



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

2020년 8월

석사학위 논문

3U 큐브위성의 자세 제어방식에 따른 생산 전력 분석

조선대학교 대학원

기계시스템 · 미래자동차공학과

김 진

3U 큐브위성의 자세 제어방식에 따른 생산 전력 분석

**Analysis of Electric Power Generated from a 3U Cubesatellite
with Different Altitude Control Methods**

2020년 8월 28일

조선대학교 대학원

기계시스템 · 미래자동차공학과

김 진

3U 큐브위성의 자세 제어방식에 따른 생산 전력 분석

지도교수 박 설 현

이 논문을 공학석사학위신청 논문으로 제출함

2020년 5월

조선대학교 대학원

기계시스템 · 미래자동차공학과

김 진

김 진의 석사학위논문을 인준함

위원장 조선대학교 교 수 곽 재 복 (인)

위 원 조선대학교 교 수 이 성 준 (인)

위 원 조선대학교 교 수 박 설 현 (인)

2020년 6월

조선대학교 대학원

목 차

LIST OF TABLES	I
LIST OF FIGURES	II
ABSTRACT	IV
 제 1 장 서 론	 1
1.1 연구배경 및 필요성	1
1.2 연구목적 및 내용	5
 제 2 장 KMSL 큐브위성의 기초설계	 6
2.1 KMSL 큐브위성의 구성	6
2.2 KMSL 큐브위성의 전력계 시스템	10
2.3 KMSL 큐브위성의 자세제어계 설계	16
 제 3 장 KMSL 큐브위성의 자세제어 방식에 따른 전력생산량	 19
3.1 KMSL 큐브위성 자세제어 방식	19
3.2 KMSL 큐브위성 자세제어 시뮬레이션 및 검증	26
3.3 자세제어에 따른 전력생산량 결과	31
 제 4 장 결 론	 38
 【참고문헌】	 40

LIST OF TABLES

Table 1.1 Classification of satellites by weight & cost.....	2
Table 2.1 System Overview of the KMSL cubesatellite.....	6
Table 2.2 List of components of KMSL cubesatellite.....	8
Table 2.3 Mass properties obtained from the KMSL cubesatellite model.....	9
Table 2.4 The properties of solar panel.....	13
Table 2.5 The properties of solar cell.....	14
Table 2.6 The properties of battery.....	15
Table 2.7 The properties of magnetorquer(MTQR).....	18
Table 3.1 Rotational angular velocity requirements of KMSL cubesatellite by mission scenario.....	28
Table 3.2 List of input parameter for determining the operating orbit of KMSL cubesatellite.....	32
Table 3.3 List of input parameter of power generation.....	33
Table 3.4 List of input condition for MPPT of power generation.....	34

LIST OF FIGURES

Figure 1.1 CubeSat dimension from 1U to 12U.....	1
Figure 1.2 Classification of satellites by weight.....	3
Figure 2.1 Systematic configuration of the KMSL cubesatellite.....	7
Figure 2.2 Coordinate of the KMSL cubesatellite.....	9
Figure 2.3 Schematic diagram of EPS system in KMSL cubesatellite.....	10
Figure 2.4 Structural & electric diagram of EPS system.....	11
Figure 2.5 Schematic diagram of MPPT in EPS.....	12
Figure 2.6 Schematic configuration of solar panel.....	13
Figure 2.7 Schematic configuration of solar cell.....	13
Figure 2.8 Schematic configuration of battery.....	14
Figure 2.9 Schematic diagram of heater control state.....	15
Figure 2.10 Photos of ADCS Hardware.....	17
Figure 2.11 Schematic diagram of ADCS attitude control.....	18
Figure 3.1 Attitude control algorithm of KMSL cubesatellite.....	19
Figure 3.2 Schematic diagram of angular velocity reduction control.....	20
Figure 3.3 Torque received by mass point away from the center of the cubesatellite.....	22
Figure 3.4 Torque on cubesatellite by space environment disturbances.....	25
Figure 3.5 Torque on cubesatellite by total disturbances.....	26
Figure 3.6 Configuration of mission mode in KMSL.....	27
Figure 3.7 Result of torque generated to satisfy the rotational angular velocity ($\omega < 2^\circ/\text{sec}$) of KMSL cubesatellite.....	29

Figure 3.8 Result of attitude control simulation of KMSL cubesatellite...	30
Figure 3.9 Sun synchronous orbiting satellite.....	31
Figure 3.10 Operating orbit of KMSL cubesatellite.....	32
Figure 3.11 Variations of MPPT efficiency for power generation.....	34
Figure 3.12 Simulation image of detumbling & omnidirection of the KMSL cubesatellite.....	35
Figure 3.13 Result of power generation in case of detumbling.....	36
Figure 3.14 Result of power generation in case of omnidirection.....	37

ABSTRACT

Analysis of Electric Power Generated from a 3U Cubesatellite with Different Altitude Control Methods

Kim, Jin

Advisor : Prof. Park, Seul-Hyun, Ph.D.

Dept. of Mechanical System & Automotive Engineering

Graduate School of Chosun University

In this thesis, as a preliminary design stage of a KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) cubesatellite, we tried to verify whether it is possible to stably produce the required power to perform microgravity science mission in space environment. To this end, the structural, electrical components and element parts of the scientific payloads consisting of the KMSL cubesatellite were first placed and configured in order to obtain the mass properties such as the center of gravity and the moment of inertia and etc. The electrical power system was the designed to stably generate sufficient power while operating the KMSL cubesatellite in the space environment and supply it to each of subsystems and payloads. The attitude control system was also designed and implemented to satisfy the KMSL cubesatellite's mission requirements for rotational angular velocity ($2^\circ/\text{sec}$) (that is mandatory to perform scientific missions) and constructed a B-dot control algorithm for rotational angle control of he KMSL cubesatellite.

It was found that the KMSL cubesatellite injected at an initial angular velocity [$45^\circ/\text{sec}$, $35^\circ/\text{sec}$, $25^\circ/\text{sec}$] can produce an average of 4 W in the detumbling control period (separate mode) where rotational angular velocity attenuation is large. During the omnidirectional control period (including the normal mode, mission mode, and communication mode), where the angularity is controlled at $\omega < 2^\circ/\text{sec}$, an average of 5 W was found to stably generate. Based on the results obtained from calculating the power production during the attitude control period, it is judged that it is possible to set the limit of the required power demand for each mission scenario and to design a specific mission.

제 1 장 서 론

1.1 연구배경 및 필요성

큐브위성(CubeSatellite, CubeSat)이란 가로 × 세로 × 높이가 각각 10cm인 정육면체 형상을 하고 질량이 약 1.33kg 이내로 규격화 된 초소형 위성을 말한다. 일반적으로 가로 × 세로 × 높이가 각각 10cm인 경우 1U(1 Unit)급 큐브위성이라고 지칭하며, 위성 내부에 탑재되는 전장품의 형상 및 개수와 임무 탑재체의 형상에 따라 가로·세로가 각각 20cm이고 높이가 30cm인 직육면체까지 확장되며 최대 12U 크기를 갖게 된다. Figure 1.1은 1U~12U급 큐브위성의 기본적인 형상을 도시한 그림이다.

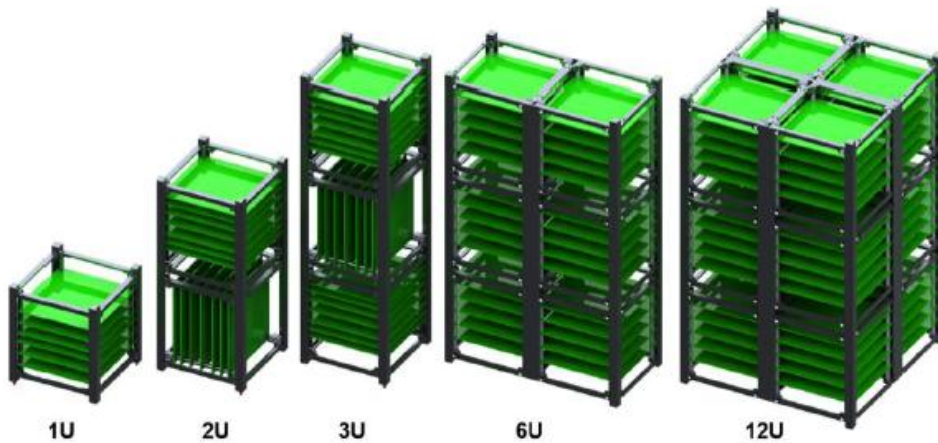


Figure 1.1 CubeSat dimension from 1U to 12U^[1]

큐브위성은 1999년 칼 폴리(California Polytechnic State University)의 Jordi Puig-Suari 교수와 스탠포드 대학의 Space Systems Development Laboratory (SSDL)를 지도하는 Bob Twiggs 교수의 협업을 통해 탄생되었다^[2]. 초창기 큐브위성의 제작 목표는 실제 위성을 학생들이 설계, 제작, 테스트하고 직접 작동시켜 볼 수 있게 하는 교육적 성격이 강했으며, 최초로 제안된 큐브위성의 형상은 현재처럼 규격화 된 것은 아니었으나 과학 기술의 발달과 함께 많은 연구자들의 연구 성과를 통해 발전되면서 현재의 큐브 위성 제작 규격 (CubeSat Design Specification, CDS)^[2]이 정립되었다.

특히 현대의 고밀도 집적회로 기술은 전자부품의 소형화를 가능하게 했고 저 전력으로 구동되는 마이크로프로세서 기술 또한 눈부시게 발전하면서 큐브위성의 제작 및 관련 연구의 활성화를 가능하게 하였다. 이는 우주개발 경쟁이 끝나면서 냉전의 종료, 군비축소로 인해 과거와 달리 우주개발을 위한 예산의 절감이 요구됨에 따라 기술적인 뒷받침과 함께 시대적인 상황이 결합되면서 큐브위성과 같은 초소형 위성의 필요성은 더욱 증대될 수밖에 없었다^[5]. 기존의 위성들과 소형위성의 차이는 워크스테이션과 같은 컴퓨터와 일반 가정용 PC와의 관계와 유사하고, 소형화 된 민수용 대량생산 전자제품을 위성에 바로 사용하는 것이 가능해짐은 당연히 소형이면서도 빠른 처리속도를 갖는 위성을 제작할 수 있게 되었음을 의미하며, 가격 대비 뛰어난 효용성을 갖게 되었다. 이러한 소형위성의 크기와 가격은 Table 1.1에 나타난 바와 같이 예상할 수 있으며, 소형 위성의 분류는 Figure 1.2에 나타난 바와 같이 정리할 수 있다^[5].

Table 1.1 Classification of satellites by weight & cost^[5]

Class		무게	가격 (USD)
기존 위성	대형 위성	> 1000kg	1억 5000만 이상
	소형 위성	500 ~ 1000kg	5000만 ~ 1억 5000만
소형 위성	미니 위성	100 ~ 500kg	1000만 ~ 5000만
	마이크로 위성	10 ~ 100kg	100만 ~ 1000만
	나노 위성	1 ~ 10kg	10만 ~ 100만
	피코 위성	< 1kg	10만

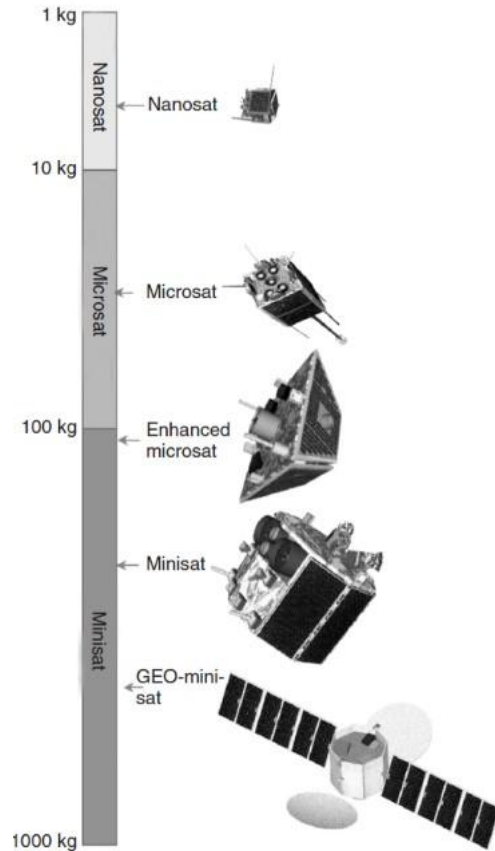


Figure 1.2 Classification of satellites by weight^[5]

이러한 큐브위성과 관련된 연구는 적은 비용으로 우주에서 임무를 수행할 수 있다는 장점과 함께 초소형 전자장비들의 개발을 통해서 더욱 정교한 실험을 진행할 수 있게 되었으며, 특히 큐브위성이 대형 인공위성에 비해 큰 장점을 갖고 있는 것이 바로 동시성이다. 기존의 대형위성이 해오던 일 자체를 큐브위성과 같은 초소형위성으로 대체 하기에는 출력의 크기나 제어의 어려움 등에서 아직 미흡한 점이 많지만, 대형 인공위성은 자기에게 할당된 지역만을 바라보면서 임무를 수행하는 반면에 큐브위성은 동시에 지구 전체를 대상으로 또는 우주 전체 방향을 대상으로 특정 임무를 수행할 수 있어, 큐브위성을 통해 행해지는 여러 가지 프로젝트들은 대형위성과 비교하여 큰 장점을 갖고 있는 것이다. 예를 들어, 지금까지의 대형위성으로는 동시에 지구 전체의

1.2 연구목적 및 내용

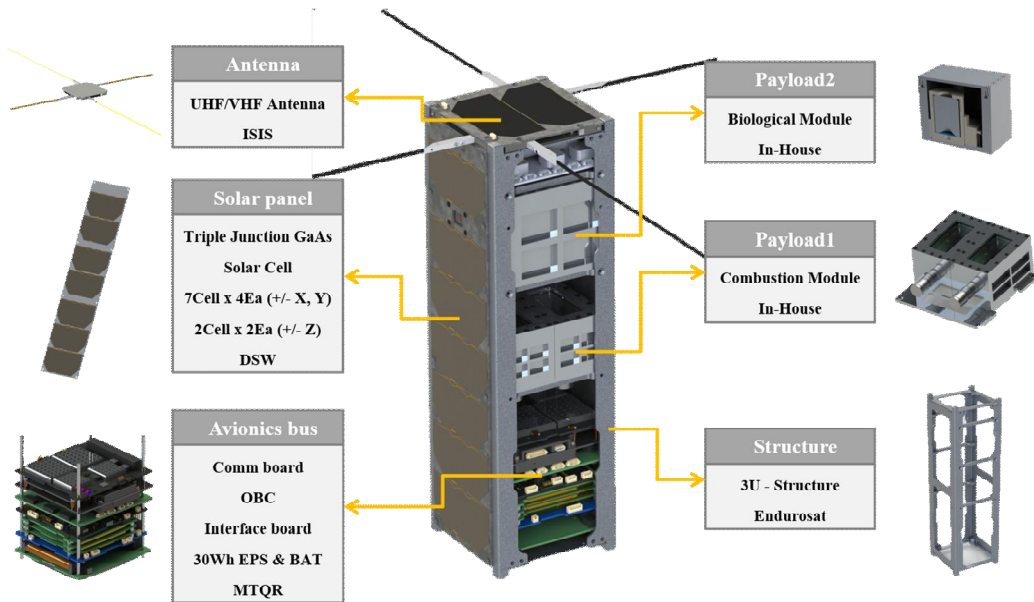
앞서 언급한 바와 같이, 큐브위성에 대한 연구는 초소형 전자장비와 관련 기술의 발달과 함께 저 비용으로 고 효율의 목적을 달성할 수 있는 여러 가지 장점을 갖추고 있어 우주에서의 과학임무 수행에 매우 중요하며, 특히 과학임무 수행을 위해 위성운용에 필요한 전력을 태양으로부터 공급받아 운영되기 위해서는 큐브위성의 자세제어와 위성 면에 부착된 솔라 패널(Solar Panel)의 전개 여부 및 방식은 중요한 요소로 고려되어야 할 주요 요소의 하나이다.

특히 발사된 큐브위성의 과학임무 수행 기간 동안 위성이 궤도상에서 안전한 운용과 성공적인 미션을 수행하기 위해서는 위성의 전력계는 각 서브시스템에 적절한 전력을 공급해야 한다. 이때 큐브위성에 장착된 솔라 패널에서 생산되어 공급되는 전력이 각 서브시스템에서 사용되는 전력보다 많아야 한다. 만약 생산전력이 소비전력보다 부족하게 되면 위성운용에 차질이 생겨 미션을 수행하는데 문제가 발생되거나 위성의 수명을 단축시킬 수 있고, 전력이 과도하게 생산된다면 솔라 패널의 과열로 인해 위성 내부의 시스템 내에 열 발생의 문제를 일으킬 수 있기 때문에 적절한 양의 전력을 생산하는 것이 매우 중요하다.

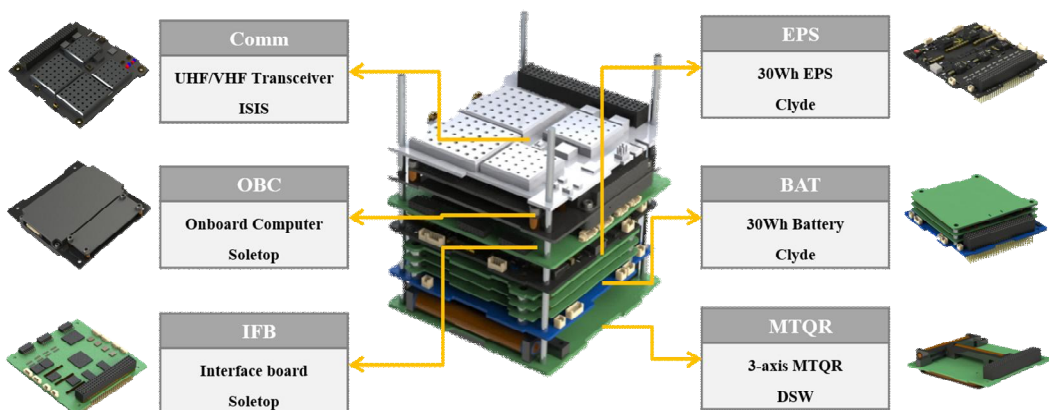
따라서 본 논문에서는 2017년 큐브위성 경진대회를 통해 선정되어 2020년에 발사 예정인 KMSL(Korea Microgravity Science Laboratory) 큐브위성의 예비설계 단계로 큐브위성이 발사 이후 우주 환경에서 마이크로중력 과학임무를 수행하는 동안 위성 운용에 필요한 전력을 안정적으로 생산할 수 있는지를 검증해 보고자 하였다.

이를 위해, KMSL 큐브위성을 구성하고 있는 구조계, 전력계 시스템, 자세제어계와 과학 탑재체의 요소 부품을 배치하고 위성의 질량중심 및 관성모멘트와 같은 질량정보를 획득하고자 하였다. 다음으로 전력계 시스템은 KMSL 큐브위성이 운영되는 동안 안정적으로 충분한 전력을 생산하여 각 서브시스템과 탑재체에 공급할 수 있도록 설계를 진행하고, 자세제어계는 KMSL 큐브위성이 과학 임무를 수행하기 위해 필요한 회전 각속도 요구사항을 만족할 수 있도록 설계를 진행하였다. 이러한 KMSL 큐브위성의 기초설계 및 자세제어 결과를 통해 큐브위성이 사출 후 예상 궤도에서 생산하는 전력량을 시뮬레이션을 통해 수행하고 안정적인 위성 운용에 필요한 전력 생산량 결과를 도출하고자 하였다.

되어 있다. KMSL 초소형위성의 시스템 버스에 사용된 전장품 목록은 Table 2.2에 정리되어 있다.



(a) Structural configuration



(b) Avionics configuration

Figure 2.1 Systematic configuration of the KMSL cubesatellite^[4]

Table 2.2에 정리되어 있는 바와 같이 큐브위성으로서의 기본 기능수행을 위해 장착되는 온보드 컴퓨터(OBC), 전력계, 배터리, 통신장치 모듈 이외에도 과학미션을 수행하기 위해서 2개의 과학탑재체가 탑재되어 있다.

Table 2.2 List of components consisting of KMSL cubesatellite

Component	Count
3U Structure	1
30Wh EPS & BAT	1
BAT	1
TRX Board	1
Antenna	1
OBC	1
Interface Board	1
CEM	1
BEM	1

일반적으로 큐브위성이 발사관으로부터 분리될 때 발생하는 회전 각속도를 최소화하기 위해서는 큐브위성의 질량 중심(Center of mass)은 전체 구조체의 중점에서 각 축으로 20mm 이내에 존재해야 한다^[7]. 아울러 궤도 상에서 운영 중인 위성의 회전 특성을 정확히 예측하기 위해서는 질량 중심 이외에도 관성모멘트(Moment of inertia)와 같은 질량 정보(Mass properties)를 확보하여야 한다. 이러한 정보를 획득하기 위해서 본 연구에서는 카티아를 이용하여 KMSL 큐브위성을 모델링 하였고 질량정보를 획득하였다. Figure 2.2는 KMSL 큐브위성의 모델링 결과와 좌표계를 보여주는 그림이며 획득된 질량정보는 Table 2.3에 정리되어 있다.

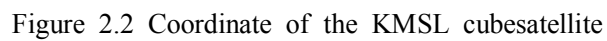


Table 2.3 Mass properties obtained from the KMSL cubesatellite model

- 9 -

2.2 KMSL 큐브위성의 전력계 시스템

KMSL 큐브위성의 전력계 시스템은 전력계(Electrical Power Subsystem, EPS) 보드, 태양 전지판(Solar Panel), 배터리(Battery)로 구성되어 있고 Figure 2.3과 같이 나타낼 수 있다. 전력계 시스템은 큐브위성의 안전한 운용을 위해 각 서브시스템에 안정적으로 전압과 충분한 전력을 공급하도록 함과 동시에 운용 과정에서 사용할 전력을 충분하게 배터리에 저장하여야 한다. EPS 보드는 각각 3.3V, 5V, 12V로 본체와 연결되어 있고 Solar Panel에서 생산된 전력은 EPS 보드의 전력 조절 모듈(Power Conditioning Module, PCM)의 컨버터를 통해 각각 3.3V, 5V, 12V로 변환되어 각 서브시스템에 공급된다. 하나의 Solar Panel당 7개의 Solar Cell이 놓여 있으며 패널 하나의 크기는 약 300cm² (10cm × 30cm)이고, 30Wh의 용량을 갖고 있는 배터리를 사용하였다.

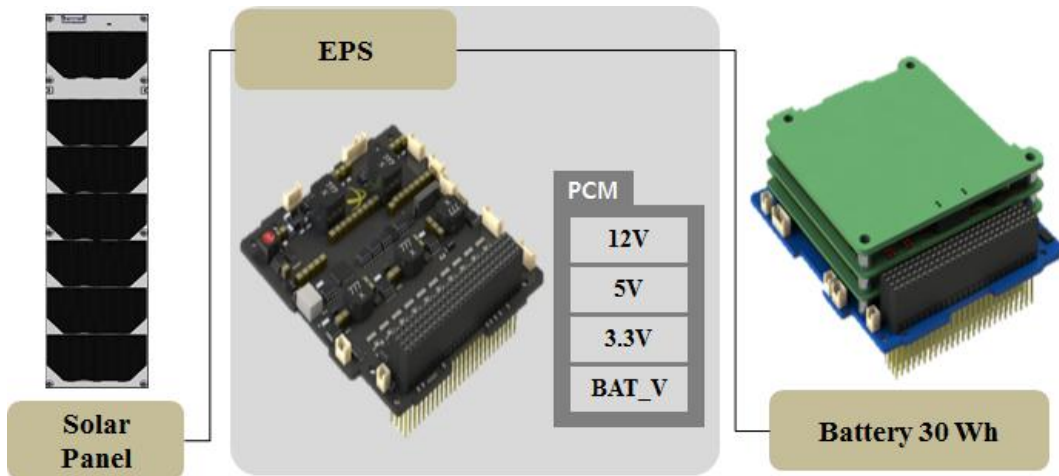


Figure 2.3 Schematic diagram of EPS system in KMSL cubesatellite

전력계 보드는 전력계 시스템의 제어를 담당하는 중요 부품으로, Figure 2.4에서 보는 바와 같이 배터리의 충전에 필요한 제어된 전압을 제공하는 배터리 전력 조절기 (Battery Charge Regulator, BCR), 생산된 전력을 컨버터를 이용하여 승압 또는 강압하여 적절한 전압으로 변환하는 전력 조절 모듈(Power Conditioning Module, PCM)과 변환된 전압을 각각의 서브시스템으로 분배해주는 전력 분배 모듈(Power Distribution Module, PDM)로 구성되어 있다.

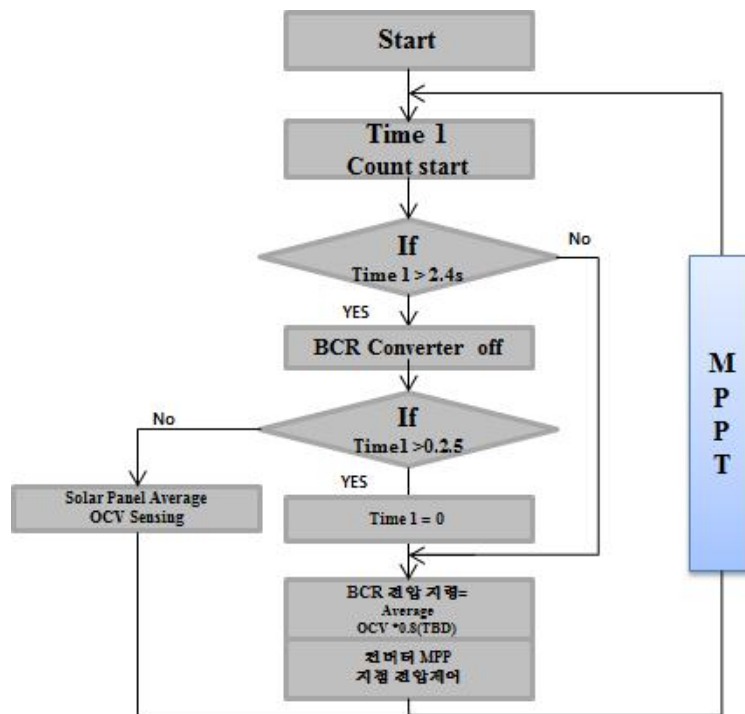


Figure 2.5 Schematic diagram of MPPT in EPS

또한, Solar Cell에서의 전력 생산은 큐브위성의 운용 과정에서 위성의 궤도, 온도 등에 따라 변동이 발생하기 때문에 위성의 최대 전력 점을 찾기 위해 Figure 2.5와 같이 최대 전력 추적기(Maximum Power Point Tracker, MPPT) 알고리즘을 구성하여 Converter를 통한 제어를 실시하고 Solar Panel의 출력을 조절하도록 하였다^[8].

Solar Panel은 큐브위성의 1차 전력원으로 과학 미션 수행기간 동안에 각 서브시스템에 전력을 공급하는 역할을 한다. 본 연구에서 적용한 Solar Panel의 형상은 구글社의 SkechUp®을 통해 설계하였고 Figure 2.6에 나타내었다. Figure 2.6에 나타낸 7개의 Solar Cell로 구성된 Solar Panel은 Figure 2.2에서 제시한 +X축, -X축, +Y축과 -Y축에 각각 1개씩 총 4개가 큐브위성에 장착되어 있고, Solar Panel의 주요 특성은 Table 2.4에 정리되어 있다.

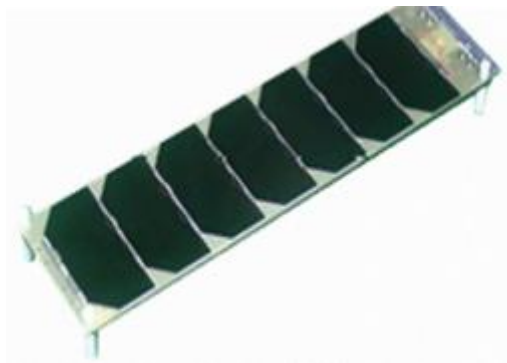


Figure 2.6 Schematic configuration of solar panel

Table 2.4 The properties of solar panel

List	Spec.
Cell No.	7cell/String
V_m	16.1V
I_m	< 500mA
Power	Max 8.5W
Mass	150g(TBD)
Dimension	325mm×82.6mm×1.6mm

큐브위성에 사용된 1개의 Solar Cell은 Figure 2.7에 나타난 바와 같이 AZURSPACE 社の Triple Junction GaAs Solar Cell 3G30-Advanced 제품을 사용하였고, 평균 광전 변환 효율은 약 29.5%이며, Solar Cell의 사양은 Table 2.5에 정리하였다.



Figure 2.7 Schematic configuration of solar cell

Table 2.5 The properties of solar cell

	List	Spec.
Triple Junction GaAs Solar Cell (AZURSPACE社)	Area	30.18cm ²
	Power	1.15W
	Average Efficiency	29.5%

큐브위성의 운용 과정에서 Solar Cell의 온도가 일정 이상 올라가게 되면 Carrier의 이동도를 떨어뜨리기 때문에 발생 전류가 감소하는 특징을 갖고 있어, 평균 광전 변화 효율에 비해 비교적 낮은 효율이 발생하게 되고^[9] 이러한 이유로 전류 감소로 인한 효율 저하를 고려하여 생산전력에 관한 해석 과정에서 Solar Cell의 효율은 25%로 적용, 반영하였다.

큐브위성은 Solar Panel에서 생산된 전력 중 위성의 운용에 필요한 전력을 제외한 나머지 전력을 배터리에 저장하고, 배터리는 태양 전력을 생산하지 못하는 기간 동안에 부족한 전력을 위성에 공급한다. Figure 2.8에 나타난 큐브위성에 적용한 배터리는 리튬 폴리머(Li-Po) 배터리를 사용하였고, 배터리의 주요 특성을 Table 2.6에 정리하였다.

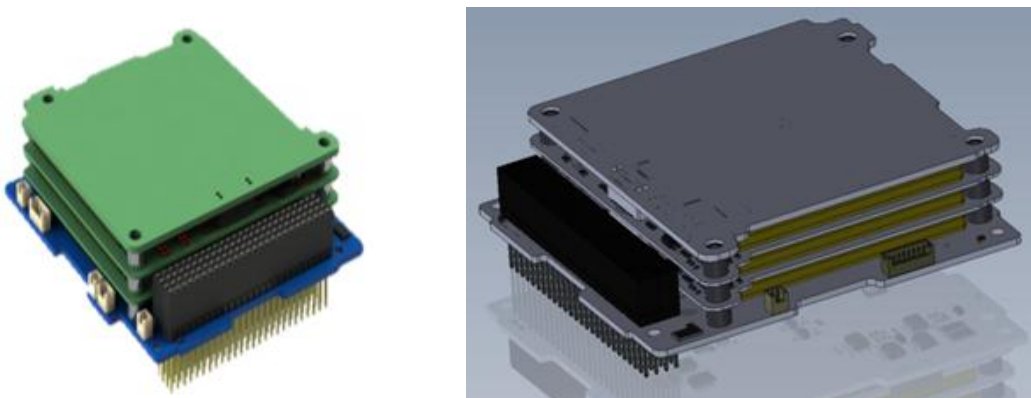


Figure 2.8 Schematic configuration of battery

Table 2.6 The properties of battery

	List	Spec.
Clyde Space 30Wh Battery	Input	BCR(EPS)
	Output	8.4V
	Function	Heater(<0℃)
	Interface	I2C
	Mass	281g

큐브위성의 과학임무 수행 과정에서 배터리는 임무수행동안 SOC(State of Charge)가 40%이상 유지되어야 하고, 10^{-5} Torr이내의 압력에서도 작동 가능해야 함과 동시에 EPS 배터리 용량이 30Wh이상 되어야 하는 조건이 있어 이를 충족하도록 하였다. 또한 배터리는 온도의 변화에 따라 배터리 성능에 미치는 영향이 크기 때문^[10]에 배터리는 항상 0℃ 이상으로 유지시켜야 하며 극저온으로부터 배터리를 보호하고 원활한 운용이 되도록 하기 위해 Figure 2.9에 나타는 바와 같이 배터리 히터를 설치하였다.

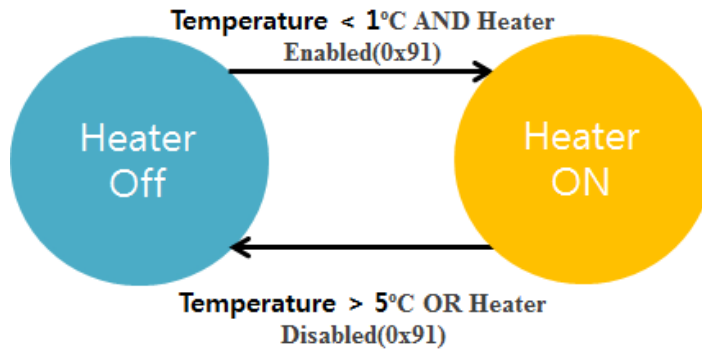


Figure 2.9 Schematic diagram of heater control state

2.3 KMSL 큐브위성의 자세제어계 설계

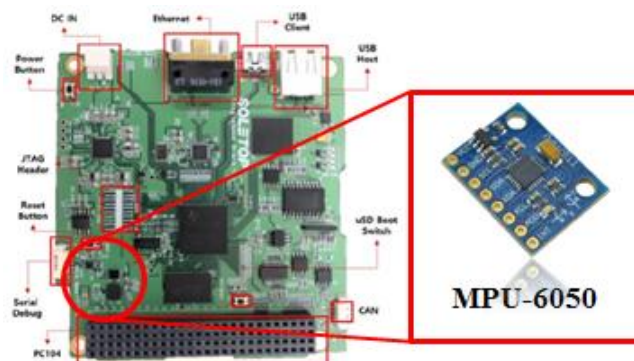
큐브위성과 같은 초소형 위성은 일반 위성에 비해 개발비용 측면에서나 시간적 측면에서 우수한 장점이 있으나 그 만큼 위성을 설계하는데 무게와 크기 면에서 많은 제약이 따르며 이는 자세 결정 및 제어시스템(Attitude Determination Control System, ADCS) 설계에서도 마찬가지이다. KMSL 큐브위성의 과학임무 수행에서 위성의 안정적인 전력 생산과 온도 분배를 통한 위성의 최종 임무 성공을 위해서는, 무지향성의 일정 각속도 회전 자세를 통해 위성의 온도구배가 최소화 되어야 하고, 자세제어계 구동기의 최소 구동을 통해 전력마진도 확보되어야 하며, 각 운용 모드별 소모전력 대비 최소 30% 이상의 생산 전력 마진을 확보함과 동시에 단순한 제어시스템 구현을 통해 위성에게 부여된 임무의 성공을 극대화 할 수 있어야 함이 필요하다.

일반적인 큐브위성의 자세제어 방법에는 자기장토크와 반작용휠을 이용하는 방법이 있다. 큐브위성의 3축 자세제어를 위해 3축 반작용휠을 메인 구동기로 사용하고 3축 자기장토크를 반작용휠의 모멘트 덤핑 용도로 사용한 Reijneveld, J.의 연구^[11]에서는 반작용휠의 사용으로 인해 상대적으로 높은 토크 출력으로 보다 높은 정확도로 자세 제어가 가능하지만 움직이는 휠을 포함하기 때문에 에너지 소모가 높고 고장 위험이 높으며 그만큼 신뢰성이 낮고 가격도 비싼 단점이 있다^[12]. 이러한 이유로 많은 대학과 기관에서는 큐브위성의 구동기로 자기장토크(Magnetorquer, MTQR)를 선호하고 있다. 자기장토크는 출력 토크는 약한 편이지만 그 구동방식이 간단하고 가격이 상대적으로 저렴하며 소비전력이 낮고 고장 위험도 적어 적용 시 신뢰성이 높은 편이다^[13]. 따라서 본 연구에서는 KMSL 큐브위성의 자세제어를 위해 자기장토크(MTQR)를 사용하여 설계에 적용하였다.

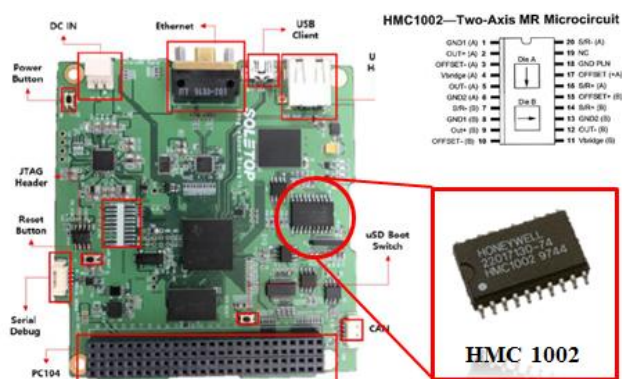
KMSL 큐브위성의 자세제어 시스템 설계를 위해 적용한 하드웨어 구성은 Figure 2.10에 나타난 바와 같다. Figure 2.10 (a)에 나타난 바와 같이 자기장토크(MTQR)는 코일에 흐르는 전류가 발생시키는 자기장과 지자기와 반응하여 생기는 토크를 이용한 것으로, 본 연구에서의 과학 미션 수행을 위해 $-40^{\circ}\text{C} \sim 70^{\circ}\text{C}$ 이내에서 작동 가능해야 하고, depole moment는 0.2Am^2 이상을 구현해야 하며, 질량은 160g 이내로 MTQR의 내부 통신은 PC 통신을 해야 함을 고려하여 Table 2.7과 같은 특성을 갖는 MTQR을 사용하였다.



(a) Magnetorquer (MTQR)



(b) Inertial measurement unit (MPU 6050)



(c) Magnetometer (HMC1002)

Figure 2.10 Photos of ADCS Hardware

Table 2.7 The properties of magnetorquer (MTQR)

	List	Spec.
Magnetorquer (MTQR)	Magnetic Diplo Moment	$> 0.2Am^2$
	Power Consumption	$< 0.4W$ @nominal $< 1.32W$ @max
	Mass	154g
	Interface Communication	I2C(H1-41,43)

큐브위성의 자세 제어를 위해 사용한 센서로는 Figure 2.10 (b)에 나타낸 바와 같이 관성 항법 체계의 핵심 장치인 관성 측정장치(Inertial Measurement Unit, IMU)를 사용하였고, 큐브위성의 과학 미션 수행을 위해 요구되는 사항을 고려하여 관성, 각도, 방위 각 등을 감지하여 작동하는 센서로 3축 제어가 가능하도록 하였다. 또한, 자세 제어 처리를 위해 Figure 2.10 (c)에 나타낸 바와 같이 자력계(Magnetometer, MMT)를 적용하여 자세제어 시스템을 구성하였으며, KMSL 큐브위성의 자세제어 시스템은 Figure 2.11에 나타낸 바와 같은 내용으로 작동을 수행한다.

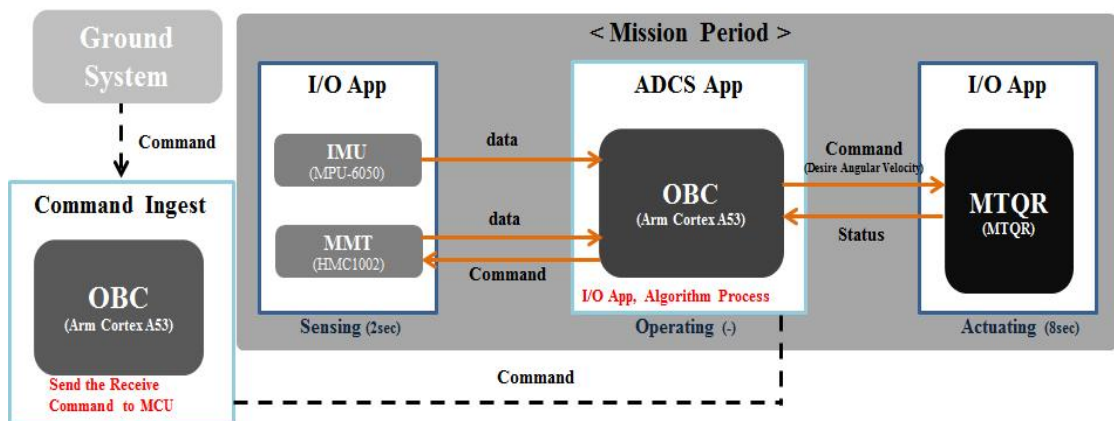


Figure 2.11 Schematic diagram of ADCS attitude control

제 3 장 큐브위성의 자세제어 방식에 따른 전력생산량

3.1 KMSL 큐브위성 자세제어 방식

3.1.1 KMSL 큐브위성의 자세제어 알고리즘

KMSL 큐브위성의 자세 제어방식은 자기장토크(MTQR)를 이용하여 인위적인 토크를 발생시키고 사출된 위성의 각운동량을 감소시키는 방식으로 자세제어 알고리즘의 수행을 통해 이루어지도록 설계되어 있다. 자세제어 알고리즘은 Figure 3.1에 도시되어 있는 바와 같이 위성 각축(Roll, Pitch, Yaw)의 방향의 운동량을 자세 결정센서(각가속도 센서, 자기장 센서)로 통해 실시간으로 모니터링하고 자기장 토크를 구동시켜 각축의 각속도를 감속하여 운동량을 보정하는 역할을 수행한다^[14].

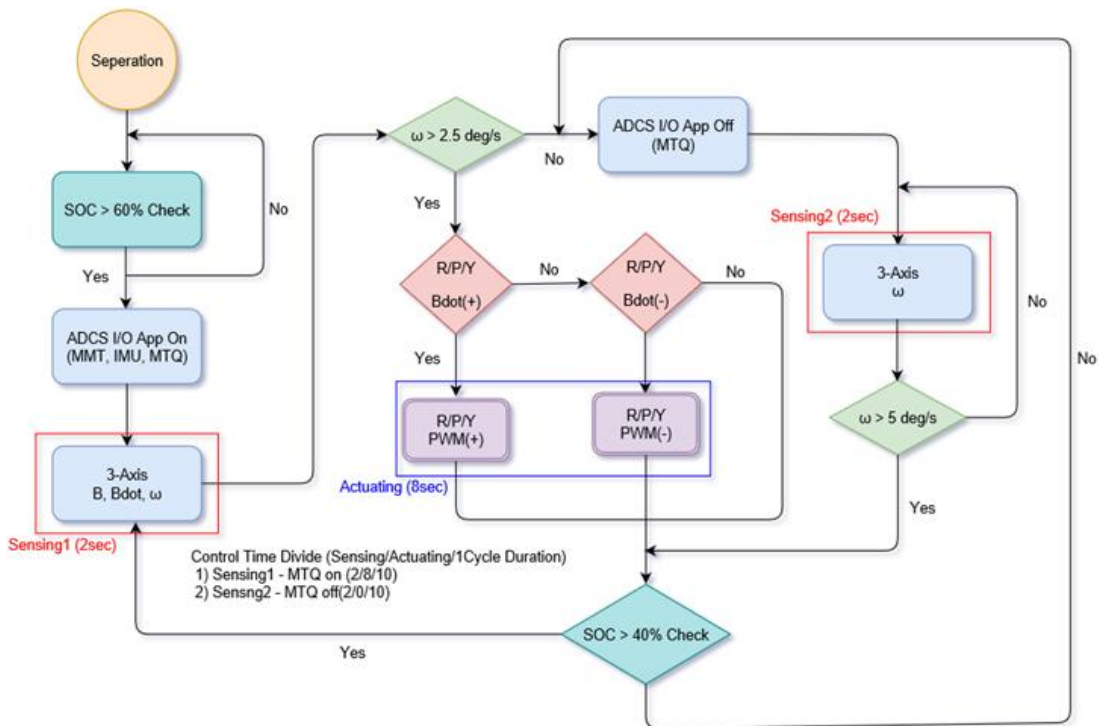


Figure 3.1 Attitude control algorithm of KMSL cubesatellite

자세제어 알고리즘은 위성이 발사체에서 분리된 사출 초기에 KMSL큐브위성의 불안정한 각속도를 안정화시키기 위해 B-dot 제어기^[14]를 이용하여 MTQR를 제어하고 각속도 감쇠에 필요한 토크를 발생시킨다. MTQR은 지구 자기장이 존재하는 우주 공간에서 코일에 전류 흘려 토크를 발생시키며, 식 (3.1)을 이용하면 큐브위성 몸통 좌표계에서의 지구자기장 벡터, B^b 와 쌍극자 모멘트, M 의 상관관계를 통해 토크, T 의 세기를 계산할 수 있다.

$$T = M \times B^b \quad (3.1)$$

B-dot 제어기를 통해 이루어지는 위성의 각속도 감쇠제어는 Figure 3.2에서 볼 수 있는 바와 같이 특정 방향으로 지향과는 무관하게 각속도만의 감소를 목표로 한다.

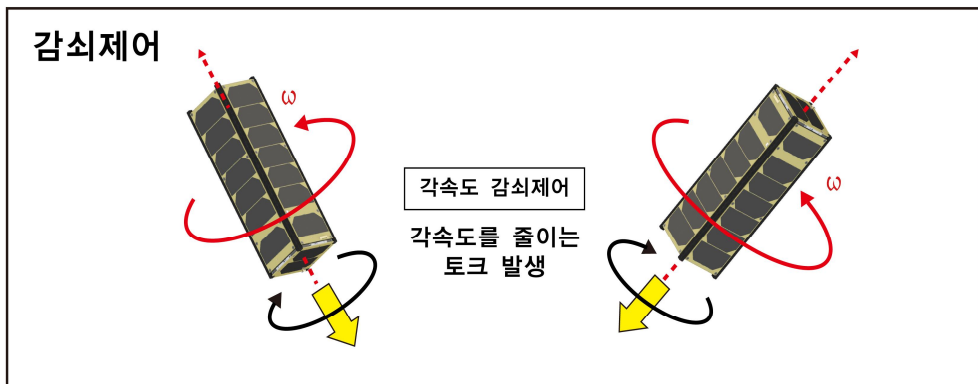


Figure 3.2 Schematic diagram of angular velocity reduction control^[14]

각속도 감쇠제어는 지구자기장의 변화량을 계산하여 제어에 활용하는 방식으로^[14] KMSL 큐브위성에 탑재된 각속도 센서와 지구자기장 센서를 이용하여 지구자기장의 변화를 측정하고 계산한다. 지구자기장의 변화량($\dot{B}^b$)은 식 (3.2)를 이용하면 큐브위성의 각속도(ω)와 몸통좌표계에서의 자기장 세기(B^b)로 계산할 수 있다.

$$\dot{B}^b = -\omega \times B^b \quad (3.2)$$

MTQR은 계산된 지구자기장 변화에 식 (3.3)을 이용하여 쌍극자 모멘트를 생성시킬 수 있다. 실제 MTQR이 발생시키는 토크는 식 (3.1)에 제시된 쌍극자 모멘트와 지구자기장 벡터와의 외적으로 계산할 수 있다.

$$M_{b\dot{d}ot} = -k_{b\dot{d}ot} \dot{B}^b \quad (3.3)$$

B-dot 제어기의 안정성은 식 (3.4)와 (3.5)에 제시된 큐브위성의 회전 운동에너지를 이용하여 판별하며 항상 양수를 갖는다. 회전 운동에너지 함수를 리아프노프(Lyapunov) 함수로 설정하고 알고리즘의 안정성을 확인할 수 있다^[14].

$$E_k = \frac{1}{2} \omega^T I \omega > 0 \quad (3.4)$$

$$\dot{E}_k = \omega^T I \dot{\omega} = \omega^T T = \omega^T (M_{b\dot{d}ot} \times B^b) = (-\omega \times B^b) M_{b\dot{d}ot} \quad (3.5)$$

식 (3.5)에 식 (3.2)과 (3.3)를 넣어 대입하면 식 (3.6)과 같이 운동 에너지를 미분한 값이 항상 음수가 되므로 감쇠제어 알고리즘은 항상 안정하게 제어될 수 있다.

$$\dot{E}_k = -k_{b\dot{d}ot} |\dot{B}^b|^2 < 0 \quad (3.6)$$

3.1.2 KMSL 큐브위성에 작용하는 외란 분석

KMSL 큐브위성의 자세제어 시뮬레이션에서 고려한 외란은 차등 중력에 의한 외란, 자기 쌍극자에 의한 외란, 공기 저항력에 의한 외란, 그리고 태양 복사압에 의한 외란이다. Figure 3.3에 제시된 바와 같이 큐브위성의 질량 중심으로부터 r_i 만큼 떨어진 미소 질량점, dm_i 이 존재할 때, 지구 중심에서 큐브위성 중심까지의 벡터를 R_s , 미소 질량점 dm_i 까지의 거리가 R_i 벡터이면, 미소 질량점 dm_i 에 작용하는 힘의 크기는 식 (3.7)로 계산할 수 있다.

$$dF_i = -\frac{\mu R_i dm_i}{R_i^3} \quad (3.7)$$

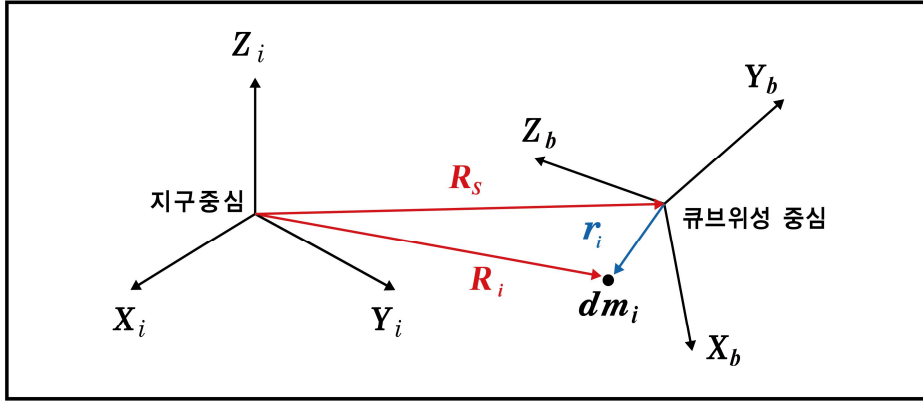


Figure 3.3 Torque received by mass point away from the center of the cubesatellite

이때, 미소 질량점 dm_i 에 작용하는 토크는 식 (3.8)으로 표현할 수 있다.

$$dT_i = r_i \times dF_i \quad (3.8)$$

큐브위성에 작용하는 외란의 크기는 큐브위성을 구성하는 모든 미소 질량점에 작용하는 모든 토크 값을 더한 것이므로 식 (3.9)를 통해 큐브위성에 작용하는 차등 중력으로 인해 발생하는 외란을 계산할 수 있다.

$$T_{gg} = \int r_i \times dF_i = \int r_i \times \left[-\frac{\mu R_i}{R_i^3} dm_i \right] = -\frac{\mu}{R_s^3} \int r_i \times R_s \left[1 - 3 \frac{R_s \cdot r_i}{R_s^2} \right] dm_i \quad (3.9)$$

이때, 질량 중심은 $\int r_i dm_i = 0$ 만족하므로, 큐브위성 몸통 좌표계로 정리한 차등 중력에 의한 외란의 크기는 식 (3.10)으로 계산할 수 있다^[15].

$$T_{gg} = \frac{3\mu}{R_s^3} [\hat{R}_s \times (I \cdot \hat{R}_s)] \quad (3.10)$$

MTQR에 잉여 전류가 발생하면 식 (3.11)로 정의되는 자기 쌍극자 모멘트를 발생시킨다.

$$M_{res} = i_{res} N A \hat{n} \quad (3.11)$$

식 (3.11)에서 i_{res} 는 잉여 전류, N 은 코일의 감은 수, A 는 코일이 만드는 면적의 크기, $\hat{n}$ 은 코일 면적에 대한 수직 벡터를 의미한다. 잉여 전류로 인해 발생한 자기 쌍극자 모멘트는 지구자기장과 결합하여 식 (3.12)로 정의되는 외란을 생성시킬 수 있다^[12].

$$T_{md} = M_{res} \times B^b \quad (3.12)$$

한편, 큐브위성은 공기의 밀도가 낮은 대기 공간에서 운영되지만 상대적으로 빠른 큐브위성의 속력으로 인해 항력이 발생될 수 있다. 대기로 인한 항력은 큐브위성의 형상에 큰 영향을 받는 항력 계수 C_D 와 고도에 따른 대기 밀도 ρ_{air} , 유효 단면적, A 에 비례하며, 이를 통해 공기 저항력에 의한 외란을 구하면 식 (3.13)과 같다^[16].

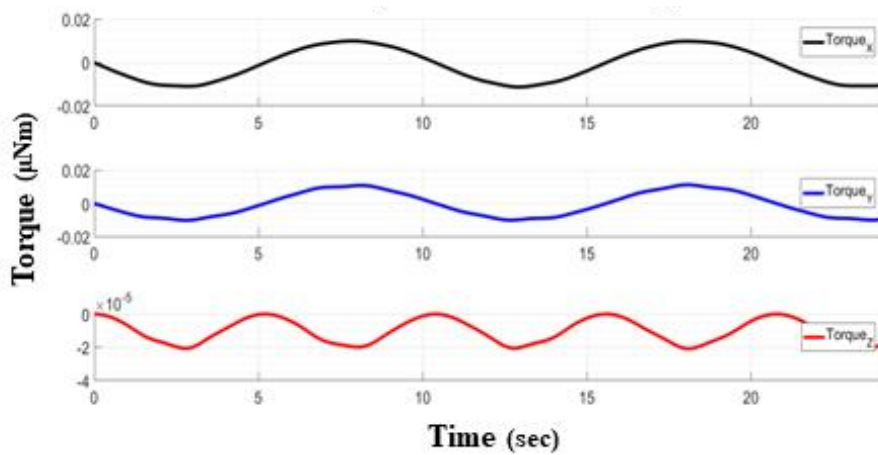
$$T_{ad} = \frac{1}{2} \rho_{air} C_D A \quad (3.13)$$

태양 복사압은 태양 상수 C_{sun} 에 비례하고 입자가 반사하는 경우 두 배의 운동량을 전달하므로 반사율 c_r 의 값만큼 증가한다. 공기 저항력에 의한 외란에서와 같은 방법으로 유효 단면적의 넓이를 구하며, 태양의 위치 벡터를 법선 벡터로 하는 평면에 대한 큐브위성의 정사영의 면적이 태양 복사압에 대한 유효단면적이 된다^[17]. 이를 통해 태양 복사압에 의한 외란을 구하면 식 (3.14)와 같다^[15].

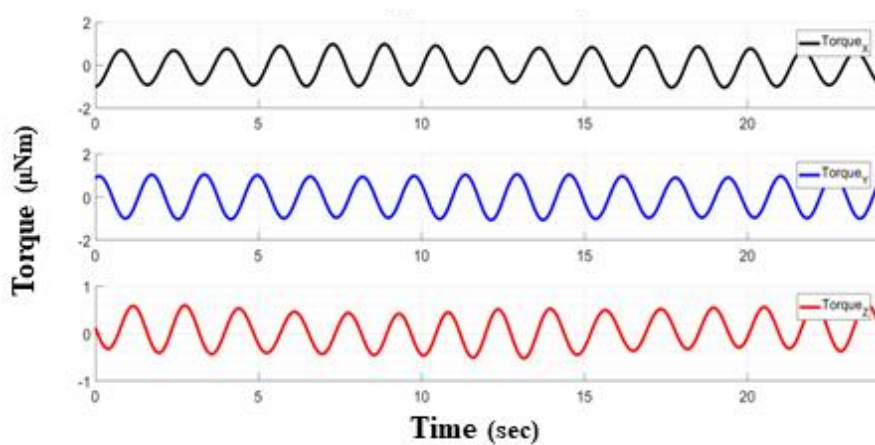
$$T_{srp} = \frac{1}{c} C_{sun} A (1 + c_r) (r_{sun}^b \times p_{sun}^b) \quad (3.14)$$

본 연구에서는 자세제어 구동기 및 외란 시뮬레이션을 수행하기 위해서 Matlab 기반으로 코딩된 Princeton Satellite Systems社의 Spacecraft Control Toolbox를 이용하였다. 이를 토대로 앞서 언급한 외란에 의해서 발생하는 토크의 결과를 시간에 따라서 확인해

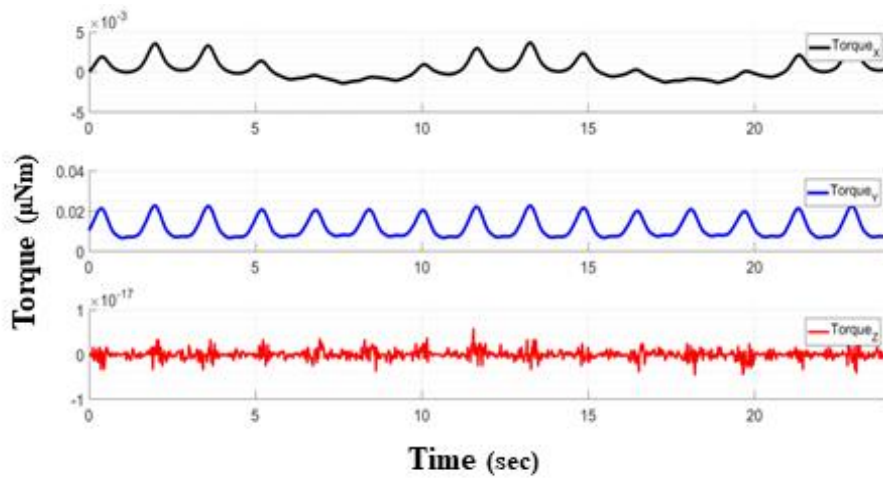
보았고 그 결과를 Figure 3.4에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이 큐브위성에 작용되는 자기 쌍극자에 의해 발생하는 외란이 가장 큰 토크를 발생시키며, 차등 중력에 의한 외란으로 인해 발생하는 토크량이 가장 작은 것을 확인할 수 있다. 또한 앞서 설명한 바와 같이 큐브위성의 빠른 속력으로 인해 희박한 대기와의 마찰도 큐브위성의 각운동량 감쇠를 제어하기 위해 필요한 토크와 비교해 보았을 때 무시할 수 없는 인자임을 확인할 수 있다.



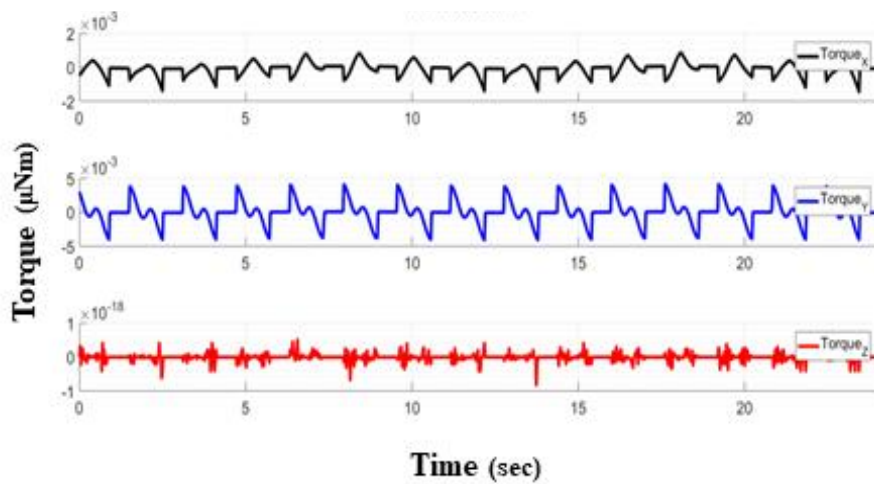
(a) Torque on disturbance by gravity gradient



(b) Torque on disturbance by magnetic



(c) Torque on disturbance by aerodynamics



(d) Torque on disturbance by solar irradiation

Figure 3.4 Torque on cubesatellite by space environment disturbances

3.2 KMSL 큐브위성 자세제어 시뮬레이션 및 검증

3.2.1 KMSL 큐브위성의 자세제어 시뮬레이션

큐브위성의 각속도 변화량($\dot{\omega}^b$)은 회전 운동방정식을 통해 식 (3.15)와 같이 표현할 수 있다.

$$\dot{\omega}^b = I^{-1}[-\omega^b \times I\omega + T] \quad (3.15)$$

식 (3.15)에서 I 는 위성의 관성모멘트를 의미하며 KMSL 큐브위성의 각 축별 관성모멘트는 앞 절의 Table 2.3에 정리되어 있다. 자세 시뮬레이션에서 큐브위성의 각속도 추정은 B-dot 제어기를 통해 계산된 토크, T 에 위성에 작용하는 외란에 발생하는 T_d 를 고려하여 실제 토크, T_{true} 를 식 (3.16)과 같이 계산할 수 있다.

$$T_{true} = T + T_d \quad (3.16)$$

Figure 3.5는 앞의 Figure 3.4에서 설명한 4가지 외란에 의해 큐브위성에 작용하는 토크의 합을 정리하여 도시한 결과이며, 이러한 결과를 토대로 실제 큐브위성에 작용하는 토크를 적용하면 식 (3.15)는 식(3.17)으로 표현할 수 있다. 이를 통해 식(3.17)을 시간에 대해 적분을 수행하여 위성의 각속도 감쇠 시뮬레이션을 수행하였다.

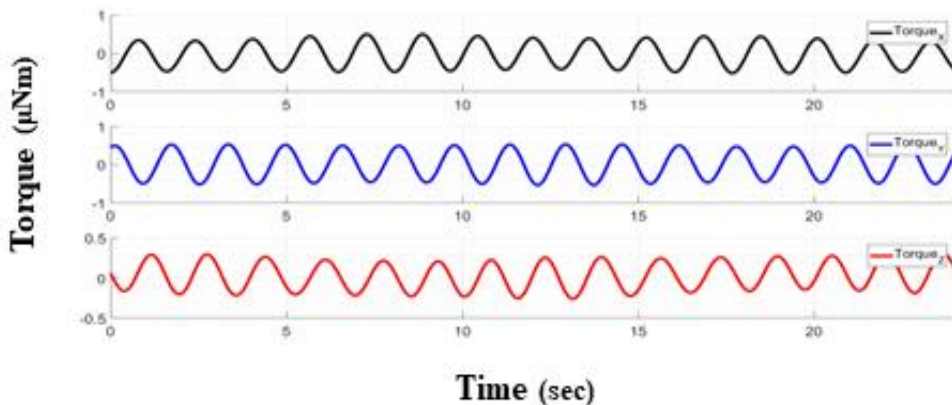


Figure 3.5 Torque on cubesatellite by total disturbances

$$\dot{\omega}_{true}^b = I^{-1}[-\omega_{true}^b \times I\omega_{true}^b + T_{true}] \quad (3.17)$$

3.2.2 KMSL 큐브위성의 자세제어 요구 조건 및 검증

앞서 기술한 바와 같이 자세제어 시뮬레이션은 KMSL 큐브위성의 구조 및 질량 물성치와 우주환경에서 위성에 작용하는 외란을 고려하여 회전 운동량을 계산한다. 지구 자기장 벡터를 바탕으로 B-dot 제어를 통해 토크를 발생시키고 KMSL 큐브위성의 회전 운동량을 감쇠시킨다. 따라서 KMSL 큐브위성의 회전이 임무 시나리오의 요구조건을 만족하도록 회전 각속도 감쇠가 이루어져야 하고, 큐브위성의 회전 각속도 감쇠를 위한 토크의 크기를 제어할 수 있어야 한다.

KMSL 큐브위성의 임무 시나리오는 Figure 3.6과 같이 발사체로부터 위성이 사출되어 분리되는 분리모드(Separation mode)를 시점으로 위성의 기본 기능 점점이 이루어지는 일반모드(Normal mode)를 거쳐 임무모드(Mission mode)와 통신모드(Communication mode)를 수행하도록 구성되어 있다.

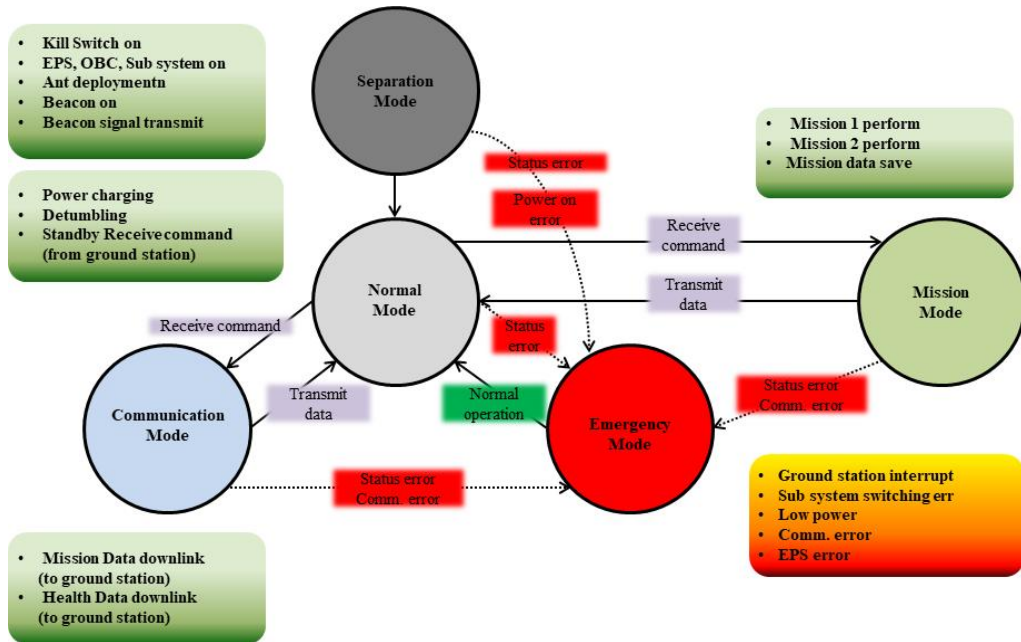


Figure 3.6 Configuration of mission mode in KMSL

아울러 위성의 사용전력이 부족하거나 기타 시스템의 오류나 임무 시나리오의 요구 조건을 만족시키지 못하는 경우 등을 해결하기 위한 안전모드(Emergency mode)가 추가되어 있다.

회전 각속도 감쇠제어는 KMSL 큐브위성의 임무 시나리오를 구성하는 모든 임무모드 전반에 걸쳐 이루어지도록 설계되어 있다. 즉 임무 조건에 맞도록 위성의 회전 각속도를 제어하기 위해 각 임무모드에 적합한 회전 각속도를 설정하고 크기가 설정 각속도 미만으로 줄어드는 때까지 각속도 감쇠제어를 실행한다.

위성의 운영 초기 분리 모드에서 각속도 감쇠제어를 통해 설정 각속도 미만으로 위성의 각속도가 줄어드는 것이 확인되면, 큐브위성의 자세는 안정되었다고 판단하여 일반모드를 거쳐 임무모드로 진입하게 된다. 일반모드, 임무모드, 통신모드 중 자세결정 센서에 의해 큐브위성의 각속도 크기가 설정 각도를 넘어서는 것이 확인되면 큐브위성의 자세가 불안정해진 것으로 판단하여 각속도 감쇠제어를 수행하는 안전모드로 진입한다. 이러한 KMSL 큐브위성의 각 임무 시나리오별 요구 조건을 만족하기 위해 설정된 회전 각속도를 Table 3.1에 정리하여 나타내었다.

Table 3.1 Rotational angular velocity requirements of KMSL cubesatellite
by mission scenario

Mission scenario	Control method	Rocational angular velocity requirement condition
Separation mode	Detumbling	$\omega > 2^\circ/\text{sec}$
Normal mode	Omnidirection	$\omega < 2^\circ/\text{sec}$
Mission mode 1, 2	Omnidirection	$\omega < 2^\circ/\text{sec}$
Communication mode	Omnidirection	$\omega < 2^\circ/\text{sec}$

식 (3.3)을 통해 알 수 있는 바와 같이 위성의 각속도 감쇠제어를 위해 필요한 토크에 영향을 주는 요소는 MTQR의 최대 쌍극자 모멘트 값과 이득 값, $k_{b\dot{\theta}}$ 이다. 최대 쌍극자 모멘트의 크기는 클수록 MTQR이 생성시킬 수 있는 토크의 크기도 커져 위성의 안정화 도달을 단축시킬 수 있다^[11]. 특히 이득 값, $k_{b\dot{\theta}}$ 이 작으면 각속도 감쇠 시간이

오래 걸리게 되고, 각속도 감쇠 시간이 크면 과다 생성되는 토크에 의해 회전 각속도를 유발시켜 자세 안정화를 저해하는 요인이 된다.

Figure 3.7은 KMSL 큐브위성의 사출 초기 각속도 감쇠제어를 통해 요구되는 설정 각속도인 $\omega < 2^\circ/\text{sec}$ 를 만족하여 일반모드, 임무모드, 통신모드로 진입하는 과정에서 B-dot제어를 통해 MTQR이 발생시킨 토크의 결과를 보여주고 있다. Figure 3.7에서 보는 바와 같이 KMSL 큐브위성이 자세 안정화에 도달함에 따라 각축별 발생 토크량이 작아지고 MTQR의 제어가 종료되어 토크값이 0이 되는 것을 확인할 수 있다.

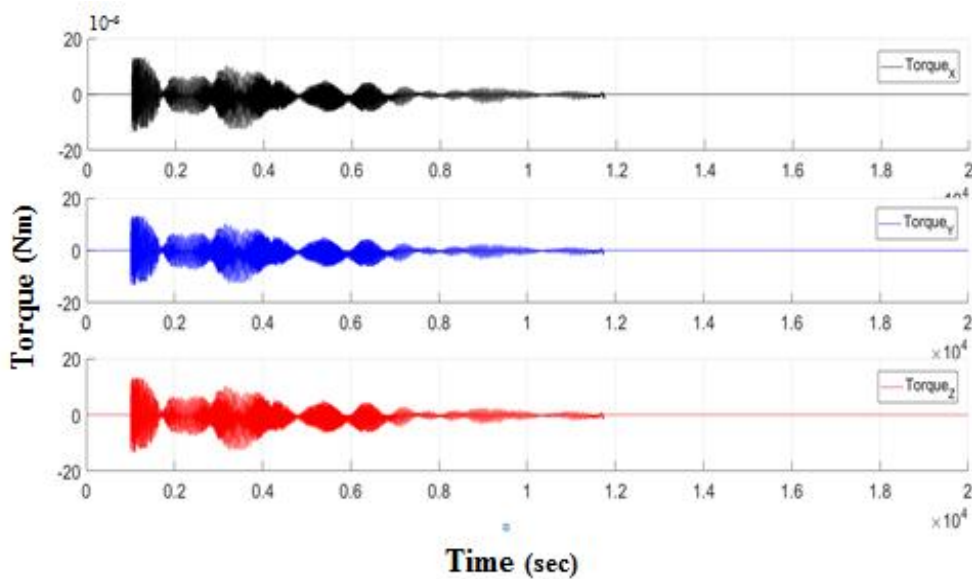


Figure 3.7 Result of torque generated to satisfy the rotational angular velocity ($\omega < 2^\circ/\text{sec}$) of KMSL cubesatellite

Figure 3.8은 KMSL 큐브위성의 자세제어 시뮬레이션 결과를 도시한 그래프이다. KMSL 큐브위성의 초기 사출 각속도는 최악의 시나리오를 가정하여 x, y, z 축으로 각각 $[45^\circ/\text{sec}, 35^\circ/\text{sec}, 25^\circ/\text{sec}]$ 로 설정하였다. 그림에서 볼 수 있는 바와 같이, 상대적으로 축길이 짧은 x와 z축은 회전 각속도 감쇠가 상대적으로 빠르게 이루어지는 반면에 상대적으로 축길이 긴 y축은 더 많은 시간이 소요되어 사출 후로부터 14,500초 이후에 회전 각속도 요구조건을 만족하는 것을 확인할 수 있다.

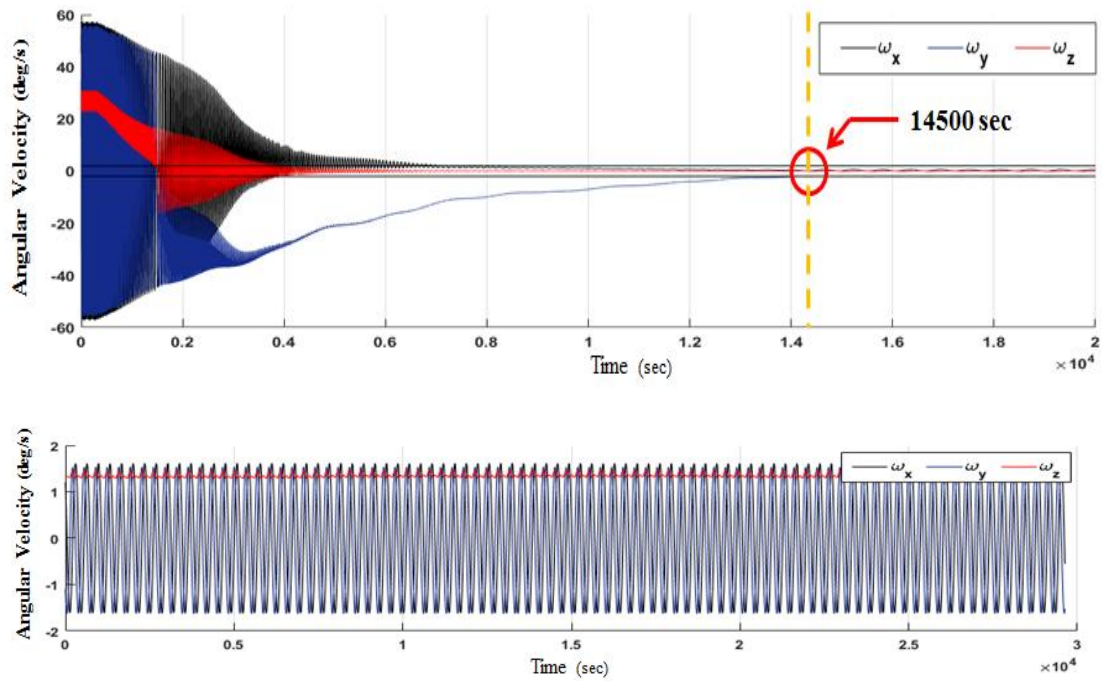


Figure 3.8 Result of attitude control simulation of KMSL cubesatellite

3.3 자세제어에 따른 전력생산량 결과

3.3.1 KMSL 큐브위성의 생산 전력 분석을 위한 궤도 파라미터 설정

KMSL 큐브위성의 운영 궤도는 태양 동기 궤도(Sun Synchronous Orbit)이다. 태양 동기 궤도는 Figure 3.9에 제시된 바와 같이 지구 궤도면이 항상 태양을 바라보는 자세를 유지하므로 위성이 받는 태양광은 지구가 공전 궤도와 상관없이 항상 일정하기 때문에 위성의 전력 생산 관점에서 유리한 궤도이다^[18].

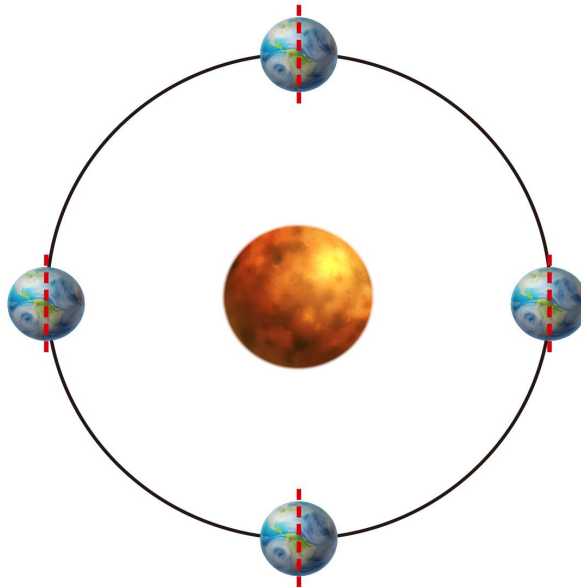


Figure 3.9 Sun synchronous orbiting satellite

KMSL 큐브위성의 운영 궤도를 결정하기 위해 Spacecraft Control Toolbox에 입력한 파라미터는 각각 장반경 길이(Semi Major Axis), 이심률(Eccentricity), 궤도 경사각(Inclination), 승교점 이각(RAAN, Right Ascension of the Ascending Node), 평균 근점 이각(Mean Anomaly)이며, KMSL 큐브위성의 운영 궤도 결정과 관련된 입력 파라미터와 값을 Table 3.2에 정리하여 나타내었다.

Figure 3.10은 Table 3.1에 정리된 궤도 정보를 이용하여 Spacecraft Control Toolbox를 이용하여 계산한 KMSL 큐브위성의 궤도 시뮬레이션 결과를 도시한 것이다. 그림에서 보

는 바와 같이 KMSL 큐브위성이 지구를 한 바퀴 도는 데 걸리는 시간인 공전 주기는 약 5,736초임을 확인할 수 있었다.

Table 3.2 List of Input parameters for determining the operating orbit of KMSL cubesatellite

Parameter	Value
RAAN	74.06deg
Eccentricity	0.0022
Semi Major Axis	6978km
Inclination	97.79deg
Mean Anomaly	0deg

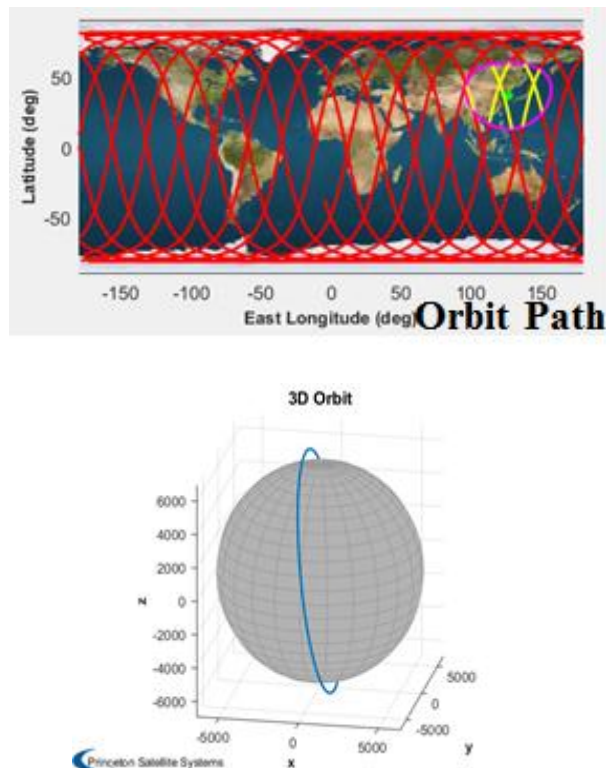


Figure 3.10 Operating orbit of KMSL cubesatellite

3.3.2 KMSL 큐브위성의 전력생산 해석결과

앞 절의 KMSL 큐브위성의 자세제어 방식과 자세제어 시뮬레이션 및 검증 그리고 큐브위성의 생산 전력 분석을 위한 궤도 파라미터 설정을 통해 KMSL 큐브위성의 운용에 필요한 전력생산 해석을 수행하였다.

KMSL 큐브위성의 전력 생산량은 식 (3.18)을 이용하여 사출된 위성이 Detumbling 자세제어 구간과 Omnidirection 자세제어 구간에서 각각 계산하여 도출하였으며, 전력 생산량 계산을 위해 사용된 입력 파라미터를 Table 3.3에 정리하여 나타내었다.

$$\mu_c \times A_c \times N_c \times \cos(\alpha_{sun}) \times BCR \times S_{irr} \times MPPT$$

(3.18)

여기서, μ_c = Cell Efficiency

A_c = Cell Area

N_c = Cell Number

BCR = Buck Efficiency

S_{irr} = Solar Irradiation

Table 3.3 List of input parameter of power generation

Parameter	Value
Cell Number	32 EA
Cell Area	30.18 cm
Cell Efficiency	28 %
Solar Irradiation	1326 W/m ²
Other Loss Efficiency	90%
MPPT + Buck Efficiency	60 ~ 80 %

특히, 식 (3.18)에서 MPPT 계산 항을 적용한 것은 Solar Cell에서의 전력 생산은 큐브 위성의 운용 과정에서 위성의 궤도, 온도 등에 따라 변동이 발생하기 때문에 위성의

최대 전력 점을 찾기 위해 큐브위성의 전력계 시스템에 MPPT 알고리즘을 적용하였기 때문에 이를 고려하여 적용한 것이다. 따라서, Figure 3.11에 나타난 바와 같이 MPPT는 위성이 사출된 이후 시간의 변화에 따라 큐브위성의 자세제어 모드 과정에서 회전 각 속도의 변화로 인해 회전 각속도가 Detumbling 상태인 $\omega \geq 10^\circ/\text{sec}$, 자세제어 변화 과정인 $10^\circ/\text{sec} > \omega \geq 2^\circ/\text{sec}$ 그리고 Omnidirection 자세제어 시기인 $\omega < 2^\circ/\text{sec}$ 에서 각기 다른 MPPT 효율이 발생됨을 감안하여 KMSL 큐브위성의 전력 생산량 계산에 각각 적용하였고, MPPT 입력 파라미터를 Table 3.4에 정리하여 나타내었다.

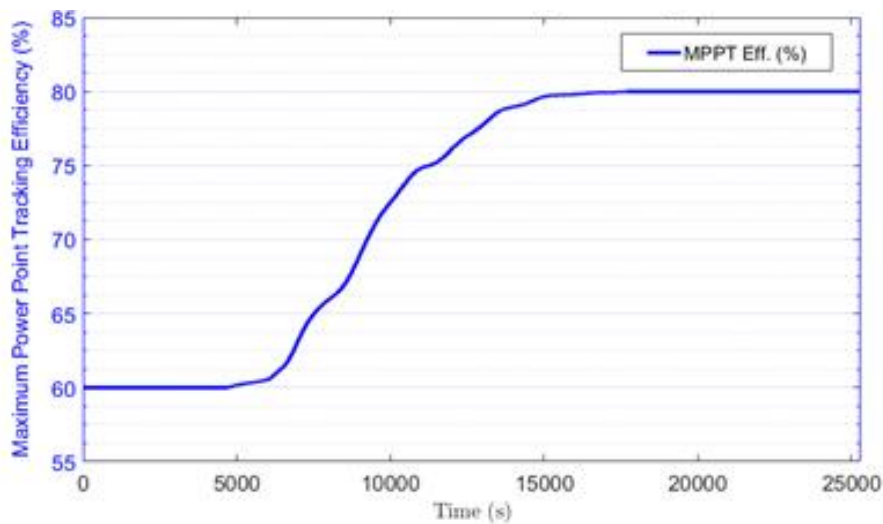


Figure 3.11 Variations of MPPT efficiency for power generation

Table 3.4 List of input condition for MPPT of power generation

Condition	Value
$\omega \geq 10 \text{ deg/s}$	60 %
$10 \text{ deg/s} > \omega \geq 2 \text{ deg/s}$	$-0.2/0.8 * \omega + 0.85$
$\omega < 2 \text{ deg/s}$	80 %

Figure 3.12는 KMSL 큐브위성의 전력 생산량 계산을 위해 적용한 해석모델의 시뮬레이션 이미지 결과를 보여주고 있다.

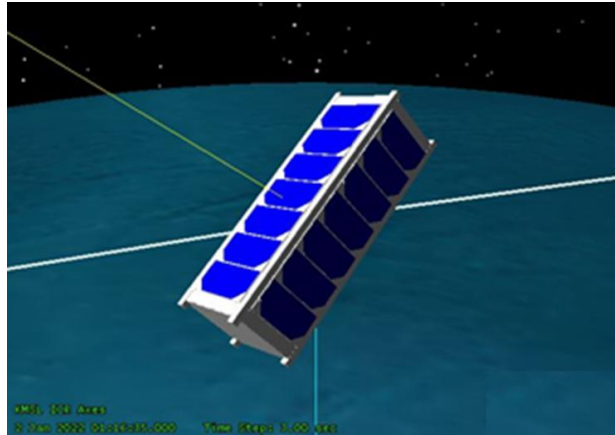
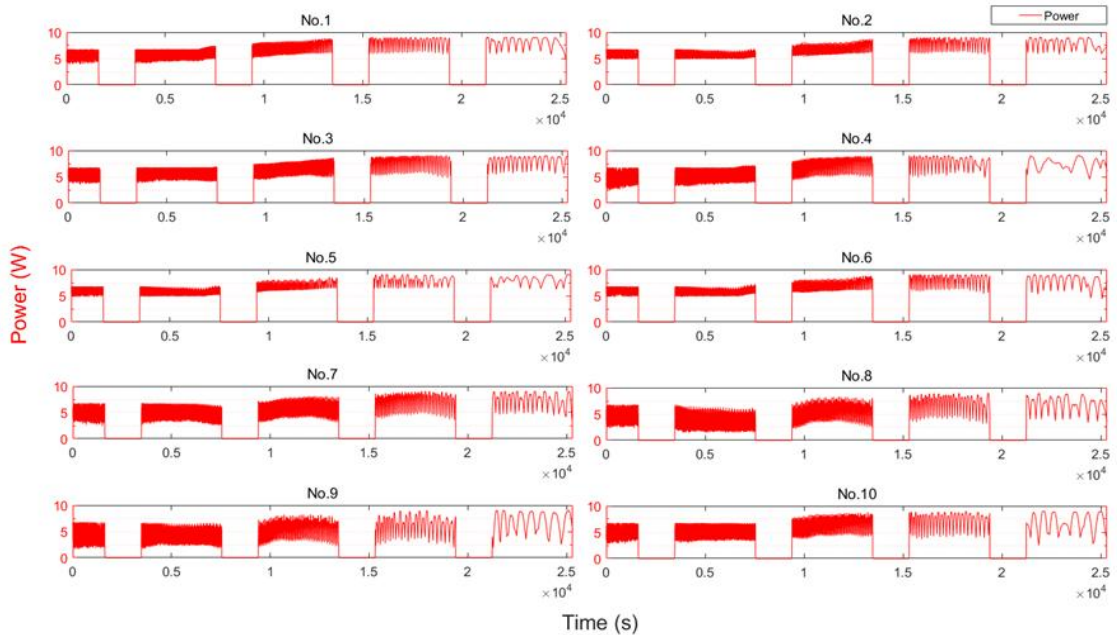


Figure 3.12 Simulation image of Detumbling & Omnidirection of the KMSL cubesatellite

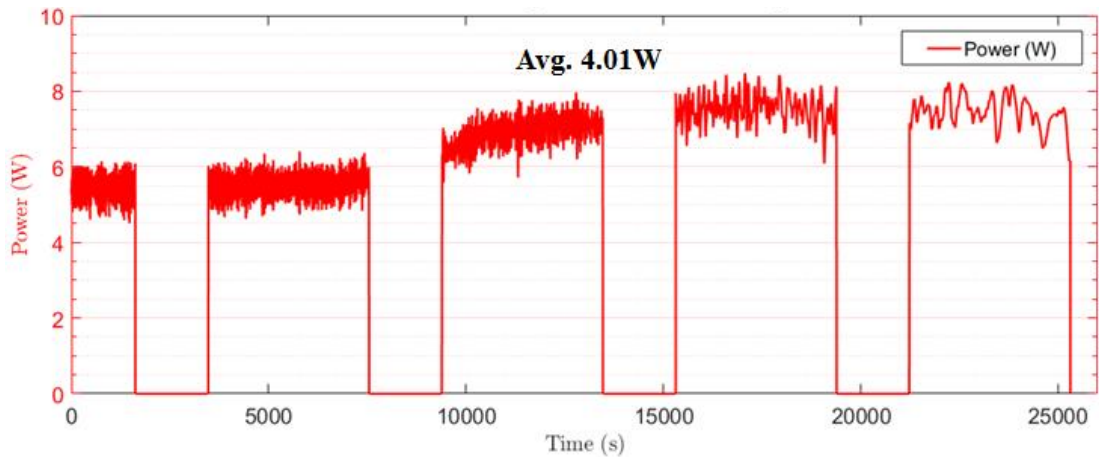
구체적으로 KMSL 큐브위성이 초기 각속도 [45°/sec, 35°/sec, 25°/sec]로 사출되어 회전 각속도 감쇠가 크게 이루어지는 Detumbling 자세제어 구간 (분리모드)에서 위성의 10주기 동안 수치해석에 의해 계산된 전력량 생산 결과를 구하여 Figure 3.13에 그 결과를 나타내었다. Figure 3.13 (a)는 KMSL 큐브위성의 Detumbling 구간에서 10주기 운용 과정 동안에 생산된 전력량을 각각 계산하여 나타낸 그래프이고, Figure 3.13 (b)는 Detumbling 구간에서 10주기 동안의 전력 생산량을 평균화하여 나타낸 그래프이다. KMSL 큐브위성의 사출 이후 Detumbling 구간에서 생산된 전력량은 평균 4.01W로 나타나는 것을 확인하였고, 그래프에서 주기별 시간에 따른 전력 생산량이 0으로 나타난 것은 위성이 식(Eclipse) 기간에 해당되어 태양전지에서 전력을 생산하지 못하는 구간에 해당되는 것이다.

또한, KMSL 큐브위성이 Detumbling 자세제어 구간에서 회전 각속도가 $\omega < 2^\circ/\text{sec}$ 로 제어되는 Omnidirection 자세제어 구간 (일반모드, 임무모드, 통신모드)에서 위성의 10주기 동안 수치해석에 의해 계산된 전력량 생산 결과를 구하여 Figure 3.14에 그 결과를 나타내으며, Figure 3.14 (a)는 Omnidirection 구간에서 위성의 10주기 운용 과정 동안에 생산된 전력량을 각각 계산하여 나타낸 그래프이고, Figure 3.13 (b)는 Omnidirection 구간에서 10주기 동안의 전력 생산량을 평균화하여 나타낸 그래프이다. KMSL 큐브위성이 Detumbling 자세제어 이후 Omnidirection 구간에서 생산된 전력량은 평균 5.18W로 나타나는 것을 확인하였고, 결과적으로 Table 2.1에 언급하였던 KMSL 큐브위성의 운

용 및 과학 임무수행을 위해 필요로 하는 4.14W를 감안하였을 때, 평균 5W 이상의 전력이 안정적으로 생산되어 위성의 운영에 문제가 없음을 확인하였다.

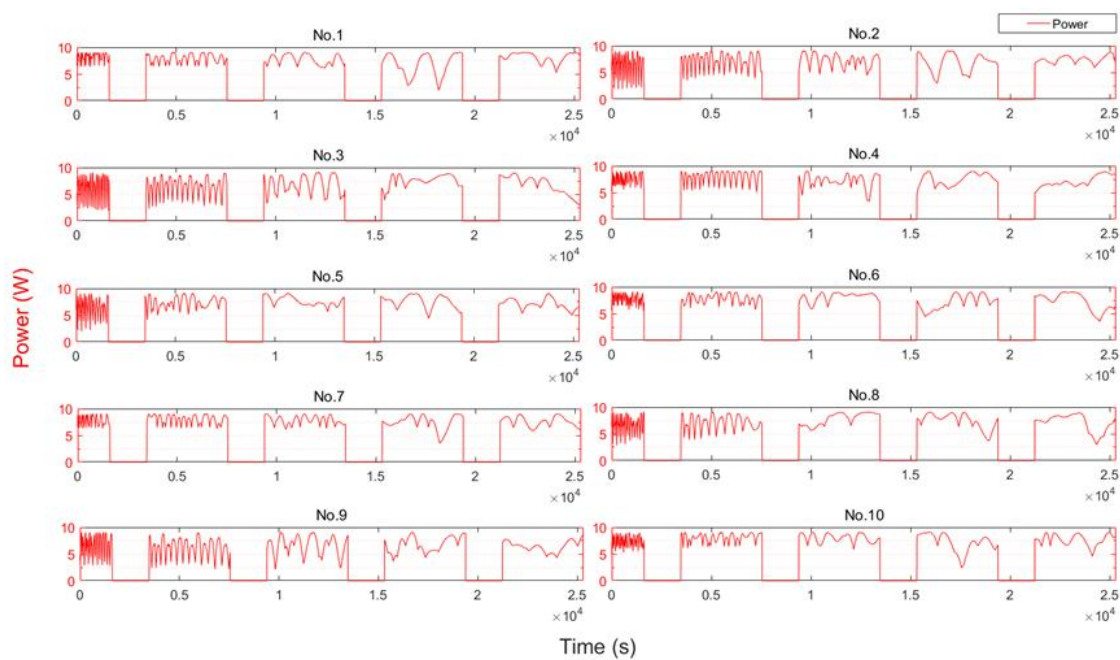


(a) Numerical calculation of power generation

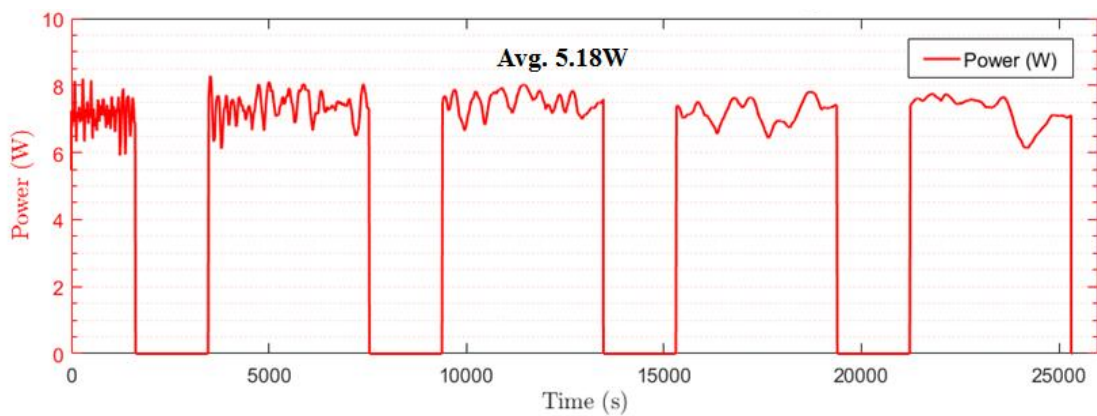


(b) Average of power generation

Figure 3.13 Result of power generation in case of detumbling



(a) Numerical calculation of power generation



(b) Average of power generation

Figure 3.14 Result of power generation in case of omnidirection

제 4 장 결 론

본 논문에서는 KMSL 큐브위성의 예비설계 단계로 우주 환경에서 마이크로중력 과학임무를 수행하는 필요한 전력을 안정적으로 생산할 수 있는지를 검증하고자 하였다. 이를 위해서 위성을 구성하고 있는 구조계, 전력계, 자세제어계와 과학 탑재체의 요소 부품을 배치하고 위성의 질량중심, 관성모멘트와 같은 질량정보를 우선 획득하였다. 전력계 시스템은 KMSL 큐브위성이 우주환경에서 운영되는 동안 안정적으로 충분한 전력을 생산하여 각 서브시스템과 탑재체에 공급할 수 있도록 설계하였다. 자세제어계는 KMSL 큐브위성이 과학 임무를 수행하기 위해 필요한 회전 각속도($2^\circ/\text{sec}$) 요구사항을 만족할 수 있도록 설계하였으며, 회전 각속도 제어를 위해 B-dot 제어 알고리즘을 구성하였다. KMSL 큐브위성의 구조계, 전력계, 자세제어계의 기초 설계자료를 바탕으로 KMSL 큐브위성의 예상 궤도에서의 전력 생산량 시뮬레이션을 수행하여 다음과 같은 결과를 획득하였다.

- (1) KMSL 큐브위성은 마이크로중력 과학미션의 특성을 고려하여 위성의 질량 중심이 과학탑재체1(연소실험모듈)에 위치하도록 설계하였고, 이 때 KMSL 큐브위성의 질량 물성정보를 이용하여 회전 각속도 제어 시뮬레이션을 수행한 결과 임무 요구조건인 x, y, z축의 회전 각속도를 $2^\circ/\text{sec}$ 이하로 제어할 수 있음을 확인하였다.
- (2) 특히, KMSL 큐브위성은 극한 조건인 초기 각속도 [$45^\circ/\text{sec}$, $35^\circ/\text{sec}$, $25^\circ/\text{sec}$]로 사출되더라도 분리 14,500초 이후 임무 요구조건인 회전 각속도, $\omega < 2^\circ/\text{sec}$ 를 만족하는 것을 확인하였다. 다만, 상대적으로 축길이 짧은 x와 z축은 회전 각속도 감쇠가 상대적으로 빠르게 이루어지는 반면에 상대적으로 축길이 긴 y축은 더 많은 시간이 소요되었다.
- (3) KMSL 큐브위성이 사출되어 회전 각속도 감쇠가 이루어지는 분리모드, 일반모드, 임무모드, 통신모드에서도 전력계를 구성하는 7셀 4면, 2셀 2면의 태양전지판을 사용하는 경우 평균 4W 이상의 전력을 생산할 수 있음을 확인하였다.

- (4) 구체적으로 KMSL 큐브위성이 초기 각속도 [45°/sec, 35°/sec, 25°/sec]로 사출되어 회전 각속도 감쇠가 크게 이루어지는 Detumbling 자세제어 구간 (분리모드)에서도 평균 4W 이상의 전력이 생산되었고, 회전 각속도가 $\omega < 2^\circ/\text{sec}$ 로 제어되는 Omnidirection 자세제어 구간 (일반모드, 임무모드, 통신모드)에서는 평균 5W 이상의 전력이 안정적으로 생산되었다.
- (5) KMSL 큐브위성의 자세제어 방식에 따른 전력 생산량 계산결과를 바탕으로 각 임무 시나리오에 따라 필요한 전력 요구량의 한계를 설정하고 구체적인 임무설계가 가능할 것으로 판단된다.

【참고문헌】

01. Lahrichi, A., “Heat Transfer Modeling and Simulation of MASAT1”, AL Akhawayn University, 2017
02. Kang, S. W., Han, S. H., Gong, H. C., Choi, G. H., “Current state of CubeSat Development in Korea”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 11, No. 2, pp. 172 ~ 178, 2013
03. Kang, S. W., Jang, J. T., Gong, H. C., “Current Status of Foreign Country’s Space Exploration Using CubeSat”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 12, No. 2, pp. 151 ~ 157, 2014
04. Yoon, Y. S., Min, K. J., “Industry Trand and Development Status of Nano/Micro Satellite”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 14, No. 1, pp. 18 ~ 25, 2016
05. <http://www.spacetimes.co.kr/news/articleView.html?idxno=451>
06. Bang, H. C., “Launch and Operation of 2U CubeSat LINK for the Exploration of the Lower Earth Atmosphere”, Korea Advanced Institute of Science and Technology, 2017, TRKO201700000131
07. Jang, J. I., “Structural Design and Analysis of a CubeSatellite for Microgravity Scientific Missions”, Chosun Univ., Master’s Thesis, 2019
08. Yeom, S. Y., Park, K. Y., Kim, H. R., Jang, Y. K., “Development of Fuzzy Logic-based MPPT and Performance Verification through EBA for Satellite Applications”, J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 42, No. 9, pp. 779 ~ 788, 2014

09. Lee, J. H., Oh, H., Kim, D. W., Park, W. S., “Development of geothermal exchanger for efficiency improvement of solar cell module”, Journal of the Korea Academia-Industrial cooperation Society, Vol. 16, No. 4, pp. 2966~2970, 2015
10. Kim, E. J., “Development of Power Analysis Simulator for Energy Balance Analysis of Cubesat”, University of Science & Technology(UST), Master’s Thesis, 2017
11. Reijneveld, J. and Choukroun, D., “Attitudr Control of the Delfi-n3Xt Satellite”, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference., 2012
12. Dawson. E., “Attitude Determination And Control System Design For A CubeSat Mission”, Bachel of Science, Mechanical/Aerospace Engineering, Worcester Polytechnic Institute., 2012
13. Guerrant, D. V., “Design and analysis of fully magnetic control for picosatellite stabilization”, Master of Science, Aerospace Engineering, California Polytechnic State University, San Luis Obispo, 2005
14. Kang, H. C., “Design and Analysis of Attitude System for CANYVAL-C Cubesat Mission”, The Graduate School Yonsei University, Master’s Thesis, 2019
15. Wertz, J. R., Larson, W. J., “Space Mission Analysis and Design”, Space Technology Library, 3rd edition, 2003
16. Vallado, D. A., “Fundamentals of Astrodynamics and Applications”, Space Technology Library, 4th edition, 2013
17. Ohad, B. Y., Edleman, E., Gurfil, P., “Analytical technique for satellite projected cross-sectional area calculation”, Advances in Space Research, Vol. 56, No. 2, pp. 205 ~ 217, 2015
18. <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>

감사의 글

석사과정을 하는 동안 많은 분들의 도움이 있었고 글을 통해 감사의 마음을 전부 전할 수는 없지만 학위논문의 마지막을 기록하면서 작게나마 마음을 전합니다.

늦은 나이에 직장생활을 하면서 학업이라는 큰 산을 넘어오면서 부족함 많은 저에게 기회를 주시고 아낌없이 모든 걸 풀어주신 박설현 교수님 감사드립니다. 또한 바쁘신 와중에도 제 논문을 살펴봐 주시는 데 기꺼이 시간을 할애해 주시고 큐브위성의 자세 제어 및 전력생산 검증에 많은 도움을 주신 이성준 교수님, 광재복 교수님 감사합니다.

연구실 식구들의 얼굴과 그분들이 제게 베풀었던 친절이 떠오릅니다. 정말 많은 도움을 주신 ITSD 연구실 선배, 후배 동료들에게 감사의 인사를 포함합니다. 이석준, 홍터기 항상 웃는 얼굴로 대해주셔서 감사하고 준혁, 수한이는 선배들과 잘 어울리면서 연구실 분위기를 행복하게 만들어주고 호진이는 자세제어 분야에서 많은 도움을 주셔서 고맙습니다. 그리고 연구실 믿음직스러운 원식이는 꼼꼼하게 선후배들 잘 챙기고 헌신하는 모습이 너무 보기 좋았습니다. 그리고 별, 원식, 동주, 명규, 정익, 남규 다들 함께 할 수 있어서 즐거웠습니다.

존경하는 김종명 교수님이 계시지 않았다면, 저는 결코 학업을 못했을 것입니다. 교수님의 관심, 사랑, 지도에 감사드립니다. 남은 일생 동안 교수님께서 제게 베풀어 주신 은혜에 작게나마 꼭 보답하고 싶습니다. 그리고 약 15년 전 대학에 처음 입학했을 때 캐드 수업을 하시던 양호동박사님과 인연이 되어 지금에 이르기까지 항상 모든 부분에서 저를 도와주시고 제가 석사논문을 하면서 믿고 의지를 많이 했습니다. 바쁘신 와중에도 제 논문을 살펴봐 주시고 아낌없이 시간을 할애해 주시고 주말에도 가족과 함께할 시간에도 도와주셔서 정말 감사드리며 제게 베풀어 주신 은혜 잊지 않고 기억하겠습니다.

제가 살아가면서 이를 모든 성공의 반은 나의 사랑 나의 생명 나의 아내 안소영 덕분입니다. 2006년 봄에 저와 처음 만나서 지금까지 묵묵히 제 곁을 지키면서 제가 자존감을 잃지 않도록 용원을 멈추지 않았고 사랑과 헌신을 실천해주고 있습니다. 하지만 지금까지 제가 당신에게 해준 것이 하나도 없습니다. 도리어 저 때문에 매순간 마음조리는 삶을 살게 되었습니다. 남은 일생을 속죄하는 마음으로 당신을 사랑하고 당신에게 헌신하겠습니다. 감사합니다.

세상에서 가장 소중하고 사랑하는 지우와 동연이에게 자랑스러운 아빠가 될 수 있도록 노력할게. 사랑한다!

그리고, 동지애드 가족들 덕분에 더욱 더 성장하고 발전하는 기업으로 자리매김 할 수 있었고, 여러분의 회사를 향한 마음 잊지 않고 끝까지 함께 했으면 합니다.

마지막으로, 바르게 성장할 수 있도록 잘 보살펴주신 부모님과 항상 옆에서 지켜봐 주시고 응원해 준 형에게도 감사드리며, 우리 소영이 때문에 새로운 가족으로 모실 수 있게 된 우리 장인어른과 장모님께도 감사드리고 사랑한다는 말씀 전합니다.

미처 이 글에 언급하지 못한 모든 분들께 감사드리고, 지금 느끼는 고마움을 잊지 않겠습니다. 그리고 보답하는 심정으로 제가 가진 작은 힘으로 이 세상을 좀 더 살기 좋은 세상으로 바꾸는데 최선을 다하겠습니다.

2020년 7월 김 진 올림