbits), 그리고 초신속궤도력(ultra-rapid orbits)을 이용하여 시각정보를 추출한 후 상호 비교하였다. 연구에 사용된 데이터는 표준과학연구원과 일본 통신종합연구소의 시각비교용 GPS 수신기에서 생성된 데이터이며, 고정밀 준-실시간 GPS 시각정보 추출을 위하여 JPL에서 개발한 GIPSY-OASIS를 사용하였다. 데이터 처리 결과 추출된 시각정보는 가장 정확한 측정이 가능한 정밀궤도력의 경우 평균 0.872ns의 표준편차를 보였으며, 신속궤도력은 평균 0.868ns의 표준편차, 그리고 초신속궤도력은 0.890ns의 표준편차를 보였다. 즉, 준-실시간 이용이 가능한 초신속궤도력의 경우 정밀궤도력에 비해 평균 18ps의 표준편차가 나타났다.

인공위성 레이저 거리측정 시스템(SLR)의 개요 및 국내 개발 방안

임형철[1], 민병희[1], 박종욱[1], 장정균[2], 한정열[2], 김용기[3], 손영수[4], 이준호[5]

[1]한국천문연구원 우주과학연구부
[2]한국천문연구원 광학천문연구부
[3]한국원자력연구소 양자광학기술부
[4]한국기계연구원 지능형정밀기계연구본부
[5]공주대학교 광응용과학과

인공위성 레이저 거리측정 시스템 (SLR, Satellite Laser Ranging)은 레이저를 이용하여 위성까지 거리를 수 mm 정밀도로 측정하는 시스템으로, 현존하는 가장 정밀한 위성궤도 결정 시스템이다. 따라서 SLR 시스템은 측지, 지구물리, 자원탐사 등 다양한 과학적 목적으로 활용되며, 인공위성 고정밀 운용, 우주 추적 및 감시 등 군사적인 목적으로도 이용되고 있다. NASA에서는 1964년 Beacon-B 인공위성을 추적하기 위해 처음으로 SLR 시스템을 개발하였으며, 현재 미국을 비롯한 우주 선진국에서는 다수의 SLR 시스템을 개발하여 운용하고 있다. 국내에선 아직 SLR 시스템을 구축하고 있지 않으나, 한국천문연구원에서 과학기술부의 핵심우주기반기술연구사업의 일환으로 원자력연구소, 기계연구원, 인공위성연구센터와 함께 주요 SLR 서브시스템의 예비설계를 수행하고 있다. 본 연구에서는 SLR 시스템의 개요 및 국외 개발 현황과 국내에서 추진되고 있는 SLR 서브시스템의 예비설계를 살펴본다. 또한, SLR 시스템의 국외 기술적 추세를 분석하여 향후 시스템의 개발 방안을 제시한다.

Preliminary design of optical and opto-mechanical part for receiving telescope of Satellite Laser Ranging system

Jeong-Yeol Han[1,2], Jeong-Gyun Jang[2], Inwoo Han[1,2],
Byeong-Hee Mihn[3], Hyung-Chul Lim[3], and Jong-Uk Park[3]

[1]Major of Astronomy and Space Science, University of Science and Technology
[2]Division of Optical Astronomy, Korea Astronomy and Space Science Institute
[3]Division of Space Astronomy, Korea Astronomy and Space Science Institute

To detect weak laser signals reflected from a target satellite, the receiving telescope of a bi-static Satellite Laser Ranging (SLR) system should have small obstruction ratio. The telescope has a 1-m primary mirror and a 0.16 m secondary mirror in a Ritchey-Chretien configuration. The camera for observing satellites and the detector for receiving laser beam returned from the satellites are situated in two Nasmyth foci of the telescope. The SLR tube including optical parts should be supported by opto-mechanical parts to be considered the precise and fast movement. In order to reduce the moment of inertia of the tube, the fast focal ratio of primary mirror was considered. The tube having truss structure has almost same aspect ratio like a regular hexahedron. The first preliminary design in Korea of optical and opto-mechanical part for receiving telescope of the SLR system are presented.

A Study on the Timing Device for Satellite Laser Ranging

Jun Ho Lee[1,2], Young Jo Lim[2], Sang Hyun Lee[2], Kyung Hee Kim[2], Hyung-Chul Lim[3], and Jong-Uk Park[3]

[1]Dept. of Applied Optics, Kongju National University
[2]Satellite Technology Research Center, KAIST
[3]Korea Astronomy & Space Institute

Satellite laser ranging (SLR) is a technique using a pulsed laser and a telescope to measure the range of satellite from the ground with an achievable resolution of millimeters. The achievable resolution is limited by the accuracy of time of flight (TOF) measurements, atmospheric delay compensation, calibration and etc. This paper initially introduces the measurement process and the limiting factors of the measurement accuracy, and then it proposes a TOF measurement system for a SLR system, which is a part of a feasibility study collaboratively performed by KASI (Korea Astronomy & Space Institute), SaTReC (Satellite Technology Research Center) KAIST, KIMM (Korea Institute of Machinery & Materials) and KAERI (Korea Atomic Energy Research Institute).

A trade off study of lightweight primary mirror for spaceborne telescope

Haeng-Bok LEE and Se-Chol Choi

Agency for Defense Development, P.O Box 35-5, Yuseong, Daejeon 305-600, Korea

High-resolution telescope from space comprises electro-optical imagery with a ground resolution lying within the range of 1 to 5 meters. According to information documented in the literature up to now, most primary mirrors verified and flown in optical space missions have been lightweighted made from Zerodur, ULE, beryllium, SiC or aluminium. A trade off study was performed to determine as a "lightweighted" by factors like backside cell pattern, rib thickness, face thickness, mirror fixation device location and material and so on based on structural performance for primary mirror in submeter class spaceborne telescope.

SLR 레이저 발진기 설계

김용기[1], 차병헌[1], 임형철[2], 박종욱[2]
[1]한국원자력연구소, 양자광학기술부
[2]한국천문연구원, 우주측지연구그룹

Satellite Laser Ranging(SLR) 시스템 구축에 요구되는 기술에는 레이저, 광학, 센서 및 제어계측, 전기전자 등의 핵심기술들을 필요로 하며, 이는 국가 경제 산업에 있어서도 매우 중요한 첨단 기술들이다. SLR에 사용되는 레이저 빔은 우선 지구대기를 통과하여 정지위성 궤도인 20,000km까지 도달하여야 하므로 적절한 파장의 선택이 중요하다. 더불어 레이저 빔이 장거리까지 도달하여야 하는 관계로 빔의 발산(divergence)이 작아야 하며, 빔의 방향지향성인 포인팅 안정성(pointing stability)이 우수하여야 한다. 레이저 빔의 대기투과도를 높이기 위해서는 파장과 고도에 따른 빔의 대기투과도 연구가 매우 중요하며 조사 결과 532nm 파장을 가진 Nd:YAG 레이저를 주파장으로 선정하였다. 레이저의 공진기로는 Self Filtering Unstable Resonator (SFUR)를 선정하였으며, 이 SFUR 공진기 레이저는 공진기 내에 위치한 aperture의 필터링 효과에 의해 공진기 내에서 발생되는 여러 종모드의 발생을 억제할 수 있어서 단일모드 빔 발생에 유리하며, 빔의 발산이 매우 작고, 고에너지의 빔 발생이 가능한 장점을 가지고 있다. Nd:AYG 레이저의 파장은 1064nm이므로 이차조화파발생(Second Harmonic Generation) 기술을 이용하여 532nm 파장의 빔을 발생할 것이다. Nd:YAG 레이저의 반복율은 10Hz, 레이저 빔 증폭을 위해서 2개의 증폭단을 사용하여 최종 출력 빔 532nm의 에너지는 40mJ/펄스, 펄스폭은 약 100ps 정도를 예상하고 있다. 이를 위하여 지름 5mm, 길이 100mm인 Nd:AYG 봉을 사용하는 플래쉬 램프로 펌핑되는 Nd:YAG 레이저 펌프 캐비티(Cavity)를 설계하였다.

HAUSAT-2 에너지 평형 해석과 전력계 설계

김동운, 권순경, 장영근
한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 우주시스템연구실

초소형 위성의 경우 무게, 체적 및 표면적 등의 제한조건으로 인하여 임무기간 동안 위성의 각 모듈에 지속적으로 전력을 공급해야하는 전력계 설계에 있어 상당한 어려움을 가진다. 본 논문에서는 현재 우주시스템연구실에서 개발 중인 25kg급 나노위성 HAUSAT-2에 적합한 효율적인 저가의 전력시스템 설계 및 개발에 대한 사항을 기술하였다. HAUSAT-2는 전력원으로 태양 전지판과 배터리를 사용하여 위성의 임무기간 동안 위성에 전력을 공급하도록 하였으며, 생산 전력을 효율적으로 조절하고 분배하기 위해 최대 전력 추적기(PPT)를 구성하였다. 또한 배터리 충전 조절기(BCR), 전력 제어기(PCA), 전력 분배기(PDA)를 각각 구성하였다. 전력원의 설계를 검증하기 위하여 실제 위성 궤도에서의 일/식기간, 태양 에너지 세기, 온도 조건, 회로내에서의 변환 효율 등을 모두 고려한 에너지 평형 해석(EBA)을 진행하였으며 HAUSAT-2의 운용 모드에 따라 생산 전력과 소비 전력을 비교 분석 하였다. 최대 전력 추적기는 태양 전지판의 생산 전력을 위성 버스로 최대한 전달하기 위해 설계되었으며, 우주환경에서 비교적 안정적으로 동작하는 아날로그 방식을 주 시스템(Primary)으로, 디지털 방식은 잉여(Redundancy) 시스템으로 사용하도록 하였다. 배터리 충전 조절기는 상용 IC를 사용하여 구성하였으며 배터리 충전 상태를 감시하여 리튬-이온 배터리를 과충전, 과방전으로부터 보호할 수 있도록 하였다. 전력 제어기에서는 버스 전압을 5V, 12V, 28V의 공급 전압으로 변환하며 전력 분배기에서 P-채널 스위치를 통해 위성의 각 서브시스템으로 전력을 공급하도록 설계하였다. 설계된 전력계는 현재 EM 개발이 완료되어 ETB (Electrical Test Bed) 시험을 수행중에 있으며, 이 시험을 통해 시스템 통합 환경에서의 적합성 및 성능 시험을 완료할 것이다.

HAUSAT-2의 소형 탑재 컴퓨터 설계

류정환, 심창환, 장영근
한국항공대학교 우주시스템연구실

본 논문에서는 현재 우주시스템연구실에서 개발 중인 인공위성 HAUSAT-2의 탑재 컴퓨터의 설계 및 개발에 대하여 기술하였다. HAUSAT-2는 25kg급의 나노위성이지만, 탑재 컴퓨터는 원격 계측 데이터 수집, 원격 명령, 위성의 건강상태 감시 및 관리하는 등의 소형 컴퓨터 시스템 레벨의 설계 규모가 요구되기 때문에 초소형 위성에 적합한 탑재 컴퓨터를 개발하였다. 탑재컴퓨터는 탑재 컴퓨터부(On Board Computer)와 원측 및 명령 처리부(Telemetry & Command Assembly), 메모리 관리부(Memory Management Assembly)로 구성되며, 부가적으로 이들 하드웨어에 대해 완전 기능이 동일하면서 교차 동작이 가능한 잉여시스템이 설계 및 적용되어 위성 운용에 있어서의 신뢰성과 회로의 응용성 및 효율성을 동시에 향상시켰다. 탑재 컴퓨터부는 MPC860T를 중앙프로세서로 부트, 코드, 에닥(EDAC)과 작업 메모리로 구성되며 위성의 스케줄, 탑재체 운용, 메모리 관리 및 자세 제어 외에도 모든 서브시스템에 명령을 하달함으로써 실제 위성의 운용을 담당하도록 하였다. 원측 및 명령 처리부는 탑재 컴퓨터부가 주 임무에 집중하도록 작업을 분산시키기 위한 목적으로 설계되었으며, 8051 컨트롤러를 사용하여 모든 아날로그와 디지털 데이터의 처리 및 명령을 분배한다. 특히, FPGA를 이용하여 다 채널 UART, 에닥, 채널 분배, 왓치독, 잉여시스템 관리 등의 복잡한 전자회로들을 하나의 칩 안에 구현함으로써 초소형위성에 적합한 간소화된 하드웨어 구성을 적용하였다. 메모리 관리부는 총 8MB의 SRAM을 관리 및 운용하며 메모리의 입출력 데이터를 에닥으로 보호하여 임무궤도 운용시 단일사건 발생에 의한 피해가 최소화 되도록 하였다.

HAUSAT-2의 구조-열 모델 우주환경 모사 시험

이미현, 김동운, 황기룡, 장영근
한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부 우주시스템 연구실

본 논문은 우주시스템연구실에서 개발 중인 나노위성 HAUSAT-2의 구조-열 모델에 대해 수행한 우주모사시험의 과정과 결과를 나타내었고 또 이에 따른 열 모델링의 수정과 분석에 대해 기술하였다. HAUSAT-2의 열진공/균형 시험은 구조-열 모델의 특성상 내부발열모사 및 외부 열 유입모사를 위해 표면히터를 사용하여 수행되었다. 구조-열 모델을 이용한 인증(Qualification) 수준의 열진공/균형 시험을 수행하여 열해석 모델의 유효성을 검증하고, 열적변형으로 인한 구조적 안정성을 확인하였다. 시험 결과와 이전 시뮬레이션 결과를 비교 분석하는 과정을 반복하여 열 모델링의 보정을 수행하였으며 보정된 열 모델링을 통해 시험데이터와 근사한 결과를 재해석 시에 얻게 됨으로써 성공적인 열 모델링 보정을 마칠 수 있었다. 또한 HAUSAT-2의 구조-열 모델 시험과정과 결과를 통해 적은 비용으로 수행할 수 있는 효율적인 우주모사시험방법을 제시하였다.

과학기술위성2호에 탑재되는 레이저 반사경의 엔지니어링 모델의 환경시험 결과

이상현[1], 이준호[1,2], 임용조[1], 김경희[1], 임종태[1], 우성현[3]

[1]한국과학기술원 인공위성연구센터
[2]공주대학교 광응용과학과
[3]한국항공우주연구원

과학기술위성2호의 부탑재체인 위성레이저레인징(SLR)을 위한 레이저 반사경의 엔지니어링 모델을 제작하였다. 제작된 반사경은 과학기술위성2호 엔지니어링 모델에 부착하여 환경시험을 수행하였다. 환경시험은 발사환경을 모사하는 진동시험과 열주기 시험을 실시하였다. 또한 레이저 반사경의 Mass Property 측정을 수행하였다. 본 연구에서는 레이저 반사경의 엔지니어링 모델의 제작과정을 소개하고 환경시험시 발생된 문제점과 이의 개선사항을 소개하고자 한다.

Flight Dynamics Subsystem for COMS Satellite Ground Control

Byoung-Sun Lee, Yoola Hwang, Hae-Yeon Kim, and Jaehoon Kim
Satellite Control Technology Team, ETRI, Daejeon

As a multi-mission geostationary orbit satellite, COMS (Communication, Ocean, and Meteorological Satellite) is planned to be launched in the year 2008. Flight Dynamics Subsystem (FDS) is a subsystem of the COMS Satellite Ground Control System (SGCS) and provides spacecraft flight dynamics operations support. Flight dynamics operations support includes spacecraft orbit determination, orbit prediction, event prediction, fuel accounting, station-keeping maneuver planning, and station-relocation maneuver planning. All of the orbit dynamics functions in FDS consider a specific COMS daily wheel off-loading operation. FDS also provides COMS operation related support functions such as oscillator updating parameter calculation and Earth acquisition parameter calculation after emergency Sun reacquisition. In general, FDS is a computer-based system, which is comprised of flight dynamics software and computer hardware. Development of FDS is now in the preliminary design phase.

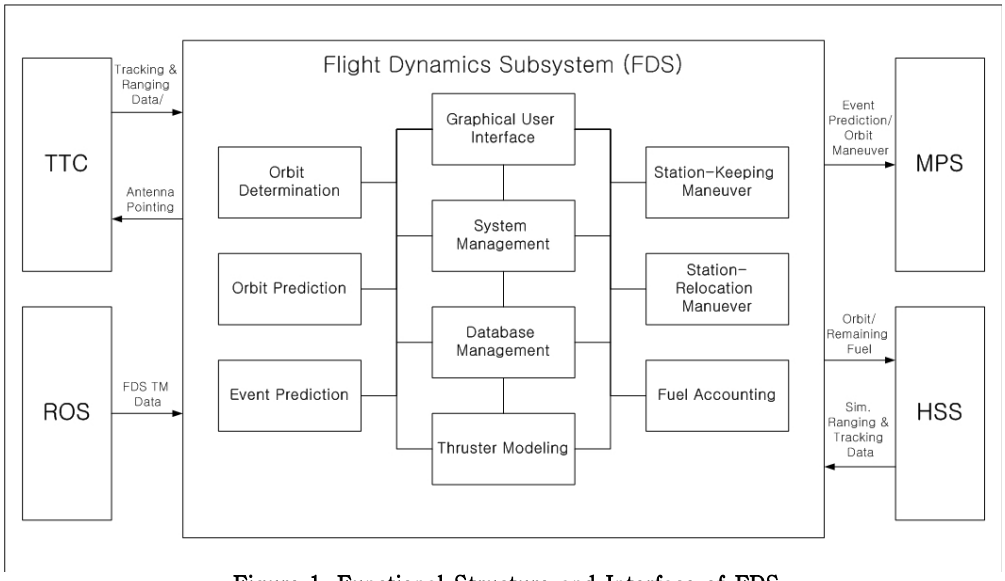


Figure 1. Functional Structure and Interface of FDS

Development of a CCSDS Software Communication System for a Small Satellite

Eun-Jung Choi, Jun-Yong Park, and Hun-Gu Lee
Satrec Initiative

This paper is concerned with the development of a software communication system for a small satellite. The communication system is based on the CCSDS (Consultative Committee of Space Data Systems) protocol, which is a standard communication protocol in the space industry. The complete CCSDS TC (Telecommand) and TLM(Telemetry) implementation is very complex for low-cost small satellites and hardware implementations are expensive. Therefore, the CCSDS software system developed focuses on a subset of functions such that it represents a simplified yet reliable standalone alternative software implementation of the CCSDS TC and TLM. The CCSDS Software comprises four modules(TCTX, TCRX, TMTX, TMRX) that provide both CCSDS TC and TLM services and are located inside two systems: the CCSDS Spacecraft System situated inside the On Board Computer of the spacecraft, and the CCSDS Ground System situated in the ground station. For detecting error code, a CCSDS Reed-Solomon encoder and decoder are used for the TLM channel coding, while the Bose, Chaudhuri and Hocquenghem(BCH) cyclic redundancy check(CRC) error detecting code is used for the TC coding. Also, the CCSDS software system contains the encryption scheme based on the IDEA(International Data Encryption Algorithm) to limit data access and the randomization scheme based on the Pseudo-Randomizer in order to maintain bit synchronization with the received telemetry signal. We will present the wrap-around test results covering the entire communication data-flow sending of TC data to the spacecraft, on-board processing of TC data, generation and sending of TLM data to ground.

남북방향 위치유지 조정을 고려한 통신해양기상위성의 Daily Wheel Off-loading 분석

김해연, 이병선, 황유라, 김재훈
한국전자통신연구원 위성관제기술연구팀

2008년 발사 예정인 통신해양기상위성 1호는 단일 태양전지판을 장착할 예정이다. 단일 태양전지판을 사용할 경우, 태양복사압으로 인한 토크가 발생되는데 이를 상쇄시키기 위해 모멘텀 휠의 속도가 점점 증가하게 된다. 이에 따라 모멘텀 휠의 속도를 일정한 범위내에서 유지시키기 위해 추력기를 이용한 모멘텀 덤핑인 Daily wheel off-loading 작업을 수행해야 하며 이 과정에서 위성의 궤도에 영향을 미치는 속도증분(ΔV)이 발생하게 된다. Astrium사의 분석에 의하면 Wheel off-loading에 의해 발생하는 속도증분은 일년에 약 6.2m/s 정도로 일년간 동서 및 남북방향 위치유지시 소요되는 속도증분이 각각 2.5m/s와 50m/s 임을 감안할 때 무시할 수 없는 값이다. 따라서 본 연구에서는 남북방향 위치유지시 필요한 속도증분을 최소화하면서 Wheel off-loading을 수행할 수 있는 방법에 대해 연구해 보았다.

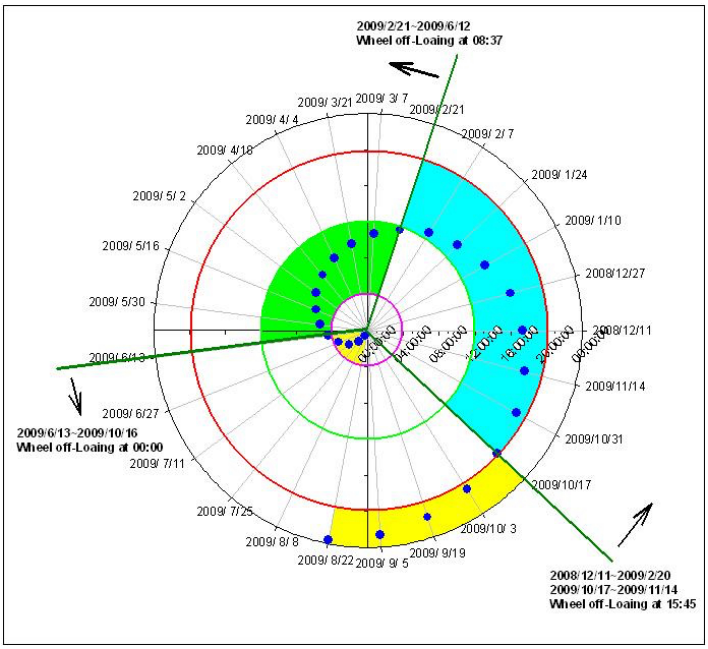


그림1. 남북방향 위치유지 조정을 고려한 1년동안의 Wheel off-loading 시각

행성간 탐사선의 궤도결정 알고리즘 개발

유성문[1], 박은서[1], 송영주[1], 박상영[1], 최규홍[1],
윤재철[2], 임조령[2], 최준민[2], 김병교[2]
[1]연세대학교 천문우주학과
[2]한국항공우주연구원

행성간 탐사계획의 항행단계에서 이루어지는 탐사선의 상태 추정은 목표행성까지 오차 범위 이내로 도달하기 위한 가장 기본적인 필요조건이며, 이를 위해서는 궤도결정 알고리즘의 성능이 가장 중요한 요소가 된다. 이에 본 연구에서는 향후 우리나라의 행성간 탐사임무에 대비한 궤도결정 알고리즘을 개발하였다. 이 알고리즘은 가중치 최소 자승법에 의한 일괄처리 필터(weighted least square batch filter)를 기반으로 하며, 탐사선의 정밀섭동 모델과 DSN(Deep Space Network) 관측 모델을 포함하고 있다. 섭동 모델에는 지구 비대칭 중력장, 지구 대기 저항, 태양과 달을 포함한 8개의 행성에 의한 중력, 태양 복사압, 일반 상대론 효과에 의한 가속도등이 포함된다. DSN 관측 모델은 지구와 탐사선 사이의 거리, 도플러, 고도각과 방위각으로 이루어져 있으며, 대류층, 이온층, 안테나 옵셋 지연 및 대류층 굴절 효과가 고려되었다. 추정 파라미터로는 미소가속도와 브란스-디케(Brans-Dicke)변수, 태양복사압의 반사계수를 포함한 동역학 모델 관련 파라미터와 지상국의 위치, 관측값의 바이어스등을 포함한다. 개발된 알고리즘은 향후 이루어질 행성간 탐사에서 항행단계의 운용 및 TCM(Trajectory Correction Maneuver)의 보정이 가능하도록 한다.

JHK′ and gi Photometry of Asymptotic Giant Branch Stars In NGC 6822

Aram Kang[1], Young-Jong Sohn[1], Jonghwan Rhee[1], Min Shin[1], Mun-Suk Chun[1], and Ho-Il Kim[2]

[1]Department of Astronomy, Yonsei University

[2]Korea Astronomy and Space Science Institute

Near-infrared JHK′ images and visible gi images were used to investigate the stellar contents of asymptotic giant branch (AGB) stars in the nearby dwarf irregular galaxy NGC 6822. Bright part of the color magnitude diagrams (CMDs) for the resolved stars in NGC 6822 in near-infrared and visible bands reveals several branches of different stellar populations, including bright blue main sequence stars, Galactic foreground stars, supergiant stars and AGB stars. Cross-checking CMDs and color-color diagrams in near-infrared and visible bands, and applying theoretical evolutionary tracks, we successfully separate AGB stars from the other populations in the galaxy. From the obtained photometric properties of the AGB stars, we consider the intermediate-age star formation epochs in the nearby dwarf irregular galaxy NGC 6822. Comparing the results in this study with our recent papers for AGB stars in nearby dwarf elliptical galaxies NGC 185 and NGC 147 (Kang et al. 2005, Sohn et al. 2005), we will discuss the star formation history of dwarf galaxies in Local Group.

New stellar isochrone construction with the effects of red giant branch bump and mass-loss

Do-Gyun Kim, Young-Wook Lee, and Yong-Cheol Kim
Department of Astronomy, Yonsei University

For more realistic evolutionary population synthesis, we have constructed new version of isochrones using the most recent version of Yonsei-Yale (Y^2) stellar evolutionary tracks with and without helium enhancement. These new sets of isochrones include detailed feature of red giant branch(RGB) bump, a star-crowded area on the RGB in color-magnitude diagram, and an imitation of mass-loss effect on RGB considering different evolutionary speed along the tracks that start with different masses. We will discuss the impact of the new isochrones on the population synthesis of old stellar system, such as the influence on the R-method for determining helium abundance and on the surface brightness fluctuation of underlying stellar populations.

Multiple Time - Scales in the old Nova V603 Aql

Andronov I.L.[1,2], Baklanov A.V.[2], Chinarova L.L.[1], Burwitz V.[3,7], Kim Y.G.[5,6,7], Kolesnikov S.V.[1,2], Ostrova N.I.[1], Niarchos P.[8], Pavlenko E.P. [2,], Shakhovskoy N.M.[1], and Yushchenko A.V.[9]

[1]Department of Astronomy and Astronomical Observatory, Odessa National University, T.G.Shevchenko Park, UA-65014 Odessa, Ukraine: il-a@mail.ru: ilandronov@onu.edu.ua
[2]Crimean Astrophysical Observatory, 98409 Nauchny, Crimea, Ukraine
[3]Max-Planck-Institut fuer extraterrestrische Physik, D-85741 Garching, Germany
[4]University Observatory, Chungbuk National University, Cheongju 361-763, Korea
[5]Institute for Basic Science Research, Chungbuk National University 361-763, Korea
[6]Department of Astronomy and Space Science, CBNU, Cheongju 361-763, Korea
[7]Observatori Astronomic de Malloca, E-07144 Costitx, Spain
[8]Department of Astrophysics, Astronomy and Mechanics, University of Athens, Panepistimiopolis, 15784 Zografos, Athens, Greece
[9]ARCSEC, Sejong University, Seoul 143-747, Korea

Results of multi-color UBVRI and CCD photometry of V603 Aql obtained in 1990-2004 are presented. We study variability at few time scales - from flickering at dozens seconds, quasi-periodic oscillations at dozens minutes, positive and negative superhumps and superhump-orbital beat periods.Effective colors of all components of variability have been determined, and the seasonal variability of characteristics has been studied.

Multi-color Photometry of The Newly Discovered Intermediate Polar RXS J062518+733433

Andronov I.L.[1,2], Antoniuk K.A.[2], Chinarova L.L.[1], Jeon Y.B.[3], Kim Y.G.[5,6], Kolesnikov S.V.[1,2], Ostrova N.I.[1], Shakhovskoy N.M.[1], and Shin J.-H.5[5]

[1]Department of Astronomy and Astronomical Observatory, Odessa National University, T.G.Shevchenko Park, UA-65014 Odessa, Ukraine; il-a@mail.ru; ilandronov@onu.edu.ua
[2]Crimean Astrophysical Observatory, 98409 Nauchny, Crimea, Ukraine
[3]Korea Astronomy Observatory, Daejeon 305-348, Korea
[4]University Observatory, Chungbuk National University, Cheongju 361-763, Korea
[5]Institute for Basic Science Research, CBNU, Cheongju 361-763, Korea
[6]ADepartment of Astronomy and Space Science, CBNU, Cheongju 361-763, Korea

Results of multi-color monitoring obtained in 2003-2005 in the frame of the international campaign "Inter-Longitude Astronomy" are presented. The orbital and spin periods of this newly discovered intermediate polar have been significantly corrected, and the upper limits on the spin period variations have been determined. The effective values of the color indices for the orbital and spin variability have been determined. According to them, intermediate polars are intermediate between the classical and asynchronous polars and non-magnetic cataclysmic variables not only by the accretion structure, but also on the color characteristics.

FIMS observations of the Monogem Ring

Il-Joong Kim[1], K.-I. Seon[2], K.-W. Min[1], K.-S. Ryu[1], D.-H. Lee[2], W. Han[2], W.-W. Nam[2], J.-H. Park[2], J.-H. Shinn[1], J.-W. Park[1], Y. M. Lim[1], J. Edelstein[3], and E. Korpela[3]

[1]Korea Advanced Institute of Science and Technology
[2]Korea Astronomy and Space Science Institute
[3]Space Sciences Laboratory, University of California, Berkeley

FIMS(Far ultraviolet IMaging Spectrograph) observed the "Monogem Ring", also known as the Gemini-Monoceros X-ray enhancement from December 2003 to January 2004. And then we obtained 72 orbits usable data by data reduction including attitude correction. As a result, we first describe C Ⅳ(~1555Å) emission line intensity map for the Monogem Ring region and compare with ROSAT X-ray image. We anticipate that the Monogem Ring is a fragmented, shell-like structure in the FUV bands as in X-ray observation. We also present FUV spectra for several sub-regions and analyze the result to explain the physical states of the Monogem Ring as a supernova remnants.

Coalsack nebula 주위를 둘러싼 hot gas와 cold gas의 상호작용

박재우[1], 민경욱[1], 신종호[1], 김일중[1], 이대희[2],
선광일[2], 박장현[2], 류광선[3], 임여명[1]
[1]한국 과학기술원, [2]한국 천문연구원, [3]인공위성센터

남쪽하늘에 존재하는 dark nebula의 하나인 coalsack은 28square degree 정도의 각 크기를 가진다. 최근의 연구 결과에 따르면 이 천체의 경계면에 hot gas가 존재한다는 것이 알려졌고, Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer(FUSE) 관측에 의해 O VI 흡수선이 존재함을 확인하였다.(B.G Andersson) 과학위성 1호는 원자외선 분광기(FIMS)를 탑재하고 있는데, FIMS의 가장 큰 특성은 넓은 field of view 로 인해 별 주위의 diffuse 한 영역으로부터 오는 방출선 관측이 가능하다는 점이다. FIMS의 sky survey data를 이용 Coalsack nebular에서 hot gas 방출선이 주로 나오는 주변 지역과 수소선등이 나오는 내부 영역을 구분하였다. 이를 통해 구름을 이루고 있는 cold gas와 주위에 존재하는 hot gas와의 상호작용을 보다 잘 이해하고자 했으며, 이번 연구가 에너지의 흐름과 생성에 대한 지금까지의 모델을 검증하는데 하나의 자료로 이용될 수 있으리라 기대한다.

FIMS Observation Results of the Taurus region

D. H. Lee[1], I. S. Yuk[1], H. Jin[1], K. W. Min[2], K. S. Ryu[2], J. H. Shinn[2], J. Edelstein[3], E. J. Korpela[3], J. Adolfo[3], and E. F. van Dishoeck[4]

[1]Korea Astronomy and Space Science Institute
[2]Korea Advanced Institute of Science and Technology
[3]Space Sciences Laboratory, University of California, Berkeley
[4]Sterrewacht Leiden, Leiden, The Netherlands

Diffuse far-ultraviolet (FUV; 1370-1670 A) flux from the Taurus molecular cloud region has been observed with the FIMS imaging spectrograph. An FUV continuum map of the Taurus, similar to maps of visual extinction, shows distinct cloud core and halo regions. The dense cloud cores appear to obscure background diffuse FUV radiation where the visual extinction is $A_v > 1.5$, while scattering of FUV radiation appears in and beyond the halo region where $A_v < 1.5$. We find H_2 fluorescence in the cloud halo with a total fluorescence intensity of $I_{H2} = 6.5 \times 10^4$ photons cm^{-2} s^{-1} sr^{-1} in the 1370-1670 A wavelength band. A synthetic H_2 model predicting fluorescent emission best fits these data with the hydrogen density $n_H = 50$ cm^{-3}, the H_2 column density $N(H_2) = 0.8 \times 10^{20}$ cm^{-2}, and an incident FUV intensity $I_{UV} = 0.2$. The H_2 fluorescence is not seen in the core where FUV radiation flux, needed to induce fluorescence, is unable to penetrate.

송이영(宋以穎)의 혼천시계(渾天時計)의 시보(時報)와 천체운행 장치 복원

이용삼[1], 이용복[2], 김상혁[3], 윤명진[4]
[1]충북대학교, [2]서울교육대학교, [3]중앙대학교, [4]옛기술과문화

현종 10년(1669년) 천문학 교수 송이영은 서양식 기계시계의 원리를 이용한 스스로 종을 치는 혼천시계(渾天時計)를 제작하였다. 현재 이 혼천시계는 국보 230호로 지정되어 고려대학교 박물관에 소장되어 있으나 그 모습만 볼 수 있을 뿐 부품들의 일부가 훼손되고 망실되어 작동되는 모습은 볼 수가 없는 상태이다. 혼천시계의 세부적인 연구는 Joseph Needham의 The Hall of Heavenly Records(1986)에 자세히 나와 있다. 우리는 그의 연구를 기본 바탕으로 천문시계의 각 부품과 전체 구조에 대하여 기능을 확인하고 분석하였다. 또한 복원을 위한 기술적 검토를 하고 복원의 타당성을 점검하였다. 이후 혼천시계(국보 230호) 복원을 수행하여 지금까지 멈춰서있던 혼천시계를 작동 모델로 정하여 장기간에 걸쳐서 복원하였다. 우리의 연구 내용은 다음과 같다. 첫째, 동력을 발생시키고 전달하여 시각을 알려주는 시간 지속장치와 시보장치 타종장치 그리고 천체 운행을 포함한 혼천의 부분이 하나의 기계적 계통(시스템)을 이루는 전체 구조를 분석하여 복원을 위한 작동 원리를 파악하였다. 둘째, 좁은 공간 내에 미세한 톱니와 장치들이 서로 맞물려 조립되어야 하는데, 이를 조립할 수 있는 견고한 조립장치들이 완비하기 위하여 여러 번 시작품을 만들면서 설계를 완성하였다. 셋째, 천문시계에 연결된 혼천의의 천체의 운행 장치는 부분의 훼손되고 망실된 형태로 남아있는 태양 운행 장치와 달 운행 장치에 대한 연구 그리고 혼천시계의 주요 구성 부품에 대한 실측과 부품들의 정교한 제작과 조립을 하였다. 넷째, 혼천의 부분은 하루 한바퀴 도는 극축이 있고 적도환, 황도환 및 백도환이 있는데 제각기 회전 주기가 다르게 제작되어 있다. 1년 동안 현재의 해와 달의 위치와 달의 위상변화를 보여주고 별자리 28수와 해당되는 24절기를 알 수 있도록 보완하여 작동 모델을 복원하였다. 복원한 결과 송이영의 혼천시계는 조선시대의 전통적인 시계기술의 축척과 천문학적 원리를 바탕으로 당시 서양의 흔들이 진자를 사용한 최첨단 기계시계 기술을 집약하여 이룩한 천문시계임을 확인할 수 있었다. 이는 동양과 서양의 자동시계들의 주요한 특징을 잘 조화시켜 새로운 모델의 천문시계로 제작한 그 창조성이 높이 평가는 것이며, 서양시계에서 뿐만 아니라 중국과 일본에서도 찾아볼 수 없는 우리의 전통적인 방법으로 창제한 것으로 여겨진다. 이 복원 연구를 통하여 이 천문시계가 본래의 모습대로 살아 새롭게 움직이게 되었다.

FIMS로 관측한 Large Magellanic Cloud (LMC)

임여명[1], 민경욱[1], 선광일[2], 유광선[3], 김일중[1],
이대희[2], 신종호[1], 박재우[1]
[1]한국과학기술원 물리학과
[2]한국천문연구원
[3]한국과학기술원 인공위성센터

국내 최초의 과학위성인 과학기술위성 1호 (STSAT-1)의 주 탑재체 원자외선분광기 (FIMS, Farultraviolet IMaging Spectrograph; 또는 SPEAR)를 통해 Large Magellanic Cloud (LMC)를 관측하였다. LMC는 우리은하에 가장 가까이 있는 disk galaxy로서 galaxy 내에서의 star formation이나 interstellar medium (ISM)을 연구하는데 적합한 천체이다. 특히 원자외선 (FUV) 영역에서는 hot gas의 분포를 연구할 수 있는데, hot gas의 분포를 알기 위해 FIMS를 통해 FUV 영역에서 관측할 수 있는 C IV λ1550의 이미지를 얻었다. 또한 FIMS를 통해 FUV 영역에서 얻을 수 있는 이미지와 이미 관측된 LMC의 H I, Hα, X-ray 이미지를 비교 분석을 해보았다.

KASI 질문상자에 나타난 과학탐구 유형 분석

임인성[1], 성현일[1], 손상모[1], 안영숙[1], 김봉규[1], 최승언[2]
[1]한국천문연구원,
[2]서울대학교 사범대학 지구과학교육과

한국천문연구원에서 운영중인 홈페이지 질문상자의 내용에 나타난 과학탐구 유형을 분석하였다. 이를 위해 질문문항이 과학탐구의 어떠한 인지적 측면이 부각되어 있는가를 분석하는 과학탐구 분석틀을 개발하였다. 분석틀은 인지적 측면에서 과학지식과 과학탐구로 분류하였다. 과학적 지식의 하위유형으로 내용지식, 방법지식, 지식본성 이해로 분류하고, 과학탐구의 하위 요소는 과학탐구 수행능력으로 분류하여 각 세부 요소를 분석하였다. 과학탐구 유형 분석틀에 따른 분석을 통해, 질문 유형의 세부 내용과 속성을 이해하고, 질문의 수준을 파악할 수 있었다. 또한 매년 질문수의 증가와 함께, 질문의 내용도 일상생활 과학 지식수준을 넘어 해마다 난해해 지고 전문화 되어가고 있음을 알 수 있었다.

Multi-Wavelength Observations of the Giant HII Complexes in the Large Magellanic Cloud

Sungeun Kim, Heri Jung, Eunjoo Kwon, Kyungmin Lee,
Jaeryung Lee, Chiyoung Cho, Youngin Kim, & Yangchan Jung
and the ATCA + Parkes Survey Team

Dept. of Astronomy and Space Sciences & Astrophysical Research Center for the Structure and Evolution of the Cosmos, Sejong University

We have made multi-wavelength observations of the HII complexes in the Large Magellanic Cloud (LMC). The Australia Telescope Compact Array and the Parkes 64-m radio telescope have surveyed 17 HII complexes in the LMC. These HII complexes are bright in the X-ray image of the LMC and have corresponding HI shells. We report the HI masses and kinetic energies of these neutral shells associated with the Giant HII complexes and discuss the energetics of these shells.

적외선 우주망원경 냉각시스템 복사열 측정

김동락, 양형석, 이병섭, 최연석, 신필권
한국기초과학지원연구원 연구장비개발부 고자기장개발팀

우리는 춘계학술대회에서 적외선 우주 망원경 냉각시스템 (PSICS, Protomodel Space Infrared Cryogenic system) 열설계 결과에 대해 논의하였다. 열설계 결과 PSICS의 열부하 중 대부분을 복사열부하가 차지하였다. 본 연구에서는 열설계 결과를 검증하기 위해 액체질소를 이용한 증발열량법을 이용하여 복사열을 측정하였다. 복사열 측정 방법과 측정결과에 대해 논의한다.

천문관측용 적외선 카메라 기계부 제작

진 호[1], 박수종[1], 육인수[1], 남욱원[1], 문봉곤[1], 차상목[1],
조승현[1], 김건희[2], 양진석[2], 박장현[1], 한원용[1]
[1] 한국천문연구원, [2]한국기초과학지원연구원

한국천문연구원 우주천무연구 그룹에서는 천문관측용 적외선 카메라, KASINICS (KASI Near Infrared Camera System)를 제작 중에 있다. 기계부는 올해 모든 제작을 마칠 예정이며 내년에는 최적화과정을 수행하고자 한다. 기계부는 크게 여섯 부분으로 나눠져 있다. 외곽의 Cryostat와 내부의 Cold Box, Filter Wheel, Detector housing, Optic Box, Baffle 로 구성된다. 내부 기계부중 Detector housing은 30K, 이외의 다른 모든 부분들은 80K으로 냉각되기 때문에 열변형에 따른 문제를 최소화 하기위한 설계가 반영되었다. 본 발표에서는 제작된 기계부에 대하여 소개한다.

적외선카메라 KASINICS의 전자부 제작

공경남, 남욱원, 진 호, 차상목, 조승현, 박영식,
이대희, 박수종, 육인수, 한원용, 박장현
한국천문연구원

적외선카메라(KASINICS)의 적외선 센서 컨트롤러 전자부는 모두 자체 제작 하였으며, 구성은 다음과 같다. DSP 보드와 클럭 패턴 발생기인 CLOCK 보드, 바이어스 공급을 위한 BIAS보드, 그리고 적외선 센서의 이미지를 읽어내는 VIDEO보드로서 4가지로 구성되어 있다. 표준 VME 규격(3U, 10개의 슬롯)의 마더보드를 통하여 각 보드를 연결하였고, 전원 및 각종 제어 신호와 데이터/어드레스 신호를 공유하며 메인컨트롤러인 DSP를 통하여 제어한다. DSP 보드의 주요 구성으로는 고성능 부동소수점 연산용 DSP와 FPGA 그리고 USB 2.0 회로 그리고 대용량 메모리인 384MB SDRAM이 있다. FPGA에는 클럭 패턴을 위한 저장 공간이 준비되어 있어 PC로부터 클럭 패턴을 다운로드하여 저장한다. 또한 DSP 보드 내에는 각종 파라미터와 클럭 패턴을 저장할 수 있는 8KB의 EEPROM을 내장하고 있어서 이전 최적의 설정치를 바로 적용/동작이 가능하다. CLOCK 보드, BIAS 보드 그리고 VIDEO 보드에는 각각 한 개의 어드레스 제어용 CPLD를 두어 각 보드의 장치들을 제어하기 용이하게 하였다. 한 개의 VIDEO 보드는 4개의 신호처리부가 있다. 컨트롤러 테스트로 사용할 CRC-744 ROIC(256 x 256 픽셀, 4개 출력)는 이 보드 하나를 사용하지만 출력의 개수가 많아질 경우 여러 장의 Video 보드를 장착하여 사용할 수 있다. 이미지 샘플링 방식은 CDS(Correlated Double Sampling) 방법을 사용할 예정이며, 최종적으로 사용할 적외선 센서는 ALLADDIN III 센서(512 x 512 픽셀)이다.

Wave Propagation in a Two Ion Plasma Around the Ion Cyclotron Range of Frequencies: Application of Invariant Imbedding Method

Kyung-Sub Kim[1], Eun-Hwa Kim[2], Dong-Hun Lee[1], and Kihong Kim[2]

[1]Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University
[2]Department of Molecular Science and Technology, Ajou University

In a plasma consisting of at least two ion species with different charge-to-mass ratios, the existence of the ion-ion hybrid and Alfven resonances will greatly modify the wave propagation characteristics around the ion cyclotron range of frequencies (ICRF). We investigate the problem of the wave propagation in two ion plasmas around the ICRF. We calculate the resonant absorption at the Buchsbaum-Bers ion-ion hybrid, the ion-ion hybrid and the Alfven resonances in an exact manner by adopting the invariant imbedding method (IIM). With the IIM, we obtain quantitative and accurate values for simple dissipation and mode conversion, respectively, when fast waves are incident. The resonant absorption of fast waves becomes significant at the Buchsbaum-Bers ion-ion hybrid resonance only when the parallel wave number becomes relatively small. When the parallel wave number is relatively large, the fast waves tend to be dissipated at the ion-ion hybrid and the Alfven resonances.

Diurnal variation of geomanetic fields observed at Ichon station

Se-Yeol Yoon[1], Ho-Jang Pyun[1], Young-Suk Chung[1],
Sun Mie Park[2], Y. S. Pyo[3], Kyoung Wook Min[2],
and Soo-Kyong Park[1]

[1]Korea Science Academy
[2]Korea Advanced Institute of Science and Technology
[3]Radio Research Laboratory

Geomagnetic field data observed in 2000 at Ichon Station, Korea's Radio Research Laboratory, are analyzed and compared with the Sq current system. The result shows that the Ichon Station is located slightly northward of the vortex center of the Sq current, which agrees well with the previous measurements for the zone 2 current system. The magnetic field data observed during the magnetic storm of September are very similar to the trace of Dst, with occasional peaks corresponding to the large Kp values.

A Study of Spatial Structure of Alfven Speed in the Magnetail

Kyung-dong Lee[1], Kwan-hyuk Kim[2], Dong-hun Lee[1],
Toshifumi Mukai[3], Tsugunobu Nagai[4], and Kazue Takahashi[5]

[1]Dept. of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University, Korea
[2]Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea
[3]Institute of Space and Astronautical Science, Japan
[4]Department of Earth and Planetary Sciences, Tokyo Institute of Technology, Japan
[5]Applied Physics Laboratory, Johns Hopkins University, USA

Study of the Earth's magnetotail is an important key to clarify the interaction mechanism between the solar activity and the magnetosphere. Thus the near-earth magnetotail is an important region in magnetospheric dynamics. However, there have been few observational studies on the global structure of plasma density, temperature and magnetic fields in the magnetotail. We present a statistical study of these physical parameters by using the data acquired from the GEOTAIL spacecraft during 7 year period of 1995-2001. The distribution map of plasma denstiy, temperature, magnetic field and Alfven speed is examined over the region of |XGSM| = 10~50 RE and |YGSM| < 10 RE. In this statistical approach, we also show how geomagnetic activities and solar wind conditions affect the global structure of the magnetotail.

STSAT-1에 탑재된 Langmuir Probe로 측정한 Data의 Electron Energy Distribution Function 분석

이호형[1], 민경욱[1], 김희준[1], 박재흥[1], 이재진[2]
[1]KAIST 물리학과, [2]KU.C Berkeley

STSAT-1에 탑재된 SPP(Space Physics Package)에 포함된 Langmuir Probe는 위성주위 Plasma의 온도와 밀도를 측정할 수 있다. Langmuir Probe에서 측정되는 Data는 Probe에 인가되는 전압과 Plasma에 의해 흐르는 전류로 구성된다. 이 Data를 이용하여 I-V곡선을 얻을 수 있고 전자의 온도를 구하기 위해서 I-V곡선을 log를 취한 후 Linear Fitting 하는 방법을 사용한다. 그러나 전자 에너지 분포 함수(Electron Energy Distribution Functoin)가 Maxwellian 분포가 아닌 경우는 계산 값을 신뢰하기 힘들다. 따라서 측정결과에 대한 신뢰도를 알아보기 위해서 EEDF 분석이 필요하다. Druyvesteyn(1930)에 의하면 전자들의 에너지 분포는 I-V곡선의 이차 미분식으로 표현된다. 측정된 Data의 이차미분을 이용하여 EEDF를 구함으로써 위성주위의 플라즈마의 Maxwellian 분포에 대한 근접도를 분석 할 수 있다. 또한 고위도 지방의 플라즈마는 다양한 분포를 가진다고 알려져 있으므로 EEDF 분석을 통해 전자들의 에너지 분포에 대한 좀더 깊은 이해를 할 수 있다. 본 연구는 다양한 위도의 Data를 이용하여 Maxwellian 분포 근접도를 분석했으며 Non-Maxwellian 분포의 EEDF에 대하여 분석하였다.

전천 카메라(All-Sky Camera)를 이용한 대기 중량파(Gravity wave) 관측

조환성[1], 김정한[2], 정종균[3], 김용하[2], 원영인[4]
[1]한국교원대학교 지구과학교육과
[2]충남대학교 천문우주과학과
[3]High Altitude Laboratory, National Center for Atmospheric Research
[4]한국해양연구원 극지연구소

2001년 7월부터 2005년 8월까지, 보현산(북위 36.2°, 동경 128.9°, 고도 1124m)에 설치된 전천카메라를 이용하여 OH Meinel band, O_2 865.0nm, OI 557.7nm 등의 밤대기광을 지속적으로 관측하였다. 달의 위상과 기상 조건을 고려한 관측 수행일은 153일이었으며, 이 중 밴드형 파동(band type wave)이 관측된 날은 총 67일이었다. 잔물결형 파동(ripple type wave)의 경우, 발생빈도가 더 많았지만 지속시간은 짧았다. 잔물결형 파동은 밴드형 파동과의 관계에 따라 (1) 진행하는 밴드형 파동으로부터 발생하는 경우, (2) 밴드형 파동의 마루에서 발생하는 경우, (3) 잔물결형 파동만 나타나는 경우로 구분할 수 있었다. 별을 이용한 좌표전환을 통해, 관측된 전천 이미지를 지리좌표에 투영하여 밴드형 파동의 수평 파장, 위상 속도, 주기, 진행 방향 등을 구하였다. 밴드형 파동의 파장 범위는 10~50km, 속도는 5~70m/s, 주기는 5~40분이었다. 밴드형 파동의 진행 방향은 계절적 경향을 보였다. 가을과 겨울철은 대체로 서쪽으로 편향되어 진행되며, 여름철에는 북동방향으로 진행되는 특징을 보였다. 이는 대류권에서 발생한 중량파가 연직 방향으로 진행하는 동안 성층권 및 중간권 바람에 의해 필터링 되어, 특정 방향의 파동만이 고층대기에 도달했음을 시사한다.

GPS 반송파 위상 시각비교에 대류층 모델이 미치는 영향

허윤정[1,2], 이창복[2], 양성훈[2], 김천휘[1]
[1]충북대학교 천문우주학과
[2]한국표준과학연구원 시간주파수그룹

GPS 반송파 위상에 의한 시각비교시, 대류층 지연 모델이 시각비교 결과 값에 미치는 영향에 대해 연구하였다. 일반 시각비교 수신기나 P 코드 시각비교 분야에서는 대류층 지연 시간을 보정하기 위해 일반적으로 Hopfield 모델을 이용하고 있으나 반송파 위상 시각비교는 코드 시각비교보다 정밀도가 높기 때문에, 더욱 정확한 대류층 지연 모델이 필요하다. 이 연구는 기존에 제시된 대류층 지연 모델들의 특성에 대해 살펴보고 각 모델들을 적용하였을 때, 각각의 지연 모델들이 반송파 위상 시각비교 결과에 미치는 영향을 조사하였다. GPS 반송파 위상 시각비교에 적합한 이온층 모델을 제시한다.

저궤도 관측위성 GPS 수신기 환경 시험

권기호, 김대영, 최승운, 이윤기, 이종인
한국항공우주연구원 위성전자그룹

저궤도 관측위성용 GPS 수신기의 기능은 Signal Processing, 위치정보제공, 시간정보제공, navigation 관리로 나눌 수 있다. Signal Processing은 GPS신호를 찾고 획득하는 것이고 위치정보는 획득한 GPS신호를 이용하여 위치, 속도정보를 계산하여 위성체에게 전달하는 것이다. 그리고 시간정보를 위성체에 전달하여 위성체와 Time Synchronization을 이루는 것이다. 이 시간정보의 정밀성은 위성체 영상정보의 정밀성과 직접적인 관계가 있는 정보이다. Navigation관리는 Receiver에 적합한 명령을 내리고 Receiver로부터 현재상태의 정보를 받는 기능을 말하는 것이다. 위치정보를 계산하는 방법은 Snapshot 알고리즘과 Orbital navigator 알고리즘을 제공한다. 본 논문은 저궤도 관측위성에 사용되는 GPS 수신기의 열진공 환경 시험결과에 대하여 기술하였다. 열 진공 환경시험은 실제 위성체를 저궤도 환경으로 모사하여 GPS 수신기의 성능을 수행하는 시험이다. GPS 수신기 시험에서는 위성체의 궤도를 모사해 주는 GPS Signal Simulator를 이용하여 수행하였으며 저온 진공환경과 고온 진공환경에서 수행되었다.

소형위성급 운용모드에서의 지구센서와 반작용휠의 관계 시험

권재욱, 김영윤, 조승원, 윤영수, 최종연
한국항공우주연구원

인공위성은 임무에 따라 위성의 모든 항목에 대한 요구조건이 설정된다. 지구정밀관측 및 해양관측에 따른 요구조건으로는 보다 정밀한 자세지향이 필수적이고, 그 성능을 갖춘 자세센서와 자세 구동기를 설계하게 된다. 또한, 각 모드별로 해당 센서와 구동기가 동작하게 되며, 지상에서는 이에 따른 여러 가지 시험을 수행하게 된다. 본 논문에서 소개될 부분은 모드별로 구분지어진 센서와 구동기의 관계에 대한 시험이다. 그 중에서도 운용모드에서 필수적으로 사용 될 CES (Conical Earth Sensor-지구센서)의 데이터에 따른 RWA (Reaction Wheel Assembly-반작용휠)의 거동 결과를 분석한 내용을 싣고 있다. 본 시험을 통해 운용모드에서의 비행소프트웨어에 대한 부분적인 검증을 포함하여, CES에서 위성체, 위성체에서 RWA로의 방향코사인에 대한 극성변화 또한, 검증 되었다.

Comparison of Modeling Tools for Space Radiation Environment

Sung-Joon Kim[1], Jongho Seon[2], Kyoung-Wook Min[1], and Dai-Ho Ko[1]
[1]Dept. of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST)
[2]Satrec Initiative Co. Ltd.

We compared the modeling tools for space radiation environment, Space Radiation, SPENVIS and OMERE in GSO and some LEOs including Sun-synchronous orbit. The differences in all comparisons are within a factor of two except that in LEOs with Jensen and Cain model. The comparisons in LEOs with Jensen and Cain model consistently showed a significant difference between Space Radiation and the others over a factor of two. The difference increases with altitude of orbit. Modeling of proton flux shows more differences than does that of electron by about ten times. We recommend that more than one tool are compared with each other for modeling the space radiation environment of target orbit to improve the reliability of modeling results.

국제우주정거장용 3가지 형태의 소질량측정장비의 시험 결과 분석 및 비교

김연규, 김종우, 김광식, 이주희, 최기혁
한국항공우주연구원 우주응용센터 우주과학그룹

소질량측정장비(이하 “SMMD”)는 우주환경 특히 국제우주정거장(ISS)내의 미소중력 또는 무중력의 환경에서 5kg이하의 살아있는 동식물, 고체, 반고체, 액체(용기내) 등의 무게를 정확하게 측정하는 장비이다. 본 논문은 무중력의 환경에서 무게를 측정할 수 있을 뿐만 아니라 지구상에서 쉽게 이것을 검증할 수 있는 3가지 시스템의 시험 결과 및 분석을 기술하였다. 그리고 각 시스템을 앞으로 발전된 모델로 개발하기 위한 여러 가지 요소에 대해서 비교하여 가장 좋은 성능을 내는 시스템 선택하였다. 그런 후 그 시스템에서 야기되었던 하드웨어 및 소프트웨어 문제를 해결하고 좀 더 발전된 시스템을 설계하였다. 위에서 언급한 3가지 형태의 SMMD는 다음과 같다. 먼저 물체의 관성력을 이용하는 선형가속형 SMMD, 측정 물체의 원심력을 이용하는 원심력형 SMMD, 측정 물체의 공진주파수와 무게와의 관계를 이용하는 피에조 진동형 SMMD이다. 각 3가지 시스템에 대해서 실제 물체 및 추 등을 이용하여 실제 무게를 측정하였다. 이를 통해 각 시스템의 오차 및 정확도 등의 무게측정 장치로서의 기능성과 우주환경 및 우주시스템으로 발전할 수 있는 가능성 등 여러 가지 면에서 각 시스템을 비교 분석하였다. 그 중에서 가장 좋은 성능을 내는 선형가속형 SMMD에 대한 장치별 기능과 문제점을 분석한 후 좀 더 발전된 모델로 설계하였다. 앞으로 이 개선된 시스템을 이용하여 SMMD로서 그 기능성뿐만 아니라 향후 우주시스템으로 발전하기 위하여 우주 환경 및 우주 시스템과의 인터페이스 등 여러 가지 요인 및 요구사항에 대해 검증할 것이다.

Analysis of TAM to MTQ Test for KOMPSAT-II of AOCS CLOSED LOOP Test

Young-yun Kim, Young-su Youn,
Seoung-won Cho, and Jae-wook Kwon
Dept. of Space Test, KARI

We report on AOCS TAM to MTQ of Closed Loop Test of KOMPSAT-II (KOrea Multi-Purpose SATellite-2). AOCS Closed Loop test verified the end-to-end polarity of the AOCS Algorithm, AOCS flight S/W correctly incorporated with sensors/actuators and Verify AOCS closed loop system stable. For Closed Loop test, AOCS sensors was stimulated with disturbance and actuator response was observed to determine correct actions. In this test, we conducted each part of sensor/actuator concerned by AOCS control law and each AOCS mode. This test was accomplished by performing a series of tests monitoring Spacecraft behavior in "Flight Mode" when various sensors are stimulated. On TAM to MTQ test, we verified TAM data processing logic, momentum management logic, torque command logic, tachometer data processing logic, science controller logic.

위성 동역학 시뮬레이터 개발

김용복, 이선호, 임조령, 최홍택, 이승우
한국항공우주연구원

자세제어 로직을 검증하고 하드웨어 인터페이스가 Closed Loop환경으로 구성이 되어 있는지를 검증하기 위해서, 지상 실험장치로 위성체 동역학 시뮬레이터(VDS)가 필요하다. 이 논문에서는 인공위성 개발에 사용될 VDS의 시스템 하드웨어 및 소프트웨어의 구성을 소개한다. VDS 개발에 사용될 하드웨어는 PowerPC 7457 코어를 사용한 CPU Board와 MIL-STD-1553B Board, Analog Input/Output Board, Digital Input/Output Board, Counter Board, Serial Board (UART) 등으로 이루어지며, 소프트웨어 환경은 각기 다른 Event에 의해 개별의 Task를 생성, 관리하도록 Multi-Tasking 개념이 강화된 구성을 이룬다.

Satellite Design Considering Rapid Maneuver and Image Quality

Hee Seob Kim and Eyunhyun Kim
Systems Engineering & Integration Department, KOMPSAT-3 Program Office, Korea Aerospace Research Institute

Satellite must have rapid maneuver capability to perform various mission such as observing many targets which are distributed in large area and observing large target which is located in specific area. Though wheel torque and moment of inertia are important parameter in satellite design, they can not be selected only by agility because image quality factor such as modulation transfer function and signal to noise ratio must be considered for successful mission. That is, maneuver and image quality shall be considered simultaneously in satellite design. In this paper, relationships between satellite maneuver and image quality is investigated. Design and operation requirements are derived for improving image quality and successful mission.

우주열환경모사용 액체질소 순환장치

문귀원, 우창욱, 조혁진, 이상훈, 서희준, 최석원
한국항공우주연구원 우주시험그룹

한국항공우주연구원에서는 국가우주개발 중장기계획에 따라 개발되고 있는 통신해양기상위성과 다목적실용위성과 같은 대형 위성체의 시험에 요구되는 φ8m×L10m급의 대형 열진공챔버를 국산화 제작하고 있다. 우주 냉암흑의 열환경을 지상에서 모사하기 위해서는 위성체 열원을 고려한 상태에서 극저온의 액체질소를 열진공챔버내 쉬라우드에 원활하게 공급한다. 본 논문에서는 대형열진공챔버에서의 액체질소 순환장치에 대하여 기술하였다.

KOMPSAT-2 FM 우주환경 지상검증 시험에 대한 고찰

서희준, 조혁진, 우창욱, 이상훈, 문귀원, 조창래, 최석원
한국항공우주연구원 우주시험그룹

우주환경은 고진공 환경이며 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어진다. 위성체는 지상에서 발사되어 우주궤도에 진입한 순간부터는 계속해서 우주환경에 노출되며 이러한 가혹한 우주환경에 의해서 위성체의 주요부품에 기능장애가 초래되기도 하고 이는 결국 임무의 실패로 이어지기도 한다. 즉 우주환경은 지상 환경과는 판이하게 다르기 때문에 지상에서는 제대로 작동하는 것으로 관찰되는 위성체가 우주환경에서는 예상하지 못한 기능장애를 보이기도 하고 이는 때때로 임무성공에 치명적인 영향을 미치기도 한다. 위와 같은 이유들로 인하여 위성체는 우주환경에서의 기능, 작동상태, 열설계 등을 지상에서 검증하여야 한다. KOMPSAT-2 FM(Flight Model)의 우주환경 지상검증 시험은 2005년 7월 15일부터 8월 4일에 걸쳐 SITC(Satellite Integration and Test Center) 내의 궤도환경 시험실에 있는 열진공챔버(φ3.6m × L3.0m)에서 수행되었으며, 지상검증 시험 기간 동안 열진공 챔버 내부는 -180℃, 1 x 10^{-6} Torr 이하의 우주환경으로 유지되었다.

과학기술위성 2호 전력계

신구환, 임철우, 신근수, 김진규, 박경화, 강경인, 임종태
한국과학기술원 인공위성연구센터

과학기술위성 2호용 전력계는 크게 전력생성장치, 전력저장장치 그리고 공급 및 분배장치로 구분된다. 과학기술위성 2호의 전력생성장치로서는 태양전지를 이용하여 전기에너지를 공급하여 주고 있다. 태양전지로서는 3층 적층형 태양전지를 이용하였으며 효율이 약 27%의 성능을 보여주고 있다. 전력저장장치로서는 배터리를 이용하며 과학기술위성 2호에 적용된 배터리는 NiCd를 채용하였다. 그리고 전력 공급 및 분배장치로서는 태양에너지를 정류시키는 정류기기 있으며, 이로부터 전기에너지를 필요로하는 각각의 장치로 공급하여 주기위한 전력공급장치가 있다. 이와 함께, 각각의 장치에 필요에 따라서 전원의 공급과 잔원의 공급차단을 담당하는 전력공급장치가 있으며 무게나 전력의 소모를 줄이기 위하여 Filed Effect Transistor(FET) 및 Bi-Polar Transistor를 채용하여 설계하였다. 이와 같이 인공위성의 임무수행에 중요한 전력공급장치로서 역할을 수행할 과학기술위성 2호의 전력계에 대한 연구결과를 발표하려고 한다.

The Analysis for Effects on The Spacecraft During Calibration Maneuver

Kilyuk Yong[1,2], Hyochoong Bang[2], Seonho Lee[1], Shihwan Oh[1], Joryeong Lim[1], Yongbok Kim[1], Hongtaek Choi[1], and Seungwu Rhee[1]

[1]Satellite Control System Group, Korea Aerospace Research Institute
[2]Dept. of Aerospace Engineering, KAIST

This paper analyzed the effects on the spacecraft when the calibration maneuver is performed. There are gyro calibration parameters which are bias, scale factor and alignment matrix. The gyro calibration needs maneuvering in order to correct gyro calibration parameters. The gyro misalignment and scale factor error are not observable when the spacecraft is not rotating. that is, the gyro misalignment and scale factor are not separated. If the spacecraft is rotating about a vector that is constant in direction and if the magnitude of the angular rate is constant, the parameters are not independently observable. If the angular rate is constant in direction but the magnitude of the angular rate varies, then gyro scale factors can be estimated, but the misalignments are not independently observable unless the angular rate is parallel to a gyro sense axis, in which case only the misalignment of that axis is observable. Therefor, calibration maneuver consists of simultaneous non-harmonic sinusoidal angular rates in each body axis with peak amplitude of 0.5 deg/s and frequency of variation of 0.01, 0.0085, and 0.008 Hz in the x, y, and z axes. There are constraints for calibration maneuver. First, the star trackers should be protected from Sun, Moon and Earth during the calibration maneuver. therefore, it needs to analyze star tracker availability. Second, it needs to analyze structural effects due to sinusoidal maneuver. Third, it takes about ten minutes to calibration maneuver. Also, it needs to analyze power consumption of reaction wheel due to calibration maneuver.

다목적 실용위성 2호 비행모델 진동환경시험

우성현, 임종민, 문상무, 이동우
한국항공우주연구원 우주시험그룹

한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute, KARI)이 제작중인 다목적 실용위성 2호(KOrea Multi-Purpose SATellite)는 1999년 12월 미국 반덴버그 공군기지에서 발사되어 현재 성공적으로 궤도임무를 수행중인 다목적 실용위성 1호의 차기 모델로서 총중량은 약 800kg, 크기는 3000(H) × 2000(D) × 9000(L) mm에 이르며, 특히 1m의 해상도를 가지는 고해상도 카메라(Multi-Spectral Camera, MSC)가 주 탑재물로 장착되어진다. 상기 과제의 일환으로 2005년 5월, 한국항공우주연구원 우주시험동(Satellite Integration & Test Center, SITC) 발사환경 테스트홀에서는 280kN급 대형 전자기 가진 설비를 활용하여 현재 제작이 완료된 다목적 실용위성 2호 비행모델에 대한 진동환경시험이 성공적으로 수행되었다. 본 논문에서는 상기 시험의 상세 절차 및 방법 그리고 그로부터 획득된 결과에 대하여 발표하고자 한다.

다목적 실용위성 2호 비행모델 충격분리시험

우성현, 임종민, 문상무, 문남진
한국항공우주연구원 우주시험그룹

위성체 충격 분리 시험이란 위성체가 발사체에 실려 설정 궤도에 도달한 후 발사체로부터 이탈되는 과정에서 겪게 되는 파이로 충격장치(Pyro-Device)의 충격환경을 모사함으로써 위성체 탑재물(Paload) 및 주구조물의 충격 내강성을 지상에서 확인하고 실제 환경에서의 충격 응답을 예측하는 작업이다. 이러한 위성체 충격 분리 시험은 위성체 개발사를 포함한 발사체 업체 및 위성 분리 시스템(Satellite Separation System) 제작 업체의 긴밀한 협조가 요구되는 시험으로써 위성체 개발 사업의 성공적인 수행을 위하여 필수적인 단계이기도 하다. 특히 다목적 실용위성 2호와 같이 고해상도 카메라를 장착하게 되는 위성 구조물의 경우에는 미세한 충격 응답에 의해서도 카메라 성능 및 획득 이미지의 특성이 저하 될 수 있음으로 지상에서의 면밀한 모사 시험 및 분석은 더욱 중요하다. 본 논문에서는 다목적 실용위성 2호의 비행모델(Flight Model, FM)을 대상으로 수행되어진 위성체 충격 분리 시험(Satellite Shock Separation Test)의 내용과 그 결과를 제시하고자 한다.

다기능 소형진공챔버를 이용한 RFDU QM용 diplexer에 대한 MP 환경시험 장치 구성 및 결과

우창욱, 조혁진, 이상훈, 서희준, 문귀원, 최석원
한국항공우주연구원 우주시험그룹

저진공에서 ion과 전자들이 활발히 움직일때 RF field에서 전자의 충돌로 인한 새로운 전자들의 생성으로 RF filed의 특성이 깨어지게 된다. 이러한 현상을 MP(multipactor) 현상이라 하며 항공우주연구원에서 개발중인 RFDU QM용 diplexer에 대한 MP (Multipactor) 환경시험을 본원 우주시험그룹이 보유하고 있는 10^{-6} Pa의 진공도를 갖는 내부직경 약 30cm의 다기능 소형진공챔버에서 수행 하였다. 본 논문에서는 다기능 소형진공챔버에서 수행한 MP 환경시험 장치 구성 및 결과에 대해 발표하도록 한다.

저궤도위성과 발사체 전기접속시험

윤영수, 최종연, 권재욱, 조승원, 김영윤
한국항공우주연구원 우주시험그룹

위성체와 발사체 사이에는 임무설계접속, 기계접속, 전기접속, 환경접속 등 다양한 접속이 존재하며, 본 논문은 다목적실용위성 2호 비행모델과 ROCKOT 비행용 발사체간 전기접속 시험을 기술하였다. 본 시험의 목적은 KIA(KOMPSAT-2 Interface Assembly)를 포함한 발사체 TMS(Telemetry Measurement System)와 다목적실용위성 2호 사이의 전기적 호환성을 검증하고, 발사체 TMS와 발사 시까지 위성체 기능을 시험하는 발사체용 시험장비인 LSTS(Launch Support & Test Set)의 하드웨어 및 소프트웨어의 정확한 동작을 검증하는 것이다. 발사체 TMS는 다목적실용위성 2호와 연결하여 위성체 상태를 검증하기 위하여 위성체로부터 텔레메트리 자료를 수신하고 전송하는 발사체 장치이다. 시험시작 전 시험 준비 검토 회의(Test Readiness Review)를 통하여 시험목적에 대한 상호간 이해를 명확히 하고 모든 주요장비 및 전기지상지원장비(EGSE: Electrical Ground Support Equipment), 시험절차 등이 준비되었음을 확인하였으며 시험절차서(STP: Special Task Procedure)에 대한 검토를 마친 후 전기접속 시험을 수행하였다. 위성체와 발사체간 전기접속 시험은 크게 세 단계로 구성되어 있다. 첫 번째 단계는 전기접속 시험의 준비단계로서 발사체 TMS와 발사체용 시험장비인 LSTS에 대한 자체 시험을 수행하였다. 두 번째 단계는 다목절실용위성 2호 비행모델과 비행용 발사체간 전기접속시험으로서 KIA를 통한 LSTS에서 위성체까지의 직렬 명령 경로, KIA를 통한 위성체로부터 LSTS로의 직렬 원격측정 경로, KIA를 통한 LSTS에서 위성체까지의 이진 명령 경로, 위성체 아날로그 텔레메트리 채널의 하드웨어적, 소프트웨어적 호환성 시험을 수행하였다. 마지막 세 번째 단계는 실제 발사장에서 발사 당일에 대한 모의시험으로서 시험용 배터리의 만충전과 세류충전 시험, 위성체 발사 준비 완료를 위한 시스템 구성 시험을 수행하였다.

다목적실용위성 2호 비행모델 열진공시험

이상훈, 우창욱, 조혁진, 서희준, 문귀원, 최석원
한국항공우주연구원 우주시험그룹

국가우주개발중장기 계획에 따라, 1999년 발사되어 현재까지 임무를 수행 중인 다목적실용위성 1호(KOMPSAT-1)에 이어 한국항공우주연구원에서는 해상도 1m급의 다목적실용위성 2호(KOMPSAT-2)를 개발하여 올해 말 발사 예정이다. 인공위성은 지상에서 설계 제작된 후에 발사체에 탑재되어 궤도에 진입되어 위성에 부여된 고유임무를 수행하게 된다. 위성체가 임무를 수행하는 우주공간은 고진공 환경과 태양 복사열에 의한 고온 환경 및 극저온이 반복되는 가혹한 환경으로 특징지어진다. 때때로 위성체는 이러한 가혹한 우주환경의 영향으로 인해 주요부품의 기능장애가 초래되기도 하며 이는 결국 임무의 실패로 이어지도 한다. 즉, 우주환경은 지상 환경과는 판이하게 다르기 때문에 지상에서는 제대로 작동하는 것으로 관찰되는 위성체가 우주환경에서는 예상하지 못한 기능장애를 보이기도 하고 이로서 위성의 성능에 치명적인 영향을 미치기도 한다. 따라서 10^{-6} torr 이하의 고진공과 -180℃의 극저온 환경으로 일컬어지는 우주환경을 지상에서 모사하여 위성체의 안정성 및 신뢰성을 시험하기 위해서 열진공 시험장비를 이용한 열진공시험을 수행한다. 열진공시험의 목표는 우주공간과 유사한 진공상태와 극한온도 환경에서 부품의 성공적인 작동을 확인함으로서 위성의 열설계를 증명하고 제조공정상의 결함요인이 없음을 확인하는 것이다. 본 논문에서는 다목적실용위성 2호 비행모델에 대한 열진공시험 절차 및 결과에 대해 논의하고자 한다.

Experiment of High Momentum Magnetic Torquers for Small Satellites

Seon-Ho Lee[1], Hyun-Ho Seo[2], Ki-Lyuk Yong[1], Yong-Bok Kim[1], and Seung-Wu Rhee[1]

[1]Satellite Control System Dept., Korea Aerospace Research Institute
[2]Dept. of Satellite Systems & Applications, University of Science and Technology

The magnetic torquer is an electromagnet which is composed of ferromagnetic cylindrical core wound with the excitation coil. The excitation coil current (I) induces the magnetic field (B) and the volume integral of the magnetic field generates the magnetic dipole moment (M). Thus, the dipole moment produces the torque (T) which rotates the spacecraft in space by interacting with the geo-magnetic field (E) such as $T=M \times E$. The magnetic torquers are used in spacecrafts for the attitude control instead of the reaction wheels and the thrusters, the momentum dumping of reaction wheels, and the residual magnetic field compensation inside the spacecraft in order to achieve a stable camera pointing capability during the mission. Although the magnetic torquer produces smaller torque level than the reaction wheel and the thruster, it is usually mounted on the most satellites as a fundamental actuator owing to its simple structure and high reliability. In this paper, we presents the development of the magnetic torquer whose current coil is wound dually for primary and redundant usage to cover the single failure situation. Its driving electronics is also designed and manufactured to provide the coil current to the magnetic torquer according to the appropriate control command. Particularly, it reads the 12-bit digital command from the on-board computer of the satellite and outputs a corresponding analog voltage in the range of +/- 15V to the magnetic torquer. The magnetic torquer and its driving electronics are tested via (i) the magnetic field measurement test along the distance and (ii) the magnetic torque measurement by torque sensor. Furthermore, the computer simulation is performed with three-dimensional model to compare it with the real test results.

인공위성의 해석적 열해석 기법의 검증

이장준, 김희경, 현범석, 최준민
한국항공우주연구원 위성 열/추진그룹

열진공 시험의 검증 절차를 거친 위성체 수치 열해석 프로그램은 임무궤도에서의 위성의 열적 특성을 모사할 수 있지만, 그 활용에 있어서 또 다른 하나의 검증 기법을 보완책으로 갖는 것이 위성의 열적 안정성을 더욱 확고히 담보할 수 있게 해준다. 위성체의 수치해석 기법을 보완할 수 있는 기법으로 해석적 기법을 이용한 위성체 열해석 방법이 있다. 이것은 위성의 부품별 정확한 온도를 예측하기에는 무리가 있지만 위성의 대략적인 온도분포를 적은 시간과 노력으로 얻을 수 있다는 장점을 갖는다. 또한, 열진공 시험을 바탕으로 한 검증에 있어서도 수치 열해석 CODE에 대한 검증보다 훨씬 단순한 방법으로 수행할 수 있기 때문에 그 기법의 수립이 용이한 장점도 갖는다. 본 연구에서는 저궤도 실용위성의 열진공 시험결과를 토대로 해석기법을 활용하여 위성 열해석을 시도하였고, 이것의 결과를 실험치와 비교하여 타당성을 보임과 동시에 수치해석 코드를 보완하는 역할로서 그 유용성을 입증하였다.

저궤도 관측 위성용 탑재소프트웨어 설계를 위한 ERC32의 기능에 대한 연구

이재승[1], 최종욱[1], 김대영[1], 이종인[1], 김학정[2]

[1]한국항공우주연구원 위성전자그룹

[2]한국항공우주연구원 위성기술실

현재 개발되고 있는 저궤도 관측위성에는 인텔계열의 프로세서를 이용하고 있다. 인텔계열의 프로세서를 이용하여 임베디드 시스템을 개발할 경우 충분한 기술문서와 국내에 확보된 관련기술 등을 용이하게 활용할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 프로세서 관련 신기술의 개발이 가속화되고 새로운 아키텍쳐를 가진 버전으로의 업그레이드가 단기간에 이루어지기 때문에 이에 따른 신기술의 확보 및 개발기간/비용 부담이 요구된다. 또한 첨단기술 유출 방지를 위한 여러 규제들로 인해 인텔 계열의 프로세서를 이용한 위성탑재컴퓨터 개발에 걸림돌이 되고 있다. 유럽에서는 ESA(European Space Agency)의 지원 하에 독자적으로 개발한 MCM- ERC32를 위성의 고성능 탑재컴퓨터로 사용하고 있다. MCM-ERC32는 ERC32 Single- Chip, ASIC VASI(Very Advanced SPARC Interface), SRAM, DRAM 등으로 구성되어져 있으며, 이러한 모든 장치들을 하나의 보드에 집적하여 제작하여 공간 및 비용절감을 가능하게 했다. 국내에서도 향후 개발될 저궤도 관측위성에 MCM-ERC32를 사용하기 위한 관련기술 연구가 진행 중이며, 그 일환으로 MCM-ERC32에서 제공되는 기능들을 활용할 수 있도록 지원하는 BSP(Board Support Package) 및 탑재소프트웨어의 개발이 수행되고 있다. ERC32(Embedded Real-time Computer 32-bit)는 MCM(Multi-Chip Module)의 핵심기능을 가지는 프로세서로 기존의 저궤도 관측위성에 사용되어왔던 인텔계열의 프로세서와는 전혀 다른 새로운 아키텍쳐를 가지고 있는 RISC(Reduced Instruction Set Computer) 프로세서이다. 그러나 ERC32 프로세서는 국내에서 처음으로 시도되는 임베디드 프로세서로 사용경험 및 관련기술이 전무한 상황이다. 본 논문에서는 향후 위성용 고성능 탑재컴퓨터로 사용하게 될 MCM-ERC32에 활용 가능한 BSP 및 low-level 소프트웨어 개발 시 반드시 고려해야할 ERC32 프로세서의 특징적인 기능 및 개념에 대하여 소개하고자 한다.

유인 우주 프로그램 수행시 우주환경의 영향에 대한 분석

이주희, 김연규, 김종우, 최기혁
한국항공우주연구원 우주응용센터 우주과학그룹

현재, 유인 우주 프로그램은 미국과 러시아의 주도로 이루어지고 있으며, 자체적인 기술력과 자금이 부족한 일본, 유럽연합, 캐나다 등은 두 국가와의 협력을 통해 유인 우주기술을 확보해 가고 있다. 또한 중국은 사회주의 국가 시절에 러시아로부터 확보한 우주기술을 바탕으로 자체적인 유인 우주 프로그램을 진행하여 국가적인 성공을 거두고 있는 상황이다. 우리나라도 '국가우주개발중장기기본계획'에 따라 유인 우주 프로그램을 준비하는 단계에 있다. 무인 우주기술과 달리 인간이 직접 우주로 나아가 임무를 수행하는 유인 우주 프로그램의 경우, 가장 중요한 핵심은 극한의 우주환경에서 안전하게 활동할 수 있는 '안전(safety)' 기술의 확보가 필수적이다. 이를 위해서는 우주환경에 대한 이해와 함께 우주인 활동의 특성을 먼저 파악해야 하며, 우주환경 변화에 따른 우주인 관리 기술에 대해 알아야할 필요가 있다. 따라서 본 조사연구에서는 우주환경에서 우주인이 받는 우주환경의 영향과 대응책에 대해서 해외사례를 통하여 알아보았다.

Safety Assessment of a Low-Earth Orbit Satellite

Jeong-Heum Im[1], Hong-Youl Moon[2], and Sang-Ryool Lee[3]

[1]Systems Engineering and Integration Department, KOMPSAT-3 Program Office, KARI

[2]Systems Engineering and Integration Department, KOMPSAT-5 Program Office, KA끼

[3]KOMPSAT-3 Program Office, KARI

In order to minimize programmatic risks and to ensure early identification of the constraints of the safety requirements upon satellite, support equipment design and operation, phased safety approach was implemented. In phase 1, all potential hazardous systems in the satellite and its GSE (Ground Support Equipments) were identified based upon the safety requirements imposed by launch site. And intended measures to control the potential hazards were declared. In phase 2, all safety controls were declared and approved. Phase 3 finally closed the safety review of the verification of the safety controls. In conclusion, the satellite, all GSE, and the operations planned to be performed at launch site have been assessed for safety and judged to provide the prudent and necessary hazards protections to ensure safe processing of the satellite at the launch site and satellite, as a part of launch vehicle, safety launch.

광학 콜리메이터의 초점 조정장치 개발

임종민, 김홍배, 문상무, 김영기, 우성현
한국항공우주연구원 우주시험그룹

고해상도 카메라의 탑재체 레벨의 광학시험을 수행하기 위해서는 상당한 측정 정밀도를 갖는 콜리메이터의 설계 및 제작이 요구된다. 측정 정밀도의 요구조건을 만족시키기 위한 콜리메이터의 설계요건은 광학설계, 주경(Primary Mirror) 및 부경(Secondary Mirror)의 가공도, 조립 및 정렬 부분으로 구성된다. 이들 요소 중 구조적으로는 열환경의 변화에 대해 시스템이 강건(robust)하게 설계 되어야 한다. 즉 사용 온도범위에서 콜리메이터의 주경과 부경 사이의 치수안정성이 확보되어야 실험에서 발생할 수 있는 오차를 최소화할 수 있다. 본 연구에서는 주경과 부경의 사이의 치수안정성의 확보 및 보정을 위한 초점 조정장치(Refocusing device)의 개발을 위한 설계 개념 및 특성을 파악하고자 한다. 초점 조정장치는 열팽창 특성이 다른 두 종류의 금속 구조물의 온도 제어를 통해 부경에 미소한 움직임을 일으키고, 이를 통해 전체적인 구조물의 치수안정성 설계요건에 만족시키도록 구성되어 있다. 온도 제어를 위해서는 열팽창률이 큰 구조물에 히터를 장착하였으며, 열팽창 특성이 서로 다른 구조물의 연결을 위해서는 블레이드 타입의 키네마틱 마운트를 적용하였다. 히터의 작동에 의한 구조물의 열변형(Thermal deformation)이 상대적으로 변형이 거의 없는 구조물에 전달되고 연성되면 전체적인 광학계의 정렬(Alignment) 상태가 전체적으로 어긋날 수 있다. 따라서 구조물의 열변형이 서로에게 전달되지 않도록 하는 지지부의 설계가 필수적이다. 본 연구에서는 초점 조정장치를 설계하였으며 온도의 변화에 대한 구조적인 특성을 유한요소 모델을 구성하여 예측해 보았다. 그리고 이를 통해 설계 및 제작의 유효성을 판단해 보았다.

아리랑위성 2호의 음향환경 시험

임종민, 김홍배, 문상무, 김영기, 우성현
한국항공우주연구원 우주시험그룹

위성체는 발사체에 탑재되어 임무수행을 위한 우주설정궤도로 이동하게 된다. 이 과정 중 발사체에서 분사되는 방대한 양의 추진제, 고속 추진에 따른 페어링 외기의 동압 변화등은 위성체가 안치되어 있는 페어링 내부에 수천 Hz의 주파수 대역에 걸쳐 130 ~ 150dB에 이르는 음장을 형성한다. 이러한 페어링 내부의 고에너지 음장은 위성체 구조물 및 탑재물의 기계적인 진동을 유발하여, 물리적인 파손을 일으키거나 주요 기능에 중대한 결합을 유발 시킬 수 있다. 이에 따라 위성체는 개발단계에서부터 소음환경에 대한 검증시험을 수행하게 된다. 본 논문에서는 아리랑위성 2호에 대하여 수행된 음향환경 시험을 내용을 소개하고 시험결과와 위성체 각 지점에서 계측된 진동레벨을 수준을 확인해 보았다. 그리고 계측된 결과와 3차원 SEA모델을 이용한 해석 결과의 비교분석을 수행하였다.

SLR 추적마운트 개발을 위한 기술 분석 및 기본 설계

손영수[1], 이성휘[1], 김병인[1], 임형철[2], 박종욱[2]
[1]한국기계연구원 지능형정밀기계연구본부
[2]한국천문연구원 우주과학연구부

SLR(Satellite Laser Rang) 시스템 추적마운트의 국내 개발을 위해 고속 추적마운트를 구성하는 핵심 기술 및 주요 부품에 대한 국내외 기술개발현황과 기술내용을 분석하였다. 레이저를 이용한 인공위성의 정밀한 고속 추적을 위해 추적마운트는 20deg./sec의 구동속도 및 5deg/sec^2 이상의 가속도를 가지고 1초 이내의 동적 추적 정밀도를 유지하도록 설계하였다. 이를 위해 기계적으로는 마운트 축(azimuth 축)의 tilt, 주축(azimuth 축)에 대한 2차축(elevation 축)의 직진도, 2차축과 광학계축의 직진도, collimation error, 망원경 경통 및 마운트의 bending 또는 torsion 등의 중요 기술요소를 파악하였다. 또한, 구동부에서는 구동 모터 방식 및 기구적 메카니즘, 엔코더 분해능 그리고 베어링의 wobble 및 run-out 정밀도의 중요 기술요소를 분석하였다. SLR 마운트 기술 분석을 기반으로 하여 SLR 추적마운트 개발을 위한 핵심 설계 요소를 정의하여 기본 설계 사양을 결정하였으며, 외국의 SLR 마운트 형상을 고려하여 마운트 프레임 형상 및 구조에 대한 기본 설계를 수행하였다.

다목적실용위성 2호기의 전력계 설계를 위한 에너지밸런스 분석

장성수, 장진백, 박성우, 박희성, 이종인, 김학정
한국항공우주연구원 위성기술실

위성의 임무기간 동안, 성공적인 임무수행을 위하여 전력시스템은 전력을 연속적으로 공급하여야 한다. 그리고 위성 탑재체와 위성 부하의 전력 요구사항에 맞도록 전력원과 전력저장 장치를 제어하고 전력을 분배하여야 한다. 위성의 충분한 전력공급을 위하여 큰 전력마진을 갖도록 전력시스템을 설계하는 것은 바람직하지 않다. 전력시스템은 충분한 전력마진을 갖기 위하여 고가의 고효율 태양전지를 많이 필요로 하며, 에너지 저장을 위한 배터리의 용량증가를 필요로 한다. 위성의 큰 전력을 변환하기 위한 전력변환장치의 대용량화 혹은 단위 전력변환 모듈의 개수를 증가시킨다. 그리고 위성 배선의 증가에 따라 무게가 증가하며, 저전원의 버스전압을 사용하는 위성에서는 전압강하 특성이 나빠질 것으로 예상한다. 다목적실용위성과 같이 버스 전류를 측정하기 위하여 션트 모듈을 사용할 경우에는 하드웨어의 제작 특성으로 전류의 측정오차 범위가 상대적으로 증가할 수 있다. 위성 전력시스템의 대용량화는 전력 생성 및 저장 장치, 그리고 전장품의 용량이 필요이상 증가하여 위성의 열제어 등의 문제를 일으킬 수 있다. 위성의 부피와 무게의 증가는 위성 발사체의 비용문제, 위성의 운용에서 orbit drag 등과 같은 문제로 위성 추진제의 용량문제를 일으킬 수 있다.

Thermal Vacuum Optical Test Facility for Space Camera

Hong-Sul Jang, Dae-Jun Jeong, and Seunghoon Lee
Korea Aerospace Research Institute

The space environmental simulator equiped with optical test instrument is one of the main facilities to develop the electro-optical camera for space application. The facility should simulate thermal vacuum environment where the camera will be operated, and optical testing condition to test imaging performance of electro-optical camera in the space environment. The thermal vacuum chamber with optical test instrument will be constructed in Korea Aerospace Research Institute. It will be equipped with large and long thermal vacuum chamber which is isolated from optical test instrument, and optical testing instrument such as interferometer and modulation transfer function(MTF) measurement device. This paper introduces thermal vacuum optical test facility to be constructed in KARI.

Test Method for Performance Evaluation of GPS Receiver for Low Earth Orbit

Dae-Won Chung[1] and Sang-Jeong Lee[2]
[1]Systems Engineering & Integration Dept., Korea Aerospace Research Institute
[2]Dept. of Electronics Engineering, Chung-Nam National University

It is not simple thing that test method to evaluate performance of GPS receiver for Low Earth Orbit(LEO) is suggested at ground test circumstance. This paper shows general test method to evaluate performance of GPS receiver for LEO at the simulation using hardware. Performance Index of GPS receiver for LEO are such as navigation solution, clock and raw measurement accuracy. In order to analyze tracking performance of GPS receiver, artificial GPS signal has to be similar to signal structure which is received at real LEO. Navigation solutions and raw measurement values which are generated at the GPS receiver are compared with reference orbit. The use of GPS signal simulator provides realistic signal dynamics including high doppler shift and line of sight movement. This paper suggests test circumstance to analyze performance of GPS receiver for LEO and shows references for performance evaluation.

Assembly, Alignment and Test results of optical performance on the Ritchey-Chretien Type of Telescope

Dae-Jun Jung, Hong-Sul Jang, and Seung-Hoon Lee
Optical Payload Dept. of KOMPSAT-3, Korea Aerospace Research Institute

In order to obtain complex and high accuracy optical system, especially the field of space optical system, the technology must move from the realm of science to that of a well executed process. Of greatest significance to this process is the ability to assemble, align and test an entire optical system. For this kind of reason, one of the Ritchey-Chretien type of telescope was assembled and aligned in the Opto-Mechanical level. At first, the primary mirror assembly and the secondary mirror assembly were tested for the optical performance(wave front error) respectively and the Opto-Mechanical Module was assembled and aligned with parallel finally. This paper describes the overall procedure of the assembly and alignment and the test results.

다목적 위성 2호의 Thermal/Vacuum 환경에서의 RF 성능 검증 시험

조승원, 최종연, 권재욱, 윤영수, 김영윤
한국항공우주연구원 (KARI)

현재 항공우주연구원에서 개발 중인 다목적 위성 2호는 S-band에서 통신 링크가 형성되어 명령을 보내고 상태정보들을 확인하며 임무를 수행한다. 위성이 조립되면서 많은 성능 검증이 수행되어 졌으나 실제 궤도환경은 지상과는 많은 차이가 있어서 이를 따로 증명할 필요가 있다. 본 논문에서는 다목적 위성 2호가 발사된 후 궤도상에 올라갔을 때 위성의 정상적인 동작 상태를 검증하기 위해 궤도상의 환경(Thermal/Vacuum)을 지상에 구현하여 시험을 하였다. 궤도 환경에서의 극저온 상태는 열진공실(Thermal vacuum chamber)에 GN2나 LN2를 채워 넣어 환경을 구성했고 고온 상태는 위성표면에 히터를 붙여서 예상 온도로 가열을 하여 묘사하였다. 이러한 환경 하에서 위성의 S-band 송신기의 전송파워, 송신기의 데이터 변조계수, 레인징(Ranging) 변조 계수와 수신기의 수신도(Acquisition probability)와 최소 수신 파워 등을 측정해서 요구되는 규격에 만족함을 증명하였다.

위성의 열진공시험시 발생되는 탈기체 측정 및 분석

조혁진, 서희준, 이상훈, 우창욱, 문귀원, 최석원
한국항공우주연구원 우주시험그룹

열진공시험(Thermal Vacuum Test)은 인공위성이 우주 궤도에서 겪게 되는 진공 및 열 환경을 지상에서 인위적으로 모사하여, 위성이 발사된 후 우주환경에서 제 기능을 수행할 수 있는지는 확인하는 시험이다. 열진공시험기간 중 열진공챔버 내의 환경은 고진공 및 극저온, 극고온으로 유지되며, 이 때 위성의 표면 및 열진공 챔버 내부의 표면은 주변 환경의 영향으로 인해 에너지의 출입이 발생하고, 이로 인해 활성화된 유기물들은 표면에서 탈착되거나 또는 표면에 흡착된다. 이렇게 표면에서 탈착된 유기물은 위성의 또 다른 표면에 흡착되는데, 특히 광학계의 경우 흡착된 유기물로 인해 그 성능이 심각하게 위협받을 수 있다. 본 논문에서는 열진공시험 중에 발생하는 탈기체를 감지하여 그 양을 측정하고 종류를 구별하는 방법을 살펴보고. 실제 적용사례를 통해 탈기체 측정 결과를 분석하였다.

VASI IP1553을 이용한 차세대 저궤도 위성의 MIL-STD-1553B 통신 설계

최 종 욱, 이 재 승, 이 효 영
한국항공우주연구원 위성총괄사업단 위성기술실 위성전자그룹

K2 위성에서는 3개의 프로세서와 탑재체 그리고 센서들의 통신 방식으로 명령-응답 방식의 통신 프로토콜인 MIL-STD-1553B 데이터 버스를 사용하고 있다. 1553B 통신을 위하여 UTMC사의 BCRTM(Bus Controller, Remote Terminal Monitor) chip을 이용하여 System 1553B 버스와 Local 1553B 버스로 구성하여 통신을 수행한다. System 1553B 버스의 경우 OBC(On-Board Computer)는 BC(Bus Controller) 역할을 담당하며 나머지 프로세서(RDU/ECU)와 GPS, MSC(Multi-Spectral Camera)는 RT(Remote Terminal)의 기능을 수행한다. Local 1553B 버스의 경우 RDU(Remote Drive Unit)가 BC로서 STA1(Star Tracker), STA2, GRA(Gyro)의 통신을 관장한다. 차세대 저궤도 위성은 K2 위성과 달리 멀티프로세서가 아닌 싱글프로세서로 운영되며 오직 System 1553B 기능만을 가지게 된다. 차세대 저궤도 위성의 탑재 컴퓨터의 CPU로 선택된 MCMERC32SC 프로세서는 ERC32 프로세서를 기반으로 하며 다양한 인터페이스를 제공하기 위하여 VASI(Very Advanced Sparc Interface) ASIC을 포함한 Multi Chip Module로 구성되어 있다. VASI 기능 안에는 MIL-STD-1553B와 호환되는 3개의 IP1553 기능이 내장되어 있으며, 이 IP1553은 BC/RT/BM(Bus Monitor) 3가지 모드로 구성이 가능하다. IP1553은 VASI안에 내장되어 있는 32MB의 DRAM 영역을 데이터 메모리 및 프로그램 영역으로 사용하게 된다. 또한 IP1553은 VASI의 RTC(Real Timer Clock) 이벤트와 동기 되어 RT와의 통신들을 수행할 수 있다. 본 논문에서는 차세대 저궤도 위성의 서브시스템들과의 통신을 위한 VASI의 IP1553의 기능에 대해서 설명하며 이것을 바탕으로 한 차세대 위성의 통신설계 방법에 대하여 설명한다.

Linear Momentum Comparison between KOMPSAT-1 Real Date and KOMPSAT-2 Estimation Data of AOCS Submode Using Thruster Controller

Hong-Taek Choi, Yong-Bok Kim, and Seung-Wu Rhee
Satellite Control System Dept., Satellite Technology Division, KARI

The Attitude control subsystem for KOMPSAT-2 consists of standby mode, sun mode, maneuver mode, science mode, backup mode and power safe mode which is different from KOMPSAT-1. In spite of adding science fine subonde, backup mode and power safe mode to perform the mission, the propellant budger is not affected by the science mode, backup mode and power safe mode due to the use of reaction wheels as an actuator. So, the sun mode and the maneuver mode is focussed for propellant budget since it uses thrusters as an actuator. The main purpose of the propellant budget for LEO satellite is related to the sizing of the propellant tanks and it approximately shows whether it is enough propellant budget to meet the mission life or not. In this paper, we consider the AOCS mode since the propellant budget is closely associated with the operational mode of AOCS. Then, we compare linear momentum of AOCS submode using thruster controller between KOMPSAT-1 real date and KOMPSAT-2 estimation data..

Thermal Simulation on High Power Dissipating Boxes during Thermal Vacuum Test for Low Earth Orbit Satellite

Bum-Seok Hyun, Hui-Hyung Kim, Jang-Joon Lee, and Joon-Min Choi
Satellite Thermal/Propulsion Department, Korea Aerospace Research Institute

Electronics boxes related to imaging or data transmission in low earth orbit satellite usually have high power dissipation, although the duty time is relatively short. In order to accomodate these boxes, large radiator areas are required and high heater power consumptions are expected. From this reason, thermal modeling for the high power dissipating boxes is of importance to optimize the thermal design. Thermal model should be verified and correlated through thermal vacuum test in order to be useful tool to simulate orbital environment. During thermal vacuum test, test data is gathered for these high power dissipating boxes while thermal model is correlated with thermal balance data. Using this correlated thermal model, the temperature variation on these boxes are simulated and compared with test data.

Verification Strategy and Planning

Jae-Min Shin[1], Hee-Seob Kim[2], Jeong-Heum Im[2],
and Sang-Ryool Lee[2]

[1]KOMPSAT-5 System Engineering & Integration Dept., KARI
[2]KOMPSAT-3 System Engineering & Integration Dept., KARI

In order to supply Verification Strategy and Planning(VSP) for a new generation satellite system, this paper shows effective methods for upgraded verification strategy and planning, which consider concepts for calibration, validation, and test. Because VSP is very important in order to reduce risks of a system development, at the beginning of the project VSP have to be deeply considered by systems engineers. Howerever, VSP cannot be achieved by the only systems engineers because all procedure for VSP must be fully agreed and performed by subsystem engineers, VSP must consist of effective procedure to promote efficiency. The philosophy driving VSP should be "test efficiently, verify early, validate continuously".

WhistleR Chorus Intensifications Associated With Convections and Injections of Low Energy Plasma Sheet Electrons Evidenced by VELOX Observations at Halley Ground Station

J. A. Hwang[1], D.-Y. Lee[2], L. R. Lyons[3], K. W. Min[1], and A. J. Smith[4]

[1]KAIST, Korea
[2]Chungbuk National University, Korea
[3]UCLA, USA
[4]British Antarctic Survey, UK

It has been suggested that the relativistic electron flux enhancements are caused by local electron energization resulting from resonant interactions with enhanced whistler-mode chorus emissions that haveas been observed on the dawn side of the magnetosphere.It has been also suggested that the whistler chorus may be enhanced by an interaction with the low energy plasma sheet electrons. Recently, using ground-based chorus observations from the VELOX instrument at Halley station as an indicator of magnetospheric chorus intensities, Lyons et al. [2005, JGR; Also to be present in this same session] have shown for the high speed stream periods on November, 2003 that it is the periods of enhanced convection that precede substorm expansions, and not the expansions themselves, that lead to the enhanced dawn-side chorus wave intensity. In the present paper, we have extended their work by examining substantially more periods of high speed streams during 2003 and have found that the conclusion by Lyons et al. generally holds true for any high speed stream periods that accompany the large amplitude Alfven waves of the IMF. The Alfven waves consist of successive (every 2-3 hrs) northward turnings proceeded by moderate southward periodsthat are responsible for the enhanced convection. Furthermore, using the same VELOX data, we have examined the relationof storm time injections to the whistler chorus excitation. We report an ideal storm time interval that shows the close association between the low energy injections, the whistler chorus intensification, and the relativistic electron enhancement. We will discuss how the storm time continuous injections such as a sawtooth event are generally related to the whistler chorus intensification.

초소형 추력기로서의 Micopropulsion System의 이용에 관한 탐색 연구

강선일[1], 허환일[2], 오화영[2], 문성환[3]
[1]한국항공우주연구원, [2]충남대학교 항공우주공학과, [3](주)유니슨

위성 산업의 발달에 따라 다양한 종류의 위성이 개발되어 왔으며, 점차로 세분화 및 전문화 되는 경향이 있다. 이러한 트렌드는 크게 다목적 대형 위성의 개발과 단일목적 초소형 위성의 개발로 분류가 가능하다. 단일목적 초소형 위성의 개발은 위성의 개발 및 운영, 유지에 필요한 비용 문제에 대한 해결책으로 제시되어 왔으며, 최근 다양한 용도로 개발이 진행 중이다. 초소형 위성은 크기 및 중량이 매우 작기 때문에(총 중량 10kg 내외), 궤도 천이 및 자세제어를 위해서는 밀리뉴턴급의 초소형 추진장치(Micropropulsion)가 필요하게 된다. 이러한 초소형 추진장치의 개념은 제작 및 시험의 어려움으로 인해 최근의 MEMS(Micro Electric Machining System?) 기술의 발달에 따라 다양한 개발이 진행 중이다. 국내에서도 추진시스템의 하나로 인식되어 오다가, 최근 충남대학교 등을 중심으로 연구 결과들이 발표되고 있다(그림 1, 2 참조).

저자들은 초소형 위성에의 응용 또는 타 Microsystem의 추진장치로의 응용을 위해서 여러 가지 초소형 추진장치의 개념에 대해 탐색 연구를 실시하였으며, 연구 결과를 토대로 향후 초소형 위성에 응용이 가능한 수 밀리뉴턴급 초소형 추력기 개발 연구를 진행할 계획이다. 본 논문은 초소형 추력기의 개념에 따른 장단점과 연구 목표에 대한 적절성 등을 검토한 탐색연구 결과로서, 향후 연구의 진행방향을 제시하고 연구의 시작점으로서의 기능을 하게 될 것이다.

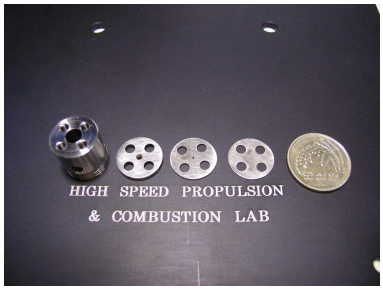


그림 1. Micro nozzle and chamber

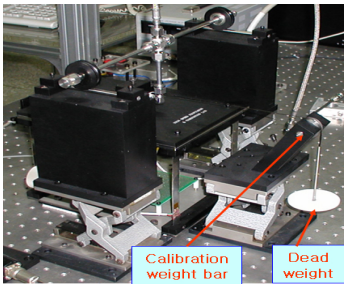


그림 2. 추력측정장치

A Prediction of Solid Motor Plume Radiation at High Altitude Using Inverse Wavelength Method for Plume Emissivity

Ju-Yong Ko, Seong-Lyong Kim, and InSun Kim
Thermal & Aerodynamics Dept. of Korea Aerospace Research Institute

To determine the effective emissivity of solid motor plume, the inverse wavelength method which provides a conservative estimate of particle cloud emissivity was used. Then a motor plume radiation to a position of interest is calculated from the surface to surface radiation transfer method. With a view factor calculation and particle temperature, this method, first, applied to the Star-37FM motor of Delta-II launch vehicle for validation. As a result, the prediction value is more conservative one compared with the data of Delta-II planner's guide by two times. So we can choose and use this method for conservative design or simple approach for early design. At last, KSLV-1 KM plume radiation was estimated from this method and the result was referenced as the conservative value.

소형위성급 자세유지모드에서의 지구센서와 추력기의 관계 시험

권재욱, 김영윤, 조승원, 윤영수, 최종연
한국항공우주연구원

인공위성이 임무수행을 위한 운용모드에 도달하기 까지, 태양지향모드, 지구획득모드와 자세유지 모드 등을 거치게 된다. 이에 따라 위성의 모든 모드별로 요구조건이 설정되고, 또한, 지상에서는 이와 관련된 시험을 수행하게 된다. 본 논문에서 소개 될 부분은 모드별로 동작하게 될 센서와 그에 해당하는 구동기의 관계시험이다. 그 중에서도 자세유지 모드에서 사용되는 CES(Conical Earth Sensor-지구센서)와 Thruster(추력기)와의 관계 시험을 나타내고 있다. 본 시험에 앞서서, 이미 CES와 Thruster에 대한 각각에 대한 극성시험은 완료된 상태이다. 본 시험을 통해 자세유지모드에서의 비행소프트웨어에 대한 부분적인 검증을 포함하여, CES에서 위성체, 위성체에서 Thruster로의 방향코사인에 대한 극성변화 또한, 검증 되었다.

Conceptual ESD Protection Design of Space Launch Vehicle System

Kwang-Soo Kim, Soo-Jin Lee, and Eui-Seung Chung
Dept. of System Integration, Korea Aerospace Research Institute

Adverse effects of electrostatic discharges on the SLV(Space Launch Vehicle) design, development, test and operation sometimes have been serious. Such effects include inadvertent ignition of pyrotechnic devices, spurious triggering of electronics, and damage to insulating materials. The SLV is electrically energized owing to the following physical mechanisms: engine operation, operation of onboard equipment, interaction with gas and solid particles when the launch vehicle moves through atmospheric dense layers, interaction with space plasma, action of a solar electromagnetic radiation, etc. Effect of accumulated electric charges on the proper functioning of the SLV is realized through the electrical charges of various kinds which are followed by pulsed currents, electromagnetic fields as well as by failures and disintegrations of radio-electronic equipment components. The most dangerous stages from the view point of electrization and discharge processes are as follows:
- pre-launch period, launching leg and flight in cloudy weather up to an altitude of 6 to 7 km (electrostatic fields of up to 30 kV/m on the outer surface of the launch vehicle);
- aerodynamic head passing leg of the launch vehicle;
- stage separation phase when the electric process power rises with the increasing flight height (various discharge processes may take place between the separating stages, intensity of up to 40-50 kV/m);

In this paper, we will discuss about the conceptual design of the SLV for protecting from electrostatic discharge effects.

가스발생기 사이클 액체로켓엔진의 시스템 설계 인자 비교

남창호, 박순영, 문윤완
한국항공우주연구원 엔진그룹

복잡한 시스템은 한정된 개발 예산내에서 시스템의 성능과 신뢰도를 극대화 할 수 있도록 설계되어야 하며 이를 위해 제작, 운용, 개발비용, 개발 기간 등을 종합적으로 고려하여 주요 설계인자를 결정해야 한다. 최적화된 로켓엔진 개발을 위해 수학모델을 이용한 설계의 최적화가 실제 제작의 문제점이나 비용 등을 반영하기 어렵기 때문에 설계자의 종합적인 판단과 분석이 중요하다. 따라서 기존의 개발사례를 참고, 분석하는 것이 매우 중요한 설계 과정중 하나이다. 본 연구에서는 러시아, 미국, 유럽, 일본의 가스발생기 사이클 엔진 시스템 설계인자를 조사하여 비교 검토하였다. 연소기의 특성속도, 연소기 분사기 차압, 터보펌프 토출압, 펌프효율, 터빈 의 비출력 등을 비교하였다. 연소기의 특성속도는 1700-1770m/s, 분사기차압은 4-10bar, 터보 펌프 토출압은 연소기 압력의 120-230%, 펌프효율은 60-80%, 터빈의 비출력은 0.28-0.58MW・s/kg의 범위에 있다. 터빈 입구의 가스온도는 터빈의 비출력과 밀접한 관련이 있으며 터빈재질로 인한 한계를 고려하여 결정되어야 한다.

Comparison Between Russian GOST and Jacchia-Roberts Atmosphere Model

Chang-Su Park, Sangbum Cho, and Woong-Rae Roh
Mission Design Department, Korea Aerospace Research Institute

Modeling the atmosphere is a very complex task. The models are compiled based on huge amount of observation data which result from the balloon, sounding rocket, satellite and ground observation. In the past, the western world and Russia each developed their own models to meet their specific needs. Recent collaboration with Russia in aerospace field increased the need to match and compare various simulation models. The Jacchia-Roberts atmosphere model is widely accepted and used for low earth orbit satellites. The model is accumulated from satellite drag data. The model is also used in GRAM 90 and MET 99 model. The Russian GOST model is compiled from Russian Cosmos satellite orbital motion. It includes the atmosphere density dependence on solar flux and geomagnetic activity. In this paper the two models are compared for heights up to low earth orbit. The atmospheric comparison results can be used as reference when comparing with Russian aerospace simulation data results.

우주발사체 비행안전 분석 방법

심형석, 고정환, 최규성, 노웅래
한국항공우주연구원 임무설계그룹

우주 발사체의 비행안전 분석은 로켓의 여러 가지 발생 가능한 비정상 상태로 인한 주변 지역의 위험도를 예측하고, 또한 위험도를 완화시키기 위해 운영되는 비행안전 시스템의 동작 기준을 제공한다. 이에 기반 하여 비행안전 분석에 포함되는 내용은 분리된 낙하물의 낙하점 안전 분석, 발사체 실패에 의한 인명 피해 확률 분석, 비행 위험 영역 설정, 안전선 및 파괴선 설정 등이다. 미국을 비롯한 서방 발사체 선진국들은 로켓 발사 이전에 비행안전 분석 결과를 정부에 제출하여 발사 허가를 획득하도록 규정하고 있다. 본 연구에서는 미국과 호주의 법 규정을 토대로 발사체 발사 이전에 허가를 받기 위하여 수행되어야 하는 비행안전 분석 종류 및 분석 방법론에 대하여 소개하여 KSLV-I의 비행안전 분석에 참고가 되도록 하였다.

Feasibility Study of Active Control of Reaction Wheel Micro-Vibration

Shi-Hwan Oh, Yong-Bok Kim, Ki-Lyuk Yong,
Hong-Taek Choi, and Seung-Wu Rhee
Satellite Control System Department, KARI

High Frequency Jitter induced from several payloads on-board satellites degrade the performance of pointing accuracy and attenuate the resolving power of highly-precise camera image. In this paper, a feasibility analysis of active control of micro-vibration of a reaction wheel assembly which is one of the major sources of high frequency jitter in satellites. Filtered-X LMS algorithm which is one of the most famous AVC/ANC(Active Vibration Control/Active Noise Control) method is used for attenuation of reaction wheel vibration because the vibrational characteristic of reaction wheel is usually several combination of pure tone and its harmonic components, and a reference signal can be easily acquired. The frequency component of pure tone is time-varying as the reaction wheel speed is changed continuously, thus the control performance is largely depend on the rate of change of wheel spin rate and the number of higher harmonic components as well.

Thermal Analysis of FLSC Assembly for Flight Termination System

Sang Ho Choi, Seong-Lyong Kim, Ju Yong Ko, and Insun Kim
Thermal & Aerodynamics Department, Korea Aerospace Research Institute.

In order to predict maximum and minimum temperature of FLSC(Flexible Linear Shape Charge) Assembley for FTS(Flight Termination System), which will be used for exploding 2nd stage KM(Kick Motor) of KSLV(Korea Space Lanch Vehicle)-I at the emergency, thermal analysis of FLSC assembly is conducted. Before fairing jettison heat source is radiation from interstage. And after fairing jettison, FLSC is heated due to environmental heatings such as solar radiation, Albedo and IR(Infrared) Earth radiation. Also radiation from plume of KM and conduction heat transfer from KM surface are considered. Analysis is done using Sinda/Fluint and Thermal Desktop which are general thermal and fluid analyzer and its CAD based modeler. Maximum temperature of FLSC holder is 90℃ and minimum temprature is 30℃