

특별기고

우리별 3호 탑재 고해상도 CCD 카메라시스템 개발

유상근*, 장현석*, 이흥규**, 최순달*

*한국과학기술원 인공위성연구센터

**한국과학기술원 전산학과

Development of KITSAT-3 High Resolution CCD Camera System

Sang-Keun Yoo*, Hyun-Sock Chang*, Heung-Kyu Lee**, and Soon-Dal Choi*

*Satellite Technology Research Center, KAIST

**Department of Computer Science, KAIST

Abstract

In this paper, we describe the structure, function, and the operation method of the high resolution CCD camera system on the KITSAT-3, which will be launched in 1998. We have developed the camera system with the University of Stellenbosch in the Republic of South Africa. Currently we are doing the environmental test for the engineering model of the camera system. The main purposes of the system are the technology acquisition and operation test. The ground resolution of the system is 15 m at the 800 Km earth orbit.

요 약

본 논문에서는 1998년 중반에 발사예정인 우리별 3호의 주 탑재물인 고해상도 지구관측 카메라시스템의 구성, 기능 및 운용방법등에 대하여 기술한다. 우리가 개발한 카메라시스템은 남아프리카공화국의 Stellenbosch 대학교와 국제공동연구로 수행중이며 1996년말 현재 엔지니어링 모델을 완성하고 환경시험중이다. 본 CCD 카메라는 기술시험용 시스템이며 기술습득 및 운용

시험이 주목적이고 해상도는 800 Km 고도에서 약 15m 정도이다.

1. 서론

인공위성연구센터(이하 센터)에서는 1992년과 1993년에 발사하여 운용하고 있는 우리별 1, 2호에 총 4대의 카메라를 탑재하여 우주용 광학 카메라에 대한 기본적인 설계 및 제작 시험과 운용등에 관한 여러해에 걸친 경험들을 축적하여 왔다[Lee et al. (1993, 1996); Ward (1991); Kim et al. (1992); Yoo (1992, 1994)]. 이러한 경험들을 바탕으로 우리별 3호[H. S. Kim, 1995, 1995]의 주 탑재물로서 SPOT등 전문적인 광학 카메라의 개발을 위한 기술습득 및 검증 단계로서 새로운 시험용 광학시스템의 개발을 남아프리카공화국과 국제 공동으로 추진하여 이미 지상모델의 개발을 성공적으로 완료하였다. 본 논문에서는 이와 관련된 광학시스템의 기능, 구성 및 운용등에대한 소개를하여 향후 우리별 3호 위성의 고해상도영상 이용자를 위한 기본적인 정보를 제공하고자 한다.

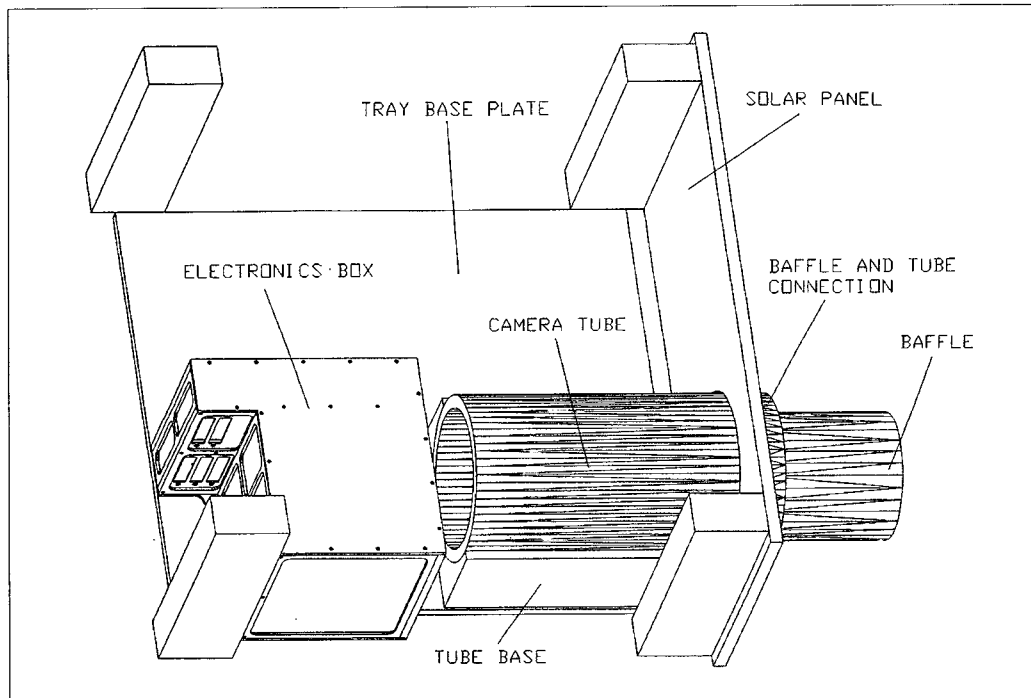


그림 2.1 카메라구조

2. 우리별 3호 카메라

우리별 3호 카메라(이하 카메라)는 크게 광학부와 전자회로부로 나뉘어진다. 광학부는 주반사경과 보조 반사경, 프리즘 블럭, Focal Plane, 그리고 위성과의 접합부등으로 나뉘어져 있다. Focal Plane은 CCD소자와 획득한 영상처리를위한 전자회로로 구성된다. 전자회로부는 전원 변환부, 원격명령 및 검침연결부, 비디오 회로, 그리고 CCD(Charge Coupled Detector)등을 위한 클럭회로와 이의 구동 회로로 나뉘어진다. 그림 2.1은 카메라의 구조를 보여준다.

3. 카메라의 개발

아직은 국내에서 위성용 카메라의 이용이 활발하지 않은 관계로 그동안 카메라 제원(諸元)을 결정하는데 필요한 스펙트럼 밴드나 해상도등의 요구사항들을 명확하게 제시받지 못하여 어려움이 많았다. 대신 각종 기술의 우주적용을 시험하는 목적이라는 점을 고려하였고 기존 위성들의 대략적인 추세를 따르면서 이들과 비슷한 규격을 채택함으로써 임의의 결정에 따른 위험요소를 줄이려고 하였다. 이렇게 함으로써 가지는 또 다른 잇점들로서는 그동안 인공위성연구센터, 시스템공학연구소 및 전파연구소등이 추진하여 오고 있지만 아직 시작 단계인 우리나라 원격탐사위성의 자료 처리분야에서 새로운 프로그램 개발 부담을 많이 덜 수 있을 뿐만아니라 잠재적인 자료 이용자들 역시 접근이 용이하리라고 판단하였다.

그래서 카메라는 SPOT위성의 다채널 스캐너와 거의 같은 3개의 스펙트럼 밴드를 갖는 것으로 하였다. 이들은 Green(520~620 nm), Red(620~690 nm), 그리고 Near-Infrared(730~900 nm)이다. IFOV(Instant Field Of View)는 18.75 μ rad(3%오차)를 가지며 800km의 위성 고도에서는 약 15m의 지상화소크기(ground pixel size)를 가지게 된다. 카메라는 3456개의 소자수를 가지는 선형 CCD(TC104)소자를 이용하여 전자스캔 방식과 위성의 궤도진행을 이용하여 2차원 화면을 얻어내는 pushbroom 스캔 방식을 이용한다. 각 채널의 3개의 서로 다른 소자들은 프리즘을 통하여 기계적으로 다른 면에 장착되어 있으나 광학적으로는 한 순간에 동일한 지상면을 바라 보도록 정교하게 정렬이 되어져 있다. 따라서 카메라는 지상면적 44km를 3개의 스펙트럴 밴드의 정보를 얻으며 지나가며 사진을 찍어서 카메라 영상 정보저장소인 KSSR(KITSAT-Solid State Recorder)에 전체 약 45Mbps의 속도로 보내어 저장한다(그림 3.1 참조).

3.1. 광학부

카메라 렌즈는 남아프리카공화국의 CSIR(Council for Scientific Industrial Research)이 개발한 상용렌즈인 Telemacro-3를 기본 모델로 하여 우주용으로 재개발 하였다. 발사시의 충격이나 우

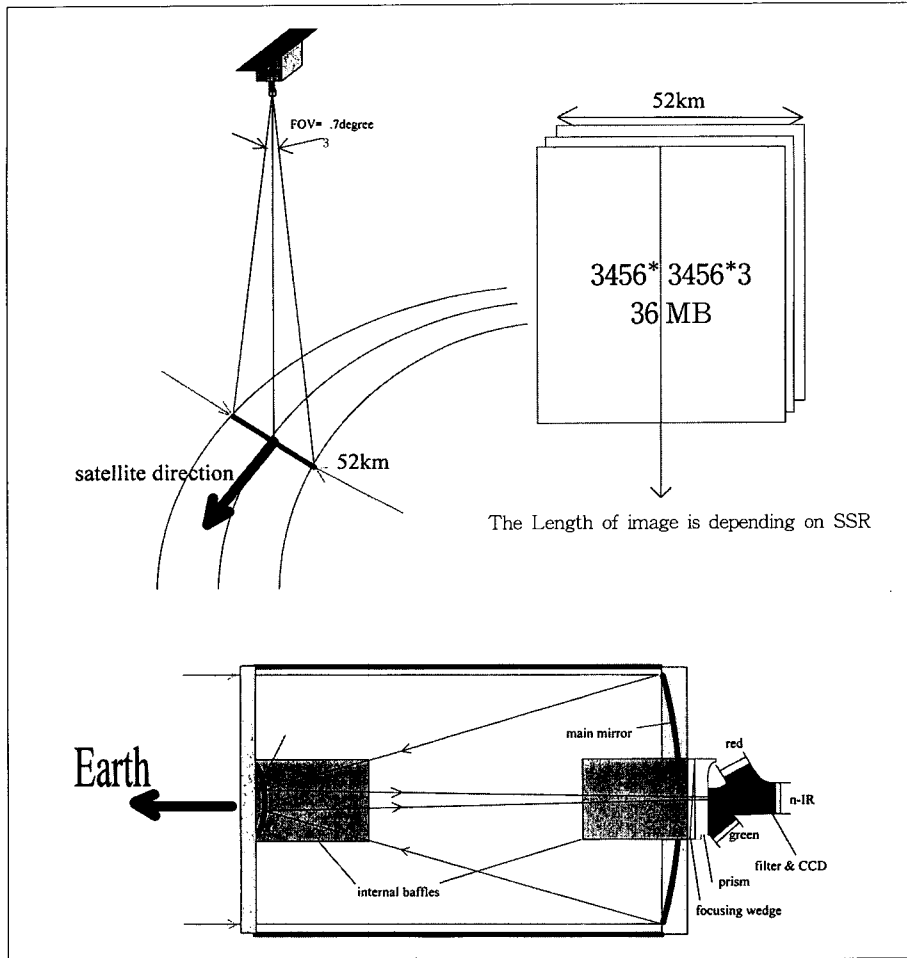


그림 3.1 지구관측

주에서의 온도변화나 방사선으로부터 안정한 시스템을 만들기 위하여 기술적인 노력들을 기울였다. 대부분의 광학부 재질은 우주방사선과 온도 변화에 강한 Fused Silica계열을 사용하였고 전체 광학부 자체는 하나의 강체로 온도 변화에 광학적인 특성의 변화가 매우 적다. 그림 3.1의 하단부와 같이 secondary mirror가 광축상에 위치하여 있으므로 광량과 MTF(Modulation Transfer Function)에서 그렇지 않은 시스템에 비하여 손해를 보기는 하였으나 부피나 무게상에서 상당한 절약을 이루었다. 우리별 3호와 같이 100kg미만의 마이크로 위성예의 탑재를 목표로 하였기에 이러한 제약들은 어쩔 수 없이 받아 들여야 하는 것이다. CCD로의 직접적인 광의 입사를 막기 위하여 내부에 광학 배플(baffle)을 달았다. 100mm의 제한적인 직경으로 인하여 내

부에 충분한 배플을 적용하기에 어려움이 있어 외부에 추가적인 배플을 달아 위성의 외부로 약 10여 센티미터 정도 돌출 되어지기는 했으나 그 영향은 미미한 것으로 보인다. 현재 이로 인한 안테나 지향 패턴에의 영향에 대한 평가가 진행되고 있다. 주 반사경과 보조 반사경을 제외하고는 광학적인 변화를 가져오는 것은 각종 필터들 뿐이다. 보조 반사경을 지탱하고, 내부 광학 요소들을 보호하기 위해 광학부 전면에 두께 약 10mm 정도의 fused-silica 면이 있는데 여기에는 원하는 파장대(500~900 nm)의 반사를 줄이기 위하여 특수 코팅처리를 하였고, 프리즘 블럭에는 여러겹의 interference filter들이 조합되어있어 각 파장대를 선택하도록 되어 있다. Focal plane 을 이루는 CCD와 관련 전자 회로는 이 프리즘의 각 해당 면에 기계적으로 붙여 있게 된다. 원래의 렌즈 시스템이 35mm 필름을 위하여 만들어져 유효한 focal plane의 면적을 넓히는 것이 제한되어 있어서 CCD의 선정 역시 제약을 받았다. 이때문에 최상의 CCD를 선정하는데 어려움이 있었으나 TI사의 TC104는 개발 되어진지 오래되어 그동안 많은 분야에서 신뢰도를 인정 받은 점과 구동회로가 다른 것들과 비교하여 간단하여 선택하였다. 대신 개발 도중 TI에서 경제적인 이유로 판매를 중단하여 개발시에 아주 신중을 기하지 않으면 안되었다. 감지소자를 포함한 신호대 잡음비 계산을 위한 광량분석 역시 Lowtran-7 등의 프로그램을 이용하여 이루어졌다.

3.2. 카메라의 광학적 성능 및 제원

광학렌즈의 설계치와 가공시 오차, CCD를 고려하여 예측되어진 MTF의 최종치는 약 25% 정도이다. 실제 MTF 측정치는 약 22%정도가 나왔으며 측정시의 오차가 약 5% 내외인 것을 고려하면 거의 예상치와 같은 결과를 얻었다. Illumination fall-off의 곡선 역시 예상치에서 크게 벗어나지 않았으며, 각 채널간 정렬 정확도 역시 3mm 이내로 조립되어졌다. 왜율은 최외곽에서 약 0.14% 이내로 예측되어진다. 지면 관계상 일부 결과치들은 본 논문에서 생략하였다. 다음의 분류들에서 대략적인 성능치를 보여준다.

3.2.1 신호대 잡음비

신호대 잡음비의 계산은 인공위성의 촬영이 태양을 수직하게 등지고 있을 때 지상의 반사율 50% 물체의 방사량으로 계산하였다. 위성의 촬영각이 60도인 경우를 가정하고 지상 매 라인 당 노출 시간을 1.88msec로 가정하였다. 촬영시의 신호대 잡음비를 다음표에 표시하였다.

3.2.2 영상의 촬영주기 및 Swath Width

CCD 소자의 유효 개수는 3456개이며 이들이 한 번에 바라보는 각도는 약 3.7도 정도가 된다. 지상에서의 폭은 680km 위성 고도에서 약 44km(800km에서는 52km) 정도가 된다. 위성이 동일한 궤도로 되돌아 오는 주기는 26일 정도이나 위성의 자세제어를 사용하여 궤도 수직면 아래

채널	녹색	빨강	근적외선
Esc(W/m ²)	79	87	103
% saturation	33.7	37	43.7
S/N	169	185	219

이외의 지역을 촬영 하는 것을 고려한다면 이보다 상당히 줄어들게 된다. 위성의 경사 조준 능력 여하에 따라 짧게는 며칠에서 수 일 정도로 줄어들 수 있다. 이 경우 동일 궤도내 혹은 다른 궤도에서의 스테레오 영상의 획득도 고려 될 수 있다.

3.2.3 Data 송수신 량

정방향의 소자를 얻기 위해서는 위성의 고도에따라 서로 다른 노출시간을 가지게 된다. 680km에서는 약 1.88ms 정도로 예측되는데 이 경우 카메라는 약 44.6Mbps의 출력 속도를 가진다. 이렇게 출력된 영상 신호는 대용량 메모리에 저장되어진다. 위성이 지상국 상공에서 촬영중인 경우 이중 일부가 지상으로 바로 전송되어 질수도 있다. 저장되어진 영상이나 일부 직접 전송에 사용되는 송신 시스템은 약 3Mbps의 속도를 가지고 있다. 한 장의 영상은 3456*3456*3의 정방향 영상을 하나의 단위로 처리되어 질 예정이다.

3.2.4 Data 의 배포

얻어진 영상은 원격탐사에서의 전처리를 거치게 된다. 카메라의 기하학적 특성을 보정하고, 지상 및 위성에서 얻은 방사학적 정보에 의해 처리되어진다. 사용자에게 따른 추가적인 처리와 배포는 앞으로의 상황이나 사용자로부터의 직접적인 요구를 받아 처리되어 질 것이다. 기본적으로는 SPOT등 기존 영상의 처리 및 배포의 경험들이 이용되어 질 것이다.

3.2.4 관측 주파수 영역

관측 주파수의 영역은 SPOT1, 2, 3과 거의 동일하다. 따라서 당분간의 응용범위 역시 이 위성의 것과 동일 하다고 판단하면 될 것이다. 대신 왜곡 등 광학적 기하학적특성이 약간 다르며 지상 분해능이 훨씬 더 조밀하다.

3.3. 카메라 운용모드

카메라의 운용 모드는 다음과 같이 나뉘어 진다.

- 준비 모드
- 촬영 모드
- 보정 모드
- 안전 모드
- 청소 모드
- 발사 모드

3.3.1. 준비 모드

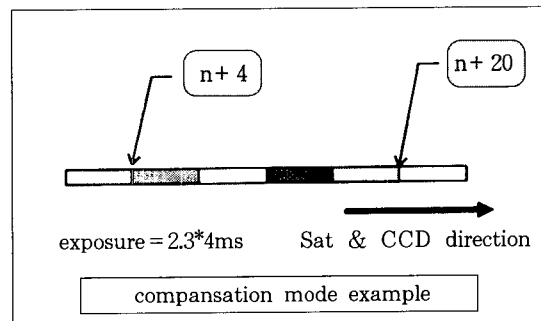
이 모드는 카메라의 촬영을 본격 개시하기 전에 각 전자회로 부분이 완전하게 정상적인 위치를 확보 하도록 시간적인 여유를 가질 수 있도록 하기위한 모드이다. 약 1분이 필요하다.

3.3.2. 촬영 모드

이 모드는 카메라가 정상적인 동작을하며 원하는 지역의 영상을 출력하는 모드이다. 출력되어진 영상은 CFP(Camera Flight Processor)를 거쳐 실시간으로 메모리에 담기게 된다. 이때의 채널 당 출력속도는 초당 약 16메가 바이트 정도가 되며, 총 약 5메가 바이트 정도가 출력된다.

3.3.3. 보정 모드

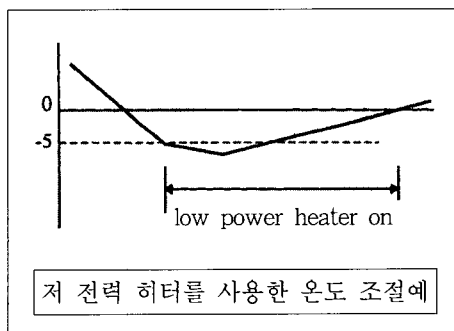
이 모드는 카메라의 각종 구성요소들이 우주환경에 노출되어진 후 변화하는것을 것을 측정하고 향후 영상보정을 하기 위하여 존재한다. 주간과 야간의 두 가지 모드가 있다. 촬영시 카메라의 소자가 위성과 직각으로 놓이지않고 평행하게 놓이는것이 다르다. 주-야간 노출 시에 카메라는 프로그램 가능한 클럭 소스를 이용하여 평소 노출 시간인 2.3 ms 보다 훨씬 긴 시간 동안 노출되도록 한다. 야간에는 바다 위에서나 우주의 어두운 부분에 카메라를 지향시켜 CCD의



블랙 변화 정보를 얻는다. 바다의 경우 밝기 정도가 비교적 일정하므로 픽셀간의 변별력을 가지는 범위내에서 다양하게 노출시간을 조정할수 있다. 주간인 경우는 인공위성내에 표준 광원이 없으므로 지상의 밝기가 비교적 일정할것으로 예상되는 사막지역을 촬영하여 지상측정정보와 비교하여 보정치를 얻는다. 대신 밝기가 있으므로 노출을 무한정 늘릴수는 없고(CCD가 포화 된다) 대신 수개의 픽셀이 하나의 범위내에 들도록 하여 보정하도록 한다. 이때 사막 지역은 일정한 지역을 선정하여 계속 이용하게 하며, 대신 블랙교정과 달리 항상 교정 기회를 얻지 못하는 특성이 있다. 운용하면서 보완되어질 모드이다.

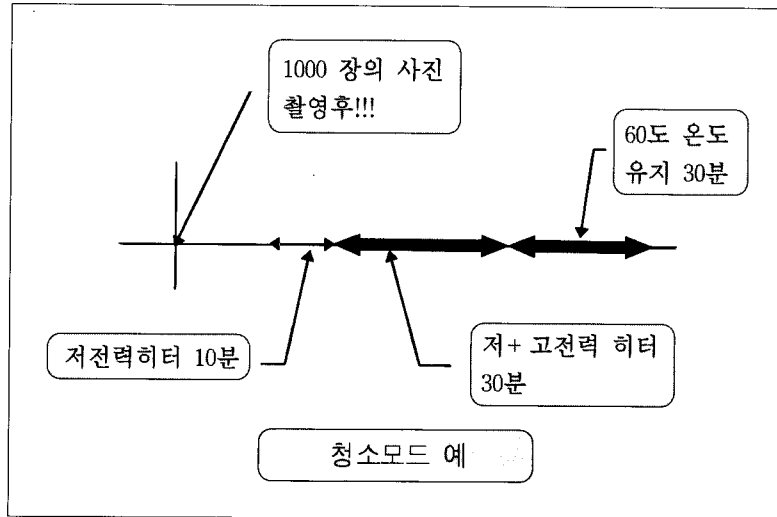
3.3.4. 안전 모드

카메라가 우주의 심한 온도 변화에 견딜 수 있도록 하는 모드이다. 보관에 적정한 온도 범위는 $-20\sim 70^{\circ}\text{C}$ 이며 이를 유지하기 위하여 위성의 자세제어나 내장된 저전력 히터를 사용하여 극저온이 되는 것을 막는다. 위성이 발사되고 난 뒤에 초기 운용시에 적당한 때에 반드시 카메라의 온도를 관측하여야 하고 이에따라 필요한 조치를 취하여야 한다.



3.3.5. 청소 모드

인공위성이 우주환경에 처음 노출이 되면 대부분의 outgasing은 발사 초기에 이루어진다. 따라서 발사 시에 발생하는 가스들이 카메라 렌즈의 전면부에 달라 붙어 화질의 저하를 가져 오는 것을 제거하기 위하여 청소모드가 존재한다. 내장된 저전력 및 고전력 히터를 사용하여 일정기간 동안 카메라 광학부 전체를 가열한다. 향후 카메라 개발을 위한 시험용이므로 운용 시에 각별한 주의가 요망된다. 따라서 약간의 위험을 수반하므로 초기에 상당부분 사진을 찍고 난 뒤에 시도하는것이 좋을 것이다. 온도의 급격한 상승을 막기 위하여 특별한 운용 모드를 준비하였다. 가열된 분자들의 이동을 적절하게 하기위한 구조물을 두고 있고 이동을 더욱 용이하게 하기 위하여 태양이나 지구 이외의 우주의 다른 곳을 지향하도록하여 그 결과를 비교하여 볼수도 있다.



3.3.6. OFF 모드

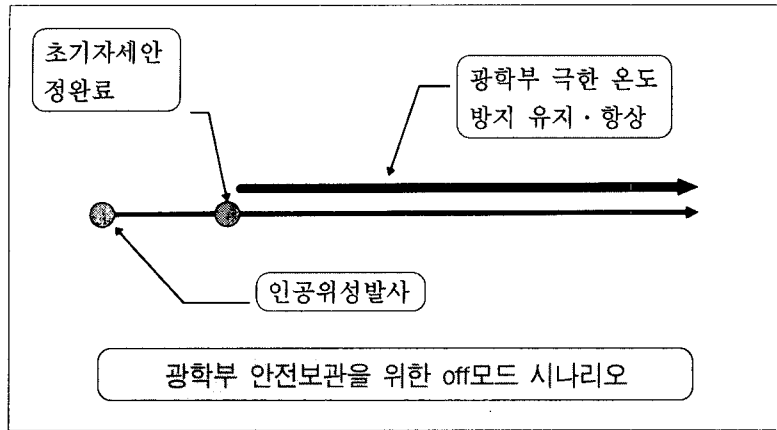
발사 시에 카메라는 전원이 꺼진 상태이다. 발사 후 카메라의 온도가 -30°C 이하로 급격하게 떨어져 렌즈부에 균열이 오는 것을 막기위한 조치가 필요하며 위성의 버스시스템에 관찰 기능이 부가될 것이다.

3.4. 기계구조물 연결

광학부의 위성체와의 연결시에 고려 되어야 할 사항중에 하나가 기계구조물 연결부분이다. 광학부 자체가 하나의 강체이므로 가능하면 위성체와 직접적인 연결을 피해 급격한 기계적인 충격이나 온도변화로부터 보호하기 위한 갖가지 장치를 하였다. 광학부의 온도는 별도로 관리되어지도록 하되 대략적인 온도는 위성과 비슷하게 유지가 되도록 하며 광학 배플등으로 외부에서 직사되는 빛에 의한 온도의 급격한 상승이 광학부로 전달되는것을 차단하여 열전달 파이프를 통해 열이 버스로 빠지도록 하였다. 배플 자체가 열에 민감하게 반응하지 않고 외부의 방사선등에 변화없는 가볍고 강한 특수 재질의 물질들로 구성되었으며(glass fiber계통) 그 밖에 어쩔수 없이 노출되는 카메라의 금속 부분은 thermal blanket을 사용하여 과도한 열전달을 차단 한다.

3.5. 광학부 보호를 위한 온도제어

광학부의 안전모드와 청소모드를 지원하기 위하여 히터들을 설치하였다. 두개의 열선으로 이



루어진 히터는 각각 10W 와 20W의 전력을 소모한다. 저전력용은 주로 안전모드를 위하여 사용되며 고전력용은 청소모드등 꼭 고전력이 필요할때만 사용한다. 너무 온도를 급격히 올리는 것이 광학부에 충격을 가할 염려가 있으므로 이중 안전회로를 가지고 있다. 광학부 전단의 온도의 측정은 두개의 상호 보완용 온도 센서를 사용한다. 광학부 후단의 온도는 CCD소자의 과열을 보호하기 위하여 설치되어 있는 온도 센서를 또한 이용할 수 있다.

4. 카메라 전자회로

개발 초기부터 카메라 전체를 설계하는데 있어서 가장 중요하게 여긴것은 완전한 별개의 독립적인 시스템을 구현하는 것이었다. 카메라에 노출이나 게인(gain)정보를 집어 넣고 전원을 인가하면 일정한 시간의 안정화 시간이 흐르고 난뒤에 일정한 형태로 영상정보가 출력이 되도록 한다. 나머지는 모두 카메라 자체내에서 해결이 되도록 한다. 국제 공동프로젝트를 수행하면서 위성 본체시스템 개발과는 시간적으로나 지역적으로 완전하게 떨어져 있는 상황에서 이 같은 점은 특히 중요하였고 이를 6000픽셀 선형카메라를 개발하면서 가능한 개념인것을 미리 확인 하였다[유상근, 1996]. 전자회로가 사용하는 전력은 +28V 입력에 15W 미만의 전력을 사용한다. 전체 무게는 3Kg이며 카메라 전체 무게는 6.5Kg이다(그림4.1 참조).

4.1. 전원 변환부

이곳에서 카메라 구동에 필요한 모든 전원을 공급하여 준다. 5V, 15V의 기본 전압이 공급 되며 별도로 필요한 기준 접압들은 이들 전압들을 변경하여 사용한다. DC-DC 변환기로의

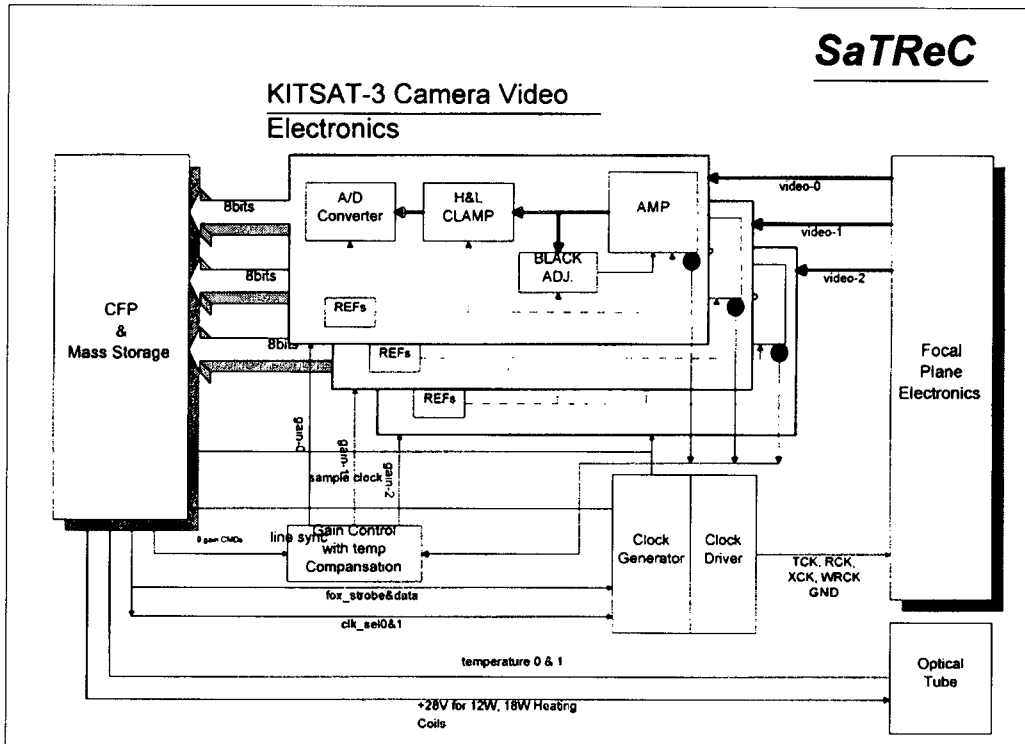


그림 4.1 카메라 전자 회로

입력은 전원을 공급할 초기에 과전류가 흐르지 못하도록 보호가 되어있다. DC-DC 변환기에서의 전압들은 L-C필터와 과전압 보호회로를 거쳐 각 필요 시스템으로 공급되어지는데 모든 시스템으로 연결되는 선들은 바로 이 전원변환부에서 시작되도록 하여 불필요한 폐전류로 인한 잡음의 증가를 최소화 하였다.

4.2. 원격 명령 및 원격 검침

카메라를 조정하는 요소들은 게인조정, 클럭 구동속도 조정, 클럭원(clock source)의 결정등이 있다. 게인 조정은 각 채널별로 8단계의 게인을 전류의 양으로 조절하게 되어있다. 특히 비디오 증폭단으로부터의 온도변화에 따른 게인의 변화를 상쇄하여 주는 기능을 포함하고 있다. CCD 구동 클럭원 중 일부는 프로그램으로 속도를 가변하여 위성의 고도의 변화에따른 readout 속도의 조절이나 그밖에 촬영의 여러가지 면을 실험하기 위해 삼입되어졌다. 여러가지 클럭원은 각기 다른 기술을 이용하여 크리스탈등의 결점등으로 인한 영향을 최소화 할수 있도록 하였다. 원격검침은 카메라 각부분의 전압과 온도를 측정하여 위성의 원격 검침부의 입력에 직접적으로

보내어 질 수 있도록 규격화하여 보내준다.

4.3. 비디오회로

비디오 회로는 크게 black reference adjustment단, 비디오 증폭단, 비교기, voltage clamp, 그리고 아날로그-디지털변환기 및 디지털집합부등으로 나뉜다. Black reference adjustment는 CCD가 온도등의 영향으로 영점이 변화하는것을 보상함과 동시에 A-D 변환기의 입력범위로 맞추어 주는 역할을 한다. 비디오 증폭단은 비디오 신호와 영점 조정시의 feedback 신호의 차를 증폭하여 출력하여 준다. 게인의 조정은 원격검침 인터페이스부의 전류로 하며 증폭기 소자의 온도상승으로 인한 게인의 변화를 상쇄하기 위하여 온도감지소자를 달아 그 변화정도를 알려준다. 클램프는 A-D 변환기의 입력이 과전압으로 손상되는 것을 방지하기 위하여 존재하며 고전압과 저전압 모두를 잘라 맞추어 준다. 8-비트 A-D 변환기의 최고 변환속도는 20M pixel/sec 이다. 디지털 인터페이스는 여러 시스템이 동시에 달려 있을때를 고려하여 RS-422호환용으로 개발하였다.

4.4. 클럭발생기 및 구동기

CCD와 비디오회로에 이용되어지는 각종 클럭은 CMOS 로직으로 발생시키며 CCD가 필요한 전위를 맞추기 위하여 구동기들을 이용한다. 모두 4개의 서로 다른 클럭원들이 이용되어지며 그중 프로그램이 가능한 것들이 있다. 구동기들의 과열을 방지하기 위한 heat sink들이 존재한다. 발생되어진 여러가지의 클럭들과 기준 전압들은 coaxial 이나 일반전선으로 별도의 박스에 있는 focal plane으로 공급한다.

5. 카메라의 운용

카메라 지원장비인 CFP(Camera Flight Processor)와 SRS(Solid-state Recorder-SRAM) 및 SRF(Solid-state Recorder-Flash)를 개발하였다. 카메라의 조정, 압축 및 채널코딩같은 영상정보의 처리와 저장을 담당하게 되는데 메모리의 총 크기는 약 10G bits(1.2G bytes)이다. 이 크기는 전원등의 제약 조건이 없다면-영상 1장(3456*3456*3, 약36메가바이트)을 찍는데 약 8초 정도가 걸리므로-최대 약 265초(혹은 33장) 정도의 영상을 한꺼번에 찍을 수 있다. 다양한 비율로 압축되어진 정보는 down link를 통하여 지상으로 전송되어진다. 주로 사진촬영이 이루어지지 않는 야간이나 기후조건이 촬영에 충분하지 않을때 등을 이용하여 지상으로 전송하게 된다. 지상 분해능이 비교적 떨어짐으로 해서 예견되는 효용성에 대한 고려를 부차적인 것으로 하면, 우리별 3호의 자세제어계를 이용하면 3차원영상을 획득할수 있는 가능성도 예측되어진다. 위성의 진행

방향에 대한 동일궤도 상의 영상은 물론이고 궤도에서 벗어난 지역들에 대한 시도 또한 고려될 수 있다.

6. 영상의 처리

센터에는 그동안 SPOT, J-ERS, MOS위성등에서 받은 자료를 전처리하는 시스템들이 구축이 되어져 있고 13 m 대형 파라볼라 안테나를 갖추고 있다. 이렇게 하면 영상의 직접수신과 처리 과정을 자체적으로 해결할 수 있고, 주파수 스펙트럼이 유사한 잇점을 바탕으로, 이미 상당부분 경험을 갖춘 SPOT 위성영상 전처리와 비슷한 과정을 통한 영상의 처리가 가능할 것으로 보인다.

7. 결 론

새로 개발된 카메라는 각종 성능 평가와 환경 시험을 이미 무사하게 통과하였다. 환경 시험은 가장 험난한 Delta의 qualification level로 시험 되었으며 그의 종류는 다음과 같다. 사인파 진동시험 1.5G 각 120초 3축, 랜덤진동시험 18.2G 각 120초 3축, 충격시험 50G, 삼각파 11ms, 그리고 온도시험 -20~70°C 16회 등이다. 앞으로 지구궤도상에서 적절한 영상의 획득을 위한 각 계인에 대한 보다 정확한 조절과 각각의 상대적인 uniformity 특성등을 기록하여 향후 영상보정등에 이용하게 된다. 비행모델의 개발 완료시점은 97년 3월이다.

감사의 글

본 논문에서 기술한 우리별 3호 고해상도 CCD 카메라 시스템은 기술시험용으로써 남아프리카공화국의 University of Stellenbosch와 CSIR과 국제 공동 프로젝트로 이루어졌다. 초기의 문화적인 차이와 기술적인 어려움들을 서로의 신뢰로써 성실하게 임하여 성공적으로 수행되어진데 대해 무척이나 다행스럽게 생각하고 또한 이 두 기관에 감사드린다.

참고문헌

- S. H. Kim, D. K. Sung, and S. D. Choi, "A Korean Experimental Microsatellite - KITSAT-1 System," AP-MCSTA, 1992

- I. Lee, D. K. Sung, and S. D. Choi, Multimissional Experimental Microsatellites-KITSAT-Series, the 7th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, USA, 1993
- J. Ward, "The UO-22 Earth Imaging System," The AMSAT Journal, Vol. 14, No. 6, 1991, pp. 1-7
- S. K. Yoo, Camera Head, SaTReC Internal Document, Vol. 6A-CAM, 1992
- S. K. Yoo, S. R. Lee, D. K. Sung, S. D. Choi, H. J. Kim, H. J. Yhim, The KITSAT-2 CCD Earth Imaging System Experiment, European Symposium on Satellite Remote Sensing, Rome, Italy, 1994
- I. Lee, T. J. Kim, S. R. Lee, and S. D. Choi, "Preprocessing of the KITSAT-1 CCD Earth Images," J. of Astro. Space Sci., 13(2), 1996, S182-S189
- S. H. Kim, D. K. Sung, and S. D. Choi, "Mission Analysis for Engineering Test Satellite, KITSAT-3," Proc. of the 16th Asian Conference on Remote Sensing, Nakhon Ratchasima, Thailand, PS-6-1, 1995.
- S. H. Kim, D. K. Sung, and S. D. Choi, "Mission Overview of Engineering Test Satellite, KITSAT-3," Proc. of the 9th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah State University, 1995.
- 이현우, 김병진, 유상근, "우리별 3호 Star Sensor 시험모델 개발", 한국우주과학회지, 12권 2호 pp. 256-264, 1995.
- W. Han, S. K. Yoo, and B. J. Kim, "Multi-Channel remote Sensing CCD Controller Design with Multiplexing Concept," J. of Astronomy and Space Sci., 12(1), 1995, p. 54
- 유상근, 6000픽셀 CCD카메라 개발, 인공위성연구센터 내부보고서, 1996
- 유상근, 우리별 3호 광량 분석, 인공위성연구센터 내부보고서, 1996