

통신방송위성 Ku대역 전개형 안테나의 열해석

Thermal Analysis of the Ku-band Deployable Antenna for Communications and Broadcasting Satellite

한재홍*, 박종홍(한국전자통신연구원), 김경남, 권상룡, 정기모(대한항공)

1. 서론

구미 선진국에서는 위성 멀티미디어 산업이 급속히 성장되어 위성기술 산업화가 한창 진행되고 있다. 국내에서도 최근 개시된 위성 방송 서비스를 필두로 위성 인터넷 서비스 등 통신방송 위성 서비스 수요가 꾸준히 증가하는 추세이다. 현재 한국전자통신연구원을 중심으로 통신 위성 분야의 국내 산업화를 위한 연구 과제가 진행 중이며, 위성 RF부품, 중계기 및 안테나의 기술인증모델을 개발 중이다[1]. 이 가운데 개발 대상 안테나는 Ku대역 전개형 읍셋 단일 반사판 구조 안테나와 Ka대역 탑재형 그레고리안 안테나로 총 2세트이다[2]. 통신방송 위성 안테나는 위성체에 탑재되는 통신방송관련 장비 중 신호를 직접적으로 송수신하는 최전방의 탑재 장비로 위성 본체 내부에 주로 탑재되는 다른 탑재체들과는 달리 위성 본체 외부로 돌출되어 있어 극심한 우주환경에 직접적으로 노출된다. 또한 안테나 구조물에는 일반적으로 능동 열제어 방식을 사용하지 않으므로, 하루 동안에 200°C 이상의 온도 변화가 발생하기도 한다.

위성 안테나의 열 해석은 안테나의 기계적 설계의 중요한 부분을 차지하는 데, 열해석을 통해 안테나 구조 및 구성 부품의 온도가 허용 온도 범위내 인지를 확인하여야 한다[3]. 혹은 반대로 열 해석을 통해 구조 및 부품의 허용 온도 및 인증 시험 온도 범위를 결정하기도 한다. 또한 구하여진 온도 범위는 구조 해석 모델에 적용되어 안테나 반사판의 열변형을 계산하는데 사용된다. 일반적으로 위성 안테나 RF이득에 대한 여유(margin)는 0.1 dB 내외의 극히 작은 값으로 설정되므로 안테나 성능 분석을 위해 손실 항들을 정확히 예측하여야 하는 데, 계산된 열변형 데이터는 안테나 패턴 해석 프로그램에

입력되어 열변형에 의한 RF성능 저하를 계산하게 된다[4].

본 논문에서는 통신방송 위성 Ku대역 전개형 반사판 안테나의 열해석에 관해 기술하였다. 안테나 반사판의 열모델 및 열환경에 대해 기술하고, 계산된 열분포 특성을 정리하였다.

2. 반사판 안테나의 열설계 및 열모델

개발 중인 Ku대역 안테나는 1400mm 개구면 크기를 갖는 전개형 읍셋 단일 반사판 안테나로 후면 리브구조를 포함하는 반사판, 급전흔과 OMT로 구성되는 급전부, 전개 장치, HRM(Hold & Release Mechanism)으로 구성된다. Ku대역 안테나는 위성본체의 동측 패널에 부착되며, 정지 궤도 상에 전개되었을 경우 그림 1과 같은 형상을 갖는다.

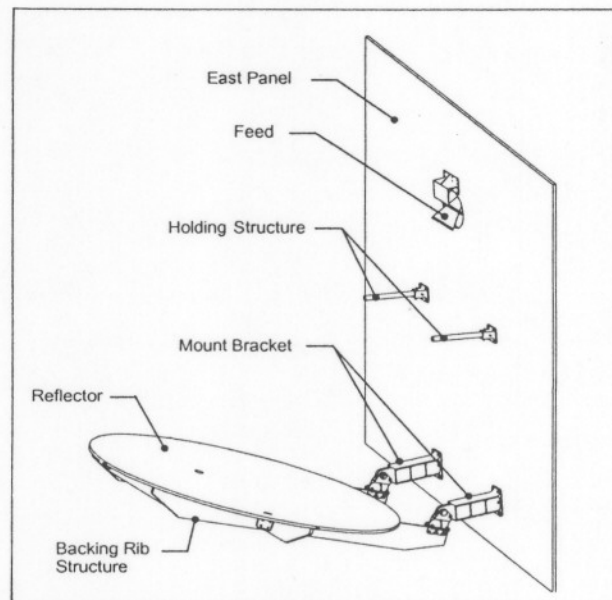


그림 1. Ku대역 안테나의 전체 형상

안테나 열제어의 목적은 크게 안테나 구조의 운용 온도를 구성 재료의 허용 온도 범위내로 제어하려는 것과 온도 차이를 가능한 작게 하여 열변형을 최소화하려는 것이다. 통신방송위성 Ku대역 안테나는 이를 위해 안테나 반사판의 전면에는 white paint (PSG120FD) 처리를 하고, 후면 리브 구조 및 전개 장치에는 6층의 MLI (Multi-Layer Insulator)를 설치하였다. 반사판 전면에 사용될 white paint는 Ku대역에서 전파 손실이 매우 작으면서, 비교적 효율적으로 안테나 구조의 열상승을 억제한다.

안테나 열해석을 위해서는 그림자 효과 등의 정확한 모사가 필요하며, 이를 위해 위성 버스 모델이 필요하다. 또한 위성 본체 및 기타 장착물과 열적 연계 효과가 있으므로 본체 및 안테나 인터페이스 부위의 열특성, 기타 장착물들의 열특성이 제공되어야 한다. 본 과제에서 상정하고 있는 위성체 내의 안테나 Layout 계획은 그림 2와 같다[5]. 본 해석에서는 영향이 미미한 태양전지판이나 다른 안테나 구조물과의 열적 연계 효과는 무시하였다. 위성체 외의 열 제공 원으로는 그림 3에 보이는 바와 같이 태양광, 알베도(Albedo), 지구 복사 에너지를 고려하였고, 그 외 우주 공간은 -269°C 로 설정하였다. 표 1에는 태양과 지구의 환경 상수를 요약하였다. 하루 중 태양, 지구, 위성 사이의 상대적인 자세에 따라 표 2 및 그림 4와 같이 안테나에 입사되는 태양광의 방향이 다양하게 된다. 이 경우 위성 본체 및 안테나와의 인터페이스 부분의 열특성도 변화하므로, 각 자세에 따른 적합한 열 데이터를 적용하여 해석을 수행하였다.

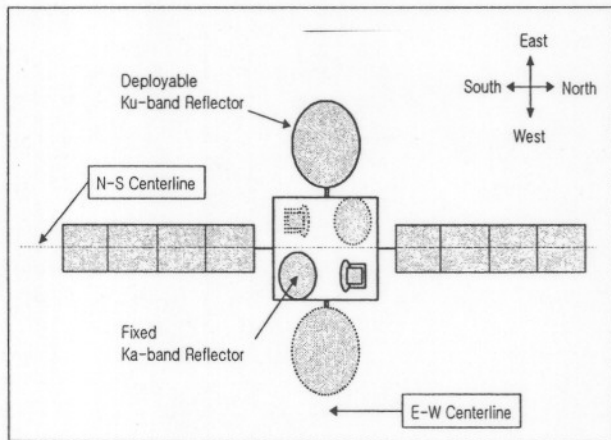


그림 2. 위성 안테나 Layout 계획

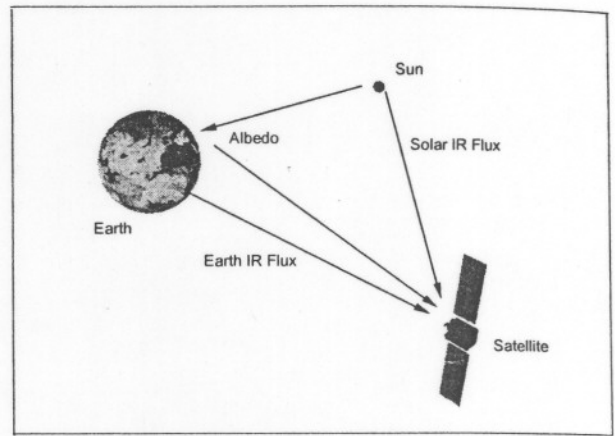


그림 3. 우주 공간의 열환경

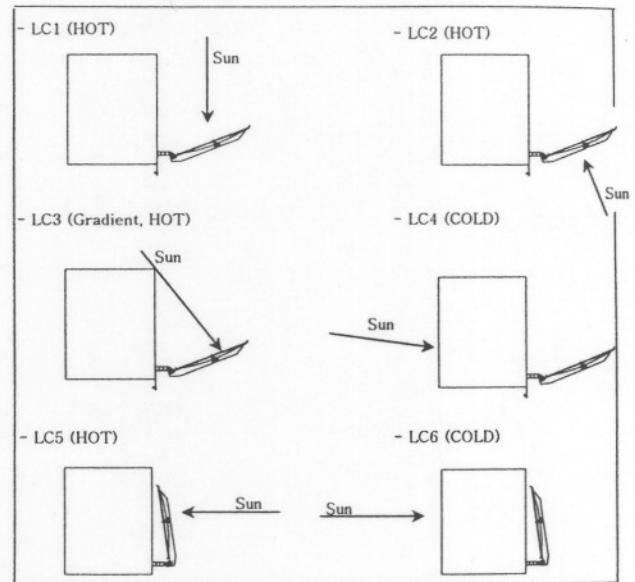


그림 4. 안테나에 조사되는 태양광의 방향

표 1. 태양 및 지구의 환경상수

		Sun		Earth	
IR Flux	Mar. Equinox	1377.20	W/m ²	Albedo	0.3
	Jun. Solstice	1323.06	W/m ²	IR Flux	236 W/m ²
	Sep. Equinox	1356.80	W/m ²		
	Dec. Solstice	1410.94	W/m ²		

표 2. 열해석 Load case 정의

Load Case	Orbit	Material	Sun Direction
LC1	On-Station	EOL(Hot)	Normal to Nadir
LC2		EOL(Hot)	Normal to back of antenna
LC3		EOL(Hot)	Illuminates half of antenna
LC4	Transfer Orbit	BOL(Cold)	Normal to west panel
LC5		BOL(Hot)	Normal to east panel
LC6		BOL(Cold)	Normal to west panel

사용된 안테나 재질은 M60J Fabric CFRP, 2.0PCF-3/16-7P 및 5056/F40-14P-2.1PCF 알루미늄 하니콤 코어, 기타 접착용 재료, 티타늄 브래킷 등이다. 해석하고자 하는 안테나의 GMM(Geometric mathematical model) 및 TMM(Thermal mathematical model)은 I-DEAS를 이용하여 구성하였다. 안테나의 GMM은 모두 쉘 요소로 구성되었으며, 반사판 샌드위치 구조는 양쪽 면재를 각각 쉘 요소 층으로 모델링하였다. 안테나 후면 리브 구조는 두께 방향으로의 온도차가 무시할 만하므로, 하나의 쉘 요소 층을 사용하였다. 그리고 안테나를 둘러싸는 MLI도 매우 얇은 쉘 요소를 이용하였다. 그림 5는 구성된 GMM의 예이다. TMM의 구성을 위해 구성재료의 열 물성치와 열광학적 물성치가 필요하며, 특히 열광학 물성치는 임무초기(BOL) 물성과 임무말기(EOL) 물성이 변화하므로, 이를 고려하여야 한다.

반사판의 양쪽 면재 사이의 열전달은 복사열 전달 및 하니콤 코어를 통한 두께 방향의 열전도가 고려되었다. MLI는 바깥면과 안쪽면 사이의 열전달을 온도의 함수로 주어지는 열전도도를 이용 모델링하였다. 반사판과 후면 리브 사이의 열전달은 사용된 클립(clip)의 간격을 고려하여 유효 열전도도를 도출 사용하였다. 열모델 개념의 한 예로서 그림 6에 MLI의 열 모델 개념도를 도시하였다.

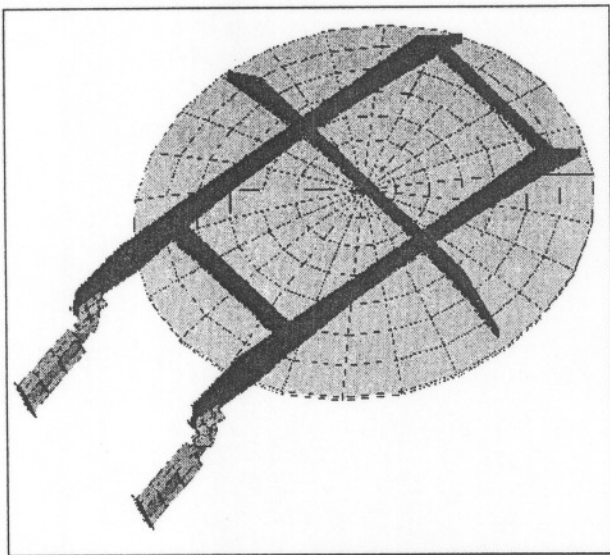


그림 5. Ku대역 안테나의 GMM

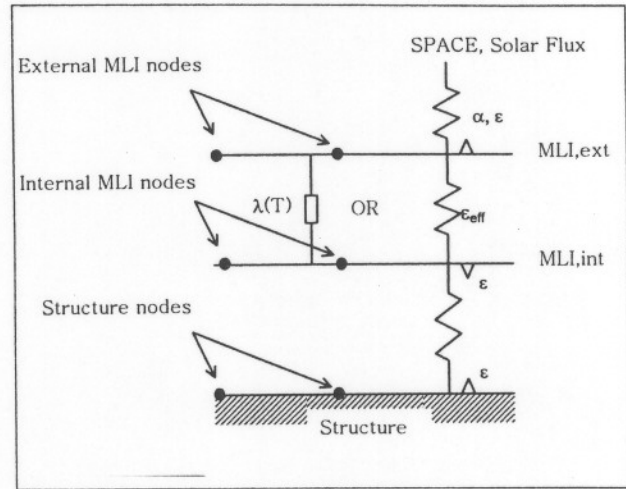


그림 6. MLI의 열모델 개념

3. 열해석 결과

Ku대역 위성 안테나의 전반적인 온도 특성을 살펴보기 위해 위성 본체의 열 특성을 고정하고, 24시간 비정상(transient) 열해석을 수행한 예를 그림 7에 수록하였다. 그림 7은 3월 춘분에서 EOL 물성을 부가하고 계산한 반사판 전면의 온도 분포로 최고 온도를 갖는 경우이다. 그림에서 0Hr는 위성이 위치하는 궤도의 정오를 나타내며, 태양광은 MLI로 싸여 있는 안테나 반사판의 후면을 조사하게 된다. 8Hr가 지나면서 태양광의 방향이 점차 안테나 앞면(위성체의 Nadir방향)으로 향하고, 이에 따라 반사판 앞면의 온도가 급속히 상승하게 된다. 12Hr 근방으로 가면 위성이 지구 그림자에 가려지게 되며, 따라서 온도가 다시 급격히 떨어지는 것을 알 수 있다.

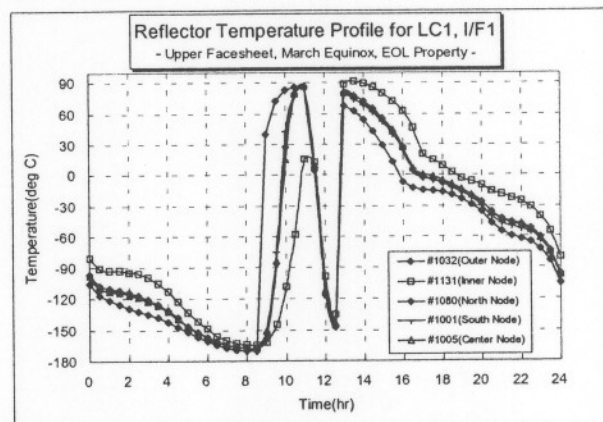


그림 7. 반사판 온도 변화 추이 (Mar. Equinox)

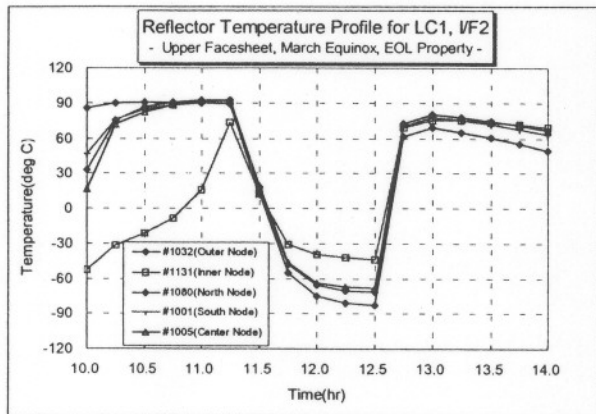


그림 8. 온도 변화(Max Temp: Mar. Equinox)

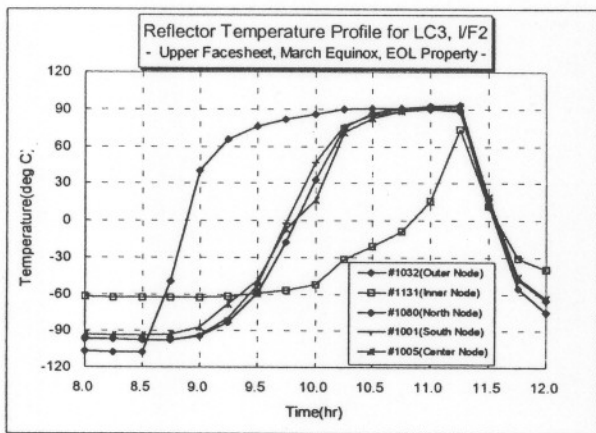


그림 9. 온도 변화(Max Grad: Mar. Equinox)

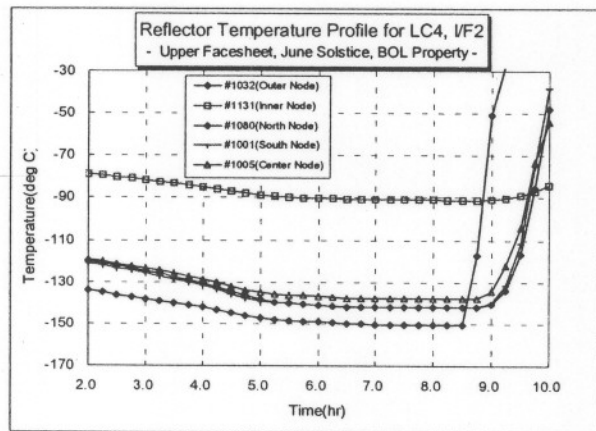


그림 10. 온도 변화(Min Temp: Jun. Solstice)

24시간 한 주기동안 안테나는 그림 4의 여러 가지 자세를 갖으며, 태양광의 방향도 다양하다. 각 경우에 적합한 위성 본체 및 인터페이스 부

분의 열특성 데이터를 이용하여 worst-case 열 해석을 수행하였다. 그림 8은 반사판의 온도가 최대가 되는 경우로 춘분 11.25Hr (LC1의 경우) 때 93.5℃까지 온도가 상승한다. 그림 9는 반사판 내에 최대 온도차가 발생하는 경우로 춘분 9.5Hr (LC3의 경우) 때 152℃의 온도차가 발생하여 열변형에 의한 RF 성능 저하가 가장 클 것으로 예상된다. 그림 10은 최소 온도가 발생하는 경우로 하지 8.0Hr (LC4의 경우) 때 -151℃까지 온도가 떨어질 것으로 계산되었다.

4. 결 론

본 논문에서는 통신방송위성 Ku대역 전개형 반사판 안테나의 열해석을 위해 사용된 열모델 및 열환경에 대해 기술하고, 계산된 열분포 특성을 정리하였다. MLI와 white paint를 이용하는 경우 안테나 반사판 구조물의 정지 궤도 온도 범위는 -151 ~ 93.5 ℃으로 계산되었다. 천이 궤도의 온도해석 결과는 본 논문에서 자세히 소개하지 않았으나, 정지 궤도의 온도 범위내이다. 구하여진 열해석 결과는 구조 해석을 통해 열응력 및 열변형을 구하는 데 사용되며, 또한 안테나 인증 시험 온도 범위 최종 결정과 열변형에 의한 RF성능 저하 평가에 이용된다. 본 연구를 통해 통신위성 안테나 개발에 필수적인 열해석 방법이 구축되었으며, 추후 유사한 위성 안테나 개발에도 활용도가 클 것으로 기대된다.

참고문헌

- [1] 박종홍, 염인복, 이성팔, "통신위성 탑재체 주요 기술 분석," 한국항공우주학회지, 제 30권 제 2호, 2002, pp. 136-144.
- [2] 이성팔 외, 통신방송위성 개발 (II), 한국전자통신연구원 보고서, 01MR2800-01-2200P, 2001.
- [3] 최석원, 조주형, 서희준, "위성체 임무단계에 따른 열해석모델 및 열제어," 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2001.
- [4] 한재홍, 윤소현, 박종홍, 이성팔, "통신방송 위성 안테나 개발 및 시험 절차," 한국항공우주학회 춘계학술발표회, 2001.
- [5] 강자영, 김인준, 이성팔, "통신방송위성 탑재체 기계적 인터페이스 개념연구," 한국항공우주학회 추계학술발표회, 2001.

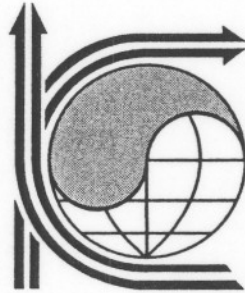
2002年度

春季 學術發表會 論文集

Proceedings of the KSAS Spring Annual Meeting 2002

日時：2002年 4月 12日(金)~13日(土)

場所：무주리조트(티롤호텔)



主 催

社團 韓 國 航 空 宇 宙 學 會
法 人

The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences

後 援

韓 國 科 學 技 術 團 體 總 聯 合 會

韓 國 航 空 宇 宙 研 究 院

하 니 윌 코 리 아

- 퍼지 로직을 이용한 진동형 자이로의 온도 변화에 따른 비선형적인 bias drift 보정 기법 559
이정영, 홍성경(세종대학교)
- MEMS 가속도계의 공진루프 설계 및 성능평가 564
강태삼(전국대학교), 성상경, 이장규(서울대학교)
- 폐쇄된 계에서 강체의 순간중심과 콜리올리 힘의 관계에서 비관성 운동효과 568
정병태(인천전문대학)
- Bound-Optimal 강인 확장칼만필터를 이용한 운항중 정렬의 성능 향상 572
홍현수, 이장규(서울대학교), 박찬국(광운대학교)
- 르야프노프 이론 및 출력형상화를 이용한 유도법칙 설계 576
김기석, 김유단(서울대학교)
- QNX와 PC를 기반으로 한 무인항공기 연구 개발용 실시간 HILS 환경 개발 580
김강수, 공지영, 문상호, 윤석준(세종대학교)
- 수직 이착륙 무인기의 비행 영역 해석과 전이비행에 관한 연구 584
민병문, 권태희, 노태수, 송기정(전북대학교)
- 무인항공기 탑재센서 조사 및 관성센서 오차특성 연구 588
임정현, 홍성경(세종대학교), 유창선, 주광혁, 안이기(한국항공우주연구원)
- 입출력 궤적정보를 이용한 재형상 비행제어시스템 설계를 위한 연구 592
형승용(서울대학교), 김성필, 김희섭(한국항공우주연구원), 김유단(서울대학교)

인공위성 체계

- 위성자동시험시스템 개발 및 운용 596
박종오, 최중연, 윤영수, 권재욱, 천용식(한국항공우주연구원)
- 위성 시뮬레이터의 위성 표준 모델 설계와 Anomaly 분석지원 600
조성기, 이상욱, 김재훈(한국전자통신연구원), 노경민(연세대학교)
- 다목적실용위성 정적 시뮬레이터 Prototyping 604
이상욱, 조성기, 김재훈(한국전자통신연구원), 이종인(한국항공우주연구원)
- 원도우 쿼터니언 추정기를 위한 각속도 추정 609
김인중, 김유단(서울대학교)
- 수치해석에 의한 열진공시험 가속화 온도제어 예측기법 연구 613
김대정, 김종암, 노오현(서울대학교), 최석원(한국항공우주연구원)
- 피코위성 HAUSAT-1의 열제어 시스템 개념설계 617
김영석, 김준태, 서승원, 장영근(한국항공대학교)
- 고해상도 영상 획득시 태양전지판의 온도변화 621
최준민, 김대승, 현범석(한국항공우주연구원)
- 통신방송위성 Ku대역 전개형 안테나의 열해석 625
한재홍, 박종홍(한국전자통신연구원), 김경남, 권상룡, 정기모(대한항공)
- 적외선 카메라를 이용한 위성체 부품(SAR)의 온도 측정에 관한 연구 629
서희준, 이상훈, 조혁진, 이동진, 문귀원, 최석원(한국항공우주연구원)
- 다목적 실용위성 2호 통계적 에너지 해석 633
우성현, 김홍배, 문상무, 김영기, 이상설(한국항공우주연구원)
- 다목적 실용위성 2호 원격명령 전송 자동검증을 위한 규칙기반과 사례기반의 통합 637
모희숙, 정원찬, 김재훈(한국전자통신연구원)
- 위성 탑재용 궤도 전파기의 성능 평가에 관한 연구 641
이현화, 백정부, 노태수, 최석우(전북대학교), 이상률(한국항공우주연구원)
- 다목적 실용위성 2호 전력계 시험 장치 개발 645
윤영수, 박종오, 최중연, 권재욱, 천용식(한국항공우주연구원)