

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(4), 327-334(2013)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.4.327>

태양위치추적 캔위성의 개발

정인지*, 문지환*, 김민수**, 임병덕*

Design of Solar Tracking CanSat

In-Jee Jung*, Ji-Hwan Moon*, Min-Soo Kim** and Byoung-Duk Lim*

School of Mechanical Engineering*, Department of Electronic Engineering**, Yeungnam University

ABSTRACT

In August 2012 the first CanSat competition was hosted by the Satellite Research Center of KAIST under auspice of the Ministry of Education, Science and Technology. The present authors team won the first prize in the university session. In this paper the overall procedure of the CanSat project presented from the conceptual design stage to the final launch test. As the compulsory mission CanSat should send GPS data and attitude information to the ground station which in practice was performed via Bluetooth channel. In addition our CanSat is designed to trace the sun for the solar panels supplying electric power of satellite. IMU and servo motors are used for the attitude control in order that the solar sensor of the CanSat is always direct towards the sun. Launching of CanSat was simulated by dropping from a balloon at the height of around 150m via parachute. Launching test results showed that the attitude control of the CanSat and its solar sensing function were successful.

초 록

2012년 8월, 교육과학기술부와 KAIST 인공위성 센터 주최로 국내 최초의 캔위성 경연대회가 열렸다. 본 논문은 대학부 최우수 수상팀의 캔위성의 설계에 대한 것으로, 개념설계 단계에서부터 대회 결과에 이르기까지의 전반적인 내용을 다룬다. 캔위성의 임무는 GPS 정보, 자세정보, 지상 이미지 정보를 송신하는 필수임무와 낙하하는 동안 태양이 떠 있는 방향으로 캔위성의 센서부를 지향하는 창의적인 임무로 구분된다. 센서부가 안정적으로 태양의 위치를 추적할 수 있도록 IMU와 Servo motor를 이용하여 자세제어를 수행하도록 설계하였다. 약 150m 상공에서 캔위성을 낙하시켜 임무 수행을 한 결과, 자세제어와 태양 위치 추적 기능이 성공적으로 수행되었음을 알 수 있었다.

Key Words : CanSat(캔위성), Solar Tracking(태양위치추적), Conceptual design(개념설계), GPS(위성항법장치), IMU(관성측정장치)

1. 서 론

교육과학기술부와 KAIST 인공위성 센터 주최로 지난 5월부터 8월까지 국내 최초의 캔위성 경

연대회가 열렸다.

캔위성은 Stanford대학의 Robert Twiggs 교수가 고안한 인공위성 시스템으로, 로켓이나 기구에 의해 수백미터 고도에서 낙하하면서 임무를

† Received: January 18, 2013 Accepted: March 29, 2013

* Corresponding author, E-mail : bdlim@yu.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

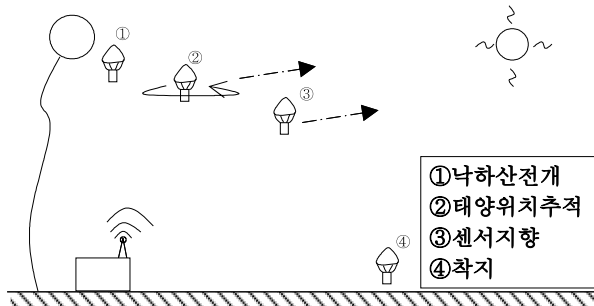


Fig. 1. Four stages of CanSat operation

수행한다. 음료수 캔을 본체로 하여 비용이 크게 들지 않고 위성체 및 지상국 등 기본 요소를 직접 설계/제작/운용 하여 데이터 측정, 데이터 분석 하는 과정에서 인공위성시스템에 대한 전반적인 이해를 할 수 있다[1]. 인공위성을 중량별로 구분했을 때 캔위성은 피코급(0.1~1kg) 혹은 나노급(1~10kg)으로 분류 할 수 있다[2]. 미국, 유럽, 일본 등에서는 매년 캔위성 대회가 개최되고 있으며 이러한 대회가 실제 인공위성시스템의 발전을 위한 기반이 될 수 있을 것 이라고 생각한다.

이번 대회에서 제시한 캔위성의 임무는 GPS정보, 자세정보, 지상 이미지 정보를 송신하는 필수 임무와 그 외의 창의적인 임무로 구분된다.

우리는 실제 인공위성이 우주에서 임무를 수행하기 위해 태양에너지가 필수적이라는 점과 정지궤도위성의 태양전지판은 항상 태양의 정면을 지향할 때 에너지 변환 효율이 극대화 될 수 있다는 점에 착안하여 ‘태양위치 추적’이라는 창의적인 임무를 수행하기로 하였다.

고공으로 올려진 캔위성은 낙하산 전개시점 이후로 GPS정보, 자세정보, 지상이미지정보 등을 전송하는 필수임무와 더불어, 낙하하하는 동안 태양이 떠 있는 방향으로 캔위성의 센서부를 지향시키는 임무를 수행한다. 센서부는 탑재체를 운반하는 위성버스의 외부에 노출되어있으며 태양의 방위를 추적하는 임무를 원활하게 수행하기 위하여 자세제어가 되도록 하였다. 캔위성이 임무수행 하는 과정을 지상에서 쉽게 감시, 제어 할 수 있도록 GUI기반으로 기지국을 설계하였고, 캔위성이 수집한 임무수행정보를 기지국으로 전송하여 결과분석이 용이하도록 하였다. 임무수행의 과정은 Fig. 1에 나타내었다.

II. 설계 및 제작

캔위성은 공학설계 절차를 따라 설계되었다.

우선 요구사항목록을 작성하여 문제를 정의하고 개념설계, 기본설계 및 상세설계 단계를 거치

면서 대회에서 요구하는 임무와 창의적인 임무를 수행하는 캔위성을 제작 할 수 있었다.

2.1 개념설계

공학설계의 첫 단계인 문제정의 단계에서는 대회의 규정 및 창의적 임무를 수행하기 위해 필요한 사항들을 바탕으로 요구사항목록을 작성하였고, 품질 기능 전개를 통해 기능별로 항목을 분류 한 다음 그것을 토대로 세부 기능별 기능구조도를 작성하였다. 세부 기능을 조합하여 전체 기능으로 나타낸 기능구조도는 Fig. 2와 같다.

브레인스토밍과정을 통하여 각 세부기능별 동작원리를 탐색 한 후에, 핸드 스케치를 하여 항목별로 구분된 형태학적 차트를 만들어 내었다.

형태학적 차트에서 항목별 설계안을 조합하여 몇 가지의 설계안들을 도출한 후에, 최종설계안을 선정하기 위하여 설계안에 대한 평가항목을 만들었다. 평가항목별 팀원 평가점수의 총 합이 가장 높은 설계안을 최종설계안으로 선정하였고 그 결과는 Fig. 3과 같다.

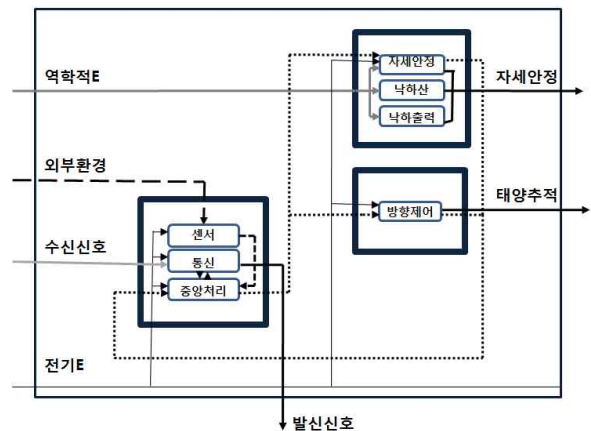


Fig. 2. Functional construction plan

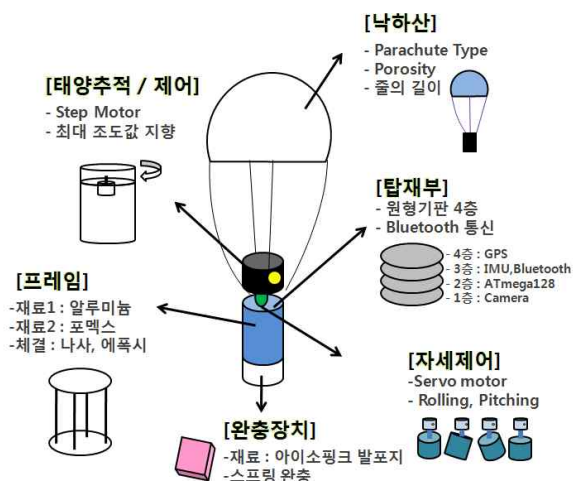


Fig. 3. Selected items of conceptual design

임무수행방법에서 착안하여, 선정된 설계안의 이름을 '해바라기1호(SUNFLOWER1)' 라고 명명하였다.

2.2 상세설계

선정된 개념설계안을 구체화하기 위하여 위성의 임무수행에 필요한 기능부품들을 우선적으로 선정하였다. 설계요구사항을 충족시키기 위하여 무게와 크기를 고려해서 부품을 배치함으로써, 제한된 공간을 효율적으로 사용하고 전체 무게중심을 낮추어 안정성을 높이도록 설계해야했다. 따라서 3D CAD프로그램인 CATIA를 이용하여 하향식 접근방식으로 설계를 진행하였고 3D 모델로 표현된 켄위성을 Fig. 4에 나타내었다.

SUNFLOWER1은 MCU, GPS, 카메라 및 주요 회로기판을 포함하는 위성본체와 센서부로 크게 구분된다. 위성본체는 부품의 기능별로 구성된 회로기판이 3층으로 배치 될 수 있게 했고 4개의 Main column에 의해 지지되도록 설계하였다. 센서부는 조도값의 원활한 측정을 위해 자세제어부분을 포함하며 위성본체 바로 위에서 임무를 수행 할 수 있도록 설계하였다. 센서부의 중량은 켄위성의 회전안정성에 큰 영향을 미치기 때문에 최소화 하는 것이 중요하다. 따라서 센서부를 구성하는 서보모터는 개당 10g 정도로, 동일 성능당 중량이 가장 작은 것을 사용했다.

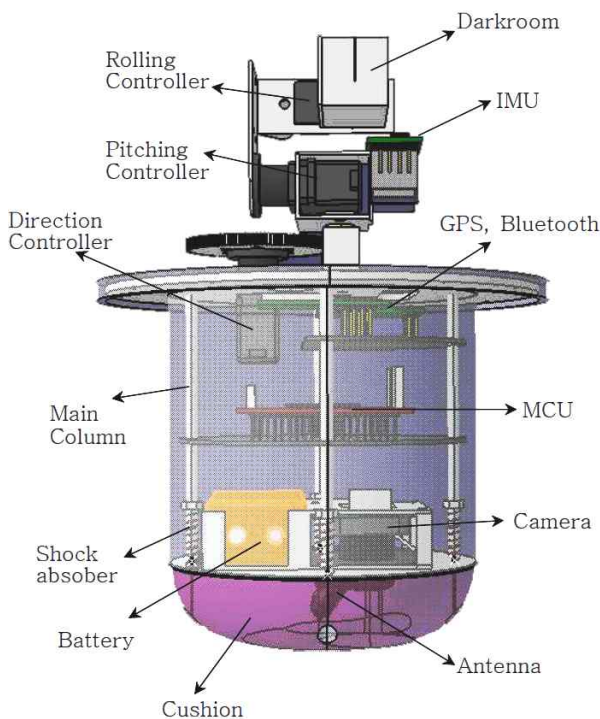


Fig. 4. Structure of CanSat, SUNFLOWER1

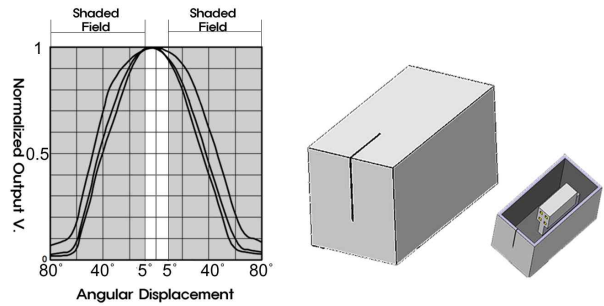


Fig. 5. Construction and directivity of the darkroom and photosensor[3]

프레임 및 구조물의 주 재료는 비용, 가공용이성 및 경량성을 고려하여 알루미늄 및 폼팩스 (Foamex)로 선정하였고, 설계상 하중이 집중되는 곳은 ANSYS를 이용하여 구조해석을 수행하였다.

2.2.1 암실설계

태양 위치추적의 핵심인 센서부는 조도센서와 암실로 구성되어있는데, 암실은 밀폐된 상자에 Slit을 내어 오로지 한 방향으로만 빛이 들어오도록 설계하였다. 센서부에 같은 양의 빛이 들어오더라도 입사되는 각도에 따라 조도센서에 도달하는 광량이 달라지므로 출력값이 다르다(Fig. 5참조). slit과 조도센서를 연결하는 축이 태양 방향과 일치될 때(즉 0° 방향에서 빛이 입사될 때) 센서출력이 최대가 되므로, 이를 이용하면 태양 고도에 근접한 방향으로 센서를 지향할 수 있다. 또한 불필요한 반사광을 어느 정도 차단하는 부가적인 효과도 얻을 수 있다. 암실의 내부에는 필요에 따라 조도센서의 탈부착이 가능하도록 점퍼케이블을 고정할 수 있는 bracket을 설계하였고, 암실 자체를 교체하여 장착할 수 있는 외부 bracket을 설계하였다.

2.2.2 Bracket설계

방향제어/자세제어용 모터를 고정 할 수 있는 bracket 설계는 위치선정과 공간 활용이 중요하다. X(rolling)/Y(pitching)축이 Z(yawing) 축과 최대한 가까워야하고, 각각의 회전축을 중심으로 편심이 되지 않도록 설계해야한다. 3D CAD를 활용하여 bracket의 복잡한 구조를 설계 할 수 있었고, 또한 collision check를 통해 실제 작동시 부품간 간섭이 일어나지 않도록 설계하였다.

안테나, 카메라, 배터리 등 부피가 크고 무게가 많이 나가는 부품은 아래쪽에 배치하여 무게중심을 낮추었고, 이를 효율적으로 지지할 수 있는 base bracket을 설계하였다(Fig. 6 참조).

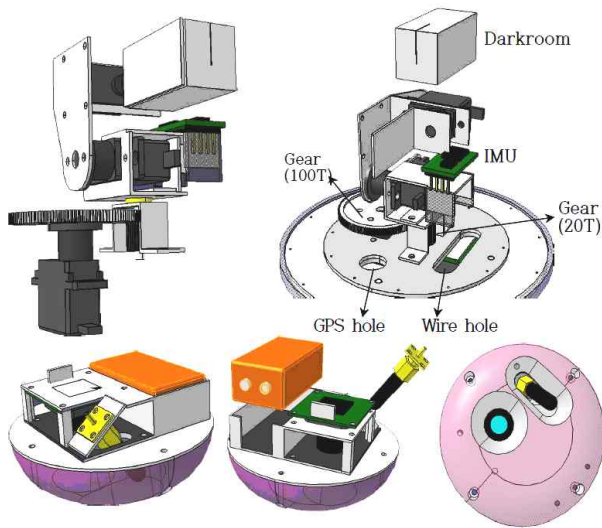


Fig. 6. Bracket design

2.2.3 Spring설계

스프링은 캔위성이 지면에 닿았을 때, 힘을 받는 시간을 늘려줌으로써 최대충격력을 저감시키는 역할을 한다.

스프링 설계를 위해서 코일의 권선 수, 코일의 직경, 스프링의 내경 및 피치를 결정해야한다. 먼저 와이어의 굵기, 스프링의 내경, 요구되는 스프링 강성을 결정하고, 그것을 토대로 계산되는 Spring Index의 값을 평가하여 스프링 설계의 적합성 여부를 판단하였다. 이때, Spring Index의 값이 5.5 ~ 9 가 되었을 때 좋은 스프링 특성이 나온다[4]. 스프링 강성은 스프링에 가해지는 하중의 크기와 처짐량으로부터 구할 수 있다. 지면에 닿아 충돌했을 때 가해지는 충격력은 정하중

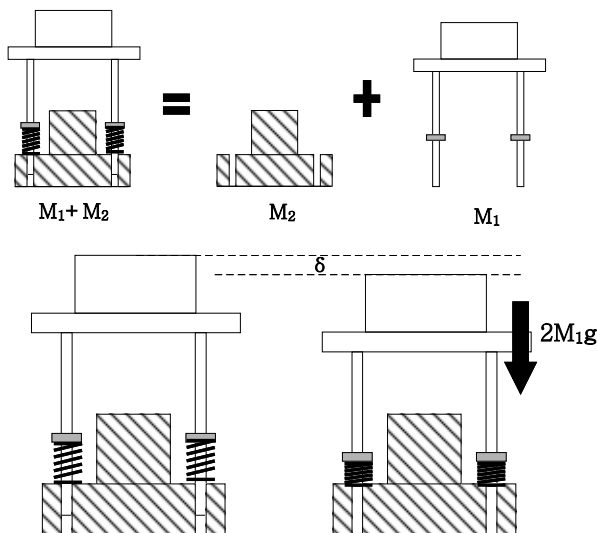


Fig. 7. Determination of the spring stiffness

의 2배로 가정하였고, 안전계수를 두어 안전성을 높였다. 허용하는 최대 변형량(δ)을 5mm로 정하였고, 이에 따라 스프링에 요구되는 강성값을 계산 하였다(Fig. 7참조). 피치는 정적 처짐과 진동 진폭, 최대 압축 시에 스프링의 총 길이를 결정한 다음 그것을 코일 감은 횟수로 나누어 결정하고 약간의 여유값을 주어 결정하였다.

2.2.4 낙하산설계

낙하산의 설계에서는 canopy의 형상 및 재질, 낙하산의 면적, 줄의 길이, porosity 등을 고려해야한다. 우리는 canopy형상이 반구형인 낙하산을 설계하였고 낙하속도가 약 3m/s 정도가 되도록 canopy의 크기를 결정했다[5].

탑재체인 센서부가 외부에 노출이 되어있으므로 낙하도중 낙하산 줄에 꼬일 수 있다. 따라서 본체 근처에 있는 낙하산 줄의 외부를 투명빨대로 감싸줌으로써, 줄에 꼬여 낙하산이 제대로 전개되지 못하는 것을 방지해 줌과 동시에 빨대 때문에 생기는 그림자의 영향을 최소화했다.

2.2.5 지상국 설계

지상국은 위성에서 송신하는 raw data 가운데서 원하는 정보만 쉽게 확인 할 수 있도록 MFC를 이용하여 GUI방식으로 구현하였다. 버튼을 만들어 위성에 명령을 내릴 수 있도록 설계하였고, 특히 크기가 큰 이미지데이터 전송을 원활하게 하기 위하여 실시간 이미지 전송 방식이 아니라 버튼을 누르는 시점의 이미지를 지상국에 출력하도록 설계하여 위성-지상국 간의 무선데이터 송신 및 수신이 원활하도록 하였다. 지상국 활용 장면을 Fig. 8에 나타내었다.

2.3 제작

상세설계안을 토대로 구현 및 제작을 하는 과정은 재료확보, 본체제작, 구조 및 기계적 기능의

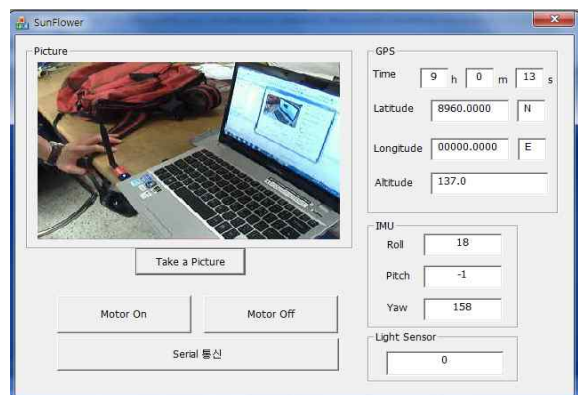


Fig. 8. Earth station

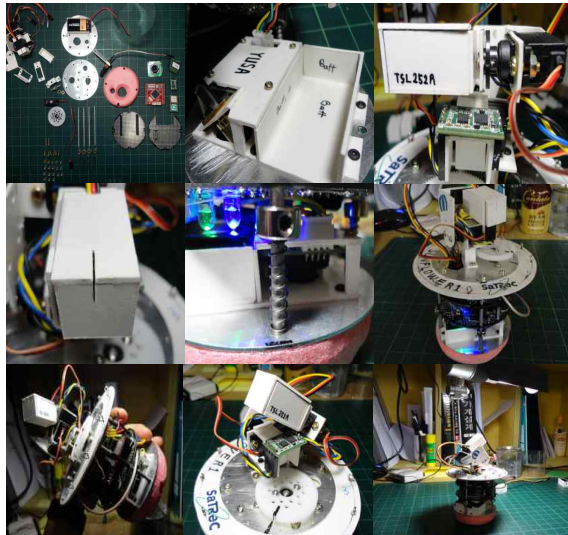


Fig. 9. Photo images of CanSat parts

시험, 회로제작, 조립, 시험운전의 단계로 진행되었다. 제작 일정의 효율적인 시간 관리를 위하여 Gantt chart를 이용하였다[6].

필요한 위성체 구조 부품들은 직접 가공하였고, 상대적으로 복잡한 구조의 제작은 1:1 스케일의 도면을 출력하여 재료에 붙인 후 가공하고 줄을 이용하여 마감을 하였다. 따라서 후가공을 위한 여유를 고려하여 설계도면을 작성하였다.

같은 재질끼리는 에폭시/록타이트를 이용하여 화학적으로 결합시켰고, 다른 재질끼리는 볼트/너트를 이용하여 기계적으로 결합시켰다.

제작된 부품사진 및 조립된 켄위성의 사진을 Fig. 9에 나타내었다.

III. 태양위치추적

3.1 알고리즘

시스템을 초기화하면 회전 방향 설정, 초기 조도값 생성, 조도 측정, 현재 조도와 직전 단계 조도와의 비교 등의 순서로 계측이 시작된다.

특정한 시점에서 측정된 조도값이 바로 전에 측정된 조도값보다 크거나 같다면 현재의 방향을 유지하도록 하고, 이전에 측정된 조도값보다 작으면 현재의 방향의 반대방향으로 회전시키도록 한다. 이 알고리즘을 수행하면서 센서는 최대값을 지향할 수 있게 된다(Fig. 10참조).

3.2 필터설계

MCU의 A/D port를 통하여 sampling rate가 일정한 환경에서 제어 없이 오로지 조도값만 측정했을 때 Fig. 11과 같은 데이터를 얻을 수 있

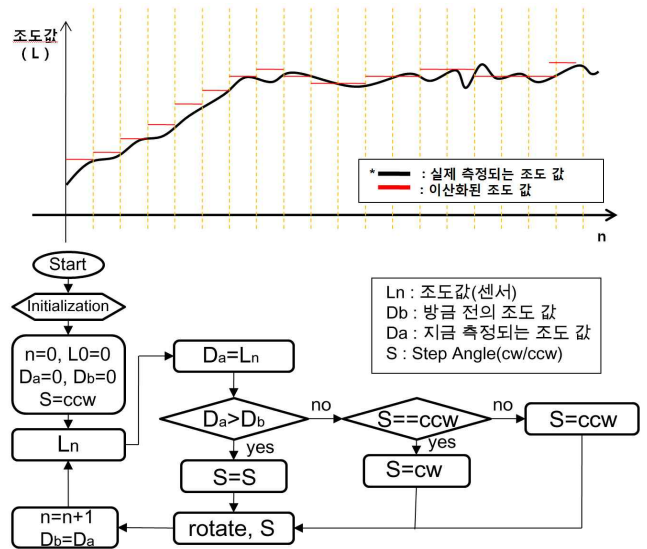


Fig. 10. Tracking algorithm

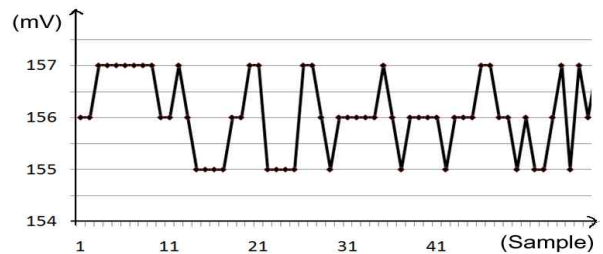


Fig. 11. Photosensor signal for uniform illumination

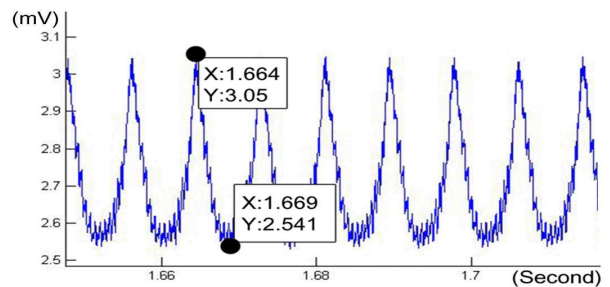


Fig. 12. Time history and its spectrum of the photosensor signal corrupted by background noise

었다. 일정한 조명 환경임에도 불구하고 데이터가 불균일한 것으로 보아 조도값 이외에 다른 값이 들어오고 있다고 판단하고, 원인을 알아보기 위하여 별도의 A/D변환기를 사용하여 조도센서

신호를 분석하였다.

48kHz의 sampling rate로 조도센서 신호를 분석 한 결과는 Fig. 12와 같고, FFT(Fast Fourier Transform)로 주파수 해석을 한 결과 121Hz의 잡음신호가 검출되었는데, 일정한 빛의 세기에 대한 출력은 DC 성분으로 나타나므로 DC 이외의 주파수는 불필요한 신호로 간주하였다.

검출된 121Hz의 잡음신호를 없애주기 위해 RC회로를 이용하여 차단 주파수가 1.6Hz인 LPF (Low Pass Filter)를 설계하였다(Fig. 13 참조)[7]. LPF를 적용하여 다시 조도값 측정을 한 결과는 Fig. 14와 같다. 저역통과필터 적용 전에 조도센서 출력의 최대차이가 $\Delta V=0.51\text{mV}$ 임에 비해 적용 후에는 $\Delta V=0.022\text{mV}$ 로 많이 개선되었음을 확인할 수 있다.

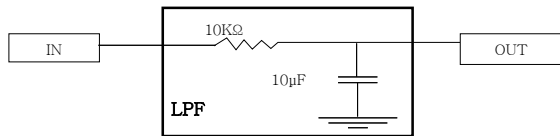


Fig. 13. Analog low pass filter with cutoff frequency of $\omega_c=1\text{rad/s}$

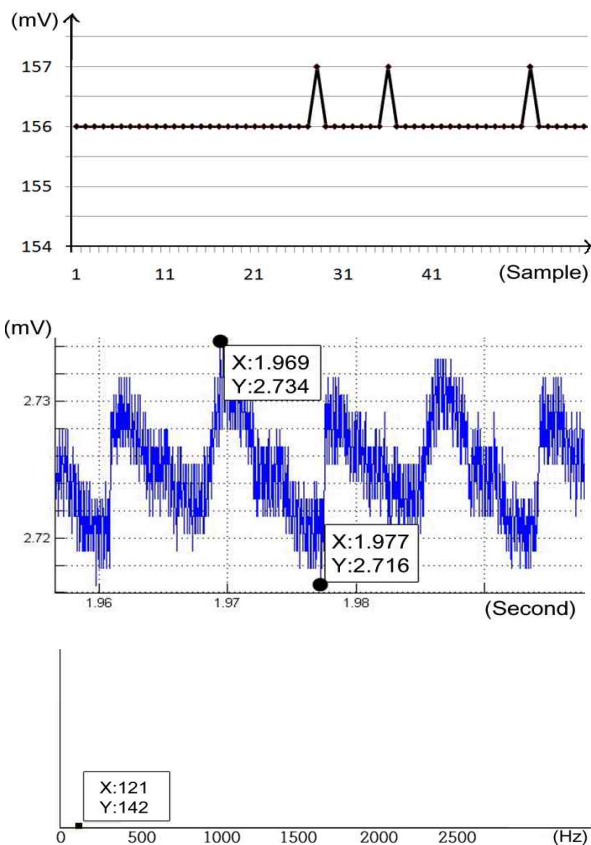


Fig. 14. Result of filtering

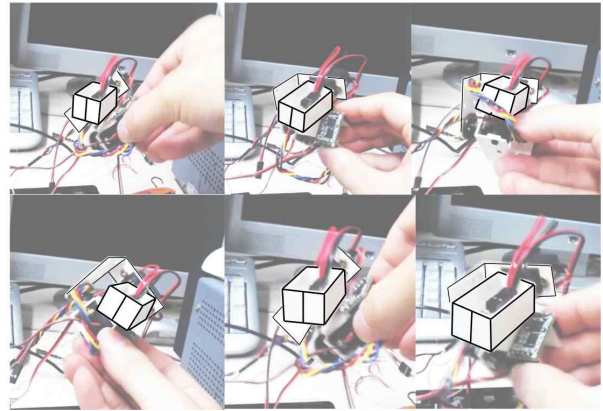


Fig. 15. Attitude control test

3.3 자세제어

센서부는 오로지 태양의 방위만을 추적하도록 설계되었다. 지면에 수직한 방향을 Z축(Yawing)이라고 했을 때, 센서부는 기류의 영향을 받아 Rolling과 Pitching이 발생한다. 의미있는 데이터를 얻어내기 위하여 자세변화에 능동적으로 대처하는 자세제어를 수행한다.

자세제어는 2개의 디지털 서보모터를 이용하여 Rolling과 Pitching을 제어하게 된다. 디지털 서보모터를 사용함으로써 별도의 드라이버가 필요 없이 IMU로부터 나오는 신호를 바로 제어신호로 이용할 수 있다. 자세제어 테스트하는 모습을 Fig. 15에 나타내었다.

3.4 센서 종류 추가

초기에 채택한 감도가 높고 최대 측정조도가 낮은 센서로는 야외에서 측정했을 때 방향에 상관없이 출력값이 최대값으로 포화되는 상태가 발생하였다. 이 문제를 해결하기 위해 센서에 차광 필름을 부착함으로써 감도를 낮추고 측정한계를 조절하였다.

이것을 계기로 야외환경을 구름없이 맑은날, 구름은 있지만 해의 위치가 눈에 보이는 날, 구름이 많아 해의 위치가 눈에 보이지 않는 날로 구분하여 그에 맞는 센서를 따로 제작하였다. 특히 구름이 많아 해의 위치가 눈에 보이지 않는 날은 가시광선보다 파장이 긴 900nm대의 파장을 검출하는 조도센서를 부착하여, 상대적으로 산란이 덜 일어나는 긴 파장의 빛을 추적함으로써 태양의 위치를 찾을 수 있도록 설계하였다.

IV. 결과 및 고찰

대회당일, 구름이 많아서 태양의 위치가 눈에 보이지 않았으므로 적외선영역을 감지하는 조도

센서를 이용하여 임무수행을 하였고 그 결과를 Fig. 16에 나타내었다.

낙하도중에 캔위성은 기류의 영향을 많이 받아서 흔들림이 심하게 발생했다. 이는 낙하속도를 저감시키기 위하여 낙하산의 공기투과도를 낮게 설계해서 안정성이 떨어진 것과, 위성버스 외부에 노출된 센서부가 낙하산 줄을 건드려서 항력중심과 무게중심이 어긋남으로써 발생한 모멘트의 영향 때문이라고 추측하였다. 그럼에도 불구하고 대체로 일정한 값을 출력하고 있는 것으로 보아, 태양이 있는 방향을 지향하는 임무와 자세제어를 제대로 수행하고 있음을 추론 할 수 있었다. 값이 크게 튀는 부분이 다소 검출되었는데 그 원인을 파악하기 위하여 대회가 끝난 후에 연구실에서 검증을 해 보았다.

Rolling, Pitching이 발생될 때 자세제어를 수행하며 태양 위치를 추적한 결과를 그래프로 나타내었다. Fig. 17은 자세변화의 각도가 45° 이내 일 때의 결과이고, Fig. 18은 그래프는 자세 변화의 각도가 45°를 초과했을 때의 결과이다. Fig. 17의 그래프에서는 자세변화가 있더라도 균일한 조도값을 출력해 내는데 반해, Fig. 18의 그래프에서는 자세변화가 있을 때 마치 위성을 처음 초기화 시켰을 때와 같은 결과값이 나오는 것을 볼 수 있었다.

서보모터가 허용하는 위치제어 각도가 $\pm 45^\circ$ 임을 고려하면, 대회당시 측정된 조도값의 결과는

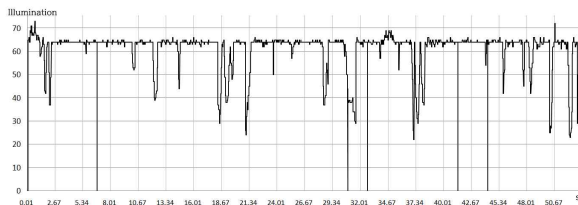


Fig. 16. Actual photosensor signal measured in the competition site.

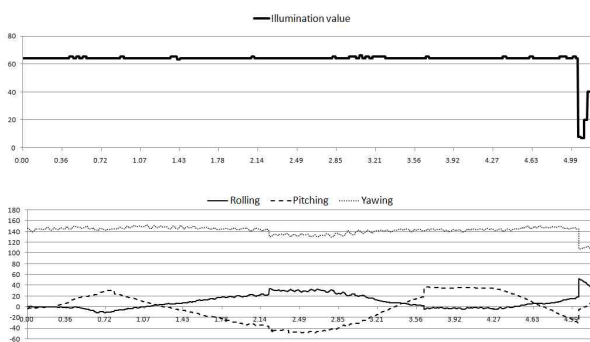


Fig. 17. Measured illumination, rolling, pitching and yawing values when CanSat is under control

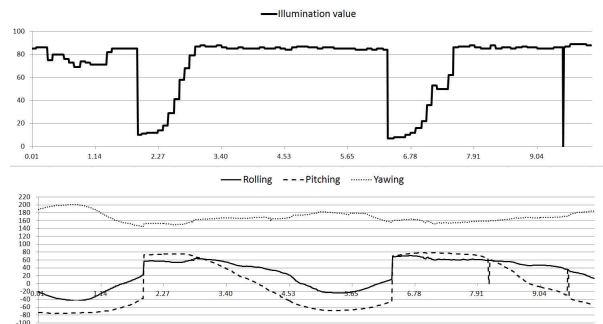


Fig. 18. Measured illumination, rolling, pitching and yawing values when CanSat is out of control

설계할 때 예상했던 것 보다 큰 자세변화가 일어나서 자세제어를 할 수 있는 허용범위를 초과함으로써 일어난 현상임을 추론할 수 있었다.

기지국에서 캔위성의 자세정보, GPS정보, 이미지정보, 측정되는 조도값을 실시간으로 확인 할 수 있었고, 임무수행 직후 캔위성의 파손여부를 조사 해 본 결과 내부 및 외부의 파손이 전혀 없는 것으로 보아 스프링 및 완충제에 의한 완충기능이 제대로 수행되었음을 알 수 있었다.

V. 결 론

문제정의단계, 개념설계단계, 상세설계단계의 일련의 과정을 거쳐서, GPS정보, 자세정보, 지상 이미지 정보송신을 하는 필수임무와 태양위치추적이라는 창의적인 임무를 수행하는 캔위성을 제작하였다.

Gantt chart 를 활용한 체계적인 일정관리로 주어진 한 달의 기간 내에 제작 및 테스트를 할 수 있었고, 임무수행 테스트과정에서 발생한 잠음신호 문제를 신호분석 및 필터설계로 해결하였다. 고공으로부터 낙하하면서 시험한 결과, 조도 센서의 출력이 대부분의 시간 동안 일정한 값을 유지하여 자세제어 및 태양 방위 지향 기능이 제대로 수행되었음을 알 수 있었다. 그러나 위성체의 자세가 심하게 기울어진 일부 구간에서는 자세제어 및 지향 기능의 동작 범위를 벗어났기 때문에 조도출력이 상당히 낮게 나타났다.

낙하속도를 지연시키기 위하여 낙하산의 안정성을 충분히 고려하지 못했던 부분을 보완하고, 혁신적 구조설계로 외부에 노출되어있는 센서부를 캔위성 내부에 배치한다면, 대회에서 나온 결과를 개선시킬 수 있을 것이다. 아울러 본 논문에서 다룬 캔위성 설계과정 및 제작 결과는 태양위치추적을 활용한 다양한 확장임무를 수행할 수 있는 기반이 될 것이라 생각한다.

References

- 1) Won, S. H., Jun, H. Y., Kim, S. H., and Lee, S. R., "Very Small Satellite Program for Expanding the Space Technology Base : CanSat Competition", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 7, 2012, pp. 636~645.
- 2) Satellite Technology Research Center of KAIST, "Class of Satellite", <http://satrec.kaist.ac.kr>
- 3) Texas Advanced Optoelectronic Solutions, "TSL250R, TSL251R, TSL252R Light to voltage optical sensors", TAOS028H, Texas, 2007, pp. 4.
- 4) Judd, E.H., "Spring Design Manual", Second Edition, Society of Automotive Engineers, 400 Commonwealth Drive Warrendale, PA 15096-0001 U.S.A., 1996, pp. 161~162.
- 5) Cockrell, D.J., "The Aerodynamics of Parachute", AGARDograph No.295, Specialised Printing Services Limited, 40 Chigwell Lane, Loughton, Essex IG10 3T, 1987, pp. 1~25.
- 6) Brian, S.T., "Creative Engineering Design", Fourth Edition, Okemos Press, United States of America, 1998, pp. 1~27.
- 7) Floyd, T.L., "Principles Of Electric Circuits", Third Edition, MERRILL, New York, 1989, pp. 773~781.