

การศึกษาระบบพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรม

สำหรับระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก

A STUDY AND DEVELOPMENT ON ENGINEERING MODEL
FOR MINIATURIZED SATELLITE SUBSYSTEM



ปริญญาโท สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

ศาสตราจารย์ ดร.

สมานันท์ เทตโบลี พระอุดมกิจ ขำคุณ ทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2557

การศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรม
สำหรับระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก
A STUDY AND DEVELOPMENT ON ENGINEERING MODEL
FOR MINIATURIZED SATELLITE SUBSYSTEM



โดย
นางสาวชนรดี ดุสิตโคภิตวงศ์ 54010263
นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง 54010271

อาจารย์ที่ปรึกษา
ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2557



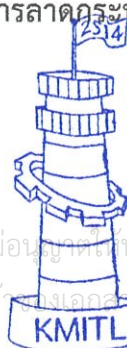
ผ่านการตรวจรูปเล่มแล้ว

(Signature)

อาจารย์ที่ปรึกษา

7/5/58

วิศวกรรมโทรคมนาคม
Telecommunications Engineering



ผ่านการตรวจชิ้นงานแล้ว

(Signature)

กรรมการผู้ตรวจชิ้นงาน

7/5/58

วิศวกรรมโทรคมนาคม
Telecommunications Engineering

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์และห้ามนำไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาตจากทางมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีโอกาสไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2557

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมสำหรับระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก

A STUDY AND DEVELOPMENT ON ENGINEERING MODEL FOR MINIATURIZED SATELLITE SUBSYSTEM

ผู้จัดทำ

1. นางสาวชนรดี ดุสิตโสภิตวงศ์ 54010263
2. นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง 54010271


.....
(ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา)

อาจารย์ที่ปรึกษา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีด้วยความกรุณาของ ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. ศรวัฒน์ ชิวปรีชา อาจารย์ที่ปรึกษา ผู้คอยดูแลเอาใจใส่และเมตตาแก่ศิษย์ด้วยดีเสมอมา ผู้จัดทำรู้สึกซาบซึ้งในความกรุณาเป็นอย่างยิ่งและขอบพระคุณอย่างสูง

ขอบคุณอาจารย์อาคม จดแต่ง ผู้อำนวยความสะดวกช่วยเหลือในเรื่องเครื่องบินจำลองหลายใบพัด และนาย ดิศพงศ์ จันทรุทชา นักศึกษาคณะวิศวกรรมศาสตร์ สาขาอิเล็กทรอนิกส์ สถาบันการบินพลเรือน ผู้เป็นคนควบคุมเครื่องบินจำลองหลายใบพัด

ขอบพระคุณอาจารย์ทุกๆ ท่านที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ต่างๆ ให้ทั้งทางตรงและทางอ้อม ตลอดจนกำลังใจ คำแนะนำ เกี่ยวกับปัญหาในการทำโครงการต่างๆ และความช่วยเหลือในการทำโครงการฉบับนี้

สุดท้ายนี้ขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา ที่ให้ความสำคัญกับการศึกษาของบุตร และให้การสนับสนุนเอาใจใส่ดูแลด้วยดีเสมอมา รวมทั้งกำลังใจที่หาเปรียบมิได้

ชนรดี ดุสิตโสภิตวงศ์
 ชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง
 ผู้จัดทำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมสำหรับระบบ
ย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก

A STUDY AND DEVELOPMENT ON ENGINEERING
MODEL FOR MINIATURIZED SATELLITE SUBSYSTEM

โดย นางสาวชนรดี ดุสิตโคกดวงศ์ 54010263

นายชนาธิป ฤกษ์สุขรุ่งเรือง 54010271

อาจารย์ที่ปรึกษา ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา

บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นการศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมสำหรับระบบย่อยดาวเทียมขนาดเล็ก ซึ่งประกอบด้วยระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด เซนเซอร์เพย์โหลด ระบบกู้คืน และระบบพลังงาน โดยพัฒนาต้นแบบสำหรับจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กคือ ดาวเทียมกระป๋องซึ่งเป็นการจำลองการทำงานของดาวเทียมให้มีขนาดและรูปร่างเท่ากับกระป๋องน้ำอัดลม และนำองค์ความรู้ที่ได้จากการสร้างดาวเทียมกระป๋องมาพัฒนาต่อยอดเพิ่มเติมเป็นต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กใน 2 ลักษณะ คือ 1) ต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล ใช้สำหรับเก็บข้อมูลสภาพแวดล้อม และส่งข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดินซึ่งมีเพย์โหลด ได้แก่ เครื่องมือวัดอุณหภูมิ ความดันอากาศ ความชื้น ความเร่ง 3 แกน ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก และระบบถ่ายภาพ 2) ต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร ทำหน้าที่รับสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง ในการส่งข้อมูลจะนำเสนอการเข้ารหัสลับเพื่อปกปิดข้อมูลก่อนส่ง และทำการถอดรหัสลับที่สถานีภาคพื้นดินปลายทาง สำหรับการรับ - ส่งข้อมูลระหว่างดาวเทียมขนาดเล็ก การออกแบบสถานีภาคพื้นดินใช้โปรแกรม LabVIEW เป็นซอฟต์แวร์สำหรับควบคุมการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้拿去ใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ABSTRACT

This project study and development on engineering model for miniaturized satellite subsystem including communication system, on-board data handling, re-entry system and payloads. CANSAT will be design and build a small electronic payload that can fit inside a soft drink can which has similar functions with satellites. With experience from building a CANSAT, we develop the satellites for 2 types 1) Remote sensing satellite uses for collect environmental data and transmit data to ground station. The payloads have thermometer, barometer, humidity, 3-axis accelerometer, GPS and camera 2) Communication satellite uses for receive data which is encrypted from a ground station and repeat the data to another ground station and the original data can be recovered using data decryption. The ground station, which is designed by LabVIEW software, use for receive and display the data as well as send telemetry to miniaturized satellites.

สารบัญ

	หน้า
กิตติกรรมประกาศ	I
บทคัดย่อ	II
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	IX
สารบัญตาราง	XV
บทที่ 1	
บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของปริญญานิพนธ์	2
1.4 บล็อกไดอะแกรมของปริญญานิพนธ์	3
บทที่ 2	
ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง	5
2.1 ดาวเทียม	5
2.1.1 ประเภทของดาวเทียมตามประโยชน์การใช้งาน	5
2.1.2 ส่วนประกอบของดาวเทียม	6
2.1.2.1 บัส	7
2.1.2.2 เพย์โหลด	8
2.1.3 สถานีภาคพื้นดิน	8
2.2 ดาวเทียม CANSAT	9
2.2.1 องค์ประกอบของดาวเทียม CANSAT	10
2.2.2 เป้าหมายในการปล่อยดาวเทียม CANSAT	10
2.3 ดาวเทียมสำรวจระยะไกล	11
2.3.1 เทคโนโลยีการสำรวจระยะไกล	11
2.3.2 คุณสมบัติของภาพจากดาวเทียมสำรวจระยะไกล	12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า	
บทที่ 2		
2.3.3	องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล	12
2.3.4	เป้าหมายในการปล่อยต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล	13
2.4	ดาวเทียมสื่อสาร	14
2.4.1	องค์ประกอบของระบบสื่อสารดาวเทียม	14
2.4.2	องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	14
2.4.3	เป้าหมายในการปล่อยต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	15
2.5	ทฤษฎีเคออส	16
2.5.1	ประวัติของทฤษฎีเคออส	16
2.5.2	นิยามของเคออส	17
2.5.3	คุณลักษณะของเคออส	18
2.6	ระบบสื่อสาร	19
2.6.1	โมดูล APC220	19
2.6.1.1	การเชื่อมต่อค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220	21
2.7	ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด	23
2.7.1	ARDUINO PRO MINI 328	23
2.7.2	ARDUINO MEGA 2560	24
2.7.3	การสื่อสารแบบ I ² C	25
2.7.3.1	การรับ-ส่งข้อมูลแบบบัส I ² C	25
2.7.3.2	สภาวะที่เกิดขึ้นบนบัส I ² C	26
2.7.3.3	ลำดับการทำงานของการทำงานการสื่อสารบนบัส I ² C	27
2.8	เซนเซอร์เพย์โหลด	29
2.8.1	เซนเซอร์ BMP180	29

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 2	
2.8.1.1 การคำนวณหาค่าอนุภูมิและค่าความดัน	31
2.8.2 เซนเซอร์ ADXL345	34
2.8.2.1 การนำค่าความเร่ง 3 แกนมาคำนวณหามุม PITCH และ ROLL	35
2.8.3 เซนเซอร์ DHT22	36
2.8.4 โมดูล ADAFRUIT GPS	37
2.8.4.1 ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก	38
2.8.4.2 เทคนิคการหาตำแหน่ง	39
2.8.4.3 NMEA	40
2.8.5 กล้องถ่ายภาพ	45
2.8.6 เซอร์โวมอเตอร์	49
2.9 ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน	51
2.9.1 เซลล์แสงอาทิตย์	52
2.9.1.1 การผลิตไฟฟ้าด้วยแผงเซลล์แสงอาทิตย์	52
2.9.2 วงจรควบคุมการชาร์จ	53
2.9.2.1 ชนิดของวงจรควบคุมการชาร์จ	53
2.9.2.2 วงจรชาร์จไฟแบบ PWM	54
2.10 ระบบกักเก็บโดยใช้รุ่มซูชิฟ	54
2.10.1 ชนิดของรุ่มซูชิฟ	54
2.10.2 วัสดุในการทำรุ่มซูชิฟ	56
2.10.3 ความเร็วในการเคลื่อนที่ของ CANSAT	57
บทที่ 3	
การออกแบบและการจัดทำปริญญาบัตร	59
3.1 การออกแบบดาวเทียม CANSAT	59
3.1.1 โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT	59

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3	
3.1.2 การออกแบบระบบกู้คืน	62
3.1.3 การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลต์ด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์	66
3.1.4 สถานีภาคพื้นดินของดาวเทียม CANSAT	66
3.2 การออกแบบต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	68
3.2.1 โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	68
3.2.2 การออกแบบวงจรควบคุมการชาร์จ	72
3.2.2.1 หลักการทำงานของวงจรควบคุมการชาร์จ	75
3.2.3 การโปรแกรมการควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์	76
3.2.4 การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลต์ด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์	77
3.2.4 สถานีภาคพื้นดินของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	79
3.3 การออกแบบต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	79
3.3.1 โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	79
3.3.2 การออกแบบทรานสปอนเดอร์สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	82
3.3.3 การเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออสติก	82
3.3.4 สถานีภาคพื้นดินของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	85
3.4 เครื่องมือที่ใช้ในการทดลอง	87
3.5 การจัดเก็บผลการทดลอง	87
3.5.1 การจัดเก็บผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT	87
3.5.2 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	88
3.5.3 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	88

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4	
ผลการทดลอง	90
4.1 ผลการจำลองการทำงานของวงจรเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออดิก	90
4.2 ผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT	93
4.3 ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล	97
4.3.1 ผลการทดลองรับข้อมูลจากเซนเซอร์เพย์โหลดและการจัดเก็บข้อมูล	99
4.4 ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	103
บทที่ 5	
สรุปผลและข้อเสนอแนะ	110
5.1 สรุปผล	110
5.2 ประโยชน์ที่ได้รับ	111
5.3 ข้อเสนอแนะ	112
บรรณานุกรม	113

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า	
1.1	บล็อกไดอะแกรมการทำงานของดาวเทียม CANSAT	3
1.2	บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล	4
1.3	บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	4
2.1	ภาพรวมการทำงานของดาวเทียม CANSAT	11
2.2	ภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	13
2.3	ภาพรวมการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	14
2.4	ภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	15
2.5	โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220	20
2.6	หน้าต่างโปรแกรม RF-MAGIC สำหรับตั้งค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220	22
2.7	ไมโครคอนโทรลเลอร์ ARDUINO PRO MINI 328	23
2.8	ไมโครคอนโทรลเลอร์ ARDUINO MEGA 2560	24
2.9	รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบบัส I ² C	25
2.10	TIMING DIAGRAM การทำงานของบัส I ² C	27
2.11	เซนเซอร์ BMP180	29
2.12	โพลชาร์ตการอ่านค่าของ BMP180	30
2.13	เซนเซอร์ ADXL345	34
2.14	มุม PITCH และมุม ROLL	36
2.15	เซนเซอร์ DHT22	36
2.16	ลำดับของข้อมูลในการอ่านค่าจากเซนเซอร์ DHT22	37
2.17	โมดูล ADAFRUIT GPS	38
2.18	การหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมกับตำแหน่งของเครื่องรับ	39
2.19	กล้องถ่ายภาพ LINKSPRITE	47

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า	
2.20	บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์	49
2.21	ความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่มีผลต่อตำแหน่งการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์	50
2.22	ความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่มีผลต่อการหมุนเซอร์โวมอเตอร์ไปที่ 45°	50
2.23	เซอร์โวมอเตอร์ TOWER PRO SG90 กับฐานยึด	51
2.24	ร่มชูชีพแบบ SEMI-SPHERICAL	55
2.25	ร่มชูชีพแบบ CROSS	55
2.26	ร่มชูชีพแบบ PARAPENT	56
2.27	ร่มชูชีพแบบ FLAT	56
2.28	แรงที่กระทำต่อ CANSAT	57
3.1	โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT	60
3.2	SCHEMATIC โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT	61
3.3	โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ในแต่ละชั้น	61
3.4	โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ที่บรรจุในกระป๋องน้ำอัดลม	62
3.5	มวลของอุปกรณ์ที่ใช้ในการทำดาวเทียม CANSAT	62
3.6	PATTERN ของร่มชูชีพแบบ SEMI-SPHERICAL	64
3.7	PATTERN ของร่มชูชีพแบบ SEMI-SPHERICAL เมื่อคำนวณค่าพารามิเตอร์แล้ว	65
3.8	การทำร่มชูชีพ	65
3.9	ดาวเทียม CANSAT ที่สมบูรณ์พร้อมทั้งร่มชูชีพ	66
3.10	โฟลวชาร์ตการควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โหลดของดาวเทียม CANSAT	67
3.11	GUI ของสถานีภาคพื้นดินที่พัฒนาด้วยโปรแกรม LABVIEW	68
3.12	โครงสร้างต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลวาดโดยโปรแกรม VISIO	69

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.13 SCHEMATIC โครงสร้างของดาวเทียมสำรวจระยะไกล	70
3.14 ด้านในของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	71
3.15 ต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	71
3.16 แผงเซลล์แสงอาทิตย์ซึ่งติดไว้กับฝาบนของกล่อง	71
3.17 กล้องถ่ายภาพกับเซอร์โวมอเตอร์ซึ่งติดไว้กับฝาล่างของกล่อง	72
3.18 วงจรควบคุมการชาร์จ	72
3.19 เซนเซอร์วัดแรงดัน	73
3.20 วงจรขับ MOSFET	74
3.21 วงจรกรองและป้องกัน	74
3.22 วงจรควบคุมการชาร์จที่สมบูรณ์	76
3.23 โฟลวชาร์ตการควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ทั้ง 2 แกน	77
3.24 โฟลวชาร์ตการควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลดของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล	78
3.25 GUI ของสถานีภาคพื้นดินที่พัฒนาด้วยโปรแกรม LABVIEW	79
3.26 โครงสร้างของดาวเทียมสื่อสารวาดโดยโปรแกรม VISIO	80
3.27 SCHEMATIC โครงสร้างของดาวเทียมสื่อสาร	81
3.28 ด้านในของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	81
3.29 ต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร	81
3.30 โครงสร้างของวงจรเข้ารหัสแบบเคออดิก	83
3.31 ขอบเขตพื้นที่สามเหลี่ยมเสถียรภาพ	83
3.32 คุณสมบัติของฟังก์ชัน $f(\bullet)$	84
3.33 โครงสร้างของวงจรถอดรหัสแบบเคออดิก	84
3.34 GUI ของสถานีภาคพื้นดินด้านฝั่งส่งด้วยโปรแกรม LABVIEW	86
3.35 GUI ของสถานีภาคพื้นดินด้านฝั่งรับด้วยโปรแกรม LABVIEW	86
3.36 การจัดเก็บผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT	88

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.37	89
3.38	89
4.1	90
4.2	91
4.3	91
4.4	92
4.5	93
4.6	94
4.7	94
4.8	95
4.9	95
4.10	96
4.11	96
4.12	97
4.13	98
4.14	98

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.15	99
4.16	100
4.17	100
4.18	101
4.19	101
4.20	102
4.21	104
4.22	104
4.23	105
4.24	105
4.25	106
4.26	106

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.27 การส่งข้อมูลภาพโดยมีการเข้ารหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$	107
4.28 การรับข้อมูลภาพโดยมีการถอดรหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$	107
4.29 การรับข้อมูลภาพโดยมีการถอดรหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = 2$ และ $c_2 = 4$	108
4.30 สเปกตรัมของสัญญาณขาขึ้นที่ส่งจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งไปยังต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร	108
4.31 สเปกตรัมของสัญญาณขาลงที่ส่งจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารไปยังสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับ	109

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า	
2.1	คำอธิบาย PIN ของโมดูล APC220	20
2.2	การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่างๆ สำหรับตั้งค่าโมดูล APC220	21
2.3	การเซตอัพค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220 ด้วยโปรแกรม RF-MAGIC	22
2.4	คุณลักษณะเด่นของ ARDUINO PRO MINI 328	23
2.5	คุณลักษณะเด่นของ ARDUINO MEGA 2560	24
2.6	คำอธิบาย PIN ของเซนเซอร์ BMP180	29
2.7	ADDRESS ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์	31
2.8	ค่าพารามิเตอร์สำหรับสมการ BAROMETRIC	33
2.9	คุณลักษณะเด่นของ ADXL345	35
2.10	คุณลักษณะเด่นของเซนเซอร์ DHT22	37
2.11	คำอธิบาย PIN ของโมดูล ADAFRUIT GPS	38
2.12	คำอธิบายประโยคใน GGA PROTOCOL	41
2.13	คำอธิบายประโยคใน GSA PROTOCOL	42
2.14	คำอธิบายประโยคใน GSV PROTOCOL	44
2.15	คำอธิบายประโยคใน RMC PROTOCOL	46
2.16	คุณลักษณะเด่นของกล้องถ่ายภาพ LINKSPRITE	47
2.17	คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ	47

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในปัจจุบันมีเทคโนโลยีที่ทันสมัยและน่าสนใจเพิ่มขึ้นในหลายด้าน ไม่ว่าจะเป็นเทคโนโลยีที่จำเป็นต่อการใช้ในชีวิตประจำวันหรือแม้แต่การสื่อสารทางไกลก็เข้ามามีบทบาทกับมนุษย์มากขึ้น ความก้าวหน้าทางเทคโนโลยีสื่อสารทำให้เราหันมาให้ความสำคัญต่อการสื่อสารก่อให้เกิดการนำเทคโนโลยีการสื่อสารมาใช้ในองค์กรต่างๆ รวมทั้งเทคโนโลยีดาวเทียม

มนุษย์ได้คิดค้นดาวเทียมขึ้นมาเพื่อให้สามารถติดต่อสื่อสารกันได้ในระยะทางไกลๆ โดยดาวเทียมที่สร้างขึ้นในสมัยแรกทำหน้าที่เป็นตัวสะท้อนคลื่นวิทยุ และจากความก้าวหน้าของเทคโนโลยีทางด้านอวกาศซึ่งเกิดจากการใช้ความรู้ทางวิทยาศาสตร์ในการศึกษาและพัฒนา รวมทั้งประดิษฐ์อุปกรณ์ถ่ายภาพในช่วงคลื่นความถี่ต่างๆ จากระยะไกล ตลอดจนเครื่องรับและเครื่องส่ง สัญญาณให้มีประสิทธิภาพสูงและนำมาสร้างเป็นดาวเทียมที่ถูกส่งขึ้นไปโคจรรอบโลก ทำให้สามารถสังเกตเห็นสิ่งต่างๆ บนโลกได้จากระยะไกลในเวลาอันรวดเร็ว ดังนั้นเทคโนโลยีอวกาศจึงได้มีบทบาทสำคัญต่อมนุษย์ในด้านต่างๆ มากมาย อาทิเช่น การสื่อสารผ่านดาวเทียม เพื่อติดต่อสื่อสารระหว่างประเทศหรือระหว่างทวีป รวมถึงการให้บริการสื่อสารโทรคมนาคมด้านต่างๆ เช่น การถ่ายทอดสัญญาณโทรทัศน์ วิทยุ โทรศัพท์ และการประชุมทางไกล เป็นต้น การพยากรณ์อากาศโดยอาศัยภาพถ่ายของเมฆและการเก็บข้อมูลของชั้นบรรยากาศของโลกจากดาวเทียม เพื่อใช้ในการติดตามและวิเคราะห์ลักษณะอากาศที่เกิดขึ้นในขณะนั้นได้อย่างถูกต้องและรวดเร็ว ซึ่งสามารถช่วยป้องกันหรือบรรเทาความเสียหายรุนแรงที่อาจเกิดจากภัยธรรมชาติได้ และการสำรวจทรัพยากรจากการสำรวจข้อมูลระยะไกลเพื่อศึกษาข้อมูลทรัพยากรของพื้นผิวโลกในพื้นที่หรือบริเวณที่ศึกษา เป็นต้น

ในปัจจุบันดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทในด้านเทคโนโลยีดาวเทียมมากขึ้นเนื่องจากดาวเทียมขนาดเล็ก (ที่มีน้ำหนักต่ำกว่า 50 กิโลกรัม) มีความสามารถในการถ่ายภาพด้วยความละเอียดสูงมากขึ้น มีอุปกรณ์ตรวจวัดที่หลากหลายแต่ราคาถูกลง และเหมาะกับการทำงานในลักษณะกลุ่ม (Constellation) เพื่อเพิ่มอัตราการถ่ายภาพซ้ำ (Revisit) หรือเพิ่มการครอบคลุมพื้นที่

(Coverage) กอปรกับเทคโนโลยีสำหรับดาวเทียมขนาดเล็กมีความคล้ายคลึงกับเทคโนโลยีสำหรับดาวเทียมขนาดใหญ่ การเรียนรู้และสร้างองค์ความรู้เกี่ยวกับเทคโนโลยีดาวเทียมขนาดเล็กจึงเป็นก้าวสำคัญที่สามารถต่อยอดได้ในอนาคต ด้วยเหตุดังกล่าวจึงเป็นที่มาของปริญญาโทซึ่งได้ศึกษาเทคโนโลยีอวกาศในส่วนของระบบย่อย (Subsystem) ของดาวเทียมขนาดเล็ก และสร้างต้นแบบเพื่อจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็ก

1.2 วัตถุประสงค์

- 1) เพื่อศึกษาระบบดาวเทียมขนาดเล็ก
- 2) เพื่อศึกษาระบบย่อยที่จำเป็นสำหรับดาวเทียมขนาดเล็ก
- 3) เพื่อสามารถพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมสำหรับดาวเทียมขนาดเล็กและระบบย่อย ได้แก่ ระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด เช่น เซอร์เวย์โพลด์ ระบบกู้คืน และระบบแหล่งจ่ายพลังงาน

1.3 ขอบเขตของปริญญาโท

- 1) สร้างดาวเทียม CANSAT และระบบย่อย ได้แก่ ระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด เช่น เซอร์เวย์โพลด์ และระบบกู้คืน
- 2) รับ - ส่งข้อมูลอุณหภูมิ ความดัน ความสูง ความเร่งสามแกน และระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกโดยผ่านดาวเทียม CANSAT ที่ระดับความสูงประมาณ 60 เมตร ด้วยความถี่ 430 เมกะเฮิร์ตซ์
- 3) สร้างต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลและระบบย่อย ได้แก่ ระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด เช่น เซอร์เวย์โพลด์ และระบบแหล่งจ่ายพลังงาน
- 4) รับ - ส่งข้อมูลอุณหภูมิ ความดัน ความสูง ความเร่งสามแกน ความชื้น ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก และภาพถ่าย โดยผ่านต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล ที่ระดับความสูงประมาณ 40 เมตร ด้วยความถี่ 420 เมกะเฮิร์ตซ์

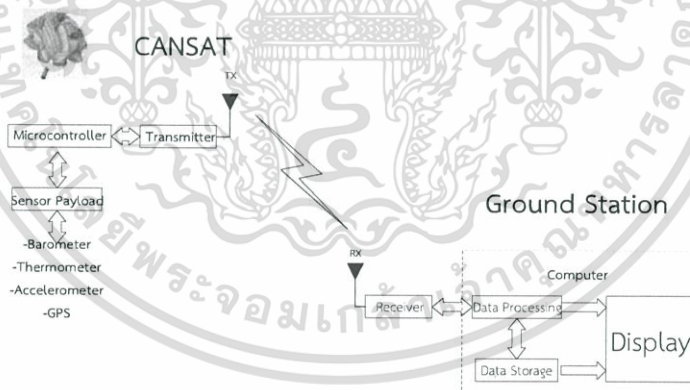
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5) สร้างต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารและระบบย่อย ได้แก่ ระบบสื่อสาร ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด และระบบแหล่งจ่ายพลังงาน

6) รับ - ส่งข้อความ และข้อมูลภาพ จากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่งไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่งโดยผ่านต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร ที่ระดับความสูงประมาณ 40 เมตร ด้วยความถี่ขาขึ้น 450 เมกะเฮิรตซ์ และความถี่ขาลง 440 เมกะเฮิรตซ์

1.4 บล็อกไดอะแกรมของปริญญาโท

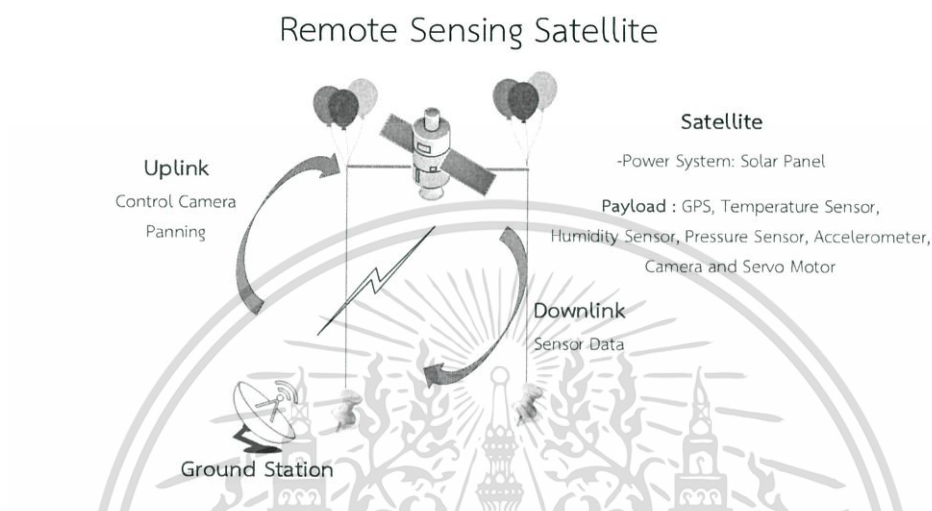
1) บล็อกไดอะแกรมการทำงานของดาวเทียม CANSAT ประกอบด้วย ดาวเทียม CANSAT ซึ่งจะมีไมโครคอนโทรลเลอร์ทำหน้าที่เป็นระบบประมวลผลกลางสำหรับควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โหลด และนำข้อมูลที่อ่านได้จากเซนเซอร์เพย์โหลดส่งไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านโมดูลสื่อสาร ทางสถานีภาคพื้นดินจะรับข้อมูลแล้วนำข้อมูล ได้แก่ ความกดอากาศ อุณหภูมิ ค่าความเร่ง 3 แกน และตำแหน่งของดาวเทียม CANSAT มาแสดงผลด้วยโปรแกรม LabVIEW นอกจากนี้ยังสามารถนำค่าความกดอากาศมาคำนวณหาระดับความสูงของดาวเทียม โดยแสดงดังรูปที่ 1.1



รูปที่ 1.1 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของดาวเทียม CANSAT

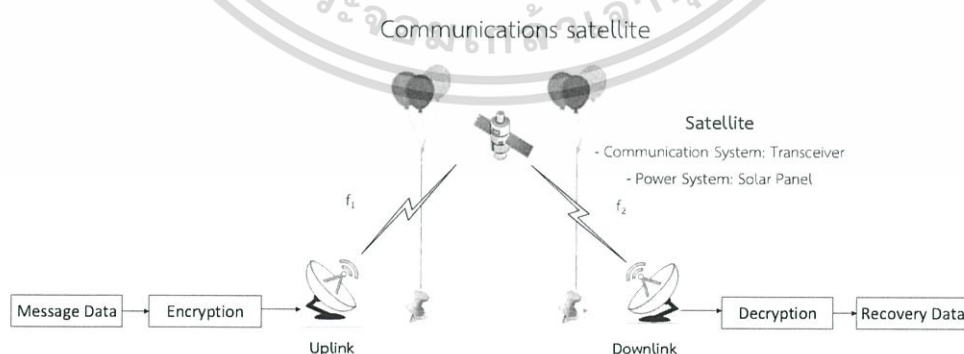
2) บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล เป็นการพัฒนาต่อยอดเพิ่มขึ้นจากดาวเทียม CANSAT โดยเพิ่มการวัดค่าความชื้นอากาศ การถ่ายภาพพื้นดิน ระบบแหล่งจ่ายพลังงานโดยใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงาน และ

สามารถควบคุมการทำงานของดาวเทียมจากสถานีภาคพื้นดินได้ (2 Ways Communication) โดยเป็นแบบกึ่งสองทิศทาง (Half - Duplex) ซึ่งในส่วนของระบบสื่อสารจะอยู่บนพื้นฐานของเทคโนโลยีวิทยุ กำหนดด้วยซอฟต์แวร์ โดยแสดงดังรูปที่ 1.2



รูปที่ 1.2 บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

3) บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร จะพัฒนาดาวเทียมเพื่อสามารถรับสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่งได้ ซึ่งในการส่งข้อมูลจะนำเสนองานการเข้ารหัสลับเพื่อปกปิดข้อมูลก่อนส่ง และทำการถอดรหัสลับที่สถานีภาคพื้นดินปลายทาง รวมทั้งยังมีระบบแหล่งจ่ายพลังงานโดยใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงาน แสดงดังรูปที่ 1.3



รูปที่ 1.3 บล็อกไดอะแกรมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง

2.1 ดาวเทียม [1]-[2]

ดาวเทียม คือ สิ่งประดิษฐ์ที่มนุษย์คิดค้นขึ้น สามารถโคจรรอบโลกโดยอาศัยแรงดึงดูดของโลก ส่งผลให้สามารถโคจรรอบโลกได้ในลักษณะเดียวกันกับที่ดวงจันทร์โคจรรอบโลก และโลกโคจรรอบดวงอาทิตย์ วัตถุประสงค์ของสิ่งประดิษฐ์นี้เพื่อใช้ทางการทหาร การสื่อสาร การรายงานสภาพอากาศ การวิจัยทางวิทยาศาสตร์ เช่น การสำรวจทางธรณีวิทยาสังเกตการณ์สภาพของอวกาศ โลก ดวงอาทิตย์ ดวงจันทร์ และดาวอื่นๆ รวมถึงการสังเกตวัตถุ และดวงดาวดาราศาสตร์ต่างๆ

2.1.1 ประเภทของดาวเทียมตามประโยชน์การใช้งาน

1) ดาวเทียมทำแผนที่ เป็นดาวเทียมที่มีวงโคจรต่ำ (Low Earth Orbit : LEO) ที่ระดับความสูงไม่เกิน 800 กิโลเมตร เพื่อให้ภาพที่ได้มีรายละเอียดสูง และเป็นดาวเทียมที่มีวงโคจรแบบใกล้ขั้วโลก (Polar orbit) เพื่อให้สแกนพื้นผิวถ่ายภาพได้ครอบคลุมทุกพื้นที่ของโลก ภาพถ่ายดาวเทียมที่ได้สามารถนำไปใช้ในการทำแผนที่ ผังเมือง และการทำกิจกรรมสอดแนมทางการทหาร

2) ดาวเทียมสำรวจทรัพยากร เป็นดาวเทียมวงโคจรต่ำที่มีวงโคจรแบบใกล้ขั้วโลก ที่ระยะสูงประมาณ 800 กิโลเมตร ภาพที่ได้จึงมีรายละเอียดไม่สูงเท่าภาพถ่ายที่ได้จากดาวเทียมทำแผนที่ เพราะเน้นการครอบคลุมพื้นที่เป็นบริเวณกว้าง และทำการบันทึกภาพได้ทั้งในช่วงแสงที่ตามองเห็นและรังสีอินฟราเรด เนื่องจากโลกแผ่รังสีอินฟราเรดออกมา จึงสามารถบันทึกภาพได้แม้ในเวลากลางคืน

3) ดาวเทียมสำรวจระยะไกล (Remote Sensing Satellite) Remote sensing เป็นเทคโนโลยีที่ใช้เพื่อรับข้อมูลเกี่ยวกับลักษณะพิเศษของวัตถุที่ถูกวิเคราะห์ข้อมูลที่ต้องการจากระยะทาง การประยุกต์ใช้งานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล คือการจัดหาข้อมูลข่าวสารเกี่ยวกับลักษณะของพื้นผิวโลก เช่น แผนที่, ลักษณะของพื้นดินที่ถูกปกคลุม ได้แก่ พืชพรรณ, ดิน, น้ำ, ป่า เป็นต้น ดาวเทียมจะทำหน้าที่ถ่ายภาพโลกจากมุมสูงภายนอกโลก แล้วส่ง

สัญญาณกลับมา ทำให้เห็นพื้นที่ของโลกเป็นบริเวณกว้างมีประโยชน์ในการนำมาใช้เพื่อตีความ และวิเคราะห์หาข้อมูลเกี่ยวกับทรัพยากรธรรมชาติต่างๆที่มีอยู่ในโลกนี้ รวมตลอดถึงสามารถใช้ในการสำรวจสภาพความเปลี่ยนแปลงของสิ่งแวดล้อมที่เกิดขึ้นในแต่ละช่วงเวลาด้วย โดยจะได้ผลการสำรวจในรูปของแผนที่ (Cartography) ซึ่งสามารถนำมาศึกษาค้นคว้า วิจัย วิเคราะห์ และประเมินผล เพื่อหาข้อมูลสำหรับใช้ในการพิจารณากำหนดนโยบาย หรือวางแผนการดำเนินงานให้ได้รับผลสำเร็จตรงตามสภาพความเป็นจริงของภูมิประเทศต่อไปได้

4) ดาวเทียมอุตุนิยมวิทยา ใช้ภาพถ่ายดาวเทียมในการพยากรณ์อากาศ และ ติดตามการเคลื่อนที่ของพายุ จึงสามารถช่วยป้องกันความเสียหายได้เป็นจำนวนมาก

5) ดาวเทียมเพื่อการนำร่อง (Global Positioning System Satellite) เป็น ระบบบอกตำแหน่งพิกัดภูมิศาสตร์บนพื้นโลก

6) ดาวเทียมโทรคมนาคม ส่วนใหญ่เป็นดาวเทียมวงโคจรค้างฟ้า (Geostationary Orbit) เพื่อถ่ายทอดสัญญาณจากทวีปหนึ่งไปยังอีกทวีปหนึ่ง

7) ดาวเทียมภารกิจพิเศษ นอกจากดาวเทียมทั่วไปที่ใช้งานเกี่ยวข้องกับชีวิตประจำวันตามที่กล่าวไปแล้ว ยังมีดาวเทียมอีกหลายชนิดที่ส่งขึ้นไปเพื่อปฏิบัติการกิจพิเศษ เฉพาะทาง เช่น ดาวเทียมเพื่อการวิจัยทางวิทยาศาสตร์ กล้องโทรทรรศน์อวกาศ ดาวเทียมจารกรรม ดาวเทียมทางทหาร เป็นต้น ดาวเทียมประเภทนี้มีระยะสูง และรูปแบบของวงโคจรต่างกันขึ้นอยู่กับวัตถุประสงค์ของการใช้งาน

2.1.2 ส่วนประกอบของดาวเทียม

ดาวเทียมเป็นสิ่งประดิษฐ์ที่มีความซับซ้อน การสร้างดาวเทียมนั้นออกแบบให้ชิ้นส่วนต่างๆ ทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพมากที่สุดและมีราคาไม่แพงมาก โดยส่วนประกอบของดาวเทียมดวงหนึ่งๆที่ประกอบเข้าด้วยกัน จะสามารถทำงานได้โดยอัตโนมัติ ปราศจากการควบคุม การโคจรและจะต้องมีความเร็วสูงพอที่จะหนีจากแรงดึงดูดของโลกได้ ดังนั้นส่วนประกอบของดาวเทียมแต่ละส่วนจะมีระบบควบคุมการทำงานแยกย่อยกันไป ดาวเทียมจะมีอุปกรณ์เพื่อควบคุมให้ระบบต่างๆ ทำงานร่วมกัน แต่ระบบย่อยต่างๆ ก็จะมีหน้าที่การทำงานเฉพาะ โดยที่ตัวดาวเทียมประกอบด้วย 2 ส่วน คือ บัส (Bus) และเพย์โหลด (Payload)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.2.1 บัส (Bus)

เป็นระบบที่จำเป็นต้องมีในดาวเทียมดวงหนึ่ง เพื่อให้ดาวเทียมสามารถทำงานได้ตามฟังก์ชันพื้นฐาน ได้แก่

1) ระบบโครงสร้าง (Structural Subsystem) ทำหน้าที่รองรับมวล และจับยึดชิ้นส่วนรวมทั้งอุปกรณ์ของดาวเทียมทั้งหมดเข้าด้วยกัน ตลอดจนการทำหน้าที่ต่อยึดกับตัวจรวดขณะถูกส่งเข้าสู่วงโคจร

2) ระบบคอมพิวเตอร์สำหรับการจัดการข้อมูล (On-Board Data Handling: OBDH) ทำหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูลแล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดินให้กับอุปกรณ์และเพย์โพลดที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่ได้รับจากเพย์โพลด ในบางครั้งอาจมีการแปลงหรือเข้ารหัสสัญญาณก่อนที่จะส่งต่อไปให้กับ ระบบสื่อสารเพื่อดำเนินการส่งข้อมูลลงมายังสถานีภาคพื้นดิน

3) ระบบควบคุมความสูงและวงโคจรดาวเทียม (Attitude and Orbit Control Subsystem) ในส่วนนี้จะประกอบด้วยมอเตอร์จรวดที่คอยทำการปรับเปลี่ยนวงโคจรของดาวเทียมให้อยู่ในวงโคจรที่ถูกต้อง เมื่อเกิดการคลาดเคลื่อนของวงโคจรเนื่องจากมีแรงภายนอกมากระทำ และมีส่วนประกอบอีกอย่างหนึ่งที่เรียกว่า Gas Jet หรืออุปกรณ์ภายในอื่นๆ ของดาวเทียมซึ่งควบคุมตำแหน่งของดาวเทียมให้ถูกต้องอยู่เสมอ เพื่อรักษาระดับความสูงให้สัมพันธ์กันระหว่างพื้นโลก และดวงอาทิตย์ หรือเพื่อรักษาระดับให้ดาวเทียมสามารถโคจรอยู่ได้

4) ระบบตรวจจับและสั่งการดาวเทียม (Telemetry, Tracking and Command: TT&C) ระบบนี้มีทั้งส่วนที่อยู่บนดาวเทียม และบนภาคพื้นดินซึ่งจะมีการทำงานที่สัมพันธ์กัน โดยส่งข้อมูลระยะไกล (Telemetry) ซึ่งข้อมูลที่ได้รับมาจากการตรวจจับ (Sensor) สัญญาณควบคุมต่างๆ บนดาวเทียม แล้วส่งกลับมายังสถานีภาคพื้นดิน ระบบติดตาม (Tracking) บนภาคพื้นดินจะติดตามดาวเทียม และรับสัญญาณจากระบบส่งข้อมูลระยะไกล ส่งให้ระบบคำสั่ง (Command) นำเอาสัญญาณไปประมวลผลในระบบคอมพิวเตอร์ ได้เป็นสัญญาณสั่งการส่งไปยังดาวเทียม เพื่อปรับแก้ตำแหน่งวงโคจร และระบบควบคุมต่างๆ ในตัวดาวเทียมให้ถูกต้อง

5) ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน (Power Subsystem) ดาวเทียมทุกแบบได้รับพลังงานมาจากแผงรับพลังงานแสงอาทิตย์ (Solar Cells) เพื่อนำไปใช้ในระบบสื่อสาร

ของดาวเทียม โดยเฉพาะภาคส่ง พลังงานที่เหลือจะนำไปใช้ในส่วนอื่นๆ ซึ่งเรียกว่า Housekeeping เพื่อสนับสนุนดาวเทียมให้ทำงานอย่างมีประสิทธิภาพ

6) ระบบสื่อสารดาวเทียม (Communication Subsystem) ระบบนี้เป็นส่วนประกอบหลักของดาวเทียมสื่อสาร โดยที่ระบบอื่นๆ เป็นเพียงส่วนที่คอยสนับสนุนการทำงานของระบบนี้เท่านั้น แต่ว่าโดยทั่วไปแล้วส่วนประกอบทางการสื่อสารที่ว่านี้จะเป็นเพียงชุดอุปกรณ์เล็กๆชุดหนึ่งในตัวดาวเทียมเท่านั้น ซึ่งประกอบไปด้วยระบบจานสายอากาศซึ่งคอยรับและส่งสัญญาณที่มีแบนด์วิดท์กว้างในย่านความถี่ไมโครเวฟ นอกจากนี้ยังมีส่วนของภาครับ-ภาคส่ง และภาคขยายกำลังของสัญญาณสำหรับหน่วยหนึ่งๆ ที่เป็นทั้งตัวรับและตัวส่งสัญญาณ เรียกว่า ทรานสปอนเดอร์ (Transponder) ข้อมูลหลักที่ถูกส่งจากสถานีภาคพื้นดินขึ้นไปยังดาวเทียมคือคำสั่งการทำงาน ในขณะที่ข้อมูลที่ถูกส่งจากดาวเทียมจะเป็นข้อมูลสถานะของดาวเทียม

7) ระบบสายอากาศ ระบบนี้อาจถือว่าเป็นส่วนหนึ่งของระบบสื่อสารดาวเทียมโดยแยกออกมาจากทรานสปอนเดอร์ ปัจจุบันดาวเทียมมีระบบจานสายอากาศที่ซับซ้อนเพื่อให้สามารถแยกลำคลื่น (Beam) ส่งมาครอบคลุมพื้นโลกในรูปแบบต่างๆ ได้ตามต้องการ

2.1.2.2 เพย์โหลด (Payload)

เป็นอุปกรณ์หรือระบบที่ติดตั้งบนดาวเทียมเพื่อทำงานตามพันธกิจของโครงการดาวเทียมนั้นๆ เช่น ระบบถ่ายภาพบนดาวเทียมสำรวจทรัพยากรธรรมชาติจะมีกล้องถ่ายภาพความละเอียดสูงเป็นเพย์โหลด ดาวเทียมสื่อสารระบบสื่อสารความถี่สูงจะมีอุปกรณ์รับส่งและถ่ายทอดสัญญาณเป็นเพย์โหลด ดาวเทียมวิทยาศาสตร์จะมีอุปกรณ์ทดลองและชุดเครื่องมือการวัดทางวิทยาศาสตร์เป็นเพย์โหลด เป็นต้น

2.1.3 สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station)

ประกอบด้วยส่วนหลักๆที่สำคัญ คือ ระบบจานสายอากาศ ระบบการส่ง ระบบการรับ และอุปกรณ์ช่องสัญญาณ

1) จานสายอากาศ (Antenna) ทำหน้าที่แพร่กระจายคลื่นสัญญาณขาขึ้นไปยังดาวเทียม และทำหน้าที่รับคลื่นสัญญาณขาลงมาเข้าเครื่องรับ จานสายอากาศที่ดีต้องมี

คุณสมบัติ อัตราขยายกำลังสูง ลำคลื่นหลัก (Mainlobe) แคบ ลำคลื่นข้าง (Sidelobe) ต่ำ ค่า Noise Temperature ต่ำ และมีความเที่ยงตรงสูง สามารถปรับทิศทางไปยังตำแหน่งดาวเทียมได้ตามต้องการ ปกตินิยมใช้สายอากาศแบบพาราโบลอยด์เป็นตัวสะท้อนสัญญาณ (Reflector) เพื่อให้รวมลำคลื่นได้แคบ ขนาดของจานสายอากาศโดยทั่วไปขึ้นกับความถี่ที่ใช้งาน ความถี่ยิ่งสูงขนาดจานสายอากาศยิ่งเล็ก เช่น จานสายอากาศย่านความถี่ Ku-band จะมีขนาดเล็กกว่าย่านความถี่ C-band นอกจากนี้ยังขึ้นกับอัตราขยายกำลัง (Gain) ของสายอากาศ ถ้าต้องการอัตราขยายกำลังขยายสูง จานสายอากาศจะมีขนาดใหญ่ขึ้น เพื่อให้สามารถติดตามตำแหน่งดาวเทียมได้แม่นยำ และจะต้องมีระบบควบคุมการหันของจานสายอากาศทั้งทางมุมกวาด (Azimuth) และทางมุมเงย (Elevation) อย่างดี ค่า G/T หรือ Gain ต่อ Thermal noise จะเป็นตัวกำหนดคุณภาพของจานสายอากาศ

2) ภาคขยายกำลังสูง (High Power Amplifier: HPA) ทำหน้าที่ขยายกำลังให้สูงก่อนส่งกำลังออกอากาศ อาจใช้หลอด Klystron, TWT (Travelling Wave Tube) หรือ Solid State เป็นภาคขยายกำลังก็ได้ โดยหลอด Klystron จะให้กำลังขยายค่อนข้างสูงแต่ค่อนข้างยุ่งยากในการใช้งาน แบบ Solid State ที่เรียกว่า SSPA (Solid State Power Amplifier) ให้กำลังขยายไม่สูงหนักแต่สะดวกในการใช้งาน

3) ภาคขยายสัญญาณรบกวนต่ำ (Low Noise Amplifier: LNA) ทำหน้าที่ขยายสัญญาณกำลังต่ำมากๆ ที่เครื่องรับได้เพื่อให้มีกำลังพอที่จะนำมาใช้งาน โดยให้มีสัญญาณรบกวนต่ำที่สุด ซึ่งจะดูคุณสมบัติได้จากค่า Noise Temperature

4) ภาคแปลงความถี่ขาขึ้นและภาคแปลงความถี่ขาลง ภาคแปลงความถี่ขาขึ้น ทำหน้าที่แปลงความถี่ IF ให้เป็นความถี่ RF ก่อนส่งออกอากาศ และภาคแปลงความถี่ขาลงทำหน้าที่แปลงความถี่ RF เป็นความถี่ IF เพื่อให้สะดวกในการขยายสัญญาณ

2.2 ดาวเทียม CANSAT [3]-[7]

นิยามของ CANSAT [4] คือ การจำลองดาวเทียมของจริง โดยจำลองให้มีขนาดเล็กมาก และสามารถสร้างออกมาได้ง่าย การจำลองดาวเทียมนี้เป็นการจำลองระบบย่อยที่พบเจอในดาวเทียมจริง เช่น ระบบการสื่อสาร เซนเซอร์ (Sensor) ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน และระบบกู้คืน เป็นต้น โดยที่ CANSAT มีขนาดเล็กกว่าดาวเทียมจริงอย่างมาก และสามารถส่งออกไปในระยะทาง

ที่มนุษย์สามารถควบคุมได้ (ความสูงประมาณ 60 เมตร โดยใช้เครื่องบินบังคับหลายใบพัด (multitrotor) เป็นตัวปล่อย (launcher))

จากที่กล่าวมาข้างต้นทำให้ CANSAT เป็นพื้นฐานการเรียนรู้ และเป็นก้าวแรกในการศึกษาและพัฒนาาระบบดาวเทียมจริงได้ โดยการปล่อย CANSAT จะปล่อยลงมาด้วยความสูงในหลักประมาณหลายร้อยเมตร สามารถใช้จรวด บอลลูน หรือเครื่องบินจำลองหลายใบพัดเพื่อทำการปล่อย เมื่อ CANSAT ถูกปล่อยลงมา จะต้องมียุทธศาสตร์ที่ช่วยให้ตกลงถึงพื้นโดยไม่ได้รับความเสียหาย เพื่อให้สามารถนำ CANSAT กลับมาใช้งานได้ใหม่ ซึ่งก็คือร่มชูชีพ

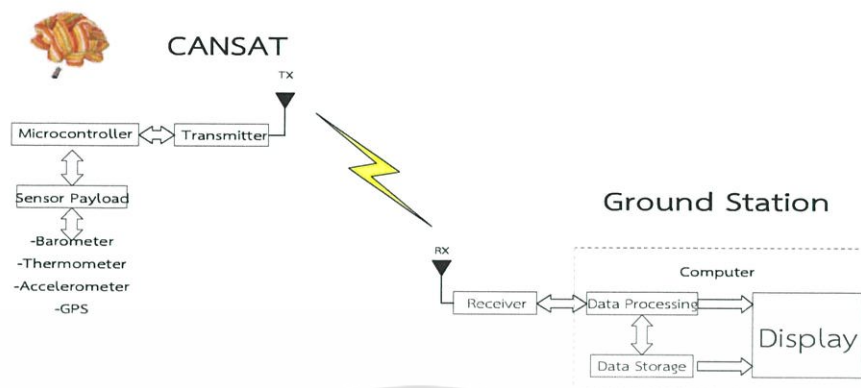
2.2.1 องค์ประกอบของดาวเทียม CANSAT

องค์ประกอบของดาวเทียม CANSAT มีการแสดงภาพรวมการทำงานของดาวเทียม CANSAT แสดงดังรูปที่ 2.1 ซึ่งประกอบด้วย

- 1) หน่วยประมวลผลกลาง ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini
- 2) เซนเซอร์เพย์โหลด ซึ่งประกอบด้วย เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับความเร่ง 3 แกน และโมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง
- 3) ระบบสื่อสาร ใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220
- 4) ระบบกู้คืน ได้แก่ ร่มชูชีพ

2.2.2 เป้าหมายในการปล่อย CANSAT

สำหรับเป้าหมายในการปล่อย CANSAT คือ การส่งข้อมูลระยะไกล โดยรวบรวมข้อมูลจากสภาพภูมิอากาศในขณะที่ CANSAT กำลังเคลื่อนที่ขึ้นไป ณ ความสูง 60 เมตร และเคลื่อนที่ลงสู่พื้นดิน โดยใช้ความถี่ 430 เมกะเฮิร์ตซ์ และมีการส่งข้อมูลแบบ Real time ไปยังสถานีภาคพื้นดิน อุปกรณ์ที่ใช้ คือ บารอมิเตอร์ เทอร์โมมิเตอร์ และระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก (GPS) ทั้งนี้เพื่อเป็นการศึกษาการจำลองการทำงานของดาวเทียมจริง และสร้างแรงผลักดันสำหรับการเรียนรู้ในการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่ขึ้นต่อไป



รูปที่ 2.1 ภาพรวมการทำงานของดาวเทียม CANSAT

2.3 ดาวเทียมสำรวจระยะไกล

ปัจจุบันมนุษย์สามารถรับข้อมูลทางด้านทรัพยากรธรรมชาติต่างๆได้ เช่น ปริมาณสัดส่วนพื้นที่ป่าไม้ การเปลี่ยนแปลงการใช้ที่ดิน การจัดทำแผนที่ทางธรณีวิทยา การสำรวจทางสมุทรศาสตร์หรืออุทกภัย เป็นต้น โดยที่ไม่ต้องไปสำรวจสภาพพื้นที่จริง เนื่องจากการนำเทคโนโลยีการสำรวจระยะไกล หรือที่เรียกว่า Remote Sensing ด้วยดาวเทียมมาใช้

2.3.1 เทคโนโลยีการสำรวจระยะไกล

การสำรวจข้อมูลจากระยะไกล คือ การศึกษาพื้นผิวโลกด้วยกระบวนการทางวิทยาศาสตร์จากอวกาศ เพื่อให้ได้ข้อมูลข่าวสารพื้นผิวโลกด้วยอุปกรณ์บันทึกข้อมูลบนดาวเทียมสำรวจระยะไกล โดยอาศัยพลังงานคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าเป็นพาหนะในการสื่อสารได้ เนื่องจากวัตถุต่างๆ ที่ผิวโลกมีคุณสมบัติทางคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าที่ต่างกัน การบันทึกข้อมูลด้วยภาพถ่ายหรือเทปบันทึกแถบคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าจะได้ข้อมูลมา 3 ลักษณะ คือ ช่วงคลื่น รูปทรงสัญญาณ และการเปลี่ยนแปลงตามช่วงเวลาของสิ่งต่างๆบนผิวโลก แล้วนำไปวิเคราะห์ด้วยสายตาหรือคอมพิวเตอร์จะได้ข้อมูลในลักษณะที่แท้จริงของทรัพยากรในพื้นที่หรือบริเวณที่ศึกษาได้ สำหรับองค์ประกอบที่สำคัญของเทคโนโลยีการสำรวจระยะไกลทั้งธรรมชาติและมนุษย์สร้างขึ้น คือคลื่นแสงพลังงานจากดวงอาทิตย์ตั้งแต่ช่วงคลื่นสั้นที่สุดคือรังสีเหนือม่วง ถึงคลื่นยาวที่สุดคือรังสีใต้แดง และรังสีความร้อนเมื่อพลังงานแม่เหล็กไฟฟ้าจากดวงอาทิตย์มาถึงผิวโลก เกิดปฏิกิริยาหลัก 3 อย่าง คือการสะท้อนพลังงาน การดูดกลืนพลังงาน และการส่งผ่านพลังงาน อุปกรณ์บันทึกข้อมูลบนดาวเทียมจะส่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพถ่ายสีขาวดำและแถบคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าบันทึกไว้ในแถบเทป ส่งมายังสถานีภาคพื้นดินด้วยคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้า

2.3.2 คุณสมบัติของภาพจากดาวเทียมสำรวจระยะไกล

1) การผลิตภาพ ภาพที่ได้รับจากดาวเทียมสำรวจระยะไกล มีคุณสมบัติแตกต่างจาก ภาพที่ได้จากกล้องถ่ายภาพธรรมดา กล่าวคือให้ข้อมูลเป็นตัวเลข สามารถนำมาผลิตภาพขาวดำและ ภาพสีผสม แล้วนำมาวิเคราะห์ด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์ ทำให้มีความถูกต้องมากขึ้น

2) การศึกษาความเปลี่ยนแปลงของทรัพยากรได้รวดเร็วทันเหตุการณ์ ภาพที่ส่งจากดาวเทียมสำรวจระยะไกล บันทึก ณ ตำแหน่งที่เดิม บริเวณเดิม ทำให้สามารถเปรียบเทียบติดตามการเปลี่ยนแปลงต่างๆของทรัพยากรได้เป็นอย่างดี เช่น การศึกษาการบุกรุกป่า การศึกษาสภาพแหล่งน้ำขนาดเล็ก ศึกษาเส้นทางคมนาคม และศึกษาการเกิดไฟป่า เป็นต้น

3) ภาพที่ได้จากดาวเทียมมีคุณสมบัติพิเศษ สามารถบันทึกข้อมูลเป็นบริเวณกว้าง บันทึกภาพได้หลายช่วงคลื่น ทั้งช่วงคลื่นที่เห็นได้ด้วยตาเปล่าและช่วงคลื่นนอกเหนือสายตามนุษย์ทำให้แยกวัตถุต่างๆ บนพื้นผิวโลกได้อย่างชัดเจน ภาพให้รายละเอียดหลายระดับมีผลดีในการเลือกมาใช้ประโยชน์

2.3.3 องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล มีการแสดงภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล แสดงรูปที่ 2.2 ซึ่งประกอบด้วย

1) หน่วยประมวลผลกลาง ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560 และส่วนของ Data Logger ใช้ SD Card สำหรับจัดเก็บข้อมูล

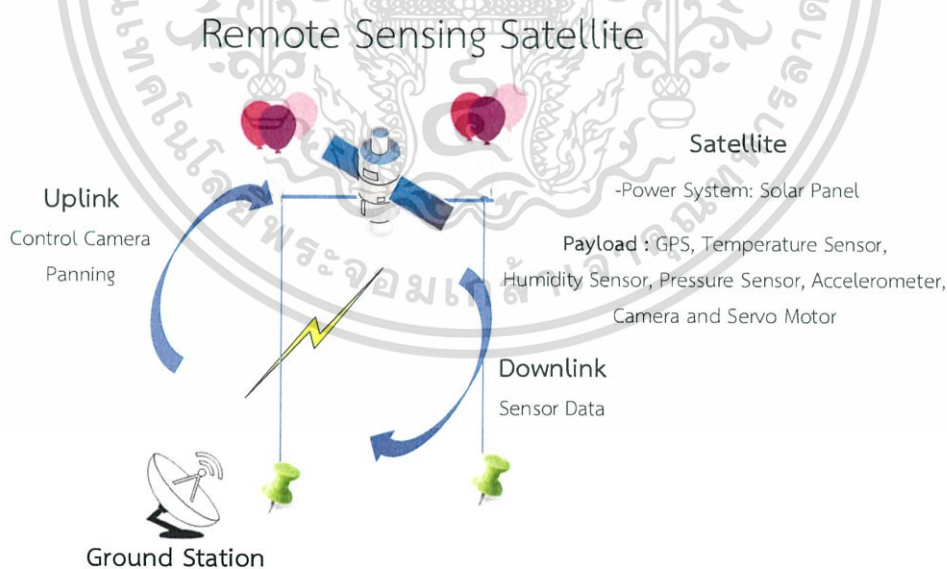
2) เซนเซอร์เพย์โหลด ซึ่งประกอบด้วย เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับการวัดค่าความเร่ง 3 แกน เซนเซอร์ DHT22 สำหรับวัดความชื้น โมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง กล้องถ่ายภาพ และโซเวอร์มอเตอร์ สำหรับควบคุมการปรับเปลี่ยนมุมกล้อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 3) ระบบสื่อสาร สำหรับส่งข้อมูลจากเพย์โหลดไปยังสถานีภาคพื้นดิน และการรับสัญญาณควบคุมจากสถานีภาคพื้นดินเพื่อควบคุมการทำงานของดาวเทียม โดยใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220
- 4) ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน ใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงานให้กับ ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล โดยแผงเซลล์แสงอาทิตย์ทำหน้าที่ชาร์จประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่

2.3.4 เป้าหมายในการปล่อยต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล จะทำการพัฒนาต่อยอดเพิ่มขึ้นจากดาวเทียม CANSAT โดยการเพิ่มการวัดความชื้นอากาศ การถ่ายภาพพื้นดิน ระบบแหล่งจ่ายพลังงานโดยการใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงาน และนำขึ้นไปที่ระดับความสูง 30 เมตร โดยใช้ความถี่ 420 เมกะเฮิร์ตซ์ สามารถควบคุมการทำงานของดาวเทียมจากสถานีภาคพื้นดินได้ (2 Ways Communication) โดยเป็นแบบกึ่งสองทิศทาง (Half-Duplex) ซึ่งในส่วนของระบบสื่อสารจะอยู่บนพื้นฐานของเทคโนโลยีวิทยุกำหนดด้วยซอฟต์แวร์



รูปที่ 2.2 ภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

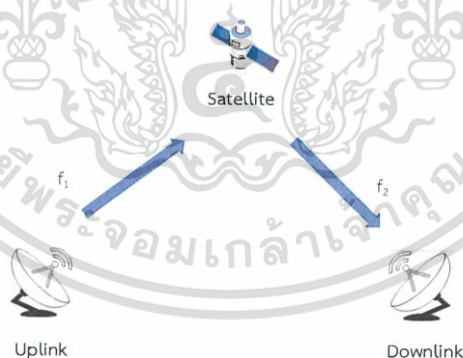
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 ดาวเทียมสื่อสาร

ดาวเทียมสื่อสารเป็นดาวเทียมที่ต้องทำงานอยู่ตลอดเวลา เพื่อที่จะทำการเชื่อมโยงเครือข่ายการสื่อสารของโลกเข้าไว้ด้วยกัน เมื่อส่งดาวเทียมสื่อสารขึ้นไปโคจร ดาวเทียมจะพร้อมทำงานโดยทันที ซึ่งจะส่งสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดิน และที่ดาวเทียมจะมีอุปกรณ์รับสัญญาณที่เรียกว่า ทรานสปอนเดอร์ เพื่อทำหน้าที่รับสัญญาณแล้วกระจายไปยังสถานีต่างๆ บนพื้นผิวโลก ดาวเทียมสื่อสารจะทำงานโดยอาศัยหลักการส่งสัญญาณถึงกันระหว่างสถานีภาคพื้นดินและสถานีอวกาศ ซึ่งวิธีการโคจรของดาวเทียมชนิดนี้เป็นวงโคจรค้างฟ้า

2.4.1 องค์ประกอบของระบบสื่อสารดาวเทียม

ในระบบการสื่อสารดาวเทียมจะมีองค์ประกอบหลัก 2 ส่วน คือ ดาวเทียมที่อยู่ในอวกาศ และสถานีภาคพื้นดินแสดงดังรูปที่ 2.3 โดยมีหลักการทำงานง่ายๆ ดังนี้ สถานีภาคพื้นดินจะส่งสัญญาณขาขึ้น (Uplink) ซึ่งมีกำลังส่งสูงผ่านจานสายอากาศภาคพื้นดิน ส่งไปยังจานสายอากาศฝั่งรับบนดาวเทียมแล้วทำการขยายสัญญาณและแปลงความถี่ หลังจากนั้นส่งสัญญาณขาลง (Downlink) ที่มีกำลังส่งสูงผ่านจานสายอากาศฝั่งส่งบนดาวเทียม ส่งลงมายังจานสายอากาศรับของสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง สถานีรับจะทำการขยายสัญญาณแล้วดำเนินการนำข้อมูลต่างๆ ไปใช้งาน



รูปที่ 2.3 ภาพการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

2.4.2 องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

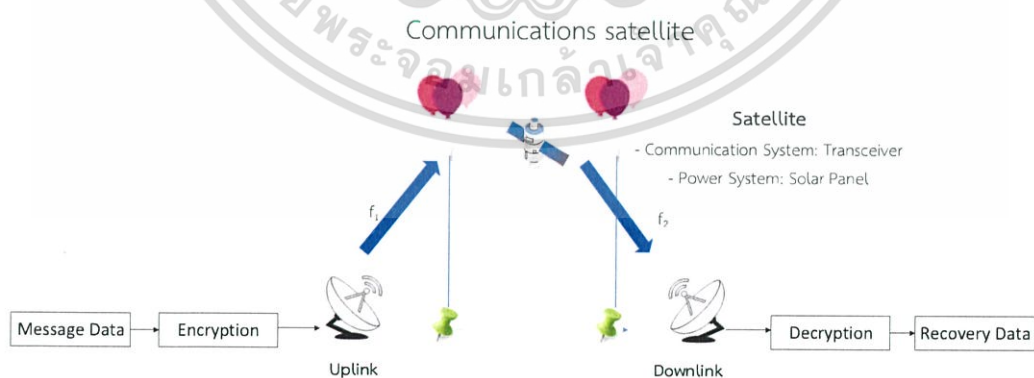
องค์ประกอบของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร มีการแสดงภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร แสดงรูปที่ 2.4 ซึ่งประกอบด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้拿去ใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 1) หน่วยประมวลผลกลาง ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560
- 2) ระบบสื่อสาร สำหรับรับข้อมูลจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทำการทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง โดยใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220
- 3) ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน ใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงานให้กับ ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล โดยแผงเซลล์แสงอาทิตย์ทำหน้าที่ชาร์จประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่

2.4.3 เป้าหมายในการปล่อยต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร จะพัฒนาดาวเทียมเพื่อทำหน้าที่รับสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง ในการส่งข้อมูลจะนำเสนอการเข้ารหัสลับเพื่อปกปิดข้อมูลก่อนส่ง และทำการถอดรหัสลับที่สถานีภาคพื้นดินปลายทาง จากรูปที่ 2.4 ในส่วนของการแสดงภาพรวมของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร นำขึ้นไปในระดับความสูง 30 เมตร มีการส่งข้อมูลแบบทางเดียว (1 Ways Communication) ประกอบด้วย ข้อมูลจากสถานีภาคพื้นดินต้นทางจะถูกเข้ารหัสลับและส่งสัญญาณข้อมูลขาขึ้นด้วยความถี่ f_1 ซึ่งเท่ากับ 450 เมกะเฮิร์ตซ์ ไปยังต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร ซึ่งดาวเทียมจะมีส่วนของทรานสปอนเดอร์ที่ทำหน้าที่ทวนสัญญาณข้อมูลที่ได้รับได้ และส่งสัญญาณข้อมูลขาลง มายังสถานีปลายทางด้วยความถี่ f_2 ซึ่งเท่ากับ 440 เมกะเฮิร์ตซ์ ซึ่งมีการถอดรหัสลับเพื่อให้ได้ข้อมูลเดิมกลับคืนมา โดยรูปแบบข้อมูลที่ใช้ในการรับ-ส่ง คือ ข้อความ (Text) และรูปภาพ (Image)



รูปที่ 2.4 ภาพรวมการทำงานของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5 ทฤษฎีเคออส (Chaos theory) [8-10]

ทฤษฎีเคออส เป็นทฤษฎีที่อธิบายถึงลักษณะพฤติกรรมของระบบพลวัต (ระบบที่มีการเปลี่ยนแปลงตามเวลาที่เปลี่ยนไป) โดยลักษณะการเปลี่ยนแปลงของระบบเคออสนี้จะมีลักษณะที่ปั่นป่วนจนดูเหมือนเป็นการสุ่ม หรือไร้ระเบียบ (Random/Stochastic) แต่จริง ๆ แล้วระบบเคออสเป็นระบบที่มีระเบียบ (Deterministic) ซึ่งในทางคณิตศาสตร์และฟิสิกส์ให้คำจำกัดความของระบบเคออส ว่าเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น (Non - linear system) ประเภทหนึ่งที่มีความไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้นสูง เปรียบได้กับประโยคที่ว่า “เด็ดดอกไม้สะเทือนถึงดวงดาว” หรือ “ผีเสื้อขยับปีกทำให้เกิดพายุ” (จาก Butterfly effect) จึงมีคนจำนวนไม่น้อยที่ตีความคำพูดในลักษณะของขนาดความรุนแรงของผลลัพธ์เท่านั้น ซึ่งในความจริงแล้วระบบเคออสไม่จำเป็นต้องแตกต่างกันในแง่ขนาดของผลลัพธ์เสมอไป แต่อาจแตกต่างกันในแง่ของพฤติกรรมการเปลี่ยนแปลงก็ได้ ตัวอย่างเช่น ถ้ามีระบบอยู่สองระบบแล้วกำหนดให้ค่าเงื่อนไขเริ่มต้นต่างกันเพียงเล็กน้อย การเปลี่ยนแปลงของระบบทั้งสองนั้นจะมีลักษณะที่คล้ายคลึงกันมากในขณะเริ่มต้น แต่เมื่อเวลาผ่านไป การเปลี่ยนแปลงนั้นแทบจะไม่มีอะไรที่เหมือนกันเลย

2.5.1 ประวัติของทฤษฎีเคออส

จุดเริ่มต้นของทฤษฎีเคออสนี้สามารถสืบย้อนกลับไปได้ถึงในช่วงปี พ.ศ. 2443 (ค.ศ. 1900) จากการศึกษาปัญหาวงโคจรของวัตถุสามชิ้นในสนามแรงดึงดูดระหว่างกัน ซึ่งมีชื่อเรียกอย่างเป็นทางการว่า ปัญหาสามวัตถุ (Three - body problem) โดย อองรี ปวงกาเร (Henri Poincare) ซึ่งเขาได้ค้นพบว่าวงโคจรที่ศึกษานั้นอาจจะมีลักษณะที่ไม่ได้เป็นวงรอบ (Periodic) คือไม่ได้มีทางวิ่งซ้ำเป็นวงรอบ ยิ่งไปกว่านั้นวงโคจรก็ไม่ได้ขยายวงออกไปเรื่อย ๆ คือมีลักษณะที่ลู่อเข้าหาจุดใด ๆ ต่อมาได้มีการศึกษาถึงปัญหาสมการเชิงอนุพันธ์ไม่เป็นเชิงเส้นที่เกี่ยวข้อง โดยที่ เบอิร์คอฟ (G.D. Birkhoff) นั้นศึกษาถึงปัญหาสามวัตถุ คอลโมโกรอฟ (Andrey Nikolaevich Kolmogorov) ศึกษาปัญหาความปั่นป่วน (หรือ เทอร์บิวเลนซ์) และปัญหาเกี่ยวกับดาราศาสตร์ ส่วนคาร์ทไรท์ (M.L. Cartwright) และลิตเติลวูด (J.E. Littlewood) นั้นศึกษาปัญหาทางวิศวกรรม การสื่อสารด้วยคลื่นวิทยุ สเมล (Stephen Smale) เป็นนักคณิตศาสตร์คนแรกๆ ที่ศึกษาถึงปัญหา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ด้านพลศาสตร์ของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น แต่ก็ได้มีการสังเกตพบพฤติกรรมความอลวนในการเคลื่อนที่ของของไหล และในการออสซิลเลทแบบไม่เป็นวงรอบของวงจรรีเลย์ซึ่งไม่มีทฤษฎีใดในขณะนั้นสามารถอธิบายพฤติกรรมเหล่านี้ได้ การพัฒนาทฤษฎีเคออสนี้เริ่มขึ้นในช่วงกลางศตวรรษที่ 20 เมื่อเป็นที่รู้กันว่าทฤษฎีของระบบเชิงเส้นนั้นไม่สามารถใช้อธิบายพฤติกรรมบางอย่างได้ และอีกปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลให้การพัฒนาของทฤษฎีเคออสเป็นไปได้อย่างรวดเร็วก็คือ การใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการคำนวณทฤษฎีเคออส ซึ่งโดยส่วนใหญ่จะมีลักษณะที่เป็นการคำนวณค่าแบบซ้ำ ๆ จากสูตรคณิตศาสตร์จึงสามารถใช้คอมพิวเตอร์ช่วยในการคำนวณได้อย่างมีประสิทธิภาพ

เอ็ดเวิร์ด ลอเรนซ์ (Edward Lorenz) เป็นผู้ริเริ่มบุกเบิกทฤษฎีเคออส เขาได้สังเกตพฤติกรรมแบบเคออส ในขณะที่ทำการทดลองทางด้านการพยากรณ์อากาศในปี ค.ศ. 1961 ลอเรนซ์ใช้คอมพิวเตอร์จำลองการทำงานแบบจำลองสภาพอากาศ ซึ่งในการคำนวณถัดมาเขาไม่ต้องการจำลองการทำงานจากจุดเริ่มต้นใหม่เพื่อประหยัดเวลาในการคำนวณ เขาจึงใช้ข้อมูลในการคำนวณก่อนหน้านี้เพื่อเป็นค่าเริ่มต้น ปรากฏว่าค่าที่คำนวณได้มีความแตกต่างไปจากเดิมอย่างสิ้นเชิง เขาพบว่าสาเหตุเกิดจากการปัดเศษของค่าที่พิมพ์ออกมาจากค่าที่ใช้ในคอมพิวเตอร์ซึ่งมีค่าน้อยมากแต่สามารถนำไปสู่ความแตกต่างอย่างมากมายเรียกว่า ความไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้น สำหรับคำว่า “butterfly effect” ซึ่งเป็นคำที่นิยมใช้เมื่อกล่าวถึงทฤษฎีเคออสนั้นมีที่มาไม่ชัดเจน แต่เริ่มปรากฏแพร่หลายหลังจากการบรรยายของลอเรนซ์ในปี ค.ศ. 1972 ภายใต้อัฒิหัวข้อ “Does the Flap of Butterfly’s Wings in Brazil Set Off a Tornado in Texas?” นอกจากนี้แล้วยังอาจมีส่วนมาจากแนวโคจรของตัวดึงดูดลอเรนซ์ (Lorenz attractor) ที่มีรูปร่างคล้ายปีกผีเสื้อ ซึ่งเขาได้ตีพิมพ์ในบทความวิชาการก่อนหน้านี้ ส่วนคำว่า “Chaos” (เคออส) บัญญัติขึ้นโดยนักคณิตศาสตร์ประยุกต์ เจมส์ เอ ยอร์ค (James A. Yorke)

2.5.2 นิยามของเคออส

คำว่า เคออส ตามความหมายในพจนานุกรมหมายถึง ความสับสนวุ่นวาย ความโกลาหล ความอลหม่าน แต่เคออสที่เราศึกษานั้นคือ เคออสในทางคณิตศาสตร์ หรือ Deterministic Chaos มีความหมายคือ สภาพหรือกระบวนการที่ไม่มีเสถียรภาพ (Unstable) หาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มีการกระทบเพียงเล็กน้อย อาจจะทำให้เกิดสัญญาณที่ไม่เป็นเส้นตรง อาจจะคาดเดายาก กวัดแกว่ง หรือในบางครั้งอาจจะเกิดการกระโดดฉับพลัน ดังนั้นผลลัพธ์ที่เกิดขึ้นจึงไม่สามารถคาดเดาหรือทำนายได้ พฤติกรรมแบบเคออส (Chaos behavior) เป็นพฤติกรรมที่ดูไร้ระเบียบเหมือนว่าเกิดขึ้นอย่างสุ่ม (Random) แต่ที่จริงเป็นพฤติกรรมที่กำหนดได้ และสามารถอธิบายได้ด้วยสมการทางคณิตศาสตร์ ดังนั้นพฤติกรรมแบบเคออสจึงแฝงไปด้วยความเป็นระเบียบ (Order) จุดที่เป็นประเด็นสำคัญของทฤษฎีเคออสคือ ระบบที่มีพฤติกรรมแบบเคออสจะมีความไวต่อการเปลี่ยนแปลงของค่าเงื่อนไขเริ่มต้น (Sensitivity to initial conditions) จึงทำให้ไม่สามารถทำนายระบบเคออสได้ในระยะยาว (Long - term unpredictable)

2.5.3 คุณลักษณะของเคออส

1) มีคุณสมบัติแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Non-linearity) ระบบแบบไม่เป็นเชิงเส้นผลลัพธ์ของระบบทั้งหมดจะไม่เท่ากับผลรวมของผลลัพธ์ของระบบย่อย ๆ รวมกัน แต่มีข้อพึงระวังก็คือ การที่กล่าววาระบบเคออสทุกระบบจะต้องเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นนั้น ไม่ได้หมายความว่าระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นจะเป็นระบบเคออสเสมอไป

2) ไม่ใช่ระบบที่เกิดขึ้นแบบสุ่ม คือมีสมการอธิบาย (Deterministic) คือเป็นระบบที่สามารถกำหนดได้หรือกล่าวอีกแบบหนึ่งก็คือในระบบเคออสนั้น พฤติกรรมทั้งหลายจะเกิดขึ้นภายใต้กฎเกณฑ์ที่แน่นอน ดังนั้นเหตุการณ์ที่ไม่สามารถทำนายล่วงหน้าได้อย่างเช่น การทอดลูกเต๋าจึงไม่ใช่ความเป็นเคออสแต่เป็นการสุ่ม เพื่อป้องกันการเข้าใจผิดว่าระบบเคออสเป็นระบบแบบสุ่มจึงมีคนเรียกระบบเคออสว่า Deterministic chaotic

3) ไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้น (Sensitivity to initial conditions) ฟังก์ชันการเริ่มต้นที่เงื่อนไขต่างกันเพียงนิดเดียวก็อาจจะทำให้ผลลัพธ์ของระบบในตอนสุดท้ายต่างกันอย่างมาก ซึ่งสาเหตุที่ทำให้ระบบเคออสมีความไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้นนั้นก็เพราะว่ามันจะขยายความแตกต่างของผลลัพธ์ให้เพิ่มขึ้นแบบ Exponential ของเวลา

4) ทำนายล่วงหน้าในระยะยาวไม่ได้ (Long - term prediction is impossible) เป็นผลสืบเนื่องจากความไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้น เพราะการที่ระบบไวต่อค่าเงื่อนไขเริ่มต้นนั้น จะทำให้เราไม่สามารถรู้ว่าระบบที่เราสนใจอยู่นั้นจะเป็นอย่างไรในระยะยาวแต่อย่างไรก็ตามคุณสมบัติข้อนี้ไม่ได้แปลว่าการทำนายระยะสั้น (Short - term prediction) ของระบบแบบเคออสติกจะเป็นสิ่งที่เป็นไปได้

นอกจากนี้ ระบบเคออสติกยังมีอีกหนึ่งคุณสมบัติคือ การแสดงลักษณะคล้ายกับตัวเอง (Self - similarity) หรือที่เรียกว่า แฟร็กทัล (Fractal) โดยลักษณะนี้จะปรากฏขึ้นเมื่อเราพล็อตเส้นทางการเคลื่อนที่ของระบบในพิกัดที่บ่งบอกถึงสภาวะ อย่างไรก็ตามแฟร็กทัลนี้ไม่ได้เป็นเงื่อนไขที่จำเป็นในการเกิดเคออสแต่อย่างใด เพียงแต่มักพบร่วมกันบ่อยครั้งเท่านั้น

2.6 ระบบสื่อสาร

ระบบสื่อสารเป็นส่วนประกอบหลักของดาวเทียม โดยที่ระบบอื่นๆ เป็นเพียงส่วนที่คอยสนับสนุนการทำงานของระบบนี้เท่านั้น แต่ว่าโดยทั่วไปแล้วส่วนประกอบทางการสื่อสารที่ว่านี้จะเพียงชุดอุปกรณ์เล็กๆชุดหนึ่งในตัวดาวเทียมเท่านั้น โดยดาวเทียม CANSAT รวมถึงต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล และต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร จะใช้โมดูลสื่อสาร APC220 ในการสื่อสารแบบไร้สาย

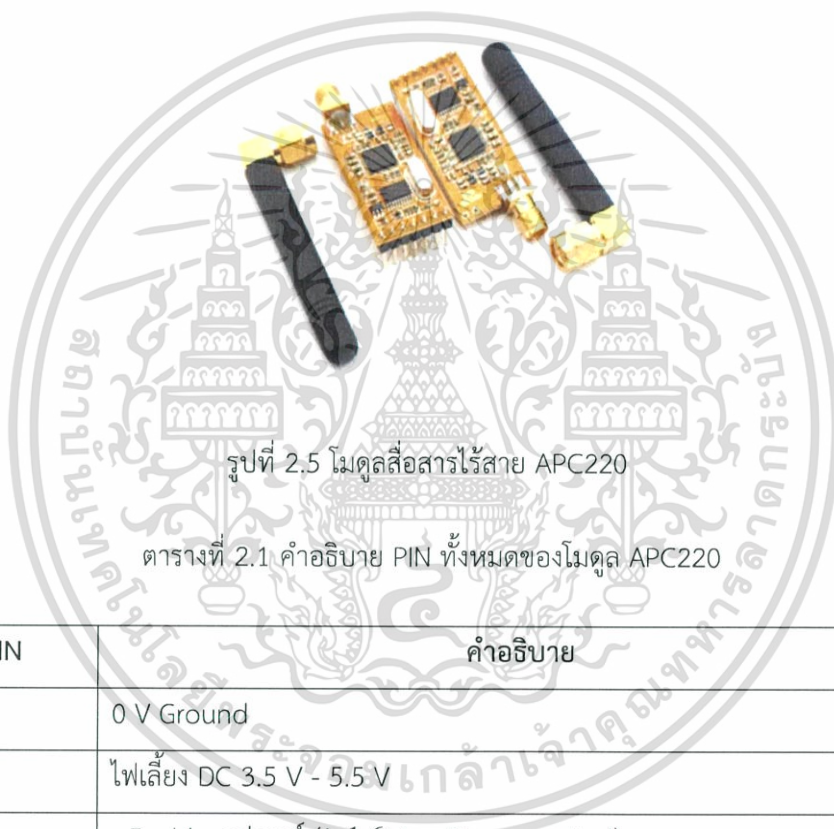
2.6.1 โมดูล APC220 [11]

เป็นโมดูลสื่อสารไร้สายที่มีคุณลักษณะดังนี้

- ช่วงความถี่ใช้งาน 418 MHz – 455 MHz
- ขนาด 37.5 mm x 18.3 mm x 7.0 mm
- มอดูเลชันแบบ GFSK
- UART/TTL Interface
- Receiver Buffer : 256 Bytes

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการมอดูเลชันแบบ GFSK มีลักษณะเหมือนกับการมอดูเลชันแบบ FSK แตกต่างเพียง GFSK มีการใช้ Gaussian Filter ในการลด Spectral Width ของสัญญาณเพื่อแก้ไขข้อเสียของการมอดูเลชันแบบ FSK ที่ในขณะที่ข้อมูลเปลี่ยนจาก 0 เป็น 1 หรือ 1 เป็น 0 จะเกิดการเปลี่ยนเฟสของคลื่นพาห์อย่างรวดเร็วส่งผลให้คลื่นพาห์มีความถี่ที่ผิดเพี้ยนไป (สูงหรือต่ำกว่าความถี่ที่กำหนดไว้) รูปของโมดูลสื่อสาร APC220 แสดงดังรูปที่ 2.5 และโมดูล APC220 มี PIN อยู่ทั้งหมด 7 pins แสดงคำอธิบายดังตารางที่ 2.1



รูปที่ 2.5 โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220

ตารางที่ 2.1 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล APC220

PIN	คำอธิบาย
GND	0 V Ground
VCC	ไฟเลี้ยง DC 3.5 V - 5.5 V
EN	- Enable อุปกรณ์ (≥ 1.6 V or Disconnected) - Disable อุปกรณ์ (< 0.5 V)
RXD	UART Input, TTL
TXD	UART เอาท์พุท, TTL
AUX	- Transmitter (high)
SET	ใช้สำหรับเซตอัฟค่าพารามิเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.1.1 การเซตอัปเดตค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220

การเซตอัปเดตค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220 สามารถทำได้ 2 วิธี

1) ตั้งค่าผ่าน UART/TTL และ SET PIN โดยกำหนดให้ SET PIN มีค่าเป็น 0 (low) สำหรับการตั้งค่าโมดูล APC220 สามารถทำได้โดยใช้ ASCII โดยมีคำสั่ง 2 คำสั่ง คือ คำสั่ง เขียน (WR) ใช้สำหรับเซตอัปเดตค่าพารามิเตอร์ให้กับโมดูล APC220 และคำสั่งอ่าน (RD) ใช้สำหรับอ่านค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220 ที่ถูกเซตอัปเดตไว้ ซึ่งมีลำดับการตั้งค่าดังนี้ WR/RD Frequency RFRate RFPower UARTRate Series-Parity การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่างๆ แสดงดังตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.2 การกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่างๆ สำหรับตั้งค่าโมดูล APC220

พารามิเตอร์	จำนวน Bytes	การตั้งค่า
Operating Frequency	6	ความถี่ในหน่วย kHz
RF Data Rate	1	1,2,3,4 แทน 2400, 4800, 9600, 19200 bps ตามลำดับ
เอาต์พุต Power	1	0 – 9 (0 หมายถึง -1 dBm และ 9 หมายถึง 13 dBm)
UART Data Rate	1	0,1,2,3,4,5 แทน 2400, 4800, 9600, 19200, 38400, 57600 bps ตามลำดับ
Series Checkout	1	0,1,2 แทน Disable, Even Parity, Odd Parity ตามลำดับ

ตัวอย่างการตั้งค่าความถี่ใช้งานที่ 433 MHz, RF Data Rate = 9600 bps, เอาต์พุต Power = 13 dBm, UART Rate = 9600 bps, No Checkout

คำสั่งที่ใช้ตั้งค่าพารามิเตอร์ข้างต้น คือ WR 433000 3 9 2 0 (แปลง ASCII Text เป็น HEX Code: W=0x57, R=0x52, Space=0x20, 4=0x34, 3=0x33, 3=0x33, 0=0x30, 0=0x30, 0=0x30, Space=0x20, 3=0x33, Space=0x20, 9=0x39, Space=0x20, 2=0x32, Space=0x20, 0=0x30)

กรณีต้องการอ่านค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220 ที่ถูกเซต
อัพไว้จะใช้คำสั่ง RD

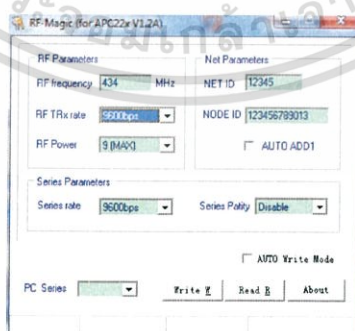
พารามิเตอร์ที่อ่านได้จะมีลำดับดังนี้ Frequency RFRate
RFPower UARTRate Series-Parity

2) ตั้งค่าผ่านโปรแกรม RF-Magic โดยทำการกำหนดค่า
Parameters ต่างๆ ได้ดังตารางที่ 2.3 และรูปแสดงหน้าต่างของโปรแกรม RF-Magic แสดงดังรูปที่
2.6

ตารางที่ 2.3 การเซตอัพค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220 ด้วยโปรแกรม RF-Magic

Setting	Options	Default
UART Rate (bps)	1200, 2400, 4800, 9600, 19200, 38400, 57600	9600 bps
Series Parity	Disable, Even Parity, Odd Parity	Disable
Operating Frequency	418 MHz – 455 MHz	434 MHz
Air Rate (bps)	2400, 4800, 9600, 19200	9600 bps
RF Power	0-9 (0 หมายถึง -1 dBm และ 9 หมายถึง 13 dBm)	9 (13 dBm)

จากตารางที่ 2.3 แสดงถึงพารามิเตอร์ที่ใช้ในการกำหนดค่าของ
โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220 ได้แก่ ความถี่การใช้งาน, UART Rate (Series Rate), Air Rate (RF
TRx Rate), Series Parity



รูปที่ 2.6 หน้าต่างโปรแกรม RF-Magic สำหรับตั้งค่าพารามิเตอร์ของโมดูล APC220

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7 ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด

ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ดทำหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูล แล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดินให้กับอุปกรณ์และเพย์โพลด์ที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่ได้รับจากเพย์โพลด์ รวมทั้งควบคุมการทำงานของอุปกรณ์และเพย์โพลด์ โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในระบบประมวลผลสัญญาณ ได้แก่ Arduino Pro Mini 328 ใช้กับดาวเทียม CANSAT และ Arduino Mega 2560 ใช้กับต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล และต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

2.7.1 Arduino Pro Mini 328 [12]

Arduino Pro Mini 328 ใช้สำหรับดาวเทียม CANSAT เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผล คือ ATmega328 เป็นหน่วยประมวลผลหลักมี 14 ดิจิตอลอินพุต/เอาต์พุต (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 pins) เนื่องจากไม่มีฟังก์ชันการติดต่อ USB ทำให้มีขนาดของ Arduino Pro Mini 328 มีขนาดเล็กมากเพียง 18 x 33 มิลลิเมตร และมีความหนาเท่ากับ 0.8 มิลลิเมตร แสดงดังรูปที่ 2.7 และคุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328 แสดงดังตารางที่ 2.4



รูปที่ 2.7 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini 328

ตารางที่ 2.4 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328

ชื่อ	รายละเอียด
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328
Operating Voltage	5 V
Input Voltage	7-12 V
ดิจิตอลอินพุต/เอาต์พุต pins	14 (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 pins)

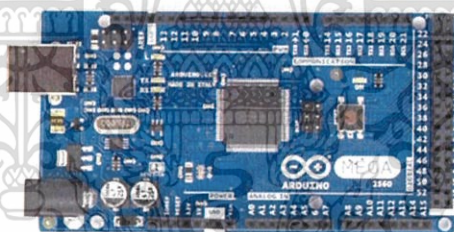
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.4 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Pro Mini 328 (ต่อ)

ชื่อ	รายละเอียด
อนาล็อกอินพุต pins	6
Flash Memory	32 KB
SRAM	2 KB
E2PROM	1 KB
Clock speed	16 MHz

2.7.2 Arduino Mega 2560 [13]

Arduino Mega 2560 เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ชิปประมวลผลคือ ATmega328 แสดงดังรูปที่ 2.8 มีดิจิทัลอินพุต/เอาต์พุตทั้งหมด 56 ขา (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุตได้ 15 ขา) มีอนาล็อกอินพุต/เอาต์พุต 16 ขา คุณลักษณะเด่นของ Arduino Mega 2560 แสดงในตารางที่ 2.5



รูปที่ 2.8 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Mega 2560

ตารางที่ 2.5 คุณลักษณะเด่นของ Arduino Mega 2560

รายละเอียด	Arduino Mega 2560
หน่วยประมวลผล	ATmega2560 ทำงานที่ 16 MHz
แรงดันไฟฟ้าใช้งาน (Operating Voltage)	5 V
แรงดันไฟฟ้าอินพุต (Input Voltage)	7 – 12 V
ดิจิทัลอินพุต/เอาต์พุต	54 ขา (PWM เอาต์พุต 15 ขา)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.5 คุณสมบัติเด่นของ Arduino Mega 2560 (ต่อ)

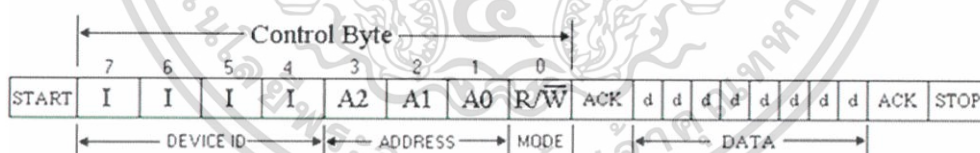
รายละเอียด	Arduino Mega 2560
อนาล็อกอินพุท/เอาต์พุท	16 ขา
หน่วยความจำแฟลช (Flash Memory)	256 KB
SRAM	8 KB
EEPROM	4 KB
Clock Speed	16 MHz

2.7.3 การสื่อสารแบบ I²C [14]

I²C ย่อมาจาก Inter Integrate Circuit Bus เป็นการสื่อสารอนุกรมแบบซิงโครนัส (Synchronous) เพื่อใช้ติดต่อสื่อสารระหว่างไมโครคอนโทรลเลอร์กับอุปกรณ์ภายนอก โดยใช้สัญญาณเพียง 2 เส้นเท่านั้น คือ Serial Data (SDA) และ Serial Clock (SCL) ซึ่งสามารถเชื่อมต่ออุปกรณ์จำนวนหลายๆ ตัวเข้าด้วยกันได้

2.7.3.1 การรับ-ส่งข้อมูลแบบ I²C Bus

การรับ-ส่งข้อมูลแบบ I²C Bus มีรูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบ I²C Bus

ไมโครคอนโทรลเลอร์จะทำการส่งสถานะเริ่มต้น (START Conditions) เพื่อแสดงการขอใช้บัส ตามด้วยรหัสควบคุม (Control Byte) ซึ่งประกอบด้วยรหัสประจำตัวอุปกรณ์ Device ID, Device Address และ Mode ในการเขียนหรืออ่านข้อมูล เมื่ออุปกรณ์รับทราบว่ามีไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการจะติดต่อด้วย ก็ต้องส่งสถานะรับรู้ (Acknowledge) หรือแจ้งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์รับรู้ว่าข้อมูลที่ได้ส่งมามีความถูกต้อง เมื่อสิ้นสุด

การส่งข้อมูล ไมโครคอนโทรลเลอร์จะต้องส่งสถานะสิ้นสุด (STOP Conditions) เพื่อบอกกับอุปกรณ์ว่า สิ้นสุดการใช้บัส

รหัสควบคุมของ I²C BUS ประกอบด้วยรหัสประจำตัวของอุปกรณ์ (Device ID) ประกอบด้วยบิต 1-7 ซึ่งประกอบด้วยรหัสประจำตัวจากผู้ผลิต Product ID 4 บิต (บิต 4-7) ที่เปลี่ยนแปลงแก้ไขไม่ได้ และ Device Address 3 บิต (บิต 1-3) ซึ่งผู้ใช้ สามารถกำหนดเองได้ รวมแล้วเป็นรหัส 7 บิต ใช้ระบุตัวอุปกรณ์ที่อยู่บนบัส โดยที่จะมีค่าซ้ำกันไม่ได้ และบิต 0 เป็นบิตควบคุมการเขียนอ่าน (Mode) เมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการเขียนข้อมูลไปยังอุปกรณ์ให้กำหนดบิตนี้เป็น 0 และเมื่อต้องการอ่านข้อมูลจากอุปกรณ์ ก็กำหนดให้บิตนี้เป็น 1

ข้อกำหนด 2 ประการสำคัญของการติดต่อบนบัส I²C คือ การถ่ายทอดข้อมูลจะเกิดขึ้นได้เมื่อบัสว่างเท่านั้น และในระหว่างการถ่ายทอดข้อมูล เมื่อใดก็ตามที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูงสายข้อมูล SDA ต้องรักษาสถานะลอจิกไว้ห้ามเปลี่ยนแปลงเด็ดขาด ไมเช่นนั้นจะทำให้สัญญาณที่เกิดขึ้นได้รับการแปลความหมายเป็นสัญญาณควบคุมแทน

2.7.3.2 สถานะที่เกิดขึ้นบนบัส I²C มีทั้งหมด 5 สถานะ ดังนี้

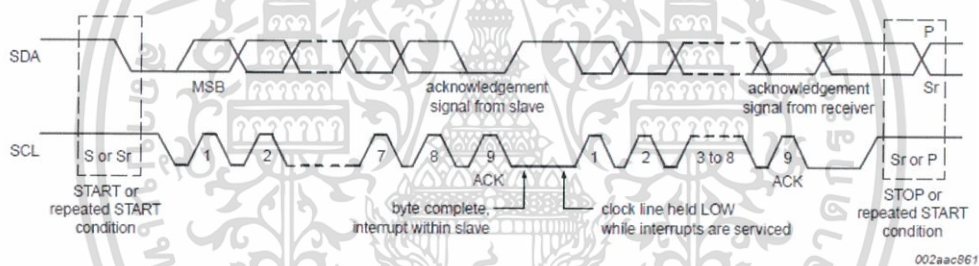
- 1) บัสว่าง สถานะนี้เกิดขึ้นเมื่อ สถานะลอจิกบนสาย SDA และ SCL มีลอจิกสูงทั้งคู่ นั้นหมายความว่า การถ่ายทอดข้อมูลสามารถเริ่มต้นขึ้นได้
- 2) เริ่มต้นการถ่ายทอดข้อมูล (Start Data Transfer) เกิดขึ้นเมื่อสาย SDA มีการเปลี่ยนแปลงลอจิกจากสูงไปต่ำ ในขณะที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูง เรียกสถานะนี้ว่า สถานะเริ่มต้น (START)
- 3) ข้อมูลดำรงอยู่บนบัส (Data Valid) สถานะนี้เกิดขึ้นถัดจากสถานะเริ่มต้น โดยสถานะลอจิกที่เกิดขึ้นบนสาย SDA ก็คือข้อมูลที่ทำการถ่ายทอด เมื่อสาย SCL มีลอจิกสูง สถานะที่สาย SDA ต้องคงที่ เพื่อให้อุปกรณ์รับข้อมูลในจังหวะนั้นว่า เป็น "0" หรือ "1" ข้อมูลอาจเกิดความเปลี่ยนแปลงได้ในขณะที่สาย SCL เป็นลอจิกต่ำ แต่เมื่อใดก็ตามที่ต้องการให้เกิดการถ่ายทอดข้อมูลอย่างสมบูรณ์ สถานะลอจิกที่ขา SDA ต้องคงที่ตลอดช่วงเวลาที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูง หากเกิดการเปลี่ยนแปลงสถานะลอจิกในขณะที่สาย SCL มีลอจิกสูงอยู่นั้น อุปกรณ์มาสเตอร์ที่ควบคุมการถ่ายทอดข้อมูลจะแปลความหมายเป็นสถานะหยุด หรือ สถานะเริ่มต้นก็ได้ ทำให้ข้อมูลที่ทำการถ่ายทอดเกิดความผิดพลาดเกิดขึ้น

4) รับรู้ข้อมูล (Acknowledge) เกิดขึ้นหลังจากการถ่ายทอดข้อมูลจากตัวส่งมายังตัวรับเกิดขึ้นอย่างสมบูรณ์ โดยตัวส่งจะทำการส่งข้อมูลมา 1 บิตเรียกว่า บิตรับรู้ (Acknowledge bit) มีสถานะเป็นลอจิกสูง หลังการส่งข้อมูลมาครบถ้วน ส่วนอุปกรณ์มาสเตอร์ จะทำการส่งสัญญาณรับรู้พิเศษซึ่งสัมพันธ์กับสัญญาณนาฬิกา อุปกรณ์ Slave ที่ถูกอ้างอิงในการติดต่อ หรือกำลังติดต่ออยู่ในขณะนั้นก็จะกำเนิดบิตรับรู้ที่มีสถานะลอจิกต่ำเพื่อตอบสนองให้ทราบว่าได้รับข้อมูลเรียบร้อยแล้ว

5) หยุดการถ่ายทอดข้อมูล (stop data transfer) เกิดขึ้นเมื่อสาย SDA มีการเปลี่ยนแปลงระดับลอจิกจากต่ำไปสูง ในขณะที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูงเรียกสภาวะที่เกิดขึ้นนี้ว่า สภาวะหยุด (STOP)

2.7.3.3 ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C

ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C แสดงดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 Timing Diagram การทำงานของ I²C BUS

1) ในสภาวะที่ยังไม่เริ่มทำงาน อุปกรณ์ทุกตัวจะมีลอจิกสูง
 2) เมื่อเริ่มจะส่งข้อมูล SDA จะลดสถานะลอจิกจากสูงไปต่ำ ในขณะที่ SCL ยังอยู่สถานะลอจิกสูง โดย SCL จะค้างที่ลอจิกสูงนาน 0.6 ไมโครวินาที เมื่อผ่านช่วงเวลานี้ไป Master จะเริ่มส่งการ

3) ตอนนี SCL จะมีสถานะลอจิกต่ำ จากนั้น ระหว่างที่รอสัญญาณขาขึ้นของ Clock แรกอีก 1.3 ไมโครวินาที SDA จะเริ่มกำหนดค่าบิตแรก โดย Master จะส่งค่าบิตแรกไปพร้อมกับสัญญาณ Clock และอุปกรณ์ที่เป็น Slave บนบัสจะเริ่มอ่านค่าในจังหวะที่ SCL มีลอจิกสูง

4) จากนั้นก็จะเป็นอย่างนี้ไปอีกเพื่อส่งค่า Address ของอุปกรณ์ที่ต้องการจะติดต่อด้วยไปรวมทั้งสิ้น 7 บิตและตามด้วยบิตที่ 8 ซึ่งจะระบุว่าส่งให้ Slave รอคำสั่ง (Write ระบุโดย SDA มีลอจิกสูง) หรือจะรออ่านค่าที่ส่งมาจาก Slave (Read ระบุค่าโดย SDA มีลอจิกต่ำ)

5) บิตที่ 9 จะเป็นการตอบรับจาก Slave ที่มี Address ตรงกับที่ Master ส่งไป ถ้ามี Slave ตอบรับ (Acknowledge) โดยการดึงสัญญาณ SDA ให้มีลอจิกต่ำ หมายถึงมี Slave พร้อมจะสื่อสารด้วย แต่ถ้าไม่มี คือ SDA ค้างที่ลอจิกสูง (Not Acknowledge) หมายถึงไม่มี Slave ที่พร้อมจะสื่อสารด้วย

6) หลังจากมีการ Acknowledge จะเป็นช่วงเวลาที่มี SCL มีลอจิกต่ำเป็นเวลาสั้นๆ และ SDA จะถูกปล่อยว่าง ก่อนที่ Slave ที่ติดต่อด้วยจะเริ่มส่งค่าข้อมูลบิตแรกมาที่ SDA

7) จากนั้นสัญญาณ SCL จาก Master จะปล่อยออกมาเพื่ออ่านค่าสัญญาณบนสาย SDA ในจังหวะที่ SCL มีลอจิกสูง และรับค่าเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จน Data ครบ 8 บิตแรก ตามจังหวะสัญญาณ SCL

8) เมื่อ Data ครบ 8 บิตแรกแล้ว Master จะให้สัญญาณ Acknowledge โดยดึงสัญญาณเป็นลอจิกต่ำ เพื่อแสดงให้ Slave รู้ว่า Master จะรอ Data อีก 8 บิตต่อไป (ในกรณีที่มีข้อมูลที่ Slave ต้องการส่งเป็นแบบ 16 บิต)

9) จะกลับเข้าการทำงานในข้อ 6) และอ่านข้อมูลไปจนครบบิตที่ 9 - 16

10) จากนั้นเมื่อถึงจังหวะการ Acknowledge ในบิตที่ 9 ซึ่ง Slave ไม่ต้องการส่งข้อมูลต่อแล้ว เพราะครบ 16 บิตแล้ว Slave จะไม่ตอบสนอง สาย SDA จะถูกปล่อยให้เป็นลอจิกสูง

11) จากนั้น Master จะรู้ว่าข้อมูลมาครบถ้วน 16 บิต Master ก็ส่งหยุดโดยการเปลี่ยนสถานะจากลอจิกต่ำเป็นสูงในสาย SDA ในขณะที่ SCL มีสถานะลอจิกสูง ซึ่งหมายถึง Stop bit

2.8 เซนเซอร์เพย์โหลด

เป็นอุปกรณ์ หรือ ระบบที่ติดตั้งบนดาวเทียมเพื่อทำงานตามพันธกิจของโครงการดาวเทียมนั้นๆ โดยเพย์โหลดของดาวเทียม CANSAT ประกอบด้วย เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับวัดค่าความเร่ง 3 แกน และโมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง ในส่วนของเพย์โหลดต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล ประกอบด้วย เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับวัดค่าความเร่ง 3 แกน เซนเซอร์ DHT22 สำหรับวัดความชื้น โมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง กล้องถ่ายภาพ และเซอร์โวมอเตอร์สำหรับควบคุมการปรับเปลี่ยนมุมกล้อง

2.8.1 เซนเซอร์ BMP180 [15]

เซนเซอร์ BMP180 ใช้สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ ซึ่งถูกออกแบบให้สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน I²C Bus แสดงดังรูปที่ 2.11 และเซนเซอร์ BMP180 ประกอบไปด้วย 4 pins แสดงดังตารางที่ 2.6



รูปที่ 2.11 เซนเซอร์ BMP180

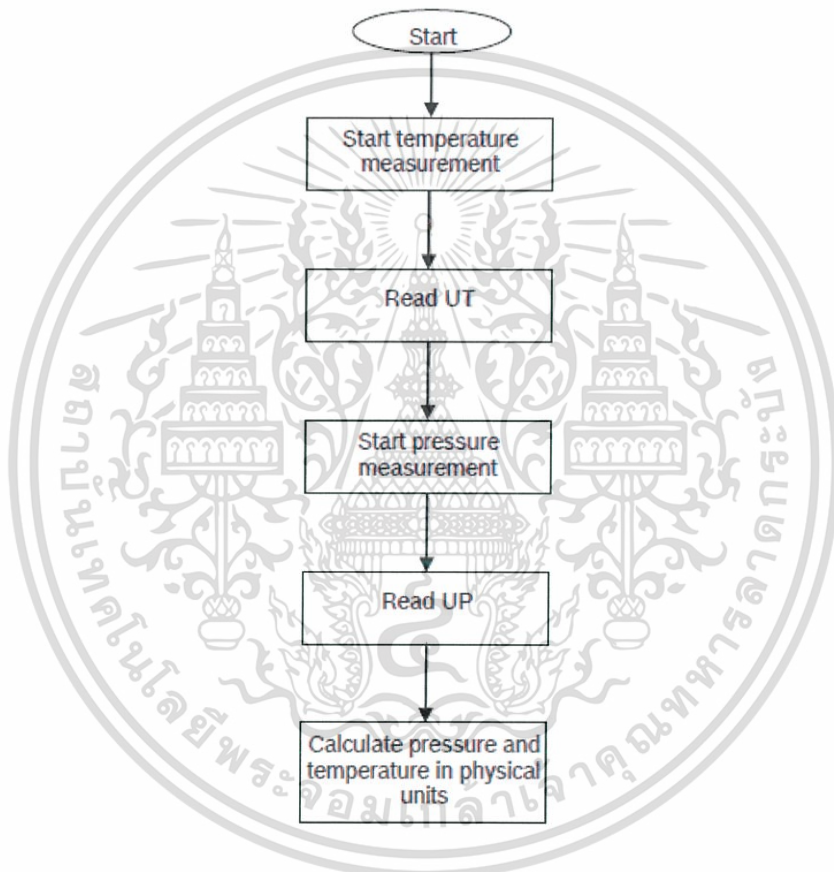
ตารางที่ 2.6 คำอธิบาย PIN ของเซนเซอร์ BMP180

PIN	รายละเอียด
VIN	ไฟเลี้ยง 3.3 V
GND	Ground
SCL	Serial Clock
SDA	Serial Data

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

BMP180 ประกอบไปด้วยเซนเซอร์ชนิด Piezo-Resistive, ตัวแปลงสัญญาณอนาล็อกเป็นดิจิตอล (ADC), E²PROM และ I²C Bus

ค่าความดันและอุณหภูมิที่วัดได้จาก BMP180 (UP และ UT ตามลำดับ) จะต้องนำมาแปลงเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ถูกต้อง โดยข้อมูลที่นำมาใช้ในการคำนวณถูกเก็บอยู่ใน E²PROM ซึ่งมีทั้งหมด 176 บิต สามารถแสดงโพลซาร์ตการได้ดังรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 โพลซาร์ตการอ่านค่าของ BMP180

สำหรับการแปลงค่าอุณหภูมิให้อยู่ในหน่วยองศาเซลเซียส (°C) และค่าความดันให้อยู่ในหน่วยเฮกโตพาสกาล (hPa) สามารถทำได้โดยการนำค่าสัมประสิทธิ์ที่ถูกเก็บไว้ใน E²PROM มาใช้ในการคำนวณ โดยการอ่านค่าสัมประสิทธิ์ต่างๆ ใน E²PROM มีค่า address ดังตารางที่ 2.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.7 Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์

พารามิเตอร์	Address ของรีจิสเตอร์	
	MSB	LSB
AC1 (16 bits)	0xAA	0xAB
AC2 (16 bits)	0xAC	0xAD
AC3 (16 bits)	0xAE	0xAF
AC4 (16 bits)	0xB0	0xB1
AC5 (16 bits)	0xB2	0xB3
AC6 (16 bits)	0xB4	0xB5
B1 (16 bits)	0xB6	0xB7
B2 (16 bits)	0xB8	0xB9
MB (16 bits)	0xBA	0xBB
MC (16 bits)	0xBC	0xBD
MD (16 bits)	0xBE	0xBF

2.8.1.1 การคำนวณหาค่าอุณหภูมิและค่าความดัน [4]

ขั้นตอนการคำนวณหาค่าอุณหภูมิและค่าความดันสามารถทำได้
ดังนี้

- 1) อ่านค่าสัมประสิทธิ์จาก E²PROM เพื่อใช้ในการคำนวณหาค่าอุณหภูมิและค่าความดันจริง
- 2) อ่านค่า UT (ค่าอุณหภูมิที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์) ที่อ่านได้จากเซนเซอร์ที่รีจิสเตอร์ address 0xF6 (MSB) และ 0xF7 (LSB)
- 3) อ่านค่า UP (ค่าความดันที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์) ที่อ่านได้จากเซนเซอร์ที่รีจิสเตอร์ address 0xF6 (MSB), 0xF7 (LSB) และ 0xF8 (XLSB)
- 4) คำนวณหาค่าจริงของอุณหภูมิในหน่วย °C จากสมการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้拿去ใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$X_1 = (UT - AC_6) \times AC_5 / 2^{16} \quad (2.1)$$

$$X_2 = MC \times 2^{11} / (X_1 + MD) \quad (2.2)$$

$$B_5 = X_1 + X_2 \quad (2.3)$$

$$T = (B_5 + 8) / 2^4 \quad (2.4)$$

$$T = T \times 0.1$$

5) คำนวณหาค่าจริงของความดันในหน่วยพาสคาล จากสมการ

$$B_6 = B_5 - 4000 \quad (2.6)$$

$$X_1 = (B_2 \times (B_6 \times B_6 / 2^{12})) / 2^{11} \quad (2.7)$$

$$X_2 = AC_2 \times B_6 / 2^{11} \quad (2.8)$$

$$X_3 = X_1 + X_2 \quad (2.9)$$

$$B_3 = (((AC_1 \times 4 + X_3) \times 2^{oss}) + 2) / 4 \quad (2.10)$$

$$X_1 = AC_3 \times B_6 / 2^{13} \quad (2.11)$$

$$X_2 = (B_1 \times (B_6 \times B_6 / 2^{12})) / 2^{16} \quad (2.12)$$

$$X_3 = ((X_1 + X_2) + 2) / 2^2 \quad (2.13)$$

$$B_4 = AC_4 \times (X_3 + 32768) / 2^{16} \quad (2.14)$$

$$B_7 = (UP - B_3) \times 50000 / 2^{oss} \quad (2.15)$$

$$p = \begin{cases} (B_7 \times 2) / B_4; & B_7 < 16^7 \\ (B_7 / B_4)^2; & \text{else} \end{cases} \quad (2.16)$$

$$X_1 = (p / 2^8) \times (p / 2^8) \quad (2.17)$$

$$X_1 = (X_1 \times 3038) / 2^{16} \quad (2.18)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$X_2 = (-7357 \times p) / 2^{16} \quad (2.19)$$

$$p = p + (X_1 + X_2 + 3791) / 2^4 \quad (2.20)$$

2.8.1.2 การคำนวณหาระดับความสูง [16]

เนื่องจากระดับความสูงจะเปลี่ยนแปลงตามค่าความดัน ทำให้สามารถนำค่าความดันที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 มาคำนวณหาระดับความสูงได้

จากสมการ Barometric

$$P \approx P_0 \cdot \left(1 - \frac{g \cdot h}{c_p \cdot T_0} \right)^{\frac{c_p \cdot M}{R}} \quad (2.21)$$

โดยที่ค่าพารามิเตอร์ต่างๆ แสดงดังตารางที่ 2.8
ตารางที่ 2.8 ค่าพารามิเตอร์สำหรับสมการ Barometric

พารามิเตอร์	คำอธิบาย	ค่า
g	ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก	9.80665 m/s ²
c_p	ความร้อนจำเพาะเมื่อความกดอากาศคงที่	1,007 J/(kg · K)
T_0	อุณหภูมิมาตรฐาน ณ ระดับน้ำทะเล	299.15 K
M	มวลโมลาร์ของอากาศ	0.0289644 kg/mol
R	ค่าคงที่แก๊ส	8.31447 J/(mol · K)

เมื่อแทนค่าพารามิเตอร์ลงในสมการแล้วแก้สมการจะได้สมการหาระดับความสูง

$$h = 44,330 \cdot \left(1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{5.2558}} \right) \quad (2.22)$$

เมื่อ h คือ ค่าระดับความสูงจากตำแหน่งอ้างอิง (เมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

P คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งที่วัดได้ (hPa)

P_0 คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งอ้างอิง (hPa)

ถ้าใช้ P_0 เป็นค่าความกดอากาศเฉลี่ย ณ ระดับน้ำทะเล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1,013.25 hPa ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล

ถ้าใช้ P_0 เป็นค่าความกดอากาศ ณ ระดับพื้นดิน ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับพื้นดิน

2.8.2 เซนเซอร์ ADXL345 [17]

เซนเซอร์ ADXL345 เป็นเซนเซอร์วัดความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.13 ใช้เทคโนโลยี MEMS หรือ Micro Electro Mechanical Systems หมายถึง ระบบขนาดเล็กตั้งแต่ 1 ไมโครเมตรถึง 1 มิลลิเมตร ที่รวมโครงสร้างทางกลและวงจรรีเล็กทรอนิกส์เข้าด้วยกันเพื่อใช้เป็นเซนเซอร์ และแอกทูเอเตอร์ (Actuator) โดยผลิตขึ้นด้วยเทคโนโลยีการสร้างระดับไมครอน (Micro Fabrication) โดยเซนเซอร์ ADXL345 ได้นำ MEMS มาใช้ในการวัดความเร่งด้านไจโรสโคป (Gyroscope) สำหรับการตรวจสอบการเคลื่อนที่และการหมุนของวัตถุ เมื่อวัตถุเกิดการเคลื่อนที่มวลของไจโรสโคปจะเคลื่อนที่เช่นกัน แต่เคลื่อนที่ช้ากว่าเนื่องจากความเฉื่อย และทำให้ตำแหน่งของปลายทั้งสองด้านของมวลเปลี่ยนไป ซึ่งตำแหน่งที่เปลี่ยนไปสามารถวัดได้ด้วยเซนเซอร์ตัวเก็บประจุไฟฟ้า โดยที่การเปลี่ยนแปลงของความจุในแต่ละแกนจะถูกแปลงเป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่เป็นสัดส่วนต่อความเร่งบนแกนนั้นๆ ทำให้รู้ค่าความเร่งของการเคลื่อนที่นั้นได้ ซึ่งเซนเซอร์ ADXL345 มีคุณลักษณะดังตารางที่ 2.9



รูปที่ 2.13 เซนเซอร์ ADXL345

ตารางที่ 2.9 คุณสมบัติเด่นของ ADXL345 [2]

รายละเอียด	ADXL345
Supply Voltage	3 – 5 V
การอินเทอร์เฟซ	I ² C / SPI
ความไว (Sensitivity)	± 2g / ± 4g / ± 8g / ± 16g
ความละเอียด (Resolution)	10-bit / 11-bit / 12-bit / 13-bit ตามลำดับ
การใช้พลังงาน	23 μA ในโหมดการวัด 0.1 μA ในโหมด Standby
ขนาด	3 มม. x 5 มม. x 1 มม.

2.8.2.1 การนำค่าความเร่ง 3 แกนมาคำนวณหามุม Pitch และ Roll [18]

มุม pitch และมุม roll สามารถคำนวณหาได้โดยใช้ค่าความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.14 โดยที่ค่าความเร่งที่อ่านได้จะต้องถูกแปลงให้เป็นจำนวนเท่าของค่า g ($1 g = 9.81 \text{ m/s}^2$) ในการแปลงค่าความเร่งที่อ่านได้จะขึ้นอยู่กับความละเอียดของการอ่านค่า ดังที่แสดงในตารางที่ 2.9 โดยค่าเริ่มต้นจะกำหนดเป็น 10 บิต ซึ่งหมายถึงความละเอียด $\pm 2g$

จากนั้นสามารถคำนวณหาค่าความเร่งจากค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ได้ดังสมการที่ 2.23

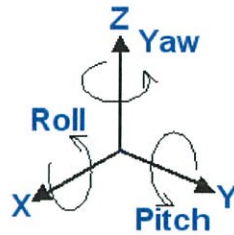
$$G_{accel} = Raw_{accel} \times \frac{Range}{2^{resolution} - 1} \quad (2.23)$$

G_{accel} คือ จำนวนเท่าของค่า g เช่น ถ้า $G_{accel} = 1$ แสดงว่าค่าที่ได้มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

Raw_{accel} คือ ค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ ADXL345

$Range$ คือ ช่วงความไวของข้อมูล

$2^{resolution}$ คือ ความละเอียดของข้อมูลที่กำหนด



รูปที่ 2.14 มุม Pitch และ มุม Roll

เมื่อคำนวณหาค่าประกอบค่าความเร่งในแต่ละแกนแล้ว สามารถคำนวณหามุม pitch และมุม roll ได้ดังสมการที่ 2.24 และ 2.25

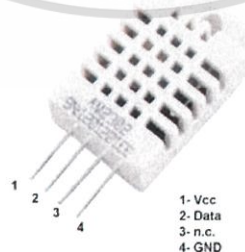
$$pitch = \tan^{-1}\left(\frac{G_y}{\sqrt{G_x^2 + G_z^2}}\right) \quad (2.24)$$

$$roll = \tan^{-1}\left(\frac{-G_x}{G_z}\right) \quad (2.25)$$

ซึ่งมุม pitch และมุม roll สามารถนำไปต่อยอดประยุกต์ใช้ในการพัฒนาระบบ Stabilization ของดาวเทียมได้

2.8.3 เซนเซอร์ DHT22 [19]

DHT22 เป็นอุปกรณ์เซนเซอร์สำหรับวัดอุณหภูมิและความชื้นสัมพัทธ์แสดงดังรูปที่ 2.15 ให้ค่าข้อมูลเป็นแบบดิจิตอล ใช้ขาสัญญาณดิจิตอลเพียงเส้นเดียว (one-wire bus) ในการเชื่อมต่อสื่อสารอนุกรมสองทิศทาง คุณสมบัติเด่นของ DHT22 แสดงได้ดังตารางที่ 2.10



รูปที่ 2.15 เซนเซอร์ DHT22

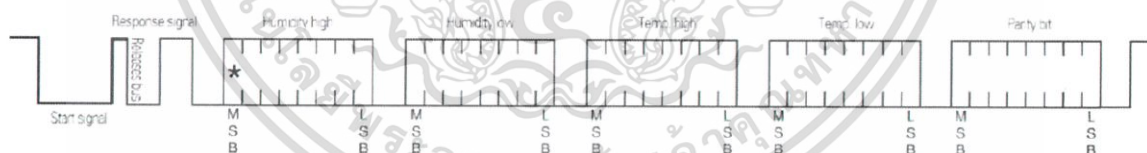
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.10 คุณสมบัติเด่นของเซนเซอร์ DHT22

รายละเอียด	DHT22
แรงดันอินพุท	3.3 – 5 VDC
ช่วงการวัดอุณหภูมิ	-40 – 80 °C (ความแม่นยำ ±0.5 °C)
ช่วงการวัดความชื้นสัมพัทธ์	0 – 100 RH% (ความแม่นยำ 2 – 5 %)
อัตราการวัดสูงสุด	0.5 Hz

ในการอ่านข้อมูลจากเซนเซอร์จะใช้ขาสัญญาณเพียงเส้นเดียวคือ DATA และในสถานะปกติสัญญาณ DATA จะมีสถานะเป็นลอจิกสูง (HIGH) ซึ่งในการอ่านข้อมูลแต่ละครั้งไมโครคอนโทรลเลอร์จะต้องกำหนดให้ขา DATA เป็นเอาต์พุทและสร้างบิตเริ่มต้นซึ่งจะต้องเป็นสถานะลอจิกต่ำ (LOW) อย่างน้อย 800 μsec จากนั้นจึงให้เป็นลอจิกสูงอย่างน้อย 20 μsec หลังจากนั้นเป็นการรอการตอบกลับ (response)

การตอบกลับของเซนเซอร์จะดึงสัญญาณเป็น LOW และปล่อยให้เป็น HIGH ช่วงละ 80 μsec โดยประมาณ (เรียกว่า Response Bit) จากนั้นจึงจะเป็นการส่งข้อมูลที่ละบิตรวม 40 บิต โดยสองไบต์แรกสำหรับความชื้น สองไบต์ถัดมาสำหรับอุณหภูมิ และไบต์สุดท้ายเป็น checksum หรือ parity bits แสดงดังรูปที่ 2.16

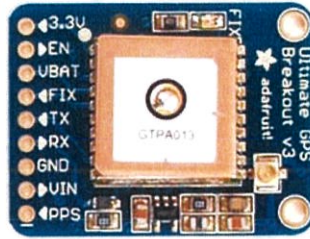


รูปที่ 2.16 ลำดับของข้อมูลในการอ่านค่าจากเซนเซอร์ DHT22

2.8.4 Adafruit GPS Module [20]

Adafruit GPS Module แสดงดังรูปที่ 2.17 เป็นโมดูล GPS ที่ใช้ชิพ MTK3339 สามารถติดตามดาวเทียมได้ถึง 22 ดวงบน 66 ช่องสัญญาณ GPS Module, มีอัตราการอัปเดต 1 ถึง 10 Hz, ความแม่นยำของการระบุตำแหน่งอยู่ที่ 1.8 เมตร, เอาต์พุทใช้มาตรฐานของ NMEA-0183

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.17 โมดูล Adafruit GPS

โมดูล Adafruit GPS มีทั้งหมด 9 pins โดยคำอธิบายของ pin ทั้งหมดแสดงดังตารางที่ 2.11

ตารางที่ 2.11 คำอธิบาย PIN ทั้งหมดของโมดูล Adafruit GPS

PIN	คำอธิบาย
3.3V	เอาต์พุต 3.3 V
EN	- Enable อุปกรณ์เมื่อไม่ได้เชื่อมต่อ EN PIN - Disable อุปกรณ์เมื่อต่อ EN PIN กับ Ground
VBAT	ใช้เชื่อมต่อกับ GPS real time clock battery
FIX	เอาต์พุต pin ใช้บอกสถานะ Fix ของระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก
TX	TX
RX	RX
GND	Ground
VIN	ไฟเลี้ยง 3.0 – 5.5 VDC
PPS	Pulse per second ความยาว 50 ms

2.8.4.1 ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก คือระบบบอกตำแหน่งบนพื้นผิวโลก โดยอาศัยการคำนวณจากเวลาที่สัญญาณนาฬิกาที่ส่งมาจากดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกที่โคจรอยู่รอบโลกซึ่งทราบตำแหน่ง ทำให้ระบบนี้สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

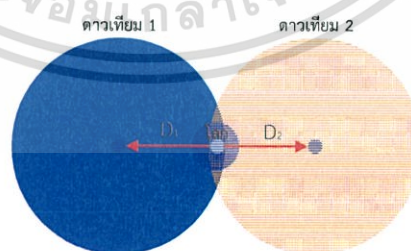
สามารถรับสัญญาณได้ทั่วโลก โดยเครื่องรับสัญญาณระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก รุ่นใหม่ๆ จะสามารถคำนวณความเร็วและทิศทางนำมาใช้ร่วมกับโปรแกรมแผนที่ เพื่อใช้ในการนำทางได้

ดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก เป็นดาวเทียมที่มีวงโคจรระดับกลาง (Medium Earth Orbit: MEO) ที่ระดับความสูงประมาณ 20,200 กิโลเมตร (12,600 ไมล์ หรือ 10,900 ไมล์ทะเล) จากพื้นโลก ใช้การยืนยันตำแหน่งโดยอาศัยพิกัดจากดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง ดาวเทียมจะโคจรรอบโลกเป็นเวลา 4-8 ชั่วโมงต่อหนึ่งรอบ ที่ความเร็ว 4 กิโลเมตร/วินาที การโคจรแต่ละรอบนั้นสามารถแบ่งได้เป็น 6 ระนาบๆ ละ 4 ดวง ทำมุม 55 องศา โดยทั้งระบบจะต้องมีดาวเทียม 24 ดวง หรือมากกว่า เพื่อให้สามารถยืนยันตำแหน่งได้ครอบคลุมทุกจุดบนผิวโลก

2.8.4.2 เทคนิคการหาตำแหน่ง [21]

การหาตำแหน่งมาจากแนวความคิดง่าย ๆ ที่ว่า ถ้าเรารู้ตำแหน่งของดาวเทียม และเรารู้ระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ เราจะสามารถหาตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณได้ เช่น ถ้าลองพิจารณาในระนาบ 2 มิติ แล้วรู้ตำแหน่งของดาวเทียม 2 จุด และระยะจากดาวเทียมทั้ง 2 ถึงตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ (x, y) เราสามารถวาดวงกลม 2 วง โดยมีตำแหน่งของเครื่องรับเป็นจุดศูนย์กลาง และวงกลมแต่ละวงมีรัศมีเท่ากับระยะทางจากดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกถึงเครื่องรับสัญญาณ วงกลมทั้ง 2 วงจะตัดกัน 2 จุด โดย 1 จุดเป็นตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ จะได้สมการอย่างง่ายและแสดงดังรูปที่ 2.18

$$\begin{aligned} \text{ระยะจากจุดที่ 1 } (X_1, Y_1) & \quad D_1 = \sqrt{(X_1 - x)^2 + (Y_1 - y)^2} \\ \text{ระยะจากจุดที่ 2 } (X_2, Y_2) & \quad D_2 = \sqrt{(X_2 - x)^2 + (Y_2 - y)^2} \end{aligned}$$



รูปที่ 2.18 การหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมกับตำแหน่งของเครื่องรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถ้าเป็นระนาบ 3 มิติก็สามารถทำได้ในลักษณะเดียวกัน โดยมีจุดที่กำหนดให้ 3 จุด ในทำนองเดียวกันจะได้สมการอย่างง่ายดังนี้

$$\text{ระยะจากจุดที่ 1} \quad D_1 = \sqrt{(X_1 - x)^2 + (Y_1 - y)^2 + (Z_1 - z)^2}$$

$$\text{ระยะจากจุดที่ 2} \quad D_2 = \sqrt{(X_2 - x)^2 + (Y_2 - y)^2 + (Z_2 - z)^2}$$

$$\text{ระยะจากจุดที่ 3} \quad D_3 = \sqrt{(X_3 - x)^2 + (Y_3 - y)^2 + (Z_3 - z)^2}$$

สำหรับระยะทางนั้น เครื่องรับสัญญาณ GPS สามารถคำนวณโดยการจับเวลาที่สัญญาณเดินทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ แล้วคูณด้วยความเร็วแสง ก็จะได้ระยะ วนเสี้ยวเวลา (epoch) ที่ดาวเทียมห่างจากเครื่องรับ อย่างไรก็ตาม เนื่องจากคลื่นเดินทางด้วยความเร็วแสง และนาฬิกาที่จับเวลาที่เครื่องรับมีคุณภาพเหมือนนาฬิกาควอตซ์ทั่วไป ความผิดพลาดจากการจับเวลา (dt) แม้เพียงเล็กน้อยก็ทำให้ระยะผิดไปมาก ความผิดพลาดดังกล่าวจึงนับเป็นตัวแปรสำคัญในการคำนวณตำแหน่ง ด้วยเหตุนี้ การหาค่าตำแหน่งจึงมีตัวแปรพื้นฐานที่สำคัญรวม 4 ตัวแปร ได้แก่ ตำแหน่งที่ต้องการหาใน 3 มิติ (x, y, z) และความผิดพลาดอันเนื่องมาจากนาฬิกาที่ใช้ ทำให้เราต้องการดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง เพื่อสร้าง 4 สมการ ในการแก้ตัวแปรทั้ง 4 สมการอย่างง่าย จึงกลายเป็น

$$\text{ระยะจากจุดที่ 1} \quad D_1 = \sqrt{(X_1 - x)^2 + (Y_1 - y)^2 + (Z_1 - z)^2} + cdt$$

$$\text{ระยะจากจุดที่ 2} \quad D_2 = \sqrt{(X_2 - x)^2 + (Y_2 - y)^2 + (Z_2 - z)^2} + cdt$$

$$\text{ระยะจากจุดที่ 3} \quad D_3 = \sqrt{(X_3 - x)^2 + (Y_3 - y)^2 + (Z_3 - z)^2} + cdt$$

$$\text{ระยะจากจุดที่ 4} \quad D_4 = \sqrt{(X_4 - x)^2 + (Y_4 - y)^2 + (Z_4 - z)^2} + cdt$$

เมื่อ c เป็นความเร็วแสง

ในกรณีที่มีจำนวนดาวเทียมมากกว่านี้ ก็จะมีจำนวนสมการมากขึ้น เท่ากับจำนวนดาวเทียมสังเกตการณ์ ซึ่งจะทำให้การระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณแม่นยำมากขึ้น

2.8.4.3 NMEA [20]

NMEA ย่อมาจาก Nation Maritime Electronics Association ซึ่งเป็นสมาคมที่มุ่งเน้นศึกษาและพัฒนาอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อการเชื่อมต่อและทำงานร่วมกัน

ของอุปกรณ์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้เมื่อเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันต้องสามารถเข้าใจกันได้ หรือสื่อสารโดยใช้ภาษาเดียวกัน NMEA จึงพัฒนามาตรฐานในการสื่อสารข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ดังกล่าว เรียกว่า NMEA Standard ซึ่งระบุข้อมูลการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าและรูปแบบของข้อมูล

มาตรฐาน NMEA-0183 ใช้อักษรเป็น ASCII Text โดยข้อมูลจะถูกส่งในรูปของประโยค (Sentences) ซึ่งรูปแบบประโยค NMEA (NMEA Sentence) แบ่งได้ดังนี้

1) GGA (Global Positioning System Fix Data) เป็นรูปแบบที่แสดงข้อมูลของ GPS ซึ่งเพียงพอที่จะแสดงพิกัดได้ในระนาบ 3 มิติ โดยดาวเทียมที่รับได้ต้องมากถึง 4 ดวงขึ้นไป ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน GGA Protocol แสดงดังตารางที่ 2.12

ตัวอย่าง \$GPGGA,064951.000,2307.1256,N,12016.4438,E,1,8,0.95,39.9,M,17.8,M,,*65

ตารางที่ 2.12 คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPGGA	GGA Protocol Header
UTC Time	064951.000	hhmmss.sss (06:49:51)
Latitude	2307.1256	ddmm.mmmmm (23 องศา 07.1256 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้
Longitude	12016.4438	dddmm.mmmmm (120 องศา 16.4438 ลิปดา)
E/W Indicator	E	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Position Fix Indicator	1	0 = Fix not available 1 = GPS fix 2 = Differential GPS fix
Satellites used	8	จำนวนดาวเทียมที่ใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.12 คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol (ต่อ)

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
HDOP	0.95	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของตำแหน่งดาวเทียมทางราบ
MSL Altitude	39.9	ความสูงจากระดับน้ำทะเลเฉลี่ย
	M	หน่วยเมตร
Geoid Separation	17.8	ระยะ Geoid
Units	M	หน่วยเมตร
Age of Diff. Corr.		ไม่มีข้อมูลหมายถึงไม่ได้ใช้งาน DGPS
Checksum	*65	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

2) GSA (Satellite Status) เป็นรูปแบบที่แสดงรายละเอียดของข้อมูล Fix, จำนวนดาวเทียมที่ใช้งานได้ รวมถึงค่าความคลาดเคลื่อน DOP (dilution of precision) ซึ่งตัวเลขน้อยๆจะเป็นค่าที่ดีมีความถูกต้องสูง ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน GSA Protocol แสดงดังตารางที่ 2.13

ตัวอย่าง \$GPGSA,A,3,29,21,26,15,18,09,06,10,,,,,2.32,0.95,2.11*00

ตารางที่ 2.13 คำอธิบายประโยคใน GSA Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPGSA	GSA Protocol Header
Mode 1	A	M = Manual – เลือกการทำงานในโหมด ระนาบ 2 มิติ หรือระนาบ 3 มิติ A = 2D automatic – ปรับการทำงานใน โหมดระนาบ 2 มิติ หรือระนาบ 3 มิติ อัตโนมัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.13 คำอธิบายประโยคใน GSA Protocol (ต่อ)

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Mode 2	3	1 = Fix not available 2 = ระบุ 2 มิติ (ใช้ดาวเทียมน้อยกว่า 4 ดวง) 3 = ระบุ 3 มิติ (ใช้ดาวเทียมตั้งแต่ 4 ดวงขึ้นไป)
Satellite Used	29	ดาวเทียมบนช่องสัญญาณที่ 1
Satellite Used	21	ดาวเทียมบนช่องสัญญาณที่ 2
Satellite Used	26	ดาวเทียมบนช่องสัญญาณที่ 3
Satellite Used	15	ดาวเทียมบนช่องสัญญาณที่ 4
....
Satellite Used		ดาวเทียมบนช่องสัญญาณที่ 12
PDOP	2.32	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของตำแหน่งดาวเทียมใน 3 มิติ = 2.32
HDOP	0.95	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของตำแหน่งดาวเทียมทางราบ = 0.95
VDOP	2.11	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของตำแหน่งดาวเทียมทางตั้ง = 2.11
Checksum	*00	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3) GSV (Satellite in View) เป็นรูปแบบที่แสดงรายละเอียดของ ดาวเทียมระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกแต่ละดวง เช่น มุมกวาด, มุมเงย รวมถึง SNR (Signal to Noise Ratio) ซึ่งเทียบได้กับความแรงของสัญญาณ โดยที่ SNR มีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 99 ค่า SNR มากเป็นค่าที่ดี ในบางขณะเครื่องรับระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกอาจจะรับสัญญาณได้เต็มที่ทั้งหมด 12 ดวง การส่งประโยคจะมากไปถ้าต้องแสดงในบรรทัดเดียว สมาคม NMEA จึงออกแบบให้รูปแบบ GSV สามารถแสดงข้อมูลดาวเทียมได้เต็มที่ประโยคหรือบรรทัดละ 4 ดวงเท่านั้น ดังนั้นถ้ารับสัญญาณดาวเทียมได้ทั้ง 12 ดวงจะได้รับประโยคทั้งหมด 3 บรรทัด ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน GSA Protocol แสดงดังตารางที่ 2.14

ตัวอย่าง \$GPGSV,2,1,09,29,36,029,42,21,46,314,43,26,44,020,43,15,21,321,39*7D

ตารางที่ 2.14 คำอธิบายในประโยค GSV Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPGSV	GSV Protocol Header
Number of messages	2	จำนวนประโยคทั้งหมด 2 ประโยค (1 ประโยคส่งข้อมูลของดาวเทียมได้สูงสุด 4 ดวง)
Message number 1	1	ประโยคที่ 1
Satellites in View	09	จำนวนดาวเทียมที่ตรวจจับได้ทั้งหมด
Satellite ID	29	ID ดาวเทียมดวงที่ 1
Elevation	36	มุมเงย 36 องศา
Azimuth	029	มุมกวาด 29 องศา
SNR (C/N ₀)	42	SNR = 42 dBHz
Satellite ID	21	ID ดาวเทียมดวงที่ 2
Elevation	46	มุมเงย 46 องศา
Azimuth	314	มุมกวาด 314 องศา
SNR (C/N ₀)	43	SNR = 43 dBHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.14 คำอธิบายในประโยค GSV Protocol (ต่อ)

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Satellite ID	26	ID ดาวเทียมดวงที่ 3
Elevation	44	มุมเงย 44 องศา
Azimuth	020	มุมกวาด 20 องศา
SNR (C/N ₀)	43	SNR = 43 dBHz
Satellite ID	15	ID ดาวเทียมดวงที่ 4
Elevation	21	มุมเงย 21 องศา
Azimuth	321	มุมกวาด 321 องศา
SNR (C/N ₀)	39	SNR = 39 dBHz
Checksum	*7D	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

4) RMC (Recommended Minimum Navigation Information) เป็นรูปแบบที่แสดงรายละเอียดของระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกเรื่องความเร็ว (Speed) ค่าพิกัดตำแหน่ง เวลา ตลอดจนทิศทางการเคลื่อนที่ ตัวอย่างและคำอธิบายประโยคใน GSA Protocol แสดงดังตารางที่ 2.15

ตัวอย่าง \$GPRMC,064951.000,A,2307.1256,N,12016.4438,E,0.03,165.48,260406,3.05,W,A*2C

2.8.5 กล้องถ่ายภาพ

กล้องถ่ายภาพ LinkSprite JPEG Camera Serial UART Interface with Built-in Infrared ใช้การควบคุมผ่านทาง UART (TTL) โดยกล้องจะมีเซ็นเซอร์รับแสงสำหรับใช้ในการปรับโหมดอินฟราเรดอัตโนมัติ ทำให้กล้องสามารถถ่ายในที่มืดได้ ความละเอียดสูงสุด VGA (640x480) กล้องถ่ายภาพ LinkSprite แสดงดังรูปที่ 2.19 และคุณลักษณะเด่นสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 2.16

ตารางที่ 2.15 คำอธิบายในประโยค RMC Protocol

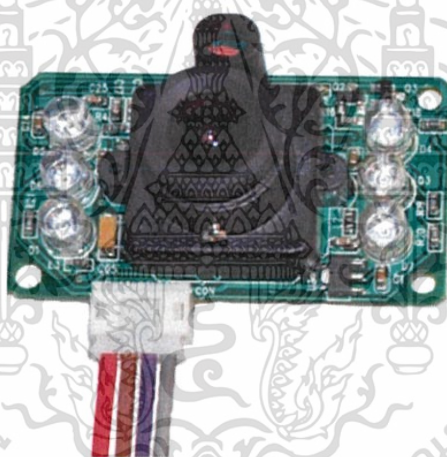
ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPRMC	RMC Protocol Header
UTC Time	064951.000	hhmmss.sss (06:49:51)
Status	A	A = data valid , V = data invalid
Latitude	2307.1256	ddmm.mmmm (23 องศา 07.1256 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้
Longitude	12016.4438	dddmm.mmmm (120 องศา 16.4438 ลิปดา)
E/W Indicator	E	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Speed over ground	0.03	ความเร็ว 0.03 knots
Course over ground	165.48	165.48 องศาเหนือพื้นดิน
Date	260406	ddmmyy (วันที่ 26 เดือน 4 ปี 2006)
Magnetic Variation	3.05, W	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Mode	A	A = autonomous mode D = Differential mode E = Estimated mode
Checksum	*2C	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

การเชื่อมต่อกล้องถ่ายภาพ มีทั้งหมด 4 ขา ได้แก่ ขา RX (TTL) ใช้ในการเชื่อมต่อกับฝั่งส่ง ขา TX (TTL) ใช้ในการเชื่อมต่อกับฝั่งรับ ขา GND เป็นกราวด์ของกล้องถ่ายภาพ และ 5 VDC เป็นไฟเลี้ยงสำหรับกล้องถ่ายภาพ คำสั่งที่ใช้ในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ LinkSprite มีทั้งหมด 7 คำสั่ง ดังนี้ คำสั่งรีเซ็ต (Reset) คำสั่งถ่ายภาพ คำสั่งอ่านขนาดไฟล์ภาพ คำสั่งอ่านข้อมูลภาพ คำสั่งหยุดถ่ายภาพ คำสั่งตั้งค่าขนาดของภาพถ่าย และการตั้งค่า Baud rate แสดงได้ดังตารางที่ 2.18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.16 คุณสมบัติเด่นของกล้องถ่ายภาพ LinkSprite

รายละเอียด	Arduino Mega 2560
ความละเอียดของภาพ	VGA(640x480), QVGA(320x240) and 160x120
แรงดันไฟฟ้าอินพุต (Input Voltage)	3.3-5 V
Baud Rate	9600, 19200, 38400, 57600 and 115200 bps
การใช้กระแสไฟฟ้า (Current Consumption)	80-100 mA (200 mA เมื่อใช้งานในโหมดอินฟราเรด)
EEPROM	4 KB
Clock Speed	16 MHz



รูปที่ 2.19 กล้องถ่ายภาพ LinkSprite

ตารางที่ 2.17 คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ [22]

คำสั่ง (HEX)	การตอบกลับ (HEX)
1. คำสั่งรีเซ็ต 56 00 26 00	76 00 26 00
2. คำสั่งถ่ายภาพ 56 00 36 01 00	76 00 36 00 00

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.17 คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ (ต่อ) [22]

คำสั่ง (HEX)		การตอบกลับ (HEX)
3. คำสั่งอ่านขนาดไฟล์ภาพ 56 00 34 01 00		76 00 34 00 04 00 00 XH XL XH และ XL คือขนาดของรูปภาพที่ถูกถ่ายได้ และ XL คือ LSB)
4. คำสั่งอ่านข้อมูลภาพ 56 00 32 0C 00 0A 00 00 MH ML 00 00 KH KL XX XX MH และ ML คือ แอดเดรสเริ่มต้นที่ต้องการ อ่านข้อมูล KH และ KL คือ ความยาวของรูปภาพที่ ต้องการอ่านข้อมูล		76 00 32 00 00 DATA 76 00 32 00 00 DATA คือ ข้อมูลรูปภาพ โดยมีขนาดเท่ากับการ ตั้งค่าของ KH และ KL
5. คำสั่งหยุดถ่ายภาพ 56 00 36 01 03		76 00 36 00 00
6. คำสั่งตั้งค่าขนาดของภาพถ่าย		76 00 31 00 00
ขนาด	คำสั่ง (HEX)	
640x480	56 00 31 05 04 01 00 19 00	
320x240	56 00 31 05 04 01 00 19 11	
160x120	56 00 31 05 04 01 00 19 22	
7. การตั้งค่า Baud rate		76 00 24 00 00
Baud rate	คำสั่ง (HEX)	
9600	56 00 24 03 01 AE C8	
19200	56 00 24 03 01 56 E4	
38400	56 00 24 03 01 2A F2	
57600	56 00 24 03 01 1C 4C	
115200	56 00 24 03 01 0D A6	

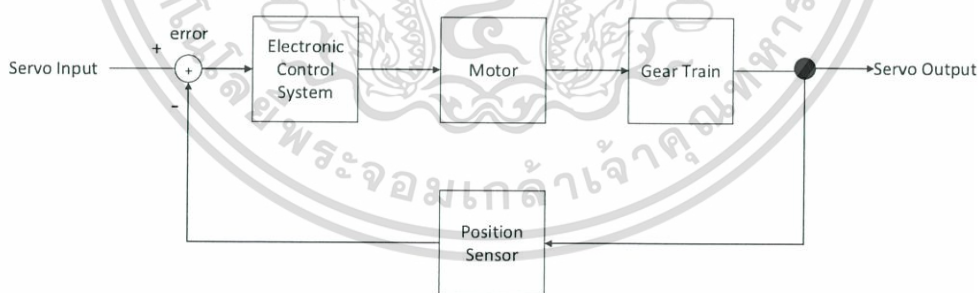
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.8.6 เซอร์โวมอเตอร์ [23]

เซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro micro Servo motor SG90 เป็นมอเตอร์อีกชนิดที่นิยมใช้กันมาก ในงานไฟฟ้า เมคาทรอนิกส์ หุ่นยนต์ เป็นต้น ซึ่งเป็นมอเตอร์ที่เราสามารถสั่งการหรือตั้งค่าเพื่อควบคุมให้มอเตอร์หมุนไปยังตำแหน่งองศาที่สั่งการได้เองอย่างถูกต้อง โดยใช้การควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback Control) ซึ่งเป็นระบบควบคุมที่มีการวัดค่าเอาต์พุทของระบบนำมาเปรียบเทียบกับค่าอินพุทเพื่อควบคุม และปรับแต่งให้ค่าเอาต์พุทของระบบมีค่าเท่ากับหรือใกล้เคียงกับค่าอินพุท

ส่วนประกอบภายในของเซอร์โวมอเตอร์ประกอบด้วย มอเตอร์ ชุดเกียร์ทดแรง เซนเซอร์ตรวจจับตำแหน่งเพื่อหาค่าองศาในการหมุน และส่วนควบคุมและประมวลผล

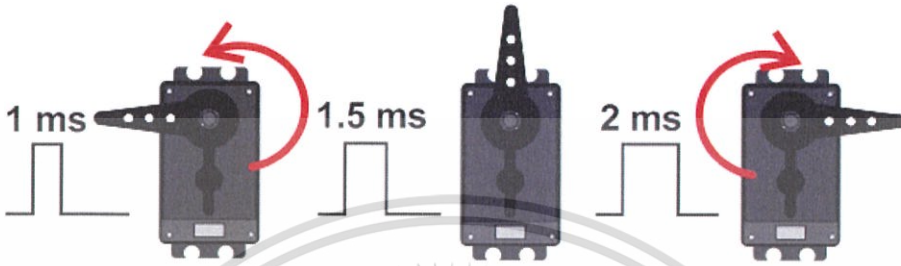
หลักการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์มีขั้นตอนดังนี้ เมื่อมีการส่งสัญญาณพัลส์เข้ามายังเซอร์โวมอเตอร์ในส่วนของวงจรควบคุมจะทำการอ่านค่าและประมวลผลค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ส่งเข้ามาเพื่อแปลค่าเป็นตำแหน่งองศาที่ต้องการให้มอเตอร์หมุนเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งนั้น แล้วส่งสัญญาณควบคุมให้มอเตอร์หมุนไปยังตำแหน่งที่ต้องการโดยมีเซนเซอร์ตรวจจับตำแหน่งเป็นตัววัดค่ามุมที่มอเตอร์กำลังหมุนเป็นค่าป้อนกลับมาให้วงจรควบคุมเปรียบเทียบกับค่าอินพุทเพื่อควบคุมให้ได้ตำแหน่งที่ต้องการอย่างถูกต้องแม่นยำสามารถแสดงบล็อกไดอะแกรมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ [24] ได้ดังรูปที่ 2.20



รูปที่ 2.20 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์

มุม หรือ องศาการหมุนของมอเตอร์จะขึ้นอยู่กับความกว้างของพัลส์ โดยส่วนมากความกว้างของพัลส์ที่ใช้ในเซอร์โวมอเตอร์จะอยู่ในช่วง 1-2 ms หากกำหนดความกว้างของสัญญาณพัลส์ไว้ที่ 1 ms เซอร์โวมอเตอร์จะหมุนไปทางตำแหน่งซ้ายสุด ในทางกลับกันถ้ากำหนด

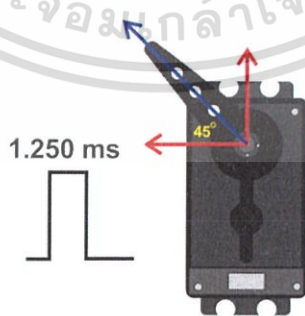
ความกว้างของสัญญาณพัลส์ไว้ที่ 2 ms เซอร์โวมอเตอร์จะหมุนไปยังตำแหน่งขวาสุด แต่ถ้ากำหนดความกว้างของสัญญาณพัลส์ไว้ที่ 1.5 ms เซอร์โวมอเตอร์จะหมุนมาอยู่ที่ตำแหน่งตรงกลางพอดี ดังรูปที่ 2.21



รูปที่ 2.21 ความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่มีผลต่อตำแหน่งการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์

ดังนั้นจึงสามารถกำหนดองศาการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์ได้โดยการเทียบค่า กล่าวคือ ที่ 0 องศาใช้ความกว้างของสัญญาณพัลส์เท่ากับ 1000 μ s ในขณะที่ 180 องศาใช้ความกว้างของสัญญาณพัลส์เท่ากับ 2000 μ s เพราะฉะนั้นค่าที่เปลี่ยนไป 1 องศาจะใช้ความกว้างของสัญญาณพัลส์ต่างกันเท่ากับ 5.55 μ s ซึ่งสามารถหาได้จาก $(2000-1000)/180 \mu$ s

จากการหาค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่เปลี่ยนมุมไป 1 องศาข้างต้น ถ้าต้องการกำหนดให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไปที่มุม 45 องศา จะสามารถหาค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ได้จาก $5.55 \times 45 = 249.75 \mu$ s แต่เนื่องจากที่มุม 0 องศาใช้ความกว้างของสัญญาณพัลส์เท่ากับ 1000 μ s เพราะฉะนั้นความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ใช้กำหนดให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไปที่ 45 องศา คือ $1000 + 249.75 = 1249.75 \mu$ s หรือประมาณ 1250 μ s แสดงดังรูปที่ 2.22



รูปที่ 2.22 ความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่มีผลต่อการหมุนเซอร์โวมอเตอร์ไปที่มุม 45 องศา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.8.6.1 คุณลักษณะเด่นของ Tower Pro micro Servo motor SG90

- Operating Voltage : 4.9 – 6 V

- ทอร์ค (Torque) : 1.6 kg/cm

- ความเร็ว : 0.12 วินาที/60 องศา

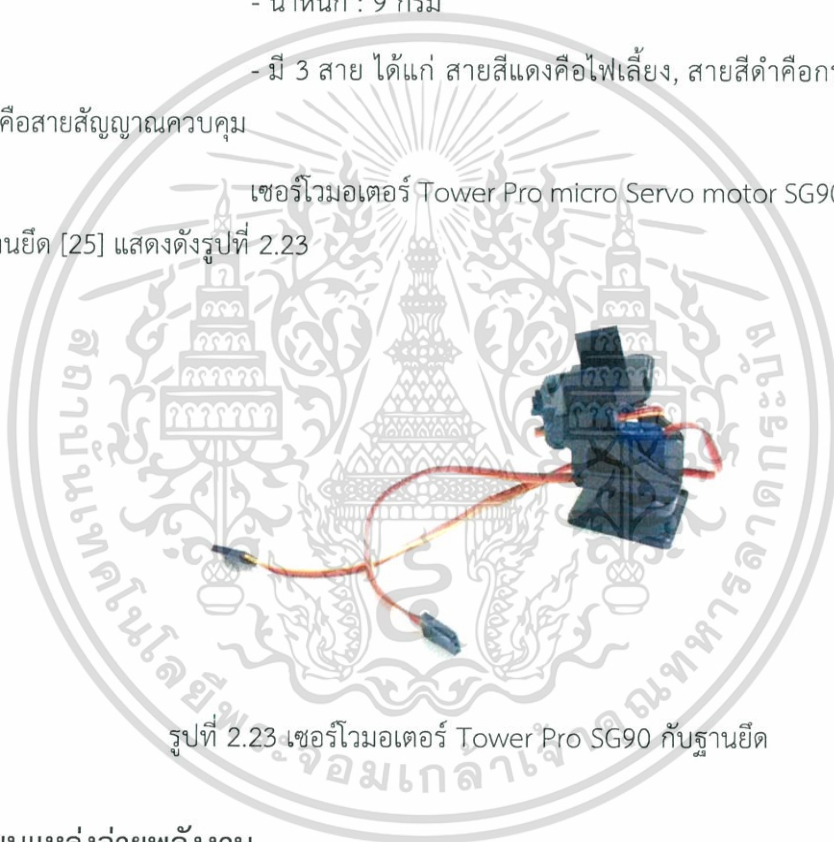
- ความกว้างของสัญญาณพัลส์ : 500-2400 μ s

- น้ำหนัก : 9 กรัม

- มี 3 สาย ได้แก่ สายสีแดงคือไฟเลี้ยง, สายสีดำคือกราวด์ และ

สายสีส้มคือสายสัญญาณควบคุม

เซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro micro Servo motor SG90 ประกอบ
เข้ากับฐานยึด [25] แสดงดังรูปที่ 2.23



รูปที่ 2.23 เซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro SG90 กับฐานยึด

2.9 ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน

ดาวเทียมได้รับพลังงานมาจากแผงรับพลังงานแสงอาทิตย์เพื่อนำไปใช้ในระบบสื่อสารของดาวเทียม โดยในต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลใช้แผงโซลาร์เซลล์เป็นแหล่งพลังงานในการทดลองใช้บอลูนนำดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศและทำการยึดให้ดาวเทียมลอยค้างอยู่ในอากาศโดยแบตเตอรี่ที่ใช้สามารถชาร์จได้ โดยมีแผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงานสำหรับชาร์จแบตเตอรี่ในเวลากลางวัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.9.1 เซลล์แสงอาทิตย์ (Solar Cell) [26]-[27]

เป็นสิ่งประดิษฐ์ทางอิเล็กทรอนิกส์ ที่สร้างขึ้นเพื่อเป็นอุปกรณ์สำหรับเปลี่ยนพลังงานแสงอาทิตย์ให้เป็นพลังงานไฟฟ้า โดยการนำสารกึ่งตัวนำ เช่น ซิลิกอน ซึ่งมีราคาถูกที่สุด และมีมากที่สุดบนพื้นโลกมาผ่านกระบวนการทางวิทยาศาสตร์เพื่อผลิตให้เป็นแผ่นบางบริสุทธิ์ และทันทีที่แสงตกกระทบบนแผ่นเซลล์ รังสีของแสงที่มีอนุภาคของพลังงานที่เรียกว่า โฟตอน (Photon) จะถ่ายเทพลังงานให้กับอิเล็กตรอน (Electron) ในสารกึ่งตัวนำจนมีพลังงานมากพอที่จะกระโดดออกมาจากแรงดึงดูดของอะตอม (atom) และเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระ ดังนั้นเมื่ออิเล็กตรอนเคลื่อนที่ครบวงจรจะทำให้เกิดไฟฟ้ากระแสตรงขึ้น เมื่อพิจารณาลักษณะการผลิตไฟฟ้าจากเซลล์แสงอาทิตย์พบว่า เซลล์แสงอาทิตย์จะมีประสิทธิภาพการผลิตไฟฟ้าสูงสุดในช่วงเวลากลางวัน ซึ่งสอดคล้องและเหมาะสมในการนำเซลล์แสงอาทิตย์มาใช้ผลิตไฟฟ้า เพื่อแก้ไขปัญหาการขาดแคลนพลังงานไฟฟ้าในช่วงเวลากลางวัน

เซลล์แสงอาทิตย์แบ่งออกเป็น 2 กลุ่มใหญ่ๆ คือ 1. กลุ่มเซลล์แสงอาทิตย์ที่ทำจากสารกึ่งตัวนำประเภทซิลิกอน โดยแบ่งตามลักษณะของผลึกที่เกิดขึ้น คือ แบบที่เป็นรูปผลึก และแบบที่ไม่เป็นรูปผลึก 2. กลุ่มเซลล์แสงอาทิตย์ที่ทำจากสารประกอบที่ไม่ใช่ซิลิกอน โดยที่เซลล์ประเภทนี้จะมีประสิทธิภาพสูงถึง 25% ขึ้นไป แต่มีราคาสูงมาก

เซลล์แสงอาทิตย์หนึ่งเซลล์จะผลิตแรงดันไฟฟ้าได้ต่ำมาก ดังนั้นในการใช้งานจึงต้องนำเซลล์มาต่อกันแบบอนุกรมเพื่อเพิ่มค่าแรงดันไฟฟ้าให้สูงขึ้น ซึ่งเซลล์ที่นำมาต่อกันในจำนวนและขนาดที่เหมาะสมเรียกว่า แผงเซลล์แสงอาทิตย์ (Solar Panel)

2.9.1.1 การผลิตไฟฟ้าด้วยแผงเซลล์แสงอาทิตย์สามารถแบ่งออกได้เป็น 3 ระบบ คือ

- 1) ระบบผลิตกระแสไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์แบบอิสระ (PV stand alone system) เป็นระบบผลิตไฟฟ้าสำหรับใช้งานในพื้นที่ที่ไม่มีระบบสายส่งไฟฟ้า โดยมีหลักการทำงานแบ่งได้เป็น 2 ช่วงเวลา กล่าวคือ ช่วงเวลากลางวัน เซลล์แสงอาทิตย์ได้รับแสงแดดสามารถผลิตไฟฟ้าจ่ายให้แก่โหลดพร้อมทั้งประจุพลังงานไฟฟ้าส่วนเกินไว้ในแบตเตอรี่พร้อมๆ กัน ส่วนในช่วงกลางคืน เซลล์แสงอาทิตย์ไม่ได้รับแสงแดดจึงไม่สามารถผลิตไฟฟ้าได้ ดังนั้น พลังงานจากแบตเตอรี่ที่เก็บประจุไว้ในช่วงกลางวันจะถูกจ่ายให้แก่โหลด จึงสามารถกล่าวได้ว่า ระบบผลิตไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์แบบอิสระสามารถจ่ายกระแสไฟฟ้าให้โหลดได้ทั้งกลางวันและกลางคืน

2) ระบบผลิตกระแสไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์แบบต่อกับระบบจ่าย (PV grid connected system) เป็นระบบผลิตไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์ที่ถูกออกแบบสำหรับผลิตไฟฟ้าผ่านอุปกรณ์เปลี่ยนระบบไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไฟฟ้ากระแสสลับเข้าสู่ระบบจ่ายไฟฟ้าโดยตรง มีหลักการทำงานแบ่งเป็น 2 ช่วง กล่าวคือ ในช่วงเวลากลางวัน เซลล์แสงอาทิตย์ได้รับแสงแดดสามารถผลิตไฟฟ้าจ่ายให้แก่โหลดได้โดยตรง โดยผ่านอุปกรณ์เปลี่ยนระบบไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไฟฟ้ากระแสสลับ และหากมีพลังงานไฟฟ้าส่วนที่เกินจะถูกจ่ายเข้าระบบจ่ายไฟฟ้าสังเกตได้เนื่องจากมิเตอร์วัดพลังงานไฟฟ้าจะหมุนกลับทาง ส่วนในช่วงกลางคืนเซลล์แสงอาทิตย์ไม่สามารถผลิตไฟฟ้าได้ กระแสไฟฟ้าจากระบบจ่ายไฟฟ้าจะจ่ายให้แก่โหลดโดยตรง สังเกตได้จากมิเตอร์วัดพลังงานไฟฟ้าจะหมุนปกติ ดังนั้น ระบบผลิตไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์แบบต่อกับระบบจ่ายจะเป็นการใช้งานเซลล์แสงอาทิตย์ผลิตไฟฟ้าในเขตเมืองหรือพื้นที่ที่มีระบบจ่ายไฟฟ้าเข้าถึง

3) ระบบผลิตกระแสไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์แบบผสมผสาน (PV hybrid system) เป็นระบบผลิตไฟฟ้าด้วยเซลล์แสงอาทิตย์ที่ถูกออกแบบสำหรับทำงานร่วมกับอุปกรณ์ผลิตไฟฟ้าอื่นๆ เช่น ระบบเซลล์แสงอาทิตย์กับพลังงานลมและเครื่องยนต์ดีเซล ระบบเซลล์แสงอาทิตย์กับพลังงานลมและไฟฟ้าพลังน้ำ เป็นต้น

2.9.2 วงจรควบคุมการชาร์จ

วงจรควบคุมการชาร์จเป็นอุปกรณ์ที่ทำหน้าที่ชาร์จประจุไฟฟ้าที่ได้รับจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์มาประจุให้กับแบตเตอรี่ ซึ่งการประจุนั้นจะต้องไม่ให้เกิดการประจุมากเกินไป (Over charge) โดยจะมีผลทำให้แบตเตอรี่ร้อนจัดและเสื่อมสภาพเร็ว เมื่อแบตเตอรี่มีประจุเต็มก็จะตัดการชาร์จทันที กระแสไฟฟ้าที่ชาร์จแบตเตอรี่เป็นไฟฟ้ากระแสตรงที่มีรูปสัญญาณเป็นพัลส์ (Pulse) เนื่องจากมีค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องในกระบวนการชาร์จแบตเตอรี่ได้แก่ อุณหภูมิของแบตเตอรี่ ความไม่คงที่ของกระแส ไฟฟ้าจากแหล่งจ่ายที่ป้อนให้โดยเฉพาะจากแหล่งพลังงานทดแทน เช่น แผงโซลาร์เซลล์ เป็นต้น จึงต้องใช้อุปกรณ์ประมวลผลมาทำการประมวลผลและควบคุมการทำงานวงจรชาร์จประจุ และใช้วงจร PWM (Pulse Width Modulation) มาสร้างรูปสัญญาณไฟฟ้า เพื่อให้การประจุแบตเตอรี่ได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด

2.9.2.1 ชนิดของวงจรควบคุมการชาร์จ

วงจรควบคุมการชาร์จมีการควบคุมสวิตช์ได้ 2 แบบด้วยกัน คือ แบบเปิด-ปิด (On-Off) ที่จะทำหน้าที่เป็นสวิตช์เปิดและปิดธรรมดาเท่านั้น และแบบ PWM

(Pulse Width Modulation) ที่ช่วยให้การประจุแบตเตอรี่มีประสิทธิภาพสูงและยืดอายุการใช้งานของแบตเตอรี่ ซึ่งการควบคุมสวิตช์แบบ PWM มีข้อดีมากกว่าการควบคุมสวิตช์แบบ On-Off

2.9.2.2 วงจรชาร์จไฟแบบ PWM

PWM เป็นวงจรชาร์จไฟที่มีประสิทธิภาพ ทำหน้าที่เป็นสวิตช์ในวงจรชาร์จไฟ กระแสจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์โดยจะขึ้นอยู่กับแบตเตอรี่ กล่าวคือเมื่อแบตเตอรี่มีค่าที่ต่ำกว่าค่าที่กำหนดจะต้องชาร์จไฟให้แบตเตอรี่อีกครั้ง เมื่อแบตเตอรี่ถูกชาร์จจนถึงค่าที่กำหนดแล้ว การทำงานของวงจรชาร์จ PWM จะเริ่มทำการลดกระแสลงอย่างช้าๆ เพื่อที่จะทำให้หลีกเลี่ยงการเกิดความร้อนในแบตเตอรี่ เมื่อชาร์จไฟจนเต็มแล้วระบบจะตัดการจ่ายไฟ ข้อดีของวงจรชาร์จแบบ PWM คือ มีประสิทธิภาพในการชาร์จสูง แบตเตอรี่ที่ถูกชาร์จสามารถใช้งานได้ยาวนาน และสามารถลดประจุไฟที่ชาร์จในแบตเตอรี่ลงได้ เมื่อได้รับไฟเกินขนาด

2.10 ระบบกู้คืนโดยใช้ร่มชูชีพ [28]

โดยปกติแล้วดาวเทียมที่ปล่อยขึ้นสู่อวกาศจะไม่เดินทางกลับมายังโลกอีก แต่ในปฏิญญาพันธันมีการออกแบบดาวเทียม CANSAT ให้มีระบบกู้คืนดาวเทียมซึ่งใช้ร่มชูชีพในการกู้คืน เพื่อให้สามารถนำกลับมาใช้งานได้อีกครั้ง

หลังจากทำการปล่อยดาวเทียม CANSAT ที่ความสูงประมาณ 60 เมตร จะต้องมีการอุปกรณ์ที่ช่วยทำให้ความเร็วของดาวเทียม CANSAT ในขณะที่กำลังตกลงมาสู่พื้นลดลง ไม่เช่นนั้นบริเวณพื้นผิวของ CANSAT อาจจะถูกเผาไหม้หรือโดนกระแทกได้ ร่มชูชีพจึงเป็นตัวช่วยในการทำให้ CANSAT อยู่ในตำแหน่งที่ถูกต้อง ร่มชูชีพเป็นสิ่งจำเป็นอย่างยิ่ง เพราะจะช่วยรักษาสายอากาศของดาวเทียม CANSAT ไม่ให้เกิดความเสียหายมาก โดยรับข้อมูลให้มีประสิทธิภาพมากที่สุด นี่จึงเป็นเหตุผลสำคัญที่ทำให้การออกแบบและสร้างร่มชูชีพต้องทำอย่างมีประสิทธิภาพ

2.10.1 ชนิดของร่มชูชีพ [29]

1) ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical

ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical เป็นรูปแบบของร่มชูชีพที่พบเห็นบ่อย แม้ว่าการสร้างร่มชูชีพแบบนี้จะไม่ยากนัก แต่มันก็เป็นเรื่องยากที่จะทำให้ได้รูปแบบที่ถูกต้อง มีค่าสัมประสิทธิ์ (C_D) เท่ากับ 1.5 แสดงดังรูปที่ 2.24

2) ร่มชูชีพแบบ Cross

แทนที่จะออกแบบร่มชูชีพให้เป็น Semi Spherical สามารถที่จะเลือกออกแบบให้เป็นรูปแบบ Cross Shape ดังรูปที่ 2.25 ข้อดีของรูปแบบนี้คือง่ายต่อการทำ แต่ว่าการออกแบบร่มชูชีพรูปแบบนี้เหมาะกับดาวเทียมที่มีมวลมากกว่า 500 กรัม มีค่าสัมประสิทธิ์ (C_D) เท่ากับ 0.8



รูปที่ 2.25 ร่มชูชีพแบบ Cross

3) ร่มชูชีพแบบ Parapent

ร่มชูชีพอีกรูปแบบหนึ่งคือ Parapent มีลักษณะคล้ายกับปีกนก เพราะรูปร่างแบบนี้สามารถใช้บังคับทางเสือได้ การออกแบบ Parapent มีความซับซ้อนมากกว่ารูปแบบอื่น โดยค่าสัมประสิทธิ์ (C_D) ขึ้นอยู่กับการออกแบบ แสดงดังรูปที่ 2.26



รูปที่ 2.26 ร่มชูชีพแบบ Parapent

4) Flat Parachute Design

โดยปกติส่วนมากร่มชูชีพแบบ Flat Parachute ถูกออกแบบให้สามเหลี่ยมหลายรูปมาประกอบกันเป็นวงกลม โดยจะออกแบบสามเหลี่ยมให้แบ่งออกเป็น 6 ส่วน (hexagons) หรือ 8 ส่วน (octagons) และค่าสัมประสิทธิ์ (C_D) เท่ากับ 0.8 ดังรูปที่ 2.27



รูปที่ 2.7 รูปของ Flat Parachute Design

2.10.2 วัสดุในการทำร่มชูชีพ

ก่อนจะเริ่มสร้างร่มชูชีพ มีข้อสำคัญในการสร้างร่มชูชีพ คือ ควรคำนึงถึงความทนทานของร่มชูชีพเพื่อไม่ให้เกิดความเสียหายหลังจากปล่อยร่มชูชีพ ดังนั้นผ้าหรือเส้นใยที่ใช้จะต้องมีความแข็งแรง โดยส่วนมากแล้วจะใช้เชือกไนลอนและผ้า Ripstop ที่ใช้ในการทำวาว วัสดุเหล่านี้เหมาะสมในการทำร่มชูชีพ

2.10.3 ความเร็วในการเคลื่อนที่ของ CANSAT [28]

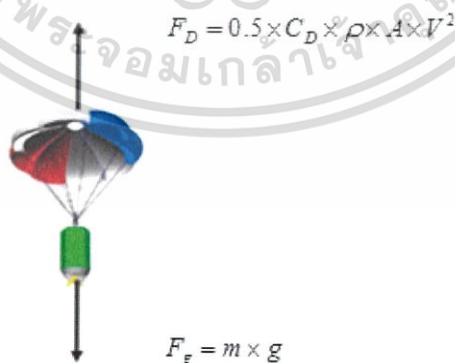
ก่อนที่จะเริ่มสร้างร่มชูชีพต้องคำนึงถึงขนาดของร่มชูชีพ โดยเฉพาะอย่างยิ่ง เราจะต้องคำนวณขนาดพื้นที่ผิวของร่มชูชีพเพื่อที่จะทำให้ได้ความเร็วในการปล่อย CANSAT ลงมาถึงพื้นได้อย่างปลอดภัยตรงตามที่ต้องการ

ความเร็วในการเคลื่อนที่ลงจะขึ้นอยู่กับขนาดของร่มชูชีพซึ่งจะทำให้วัตถุเคลื่อนที่ช้าหรือเร็ว ความเร็วในการเคลื่อนที่ลงมาหลังจากถูกปล่อยของ CANSAT นั้นมีความสำคัญมาก ถ้าความเร็วในการเคลื่อนที่ลงมาช้าเกินไป CANSAT อาจจะเคลื่อนที่ไกลออกจากจุดปล่อยเนื่องจากกระแสลม

ในการออกแบบร่มชูชีพ เราจะใช้สมการพื้นฐานทางฟิสิกส์ โดยใช้การคำนวณจากมวลของ CANSAT ความเร็วของ CANSAT ที่เคลื่อนที่ลงมา และแรงต้านที่เกิดจากร่มชูชีพเพื่อหาค่าพื้นที่ผิวของร่มชูชีพ หลังจากนั้นจึงเริ่มทำการสร้างร่มชูชีพ

ระหว่างการเคลื่อนที่ลงมาของ CANSAT จะมี 2 แรงที่กระทำกันบน CANSAT คือ Gravity Force (F_g) เป็นแรงที่เกิดจากความเร่งของแรงโน้มถ่วงของโลก และ Drag Force (F_D) เป็นแรงที่เกิดขึ้นบนร่มชูชีพเพื่อที่จะดึง CANSAT ให้อยู่ในทิศทางตรงข้ามและทำให้ความเร็วในการเคลื่อนที่ลงมาช้าลง ทั้ง 2 แรงที่กล่าวถึงแสดงให้เห็นดังรูปที่ 2.28

เมื่อ CANSAT ถูกปล่อยลงมา Gravity Force จะเป็นแรงที่ทำให้เกิดความเร่ง หลังจากนั้นไม่กี่วินาที Drag Force จากร่มชูชีพจะทำให้แรงทั้ง 2 เกิดสมดุลกัน จากจุดนี้ความเร่งจะเป็นศูนย์ และ CANSAT จะเคลื่อนที่ลงมาด้วยความเร็วคงที่



รูปที่ 2.28 แรงที่กระทำต่อ CANSAT

สมการ Gravity Force

$$F_g = m \cdot g \quad (2.26)$$

โดยที่

m คือ มวลของ CANSAT

g คือ ค่าความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลกมีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

สมการ Drag Force

$$F_D = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V^2 \quad (2.27)$$

โดยที่

A คือ ค่าพื้นที่ทั้งหมดของร่มชูชีพ (ไม่ใช่แค่พื้นที่หน้าตัด)

C_D คือ ค่าสัมประสิทธิ์ของร่มชูชีพในรูปแบบต่างๆ

ρ คือ ค่าความหนาแน่นของอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.225 kg/m^3

V คือ ค่าความเร็วในการเคลื่อนที่ลงของ CANSAT

บทที่ 3

การออกแบบและการจัดทำปฏิญญานิพนธ์

สำหรับปฏิญญานิพนธ์เล่มนี้แบ่งการออกแบบของต้นแบบจำลองดาวเทียมเป็น 3 ส่วน ดังนี้

- 1) ดาวเทียม CANSAT ซึ่งถูกสร้างขึ้นเพื่อส่งข้อมูลระยะไกลที่ความสูงโดยประมาณไม่เกิน 200 เมตร โดยใช้หน่วยประมวลผลกลางควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพื่อทำการเก็บข้อมูล แล้วทำการส่งข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดิน ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินจะรับข้อมูลจากดาวเทียมแล้วทำการแสดงผลข้อมูล
- 2) ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล จะทำการพัฒนาต่อยอดเพิ่มขึ้นจากดาวเทียม CANSAT โดยเพิ่มการวัดความชื้นอากาศ การถ่ายภาพพื้นดินและการควบคุมการปรับเปลี่ยนมุมกล้องของกล้องถ่ายภาพ ระบบแหล่งจ่ายพลังงานโดยการใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงาน และสามารถควบคุมการทำงานของดาวเทียมจากสถานีภาคพื้นดินได้
- 3) ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร จะทำการพัฒนาให้มีลักษณะเดียวกันกับดาวเทียมสื่อสารจริง โดยสามารถรับสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่งได้ ซึ่งในการส่งข้อมูลจะมีการเข้ารหัสลับเพื่อปกปิดความลับของข้อมูลก่อนส่ง และทำการถอดรหัสลับที่สถานีภาคพื้นดินปลายทาง และมีระบบแหล่งจ่ายพลังงานโดยการใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงาน

3.1 การออกแบบดาวเทียม CANSAT

3.1.1 โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT

การออกแบบโครงสร้างของดาวเทียม CANSAT วาดโดยใช้โปรแกรม VISIO เพื่อแสดงให้เห็นภาพรวมของโครงสร้าง ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.1 จะแบบโครงสร้างออกเป็น 3 ชั้น ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 1) ชั้นที่ 1 ประกอบด้วย เซนเซอร์เพย์โหลต ได้แก่ โมดูล GPS
- 2) ชั้นที่ 2 ประกอบด้วย เซนเซอร์เพย์โหลต ได้แก่ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับวัดค่าความเร่ง 3 แกน และเซนเซอร์ BMP 180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ
- 3) ชั้นที่ 3 ประกอบด้วย หน่วยประมวลผลกลาง ซึ่งใช้ Arduino Pro Mini

328

ในส่วนของระบบสื่อสาร ใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220 ซึ่งติดอยู่กับส่วนล่างของแกนกลางและติดกับแบตเตอรี่

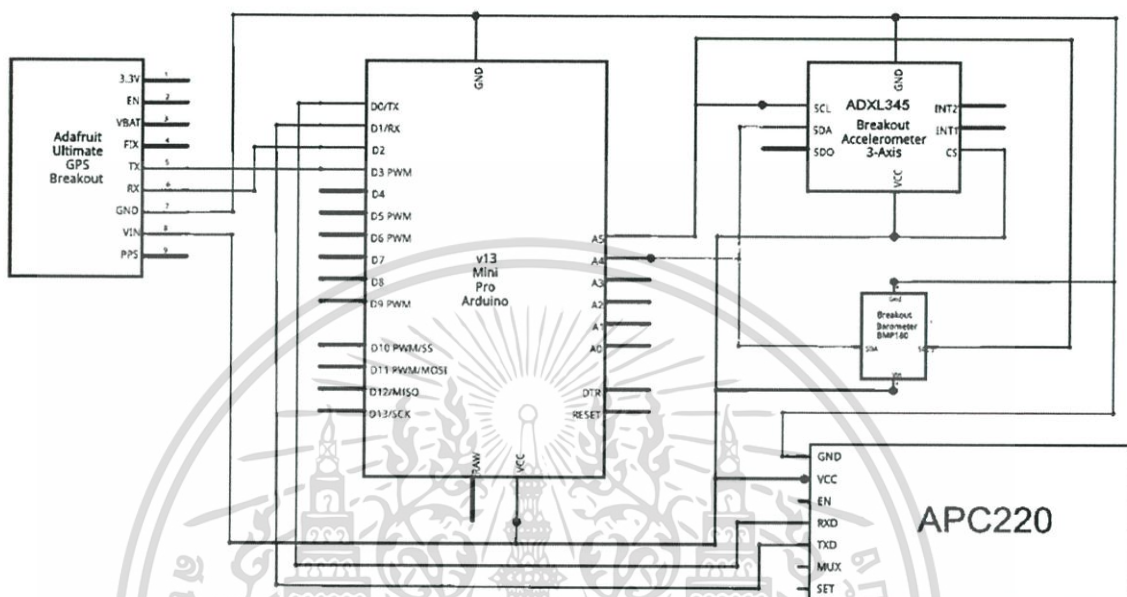


รูปที่ 3.1 โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT

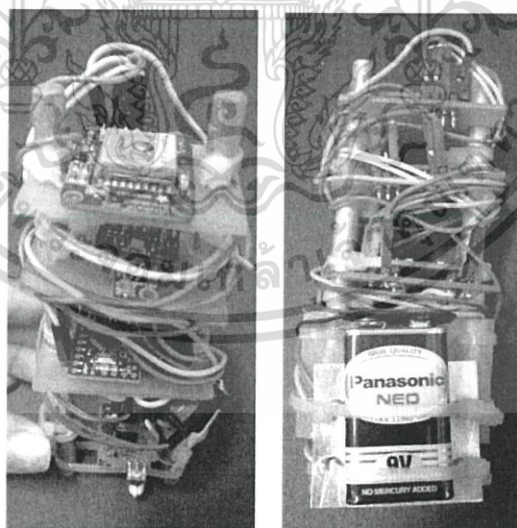
โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ซึ่งเรียงลำดับเป็นชั้น ในส่วนของลายวงจร จะแสดงให้เห็นการเชื่อมต่อของวงจรในแต่ละชั้น โดย Schematic ของวงจร แสดงดังรูปที่ 3.2

โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ที่สมบูรณ์แล้ว ประกอบไปด้วยหน่วยประมวลผลกลาง เซนเซอร์เพย์โหลต และระบบสื่อสาร โดยจะเรียงลำดับเป็นชั้นแสดงได้ดังรูปที่ 3.3 อยู่ในกระป๋องน้ำอัดลมที่นำมาทำเป็นโครงสร้างหลัก ซึ่งใช้กระป๋องน้ำอัดลมที่มีขนาด 325 มิลลิลิตร มีไม้อัดเส้นผ่านศูนย์กลางขนาด 0.3 มิลลิเมตร และมีความสูง 13.7 เซนติเมตร ทำหน้าที่

เป็นแกนหลักในการยึดติดองค์ประกอบต่างๆ ส่วนผาด้านบนและล่างใช้แผ่นอะลูมิเนียมในการขึ้นรูป แสดงได้ดังรูปที่ 3.4

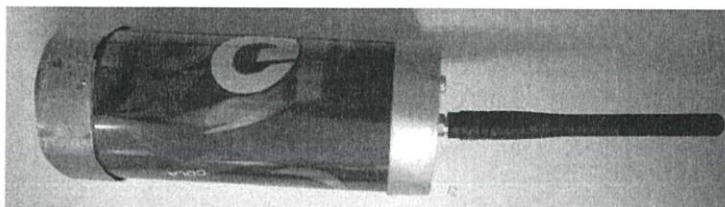


รูปที่ 3.2 Schematic โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT



รูปที่ 3.3 โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ในแต่ละชั้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.4 โครงสร้างของดาวเทียม CANSAT ที่บรรจุในกระป๋องน้ำอัดลม

3.1.2 การออกแบบระบบกู้คืน [28]-[30]

ระบบกู้คืนที่ใช้ในการออกแบบดาวเทียม CANSAT คือ ร่มชูชีพ ในการออกแบบร่มชูชีพมีองค์ประกอบที่สำคัญหลายอย่าง เช่น มวลของดาวเทียม CANSAT ค่าสัมประสิทธิ์ของร่มชูชีพในรูปแบบต่างๆ ค่าแรงโน้มถ่วงของโลก เป็นต้น

การออกแบบร่มชูชีพในปริณยานิพนธ์นี้ใช้ร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical Parachute Design เมื่อนำอุปกรณ์ที่เป็นส่วนประกอบของดาวเทียม CANSAT มาชั่งน้ำหนักจะได้ดังรูปที่ 3.5

จากการชั่งน้ำหนักดาวเทียม CANSAT ซึ่งประกอบด้วย บอร์ด Arduino Pro Mini 328 โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220 เซนเซอร์ ADXL345 เซนเซอร์ BMP180 โมดูล GPS แบตเตอรี่ โครงของดาวเทียม CANSAT และแกนกลางรวมทั้งหมดเป็นมวล 148.44 กรัม จึงประมาณมวลของดาวเทียม CANSAT ที่ใช้ในการคำนวณเป็น 150 กรัม



รูปที่ 3.5 มวลของอุปกรณ์ที่ใช้ในการทำดาวเทียม CANSAT

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการแรงเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก

$$F_g = m \times g \quad (3.1)$$

$$F_g = 0.15 \times 9.81$$

$$= 1.4715 \text{ N}$$

$$\approx 1.47 \text{ N}$$

m คือ มวลของดาวเทียมซึ่งมีค่าเท่ากับ 150 กรัม หรือ 0.15 กิโลกรัม

g คือ ค่าแรงโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

จากสมการแรงดึงของร่มชูชีพ [28]

$$F_D = 0.5 \times C_D \times \rho \times A \times V^2 \quad (3.2)$$

เนื่องจากต้องการให้ CANSAT เคลื่อนที่โดยไม่มีความเร็ว ตามกฎของนิวตัน

$$\sum F = ma \quad (3.3)$$

$$F_g - F_D = m(0)$$

$$F_g - F_D = 0$$

$$F_g = F_D$$

$$1.47 \text{ N} = 0.5 \times 1.5 \times 1.225 \times A \times 2.6^2 \text{ N}$$

$$A = \frac{1.47}{0.5 \times 1.5 \times 1.225 \times 6.76}$$

$$= 0.236 \text{ m}$$

$$\approx 0.24 \text{ m}$$

พื้นที่หน้าตัดของร่มชูชีพ $\approx 0.24 \text{ m}$

$$A = \pi r^2$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$r = \sqrt{\frac{A}{\pi}}$$

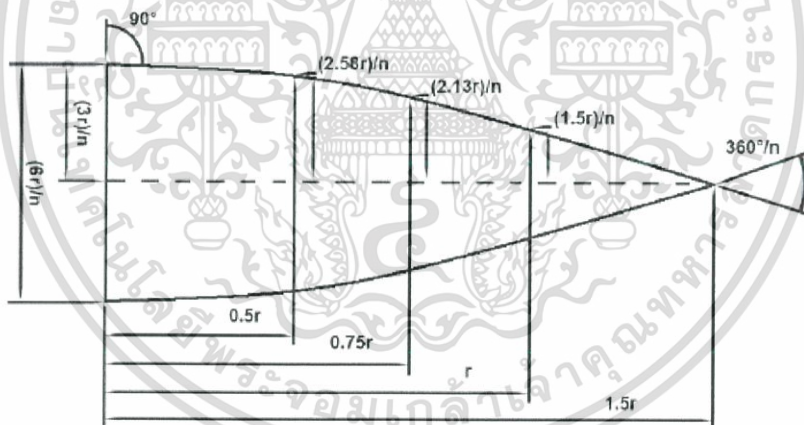
$$r = \sqrt{\frac{0.24}{\pi}}$$

$$r = 0.2764 \text{ m}$$

$$r = 0.28 \text{ m}$$

การกำหนดค่าความเร็วในการเคลื่อนที่ลงของดาวเทียม CANSAT จำเป็นต้องกำหนดให้มีค่าน้อยๆ เพื่อป้องกันไม่ให้เกิดความเสียหายกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ภายในดาวเทียม CANSAT จึงกำหนดให้ค่าความเร็วในการเคลื่อนที่ลง 2.6 m/s^2

จากการแทนค่าจะได้รัศมีของร่มชูชีพเท่ากับ 0.28 เมตร และค่าการแบ่งจำนวนของชิ้นส่วนร่มชูชีพ (n) เป็น 8 ส่วน รูปแบบของ Semi-Spherical Parachute Design แสดงดังรูปที่ 3.6



n stands for the number of needed parts
 r stands for the radius of the parachute.

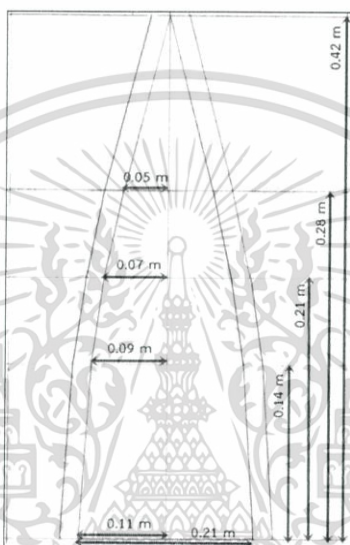
รูปที่ 3.6 Pattern ของร่มชูชีพแบบ Semi- Spherical

แทนค่ารัศมีที่ได้ตามส่วนต่างๆ ดังรูปที่ 3.6 เพื่อทำ Pattern สำหรับทำร่มชูชีพโดยค่า $n = 8$ และ $r = 0.28 \text{ m}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

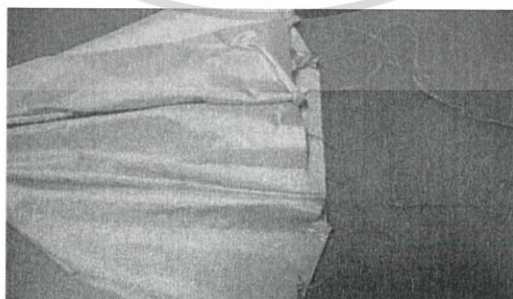
$$6r/n = 0.21 \text{ m}, 3r/n = 0.11 \text{ m}, 0.50r = 0.14 \text{ m}, 0.75r = 0.21 \text{ m}, 1.5r = 0.42 \text{ m}, 2.58r/n = 0.09 \text{ m}, 2.13r/n = 0.07 \text{ m}, 1.50r/n = 0.05 \text{ m}$$

เมื่อนำค่ารัศมีของร่มชูชีพ และค่าการแบ่งจำนวนของชั้นส่วนร่มชูชีพมาแทนค่า แล้วนำค่าที่ได้มาเขียนเป็นรูปแบบของ Semi-Spherical Parachute Design ได้ดังรูปที่ 3.7 ซึ่งใช้สำหรับเป็นแบบในการตัดผ้าเพื่อทำเป็นร่มชูชีพ



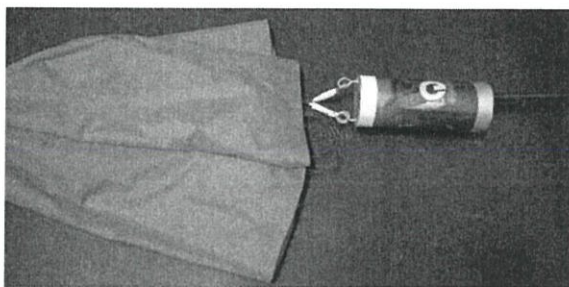
รูปที่ 3.7 Pattern ของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical เมื่อคำนวณหาค่าพารามิเตอร์แล้ว

หลังจากที่ออกแบบ Pattern เรียบร้อยแล้วนำผ้า Ripstop มาตัดตามรูปแบบ แล้วเย็บตามรอยให้ครบทั้ง 8 ชั้นหลังจากเย็บเสร็จแล้วผ้าที่ได้จะครบเป็นวงกลมรวมเป็นมุม 360° ต่อจากนั้นเย็บเชือกที่ส่วนปลายของร่มชูชีพ แสดงดังรูปที่ 3.8 ดาวเทียม CANSAT ที่สมบูรณ์แล้วพร้อมทั้งร่มชูชีพ แสดงดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.8 การทำร่มชูชีพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.9 ดาวเทียม CANSAT ที่สมบูรณ์แล้วพร้อมทั้งร่มชูชีพ

3.1.3 การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โหลดด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์

การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โหลดซึ่งใช้ Arduino Pro Mini 328 เป็นส่วนควบคุม แสดงโฟลวชาร์ตการทำงานของเซนเซอร์เพย์โหลดดังรูปที่ 3.10

ดังรูปที่ 3.10 เมื่อเริ่มการทำงานจะต้องมีการเซตอัพค่าของเซนเซอร์ต่างๆ ก่อน สำหรับเซนเซอร์ BMP180 จะต้องอ่านค่าสัมประสิทธิ์จาก E²PROM สำหรับโมดูล GPS จะต้องส่งคำสั่งเพื่อร้องขอรูปแบบข้อความที่ต้องการ และสำหรับเซนเซอร์ ADXL345 ต้องทำการกำหนดค่าเริ่มต้นของเซนเซอร์ จากนั้นจึงเริ่มอ่านข้อมูลที่รับจากเซนเซอร์ต่างๆ

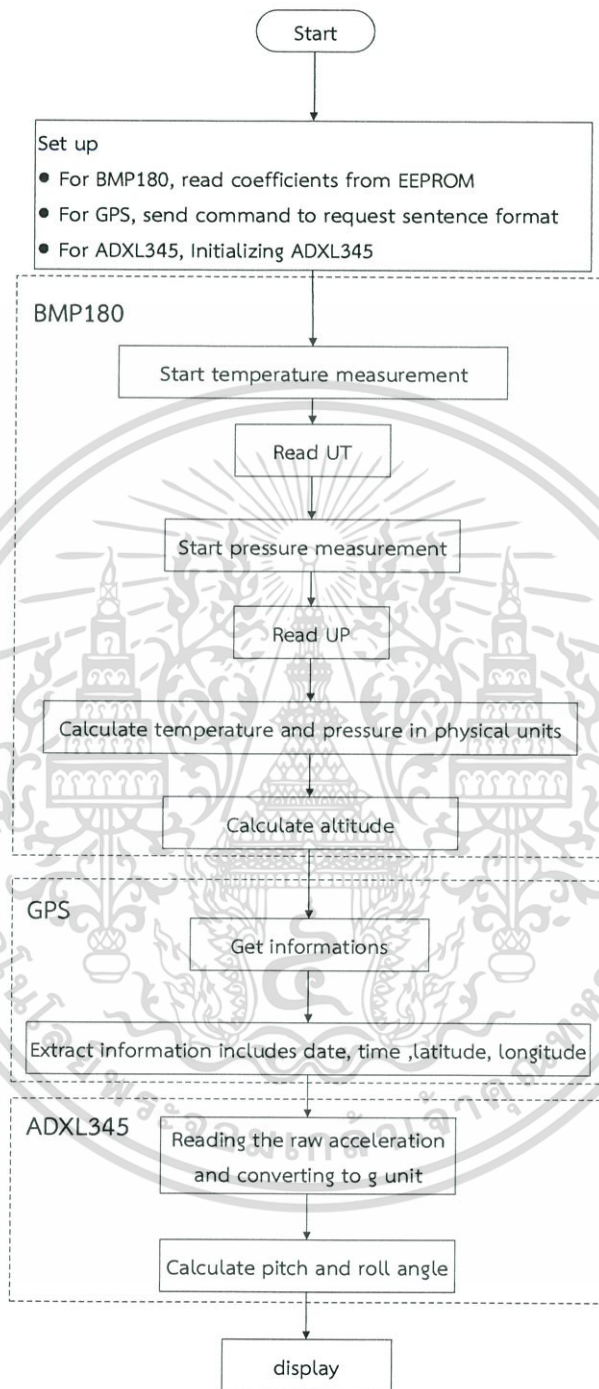
เซนเซอร์ BMP180 จะให้ค่าของอุณหภูมิและค่าความกดอากาศ และสามารถคำนวณหาระดับความสูงได้จากค่าความกดอากาศ

โมดูล GPS จะให้ค่าตำแหน่งละติจูดและลองจิจูด

เซนเซอร์ ADXL345 จะให้ค่าความเร่ง 3 แกน และสามารถนำค่าความเร่ง 3 แกนมาคำนวณหามุม Pitch และมุม Roll ได้

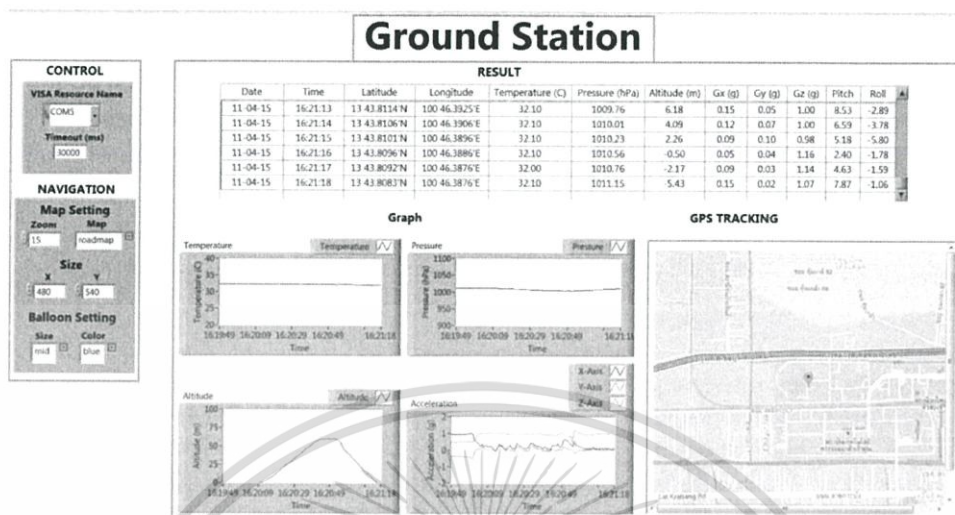
3.1.4 สถานีภาคพื้นดินของดาวเทียม CANSAT

สถานีภาคพื้นดินสำหรับรับข้อมูลและแสดงผลข้อมูลของดาวเทียม CANSAT ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินได้พัฒนาขึ้นด้วยโปรแกรม LabVIEW ในการออกแบบการรับข้อมูลและการแสดงผลข้อมูล โดยส่วนเชื่อมต่อประสานผู้ใช้แบบกราฟฟิก (GUI: Graphic User Interface) แสดงได้ดังรูปที่ 3.11



รูปที่ 3.10 โฟลวชาร์ตการควบคุมการทำงานเซนเซอร์เพย์โหลดของดาวเทียม CANSAT

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.11 GUI ของสถานีภาคพื้นดินที่พัฒนาด้วยโปรแกรม LabVIEW

จากรูปที่ 3.11 ประกอบด้วย 4 ส่วน ได้แก่ การควบคุมอุปกรณ์สื่อสารสำหรับรับข้อมูล (Control) การเซตอัฟการระบุตำแหน่งของดาวเทียม CANSAT บนแผนที่ (Navigation) การระบุตำแหน่งของดาวเทียม CANSAT บนแผนที่ (GPS Tracking) และการแสดงผลข้อมูลที่ได้รับจากดาวเทียมซึ่งถูกจัดเก็บอยู่ในรูปแบบตารางและกราฟ (Result)

3.2 การออกแบบต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

3.2.1 โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

การออกแบบโครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลวาดโดยใช้โปรแกรม VISIO เพื่อแสดงให้เห็นภาพรวมของโครงสร้าง ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.12 จะออกแบบโครงสร้างออกเป็น 2 ชั้น ดังนี้

1) ชั้นที่ 1 ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้

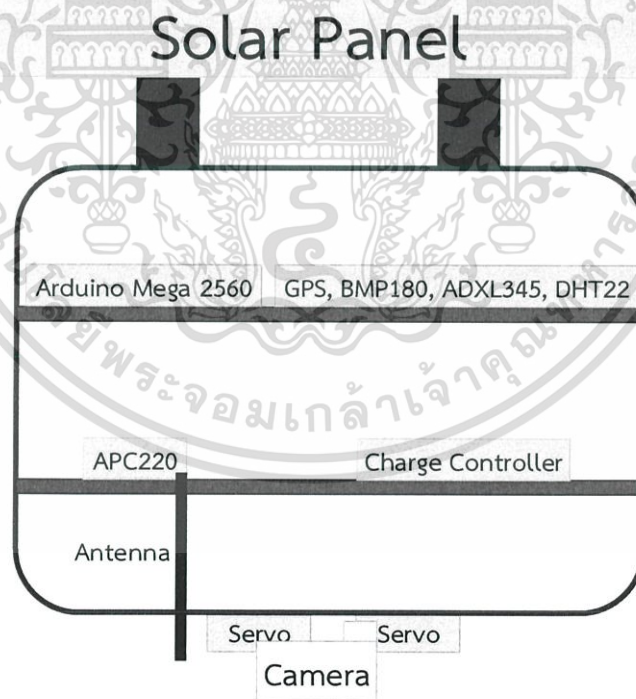
- หน่วยประมวลผลกลาง ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560 และ ส่วนของ Data Logger ใช้ SD Card สำหรับจัดเก็บข้อมูล

- เซนเซอร์เพย์โพลด ได้แก่ เซนเซอร์ BMP180 สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์ ADXL345 สำหรับวัดค่าความเร่ง 3 แกน เซนเซอร์ DHT22 สำหรับวัดความชื้น และโมดูล GPS สำหรับระบุตำแหน่ง

2) ชั้นที่ 2 ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้

- ระบบสื่อสาร ใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220
- ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน ใช้แบตเตอรี่สำหรับเป็นแหล่งพลังงานให้กับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560 และใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงานสำหรับชาร์จประจุให้กับแบตเตอรี่

ในส่วนของแผงเซลล์แสงอาทิตย์ที่เป็นแหล่งพลังงานสำหรับชาร์จแบตเตอรี่ในเวลากลางวันจะติดตั้งไว้ที่ฝาด้านบนของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล และในส่วนของโมดูลกล้องกับเซอร์โวมอเตอร์จะติดตั้งไว้ที่ฝาด้านล่างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล



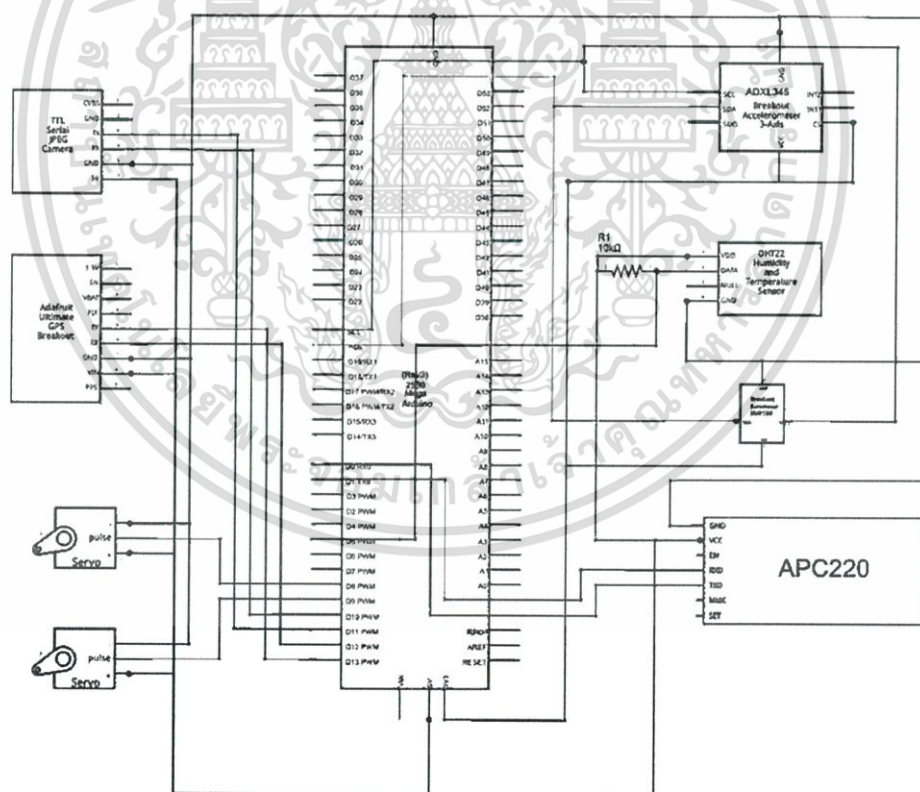
รูปที่ 3.12 โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลวาดโดยโปรแกรม VISIO

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงสร้างของดาวเทียมสำรวจระยะไกล ซึ่งเรียงลำดับเป็นชั้น ในส่วนของลายวงจร จะแสดงให้เห็นการเชื่อมต่อของวงจรในแต่ละชั้น โดย Schematic ของวงจร แสดงดังรูปที่ 3.13

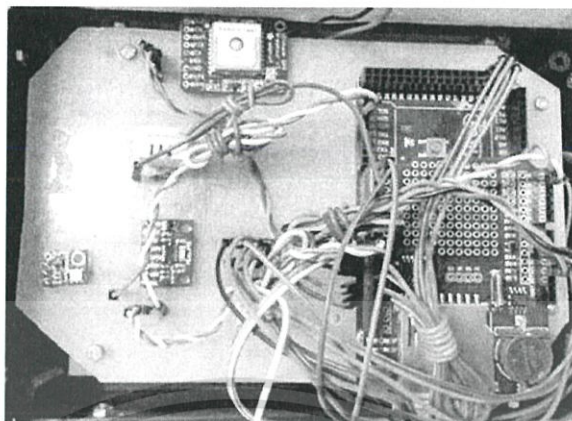
โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลที่สมบูรณ์แล้ว ประกอบไปด้วย หน่วยประมวลผลกลาง เช่นเซอร์เพย์โพลด ระบบสื่อสาร และระบบแหล่งจ่ายพลังงาน ได้แก่ แบตเตอรี่ที่สามารถชาร์จได้ และวงจรควบคุมการชาร์จ จะเรียงลำดับเป็นชั้นแสดงดังรูปที่ 3.14

โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลที่สมบูรณ์แล้ว บรรจุอยู่ในกล่องสีดำสำเร็จรูปขนาด 122x188x60 มิลลิเมตร แสดงดังรูปที่ 3.15 ในส่วนของแผงเซลล์แสงอาทิตย์จะติดไว้กับฝาบนของกล่อง แสดงดังรูปที่ 3.16 และในส่วนโมดูลคล้องกับเซอร์โวมอเตอร์จะติดไว้กับฝาล่างของกล่อง ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.17

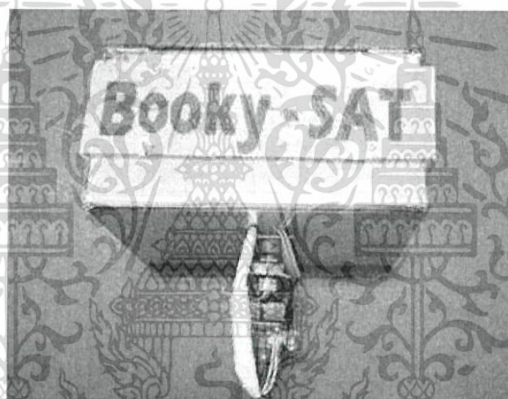


รูปที่ 3.13 Schematic โครงสร้างของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.14 ด้านในของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

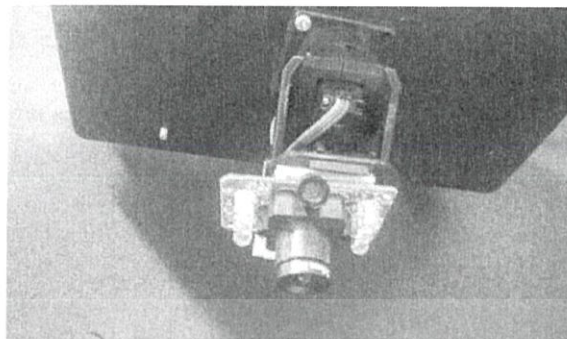


รูปที่ 3.15 ต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล



รูปที่ 3.16 แผงเซลล์แสงอาทิตย์ซึ่งติดไว้กับฝาบนของกล่อง

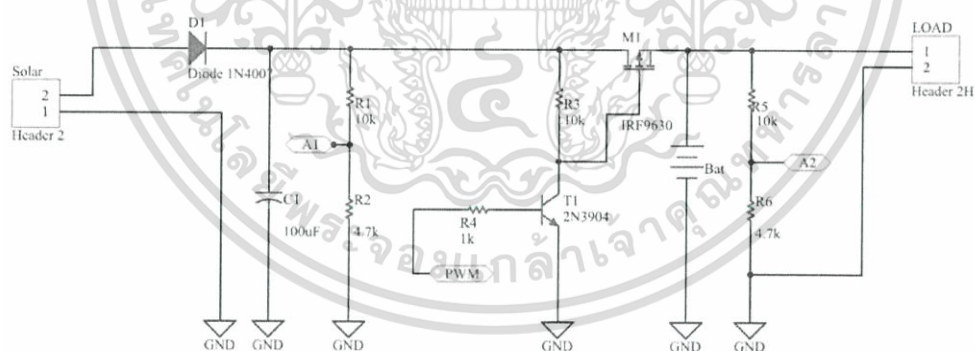
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.17 กล้องถ่ายภาพกับเซอร์โวมอเตอร์ซึ่งติดไว้กับฝาล่างของกล่อง

3.2.2 การออกแบบวงจรควบคุมการชาร์จ

ในการออกแบบระบบแหล่งจ่ายพลังงานซึ่งมีแบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานให้กับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ เนื่องจากต้องการให้พลังงานในแบตเตอรี่สามารถใช้ได้นานขึ้น จึงได้มีการใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์สำหรับเป็นแหล่งพลังงานในการชาร์จประจุไฟฟ้าให้กับแบตเตอรี่ และในการใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์ในการชาร์จแบตเตอรี่นั้น จำเป็นต้องมีการควบคุมการชาร์จพลังงานเพื่อป้องกันการชาร์จประจุมากเกินไปของแบตเตอรี่ โดยวงจรควบคุมการชาร์จแสดงดังรูปที่ 3.18 โดยที่ A1 A2 และ PWM เป็นส่วนของการควบคุมการชาร์จด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์



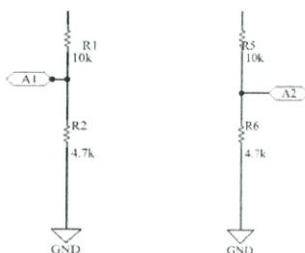
รูปที่ 3.18 วงจรควบคุมการชาร์จ

จากรูปที่ 3.18 แบ่งขั้นตอนการออกแบบวงจรเป็น 3 ขั้นตอน

1) เซนเซอร์แรงดัน

เซนเซอร์แรงดัน สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.19 เซนเซอร์วัดแรงดัน

จากรูปที่ 3.19 เซนเซอร์แรงดันที่อาศัยหลักการของ Voltage Divider เพื่อวัดค่าแรงดันของแผงพลังงานแสงอาทิตย์และแรงดันของแบตเตอรี่ เพื่อกำหนดการควบคุมการชาร์จของแบตเตอรี่

ในส่วนของบอร์ด Arduino Mega 2560 ขาอินพุตที่ใช้จะมีแรงดันไม่เกิน 5 โวลต์ ซึ่งการออกแบบวงจรควบคุมการชาร์จ ใช้ Voltage Divider ที่ออกแบบมาให้ค่าแรงดันมีค่าต่ำกว่า 5 โวลต์ ในปริญญานิพนธ์นี้ใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์ 3 วัตต์ (10 โวลต์) และแบตเตอรี่ 3.7 โวลต์ 2 ก้อน (2.4 Ah) การทำให้ค่าแรงดันต่ำกว่า 5 โวลต์ ทำได้โดยกำหนดค่า $R_1 = 10\text{ k}$ และ $R_2 = 4.7\text{ k}$

ในการคำนวณหาค่าแรงดันของแผงพลังงานแสงอาทิตย์ สมการ $V_{\text{out}} = R_2 / (R_1 + R_2) V$ แรงดันของพลังงานแสงอาทิตย์ = 10 โวลต์ (ในกรณีที่วัดในเวลาเที่ยงวัน)

$$\text{แรงดันขา A1} = 4.7 / (10 + 4.7) \times 10 = 3.2 \text{ โวลต์}$$

$$\text{สมการ } V_{\text{out}} = R_2 / (R_1 + R_2) V \text{ แรงดันของแบตเตอรี่} = 7.4 \text{ โวลต์}$$

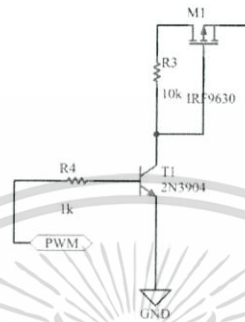
$$\text{แรงดันขา A2} = 4.7 / (10 + 4.7) \times 7.4 = 2.37 \text{ โวลต์}$$

ค่าแรงดันที่ขา A1 และ A2 ต่ำกว่า 5 โวลต์ ซึ่งสามารถใช้กับขาอินพุตของบอร์ด Arduino Mega 2560 Arduino ได้

ในทางกลับกันถ้าวัดแรงดันที่ขา A1 และ A2 ได้ ก็สามารถคำนวณหาแรงดันของแผงพลังงานแสงอาทิตย์ และแรงดันของแบตเตอรี่ได้

2) วงจรขับ MOSFET

ในการออกแบบวงจรควบคุมการชาร์จ MOSFET ใช้สำหรับควบคุมการไหลของพลังงานที่มาจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ไปยังแบตเตอรี่ แสดงได้ดังรูปที่ 3.20

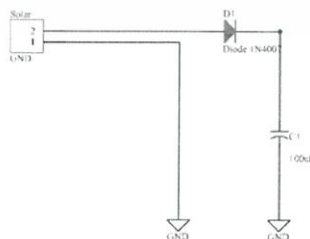


รูปที่ 3.20 วงจรขับ MOSFET

MOSFET มีตัวเก็บประจุอยู่ในแต่ละขา โดยทำหน้าที่เหมือนสวิตช์เปิด - ปิด ซึ่งการควบคุมการเปิด - ปิดเป็นผลมาจากการจ่ายไฟให้ MOSFET สำหรับหลักการของ MOSFET ต้องการแรงดันจากขาเกตเพื่อให้สวิตช์เปิด และตัวเก็บประจุที่ขาเกตจะถูกจ่ายไฟเมื่อแรงดันมีค่าต่ำสุดที่จะทำให้สวิตช์เปิดได้ ซึ่งเหมือนกันกับสวิตช์ปิดกล่าวคือไม่มีการจ่ายไฟเกิดขึ้น และเมื่อทรานซิสเตอร์เปิด - ปิด จะไม่เปิดหรือปิดทันที เนื่องจากว่าอาจจะทำให้ทรานซิสเตอร์ไหม้ได้ ดังนั้นควรเลือกทรานซิสเตอร์ที่มีค่าในการเปิด - ปิดสวิตช์ต่ำ

3) วงจรกรองและป้องกัน

สำหรับวงจรกรองและป้องกัน ทำหน้าที่ในการกรองสัญญาณและทำหน้าที่ป้องกันการป้อนกลับของกระแสไฟฟ้า เมื่อแบตเตอรี่มีแรงดันสูงกว่าแรงดันของพลังงานแสงอาทิตย์ วงจรกรองและป้องกันสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.21



รูปที่ 3.21 วงจรกรองและป้องกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.21 วงจรกรองจะมีตัวเก็บประจุ (C_1) ใช้ต่อจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ในด้านขาอินพุท ใช้เพื่อกำจัดสัญญาณต่างๆ ที่ไม่ต้องการออกไป

การป้องกันมีขึ้นเพื่อดูว่าวงจรควบคุมการชาร์จรับกระแสมากหรือน้อยเกินไปหรือไม่ จริงๆ แล้วการป้องกันมีหลายรูปแบบดังนี้

- แรงดันกระแสย้อนกลับของพลังงานแสงอาทิตย์ในตอนกลางคืน แรงดันแบตเตอรี่จะสูงขึ้นเมื่อเปรียบเทียบกับแรงดันแผงพลังงานแสงอาทิตย์ (0 โวลต์) ดังนั้นพลังงานสามารถไหลสวนทิศทางได้ เพื่อป้องกันการไหลกลับของแรงดันจึงใช้ไดโอด (D1) ต่อสลับขั้วจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์

- การตัดการเชื่อมต่อของโหลดอัตโนมัติ สำหรับการตัดการเชื่อมต่อของโหลดอัตโนมัติจะทำโดยซอฟต์แวร์ เมื่อแรงดันต่ำกว่าค่าที่กำหนด (6.2 โวลต์) โหลดจะทำการตัดการเชื่อมต่ออัตโนมัติ

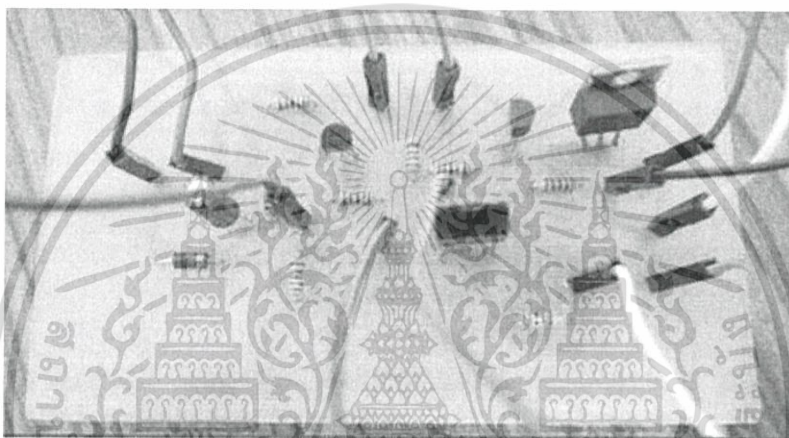
- การป้องกันการชาร์จไฟเกิน มีขึ้นเพื่อให้แบตเตอรี่สามารถอยู่ได้นานขึ้นและป้องกันแบตเตอรี่ร้อนเกินไป เมื่อแบตเตอรี่ชาร์จเต็มแล้ว (8.0 โวลต์) จะถูกตัดการเชื่อมต่อจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์เพื่อหลีกเลี่ยงการชาร์จไฟเกิน

3.2.2.1 หลักการการทำงานของวงจรควบคุมการชาร์จ

จากรูปที่ 3.18 มีหลักการการทำงาน คือ เมื่อได้รับพลังงานจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ผ่านเข้ามายังไดโอด ตัวเก็บประจุใช้เพื่อกำจัดสัญญาณต่างๆ ที่ไม่ต้องการออก หลังจากนั้นผ่านเข้ามายัง Voltage Divider (R_1 และ R_2) ใช้เพื่อรับค่าแรงดันจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ ค่าเอาต์พุทของ Voltage Divider เข้ามายังบอร์ด Arduino Mega 2560 ขา A1 เพื่อวัดแรงดันที่ได้จากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ พลังงานที่มาจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์ไม่สามารถผ่านไปถึงแบตเตอรี่ได้โดยตรงจนกระทั่ง MOSFET (M_1) ทำงาน ซึ่งสวิทช์ของ MOSFET สามารถทำงานได้โดยสัญญาณ PWM จากบอร์ด Arduino Mega 2560 ซึ่งใช้ในการกำหนดการชาร์จไฟมากน้อยตามต้องการโดยจะทำงานเมื่อค่าแรงดันของแบตเตอรี่ที่วัดได้จากเอาต์พุทของ Voltage Divider (R_5 และ R_6) ซึ่งเป็นอินพุทที่ขา A2 ของบอร์ด Arduino Mega 2560 มีค่าต่ำกว่า 7.4 โวลต์ และแรงดันจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์มีค่ามากกว่า 8.0 โวลต์ และจะหยุดทำงานเมื่อแบตเตอรี่ชาร์จเต็มแล้ว (8.0 โวลต์) หรือแรงดันจากแผงพลังงานแสงอาทิตย์มีค่าน้อยกว่าแรงดันของแบตเตอรี่ สำหรับทรานซิสเตอร์ (T_1) จะมีความสัมพันธ์กับตัวต้านทาน (R_4) ซึ่งจะทำให้

MOSFET (M_1) ทำงาน ค่าความต้านทาน (R_3) วางไว้ตรงขาเกต เมื่อ MOSFET ได้พลังงานก็จะผ่านไปยังแบริเตอร์และเริ่มกระบวนการชาร์จ

สำหรับวงจร Voltage Divider วงจรที่ 2 (R_5 และ R_6) ใช้เพื่อเป็นวงจรเซนเซอร์รับแรงดันมาจากแบริเตอร์ ค่าเอาต์พุทของ Voltage Divider จะเข้าไปยังขา A_1 ของบอร์ด Arduino Mega 2560 ซึ่งใช้เป็นโหนดสำหรับวงจรควบคุมการชาร์จที่สมบูรณ์แสดงดังรูปที่ 3.22



รูปที่ 3.22 วงจรควบคุมการชาร์จที่สมบูรณ์

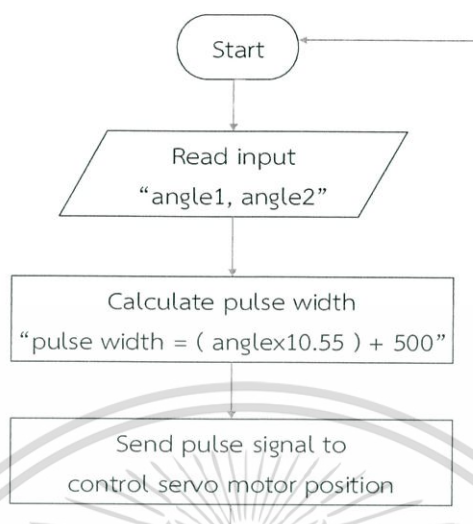
3.2.3 การโปรแกรมการควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์

จากข้อมูลคุณลักษณะของเซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro micro Servo motor SG90 ซึ่งรับความกว้างของสัญญาณพัลส์อยู่ในช่วง 500 - 2400 μs ดังนั้นสามารถหาความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ทำให้มุมเปลี่ยนไป 1 องศา ได้เท่ากับ $(2400 - 500)/180 = 10.55 \mu\text{s}$ ดังนั้นสามารถหาความกว้างของสัญญาณพัลส์ของมุมองศาใดๆ ได้ดังสมการที่ 3.4

$$\text{Pulse width} = (\text{angle} \times 10.55 \mu\text{s}) + 500 \mu\text{s} \quad (3.4)$$

เนื่องจากต้องการควบคุมกลไกการเคลื่อนไหวทั้งแนวอนและแนวตั้งจึงต้องใช้เซอร์โวมอเตอร์ 2 ตัว โดยให้เซอร์โวมอเตอร์ตัวที่ 1 เคลื่อนไหวในแนวอน และเซอร์โวมอเตอร์ตัวที่ 2 เคลื่อนไหวในแนวตั้ง โดยโพลวชาร์ตการควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์แสดงดังรูปที่ 3.23

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.23 โพลซาร์ตการควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ทั้ง 2 แกน

3.2.4 การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลดด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์

การควบคุมการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลดซึ่งใช้ Arduino Mega 2560 เป็นส่วนควบคุม แสดงโพลซาร์ตการทำงานของเซนเซอร์เพย์โพลดดังรูปที่ 3.24 โดยที่เซนเซอร์เพย์โพลดมีรายละเอียดดังนี้

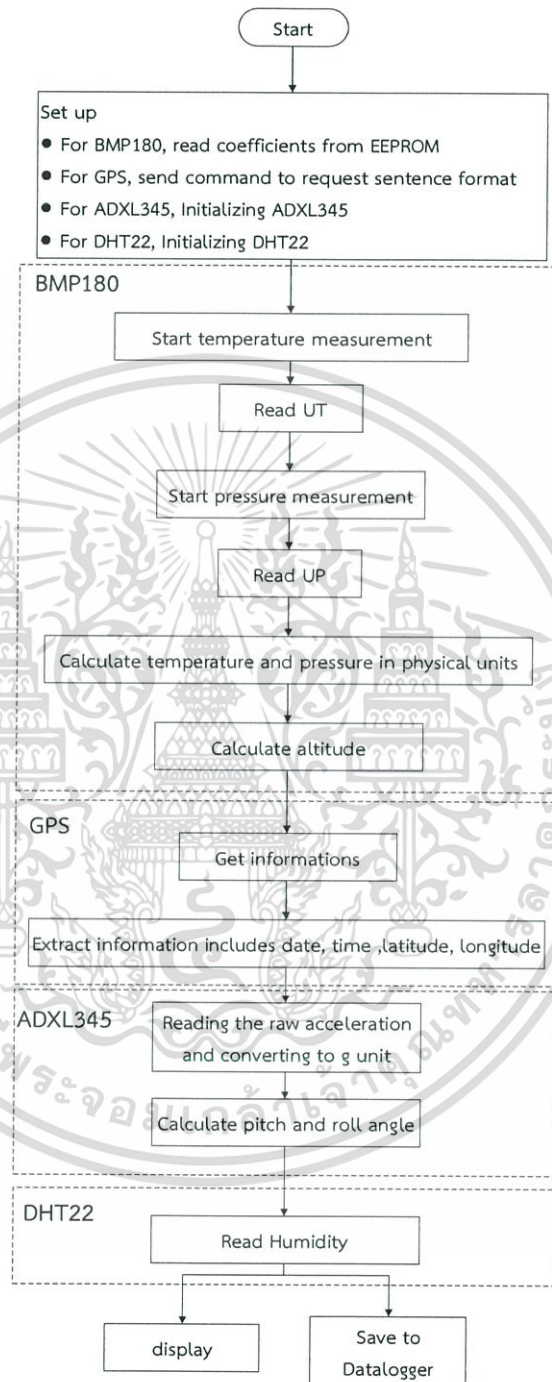
จากรูปที่ 3.24 เมื่อเริ่มการทำงานจะต้องมีการเซตอัพค่าของเซนเซอร์ต่างๆ ก่อน สำหรับ BMP180 จะต้องอ่านค่าสัมประสิทธิ์จาก E²PROM สำหรับโมดูล GPS จะต้องส่งคำสั่งเพื่อร้องขอรูปแบบข้อความที่ต้องการ และสำหรับ DHT22 ต้องทำการกำหนดค่าเริ่มต้นของเซนเซอร์ จากนั้นจึงเริ่มอ่านข้อมูลที่รับจากเซนเซอร์ต่างๆ แล้วทำการแสดงผลของข้อมูลรวมถึงบันทึกข้อมูลลงบน Data Logger ซึ่งเป็นส่วนจัดเก็บข้อมูล

เซนเซอร์ BMP180 จะให้ค่าของอุณหภูมิและค่าความกดอากาศ และสามารถคำนวณหาระดับความสูงได้จากค่าความกดอากาศ

โมดูล GPS จะให้ค่าตำแหน่งละติจูดและลองจิจูด

เซนเซอร์ ADXL345 จะให้ค่าความเร่ง 3 แกนและสามารถนำมาคำนวณหามุม Pitch และมุม Roll ได้

เซนเซอร์ DHT22 จะให้ค่าความชื้น

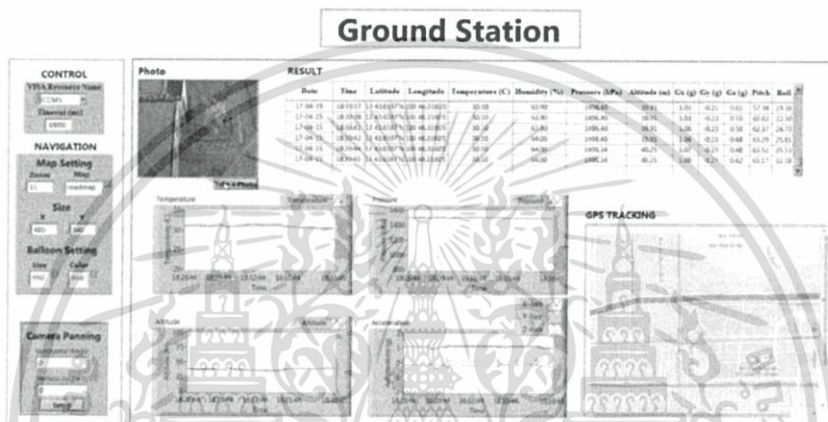


รูปที่ 3.24 โฟลวชาร์ตการควบคุมการทำงานเซนเซอร์เพย์โหลดของ
ต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.5 สถานีภาคพื้นดินของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

สถานีภาคพื้นดินสำหรับรับข้อมูลและแสดงผลข้อมูลของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินได้พัฒนาขึ้นด้วยโปรแกรม LabVIEW ในการออกแบบการรับข้อมูลและการแสดงผลข้อมูล โดยส่วนเชื่อมต่อประสานผู้ใช้แบบกราฟิก (GUI, Graphic User Interface) แสดงได้ดังรูปที่ 3.25



รูปที่ 3.25 GUI ของสถานีภาคพื้นดินที่พัฒนาด้วยโปรแกรม LabVIEW

จากรูปที่ 3.25 ประกอบด้วย 5 ส่วน ได้แก่ การควบคุมอุปกรณ์สื่อสารสำหรับรับข้อมูล (Control) การเซตอัพการระบุตำแหน่งต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลบนแผนที่ (Navigation) การระบุตำแหน่งของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลบนแผนที่ (GPS Tracking) การปรับเปลี่ยนมุมมองของกล้อง (Camera Panning) และการแสดงผลข้อมูลที่ได้รับจากดาวเทียมซึ่งถูกจัดเก็บอยู่ในรูปแบบตารางและกราฟ (Result)

3.3 การออกแบบต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

3.3.1 โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

การออกแบบโครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารวาดโดยใช้โปรแกรม VISIO เพื่อแสดงให้เห็นภาพรวมของโครงสร้าง แสดงดังรูปที่ 3.26 จะออกแบบโครงสร้างออกเป็น 2 ชั้น ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 1) ชั้นที่ 1 ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้
 - หน่วยประมวลผลกลาง ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560
 - ระบบสื่อสาร ใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220

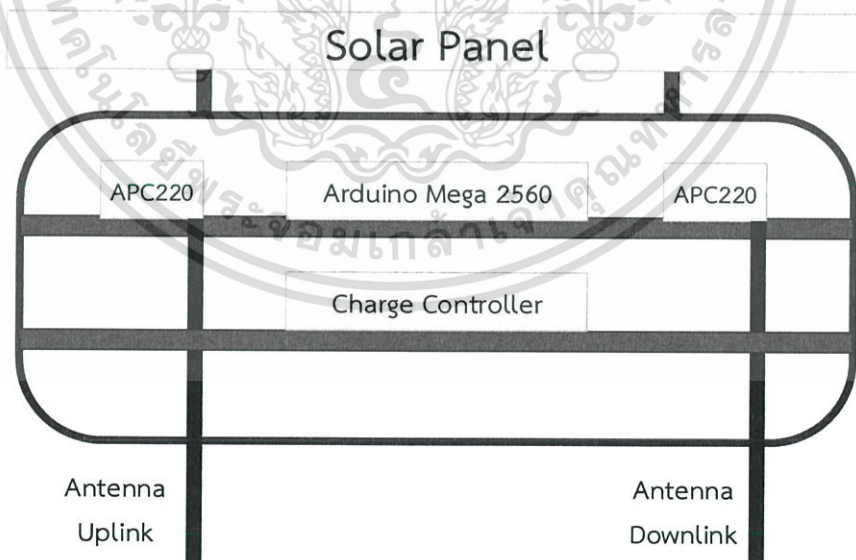
- 2) ชั้นที่ 2 ประกอบด้วย 2 ส่วน ดังนี้

- ระบบแหล่งจ่ายพลังงาน ใช้แบตเตอรี่สำหรับเป็นแหล่งพลังงานให้กับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Mega 2560 และใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์เป็นแหล่งพลังงานสำหรับชาร์จประจุให้กับแบตเตอรี่

โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารมีเพียง 2 ชั้น ในส่วนของลายนวงจร จะแสดงให้เห็นการเชื่อมต่อโดย Schematic ของวงจร แสดงดังรูปที่ 3.27

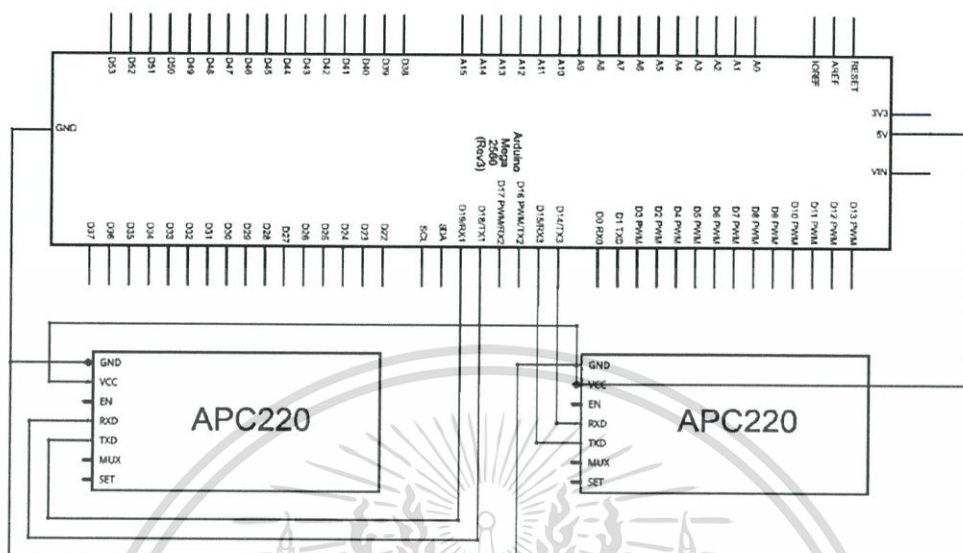
โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารที่สมบูรณ์แล้ว ประกอบไปด้วย หน่วยประมวลผลกลาง ระบบสื่อสาร ซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 3.28

โครงสร้างของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารที่สมบูรณ์แล้ว บรรจุอยู่ในกล่องสี่ดำสำเร็จรูปขนาด 122x188x60 มิลลิเมตร และระบบแหล่งจ่ายพลังงานใช้แผงเซลล์แสงอาทิตย์ติดไว้บนส่วนฝาของแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.29

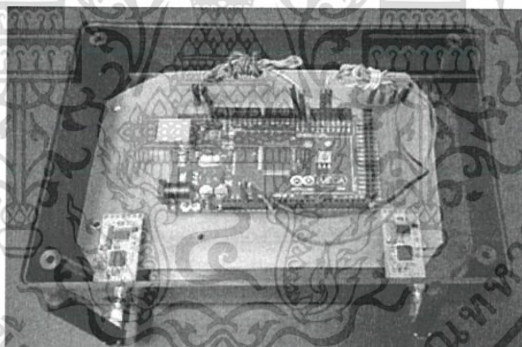


รูปที่ 3.26 โครงสร้างของดาวเทียมสื่อสารวาดโดยโปรแกรม VISIO

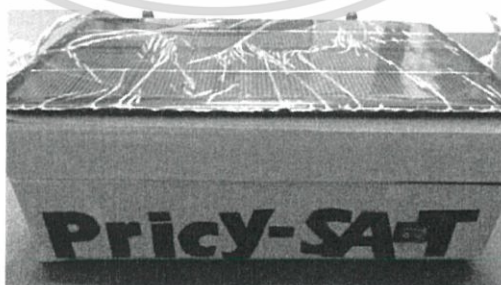
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.27 Schematic โครงสร้างของดาวเทียมสื่อสาร



รูปที่ 3.28 ด้านในของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร



รูปที่ 3.29 ต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.2 การออกแบบทรานสปอนเดอร์สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

ทรานสปอนเดอร์สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารได้ถูกออกแบบโดยการใช้บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Mega 2560 สำหรับเป็นหน่วยประมวลผลกลาง และโมดูลสื่อสารไร้สาย 2 ตัวเพื่อทำหน้าที่จำลองการทำงานของทรานสปอนเดอร์ กล่าวคือ โมดูลสื่อสารไร้สายตัวหนึ่งทำหน้าที่รับสัญญาณข้อมูลขาขึ้นจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งแล้วส่งไปยังหน่วยประมวลผลกลาง Arduino Mega 2560 จากนั้นหน่วยประมวลผลกลางจะทำการส่งข้อมูลที่รับไปยังโมดูลสื่อสารไร้สายอีกตัวหนึ่งเพื่อทำการส่งสัญญาณข้อมูลขาไปยังสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับ ซึ่งเปรียบเสมือนการทวนสัญญาณข้อมูลจากสถานีภาคพื้นดินต้นทางไปยังสถานีภาคพื้นดินปลายทาง

3.3.3 การเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออสติก [8]-[10]

สำหรับข้อมูลที่ใช้ในการรับ-ส่งผ่านแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารนี้ ได้มีการนำการเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออสติกมาประยุกต์ใช้ในการรักษาความปลอดภัยของข้อมูลด้วย สำหรับสถานีภาคพื้นดินต้นทางที่จะทำการส่งข้อมูล ข้อมูลดังกล่าวจะมีการเข้ารหัสลับข้อมูลก่อนที่จะส่งข้อมูลไปยังต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร และสำหรับสถานีภาคพื้นดินปลายทางจะมีการถอดรหัสลับข้อมูลก่อนเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ถูกต้อง

ในการออกแบบวงจรเข้ารหัสแบบเคออสติก (Chaotic Encryption) จะใช้วงจรกรองสัญญาณดิจิทัลอันดับสองชนิดอิมพัลส์ไม่จำกัด (Infinite Impulse Response Second Order Filter: IIR 2nd Order Filter) โดยใช้โครงสร้างแบบโดยตรง (Direct Form) แสดงดังรูปที่ 3.30 ซึ่งหากไม่พิจารณาฟังก์ชัน $f(\bullet)$ สามารถเขียนสมการผลต่างสืบเนื่องในรูปแบบของสมการการป้อนกลับได้ ดังสมการที่ 3.5

$$y(k) = x(k) + c_1 y(k-1) + c_2 y(k-2) \quad (3.5)$$

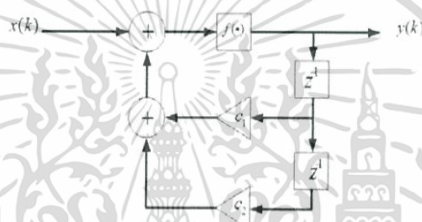
หรือเขียนเป็นฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer Function) ได้ ดังสมการที่ 3.6

$$H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{1}{1 - c_1 z^{-1} - c_2 z^{-2}} \quad (3.6)$$

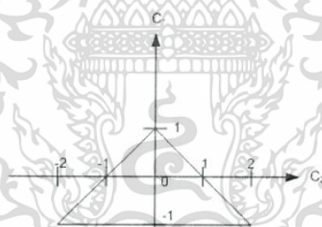
ซึ่งมีตำแหน่งโพล (Pole) อยู่ 2 ตัว คือ

$$p_1 = \frac{c_1 + \sqrt{c_1^2 + 4c_2}}{2} \quad \text{และ} \quad p_2 = \frac{c_1 - \sqrt{c_1^2 + 4c_2}}{2}$$

เงื่อนไขของการทำให้ระบบไม่มีเสถียรภาพ จะต้องมามีค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรรองสัญญาณดิจิทัลอย่างน้อย 1 ตัว อยู่ภายนอกเขตพื้นที่สามเหลี่ยมเสถียรภาพ ดังรูปที่ 3.31



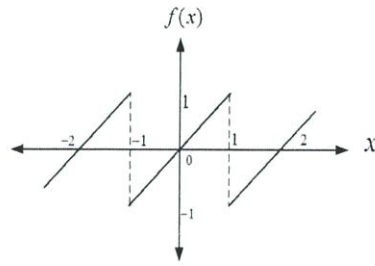
รูปที่ 3.30 โครงสร้างของวงจรเข้ารหัสแบบเคออดิก



รูปที่ 3.31 ขอบเขตพื้นที่สามเหลี่ยมเสถียรภาพ

ในการนำวงจรเข้ารหัสและถอดรหัสไปสร้างเป็นอุปกรณ์บนฮาร์ดแวร์ จำเป็นต้องกำหนดขนาดความยาวของข้อมูลให้มีความยาวที่จำกัด ในระบบตัวเลขแบบ Fixed-Point ซึ่งสามารถทำให้เกิดการล้นขึ้นได้ (Overflow) และผลที่เกิดจากการล้นนี้จะส่งผลให้เกิดความไม่เป็นเชิงเส้นในระบบ โดยคุณสมบัติของการเกิดการล้นสามารถแสดงได้ดังฟังก์ชัน $f(\bullet)$ ซึ่งมีคุณลักษณะดังรูปที่ 3.32

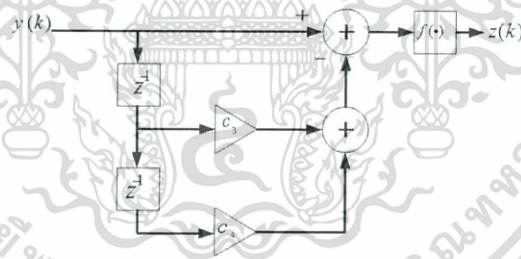
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 3.32 คุณสมบัติของฟังก์ชัน $f(\bullet)$

ซึ่งสามารถเขียนฟังก์ชัน $f(\bullet)$ เป็นสมการได้ว่า $f(x) = [(x+1) \bmod 2] - 1$ ดังนั้นความสัมพันธ์ของอินพุตกับเอาต์พุตที่ผ่านวงจรเข้ารหัสได้ดังสมการที่ 3.7

$$y(k) = f\{x(k) + c_1 y(k-1) + c_2 y(k-2)\} \quad (3.7)$$

ในส่วนของวงจรถอดรหัสแบบเคออสติก (Chaotic Decryption) จะใช้วงจรกรองสัญญาณดิจิทัลอันดับสองชนิดอิมพัลส์จำกัด (Finite Impulse Response Second Order Filter: FIR 2nd Order Filter) ซึ่งมีโครงสร้างที่เป็นส่วนกลับดังรูปที่ 3.33



รูปที่ 3.33 โครงสร้างของวงจรถอดรหัสแบบเคออสติก

หากไม่พิจารณาฟังก์ชัน $f(\bullet)$ สามารถเขียนสมการผลต่างสี่บิตเนื่องได้ดังสมการที่ 3.8

$$z(k) = y(k) - c_3 y(k-1) - c_4 y(k-2) \quad (3.8)$$

หรือเขียนเป็นฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer Function) ได้ ดังสมการที่ 3.9

$$H(z) = \frac{Z(z)}{Y'(z)} = 1 - c_3 z^{-1} - c_4 z^{-2} \quad (3.9)$$

ซึ่งมีตำแหน่งซีโร (Zero) อยู่ 2 ตัว คือ

$$z_1 = \frac{c_3 + \sqrt{c_3^2 + 4c_4}}{2} \quad \text{และ} \quad z_2 = \frac{c_3 - \sqrt{c_3^2 + 4c_4}}{2}$$

ดังนั้นสามารถเขียนความสัมพันธ์ของอินพุตกับเอาต์พุตที่ผ่านวงจรถอดรหัส ได้ดังสมการที่ 3.10

$$z(k) = f\{y(k) - c_3 y(k-1) - c_4 y(k-2)\} \quad (3.10)$$

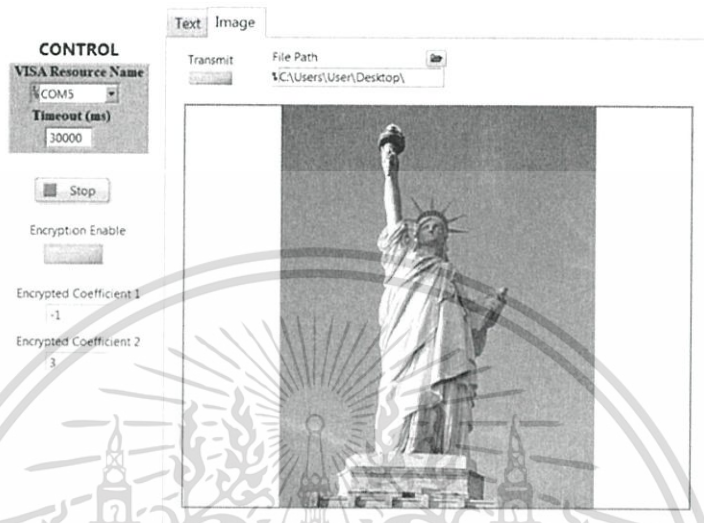
โดยที่การถอดรหัสนี้วงจรถอดรหัสจะต้องเลือกใช้สัมประสิทธิ์ให้ตรงกับสัมประสิทธิ์ของวงจรรหัส ซึ่งเปรียบเสมือนเป็นกุญแจสำหรับเข้ารหัส - ถอดรหัส เพื่อถอดรหัสข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้

3.3.4 สถานีภาคพื้นดินของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

สถานีภาคพื้นดินสำหรับรับข้อมูลและแสดงผลข้อมูลของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินได้พัฒนาขึ้นด้วยโปรแกรม LabVIEW ในการออกแบบการรับข้อมูลและการแสดงผลข้อมูล โดยส่วนเชื่อมต่อประสานผู้ใช้แบบกราฟฟิก (GUI: Graphic User Interface) ในด้านฝั่งส่งข้อมูล ได้แก่ ข้อความและรูปภาพแสดงดังรูปที่ 3.34 และในด้านฝั่งรับข้อมูลแสดงดังรูปที่ 3.35

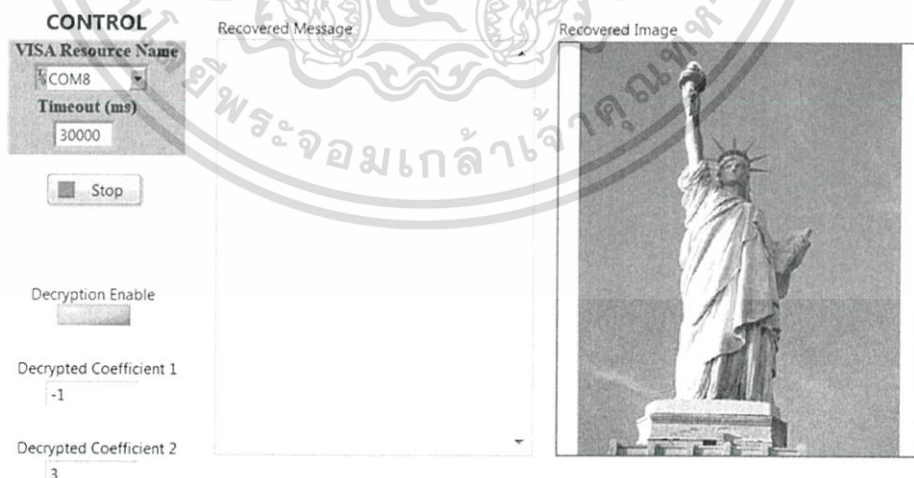
ดังรูปที่ 3.34 สถานีภาคพื้นดินด้านฝั่งส่งประกอบด้วย 3 ส่วน ได้แก่ การควบคุมอุปกรณ์สื่อสารสำหรับรับข้อมูล (Control) การส่งข้อมูล 2 แบบ คือ ข้อความ (Text) และรูปภาพ (Image) และการตั้งค่าการเข้ารหัสลับ (Encryption) ของข้อมูลก่อนส่ง

Ground Station



รูปที่ 3.34 GUI ของสถานีภาคพื้นดินในด้านฝั่งส่งด้วยโปรแกรม LabVIEW

Ground Station



รูปที่ 3.35 GUI ของสถานีภาคพื้นดินในด้านฝั่งรับด้วยโปรแกรม LabVIEW

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.35 สถานีภาคพื้นดินด้านฝั่งรับประกอบด้วย 3 ส่วน ได้แก่ การควบคุมอุปกรณ์สื่อสารสำหรับรับข้อมูล การแสดงผลการรับข้อมูล ได้แก่ ข้อความและรูปภาพ และการตั้งค่าการถอดรหัสลับ (Decryption) ของข้อมูล

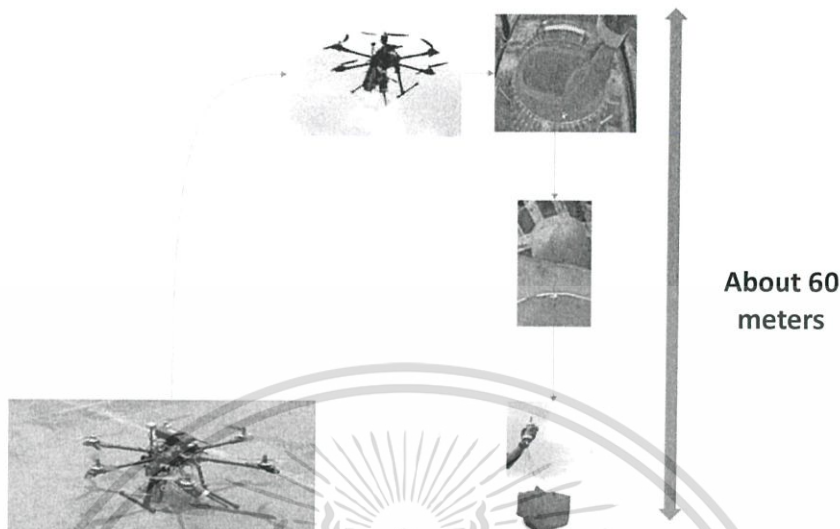
3.4 เครื่องมือที่ใช้ในการทดลอง

1. ดาวเทียม CANSAT
2. ต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล
3. ต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร
4. เครื่องบินจำลองหลายใบพัด
5. โปรแกรม LabVIEW&MATLAB
6. โน้ตบุ๊ก

3.5 การจัดเก็บผลการทดลอง

3.5.1 การจัดเก็บผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT

การทดลองของดาวเทียม CANSAT จะใช้เครื่องบินจำลองหลายใบพัดในการนำ CANSAT ขึ้นไปที่ความสูง 60 เมตร เพื่อทำการทดลองส่งข้อมูล แสดงดังรูปที่ 3.36 โดยข้อมูลจะส่งผ่านโมดูล GPS เซนเซอร์ BMP180 และเซนเซอร์ ADXL345 ไปยังสถานีภาคพื้นดินและให้สถานีภาคพื้นดินแสดงผลของข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียม CANSAT ซึ่งได้แก่ วัน-เดือน-ปี เวลา การระบุตำแหน่งของ CANSAT บนแผนที่ อนุกรมวิ ความดัน ความสูง ค่าความเร่ง 3 แกน มุม Pitch และ Roll ตามลำดับ หลังจากปล่อยดาวเทียม CANSAT รมชชิวจะทำงานโดยเป็นการทดสอบการทำงานของระบบกู้คืน



รูปที่ 3.36 การจัดเก็บผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT

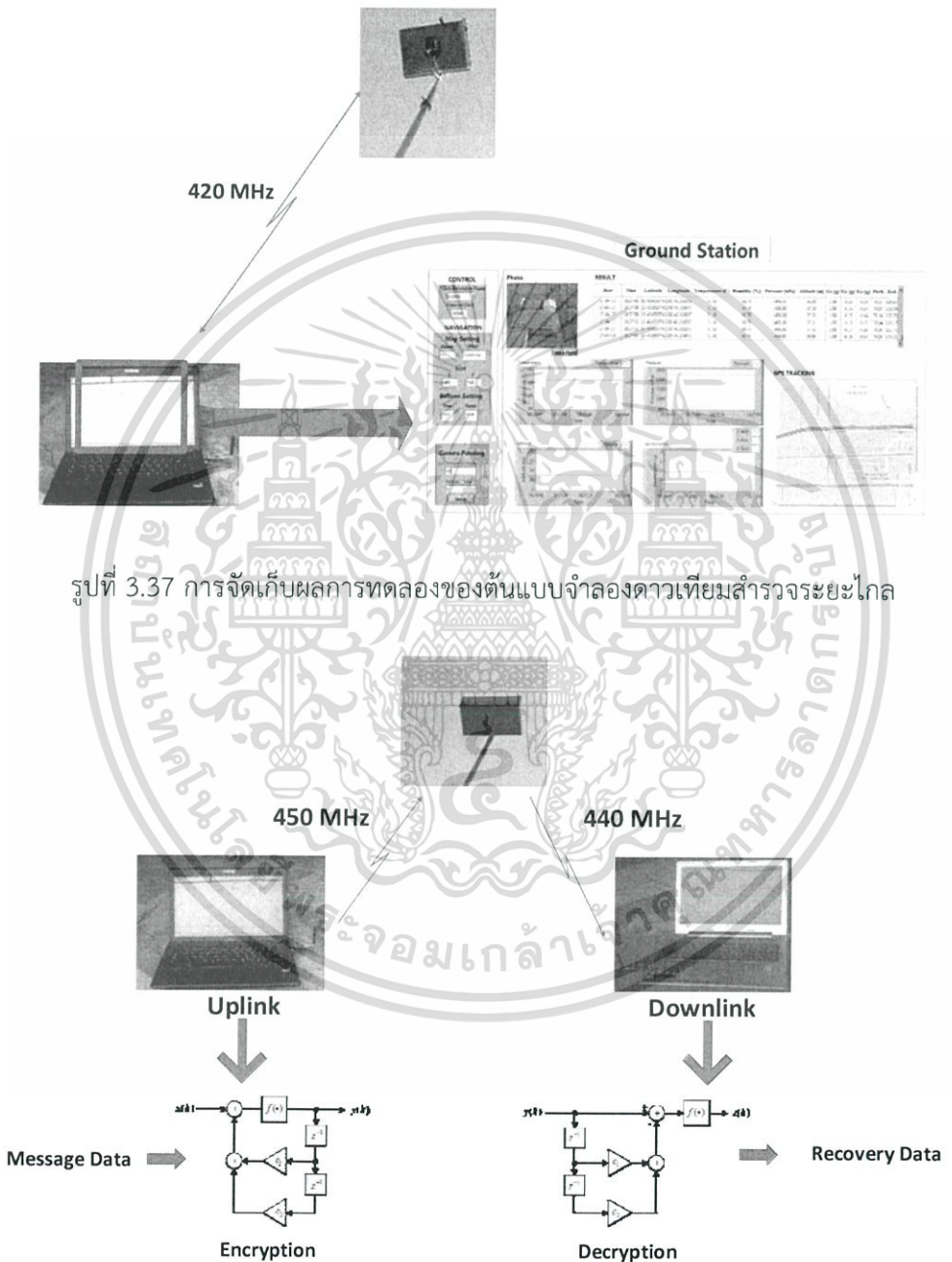
3.5.2 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

การทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล ทำโดยการนำต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกลขึ้นไปที่ระยะความสูง 40 เมตร โดยข้อมูลจะส่งผ่านโมดูล GPS เซนเซอร์ BMP180 เซนเซอร์ DHT22 เซนเซอร์ ADXL345 และภาพถ่ายซึ่งมีการปรับเปลี่ยนมุมกล้องด้วยเซอร์โวมอเตอร์ ไปยังสถานีภาคพื้นดินและให้สถานีภาคพื้นดินแสดงผลของข้อมูลที่รับได้จากต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล ซึ่งได้แก่ วัน-เดือน-ปี เวลา การระบุตำแหน่งของ CANSAT บนแผนที่ อุณหภูมิ ความชื้น ความดัน ความสูง ค่าความเร่ง 3 แกน มุม Pitch และ Roll ตามลำดับ แสดงดังรูปที่ 3.37

3.5.3 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

การทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร ทำโดยการนำต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจสื่อสารขึ้นไปที่ระยะความสูง 40 เมตร สถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่งจะทำการส่งข้อมูลได้แก่ ข้อความและรูปภาพ โดยมีการเข้ารหัสลับแบบเคอติกที่สถานีภาคพื้นดิน แล้วทำการส่งข้อมูลที่เข้ารหัสแล้วไปยังต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารซึ่งต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสารจะทำ

การทวนสัญญาณลงมาที่สถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง โดยสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งนั้นจะรับข้อมูลที่
ได้แล้วทำการถอดรหัส แสดงดังรูปที่ 3.38



รูปที่ 3.37 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสำรวจระยะไกล

รูปที่ 3.38 การจัดเก็บผลการทดลองของต้นแบบจำลองดาวเทียมสื่อสาร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

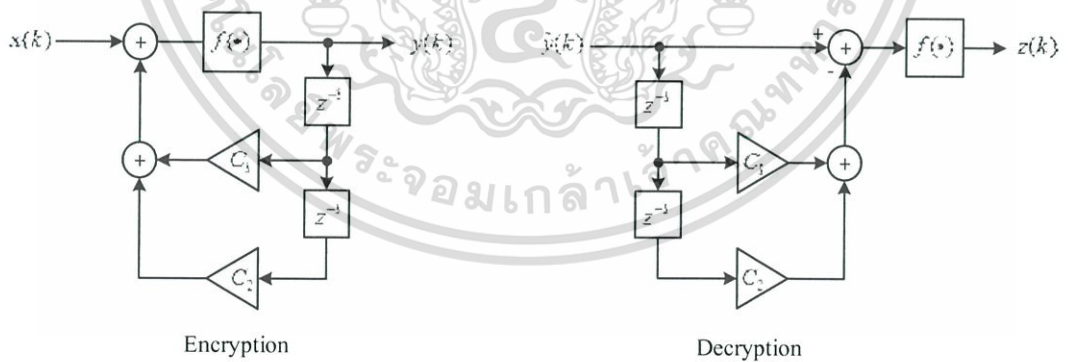
ผลการทดลอง

ในส่วนของบทนี้จะแสดงผลการทดลองของการสื่อสารระหว่างต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินโดยแบ่งออกเป็น 4 ส่วน คือ 1) ผลการจำลองการทำงานของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออดิก 2) ผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT 3) ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล และ 4) ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

4.1 ผลการจำลองการทำงานของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออดิก

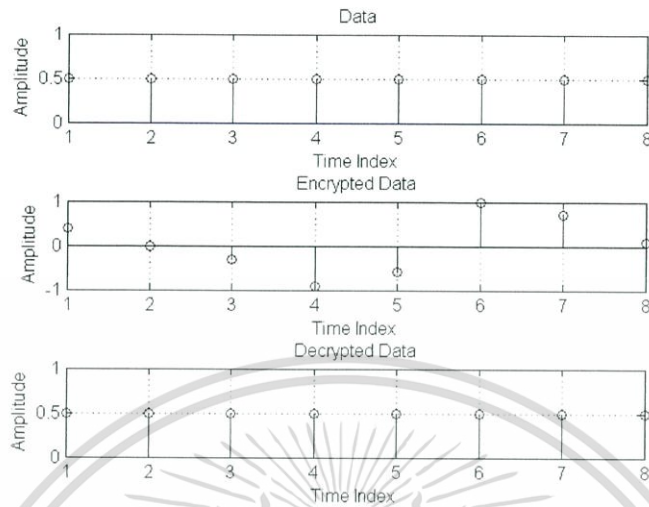
การออกแบบโครงสร้างของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับแบบเคออดิกด้วยวงจรรองสัญญาณดิจิทัลอันดับสองแสดงได้ดังรูปที่ 4.1

ผลการจำลองการทำงานของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับโดยใช้ข้อมูลมีขนาดเท่ากับ 1 จำนวน 8 แคมป์เปิล โดยกำหนดให้ค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับตรงกัน คือ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$ ซึ่งผลของการจำลองการทำงานแสดงได้ดังรูปที่ 4.2



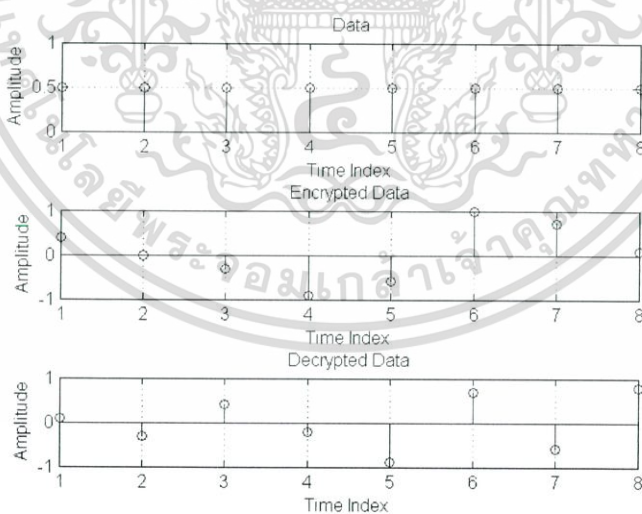
รูปที่ 4.1 โครงสร้างของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับด้วยวงจรรองสัญญาณดิจิทัลอันดับสอง

จากรูปที่ 4.2 จะเห็นว่าสามารถทำการถอดรหัสข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้เมื่อกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับเท่ากัน คือ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$



รูปที่ 4.2 ผลการจำลองการทำงานของการเข้ารหัสลับ
และถอดรหัสลับข้อมูลโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถูกกัน

ถ้าหากกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับไม่เท่ากันจะไม่สามารถถอดรหัสลับข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้แสดงได้ดังรูปที่ 4.3



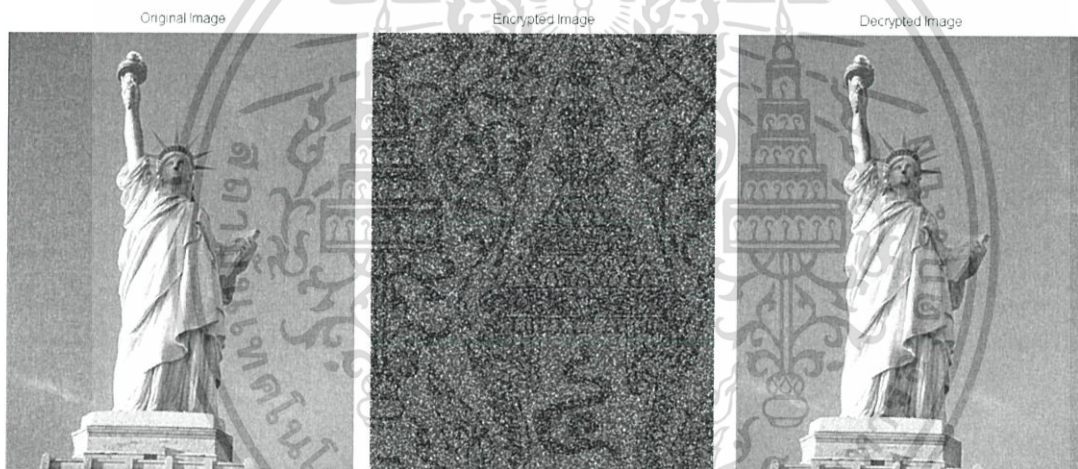
รูปที่ 4.3 ผลการจำลองการทำงานของการเข้ารหัสลับ
และถอดรหัสลับข้อมูลโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรไม่ตรงกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.3 จะเห็นว่าไม่สามารถทำการถอดรหัสข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้เนื่องจากค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับเท่ากับ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$ แต่สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับเท่ากับ $c_1 = 2$ และ $c_2 = 4$ ซึ่งไม่ตรงกัน

นอกจากนี้เมื่อสังเกตข้อมูลที่ถูกรหัสลับ แม้ว่าข้อมูลอินพุตจะซ้ำเดิมแต่ข้อมูลที่ถูกรหัสลับจะเปลี่ยนแปลงไปตลอดเวลาทำให้การคาดเดาข้อมูลเป็นไปได้ยาก

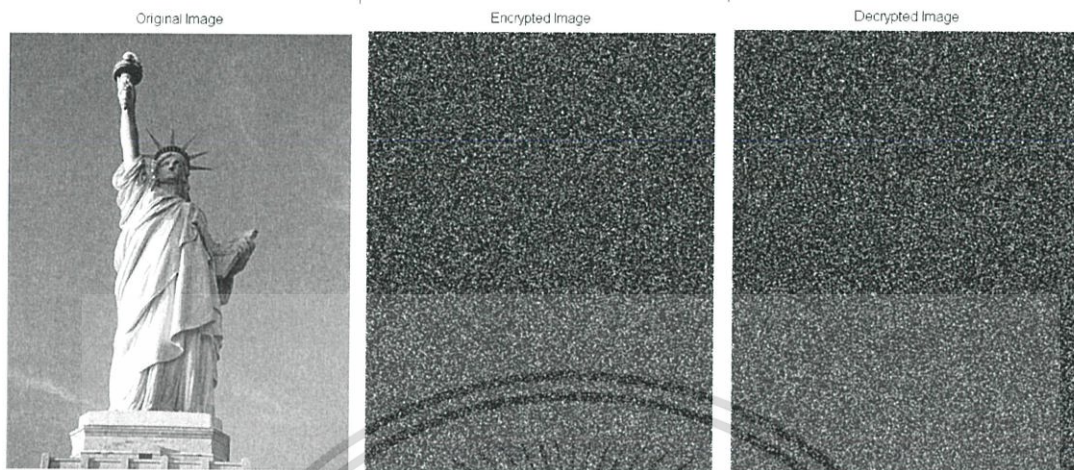
ผลการจำลองการทำงานของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับโดยใช้ข้อมูลเป็นภาพ โดยกำหนดให้ค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับตรงกัน คือ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$ ซึ่งผลของการจำลองการทำงานแสดงได้ดังรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.4 ผลการจำลองการทำงานของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับข้อมูลภาพโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับตรงกัน

จากรูปที่ 4.4 จะเห็นว่าสามารถทำการถอดรหัสข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้เมื่อกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับเท่ากัน คือ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$

ถ้าหากกำหนดค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับและถอดรหัสลับไม่เท่ากันจะไม่สามารถถอดรหัสลับข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้แสดงได้ดังรูปที่ 4.5 ซึ่งแสดงให้เห็นว่าไม่สามารถทำการถอดรหัสลับข้อมูลเดิมกลับคืนมาได้เนื่องจากค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสลับเท่ากับ $c_1 = -2$ และ $c_2 = 3$ แต่สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับเท่ากับ $c_1 = 2$ และ $c_2 = 4$ ซึ่งไม่ตรงกัน

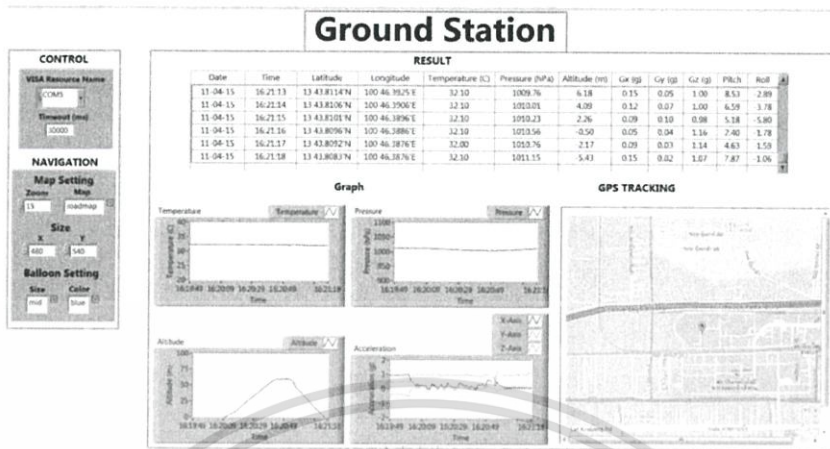


รูปที่ 4.5 ผลการจำลองการทำงานของการทำงานของการเข้ารหัสลับ และถอดรหัสลับข้อมูลภาพโดยใช้คีย์สมประสิทธิ์ของวงจรมีตรงกัน

4.2 ผลการทดลองของดาวเทียม CANSAT

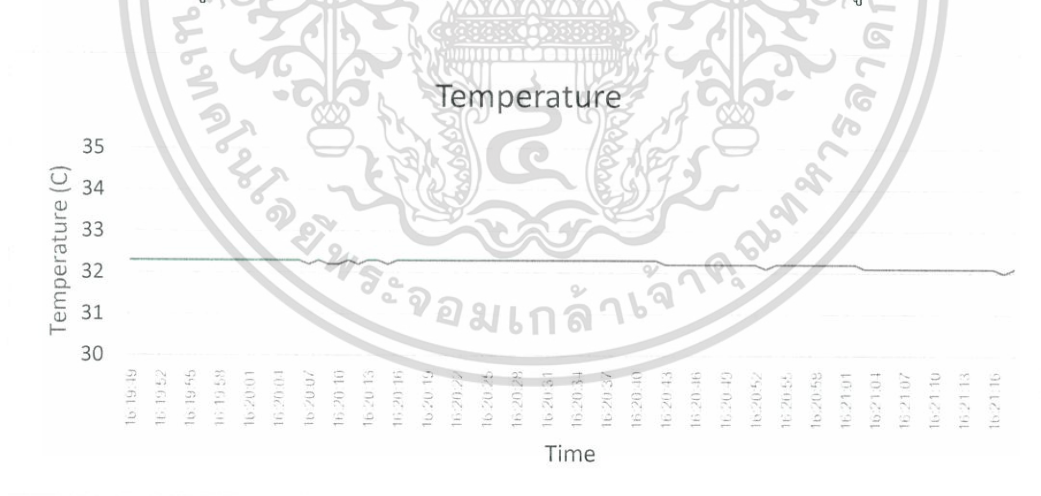
ในการทดลองการสื่อสารระหว่างดาวเทียม CANSAT กับสถานีภาคพื้นดิน ได้ทดลอง โดยการนำดาวเทียม CANSAT ขึ้นไปที่ระดับความสูงประมาณ 60 เมตรจากพื้นดิน ด้วยเครื่องบิน หลายใบพัด แล้วทำการปล่อยดาวเทียม CANSAT ลงสู่พื้นดิน โดยมีระบบกู้คืน คือ ร่มชูชีพ ซึ่ง ระยะเวลาปฏิบัติการของดาวเทียมรวมทั้งตั้งแต่เริ่มนำดาวเทียมขึ้นจากพื้นดินจนกระทั่งดาวเทียมตกลง สู่พื้นดินเท่ากับ 1.00 นาที สามารถแสดงผลการรับสัญญาณข้อมูลของดาวเทียม CANSAT ได้ดังรูป ที่ 4.6 ซึ่งเป็นการรับสัญญาณข้อมูลจากดาวเทียม CANSAT โดยข้อมูลที่นำมาแสดงผลในรูปของ ตาราง ได้แก่ วันที่ เวลา ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของดาวเทียม CANSAT อุณหภูมิ ความกดอากาศ ความสูง ค่าความเร่ง 3 แกน มุม Pitch และ Roll ตามลำดับ ซึ่งค่าอุณหภูมิ ความกดอากาศ ความสูง และค่าความเร่ง 3 แกนจะถูกนำมาแสดงผลในรูปของกราฟโดยเทียบกับเวลา และค่า ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดจะถูกนำมาแสดงผลบนแผนที่เพื่อระบุตำแหน่งของดาวเทียม CANSAT

จากการออกแบบร่มชูชีพซึ่งออกแบบให้ดาวเทียม CANSAT เคลื่อนที่ลงสู่พื้นดินด้วยความเร็วเท่ากับ 2.6 m/s เพราะฉะนั้นในการเคลื่อนที่ลงสู่พื้นดินด้วยระดับความสูง 60 เมตร เมื่อพิจารณาผลการทดลองเฉพาะขณะที่ดาวเทียม CANSAT ถูกปล่อยลงสู่พื้นดินที่ระดับความสูง 60 เมตร จะเห็นว่าใช้เวลาในการเคลื่อนที่ถึงพื้นดิน 16 วินาที



รูปที่ 4.6 ผลการรับสัญญาณข้อมูลจากดาวเทียม CANSAT

จากการทดลองได้ทำการเก็บข้อมูลจากการรับสัญญาณข้อมูลแล้วนำมาแสดงผลในรูปของกราฟเพิ่มเติมโดยใช้โปรแกรม Microsoft Excel ซึ่งประกอบด้วย กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างอุณหภูมิกับเวลา แสดงได้ดังรูปที่ 4.7 กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความกดอากาศกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.8 กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความสูงกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.9 และกราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความเร่ง 3 แกนกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.10



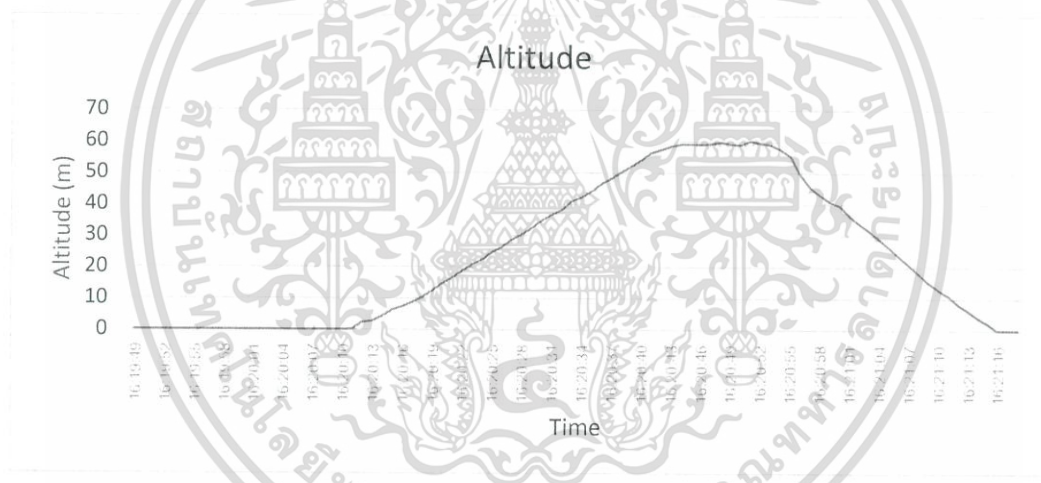
รูปที่ 4.7 กราฟแสดงผลของอุณหภูมิที่ได้รับจากดาวเทียม CANSAT เทียบกับเวลา

จากรูปที่ 4.7 แสดงถึงค่าอุณหภูมิที่วัดได้จากดาวเทียม CANSAT ขณะที่ปฏิบัติการซึ่งวัดค่าได้ประมาณ 32.3°C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



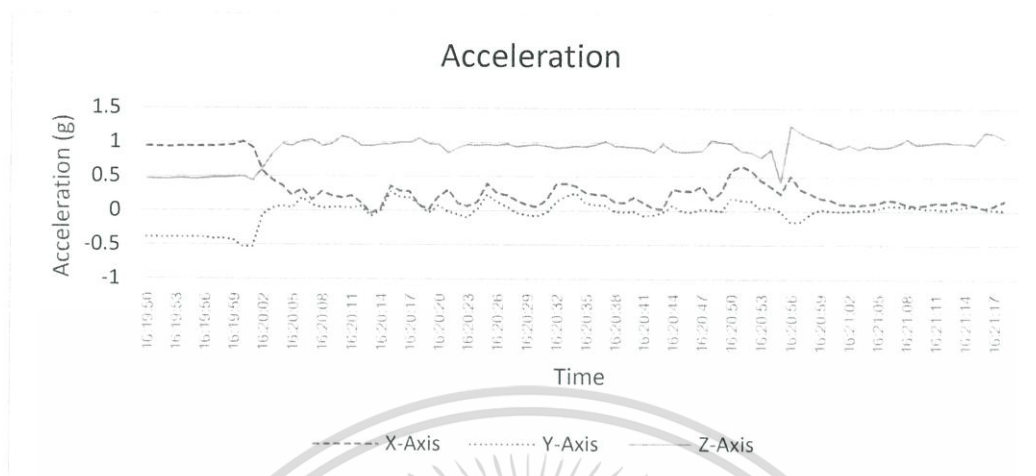
รูปที่ 4.8 กราฟแสดงผลของความกดอากาศที่ได้รับจากดาวเทียม CANSAT เทียบกับเวลา



รูปที่ 4.9 กราฟแสดงผลของระดับความสูงของดาวเทียม CANSAT เทียบกับเวลา

จากรูปที่ 4.8 และ 4.9 แสดงถึงกราฟแสดงผลของความกดอากาศเทียบกับเวลาและความสูงเทียบกับเวลาตามลำดับ จะเห็นว่าค่าความสูงแปรผกผันกับค่าความกดอากาศ คือเมื่อความสูงเพิ่มขึ้นความกดอากาศจะต่ำลง และถ้าความสูงลดลงความกดอากาศจะเพิ่มขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.10 กราฟแสดงผลของค่าความเร่ง 3 แกนที่ได้รับจากดาวเทียม CANSAT เทียบกับเวลา

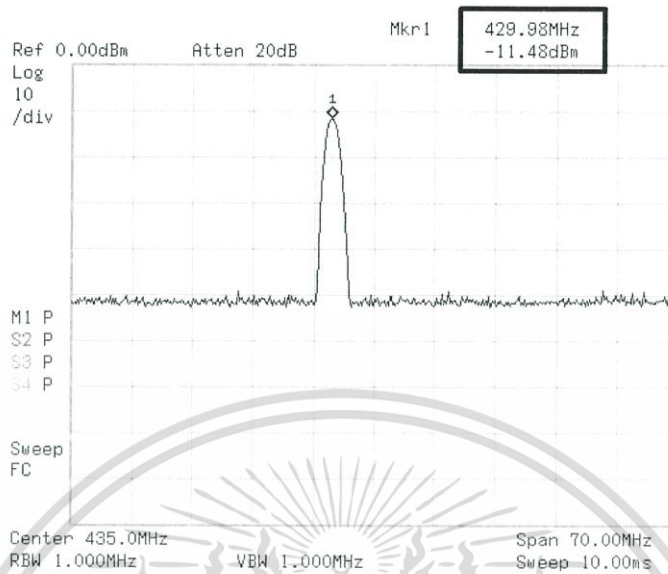
จากรูปที่ 4.10 แสดงถึงค่าความเร่ง 3 แกนที่วัดได้จากดาวเทียม CANSAT ซึ่งแสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งของดาวเทียมขณะที่กำลังขึ้นไปในระดับความสูง 60 เมตร และขณะที่กำลังเคลื่อนที่ลงสู่พื้นดิน โดยแกนอ้างอิงสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 แกนอ้างอิงของเซนเซอร์วัดค่าความเร่งบนดาวเทียม CANSAT

สำหรับการรับ-ส่งข้อมูลสำหรับดาวเทียม CANSAT นี้จะใช้ความถี่ 430 MHz ซึ่งสามารถแสดงสเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียม CANSAT ได้ดังรูปที่ 4.12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

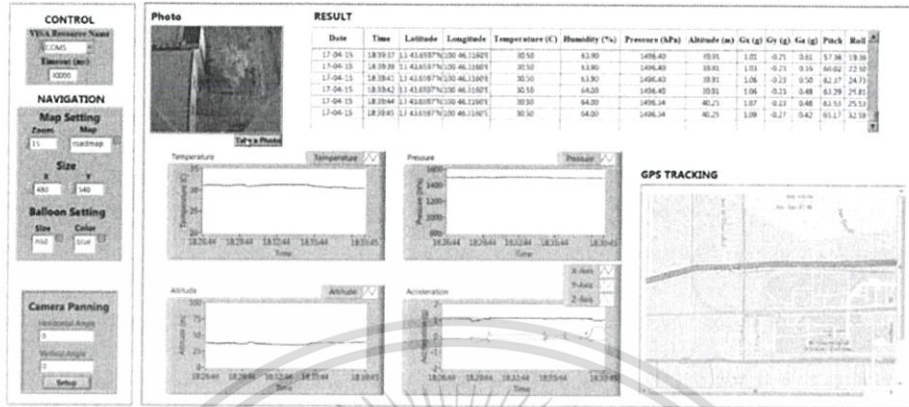


รูปที่ 4.12 สเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียม CANSAT

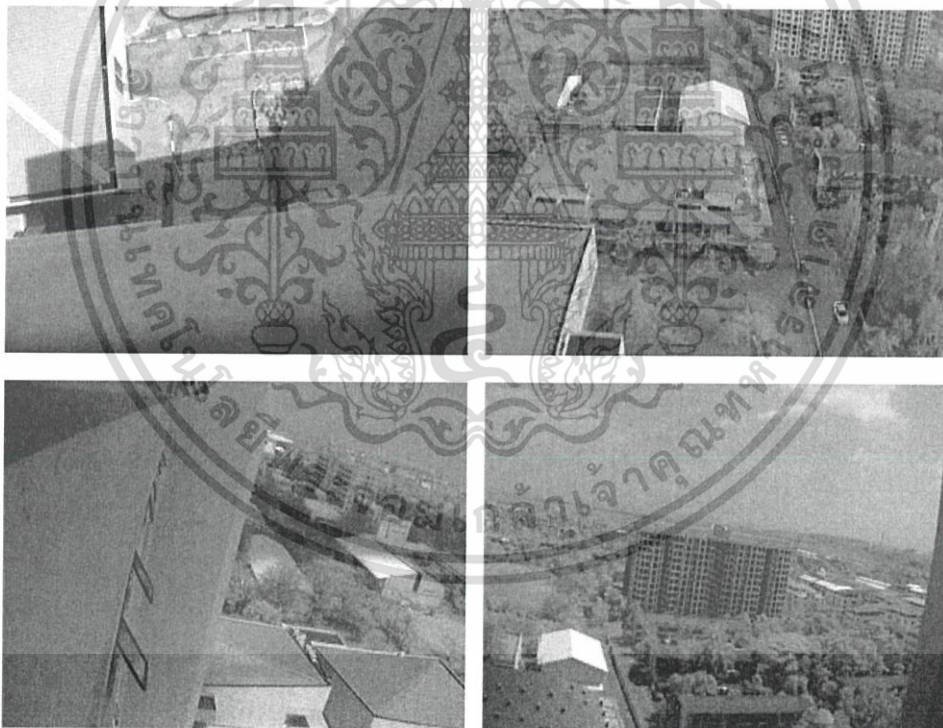
4.3 ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

ในการทดลองการสื่อสารระหว่างต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล กับสถานีภาคพื้นดิน ได้ทดลองโดยการนำต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลขึ้นไปที่ระดับความสูงประมาณ 35 เมตร ถึง 40 เมตร จากพื้นดิน แล้วทำการทดลองสื่อสารข้อมูลระหว่างต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน สามารถแสดงผลการรับสัญญาณข้อมูลของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลได้ดังรูปที่ 4.13 ซึ่งเป็นการรับสัญญาณข้อมูลจากต้นแบบจำลองของดาวเทียมสำรวจระยะไกล ได้แก่ ภาพถ่ายจากกล้องถ่ายภาพ และข้อมูลจากเซนเซอร์เพย์โหลดที่ถูกนำมาแสดงผลในรูปของตาราง ประกอบด้วย วันที่ เวลา ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของต้นแบบจำลองของดาวเทียม อุณหภูมิ ความชื้น ความกดอากาศ ความสูง ค่าความเร่ง 3 แกน มุม Pitch และ Roll ตามลำดับ ซึ่งค่าอุณหภูมิ ความกดอากาศ ความสูง และค่าความเร่ง 3 แกนจะถูกนำมาแสดงผลในรูปของกราฟโดยเทียบกับเวลา และค่าตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดจะถูกนำมาแสดงผลบนแผนที่เพื่อระบุตำแหน่งของต้นแบบจำลองของดาวเทียม สำหรับภาพถ่ายที่ถ่ายได้จากกล้องถ่ายภาพที่ติดอยู่บนต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล แสดงได้ดังรูปที่ 4.14

Ground Station



รูปที่ 4.13 ผลการรับสัญญาณข้อมูลของ
ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

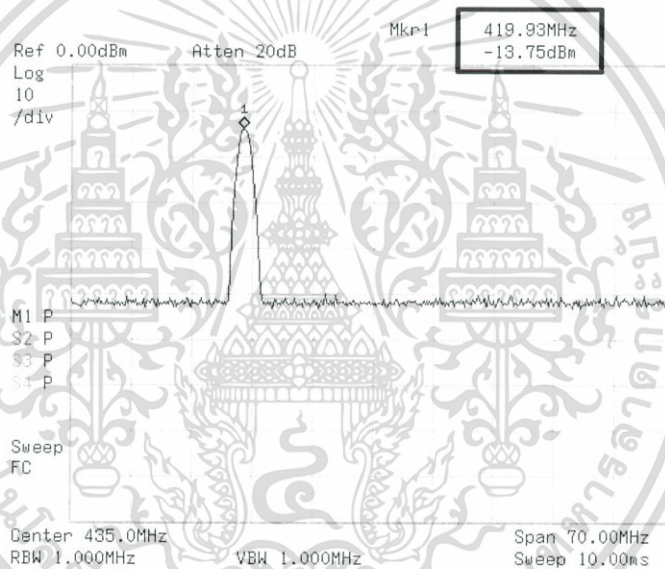


รูปที่ 4.14 ภาพถ่ายจากกล้องถ่ายภาพที่ติดตั้งอยู่บน
ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้拿去ใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.14 แสดงภาพถ่ายจากกล้องถ่ายภาพซึ่งควบคุมการถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดิน โดยภาพถ่ายมีความละเอียด 320x240 พิกเซล และมีการปรับเปลี่ยนมุมกล้องด้วยการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้หมุนไปในมุมที่กำหนดเพื่อถ่ายภาพสภาพแวดล้อมข้างเคียงในบริเวณที่ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลกำลังปฏิบัติการอยู่ ซึ่งภาพที่ได้แสดงรายละเอียดของพื้นที่ที่ถ่ายได้ค่อนข้างชัดเจน

สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลจะรับ-ส่งข้อมูลด้วยความถี่ 420 MHz ซึ่งสามารถแสดงสเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลได้ดังรูปที่ 4.15

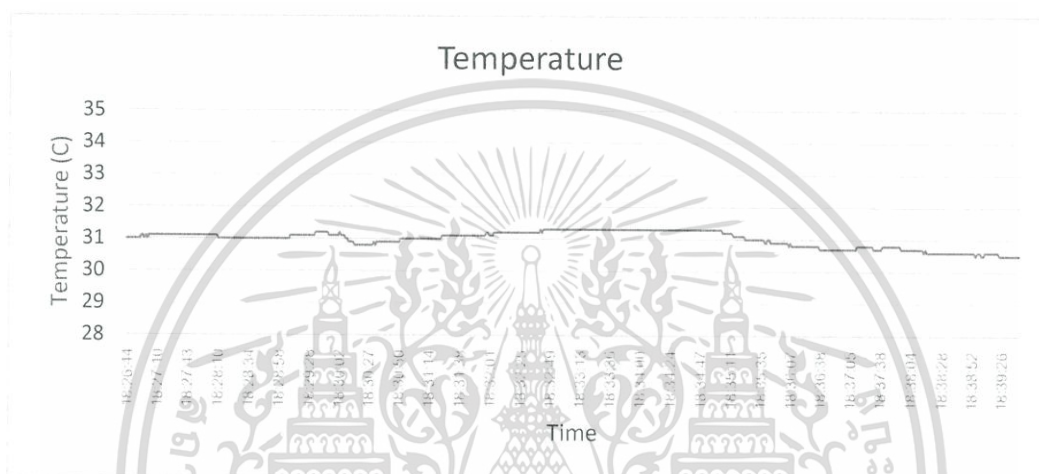


รูปที่ 4.15 สเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล

4.3.1 ผลการทดลองรับข้อมูลจากเซนเซอร์เพย์โหลดและการจัดเก็บข้อมูล

สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลนี้ข้อมูลที่ได้รับจากเซนเซอร์เพย์โหลดนอกจากจะถูกส่งข้อมูลลงมายังสถานีภาคพื้นดินแล้ว ข้อมูลยังถูกเก็บไว้ในหน่วยจัดเก็บข้อมูล SD Card บนตัวต้นแบบของดาวเทียมด้วย ซึ่งได้ทำการทดลองให้ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลรับข้อมูลจากเซนเซอร์เพย์โหลดโดยมีระยะเวลาปฏิบัติการ 1 ชั่วโมง แล้วนำข้อมูลที่ถูเก็บไว้มาแสดงผลในรูปของกราฟ โดยใช้โปรแกรม

Microsoft Excel ซึ่งประกอบด้วย กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างอุณหภูมิกับเวลา แสดงได้ดังรูปที่ 4.16 กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความชื้นกับเวลา แสดงได้ดังรูปที่ 4.17 กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความกดอากาศกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.18 กราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างระดับความสูงกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.19 และกราฟข้อมูลการเปรียบเทียบระหว่างความเร่ง 3 แกนกับเวลาแสดงได้ดังรูปที่ 4.20



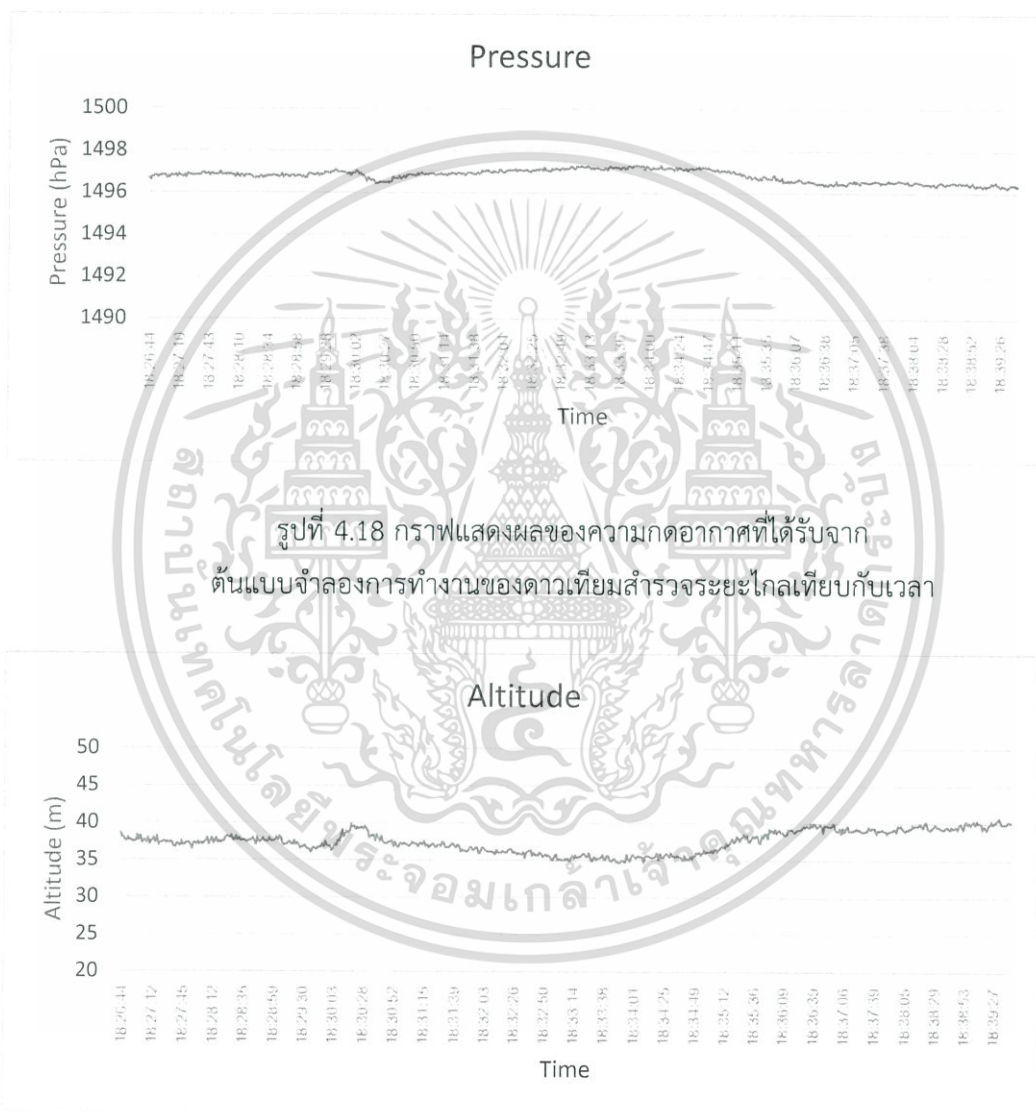
รูปที่ 4.16 กราฟแสดงผลของอุณหภูมิที่ได้รับจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลเทียบกับเวลา



รูปที่ 4.17 กราฟแสดงผลของความชื้นที่ได้รับจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลเทียบกับเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

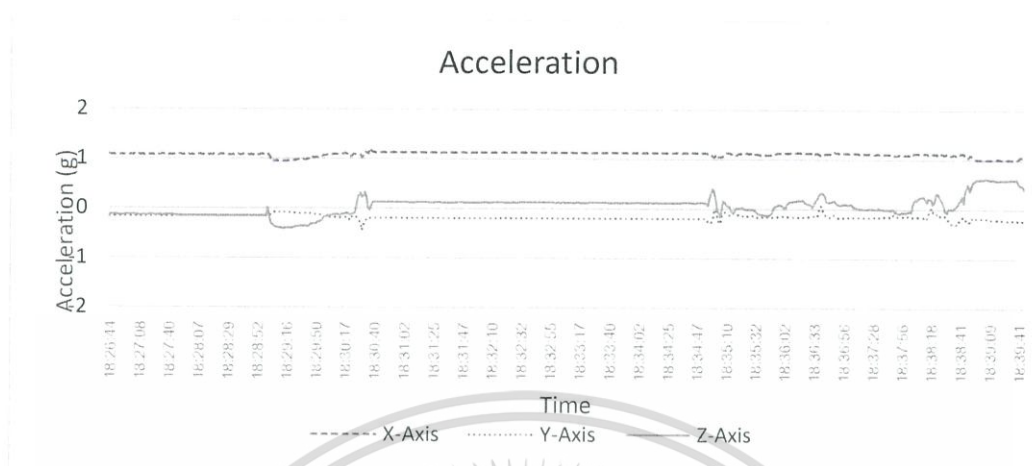
จากรูปที่ 4.16 แสดงค่าอุณหภูมิที่ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลวัดได้ในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าอยู่ที่ประมาณ 31° จากรูปที่ 4.17 แสดงผลของการวัดความชื้นของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งวัดค่าได้ประมาณ 60% ถึง 64



รูปที่ 4.18 กราฟแสดงผลของความกดอากาศที่ได้รับจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลเทียบกับเวลา

รูปที่ 4.19 กราฟแสดงผลระดับความสูงของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลเทียบกับเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.20 กราฟแสดงผลของค่าความเร่ง 3 แกนที่ได้รับจาก
ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลเทียบกับเวลา

จากรูปที่ 4.18 แสดงผลของการวัดความกดอากาศที่ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าประมาณ 1,496.5 hPa จากรูปที่ 4.19 แสดงผลของการวัดระดับความสูงที่ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลที่ปฏิบัติการซึ่งมีค่าประมาณอยู่ในช่วง 35 เมตร ถึง 40 เมตร และจากรูปที่ 4.20 แสดงถึงการวัดค่าความเร่ง 3 แกนที่วัดได้จากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลในช่วงระยะเวลาที่ปฏิบัติการ ซึ่งแสดงให้เห็นถึงการเปลี่ยนแปลงตำแหน่งของต้นแบบจำลองดาวเทียมเนื่องจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกลนี้มีการเคลื่อนที่เพียงเล็กน้อยทำให้ค่าความเร่งทั้ง 3 แกนมีค่าค่อนข้างคงที่

4.4 ผลการทดลองของต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

ในการทดลองการสื่อสารระหว่างต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารกับสถานีภาคพื้นดิน ได้ทดลองโดยการนำต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารขึ้นไปที่ระดับความสูงประมาณ 35 เมตร ถึง 40 เมตร จากพื้นดิน แล้วทำการทดลองการสื่อสารข้อมูลระหว่างต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดิน โดยให้ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารทำหน้าที่ทวนสัญญาณที่ได้รับจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่งที่มีความถี่ 450 MHz และทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่งที่มีความถี่ 440 MHz สามารถแสดงผลการรับ-ส่ง

สัญญาณข้อมูลผ่านต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินทั้งสองแห่งได้ดังนี้ การแสดงการส่งข้อความที่ไม่มีการเข้ารหัสลับของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งแสดงดังรูปที่ 4.21 การแสดงการรับข้อมูลของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับแสดงดังรูป 4.22 เมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่รับได้ของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับดังรูปที่ 4.22 ซึ่งแสดงถึงผลการรับข้อความของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับกับข้อมูลที่ส่งของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งดังรูปที่ 4.21 จะเห็นว่าสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับสามารถรับข้อมูลจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งได้ถูกต้อง

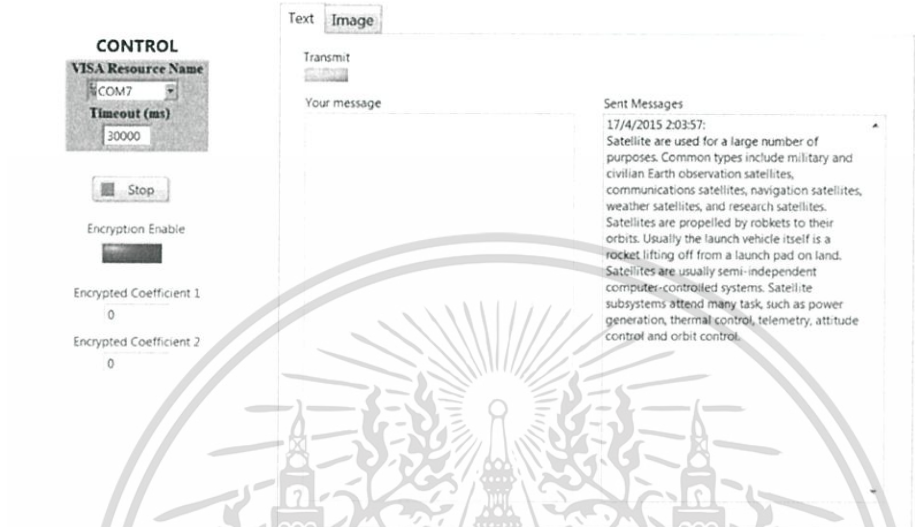
สำหรับสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่ง เมื่อมีการเข้ารหัสลับข้อมูลก่อนที่จะทำการส่งข้อมูลทางสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับจำเป็นต้องมีการถอดรหัสลับโดยสัมประสิทธิ์ที่ใช้ในการเข้ารหัสลับและถอดรหัสลับจะต้องมีค่าเท่ากันเพื่อที่จะสามารถถอดรหัสลับข้อมูลกลับคืนมาได้ รูปที่ 4.23 แสดงถึงการส่งข้อความของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งโดยมีการใช้การเข้ารหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์เท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$ รูปที่ 4.24 แสดงการรับข้อความของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับโดยมีการถอดรหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์เท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

เมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่รับได้ของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับดังรูปที่ 4.24 กับข้อมูลที่ส่งของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งดังรูปที่ 4.23 จะเห็นว่าสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับสามารถรับข้อมูลจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งได้ถูกต้องเนื่องจากใช้สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับตรงกับสัมประสิทธิ์ของวงจรเข้ารหัสลับ

สำหรับการทดลองใช้สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับที่ไม่ตรงกับสัมประสิทธิ์ของวงจรเข้ารหัสลับแสดงผลการทดลองได้ดังนี้ รูปที่ 4.25 แสดงการส่งข้อความของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งโดยมีการเข้ารหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์เท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$ รูปที่ 4.26 แสดงการรับข้อความของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับโดยมีการถอดรหัสลับด้วยค่าสัมประสิทธิ์เท่ากับ $c_1 = 1$ และ $c_2 = 4$

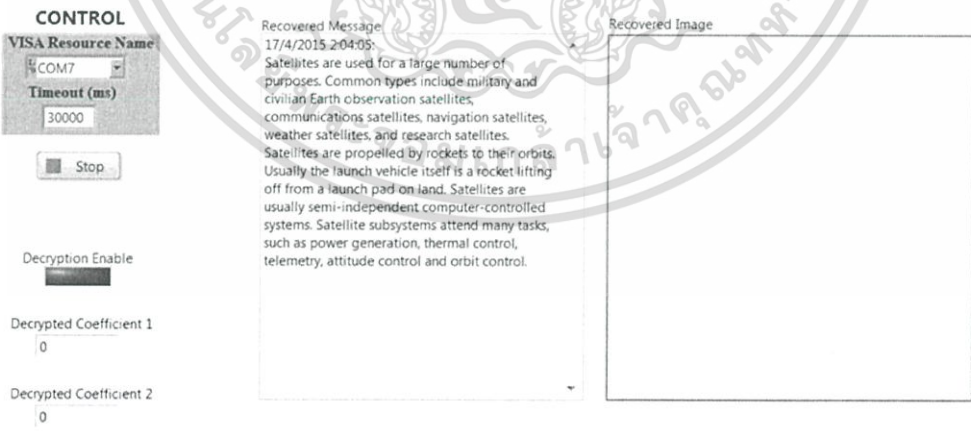
เมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่รับได้ของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับดังรูปที่ 4.26 กับข้อมูลที่ส่งของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งดังรูปที่ 4.25 จะเห็นว่าสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับได้รับข้อมูลที่ไม่สามารถอ่านได้เนื่องจากใช้สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับไม่ตรงกับสัมประสิทธิ์ของวงจรเข้ารหัสลับ

Ground Station



รูปที่ 4.21 การส่งข้อความที่ไม่มีการเข้ารหัสลับของสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่ง

Ground Station



รูปที่ 4.22 การแสดงผลการรับข้อความที่ไม่มีการเข้ารหัสลับของสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับ

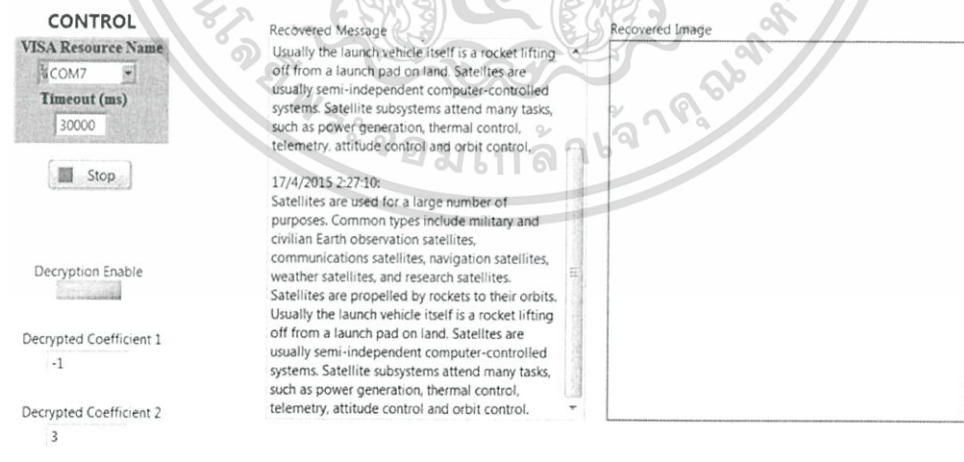
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Ground Station



รูปที่ 4.23 การส่งข้อความโดยมีการเข้ารหัสลับ ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

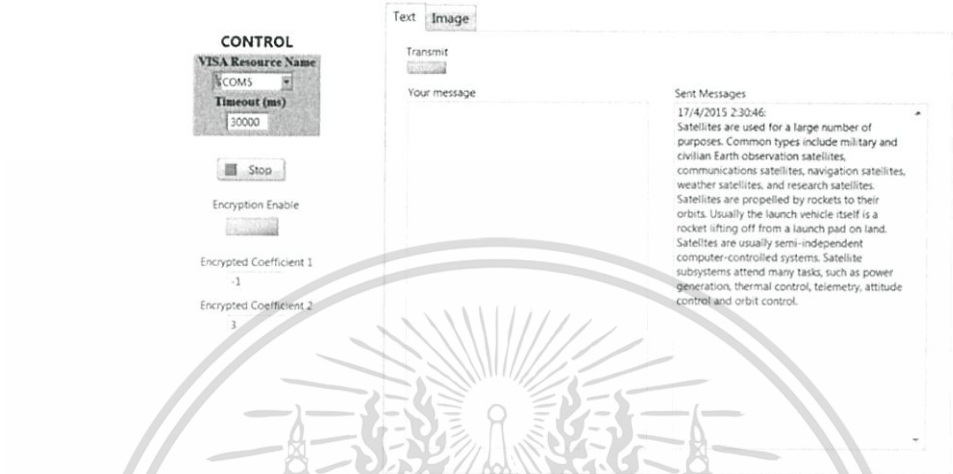
Ground Station



รูปที่ 4.24 การรับข้อความโดยมีการถอดรหัสลับ ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

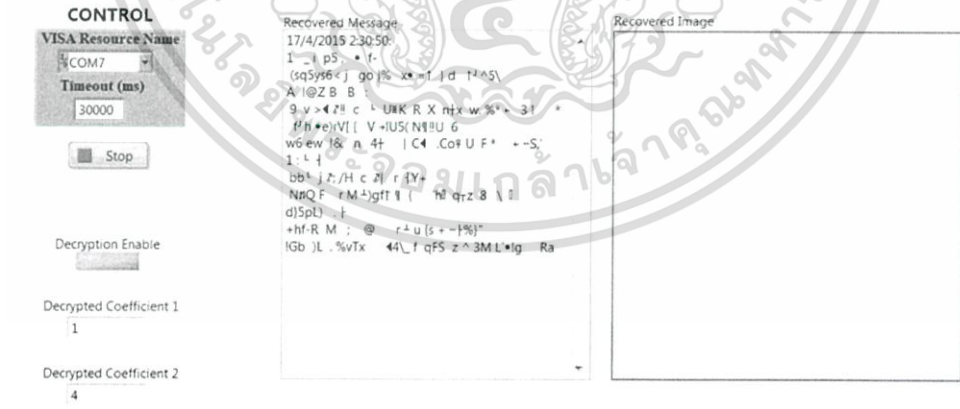
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Ground Station



รูปที่ 4.25 การส่งข้อความโดยมีการเข้ารหัสลับ ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

Ground Station



รูปที่ 4.26 การรับข้อความโดยมีการถอดรหัสลับ ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = 1$ และ $c_2 = 4$

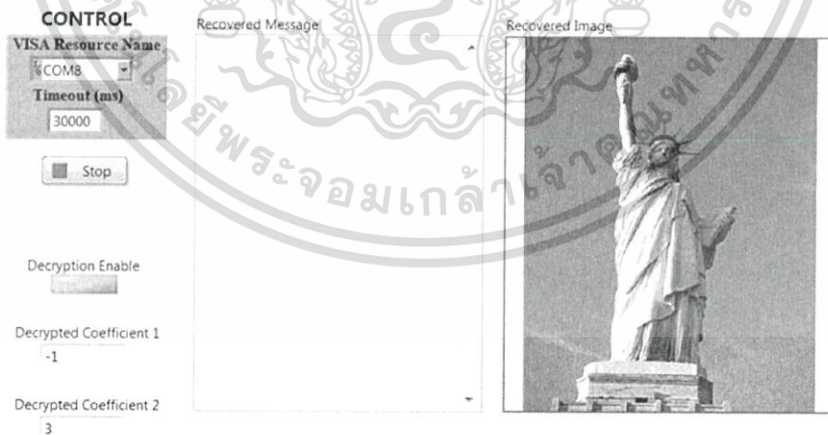
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Ground Station



รูปที่ 4.27 การส่งข้อมูลภาพโดยมีการเข้ารหัสลับ
ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถ่ายรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

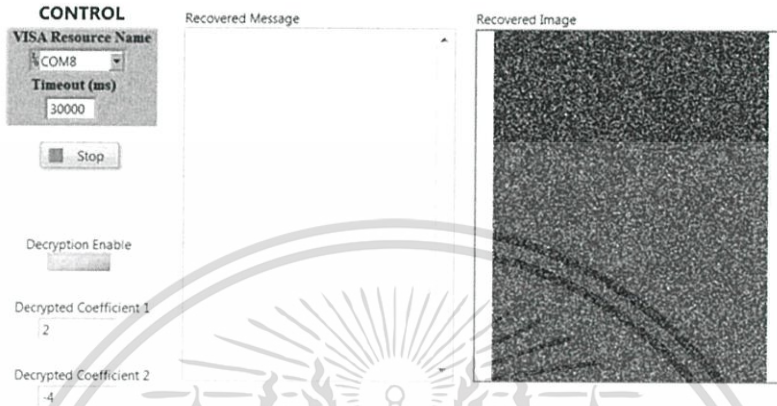
Ground Station



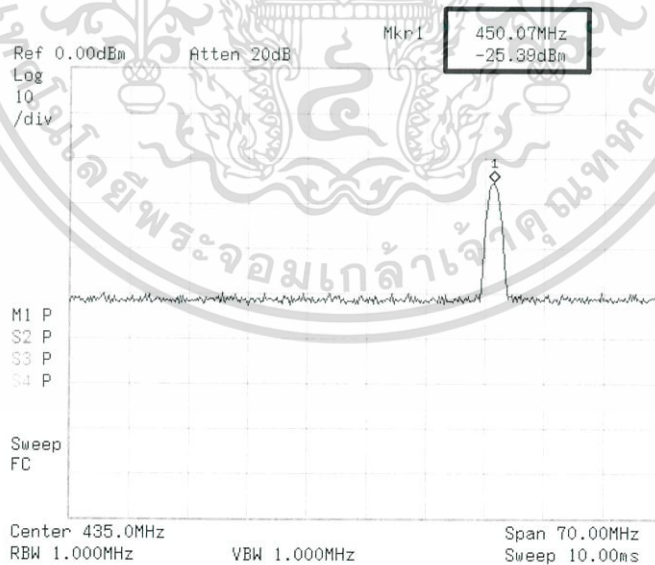
รูปที่ 4.28 การรับข้อมูลภาพโดยมีการถอดรหัสลับ
ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = -1$ และ $c_2 = 3$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Ground Station



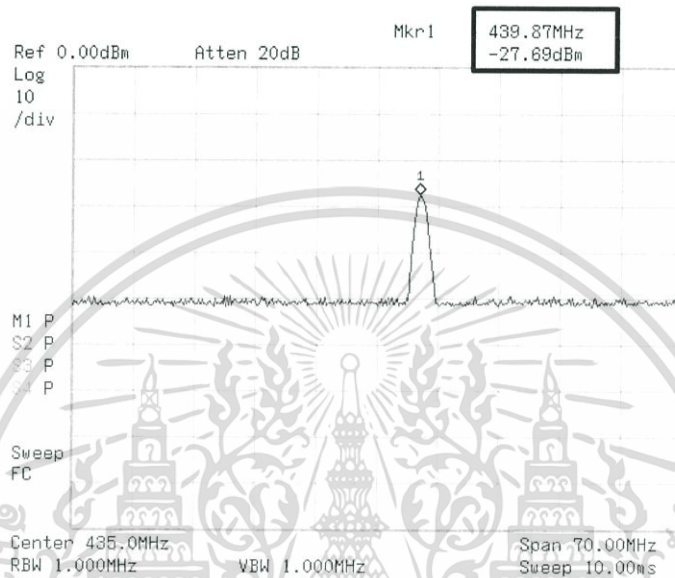
รูปที่ 4.29 การรับข้อมูลภาพโดยมีการถอดรหัสลับ ด้วยค่าสัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสเท่ากับ $c_1 = 2$ และ $c_2 = 4$ สำหรับสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งจะใช้ความถี่ขาขึ้น (Uplink) ในการส่งสัญญาณข้อมูล เท่ากับ 450 MHz สามารถแสดงสเปกตรัมของสัญญาณที่ส่งจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่งได้ดังรูปที่ 4.30



รูปที่ 4.30 สเปกตรัมของสัญญาณขาขึ้นที่ส่งจากสถานีภาคพื้นดินฝั่งส่ง ไปยังต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และความถี่ขาลง (Downlink) สำหรับส่งสัญญาณข้อมูลจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารไปยังสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับมีค่าเท่ากับ 440 MHz สามารถแสดงสเปกตรัมของสัญญาณได้ดังรูปที่ 4.31



รูปที่ 4.31 สเปกตรัมของสัญญาณขาลงที่ส่งจากต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสารไปยังสถานีภาคพื้นดินฝั่งรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผล

ปริญญานิพนธ์เรื่องนี้เป็นการศึกษาและพัฒนาแบบจำลองทางวิศวกรรมสำหรับระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก โดยเรียนรู้หลักการการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กที่จำเป็น ได้แก่ ระบบประมวลผลกลางสำหรับควบคุมการทำงานของอุปกรณ์ทั้งหมดบนดาวเทียม ระบบสื่อสารสำหรับการส่งข้อมูลระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน เพย์โพลด์ที่จำเป็นสำหรับดาวเทียมขนาดเล็ก และระบบพลังงาน โดยสามารถนำองค์ความรู้ที่ได้จากการศึกษาระบบดังกล่าวมาพัฒนาให้เกิดแรงผลักดันในการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่ขึ้นไป ในการออกแบบแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กแบ่งออกเป็น 3 ดวง เริ่มจากการออกแบบดาวเทียม CANSAT ซึ่งเป็นแบบจำลองดาวเทียมขนาดเล็กที่มีหลักการการทำงานเหมือนกับดาวเทียมจริง โดยออกแบบให้มีขนาดเท่ากับกระป๋องน้ำอัดลม และใช้บอร์ด Arduino Pro mini 328 เป็นหน่วยประมวลผลกลาง มีเซนเซอร์เพย์โพลด์ ได้แก่ เซนเซอร์วัดอุณหภูมิและความกดอากาศ เซนเซอร์วัดค่าความเร่ง 3 แกน และระบบระบุตำแหน่ง GPS ในส่วนของระบบสื่อสารใช้โมดูลสื่อสารไร้สาย APC220 เพื่อส่งข้อมูลที่ได้รับจากเซนเซอร์เพย์โพลด์ไปยังสถานีภาคพื้นดินเพื่อแสดงผลข้อมูล

จากการศึกษาและพัฒนาดาวเทียม CANSAT จึงได้นำองค์ความรู้ที่ได้มาพัฒนาต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กในอีก 2 ลักษณะ คือ

- 1) ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล ทั้งนี้เนื่องจากดาวเทียม CANSAT มีข้อจำกัดทางด้านขนาดที่จะต้องอยู่ในกระป๋องน้ำอัดลม ดังนั้นการที่จะเพิ่มอุปกรณ์ต่างๆ เพื่อเพิ่มฟังก์ชันการทำงานจึงเป็นเรื่องยาก ทำให้มีการพัฒนาต่อยอดขึ้นเป็นต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสำรวจระยะไกล โดยมีการเพิ่มเซนเซอร์วัดความชื้นอากาศเนื่องจากต้องการเก็บข้อมูลสภาพอากาศมากขึ้น เพิ่มกล้องเพื่อที่จะทำการถ่ายภาพแล้วส่งกลับมายังสถานีภาคพื้นดิน

รวมทั้งมีการติดตั้งเซอร์ไวโมเตอร์เพื่อควบคุมการปรับเปลี่ยนมุมกล้อง เพิ่มระบบจัดเก็บข้อมูล (Datalogger) โดยใช้ SD Card ในการเก็บข้อมูลที่ได้จากเซนเซอร์เพย์โพลด นอกจากนี้ยังเพิ่มระบบพลังงานซึ่งใช้แผงพลังงานแสงอาทิตย์ และในส่วนของระบบสื่อสารได้พัฒนาระบบให้สามารถสื่อสารได้ 2 ทาง (2 Ways Communication) แบบกึ่งสองทิศทาง (Half - Duplex) เพื่อให้สามารถส่งคำสั่งควบคุมการถ่ายภาพรวมถึงการปรับเปลี่ยนมุมกล้องจากสถานีภาคพื้นดินได้

2) ต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมสื่อสาร ซึ่งพัฒนาในส่วนของทรานสปอนเดอร์ขึ้นเพื่อทำหน้าที่รับสัญญาณจากสถานีภาคพื้นดินแห่งหนึ่ง แล้วทวนสัญญาณไปยังสถานีภาคพื้นดินอีกแห่งหนึ่ง โดยในการส่งข้อมูลจะมีการเข้ารหัสลับโดยอาศัยปรากฏการณ์เคออสในวงจรกรองสัญญาณดิจิทัลเพื่อปกปิดความลับของข้อมูลก่อนส่งและทำการถอดรหัสลับ ณ สถานีภาคพื้นดินปลายทาง ซึ่งในการถอดรหัสลับเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ถูกต้องจำเป็นจะต้องใช้สัมประสิทธิ์ของวงจรถอดรหัสลับให้ตรงกับวงจรเข้ารหัสลับ

5.2 ประโยชน์ที่ได้รับ

- 1) ได้รับความรู้ในเรื่องระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก, ส่วนประกอบของดาวเทียมขนาดเล็ก, การออกแบบระบบกู้คืนโดยใช้ร่มชูชีพ, การออกแบบระบบพลังงาน, การควบคุมอุปกรณ์ด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์, การติดต่อสื่อสารแบบ I²C, การติดต่อสื่อสารข้อมูลอนุกรมแบบหนึ่งสาย (1-wire), โพรโตคอล NMEA ของ GPS, โพรโตคอลสำหรับติดต่อสื่อสารกับกล้องถ่ายภาพ LinkSprite JPEG Camera, การติดต่อสื่อสารกับพอร์ตอนุกรม
- 2) ได้รับความรู้ในเรื่องของการนำปรากฏการณ์เคออสที่เกิดขึ้นในวงจรกรองสัญญาณดิจิทัลมาประยุกต์ใช้ในด้านการรักษาความปลอดภัยของข้อมูล
- 3) ได้เรียนรู้ในการเขียนโปรแกรมและใช้งานโปรแกรม LabVIEW, MATLAB, Altium และ Arduino IDE
- 4) สามารถนำองค์ความรู้ที่ได้รับมาแบ่งปันให้กับบุคคลอื่น เช่น การจัดค่ายเยาวชนเกี่ยวกับการศึกษาและพัฒนาระบบย่อยของดาวเทียมขนาดเล็ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5) สามารถเป็นแรงผลักดันให้เกิดการสร้างดาวเทียมจริงของประเทศไทยในอนาคต

5.3 ข้อเสนอแนะ

สำหรับต้นแบบจำลองการทำงานของดาวเทียมขนาดเล็กทั้งสามดวงมีข้อจำกัดในด้านอัตราการรับส่งข้อมูลเนื่องจากโมดูลสื่อสารไร้สายมีอัตราการรับส่งข้อมูลสูงสุด (Baud rate) เท่ากับ 19200 bps ทำให้ในการส่งข้อมูลที่มีขนาดใหญ่ เช่น ภาพถ่าย เป็นต้น ใช้เวลานาน นอกจากนี้ยังมีข้อจำกัดในเรื่องของโมดูล GPS คือ บางครั้งที่ทำการศึกษาทดลองหาอยู่ในอาคาร หรือมีสิ่งกีดขวางขนาดใหญ่ อาทิเช่น ตึก ต้นไม้ เป็นต้น ข้อมูลของโมดูล GPS จะไม่สามารถรับได้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม

- [1] Anil K.Maini and Varsha Agrawal, "Satellite Technology Principles and Application," 2nd Edition, Wiley, 2011
- [2] Gerard Maral and Michel Bousquet, "Satellite Communication Systems," 5th Edition, Wiley, 2009
- [3] Yasuyuki Miyazaki and Masahiko Yamazaki, "A Practical Education of Space Engineering by using CanSat and Pico-Satellite," 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), pp. 1081-1086, 2013.
- [4] "The CanSat Leader Training Program (CLTP)" <http://cltp.info>
- [5] "The Cansat Leader Training Program 2 (CLTP2)" <http://cltp.info/cltp2.html>
- [6] "ดาวเทียมกระป๋อง...เล็กจิ๋ว แต่แจ่มแจ๋ว" <http://www.nstda.or.th/news/15214-satellite>
- [7] S. Yamaura, H. Akiyama and R. Kawashima, "Report of Cansat Leader Training Program," 5th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST), pp. 856-860, 2011.
- [8] Leon O. Chua and Tao Lin, "Chaos in Digital Filters," IEEE Trans. Circuits Syst., vol. 35, no. 6, pp. 648-658, 1998
- [9] K. Kutzer, W. Schwarz and A.C. Davies, "Chaotic signals generated by digital filter overflow," IEEE International Symposium on Circuits and Systems., vol. 6, pp. 17-20, 1994
- [10] Zhang Jingang, Dai Xuchu and Xu Peixia, "Improvement to Frey's Adaptive Chaotic Encoder," 3rd World Congress on Intelligent Control and Automation., 2000
- [11] APPCON TECHNOLOGIES. "APC220-43 13dBm ISM RF Transceiver Module.", 2008

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [12] Arduino.cc, “Arduino Pro Mini.”
<http://arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardProMini>
- [13] Arduino.cc, “Arduino Mega.” <http://arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardMega>
- [14] NXP Semiconductors N.V. “UM10204 I2C-bus specification and user manual.”, 2014
- [15] Bosch Sensortec. “Data sheet BMP180.”
- [16] Mechtly. “The International System of Units, Physical Constants and Conversion Factors.” Second revision., 1973
- [17] Bill Earl, “ADXL345 Digital Accelerometer.”
<https://learn.adafruit.com/adxl345-digital-accelerometer/overview>
- [18] Mark Pedley, “Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer,” Freescale Semiconductor, 2013
- [19] Thomas Liu, “Digital relative humidity & temperature sensor AM3202/DHT22.”
- [20] GlobalTop Technology Inc. “GPS Standalone module Data Sheet.”, 2011
- [21] “จีพีเอส.” th.wikipedia.org/wiki/จีพีเอส
- [22] LinkSprite, “LinkSprite JPEG Color Camera Serial UART Interface With Infrared.” 2010
- [23] Spark n’ Go, “SG90 9g Micro Servo datasheet.”
datasheet.sparkgo.com.br/SG90Servo.pdf
- [24] Thaieasyelec, “ตัวอย่างการควบคุม RC Servo Motor ด้วย Arduino,”
<http://www.thaieasyelec.com/article-wiki/review-product-article-rc-servo-motor-arduino.html>
- [26] การไฟฟ้าฝ่ายผลิตแห่งประเทศไทย, “เซลล์แสงอาทิตย์ (Solar Cell).”
<http://www3.egat.co.th/re/solarcell/solarcell.htm>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [27] กรมพัฒนาพลังงานทดแทนและอนุรักษ์พลังงาน กระทรวงพลังงาน, “พลังงานแสงอาทิตย์.” <http://www.dede.go.th/>
- [28] “Free Fall and Air Resistance.”
<http://www.physicsclassroom.com/class/newtlaws/Lesson-3/Free-Fall-and-Air-Resistance>
- [29] Richard Nakka, “Parachute Design and Construction.”
www.nakka-rocketry.net/paracon.html
- [30] Norwegian Centre for Space-related Education. “The CANsat Book.”
https://www.narom.no/bilder/bilde1_20130826154135.pdf



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้