

ISSN 1598-5601

한국우주과학회보

Bulletin of The Korean Space Science Society

제23권 2호

2014년 10월



사단법인 한국우주과학회
The Korean Space Science Society

한 국 우 주 과 학 회

임 원

회 장: 민경옥 (과기원, 042-350-2525, kwmin@kaist.ac.kr)
부 회 장: 김용기 (충북대, 043-261-3202, ykkim153@chungbuk.ac.kr)
김호일 (천문연, 042-865-3254, hikim@kasi.re.kr)
최기혁 (항우연, 042-860-2217, gchoi@kari.re.kr)
총무이사: 문홍규 (천문연, 042-865-3251, fullmoon@kasi.re.kr)
학술이사: 이 유 (충남대, 042-821-5468, euyiyu@cnu.ac.kr)
재무이사: 조중현 (천문연, 042-865-3238, jhjo39@kasi.re.kr)

이 사

강영운 (세종대, 02-3408-3234, kangyw@sejong.ac.kr)
경재만 (천문연, 042-865-3253, jman@kasi.re.kr)
김천휘 (충북대, 043-261-3139, kimch@chungbuk.ac.kr)
박상영 (연세대, 02-2123-5687, spark@galaxy.yonsei.ac.kr)
박장현 (천문연, 042-865-3222, jhpark@kasi.re.kr)
박재우 (전자연, 042-860-5634, pjw@etri.re.kr)
박필호 (천문연, 042-865-3232, phpark@kasi.re.kr)
손영중 (연세대, 02-2123-5688, sohnyj@yonsei.ac.kr)
심은섭 (항우연, 042-860-2470, esim@kari.re.kr)
이대영 (충북대, 043-261-2316, dylee@chungbuk.ac.kr)
이병선 (전자연, 042-860-4903, lbs@etri.re.kr)
진 호 (경희대, 031-201-3865, benho@khu.ac.kr)
한원용 (천문연, 042-865-3219, whan@kasi.re.kr)

감 사

천문석 (연세대, 02-2123-2685, mschun@galaxy.yonsei.ac.kr)
양종만 (이화여대, 02-3277-2330, jyang@ewha.ac.kr)

편집위원회

위원장

이 유 (충남대, 042-821-5468, euyiyu@cnu.ac.kr)

부위원장

이은상 (경희대, 031-201-2047, eslee@khu.ac.kr)

위 원

김방엽 (항우연, 042-860-2144, kby@kari.re.kr)
김상혁 (천문연, 042-865-2046, astro91@kasi.re.kr)
나자경 (천문연, 042-865-2055, jknah@kasi.re.kr)
박찬덕 (연세대, 02-2123-5692, park.chandeok@yonsei.ac.kr)
이대희 (천문연, 042-865-3370, dhlee@kasi.re.kr)
이병선 (ETRI, 042-860-4903, lbs@etri.re.kr)
이수창 (충남대, 042-821-5470, screy@cnu.ac.kr)
이재진 (천문연, 042-865-3248, jilee@kasi.re.kr)
이주희 (항우연, 042-860-2378, jhl@kari.re.kr)

이지운 (과기원, 042-350-3725, jiyunlee@kaist.ac.kr)
임홍서 (천문연, 042-865-3202, yimhs@kasi.re.kr)
지건화 (극지연, 032-260-6132, ghjee@kopri.re.kr)
최영준 (천문연, 042-865-3266, yjchoi@kasi.re.kr)
최인호 (연세대, 033-760-2244, ichoi@yonsei.ac.kr)
Chung Yue Hui (Chungnam National University, Daejeon Korea)
Xinlin Li (University of Colorado, Boulder USA)
Tapas Kumar Das (Harish-Chandra Research Institute, Calcutta India)
Edward F. Guinan (Villanova University, Pennsylvania USA)
Boonrucksar Soonthornthum (Chiang Mai University, Chiang Mai Thailand)
Paul A. Evenson (University of Delaware, Newark USA)
David Ruffolo (Mahidol University, Bangkok Thailand)
Jeongwoo Lee (New Jersey Institute of Technology, Newark USA)
Eunhwa Kim (Princeton Plasma Physics Laboratory, Princeton USA)

포상위원회

위원장

한원용 (천문연, 042-865-3219, whan@kasi.re.kr)

위 원

문홍규 (천문연, 042-865-3251, fullmoon@kasi.re.kr)
윤태석 (항우연, 053-950-6365, yoonts@knu.ac.kr)
이 유 (충남대, 042-821-5468, euyiyu@cnu.ac.kr)
진 호 (경희대, 031-201-3865, benho@khu.ac.kr)

학술대회준비위원회

위원장

이대영 (충북대, 043-261-2316, dylee@chungbuk.ac.kr)

위 원

김방엽 (항우연, 042-860-2144, kby@kari.re.kr)
이재우 (천문연, 042-865-3264, jwlee@kasi.re.kr)
이주희 (항우연, 042-860-2378, jhl@kari.re.kr)
최영준 (천문연, 042-865-3266, yjchoi@kasi.re.kr)

사무처

사무과장: 고미희 (학회, 042-865-3391, ko@kssss.or.kr)
편집간사: 김숙경 (학회, 042-863-5154, cosmos@kssss.or.kr)

사단법인 한국우주과학회

120-749 서울시 서대문구 신촌동 134 연세대학교 천문대 내
Tel: (042) 865-3391
Fax: (042) 865-3392
Homepage: <http://kssss.or.kr>
E-mail: kssss@kssss.or.kr

ISSN 1598-5601

한국우주과학회보

Bulletin of The Korean Space Science Society

제23권 2호

2014년 10월



사단법인 한국우주과학회
The Korean Space Science Society

차 례

2014년 가을학술대회 일정표 (CONFERENCE PROGRAM)	7
구두발표 논문제목 및 시간표 (PAPER TITLES)	13
포스터발표 논문제목 (POSTER TITLES)	27
구두발표논문 초록 (ABSTRACTS)	39
포스터발표논문 초록 (ABSTRACTS-POSTER)	73
프로시딩 (PROCEEDINGS)	109
(사) 한국우주과학회 정관 및 규정	163
(사) 한국우주과학회 제 32차 정기총회	177
연구홍보 / 광고	198

<사단법인 한국우주과학회 입회 안내>

사단법인 한국우주과학회는 천문.우주과학 및 관련분야에 종사하는 여러분의 입회를 환영합니다. 우리 학회에 입회를 희망하시는 분은 입회원서 양식에 인적사항을 기재하시어 학회로 보내주시거나 홈페이지에서 가입하시고 입회비와年会비는 학회 은행계좌로 송금하시기 바랍니다.

■ 보낼곳: 한국우주과학회
120-749 서울시 서대문구 연세로 50
연세대학교 천문대 내
전화 042-865-3391
팩스 042-865-3392

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

■ 회비납부안내

회원구분	입회비	年会비
학생회원(학부생)	-	10,000원
정회원	10,000원	30,000원
평의원	-	60,000원
이사,감사	-	100,000원
부회장	-	300,000원
회 장	-	500,000원
기관회원	-	50,000원

※ 회원의 구분은 정관 제6조에 의거하며, 변경된年会비는 2013년 제1차 이사회에서 개정된 사항입니다.

※ 뒷면의 입회원서를 복사하여 사용해 주십시오.

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	
e-mail						이동전화	
직 장 명				직 위			
학 력	학위명	입학년도	학위취득일	학교명		전 공	
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 따라 추천인은 우리 학회 정회원이면 누구나 가능합니다).

추천인 : 직장 및 직위	성명	(인)
추천인 : 직장 및 직위	성명	(인)

사단법인 한국우주과학회 귀중

한국우주과학회

2014년 가을학술대회 일정표

일 시 : 2014. 10. 29(수) ~ 10. 31(금)

장 소 : 제주 샤인빌 리조트

발표논문 : 초청강연 3편, 구두발표 130편, 포스터발표 145편, 총 278편

발표시간 : 초청강연(40분), 연구발표(15분) 4세션 동시 진행

포스터발표 : 2014. 10. 29(수) 13:00 ~ 31(금) 09:00

사단법인 한국우주과학회

등록 및 교통 안내

1. 등록

정회원의 등록비는 120,000원이며, 학생회원과 정회원 중 석.박사과정(전일제) 학생은 60,000원입니다. 사전등록을 하신 회원은 등록자 명부에 서명 후 학회보, 명찰, 등록비 영수증(계산서)을 수령하시기 바랍니다.

2. 회원 가입

회원가입을 원하시는 분은 학회 홈페이지에서 회원가입신청 후 입회원서를 인쇄하여 추천인(2인) 서명을 받아 학회 사무국으로 송부하여 주시고 입회비와 연회비는 학회계좌로 송금하여 주시기 바랍니다.

입회비: 10,000원, 연회비: 30,000원

(학부학생회원은 입회비 면제, 연회비는 10,000원)입니다.

학회계좌: 국민은행 012-01-0603-888

우리은행 126-435843-01-001

예금주 한국우주과학회

3. 발표자료 준비

구두발표: 발표자료는 파워포인트 파일로 준비하시기 바랍니다.

포스터발표: 회원들이 시간적 여유를 가지고 포스터를 관람할 수 있도록 10월 29일(수) 13시까지 지정된 장소에 게시하여 주시고, 31일(금) 09시에 수거하여 주시기 바랍니다. 집중발표 시간에 발표자는 자신의 포스터 앞에서 회원들의 질문에 답할 수 있도록 준비해 주시기 바랍니다. 포스터를 부착하지 않거나 학회 종료 후 수거하지 않은 회원은 추후 학회발표가 제한될 수 있습니다(2006년 3차 이사회 결정).

4. 발표장

발표형식	구분	분과명
구두발표 포스터 발표	1발표장 (팜파스)	초청강연, 태양 및 우주환경I, 태양 및 우주환경II, 큐브위성 특별I, 큐브위성 특별II, 달과학 특별I, 달과학 특별II,
	2발표장 (오피리스)	우주전파국제컨퍼런스I, 우주전파국제컨퍼런스II, 태양 및 우주환경III, 태양 및 우주환경IV, Sun, 태양 및 우주환경V
	3발표장 (아잘레아)	우주천문I, 우주천문II, 우주천문III, IonosphereI, 우주환경국내위성자료 활용 특별, Space Optoelectronics 특별,
	4발표장 (바이올렛)	우주기술/응용 I, 우주기술/응용 II, 우주전파국제컨퍼런스III
포스터 발표	신관 로비 1,2층	

5. 교통

가. 주소 : 제주도 남제주군 표선면 일주동로 6347-17
(Tel : 064-780-7000)

나. 찾아오시는 길

▶ 공항무료셔틀버스 이용(예약자만 탑승 가능)

-예약 : 064-780-7208

-탑승장소: 대형버스 주차장 C10

-소요시간: 50분

구분	공항 → 리조트	리조트 → 공항
	공항출발	리조트출발
1회차	10:30	09:00
2회차	13:30	12:00
3회차	15:30	13:30
4회차	17:00	15:30
5회차	20:30	18:30

▶ 승용차 이용

-제주공항 → 신제주 → 농업시험장 → 제주대교차로 →

비자림로 → 소인국미니월드 → 수망리교차로 → 남원파출소

→ 태흥리 → 수농원 → 샤인빌 럭셔리 리조트

▶ 자세한 내용은 리조트 홈페이지를 참조

<http://www.shineville.com>

2014 KSSS FALL CONFERENCE PROGRAM

October 29 (Wed.)	11:00	Registration Open			
	12:00~	Lunch			
	13:00~13:10	Opening Ceremony (PAMPAS)			
	13:10~13:50	Plenary Session / Invited Speech I : Yoshifumi Saito Chair : Junga Hwang (KASI) / Room : PAMPAS			
	13:50~14:00	Coffee Break			
	ROOM	PAMPAS	OPHRYS	AZALEA	VIOLET
	Session I	Sun/Space Environment I Chair : Young-Sook Lee (KASI)	Space Weather Int'l Conference I Chair : Dong-Hun Lee (KHU)	Space Astronomy I Chair : Young-Soo Kim (KASI)	Space Tech/Applications I Chair : Eun-Jung Choi (KASI)
	14:00~14:15	Kwangsun Ryu	Terry Onsager	Wonyong Han	Youngseok Oh
	14:15~14:30	Kwang-Seob Jeong	Rodney Viereck	Woong-Seob Jeong	Eun-Joo Kwon
	14:30~14:45	Jong-Min Choi	Kent Tobiska	Bongkon Moon	Chang Ho Kim
	14:45~15:00	Hee-Eun Kim	Jae Woo Park	Kyeongyeon Ko	Ki Ryeok Yong
	15:00~15:15	Tae-Yong Yang	Sunhak Hong	Ueejeong Jeong	Ho-cheol Jeon
	15:15~15:30	Ho-Sung Choi		Minhee Kang	Jin Woo
	15:30~15:40	Coffee Break			
	Session II	Sun/Space Environment II Chair : Junga Hwang (KASI)	Space Weather Int'l Conference II Chair : Jae Woo Park (WeSPACE)	Space Astronomy II Chair : Sang-Hyeon Ahn (KASI)	Space Tech/Applications II Chair : Ki Ryeok Yong (KARI)
	15:40~15:55	Eunjin Choi	Huiseong Gu	Jang-Ho Park	Jo Ryeong Yim
	15:55~16:10	Dong-Hee Lee	Eun-Gwi Park	Min-Ji Jeong	Jeong-Yeol Han
	16:10~16:25	Sang-Yun Lee	Sunhee Woo	Byeong-Hee Mihn	Kyung Yun Choi
	16:25~16:40	Ensang Lee	Jaeyeol Lee	Junhyeok Jeon	Byung-hoon Lee
	16:40~16:55	Junhyun Lee		Seon Young Ham	Youn-Kyu Kim
	16:55~17:10	Cheong Rim Choi		Sang Hyuk Kim	Eun-Jung Choi
	17:10~17:25			Min-Soo Lee	
	17:25~17:40			Hyungkyu Jang	
October 30 (Thu.)	8:30	Registration Open			
	ROOM	PAMPAS	OPHRYS	AZALEA	VIOLET
	Session III	CubeSat (Special) I Chair : Sanghyuck Han (KARI)	Sun/Space Environment III Chair : Cheong Rim Choi (KAIST)	Ionosphere I (Int'l) Chair : Young-Sil Kwak (KASI)	Space Weather Int'l Conference III Chair : Jong-Kyun Chung (KASI)
	09:00~09:15	Sanghyuck Han	Kang-Woo Yi	09:00~09:20 Larry J. Paxton(Inv)	Jong-Tae An
	09:15~09:30	Dongyeop Shin	Hyuck-Jin Kwon	09:20~09:35 Woo Kyoung Lee	Young-Min Lim
	09:30~09:45	Jae-Pil Park	Khan-Hyuk Kim	09:35~09:55 Yuichi Otsuka(Inv)	Jun-Chul Mun
	09:45~10:00	EunJi Lee	Gi-Jeong Kim	09:55~10:10 Sunkara Eswaraiah	Yong-Hoi Park
	10:00~10:15	Kwangwon Lee	Jiwon Choi	10:10~10:30 Hyosub Kil(Inv)	Jeong-Nyun Kim
	10:15~10:30	Young-Bum Song	Eunsu Park	10:30~10:45 Nicholas Ssessanga	Sung-ho Lee
	10:30~10:45	Jin-Soo Kim		10:45~11:00 Young-Sook Lee	Jun-Chul Mun
	10:45~11:00	Seung-Yong Yeom			
	11:00~11:20	Photo Time			
	11:20~12:00	Plenary Session / Invited Speech II : Larry J. Paxton / Chair : Hyosub Kil (JHU APL) / Room: PAMPAS			
	12:00~13:30	Lunch			

PROGRAM

October 30 (Thu.)	ROOM	PAMPAS	OPHRYS	AZALEA	VIOLET
	Session IV	CubeSat (Special) II Chair : Joo Hee Lee (KARI)	Sun/Space Environment IV Chair : Ensang Lee (KHU)	Space Astronomy III Chair : Wonyong Han (KARI)	Space Weather Int'l Conference IV
	13:30~13:45	Han-ik Kim	Sangwoo Lee	Young-Soo Kim	
	13:45~14:00	Jeongho Lee	Sunhak Hong	Hyukmo Kang	
	14:00~14:15	Jehyuck Shin	Junga Hwang	Ki-Won Kim	
	14:15~14:30	Su-Eun Jang	Jun-Chan Lee	BongJae Kuk	
	14:30~14:45	Soo-Jin Kang	Yongmyung Seo	Joo Hyeon Kim	
	14:45~15:00	Soyeon Koo		Jieun Kim	
	15:00~16:00	Poster Session			Lunar Sciences 2nd Workshop
	Session V	Lunar Sciences (Special) I Chair : Joo Hee Lee (KARI)	Sun (Int'l) Chair : Kyung-Suk Cho (KASI)	Korean Satellites/Data (Special) Chair : Dae-Young Lee (Chungbuk Nat'l Univ.)	
	16:00~16:15	16:00~16:20 Sungsoo S. Kim	Vasyl Yurchyshyn	Kyoung Wook Min	
	16:15~16:30	16:20~16:35 Jin-Ho Jo	Sujin Kim	Jongho Seon	
	16:30~16:45	16:35~16:50 Junga Hwang	Anand D Joshi	Young-Sil Kwak	
	16:45~17:00	16:50~17:05 Go Woon Na	J.-E. Hwangbo	Kyung-Chan Kim	
	17:00~17:15	17:05~17:20 Takao Kobayashi	Bhuwan Joshi	Dae-Kyu Shin	
	17:15~17:30	17:20~17:35 Yi Re Choi	Jin-Yi Lee	Jaemin Lee	
	17:40~18:40	Regular General Meeting			
	18:40~21:00	Banquet : Ceremony of the 30th Anniversary of KSSS - Greetings - Award Ceremony - Banquet - Proposal of a Toast & Congratulatory Message - Commemorative Video Clips - Video Taped Interview Clips - Celebration Performance (A String Quartet) (* This program may be changed circumstantially.)			
October 31 (Fri.)	9:00	Registration Open			
	ROOM	PAMPAS	OPHRYS	AZALEA	VIOLET
	09:30~10:10	Plenary Session / Invited Speech III : Vasyl Yurchyshyn / Chair : Kyung-Suk Cho (KASI) / Room: PAMPAS			
	10:10~10:20	Coffee Break			
	Session VI	Lunar Sciences (Special) II Chair : Yu Yi (CNU)	Sun/Space Environment V Chair : Jin-Yi Lee (KHU)	Space Optoelectronics (Special) Chair : Youngchun Youk (KARI)	
	10:20~10:35	Haingja Seo	Kyungsuk Cho	Dai Ho Ko	
	10:35~10:50	Ik-Seon Hong	Jongyeob Park	Sangsoon Yong	
	10:50~11:05	Jongil Jung	Kangjin Lee	Seongyeol Pyo	
	11:05~11:20	Eung Seok Yi	Su-Chan Bong	Sang-Gyu Lee	
	11:20~11:35	Seul-Min Baek	Jae-Ok Lee	Young-Wan Choi	
	11:35~11:50	Young-Joo Song	Eun-Young Ji	Hagyong Kihm	
	11:50~12:05	Seunghye Son	Harim Lee		
	19:00~22:00	Commemorative Event : the 30th Anniversary of KSSS - Joint Lecture of KSSS - Jeju Starlight World / Stellar Observation - Joint Lecture (Lecturer : Junga Hwang, Joo Hee Lee) - Stellar Observation (* Place : Jeju Starlight World)			

Poster Session

2014. 10. 29.(Wed) 13:00 ~ 31.(Fri) 09:00

No	Area	Author	Affil.	No	Area	Author	Affil.
P-1	Space Tech.	Sang-Wook Kang1	KARI	P-40	Space Tech.	Young-Joo Song1	KARI
P-2	Space Tech.	Soo-Jin Kang	Chosun U.	P-41	Space Tech.	Jae-Min Shin1	KARI
P-3	Space Tech.	Woo-Yong Kang	KARI	P-42	Space Tech.	Jae-Min Shin2	KASI
P-4	Space Tech.	Dai Ho Ko	KARI	P-43	Space Tech.	Jehyuck Shin	KHU
P-5	Space Tech.	Kiho Kwon	KARI	P-44	Space Tech.	Hyun-Kyu Shin	KARI
P-6	Space Tech.	Dong-Young Kwon1	KARI	P-45	Space Tech.	Seung-Eun Yang	KARI
P-7	Space Tech.	Dong-Young Kwon2	KARI	P-46	Space Tech.	Jeong-Hwan Yang	KARI
P-8	Space Tech.	Eun-Joo Kwon1	KARI	P-47	Space Tech.	Jeoung-Heum Yeon	KARI
P-9	Space Tech.	Eun-Joo Kwon2	KARI	P-48	Space Tech.	Shi-Hwan Oh	KARI
P-10	Space Tech.	Sun-Won Kim	KARI	P-49	Space Tech.	Sung-Hyun Woo	KARI
P-11	Space Tech.	Youngwook Kim	KARI	P-50	Space Tech.	Young-Jin Won	KARI
P-12	Space Tech.	Young-Yun Kim	KARI	P-51	Space Tech.	Seok-Teak Yun	KARI
P-13	Space Tech.	Yong Bok Kim	KARI	P-52	Space Tech.	Hee-Kwang Eun	KARI
P-14	Space Tech.	Eunghyun Kim	KARI	P-53	Space Tech.	Sang-Rok Lee	KARI
P-15	Space Tech.	In Jun Kim	ETRI	P-54	Space Tech.	Seongwhan Lee	KHU
P-16	Space Tech.	Joong-Pyo Kim	KARI	P-55	Space Tech.	WonBeom Lee1	KASI
P-17	Space Tech.	Chang Ho Kim	KARI	P-56	Space Tech.	WonBeom Lee2	KARI
P-18	Space Tech.	Han-ik Kim	KAIST	P-57	Space Tech.	Jae-Seung Lee	KARI
P-19	Space Tech.	Hyungwan KIM	KARI	P-58	Space Tech.	Jong-Min Im	KARI
P-20	Space Tech.	Hye-Won Kim	KARI	P-59	Space Tech.	Hyun-Su Lim1	KASI
P-21	Space Tech.	Hwayeong Kim	KARI	P-60	Space Tech.	Hyun-Su Lim2	KARI
P-22	Space Tech.	Hui-Kyung Kim	KARI	P-61	Space Tech.	Hyeonjeong Yim	KARI
P-23	Space Tech.	Seong-Min Noh	KARI	P-62	Space Tech.	Min-ho Jang	KARI
P-24	Space Tech.	Sung-Jun Roh	Chungbuk N. U.	P-63	Space Tech.	Sung-Soo Jang1	KARI
P-25	Space Tech.	Hwan-Chun Myung1	KARI	P-64	Space Tech.	Sung-Soo Jang2	KARI
P-26	Space Tech.	Hong-Yeol Moon	KARI	P-65	Space Tech.	Jaewoong Jang	KARI
P-27	Space Tech.	Keun Joo Park	KARI	P-66	Space Tech.	Jong-Hyub Jun1	KARI
P-28	Space Tech.	Bong-Kyu Park	KARI	P-67	Space Tech.	Jong-Hyub Jun2	KARI
P-29	Space Tech.	Sun-Ju Park1	KARI	P-68	Space Tech.	Hyeon-Jin Jeon	KARI
P-30	Space Tech.	Sun-Ju Park2	KARI	P-69	Space Tech.	Ok-Chul Jung	KARI
P-31	Space Tech.	Sun-Sik Park1	KARI	P-70	Space Tech.	Seung Won Cho	KARI
P-32	Space Tech.	Sun-Sik Park2	KARI	P-71	Space Tech.	Young-Jun Cho	KARI
P-33	Space Tech.	Young-Woong Park	KARI	P-72	Space Tech.	Chang-Kwon Cho	KARI
P-34	Space Tech.	Eungsik Park	KARI	P-73	Space Tech.	Hyokjin Cho	KARI
P-35	Space Tech.	Joo-Ho Park1	KARI	P-74	Space Tech.	Yungoo Huh	KARI
P-36	Space Tech.	Joo-Ho Park2	KARI	P-75	Space Tech.	Soojeon Lee	ETRI
P-37	Space Tech.	Hong-Won Park	KARI	P-76	Space Tech.	Ju Woo	KHU
P-38	Space Tech.	Myung-Jin Baek	KARI	P-77	Space Appl.	Jong-Pil Kong	KARI
P-39	Space Tech.	Hyun-Ho Seo	KARI	P-78	Space Appl.	Seonghui Kim	KARI

PROGRAM

No	Area	Author	Affil.	No	Area	Author	Affil.
P-79	Space Appl.	Youngsun Kim1	KARI	P-113	Sun/Space Env.	Jeong-Deok Lee	SELab
P-80	Space Appl.	Youngsun Kim2	KARI	P-114	Sun/Space Env.	Jong-Gil Lee	KASI
P-81	Space Appl.	Jong-Moon Park	KARI	P-115	Sun/Space Env.	Ji-Hee Lee	KMA
P-82	Space Appl.	Seok-Bae Seo	KARI	P-116	Sun/Space Env.	Junghee Cho	Chungbuk N. U.
P-83	Space Appl.	Sang-Youn Shin	KARI	P-117	Sun/Space Env.	Kyu-cheol Choi	SELab
P-84	Space Appl.	Haeng-Pal Heo1	KARI	P-118	Sun/Space Env.	Young-Bae Ham	KPRI
P-85	Space Appl.	Haeng-Pal Heo2	KARI	P-119	Sun/Space Env.	Jinhy Hong	KHU
P-86	Space Astro.	Yong-Woo Kang	KASI	P-120	Sun/Space Env.	Eunmi Hwang	KASI
P-87	Space Astro.	Y. C. Kim	Yonsei U.	P-121	Sun/Space Env.	CheolOh Jeong	ETRI
P-88	Space Astro.	Hwan-Chun Myung	KARI	P-122	Solar System/Space Expl.	Eojin Kim	KARI
P-89	Space Astro.	Jongdae Sohn	KAIST	P-123	Solar System/Space Expl.	Joo Hyeon Kim	KARI
P-90	Space Astro.	Ami Yun	WeSPACE	P-124	Solar System/Space Expl.	Holak Kim	KAIST
P-91	Space Astro.	Seongsuk Lee	CNU	P-125	Solar System/Space Expl.	Kyunghwan Dokgo	KAIST
P-92	Space Astro.	Jung-Kyu Lee	KHU	P-126	Solar System/Space Expl.	Haingja Seo	KARI
P-93	Space Astro.	Jin-seong Lee	KAIST	P-127	Solar System/Space Expl.	Young-Joo Song2	KARI
P-94	Space Astro.	Gyeong-Bok Jo	CNU	P-128	Solar System/Space Expl.	Hyojeong Lee	KHU
P-95	Space Astro.	Goeun Choi	KASI	P-129	Solar System/Space Expl.	Minsup Jung	KHU
P-96	Space Astro.	Hyungkyu Jang	Chungbuk N. U.	P-130	Solar System/Space Expl.	Eunjin Cho	CNU
P-97	Sun/Space Env.	Taesig Go	KARI	P-131	Solar System/Space Expl.	Kyeong Ja Kim	KIGMR
P-98	Sun/Space Env.	Bogyeong Kim	CNU	P-132	Miscellaneous	Sang-Wook Kang2	KARI
P-99	Sun/Space Env.	Yong Ha Kim	CNU	P-133	Miscellaneous	Sunghwan Kim	Cheonju U.
P-100	Sun/Space Env.	Jin-Hee Kim	Chungbuk N. U.	P-134	Miscellaneous	Soon-Young Park	KARI
P-101	Sun/Space Env.	HyangPyo Kim	KASI	P-135	Miscellaneous	Jong Youn Park	KARI
P-102	Sun/Space Env.	Keunchan Park	CNU	P-136	Miscellaneous	Kyoun-Su Seo	KARI
P-103	Sun/Space Env.	Mi-Young Park	SELab	P-137	Miscellaneous	Il Sang Yoo	KARI
P-104	Sun/Space Env.	Sarah Park	KSWC	P-138	Miscellaneous	Youngchun Youk	KARI
P-105	Sun/Space Env.	Sun Mie Park	KSA/KAIST	P-139	Miscellaneous	Eun Seok Lee	KARI
P-106	Sun/Space Env.	Wooyeon Park	CNU	P-140	Miscellaneous	Kyung-Duk Jang	KARI
P-107	Sun/Space Env.	Ji-Hye Baek	KASI	P-141	Miscellaneous	Yonghyun Chung	KARI
P-108	Sun/Space Env.	Jongdae Sohn2	KAIST	P-142	Miscellaneous	Dong Hyun Cho	KARI
P-109	Sun/Space Env.	Suyeon Oh	Chonnam N. U.	P-143	Miscellaneous	Hongrae Kim	KAU
P-110	Sun/Space Env.	Eunsong Oh	KIOST	P-144	Miscellaneous	Seongmin Choi	KAU
P-111	Sun/Space Env.	Jongyeon Yun	RRA	P-145	Miscellaneous	Dongho Jung	KARI
P-112	Sun/Space Env.	Jae-Hyung Lee	RRA				

Paper Titles

■ **Plenary Session / Invited Speech I**
Session Chair : Junga Hwang (KASI)
Oct. 29 13:10~13:50
Room : PAMPAS

13:10 [IS-I]

New Views of the Lunar Plasma Environment Unveiled by Kaguya

Yoshifumi Saito¹, Shoichiro Yokota¹, Masaki N. Nishino², Hideo Tsunakawa³, KAGUYAMAP-PACETEAM

¹*Institute of Space and Astronautical Science / Japan Aerospace Exploration Agency*

²*STEL / Nagoya University*

³*Tokyo Institute of Technology*

■ **Sun/Space Environment I**
Session Chair : Young-Sook Lee (KASI)
Oct. 29 (Wed.) 14:00~15:30
Room : PAMPAS

14:00 [I-1-1]

On the Suspected Precursory Ionospheric Disturbances Related to the M7.9 Wenchuan Earthquake of May 2008

Kwangsun Ryu¹, Jang-Soo Chae¹, Kwang Seob Jeong¹, Son-Goo Kim¹, Michel Parrot², Sergey Pulnits³

¹*SaTReC, Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*LPC2E/CNRS, France*

³*Space Research Institute, Russian Academy of Sciences*

14:15 [I-1-2]

Possibility of GPS Data as an Analysis Object in Detecting Precursory Ionospheric Disturbances of a Volcano

Kwang-Seob Jeong, Jang-Soo Chae, Kwang-Sun Ryu, and Son-Goo Kim

KAIST Satellite Technology Research Center, Korea

14:30 [I-1-3]

Periodicity in the occurrence of equatorial plasma bubbles

Jong-Min Choi^{1,2}, Hyosub Kil³, Young-Sil Kwak², Wookyoung Lee², Yongha Kim¹, P. A. Roddy⁴, and O. de La Beaujardiere⁴

¹*Chung-nam National University, Daejeon, South Korea*

²*Advanced Astronomy and of Space Science Division, Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, South Korea*

³*Space Department, The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory Laurel, Maryland, USA*

⁴*Space vehicles Directorate, Air Force Research Laboratory, Hanscom AFB, Massachusetts, USA*

14:45 [I-1-4]

Variations of the ionospheric electron density due to high-speed solar wind streams observed by the DEMETER satellite

Hee-Eun Kim¹, Ensang Lee¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Kwangsun Ryu², Jang Soo Chae², M. Parrot³

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin, South Korea,*

²*Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, South Korea,*

³*LPC2E/CNRS 3A, Avenue de la Recherche Scientifique, Orleans, France*

15:00 [I-1-5]

Statistical characteristics of nighttime mid-latitude F-region field-aligned irregularities observed by Daejeon VHF coherent scattering radar in South Korea

Tae-Yong Yang^{1,2}, Young-Sil Kwak^{1,2}, Hyosub Kil³, Young-Sook Lee¹, Wookyoung Lee¹, and Young-Deuk Park¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*University of Science and Technology,*

³*The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*

15:15 [I-1-6]

Analysis of Ionospheric plasma irregularities during solar maximum & minimum

Ho-Sung Choi¹, Hyosub Kil², Young-Sil Kwak³, Hyeon-Seock Jeon¹

¹*Republic of Korea Air Force,*

²*Johns Hopkins University/Applied Physics Laboratory,*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute*

■ **Space Weather Int'l Conference I**
Session Chair : Dong-Hun Lee (KHU)
Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40
Room : OPHRYS

14:00 [I-2-1]**Worldwide Efforts to Strengthen and Coordinate Space Weather Services**

Terry Onsager

*Space Weather Prediction Center***14:15 [I-2-2]****SWPC's Activity for The Aviation**

Rodney Viereck

*Space Weather Prediction Center***14:30 [I-2-3]****The Effect on Radiation & Communication (Automated Radiation Measurements for Aviation Safety (ARMAS))**

Kent Tobiska

14:45 [I-2-4]**The Effect of Space Environment on the Satellite Operation**

Jae Woo Park

*WeSPACE***15:00 [I-2-5]****The Automatic Solar Synoptic Analyzer and Space Weather Forecasting**Sunhak Hong^{1,2}, Yung-Kyu Kim¹, Sangwoo Lee³, Dong-Hun Lee²¹*Korea Space Weather Center, National Radio Research Agency*²*School of Space Research, Kyung Hee University*³*SELab Inc.***■ Space Astronomy I****Session Chair : Young-Soo Kim (KASI)****Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40****Room : AZALEA****14:00 [I-3-1]****Preliminary Observational Results with Infrared Space Telescope, MIRIS**Wonyong Han^{1,2}, Jeonghyun Pyo¹, Il-Joong Kim¹, Dae-Hee Lee¹, Woong-Seob Jeong^{1,2}, Bongkon Moon¹, Youngsik Park¹, Sung-Joon Park¹, Dukhang Lee^{1,2}, Won-Kee Park¹, Kyeongyeon Ko¹, Uk-Won Nam¹, Seo-gu Lee¹, Hyung Mok Lee³, Toshio Matsumoto^{1,4,5}¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*²*University of Science and Technology*³*Seoul National University,*⁴*Institute of Space and Astronautical Science,*⁵*Institute of Astronomy and Astrophysics, Academia Sinica***14:15 [I-3-2]****Preliminary Design of the Near-infrared Imaging Spectrometer, NISS onboard NEXTSat-1**Woong-Seob Jeong^{1,2}, Sung-Joon Park¹, Bongkon Moon¹, Dae-Hee Lee¹, Jeonghyun Pyo¹, Youngsik Park¹, Il-Joong Kim¹, Won-Kee Park¹, Duk-Hang Lee¹, Kyeongyeon Ko¹, Chan Park¹, Ukwon Nam¹, Myungshin Im³, Hyung-Mok Lee³, Jeong-Eun Lee⁴, Goo-Hwan Shin⁵, Jangsoo Chae⁵, Toshio Matsumoto^{1,6,7}¹*Korea Astronomy & Space Science Institute, Korea*²*University of Science & Technology, Korea*³*Seoul National University, Korea*⁴*Kyung Hee University, Korea*⁵*SaTReC, KAIST, Korea*⁶*ASIAA, Taiwan*⁷*ISAS/JAXA, Japan***14:30 [I-3-3]****Preliminary design of NISS structure for the NEXTSat-1**Bongkon Moon¹, Dukhang Lee^{1,2}, Kyeongyeon Ko^{1,2}, Chan Park¹, Sung-Joon Park¹, Woong-Seob Jeong^{1,2}, Dae-Hee Lee¹, Youngsik Park¹, Jeonghyun Pyo¹, Won-Kee Park¹, Il-Joong Kim¹, Uk-Won Nam¹, Toshio Matsumoto^{1,3,4}¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*²*University of Science and Technology, Korea*³*ASIAA, Taiwan*⁴*ISAS/JAXA, Japan***14:45 [I-3-4]****Design of Dewar for the NISS onboard NEXTSat-1**Kyeongyeon Ko^{1,2}, Bongkon Moon², Dukhang Lee^{1,2}, Chan Park², Woong-Seob Jeong^{1,2}, Sung-Joon Park², Dae-Hee Lee², Jeonghyun Pyo², Won-Kee Park², Youngsik Park², Il-Joong Kim², Uk-Won Nam², Toshio Matsumoto^{2,3,4}¹*University of Science and Technology, Korea*²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*³*ASIAA, Taiwan*⁴*ISAS/JAXA, Japan***15:00 [I-3-5]****Development for Electronics System of IGRINS**Ueejeong Jeong¹, Moo-Young Chun¹, Jae Sok Oh¹, Chan

Park¹, Bi-Ho Jang¹, Heeyoung Oh¹, Jeong-Gyun Jang¹,
In-Soo Yuk¹, Kang-Min Kim¹, Michael Pavel², Kyeong
Yeon Ko¹, Young Sam Yu¹, Daniel T. Jaffe²

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²The University of Texas at Austin

15:15 [I-3-6]

A New Stellar Substructure of M31 system

Minhee Kang¹, Sang-Hyun Chun², DooSeok Jung¹,
Young-Jong Sohn¹

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Yonsei University Observatory, Seoul, Korea

■ Space Tech/Applications I

Session Chair : Eun-Jung Choi (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40

Room : VIOLET

14:00 [1-4-1]

Reflection Light Simulation of GEO Satellite

Youngseok Oh¹, Ho Jin¹, Kap-Sung Kim¹, Sun-Youp
Park², Jang-Hyun Park², Young-Jun Choi²

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

²Korea Astronomy and Space Science Institute

14:15 [1-4-2]

The Current State and the Future Prospect of INR Technologies

Eun-Joo Kwon¹, Han-Dol Kim¹, Do-Chul Yang¹,
Chul-Min Park², Bang-Yeop Kim¹

14:30 [1-4-3]

TDesign of Central Tube for Geo-stationary Satellite

Chang Ho Kim, Sun Won Kim, Kyung Won Kim,
Jae Hyuk Lim, Sung-Hoon Kim

Korea Aerospace Research Institute

14:45 [1-4-4]

Orbit State Vector Estimation using Star Vectors for Geometry Correction of Earth Optical Image

Ki Ryeok Yong, Kyoung Wook Jin, Jae Dong Choi,
Sang Ryool Lee

Korea Aerospace Research Institute

15:00 [1-4-5]

Phased Array Radar Prototype Design And Application Plans For The Space Object Surveillance And Deep Space Communication

Ho-Cheol Jeon¹, Tae-Yeong Kim¹, Tae-Jin Chung²,
Kyung-Soo Choi¹, Jae-Woo Park¹

¹Radar Solution Engineering co. Ltd

²Electronics and Telecommunications Research Institute

15:15 [1-4-6]

COMS MI INR Performance According to Landmark Selection

Jin Woo, Byung-il Lee, Hyunjong Oh, Jeong-sik Kim,
and Hyuk-jin Yun

Satellite Operation Division, National Meteorological Satellite
Center, Korea Meteorological Administration

■ Sun/Space Environment II

Session Chair : Junga Hwang (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : PAMPAS

15:40 [II-1-1]

A Study of the Evolution of Double Layer and Electrostatic Shock using PIC simulations

Eunjin Choi^{1,2}, Kyoung-Wook Min¹, Junga Hwang²,
Cheong -Rim Choi¹

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology

²Korea Astronomy and Space Science Institute

15:55 [II-1-2]

Statistical Test of the Relation Among Substorm Onset, Electron PSD Anisotropy and Chorus Wave Occurrence Using THEMIS Satellite Observations

Dong-Hee Lee, Dae-Young Lee, Dae-Kyu Shin,
Jin-Hee Kim, Jung-Hee Cho

Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National
University

16:10 [II-1-3]

Development and Test of 2-Dimensional Electromagnetic PIC simulation code

Sang-Yun Lee, Ensang Lee, Khan-Hyuk Kim,
Dong-Hun Lee, Jongho Seon, and Ho Jin

School of Sapce Research, Kyung Hee University, Korea

16:25 [II-1-4]

Wave-Particle Interaction during Nonlinear Development of ULF waves in the Upstream of Earth's Bow Shock

Ensang Lee¹, George K. Parks², Naiguo Lin², Jinhy Hong¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Jongho Seon¹, and Ho Jin¹

¹*School of Sapce Research, Kyung Hee University*

²*Space Sciences Lab., University of California, Berkeley*

16:40 [II-1-5]

The Unusual Enhancement of Internal Charging Observed by Van Allen Probes in the Outer Radiation Belt

Junhyun Lee¹, Ensang Lee¹, Jongho Seon¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Jaejin Lee²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

16:55 [II-1-6]

Pitch Angle Diffusion of Electrons via Stochastic Motion in Earth's Radiation Belt

Cheong Rim Choi¹, M. H. Woo², K. H. Dokgo¹, S. B. Kang¹, E. J. Choi¹, K. W. Min¹, J. Hwang³, Y. D. Park³, D. Y. Lee⁴

¹*Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 305-701, Korea*

²*National Fusion Research Institute, Daejeon 305-333, Korea*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, 305-348, Korea*

⁴*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 361-763, Korea*

Space Weather Int'l Conference II

Session Chair : Jae Woo Park (WeSPACE)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : OPHRYS

15:40 [II-2-1]

The Space Weather Impact on the Aviation

Shin, Pil Ho

Korean Air

15:55 [II-2-2]

The Staus and Future Plan of HF Communications for Aircraft Seoul Regional Aviation Administration

Eun-Gwi Park

16:10 [II-2-3]

The Space Weather Impact on Satellite

Sunhee Woo

Korea Aerospace Research Institute

16:25 [II-2-4]

The Study of the Relation Between Space Weather and Satellite Anomalies in KT SAT

Lee Jaeyeol

Space Astronomy II

Sesseion Chair : Sang-Hyeon Ahn (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : AZALEA

15:40 [II-3-1]

AE Cassiopeia : Physical Property of Semi-detached Binary and It's Orbital Behavior

Jang-Ho Park^{1,2}, Jae Woo Lee¹, Chun-Hwey Kim²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea 305-348*

²*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju, Korea 361-763*

15:55 [II-3-2]

The Eclipsing Binary System V1094 Cassiopeiae

Min-Ji Jeong¹, Chun-Hwey Kim¹, and Jo-Na Yoon^{1,2}

¹*Chungbuk National University in Korea*

²*Chungbuk National University Observatory*

16:10 [II-3-3]

The Similar Characteristics of a Scale-Notching System in the Jianyi (簡儀) and the Yangyi (仰儀)

Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Sang Hyuk Kim^{1,2}, Ki-Won Lee⁴, Yong Sam Lee³

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*Korea University of Science and Technology*

³*Chungbuk National University, ⁴Catholic University of Daegu*

16:25 [II-3-4]

The Verification of Taebaek-Juhyun (太白晝見, the Venus was Observed in daytime) Recorded in the *Sillok*

Junhyeok Jeon^{1,2}, Young-Joo Kwon^{1,3}, Yongsam Lee¹

¹*Chungbuk National University,*

²*Korea Astronomy and Space science Institute,*

³*National Meteorological Satellite Center*

16:40 [II-3-5]

A Study on the Structure of Water-hammering Type *Honcheonui*(渾天儀) in the Reign of King Sejong

Seon Young Ham^{1,2}, Sang Hyuk Kim^{2,3}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Min Soo Lee¹, Yong Sam Lee¹

¹*Chungbuk National University,*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

³*Korea University of Science & Technology*

16:55 [II-3-6]

A Preliminary Study on the Yangcheoncheok(量天尺) in the Late Joseon Dynasty

Sang Hyuk Kim^{1,2}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Yong Sam Lee³

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*Korea University of Science and Technology,*

³*Chungbuk National University*

17:10 [II-3-7]

A Study on the Public Service Video Clip Production of Ganui-Dae Project for Education and Information

Min-Soo Lee¹, Sang-Hyuk Kim^{2,3}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Junhyeok Jeon^{1,2}, Seon-Young Ham^{1,2}, Yongsam Lee¹

¹*Chungbuk National University*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

³*Korea University of Science and Technology*

17:25 [II-3-8]

Report on the training program for professional manpower related to the science museum exhibition

Hyungkyu Jang & Yonggi Kim

Chungbuk National University

■ Space Tech/Applications II

Sesseion Chair : Ki Ryeok Yong (KARI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : VIOLET

15:40 [II-4-1]

Accommodations Optimization for Line of Sight Vectors of Attitude Sensor Star Trackers

Jo Ryeong Yim^{1,2}, Hong-Taek Choi¹

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*University of Science and Technology*

15:55 [II-4-2]

Initial Tool Influence Function (TIF) Study for Polishing of Silicon Carbide Material

Jeong-Yeol Han¹, Myung Cho², Gary Poczul², Hyun-Joo Seo^{1,3}, Jakyung Nah¹, Kyung-Mo Tahk¹, Dong-Kyun Kim⁴, Jinho Kim⁴, Minho Seo⁴, Jonggun Lee⁴ and Sung-Yeop Han⁴

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*National Optical Astronomy Observatory,*

³*Yonsei University,*

⁴*Green Optics Co., Ltd.*

16:10 [II-4-3]

CubeSat Structure Design and Structural Analysis for CANYVAL-X Mission

Kyung Yun Choi², Guk Nam Kim¹, Jungpyo Lee², Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy,*

²*Department of Mechanical Engineering, Yonsei University*

16:25 [II-4-4]

Operation Status and Performance Analysis of Star Trackers developed for Small Satellites

Byung-hoon Lee, Young-Gyo Jeong, Sang-Il Kim, Young-Wan Choi, Hyun-Woo Lee

Satrec Initiative

16:40 [II-4-5]

Muscle-Cell Culturing Experiment on International Space Station and Bioreactor Design

Youn-Kyu Kim, Hyun-Jin Jang, Jaeyeon Jeong, Joohee Lee, Gi-Hyuk Choi

Korea Aerospace Research Institute

16:55 [II-4-6]

New Operation System for High Repetition Rate Satellite Laser Ranging System

Eun-Jung Choi¹, Ki-Pyeong Sung¹, Seong-Cheol Bang¹, Hyung-Chul Lim¹, In-Young Kim², Chan-Kyu Jung², Jae-Seung Choi²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*Satrec Initiative*

■ CubeSat (Special) I

Session Chair : Sanghyuck Han (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00

Room : PAMPAS

09:00 [III-1-1]

Analysis of Representative Commercial On Board Computers for Cubesat

Sanghyuck Han, Sungtae Moon, Hyeon Cheol Gong, Gi-Hyuk Choi

Korea Aerospace Research Institute

09:15 [III-1-2]

Development State of SDR Transceiver for CubeSat

Dongyeop Shin, Sanghyuck Han, Sangman Moon, Hyeoncheol Gong

Korea Aerospace research Institute,

09:30 [III-1-3]

CubeSat System Design for Demonstrating Vision Alignment Technology

Jae-Pil Park, Sang-Young Park, Sung-Woo Kim, Kwangwon Lee, Hyungjik Jay Oh, EunJi Lee, Song young bum, Seung-hee Lee, Guk Nam Kim, Daniel Han, Yong Woo Kim, Kyung Sun Lee, Seok Ju Kang, Jin-Kyoung Du, Jin-Chul Yim, Kang Been Lee, Myung-Bo Shim, Kyung Yun Choi, Soon-Hong Hwang, JiSoo Sim, Soo Hwi Lee, Jungpyo Lee, Sang hoon Kwon, DongShin Lee

Yonsei University

09:45 [III-1-3]

Design, Construct and Management of UHF Ground Station for CANYVAL-X

EunJi Lee¹, Yong Woo Kim¹, Kyung Sun Lee¹, Jin-Kyoung Du², Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea*

²*Department of Electrical & Electronic Engineering, Yonsei University*

10:00 [III-1-4]

Design of Attitude Determination and Control System for Cube Satellite in CANYVAL-X Mission

Kwangwon Lee¹, Hyungjik Jay Oh¹, Seok Ju Kang¹, Ji Su Sim², Jae-Pil Park¹, Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University*

²*Department of Mechanical Engineering, Yonsei University*

10:15 [III-1-6]

Design Operation Scenario of 1U for CANYVAL-X Mission

Young-Bum Song¹, Jae-Pil Park¹, Seung-hee Lee¹, Sang hoon Kwon², Dongshin Lee², Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University*

²*Department of Computer Science, Yonsei University*

10:30 [III-1-7]

Comparsion Analysis of CubeSat Structure between Integral Type and Separate Type : Economic and Structural Stability Aspects

Jin-Soo Kim¹, Ji-Sung Lim¹, Hong-rae Kim¹, Young-Keun Chang²

¹*Korea Aerospace University,*

²*Korea Aerospace University, Aerospace and Mechanical Engineering*

10:45 [III-1-8]

Analysis of Collision Avoidance of Cubesat Launched from ISS

Seung-Yong Yeom, Hongrae Kim, Young-Keun Chang

School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

■ Sun/Space Environment III

Session Chair : Cheong Rim Choi (KAIST)

Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00

Room : PAMPAS

09:00 [III-2-1]

The association of spacecraft anomalies with space environment data (electron/proton fluxes and Kp index)

Kang-Woo Yi¹, Yong-Jae Moon^{1,2} and Jin-Yi Lee²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

²*Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea*

09:15 [III-2-2]

A statistical study of geomagnetic field responses to solar flares

Hyuck-Jin Kwon¹, Khan-Hyuk Kim², Geonhwa Jee¹, Jong-Kyun Chung³

¹*Korea Polar Research Institute*

²*Kyung Hee University*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute*

09:30 [III-2-3]

Plasmapause Location Under Quiet Geomagnetic Conditions ($K_p \leq 1$): THEMIS Observations

Khan-Hyuk Kim¹, Hyuck-Jin Kwon², Geonhwa Jee²

¹*Kyung Hee University*

²*Korea Polar Research Institute*

09:45 [III-2-4]

A statistical study of EMIC waves observed at THEMIS probes in the outer ($L > 7$) magnetosphere under quiet geomagnetic conditions

Gi-Jeong Kim, Khan-Hyuk Kim, Jong-Sun Park, Ensang Lee, and Dong-Hun Lee

Kyung Hee University

10:00 [III-2-5]

Field Line Resonances in Non-axisymmetric Dipole Geometry

Jiwon Choi, Dong-Hun Lee, Khan-Hyuk Kim, Ensang Lee

Kyung Hee University

10:15 [III-2-6]

Observational test of magnetopause location models using geosynchronous satellite data

Eunsu Park, Yong-Jae Moon

School of Space Research, Kyung Hee University

Inosphere I (International)

Session Chair : Young-Sil Kwak (KASI)

Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00

Room : AZALEA

09:00 [III-3-1]

Understanding the Ionosphere and Thermosphere

Larry J. Paxton, Hyosub Kil, the GUVI and SSUSI Science Teams

09:20 [III-3-2]

An empirical model of the particle precipitation into the auroral oval based on the TIMED/GUVI

far ultraviolet emission data

Woo Kyoung Lee¹, Yongliang Zhang², Hyosub Kil², Young-Sil Kwak¹, and Larry J. Paxton²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*

09:35 [III-3-3]

GPS Network Observation of Medium-Scale Traveling Ionospheric Disturbances over New Zealand

Yuichi Otsuka¹, Chulhyo Lee¹, Kazuo Shiokawa¹, Michi Nishioka², Takuya Tsugawa²

¹*STEL, Nagoya University*

²*NICT*

09:55 [III-3-4]

Case studies on response of mesosphere -lower thermosphere to recent minor and major sudden stratospheric warming (SSW) events at southern high latitudes

Sunkara Eswaraiah, Yong Ha Kim, Junseok Hong

Chungnam National University

10:10 [III-3-5]

Non-migrating tidal signature in the occurrence of equatorial plasma bubbles

Hyosub Kil¹, Young-Sil Kwak², WooKyoung Lee², Jonathan Krall³, Joseph D. Huba³, Seung-Jun Oh⁴

¹*The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory, Laurel, Maryland, USA*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, South Korea*

³*Plasma Physics Division, Naval Research Laboratory, Washington, DC, USA*

⁴*Space Environment Laboratory, Inc., Seoul, South Korea*

10:30 [III-3-6]

Estimation of ionospheric parameters (TEC, foF2) over the Korean region using IRI-2012 and GPS TEC

Nicholas Ssessanga, Yong Ha Kim, Jaemin Kim

Chungnam National University

10:45 [III-3-7]

Observation and interpretation of blasting plasma clouds of meteor trail at arrival of penetrating

meteors in the summer polar upper mesosphere

Young-Sook Lee¹, Sheila Kirkwood², Gordon G. Shepherd³, Young-Sil Kwak¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*Swedish Institute of Space Physics, Box 812, SE-981 28 Kiruna, Sweden*

³*Centre for Research in Earth and Space Science, York University, Toronto, Ontario*

■ **Space Weather Int'l Conference III**
Session Chair : Jong-Kyun Chung (KASI)
Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00
Room : VIOLET

09:00 [III-4-1]

The Status and Future Plan of RTK Service for Land Survey

Jong-Tae An

National Geographic Information Institute

09:15 [III-4-2]

The Status and Future Plan of DGPS Service

Young-Min Lim

DGPS Central Office

09:30 [III-4-3]

GPS Impact of Space Weather

Jun-Chul Mun

Korean Space Weather Center

09:45 [III-4-4]

Development of GPS Signal Surveillance & Monitoring System

Yong-Hoi Park¹, Jun-Chul Mun²

¹*DusiTech Co., Ltd.*

²*Korean Space Weather Center*

10:00 [III-4-5]

The Status and Future Plan of Marine Communication Service

Jeong-Nyun Kim

National Federation Fisheries Cooperatives

10:15 [III-4-6]

Development of a HF Frequency Prediction Service Based on an Assimilative IRI Model for

the East Asian Region

Sung-ho Lee¹, Mi-Young Park¹, Il-Suk Kim¹, Jeong-Deok Lee¹, Seung-Jun Oh¹, Jun-Chul Mun²

¹*SELab Co.,Ltd.*

²*Korean Space Weather Center*

10:30 [III-4-7]

HF communication Impact of Space Weather

Jun-Chul Mun

Korean Space Weather Center

■ Plenary Session

Invited Speech II : Larry J. Paxton

Session Chair : Hyosub Kil (JHU APL)

Room : PAMPAS

11:20 [IS-II]

Understanding the Upper Atmosphere Using Ultraviolet Remote Sensing

Larry J. Paxton, Hyosub Kil, the GUVI and SSUSI Teams

■ CubeSat (Special) II

Session Chair : Joo Hee Lee (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00

Room: PAMPAS

13:30 [IV-1-1]

Introduction of the Techniques of Manufacturing CubeSat And Development of Multi Needle Langmuir Probe on CubeSat

Han-ik Kim¹, Yee-Rang Lim², Kyung-Wook Min¹

¹*Department of Physics, KAIST, Daejeon, Korea*

²*Department of Aerospace Engineering, KAIST, Daejeon, Korea*

13:45 [IV-1-2]

Design of the Flight Software for the SIGMA CubSat mission

Jeongho Lee¹, Junghoon Cheon², Hanjun Kim², Hanmin Noh², Seongwhan Lee¹, Jung-Kyu Lee¹, Hyojeong Lee¹, Jehyuck Shin¹, Ho Jin¹, Uk-Won Nam³, Hyomin Kim⁴

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

²*Department of Electronics and Radio Engineering, Kyung Hee University, Korea,*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea,*

⁴*Center for Space Science and Engineering Research, Virginia Tech, USA*

14:00 [IV-1-3]**Development of Solar Panel with UTJSC and TASC for CubeSat Mission**Jehyuck Shin, Jung-Kyu Lee, Hyojeong Lee,
Seongwhan Lee, Ho Jin, Kap-Sung Kim*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea***14:15 [IV-1-4]****Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.**Su-Eun Jang¹, Su-Hyeon Jeon¹, Sung-Cheol Kwon¹,
Myeong-Jae Lee¹, Sung-Hyeon Han¹, Tae-Young Park¹,
Tae-Seong Jang², Hyun-Ung Oh¹,¹*Chosun University*²*KAIST Satellite Technology Research Center***14:30 [IV-1-5]****Verification of Functional Performance for STEP Cube Lab. Payloads through Thermal Vacuum Test**Soo-Jin Kang^{1,3}, Heon-Woo Ha^{1,3}, Sung-Hyeon Han^{1,3},
Joung-Ki Seo², Hyun-Ung Oh^{1,3}¹*Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering*²*SaTreC(Satellite Technology Reserach Center), KAIST*³*Chosun University***14:45 [IV-1-6]****Development of Payload and Subsystem for CNUSAIL-1**Soyeon Koo, Gyeonghun Kim, Yeona Yoo, Sua Song,
Sungkeun Kim, Bockyoung Oh, Beomki Woo, Chang-Gu Han, Seungkeun Kim*Chungnam National University***■ Sun/Space Environment IV****Session Chair : Ensang Lee (KHU)****Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00****Room : OPHRYS****13:30 [IV-2-1]****A New Approach to Establishing a Prediction Model of Solar Flares based on ASSA Sunspot Catalogue**Sangwoo Lee¹, Sunhak Hong^{2,3}, Jeong-Deok Lee¹, Seung Jun Oh¹, Ki Chang Yun², Jae Hun Kim², Yung Kyu Kim²,
Kyu-Cheol Choi¹, My-Young Park¹¹*SELab, Inc., Seoul, Korea*²*Korean Space Weather Center, RRA, Jeju, Korea*³*School of Space Research, KHU, Yong-in, Korea***13:45 [IV-2-2]****The Automatic Solar Synoptic Analyzer and Space Weather Forecasting**Sunhak Hong^{1,2}, Yung-Kyu Kim¹, Sangwoo Lee³,
Dong-Hun Lee²¹*Korea Space Weather Center, National Radio Research Agency*²*School of Space Research, Kyung Hee University*³*SELab Inc.***14:00 [IV-2-3]****Korean Radiation Exposure Assesment Model for aviation route dose: KREAM**Junga Hwang^{1,2}, Kyunghwan Dokgo^{1,3}, Eunjin Choi^{1,3},
Kyung-Chan Kim¹, Hang-PyoKim^{1,2} and Kyung-Suk Cho^{1,2}¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*²*University of Science and Technology*³*Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST)***14:15 [IV-2-4]****Development of Space Plasma Detector for ISSS to Measure the Equatorial Region of Ionospheric Plasma**Jun-Chan Lee¹, Kyoung-Wook Min¹, Jong-Dae Sohn¹,
Myeong-Ryong Nam², Dae-Soo Oh², Goo-Hwan Shin³¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*²*JNM System*³*Satellite Technology Research Center***14:30 [IV-2-5]****Development of Medium Energy Particle Detector in the range of 20 ~ 400 keV for the Study of Space Storm**Yongmyung Seo¹, Seyoung Yoon¹, Ju Woo¹, Jongho Seon¹,
Jongdae Sohn², Kyungwook Min², Goohwan Shin³, Jangsoo Chae³¹*School of Space Research, Kyung Hee University*²*Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology*³*Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology***■ Space Astronomy III****Session Chair : Wonyong Han (KARI)****Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00****Room : AZALEA**

13:30 [IV-3-1]

Development Status of the GMT FSM Prototype

Young-Soo Kim¹, Jihun Kim¹, Je Heon Song¹, Myung Cho², Ho-Soon Yang³, Joohyung Lee³, Ho-Sang Kim⁴, Kyoung-Don Lee⁴, Hyo-Sung Ahn⁵, Won Hyun Park⁶

¹ Korea Astronomy & Space Science Institute

² National Optical Astronomy Observatory

³ Korea Research Institute of Standards and Science,

⁴ Institute for Advanced Engineering

⁵ Gwangju Institute of Science and Technology

⁶ The University of Arizona

13:45 [IV-3-2]

Performances of CAA Algorithms for Alignment State Estimation Simulations for Three-mirror Anastigmat Earth Observation Optical System

Hyukmo Kang^{1,2}, Eunsong Oh^{1,2}, Sangwon Hyun³, Geon-Hee Kim³, Young-Je Park¹, and Sug-Whan Kim²

¹Korea Institute of Ocean Science and Technology, Korea

²Dept. of Astronomy, Yonsei University, Korea

³Korea Basic Science Institute, Korea

14:00 [IV-3-3]

Source Dependent Cross-talk Stray Light Analysis and Suppression Structure Design for Deep Space Albedo Measurement

Ki-Won Kim, Dongok Ryu, Sehyun Seong, Sug-Whan Kim

Dept. of Astronomy, Yonsei University

14:15 [IV-3-4]

Development of Data Reduction Tool of Mid-Wave Infrared Spectrometer for Space Exploration

BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim, Haingja Seo, Eojin Kim, Seunghye Son, and Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

14:30 [IV-3-5]

Infrared Spectroscopic Observations of Solar System Objects for Public Outreach and Education

Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Seunghye Son, Haingja Seo, Joo Hee Lee

Space Science Team

Korea Aerospace Research Institute

14:45 [IV-3-6]

Development of Scintillator Gamma-ray Detector with Silicon Photomultiplier for Application of Small-Satellite

Jieun Kim, Jang-Soo Chae

Satellite Technology Research Center,

Korea Advanced Institute of Science and Technology

■ Lunar Sciences (Special) I

Session Chair : Joo Hee Lee (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30

Room : PAMPAS

16:00 [V-1-1]

Muti-band Surface Polarimetry of the Moon and Other Solar System Bodies

Sungsoo S. Kim

Dept. of Astronomy & Space Science, Kyung Hee University

16:20 [V-1-2]

Development Plan of Space Internet Technologies for Korea Lunar Mission

Jin-Ho Jo, Byoung-Sun Lee, Jae-Young Ahn

Electronics and Telecommunications Research Institute

16:35 [V-1-3]

In-Situ Observation of Lunar Space Plasma Environment

Junga Hwang^{1,2}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²University of Science and Technology

17:20 [V-1-5]

Studies on Anti-coincidence Compton Suppressed Gamma-ray Spectrometer for Korea lunar mission

Yi Re Choi^{1,2}, Kyeong Ja Kim², K.B Lee³, Eeung Seok Yi²

¹University of Science and Technology, Korea

²Korea Institute of Geoscience & Mineral Resources

³Korea Institute of Standards & Science

■ Sun (International)

Session Chair : Kyung-Suk Cho (KASI)

Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30

Room : OPHRYS

16:00 [V-2-1]**Dynamics of Magnetic Fields in Sunspot Light Bridges**Vasyl Yurchysyn^{1,2}¹*Big Bear Solar Observatory, New Jersey Institute of Technology, USA*²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea***16:45 [V-2-2]****Vertical Kink Oscillation of a Magnetic Flux Rope Structure in the Solar Corona**Sujin Kim¹, V. M. Nakariakov^{2,3,4}, Kyung-Suk Cho¹¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*²*University of Warwick, UK*³*Kyung Hee University, Korea*⁴*Central Astronomical Observatory of the Russian Academy of Science at Pulkovo, Russia***16:30 [V-2-3]****A Trio of Flares Observed in AR 11087**Anand D Joshi¹, Terry G Forbes², Sung-Hong Park¹, Kyung-Suk Cho¹¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Republic of Korea*²*University of New Hampshire, Durham, New Hampshire, USA***16:45 [V-2-4]****Magnetic Structure and Nonthermal Electrons in the X6.9 Flare on 2011 August 09**J. E. Hwangbo^{1,2}, Jeongwoo Lee^{3,4}, Seong-Hong Park¹, Su-Chang Bong¹, D.-Y. Lee², Kyung-Suk Cho¹, Yeon-Han Kim¹, Y. D. Park¹¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*²*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University*³*Physics Department, New Jersey Institute of Technology,*⁴*Chungnam National University***17:00 [V-2-5]****Large-scale Contraction and Subsequent Disruption of Coronal Loops During Various Phases of the M6.2 Flare Associated with the Confined Flux Rope Eruption**Bhuwan Joshi¹, Upendra Kushwaha², Astrid Veronig³, Y. J. Moon¹¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin, Gyeonggi-Do, Korea*²*Udaipur Solar Observatory, Physical Research Laboratory, Udaipur, India*³*Kanzelhöhe Observatory/Institute of Physics, University of Graz, Graz, Austria***17:15 [V-2-6]****Mass and Energy of Erupting Hot Plasma in X-rays**Jin-Yi Lee¹, John C. Raymond², Katharine K. Reeves², Yong-Jae Moon^{1,2}, Kap-Sung Kim^{1,2}¹*Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea*²*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*³*Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics, USA***■ Korean Satellites/Data (Special)****Session Chair : Dae-Young Lee (Chungbuk Nat'l Univ.)****Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30****Room : AZALEA****16:00 [V-3-1]****Progress of Next Generation Small Satellite-1**Kyoung Wook Min¹ and ISSS team¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology***16:15 [V-3-2]****Space Weather Monitor KSEM aboard the Korean Geostationary Satellite GEO-KOMPSAT-2A**Jongho Seon¹, K. S. Chae¹, Y. Seo¹, S. Yoon¹, Y. C. Shin¹, J. H. Jeon¹, T. K. Yun¹, J. Woo¹, S. H. Chung¹, E. Lee¹, J. Lee¹, K. H. Kim¹, D. H. Lee¹, H. Jin¹, J. G. Sample², D. Larson², G. K. Parks², M. P. McCarthy², A. Hilgers³, J-P. Luntama³, J-Y. Park⁴, K-W. Jin⁵, K. H. Yang⁵, H. S. Lee⁶, D. H. Kim⁶¹*School of Space Research, Kyung Hee University*²*Space Science Laboratory, UC, Berkeley, USA*³*ESTEC, European Space Agency, Netherland*⁴*Satrec Initiative Co. Ltd.*⁵*Korea Aerospace Research Institute*⁶*Korea Meteorological Administration***16:30 [V-3-3]****Application Plan of Domestic Satellite Data for Ionospheric and Upper Atmospheric Researches**Young-Sil Kwak^{1,2} and Jae-Jin Lee^{1,2}¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*²*University of Science and Technology, Korea*

16:45 [V-3-4]

Science Topics with Radiation Belts and Suggestions for GK-2A

Kyung-Chan Kim¹, Dae-Young Lee², Jaejin Lee¹, Junga Hwang¹, Dae-Kyu Shin²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*Chungbuk National University*

17:00 [V-3-5]

Development of Prediction Model of the Geosynchronous Electron Fluxes at a Wide Energy Range Based on a Neural Network Scheme

Dae-Kyu Shin¹, Dae-Young Lee¹, Kyung-Chan Kim²

¹*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

17:15 [V-3-6]

Expected Electron Microburst Energy Dispersion Caused by Chorus Wave Interaction

Jaejin Lee¹, Kyung-Chan Kim¹, Yeon-Han Kim¹, George Parks², Young-Deuk Park¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*UC Berkeley Space Sciences Lab*

■ Plenary Session / Invited Speech III

Vasyl Yurchyshyn

Session Chair : Kyungsuk Cho (KASI)

Oct. 31 (Fri.) 09:30~10:10

Room : PAMPAS

09:30 [IS-III]

The Chromosphere above the Sunspot Umbra as seen in New Solar Telescope and Interface Region Imaging Spectrograph

Vasyl Yurchyshyn

Big Bear Solar Observatory, USA

■ Lunar Sciences (Special) II

Session Chair : Yu Yi (CNU)

Oct. 31(Fri.) 10:20~12:05

Room : PAMPAS

10:20 [VI-1-1]

Observational simulation for functional qualification of Mid-Wave InfraRed Spectrometer (MWIR Spectrometer)

Haingja Seo, Enjin Choi, BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim, Seunghee Son, Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

10:35 [VI-1-2]

Geological Composition Analysis of the Lunar Regions Containing the Pit Craters

Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

10:50 [VI-1-3]

Verification of the Lava Tube from the Lunar Pit Craters Based on Pit Crater Images

Jongil Jung, Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

11:05 [VI-1-4]

The Morphological Characteristics and Origin of the Double Ray in the Third Quadrant of the Mare Nubium

Eung Seok Yi¹, Sung Soon Lee², Yi re Choi³, Kyeong Ja Kim², Yong Ha Kim¹

¹*Chungnam National University*

²*Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources,*

³*Korea University of Science and Technology*

11:20 [VI-1-5]

Characteristics of Small-scale Magnetic Anomalies Outside of Mare Crisium

Seul-Min Baek¹, Khan-Hyuk Kim¹, Ho Jin¹, Jung-Kyu Lee¹, Hyo-Jeong Lee¹, Ian Garrick-Bethell^{1,2}, Doug Hemingway²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Earth and Planetary Science, UC Santa Cruz*

11:35 [VI-1-6]

More Science with Less Launch Opportunities: Trajectory Options for Future Planetary Missions in Korea

Young-Joo Song

Korea Aerospace Research Institute

11:50 [VI-1-7]**Development of Opto-mechanical System of the Pototype Mid-wave Infrared (MWIR) Spectrometer for Lunar and Planetary Explorations**

Seunghee Son, Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Haingja Seo and Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

■ Sun / Space Environment V

Session Chair : Jin-Yi Lee (KHU)

Oct. 31 (Fri.) 10:20~12:05

Room : OPHRYS

10:20 [VI-2-1]**Korea Data Center for Solar Dynamic Observatory**

Kyungsuk Cho¹, Young-Deuk Park¹, Yeonhan Kim¹, Eunmi Hwang¹, Seonghwan Choi¹, Jungyeob Park^{1,2}, Ji-Hye Back¹, and Jaejin Lee¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

²*KyungHee University, Korea*

10:35 [VI-2-2]**Evaluation of a Flare Probability Forecast Model using Skill Scores with Relative Importance**

Jongyeob Park^{1,2}, Yong-Jae Moon², Jaejin Lee¹, Kangjin Lee²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*Kyung Hee University*

10:50 [VI-2-3]**Dependence of Occurrence Rates of Solar Flares and Coronal Mass Ejections on Solar Cycle Phase**

Kangjin Lee¹, Yong-Jae Moon^{1,2}

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University*

11:05 [VI-2-4]**Wave Properties of a Pore Observed by SDO HMI and AIA on 2013 March 11**

Su-Chan Bong^{1,2}, Kyung-Suk Cho^{1,2}, Eun-Kyung Lim¹, Il-Hyun Cho^{1,2}, Yeon-Han Kim^{1,2}, Young-Deuk Park¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*University of Science and Technology*

11:20 [VI-2-5]**Statistical Investigation on the Source Regions of Decameter-hectometer (DH) Type II Radio Bursts Using SOHO/LASCO Observations**

Jae-Ok Lee¹, Yong-Jae Moon^{1,2}, Jin-Yi Lee², and Kyoung-Sun Lee³

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

²*Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea*

³*Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Japan*

11:35 [VI-2-6]**Forecast of Solar Proton Flux Profiles for Well-connected and Poorly-connected Events**

Eun-Young Ji¹ and Yong-Jae Moon²

¹*Korea Polar Research Institute, Korea*

²*School of Space Research, KyungHee University, Korea*

11:50 [VI-2-7]**Are 3-D CME Parameters from Single-view Observations Consistent with Multi-view Ones?**

Harim Lee, Y.-J. Moon, Hyeonock Na, Soojeong Jang, and Jae-Ok Lee

School of Space Research, Kyung Hee University

■ Space Optoelectronics (Special)

Session Chair : Youngchun Youk (KARI)

Oct. 31 (Fri.) 10:20~12:05

Room : AZALEA

10:20 [VI-3-1]**The Design and Performance of the Geostationary Environment Monitoring Spectrometer(GEMS) on Geostationary Earth Orbit KOREA Multi-Purpose SATellite-2B(GEO-KOMPSAT-2B)**

Dai Ho Ko, Seonghui Kim, Eung Shik Lee, Suyoung Chang, Jong-Moon Park, Youngchun Youk, Youngsun Kim, Seok-Bae Seo, Jong Pil Kong, Deoggyu Lee, Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

10:35 [VI-3-2]**Geostationary Ocean Color Imager-II (GOCI-II) Design and In-orbit Solar Calibration Method**

Geumsil Kang, Haengpal Heo, Sangsoon Yong

Korea Aerospace Research Institute

10:50 [VI-3-3]

The Introduction of CEU for Satellite in i3system

Seongyeol Pyo¹, Changhyn Park¹, Heejib Wang¹,
Hyeon-se Seo¹, Byunghyuk Kim¹, Sang-Soon Yong²,
Jong-Pil Kong²

¹*i3system, Inc.*

²*Korea Aerospace Research Institute*

11:05 [VI-3-4]

**Data Transmission Technologies for Earth
Exploration Satellites**

Sang-Gyu Lee, Jong-Tae Lee

Korea Aerospace Research Institute

11:20 [VI-3-5]

**High Resolution EO Camera System for Small
Satellites: Performance and Possibility of
Constellation Imaging**

Young-Wan Choi, Myung-Seok Kang, Jongun Kim,
Ee-Eul Kim

Satrec initiative, 461-26 Jeonmin, Yuseong, Taejeon, Korea

11:35 [VI-3-6]

**Development of 1 m Lightweight Mirror for
Spaceborne EO (Electro-Optical) Cameras**

Hagyong Kihm¹, Ho-Soon Yang¹, Yun-Woo Lee¹, Deog-Gyu
Lee², Seung-Hoon Lee²

¹*Korea Research Institute of Standards and Science,*

²*Korea Aerospace Research Institute*

Poster Titles

■ Oct. 30 (Thu.) 15:00~16:00
Room : PAMPAS / OPHRYS / AZALEA

■ Space Technology

[P-1] The Design of 8 Shaped Trajectory of a Quadrotor

Sang-Wook Kang, Jong-Tai Jang, Hyeon Cheol Gong
Korea Aerospace Research Institute

[P-2] Verification of Functional Performance for STEP Cube Lab. Payloads through Thermal Vacuum Test

Soo-Jin Kang^{1,3}, Heon-Woo Ha^{1,3}, Sung-Hyeon Han^{1,3},
Joung-Ki Seo², Hyun-Ung Oh^{1,3}

¹*Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering*

²*SaTreC(Satellite Technology Reserach Center), KAIST*

³*Chosun University*

[P-3] Attitude Control Performance Analysis of Star Tracker and Gyro Misalignment

Woo-Yong Kang, Jo Ryeong Yim, Hyun-Ho Seo,
Hong-Taek Choi

Korea Aerospace Research Institute

[P-4] Calculation and Analysis of the Charge Coupled Device(CCD) Random Telegraph Signal(RTS) Effects of the Geostationary Environment Monitoring Spectrometer(GEMS)

Dai Ho Ko, Seonghui Kim, Eung Shik Lee, Suyoung Chang, Jong-Moon Park, Youngchun Youk, Deoggyu Lee,
Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

[P-5] Dual-Frequency GPS Receiver Trade-off Study for LEO Satellite

Kiho Kwon, Youngjun Cho, Yunki Lee, Sangkon Lee
Korea Aerospace Research Institute

[P-6] Calibration Method of Temperature Acquisition Circuit for Thermistor in GEO Satellite

Dong-Young Kwon, Young-Ho Cho
Korea Aerospace Research Institute

[P-7] Calibration Method of Temperature Acquisition Circuit for Platinum Resistance Thermometer in GEO Satellite

Dong-Young Kwon, Young-Ho Cho
Korea Aerospace Research Institute

[P-8] The First Step of Independent INR Performance Evaluation Tool for COMS

Eun-Joo Kwon¹, Han-Dol Kim¹, Do-Chul Yang¹,
Chul-Min Park², Bang-Yeop Kim¹, Jin Woo³, Byung-Il Lee³, James L. Carr⁴, Joseph R. Fox-Rabinovitz⁴

¹*Korea Aerospace Research Institute(KARI), Daejeon, Korea*

²*Korea Advanced Space Technology Agency Inc., Korea*

³*Korea Meteorological Administration(KMA), Jincheon, Korea*

⁴*Carr Astronautics, Washington DC, U.S.A*

[P-9] Operation Status and Issues of Image Pre-processing System for COMS

Eun-Joo Kwon, Bang-Yeop Kim, Sun-Hee Woo
Korea Aerospace Research Institute

[P-10] Thermal Pointing Error of Geostationary Earth Orbit Satellite

Sun-Won Kim, Jae Hyuk Lim, Chang-Ho Kim,
Sung-Hoon Kim

Korea Aerospace Research Institute

[P-11] Optimization and Analysis of Communication Link Using Real Operation Data

Youngwook Kim, Hyeoncheol Baek, Youngcheol Kim,
Myungmuk, Kim

Korea Aerospace Research Institute,

[P-12] Analysis of the Preliminary Test requirements of the avionics on GK2 satellite in AIT phase

Young-Yun Kim, Jin-Yeong Ryu, Jong-Yeoun Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-13] Development of Gyro Simulator for GEO Satellite

Yong Bok Kim, Young Woong Park, Hong Taek Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-14] Integration and Test for LEO Remote Sensing Satellite

Eunghyun Kim, Choon-Woo Lee, Seong-Bin Lim, Seok Weon Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-15] Verification Results of Flight Operation Procedures and Telecommands Execution Functions for Real-time Operations System

In Jun Kim, Byoung-Sun Lee
Electronics and Telecommunications Research Institute

[P-16] TC&R RF Compatibility Analysis of Geostationary Satellite

Joong-Pyo Kim, Won-Gyu Lim, Sun-Ik Lee, Sang-Goo Kim, Sang-Burm Ryu, Sang-Kon Lee
Korea Aerospace Research Institute

[P-17] Design of Central Tube for Geo-stationary Satellite

Chang Ho Kim, Sun Won Kim, Kyung Won Kim, Jae Hyuk Lim, Sung-Hoon Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-18] Smart Structure of Paylaod's First Floor with Considering Assembly and Mechanical Properties

Han-ik Kim¹, Sang-Hyun Lee², Hee-Keon Cho³, Kyung-Wook Min¹

¹*Department of Physics, KAIST, Daejeon, Korea*

²*Satellite Technology Research Center, Kaist, Daejeon, Korea*

³*Andong National University, Andong, Korea*

[P-19] Using AHP Decision-Making Process In the Satellite Design Phase

Hyungwan KIM, Jungsu Choi, Jongseok Park
Korea Aerospace Research Institute

[P-20] Development of the Short Notice Mission Planning Module

Hye-Won Kim, Sun-Ju Park

Korea Aerospace Research Institute

[P-21] Analysis on the Minimization of Contact Overlap Time Between Two Spacecrafts

Hwayeong KIm, Ok-Chul Jung, Hyeonjeong Yim, Dae-Won Chung
Korea Aerospace Research Institute

[P-22] Spacecraft Radiator Design Optimization Concept Based on Worst-Case Thermal Analyses

Hui-Kyung Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-23] Design of Analog and Digital Filter for KSLV-II Telemetry System

Seong-Min Noh, Seok-Kwon Kim, Joo-Nyun Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-24] An Investigation of Correlation Between Geosynchronous Orbit Electron Flux and Spacecraft Internal Charging.

Sung-Jun Roh, Dae-Young Lee
Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University

[P-25] Development Trend of Japanese Meteorological Satellite

Hwan-Chun Myung, Goo-Pyo Jung, Koon-Ho Yang, Jae-Dong Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-26] Solar Array Offset Angle Analysis

Hong-Yeol Moon, Shi-Hwan Oh
Korea Aerospace Research Institute

[P-27] Modeling of a Gyroscope for Precise Attitude Determination System Design

Keun Joo Park and Hongtaek Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-28] Analysis of GEO-KOMPSAT2 LAE Burn Plan in Transfer Orbit

Bong-Kyu Park, Jae-Dong Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-29] Research on the Concept of Ground Station Antenna Scheduling and the Development of Contact Schedule Determination System

Sun-Ju Park, In-Ho Moon, Hye-Won Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-30] Research on the Development of Integrated Mission Search System for KOMPSAT Satellite

Sun-Ju Park, In-Ho Moon, Hye-Won Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-31] A Study on the Low Power CMOS Reference Clock Oscillator for Satellite Electrical Component

Sun-Sik Park, Na-Yeong Lee, Seong-Su Jang, Hye-Lyn Han, and Jae-Dong Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-32] A Study on the Electrical Interface of Star Tracker Assembly for Geostationary Earth Orbit Korea Multi-Purpose Satellite

Sun-Sik Park, Na-Yeong Lee, Seong-Su Jang, Hye-Rin Han, and Jae-Dong Choe
Korea Aerospace Research Institute

[P-33] Analysis on the Impact by an Obstacle in the Line-of-sight of Sun Sensor

Young-Woong Park¹, Bong-Un Lee², Hong-Taek Choi¹
¹*Satellite Control System Team, Satellite Technology Research Laboratory, KARI*
²*Asia Pacific Aerospace Incorporated*

[P-34] Repressurized PVT Method Analysis Model for Residual Propellant Estimation

Eungsik Park¹, Hwanil Huh²
¹*Korea Aerospace Research Institute,*
²*Chungnam National University*

[P-35] Development Progress of Test Equipment for Payload Data Transmission Link

Joo-Ho Park, Seung-Won Cho, Yun-Goo Huh,

Dong-Chul Chae, Young-Yun Kim, Jong-Yeoun Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-36] Combined Design Concept for Satellite Power Support Equipment at Ground Test and Launch Campaign

Joo-Ho Park, Dong-Chul Chae, Young-Yun Kim, Seung-Won Cho, Yun-Goo Huh, Jong-Yeoun Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-37] Link Budget Analysis of Data Link Subsystem (DLS) for the next Korean Synthetic Aperture Radar (SAR) Satellite

Hong-Won Park¹, Jae-Cheol Yoon¹, Whan-Woo Kim²
¹*Korea Aerospace Research Institute*
²*Chungnam National University*

[P-38] Frequency and Orbit Selection Plan for the Future SBAS Satellite of Korea

Myung-Jin Baek
Korea Aerospace Research Institute

[P-39] Attitude Control Performance under the Internal and External Disturbance of Geostationary Orbit Satellite

Hyun-Ho Seo, Dae-Kwan Kim, Hyung-Joo Yoon, Keun-Ju Park, Jo Ryeong Yim, Young-Woong Park
Korea Aerospace Research Institute

[P-40] Development Status of Flight Dynamics Subsystem for KOMPSAT-3A Satellite

Young-Joo Song, Hae-Dong Kim, Sang-Cherl Lee, Dong-Hyun Cho, Jea-Dong Seong, Ok-Chul Jung, Sang-il Ahn
Korea Aerospace Research Institute

[P-41] Study of Antenna Pattern Estimation and Comparison using real SAR Images

Jae-Min Shin^{1,2}, Sung-Woong Ra²
¹*Korea Aerospace Research Institute*
²*ChungNam National University*

[P-42] Study of Geo-location Accuracy Estimation using real SAR images

Jae-Min Shin^{1,2}, Sung-Woong Ra²

¹Korea Aerospace Research Institute

²ChungNam National University

[P-43] Development of Solar Panel with UTJSC and TASC for CubeSat Mission

Jehyuck Shin, Jung-Kyu Lee, Hyojeong Lee,
Seongwhan Lee, Ho Jin, Kap-Sung Kim

School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

[P-44] Priority-based Round-robin Scheduler for RTCSC

Hyun-Kyu Shin

Korea Aerospace Research Institute

[P-45] A 1553B Transaction Management Method for Service Oriented Software Architecture Satellite

Seung-Eun Yang, Jae-Seung Lee, Jong-Wook Choi,
Yee-Jin Cheon

Korea Aerospace Research Institute, Korea

[P-46] Topology Comparison between BUCK and BOOST Converter for Solar Array Regulator

Jeong-Hwan Yang, Seok-Teak Yoon, Hee-sung Park,
Sung-Woo Park, Jin-Baek Jang

Korea Aerospace Research Institute

[P-47] Studies on the Pointing Model of Parallel Two-axis Mechanism of Geostationary Earth Observation Satellite

Jeoung-Heum Yeon¹, Gmsil Kang², Sang-Soon Yong²,
Deog-gye Lee¹

¹KARI Payload Optics Team

²KARI Payload Electronics Team

[P-48] Operational Guideline of Satellite with Successive Multiple Missions with Short Intervals

Shi-Hwan Oh, Young-Jin Won, Seok-Tack Yun,
Jae-Cheol Yoon

Korea Aerospace Research Institute

[P-49] Mass Property Estimation and Measurement of Low Altitude Earth Observation Satellite

Sung-Hyun Woo, Nam-Jin Moon, Chang-Rae Cho,
Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

[P-50] The Timing Diagram Analysis for PRF Selection for Spaceborne LEO SAR Satellite

Young-Jin Won¹, Jae-Hyun Lee²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Chung-Nam National University

[P-51] Battery Protection Design by SOC Estimation and Voltage Sensing Method for Low-earth Orbiting Satellite

Seok-Teak Yun, Jeong-Hwan Yang, Hee-Sung Park,
Sung-Woo Park

Korea Astronomy and Space Science Institute

[P-52] Modal Test and Dynamic Characteristics Analysis of Electronic Box for Satellite

Hee-Kwang Eun, Chang-Rae Cho, Jin Park, Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

[P-53] Analysis and Supplementation of Flight Software Logic for Error Tolerant Low Earth Orbit Satellite

Sang-Rok Lee, Hyeon-Jin Jeon, Moon-Jin Jeon,
Seong-Bin Lim

Korea Aerospace Research Institute

[P-54] Design of Mechanical Structure for the SIGMA(KHUSAT-3) CubeSat Mission

Seongwhan Lee¹, Junewon Seo², Junmin Lee³, Ho Jin^{1,2},
Uk-Won Nam⁴, Hyomin Kim⁵

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

²Dept. of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University, Korea

³Dept. of Mechanical Engineering, Kyung Hee University, Korea

⁴Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea

⁵Center for Space Science and Engineering Research, Virginia Tech, USA

[P-55] Development Model Design for LEO High Stability Telescope Structure

WonBeom Lee¹, JeoungHeum Yeon¹, SeongHui Kim¹,
DaeJun Jung¹, YoungChun Youk¹, GyuHui Kim², DeogGyu Lee¹

¹Korea Aerospace Research Institute

²Korea Advanced Institute of Science and Technology

[P-56] Ground Verification Model Design for Planetary Exploration

WonBeom Lee, JaeHyuk Lim
Korea Aerospace Research Institute

[P-57] Introduction to Integrated Verification Facility for Satellite Flight Software

Jae-Seung Lee, Seung-Eun Yang, Hyun-Kyu Shin, Yee-Jin Cheon
Korea Aerospace Research Institute

[P-58] Review on Characteristics of Low Frequency Acoustic Source

Jong-Min Im, Sung-Hyun Woo, Jong-Hyub Jun, Guee-Won Moon
Korea Aerospace Research Institute

[P-59] Progress in Development of Next Generation Geostationary KOMPSAT2 Ground System

Hyun-Su Lim, In-Hui Koo, Young-Joo Song, Han Oh
Ground System Development Team, Satellite Operation Division, Satellite Information Research Laboratory, Korea Aerospace Research Institute

[P-60] Analysis on Next Generation Geostationary KOMPSAT2 High-Resolution Broadcasting Channel Framing Structure

Hyun-Su Lim, Durk-Jong Park, Sang-Il Ahn
Ground System Development Team, Satellite Operation Division, Satellite Information Research Laboratory, Korea Aerospace Research Institute

[P-61] Case Study of the Comprehensive Conjunction Analysis between the Operational Satellites and Space Objects

Hyeonjeong Yim, Ok-Chul Jung, Hwayeong Kim, Dae-Won Chung
Korea Aerospace Research Institute

[P-62] Comparison of Lithium-ion Battery Connection Structure for Space Launch Vehicle's Battery System

Min-ho Jang, Myung-hwan Kim, Sung-sae Lee, You-cheol Lim, Keun-soo Ma
Korea Aerospace Research Institute

[P-63] The Hybrid Power System with Battery and Supercapacitor for LEO Satellite

Sung-Soo Jang¹, Na-Young Lee¹, Sung-Sik Park¹, Kyung-Soo Kim²
¹*Korea Aerospace Research Institute*
²*Korea Aerospace Industries*

[P-64] Power Budget Analysis for GEO-KOMPSAT-2

Sung-Soo Jang¹, Na-Young Lee¹, Sung-Sik Park¹, Kyung-Soo Kim²
¹*Korea Aerospace Research Institute*
²*Korea Aerospace Industries*

[P-65] System EMC Safety Margin Analysis About Conducted Noise Emission in Satellite System Level

Jaewoong Jang, Taeyoun Kim, Kyoungduk Jang, Inkyoung Cho, Gueewon Moon
Korea Aerospace Research Institute

[P-66] Vibration Test and Mass Property Measurement for Optical Payload of Low Altitude Earth Observation Satellite

Jong-Hyub Jun¹, Nam-Jin Moon¹, Seon-Je Jo², Guee-Won Moon¹
¹*Korea Aerospace Research Institute*
²*B&K Korea*

[P-67] Vibration Environment Test for Koreanized Large Mirror of Satellite

Jong-Hyub Jun, Hee-Kwang Eun, Won-Ho Choi, Guee-Won Moon
Korea Aerospace Research Institute

[P-68] A Study of Battery Cell Selection Method for High Reliability of Satellite

Hyeon-Jin Jeon, Sang-Rok Lee, Moon-Jin Jeon, and Seong-Bin Lee
Korea Aerospace Research Institute

[P-69] Analysis on the Precise Orbit Determination using Different GPS Ephemeris

Ok-Chul Jung, Hyeon-Jeong Yim, Dae-Won Chung, Eun-Kyou Kim, Hak-Jung Kim
Korea Aerospace Research Institute

[P-70] Design and Fabrication of RF Test set for LEO and GEO Satellites

Seung Won Cho¹, Sang-Jeong Lee²

¹*Korea Aerospace Research Institute,*

²*Chungnam National University*

[P-71] Shielding Effects on Single Event Rate and 3D Dose from Satellite Shielding

Young-Jun Cho, Sang-Kon Lee

Korea Aerospace Research Institute

[P-72] Introduction on Verification Process of Geostationary Satellite

Chang-Kwon Cho

Korea Aerospace Research Institute

[P-73] Commercial Off-The-Shelf Mobile Thermal Control Unit Application to Space Environment Test Chamber

Hyokjin Cho¹, Keun-Shik Kim², Sun-Ki Baek²,
Sung-Wook Park¹, Hee-Jun Seo¹, Guee-Won Moon¹

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Hanyang ENG Co. Ltd*

[P-74] The Development Status of MIMIC in ITOS (Integrated Test and Operation System)

Yungoo Huh, Park Jooho, Kim Young-Yun, Cho Seung-Won, Choi Jong-Yeoun

Electrical Integration & Test Team, Space Test Division, Korea Aerospace Research Institute

[P-75] Ground Segment and Mission Planning for the Korean Lunar Exploration Project

Soojeon Lee, Jinho Jo, Byoung-Sun Lee, Jaeyoung Ahn

Electronics and Telecommunications Research Institute

[P-76] Progress in Thermal Analysis and Design for Space Weather Monitor KSEM Aboard the Korean Geostationary Satellite GEO-KOMPSAT-2A

Ju Woo¹, Yongmyung Seo¹, Seyoung Yoon¹, Taekyun Yun¹, Kyusung Chae¹, Jongho Seon¹, Hyunju Jeong²,
Yeonhwang Jung², Seungwook Yang², Junyong Park²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Satrec initiative Co. Ltd.*

■ Space Application

[P-77] Design of Camera Electronics using a Multi-band CCD

Jong-Pil Kong¹, Youngsun Kim¹, Jong-Euk Park¹, Sukbae Seo¹, Sang-soon Yong¹, Seongyeol Pyo¹

¹*Korea Aerospace Research Institute,*

²*i3systeme co.*

[P-78] Enhanced Optical Surface Analysis Technique for the Accurate Wave-front Simulation

Seonghui Kim¹, Jong-Moon Park¹, Eung-Shik Lee¹,
Deog-Gyu Lee¹, Seunghoon Lee²

¹*Payload Optics Team, Korea Aerospace Research Institute*

²*Space Optics Division, Korea Aerospace Research Institute*

[P-79] Image Quality Investigation in Electro-optical Camera for Charge Transfer Efficiency of Image Sensor

Youngsun Kim, Jong-Pil Kong, Jong-Euk Park,
Seok-Bae Seo, Sang-Soon Yong

Korea Aerospace Research Institute

[P-80] Effects on Various Noises on Image Performance in Satellite Camera

Youngsun Kim, Jong-Pil Kong, Jong-Euk Park,
Seok-Bae Seo, Sang-Soon Yong

Korea Aerospace Research Institute

[P-81] Generation of CODE V Interferogram Files with MATLAB for Optical Modeling of Finite Element Surface Displacements

Jong-Moon Park¹, Seonghui Kim¹, Eung Shik Lee¹,
Deog-Gyu Lee¹, Seunghoon Lee²

¹*Payload Optics Team, Korea Aerospace Research Institute,*

²*Space Payload Division, Korea Aerospace Research Institute*

[P-82] Generation Method of Table Driven CRC8 for the GOES-R Reliable Data Delivery Protocol

Seok-Bae Seo, Young-Sun Kim, Jong-Euk Park,
Jong-Phil Kong, Sang-Soon Yong, Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

[P-83] The Adaptive Mission Operation System for the Electro-optical Payload System

Sang-Youn Shin, Sang-Soon Yong
Korea Aerospace Research Institute

[P-84] Design Analysis of the Image Chain in the Camera on the Earth Observation Satellite

Haeng-Pal Heo^{1,2}, Sung-Woong Ra²
¹Korea Aerospace Research Institute
²Chung-Nam National University

[P-85] Implementation of the Mask on the Detector Pixels to Improve the Camera MTF

Haeng-Pal Heo^{1,2}, Sung-Woong Ra²
¹Korea Aerospace Research Institute
²Chung-Nam National University

■ Space Astronomy

[P-86] The Observational Test Result of the Newly Developed Sampler for KVN

Yong-Woo Kang, Min-Kyu Song, Do-yong Byun, Taehyun Jung, Wook-Won Nam, Do-Heung Je, Seog-Tae Han, Seog-oh Wi
Korea Astronomy and Space Science Institute

[P-87] Spectroscopic Observation and Radiation-Hydrodynamics of μ Cas

K. Bach¹, Y. -C. Kim^{1,2}
¹Astronomy Department, Yonsei University
²University Observatory, Yonsei University

[P-88] Using of VBA (Visual Basic for Applications) Programing for Excel Database Management

Goo-Pyo Jung, Hwan-Chun Myung, Koon-Ho Yang, Jae-Dong Choi
Korea Aerospace Research Institute

[P-89] Development of ISSS (Instrument for the Study of Space Storms) to Understand Space Storms and Ionospheric Storms

Jongdae Sohn¹, Kyoung-Wook Min¹, Junchan Lee¹, Yongmyung Seo², Jongho Seon², Daesoo Oh³, Myeongryong Nam³, Yu Yi⁴, Goo-Hwan Shin⁵

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology

²Kyung Hee University

³JNM system

⁴Chungnam National University

⁵Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

[P-90]

The Technology Development About Space Environment Monitoring Sensor

AMi Yun¹, Jae-Woo Park¹, Sung-Won Park², Hwan-Sang Lee²
¹WeSPACE,
²Korean Space Weather Center

[P-91] The Melting Sea Ice of Arctic Polar Cap in the Summer Solstice Month and the Role of Ocean

Seongsuk Lee, Yu Yi
Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University

[P-92] Development of a Science-Grade Miniature Fluxgate Magnetometer for the SIGMA cubeSat Mission

Jung-Kyu Lee¹, Hyomin Kim², Ho Jin¹, Khan-Hyuck Kim¹, Jeongho Lee¹, Seongwhan Lee¹, Hyojeong Lee¹, Jehyuck Shin¹, Marc R. Lessard³, Chrystal S. Moser³
¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea
²Virginia Tech, Blacksburg, VA, USA
³University of New Hampshire, Durham, NH, USA

[P-93] A Design of the Dvelopment Model for a CMOS Sensor Based Star Tracker

Jin-seong Lee, Chol Lee, Son-goo Kim, Ju-hee Lim, Jang-soo Chae
Satellite Technology Research Center, Korea

[P-94] Development of High Energy Particle Detector for the Study of Space Storm

Gyeong-Bok Jo¹, Jongdae Sohn², Kyoung-Wook Min², Yu Yi¹, Suk-Bin Kang², Go Woon Na³, Goo-Hwan Shin⁴
¹Chungnam National University
²Korea Advanced Institute of Science and Technology
³Ehwa Womans University
⁴Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

[P-95] Mathematical Methods of Calculating the Sunrise and Sunset Times in the Shoushi Calendar

Choi, Goeun^{1,2}, Lee, Ki-Won³, Mihn, Byeong-Hee^{1,2,4}, Ahn, Young Sook²

¹*Korea University of Science and Technology*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

³*Catholic University of Daegu*

⁴*Chungbuk National University*

[P-96] Astronomy Related STEAM Program with Digital Camera

Hyungkyu Jang¹, Yonggi Kim¹, Chun Hwey Kim¹, Jun Yong Oh²

¹*Chungbuk Nat'l University*

²*Hanyang University*

■ Sun/Space Environment

[P-97] A Study on the Radiation Heat Transfer Characteristics in the Specimen with Blocks

Taesig Go, Heejun Seo, Hyckjin Cho, Sungwook Park, Sungjin Lim, Gueewoon Moon

Korea Aerospace Research Institute

[P-98] Cyclic Variations of Near-Earth Conditions and Solar Magnetic Multipole Fields

Bogyeong Kim¹, Jeongwoo Lee^{1,2}, Suyeon Oh³, Yu Yi¹

¹*Chungnam National University, Korea*

²*Physics Department, New Jersey Institute of Technology, Newark, NJ07102, U.S.A*

³*Chonnam National University, Korea*

[P-99] An Analysis of Topside Ionospheric Scale Heights

Yong Ha Kim, Eunsol Kim, Junseok Hong

Dept. of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University

[P-100] Prediction Model for a Global Distribution of Whistler Chorus Waves with Inclusion of latitudinal dependence

Jin-Hee Kim¹, Dae-Young Lee¹, Jung-Hee Cho¹,

Dae-Kyu Shin¹, Kyung-Chan Kim², Wen Li³, Thomas K. Kim¹

¹*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University,*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

³*Department of Atmospheric and Oceanic Sciences, UCLA*

[P-101] Theoretical Construction of Solar Wind Electron Temperature Anisotropy Versus Beta Relation for the Whistler Instability

HyangPyo Kim^{1,4}, Jungjoon Seough¹, Junga Hwang^{1,4}, Peter H. Yoon^{2,3}

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

³*Institute for Physical Science and Technology, University of Maryland, College Park, USA,*

⁴*University of Science and Technology*

[P-102] Analysis of Solar Wind Density Depletions Using Two Satellites from Solar Cycle 23 to Solar 24 Maximum

Keunchan Park¹, Jeongwoo Lee¹, Suyeon Oh², Giin Jo¹, Yu Yi¹

¹*Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University*

²*Department of Earth Science Education, Chonnam National University*

[P-103] Technical Development of Prediction Algorithm for Solar Interference of Geostationary Satellites

Mi-Young Park¹, Yeon Gu Park¹, Jeong Deok Lee¹, Sangwoo Lee¹, Kyu-cheol Choi¹, Ki-Chang Yoon², Seung Jun Oh¹

¹*SELab, Inc., Seoul, Korea*

²*Korean Space Weather Center, RRA, Jeju, Korea*

[P-104] CME Arrival Quick Prediction Technique Using CME Analysis Tool

Sarah Park^{1,2,3}, Sun-Hak Hong^{1,3}, Roksoon Kim⁴, Yung-Kju Kim¹, Seung-Jun Oh²

¹*Korea Space Weather Center*

²*SELab*

³*Kyung Hee University*

⁴*Korea Astronomy and Space Science Institute*

[P-105] Study on the TEC Variations During the Rising

Phase of Solar Cycle 24

Byeong Hyun Kang, Sun Mie Park
Korea Science Academy of KAIST

[P-106] On the High Correlation Between Storm Sudden Commencements and Interplanetary Shocks

Wooyeon Park¹, Jeongwoo Lee¹, Suyeon Oh², Yu Yi¹
¹*Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University*
²*Department of Earth Science Education, Chonnam National University*

[P-107] Development of Space Weather Data Web Solution

Ji-Hye Baek, Eunmi Hwang, Jongyeob Park, Jaejin Lee, Seonghwan Choi
Korea Astronomy and Space Science Institute

[P-108] Ground Level Enhancement-like Events in Lunar Radiation Environment Observed by the CRaTER Instrument Onboard LRO

Jongdae Sohn¹, Suyeon Oh², Yu Yi³, Harlan E. Spence⁴
¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*
²*Chonnam National University*
³*Chungnam National University*
⁴*University of New Hampshire, USA*

[P-109] Record Level of Neutron Monitor Counting Rates at the Recent Solar Minimum

Suyeon Oh¹, John W. Bieber², Paul Evenson², Yu Yi³
¹*Chonnam National University*
²*University of Delaware*
³*Chungnam National University*

[P-110] Development Progress of Ocean Color Sensor Based on UAV : Design and Performance of TMA Optical System

Eunsong Oh^{1,2}, Hyukmo Kang^{1,2}, Sangwon Hyun³, Geon-Hee Kim³, Youngje Park¹, and Sug-Whan Kim²
¹*Korea Institute of Ocean Science and Technology, Korea*
²*Dept. of Astronomy, Yonsei University, Korea*
³*Korea Basic Science Institute, Korea*

[P-111] A study on Sporadic-E Layer Observed in Northeast Asia

Jongyeon Yun^{1,2}, Jun-Cheol Mun¹, Seung-Jun Oh³, Youg Ha Kim²
¹*RRA KSWC*
²*Chungnam National University, SpaceScience Lab.*
³*SELab*

[P-112] Geospace Model Comparison Study on Large Dayside Geosynchronous Magnetic Field Compressions

Jae-Hyung Lee^{1,2,3}, Sunhak Hong^{1,3}, YungKyu Kim¹, Howard J.Singer⁴, Terrance G. Onsager⁴, Khan-Hyuk Kim³, Dong-Hun Lee³
¹*Korean Space Weather Center, Radio Research Agency,*
²*SELab,*
³*Kyung Hee University,*
⁴*Space Weather Prediction Center, NOAA, USA*

[P-113] Development of Algorithm for Detecting EUV Dimming

Jeong-Deok Lee¹, Sangwoo Lee¹, Kyu-cheol Choi¹, Mi-Young Park¹, Sunhak Hong²
¹*SELab, Inc.*
²*Korean Space Weather Center, RRA*

[P-114] Studies on the Relationship Between the Model Data and the Real-time Data of RBSP Spacecraft

Junga Hwang^{1,2}, Kyung-Chan Kim¹, Jae-Jin Lee^{1,2}
¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*
²*University of Science and Technology*

[P-115] The Relationship Between High Speed Solar Wind Streams and Lightning Rates in South Korea

Ji-Hee Lee^{1,3}, Young-Sil Kwak², Dae-Young Lee³, Young-Sook Lee², Bok-Haeng Heo¹, Dae-Bum Choi¹, In-Chul Shin¹
¹*Korea Meteorological Administration*
²*Korea Astronomy and Space Science Institute*
³*Chung-Buk National University*

[P-116] Relation Between the Outer Radiation Belt Electron Distribution and the Plasmapause Location

Junghee Cho¹, Dae-Young Lee¹, Jin-Hee Kim¹, Dae-Kyu Shin¹, Drew Turner²
¹*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Korea*
²*Department of Earth and Space Sciences, UCLA, USA*

[P-117] Development of Comparison Algorithms of Flight Radiation Dose Data and NAIRAS Model Results

Kyu-cheol Choi¹, Jeong Deok Lee¹, Sangwoo Lee¹,
Mi-Young Park¹, Ki-Chang Yoon², Seung Jun Oh¹

¹SELab, Inc., ²RRA KSWC

[P-118] Preparation of Image Data from All Sky Camera for the Study of Gravity Waves in the Upper Atmosphere

Young-Bae Ham, Geonhwa Jee, Jeong-Han Kim,
Sumanta Sarkhel

Korea Polar Research Institute

[P-119] Acceleration of Outflowing O⁺ Ions due to Large Transient Electric Field

Jinhy Hong¹, Ensang Lee¹, and George K. Parks²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Space Sciences Lab., University of California, Berkeley, CA, USA*

[P-120] Metadata Management for Data Search in KDC for SDO

Eunmi Hwang, Seonghwan Choi, Jongyeob Park, Jaejin Lee, Kyungsuk Cho

Korea Astronomy and Space Science Institute

[P-121] Estimation Method for Vertical Ionosphere State Using Oblique Measurement Data

CheolOh Jeong, JinHo Jo, MoonHee Yoy, YongMin Lee

Electronics & Telecommunications Research Institute

■ Solar System/Space Exploration

[P-122] The Lunar Spectral Irradiance Calculation for the Mid-Wave InfraRed Spectra

Eojin Kim, Haingja Seo, Joo Hyeon Kim, Seunghee Son,
BongJae Kuk¹, Joo Hee Lee¹

Korea Aerospace Research Institute

[P-123] Infrared Spectroscopic Observations of Solar System Objects for Public Outreach and Education

Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Seunghee Son,
Haingja Seo, Joo Hee Lee

Space Science Team,

Korea Aerospace Research Institute

[P-124] Characteristics of the Ion Beam and Performance in Annular and Cylindrical Hall Plasma Thruster

Holak Kim¹, Youbong Lim¹, Woonghee Han¹, Jongho Seon², Wonho Choe¹

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*Kyung Hee University*

[P-125] PIC Simulation of Plasma Wave over Lunar Magnetic Anomaly

Kyunghwan Dokgo¹, Kyoungwook Min¹, Junga Hwang²

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

[P-126] Synthetic Spectrum for Testing of MWIR Spectrometer

Haingja Seo, Eojin Kim, BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim,
Seunghee Son, Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

[P-127] Development Status of Flight Dynamics Subsystem for KOMPSAT-3A Satellite

Young-Joo Song, Hae-Dong Kim, Sang-Cherl Lee,
Dong-Hyun Cho, Jea-Dong Seong, Ok-Chul Jung and
Sang-il Ahn

Korea Aerospace Research Institute

[P-128] A Study for Magnetic Fields Structure in Lunar Magnetic Anomalies with Electron Reflectometer and Magnetometer Data of Lunar Prospector

Hyojeong Lee¹, Jung-Kyu Lee¹, Seul-Min Baek¹, Ho Jin¹,
Khan-Hyuck Kim¹, Doug Hemingway²,
Ian Garrick-Bethell^{1,2}

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Earth and Planetary Science, University of California, Santa Cruz, CA, USA*

[P-129] Spectral Properties of the Mean Particle Size of the Lunar Regolith Measured using a Combined Method of Polarimetry and

Photometry

Minsup Jung¹, Sungsoo S. Kim¹, Kyoung Wook Min², Ho Jin¹, Ian Garrick-Bethell^{1,3}, Mark Morris^{1,4}, Il-Hoon Kim¹, Chae Kyung Sim¹, So-Myoung Park¹

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Dept. of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology*

³*Dept. of Earth and Planetary Sciences, University of California, Santa Cruz*

⁴*Dept. of Physics and Astronomy, University of California, Los Angeles*

[P-130] Water Distribution on the Inner Wall of a Fresh Crater Superposed on Virtanen Crater

Eunjin Cho, Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

[P-131] Introduction to Recent Developments on an Elemental Analysis Using a Portable X-ray Spectrometer for Planetary Surface Explorations

Kyeong Ja Kim, Ire Choi, Engseok Lee, Seung Ryeol Lee

Korea Institute of Geoscience & Mineral Resources

Miscellaneous

[P-132] Powered descent guidance algorithm using convex optimization

Sang-Wook Kang¹, Hyochoong Bang²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

[P-133] Measurement of Photoneutron Dose of Medical Linear Accelerator using TEPC

Sunghwan Kim¹, Uk-Won Nam², Jae Jin Lee², Jeonghyun Pyo², Bong-Kon Moon², Won-Kee Park², Yeonsu Kim³, Geum Mun Baek³

¹*Cheongju University,*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

³*Asan Medical Center*

[P-134] A Study on the Stochastic Dispersion of Startup Process of a Liquid Propellant Rocket Engine

Soon-Young Park, Won-Kook Cho

Korea Aerospace Research Institute

[P-135] Test Rig Development for a Gimbal Mount of Liquid Rocket Engine

Jong Youn Park¹, In Sung Kim¹, Kap Sik Son², Ik Soo Jang³, Moon Seok Lee³

¹*KARI,* ²*Samsung Techwin,* ³*CAMTIC*

[P-136] Development Status and Future Challenges on KSLV-II Configuration Management System Based on the Product Life-cycle Management

Kyoun-Su Seo, Soo-Jin Lee

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea

[P-137] Global Space Economy and Launch Activity : 2013 Year in Review

Il Sang Yoo, Dong Hyun Cho, Keun Taek Kim

Korea Aerospace Research Institute

[P-138] High Precision 3-D Alignment System Development

Youngchun Youk, Daejun Jung, Wonbeom Lee, Deoggyu Lee, Seunghoon Lee

Payload Optics Team, Space Payload Division, Korea Aerospace Research Institute (KARI)

[P-139] Optimization of the Turbine Blade in Liquid Rocket Engines

Eun Seok Lee

Korea Aerospace Research Institute

[P-140] Impact on the EMI Test Results due to the Various Test Setup

Kyung-Duk Jang, Tae-Youn Kim, Jae-Woong Jang, In-Kyoung Cho, Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

[P-141] Design Concept for High Pressure Main Pipes of Liquid Rocket Engine

Yonghyun Chung¹, Jongyeon Park¹, Taegyu Park²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Samsung Techwin Co.*

[P-142] Review of Space Launch Status and Popular Space Launch Vehicles in 2009~2013

Dong Hyun Cho, Il Sang Yoo, Keun Taek Kim

Korea Aerospace Research Institute

[P-143] Design, Development, and Test of Ground Station for KAUSAT-5

Hongrae Kim¹, Soohwan Oh¹, Dong-sin Kim¹, Soo-hong Kim¹, Narae Lee¹, Youngkuen Chang²

¹*Korea Aerospace University, Space System Research Lab.*

²*Korea Aerospace University, School of Aerospace & Mechanical Engineering*

[P-144] Development and Test of Simulator for Verifying Performance of VSCMGs on Nano-satellite

Seongmin Choi, Heungseop Lee, Youngkuen Chang

Korea Aerospace University School of Aerospace & Mechanical Engineering

[P-145] The Interference Check between Rocket Engine and Structures under Gimbal Condition

Dongho Jung, Soojin Lee, Yeong-Moo Yi

Korea Aerospace Research Institute

Abstracts

■ Plenary Session / Invited Speech I

Session Chair : Junga Hwang (KASI)

Oct. 29 13:10~13:50

Room : PAMPAS

13:10 [IS-I]

New Views of the Lunar Plasma Environment Unveiled by Kaguya

Yoshifumi Saito¹, Shoichiro Yokota¹, Masaki N. Nishino², Hideo Tsunakawa³, KAGUYAMAP-PACETEAM

¹*Institute of Space and Astronautical Science / Japan Aerospace Exploration Agency*

²*STEL / Nagoya University*

³*TokyoInstituteofTechnology*

Interaction between the solar wind and a solar system object varies largely according to the object's properties, such as the existence of global intrinsic magnetic field and/or thick atmosphere. It is well known that the Moon has neither global intrinsic magnetic field nor thick atmosphere. Different from the Earth's case where the intrinsic global magnetic field prevents the solar wind from penetrating into the magnetosphere, solar wind directly impacts the lunar surface. In the Earth's magnetosphere, where the Moon stays for 3 ~ 4 days every month, hot plasma-sheet plasmas in the Earth's magnetosphere can impact the lunar surface. On the other hand, the ions generated or reflected / scattered at the lunar surface are accelerated by the solar wind / magnetotail convection electric field and are detected by ion detectors on the spacecraft orbiting around the Moon. The space around the Moon is one of the best places for studying the detailed process of such interactions since detailed in-situ measurements with multiple mass-demanding high-spec science instruments are possible.

Interaction between the solar wind and the Moon is observed on multiple scales including global-scale as large as the Moon, meso-scale comparable to characteristic plasma scale length, and micro-scale as small as atomic scale. One of the global scale interactions between solar wind and the Moon recently recognized is the proton reflection / scattering at the lunar surface and their entry into the lunar wake. When the solar wind arrives at the Moon, some of the solar wind protons are backscattered at the lunar surface and some of the solar wind ions are magnetically reflected by lunar magnetic anomalies. The reflected / scattered ions are pick-up accelerated by solar wind convection electric field and enter into the lunar wake. The ions entered into the lunar wake form proton governed region, which generate counter-streaming electrons along magnetic field. The free energy of these counter-streaming electrons and the counter streaming ions made up by reflected / scattered ions and incident solar wind ions can generate plasma waves around the Moon. This new view on the plasma environment around the Moon is one of the global scale solar wind - Moon interactions that must be common to non-magnetized airless bodies.

■ Sun/Space Environment I

Session Chair : Young-Sook Lee (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 14:00~15:30

Room : PAMPAS

14:00 [I-1-1]

On the Suspected Precursory Ionospheric Disturbances Related to the M7.9 Wenchuan Earthquake of May 2008

Kwangsun Ryu¹, Jang-Soo Chae¹, Kwang Seob Jeong¹, Son-Goo Kim¹, Michel Parrot², Sergey Pulinets³

¹*SaTReC, Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*LPC2E/CNRS, France*

³*Space Research Institute, Russian Academy of Sciences*

Anomalous changes in the ionospheric conditions related to the Wenchuan earthquake of 12 May 2008 are investigated using electron density (Ne) from DEMETER and CHAMP satellites, electric field from DEMETER, and GPS-TEC maps. The normalized Ne from the DEMETER satellite reveal that the previously reported TEC increments before the earthquake can be considered as fragments of the gradual equatorial plasma density enhancements in the day-side orbits near the epicenter longitude that began approximately a month before the earthquake and reached its maximum with an exceptionally large strength index, defined as the relative equatorial ion density, eight days prior to the main shock. This feature is indirectly confirmed through the CHAMP Ne and GPS-TEC data. In addition, asymmetric disturbances in the Ne and O⁺ density with center at the epicenter latitude were observed in the night-side orbits that follows the maximum equatorial density enhancement in the day-side. Based on the concurrent electric field and Ne changes, it is suggested that the equatorial density intensification in the day-side and the following asymmetric density could have been triggered by the E field disturbances over the epicenter and the detailed geometry be determined by the ionospheric conductivity at the time of disturbance.

14:15 [I-1-2]

Possibility of GPS Data as an Analysis Object in Detecting Precursory Ionospheric Disturbances of a Volcano

Kwang-Seob Jeong, Jang-Soo Chae, Kwang-Sun Ryu, and Son-Goo Kim

KAIST Satellite Technology Research Center, Korea

A volcano is so disastrous to our society that early warning is needed to prepare volcanic eruptions. Since a volcano generates precursory phenomenon in many different ways, those could be detected by petrology, hydrology, surface deformation, and ionosphere data. This study is to check that Global Positioning System (GPS) data could be used as an analysis object in order to

detect precursory phenomenon of ionospheric disturbances due to a volcano before eruptions. Raw Relative Slant Ionospheric Delays (RSID), which are obtained by processing GPS station data, and Vertical Total Electron Content (VTEC) of International GNSS Service (IGS) are used for analysis of ionospheric variations. Because geomagnetic activity is another influencing factor on ionospheric disturbances, geomagnetic indices are considered to exclude geomagnetic induced variations. Raw RSID showed sudden ionospheric disturbances before eruptions of a volcano, and this also appeared at VTEC time series consistently. This result means that GPS data could be used as an analysis object to detect precursory ionospheric disturbances due to volcano before eruptions.

14:30 [I-1-3]

Periodicity in the occurrence of equatorial plasma bubbles

Jong-Min Choi^{1,2}, Hyosub Kil³, Young-Sil Kwak², Wookyoung Lee², Yongha Kim¹, P. A. Roddy⁴, and O. de La Beaujardiere⁴

¹Chung-nam National University, Daejeon, South Korea

²Advanced Astronomy and of Space Science Division, Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, South Korea

³Space Department, The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory Laurel, Maryland, USA

⁴Space vehicles Directorate, Air Force Research Laboratory, Hanscom AFB, Massachusetts, USA

We investigate the seeding mechanism of equatorial plasma bubbles by examining their occurrence characteristics in satellite observations. For this purpose, we analyze the measurements of the plasma density in 2008-2012 by the Planar Langmuir Probe instrument onboard the Communication/Navigation Outage Forecasting System satellite. The satellite data were segmented in the region where series of bubbles occur, and periodograms for the data segments in the longitude range of about 30 degrees were obtained. Our preliminary results obtained from the observations in 2008 show that the dominant period in the occurrence of bubbles is about 5 degree (500~600km) in longitude. Periodic bubbles predominantly occur in the Atlantic-African sectors. By extending the analysis to the observations in 2009-2012, we investigate the variation of the periodicity with longitude, season, and solar cycle. The periodicity in the occurrence of bubbles and its association with gravity waves are discussed.

14:45 [I-1-4]

Variations of the ionospheric electron density due to high-speed solar wind streams observed by the DEMETER satellite

Hee-Eun Kim¹, Ensang Lee¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Kwangsun Ryu², Jang Soo Chae², M. Parrot³

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin, South Korea,

²Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon, South Korea,

³LPC2E/CNRS 3A, Avenue de la Recherche Scientifique, Orleans, France

Earth's ionosphere dramatically changes due to geomagnetic activities and solar irradiance. Recently, it has been reported that quasi-periodic oscillations of plasma and neutral densities in the thermosphere and ionosphere occur in accord with the high-speed solar wind and Kp index. In this study, we examine the variation of the electron densities due to the high-speed solar wind streams during the declining phase of the solar cycle using the observation from the Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions (DEMETER) satellite at the altitude of 660 km. From January to April, the electron density in the low and middle latitude tends to have increased with the solar wind speed. In addition, large fluctuations of the electron density occurred during the passage of the high-speed solar wind streams. The variations most significantly occurred at the geographic longitudes from 180 to 240 degrees. However, there was poor correlation in the other times and longitudes. We will discuss the seasonal and longitudinal dependence of the variations of the electron density on the solar wind streams in the low and middle latitude ionosphere.

15:00 [I-1-5]

Statistical characteristics of nighttime mid-latitude F-region field-aligned irregularities observed by Daejeon VHF coherent scattering radar in South Korea

Tae-Yong Yang^{1,2}, Young-Sil Kwak^{1,2}, Hyosub Kil³, Young-Sook Lee¹, Wookyoung Lee¹, and Young-Deuk Park¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²University of Science and Technology,

³The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory

We report statistical characteristics of mid-latitude nighttime F-region field-aligned irregularities (FAIs) by 40.8 MHz Korea VHF coherent backscatter radar (36.18°N, 127.14°E, dip lat. 26.7°N) for continuous monitoring of the behavior of electron density irregularities in the middle latitude. By using long-term observation from January 2010 to December 2013, we obtained the annual, diurnal and seasonal characteristics of a variety of a percentage occurrence, and signal-to-noise ratio from the nighttime F-region irregularities over Korea peninsula. The F-region nighttime irregularities occurred the most frequently during post-sunset period near summer solstice, but the least active near the winter solstice in 2012 and 2013. We found the F-FAIs usually occurred after-sunset, around-midnight, and before-sunrise time with different height and they have different characteristics in Doppler spectra. These height variation of F-FAIs were correlated with hmF2 of ionosonde in Icheon, South Korea. From the long term observation, we found the mid-latitude F-FAIs have different occurrence characteristics compared to equatorial and low-latitude FAIs and haven't revealed from MU radar observations.

15:15 [I-1-6]**Analysis of Ionospheric plasma irregularities during solar maximum & minimum**

Ho-Sung Choi¹, Hyosub Kil², Young-Sil Kwak³,
Hyeon-Seock Jeon¹

¹Republic of Korea Air Force,

²Johns Hopkins University/Applied Physics Laboratory,

³Korea Astronomy and Space Science Institute

Severe radio scintillation can be caused by the electron density irregularities such as the bubbles and blobs in the low-latitude F region. Plasma blobs in the low-latitude ionosphere are understood as byproducts of equatorial plasma bubbles, but this hypothesis is challenged by the observation of blobs in the absence of bubbles in the same magnetic meridian. We have already showed the significant difference between the bubble and blob distributions by analysis of CNOFS/CINDI data from 2008 to 2010 (Choi et al., 2012). But, recently Huang et al. (2014) suggested a unified scenario to explain that plasma enhancements can occur at different altitudes and latitudes over entire process of the bubble evolution. We are going to have more statistical study of bubble and blob occurrences seen in the CNOFS/CINDI from 2010 through 2012 and the ROCSAT-1 from 1999 to 2004. These results will be able to give us more understanding on characteristics of plasma blobs and bubbles and any linkage between their distributions.

■ Space Weather Int'l Conference I

Session Chair : Dong-Hun Lee (KHU)

Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40

Room : OPHRYS

14:00 [I-2-1]**Worldwide Efforts to Strengthen and Coordinate Space Weather Services**

Terry Onsager

Space Weather Prediction Center

The demand for space weather services is increasing around the globe. This growth is being driven by the increasing need to mitigate the impacts of space weather, which affect our economic and security infrastructures in space and on the ground. The four main elements needed to improve space weather capabilities are: 1. understanding the changing user needs; 2. developing the required services; 3. establishing and maintaining the required observing infrastructure; and 4. coordinating our alerts and warning so that government agencies and global industries, such as commercial airlines, receive consistent and accurate information. To address space weather service needs, numerous countries and international organizations are expanding their efforts and establishing partnerships. This presentation will summarize the activities of the International Space Environment Services, the World Meteorological Organization, as well as complementary activities of other international organizations contributing to the improvement of global space weather capabilities. How each organization contributes to the development of space weather

capabilities will be discussed along with opportunities to become engaged in these efforts.

14:15 [I-2-2]**SWPC's Activity for The Aviation**

Rodney Viereck

Space Weather Prediction Center

This presentation looks at space weather from a pilot's perspective. We will look at what aircrews experience when they encounter the effects of space weather along with the impacts that it can have on a flight.

We will then explore the international efforts that are currently underway to mitigate and deal with said effects. Currently there are numerous examples of space weather and radiation-warning information sources that exist. In this presentation, I'll introduce the SWPC's services to mitigate the impact of space weather on aviation.

14:30 [I-2-3]**The Effect on Radiation & Communication (Automated Radiation Measurements for Aviation Safety (ARMAS))**

Kent Tobiska

The Automated Radiation Measurements for Aviation Safety (ARMAS) project uses an innovative approach with a low-cost dosimeter sensor to enhance Earth science research and improve aviation safety. The ARMAS team is deploying and obtaining data from a micro dosimeter to be flown on a commercial altitude aircraft. These data will be retrieved in real-time, downlinked to the ground, and used to validate the Nowcast of Atmospheric Ionizing Radiation for Aviation Safety (NAIRAS) modeled radiation environment. The result will be improved accuracy of radiation dose and dose rates along flight tracks. In doing so, the ARMAS project is making a significant contribution toward improving U.S. and international aviation safety by laying the groundwork for an automated, reliable operational system that can monitor the natural galactic and solar radiation environment at commercial aviation flight levels. We will describe the progress of ARMAS development.

14:45 [I-2-4]**The Effect of Space Environment on the Satellite Operation**

Jae Woo Park

WeSPACE

During an extreme space weather event, some satellites may be exposed to environments in excess of typical specification levels. This would increase microelectronic upset and failure rates and also create electrostatic discharge hazards. In addition, significant cumulative radiation doses could be received causing rapid satellite ageing. Because of the multiplicity of satellite designs in use today, there is considerable uncertainty on the overall behaviour of the fleet but experience from more modest storms indicates that some disruption to satellite services

must be anticipated. Fortunately the conservative nature of spacecraft designs and their diversity is expected to limit the scale of the problem. In this section, I'll introduce our diverse efforts to mitigate space weather risk.

15:00 [I-2-5]

The Automatic Solar Synoptic Analyzer and Space Weather Forecasting

Sunhak Hong^{1,2}, Yung-Kyu Kim¹, Sangwoo Lee³, Dong-Hun Lee²

¹Korea Space Weather Center, National Radio Research Agency

²School of Space Research, Kyung Hee University

³SELab Inc.

We have developed a software system, the so-called Automatic Solar Synoptic Analyzer (ASSA), that monitors and identifies sunspot groups, coronal holes, and filament channels in near real-time, so that it eventually provides sunspot classifications and flare probabilities, as well as predicts the coronal hole high speed stream effect. In this work, we will present the ASSA's sunspot identification and classification performances by analyzing the ASSA sunspot catalog, which was automatically generated by the ASSA from SOHO MDI Continuum and Magnetogram images from September 1996 to January 2011, which fully covers the Solar Cycle 23. The ASSA characterizes coronal hole area changes over both of the period of solar cycle 24 and the inclining phase of solar cycle 25, so that we present correlations among coronal hole data (area, location and polarity, etc.), the corresponding solar wind velocity, geomagnetic index, and the electron flux on the geostationary orbit. The initial evaluation results of the coronal hole effect prediction model will be presented.

Space Astronomy I

Session Chair : Young-Soo Kim (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40

Room : AZALEA

14:00 [I-3-1]

Preliminary Observational Results with Infrared Space Telescope, MIRIS

Wonyong Han^{1,2}, Jeonghyun Pyo¹, Il-Joong Kim¹, Dae-Hee Lee¹, Woong-Seob Jeong^{1,2}, Bongkon Moon¹, Youngsik Park¹, Sung-Joon Park¹, Dukhang Lee^{1,2}, Won-Kee Park¹, Kyeongyeon Ko¹, Uk-Won Nam¹, Seo-gu Lee¹, Hyung Mok Lee³, Toshio Matsumoto^{1,4,5}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²University of Science and Technology

³Seoul National University,

⁴Institute of Space and Astronautical Science,

⁵Institute of Astronomy and Astrophysics, Academia Sinica

The MIRIS (Multi-purpose InfraRed Imaging System) was successfully launched in November 2013 as the primary

payload of STSAT-3, and has been carrying out near infrared survey observations with 3.67×3.67 degree field of view, after initial verification operation. The Paschen- α Galactic plane survey observations have been made with two narrow-band filters at 1.88 μ m (Pa- α line) and 1.84+1.92 μ m (Pa- α dual continuum), and approximately 50% survey area was covered by August 2014 along the Galactic plane with the latitude of ± 3 degree. The preliminary results of the MIRIS Paschen- α emission maps were compared with other wavelength maps such as H α and dust maps. Together with the above, survey observations for the North Ecliptic Pole (NEP) and the North Galactic Pole (NGP) regions with I (1.076 μ m) and H (1.608 μ m) broad-band filters have also been made for the investigation of the cosmic infrared background light. The data will be useful to study the fluctuation of background light at large scales and its origin.

14:15 [I-3-2]

Preliminary Design of the Near-infrared Imaging Spectrometer, NISS onboard NEXTSat-1

Woong-Seob Jeong^{1,2}, Sung-Joon Park¹, Bongkon Moon¹, Dae-Hee Lee¹, Jeonghyun Pyo¹, Youngsik Park¹, Il-Joong Kim¹, Won-Kee Park¹, Duk-Hang Lee¹, Kyeongyeon Ko¹, Chan Park¹, Ukwon Nam¹, Myungshin Im³, Hyung-Mok Lee³, Jeong-Eun Lee⁴, Goo-Hwan Shin⁵, Jangsoo Chae⁵, Toshio Matsumoto^{1,6,7}

¹Korea Astronomy & Space Science Institute, Korea

²University of Science & Technology, Korea

³Seoul National University, Korea

⁴Kyung Hee University, Korea

⁵SaTReC, KAIST, Korea

⁶ASIAA, Taiwan

⁷ISAS/JAXA, Japan

The NISS (Near-infrared Imaging Spectrometer for Star formation history) onboard NEXTSat-1 is the near-infrared instrument optimized to the small satellite. The capability of both imaging and low spectral resolution spectroscopy in the near-infrared range is a unique function in the NISS. The major scientific targets are nearby galaxies, galaxy clusters, star-forming regions and low background regions in order to study the cosmic star formation history in local and distant universe.

The NISS with 15cm aperture has a wide field of view (2 deg. x 2 deg.) as well as a wide spectral range from 0.95 to 3.8 μ m by using two linear variable filters (LVF). The dark region is located between two LVFs for the purpose of the calibration of dark. The optical design are optimized to show the uniform performance in all wavelength range, even though the target temperature of telescope is changed. We confirm that the telescope and a HgCdTe infrared sensor can be cooled down to 200K and 80K by using passive and active cooling, respectively. The stray light analysis is performed to evade other rays outside a field of view. The vibration, shock and thermal variation in space environment are considered in the structure and opto-mechanical design. Here, we report the preliminary design of the NISS.

14:30 [I-3-3]**Preliminary design of NISS structure for the NEXTSat-1**

Bongkon Moon¹, Dukhang Lee^{1,2}, Kyeongyeon Ko^{1,2},
 Chan Park¹, Sung-Joon Park¹, Woong-Seob Jeong^{1,2},
 Dae-Hee Lee¹, Youngsik Park¹, Jeonghyun Pyo¹,
 Won-Kee Park¹, Il-Joong Kim¹, Uk-Won Nam¹,
 Toshio Matsumoto^{1,3,4}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea

²University of Science and Technology, Korea

³ASIAA, Taiwan

⁴ISAS/JAXA, Japan

NISS is a near-infrared imaging spectrometer for star formation history, which is a payload of the NEXTSat-1 satellite, and includes the linear variable filter (LVF) in wavelength range from 0.95 to 3.8 μ m. This paper presents the preliminary design results of mechanical structure in the NISS payload. NISS structure must maintain the cold temperature below 200K in order to reduce the thermal backgrounds in the infrared observation for the astronomical mission. It is necessary to employ the MLI 30 layers, sun-shade, Kevlar support, and radiator for the passive cooling in the NISS structure. NISS structure mainly consists of the mount of off-axis cold optics, the cold structure, the Dewar module including an IR detector and two LVFs, the micro cooler module, and the warm electronics box. The off-axis optics include a primary mirror of 150mm (clear aperture), a secondary mirror of 60mm, and eight relay lenses. Most of the structure except for lenses was designed to same material in aluminum alloy 6061-T6, and devised to maintain the optical performance without CTE mismatch when it is cooled down to low temperature in the system. Optomechanical mounts were carefully designed to keep the performance of mirrors and lenses in the launching and thermal environment. Thermal load of the IR detector module was also estimated to operate at 80K in the Dewar module by using the micro Stirling cooler.

14:45 [I-3-4]**Design of Dewar for the NISS onboard NEXTSat-1**

Kyeongyeon Ko^{1,2}, Bongkon Moon², Dukhang Lee^{1,2}, Chan Park², Woong-Seob Jeong^{1,2}, Sung-Joon Park²,
 Dae-Hee Lee², Jeonghyun Pyo², Won-Kee Park²,
 Youngsik Park², Il-Joong Kim², Uk-Won Nam²,
 Toshio Matsumoto^{2,3,4}

¹University of Science and Technology, Korea

²Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea

³ASIAA, Taiwan

⁴ISAS/JAXA, Japan

The NISS (Near-infrared imaging spectrometer for Star formation history) is a compact near-infrared instrument onboard NEXTSat-1 (NEXT generation of small Satellite) which performs imaging spectroscopic observation covering wide-wavelength range from 0.95 μ m to 3.8 μ m. We carry out a design for a compact dewar which can be fitted into allocated space of main body of the NISS. A H1RG detector, LVF (Linear Variable Filter),

copper cooling pad and Fan-out-Board will be installed in the dewar.

Infrared instrument requires heat control to reduce thermal noise and to maintain the expected performance. In our case, small mechanical cooler can cool the detector down to target temperature of 80 K at ambient temperature of 200 K. Thermal analysis confirms that the cooler has enough cooling power to cool a detector down to target temperature. We also carry out self-weight and vibration analyses to check mechanical stability of dewar and filters. In our self-weight analysis, dewar and filters can sustain 10 G force. It means that it does not have any degradation of its performance nor any damage. Vibration analysis indicates that dewar has a natural frequency higher than the requirement of 100 Hz. We confirm that current design of dewar maintains stable condition even in launching and operation environment.

15:00 [I-3-5]**Development for Electronics System of IGRINS**

Ueejeong Jeong¹, Moo-Young Chun¹, Jae Sok Oh¹, Chan Park¹, Bi-Ho Jang¹, Heeyoung Oh¹, Jeong-Gyun Jang¹,
 In-Soo Yuk¹, Kang-Min Kim¹, Michael Pavel², Kyeongyeon Ko¹, Young Sam Yu¹, Daniel T. Jaffe²

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²The University of Texas at Austin

IGRINS (Immersion GRating Infrared Spectrometer) is a high resolution wide-band infrared spectrograph developed by the Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) and the University of Texas at Austin (UT). The electronics system of IGRINS consists of three detector subsystems, a power supply and distribution unit, temperature controllers, a vacuum monitor, calibration motors and lamps, a server computer and a control computer. All elements of the electronics system are controlled and monitored by TCP/IP socket communication through the IGRINS network, which is Ethernet-based. We implemented a firewall, time synchronization scheme, network-based file systems and a real-time file backup tool for this network. The detector subsystems consist of three sets of Teledyne's $\lambda_c = 2.5\mu\text{m}$ 2k $\times$ 2k HgCdTe HAWAII-2RG CMOS detectors, cryogenic SIDECAR ASIC boards, JADE2 USB interface cards and control computers. We performed experiments to characterize and optimize all three of the detector subsystems. The measured results from the characterization of the detector subsystems with optimized settings meet our requirements for science operation. We present the results of the development for the electronics system of IGRINS. We also discuss the future plans for this system.

15:15 [I-3-6]**A New Stellar Substructure of M31 system**

Minhee Kang¹, Sang-Hyun Chun², DooSeok Jung¹,
 Young-Jong Sohn¹

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Yonsei University Observatory, Seoul, Korea

Stellar substructures in a galactic halo are thought to have some hints of galaxy merger history. Here, we

present analyses of stellar substructures of the M31 system, which include central galaxy M31, satellite galaxies (M32 and NGC 205) and previously known stellar substructures. Wide Field Camera (WFCAM) on the United Kingdom InfraRed Telescope (UKIRT) is used to secure JHK images for the M31 system. Known stellar substructures (the Giant stream, NGC 205 loop and NGC 205's twisted isophote) are confirmed through a spatial density distribution of stellar components. Particularly, we discover a new stellar substructure in north-western part of M31 halo. The number density of this stellar substructure is remarkably larger than that of background in the level above 2σ . This feature is located close to NGC 205 in projected image. And also, we find that stellar population of this substructure is comparable to that of NGC 205's asymptotic giant branch stars. It means NGC 205 could be a putative progenitor of this new stellar substructure of M31 system.

■ Space Tech/Applications I

Session Chair : Eun-Jung Choi (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 14:10~15:40

Room : VIOLET

14:00 [1-4-1]

Reflection Light Simulation of GEO Satellite

Youngseok Oh¹, Ho Jin¹, Kap-Sung Kim¹, Sun-Youp Park², Jang-Hyun Park², Young-Jun Choi²

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

²Korea Astronomy and Space Science Institute

We carried out a light curve simulation of GEO satellites to take a space object information. When we have observed the geostationary satellites in optical passband, the observed light curves is shows different shapes. Because of satellites has its own properties such as shape, phase angle(Sun-Satellite-Observer angle) and material properties etc. In this simulation considering satellite shape, altitude, material properties of surface and bidirectional scattering distribution function(BSDF) model rendering. In case of satellite shape, we made simple 3D model referring to the fact sheet of the satellite. An attitude is determined by orbital information, an antenna bore sight and a ground station location. To consider satellite's materials and BSDF model rendering, the simulation is performed by physically-based rendering software. From the comparison our simulation with optical observation, we find out a light curve simulation is reasonable method to identify space object.

14:15 [1-4-2]

The Current State and the Future Prospect of INR Technologies

Eun-Joo Kwon¹, Han-Dol Kim¹, Do-Chul Yang¹, Chul-Min Park², Bang-Yeop Kim¹

¹Korea Aerospace Research Institute

²Korea Advanced Space Technology Agency Inc.

INR (Image Navigation and Registration) system is an essential part of geostationary remote sensing satellites for their on-board instrument payloads to properly and maximally fulfil their expected missions and utility, which is to basically provide the knowledge and control of the geo-location of each image pixel relative to a fixed reference frame, where the navigation pertains to the knowledge and the registration pertains to the control (stabilization), respectively. Originally devised and developed to cope with the requirement of the image pixel's earth location accuracy, its role and function can be described as the one to correct the image pixel's earth location error and to maintain that state as stable as possible, in the presence of various error sources such as the attitude error, thermal distortion (or the thermo-elastic deformation), instrument line-of sight's misalignment, and the orbit error, by estimating the state vector and generating the correction information with reference to the additional measurement points such as landmarks, stars, and GPS. This paper surveys the history of INR system in its original invention and evolution, overviews the current state and trend of INR systems and their technologies as they appear being employed and implemented in various geostationary remote sensing satellites, and foresees the future prospect of them in the aspect of their key technical areas and for their potential and desired improvements.

14:30 [1-4-3]

TDesign of Central Tube for Geo-stationary Satellite

Chang Ho Kim, Sun Won Kim, Kyung Won Kim, Jae Hyuk Lim, Sung-Hoon Kim

Korea Aerospace Research Institute

Satellite structure should be designed to accommodate and support safely the payload and equipments necessary for its own missions and to secure satellite and payloads from severe launch environments. The launch environments imposed on satellites are quasi-static accelerations, aerodynamic loads, acoustic loads and shock loads. Currently KARI(Korea Aerospace Research Institute) is developing Geo-KOMPSAT-2 (Geostationary Earth Orbit Korea Multi-Purpose Satellite) with technologies which were acquired during COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) development. As compared to COMS Geo-KOMPSAT-2 requires more propellant due to mass increase of refined payloads with high resolution and increase of miss life, it is difficult to apply the design concept of COMS to Geo-KOMPSAT-2. The Central Tube which is located in the center of satellite is newly adapted and plays the role to transfer all loads during launch and in-orbit environments. This paper deals with design of Central Tube for Geo-KOMPSAT-2.

14:45 [1-4-4]

Orbit State Vector Estimation using Star Vectors for Geometry Correction of Earth Optical Image

Ki Ryeok Yong, Kyoung Wook Jin, Jae Dong Choi,

Sang Ryool Lee

Korea Aerospace Research Institute

Error sources of image navigation and registration are classified with alignment errors of spacecraft and payload, seasonal effects, diurnal thermal variation, and short-term error. And there are observable errors and non-observable error. Observable errors between line-of-sight of attitude sensor and line-of-sight of payload camera are diurnal thermal distortion of structure, alignment error of attitude sensor and payload, bias of attitude sensor. Angle between two line-of-sight is varied due to these kinds of error sources. Thus, the image navigation and registration estimates attitude, orbit, misalignment and gyro bias using measurements acquired from payload. The INR of GEO-KOMPSAT-2 estimates state vectors using stars since then a previous INR estimates landmarks. This paper shows orbit state vector estimation using stars.

15:00 [1-4-5]

Phased Array Radar Prototype Design And Application Plans For The Space Object Surveillance And Deep Space Communication

Ho-Cheol Jeon¹, Tae-Yeong Kim¹, Tae-Jin Chung²,
Kyung-Soo Choi¹, Jae-Woo Park¹

¹*Radar Solution Engineering co. Ltd*

²*Electronics and Telecommunications Research Institute*

This paper describes design and application plans of the phased array radar prototype for surveillance of the artificial and natural space debris. Since active space mission, space debris has been increased on around the earth. The number of space debris is roughly half a million and they have potential collision, crash risk. By using the radar system, it can detect and track the debris trajectory in the space. In addition, the radar can be applied to deep space communication between the moon to the earth. The maximum output power of the radar system is very important factor, because target distance is related to it. In this paper, a prototype model design of a 2×2 array radar is proposed to overcome the problem of a single large dish type radar and suggest the array extension scale to $N \times N$ for the specific applications.

15:15 [1-4-6]

COMS MI INR Performance According to Landmark Selection

Jin Woo, Byung-il Lee, Hyunjong Oh, Jeong-sik Kim,
and Hyuk-jin Yun

Satellite Operation Division, National Meteorological Satellite Center, Korea Meteorological Administration

Communication, Ocean and Meteorological Satellite (COMS), the first Korean geostationary meteorological satellite, has providing high quality data since the official Meteorological Imager (MI) data release on April 1st 2011. Image Navigation and Registration (INR) of COMS MI for rectification of distorted image is processed in the

ground segment, National Meteorological Satellite Center (NMSC), using a combination of landmarks, ephemerides and satellite attitude data. COMS MI level 1B INR performance is based on image geometric quality information and the residuals of landmarks including 3-sigma values. The solar zenith angle is one of key parameters which influences on landmark selection and determination algorithms. In this research, we analyzed relationships between the solar zenith angle and the east-west direction navigation performance.

■ Sun/Space Environment II

Session Chair : Junga Hwang (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : PAMPAS

15:40 [II-1-1]

A Study of the Evolution of Double Layer and Electrostatic Shock using PIC simulations

Eunjin Choi^{1,2}, Kyoung-Wook Min¹, Junga Hwang²,
Cheong -Rim Choi¹

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

Double layers and electrostatic shocks are potential jumps often observed in auroral region. The high energy ions associated with auroral particles are well known to accelerate in these structures. However, double layer delivers energy to both ions and electrons, while electrostatic shock extract energy from ions and delivers to electrons. Therefore the energy must be supplied to the double layer by electrical energy source. Here we present the result of the Particle-in-cell simulation to study the evolution of double layer and electrostatic shock. Double layers are developed by ion acoustic waves driven by Buneman instability and electrostatic shock can evolve in certain circumstance. The differences between the double layers and electrostatic shocks will be stated and it is also describe how electrostatic shock can evolve in the simulation.

15:55 [II-1-2]

Statistical Test of the Relation Among Substorm Onset, Electron PSD Anisotropy and Chorus Wave Occurrence Using THEMIS Satellite Observations

Dong-Hee Lee, Dae-Young Lee, Dae-Kyu Shin,
Jin-Hee Kim, Jung-Hee Cho

Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University

Using observations from the Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms (THEMIS) satellites, we statistically investigate the relation of whistler chorus wave occurrence in the inner magnetosphere with substorm onset and anisotropy of electron phase space

distribution. First, we used the AL index to determine substorm onset, and compared with chorus wave onset. The percentage of the cases showing a firm relation between the wave and substorm onset is only 19 % out of all studied events. Second, we computed phase space density (PSD) and its associated anisotropy (A) of energetic electrons and compared it with the chorus wave onsets. The 90°-peaked pitch angle distributions as represented by $A > 0$ at some low energy of electrons has been considered to trigger whistler mode chorus wave. We attempted to statistically check this theory. We found that this is actually case for 90 % of our studied events. The positive electron anisotropy increases and peaks at a few-30keV energy range regardless of AL onset. This work was supported by a grant to Chungbuk National University from National Meteorological Satellite Center in 2014.

16:10 [II-1-3]

Development and Test of 2-Dimensional Electromagnetic PIC simulation code

Sang-Yun Lee, Ensang Lee, Khan-Hyuk Kim, Dong-Hun Lee, Jongho Seon, and Ho Jin

School of Sapce Research, Kyung Hee University, Korea

We developed a two-dimensional electromagnetic particle simulation code using the particle-in-cell (PIC) method. The time-advance of the velocity of particles is achieved by the relativistic Buneman-Boris method, which exactly satisfies the energy conservation during a gyration. For the calculation of the current density, we used Esirkepov method, which exactly satisfies the charge continuity. To test the code, we have performed simulations for electron two-stream instability and electron temperature anisotropy induced instability. The simulation results are roughly consistent with those previously presented in the other papers.

16:25 [II-1-4]

Wave-Particle Interaction during Nonlinear Development of ULF waves in the Upstream of Earth's Bow Shock

Ensang Lee¹, George K. Parks², Naiguo Lin², Jinhy Hong¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Jongho Seon¹, and Ho Jin¹

¹*School of Sapce Research, Kyung Hee University*

²*Space Sciences Lab., University of California, Berkeley*

Interactions between ULF waves and particles are frequently observed in the upstream of Earth's bow shock. In this study we investigate the wave-particle interaction during nonlinear development of ULF waves using the multi-spacecraft measurements from the Cluster spacecraft. The ULF waves with periods of ~5 - 10 s rapidly grew and became nonlinear when intense ion beams were flowing against the solar wind. During the development core of the ion beam slowed down while high-energy tail in the distribution function was produced. Moreover, the distribution became broader in the direction perpendicular to the magnetic field, which implies that pitch angle scattering occurred during the interaction. This observation may explain the generation of diffuse

backstreaming ions in the upstream of Earth's bow shock.

16:40 [II-1-5]

The Unusual Enhancement of Internal Charging Observed by Van Allen Probes in the Outer Radiation Belt

Junhyun Lee¹, Ensang Lee¹, Jongho Seon¹, Khan-Hyuk Kim¹, Dong-Hun Lee¹, Jaejin Lee²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

In this study, we report the enhancement of internal charging observed by the Van Allen Probes spacecraft in the outer radiation belt. From April 25, 2013 to May 2, 2013, the current produced by energetic particle deposition, which was measured by Engineering Radiation Monitor (ERM) onboard the Van Allen Probes satellite, unusually had two peaks in the outer radiation belt. The peaks were not consistent with the enhancement of energetic electron fluxes. The investigation of the electron fluxes shows that new enhancement of the energetic electron fluxes occurred outside of the previous peak of the energetic electron fluxes. Moreover, the energy of the newly enhanced electrons was lower than the previous energetic electrons. We will discuss about the event in relation with the recently discovered third radiation belt.

16:55 [II-1-6]

Pitch Angle Diffusion of Electrons via Stochastic Motion in Earth's Radiation Belt

Cheong Rim Choi¹, M. H. Woo², K. H. Dokgo¹, S. B. Kang¹, E. J. Choi¹, K. W. Min¹, J. Hwang³, Y. D. Park³, D. Y. Lee⁴

¹*Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 305-701, Korea*

²*National Fusion Research Institute, Daejeon 305-333, Korea*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, 305-348, Korea*

⁴*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju 361-763, Korea*

The stochastic effect of energetic electrons through the linearly polarized electromagnetic wave (EM) propagating along a uniform magnetic field is reported. This wave allows two resonances between the electron and the Doppler-shifted EM wave, corresponding to the R and L modes. Poincaré's surface plot is used to demonstrate that the electron motion becomes stochastic as the wave amplitude increases, which causes the two resonances to overlap. Then, the expression for the pitch angle diffusion coefficients that result from the stochastic motion is derived. This is applied to an electromagnetic ion cyclotron (EMIC) wave suitable for Earth's radiation belt. The stochastic diffusion rates comparable with those from the conventional quasilinear resonance theory are found. Furthermore, the proposed stochastic theory results in the lifetimes of electrons before the atmospheric precipitation by stochastic pitch angle diffusion to be a few minutes or less for 2 MeV or higher energies in pitch angles below ~70°.

■ **Space Weather Int'l Conference II**
Session Chair : Jae Woo Park (WeSPACE)
Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50
Room : OPHRYS

15:40 [II-2-1]

The space weather Impact on the Aviation

Shin, Pil Ho

Korean Air

Solar energetic particles are a wide scale space weather phenomena that are not only an issue for the satellites in the sky but also have negative implications on the power grid, GPS, an can even interfere with ground based communication and aviation.

Many people related with aviation came to the forum reflecting release of a draft of the Concept of Operations for International Space Weather Information in Support of Aviation by the International Civil Aviation Organization (ICAO).

In this paper, We introduce our efforts to decrease the radiation dose during severe space weather event.

15:55 [II-2-2]

The Status and Future Plan of HF Communications for Aircraft

Seoul Regional Aviation Administration

Eun-Gwi Park

Seoul Radio provides HF communication service for safety flight of aircraft. Recently, Increment of flight aircraft at the Asia-Pacific rise HF communications usage. We will announce about status and future plans of Seoul Radio service.

16:10 [II-2-3]

The Space Weather Impact on Satellite

Sunhee Woo

Korea Aerospace Research Institute

Space weather and satellite drag are intricately linked through complex physical mechanisms in the upper atmosphere and thermosphere. Density changes due to changes in the solar cycle and space weather events can increase or decrease the drag force on satellites by several orders of magnitude making satellite drag the most important non-conservative force for low-Earth orbiting (LEO) objects. However, thermospheric density changes due to space weather is currently insufficiently understood and modeled.

KARI has operated the GEO satellite, Communications Oceanic Meteorological Satellite, and adopted several novel approaches to protect from space weather risk. Our system monitor and track space objects during highly disturbed geomagnetic conditions and provide suitable forecasts for satellite drag conditions and conjunction analysis for low Earth orbit. We will present an overview of this system with first results and future outlook.

16:25 [II-2-4]

The Study of the Relation Between Space Weather and Satellite Anomalies in KT SAT

Lee Jaeyeol

Satellites orbiting Earth are subjected to intense electron particle radiation that can degrade spacecraft performance or cause complete failure. The radiation intensity near Earth fluctuates dramatically depending on the current space weather conditions. In response to this threat to the world's technological infrastructure, KT sat is developing a Satellite Anomaly response plan. The goal of this program is to provide tools and support for understanding and resolving satellite anomalies caused by space weather. Here we report on the programs efforts to turn data from the fleet of KT sat operational satellites, which is Koreasat3, 5, into actionable information on the likely cause and probable occurrence of satellite anomalies.

■ **Space Astronomy II**

Sesseion Chair : Sang-Hyeon Ahn (KASI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : AZALEA

15:40 [II-3-1]

AE Cassiopeia : Physical Property of Semi-detached Binary and It's Orbital Behavior

Jang-Ho Park^{1,2}, Jae Woo Lee¹, Chun-Hwey Kim²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Korea 305-348*

²*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Cheongju, Korea 361-763*

The CCD photometric observations of the Algol type semi-detached binary AE Cas were performed for 24 nights from 2011 to 2014 using a PIXIS 2K CCD camera and Johnson BVR filter system attached to the 61cm reflector at Sobaeksan Optical Astronomy Observatory (SOAO). From our observations, the first BVR light curves of AE Cas were completed and nine new times of minima (primary: 7, secondary: 2) were obtained. All the times of minima including our timings were collected and analyzed to see the orbital behavior of AE Cas system. It was found that the orbital period of AE Cas has varied in a periodic oscillation superposed on a downward parabolic variation. Intensive analysis of our BVR light curves with the Wilson-Devinney binary model shows that AE Cas is a semi-detached binary.

15:55 [II-3-2]

The Eclipsing Binary System V1094 Cassiopeiae

Min-Ji Jeong¹, Chun-Hwey Kim¹, and Jo-Na Yoon^{1,2}

¹*Chungbuk National University in Korea*

²Chungbuk National University Observatory

During the 2011 season we observed V1094 Cas and some Landolt standard stars using a ST-8 CCD Camera and BV Johnson filters attached to a 60-cm reflector of the Chungbuk National Observatory. The BV light curves show total eclipses at secondary eclipses similar to those of Natalia et al.(2012), indicating that V1094 Cas belongs to the A-subtype group of contact binary. After fixing the temperature of the primary as about $T_1 = 5800$ which was deduced from the observed B-V color index at secondary eclipse, an intensive light curve synthesis was made to determine the system parameters of V1094 Cas for the first time. Hot and/or cool spots were introduced to explain the O'Connell effect. The absolute dimension of the system was firstly estimated.

16:10 [II-3-3]

The Similar Characteristics of a Scale-Notching System in the Jianyi (簡儀) and the Yangyi (仰儀)

Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Sang Hyuk Kim^{1,2}, Ki-Won Lee⁴, Yong Sam Lee³

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²Korea University of Science and Technology

³Chungbuk National University, ⁴Catholic University of Daegu

In the reign of the king Sejong of the early Joseon dynasty, the Ganui (簡儀, a simplified armillary sphere) and the Anbu Ilgu (仰釜日晷, a scaphe sundial) were made by the task force team for royal astronomy that referred to the Yuan History (元史) to be first recorded the Jianyi (簡儀) and the Yangyi (仰儀) in the Chinese world. These two instrument had carved scales on the components to be shaped of a ring or a hemisphere that represents the celestial sphere. The declination double ring and equatorial ring of the Jianyi was carved the Celestial-circumference degree around the outer circle, and its Hundred-interval ring for a time of a day was divided into hundred parts around the inner circle. The Yangyi also was etched with the Celestial-circumference degree and Hundred-interval in a common hemisphere. The all diameter of rings and the hemisphere drawn two types of scale were all the same as 6 ja, where 1 ja is about 20 cm. In this study, We found how to indicate two types of scale on the circumference of the rings and hemisphere in those times and reconstructed the drawing process. This process can apply some extant Anbu Ilgu that manufactured in the late Joseon dynasty.

16:25 [II-3-4]

The Verification of Taebaek-Juhyun (太白晝見, the Venus was Observed in daytime) Recorded in the Sillok

Junhyeok Jeon^{1,2}, Young-Joo Kwon^{1,3}, Yongsam Lee¹

¹Chungbuk National University,

²Korea Astronomy and Space science Institute,

³National Meteorological Satellite Center

Observing Venus during daytime is challenging. However, observational data on Venus during daytime are included in *Sillok* (the entire interval from AD 1392 to 1863), one of the major official records of Korean history. In this research, we collected 4,663 records from the *Sillok* in order to verify that they were actual observations and scientific validity of the record. The location of the Sun, Earth and Venus according to the recorded dates was calculated with the modern astronomical method. Subsequently, we estimated the brightness of the Venus in magnitude and the elongation between Sun and Venus. We confirmed that the elongation is more important than the magnitude of the Venus to observe the Venus in daytime based on the statistical distribution of records. There are some records with the elongation between Sun and Venus less than 10 degree. We suspect that these records were observations of a nova (or supernova) or a comet (sungazing comet), rather than Venus. If we look at the distribution of observations in the yearly basis, we notice that there are more observations in the fall and winter, while there are only limited numbers of observations in the spring. The difference in this distribution suggests that observations were strongly affected by atmospheric conditions due to the weather. The Yellow dust in the atmosphere might be the reason why the number of observations is small particularly in spring. We believe this distribution change in seasons supports that they were actual observations. Lastly, it had already begun to measure the elongation between Sun and Venus in the 15th century by the order of King *Sejong*. We verify the measured values of the elongation in the *Sillok*. Therefore, the records in the *Sillok* are real observational data by observation based on the results in this work.

16:40 [II-3-5]

A Study on the Structure of Water-hammering Type Honcheonui(渾天儀) in the Reign of King Sejong

Seon Young Ham^{1,2}, Sang Hyuk Kim^{2,3}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Min Soo Lee¹, Yong Sam Lee¹

¹Chungbuk National University,

²Korea Astronomy and Space Science Institute

³Korea University of Science & Technology

In 17th year of the reign of king *Sejong*(1435), a set of *Honui*(渾儀) and *Honsang*(渾象, celestial globe), the automatic astronomical clock, were made. These two instruments were moved as one system in a pavilion, and they were driven by the power of water-hammering type. According to *Sejong silok* (the Veritable Record of the King *Sejong*), *Honui*, based on the contents of *Shu zuanyan* (書纂言) written by *Wu cheng*, was made of wood varnished with lacquer. Analyzing the specification of the *Shu zuanyan*, we constructed the model of *Honui* model in three dimensions. Different from the arrangement of *Shuiyun yixiangtai* (水運儀象臺), *Sejong's Honui* and *Honsang* arranged horizontally. Therefore, we needed to study the structure of transmitting power system. In this study, we suggested the conceptual model of operation mechanism of the *Honui* and *Honsang* through 3D modeling of their main spindle and gear system, transferring the power, and the power system for water-hammering.

16:55 [II-3-6]

A Preliminary Study on the Yangcheoncheok(量天尺) in the Late Joseon Dynasty

Sang Hyuk Kim^{1,2}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Yong Sam Lee³¹Korea Astronomy and Space Science Institute,²Korea University of Science and Technology,³Chungbuk National University

Yangcheoncheok (量天尺), woodblock sundial, was first described in Sukjong Sillok (肅宗實錄) which is the Annals of the Joseon Dynasty particularly King Sukjong Era. This sundial is very similar with Gyopyo (圭表, gnomon) and lighter, compact size and portable. The shapes of every known Yangcheoncheoks vary in length but most Yangcheoncheoks have similar time-line intervals which is carved on the Gyu (圭). The Pyo (表) of Yangcheoncheok used four different length alternately as four different seasons. We compared the relic of Yangcheoncheok with the calculated length of Pyo's shadows which are cast every hour on the hour of every 24 divisions of a year at Seoul and Beijing. This can make the analysis of the characteristics of time-line on Yangcheoncheok and deduction of the utilization at that time

17:10 [II-3-7]

A Study on the Public Service Video Clip Production of Ganui-Dae Project for Education and Information

Min-Soo Lee¹, Sang-Hyuk Kim^{2,3}, Byeong-Hee Mihn^{1,2,3}, Junhyeok Jeon^{1,2}, Seon-Young Ham^{1,2}, Yongsam Lee¹¹Chungbuk National University²Korea Astronomy and Space Science Institute³Korea University of Science and Technology

The Ganui-Dae which was built in King Sejong Era of Joseon Dynasty is the core facility of astronomical observation system. The Ganui-Dae Project was a large-scale national project which was manufactured several astronomical instruments and astronomical clocks including Ganui. This enterprise project shows a high standard of science and technology at that time. However, this highly significant astronomical heritage and science and technology heritage is still unknown to public. We collected and analyzed the previous studies of Ganui-Dae Project and carried out the further studies of Honcheonui and working mechanism of water-striking Honui-Honsang. We produced the public service video clip of Ganui-Dae project for education and information based on the result of studies.

17:25 [II-3-8]

Report on the training program for professional manpower related to the science museum exhibition

Hyungkyu Jang & Yonggi Kim

Chungbuk Nat'l University

A brief report on a training program for professional manpower related to the science museum exhibition will be presented. Professional manpower is deficient in the field of the science museum exhibition planning and exhibition contents. In order to solve such problem in public astronomical observatory, a training program has been coordinated at the department of astronomy and space science, Chungbuk National university from May 2014 to November 2014. As the target person of this program were focused on the students at the department, who are studying astronomy as major, as well as and professional manpower at public observatory. The organization structure, results of this program and further planning will be presented in more detail.

■ Space Tech/Applications II

Sesseion Chair : Ki Ryeok Yong (KARI)

Oct. 29 (Wed.) 15:40~17:50

Room : VIOLET

15:40 [II-4-1]

Accommodations Optimization for Line of Sight Vectors of Attitude Sensor Star Trackers

Jo Ryeong Yim^{1,2}, Hong-Taek Choi¹¹Korea Aerospace Research Institute²University of Science and Technology

Recently, most satellites rely on star trackers as a main attitude sensor because it is one of the most accurate sensors providing precise spacecraft attitude measurements with respect to the inertial reference coordinate systems. In order to take advantage of star tracker it is very important to accommodate line of sight vectors optimally at the best region to observe the stars as long as possible in its field of view. Among many celestial objects, the primary disturbance objects to star trackers are the Sun and the Earth. The proximity probability of the Sun and the Earth in star tracker's field of view mainly depends on the terms such as spacecraft attitude, orbit configurations, and flight directions of satellites. To begin with this paper introduces approaches to be performed and previous analysis results obtained for Low Earth Orbit satellites. Then the recent analysis results are dealt with in detail by comparing results from the various orbit cases along with other factors for Low Earth Orbits and Geo Synchronous Orbits. The probability analysis of the Sun and the Earth proximity are obtained from the arbitrary chosen satellite positions as a function of a line of sight vector of the star tracker in several satellite attitude modes and altitudes by using the statistical approach. Then the accommodations obtained by statistical approach are verified by using the time simulation. The analysis results can be simply adapted as guidelines in order to optimize the directions of line of sights for star trackers both Low Earth Orbit satellites and Geo Synchronous Orbit satellites.

15:55 [II-4-2]

Initial Tool Influence Function (TIF) Study for

Polishing of Silicon Carbide Material

Jeong-Yeol Han¹, Myung Cho², Gary Poczul², Hyun-Joo Seo^{1,3}, Jakyung Nah¹, Kyung-Mo Tahk¹, Dong-Kyun Kim⁴, Jinho Kim⁴, Minho Seo⁴, Jonggun Lee⁴ and Sung-Yeop Han⁴

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²National Optical Astronomy Observatory,

³Yonsei University,

⁴Green Optics Co., Ltd.

In order to polish a Silicon Carbide (SiC) mirror material with the optical surface figure of less than 20 nm rms and the optical surface roughness of less than 2 nm Ra, Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) and National Optical Astronomy Observatory (NOAO) agreed to cooperate on polishing and measuring facilities, experience and human resources for two years (2014-2015). In addition, Green Optics Co., Ltd (GO) has been interested in the SiC polishing and joined the partnership. KASI will be involved in the development of the SiC polishing and measurement using three different kinds of SiC materials (POCOTM, CoorstekTM and SSGTM corporations) provided by NOAO. Tool Influence Function (TIF) is a unit volumetric quantity to identify polishing quality for whole surface area. Here we introduce initial TIF and international collaboration for polishing of SiC material.

16:10 [II-4-3]

CubeSat Structure Design and Structural Analysis for CANYVAL-X Mission

Kyung Yun Choi², Guk Nam Kim¹, Jungpyo Lee², Sang-Young Park¹

¹Department of Astronomy,

²Department of Mechanical Engineering, Yonsei University

Development of two satellites is required for performing CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment-eXperiment) mission which demonstrates Vision Alignment System that is core technology for Virtual Telescope in the space environment. For this mission, in this study, structural design for two CubeSat is proceeded and thorough this progress, the structural safety is confirmed by structural analysis based on demonstrated real launch environment. The separation device which is for connecting two CubeSats physically and releasing each others only when it got a command is designed. The double-deployable solar panel and its mechanism for deployment is developed. The motion of CubeSats after deployment of the double-deployable solar panels could be predicted by demonstrating the moment of deployment and dynamic analysis of the motion and forces on CubeSat bodies for determining specific properties of double-deployable solar panel deployment mechanism.

16:25 [II-4-4]

Operation Status and Performance Analysis of Star Trackers developed for Small Satellites

Byung-hoon Lee, Young-Gyo Jeong, Sang-Il Kim, Young-Wan Choi, Hyun-Woo Lee

Satrec initiative, 461-26 Jeonmin, Yuseong, Taejeon, Korea 305-811

This paper describes the operation status and performance of star trackers based on the analysis of flight data, which is developed for the DubaiSat-2 satellite. The star tracker is a sensor which measures the direction of a star in the satellite coordinate system. By comparing these coordinates with known star directions in star catalog, satellite attitude can be determined. For DubaiSat-2, the star tracker is a mean of precision attitude determination with accuracy down to arc second. The star tracker consists of two physically independent units, the Optical Camera (STCU) and the Electronic Unit (STEU). STCU captures and transfers star image to STEU. Higher level computation like star pattern identification, star tracking and attitude calculation are performed by the embedded software of STEU.

This paper presents the operation status and performance analysis of DubaiSat-2 star tracker, obtained from the early operation by the analysis of flight data

16:40 [II-4-5]

Muscle-Cell Culturing Experiment on International Space Station and Bioreactor Design

Youn-Kyu Kim, Hyun-Jin Jang, Jaeyeon Jeong, Joohee Lee, Gi-Hyuk Choi

Korea Aerospace Research Institute

Microgravity environment in space directly induces muscle cell atrophy by reduction in protein synthesis rates and increase in protein degradation rate. So, the study of anti-atrophy remedy is necessary for astronauts' long stay in space. Recently KARI has studied the cell culturing experiment with cooperating with JAXA as joint experiment in ISS. The joint experiment is to culture L6 cells in disposable culture chambers(DCC) that will be launched to ISS and cultivated for about 6 days under microgravity in the bioreactor. In the middle of this duration, the chemical agents will be circulated into DCC and finally, RNA later will be circulated into DCC, and the cells in DCC will be analyzed by mRNA expression.

To Cultivate the cells in ISS, the space station automated reusable cell culture system(bioreactor) can be used to cultivate and research bio-cell samples under microgravity condition, and designated temperature and humidity condition. The bioreactor for ISS is designed to functionally accomplish the scientific requirements. The system mainly consists of cell culture module, fluid flow control module, medium supply module, and electronics module. The cell culture module includes to control the temperature with a heating source and heat insulation and the humidity unit to maintain the humidity condition. In addition to thermal conditioning in the system, one of the important functions is associated with circulating CO2 independent media to the DCCs with air bubble formation minimized. To meet the flow requirement, the system has the fluid flow control module which is equipped with a series of fluid control pumps and de-bubbler assembly. For the solution treatment the system also carries medium supply module by the chemical sealing which complies with the ISS sealing regulation. The operation of

each module is controlled by a master control unit in electronics module in which all real time parameters such as the incubation temperature and humidity, media flow rate, heater surface temperature and DCC images are monitored.

16:55 [II-4-6]

New Operation System for High Repetition Rate Satellite Laser Ranging System

Eun-Jung Choi¹, Ki-Pyeong Sung¹, Seong-Cheol Bang¹,
Hyung-Chul Lim¹, In-Young Kim², Chan-Kyu Jung²,
Jae-Seung Choi²

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²Satrec Initiative

HSLR-10(High Repetition Rate Satellite Laser Ranging Operation System - 10kHz) is the next generation operation system of Korea's first mobile Satellite Laser Ranging Station. This system has been required to perform the new range gate generator, called A-RGG, for 10kHz laser ranging and to improve the problem with existing operation system. Through the analysis of existing subsystem and new HW interfaces, the operation software is implemented to satisfy the requirements of performance for real-time processing up to 10kHz high repetition rate laser ranging. In this paper we present about the new operation system including overall design concept, real-time performance, management for large amounts of data, and functions for observer's efficiencies.

■ CubeSat (Special) I

Session Chair : Sanghyuck Han (KARI)

Oct. 29 (Wed.) 09:00~11:00

Room : PAMPAS

09:00 [III-1-1]

Analysis of Representative Commercial On Board Computers for Cubesat

Sanghyuck Han, Sungtae Moon, Hyeon Cheol Gong,
Gi-Hyuk Choi

Korea Aerospace Research Institute

After standardized the cubesat in 2000, interest in the cubesat has been increasing, over 90 cubesats in 2013 were launched and operated successfully. In early, its objective was focus on education. But, these days, commercial cubesats are increasing rapidly. The cubesat companies also have a great role for its rapid development. Most representative companies are Tyvak, Pumpkin, ISIS, Gomspace and so on. In this paper, we compare and analyse commercial OBCs and this result help you to select right OBC for each cubesat.

09:15 [III-1-2]

Development State of SDR Transceiver for CubeSat

Dongyeop Shin, Sanghyuck Han, Sangman Moon,
Hyeoncheol Gong

Korea Aerospace research Institute,

Recently, SDR technology based on digital technology attracted attention in satellite communication field because of being able to perform multi-frequency and multi-function without system redesign by programmable component. In transceiver consisted of analog components, it is needed for small design change to redesign all parts of the transceiver. Also, SDR transceiver based on digital technology has been studied actively for decreasing its size, weight, power consumption. SDR transceiver has 4 major modules that are RF module, ADC, DAC, baseband module. RF module consists of RF receiver for amplifying RF signal from antenna and RF transmitter for converting RF signals to baseband. ADC and DAC convert analog signal to digital signal between RF module and baseband module. Baseband module consists of digital IF module, modulation and demodulation modules, and it is designed and implemented by FPGA.

In this paper, we describe development state of SDR transceiver for cubesat. we describe SDR transceiver design and BPSK modulation and demodulation module design that is significant step towards development. Now, SDR transceiver design has been completed, we are going to design modulation and demodulation modules on Xilinx Vertex-6 and evaluate the performance. Results of this study may be used base data for transceiver design depends on cubesatellite mission.

09:30 [III-1-3]

CubeSat System Design for Demonstrating Vision Alignment Technology

Jae-Pil Park, Sang-Young Park, Sung-Woo Kim,
Kwangwon Lee, Hyungjik Jay Oh, Eunji Lee,
Song young bum, Seung-hee Lee, Guk Nam Kim,
Daniel Han, Yong Woo Kim, Kyung Sun Lee,
Seok Ju Kang, Jin-Kyoung Du, Jin-Chul Yim,
Kang Been Lee, Myung-Bo Shim, Kyung Yun Choi,
Soon-Hong Hwang, JiSoo Sim, Soo Hwi Lee,
Jungpyo Lee, Sang hoon Kwon, DongShin Lee

Yonsei University

System requirements of 1 Unit (10cm×10cm×10cm) CubeSat Jerry and 2 Unit (10cm×10cm×20cm) CubeSat Tom are derived for CANYVAL-X mission, which is designed for demonstrating Vision Alignment System, a core technology of Virtual Telescope in space environment. Based on the system requirements, configuration, interface, mass budget and power budget of Jerry and Tom are analyzed, which shows that each CubeSat design satisfies system requirements for Vision Alignment System Experiment.

09:45 [III-1-3]

Design, Construct and Management of UHF

Ground Station for CANYVAL-X

EunJi Lee¹, Yong Woo Kim¹, Kyung Sun Lee¹,
Jin-Kyoung Du², Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea*

²*Department of Electrical & Electronic Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea*

Ground station should track the satellite, transmit proper commands and receive mission data. This study designed a ground station for CANYVAL-X that consists of two cubesats demonstrating vision alignment system in space. UHF is used for receiving command from the ground station and sending health data and images to the ground station. The ground station is also built by adopting the characteristics of CANYVAL-X that communicates both with the ground station and each cubesat by single frequency. Additionally, management plan was set up for efficient communication.

10:00 [III-1-4]**Design of Attitude Determination and Control System for Cube Satellite in CANYVAL-X Mission**

Kwangwon Lee¹, Hyungjik Jay Oh¹, Seok Ju Kang¹, Ji Su Sim², Jae-Pil Park¹, Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University*

²*Department of Mechanical Engineering, Yonsei University*

A Virtual Telescope is a space telescope implemented by formation flying of two spacecraft, which allows to have higher resolution than a single-spacecraft telescope. This study designs and analyzes the ADCS (Attitude Determination and Control System) of JERRY that is the 1U CubeSat of CANYVAL-X mission for implementing and verifying an operation technique of Virtual Telescope. The actuator and sensor of the ADCS are selected by considering both the efficiency of internal space and the specification for the vision alignment system that is the key technology for Virtual Telescope. The ADCS algorithm is implemented by using EKF (Extended Kalman Filter) and SDRE (State-Dependant Riccati Equation). Numerical simulations based on the hardware specification show that the designed ADCS satisfies the mission requirement of CANYVAL-X mission.

10:15 [III-1-6]**Design Operation Scenario of 1U for CANYVAL-X Mission**

Young-Bum Song¹, Jae-Pil Park¹, Seung-hee Lee¹, Sanghoon Kwon², Dongshin Lee², Sang-Young Park¹

¹*Department of Astronomy, Yonsei University*

²*Department of Computer Science, Yonsei University*

Satellite's operational scenario design is an essential step to create software to be embedded in the satellite. This scenario in this paper is designed for CANYVAL-X mission to verify the vision alignment system. After the injection from the P-POD, the two cube satellite perform

deployments of solar panel and antenna, communications with the ground, a desired mission, etc. For 1U cube satellite of CANYVAL-X mission, this paper has analyzed whole scenario consisting of 8 modes based on the task and designed for the process. A test plan of software based on the scenario is also presented.

10:30 [III-1-7]**Comparison Analysis of CubeSat Structure between Integral Type and Separate Type : Economic and Structural Stability aspects**

Jin-Soo Kim¹, Ji-Sung Lim¹, Hong-rae Kim¹,
Young-Keun Chang²

¹*Korea Aerospace University,*

²*Korea Aerospace University, Aerospace and Mechanical Engineering*

CubeSats can conduct variable missions in a space environment. However, its functionality is limited along with low costs. Therefore, CubeSats should be designed for reducing the manufacturing cost as well as conducting variable missions in a space environment. The purpose of this research is to verify that the separated-structure type of CubeSat has superiority over the integral-structure type with respect to cost implications and structural stability. In the economic aspects, this paper compares strengths and weaknesses of the separated-frame type with integral frame type through analyzing manufacturing process and price. For the verification of structural stability, this paper conducted Finite Element Analysis(FEA) using ANSYS. Each frame type confined static load, random vibration, dynamic load and shock load condition which CubeSats can be faced with during launch ascent. Next, each result was analyzed and compared following the constrain conditions. Through these analyses, this paper confirms the superiority of separated-frame type CubeSats over the integrated-type in both economic and structural stability aspects.

10:45 [III-1-8]**Analysis of Collision Avoidance of Cubesat Launched from ISS**

Seung-Yong Yeom, Hongrae Kim, Young-Keun Chang

School of Aerospace & Mechanical Engineering, Korea Aerospace University

The Ever since the first CubeSat was launched in 2003, there have been more than 230 CubeSats launched so far. Due to its small size and lightweight, CubeSats proved to be economical solution to launch up to a pack of 10 units at one time by utilizing the remaining space of regular launch vehicle. However, this launch method has a downside of being easily affected by the schedule of main payload satellite. As a new solution to this problem, it has been proposed that a robot arm to be used to launch the CubeSat after transporting it to ISS by using supply vehicle that offers more number of launches and periodic service. As a result of this new movement, the orbit of CubeSat launched from the robot arm in various conditions was analyzed in this paper. This paper also analyzed the possibility of collision between the CubeSat and ISS within the operational orbit of the CubeSat and eventually calculated the optimal

angle of launch, which minimizes the risk of collision between the CubeSat and ISS.

■ Sun/Space Environment III

Session Chair : Cheong Rim Choi (KAIST)

Oct. 29 (Wed.) 09:00~11:00

Room : PAMPAS

09:00 [III-2-1]

The association of spacecraft anomalies with space environment data (electron/proton fluxes and Kp index)

Kang-Woo Yi¹, Yong-Jae Moon^{1,2} and Jin-Yi Lee²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

²*Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea*

In this study, we have made a statistical study of 204 spacecraft anomalies from 1994 to 2014. For this we use the anomaly data from Satellite News Digest (SND). The spacecraft anomalies are classified into control system, contact, power, single event upset (SEU) and etc. We investigate the association between these anomaly data and near-Earth space environment data (GOES electron and proton flux, and Kp index). The fractions of these anomalies are : Control anomalies - 26%(52/204), contact anomalies - 22%(44/204), power anomalies - 14%(28/204). Main results from this study are as follows. First, the control system and contact failure are dominant over the other ones. Second, the anomalies are much more associated with electron flux enhancements than the other ones. Third, the association between the anomalies and Kp index is not high. Fourth, the fraction of spacecraft anomalies longer than 1 hour is about 35%. Fifth, there are 56 multiple events, which are more likely associated with space weather effects. We are making a couple of investigations : (1) the dependence of the anomalies on the type of orbit (GEO, LEO, and the others), and (2) the understanding of these anomalies in terms of space weather effects such as internal and surface charging.

09:15 [III-2-2]

A statistical study of geomagnetic field responses to solar flares

Hyuck-Jin Kwon¹, Khan-Hyuk Kim², Geonhwa Jee¹, Jong-Kyun Chung³

¹*Korea Polar Research Institute*

²*Kyung Hee University*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute*

One of the most spectacular solar disturbances is the solar flare that is accompanied by strong enhancement of the X-ray and EUV emissions for a few minutes to several hours. It is well known that such enhanced solar fluxes can cause significantly enhanced ionization in the Earth's ionosphere, which is called the ionospheric solar flare effect (SFE), and thus lead to density enhancement

in the ionosphere. Such enhanced ionospheric density can transiently affect Earth's magnetic field during SFE interval. We investigate the SFE-associated geomagnetic field disturbances using geomagnetic field data from several ground stations located at from low latitude to high latitude on the dayside(?). The global distribution of geomagnetic field perturbations associated with SFE shows a clear circular pattern, which indicates that dynamo current flows in the ionosphere. In order to verify this current system in the ionosphere, the geomagnetic variations need to be compared to the ionospheric current during solar flares. The study for ionospheric disturbances associated with ground perturbation remain the next step.

09:30 [III-2-3]

Plasmapause Location Under Quiet Geomagnetic Conditions ($K_p \leq 1$): THEMIS Observations

Khan-Hyuk Kim¹, Hyuck-Jin Kwon², Geonhwa Jee²

¹*Kyung Hee University*

²*Korea Polar Research Institute*

Since the radial distance of the plasmapause is strongly controlled by geomagnetic activity, empirical plasmapause models have used geomagnetic Kp index to determine the average location of the plasmapause. In previous empirical models, the number of plasmapause crossings under quiet geomagnetic conditions is very small comparing to that under moderate geomagnetic conditions. Thus, quiet-time plasmapause locations estimated from previous models have a large uncertainty. In this study, we statistically examined the plasmapause location under quiet geomagnetic conditions ($K_p \leq 1$) using the electron density inferred from the THEMIS spacecraft potential. Two-year period (2008 and 2009) was chosen for analysis because both years were marked by extremely weak solar wind conditions. A total of 1193 plasmapause crossings were obtained when $K_p \leq 1$. We examine the average plasmapause location in radial distance and along the longitude under such quiet geomagnetic conditions. The average plasmapause location determined in our study is compared with that in previous studies.

09:45 [III-2-4]

A statistical study of EMIC waves observed at THEMIS probes in the outer ($L > 7$) magnetosphere under quiet geomagnetic conditions

Gi-Jeong Kim, Khan-Hyuk Kim, Jong-Sun Park, Ensang Lee, and Dong-Hun Lee

Kyung Hee University

Electromagnetic ion cyclotron (EMIC) waves are generated in the equatorial magnetosphere by a temperature anisotropy ($T_{\perp} > T_{\parallel}$) of energetic (10-100 keV) ions. They are typically observed in the afternoon sector with a wide L range and occur near the plasmapause. Thus, it has been suggested that the distribution of EMIC wave occurrence in the afternoon sector is associated with the plasmaspheric expansion (i.e., plasmaspheric bulge or plume). Since the plasmapause is further away from the

earth during times of low geomagnetic activity, it is expected that EMIC wave's spatial distribution under quiet geomagnetic conditions could be different from that under averaged geomagnetic conditions. In this study we investigate the spatial distribution of EMIC waves during quiet geomagnetic conditions ($K_p \leq 1$) in the outer magnetosphere ($L > 7$) using the magnetic field data from Time History of Events and Macroscale Interactions during Substorms (THEMIS) spacecraft from 2008 to 2009. We also examine the spatial distribution of cold plasma density estimated from THEMIS spacecraft potential data and compare it with EMIC wave occurrence under quiet geomagnetic conditions.

10:00 [III-2-5]

Field Line Resonances in Non-axisymmetric Dipole Geometry

Jiwon Choi, Dong-Hun Lee, Khan-Hyuk Kim,
Ensang Lee

Kyung Hee University

In the Earth's magnetosphere, compressional and transverse waves can be coupled to each other where there is inhomogeneity. The wave energy is transferred from the fast mode to standing shear Alfvén mode. There have been numerical studies on non-axisymmetric effects of the two-dimensional inhomogeneity on field line resonances (FLR) using box models. However, it is essential to incorporate the curved geometry to fully understand the properties of FLR such as polarization and harmonic features. We have performed three-dimensional MHD simulations to investigate how the Alfvén speed inhomogeneity along the curved magnetic field lines in the non-axisymmetric magnetosphere affects the ansatz of the FLR theory. Our numerical results show that the FLR persist regardless of the non-uniformity and its polarization varies with respect to the constant Alfvén speed surface. It is shown how the FLR signals appear in each local time when reasonable non-axisymmetric plasmasphere is assumed, where both ground and space signals are compared and discussed compared to the previous axisymmetric cases.

10:15 [III-2-6]

Observational test of magnetopause location models using geosynchronous satellite data

Eunsu Park, Yong-Jae Moon

School of Space Research, Kyung Hee University

A geosynchronous magnetopause crossing (GMC) is a phenomenon that magnetopause boundary moves into the geosynchronous orbit by solar wind pressure and interplanetary magnetic field, which can cause satellite damage, anomaly and loss. In this study we have made an observational test of magnetopause locational model using GOES satellite magnetic field data from 1996 to 2010. For this we consider three representative models: Petrinec & Russell [1996] and Shue et al. [1997, 1998]. GMCs are identified using the following criteria: (1) The standard deviation of the 3 min magnetosheath magnetic field is greater than 4.5 nT. (2) The standard deviation of the 3 min magnetosheath magnetic field is 2.5 times

larger than that of magnetospheric magnetic field. As a result, we identify 703 geosynchronous magnetopause crossings. For the evaluation of the models, we calculate Probability of Detection (PoD) and Critical Success Index (CSI) as a function of year. Major results from this study are as follows. First, PoD and CSI depend on solar cycle phase and have the peak values in the decaying phase around 2004. Second, Shue et al. [1998] has the best CSI and PoD in 23 solar cycle. Third, Shue et al. [1997, 1998] have similar average PoD in 23 solar cycle.

Inosphere I (International)

Session Chair : Young-Sil Kwak (KASI)

Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00

Room : AZALEA

09:00 [III-3-1]

Understanding the Ionosphere and Thermosphere

Larry J. Paxton, Hyosub Kil, the GUVI and SSUSI
Science Teams

Some results from our SSUSI and GUVI experiments will be shown and discussed. The data are available at <http://ssusi.jhuapl.edu> and <http://guvi.jhuapl.edu>. This talk will be a very brief overview of the data available and what we can see in the data. Important points are that the data sets provide coverage of changes in composition and density in the ionosphere and thermosphere for well over a complete solar cycle. Data first were collected in 2002 and continue to be collected to this day. We will discuss observations of the occurrence of ionospheric waves and bubbles and the response of the ionosphere and thermosphere to geomagnetic storms.

09:20 [III-3-2]

An empirical model of the particle precipitation into the auroral oval based on the TIMED/GUVI far ultraviolet emission data

Woo Kyoung Lee¹, Yongliang Zhang², Hyosub Kil²,
Young-Sil Kwak¹, and Larry J. Paxton²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory*

To investigate the global morphology of the auroral oval and its dependence on the geomagnetic activity, we developed an empirical model of the particle precipitation into the auroral oval. For this purpose, we processed the measurements of the thermospheric far ultraviolet (FUV) emissions by the Global Ultra Violet Imager (GUVI) on board the Thermosphere Ionosphere Mesosphere Energetics and Dynamics (TIMED) satellite from 2002 to 2007. The mean energy and energy flux of precipitating electrons into the auroral oval were derived from the measurements of the N₂ Lyman-Birge-Hopfield emissions. The data were divided into magnetic latitude and magnetic local time bins and the data in each bin were

linearly fitted as a function of the Ap index. The model was validated using the FUV data provided by the Imager for Magnetopause-to-Aurora Global Exploration satellite and existing auroral boundary models.

09:35 [III-3-3]

GPS Network Observation of Medium-Scale Traveling Ionospheric Disturbances over New Zealand

Yuichi Otsuka¹, Chulhyo Lee¹, Kazuo Shiokawa¹, Michi Nishioka², Takuya Tsugawa²

¹STEL, Nagoya University

²NICT

Using the GPS data obtained from dual-frequency GPS receivers in New Zealand, we have made two-dimensional maps of total electron content (TEC) in 2012 in order to reveal statistical characteristics of MSTIDs at mid-latitudes in southern hemisphere. As of 2012, approximately 40 GPS receivers are in operation in New Zealand. We found that most of the MSTIDs over New Zealand propagate northwestward during nighttime in summer and northeastward during daytime in winter. The propagation direction of the nighttime MSTIDs is consistent with the theory that polarization electric fields play an important role in the generating MSTIDs. Because the daytime MSTIDs propagate equatorward, we can speculate that they could be caused by atmospheric gravity waves in the thermosphere. The propagation direction of the daytime MSTIDs also has an eastward component in addition to the equatorward component. This feature is consistent with the daytime MSTIDs observed at mid-latitudes in both northern and southern hemispheres. By carrying out model calculations, we have shown that the eastward component of the MSTID propagation direction during daytime is attributed to an interaction of gravity waves to the background neutral winds. Because most of the daytime MSTIDs appear before 14 LT, the background neutral winds could blow westward. According to the dispersion relation for atmospheric gravity waves, vertical wavelength of the gravity waves becomes larger when the gravity wave propagates in the direction opposite to the background winds. Consequently, the gravity waves having an eastward component of the propagation direction could cause larger amplitude of TEC variations compared to the gravity waves propagating westward. This could be a reason why the propagation direction of the daytime MSTIDs has an eastward component.

09:55 [III-3-4]

Case studies on response of mesosphere-lower thermosphere to recent minor and major sudden stratospheric warming (SSW) events at southern high latitudes

Sunkara Eswaraiah, Yong Ha Kim, Junseok Hong

Department of Astronomy and Space Science,
Chungnam National University

We have investigated the mesosphere-lower thermosphere

(MLT) response to recent major stratospheric warming during September 2002 and minor warmings during August 2002, 2010 and in 2012 with meteor radar wind and temperature observations over a King Sejong Station (KSS) (62.22°S, 58.78°W), Antarctica and with Sounding of the Atmosphere with Broadband Emission Radiometry (SABER) on the NASA TIMED satellite and also with Microwave Limb Sounder (MLS) temperature profiles over KSS. Usually the occurrence of sudden stratospheric warming (SSW) excites disturbances in both the stratosphere and in MLT wind and temperature and hence for the present study we also used ERA-interim dataset provided by the European Centre for Medium-range Weather Forecasts (ECMWF) for zonal, meridional winds and temperature in stratosphere over KSS to investigate the dynamical effects of unprecedented SSW events in Antarctica. We have noticed one minor warming in late August 2002 in addition to major warming in 26th September 2002, also two minor warmings in 2010 and one minor warming in 2012. Using the World Meteorology Organization's criteria we verified the occurrences of both major and minor warmings in the ECMWF dataset. Our preliminary investigations clearly revealed that the mean zonal wind from KSS meteor radar at MLT shows reversal approximately 5 to 7 days before the SSW occurrence at stratosphere over the KSS. This reversal is noticed in both 2010 and 2012 winter periods. This suggests the downward propagation of circulation disturbance over the KSS during minor warmings as well. The meridional wind structure exhibits the existence of strong planetary waves (PWs) of period 10-14 days before the onset of SSW and later the wind is weakening and exhibits secondary PWs. Before the SSW the stratopause is observed at high altitudes, which is usual in polar latitudes, with time it descends to lower altitudes and exhibits warming during SSW. We noticed cooling in MLT, a few days before the onset of SSW event in the stratosphere. In the present work we have quantified the response of high-latitude MLT dynamics during SSW events in the southern hemisphere.

10:10 [III-3-5]

Non-migrating tidal signature in the occurrence of equatorial plasma bubbles

Hyosub Kil¹, Young-Sil Kwak², WooKyoung Lee², Jonathan Krall³, Joseph D. Huba³, Seung-Jun Oh⁴

¹The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory,
Laurel, Maryland, USA

²Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, South Korea

³Plasma Physics Division, Naval Research Laboratory,
Washington, DC, USA

⁴Space Environment Laboratory, Inc., Seoul, South Korea

The signature of diurnal eastward-propagating zonal wave number 3 non-migrating tide (DE3) in the longitudinal distribution of equatorial plasma bubbles was understood in terms of the modification of the dayside ionosphere by DE3. However, the existence of the DE3 signature in the evening prereversal enhancement (PRE) and its role in the bubble distribution was not yet investigated. We investigate the DE3 signature in the bubble distribution and its association with the PRE using satellite observations and numerical calculation results. Our results

obtained from the analysis of the first Republic of China satellite data acquired in 2000–2002 show the existence of the DE3 signature in the distributions of bubbles and PRE in June–September during which the DE3 amplitude is large. To identify the effect of DE3 at different local times on the creation of bubbles, the linear growth rate of the generalized Rayleigh-Taylor instability is calculated using the “Sami2 is Another Model of the Ionosphere” (SAMI2) model simulation results. The numerical calculation results show that the effect of the daytime vertical $E \times B$ drift on the growth rate is negligibly small compared with the effect of the PRE. This result indicates that the DE3 signature in the daytime vertical $E \times B$ drift plays only a minor role in the creation of bubbles. On the basis of the observation and numerical calculation results, we conclude that the DE3 signature in the bubble distribution is associated with the DE3 signature in the PRE.

10:30 [III-3-6]

Estimation of ionospheric parameters (TEC, foF2) over the Korean region using IRI-2012 and GPS TEC

Nicholas Ssessanga, Yong Ha Kim, Jaemin Kim

*Department of Astronomy and Space Science,
Chungnam National University*

Accurate measurement and determination of the state of ionosphere has become a key point as ground-based communication systems become more space dependent. However, due to a limited infrastructure a number of global models have been developed with extensive interpolation techniques to comprehensively describe ionospheric dynamics. As a result, most global models don't perform adequately in regions with a paucity of ionospheric measurements. In this paper, the most recent International Reference Ionosphere (IRI-2012) model output, Total Electron Content (TEC) and F2 layer critical frequency (foF2), are optimised (over a range of 120E - 150E and 20N - 50N, in longitude and latitude respectively). To obtain the optimal solution two input parameters, Sun Spot Number (SSN) and ionospheric index (IG12), are adjusted in relation to derived Global Positioning System (GPS) vertical TEC. The results are compared to measured TEC and foF2 from GPS receivers and ionosondes respectively. The analysis shows that the modified IRI-2012 model is more accurate at estimating both TEC and foF2 values than the original model. In addition, a tomography approach is proposed that would further improve the accuracy and resolve small scale structures (such as Travelling Ionospheric Disturbances, TIDs) in the ionosphere.

10:45 [III-3-7]

Observation and interpretation of blasting plasma clouds of meteor trail at arrival of penetrating meteors in the summer polar upper mesosphere

Young-Sook Lee¹, Sheila Kirkwood², Gordon G. Shepherd³, Young-Sil Kwak¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, 776
Daedeokdae-ro, Daejeon, Korea*

²*Swedish Institute of Space Physics, Box 812, SE-981 28
Kiruna, Sweden*

³*Centre for Research in Earth and Space Science, York
University, Toronto, Ontario*

We report the observation of destined blasting feature of penetrating meteors into the summer polar mesosphere. Head echo-preceding meteor trail echoes are observed near 93 down to 80 km by 52 MHz VHF radar. The head echo speed is estimated as 12–30 km s⁻¹ in terms of height and time combined with using interferometric analysis. However, at the arrival at a certain height, meteors undergo sudden increase in echo power and scatterer's moving speed reaching up to 30–80 km s⁻¹ at 89–91 km with almost horizontal movement. From this we suggest that meteors undergo not only ablation but also blasting to one direction at last. In the summer polar mesosphere the blasting phenomena of meteor-produced plasma is observed as frequently as 2.8 per day, and at maximum 18 per day. It is suggestive that meteoroid which is electrically charged during ablating penetration finally seems to undergo the blasting at confronting the localized strong electric field. From the enhanced speed, the horizontal electric field is estimated about 300 V m⁻¹ at 89–91 km. It is also suggestive that a powerful electrical discharge can be involved in the blasting of meteor trail.

■ Space Weather Int'l Conference III

Session Chair : Jong-Kyun Chung (KASI)

Oct. 30 (Thu.) 09:00~11:00

Room : VIOLET

09:00 [III-4-1]

The Status and Future Plan of RTK Service for Land Survey

Jong-Tae An

National Geographic Information Institute

We provide RTK service for land survey. We analyse measurement fundamentals of RTK for land survey. And We will announce about status of RTK service system and future plan.

09:15 [III-4-2]

The Status and Future Plan of DGPS Service

Young-Min Lim

DGPS Central Office

DGPS Central Office provide DGPS service for ship. We offer correction information of positioning error by Internet and medium waves. We operate 17 reference stations and offer the positioning accuracy of less than 1m. We will announce about the status and future plan of DGPS service.

09:30 [III-4-3]

GPS Impact of Space Weather

Jun-Chul Mun

Korean Space Weather Center

Solar explosion ejects to earth various materials and broadband Electromagnetic that occur disturbance of the ionosphere and the geomagnetic field. These disturbance occur the position error of GPS and failure of receive. In this study, we analyzed the impact of GPS according to disturbance of the ionosphere and the geomagnetic field.

09:45 [III-4-4]

Development of GPS Signal Surveillance & Monitoring System

Yong-Hoi Park¹, Jun-Chul Mun²

¹DusiTech Co.,Ltd.

²Korean Space Weather Center

The Global Positioning System(GPS) is a U.S.-owned utility that provides users with positioning, navigation, and timing (PNT) services. Solar flare and geomagnetic storm affects GPS positioning accuracy and communication system. Recently, Solar Max are started and alarm status of space radio wave environment is increased. In this study, We developed GPS signal surveillance & monitoring system that calculate the quality information of GPS CORS(Continuously Operating Reference Station)'s observation data using Korea Space Weather Center's RINEX data and monitor integrity of GPS signal.

10:00 [III-4-5]

The Satus and Future Plan of Marine Communication Service

Jeong-Nyun Kim

National Federation Fisheries Cooperatives

HF communication of ship rely on voice communication. But according to increment of data communication frequency for maritime mobile at WRC-12, we anticipate usage Increment of digital marine communications from 2017. We will announce about the digital HF communication for ship.

10:15 [III-4-6]

Development of a HF Frequency Prediction Service Based on an Assimilative IRI Model for the East Asian Region

Sung-ho Lee¹, Mi-Young Park¹, Il-Suk Kim¹,
Jeong-Deok Lee¹, Seung-Jun Oh¹, Jun-Chul Mun²

¹SELab Co.,Ltd.

²Korean Space Weather Center

During flights or sailings of airplanes and shipping boats, etc., regular reporting of their positions to a central administration institution is required to monitor any accident or abnormal situation. HF transmission is widely used for this purpose and demanded as a basic communication means for its ability of long-distance

transmission. However, the variability of HF frequency depending on the ionospheric condition causes significant problems for practical applications in the field. We are developing a regional assimilative model based on the IRI (International Reference Ionosphere) model using ionosonde data over the East Asian region. This assimilative model will be coupled and supply ionospheric condition data to a frequency mapping program, which will provide a short-term prediction service of available HF frequency range for flights or sailings in the East Asian region.

10:30 [III-4-7]

HF communication Impact of space weather

Jun-Chul Mun

Korean Space Weather Center

HF communication be used by ship, aviation, military but be affected ionosphere disturbance. Ionosphere disturbance make a failure of HF communication. This study analyzed the impact of HF communications according to space weather change including space weather alert.

■ Plenary Session

Invited Speech II : Larry J. Paxton

Session Chair : Hyosub Kil (JHU APL)

Room : PAMPAS

11:20 [IS-II]

Understanding the Upper Atmosphere Using Ultraviolet Remote Sensing

Larry J. Paxton, Hyosub Kil, the GUVI and SSUSI Teams

Ultraviolet remote sensing provides us, in one relatively small package, the ability to explore the composition of the neutral atmosphere (O, O₂, and N₂) and their altitude profile, auroral imagery and the characteristic energy and flux of the precipitating particles, and the structure and dynamics of the ionosphere. In this talk we review the basic physics of ultraviolet remote sensing, how a simple UV sensor works and what we learn. We discuss this in terms of the challenges of understanding space weather and the geospace environment. In particular, we will discuss how other sensors (such as GNSS Radio Occultation) can be combined with UV sensors to provide insight into the structure and dynamics of the ionosphere. Some results from our SSUSI and GUVI experiments will be shown and discussed. The data are available at <http://ssusi.jhuapl.edu> and <http://guvi.jhuapl.edu>

■ CubeSat (Special) II

Session Chair : Joo Hee Lee (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00

Room: PAMPAS

13:30 [IV-1-1]

Introduction of the Techniques of Manufacturing CubeSat And Development of Multi Needle Langmuir Probe on CubeSat

Han-ik Kim¹, Yee-Rang Lim², Kyung-Wook Min¹

¹*Department of Physics, KAIST, Daejeon, Korea*

²*Department of Aerospace Engineering, KAIST, Daejeon, Korea*

The QB50 project is progressing for manufacturing CubeSat successfully. In KAIST team, the payloads of CubeSat are INMS and Langmuir Probe. In the CubeSat session whole process of developing CubeSat and used techniques will be represented simply with principle and then mechanism of Langmuir Probe will be shown.

13:45 [IV-1-2]

Design of the Flight Software for the SIGMA CubSat mission

Jeongho Lee¹, Junghoon Cheon², Hanjun Kim², Hanmin Noh², Seongwhan Lee¹, Jung-Kyu Lee¹, Hyojeong Lee¹, Jehyuck Shin¹, Ho Jin¹, Uk-Won Nam³, Hyomin Kim⁴

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

²*Department of Electronics and Radio Engineering, Kyung Hee University, Korea,*

³*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea,*

⁴*Center for Space Science and Engineering Research, Virginia Tech, USA*

The SIGMA(Scientific cubesat with Instruments for Global Magnetic field and rAdiation) is a cubesat which is developed by Kyung Hee University. Main scientific objectives are measurements of a radiation effect and magnetic field as well as education purpose. We designed the Flight Software(FSW) to carry out SIGMA mission. The FSW consists of modules for each subsystems. Tasks run on background and foreground. The background tasks collect the internal monitoring data by the timer interrupt periodically. It is ran by the Round Robin scheduler. The foreground tasks perform the commands from ground station and operation scenario. It is ran sequentially by the command queue. In this paper, we introduce the FSW structures and task processes of SIGMA.

14:00 [IV-1-3]

Development of Solar Panel with UTJSC and TASC for CubeSat Mission

Jehyuck Shin, Jung-Kyu Lee, Hyojeong Lee, Seongwhan Lee, Ho Jin, Kap-Sung Kim

School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

Solar panel is one of the issues of CubeSat development due to limited surface area on its body. Mission lifetime is also depends on a solar panel efficiency. In the previous KHUSAT-01, 02 (CINEMA), we had developed solar panel using a Triangular Advanced Solar Cells (TASC). It is still working well over the 11 months in orbit. We will also use TASC Panels for KHUSAT-03(SIGMA) which will be launched at Q3, 2015.

But TASC panel is required a long manufacturing lead time and many processes to develop it. Therefore we are developing a new solar panel with Ultra Triple Junction Solar Cell (UTJSC). In this paper, we introduce a comparison of UTJSC panel with TASC panel and also present a basic performance test. We expect that this study will be a major role of a future CubeSat mission.

14:15 [IV-1-4]

Payload Level Launch Environment Verification Test of STEP Cube Lab.

Su-Eun Jang¹, Su-Hyeon Jeon¹, Sung-Cheol Kwon¹, Myeong-Jae Lee¹, Sung-Hyeon Han¹, Tae-Young Park¹, Tae-Seong Jang², Hyun-Ung Oh¹,

¹*Chosun University*

²*KAIST Satellite Technology Research Center*

STEP Cube Lab.(Cube Laboratory for Space Technology Experimental Project) is pico-satellite being developed in SSTL(Space Technology Synthetic Laboratory), Chosun University. The main mission objective is to perform the on-orbit verification of core space technologies. The developed payloads are holding&release mechanism, CPV system and MEMS solid thruster. Therefore, the structural safety for such payloads have to be guaranteed at the severe launch vibration environment. For this reason, payload level vibration tests(sine burst, sine vibration and random vibration) were performed according to the QB50 standard. In addition, LLSS(Low Level Sine Sweep) was also performed to compare the variability of eigen frequency with respect to the before and after the vibration tests. To check the functional performance of such payloads after vibration tests, DC/DC voltage and current check test for the MEMS thruster and separation test for the holding&release mechanism were performed. From the above test results, the effectiveness of such payloads regarding the structural safety and the functional performance have been verified.

14:30 [IV-1-5]

Verification of Functional Performance for STEP Cube Lab. Payloads through Thermal Vacuum Test

Soo-Jin Kang^{1,3}, Heon-Woo Ha^{1,3}, Sung-Hyeon Han^{1,3}, Joung-Ki Seo², Hyun-Ung Oh^{1,3}

¹*Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering*

²*SaTreC(Satellite Technology Reserach Center), KAIST*

³*Chosun University*

STEP Cube Lab. having been developed by Chosun University is a pico-class satellite to be launched at 2015. The main mission objective of STEP Cube Lab. is to verify the space technical effectiveness of development payloads. To verify the functional performance at qualification level, Thermal vacuum test and balance test were performed. Test items are the concentrating photovoltaic power system, the non-explosive holding and release mechanism MEMS based solid propellant thruster as primary payloads. Functional performance of aforementioned payloads were successively verified

through the extreme thermal vacuum test. In addition, the thermal mathematical model were re-constructed to correlated with the practical payloads model based on measured temperature data from the thermal balance test for high reliability of TMM.

14:45 [IV-1-6]

Development of Payload and Subsystem for CNUSAIL-1

Soyeon Koo, Gyeonghun Kim, Yeona Yoo, Sua Song, Sungkeun Kim, Bockyoung Oh, Beomki Woo, Chang-Gu Han, Seungkeun Kim

Chungnam National University

The CNUSAIL-1 project aims to develop and operate a 3U-sized cube satellite with solar sail mechanism. The primary mission is to successfully deploy the solar sail in a low earth orbit, and the secondary mission is to collect the scientific data for the effect of the solar sail deployment and operation on orbit maneuver and attitude change of the cube satellite. For this, the bus system will collect and transmit the dynamic data of the satellite and the visual images of the solar sail operation. To test various conditions for the solar sail, Earth-pointing and Sun-pointing maneuvers will be performed by satellite attitude control. If the solar sail mechanism is successfully operated, deorbit maneuver will be experimented for earlier mission termination. The payload system and the actuation/operation of the solar sail are preliminarily designed, and the feasibility of the proposed mission is investigated via numerical simulations. This paper describes the development of payload and subsystem for solar sail mission. Thus, Solar sail deployment mechanism and camera system are designed and verified by low friction test on the ground. Then, Subsystem is designed by dividing attitude determination and control system, electrical power system, communication system, command and data handling system and structure system.

Sun/Space Environment IV
Session Chair : Ensang Lee (KHU)
Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00
Room : OPHRYS

13:30 [IV-2-1]

A New Approach to Establishing a Prediction Model of Solar Flares based on ASSA Sunspot Catalogue

Sangwoo Lee¹, Sunhak Hong^{2,3}, Jeong-Deok Lee¹, Seung Jun Oh¹, Ki Chang Yun², Jae Hun Kim², Yung Kyu Kim², Kyu-Cheol Choi¹, My-Young Park¹

¹SELab, Inc., Seoul, Korea

²Korean Space Weather Center, RRA, Jeju, Korea

³School of Space Research, KHU, Yong-in, Korea

Empirical flare prediction models have usually been constructed based on statistical analysis of long-term archives of sunspot groups and flare occurrence records.

Most of them used identification and classification records of NOAA SRS(Solar Region Summary) in order to associate sunspot groups with flare occurrences. However, flare prediction models based on McIntosh class have limitation of giving the same amount of flare probability to the sunspot groups with identical Zpc class, even though they exhibit diverse amount of physical properties such as group area, sunspot number, complexity of magnetic neutral line. Therefore it is highly necessary to attempt a new approach to flare prediction which gives continuous flare probabilities according to continuous physical properties.

In our study, we have constructed a new catalogue of sunspot groups by applying the detection and classification algorithms of ASSA(Automatic Solar Synoptic Analysis) to the past archive of solar image data. Continuum and magnetogram images of SOHO MDI(1996~2011) and SDO HMI(2011~2013) have been collected and processed with ASSA algorithm to yield a new sunspot group catalogue covering a period of 18 years. This catalogue includes not only the McIntosh and Mt. Wilson magnetic classification results but also various quantities such as group area, longitudinal extent, asymmetry factor, roughness of magnetic neutral lines, etc. digitally estimated for automatic classification. By associating the ASSA sunspot catalogue with X-ray events record for the same period, we analyzed statistical relationship between flare occurrences and various quantities presented by ASSA catalogue. Then, we produced forecast equations for flare probability by applying multi-linear regression based on the selected good predictors. This newly constructed flare prediction model is expected to provide a good measure of short-term flare probabilities for operational use.

13:45 [IV-2-2]

The Automatic Solar Synoptic Analyzer and Space Weather Forecasting

Sunhak Hong^{1,2}, Yung-Kyu Kim¹, Sangwoo Lee³, Dong-Hun Lee²

¹ Korea Space Weather Center, National Radio Research Agency

² School of Space Research, Kyung Hee University

³ SELab Inc.

We have developed a software system, the so-called Automatic Solar Synoptic Analyzer (ASSA), that monitors and identifies sunspot groups, coronal holes, and filament channels in near real-time, so that it eventually provides sunspot classifications and flare probabilities, as well as predicts the coronal hole high speed stream effect.

In this work, we will present the ASSA's sunspot identification and classification performances by analyzing the ASSA sunspot catalog, which was automatically generated by the ASSA from SOHO MDI Continuum and Magnetogram images from September 1996 to January 2011, which fully covers the Solar Cycle 23.

The ASSA characterizes coronal hole area changes over both of the period of solar cycle 24 and the inclining phase of solar cycle 25, so that we present correlations among coronal hole data(area, location and polarity, etc.), the corresponding solar wind velocity, geomagnetic index, and the electron flux on the geostationary orbit. The initial evaluation results of the coronal hole effect prediction model will be presented.

14:00 [IV-2-3]**Korean Radiation Exposure Assessment Model for aviation route dose: KREAM**

Junga Hwang^{1,2}, Kyunghwan Dokgo^{1,3}, Eunjin Choi^{1,3},
Kyung-Chan Kim¹, Hang-Pyo Kim^{1,2} and Kyung-Suk
Cho^{1,2}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²University of Science and Technology

³Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST)

Since Korean Air has begun to use the polar route from Seoul/ICN airport to New York/JFK airport on August 2006, there are explosive needs for the estimation and prediction against cosmic radiation exposure for Korean aircrew and passengers in South Korea from public. To keep pace with those needs of public, Korean government made the law on safety standards and managements of cosmic radiation for the flight attendants and the pilots in 2013. And we have begun to develop our own Korean Radiation Exposure Assessment Model (KREAM) for aviation route dose since last year funded by Korea Meteorological Administration (KMA). GEANT4 model and NRLMSIS 00 model are used for calculation of the energetic particles' transport in the atmosphere and for obtaining the background atmospheric neutral densities depending on altitude. For prediction the radiation exposure in many routes depending on the various space weather effects, we constructed a database from pre-arranged simulations using all possible combinations of R, S, and G, which are the space weather effect scales provided by the National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA). To get the solar energetic particles' spectrum at the 100 km altitude which we set as a top of the atmospheric layers in the KREAM, we use ACE and GOES satellites' proton flux observations. We compare the results between KREAM and the other cosmic radiation estimation programs such as CARI-6M which is provided by the Federal Aviation Agency (FAA). We also validate KREAM's results by comparison with the measurement from Liulin-6K LET spectrometer onboard Korean commercial flights and Korean Air Force reconnaissance flights.

14:15 [IV-2-4]**Development of Space Plasma Detector for ISSS to Measure the Equatorial Region of Ionospheric Plasma**

Jun-Chan Lee¹, Kyoung-Wook Min¹, Jong-Dae Sohn¹,
Myeong-Ryong Nam², Dae-Soo Oh², Goo-Hwan Shin³

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology

²JNM System

³Satellite Technology Research Center

Instrument for the Study of Space Storms (ISSS) consisted of Space Radiation Detectors (SRD) for radiation belt particles and Space Plasma Detectors (SPD) for ionospheric ions and electrons is space science payload to be flown on board the first satellite of the Next Generation Small Satellite series of Korea, NEXTSat-1, that is plan on launch in 2017 during the solar declining phase. SPD is composed of Langmuir Probe (LP), Retarding Potential Analyzer (RPA), and

Ion Drift Meter (IDM). LP of the planar shape will be measure determine the densities and temperatures of the ionospheric electrons and will be made to have specification of 103~106/cm³, 500~5000K for density and temperature, respectively. RPA and IDM, which are attached in front of the satellite and measure the ions penetrated to satellite direction, will determine with the range of 103~106/cm³ ion density and 500~5000K of ion temperature, the composition of the ionospheric ions as well as their drift velocities with 2km/s cross track and ram direction. SPD will be operated in the equatorial region of ionosphere at an altitude of ~700 km to characterize irregularity phenomena such as plasma bubbles and blobs, especially during magnetic storms and Furthermore, with high spatial resolution of detectors, SPD will discover properties in small scale region for the irregularities and will be compared with the scintillation of the GPS signals. In this paper, we present the design and the simulation results of SPD.

14:30 [IV-2-5]**Development of Medium Energy Particle Detector in the range of 20 ~ 400 keV for the Study of Space Storm**

Yongmyung Seo¹, Seyoung Yoon¹, Ju Woo¹, Jongho Seon¹,
Jongdae Sohn², Kyungwook Min², Goohwan Shin³, Jangsoo
Chae³

¹School of Space Research, Kyung Hee University

²Department of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology

³Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

Measurement of energies and fluxes for the charged particles and neutral in the range of 20 keV to 400 keV is required for research of geomagnetic storms. The measurement often requires a careful calibration of the instrument to detect significantly varying fluxes of those particles relative to the occurrence of geomagnetic storms without saturation or loss of information on the mission orbit. The Medium Energy Particle Detector (MEPD) will have a energy range from 20~400 keV and energy resolution 6~8 keV with orthogonal field-of-views of two telescopes for the detection of charged particles in terms of different pitch angles. The MEPD is one of a subset instrument within the Instrument for the Study of Space Storm (ISSS) which contains both space radiation detectors and space plasma instruments. The ISSS is developed in order to measure space storms in low altitude polar orbits and will be aboard the Next Generation Small Satellite-1 (NEXTSat-1) scheduled for launch in 2017. This research summarises the development of signal amplifying and shaping circuits, data acquisition, data control circuits of the MEPD instrument.

■ Space Astronomy III

Session Chair : Wonyong Han (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 13:30~15:00

Room : AZALEA

13:30 [IV-3-1]**Development Status of the GMT FSM Prototype**

Young-Soo Kim¹, Jihun Kim¹, Je Heon Song¹, Myung Cho², Ho-Soon Yang³, Joohyung Lee³, Ho-Sang Kim⁴, Kyoung-Don Lee⁴, Hyo-Sung Ahn⁵, Won Hyun Park⁶

¹ Korea Astronomy & Space Science Institute

² National Optical Astronomy Observatory

³ Korea Research Institute of Standards and Science,

⁴ Institute for Advanced Engineering

⁵ Gwangju Institute of Science and Technology

⁶ The University of Arizona

A prototype of the GMT Fast Steering Mirror (FSM) secondary has been developed since 2009. A full-size aspheric off-axis mirror has been fabricated, starting from the light-weighting to surface polishing and figuring. Test-beds have also been developed to acquire precise control technology for tip-tilt actuators. In this talk, the progress is presented.

13:45 [IV-3-2]**Performances of CAA Algorithms for Alignment State Estimation Simulations for Three-mirror Anastigmat Earth Observation Optical System**

Hyukmo Kang^{1,2}, Eunsong Oh^{1,2}, Sangwon Hyun³, Geon-Hee Kim³, Young-Je Park¹, and Sug-Whan Kim²

¹ Korea Institute of Ocean Science and Technology, Korea

² Dept. of Astronomy, Yonsei University, Korea

³ Korea Basic Science Institute, Korea

We report the performance study for several computer aided alignment algorithms for precision alignment state estimation of Three-Mirror Anastigmat(TMA) optical system that has been a popular choice for space optical cameras. They include sensitivity table method, merit function regression, differential wavefront sampling, and multiple design configuration optimization. First, we performed the sensitivity analysis and identified the tertiary mirror(M3) as the compensator. Its motion in two degrees of freedom(tilt X, tilt Y) are used to compensate the wavefront error because of the spherical mirror characteristic of M3. We simulated the alignment state estimation for the random misalignment to primary and secondary mirrors within the range of assembly tolerance(decenter X, Y: $\pm 0.1\text{mm}$, tilt X, Y: ± 0.05 degree) while including hexapod alignment system error. The trial simulation result using merit function regression showed that we can meet the alignment requirement ($1/15 \lambda$ RMS wavefront error at 633nm) without iterations when random misalignments are not imposed to primary and secondary mirrors. The details of the computation, the results and implications are discussed.

14:00 [IV-3-3]**Source Dependent Cross-talk Stray Light Analysis and Suppression Structure Design for****Deep Space Albedo Measurement**

Ki-Won Kim, Dongok Ryu, Sehyun Seong, Sug-Whan Kim

Dept. of Astronomy, Yonsei University

Amon-Ra alternately observes the Sun and the Earth on L1 halo orbit to measure the short-term Earth albedo variation. Because of this observation concept, Amon-Ra has two entrance pupil. It cause cross-talk stray light that is the radiation from non-targeting object. Cross-talk is dependent on incident angle of non-target object and the angle varies according to the orbital position.

We report the cross-talk analysis for specific case that the Earth is on-axis of the Earth viewing port and sunlight comes into the Sun viewing port having -6.47° incident angle. Analysis is done by Monte-carlo ray tracing simulation method. Signal to stray light ratio is X.XX for initial design which has no additional structure for stray light suppression. We designed 2mm thick vanes and 5mm thick additional baffle. After additional structure design, we suppressed stray light ratio to X.XX. This result gives tolerance for another stray light factor and give an important consideration in optomechanical design of Amon-Ra.

14:15 [IV-3-4]**Development of Data Reduction Tool of Mid-Wave Infrared Spectrometer for Space Exploration**

BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim, Haingja Seo, Eojin Kim, Seunghye Son, and Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

We present prototype of pipeline packages and data reduction algorithms of Mid-Wave Infrared (MWIR) spectrometer for lunar science and space exploration. The data reduction algorithms and IDL-based pipeline packages carry out background noise removal, data quality control, pixel sensitivity correction, spatial distortion correction and wavelength calibration. The pipeline packages can be utilized with minimal user intervention for planetary exploration.

14:30 [IV-3-5]**Infrared Spectroscopic Observations of Solar System Objects for Public Outreach and Education**

Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Seunghye Son, Haingja Seo, Joo Hee Lee

Space Science Team

Korea Aerospace Research Institute

Infrared spectroscopic observations of solar system objects have been carried out using a small telescope and a commercial IR spectrometer. The spectrometer is consist of a $20\mu\text{m}$ width slit and PbSe linear array

detector with a spectral resolution of 20nm in a wavelength range of 1.5~5.0 μ m. The spectrometer is mainly used for experiment at an indoor laboratory. We also use the spectrometer for evaluation and calibration on the design and demonstration model of a Mid-Wave InfraRed (MWIR) spectrometer which is under development by the Korea Aerospace Research Institute. We have also used for the spectroscopic observations of solar system objects in order to acquire spectra in various atmospheric conditions. The spectroscopic observations are expected to provide technical and scientific information for public outreach and education because the infrared spectrometer can easily show effect of atmospheric constituents(esp. water vapor) with comparatively inexpensive and simple setup.

14:45 [IV-3-6]

Development of Scintillator Gamma-ray Detector with Silicon Photomultiplier for application of Small-Satellite

Jieun Kim, Jang-Soo Chae

*Satellite Technology Research Center,
Korea Advanced Institute of Science and Technology*

Scintillator gamma-ray detector have been used in many space experience such as observation of gamma-ray burst or research of planetary surface composition. According to current trend in miniaturization of satellite, the use of scintillator in space faces strict constraint of mass, volume and power associated cooling system to obtain high resolution. Recently developed lanthanum halides scintillator is non-cooled material but offers high performance in terms of efficiency, time response, and energy resolution. Furthermore, Silicon Photomultiplier (SiPM) is promise of small and light readout sensor equivalent to Photomultiplier(PMT) characteristic without high-voltage system. We have therefore been studying and developing a small prototype scintillator gamma-ray detector with SiPM to put emphasis on space application for small satellite. The selection of scintillator, the design of SiPM readout, and preliminary result are presented.

■ Lunar Sciences (Special) I

Session Chair : Joo Hee Lee (KARI)

Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30

Room : PAMPAS

16:00 [V-1-1]

Muti-band Surface Polarimetry of the Moon and Other Solar System Bodies

Sungsoo S. Kim

Dept. of Astronomy & Space Science, Kyung Hee University

The polarization of the sunlight scattered by the lunar surface contains information on the mean particle size of the lunar regolith, which gradually decreases by continued micro-meteoroid impact over a long period and thus is an

age indicator of the surface. Recent reserches suggest that the polarization also provides information on the peculiar regions such as swirls. Although the polarimetry of the Moon is a powerful tool to study the lunar surface, no previous lunar orbiter missions have attempted it. We will review ground-based polarimetry of the lunar surface including our multi-band (U, B, V, R, and I passbands) polarimetric observations of the whole near-side of the moon from the Lick observatory using a 15-cm reflecting telescope and analyses on the mean particle size of the lunar regoliths. Computer simulations of the scattering of the light and laboratory experiments using lunar soil simulants will be introduced. We will also outline the polarimetry of other solar system bodies such as inner planets and their moons, asteroids, and comets and the methodological applicability of the researches on the lunar polarimetry.

16:20 [V-1-2]

Development Plan of Space Internet Technologies for Korea Lunar Mission

Jin-Ho Jo, Byoung-Sun Lee, Jae-Young Ahn

Electronics and Telecommunications Research Institute

The Internet has been a great success at interconnecting communication devices across the Earth. It has done this by using a homogeneous set of communication protocols, called the TCP/IP protocol suite. But in the space, TCP/IP protocol suite can not handle interconnecting communication nodes because of intermittent channel connectivity, long delay time and high data error rate. The new architecture proposed for internet communication between and among challenged space networks is called the Delay Tolerant Networking (DTN) architecture.

In this paper we first introduce the Korea Lunar mission scenarios. Then DTN architecture for space internet and the relevant technologies are presented. And finally, test plan for DTN communication between ground stations and Lunar orbiter are proposed.

16:35 [V-1-3]

In-Situ Observation of Lunar Space Plasma Environment

Junga Hwang^{1,2}

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*University of Science and Technology*

There were 77 lunar missions since Lunar2 was launched and successfully reached lunar surface on 14 September 1959 until 2013. And in the near future until 2021, more than 12 missions are planned and Korean Lunar orbiters, scheduled to be launched in 2017 and 2020, are ones of them. For Space Science purposes, several successful missions such as AMPTE/IRM, Wind, NOZOMI, Geotail, ARTEMIS, Chandrayaan, Lunar Prospector have been tried and they have provided very fruitful and interesting scientific results to the lunar plasma environment research. Main science topics which covered so far are as follows: lunar wake induced by solar wind and Earth' magnetosphere, magnetic anomalies in the lunar crust,

lunar plasma environment interaction with solar wind conditions, coupling of earth's magnetosphere, and lunar pick-up ions, etc. In this paper, some of those representative science nuggets are presented for upcoming Korea lunar mission planning.

16:50 [V-1-4]

In-situ Measurement of Low Energy Electrons in the Lunar Environment

Go Woon Na¹, Kyoung Wook Min², Jongmann Yang¹, Jong-Sun Park³, Kyung-Chan Kim¹, Hang-Pyo Kim^{1,4}

¹*Ewha Womans University*

²*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

It is commonly thought that the moon has a very tenuous ionosphere that is considered to be on the order of 1/cc in the range from the surface to 100 km altitude. But several stellar radio occultation experiments such as the Soviet Luna 19 and 22 spacecraft and Kaguya mission show different observation results. They suggest a layer of enhanced electron density (>100/cc) at several tens of kilometers. On the other hand, the simulation result by the photoionization model suggests that the density of low energy electron is ~100/cc near the surface and it will be ~ 1/cc at 100 m altitude. In this paper, we propose a new in-situ measurement technique that observes the low energy electrons more rigorously. The new technique is developed to mitigate the measurement limit of the conventional Langmuir probe, ~1000/cc, by the Retarding Potential Analyzer using a channel electron multiplier. The principle and basic circuit of the channeltron-based Langmuir probe will be presented.

17:05 [V-1-5]

Simulation of Kaguya Lunar Radar Sounder (LRS) Observation of Lunar Surface Echo

Takao Kobayashi, Seung Ryol Lee

Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources

Lunar Radar Sounder (LRS) is an HF (5 MHz) radar which was an on-board science mission of Kaguya, Japanese lunar exploration program. LRS intended to perform Ground Penetrating Radar (GPR) survey of the Moon from orbit in a global scale and its footprint covered the whole surface of the Moon. The obtained LRS data has been analyzed and brought us new knowledge relevant to the subsurface structure of the Moon. Recently, we started analyzing the surface echo of the LRS observation. In the study of surface echo property is necessary the surface reflectivity. Although observed surface echoes certainly provide us with the surface reflectivity information, they are not be free from surface scattering effect due to the surface roughness of the Moon. Calibration to compensate the surface roughness effect on the observed surface echo is required. We performed computer simulations of LRS observation using a Digital Elevation Model (DEM) data of the lunar topography which was recently released by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). We developed a simulation code based on Kirchhoff approximation theory and named it Kirchhoff-approximation Scattering Simulation (KiSS) code. In this paper we introduce the KiSS code and the latest result of the

simulation in comparison with the LRS observation data.

17:20 [V-1-5]

Studies on Anti-coincidence Compton Suppressed Gamma-ray Spectrometer for Korea lunar mission

Yi Re Choi^{1,2}, Kyeong Ja Kim², K.B Lee³, Eeung Seok Yi²

¹*University of Science and Technology, Korea*

²*Korea Institute of Geoscience & Mineral Resources*

³*Korea Institute of Standards & Science*

Previous lunar mission such as Apollo 15, 16, Lunar Prospector and Kaguya have used Gamma-Ray Spectrometer (GRS) to determine chemical abundances of materials on lunar surface. Since it tells us important information to understand the origin of the Moon and the evolution of lunar crust, GRS system for the prospective Korea Lunar mission is currently being developed. In order to improve the sensitivity of GRS, it is important to reduce background signals in gamma-ray spectra providing identification of the peaks for effective elemental analysis. So, we constructed a Compton Suppression System (CSS) using HPGe and NaI(Tl) detectors. We carried out the basic experiments to reduce the background continuum for low background counting and determine the optimal condition to get the best Compton suppression factor. The characteristics of the CSS and the present results for basic experiment will be presented.

■ Sun (International)

Session Chair : Kyung-Suk Cho (KASI)

Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30

Room : OPHRYS

16:00 [V-2-1]

Dynamics of Magnetic Fields in Sunspot Light Bridges

Vasyl Yurchyshyn^{1,2}

¹*Big Bear Solar Observatory, New Jersey Institute of Technology, USA*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

Light bridges are bright structures that split sunspot umbra into several parts. It was shown that they are result of intense convection that develops in areas of weak umbral fields. We explore the dynamics of light bridges using high resolution data from the New Solar Telescope, which include measurements of Stokes profiles at the Fe 1.56mk spectral line and photospheric images of light bridges. We find presence of unusual multi-lobed profiles that are indications of transient dynamics changes in the magnetic structure. They could be related to the formation of small-scale macro-structures, such as emergence of magnetic loops or bending and drapping of the pre-existing umbral field lines. We suggest that these dynamic magnetic complexities that develop in light

bridges may be fueling heating of coronal loops.

16:45 [V-2-2]

Vertical Kink Oscillation of a Magnetic Flux Rope Structure in the Solar Corona

Sujin Kim¹, V. M. Nakariakov^{2,3,4}, Kyung-Suk Cho¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

²*University of Warwick, UK*

³*Kyung Hee University, Korea*

⁴*Central Astronomical Observatory of the Russian Academy of Science at Pulkovo, Russia*

Vertically transverse oscillations of a coronal magnetic rope, observed simultaneously in the 171 Å and 304 Å bandpasses of the Solar Dynamics Observatory (SDO) Atmospheric Imaging Assembly (AIA), are detected. The oscillation period is about 700 s and the displacement amplitude is about 1 Mm. The oscillation amplitude remains constant during the observation. Simultaneous observation of the rope in the bandpasses corresponding to the coronal and chromospheric temperatures suggests that it has a multi-thermal structure. Oscillatory patterns in 171 Å and 304 Å are coherent, which indicates that the observed kink oscillation is collective, in which the rope moves as a single entity. We interpret the oscillation is a fundamental standing vertically -polarized kink mode of the rope. In addition, the arcade situated above the rope and seen in the 171 Å bandpass, shows an oscillatory motion with the period of about 1,000 s. The question about the excitation mechanisms for the rope and arcade oscillations, and their possible coupling, is open.

16:30 [V-2-3]

A Trio of Flares Observed in AR 11087

Anand D Joshi¹, Terry G Forbes², Sung-Hong Park¹, Kyung-Suk Cho¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon, Republic of Korea*

²*University of New Hampshire, Durham, New Hampshire, USA*

We analyse three flares that occurred in NOAA active region 11087 on 13 July 2010. The first of the two flares were X-ray class B3 and did not show any associated CME. The third was the largest and brightest of the three flares with X-ray class C3 and an associated CME. Through this analysis we investigate the reason behind the CME eruption associated with the third flare, and explain why the first two flares did not produce any CME, making them confined events. AR 11087 had an active region filament to the south of the sunspot and a quiescent filament lying to its west. $H\alpha$ images in line centre and at ± 0.6 Å from the Dutch Open Telescope were used to study the event and obtain Dopplergrams. Extreme ultraviolet images were used from EUVI/STEREO and AIA/SDO to observe changes in the coronal structure, while magnetic flux was determined from transverse magnetograms from HMI. We find that the three events were not independent of each other, the process of disruption of coronal loops and cancellation of magnetic fields could be observed continuously over the entire time. Moreover, there appears a section of filament, visible only in AIA 304 Å, which connects the active

region filament to the quiescent one, mediating the effects of the flare between the two. Doppler observations show that this connecting filament was responsible for the eruption of a small segment that had appeared to the north of the quiescent filament just before the onset of the third flare.

16:45 [V-2-4]

Magnetic Structure and Nonthermal Electrons in the X6.9 Flare on 2011 August 09

J. E. Hwangbo^{1,2}, Jeongwoo Lee^{3,4}, Seong-Hong Park¹, Su-Chang Bong¹, D.-Y. Lee², Kyung-Suk Cho¹, Yeon-Han Kim¹, Y. D. Park¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk, National University*

³*Physics Department, New Jersey Institute of Technology,*

⁴*Chungnam National University*

The 2011 August 09 Flare is one of the largest X-ray flares of Sunspot Cycle 24, but the spatial information is rather limited due to its position close to the western limb. This paper presents the information on the location of high energy electrons derived from the hard X-ray and microwave spectra obtained with the Reuven Ramaty High-Energy Solar Spectroscopic Imager (RHESSI) and the Korean Solar Radio Burst Locator (KSRBL), respectively. The KSRBL microwave spectrum shows significant fluxes at low frequencies, implying that the high energy electrons reside in a coronal volume highly concentrated at strong magnetic fields, and rapidly expanding with decreasing magnetic fields. After a simple modeling of the microwave spectrum, we found that the microwave source should be located above the inner pair of magnetic poles in a large quadrupolar configuration. The time-dependent evolution of magnetic field distribution and total nonthermal energy derived from the microwave spectra is also consistent with the standard picture of multiple magnetic reconnections recurring at a magnetic null point that forms above the magnetic quadrupole and moves up with time.

17:00 [V-2-5]

Large-scale Contraction and Subsequent Disruption of Coronal Loops During Various Phases of the M6.2 Flare Associated with the Confined Flux Rope Eruption

Bhuwan Joshi¹, Upendra Kushwaha², Astrid Veronig³, Y. J. Moon¹

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Yongin, Gyeonggi-Do, Korea.*

²*Udaipur Solar Observatory, Physical Research Laboratory, Udaipur, India*

³*Kanzelhöhe Observatory/Institute of Physics, University of Graz, Graz, Austria*

We present a detailed multi-wavelength study of the M6.2 flare which was associated with a confined eruption of a prominence using TRACE, RHESSI, and NoRH observations. The pre-flare activity and precursor phase of the flare is characterized by spectacular large-scale

contraction of overlying EUV coronal loops during which the loop system exhibited an altitude decrease of ~ 20 Mm for an extended span of ~ 30 min. This contraction phase is accompanied by the sequential brightening in low-lying loops in the core of flaring region which is spatially correlated with co-spatial HXR (up to 25 keV) and MW sources, indicating the occurrence of localized events of magnetic reconnection in the source region before the prominence eruption and associated M-class flare. With the onset of impulsive phase of M6.2 flare, we detect HXR and MW sources that exhibit intricate temporal and spatial evolution in relation with the fast rise of the prominence. Following the flare maximum, the filament eruption was completely interrupted with the disruption of eruption front at a height of $\sim 5 \times 10^4$ km and consequently SOHO/LASCO images did not show any associated coronal mass ejection (CME). During the confinement process of the erupting prominence, we detect MW emission from the extended coronal region with multiple emission centroids which likely represent emission from hot blobs of plasma formed after the collapse of accelerated flux rope and entailing prominence material. We have performed RHESSI HXR spectroscopy of the flare and studied its energetics in detail. We argue the multi-wavelength observations in the context of scope and limitations of standard flare model and discuss their implications toward triggering mechanisms of solar eruptions.

17:15 [V-2-6]

Mass and Energy of Erupting Hot Plasma in X-rays

Jin-Yi Lee¹, John C. Raymond², Katharine K. Reeves², Yong-Jae Moon^{1,2}, Kap-Sung Kim^{1,2}

¹*Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea*

²*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

³*Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics, USA*

We investigate seven eruptive hot plasma observations by Hinode/XRT. Their corresponding EUV and/or white light CME features are visible in some events. Five events are observed in several passbands in X-rays, which allows the determination

of the eruptive plasma temperature using a filter ratio method. We find that the isothermal temperatures vary from 1.6 to 10 MK. These temperatures are an average weighted toward higher temperature plasma. We determine the mass constraints of eruptive plasmas by assuming simplified geometrical structures of the plasma with isothermal plasma temperatures. This method provides an upper limit to the masses of the observed eruptive plasmas in X-ray passbands since any clumping causes the overestimation of the mass. For the other two events, we assume the temperatures are at the maximum temperature of the XRT temperature response function, which gives a lower limit of the masses. We find that the masses in XRT, $3 \times 10^{13} - 5 \times 10^{14}$ g, are smaller in their upper limit than total masses obtained by LASCO, 1×10^{15} g. In addition, we estimate the radiative loss, thermal conduction, thermal, and kinetic energies of the eruptive hot plasma in X-rays. For four events, we find that the thermal conduction time scales are much shorter than the duration of eruption. This result implies that additional heating during the eruption may be required to explain the hot plasma observations in X-rays for the four events.

■ Korean Satellites/Data (Special)

Session Chair : Dae-Young Lee (Chungbuk Nat'l Univ.)

Oct. 30 (Thu.) 16:00~17:30

Room : AZALEA

16:00 [V-3-1]

Progress of Next Generation Small Satellite-1

Kyoung Wook Min¹ and ISSS team

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

NGSS-1, the first of the Next Generation Small Satellite (NGSS) series, is currently being developed at Korea Advanced Institute of Science and Technology with expected launch in 2017. Whereas NGSS-1 is primarily a technology demonstration satellite with multiple engineering payloads to be operated during daytime, its nighttime operation is reserved for astrophysics and space science with the scientific goals of understanding star formation and space storms, respectively. The present paper especially discusses the space science payloads, named Instruments for the Study of Space Storms (ISSS), which will observe the space environment at low-Earth orbit during geomagnetically disturbed periods. ISSS consists of packages of space radiation detectors (SRD) and space plasma detectors (SPD): SRD, composed of a Medium Energy Particle Detector (MEPD) and a High Energy Particle Detector (HEPD), will be operated in the subauroral regions to observe energetic electrons in the energy range from ~ 40 keV to ~ 1 MeV, together with energetic neutral atoms and high energy protons, that originate from the radiation belts and ring currents; SPD, composed of a Langmuir Probe (LP), a Retarding Potential Analyzer (RPA), and an Ion Drift Meter (IDM), will be operated in the mid- and low-latitude regions to observe small-scale ionospheric irregularities that cause scintillations in the signals from communication and navigation satellites. Scientific operation is expected to be difficult and very limited as the orbits are shared with many other payloads that have diverse mission goals: hence, careful planning is necessary to maximize the scientific return from limited observations. One of such efforts is to predict space storms well in advance so that timely observations can be made. The present paper will discuss the current stage of ISSS development and the strategy for the efficient operation of ISSS in space.

16:15 [V-3-2]

Space Weather Monitor KSEM aboard the Korean Geostationary Satellite GEO-KOMPSAT-2A

Jongho Seon¹, K. S. Chae¹, Y. Seo¹, S. Yoon¹, Y. C. Shin¹, J. H. Jeon¹, T. K. Yun¹, J. Woo¹, S. H. Chung¹, E. Lee¹, J. Lee¹, K. H. Kim¹, D. H. Lee¹, H. Jin¹, J. G. Sample², D. Larson², G. K. Parks², M. P. McCarthy², A. Hilgers³, J-P. Luntama³, J-Y. Park⁴, K-W. Jin⁵, K. H. Yang⁵, H. S. Lee⁶, D. H. Kim⁶

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Space Science Laboratory, UC, Berkeley, USA*

³ESTEC, European Space Agency, Netherland

⁴Satrec Initiative Co. Ltd.

⁵Korea Aerospace Research Institute

⁶Korea Meteorological Administration

A suite of space weather monitors aboard the second Korean geostationary satellite GEO-KOMPSAT-2A is being developed for monitoring of fluctuations of energetic particles and magnetic fields at the geostationary orbits. The suite KSEM will be operated over the local time of Korean peninsula from 2018 and consists of energetic particle detectors, a set of dual magnetometers, and a spacecraft charging monitor. The energetic particle detectors simultaneously measure the population of charged particles in the energy range of at least 100 keV ~ 2 MeV for electrons and 100 keV ~ 20 MeV for protons, respectively, over the six viewing angles. The dual magnetometer samples variations of low frequency magnetic fields at two different locations on a deployable boom to accurately measure the Earth's magnetic fields by separating the spacecraft contribution. The spacecraft charging monitor measures integrated fluxes of electrons above ~ 1 MeV that is crucial for the satellite operation. A brief description of the sensors will be provided based on the current design together with the extensive collaboration among the institutions worldwide.

16:30 [V-3-3]

Application Plan of Domestic Satellite Data for Ionospheric and Upper Atmospheric Researches

Young-Sil Kwak^{1,2} and Jae-Jin Lee^{1,2}

¹Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea,

²University of Science and Technology, Korea

Korea began the domestic satellite-based ionospheric research by using the plasma density measurements by the Langmuir Probe on the KOMPSAT-1 (Korean Multi-Purpose SATellite-1) launched in 1999. The STSAT-1 (Science and Technology SATellite-1) launched in 2003 was the first space observation satellite in Korea, and the space physics of the Earth's polar region was studied by measuring the populations of charged particles precipitating into the Earth's upper atmosphere. Recently, the Next Generation Small Satellite project for the study of space storms including ionospheric storms was initiated in 2012 and the satellite will be launched in 2016. In the future, many domestic satellite programs will be constructed more. This talk will give a brief overview of the science questions and research objectives in the ionospheric and upper atmospheric observations. Moreover, this talk will suggest application plans of domestic satellite data for understanding the questions and objectives, and will propose some payloads for ionospheric and upper atmospheric researches.

16:45 [V-3-4]

Science Topics with Radiation Belts and Suggestions for GK-2A

Kyung-Chan Kim¹, Dae-Young Lee², Jaejin Lee¹, Junga Hwang¹, Dae-Kyu Shin²

¹Korea Astronomy and Space Science Institute,

²Chungbuk National University

Geosynchronous orbit is an important region for space weather applications not only because of a prime location for commercial spacecraft but also because of an interesting region of the magnetosphere. GK-2A (GEO-KOMPSAT-2) will be launched in late 2018 for the space weather monitoring mission, so it is equipped with KSEM (Korean Space Environment Monitor) payload and will operate in geosynchronous orbit. In this talk, we briefly introduce topics related to Van Allen radiation belts and suggest how the GK-2A data can be used to enhance our understanding of the radiation belts.

17:00 [V-3-5]

Development of Prediction Model of the Geosynchronous Electron Fluxes at a Wide Energy Range Based on a Neural Network Scheme

Dae-Kyu Shin¹, Dae-Young Lee¹, Kyung-Chan Kim²

¹Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University

²Korea Astronomy and Space Science Institute

The orbit in the range 2 to 7 Re (earth radii), which include the geosynchronous orbit, is known to be filled with particles of various energies. Charged particles in the radiation belt can cause irreparable damage to the instruments and equipment on satellites. Significant problems in satellite systems due to flux enhancement has promoted development of electron flux prediction model. In this study, we adopted a neural network technique to predict the electron flux in a geosynchronous orbit. Solar wind data and geomagnetic indices are used for input parameter of the neural network. Our prediction model can predict the typical substorm-associated energetic (~40-400 keV) and relativistic-energy (> 0.8 MeV, > 2 MeV) electron fluxes up to 24 hours ahead with a reasonably good prediction efficiency. Also we analyzed the prediction efficiency along the geomagnetic latitude and magnetic local time. This work was supported by a grant to Chungbuk National University from National Meteorological Satellite Center in 2014.

17:15 [V-3-6]

Expected Electron Microburst Energy Dispersion Caused by Chorus Wave Interaction

Jaejin Lee¹, Kyung-Chan Kim¹, Yeon-Han Kim¹, George Parks², Young-Deuk Park¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²UC Berkeley Space Sciences Lab

Electron microbursts in space physics are defined by strong electron precipitation having duration less than 1 sec. Since the first observations with X-ray detectors onboard balloon in 1960s, many experiments have revealed the detail characteristics of the microbursts. The microbursts have minimum duration of 250 msec and the coincidence of chorus and microburst occurrence supports the origin of wave-particle interaction. In addition, recent

measurements revealed the microburst does not fill the loss cone and shows less e-folding energy in parallel component than perpendicular one. However, several characteristics are remained unsolved. For example, the relationship between ~100 keV and MeV microburst is still unknown. If the energy dispersion of microbursts could be measured, we might understand how the microbursts are produced by wave-particle interaction. Because the microburst duration is less than the electron bouncing period, the energy dispersion should be identified if the detectors have enough fast time resolution. During chorus waves propagate along magnetic field, the resonance condition should be satisfied at different magnetic latitude for different energy electrons because chorus have narrow frequency band. If we observed electron microbursts at low altitude, the arrival time of different energy electrons should make unique energy dispersion structures. In this study, we tried to show the expected microburst energy dispersion with simple test particle simulation. These results may provide useful information in designing electron detectors for the future mission.

■ Plenary Session / Invited Speech III

Vasyl Yurchyshyn

Session Chair : Kyungsuk Cho (KASI)

Oct. 31 (Fri.) 09:30~10:10

Room : PAMPAS

09:30 [IS-III]

The Chromosphere above the Sunspot Umbra as Seen in New Solar Telescope and Interface Region Imaging Spectrograph

Vasyl Yurchyshyn

Big Bear Solar Observatory, USA

Recent observations of sunspot's umbra suggested that it may be finely structured at a sub-arcsecond scale representing a mix of hot and cool plasma elements. In this study we will report the first detailed observations of the umbral spikes, which are cool jet-like structures seen in the chromosphere of an umbra. The preliminary analysis indicates that the spikes are not associated with photospheric umbral dots and they rather tend to occur above darkest parts of the umbra, where magnetic fields are strongest. The spikes exhibit up and down oscillatory motions and their spectral evolution suggests that they might be driven by upward propagating shocks generated by photospheric oscillations. We analyze sunspot oscillations using Interface Region Imaging Spectrograph (IRIS) slit-jaw and spectral data and narrow-band chromospheric images from the New Solar Telescope (NST). The intensity of chromospheric shocks displays a long term (about 20-min) variations. Data allowed us to conclude that sunspot umbral flashes (UFs) may appear in the form of narrow bright lanes running along the light bridges and surrounding clusters of umbral bright points. Time series also suggested that UFs preferred to appear on the sunspot-center side of light bridges, which may indicate the existence of a compact sub-photospheric driver of sunspot oscillations. The sunspot's umbra as

seen in the IRIS chromospheric and transition region data appears bright above the locations of light bridges and the areas where the dark umbra is dotted with clusters of umbral dots. Co-spatial and co-temporal SDO/AIA data showed that the same locations were associated with bright footpoints of coronal loops suggesting that the light bridges may play an important role in heating the coronal sunspot loops. Finally, the power spectra analysis showed that the intensity of chromospheric and transition region oscillations significantly vary across the umbra and with height, suggesting that umbral non-uniformities and the structure of sunspot magnetic fields may play a role in wave propagation and heating of umbral loops.

■ Lunar Sciences (Special) II

Session Chair : Yu Yi (CNU)

Oct. 31(Fri.) 10:20~12:05

Room : PAMPAS

10:20 [VI-1-1]

Observational simulation for functional qualification of Mid-Wave InfraRed Spectrometer (MWIR Spectrometer)

Haingja Seo, Enjin Choi, BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim, Seunghye Son, Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

Infrared spectrometer is powerful instrument for observation of solar system objects. The wavelength with 3~5 micron, especially, gives the much information of solar system objects. The researches of martian dust and methane is processing in this wavelength at Mars, Titan, Jupiter, Saturn, and other planets. And the first instrument for lunar exploration in this wavelength is possible to find water at lunar permanent shadow region. We check the validity of current specification and layout according this simulation. The data reduction of spectrum for solar system object is processed in reverse order, and the object bodies are Titan and Jupiter.

10:35 [VI-1-2]

Geological Composition Analysis of the Lunar Regions Containing the Pit Craters

Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

The lunar lava tube might be the potential habitable shelter of the human on the Moon in the future. Recently lunar small pit craters whose diameter is less than 50 m are reported over 200 cases. We sorted out the pit craters that have similarity in morphology. If the lava tube really exist under the subsurface of lunar pit crater region, one evidence is that the lava viscosity was low in the pit crater region in the past. The viscosity of lava is determined by the ratio of pyroxene and olivine. Therefore, we analyze compositional properties of lunar pit crater regions and make color ratio map that use the IBD(Integrated Band Depth) method about

Chandrayaan-1/M3 hyper spectral data. As a result, compositional properties of sorted pit craters might be of strong pyroxene, this result show the possibility of lava tube existence in the lunar subsurface because the viscosity of lava flow might be low enough in the past.

10:50 [VI-1-3]**Verification of the Lava Tube from the Lunar Pit Craters Based on Pit Crater Images**

Jongil Jung, Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

Recently, the pit crater is found by the high resolution images taken by the orbiter missions. The pit crater is of nearly vertical slope rim unlike the impact crater. Such pit crater might be formed by collapse of the surface over the void tube and empty chamber. Because the pit crater may have a feature of either void space or cave in the subsurface, the study of pit crater is very important. Thus, we experimented to know if a void space or lava tube exists in the subsurface or not. Using a paper clay, we made 3 models of the pit crater and we simulated brightness profiles each clay models. The bottom of the pit crater is shaped with 3 models of (1) concave floor void (2) flat floor void and (3) convex floor tube. Here we present the results of the simulated brightness profile of each models.

11:05 [VI-1-4]**The Morphological Characteristics and Origin of the Double Ray in the Third Quadrant of the Mare Nubium**

Eung Seok Yi¹, Sung Soon Lee², Yi re Choi³, Kyeong Ja Kim², Yong Ha Kim¹

¹*Chungnam National University*

²*Korea Institute of Geoscience and Mineral Resources,*

³*Korea University of Science and Technology*

The nature and origin of lunar crater rays have been the subject of controversy. While previous researches have made considerable progress in understanding the characteristics of lunar rays, a number of questions remain. Since these questions are associated with composition of rays, we have investigated the double ray located in the northwest of the Tycho crater. We used FeO, TiO₂, and Optical MATurity (OMAT) values derived from the SELENE's Multiband Imager data such as three wavelengths (415, 750, 950 nm), 950 nm / 750 nm ratio, and OMAT. We present preliminary results related to the difference of the direction, the range and origin of the double ray that stretched in the third quadrant of the Mare Nubium.

11:20 [VI-1-5]**Characteristics of Small-scale Magnetic Anomalies Outside of Mare Crisium**

Seul-Min Baek¹, Khan-Hyuk Kim¹, Ho Jin¹, Jung-Kyu Lee¹, Hyo-Jeong Lee¹, Ian Garrick-Bethell^{1,2}, Doug Hemingway²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Earth and Planetary Science, UC Santa Cruz*

At the Moon, there are relatively strong crustal magnetic field anomalies. We investigate small structures of magnetic anomalies near Mare Crisium. The magnetic data acquired with the magnetometer (MAG) aboard Lunar Prospector (LP) are used. The magnetic fields of specific features are examined: The isolated small magnetic anomalies. An approximate inversion, using a point source model, of MAG data has provided estimates for the locations, scale size, and magnetization characteristics of magnetized lunar. Six data sets are examined separately for each of the isolated magnetic anomalies: three components of the vector magnetic field data and three components of position vector along a given LP track. Near the inner northern and southern edges in the Crisium basin, there are magnetic anomalies showing a bipolar perturbation in B_z component, monopolar perturbation in the B_y component, and monopolar perturbation in the B_x component. From inspection of the data in the range of 40°~ 100°E in longitude and -20°~ 40°N in latitude covering Crisium, many small-scale magnetic anomalies were also found. They are distributed in a wide range of distances from Crisium. Although most of them have amplitudes smaller than the two main Crisium anomalies, their magnetic polarities are similar to those at Crisium. This suggests that the origin of the small structures of magnetic anomalies near Crisium is not different from that of the Crisium anomalies.

11:35 [VI-1-6] More Science with Less Launch Opportunities: Trajectory Options for Future Planetary Missions in Korea

Young-Joo Song

Korea Aerospace Research Institute

Korea Aerospace Research Institute (KARI) has been continuously operating an earth satellite since the first launch of Korea Multi-Purpose Satellite -1 (KOMPSAT-1) in 1999, and now expands interests to outer space. According to KARI Vision 2040 recently announced, Korea plans to send up a lunar orbiter and a lander before the end of 2020, and also plans to explore the Mars, asteroids, and deep space. Unlike so-called "space powers", planning such planetary missions in Korea would never be easy to form a social consensus as massive budget is required. Therefore, it seems that efficient strategy is necessary to maximize overall interests among the Korea space science community, the Korea astronautical community, government and mostly, the nation. In this talk, trajectory option which utilize the lunar flyby en-route to Mars is suggested and discussed for the future Korea's Mars mission. Such a transfer trajectory could possibly give a chance to explore both the Moon and Mars with one single launch. During the lunar flyby phase, various sub lunar mission can be performed for lunar science, i.e., drop a lunar cubesat impactor, release multiple cubesats for formation flying around the Moon, and down-sized lander/rover operation, etc. At the Mars arrival phase, planned nominal science operation with down-sized Mars orbiter or lander/rover, etc can also be made. Appropriate launch date of this conceptual mission would mostly be preferable around

2025, as Korea would secured critical technologies with direct lunar mission already performed at 2020. In addition, launch of this spacecraft could be used as a test spacecraft to form a solid basis for the Korea's main Mars mission, planed around 2030. Various heritages obtained from this test flyby mission could also be applied to further Korea's flyby mission aimed to explore outer planets. Although only basic mission concept is suggested in this talk, author believe that this trajectory option could be one of the strong candidates that can enrich the future Korea's planetary mission. To realize this conceptual mission, more detailed mission feasibility study regarding unique science objectives should firstly be made in cooperation of engineering and science communities established for Korea's future planetary missions.

11:50 [VI-1-7]

Development of Opto-mechanical System of the Pototype Mid-wave Infrared (MWIR) Spectrometer for Lunar and Planetary Explorations

Seunghye Son, Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Haingja Seo and Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

Mid-Wave infrared (MWIR) spectrometer is under development at KARI, which is expected to be aboard in future lunar and planetary explorations. Dust, water or other volatiles from the Moon and planets can be measured using a MWIR spectrometer. As the first step, we are building a laboratory model of the MWIR spectrometer with a wavelength coverage of ~ 3 micron. Custom design of lens and mirror mounts is implemented for easy assembly within a system and alignment of optics. with We present a design of un opto-mechanical system in the MWIR spectrometer, and discuss technical specification and requirement.

■ Sun / Space Environment V
Session Chair : Jin-Yi Lee (KHU)
Oct. 31 (Fri.) 10:20~12:05
Room : OPHRYS

10:20 [VI-2-1]

Korea Data Center for Solar Dynamic Observatory

Kyungsuk Cho¹, Young-Deuk Park¹, Yeonhan Kim¹, Eunmi Hwang¹, Seonghwan Choi¹, Jungyeob Park^{1,2}, Ji-Hye Back¹, and Jaejin Lee¹

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

²*KyungHee University, Korea*

NASA and the Korea Astronomy and Space Science Institute (KASI) signed a Letter of Agreement on July 29, 2010, expressing mutual interest in sharing the data of

the Solar Dynamic Observatory (SDO). According to the Letter, KASI developed a data center for dissemination of the SDO data to Asian region. The SDO data are being transmitted from the Stanford University to the KASI at a speed of 10 Gbps via the Global Ring Network for Advanced Application Development (GLORIAD), and then archived in the KASI's storage, which is designed to store ~ 2.5 petabytes of data for five year. In this presentation, we will briefly report on the current status of the SDO data center in KASI.

10:35 [VI-2-2]

Evaluation of a Flare Probability Forecast Model using Skill Scores with Relative Importance

Jongyeob Park^{1,2}, Yong-Jae Moon², Jaejin Lee¹, Kangjin Lee²

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute*

²*Kyung Hee University*

In this study we have made an evaluation of flare probability forecast model (Lee et al. 2012) with relative importance. This model provides an event occurrence probability of three different classes (C, M, and X) for a given active region using sunspot class and its area change. In practical forecast, it is difficult for forecasters to determine a probability threshold which divides 'yes' or 'no' for the occurrence of a solar flare. We calculate daily solar flare probabilities from 1996 to 2014 using this model and statistical skill scores (F1 Score, Critical Success Index, Gilbert Skill Score, Heidek Skill Score, and True Skill Score) through a contingency table using the probabilities as a function of probability threshold. Overall frequencies are 61.08% (C), 22.83% (M), and 5.44% (X). The maximum probabilities computed by the model are 99.9% (C), 89.39% (M), and 25.45% (X), respectively. The probability threshold that gives the maximum skill scores strongly depend on flare class and type of a skill score. The probability threshold ranges from 24.5% to 41.4% for C-class flares, 12.9% to 20% for M-class ones, and 1.5% to 7.4% for X-class ones. For the generally used Heidek skill score, which is not biased by event frequency, the probability thresholds are 41% (C), 20% (M), and 7.4% (X). We investigate the dependence of probability threshold on the relative importance between a false positive (i.e. flase alarm) and a false negative (i.e. miss). We also examine the change of probability threshold using the ratio of 'cost' with forecast and 'loss' without forecast. We expect that this study would provide a guideline to determine the probability threshold for space weather forecast.

10:50 [VI-2-3]

Dependence of Occurrence Rates of Solar Flares and Coronal Mass Ejections on Solar Cycle Phase

Kangjin Lee¹, Yong-Jae Moon^{1,2}

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Department of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University*

We investigate the dependence of occurrence rates of

solar flares and CMEs on solar cycle phase. For this we consider major flares (GOES M and X-class) and SOHO/LASCO front-side halo (partial and full halo) CMEs from 1996 to 2013. We classify solar cycle phase as follows: (1) ascending phase of solar cycle 23(1996-2000), (2) maximum phase of solar cycle 23(2001-2003), (3) descending phase of solar cycle 23(2004-2008), and (4) ascending phase of solar cycle 24(2009-2013). We select 6 flare/CME productive sunspot classes: 'Fkc', 'Ekc', 'Dkc', 'Fki', 'Eki', and 'Dki'. We find that the rates of flares and CMEs for asymmetric and compact sunspot classes ('Fkc', 'Ekc', and 'Dkc') are significantly larger in the descending phase of solar cycle 23 than those in the other phases. Especially, in case of 'Fkc' and 'Ekc' sunspot classes, the number of their sunspot classes for the descending phase of solar cycle 23 is the smallest but the rates of the flares and CMEs are the largest. In addition, we discuss physical reasons that major flares and CMEs more occurred in the descending phase of solar cycle 23 than the other periods.

11:05 [VI-2-4]

Wave Properties of a Pore Observed by SDO HMI and AIA on 2013 March 11

Su-Chan Bong^{1,2}, Kyung-Suk Cho^{1,2}, Eun-Kyung Lim¹, Il-Hyun Cho^{1,2}, Yeon-Han Kim^{1,2}, Young-Deuk Park¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²University of Science and Technology

We report the wave properties of a pore observed by HMI (Helioseismic and Magnetic Imager) and AIA (Atmospheric Imaging Assembly) onboard SDO (Solar Dynamics Observatory) on 2013 March 11. The pore is about 5 arcsec in diameter and well isolated from the other pores or spots. We calculated the weighted mean values of intensity, line-of-sight magnetic field, and line-of-sight velocity inside the pore as well as the area. We found a correlation and time shift between the magnetic field and velocity oscillation, and chromospheric and coronal oscillations.

11:20 [VI-2-5]

Statistical Investigation on the Source Regions of Decameter-hectometer (DH) Type II Radio Bursts Using SOHO/LASCO Observations

Jae-Ok Lee¹, Yong-Jae Moon^{1,2}, Jin-Yi Lee², and Kyoung-Sun Lee³

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,

²Astronomy & Space Science, Kyung Hee University, Korea

³Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Japan

It is well known that a decameter-hectometer (DH) type II radio burst can be generated by a CME-driven shock in the solar corona (2Rs ~ 10Rs). In this study we have examined whether DH type II radio bursts are caused by the fronts or flanks of their associated CMEs. For this, we consider 64 Wind/WAVES DH type II radio bursts (from 1998 to 2012) associated with SOHO/LASCO limb CMEs using the following criteria: (1) the fundamental emission frequency of a DH type II radio burst is well

identified; (2) its associated CME is clearly identified in the LASCO-C2 or C3 field of view at the time of type II observation. For these events, we determine their mean emission frequencies and the heights of their leading edges. These heights are compared with those from the one- and ten-fold Saito's coronal density model, which corresponds to an observational range from previous solar type II observations. Major results from this study are summarized as follows. (1) For about 61 % (39/64) of the events, the heights of CME leading edges are comparable to the estimated heights of DH type II bursts using the density models, implying that the bursts should be generated at the CME fronts. (2) For about 35 % (22/64) of the events, the heights are higher than the estimated heights, implying that the DH type II radio bursts could be generated at the CME flanks. Our results statistically indicate that the source regions of DH type II radio bursts are either CME fronts or flanks, as metric type II radio bursts.

11:35 [VI-2-6]

Forecast of Solar Proton Flux Profiles for Well-connected and Poorly-connected Events

Eun-Young Ji¹ and Yong-Jae Moon²

¹Korea Polar Research Institute, Korea

²School of Space Research, KyungHee University, Korea

We have developed forecast models of solar proton flux profile (> 10 MeV channel) for well-connected and poorly-connected solar proton events (SPEs). For well-connected SPEs, we develop two models: (1) a model using X-ray flare parameters; (2) a model using X-ray flare and CME parameters. We use a Weibull function to approximate a SPE flux profile for well-connected events. The correlation coefficient and RMS error between the predicted and observed proton peak fluxes for the Model 1 are 0.65 and 0.55 log₁₀(pfu) and those of the Model 2 are 0.83 and 0.35 log₁₀(pfu), respectively. The RMS errors between the predicted and observed rise and decay times for the Model 1 are 6.5 h and 17.2 h and those of the Model 2 are 6.0 h and 17.4 h, respectively. We examine the relationship between the error of the Model 2 and CME acceleration. We can see that the larger CME acceleration is, the larger error is. From this result, we think that the CME acceleration parameter is an important factor for predicting proton flux profile. For poorly-connected events, we make the Model 3 using a Gumbel function based on X-ray flare data in order to approximate a SPE flux profile. The correlation coefficient and RMS error between the predicted and observed proton peak fluxes for the Model 3 are 0.63 and 0.74 log₁₀(pfu). The Model 3 can approximately predict the proton peak flux, but not its flux profile in the rise and decay phases. From this result, we realize that it is hard to predict the flux profiles of poorly-connected SPEs.

11:50 [VI-2-7]

Are 3-D CME Parameters from Single-view Observations Consistent with Multi-view Ones?

Harim Lee, Y.-J. Moon, Hyeonock Na, Soojeong Jang, and Jae-Ok Lee

School of Space Research, Kyung Hee University

Several geometrical models have been suggested to infer the 3-D parameters (e.g., radial velocity, angular width, and source location) of CMEs using multi-view observations (STEREO/SECCHI) and single-view observations (SOHO/LASCO). To prepare for when only single-view observation is available, we have made a test whether the 3-D parameters of CMEs from single-view observations are consistent with those from multi-view observations. For this test, we select 44 CMEs with the following conditions: partial and full halo CMEs (apparent angular width $> 120^\circ$) by SOHO/LASCO and limb CMEs by twin STEREO spacecraft. We use SOHO/LASCO and STEREO/SECCHI data during the period from December 2010 to June 2011 when they were in quadrature. These events have an advantage that we can directly determine their radial velocities and angular widths from twin STEREO spacecraft. In this study, we compare the 3-D parameters of these CMEs from four different methods: (1) a geometrical triangulation method for multi-view observations using STEREO/SECCHI and SOHO/LASCO data, (2) a Graduated Cylindrical Shell (GCS) flux rope model for multi-view observations using STEREO/SECCHI data, (3) an ice cream cone model for single-view observations using SOHO/LASCO data, and (4) the direct measurement from twin STEREO spacecraft. We find that the radial velocities of the CMEs from four methods are well consistent with one another with high correlations ($CC > 0.9$). We also find that the source locations of the CMEs from three geometrical methods are well consistent with the direct measurement with high correlations ($CC > 0.9$), implying that most of the CMEs are radially ejected. It is noted that the angular widths of the CMEs from the multi-view observations are consistent with the direct measurement from twin STEREO spacecraft, while the angular widths by the ice-cream cone model are underestimated for broad CMEs whose angular widths are larger than 100° . The above results support that it is possible for us to reasonably estimate the radial velocities and the source locations of broad CMEs from single-view observations.

■ **Space Optoelectronics (Special)**
Session Chair : Youngchun Youk (KARI)
Oct. 31 (Fri.) 10:20~12:05
Room : AZALEA

10:20 [VI-3-1]

The Design and Performance of the Geostationary Environment Monitoring Spectrometer(GEMS) on Geostationary Earth Orbit KOREA Multi-Purpose SATellite-2B(GEO-KOMPSAT-2B)

Dai Ho Ko, Seonghui Kim, Eung Shik Lee, Suyoung Chang, Jong-Moon Park, Youngchun Youk, Deogyu Lee, Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

The Geostationary Environment Monitoring Spectrometer (GEMS) is one of two instruments onboard the second Geostationary Earth Orbit KOREA Multi-Purpose SATellite-2B(GEO-KOMPSAT-2B), which is scheduled to launch in 2018. The GEMS is a geostationary UV-Vis hyperspectral imager designed to monitor trans-boundary

tropospheric pollution events over the Asia-Pacific region including Korean peninsula. The spectrometer provides high temporal and spatial resolution (7 km N/S by 8 km E/W per one hour) measurements of ozone, its precursors, trace gases, and aerosols. Over the short-term, hourly measurements by GEMS will improve early warnings for potentially dangerous pollution events and monitor population exposure. The GEMS sensor design and performance are discussed.

10:35 [VI-3-2]

Geostationary Ocean Color Imager-II (GOCI-II) Design and In-orbit Solar Calibration Method

Geumsil Kang, Haengpal Heo, Sangsoon Yong

Korea Aerospace Research Institute

The GOCI-II is a next generation of the GOCI, which was one of the major payloads in COMS as the 1st ocean color imager in the world operating on the geostationary orbit. The GOCI-II which will be accommodated on GK2B with another payload, GEMS, is now under critical design phase since its Kick off meeting on 2013. The main mission of GOCI-II is to monitor an ocean color around the Korean peninsula. GOCI-II will provide ten times observation per day on ocean color around the Korean peninsula with 12 spectral channels. Also it has additional ability to observe the full disc with respect to the GOCI. In this paper, the GOCI-II design and the development status is introduced. Also the radiometric calibration method, which is important performance in view of ocean monitoring mission, is discussed.

10:50 [VI-3-3]

The Introduction of CEU for Satellite in i3system

Seongyeol Pyo¹, Changhyn Park¹, Heejib Wang¹, Hyeon-se Seo¹, Byunghyuk Kim¹, Sang-Soon Yong², Jong-Pil Kong²

¹*i3system, Inc.*

²*Korea Aerospace Research Institute,*

EO(Electro Optical)/IR(Infrared) camera system is a important part to complete mission in satellite field.

Over the last decade, i3system has developed camera electronics and detectors for EO/IR. With the accumulating knowledge we developed CEU(Camera Electronics Unit) and Lunar Exploration Stereo Camera with KARI(Korea Aerospace Research Institute). Also the cooled IR camera with own IR detector has been mounted on Naro Science Satellite and it completed given mission successfully.

In this paper i3system's EO/IR technologies will be introduced.

11:05 [VI-3-4]

Data Transmission Technologies for Earth Exploration Satellites

Sang-Gyu Lee, Jong-Tae Lee

Korea Aerospace Research Institute

As the demand for satellite images with a higher resolution and wider swath is growing ever more, transmission of mass data over limited bandwidth shall be a problem in future satellite program. This paper describes the technical issues of earth exploration satellite data transmission and the current situation of technology development in Korea. The core technologies for satellite data treatment are in general based on convergence of ICT (information and communication technology). For example, frequency reuse, handling of higher data rate, effective modulation, data compression, storage, coding and precise antenna with high gain are the key elements for transmitting satellite data from space to ground. Recently, there have been being some activities to localize such technologies in Korea. This paper introduces design considerations required for implementing the data transmission subsystem, as well as various efforts for industrializing the relevant technologies in Korea, and concludes with remark about the way of research in the future.

Results from thermal test and vibration test of the coated 1-m lightweight mirror system are presented.

11:20 [VI-3-5]

High Resolution EO Camera System for Small Satellites: Performance and Possibility of Constellation Imaging

Young-Wan Choi, Myung-Seok Kang, Jongun Kim,
Ee-Eul Kim

Satrec initiative, 461-26 Jeonmin, Yuseong, Taejeon, Korea

With the successful launch and operation of DubaiSat-2 and Deimos-2, Satrec initiative (SI) has demonstrated high resolution imaging based on small satellite systems. Since their launch, DubaiSat-2 on November 21, 2013 and Deimos-2 on June 19, 2014, both have been producing 1-m resolution (GSD) image data at 600 km altitude. The early operation of the systems was successful and confirmed that the system performance was compliant with mission requirements. In addition to their foreseen performance, the possibility and potentiality of constellation imaging is also spotted. In this paper, the early operation results of DubaiSat-2 and Deimos-2 will be delivered and the possibility of constellation imaging will be described

11:35 [VI-3-6]

Development of 1 m Lightweight Mirror for Spaceborne EO (Electro-Optical) Cameras

Hagyong Kihm¹, Ho-Soon Yang¹, Yun-Woo Lee¹, Deog-Gyu Lee², Seung-Hoon Lee²

¹*Korea Research Institute of Standards and Science,*

²*Korea Aerospace Research Institute*

We present the development of a 1-m lightweight mirror system for a spaceborne electro-optical camera. The mirror design was optimized to satisfy the performance requirements under launch loads and space environment. We also show an analytical formulation of the bipod flexure for mounting the 1-m primary mirror in a space telescope. Experimental verification of the flexure is achieved by vibration test with a dummy mirror system.

Poster Session

■ Oct. 30 (Thu.) 15:00~16:00

Room : PAMPAS / OPHRYS / AZALEA

■ Space Technology

[P-1] The Design of 8 Shaped Trajectory of a Quadrotor

Sang-Wook Kang, Jong-Tai Jang, Hyeon Cheol Gong

Korea Aerospace Research Institute

Quadrotor is a small sized flight vehicle having four propellers on the each frames and in the present, it is widely used in the various fields such as broadcast shootings, entertainment, forest fire observation etc. In this paper, we formulated the six degree of freedom of dynamic equations for a quadrotor and performed the simulation of 8 shaped trajectory for indoor environments. We simplified the equations of motion and fixed yaw angle because it is so difficult to solve the non-linear dynamic equations. Therefore the objective function is set to minimize the total flight time and control variables as thrust, roll angle, pitch angle. To solve the two point boundary values problem, we used the hp-adaptive Radau pseudospectral Gaussian quadrature method which is a kind of direct methods. By the simulation we obtained the flight data for the optimal 8 shaped trajectory of a quadrotor.

[P-2] Verification of Functional Performance for STEP Cube Lab. Payloads through Thermal Vacuum Test

Soo-Jin Kang^{1,3}, Heon-Woo Ha^{1,3}, Sung-Hyeon Han^{1,3},
Joung-Ki Seo², Hyun-Ung Oh^{1,3}

¹Space Technology Synthesis Laboratory, Department of Aerospace Engineering

²SaTreC(Satellite Technology Research Center), KAIST

³Chosun University

STEP Cube Lab. having been developed by Chosun University is a pico-class satellite to be launched at 2015. The main mission objective of STEP Cube Lab. is to verify the space technical effectiveness of development payloads. To verify the functional performance at qualification level, Thermal vacuum test and balance test were performed. Test items are the concentrating photovoltaic power system, the non-explosive holding and release mechanism MEMS based solid propellant thruster as primary payloads. Functional performance of aforementioned payloads were successively verified through the extreme thermal vacuum test. In addition, the thermal mathematical model were re-constructed to correlated with the practical payloads model based on measured temperature data from the thermal balance test for high reliability of TMM.

[P-3] Attitude Control Performance Analysis of Star Tracker and Gyro Misalignment

Woo-Yong Kang, Jo Ryeong Yim, Hyun-Ho Seo,
Hong-Taek Choi

Korea Aerospace Research Institute

In order to obtain satellite image for the desired target, precise attitude determination is required. Low earth orbit imaging satellites perform precise attitude determination using star tracker and gyro. Not only star tracker and gyro measurement data but also alignment angle are used to determine attitude. Therefore, when there are errors in the alignment angle, the calculated attitude can be wrong. In this paper, the attitude control performance according to misalignment angle of star tracker and gyro is analysed. Simulation is executed after generating of star tracker and gyro misalignment by KOMPSIM. The analysis result showed that the attitude control error is not affected by the misalignment. But the pointing knowledge performance degradation is seen. So, misalignment correction process is necessary in order to improve image quality

[P-4] Calculation and Analysis of the Charge Coupled Device(CCD) Random Telegraph Signal(RTS) Effects of the Geostationary Environment Monitoring Spectrometer(GEMS)

Dai Ho Ko, Seonghui Kim, Eung Shik Lee, Suyoung Chang, Jong-Moon Park, Youngchun Youk, Youngsun Kim, Seok-Bae Seo, Jong Pil Kong, Deoggyu Lee, Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

One of the main error sources when retrieving level-2 data from level-1b data in the environment monitoring payload such as the Geostationary Environment Monitoring Spectrometer (GEMS) is a random telegraph signal(RTS) which shows unstable background signal. RTS is mainly caused by high energy particle when it creates displacement damage in the CCD. An amplitude, probability, and time constants of the RTS in the GEMS CCD are calculated and proposed which can be used in the error correction algorithms and monitor population exposure. The GEMS sensor design and performance are discussed.

[P-5] Dual-Frequency GPS Receiver Trade-off Study for LEO Satellite

Kiho Kwon, Youngjun Cho, Yunki Lee, Sangkon Lee

Korea Aerospace Research Institute

This paper provides a trade-off study of Dual band GPS receiver for LEO satellite application. All candidate receiver are considered for flight-proven or upcoming flight project which have undergone at least a preliminary

environmental qualification test.

Using the company catalog, conference paper and internet search, the key parameter, electrical interface and mechanical interface of each receiver have been assessed. The key parameter is included that the 3-Dimensional position, velocity, time accuracy and raw measurement accuracy. The data interface, power interface and power consumption are investigated at the electrical interface. The operational temperature, Radiation, weight and dimension are traded off in the mechanical area. Given their limited resource requirements, some receivers appear well suited for precise orbit determination and navigation solution of LEO satellite.

[P-6] Calibration Method of Temperature Acquisition Circuit for Thermistor in GEO Satellite

Dong-Young Kwon, Young-Ho Cho

Korea Aerospace Research Institute

In order to operate the satellite within the acceptable temperature range, the temperature measurement information for each electrical boxes is important and should be acquired accurately. One of the most popular sensor for temperature acquisition is the thermistor, of which the resistance is varied by changing the temperature. In this paper, we propose the calibration method that reduces the temperature error between the real temperature and the measurement data by acquisition circuit. In case of measurement except using this calibration method, the temperature error is above 2°C whereas temperature error with this method is less than 1°C only.

[P-7] Calibration Method of Temperature Acquisition Circuit for Platinum Resistance Thermometer in GEO Satellite

Dong-Young Kwon, Young-Ho Cho

Korea Aerospace Research Institute

On the exterior of the satellite (such as the solar array, the antenna, the thruster) the temperature is dramatically changed by the radiation of sun and the deep space. In this case, the thermistor which is widely used in the inside of the satellite for sensing temperature could not be used by lack of temperature sensing range. The PRT (platinum Resistance Thermometer) is one of the temperature sensor by which the temperature of wide range could be measured.

In this paper, we introduce the characteristics of PRT as well as temperature acquisition circuit for PRT. And also the calibration method for measuring temperature is proposed. This proposed method can reduce the measurement error within 1°C in case of the worst case.

[P-8] The First Step of Independent INR Performance Evaluation Tool for COMS

Eun-Joo Kwon¹, Han-Dol Kim¹, Do-Chul Yang¹,
Chul-Min Park², Bang-Yeop Kim¹, Jin Woo³, Byung-Il

Lee³, James L. Carr⁴, Joseph R. Fox-Rabinovitz⁴

¹*Korea Aerospace Research Institute (KARI), Daejeon, Korea*

²*Korea Advanced Space Technology Agency Inc., Korea*

³*Korea Meteorological Administration (KMA), Jincheon, Korea*

⁴*Carr Astronautics, Washington DC, U.S.A*

Geostationary satellites generally observe the earth 24 hours a day, 365 days a year, year after year. The observed images are automatically processed into geometric correction and distributed to users worldwide in ground operation station. We have developed an independent INR (Image Navigation and Registration) performance evaluation tool (IIPET) for COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) which is the first geostationary multi-purpose satellite of Korea, being able to operate effectively in it with high objectivity and reliability for verifying navigation and registration performance. The geometric correction processing in the current COMS operational system is processed by INRSM (Image Navigation and Registration Software Module) on the ground station system, an internal algorithm is used to calculate the navigation quality itself in real-time for all the images. But it comes from landmarks identified and used by INRSM, and so needs another way not dependent on the system. To achieve this, IIPET is designed to execute on external interface. It is based on POLARIS which is landmark navigation software. We have supplemented with several functions such as Cloud Masking, Quality Screening and Post-processing as well as improved the core part of POLARIS. It has been optimized for the COMS environment. In this paper, we describe the overall development contents of IIPET for COMS payload images. It is believed that IIPET will be able to give us an objective tool for independent evaluation of INR performance. We expect that it has flexibility for being used in all satellite image users are interested and automation for real-time processing.

[P-9] Operation Status and Issues of Image Pre-processing System for COMS

Eun-Joo Kwon, Bang-Yeop Kim, Sun-Hee Woo

Korea Aerospace Research Institute

COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) is a first geostationary satellite for earth observation in Korea. Next generation geostationary satellites such as GEO-KOMPSAT 2A/2B will be launched in 2018 that starts with COMS. Image receiving and processing system in real-time from COMS has been built and operating since 2010. It is organized by NMSC for Meteorological data and KIOST for GOCI data respectively. KARI is mainly operating a ground station and performing a back-up role by receiving and processing both image data (MI/GOCI) from satellite. The received images at each sites are processed by image pre-processing software for radiometric and geometric calibration in real-time. In this study, we summary the overall operation status and issues of image pre-processing system run in KARI. It describes causes of issues and recurrence prevention as well as solutions. Also it gives the notices learned by years of experience as operators in current system and suggest improvement method in order to contribute to the efficiency and

stability of a ground system design, software development and system operation in the upcoming geo-satellite image processing system.

[P-10] Thermal Pointing Error of Geostationary Earth Orbit Satellite

Sun-Won Kim, Jae Hyuk Lim, Chang-Ho Kim,
Sung-Hoon Kim

Korea Aerospace Research Institute

GEO Satellite revolves around earth one time in a day and performs mission during some time. Therefore, exposed thermal environment and heat generation of equipments are changed with time. Satellite structure mounting and supporting payloads and sensors has thermal expansion. The thermal expansion of satellite structure causes pointing direction change of payloads and sensors called as thermal pointing error. Thermal pointing error is calculated by angular displacement through structural analysis based on thermal map by thermal analysis. This paper describes result of thermal pointing error analysis and whether the value of thermal pointing error meets requirement or not.

[P-11] Optimization and Analysis of Communication Link Using Real Operation Data

Youngwook Kim, Hyeoncheol Baek, Youngcheol Kim,
Myungmuk, Kim

Korea Aerospace Research Institute,

The communication link for satellite network is generally divided into two elements as satellite and ground station. The link for X-band of KOMPSAT-3 consist of the transmitter of satellite and the receiver of ground station and has only the downlink. The analysis of link budget for KOMPSAT-3 was performed in development phase. The margin in elevation 5 deg. has about 5dB. Therefore, the communication between satellite and Ground station must be very performed well. However, the communication link in the real-time operation may be little the link margin because of the flexible operation. This technical document describes the analysis of KOMPSAT-3 X-band communication link using the real operation data like Ground Antenna Tracking Data, Precision Orbit Data and Satellite Antenna off-pointing value.

[P-12] Analysis of the Preliminary Test requirements of the avionics on GK2 satellite in AIT phase

Young-Yun Kim, Jin-Yeong Ryu, Jong-Yeoun Choi

Korea Aerospace Research Institute

KARI is developing GK2-A/B satellite for the succeeding of GEO satellite project. The payload of GK2 satellites will have more better image quality and resolution than COMS. Further, the mission life will be increased to 10years. For the guaranteeing of the mission, the health status of avionics of satellite shall be precisely validated and verified before launch on assembly, integration and test(AIT) phase. the validation and verification of avionics

will be performed by specific electrical ground support equipment[EGSE] by applying external stimulus, checking analog and digital signals, and etc.. the design and development of EGSE shall be meet the test requirements. In this research we analyzed the preliminary test requirements of avionics of GK2 and classified into each subsystem for the development of EGSE which shall be ued AIT phase.

[P-13] Development of Gyro Simulator for GEO Satellite

Yong Bok Kim, Young Woong Park, Hong Taek Choi

Korea Aerospace Research Institute

During the development of GEO Satellite program, multiple test should be done. Satellite structure test considering all mechanical parts, multiple environmental test for simulating the real condition on orbit and electrical test for verifying the satellite attitude control logic and checking the electrical interface between all hardwares should be done. Satellite should also be tested to manage the satellite fault.

After the launch of satellite, a Gyro reference Assembly(GRA) is the first sensor checked among the sensors of satellite. A power control unit for satellite should provide the relay power commands to GRA working normally. And when three gyros of four ones are selected, three-axis rate data for satellite are provided. If one of three gyros selected has some problems, other gyro excluded in the previous selection will be selected automatically. This fault management test for GRA needs the GRA Simulator because the test using the real GRA is complex issue. This paper shows the development of GRA Simulator.

The GRA simulator is received twelve relay command with 28V from the power control unit and transforms them into TTL level and makes three gyros selected and checks the error from the relay commands against the rule. Therefore the GRA Simulator is designed to keep the safety. The hardware configuration of GRA Simulator is composed of the relay command input, voltage comparing part, controller for central process unit and the output display using the LED.

[P-14] Integration and Test for LEO Remote Sensing Satellite

Eunghyun Kim, Choon-Woo Lee, Seong-Bin Lim, Seok Weon Choi

Korea Aerospace Research Institute

LEO remote sensing satellite which has the electro-optic camera and the infrared cameras to observe the Earth for daylight and night should be accomplished like the system assembly and many kinds of test before launch. The manufacturing of hardware components and on-board software was successfully completed and then the satellite was mechanically integrated using transferred components. After the satellite integration, several test are performed to verify the satellite functionality, the system performance, and the endurance under space environment. The electrical integration test verified the integrity of electrical circuits including functions, redundancies, end to end paths, radio frequency

performance, and attitude sensors nominal performances. The space environmental test consists of thermal vacuum test, dynamic test, and electromagnetic compatibility test. Thermal vacuum test are to detect material, process, and workmanship defects that would respond to vacuum and thermal stress conditions. Also that test verifies thermal control function. Dynamic tests are to measure the system transfer function and to verify the spacecraft endurance for the low frequency transient loads. The acoustic test of dynamic test is to verify the spacecraft survivability within the expected launch acoustic noise environment. The electromagnetic compatibility test are to achieve internal electromagnetic compatibility among several electrical equipment comprising the spacecraft and to achieve system safety by external electromagnetic disturbances like launch vehicle. Beyond these four main tests, various tests for earth observation satellite should be performed during development period. Deployable units were functionally tested in the launch and orbital configuration. Alignment measurement for attitude sensors, actuators, and payload detectors are made for imaging performance enhancement. Quick look test is performed to check the functionality of image chain under limited on-orbit operational environment using light source and moving target. Also fault management test was performed to verify fault detection and recovery capability from operational anomalies. Jitter test is important for satellite image quality and was performed to verify the jitter performance from the micro vibration disturbance sources of satellite. Finally, when the prepared all test items was completed satellite could be launched to mission orbit.

[P-15] Verification Results of Flight Operation Procedures and Telecommands Execution Functions for Real-time Operations System

In Jun Kim, Byoung-Sun Lee

Electronics and Telecommunications Research Institute

Chollian satellite on geostationary orbit is being operated by real-time operations system which has been developed for the first time in Korea. Chollian satellite is being operated by flight operation procedure, a kind of script program, which is previously written in script language. Therefore, Real-time operations system has to provide the operator with the function of executing the flight operation procedure according to the instructions written on it. For implementation of these functions, Real-time operations system includes the functions with the capabilities of flight operation procedure execution and command execution. This paper presents the verification results of these functions.

[P-16] TC&R RF Compatibility Analysis of Geostationary Satellite

Joong-Pyo Kim, Won-Gyu Lim, Sun-Ik Lee, Sang-Goo Kim, Sang-Burm Ryu, Sang-Kon Lee

Korea Aerospace Research Institute

In order to provide the stable satellite operation between the geostationary satellite and the ground station during the mission life, it is very crucial to design TC&R RF S-band receiver and transmitter link securing the mutual

RF interference between TC&R RF and on-board RF payload without affecting their own required communication functions. In this paper, first of all, the interference signal strength entered from the payload downlink transmission chain to TC&R RF S-band receiver by their antenna coupling was analyzed at the receiver input and after comparing its strength with the required susceptibility of TC&R RF S-band receiver, the sufficient margin was secured. Also for the payload uplink signal coming from the ground station to TC&R RF S-band receiver, by comparing the interference signal strength with the required susceptibility, the sufficient margin was found and finally the uplink noise and spike signal level of the ground station were proposed. Afterward, based on the final test results of on-board transmission chain and ground station transmission chain, the more precise susceptibility margin of TC&R RF S-band receiver will be presented.

[P-17] Design of Central Tube for Geo-stationary Satellite

Chang Ho Kim, Sun Won Kim, Kyung Won Kim, Jae Hyuk Lim, Sung-Hoon Kim

Korea Aerospace Research Institute

Satellite structure should be designed to accommodate and support safely the payload and equipments necessary for its own missions and to secure satellite and payloads from severe launch environments. The launch environments imposed on satellites are quasi-static accelerations, aerodynamic loads, acoustic loads and shock loads. Currently KARI(Korea Aerospace Research Institute) is developing Geo-KOMPSAT-2 (Geostationary Earth Orbit Korea Multi-Purpose Satellite) with technologies which were acquired during COMS (Communication, Ocean and Meteorological Satellite) development. As compared to COMS Geo-KOMPSAT-2 requires more propellant due to mass increase of refined payloads with high resolution and increase of miss life, it is difficult to apply the design concept of COMS to Geo-KOMPSAT-2. The Central Tube which is located in the center of satellite is newly adapted and plays the role to transfer all loads during launch and in-orbit environments. This paper deals with design of Central Tube for Geo-KOMPSAT-2.

[P-18] Smart Structure of Payload's First Floor with Considering Assembly and Mechanical Properties

Han-ik Kim¹, Sang-Hyun Lee², Hee-Keon Cho³, Kyung-Wook Min¹

¹*Department of Physics, KAIST, Daejeon, Korea*

²*Satellite Technology Research Center, Kaist, Daejeon, Korea*

³*Andong National University, Andong, Korea*

The Instrument for the Study of Space Storms(ISSS) is a payload of mini-satellite. The ISSS is classified in two floors, first floor of the payload is Electrical Interface Unit(EIU) and another one is called Medium/High Energy Particle Detector(M/HEPD). Each part contains scientific instruments which is going to be utilized for researching environment of around the earth. For protecting of loading

force and vibration and shielding plasma, structure of the ISSS have to be well constructed. The electrical instruments, moreover, will be tested for checking operation. And whole structure should be considered with mass reduction. With these condition the structure of payload have to be well manufactured. In this poster, complex problems and simple solutions to make design of first floor's design of the ISSS will be represented.

[P-19] Using AHP Decision-Making Process In the Satellite Design Phase

Hyungwan KIM, Jungsu Choi, Jongseok Park

Korea Aerospace Research Institute

Designing a satellite involves making a great many decisions, which suggests that designing can be viewed as a decision-making process. A decision-making process involves the use of rational process for selecting the best of several alternatives.

If there is a situation in which ideas, feelings, and emotions needs to be quantified to provide a numeric scale for prioritizing decision alternatives, the AHP (Analytic Hierarchy Approach) will be the best approach. The AHP is a theory of measurement through pairwise comparisons and relies on the judgements of experts to derive priority scales. It is these scales that measure intangibles in relative terms.

In the satellite designing phase, there are lots of situations to select among the alternatives. Some of them are tangible, but most of them are not. As a result, using the AHP for selecting the best of several alternatives will give an organised way.

This paper includes the introduction of the AHP and presents how the AHP will be adapted in the satellite designing.

[P-20] Development of the Short Notice Mission Planning Module

Hye-Won Kim, Sun-Ju Park

Korea Aerospace Research Institute

The mission planning system is to handle complex payload and bus operations within operational timeline. In order to secure the successful completion for each mission plan, the procedure verification is essential based on flight operation procedure, resource and constraint managements and so on. In addition, the short notice mission planning with limited timeline is required, which includes additional imaging request or change request instead of previous one. Therefore, a software improvement is necessary for generating the short notice plan quickly and accurately. The short notice mission planning module has to deal with the late and/or change request to be delivered at anytime, and to check a possible error during the sequence of processing. Flight operator team in KARI (Korea Aerospace Research Institute) developed the short notice mission planning module and completed the test successfully, which can cover unexpected factors and a variety of image requests. Also, this module has been integrated into operational system, and currently in normal operations.

The additional key aspect of this module is fully automatical, which require no human intervention. The concept of mission planning automation for the normal mission is also significant to satisfy various requirements and to operate more satellites in the future. Accordingly, the function of the short notice mission planning system should be expanded based on the operational lessons learned.

[P-21] Analysis on the Minimization of Contact Overlap Time Between Two Spacecrafts

Hwayeong KIm, Ok-Chul Jung, Hyeonjeong Yim, Dae-Won Chung

Korea Aerospace Research Institute

KOMPSAT-3A is scheduled to be launched in 2014, which is Sun-synchronous orbit with altitude of 528km and 1:30PM of local time. Due to its same local time with KOMPSAT-3, it is expected to be the interference of X-band downlink signal during a pass from a operational point of view. This paper presents a mitigation plan for the KOMPSAT-3A to minimize the contact overlap time with KOMPSAT-3. The phasing of two spacecrafts are proposed so as to decrease the possibility of KOMPSAT-3A and KOMPSAT-3 flying over a ground station at the same time. As a result, interference possibility and contact overlap time between two spacecraft and one ground station are remarkable minimized. Finally, the periodic orbit maneuvers to keep the phasing needed are analyzed through numerical simulations.

[P-22] Spacecraft Radiator Design Optimization Concept Based on Worst-Case Thermal Analyses

Hui-Kyung Kim

Korea Aerospace Research Institute

A spacecraft radiator is designed discretely based on the node division of a thermal model; thus, radiator node distribution in a candidate radiator region represents the radiator design as radiator node combinations. This study proposes the concept of the optimization approach to the node-based radiator design using an optimization algorithm combined with thermal analysis. The object of radiator design optimization is to minimize the number of radiator nodes and heater power consumption. Thus, the optimization problem was formulated as a multi-objective problem; two extreme thermal conditions were considered (i.e., the worst hot condition for the minimization of the number of radiator nodes and the worst cold condition for the minimization of heater power consumption). The overall framework of the integrated optimization analysis is to perform the analysis of an optimization algorithm that consecutively runs the thermal analysis software two times for the worst hot and cold cases.

[P-23] Design of Analog and Digital Filter for KSLV-II Telemetry System

Seong-Min Noh, Seok-Kwon Kim, Joo-Nyun Kim

Korea Aerospace Research Institute

Telemetry system for Korean satellite launch vehicle (KSLV-II) measures a large number of sensor signals and health monitoring signals of onboard units during flight time. The system requires high data resolution, variable data rate and low time delay. To meet requirements, flexible analog and digital filter design with minimization of aliasing caused by sampling is important. In this paper, analysis results about implementation complexity and time delay according to the combination of analog and digital filters are presented. We compare implementation methods with only analog filter and with only digital filter. Also, comparison results with high order single digital filter and low order cascaded digital filter are described. Finally, we adopt single and dual digital filter implementation with variable coefficients and orders with appropriate complexity and time delay, and confirm the feasibility of digital implementation on FPGA.

[P-24] An Investigation of Correlation Between Geosynchronous Orbit Electron Flux and Spacecraft Internal Charging.

Sung-Jun Roh, Dae-Young Lee

Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University

Space environment can very dynamically change by time, and it is already known that charged particles are deeply related to spacecraft anomalies. Although anomalies can occur due to various reason, spacecraft charging is most probable factor. Empirically, Internal charging is associated with relatively high energy charged particles (above 2MeV electrons and 10MeV protons) and surface charging is effected by relatively lower energy charged particles. In this research, we conduct study about correlation between electron flux at geosynchronous orbit and spacecraft internal charging phenomena using Energetic Particle Sensor(EPS) data of Geostationary Operational Environment Satellite(GOES). Correlation of surface charging will be investigate in future work, and finally, we will define satellite warning level following electron flux during operation period. This work was supported by a grant to Chungbuk National University from National Meteorological Satellite Center in 2014.

[P-25] Development Trend of Japanese Meteorological Satellite

Hwan-Chun Myung, Goo-Pyo Jung, Koon-Ho Yang, Jae-Dong Choi

Korea Aerospace Research Institute

Since the first meteorological satellite was developed in 1970s, Japan currently prepares for launching its most advanced one(Himawari-8) equipped with the ABI-type imager, which was selected as the next main payload of the GOES program. In the first phase, Japan had operated GMS-1~5 satellites for the meteorological mission through 1977~1995. The GMS satellite was a spinning type and selected VISSR(Visible and Infrared Spin-Scan Radiometer) made by Ratheon, as the main

instrument. In the second phase, the big change from the spin-type to the 3-axis type has been achieved. MTSAT(Multi-functional Transport Satellite)-1R and 2 were developed in line with that change. In the third phase starting with Himawari-8/9, AHI(Advanced Himawari Imager) is scheduled to be launched in 2014 and 2016, respectively. It consists of 16 channels and has ability to acquire 53 pieces of images including one full disk during 10 minutes, which is compared with the fact that it takes 30 minutes for MTSAT series to download one full disk. In the presentation, especially, the AHI spectral response-estimates(16 channels) provided by JMA(Japanese Meteorological Administration) are also introduced along with the functional features of S/C(DS-2000 made by MELCO).

[P-26] Solar Array Offset Angle Analysis

Hong-Yeol Moon, Shi-Hwan Oh

Korea Aerospace Research Institute

It is necessary to generate a required power for the satellite to carry out its commission for the whole mission life. When solar array is mounted on a spacecraft with a rotating mechanism using electric motor, it is usually possible to get a maximum power regardless of seasonal variation or attitude change by rotating the solar array to its optimal position. However, a solar array is fixed; there can be a significant variation in power generation with respect to a seasonal variation or attitude change. Thus, for a satellite with fixed solar array, the solar array mounting angle can be designed carefully in order to get a necessary power considering an orbital information and sun elevation angle during the whole season as well as a spacecraft nominal attitude.

In this paper, an optimum mounting angle of fixed solar array is analyzed for a spacecraft which has the maximum offset angle (between the solar array normal vector and Sun vector) at summer solstice. When a spacecraft is nadir pointing or fixed attitude pointing with respect to an orbital reference frame, a solar array whose surface is coincident with its orbital plane usually generate the maximum power. But if there is an eclipse, it is found through the 1-orbit energy balance analysis that an artificial offset of solar array mounting angle from the orbit plane can increase the generated power slightly. Finally, the optimal mounting angle of solar array is suggested for the satellite considered in this paper.

[P-27] Modeling of a Gyroscope for Precise Attitude Determination System Design

Keun Joo Park and Hongtaek Choi

Korea Aerospace Research Institute

Very stringent pointing stability performance is required to success the Earth observation mission in geosynchronous Earth orbit. For this purpose, a gyroscope representing very small short term stability characteristics is chosen in the attitude determination system. To verify the performance of the attitude determination, an accurate model of gyroscope needs to be integrated in the AOCS simulator. The main contributor among gyroscope measurement noises is the angular random walk error.

However, the rate flicker is also an important factor if the surrounding temperature is varying. In accordance with the development schedule of geosynchronous earth observation satellite attitude orbit control system, an accurate gyro modeling is developed and implemented in the AOCS simulator.

[P-28] Analysis of GEO-KOMPSAT2 LAE Burn Plan in Transfer Orbit

Bong-Kyu Park, Jae-Dong Choi

Korea Aerospace Research Institute

GEO-KOMPSAT2 which is under development by KARI to replace the COMS, will be injected into its orbit through the standard GTO(Geostationary Transfer Orbit) or SSTO(Super-synchronous Transfer Orbit) in 2018.

GTO is typical type of transfer orbit whose apogee altitude is 35,786km, the same altitude as the geostationary orbit, whereas SSTO has much higher apogee altitude ranging from 60,000km to 130,000km.

Injection to the GEO(Geostationary Earth Orbit) is implemented through a series of LAE(Liquid Apogee Engine) burns with finely tuned interval between them to place the satellite exactly in target longitude.

In case of COMS, three LAE burns had been applied for GTO to GEO injection which is quite typical scenario. However, in case of GEO-KOMPSAT2, while the same LAE model is installed as the COMS, it is much heavier than the COMS. This means that it will take longer burn durations until the completion of the orbit injection.

In this paper, two types of burn plans; three burn strategy and four burn strategy, have been established for GEO-KOMPSAT2 and comparisons have been made in order to select best LAE burn solution in terms of propellant budget, minimum duration in transfer orbit and good ground visibility. As a means of analysis, simulation studies have been performed.

[P-29] Research on the Concept of Ground Station Antenna Scheduling and the Development of Contact Schedule Determination System

Sun-Ju Park, In-Ho Moon, Hye-Won Kim

Korea Aerospace Research Institute

KARI ground station is currently operating 3 LEO (Low Earth Orbit) satellites, an additional LEO satellite is going to be launched in the late 2014. KARI ground system consists of Daejeon ground station, Sejong ground station, and Weno ground station. It maintains the global network to support satellite operations and to execute reliable mission operations procedures. Also, it is planning to construct additional oversea stations continuously. Ground stations all over the world are utilized for operating satellites. If the contact time between satellites overlaps each other, a contact scheduling is necessary in accordance with a priority and a purpose. Therefore, research on the contact scheduling concept is being executing for an efficient communication with satellites. Currently, the contact scheduling system applied its research results and the contact scheduling determination system were developed. Each system contains a schedule function and a rule table, the contact schedule can be

automatically generated on the time when users want to fix. The determined contact schedule also can be produced as various types of output file, it is also able to be delivered and distributed through FTP. Although there are a lot of researches and occurred exceptions in the process of operation for several years to improve the function, some of rules still need to involve with users. Thus, the case study on the oversea antenna scheduling system is needed to draw a perfect automation of this system. It expects to have a strong influence on operating satellites.

[P-30] Research on the Development of Integrated Mission Search System for KOMPSAT Satellite

Sun-Ju Park, In-Ho Moon, Hye-Won Kim

Korea Aerospace Research Institute

In the process of operating various satellites, the operation management system is necessary to manage a number of documents, data and operating results, effectively. Integrated mission search system (IMS) has developed to manage the massive data which generates everyday for maintaining the satellite statistics. This system includes the Coding FTP concept to satisfy various user requests to process a data transmit function. Users are able to transmit a data with diverse standards such as the file type and the generating date, users can maintain a lot of options by a task unit. Also, each task can be automatically delivered through the reserve function. Moreover, it is possible to set up whether users make a backup or not after a data transition and a data copy. This system is a result of applying all of user requirements in the process of operating satellites for several years. Furthermore, a trend of mission operation for each satellite can be indicated easily by maintaining many satellites operation results comprehensively in a database. This paper describes IMS and its operating concept. It expects that IMS can be maintaining the results for operating various satellites systematically.

[P-31] A Study on the Low Power CMOS Reference Clock Oscillator for Satellite Electrical Component

Sun-Sik Park, Na-Yeong Lee, Seong-Su Jang, Hye-Lyn Han, and Jae-Dong Choi

Korea Aerospace Research Institute

By developing a KOREA Multi-Purpose SATellite and Geostationary Earth Orbit KOREA Multi-Purpose Satellite to the 21st century, the satellite development practical use by domestic technology has become increasingly important. So in this paper, we describe an analysis of the circuit configuration and characteristics about the low power CMOS reference clock oscillator used in the satellite electrical component. By this paper, we want to contribute even a little to the design of the satellite electrical component to be developed in the future.

[P-32] A Study on the Electrical Interface of Star Tracker Assembly for Geostationary Earth

Orbit Korea Multi-Purpose Satellite

Sun-Sik Park, Na-Yeong Lee, Seong-Su Jang, Hye-Rin Han, and Jae-Dong Choe

Korea Aerospace Research Institute

By developing a Geostationary Earth Orbit Korea Multi-Purpose Satellite to the 21st century, the satellite development practical use by domestic technology has become increasingly important. In this paper, basic principles of star tracker assembly technology for satellite attitude control are explained including major issues arising in design and development of star tracker assembly. By this paper, we would like to contribute even a little to the localization development of the satellite in the future.

[P-33] Analysis on the Impact by an Obstacle in the Line-of-sight of Sun Sensor

Young-Woong Park¹, Bong-Un Lee², Hong-Taek Choi¹

¹*Satellite Control System Team, Satellite Technology Research Laboratory, KARI*

²*Asia Pacific Aerospace Incorporated*

A sun sensor is to detect sunlight in order to acquire the satellite attitude with respect to sun position. Therefore, it is not acceptable the other source as similar to sunlight in the line-of-sight of the sun sensor. In the satellite development, the interaction in LOS of sun sensor is happened sometime as example with s-band antenna or deployable mechanism.

The analysis on the interaction in the line-of-sight of the sun sensor for COMS and GK2 program is introduced in this paper. At first, it is considered the sunlight induced by the obstacle is concentrated. And then second, it is considered the obstacle is a flat reflector, that is, the interaction of sunlight is depended on obstacle area. Finally, it is considered the configuration of the obstacle is realistic shape. For COMS and GK2, the interaction obstacle is s-band antenna being the circular type. So, the sunlight spreads from the obstacle for the last analysis step.

[P-34] Repressurized PVT Method Analysis Model for Residual Propellant Estimation

Eungsik Park¹, Hwanil Huh²

¹*Korea Aerospace Research Institute,*

²*Chungnam National University*

Geostationary satellites undergo various orbital perturbations and this results in location change. Therefore, all the geostationary satellites use the thruster in order to control the location change. For this purpose, the suitable amount of liquid propellant is mounted and the amount of propellant is reduced as time goes by. This means that the lifetime of the satellite depends on the residual propellant amount. Therefore precise residual propellant gauging is very important for the mitigation of economic losses arising from premature removal of satellite from its orbit, satellites replacement planning, slot

management and so on. Generally, propellant gauging methods of geostationary satellite are mostly used PVT method, thermal mass method and bookkeeping method. In particular, the PVT method does not require additional the measuring device and complicated calculation. So, the PVT method is widely used in low orbit satellites and geostationary satellites. In this paper, we introduce the model of repressurized PVT method that estimate residual propellant amount through temperature and pressure measurement data of propellant tank.

[P-35] Development Progress of Test Equipment for Payload Data Transmission Link

Joo-Ho Park, Seung-Won Cho, Yun-Goo Huh, Dong-Chul Chae, Young-Yun Kim, Jong-Yeoun Choi

Korea Aerospace Research Institute

The Observation Link Test Set (OLTS) has been developing. It is one of the Electrical Ground Support Equipment (EGSE) and it aims literally to verify 'payload data transmission status between satellite and ground'. OLTS should be capable of receiving, transmitting, archiving for several payloads' data. To achieve this purpose, OLTS is designed to deal with various frequency bands such as L-band, S-band and X-band. OLTS is suitable to verify and inspect the RF characteristic of Payload transmission.

In addition, OLTS is able to separate the payload data into the observation data and the state of health. It is very important in efficient and economical respect because both are transmitted together through the payload link. By using this function, OLTS could distinguish them and transmit either or both to other systems. Integrated Test and Operation System (ITOS) is representative one which needs to receive selective data from OLTS especially in real time. Here, I will briefly describe the design concept and the development progress about OLTS.

[P-36] Combined Design Concept for Satellite Power Support Equipment at Ground Test and Launch Campaign

Joo-Ho Park, Dong-Chul Chae, Young-Yun Kim, Seung-Won Cho, Yun-Goo Huh, Jong-Yeoun Choi

Korea Aerospace Research Institute

Korea has begun satellite development since 1990s. Although late start compared to the advanced space program country, Korea has launched Low Earth Orbit (LEO) satellite, Geostationary (GEO) satellite and other scientific purpose satellite successfully. Until these pronounced achievements, the satellite test on the ground has contributed much. It is necessary progress because of the characteristic about the satellite development program (once launching satellite, no retrieval and repair). Many Electrical Ground Support Equipment(EGSE)s are used during this ground test period. Umbilical Test Set(UMTS) is the one of them and recently starts the development. Generally, satellite is unable to generate electrical power by itself under the ground test. Here is the main reason for UMTS. It provides electrical power for the satellite and it helps to maintain the stability and

the reliability. there is not exception at launch site. UMTS always follows satellite and helps. In addition, UMTS equips the monitoring system so that it conducts verifying at the same time. I will present the combined design concept for UMTS briefly.

[P-37] Link Budget Analysis of Data Link Subsystem (DLS) for the next Korean Synthetic Aperture Radar (SAR) Satellite

Hong-Won Park¹, Jae-Cheol Yoon¹, Whan-Woo Kim²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Chungnam National University*

The first Korean SAR satellite was equipped with a payload providing up to 1 m resolution in high resolution mode and its DLS was capable of transmitting the payload X-band data at a data rate of 310Mbps. The next SAR satellite under development will provide the higher resolution image than the first SAR satellite and the DLS employing X-band frequency shall be capable of transmitting more than 600Mbps data rates to transmit the image data within the limited contact time. Since the link budget stands out as a basic tool for providing the DLS design engineer with overall system insight, the DLS design engineer can find out whether the system will meet many of its requirements comfortably, marginally, or not all by analyzing the link budget in the design phase. Also, together with other modeling techniques, the link budget can help predict equipment weight, size, power requirements, technical risk, and cost. There exist always losses from various sources. Some of those losses may be constant, others are dependent of statistical data and others vary with the weather conditions, especially with rain. Two candidates of DLS with a 6 Watts solid state power amplifier (SSPA) and a 100 Watts traveling wave tube amplifier (TWT) are analyzed. According to the results of the link budget analysis, we can determine what size antenna to use, what kinds of power amplifier, link availability and bit error rate for the DLS of the next SAR satellite.

[P-38] Frequency and Orbit Selection Plan for the Future SBAS Satellite of Korea

Myung-Jin Baek

Korea Aerospace Research Institute

In this year, Korea Aerospace Research Institute (KARI) and Advanced Radio Technology(ART) have received a research fund from Ministry of Land, Infrastructure and Transport (MOLIT) to study frequency and orbit selection plan for the future Satellite Based Augmentation System(SBAS) satellite of Korea. SBAS satellite uses Ku-band receiving reflector antenna and L-band helical or horn transmitting antenna. To select the frequency and orbit of the SBAS satellite, satellite service area of the SBAS satellite and possibility of securing ITU registration should be investigated in advance. Desired SBAS service area and the elevation angle from Korean Peninsular has been analyzed. ITU regulation and registration procedure have been studied for the frequencies being used for the SBAS satellite. ITU registration status of foreign currently operating SBAS

satellite has been analyzed. Based on the analysis and investigation of the service area and ITU registration and regulation requirement, frequency and orbit selection plan for the future SBAS satellite of Korea is suggested.

[P-39] Attitude Control Performance under the Internal and External Disturbance of Geostationary Orbit Satellite

Hyun-Ho Seo, Dae-Kwan Kim, Hyung-Joo Yoon,
Keun-Ju Park, Jo Ryeong Yim, Young-Woong Park

Korea Aerospace Research Institute

A satellite in the geostationary orbit receives general disturbance torques classified as internal or external disturbance. The external disturbance includes solar pressure, gravity gradient, aerodynamic, magnetic sources, and etc. The internal disturbance torques could be from fuel sloshing, solar array rotation, and payload motor rotation. In nominal mission case, we've found that the internal disturbances are much more affective than the external disturbances.

We are developing an AOCS(attitude and orbit control system) performance simulator to confirm those disturbances which have effects on the satellite attitude. The closed loop in the simulator consists of satellite actuator model, sensor model, orbit model, disturbances, rigid body dynamics, and flight software. The flight software includes control logic, sensor data processing, attitude determination, orbit ephemeris generation, etc. Through these total development of closed-loop, we analyze that our requirement are fulfilled under the disturbances. Especially one of the most dominant disturbance sources, the payload motor rotation, is presented as an detailed simulation results.

[P-40] Development Status of Flight Dynamics Subsystem for KOMPSAT-3A Satellite

Young-Joo Song, Hae-Dong Kim, Sang-Cherl Lee,
Dong-Hyun Cho, Jea-Dong Seong, Ok-Chul Jung,
Sang-il Ahn

Korea Aerospace Research Institute

Korea multi-purpose Satellite-3A (KOMPSAT-3A), expected to be launched in 2014, is the Korea's first Low Earth Orbit (LEO) satellite equipped with Infrared (IR) sensor. The mission orbit for KOMPSAT-3A is a sun-synchronous orbit at an altitude of 528 km. Together with IR sensor and high resolution Electro-Optical (EO) images of KOMPSAT-3A, it is expected that a significant contribution could be made to environmental, agricultural and oceanographic sciences as well as natural disasters monitoring. For KOMPSAT-3A in-orbit operation, Korea Aerospace Research Institute (KARI) has been developed Flight Dynamics Subsystem (FDS) for KOMPSAT-3A. In this work, development status of FDS for KOMPSAT-3A is briefly discussed including its functional capabilities to analyze its orbit for flight dynamics operations. Additional functions that are implemented to newly developed KOMPSAT-3A FDS with respect to KOMPSAT-3 FDS are also discussed. Until now, KOMPSAT-3A FDS has been successfully developed as each functional modules' performances are firmly validated. However, cross verifications will be continuously performed until to the launch of KOMPSAT-3A satellite.

[P-41] Study of Antenna Pattern Estimation and Comparison using real SAR Images

Jae-Min Shin^{1,2}, Sung-Woong Ra²

¹Korea Aerospace Research Institute

²ChungNam National University

The first SAR satellite of KOMPSAT-5 was launched at August of 2013. After Launch Early Operation Phase (LEOP), Calibration activities, which consist of pointing, relative radiometric, geo-location, and absolute radiometric parts, have been performed until early of this year. The most important thing in calibration activities, in order to guarantee their accuracies, is the antenna pattern verification as relative radiometric calibration. Usually, SAR satellite has lots of acquisition beams for certain SAR operational mode for the purpose of gathering image signals for various target area in the limitation of incidence angle range. It means that many beams shall be verified on the state of in-orbit with respect to beams, which are designed and verified on ground test. Antenna model design and its accuracy are very important to reduce the calibration period because in-orbit pattern verification is not only time-consuming activity but also the first step activity in SAR calibration. Therefore, only few beams, which are selected at design level and, tested and verified on ground, shall be able to be used for in-orbit antenna pattern verification as representative beams for certain mode. As the results, the shape and pointing of designed beams are estimated and compared to data acquired by real SAR satellite.

[P-42] Study of Geo-location Accuracy Estimation using real SAR images

Jae-Min Shin^{1,2}, Sung-Woong Ra²

¹Korea Aerospace Research Institute

²ChungNam National University

Originally, satellite images have been provided as the purpose of understanding and identifying where it is. In order to fulfill its needs, many techniques have been developed. However, SAR images have two (2) kind of image domain according to processed image product levels, which are slant range as time domain and ground range domain. It means that SAR satellite provides image information composed by line of Radar sight. Therefore, geo-location accuracy is determined at the level of SAR image focusing stage as slant range domain. At the ground range domain, Range variation caused by local incidence angle definitely induce inaccuracy of geo-location due to the characteristics of line of Radar sight. The first SAR satellite of KOMPSAT-5 was launched at August of 2013. After Launch Early Operation Phase (LEOP), Calibration activities, which consist of pointing, relative radiometric, geo-location, and absolute radiometric parts, have been performed until early of this year. Through the real data acquired by the first SAR satellite, variation of geo-location in SAR images has been studied and analyzed. This kind of analysis can give various understanding about SAR image characteristics and useful techniques especially to SAR processing part, which have to consider terms of signal delay.

[P-43] Development of Solar Panel with UTJSC and TASC for CubeSat Mission

Jehyuck Shin, Jung-Kyu Lee, Hyojeong Lee, Seongwhan Lee, Ho Jin, Kap-Sung Kim

School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

Solar panel is one of the issues of CubeSat development due to limited surface area on its body. Mission lifetime is also depends on a solar panel efficiency. In the previous KHUSAT-01, 02 (CINEMA), we had developed solar panel using a Triangular Advanced Solar Cells (TASC). It is still working well over the 11 months in orbit. We will also use TASC Panels for KHUSAT-03(SIGMA) which will be launched at Q3, 2015. But TASC panel is required a long manufacturing lead time and many processes to develop it. Therefore we are developing a new solar panel with Ultra Triple Junction Solar Cell (UTJSC). In this paper, we introduce a comparison of UTJSC panel with TASC panel and also present a basic performance test. We expect that this study will be a major role of a future CubeSat mission.

[P-44] Priority-based Round-robin Scheduler for RTCSC

Hyun-Kyu Shin

Korea Aerospace Research Institute

OBCP(On-Board Control Procedure) is introduced to resolve on-board flight software's complexity through software development cycle and to enhance flexibility of operation. KARI Flight Software Team also developed a simple on-board control procedure system, RTCSC, which is originated from the existing sequence command mechanism. RTCSC system is able to manage multiple procedures. Some of them can have ACTIVE state. Others can be EMPTY, READY and TERMINATED. In order to control the execution of procedures, RTCSC adopt a new scheduling technique. PBRR(Priority-Based Round-Robin) scheduler is a kind of a priority scheduler. PBRR scheduler has two priority factors: priority level and procedure number. Using these two factors, PBRR scheduler manages the execution of each procedure. This paper focuses on a detail design of PBRR scheduler for RTCSC.

[P-45] A 1553B Transaction Management Method for Service Oriented Software Architecture Satellite

Seung-Eun Yang, Jae-Seung Lee, Jong-Wook Choi, Yee-Jin Cheon

Korea Aerospace Research Institute, Korea

MIL-STD-1553B is a multiplex data bus widely adopted in aerospace applications. For satellites, in general, more than one external module is connected to on-board computer through 1553B. Therefore, software should manage the transaction for multiple modules to achieve or send data properly. In service oriented software architecture, each function is executed in the designated service. For example, communication service is in charge of internal and external data transaction while AOCS

service executes satellite attitude orbit control. The 1553B data from external module should be transferred to appropriate service to execute its own task. In this paper, a 1553B transaction management scheme is described for service oriented architecture satellite.

[P-46] Topology Comparison between BUCK and BOOST Converter for Solar Array Regulator

Jeong-Hwan Yang, Seok-Teak Yoon, Hee-sung Park,
Sung-Woo Park, Jin-Baek Jang

Korea Aerospace Research Institute

A satellite BUS voltage which is a solar array regulator output is mainly determined by a payload electrical characteristic, but the solar array voltage which is the solar array regulator input can be determined by many factors, such as solar array regulator topology or system efficiency. If the solar array voltage is high, the solar array current will be low, which can decrease wire harness. But cell string failure probability increase and electrical parts withstand voltage also increase. Meanwhile, when the solar array voltage is higher than the BUS voltage, a BUCK converter is applied for the solar array regulator, and when the solar array voltage is lower than the BUS voltage, a BOOST converter is applied for the solar array regulator. Therefore, the converter topology is one of factors for decision the solar array voltage. In this paper, BUCK and BOOST converter topology are compared with regard to efficiency, stability, etc for the solar array regulator.

[P-47] Studies on the Pointing Model of Parallel Two-axis Mechanism of Geostationary Earth Observation Satellite

Jeoung-Heum Yeon¹, Gmsil Kang², Sang-Soon Yong²,
Deog-gye Lee¹

¹KARI Payload Optics Team

²KARI Payload Electronics Team

Geostationary orbit is in the altitude about 36,000km and orbit speed is coincide with earth rotation speed. The orbit is very useful for the earth observation and communication because satellites in this orbit look stationary from the earth. To observe the earth surface from geostationary orbit, pointing mechanism is necessary to change the field-of-view of each observations. Two-axis pointing mechanism is indispensable for the change of east-west and north-south directions. Two-axis mechanism can be split into two types - serial and parallel. Serial type consists of serially connected mechanisms. It has the advantages of simple structure and simple model. However, it has to be dramatically large to support high inertia pointing mirror. Parallel type needs additional connecting structure to translate the actuator motions to pointing motion. However, it can support high inertia pointing mirror with relatively small capacity actuator. In this paper, parallel two-axis type mechanism is studied. Its pointing model and pointing performance is analysed. The relationship between pointing angle and rotation angles of each actuators, and error propagation of each axis actuator on pointing angle are presented.

[P-48] Operational Guideline of Satellite with Successive Multiple Missions with Short Intervals

Shi-Hwan Oh, Young-Jin Won, Seok-Tack Yun,
Jae-Cheol Yoon

Korea Aerospace Research Institute

Usually, most of actuators such as solar array and magnetic torquer are temporarily disabled in order to get a higher pointing performance when earth observation satellites keep taking images. However, disabling actuators for a long time can bring a lack of electrical power or momentum capability of reaction wheels, and finally causes a spacecraft instability. Thus, there should be a operation constraint of satellite especially when there are several multiple imaging missions with short intervals. In this study, an operational guideline which keeps an earth observation satellite stable from the instability was proposed by estimating the maximum duration in which a solar array and a magnetic torquer can be inactivated without causing a energy or momentum imbalance. 1-day energy balance analysis and battery SOC prediction are also performed to verify the maximum duration. The proposed guideline can be applied at the mission planning step and limits the imaging command upload which can make a negative energy margin of spacecraft.

[P-49] Mass Property Estimation and Measurement of Low Altitude Earth Observation Satellite

Sung-Hyun Woo, Nam-Jin Moon, Chang-Rae Cho,
Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

To verify compliance with requirements given by a launch vehicle service provider, mass properties which means center of gravity and moment of inertia of a satellite have to be precisely measured at the end stage of its development. For this purpose, a dedicated measurement machine with a rotating table supported by frictionless air bearing system, a steel pivot and a static balance device. This paper demonstrates the procedures and the results of the mass property measurement test recently performed for a low altitude earth observation satellite under development in KARI's premises. As primary results of the test, mass balancing data are acquired and accordingly the mass offset of the satellite is adequately compensated by installing ballast weights to make it within required tolerance.

[P-50] The Timing Diagram Analysis for PRF Selection for Spaceborne LEO SAR Satellite

Young-Jin Won¹, Jae-Hyun Lee²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²Chung-Nam National University

Synthetic Aperture Radar (SAR) is a powerful and well established microwave remote sensing technique which enables high resolution measurements of the Earth surface independent of weather conditions and sunlight illumination.

For the spaceborne SAR design, the Pulse Repetition Frequency (PRF) is the major key factor for the Spaceborne SAR performance analysis. Most of all, AASR (Azimuth Ambiguity to Signal Ratio) and RASR (Range Ambiguity to Signal Ratio) are both highly dependent on the selection of PRF. A low value of PRF increases the azimuth ambiguity level due to increased aliasing of the azimuth spectra. On the other hand, a high PRF value will reduce the interpulse period and result in overlap between the received pulses in time. Thus a high value of PRF makes the range ambiguity level high. In order to select the PRF, two important events have to be considered. The first one is the transmit signal event and the second one is the nadir return event.

In this study, this paper investigates the theory of the SAR performance and the relationship between the PRF and the SAR performance. The diamond diagram or the timing diagram is a 2-D plot reporting the transmit signal and nadir return events in terms of the radar PRF and incidence angle. Finally, this paper summarizes the analysis results of the timing diagram for the spaceborne LEO SAR satellite.

[P-51] Battery Protection Design by SOC Estimation and Voltage Sensing Method for Low-earth Orbiting Satellite

Seok-Teak Yun, Jeong-Hwan Yang, Hee-Sung Park, Sung-Woo Park

Korea Astronomy and Space Science Institute

Because battery is very important to survival operation, increasing reliability and protecting design is very critical for LEO satellite. Furthermore, estimation battery state is also essential to mission control. Generally battery protection is divided by two ways-over charge and over discharge protection. Over charge protected by voltage voting and it is not difficult to protect. But over discharge protection is difficult and more related with survival and mission duration design. So, battery state of charge estimation is need to battery fault management design. This paper analysis and compare to Ah-counting, impedance modeling and Voltage sensing methods. Ah-counting is simple but it accumulates error and adds initial error. impedance modeling has noise immunity and no accumulating error but it has heavy computation. The last one has no calculation but it is not directly connected SOC. therefore, this paper adapt above three methods to variety mission profiles and gives an insight to battery protection design and sensing method.

[P-52] Modal Test and Dynamic Characteristics Analysis of Electronic Box for Satellite

Hee-Kwang Eun, Chang-Rae Cho, Jin Park, Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

Electronic box of satellite could be installed any places for the various satellite projects. So it should be tested on the basis of general severe vibration environmental criteria. There are many limitations for the structural design of the inside of electronic box. So it could be happen the failures during the vibration environmental test. Due to the high natural frequency of electronic box, it is very difficult to find out the dynamic characteristics. In this paper, the boundary condition and excitation techniques of modal test and analysis of dynamic characteristics are shown.

[P-53] Analysis and Supplementation of Flight Software Logic for Error Tolerant Low Earth Orbit Satellite

Sang-Rok Lee, Hyeon-Jin Jeon, Moon-Jin Jeon, Seong-Bin Lim

Korea Aerospace Research Institute

Flight Software (FSW) of Low Earth Orbit (LEO) satellite is embedded in Integrated Bus Management Unit (IBMU). and FSW gathers telemetry data from Power Control and Distribution Unit (PCDU) by using Universal Asynchronous Receiver Transmitter (UART) communication method. Type of UART telemetry from PCDU are power on status of LEO satellite subsystems units and control parameter of Electrical Power Subsystems (EPS). Gathered telemetry are used for power control mode change, solar array wing deployment status and eclipse entrance judgement, fault management logic, and transmission of satellite status to ground station. Since single event upset of UART telemetry storage memory and noise interference of UART telemetry transmission path can occur, error telemetry that are different from actual satellite status can gather by FSW. However, FSW should operated as initially designed. In this paper, effect of UART telemetry data error event on FSW logic will be analyzed and supplementation method for fault tolerant LEO satellite will be covered.

[P-54] Design of Mechanical Structure for the SIGMA(KHUSAT-3) CubeSat Mission

Seongwhan Lee¹, Junewon Seo², Junmin Lee³, Ho Jin^{1,2}, Uk-Won Nam⁴, Hyomin Kim⁵

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Dept. of Astronomy and Space Science, Kyung Hee University, Korea*

³*Dept. of Mechanical Engineering, Kyung Hee University, Korea*

⁴*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

⁵*Center for Space Science and Engineering Research, Virginia Tech, USA*

We are developing the SIGMA (Scientific cubesat with Instrument for Global Magnetic field and rAdiation) mission to research a space environment. The SIGMA is 3U CubeSat and the dimension is 100 mm X 100 mm X 340.5 mm. A main-body structure is consist of U-shape frame and one panel. The materials of the body structure are aluminum 6061 and 5052 alloy. All components of structure can be easily assembled and disassembled with a few screws. The magnetometer (MAG) payload will be deployed by a MAG folding boom. The MAG folding

boom is installed on the outside surface of the CubeSat. The thickness of this folding boom is 7.5 mm and the deployed length is 0.7 m. It adopt a folding mechanism with torsion springs and stopper. In this paper, we introduce the design of whole structure and deployment mechanism for the SIGMA CubeSat.

[P-55] Development Model Design for LEO High Stability Telescope Structure

WonBeom Lee¹, JeoungHeum Yeon¹, SeongHui Kim¹,
DaeJun Jung¹, YoungChun Youk¹, GyuHui Kim², DeogGyu Lee¹

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

To develop compact and high performance optical camera as compared to the existing camera of LEO satellite is being trying. For this, the development model design and verification of high stable telescope structure (HSTS) is being undergoing depending on the requirements. The development model of HSTS is designed for the optical design of the camera resolution 0.5m class. And, mirror module, focal plane assembly and star tracker assembly are simulated by a dummy. Through the design process, the design quality of HSTS is checked by the structural analysis.

The most of structures is manufactured using materials such as flight model, and using the authentication process. In addition, the performance will be verified through coordinate measuring machine (CMM) measurement, environmental tests and special tests. This paper is described about the design of development model for LEO HSTS development.

[P-56] Ground Verification Model Design for Planetary Exploration

WonBeom Lee, JaeHyuk Lim

Korea Aerospace Research Institute

In this paper, researches about the structural configuration design and verification of a demonstrator for lunar lander development are described. A demonstrator has been developed to use as a test bed for advanced spacecraft technologies and to test a prototype planetary lander capable of vertical takeoff and landing. The size of the lunar lander demonstrator is the same as that of lunar lander conceptually designed, however, the weight of lunar lander demonstrator is designed at 1/6 scale in consideration of gravity difference between the Moon and Earth. The structure for the demonstrator, the landing legs for shock absorption and lander support and system configuration have been designed and verified. In the future, a free flight test will be done through the development and improvement of propulsion system and control systems. Also, Autonomous Landing and Hazard Avoidance Technology will be utilized through a tether test equipped with safety devices and a free flight test.

[P-57] Introduction to Integrated Verification

Facility for Satellite Flight Software

Jae-Seung Lee, Seung-Eun Yang, Hyun-Kyu Shin,
Yee-Jin Cheon

Korea Aerospace Research Institute

The flight software monitors the status of the satellite and performs attitude, power, thermal control and its own mission. Due to the operating environments and its uniqueness, the high level reliability is required for the flight software. To this end, a variety of activities to meet the given requirements and improve the safety and reliability are made during the development of flight software. For example, initial requirement analysis, code test using a static analysis tool, unit test which demands the level of statement coverage using satellite simulator, verification test which checks if the flight software is satisfied with the functional requirements are performed in the development period. A variety of development environments should be provided to support execution of flight software on STBM(Software Test Bed Model) or satellite simulator and dynamic verification of flight software through command/telemetry interface. Satellite flight software team has been developing the IVF(integrated Verification Facility) to be applied to various satellite projects more efficiently and improve the reliability of flight software. IVF supports the whole test process, test scripts familiar with software developers, and specialized features dedicated to the specific satellite. Also, it provides interfaces with both the on-board target computer and flight simulator, and can be applied to the future satellite project effectively by adopting agent-based as the interface with satellite subsystem and payloads. In this paper, the design and configuration method of IVF for the effective verification of flight software will be introduced.

[P-58] Review on Characteristics of Low Frequency Acoustic Source

Jong-Min Im, Sung-Hyun Woo, Jong-Hyub Jun,
Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

During the launch process of a satellite, the satellite is affected by acoustic loading induced by vibration and jet noise of launch vehicle. The acoustic loading cause the random vibration and fatigue effects in the satellite structure. To qualify acoustic environment during its flight, acoustic test is performed to verify the satellite ability to withstand the load condition. For the acoustic test, the high intensity acoustic chamber is used which can generate the acoustic energy of 150dB in the volume of 1200m³. The acoustic source of low and high frequency are used to generate high intensity sound. In this paper, the low frequency source is investigated which can generated the sound of frequency from 20Hz to 500Hz. The structural configuration, sound generation mechanism and acoustic characteristics of acoustic source are investigated.

[P-59] Progress in Development of Next Generation Geostationary KOMPSAT2 Ground System

Hyun-Su Lim, In-Hui Koo, Young-Joo Song, Han Oh

*Ground System Development Team, Satellite Operation Division,
Satellite Information Research Laboratory,
Korea Aerospace Research Institute*

The Korea Aerospace Research Institute (KARI) has been developing the Geostationary KOMPSAT2 (GK2) satellites which are the next generation Korean geostationary observation satellites. Though the GK2 ground segment configuration and roles are almost identical with ground systems of the current satellite, more improved ground systems for GK2 are required with better capability in processing speed, data amount, and high availability.

The Satellite Operation Center (SOC) in KARI will manage and control GK2A and GK2B mission as the primary function. It will receive and process payloads data as the backup function. It will also upload on-ground processed data to satellite on request from KMA. The preliminary design of GK2 SOC and its subsystems have been completed: operation concept, configuration, interfaces, functional block diagram, and pilot tests. This paper describes main design results and progress in development of next generation GK2 ground system.

[P-60] Analysis on Next Generation Geostationary KOMPSAT2 High-Resolution Broadcasting Channel Framing Structure

Hyun-Su Lim, Durk-Jong Park, Sang-Il Ahn

*Ground System Development Team, Satellite Operation Division,
Satellite Information Research Laboratory,
Korea Aerospace Research Institute*

The Geostationary KOMPSAT2, the follow-on satellite of the COMS, will accommodate new broadcasting channel called UHRIT(Ultra High Rate Information Transmission) to deliver directly high resolution meteorological image data which is more improved in spatial, temporal, and spectral performance compared than current COMS' image data to end-users through the satellite. The current COMS broadcasting channels are disseminated in the format of CCSDS 133.0-B-1 (Consultative Committee for Space Data Systems) but new UHRIT will utilize DVB-S2 protocol. The DVB-S2 (Digital Video Broadcasting - Satellite Second Generation) enable more efficient transportation with limited bandwidth using high order channel coding and modulation technologies. The DVB-S2 protocol has its unique framing structure which needs more processing steps to include LDPC(Low Density Parity Check), BCHFEC(BCH coding check code), and bit interleaving for reliable transmission. In the DVB-S2 encapsulation, the european satellite (EUMETCAST) chose MPE (Multiprotocol Encapsulation) and the GOES-R satellite chose CCSDS packets. Though the MPE encapsulation enables allowing multiple inputs such as IP traffic, various satellite image and product over DVB-S2 framing structure but user reception system needs MPE additional processing software. This paper presents DVB-S2 framing structures for satellite broadcasting, analysis result and preliminary design for GK2 UHRIT service.

[P-61] Case Study of the Comprehensive Conjunction Analysis between the Operational Satellites and Space Objects

Hyeonjeong Yim, Ok-Chul Jung, Hwayeong Kim,
Dae-Won Chung

Korea Aerospace Research Institute

KARI is monitoring the potential collision risk of the operational satellites against the space objects since 2007. The minimum range and probability of two objects are calculated using TLE(Two-Line Element) catalog including approximately 15,000 objects. In addition, the precise orbit of the operational satellites is use for the assessment of close approaches. In conjunction analysis, the uncertainty of TLE is one of the most important factor. Moreover, the additional data set is needed. In order to make the consistent result, the trend analysis using TLEs with different epochs, and their close approaches is required. In this paper, the comprehensive conjunction analysis is presented, with includes different types of orbit information, trend analysis, external data source, and so on.

[P-62] Comparison of Lithium-ion Battery Connection Structure for Space Launch Vehicle's Battery System

Min-ho Jang, Myung-hwan Kim, Sung-sae Lee,
You-cheol Lim, Keun-soo Ma

Korea Aerospace Research Institute

Included in the power system, Li-ion batteries are a key component of the space launch vehicle. They provide full power during flight. Basically, two battery configurations are proposed by Li-ion battery suppliers. The S-P topology is characterized by serial strings of cells assembled in parallel. The number of cells within each string gives the battery output voltage; the energy/capacity of the battery is then adapted for the power needed by adjusting the number of parallel string. This topology is mainly used for low-power batteries using low-capacity cells (<10 Ah) when P is much higher than S. The P-S topology is more adequate for high-capacity cells (>20 Ah each). Cells connected in parallel constitute a module or cell package that defines the battery capacity; modules are then serially connected to comply with the voltage range. In this paper, we compare S-P topology and P-S topology. Then we present the battery connection structure suitable for space launch vehicle.

[P-63] The Hybrid Power System with Battery and Supercapacitor for LEO Satellite

Sung-Soo Jang¹, Na-Young Lee¹, Sung-Sik Park¹,
Kyung-Soo Kim²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Korea Aerospace Industries*

To design optimal EPS sizing for satellite with SAR(Synthetic Aperture Radar) payload in LEO, NiCd and Lilon battery are considered as energy storage. The conventional EPS has used the NiCd battery for energy storage. Due to lower efficiency of NiCd, the conventional EPS requires more larger battery and SA power generation. Also it is a difficult to handle due to complexity with charging algorithms. To reduce the EPS

sizing and comfortable monitoring of battery charging level, Lilon battery is proposed to replace the NiCd. Even though it can help to save the EPS sizing due to high efficiency and light weight and small volume, it can not contribute to reduce SA power significantly. Also, it can't afford to be avoid the high pulse discharge current during high pulse power operation of SAR. In order to solve this problem, supercapacitor is considered to be used Lilon battery parallel to meet power balance during high pulse power operation. With high power density, it can provide high pulse power in a short time. The EPS sizing of hybrid system consist of Lilon battery and supercapacitor can be smaller and lighter sizing than others. Especially, it can be predicted that the EPS performance will be better more and more, due to a little bit pulse discharge and small capacity of battery and small SA area due to battery charging power smaller and smaller for high pulse power operation of SAR.

[P-64] Power Budget Analysis for GEO-KOMPSAT-2

Sung-Soo Jang¹, Na-Young Lee¹, Sung-Sik Park¹, Kyung-Soo Kim²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Korea Aerospace Industries

This paper summarizes the electrical power budget for GEO-KOMPSAT-2. The purpose of power budget demonstrate the adequacy between the DC power needs of the embedded users and capacities of the power source of the satellite all along the transfer and throughout the spacecraft on station lifetime. During the transfer orbit, power budget will be characterised by many mission events which induce changes in either the bus power consumption or the power source availability and performances. The solar array and battery will generate electrical power and store energy to provide users' demand for the satellite operation. They will be conditioned by the Power Regulator in order to provide fully regulated power bus. The electrical performances of the solar array depend obviously on its design but also on its

mechanical configuration, on the solar flux received by its cells and on the temperatures of these last ones. The solar array wing is stowed for the launch, then fully deployed during transfer orbit. The performances of the battery depend firstly on its design and then on its State Of Charge, its temperatures, and on the current that cross it. The study of these profiles allows checking that the power sources can face the user needs and thus that the power budget is well sized to pass the transfer phases and on station lifetime.

[P-65] System EMC Safety Margin Analysis About Conducted Noise Emission in Satellite System Level

Jaewoong Jang, Taeyoun Kim, Kyoungduk Jang, Inkyoung Cho, Gueewon Moon

Korea Aerospace Research Institute

EMC test in satellite system level is performed before launching. Verification on conducted noise is to measure in operational mode of emitting maximum noise, only in case of over-specification to perform conducted susceptibility test or to verify EMC safety margin based on conducted susceptibility test results in ETB(Electrical Test Bed).

Conducted emission noise on power line is over-limited specification in EMC test of medium size satellite developed in KARI. EMC safety margin analysis is performed. Voltage noise can be calculated considering bus impedance based on measured current noise. EMC safety margin is confirmed by comparing injected voltage noise in Test Bed. Satellite reliability as an aspect of EMC environment will be improved by this EMC safety margin analysis.

[P-66] Vibration Test and Mass Property Measurement for Optical Payload of Low Altitude Earth Observation Satellite

Jong-Hyub Jun¹, Nam-Jin Moon¹, Seon-Je Jo², Guee-Won Moon¹

¹Korea Aerospace Research Institute

²B&K Korea

The optical payload is the major part of low altitude earth observation satellite. So the dedicated environment test and mass properties measurement were performed before assembling. The test and measurement was in clean room to protect from any contamination.

The requirements of test and measurement for the optical payload were given by a launch vehicle service provider. The vibration test was for verification in the respect of structure. And the mass properties measurement should be verified before assembly.

This paper demonstrates the procedures and the results of the vibration test and the mass property measurement performed for an optical payload of a low altitude earth observation satellite.

[P-67] Vibration Environment Test for Koreanized Large Mirror of Satellite

Jong-Hyub Jun, Hee-Kwang Eun, Won-Ho Choi, Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

Recently the large mirror for satellite payload is developed in Korea. The structure of the mirror was very specially developed and the fixture is unique. So the vibration environment test should be performed to verify the structural robustness. The vibration test was in clean room to protect from any contamination.

The requirements of test for the optical payload were given by previous space program. And the calibrated accelerometers was used.

This paper demonstrates the procedures and the results of the vibration test performed for large mirror of an optical payload.

[P-68] A Study of Battery Cell Selection Method for High Reliability of Satellite

Hyeon-Jin Jeon, Sang-Rok Lee, Moon-Jin Jeon, and Seong-Bin Lee

Korea Aerospace Research Institute

Battery is an essential element in satellite. Therefore, battery cells shall be matched enough with respect to capacity, internal resistance, and self-discharge so that uniformity of battery cell characteristics can be preserved for a long time (mission life at least). If well-matched cells are used, amount of energies of all cells are almost the same even after a large number of charging and discharging cycles. If not, amount of energy differences between cells become high so that some of cells might undergo over-discharge and some of cells might undergo over-charge though output voltage of battery is still be in normal range.

In order to select well-matched cells, first of all, cells manufactured in the same batch shall be used. Then, every cells shall be tested using charging-discharging cycle program, then cells having very similar amount of energy shall be grouped. Then, sampled cells in the batch shall be qualification-tested. If pass, it can be said that a battery using the grouped cells has high reliability for long satellite mission life.

[P-69] Analysis on the Precise Orbit Determination using Different GPS Ephemeris

Ok-Chul Jung, Hyeon-Jeong Yim, Dae-Won Chung, Eun-Kyou Kim, Hak-Jung Kim

Korea Aerospace Research Institute

Orbit determination for a satellite represents the method of estimating the position and velocity of an spacecraft, using a set of equations of motion with the state adjusted in response to observations. And, in general, the precise orbit determination for the satellites in low earth orbit requires the GPS ephemeris, which is provided by IGS(International GNSS Services) as an input. There are various types of GPS ephemeris including broadcasting orbit, ultra rapid orbit, rapid orbit, and final product, which has different latency and accuracy, respectively.

In this paper, different types of GPS ephemeris have been used to evaluate the accuracy of orbit determination for KOMPSAT-5, which has dual frequency GPS receiver called as IGOR(Integrated GPS and Occultation Receiver). The trajectories of KOMPSAT-5 from precise orbit determination using ultra rapid orbit and rapid orbit are compared to the reference one derived from final product of GPS ephemeris. In addition, the tradeoff between accuracy and latency for orbit determination is discussed to provide users with the precise orbit data in a timely manner.

[P-70] Design and Fabrication of RF Test set for LEO and GEO Satellites

Seung Won Cho¹, Sang-Jeong Lee²

¹*Korea Aerospace Research Institute,*

²*Chungnam National University*

The telemetry, command, and ranging (TC&R) subsystem

of low earth orbit (LEO) and geostationary earth orbit (GEO) satellites is commonly verified by using RF test set during assembly integration & test(AI&T). The existing RF test set have been developed to be specialized for each satellite project. The newly designed RF test set can perform the RF test in various projects without modification. The new test set employ commercial-on-the-shelf (COTS) as the organizing equipments. This design reduce the manpower and period required in the development. In the paper, the fabrication result of the new RF test set is presented. Overall path loss and calibration coefficient of up and downlink are measured. The test results of RF measurement scenarios, such as power measurement, power setting, and modulation index measurement are demonstrated. In addition, a ranging function is verified through the measurement in loop configuration.

[P-71] Shielding Effects on Single Event Rate and 3D Dose from Satellite Shielding

Young-Jun Cho, Sang-Kon Lee

Korea Aerospace Research Institute

Single event effects on the electronic devices are caused by protons and heavy ions in a satellite mission. Although most heavy ions pass through a structure shielding, level of both particle sources are affected by satellite shielding. Hence single event effects rate is also somewhat affected by satellite shielding besides of total dose level. In this paper, shielding effects on the proton and heavy ions spectrum, and single event rate for some active devices are checked depending on the satellite structure shielding for LEO mission. And also equipment level total dose effect by satellite shielding is checked by 3D sector analysis.

[P-72] Introduction on Verification Process of Geostationary Satellite

Chang-Kwon Cho

Korea Aerospace Research Institute

Recently the concern on the space radiation effect for pilots, crew and passengers in the commercial aircraft altitude (~10km) is rapidly increasing. It is because our national airline companies have just begun operating the polar routes over the North Pole since 2006 for Korean Air and since 2009 for Asiana Airline. The commonly well-known space radiation estimation program is CARI-6 and CARI-6M which are officially provided by the U.S. Federal Aviation Administration (FAA). In this paper we estimated the route doses and annual radiation doses for Korean pilots and cabin crew based on 2012 flight records by using CARI-6M. And we develop modeling concept of our own space radiation estimation program which is composed of GEANT4 for tracing the incident particle transports in the atmosphere and NRLMSIS00 model to get the background atmospheric densities of various neutral atoms in the aircraft altitude. Here we present the results of our simple integration tests of those models and our plan to include the space weather variation through the Solar Proton Event (SPE) prediction model and Galactic Cosmic Ray (GCR) prediction model by using UMASEP for SPE model and Badhwar-O'Neill 2010 for GCR model.

[P-73] Commercial Off-The-Shelf Mobile Thermal Control Unit Application to Space Environment Test Chamber

Hyokjin Cho¹, Keun-Shik Kim², Sun-Ki Baek²,
Sung-Wook Park¹, Hee-Jun Seo¹, Guee-Won Moon¹

¹Korea Aerospace Research Institute

²Hanyang ENG Co. Ltd

On the ground, space environment is simulated by a thermal vacuum chamber in which enables a vacuum and temperature variation condition. In order for the vacuum chamber to have a temperature control capacity, it is generally equipped with cryogenic blower, liquid nitrogen (LN2) injector, electrical heater and LN2 tank (reservoir). But as a drawback, this kind of system should take huge installation area and be fixed on a certain location. A commercial off-the-shelf mobile thermal control unit (TCU, Temptronics' ATS-730) was modified and utilized to the vacuum chamber for the purpose of replacing or complementing the normal temperature control system. This mobile TCU needs only a compressed air and electricity, but can provide the regulated flow of -90 °C to 225 °C with 18 scfm. By the adaption of this TCU into the vacuum chamber, the temperature control on the copper plate of 1.2 m × 0.58 m × 3 mm (T) was validated. The thermal analysis on this plate was performed as well to find the maximum plate size possible with this system. The feasibility was also checked to apply this mobile TCU to the temperature sensor calibration.

[P-74] The Development Status of MIMIC in ITOS (Integrated Test and Operation System)

Yungoo Huh, Park Jooho, Kim Young-Yun, Cho Seung-Won, Choi Jong-Yeoun

Electrical Integration & Test Team, Space Test Division, Korea Aerospace Research Institute

The MIMIC is a part of ITOS (Integrated Test and Operation System) which provides all essential functions to monitor and control a satellite both in orbit and during testing. In KOMPSAT-6 and GK 2A/2B program, the MIMIC will be newly developed in order to work without mission dependency. In addition, it will enhance user convenience and usability.

The telemetry data received from satellite in real-time are used to monitor satellite both in orbit and during testing. However, it is impossible to check all the incoming telemetry data from satellite in real time in order to detect abnormality of satellite quickly. MIMIC within the ITOS is used in order to display summarized information about spacecraft in a visualized way that is quickly and easily understood.

However, the existing MIMIC is fixed and not editable. it is impossible to have customized MIMIC display for each user and satellite program. That is, whenever a satellite program is newly generated, the MIMIC must be modified and recompiled by MIMIC developer.

Therefore, the newly developed MIMIC will be editable and flexible. it will allow each user to have its own customized MIMIC in order to provide essential graphical display to monitor a satellite both in orbit and during testing. In the paper, the status of the development

regarding MIMIC will be introduced.

[P-75] Ground Segment and Mission Planning for the Korean Lunar Exploration Project

Soojeon Lee, Jinho Jo, Byoung-Sun Lee, Jaeyoung Ahn

Electronics and Telecommunications Research Institute

The objectives of Korean lunar exploration project are to first accomplish technological advances and send test orbiter by global cooperations till 2017, second send orbiter and lander to the Moon till 2020, and based on the accumulated technologies third enable the exploration for asteroid or the Mars till 2030. For the Korean lunar mission project, ETRI is doing research on the technologies required for space internet and ground segments. This paper discusses the overview of the ground segment and mission planning functions.

[P-76] Progress in Thermal Analysis and Design for Space Weather Monitor KSEM Aboard the Korean Geostationary Satellite GEO-KOMPSAT-2A

Ju Woo¹, Yongmyung Seo¹, Seyoung Yoon¹, Taekyun Yun¹, Kyusung Chae¹, Jongho Seon¹, Hyunju Jeong², Yeonhwang Jung², Seungwook Yang², Junyong Park²

¹School of Space Research, Kyung Hee University

²Satrec initiative Co. Ltd.

Thermal control is critical to ensure that the performance of electrical components. Spacecraft on geostationary orbit should assure the operation within large variation of temperature compare to the low-earth orbit. The KSEM sensors (Korea Space Environment Monitor) aboard the GEO-KOMPSAT-2A consist of the PD (Particle Detector), the MG (MaGnetometer), and the CM (Charging Monitor) for monitoring of fluctuations of energetic particles and magnetic fields at the geostationary orbits. Practically, the KSEM sensor units are mounted on the bottom floor outside of the spacecraft and they are thermally decoupled from the body structure. Furthermore, the specific sensor fabricated by silicon in PD performs better measurement below 0°C by minimizing thermal noise. Such constraints are reflected to define thermal design concept of the KSEM containing survival heater operation, surface radiator application, and multi-layer insulating shield. In this research, thermal simulations of KSEM sensors are performed to define operation and survival temperature by using NX 8.5 TMG software.

■ Space Application

[P-77] Design of Camera Electronics using a Multi-band CCD

Jong-Pil Kong¹, Youngsun Kim¹, Jong-Euk Park¹, Sukbae Seo¹, Sang-soon Yong¹, Seongyeol Pyo¹

¹Korea Aerospace Research Institute,

²i3system co.

There has been a strong demand for small size, light weight and low power in the design of a satellite, which flows down to payload design as well. This paper describes the design of camera electronics for electro-optical payload using a CCD with multi-imaging bands. It enables the small size electro-optical system because of the reduced number of CCD, and consequently electronic boards. We present how we designed the interface architecture between CCD and electronic boards, how we organized the CCD output stream of image data in a efficient way. We also present test results of CCD output signal to show that the electronics work correctly.

[P-78] Enhanced Optical Surface Analysis Technique for the Accurate Wave-front Simulation

Seonghui Kim¹, Jong-Moon Park¹, Eung-Shik Lee¹, Deog-Gyu Lee¹, Seunghoon Lee²

¹Payload Optics Team, Korea Aerospace Research Institute

²Space Optics Division, Korea Aerospace Research Institute

The optical performance of space optical camera is analyzed with thermal and mechanical behavior, like thermo-elastic and gravity deformations. In this case, the deformation data is constructed as 3-dimensional vector from original surface to deformed surface. On the other hand, optical performance analysis program requires surface normal or sag data. In general, we deal with a few nanometer values on the surface deformation, so we should be very careful to convert mechanical data to optical surface data. For all cases of this work, we must use the interpolation, but the interpolation has a small residual error at all time. At first, we tried to make interpolation on the original surface and deformed one, but the initial shape of optical surface are dominated, resulting in the considerable errors on each surface in computing the interpolation. To overcome this, we developed new method using an ideal surface, the interpolation is used just one time for the small deviation on the whole process. Using this method, we can obtain very accurate surface deformation data and fine optical performance results.

[P-79] Image Quality Investigation in Electro-optical Camera for Charge Transfer Efficiency of Image Sensor

Youngsun Kim, Jong-Pil Kong, Jong-Euk Park,

Seok-Bae Seo, Sang-Soon Yong

Korea Aerospace Research Institute

Charge Transfer Efficiency (CTE), which describes the efficiency of charge movement from one pixel to neighbor, is related to the image quality in electro-optical camera. The CTE is divided to the horizontal and the vertical direction by transferring direction respectively. The CTEs of both direction have influence on the image quality deeply, and, especially, if it has longer transferring path to the port, its influence gets bigger. The paper investigates the image quality in electro-optical camera for the CTE changes by computer simulation. The simulation decreases gradually the both direction of CTEs from one and it observes its effect quantitatively on the image quality. The results show that when the CTE is one or close to it, its effect can be ignored in whole sensor area, but if it gets lower, the quality degradation is started from the pixels having longer path.

[P-80] Effects on Various Noises on Image Performance in Satellite Camera

Youngsun Kim, Jong-Pil Kong, Jong-Euk Park, Seok-Bae Seo, Sang-Soon Yong

Korea Aerospace Research Institute

Imaging performance in satellite camera depends on the intensity, various noises such as shot noise which originates from the discrete nature of photon, photo-response non-uniformity (PRNU), dark signal non-uniformity (DSNU), dark signal and its noise, thermal noise, read noise, quantization noise and so on. In case the light intensity to camera is high, the influence on the image quality by noises is not serious relatively because the signal to noise ratio (SNR) is proportional to the square root of its intensity by probabilistic approach, but if not, the image quality depends deeply on various noise sources. This paper investigates how much each noise source such as dark noise, PRNU, DSNU, smearing effect, read noise and fixed pattern noise affects on the image quality in electro-optical system. In addition, it investigates the relationship between the incident intensity and the image quality assumed with fixed noise.

[P-81] Generation of CODE V Interferogram Files with MATLAB for Optical Modeling of Finite Element Surface Displacements

Jong-Moon Park¹, Seonghui Kim¹, Eung Shik Lee¹, Deog-Gyu Lee¹, Seunghoon Lee²

¹Payload Optics Team, Korea Aerospace Research Institute,

²Space Payload Division, Korea Aerospace Research Institute

Predicting the performance of a payload optical system due to the optical surface deformations in possible operational environments is of considerable importance. In general, the mechanical displacements of the optical surface using finite element analysis (FEA) are evaluated, and then the results of FEA are transferred to the appropriate optical displacements, CODE V Interferogram

(INT) Files, resulting in the evaluation of optical performance in CODE V. In this poster, a method for transfer of the FEA results to the INT files of CODE V is introduced.

[P-82] Generation Method of Table Driven CRC8 for the GOES-R Reliable Data Delivery Protocol

Seok-Bae Seo, Young-Sun Kim, Jong-Euk Park,
Jong-Phil Kong, Sang-Soon Yong, Seung-Hoon Lee

Korea Aerospace Research Institute

The Geostationary Environment Monitoring Spectrometer (GEMS) is equipped on the Geostationary Korea multi-purpose satellite 2B (GK-2B), which will be to observe the air quality and climate over Korea and the greater Asia-Pacific region from end of 2018. The GOES-R Reliable Data Delivery Protocol (GRDDP) is adopted for the data delivery from the GEMS to the GK-2B, where, CRC (Cyclic Redundancy Codes) is an error detection method for that interface.

This paper explains a generation method and results of the table driven CRC8 (polynomial: $x^8 + x^2 + x + 1$, register initial value: 0xFF, and Final XOR: 0x00) for a GRDDP software implementation of the GEMS. The table driven CRC8 is realized based on the modulo-division (with no carry), the final algorithm for practical use can be implemented with pre-calculated table (256 hexa-decimal values), registers, shift operations, and XOR operations.

[P-83] The Adaptive Mission Operation System for the Electro-optical Payload System

Sang-Youn Shin, Sang-Soon Yong

Korea Aerospace Research Institute

The mission of the EO(electro-optical) based low earth orbit satellite is provision of the high-resolution images required for GIS(Geographical Information Systems) establishment and the applications for environmental, agriculture and ocean monitoring. The low earth orbit satellite has the payload on the satellite consists of EOS(electro-optical subsystem) and PDTs(Payload Data Transmission Sub-system). The light energy by the optical module falls onto TDI CCD of FPA(Focal Plane Assembly) and it is converted into the digital image signal data by CEU(Camera Electronics Unit). For the satellite imaging, the mission is planned first and the parameters are set for the mission. The mission parameter set table is maintained and controlled by the mission plan. Also it is set up by the many conditions for the high-quality satellite image including the payload hardware characteristics, target characteristics, satellite orbit information, etc. In this paper, the parameters for the mission planning and the effectiveness of the each parameter to the satellite image quality are introduced. Furthermore, the adaptive parameter control according to the imaging conditions is presented.

[P-84] Design Analysis of the Image Chain in

the Camera on the Earth Observation Satellite

Haeng-Pal Heo^{1,2}, Sung-Woong Ra²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Chung-Nam National University*

Design of focal plane electronics with a detector and supporting proximity electronics is highly dependent on the type and configuration of the detector. Focal plane electronics using CMOS detector can be relatively simple and compact. Nevertheless, in case the signal is not digitized in the detector itself, the location of the analog to digital converter (ADC) is always one of the biggest trade-off study items. A camera electronics to be used as a part of the earth observation camera system has been designed with a CMOS detector. In order to make the detector assembly to be compact and easy to be aligned with the optics, the ADC is located in a separate electronics box. The analog video signal is transferred from the output of CMOS detector to the electronics box as a form of differential signal. Transistors closely located to the CMOS drive the analog signal. A few stages of the differential amplifiers make the signal to be immune to the external noise. Here we presents the analysis and simulation results of the image chain from the output of CMOS to the ADC.

[P-85] Implementation of the Mask on the Detector Pixels to Improve the Camera MTF

Haeng-Pal Heo^{1,2}, Sung-Woong Ra²

¹*Korea Aerospace Research Institute*

²*Chung-Nam National University*

Two of the most important key performance parameters in the design of earth observation camera system are MTF(Modulation Transfer Function) and SNR(Signal to Noise Ratio) but these two parameters disagree with each other in the selection of many system design parameters. Due to the fact that the dominant contributor of the noise is the shot noise, the integration time should be as long as possible to have high SNR but this does not provide beneficial environment to MTF performance. In the design of detector pixel, the fill factor should be as big as possible to accept more incident energy and it results in better SNR. However, almost one hundred percent of the fill factor, as is often the case with recent CCDs, affects MTF adversely because it provides vulnerable condition to the smear. Even in the high performance earth observation camera system, MTF becomes more critical than SNR because integration time can be prolonged with the help of TDI or another similar scheme. Therefore, masking parts of the detector pixel edge is sometimes used to achieve better MTF with the sacrifice of the SNR. Here we presents the pixel masking scheme and determination of the mask size to fulfill both requirements of MTF and SNR.

■ Space Astronomy

[P-86] The Observational Test Result of the Newly Developed Sampler for KVN

Yong-Woo Kang, Min-Kyu Song, Do-yong Byun,
Taehyun Jung, Wook-Won Nam, Do-Heung Je,
Seog-Tae Han, Seog-oh Wi

Korea Astronomy and Space Science Institute

We developed new Digital Sampler for KVN(Korean VLBI Network) during 3 years. The sampler has variable sampling frequency of 1024MHz, 1536MHz, 2048MHz and 3096MHz with 2bits/sample. In order to confirm the performance of the sampler, we carried out the astronomical radio observation test in KVN. Here We will present the new developed sampler and the observational test result.

[P-87] Spectroscopic Observation and Radiation-Hydrodynamics of μ Cas

K. Bach¹, Y. -C. Kim^{1,2}

¹*Astronomy Department, Yonsei University*

²*University Observatory, Yonsei University*

A series of stellar modelling such as abundance analysis, evolutionary computation, asteroseismology and the 3-D Radiation-Hydrodynamics (RHD), for μ Cas, an astrometric binary system, has been conducted. In spite of the well-defined parallax and astrometric orbit from HIPPARCOS, there has been a chronic mass ratio problem between components. Recently, the optical interferometric observation of the CHARA array has detected the radius of the primary star. Moreover, from the high resolution spectroscopic observation, we find that μ Cas have the α -element enhanced chemical composition with respect to the scaled solar abundance. Combining global properties determined by spectro-photometric observations, physical parameters for μ Cas have been calibrated within the frame work of the standard stellar theory. A reliable set of physical parameters has been defined through a statistical minimization between theoretical model grids. In addition, the mode oscillation frequency of the best model has been calculated. With a well-constrained initial configuration from 1-D analysis, the 3-D Radiation-hydrodynamic (RHD) numerical simulations for turbulent convection of the primary star have been computed. From this complete modelling the physical characteristics of μ Cas system has been constrained.

[P-88] Using of VBA (Visual Basic for Applications) Programing for Excel Database Management

Goo-Pyo Jung, Hwan-Chun Myung, Koon-Ho Yang,
Jae-Dong Choi

Korea Aerospace Research Institute

These days, people who are in charge of managing databases commonly use Excel when they start to organize collection of data. At this time, the error data can occur when a lot of data is made. These error data can cause serious system malfunctions. Therefore, databases management requires to make search for the error data. However that result would not complete the requested work-hour reliably, if user directly should make search for the error data. So author should overcome these difficulties by using VBA programming. This program can search for the error data out of the rules that authorized users to apply when creating the database system. As a result, author can see effects on the reduced work-hours, and the increased reliability and efficiency of data management. The aim of this presentation, therefore, is to explain of the effect on the usage of VBA program in order to improve database management.

[P-89] Development of ISSS (Instrument for the Study of Space Storms) to Understand Space Storms and Ionospheric Storms

Jongdae Sohn¹, Kyoung-Wook Min¹, Junchan Lee¹,
Yongmyung Seo², Jongho Seon², Daesoo Oh³,
Myeongryong Nam³, Yu Yi⁴, Goo-Hwan Shin⁵

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*Kyung Hee University*

³*JNM system*

⁴*Chungnam National University*

⁵*Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology*

The instruments for the study of space storm (ISSS) are to be onboard the next generation small satellite-1 (NEXTSat-1) which is planned to be launched in May 2017 to understanding the capture and decline of solar energetic particles at the radiation belt and the ionospheric storm which occur when the solar activity is in declining phase rather than the solar maximum. The ISSS consist of Space Radiation Detector (SRD) and Space Plasma Detector (SPD). The SRD is comprised of medium energy particle detector (MEPD) and high energy particle detector (HEPD). The SPD is composed of Langmuir probe (LP), a retarding potential analyzer (RPA), and an ion drift meter (IDM). The MEPD measures electrons and ions with energy of 20 keV - 400 keV. The HEPD measures electrons with energy of hundreds of 100 keV - 1 MeV and protons with energy above 10 MeV. The LP measures 103/cm³ - 5*106/cm³ density and (500 K - 5000 K) temperature of ionospheric thermal electrons. The RPA measures 103/cm³ - 5*106/cm³ density and (500 K - 5000 K) temperature of ionospheric thermal ions. The IDM measures cross track: 0 - 2 km/s, ram direction: 0 - 2 km/s drift velocities of ionospheric thermal ions. We develop the ISSS in order to measure space storms in low altitude polar orbit. We report development status of the ISSS.

[P-90]

The Technology Development About Space Environment Monitoring Sensor

AMi Yun¹, Jae-Woo Park¹, Sung-Won Park², Hwan-Sang

Lee²

¹WeSPACE,

²Korean Space Weather Center

According to the development of satellites, aircraft and telecommunication, the Sun and space environment have had impacts on human life. Several developed countries have been making efforts to observe the Sun directly and to study space environment by launching satellites for space environment monitoring. So, in this study, when our country produce the satellites for space environment monitoring and space weather prediction, we researched finding suitable sensors for them. Also existing Korean technology level and expected development institutes was searched. By this research, 15 sensors were selected. Finally, we analyzed that the sensors fulfill the requirements of people who engaged in the academic world, military, aviation and the satellite industry.

[P-91] The Melting Sea Ice of Arctic Polar Cap in the Summer Solstice Month and the Role of Ocean

Seongsuk Lee, Yu Yi

Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University

The Arctic sea ice is becoming smaller and thinner than normal value and more fragmented in the early summer. We investigated the widely changing Arctic sea ice using the daily sea ice concentration data. Sea ice data is generated from brightness temperature data derived from the sensors: Defense Meteorological Satellite Program (DMSP)-F13 Special Sensor Microwave/Imagers (SSM/Is), the DMSP-F17 Special Sensor Microwave Imager/Sounder (SSMIS) and the Advanced Microwave Scanning Radiometer - Earth Observing System (AMSR-E) instrument on the NASA Earth Observing System (EOS) Aqua satellite. We tried to figure out appearance of arctic sea ice melting region of polar cap from the data of passive microwave sensors. It is hard to explain polar sea ice melting only by atmosphere effects like surface air temperature or wind. Thus, our hypothesis explaining this phenomenon is that the heat from deep undersea in Arctic Ocean ridges and the hydrothermal vents might be contributing to the melting of Arctic sea ice.

[P-92] Development of a Science-Grade Miniature Fluxgate Magnetometer for the SIGMA cubeSat Mission

Jung-Kyu Lee¹, Hyomin Kim², Ho Jin¹, Khan-Hyuck Kim¹, Jeongho Lee¹, Seongwhan Lee¹, Hyojeong Lee¹, Jehyuck Shin¹, Marc R. Lessard³, Chrystal S. Moser³

¹School of Space Research, Kyung Hee University, Korea

²Virginia Tech, Blacksburg, VA, USA

³University of New Hampshire, Durham, NH, USA

A newly developed science-grade miniature fluxgate magnetometer will be used for the Scientific cubesat with Instruments for Global Magnetic field and rAdiation

(SIGMA) mission. The 3U CubeSat, which is being developed by Kyung Hee University, will be launched Q3, 2015 into a sun-synchronous circular orbit at an altitude of 750 km. The objectives of magnetometer is to measure field-aligned currents (FAC) and ultra low frequency (ULF) waves at low-Earth orbit as well as to develop reliable payload deployment. In this presentation, we report the development status of the CubeSat-borne miniature magnetometer. A fully functioning engineering model fluxgate magnetometer has been fabricated and tested. The magnetometer boasts the significantly reduced size and weight of the sensor and power consumption and still provides the adequate noise level performance for the small-satellite science mission. In addition, the sensor drive and sense signals are tailored by the digital electronics to provide a flexible, optimized design and low power consumption.

[P-93] A Design of the Development Model for a CMOS Sensor Based Star Tracker

Jin-seong Lee, Chol Lee, Son-goo Kim, Ju-hee Lim, Jang-soo Chae

Satellite Technology Research Center, Korea

In this paper, we introduce the star tracker which is designed for the Next Generation Small Satellite. As a CMOS image sensor, called Active Pixel Sensor, has shown versatile performance in recent space payloads, we have adopted CMOS to utilize its advantages in size, weight, cost and electrical characteristics. The HAS2 CMOS sensor with 1024 x 1024 pixels has been selected after going through accurate simulation among several CMOS sensors.

This star tracker system consists of three boards: power, processor and focal plane board. The power board distributes the power to the processor and focal plane. The processor board runs upon FPGA which includes Leon-3 processor and processes the data for the image and communication related to CMOS driving. Here we describe the overall specification and the system design based on the newly introduced hardware components for performance verification in a space environment.

[P-94] Development of High Energy Particle Detector for the Study of Space Storm

Gyeong-Bok Jo¹, Jongdae Sohn², Kyoung-Wook Min², Yu Yi¹, Suk-Bin Kang², Go Woon Na³, Goo-Hwan Shin⁴

¹Chungnam National University

²Korea Advanced Institute of Science and Technology,

³Ehwa Womans University

⁴Satellite Technology Research Center, Korea Advanced Institute of Science and Technology

Next Generation Small Satellite-1 (NEXTSat-1) will be launched in 2017 and Instruments for the Study of Space Storm (ISSS) is planned to be onboard the NEXTSat-1. High Energy Particle Detector (HEPD) is one of the equipment of ISSS and the main objective is to measure the high energy particles streaming into the Earth radiation belt during a space storm, especially, electrons and protons, to obtain the flux of those particles. For the

design of HEPD, the Geometrical Factor was calculated to be 0.05 to be consistent with the targets of measurement and the structure of telescope with field of view of 33.4° was designed using this factor. In order to decide the thickness of the detector sensor and the classification of the detection channels, a simulation was performed using GEANT4. Based on the simulation results, two silicon detectors with 1 mm thickness were selected and the aluminum foil of 0.05 mm is placed right in front of the silicon detectors to shield low energy particles. The detection channels are divided into an electron channel and two proton channels based on the measured LET of the particle. If the measured LET is less than 0.8 MeV, the particle belongs to the electron channel, otherwise it belongs to proton channels. HEPD is installed in the direction of 0° , 45° , 90° against the along-track of a satellite to enable the efficient measurement of high energy particles. HEPD detects electrons with the energy of 0.1 MeV to several MeV and protons with the energy of more than a few MeV. Thus, the study on the dynamic mechanism of these particles in the Earth radiation belt will be performed.

[P-95] Mathematical Methods of Calculating the Sunrise and Sunset Times in the Shoushi Calendar

Choi, Goenun^{1,2}, Lee, Ki-Won³, Mihn, Byeong-Hee^{1,2,4}, Ahn Young Sook²

¹Korea University of Science and Technology

²Korea Astronomy and Space Science Institute

³Catholic University of Daegu

⁴Chungbuk National University

We investigate the sunrise and sunset times by the Shoushi calendar in terms of a mathematical way. This calendar was adopted in 1281 in the Yuan dynasty and is known as one of most the famous calendars in Chinese history. It is also known that the Datong calendar of the Ming dynasty and the Chiljeongsannaepyeon of the Joseon dynasty are basically the same as the Shoushi calendar. In this study, we refer to the Datong calendar recorded in the Mingshi (History of the Ming Dynasty) because it contains detailed calculation procedure together with an example. We find that not only western mathematics such as the Pythagorean theorem but also Chinese mathematics such as *Hosihalwonbeob* (the arc-sagitta method) for the determination of lengths of arcs of circle segments) were used to calculate the sunrise and sunset times. In addition, we find that actual measurements of the shadow length and the altitude of the Sun on the winter and summer solstices were used to determine the latitude and obliquity. Furthermore, we verify the values of various tables associated with the calculation of those times. In conclusion, we believe that this study will be helpful for understanding the sunrise and sunset times recorded in the Chiljeongsannaepyeon.

[P-96] Astronomy Related STEAM Program with Digital Camera

Hyungkyu Jang¹, Yonggi Kim¹, Chun Hwey Kim¹, Jun Yong Oh²

¹Chungbuk Nat'l University

²Hanyang University

An educational STEAM program with digital camera has been developed and tried to apply in the school. Developed 64 hour programs for each school standard (primary, middle and high school) have various topics in physics, chemistry, biology, and astronomy. As an example, a STEAM program for the phase variation of venus will be presented here. The developed introduction manual, results of a demonstration class, and some perspectives will be reported. NOS (Nature of Science) is also included in the introduction and the response of students to this NOS education will be introduced in some more detail.

■ Sun/Space Environment

[P-97] A Study on the Radiation Heat Transfer Characteristics in the Specimen with Blocks

Taesig Go, Heejun Seo, Hyckjin Cho, Sungwook Park, Sungjin Lim, Gueewoon Moon

Korea Aerospace Research Institute

The satellite should perform a thermal vacuum test using the thermal vacuum facilities on the ground before launching. It is because the satellite is caused function disorder of satellite components by the harsher environment which has repetition high and low temperature conditions by high vacuum state and solar radiation in space. The specimen for performance test of satellite components can be installed more than one specimen in thermal vacuum chamber. These specimens are received the radiation heat transfer by shroud which simulate space environment. In order to do inspection for satellite components by working excellent performance generally, the radiation heat transfer should be delivered to specimens without outside interference. However, block formation by more than one specimen can cause interference of thermal radiation supplying on the surface of its. This study conducts the numerical analysis about thermal radiation in thermal vacuum chamber, this results observed the radiation heat transfer characteristics of specimens with blocks.

[P-98] Cyclic Variations of Near-Earth Conditions and Solar Magnetic Multipole Fields

Bogyeong Kim¹, Jeongwoo Lee¹, Suyeon Oh², Yu Yi¹

¹Korea Astronomy and Space Science Institute

²Korea Advanced Institute of Science and Technology

³Kyung Hee University

⁴University of Science and Technology

We have investigated the cyclic variations of the magnetic multipole components of solar fields in comparison with various indices for the solar, interplanetary, and geomagnetic activities measured from 1976 to 2012 (from Solar Cycle 21 to the early phase of Cycle 24). The

magnetic multipole components are calculated using the synoptic magnetic field data and the potential field source surface (PFSS) model of the Wilcox Solar Observatory (WSO). While most solar activity indices such as sunspot number, total solar irradiance, 10.7 cm radio flux, and solar flare occurrence rate are highly correlated with the flux of magnetic quadrupole component, the solar wind dynamic pressure and the geomagnetic activity index, AE, are rather correlated with the dipole and higher-order pole components, respectively. The cyclic variation of the dipole components is out of phase with the solar sunspot cycle and that of the quadrupole component is in phase. It is therefore argued that the temporal correlations of the activity indices with the individual multipole components as found in this study may clarify why some of the activity indices are seemingly out of phase with the sunspot cycle.

[P-99] An Analysis of Topside Ionospheric Scale Heights

Yong Ha Kim, Eunsol Kim, Junseok Hong

*Dept. of Astronomy, Space Science and Geology,
Chungnam National University*

We analyzed topside ionospheric profiles from ISIS1 in terms of scale heights at 1.000km. ISIS1 measured 38,953 ionospheric profiles near 290° longitude from 1969 to 1980. We selected profiles of low (20°S~20°N) and middle (20°~50°) geomagnetic latitudes for high ($F10.7 > 120$) and low ($F10.7 < 120$) solar activities. The scale heights are generally lower in the day time than night time, as expected from the theory that solar EUV radiation produces ion in the main part of the ionosphere causing steep profiles during the day, whereas ions are recombined with electrons resulting in slow gradient at night. For the low solar activity, the scale heights are usually higher than those for the high solar activity because H density increases to lead to smaller mean molecular weights at high altitudes. We will present quantitative comparison between neutral scale heights from NRLMSISE-00 model and ionospheric scale heights. We will relate the variation of topside ionospheric scale heights to ion fluxes between the ionosphere and plasmasphere.

[P-100] Prediction Model for a Global Distribution of Whistler Chorus Waves with Inclusion of latitudinal dependence

Jin-Hee Kim¹, Dae-Young Lee¹, Jung-Hee Cho¹,
Dae-Kyu Shin¹, Kyung-Chan Kim², Wen Li³,
Thomas K. Kim¹

¹*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

³*Department of Atmospheric and Oceanic Sciences, UCLA*

Whistler-mode chorus waves are considered to play a central role in accelerating and scattering the electrons in the outer radiation belt region. While in-situ measurements are usually limited to trajectories of a small number of satellites, rigorous theoretical modeling requires a global

distribution of chorus wave characteristics. In the present work, by using a large database of the chorus wave observations made on the THEMIS satellites for ~4 years of the ascending phase of solar cycle 24, we developed a 30 min-prediction model for a global distribution of chorus amplitudes. The development is based on two main components. The first component is the determination of spatial distribution pattern of chorus amplitudes, specifically profiles in L in every 2 hr MLT zones, which are categorized by the activity levels of either the IMF Bz or AE index. The second component is the determination of the temporal dependence of average chorus amplitudes by correlating with the preceding solar wind and geomagnetic conditions as represented by the IMF Bz and AE index with a delay time of 0.5 hrs. The model predicts chorus amplitudes for two different latitudinal zones separately, $|MLAT| < 10^\circ$, and $10^\circ \leq |MLAT| \leq 25^\circ$. The model performance was measured by the prediction efficiency (PE) and the rank-order correlation coefficient (ROCC). The mean PE and ROCC values are ~0.89 and ~0.95 for $|MLAT| < 10^\circ$, respectively, and ~0.80 and ~0.90 for $10^\circ \leq |MLAT| \leq 25^\circ$, respectively. This work was supported by a grant to Chungbuk National University from National Meteorological Satellite Center in 2014.

[P-101] Theoretical Construction of Solar Wind Electron Temperature Anisotropy Versus Beta Relation for the Whistler Instability

HyangPyo Kim^{1,4}, Jungjoon Seough¹, Junga Hwang^{1,4}, Peter H. Yoon^{2,3}

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea,*

³*Institute for Physical Science and Technology, University of Maryland, College Park, USA,*

⁴*University of Science and Technology*

The solar wind electron temperature anisotropy is regulated fundamentally by various physical processes such as an adiabatic expansion, the electron Coulomb collisions, and the micro-instabilities. In the collisionless limit, the measured electron temperature anisotropy is bounded by the marginal stability conditions of the whistler and firehose instabilities, which could be excited by excessive perpendicular and parallel temperature anisotropies, respectively. In the literature, these thresholds expressed as inverse correlations between the electron anisotropy and parallel beta have been constructed on the basis of linear stability analysis and particle-in-cell simulation. In the present paper quasilinear kinetic theory of whistler mode instability is employed to self-consistently construct the anisotropy-beta relation observed in the solar wind electron. We initially allow a large ensemble of unstable state to evolve subject to the whistler mode instability. It is found that the self-consistent threshold condition for whistler instability naturally emerges as the time-asymptotic states of quasilinear processes. Furthermore, the one-dimensional particle-in-cell (PIC) simulations of the whistler instability are carried out to verify the reliability of the present quasilinear analysis. By comparison with the results from the PIC simulations, it is shown that such an approach, quasilinear kinetic theory, is a valid theoretical tool as a first-order description of the dynamical evolution of the whistler instability.

[P-102] Analysis of Solar Wind Density Depletions Using Two Satellites from Solar Cycle 23 to Solar 24 Maximum

Keunchan Park¹, Jeongwoo Lee¹, Suyeon Oh²,
Giin Jo¹, Yu Yi¹

¹Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University

²Department of Earth Science Education, Chonnam National University

Solar wind density depletions are generally believed to be associated with the interplanetary (IP) shocks. We investigate solar wind parameter between 1998 and 2010 using the Advanced Composition Explorer (ACE) satellite data, and expand the data period from 1998 to 2013 corresponding to solar cycles 23 and 24 maximum and using the WIND satellite. This study aims at the characteristic of density depletion between solar maximum and solar minimum for two solar cycles. In our present result, the solar wind density has an anti-correlation with the interplanetary magnetic field (IMF) regardless of the presence of IP shocks. Possible roles of other solar wind parameters are also discussed.

[P-103] Technical Development of Prediction Algorithm for Solar Interference of Geostationary Satellites

Mi-Young Park¹, Yeon Gu Park¹, Jeong Deok Lee¹,
Sangwoo Lee¹, Kyu-cheol Choi¹, Ki-Chang Yoon², Seung Jun Oh¹

¹SELab, Inc., Seoul, Korea

²Korean Space Weather Center, RRA, Jeju, Korea

The sun passes behind the line of sight to geostationary satellites during the equinoxes each year. Since the sun radiates strong radio signals across a wide range of frequencies, it becomes often difficult to extract the desired satellite signal from the radio noise of the sun. Therefore it is necessary to predict accurate measure of sun-satellite interference. The general algorithm of the predicting solar interference has usually been using a fixed position of the geostationary satellite on its orbit as an invariant constant, which always bears some amount of error due to disregarding the satellite's real-time position on its orbit.

In this study, we developed the algorithm considering real-time orbit in order to improve the accuracy of sun-satellite interference during the equinoxes. We used the SGP4/SDP4 model to calculate a time-dependent position of satellite with TLE(Two-Line Element Sets) produced by NORAD. This algorithm is expected to predict the satellite interruption more accurately in sun-satellite interference during the equinoxes, significantly reducing the amount of possible damages to satellite communication.

[P-104] CME Arrival Quick Prediction Technique Using CME Analysis Tool

Sarah Park^{1,2,3}, Sun-Hak Hong^{1,3}, Roksoon Kim⁴,
Yung-Kju Kim¹, Seung-Jun Oh²

¹Korea Space Weather Center

²SELab

³Kyung Hee University

⁴Korea Astronomy and Space Science Institute

Coronal Mass Ejection (CME) is one of the solar activities which would have a significant impact on the Earth. So, prediction models such as WSA-Enlil and IPS has been studied to know whether a CME will become geo-effective. We find a way for a quick prediction of CME arriving at the Earth because running time of the prediction models is a few hours, w. The way is to use the CME Analysis Tool (CAT) that is an operational software system in routine use at the NOAA Space Weather Prediction Center (SWPC) as the primary means to determine CME parameters for input into the WSA-Enlil model. For this study, we investigated 133 CMEs gotten by the CAT and selected 30 CMEs arrived at the Earth from January 2013 to June 2014. The parameters determined by the CAT are cone direction (latitude, longitude), speed, angular half-width, and arrival time of the CME front at 21.5R_s. We examine a calculation of travel time of CME from the 21.5R_s to the Earth and a relationship between travel time and CME parameters. Based on these results, we present the probability of arrival CME and the empirical expressions for travel time with four parameters, respectively.

[P-105]

Study on the TEC Variations During the Rising Phase of Solar Cycle 24

Byeong Hyun Kang, Sun Mie Park

Korea Science Academy of KAIST

We have studied the variations of the total electron content (TEC) derived at Jet Propulsion Laboratory from Global Positioning System (GPS) observations for the period of 2010-2014, during which solar activity increases from its minimum. The diurnal, seasonal and latitudinal variations of TEC have been investigated. The results show that the TEC values have two peaks at geomagnetic latitude N20° and S15°, called the equatorial anomaly. Meanwhile, the winter night-time TEC values have maximum near the magnetic equator and southern hemisphere (longitude -100o~-50o). Longitudinal averaged TEC values have maximum at 15LT to minimum at 05LT. The differences between day and night TEC values at equator are much larger than those at high latitude. The daily mean TEC values in winter are larger than those in summer, which is the annual anomaly, and TECs in equinoxes are larger than those in solstices, which is the semiannual anomaly. However, there is also the hemispheric asymmetry at middle and high latitudes which the TEC values in the summer hemisphere are larger than in the winter hemisphere. The TEC has been also compared with the solar activity indices (F10.7 and sunspot number) and shows a very good correlation with them. The TEC values increase, but are saturated in all seasons as solar activity indices increase.

[P-106] On the High Correlation Between Storm Sudden Commencements and Interplanetary ShocksWooyeon Park¹, Jeongwoo Lee¹, Suyeon Oh², Yu Yi¹¹*Department of Astronomy, Space Science and Geology, Chungnam National University*²*Department of Earth Science Education, Chonnam National University*

Storm Sudden Commencements (SSCs) occur due to sudden compression of magnetic field and current enhancement in the magnetopause, which is generally believed to be caused by interplanetary shock. However, neither all geomagnetic storms exhibit the SSC nor all SSCs are accompanied by interplanetary shocks. In this study, we search for geomagnetic storms without SSC using the SYM-H index data which is provided by the World Data Center for Geomagnetism Kyoto (WDC Geomag, Kyoto) during the period of 1998-2010. We also investigate the physical conditions such as density and velocity of protons, IMF Bz and total field strength provided by Advanced Composition Explorer (ACE) satellite. Finally, we classify the geomagnetic storms into two groups according to the presence/ absence of SSC and then further classify them based on their association with interplanetary shocks. Physical characteristics of the storms in each group are briefly discussed.

[P-107] Development of Space Weather Data Web Solution

Ji-Hye Baek, Eunmi Hwang, Jongyeob Park, Jaejin Lee, Seonghwan Choi

Korea Astronomy and Space Science Institute

KSWRC (Korea Space Weather Research Center) in KASI has installed a variety of instruments monitoring space weather from the Sun to the ionosphere/upper atmosphere since 2007. These domestic ground-based data, combined with satellite data, are used for space weather prediction and should be serviced to the general public. Besides, the combined space weather data is useful for the researchers in studying space plasmas and geomagnetic field. In order to access to the space weather data more conveniently, recently we developed an web solution named Space MONSTOR (Space weather Monitoring system coordinator) in which researchers and space weather data users easily search the data they want in a huge volume of data files. This web solution is implemented in Korean and English version. The users can experience a powerful search engine showing summary plots and download the data easily. This web site will be continuously upgraded in response to the user's demands. We convince this space weather data service system increase the usage of domestic ground-based instruments and provide meaningful contribution for the space weather research.

[P-108] Ground Level Enhancement-like Events in Lunar Radiation Environment Observed by the**CRaTER Instrument Onboard LRO**Jongdae Sohn¹, Suyeon Oh², Yu Yi³, Harlan E. Spence⁴¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*²*Chonnam National University*³*Chungnam National University*⁴*University of New Hampshire, USA*

Ground level enhancement (GLE) is sudden and short increase of cosmic ray (CR) intensity measured on the Earth's ground neutron monitors. Using the Cosmic Ray Telescope for the Effects of Radiation (CRaTER) instrument onboard LRO on the moon, we identified the CR events which have the similar profile of GLE on Earth's. The GLE event is generally considered to be caused by the accelerated particles associated with the solar flare and the coronal mass ejections. We use the data of CR intensity and dose rates observed by the CRaTER instrument. We select the associated solar events from the solar flare list and solar proton event list from NOAA Space Environment Services Center (SESC). We also use CR data observed by ACE, solar proton flux data observed by GOES. We find the GLE-like CR events similar to ones at the Earth's surface. We find the increasing event with the sharp increasing profile. In order to examine the origins and the characteristics of the GLE-like CR events in lunar radiation environment, we compare time variation profile of CRaTER with those of ACE/CRIS, ACE/SIS, GOES/SEM. To prove the GLE-like events of the CRaTER data as the real signals, we also check the time variation profile of micro-dosimeter measurement for a coincidence. We confirm the similarity in profiles of CRaTER and micro-dosimeter. The intensity variation rate of GLE-like CR events in the micro-dosimeter is approximately ten times larger than that of GLE-like CR events. We verify that most of GLE-like events are associated with the energetic solar cosmic rays. We have verified that most of (about 90 %; 60 out of 66) GLE-like events are associated with the solar flares to supply energetic particles. We have confirmed that GLE-like CR events having more than a factor of 100 compared to the event average are associated with SPEs.

[P-109] Record Level of Neutron Monitor Counting Rates at the Recent Solar MinimumSuyeon Oh¹, John W. Bieber², Paul Evenson², Yu Yi³¹*Chonnam National University*²*University of Delaware*³*Chungnam National University*

Neutron monitors have recorded the flux of galactic cosmic rays for more than half a century. During the recent, prolonged, deep minimum in solar activity, many sources indicate that modulated galactic cosmic rays have attained new Space Age highs. However, reported neutron monitor rates are ambiguous; some record new highs while others do not. This work examines the record of 15 long-running neutron monitors to evaluate cosmic ray fluxes during the recent extraordinary solar minimum in a long-term context. We show that ground-level neutron rates did reach a historic high during the recent solar minimum, and we present a new analysis of the cosmic ray energy spectrum in the year 2009 versus year

1987. To do this, we define a reference as the average of eight high-latitude neutron monitors, four in the northern hemisphere (Apatity, Inuvik, Oulu, Thule) and four in the southern hemisphere (Kerguelen, McMurdo, Sanae, Terre Adelie). In this study, we present the trend of galactic cosmic rays at the recent solar minimum.

[P-110] Development Progress of Ocean Color Sensor Based on UAV : Design and Performance of TMA Optical System

Eunsong Oh^{1,2}, Hyukmo Kang^{1,2}, Sangwon Hyun³, Geon-Hee Kim³, Youngje Park¹, and Sug-Whan Kim²

¹Korea Institute of Ocean Science and Technology, Korea

²Dept. of Astronomy, Yonsei University, Korea

³Korea Basic Science Institute, Korea

Coastal ocean environment monitoring is one of the attractive research field in the remote sensing. Monitoring techniques have been developed with using various instruments. Recently, for overcoming the limitations of field surveys and satellite sensors, an unmanned aerial vehicle (UAV) based sensor is being magnified as a new coastal ocean remote sensing instrument. In the Korea Ocean Satellite Center (KOSC), after launching the Geostationary Ocean Color Imager (GOCI), the first optical sensor in the geostationary orbit, field survey and UAV monitoring are focusing on the data calibration and validation assignment. In the part of coastal ocean monitoring, a new UAV based sensor has been developed as two type of optical system. One is for multi-channel sensor, and the other is for hyperspectral sensor. In this paper, we deal with a fore-optics for these two types of sensors. This fore-optics is consist of three mirrors and one folding mirror which the entrance pupil diameter is 70mm and effective focal length is 350mm. The optical performance is expected under $1/15\lambda$ as a RMS wavefront error. This design will be assembled in this year and the performance test will be performed.

[P-111] A study on Sporadic-E Layer Observed in Northeast Asia

Jongyeon Yun^{1,2}, Jun-Cheol Mun¹, Seung-Jun Oh³, Youg Ha Kim²

¹RRA KSWC,

²Chungnam National University, SpaceScience Lab.

³SELab

Sporadic-E is transient and localized enhancement phenomenon of electron density in the E layer of ionosphere. In particular, Strong event is significantly affect communication at HF and VHF Frequencies. The Middle latitude Sporadic-E is mainly caused by the wind shear in Neutral atmosphere. Also Sporadic-E can be associated with various phenomena, meteor showers, thunderstorms, gravity wave from ground and geomagnetic activity. In order to investigate the features of sporadic-E in Northeast Asia, We analyzed the ionosonde data during 2002~2013. We use strong Sporadic-E event

(foEs>7MHz) that caused foF2 value error or affect HF and VHF frequencies. Therefore, We investigated diurnal, seasonal variation and perform analysis of according to the duration time.

[P-112] Geospace Model Comparison Study on Large Dayside Geosynchronous Magnetic Field Compressions

Jae-Hyung Lee^{1,2,3}, Sunhak Hong^{1,3}, YungKyu Kim¹, Howard J.Singer⁴, Terrance G. Onsager⁴, Khan-Hyuk Kim³, Dong-Hun Lee³

¹Korean Space Weather Center, Radio Research Agency,

²SELab,

³Kyung Hee University,

⁴Space Weather Prediction Center, NOAA, USA

In this study, we evaluated models' performance during particular conditions, named as 'Large Dayside Geosynchronous Magnetic Field Compressions' that was reported in the previous study by Singer et al., (2008). The distinct feature of these events is that the magnetic field strength observed at the Geostationary Operational Environmental Satellites (GOES) is larger than magnetic field strength at the normal conditions of the solar wind during geomagnetically quiet ($K_p < 3$) time. We present comparison results between the observations and data from the most developed physics-based (MHD) global scale magnetospheric models; CMIT, BATSRUS(with RCM or CRCM) and OpenGGCM model. The Community Coordinated Modeling Center (CCMC) provided the results of the physics-based models through the Runs on Request service. To measure the performance of the each model against the observations, we checked two kinds of data, the magnetic field strength(B) and the magnetic elevation(τ) on the geosynchronous orbit. The comparisons showed consistent results in both of the study cases. For dayside event period, BATS-R-US and BATS-R-US with CRCM showed the best performance among the models and successfully captured the unusual dayside observations. In addition, SWMF-BATSRUS with CRCM showed the best results for the disturbance period. It indicated that the inclusion of the ring current dynamics improved the BATS-R-US model capability during the disturbance ($Dst < -20$ nT) period.

[P-113] Development of Algorithm for Detecting EUV Dimming

Jeong-Deok Lee¹, Sangwoo Lee¹, Kyu-cheol Choi¹, Mi-Young Park¹, Sunhak Hong²

¹SELab, Inc.

²Korean Space Weather Center, RRA

There have been many studies relationship between extreme-ultraviolet (EUV) dimming and coronal mass ejection (CME) onset and EUV dimming events are thought as precursors of CME. Thus, automatic detection of EUV dimming is required for space environment monitoring. We developed a technique for detecting EUV dimming using SDO EUV 193 images. Firstly, running difference image was calculated for successive SDO EUV

images with about 15 minutes time difference. Then mean, variance, skewness, and kurtosis of solar disk area were calculated from these running difference images. Higher-moments values such as skewness and kurtosis varies relative to lower ones, mean and variance when EUV dimming occurs. In case of these higher moments exceed the critical value, then we found EUV dimming area via image processing technique and derived basic parameters. We present the result of detection for EUV dimming. By combining these result with CME histories, the relationship between EUV dimming and CME will be studied.

[P-114] Studies on the relationship between the model data and the real-time data of RBSP spacecraft

JongKil-Lee^{1,2}, Kyung-Chan Kim¹, Jae-Jin Lee^{1,2}

¹*Korea Astronomy and Space Science Institute,*

²*University of Science and Technology*

To forecast the space environment, a situation that is close to the space age has become a big issue, such as the weather forecast. The measure several changes near the Earth through various Instruments and explore the Van Allen Belt during the RBSP spacecraft. It became easy to infer the real-time data and at the same time thereby to change the RBSP developed a system to express the data in the past through the last two day studies. Among the data showing the change, it is similar to the value of the model data of electron made every 3 hours from space monitoring center of KASI. In this study, to find the correlation between the data generated by comparing the measured data and RBSP real time data, look for improved methods.

[P-115] The Relationship Between High Speed Solar Wind Streams and Lightning Rates in South Korea

Ji-Hee Lee^{1,3}, Young-Sil Kwak², Dae-Young Lee³,
Young-Sook Lee², Bok-Haeng Heo¹, Dae-Bum Choi¹,
In-Chul Shin¹

¹*Korea Meteorological Administration*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute*

³*Chung-Buk National University*

The solar wind is a stream of plasma released from the upper atmosphere of the Sun. The solar wind is divided into two components, respectively termed the slow solar wind and the fast solar wind. The fast solar wind is thought to originate from coronal holes, which are funnel-like regions of open field lines in the Sun's magnetic field. The solar wind contributes to variation in space environments including Earth's magnetosphere and atmosphere. According to a recent studies, there is a correlation between energetic particles and atmospheric phenomena. In this study, we analyzed the data of solar wind velocity, density, dynamic pressure and Interplanetary magnetic field from 2000 to 2005 by ACE satellite to compare with lightning rates. We used data from the integrated lightning information system of the

Korea Meteorological Administration. We report a preliminary result of our analysis.

[P-116] Relation Between the Outer Radiation Belt Electron Distribution and the Plasmapause Location

Junghee Cho¹, Dae-Young Lee¹, Jin-Hee Kim¹, Dae-Kyu Shin¹, Drew Turner²

¹*Department of Astronomy and Space Science, Chungbuk National University, Korea*

²*Department of Earth and Space Sciences, UCLA, USA*

The Earth's outer radiation belt is highly variable while the inner belt is usually stable. It has been deduced that the variation is owing to plasma waves existing inside and outside the plasmasphere and radial diffusion. In the present work, we study the relationship between the plasmapause location and the outer radiation belt structures for a broad range of electron energy. We used THEMIS data and the Van Allen Probes data from 31 Oct. 2012 to 31 Dec. 2012. THEMIS offers cold plasma density, which is used to determine the plasmapause location (Lpp). The Van Allen Probes provide spacecraft potential as a proxy for plasma density, High Frequency Receiver (HFR) waveform data, WaveForm Receiver (WFR) waveform data, which is useful to determine Lpp. We compare electron fluxes of hundreds of keV to several MeV electron flux with Lpp observations. The result shows a totally different relation at 5.6 MeV electron flux with Lpp from those for the other lower electron fluxes. The 5.6 MeV electron flux remains at lower radial distance ($L = 3-4$) well inside the plasmasphere for a long period of time. This is distinguished from previous studies that report a close correlation between the inner of the outer belt and the plasmapause, which we find remains true for lower energies. In addition, the lower electron fluxes temporarily penetrate into the plasmasphere. This leads to the conjecture that the wave-particle interactions depend strongly on particle energy. This work was supported by a grant to Chungbuk National University from National Meteorological Satellite Center in 2014.

[P-117] Development of Comparison Algorithms of Flight Radiation Dose Data and NAIRAS Model Results

Kyu-cheol Choi¹, Jeong Deok Lee¹, Sangwoo Lee¹,
Mi-Young Park¹, Ki-Chang Yoon², Seung Jun Oh¹

¹*SELab, Inc.*, ²*RRA KSWC*

KSWC and SELab are planning to introduce the flight radiation dose measuring device in participate in the ARMAS Phase II project of SET. So, we compared the radiation dose measurement data and NAIRAS model data. NAIRAS model is the latest real-time radiation prediction model. The real radiation dose data is collected every 15 minutes, and NAIRAS model result is collected every 1 hour. Radiation dose data was collected using a shell script. We developed comparison algorithm using IDL programming language. We compared the radiation dose of 4 route (New York-Seoul, Washington-Seoul, Atlanta-Seoul, Chicago-Seoul). Development of this algorithm is introducing a flight radiation dose measuring

device with high reliability by participate in the ARMAS Phase II E project, and it is expected to provide to basis to research the effect on human health as measured radiation dose.

[P-118] Preparation of Image Data from All Sky Camera for the Study of Gravity Waves in the Upper Atmosphere

Young-Bae Ham, Geonhwa Jee, Jeong-Han Kim, Sumanta Sarkhel

Korea Polar Research Institute

The tip of the Antarctic Peninsula, where King Sejong Station (KSS) is located, is known for extremely strong gravity wave activity. Since 2008, Korea Polar Research Institute has been operating All Sky Camera at KSS to investigate the gravity wave activity in the mesosphere and thermosphere regions. ASC system with three different filters can capture the 2-D structures of gravity wave in the upper atmosphere. However, the data analysis requires pre-processing of the image data from the ASC system. In this study, we present the processes of data preparation of the image data for obtaining physical parameters of the gravity wave in the upper atmosphere.

[P-119] Acceleration of Outflowing O⁺ Ions due to Large Transient Electric Field

Jinhy Hong¹, Ensang Lee¹, and George K. Parks²

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Space Sciences Lab., University of California, Berkeley, CA, USA*

Various mechanisms have been proposed to accelerate outflowing ionospheric O⁺ ions. In this study we report observations of acceleration of O⁺ ions by large-amplitude, transient electric field. Large-amplitude, transient electric field was observed when the Cluster spacecraft moved across the lobe poleward from the cusp in the southern hemisphere. The Cluster spacecraft were separated largely, but all spacecraft observed the electric field simultaneously. Solar wind observation shows that the transient electric field is associated with the enhancement of dynamic pressure. At the same time intense outflowing O⁺ ions were accelerated up to ~1 keV from a few hundred eV. This observation suggests that direct acceleration by transient electric field in the high altitude region can be one of the mechanisms of the energetic O⁺ ions observed in the magnetosphere.

[P-120] Metadata Management for Data Search in KDC for SDO

Eunmi Hwang, Seonghwan Choi, Jongyeob Park, Jaemin Lee, Kyungsuk Cho

Korea Astronomy and Space Science Institute

We have constructed Korea Data Center (KDC) for the Solar Dynamics Observatory (SDO). The SDO comprises three instruments, the Atmospheric Imaging Assembly (AIA), the Helioseismic and Magnetic Imager (HMI), and the Extreme Ultraviolet Variability Experiment (EVE). We archive AIA and HMI FITS data. The size of data is about 1TB of data per day. The goal of KDC for SDO is to provide easy and fast data access service to the researchers in Asia. In order to improve the data search rate, we have designed the system to search data without going through a process of database query. The fields of instrument name, wavelength, data path, date, and time are saved as a text file. This metadata file and SDO FITS data can be simply accessed via HTTP and are open to the public. We present a process of creating metadata and a way to access SDO FITS data in detail.

[P-121] Estimation Method for Vertical Ionosphere State Using Oblique Measurement Data

CheolOh Jeong, JinHo Jo, MoonHee Yoy, YongMin Lee

Electronics & Telecommunications Research Institute

Conventional ionosonde is used to observe the upper ionosphere state where vertical sounder is deployed. Although vertical sounder stations are deployed in worldwide, it is hard to observe the ionosphere state where vertical sounder is not deployed. So when we want to know ionospheric state where vertical sounder is not deployed, a conversion method from oblique measurement data to vertical estimated data can be applied as alternative way. In this paper, it is shown that the basic philosophy and method how to convert and derived equivalent converted vertical ionosphere parameters from oblique measured data. And also we shows the conversion process from raw data of oblique observation to converted vertical ionosphere electron density and parameters such as fof2, hmf2 and MUF.

■ Solar System/Space Exploration

[P-122] The Lunar Spectral Irradiance Calculation for the Mid-Wave InfraRed Spectra

Eojin Kim, Haingja Seo, Joo Hyeon Kim, Seunghee Son, BongJae Kuk¹, Joo Hee Lee¹

Korea Aerospace Research Institute

For the monitoring of the performance of the optical instrument, the spectral irradiance of the Moon is used to use. Otherwise the visible or SWIR(Short-Wave Infrared) spectral irradiance of the Moon have been calculated in the many previous papers, MWIR(Mid-Wave InfraRed) spectral irradiance has not been computed before. We have calculated the MWIR spectral irradiance ranged from 3 to 4 micrometer of the Moon using the reflectance of the lunar soil samples returned by Apollo missions.

[P-123] Infrared Spectroscopic Observations of Solar System Objects for Public Outreach and Education

Joo Hyeon Kim, BongJae Kuk, Eojin Kim, Seunghee Son, Haingja Seo, Joo Hee Lee

*Space Science Team,
Korea Aerospace Research Institute*

Infrared spectroscopic observations of solar system objects have been carried out using a small telescope and a commercial IR spectrometer. The spectrometer is consist of a 20 μ m width slit and PbSe linear array detector with a spectral resolution of 20nm in a wavelength range of 1.5~5.0 μ m. The spectrometer is mainly used for experiment at an indoor laboratory. We also use the spectrometer for evaluation and calibration on the design and demonstration model of a Mid-Wave InfraRed (MWIR) spectrometer which is under development by the Korea Aerospace Research Institute. We have also used for the spectroscopic observations of solar system objects in order to acquire spectra in various atmospheric conditions. The spectroscopic observations are expected to provide technical and scientific information for public outreach and education because the infrared spectrometer can easily show effect of atmospheric constituents(esp. water vapor) with comparatively inexpensive and simple setup.

[P-124] Characteristics of the Ion Beam and Performance in Annular and Cylindrical Hall Plasma Thruster

Holak Kim¹, Youbong Lim¹, Woonghee Han¹, Jongho Seon², Wonho Choe¹

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology*

²*Kyung Hee University*

Electric propulsion such as a pulsed plasma thruster, an ion thruster, and a Hall thruster have been widely studied and developed for various space missions due to their high specific impulse. In particular, a low-power Hall thruster is one of the most promising devices due to its simple structure and high propellant efficiency. Hall thrusters generate ion beams that are accelerated by an electric field provided perpendicularly to a magnetic field. The ExB drifting magnetized electrons sustain plasma inside the discharge channel. Depending on its geometrical structure, Hall thrusters are classified as a cylindrical type or an annular type, and their both thrust and beam characteristics are clearly different related to the presence of multiply charged ions. The beam characteristics were measured by a Faraday probe, a retarding potential analyzer, and an ExB probe, and a specific impulse and thrust were measured by a thrust stand. In this presentation, the characteristics of the ion beam such as the ion current density distribution and the multiply charged ion fraction are studied, and the detailed results will be presented.

[P-125] PIC Simulation of Plasma Wave over Lunar Magnetic Anomaly

Kyunghwan Dokgo¹, Kyoungwook Min¹, Junga Hwang²

¹*Korea Advanced Institute of Science and Technology, Korea*

²*Korea Astronomy and Space Science Institute, Korea*

We simulated the interaction between solar wind and lunar magnetic anomaly using iPIC3D code. To increase spatial resolution for wave analysis, simulation geometry was restricted to 2-dimension. Reiner Gamma anomaly (7.4°N, 300.9°E) and average solar wind parameters are used for this simulation. At the top of simulation box, continuous solar wind particle injection is designed to reproduce steady solar wind condition and particles exit through the bottom side of simulation box.

Mini-magnetosphere was formed above the lunar surface as a result of the interaction between solar wind and dipole magnetic field. As it affect incident solar wind particles and electromagnetic field, fluctuations were generated and wave structures were observed above mini magnetosphere.

[P-126] Synthetic Spectrum for Testing of MWIR Spectrometer

Haingja Seo, Eojin Kim, BongJae Kuk, Joo Hyeon Kim, Seunghee Son, Joo Hee Lee

Korea Aerospace Research Institute

Mid-Wave InfraRed Spectrometer (MWIR Spectrometer) for observing with 3~5 micron would first test in laboratory. MWIR spectrometer observes some molecules and the data of MWIR spectrometer are compared synthetic spectrum of same molecules. And we construct some molecules lines according to the specification of MWIR spectrometer and laboratory conditions. We construct synthetic spectrum of H₂O, CH₄, and OH. We construct synthetic spectrum of H₂O, CH₄ and OH: Water which may lie in permanent shadow region, methane which is researched for organic body in planets, and OH which are distributed in Earth atmosphere. Molecular information is obtained from HITRAN 2004 and GEISA, and Voigt function is applied for line profile.

[P-127] Shadow Condition Analysis for a Lunar Orbiting Satellite with Oblate Earth Conical Shadow Model including Light Aberration/Deflection Corrections

Young-Joo Song

Korea Aerospace Research Institute

Lunar orbiting satellite can experience shadows due to both the Earth and the Moon as its occulting body. Generally, spherical shadow model of occulting body can be adapted while predicting eclipse conditions if satellite is orbiting closer distance to the occulting body. However, when distance between the satellite and occulting body is increased, occulting body's oblate shape in predicting eclipse conditions may increased. In this work, effect of oblate earth shadow model in predicting eclipse conditions for lunar orbiting satellite is analyzed. Also, aberration of light including relativistic terms and deflection of light in the gravitational field of the Sun is corrected to improve prediction accuracy. For accuracy validation, results

obtained from current analysis is compared to the predicted results from STK/Astrogator. As a result, when oblate earth shape and other correction terms are considered, prediction differences between the current analysis and STK/Astrogator remained within less than about 2 sec for both penumbra and umbra entrance and exit time. However, without oblate earth shape (when only spherical earth shape is used) and correction terms, predicted event time differences are increased to have maximum of about 38 sec. These results indicate that oblate earth shape with correction terms should be regarded while predicting eclipse conditions for a lunar orbiting satellite. As performance of current analysis is validated, algorithm from current research can be utilized in event prediction function for the future Korea's Lunar Flight Dynamics Subsystem.

[P-128] A Study for Magnetic Fields Structure in Lunar Magnetic Anomalies with Electron Reflectometer and Magnetometer Data of Lunar Prospector

Hyojeong Lee¹, Jung-Kyu Lee¹, Seul-Min Baek¹, Ho Jin¹, Khan-Hyuck Kim¹, Doug Hemingway², Ian Garrick-Bethell^{1,2}

¹*School of Space Research, Kyung Hee University, Korea*

²*Earth and Planetary Science, University of California, Santa Cruz, CA, USA*

We already know that the Moon has no global magnetic field but magnetic anomaly locally exist on the moon surface. The origin and formation of magnetic anomalies have many questions up to now. For this study, we are investigating a 3D model to find out more detail source feature. In our previous study, we already have analyzed the magnetic field distribution within specific altitude ranges. It can also provide an estimated source model on the lunar surface, but there are still uncertainties remaining to realize more reliable source model. Therefore, we investigate the correlation between an Electron Reflectometer (ER) data and Magnetometer (MAG) data. Analysis is carried out with the Lunar Prospector (LP)'s level 1 data. In this paper, we present some different features from our results. After this work, we are able to make a more reasonable 3D model to study of magnetic source model.

[P-129] Spectral Properties of the Mean Particle Size of the Lunar Regolith Measured using a Combined Method of Polarimetry and Photometry

Minsup Jung¹, Sungsoo S. Kim¹, Kyoung Wook Min², Ho Jin¹, Ian Garrick-Bethell^{1,3}, Mark Morris^{1,4}, Il-Hoon Kim¹, Chae Kyung Sim¹, So-Myoung Park¹

¹*School of Space Research, Kyung Hee University*

²*Dept. of Physics, Korea Advanced Institute of Science and Technology*

³*Dept. of Earth and Planetary Sciences, University of California, Santa Cruz*

⁴*Dept. of Physics and Astronomy, University of California, Los Angeles*

The mean particle size of the lunar regolith is an important information for understanding the evolution of the lunar regolith in a space environment. It gradually decreases by continued micro-meteoroid impacts over a long period of time and thus is an age indicator of the Moon. We have constructed a map of the mean particle size for the whole near-side of the Moon using a combined method of polarimetry and photometry, which is suggested by Dollfus at the V-band. Then, we found the particle size parameter $C_1(\bar{d})$ has dependencies not only on the particle size but also on the observing wavelengths. Moreover, the $C_1(\bar{d})$ shows a different tendency between different geographic features on the Moon. We expect the spectral behavior of the $C_1(\bar{d})$ to contain information about the physical properties of the lunar regoliths at various regions.

[P-130] Water Distribution on the Inner Wall of a Fresh Crater Superposed on Virtanen Crater

Eunjin Cho, Ik-Seon Hong, Yu Yi

Chungnam National University

The lunar scientists have thought that the Moon is completely dry in the past. Recently, however, they started to speculate that the Moon has some water and its sources are diverse. There are three arguments. First, the water is endogenous. When the magma ocean formed, most of volatiles evaporated, but some of volatiles didn't. Second, when icy asteroids and comets impacted to the Moon, they delivered some water. Third, interaction with solar wind produces water. In general, it is proved by spectra using the remote sensing that at the higher latitude regions more water is distributed. However, there are some exceptions. Some fresh feldspathic craters and some steep central peaks in FHT(Feldspathic Highland Terrane) are known to have water. In this study, we introduce a crater superposed on Virtanen crater and present the estimated water distribution on the inner wall of this crater.

[P-131] Introduction to Recent Developments on an Elemental Analysis Using a Portable X-ray Spectrometer for Planetary Surface Explorations

Kyeong Ja Kim, Ire Choi, Engseok Lee, Seung Ryeol Lee

Korea Institute of Geoscience & Mineral Resources

Active X-ray spectroscopy is commonly used to investigate the elemental composition of planetary surfaces. This technique could be effectively integrated with a small size rover (~20 kg). As an early investigation of prospective lunar exploration using an active X-ray spectrometer (AXS), we have conducted a preliminary scientific investigation using an AXS and an X-ray generator to carry out elemental analyses of standard samples and of various rock types. The elemental analysis of four artificial samples using oxides of SiO₂, Al₂O₃, CaO, TiO₂, and Fe₂O₃ and one lunar simulant sample (FJS-1) confirmed a linear relationship between the elemental XRF count ratios and elemental abundance ratio. This result allows a good sample calibration and

quantification of elemental abundance for prospective analysis of unknown samples. The elemental calibration curves of Ti/Fe and Ca/Fe ratios provided the elemental abundances of four representative unknown samples of volcanic rock, non-magnetic rock, feldspathic rocks, magnetic rock, and the elemental characteristics of these unknown samples lie on the calibration line. This presentation introduces preliminary scientific results and recent technical development of our in-situ XRF analysis.

■ Miscellaneous

[P-132] Powered descent guidance algorithm using convex optimization

Sang-Wook Kang¹, Hyochong Bang²

¹Korea Aerospace Research Institute

²Korea Advanced Institute of Science and Technology

It is necessary to develop the pinpoint landing technology to guide the lander to the predetermined target point during powered descent phase when we explore the Moon, Mars, Asteroid to acquire and analyze the samples on the surface of these. Powered descent guidance algorithm should be calculated onboard in real time. In this study, we present the powered descent guidance algorithm using convex optimization which provide the global optimal value and takes the polynomial times to solve the problem. Generally, most of dynamic equations of lander are non-linear equations so it is difficult to solve the problem numerically or take a long time. Therefore, dynamic equations of lander should be transformed to convex function. The sources of non-convexity of dynamic equations are thrust constraint, thrust pointing constraint, time-varying mass. By a lossless convexification, we obtained the optimal solution of the non-convex control problem for lunar landing.

[P-133] Measurement of Photoneutron Dose of Medical Linear Accelerator using TEPC

Sunghwan Kim¹, Uk-Won Nam², Jae Jin Lee², Jeonghyun Pyo², Bong-Kon Moon², Won-Kee Park², Yeonsu Kim³, Geum Mun Baek³

¹Cheongju University,

²Korea Astronomy and Space Science Institute,

³Asan Medical Center

Tissue equivalent proportional counter(TEPC) can directly measure an absorbed dose due to its equivalence to human tissue. TEPC can evaluate an equivalent dose by measuring the LET spectrum and measure a micro volume dose at the level of a cell or a blast cell by adjusting the site diameter using the gas pressure inside the detector. With space exploration, there is increasing concern about cosmic radiation exposure while astronauts are carrying out various missions. Many efforts have been made to secure the safety of the astronauts from space radiations. TEPC was frequently used for radiation monitoring in ISS. We performed our research on the development of KTEPC(KASI TEPC) detector during the last three years. Just now, we studied the applications of

the TEPC on the ground. The first application of TEPC is neutron dosimetry during radiotherapy. When cancer patient was treated by high energy X-ray radiation, some photo-neutrons were produced by (γ , n) reaction. In this experiment, the TrueBeam STxTM (Varian Medical Systems, Palo Alto, CA) cancer therapy machine and the computerized treatment planning system (Eclipse 10.0, Varian, USA) was used for radiation therapy and treatment planning. We confirm that the developed KTEPC is useful for high LET radiation monitoring in medical applications.

[P-134] A Study on the Stochastic Dispersion of Startup Process of a Liquid Propellant Rocket Engine

Soon-Young Park, Won-Kook Cho

Korea Aerospace Research Institute

During the stage separation process of multistage rocket, the startup characteristics of its engine is most important regarding to the assess of exact separation dynamics, design of propellant anti-slush device and exact trajectory calculation. Furthermore stochastic dispersion of the startup process is most essential data to study these items, but it is difficult to aggregate abundant test data to make statistically meaningful distribution.

In this work, a method to obtain the stochastic dispersion of the propellants flowrate, thrust, mixture ratio during the startup process was proposed based on the mathematical transient model of gas-generator cycle rocket engine. Both the distribution of internal dispersion factors such as performance curve of turbopump, combustion efficiency of combustion chamber and shutoff valve response time, and the external dispersion factors such as pump inlet pressure and temperature are assumed as nominal distribution with given mean and standard variation. The Monte-Carlo simulation was conducted to obtain the stochastic dispersion of thrust and propellant flowrate during this period. As a result the 3- σ dispersion envelope of startup build curve of thrust and propellant flowrate were obtained.

[P-135] Test Rig Development for a Gimbal Mount of Liquid Rocket Engine

Jong Youn Park¹, In Sung Kim¹, Kap Sik Son², Ik Soo Jang³, Moon Seok Lee³

¹KARI, ²Samsung Techwin, ³CAMTIC

A gimbal mount of liquid rocket engine(LRE) is an important engine component to make a pitch and yaw movement of the launch vehicle possible by its two axis gimbaling motion. It is installed between engine and after-fuselage and is highly loaded by the engine operating loads and inertial loads. The development testing of the gimbal mount at a component level is essential to verify its characteristics and performances prior to the engine assembly and engine ground tests. For the development testing, the test rig was developed and manufactured. Hydraulic system was used to apply mechanical loads such as longitudinal, lateral load and moment load, simultaneously. Mechanism to simulate and control gimbaling movement including gimbal angle, frequency and count was applied. Different types of

sensors were installed to measure the forces and moment loads, strains, friction torque of the bearings, deformation of the gimbal assembly and temperature gradient and were connected to the data acquisition system to record all of the measured data continuously.

[P-136] Development Status and Future Challenges on KSLV-II Configuration Management System Based on the Product Life-cycle Management

Kyoun-Su Seo, Soo-Jin Lee

Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea

Configuration management activities for Korea Space Launch Vehicle II (KSLV-II) development throughout the development phase are started from setting configuration baseline on configuration items. They are the process area to prevent re-work and trial and error by carrying out development participants development works on the basis of it. KSLV-II development program is currently performing preliminary design for an engine and subsystems, and also has been developing Product Life-cycle Management (PLM) system and configuration management system applied throughout the entire life-cycle of the KSLV-II. Development status and future challenges on the KSLV-II configuration management system based on the PLM in this poster will be presented.

[P-137] Global Space Economy and Launch Activity : 2013 Year in Review

Il Sang Yoo, Dong Hyun Cho, Keun Taek Kim

Korea Aerospace Research Institute

The globe was introduced into the new space race era recognizing space technologies development and space industries rearing as a national growing momentum. It competitively expands investment for space development. Global space economy including commercial space revenues and government space budgets continued to grow at average annual growth rate of 6.6% from 2006 to 2013. Especially commercial sector consists of commercial infrastructure and support industries and commercial space products. Commercial infrastructure and support industries include the manufacture of spacecraft, in-space platforms, and ground equipment, as well as launch services, independent research and development, and insurance. Commercial space products include telecommunications, Earth observation, and positioning, navigation, and timing services. As the sole means of access to space, launch vehicles are the indispensable foundation of space activity. The ability to make and use reliable, safe, and cost-effective launch vehicles is a key measure of national space capability. Advanced countries extend space activities based on their mature launch vehicle technologies. In this paper, we review global space economy and launch activity in 2013 and also their trends last 3 years.

[P-138] High Precision 3-D Alignment System Development

Youngchun Youk, Daejun Jung, Wonbeom Lee, Deoggyu Lee, Seunghoon Lee

Payload Optics Team, Space Payload Division, Korea Aerospace Research Institute (KARI)

KARI is developing the High Precision 3-D Alignment System.

This system has the ability to hold the large surface table top (9000x3000mm) capable of supporting 2 large size optical devices(UUT) and has the capacity of making non-contact measurement of UUT's. The alignment and measurement system should have a long term high stability and have the capacity to measure large objects in size and mass without affecting the metrology performances.

We think this improved, straightforward, and robust system will be helpful to the electro-optical payload alignment and measurement. In this paper, we reports the current development status and its performance results.

[P-139] Optimization of the Turbine Blade in Liquid Rocket Engines

Eun Seok Lee

Korea Aerospace Research Institute

In order to generate the space propulsion, turbopump unit has been used for boosting the pressure of fuel and oxidizer. Turbine in turbopump is important to provide a sufficient power to pump unit. The leaning angle of turbine can be optimized to obtain the maximum power of turbopump in this paper. The leaning angle optimization of turbine blade using the genetic algorithm was conducted in this paper. To improve the aerodynamic performance of a turbine blade, the leaning angle (dihedral angle) of the stacking axis is often modified in modern turbomachinery. The leaning angle variation along the span changes the flow-field normal to the streamwise direction. The secondary flow-field, the shape and strength of horseshoe vortices are influenced by the blade leaning angle. Here, an optimization of the leaning angle variation of turbine inlet guide vane will be performed by genetic algorithm.

The VKI airfoil was chosen as the base airfoil shape. The blade stacking axis described the circumferential position of the airfoil as a function of radial position. The goal here is to find a shape of the stacking axis that results in the most efficient blade for a fixed airfoil shape. In the initial geometry(Figure 1), at the exit plane, the dark blue band, which corresponds to very low Mach number can be seen at the hub region. This low Mach number region indicates the flow separation due to the curvature effect at hub.

The optimized lean angle distribution blade illustrates the different Mach contours at the exit plane. In final geometry(Figure 2). First, the wake sheet becomes highly stretched because of the leaning angle. Second, the low Mach number band (dark blue in Figure 1) has been removed. It means that no flow separation occurred at this blade and velocity vectors at hub are successfully developed. Therefore, less total pressure loss should occur in the leaned blade.

In this paper, the lean angle of turbine geometry was

optimized so that the total pressure loss can be minimized. This kind of design method can be used to turbine design so that the turbopump in liquid rocket engine increase its efficiency.

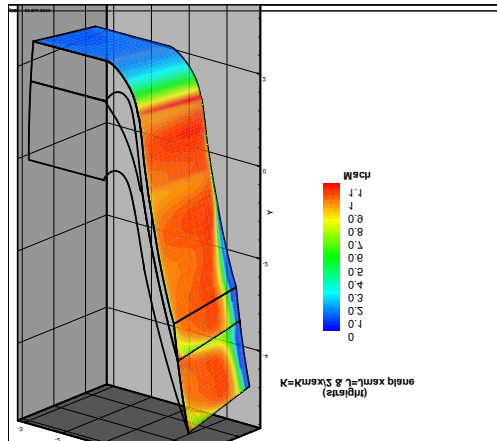


Figure 1 Mach contours at initial geometry

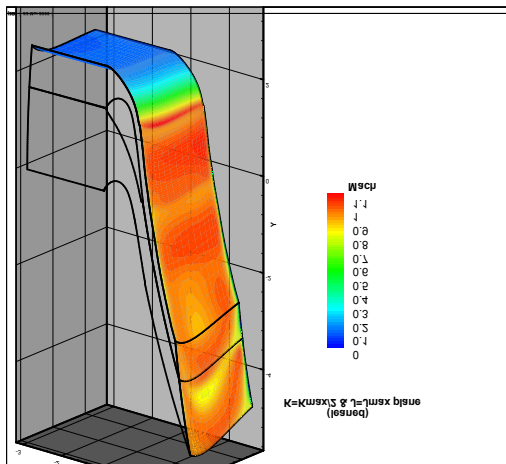


Figure 2 Mach contours at the optimized geometry

[P-140] Impact on the EMI Test Results due to the Various Test Setup

Kyung-Duk Jang, Tae-Youn Kim, Jae-Woong Jang,
In-Kyoung Cho, Guee-Won Moon

Korea Aerospace Research Institute

Satellites are exposed to various electromagnetic environment from the ground up to launch and orbit operation. Therefore, various EMC tests are performed on

the satellites to verify their ability to withstand without any malfunction or degradation of their performance. EMC tests are normally separated to the EMI and EMS tests. EMI tests are to measure the conducted/radiated emission noise from the EUTs, and to check the measured results don't exceed the required level. EMS tests are to expose the EUTs to the electromagnetic fields, and to verify that they don't exhibit any malfunction or degradation.

EMC tests are performed in accordance with the international standard in semi-anechoic chamber, but the test results can be influenced from the test environment and test setup. Especially, the effect is severe at the low frequency range due to the measuring antenna's characteristics. For example, the bi-conical antenna is used for the 30 MHz to 200 MHz frequency ranges, and it has onmi-directional radiation pattern. Therefore even small variation of the surrounding test environment can affect the test results. In this paper, we study the impact on the EMI test results due to the various test setup.

[P-141] Design Concept for High Pressure Main Pipes of Liquid Rocket Engine

Yonghyun Chung¹, Jongyeon Park¹, Taegyu Park²

¹*Korea Aerospace Research Institute,*

²*Samsung Techwin Co.*

High pressure pipes of liquid rocket engine are used for transporting propellants pressurized from turbopump. So, high pressure pipes have to endure MEOP and required flow rate, high pressure propellants flow in the pipes. High pressure pipes are exposed to severe environmental condition of launch vehicle and engine system. High pressure pipes have to be designed to endure those conditions and environments. Investigation of other liquid rocket engines for high pressure pipe design concepts was performed. Basic routing by correcting design concepts to our engine model and structural analysis, thermal stress analysis and fluid flow analysis were performed for verification of high pressure pipes design. By those processes, selection material, brackets design and decision of thickness were performed.

[P-142] Review of Space Launch Status and Popular Space Launch Vehicles in 2009~2013

Dong Hyun Cho, Il Sang Yoo, Keun Taek Kim

Korea Aerospace Research Institute

Recently, many countries focused on the space developments for improving the national security and the people's quality of life. They make investments in various space development areas. Their interest areas and purposes on the space development are different. Especially, a space launch vehicle is the only way to reach the space for humankind. Annually, more than 70 space launches are accomplished in the world. Space advanced countries already have a mature technologies for the space launch vehicle, and expand the space technologies based on them. In this paper, we surveyed recent 5 years space launch status, and investigated popular space launch vehicles. This results is useful to make a strategic policy for developing space launch vehicle.

[P-143] Design, Development, and Test of Ground Station for KAUSAT-5

Hongrae Kim¹, Soohwan Oh¹, Dong-sin Kim¹, Soo-hong Kim¹, Narae Lee¹, Youngkuen Chang²

¹Korea Aerospace University, Space System Research Lab.

²Korea Aerospace University, School of Aerospace & Mechanical Engineering

KAUSAT-5 is a cubesat of 4kg and 4th KAUSAT in Korea Aerospace University. KAUSAT-5 uses UHF, VHF, and S-band as amateur radio frequency bands for communication with ground station. It is characteristics of KAUSAT-5 that KAUSAT-5 uses 2.4GHz in S-band in order to transmit many mission data such as image files to ground station differently from the traditional communication of other cubesat. In this paper, we introduce the design concept of hardware and software of ground station for KAUSAT-5 and the developing procedure and test results according to the designed hardware and software. The hardware of KAUSAT-5 consists of UHF/VHF transceiver, S-band transceiver, S-band RF analyzer, TNC(Terminal Node Controller), cross yagi antenna, and parabolic antenna, HPA(High Power Amplifier), and LNA(Low Noise Amplifier). The software of ground station is developed based on MATLAB GUI Developing Tool and is also introduced in this paper. We performed an End-to-End communication test between KAUSAT-5 and ground station on the basis of the constructed systems and verified that the communication system of KAUSAT-5 and ground station can work properly on the ground when the satellite will be on orbit.

Korea Space launch Vehicle-II(KSLV-II) is a liquid rocket composed of three stages. The 1st stage engine of KSLV-II is composed of four clustered engines. Each engine thrust is 75 ton in force. The 2nd stage engine is a single engine with the thrust of 75 ton in force. The 3rd stage engine is a single engine with the thrust of 7 ton in force. Each engine is actuated by 2 axis gimbals. For safety operation of launch vehicle, onboard parts should have enough clearances. In this study, interference check between launch vehicle structure and engine under gimbal condition is studied. Mechanism module of 3D CAD program is used for the analysis. The analysis results shows the compact design of gimbal bellows.

[P-144] Development and Test of Simulator for Verifying Performance of VSCMGs on Nano-satellite

Seongmin Choi, Heungseop Lee, Youngkuen Chang

Korea Aerospace University School of Aerospace & Mechanical Engineering

Recently CMGs(Control Moment Gyros) are used as attitude actuators on small-medium satellites because they possess the capability of more efficiently exchanging momentum. However, being generally assembled with complicated structures and variable sensor devices, it is difficult to install CMGs in nano-satellites. In this paper, we carried out theoretical simulations to verify performance of CMGs mounted on nano-satellites, and developed a simulator for testing the algorithm on the ground. The simulator is assembled with 4-clusters, including a wheel and gimbal, and are SGCMGs-type, in the shape of a pyramid. For verifying performance, results of the theoretical simulation and data from simulator test are compared.

[P-145] The Interference Check between Rocket Engine and Structures under Gimbal Condition

Dongho Jung, Soojin Lee, Yeong-Moo Yi

Korea Aerospace Research Institute

The Proceedings of
the Korean Space Science Society
2014 Fall Meeting

Editor in Chief

Yu Yi (Chungnam National University)

Manuscript Editor

Suk-Gyeong Kim (KSSS)

October 29–31, 2014

Shineville Luxury Resort, Jeju

차 례

실시간운용시스템의 위성운용 절차 및 원격명령 실행 기능 검증	110
Comparsion Analysis of CubeSat Structure between Integral Type and Separate Type : Economic and Structural Stability aspects	115
비전정렬기술의 시현을 위한 큐브위성의 시스템 설계	120
CANYVAL-X 임무를 위한 1U 위성의 운용 시나리오 설계	131
CANYVAL-X 임무 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템 설계	137
탐사 지상국 임무계획	142
CANYVAL-X 큐브위성을 위한 UHF 지상국의 설계, 구축 및 운용 계획	145
Estimation Method for Vertical Ionospher estimate using Oblique Measurement data	150
CANYVAL-X 임무를 위한 큐브위성의 구조 설계 및 해석	153

실시간운용시스템의 위성운용 절차 및 원격명령 실행 기능 검증

In Jun Kim[†], Byoung-Sun Lee¹¹Satellite System Research Section, ETRI, Daejeon 305-700, Korea

Verification results of Flight Operation Procedures and Telecommands Execution Functions for Real-time Operations System

In Jun Kim[†], Byoung-Sun Lee¹¹Satellite System Research Section, ETRI, Daejeon 305-700, Korea[†] Corresponding Author

E-mail: ijkim@etri.re.kr

Tel: +82-42-860-4912 Fax: +82-42-860-6949

Heading Title: In Jun Kim et al. TC Functions of ROS

article type: Technical Paper

요 약

정지궤도에서 운용되는 천리안 위성은 국내 자체 개발된 정지궤도 위성 실시간 운용 시스템에 의해 운용되고 있다. 천리안 위성은 필요한 위성운용 상황에 맞게 미리 작성된 일종의 스크립트 프로그램인 위성운용 절차서(FOP: Flight Operation Procedure)를 기반으로 원격명령을 전송하고 있다. 따라서 실시간운용서비스시스템(ROS: Real-time Operations Subsystem)에서는 위성운용 절차서를 명령어에 따라 실행할 수 있는 기능을 제공해야 한다. 이를 위해 구현된 ROS의 기능인 위성운용 절차서 실행과 원격명령 실행에 대한 검증 결과를 본 논문에서 기술한다.

ABSTRACT

Chollian satellite on Geostationary orbit is being operated by real-time operations system (hereafter ROS) which has been developed for the first time in Korea. Chollian satellite is being operated by flight operation procedure, a kind of script program, which is previously written in script language. Therefore, Real-time operations system has to provide the operator with the function of executing the flight operation procedure according to the instructions written on it. For implementation of these functions, Real-time operations system includes the functions with the capabilities of flight operation procedure execution and command execution. This paper presents the verification results of these functions.

Keywords: Real-time operations system, Flight operation procedure, Telecommand

1. 서 론

위성으로 원격명령을 전송하고, 원격측정을 수신하는 역할은 위성관제시스템의 실시간 운용 시스템에서 담당하고 있다. 실시간 운용 시스템에서 원격명령을 전송하는 고전적인 방법은 원격명령 전송 목록을 전송 순서에 맞춰 미리 작성하여 원격명령 절차서로 저장한 후 운영 시 원격명령 절차서를 이용해 하나 또는 그룹으로 원격명령들을 전송한다(Kim 2010). 그러한 최근에는 원격명령 절차서를 이용하는 대신 위성운용 절차서를 많이 사용하고 있다. 위성운용 절차서는 원격명령 전송 목록만 포함하는 원격명령 절차서와는 달리, 위성운용을 위한 시나리오를 각각의 위성운용 상황에 맞게 미리 작성해 놓고, 그에 따라 위성운용을 운용할 수 있도록 한 일종의 스크립트 프로그램이다. 스크립트 프로그램으로 작성되었기 때문에 다양한 흐름제어, 반복 실행, 실행시간 조정, 운영자 개입, 변수 할당 등이 가능하여 원격명령 절차서 기반의 위성 운영보다 훨씬 다양하고, 유연한 위성 운용이 가능하다(Kim,

2009).

본 논문에서는 천리안 위성의 운용을 위해 개발된 위성운용 절차서 기반의 원격명령 처리 기능과 이를 보조할 수 있는 원격명령 수동 실행 기능을 검증한 결과를 기술한다.

2. 위성운용 절차 실행 검증

위성운용 절차서(FOP) 실행을 위해서 Command Executor가 개발되었다. Command Executor는 위성 운용을 위한 원격명령 링크 설정, Modem/BB에 탑재된 명령 전송을 관리하는 COP-1 소프트웨어 제어 및 모니터링, 지상인증장치에 이용한 원격명령의 인증화 기능, 위성탑재 인증장치 제어 기능, 위성운용 절차서 실행 기능, 원격명령 직접 실행 기능 등 다양한 기능을 갖고 있는 위성 제어를 위한 핵심 소프트웨어이다. FOP를 Command Executor에 로딩하면 FOP의 내용이 Command Executor에 나타나며, 운용자는 Command Executor에서 제공되는 FOP 실행 제어 기능을 통해 FOP의 내용을 그대로 실행하면 원하는 작업

을 수행할 수 있게 된다. 주요 제어 기능으로는, Proceed, Pause, Skip, Abort가 있으며, 자동/수동 실행모드를 선택할 수 있다.

Proceed 버튼을 이용해 FOP를 실행시키면 Fig. 1과 같이 실행바가 이동하며, FOP를 한 라인씩 실행한다. 주요 실행 내용은 화면 우측의 Time열과 Report열에 실행된 시간과 실행 결과값으로 표시된다. 예를들면, 원격측정 데이터의 현재값을 확인하기 위한 CHECKTM(TM_CODE) 문장을 실행한 결과로, Time열과 Report열에 각각 실행시간과 해

당 TM CODE 값이 Engineering Value로 표시됨을 확인할 수 있다.

Execution status 창에는 각각의 위성운용 절차서 실행 상태에 대한 정보가 표시된다. 정상적으로 위성운용 절차서가 실행 준비되면 READY, 위성운용 절차서가 실행되면 RUN, 실행 중에 에러가 발생하여 정지하면 ERROR, 일시 정지하면 PAUSED, 운용자 응답이나 시간을 기다리는 명령이 실행되면 SUSPEND, 실행이 완료되면 FINISHED 상태로 변환됨을 확인하였다.

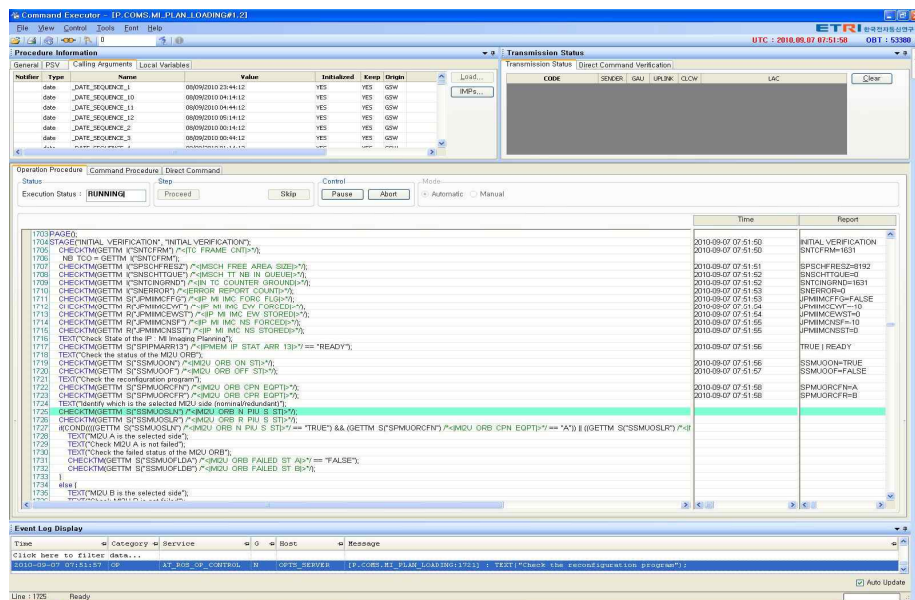


Fig. 1 Command Executor User Interface

3. 원격명령 실행 검증

Command Executor의 중요한 기능으로 위성운용 절차서 (FOP)를 통해 원격명령을 전송할 수 있다. 원격명령은 SEDN(TC_CODE)-SET(Agrument)-ENDSEND 문장으로 실행할 수 있다. 이 문장이 실행되면 해당 TC_CODE의 원격 명령이 위성으로 전송되며, Time열에

는 원격명령 전송 실행시간이 표시되고, 정상적으로 전송 되었을 때 Report열에는 전송 결과가 OK로 표시된다. 원격명령의 전송결과는 FOP 실행과정을 통해서도 확인할 수 있지만, 원격명령의 실행 결과만을 별도로 모아 표시하는 Fig. 2의 Transmission Status라는 윈도우를 통해서도 확인할 수 있다.

CODE	SENDER	GAU	UPLINK	CLCW	LAC
JTMISETPARAM2	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM13	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM1	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM1	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM5	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM1	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM2	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM13	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM5	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM13	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM5	●	●	●	●	●
JTMISETPARAM13	●	●	●	●	●

Fig. 2 Time-tag Command Transmission Status

원격명령의 전송은 Fig. 2와 같이 전송 방식의 설정에 따라 여러 단계에 걸쳐서 검증이 이뤄진다. 각 검증 단계는 Table. 1와 같다. 앞의 내용과 같이 원격명령의 전송이 성공으로 확인되면 ● 표시가 되고, 실패로 확인되면 X 표시가 나타난다. Fig. 2의 Transmission Status 창을 보면 12개의 원격명령이 성공적으로 전송되었음을 알 수 있다. AD service 방식으로 원격명령을 전송하였고, Authentication 모드에서 전송하였기 때문에 SENDER, GAU, UPLINK, CLCW, LAC 열에서 모두 전송성공 표시가 되고 있다.

Table. 1 Validation Steps of Telecommands Transmission

검증 단계	검증 내용	전송 방식	결과 표시
SENDER	ROS 서버의 원격명령 전송 서비스의 전송 결과 표시	모든 방식에 적용	●, X
GAU	GAU 의 Authentication 처리 결과 표시	Authentication 모드	●, X, N/A
UPLINK	Modem/BB 를 통한 원격명령 전송 결과 표시	모든 방식에 적용	●, X
CLCW	COP-1 에서 CLCW 확인 결과 표시 (AD service 로 명령 전송)	AD service 모드	●, X, N/A
LAC	Authentication 된 명령 전송시 원격측정으로 LAC 카운터가 정상적으로 증가되었는지를 표시	Authentication 모드	●, X, N/A

Time-tag 원격명령을 전송하게 되면 위성의 Master Schedule 메모리 영역에 원격명령이 쌓이게 된다. 이 명령들은 지정된 온-보드 시간에 맞춰 실행되게 된다. Fig. 3에 의하면 모두 12개의 원격명령이 전송되었음을 알 수 있다. Master Schedule Dump 기능으로 위성의 Master Schedule 메모리 영역의 데이터를 다운로드해 확인할 수 있는 기능이다. 이 기능을 이용하면 전송한 원격명령이 위성의 Master Schedule 메모리 영역에 정상적으로 저장되었음을 확인할 수 있다. 앞서 모두 12개의 Time-tag 원격명령이 전송되었고, Fig. 3에 나타난 Master Schedule Dump를 통해 확인한 원격명령도 모두 12개의 동일한 명령이 위성에 올라가 있는 것을 알 수 있다.

전송된 원격명령에 대한 정보는 모두 이벤트 로그로 저장되며, 로그북을 검색하면 어떤 명령이 전송되었는지 알 수 있다. Fig. 4에서 전송된 12개의 원격명령에 대한 로그를 검색한 결과와 같이 동일한 원격명령 전송 기록을 확인할 수 있다. 전송된 원격명령은 이렇게 로그북에 기록되는 동시에 원격명령 전송 기록만을 자동 저장하는 로그 파일에서도 확인할 수 있다.

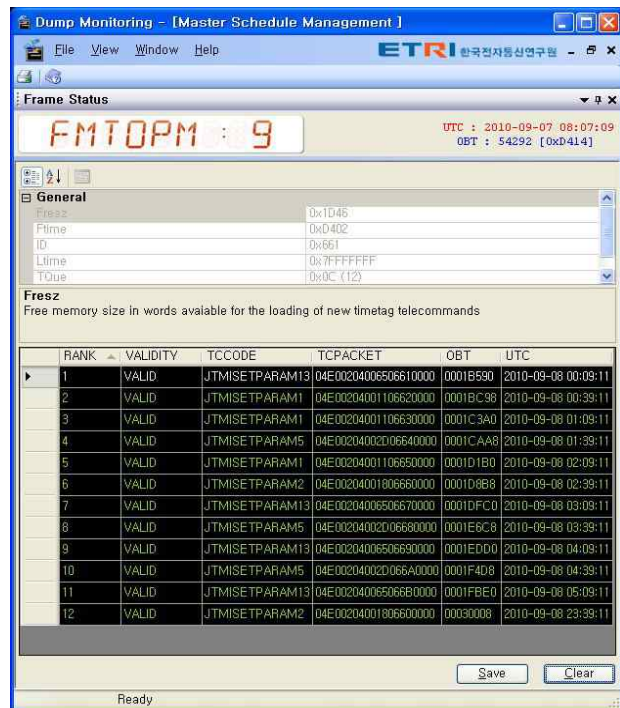


Fig. 3 Master Schedule Dump

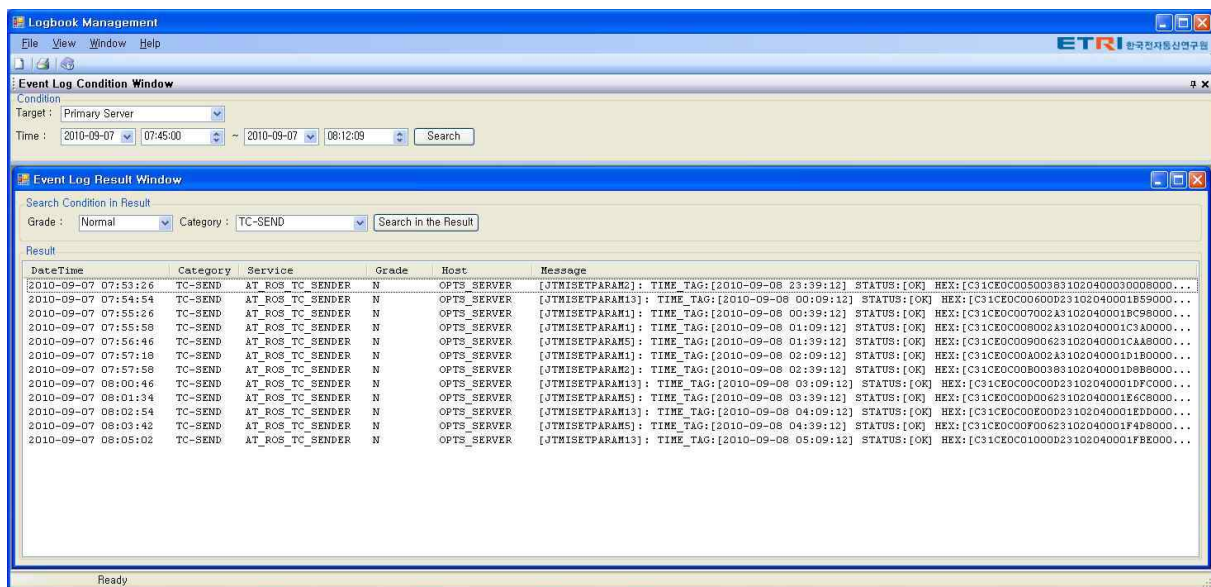


Fig. 4 Event Logs of Telecommands Transmission

4. 결 론

천리안위성 관제시스템의 실시간운용서브시스템을 운용함에 있어서 위성을 운용하기 위한 위성운용 절차서(FOP)의 실행 및 원격명령 전송 기능에 대한 검증 결과를

기술하였다. 또한 실행 시간을 기준으로 위성운용 절차서의 실행 성능을 검증하였다.

위성운용절차 실행 기능은 미리 작성하여 등록한 위성운용 절차서를 실행하여 위성을 운용하는 것으로, Command Executor의 위성운용 절차서 실행 기능을 통해

수행한다. 위성운용 절차서를 실행하여 여기에 기술된 모든 문장이 정상 동작하여 위성 운용에 문제가 없음을 확인하였다. 위성운용 절차서 실행결과는 Command Executor의 Report 창에 표시되어 문장 실행 결과를 쉽게 파악할 수 있으며, 실행된 시간도 확인할 수 있다. 특히 Transmission Status창에서는 원격명령들의 실행 결과를 단계별로 검증하도록 하였으며, 이를 통해 정상적으로 원격명령이 전송됨을 검증하였다.

위성운용 절차서 실행 기능은 위에서 기술한 검증 결과에 따라 운용의 정확성과 편의성을 동시에 제공하는 위성 운용 환경임을 알 수 있으며, 특히, 위성운용 절차서를 실행하는 것만으로 원격명령을 전송하고, 검증하는 일련의 작업을 자동화할 수 있는 유용한 위성 운용 환경임을 확인할 수 있다.

후기: 본 연구는 한국연구재단의 우주핵심기술개발 사업의 일환으로 수행하였음.

[NRF-2014M1A3A3A03034729, 정지궤도 위성관제시스템 코어 S/W 표준 플랫폼 개발]

참고문헌

Kim I-J, Lee B-S, Kim J-H, The Development of Automatic Telecommand Transmission and verification system for Low Earth Orbit Satellite, in Proceedings of the KSAS Fall Annual Meeting 2010, (2010).

Kim I-J, Jung W-C, Kim J-H, Development of Scripting Instructions for Satellite Operation Procedures, in Proceedings of the KSSS 2009 Fall, (2009).

Comparison Analysis of CubeSat Structure between Integral Type and Separate Type : Economic and Structural Stability aspects

Jin-Soo Kim^{1*}, Ji-Sung Lim¹, Hong-rae Kim¹, Young-Keun Chang²

¹Korea Aerospace University, Hwajeon, 412-791, Korea

²Korea Aerospace University, Aerospace and Mechanical Engineering, Hwajeon, 412-791, Korea

Email: mylookie@kau.ac.kr

ABSTRACT

CubeSats can conduct variable missions in a space environment. However, its functionality is limited along with low costs. Therefore, CubeSats should be designed for reducing the manufacturing cost as well as conducting variable missions in a space environment. The purpose of this research is to verify that the separated-structure type of CubeSat has superiority over the integral-structure type with respect to cost implications and structural stability. In the economic aspects, this paper compares strengths and weaknesses of the separated-frame type with integral frame type through analyzing manufacturing process and price. For the verification of structural stability, this paper conducted Finite Element Analysis(FEA) using ANSYS. Each frame type confined static load, random vibration, dynamic load and shock load condition which CubeSats can be faced with during launch ascent. Next, each result was analyzed and compared following the constrain conditions. Through these analyses, this paper confirms the superiority of separated-frame type CubeSats over the integrated-type in both economic and structural stability aspects.

Keywords: Frame Type(프레임 타입), Cost(비용), Structural Analysis(구조적 분석), Launch Environment Test(발사환경시험), CubeSat(큐브위성)

1. INTRODUCTION

큐브위성의 기본크기는 가로×세로×높이가 10 cm인 정사각형 모양으로 무게가 약 1 kg인 규격화된 초소형 위성이다. 큐브위성의 크기는 기본크기인 1U(1Unit)를 자유롭게 확장시켜 2U, 3U로 증가시킬 수 있다⁽¹⁾.

큐브위성이 1U 크기에서 3U 크기까지 확장됨에 따라 큐브위성은 기존의 교육적인 목적이외에도 기존의 상용위성의 기능을 대체하여 과학적분야에서도 활용되고 있다. 대표적으로 미국육군에서 제작되고 Space X사의 Falcon 9으로 발사된 SMDC-ONE (Space and Missile Defence Command Operational Nanosatellite Effect)은 병사들이 은닉해있는 타겟을 섬멸해야할 때의 전장 환경에 대응하기 위해 큐브위성을 개발하여 활용하고 있다⁽²⁾.

하지만 1U 크기의 위성에서 3U 위성으로 크기가 커짐에 따라 제작비용도 점차 증가하는 추세이다. Boghosian의 자료⁽³⁾에 따르면 큐브위성이 버스시스템이나 검증하려는 발사체의 개수가 증가함에 따라 구조제작비용은 점차 증가되는 추세를 나타내고 있다. 다시 말해서 한정된 개발비용 내에서 큐브위성이 제작되는 만큼 큐브위성 제작에 대해서 가격적인 측면도 고려대상이 되어가고 있다.

따라서 본 논문에서는 제작적인 측면에서 가격을 낮추고 큐브위성의 정해진 설계표준에 부합하는 분리형구조(Separated type)의 설계 방안을 제시하고 기존 일체형구조(Integral type)와 비교하여 공정과정 및 구조안정성 측면에서의 우수성을 검증한다.

2. 경제성 측면분석

2.1 일체형구조 가공설계

최근까지 대부분의 큐브위성의 구조설계는 프레임부와 스트링거의 결합부를 일체형으로 제작하여 Picosatellite Orbital Deployer(POD)과 큐브위성의 간섭을 최소화하고 랜덤진동조건과 정하중의 발사환경조건을 견디는 방식으로 제작되어 왔다. 하지만 모든 기본구조물을 모두 일체형으로 가공 시 CNC(Computerized Numerical Control) 밀링으로 초기 가공 후 EDM(Electro Discharge Machining)으로 구조가 제작되므로 원하는 모양으로 제작될 수는 있지만 제작비용이 크고 조립과정에서 구조원형이 변형되었을 경우 다시 제작해야한다는 단점을 가지고 있다⁽⁴⁾. 따라서 제작비용을 감소시키고 구조조립과정에서의 위험을 최소화하기 위하여 분리형구조로 큐브위성을 제작하려는 움직임이 보이고 있다^(5,6).

한누리 5호의 초기단계 설계는 Fig. 1(a)과 같이 ISIS-POD의 간섭을 최소화하기 위해 프레임부를 일체형으로 가공하되 스트링거를 분리하여 볼트로 체결하는 방식으로 설계되었다. 프레임부와 스트링거를 분리함으로써 구조조립과정이 원활해지는 장점을 가지지만 프레임은 CNC 밀링가공을 통해 가공하는 경우 얇은 두께로 긴 길이의 파트를 가공해야하므로 파트의 치수가 균일하지 못하다는 단점이 있다. 또한 얇은 두께를 가진 긴 길이의 파트를 고정할 부분이 존재하지 않으므로 가공단가가 높아지고 제작이 어려운 측면이 있다.

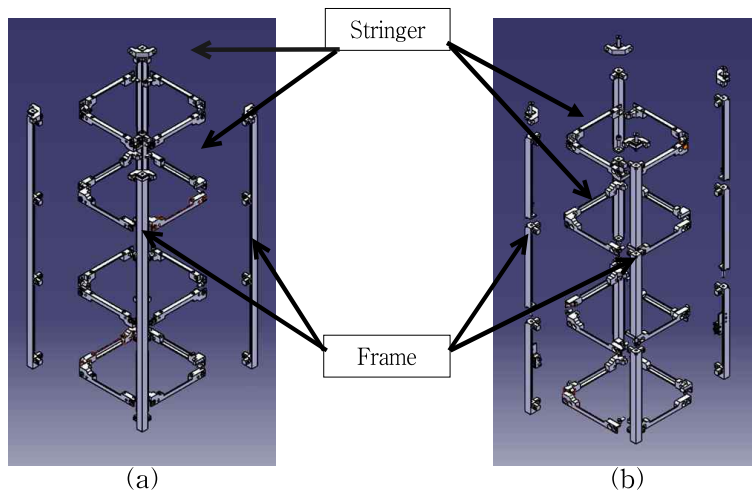


Fig. 1. CATIA Modeling of Integral type (a) and Separate type (b)

2.2 분리형구조 가공설계

한누리 5호에 사용되는 기본구조인 프레임의 최종설계는 Fig. 1(b)와 같이 프레임파트를 나누어 볼트를 체결하는 방식으로 설계되었다. 볼트를 이용하여 단순히 프레임 사이를 체결하는 방식은 파트가 Z축 기준으로 회전 자유도가 발생할 수 있으므로 ISIS-POD과 큐브위성의 간섭을 발생할 수 있다. 따라서 Fig. 2(a)와 같이 프레임과 프레임 사이에 클램프부분을 추가하여 Z축에 대한 회전 자유도를 제거하였으며 파트 간 볼트결합은 소량의 에폭시를 추가로 사용하여 진동조건 및 정하중 조건에서 위성구조물이 견딜 수 있도록 설계하였다.

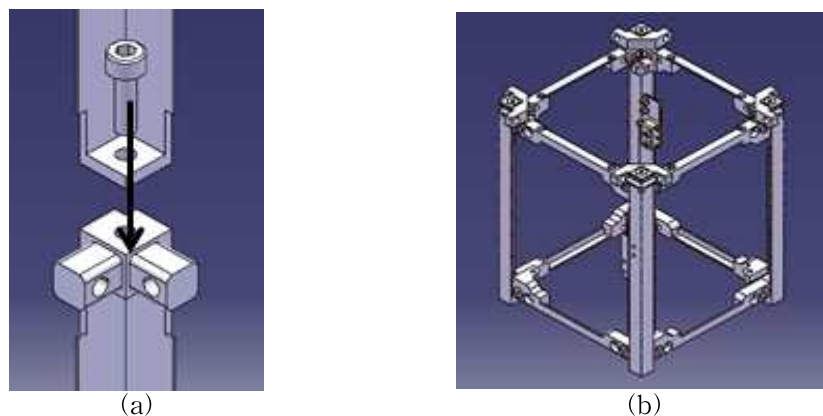


Fig. 2. CATIA Modeling of assembly separated type (a) and 1U frame type (b)

가공제작 측면에서 분리형구조는 일체형구조와는 달리 프레임파트를 1U 단위로 분리하여 제작하였으므로 CNC 밀링가공을 통해 부품을 가공할 경우 일체형구조에 비해 가공 시 발생하는 공차를 최소화 할 수 있다. 또한 스트링거와 결합하는 부분을 바이스에 고정시킴으로서 구조가공이 용이해지는 장점이 있다.

또한 구조조립 측면에서는 Fig. 2(b)와 같이 1U 단위로 분리된 프레임구조는 기존의 3U크기의 큐브위성을 제작하는데 국한되지 않고 부품을 분리하여 1U, 2U 크기의 다양한 큐브위성을 제작할 수 있다

3. 구조안정성 측면분석

3.1 설계요구조건

한누리 5호는 가로×세로×높이가 100 mm × 100 mm × 340.5 mm 인 큐브위성이다. 큐브위성은 ISIS의 표준화된 ISIS-POD 전개시스템에 실려 발사된다. 따라서

큐브위성은 ISIS-POD과 잘 호환되도록 설계되어야 한다. 이를 만족시키기 위해서 CubeSat Design Specification(CDS)에서는 크게 기계적, 전기적, 운용, 시험 요구조건으로 큐브위성의 조건들을 제시하고 있다.

한누리5호의 구조는 CDS Rev. 13을 기반으로 설계되었으며 기본적인 기계시반으로 설계되었으며 기본적인 기계시스템의 설계 요구조건은 Table 1.과 같다.

Table 1. CubeSat Design Specification

항목	규격
크기	100 mm × 100 mm × 340.5 mm
질량	< 4 kg
재료	Anodized Al 7075/6061
강성	Axial ≥ 20Hz / Lateral ≥ 10 Hz
준정적하중	Axial ≥ 10 G Lateral ≥ 10 G
안전계수	1.5

3.2 고유진동수 해석

발사체와 큐브위성의 고유진동수가 같아지면 공진으로 인하여 큐브위성의 구조체의 파괴를 가져올 수 있다. 따라서 구조체의 고유진동수를 파악하는 것은 위성을 설계함에 있어서 중요한 설계요소 중에 하나이다.

한누리 5호의 고유진동수를 파악하기 위해서 ANSYS에서 제공하는 모달해석을 수행하였다. Fig. 3.는 유한요소해석에 적용된 전체 모델의 경계조건을 나타낸다. 경계조건은 ISIS-POD 내부에서 위성과 접촉하는 상단 및 하단부 8곳을 고정하였고 구조체와 접촉하는 레일부는 마찰이 없는 조건을 부여하는 방법으로 설정하였다.

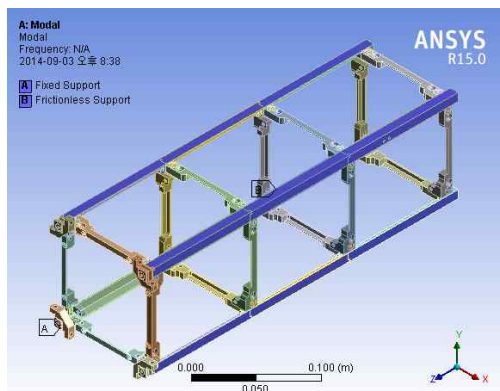


Fig. 3. Boundary condition of modal analysis

Table 2.는 분리형과 일체형 구조의 1차 모드에서의 변형되는 부품위치를 나타낸다. 분리형과 일체형 구조 모두 변형이 스트링거에서 발생하므로 프레임보다 스트링거의 강성이 약함을 알 수 있다.

Table 2. Results of mode analysis

	Separate type	Integral type
First Mode Natural Frequency	4390.0 Hz	3055.9 Hz
Maximum Occurs on	Stringer	Stringer

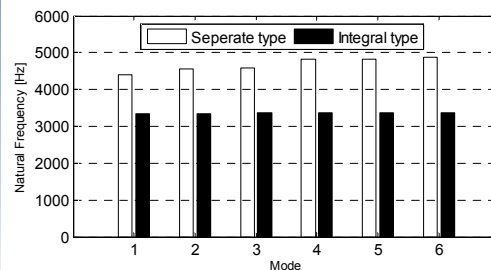


Fig. 4. Result of Modal analysis

3.3 응력 해석

한누리 5호는 ISIS-POD에 실려 발사되며, 발사체의 가속으로 인한 하중을 받게 된다. ANSYS 응력해석 툴을 이용해 하중으로 인한 응력집중과 최대변형에 관한 수치 및 발생위치를 미리 알고 프레임과 스트링거의 재질인 Al7075의 물성치와 비교함으로써 한누리 5호가 발사 될 때의 구조적 안정성을 확인해야 한다.

응력해석에서는 Fig. 5.과 같이 ISIS-POD에서 한누리 5호가 탑재되는 Z축 방향으로 최대하중인 10 G를 가했으며, ISIS-POD과 접촉하는 부분의 구속조건은 모달해석 조건과 동일하다.

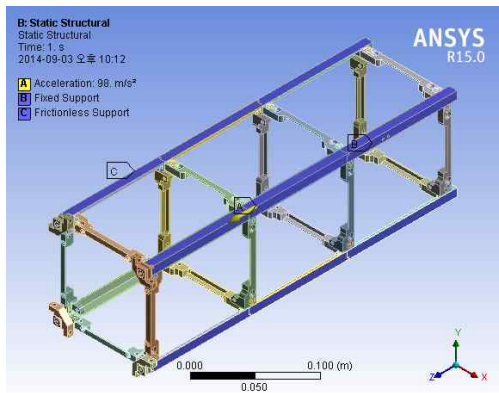


Fig. 5. Boundary condition of static analysis

분리형구조와 일체형구조의 응력해석 결과 비교는 Table 3에 나타내었다. 최대응력 발생위치는 분리형 구조의 경우 프레임 상단에 프레임과 스트링거를 연결하는 접시머리 나사이며, 일체형 구조의 경우 프레임 상단이다. 최대 변형 위치는 분리형 구조의 경우 상단의 스트링거의 중앙이며, 일체형 구조의 경우 중앙에 위치한 스트링거의 중심부이다. 일체형과 분리형 모두 Al6061의 항복응력인 276 MPa 보다 현저히 낮으므로 구조적으로 안정하다고 판단하였다.

Table 3. Results of static analysis

	Separate type	Integral type
Maximum Stress	0.662 MPa	0.644 MPa
Maximum Occurs On	Bolt	Frame
Maximum Deformation	6.24×10^{-7} m	2.33×10^{-7} m
Maximum Occurs On	Stringer	Stringer

3.4 랜덤진동 해석

한누리 5호의 구조 설계에서 사용한 발사환경 조건은 CubeSat Design Specification에 따라 NASA의 “General Environmental Verification Specification (NASA-STD-5001, NASA-STD-7001, NASA-STD-7002)”에 명시된 조건을 만족하도록 설계되었다. NASA에서 제시하는 발사환경조건은 큐브위성의 발사체가 선정되지 않을 경우 대체하여 사용할 수 있다. 한누리 5호의 발사체로는 ISIS에서 제공하는 FACON 9 발사체를 선정하였다. 하지만 초기 개발단계에서 최악 조건(Worst Case)을 고려한 설계의 수행을 위해서 NASA의 발사환경 조건을 적용하여 유한요소 해석을 수행하였다.

Table 4. Results of Random Vibration analysis

	Separate type	Integral type
Maximum Stress	0.131 MPa	0.339 MPa
Maximum Deformation of X axis	1.9×10^{-8} m	6.3×10^{-8} m
Maximum Deformation of Y axis	1.9×10^{-8} m	2.2×10^{-8} m
Maximum Deformation of Z axis	1.4×10^{-8} m	1.4×10^{-8} m

Table 4는 분리형과 일체형 구조의 랜덤진동해석 수행 결과를 보여준다. 분리형 구조의 Equivalent Stress의 최대치는 프레임과 스트링거를 연결하는 접시머리 나사에서 발생하였고 0.131 MPa로 나타났다. 일체형 구조의 경우는 Equivalent Stress의 최대치는 프레임파트에서 발생하였으며 0.339 MPa로 나타났다. 분리형의 경우는 X축 방향으로 최대 변형으로 보이며 그 변형은 1.9×10^{-8} m로 나타났다. 이에 반해 일체형 구조 역시 분리형구조와 마찬가지로 최대 변형이 일어나는 방향은 X축 방향으로 나타났지만 축방향의 변형은 6.3×10^{-8} m으로 나타났다. 따라서 구조의 변형은 Al7075가 가지는 최대허용응력 범위 내에 위치하여 분리형과 일체형구조 모두 랜덤진동조건에서 안정적인 값을 나타낸다.

4. CONCLUSIONS

본 논문에서는 한국항공대학교 우주시스템연구실에서 개발되고 있는 초소형위성인 한누리 5호의 기계설계 결과에 대해 소개하였다. 한누리 5호의 초기단계 구조체는 일체형과 분리형구조의 두 가지타입을 안점에 두고 설계되었다. 하지만 일체형구조의 경우, CNC가공을 통해 파트를 제작할 시 가공오차가 허용범위이상으로 발생하는 문제, 파트를 바이스에 고정시키는 문제가 발생해 가공단가가 높아지고 제작이 어려워지는 측면이 발생한다. 따라서 한누리 5호의 구조체는 가공단가를 낮추고 3U 큐브위성구조뿐만이 아닌 1U, 2U크기의 다양한 큐브위성구조로도 변형되어 제작될 수 있는 분리형구조로 최종설계 되었다. 구조 안정성측면에서 분리형구조는 유한요소해석을 통해 위성이 발사환경에서 받는 모달해석, 정하중, 랜덤진동조건에서 안정적인 것을 확인하였다. 한누리 5호는 시험인증모델(Engineering & Qualification Model)을 개발하는 단계에 있으며 향후 설계된 구조모델이 제작이 완료됨에 따라 시험인증모델로서의 환경시험을 수행할 것이다.

ACKNOWLEDGEMENT

본 논문은 항공우주연구원의 “2012년 큐브위성 경연대회” 프로그램의 일환으로 진행된 결과로 항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

REFERENCES

강상욱, 한상혁, 공현철, 최기혁, “대한민국의 큐브위성 개발현황” 2013, 항공우주산업기술동향

문인상, 조상범, 박창수, 조상연, 하성업, “나노위성 시스템 개발 동향” 2012, 한국추진공학회

Mary Boghosian, “Cost Estimating Methodology for Very Small Satellites A-PICOMO” 2012, 1st Interplanetary CubeSat

Workshop, Cambridge, Mass. May 29-30

김성환, 김지용, 공태영, 박지현, 정인석, “초소형 인공위성 SUNSAT-1 프로토타입의 구조설계 및 제작” 2012, 한국항공우주학회

Keith Cote, Jason Gabriel, Brijen Patel, Nicholas Ridley, Zachary Taillefer, Stephen Tetreault, “Mechanical, Power, and Propulsion Subsystem Design for a CubeSat” 2011, WORCESTER POLYTECHNIC INSTITUTE

James Dolengewicz, Lucas Whipple, Stephanie Wong, “THE NEXT GENERATION CUBESAT; A MODULAR AND ADAPTABLE CUBESAT FRAME DESIGN” 2010, California Polytechnic State University

비전정렬기술의 시현을 위한 큐브위성의 시스템 설계

¹박재필, ¹박상영*, ¹김성우, ¹이광원, ¹오형직, ¹이은지, ¹송영범, ¹이승희, ¹김극남, ¹한다니엘, ¹김용우, ¹이경선, ¹강석주, ²두진경, ²임진철, ²이강빈, ³심명보, ³최경윤, ³황순홍, ³심지수, ³이수휘, ³이정표, ⁴권상훈, ⁴이동신

¹연세대학교 천문우주학과, ²연세대학교 전기전자공학과, ³연세대학교 기계공학과, ⁴연세대학교 컴퓨터과학과

CubeSat System Design for Demonstrating Vision Alignment Technology

¹Jae-Pil Park, ¹Sang-Young Park*, ¹Sung Woo Kim, ¹Kwangwon Lee, ¹Hyungjik Jay Oh, ¹EunJi Lee, ¹Song young bum, ¹Seung-hee Lee, ¹Guk Nam Kim, ¹Daniel Han, ¹Yong Woo Kim, ¹Kyung Sun Lee, ¹Seok Ju Kang, Jin-Kyoung Du, ²Jin-Chul Yim, ²Kang Been Lee, ³Myung-Bo Shim, ³Kyung Yun Choi, ³Soon-Hong Hwang, ³JiSoo Sim, ³Soo Hwi Lee, ³Jungpyo Lee, ⁴Sang hoon Kwon, ⁴DongShin Lee

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Department of Electrical & Electronic Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea

³Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea

⁴Department of Computer Science, Yonsei University, Seoul, Korea

E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

요 약

본 연구는 가상우주망원경 (Virtual Telescope)의 핵심기술인 비전정렬시스템 (Vision Alignment System)을 우주공간에서 검증하기 위한 CANYVAL-X 임무를 다루었다. CANYVAL-X의 요구조건으로부터 본 임무를 수행하기 위한 1 Unit (10cm×10cm×10cm) 큐브위성 제리 (Jerry)와 2 Unit (10cm×10cm×20cm) 큐브위성 톰 (Tom)의 시스템 요구조건을 설정하였다. 이 요구조건에 따라 두 대의 큐브위성의 형상, 인터페이스, 전체 질량, 임무 단계에 따른 전력 요구량 등을 분석하였다. 그 결과 두 위성의 시스템 설계가 비전정렬시스템 구현을 위한 시스템 요구조건을 만족하는 것을 확인하였다.

Abstract

System requirements of 1 Unit (10cm×10cm×10cm) CubeSat Jerry and 2 Unit (10cm×10cm×20cm) CubeSat Tom are derived for CANYVAL-X mission, which is designed for demonstrating Vision Alignment System, a core technology of Virtual Telescope in space environment. Based on the system requirements, configuration, interface, mass budget and power budget of Jerry and Tom are analyzed, which shows that each CubeSat design satisfies system requirements for Vision Alignment System Experiment.

Keywords: CubeSat, Virtual Telescope, Vision Alignment System, Mission Requirement, System Requirement

1. 서 론

기존의 X-ray 우주망원경은 모두 굴절망원경을 탑재한 단일위성 형태이다. 하지만 높은 분해능을 얻기 위해 무한정으로 그 크기를 증가시키기 어렵기에, X-ray 이미지의 분해능에 한계가 존재한다(S. -Y. Park et al. 2014).

연세대학교 우주비행제어 연구실과 고다드 우주비행센터(NASA Goddard Space Flight Center)는 이러한 기존 X-ray 망원경의 제한을 극복하기 위한 연구를 진행하였다. 굴절망원경의 렌즈와 검출기의 역할을 담당하는 두 기의 위성을 이용하여 기존의 우주망원경 보다 훨씬 연장된 초점거리 상에서 높은 X-ray 분해능을 얻는 분리형 우주망원경 (Virtual Telescope) 연구를 수행해 왔다. 이 분리형 우주망원경 시스템이 지속적으로 발전된다면 기존의 X-ray 망원경이 가지고 있는 분해능의 한계를 뛰어

넘을 수 있을 것으로 기대된다(B. R. Dennis et al. 2012).

CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment-eXperiment)는 이러한 분리형 우주망원경을 구현하는데 있어서 가장 기초가 되는 관성정렬시스템의 기술을 우주에서 검증하고자 한다. 두 위성의 상대거리와 상대자세를 동시에 제어하여 관측대상과 관성정렬 (inertial alignment)을 위해 비전정렬시스템 (Vision Alignment System)을 개발하고 두 큐브위성에 장착할 것이다. 본 연구에서는 CANYVAL-X의 임무요구 조건에 맞게 임무수행이 가능한 두 기의 큐브위성 톰(Tom)과 제리(Jerry)의 시스템 요구조건을 설정하였으며, 이를 바탕으로 각 위성의 서브시스템들을 설계하고 분석하였다.

2. 임무설계

2.1 임무요구조건

비전정렬시스템을 검증하는 CANYVAL-X의 임무수행에 있어 임무요구조건은 톰의 카메라가 제리의 빔 이미지를 획득 할 수 있어야 한다는 것으로부터 설정할 수 있다. 이를 위해서는 톰의 시야각(field of view)안에 제리의 레이저 다이오드가 위치해야 하며, 또한 동시에 제리의 빔 범위 안에 톰이 있어야 한다. 그림 1과 같이 위의 요구조건을 동시에 만족할 수 있어야 비전센서를 이용한 관성정렬유지 임무수행이 가능하다.

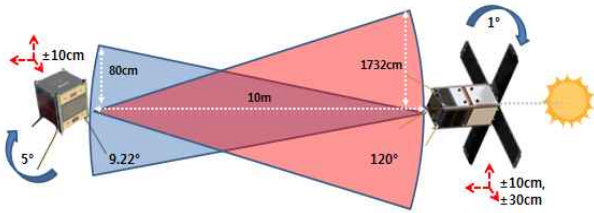


그림 1. 임무요구조건 개념도

임무요구조건인 탑재체의 시야각은 제리와 톰의 궤도결정 정밀도, 자세제어 정밀도, 자세결정 정밀도와 톰의 궤도제어 정밀도를 합한 값 등, 정렬상태에 영향을 끼치는 사항들로부터 유도된다(표 1). 탑재 예정인 카메라와 레이저 다이오드의 시야각이 이 임무요구조건을 충분히 만족하는 것을 확인 할 수 있다.

표 1. 두 큐브위성의 상대궤도 및 자세 요구사항

구 분	내 용	
	제리(Jerry)	톰(Tom)
상대거리	>10m	
궤도제어 정밀도	None	30cm
궤도결정 정밀도	각 축 $\pm 10\text{cm}$	각 축 $\pm 10\text{cm}$
자세제어 정밀도	$< 5^\circ$	$< 1^\circ$
자세결정 정밀도	$< 1^\circ$	$< 1 \text{ arcmin}$
시야각 요구조건	$> 15.5^\circ$	$> 7.5^\circ$
탑재체 시야각	$120^\circ(\pm 60^\circ)$	9.22°

2.2 비전정렬시스템

본 연구의 임무 목표는 두 대의 큐브위성이 관측대상인 태양에 대하여 일정시간동안 관성정렬을 유지하는 것이다. CANYVAL-X 임무에서는 이 분리형 우주망원경 구형에 핵심인 비전정렬시스템의 정밀도를 검증하고 운용한다. 비전정렬시스템은 한 대의 카메라와 3개 이상의 레이저 다이오드 (laser diode)로 구성된다(김재혁 등 2013).

카메라를 이용하여 촬영된 3개의 레이저 다이오드 이미지 픽셀

의 각각의 센서상의 위치를 획득하여 두 위성간의 상대 거리 및 상대 자세를 동시에 판단하게 된다.

CANYVAL-X 임무에서는 이를 실험하기 위해 제리의 한 면에 3개의 레이저 다이오드를 탑재하고, 톰에 카메라를 탑재하여 정밀 상대궤도 결정을 수행 하는 비전정렬시스템을 구성하였다. 이 비전정렬시스템의 결정결과를 이용하여, 톰은 제리와 정렬 상태를 판단, 궤도 제어를 위한 전기 추력기와 3축 제어용 모멘텀 휠을 사용해 정밀 상대궤도 제어를 실시하여 궤도상에서 관측 대상인 태양에 대한 관성정렬을 구성한다(박재필 등 2014).

이 비전정렬시스템의 알고리즘을 하드웨어 차원에서의 검증을 위해 카메라와 MATLAB 영상처리 프로그램을 이용하여 LED 이미지를 실시간으로 획득하였다. 또한 3축 회전이 가능한 시뮬레이터를 제작하여 제리 위성 궤도상에서의 자세와 회전 속도를 모사하였다. 시뮬레이터의 한 면에는 실제 위성에 탑재예정인 AVAGO 사의 LED 3개를 부착 하였고 그 체원은 표 2와 같다.

표 2 AVAGO사의 레이저 다이오드 제원

항 목	내 용
빔 폭	$120^\circ(\pm 60^\circ, \text{FWHM 기준})$
소비전력	0.43W (3.3V)
크 기	2.8mm x 3.6mm x 1.9 mm
작동온도	$-40^\circ\text{C} \sim 120^\circ\text{C}$

3개의 LED에서 발광하는 빛을 카메라를 이용하여 영상으로 만들고, 영상의 중심 값들을 픽셀 값으로 실시간으로 입력받는다. 이 영상 자료를 바탕으로 무향 칼만 필터(The unscented Kalman filter, UKF)를 이용하여 상대자세결정을 수행하였다(그림 2).

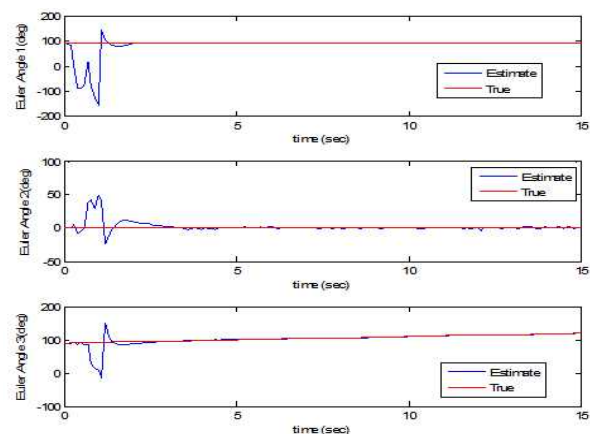


그림 2. z 축으로 2deg/s 시 회전각 추정 결과
z 축을 기준으로 2deg/s 의 속도로 15초간 회전하였을 때 상대자세결정 알고리즘을 사용하여 오일러 (Euler) 각을 추정 한 값은

아래 표 3과 같다. 이는 임무에서 요구하는 자세결정 요구조건을 충분히 만족하는 것을 확인 할 수 있다. 추후 3축 혼합 회전 자세결정과 궤도결정을 동시에 시뮬레이션 하여 결과 분석을 수행할 예정이다.

표 3 z 축으로 2deg/s 시 회전각 추정 시 각 축에 대한
RMS 오차

회전축	RMS 오차
x	0.0479
y	0.9351
z	0.1647

3. 시스템 설계 및 분석

3.1 시스템 개발

위성의 개발에 있어서 위성의 각 서브시스템 레벨에서는 COTS (Commercial Off The Shelf) 구입을 기본원칙으로 진행하였으며 일부 구입이 어려운 파트에서는 자체적으로 제작한 파트를 사용하였다. 임무요구 조건 및 기본 큐브위성의 요구조건들을 기반으로 하여 각 항목마다 세부적인 시스템 및 서브시스템 요구조건으로 나누어 위성의 구조설계 및 내부 시스템 인터페이스, 프로그램 설계, COTS 하드웨어 선정에 적용하였다. 각각 선정된 서브시스템별 하드웨어 제원은 표 4에 기술하였다.

3.1.1 궤도 결정 요구조건

통과 제리 각 위성은 GPS 항법장치인 Novatel사의 OEM615를 탑재하여 ECI 좌표계상에서의 절대 궤도정보를 획득이 가능하다. 각 위성은 이 위치 정보를 위성 간 통신으로 실시간으로 공유하여 차분 위성항법(Differential Global Positioning System)사용에 사용한다.

표 4. 서브시스템 별 하드웨어 제원

톰 & 제리 공통 탑재 하드웨어		
서브시스템	하드웨어	주요성능
전력계	Clyde EPS Module CubeSat Battery	배터리용량 : 10Whr, 30Whr 전력 공급, 과전류 차단, 방지기능 및 스위치 제공
	AZUR Solar Cell TJ Solar Cell Assembly3G30A	전력 효율 : 30% 면적당 최대 전력생산량 : 2.432W
컴퓨터계	GomSpace On Board Computer	프로세서 : 32-bit ARM7 RISC CPU 클럭속도 : 8-40 MHz RAM 2,4MB 데이터 저장 : 2GB Micro-SD
궤도결정	Novatel OEM 615 GPS Receiver	위치정밀도 : Hori 1.5m(L1)~0.4(DGPS) 속도정밀도 : 0.03m/s (RMS) 측정속도 : 최대 20ns(RMS)
	ANTCOM GPS Patch Antenna	빔폭(3dB) : 100deg 파장 : L1 MHz
자세결정 및 제어	SSBV Sun Sensor	정밀도 0.5deg, 시야각 114deg, 데이터 갱신 속도 : 10Hz
	Honeywell Magnetometer	자기장 분해능 : 10mGauss, 측정범위 : ± 8 Gauss, 측정속도 : 10~116 Hz
	Invensense Inertial Moment Unit	정밀도 : 0.05deg/s(RMS) 측정 속도범위 : 4~8000 Hz
	Clyde Coil Type Magnetorquer	쌍극자 모멘트 : 최대 0.19 Am ² 외부구조에 부착 가능
통신계	GomSpace NanoCom U482C UHF TRX	통신주파수 : 435.000 MHz 모듈레이션 방식 : MSK 통신 프로토콜 : CCSDS
	GomSpace ANT430 UHF Antenna	안테나 이득 : 1.5 dBi to -1 dBi 안테나 형태 : Rigid antenna
구조계	ISIS CubeSat Frame	재질 : Al 6082
제리 추가 하드웨어		
탑재체	AVAGO LED	빔 폭 120°($\pm 60^\circ$, FWHM 기준)
자세제어	SSBV Rod Type Magnetorquer	쌍극자 모멘트 : 최대 0.2 Am ²
통신계	NanoHub-P110 Antenna Release System	온보드 컴퓨터를 이용한 안테나 전개 제어 시리얼 인터페이스 제공
톰 추가 하드웨어		
탑재체	GomSpace NanoCam C1U	센서종류 : CMOS 픽셀 : 2048 x 1536 렌즈 구경 및 시야각 35mm lens / F1.9 관측 파장 범위 : 400-1000nm
자세결정 및 제어	NASA/GSFC Quadrant photodiode CubeSat Sunsensor	결정정밀도 : <1 arcmin
	Blue Canyon Technologies Micro Reaction Wheel	토크 : 최대 0.6 mNm, 각운동량 : 18 mNms
	Electronics Systems Laboratory CubeComputer	프로세서 : 4~48MHz Cortex-M3, 제어반복주기 : 22ms
추력계	George Washington University Micro CAT	추력 단위 : 1 uNs/pulse, 펄스 반복주기 : 1~50 pulse per second 비추력: 2000~3000s
통신계	GomSpace Interstage Panel	온보드 컴퓨터를 이용한 안테나 전개 제어 외부 통신포트 제공

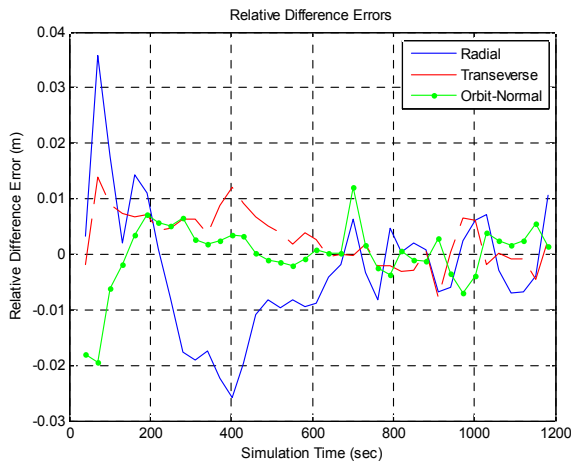


그림 3. 차분위성항법 상대 궤도결정 오차

위성항법시스템 소프트웨어 시뮬레이터인 SimGEN 프로그램을 사용한 3차원 공간상에서 상대 궤도결정 결과의 1σ 표준편차 정밀도는 6.09 cm 이었다(그림 3). 이 상대궤도 결정오차를 이는 임무요구조건인 각 축 $\pm 10\text{cm}$ 를 만족하는 것을 확인 할 수 있다(오형직 등 2014).

3.1.2 자세 결정 및 제어 계 요구조건

톰과 제리는 자세결정을 위해 각각 자기장센서와 태양센서, 관성센서를 탑재한다. 또한 자세제어를 위해 제리는 자기장 토크를, 톰은 자기장 토크와 위성의 각 축에 3개의 반작용 휠을 사용한 다.

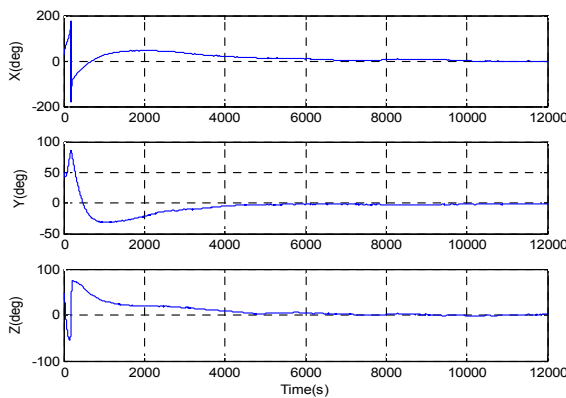


그림 4. 시간에 따른 통합 알고리즘의 자세 지향 오차 변화

표 5. 자세 수렴 후 오일러 각 지향 오차

항목	X축(deg)	Y축(deg)	Z축(deg)
평균	-0.8866	-1.5051	-0.3585
3σ	± 2.4040	1.1185	3.3048

탑재된 위성의 하드웨어들이 임무요구 조건을 만족하는 성능을 가지는지 확인하기 위하여 자세 제어/결정 통합 알고리즘이 적용된 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 내의 자세 결정 알고리즘 부분에서 태양 센서, 자기장 센서, 관성 센서 관측 값의 정밀도를 반영하였으며, 자세 제어 알고리즘 부분에서는 자기장 토크의 최대 자기 쌍극자 모멘트 성능을 반영하였다.

그림 4에서는 제리의 자세변화가 약 10,000초 후에 x, y, z축이 모두 정상상태로 수렴하는 것을 확인 할 수 있으며, 표 5에서 확인할 수 있듯이 수렴 후의 오차의 평균과 3σ 기준의 오차 범위는 제리의 자세제어 요구조건인 5 deg 이내의 제어 오차를 만족하고 있음을 보여주고 있다(이광원 등 2014).

3.1.3 추력계 요구조건

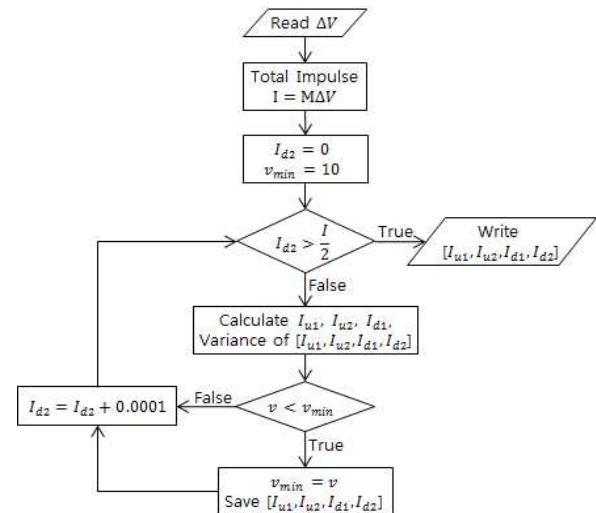


그림 5. 최적 추력 알고리즘 순서도

2U 위성은 궤도제어를 위해 4기의 George Washington University의 Micro-Cathode Arc Thruster (μCAT)를 위성의 한 쪽 면에 탑재한다.

또한 위성의 구조중심과 무게중심이 완벽히 일치하지 않아 발생하는 각운동량은 그림 5와 같이 큐브위성 추력계의 추력분배 알고리즘을 이용하여 4개 추력기의 최적의 추력량을 각각 계산해 각운동량을 상쇄시킨다(심명보 등 2014).

또한 추력분배 알고리즘을 이용하여 위성의 추력기가 발사환경의 진동에 의한 각 추력기 노즐의 정렬이 초기 값 보다 얼마나

틀어져 있는지를 결정 하였다(황순홍 등 2014).

3.1.4 컴퓨터계 요구조건

위성의 컴퓨터계는 임무 수행을 위하여 실시간으로 위성의 상태 데이터 및 임무데이터의 저장, 처리 및 각 서브시스템을 제어할 수 있어야하며, 이를 위해 GomSpace NanoMind A712D 온보드 컴퓨터 (On Board Computer)를 탑재하여 임무데이터 및 위성의 상태를 관리한다.

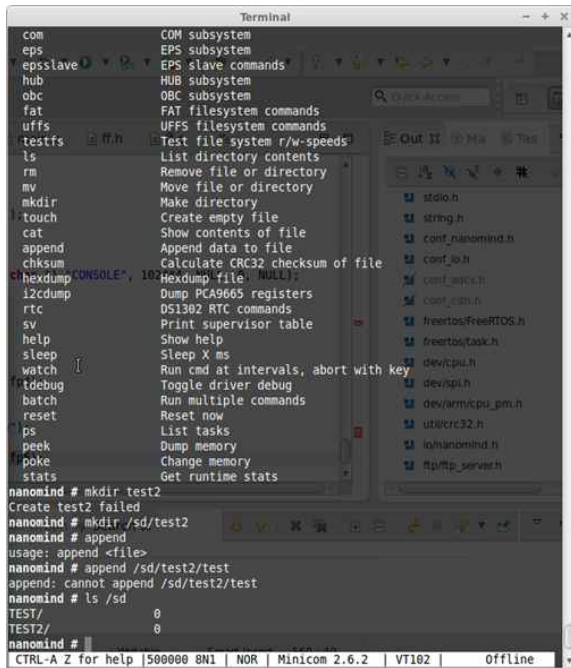


그림 6. GomSpace사의 NanoMind 함수 목록

내부 데이터 통신형식으로는 CubeSat Space Protocol을 사용하였으며 GomSpace사의 비행소프트웨어 Library Storage 에서 제공하는 함수목록(그림 6)을 사용하여 비행소프트웨어를 제작을 진행 하였다. 프로그램의 개발은 주로 개발용 PC에 아래 표 6과 같이 개발환경을 구축하여 수행하였다.

표 6. 비행소프트웨어 개발환경 구성

개발용 PC 운영체제	Ubuntu 13.10
OBC 운영체제	Free RTOS
개발용 PC와 OBC간 통신용 프로그램	Minicom
소스코드 편집	Eclipse
전체 소스관리	Bitbucket

3.1.5 전력계 요구조건

임무에 필요한 전력 생성을 위하여 AZUR 사의 Solar Cell을 사

용하여 솔라패널을 제작 할 예정이며, 1 Unit의 제리에는 내부 공간을 절약하기 위해 10Whr 용량의 배터리를 탑재하였고, 톨은 추력기 및 반작용 휠을 사용하여, 소모전력 더 크기 때문에 30Whr 용량을 가지는 배터리를 탑재하였다.



그림 7. AZUR 사의
TJ Solar Cell Assembly 3G30A

3.1.6 구조계 및 열제어 요구조건

각각 두 위성의 외부 형상과 내부구조는 아래의 그림 8, 그림 9와 같으며, 위성체의 전체적인 구조 요구조건은 CubeSat Design Specification Rev.13을 따른다 (David Pignatelli et al 2013). 또한 각각의 하드웨어간의 간격은 ANSYS 진동 시뮬레이션을 프로그램을 이용하여 진동 시뮬레이션을 실시, 간섭이 발생하지 않는 간격으로 배치하였으며, 열해석 프로그램인 NX I-DEAS를 웨도상의 위치에 따른 위성체 내부의 온도변화에 각각의 하드웨어의 작동 가능 온도를 만족하는 것을 확인하였다.

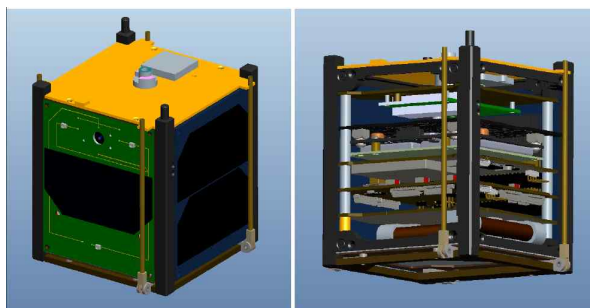


그림 8. 제리의 외부와 내부 형상

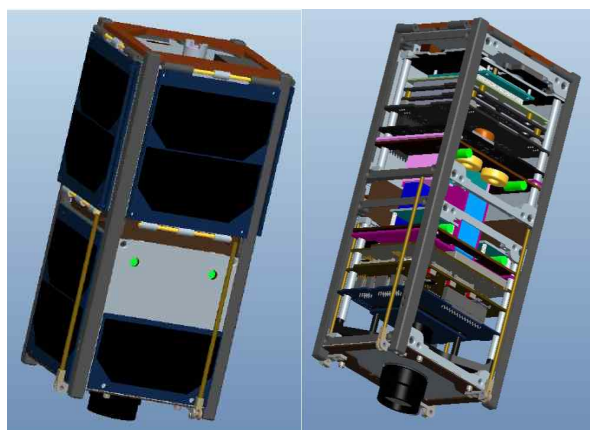


그림 9. 톰의 외부와 내부 형상

3.1.7 통신 및 지상국 요구조건

톰과 제리는 UHF(435MHz) 대역을 이용하여 위성 간 통신과 지상국 통신을 동시에 수행한다. 위성의 임무 및 상태 데이터 수신을 위해 연세대학교 지상국과의 통신가능 시간에 따른 데이터 전송 가능 총량 및 통신 상황 별 링크마진을 표 8과 같이 분석하여 통신 요구조건인 링크 마진 3dB이상을 확인하였다(이은지 등 2014).

표 7. 데이터 전송 가능 총량

총 통신가능 횟수	360 회
하루 평균 통신가능 횟수	4 회
최소 통신가능시간	96.522 초
최대 통신가능시간	644.567 초
평균 통신가능시간	509.034 초
총 통신가능시간	183252.3 초
초당 데이터 전송률	9.6 kbps
총 전송가능 데이터량	219.90 MByte

표 8. 임무 통신 별 링크 마진 분석

업 링크 시 링크 마진	7.50 dB
다운링크 시 링크 마진	23.41 dB
위성 간 통신 시 링크 마진	30.73 dB

3.2 시스템 주요 형상 설계

본 연구실이 할당받은 한 개의 P-POD (Cal Poly Picosatellite Orbital Deployer) 발사공간을 사용함과 동시에 비전정렬시스템이 두 기의 위성을 필요로 하기 때문에 요구된다. 따라서 두 요구조건을 만족하기 위해서는 제리의 형상을 1 Unit (10cm×10cm×10cm)을 기준으로, 톰의 형상을 2U (10cm×10cm×20cm)을 기준으로 설계하여, 두 위성이 하나의 P-POD에 탑재되는 가능성을 설계프로그램을 이용하여 확인하였다(그림.10).

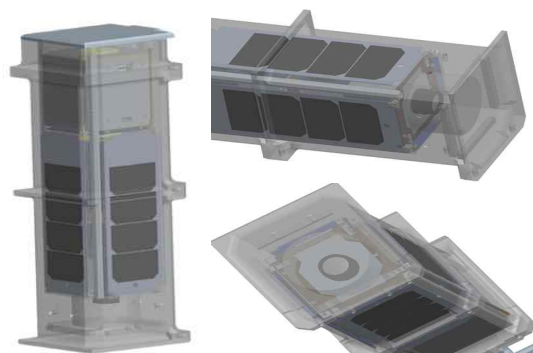


그림 10. P-POD에 장착된

톰과 제리의 형상

장착된 두 위성은 두 위성이 궤도상에서 섭동의 영향으로 너무 멀리 떨어지게 될 경우 임무를 수행하는데 추력계의 연료 및 궤도제어상의 어려움을 가지게 된다. 따라서 발사 직후부터 톰 위성이 초기모드를 거쳐 내부 상태 확인 및 초기 통신까지 결합 장치를 사용하여 두 위성이 하나로 붙어 있게 되며 (그림 11), 톰 위성의 상태확인인 끝난 후 전기신호를 이용하여 니켈-크롬선에 열을 가해 분리하게 된다. 결합장치가 분리되면 제리의 분리용 스프링이 제리와 톰을 일정 속도로 분리시킨다.

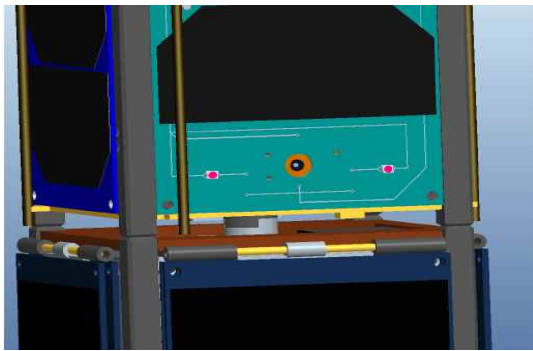


그림 11. 결합장치를 사용하여 톱과 제리 가 결합된 모습

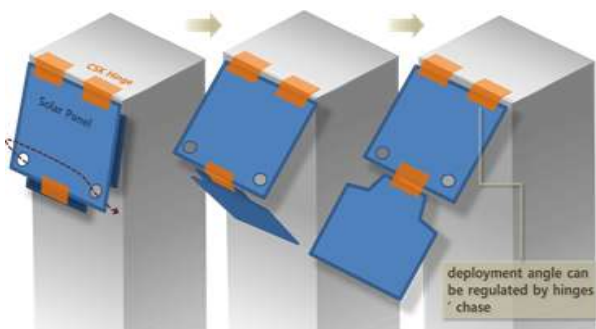


그림 12. 이중접이식 태양전지판의 고정 및 전개 메커니즘

톱은 임무를 수행하기 위한 충분한 전력을 확보하기 위하여 접이식 태양전지판을 사용해 태양전지판의 면적을 확보하였다. 이때 형상 톱의 중간부분에 안테나 고정 장치와 접히는 부분이 겹치는 것을 방지하기 위하여 이중 접이식 전개방법으로 태양전지판을 설계하였다. 이 태양전지 판은 그림 12과 같이 구멍을 이용, 니켈-크롬선으로 태양전지판들을 묶어 고정시킨후에 전기신호로 열을 가하여 이를 녹여 전개하게 되며 고정이 풀어지면 용수철 경점을 이용하여 자동으로 전개하도록 설계 하였다. 태양전지판을 전개 한 후 톱의 형상은 십자 전개부를 자세제어를 이용, 태양지향을 통해 보다 많은 전력을 생산한다.

3.3 질량 특성 분석

전체 질량은 각 제조사에서 제공한 실측 CAD 파일을 바탕으로 각각의 두 위성에 들어가는 전체 부품을 ANSYS 시뮬레이션을 통하여 전체 질량 및 형상에서의 질량중심 좌표, 관성모멘트 정보를 표 9, 표10 과 같이 분석하였다. 그 결과 CubeSat Design Specification Rev.13에서 제시하는 1 Unit 위성과 2 Unit 위성의 질량 요구조건인 1.33kg 과 2.66kg 이하를 여유분 10% 더한 값이 만족하는 것을 확인하였다.

표 9. 제리 위성의 질량특성 분석

질량특성			내 용		
전체질량			0.8118 kg		
전체질량+10%			0.8929 kg		
형상에서 질량 중심좌표			X : 3.039 mm		
			Y : 5.927 mm		
			Z : -0.591 mm		
질량중심 기준의 관성 텐서 (kg·m ²)					
Ixx	1.5314E-03	Ixy	8.1555E-06	Ixz	-2.0728E-06
Iyx	8.1555E-06	Iyy	1.5412E-03	Iyz	4.6784E-05
Izx	-2.0728E-06	Izy	4.6784E-05	Izz	1.5112E-03

표 10. 톱 위성의 질량특성 분석

질량특성			내 용		
전체질량			2.2483 kg		
전체질량+10%			2.4731 kg		
형상에서 질량 중심좌표			X : 5.611 mm		
			Y : 7.063 mm		
			Z : 32.23 mm		
질량중심 기준의 관성 텐서 (kg·m ²)					
Ixx	0.1021E-01	Ixy	0.5242E-05	Ixz	0.1678E-03
Iyx	0.5242E-05	Iyy	0.1034E-01	Iyz	0.457E-04
Izx	0.1678E-03	Izy	0.457E-04	Izz	0.3848E-02

3.4 생산전력 및 소비전력 분석

두 위성은 탑재된 전자장비는 임무모드에 따라 각 서브시스템에 적정 전력을 매 시간 공급해야한다. 톱과 제리의 외면에 부착된 태양전지판의 넓이와 궤도상에서의 위성의 자세에 따른 태양의 입사각을 MODO 프로그램과 STK(Satellite Tool Kit)을 이용하여 실제 생산 전력을 계산하였다.

또한 각 임무모드 별로 각 하드웨어의 소비전력과 사용주기를 예측하여 실제로 필요한 전력을 예측하였다. 각각의 톱과 제리에 탑재되는 30Whr 용량의 배터리, 10Whr 용량의 배터리를 사용하여 충분히 공급 가능 할 수 있는 것을 확인하였다. 아래 표 11, 과 표 12는 가장 많은 전력을 소모하는 임무모드인 관성정렬 유지 모드 시의 소비전력을 나타낸 표이다.

표 11. 관성정렬 유지 시 제리의
소비전력 표

구 분	EPS	OBC	ADCS	TX(CW)	RX	GPS	MTQ	PAY
작동 전력 (W)	0.1	0.3	0.084	2.131	0.231	1	0.9	1.8
사용 주기	100%	100%	100%	50%	50%	5%	100%	100%
실제 전력 (W)	0.1	0.3	0.084	1.127	0.122	0.052	0.947	1.894
전체 전력	평균 소비전력 (실제전력 +10% Contingency)						5.089W	
	최고 소비전력						6.315W	

표 12. 관성정렬 유지 시 톰의 소비전력 표

구 분	EPS	OBC	ADCS	TX(CW)	RX	GPS	MTQ	RWL	PPS	PAY
작동 전력 (W)	0.1	0.3	0.284	2.131	0.231	1	0.9	3	20	1
사용 주기	100%	100%	100%	50%	50%	5%	10%	100%	100%	100%
실제 전력 (W)	0.1	0.3	0.084	0.084	1.127	0.052	0.105	3.226	21.51	1.053
전체 전력	평균 소비전력 (실제전력 +10% 예비전력)									30.405W
	최고 소비전력									30.405W

3.5 시스템 인터페이스

톰과 제리는 임무를 수행하기 위해 GomSpace 사의 온보드 컴퓨터 (On Board Computer)에 NanoMind A712D에 탑재된 비행 소프트웨어를 이용하여 여러 개의 서브시스템기능을 사용하게 되며 전압 및 전류, 온도정보를 체크하여 각 하드웨어들의 상태를 체크하고 오류신호를 파악한다.

기본 통신형식은 주요 하드웨어보드 들과 PC104 커넥터의 I2C 버스를 사용하며 데이터 통신을 수행 한다. SPI, UART, 혹은 기타 시리얼 통신이 필요한 센서 등의 하드웨어는 온보드 컴퓨터에서 제공하는 외부 포트를 사용하여 데이터를 교환한다. 톰의 경우, 임무수행을 위한 복잡한 궤도제어를 위한 값의 계산과 3축 모멘텀 휠, 추력기의 제어를 위해 추가로 Cortex-M3 프로세서를 탑재한 Electronics Systems Laboratory의 Cube Computer를 사용한다. 아래 그림 13과 그림 14는 제리와 톰의 시스템 인터페이스를 도식화 한 그림이며 표 13과 표 14에 각 시스템간의 통신형식 및 교환되는 데이터의 종류, 적정전압을 표시하였다.

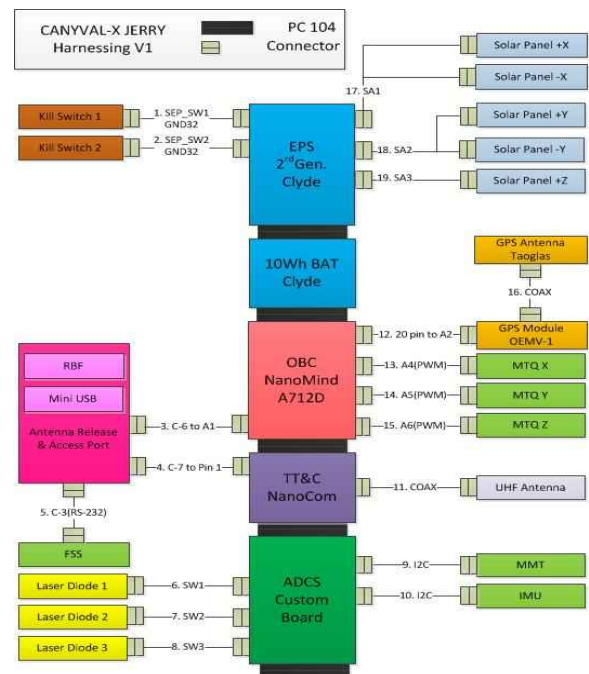


그림 13. 제리의 시스템 인터페이스

표 13. 제리 시스템 데이터 통신 정보

번 호	출발지	목적지	통신형식	전 압	내 용
1	Kill switch 1	EPS	단순 DC	-	EPS On
2	Kill switch 2	EPS	단순 DC	-	EPS On
3	AR&AP	OBC	Serial	3.3 V	Programming Fine Sun Vector
4	AR&AP	TT&C	Serial	3.3 V	Programming
5-1	AR&AP	FSS	RS-232	3.3 V	FSS On
5-2	FSS	AR&AP	RS-232	3.3 V	Fine Sun Vector
6	ADCS	LED 1	단순 DC	3.3 V	LED On/Off
7	ADCS	LED 2	단순 DC	3.3 V	LED On/Off
8	ADCS	LED 3	단순 DC	3.3 V	LED On/Off
9-1	ADCS	MMT	I2C	5 V	MMT On
9-2	MMT	ADCS	I2C	5 V	3D Magnetic Field Vector
10-1	ADCS	IMU	I2C	3.3 V	IMU On
10-2	IMU	ADCS	I2C	3.3 V	3-D Angular velocity 3-D Acceleration
11	UHF ANT	TTC	COAX	3.3 V	GS Data Packet
12-1	OBC	GPS Module	Serial	3.3V	GPS Module On/Off
12-2	GPS Module	OBC	Serial	3.3V	GPS Data Packet
13	OBC	MTQ X	PWM	3.3V, 5V	Control Current
14	OBC	MTQ Y	PWM	3.3V, 5V	Control Current
15	OBC	MTQ Z	PWM	3.3V, 5V	Control Current
16	GPS ANT	GPS Module	COAX	3.3 V	GPS Data Packet
17	+/- X Solar Panel	EPS	DSA connector socket	6V	Generated Power
18	+/- Y Solar Panel	EPS	DSA connector socket	6V	Generated Power
19	+ Z Solar Panel	EPS	DSA connector socket	6V	Generated Power

표 14. 톱 시스템 데이터 통신 정보

번 호	출발지	목적지	통신형식	전 압	내 용
1	Kill switch 1	EPS	Switch	-	EPS On
2	Kill switch 1	EPS	Switch	-	EPS On
3	EPS	AR&AP 1	Serial	5V	Antenna Release
4	EPS	AR&AP 2	Serial	5V	Antenna Release
5	EPS	AR&AP 3	Serial	5V	Antenna Release
6	EPS	AR&AP 4	Serial	5V	Antenna Release
7	EPS	AR&AP node	Serial	5V	Antenna Release
8	AR&AP	OBC	Serial	5V	Programming Fine Sun Vector
9-1	OBC	Camera	Serial	3.3 V	Camera On/ Off
9-2	Camera	OBC	Serial	3.3 V	Alignment Transversal Vector, Picture
10	ADCS	RWL X	I2C	5V	X- Axis Torque
11	ADCS	RWL Y	I2C	5V	Y- Axis Torque
12	ADCS	RWL Y	I2C	5V	Z- Axis Torque
13	ADCS	PPU	I2C	12 V	Orbit Control Thrust
14	PPU	PPN 1	Switch	12 V	PPN 1 Thrust
15	PPU	PPN 2	Switch	12 V	PPN 2 Thrust
16	PPU	PPN 3	Switch	12 V	PPN 3 Thrust
17	PPU	PPN 4	Switch	12 V	PPN 4 Thrust
18-1	ADCS	MMT	I2C	5V	MMT On
18-2	MMT	ADCS	I2C	5V	3-D Magnetic Field Vector
19-1	ADCS	IMU	I2C	3.3 V	IMU On
19-2	IMU	ADCS	I2C	3.3 V	3D Angular velocity, Acceleration
20-1	ADCS	FSS	RS-232	3.3 V	FSS On
20-2	FSS	ADCS	RS-232	3.3 V	Fine Sun Vector
21	UHF ANT	TTC	COAX	3.3 V	GS Data Packet
22	OBC	GPS Module	Serial	3.3V	GPS Module On/Off
22	GPS Module	OBC	Serial	3.3V	GPS Data Packet
23	OBC	MTQ X	PWM	3.3V, 5V	Control Current
24	OBC	MTQ Y	PWM	3.3V, 5V	Control Current
25	OBC	MTQ Z	PWM	3.3V, 5V	Control Current
26	GPS ANT	GPS Module	COAX	3.3 V	GPS Data Packet
27	+/- X Solar Panel	EPS	DSA connector socket	6V	Generated Power
28	+/- Y Solar Panel	EPS	DSA connector socket	6V	Generated Power

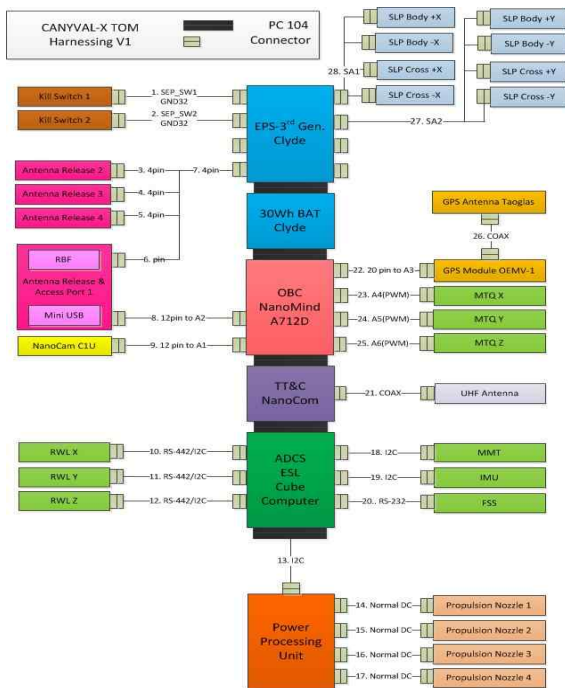


그림 14. 톼의 시스템 인터페이스

5. 결론

이 연구에서는 가상우주망원경을 이루는 관성정렬의 핵심기술인 비전정렬임무를 우주공간에서 구현하기 위하여 사용되는 두대의 큐브위성 톼과 제리의 임무조건을 설정하고 이를 바탕으로 각 서브시스템을 설계하였다. 또한 시스템 요구조건에 맞는 하드웨어를 설정하고 그 하드웨어의 기능과 설계된 두 위성의 형상특성들이 시스템 요구조건을 충분히 만족시키는 것을 확인하였다. 또한 시스템 요구조건과 임무를 원활히 수행할 수 있는 위성의 질량 및 전력 버짓을 분석하였다. 내부 하드웨어간의 인터페이스를 구축하여 임무에 따른 기능을 충분히 수행 할 수 있도록 하였다. 이 연구를 바탕으로 설계된 두 큐브위성은 비전정렬임무를 성공적으로 수행할 수 있을 것이다.

감사의 글 : 본 연구는 미래창조과학부의 재원으로 한국항공우주연구원이 수행하는 초소형위성 경연대회 및 개발사업 (과제번호: 2013M1A3A4A01032337)에 의해 지원되었음.

참고문헌

- B. R. Dennis, G. K. Skinner, M. J. Li, A. Y. Shih, Very High-Resolution Solar X-Ray Imaging Using Diffractive Optics, Solar Phys 279:573 - 588, (2012).
- 김재혁 등, 비전센서를 활용한 위성 간 상대거리 및 상대자세 결정, 추계 우주과학회 구두발표, (2013).
- S. -Y. Park, P. C. Calhoun, N. Shah, T. W. Williams, Orbit Design and Control of Technology Validation Mission for

Refractive Space Telescope in Formation Flying, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2014-0451 (2014).

박재필 등, 비전정렬 임무를 위한 큐브위성의 임무 설계, 춘계 우주과학회 프로시딩 발표, (2014).

오형직 등, CANYVAL 큐브위성의 GPS 기반 상대 궤도결정 시스템 개발, 춘계 우주 과학회 프로시딩 발표, (2014).

이광원 등, CANYVAL-X 임무 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템 설계 추계 우주과학회 프로시딩 발표, (2014).

심명보 등, CANYVAL 큐브위성 추력계의 추력분배 알고리즘, 춘계 항공우주학회 프 로시딩 발표, (2014).

황순홍 등, CANYVAL 큐브위성 추력기 정렬 오차 분석, 춘계 항공우주학회 프로시 딩 발표, (2014).

David Pignatelli et al, CubeSat Design Specification Rev.13 (2013).

이은지 등, CANYVAL 큐브위성의 링크 및 통신일정분석, 춘계 항공우주학회 프로시딩 발표, (2014).

CANYVAL-X 임무를 위한 1U 위성의 운용 시나리오 설계

¹송영범, ¹박재필, ¹이승희, ²권상훈, ²이동신, 박상영† ¹

¹연세대학교 천문우주학과, ²연세대학교 컴퓨터과학과

Design Operation Scenario of 1U Satellite for CANYVAL-X Mission

¹Young-Bum Song, ¹Jae-Pil Park, ¹Seung-hee Lee, ²Sang hoon Kwon, ²Dongshin Lee, ¹Sang-Young Park†

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Department of Computer Science, Yonsei University, Seoul, Korea

E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

요 약

위성의 운용 시나리오 설계는 위성에 내장될 소프트웨어를 제작하는데 있어 필수적인 단계이다. 본 연구는 비전정렬시스템 검증 임무를 수행하는 CANYVAL-X 미션을 위한 시나리오 설계를 수행하였다. CANYVAL-X의 두 큐브위성은 P-POD에서 사출된 뒤 안테나와 태양 전지판 전개를 시작으로 지상과의 통신, 우주임무 등을 수행한다. 본 논문에서는 두 큐브위성 중 1U 위성이 수행해야 할 작업을 기준으로 시나리오 모드를 8개로 구분하였고 각 모드에서 작업이 수행되는 과정에 대하여 설계하였다. 또한 시나리오를 기반으로 작성한 소프트웨어의 시험 계획에 대하여 제시하였다.

Abstract

Satellite's operational scenario design is an essential step to create software to be embedded in the satellite. This scenario in this paper is designed for CANYVAL-X mission to verify the vision alignment system. After the injection from the P-POD, the two cube satellite perform deployments of solar panel and antenna, communications with the ground, a desired mission, etc. For 1U cube satellite of CANYVAL-X mission, this paper has analyzed whole scenario consisting of 8 modes based on the task and designed for the process. A test plan of software based on the scenario is also presented.

Keywords: CANYVAL-X, Vision alignment system, Operation scenario design, Flight software

1. 서 론

CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment-eXperiment) 임무는 두 개의 큐브위성을 이용하여 분리형 우주망원경 (Virtual Telescope)의 핵심기술인 비전정렬시스템을 우주 공간상에서 실험하는 것이다. 분리형 우주망원경은 두 개의 위성이 각각 굴절망원경의 렌즈역할과 검출기역할을 수행하며 초점거리와 동일한 상대거리에서 관측대상과 두 위성의 관성정렬 (inertial alignment)을 이용해 높은 분해능을 얻는 새로운 형태의 우주망원경 시스템이다. 이러한 분리형 우주망원경에 필요한 기술을 검증하기 위해서, CANYVAL-X 임무에서는 두 개의 큐브위성이 우주공간에서 비전정렬시스템을 활용하여 관측 목표인 태양과 두 위성을 임무요구조건에서 요구하는 정렬 정밀도를 달성하고자 한다. 비전정렬시스템은 카메라를 이용하여 상대방 위성의 표면에 부착된 LED의 이미지를 촬영해 상대거리와 상대 자세를 동시에 판단하는 시스템이다. 이를 위해 카메라가 탑재되는 2U (10cm x 10cm x 20cm) 크기의 위성을 톰(Tom)이라 하며 LED가 부착된 1U (10cm x 10cm x 10cm) 크기의 위성을 제리(Jerry)라 한다.

본 논문은 비전정렬시스템을 구현하는데 있어 LED가 탑재되는

제리 위성의 운용 시나리오 설계에 관한 논문이다. 2장에서는 운용 시나리오를 설계하는데 고려해야 하는 주요한 기준에 대하여 설명한다. 3장에서는 운용 모드에 대한 설명과 각 모드 내부의 시나리오에 대하여 다루고 있다. 4장에서는 시나리오를 바탕으로 작성된 비행소프트웨어의 시험 계획에 대하여 설명한다.

2. 운용설계의 주요 기준

컴퓨터계의 기본기능은 각 센서 및 하드웨어로부터의 데이터를 수신하고 수신한 신호에서 정보를 신속하게 획득할 수 있어야 한다. 또한 연결된 구동기와 다른 하드웨어들로 정확하게 명령을 내릴 수 있어야 하며, 위성내부 하드웨어간의 시간 동기화와 임무 일정을 관리할 수 있어야 한다. 더 나아가 컴퓨터계는 지속적으로 내부 위성의 상태정보와 임무의 결과 데이터를 수집 및 갱신, 처리를 할 수 있어야 하며, 안전모드에 돌입하는 기준상태가 되면 다른 하드웨어의 전원을 제어하여 안전모드로 자동으로 바꿀 수 있어야 한다. 이를 위해서, CANYVAL-X의 1U 큐브위성을 위한 위성 간 내부 통신 형식은 GomSpace NanoMind A712D 온보드 컴퓨터 (On Board Computer)의 CubeSat Space Protocol을 이용한다. 1U 큐브위성의 컴퓨터계는 실시간 임무 운

영체제를 사용하여 위성 전체 시스템을 실시간으로 제어 할 수 있도록 설계된다. 임무의 각 단계를 자율적으로 수행할 수 있을 것이며, 임무요구조건이 제시하는 시간 안에 데이터 처리가 가능할 것이다. 또한 오류 시 지상국으로 부터 내부 비행소프트웨어의 업데이트가 가능하도록 설계된다.

3. CANYVAL-X의 운용설계

3.1 모드의 정의

CANYVAL-X의 제리를 운용하기 위하여 아래와 같이 8개의 모드로 나누어 시나리오 설계를 진행하였다.

- 분리 모드(Separation mode)
- 초기 궤도 모드(Early Orbit mode)
- 시운전 모드(Commissioning mode)
- 평상시 모드(Normal mode)
- 통신 모드(Communication mode)
- 위성 간 통신 모드(Inter-Satellite link mode)
- 임무 모드(Mission mode)
- 안전 모드(Safe mode)

분리 모드는 제리가 톱으로부터 분리된 이후 안테나의 전개를 수행하는 모드이다. 초기 궤도 모드는 위성의 상태 정보를 수집하는 작업과 비콘 송신을 시작하고 지상국과 첫 번째 통신을 수행하는 모드이다. 시운전 모드에서는 위성의 탑재체가 정상적으로 작동하는지 확인을 하는 모드이다. 평상시 모드는 위성이 자신의 상태정보를 수집하며 통신 시작 시간과 위성 간 통신 시간을 확인하는 모드이다. 통신 모드는 지상국과 통신을 수행하는 모드이다. 위성 간 통신 모드는 톱과 통신을 수행하는 단계로 톱에게 자신의 GPS 정보를 송신한다. 임무 모드는 위성이 탑재체를 이용하여 주어진 임무를 수행하는 모드이다. 안전 모드는 위성의 상태에 이상이 발생한 경우 위성이 정상적으로 운용될 수 있도록 이상을 바로잡는 모드이다.

3.2 모드 사이의 흐름

제리가 톱으로부터 분리된 뒤 스위치가 작동하면서 전력 분배 모듈이 켜지고 OBC (On-board Computer)에 전력을 공급하여 OBC가 작동을 시작한다. OBC가 작동함과 동시에 분리 모드가 시작되고 전개를 수행한 뒤 바로 초기 궤도 모드로 돌입한다. 초기 궤도 모드에서 지상과의 첫 번째 교신을 성공적으로 수행했다고 판단하게 되면 시운전 모드로 돌입하게 된다. 시운전 모드에서는 탑재체인 LED (laser diode)의 시운전을 수행한 뒤 결과를 저장하고 평상시 모드로 돌입하게 된다. 평상시 모드에서는 통신 일정을 확인하여 전력이 충분하다면 통신 모드로 변경하고 통신 일정이 아닐 시 위성 간 통신 일정을 확인하여 전력이 충분하다면 위성 간 통신 모드로 변경한다. 위성 간 통신 모드에서는 임무 일정을 확인하여 임무 모드로 진입한다. 임무 모드에서는 태양지향을 수행하고 LED를 전력이 35% 미만일 때 까지 켜 뒤, 전력이 35% 미만이면 태양지향을 멈추고 LED를 끈 뒤 평상

시 모드로 진입하게 된다. 안전 모드는 분리 모드를 제외한 모든 모드에서 전력이 부족하거나 위성의 각속도가 5 deg/s 이상이거나 통신이 실패한 경우에 진입하게 된다. 발생한 문제를 안전모드에서 해결 한 뒤 안전모드 진입 직전의 모드로 돌아간다. 이에 대한 모드 간 흐름을 그림1에 나타내었다.

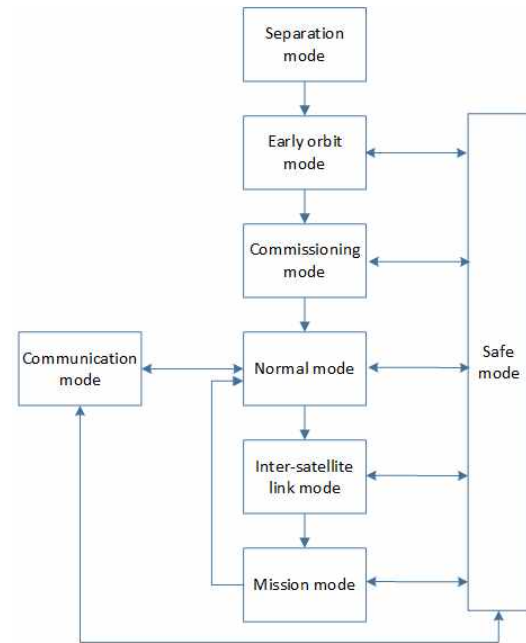


그림 1. 모드 간 흐름도

3.3 모드 내부의 시나리오

3.3.1 분리모드 (그림2)

분리 모드에서 안테나의 전개를 수행하여야 한다. 안테나는 나노허브 (nanohub)라는 전개 장치에 연결되어 있다. 그러므로 OBC는 전개 장치에게 전개를 수행하라는 명령을 전송하는 작업을 시작한다. 전개가 모두 정상적으로 이루어지면 명령을 전송하는 작업을 제거하고 초기 궤도 모드로 진입한다. 만일 4개의 전개 장치 중 하나 이상이 성공적으로 전개가 되지 않는 경우에는 이 작업을 제거하지 않고 30분에 한 번씩 전개를 수행하라는 명령을 전송하게 설정하여 지속적으로 전개를 시도하게 한 뒤 초기 궤도 모드로 진입한다.

3.3.2 초기 궤도 모드 (그림3)

초기 궤도 모드에서는 GPS 정보를 습득하는 작업과 지상과의 첫 번째 통신을 수행해야 한다. 우선 위성의 상태 정보 (housekeeping data)를 주기적으로 수집하는 작업을 실행하고 위성의 각속도를 감소시켜 자세 안정화 작업을 수행한다. 다음으로 주기적으로 위성의 간단한 상태 정보를 담은 비콘 신호를 송신하는 작업을 실행한다. 비콘 송신은 전력 사용량을 감안하여 5분에 한 번씩 수행한다. 전력이 전체의 70% 이상으로 충전을 시킨 뒤 GPS를 작동시켜 위성의 위치와 속도와 시간에 대한 정보를 받는

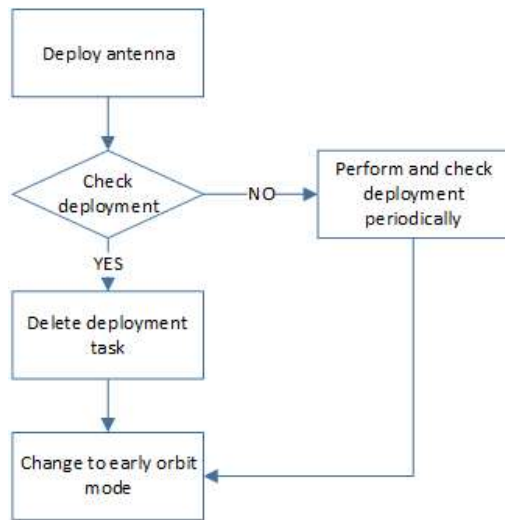


그림 2. 분리 모드 흐름도

다. GPS 정보로부터 통신 시작 시간을 계산하여 지상국과 첫 번째 통신을 준비를 한다.

모의 실험결과 위성이 지향을 하는데 걸리는 시간이 약 90분이므로 통신 시작 시간 90분 전에 지구 중심을 지향하는 작업을 수행한다. 통신 시작 시간 5분 전부터 위성의 트랜시버(transceiver)로 송신 시작 명령의 수신 여부를 확인한 뒤 송신 시작 명령을 받으면 트랜시버를 송신 상태로 변경하여 위성의 상태 정보를 지상국에 송신한다. 트랜시버는 송신 상태라 하더라도 주기적으로

진입하게 된다.

만일 송신 시작 명령을 받지 못한 상태로 통신 시작 시간에서 2분이 경과한다면 자동으로 트랜시버를 송신 상태로 변경하고 위의 절차를 수행한다. 또한 송신 종료 명령을 받지 못한 상태로 통신 시작 시간에서 15분이 경과한다면 자동으로 트랜시버를 수신 상태로 변경하고 다음 통신을 기다린다.

만일 GPS가 정상적으로 작동하지 않는다면 바로 지구 중심을 지향하고 트랜시버에 지상으로부터 명령이 들어오는지 확인하는 작업을 수행한다. 이 때 주기적으로 GPS를 작동시키는 작업을 수행하여 GPS가 작동한다면 위의 작업을 수행하고 지상과 통신이 이루어졌음에도 GPS가 작동하지 않는다면 지상에 GPS가 사용 불가능임을 알리고 시운전 모드로 진입한다.

3.3.3 시운전 모드 (그림4)

시운전 모드에서는 제리의 탑재체인 LED를 켜고 끄는 작업이 정상적으로 작동하는지 확인하는 작업을 수행한다. 전력계 모듈로부터 LED에 공급하는 전류와 전압으로부터 정상적으로 작동하는지 여부를 판단한다. LED의 시운전을 수행한 뒤 평상시 모드로 진입한다.

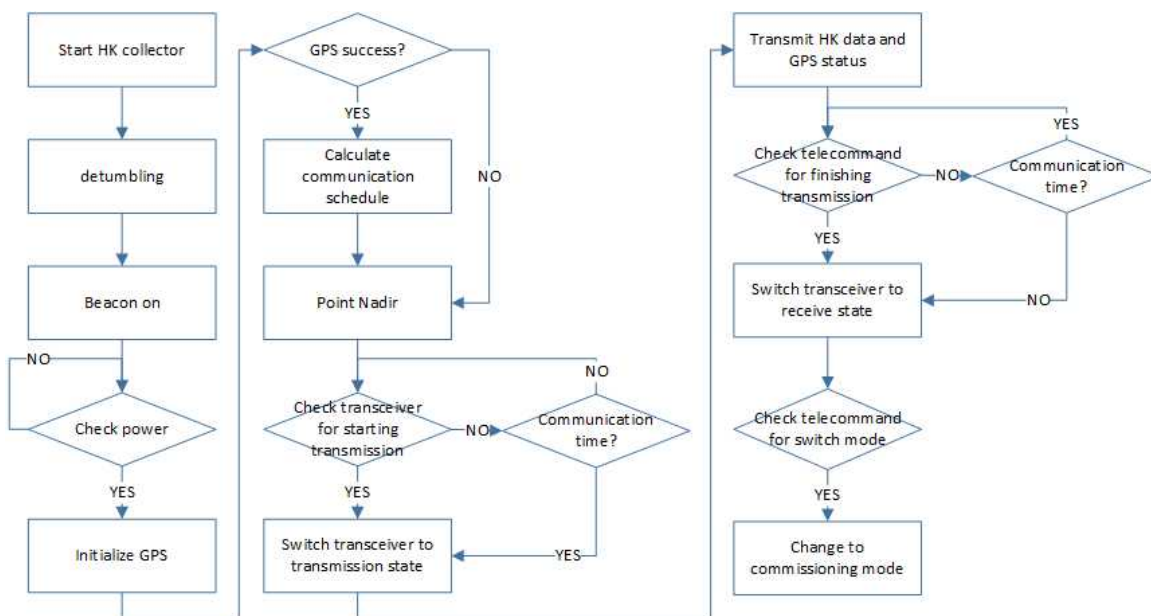


그림 3. 초기 궤도 모드의 흐름도

송수신을 번갈아가면서 수행하기 때문에 지상국으로부터 수신한 명령이 있는지를 확인한다. 송신 종료 명령이 있다면 트랜시버를 송신 상태에서 수신 상태로 전환하고 기타 정보를 지상으로부터 수신한다. 지상에서 통신 종료 명령을 수신하면 시운전 모드로

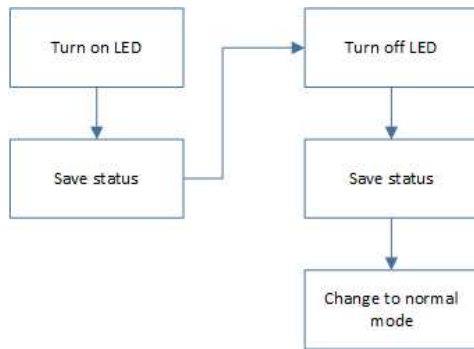


그림 4. 시운전 모드의 흐름도

3.3.4 평상시 모드 (그림5)

평상시 모드에서는 위성 and 지상국과의 통신 일정과 위성 간 통신 일정을 관리하는 작업을 수행한다. 통신 시작 시간을 계산하거나 지상에서 알려준 다음 통신 시작 시간을 확인하여 90분 이전에 통신 모드로 진입한다. 통신 시작 시간으로부터 90분 이전이 아니라면 지상으로부터 받은 위성 간 통신을 시작하는 시간을 확인하여 위성 간 통신 모드로 진입한다. 평상시 모드에서 통신 모드나 위성 간 통신 모드로 진입할 때 전력이 충분한지 확인을 한 뒤에 진입한다.

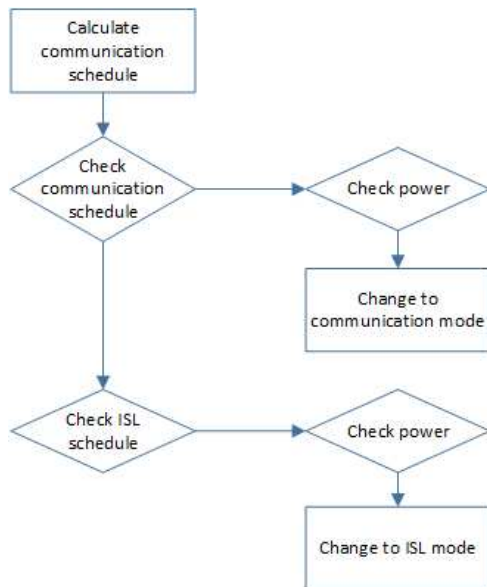


그림 5. 평상시 모드의 흐름도

3.3.5 통신 모드 (그림6)

통신 모드에서는 지상국과의 통신을 수행하여, 지상국으로 위성의 정보를 송신하고 지상국으로부터 일정을 수신하는 작업을 수행한다. 통신 시작 시간 90분 전에 통신 모드로 진입하여 지구 중심 지향을 수행한다. 통신 시작 5분 전부터 트랜시버로 송신 시작 명령의 수신 여부를 확인한 뒤 송신 시작 명령이 존재하면 트랜시버를 송신 상태로 변경한다. 트랜시버를 송신 상태로 변경

한 뒤 지상으로 위성의 정보를 송신하도록 트랜시버에게 정보를 전달함과 동시에 지상으로부터 수신한 명령의 존재여부를 지속적으로 확인한다. 송신 종료 명령이 있다면 송신을 종료하고 수신 상태로 변경하여 다음 통신 일정, 위성 간 통신 일정, 임무 일정 등을 수신한다. 통신 종료 명령을 수신하면 통신 모드를 벗어나 평상시 모드로 진입한다. 만일 송신 시작 명령을 받지 못한 상태로 통신 시작 시간에서 2분이 경과한다면 트랜시버를 송신 상태로 변경하고 위성의 정보를 송신한다. 또한 송신 종료 명령을 받지 못한 상태로 통신 시작 시간에서 15분이 경과한 경우 트랜시버를 수신 상태로 변경하고 평상시 모드로 진입한다.

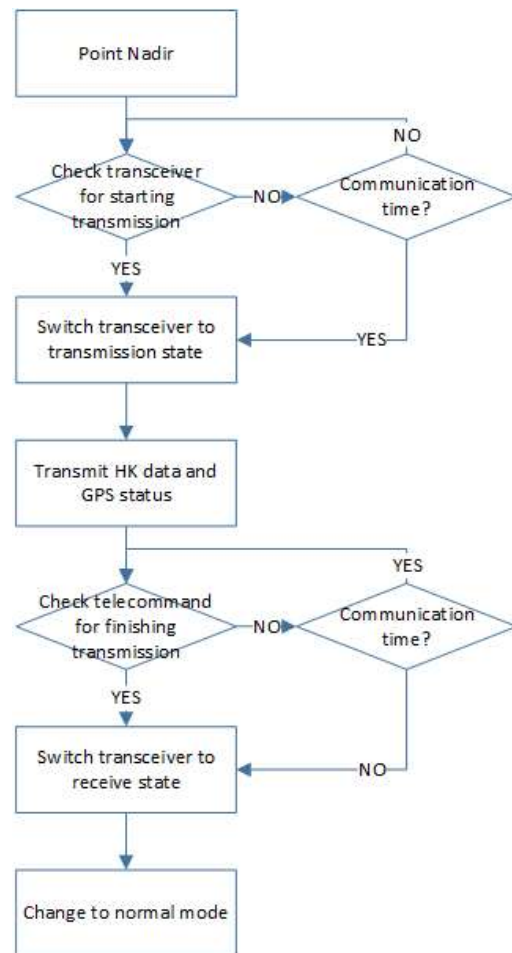


그림 6. 통신 모드의 흐름도

3.3.6 위성 간 통신 모드 (그림7)

위성 간 통신 모드에서는 톱에서 상대거리를 계산할 때 필요한 제리의 GPS 정보를 송신하는 작업을 수행한다. 전력 소비를 고려하여 30분마다 GPS 정보를 톱에게 송신하는 작업을 수행하고 지상으로부터 받은 임무 수행시간을 확인하여 임무 모드로 진입한다.

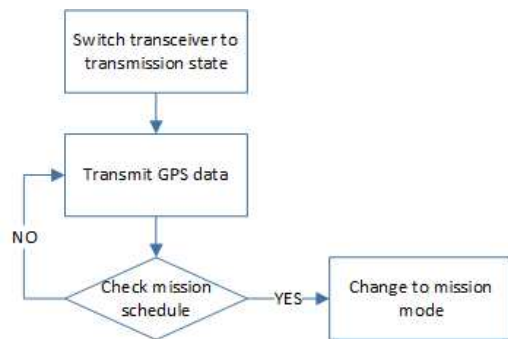


그림 7. 위성 간 통신 모드의 흐름도

3.3.7 임무 모드 (그림8)

임무 모드에서는 LED가 달린 면이 태양을 지향하도록 제어하는 작업과 LED를 켜는 작업을 수행해야 한다. 시뮬레이션 결과, 태양을 지향하는데 약 90분이 소요되므로 태양 지향을 시작하고 Tom이 관성 정렬을 시작하는 시점에 LED를 켜다. LED는 전력이 35% 미만일 때 까지 켜두면 10분 이상 LED를 켤 수 있다고 판단하여 35% 미만일 되면 LED를 끄고 평상시 모드로 진입한다.

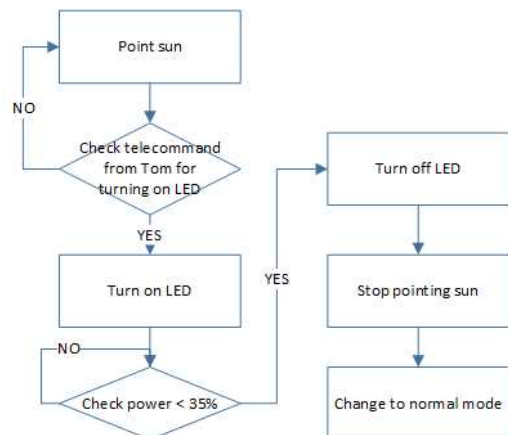


그림 8. 임무 모드의 흐름도

3.3.8 안전 모드 (그림9)

위성의 상태 정보를 확인하는 과정에서 위성의 각속도가 5 deg/s 이상이거나 전력이 30 % 미만이거나 통신이 정상적으로 이루어지지 않는 경우에 안전모드로 진입한다. 안전 모드는 위성의 각속도를 감소시키거나 전력을 충전하거나 통신 장비를 재시작하는 작업을 수행한다. 안전 모드에 진입하면 현재 진행 중이던 모드를 중단하고 전력이 부족한 경우 전력 소비가 큰 자세 제어기와 GPS를 중단한 뒤 전력 충전을 수행한다. 전력이 90 % 이상이 되면 안전 모드를 종료하고 안전 모드에 진입하기 직전의 모드를 재개한다. 각속도가 5 deg/s 이상인 경우 각속도 감소를 수행한 뒤 각속도가 정상범위 이내가 되면 안전 모드를 종료하고 안전 모드에 진입하기 직전의 모드를 재개한다. 통신이 정상적으로 이루어지지 않는 경우에는 통신 장비를 재시작하고 안전 모드

를 종료한 뒤 직전의 모드를 재개한다.

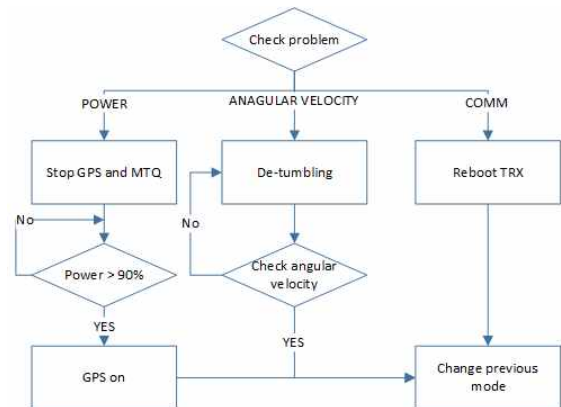


그림 9. 안전 모드의 흐름도

4. 소프트웨어 시험 계획

작성한 소프트웨어는 위성의 OBC 역할을 하는 nanomind에 탑재하여 정상적으로 구동되는지 확인을 할 계획이다. 우선 다른 하드웨어와는 연결하지 않고 소프트웨어를 올려 전체 모드가 정상적으로 운용되는지 확인을 한 뒤 다른 하드웨어와 연결을 하여 정보가 정상적으로 들어오는지 확인을 할 계획이다. 다음으로 지상으로부터의 명령에 따라 모드 간 변경이 원활하게 이루어지는 지 시험을 수행할 계획이다.

5. 결 론

본 논문에서는 CANYVAL-X의 1U 큐브위성인 제리의 운용 시나리오를 설계하였고 설계된 시나리오를 구현하여 시험 계획을 수립하였다. 수행하는 역할에 따라 8개의 모드로 구분하였고 각 모드에서 역할을 수행하는 방안과 실패했을 시의 대책을 마련하였다. GPS가 정상적으로 작동하지 않는다면 지상과의 통신을 수행할 때 지상에서 위성의 위치, 속도, 시간 정보를 받아 사용한다. 또한, 지상에서 송신 시작과 송신 종료 명령을 정상적으로 받지 못한다면 통신 가능 시간을 이용하여 자체적으로 판단한 뒤 송신 시작과 종료를 수행하도록 시나리오를 작성하였다. 시나리오를 구현할 소프트웨어를 작성 중에 있고 위성의 하드웨어가 준비되면 작성한 소프트웨어를 탑재하여 지상에서 시험운용을 수행할 계획이다.

감사의 글 : 본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술 개발사업으로부터 지원받아 수행되었습니다 (2013M1A3A3A02042448).

참고문헌

박재필, 비전정렬 임무를 위한 큐브위성의 임무 설계, 춘계 우주과학회 구두발표, (2014)

윤세영, TRIO-CINEMA의 초기운용 시나리오,
한국항공우주학회 학술대회 2014년 4월, p1053-1058

Jens Eickhoff, Onboard Computers,
Onboard Software and Satellite Operations, 2011

Jacob D. Proximity Operations
Nano-Satellite Flight Demonstration (PONSFD)
Rendezvous Proximity Operations Design and Trade
Study Results, Advanced Maui Optical and Space
Surveillance Technologies Conference, Maui, HI,
September 10 - 13, 2013

CANYVAL-X 임무 큐브위성의 자세 결정 및 제어 시스템 설계

¹이광원, ¹오형직, ¹강석주, ²심지수, ¹박재필, ¹박상영*

¹연세대학교 천문우주학과, ²연세대학교 기계공학과

Design of Attitude Determination and Control System for Cube Satellite in CANYVAL-X Mission

¹Kwangwon Lee, ¹Hyungjik Jay Oh, ¹Seok Ju Kang, ²Ji Su Sim, ¹Jae-Pil Park, ¹Sang-Young Park*

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea

E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

요 약

가상 우주망원경(Virtual Telescope)은 두 위성의 편대비행으로 구현되는 우주망원경으로서, 단일 위성의 우주망원경에 비해 높은 분해능을 얻을 수 있다는 장점을 가진다. 본 연구에서는 가상 우주망원경(Virtual Telescope)의 운용 기술을 구현하고 검증하기 위한 CANYVAL-X 임무의 1U 큐브위성인 JERRY의 자세 결정 및 제어 시스템을 설계하고 분석한다. 핵심 운용 기술인 비전정렬시스템을 구현하기 위한 성능을 만족하면서 위성 내부 공간을 효율적으로 사용하도록 JERRY의 구동기와 센서를 선정하였다. 자세 결정 및 제어 알고리즘은 확장 칼만 필터와 상태 의존 Riccati 방정식을 사용하여 구성하였다. 구동기와 센서의 성능을 기반으로 구성된 소프트웨어 시뮬레이션은 설계된 자세 결정 및 제어 시스템이 CANYVAL-X 임무의 요구조건을 만족하는 것을 보여주고 있다.

Abstract

A Virtual Telescope is a space telescope implemented by formation flying of two spacecraft, which allows to have higher resolution than a single-spacecraft telescope. This study designs and analyzes the ADCS (Attitude Determination and Control System) of JERRY that is the 1U CubeSat of CANYVAL-X mission for implementing and verifying an operation technique of Virtual Telescope. The actuator and sensor of the ADCS are selected by considering both the efficiency of internal space and the specification for the vision alignment system that is the key technology for Virtual Telescope. The ADCS algorithm is implemented by using EKF (Extended Kalman Filter) and SDRE (State-Dependant Riccati Equation). Numerical simulations based on the hardware specification show that the designed ADCS satisfies the mission requirement of CANYVAL-X mission.

Keywords: CubeSat, Attitude Control, Attitude Determination, Magnetic Actuator

1. 서 론

가상 우주망원경은 최근 제시된 새로운 우주망원경의 형태로, 두 위성의 편대비행을 이용하여 구현되는 우주망원경이다. 기존의 단일위성으로 구현되는 우주망원경은 위성 크기의 한계로 인해 높은 분해능을 얻을 수 없는 반면, 가상 우주망원경은 우주 공간의 상대거리를 초점거리로 이용함으로써 높은 분해능을 얻을 수 있으며, 따라서 더욱 정밀한 천체 관측을 수행할 수 있을 것으로 기대되고 있다(Dennis et al. 2012, Park et al. 2014). 이러한 가상 우주망원경을 운용하기 위해서는 두 위성이 서로간의 상대 자세와 거리를 관측 시간동안 유지할 수 있게 하는 관성정렬을 구현할 수 있어야 한다.

본 연구에서는 CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment-eXperiment) 임무의 1U 큐브위성인 JERRY의 자세 결정 및 제어 시스템(ADCS)을 설계하고 분석한다. ADCS의 하드웨어는 비전정렬시

스템을 구현할 수 있는 자세 제어 정밀도를 확보함과 동시에 1U 내부의 공간을 효율적으로 사용할 수 있도록 자기장 토크를 기반으로 선정하였다. 하드웨어를 운용하기 위한 자세 결정 알고리즘은 범용적으로 사용되는 확장 칼만 필터를 사용하였으며, 자세 제어 알고리즘은 비선형 최적 제어 기법인 상태 의존 Riccati 방정식을 기반으로 구성하였다.

본 논문은 다음과 같이 구성된다. 2장에서는 임무 요구조건을 기반으로 선정된 자세 구동기와 센서의 모델, 성능을 설명하였으며, 3장에서는 JERRY에서 사용하는 자세 제어 및 결정 알고리즘을 기술하였다. 4장에서는 하드웨어의 성능을 반영하고 알고리즘을 적용하여 구현한 소프트웨어 시뮬레이션의 결과를 분석하였으며, 5장에서는 결론을 제시하였다.

2. ADCS 하드웨어 구성

CANYVAL-X 임무에서 구현하고 검증하고자 하는 비전정렬시

시스템은 비전센서를 이용하여 상대 위치와 자세를 측정하는 시스템이다. CANYVAL-X 임무에서 2U 위성인 TOM에 장착된 비전 센서는 JERRY에 부착된 레이저 다이오드를 관측하여 JERRY에 대한 상대 위치와 자세를 결정하게 된다. JERRY는 절대 자세 제어를 통해 자세를 유지하며, TOM은 이러한 JERRY에 대한 상대 위치와 자세를 측정함과 동시에 이를 유지하기 위한 상대 궤도 및 자세 제어를 수행하게 된다. 관성 정렬을 유지하기 위한 CANYVAL-X 임무의 요구조건은 표 1과 같다. 임무의 요구조건을 바탕으로 임무를 달성하기 위한 JERRY의 하드웨어는 기본적으로 COTS(commercial on-the-shelf)를 사용하는 것을 원칙으로 선정하였다. 다만, 제작이 용이한 일부 부품에 대해서는 직접 제작을 수행하기로 하였다.

표 1. CANYVAL-X 임무의
궤도 및 자세 요구조건

구 분	내 용	
	1U 위성	2U+ S/C
상대거리	>10m	
탐재체 시야각	< 50°(±25°)	< 9.22°
궤도제어	None	30cm
궤도결정	각 축 ±10cm	각 축 ±10cm
자세제어	< 5°	< 1°
자세결정	< 1°	< 1 arcmin

2.1 자세 센서

JERRY의 자세를 측정하기 위한 센서는 태양 센서, 관성 센서, 자기장 센서 3종류로 구성하였다. 관성 정렬을 수행하는 임무 모드에서 높은 자세 결정 정밀도를 확보하기 위해 레이저 다이오드가 부착되는 면에 0.5°의 정밀도를 가지는 SSBV사의 CubeSat Sun Sensor(그림 1)를 정밀 태양 센서로 탑재한다. 추가로, 포토다이오드를 이용하여 직접 제작할 수 있는 비정밀 태양 센서를 배치함으로써, 정밀 태양 센서의 시야각 범위 외의 부분에 대해서는 비정밀 태양 센서를 이용할 수 있도록 한다. 자기장 센서와 관성 센서 칩은 각각 Honeywell사의 HMC5883L과 InvenSense사의 MPU6050을 선정하였으며, JERRY에는 이를 하나의 회로보드로 통합한 GY-86 모듈을 탑재한다. 각 부품의 성능은 표 2와 같다.

표 2. 탑재 센서 성능

부품	정밀도
HMC5883L	500 nT
MPU6050	0.05 deg/s
CubeSat	0.5 deg

Sun Sensor	
비정밀 태양센서	5 deg*

* 예상 정밀도



그림 1. SSBV사의 CubeSat Sun Sensor

2.2 자세 구동기

JERRY의 자세를 제어하기 위한 구동기는 1U인 JERRY 내부의 공간 활용이 용이하고 외부에도 탑재 가능한 자기장토크만을 이용하여 구성하였다. 반작용 휠이 없이도 비전정렬시스템 구현을 위한 자세 제어가 잘 수행될 수 있도록, 비교적 큰 자기 쌍극자 모멘트 생성이 가능한 COSTS의 자기장토크를 사용한다. 3축 자세 안정화 제어를 수행하기 위하여, 3개의 자기장토크를 서로 수직인 세 방향에 대해 자기 쌍극자 모멘트를 생성할 수 있도록 배치한다. 먼저 막대 형태의 자기장토크인 SSBV사의 CubeSat Magnetorquer Rod 2개를 위성 내부의 PCB 기판 위에 배치하여 PCB 기판과 평행한 평면 위의 2방향에 대해 자기 쌍극자 모멘트를 생성할 수 있도록 하였다. 막대 형태의 자기장토크를 PCB 기판에 수직인 방향에 대해 배치할 경우 위성 내부 공간을 효율적으로 사용할 수 없으므로, PCB 기판에 수직인 방향에 대해서는 Clyde Space사의 Z-Axis Magnetorquer (그림 2) 1개를 외부에 배치하여 PCB 기판에 수직인 방향에 대해 자기 쌍극자 모멘트를 생성할 수 있도록 하였다. 각 부품의 성능은 표 3과 같다.

표 3. 구동기 성능

부품	최대 자기 쌍극자 모멘트
CubeSat Magnetorquer	0.2 Am^2
Z-Axis Magnetorquer	0.19 Am^2

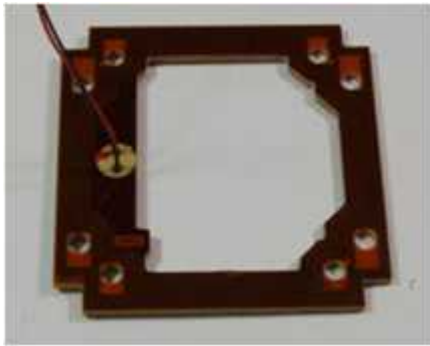


그림 2. Clyde Space사의
Z-Axis Magnetorquer

3. 자세 제어 및 결정 알고리즘

본 장에서는 위성의 자세 동역학 모델과 운동학 모델을 기반으로 JERRY 위성에 적용되는 자세 제어 및 결정 알고리즘을 기술한다.

3.1 자세 동역학/운동학 모델

위성의 자세 동역학 모델은 기본적으로 오일러 방정식을 기반으로 다음과 같이 구성된다(Abelrahman and Park 2011).

$$\dot{w} = -I^{-1}w^{\times}Iw + I^{-1}(\bar{T}_{dist} + \bar{T}_c) \quad (1)$$

여기서 w 는 위성의 몸체에 고정된 좌표계(body frame)의 관성 좌표계에 대한 각속도이며, I 는 관성 모멘트, $\bar{T}_{dist}$ 는 외란, $\bar{T}_c$ 는 제어에 의해 발생하는 회전력이다. 자기장토크를 구동기로 사용하는 경우, 회전력은 자기장토크에 의해 발생하는 자기 쌍극자 모멘트와 지구 자기장 벡터의 외적으로 인해 발생한다.

$$\bar{T}_c = \bar{M} \times \bar{B} \quad (2)$$

자기 쌍극자 모멘트 벡터와 지구 자기장 벡터($\bar{B}$)에 수직인 제어 신호 $\bar{u}$ 가 존재한다고 가정하면, 자기 쌍극자 모멘트와 회전력은 다시 다음과 같이 나타낼 수 있다(Abelrahman and Park 2011).

$$\bar{M} = \frac{[\bar{B}^{\times}]}{|\bar{B}|^2} \bar{u} \quad (3)$$

$$\bar{T}_c = \frac{-[\bar{B}^{\times}][\bar{B}^{\times}]}{|\bar{B}|^2} \bar{u} \quad (4)$$

본 논문에서는 쿼터니언(quaternion)을 이용하여 자세 운동학 모델을 나타낸다. 쿼터니언으로 표현되는 위성의 자세 운동학 모델은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= -\frac{1}{2} \bar{q}^T \bar{w} \\ \dot{\bar{q}} &= \frac{1}{2} (q_0 E_{3 \times 3} + \bar{q}^{\times}) \bar{w} \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 $\bar{q}$ 는 쿼터니언 벡터항으로 $\bar{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 이며, $E_{3 \times 3}$ 은 3×3 크기의 단위 행렬이다.

3.2 자세 제어 알고리즘

JERRY 위성의 자세 제어 알고리즘은 상태 의존 Riccati 방정식을 이용하여 구성하였다. 상태 의존 Riccati 방정식은 비선형 최적 되먹임 제어 기법으로, 자기장토크를 구동하기 위한 전력 소모를 최소화하며 원하는 자세에 대해 안정화를 수행하기 위하여 선정되었다. 본 제어 알고리즘에서 상태 벡터는 국부 수직 수평 좌표계 (Local Vertical/Local Horizontal frame)로 표현되는 궤도 좌표계에 대한 위성의 몸체에 고정된 좌표계의 각속도인 $\bar{w}_{bo}$ 와 쿼터니언의 벡터항으로 정의된다.

$$\bar{x} = [\bar{w}_{bo} \ \bar{q}]^T \quad (6)$$

상태 의존 Riccati 방정식을 이용하여 자세 제어 알고리즘을 구성하기 위해서는 자세의 운동학 및 동역학 모델을 상태 의존 형태(State-Dependant Coefficient Form)로 나타내어야 한다. 상태 의존 형태는 다양한 형태로 표현이 가능한데, 본 논문에서는 Abdelrahman and Park (2011)에서 제시된 방법을 기반으로 다음과 같이 표현한다.

$$\dot{\bar{x}} = A(\bar{x})\bar{x} + G(t)\bar{u} \quad (7)$$

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix}, \quad G = \frac{-[\bar{B}^{\times}][\bar{B}^{\times}]}{|\bar{B}|^2} \quad (8)$$

$$A_{11} = -2I^{-1}[C(q)\bar{w}_o]^{\times}I, \quad (9)$$

$$A_{12} = 0_{3 \times 3}, \quad A_{21} = \frac{1}{2}q_0 E_{3 \times 3}, \quad A_{22} = -\frac{1}{2}\bar{w}_{bo}^{\times}$$

여기서 $C(q)$ 는 쿼터니언으로 표현한 회전 행렬이며, $\bar{w}_o$ 은 관성 좌표계에 대한 궤도 좌표계의 각속도 벡터이다. $0_{3 \times 3}$ 은 3×3 크기의 영행렬이다. 상태 의존 형태로 나타낸 비선형 시스템에서 성능지수인 식 (10)을 최소화하는 최적 제어 해는 매 순간 현재 상태 벡터를 기반으로 정의되는 비선형 시스템의 Riccati 방정식인 식 (11)을 풀어내어 P 를 구함으로써 식 (12)와 같이 유도할 수 있다(Bryson and Ho, 1975).

$$J = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{\infty} [x_{err}^T Q_w x_{err} + u^T R_w u] dt \quad (10)$$

$$A^T P + P A - P G R_w^{-1} G^T P = 0 \quad (11)$$

$$u = -R_w^{-1} G^T P x_{err} \quad (12)$$

여기서 Q_w 와 R_w 은 제어기의 성능을 조절하기 위한 가중치 행렬들이며, x_{err} 는 원하는 상태 벡터와 현재 상태 벡터의 오차이다.

3.4 자세 결정 알고리즘

JERRY 위성의 자세 결정 알고리즘은 범용적으로 사용되는 필

터인 확장 칼만 필터를 이용하여 구성하였다(Lefferts et al. 1982). JERRY 위성의 자세 결정 알고리즘에서 추정하고자 하는 상태 벡터는 다음과 같이 관성 센서 내의 자이로가 측정하는 각 속도 값의 바이어스 $\vec{\beta}$ 와 쿼터니언 벡터 $\vec{q}$ 로 정의되었다.

$$\vec{x}_{est} = [\vec{\beta} \ \vec{q}]^T \quad (13)$$

자세 결정 알고리즘의 관측값 $\vec{y}_{obs}$ 는 태양 센서와 자기장 센서로부터 얻어지는 위성 몸체 좌표계에서의 태양의 방향 벡터 $\vec{y}_{sun,b}$ 와 지구 자기장 벡터 $\vec{y}_{M,b}$ 로 정의되었다.

$$\vec{y}_{obs} = \begin{bmatrix} \vec{y}_{sun,b} \\ \vec{y}_{M,b} \end{bmatrix} \quad (14)$$

이에 대한 관측 모델 $\vec{h}$ 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{h} = \begin{bmatrix} \vec{y}_{sun,b} \\ \vec{y}_{M,b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C(q^-) \vec{y}_{sun,o} \\ C(q^-) \vec{y}_{M,o} \end{bmatrix} \quad (15)$$

여기서 $\vec{y}_{sun,o}$ 와 $\vec{y}_{M,o}$ 는 궤도 좌표계에서 표현된 태양의 방향 벡터와 지구 자기장 벡터이며, $C(q^-)$ 는 전파된 쿼터니언으로 표현한 회전 행렬이다. 관측 모델인 식 (15)로부터 얻어지는 태양의 방향 벡터와 지구 자기장 벡터는 계산된 관측값이 된다. 확장 칼만 필터는 초기 상태 벡터와 공분산 값을 다음 시간으로 전파한 뒤, 전파된 시간에 대한 관측값을 이용하여 상태 벡터를 갱신한다. 전파된 상태 벡터의 갱신 값은 관측값과 계산된 관측값의 차에 칼만 게인 K 를 곱하여 다음과 같이 얻어진다.

$$\Delta x_{est} = K(\vec{y}_{obs} - \vec{h}) \quad (16)$$

4. 시뮬레이션 결과

본 장에서는 설계된 JERRY의 ADCS를 검증하기 위해 수행된 소프트웨어 기반 시뮬레이션의 결과를 제시한다. 설계된 JERRY의 ADCS를 검증하기 위하여 시뮬레이션에 ADCS의 하드웨어 성능과 다양한 외란을 반영한 뒤, 3장의 위성의 자세 제어/결정 알고리즘을 통합하여 적용하였다. 시뮬레이션 내의 자세 결정 알고리즘 부분에서 태양 센서, 자기장 센서, 관성 센서 관측값의 정밀도를 반영하였으며, 자세 제어 알고리즘 부분에서는 자기장도커의 최대 자기 쌍극자 모멘트 성능을 반영하였다. 자세의 동역학 모델은 지구 중력, 지구 대기, 태양 복사압, 잔류 자기 쌍극자 모멘트에 의한 외란을 포함하였다(Wertz and Larson, 1999). 지향하고자 하는 오일러 각은 0으로 정의한 뒤 몸체 좌표계의 x, y, z축에 대해 각각 30 deg, 50 deg, 40 deg의 제어 오차와 각각 10 deg의 결정 오차를 부여하고 12000초 동안 통합 알고리즘을 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에 적용된 JERRY의 관성 모멘트(식 (17))와 가중치 행렬(식 (18)) 및 오차 행렬(식 (19))은 다음과 같다.

$$I = \begin{bmatrix} 0.002 & -3.02 \times 10^{-6} & 1.99 \times 10^{-5} \\ -3.02 \times 10^{-6} & 0.002 & -9.96 \times 10^{-6} \\ 1.99 \times 10^{-5} & -9.96 \times 10^{-6} & 0.002 \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$Q_w = 10^2 \text{diag}(2, 2, 2, 10^{-6} [1, 50, 1]) \quad (18)$$

$$R_w = 10^9 \text{diag}(1, 1, 1)$$

$$Q_n = \text{diag}(\sigma_\beta^2 [1, 1, 1], \sigma_w [1, 1, 1]) \quad (19)$$

$$R_n = \text{diag}(10^3 \sigma_{sun}^2 [1, 1, 1], \sigma_M^2 [1, 1, 1])$$

여기서 σ_β , σ_w , σ_M , σ_{sun} 은 각각 자이로 바이어스, 자이로 관측값, 자기장 센서 관측값, 정밀 태양 센서 관측값 오차의 표준편차이다.

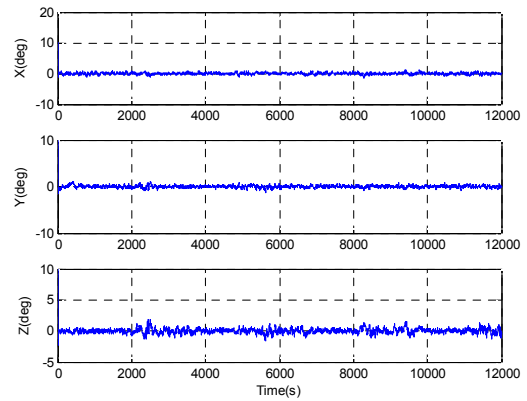


그림 3. 시간에 따른 통합 알고리즘의 자세 결정 오차 변화

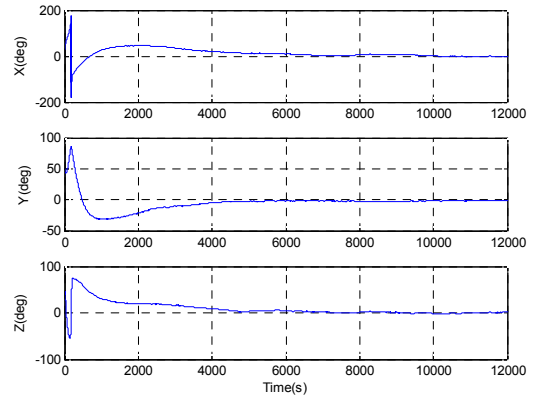


그림 4. 시간에 따른 통합 알고리즘의 자세 지향 오차 변화

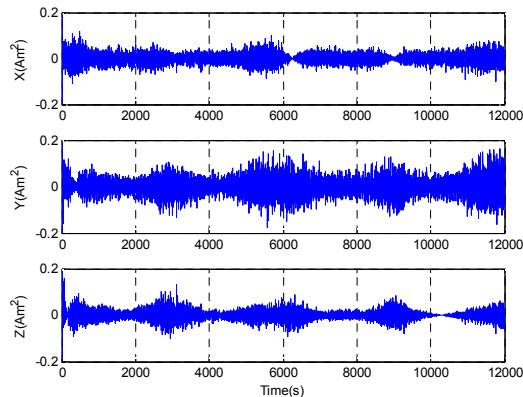


그림 5. 시간에 따른 자기 쌍극자 모멘트 변화

표 4. 자세 수렴 후 오일러 각 결정 오차

항목	X축(deg)	Y축(deg)	Z축(deg)
평균	-0.0283	-0.0006	0.0067
3σ	± 0.8541	± 0.7036	± 1.0158

표 5. 자세 수렴 후 오일러 각 지향 오차

항목	X축(deg)	Y축(deg)	Z축(deg)
평균	-0.8866	-1.5051	-0.3585
3σ	± 2.4040	1.1185	3.3048

그림 3은 자세 제어/결정 통합 알고리즘이 적용된 시뮬레이션에서 시간에 따른 자세 결정 오차의 변화를 나타내고 있으며, 그림 4는 이러한 자세 결정 결과를 바탕으로 자세 제어/결정 통합 알고리즘이 제어를 수행하여 얻은 자세 지향 오차의 변화를 나타내고 있다. 자세 결정 오차는 시뮬레이션 시작 후 초기에 급격히 감소하여 정상 상태로 수렴하며, 자세 지향 오차는 천천히 수렴하면서 약 1000초 후에 x, y, z축이 모두 정상상태로 수렴한다. 표 4와 5에 기재된 자세 수렴 후의 오차의 평균과 3σ 기준의 오차 범위는 설계된 JERRY의 ADCS 하드웨어와 알고리즘이 표 1의 JERRY의 요구조건인 5 deg 이내의 제어 오차를 만족하고 있음을 보여주고 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 비전정렬시스템 기술의 구현 및 검증에 위한 CANYVAL-X 임무의 1U 위성인 JERRY의 ADCS를 설계하였다. 1U 크기인 JERRY 내부의 공간을 효율적으로 사용함과 동시에 비전정렬시스템 구현을 위한 자세 제어가 잘 수행할 수 있도록 자기장토크만을 이용하여 고성능의 정밀 태양 센서와 함께 ADCS를 구성하였다. 비선형 최적 제어 기법인 상태 의존 Riccati 방정식과 확장 칼만 필터를 이용하여 자세 결정 및 제어를 위한 알고리즘을 구현하였으며, 이를 위성의 하드웨어와 우주 환경을 모사한 소프트웨어 시뮬레이션에 적용하여 설계/구현된 ADCS 하드웨어와 알고리즘이 CANYVAL-X 임무의 요구조건을 만족함을 확인하였다. 차후에는 비정밀 태양 센서의 제작 및 각 부품의 수급 이후에 ADCS 각 부품을 실제로 연결하고 알고리즘을 임베디드 시스템에 탑재한 뒤 테스트를 수행하여, 설계된 ADCS가 CANYVAL-X 임무의 요구조건을 만족할 수 있음을 보다 더 면밀히 검증할 예정이다.

감사의 글 : 이 논문은 2014년도 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2013R1A1A2013091)

참고문헌

- Dennis, B.R., Skinner G.K., Li, M.J., and ShihVery, A.Y., "Very High-Resolution Solar X-Ray Imaging Using Diffractive Optics," Solar Physics, Vol. 279, No. 2, 2012, pp. 573 - 588.
- Park, S.-Y., Calhoun, P.C., Shah N, and Williams T.W., "Orbit Design and Control of Technology Validation Mission for Refractive Space Telescope in Formation Flying," AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2014-0451, 2014.
- Park, S.-Y., and Abdelrahman, M., "Integrated attitude determination and control system via magnetic measurements and actuation," Acta Astronautica, 69, 2011, pp. 168-185.
- Bryson, A.E., and Ho, Yu., Applied Optimal Control, Taylor and Francis, Bristol, Pennsylvania, 1975.
- Lefferts, E.J., Markley, F.L., and Shuster, M.D., "Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 5, No. 5, 1982, pp. 417-429.
- Wertz, J.R., and Larson, W.J., Space Mission Analysis and Design, Space Technology Library, California, 1999.

탐사 지상국 임무계획

이수전, 조진호, 이병선, 안재영

한국전자통신연구원

요약

한국형 달탐사 사업의 핵심 목표는 2017년까지 다양한 국제 협력을 통하여 달 탐사 자력기반을 확보하고 2020년까지 무인 달 탐사 (케도선, 착륙선)를 통한 우주탐사를 실현하며, 이를 통해 축적된 국산 기술을 바탕으로 2030년대 소행성 및 화성탐사를 가능케 함에 있다. ETRI는 본 달탐사 사업의 일환으로 우주인터넷 및 심우주 지상국 기술개발을 진행 중이다. 본 논문에서는 지상국의 기능 중 탐사선 임무계획 기술의 내용 및 확보방안에 대해 설명한다.

Ground Segment and Mission Planning for the Korean Lunar Exploration Project

Soojeon Lee, Jinho Jo, Byoung-Sun Lee and Jaeyoung Ahn

Electronics and Telecommunications Research Institute

The objectives of Korean lunar exploration project are to first accomplish technological advances and send test orbiter by global cooperations till 2017, second send orbiter and lander to the Moon till 2020, and based on the accumulated technologies third enable the exploration for asteroid or the Mars till 2030. For the Korean lunar mission project, ETRI is doing research on the technologies required for space internet and ground segments. This paper discusses the overview of the ground segment and mission planning functions.

I. 서론

한국형 달탐사 사업은 2단계로 나누어 추진된다. 1단계 (2014년 ~ 2017년) 사업에서는 해외 발사체를 활용한 달 탐사 시험용 케도선 발사 및 향후 자력 개발 및 발사를 위한 핵심원천기술 개발을 수행한다. 이후 2단계 (2018년 ~ 2020년) 사업에서는 달 탐사 케도선/착륙선 및 로버의 본 개발을 수행하고 한국형 발사체를 활용해 발사할 예정이다.

달탐사 지상국의 역할은 크게 아래와 두 가지로 구분된다.

- 달탐사 탑재체 데이터의 수신, 처리, 분배
- 달탐사 케도선, 착륙선, 로버의 지상관제

본 논문에서는 달탐사 지상국의 개괄을 설명하며, 특히 임무계획 기능에 대하여 상세하게 다룬다.

II. 달탐사 지상국 구조

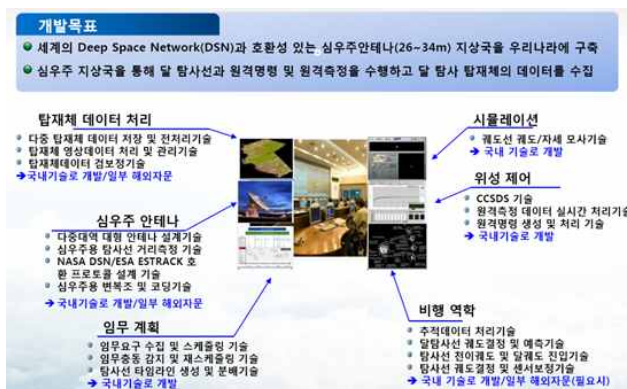


그림 1. 달탐사 지상국 개발 목표 및 지상국 요소

달탐사 지상국의 개발 목표 및 지상국 요소는 그림 1과 같다.

몇 가지 특이사항을 살펴보자. 먼저 해외의 사례와 비교해보면, NASA LRO [1]의 경우 탑재체 자료처리는 지상국(Ground Segment)의 개발범위가 아니다. 왜냐하면 자료처리는 탑재체 별 (총 6개의 core 탑재체 및 1개의 시험용 탑재체)로 존재하는 각

각의 SOC (Science Operations Center)가 개별적으로 담당하기 때문이다. 하지만 한국형 달탐사 사업의 경우 지상국의 개발범위에 탑재체 데이터처리가 포함될 예정이다. 왜냐하면 탑재체의 개수가 훨씬 제한되어 있기 때문이다. 심우주 안테나 기능은 NASA LRO의 경우 SCN (Space Communications Network)에 포함된다. 시험용 케도선, 착륙선, 로버와의 통신을 포함하며, 이는 DSN/DTN 관련 다양한 연구를 통해 개발될 예정이다.

III. 지상국 시스템 운영 시나리오

한국형 달탐사를 위한 지상국의 탑재체 운영 흐름은 아래와 같다.

1) 탑재체 관련 임무요청 전달

- Mission Requester 들로부터 MOC (Mission Operations Center)로의 임무요청 전달 (예, 웹 기반)

* 이는 지상국 내 관제시스템 중 임무계획 시스템을 통해 이루어짐

- MOC에서 임무요청은 telecommand 로 변환됨

* 이는 지상국 내 관제시스템 중 위성제어 시스템을 통해 이루어짐

- telecommand 는 MOC 로부터 SCN을 거쳐 궤도선/착륙선/로버 탑재체로 송신됨

2) 임무요청에 따른 탑재체 동작

3) 탑재체 관련 측정자료 수신

- 궤도선/착륙선/로버 탑재체로부터 발생된 측정자료는 SCN을 거쳐 MOC로 전달됨

- MOC 내의 탑재체 처리시스템이 측정자료를 검증/처리/저장함

* MOC에서 처리된 자료는 별도의 자료저장 및 서비스 시스템에 보관되어 대국민 서비스 예정

IV. 탑재체 자료처리 이슈

NASA LRO 의 경우 LROC (Lunar Reconnaissance Orbiter Camera) 탑재체가 대용량 자료를 생성하는 것으로 알려져 있다. LROC 는 달 착륙의 위험요소가 되는 미세한 달 표면의 특징들을 파악할 수 있으며, 달 극지의 다양한 과장에 대한 광각 이미지를 획득함으로써 조도의 변화 측정이나 자원 탐사에 활용된다.

관련 문서[2]에 따르면 탑재체가 활발히 작동되는 시기에는 대략 3달에 15TB 의 용량을 생성하는 것을 알 수 있다. 이를 time-scale에 따라 uniform 하게 처리된다고 가정 한 후 환산하면 1달에 5TB, 1일에 166GB, 1시간에 6.9GB, 1분에 115.7MB, 1초에 19.2MB 가 처리되어야 한다. 한국형 달탐사 사업의 경우 아직 탑재체의 종류나 그에 따른 자료처리 알고리즘의 형태가 정의되지 않은 상태이다. 그럼에도 불구하고 LROC 와의 비교를 통하여 탑재체 선정 및 자료처리 기능의 구현에 신중을 기해야 할 필요가 있다. 왜냐하면 경우에 따라, 대규모의 고속/병렬 자료처리시스템의 개발이 요구될 수 있기 때문이다.

참고로 LRO LROC 의 촬영 스펙은 [2]에 상세히 기술되어 있다. 따라서 한국형 달탐사 미션이 만약 촬영관련 업무를 수행해야 한다면 LROC의 스펙과 비교를 해보고, 자료처리 processing power 및 저장공간에 대한 추산을 수행해야 할 것이다.

V. 관제시스템의 임무계획 기능

1) 기술 분류

달탐사 지상국 내에 위치하는 관제시스템은 그림 1의 기능 중 시뮬레이션, 비행역학, 위성제어, 임무계획을 포함한다. 이 중 임무계획시스템 (MPS: Mission Planning System) 은 지상국 시스템의 중간에 위치한 컴포넌트로서, 외부시스템과 실시간운용시스템 (탐사선 제어시스템 - TM/TC) 간의 인터페이스를 담당하는 역할도 수행한다. MPS 는 임무를 계획하고 온보드상 명령을 관리하며, 명령을 계획하고, 수행 내역을 기록한다. MPS 의 일반적 기능은 임무계획 및 명령 계획, 모델링, 수행내역 기록 및 보고서

생성, 시스템 관리 등을 포함한다.

상기 임무계획 기능은 Top-level 관점에 국한해 보면, 국내 기 보유 기술인 위성관제(저궤도, 정지궤도) 시스템의 임무계획 기능과 크게 다르지 않다. MPS 는 파일기반의 다양한 관제시스템 내/외부 인터페이스를 가진다. 각 entity 의 요구를 충돌 없이 취합하고 계획하여 최종적으로 명령화하며, 스케줄링의 결과는 상세히 리포팅된다.

2) 요소기술

- 임무계획 및 명령 계획

■ Contact Scheduling

◆ 임무계획과 관련된 임무(mission) 및 각종 이벤트 (SCN view periods, 네트워크 스케줄, 궤도, Flight dynamics 정보, 리포트 등) 의 편집/열람

◆ 궤도선의 네트워크 자원 활용을 위한 스케줄링

■ Command load input - entity 로부터 수신되는 입력자료를 처리하고 결합하여 command load 생성

◆ External Interface (필요시 웹으로)

● SCN (Spacecraft Communications Network) 스케줄의 수신 및 표출

● 각종 임무계획의 결과 정보

◆ 임무계획에 필요한 입력자료

◆ 달탐사에 필요한 FD 정보 수신/활용

◆ SCN 스케줄과 FD 정보를 결합하여 정상운영 혹은 비상운영을 위한 스케줄링 수행

◆ 특정 SOC로부터 달탐사에 필요한 instrument command timeline 수신/활용

◆ 각종 입력파일 (FD, 스케줄링, SOC) 으로부터 pass event, duration event, orbit event, SC event, instrument event, command sequence 등 생성

◆ 임무계획과 관련된 constant (예, SC, mission 관련) 저장/수정

● Constant 는 에러체크이나 모델링에 사용됨

◆ Activity 라고도 불리는 command sequence 생성/편집/관리

● Activity 는 relative time tagged command 도 포함

◆ 스케줄링에 필요한 일련의 논리 조건 (logical conditions) 생성/편집/관리

● Trigger 의 설정을 통하여 최신 이벤트 정보를 통한 command load period 의 업데이트

● 이는 이벤트 기반 command sequencing 자동화를 위함

◆ 논리/시간 제한조건 열람/추가/삭제/수정

- 이와 같은 제한 조건은 load 생성시 검증

◆ DB 접근 및 운영 자동화

- Command load generation overview - 운영자가 command load plan 을 생성/열람/편집할 수 있는 기능을 제공

◆ Triggered event, activity, 외부 request 등을 바탕으로 command load file 생성

◆ 요청 후 15분 이내에 command load 생성 가능한 성능

◆ Command load 관련 상세정보 (명령 수, 로드 사이즈, RTS table, 각종 에러 등) 표출

◆ Command load 수정기능

◆ 다양한 버전의 command load 의 저장/편집 및 비교 기능

◆ Command load 의 생성/변경 시 관련 load period 및 load name 의 업데이트

◆ ATS (Absolute time sequence) table 관리기능을 통하여 업로드 되는 파일을 추적하고 다음 파일을 자동으로 생성함으로써 multi-day consistent stored command operations 지원

◆ RTS (Relative time sequence) table call 을 통하여 ATS/RTS command load 가 onload 상의 RTS command load 를 실행할 수 있고, 동일 RTS call 에 해당하는 activity sequence 가 종료된 후에야 다음 RTS call 이 수행되도록 보장

◆ command load 는 연속성을 지니기 때문에 필요하면 이전 혹은 이후 period 의 load 도 포함하여 비교

- 모델링

- Stored Command Processor Memory (on-board 메모리 내용)

◆ 과거/현재 on-board memory 내용을 확인하는 기능

- Data Recorder (메모리 사용량 예측)

◆ Operations concept, SOC inputs, ground contacts, external reports 등을 바탕으로 data recorder margin 을 예측하는 기능

- Power prediction (전력 사용량 예측)

◆ Spacecraft configuration, 궤도 정보, activities, constraint 등을 바탕으로 power utilization 을 예측하는 기능

V. 결론

본 논문에서는 한국형 달탐사 지상국시스템의 구성, 운영방안을 살펴보고 개발 이슈 및 임무계획의 요소기술에 대해서 살펴보

았다. 임무계획 기능에 국한해 본다면 기존 국내 보유 기술 (정지궤도 및 저궤도 위성용)의 수정을 통한 달탐사 임무 지원에 큰 무리가 없을 것으로 보인다.

참 고 문 헌

[1] 431-RQMT-000048, Lunar Reconnaissance Orbiter Project, Detailed Mission Requirements for the Lunar Reconnaissance Orbiter Ground System, Sept. 19, 2006, NASA Goddard Space Flight Center

[2] 431-PLAN-000182, Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO), Data Management and Archive Plan, May 6, 2013, NASA Goddard Space Flight Center

CANYVAL-X 큐브위성을 위한 UHF 지상국의 설계, 구축 및 운용 계획

¹이은지, ¹김용우, ¹이경선, ²두진경, ¹박상영*

¹연세대학교 천문우주학과, ²연세대학교 전기전자공학과

Design, Construct and Management of UHF Ground Station for CANYVAL-X

¹EunJi Lee, ¹Yong Woo Kim, ¹Kyung Sun Lee, ²Jin-Kyoung Du, ¹Sang-Young Park*

¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

²Department of Electrical & Electronic Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea

E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

요 약

지상국은 인공위성의 위치를 추적하여 임무 수행을 위한 명령을 송신하고, 임무 수행 결과 얻은 데이터를 수신할 수 있도록 해야 한다. 본 연구에서는 우주 공간에서 비전 정렬 시스템을 검증하는 CANYVAL-X 큐브 위성 미션을 위한 지상국을 설계하였다. CANYVAL-X 미션은 두 대의 큐브 위성으로 구성되며, UHF영역의 주파수를 이용하여 지상국으로부터 명령을 수신하고, 위성의 상태 정보와 임무 결과인 촬영 이미지를 송신한다. 따라서 단일 주파수로 지상국과의 교신과 위성 간 통신을 모두 수행한다는 등의 임무 특성을 고려하여 지상국을 구축하였고, 구축된 지상국 시스템의 운용 계획을 수립하였다.

Abstract

Ground station should track the satellite, transmit proper commands and receive mission data. This study designed a ground station for CANYVAL-X that consists of two cubesats demonstrating vision alignment system in space. UHF is used for receiving command from the ground station and sending health data and images to the ground station. The ground station is also built by adopting the characteristics of CANYVAL-X that communicates both with the ground station and each cubesat by single frequency.

Keywords: Ground station, CubeSat, Single frequency, UHF, Inter-satellite link

1. 서 론

지상국은 위성체에 임무 수행에 필요한 명령을 송신하고, 임무 수행 결과 얻은 데이터를 수신하여 후속 연구에 적용할 수 있도록 분석하는 역할을 수행한다. 따라서 지상국과 인공위성의 통신이 원활하게 이루어지지 않으면 임무 수행 결과를 얻을 수 없거나 최악의 경우 임무가 시작조차 되지 않을 수 있다. 이를 방지하기 위해 우주 임무의 설계 과정에서 인공위성의 통신 시스템과 지상국이 원활하게 통신할 수 있도록 요구 조건을 설정하고, 위성체 발사 전에 지상국의 성능을 검증할 필요가 있다.

한편 CANYVAL-X는 두 대의 큐브위성이 상대 거리와 상대 자세를 일정하게 유지하는 관성 정렬(Inertial alignment)을 우주 공간에서 검증하는 임무로, 관성 정렬을 위해 비전 정렬 시스템(Vision alignment system)을 이용한다.

본 논문에서는 CANYVAL-X의 운용을 위한 지상국의 요구조

건을 분석하였고, 이에 따라 실제 지상국 시스템을 구축하였다. 또한 CANYVAL-X의 임무 일정에 맞추어 구축된 지상국의 운용 계획을 수립하였다.

2. 지상국 시스템 설계

2.1 CANYVAL-X의 통신 시스템 특징

CANYVAL-X는 1U와 2U 두 대의 큐브위성으로 구성된 임무이다. 두 대의 큐브위성은 비전 정렬 시스템을 이용하여 관성 정렬을 수행하고, 그 결과 데이터를 지상으로 전송한다. 이때 비전 정렬 시스템은 두 위성의 상대 거리가 10m 이내로 근접했을 때 적용이 가능하므로 먼 거리에서는 위성 간 통신을 이용하여 서로의 위치정보를 교환하고, 2U 위성의 궤도 제어를 통해 접근한다. 따라서 두 위성의 통신 시스템은 사용 주파수, 전송 속도, 변조 방식 등이 동일해야 한다.

뿐만 아니라 지상국으로부터 명령을 수신하고, 임무 데이터 및 상태 정보를 지상국으로 송신하는 기본적인 통신도 수행해야 한다. 지상국과의 통신은 위성 간 통신에 비해 장거리에서 수행되므로 송신 출력이 세고 안테나 이득이 높은 고성능 시스템이 필요하다. 또, 크기가 큰 임무 데이터를 지상으로 전송해야 하므로 전송 속도가 빠른 것이 좋다.

CANYVAL-X의 통신 시스템은 GomSpace사의 NanoCom을 이용한다(그림 1). 본 통신 시스템은 435-437MHz의 UHF 주파수와 GMSK(Gaussian-filtered Minimum Shift Keying) 변조를 이용하며, 안테나 이득은 1.5dBi이다. 또한 송수신을 동시에 수행하지 않는 반이중 방식(Half-duplex)으로 통신하는데, 이는 단일 주파수로 송수신을 수행할 때 발생할 수 있는 신호의 충돌을 방지하기 위함이다.



그림 1 CANYVAL-X 탑재 예정인 GomSpace사의 NanoCom 통신 시스템

위에서 설명한 CANYVAL-X의 통신 시스템의 특성을 요약하면 표 1과 같다.

표 1 CANYVAL-X의 통신 시스템 특성

항목	내용
주파수	435 MHz
변조 방식	GMSK
통신 방식	Half-duplex
송신 전력	2000 mW
안테나 이득	1.5 dBi
안테나 편파	원형
송신 속도	1200-9600 baud
수신 속도	1200-4800 baud

2.2 지상국 시스템 요구조건

기본적으로 전파 통신이 가능하려면 주파수와 변조 방식 등의 특성이 일치해야 한다. 따라서 CANYVAL-X와 통신하기 위해서는 지상국이 UHF영역의 신호를 송수신 가능해야하고 GMSK변조가 가능해야한다. 뿐만 아니라 제한된 임무 기간 동안 충분한 양의 데이터를 수신하기 위해서는 지상에서 위성의 위치를 추적하여 통신 가능한 시간을 최대로 활용할 수 있어야 한다. 이 외에도 수신한 데이터 저장 및 분석 등 다양한 기능을 수행해야 하는데, 필요한 기능은 아래 표 2와 같다.

표 2 지상국에 필요한 기능 목록

필요 기능
UHF 신호 송수신
GMSK 신호 변조 및 복조
CANYVAL-X 자동 추적
통신 가능 시각에 자동 통신
수신 데이터 출력 및 저장
운용 명령 송신 및 기록
우주 미션 운용

또한 무선 통신의 안정성을 확보하기 위해서는 링크 해석(Link analysis)을 수행하여 링크 여유(Link margin)가 4dB 이상이 되도록 시스템을 구성해야 한다. 표 3는 CANYVAL-X의 궤도 정보와 통신 시스템 특성 등을 바탕으로 링크 해석을 수행할 때 링크 여유가 4dB이 되도록 하기 위해 지상국 장비에 요구되는 최소 성능을 나타낸 것이다. 이 때 손실과 잡음은 일반적인 UHF 통신 시스템에 적용되는 값에 10%의 여유를 부가한 값을 사용하였다.

표 3 통신 안정성 확보를 위한 지상국의 요구조건

항목	내용
주파수	435 MHz
위성 안테나 이득	1.4 dBi
위성 송신 출력	2 W
위성 궤도	817 km
최저 통신 고도	10°
링크 여유	4 dB
지상국 안테나 이득	10 dB
지상국 송신 출력	6 W

링크 해석 결과 지상국 안테나의 이득이 10dB일 때 하향 링크의 여유가 4dB로 나타났다. 따라서 지상국 안테나는 10dB 이상의 이득을 가진 것으로 선택해야 한다. 또한 이 경우에 송신 전력이 6W일 때 상향 링크의 여유가 4dB이므로 지상국에서는 6W 이상의 세기로 송신해야 한다.

3. 지상국 시스템 구축

3.1 지상국 하드웨어 시스템

CANYVAL-X의 지상국은 크게 명령 송신, 데이터 수신, 위성 추적의 기능을 필요로 한다. 이러한 기능은 소프트웨어와 하드웨어를 통해 구현되는데, 필수적으로 필요한 하드웨어는 안테나, 송수신기 등이다. 안테나는 전파 신호와 전기 신호간의 변환을 해주는 장비로, 안테나의 편파 방향과 이득, 빔 폭 등의 성능에 의해 인공위성과의 통신 품질이 결정된다.

CANYVAL-X와의 통신을 위해 지상국에 설치한 안테나는 M2사의 70cm 야기안테나로, 상세한 성능은 아래 표 4와 같다.

표 4 지상국 안테나의 성능

항목	내용
주파수	430-438MHz
길이	18'10" (5.74m)
이득	18.9 dBic
편파	원형
빔 폭	21°
커넥터 타입	Type-N (50Ω)

또한 송수신기는 전기 신호를 안테나로 송수신하는 장비로, 보내고자 하는 정보에 따라 반송파를 변형하는 변조(Modulation)와 반송파에서 원래의 정보를 분리해 내는 복조(Demodulation)를 수행한다. 따라서 사용하고자 하는 변조 방식에 맞게 송수신기를 사용해야 한다.

CANYVAL-X와 통신하기 위해서 지상국에 설치된 송수신기는 ICOM사의 IC-9100이다. 본 제품은 430MHz영역의 GMSK 신호를 처리할 수 있을 뿐 아니라 HF, VHF 등 다양한 주파수를 지원하므로 추후 확장에 용이하고, 인공위성의 이동에 따른 도플러 효과를 자동으로 보정하여 추적해 주는 기능이 있어서 인공위성과의 통신에 유리하다. 본 제품의 상세한 성능은 표 5와 같다.

표 5 지상국 송수신기의 성능

항목	내용
주파수	HF, VHF, UHF
신호 처리 방식	SSB, CW, RTTY, FM, AM, DV
UHF 송신 전력	2-75W
UHF 안테나 타입	Type-N (50Ω)
최대 소비 전력	24A @13.8V

추가로 로테이터를 사용하여 안테나를 원하는 방향으로 지향시킬 수 있도록 하면 정렬 오차(Misalignments)에 의한 손실을 줄일 수 있다. 따라서 본 지상국에서는 Yaesu사의 G-5500과 GS-232B를 사용하여 컴퓨터를 통해 안테나의 방향을 조정할 수 있도록 구성하였다. 위와 같은 장비 외에도 각 장비에 정격 전압을 공급하기 위해 직류 전원 공급기를 사용한다. 또한 송수신 효율을 높이기 위해 송신시에는 신호 증폭을 위한 고출력 증폭기(High Power Amplifier, HPA)를, 수신시에는 잡음 제거를 위한 저잡음 증폭기(Low Noise Amplifier, LNA)를 사용하기도 한다.

CANYVAL-X 지상국의 경우 단일 주파수로 송수신을 모두 수행하므로 서큘레이터(Circulator)를 이용하여 전력의 흐름 방향을 고정하고자 한다. 서큘레이터를 사용하면 하나의 UHF 안테나와 송수신기로 송, 수신 회로를 분리하여 구성할 수 있기 때문에 필요한 부속품을 개별적으로 설치할 수 있다. 그러나 서큘레이터에 의해 추가 신호 손실이 발생하므로 이를 감안 하여 링크 안정성을 충분히 확보해야한다.

디지털 신호의 처리를 위해 추가 장비인 TNC(Terminal Node Controller)를 사용하기도 하는데, 하드웨어 대신 소프트웨어를 이용할 경우 초기 지상국 구축비용을 절감할 수 있고, 하드웨어에 비해 추후 확장이 용이하다는 장점이 있다. 따라서 CANYVAL-X 지상국에서는 TNC를 사용하는 대신 소프트웨어를 이용하여 해당 기능을 수행하도록 구성하였다.

위와 같이 구축 된 지상국 하드웨어의 구성은 아래 그림 2와

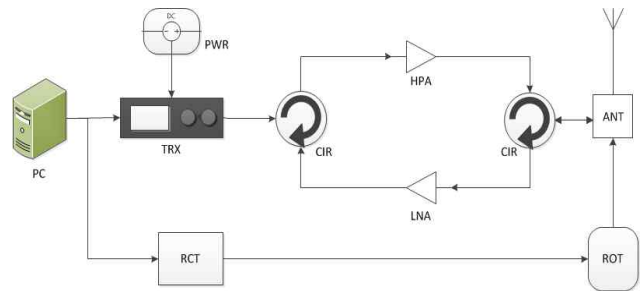


그림 2 설계한 CANYVAL-X 지상국의 하드웨어 구성

같다.

3.2 지상국 소프트웨어 시스템

CANYVAL-X 지상국의 소프트웨어는 데이터 생성 및 분석, 하드웨어 제어 등의 기능을 수행하는데, 그림 2과 같이 컴퓨터에 직접 연결 된 하드웨어는 로테이터 제어기(RCT)와 송수신기(TRX)이다.

로테이터 제어기는 인공위성의 위치에 따라 안테나를 자동으로 회전시키도록 로테이터에 명령을 전달한다. 따라서 로테이터 제어 소프트웨어는 인공위성의 위치정보(궤도요소)와 지상국의 위치를 이용하여 안테나의 지향 방향을 계산하고, 해당 방향으로 로테이터를 회전시키는 명령을 전달해야한다. 또한, 인공위성이 통신 가능 범위에 있을 경우 자동으로 지향하도록 하여 통신 시간을 극대화 할 필요가 있다.

송수신기의 경우, 컴퓨터에서 입력받은 신호를 반송파에 실어 안테나로 보내고, 안테나에서 수신한 신호는 반송파에서 분리하여 컴퓨터로 전달해 준다. 따라서 송수신기 제어 소프트웨어는 명령에 해당하는 데이터는 디지털 변조하여 송수신기로 보내고, 수신된 신호는 복조하여 원래의 데이터를 복원해 내는 기능을 수행해야 한다. 또한 인공위성의 도플러 효과에 의한 주파수 변화를 자동으로 추적할 수 있어야 한다.

CANYVAL-X 지상국에서는 위의 기능을 구현하기 위해 상용 소프트웨어인 HRD(Ham Radio Deluxe)를 사용한다. HRD는 기본적으로 송수신기를 컴퓨터로 제어할 수 있는 프로그램이지만, 로테이터 제어 프로그램인 HRD Rotator와 디지털 변조, 복조 소프트웨어인 Digital Master, 위성 추적 소프트웨어인 HRDSatTrack 등이 포함되어 있기 때문에 위의 기능을 모두 수행할 수 있다. 그러나 CANYVAL-X의 운용을 위한 명령을 관리

하거나 통신 가능 범위에 있을 때 자동으로 명령을 송신하는 등의 기능은 지원하지 않는다.

따라서 명령 관리, 데이터 분석 및 저장, 통신 기록 등의 기능을 수행하는 맞춤형 소프트웨어를 개발하여 운용의 효율성을 높일도록 하였다.

CANYVAL-X 맞춤형 소프트웨어는 MATLAB GUI를 이용하여 개발되었으며 HRD와 연동할 수 있도록 하여 운용 효율을 높였다. 개발된 소프트웨어의 작동 화면은 그림 3과 같다.

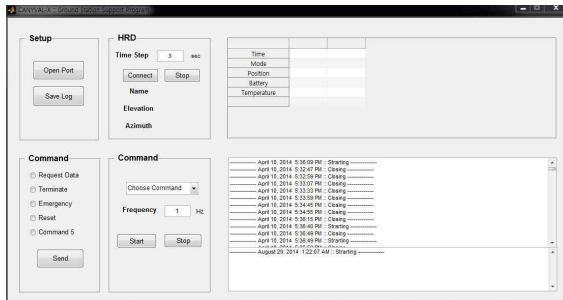


그림 3 CANYVAL-X 지상국 소프트웨어

현재 개발된 소프트웨어는 초기 버전으로, 추후에 오류 수정 및 기능 보완 등 업데이트를 진행할 예정이다. 소프트웨어는 아래와 같은 기능을 포함하고 있다.

- 통신 시간 및 내용 기록
- HRDSatTrack과 연동, 통신 범위 내에서 자동 데이터 요청
- 명령 송신
- 수신 데이터 출력

4. 지상국 운용 계획

CANYVAL-X 지상국은 인공위성의 시스템이 정상적으로 작동하는 경우인 통신모드(Communication mode)와 GPS 시스템에 오류가 있는 경우인 안전모드(Safe)로 구분하여 운용된다.

CANYVAL-X는 송수신을 동시에 수행하지 않는 반이중 통신으로, LBT(Listen Before Talk)방식으로 운용되기 때문에 명령 없이 송신을 시작하지 않는다. 따라서 인공위성과 지상국이 통신 가능한 경우 지상에서 송신 명령을 주어야 한다. 또한 통신의 안정성 확보를 위해서는 다음 통신까지 남은 시간을 인공위성으로 전송해주어 인공위성의 안테나 지향 일정을 설계할 수 있도록 해야 한다.

지상국과 인공위성의 통신 가능 여부는 NORAD에서 제공하는 인공위성의 초기 위치 정보와 인공위성에서 전송된 위치 정보를 바탕으로 지상국에서 궤도 결정을 수행하여 판단한다. 궤도 결정 결과 인공위성의 고도(elevation)가 10° 이내일 경우 통신이 가능하다고 판단하며, 이 때 위성 간 통신과 지상 통신 일정을 바탕으로 다음 통신까지 남은 시간을 인공위성으로 전송해준다.

통신 일정 전송이 완료되면 데이터 요청 명령을 전송한다. 이 때 CANYVAL-X는 연속적으로 송신할 수 있는 최대 시간

(Maximum Transmit Time)이 정해져 있으므로, 대용량 데이터를 수신하기 위해서는 지상국에서는 주기적으로 데이터 요청 명령을 전송해야 한다.

인공위성의 궤도 운동에 따라 고도각이 낮아져서 지상국과의 통신이 불가능해지면 데이터 요청 명령이 수신되지 않기 때문에 CANYVAL-X의 데이터 송신은 자동으로 중지된다. 지상국의 통신이 종료된 이후에는 전송받은 통신 일정을 바탕으로 자세 제어 및 임무 수행을 진행하며, 다시 지상국과 통신이 가능해지면 위의 과정을 반복한다.

한편, 인공위성은 각 시스템들의 정상 작동 여부를 확인하고 상태 정보를 지상으로 전송한다. 이 때 시스템의 오류가 감지되는 경우, 안전모드(Safe mode)로 인공위성을 운용하게 된다. 특히 CANYVAL-X는 GPS 수신기를 이용하여 자신의 위치를 결정하고, 두 위성이 이를 공유하여 편대를 유지하는 임무이므로 GPS가 작동하지 않는 경우 임무 수행이 불가능하다. 따라서 GPS에 문제가 발생하면 지상에서 각 위성의 위치정보를 전송해 주어야 한다. 이 때 각 위성의 위치 정보는 NORAD에서 제공하는 인공위성의 초기 위치 정보로 계산한다.

그림 4는 CANYVAL-X 지상국의 운용 계획을 도식화 한 것이다.

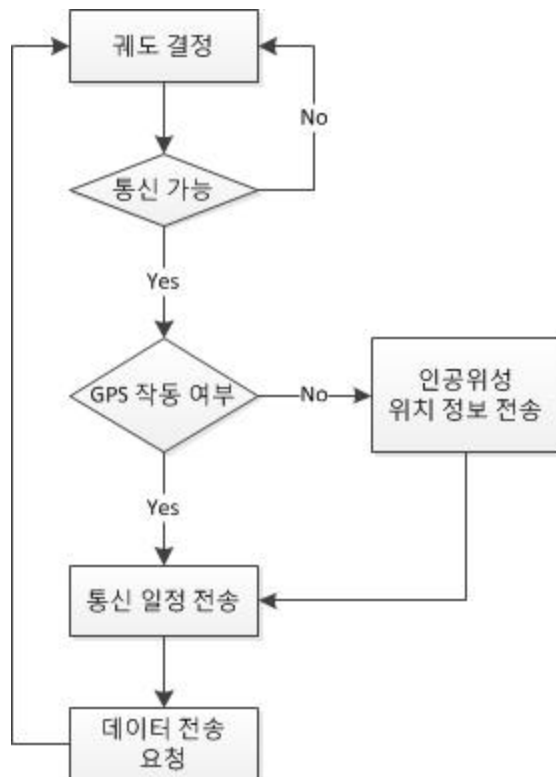


그림 4 CANYVAL-X 지상국 운용 계획

5. 결론

본 연구에서는 CANYVAL-X 큐브위성의 통신 특성을 고려하여 통신의 안정성과 시스템 구성 및 운용의 효율성 확보를 위한

지상국 요구조건을 분석하였다. 또한 이러한 내용을 바탕으로 적합한 하드웨어와 소프트웨어 시스템을 구축하였고, 임무 수행 과정에서 구축된 시스템의 역할을 분석하여 이에 따른 지상국 운용 계획을 수립하였다. 구축된 지상국 시스템은 2015년 하반기 CANYVAL-X 발사 이후 안정적인 운용이 가능하며, UHF를 이용한 후속 임무에도 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

감사의 글 : 본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술 개발사업으로부터 지원받아 수행되었습니다 (2013M1A3A3A02042448).

참고문헌

Lee EunJi, Link Analysis and Communication Strategy for CANYVAL Cubesat, KSAS (2014)

Estimation Method for Vertical Ionospherestimate using ObliqueMeasurementdata

Cheol Oh, Jeong¹, Jin Ho Jo¹, Moon Hee You¹, Yong Min Lee¹

Electronics & Telecommunications Research Institute¹

Abstract

Conventional ionosonde is used to observe the upper ionosphere state where vertical sounder is deployed. Although vertical sounder stations are deployed in worldwide, it is hard to observe the ionosphere state where vertical sounder is not deployed. So when we want to know ionospheric state where vertical sounder is not deployed, a conversion method from oblique measurement data to vertical estimated data can be applied as alternative way. In this paper, it is shown that the basic philosophy and method how to covert and derived equivalent converted vertical ionosphere parameters from oblique measured data. And also we shows the conversion process from raw data of oblique observation to converted vertical ionosphere electron density and parameters such as fof2, hmf2 and MUF.

I. Introduction

Ionosphere vertical measuring is to observe upper ionosphere state where ionosphere vertical sounder is deployed; on the other hand, ionosphere oblique measuring can be used to observe ionosphere state at way points of two ionosphere vertical sounder. When we want to know ionosphere state over sea and other terrain where it is not practical to deploy ionosphere vertical sounder, the conversion method of oblique to vertical can be applied. This means conversion method can have advantage to get ionosphere status information without additional ionosonde deployment.

In this paper, we show a result of study how to convert and estimate vertical ionospheric electron density and ionospheric parameter from ionosphere oblique measuring data. Ionosphere vertical and oblique data used in this study was acquired from two ionosphere sounder installed and operated in Korea, Jeju site and Icheon site. Jeju site is away as 420Km from Icheon site to southwest direction. It is needed to study achievement for ionosphere state estimate that use long distance oblique incidence transmission data of more than 1000 Km following this study.

II. Main Discourse

That ionospheric sounding measurement is to observe electron density distribution of ionosphere Plasma by height using ionospheric sounder named Ionosonde and is to observe ionosphere change by measuring returning signal from vertical incidence signal and to extract ionospheric parameters which are needed ionospheric communication. Area upper ionosphere change measurement where ionosonde is not installed is carried out through oblique incidence transmission observation between two ionosonde, but ionosphere parameter that is needed

in ionosphere communication can not be extracted. Therefore, it is needed method to offer information of ionosphere change and parameters of upper area where ionospheric sounder is hard to be installed. In this paper, it is shown the method how to extract ionosphere electron density and parameters like fof2, hmf2 and MUF(Maximum Usage Frequency) using oblique sounding measurement data between 2 ionosonde apart around 420Km.

Figure 1 is shown the process of vertical ionogram estimation using oblique sounding measurements which was studied and made through research project The detailed process is as following.

- Generation oblique ionogram data from RSF(Routine Scientific Format) data file of Digisonde
- Trace extraction from the oblique sounding ionogram
- Trace conversion from oblique to vertical
- Get electron density profile from the converted vertical ionogram
- Extraction ionosphere parameter from electron density

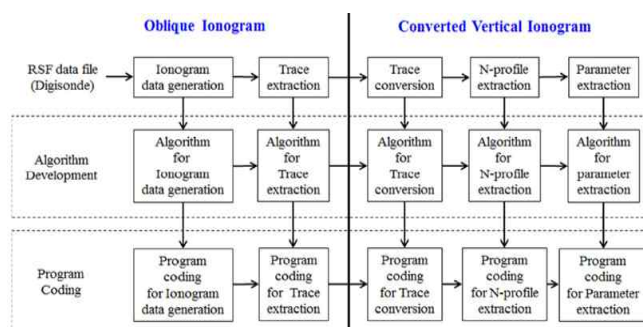


Figure 1. Ionospheric information extract process from oblique to vertical

Digisonde measured data used in this study was provided by Korea Space Weather Center(KSWC). Using this data, firstly

we make conversion program which is necessary to extract data file needed to produce ionogram from RSF file of Digisonde. This program has developed by Digisonde development company-LDI. Next, oblique ionogram trace is extracted by applying ETRI developing vector tracking algorithm to produced Ionogram. Ionogram trace extraction is way that trace extraction as finds location of large amplitude measure and moves coordinate to following direction in ionogram data that become scattering as shown in below Figure.

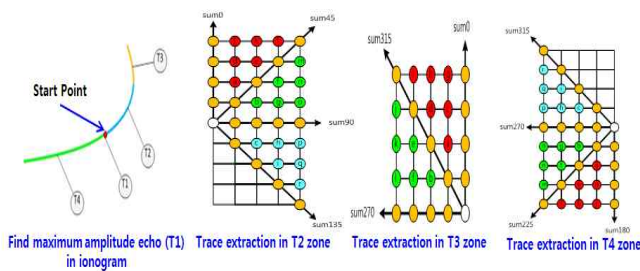


Figure 2. Vector tracking method for extracting ionogram trace

Validation of Ionogram trace extraction algorithm has performed by using Excel in 1st step and MathLab in 2nd step, and through test program development, it has confirmed that algorithm is working well.

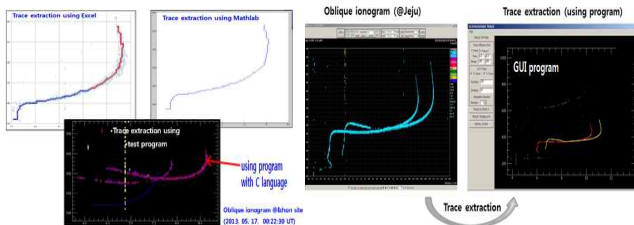


Figure 3. Vector tracking method validation

Conversion process from oblique trace to vertical trace has performed just after ionogram trace extraction has completed. Oblique to vertical conversion that use by this study has applied conversion algorithm of below numerical formula, and is applied about referring to short-range path as already mentioned previously.

$$f_v = \frac{f_{ob}}{1.002} \cos\left(\sin^{-1}\left(\frac{428.8748}{P_{ob}}\right)\right)$$

$$h_v' = -3.6097 + \frac{214.4374}{\tan\left(\sin^{-1}\left(\frac{428.8748}{P_{ob}}\right)\right)}$$

Ionogram trace conversion algorithm validation was performed by using Excel in 1st step and IDL s/w in 2nd step.

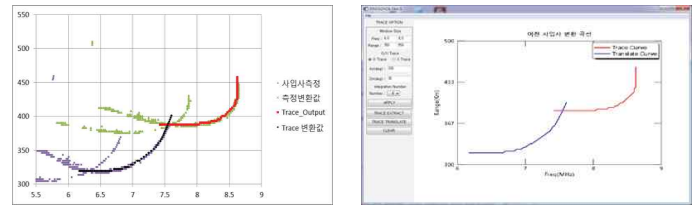


Figure 4. Ionogram trace conversion algorithm validation

Using this ionogram trace conversion algorithm, trace conversion was performed. conversion result validation was performed by comparing trace conversion result to measured data of Digisonde installed at KSWC. If converted vertical ionogram at midpoint between two Digisondes is located between the vertical ionograms of TX and RX station, conversion algorithm seems to be operate well and the converted result is also validated as seen in below Figure 5.

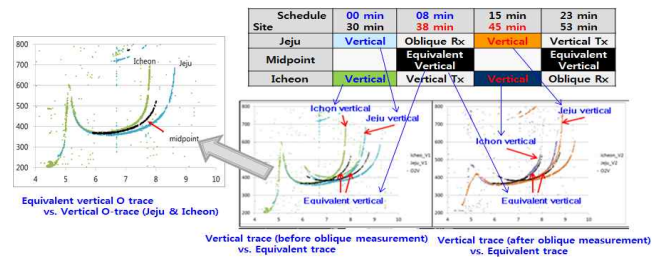


Figure 5. Validation of conversion result from oblique to vertical

Electron density has produced as converted vertical ionogram trace data inputs into electron density extraction algorithm. Electron density extraction algorithm has verified by comparing with electron density profile produced by using ARTIST of LDI company. Below Figure shows verification process of the electron density profile extraction algorithm.

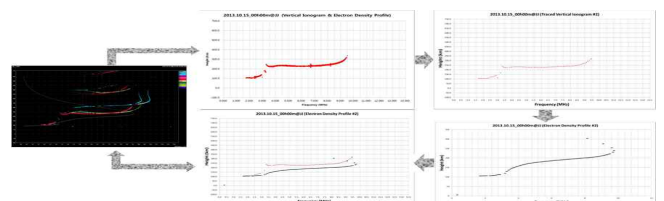


Figure 6. Electron density extraction algorithm validation

From this electron density profile, ionospheric parameters such as fo2, hmf2 and MUF have extracted by using POLAN program. Below figure shows the result of ionospheric parameter extracted from converted vertical ionogram trace..

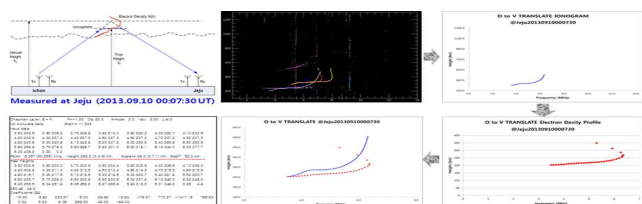


Figure 7. Ionospheric parameter extraction result

III. Conclusion

In this paper, it is shown the conversion process and method how to perform from oblique ionogram data extraction to converted vertical ionospheric parameter extraction. And it is shown how to validate the algorithms which are adopted to this conversion method and validation results are also shown. As below Figure, system for conversion from oblique to vertical has made with PC based environment and this system is producing conversion results using oblique observation data from Digisonde. To enhance practical use degree of this study, it is needed to study achievement for ionosphere state estimate that use long distance oblique incidence transmission data of more than 1000 Km following this study.

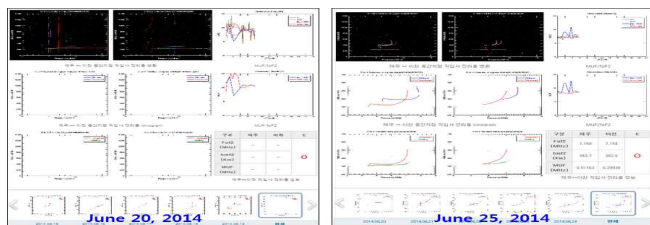


Figure 8. Screen shot of conversion system

Reference

- [1] M.H. Yoo, etc., "Conversion of oblique ionogram between Jeju and Icheon to vertical equivalent at mid-point", Journal of Korea Society of Communication and Space Technology, Vol.8 No.3, Pp 1~Pp 5, 2013
- [2] Y.M. Lee, etc., "Electron Density Profiles Derived from

Obliquely Sounded Ionogram", 2nd AOSWA, 2013

- [3] Y.M. Lee, etc., "Ionogram conversion algorithm from oblique to vertical and impact analysis by the solar storm", ESWW, 2013

- [4] J.H. Jo, etc., "A Calculation of Electron Density Profiles from $h'(f)$ of Obliquely Sounded Ionogram", ESWW, 2013

CANYVAL-X 임무를 위한 큐브위성의 구조 설계 및 해석

²최경윤, ¹김극남, ²이정표, ¹박상영*¹연세대학교 천문우주학과, ²연세대학교 기계공학과.

CubeSat Structure Design and Structural Analysis for CANYVAL-X Mission

²Kyung Yun Choi, ¹Guk Nam Kim, ²Jungpyo Lee, ¹Sang-Young Park*¹Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea²Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Seoul, Korea

E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

요약

차세대 우주망원경의 형태인 분리형 우주망원경(Virtual Telescope) 개발을 위한 비전정렬시스템(Vision Alignment System)을 우주공간 상에서 검증하기 위한 임무인 CANYVAL-X를 수행하기 위해 다른 형태와 탑재체를 갖는 두 대의 큐브위성 개발이 요구된다. 이를 위해 두 대의 큐브위성 구조설계를 수행하였고 이를 통해 모사된 발사환경에서의 구조적 해석을 통해 그 안전성을 검증하였다. 또한 두 대의 큐브위성에 각각 탑재되어 발사 후 일정시간 동안 두 큐브위성을 물리적으로 연결 및 고정시켜 주고 분리시키는 분리형 구조장치를 설계하였다. 2U 큐브위성에 탑재되는 이중전개형 태양판을 전개하기 위한 전개장치를 설계하였다. 전개장치를 구성하는 힌지구조의 스프링에 의해 접혀있던 이중전개형 태양판이 전개되는 순간이 모사된 환경에서 동역학적 해석을 통해 힌지구조변화에 따른 큐브위성의 동특성을 예측하였다.

Abstract

Development of two satellites is required for performing CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment-eXperiment) mission which demonstrates Vision Alignment System that is core technology for Virtual Telescope in the space environment. For this mission, in this study, structural design for two CubeSat is proceeded and thorough this progress, the structural safety is confirmed by structural analysis based on demonstrated real launch environment. The separation device which is for connecting two CubeSats physically and releasing each others only when it got a command is designed. The double-deployable solar panel and its mechanism for deployment is developed. The motion of CubeSats after deployment of the double-deployable solar panels could be predicted by demonstrating the moment of deployment and dynamic analysis of the motion and forces on CubeSat bodies for determining specific properties of double-deployable solar panel deployment mechanism.

Keywords: CubeSat Structure, Structural Analysis, Separation Device, Double Deployable Solar Panel, Deployment Hinge, Deployable Space Structure.

1. 서론

분리형 우주망원경(Virtual Telescope)개발을 위해 상대거리 및 상대 자세를 유지하는 비전정렬 시스템을 탑재 및 구현하기 위해서는 두 대의 인공위성 개발이 필수적이다. 이 같은 관성정렬(Inertial Alignment)을 위한 비전정렬시스템(Vision Alignment System)의 가능성을 우주공간에서 검증하기 위하여 CANYVAL-X (CubeSat Astronomy by NASA and Yonsei using Virtual Telescope ALignment -eXperiment) 임무를 두 대의 큐브위성 개발을 통해 수행하게 된다. 성공적인 임무수행을 위해서는 비전정렬 시스템을 정확히 구현해 낼 수 있는 소프트웨어뿐만 아니라 그것을 탑재하여 원하는 역할을 물리적으로 해낼 수 있는 하드웨어의 역할 또한 중요하다. 따라서 큐브위성의 구

조설계를 통한 시스템의 탑재 및 구현 가능성을 확인하고 발사모사 환경에서의 구조적 해석을 통해 그 안전성을 검증하는 것은 필수이다. 본 연구에서는 $10 \times 10 \times 11.35\text{cm}$ 크기를 갖는 한 대의 1U 큐브위성과 $10 \times 10 \times 22.7\text{cm}$ 의 표준 큐브위성 크기를 갖는 다른 한 대의 2U 큐브위성의 구조 및 내부 하드웨어를 CAD (Computer Aided Design)를 통해 설계하고 및 조립하였다. 각 시스템을 구현하기 위한 임무 요구조건에 맞추어 1U 및 2U 큐브위성에서 필요한 구조물을 별도로 제작하였다. 또한 1U 및 2U 큐브위성을 P-POD에서 사출되기 이전부터 물리적으로 연결시켜 서로 고정시켜주었다가 일정 명령을 받았을 때 서로 분리가 가능하도록 하는 분리형 구조장치를 설계하여 1U의 -Z면, 2U의 +Z면에 탑재하였다. 이는 니크롬 열선을 이용하여 두 구조체를

분리하게 되며 그 효율성과 신뢰도는 Adam Thurn등⁽¹⁾의 연구를 통해 검증된 바 있다. 이와 같은 두 대의 큐브위성이 분리되기 전에 먼저 2U 큐브위성에서 전개가 되는 이중전개형 태양판에 의한 큐브위성 구조체의 동특성을 예측하기 위하여 현지구조 설계에 따른 동역학적 해석을 수행하였다. 또한 공학 시뮬레이션 프로그램을 이용하여 발사환경 모사를 통한 구조해석을 수행하여 설계한 두 대의 큐브위성 구조체의 안정성을 검증하였다.

2. 구조개요

2.1 1U 큐브위성 구조

1U 큐브위성의 외부 골격을 이루는 구조체는 ISIS사의 1-Unit STS (STructural Subsystem)를 사용한다(그림1). 1U 큐브위성 내에 탑재되는 마그네토커 고정 장치 및 보드, GPS수신기 고정 장치, LED 고정기판을 별도로 제작하였다. 내부에는 -Z면에서부터 구조체의 네 모서리를 지지하는 알루미늄 기둥에 GPS수신기, 전력계의 보드 및 리튬이온배터리, 통신계의 UHF 송수신기 보드, 컴퓨터계의 온보드 컴퓨터, X, Y축 방향 막대형 마그네토커 2개 및 IMU센서가 탑재되는 보드가 그림2와 같은 간격으로 알루미늄 스페이서에 의해 고정되어 조립된다. 외부에는 최상단에 Z축 마그네토커 및 전개형 UHF안테나가 조립된다. 전개형 UHF 안테나는 1U 큐브위성의 최하단면(-Z) 외벽에 조립되는 Gomspace사의 NanoHub P110에 의해 90도 접힌 상태로 고정된다. 이 NanoHub P110에는 GPS안테나가 나사로 연결된다.

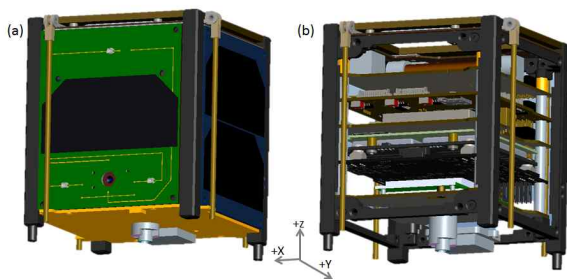


그림 1. 1U 큐브위성 (a)외부구조 (b)내부구조

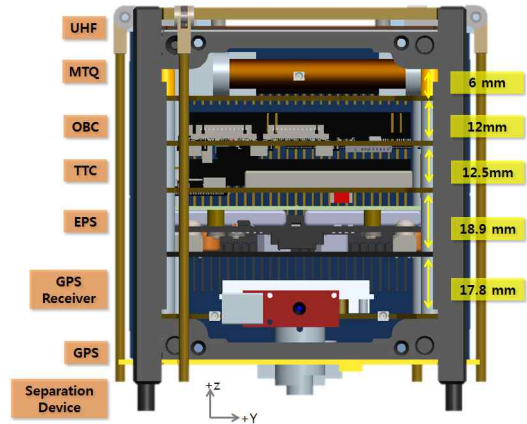


그림 2 1U 큐브위성의 내부 및 시스템 간의 간격

1U 큐브위성의 한 면(+X)의 외벽은 그림 3과 같이 태양전지셀과 태양센서가 세 개의 LED와 함께 탑재된 태양전지셀로 구성된다. 이는 LED와 태양전지판을 하나의 회로기판에 특정 회로를 구성하여 제작된다. 태양센서는 아래에 위치한 두 개의 LED사이 공간에 체결구멍을 뚫어 나사로 고정된다. 1U 큐브위성의 나머지 3개의 면(-X, +/-Y)의 외벽은 동일한 크기의 1U 태양판이 체결되어 구성된다. 이 회로기판의 안쪽 면은 그림 3의 (b)와 같이 검은색으로 도색되어 내부 구조 시스템 사이 열전달에 보다 용이하도록 하였다.

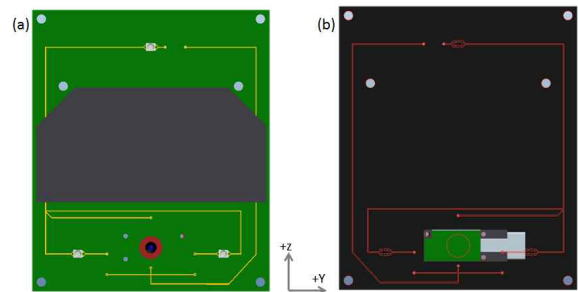


그림 3. 1U 큐브위성 +X면의 외벽
(a)+X에서 본 형상 (b)-X에서 본 형상

1U 큐브위성 내부의 최상단부에 위치하는 막대형 마그네토커 고정 장치 및 보드의 형상은 그림 4와 같다. IMU 및 세 개의 LED 스위치 회로를 탑재하는 회로기판위에 POM재질로 설계된 마그네토커 고정 장치 두 개로 하나의 막대형 마그네토커가 나사로 체결된다.

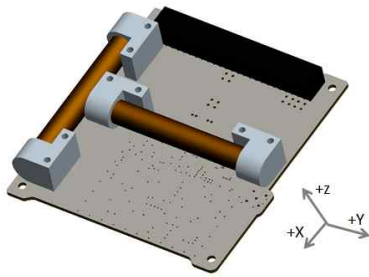


그림 4. 막대형 마그네토커 고정 장치 및 보드

1U 큐브위성 내부의 최하단부에 위치하는 GPS 수신기 고정 장치는 그림 5와 같다. 이는 1.5mm두께를 갖는 알루미늄(AL6061) 판으로 가공된다. 그림 5의 (a)와 같이 GPS 수신기 고정 장치의 하단부에는 같은 재질로 제작되어 -Z면 외벽으로 돌출되는 분리형 구조장치가 나사로 체결된다.

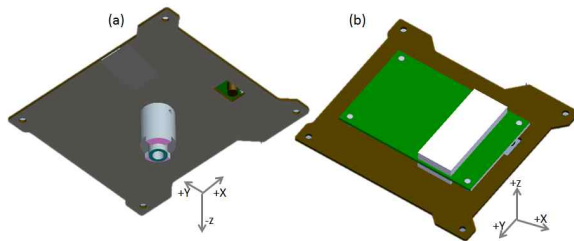


그림 5. GPS 수신기 고정 장치
(a)-Z에서 본 형상 (b) +Z에서 본 형상

2.2 2U 큐브위성 구조

2U 큐브위성은 1U 큐브위성에 탑재된 LED 빛의 위치 변화를 탐지할 수 있는 카메라가 탑재 된다. 외부 골격을 이루는 구조체는 ISIS사의 2-Unit STS를 사용한다(그림6). 상용화된 제품을 구매하여 탑재하는 시스템 보드 외에 별도로 제작하는 내부 구조물은 1U 큐브위성과 동일한 구조의 GPS 수신기 고정 장치, 분리형 구조장치, 이중전개형 태양판 전개장치, 모멘텀 휠과 추력기를 함께 고정시키는 고정 장치가 있다.

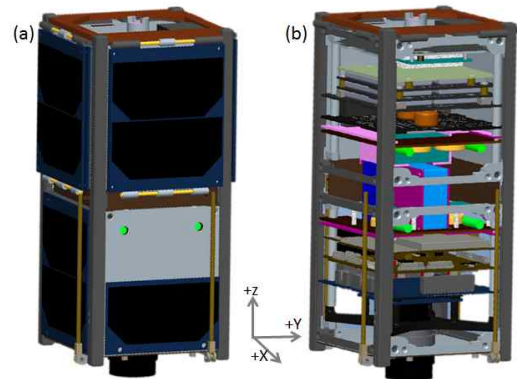


그림 6. 이중전개형 태양판 구조 전개 전
2U 큐브위성의 (a)외부구조 (b)내부구조

2U 큐브위성의 내부에는 -Z면에서부터 구조체의 네 모서리를 지지하는 알루미늄 기둥에 카메라, 레도 및 자세제어계의 보드, 온보드 컴퓨터, 통신계의 UHF 송수신기 보드, 모멘텀 휠과 휠 모터 드라이브 및 추력기 모듈 고정 장치, 전력계의 보드 및 리튬이온배터리, GPS 수신기가 그림 7과 같은 간격으로 조립된다. 외부의 -Z면 외벽에는 UHF안테나가 조립되며 이는 2U 큐브위성 구조체의 중간부 네 면에 조립되는 외부 연결 포트 기판에 의해 90도 접혀 고정된다. +X면은 George Washington University의 네 개의 μ CAT (Micro-Cathode Arc Thruster) 추력기 노즐이 분사하는 방향으로 1U크기의 태양판이 부착되는 나머지 세 면 (-X, +/-Y)과 달리 0.5U 크기의 태양판 하나 만이 부착된다. 따라서 노즐의 위치에 맞추어 +X면의 알루미늄 외벽은 4개의 구멍을 지니게 된다. +Z면 알루미늄 외벽에는 이중전개형 태양판과 축을 연결하기 위한 힌지구조가 Z축을 중심으로 대칭을 이루며 조립된다. 그 위에 Z축 마그네토커가 나사로 체결된다. GPS 안테나와 태양센서는 +Z면 알루미늄 외벽에 나사로 연결된다. 1U의 GPS 수신기 고정 장치에 체결된 분리형 구조 장치와 마찬가지로 2U에도 1U의 분리형 구조 장치와 쌍을 이루는 분리형 구조 장치가 나사로 체결되어 +Z 면 외벽으로 돌출된다.

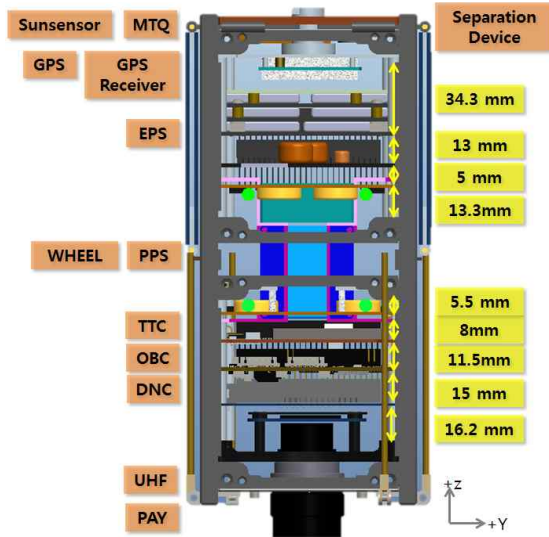


그림 7. 2U 큐브위성의 내부 및 시스템 간의 간격

모멘텀 휠과 추력기를 함께 고정시키는 고정 장치(그림 8)는 2U 큐브위성의 질량중심에서 최대한 벗어나지 않게 하기 위해 시스템 보드 스택 가운데 위치하도록 배치하였다.

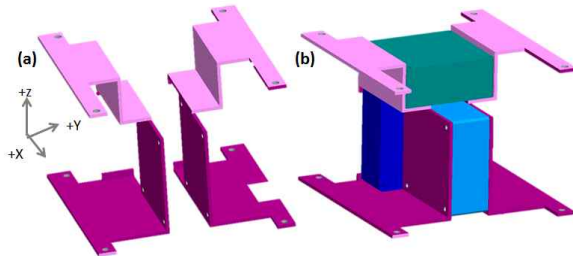


그림 8. (a)모멘텀 휠 및 추력기 고정 장치
(b)고정 장치에 모멘텀 휠이 조립된 모습

이 고정 장치는 X, Y, Z축 방향과 모멘텀 휠 세 개가 각각 평행을 이뤄 2U 큐브위성 내에 고정될 수 있도록 하며 동시에 네 개의 μ CAT의 노즐 분사구가 X축 방향을 향하도록 하고 동일한 ZY평면위에 위치하도록 한다. 알루미늄(AL6061) 판재의 절삭 및 절곡과정을 거쳐 그림 8의 (a)와 같은 형상을 가공한다. 이 고정 장치에 z축을 중심으로 대칭을 이루도록 정 가운데 위치에 그림 8의 (b)와 같은 배열로 X, Y, Z축과 각각 평행을 이루며 모멘텀 휠이 나사로 체결된다. 모멘텀 휠이 체결된 후 그림 9와 같이 두 개의 μ CAT 추력기 노즐을 하나의 회로기판에 고정시킨 추력기 보드를 아랫면과 윗면에 각각 하나씩 조립한다.

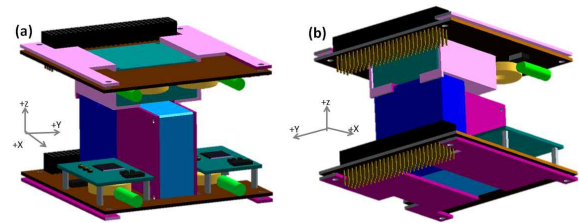


그림 9. (a)조립이 완료된 모멘텀 휠 및 추력기 고정 장치
(b)-X방향에서 바라본 형상

효율적 공간 활용을 위하여 고정 장치 내에 x, y 축 방향 모멘텀 휠로 인해 대칭을 이루며 양 쪽으로 형성되는 빈공간은 모멘텀 휠 제어를 위한 모터 드라이브 탑재를 위하여 사용된다. 이는 추력기 보드위에 회로기판 서포트를 이용하여 고정된다.

이 같은 모멘텀 휠 및 추력기 고정 장치는 알루미늄 판 xy면에 네 개의 구멍을 가지며 이 구멍은 2U 큐브위성 구조내 각 모서리에 위치한 네 개의 알루미늄 기둥을 통과하여 2U 큐브위성 구조체에 고정된다. 이 고정 장치는 추력기 보드에 포함하는 PC104 커넥터로 통신계의 송수신기 보드와 전력계 보드를 연결한다.

3. 이중전개형 태양판 전개장치 설계

3.1 이중전개형 태양판 전개장치 개요

2U 큐브위성은 1U 큐브위성보다 시스템 소비전력이 크며 이를 안정적 조건에서 운용하기 위해서 큐브위성체 외벽에 조립하는 태양판 외에 추가적 태양판을 이용하여 보다 많은 전력을 생산해 내는 것이 요구된다. 이를 위해 한정된 공간 제약조건을 만족 시키면서 보다 많은 태양판을 탑재할 수 있는 방법을 연구하였다. 이를 위해 전개형 태양판 구조를 적용하였다. CANYVAL-X 임무의 2U 큐브위성에 탑재되는 UHF안테나는 90도 접혀 구조체 중간에 위치한 외부 연결 포트 기판에 고정된다. 이는 2U 큐브위성 구조체의 외벽으로부터 5.3mm 돌출된 공간을 차지하게 되어 기존의 전개형 태양판을 사용하면 안테나와의 충돌뿐만 아니라 P-POD 사출장치의 한정된 공간 안에 들어갈 수 없다는 문제점을 지닌다. 따라서 이중전개형 태양판 전개장치를 설계함으로써 안테나와의 충돌뿐만 아니라 P-POD내 외벽과도 충돌이 일어나지 않도록 문제를 해결하였다. 1U 크기의 태양판 두 개가 힌지구조로 연결되어 1U 크기로 접힌 뒤 2U 큐브위성 구조체의 외벽과 평행하게 고정되는 구조이다. 이와 같은 이중전개형 태양판구조는 그림 10과 같다.

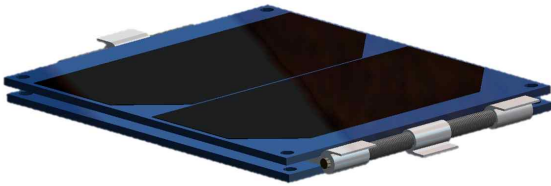


그림 10. 이중전개형 태양판 구조

총 네 세트인 태양판 구조는 2U 큐브위성 구조체의 +Z면 외벽에 나사로 체결되는 힌지A[그림 11. (a)]와 축으로 연결된다. 이렇게 하면 UHF안테나가 체결되는 -Z면과 반대방향으로 태양판이 완전히 접힌 이후에도 안테나와의 충돌을 염려할 필요가 없다. 힌지A에는 태양판이 체결된 힌지B[그림 11. (b)]가 축으로 연결된다[그림 12. (a), (b)]. 이때 스프링 두 개가 축에 함께 포함되며 이는 태양판이 접혀있는 동안의 탄성력을 태양판의 전개를 위한 복원력으로 전환시키기 위함이다. 이와 같이 축으로 연결된 태양판의 반대쪽 끝편에는 그림 11의 (c)와 같은 형상의 힌지C가 체결되어 그 다음 태양판과의 축 연결이 가능토록 한다. 마찬가지로 이 축에도 두 개의 스프링이 포함된다. 이 첫 번째 태양판에는 그 다음으로 접히게 되는 두 번째 태양판에 힌지B가 체결되어 축 연결된다[그림 12. (c), (d)]. 힌지 및 축 모두 같은 알루미늄 재질인 AL6061을 택하였다.

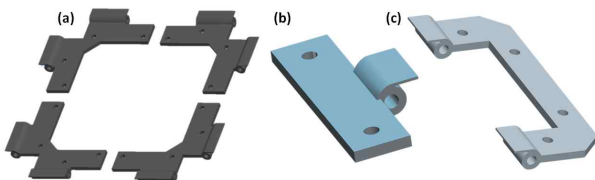


그림 11. 이중전개형 태양판 전개장치의 힌지

- (a) +Z면 외벽에 체결되는 힌지A
- (b) (a)와 태양판을 연결하는 힌지B
- (c) 두 개의 태양판을 연결하는 힌지C

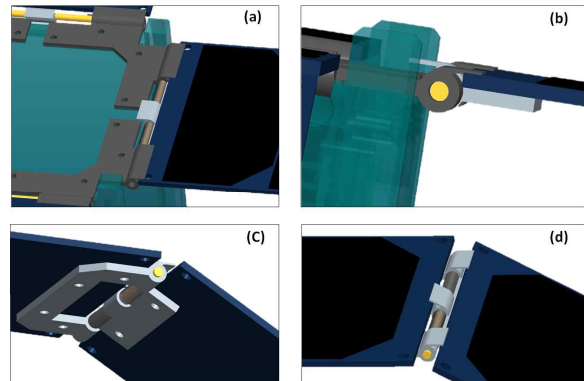


그림 12. 조립 완료된 태양판과 힌지

- (a) +Z면에서 본 힌지A와 힌지B의 조립 형상
- (b) 옆에서 본 힌지A와 힌지B의 조립 형상
- (c) 태양판 사이의 힌지 조립 아랫면 형상
- (d) 태양판 사이의 힌지 조립 윗면 형상

태양판과 힌지를 체결 할 시에 팸넛(Pemnut)을 이용한다. 이는 다른 나사체결과 달리 외부로 돌출되는 나사 머리로 인해 생기는 공간 유격을 최소화 시킬 수 있다는 장점이 있다.

이중전개형 태양판은 2U 큐브위성 구조 가운데에 위치한 외부 연결 포트 기관에 UHF안테나와 함께 고정되며 외부 연결 포트 기관의 니크롬선에 의해 고정선이 끊어지면 힌지구조에 포함된 스프링의 탄성력에 의해 그림 13과 같이 첫 번째 및 두 번째 태양판의 전개가 진행된다.

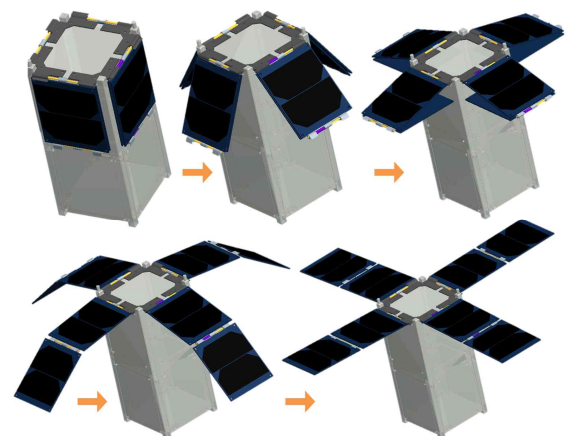


그림 13. 이중전개형 태양판 전개과정
(외벽 상세 부품 형상생략)

이중전개형 태양판을 탑재할 시에 두 번째 태양판이 먼저 안쪽으로 접히고 첫 번째 태양판이 접혀 외벽에 붙는 형식으로 접히게 된다. 이는 태양판과 태양판을 연결하는 끝단의 힌지만을 Interstage에 한번만 고정시켜 한 번의 신호로 제어할 수 있다는 장점이 있어서 계단식으로 접는 방법보다 효율적이다. 전개가 완료된 후의 형상은 그림 14와 같다.

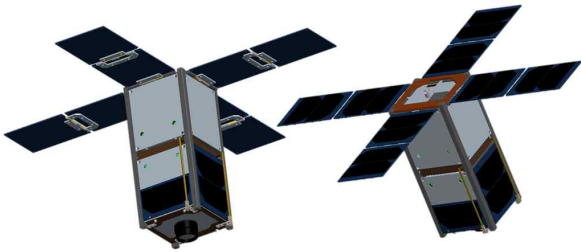


그림 14. 이중전개형 태양판의 전개가 완료된 2U 큐브위성
(외벽 상세 부품 포함)

이중전개형 태양판은 전개가 완료되었을 때 2U 큐브위성의 +Z면과 평행을 이루며 옆면과는 90도를 이루는 곳까지 전개되고 그 이상의 각도로 펼쳐지지 않는 구조이다. 이는 힌지A, B, C에서 축에 연결되는 부분에 돌출된 돌기와 힌지간의 각도 조절로 전개 각도에 제한을 둘 수 있다. 그림12의 (b)와 (d)에서처럼 태양판이 스프링의 탄성력에 의해 펼쳐지다 일정 각도에 도달하면 힌지의 돌기와 접촉하게 되어 돌기와 힌지가 이루는 각도 그 이상으로는 전개될 수 없도록 하였다.

3.2 이중전개형 태양판 전개장치 동특성 해석

1U 큐브위성과 2U 큐브위성은 분리형 구조장치에 의해 서로 고정된 상태로 P-POD에서 사출된다. 사출된 후 두 큐브위성이 서로 분리되기 이전에 먼저 2U의 이중전개형 태양판이 외벽과 90도를 이루도록 모든 전개를 완료한다. 두 번 접혀있던 태양판이 힌지의 스프링 탄성력에 의해 동시에 +/-X, Y축 방향으로 전개된다. 이때의 태양판의 운동은 1U 및 2U 큐브위성체 전체의 P-POD 사출 후 자세에 영향을 미칠 것으로 예상되어 MSC ADAMS 2013 프로그램으로 동특성 해석을 진행하였다. 또한 힌지마다 축을 구성하는 스프링의 탄성계수에 따라 태양판의 이중전개가 완료된 후 이중전개형 태양판 구조가 갖는 진동 변화의 양상을 살펴보고 설계에 반영하였다. 해석을 위해 설계한 모델은 그림 15와 같다. 이 같은 해석에서는 이중전개형 태양판 전개장치 구조가 주된 변수이므로 힌지구조 및 태양판을 제외한 1U 및 2U 큐브위성의 구조체 몸체는 크기, 질량, 관성모멘트 정보를 실제 모델과 동일한 상자모형으로 간략화 시켰다.

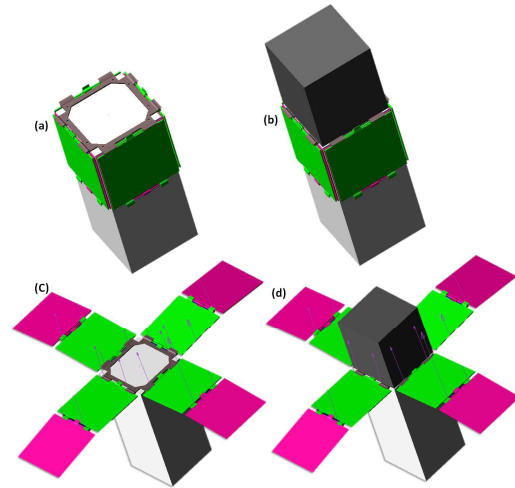


그림 15. 해석용 모델 (a)태양판 전개 전 (1U 큐브위성 모델 생략된 형상) (b)태양판 전개 전 (1U 큐브위성 모델이 표현된 형상) (c)태양판 전개 완료 후 (1U 큐브위성 모델 생략된 형상) (d)태양판 전개 완료 후 (1U 큐브위성 모델이 표현된 형상)

이와 같이 설계된 모델에 해석을 위해 부여한 구속조건으로 P-POD의 스프링에 의해 사출되는 순간의 힘44.4N (사출속도 1.45m/s 사출시간 0.1초) +Z방향으로 부여하였다.

힌지A, B, C사이 축 연결부에 스프링에 의한 비틀림 힘 (Torsional Spring Force) 구속조건을 주었으며 이는 각 힌지 축에 삽입되는 두 개의 스프링에 의한 복원력을 나타낸다. 이 구속조건의 스프링 계수 (k) 조절로 힌지 축에 삽입되는 스프링의 스프링계수를 조절하였다. 힌지구조에는 스프링 외에 별도로 들어가는 제동(Damping)장치가 없으므로 제동 계수 (c)는 0의 값을 갖는다. 이와 같은 구속조건하에서 k값을 조절하며 태양판 전개과정의 진동에 의한 태양판과 큐브위성의 외벽사이 각도변화 및 힌지 축에 작용하는 토크변화를 살펴보았다. 또한 k값에 따라 다른 양상을 나타내는 2U 큐브위성의 질량중심점에서의 롤(Roll), 피치(Pitch), 요(Yaw)값의 변화를 살펴보았다.

P-POD에서 사출된 후 바로 이중전개형 태양판을 전개하는 신호를 보낸다고 가정했을 때 (초기 태양판과 2U 큐브위성이 이루는 각도 0도에서 시작하여 2.5도에 이르렀을 때를 전개가 시작되었다고 가정한 경우), k=5인 경우 약 0.27초에 전개가 시작되며 k=2인 경우 약 0.42초, k=1인 경우 약 0.44초에 시작되는 것을 알 수 있다. 또한 전개가 완료되어 태양판의 미세진동이 멎는 시기는 k=5인 경우 2.7초, k=2인 경우 2.91초, k=1인 경우 3.65초로 제일 늦게 안정화되는 모습을 보였다. k=2일 때 진동의 폭이 최대 32도로 가장 컸으나 k=5일 때와 비슷하게 진동이 급방 멎는 것을 확인할 수 있다. 하지만 k=1일 때 약 2도의 진동 폭을 갖는 미세한 진동이 상대적으로 오랜 시간 지속된 후 안정화 되는 것을 확인할 수 있다.

이중전개형 태양판이 스프링에 의해 전개되는 동안 태양판의 미세한 진동과 힘에 의해 1U 및 2U 큐브위성이 결합된 몸체의 자세에 영향을 준다. 영향을 주는 정도를 알아보기 위해 k 에 따른 큐브위성체의 롤, 피치, 요값의 변화를 살펴보았다. 롤의 경우 k 값에 따라 큰 차이를 보이지 않는 것을 알 수 있었다. 태양판 전개가 완료된 후 롤의 값이 $k=5$ 인 경우 2.1초간 진동한 뒤 -5.0132deg/s 의 일정한 각속도를 갖게 되며, $k=2$ 인 경우 2.9초 후 -4.9879deg/s 의 일정한 각속도를 가지며, $k=1$ 인 경우 3.7초 후 -4.7844deg/s 의 일정한 각속도를 지니며 변화되는 것을 확인 할 수 있었다. 피치의 경우 전개가 완료되고 $k=5$ 일 때 2.4초 후 0.0284deg/s 의 일정한 각속도를 지니며, $k=2$ 일 경우 3초 후 -0.004deg/s 의 각속도를 갖는 변화를 보였으며, $k=1$ 일 경우 3.6초 후 -0.0784deg/s 의 각속도를 지녔다. 요의 경우 $k=5$ 일 때 2.4초 후 -0.137deg/s 의 일정 각속도를 지니며 변화하였고, $k=2$ 일 때 2.9초간 진동을 보이다 -0.0468deg/s 의 각속도를 지니게되었으며, $k=1$ 일 때는 3.6초간 진동을 보이다 -0.0243deg/s 의 각속도를 지니게 되었다. 롤, 피치, 요 모두 $k=5$ 일 때 가장 빨리 진동이 안정화되었으나 가장 큰 각속도를 지니며 변화를 보임을 확인할 수 있었다. 이에 비해 $k=1$ 일 경우 롤과 요에서 가장 완만한 기울기의 각변화율을 갖는 것을 확인 할 수 있었으나 가장 오랜 시간 진동을 보이는 불안정함을 보였다. 따라서 현지 구조 및 큐브위성체에 하중을 적게 주며 적절한 태양판 전개 응답속도를 갖고 태양판 전개를 완료하여 빠르게 안정화를 찾는 조건으로 현지 스프링 계수가 2일 경우가 가장 이상적인 것을 알 수 있었다.

4. 분리형 구조장치 설계

4.1 분리형 구조장치 개요

CANYVAL-X 임무 수행을 위해서 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 안정적인 상대거리 및 자세를 유지하는 것은 가장 핵심적인 요구조건 중 하나이다. 이를 위하여 P-POD에서 큐브위성이 사출된 후 일정시간동안 위성체 자체에 안정적인 자세가 잡혀졌을 때 1U 큐브위성과 2U 큐브위성을 분리시키는 것이 더 효율적인 자세 및 위치 제어를 가능하게 한다. 따라서 이를 위해 1U 큐브위성과 2U 큐브위성을 물리적으로 연결시켜주었다가 원하는 시간에 분리가 가능하도록 하는 분리형 구조장치를 설계하였다.

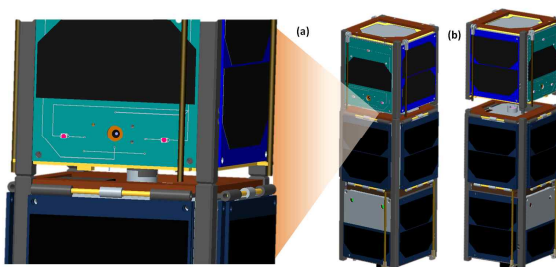


그림 16. (a)분리형 구조장치에 의해 서로 고정된 1U와 2U 큐브위성 (b)서로 분리된 후의 1U 및 2U 큐브위성

그림 16의 (a)와 같이 1U 큐브위성의 -Z면 레일 면과 2U 큐브위성의 +Z면 레일 면이 맞닿은 상태로 고정되게 된다.

그림 17과 같은 형상의 분리형 구조장치는 각 큐브위성의 XY평면의 형상중심에 위치한다. 이는 알루미늄(AL6061)로 가공되며 각각의 큐브위성 구조체내에 동일하게 탑재되는 GPS수신기 고정장치의 GPS수신기 체결부 반대면에 나사로 체결된다.

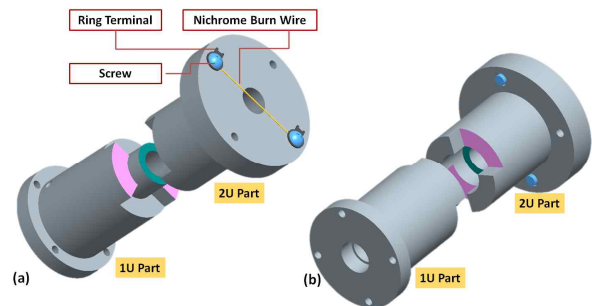


그림 17. (a)분리형 구조장치 및 부품
(b)다른 각도에서 본 형상

분리형 구조장치는 15mm지름의 원기둥 형상이며 각 큐브위성의 외벽으로 돌출되어 큐브위성간 연결이 가능하도록 한다. 1U 큐브위성에 탑재되는 것과 2U 큐브위성에 탑재되는 것이 서로 접하게 되는 접합부의 형상은 대칭을 이룬다. 1U 큐브위성에 탑재되는 분리형 구조장치의 경우 지름 8mm의 작은 원기둥이 3mm 돌출되며 2U 큐브위성에 탑재되는 분리형 구조장치에는 지름 8mm, 높이 3mm 원기둥만큼 내부로 함몰되어 있다. 이는 두 분리형 구조장치가 결합되었을 때 두 큐브위성 구조체가 중심으로 부터 서로 벗어나지 않도록 잡아주는 역할을 한다. 또한 각 분리형 구조장치 원기둥에 돌출된 작은 원기둥 외에 Z축을 중심으로 대칭을 이루며 돌출된 작은 두 개의 돌기가 쌍을 이뤄 서로 결합하게 되며 이는 두 큐브위성이 결합 되었을 때 Z축을 중심으로 서로 회전하는 것을 방지하기 위함이다.

2U 큐브위성에 탑재되는 분리형 고정 장치에는 1U 큐브위성과 달리 그림 17의 (a)와 같이 별도의 부품인 니크롬선이 팽팽하게 나사로 고정된다. 이 니크롬선을 고정하는 양쪽의 나사에는 먼저 구리로 제작된 고리(Ring Terminal)가 삽입되고 그 위에 니크롬선이 감겨서 연결된다. 이 고리는 전류가 다른 보드 및 부품에 흘러 시스템에 오류를 가져오지 않도록 니크롬선에만 집중적으로 공급하기 위함이다. 전류가 니크롬선에 공급되면 최대 9초 이내에 니크롬선의 온도가 최대 700도까지 상승할 수 있다. 니크롬선에는 별도의 고정 끈이 연결되어 분리형 구조 장치의 가운데에 난 구멍을 관통하여 1U 큐브위성에 탑재되는 분리형 구조장치의 끝단에 팽팽하게 나사로 고정된다. 이를 통해 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 물리적 연결을 가능하게 한다. 고정 끈은 전류에 의해 상승한 니크롬선의 열에 의해 끊어지게 되며 1U 큐브위성의 -Z면 두 레일에 대각선으로 마주보고 위치한 분리 스프링의 탄

성력에 의해 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 분리가 이뤄진다.

5. 발사환경 모사 구조 해석

5.1 해석 조건 및 물리적 특성

1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 구조적 안정성을 살펴보기 위하여 각각 따로 해석을 진행하였으며 발사체에 탑재되는 P-POD 내부에서 받게 되는 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 환경을 해석 경계조건으로 설정하였다. 발사체 발사환경 모사 해석을 위해 10G의 가속도를 -Z방향으로 설정하였고 그에 따라 Z축 방향의 큐브위성 구조 변형정도를 확인하였다. 또한 진동모드 해석을 통하여 1U 및 2U 큐브위성의 모드별 고유진동수를 확인하였으며 각 모드에서 구조적 변형정도를 예측하였다. 해석은 ANSYS 14.5 Workbench로 수행하였고 각 부품을 구성하는 재료의 물성치(Material properties)를 대입하여 얻은 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 물리적 특성(Physical properties)은 표 1과 같으며 각 큐브위성의 물리적 특성의 기준이 되는 좌표계(Global coordinate system)는 그림 18과 같다.

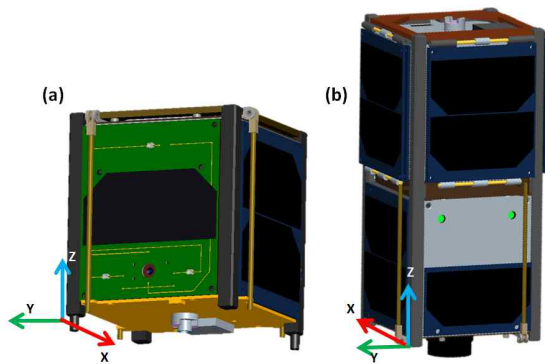


그림 18. 물리적 특성 기준좌표계
(a)1U 큐브위성 (b)2U 큐브위성

표 1. 두 큐브위성의 물리적 특성

구 분		1U	2U
크기(mm)		107.4 × 107.6 × 117	112.4 × 113.17 × 244.7
질량(kg)		0.81778	2.2483
기준좌표계 기준의 무게중심 (mm)	x	50.661	50.589
	y	-47.873	-49.522
	z	59.091	126.88
형상중심으로부터 무게중심거리 (mm)	x	3.039	5.611
	y	-5.927	-7.063

	z	-0.591	32.23
무게중심 기준의 관성 텐서 (kg·m ²)	Ixx	1.5314E-03	0.1021E-01
	Iyy	1.5412E-03	0.1034E-01
	Izz	1.5112E-03	0.3848E-02
	Ixy	8.1505E-06	-0.5242E-05
	Iyz	-4.6784E-05	0.4457E-04
	Izx	-2.0728E-06	0.1678E-03

5.2 1U 큐브위성 해석 결과

10G 가속 상황에서의 1U 큐브위성의 변형을 살펴본 결과는 그림 19와 같다. 구조 해석을 위한 유한요소모델의 총 부품 개수는 612개이며 메쉬(mesh)의 노드(Node) 개수는 2458103개이고 요소(Element)는 1271770개로 설정하였다. 그림 19의 (a)는 변형 크기를 1:1비율로 시각화하여 나타낸 것이고 그림 19의 (b)는 변형 정도를 440배하여 나타낸 것이다. 1U 큐브위성 외벽 및 태양판의 변형은 거의 일어나지 않아 위성 내부 보드의 변형을 중심으로 해석 결과를 분석하였다.

그림 19의 (b)를 살펴보면 마그네토커 고정 장치 보드가 $2.3823 \times 10^{-5}m$ 가 가장 큰 변형을 보이는 것을 확인 할 수 있다. 그 다음으로는 위에서 3번째에 위치한 통신계의 송수신기 보드가 약 $1.8 \times 10^{-5}m$ 정도의 변형을 보였다. 이 결과를 통해 10G 가속 환경에서 변형으로 인한 파손이나 보드 사이의 물리적 충돌이 일어나지 않는다는 것을 알 수 있었다.

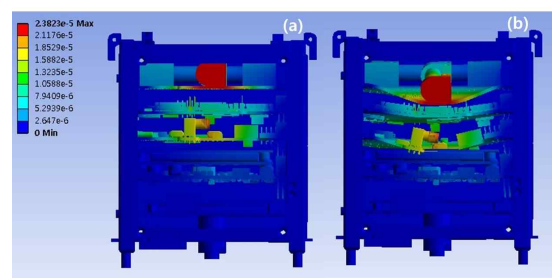


그림 19. 10G 가속 환경에서의 1U 큐브위성

Total deformation

(a) True scale (b) Auto scale(×440)

1U 큐브위성의 진동모드해석 결과는 표 2와 같다.

표 2. 1U 큐브위성의 모드별
고유진동수 및 변형정도

Mode	Frequency(Hz)	Deformation(m)
1	397.42	7.2808
2	436.45	9.908
3	541.25	7.3865
4	663.84	12.555
5	828.54	13.963
6	860.84	12.569

총 6개의 모드에 따른 고유 진동수 값을 예측하였으며 공진현상에 의해 예측되는 변형형상 및 위치는 그림 20과 같다.

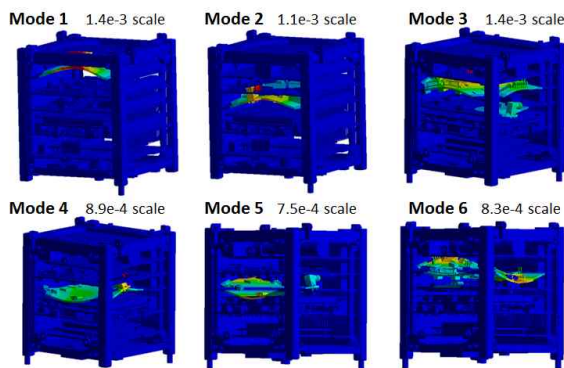


그림 20. 1U 큐브위성의 각 모드별
공진현상에 따른 변형형상

그림 20과 같이 모드에 따라 변형이 일어나는 보드는 다르나 그 형상은 비슷한 것을 확인할 수 있었다. 모드 1일 때 마그네틱 고정 보드에서 가장 큰 변형이 일어나며 이 외의 모드에서는 온 보드 컴퓨터 보드와 UHF 송수신 보드에서 큰 변형을 보였다.

5.3 2U 큐브위성 해석 결과

2U 큐브위성의 발사환경인 10G 가속 상에서 구조해석 결과는 그림 21과 같다. 1U의 경우와 마찬가지로 그림 21의 (a)는 실제 스케일과 같은 비율의 변형결과를 나타내는 것이고 그림 21의 (b)는 변형 결과를 110배의 스케일로 확대하여 나타낸다. 2U 큐브위성 또한 10G 가속을 -Z방향으로 받게 되어 XY면적이 다른 보드에 비해 상대적으로 무시할 수 있을 만큼 작으므로 내부 보드의 변형을 중심으로 구조해석을 진행하였다. 2U 위성 구조 해석을 위한 유한요소모델의 총 부품 개수는 293개이며 메쉬(mesh)의 노드(Node) 개수는 2309722개이고 요소(Element)는 918096개로 설정하였다.

그림 21 (b)와 같이 상단부에 위치한 리튬이온배터리를 제외하

고는 큰 변형이 일어나지 않는 것을 알 수 있다. 리튬이온배터리의 경우에는 2U 큐브위성에 들어가는 시스템 중 가장 큰 질량(256g)을 가진다. PC104 커넥터의 위치 때문에 배터리 보드의 질량 중심이 한쪽으로 치우치게 되어 그림 21의 (b)처럼 한쪽 방향으로의 변형이 많이 생기게 된다. 해석결과 리튬이온배터리의 변형은 약 $9.9234 \times 10^{-5}m$ 를 가지며 이는 1U 큐브위성의 마그네틱 고정 장치 보드 변형의 약 4배에 해당된다. 하지만 이 또한 시스템을 이루는 보드간 간격에 비하면 아주 미세한 변형이다. 이를 통해 발사체의 발사환경인 10G 가속 상에서 2U 큐브위성의 시스템 보드의 변형 정도는 보드 사이의 물리적 충돌로 인한 파손이 일어나지 않는 범위에서 일어난다는 것을 확인 할 수 있다.

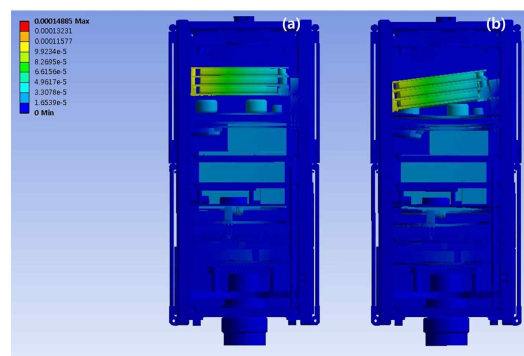


그림 21. 10G 가속 환경에서의
2U 큐브위성 Total deformation
(a) True scale (b) Auto scale(×110)

2U 큐브위성의 진동모드해석 결과는 표 3과 같다. 총 6개의 모드에 따른 고유 진동수 값을 예측하였으며 공진현상에 의해 예측되는 변형형상 및 위치는 그림 20과 같다.

표 3. 2U 큐브위성의 모드별
고유진동수 및 변형정도

Mode	Frequency(Hz)	Deformation(m)
1	126.77	12.569
2	131.26	5.8465
3	137.59	2.8789
4	172.71	68.548
5	182.01	2.9978
6	186.87	69.294

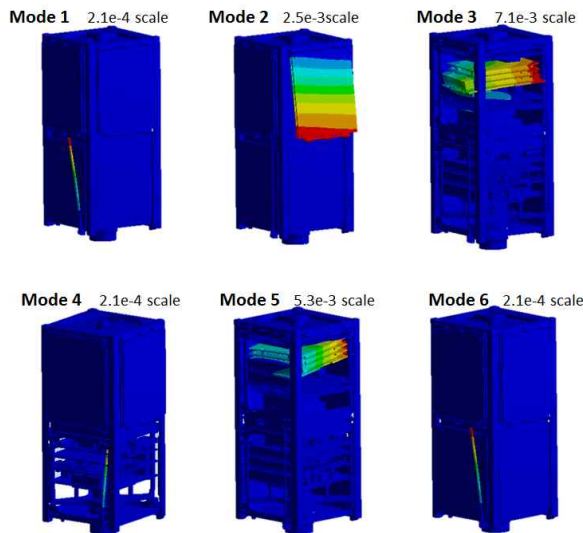


그림 22. 2U 큐브위성의 각 모드별
공진현상에 따른 변형형상

1U 큐브위성에 비해 2U 큐브위성의 경우 모드에 따른 고유진동수가 2배에서 4배정도 작은 값을 지니며 각 모드에서 공진현상에 의한 변형위치도 상이한 것을 확인할 수 있었다. 모드1, 모드4, 모드 6의 경우 그림22와 같이 UHF안테나 막대에서 변형이 일어나며, 모드 2의 경우 -X면의 이중전개형 태양판에서 변형이 일어나고, 모드3과 모드5의 경우 리튬이온배터리에서 변형이 일어남을 확인할 수 있었다.

6. 결 론

본 연구에서는 가상우주망원경을 구현하기 위한 핵심기술인 비전정렬시스템을 검증하기 위한 두 대의 큐브위성 구조를 설계하였다. 또한 발사환경을 모사하여 1U 큐브위성과 2U 큐브위성의 구조체에 미치는 하중에 따른 구조체 변형을 예측하였고 각 큐브위성 구조체의 모드별 고유진동수 값을 확인하였다. 각 큐브위성에 탑재되어 두 큐브위성을 물리적으로 연결함과 동시에 원하는 시기에 분리가 가능하도록 하는 분리형 구조장치에 대한 설계를 수행하였다. 2U 큐브위성 구조체 내에 세 개의 모멘텀 휠과 네 개의 μ CAT 추력기를 같은 공간 내에 고정시켜 모듈화 시킴으로써 한정된 공간을 효율적으로 활용 할 수 있는 고정 장치를 설계하였다. 상단부에 십자 형태로 체결되며 힌지구조를 통해 축으로 연결되어 두 번 접혀 탑재되는 이중전개형 태양판 구조를 설계하였다. 또한 이중전개형 태양판이 전개되는 순간 큐브위성 구조체의 동특성을 분석 및 예측하여 전개 후에도 안정적인 자세 유지가 가능하도록 힌지구조 설계에 반영하였다. 이 연구에서 설계된 두 대의 큐브위성은 비전정렬임무를 주어진 우주환경에서 성공적으로 수행하는데 요구되는 메커니즘 및 구조체의 안정성을 확인하였고, 전체 시스템의 하드웨어를 모두 문제없이 탑재할 수 있음을 확인하였다. 이를 통해 우주환경에서 임무 수행 시 구조

적 문제가 없을 것으로 예상된다.

감사의 글 : 본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 우주핵심기술 개발사업으로부터 지원받아 수행되었습니다. (2013 M1A3A3A02042448).

참고문헌

- (1) Adam Thurn, Steve Huynh, Steve Koss, Paul Oppenheimer, Sam Butcher, Jordan Schlater, Peter Hagan., 2012, "A Nichrome Burn Wire Release Mechanism for CubeSats," *Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium*,
- (2) Samudra E. Haque et al., 2013, "Micro Cathode Arc Thruster PhoneSat Experiment for Small Satellites." *The 33rd International Electric Propulsion Conference*,
- (3) Edmund Burke, Matt Barsotti. 2011, "High-Power Deployable Solar Panel Arrays for NanoSats and MicroSats" *AIAA Responsive Space Conference*.

정관 및 규정

사단법인 한국우주과학회 정관	164
사단법인 한국우주과학회 시행세칙	166
사단법인 한국우주과학회 사무국 규정	168
한국우주과학회 학술지 투고 규정	168
연구윤리위원회의 설치·운영에 관한 규정	172
포상위원회 운영에 관한 세부 규정	174
임원 선출에 대한 규정	175
사단법인 한국우주과학회 용역사업 규정	175

■ 사단법인 한국우주과학회 정관 ■

1995년 5월 3일 제정
1996년 5월 4일 개정

제1장 총칙

제1조 (목적) 이 법인은 사회일반의 이익에 공여하기 위하여 공익법인의 설립운영에 관한 법률의 규정에 따라 우주과학의 발전과 그 응용 및 보급에 기여하고 나아가 과학의 발전에 이바지함을 목적으로 한다.

제2조 (명칭) 이 법인은 사단법인 한국우주과학회(이하 본 학회라 한다)라 칭하고, 영어명칭은 The Korean Space Science Society로 한다.

제3조 (사무소의 소재지) 본 학회의 주된 사무소는 서울특별시 서대문구 신촌동 134 연세대학교 천문대 내에 둔다

제4조 (사업) 본 학회는 제 1조의 목적을 달성하기 위하여 다음의 목적사업을 행한다.

1. 학술적 회합의 개최
2. 학술간행물의 발행 및 배포
3. 학술자료의 조사, 수집, 교환
4. 학술의 국제교류
5. 과학기술진흥에 관한 지원 및 건의
6. 기타 본 학회 목적에 적합한 사업

제5조 (법인 공여이익의 수혜자)

1. 본 학회가 목적사업을 수행함에 있어서 그 수혜자에게 제공하는 이익은 이를 무상으로 한다. 다만, 부득이한 경우에는 미리 감독청의 승인을 받아 그 대가의 일부를 수혜자에게 부담시킬 수 있다.
2. 본 학회의 목적 사업의 수행으로 인하여 제공되는 이익은 수혜자의 출생지, 출신학교, 근무처, 직업 또는 기타 사회적 지위 등에 의하여 차별을 두지 않는다.

제2장 회원

제6조 (회원의 종류 및 자격) 본 학회 회원의 종류와 자격은 다음과 같다.

1. 정회원: 정회원은 우주과학에 관심을 갖는 개인으로서 대학에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학한 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정된 자
2. 학생회원: 학생회원은 대학 학부 과정에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학하고 있는 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정된 자
3. 공로회원: 공로회원은 정회원 중 평의회에서 학회에 대한 공로가 다대하다고 인정한 자
4. 명예회원: 명예회원은 우주과학에 공적이 현저하거나 본 학회의 목적달성에 다대한 공적이 있는 자
5. 찬조회원: 찬조회원은 본 학회에 다대한 공로 및 기부행위를 한 개인 또는 단체

6. 기관회원: 기관회원은 본 학회의 목적에 찬동하고 사업에 기여하는 학술 및 연구단체

제7조 (입회) 본 학회의 회원은 다음 각호에 따라 입회된다.

1. 본 학회의 회원이 되고자 하는 자는 정회원 2인의 추천을 얻어 입회를 신청한 자로 이사회 심의를 거쳐 정회원, 학생회원으로 구분, 입회가 승인되며 입회금과 회비를 납부함으로써 회원이 된다.
2. 명예회원 및 공로회원은 회장의 제청에 의하여 평의회의 의결을 거쳐 총회에서 추대한다.
3. 찬조회원 및 기관회원은 이사 또는 감사 2인의 추천에 의하여 이사회 승인을 받아야 한다

제8조 (의무와 권리) 본 학회 회원은 다음 각호의 의무와 권리를 갖는다.

1. 정관 및 의결사항의 준수와 회비납부의 의무
2. 회원은 연구발표를 할 수 있고, 회지에 기고할 수 있다.
3. 정회원은 학회 운영에 참여하며, 별도 규정이 정한 바에 따라 선거권과 피선거권을 갖는다.

제9조 (회원의 탈퇴 및 정권)

1. 본 학회 임원은 임의로 탈퇴할 수 있다.
2. 본 학회의 회원으로서 본 학회의 목적에 배치되는 행위 또는 명예나 위신에 손상을 가져오는 행위를 하였을 때에는 이사회 결의로써 정권 또는 제명할 수 있다.

제3장 임원

제10조 (임원) 본 학회에 다음 임원을 둔다.

1. 회 장 1인
2. 부회장 1인 이상 3인 이내
3. 감사 2명
4. 이사 15인 이상 20인 이내 (회장, 부회장 포함)

제11조 (임원의 임기)

1. 임원의 임기는 2년으로 한다. 다만, 회장은 연임할 수 없다.
2. 임원의 임기 중 결원이 생긴 때에는 2개월 이내에 이사회에서 보선하고, 보선에 의해 취임한 임원의 임기는 전임자의 잔여기간으로 한다.
3. 임원은 임기가 끝난 후일지라도 후임자가 선출 확정될 때까지는 그 직무를 분담한다.

제12조 (임원의 선임방법)

1. 회장은 총회에서 선출하고 부회장, 이사 및 감사는 평의회에서 선출한다.
2. 임기전의 임원의 해임은 그 임원을 선출한 총회의 결의를 거쳐 과학기술부 장관의 승인을 받아야 한다.

제13조 (회장 및 부회장의 직무)

1. 회장은 본 학회를 대표하고 학회 업무를 통리하며, 총회, 평의회, 이사회 의장이 된다.
2. 부회장은 회장의 직무를 보좌하며 회장 유고시 부회장 중 연장자가 회장의 직무를 대행한다.

제14조 (이사의 직무)

1. 이사는 이사회에 출석하여 학회의 업무에 관한 사항을 의결하며, 평의원회 또는 회장으로 부터 위임받은 사항을 처리한다.
2. 필요에 따라 이사 중에서 총무, 재무, 학술 이사 등을 둘 수 있다.

제15조 (감사의 직무) 감사는 다음 각호의 직무를 행한다.

1. 학회의 재산상황을 감사하는 일
2. 이사회의 운영과 그 업무에 관한 사항을 감사하는 일
3. 제 1호 및 2호의 감사결과 부정 또는 불법한 점이 있음을 발견할 때에는 이를 이사회, 총회에 그 시정을 요구하고 그래도 시정치 않을 때에는 과학기술부 장관에게 보고하는 일
4. 제 3호의 보고를 하기 위하여 필요한 때에는 총회 또는 이사회의 소집을 요구하는 일
5. 학회의 재산상황, 또는 총회, 이사회의 운영과 업무에 관한 사항에 대하여 회장 또는 총회, 이사회에서 의견을 진술하는 일
6. 총회, 평의원회, 및 이사회의 회의록에 기명 날인하는 일

제4장 총회

제16조 (총회의 구성 및 기능) 총회는 정회원으로 구성하고 다음 사항을 결의한다.

1. 회장 선출에 관한 사항
2. 정관 변경에 관한 사항
3. 예산 및 결산서 승인
4. 사업계획의 승인
5. 기타 중요한 사항

제17조 (총회 소집)

1. 총회는 정기총회와 임시총회로 나누고 이를 회장이 소집하되 그 의장이 된다. 정기총회는 년 1회, 임시총회는 필요에 따라 소집할 수 있다.
2. 의장은 회의안건을 명기하여 회의 7일전에 각 회원에게 통보하여야 한다.
3. 총회는 제 2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다.

제18조 (총회의결과 정족수)

1. 총회는 국내에 있는 정회원 5분의 1이상의 출석으로 개최한다.
2. 총회의 의사는 출석한 정회원의 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만, 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다.

제19조 (총회소집의 특례)

1. 회장은 다음 각호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집 요구일로부터 20일 이내에 총회를 소집하여야 한다.
 - ① 재적이사 과반수가 회의의 목적을 제시하고 소집을 요구한때
 - ② 제 15조 제 4호 규정에 따라 감사가 소집을 요구한때
 - ③ 국내에 있는 정회원의 10분의 1이상이 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때

2. 총회 소집권자가 권위되거나 또는 이를 기피함으로써 총회소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수 또는 국내에 있는 정회원 10분의 1이상의 찬성으로 과학기술부 장관의 승인을 받아 총회를 소집할 수 있다.
3. 제 2항에 의한 총회는 출석 이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다.

제20조 (총회의결 제적사유) 의장 또는 정회원이 다음 각 호의 하나에 해당하는 때에는 그 의결에 참여하지 못한다.

1. 임원 취임 및 해임에 있어 자신에 관한 사항
2. 금리 또는 재산의 접수를 수반하는 사항으로서 정회원 자신과 학회의 이해가 상반되는 사항

제5장 평의원회

제21조 (평의원의 자격 취득과 상실)

1. 정회원 중 다음 각호의 자격 중 그 하나를 갖고 평의원 3인의 추천을 받아 입회원서를 제출한 자로 이사회의 승인을 얻어 평의원 회비를 납부함으로써 평의원이 될 수 있다. 평의원의 수는 30명 이상 100명 이하로 한다.
 - ① 대학의 조교수, 연구소의 선임 연구원 이상 또는 이와 동등한 자격을 갖춘 자
 - ② 대학, 전문대학 및 연구소 등에서의 교육과 연구 경험 5년 이상인 자
 - ③ 최근 5년간 본 학회의 정회원이었던 자
 - ④ 기타 평의원회에서 특별히 승인된 자
2. 다음의 각호에 해당하는 경우 평의원직을 상실한다.
 - ① 자의로 사직하는자
 - ② 3년 이상 회비를 납부하지 않고 학회활동 등을 하지 않은자
 - ③ 기타 이사회에서 평의원의 자격이 없다고 결정된 자

제22조 (평의원회의 직무)

1. 평의원회는 국내에 있는 평의원 3분의 1 이상의 출석으로 개최하고, 출석 평의원 과반수로서 회장을 제외한 임원의 선출과 기타 중요 사항을 의결한다.
2. 평의원회는 정기총회시 또는 회장이 필요하다고 인정하거나 국내에 있는 평의원 4분의 1이상이 목적을 제시하여 소집을 요구한때 회장이 이를 소집하고 그 의장이 된다.
3. 평의원회의 의사는 서면 결의에 의할 수 없다.

제6장 이사회

제23조 (이사의 구성 및 기능) 이사회는 회장, 부회장 및 이사들로 구성되며 다음의 사항을 심의 의결한다.

1. 업무집행에 관한 사항
2. 사업계획 운영에 관한 사항
3. 예산 결산서 작성에 관한 사항
4. 총회와 평의원회에서 위임받은 사항
5. 이 정관에 의하여 그 권한에 속하는 사항
6. 기타 중요한 사항

제24조 (의결 정족수)

1. 이사회는 이사 정원수의 과반수가 출석하지 아니하면 개최하지 못한다.
2. 이사회 의사는 출석이사 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다.
3. 감사는 이사회에 출석하여 의견을 진술할 수 있다.

제25조 (이사회 소집)

1. 이사회는 회장이 소집한다.
2. 이사회를 소집하고자 할 때에는 적어도 회의 7일전에 목적을 제시하여 각 이사에 통지하여야 한다.
3. 이사회는 제 2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다. 다만 재적이사 전원이 출석하고 출석이사 전원의 찬성이 있을 때에는 통지하지 아니한 사항이라도 이를 부의하고 의결할 수 있다.

제26조 (이사회 소집의 특례)

1. 회장은 다음 각 호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집요구일로부터 20일 이내에 이사회를 소집하여야 한다.
 - ① 재적이사 과반수로부터 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때
 - ② 제 15조 제 4호의 규정에 의하여 소집을 요구한때
2. 이사회 소집권자가 결위되거나 또는 이를 기피함으로써 7일 이상 이사회 소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수의 찬성으로 과학기술부 장관의 승인을 받아 소집할 수 있다.
3. 제 2항에 의한 이사회는 출석이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다.

제27조 (서면결의 금지) 이사회 의사는 서면결의에 의할 수 없다.

제7장 재산 및 회계

제28조 (재정) 본 학회의 재정은 다음의 수입금으로 충당한다.

1. 회원의 회비
2. 재산의 과실
3. 사업 수익금
4. 기부금 및 기타 수익금

제29조 (회계년도) 본 학회의 회계년도는 정부 회계년도에 따른다.

제30조 (세입, 세출, 예산) 본 학회의 세입, 세출, 예산은 매 회계년도 개시 1개월 전까지 사업계획서와 함께 이사회 의결과 총회의 승인을 얻어 과학기술부에 제출한다.

제31조 (예산외의 채무부담 등) 예산외의 채무의 부담이나 채권의 포기는 총회의 의결을 거쳐 과학기술부 장관의 승인을 받아야 한다.

제8장 보칙

제32조 (해산) 본 학회를 해산하고자 할 때에는 총회에서 국내에 있는 재적 정회원 3분의 2이상의 찬동으로 의결하여 과학기술부 장관의 허가를 받아야 한다.

제33조 (해산법인의 재산 귀속) 본 학회가 해산할 때의 잔여재산은 과학기술부 장관의 허가를 받아 국가 또는 지방자치단체에 귀속된다.

제34조 (정관 개정) 본 학회의 정관을 개정하고자 할 때에는 재적이사 3분의 2이상의 찬성과 총회의 승인을 얻어야 한다.

제35조 (시행 세칙) 이 정관의 시행에 필요한 세부적인 사항은 이사회에서 정하여 총회의 승인을 얻어야 한다.

제36조 (공고사항 및 방법) 법령의 규정에 의한 사항과 다음 각 호의 사항은 이를 일간신문에 공고함을 원칙으로 한다.

1. 법인의 명칭
2. 본 학회의 해산
3. 법인 운영과 관련하여 이사회에서 공고하기로 의결한 사항

제37조 (설립당초의 임원 및 임기) 본 학회의 설립 당초의 임원 및 임기는 다음과 같다.

	성명	현직	전화번호	임기
회장	오규동	전남대학교 교수	062-520-6965	94.5-96.5
부회장	정장해	충북대학교 교수	0431-61-2313	94.5-96.5
이사	강영운	세종대학교 교수	02-460-0234	94.5-96.5
이사	김천회	충북대학교 교수	0431-61-3139	94.5-96.5
이사	김철회	전북대학교 교수	0652-70-2807	94.5-96.5
이사	김호일	천문대 연구원	042-865-3217	94.5-96.5
이사	민경옥	한국과학기술원 교수	042-869-2525	94.5-96.5
이사	박경윤	시스템공학센터 연구원	042-869-1571	94.5-96.5
이사	서경원	충북대학교 교수	0431-61-2315	94.5-96.5
이사	이영옥	연세대학교 교수	02-361-2689	94.5-96.5
이사	이용복	서울교육대학교 교수	02-580-5456	94.5-96.5
이사	이우백	표준연구원 천문대장	042-865-3215	94.5-96.5
이사	조경철	한국우주환경 연구소장	02-761-0031	94.5-96.5
이사	천문식	연세대학교 교수	02-361-2685	94.5-96.5
이사	최규홍	연세대학교 교수	02-361-2686	94.5-96.5
이사	한원용	천문대 연구원	042-865-3217	94.5-96.5
감사	나일성	연세대학교 교수	02-361-2681	94.5-96.5
감사	이용삼	충북대학교 교수	0431-61-2314	94.5-96.5

부칙

1. 이 정관은 감독청의 허가를 받은 날로부터 시행한다
2. 1996년 5월 4일 제13차 정기총회에서 제4조, 제7조, 제8조, 제11조, 제12조, 제13조, 제14조, 제21조, 제22조, 제23조, 제25조 개정

■ 사단법인 한국우주과학회 시행세칙 ■

제1장 회비 규정

1996년 5월 4일 제정
1998년 10월 23일 개정
2000년 10월 20일 개정
2002년 10월 18일 개정

2007년 11월 30일 개정
2013년 2월 6일 개정

제1조 본 학회 정관 제 4조, 제28조 1항과 제 35조에 근거하여 회원에게 징수하는 연회비에 관한 사항을 정한다.

제2조 회원이 보직에 따라 납부해야 할 연회비는 다음과 같다.

1. 회 장: 50만원
2. 부회장: 30만원
3. 감사와 이사: 10만원
4. 평의원: 6만원
5. 일반회원(위 1-4호의 해당자를 제외한 정회원): 3만원
6. 학생회원(대학재학생): 1만원
7. 공로회원, 명예회원, 찬조회원: 면제
8. 기관회원 : 5만원

제3조 2년 이상 해외 체류하는 자에 한하여 연회비를 면제할 수 있다.

- 부 칙
1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다.
 2. 이 규정은 1998년 10월 23일부터 시행한다.
 3. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.
 4. 이 규정은 2003년 1월 1일부터 시행한다.
 5. 이 규정은 2008년 1월 1일부터 시행한다.
 6. 이 규정은 2013년 2월 6일부터 시행한다.

제2장 선거권과 피선거권 규정

1996년 5월 4일 제정
2000년 10월 20일 개정

제1조 본 학회의 정관 제 8조와 제35조에 관련하여 선거권과 피선거권에 관한 사항을 정한다.

제2조 선거권은 정회원 자격을 취득한지 만 1년이 경과된 자에 한하며, 피선거권은 평의원만이 있다.

- 부 칙
1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다.
 2. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.

제3장 위원회, 분과회, 연구회

2000년 10월 20일 제정
2010년 4월 29일 개정
2011년 10월 27일 개정

제1조 본 학회의 정관 제 4 조의 학회 활동에 관련하여 위원회, 분과회, 그리고 연구회에 관한 사항을 정한다.

제2조 (정의)

1. (위원회) 학회원의 학술활동을 학회 차원에서 지원하기 위하여 위원회를 둔다.
2. (분과회) 학회원의 전문분야별 자율적 학술활동을 위하여 분과회를 둔다.
3. (연구회) 학회원의 특정 목적 학술 활동을 위하여 연구회를 둔다.

제3조 (구성 및 임원)

1. 상설 위원회는 편집위원회, 포상위원회, 학술대회준비위원회를 둔다.
2. 특별 위원회는 학회의 필요에 따라 수시로 구성 및 해산을 할 수 있다.
3. 분과회의 전문 분야는 학회원들의 자율적 논의와 참여를 통하여 정할 수 있다.
4. 연구회의 특정 학술 활동 분야는 대내외적 요구에 따라 수시로 정할 수 있다.
5. 임원은 이사회의 동의를 얻어 회장이 임기를 정하여 임명한다.

제4조 (활동)

1. 임원의 선출 및 조직의 구성을 위하여 세부 규정을 정하여야 한다.
2. 세부 사업계획은 자체적으로 결정하여 수립한다.
3. 세부 규정 및 세부 사업계획은 이사회에 보고하여야 한다.
4. 필요시 학회에서 예산 및 행정 지원을 할 수 있다.

제5조 (편집위원회)

1. (임무) 학회에서 발간하는 정기 학술지에 게재되는 논문의 심사, 편집 및 출판을 관장한다.
2. (위원구성) 학술이사가 위원장을 맡고, 국내위원은 15인 이내로 하며 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 국외위원은 15인 이내로 하며 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 모두 2년으로 한다.
3. (투고규정) 학술지 논문 투고규정 및 세부사항은 편집위원회에서 논의한 후 이사회의 의결을 거쳐 시행한다.

제6조 (포상위원회)

1. (임무) 학회를 통한 대내외 수상 관련 수상자 추천 및 선발을 관장한다.
2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다.
3. (규정) 추천 및 수상 관련 세부 규정을 둘 수 있으며, 이사회의 의결을 거쳐 시행한다.

제7조 (학술대회준비위원회)

1. (임무) 학회가 개최하는 정기 및 비정기 학술대회와 관련된 모든 것을 관장한다.
2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다.

- 부 칙
1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.
 2. 이 규정은 2010년 5월 1일부터 시행한다.
 3. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.

제4장 간행물

2000년 10월 20일 제정

제1조 본 학회의 정관 제 4조와 관련하여 본 학회에서 발간하는 간행물에 관한 규정을 정한다.

제2조 본 학회의 간행물에 대해서는 다음과 같이 정한다.

1. 정기 학술대회의 발표순서가 담긴 회보는 총무이사가 담당한다.
2. 논문집 우주과학회지는 편집위원회에서 담당한다.
3. 기타 우주과학전반에 걸친 간행물에 관한 토의 및 규정은 필요에 따라 위원회를 두어 담당한다.

부 칙 1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.

제5장 이사회 운영

2003년 10월 17일 제정

제1조 이사회 직무를 수행하기 어려운 이사는 휴직할 수 있다.

제2조 휴직한 이사는 본 학회의 정관 24조 1항의 정원수에서 제외한다.

부 칙 1. 이 규정은 2004년 1월 1일부터 시행한다.

■ 사단법인 한국우주과학회 사무국 규정 ■

2008년 4월 24일 제정

제1조 (사무국)

학회 업무를 원활히 수행하기 위하여 사무국을 두고 사무국 내에 서무과, 출판과, 정보처리과를 두고, 각과에는 약간 명의 직원을 둘 수 있다.

1. 사무국에는 국장, 과장, 일반직원의 직제를 둔다.
2. 서무과는 문서접수 발송, 회원관리와 회비징수, 총회, 평의원회, 이사회 등의 회의준비, 직인관리, 법인관련 업무, 자산관리, 회계 기타 서무일반을 분장한다.
3. 출판과는 회지, 회보 및 초록집의 출판, 광고, 회원 명부, 도서관리, 회지교환 및 기타 국제협력업무를 분장한다.
4. 정보처리과는 회원정보와 회계관리, 학술논문들의 데이터베이스, 학회 홈페이지와 서버관리업무를 분장한다.

제2조 (보수 및 용어의 정의)

1. 국장, 과장, 일반직원은 능력과 경력을 감안해서 적절한 보수를 지급한다.
2. 연봉이라 함은 매년 1월 1일부터 12월 31일까지 직원에게 지급되는 급여를 말한다. 연봉의 책정은 회계연도 개시 1개월 전까지 하여야 한다.
3. 연봉은 담당 업무를 기초로 하여 책정하며 직원과의 연봉계약으로 확정한다. 연봉책정 후 학회대표와 직원이 연봉계약서에 서명날인 함으로서 효력이 발생하고 매년 작성한다.
4. 봉급은 연봉의 1/13로 매월 말일 지급하며, 지급일이 휴일인 경우 그 전일에 지급한다. 발령월의 경우는 근무일 만큼 지급하고, 1년 이상 근속한 직원의 경우 해당월의 14일 경과 후 퇴직하였을 때에는 봉급 전액을 지급하고 14일 미만인 경우에는 일로 나누어 계산한다.
5. 퇴직금은 1년 이상 근속한 직원에게 지급하고, 년 1

개월 봉급으로 한다. 근무년수가 1년 미만인 때에는 퇴직금을 지급하지 않는다.

6. 퇴직금 지급방법은 연봉계약시 양자 합의에 의한다.

제3조 (직원의 채용) 직원의 신규임용은 공개 채용을 원칙으로 하고 다음 각호에 해당하는 자는 직원으로 채용하지 않는다.

1. 병역기피자
2. 법률에 의한 금지산자 및 그에 준하는 자
3. 기타 중대한 결격사유가 있는 자

제4조 (수습기간 및 처우)

1. 신규로 채용한 직원은 3개월의 수습기간을 둔다. 수습기간 중에는 정규 급여의 70%를 지급한다. 다만, 수습기간도 근무년수에 포함된다.
2. 수습기간 중 학회 업무에 적합하지 않다고 판정되는 경우 임용을 취소할 수 있다.

제5조 (휴가 및 용어의 정의)

1. 휴가는 유급휴가와 무급휴가로 하며 그 내용은 다음과 같다.
2. 유급휴가는 일반휴가, 특별휴가, 출산휴가로 한다.
 - ① 일반휴가는 1년간 개근한 직원에 대하여는 10일, 9월 이상 출근한 자에 대하여는 8일의 유급휴가를 준다. 2년 이상 계속 근무한 직원에 대하여는 근무연수 1년에 대하여 1일을 가산한 유급휴가를 준다. 다만, 그 휴가 총일수는 20일을 초과할 수 없다.
 - ② 특별휴가는 직원 본인의 결혼, 애경사 등을 위한 것으로 6일을 초과할 수 없다.
 - ③ 출산휴가는 3개월을 초과할 수 없다. 출산휴가 기간에는 봉급의 50%를 지급한다.
3. 위 ②항에 해당하지 않는 휴가는 무급휴가로 한다.

제6조 (직원의 정년)

직원의 정년은 다음과 같다.

사무국장 60세

기타직원 57세

제7조 이 규정에 명시되지 않은 사항은 한국과학기술단체총연합회의 관례에 따른다.

부 칙 1. (시행일) 이 규정은 이사회에서 승인된 날부터 유효하다.

2. (경과조치) 이 규정 시행 이전에 임용된 직원은 본 규정에 따라 임용된 것으로 한다.

■ 한국우주과학회 학술지 투고 규정 ■

1. PUBLICATION TYPES, QUALIFICATION FOR AUTHORSHIP

Five types of manuscripts are published in this journal: Editorials, Review Papers, Research Papers, Technical Papers, and Letters to the Editor.

Editorials:

Editorials are submitted by invitation only and will be on topics considered to be essential by the Editorial Board of the journal.

Review Papers:

Review papers will be published by direct submission as well as from invited experts. In both cases, the work will be subject to editorial review. Review papers should critically review topics not only to inform the reader of the background, but also to communicate the state of the art and outstanding research problems.

Research Papers:

Following peer review, original findings within the scope of the journal will be published. Critical and new results of experiments or theory should be described in full-length research papers.

Technical Papers:

Articles in this category introduce scientific work on novel skills dealing with new methods and techniques with results obtained from the methods.

Letters to the Editor:

Any issues of interests to the journal readership may be contained in letters to the editor. Letters concerning articles published earlier will conventionally be sent to the author of the previous publication for possible responses before publication.

2. RESEARCH AND PUBLICATION ETHICS

Research published in JASS must follow institutional, national, and international guidelines. For policies on research and publication ethics that are not stated in these instructions, the Guidelines on Good Publication Practice (<http://publicationethics.org/static/1999/1999pdf13.pdf>) should be applied.

Authorship

An author is defined as one who has made a significant contribution to the overall design and execution of the experiments; therefore, the Korean Space Science Society deems all authors responsible for the entire paper. Assistants should be listed as authors, but may be recognized in the Acknowledgements section.

Originality and Duplicate Publication

All submitted manuscripts should be original and should not be submitted to other scientific journals for consideration while under JASS review. No part of the accepted manuscript should be duplicated in other scientific journals without the permission of the Editorial Board. If duplicate publication related to the papers of this journal is detected, the authors will be announced in this journal, their institutes will be informed, and they will be penalized.

Conflict of Interest Statement

Authors should disclose any conflicts of interest in the manuscript.

3. PEER REVIEW PROCESS

Once manuscripts are submitted, they will be reviewed by two or more experts in the corresponding field. The Editorial Board may request that authors revise the manuscripts in light of the reviewers' suggestions. The authors should upload the revised files with a reply to each item in the reviewers' comments after revision of the manuscript. The authors should complete the revisions within 60 days after the request. If the authors want to extend the revision period to more than 60 days, they should negotiate with the Editorial Board. The manuscript review process should be completed after the second review. If the authors wish further revision, the Editorial Board may consider it. The Editorial Board will make a final decision on the approval for publication of the submitted manuscripts and can request any further corrections, revisions, and deletions of the article text if necessary.

The review and publication processes that are not described in the Instructions for Authors will be incorporated from the Editorial Policy Statements approved by the Council of Science Editors Board of Directors (http://www.councilscienceeditors.org/services/draft_approved.cfm).

4. COPYRIGHTS

The Korean Space Science Society requires a corresponding author to sign a copyright transfer agreement on the behalf of all the authors in order for the maintenance and protection of the Society's ownership and rights, as well as for the protection of the original authors from misappropriation of their work. If this agreement is not carried out, the Korean Space Science Society will not publish the manuscript. This agreement is sent with the proofs to the corresponding author.

5. PAGE CHARGES

Manuscripts accepted for publication in JASS will be charged a base fee of ₩300,000 (US \$300). An additional charge of ₩10,000 (US \$10) per page will be added to this. Authors must pay additional page charges for each color illustration. Charges may be changed without notice by the board according to the circumstances of the society.

6. SUBMISSION OF MANUSCRIPT

Authors must submit the manuscript file to the Editorial Office of the Korean Space Science Society using the online submission system of the journal at <http://www.ksss.or.kr>. We do not accept direct email submission to the Editor-in-Chief or Editors. Incomplete manuscripts will be returned to the author without review. Manuscripts submitted to the journal must represent reports of original research and must be written in English. Manuscripts are accepted for review under the condition that important parts of the study have not been published nor are being considered for publication. Also, no

submission can be published without approval by the institution and all the authors. The usual prerequisites for publication will be originality, clarity, and significance as relevant to a better understanding of Astronomy and Space Sciences.

7. MANUSCRIPT PREPARATION

Word Processors and Format of Manuscript:

Manuscripts should be submitted in the file format of Microsoft Word 2007 or a later version. Manuscripts should be formatted in A4 size, double-spaced, using a font size of 11 with margins of 2.5 cm on each side and 3 cm for the upper and lower ends. Pages should be numbered consecutively, beginning with the title page. Page numbers should be placed at the middle of the bottom of each page. There is no fixed maximum length for full-length papers, but they rarely exceed 30 double-spaced, typewritten pages on 210×297 mm (A4 size) including figures and tables.

Research and Technical Papers

The manuscript for a research or technical paper should be organized in the following sequence: title page, abstract and keywords, introduction, methods, results, conclusion, acknowledgments, references, tables, and figure legends.

Title page:

The title page should include the full title of the article, authors' names, affiliations, footnotes, and a short title. The title should emphasize the principal objectives covered by the paper. Authors' names should consistently and preferably be written in a standard form for all publications to facilitate indexing and avoid ambiguities. If some of the authors have different affiliations, use superscript numbers (1, 2, 3...) after the surnames of authors and before the names of their affiliations. Use a dagger (†) after the name of one designated corresponding author. The contact information for correspondence should include the mailing address, e-mail address, fax number, telephone number, and heading.

Abstract & Keywords:

The abstract should state the objectives and present salient conclusions in no more than 200 words. It should be a clear, concise summary describing the scope and purpose, methods or procedures, significant new results, and conclusions. The abstract should be written as one paragraph. At the end of the abstract, the keywords should be given in 3 to 6 words or phrases.

Introduction:

The paper should begin with an introduction that is written for the general reader of the journal as well as for the specialist. This section should include the background and objectives, together with significant prior works.

Methods:

The methods section should include sufficient information to

allow the results to be repeated. Refer to published procedures by citing both the original description and pertinent published modifications. Do not include extensive details unless they present a substantial modification. For commonly used methods, a simple reference is sufficient. If several alternative methodologies are commonly employed, it is useful to identify the methods briefly as well as to cite the references.

Results:

The results should be described in logical order using text, tables, and illustrations, to make clear the protocol of the study. Where appropriate, tests should be described and supported by a reference to the original citation of the test.

Conclusions:

The conclusions section should highlight key findings and compare the results of the work to appropriate findings of other studies. The conclusions should be based on the evidence presented in the paper.

Acknowledgments:

The acknowledgments section is placed at the end of body. It could cite financial and any other support.

References:

References must be obviously related to documents. In the text, references should be cited with the author's surname and year of publication. When reference is made to a work by two authors, both names should be given using "&" (e.g., Kim & Lee 1996); for three or more author names, give the first author followed by "et al." and the year (e.g., Park et al. 2010). Multiple references must be arranged in chronological order (e.g., Sohn 1982, Choi & Kang 1991, Ahn et al. 2003). If more than two papers with the same authors and publication years are cited, list a, b, c... after the year to clarify (e.g., Jung & Han 2011a,b). Only cite articles or books already published or in press, not unpublished work "in preparation."

In the references section, the references should be listed in alphabetical order by letter of first author's surname. List the first five authors followed by "et al." if there are more than five authors. If more than two papers with the same authors and publication years are cited, list a, b, c... after the year in publication order. Abstracts of conferences are not allowed to be included in the references. Lines after the first line of a reference are indented by one tab space ("hanging indent" in MS Word). The style for citing papers in periodicals is surname and initials of authors, title, journal name, volume, first and last page numbers, year, and digital object identifier (DOI) if it is available. The styles to be used for references are as follows:

Journal articles:

1. Kim C-H, Kim H-I, Yoon TS, Han W, Lee JW, et al., SW Lyncis-advances and questions, JASS 27, 263-278 (2010).
2. Kim C-H, Kim H-I, Yoon TS, Han W, Lee JW, et al., SW Lyncis-advances and questions, JASS 27, 263-278 (2010).

<http://dx.doi.org/10.5140/JASS.2010.27.4.263>

For journal articles, list the short title of the periodical. SIMBAD Astronomical Database abbreviations (<http://simbad4.cfa.harvard.edu:8080/simbad/sim-display?data=journals>) should be used. If in doubt about any journal abbreviation, write out the journal title in full, or use the ISO 4 standard (<http://www.issn.org/2-22660-LTWA.php>). The followings are some acronyms used for frequently cited journals:

<i>A&A</i>	<i>Astronomy and Astrophysics</i>
<i>A&AS</i>	<i>Astronomy and Astrophysics Supplement Series</i>
<i>AJ</i>	<i>Astronomical Journal</i>
<i>ApJ</i>	<i>Astrophysical Journal</i>
<i>ApJS</i>	<i>Astrophysical Journal Supplement</i>
<i>Ap&SS</i>	<i>Astrophysics and Space Science</i>
<i>ARA&A</i>	<i>Annual Review of Astronomy and Astrophysics</i>
<i>AZh</i>	<i>Astronomicheskij Zhurnal</i>
<i>BAAS</i>	<i>Bulletin of the American Astronomical Society</i>
<i>JRASC</i>	<i>Journal of the Royal Astronomical Society of Canada</i>
<i>JASS</i>	<i>Journal of Astronomy and Space Sciences</i>
<i>JGCD</i>	<i>Journal of Guidance, Control, and Dynamics</i>
<i>JGR</i>	<i>Journal of Geophysical Research</i>
<i>JKAS</i>	<i>Journal of the Korean Astronomical Society</i>
<i>MNRAS</i>	<i>Monthly Notices of the Royal Astronomical Society</i>
<i>MmRAS</i>	<i>Memoirs of the Royal Astronomical Society</i>
<i>PASJ</i>	<i>Publications of the Astronomical Society of Japan</i>
<i>PASP</i>	<i>Publications of the Astronomical Society of the Pacific</i>
<i>PKAS</i>	<i>Publications of the Korean Astronomical Society</i>
<i>PSS</i>	<i>Planetary and Space Science</i>
<i>QJRAS</i>	<i>Quarterly Journal of the Royal Astronomical Society</i>
<i>RevMexAA</i>	<i>Revista Mexicana de Astronomia y Astrofisica</i>

Book, Book in series:

3. Chandrasekhar S, Principles of stellar dynamics (Dover, New York, 2005), 242-255.
4. Holmberg E, Magnitudes, colors, surface brightness, intensity distributions absolute luminosities, and diameters of galaxies, in Stars and stellar systems, vol. 9, Galaxies and the universe, eds. Sandage A, Sandage M, Kristian J (Univ. Chicago Press, Chicago, 1975), 123-157.

Articles from book, conference or symposium proceeding:

5. Huchra JP, On the determination of cosmological parameters, in Inner space/outer space, eds. Kolb EW, Turner MS, Lindley D, Olive K, Seckel D (Univ. Chicago Press, Chicago, 1986), 65-71.
6. Kim K, Hwang J, Sung S, Geosynchronous magnetic field variations associated with the passage of interplanetary shocks or solar wind discontinuities, in 2007 AGU Fall Meeting, San Francisco, CA, 10-14 Dec 2007.

Technical report:

7. Mazanek DD, Roithmayr CM, Antol J, Park S-Y, Koons RH, et al, Comet/asteroid protection system (CAPS): preliminary space-based system concept and study results, NASA Langley Research Center Technical Report, NASA/TM-2005-213758 (2005).

Dissertation:

8. Park S-Y, Optimization and guidance of ascent trajectories with inequality constraints, PhD Dissertation, Texas A&M University (1996).

Website:

9. National Radio Astronomy Observatory, Very long baseline array [Internet], cited 2011 Feb 20, available from: <http://www.vlba.nrao.edu>.

Tables:

Each table should be prepared on a separate page and numbered with an Arabic numeral in the order of its appearance in the text. When it is difficult to present data that cannot be synthesized conveniently in the text, tables should be used. Authors should avoid repeating data in the text extensively that appears in the tables. Abbreviated names should be defined when they are used for the first time in each table. Tables should have a concise and informative title with the table content between horizontal lines. Vertical lines should not be used. The structure should be clear, with simple column headings giving all units. A table should not exceed one page when printed. Use lower case letters in superscripts (a, b, c...) for special remarks. Unaltered computer output and notation are generally unacceptable.

Figures:

Each figure or figure plate must have a caption written in one paragraph. For figure plates, a summary statement should precede the specific explanation of each figure. Abbreviated names are not allowed when they are used for the first time in each figure. The explanatory caption of each illustration should be understandable without references to the text. Number figures in order of citation. Authors should place the figure number in the lower-left corner of each figure, and the numbering order must be from left to right, and from top to bottom. Citations of figures in the text or parentheses are abbreviated, e.g., Fig. 1, Figs. 1 and 2, Figs. 1-3, (Fig. 1), (Figs. 1 and 2), (Figs. 1-3). When the text refers to both figures and tables, they may be mentioned in parentheses, e.g., (Table 1; Fig. 2) and (Tables 1-3; Figs. 4-6). Line drawings should be prepared in high quality using India ink on tracing paper. Computer-generated graphics must be produced with high tones and resolution. Photographs must be of sufficient contrast to withstand the inevitable loss of contrast and detail during the printing process. Authors should double check whether the text withstands reduction and remains legible if a figure or a figure plate is to be reduced. Electron and light microscopic figures must be original or scanned copies from the original.

Review papers

Review papers may be solicited or submitted. A comprehensive presentation of a topic should discuss previously published material. Topics of scientific consensus as well as topics that remain controversial may be dealt with in the reviews. A review is organized as follows: title page including abstract and keywords, introduction, body text, conclusions or summary, acknowledgments, and references. More than 5,000 words in the text, excluding references, will not be accepted.

Letters to the editor

Brief constructive comments about previously published articles and interesting new ideas should be submitted to Letters to the Editor. Letters to the editor should be submitted no more than 3 months after the paper has been published. Body text should not exceed 1,000 words and should have references. The final introductory paragraph must provide a rationale for the study starting with the phrase, 'In this letter, we...' The Editorial Board may edit the letter, and if necessary, the board may solicit the author for responses of the subject paper.

General points on text style

Verb tense:

Generally, authors should use the past tense or present perfect tense to delineate specific events in the past, including the procedures, observations, and data of the study that authors are reporting. Use the present tense for the authors' own general conclusions, firm conclusions of previous researchers, and generally accepted facts and phenomena. The Abstract, Methods, and Results are generally in the past tense or present perfect tense, whereas most of the Introduction and some of Conclusions are in the present tense. However, the tense may be different in a single sentence.

Units:

If authors describe length, height, weight, and volume, they should use standard metric units. Temperature should be given in degrees Celsius. All others should follow the International System of Units (SI). All units must be preceded by one space except percentage (%) and temperature (°C or °K).

Numbers:

Except when beginning a sentence in the text, numbers should be Arabic numerals. Authors should use commas if numbers are greater than 999, e.g., 1,984,826. The 24-hour system is used to indicate time, e.g., 20:00 hr.

Abbreviations:

Abbreviations must be used as an aid to the reader, rather than as a convenience of the author, and therefore their use should be limited. Generally, avoid abbreviations that are used less than 3 times in the text, including tables and figure legends. Standard SI abbreviations and units in astronomy are

recommended. Other common abbreviations are as follows (the same abbreviations are used for plural forms): hr (hour), sec (second), min (minute), day (not abbreviated), wk (week), month (mo), year (yr), g (gravity), SD (standard deviation of the mean), and SE (standard error of the mean).

■ 연구윤리위원회의 설치·운영에 관한 규정 ■

제정 2008년 1월 2일

제1장 총칙

제1조 (목적) 이 규정은 사단법인 한국우주과학회(이하 “학회”라 한다) 회원으로서 연구를 수행하는 자의 연구윤리를 확립하고 연구부정행위를 사전에 예방하며, 연구부정행위 발생시 공정하고 체계적인 진실성 검증과 처리를 위한 비상설 연구윤리위원회(이하 “위원회”라 한다)의 설치 및 운영 등에 관한 사항을 규정함을 목적으로 한다.

제2조 (정의) ① 연구부정행위(이하 “부정행위”라 한다)라 함은 다음 각 호가 정의하는 바와 같이 연구의 제안, 연구의 수행, 연구결과의 보고 및 발표 등에서 행하여진 위조·변조·표절·부당한 논문저자 표시·자료의 중복사용 등을 말한다. 다만, 경미한 과실에 의한 것이거나 데이터 또는 연구결과에 대한 해석 또는 판단에 대한 차이의 경우는 제외한다.

1. “위조”는 존재하지 않는 데이터 또는 연구결과 등을 허위로 만들어 내는 행위를 말한다.
 2. “변조”는 연구 재료·장비·과정 등을 인위적으로 조작하거나 데이터를 임의로 변형·삭제함으로써 연구 내용 또는 결과를 왜곡하는 행위를 말한다.
 3. “표절”이라 함은 타인의 아이디어, 연구내용·결과 등을 정당한 승인 또는 인용 없이 도용하는 행위를 말한다.
 4. “부당한 논문저자 표시”는 연구내용 또는 결과에 대하여 과학적·기술적 공헌 또는 기여를 한 사람에게 정당한 이유 없이 논문저자 자격을 부여하지 않거나, 과학적·기술적 공헌 또는 기여를 하지 않은 자에게 감사의 표시 또는 예우 등을 이유로 논문저자 자격을 부여하는 행위를 말한다.
 5. “자료의 중복사용”은 본인이 이미 출판한 자료를 정당한 승인 또는 인용없이 다시 출판하거나 게재하는 행위를 말한다.
 6. 타인에게 위 제1호 내지 제4호의 행위를 제안·강요하거나 협박하는 행위
 7. 기타 학계 또는 과학기술계에서 통상적으로 용인되는 범위를 현저하게 벗어난 행위
- ② “제보자”라 함은 부정행위를 인지한 사실 또는 관련 증거를 해당 연구기관 또는 연구지원기관에 알린 자를 말한다.
- ③ “피조사자”라 함은 제보 또는 연구기관의 인지에 의하여 부정행위의 조사 대상이 된 자 또는 조사 수행 과정에서 부정행위에 가담한 것으로 추정되어 조사의 대상

이 된 자를 말하며, 조사과정에서의 참고인이나 증인은 이에 포함되지 아니한다.

④“예비조사”라 함은 부정행위의 혐의에 대하여 공식적으로 조사할 필요가 있는지 여부를 결정하기 위하여 필요한 절차를 말한다.

⑤“본조사”라 함은 부정행위의 혐의에 대한 사실 여부를 검증하기 위한 절차를 말한다.

⑥“판정”이라 함은 조사결과를 확정하고 이를 제보자과 피조사자에게 문서로써 통보하는 절차를 말한다.

제3조 (적용범위) 이 규정은 학회 회원의 연구활동과 직·간접적으로 관련 있는 자에 대하여 적용한다.

제4조 (다른 규정과의 관계) 연구윤리 확립 및 연구진실성 검증과 관련하여 다른 특별한 규정이 있는 경우를 제외하고는 이 규정에 의한다.

제2장 연구윤리위원회의 설치 및 운영

제5조 (소속등) ①위원회는 학회내에 비상설위원회로 둔다.

제6조 (구성) ①위원회는 위원장 1인을 포함한 3인의 당연직 위원과 3인의 추천직위원으로 구성한다.

②당연직위원은 학회 부회장 2인과 학술이사로 하며, 추천직위원은 학회장이 임명한다.

③위원장은 학술이사로 한다.

④위원회는 특정한 안전의 심사를 위하여, 특별위원회를 둘 수 있다.

제7조 (위원장) ①위원장은 위원회를 대표하고, 회의를 주재한다.

②위원장이 부득이한 사유로 직무를 수행할 수 없는 때에는 위원장이 미리 지명한 위원이 그 직무를 대행한다.

제8조 (위원의 임기) ①위원의 임기는 위원회의 활동기한으로 제한한다.

제9조 (간사등) ①위원회의 원활한 업무수행을 위하여 간사 1인을 둘 수 있다.

②위원회의 각종 업무를 지원하기 위하여 전문위원을 둘 수 있다.

제10조 (업무) 위원회는 다음 각 호의 사항을 심의·의결한다.

1. 연구윤리 관련 제도의 수립 및 운영에 관한 사항
2. 부정행위 제보 접수 및 처리에 관한 사항
3. 예비조사와 본조사의 착수 및 조사결과의 승인에 관한 사항
4. 제보자 보호 및 피조사자 명예회복 조치에 관한 사항
5. 연구윤리 검증결과의 처리 및 후속조치에 관한 사항
6. 기타 위원장이 부의하는 사항

제11조 (회의) ①위원장은 위원회의 회의를 소집하고 그 의장이 된다.

②회의는 재적위원 과반수이상의 출석과 출석위원 3분의 2 이상의 찬성으로 의결한다.

③위원장은 심의안건이 경미하다고 인정할 때에는 서면심의로 대체할 수 있다.

④위원회에서 필요하다고 인정될 때에는 위원이 아닌 자를 출석케 하여 의견을 청취할 수 있다.

제12조 (경비) 위원회의 운영에 필요한 경비를 학회예산의 범위 내에서 지급할 수 있다.

제3장 연구진실성 검증

제13조 (부정행위 제보 및 접수)

①제보자는 학회에 구술·서면·전화·전자우편 등 가능한 모든 방법으로 제보할 수 있으며 실명으로 제보함을 원칙으로 한다. 다만, 익명으로 제보하고자 할 경우 서면 또는 전자우편으로 연구과제명 또는 논문명 및 구체적인 부정행위의 내용과 증거를 제출하여야 한다.

②제보 내용이 허위인 줄 알았거나 알 수 있었음에도 불구하고 이를 신고한 제보자는 보호 대상에 포함되지 않는다.

제14조 (예비조사의 기간 및 방법)

①예비조사는 신고접수일로부터 15일 이내에 착수하고, 조사시작일로부터 30일 이내에 완료하여 학회장의 승인을 받도록 한다.

②예비조사에서는 다음 각 호의 사항에 대한 검토를 실시한다.

1. 제보내용이 제2조제1항의 부정행위에 해당하는지 여부
2. 제보내용이 구체성과 명확성을 갖추어 본조사를 실시할 필요성과 실익이 있는지 여부
3. 제보일이 시효기산일로부터 5년을 경과하였는지 여부

제15조 (예비조사 결과의 보고)

①예비조사 결과는 위원회의 의결을 거친 후 10일 이내에 학회장과 제보자에게 문서로써 통보하도록 한다. 다만 제보자가 익명인 경우에는 그렇지 아니하다.

②예비조사 결과보고서에는 다음 각 호의 내용이 포함되어야 한다.

1. 제보의 구체적인 내용 및 제보자 신원정보
2. 조사의 대상이 된 부정행위 혐의 및 관련 연구과제
3. 본조사 실시 여부 및 판단의 근거
4. 기타 관련 증거 자료

제16조 (본조사 착수 및 기간)

①본조사는 위원회의 예비조사결과에 대한 학회장의 승인 후 30일 이내에 착수되어야 한다.

②본조사는 판정을 포함하여 조사시작일로부터 90일 이내에 완료하도록 한다.

③위원회가 제2항의 기간 내에 조사를 완료할 수 없다고 판단될 경우 학회장에게 그 사유를 설명하고 조사기간의 연장을 요청할 수 있다.

④본조사 착수 이전에 제보자에게 위원회 명단을 알려야

하며, 제보자가 위원 기피에 관한 정당한 이의를 제기할 경우 이를 수용하여야 한다.

제17조 (출석 및 자료제출 요구)

- ①위원회는 제보자·피조사자·증인 및 참고인에 대하여 진술을 위한 출석을 요구할 수 있다.
- ②위원회는 피조사자에게 자료의 제출을 요구할 수 있으며, 증거자료의 보전을 위하여 소속 기관장의 승인을 얻어 부정행위 관련자에 대한 실험실 출입제한, 해당 연구자료의 압수·보관 등의 조치를 취할 수 있다.
- ③제1항 및 제2항의 출석요구와 자료제출요구를 받은 피조사자는 반드시 이에 응하여야 한다.

제18조 (제보자와 피조사자의 권리 보호 및 비밀엄수)

- ①어떠한 경우에도 제보자의 신원을 직·간접적으로 노출시켜서는 아니되며, 제보자의 성명은 반드시 필요한 경우가 아니면 제보자 보호 차원에서 조사결과 보고서에 포함하지 아니 한다.
- ②제보자가 부정행위 제보를 이유로 징계 등 신분상 불이익, 근무조건상의 차별, 부당한 압력 또는 위해 등을 받은 경우 피해를 원상회복하거나 제보자가 필요로 하는 조치 등을 취하여야 한다.
- ③부정행위 여부에 대한 검증이 완료될 때까지 피조사자의 명예나 권리가 침해되지 않도록 주의하여야 하며, 무혐의로 판명된 피조사자의 명예회복을 위해 노력하여야 한다.
- ④제보·조사·심의·의결 및 건의조치 등 조사와 관련된 일체의 사항은 비밀로 하며, 조사에 직·간접적으로 참여한 자는 조사 및 직무수행 과정에서 취득한 모든 정보에 대하여 누설하여서는 아니 된다. 다만, 정당한 사유에 따른 공개의 필요성이 있는 경우에는 위원회의 의결을 거쳐 공개할 수 있다.

제19조 (제척·기피 및 회피)

- ①위원이 해당 사건과 직접적인 이해관계가 있는 경우에는 그 직무집행에서 제척된다.
- ②위원회는 직권 또는 당사자의 신청에 의하여 제척의 결정을 한다.
- ③위원에게 직무수행의 공정을 기대하기 어려운 사정이 있는 경우에는 제보자와 피조사자는 기피신청을 할 수 있다.
- ④위원은 제1항 또는 제3항의 사유가 있는 때에는 위원장의 허가를 얻어 회피할 수 있다.

제20조 (이의제기 및 변론의 권리 보장) 위원회는 제보자와 피조사자에게 의견진술, 이의제기 및 변론의 권리와 기회를 동등하게 보장하여야 한다.

제21조 (본조사결과보고서의 제출)

- ①위원회는 의견진술, 이의제기 및 변론내용 등을 토대로 본조사결과보고서(이하 “최종보고서”라 한다)를 작성하여 학회장에게 제출한다.
- ②최종 보고서에는 다음 각 호의 사항이 포함되어야 한다.

1. 제보 내용
2. 조사의 대상이 된 부정행위 혐의 및 관련 연구과제
3. 해당 연구과제에서의 피조사자의 역할과 혐의의 사실 여부
4. 관련 증거 및 증인
5. 조사결과에 대한 제보자와 피조사자의 이의제기 또는 변론 내용과 그에 대한 처리결과
6. 위원 명단

제22조 (판정) 위원회는 학회장의 승인을 받은 후 최종 보고서의 조사내용 및 결과를 확정하고 이를 제보자와 피조사자에게 통보한다.

제4장 검증 이후의 조치

제23조 (결과에 대한 조치)

- ①위원회는 학회장에게 다음 각 호에 해당하는 행위를 한 자에 대하여 징계조치를 권고할 수 있다.
 1. 부정행위
 2. 본인 또는 타인의 부정행위 혐의에 대한 조사를 고의로 방해하거나 제보자에게 위해를 가하는 행위
- ②징계조치에 관한 사항은 별도로 정할 수 있다.

제24조 (기록의 보관 및 공개)

- ①예비조사 및 본조사와 관련된 기록은 학회에서 보관하며, 조사 종료 이후 5년간 보관하여야 한다.
- ②최종보고서는 판정이 끝난 이후에 공개할 수 있으나, 제보자·위원·증인·참고인·자문에 참여한 자의 명단 등 신원과 관련된 정보에 대해서는 당사자에게 불이익을 줄 가능성이 있을 경우 공개대상에서 제외할 수 있다.

제5장 기 타

제25조 (시행세칙) 위원회는 이 규정의 시행을 위하여 필요한 세부사항을 별도로 정할 수 있다.

부 칙 1. (시행일) 이 규정은 2008년 1월 2일부터 시행한다.

■ 포상위원회 운영에 관한 세부 규정 ■

2011년 10월 27일 제정
2011년 12월 7일 개정

제1조 (목적) 본 학회 시행세칙 제3장 위원회, 분과회, 연구회의 제6조 포상위원회의 3.(규정)에 따라 포상에 관련된 추천 및 수상관련 세부 규정을 정함을 목적으로 한다.

제2조 (포상의 종류) 본 학회와 관련된 학술활동 및 대외활동에 있어서 큰 업적이 있는 경우 이에 대한 포상을 하며, 그 종류는 다음과 같다.

가. 학술상: 학문적 업적이 뚜렷한 회원에게 매년 가을 정기 총회에 시상한다.

나. 공로상: 학회의 발전에 커다란 공헌을 한 자(혹은 단체)에게 시상한다.

다. 특별상: 학회가 주관하는 활동에 대하여 그 업적이 뛰어난 경우 시상한다.

제3조 (선정기준) 제2조에서 정한 포상의 선정기준은 다음과 같다.

가. 학술상: 최근 3년간 우주과학회지에 논문을 게재한 회원 중에서 최근 3년간의 논문을 기준으로 하되 당해년 100%, 전년 50%, 전전년 25%를 적용하여 최우수자를 선정한다. 제1저자와 교신저자는 같은 주저자로 보며 학술상 수상은 10년 이내 2회로 제한한다.

나. 공로상: 학회의 발전에 지대한 공헌을 한 자 (혹은 단체)에게 학회가 공로상을 시상할 수 있으며, 공로상의 결정은 회장이 구성하는 특별위원회에서 결정한다. 공로상은 경우에 따라 이 상에 대한 특별한 명칭을 부여할 수 있다.

다. 특별활동상: 이 상은 별도의 뛰어난 학회활동이 있는 경우, 대외에서 지원받는 수상의 경우 등 특별한 학회활동의 경우에 한하며, 이 상의 수상은 그 특성에 따라 포상위원회에서 대상자를 추천하여, 회장이 결정한다.

제4조 (대외 추천요령) 대외에서 요청받는 포상에 대한 후보자 선정의 경우는, 적절한 기간을 설정하여 전체 회원에게 이 내용을 공지하며, 적절한 형태의 추천형식에 따라 추천을 받는다. 포상위원회에서 별도의 추천을 할 수 있다. 포상위원회에서는 이들 후보자 중에서 해당자를 선정하며, 회장이 결정한다.

단, 학술활동과 관련된 포상추천의 경우는 본학회학술지에 최근 3년 안에 논문을 게재한 학회 회원에 한하며, 최근 3년간 발표한 논문에 대한 본학회 포상위원회 논문평가표 결과를 참조하여 후보자를 선정한다.

제5조 (기타사항) 선정 기준이 정하여있지 않은 포상의 경우는 그 특성에 따라 수상자 혹은 후보자 선정기준을 별도로 적용할 수 있으며, 포상위원회에서 회장단과 협의하여 선정한다. 포상과 관련하여 기타 정하지 않은 사항은 포상위원회와 회장단이 협의하여 결정한다.

부 칙 1. 이 규정은 2011년 10월 27일부터 시행한다.

2. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.

■ 임원 선출 규정 ■

2011년 8월 26일 제정

2011년 12월 7일 개정

2007년 8월 30일 이사회에서의 회장선출 방법에 대한 결의 사항 및 2009년 10월 9일 평의원총회에서 이사회선출 방법에 대한 결의 사항에 근거하여, 2011년 8월 26일 임원회에서 임원선출 절차에 대한 내규를 다음과 같이 결정하였다.

1. 회장선출

가. 방법

선거권 있는 정회원 추천을 받은 자 중 추천인 수가 상위 2위(최소 추천인원 5명 이상, 추천방법은 학회 홈페이지를 통

해) 내에 드는 후보들과 역대 회장단회의에서 추천한 1명의 후보를 대상으로 총회에서 투표하여 다득점자를 회장으로 선출한다.

나. 절차

①회장 후보 추천 온라인 투표

②역대회장단회의에서 후보 추천

③온라인으로 추천된 후보자와 역대회장단회의에서 추천된 각각의 후보를 총회에서 발표하고 투표하여 다득점자로 회장을 선출한다.

다. 역대회장단회의

①역대회장단회의의 위원장은 전임임 회장으로 한다(2013년부터 시행).

②역대회장단은 전임 회장단 및 현 회장으로 구성한다.

③역대회장단회의에서 결정한 회장 후보에 대한 추천내용을 위원장이 이사회에 보고한다.

④역대회장단회의에서 결정한 회장 후보에 대한 추천내용을 위원장이 총회에 보고한다.

2. 이사선출

가. 방법

전체 이사의 1/2을 평의원 온라인 투표로 선출하고, 나머지 1/2은 차기 회장이 지명한다.

나. 절차

①이사 선출 온라인 투표는 평의원 1명이 후보 3명까지 추천한다.

②투표 결과 상위 다득점자로 이사의 1/2을 확정하고 평의원 총회 전에 수락 여부를 확인한다.

③선출된 이사 중에서 총회 당일 회장 또는 감사로 선출되어 결원이 생긴 경우 차득점 순으로 수락 여부를 거쳐 이사로 확정한다.

부칙 1. 이 규정은 2011년 9월 1일부터 시행한다.

2. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.

■ 한국우주과학회 용역사업 규정 ■

2011년 12월 7일 제정

제1조 (목적) 이 규정은 용역사업의 시행에 대하여 필요한 사항을 규정함을 그 목적으로 한다.

제2조 (적용범위) 이 규정은 외부로부터 수탁하거나 학회 예산으로 직접 수행하는 용역사업에 적용한다.

제3조 (사업구분) 학회에서 수행하는 용역사업은 정관 제4조의 사업 중 다음 각 호의 사업에 한한다.

① 우주과학 및 그와 관련된 분야의 기초 및 응용 연구, 연구 지원, 기술교육

② 우주과학 및 그와 관련된 분야의 자료의 발행과 보급

③ 국내외 관련 학회와의 기술 교류

④ 우주과학 및 그와 관련된 분야의 기준 및 규정의 제언

⑤ 정부, 공공단체, 기타 기관에 대한 자문 및 건의

⑥ 기타 학회의 목적을 달성하기 위한 사업

제4조 (연구진의 구성과 자격)

- ① 연구진은 연구책임자, 연구원, 보조연구원으로 구성하며, 사업의 규모, 기간 및 사업비 등을 고려하여 필요한 경우에는 총괄 연구책임자를 둘 수 있다.
- ② 연구진은 학회 회원으로 구성함을 원칙으로 한다. 다만, 학회에 해당분야 전공자가 없거나 보조연구원인 경우에는 예외로 할 수 있다.

제5조 (연구책임자의 자격과 선임)

- ① 총괄 연구책임자 또는 연구책임자(이하 “연구책임자”라고 칭함)는 학계의 지식과 경험이 풍부한 전문가로서, 특히 연구분야별로 연구진을 통솔하고 연구기획, 조정능력을 갖춘 자이어야 한다.
- ② 연구책임자는 학회 분과위원회, 전문성, 지역성을 최대한으로 고려하여 회장이 선임한다. 단, 의뢰자가 연구책임자를 지명할 경우 의뢰자의 뜻에 따라 선임함을 원칙으로 하되, 지명된 회원이 연구책임자로 부적합하다고 판단되는 경우에 회장은 의뢰자와 협의하여 연구책임자를 변경할 수 있다.

제6조 (연구책임자의 역할과 책임)

- ① 연구책임자는 연구진의 구성과 변경에 관하여 책임을 져야 한다.
- ② 연구책임자는 연구사업의 진행, 성과의 신뢰성, 연구기간의 엄수 등 계약서의 모든 사항을 책임져야 한다.
- ③ 연구책임자는 수탁용역사업 종료 후 1년 이내에 사업수행 성과에 대한 개요를 학회지 혹은 학회논문집에 게재하여야 한다.

제7조 (비용징수와 비용의 산정) 개인 또는 단체가 3조의 용역사업을 학회로 위탁하는 경우에는 필요한 비용을 징수한다. 용역비용 산정은 다음 각 호에 따른다.

- ① 용역비용은 교육과학부 장관이 고시하는 연구개발사업 처리규정의 제20조의 연구개발비 사용(이하 정부기준)의 범위 내에서 학회와 의뢰자가 협의하여 정한다.
- ② 전항에 규정되지 아니한 용역사업은 당해 사업 수행에 필요한 직접경비의 범위 내에서 학회와 의뢰자가 협의하여 정한다.

제8조 (정부기준 적용원칙) 정부기준의 적용은 다음에 따른다.

- ① 직접인건비: 당해 사업에 참여하는 회원 및 외부전문가의 인건비로서 정부기준을 적용한다.
- ② 직접경비: 당해 사업 수행에 직접 필요한 여비, 재료비, 인쇄비, 복사비, 시험비, 외부전문가 자문비 등을 포함한 실비를 계산 산출한다.
- ③ 간접경비: 간접경비의 계상은 의뢰자가 학회에 직접 의뢰한 경우는 전체 용역 금액의 20%로 하고, 의뢰자가 학회의 회원에게 직접 의뢰하였으나 그 회원이 학회를 통하여 수주하는 경우는 전체 용역 금액의 5%로 한다.

제9조 (용역비용의 수령 및 지출) 용역의뢰자가 용역기간 중에 용역비용의 일부만을 학회에 지급하고, 용역계약 만료 시 그 나머지 비용을 지급하는 경우, 학회는 원활한 연구 진행을 위해 필요한 비용을 연구책임자에게 선 지급할 수 있다.

제10조 (용역비용의 관리) 학회는 용역사업의 용역비용의 지출을 연구책임자와 협의 하에 관리할 수 있다.

제11조 자세한 운영내용은 운영세칙에 정한다.

부 칙 1. (시행일) 본 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.

한국우주과학회 32차 정기총회

일 시 : 2014년 10월 30일 17:40

장 소 : 제주 샤인빌 리조트

- | | |
|----------------------------------|----------|
| 1. 정족수 확인 | 총무이사 문홍규 |
| 2. 개회선언 | 회장 민경욱 |
| 3. 전회의록 낭독 | 총무이사 문홍규 |
| 4. 사업보고 | 총무이사 문홍규 |
| 5. 학술대회준비위원회 보고 | 위원장 이대영 |
| 6. 학술보고 | 학술이사 이 유 |
| 7. 포상위원회 보고 | 위원장 한원용 |
| 8. 감사보고 | 감사 양종만 |
| 9. 안건1. 2014년 결산(안) 심의 | 재무이사 조중현 |
| 10. 안건2. 2015년도 예산(안) 심의 | 재무이사 조중현 |
| 11. 안건3. 한국우주과학회 정관 개정 건 | 회장 민경욱 |
| 12. 안건4. 임원선출 규정 개정 건 | 회장 민경욱 |
| 13. 안건5. 학회운영에 대한 규정 제정 건 | 회장 민경욱 |
| 14. 안건6. 한국우주과학회 시행세칙 폐지 건 | 회장 민경욱 |
| 15. 기타토의 | 회장 민경욱 |
| 16. 폐회 | 다같이 |

■ 한국우주과학회 제31차 정기총회 회의록 ■

- 소집연월일 : 2013년 10월 23일(수) 17:00
- 개최 장소 : 여수 디오션리조트 거문고홀
- 개최 일시 : 2013년 10월 23일(수) 17:00 - 18:00
- 참석 회원 : 국내 거주하는 정회원 705명 중 143명 참석
(참석자 75명, 위임장 제출자 68명)

국내 거주 정회원 705명 중 정회원 75명 참석과 위임장을 제출한 정회원 68명 총 143명으로 정관 제18조 1항에 의거 총 정회원의 1/5이상(성원 141명) 출석하였으므로 김천휘 의장이 제31차 정기총회 개최를 선언한다.

■ 전회의록 낭독
이의 없이 유인물대로 채택되었음.

■ 보고사항

1. 사업보고(조중현 총무이사)

조중현 총무이사가 2013년도 정기 학술대회, 학술지와 학회보 발행, 이사회 회의, 임원회의, 역대회장단 및 현회장 회의에 대하여 보고하였으며 이의 없이 통과 됨

2. 학술대회준비위원회 보고(조중현 학술대회준비위원장)

조중현 학술대회준비위원장이 학술대회준비위원회 구성과 학술대회 개최실적에 대하여 보고하였으며 이의 없이 통과 됨

3. 학술보고(이 유 학술이사)

이 유 학술이사가 편집위원회 구성, 학술지 발간현황, 과총 학술지 평가 신청서 제출, 연구재단 학술지 계속평가, 학술지 국제화 노력에 대하여 보고하였으며 이의 없이 통과 됨

4. 포상위원회 보고(한원용 포상위원장)

한원용 포상위원장이 포상위원회 구성, 2013년 한국우주과학회 학술상 및 BDVA 수상자 선정, 제23회 과학기술우수논문상 수상자에 대하여 보고하였으며 이의 없이 통과 됨

5. 감사 보고(심은섭 감사)

심은섭 감사가 2013년 1월 1일부터 2013년 9월 30일까지의 업무 및 회계감사를 2013년 10월 14일에 실시하고 감사 결과를 보고하였으며 이의 없이 통과 됨

■ 의결 안건

안건 1. 2013년도 결산(안) 승인 건

손영중 재무이사가 2013년 결산(안)을 보고하였으며 동의와 제청으로 원안대로 승인 함

안건 2. 2014년도 예산(안) 승인 건

손영중 재무이사가 2014년도 예산(안)에 대하여 보고하였으며 동의와 제청으로 원안대로 승인 함

안건3. 제 16대 회장 선출 건

학회정관 제12조에 의해 당 법인의 대표권 있는 이사 김천휘의 2013년 12월 31일 임기만료로 인하여 차기회장을 선출하여 줄 것을 제안하여 임원 선출 규정에 따라 차기회장을 선출하다. 차기 회장 선출을 위하여 전체 정회원들로부터 온라인으로 후보를 추천 받은 결과 민경욱 회원(과기원)과 김호일 회원(천문연)이 후보로 추천되었고, 역대회장단회의에서는 민경욱 회원(과기원)을 추천하였다. 후보자로 추천된 김호일 회원(천문연)이 고사 의견을 밝혀 민경욱 회원(과기원) 단독 후보로 출마하여 의장이 찬·반 표결방법을 결정하여 줄 것을 제안하여 동의와 제청으로 거수 표결하기로 하였고, 그 결과 선거권 있는 정회원 75명이 투표에 참여하여 전원찬성으로 민경욱 회원이 차기 회장으로 선출됨을 김천휘 의장이 공표하고 민경욱 회원은 즉석에서 취임을 승낙함.

이상으로서 금일의 회의 목적인 안건이 전부 심의 종료되었으므로 의장이 폐회를 선언하다.

위 결의를 명확히 하기 위하여 본 의사록을 작성하고 의장과 출석한 이사와 감사가 다음에 기명날인하다.

폐회 오후 6시 00분

2013년 10월 23일
사단법인 한국우주과학회 제31차 정기총회

의 장 김 천 휘 ☐	부 의 장 민 경 욱 ☐
부 의 장 최 기 혁 ☐	총무이사 조 중 현 ☐
학술이사 이 유 ☐	재무이사 손 영 중 ☐
이 사 김 호 일 ☐	이 사 박 재 우 ☐
이 사 박 필 호 ☐	이 사 이 대 영 ☐
이 사 이 재 우 ☐	이 사 진 호 ☐
이 사 한 원 용 ☐	감 사 양 중 만 ☐
감 사 심 은 섭 ☐	

■ 사업보고 ■

1. 정기 학술대회 개최

- (1) 봄 학술발표회
- 장 소 : 롯데 부여리조트
- 일 시 : 2014년 4월 24일(목) 13:00 ~ 25일(금) 17:00
- 논문발표 : 196편
- (2) 가을 학술발표회
- 장 소 : 제주 샤인빌 리조트
- 일 시 : 2014년 10월 29일(수) 13:00 ~ 31일(금) 12:00
- 논문발표 : 279편

2. 학술지 및 학회보 발행

- (1) 영문학술지발간 : JASS Vol 31, NO. 1, 2, 3호 발간
(2) 한국우주과학회보 Vol 23, NO 1, 2호 발간

3. 이사회

- 회의 개최 및 주요안건
- 가. 2013년도 3차 회의(2013 10. 23.) 여수 디오션리조트
- 2014년 예산(안) 승인
 - 신입회원 인준: 정회원 41명, 학생회원 4명
 - 2013년(2013.1.1~09.30) 결산(안) 승인
 - 2014년 봄 학술대회 개최 장소: 회장단에 위임
- 나. 2014년 1차 회의(2014. 02. 06.) 대전시 리오왕 노은점
- 평의원 인준: 나자경 외 8명
 - 포상위원회 구성 승인: 위원장 한원용, 포상위원 4명
 - 학술대회준비위원회 구성 승인: 위원장 이대영, 준비위원 4명
 - 편집위원회 구성 승인: 위원장 이유, 부위원장 이은상, 편집위원 27명
 - 학회발전기획위원회 설치 승인: 위원장 김호일
 - 학회활동 역량강화 위원회 설치 승인: 위원장 최기혁
 - 편집위원회 운영 규정: 다음 이사회에서 승인키로 함.
 - 사무국 규정 변경 승인
- 다. 2014년도 2차 회의(2014. 04. 24.) 롯데 부여리조트
- 신입회원 인준: 정회원 39명, 학생회원 3명
 - 기관회원 인준: 국립전파연구원 우주전파센터
 - 학술대회 학생 등록비 지원: 정회원 1명
 - 2014년 학회 30주년 기념 가을 학술대회 개최 장소 승인: 제주 샤인빌 호텔
 - 편집위원회 운영규정 승인
 - 태양/우주환경 분과회 설립 승인: 2 년간 한시적 운영
 - 우주과학 임무개발 연구회 승인
 - 대외협력위원회 설립 승인: 위원장 김용기

■ 학술대회준비위원회 보고 ■

1. 학술대회준비위원회 구성

- 구성 : 2010년부터 상설위원회로 구성
- 임기 : 2014년 1월 ~ 2015년 12월
- 학술대회준비위원장 : 이대영
- 학술대회준비위원 : 김방엽, 이주희, 이재우, 최영준

2. 학술대회 개최 실적 보고

- (1) 2013년 가을학술대회 및 제31차 정기총회
- 행사명: 한국우주과학회 2013년 가을학술대회 및 제31차 정기총회
 - 장소: 여수 디오션리조트
 - 일시 : 2013. 10. 23.(수) 13:30 ~ 25.(금) 12:00
 - 발표논문 : 총 185편
(초청강연 2편, 구두발표 80편, 포스터발표 103편)
 - 참가인원 : 등록 225명
 - 총사업비 : 30,016,210원
- (2) 2014년 봄 학술대회
- 행사명: 한국우주과학회 2014년 봄 학술대회
 - 장소: 롯데 부여리조트
 - 일시: 2014. 4. 24.(목) 13:00 ~ 25.(금) 17:00
 - 발표논문: 총 195편
(초청강연 2편, 구두발표 94편, 포스터발표 99편)
 - 참가인원: 등록 248명
 - 총사업비: 30,249,680원
- (3) 2014년 가을학술대회 (10월 13일 현재)
- 행사명 : 한국우주과학회 2014년 가을 학술대회 및 제32차 정기총회
 - 장소 : 제주 샤인빌리조트
 - 일시 : 2014년 10월 29일(수) 13:00 ~ 31일(금) 12:00
 - 논문발표 : 초청강연 3편, 구두발표 130편, 포스터발표 145편, 총 278편
 - 등록인원 : 265명 (10월 13일 현재)
 - 사업비 예상 : 수입 49,000,000원 (과충지원금 880만원 포함) / 지출 48,000,000원
 - 연구홍보비 예상 : 수입 13,000,000원 / 14개 사업단 및 기업

■ 학술보고 ■

1. 편집위원회 구성

- 임기 : 2014년 1월 - 2015년 12월
- 편집위원장: 이 유
- 부편집위원장: 이은상
- 편집간사: 김숙경(2014.02.08.채용)
- 편집위원: 김방엽, 김상혁, 나자경, 박찬덕, 이대희, 이병선, 이수창, 이재진, 이주희, 이지윤, 임홍서, 지건화, 최영준, 최인호, Chung Yue Hui, Xinlin Li, Tapas Kumar Das, Edward F. Guinan, Soonthornthum, Paul A. Evenson, Ilya G. Usoskin, Tatsuki Ogino, David Ruffolo, Jeongwoo Lee, Eunhwa Kim

2. Journal of Astronomy and Space Sciences 발간

- (가) 출판현황
- 2013년 12월호 (Vol. 30, No.4)
영문 16편 출판
 - 2014년 3월호 (Vol. 31, No.1)
영문 12편 출판

- 2014년 6월호 (Vol. 31, No.2)
영문 9편 출판
- 2014년 9월호 (Vol. 31, No.3)
영문 10편 출판
- (나) 인쇄본 출판 : 학회 정회원과 기관회원 배부, 학회 보관 20부
- (다) On-line 출판 :
 - ① JASS 홈페이지(<http://janss.kr>)
 - ② KISTI에서 제공하는 과학기술학회마을
 - ③ 한국연구재단(KCI) ④ ADS
 등에서 무료로 원문 검색 가능

3. 학술지 국제화 노력

- 과편협 학술지 국제화를 위해 "Asian Science Editors' Conference & Workshop 2014" 참석(2014년 7월 3일~4일)
- OA 학술지 XML 협약체결 및 설명회 참석(2014년 8월28일)
- KPubS 학술지 편집인 세미나 참석(2014년 9월 18일)

■ 포상위원회 보고 ■

1. 포상위원회 구성

- 임기 : 2014년 1월 ~ 2015년 12월
- 위원장 : 한원용
- 위원 : 문홍규, 윤태석, 이 유, 진 호

2. 2014년 수상자 선정

- (1) 2014년 한국우주과학회 학술상 수상자 선정
 - 수상자 : 이 유 (충남대)
 - 수여일 : 2014년 10월 30일
- (2) Best Data Visualization Award (BDVA) 수상자
 - 매년 봄, 가을 학술대회 시 수여 : (주) 에스이랩 지원

수여일	성명	게재지명	논문제목
2014. 4. 24.	송영주 (항우연)	JASS Vol. 30, No. 4, 255-267 (2013)	Ground Contact Analysis for Korea's Fictitious Lunar Orbiter Mission
2014. 10. 30.	김정희 (경북대)	JASS Vol. 31, No. 2, 149-157 (2014)	Statistical Properties of Geomagnetic Activity Indices and Solar Wind Parameters

- (3) 제24회 과학기술우수논문상 수상
 - 수상자 : 박상영(연세대)
 - 수여일 : 2014년 7월 11일
 - 논문제목 : Collision Avoidance Algorithm for Satellite
Formation Reconfiguration under the Linearized
Central Gravitational Fields
 - 게재지명 : JASS 30권1호, 11-16
- (4) 2014년도 제14회 "올해의 여성과학기술자상"
 - 추천된 후보자가 없음.

■ 감사 보고 ■

(사)한국우주과학회 2014년 감사보고서

회계년도 : 2014. 1. 1. ~ 2014. 9. 30.

사단법인 한국우주과학회장 귀하

본 감사는 2014년 10월 16일, 2014년 1월 1일부터 2014년 9월 30일까지 한국우주과학회에 대한 회계감사 및 업무감사를 실시하였다.

회계부문에서는 회계기간에 해당하는 결산서, 손익계산서, 대차대조표를 검토한 결과 재무제표의 모든 항목이 제반 규정대로 정확하게 표시되었으며, 차년도 사업예산도 규정에 따라 적법하게 계획되었다. 재무제표를 뒷받침하는 회계장부와 지출결의서, 통장 등 증빙서류도 제대로 정리되었으며, 통장잔액과 장부잔액이 일치한다는 사실을 확인하였다.

학술행사 사업으로 2014년 봄 학술대회가 4월 24일~25일 부여 롯데리조트에서 개최되었으며, 총 248명 등록하여 196편의 논문이 발표되었다. 봄 학술대회 사업비로 30,249,680원 사용되어 예년과 비교할 때 예산집행이 적절하게 이루어졌다.

2014년 9월 30일 현재 학회 유동자산은 262,549,976원이며 보통예금으로 62,549,976원, 정기에금으로는 200,000,000원을 운영하고 있다. 한국과학기술단체총연합회 국제학술회의 지원금은 2013년 대비 6,300,000원 증가하였으며 이는 학회에서 예산확보를 위하여 각별히 노력한 성과로 보인다. 그 결과 2014년 10월 현재, 2013년 말 대비 총자산이 18,057,731원 만큼 증가하였다.

2014년에는 학회 홈페이지와 논문투고 시스템 제작, 편집간사 채용, 30주년 기념행사 등 전반적으로 예산 지출이 증액되었음에도 불구하고 학회 총 자산이 증가하여 이로부터 예산 확보와 자금운용이 효율적으로 이루어지고 있다는 사실을 확인하였다.

마지막으로, 학회예산 운영과 관련하여 현재 학회 명의로 예치한 정기에금 가운데 일부는 이번 30주년 기념 학술대회와 같은 특별한 기회에 학회 회원들에게 혜택이 돌아갈 수 있도록 지출할 것을 권고한다.

업무감사 내용은 아래와 같다.

사업부문에서는 2014년 발행된 JASS Vol.31, No.1 ~ No.3에 대한 학술지 발행사업비로 총 34,301,365원 사용되었다. 발행된 논문은 JASS 3월호(Vol.31, No.1) 12편, JASS 6월호(Vol.31, No.2) 9편, JASS 9월호(Vol.31, No.3) 10편 총 31편의 논문이 발간되었다.

2014년에는 과거 사무국장이 총무, 재무, 편집 업무를 총괄하는 업무 형태에서 총무이사는 총무 업무 전반을, 재무이사는 재무업무 전반을, 편집이사는 편집업무를 총괄하도록 하는 체제개편이 있었다. 이와 별도로 학술대회준비위원장과 산하 위원회가 학술회의 프로그램을 작성하고 총괄 관리토록 하여 인력을 재배치하고 학술회의 업무를 재분배한 점이 특히 주목할 만하다.

아울러, 사무과장은 사무업무를 담당하고 총무이사를 도와 학회운영을 보조하도록 하는 동시에, 편집위원장 아래에 부편집위원장과 편집간사를 두어 학회업무가 보다 효율화된 것으로 보인다.

본 감사는 차후 감사보고 시 회계뿐 아니라, 회원현황, 조직개편, 학술회의 개최, 학술지 발간을 포함하여 학회 전반에 관한 주요업무 내용과 주요 변경사항을 적시하여 보고할 것을 권고한다. 따라서 향후 감사에는 기존 회계감사에 업무감사가 포함되어야 한다.

2014년에는 학회 조직개편과 학회 웹사이트 개편, 논문투고 시스템 개선, 학회 정관개정 업무와 같은 많은 일들이 있었음에도 불구하고 전반적으로 학회운영이 원만하게 진행된 것으로 보인다.

이상과 같이 2014년 9월 30일 기준으로 한국우주과학회의 업무와 결산 회계처리내역을 감사한 결과 학회 창립 30주년 이후 도약을 위한 발판이 마련되었다고 판단하고 이에 서명 날인한다.

2014년 10월 16일

사단법인 한국우주과학회

감사 천문석 (인)

감사 양종만 (인)

■ 안건1. 2014년도 결산(안) 승인건 ■

1. 2014년도 결산서

당기 2014년 09월 30일 현재

단위: 원

전기 2013년 12월 31일 현재

수입			지출		
과목	금액		과목	금액	
1. 회비수입	17,510,000		1. 발행사업비	23,884,840	
1-1 연회비		15,510,000	1-1 인쇄비		11,836,600
1-2 특별회비		2,000,000	1-2 편집비		5,250,000
2. 기부금	0		1-3 영문교열, ME		2,900,820
2-1 지정기부금		0	1-4 심사비 외		3,647,420
3. 학술발표회	36,993,000		1-5 과편협등록비		250,000
3-1 봄학술대회		27,753,000	2. 학술행사비	30,249,680	
3-2 가을학술대회		9,240,000	2-1 봄학술대회		30,249,680
4. 게재료	19,396,220		2-2 가을학술대회		-
4-1 JASS		19,396,220	2-3 비정기학술대회		-
5. 광고수입	8,300,000		3. 비정기활동사업비	-	
5-1 연구홍보		5,300,000	3-1 대중화 사업 등		-
5-2 기업광고		3,000,000	4. 위원회 사업비	-	
6. 지원금	31,100,000		5. 회의비	2,567,900	
6-1 과총		31,100,000	5-1 이사회/임원회		1,812,700
6-2 연구재단		-	5-2위원회		755,200
6-3 기타지원금		-	6. 용역비	-	
7. 용역비	-		6-1 용역직접비		-
7-1 용역비		-	6-2 용역간접비		-
8. 사업수익	-		7. 급료와 임금	23,091,252	
8-1 용역간접비		-	7-1 내부인건비		21,595,510
9. 사업외수익	4,217,281		7-2 퇴직금정산		1,495,742
9-1 예금이자		4,212,551	8. 4대보험료	727,850	727,850
9-2 인지세		-	9. 우편료/통신비	180,440	180,440
9-3 사무지원비		-	10. 세금과공과/연회비	5,377,968	
9-4 국제환급금		4,730	10-1 연회비		2,550,000
10. 출판비	-		10-2 카드수수료		1,518,638
			10-3 법인등기비용		636,240
			10-4 기타공과금		657,590
			10-5 송금수수료		15,500
			11. 광고비	330,000	330,000
			12. 경조사비	150,500	150,500
			13. 인쇄복사비	-	-
			14. 사무용품비	4,992,800	4,992,800
			15. 출장비	2,391,210	2,391,210
			16. 제행사비	801,730	801,730
			17. 제잡비	-	-
			18. 정보화사업비	4,212,600	
			18-1 홈페이지리뉴얼		4,212,600
			19. 30주년기념사업비	500,000	500,000
수입계 ①	117,516,501		지출계 ④	99,458,770	
전년도 이월금 ②	244,492,245	(2013.12.31)	차기 이월금 (⑤=③-④)	262,549,976	*회계장부 잔액
합계 (③=①+②)	362,008,746		합계	362,008,746	

전년도 이월금	244,492,245
당기 손익(+)	18,057,731
차기이월금	262,549,976

2. 전년도(2013 회계년도) 결산서

단위(원)

기간 : 2013. 1. 1 ~ 2013. 12. 31.

수입			지출		
과 목	금 액		과 목	금 액	
1. 회비수입	22,750,000		1. 발행사업비	24,301,365	
1-1 연회비		19,750,000	1-1 인쇄비		16,450,700
1-2 특별회비		3,000,000	1-2 편집비		5,500,000
2. 기부금	0		1-3 영문교열, ME		440,665
2-1 지정기부금		0	1-4 심사비 외		1,410,000
3. 학술발표회	70,345,900		1-5 과편협등록비		500,000
3-1 봄학술대회		41,514,500	2. 학술행사비	67,010,340	
3-2 가을학술대회		28,831,400	2-1 봄학술대회		36,994,130
4. 게재료	27,219,600		2-2 가을학술대회		30,016,210
4-1 JASS		27,219,600	2-3 비정기학술대회		0
5. 광고수입	15,000,000		3. 비정기활동사업비	0	
5-1 연구홍보		10,500,000	3-1 대중화사업 등		0
5-2 기업광고		4,500,000	4. 위원회사업비	0	
6. 지원금	24,800,000		5. 회의비	1,695,600	
6-1 과총		23,800,000	5-1 이사회/임원회		1,284,400
6-2 연구재단		0	5-2 위원회		411,200
6-3 KISTI		0	6. 용역비	12,736,000	
6-4 과학재단		0	6-1 용역직접비		12,736,000
6-5 기타지원금		1,000,000	6-2 용역간접비		0
7. 용역비	30,000,000		7. 급료와 임금	17,941,420	
7-1 천문연		30,000,000	7-1 내부인건비		17,941,420
8. 사업수익	0		7-2 퇴직금정산		0
8-1 용역간접비		0	8. 보험료	878,300	
9. 사업외수익	868,685		8-1 4대보험료		878,300
9-1 예금이자		43,525	9. 우편료/통신비	1,622,960	
9-2 인지세		0	9-1 일반우편비		1,622,960
9-3 사무지원비		0	10. 세금과공과/연회비	7,185,235	
9-4 국세환급금		825,160	10-1 연회비(지학연,과총)		3,000,000
10. 출판비	5,134,400		10-2 카드수수료(3.52%)		2,914,995
		5,134,400	10-3 법인등기비용		0
			10-4 기타공과금		1,270,240
			11. 광고비	660,000	660,000
			12. 경조사비	300,000	300,000
			13. 인쇄복사비	0	0
			14. 사무용품비	306,800	306,800
			15. 출장비	1,967,700	1,967,700
			16. 제행사비	1,350,000	1,350,000
			17. 제잡비	0	0
			18. 정보화사업비	0	0
			18-1 홈페이지 리뉴얼		0
수입계 ①	196,118,585		지출계 ④	137,955,720	
전년도 이월금 ②	186,329,380	(2012.12.31)	차기 이월금 (⑤=③-④)	244,492,245	*회계장부 잔액
합 계 (③=①+②)	382,447,965		합 계	382,447,965	

전년도이월금	186,329,380
당기손익(+)	58,162,865
차기이월금	244,492,245

■ 안건2. 2015년도 예산(안) 승인 건 ■

1. 일반회계
- 2015년 수입(안)

(단위: 원)

기간: 2015. 1. 1. ~ 2015. 12. 31.

과 목	2015년 예산(A)		2014년 가결산(B)		증감(A-B)
	대분류	소분류	대분류	소분류	
1. 회비수입	26,000,000		23,510,000		2,490,000
1-1 연회비		23,000,000		20,510,000	2,490,000
1-2 특별회비		3,000,000		3,000,000	0
2. 기부금	0		0		0
2-1 지정기부금		0		0	0
3. 학술발표회	75,000,000		71,993,000		3,007,000
3-1 봄학술대회		35,000,000		27,753,000	7,247,000
3-2 가을학술대회		40,000,000		44,240,000	-4,240,000
4. 게재료	30,000,000		29,369,220		630,780
4-1 JASS		30,000,000		29,369,220	630,780
5. 광고수입	16,000,000		22,300,000		-6,300,000
5-1 연구홍보		9,000,000		9,300,000	-300,000
5-2 기업광고		7,000,000		13,000,000	-6,000,000
6. 지원금	18,000,000		31,100,000		-13,100,000
6-1 과총		18,000,000		31,100,000	-13,100,000
6-2 연구재단		0		0	0
6-3 기타지원금		0		0	0
7. 용역비	0		0		0
7-1 용역비		0		0	0
8. 사업수익	0		0		0
8-1 용역간접비		0		0	0
9. 사업외수익	6,370,000		9,237,281		-2,867,281
9-1 예금이자		5,370,000		4,232,551	1,137,449
9-2 인지세		0		0	0
9-3 사무지원비		0		0	0
9-4 국세환급금		1,000,000		5,004,730	-4,004,730
10. 출판비	0		0		0
합 계	171,370,000		187,509,501		-16,139,501

- 2015년 지출(안)

(단위: 원)

기간: 2015. 1. 1. ~ 2015. 12. 31.

과목	2015년 예산(A)		2014년 가결산(B)		증감(A-B)
	대분류	소분류	대분류	소분류	
1. 발행사업비	34,400,000		34,534,840		-134,840
1-1 인쇄비		16,000,000		15,336,600	663,400
1-2 편집비		3,000,000		6,000,000	-3,000,000
1-3 영문교열, ME		8,000,000		5,900,820	2,099,180
1-4 심사비 외		6,600,000		6,647,420	-47,420
1-5 과편협등록비		800,000		650,000	150,000
2. 학술행사비	72,000,000		70,249,680		1,750,320
2-1 봄학술대회		32,000,000		30,249,680	1,750,320
2-2 가을학술대회		40,000,000		40,000,000	0
2-3 비정기학술대회		0			0
3. 비정기활동사업비	0		0		0
3-1 대중화사업 등		0		0	0
4. 위원회사업비	0		0		0
5. 회의비	2,800,000		2,867,900		-67,900
5-1 이사회/임원회		1,800,000		2,012,700	-212,700
5-2 위원회		1,000,000		855,200	144,800
6. 용역비	0		0		0
6-1 용역직접비		0		0	0
6-2 용역간접비		0		0	0
7. 급료와 임금	34,450,000		32,541,252		1,908,748
7-1 내부인건비		31,800,000		29,395,510	2,404,490
7-2 퇴직금정산		2,650,000		3,145,742	-495,742
8. 보험료	1,800,000		967,850		832,150
8-1 4대 보험료		1,800,000		967,850	832,150
9. 우편료/통신비	240,000		210,440		29,560
9-1 일반우편비		240,000		210,440	29,560
10. 세금과공과/연회비	6,980,000		5,887,968		1,092,032
10-1 연회비		3,550,000		2,550,000	1,000,000
10-2 카드수수료		2,400,000		1,918,638	481,362
10-3 법인등기비용		0		636,240	-636,240
10-4 기타공과금		1,000,000		757,590	242,410
10-5 송금수수료		30,000		25,500	4,500
11. 광고비	660,000		660,000		0
12. 경조사비	300,000		300,500		-500
13. 인쇄복사비	0		0		0
14. 사무용품비	500,000		5,192,800		-4,692,800
15. 출장비	3,000,000		2,791,210		208,790
16. 제행사비	1,500,000		1,001,730		498,270
17. 제잡비	0		0		0
18. 정보화사업비	1,800,000		9,712,600		-7,912,600
18-1홈페이지리뉴얼		1,800,000		9,712,600	
19. 30주년 기념 사업비	0		7,500,000		-7,500,000
지출계	160,430,000		174,418,770		-13,988,770
차기이월(당기손익)	10,940,000		13,090,731		-2,150,731
합계	171,370,000		187,509,501		-16,139,501

2. 특별회계(정기예금)

항목	2015년(A)	2014년(B)	증감(A-B)
전기이월금(2014.01.28)	200,000,000	200,000,000	0
추가적립(예정)	0	0	0
합계	200,000,000	200,000,000	0

■ 안건3. 한국우주과학회 정관 개정 건 ■

한국우주과학회 정관 개정 주요 사항

1. 사무소의 소재지를 연세대학교천문대에서 한국천문연구원으로 변경
2. 회원의 종류에 준회원을 추가
3. 회원의 종류에서 공로회원 및 찬조회원을 삭제하고 이 둘을 합하는 개념의 특별회원 추가
4. 이사 수를 기존 20인 이내에서 25인 이내로 확대 (학회의 규모 등을 감안)
5. 평의원회 폐지 (평의원회가 실질적인 기여를 하지 못하고, 피선거권을 평위원에게만 주는 것에 문제가 있음)
6. 임원의 선임방법 변경 (평의원회 폐지와 관련)
7. 총회 개최 정족수를 기존 정회원 1/5에서 1/10로 변경

사단법인 한국우주과학회 정관 변경(안) 신·구조문 대비표

현 행	변 경
사단법인 한국우주과학회 정관 1995년 5월 3일 제정 1996년 5월 4일 개정	사단법인 한국우주과학회 정관 1995년 5월 3일 제정 1996년 5월 4일 개정 <u>2014년 10월 29일 개정</u>
제1장 총칙 제1조 (목적) 이 법인은 사회일반의 이익에 공여하기 위하여 공익법인의 설립운영에 관한 법률의 규정에 따라 우주과학의 발전과 그 응용 및 보급에 기여하고 나아가 과학의 발전에 이바지함을 목적으로 한다. 제2조 (명칭) 이 법인은 사단법인 한국우주과학회(이하 본 학회라 한다)라 칭하고, 영어명칭은 The Korean Space Science Society로 한다. 제3조 (사무소의 소재지) 본 학회의 주된 사무소는 서울특별시 서대문구 신촌동 134 연세대학교 천문대 내에 둔다 제4조 (사업) 본 학회는 제 1조의 목적을 달성하기 위하여 다음의 목적사업을 행한다. 1. 학술적 회합의 개최 2. 학술간행물의 발행 및 배포 3. 학술자료의 조사, 수집, 교환 4. 학술의 국제교류 5. 과학기술진흥에 관한 지원 및 건의 6. 기타 본 학회 목적에 적합한 사업 제5조 (법인 공여이익의 수혜자) 1. 본 학회가 목적사업을 수행함에 있어서 그 수혜자에게 제공하는 이익은 이를 무상으로 한다. 다만, 부득이한 경우에는 미리 감독청의 승인을 받아 그 대가의 일부를 수혜자에게 부담시킬 수 있다. 2. 본 학회의 목적 사업의 수행으로 인하여 제공되는 이익은 수혜자의 출생지, 출신학교, 근무처, 직업 또는 기타 사회적 지위 등에 의하여 차별을 두지 않는다.	제1장 총칙 제1조 (목적) 이 법인은 사회일반의 이익에 공여하기 위하여 공익법인의 설립운영에 관한 법률의 규정에 따라 우주과학의 발전과 그 응용 및 보급에 기여하고 나아가 과학의 발전에 이바지함을 목적으로 한다. 제2조 (명칭) 이 법인은 사단법인 한국우주과학회(이하 학회)라 칭하고, 영어명칭은 The Korean Space Science Society로 한다. 제3조 (사무소의 소재지) 학회의 사무소는 대전광역시 유성구 대덕대로 776 한국천문연구원 내에 둔다. 제4조 (사업) 학회는 제1조의 목적을 달성하기 위하여 다음 각 호의 목적사업을 행한다. 1. 학술적 회합의 개최 2. 학술간행물의 발행 및 배포 3. 학술자료의 조사, 수집, 교환 4. 학술의 국제교류 5. 과학기술진흥에 관한 지원 및 건의 6. 기타 본 학회 목적에 적합한 사업 제5조 (법인 공여이익의 수혜자) 1. 학회가 목적사업을 수행함에 있어서 그 수혜자에게 제공하는 이익은 이를 무상으로 한다. 다만, 부득이한 경우에는 미리 감독청의 승인을 받아 그 대가의 일부를 수혜자에게 부담시킬 수 있다. 2. 학회의 목적 사업의 수행으로 인하여 제공되는 이익은 수혜자의 출생지, 출신학교, 근무처, 직업 또는 기타 사회적 지위 등에 의하여 차별을 두지 않는다.
제2장 회원 제6조 (회원의 종류 및 자격) 본 학회 회원의 종류와 자격은 다음과 같다. 1. 정회원: 정회원은 우주과학에 관심을 갖는 개인으로서 대학에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학한 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정된 자 2. 학생회원: 학생회원은 대학 학부 과정에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학하고 있는 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정된 자 3. 공로회원: 공로회원은 정회원 중 평의원회에서 학회에 대한 공로가 다대하다고 인정한 자 4. 명예회원: 명예회원은 우주과학에 공적이 현저하거나 본 학	제2장 회원 제6조 (회원의 종류 및 자격) 학회 회원의 종류와 자격은 다음과 같다. 1. 정회원: 정회원은 우주과학에 관심을 갖는 개인으로서 대학에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학한 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정된 자 2. 학생회원: 학생회원은 대학 학부 과정에서 우주과학 또는 그에 관련된 과정을 수학하고 있는 자 또는 이사회에서 동등한 자격을 가진 자라고 인정한 자 3. 준회원: 준회원은 정회원 중 과거 3년간 회원의 의무를 이행하지 아니한 자 4. 명예회원: 명예회원은 우주과학 발전에 공적이 현저하거나 학회의 목적달성에 큰 공적이 있는 자 5. 특별회원: 특별회원은 학회에 찬조 및 기부행위 또는 동등한

- 회의 목적달성에 대한 공적이 있는 자
5. 찬조회원: 찬조회원은 본 학회에 대한 공로 및 기부행위를 한 개인 또는 단체
 6. 기관회원: 기관회원은 본 학회의 목적에 찬동하고 사업에 기여하는 학술 및 연구단체

제7조 (입회) 본 학회의 회원은 다음 각호에 따라 입회된다.

1. 본 학회의 회원이 되고자 하는 자는 정회원 2인의 추천을 얻어 입회를 신청한 자로 이사회의 심의를 거쳐 정회원, 학생회원으로 구분, 입회가 승인되며 입회금과 회비를 납부함으로써 회원이 된다.
2. 명예회원 및 공로회원은 회장의 제청에 의하여 평의원의 의결을 거쳐 총회에서 추대한다.
3. 찬조회원 및 기관회원은 이사 또는 감사 2인의 추천에 의하여 이사회의 승인을 받아야 한다

제8조 (의무와 권리) 본 학회 회원은 다음 각호의 의무와 권리를 갖는다.

1. 정관 및 의결사항의 준수와 회비납부의 의무
2. 회원은 연구발표를 할 수 있고, 회지에 기고할 수 있다.
3. 정회원은 학회 운영에 참여하며, 별도 규정이 정한 바에 따라 선거권과 피선거권을 갖는다.

제9조 (회원의 탈퇴 및 정권)

1. 본 학회 임원은 임의로 탈퇴할 수 있다.
2. 본 학회의 회원으로서 본 학회의 목적에 배치되는 행위 또는 명예나 위신에 손상을 가져오는 행위를 하였을 때에는 이사회의 의결로서 정권 또는 제명할 수 있다.

제3장 임원

제10조 (임원) 본 학회에 다음 임원을 둔다.

1. 회 장 1인
2. 부회장 1인 이상 3인 이내
3. 감사 2명
4. 이사 15인 이상 20인 이내 (회장, 부회장 포함)

제11조 (임원의 임기)

1. 임원의 임기는 2년으로 한다. 다만, 회장은 연임할 수 없다.
2. 임원의 임기 중 결원이 생긴 때에는 2개월 이내에 이사회에서 보선하고, 보선에 의해 취임한 임원의 임기는 전임자의 잔여기간으로 한다.
3. 임원은 임기가 끝난 후일지라도 후임자가 선출 확정될 때까지는 그 직무를 분담한다.

제12조 (임원의 선임방법)

1. 회장은 총회에서 선출하고 부회장, 이사 및 감사는 평의원회에서 선출한다.
2. 임기전의 임원의 해임은 그 임원을 선출한 총회의 의결을 거쳐 과학기술부 장관의 승인을 받아야 한다.

기여를 한 개인 또는 단체

6. 기관회원: 기관회원은 학회의 목적에 뜻을 같이하고 사업에 기여하는 학술 및 연구단체

제7조 (입회) 학회의 회원은 다음 각 호에 따라 그 자격을 얻을 수 있다.

1. 본 학회의 정회원 혹은 학생회원이 되고자 하는 자는 정회원 2인의 추천을 얻어 입회를 신청하고 이사회의 승인 후 입회금과 회비를 납부함으로써 회원이 된다.
2. 명예회원은 회장의 제청에 의하여 이사회에서 의결하여 총회에서 추대한다.
3. 특별회원 및 기관회원은 이사 2인의 추천에 의하여 이사회의 승인을 받아야 한다.

제8조 (의무와 권리) 학회 회원은 다음 각 호의 의무와 권리를 갖는다.

1. 정관 및 의결사항의 준수와 회비납부의 의무
2. 회원은 연구발표, 논문 기고 및 학술활동에 참여할 수 있다.
3. 회원은 학회 운영에 참여할 수 있으며, 별도 규정이 정한 바에 따라 선거권과 피선거권을 갖는다.

제9조 (회원의 탈퇴 및 권리의 정지)

1. 회원은 임의로 탈퇴할 수 있다.
2. 회원으로서 의무를 다하지 아니한 경우나 학회의 목적에 배치되는 행위 또는 명예나 위신에 손상을 가져오는 행위를 하였을 때에는 이사회의 의결로서 권리를 정지하거나 제명할 수 있다.

제3장 임원

제10조 (임원) 학회에 다음 임원을 둔다.

1. 회 장 1인
2. 부회장 1인 이상 3인 이내
3. 감사 2인
4. 이사 15인 이상 25인 이내 (회장, 부회장 포함)

제11조 (임원의 임기)

1. 임원의 임기는 2년으로 하며 연임할 수 있다. 다만, 회장은 연임할 수 없다.
2. 임원의 임기 중 결원이 생긴 때에는 2개월 이내에 이사회에서 보선하고, 보선에 의해 취임한 임원의 임기는 전임자의 잔여기간으로 한다.
3. 임원은 임기가 끝난 후일지라도 후임자가 선출 확정될 때까지는 그 직무를 담당한다.

제12조 (임원의 선임방법)

1. 회장과 감사는 총회에서 직접선거로 선출하며, 부회장은 회장이 지명하고 이사의 절반은 투표로 선출하고 나머지 절반은 회장이 지명한다.
2. 상기 임원 선출을 위하여 임원선출방법을 별도로 정하여야 하며, 선출된 임원은 감독관청의 취임 승인을 받아야 한다.
3. 임기전의 임원의 해임은 그 임원을 선출한 총회의 의결을 거쳐 감독관청의 승인을 받아야 한다.

제13조 (회장 및 부회장의 직무) - 회장은 본 학회를 대표하고 학회 업무를 통리하며, 총회, 평의원회, 이사회의 의장이 된다. - 부회장은 회장의 직무를 보좌하며 회장 유고시 부회장 중 연장자가 회장의 직무를 대행한다. 제14조 (이사의 직무) - 이사는 이사회에 출석하여 학회의 업무에 관한 사항을 의결하며, 평의원회 또는 회장으로부터 위임받은 사항을 처리한다. - 필요에 따라 이사 중에서 총무, 재무, 학술 이사 등을 둘 수 있다. 제15조 (감사의 직무) 감사는 다음 각호의 직무를 행한다. - 학회의 재산상황을 감사하는 일 - 이사회에의 운영과 그 업무에 관한 사항을 감사하는 일 - 제 1호 및 2호의 감사결과 부정 또는 불법한 점이 있음을 발견할 때에는 이를 이사회, 총회에 그 시정을 요구하고 그 래도 시정치 않을 때에는 과학기술부 장관에게 보고하는 일 - 제 3호의 보고를 하기 위하여 필요한 때에는 총회 또는 이사회에의 소집을 요구하는 일 - 학회의 재산상황, 또는 총회, 이사회에의 운영과 업무에 관한 사항에 대하여 회장 또는 총회, 이사회에서 의견을 진술하는 일 - 총회, 평의원회, 및 이사회에의 회의록에 기명 날인하는 일	제13조 (회장 및 부회장의 직무) - 회장은 <u>학회를</u> 대표하고 학회 업무를 <u>총괄</u>하며, <u>총회 및 이사회</u>의 의장이 된다. - 부회장은 회장의 직무를 보좌하며 회장 유고시 부회장 중 연장자가 회장의 직무를 대행한다. 제14조 (이사의 직무) - 이사는 이사회에 출석하여 학회의 업무에 관한 사항을 <u>의결</u>하며 <u>회장으로부터</u> 위임받은 사항을 처리한다. - 필요에 따라 이사 중에서 총무, 재무, 학술 이사 등을 둘 수 있다. 제15조 (감사의 직무) 감사는 다음 <u>각 호</u>의 직무를 행한다. - 학회의 재산상황을 감사하는 일 - 이사회에의 운영과 그 업무에 관한 사항을 감사하는 일 <u>제1호 및 제2호</u>의 감사결과 부정 또는 불법한 점이 있음을 발견할 때에는 이를 이사회, 총회에 그 시정을 요구하고 그 래도 시정치 않을 때에는 <u>감독관청</u>에 보고하는 일 <u>제3호</u>의 보고를 하기 위하여 필요한 때에는 총회 또는 이사회에의 소집을 요구하는 일 - 학회의 재산상황, 또는 총회, 이사회에의 운영과 업무에 관한 사항에 대하여 회장 또는 총회, 이사회에서 의견을 진술하는 일 <u>총회 및 이사회</u>의 회의록에 기명 날인하는 일
제4장 총회	
제16조 (총회의 구성 및 기능) 총회는 정회원으로 구성하고 다음 사항을 의결한다. - 회장 선출에 관한 사항 - 정관 변경에 관한 사항 - 예산 및 결산서 승인 - 사업계획의 승인 - 기타 중요한 사항 제17조 (총회 소집) - 총회는 정기총회와 임시총회로 나누고 이를 회장이 소집하되 그 의장이 된다. 정기총회는 년 1회, 임시총회는 필요에 따라 소집할 수 있다. - 의장은 회의안건을 명기하여 회의 7일전에 각 회원에게 통보하여야 한다. - 총회는 제 2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다. 제18조 (총회의결과 정족수) - 총회는 국내에 있는 정회원 5분의 1이상의 출석으로 개최한다. - 총회의 의사는 출석한 정회원의 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만, 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다. 제19조 (총회소집의 특례) - 회장은 다음 각호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집 요구일로부터 20일 이내에 총회를 소집하여야 한다. - 재적이사 과반수가 회의의 목적을 제시하고 소집을 요	제16조 (총회의 구성 및 기능) 총회는 정회원으로 구성하고 다음 <u>각 호</u>의 사항을 <u>의결</u>한다. <u>임원 선출</u>에 관한 사항 - 정관 변경에 관한 사항 - 예산 및 <u>결산</u>의 승인 - 사업계획의 승인 - 기타 중요한 사항 제17조 (총회 소집) - 총회는 정기총회와 임시총회로 <u>나누며 회장이</u> 소집한다. 정기총회는 년 1회, 임시총회는 필요에 따라 소집할 수 있다. <u>회장은</u> 회의안건을 명기하여 회의 7일전에 각 회원에게 통보하여야 한다. - 총회는 제 2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다. 제18조 (총회의결과 정족수) - 총회는 국내에 있는 정회원 <u>10분의 1 이상</u>의 출석으로 개최한다. - 총회의 의사는 출석한 정회원의 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만, 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다. 제19조 (총회소집의 특례) - 회장은 다음 각 호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집 요구일로부터 20일 이내에 총회를 소집하여야 한다. - 재적이사 과반수가 회의의 목적을 제시하고 소집을 요구한때 - 제 15조 제 4호 규정에 따라 감사가 소집을 요구한때

구한때 ②제 15조 제 4호 규정에 따라 감사가 소집을 요구한때 ③국내에 있는 정회원의 10분의 1이상이 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때 2. 총회 소집권자가 권위되거나 또는 이를 기피함으로써 총회 소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수 또는 국내에 있는 정회원 10분의 1 이상의 찬성으로 과학기술부 장관의 승인을 받아 총회를 소집할 수 있다. 3. 제 2항에 의한 총회는 출석 이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다. 제 20조 (총회의결 제적사유) 의장 또는 정회원이 다음 각호의 하나에 해당하는 때에는 그 의결에 참여하지 못한다. 1. 임원 취임 및 해임에 있어 자신에 관한 사항 2. 금리 또는 재산의 접수를 수반하는 사항으로서 정회원 자신과 학회의 이해가 상반되는 사항 제5장 평의원회 제 21조 (평의원의 자격 취득과 상실) 1. 정회원 중 다음 각호의 자격 중 그 하나를 갖고 평의원 3인의 추천을 받아 입회원서를 제출한 자로 이사회의 승인을 얻어 평의원 회비를 납부함으로써 평의원이 될 수 있다. 평의원의 수는 30명 이상 100명 이하로 한다. ①대학의 조교수, 연구소의 선임 연구원 이상 또는 이와 동등한 자격을 갖춘 자 ②대학, 전문대학 및 연구소 등에서의 교육과 연구 경험이 5년 이상인 자 ③최근 5년간 본 학회의 정회원이었던 자 ④기타 평의원회에서 특별히 승인된 자 2. 다음의 각호에 해당하는 경우 평의원직을 상실한다. ①자의로 사직하는자 ②3년 이상 회비를 납부하지 않고 학회활동 등을 하지 않은 자 ③기타 이사회에서 평의원의 자격이 없다고 결 된 자 제 22조 (평의원회의 직무) 1. 평의원회는 국내에 있는 평의원 3분의 1 이상의 출석으로 개최하고, 출석 평의원 과반수로서 회장을 제외한 임원의 선출과 기타 중요 사항을 의결한다. 2. 평의원회는 정기총회시 또는 회장이 필요하다고 인정하거나 국내에 있는 평의원 4분의 1이상이 목적을 제시하여 소집을 요구한때 회장이 이를 소집하고 그 의장이 된다. 3. 평의원회의 의사는 서면 의결에 의할 수 없다. 제6장 이사회 제23조 (이사회의 구성 및 기능) 이사회는 회장, 부회장 및 이사로 구성되며 다음의 사항을 심의 의결한다. 1. 업무집행에 관한 사항 2. 사업계획 운영에 관한 사항 3. 예산 결산서 작성에 관한 사항	③ 국내에 있는 정회원의 10분의 1이상이 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때 2. 총회 소집권자가 권위되거나 또는 이를 기피함으로써 총회 소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수 또는 국내에 있는 정회원 10분의 1 이상의 찬성으로 <u>감독관청</u>의 승인을 받아 총회를 소집할 수 있다. 3. 제 2항에 의한 총회는 출석 이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다. 제20조 (총회의결 제적사유) 의장 또는 정회원이 다음 각호의 하나에 해당하는 때에는 그 의결에 참여하지 못한다. 1. 임원 취임 및 해임에 있어 자신에 관한 사항 2. 금리 또는 재산의 접수를 수반하는 사항으로서 <u>의장 또는 정회원</u> 자신과 학회의 이해가 상반되는 사항 제5장 평의원회 (삭제) 제21조 (평의원의 자격 취득과 상실) 삭제 제22조 (평의원회의 직무) 삭제 제6장 이사회 제23조 (이사회의 구성 및 기능) 이사회는 회장, 부회장 및 이사로 구성되며 다음 <u>각 호</u>의 사항을 심의 의결한다. 1. 업무집행에 관한 사항 2. 사업계획 운영에 관한 사항 3. 예산 결산서 작성에 관한 사항
---	---

4. 총회와 평의원회에서 위임받은 사항 5. 이 정관에 의하여 그 권한에 속하는 사항 6. 기타 중요한 사항 제24조 (의결 정족수) 1. 이사회는 이사 정원수의 과반수가 출석하지 아니하면 개회하지 못한다. 2. 이사회 의사는 출석이사 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다. 3. 감사는 이사회에 출석하여 의견을 진술할 수 있다. 제25조 (이사회 소집) 1. 이사회는 회장이 소집한다. 2. 이사회를 소집하고자 할 때에는 적어도 회의 7일전에 목적을 제시하여 각 이사에게 통지하여야 한다. 3. 이사회는 제2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다. 다만 재적이사 전원이 출석하고 출석이사 전원의 찬성이 있을 때에는 통지하지 아니한 사항이라도 이를 부의하고 의결할 수 있다. 제26조 (이사회 소집의 특례) 1. 회장은 다음 각 호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집요구일로부터 20일 이내에 이사회를 소집하여야 한다. ① 재적이사 과반수로부터 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때 ② 제 15조 제 4호의 규정에 의하여 소집을 요구한때 2. 이사회 소집권자가 결위되거나 또는 이를 기피함으로써 7일 이상 이사회 소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수의 찬성으로 과학기술부 장관의 승인을 받아 소집할 수 있다. 3. 제 2항에 의한 이사회는 출석이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다. 제27조 (서면의결 금지) 이사회의 의사는 서면의결에 의할 수 없다.	4. <u>총회에서</u> 위임받은 사항 5. <u>정관에</u> 의하여 그 권한에 속하는 사항 6. 기타 중요한 사항 제24조 (의결 정족수) 1. 이사회는 이사 정원수의 과반수가 출석하지 아니하면 개회하지 못한다. 2. 이사회 의사는 출석이사 과반수의 찬성으로 의결한다. 다만 가부동수인 경우에는 의장이 결정한다. 3. 감사는 이사회에 출석하여 의견을 진술할 수 있다. 제25조 (이사회 소집) 1. 이사회는 회장이 소집한다. 2. 이사회를 소집하고자 할 때에는 적어도 회의 7일전에 목적을 제시하여 각 이사에게 통지하여야 한다. 3. 이사회는 제2항의 통지사항에 한하여서만 의결할 수 있다. 다만 재적이사 전원이 출석하고 출석이사 전원의 찬성이 있을 때에는 통지하지 아니한 사항이라도 이를 <u>안전으로 채택하여</u> 의결할 수 있다. 제26조 (이사회 소집의 특례) 1. 회장은 다음 각 호의 하나에 해당하는 소집요구가 있을 때에는 그 소집요구일로부터 20일 이내에 이사회를 소집하여야 한다. ① 재적이사 과반수로부터 회의의 목적을 제시하여 소집을 요구한때 ② <u>제15조 제4호에</u> 의하여 소집을 요구한때 2. 이사회 소집권자가 결위되거나 또는 이를 기피함으로써 7일 이상 이사회 소집이 불가능할 때에는 재적이사 과반수의 찬성으로 <u>감독관청의</u> 승인을 받아 소집할 수 있다. 3. 제 2항에 의한 이사회는 출석이사 중 연장자의 사회아래 그 의장을 지명한다. 제27조 (서면의결 금지) 이사회의 의사는 서면의결에 의할 수 없다.
제7장 재산 및 회계 제28조 (재정) 본 학회의 재정은 다음의 수입금으로 충당한다. 1. 회원의 회비 2. 재산의 과실 3. 사업 수익금 4. 기부금 및 기타 수익금 제29조 (회계년도) 본 학회의 회계년도는 정부 회계년도에 따른다. 제30조 (세입, 세출, 예산) 본 학회의 세입, 세출, 예산은 매 회계년도 개시 1개월 전까지 사업계획서와 함께 이사회의 의결과 총회의 승인을 얻어 과학기술부 장관에게 제출한다. 제31조 (예산외의 채무부담 등) 예산외의 채무의 부담이나 채권의 포기는 총회의 의결을 거쳐 과학기술부 장관의 승인을 받아야 한다.	제7장 재산 및 회계 제28조 (재정) <u>학회의</u> 재정은 다음의 수입금으로 충당한다. 1. 회원의 회비 2. 재산의 과실 3. 사업 수익금 4. 기부금 및 기타 수익금 제29조 (회계년도) <u>학회의 회계년도</u>는 정부 <u>회계년도</u>에 따른다. 제30조 (세입, 세출, 예산) <u>학회의</u> 세입, 세출, 예산은 매 회계년도 개시 1개월 전까지 사업계획서와 함께 이사회의 의결과 총회의 승인을 얻어 <u>감독관청에</u> 제출한다 제31조 (예산외의 채무부담 등) <u>학회의</u> 예산외의 채무의 부담이나 채권의 포기는 총회의 의결을 거쳐 <u>감독관청의</u> 승인을 받아야 한다.

제8장 보 칙

제32조 (해산) 본 학회를 해산하고자 할 때에는 총회에서 국내에 있는 재적 정회원 3분의 2 이상의 찬동으로 의결하여 과학기술부장관의 허가를 받아야 한다.

제33조 (해산법인의 재산 귀속) 본 학회가 해산할 때의 잔여 재산은 과학기술부장관의 허가를 받아 국가 또는 지방자치단체에 귀속된다.

제34조 (정관 개정) 본 학회의 정관을 개정하고자 할 때에는 재적이사 3분의 2 이상의 찬성과 총회의 승인을 얻어야 한다.

제35조 (시행 세칙) 이 정관의 시행에 필요한 세부적인 사항은 이사회에서 정하여 총회의 승인을 얻어야 한다.

제36조 (공고사항 및 방법) 법령의 규정에 의한 사항과 다음 각호의 사항은 이를 일간신문에 공고함을 원칙으로 한다.

1. 법인의 명칭
2. 본 학회의 해산
3. 법인 운영과 관련하여 이사회에서 공고하기로 의결한 사항

제37조 (설립당초의 임원 및 임기) 본 학회의 설립당초의 임원 및 임기는 다음과 같다.

성 명	현 직	전화번호	임 기
회장	오 규 동	전남대학교 교수	062-520-6965
부회장	정 장 해	충북대학교 교수	0431-61-2313
이사	강 영 운	세종대학교 교수	02-460-0234
이사	김 천 휘	충북대학교 교수	0431-61-3139
이사	김 철 회	전북대학교 교수	0652-70-2807
이사	김 호 일	천문대 연구원	042-865-3217
이사	민 경 욱	한국과학기술원 교수	042-869-2525
이사	박 경 윤	시스템공학센터 연구원	042-869-1571
이사	서 경 원	충북대학교 교수	0431-61-2315
이사	이 영 욱	연세대학교 교수	02-361-2689
이사	이 용 복	서울교육대학교 교수	02-580-5456
이사	이 우 백	표준연구원 전문대장	042-865-3215
이사	조 경 철	한국우주환경 연구소장	02-761-0031
이사	천 문 석	연세대학교 교수	02-361-2685
이사	최 규 홍	연세대학교 교수	02-361-2686
이사	한 원 용	천문대 연구원	042-865-3217
감사	나 일 성	연세대학교 교수	02-361-2681
감사	이 용 삼	충북대학교 교수	0431-61-2314

부 칙

- (1) 이 정관은 감독청의 허가를 받은 날로부터 시행한다
- (2) 1996년 5월 4일 제13차 정기총회에서 제4조, 제7조, 제8조, 제11조, 제12조, 제13조, 제14조, 제21조, 제22조, 제23조, 제25조 개정

제8장 보 칙

제32조 (해산) 학회를 해산하고자 할 때에는 총회에서 국내에 있는 재적 정회원 3분의 2 이상의 찬동으로 의결하여 감독관청의 허가를 받아야 한다.

제33조 (해산법인의 재산 귀속) 학회가 해산할 때의 잔여 재산은 감독관청의 허가를 받아 국가 또는 지방자치단체에 귀속된다.

제34조 (정관 개정) 학회의 정관을 개정하고자 할 때에는 재적이사 3분의 2 이상의 찬성과 총회의 승인을 얻어야 한다.

제35조 (시행 세칙) 정관의 시행에 필요한 세부적인 사항은 이사회에서 정하여 총회의 승인을 얻어야 한다.

제36조 (공고사항 및 방법) 법령의 규정에 의한 사항과 다음 각 호의 사항은 이를 일간신문에 공고함을 원칙으로 한다.

1. 법인의 명칭
2. 학회의 해산
3. 학회 운영과 관련하여 이사회에서 공고하기로 의결한 사항

제37조 (설립당초의 임원 및 임기) 본 학회의 설립당초의 임원 및 임기는 다음과 같다.

성 명	현 직	전화번호	임 기
회장	오 규 동	전남대학교 교수	062-520-6965
부회장	정 장 해	충북대학교 교수	0431-61-2313
이사	강 영 운	세종대학교 교수	02-460-0234
이사	김 천 휘	충북대학교 교수	0431-61-3139
이사	김 철 회	전북대학교 교수	0652-70-2807
이사	김 호 일	천문대 연구원	042-865-3217
이사	민 경 욱	한국과학기술원 교수	042-869-2525
이사	박 경 윤	시스템공학센터 연구원	042-869-1571
이사	서 경 원	충북대학교 교수	0431-61-2315
이사	이 영 욱	연세대학교 교수	02-361-2689
이사	이 용 복	서울교육대학교 교수	02-580-5456
이사	이 우 백	표준연구원 전문대장	042-865-3215
이사	조 경 철	한국우주환경 연구소장	02-761-0031
이사	천 문 석	연세대학교 교수	02-361-2685
이사	최 규 홍	연세대학교 교수	02-361-2686
이사	한 원 용	천문대 연구원	042-865-3217
감사	나 일 성	연세대학교 교수	02-361-2681
감사	이 용 삼	충북대학교 교수	0431-61-2314

부 칙

제1조 (시행일) 이 정관은 감독관청의 허가를 받은 날부터 시행한다.

1. 1995년 12월 26일 과학기술처장관 허가
2. 1996년 7월 24일 과학기술처장관 허가
3. 2014년 00월 00일 미래창조과학부장관 허가

임원 선출 규정 개정(안)의 신·구조문 대비표

현행	변경(안)
2011년 8월 26일 제정 2011년 12월 7일 개정 2007년 8월 30일 이사회에서의 회장선출 방법에 대한 결의 사항 및 2009년 10월 9일 평의원총회에서 이사선출 방법에 대한 결의 사항에 근거하여, 2011년 8월 26일 임원회에서 임원 선출 절차에 대한 내규를 다음과 같이 결정하였다. 1. 회장선출 가. 방법 선거권 있는 정회원 추천을 받은 자 중 추천인 수가 상위 2위 (최소 추천인원 5명 이상, 추천방법은 학회 홈페이지를 통해) 내에 드는 후보들과 역대 회장단회의에서 추천한 1명의 후보를 대상으로 총회에서 투표하여 다득점자를 회장으로 선출한다. 나. 절차 ①회장 후보 추천 온라인 투표 ②역대회장단회의에서 후보 추천 ③온라인으로 추천된 후보자와 역대회장단회의에서 추천된 각각의 후보를 총회에서 발표하고 투표하여 다득점자로 회장을 선출한다. 다. 역대회장단회의 ①역대회장단회의의 위원장은 전임임 회장으로 한다(2013년부터 시행). ②역대회장단은 전임 회장단 및 현 회장으로 구성한다. ③역대회장단회의에서 결정한 회장 후보에 대한 추천내용을 위원장이 이사회에 보고한다. ④역대회장단회의에서 결정한 회장 후보에 대한 추천내용을 위원장이 총회에 보고한다. 2. 이사선출 가. 방법 전체 이사의 1/2을 평의원 온라인 투표로 선출하고, 나머지 1/2은 차기 회장이 지명한다. 나. 절차 -이사 선출 온라인 투표는 평의원 1명이 후보 3명까지 추천한다. -투표 결과 상위 다득점자로 이사의 1/2을 확정하고 평의원 총회 전에 수락 여부를 확인한다. -선출된 이사 중에서 총회 당일 회장 또는 감사로 선출되어 결원이 생긴 경우 차득점 순으로 수락 여부를 거쳐 이사로 확정한다. 부칙 1. 이 규정은 2011년 9월 1일부터 시행한다. 2. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.	2011년 8월 26일 제정 2011년 12월 7일 개정 2014년 10월 30일 전면개정 제1조 (목적) 한국우주과학회 정관 제12조 1항에 따라 임원선출에 관한 사항을 규정함을 목적으로 한다. 제2조 (선거권) 정회원 자격을 취득한지 만 1년이 경과된 회원은 선거권을 갖는다. 제3조 (임원 자격) ① 회장은 최근 10년간 학회의 정회원으로 활동하고 있으며, 이사로 봉사한 경험이 있는 회원이어야 한다. ② 이사는 최근 5년간 본 학회의 정회원으로 활동하고 있는 회원이어야 한다. ③ 감사는 10년간 본 학회의 정회원으로 활동한 회원이어야 한다. 제4조 (회장후보 선출) ① 회장은 선거권자 온라인 추천 투표에서 최소 10명 이상의 추천을 받은 자로 한다. ② 제①항을 충족하는 후보자가 없을 경우, 이사회에서 2명의 후보를 지명할 수 있다. ③ 회장은 회장 후보를 총회 개최 최소 1주일 전에 회원에게 알려야 한다. ④ 회장 후보 선출 온라인 추천 투표에서 선거권자 1인은 1명의 후보를 추천할 수 있다. ⑤ 회장 후보 선출 온라인 추천 투표는 임원선출 정기 총회 개최 30일 전에 실시하고 그 기간은 2주로 한다. 제5조 (회장 선출) ① 회장은 총회에서 회장 후보를 대상으로 하여 선거권자의 무기명 비밀선거로 선출한다. ② 무기명 투표에서 과반수의 득표를 한 후보자가 없을 경우 상위 득표자 2인을 대상으로 재투표하여 다수 득표자를 차기회장으로 한다. 제6조 (부회장 선출) 부회장은 회장이 지명한다. 제7조 (이사선출) ① 전체 이사 수의 1/2을 선거권자 온라인 투표로 선출하며, 나머지 1/2은 차기 회장이 지명한다. ② 이사 선출 온라인 투표는 선거권자 1인이 3명을 추천한다. ③ 투표 결과 상위 다득점자로 수락 여부를 거쳐 이사의 1/2을 확정한다. ④ 선출된 이사 중에서 총회 당일 회장 또는 감사로 선출되어 결원이 생긴 경우 차득점 순으로 수락 여부를 거쳐 이사로 확정한다. ⑤ 부회장, 총무, 재무, 학술이사는 회장이 지명하며, 당연직 이사가 된다. 제8조 (감사선출) 감사는 총회에서 직접선거로 선출한다. 제9조 (세칙) 이 규정의 시행을 위해 필요한 세부사항은 이사회 의 승인을 받아 별도의 세칙으로 정할 수 있다. 제10조 (규정 개폐) 이 규정을 개정하거나 폐지할 때는 이사회 재적이사 과반수의 찬성과 총회의 승인을 받아야 한다. 부칙 1. 이 규정은 2014년 10월 30일부터 시행한다.

■ 안건5. 학회운영에 대한 규정 제정 건 ■

학회 운영에 대한 규정(안)의 신·구조문 대비표

현행(한국우주과학회 세칙)	신규(안)
제1장 회비 규정 제1조 본 학회 정관 제 4조, 제28조 1항과 제 35조에 근거하여 회원에게 징수하는 연회비에 관한 사항을 정한다. 제2조 회원이 보직에 따라 납부해야 할 연회비는 다음과 같다. 1. 회 장: 50만원 2. 부회장: 30만원 3. 감사와 이사: 10만원 4. 평의원: 6만원 5. 일반회원(위 1-4호의 해당자를 제외한 정회원): 3만원 6. 학생회원(대학재학생): 1만원 7. 공로회원, 명예회원, 찬조회원: 면제 8. 기관회원 : 5만원 제3조 2년 이상 해외 체류하는 자에 한하여 연회비를 면제할 수 있다. 부 칙 1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다. 2. 이 규정은 1998년 10월 23일부터 시행한다. 3. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다. 4. 이 규정은 2003년 1월 1일부터 시행한다. 5. 이 규정은 2008년 1월 1일부터 시행한다. 6. 이 규정은 2013년 2월 6일부터 시행한다. 제2장 선거권과 피선거권 규정 1996년 5월 4일 제정 2000년 10월 20일 개정 제1조 본 학회의 정관 제 8조와 제35조에 관련하여 선거권과 피선거권에 관한 사항을 정한다. 제2조 선거권은 정회원 자격을 취득한지 만 1년이 경과된 자에 한하며, 피선거권은 평의원만이 있다. 부 칙 1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다. 2. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다. 제3장 위원회, 분과회, 연구회 2000년 10월 20일 제정 2010년 04월 29일 개정 2011년 10월 27일 개정 제1조 본 학회의 정관 제 4 조의 학회 활동에 관련하여 위원회, 분과회, 그리고 연구회에 관한 사항을 정한다.	2014년 10월 30일 제정 제1조(목적) 한국우주과학회(이하 “학회”) 정관 제35조에 근거하여 학회 운영에 필요한 사항을 규정함을 목적으로 한다. 제1장 회비 제2조(회비) 학회 정관 제7조, 제8조 및 제28조의 각 1호에 근거하여 회원이 납부해야 할 연회비는 다음과 같다. 1. 임원: 10만원 2. 정회원: 5만원 3. 학생회원: 1만원 4. 명예회원: 면제 5. 특별회원: 면제 6. 기관회원 : 이사회에서 결정 제3조(회비의 면제) 2년 이상 해외 체류하는 자에 한하여 연회비를 면제할 수 있다. 제2장 위원회 및 분과 활동 제4조(구분) ① 학회 정관 제4조의 학회 활동에 관련하여 아래 각호와 같이 위원회, 분과회, 그리고 연구회를 둘 수 있다. 1. (위원회) 위원회는 학회원의 학술활동에 대한 지원을 목적으로 한다. 2. (분과회) 분과회는 학회원의 전문분야별 자율적 학술활동을 목적으로 한다. 3. (연구회) 연구회는 학회원의 특정 목적 학술 활동을 목적으로 한다. ② 상설위원회로는 편집위원회, 포상위원회, 학술대회준비위원회를 둔다. ③ 특별 위원회는 학회의 필요에 따라 수시로 구성 및 해산할 수 있다. ④ 분과회의 전문 분야는 학회원들의 자율적 논의와 참여를 통하여 정하고 회칙을 정하여 이사회의 승인을 얻어야 한다. ⑤ 연구회의 특정 학술 활동 분야는 대내외적 요구에 따라 수시로 정할 수 있다. 제5조(편집위원회) ① 편집위원회는 학회에서 발간하는 정기 학술지에 게재되는 논문의 심사, 편집 및 출판을 관장한다. ② 학술이사가 위원장을 맡고, 국내위원은 15인 이내로 하며 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명한다. 국외위원은 15인 이내로 하며 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명한다. 임기는 모두 2년으로 한다. ③ 학술지 논문 투고규정 및 세부사항은 편집위원회에서 논의한 후 이사회의 의결을 거쳐 시행한다. 제6조(포상위원회)

제2조 (정의) 1. (위원회) 학회원의 학술활동을 학회 차원에서 지원하기 위하여 위원회를 둔다. 2. (분과회) 학회원의 전문분야별 자율적 학술활동을 위하여 분과회를 둔다. 3. (연구회) 학회원의 특정 목적 학술 활동을 위하여 연구회를 둔다. 제3조 (구성 및 임원) 1. 상설 위원회는 편집위원회, 포상위원회, 학술대회준비위원회를 둔다. 2. 특별 위원회는 학회의 필요에 따라 수시로 구성 및 해산을 할 수 있다. 3. 분과회의 전문 분야는 학회원들의 자율적 논의와 참여를 통하여 정할 수 있다. 4. 연구회의 특정 학술 활동 분야는 대내외적 요구에 따라 수시로 정할 수 있다. 5. 임원은 이사회의 동의를 얻어 회장이 임기를 정하여 임명한다. 제4조 (활동) 1. 임원의 선출 및 조직의 구성을 위하여 세부 규정을 정하여야 한다. 2. 세부 사업계획은 자체적으로 결정하여 수립한다. 3. 세부 규정 및 세부 사업계획은 이사회에 보고하여야 한다. 4. 필요시 학회에서 예산 및 행정 지원을 할 수 있다. 제5조 (편집위원회) 1. (임무) 학회에서 발간하는 정기 학술지에 게재되는 논문의 심사, 편집 및 출판을 관장한다. 2. (위원구성) 학술이사가 위원장을 맡고, 국내위원은 15인 이내로 하며 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 국외위원은 15인 이내로 하며 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 모두 2년으로 한다 3. (투고규정) 학술지 논문 투고규정 및 세부사항은 편집위원회에서 논의한 후 이사회의 의결을 거쳐 시행한다. 제6조 (포상위원회) 1. (임무) 학회를 통한 대내외 수상 관련 수상자 추천 및 선발을 관장한다. 2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다. 3. (규정) 추천 및 수상 관련 세부 규정을 둘 수 있으며, 이사회의 의결을 거쳐 시행한다. 제7조 (학술대회준비위원회) 1. (임무) 학회가 개최하는 정기 및 비정기 학술대회와 관련된 모든 것을 관장한다. 2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다. 부칙 1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다. 2. 이 규정은 2010년 5월 1일부터 시행한다. 3. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.	① 포상위원회는 학회를 통한 대내외 수상 관련 수상자 추천 및 선발을 관장한다. ② 포상위원회의 구성은 위원장을 포함하여 5인 이내로 하되 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다. ③ 포상자의 추천 및 수상 관련 세부 규정을 둘 수 있으며, 이사회의 의결을 거쳐 시행한다. 제7조(학술대회준비위원회) ① 학술대회준비위원회는 학회가 개최하는 정기 및 비정기 학술대회와 관련된 모든 것을 관장한다. ② 위원회는 위원장을 포함한 5인 이내로 하며 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다. 제8조 (활동) ① 세부 사업계획은 자체적으로 결정하여 수립한다. ② 세부 규정 및 세부 사업계획은 이사회에 보고하여야 한다. ③ 필요시 학회에서 예산 및 행정 지원을 할 수 있다. 제3장 간행물 제9조(간행물) 학회의 간행물에 대해서는 다음과 같이 정한다. ① 정기 학술대회의 발표순서가 담긴 회보는 총무이사가 담당한다. ② 논문집 우주과학회지는 편집위원회에서 담당한다. ③ 기타 우주과학전반에 걸친 간행물에 관한 토의 및 규정은 필요에 따라 위원회를 두어 담당한다. 제4장 이사회 운영 제10조(이사회 운영) ① 이사회 직무를 수행하기 어려운 이사는 휴직할 수 있다. ② 휴직한 이사는 본 학회의 정관 24조 1항의 정원수에서 제외한다. 제5장 규정의 개폐 및 시행세칙 제11조 (세칙) 이 규정의 시행을 위해 필요한 세부사항은 이사회의 승인을 받아 별도로 정할 수 있다. 제12조 (규정 개폐) 이 규정을 개정하거나 폐지할 때는 이사회 제적이사 과반수의 찬성과 총회의 승인을 받아야 한다.
--	--

제4장 간행물 2000년 10월 20일 제정 제1조 본 학회의 정관 제 4조와 관련하여 본 학회에서 발간하는 간행물에 관한 규정을 정한다. 제2조 본 학회의 간행물에 대해서는 다음과 같이 정한다. 1. 정기 학술대회의 발표순서가 담긴 회보는 총무이사가 담당한다. 2. 논문집 우주과학회지는 편집위원회에서 담당한다. 3. 기타 우주과학전반에 걸친 간행물에 관한 토의 및 규정은 필요에 따라 위원회를 두어 담당한다. 부칙 1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다. 제5장 이사회 운영 2003년 10월 17일 제정 제1조 이사회 직무를 수행하기 어려운 이사는 휴직할 수 있다. 제2조 휴직한 이사는 본 학회의 정관 24조 1항의 정원수에서 제외 한다.	
부칙 1. 이 규정은 2004년 1월 1일부터 시행한다.	부칙 제1조(시행일) 이 규정은 총회의 승인을 받은 2014년 10월 30일부터 시행한다. 제2조(경과조치) 이 규정이 제정되기 이전에 시행된 모든 사항은 이 규정을 따른 것으로 본다.

■ 안건6. 사단법인 한국우주과학회 시행세칙 폐지 건 ■

제1장 회비 규정

제1조 본 학회 정관 제 4조, 제28조 1항과 제 35조에 근거하여 회원에게 징수하는 연회비에 관한 사항을 정한다.

제2조 회원이 보직에 따라 납부해야 할 연회비는 다음과 같다.

1. 회 장: 50만원
2. 부회장: 30만원
3. 감사와 이사: 10만원
4. 평의원: 6만원
5. 일반회원(위 1-4호의 해당자를 제외한 정회원): 3만원
6. 학생회원(대학재학생): 1만원
7. 공로회원, 명예회원, 찬조회원: 면제
8. 기관회원 : 5만원

제3조 2년 이상 해외 체류하는 자에 한하여 연회비를 면제할 수 있다.

- 부 칙 1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다.
 2. 이 규정은 1998년 10월 23일부터 시행한다.
 3. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.
 4. 이 규정은 2003년 1월 1일부터 시행한다.
 5. 이 규정은 2008년 1월 1일부터 시행한다.
 6. 이 규정은 2013년 2월 6일부터 시행한다.

제2장 선거권과 피선거권 규정

1996년 5월 4일 제정
2000년 10월 20일 개정

제1조 본 학회의 정관 제 8조와 제35조에 관련하여 선거권과 피선거권에 관한 사항을 정한다.

제2조 선거권은 정회원 자격을 취득한지 만 1년이 경과된 자에 한하며, 피선거권은 평의원만이 있다.

- 부 칙 1. 이 규정은 1996년 5월 4일부터 시행한다.
 2. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.

제3장 위원회, 분과회, 연구회

2000년 10월 20일 제정
2010년 04월 29일 개정
2011년 10월 27일 개정

제1조 본 학회의 정관 제 4 조의 학회 활동에 관련하여 위원회, 분과회, 그리고 연구회에 관한 사항을 정한다.

제2조 (정의)

1. (위원회) 학회원의 학술활동을 학회 차원에서 지원하기 위하여 위원회를 둔다.
2. (분과회) 학회원의 전문분야별 자율적 학술활동을 위하여 분과회를 둔다.
3. (연구회) 학회원의 특정 목적 학술 활동을 위하여 연구회를 둔다.

제3조 (구성 및 임원)

1. 상설 위원회는 편집위원회, 포상위원회, 학술대회준비위원회를 둔다.
2. 특별 위원회는 학회의 필요에 따라 수시로 구성 및 해산을 할 수 있다.

3. 분과회의 전문 분야는 학회원들의 자율적 논의와 참여를 통하여 정할 수 있다.
4. 연구회의 특정 학술 활동 분야는 대내외적 요구에 따라 수시로 정할 수 있다.
5. 임원은 이사회의 동의를 얻어 회장이 임기를 정하여 임명한다.

제4조 (활동)

1. 임원의 선출 및 조직의 구성을 위하여 세부 규정을 정하여야 한다.
2. 세부 사업계획은 자체적으로 결정하여 수립한다.
3. 세부 규정 및 세부 사업계획은 이사회에 보고하여야 한다.
4. 필요시 학회에서 예산 및 행정 지원을 할 수 있다.

제5조 (편집위원회)

1. (임무) 학회에서 발간하는 정기 학술지에 게재되는 논문의 심사, 편집 및 출판을 관장한다.
2. (위원구성) 학술이사가 위원장을 맡고, 국내위원은 15인 이내로 하며 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 국외위원은 15인 이내로 하며 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 모두 2년으로 한다
3. (투고규정) 학술지 논문 투고규정 및 세부사항은 편집위원회에서 논의한 후 이사회의 의결을 거쳐 시행한다.

제6조 (포상위원회)

1. (임무) 학회를 통한 대내외 수상 관련 수상자 추천 및 선발을 관장한다.
2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다.
3. (규정) 추천 및 수상 관련 세부 규정을 둘 수 있으며, 이사회의 의결을 거쳐 시행한다.

제7조 (학술대회준비위원회)

1. (임무) 학회가 개최하는 정기 및 비정기 학술대회와 관련된 모든 것을 관장한다.
2. (위원구성) 위원장을 포함한 5인 이내의 위원은 정회원 중에서 이사회의 동의를 얻어 회장이 임명하며, 임기는 2년으로 한다.

- 부칙 1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.
2. 이 규정은 2010년 5월 1일부터 시행한다.
3. 이 규정은 2012년 1월 1일부터 시행한다.

제4장 간행물

2000년 10월 20일 제정

제1조 본 학회의 정관 제 4조와 관련하여 본 학회에서 발간하는 간행물에 관한 규정을 정한다.

제2조 본 학회의 간행물에 대해서는 다음과 같이 정한다.

1. 정기 학술대회의 발표순서가 담긴 회보는 총무이사가 담당한다.
2. 논문집 우주과학회지는 편집위원회에서 담당한다,
3. 기타 우주과학전반에 걸친 간행물에 관한 토의 및 규정은 필요에 따라 위원회를 두어 담당한다.

부칙 1. 이 규정은 2001년 1월 1일부터 시행한다.

제5장 이사회 운영

2003년 10월 17일 제정

제1조 이사회 직무를 수행하기 어려운 이사는 휴직할 수 있다.

제2조 휴직한 이사는 본 학회의 정관 24조 1항의 정원수에서 제외 한다.

부칙 1. 이 규정은 2004년 1월 1일부터 시행한다.

한국우주과학회보

제23권 2호 2014년 10월

전화 042-865-3391 (FAX: 042-865-3392)

학회 홈페이지 <http://ksss.or.kr>

발행인 민경욱

편집인 문홍규 · 고미희 / 이 유 · 김숙경

발행 사단법인 한국우주과학회

인쇄 연이프린텍(02-322-2700)

학회 소재지 서울시 서대문구 연세로 50 연세대학교 천문대 내

학회 사무국 대전시 유성구 대덕대로 776 한국천문연구원 내

전화: 042-865-3391 / 팩스: 042-865-3392

학회대표메일: ksss@ksss.or.kr