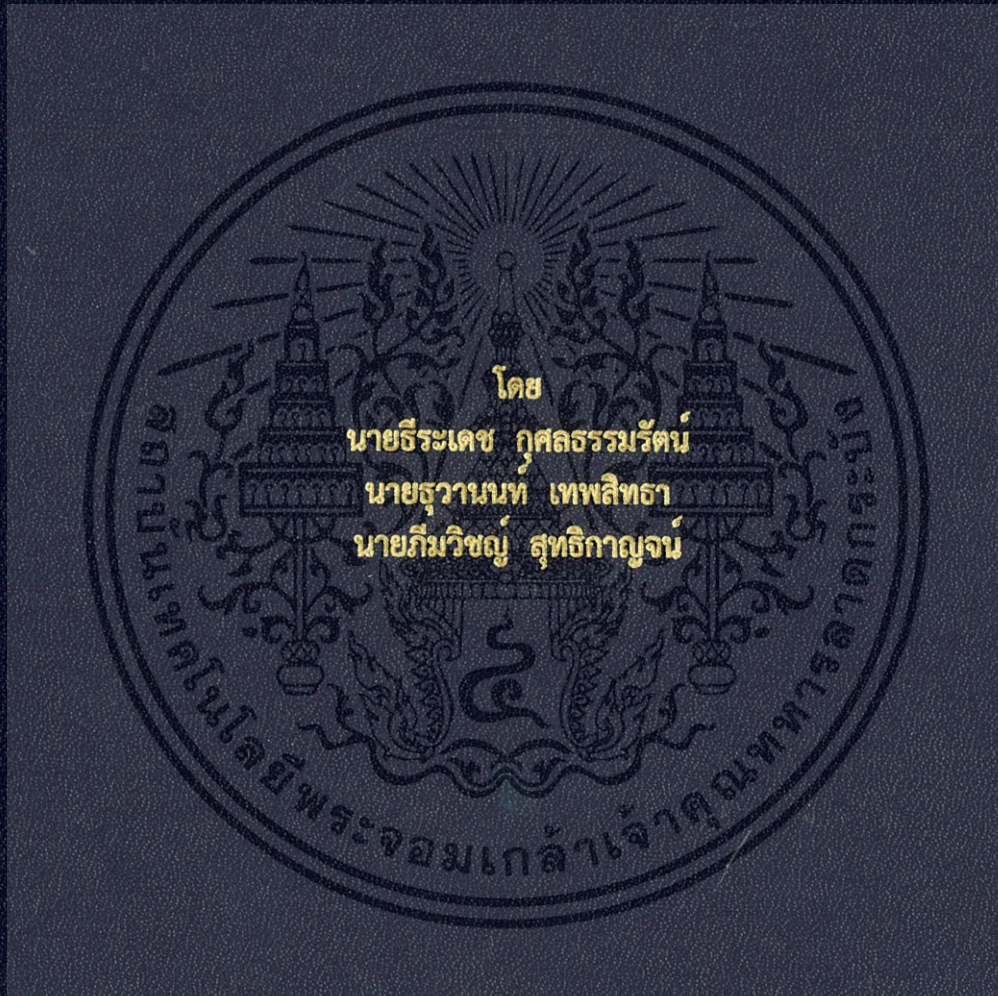


การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและ
การเข้ารหัสช่องสัญญาณ
DESIGN AND IMPLEMENTATION OF CUBESAT ENGINEERING MODEL AND
CHANNEL CODING



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2559

การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและ
การเข้ารหัสช่องสัญญาณ
DESIGN AND IMPLEMENTATION OF CUBESAT ENGINEERING MODEL AND
CHANNEL CODING



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2559

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทและการเข้ารหัสช่องสัญญาณ
DESIGN AND IMPLEMENTATION OF CUBESAT ENGINEERING MODEL AND CHANNEL CODING

โดย

นายธีระเดช กุศลธรรมรัตน์

56010625

นายธรวานนท์ เทพลีธา

56010628

นายภูมิวิชญ์ สุทธิกาญจน์

56010944

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผศ.อัครพล ตีร์รัตน์

ผศ.ดร.ศรวัฒน์ ชิวปรีชา

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2559

ผ่านการตรวจรูปเล่มแล้ว

()

อาจารย์ที่ปรึกษา

19 / 5 / 60

ผ่านการตรวจชิ้นงานแล้ว

()

กรรมการผู้ตรวจชิ้นงาน

19 / 5 / 60

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินส่วนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2559

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทและการเข้ารหัสช่องสัญญาณ

DESIGN AND IMPLEMENTATION OF CUBESAT ENGINEERING MODEL AND CHANNEL CODING

ผู้จัดทำ

- | | |
|-----------------------------|----------|
| 1. นายธีระเดช กุศลธรรมรัตน์ | 56010625 |
| 2. นายธรวานนท์ เทพลีธา | 56010628 |
| 3. นายกัมวิชญ์ สุทธิกาญจน์ | 56010944 |


.....

(ผศ. อัครพล ตริรัตน์)

อาจารย์ที่ปรึกษา


.....

(ผศ.ดร.ศรวัฒน์ ชิวปรีชา)

อาจารย์ที่ปรึกษาร่วม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีเนื่องจากข้าพเจ้าได้รับความกรุณา ความเมตตาจาก ผศ.อัครพล ตรีรัตน์ ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา คุณพิรดา เตชะวิจิตร และคุณพลกฤษณ์-สุขเฉลิม ที่คอยให้ความช่วยเหลือ ดูแลเอาใจใส่ แนะนำ ชี้แนะข้อบกพร่องและร่วมแก้ไขปัญหาดิตตามความก้าวหน้าของงานวิจัย รวมทั้งฝึกฝนให้ข้าพเจ้ามีทักษะทางการคิด การอ่าน การเขียน และการนำเสนอผลงานวิชาการ ซึ่งเป็นประโยชน์อย่างมากในการพัฒนาตนเอง

ขอขอบคุณ คุณสุชิน คล้ายนาค ผู้แจ้งตำแหน่งตงของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท KMITL CubeSat EM-1

ขอขอบคุณ ฟาร์มโคนม ซีพี วังม่วง อำเภอวังม่วง จังหวัดสระบุรี ที่ให้ความเอื้อเฟื้อน้ำประปาสำหรับล้างคราบโคลน ขณะตามเก็บกู้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท KMITL CubeSat EM-2

ขอขอบคุณ กรมอุตุนิยมวิทยา ที่ได้อนุเคราะห์บอลูนเพื่อใช้ในการทดสอบ

ขอขอบคุณเพื่อนร่วมงานและรุ่นพี่ในห้องปฏิบัติการภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ทุกคนที่ได้ให้คำปรึกษา แนะนำ และถ่ายทอดวิชาความรู้ด้านเทคโนโลยีให้แก่ข้าพเจ้า

สุดท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณบิดามารดาและครอบครัวของข้าพเจ้าที่ได้ให้ชีวิตและโอกาสทางการศึกษา คอยเป็นกำลังใจและให้ความหวังใฝ่เสมอมา ตลอดจนคุณครูและอาจารย์ทุกท่านที่กรุณาประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้อันเป็นประโยชน์แก่ข้าพเจ้า

นายธีระเดช กุศลธรรมรัตน์
นายธรวานนท์ เทพลีธา
นายภีมวิษญ์ สุทธิกาญจน์
ผู้จัดทำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียม
 คิวบ์แซทและการเข้ารหัสช่องสัญญาณ
 DESIGN AND IMPLEMENTATION OF CUBESAT
 ENGINEERING MODEL AND CHANNEL CODING

โดย นายธีระเดช กุศลธรรมรัตน์ 56010625
 นายธวานนท์ เทพลีธา 56010628
 นายภีมวิษณุ สุทธิกาญจน์ 56010944

อาจารย์ที่ปรึกษา ผศ.อัครพล ตรีรัตน์
 อาจารย์ที่ปรึกษาร่วม ผศ.ดร.ศรววัฒน์ ชิวปรีชา

บทคัดย่อ

ปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท โดยดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นดาวเทียมขนาดเล็กที่มีขนาด 10x10x10 เซนติเมตร โดยอุปกรณ์ที่ติดตั้งบนดาวเทียมคิวบ์แซทจะแตกต่างกันขึ้นอยู่กับภารกิจที่กำหนด ซึ่งในแบบจำลองนี้ประกอบไปด้วย กล้องถ่ายภาพ และเซนเซอร์ตรวจวัดต่างๆ ได้แก่ อุณหภูมิภายในคิวบ์แซท ความกดอากาศ ความเร่ง 3 แกน และพิกัดทางภูมิศาสตร์ วัตถุประสงค์ของการติดตั้งเซนเซอร์วัดดังกล่าวคือเพื่อเก็บและส่งข้อมูลไปยังสถานีภาคพื้นดิน โดยการทดสอบฟังก์ชันการทำงานและการติดต่อสื่อสารของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทนี้ ดำเนินการด้วยการติดตั้งและปล่อยขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ (ใกล้เคียงอวกาศ) ด้วยบอลลูนความสูงที่ระดับความสูงประมาณ 25 กิโลเมตร ในปฏิญานิพนธ์ได้เพิ่มการปรับปรุงประสิทธิภาพของการส่งข้อมูลโดยการเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนวอลูชัน โดยยึดอัตรารหัสตามมาตรฐานการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems: CCSDS) ซึ่งมีอัตรารหัสเท่ากับ 1/2 และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 นอกจากนี้ ในปฏิญานิพนธ์ได้ทดลองศึกษากลไกการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อทำภารกิจถ่ายภาพโดยใช้กลไกการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซทในการควบคุมทิศทางการถ่ายภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ABSTRACT

This thesis proposed a design and implementation of CubeSat engineering model as applied to CubeSat mission. CubeSats are nanosatellites of standardized dimension measuring 10x10x10 cms. Generally, CubeSats are flown as auxiliary payloads on previously planned mission. In our CubeSat, we implement the payloads systems including payload sensors subsystem and imaging payload subsystem. The objective of the payload sensors subsystem is to acquire scientific data as well as monitoring the health and progress of various system of CubeSats. Our payload sensors subsystem consists of several sensors, such as temperature, pressure, accelerometer, and GPS. The objective of imaging payload subsystem is not to get high resolution earth images, but to take low resolution images, store them and successfully send them to ground station. Our imaging payload uses a low resolution camera with low power consumption mounted on CubeSat to achieve desired objective. The function and communication of our CubeSat can be tested by using high altitude balloon as a launcher to atmosphere (near space) at altitude about 25 km. Moreover, in order to successfully receive data from payloads subsystem we designed and implemented channel coding. A Channel Coding will provide protection against distortion, such as fading. We use a convolution code, whose rate is $\frac{1}{2}$ and constraint length is 7.

สารบัญ

	หน้า
กิตติกรรมประกาศ	I
บทคัดย่อ	II
สารบัญ	IV
สารบัญตาราง	VIII
สารบัญรูป	X
บทที่ 1 บทนำ	
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์	2
1.3 ขอบเขตของปริญญาานิพนธ์	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการของแบบจำลองทางวิศวกรรมดาวเทียมคิวบ์แซท	3
2.1 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท (Engineering Model : EM)	3
2.1.1 ระบบพลังงาน	4
2.1.1.1 แบตเตอรี่ลิเธียมไอออน	4
2.1.1.2 Step down regulator BA50BC0	4
2.1.2 เซนเซอร์เพย์โหลด	5
2.1.2.1 กล้องถ่ายภาพ	5
2.1.2.2 เซนเซอร์ BMP180	7
2.1.2.3 เซนเซอร์ ADXL345	11
2.1.2.4 โมดูล GPS NEO-6M Ublox	13
2.1.3 ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด	16
2.1.3.1 Arduino Nano	16
2.1.3.2 Arduino Pro Mini	17
2.1.3.3 โมดูล microSD card	18
2.1.3.4 การสื่อสารแบบ I2C	18
2.1.3.5 การสื่อสารแบบ SPI	21
2.1.3.6 เฟรมข้อมูลในการสื่อสาร	24
2.1.4 ระบบสื่อสาร	24
2.1.4.1 โมดูล SV650	24
2.1.4.2 สายอากาศโมโนโพล	26
2.2 รหัสคอนโวลูชัน (Convolutional code)	26
2.2.1 การเข้ารหัสคอนโวลูชัน	27
2.2.1.1 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปผลตอบสนองอิมพัลส์	28
2.2.1.2 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปเมทริกซ์ตัวกำเนิด (Generator Matrix)	29

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.2.1.3 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial)	29
2.2.2 รหัสคอนโวลูชันในเชิงแผนภาพ	30
2.2.2.1 แผนภาพสถานะ (State Diagram)	30
2.2.2.2 แผนภาพเทรลลิส (Trellis Diagram)	31
2.2.3 ระยะฟรี (Free Distance)	46
2.3 สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station)	47
2.3.1 สายอากาศสถานีภาคพื้นดิน	47
2.4 ร่มชูชีพ (Parachute)	49
2.4.1 ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical	51
2.5 บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม	53
2.5.1 การหาขนาดของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม	54
2.6 การรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท (Stabilization of CubeSat)	55
2.6.1 รูปแบบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท	56
2.6.2 การรักษาสมดุลแบบ Passive	57
2.6.2.1 ขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า (electromagnetic coil)	58
2.6.2.2 สมการคำนวณหาจำนวนรอบในการพันขดลวดและทอร์คแม่เหล็ก	58
2.7 Automatic Packet Reporting System (APRS)	59
2.7.1 คำจำกัดความและความหมาย	59
2.7.2 รูปแบบข้อมูลของ APRS	59
2.7.2.1 Position/objects	60
2.7.2.2 Status/Messages	60
2.7.3 อุปกรณ์ที่ใช้งาน	60
2.7.3.1 GPS	60
2.7.3.2 วิทยุสื่อสาร	60
2.7.3.3 คอมพิวเตอร์	61
2.7.3.4 Tracker	61
2.7.3.5 TNC Modem หรือ Soundcard Inter	61
2.7.4 รูปแบบการเชื่อมโยงของ APRS	62
2.7.4.1 การใช้งานสถานีแทร์กเกอร์	62
2.7.5 ค่าต่างๆ ที่ใช้งาน APRS ในไทย	62

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิร์บ์แซทและสถานีภาคพื้นดิน	63
3.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	63
3.1.1 การออกแบบตัวแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท EM-1	65
3.1.1.1 การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer	66
3.1.2 การออกแบบตัวแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท EM-2	68
3.1.2.1 การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer	70
3.1.3 การทำงานของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	73
3.1.4 การรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	74
3.1.4.1 การทดลองศึกษาการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	75
3.2 การออกแบบสถานีภาคพื้นดิน	77
3.2.1 โหมดการทำงานที่ 1	77
3.2.1.1 ส่วนของการแสดงผลข้อมูลที่ได้รับจากแบบจำลองดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	77
3.2.1.2 ส่วนของการส่งคำสั่งเพื่อสั่งงานแบบจำลองดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	78
3.2.2 โหมดการทำงานที่ 2	78
3.2.3 โหมดการทำงานที่ 3	79
บทที่ 4 ผลการทดสอบและวิเคราะห์การทำงาน	80
4.1 ผลการทดสอบการสื่อสาร	80
4.1.1 ผลการทดสอบการสื่อสารของแบบจำลองดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	80
4.1.2 ผลการทดสอบการสื่อสารของสถานีภาคพื้นดิน	81
4.2 ผลการทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน	83
4.2.1 การทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน	83
4.2.2 การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน	85
4.3 ผลการทดสอบเซนเซอร์เพย์โหลด	88
4.3.1 การทดสอบประสิทธิภาพของกล้องถ่ายภาพ	88
4.3.2 การทดสอบประสิทธิภาพของเซนเซอร์ BMP180	89
4.3.3 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345	90
4.3.4 การทดสอบการทำงานของโมดูล GPS NEO-6M Ublox	96
4.4 ผลการทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิร์บ์แซท	97
4.5 ผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวิร์บ์แซทขึ้นสู่อวกาศ	99
4.5.1 การเตรียมการก่อนการทดสอบ	99
4.5.1.1 การพยากรณ์สภาพอากาศ	99
4.5.1.2 การพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลูน	100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.5.1.3 การวัดกำลังส่งของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ	102
4.5.1.4 การคำนวณปริมาณแก๊สฮีเลียมก่อนการทดสอบ	102
4.5.2 ผลการทดสอบ	103
4.5.2.1 ผลการทดสอบรับส่งข้อมูลเซนเซอร์ต่างๆ	103
4.5.2.2 ผลการรับส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศ	108
4.5.2.3 ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์	121
4.5.2.4 เส้นทางเคลื่อนผ่านของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท	122
บทที่ 5 สรุปผลการทดลอง	129
5.1 สรุปผล	129
5.2 ข้อเสนอแนะ	130
ภาคผนวก	
ก. ผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 ขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ	
เอกสารอ้างอิง	



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
2.1	คุณลักษณะของ BA50BC0	5
2.2	คุณลักษณะของกล้องถ่ายภาพ LinkSprite	5
2.3	คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ	6
2.4	คุณลักษณะของเซนเซอร์ BMP180	8
2.5	Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์	9
2.6	คุณลักษณะของ ADXL345	11
2.7	คุณลักษณะของโมดูล GPS NEO-6M Ublox	13
2.8	คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol	14
2.9	คำอธิบายประโยคใน RMC Protocol	15
2.10	คุณลักษณะของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano	17
2.11	คุณลักษณะของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini	17
2.12	คำอธิบายประโยคในเฟรมข้อมูล	24
2.13	คุณลักษณะของโมดูล SV650	25
2.14	คำอธิบายพินทั้งหมดของโมดูลสื่อสารไร้สาย SV650	25
2.15	การกำหนดค่าสำหรับแต่ละสถานะ (State)	31
2.16	การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์	32
2.17	ข้อมูลชุดที่ 1	33
2.18	ข้อมูลชุดที่ 2	34
2.19	ข้อมูลชุดที่ 3	34
2.20	ข้อมูลชุดที่ 4	35
2.21	ข้อมูลชุดที่ 5	35
2.22	ข้อมูลชุดที่ 6	36
2.23	ข้อมูลชุดที่ 7	36
2.24	ข้อมูลชุดที่ 8	37
2.25	การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับ อัตรารหัสเท่ากับ 1/2 และ Constraint length (K) เท่ากับ 7	42
2.26	คุณลักษณะของสายอากาศยาคิ	48
3.1	คุณลักษณะที่ต้องการของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท	63
3.2	เปรียบเทียบองค์ประกอบระหว่างแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 และ EM-2	68
3.3	ส่วนประกอบบน ดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2	69
3.4	คุณสมบัติของขดลวดแม่เหล็กที่ใช้ในดาวเทียมคิวบ์แซทแต่ละดวง	74
4.1	อัตราผิดพลาดของบิตข้อมูล (BER) ที่เกิดขึ้นเมื่อเพิ่ม Constraint length (K)	84
4.2	การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนวอลูชัน	86

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่		หน้า
4.3	รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน	108
4.4	รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน	119



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่		หน้า
2.1	ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท	3
2.2	แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท	3
2.3	แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน 3.7 โวลต์ จำนวน 2 เซลล์	4
2.4	BA50BC0	4
2.5	กล้องถ่ายภาพ LinkSprite	5
2.6	ผังงานการควบคุมกล้องถ่ายภาพ LinkSprite	7
2.7	เซนเซอร์ BMP180	7
2.8	แผนผังการอ่านค่าของ BMP180	8
2.9	เซนเซอร์ ADXL345	11
2.10	มุม Pitch และ มุม Roll	12
2.11	โมดูล GPS NEO-6M Ublox	13
2.12	ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano	16
2.13	ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Po mini	17
2.14	แถบการเชื่อมต่อของ T-Flash card	18
2.15	โมดูล microSD card	18
2.16	รูปแบบการเขียนและอ่านข้อมูลแบบ I ² C Bus	19
2.17	ไทม์อะแกรรมเวลาการทำงานของ I ² C Bus	20
2.18	การเชื่อมต่อการสื่อสารแบบ SPI ระหว่างอุปกรณ์ Master-Slave	21
2.19	ไทม์อะแกรรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 0	22
2.20	ไทม์อะแกรรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 1	23
2.21	ไทม์อะแกรรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 2	23
2.22	ไทม์อะแกรรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 3	23
2.23	โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650	25
2.24	กราฟแสดงความไวของ SV650 เมื่อเทียบกับความเร็วในการส่งสัญญาณไร้สาย	26
2.25	สายอากาศ Monopole whip	26
2.26	ตัวอย่างวงจรเข้ารหัส (2,1,2)	27
2.27	ตัวอย่างแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2)	30
2.28	แผนภาพเทรลลิสสำหรับวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2)	31
2.29	วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน อัตรารหัสเท่ากับ 1/2 และ K เท่ากับ 3	32
2.30	สถานะเริ่มต้นของแผนภาพเทรลลิส	33
2.31	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 1	33
2.32	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 2	34
2.33	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 3	34
2.34	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 4	35

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
2.35	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 5	35
2.36	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 6	36
2.37	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 7	36
2.38	สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 8	37
2.39	แผนภาพเทรลลิสเมื่อรวมสถานะของข้อมูลทั้ง 8 ชุด	37
2.40	แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 1 เข้ามา	38
2.41	แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 2 เข้ามา	38
2.42	แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 3 เข้ามา	39
2.43	แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 4 เข้ามา	39
2.44	แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (1)	40
2.45	แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (2)	40
2.46	แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (3)	41
2.47	แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (4)	41
2.48	วงจรรหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7	42
2.49	แผนผังการทำงานของสถานีภาคพื้นดิน	47
2.50	สายอากาศยาคี	47
2.51	รูปแบบการแผ่สัญญาณของสายอากาศยาคี	48
2.52	ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical	49
2.53	ร่มชูชีพแบบ Cross	49
2.54	ร่มชูชีพแบบ Parapent	50
2.55	ร่มชูชีพแบบ Flat	50
2.56	รูปแบบของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical	51
2.57	อัตราส่วนของร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ที่มีความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที	52
2.58	การทำร่มชูชีพแบบ Semi-spherical	53
2.59	ตัวอย่างบอลลูนที่บรรจุด้วยแก๊สฮีเลียม	53
2.60	บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมเพื่อสร้างแรงยกตัว	54
2.61	การรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซท	55
2.62	แม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet)	56
2.63	ขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้าสำหรับการสร้างทอร์กแม่เหล็ก	56
2.64	อุปกรณ์สร้างแรงปฏิกิริยาจากล้อ	57
2.65	ตัวอย่างดาวเทียมคิวิบ์แซทที่ใช้การรักษาสมดุลแบบใช้พลังงาน	57
2.66	ตัวอย่างขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า	58
2.67	แผนผังการใช้งานสถานีแทร์กเกอร์โดย APRS	62

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
3.1	แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความสูงในบรรยากาศ	64
3.2	ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1	65
3.3	แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1	65
3.4	ลายวงจรของส่วนอุปกรณ์เซนเซอร์ (Layer 1)	66
3.5	ลายวงจรของส่วนประมวลผล (Layer 2)	66
3.6	ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3)	67
3.7	ต้นแบบของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2	68
3.8	แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2	69
3.9	ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านบน)	70
3.10	ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านล่าง)	70
3.11	ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านบน)	71
3.12	ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านล่าง)	71
3.13	ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านบน)	72
3.14	ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านล่าง)	72
3.15	แผนผังการทำงานของดาวเทียมคิวบ์แซท	73
3.16	ขนาดบริเวณด้านหน้าของโครง	75
3.17	ขนาดบริเวณด้านข้างของโครง	75
3.18	โครงที่พื้นขดลวดทองแดงจำนวน 300 รอบ	77
3.19	โหมดการทำงานที่ 1	78
3.20	โหมดการทำงานที่ 2	79
3.21	โหมดการทำงานที่ 3	79
4.1	ผลการทดสอบกำลังส่งของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท	80
4.2	การทดสอบสายอากาศยาคิ	81
4.3	สเปกตรัมของความถี่ใช้งาน 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์	81
4.4	กราฟ S11 จากการวัดสายอากาศยาคิ	82
4.5	กราฟ VSWR จากการวัดสายอากาศยาคิ	82
4.6	Smith chart จากการวัดสายอากาศยาคิ	83
4.7	การทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาด	84
4.8	ตัวอย่างโปรแกรม LabVIEW ที่ใช้ทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาด	84
4.9	แผนภาพการทดสอบประสิทธิภาพของข้อมูลรูปภาพที่ผ่านการเข้ารหัสคอนไววูชัน	85
4.10	ภาพต้นฉบับที่ใช้ในการจำลองส่งผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว	86
4.11	กราฟอัตราบิดผิดพลาดของบิตข้อมูลเทียบกับพลังงานของบิตข้อมูลต่อสัญญาณรบกวน	87
4.12	กล้องที่ใช้เลนส์ธรรมดา	88
4.13	กล้องที่ใช้เลนส์มุมกว้าง	88

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
4.14	ผลการทดสอบเทียบค่าอุณหภูมิของเซนเซอร์บนแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท	89
4.15	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +X	90
4.16	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -X	91
4.17	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +Y	92
4.18	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -Y	93
4.19	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +Z	94
4.20	การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -Z	95
4.21	การทดสอบการทำงานของโมดูล GPS NEO-6M Ublox	96
4.22	ก่อนการทดสอบการรักษาสมดุของดาวเทียมคิวบ์แซท	97
4.23	ผลการทดสอบการรักษาสมดุของดาวเทียมคิวบ์แซท	98
4.24	การพยากรณ์สภาพอากาศก่อนทำการส่งบอลูน	99
4.25	ข้อมูลที่ใช้ในการพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลูน	100
4.26	การพยากรณ์เส้นทางที่บอลูนเคลื่อนผ่านและตกสู่พื้นดิน	101
4.27	ข้อมูลที่ได้จากการพยากรณ์เส้นทางที่บอลูนเคลื่อนผ่านและตกสู่พื้นดิน	101
4.28	การวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ	102
4.29	กราฟความสูงเทียบกับความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท	103
4.30	ความกดอากาศเทียบกับความสูงจากระดับน้ำทะเลโดยค่าอ้างอิง	103
4.31	กราฟระดับความสูงจากความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท	104
4.32	กราฟความสูงเทียบกับอุณหภูมิภายในคิวบ์แซท	104
4.33	กราฟความสูงจากจีพีเอสโมดูลที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา	105
4.34	กราฟเปรียบเทียบระหว่างความสูงจากความกดอากาศและความสูงจากจีพีเอส	106
4.35	แกนอ้างอิงสำหรับการวัดความเร่ง 3 แกน	106
4.36	กราฟความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา	107
4.37	ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์ที่ความสูง 11.23 กิโลเมตร เหนือพื้นดิน	121
4.38	การติดตามแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทด้วย APRS	122
4.39	การวัดระยะกระจัดระหว่างจุดปล่อยและจุดตก	122
4.40	แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทตกสู่พื้นดิน	123
4.41	ความสูงและเส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทผ่าน	123
4.42	เส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเคลื่อนผ่าน	124
4.43	ระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่าน	124
4.44	ระยะการสื่อสารสูงสุดของดาวเทียมคิวบ์แซท	125

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ดาวเทียมขนาดเล็กมีบทบาทสำคัญมากขึ้นในปัจจุบัน หนึ่งในนั้น คือ ดาวเทียมคิวบแซท [1] ซึ่งเป็นที่นิยมในหมู่นักวิจัยเป็นอย่างมากทั้งในด้านการศึกษาและพัฒนาความสามารถของนักวิจัย เป็นจุดเริ่มต้นในการสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยีดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศ ในอนาคต การสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเมื่อเทียบกับการซื้อดาวเทียมจากต่างประเทศ ดาวเทียมคิวบแซทเป็นดาวเทียมขนาดนาโนที่ได้มาตรฐานทั้งขนาด มวล พลังงาน และการกำหนดการปล่อยดาวเทียม ส่วนประกอบสำหรับการออกแบบและสร้างดาวเทียมคิวบแซทจะอาศัยการวิจัยและทดสอบอุปกรณ์ที่สามารถใช้งานในอวกาศได้ รวมไปถึงยังมีบริษัทที่มีเป้าหมายเฉพาะในตลาดของดาวเทียมคิวบแซท เช่น Clyde Space และ Pumpkin ด้วยมาตรฐานและความพร้อมของอุปกรณ์สำหรับสร้างดาวเทียมคิวบแซท ทำให้ดาวเทียมคิวบแซทมีราคาถูกและง่ายต่อการสร้างเมื่อเทียบกับดาวเทียมที่มีขนาดใหญ่ อีกทั้งยังมีประวัติการส่งดาวเทียมคิวบแซทเพื่อออกสู่อวกาศ

ในปัจจุบันการทดสอบดาวเทียมคิวบแซทนี้มีหลายวิธี ซึ่งการทดสอบใกล้อวกาศเป็นวิธีหนึ่งที่น่าสนใจ การทดสอบทำได้โดยผูกดาวเทียมคิวบแซทกับบอลลูนขนาดใหญ่ ซึ่งบอลลูนขนาดใหญ่สามารถนำดาวเทียมคิวบแซทขึ้นไปที่ระดับความสูงได้สูงสุดประมาณ 30 กิโลเมตร [2] โดยที่ระดับความสูงนี้สภาพแวดล้อมภายนอกจะมีอุณหภูมิ และความกดอากาศคล้ายกับอวกาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้เหมือนอยู่บนอวกาศแต่มีค่าใช้จ่ายที่ถูก ทำให้การทดสอบนี้เป็นที่นิยมในการทดสอบดาวเทียมก่อนการส่งขึ้นสู่อวกาศจริง นอกจากนี้ยังมีงานวิจัย [3] เรื่องบอลลูนชนิดไร้ความกดอากาศ (Zero Pressure Balloon) ซึ่งบอลลูนนี้สามารถค้างอยู่ในระดับความสูงที่กำหนดได้นาน โดยระดับความสูงจะขึ้นอยู่กับปริมาตรของแก๊สฮีเลียมที่บรรจุในบอลลูน โดยในงานวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าที่ระดับความสูงที่เหมาะสมที่สุดคือ 20 กิโลเมตร

อย่างไรก็ตามการส่งข้อมูลจากดาวเทียมคิวบแซทไปยังสถานีภาคพื้นดินโดยผ่านช่องสัญญาณสื่อสารที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนที่มีผลกระทบให้ระดับกำลังของสัญญาณต่อกำลังของสัญญาณรบกวน (Signal to Noise Ratio : SNR) ต่ำลงและมีอัตราผิดพลาด (Bit Error Rate: BER) สูงขึ้น ซึ่งการแก้ไขผิดพลาดในการรับส่งข้อมูลสามารถทำได้โดยใช้เทคนิคการเข้ารหัสช่องสัญญาณ (Channel Coding) [4] โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบแซทจะทำการเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยรหัสคอนโวลูชัน (Convolutional Code) ตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems: CCSDS) ซึ่ง [5] ได้กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

1.2 วัตถุประสงค์

1. ศึกษาการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท
2. ทดสอบการทำงานและเก็บข้อมูลของเซนเซอร์ต่างๆบนแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท ได้แก่ อุณหภูมิภายในคิวบ์แซท ความกดอากาศ ความเร่งในแต่ละแกน ค่าพิกัดทางภูมิศาสตร์ และภาพถ่ายทางอากาศ โดยใช้บอลูนความสูง
3. ศึกษาการการเข้ารหัสช่องสัญญาณเพื่อแก้ไขความผิดพลาดของการส่งผ่านข้อมูล
4. ศึกษาความเป็นไปได้เบื้องต้นของระบบ Stabilized Magnetic Torque เพื่อรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซทสำหรับการถ่ายภาพ

1.3 ขอบเขตของปริญญานิพนธ์

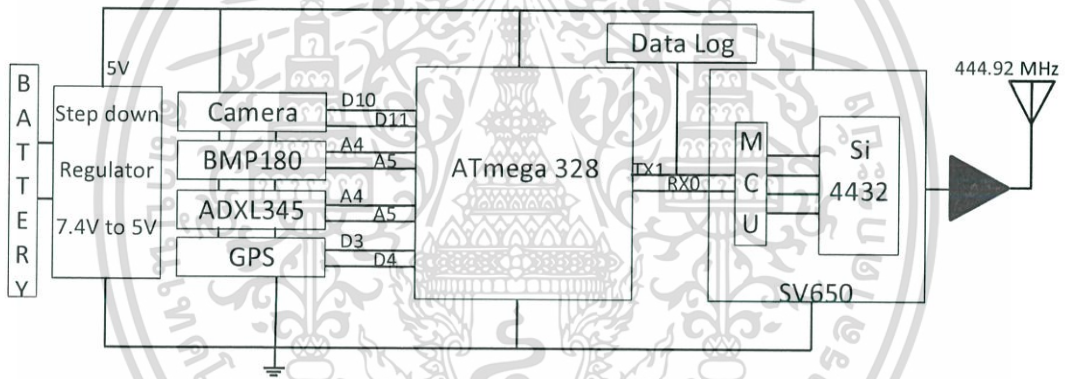
ศึกษาค้นคว้าข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมคิวบ์แซท การเข้ารหัสช่องสัญญาณโดยใช้รหัสคอนโวลูชัน และระบบระบบรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท จากนั้นออกแบบและสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทให้น้ำหนักน้อยกว่า 1 กิโลกรัม พร้อมทั้งเครื่องรับและส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมคิวบ์แซทกับสถานีภาคพื้นดิน หลังจากนั้นจะทดสอบระบบสื่อสาร โดยส่งดาวเทียมขึ้นไปสู่ชั้นบรรยากาศที่ระดับความสูงประมาณ 20 กิโลเมตรจากพื้นดิน และเก็บผลข้อมูลต่างๆที่ได้จากเซนเซอร์ เช่น อุณหภูมิภายในคิวบ์แซท ความกดอากาศ ความเร่งในแต่ละแกน ค่าพิกัดทางภูมิศาสตร์ และภาพถ่ายทางอากาศ รวมทั้งทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

บทที่ 2

ทฤษฎีและหลักการของแบบจำลองทางวิศวกรรมดาวเทียมคิวบ์แซท

2.1 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท (Engineering Model: EM)

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทในปริภูมิตวินนี้ มีขนาด 1 หน่วย (1U) [1] ได้กำหนดให้มีภารกิจหลัก 3 ภารกิจคือ 1) การถ่ายภาพทางอากาศ รวมไปถึงการวัดสภาพแวดล้อมทางอากาศและอื่นๆ อันได้แก่ อุณหภูมิ ความกดอากาศ ความเร็ว 3 แกน และพิกัดทางภูมิศาสตร์ ของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท ที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตร 2) การรักษาสมดุลของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท (Magnetic torque stabilization) และ 3) การส่งข้อมูลมายังสถานีภาคพื้นดินโดยผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณ (Channel coding) โดยภาพรวมของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทสามารถแสดงดังรูปที่ 2.1 และแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทนี้แสดงดังรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.1 ภาพรวมระบบของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท



รูปที่ 2.2 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 2.1 และ 2.2 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทประกอบด้วยระบบหลัก 4 ระบบ คือ ระบบพลังงาน เซนเซอร์เพย์โหลด ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด และระบบสื่อสาร โดยระบบย่อยของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท สามารถอธิบายได้ดังนี้

2.1.1 ระบบพลังงาน

ระบบพลังงานเป็นหนึ่งในส่วนประกอบสำคัญที่ทำให้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทสามารถปฏิบัติงานได้ ในปฏิญญาพนธ์นี้ใช้แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน (Lithium ion) ที่สามารถจ่ายกระแสไฟได้ 5 วัตต์ต่อชั่วโมง และ step down regulator เพื่อแปลงไฟจาก 7.4 โวลต์ เป็น 5 โวลต์ ในระบบพลังงาน

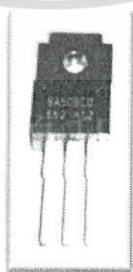
2.1.1.1 แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน

ใช้แบตเตอรี่ลิเทียมไอออนที่มีความจุ 3.2 แอมป์ต่อชั่วโมง จำนวน 2 เซลล์มาต่ออนุกรมกัน เพื่อให้ได้แรงดันไฟฟ้า 7.4 โวลต์ แสดงรูปที่ 2.3

รูปที่ 2.3 แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน 3.7 โวลต์ จำนวน 2 เซลล์

2.1.1.2 Step down regulator BA50BC0

BA50BC0 เป็น step down regulator (LDO) แบบ linear regulator สามารถจ่ายกระแสไฟให้โหลด ได้สูงสุด 1 แอมป์



รูปที่ 2.4 BA50BC0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

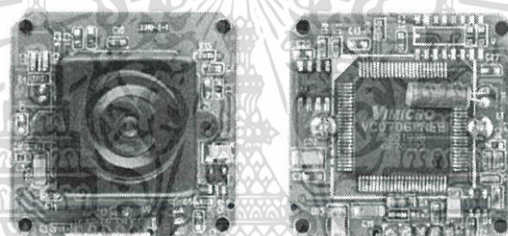
ตารางที่ 2.1 คุณลักษณะของ BA50BC0

แรงดันไฟฟ้าเข้า	6 ถึง 16 โวลต์
แรงดันไฟฟ้าออก	5 โวลต์
กระแสไฟขาออก	1 แอมป์ (สูงสุด)
อุณหภูมิทำงาน	-40 ถึง 105 องศาเซลเซียส

2.1.2 เซนเซอร์เพย์โหลด

2.1.2.1 กล้องถ่ายภาพ [6]

กล้องถ่ายภาพ LinkSprite JPEG Camera LS-Y201 ใช้การสื่อสารผ่านทาง UART (TTL) โดยกล้องมีความละเอียดสูงสุด VGA (640x480 พิกเซล) กล้องถ่ายภาพ LinkSprite แสดงดังรูปที่ 2.5 และคุณลักษณะเด่นแสดงดังตารางที่ 2.2



รูปที่ 2.5 กล้องถ่ายภาพ LinkSprite

ตารางที่ 2.2 คุณลักษณะของกล้องถ่ายภาพ LinkSprite

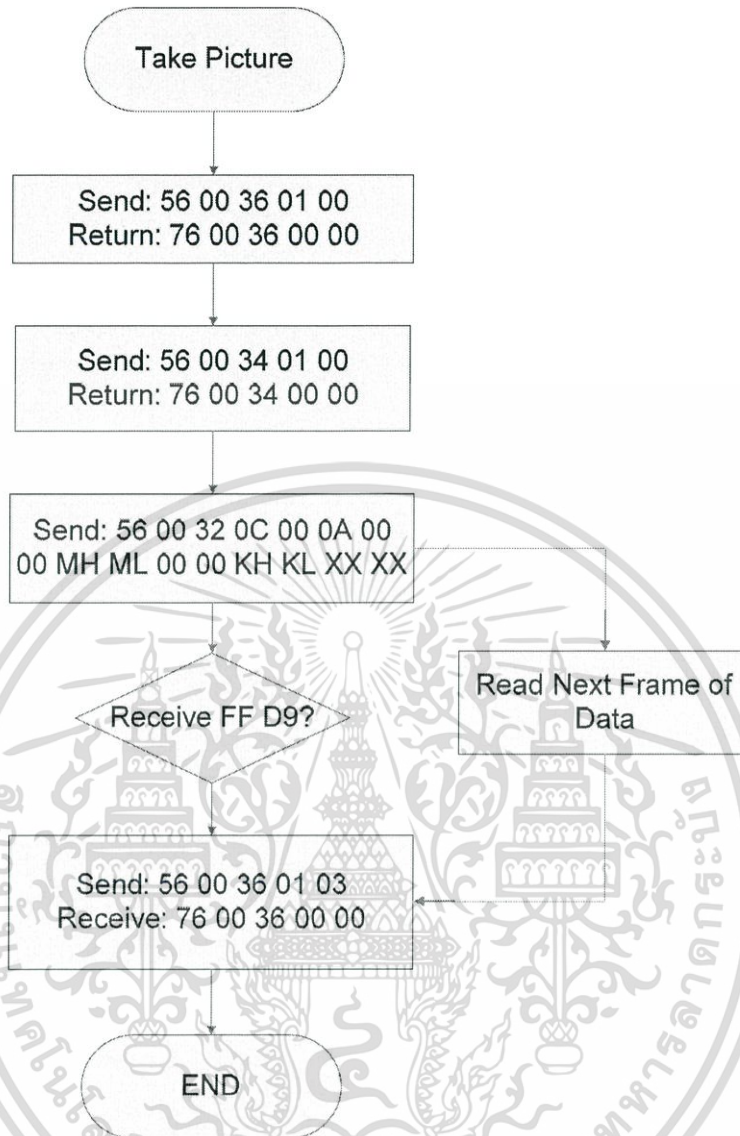
รายละเอียด	คำอธิบาย
ความละเอียดของภาพ	VGA, QVGA และ 160x120 พิกเซล
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3.3 ถึง 5 โวลต์
ความเร็วในการรับส่งข้อมูล	9.6, 19.2, 38.4, 57.6 and 115.2 กิโลบิตต่อวินาที
การบริโภคกระแส	80 ถึง 100 มิลลิแอมป์
EEPROM	4 กิโลไบต์
ความเร็วสัญญาณนาฬิกา	16 เมกกะเฮิร์ตซ์
ขนาด	32 มิลลิเมตร X 32 มิลลิเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.3 คำสั่งในการติดต่อกับกล้องถ่ายภาพ [6]

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
3. คำสั่งอ่านขนาดไฟล์ภาพ 56 00 34 01 00	76 00 34 00 04 00 00 XH XL XH และ XL คือขนาดของรูปภาพที่ถูกถ่ายได้ (XH คือ MSB และ XL คือ LSB)
4. คำสั่งอ่านข้อมูลภาพ 56 00 32 0C XX XX 00 00 MH ML 00 00 KH KL XX XX MH และ ML คือ แอดเดรสเริ่มต้นที่ต้องการอ่าน ข้อมูล KH และ KL คือ ความยาวของรูปภาพที่ต้องการ อ่านข้อมูล	76 00 32 00 00 ... DATA ... 76 00 32 00 00 ... คือ (spacing interval) = XX XX*0.01 ms DATA คือ ข้อมูลรูปภาพ โดยมีขนาดเท่ากับการ ตั้งค่าของ KH และ KL
5. คำสั่งหยุดถ่ายภาพ 56 00 36 01 03	76 00 36 00 00
6. คำสั่งตั้งค่าการบีบอัด 56 00 31 05 01 01 12 04 XX XX คือ อัตราส่วนการบีบอัด	76 00 31 00 00
7. คำสั่งประหยัดพลังงาน 56 00 3E 03 00 01 01	76 00 3E 00 00
8. คำสั่งตั้งค่าขนาดของภาพถ่าย	
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
9. การตั้งค่าความเร็วในการรับส่งข้อมูล	
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
	76 00 24 00 00

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 ผังงานการควบคุมกล้องถ่ายภาพ LinkSprite

2.1.2.2 เซนเซอร์ BMP180 [7]

BMP180 เป็นอุปกรณ์เซนเซอร์สำหรับวัดอุณหภูมิและความกดอากาศซึ่งถูกออกแบบให้สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน I²C Bus แสดงดังรูปที่ 2.7 และคุณลักษณะเด่นของเซนเซอร์ BMP180 แสดงดังตารางที่ 2.4



รูปที่ 2.7 เซนเซอร์ BMP180

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

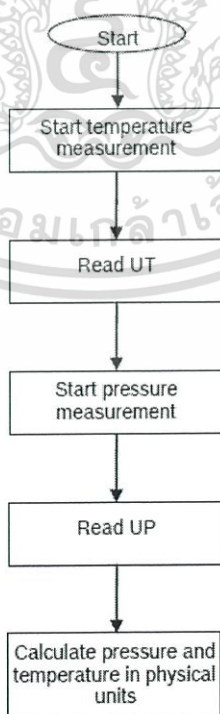
ตารางที่ 2.4 คุณสมบัติของเซนเซอร์ BMP180

รายละเอียด	BMP180
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3.3 ถึง 5 โวลต์
ช่วงการวัดอุณหภูมิ	-40 ถึง 85 องศาเซลเซียส (ความแม่นยำ ± 0.5 องศาเซลเซียส)
ช่วงวัดความกดอากาศ	300 ถึง 1100 เฮกโตปาสกาล (ระดับความสูง 9000 เมตร ถึง -500 เมตรจากระดับน้ำทะเล)
ความเร็ว I ² C	3.5 เมกกะเฮิรตซ์
การบริโภคกระแส	0.5 ไมโครแอมป์
ขนาด	21 มิลลิเมตร x 18 มิลลิเมตร

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

ค่าความกดอากาศที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์ (UP) และค่าอุณหภูมิที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์ (UT) ที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 ถูกนำมาแปลงเพื่อให้เป็นข้อมูลที่ถูกต้อง โดยข้อมูลที่นำมาใช้ในการคำนวณถูกเก็บอยู่ใน E²PROM ของเซนเซอร์ซึ่งมีทั้งหมด 176 บิต สามารถแสดงแผนผังการอ่านค่าได้ดังรูปที่ 2.8

สำหรับการแปลงค่าอุณหภูมิให้อยู่ในหน่วยองศาเซลเซียส (°C) และค่าความกดอากาศให้อยู่ในหน่วยเฮกโตปาสกาล (hPa) สามารถทำได้โดยการนำค่าสัมประสิทธิ์ที่ถูกเก็บไว้ใน E²PROM มาใช้ในการคำนวณ โดยการอ่านค่าสัมประสิทธิ์ต่างๆ ใน E²PROM มีค่า address ดังตารางที่ 2.5



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับรูปที่ 2.8 แผนผังการอ่านค่าของ BMP180 ให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.5 Address ของรีจิสเตอร์ที่เก็บค่าสัมประสิทธิ์

พารามิเตอร์	Address ของรีจิสเตอร์	
	MSB	LSB
AC ₁ (2 bytes)	0xAA	0xAB
AC ₂ (2 bytes)	0xAC	0xAD
AC ₃ (2 bytes)	0xAE	0xAF
AC ₄ (2 bytes)	0xB0	0xB1
AC ₅ (2 bytes)	0xB2	0xB3
AC ₆ (2 bytes)	0xB4	0xB5
B ₁ (2 bytes)	0xB6	0xB7
B ₂ (2 bytes)	0xB8	0xB9
MB (2 bytes)	0xBA	0xBB
MC (2 bytes)	0xBC	0xBD
MD (2 bytes)	0xBE	0xBF

- การคำนวณหาค่าอนุกรมและค่าความกดอากาศ [7]

ขั้นตอนการคำนวณหาค่าอนุกรมและค่าความกดอากาศสามารถทำได้ดังนี้

- 1) อ่านค่าสัมประสิทธิ์จาก E²PROM เพื่อใช้ในการคำนวณหาอนุกรมและค่าความกดอากาศจริง
- 2) อ่านค่า UT (ค่าอนุกรมที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์) ที่อ่านได้จากเซนเซอร์ที่รีจิสเตอร์ address 0xF6 (MSB) และ 0xF7 (LSB)
- 3) อ่านค่า UP (ค่าความกดอากาศที่ยังไม่ได้ชดเชยด้วยค่าสัมประสิทธิ์) ที่อ่านได้จากเซนเซอร์ที่รีจิสเตอร์ address 0xF6 (MSB), 0xF7 (LSB) และ 0xF8 (XLSB)
- 4) คำนวณหาค่าจริงของอนุกรมในหน่วยองศาเซลเซียสจากสมการ

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

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

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

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

$$T = T \times 0.1 \quad (2.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5) คำนวณหาค่าจริงของความกดอากาศในหน่วยเฮกโตปาสกาล จากสมการ

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

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

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

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

$$B_3 = (((AC_1 \times 4 + X_3) \times 2^{288}) + 2) / 4 \quad (2.10)$$

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

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

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

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

$$B_7 = (UP - B_3) \times 50000 / 2^{288} \quad (2.15)$$

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

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

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

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

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

- การคำนวณหาระดับความสูง [8]

เนื่องจากระดับความสูงจะแปรผกผันกับค่าความกดอากาศ ทำให้สามารถนำค่าความกดอากาศที่วัดได้จากเซนเซอร์ BMP180 มาคำนวณหาระดับความสูงได้จากสมการหาระดับความสูง

$$h = 44,330 \cdot \left(1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{1}{5.2558}} \right) \quad (2.21)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

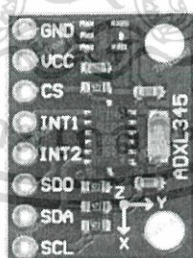
- เมื่อ h คือ ค่าระดับความสูงจากตำแหน่งอ้างอิง (เมตร)
 P คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งที่วัดได้ (เฮกโตปาสกาล)
 P_0 คือ ค่าความกดอากาศ ณ ตำแหน่งอ้างอิง (เฮกโตปาสกาล)

หากกำหนด P_0 เป็นค่าความกดอากาศเฉลี่ย ณ ระดับน้ำทะเล ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1,013.25 เฮกโตปาสกาล ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล

หากกำหนด P_0 เป็นค่าความกดอากาศ ณ ระดับพื้นดิน ค่าระดับความสูงที่คำนวณได้จะเป็นระดับความสูงจากระดับพื้นดิน

2.1.2.3 เซนเซอร์ ADXL345 [9]

เซนเซอร์ ADXL345 เป็นเซนเซอร์วัดความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.9 ใช้เทคโนโลยี MEMS หรือ Micro Electro Mechanical Systems หมายถึง ระบบขนาดเล็กตั้งแต่ 1 ไมโครเมตร ถึง 1 มิลลิเมตร ที่รวมโครงสร้างทางกลและวงจรอิเล็กทรอนิกส์เข้าด้วยกันเพื่อใช้เป็นเซนเซอร์ และแอคทูเอเตอร์ (Actuator) โดยผลิตขึ้นด้วยเทคโนโลยีการสร้างระดับไมครอน (Micro Fabrication) โดยเซนเซอร์ ADXL345 ได้นำ MEMS มาใช้ในการวัดความเร่งด้านไจโรสโคป (Gyroscope) สำหรับการตรวจสอบการเคลื่อนที่และการหมุนของวัตถุ เมื่อวัตถุเกิดการเคลื่อนที่ มวลของไจโรสโคปจะเคลื่อนที่เช่นกัน แต่เคลื่อนที่ช้ากว่าเนื่องจากความเฉื่อย และทำให้ตำแหน่งของปลายทั้งสองด้านของมวลเปลี่ยนไป ซึ่งตำแหน่งที่เปลี่ยนไปสามารถวัดได้ด้วยเซนเซอร์ตัวเก็บประจุไฟฟ้า โดยที่การเปลี่ยนแปลงของความจุในแต่ละแกนจะถูกแปลงเป็นแรงดันไฟฟ้าเอาต์พุตที่เป็นสัดส่วนต่อความเร่งบนแกนนั้นๆ ทำให้รู้ค่าความเร่งของการเคลื่อนที่นั้นได้ ซึ่งเซนเซอร์ ADXL345 มีคุณลักษณะดังตารางที่ 2.6



รูปที่ 2.9 เซนเซอร์ ADXL345

ตารางที่ 2.6 คุณลักษณะของ ADXL345

รายละเอียด	ADXL345
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3 ถึง 5 โวลต์
การอินเตอร์เฟส	I ² C / SPI
ความไว	± 2g / ± 4g / ± 8g / ± 16g

ตารางที่ 2.6 (ต่อ) คุณลักษณะของ ADXL345

รายละเอียด	ADXL345
ความละเอียด	10 บิต / 11 บิต / 12 บิต / 13 บิต ตามลำดับ
การบริโภคกระแส	23 ไมโครแอมป์ ในโหมดการวัด 0.1 ไมโครแอมป์ ในโหมด Standby
ขนาด	3 มิลลิเมตร x 5 มิลลิเมตร x 1 มิลลิเมตร

- การนำค่าความเร่ง 3 แกนมาคำนวณหามุม Pitch และ Roll [10]

มุม pitch และมุม roll สามารถคำนวณหาได้โดยใช้ค่าความเร่ง 3 แกน แสดงดังรูปที่ 2.10 โดยที่ค่าความเร่งที่อ่านได้จะต้องถูกแปลงให้เป็นจำนวนเท่าของค่า g ($1 g = 9.81 \text{ m/s}^2$) ในการแปลงค่าความเร่งที่อ่านได้จะขึ้นอยู่กับความละเอียดของการอ่านค่า ดังที่แสดงในตารางที่ 2.6 โดยค่าเริ่มต้นจะกำหนดเป็น 10 บิต ซึ่งหมายถึงความละเอียด $\pm 2g$ จากนั้นสามารถคำนวณหาค่าความเร่งจากค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ได้ดังสมการที่ 2.22

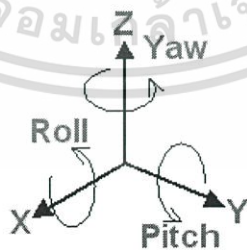
$$G_{\text{accel}} = \text{Raw}_{\text{accel}} \times \frac{\text{Range}}{2^{\text{resolution}} - 1} \quad (2.22)$$

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

$\text{Raw}_{\text{accel}}$ คือ ค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ ADXL345

Range คือ ช่วงความไวของข้อมูล

$2^{\text{resolution}}$ คือ ความละเอียดของข้อมูลที่กำหนด



รูปที่ 2.10 มุม Pitch และ มุม Roll

เมื่อคำนวณหาค่าประกอบค่าความเร่งในแต่ละแกนแล้ว สามารถคำนวณหามุม pitch และมุม roll ได้ดังสมการที่ 2.23 และ 2.24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

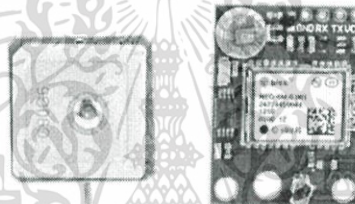
$$pitch = \tan^{-1}\left(\frac{G_y}{\sqrt{G_x^2 + G_z^2}}\right) \quad (2.23)$$

$$roll = \tan^{-1}\left(\frac{-G_x}{G_z}\right) \quad (2.24)$$

ซึ่งมุม pitch และมุม roll สามารถนำไปต่อยอดประยุกต์ใช้ในการพัฒนาระบบ Stabilization ของดาวเทียมได้

2.1.2.4 โมดูล GPS NEO-6M Ublox [11]

โมดูล GPS NEO-6M Ublox แสดงดังรูปที่ 2.11 เป็นจีพีเอสโมดูลที่ใช้ชิพ Aircraft FZ0040 สามารถติดตามดาวเทียมได้ถึง 22 ดวงบน 50 ช่องสัญญาณจีพีเอสโมดูลมีอัตราการอัปเดต 1 ถึง 5 เฮิร์ตซ์ ความแม่นยำของการระบุตำแหน่งอยู่ที่ 2.5 เมตร โดยให้อาต์พุตมาตรฐาน NMEA-0183 สามารถเชื่อมต่อกับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์โดยตรงผ่าน Serial UART



รูปที่ 2.11 โมดูล GPS NEO-6M Ublox

ตารางที่ 2.7 คุณสมบัติของโมดูล GPS NEO-6M Ublox

รายละเอียด	GPS NEO-6M Ublox
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3 ถึง 5 โวลต์
Baud Rate	9.6 กิโลบิตต่อวินาที
ความถี่	1.5 กิกะเฮิร์ตซ์
ความไว	-161 dBm
ข้อจำกัดการวัด	ความสูง 50,000 เมตร ความเร็ว 500 เมตรต่อวินาที
การบริโภคกระแส	สูงสุด 67 มิลลิแอมป์
ขนาดตัวโมดูล	23 มิลลิเมตร x 30 มิลลิเมตร
ขนาดสายอากาศ	25 มิลลิเมตร x 25 มิลลิเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก คือระบบบอกตำแหน่งบนพื้นผิวโลก โดยอาศัยการคำนวณจากความถี่สัญญาณนาฬิกาที่ส่งมาจากดาวเทียม ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกที่โคจรอยู่รอบโลกซึ่งทราบตำแหน่ง ทำให้ระบบนี้สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดที่สามารถรับสัญญาณได้ทั่วโลก โดยเครื่องรับสัญญาณระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกรุ่นใหม่จะสามารถคำนวณความเร็วและทิศทางนำมาใช้ร่วมกับโปรแกรมแผนที่ เพื่อใช้ในการนำทางได้

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

- NMEA [12]

NMEA ย่อมาจาก Nation Maritime Electronics Association ซึ่งเป็นสมาคมที่มุ่งเน้นศึกษาและพัฒนาอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อการเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันของอุปกรณ์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้เมื่อเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันต้องสามารถเข้าใจกันได้ หรือสื่อสารโดยใช้ภาษาเดียวกัน NMEA จึงพัฒนามาตรฐานในการสื่อสารข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ดังกล่าว เรียกว่า NMEA Standard ซึ่งระบุข้อมูลการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าและรูปแบบของข้อมูล

มาตรฐาน NMEA-0183 ใช้อักษรเป็น ASCII Text โดยข้อมูลจะถูกส่งในรูปแบบของประโยค (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 2.8

ตัวอย่าง

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

ตารางที่ 2.8 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.mmmm (23 องศา 07.1256 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.8 (ต่อ) คำอธิบายประโยคใน GGA Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Longitude	12016.4438	dddmm.mmmm (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
HDOP	0.95	ค่าสถานภาพทางเรขาคณิตของ ตำแหน่งดาวเทียมทางราบ
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) RMC (Recommended Minimum sentence) ตัวอย่างและคำอธิบายประโยค
ใน RMC Protocol แสดงดังตารางที่ 2.9

ตัวอย่าง

\$GPRMC,123519,A,4807.038,N,01131.000,E,022.4,084.4,230394,003.1,W*6A

ตารางที่ 2.9 คำอธิบายประโยคใน RMC Protocol

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Message ID	\$GPRMC	RMC Protocol Header
UTC Time	123519	hhmmss.sss (12:35:19)
Status	A	A=active หรือ V=Void
Latitude	4807.038	dddmm.mmmm (48 องศา 07.038 ลิปดา)
N/S Indicator	N	N=ทิศเหนือ, S=ทิศใต้
Longitude	01131.000	dddmm.mmmm (11 องศา 31.000 ลิปดา)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.9 (ต่อ) คำอธิบายประโยคใน RMC Protocol

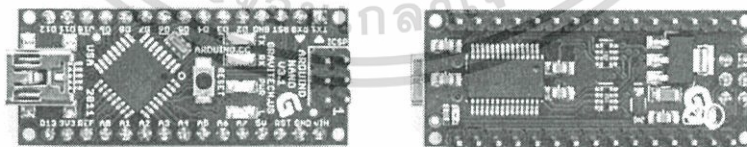
ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
E/W Indicator	E	E=ทิศตะวันออก, W=ทิศตะวันตก
Speed	022.4	ความเร็ว 22.4 knots
Heading	084.4	Track angle 84.4 °
Date	230394	Ddmmyy (23 มีนาคม 2537)
Magnetic Variation	003.1W	Magnetic declination 3.1W °
Checksum	*6A	การตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล

2.1.3 ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด

ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด (On-board Data Handling: OBDH) ทำหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูล แล้วส่งผ่านกระจายคำสั่งที่ได้รับมาจากสถานีภาคพื้นดิน เพื่อควบคุมการทำงานของอุปกรณ์และเพย์โพลด์ที่เกี่ยวข้อง แล้วบันทึกข้อมูลที่ได้รับจากเพย์โพลด์ รวมไปถึงการเข้ารหัสช่องสัญญาณ โดยอุปกรณ์ที่ใช้ในระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ดของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทในปริญญาโทนี้ได้แก่ Arduino Nano และ Arduino Pro Mini สำหรับมอนิเตอร์ข้อมูลที่จะส่งออกไปจากตัวแบบจำลองดาวเทียม แล้วทำการบันทึกลงในหน่วยความจำ

2.1.3.1 Arduino Nano [13]

Arduino Nano เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผลกลาง คือ ATmega328 โดยมีดิจิทัลอินพุต 14 พิน ซึ่งสามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 พิน และอนาล็อกอินพุต 8 พิน รวมทั้งมีขนาดเล็กเพียง 18 มิลลิเมตร x 45 มิลลิเมตร และมีน้ำหนักเพียง 5 กรัม แสดงดังรูปที่ 2.12 และคุณลักษณะของ Arduino Nano แสดงดังตารางที่ 2.10



รูปที่ 2.12 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano

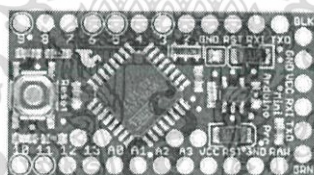
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.10 คุณลักษณะของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano

ชื่อ	รายละเอียด
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328
แรงดันไฟฟ้าทำงาน	5 โวลต์
แรงดันไฟฟ้าเข้า	7 ถึง 12 โวลต์
ดิจิตอลอินพุตและเอาต์พุตพิน	14 พิน (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 พิน)
อนาล็อกอินพุตพิน	8 พิน
Flash Memory	32 กิโลบิต
SRAM	2 กิโลบิต
E ² PROM	1 กิโลบิต
Clock speed	16 เมกกะเฮิร์ตซ์

2.1.3.2 Arduino Pro Mini [14]

Arduino Pro Mini เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ที่ใช้ชิปประมวลผลกลางคือ ATmega328 โดยมีดิจิตอลอินพุต 14 พิน ซึ่งสามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 พิน และอนาล็อกอินพุต 8 พิน รวมทั้งมีขนาดเล็กเพียง 17.8 มิลลิเมตร x 33 มิลลิเมตร และมีน้ำหนักเพียง 4 กรัม แสดงดังรูปที่ 2.13 และคุณลักษณะของ Arduino Nano แสดงดังตารางที่ 2.11



รูปที่ 2.13 ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro mini

ตารางที่ 2.11 คุณลักษณะของไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro Mini

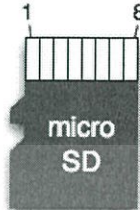
ชื่อ	รายละเอียด
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328
แรงดันไฟฟ้าทำงาน	5 โวลต์
แรงดันไฟฟ้าเข้า	7 ถึง 12 โวลต์
ดิจิตอลอินพุต/เอาต์พุตพิน	14 พิน (สามารถใช้เป็น PWM เอาต์พุต ได้ 6 พิน)
อนาล็อกอินพุตพิน	6 พิน
Flash Memory	32 กิโลบิต
SRAM	2 กิโลบิต
E ² PROM	1 กิโลบิต
Clock speed	16 เมกกะเฮิร์ตซ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารต้นฉบับสำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

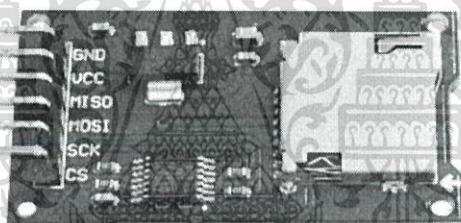
2.1.3.3 โมดูล microSD card [15]

โมดูล microSD card ใช้ร่วมกับ T-Flash card สำหรับเก็บบันทึกข้อมูลที่ตัวแบบจำลองดาวเทียมส่งออกมา (log) โดยถูกควบคุมด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Pro mini ผ่านการสื่อสารแบบ SPI



Pin	SD	SPI
1	DAT2	X
2	CD/DAT3	CS
3	CMD	DI
4	VDD	VDD
5	CLK	SCLK
6	VSS	VSS
7	DAT0	DO
8	DAT1	X

รูปที่ 2.14 แถบการเชื่อมต่อของ T-Flash card



รูปที่ 2.15 โมดูล microSD card

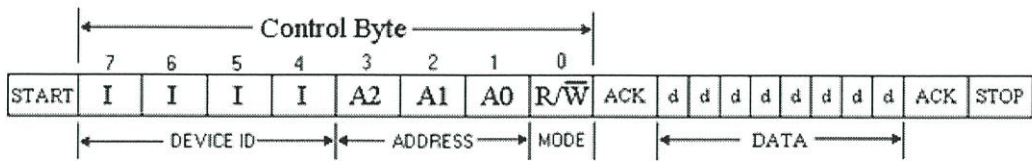
2.1.3.4 การสื่อสารแบบ I²C [16]

เซนเซอร์เพย์โพลดส่วนใหญ่ที่ใช้มีการติดต่อสื่อสารโดยใช้รูปแบบ I²C (Inter Integrate Circuit Bus) เป็นการสื่อสารอนุกรมแบบซิงโครนัส (Synchronous) เพื่อใช้ติดต่อสื่อสารระหว่างไมโครคอนโทรลเลอร์กับอุปกรณ์ภายนอก โดยใช้สัญญาณเพียง 2 เส้นเท่านั้นในการเชื่อมต่ออุปกรณ์หลายจำนวนเข้าด้วยกัน คือ Serial Data (SDA) และ Serial Clock (SCL)

- การรับส่งข้อมูลแบบ I²C Bus

การรับส่งข้อมูลแบบ I²C Bus มีรูปแบบการเขียนและอ่านข้อมูลดังรูปที่ 2.16

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.16 รูปแบบการเขียนและอ่านข้อมูลแบบ I²C Bus [16]

ไมโครคอนโทรลเลอร์จะทำการส่งสถานะเริ่มต้น (START Conditions) เพื่อแสดงการขอใช้บัส ตามด้วยรหัสควบคุม (Control Byte) ซึ่งประกอบด้วยรหัสประจำตัวอุปกรณ์ Device ID Device Address และ Mode ในการเขียนหรืออ่านข้อมูล เมื่ออุปกรณ์รับทราบว่าไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการจะติดต่อดังกล่าว ก็ต้องส่งสถานะรับรู้ (Acknowledge) หรือแจ้งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์รับรู้ว่าข้อมูลที่ได้อ่านส่งมา มีความถูกต้อง เมื่อสิ้นสุดการส่งข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์จะต้องส่งสถานะสิ้นสุด (STOP Conditions) เพื่อบอกกับอุปกรณ์ว่า สิ้นสุดการใช้บัส

รหัสควบคุมของ I²C BUS ประกอบด้วยรหัสประจำตัวของอุปกรณ์ (Device ID) ประกอบด้วยบิต 1 ถึง 7 ซึ่งประกอบด้วยรหัสประจำตัวจากผู้ผลิต Product ID 4 บิต (บิต 4 ถึง 7) ที่เปลี่ยนแปลงแก้ไขไม่ได้ และ Device Address 3 บิต (บิต 1-3) ซึ่งผู้ใช้สามารถกำหนดเองได้ รวมแล้วเป็นรหัส 7 บิต ใช้ระบุตัวอุปกรณ์ที่ต่ออยู่บนบัส โดยที่จะมีค่าซ้ำกันไม่ได้ และบิต 0 เป็นบิตควบคุมการเขียนอ่าน (Mode) เมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการเขียนข้อมูลไปยังอุปกรณ์ให้กำหนดบิตนี้เป็น 0 และกำหนดให้บิตเป็น 1 เมื่อต้องการอ่านค่าจากอุปกรณ์

ข้อกำหนด 2 ประการสำคัญของการติดต่อบนบัส I²C คือ การถ่ายทอดข้อมูลจะเกิดขึ้นได้เมื่อบัสว่างเท่านั้น และในระหว่างการถ่ายทอดข้อมูลเมื่อใดก็ตามที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูงสายข้อมูล SDA ต้องรักษาสถานะลอจิกไว้ห้ามเปลี่ยนแปลงเด็ดขาด ไม่เช่นนั้นจะทำให้สัญญาณที่เกิดขึ้นได้รับการแปลความหมายเป็นสัญญาณควบคุมแทน

สภาวะที่เกิดขึ้นบนบัส I²C มีทั้งหมด 5 สภาวะ ดังนี้

1) บัสว่าง สภาวะนี้เกิดขึ้นเมื่อ สถานะลอจิกบนสาย SDA และ SCL มีลอจิกสูงทั้งคู่ นั้นหมายความว่า การถ่ายทอดข้อมูลสามารถเริ่มต้นขึ้นได้

2) เริ่มต้นการถ่ายทอดข้อมูล (Start Data Transfer) เกิดขึ้นเมื่อสาย SDA มีการเปลี่ยนแปลงลอจิกจากสูงไปต่ำ ในขณะที่สาย SCL มีสถานะลอจิกสูง เรียกสภาวะนี้ว่า สภาวะเริ่มต้น (START)

3) ข้อมูลดำรงอยู่บนบัส (Data Valid) สภาวะนี้เกิดขึ้นถัดจากสภาวะเริ่มต้น โดยสถานะลอจิกที่เกิดขึ้นบนสาย SDA ก็คือข้อมูลที่ทำการถ่ายทอด เมื่อสาย SCL มีลอจิกสูง สถานะที่สาย SDA ต้องคงที่ เพื่อให้อุปกรณ์รับข้อมูลในจังหวะนั้นว่า เป็น "0" หรือ "1" ข้อมูลอาจเกิดความเปลี่ยนแปลงได้ในขณะที่สาย SCL เป็นลอจิกต่ำ แต่เมื่อใดก็ตามที่ต้องการให้เกิดการถ่ายทอดข้อมูลอย่างสมบูรณ์ สถานะลอจิกที่ขา SDA ต้องคงที่ตลอดช่วงเวลาที่ยังมีสถานะลอจิกสูง หากเกิดการเปลี่ยนแปลงสถานะลอจิกในขณะที่สาย SCL มีลอจิกสูงอยู่นั้น อุปกรณ์มาสเตอร์ที่ควบคุมการ

ถ่ายทอดข้อมูลจะแปลความหมายเป็นสภาวะหยุด หรือ สภาวะเริ่มต้นก็ได้ ทำให้ข้อมูลที่ทำการถ่ายทอดเกิดความผิดพลาดเกิดขึ้น

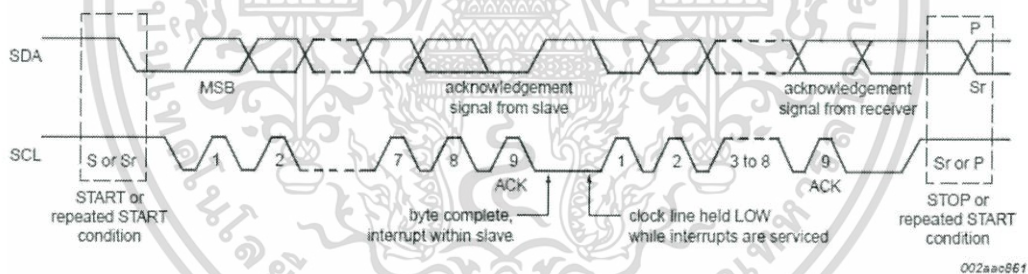
4) รับรู้ข้อมูล (Acknowledge) เกิดขึ้นหลังจากการถ่ายทอดข้อมูลจากตัวส่งมายังตัวรับเกิดขึ้นอย่างสมบูรณ์ โดยตัวส่งจะทำการส่งข้อมูลมา 1 บิตเรียกว่า บิตรับรู้ (Acknowledge bit) มีสถานะเป็นลอจิกสูง หลังการส่งข้อมูลมาครบถ้วน ส่วนอุปกรณ์มาสเตอร์จะทำการส่งสัญญาณรับรู้พิเศษซึ่งสัมพันธ์กับสัญญาณนาฬิกา อุปกรณ์ Slave ที่ถูกอ้างอิงในการติดต่อ หรือกำลังติดต่ออยู่ในขณะนั้นก็จะกำเนิดบิตรับรู้ที่มีสถานะลอจิกต่ำเพื่อตอบสนองให้ทราบว่า ได้รับข้อมูลเรียบร้อยแล้ว

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

- ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C

ลำดับการทำงานของ การสื่อสารบนบัส I²C แสดงดังรูปที่ 2.17

- 1) ในสภาวะที่ยังไม่เริ่มทำงาน อุปกรณ์ทุกตัวจะมีลอจิกสูง
- 2) เมื่อเริ่มจะส่งข้อมูล SDA จะลดสถานะลอจิกจากสูงไปต่ำ ในขณะที่ SCL ยังอยู่สถานะลอจิกสูง โดย SCL จะค้างที่ลอจิกสูงนาน 0.6 ไมโครวินาที เมื่อผ่านช่วงเวลานี้ไปอุปกรณ์มาสเตอร์จะเริ่มส่งการ



รูปที่ 2.17 ไดอะแกรมเวลาการทำงานของ I²C Bus [16]

3) ตอนนี SCL จะมีสถานะลอจิกต่ำ จากนั้น ระหว่างที่รอสัญญาณขาขึ้นของสัญญาณนาฬิกาแรกอีก 1.3 ไมโครวินาที SDA จะเริ่มกำหนดค่าบิตแรก โดยอุปกรณ์มาสเตอร์จะส่งค่าบิตแรกไปพร้อมกับสัญญาณนาฬิกาและอุปกรณ์ที่เป็น Slave บนบัสจะเริ่มอ่านค่าในจังหวะที่ SCL มีลอจิกสูง

4) จากนั้นก็จะเป็นอย่างนี้ไปอีกเพื่อส่งค่า Address ของอุปกรณ์ที่ต้องการจะติดต่อกับไปรวมทั้งสิ้น 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 จะเป็นช่วงเวลาที่มีลอจิกต่ำเป็นเวลานานๆ และ SDA จะถูกปล่อยว่าง ก่อนที่ Slave ที่ติดต่อด้วยจะเริ่มส่งค่าข้อมูลบิตแรกมาที่ SDA

7) จากนั้นสัญญาณ SCL จาก Master จะปล่อยออกมาเพื่ออ่านค่าสัญญาณบนสาย SDA ในจังหวะที่ SCL มีลอจิกสูง และรับค่าเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จนข้อมูลครบ 8 บิตแรก ตามจังหวะสัญญาณ SCL

8) เมื่อ Data ครบ 8 บิตแรกแล้ว Master จะให้สัญญาณ Acknowledge โดยดึงสัญญาณเป็นลอจิกต่ำ เพื่อแสดงให้ Slave รู้ว่า Master จะรอ Data อีก 8 บิตต่อไป

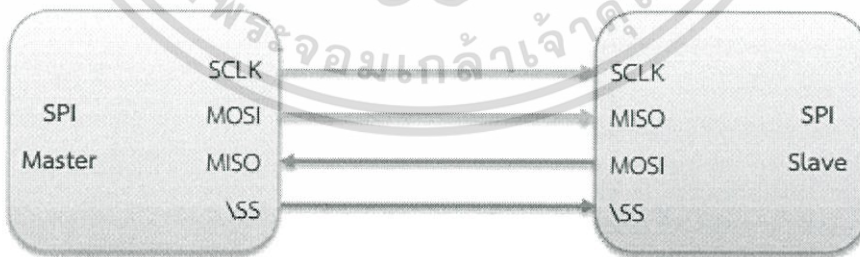
9) จะกลับเข้าการทำงานในข้อ 6) และอ่านข้อมูลไปจนครบบิตที่ 9 - 16

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

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

2.1.3.5 การสื่อสารแบบ SPI [17]

SPI (Serial Peripheral Interface) เป็นการสื่อสารอนุกรมแบบซิงโครนัส (Synchronous) อีกวิธีหนึ่ง โดยให้อุปกรณ์ตัวหนึ่งทำหน้าที่เป็น Master ในขณะที่อีกตัวหนึ่งทำหน้าที่เป็น Slave และส่งข้อมูลในโหมด Full-duplex ซึ่งรูปแบบข้อมูลการสื่อสารหรือ Protocol ของ SPI นั้น ไม่มีมาตรฐานกำหนด สามารถออกแบบเองได้ หรือขึ้นกับอุปกรณ์ที่ใช้ โดยอุปกรณ์มาสเตอร์จะทำหน้าที่ควบคุมการสื่อสารทั้งหมดและจะตัดสินใจรับหรือส่งข้อมูลภายในการสื่อสาร



รูปที่ 2.18 การเชื่อมต่อการสื่อสารแบบ SPI ระหว่างอุปกรณ์ Master-Slave

SPI ใช้สัญญาณ 4 เส้น ได้แก่

- SCK (Serial Clock) เป็นสัญญาณนาฬิกาที่ถูกสร้างโดยอุปกรณ์ที่เป็น SPI Master

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- MOSI (Master-Out Slave-In) เป็นสัญญาณสำหรับส่งข้อมูลบิตออกจาก SPI Master ไปยัง SPI Slave

- MISO (Master-In Slave-Out) เป็นสัญญาณสำหรับส่งข้อมูลบิตออกจาก SPI Slave ไปยัง SPI Master

- \overline{SS} (Slave Select, Active-Low) เป็นสัญญาณที่สร้างโดย SPI Master เพื่อใช้ระบุว่าการสื่อสารกับ SPI Slave หรือไม่ ในกรณีที่มัลติพอร์ม SPI Slave มากกว่าหนึ่งชุด จะต้องมัลติพอร์ม Slave Select มากกว่าหนึ่งเส้น และแยกสำหรับแต่ละอุปกรณ์

เมื่อจะรับส่งข้อมูลผ่านบัส SPI สัญญาณ Slave Select (\overline{SS}) จะต้องเปลี่ยนจาก HIGH เป็น LOW จากนั้นข้อมูลหนึ่งไบต์จะถูกเลื่อนบิตและส่งออกไปที่ละบิตจาก SPI Master ตามจังหวะของ SCK และเลือกได้ว่าจะให้บิต MSB หรือ LSB ถูกส่งออกมาก่อน และในขณะเดียวกันก็จะรับข้อมูลที่ละบิตจาก SPI Slave จนได้ครบหนึ่งไบต์ (หรือกล่าวได้ว่า เฟรมข้อมูลเท่ากับ 8 บิต) ดังนั้นเมื่อ SPI Master ส่งข้อมูลจำนวนหนึ่งไบต์ไปยัง SPI Slave ก็จะได้ข้อมูลหนึ่งไบต์จาก SPI Slave เช่นกัน ในช่วงเวลาที่สัญญาณ \overline{SS} เป็น LOW อาจมีการรับส่งข้อมูลได้มากกว่าหนึ่งไบต์ (Multi-byte SPI transfer)

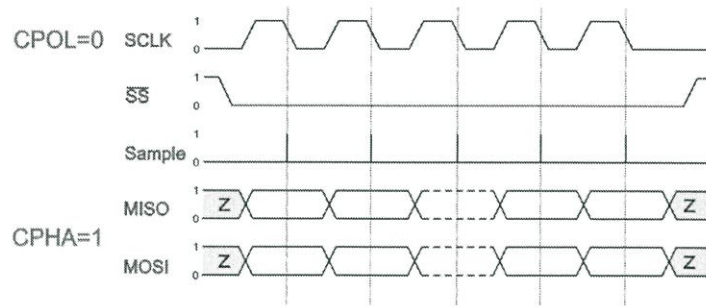
การทำงานของ SPI มี 4 โหมด จำแนกตามพารามิเตอร์สองตัวที่เรียกว่า CPOL (Clock Polarity) และ CPHA (Clock Phase) ซึ่งจะเป็นตัวกำหนดลักษณะการทำงานอย่างเช่น จะรับส่งบิตที่ขอบขาขึ้นหรือลงของสัญญาณนาฬิกาและสัญญาณนาฬิกาจะอยู่ที่ลอจิก HIGH หรือ LOW เมื่อไม่อยู่ในช่วงของการส่งข้อมูลใดๆในบัส SPI (ช่วงที่เรียกว่า Idle) แต่โดยทั่วไปจะใช้ SPI Mode 0

- SPI Mode 0 (CPOL = 0, CPHA = 0) ในสถานะเริ่มต้นสัญญาณนาฬิกาจะอยู่ในสถานะ Low (idle) โดยระบบจะเริ่มอ่านข้อมูลบิตแรกเมื่อพบขอบแรกของสัญญาณนาฬิกาซึ่งเป็นลักษณะขอบขาขึ้น



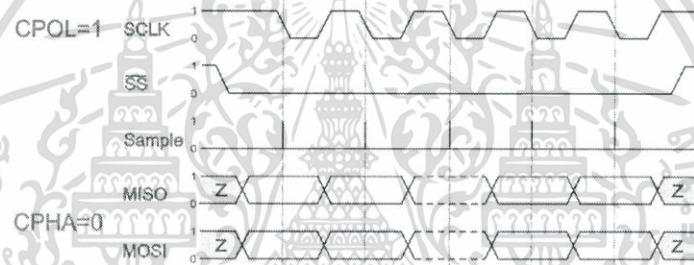
รูปที่ 2.19 ไตอะแกรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 0

- SPI Mode 1 (CPOL = 0, CPHA = 1) ระบบจะเริ่มอ่านข้อมูลบิตแรกเมื่อพบขอบที่สองของสัญญาณนาฬิกาซึ่งเป็นลักษณะขอบขาลง



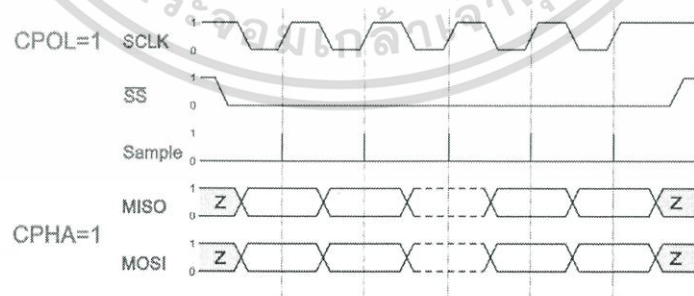
รูปที่ 2.20 ไตอะแกรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 1

- SPI Mode 2 (CPOL = 1, CPHA = 0) ในสถานะเริ่มต้นสัญญาณนาฬิกาจะอยู่ในสถานะ High (idle) ระบบจะเริ่มอ่านข้อมูลบิตแรกเมื่อพบขอบแรกของสัญญาณนาฬิกาซึ่งเป็นลักษณะขอบขาลง



รูปที่ 2.21 ไตอะแกรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 2

- SPI Mode 3 (CPOL = 1, CPHA = 1) ระบบจะเริ่มอ่านข้อมูลบิตแรกเมื่อพบขอบที่สองของสัญญาณนาฬิกาซึ่งเป็นลักษณะขอบขาขึ้น



รูปที่ 2.22 ไตอะแกรมเวลาการทำงานของ SPI Mode 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.3.6 เพรมข้อมูลในการสื่อสาร

พรมข้อมูลที่ใช้ในการสื่อสาร ได้ออกแบบเพื่อส่งข้อมูลต่างๆไปยังสถานีภาคพื้นดิน
ตัวอย่าง

ok,06:18:32:12,100.776101,13.727377,30.1,1015.55,25.6,-9.68,5.02,1.23,-3.25,2.36,50.1,30.8,

ตารางที่ 2.12 คำอธิบายประโยคในพรมข้อมูล

ชื่อ	ตัวอย่าง	คำอธิบาย
Status	ok	ok = ทำงานปกติ photo = ส่งรูปภาพต่อท้ายพรม
UTC Time	06:18:32:12	hhmmsssss (06:18:32:12)
Latitude	100.776101	100.776101 °
Longitude	13.727377	13.727377 °
Temperature	30.1	30.1 °C
Pressure	1015.55	1015.55 hPa (mbar)
Altitude	25.6	Altitude Pressure = 25.6 m
Accelerate in X-axis	-9.68	-9.68 g
Accelerate in Y-axis	5.02	5.02 g
Accelerate in Z-axis	1.23	1.23 g
Pitch	-3.25	-3.25 °
Roll	2.36	2.36 °
Humidity	50.1	RH = 50.1 %
Altitude	30.8	Altitude GPS = 30.8 m
Picture Data	FFD8....	ถ้า Status = photo ข้อมูลภาพ 256 bytes

2.1.4 ระบบสื่อสาร

ระบบสื่อสารเป็นส่วนประกอบหลักที่ทำหน้าที่ติดต่อสื่อสารระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดิน โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทในปริญญาโทใช้โมดูลสื่อสาร SV650 ในการสื่อสารแบบไร้สาย

2.1.4.1 โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650 [18]

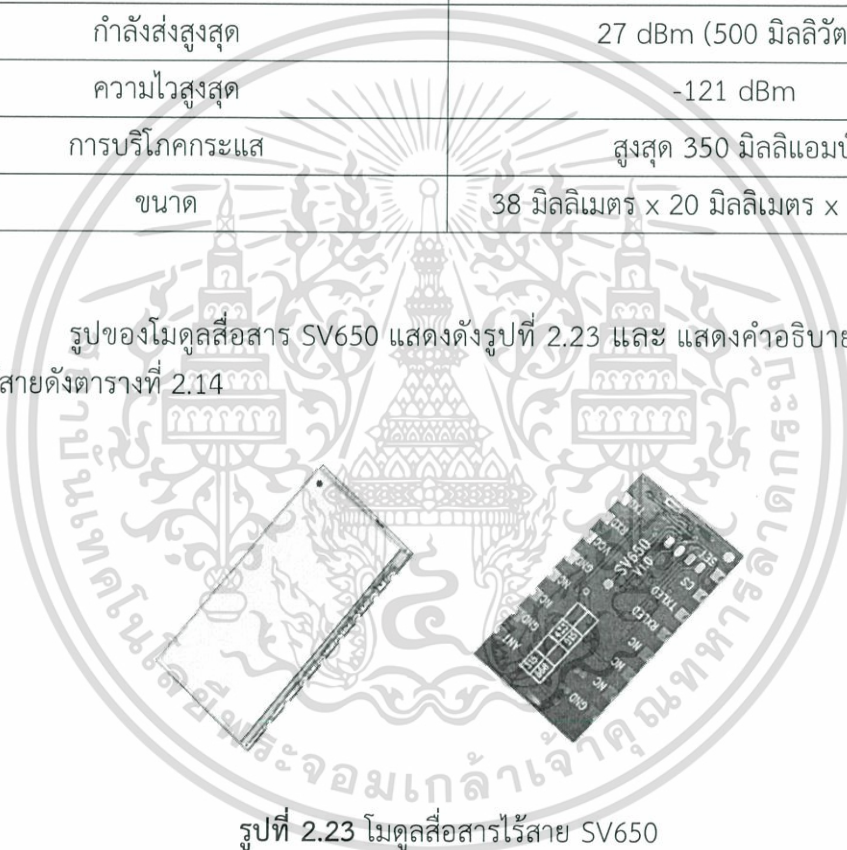
SV650 เป็นโมดูลสื่อสารไร้สายที่ใช้ transceiver Si4432 โมดูลเลขแบบ GFSK ซึ่งมีลักษณะเหมือนกับการมอดูเลชันแบบ FSK แตกต่างเพียง GFSK มีการใช้ Gaussian Filter ในการลดเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Spectral Width ของสัญญาณเพื่อแก้ไขข้อเสียของการมอดูเลชันแบบ FSK ที่ในขณะที่ข้อมูลเปลี่ยนจาก 0 เป็น 1 หรือ 1 เป็น 0 จะเกิดการเปลี่ยนเฟสของคลื่นพาห์อย่างรวดเร็วส่งผลให้คลื่นพาห์มีความถี่ที่ผิดไปโดยอาจมีค่าสูงหรือต่ำกว่าความถี่ที่กำหนดไว้

ตารางที่ 2.13 คุณลักษณะของโมดูล SV650

รายละเอียด	โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650
แรงดันไฟฟ้าเข้า	3 ถึง 5 โวลต์
การอินเทอร์เฟส	UART/TTL
Baude Rate	1.2 – 115.2 กิโลบิตต่อวินาที
ความถี่ที่ใช้งาน	433/470/868/915 เมกกะเฮิรตซ์
กำลังส่งสูงสุด	27 dBm (500 มิลลิวัตต์)
ความไวสูงสุด	-121 dBm
การบริโภคกระแส	สูงสุด 350 มิลลิแอมป์
ขนาด	38 มิลลิเมตร x 20 มิลลิเมตร x 4 มิลลิเมตร

รูปของโมดูลสื่อสาร SV650 แสดงดังรูปที่ 2.23 และ แสดงคำอธิบายพินของโมดูลสื่อสารไร้สายดังตารางที่ 2.14

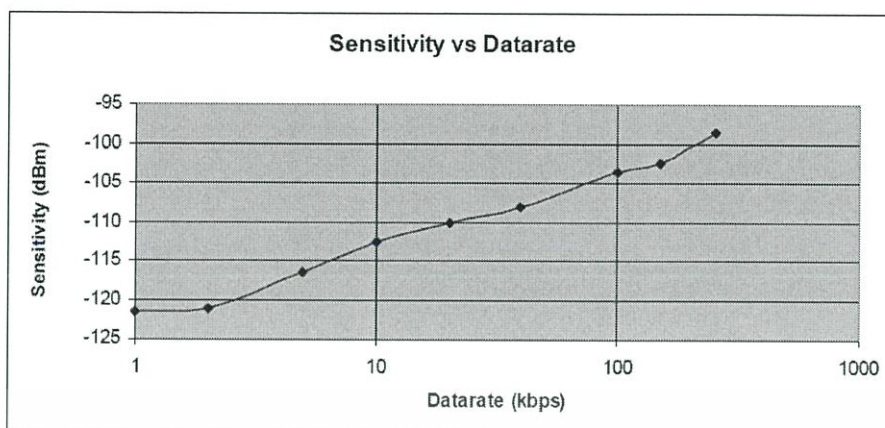


รูปที่ 2.23 โมดูลสื่อสารไร้สาย SV650

ตารางที่ 2.14 คำอธิบายพินทั้งหมดของโมดูลสื่อสารไร้สาย SV650

PIN	คำอธิบาย
VCC	ไฟเลี้ยงกระแสตรง 5 โวลต์
GND	0 โวลต์ กราวด์
TXD	พิน TX ใช้สำหรับส่งข้อมูลไปยังอุปกรณ์อื่น
RXD	พิน RX ใช้สำหรับรับข้อมูลจากอุปกรณ์อื่น
SET	ใช้สำหรับเซตอัฟค่าพารามิเตอร์
CS	ใช้กำหนดการทำงานของโมดูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อใช้กำหนดการทำงานของโมดูลหน้าไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.24 กราฟแสดงความไวของ SV650 เมื่อเทียบกับความเร็วในการส่งสัญญาณไร้สาย [18]

2.1.4.2 สายอากาศโมโนโพล

สายอากาศที่ใช้ คือสายอากาศ Monopole whip antenna ที่มีอัตราขยาย 2.15 dBi รองรับการทำงานในช่วงความถี่ 430 ถึง 470 เมกกะเฮิรตซ์



รูปที่ 2.25 สายอากาศ Monopole whip

2.2 รหัสคอนโวลูชัน (Convolutional code) [4]

รหัสคอนโวลูชัน (Convolutional Code) เป็นรหัสที่มีความจำ (Coding with memory) ซึ่งหมายความว่า ผลลัพธ์ที่ได้จะขึ้นกับข้อมูลทั้งในอดีตและปัจจุบัน โดยลักษณะของการเข้ารหัส คือ การบ้อนชุดบิตข้อมูลที่ไม่จำกัดความยาวเข้าสู่วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันอย่างต่อเนื่อง และผลลัพธ์ที่ได้ทางด้านออกจะเป็นชุดคำรหัสที่มีความยาวเป็นสัดส่วนกับความยาวของชุดบิตข้อมูลที่ป้อนเข้า

พารามิเตอร์ที่นิยมใช้ในการอ้างถึงความยาวบิตขาเข้าและขาออกนี้เรียกว่า อัตรารหัส (Code Rate) โดยจะมีค่าน้อยกว่าหนึ่ง เนื่องจากการนำจำนวนบิตขาเข้าหารด้วยจำนวนบิตขาออก เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\text{อัตรารหัส (Code Rate)} = k / n$$

โดยที่ k คือ ความยาวของบิตข้อมูลขาเข้า

n คือ ความยาวของคำรหัส (Codeword)

โดยปกติค่า k มีค่าเท่ากับ 1 2 หรือ 3 และค่า n มีค่าเท่ากับ 2 3 หรือ 4 และอัตรารหัสที่นิยมใช้คือ $1/2, 1/3, 1/4, 2/3, 3/4$ เท่านั้น เนื่องจากรหัสคอนโวลูชันเป็นรหัสแบบที่มีความจำ จึงมีพารามิเตอร์ที่สำคัญอีกตัวหนึ่ง คือ K ที่เรียกว่า constraint length ซึ่งจะชี้ว่ารหัสนี้มีความจำมากน้อยเพียงใด

2.2.1 การเข้ารหัสคอนโวลูชัน

โดยทั่วไปรหัสคอนโวลูชันมีพารามิเตอร์ที่บอกถึงคุณลักษณะของวงจรเข้ารหัสที่ประกอบด้วย 3 ค่า ได้แก่ n, k และ K โดยจะเขียนในรูป (n, k, K) เช่น $(2, 1, 4)$ เป็นต้น

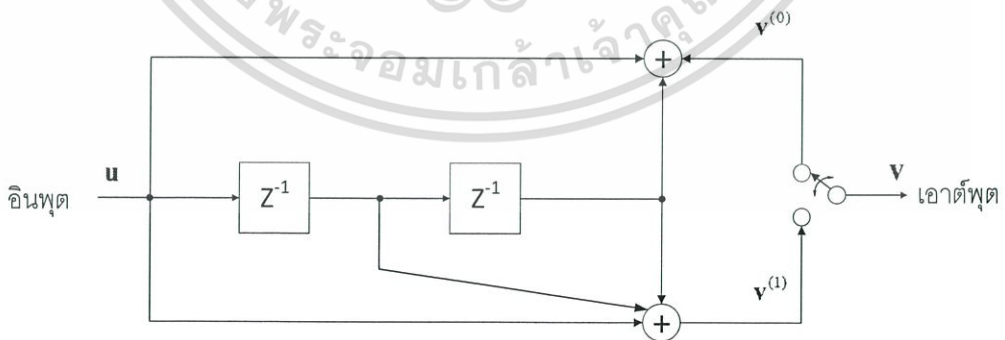
n คือ จำนวนบิตที่ได้จากการเข้ารหัสบิตข้อมูลจำนวน k บิต และออกมาที่ขาออกของวงจรเข้ารหัส

k คือ จำนวนบิตที่เข้าในแต่ละหน่วยเวลา

K คือ constraint length

k/n คือ อัตรารหัส (Code rate)

สำหรับตัวอย่างของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน $(2, 1, 2)$ แสดงได้ดังรูปที่ 2.26 การเข้ารหัสนั้นสามารถใช้วงจรดิจิทัลแบบลำดับ (Sequential Circuit) โดยเครื่องหมายบวกในวงจรเข้ารหัส หมายถึงการบวกแบบ มอดุโล 2



รูปที่ 2.26 ตัวอย่างวงจรเข้ารหัส $(2, 1, 2)$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเข้ารหัสคอนโวลูชันตามวงจรในรูป 2.26 สามารถอธิบายเป็นขั้นตอนได้ดังนี้ เมื่อมีบิตข้อมูล (Information Bit) u_i เข้ามาที่อินพุตของวงจรที่ละหนึ่งบิต วงจรจะทำการเข้ารหัสบิตดังกล่าวและได้บิตรหัส (Code Bit) ที่ด้านเอาต์พุตเป็นจำนวนสองบิต คือ $v_i^{(0)}$ และ $v_i^{(1)}$ ค่าของเอาต์พุตทั้งสองบิตขึ้นอยู่กับบิตข้อมูลปัจจุบันที่อินพุตและค่าของบิตข้อมูลในอดีตที่อยู่ในหน่วยความจำเท่านั้น สำหรับรูปแบบการต่อเชื่อมของวงจรมันถูกกำหนดด้วยเวกเตอร์ $g^{(0)} = (101)$ และ $g^{(1)} = (111)$ โดยตัวเลข 1 หมายถึงมีการเชื่อมต่อของวงจร และตัวเลข 0 หมายถึงไม่มีการเชื่อมต่อวงจร ดังนั้น การคำนวณหาค่า $v_i^{(0)}$ และ $v_i^{(1)}$ จึงหาได้จากสมการต่อไปนี้

$$v_i^{(0)} = u_i \oplus u_{i-2} \quad (2.25)$$

$$v_i^{(1)} = u_i \oplus u_{i-1} \oplus u_{i-2} \quad (2.26)$$

ตัวแปรที่ระบุในวงจรรูปที่ 2.26 อธิบายได้ดังนี้

u คือ ลำดับข้อมูล (Data Sequence) ซึ่งสามารถเขียนให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์

$$u = (u_0, u_1, u_2, \dots)$$

v คือ คำรหัส (Codeword) ที่ออกมาจากวงจรเข้ารหัส เนื่องจากวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันจะให้บิตรหัสที่ละ $n > 1$ บิตต่อหนึ่งหน่วยเวลา ซึ่งคำรหัสที่ได้นี้ประกอบด้วยลำดับบิตรหัส $v^{(0)}, v^{(1)}, \dots, v^{(n-1)}$ รวมเป็นจำนวน n สายย่อยมา มัลติเพล็กซ์รวมกัน

$v^{(i)}$ คือ ลำดับบิตรหัสของสายย่อยที่ i สามารถเขียนอยู่ในรูปเวกเตอร์

$$v^{(i)} = (v_0^{(i)}, v_1^{(i)}, v_2^{(i)}, \dots)$$

โครงสร้างของรหัสคอนโวลูชันนั้นสามารถแสดงได้ในหลายรูปแบบ เช่น ในรูปผลตอบสนองของอิมพัลส์ (impulse response) ของระบบ ในรูปของเมทริกซ์ตัวกำเนิด (Generator Matrix) ในรูปของพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial) และในรูปของเมทริกซ์ตัวกำเนิดในโดเมนแปลง (Transform-Domain)

2.2.1.1 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปผลตอบสนองอิมพัลส์

วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันเป็นระบบเชิงเส้นที่ไม่เปลี่ยนแปลงตามเวลา (Linear Time-Invariant System) ซึ่งเอาต์พุตของระบบสามารถคำนวณได้จากการทำคอนโวลูชันกันระหว่างข้อมูลที่เข้ามาที่กับผลตอบสนองอิมพัลส์ของระบบ ดังนั้นจึงเรียกรหัสแบบนี้ว่า รหัสคอนโวลูชัน และการระบุโครงสร้างของรหัสสามารถทำได้โดยจากผลตอบสนองทางอิมพัลส์ของวงจรซึ่งสามารถทำได้โดยการป้อนข้อมูลขาเข้าที่เป็นอิมพัลส์ คือ $u = (1, 0, 0, 0, \dots)$ แล้วสังเกตค่าข้อมูลที่ขาออก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.1.2 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปเมทริกซ์ตัวกำเนิด (Generator Matrix)

การกำหนดโครงสร้างของรหัสคอนโวลูชันสามารถทำได้โดยการระบุเมทริกซ์ตัวกำเนิด โดยสร้างได้จากการนำผลตอบสนองอิมพัลส์ หรือลำดับตัวกำเนิดมาเรียงสลับกันและจัดให้อยู่ในรูปเมทริกซ์ ซึ่งรหัส $(2,1,K)$ จะเขียนได้ดังนี้

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} g_0^{(0)} g_0^{(1)} & g_1^{(0)} g_1^{(1)} & g_2^{(0)} g_2^{(1)} & \cdots & g_m^{(0)} g_m^{(1)} \\ & g_0^{(0)} g_0^{(1)} & g_1^{(0)} g_1^{(1)} & \cdots & g_{m-1}^{(0)} g_{m-1}^{(1)} & g_m^{(0)} g_m^{(1)} \\ & & g_0^{(0)} g_0^{(1)} & \cdots & g_{m-2}^{(0)} g_{m-2}^{(1)} & g_{m-1}^{(0)} g_{m-1}^{(1)} & g_m^{(0)} g_m^{(1)} \\ & & & \ddots & & & \ddots \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

เมทริกซ์ตัวกำเนิดของรหัสคอนโวลูชันจะเป็นเมทริกซ์กึ่งอนันต์ (Semi-Infinite Matrix) เนื่องจากข้อมูลที่ป้อนเข้ารหัสคอนโวลูชันและคำรหัสที่ได้มีขนาดไม่จำกัด ทำให้เมทริกซ์ที่ใช้ในการคำนวณสามารถขยายได้เรื่อยๆ สังเกตว่า แถวล่างของเมทริกซ์ของสมการที่ 2.27 มีลักษณะซ้ำกับแถวบนโดยมีการเลื่อนไปเท่ากับ n บิต ตัวอย่างเช่น รหัส $(2,1,K)$ จะเลื่อน 2 บิต เป็นต้น เมทริกซ์กึ่งอนันต์นี้จะมีจำนวนแถวเท่ากับจำนวนข้อมูลที่เข้ามาซึ่งในการคำนวณหาคำรหัสสามารถทำได้โดยการคูณเมทริกซ์ ดังนี้

$$\mathbf{v} = \mathbf{uG} \quad (2.28)$$

2.2.1.3 โครงสร้างรหัสคอนโวลูชันในรูปพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial)

ในการวิเคราะห์ระบบเชิงเส้นนั้น นอกจากจะวิเคราะห์ในโดเมนทางเวลาแล้ว ยังสามารถวิเคราะห์ในโดเมนแปลงได้ โดยมีหลักการคือ การคอนโวลูชันในโดเมนเวลาจะเทียบเท่ากับการคูณในโดเมนแปลงซึ่งหลักการนี้สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับการเข้ารหัสคอนโวลูชันได้ โดยโครงสร้างของรหัสในโดเมนแปลงจะระบุในรูปพหุนามที่มีค่าสัมประสิทธิ์มาจากผลตอบสนองอิมพัลส์ โดยเรียกพหุนามนี้ว่าพหุนามตัวกำเนิด (Generator Polynomial)

ตัวอย่างของพหุนามตัวกำเนิดของรหัสเมื่อกำหนดให้ผลตอบสนองอิมพัลส์ของรหัสคือ $g^{(0)} = (101)$ และ $g^{(1)} = (111)$ จะได้พหุนามตัวกำเนิดของรหัสคือ $g^{(0)}(D) = 1 + D^2$ และ $g^{(1)}(D) = 1 + D + D^2$

สำหรับลำดับบิตข้อมูลขาเข้า $u = (10111)$ จะได้ลำดับบิตข้อมูลขาเข้าในโดเมนแปลงหรือพหุนามข้อมูล $u(D) = 1 + D^2 + D^3 + D^4$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความสัมพันธ์ระหว่างคำรหัสในโดเมนแปลงและบิตข้อมูลขาเข้าในโดเมนแปลงแสดง
ได้ดังสมการที่ 2.27

$$v^{(i)}(D) = u(D)g^{(i)}(D) \quad (2.29)$$

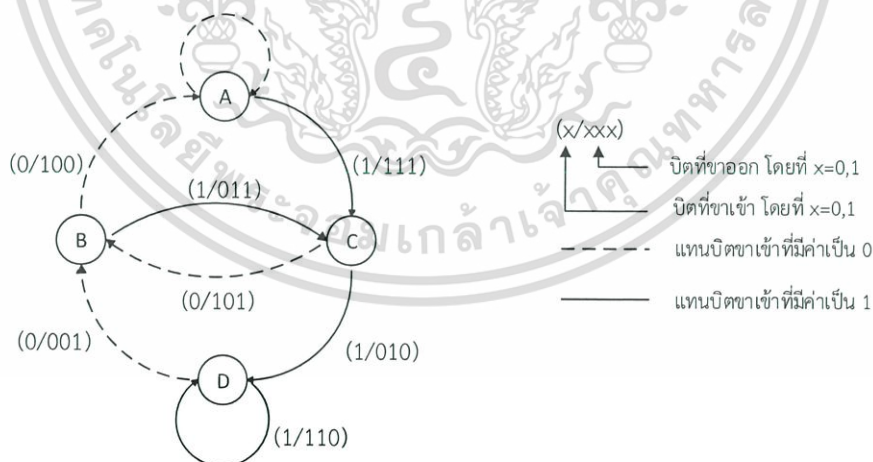
เมื่อได้ผลลัพธ์สายย่อยแล้ว พหุนามคำรหัสรวมจะหาได้จาก

$$v(D) = v^{(0)}(D^n) + Dv^{(1)}(D^n) + \dots + D^{n-1}v^{(n-1)}(D^n) \quad (2.30)$$

2.2.2 รหัสคอนโวลูชันในเชิงแผนภาพ

2.2.2.1 แผนภาพสถานะ (State Diagram)

ในการพิจารณาและเข้าใจถึงคุณลักษณะของวงจรเข้ารหัสสามารถใช้แผนภาพสถานะ (State Diagram) หรืออาจเรียกว่าแผนภาพแสดงการเปลี่ยนสถานะ (State Transition Diagram) ช่วยในการอธิบายได้ ในรูปที่ 2.27 แสดงแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2) โดยกำหนดให้สถานะหมายถึงค่าของบิต S_1 และ S_2 ที่เก็บอยู่ในชิฟต์รีจิสเตอร์ ดังนั้นจึงมีสถานะได้ทั้งสิ้น 4 สถานะ ซึ่งรายละเอียดการกำหนดสถานะได้ในตารางที่ 2.15 การเปลี่ยนสถานะของวงจรเข้ารหัสขึ้นอยู่กับบิตข้อมูลที่ป้อนเข้าสู่วงจร เส้นประหมายถึงข้อมูลบิตที่เข้ามาเป็น 0 และเส้นทึบหมายถึงข้อมูลบิตที่เข้ามาเป็น 1 ส่วนค่าในวงเล็บคือคำรหัสที่ได้จากการเข้ารหัส



รูปที่ 2.27 ตัวอย่างแผนภาพการเปลี่ยนสถานะของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2)

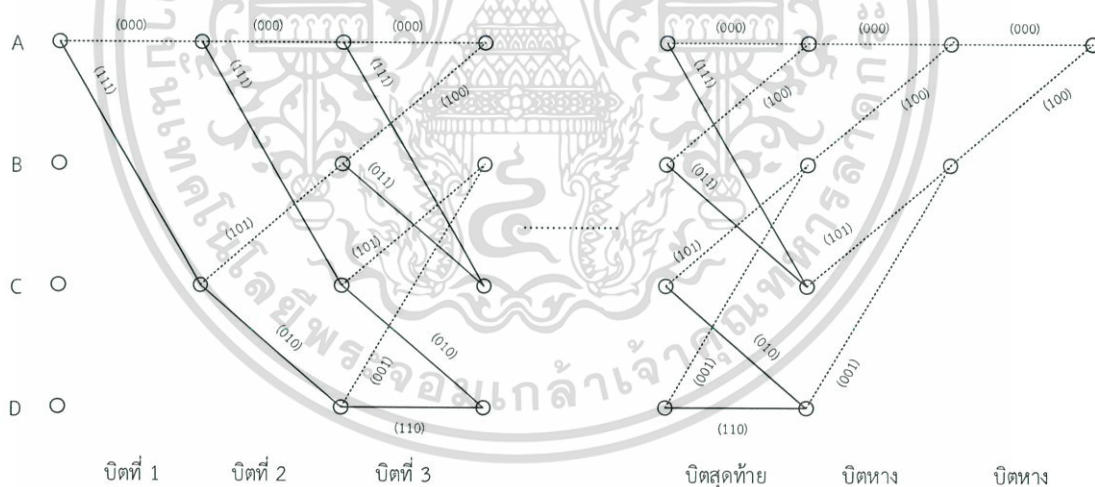
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.15 การกำหนดค่าสำหรับแต่ละสถานะ (State)

สถานะ	S_1	S_2
A	0	0
B	0	1
C	1	0
D	1	1

2.2.2.2 แผนภาพเทรลลิส (Trellis Diagram) [19]

จากแผนภาพแสดงการเปลี่ยนสถานะ ถ้าเพิ่มแกนเวลาในลักษณะที่มีการแสดงสถานะของระบบทั้งหมดในแต่ละเวลาอย่างเป็นระบบ ผลที่ได้จะมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 2.28 แผนภาพดังกล่าวเรียกว่า แผนภาพเทรลลิส (Trellis Diagram) สังเกตว่าจุดเริ่มต้นของแผนภาพจะอยู่ในสถานะ A เสมอ จากนั้นบิตข้อมูลที่ป้อนเข้าสู่วงจรเข้ารหัสจะทำให้วงจรเปลี่ยนสถานะไปจากรูปสังเกตว่าโครงสร้างของแผนภาพเทรลลิสจะเริ่มซ้ำหลังจากบิตที่ 3 ดังนั้นจึงไม่จำเป็นต้องเขียนซ้ำอีก และเมื่อป้อนบิตข้อมูลจนหมดแล้วจะมีการเติมบิตหางที่มีค่าเป็นศูนย์เข้าไปจนทำให้ระบบกลับไปยังสถานะ A อีกครั้งจึงเป็นอันเสร็จสิ้นกระบวนการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

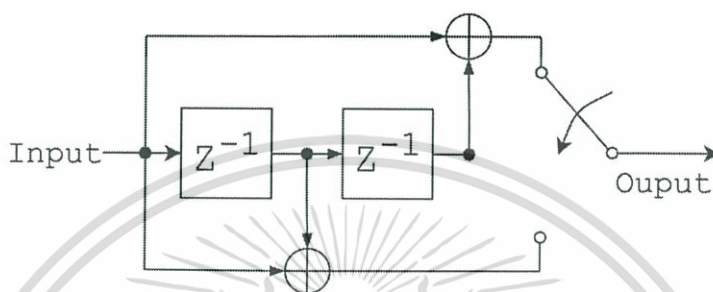


รูปที่ 2.28 แผนภาพเทรลลิสสำหรับวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน (3,1,2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- การสร้างแผนภาพเทรลลิส

แผนภาพเทรลลิสเป็นกลไกพื้นฐานในกระบวนการถอดรหัส โดยจะเปรียบเทียบเส้นทางที่แตกต่างกัน 2 เส้นทางที่ให้สถานะของรีจิสเตอร์เดียวกัน โดยเส้นทางที่ดีที่สุดจะถูกเลือก กล่าวคือเลือกเส้นทางที่มีค่าระยะแสมมิงน้อยที่สุดและเรียกว่า เส้นทางที่เหลืออยู่ (Surviving Path) ซึ่งขั้นตอนการสร้างแผนภาพเทรลลิสจะสร้างตามวงจรการเข้ารหัสคอนโวลูชัน ในที่นี้จะยกตัวอย่างวงจรการเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3



รูปที่ 2.29 วงจรเข้ารหัสคอนโวลูชัน อัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ K เท่ากับ 3

จากแผนภาพของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันจะประกอบไปด้วยรีจิสเตอร์จำนวน 2 รีจิสเตอร์และเมื่อรวมกับอินพุตอีก 1 ตัวแล้วจะทำให้มีค่าสถานะที่เป็นไปได้จำนวน 2^3 หรือเท่ากับ 8 ค่า โดยเมื่อมีอินพุตเข้ามาจะทำให้ข้อมูลเปลี่ยนสถานะไป 1 บิต ตัวอย่างเช่น สถานะปัจจุบันเป็น 00 เมื่อมีอินพุต 1 เข้ามา จะทำให้สถานะเปลี่ยนไปเป็น 10 สามารถเขียนเป็นตารางการเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ได้ดังนี้

ตารางที่ 2.16 การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
0	00	00	(00)
1	00	10	(11)
0	01	00	(10)
1	01	10	(01)
0	10	01	(01)
1	10	11	(10)
0	11	01	(11)
1	11	11	(00)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลังจากที่สร้างตารางการเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์เสร็จแล้ว จะสามารถนำข้อมูลที่ได้ไปสร้างเป็นแผนภาพเทรลลิส โดยกำหนดให้ อินพุต 0 แทนด้วยเส้นประ และ อินพุต 1 แทนด้วยเส้นทึบ เริ่มต้นจากสถานะปัจจุบันซึ่งมีทั้งหมด 4 แบบ คือ 00 01 10 และ 11 ซึ่งเขียนได้ดังนี้

00 •

01 •

10 •

11 •

สถานะเริ่มต้น

รูปที่ 2.30 สถานะเริ่มต้นของแผนภาพเทรลลิส

จากนั้นวาดเส้นเชื่อมโยงระหว่างสถานะปัจจุบันกับสถานะถัดไปดังนี้

ตารางที่ 2.17 ข้อมูลชุดที่ 1

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
0	00	00	(00)

จากตารางที่ 2.17 สถานะปัจจุบันคือ 00 และอินพุตคือ 0 (เส้นประ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 00 และได้เอาต์พุตเป็น 00 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้

00 •-----• (00)

01 • •

10 • •

11 • •

สถานะเริ่มต้น

สถานะถัดไป

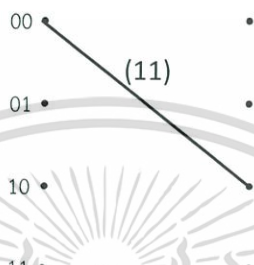
รูปที่ 2.31 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.18 ข้อมูลชุดที่ 2

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
1	00	10	(11)

จากตารางที่ 2.18 สถานะปัจจุบันคือ 00 และอินพุตคือ 1 (เส้นทึบ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 10 และได้เอาต์พุตเป็น 11 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้

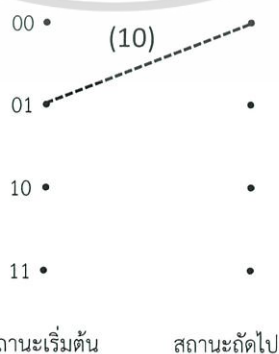


รูปที่ 2.32 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 2

ตารางที่ 2.19 ข้อมูลชุดที่ 3

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
0	01	00	(10)

จากตารางที่ 2.19 สถานะปัจจุบันคือ 01 และอินพุตคือ 0 (เส้นประ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 00 และได้เอาต์พุตเป็น 10 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้



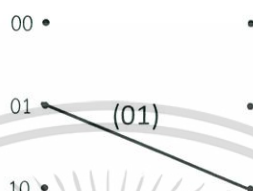
รูปที่ 2.33 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.20 ข้อมูลชุดที่ 4

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
1	01	10	(01)

จากตารางที่ 2.20 สถานะปัจจุบันคือ 01 และอินพุตคือ 1 (เส้นทึบ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 10 และได้เอาต์พุตเป็น 01 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้

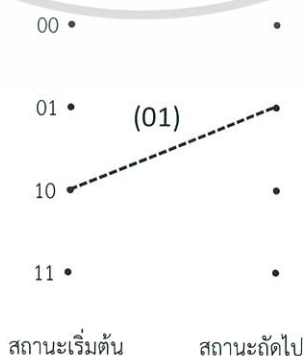


รูปที่ 2.34 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 4

ตารางที่ 2.21 ข้อมูลชุดที่ 5

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
0	10	01	(01)

จากตารางที่ 2.21 สถานะปัจจุบันคือ 10 และอินพุตคือ 0 (เส้นประ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 01 และได้เอาต์พุตเป็น 01 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้



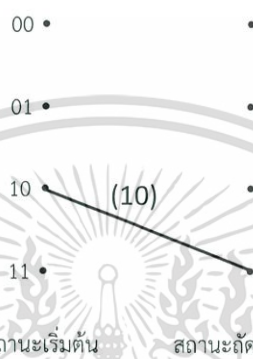
รูปที่ 2.35 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.22 ข้อมูลชุดที่ 6

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
1	10	11	(10)

จากตารางที่ 2.22 สถานะปัจจุบันคือ 10 และอินพุตคือ 1 (เส้นทึบ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 11 และได้เอาต์พุตเป็น 10 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้

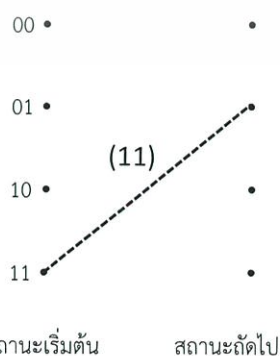


รูปที่ 2.36 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 6

ตารางที่ 2.23 ข้อมูลชุดที่ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
0	11	01	(11)

จากตารางที่ 2.23 สถานะปัจจุบันคือ 11 และอินพุตคือ 0 (เส้นประ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 01 และได้เอาต์พุตเป็น 11 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้



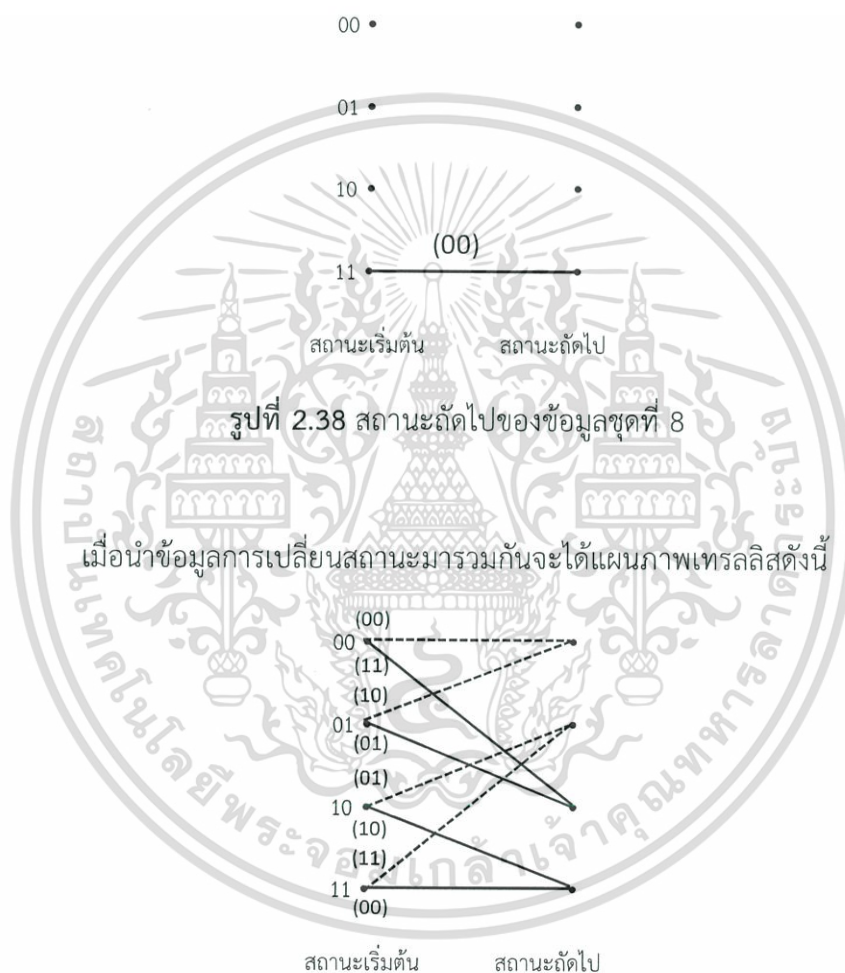
รูปที่ 2.37 สถานะถัดไปของข้อมูลชุดที่ 7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.24 ข้อมูลชุดที่ 8

อินพุต	สถานะปัจจุบัน	สถานะถัดไป	เอาต์พุต (C_1C_2)
1	11	11	(00)

จากตารางที่ 2.24 สถานะปัจจุบันคือ 11 และอินพุตคือ 1 (เส้นทึบ) จะทำให้ได้สถานะถัดไปคือ 11 และได้เอาต์พุตเป็น 00 นำมาเขียนแผนภาพเทรลลิสได้ดังนี้



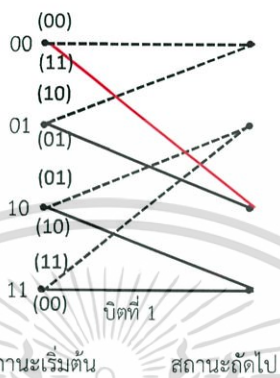
รูปที่ 2.39 แผนภาพเทรลลิสเมื่อรวมสถานะของข้อมูลทั้ง 8 ชุด

แผนภาพเทรลลิสที่ได้นั้นเป็นแผนภาพที่ใช้แทนวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3 โดยสามารถนำมาใช้คำนวณได้ทั้งการเข้ารหัสและถอดรหัส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

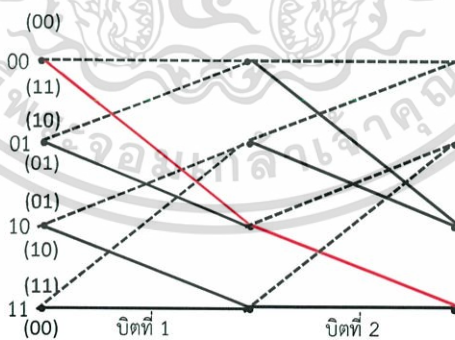
ตัวอย่าง การเข้าและถอดรหัสข้อมูล กำหนดให้ข้อมูลที่นำมาเข้ารหัสคือ 1101

วิธีทำ ในวงจรเข้ารหัส รีจิสเตอร์แต่ละตัวจะเริ่มสถานะเป็น 00 ดังนั้นสถานะเริ่มต้นจึงเป็น 00 และการเข้ารหัสจะคิดทีละ 1 บิต เริ่มจากอินพุตบิตแรกคือ 1 ซึ่งแทนด้วยเส้นทึบดังนั้นจึงลากเส้นจากสถานะเริ่มต้นคือ 00 ไปยังสถานะถัดไปคือ 10 ได้เอาต์พุตคือ 11



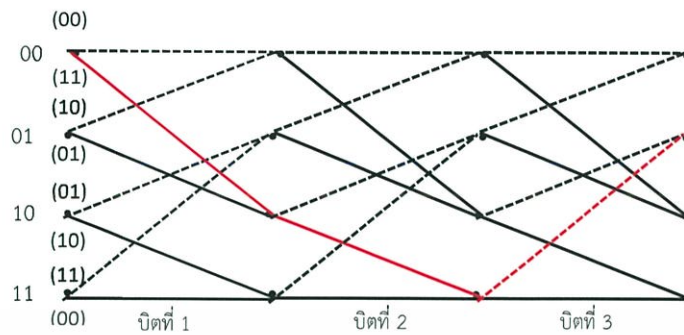
รูปที่ 2.40 แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 1 เข้ามา

จากนั้นพิจารณาอินพุตบิตที่ 2 คือ 1 ซึ่งแทนด้วยเส้นทึบโดยสถานะสุดท้ายของบิตแรกจะเป็นสถานะเริ่มต้นของบิตที่ 2 ดังนั้นจะเริ่มที่สถานะ 10 ลากเส้นไปยังสถานะถัดไปคือ 11 ได้เอาต์พุตคือ 10



รูปที่ 2.41 แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 2 เข้ามา

จากนั้นพิจารณาอินพุตบิตที่ 3 คือ 0 ซึ่งแทนด้วยเส้นประโดยสถานะสุดท้ายของบิตที่ 2 จะเป็นสถานะเริ่มต้นของบิตที่ 3 ดังนั้นจะเริ่มที่สถานะ 11 ลากเส้นไปยังสถานะถัดไปคือ 01 ได้เอาต์พุตคือ 11



รูปที่ 2.42 แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 3 เข้ามา

จากนั้นพิจารณาอินพุตบิตที่ 4 คือ 1 ซึ่งแทนด้วยเส้นทึบโดยสถานะสุดท้ายของบิตที่ 3 จะเป็นสถานะเริ่มต้นของบิตที่ 4 ดังนั้นจะเริ่มต้นที่สถานะ 01 ลากเส้นไปยังสถานะถัดไปคือ 10 ได้เอาต์พุตคือ 01



รูปที่ 2.43 แผนภาพเทรลลิสเมื่อบิตที่ 4 เข้ามา

ดังนั้นสรุปได้ว่า การเข้ารหัสคอนโวลูชันอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3 ของข้อมูลอินพุต 1101 ทำให้ได้เอาต์พุตคือ 11101101

ตัวอย่างถัดไปคือการถอดรหัสคอนโวลูชันอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3 ของข้อมูลที่ได้จากการเข้ารหัสคือ 11101101 โดยใช้แผนภาพเทรลลิส และเนื่องจากรหัสคอนโวลูชันมีความสามารถในการแก้ไขบิตที่ผิดพลาด ดังนั้นจึงสมมติให้ข้อมูลที่รับเกิดความผิดพลาด 1 บิต เป็นดังนี้ 11100101

วิธีทำ ในการถอดรหัสเริ่มที่สถานะ 00 เสมอ ขั้นตอนแรกพิจารณาเส้นทางแต่ละเส้นทางที่จะเกิดขึ้นได้ในแผนภาพเทรลลิสจะพบว่าเป็นไปได้จำนวน 8 เส้นทาง จากนั้นจะทำการเลือกเส้นทางที่ดีที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยพิจารณาจากเส้นทางที่มีระยะแฮมมิงสั้นที่สุด และเนื่องจากข้อมูลได้เข้ารหัสด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ ซึ่งหมายความว่า อินพุต 1 บิต จะได้ เอาต์พุต 2 บิต ดังนั้นการถอดรหัสจึงต้องพิจารณาทีละ 2 บิต

จากสถานะเริ่มต้นคือ 00 มีเส้นทางที่เกิดขึ้นอยู่ 2 เส้นทางซึ่งทำให้ได้เอาต์พุตคือ 00 และ 11 ตามลำดับ พิจารณา 2 บิตแรกคือ 11 ทำการวัดระยะแฮมมิงได้ 2 และ 0 ตามลำดับ ดังนั้นจึงเลือกเส้นทางที่ระยะแฮมมิงสั้นที่สุด คือ 0 (เส้นทางจาก 00 ไป 10) ซึ่งเป็นเส้นทางที่บ่งชี้ทำให้ได้ข้อมูลจากการถอดรหัสเป็น 1



รูปที่ 2.44 แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (1)

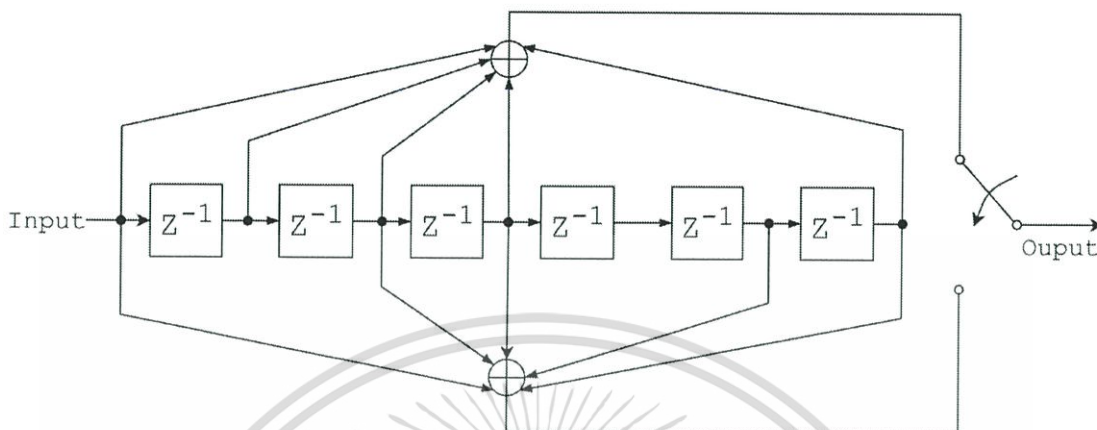
จากสถานะสุดท้ายของบิตแรกคือ 10 จะเป็นสถานะเริ่มต้นของบิตที่ 2 โดยมีเส้นทางที่เกิดขึ้นอยู่ 2 เส้นทางซึ่งทำให้ได้เอาต์พุตคือ 01 และ 10 ตามลำดับ พิจารณา 2 บิตถัดไปคือ 10 ทำการวัดระยะแฮมมิงได้ 2 และ 0 ตามลำดับ ดังนั้น จึงเลือกเส้นทางที่ระยะแฮมมิงสั้นที่สุด คือ 0 (เส้นทางจาก 10 ไป 11) ซึ่งเป็นเส้นทางที่บ่งชี้ทำให้ได้ข้อมูลจากการถอดรหัสเป็น 1

รูปที่ 2.45 แผนภาพเทรลลิสการถอดรหัส (2)

จากสถานะสุดท้ายของบิตที่ 2 คือ 11 จะเป็นสถานะเริ่มต้นของบิตที่ 3 โดยมีเส้นทางที่เกิดขึ้นอยู่ 2 เส้นทางซึ่งทำให้ได้เอาต์พุตคือ 11 และ 00 ตามลำดับ พิจารณา 2 บิตถัดไปคือ 01 ทำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นสรุปได้ว่า การถอดรหัสคอนโวลูชันอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3 ของข้อมูล 11100101 ทำให้ได้ข้อมูลคือ 1101



รูปที่ 2.48 วงจรรหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

จากแผนภาพของวงจรเข้ารหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 แสดงดังรูปที่ 2.48 จะประกอบไปด้วยรีจิสเตอร์จำนวน 6 รีจิสเตอร์และเมื่อรวมกับอินพุตอีก 1 ตัวแล้วจะทำให้มีค่าสถานะที่เป็นไปได้จำนวน 2^7 หรือเท่ากับ 128 ค่า โดยเมื่อมีอินพุตเข้ามาจะทำให้ข้อมูลเปลี่ยนสถานะไป 1 บิต ตัวอย่างเช่น สถานะปัจจุบันเป็น 000000 เมื่อมีอินพุต 1 เข้ามา จะทำให้สถานะเปลี่ยนไปเป็น 100000 สามารถเขียนเป็นตารางการเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ได้ดังตารางที่ 2.25

ตารางที่ 2.25 การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน						สถานะถัดไป						เอาต์พุต (C_1C_2)	
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	1
0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	1
0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0
0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0
0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1	1
0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	1
0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	1	1	0
0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	1	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.25 (ต่อ) การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน						สถานะถัดไป						เอาต์พุต (C_1C_2)	
0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0
0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1	1	0
0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	0	1
0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	1	1
0	0	0	1	1	0	1	0	0	0	1	1	0	0	0
0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	1	1	1	0
0	0	0	1	1	1	1	0	0	0	1	1	1	0	1
0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	1
0	0	1	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	0	0
0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	1	1	0
0	0	1	0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	0	1
0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	1	1
0	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	1	0	0	0
0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	1	1	0
0	0	1	0	1	1	1	0	0	1	0	1	1	0	1
0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0
0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	1	0	0	1	1
0	0	1	1	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	1
0	0	1	1	0	1	1	0	0	1	1	0	1	1	0
0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0
0	0	1	1	1	1	0	0	0	1	1	1	1	1	0
0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0
0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	0	1
0	1	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	1	1
0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	0	1	0	0
0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	1	0	1	0
0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	0	1
0	1	0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	1	1	1
0	1	0	0	1	1	1	0	1	0	0	1	1	0	0
0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	1
0	1	0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	0	1	0
0	1	0	1	0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	0
0	1	0	1	0	1	1	0	1	0	1	0	1	1	1
0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.25 (ต่อ) การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน						สถานะถัดไป						เอาต์พุต (C_1C_2)	
0	1	0	1	1	0	1	0	1	0	1	1	0	1	0
0	1	0	1	1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0
0	1	0	1	1	1	1	0	1	0	1	1	1	1	1
0	1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	1
0	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0
0	1	1	0	0	1	0	0	1	1	0	0	1	0	0
0	1	1	0	0	1	1	0	1	1	0	0	1	1	1
0	1	1	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1
0	1	1	0	1	0	1	0	1	1	0	1	0	1	0
0	1	1	0	1	1	0	0	1	1	0	1	1	0	0
0	1	1	0	1	1	1	0	1	1	0	1	1	1	1
0	1	1	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	1	0
0	1	1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0	0	1
0	1	1	1	0	1	0	0	1	1	1	0	1	1	1
0	1	1	1	0	1	1	0	1	1	1	0	1	0	0
0	1	1	1	1	0	0	0	1	1	1	1	0	1	0
0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1
0	1	1	1	1	1	1	0	1	1	1	1	1	0	0
1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0
1	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	1
1	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	0	1	0	1
1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	1	0
1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1	0	0
1	0	0	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0	0	0
1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	0
1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	0	0	0
1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1	0	1	1	0
1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	1	0	1	0	1
1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	1	1	0	1	1
1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1	1	0	0	0
1	0	0	0	1	1	1	0	1	0	0	1	1	1	0
1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	1	1	1	0	1
1	0	1	0	0	0	0	1	0	1	0	0	0	1	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.25 (ต่อ) การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน						สถานะถัดไป						เอาต์พุต (C_1C_2)	
1	0	1	0	0	0	1	1	0	1	0	0	0	0	0
1	0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	0	1	1	0
1	0	1	0	0	1	1	1	0	1	0	0	1	0	1
1	0	1	0	1	0	0	1	0	1	0	1	0	1	1
1	0	1	0	1	0	1	1	0	1	0	1	0	0	0
1	0	1	0	1	1	0	1	0	1	0	1	1	1	0
1	0	1	0	1	1	1	1	0	1	0	1	1	0	1
1	0	1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	0
1	0	1	1	0	0	1	1	0	1	1	0	0	1	1
1	0	1	1	0	1	0	1	0	1	1	0	1	0	1
1	0	1	1	0	1	1	1	0	1	1	0	1	1	0
1	0	1	1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0	0
1	0	1	1	1	0	1	0	1	1	1	0	1	0	1
1	0	1	1	1	1	0	1	0	1	1	1	1	0	1
1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	1	1	1	1	0
1	1	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	1	0
1	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	1
1	1	0	0	0	1	0	1	1	0	0	0	1	1	1
1	1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0	0
1	1	0	0	1	0	0	1	1	0	0	1	0	1	0
1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0	1	0	0	1
1	1	0	0	1	1	0	1	1	0	0	1	1	1	1
1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	0	0
1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	1	0
1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	1	1
1	1	0	1	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1
1	1	0	1	0	0	0	1	1	1	0	0	0	1	0
1	1	0	1	0	1	0	1	1	1	0	0	1	0	0
1	1	0	1	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	1
1	1	0	1	1	1	0	1	1	0	1	1	1	0	0
1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	1	1	1	1
1	1	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	1
1	1	1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0
1	1	1	0	0	1	0	1	1	1	0	0	1	0	0
1	1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	1	1	1
1	1	1	0	1	0	0	1	1	1	0	1	0	0	1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ภายใต้กฎหมายลิขสิทธิ์ของประเทศไทย ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.25 (ต่อ) การเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์ สำหรับอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7

อินพุต	สถานะปัจจุบัน						สถานะถัดไป						เอาต์พุต (C_1C_2)	
1	1	1	0	1	1	0	1	1	1	0	1	1	0	0
1	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	1	1	1
1	1	1	1	0	0	0	1	1	1	1	0	0	1	0
1	1	1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	0	1
1	1	1	1	0	1	0	1	1	1	1	0	1	1	1
1	1	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0	0
1	1	1	1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	1	0
1	1	1	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	0	1
1	1	1	1	1	1	0	1	1	1	1	1	1	1	1
1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0

หลังจากที่สร้างตารางการเปลี่ยนสถานะของข้อมูลในรีจิสเตอร์เสร็จแล้ว จะสามารถนำข้อมูลที่ได้ไปสร้างเป็นแผนภาพเทรลลิส โดยกำหนดให้ อินพุต 0 แทนด้วย เส้นประ และ อินพุต 1 แทนด้วยเส้นทึบ ซึ่งสถานะปัจจุบันมีทั้งหมด 64 แบบ ในส่วนของวิธีการสร้างแผนภาพเทรลลิสจะคล้ายคลึงกับการสร้างแผนภาพเทรลลิสของอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 3

2.2.3 ระยะฟรี (Free Distance)

พารามิเตอร์หนึ่งที่มีผลต่อประสิทธิภาพของรหัสคอนโวลูชันคือ ระยะฟรี (Free Distance) ซึ่งเป็นระยะห่างที่น้อยที่สุดระหว่างคำรหัสสองคำในรหัสคอนโวลูชันหนึ่งๆ โดยเขียนสมการได้ดังนี้

$$d_{free} = \min \{d(v', v'') : u' \neq u''\} \quad (2.31)$$

เมื่อ v' และ v'' คือคำรหัสของข้อมูล u' และ u'' ตามลำดับ โดย $u' \neq u''$ และ $d(v', v'')$ คือระยะแฮมมิง (Hamming Distance) ระหว่างคำรหัสทั้งสอง

เนื่องจากคำรหัสคอนโวลูชันมีความยาวได้ไม่จำกัดแต่ในการใช้งานจริงที่ข้อมูลมีจำนวนสิ้นสุดนั้นจะมีการบิตศูนย์เข้าไปเพื่อให้ข้อมูลในหน่วยความจำถูกเข้ารหัสออกมาเป็นบิตทางและปรับให้หน่วยความจำมีค่าเป็นศูนย์ทั้งหมด ดังนั้นสามารถพิจารณาได้ว่าคำรหัสเริ่มจากสถานะศูนย์และสิ้นสุดที่สถานะศูนย์เสมอ ซึ่งสามารถใช้แผนภาพเทรลลิสช่วยในการหาคำรหัสเหล่านี้ได้

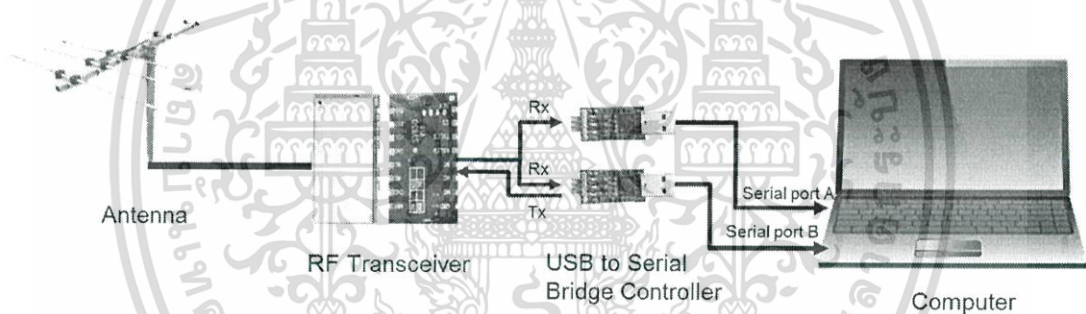
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station)

ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินจะทำหน้าที่รับข้อมูลจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทรวมทั้งส่งคำสั่งเพื่อควบคุมการทำงาน เช่น คำสั่งถ่ายภาพ เป็นต้น ในส่วนของสถานีภาคพื้นดินแสดงแผนผังการทำงานได้ดังรูปที่ 2.49 ประกอบด้วย 2 ส่วนคือ

1) ส่วนของการรับส่งข้อมูลผ่านคลื่นวิทยุในที่นี้จะใช้โมดูลสื่อสาร SV650 ที่ทำงานในย่านความถี่ 444.92 เมกกะเฮิรตซ์

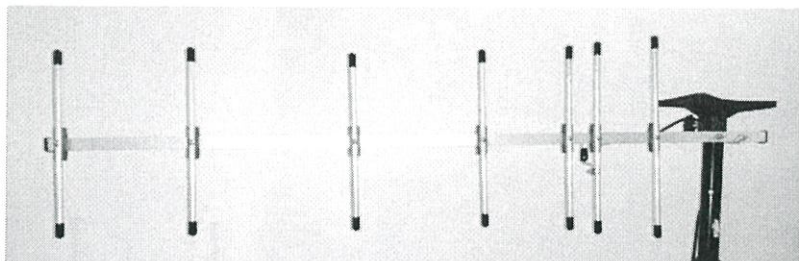
2) ส่วนของการประมวลผลข้อมูล ซึ่งจะใช้คอมพิวเตอร์มาทำการรับเฟรมข้อมูลจากโมดูลสื่อสารไร้สายและประมวลผลข้อมูลได้แก่ การถอดรหัสช่องสัญญาณ การแยกข้อมูลจากเฟรมข้อมูลเพื่อแสดงผล รวมถึงการส่งคำสั่งการทำงานไปยังดาวเทียมคิวบ์แซท โดยในส่วนของ การประมวลผลและแสดงผลข้อมูลถูกออกแบบด้วยโปรแกรม LabVIEW (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench) ในการเขียนโปรแกรมจะมีลักษณะที่เป็นการเขียนโปรแกรมเชิงรูปภาพ (Graphic Programming) ซึ่งเป็นภาษาระดับสูงอย่างหนึ่ง [20]



รูปที่ 2.49 แผนผังการทำงานของสถานีภาคพื้นดิน

2.3.1 สายอากาศสถานีภาคพื้นดิน [21]

สถานีภาคพื้นดินใช้สายอากาศยagi เนื่องจากมีอัตราขยายที่สูง และขนาดไม่ใหญ่ สามารถพกพาเพื่อตามเก็บกู้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทได้ โดยมีรูปแบบการแผ่สัญญาณแบบ Unidirectional ดังแสดงในรูปที่ 2.50



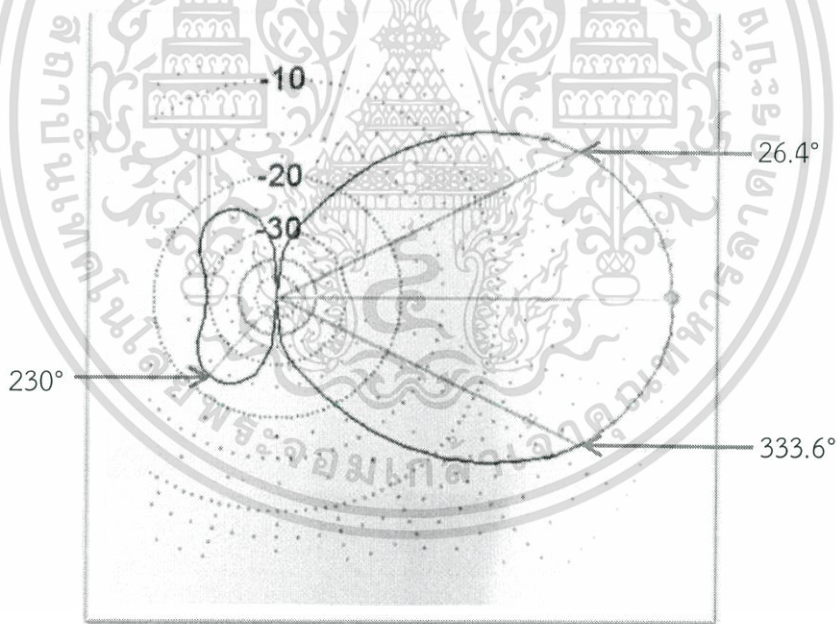
รูปที่ 2.50 สายอากาศยagi

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.26 คุณลักษณะของสายอากาศยาก็

รายละเอียด	สายอากาศยาก็
องค์ประกอบ	7
ความถี่ที่ใช้งาน	400 – 450 MHz
อัตราขยาย	12.22 dBi
VSWR	1:<1.5
Front/Back	13.21 dB
ความกว้างปี่ม	40.6°
Sideloop Gain	-1 dBi
Front/Sideloop	13.21 dB

หมายเหตุ: ความกว้างปี่ม วัดจากตำแหน่ง -3dB (half power) คือระหว่าง 333.6° กับ 26.4°
 Sideloop Gain วัดจากมุมเงย 180°
 Front/Sideloop = 12.22 dBi - (-1 dBi)



รูปที่ 2.51 รูปแบบการแผ่สัญญาณของสายอากาศยาก็ [21]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 ร่มชูชีพ (Parachute) [22]

ร่มชูชีพ เป็นอีกหนึ่งอุปกรณ์ที่สำคัญมากสำหรับดาวเทียมคิวบ์แซท เนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่ทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทที่ปฏิบัติการกิจเสร็จสิ้นแล้วตกลงสู่พื้นดินโดยได้รับความเสียหายน้อยที่สุด ซึ่งจะอาศัยแรงต้านอากาศในการลดความเร็ว ในปัจจุบันมีร่มชูชีพสำหรับใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซทมี 4 ประเภท

1) ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ซึ่งมีประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศได้ดี แสดงดังรูปที่ 2.52

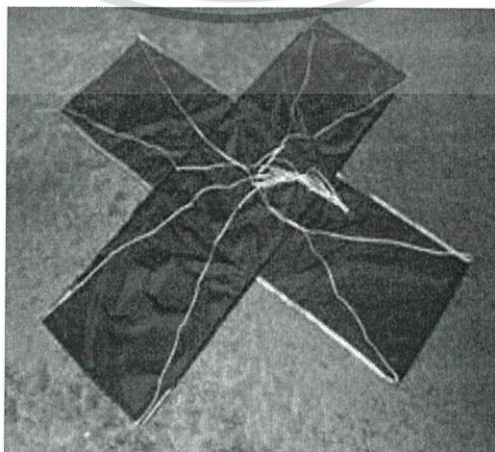
2) ร่มชูชีพแบบ Cross ซึ่งเป็นรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัสได้ง่ายแต่ประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศต่ำ แสดงดังรูปที่ 2.53

3) ร่มชูชีพแบบ Parapent ซึ่งสามารถควบคุมทิศทางได้ดีแต่มีความซับซ้อนในการจัดสร้าง แสดงดังรูปที่ 2.54

4) ร่มชูชีพแบบ Flat ซึ่งจัดสร้างได้ง่ายแต่ประสิทธิภาพในการสร้างแรงต้านอากาศต่ำ แสดงดังรูปที่ 2.55

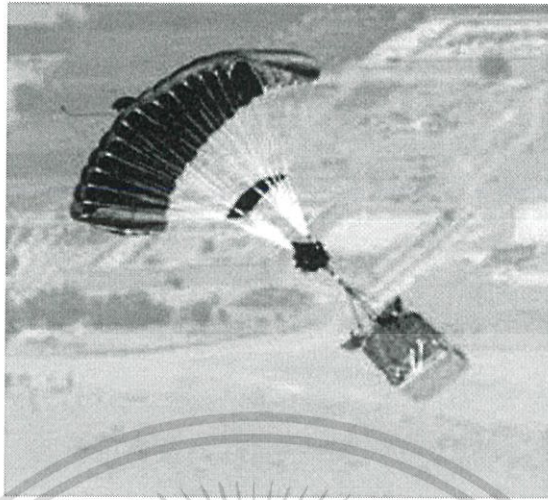


รูปที่ 2.52 ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical [22]



รูปที่ 2.53 ร่มชูชีพแบบ Cross [22]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับก... อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.54 ร่มชูชีพแบบ Parapent [22]



รูปที่ 2.55 ร่มชูชีพแบบ Flat [22]

ในปริญญานิพนธ์นี้ใช้ร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ในการพุงแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซทลงสู่พื้นดิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.1 การคำนวณรัศมีของร่มชูชีพแบบ Semi-spherical [22]

สมการในการออกแบบคือ

$$r = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{8mg}{\pi\rho C_d v^2}} \quad (2.32)$$

โดยที่ r คือ รัศมีของร่มชูชีพ หน่วย เมตร (m)

m คือ มวลของดาวเทียมคิวิบแซท มีค่าเท่ากับ 1 กิโลกรัม (kg)

g คือ ค่าแรงโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

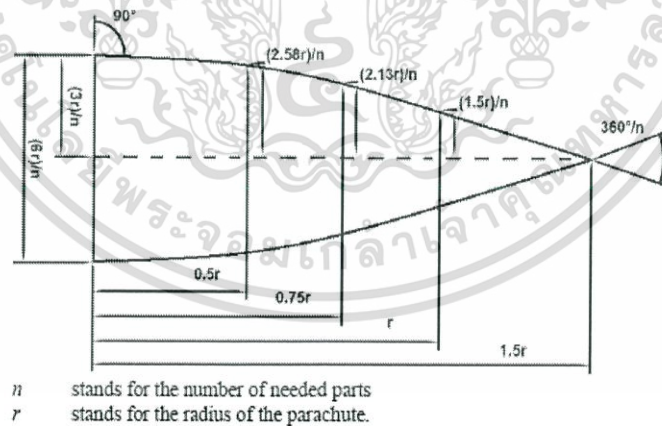
π คือ ค่าคงที่มีค่าประมาณ 3.14159

ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.225 kg/m^3

C_d คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.5

v คือ ความเร็วในการตกของร่มชูชีพ หน่วย เมตรต่อวินาที

การกำหนดความเร็วในการตกของร่มชูชีพ จำเป็นต้องกำหนดให้มีค่าน้อย เพื่อป้องกันไม่ให้เกิดความเสียหายกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ภายในดาวเทียมคิวิบแซท กำหนดให้ความเร็วของร่มชูชีพเท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที ดังนั้น ในการออกแบบจึงแบ่งร่มชูชีพออกเป็น 8 ส่วน โดยมีอัตราส่วนดังรูปที่ 2.56



รูปที่ 2.56 รูปแบบของร่มชูชีพแบบ Semi-Spherical

จากสมการที่ 2.32 สามารถคำนวณรัศมีของร่มชูชีพที่มีความเร็วเท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที ได้เท่ากับ 0.62 เมตร ดังนั้น จากนั้นแทนค่าลงในอัตราส่วนต่างๆจะได้ขนาดของร่มชูชีพเป็นไปตามอัตราส่วนดังรูปที่ 2.57

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$(6r)/n = 0.47 \text{ เมตร}$$

$$(3r)/n = 0.24 \text{ เมตร}$$

$$0.5r = 0.31 \text{ เมตร}$$

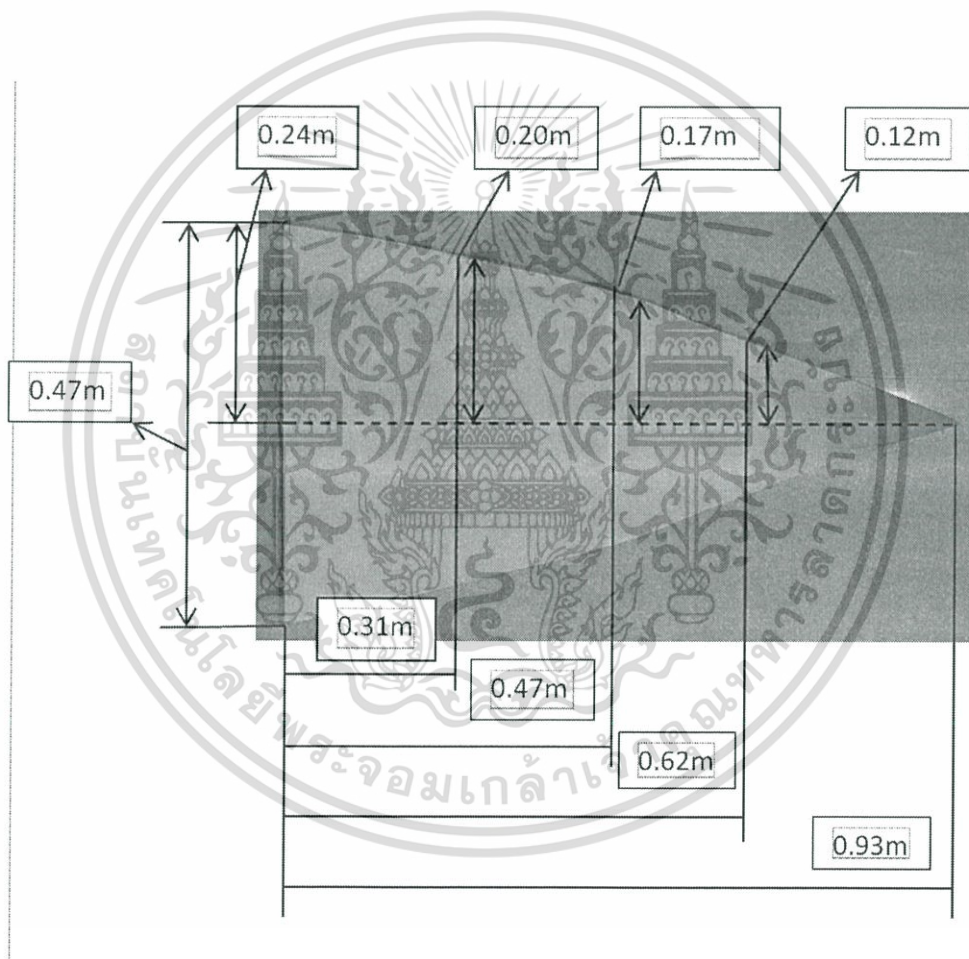
$$0.75r = 0.47 \text{ เมตร}$$

$$1.5r = 0.93 \text{ เมตร}$$

$$(2.58r)/n = 0.20 \text{ เมตร}$$

$$(2.13r)/n = 0.17 \text{ เมตร}$$

$$(1.5r)/n = 0.12 \text{ เมตร}$$



รูปที่ 2.57 อัตราส่วนของร่มชูชีพแบบ Semi-spherical ที่มีความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที

หลังจากที่ออกแบบร่มชูชีพเรียบร้อยแล้วก็นำผ้าร่ม มาตัดตามรูปแบบ แล้วเย็บตามรอยให้ครบ ทั้ง 8 ชั้น เมื่อเย็บเสร็จแล้วผ้าที่ได้จะครบเป็นวงกลมรวมเป็นมุม 360 องศา ต่อจากนั้นเย็บเชือกที่ ส่วนปลายของร่มชูชีพแสดงดังรูปที่ 2.58

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.58 การทำรมซูชิแบบ Semi-spherical

2.5 บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม

ในส่วนของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมซึ่งทำหน้าที่นำดาวเทียมคิวิบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ ด้วยคุณสมบัติของแก๊สฮีเลียมที่มีความหนาแน่นต่ำกว่าอากาศจึงสามารถสร้างแรงยกตัวขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ อีกทั้งแก๊สฮีเลียมไม่ติดไฟจึงปลอดภัยต่อการใช้งานแสดงในรูปที่ 2.59



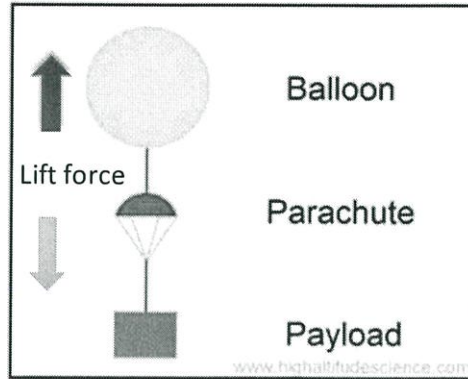
รูปที่ 2.59 ตัวอย่างบอลลูนที่บรรจุด้วยแก๊สฮีเลียม

2.5.1 การหาขนาดของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม

การหาขนาดของบอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม เนื่องจากต้องนำดาวเทียมคิวิบ์แซทติดตั้งไปกับบอลลูนแล้วทำให้ลอยขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ โดยใช้บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมในการสร้างแรงยกตัวแสดงในรูป 2.60 ซึ่งจำเป็นต้องคำนวณหาขนาดและแรงยกตัวของบอลลูน คำนวณได้จากสมการที่

2.32

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.60 บอลลูนบรรจุแก๊สฮีเลียมเพื่อสร้างแรงยกตัว

การคำนวณหาแรงยกตัวของบอลลูนสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.33 ดังนี้

$$F = (\rho_{air} - \rho_{gas}) \times g \times V \quad (2.33)$$

โดยที่ F = แรงยกขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ (N)
 ρ_{air} = ความหนาแน่นของอากาศ มีค่าเท่ากับ 1.292 kg/m^3
 ρ_{gas} = ความหนาแน่นของก๊าซฮีเลียม มีค่าเท่ากับ 0.178 kg/m^3
 g = ความเร่งโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.81 m/s^2

ในการจัดหบบอลลูนสามารถหบบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียมได้ 300 กรัม ซึ่งสามารถคำนวณหาปริมาตรของบอลลูนได้จากสมการดังนี้

$$V_{balloon} = \frac{m_{gas}}{\rho_{gas}} \quad (2.34)$$

$$V_{balloon} = \frac{0.3}{0.178}$$

$$V_{balloon} = 1.685 \text{ m}^3$$

ดังนั้นบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จะมีปริมาตร 1.685 ลูกบาศก์เมตร ซึ่งสามารถคำนวณหาแรงยกตัวต่อบอลลูนหนึ่งลูกได้จากสมการที่ 2.35

$$F = (\rho_{air} - \rho_{gas}) \times g \times V \quad (2.35)$$

$$F = (1.292 - 0.178) \times 9.81 \times 1.685$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

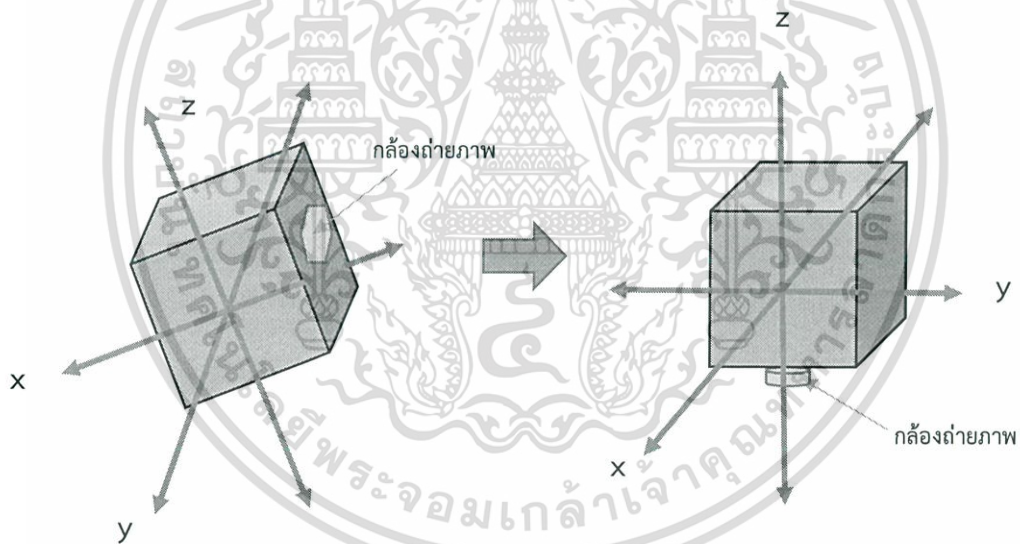
$$F = 18.414 \text{ Newton}$$

$$m = \frac{18.414}{9.81} = 1.877 \text{ kg}$$

แสดงให้เห็นว่าบอลูนที่บรรจุก๊าซฮีเลียมได้ 300 กรัม 1 ลูก สร้างแรงยกน้ำหนักได้ 1.877 กิโลกรัม ซึ่งหากประมาณน้ำหนักรวมของบอลูน ดาวเทียมคิวบ์แซทและร่มชูชีพจะได้ประมาณ 1.35 กิโลกรัม ดังนั้นใช้บอลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม 1 ลูก สามารถสร้างแรงยกดาวเทียมคิวบ์แซท ขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศได้

2.6 การรักษาสถิตของดาวเทียมคิวบ์แซท (Stabilization of CubeSat)

การรักษาสถิตของดาวเทียมคิวบ์แซท คือ การทำให้ดาวเทียมคิวบ์แซทที่เคลื่อนที่บนท้องฟ้าหรือในอวกาศอย่างอิสระจนหลุดไปจากแนวแกนพลิกกลับเข้ามาในแนวแกน มีจุดประสงค์เพื่อการถ่ายภาพ โดยเมื่อต้องการถ่ายภาพจะทำการรักษาสถิต (Stabilization) ให้ดาวเทียมคิวบ์แซทหันกล้องไปทางพื้นโลก หรือทางนอกโลกเพื่อถ่ายภาพตามต้องการ แสดงดังรูปที่ 2.61



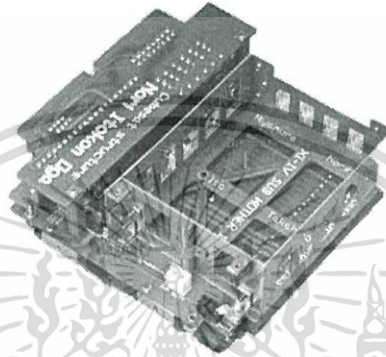
รูปที่ 2.61 การรักษาสถิตของดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.1 รูปแบบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซท [23]

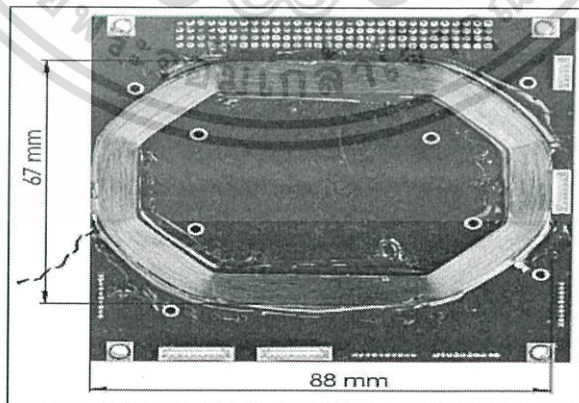
การรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซท ขณะที่ดาวเทียมคิวิบ์แซทปฏิบัติการก็อยู่ในอวกาศ มี 2 แบบ ได้แก่

1. การรักษาสมดุลแบบไม่ใช้พลังงาน (Passive Stabilization) เหมาะสำหรับดาวเทียมคิวิบ์แซทขนาด 1U ถึง 3U เนื่องจากมีน้ำหนักเบา และมีพลังงานต่ำ เช่น แม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet)



รูปที่ 2.62 แม่เหล็กถาวร (Permanent Magnet) [23]

2. การรักษาสมดุลแบบใช้พลังงาน (Active Stabilization) ใช้กับดาวเทียมคิวิบ์แซทขนาด 3U ขึ้นไป เนื่องจากมีน้ำหนักมาก และมีพลังงานสูง เช่น ทอร์คแม่เหล็ก (Magnetic Torque) จากขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า (Electromagnetic Coil) และแรงปฏิกิริยาจากล้อ (Reaction Wheel)



รูปที่ 2.63 ขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้าสำหรับการสร้างทอร์คแม่เหล็ก [23]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

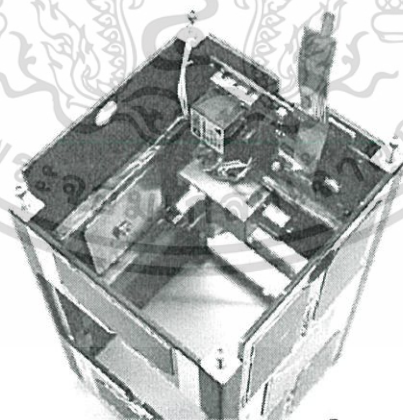


รูปที่ 2.64 อุปกรณ์สร้างแรงปฏิกิริยาจากล้อ [23]

ในปัจจุบันนี้หลายองค์กรนำวิธีการรักษาสมดุลแบบใช้พลังงานมาใช้กับดาวเทียมคิวบแซทขนาด 1U ซึ่งวิธีนี้จะมีประสิทธิภาพในการรักษาสมดุลมากกว่าวิธีการรักษาสมดุลแบบไม่ใช้พลังงาน ดังนั้นผู้ทำการทดลองจึงใช้วิธี Active Stabilization โดยใช้ทอร์คแม่เหล็ก (Magnetic Torque) ซึ่งจะนำมาใช้ควบคุมการหันของกล้องขณะส่งถ่ายภาพ โดยสามารถควบคุมให้กล้องหันไปทางพื้นโลก หรือหันไปนอกโลกได้

2.6.2 การรักษาสมดุลแบบใช้พลังงาน [23]

เป็นการรักษาสมดุลโดยที่ดาวเทียมต้องใช้พลังงานสูง สามารถทำให้ดาวเทียมกลับเข้าสู่สภาวะสมดุลได้ เหมาะสำหรับดาวเทียมคิวบแซทขนาด 3U ขึ้นไป ในปัจจุบันหลายองค์กรนำวิธีนี้มาใช้กับดาวเทียมคิวบแซทขนาด 1U เช่น ทอร์คแม่เหล็กจากขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า



รูปที่ 2.65 ตัวอย่างดาวเทียมคิวบแซทที่ใช้การรักษาสมดุลแบบใช้พลังงาน [23]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.2.1 ขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า [23]

เป็นตัวนำไฟฟ้าอย่างหนึ่งที่ขดเป็นรูปเกลียวกันหอยหรือเกลียวสปริง โดยขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้าถูกใช้ในวิศวกรรมไฟฟ้า ซึ่งจะมีปฏิสัมพันธ์กับสนามแม่เหล็กในอุปกรณ์ เช่น ตัวเหนี่ยวนำ แม่เหล็กไฟฟ้า หม้อแปลง และขดลวดเซ็นเซอร์ กระแสไฟฟ้าจะถูกส่งผ่านลวดเพื่อสร้างสนามแม่เหล็ก หรือตรงกันข้าม สนามแม่เหล็กภายนอกที่แปรตามเวลาผ่านด้านในของขดลวดสร้างสนามแม่เหล็กในตัวนำ กระแสไหลในตัวนำใดๆจะสร้างสนามแม่เหล็กวงกลมรอบตัวนำตามกฎของแอมแปร์ ประโยชน์ของการใช้รูปทรงแบบขดม้วน คือสามารถเพิ่มความแรงของสนามแม่เหล็ก โดยจำนวนรอบของขดลวดจะแปรผันตรงตามความแรงของสนามแม่เหล็ก ในทางกลับกัน การเปลี่ยนแปลงของฟลักซ์แม่เหล็กภายนอกทำให้เกิดแรงดันไฟฟ้าในตัวนำ ตามกฎการเหนี่ยวนำของฟาราเดย์ แรงดันไฟฟ้าที่ถูกเหนี่ยวนำสามารถทำให้เพิ่มขึ้นได้ โดยการพันลวดให้เป็นขดเนื่องจากเส้นสนามแม่เหล็กจะตัดกับเส้นลวดหลายครั้ง



รูปที่ 2.66 ตัวอย่างขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า

2.6.2.2 สมการคำนวณหาจำนวนรอบในการพันขดลวดและทอร์กแม่เหล็ก

- 1) สมการคำนวณหาจำนวนรอบในการพันขดลวด

จาก

$$\bar{M} = NiA\hat{n} \quad (2.36)$$

โดยที่ \bar{M} คือ โมเมนต์แม่เหล็ก ($A.m^2$)

N คือ จำนวนรอบในการพันขดลวด (รอบ)

i คือ กระแสไฟฟ้าที่ไหลในขดลวด

A คือ พื้นที่หน้าตัดของขดลวด

\hat{n} คือ เวกเตอร์หนึ่งหน่วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2) สมการคำนวณหาทอร์กแม่เหล็ก

จาก

$$\vec{\tau} = \vec{M} \times \vec{B} \quad (2.37)$$

โดยที่ $\vec{\tau}$ คือ ทอร์กแม่เหล็ก ($N \cdot m$)

\vec{M} คือ โมเมนต์แม่เหล็ก

\vec{B} คือ ความเข้มของสนามแม่เหล็ก

2.7 Automatic Packet Reporting System (APRS) [24]

ระบบ APRS ถูกออกแบบไว้สำหรับกลุ่มนักวิทยุสมัครเล่นโดยอาศัยวัสดุอุปกรณ์ในโครงสร้างพื้นฐานเดิมนำมากลับใช้ใหม่ได้ จึงเป็นที่นิยมอย่างแพร่หลายแม้ว่าจะเป็นเทคโนโลยีเก่าก็ตาม ด้วยระบบสื่อสารที่รองรับการใช้งานได้หลากหลายรูปแบบอาทิเช่น ระบบติดตามยานพาหนะ รายงานสภาพอากาศ การแจ้งเตือนภัยพิบัติ การแจ้งตำแหน่งพิกัดจีพีเอส เป็นต้น

2.7.1 คำจำกัดความและความหมาย

APRS ย่อมาจาก Automatic Packet Report System โดยมีความหมายว่า เป็นระบบรายงานพิกัดอัตโนมัติ พัฒนาโดยนักวิทยุสมัครเล่นนาม Bob Bruninga นามเรียกขาน WB4APR เป็นวิศวกรวิจัยอาวุโส แห่ง United States Naval Academy ในช่วงยุคปี ค.ศ. 1980 เป็นระบบสื่อสารข้อมูลดิจิทัลที่รายงานพิกัดของสถานีได้แบบรวดเร็ว (Real Time) โดยนำพิกัดที่ได้จาก GPS และนำมาผนวกกับข้อมูล สถานะ ของสถานีแล้วทำการส่งออก โดยผ่านระบบ Packet Radio โดยมี APRS Protocol ในการจัดวางรูปแบบในการส่งข้อมูลผ่านวิทยุสื่อสาร และนำมารวบรวมแล้วกระจายต่อผ่านเครือข่าย Internet ได้ด้วย APRS Internet system (APRS-IS) ทำให้สามารถเข้าถึงข้อมูลได้จากทั่วโลก ซึ่งการแสดงผลข้อมูลนั้นจะมีแผนที่รองรับ โดยในแผนที่นั้น แสดงข้อมูลของสถานีหรือวัตถุ พร้อมทั้งข้อมูลประกอบได้ด้วย ซึ่งเป็นภูมิสารสนเทศอีกอย่างหนึ่ง เช่น การรายงานสภาพอากาศจากสถานีตรวจอากาศ หรือสถานีรายงานแผ่นดินไหว หรือสถานี Sensor ต่างๆ

2.7.2 รูปแบบข้อมูลของ APRS

APRS เป็นรูปแบบการสื่อสารข้อมูลในการแลกเปลี่ยนข้อมูล จากสถานีจำนวนมาก โดยครอบคลุมพื้นที่ได้กว้าง ด้วยเป็นโครงข่ายสื่อสารข้อมูลซึ่งมีความแตกต่างจากระบบ Packet Radio โดยทั่วไป APRS นั้น จะมีข้อมูล Position/objects และ Status/Messages โดยมีรายละเอียดดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7.2.1 Position/objects

ประกอบไปด้วยข้อมูลพิกัด ละติจูด ลองจิจูด ทิศทางและความเร็ว รวมทั้งกำลังส่ง ความสูงของสายอากาศจากพื้นดิน อัตราขยาย และความถี่ในการออกอากาศในระบบเสียง ซึ่งทำให้สามารถวัดระยะทางที่สามารถทำการติดต่อสื่อสารได้ ทำให้สามารถวางแผนในการติดต่อสื่อสารทั้งในภาวะปกติและฉุกเฉิน นอกจากนี้ยังสามารถส่งข้อมูลข่าวอากาศจากสถานีตรวจอากาศได้อีกด้วย โดยมีสัญลักษณ์ให้เลือกใช้ งานหลายร้อยชนิดตามความเหมาะสม โดยสัญลักษณ์นั้น จะมีสีหรืออื่นๆ ที่แตกต่างกันออกไป เพื่อบ่งบอกว่า เป็นสถานีเคลื่อนที่หรือประจำที่ ใหม่หรือเก่า สามารถรับส่งข้อความได้หรือไม่ สถานีหรือวัตถุ เป็นวัตถุหรือเป็นวัตถุที่ถูกส่งมาจากสถานีลูกข่าย สภาวะสถานะของสถานีนั้นๆ เช่น ฉุกเฉิน เร่งด่วน หรือสถานีพิเศษ

2.7.2.2 Status/Messages

เป็นรูปแบบข้อมูลที่แต่ละสถานีสามารถที่จะประกาศส่งต่างๆ ลงไปได้ เช่น ข้อมูลการติดต่อ การทดลองต่างๆ หรือข้อมูลใดๆ ที่ต้องการ โดยรูปแบบของการส่งข้อมูลจะเป็นแบบข้อความ จุดต่อจุด ข่าวประกาศ หรือแม้แต่จดหมายอิเล็กทรอนิกส์ ซึ่งข่าวประกาศก็จะมีกำหนดขนาดของข่าวและมีการจัดเรียงในการแสดง โดยมีจุดประสงค์ที่จะให้ทุกคนในระบบได้มองเห็นข้อมูลเดียวกันในเวลาเดียวกัน โดยผู้เขียนสามารถแก้ไข ลบ เพื่อให้ข่าวสารทันสมัยอยู่เสมอ ข้อความทุกอันจะถูกส่งทันทีให้กับผู้ใช้งานที่อยู่ในระบบ ซึ่งข้อความไม่สามารถที่จะเก็บและส่งต่อไปได้ แต่จะมีการส่งซ้ำ จนว่าจะหมดเวลาที่กำหนด ซึ่งสามารถส่งไปได้ทั่วโลกโดยผ่าน APRS-IS และผ่านสถานี Igate (Internet Gateway) แล้วเชื่อมต่อผ่านระบบ RF ได้อีกครั้งทั้งยังสามารถส่งเข้าสู่ระบบจดหมายอิเล็กทรอนิกส์ได้อีกด้วย

2.7.3 อุปกรณ์ที่ใช้งาน

2.7.3.1 GPS

สามารถใช้ GPS ที่ใช้งานทั่วๆ ไปได้ โดยสามารถที่จะเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ได้โดยผ่านพอร์ตอนุกรม RS-232 ได้ หากต่อใช้งานกับ Tracker เพื่อรายงานพิกัดของยานพาหนะ ควรใช้ GPS ที่ใช้ RS-232 มีโปรโตคอล NMEA-0183 รับส่งข้อมูลด้วยความเร็ว 9600 baud ได้

2.7.3.2 วิทยุสื่อสาร

วิทยุสื่อสารและระบบสายอากาศสามารถเลือกใช้ได้ตามต้องการ ไม่ว่าจะวิทยุมือถือ ดิทรถยนต์ หรือติดตั้งประจำที่ โดยการเชื่อมต่อวิทยุสื่อสารกับ Tracker หรือ TNC ตามความเหมาะสม

2.7.3.3 คอมพิวเตอร์

คอมพิวเตอร์สามารถใช้ได้ทั้งแบบ PC Notebook หรือแม้แต่กระทั่ง Pocket PC โดยทำการติดตั้งโปรแกรม APRS เช่น Ui-View AGW WinAPRS ซึ่งคอมพิวเตอร์นั้นควรมีคุณสมบัติตามที่แต่ละโปรแกรมระบุไว้ เพื่อการใช้งานที่ราบรื่น หากมีการเชื่อมต่อกับเครือข่ายอินเทอร์เน็ต ก็สามารถที่จะใช้งานระบบ APRS ผ่านทางเครือข่ายอินเทอร์เน็ตได้

2.7.3.4 Tracker

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับรายงานพิกัดของยานพาหนะที่เคลื่อนที่ โดยจำเป็นจะต้องต่อใช้งานร่วมกับ GPS และวิทยุสื่อสาร ซึ่งสามารถสร้างเองได้ในราคาย่อมเยา

2.7.3.5 TNC Modem หรือ Soundcard Inter

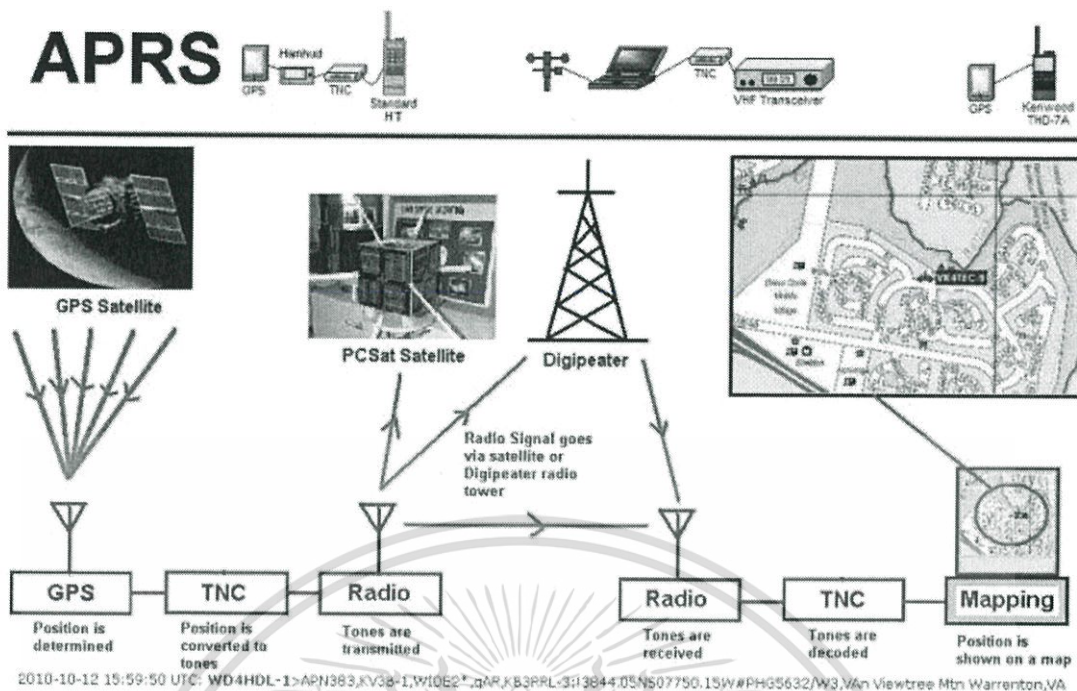
TNC หรือ Modem ที่ใช้งานในระบบ Packet Radio นั้นสามารถนำมาต่อใช้งานระบบ APRS ได้ ซึ่งมีเสถียรภาพมากกว่า การใช้ Soundcard แต่หากไม่มีหรือเพิ่งเริ่มทดลองระบบ ก็สามารถใช้ โปรแกรม AGW Engine และ Soundcard Interface มาใช้งานได้ สำหรับสถานที่ที่เป็นสถานี Igate หรือ Digipeater ขอแนะนำให้ใช้ TNC หรือ Modem ด้วยเหตุผลข้างต้น

2.7.4 รูปแบบการเชื่อมโยงของ APRS

ในปฏิญานพินนี้ นำระบบ APRS มาใช้ในการระบุพิกัดของบอลูนบรรจุแก๊สฮีเลียม เพื่อติดตามเก็บกู้แบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

2.7.4.1 การใช้งานสถานีแทร็กเกอร์

เริ่มจาก GPS Receiver ทำหน้าที่รับสัญญาณ GPS จากดาวเทียม และส่งข้อมูล GPS ในรูปแบบโปรโตคอล NMEA ไปให้ตัว TRACKER ซึ่งอุปกรณ์ประกอบด้วย 2 ส่วนคือ ส่วนที่ทำหน้าที่ Tracking จะนำข้อมูลโปรโตคอล NMEA ของ GPS มาประมวลผลแล้วจัดให้อยู่ในรูปของโปรโตคอล APRS จากนั้นก็จะทำการแปลงข้อมูล APRS เป็นสัญญาณเสียง และส่วนของ TNC จะส่งสัญญาณเสียงเข้าวิทยุรับส่งเพื่อส่งสัญญาณออกอากาศต่อไป



รูปที่ 2.67 แผนผังการใช้งานสถานีแทริกเกอร์โดย APRS [24]

2.7.5 ค่าต่างๆ ที่ใช้งาน APRS ในไทย

SSID's:

CALLSIGN-0 หรือไม่ต้องใช้ SSID กับสถานีประจำที่ (บ้าน)

CALLSIGN-1 สำหรับสถานีตรวจอากาศ (WX)

CALLSIGN-2 สำหรับสถานีทวนสัญญาณ (Digipeater) ที่ใช้ APRS4R Ui-Digi

FoxDigi หรือ Hardware Digipeater อื่นๆ

CALLSIGN-7 สำหรับสถานีอากาศยาน เช่น เครื่องบิน ร่มบิน บอลลูน เครื่องร่อน

CALLSIGN-9 สำหรับสถานียานพาหนะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทและสถานีภาคพื้นดิน

ในบทนี้ได้กล่าวถึงการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท รวมถึงการออกแบบสถานีภาคพื้นดินโดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

3.1 การออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

ในการออกแบบและสร้างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมีภารกิจหลักคือการถ่ายภาพทางอากาศ โดยปฏิบัติการจริงช่วงความสูงไต่ระดับตั้งแต่ 100 เมตร ถึง 20 กิโลเมตรเหนือพื้นดิน ซึ่งที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตรนี้จะมีสภาพแวดล้อมภายนอกคล้ายคลึงกับอวกาศทั้งอุณหภูมิและความกดอากาศ ทำให้สามารถทดสอบการสื่อสารระหว่างดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินได้ใกล้เคียงกับอยู่ในอวกาศ โดยการออกแบบจะกำหนดให้แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมีคุณลักษณะดังตารางที่ 3.1

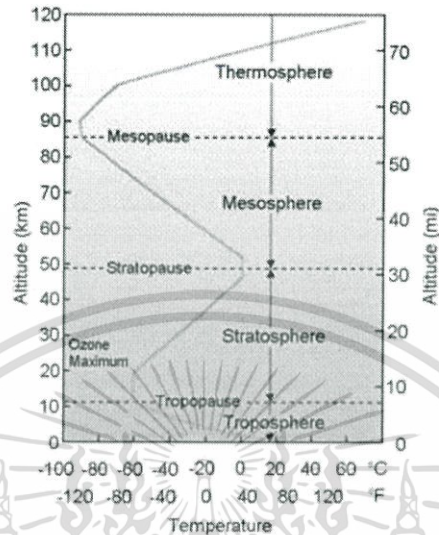
ตารางที่ 3.1 คุณลักษณะที่ต้องการของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

คุณลักษณะ	ค่าที่กำหนด
อุณหภูมิการทำงาน	-60 ถึง 80 องศาเซลเซียส
ระยะเวลาการทำงาน	5 ชั่วโมง
น้ำหนัก	น้อยกว่า 500 กรัม
ระยะทางการสื่อสาร	มากกว่า 20 กิโลเมตร
การเข้ารหัสช่องสัญญาณ	รหัสคอนโวลูชัน $r = 1/2$, $K = 7$
CubeSat form factor	1U (10 x 10 x 10 เซนติเมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สาเหตุในการกำหนดคุณลักษณะดังกล่าว สามารถอธิบายได้ดังนี้

1. ที่ระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากพื้นดิน มีอุณหภูมิประมาณ -60 องศาเซลเซียส โดยอ้างอิงจากรูปภาพที่ 3.1



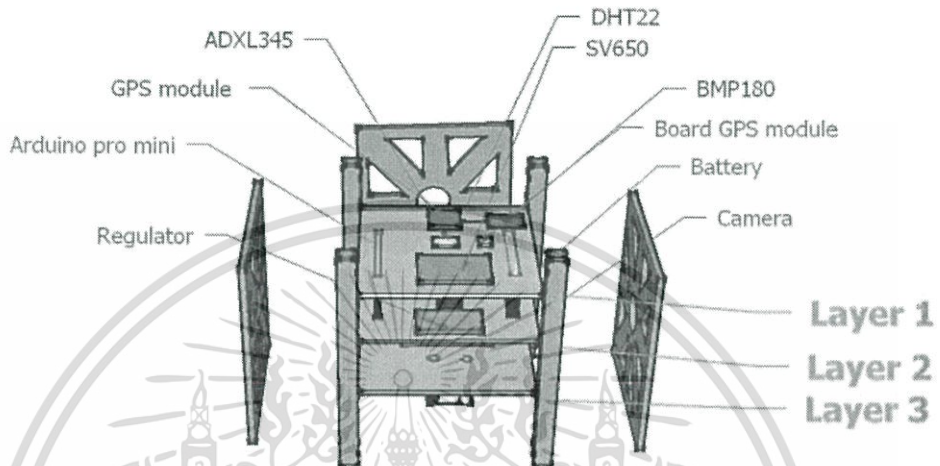
รูปที่ 3.1 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและความสูงในบรรยากาศ [2]

2. ระยะเวลาในการทำงานตั้งแต่เริ่มทำการทดสอบจนกระทั่งตกลงสู่พื้นดินจะใช้เวลาประมาณ 3 ชั่วโมงรวมกับระยะเวลาในการเก็บกู้อีกประมาณ 2 ชั่วโมง รวมทั้งหมดเป็น 5 ชั่วโมง
3. เนื่องจากต้องการทดสอบปล่อยดาวเทียมให้ไปถึงระดับความสูง 20 กิโลเมตรจากพื้นดินโดยใช้บอลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียมจึงต้องออกแบบให้ดาวเทียมคิวบ์แซทมีน้ำหนักน้อยที่สุดคือไม่เกิน 500 กรัม เพื่อให้สามารถใช้บอลูนขนาดเพียง 300 กรัมในการทดสอบ
4. เนื่องจากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทใช้ CubeSat form factor 1U ซึ่งขนาดของ PCB ในแต่ละ Layer จะต้องไม่เกิน 10 เซนติเมตร x 10 เซนติเมตร รวมไปถึงความสูงรวมของทุก Layer ต้องไม่เกิน 10 เซนติเมตรด้วยเช่นกัน โดยการออกแบบจะแบ่งเป็น 3 Layer ได้แก่ Layer 1 ส่วนสื่อสาร และการระบุตำแหน่ง Layer 2 ส่วนประมวลผล และหน่วยความจำ Layer 3 ส่วนแหล่งจ่ายพลังงาน และกล้องถ่ายภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.1 การออกแบบตัวแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1

แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 ที่ได้ออกแบบนั้นจะประกอบไปด้วย 3 Layer โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้



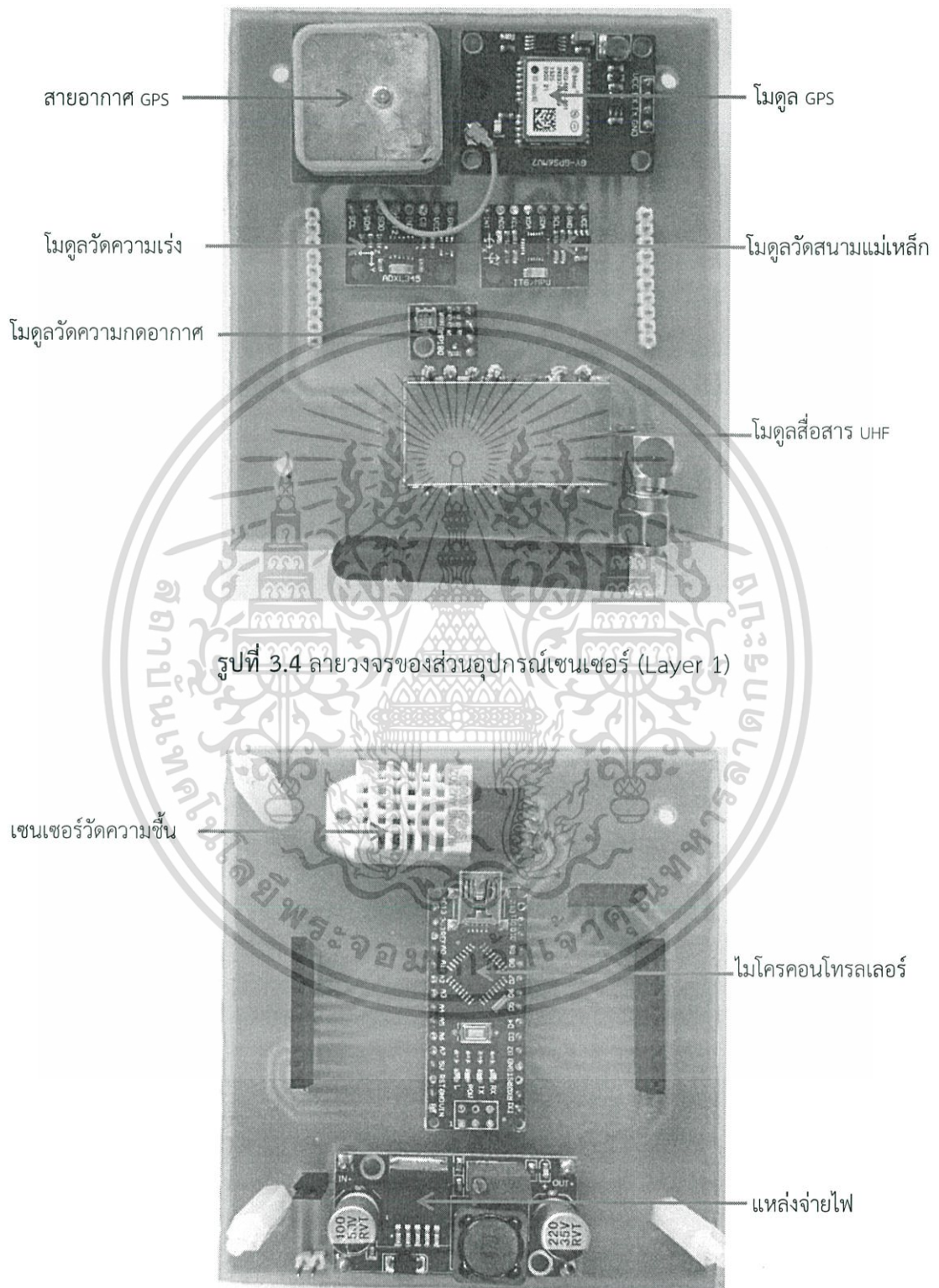
รูปที่ 3.2 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1

รูปที่ 3.3 แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1

จากรูปที่ 3.2 Layer 1 คือ ส่วนสื่อสาร และเซนเซอร์, Layer 2 คือ ส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล และ Layer 3 คือ ส่วนแบตเตอรี่ และกล้องถ่ายภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

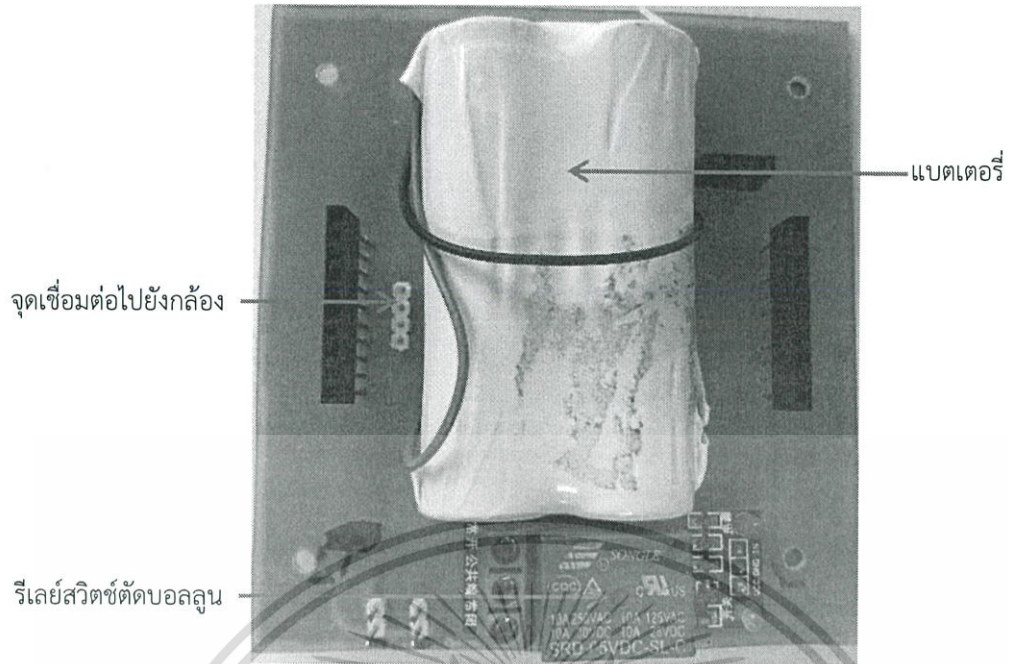
3.1.1.1 การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer



รูปที่ 3.4 ลายวงจรของส่วนอุปกรณ์เซนเซอร์ (Layer 1)

รูปที่ 3.5 ลายวงจรของส่วนประมวลผล (Layer 2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.6 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3)

แบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท EM-1 ถูกสร้างขึ้นตั้งแต่ปีการศึกษาที่ 1/2559 และได้ทำการทดสอบการปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซทขึ้นสู่อวกาศโลก ในวันศุกร์ ที่ 2 ธันวาคม 2559 และได้ทำการวิเคราะห์ปัญหาหลังจากการทดสอบปล่อยครั้งที่ 1 ซึ่งพบปัญหาดังนี้

1. ความไม่เสถียรภาพของอุปกรณ์ประมวลผล (MCU)
2. ไอซีแปลงแรงดันกระแสไฟลงเป็นแบบสวิตซ์ซึ่ง ทำให้เกิดการกระเพื่อม (Ripple) บนสัญญาณไฟ
3. สายอากาศมีขนาดเล็กกว่า 1/4 ของความยาวคลื่น ทำให้อัตราขยายต่ำ
4. ไม่มีระบบบันทึกข้อมูลบนแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท
5. เวลาประจุไฟแบตเตอรี่ต้องถอดแบตเตอรี่ออกมา
6. กล้องถ่ายภาพไม่มีตัวกรองแสงอินฟราเรด ทำให้ภาพเป็นสีออกขาวดำ และใช้เลนส์ปกติทำให้มุมมองภาพแคบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

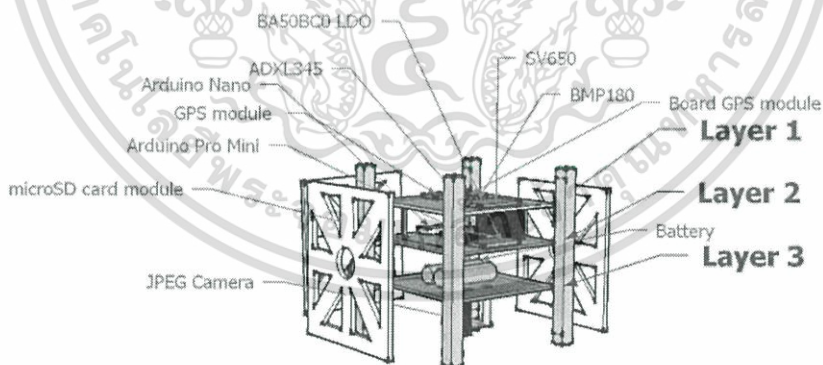
จากปัญหาดังกล่าวทำให้เกิดการปรับปรุงและพัฒนาแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 โดยมีความแตกต่างกับแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 แสดงดังตารางที่ 3.2

ตารางที่ 3.2 เปรียบเทียบองค์ประกอบระหว่างแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 และ EM-2

Part	EM-1 (old model)	EM-2 (new model)
Microcontroller	Arduino Nano	Arduino Nano & Pro mini
IC Regulator	LM2596	BA50BC0
Whip Antenna (Gain)	0 dBi	2.15 dBi
Data Log	N/A	✓
Battery Charge Port	N/A	✓
IR Cut in JPEG Camera	N/A	✓

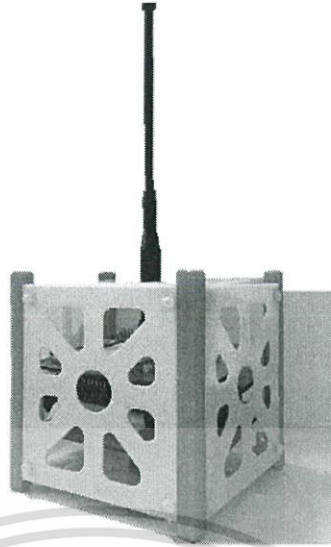
3.1.2 การออกแบบตัวแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2

แบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 ถูกสร้างขึ้นและทำการทดลองในระหว่างปี การศึกษาที่ 2/2559 และได้ทำการทดสอบการปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่บรรยากาศ โลก ในวันพฤหัสบดี ที่ 30 มีนาคม 2560 โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 ที่ได้ออกแบบนั้นจะประกอบไปด้วย 3 ชั้น มีรายละเอียดดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 3.7 ต้นแบบของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.8 แบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท EM-2

จากรูปที่ 3.7 Layer 1 คือ ส่วนสื่อสาร, Layer 2 คือ ส่วนประมวลผลและจัดการข้อมูล และ Layer 3 คือ ส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ

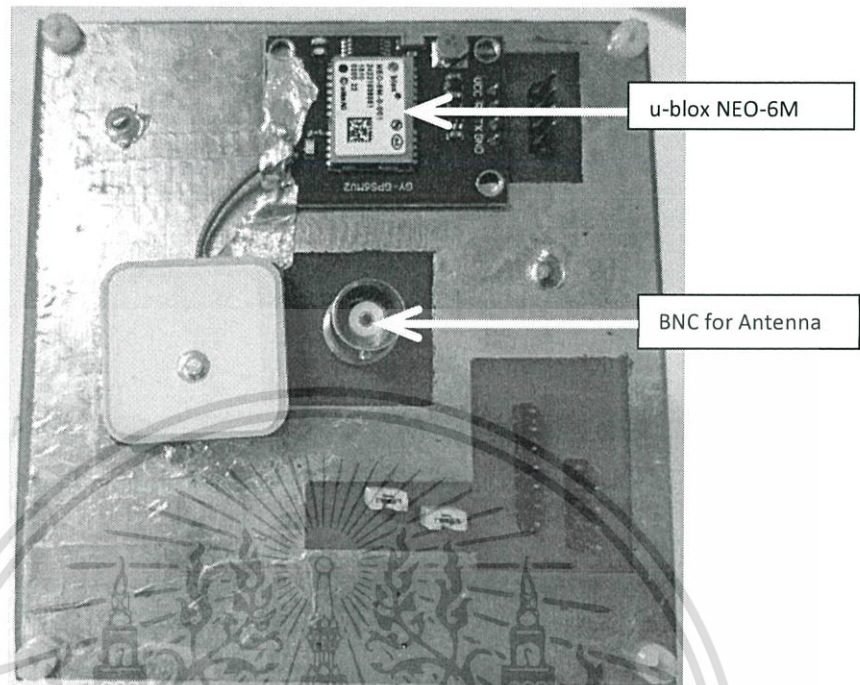
ตารางที่ 3.3 ส่วนประกอบบน ดาวเทียมคิวบแซท EM-2

ส่วนประกอบ	คำอธิบาย
Layer 1	
- SV650 Transceiver	โมดูลสื่อสารความถี่ 444 เมกกะเฮิร์ตซ์ กำลังส่ง 27 dBm บริโภคกำลังงานสูงสุด 1.5 วัตต์
- u-blox NEO-6M	โมดูลจีพีเอส สำหรับระบุตำแหน่ง
- Whip antenna	สายอากาศโมโนโพล แบบขั้ว BNC ความถี่ 430 ถึง 470 เมกกะเฮิร์ตซ์ อัตราขยาย 2 dBi
Layer 2	
- Arduino Nano	ไมโครคอนโทรลเลอร์สำหรับประมวลผลและจัดการกับอุปกรณ์
- Arduino Pro mini	ไมโครคอนโทรลเลอร์สำหรับควบคุมหน่วยความจำเก็บข้อมูล
- microSD card module	โมดูลสำหรับบันทึกข้อมูลลง microSD
Layer 3	
- Battery Li-ion	แบตเตอรี่แบตเตอรี่ลิเทียมไอออน ความจุ 3200 มิลลิแอมป์ชั่วโมง
- BA50BC0 LDO	ไอซีแปลงแรงดันลงเหลือ 5V แบบ Linear 2 ชุด
- JPEG Camera	กล้องถ่ายภาพ ให้ภาพออกมาเป็นไฟล์ JPEG
- BMP180	เซนเซอร์วัดความกดอากาศ สำหรับใช้หาความสูงจากความดัน
- ADXL345	เซนเซอร์วัดการทรงตัว

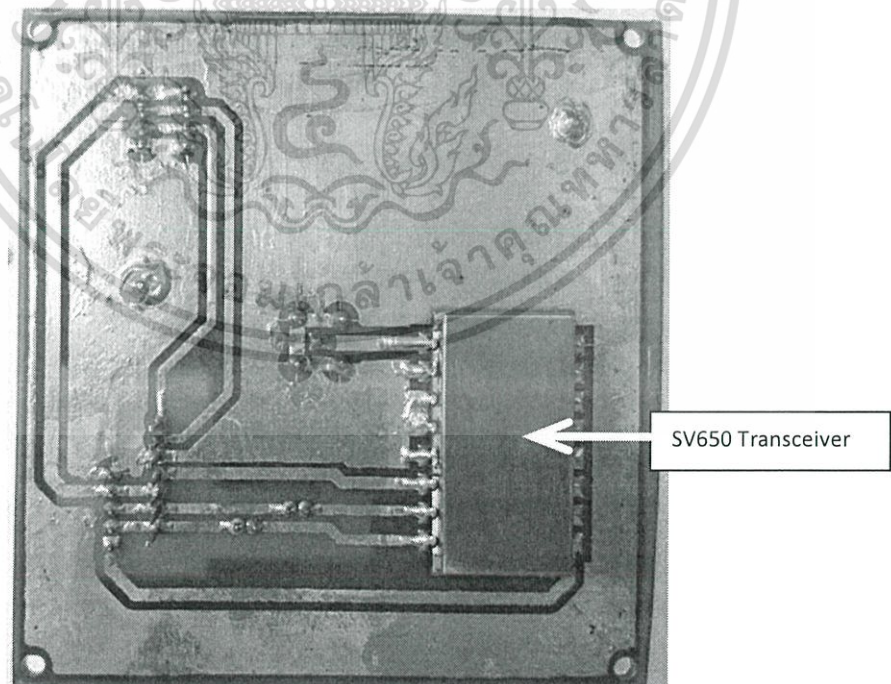
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.2.1 การออกแบบลายวงจรในแต่ละ Layer

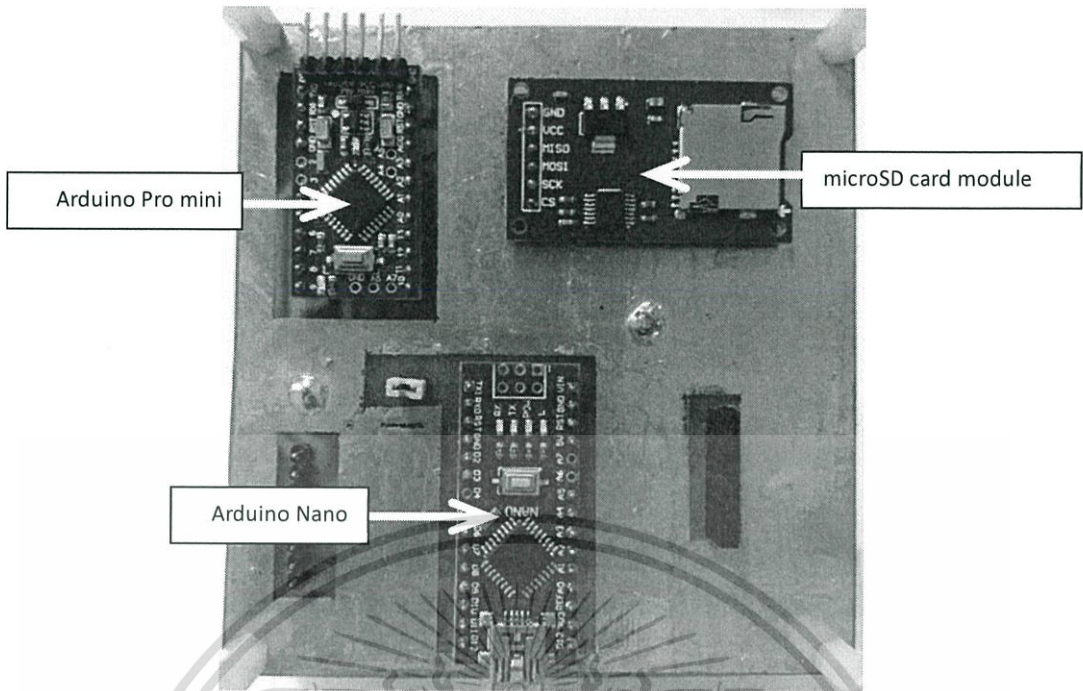


รูปที่ 3.9 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านบน)

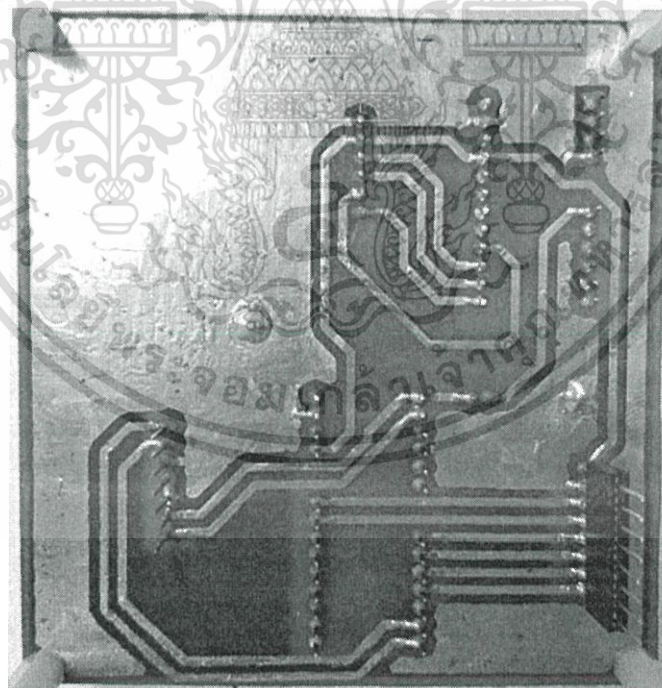


รูปที่ 3.10 ลายวงจรส่วนสื่อสาร (Layer 1 ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

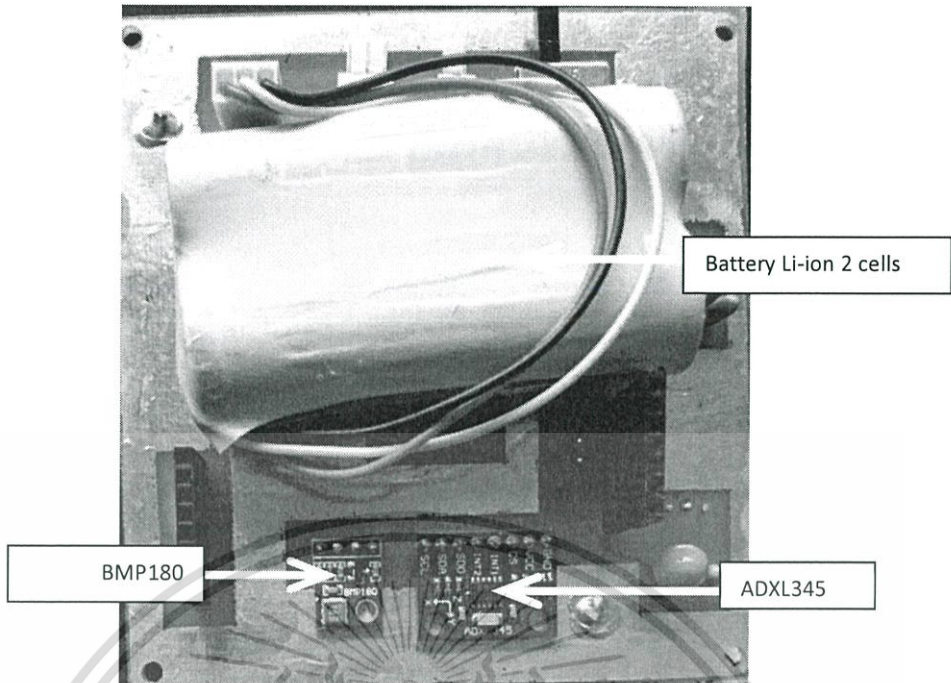


รูปที่ 3.11 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านบน)

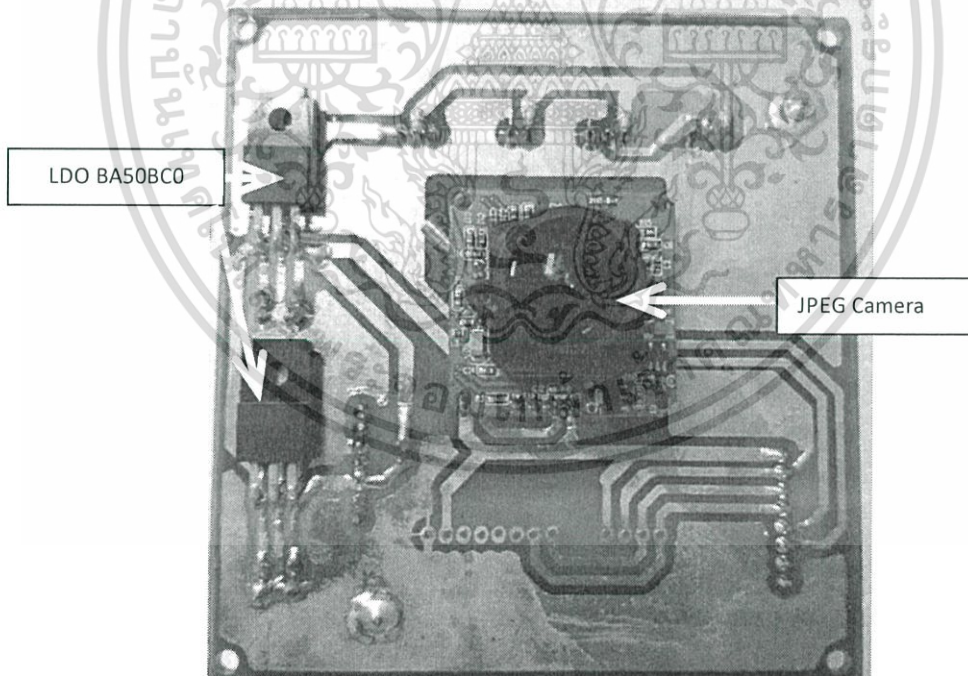


รูปที่ 3.12 ลายวงจรส่วนประมวลผล และจัดการข้อมูล (Layer 2 ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.13 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านบน)



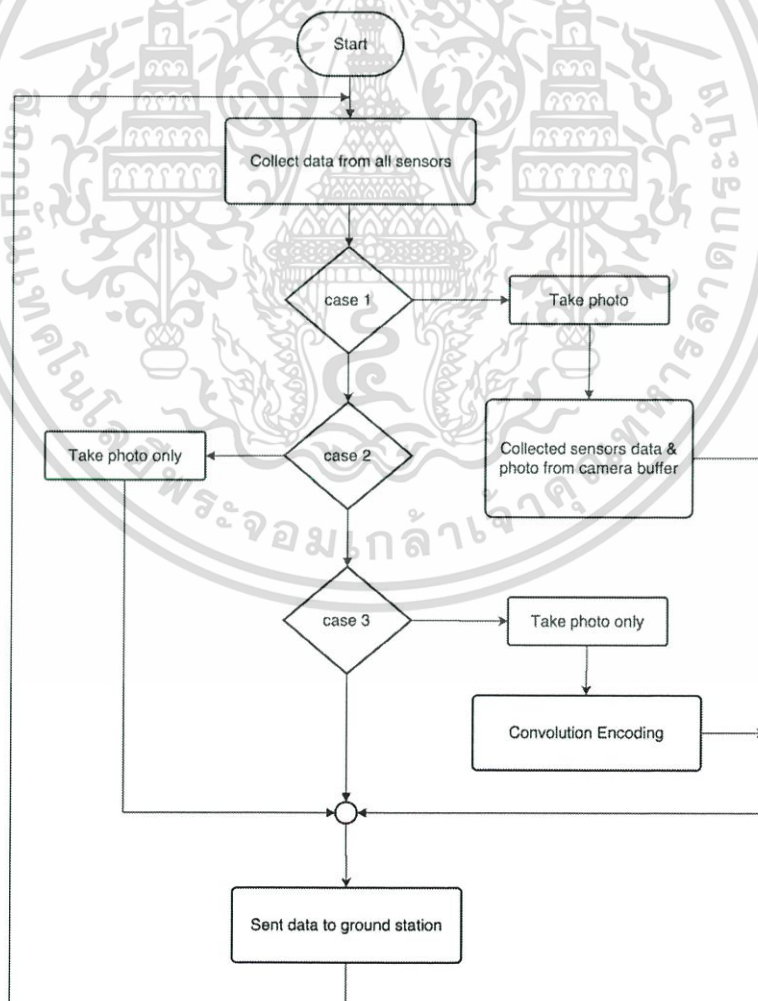
รูปที่ 3.14 ลายวงจรส่วนแบตเตอรี่ เซนเซอร์ และกล้องถ่ายภาพ (Layer 3 ด้านล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.3 การทำงานของดาวเทียมคิวบแซท

เมื่อจ่ายกระแสไฟให้ดาวเทียมคิวบแซท ระบบจัดการข้อมูลออนบอร์ด (Arduino Nano) จะทำการอ่านค่าเซนเซอร์ต่างๆ และพิกัดภูมิศาสตร์ ส่งลงมายังสถานีภาคพื้นดินทุกๆ 3 วินาทีโดยผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณ (Channel coding) เมื่อมีคำสั่งจากสถานีภาคพื้นดินให้ถ่ายภาพ ระบบจะทำการจัดเฟรมข้อมูลเซนเซอร์ใหม่ โดยมีข้อมูลภาพต่อท้ายเป็นขนาดเฟรมละ 512 ไบต์ (ทำการเข้ารหัสช่องสัญญาณแล้ว) แล้วจึงส่งมายังสถานีภาคพื้นดิน

การสื่อสารและส่งผ่านข้อมูลระหว่างดาวเทียมคิวบแซทกับสถานีภาคพื้นดินนั้น มีระยะการสื่อสารไร้สายที่ห่างไกลมาก โอกาสที่จะมีอัตราบิดเบือนผล (Bit Error Rate: BER) สูง เมื่อต้องการส่งข้อมูลจำนวนมากอย่างเช่นภาพถ่าย โดยทั่วไปดาวเทียมคิวบแซทจะใช้การเข้ารหัสช่องสัญญาณด้วยอัตรารหัสคอนโวลูชันตามมาตรฐานของหน่วยงานคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (The Consultative Committee for Space Data Systems: CCSDS) [3] ได้กำหนดมาตรฐานของการเข้ารหัสช่องสัญญาณสำหรับการสื่อสารดาวเทียมโดยการใช้รหัสคอนโวลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7



รูปที่ 3.15 แผนผังการทำงานของดาวเทียมคิวบแซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.4 การรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซท

การออกแบบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซทซึ่งใช้หลักการทอร์คแม่เหล็ก (Magnetic Torque) จากขดลวดแม่เหล็กไฟฟ้า (electromagnetic coil) โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อควบคุมตำแหน่งของกล้องถ่ายรูปให้มีทิศทางชี้เข้าหรือออกจากโลกจะทำการออกแบบโดยอ้างอิงจากดาวเทียมคิวิบ์แซทดวงอื่นๆ ที่ได้ใช้หลักการนี้ดังแสดงในตารางที่ 3.4

ตารางที่ 3.4 คุณสมบัติของขดลวดแม่เหล็กที่ใช้ในดาวเทียมคิวิบ์แซทแต่ละดวง [23]

Mission	Type	Magnetic Moment (A-m ²)	Power (mW)	Mass (g)	Size	Notes
AAUSat	Air Core		122	20	8cmx9cm	X-Sec A=10mm ² , C=356mm, R=100 ohms, Vbus=10V
AAUSat-3	Iron Core	0.03	6.8	19	200	-
CanX 2	3 Air Cores	0.1	40	100	XXX	5-35°C, built own winder
COMPASS-1	Air Core	0.085	26	19.2	400 turns	-
U Toronto GNB	Air Core	0.19	26	104	210 turns	-
GNB (2)	XXX	0.19	21	108	235 turns	-
Illinois, ION	Air Core	0.149	100	XXX	1500 turns	1.32e-8 m ² X-sectional area, f Belden heavy armored poly-thermaleze 38 AWG
Illinois, TinySat	PCB Traced	XXX	114mA	XXX	120 loops	R=96.3Ω, 0.0007 in wire
CalPoly PolySat	PCB Traced	-	300mA	-	54 turns	0.1503 m ²
Cute 1.7	3 Air Core	0.15	91	5	58.5 x 78.3 mm	2U Cubesat, 1 coil, 13mA drive current
SwissCube	3 Air Core	0.0285	-	-	-	Bdot and LQR
ISIS	Alloy Core	0.2	200	30	7 cm x 1 cm	-35 to 75°C, 1200
CubeTorquer	Iron Core	0.2	209	22	6 cm x 1 cm	Supra50 core, 1200 Euro

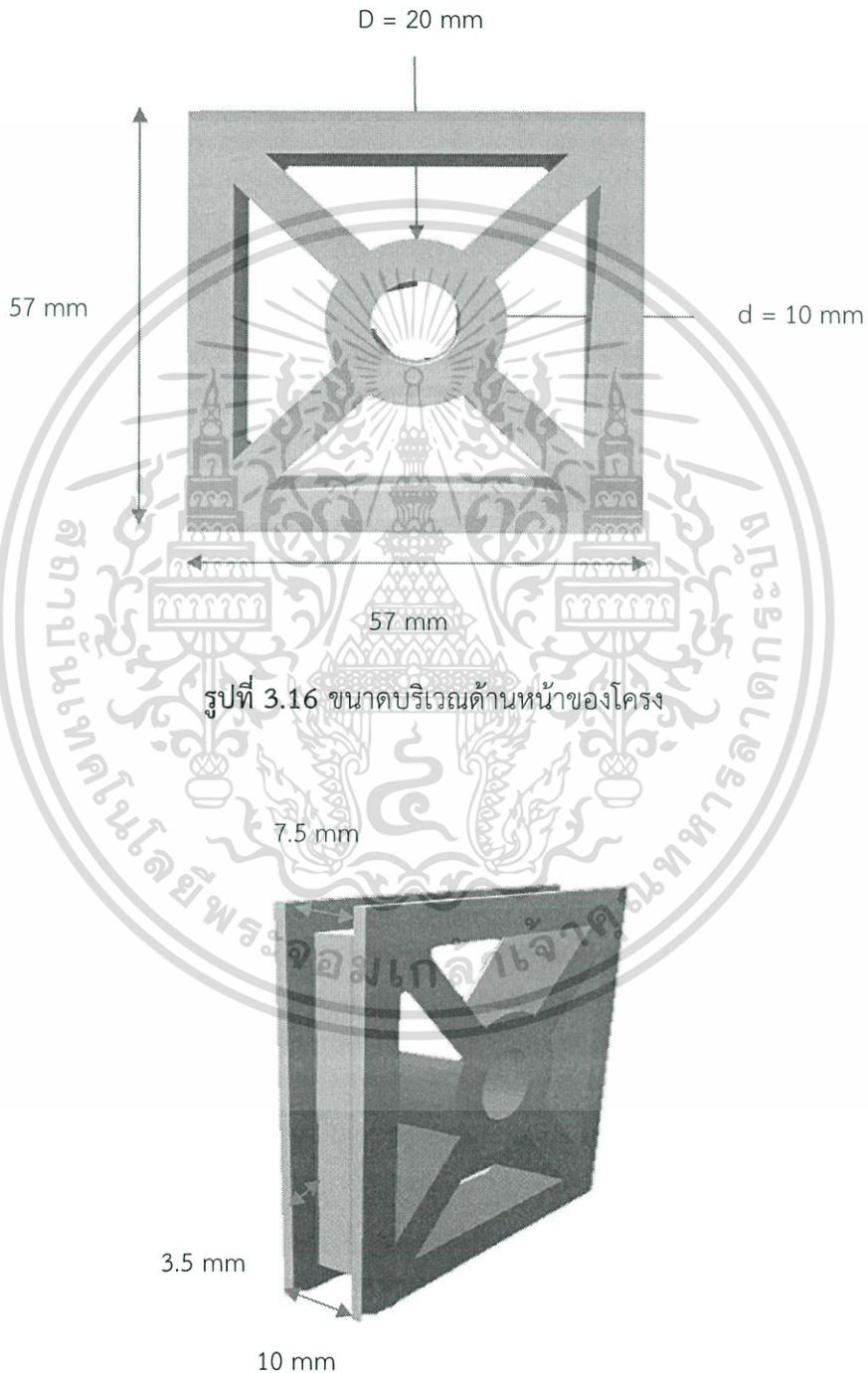
จากตารางที่ 3.4 ทำให้ทราบว่าโมเมนต์แม่เหล็ก (Magnetic Moment \vec{M}) ค่ามากที่สุดที่ดาวเทียมคิวิบ์แซทสามารถสร้างได้มีค่าเท่ากับ $0.2 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ โดยที่ความสูงจากพื้นดิน 400 กิโลเมตร ซึ่งเป็นระดับความสูงของชั้นบรรยากาศเทอร์โมสเฟียร์ (Thermosphere) โดยจะส่งดาวเทียมคิวิบ์แซทขึ้นไปโคจรรอบโลกที่ชั้นบรรยากาศนี้ มีค่าความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก (Magnetic field \vec{B}) เท่ากับ $2.5 \times 10^{-5} \text{ T}$ ดังนั้นในการออกแบบนี้จะอ้างอิงค่าโมเมนต์แม่เหล็กค่าที่มากที่สุด คือ $0.2 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ และค่าความเข้มของสนามแม่เหล็กโลกที่ความสูงจากพื้นดิน 400 กิโลเมตร คือ $2.5 \times 10^{-5} \text{ T}$

เนื่องจากต้องการติดตั้งขดลวดทองแดงไว้ภายในดาวเทียมคิวิบ์แซทขนาด 1U (10x10x10 เซนติเมตร) และต้องการจำนวนรอบของขดลวดทองแดงจำนวนมากเพื่อสร้างค่าโมเมนต์แม่เหล็กค่าที่มากที่สุด คือ $0.2 \text{ A} \cdot \text{m}^2$ จึงนำไปสู่การทดลองศึกษาดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.4.1 การทดลองศึกษาการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท

ในการทดลองศึกษาการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซทโดยใช้หลักการของโมเมนต์แม่เหล็ก เริ่มจากการสร้างโครงเพื่อใช้ในการพันขดลวดทองแดงซึ่งมีขนาดแสดงดังรูปที่ 3.16 และ 3.17



รูปที่ 3.16 ขนาดบริเวณด้านหน้าของโครง

รูปที่ 3.17 ขนาดบริเวณด้านข้างของโครง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1) การคำนวณหาจำนวนรอบในการพันขดลวดรอบโครง

$$\text{จาก } \overline{M} = NiA\hat{n} \quad (3.1)$$

โดยที่ \overline{M} คือ โมเมนต์แม่เหล็ก มีค่าเท่ากับ $0.2 \text{ A}\cdot\text{m}^2$

N คือ จำนวนรอบของการพันขดลวดรอบโครง (รอบ)

i คือ กระแสไฟฟ้าที่ไหลในขดลวด มีค่าเท่ากับ 0.3 A

A คือ พื้นที่หน้าตัดของขดลวด มีค่าเท่ากับ $0.05 \times 0.05 \text{ m}^2$

\hat{n} คือ เวกเตอร์หนึ่งหน่วย

แทนค่า $0.2 = N(0.3)(0.05 \times 0.05)$

$$N = \frac{0.2}{7.5 \times 10^{-4}}$$

$$N = 266.667 \text{ รอบ}$$

ดังนั้น จะได้จำนวนรอบในการพันขดลวดรอบโครง (N) เท่ากับ 266.667 รอบ ซึ่งในทางปฏิบัติจะใช้จำนวนรอบเท่ากับ 300 รอบ

2) การคำนวณหาทอร์กแม่เหล็ก

$$\text{จาก } \vec{\tau} = \overline{M} \times \vec{B} \quad (3.2)$$

โดยที่ $\vec{\tau}$ คือ ทอร์กแม่เหล็ก ($N \cdot m$)

\overline{M} คือ โมเมนต์แม่เหล็ก มีค่าเท่ากับ $0.2 \text{ A}\cdot\text{m}^2$

\vec{B} คือ ความเข้มของสนามแม่เหล็ก มีค่าเท่ากับ $2.5 \times 10^{-5} \text{ T}$

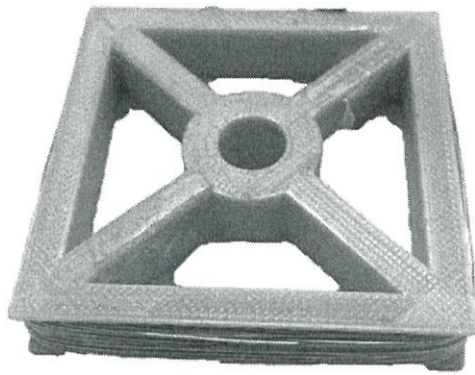
แทนค่า $\vec{\tau} = (0.2)(2.5 \times 10^{-5})$

$$\vec{\tau} = 5 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$$

จะได้ ทอร์กแม่เหล็กมีค่าเท่ากับ $5 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{m}$

หลังจากที่ทำการสร้างโครงและคำนวณหาจำนวนรอบในการพันขดลวดรอบโครงเรียบร้อยแล้ว นำลวดทองแดงเบอร์ 32 AWG มาพันรอบโครงจำนวน 300 รอบ โดยใช้เครื่องพันขดลวด แสดงดังรูปที่ 3.18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.18 โครงที่พันขดลวดทองแดงจำนวน 300 รอบ

3.2 การออกแบบสถานีภาคพื้นดิน

ในส่วนสถานีภาคพื้นดินถูกออกแบบให้มี 3 โหมมดการทำงานเพื่อรองรับการใช้งาน 2 ส่วนหลักคือ การแสดงผลข้อมูลที่ได้รับจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท และการส่งคำสั่งเพื่อสั่งงานแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

3.2.1 โหมมดการทำงานที่ 1

โหมมดการทำงานแรกจะเป็นส่วนแสดงผลหลักของสถานีภาคพื้นดิน ซึ่งประกอบไปด้วย

3.2.1.1 ส่วนของการแสดงผลข้อมูลที่ได้รับจากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท

1) การแสดงผลข้อมูลพิกัดทางภูมิศาสตร์ โดยใช้แอปพลิเคชัน Google Map เข้ามาช่วยในการแสดงผล บนแผนที่จะแสดงเส้นทางการเคลื่อนที่ของดาวเทียมคิวบ์แซทเพื่อใช้ในการติดตามและคำนวณมุมของสายอากาศ

2) การแสดงสถานะของดาวเทียมคิวบ์แซท ซึ่งมีด้วยกัน 2 สถานะคือ Ok คือ สถานะการทำงานปกติ มีการส่งข้อมูลเซนเซอร์มายังสถานีภาคพื้นดิน, Take a picture คือ สถานะการทำงานขณะมีการส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศมายังสถานีภาคพื้นดิน

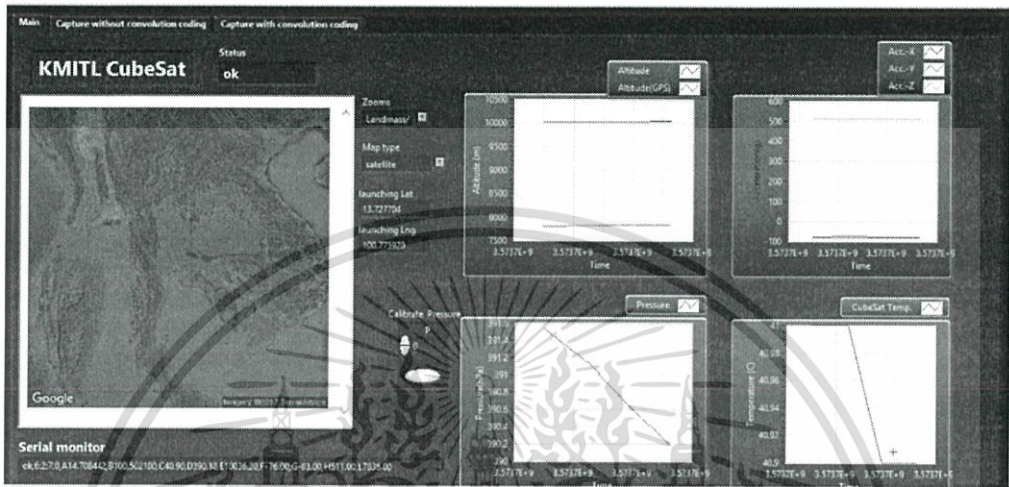
3) กราฟแสดงผลข้อมูล ประกอบไปด้วย 4 กราฟ คือกราฟแสดงความสูงของดาวเทียมคิวบ์แซท กราฟแสดงความกดอากาศบริเวณที่ดาวเทียมคิวบ์แซทอยู่ กราฟแสดงความเร่ง 3 แกน และกราฟแสดงอุณหภูมิภายในดาวเทียมคิวบ์แซท

4) การแสดงแพ็คเกจข้อมูลที่ได้รับมาจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.1.2 ส่วนของการส่งคำสั่งเพื่อส่งงานแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

ซึ่งในโหมดนี้มี 1 คำสั่ง คือ คำสั่ง Calibrate Pressure เพื่อปรับค่าความกดอากาศ ก่อนทำการทดสอบปล่อยดาวเทียม



รูปที่ 3.19 โหมดการทำงานที่ 1

3.2.2 โหมดการทำงานที่ 2

โหมดการทำงานที่ 2 เป็นโหมดที่เกี่ยวข้องกับภาพถ่ายทางอากาศ โดยจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ

3.2.2.1 ส่วนของการแสดงผลภาพถ่ายทางอากาศที่ได้รับจากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทและแสดงผลข้อมูลไฟล์ภาพถ่ายทางอากาศ

3.2.2.2 ส่วนของการสั่งถ่ายภาพ ประกอบไปด้วย 3 คำสั่งคือ

- 1) คำสั่งถ่ายภาพขนาด 160x120 พิกเซล
- 2) คำสั่งถ่ายภาพขนาด 320x240 พิกเซล
- 3) คำสั่งถ่ายภาพขนาด 640x480 พิกเซล

หลังจากสั่งคำสั่งถ่ายภาพแล้ว สถานีภาคพื้นดินจะรอรับขนาดของภาพที่จะส่งมาและข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศตามลำดับ โดยเหตุผลที่ดาวเทียมคิวบแซทต้องส่งขนาดของภาพมายังสถานีภาคพื้นดิน คือเพื่อนำไปคำนวณและตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูลภาพที่ได้รับ

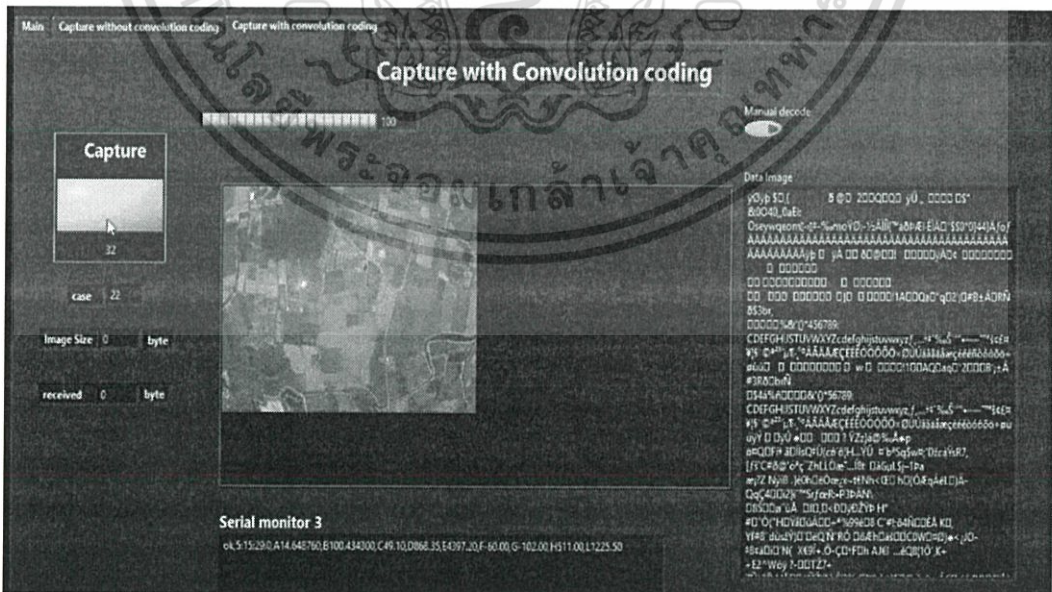
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.20 โหมดการทำงานที่ 2

3.2.3 โหมดการทำงานที่ 3

โหมดการทำงานที่ 3 เป็นโหมดที่เกี่ยวข้องกับภาพถ่ายทางอากาศซึ่งแตกต่างจากโหมดการทำงานที่ 2 คือข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศที่ส่งมาจะเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชันเพื่อทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณ โดยการเข้ารหัสช่องสัญญาณนั้นจะทำให้สถานีภาคพื้นดินสามารถแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลที่ได้รับกรณีมีความผิดพลาดของข้อมูลเกิดขึ้น



รูปที่ 3.21 โหมดการทำงานที่ 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

ผลการทดลอง

ผลการทดสอบแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 ซึ่งได้นำเสนอผลลัพธ์แล้วในภาคการศึกษาที่ 1/2559 (รายละเอียดของการทดลองในแต่ละส่วนจะอยู่ในภาคผนวก ก.) ข้อสรุปที่ได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 คือมีข้อผิดพลาดที่เกิดจากชุดรับส่งสัญญาณบนแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท ทำให้เก็บผลลัพธ์ได้จากกล่องออฟไลน์ และชุดติดตาม APRS เท่านั้น ดังนั้นจึงได้ทำการแก้ไขและพัฒนาข้อผิดพลาดจากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 โดยมุ่งเน้นการแก้ไขชุดรับส่งสัญญาณบนแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท ผลการทดลองที่ได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 ได้เก็บผลการทดลอง และทำการทดสอบการปล่อยแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศโลก ในวันพฤหัสบดี ที่ 30 มีนาคม 2560 ณ วัดขุนอินทประมูล อ.โพธิ์ทอง จ.อ่างทอง

ผลการทดสอบแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-2 แบ่งออกเป็น 5 ส่วน คือ ผลการทดสอบการสื่อสาร (หน้า 80 ถึง 83), ผลการทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนวูลูชัน (หน้า 83 ถึง 87), ผลการทดสอบเซนเซอร์เพย์โหลด (หน้า 87 ถึง 96), ผลการทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท (หน้า 97 ถึง 98) และผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ (หน้า 99 ถึง 125)

4.1 ผลการทดสอบการสื่อสาร

4.1.1 ผลการทดสอบการสื่อสารของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท



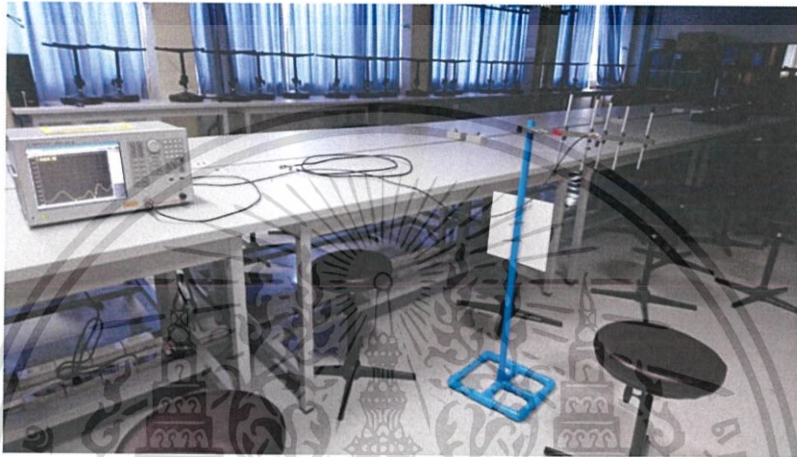
รูปที่ 4.1 ผลการทดสอบกำลังส่งของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

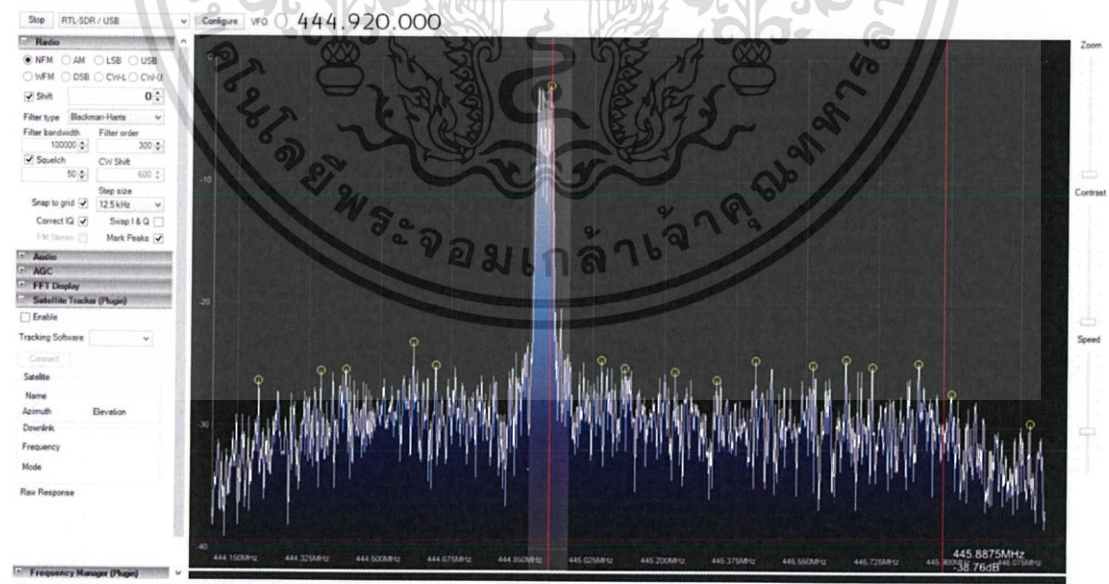
การทดสอบกำลังส่งของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท ใช้เครื่องมือวัด Spectrum Analyzer RIGOL รุ่น DSA815 พร้อมด้วย DC Block และ Attenuator 20 dB วัดกำลังส่งได้ 27.88 dBm

4.1.2 ผลการทดสอบการสื่อสารของสถานีภาคพื้นดิน

สายอากาศที่ใช้ร่วมกับสถานีภาคพื้นดินเป็นสายอากาศยาก็ 7 องค์ประกอบที่ทำงานในช่วงความถี่ 400 ถึง 450 เมกะเฮิร์ตซ์

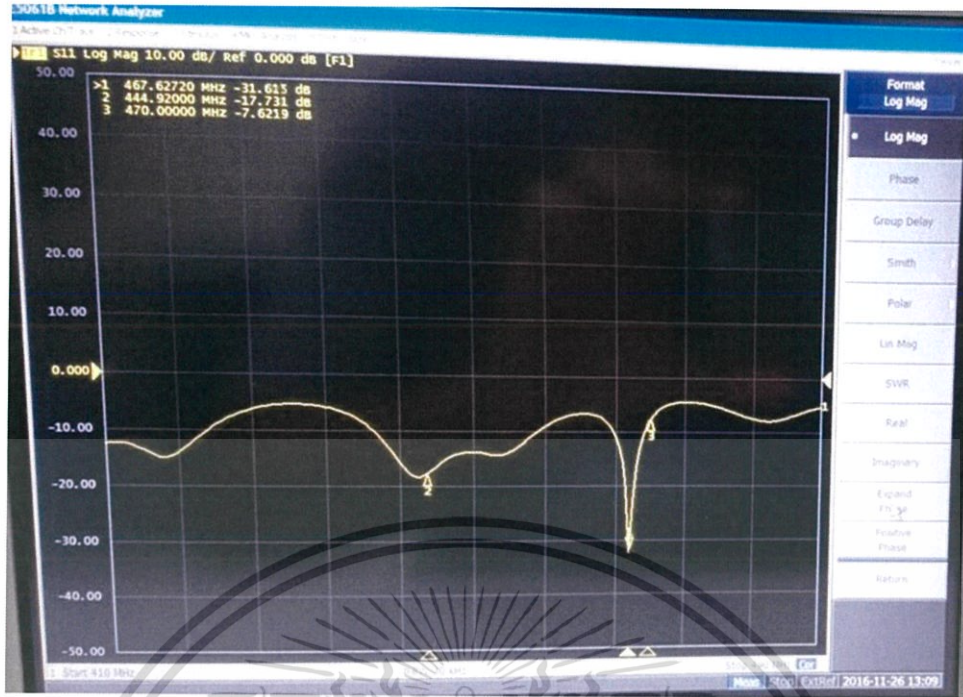


รูปที่ 4.2 การทดสอบสายอากาศยาก็



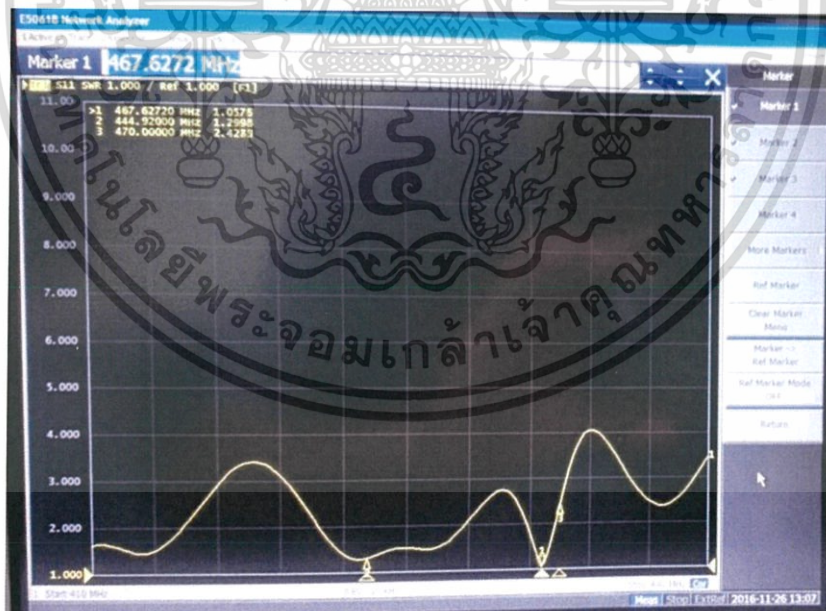
รูปที่ 4.3 สเปกตรัมของความถี่ใช้งาน 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 กราฟ S11 จากการวัดสายอากาศยาก็

S11 คือค่าสัมประสิทธิ์การสะท้อนของพอร์ตฝั่งขาเข้า (Γ) จากการวัดที่ความถี่ 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์ ซึ่งเป็นความถี่ที่ใช้งาน S11 มีค่าเท่ากับ -17.431 dB



รูปที่ 4.5 กราฟ VSWR จากการวัดสายอากาศยาก็

VSWR (Voltage Standing Wave Ratio) คืออัตราส่วนระหว่างขนาดของคลื่นนิ่งที่สูงที่สุดกับขนาดของคลื่นนิ่งที่ต่ำที่สุดจากการวัดที่ความถี่ 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์ VSWR มีค่าเท่ากับ 1.2998

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



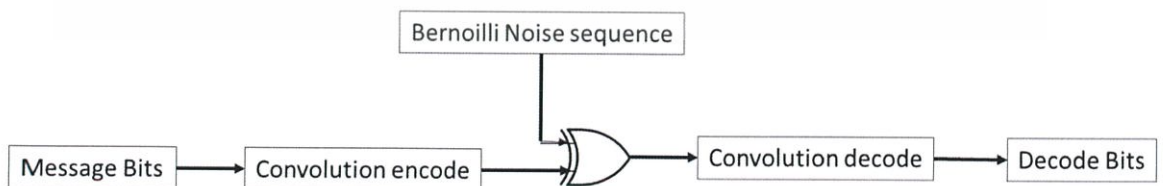
รูปที่ 4.6 Smith chart จากการวัดสายอากาศยาก็

จากการวัดค่า S11 โดยพล็อตบน Smith chart เพื่อให้เห็นค่าสัมประสิทธิ์การสะท้อนของพอร์ตฝั่งขาเข้าเชิงซ้อนจากการวัดที่ความถี่ 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์ ได้ค่าอิมพีแดนซ์ 57.842 โอห์ม

4.2 ผลการทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

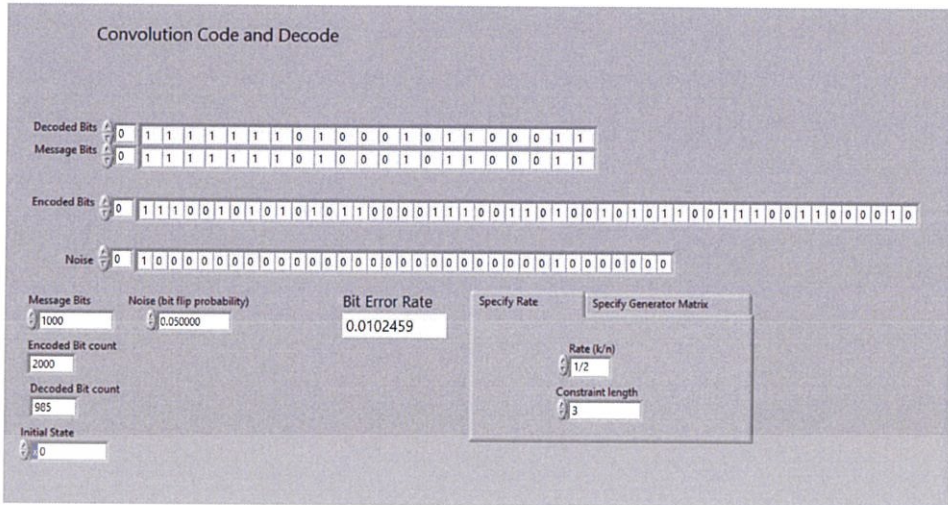
4.2.1 การทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

การทดสอบเริ่มจากสร้างบิตของข้อมูลจำนวน 1000 บิตขึ้นมาและทำการเข้ารหัสข้อมูลจากนั้นจะสร้างสัญญาณรบกวนเพิ่มเข้าไปในบิตของข้อมูลและทำการถอดรหัสข้อมูลรวมทั้งคำนวณอัตราผิดพลาดของข้อมูล (BER) ดังแสดงในรูปที่ 4.7



รูปที่ 4.7 การทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดของการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.8 ตัวอย่างโปรแกรม LabVIEW ที่ใช้ทดสอบความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาด

ตารางที่ 4.1 อัตราผิดพลาดของบิตข้อมูล (BER) ที่เกิดขึ้นเมื่อเพิ่ม Constraint length (K)

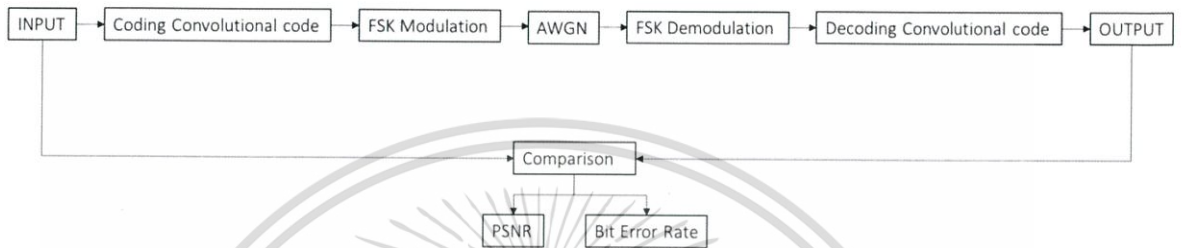
อัตรารหัส (Code rate)	Constraint length (K)	อัตราผิดพลาดของบิตข้อมูล (BER)
1/2	3	0.0102459
1/2	4	0.00846561
1/2	5	0.00614754
1/2	6	0.00512295
1/2	7	0.00307377
1/2	8	0.00307377
1/2	9	0.00102459
1/2	10	0.00204918
1/2	11	0.00102459

จากตารางจะเห็นว่า อัตราผิดพลาดของบิตข้อมูลจะแปรผกผันกับ Constraint length (K) โดยการเข้ารหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัสเดียวกันแต่มีการเพิ่ม Constraint length (K) ซึ่งเป็นการเพิ่มหน่วยความจำของวงจรเข้ารหัสทำให้การเข้ารหัสมีความซับซ้อนมากขึ้นจะสามารถเพิ่มประสิทธิภาพของการลดอัตราผิดพลาดของบิตข้อมูลได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.2 การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชันที่มีอัตรารหัส $1/2$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 7 โดยการส่งข้อมูลรูปภาพด้วยการมอดูเลตทางความถี่ (Frequency Shift Keying: FSK) ผ่านช่องสัญญาณรบกวนเกาส์เซียนแบบขาว (AWGN) แล้วทำการวัดอัตราผิดพลาดของบิตข้อมูล (BER) เพื่อเปรียบเทียบข้อมูลรูปภาพ แสดงดังรูปที่ 4.9



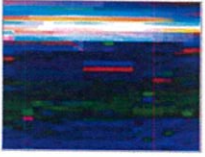















รูปที่ 4.9 แผนภาพการทดสอบประสิทธิภาพของข้อมูลรูปภาพที่ผ่านการเข้ารหัสคอนโวลูชัน

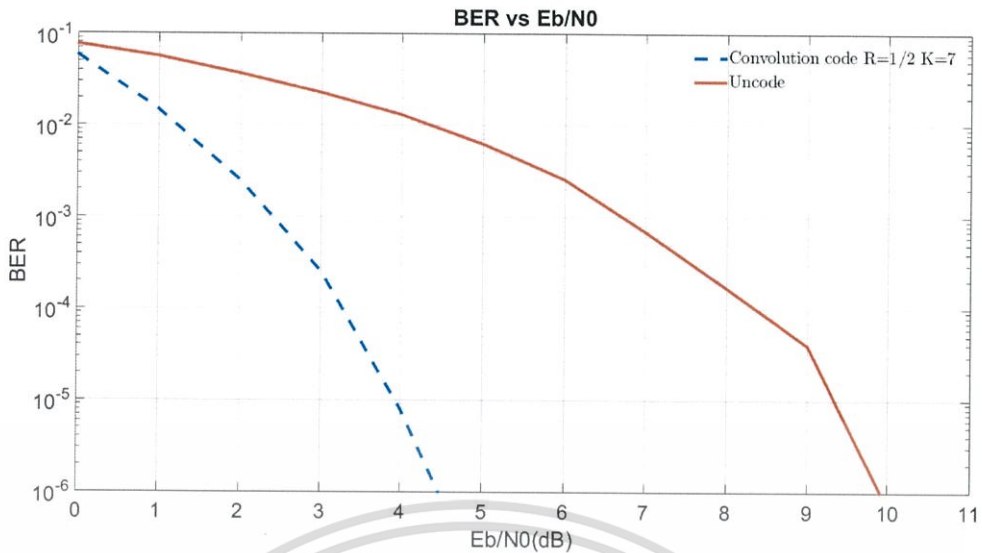


รูปที่ 4.10 ภาพต้นฉบับที่ใช้ในการจำลองส่งผ่านช่องสัญญาณรบกวนของเกาส์เซียนแบบขาว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.2 การทดสอบประสิทธิภาพของการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

E_b / N_0	Experiment 1 st	Experiment 2 nd	Experiment 3 th	Experiment 4 th	Average
2 dB	 BER = 2.667566×10^{-3}	 BER = 2.794091×10^{-3}	 BER = 2.034942×10^{-3}	 BER = 2.519954×10^{-3}	BER = 2.504132×10^{-3}
3 dB	 BER = 3.901184×10^{-4}	 BER = 9.489367×10^{-5}	 BER = 3.057685×10^{-4}	 BER = 2.214186×10^{-4}	BER = 2.530498×10^{-4}
4 dB	 BER = 0	 BER = 1.054374×10^{-5}	 BER = 2.108748×10^{-5}	 BER = 0	BER = 7.907805×10^{-6}
5 dB	 BER = 0	 BER = 0	 BER = 0	 BER = 0	BER = 0



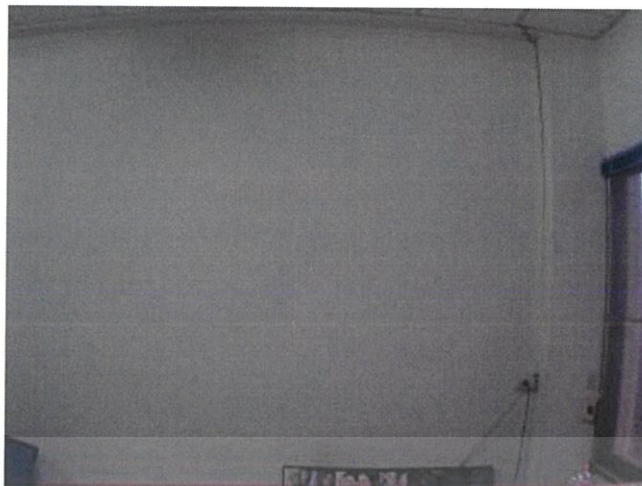
รูปที่ 4.11 กราฟอัตราผิดพลาดของบิตข้อมูลเทียบกับพลังงานของบิตข้อมูลต่อสัญญาณรบกวน

จากรูปที่ 4.11 แสดงให้เห็นถึงประสิทธิภาพในการแก้ไขความผิดพลาดของข้อมูลด้วยการเข้ารหัสคอนโวลูชันที่อัตรารหัส $1/2$ และ Constraint Length (K) เท่ากับ 7 มีประสิทธิภาพของการลดอัตราบิตผิดพลาดได้โดยจะมีอัตราบิตผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-5} เมื่อพลังงานของบิตข้อมูลต่อสัญญาณรบกวนมากกว่า 4 dB เปรียบเทียบกับข้อมูลที่ไม่เข้ารหัสช่องสัญญาณซึ่งจะมีอัตราบิตผิดพลาดต่ำกว่า 10^{-5} เมื่อพลังงานของบิตข้อมูลต่อสัญญาณรบกวนมากกว่า 9.3 dB

4.3 ผลการทดสอบเซนเซอร์เพย์โหลด

4.3.1 การทดสอบประสิทธิภาพของกล้องถ่ายภาพ

การทดสอบถ่ายภาพระหว่างกล้องที่ใช้เลนส์มุมกว้าง กับกล้องที่ใช้เลนส์ธรรมดา โดยถ่ายภาพขนาด 320×240 พิกเซล ที่ตำแหน่งเดียวกัน ดังแสดงในรูปที่ 4.12 และ 4.13 ตามลำดับ ซึ่งจะเห็นได้ว่ากล้องที่ใช้เลนส์มุมกว้างจะมีมุมมองของภาพที่กว้างกว่าเลนส์ธรรมดา



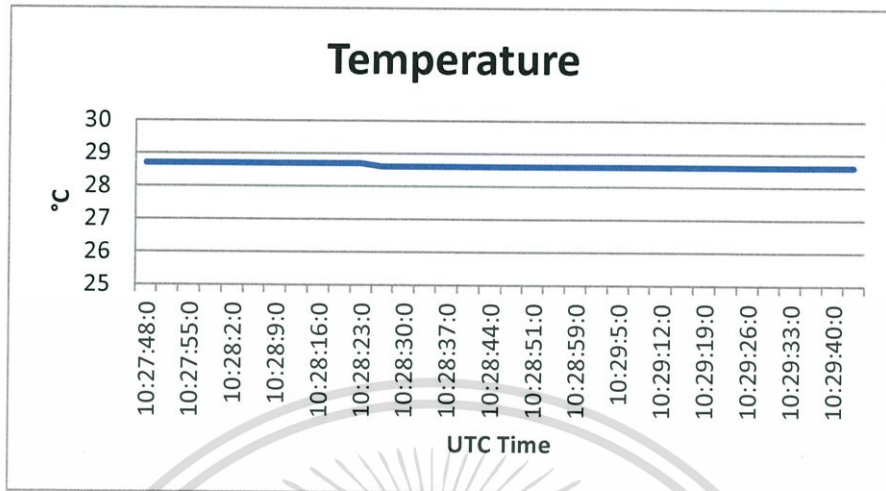
รูปที่ 4.12 กล้องที่ใช้เลนส์ธรรมดา



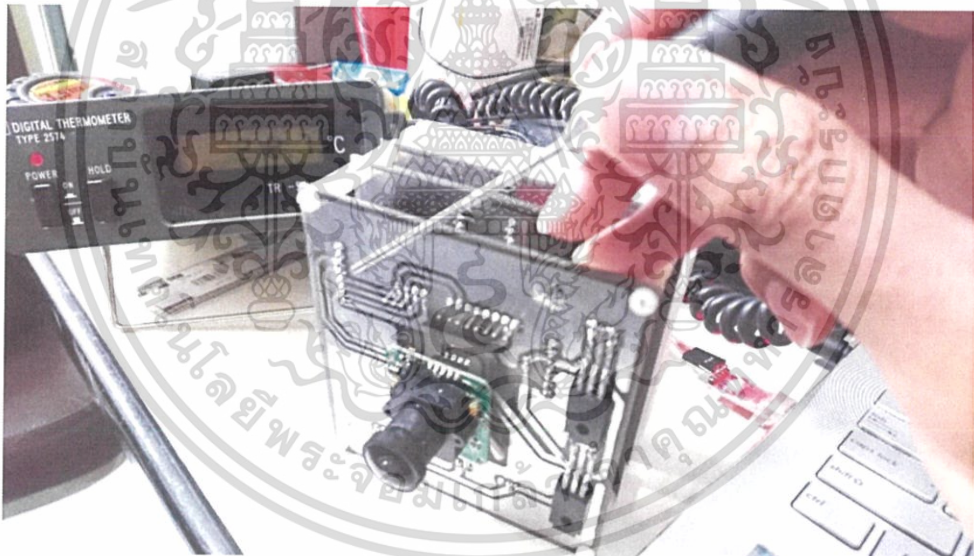
รูปที่ 4.13 กล้องที่ใช้เลนส์มุมกว้าง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3.2 การทดสอบประสิทธิภาพของเซนเซอร์ BMP180



ก) กราฟอุณหภูมิที่เซนเซอร์บนแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทได้จริง



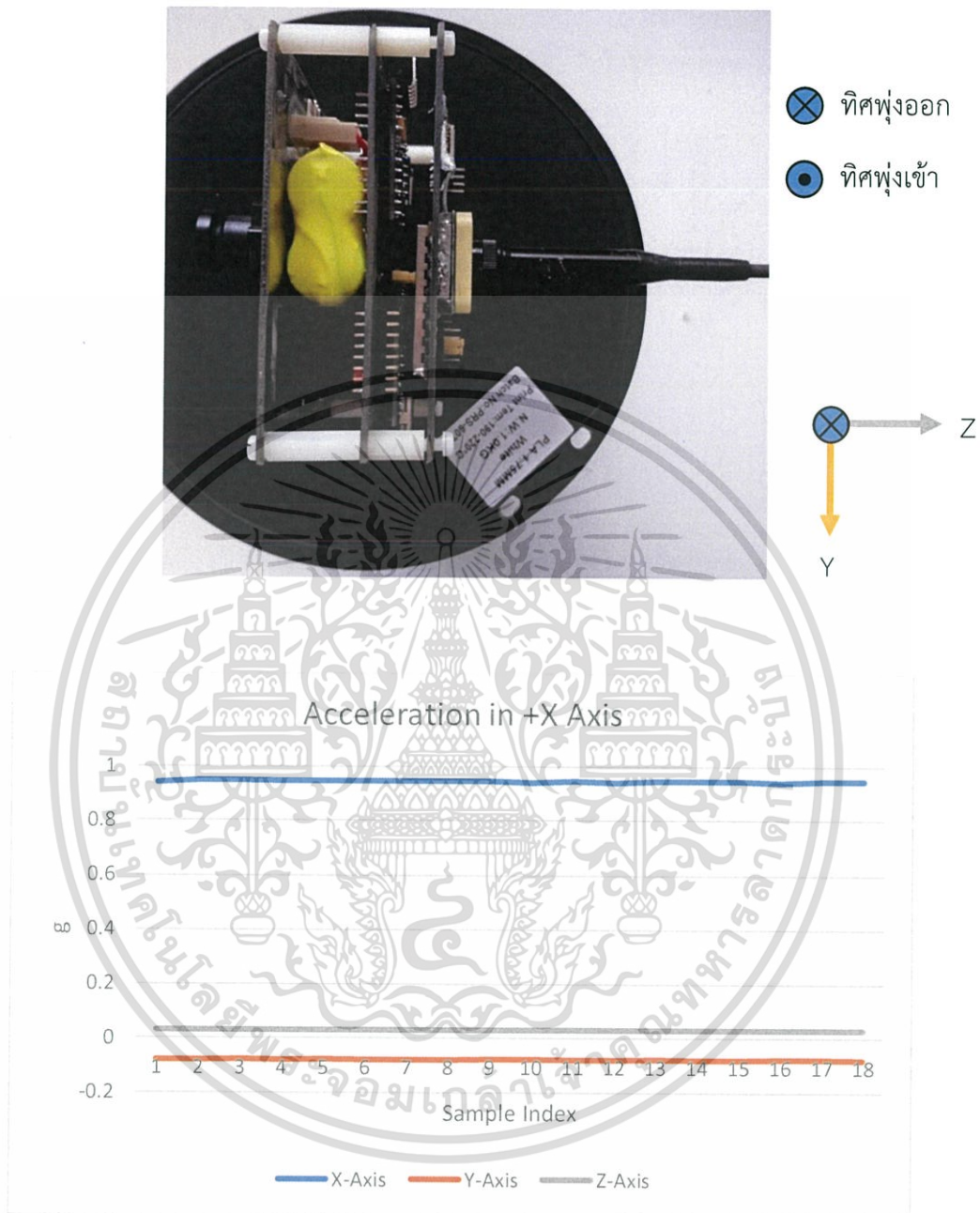
ข) การวัดอุณหภูมิจากเครื่องวัดอุณหภูมิ Digital Thermometer

รูปที่ 4.14 ผลการทดสอบเทียบค่าอุณหภูมิของเซนเซอร์บนแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท

จากการทดสอบการวัดอุณหภูมิที่อุณหภูมิห้อง เซนเซอร์ BMP180 ที่ติดตั้งอยู่อีกด้าน หนึ่งตำแหน่งของโพรบ วัดออกมาได้ โดยเฉลี่ย 28.75 °C เทียบกับเครื่องมือวัดอุณหภูมิ Digital Thermometer TYPE 2574 ออกมาได้ 28.7 °C ซึ่งมีความใกล้เคียงกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

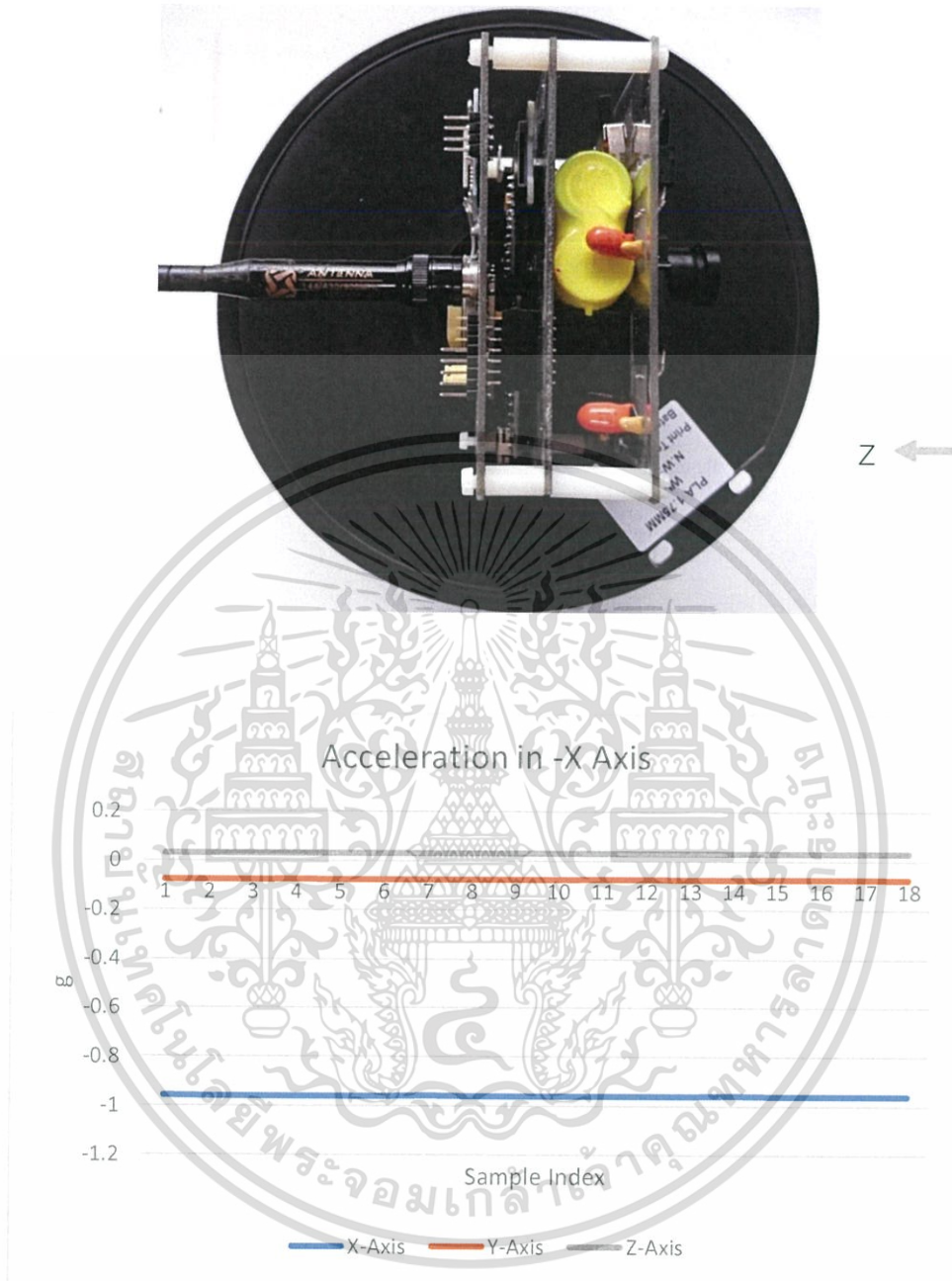
4.3.3 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345



รูปที่ 4.15 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +X

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน +X จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน X ใกล้เคียงกับ +1g

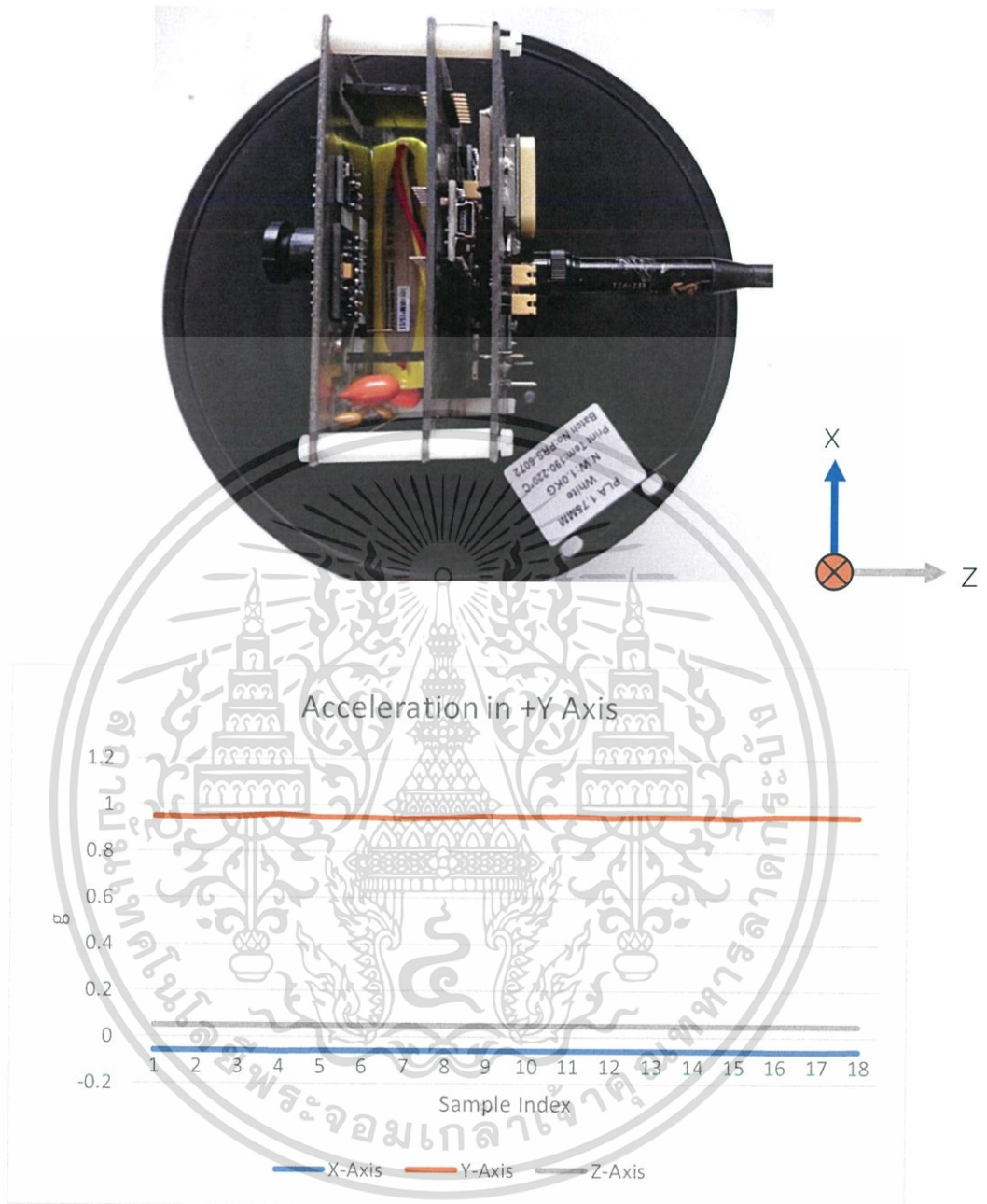
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.16 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -X

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน -X จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน X ใกล้เคียงกับ $-1g$

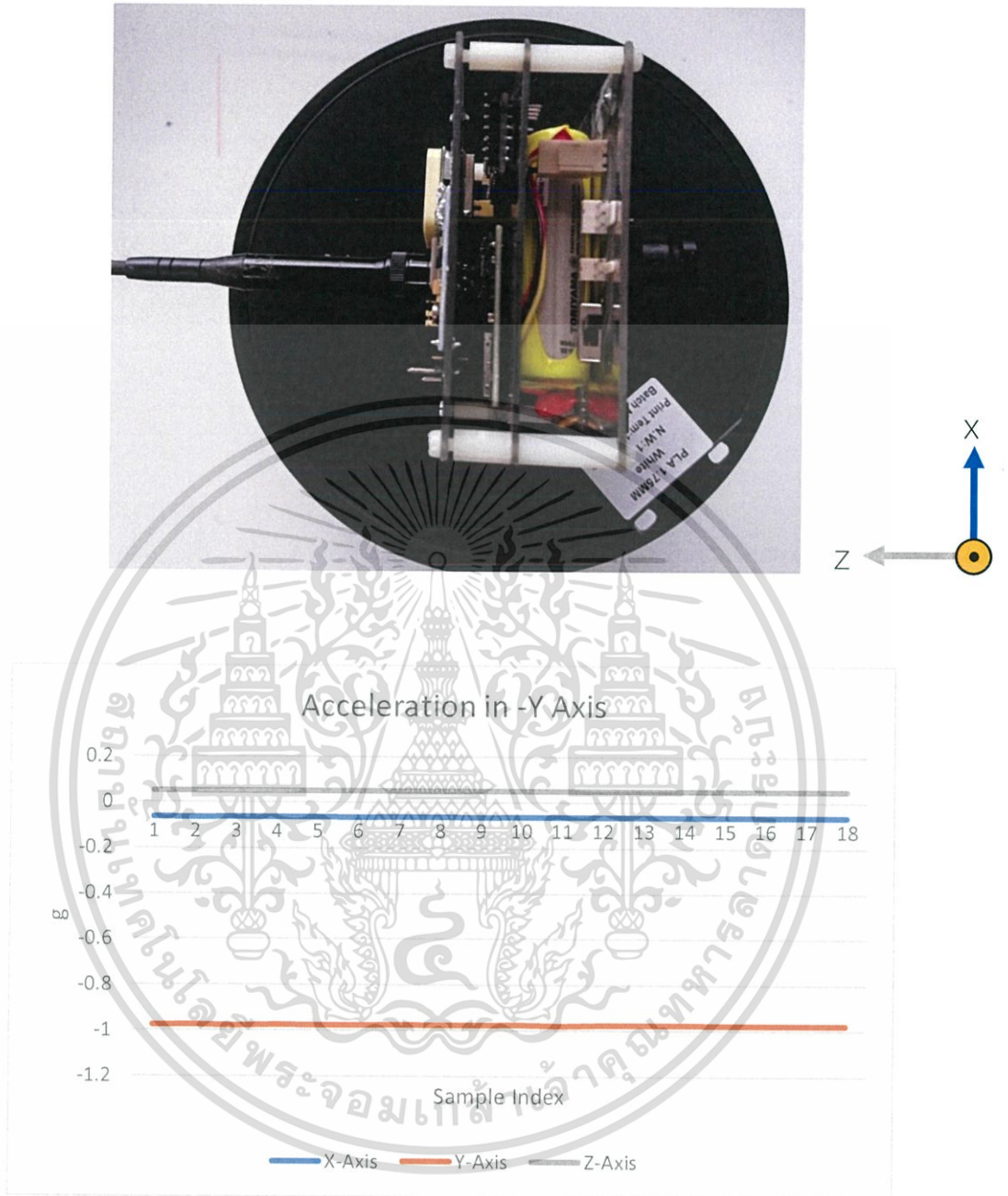
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.17 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +Y

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน +Y จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน Y ใกล้เคียงกับ +1g

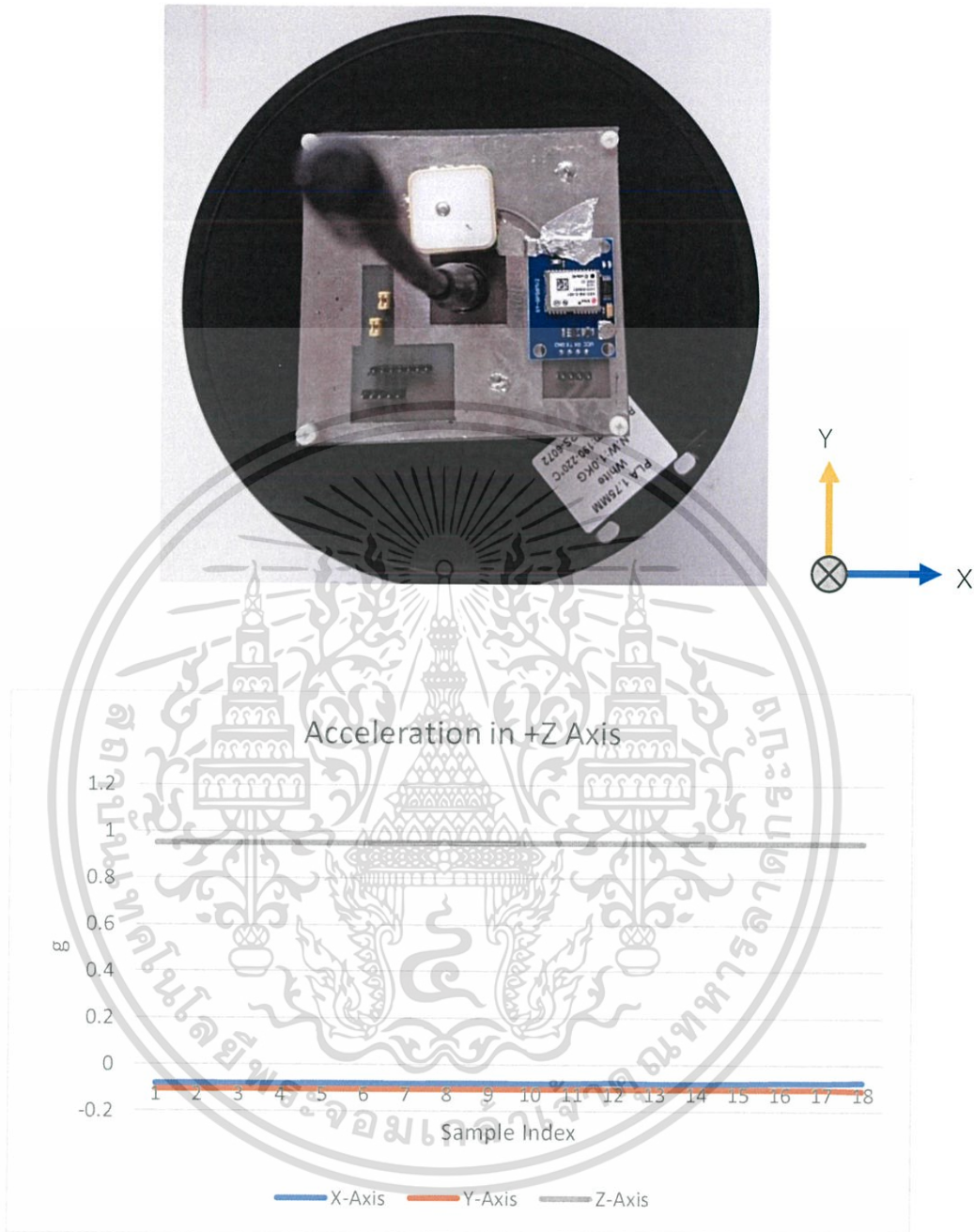
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.18 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -Y

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน -Y จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน Y ใกล้เคียงกับ $-1g$

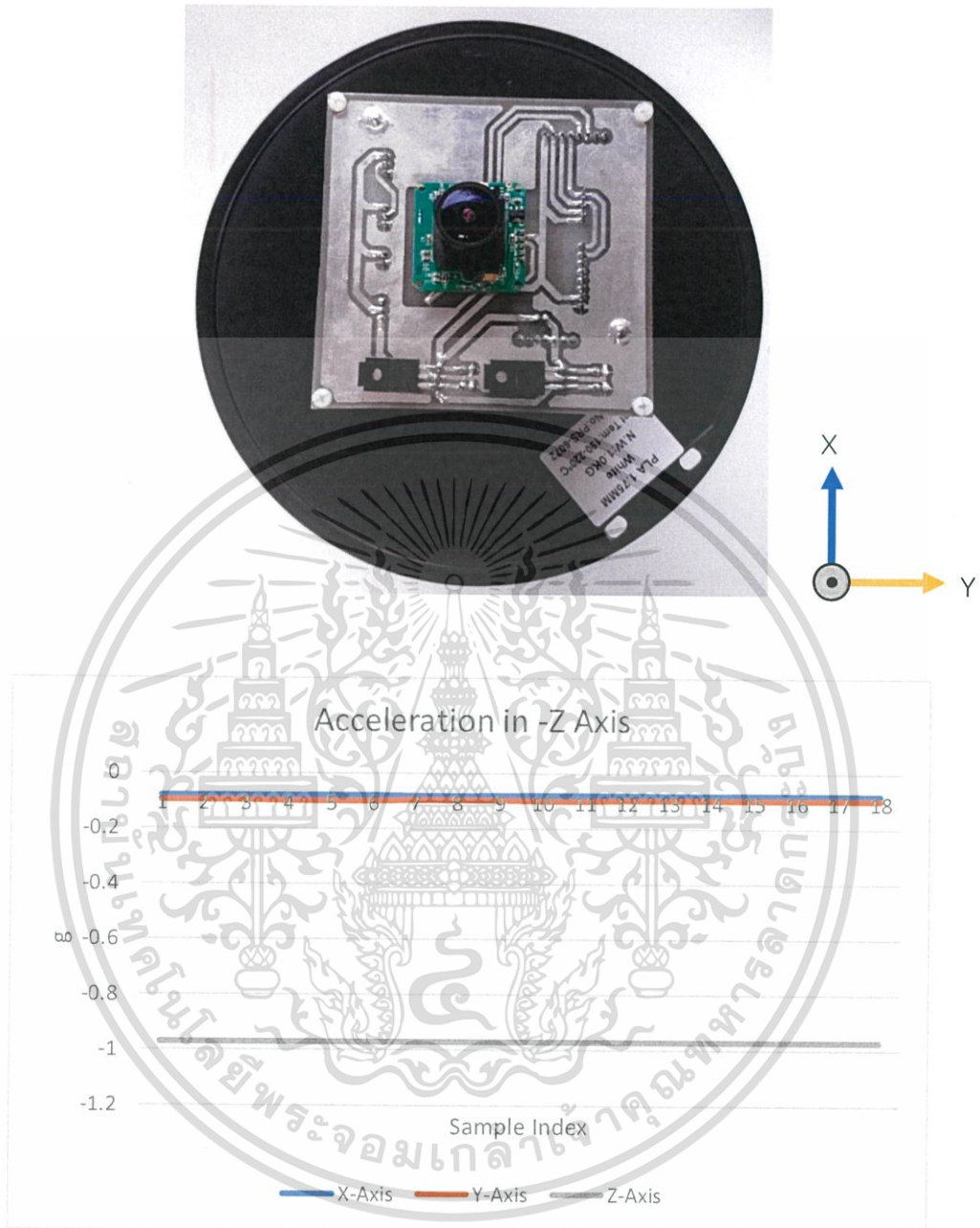
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.19 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน +Z

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน +Z จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน Z ใกล้เคียงกับ +1g

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

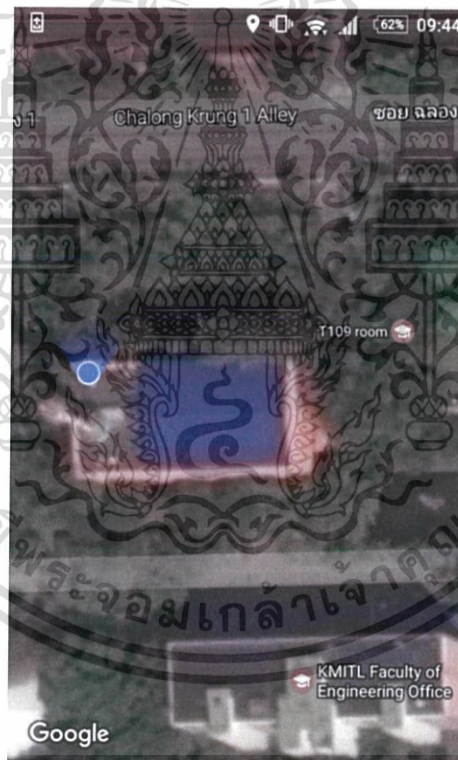


รูปที่ 4.20 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 ในแนวแกน -Z

ทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ ADXL345 โดยการวางนิ่งในแนวแกน -Z จากกราฟจะได้ค่าความเร่งในแนวแกน Z ใกล้เคียงกับ -1g

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3.4 การทดสอบการทำงานของโมดูล GPS NEO-6M Ublox



รูปที่ 4.21 การทดสอบการทำงานของโมดูล GPS NEO-6M Ublox

ทดสอบการทำงานของจีพีเอสโมดูล โดยการเทียบตำแหน่งพิกัดภูมิศาสตร์ (ละติจูด, ลองจิจูด) กับจีพีเอสโมดูลในอุปกรณ์สมาร์ตโฟนที่ตำแหน่งเดียวกัน ซึ่งพิกัดทางภูมิศาสตร์ของจีพีเอสโมดูลที่ใช้บนแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทอานค่าได้ ละติจูดที่ 13.727577 ลองจิจูดที่ 100.775985 และพิกัดทางภูมิศาสตร์ของจีพีเอสโมดูลในอุปกรณ์สมาร์ตโฟนอ่านค่าได้ ละติจูดที่ 13.7275772 ลองจิจูดที่ 100.7759907 ซึ่งมีระยะทางต่างกัน 0.616 เมตร เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

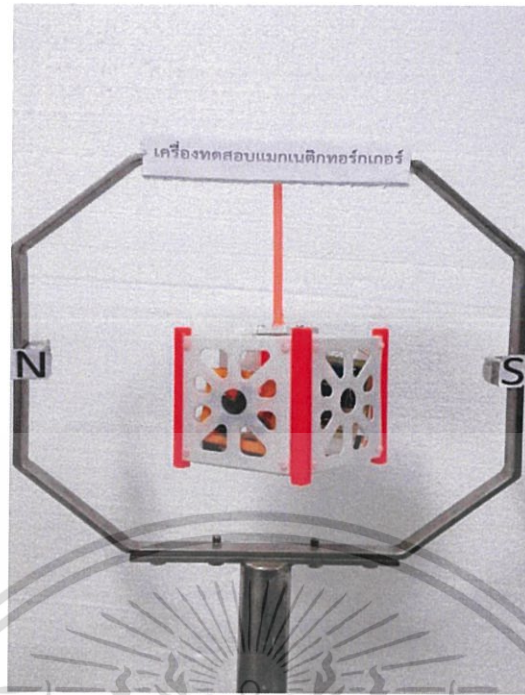
4.4 ผลการทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท

การทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท โดยการนำโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดง ติดที่จุดกึ่งกลางของดาวเทียมคิวบ์แซทแล้วนำดาวเทียมคิวบ์แซทไปติดตั้งที่ตำแหน่งกึ่งกลางของชุดจำลองสนามแม่เหล็กโลก ซึ่งใช้แม่เหล็กถาวรในการสร้างเส้นแรงแม่เหล็ก โดยเส้นแรงแม่เหล็กจะมีทิศพุ่งออกจากขั้วเหนือไปขั้วใต้



รูปที่ 4.22 ก่อนการทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.23 ผลการทดสอบการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวิบ์แซท

จากรูปที่ 4.23 จะเห็นว่าโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดง ซึ่งติดตั้งภายในดาวเทียมคิวิบ์แซท เกิดการหมุนไปในทิศทางตามเข็มนาฬิกา แสดงว่ามีกระแสไฟฟ้าไหลบนขดลวดทองแดงในทิศทางตามเข็มนาฬิกา ซึ่งทำให้เกิดแรงลัพท์ หรือสนามแม่เหล็กในทิศทางพุ่งออกจากโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดง ซึ่งเป็นไปตามกฎมือขวา และเนื่องจากสนามแม่เหล็กจากสนามแม่เหล็กโลกจำลอง มีขนาดมากกว่าสนามแม่เหล็กที่สร้างจากโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดง ดังนั้นเส้นแรงแม่เหล็กที่สร้างจากโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดงจะเรียงตัวตามเส้นแรงแม่เหล็กจากสนามแม่เหล็กโลกจำลอง ทำให้เกิดการหมุนไปในทิศตามเข็มนาฬิกา

ดังนั้นจากผลการทดสอบนำไปสู่การวางตำแหน่งของโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดงบนดาวเทียมคิวิบ์แซทในการใช้งานจริง โดยจะทำการติดโครงที่พันด้วยขดลวดทองแดงในแนวแกน X จำนวน 1 อัน และในแนวแกน Z จำนวน 1 อัน เพื่อควบคุมทิศทางของกล้องในแนวแกน X และในแนวแกน Z

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.5 ผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซทซ์ขึ้นสู่อากาศ

4.5.1 การเตรียมการก่อนการทดสอบ

4.5.1.1 การพยากรณ์สภาพอากาศ

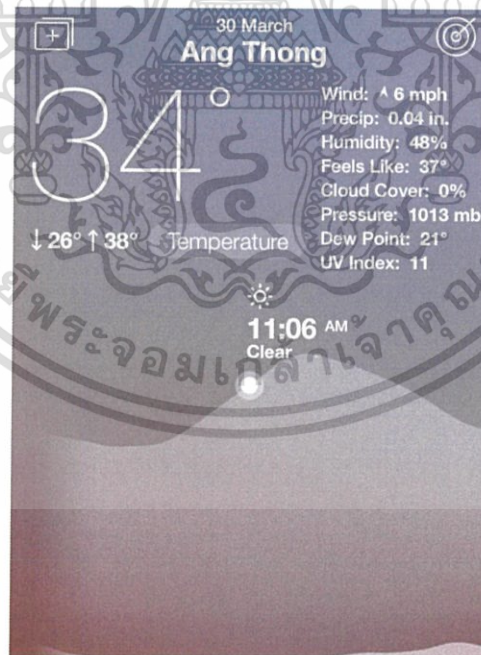
การพยากรณ์สภาพอากาศด้วยแอปพลิเคชัน Fresh Air ของบริษัท Backcountry Studios LLC ซึ่งพยากรณ์สภาพอากาศได้ผลดังนี้

วันพฤหัสบดีที่ 30 มีนาคม 2560

ระยะเวลาระหว่าง 13.00 ถึง 18.00 น.

สถานที่ วัดขุนอินทประมูล ต.อินทประมูล อ.โพธิ์ทอง จ.อ่างทอง
(14.637167,100.424833)

- 1) อุณหภูมิอยู่ระหว่าง 26 ถึง 38 องศาเซลเซียส
- 2) ความชื้นสัมพัทธ์ 48 เปอร์เซ็นต์
- 3) ปริมาณเมฆปกคลุมประมาณ 0 เปอร์เซ็นต์ของพื้นที่จังหวัดอ่างทอง
- 4) ความกดอากาศ 1013 มิลลิบาร์
- 5) ความเร็วลม 6 เมตรต่อชั่วโมง



รูปที่ 4.24 การพยากรณ์สภาพอากาศด้วยแอปพลิเคชัน Fresh Air

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.5.1.2 การพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลลูน

การพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลลูนโดยใช้เว็บไซต์ <http://predict.habhub.org/> ซึ่งจะมีให้กรอกข้อมูลต่างๆดังนี้

1. Latitude/Longitude คือ ละติจูด และลองจิจูดของจุดที่จะทำการปล่อยดาวเทียม
ขึ้นสู่ท้องฟ้า
2. Launch Time (UTC) คือ เวลาที่จะทำการปล่อยดาวเทียมขึ้นสู่ท้องฟ้า ซึ่งใช้เป็น
เวลาสากลเชิงพิกัด (UTC) โดยเวลาท้องถิ่นในประเทศไทยจะเร็วกว่าเวลาสากลเชิงพิกัด 7 ชั่วโมง
3. Launch Date คือ วันที่/เดือน/ปี ที่จะทำการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียม
4. Ascent Rate (m/s) คือ อัตราเร็วในการลอยขึ้นสู่ท้องฟ้าของบอลลูน หน่วยเมตร
ต่อวินาที
5. Burst Altitude (m) คือ ความสูงที่บอลลูนแตกเทียบจากพื้นดิน หน่วยเมตร
6. Descent Rate (m/s) คือ อัตราเร็วในการตกลงสู่พื้นของดาวเทียม หน่วยเมตรต่อ
วินาที

The image shows a screenshot of a web form for balloon launch prediction. The form fields are as follows:

Launch Site: Custom	Churchill
Latitude/Longitude:	52.2135 / 0.0964
Set With Map	Save Location
Launch altitude (m):	0
Launch Time (UTC):	16 : 11
Launch Date:	09 May 2017
Ascent Rate (m/s):	5
Burst Altitude (m):	30000
Use Burst Calculator	
Descent Rate (m/s):	5
Run Prediction	

รูปที่ 4.25 ข้อมูลที่ใช้ในการพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลลูน

โดยใช้ข้อมูลในการพยากรณ์ตำแหน่งดังนี้

1. Latitude/Longitude คือสถานที่ทำการทดสอบปล่อย (14.642946, 100.427355)
2. Launch Time (UTC) ทำการพยากรณ์ในช่วงเวลาเวลา 0.00 – 5.00 (UTC) ซึ่ง
เท่ากับ 7.00 – 12.00 น. ของเวลาประเทศไทย
3. Launch Date คือ วันที่ 30 มีนาคม 2560
4. Ascent Rate (m/s) เท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที
5. Burst Altitude (m) เท่ากับ 25000 เมตร
6. Descent Rate (m/s) เท่ากับ 3 เมตรต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

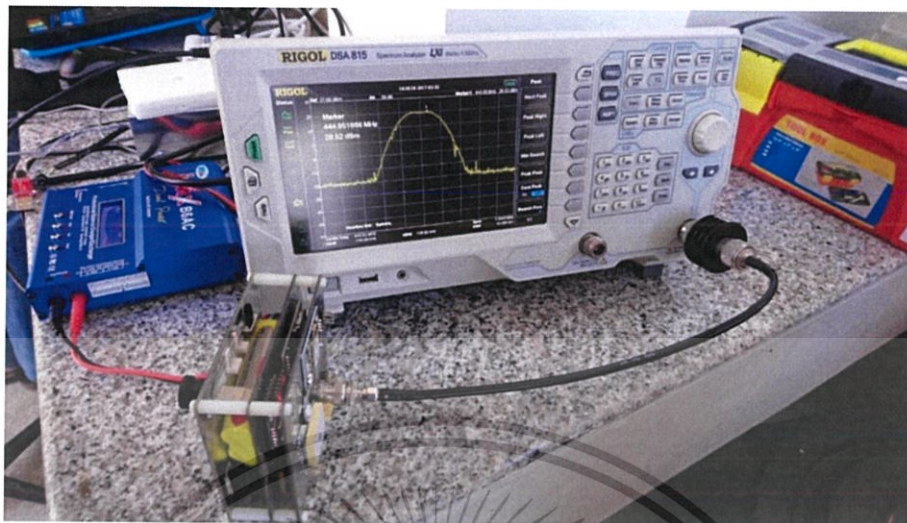
จากการพยากรณ์จะพบว่าบอลูนจะลอยขึ้นสู่ท้องฟ้าด้วยความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที จนถึงที่ระดับความสูง 25 กิโลเมตรจากพื้นดินที่พิกัด ละติจูดที่ 14.7665 ลองจิจูดที่ 100.923 บอลูนจะแตก จากนั้นจะพยุ่งตัวด้วยร่มชูชีพจนตกสู่พื้นดินที่พิกัด ละติจูดที่ 14.8533 ลองจิจูดที่ 101.147 ซึ่งระยะทางการเคลื่อนผ่านของบอลูนรวม 80.8 กิโลเมตร และใช้เวลาทั้งสิ้น 3 ชั่วโมง 31 นาที แสดงดังรูปที่ 4.26 และ 4.27



รูปที่ 4.27 ข้อมูลที่ได้จากการพยากรณ์เส้นทางที่บอลูนเคลื่อนผ่านและตกสู่พื้นดิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.5.1.3 การวัดกำลังส่งของแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ



รูปที่ 4.28 การวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซทก่อนการทดสอบ

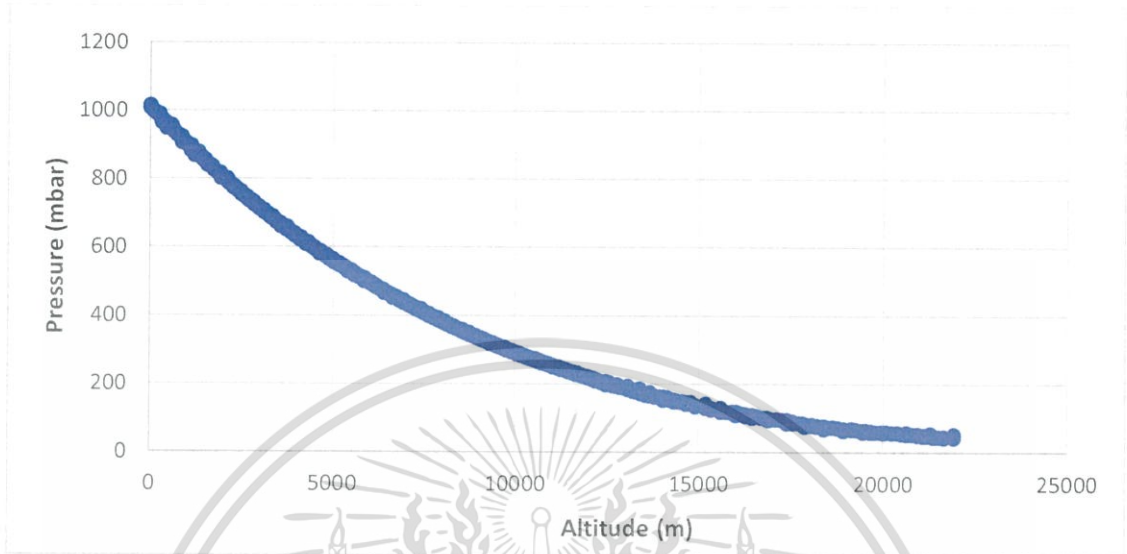
การทดสอบวัดกำลังส่งของดาวเทียมคิวบ์แซท ก่อนทำการปล่อยด้วยบอลลูนนั้น เพื่อยืนยันว่าส่วนของการสื่อสารสามารถใช้งานได้ปกติ และเป็นหลักประกันว่าจะสามารถสื่อสารด้วยระยะไกลได้ โดยสามารถวัดกำลังส่งได้ 26.52 dBm

4.5.1.4 การคำนวณปริมาณแก๊สฮีเลียมก่อนการทดสอบ

จากบทที่ 2 สมการที่ 2.35 แสดงให้เห็นว่าบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จำนวน 1 ลูก จะสร้างแรงยกน้ำหนักได้ 1.877 กิโลกรัม ซึ่งหากประมาณน้ำหนักรวมของบอลลูนดาวเทียมคิวบ์แซท และร่มชูชีพแล้ว จะได้ประมาณ 1 กิโลกรัม ดังนั้นบอลลูนที่บรรจุแก๊สฮีเลียม 300 กรัม จำนวน 1 ลูก เพียงพอที่จะสร้างแรงยกดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศได้

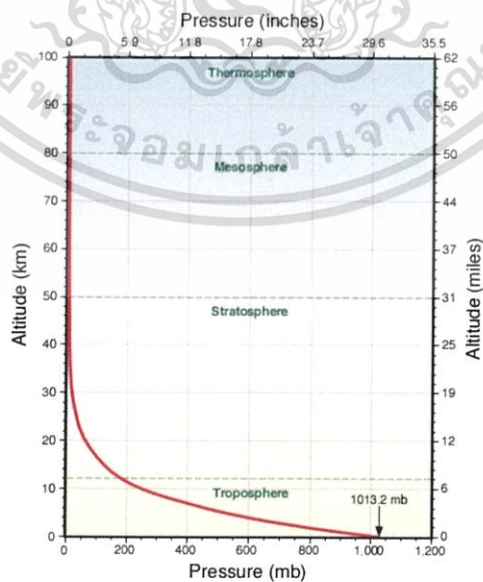
4.5.2 ผลการทดสอบ

4.5.2.1 ผลการทดสอบรับส่งข้อมูลเซนเซอร์ต่างๆ



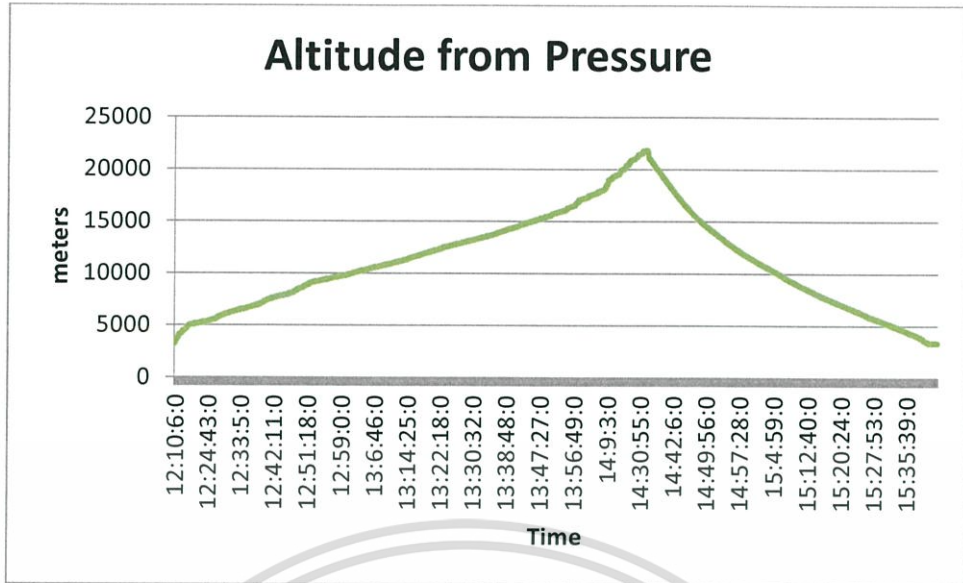
รูปที่ 4.29 กราฟความสูงเทียบกับความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

ความกดอากาศต่ำที่สุดที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท คือ 42.29 เฮกโตปาสกาล ณ เวลา 14:34:12 น. พิกัด ละติจูดที่ 14.773458 ลองจิจูดที่ 100.70504 ระดับความสูง 21861.41 เมตร เทียบกับค่าอ้างอิง ณ ความสูงเดียวกันความกดอากาศ มีค่าประมาณ 40 เฮกโตปาสกาล



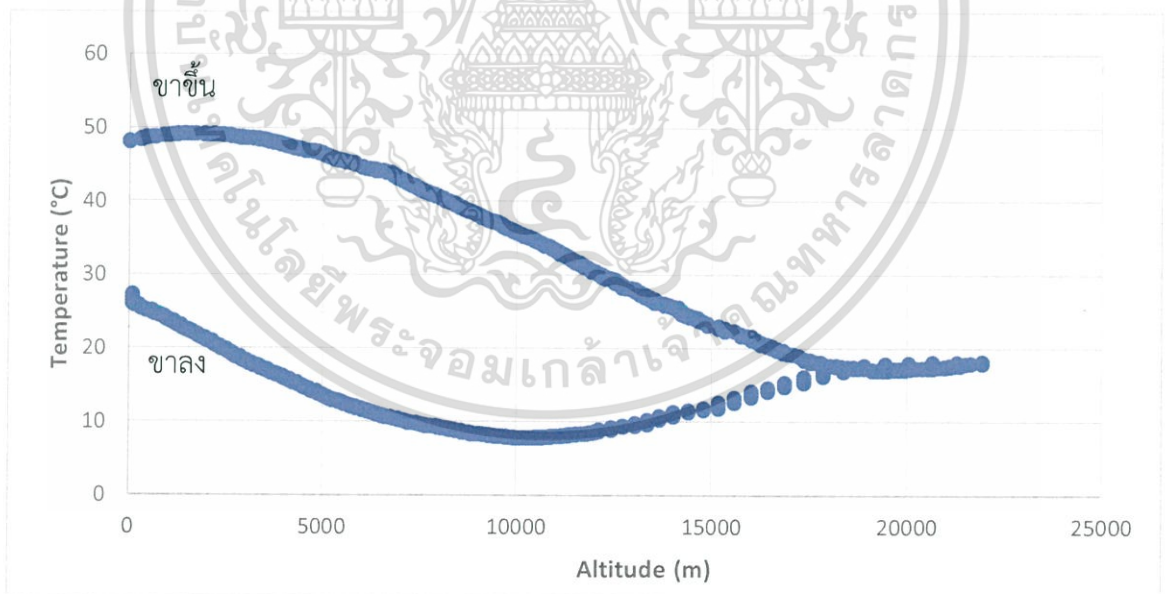
รูปที่ 4.30 ความกดอากาศเทียบกับความสูงจากระดับน้ำทะเลโดยค่าอ้างอิง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.31 กราฟระดับความสูงจากความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท

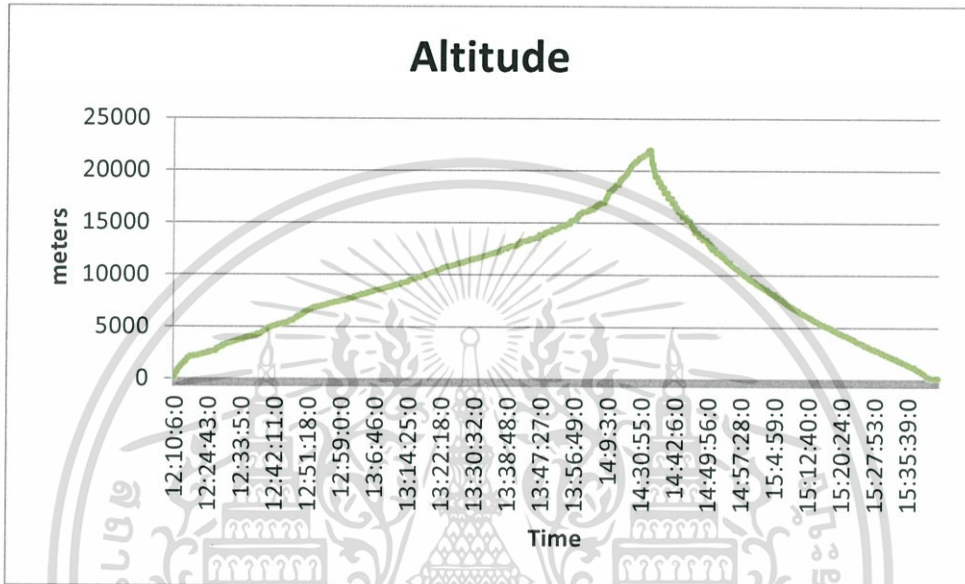
ระดับความสูงจากการคำนวณโดยใช้ค่าความกดอากาศที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท สูงสุดคือ 21861.41 เมตร จากระดับน้ำทะเล ณ เวลา 14:34:12 น. พิกัดละติจูดที่ 14.773458 ลองจิจูดที่ 100.70504



รูปที่ 4.32 กราฟความสูงเทียบกับอุณหภูมิภายในคิวบแซท

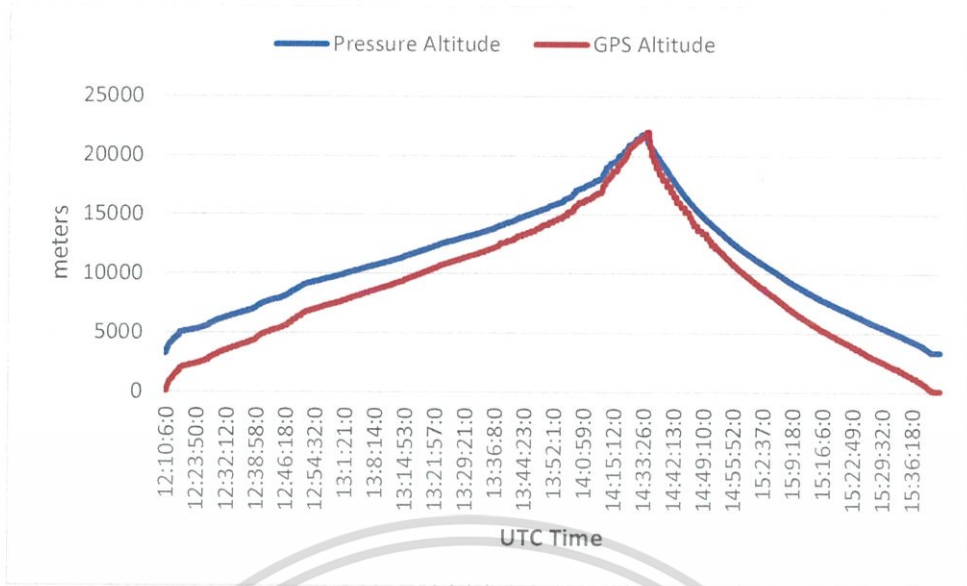
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อุณหภูมิต่ำที่สุดที่วัดได้ภายในแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท คือ 7.8 องศาเซลเซียส ณ เวลา 14:56:27 น. (ความสูง 12464.3 เมตร จากพื้นดิน) หลังจากบอลลูนแตกประมาณ 20 นาที พิกัด ละติจูดที่ 14.782755 ลองจิจูดที่ 100.70504 เป็นช่วงเวลาที่คิวบ์แซทเดินทางผ่านกลุ่มเมฆที่ทำให้เกิดฝน อุณหภูมิภายในจึงลดต่ำกว่าตอนที่อยู่บริเวณจุดสูงสุด



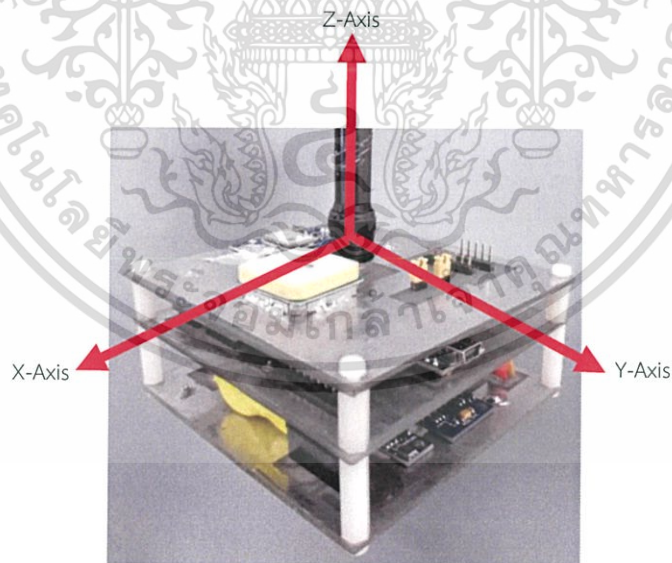
รูปที่ 4.33 กราฟความสูงจากจีพีเอสโมดูลที่วัดได้จากแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา

ระดับความสูงที่วัดได้จากจีพีเอสโมดูลบนแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท สูงสุดคือ 21963.28 เมตร จากพื้นดิน ณ เวลา 14:34:12 น. พิกัด ละติจูดที่ 14.773458 ลองจิจูดที่ 100.70504



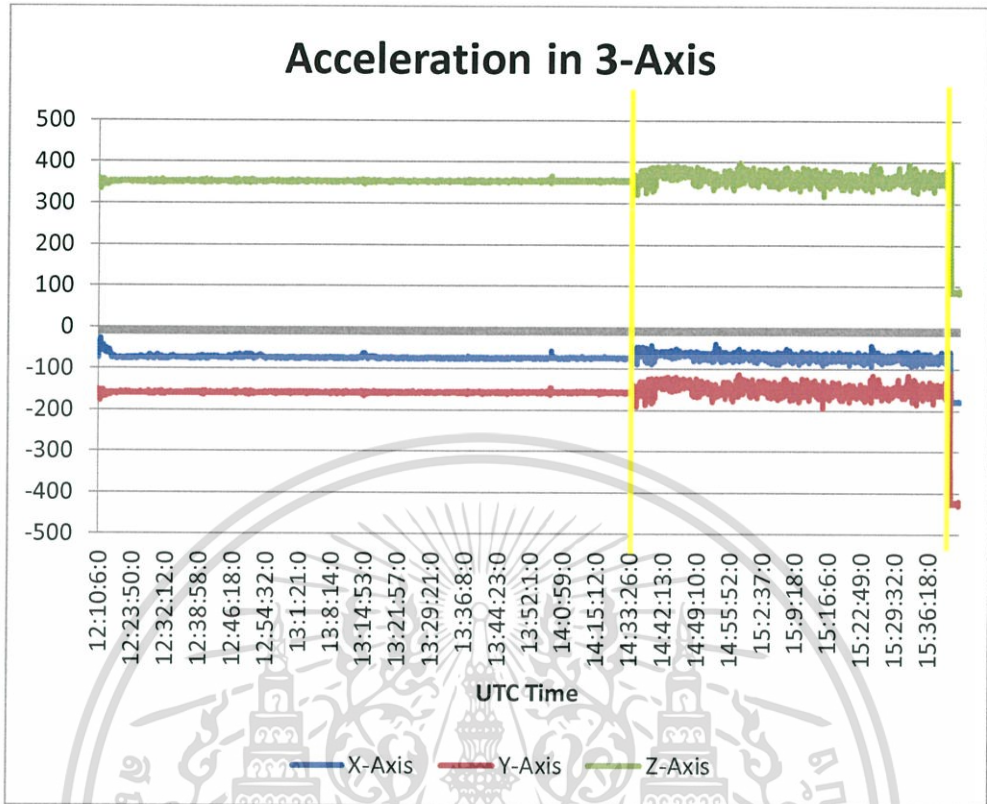
รูปที่ 4.34 กราฟเปรียบเทียบระหว่างความสูงจากความกดอากาศและความสูงจากจีพีเอสโมดูล

จากกราฟ ความสูงจากความกดอากาศจะมีความคลาดเคลื่อนสูงมากที่ระดับพื้นดิน แต่เมื่อ บอลลูนได้ระดับสูงขึ้นไป ค่าความสูงจากทั้งจีพีเอสโมดูลและความสูงจากความกดอากาศ จะมีค่า ใกล้เคียงกันมากขึ้น



รูปที่ 4.35 แกนอ้างอิงสำหรับการวัดความเร่ง 3 แกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



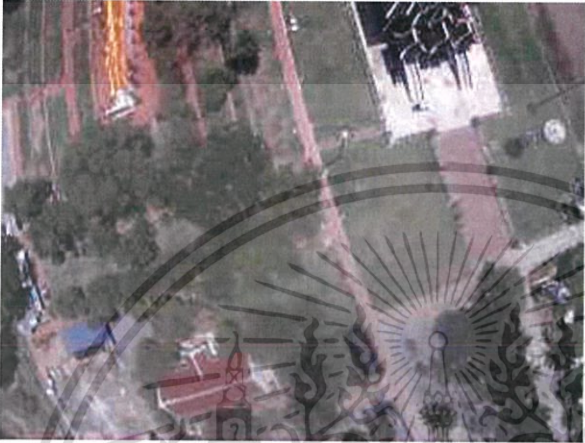


รูปที่ 4.36 กราฟความเร่งที่วัดได้จากแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทเทียบกับเวลา

จากกราฟความเร่งที่วัดได้ แบ่งช่วงเหตุการณ์ได้ 3 ช่วง ช่วงแรกที่มีความเร่งมีการเปลี่ยนแปลงน้อย เป็นช่วงที่บอลลูนดิ่งแบบจำลองดาวเทียมขึ้นสู่ท้องฟ้า ช่วงถัดมา ณ เวลา 14:34:12 น. พิกัดละติจูดที่ 14.773458 ลองจิจูดที่ 100.70504 ความเร่งมีการเปลี่ยนแปลงที่รุนแรง เนื่องจากบอลลูนแก๊สฮีเลียมขยายตัวจนแตกออก รั่มซูชีพจะกางออกทำให้แบบจำลองดาวเทียมลอยไปตามแรงลม และช่วงสุดท้ายเป็นการตกลงสู่พื้นดิน ซึ่งแบบจำลองดาวเทียมวางตัวกับพื้นดินในแนวแกน -Y

4.5.2.2 ผลการรับส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศ


1) ผลการรับส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศที่ไม่ผ่านการเข้ารหัส ช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

ตารางที่ 4.3 รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 12:10 น. ละติจูดที่ 14.642137 ลองจิจูดที่ 100.426990 ระดับความสูง 27.3 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 12:11 น. ละติจูดที่ 14.643055 ลองจิจูดที่ 100.427250 ระดับความสูง 331.4 เมตร ขนาดภาพ 160x120 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 12:16 น. ละติจูดที่ 14.649545 ลองจิจูดที่ 100.434950 ระดับความสูง 1466.8 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>



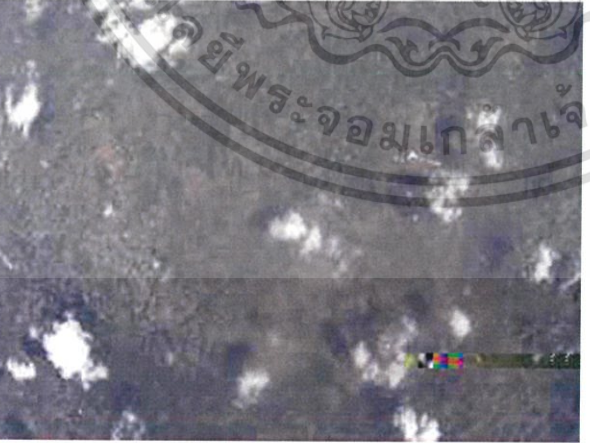
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 12:27 น. ละติจูดที่ 14.671271 ลองจิจูดที่ 100.436790 ระดับความสูง 2791.7 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 12:29 น. ละติจูดที่ 14.675363 ลองจิจูดที่ 100.434290 ระดับความสูง 3045.5 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>




เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 12:39 น. ละติจูดที่ 14.703754 ลองจิจูดที่ 100.437700 ระดับความสูง 4462.2 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 12:49 น. ละติจูดที่ 14.711672 ลองจิจูดที่ 100.463640 ระดับความสูง 6057.3 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 13:22 น. ละติจูดที่ 14.758837 ลองจิจูดที่ 100.607660 ระดับความสูง 10538.9 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>




เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 13:36 น. ละติจูดที่ 14.77367 ลองจิจูดที่ 100.707 ระดับความสูง 12194.7 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 13:38 น. ละติจูดที่ 14.77983 ลองจิจูดที่ 100.7245 ระดับความสูง 12529.4 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 13:42 น. ละติจูดที่ 14.79067 ลองจิจูดที่ 100.752 ระดับความสูง 13046.3 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>




เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนวูลูชัน

	<p>เวลา 13:57 น. ละติจูดที่ 14.75617 ลองจิจูดที่ 100.79933 ระดับความสูง 15359.4 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 14:01 น. ละติจูดที่ 14.76217 ลองจิจูดที่ 100.79833 ระดับความสูง 16150.4 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>
	<p>เวลา 14:03 น. ละติจูดที่ 14.76733 ลองจิจูดที่ 100.79817 ระดับความสูง 16433.9 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิก เซล</p>

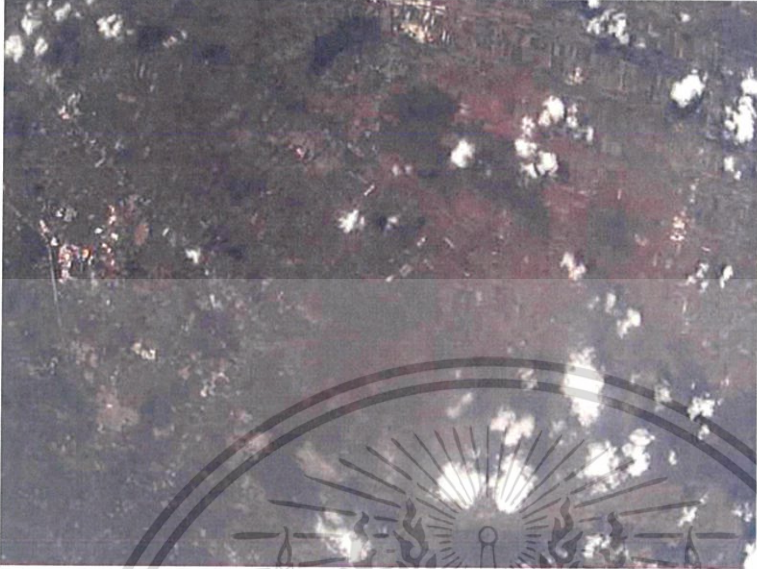

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:06 น. ละติจูดที่ 14.77717 ลองจิจูดที่ 100.80033 ระดับความสูง 16984.3 เมตร ขนาดภาพ 160x120 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:06 น. ละติจูดที่ 14.77783 ลองจิจูดที่ 100.80117 ระดับความสูง 17122.1 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:07 น. ละติจูดที่ 14.77783 ลองจิจูดที่ 100.80167 ระดับความสูง 17262.65 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>

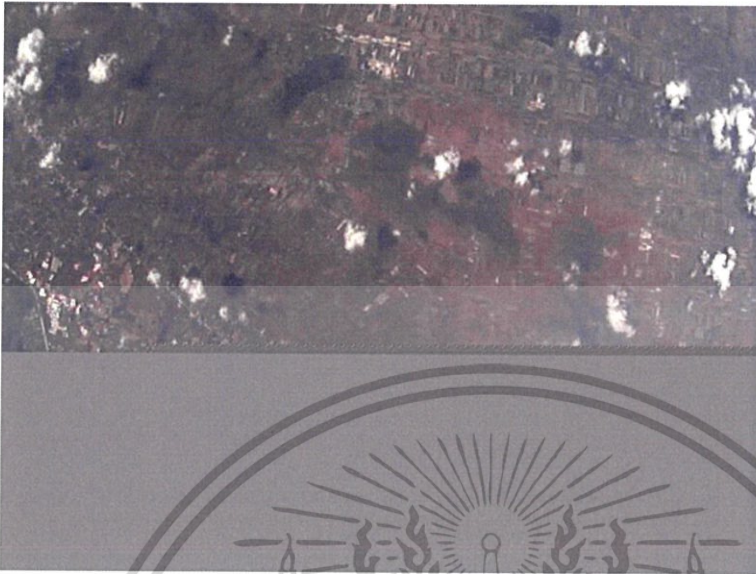
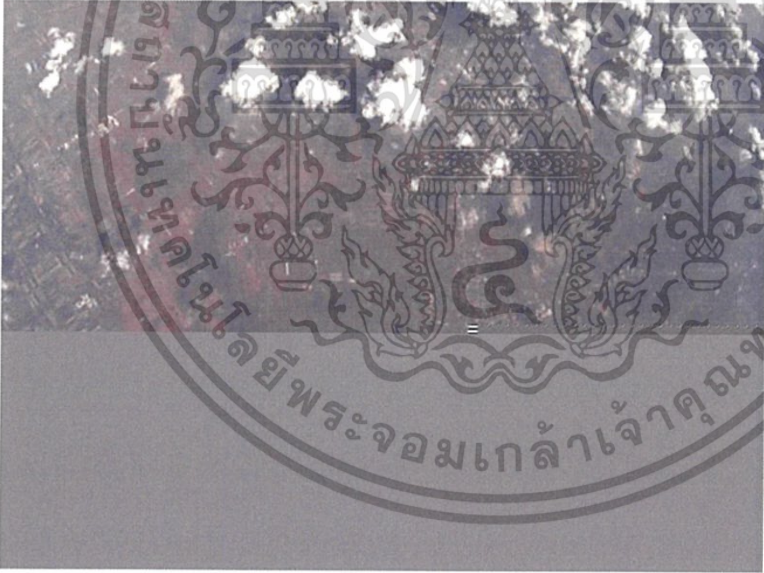
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:13 น. ละติจูดที่ 14.76717 ลองจิจูดที่ 100.81517 ระดับความสูง 18208.45 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:16 น. ละติจูดที่ 14.764 ลองจิจูดที่ 100.81517 ระดับความสูง 18759.22 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>

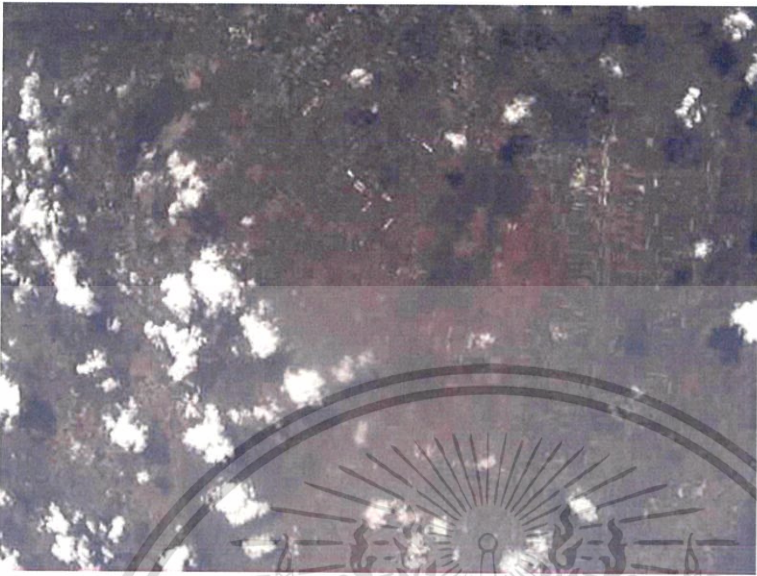

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:17 น. ละติจูดที่ 14.7665 ลองจิจูดที่ 100.81733 ระดับความสูง 18830.6 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p> <p>**รูปภาพส่วนที่ขาดหายไปเกิดจากสายอากาศรับสัญญาณอยู่นอก Line of sight</p>
	<p>เวลา 14:20 น. ละติจูดที่ 14.76983 ลองจิจูดที่ 100.8325 ระดับความสูง 19374.92 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p> <p>**รูปภาพส่วนที่ขาดหายไปเกิดจากสายอากาศรับสัญญาณอยู่นอก Line of sight</p>

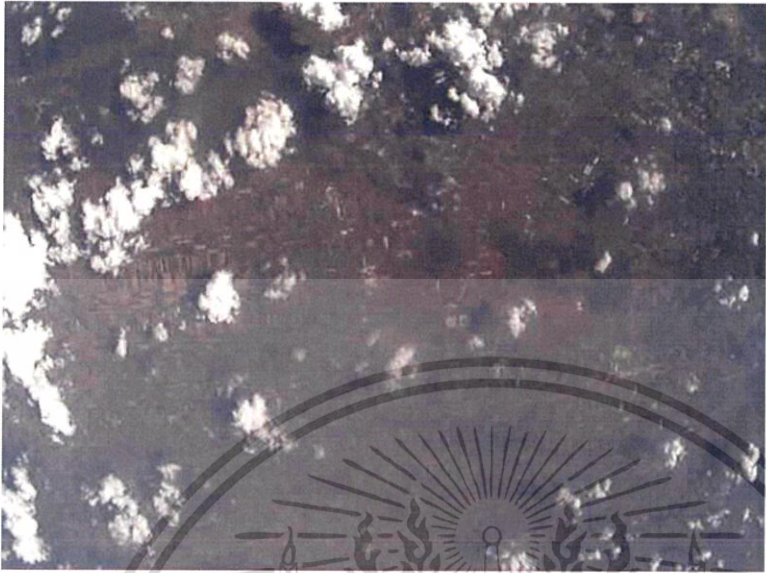

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:23 น. ละติจูดที่ 14.777 ลองจิจูดที่ 100.84633 ระดับความสูง 19935.75 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:25 น. ละติจูดที่ 14.7855 ลองจิจูดที่ 100.86317 ระดับความสูง 20386.85 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>

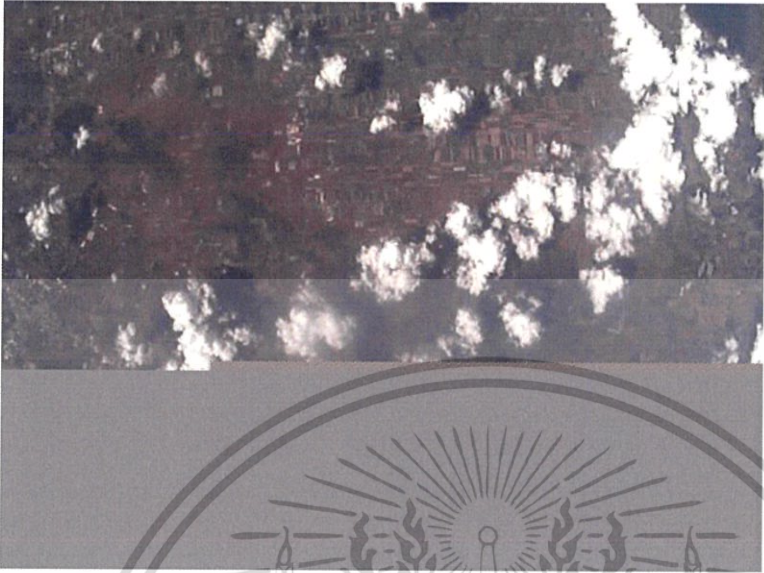
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนวูลูชัน

	<p>เวลา 14:28 น. ละติจูดที่ 14.787 ลองจิจูดที่ 100.88833 ระดับความสูง 20804.73 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:31 น. ละติจูดที่ 14.77917 ลองจิจูดที่ 100.917 ระดับความสูง 21389.64 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้


ตารางที่ 4.3 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ไม่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:34 น. ละติจูดที่ 14.77483 ลองจิจูดที่ 100.94267 ระดับความสูง น. 21963.28 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p> <p>**รูปภาพส่วนที่ขาด หายไปเกิดจาก สายอากาศรับ สัญญาณอยู่นอก Line of sight</p>
---	---

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



2) ผลการรับส่งข้อมูลภาพถ่ายทางอากาศที่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณ
คอนโวลูชัน

ตารางที่ 4.4 รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานี
ภาคพื้นดินที่ผ่านการเข้ารหัสของสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 12:12 น. ละติจูดที่ 14.644967 ลองจิจูดที่ 100.428060 ระดับความสูง 671.1 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 12:14 น. ละติจูดที่ 14.647597 ลองจิจูดที่ 100.432730 ระดับความสูง 1225.5 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 12:17 น. ละติจูดที่ 14.650957 ลองจิจูดที่ 100.436270 ระดับความสูง 1591 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>

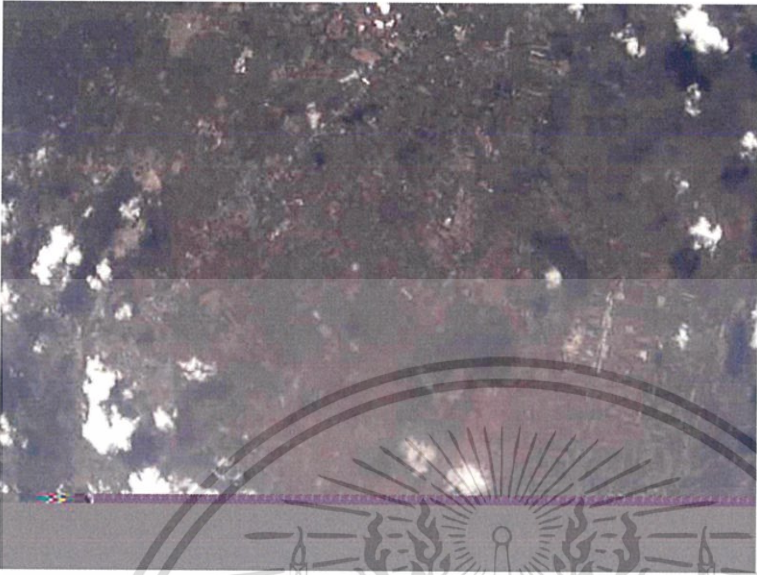
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.4 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 12:19 น. ละติจูดที่ 14.654726 ลองจิจูดที่ 100.439170 ระดับความสูง 1942.9 เมตร ขนาดภาพ 320x240 พิกเซล</p>
	<p>เวลา 14:10 น. ละติจูดที่ 14.77317 ลองจิจูดที่ 100.808 ระดับความสูง 17816.17 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.4 (ต่อ) รูปภาพที่รับได้จากแบบจำลองดาวเทียม EM-2 โดยการส่งถ่ายภาพจากสถานีภาคพื้นดินที่ผ่านการเข้ารหัสช่องสัญญาณคอนโวลูชัน

	<p>เวลา 14:27 น. ละติจูดที่ 14.78717 ลองจิจูดที่ 100.8795 ระดับความสูง 20669.4 เมตร ขนาดภาพ 640x480 พิกเซล</p> <p>**รูปภาพส่วนที่ขาด หายไปเกิดจาก สายอากาศรับสัญญาณ อยู่นอก Line of sight</p>
---	---

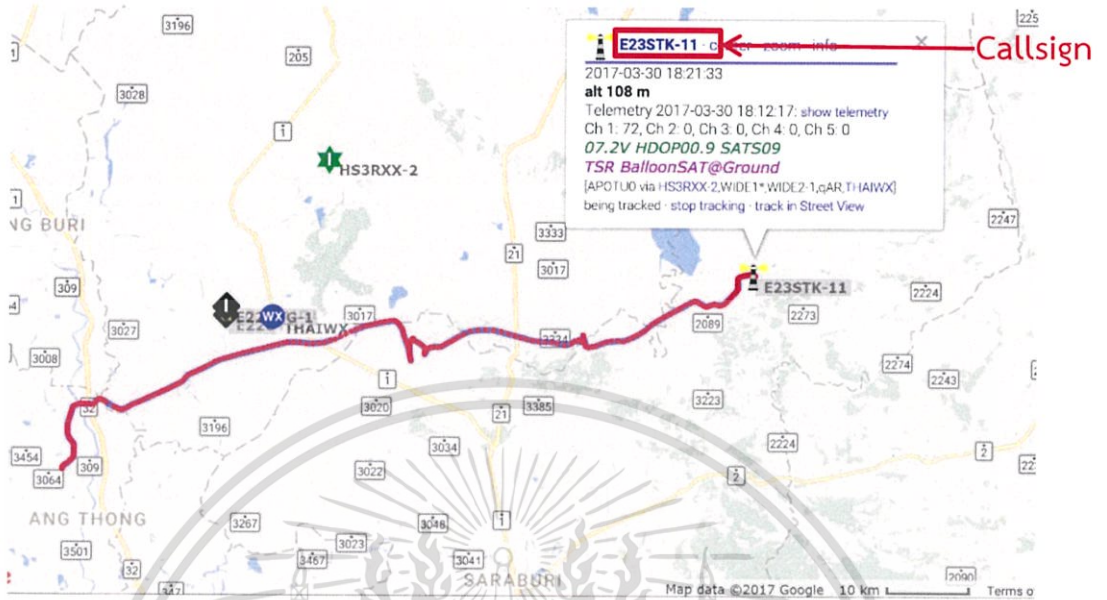
4.5.2.3 ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์



รูปที่ 4.37 ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์ที่ความสูง 11.23 กิโลเมตร เหนือพื้นดิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.5.2.4 เส้นทางการเคลื่อนผ่านของแบบจำลองดาวเทียมคิวบแซท



รูปที่ 4.38 การติดตามแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซทด้วย APRS



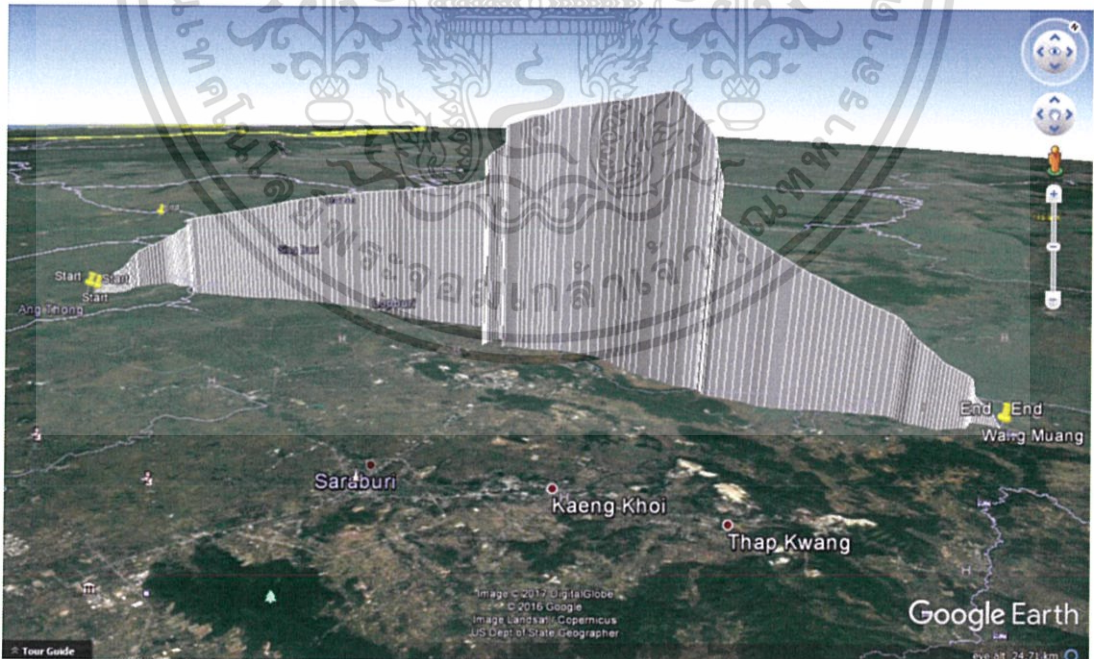
รูปที่ 4.39 การวัดระยะกระจัดระหว่างจุดปล่อยและจุดตก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การตามเก็บก๊วตเวียมที่ ฟาร์มโคนม ซีพี วังม่วง อำเภอวังม่วง จังหวัดสระบุรี พิกัด ละติจูด
ที่ 14.843793 ลองจิจูดที่ 101.168270 ห่างจากจุดปล่อยเป็นระยะทางกระจัดประมาณ 82.85
กิโลเมตร



รูปที่ 4.40 แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมควิบแซทตสูพื้นดิน

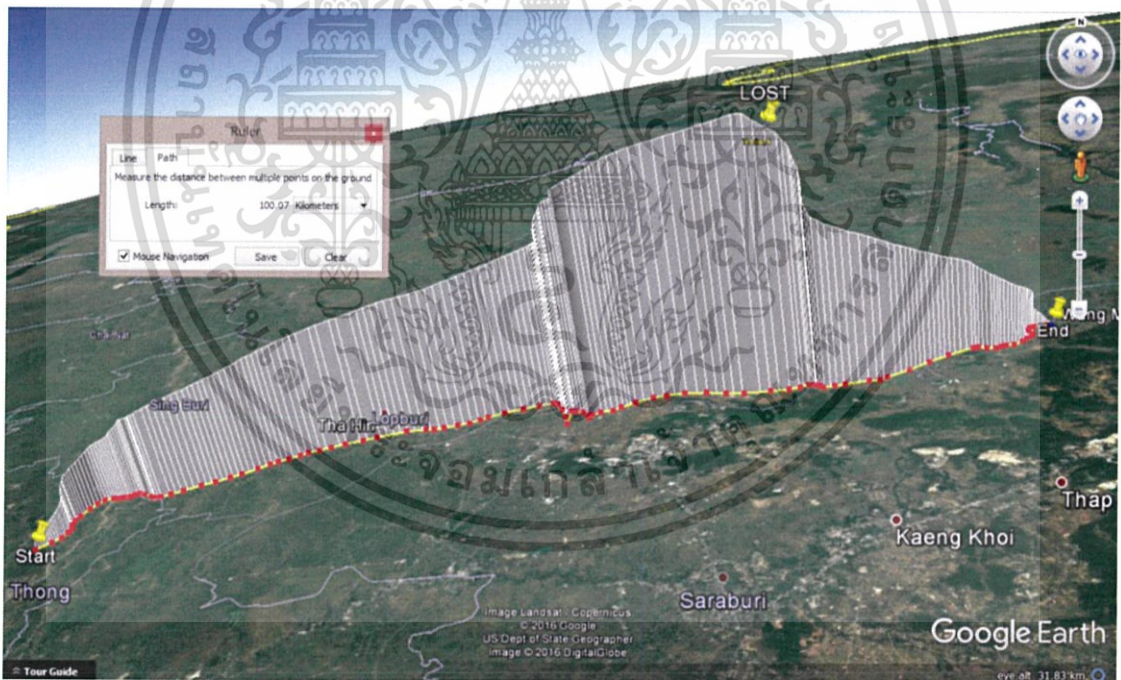


รูปที่ 4.41 ความสูงและเส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมควิบแซทผ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



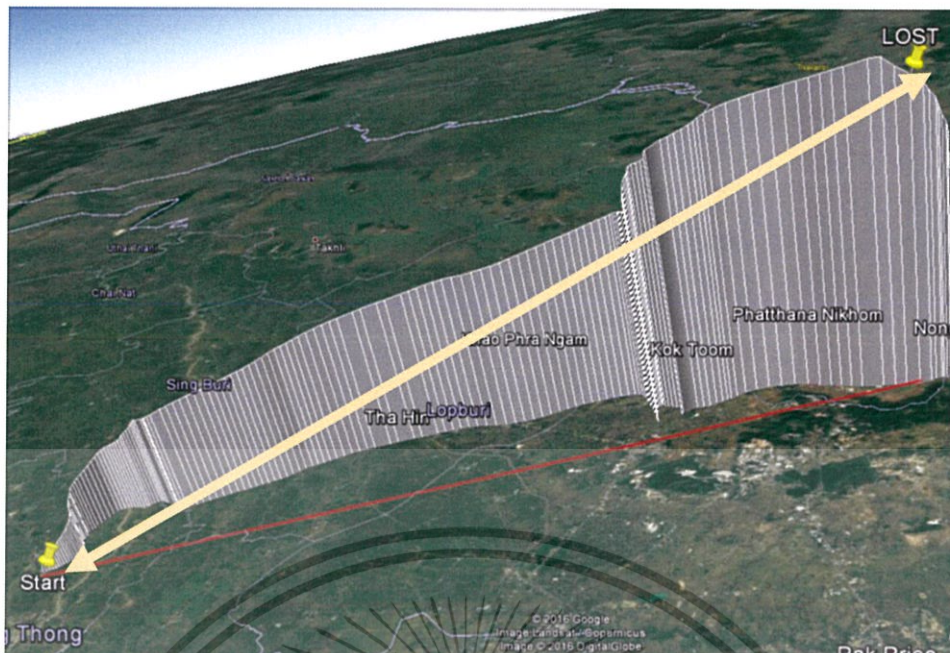
รูปที่ 4.42 เส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมควิ็บแซทเคลื่อนผ่าน



รูปที่ 4.43 ระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่าน

ระยะเวลาที่ทำการทดสอบแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมควิ็บแซทรวมทั้งสิ้น 210 นาที (ระหว่างเวลา 14:10 น. ถึง 15:40 น.) และระยะทางจริงที่ดาวเทียมเคลื่อนผ่านรวมทั้งสิ้น 100.07 กิโลเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.44 ระยะการสื่อสารสูงสุดของดาวเทียมคิวบแซท

ระยะการสื่อสารสูงสุดระหว่างแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบแซท กับสถานีภาคพื้นดิน ในแนวปราศจากสิ่งกีดขวาง (Line of sight) โดยประมาณ 60 กิโลเมตร ที่ความถี่ 444.92 เมกะเฮิร์ตซ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สรุปผลการทดลอง

5.1 สรุปผล

ดาวเทียมคิวบ์แซทเป็นจุดเริ่มต้นในการศึกษาและสร้างองค์ความรู้ทางด้านเทคโนโลยี ดาวเทียมเพื่อสร้างดาวเทียมได้เองภายในประเทศ โดยเฉพาะในงานวิจัยทางวิทยาศาสตร์ โดยมีภารกิจได้หลากหลาย เช่น การถ่ายภาพ การสื่อสาร การทดสอบการทำงานของอุปกรณ์ในอวกาศ หรือ การสำรวจอวกาศ เป็นต้น ซึ่งการสร้างดาวเทียมได้ด้วยตนเองสามารถประหยัดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเมื่อเปรียบเทียบกับ การซื้อดาวเทียมจากต่างประเทศ การสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทมีข้อได้เปรียบ เมื่อเทียบกับการสร้างดาวเทียมขนาดใหญ่ในด้านการใช้งบประมาณการสร้างที่ต่ำ และใช้เวลาในการสร้างที่ไม่นาน อีกทั้งยังสามารถที่จะทำเป็น Constellation เพื่อปกคลุมพื้นที่บนโลกได้ง่าย ดังนั้น ปริมาณนิพนธ์ฉบับนี้จึงได้ทำการออกแบบและแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทที่มีภารกิจหลักคือการถ่ายภาพเพื่อสร้างองค์ความรู้ในด้านการสร้างดาวเทียม โดยแบบจำลองทางวิศวกรรมนี้ถูกออกแบบและสร้างเพื่อทดสอบการส่งผ่านข้อมูลที่ความสูง 20 กิโลเมตร ซึ่งประกอบด้วย ภาพถ่าย อุณหภูมิภายในคิวบ์แซท ความกดอากาศ ความเร็ว 3 แกน ตำแหน่งพิกัดของแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทมายังสถานีภาคพื้นดิน

อย่างไรก็ตามการสร้างดาวเทียมคิวบ์แซทจำเป็นต้องคำนึงถึงปัญหา จากการส่งผ่านข้อมูลจากดาวเทียมคิวบ์แซทไปยังสถานีภาคพื้นดินผ่านทางช่องสัญญาณ ที่ประกอบด้วยสัญญาณรบกวนซึ่งส่งผลกระทบต่อทำให้การรับ-ส่งข้อมูลมีอัตราบิดเบิดพลาดสูงขึ้น อีกทั้งการถ่ายภาพซึ่งเมื่อดาวเทียมคิวบ์แซทโคจรอยู่ในอวกาศ จะเคลื่อนที่โดยอิสระ ทำให้ภาพถ่ายทางอากาศไม่ได้เป็นไปตามต้องการ ปริมาณนิพนธ์นี้จึงได้นำวิธีการแก้ไขปัญหาด้านความถูกต้องของการส่งผ่านข้อมูลและการทำการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท (Stabilization) เพื่อการถ่ายภาพทางอากาศ ตามลำดับ โดยวิธีการแก้ไขปัญหาด้านความถูกต้องของการส่งผ่านข้อมูล เราเลือกใช้การเข้ารหัสคอนวูลูชัน เนื่องจากสามารถนำมาประยุกต์ได้ง่ายกับอุปกรณ์ต่างๆไป สำหรับรหัสคอนวูลูชันตามมาตรฐานของคณะกรรมการที่ปรึกษาระบบจัดการข้อมูลในอวกาศ (CCSDS) ใช้รหัสคอนวูลูชันด้วยอัตรารหัสเท่ากับ $1/2$ และ Constraint length (K) เท่ากับ 7 ส่วนการทำการรักษาสมดุลของดาวเทียมคิวบ์แซท เราเลือกใช้ Magnetic Torques Stabilization เนื่องจากดาวเทียมคิวบ์แซทมีขนาดเล็กกระต๊บนานโนแซท และมีแหล่งพลังงานที่จำกัด

ดังนั้นปริมาณนิพนธ์ฉบับนี้จึงได้นำระบบการเข้ารหัสคอนวูลูชันมาประยุกต์ใช้กับดาวเทียมคิวบ์แซท ที่ประมวลผลและจัดการข้อมูลด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino Nano ที่มีขนาดเล็กและน้ำหนักเบา แต่กระนั้นแล้วด้วยอุปกรณ์สื่อสาร โมดูล SV650 ที่เราใช้งาน มีการทำ CRC-1 แบบอัตโนมัติ ทำให้การสื่อสารข้อมูลที่เกิดอัตราบิดเบิดพลาด ตัวโมดูลสื่อสารนี้จะปฏิเสธข้อมูลทั้งเฟรมขนาด 54 bytes ทั้งหมด ทำให้ปลายทางไม่สามารถรับข้อมูลใดๆได้ แม้กระทั่งข้อมูลที่ถูกเข้ารหัส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อสัญญา ทำให้ไม่สามารถแก้ไขความผิดพลาดได้เลย ในการปรับแก้ครั้งถัดไปจะทำการสรรหาโมดูลสื่อสารตัวใหม่ ที่ไม่มี Error Detection

5.2 ข้อเสนอแนะ

การออกแบบและสร้างดาวเทียมนอกเหนือจากระบบการทำงานของดาวเทียมแล้ว ยังต้องคำนึงถึงการทำงานในสภาพแวดล้อมที่ชั้นบรรยากาศต่างๆด้วย จึงจำเป็นต้องมีเครื่องในการจำลองสภาพแวดล้อมที่ระดับความสูงต่างๆ อย่างเช่น Vacuum chamber ที่ใช้ทดสอบภายใต้ความดันอากาศของตัวดาวเทียม การทำ Vibration testing การทดสอบ Magnetic Torques stabilization ด้วย Air bearing การทดสอบ EMI (Electromagnetic Interference) ที่ส่งผลกระทบต่ออุปกรณ์บนดาวเทียม การทดสอบ Heat Transfer บนโครงสร้างตัวดาวเทียม รวมไปถึงการทดสอบแหล่งจ่ายพลังงาน ที่เป็นหัวใจสำคัญของดาวเทียม



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

- [1] The CubeSat Program Cal Poly SLO. 2014. “CubeSat Design Specification,” [Online].
Available: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf
- [2] Wikipedia. “Atmospheric temperature,” [Online].
Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Atmospheric_temperature
- [3] Sherif Saleh, “Floating Performance Analysis and Extended Lifetime for High Altitude Zero Pressure Balloon,” International Journal of Modeling and Optimization, Vol. 6, No. 4, August 2016.
- [4] Martin Bossert, “Channel Coding for Telecommunications,” John Wiley and Sons, 1999.
- [5] The Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS), “Recommendation for Space Data System Standards: TM SYNCHRONIZATION AND CHANNEL CODING,” 2011.
- [6] LinkSprite, “LinkSprite JPEG Color Camera Serial UART Interface With Infrared,” 2010.
- [7] Bosch Sensortec, Data sheet BMP180.
- [8] Mechtly, “The International System of Units, Physical Constants and Conversion Factors,” REV. 2, 1973.
- [9] Bill Earl, “ADXL345 Digital Accelerometer.”
- [10] Mark Pedley, Tilt Sensing Using a Three-Axis Accelerometer, Freescale Semiconductor, 2013.
- [11] Ublox, “NEO-6 u-blox 6 GPS Modules Data Sheet”
- [12] National Marine Electronics Association, The NMEA 0183 Protocol,
- [13] Arduino. “Arduino Nano,” [Online].
Available: <https://www.arduino.cc/en/Main/arduinoBoardNano>
- [14] Arduino. “Arduino Pro Mini,” [Online].
Available: <https://www.arduino.cc/en/Main/arduinoBoardProMini>
- [15] Cristinel Ababei. “microSD card,” [Online].
Available: www.dejazzer.com/ee379/lecture_notes/lec12_sd_card.pdf
- [16] NXP Semiconductors N.V. “UM10204 I2C-bus specification and user manual,” 2014.

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [17] DLNWARE. “SPI Bus,” [Online].
Available: <http://dlnware.com/theory/SPI-Transfer-Modes>
- [18] Silicon Laboratories Inc., **Data sheet Si4432 ISM Tranceiver.**
- [19] Christian Schlegel, **Trellis coding**, The Institute of Electrical and Electronics Engineers, 1997.
- [20] National Instruments. “**LabVIEW Environment Basics**,” [Online].
Available: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/environment>
- [21] W. L. Stutzman and G. A. Thiele, **Antenna Theory and Design**, 2nd ed., John Wiley and Sons, 1998.
- [22] Thomas Gansmoe, Stian Vik Mathisen, Jøran Grande, Jens F. Dalsgaard Nielsen, Nils Kristian Rossing, “**The CanSat Book**,” 2013.
- [23] Duncan Miller, “**Design optimization of the CADRE Magnetorquers**,” 2013.
- [24] Bob Bruninga. “**Automatic Packet Reporting System**,” [Online].
Available: <http://www.aprs.org/>





เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก.

ผลการทดสอบปล่อยแบบจำลองดาวเทียมคิวบ์แซท EM-1 ขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ

วันศุกร์ที่ 2 ธันวาคม 2559 เวลา 13.00 - 18.00 น.

สถานที่ วัดขุนอินทประมูล ต.อินทประมูล อ.โพธิ์ทอง จ.อ่างทอง (14.637167,100.424833)

1. การพยากรณ์สภาพอากาศในการทดสอบครั้งที่ 1

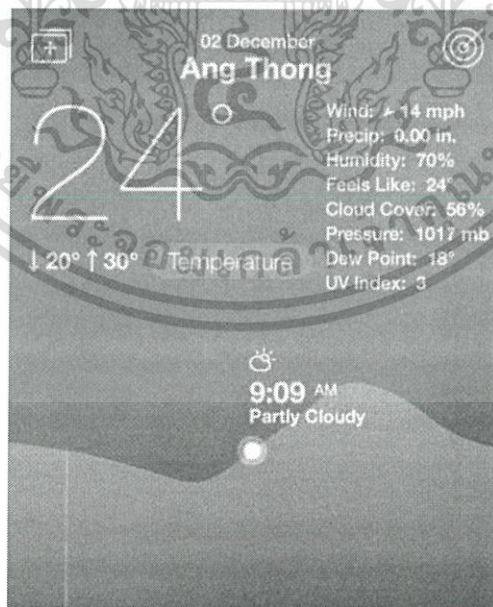
วันศุกร์ที่ 2 ธันวาคม 2559

ระยะเวลาระหว่าง 13.00 ถึง 18.00 น.

สถานที่ วัดขุนอินทประมูล ต.อินทประมูล อ.โพธิ์ทอง จ.อ่างทอง (14.637167,100.424833)

พยากรณ์สภาพอากาศได้ผลดังนี้คือ

- 1) อุณหภูมิอยู่ระหว่าง 20 ถึง 30 องศาเซลเซียส
- 2) ความชื้นสัมพัทธ์ 70 เปอร์เซ็นต์
- 3) ปริมาณเมฆปกคลุมประมาณ 56 เปอร์เซ็นต์ของพื้นที่จังหวัดอ่างทอง
- 4) ความกดอากาศ 1017 มิลลิบาร์
- 5) ความเร็วลม 14 เมตรต่อชั่วโมง



รูปที่ ก.1 การพยากรณ์สภาพอากาศโดยฐานข้อมูลออนไลน์ก่อนทำการส่งบอลูน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. การพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของบอลลูนในการทดสอบครั้งที่ 1

จากการพยากรณ์เส้นทางการเคลื่อนผ่านของจะพบว่าบอลลูนจะลอยขึ้นสู่ท้องฟ้าด้วยความเร็ว 3 เมตรต่อวินาที จนถึงที่ระดับความสูง 25 กิโลเมตรจากพื้นดินบอลลูนจะแตก จากนั้นจะพยุงตัวด้วยร่มชูชีพจนตกสู่พื้นที่พิกัด ละติจูดที่ 14.6674 ลองจิจูดที่ 100.2190 ซึ่งระยะทางการเคลื่อนผ่านของบอลลูนรวม 21 กิโลเมตร และใช้เวลาทั้งสิ้น 1 ชั่วโมง 28 นาที แสดงดังรูปที่ ก.2



รูปที่ ก.2 การพยากรณ์เส้นทางที่บอลลูนเคลื่อนผ่านและตกสู่พื้นดิน

Scenario Information

Current mouse position: Lat: 14.6674 Lon: 100.2190
Range: 21.0km, Flight Time: 1hr28
Cursor range from launch: 21.0km, land: 0.0km
Last run at 15:41 01/12/2016 UTC using model 2016120106

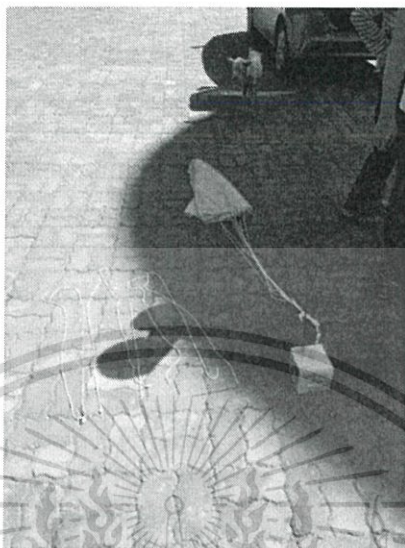
[Pan To | CSV | KML](#)

[Show Debug | Hide Launch Card | About](#)

รูปที่ ก.3 แสดงการพยากรณ์เส้นทางที่บอลลูนเคลื่อนผ่านและตกสู่พื้นดิน

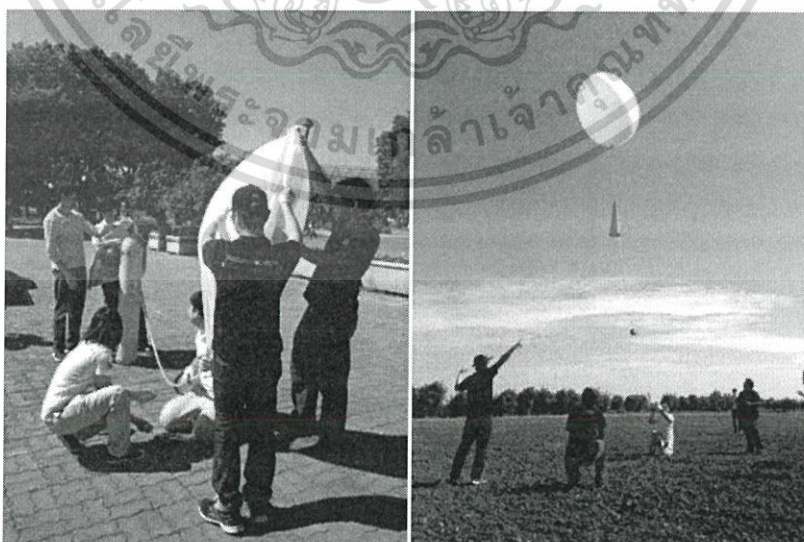
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. การเตรียมการทดสอบแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทในการทดสอบครั้งที่ 1



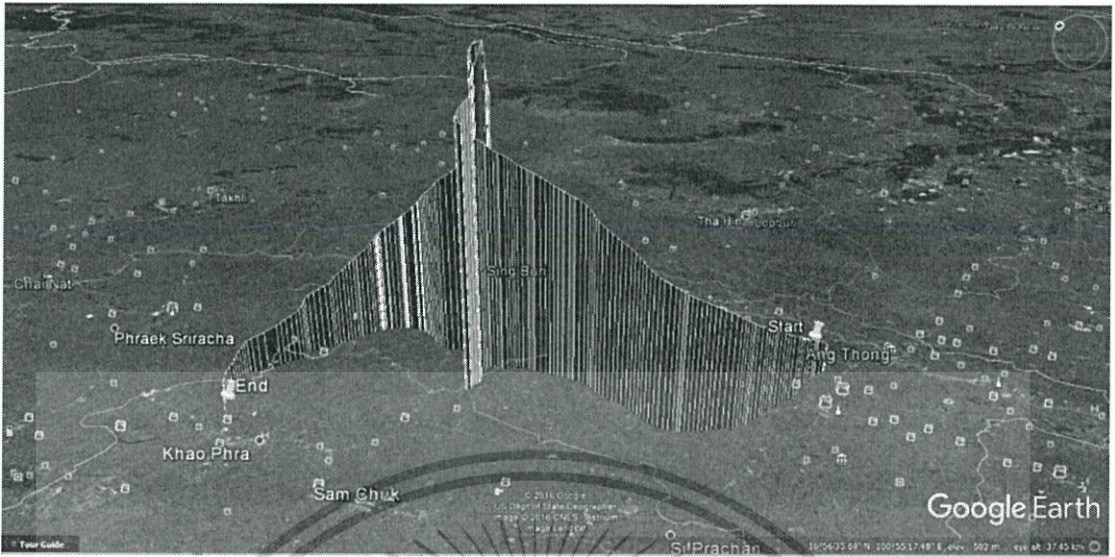
รูปที่ ก.4 การเตรียมการส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซท

การส่งแบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวบ์แซทขึ้นสู่ชั้นบรรยากาศ ใช้บอลลูนขนาด 300 กรัม บรรจุแก๊สฮีเลียม 3 คิวบิกเมตร ทำให้เกิดแรงยก 2 กิโลกรัมซึ่งสามารถยกวัตถุน้ำหนัก 1 ถึง 1.2 กิโลกรัม ให้ลอยสู่ชั้นบรรยากาศได้ประมาณ 20 กิโลเมตร



รูปที่ ก.5 การบรรจุแก๊สฮีเลียมสู่บอลลูน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ก.8 ความสูงและเส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทผ่าน



รูปที่ ก.9 เส้นทางที่แบบจำลองทางวิศวกรรมของดาวเทียมคิวิบ์แซทผ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5. ภาพถ่ายทางอากาศจากกล้องออฟไลน์



รูปที่ ก.10 ภาพถ่ายทางอากาศที่ความสูง 11.170 กิโลเมตร เหนือระดับน้ำทะเล



รูปที่ ก.11 ภาพถ่ายทางอากาศที่ความสูง 24.64 กิโลเมตร เหนือระดับน้ำทะเล (จุดที่สูงที่สุด)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อได้รับใบอนุญาตจากที่ว่าการอำเภอแล้ว จะต้องนำไปใช้ประกอบกับแบบฟอร์มการแจ้งข่าวเกี่ยวกับความปลอดภัยในการเดินอากาศ (NOTAM) ดังแสดงในรูปที่ ก.13 เพื่อแจ้งต่อ NOTAM Office สำนักงานการบินพลเรือน เพื่อออกประกาศนักบินให้ระวังพื้นที่ที่ทำการปล่อยบอลลูน โดยใช้เวลาในการดำเนินการ 1 วัน

แบบฟอร์ม 001

**แบบฟอร์มการแจ้งข่าวเกี่ยวกับความปลอดภัยในการเดินอากาศ
หรือการออกประกาศนักบิน (NOTAM)**

ถึง กลุ่มแผนและข่าวสารการเดินอากาศ สำนักมาตรฐานสนามบิน กรมการบินพลเรือน
โทรศัพท์ 0 2286 0922, 0 2287 0320-9 Ext. 2852 หรือ 0 2285 9355 โทรสาร 0 2287 4060
(นอกเวลาราชการหรือวันหยุด ส่งให้ NOTAM Office (NOF) โทรศัพท์ 0 2285 9832, 0 2287 8202
หรือโทรสาร 0 2286 4695, 0 2287 8205)

จาก สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

หัวข้ออากาศยาน

วันที่ 28 เดือน มีนาคม พ.ศ. 2560

เรื่อง การแจ้งข่าวเกี่ยวกับความปลอดภัยในการเดินอากาศ

รายละเอียดของพื้นที่ความปลอดภัยในการเดินอากาศหรือการออกประกาศนักบิน (NOTAM)

1. หน่วยงานแจ้งออกประกาศนักบิน สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

2. คำสั่ง งดปล่อยบอลลูนขึ้นในเวลากลางคืน
(กรณีปล่อยบอลลูนขึ้นในเวลากลางคืน) งดปล่อยบอลลูนขึ้น

3. บริเวณ สถานี (ชื่อ สนาม) สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง 3003 ค.อินทประยู
สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง 10120

4. จุดตั้ง เส้นรุ้ง (Lat) 14 03' 66" เหนือ (Long) 100 41' 33" 28" อ

5. ความสูง 100.000 ฟุต (30 เมตร) เหนือระดับน้ำทะเล (MSL) 62.000 ฟุต (19.20 เมตร) เหนือระดับน้ำทะเล (AMSL)

6. ระยะทางด้านหนึ่งเริ่มจากทางเข้า สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง พ.ศ. 2560 เวลา 9.00 น.
สิ้นสุด ณ สถานีขนส่งโดมมีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง พ.ศ. 2560 เวลา 13.00 น.

7. ชื่อประสานงาน นายสรวิทย์ ชิววีรชา หมายเลขโทรศัพท์มือถือ 081-174-6372
กรณียกเว้นรหัส 0 นายสรวิทย์ ชิววีรชา หมายเลขโทรศัพท์มือถือ 081-174-6372

รายละเอียดเพิ่มเติม: งดปล่อยบอลลูนขึ้นในเวลากลางคืน 30 กิโลเมตรเหนือระดับน้ำ
ทะเลโดยใช้เวลาประมาณ 90 นาที จากนี้ไปออกบินจะเห็นและบรรเทาความเสี่ยงที่นักบินทั่วโลกด้วยวิธีที่ใช้เวลา
ประมาณ 90 นาที

(ลงชื่อ) *สรวิทย์ ชิววีรชา*
(นายสรวิทย์ ชิววีรชา)
ตำแหน่ง อาจารย์ผู้ควบคุมการบิน
หมายเลขโทรศัพท์ที่ติดต่อได้ 081-174-6372

วันที่ ๒๘.๓.๖๐

รูปที่ ก.13 แบบฟอร์มการแจ้งข่าวเกี่ยวกับความปลอดภัยในการเดินอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้